



UNIVERSITÀ DEGLI STUDI DI PALERMO

Dottorato di Ricerca in Ingegneria Civile e Ambientale – Indirizzo Ingegneria delle Strutture
DICAM- Dipartimento di Ingegneria Civile, Ambientale, Aerospaziale, dei Materiali
ICAR/08 – Scienze delle Costruzioni

APPROCCIO COMPUTAZIONALE PER LA CERTIFICAZIONE DI STRUTTURE AERONAUTICHE IN MATERIALE COMPOSITO

IL DOTTORE

Ing. BENEDETTO GAMBINO

IL COORDINATORE

Ch.mo Prof. ORAZIO GIUFFÈ

IL TUTOR

Ch.mo Prof. GUIDO BORINO

IL CO-TUTOR

Ch.mo Prof. ALBERTO MILAZZO

CICLO XXVI

ANNO 2015

RINGRAZIAMENTI

Al termine di questi tre anni di dottorato desidero ringraziare tutte le persone che a vario titolo mi hanno accompagnato in questo percorso e senza le quali questo lavoro di tesi non sarebbe stato possibile realizzare.

Innanzitutto voglio ringraziare l'ing. Generoso Iannuzzo, responsabile AIRFRAME di Alenia Aermacchi S.p.A, per essersi sempre dimostrato disponibile a offrirmi il proprio preziosissimo contributo teorico e metodologico durante tutte le fasi del mio lavoro di ricerca e per essersi sempre prodigato a far sì che potessi fare esperienze costruttive e utili alla mia crescita professionale.

Devo ringraziare sinceramente il mio Tutor, Prof. Guido Borino che mi ha supportato con assidua dedizione durante tutto il percorso del lavoro di dottorato di ricerca oltre ad avermi guidato attentamente nella stesura dello stesso.

Un ringraziamento particolare va al prof. Alberto Milazzo, il quale mi ha fornito lo sprone necessario a intraprendere questa avventura.

Non posso dimenticare il prof. John Halpin, che con le sue pillole di saggezza ha sempre illuminato la mia mente.

Un grazie va a tutto lo staff tecnico di MSC.Software che mi ha supportato e sopportato durante tutto il lavoro, in particolare l'ing. Fabio Scannavino, l'ing. Mauro Linari e l'ing. Michela Giugliano.

Ringrazio il nostro Coordinatore, Prof. Orazio Giuffrè, per la gestione ineccepibile del corso di dottorato.

*A mia moglie Rosalba
e alle mie figlie Martina, Adriana e Denise*

INDICE

1. Abstract.....	15
2. Introduzione.....	19
3. Cenni sulla certificazione di strutture aeronautiche in materiale composito	21
3.1 Introduzione.....	21
3.2 Razionale e assunzioni.....	23
3.3 Metodologia.....	24
3.3.1 Failure modes.....	25
3.3.2 Analisi	26
3.3.3 Qualifica del materiale e ammissibili (livello coupon).....	26
3.3.4 Design detail allowables (livello elementi)	27
3.3.5 PPV, Pre-Production Verification (livello sub-componenti).....	27
3.3.6 Validazione Full-Scale (livello componente)	28
4. La caratterizzazione dei materiali compositi.....	30
4.1 Introduzione.....	30
4.2 Il “building block per lo sviluppo ammissibili.....	30
4.3 Sviluppo ammissibili	31
4.3.1 Fattori di influenza	32
4.3.2 Ammissibili: lamina vs laminato.....	35
4.3.3 Approccio statistico nel calcolo del valore ammissibile del materiale	37
4.4 Gli standard ASTM.....	41
4.4.1 Unnotched laminate.....	41
4.4.1.1 ASTM - D3039 : Unnotched tension strength and modulus (UNT)	41
4.4.1.2 ASTM - D695 : Unnotched compression strength and modulus (UNC)	43
4.4.1.3 ASTM – D3410 : Unnotched compression strength and modulus (UNC)	44
4.4.1.4 ASTM - D3518 : In plane shear strength and modulus (IPS).....	47
4.4.2 Notched Laminates.....	48
4.4.2.1 ASTM - D5766 : Open Hole Tension Strenght (OHT).....	48
4.4.2.2 ASTM - D6484 : Open Hole Compression Strength (OHC).....	49
5. Tecniche di simulazione virtuale per la determinazione degli ammissibili	51
5.1 Cenni sul codice MSC.Marc.....	52
5.2 Cenni sul codice MSC.Nastran (SOL400)	53
5.3 Cenni sul codice MSC.Digimat.....	54
5.4 La Progressive Failure Analysis.....	69
5.5 Analisi di sensitività.....	79
5.6 La Calibrazione	79
5.7 Simulare correttamente il processo di manufacturing dei coupon da destinare alla campagna ammissibili.....	86
6. Virtual Allowables Tool.....	94

6.1 FE Model Builder.....	94
6.2 Descrizione di V.A.T (Virtual Allowables Tool).....	99
6.2.1 Descrizione del tab “Input matrix and fiber properties”	99
6.2.2 Descrizione del tab “Layup Definition and Jobs Submission”	107
6.2.3 Descrizione del tab “Post-Processing”	112
7. Applicazioni di V.A.T.	117
7.1 Il modello agli elementi finiti per la prova simulata di UNT	119
7.1.1 IM7-8552 Unnotched Tension – Laminato Q.I.....	121
7.1.2 IM7-8552 Unnotched Tension – Laminato <i>Soft</i>	126
7.1.3 IM7-8552 Unnotched Tension – Laminato <i>Stiff</i>	130
7.2 Il modello agli elementi finiti per la prova simulata di UNC.....	135
7.2.1 IM7-8552 Unnotched Compression – Laminato Q.I.	136
7.2.2 IM7-8552 Unnotched Compression – Laminato <i>Soft</i>	139
7.2.3 IM7-8552 Unnotched Compression – Laminato <i>Stiff</i>	141
7.3 Il modello agli elementi finiti per la prova simulata di OHC.....	144
7.3.1 IM7-8552 Open Hole Compression – Laminato Q.I.	147
7.3.2 IM7-8552 Open Hole Compression – Laminato <i>Soft</i>	151
7.3.3 IM7-8552 Open Hole Compression – Laminato <i>Stiff</i>	154
7.4 Il modello agli elementi finiti per la prova simulata di OHT	157
7.4.1 IM7-8552 Open Hole Tension – Laminato Q.I.	158
7.4.2 IM7-8552 Open Hole Tension – <i>Soft</i>	161
7.4.3 IM7-8552 Open Hole Tension – <i>Stiff</i>	164
7.4.4 Fattore di abbattimento dell’ammissibile OHT dovuto al diametro	167
7.5 Il modello agli elementi finiti per la prova simulata di UNS	170
7.6 IM7/8552 Virtual Test Campaign Summary	173
7.7 Materiale IMS/977-2.....	174
7.7.1 IMS/977-2 Unnotched Tension – Laminato Q.I.....	174
7.7.2 IMS/977-2 Unnotched Tension – Laminato <i>Soft</i>	176
7.7.3 IMS/977-2 Unnotched Tension – Laminato <i>Stiff</i>	177
7.7.4 IMS/977-2 Unnotched Compression – Laminato Q.I.....	179
7.7.5 IMS/977-2 Unnotched Compression – Laminato <i>Soft</i>	180
7.7.6 IMS/977-2 Unnotched Compression – Laminato <i>Stiff</i>	182
7.7.7 IMS/977-2 Open Hole Compression – Laminato Q.I.	183
7.7.8 IMS/977-2 Open Hole Compression – Laminato <i>Soft</i>	186
7.7.9 IMS/977-2 Open Hole Compression – Laminato <i>Stiff</i>	187
7.7.10 IMS/977-2 Open Hole Tension – Laminato Q.I.....	189
7.7.11 IMS/977-2 Virtual Test Campaign Summary.....	190
8. Conclusioni.....	191
9. Bibliografia	193

FIGURE

Figura 1-1: Piramide certificativa per strutture aeronautiche	16
Figura 1-2: Piramide certificativa con test virtuali complementari	17
Figura 3-1: Building block integration	21
Figura 3-2: Gruppo A, B e C nell'approccio Building Block.....	22
Figura 4-1: Gruppo A del Building Block Approach	31
Figura 4-2: Definizioni proprietà geometriche in una giunzione	34
Figura 4-3: Carpet Plot	36
Figura 4-4: Tipologie di distribuzioni statistiche dei risultati sperimentali	37
Figura 4-5: Coupon con tabs	41
Figura 4-6: Coupon senza tabs.....	42
Figura 4-7: Modi di rottura accettabili a trazione	43
Figura 4-8: Dimensioni provino per prova secondo ASTM-D695	44
Figura 4-9: Test setup per prova secondo ASTM-D3410	44
Figura 4-10: Dimensioni provino prova di compressione con tabs	46
Figura 4-11: Dimensioni provino prova di compressione senza tabs	46
Figura 4-12: Modi di rottura accettabili a compressione	46
Figura 4-13: Coupon per la prova a taglio.....	47
Figura 4-14: Dimensioni coupon per prova di IPS	47
Figura 4-15: Modi di rottura accettabili per la prova OHT	48
Figura 4-16: Geometria del provino per la prova OHT	49
Figura 4-17: Geometria del provino per la prova OHC	50
Figura 5-1: Costi totali di in tipico sistema aerospaziale	51
Figura 5-2: Esempio illustrato di MSC.Marc/Mentat.....	52
Figura 5-3: MSC.Nastran SOL 400 (Implicit Non Linear)	53
Figura 5-4: Workflow del programma MSC.Digimat con lo scopo di manipolare le proprietà del materiale su scale diverse.....	54
Figura 5-5: RVE di una struttura multilayer	55
Figura 5-6: Matrice rinforzata con più fasi (inclusioni).....	55
Figura 5-7: Processo di omogeneizzazione del modulo MSC.Digimat-MF	56
Figura 5-8: Digimat-MF setting dell'analisi	57
Figura 5-9: Struttura di esplorazione ad "albero" di MSC.Digimat	57
Figura 5-10: Comportamento esponenziale/lineare del materiale epossidico	58
Figura 5-11: Comportamento lineare del materiale carbonio	58
Figura 5-12: Definizione della fase Matrice	58
Figura 5-13: Definizione della fase Fibra.....	59
Figura 5-14: Definizione dei parametri da assegnare alla fase Fibra.....	59
Figura 5-15: Definizione del caricamento della microstruttura	59
Figura 5-16: Definizione failure indicator per la matrice.....	60
Figura 5-17: Definizione failure indicator per la fibra	60

Figura 5-18: Assegnazione del failure indicator alle due fasi.....	60
Figura 5-19: Curva Stress-Strain della lamina	61
Figura 5-20: Definizione RVE Multilayer con modulo Digimat-MF	61
Figura 5-21: Curva Stress-Strain del laminato $[45/0/-45/90]_s$	62
Figura 5-22: Compliance matrix per il laminato $[45/0/-45/90]_s$	63
Figura 5-23: Digimat-FE workflow.....	64
Figura 5-24: Geometria RVE.....	64
Figura 5-25: Mesh RVE.....	64
Figura 5-26: Definizione dei parametri geometrici della fase fibra per la generazione del modello geometrico	65
Figura 5-27: Vista isometrica e nel piano y-z della geometria RVE	65
Figura 5-28: Struttura periodica del RVE.....	66
Figura 5-29: Vista isometrica e nel piano y-z della geometria RVE	66
Figura 5-30: Direzione caricamento del RVE.....	67
Figura 5-31: Componente 11 degli stress	68
Figura 5-32: Curve stress-strain per la lamina, fibra e matrice	68
Figura 5-33: Procedura schematica algoritmo Progressive Failure Analysis.....	70
Figura 5-34: Descrizione dei tipici micro-difetti per lamina o laminati in materiale composito	71
Figura 5-35: Illustrazione del concetto di stress effettivo e stress in presenza di danneggiamento.	72
Figura 5-36: Variabile di danneggiamento vs failure indicator	77
Figura 5-37: Stress vs Strain.....	77
Figura 5-38: Variabile di danneggiamento vs failure indicator	78
Figura 5-39: Stress vs Strain.....	78
Figura 5-40: Tipica curva stress-strain per la parametrizzazione della progressive failure	78
Figura 5-41: Analisi di sensitività delle proprietà di fibra e matrice sul comportamento strutturale della lamina.....	79
Figura 5-42: Test da effettuare per calibrare il materiale.....	81
Figura 5-43: Rottura longitudinale simulate lamina base prima della calibrazione	84
Figura 5-44: Rottura trasversale simulate lamina base prima della calibrazione.....	84
Figura 5-45: Parametro di influenza sulla resistenza longitudinale a trazione	85
Figura 5-46: Parametro di influenza sulla resistenza trasversale a trazione	85
Figura 5-47: Schema di manufacturing dei coupon da destinare alla campagna ammissibili	86
Figura 5-48: Proprietà meccaniche calibrate di fibra e matrice	89
Figura 5-49: Variazione di spessore del coupon per il generico pannello	90
Figura 5-50: Caricamento uniassiale lungo x (direzione fibra).....	91
Figura 5-51: Caricamento uniassiale lungo y (trasversale alla direzione fibra).....	91
Figura 5-52: Caricamento a taglio	91
Figura 5-53: Deviazione dell'angolo di stratificazione	92
Figura 6-1: V.A.T. (Virtual Allowables Tool) info form.....	94
Figura 6-2: CQUAD4 MSC.Nastran card.....	95
Figura 6-3: PCOMP MSC.Nastran card.....	95

Figura 6-4: Esempio di PCOMP MSC.Nastran card.....	96
Figura 6-5: MSC.Nastran SPC (Single-Point Constraint) card.....	96
Figura 6-6: MSC.Nastran RBE2 (Rigid-Body Element) card	97
Figura 6-7: Esempio MSC.Nastran RBE2 element.....	97
Figura 6-8: MSC.Patran Pre and Post Processor	97
Figura 6-9: FE Model Builder	98
Figura 6-10: Esecuzione del session file da MSC.Patran.....	98
Figura 6-11: Esempio modello FEM per prova simulata UNT generato da FE Model Builder	99
Figura 6-12: Tab di V.A.T.....	99
Figura 6-13: V.A.T. Tab Input matrix and fiber properties.....	100
Figura 6-14: Input form per le proprietà di fibra e matrice	100
Figura 6-15: Input form per le proprietà sperimentali della lamina base	101
Figura 6-16: Input form per la scelta del numero di coupon da analizzare.....	102
Figura 6-17: Schema di costruzione delle cartelle dove salvare le informazioni	103
Figura 6-18: Input form per il variability model.....	104
Figura 6-19: "Working Directory" e finestra di log.....	104
Figura 6-20: File *.mat per la determinazione delle sollecitazioni di rottura della lamina base ..	105
Figura 6-21: File *.mat – Descrizione Materiali.....	105
Figura 6-22: File *.mat – Descrizione delle fasi.....	105
Figura 6-23: File *.mat – Microstruttura e RVE	106
Figura 6-24: File *.mat – Caricamento	106
Figura 6-25: File *.mat – Failure Indicator.....	106
Figura 6-26: File *.mat – Richiesta Output.....	106
Figura 6-27: File *.mat – Output del modulo MSC.Digimat-MF	106
Figura 6-28: V.A.T. Tab Layup Definition and Job Submission	107
Figura 6-29: TABS nel modello agli elementi finiti	108
Figura 6-30: *.bdf file di lancio di MSC.Nastran SOL400	109
Figura 6-31: Algoritmo di iterazione tra MSC.Digimat-MF e MSC.Nastran Sol400	109
Figura 6-32: *.nas file di interfaccia tra MSC.Digimat-MF e MSC.Nastran	110
Figura 6-33: V.A.T. Tab Layup Definition and Job Submission – CREATE LAMINATE	111
Figura 6-34: Pulsante di lancio run SOL 400 MSC.Nastran	111
Figura 6-35: Caratteristiche hardware PC portatile.....	111
Figura 6-36: *.sts output file For total wall time	112
Figura 6-37: V.A.T. Tab Post-Processing.....	112
Figura 6-38: V.A.T. Tab Data Post-Processing.....	113
Figura 6-39: Forza di reazione ad un determinate step di carico	113
Figura 6-40: Scheda NLSTEP di MSC.Nastran	113
Figura 6-41: Grafico carico-spostamento	114
Figura 6-42: Grafico a barre che mostra il carico di rottura per tutti i 18 coupon	115
Figura 6-43: File di output del post-processing.....	115
Figura 6-44: Grafico Carico-Spostamento per tutti i 18 coupon virtuali.....	116

Figura 7-1: IM7-8552 Lamina Experimental Data [Ref. 20].....	118
Figura 7-2: Vista ISO modello FEM per prova simulata UNT.....	119
Figura 7-3: Vincolo di incastro	119
Figura 7-4: Caricamento tramite MPC.....	119
Figura 7-5: UNT FEM – Model Summary	120
Figura 7-6: Laminate ID e plotting delle percentuali effettive del laminato Q.I.	121
Figura 7-7: UNT Load vs Displ. Per 25-50_16 IM7-8552.....	122
Figura 7-8: UNT Stress by Measured Thick. vs Strain per 25-50_16 IM7-8552	122
Figura 7-9: UNT Stress by Nom. Thick. vs Strain per 25-50_16 IM7-8552	123
Figura 7-10: UNT per 25-50_16 Experimental Data [Ref. 20].....	123
Figura 7-11: B-Basis-UNT per 25-50_16 (V.A.T. output).....	123
Figura 7-12: UNT Stress by Nom. Thick. vs Strain per 25-50_16 IM7-8552 – First Crack.....	124
Figura 7-13: UNT Stress by Nom. Thick. per 25-50_16 IM7-8552 – Istogramma	125
Figura 7-14: UNT per 25-50_16 IM7-8552: Experimental vs Virtual Data	125
Figura 7-15: Confronto rottura virtuale vs sperimentale.....	126
Figura 7-16: Laminate ID e plotting delle percentuali effettive del laminato <i>soft</i>	127
Figura 7-17: UNT Load vs Displ. per 10-80_20 IM7-8552	127
Figura 7-18: UNT Stress by Measured Thick. vs Strain per 10-80_20 IM7-8552	128
Figura 7-19: UNT Stress by Measured Thick. vs Strain per 10-80_20 IM7-8552	128
Figura 7-20: UNT per 10-80_20 Experimental Data [Ref. 20].....	129
Figura 7-21: B-Basis-UNT per 10-80_20 (V.A.T. output).....	129
Figura 7-22: UNT Stress by Nom. Thick. per 10-80_20 IM7-8552 – Istogramma	130
Figura 7-23: UNT per 10-80_20 IM7-8552: Experimental vs Virtual Data	130
Figura 7-24: Laminate ID e plotting delle percentuali effettive del laminato <i>stiff</i>	131
Figura 7-25: UNT Load vs Displ. per 50-40_20 IM7-8552	131
Figura 7-26: UNT Stress by Measured Thick. vs Strain per 50-40_20 IM7-8552	132
Figura 7-27: UNT Stress by Measured Thick. vs Strain per 50-40_20 IM7-8552	132
Figura 7-28: B-Basis-UNT per 50-40_20 (V.A.T. output).....	132
Figura 7-29: UNT per 50-40_20 Experimental Data [Ref. 20].....	133
Figura 7-30: UNT Stress by Nom. Thick. per 50-40_20 IM7-8552 – Istogramma	133
Figura 7-31: UNT per 50-40_20 IM7-8552: Experimental vs Virtual Data	134
Figura 7-32: Vista ISO modello FEM per prova simulata UNC.....	135
Figura 7-33: UNT FEM – Model Summary	135
Figura 7-34: UNC Load vs Displ. per 25-50_16 IM7-8552.....	136
Figura 7-35: UNC Stress by Nom. Thick. vs Strain per 25-50_16 IM7-8552	136
Figura 7-36: UNC per 25-50_16 Experimental Data [Ref. 20].....	137
Figura 7-37: B-Basis-UNC per 25-50_16 (V.A.T. output)	137
Figura 7-38: UNC Stress by Nom. Thick. per 25-50_16 IM7-8552 – Istogramma	137
Figura 7-39: UNC per 25-50_16 IM7-8552: Experimental vs Virtual Data.....	138
Figura 7-40: Comparazione rottura virtuale con quella reale per UNC per 25-50_16 IM7-8552.	138
Figura 7-41: UNC Load vs Displ. per 10-80_20 IM7-8552.....	139

Figura 7-42: UNC Stress by Nom. Thick. vs Strain per 10-80_20 IM7-8552	139
Figura 7-43: UNC per 10-80_20 Experimental Data [Ref. 20].....	140
Figura 7-44: B-Basis-UNC per 10-80_20 (V.A.T. output)	140
Figura 7-45: UNC Stress by Nom. Thick. per 10-80_20 IM7-8552 – Istogramma	140
Figura 7-46: UNC per 10-80_20 IM7-8552: Experimental vs Virtual Data.....	141
Figura 7-47: Laminate ID e plotting delle percentuali effettive del laminato <i>stiff</i> (UNC)	141
Figura 7-48: UNC Load vs Displ. per 50-40_20 IM7-8552.....	141
Figura 7-49: UNC Stress by Nom. Thick. vs Strain per 50-40_20 IM7-8552	142
Figura 7-50: B-Basis-UNT per 50-40_20 (V.A.T. output).....	142
Figura 7-51: UNC per 50-40_20 Experimental Data [Ref. 20].....	143
Figura 7-52: UNC Stress by Nom. Thick. per 50-40_20 IM7-8552 – Istogramma	143
Figura 7-53: UNT per 50-40_20 IM7-8552: Experimental vs Virtual Data	143
Figura 7-54: Attrezzo di stabilizzazione per test OHC secondo ASTM D-6484.....	144
Figura 7-55: Vista ISO modello FEM per prova simulata OHC (2D shell mostrate come solid).	145
Figura 7-56: Vista ISO modello FEM per prova simulata OHC.....	146
Figura 7-57: Mesh strutturata attorno al foro	146
Figura 7-58: UNT FEM – Model Summary	147
Figura 7-59: Laminate ID e plotting delle percentuali effettive del laminato Q.I.....	147
Figura 7-60: OHC Load vs Displ. per 25-50_24 IM7-8552.....	148
Figura 7-61: OHC Stress by Nom. Thick. vs Strain per 25-50_24 IM7-8552	148
Figura 7-62: OHC per 25-50_24 Experimental Data [Ref. 20].....	149
Figura 7-63: B-Basis-OHC per 25-50_16 (V.A.T. output)	149
Figura 7-64: OHC Stress by Nom. Thick. per 25-50_24 IM7-8552 – Istogramma	149
Figura 7-65: OHC per 25-50_24 IM7-8552: Experimental vs Virtual Data.....	150
Figura 7-66: Comparazione rottura virtuale con quella reale per OHC per 25-50_24 IM7-8552	150
Figura 7-67: Laminate ID e plotting delle percentuali effettive del laminato soft.....	151
Figura 7-68: OHC Load vs Displ. per 10-80_20 IM7-8552.....	151
Figura 7-69: OHC Stress by Nom. Thick. vs Strain per 10-80_20 IM7-8552	152
Figura 7-70: OHC per 10-80_20 Experimental Data [Ref. 20].....	152
Figura 7-71: B-Basis-OHC per 25-50_16 (V.A.T. output)	152
Figura 7-72: OHC Stress by Nom. Thick. per 10-80_20 IM7-8552 – Istogramma	153
Figura 7-73: OHC per 10-80_20 IM7-8552: Experimental vs Virtual Data.....	153
Figura 7-74: Laminate ID e plotting delle percentuali effettive del laminato soft.....	154
Figura 7-75: OHC Load vs Displ. per 50-40_20 IM7-8552.....	154
Figura 7-76: OHC Stress by Nom. Thick. vs Strain per 50-40_20 IM7-8552	155
Figura 7-77: OHC per 50-40_20 Experimental Data [Ref. 20].....	155
Figura 7-78: B-Basis-OHC per 50-40_20 (V.A.T. output)	155
Figura 7-79: OHC Stress by Nom. Thick. per 50-40_20 IM7-8552 – Istogramma	156
Figura 7-80: OHC per 50-40_20 IM7-8552: Experimental vs Virtual Data.....	156
Figura 7-81: Vista ISO modello FEM per prova simulata OHT	157
Figura 7-82: Laminate ID e plotting delle percentuali effettive del laminato Q.I.....	158

Figura 7-83: OHC Load vs Displ. per 25-50_16 IM7-8552	158
Figura 7-84: OHC Stress by Nom. Thick. vs Strain per 25-50_16 IM7-8552	159
Figura 7-85: OHT per 25-50_16 Experimental Data [Ref. 20].....	159
Figura 7-86: B-Basis-OHC per 25-50_16 (V.A.T. output)	159
Figura 7-87: OHT Stress by Nom. Thick. per 25-50_16 IM7-8552 – Istogramma	160
Figura 7-88: OHT per 25-50_16 IM7-8552: Experimental vs Virtual Data	160
Figura 7-89: Comparazione rottura virtuale con quella reale per OHT per 25-50_16 IM7-8552	161
Figura 7-90: Laminate ID e plotting delle percentuali effettive del laminato soft.	161
Figura 7-91: OHT Load vs Displ. per 10-80_20 IM7-8552	162
Figura 7-92: OHT Stress by Nom. Thick. vs Strain per 10-80_20 IM7-8552	162
Figura 7-93: OHT per 10-80_20 Experimental Data [Ref. 20].....	163
Figura 7-94: B-Basis-OHT per 25-50_16 (V.A.T. output).....	163
Figura 7-95: OHT Stress by Nom. Thick. per 10-80_20 IM7-8552 – Istogramma	163
Figura 7-96: OHT per 10-80_20 IM7-8552: Experimental vs Virtual Data	164
Figura 7-97: Laminate ID e plotting delle percentuali effettive del laminato soft.	164
Figura 7-98: OHT Load vs Displ. per 50-40_20 IM7-8552	165
Figura 7-99: OHT Stress by Nom. Thick. vs Strain per 50-40_20 IM7-8552	165
Figura 7-100: OHT per 50-40_20 Experimental Data [Ref. 20].....	165
Figura 7-101: B-Basis-OHT per 50-40_20 (V.A.T. output).....	166
Figura 7-102: OHT Stress by Nom. Thick. per 50-40_20 IM7-8552 – Istogramma.....	166
Figura 7-103: OHT per 50-40_20 IM7-8552: Experimental vs Virtual Data	166
Figura 7-104: Parametrici geometrici che influenzano l'OHT	167
Figura 7-105: OHT Stress by Nom. Thick. Vs Strain per 25-50_16 IM7-8552 (D = 0.375'').....	168
Figura 7-106: Calcolo CD per OHT (D = 0.375'')	168
Figura 7-107: OHT Stress by Nom. Thick. vs Strain per 25-50_16 IM7-8552 (D = 0.50'')	169
Figura 7-108: Calcolo C _D per OHT (D = 0.50'').....	169
Figura 7-109: Fattore di abbattimento C _D dell'ammissibile OHT.....	170
Figura 7-110: UNS Load vs Displ. per IM7-8552	171
Figura 7-111: UNS Stress by Nom. Thick. vs Strain IM7-8552.....	171
Figura 7-112: UNS IM7/8552 Experimental Data [Ref. 20]	172
Figura 7-113: B-Basis-UNS per IM7/8552 (V.A.T. output)	172
Figura 7-114: OHC Stress by Nom. Thick. per 25-50_24 IM7-8552 – Istogramma	173
Figura 7-115: Laminate ID e plotting delle percentuali effettive del laminato Q.I.	174
Figura 7-116: UNT Stress by Nom. Thick. vs Strain per 25-50_16 IMS/977-2.....	175
Figura 7-117: UNT Stress by Nom. Thick. per 25-50_16 IMS/977-2 – Istogramma	175
Figura 7-118: Laminate ID e plotting delle percentuali effettive del laminato Soft	176
Figura 7-119: UNT Stress by Nom. Thick. vs Strain per 17-67_18 IMS/977-2.....	176
Figura 7-120: UNT Stress by Nom. Thick. vs Strain per 17-67_18 IMS/977-2 – Istogramma....	177
Figura 7-121: Laminate ID e plotting delle percentuali effettive del laminato Stiff	177
Figura 7-122: UNT Stress by Nom. Thick. vs Strain per 56-33_18 IMS/977-2.....	178
Figura 7-123: UNT Stress by Nom. Thick. vs Strain per 56-33_18 IMS/977-2 – Istogramma....	178

Figura 7-124: Laminate ID e plotting delle percentuali effettive del laminato Q.I.	179
Figura 7-125: UNC Stress by Nom. Thick. vs Strain per 25-50_24 IMS/977-2	179
Figura 7-126: UNT Stress by Nom. Thick. per 25-50_16 IMS/977-2 – Istogramma	180
Figura 7-127: Laminate ID e plotting delle percentuali effettive del laminato Soft	180
Figura 7-128: UNC Stress by Nom. Thick. vs Strain per 17-50_24 IMS/977-2	181
Figura 7-129: UNC Stress by Nom. Thick. vs Strain per 17-50_24 IMS/977-2 – Istogramma....	181
Figura 7-130: Laminate ID e plotting delle percentuali effettive del laminato Stiff	182
Figura 7-131: UNC Stress by Nom. Thick. vs Strain per 56-33_24 IMS/977-2	182
Figura 7-132: UNC Stress by Nom. Thick. vs Strain per 56-33_24 IMS/977-2 – Istogramma....	183
Figura 7-133: Laminate ID e plotting delle percentuali effettive del laminato Q.I.	183
Figura 7-134: OHC Stress by Nom. Thick. vs Strain per 25-50_24 IMS/977-2	184
Figura 7-135: OHC Stress by Nom. Thick. per 25-50_24 IMS/977-2 – Istogramma	185
Figura 7-136: Laminate ID e plotting delle percentuali effettive del laminato Q.I.	186
Figura 7-137: OHC Stress by Nom. Thick. vs Strain per 17-50_24 IMS/977-2	186
Figura 7-138: OHC Stress by Nom. Thick. per 17-50_24 IMS/977-2 – Istogramma	187
Figura 7-139: Laminate ID e plotting delle percentuali effettive del laminato Q.I.	187
Figura 7-140: OHC Stress by Nom. Thick. vs Strain per 50-33_24 IMS/977-2	188
Figura 7-141: OHC Stress by Nom. Thick. per 50-33_24 IMS/977-2 – Istogramma	188
Figura 7-142: Laminate ID e plotting delle percentuali effettive del laminato Q.I.	189
Figura 7-143: OHC Stress by Nom. Thick. vs Strain per 25-50_16 IMS/977-2	189
Figura 7-144: OHT Stress by Nom. Thick. per 25-50_16 IMS/977-2 – Istogramma	190
Figura 8-1: Sviluppi futuri di V.A.T.	191

TABELLE

Tabella 4-1: Fattori di influenza legati all'eterogeneità del materiale composito.....	33
Tabella 4-2: Dimensioni suggerite dalla normativa ASTM per i provini testati a trazione, al	42
Tabella 4-3: Dimensioni tabs suggerite dalla normativa ASTM per i provini testati a trazione,	42
Tabella 4-4: Dimensioni suggerite dalla normativa ASTM per i provini testati a compressione, ...	45
Tabella 4-5: Minimo spessore del coupon per la prova di compr. secondo (Equazione 4-10).....	45
Tabella 5-1: Proprietà della matrice e della fibra.....	57
Tabella 5-2: Costanti ingegneristiche della lamina	61
Tabella 5-3: Errore percentuale proprietà ingegneristiche Digimat-MF vs CLT	63
Tabella 5-4: Numero di elementi per RVE.....	67
Tabella 5-5: Informazioni sui tempi di analisi condotti con MSC.Marc	67
Tabella 5-6: Errore % Digimat-MF vs Digimat-FE	69
Tabella 5-7: Lista delle proprietà di Fibra e Matrice che possono essere calibrate	80
Tabella 5-8: Proprietà della fibra di carbonio IM7	81
Tabella 5-9: Proprietà della resina epossidica.....	82
Tabella 5-10: Proprietà sperimentali lamina base.....	82
Tabella 5-11: Proprietà Calcolate Lamina Base	82
Tabella 5-12: Proprietà calcolate e calibrate della lamina base	83
Tabella 5-13: Errore rottura della lamina base in trazione lungo le due direzioni prima della calibrazione.....	84
Tabella 5-14: Errore rottura della lamina base in trazione lungo le due direzioni dopo la calibrazione	85
Tabella 5-15: Variabilità dei parametri coinvolti nell'analisi.....	88
Tabella 5-16: Proprietà di fibra e matrice relative ai tre batch di materiale.....	89
Tabella 5-17: Valori del Fiber Volume Fraction per 18 coupon (V.F. COV = 5%)	90
Tabella 5-18: Sollecitazioni di rottura della lamina base per i 3 batch di materiale	92
Tabella 7-1: Laminati usati per il confronto	118
Tabella 7-2: Larghezza del coupon in funzione del diametro per C_D	168
Tabella 7-3: IMS/8552 Virtual test campaign summary.....	173
Tabella 7-4: IMS/977-2 Virtual test campaign summary.....	190

1. **Abstract**

Negli ultimi anni l'utilizzo di parti in materiale composito su velivoli dell'aviazione generale è rapidamente aumentato. I materiali compositi offrono spiccate proprietà meccaniche specifiche, maggiori requisiti e più alte prestazioni rispetto ai materiali convenzionali, determinando molteplici vantaggi: dalla riduzione dei costi per le aziende, al miglioramento dei servizi offerti aerolinee, passando per il contenimento dell'inquinamento ambientale. D'altro canto, a causa della loro ancora non completa conoscenza tecnica, comportano grosse problematiche di progettazione e verifica degli elementi strutturali, portando inevitabilmente a sovradimensionamenti in fase di progetto ed a processi di certificazione immensamente complessi ed esigenti, con conseguente notevole aumento dei costi e dei tempi del prodotto. Per tale ragione il presente lavoro ha voluto affrontare uno degli argomenti che più pesano sul bilancio complessivo dei costi non ricorrenti delle aziende aeronautiche quando si vuole sviluppare un nuovo progetto, cioè la determinazione delle caratteristiche meccaniche del materiale composito. Tutto questo è stato realizzato utilizzando simulazioni virtuali non lineari, interazione micro-macro (multiscala) e software dedicati ai materiali, in modo da ridurre i test fisici e migliorare al tempo stesso il processo di progettazione, sempre nel rispetto delle norme che regolano la materia.

Il processo di certificazione di strutture in materiale composito utilizzate per componenti aerostutturali è principalmente analitico supportato dall'evidenza dei test a livello di coupon, elementi, sub-componenti, componenti e full-scale. Supportato dall'evidenza dei test include tutti i test che vengono effettuati nell'approccio cosiddetto building-block (Figura 1-1), dal quale si ottiene:

- la caratterizzazione del materiale (ammissibili);
- lo sviluppo dei metodi di calcolo;
- la verifica dei concetti di design;
- la prova finale, per verificare che la struttura è in grado di soddisfare tutti i requisiti.

Il processo di certificazione stabilisce che specifiche metodologie di test e particolari controlli dei processi vengano applicati per la qualifica del materiale e dei vari componenti, tutto ciò per verificare la conformità del progetto ai requisiti richiesti. Le procedure (basate su tecniche statistiche) per la caratterizzazione di materiali compositi, comportano l'impegno di una quantità molto grande di risorse ad ogni livello: il criterio di base infatti vuole minimizzare la probabilità di degrado (in questo caso di strutture aeronautiche) dovuto alla variabilità delle caratteristiche del materiale. Pertanto campagne di test molto complesse, regolate da standard per la produzione dei test article, standard per le procedure di test e standard per il condizionamento ambientale, devono essere condotte per generare ammissibili di progetto del materiale composito.

Nell'approccio building-block i risultati di ogni livello successivo dipendono fortemente dai risultati ottenuti al livello precedente e le specifiche attività divengono drasticamente più complesse, quindi onerose in termini di costi e tempi, man mano che si passa a livelli più alti. Tale approccio ha mostrato robustezza ed efficienza negli ultimi decenni ed è stato applicato nello sviluppo di quasi tutti i velivoli moderni.

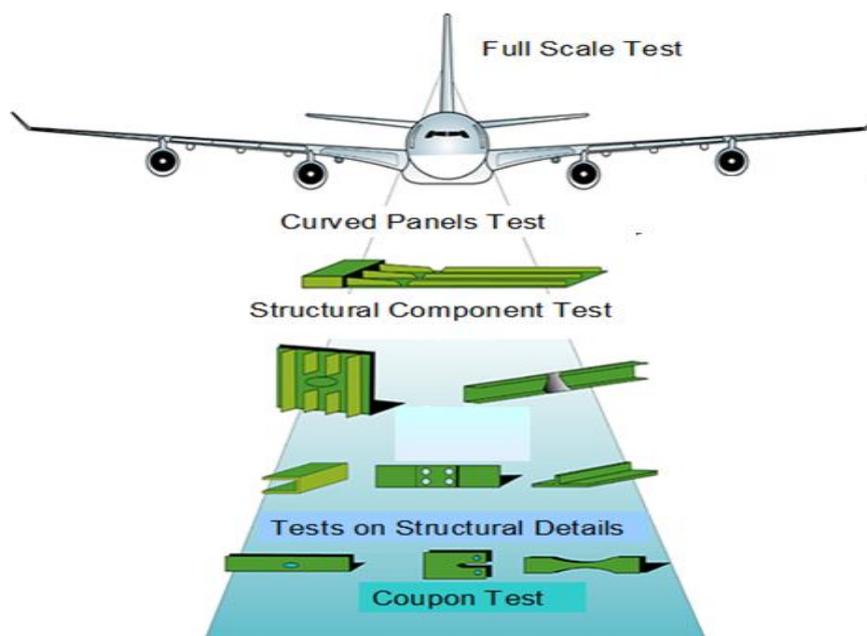


Figura 1-1: Piramide certificativa per strutture aeronautiche

Lo studio della natura statistica delle proprietà meccaniche dei materiali compositi e dei componenti strutturali è molto importante per ridurre i rischi della progettazione strutturale ma, come visto, coinvolge processi molto dispendiosi sia a livello di costi che di tempo impiegato, poiché si devono effettuare una grande quantità di test sperimentali, soprattutto nella parte bassa della piramide certificativa.

Il presente lavoro di ricerca ha avuto come obiettivo quello di limitare il numero dei test nella parte bassa della piramide mediante i concetti di Virtual Certification e di Virtual Testing. Così facendo si riduce il numero di test fisici necessari, rimpiazzando quelli non necessari con l'analisi basata su una accurata simulazione dei test fisici stessi. Per assicurare una grande accuratezza l'analisi deve essere basata su un approccio statistico multi-scala, di tipo gerarchico, in cui la micro-meccanica e la macro-meccanica si combinano per analizzare le strutture in grande dettaglio. In tal senso per ogni singolo test sono state individuate le metodologie di analisi ed i relativi software che permettono di ottimizzare e simulare con risultati affidabili la prova stessa, permettendo la ripetibilità dei risultati ottenuti.

Allo stato attuale sono stati individuati alcuni strumenti che si basano sul suddetto concetto di simulazione. A tal proposito uno dei principali interessi e allo stesso tempo una delle prime preoccupazioni, comuni sia all'industria che alla ricerca, è rappresentato dal controllo della simulazione e cioè dalla verifica dei modelli utilizzati, nonché dei metodi analitici e numerici.

Questo controllo si basa attualmente sul confronto di risultati ottenuti da differenti codici di calcolo e da diverse metodologie di analisi. Purtroppo tale procedura è caratterizzata da numerose sorgenti di errore: tipologia di modello, tipologia di discretizzazione, iterazioni effettuate, caratteristiche di convergenza delle soluzioni, parametri di sensibilità ed altro. Quello che si è voluto aggiungere col

presente progetto è lo sviluppo di metodi e procedure che permettano un controllo effettivo di tutti i parametri di simulazione, nonché dell'errore, e garantiscano la predizione accurata, con un alto grado di confidenza, delle capacità del materiale in esame. Per raggiungere tale scopo ci si propone di utilizzare dei test reali che conducano ad un confronto tenendo conto di reali discrepanze e tolleranze dei parametri in gioco. L'identificazione di modelli affidabili di simulazione è ottenuta quindi tramite una virtual/real correlation.

In ambito aeronautico riuscire a ridurre i test da effettuare significa, oltre alla riduzione dei costi dei test stessi, avere la possibilità di ottimizzare il prodotto permettendo soluzioni sempre più prestanti, che tradotto in termini aeronautici significa riduzione dei tempi di produzione e del peso complessivo delle strutture (Figura 1-2).

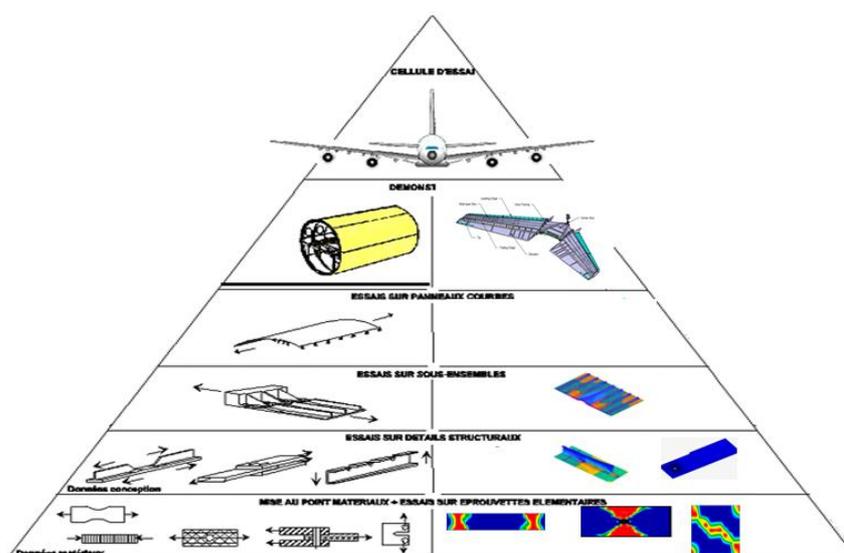


Figura 1-2: Piramide certificativa con test virtuali complementari

Il presente lavoro di ricerca è articolato in modo da fornire quelli che sono i principi base della certificazione di strutture aeronautiche in materiale composito (capitolo 3).

Ci si è concentrati sulla parte bassa della piramide certificativa fornendo tutti gli strumenti e le normative di riferimento per la determinazione degli ammissibili (Unnotched e Notched) del materiale (capitolo 4).

Nel capitolo 5 sono state illustrate le procedure adottate per l'esecuzione delle analisi virtuali di resistenza del modello di laminato mediante impiego di tecniche agli elementi finiti coadiuvate da tecniche di omogeneizzazione di sistemi a più fasi (matrice e fibra), da failure criteria ad hoc (Progressive Failure Analysis), analisi di calibrazione, analisi di sensitività e analisi probabilistica per l'ottenimento di ammissibili virtuali del materiale. Sono stati dati cenni sugli strumenti software commerciali usati per la simulazione.

Il capitolo 6 è dedicato alla descrizione del Virtual Allowable Tool (V.A.T.) sviluppato per far fronte ai molteplici parametri e condizioni da tener in conto durante la fase di sviluppo degli

ammissibili per un materiale composito. Il tool è stato in seguito usato per la determinazione degli ammissibili di due materiali compositi di uso aeronautico, uno presente in bibliografia IM7/8552 [Ref. 20] e l'altro sviluppato da Alenia Aermacchi S.p.A [Ref. 21]. Nel primo caso vengono effettuati i confronti con il dato sperimentale proveniente dai laboratori del NIAR (National Institute for Aviation Research), nel secondo caso (per motivi di riservatezza) il confronto è stato effettuato normalizzando i dati. In entrambi i casi i risultati ottenuti con la procedura sviluppata sono stati accurati e perfettamente in linea con quella che si riscontra nella pratica aziendale.

2. Introduzione

La costante sfida tra l'uomo ed i suoi limiti, la continua propensione all'esplorazione di nuove possibilità, ha sempre spinto l'essere umano alla ricerca e allo studio di elementi presenti in natura che, modificati e combinati tra loro, gli permettessero di soddisfare questo suo istinto.

Le necessità odierne di un mondo globalizzato, in cui l'efficienza dei collegamenti e dei trasporti risulta essere sempre più pressante, ha portato, in modo particolare nel settore aeronautico, ad un nuovo approccio alla progettazione meccanico-strutturale. Non si procede più al dimensionamento delle parti in funzione delle sole capacità del materiale, bensì si tende alla realizzazione di nuovi materiali che, in funzione di peso e dimensione, risultino essere performanti in relazione alle specifiche sollecitazioni cui saranno sottoposti in condizioni d'esercizio.

Storicamente, l'uso dell'analisi strutturale nella progettazione e nella certificazione degli aeromobili civili è stata concentrata soprattutto su analisi lineari agli elementi finiti per il calcolo della distribuzione interna dei carichi e su metodi di analisi in grado di dimensionare i componenti strutturali. Tutto questo, sia nelle fasi preliminari del progetto che in quelle più avanzate con calcoli più dettagliati per la certificazione finale. Negli anni, il suddetto approccio è servito, quando combinato con test strutturali, ha dimostrato l'integrità strutturale dell'aeromobile e l'adeguatezza dei metodi di analisi usati, provando di essere altamente affidabile per lo sviluppo di strutture aeronautiche sicure. Questa tecnica si basa sulla dimostrazione della "adeguata" resistenza strutturale dell'aeromobile garantita attraverso ipotesi conservative sui metodi di analisi e sulle proprietà dei materiali utilizzati.

Il bisogno di abbinare elevate proprietà meccaniche a bassi pesi e a ridotte dimensioni ha condotto alla realizzazione di strutture che coniugano le elevate prestazioni meccaniche alla leggerezza dei materiali usati. Questo rende però necessario uno sforzo di progettazione, ingegnerizzazione e caratterizzazione meccanica dei materiali, sempre nuovo. Al fine di ridurre gli elevati tempi e costi che si accompagnano a tutte le fasi di progettazione e certificazione delle strutture aeronautiche si è giunti allo sviluppo di affidabili strumenti di calcolo numerico in grado di abbattere sensibilmente proprio tempi e costi di progettazione.

Negli ultimi anni sono state utilizzate tecniche sempre più avanzate basate su metodi di analisi non lineari per ottenere valutazioni più accurate sul comportamento strutturale effettivo di strutture aeronautiche, sia per mitigare il rischio prima del test in laboratorio e in seguito per ridurre l'errore tra l'analisi (il progetto) e la prova sperimentale. L'analisi non lineare agli elementi finiti nell'industria aeronautica viene impiegata per cercare di aumentare la fiducia nelle prove strutturali, per esempio, su componenti aeronautici di dimensioni reali (full scale) costosi, necessari per la certificazione, nonché per comprendere più dettagliatamente la probabilità, le cause e le conseguenze di un cedimento strutturale.

Occorre fare un'importante distinzione tra quella che viene definita "previsione del comportamento strutturale effettiva" e il "comportamento strutturale adeguato". Nel primo caso l'analista strutturale deve usare tutti i metodi a sua disposizione per fare in modo che l'analisi condotta sia più accurata possibile, mentre nel secondo caso, per la progettazione e la

certificazione occorre dimostrare l'adeguatezza e il conservativismo della struttura aeronautica a prescindere dai metodi di analisi utilizzati.

L'impiego di strutture in materiale composito nel campo aeronautico ha senza dubbio portato ad una maggiore consapevolezza delle molte incertezze che possono esistere nella produzione di componenti con questi materiali, incertezze che possono incidere in modo significativo sull'affidabilità delle previsioni effettive di resistenza. E' inevitabile, quindi, che oggi le strutture in materiale composito siano progettate con metodi più conservativi rispetto a strutture metalliche.

Questo lavoro è stato incentrato sulla previsione del comportamento strutturale effettiva, cercando di avvicinarsi il più possibile al risultato della sperimentazione con delle procedure robuste ed affidabili, senza tralasciare la sicurezza. L'uso di analisi non lineari robuste e metodi di analisi stocastiche devono aiutare gli analisti del futuro a ridurre sempre più il conservativismo che deriva dalla non completa conoscenza dei fenomeni di failure di strutture in materiale composito.

3. Cenni sulla certificazione di strutture aeronautiche in materiale composito

3.1 Introduzione

La disomogeneità dei compositi, l'anisotropia e le molteplici diverse modalità e configurazioni di accoppiamento di fasi differenti fanno sì che un materiale composito presenti molteplici aspetti critici che influenzano notevolmente le proprietà meccaniche del manufatto. Queste caratteristiche impongono, diversamente da quanto si esegue per la progettazione con impiego di materiali omogenei (per i quali sono disponibili i valori delle proprietà in letteratura), l'esecuzione di prove meccaniche su campioni in composito per caratterizzare il materiale da impiegare nella realizzazione di strutture.

La realizzazione di componenti strutturali in materiale composito richiede dunque lo sviluppo di approfonditi e complessi programmi di progetto. Questi si articolano in analisi tecniche e prove sperimentali tese alla caratterizzazione meccanica dei materiali e delle strutture.

Un programma di progetto, così considerato, che indaghi sulle proprietà meccaniche, secondo livelli crescenti di complessità, è definito approccio "Building Block" [Ref. 1].

Lo sviluppo delle analisi infatti procede dalla caratterizzazione del materiale sino alla verifica della struttura full-scale, passando per lo studio degli elementi complessi, dei dettagli e dei sub-componenti, come mostrato in Figura 3-1.

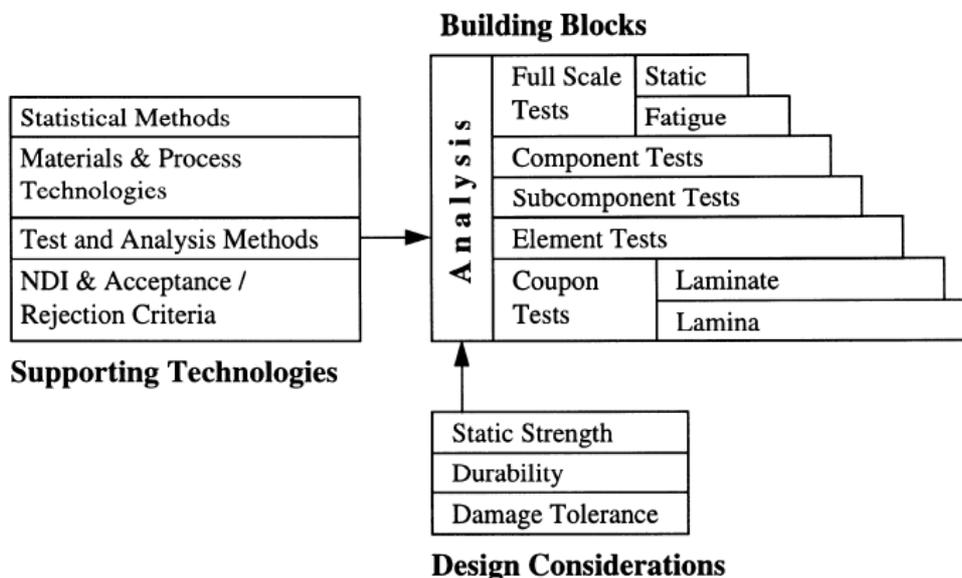


Figura 3-1: Building block integration

La filosofia di tale approccio è quella di realizzare un programma di progetto che permetta di ridurre i costi e mitigare i tempi di sviluppo, rispondendo comunque a tutti i requisiti ed esigenze tecniche stabilite.

L'approccio "Building Block" è stato utilizzato nei programmi di sviluppo delle strutture aerospaziali molto prima dell'applicazione dei materiali compositi. Tuttavia, esso è diventato

cruciale e largamente diffuso proprio per la caratterizzazione e certificazione delle strutture in materiale composito a causa dell'eccezionale numero di parametri di sensitività che introducono. La filosofia è quella di rendere il processo di sviluppo di progettazione più efficace nella valutazione dei rischi tecnologici. La riduzione dei costi si ottiene pensando un programma di test in cui il maggior numero di componenti viene fatto ad un livello basso, cioè su componenti piccoli, evitando di correre dei rischi su componenti più grandi e quindi costosi. L'utilizzo di tecniche avanzate di analisi al posto di prove (ove possibile) tende anche a ridurre i rischi e quindi i costi.

Anche se il concetto di approccio "Building Block" è ampiamente riconosciuto nel settore dei materiali compositi, si applica con vari gradi di rigore e i dettagli sono ben lungi dall'essere standardizzati. Nella sua forma più semplice, rappresenta un metodo di attenuazione del rischio (sia tecnico che economico) dal fatto che il collaudo ai vari livelli riduce la probabilità che si verifichino brutte sorprese verso la fine di un programma. In una implementazione più elaborata può essere considerato uno sforzo altamente strutturato e attentamente pianificato che affronta molti fattori in dettaglio e che può tentare di quantificare l'affidabilità statistica associata ad un particolare processo.

L'approccio modulare prevede una sequenza sistematica passo dopo passo di test e analisi procedendo dal livello lamina fino ad arrivare al velivolo completo. Si possono applicare varie combinazioni di test e analisi a diversi livelli per generare margini di sicurezza per la struttura. Tra l'altro si può applicare una notevole flessibilità quando si selezionano i livelli di test da impiegare. Questa selezione dipenderà dalla portata del programma, dalla propensione al rischio che si vuole accettare e della normativa applicabile o clausole contrattuali. I livelli comunemente impiegati nel metodo del "Building Block" sono illustrati in Figura 3-2.

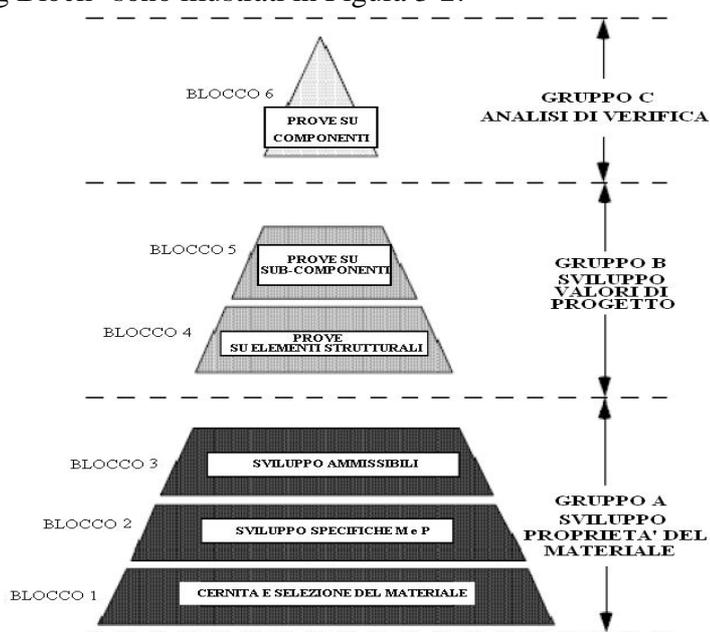


Figura 3-2: Gruppo A, B e C nell'approccio Building Block

La schematizzazione secondo una piramidale del processo mostra che ciascun livello di analisi si fonda sui risultati ottenuti al precedente.

Come possiamo notare, è possibile suddividere i diversi livelli del Building Block in tre gruppi:

- Gruppo A: blocco inferiore teso alla caratterizzazione del materiale (ammissibili), partendo dalle proprietà basiche (unnotched), studiando il comportamento strutturale in presenza di fori (notch) e bulloni, fattori ambientali, geometrici e fatica.
- Gruppo B: blocco intermedio teso allo sviluppo dei valori di progetto dove, usando le informazioni che provengono dal livello inferiore, vengono calcolati i carichi interni, identificate le aree critiche ed evidenziati i failure mode critici. In questo livello vengono, altresì, progettati e testati elementi e sub-componenti più complessi isolando i singoli failure mode critici per verificare l'accuratezza del metodo di analisi usato nella predizione.
- Gruppo C: ultimo blocco teso alla verifica della struttura, dove viene testato l'intera struttura sia staticamente che a fatica (se è richiesto). Questo test serve a validare la predizioni dei carichi interni, gli spostamenti e i failure mode dell'intera struttura. Serve anche a verificare che non siano presenti carichi secondari inaspettati nella struttura completa.

Durante tutto il processo di testing, la qualità del processo produttivo è continuamente monitorata per assicurare che le proprietà sviluppate nei livelli precedenti rimangono valide. Uno dei processi molto importante è quello che coinvolge la costruzione di componenti di grande dimensione (PPV, pre-production verification) con impiego di tecniche di ispezione distruttive necessari per verificare il rispetto della qualità del manufatto in termini di porosità, vuoti, inclusioni, eccesso o povertà di resina, allineamento delle fibre, ecc.

Scopo del presente lavoro è stato anche quello di considerare, in fase di simulazione, la presenza di tutti potenziali difetti presenti nella struttura, per poterne definire la loro influenza e quindi i fattori di abbattimento della performance finale (vedi capitolo 7.1).

3.2 Razionale e assunzioni

L'approccio Building Block è stato usato nello sviluppo di programmi aeronautici prima dell'avvento dei materiali compositi. Tuttavia, questo approccio è cruciale per la certificazione di strutture in composito a causa della loro alta sensibilità ai carichi fuori piano, ai loro molteplici failure mode e alle condizioni ambientali/operative.

La combinazione di tutti questi fattori e l'intrinseca sensibilità alla presenza dei difetti, ha portato a non avere dei metodi di calcolo affidabili che permettono di prevedere la failure della struttura completa a partire dalle proprietà basiche del materiale. La molteplicità di potenziali failure mode in strutture in composito, per esempio, è la principale ragione per la quale l'approccio building block è essenziale quando si sta sviluppando un nuovo programma (non occorre mai dimenticare che la riduzione del rischio è la maggior giustificazione dell'uso di questo metodo di testing).

La simulazione dei tipi di failure mode gioca un ruolo importante in un programma di testing. Poiché le modalità di failure sono spesso dipendenti da fattori ambientali e da difetti presenti (fabbricazione, cattiva progettazione del dettaglio, o danni accidentali), è importante selezionare con cura i test article, per simulare correttamente le modalità di failure desiderata. Particolare attenzione dovrebbe essere data ai failure mode che coinvolgono la matrice (matrix failure mode). Dopo la selezione dei failure mode critici, occorre costruire e testare una serie di coupon, per ottenere una singola modalità di failure. Generalmente, questi coupon sono di complessità bassa, sia dal punto di vista del manufacturing che del test, ma comportano un enorme dispendio di tempo e quindi costi.

La precisione dei risultati analitici è ulteriormente complicata dalla variabilità delle proprietà del materiale, dall'inclusione dei difetti, e dagli effetti strutturali di scale-up.

Idealmente, se gli strumenti di analisi strutturale fossero completamente sviluppati ed i criteri di rottura completamente stabiliti, il comportamento strutturale sarebbe prevedibile a partire dalle proprietà costitutive del materiale. Purtroppo, allo stato attuale, la capacità dei metodi di analisi sono limitate e quindi i dati dei test di livello inferiore non possono sempre essere utilizzati per prevedere con precisione il comportamento degli elementi strutturali e componenti di più elevata complessità. Per questo motivo, quando si definisce un piano di test che prevede la costruzione e la prova di articoli che vanno dai coupon al full scale, occorre fare in modo che ogni test article venga costruito in modo da enfatizzare un singolo failure mode e non molteplici contemporaneamente. Questo è possibile farlo solo se i metodi di analisi sono stati calibrati e validati nel livello precedente e quindi si è sicuri di non incorrere in inaspettati collassi strutturali.

3.3 Metodologia

La metodologia utilizzata per l'approccio Building Block è mostrata in un ordine cronologico e generalmente logico, ma nel corso dello sviluppo di un reale programma che coinvolge una struttura in materiale composito, alcune fasi possono sovrapporsi o essere leggermente spostate, tutto dipende da che tipo di velivolo si sta sviluppando (militare, civile o prototipale).

Spesso la progettazioni di elementi, sub-component o component può avvenire con proprietà preliminari o stimate. Potrebbe, addirittura, succedere che il test di tutti questi articoli si completino prima che arrivino gli ammissibili definitivi (cosiddetti "design to"). Per questo motivo avere delle procedure robuste ed affidabili che diano la quasi certezza di non avere brutte sorprese man mano che si eseguono test di maggior complessità, risulta di fondamentale importanza.

Quello che deve essere assolutamente evitato è di arrivare al full scale test con la campagna degli ammissibili ancora non completa. Questo può portare un rischio troppo elevato con conseguente ripercussioni a livello finanziario per l'industria (visto gli svariati milioni di euro impiegati in questo tipo di business).

Il primo passo è pianificare ed avviare un adatto piano di selezione del materiale strettamente dipendente dal tipo di velivolo (per esempio, aeromobili, veicoli spaziali, elicotteri, ecc.). Il numero di lotti di materiale e il numero di test richiesti dipendono dalla tipologia e dall'ambiente operativo del velivolo, se si è in fase di sviluppo, se si tratta di un prototipo, se si è in una fase di sviluppo intermedio (EMD), o di produzione.

Le ispezioni richieste, i requisiti di accettabilità e gli specifici requisiti che provengono da M&P (Materiali e Processi) per il materiale selezionato, sono funzione del tipo di criticità a cui la parte in composito sarà sottoposta. Anche il numero ed il tipo di test (fisico, chimico, meccanico, termico, elettrico, ecc..) è funzione della criticità del componente strutturale.

Il numero ed il tipo di test da effettuare a livello di elementi e sub componenti rappresentanti dettagli della struttura reale sono anch'essi funzione della criticità della struttura, dei possibili difetti e del piano di manutenzione previsto.

Requisiti del clienti e costi, così come la sicurezza e la durability, possono far scaturire la costruzione ed il test di un altro full scale, oltre a quello per la verifica della predizione analitica (modello agli elementi finiti). Quest'ultimo potrebbe essere impiegato per dimostrare la capacità di superare il carico limite (L.L.) o il carico ultimo (U.L.) con o senza applicare un fattore maggiore di uno (generalmente 1.17) per tener conto dello scattering derivante dalle proprietà del materiale o per simulare le elevate temperature. Viene richiesto, altresì, un piano di testing per la tolleranza al danno (damage tolerance), richiesto per la safety strutturale ed un piano di durability (fatica) che può richiedere un dispendio economico e di tempo.

Le metodologie descritte sopra sono patrimonio del know how delle industrie aeronautiche, quello che spesso manca è l'organizzazione razionale di queste metodologie in modo da ottenere un accettabile programma di sviluppo di test.

Per conoscere meglio la metodologia usata nel definire il Building Block Program occorre far conoscenza con alcuni concetti elencati sotto:

- Failure mode;
- Analisi;
- Qualifica del materiale e ammissibili (livello coupon);
- Design detail allowables (livello elementi)
- PPV, Pre-Production Verification (livello sub-componente);
- Validazione del Full-Scale (livello componente)

3.3.1 Failure modes

La riproduzione del corretto failure mode gioca un importantissimo ruolo in un programma di test. E' importante selezionare o progettare attentamente i test article da usare per riprodurre la rottura desiderata.

I provini della base della piramide dei test sono, generalmente, scelti in modo da ottenere un singolo failure mode. Provini non danneggiati e sottoposti a trazione spesso danno rotture facilmente prevedibili usando proprietà di lamina e usando metodi tipo la teoria classica della laminazione [Ref. 2]. I test article ad un livello più alto spesso non danno la possibilità di riprodurre un solo potenziale failure mode. Ci sono alcuni tipi di failure mode come quelli a compressione e taglio, che spesso non vengono guidati dalle caratteristiche basiche del materiale, ma intervengono altri fenomeni come l'instabilità, specialmente per strutture molto sottili o danneggiate.

3.3.2 Analisi

Per poter guadagnare il massimo dal Building Block Program in termini di conoscenze, devono essere condotte predizioni analitiche, confronti e validazioni a tutti i livelli, dai test condotti sugli elementi fino ad arrivare al full scale.

Per poter analizzare un componente occorre definire un metodo di analisi e il relativo ammissibile. Il calcolo dell'ammissibile può essere effettuato in tanti modi, esempio testando i laminati più critici (point allowables) oppure testando tanti laminati per poter costruire delle curve di involuppo e poterle usare qualunque sia il laminato usato nel progetto.

Le analisi possono essere usate anche per calcolare la resistenza residua della struttura a diversi gradi di danno:

- BVID (Barely detectable impact damage);
- VID (Detectable or obvious damage);
- Extent of damage after flaw growth testing;
- Discrete damage from engine or APU rotor burst.

Per alcuni tipi di danno non esistono analisi mature per poter predire la resistenza residua della struttura.

Anche la distribuzione dei carichi interni predetti dal modello FE possono essere validati comparando le deformazioni calcolate analiticamente con quelle provenienti dai test sperimentali dei sub-componenti o dal full scale. Una volta validato il modello FE possono essere determinate le condizioni di carico critiche e le loro combinazioni.

3.3.3 Qualifica del materiale e ammissibili (livello coupon)

Il primo livello della piramide dei test è dedicata alla determinazione delle proprietà meccaniche, fisiche e chimiche del materiale, stabilisce i criteri di accettabilità e gli standard, sviluppa gli ammissibili da usare per il progetto.

Gli ammissibili possono essere sviluppati su due livelli:

- livello lamina
- livello laminato

Nel primo blocco i coupon sono generalmente tagliati da pannelli curati precedentemente stratificati con un'unica orientazione (0° , 90° o 45°). Permette di determinare le caratteristiche meccaniche della lamina base, come i moduli di Young assiali, trasversali o a taglio.

Nel secondo caso i coupon sono tagliati da pannelli curati con stratificazione multidirezionale e viene usato per determinare le proprietà meccaniche del materiale tenendo conto del fatto che ogni singola lamina si troverà, nella situazione reale, all'interno di un pacchetto di lamine orientate secondo tutte quattro le direzioni canoniche (0° , 90° , 45° e -45°). Con questo tipo di coupon

vengono determinate le proprietà a strength del materiale come gli OHT (Open Hole Tension), OHC (Open Hole Compression), CAI, (Compression After Impact), ecc..

3.3.4 Design detail allowables (livello elementi)

Il secondo livello della piramide building block è dedicata a stabilire gli ammissibili per dettagli strutturali critici presenti nel progetto. Gli elementi sono ancora strutture relativamente semplici. Questi possono includere esempi di:

- laminati presenti nel progetto o pannelli sandwich più carichi in trazione, compressione e taglio;
- combinazioni Skin / Stringer;
- stringer drop-off;
- giunzioni incollate o imbullonate.

Questi elementi devono essere testati a temperatura ambiente (RTA) e condizioni ambientali estreme (Cold e Hot/Wet).

Per permettere di determinare i criteri di tolleranza al danno e di ispezione, gli stessi elementi devono essere testati con danni appena visibili (BVID) e con danni facilmente individuabili staticamente e sotto carichi ciclici (fatica). Le combinazioni ambientali per prove le prove a fatica dovrebbero essere quelle adeguate alle esigenze di servizio, non necessariamente uguali a quelle impiegati nei test statici.

Una caratteristica importante del test a questo livello è che i test article devono essere fabbricati usando processi i produttivi e gli standard di accettazione impiegati per il progetto. Ciò è particolarmente necessario quando si cambiano i processi di produzione.

3.3.5 PPV, Pre-Pruduction Verification (livello sub-componenti)

Può essere richiesto che la struttura o caratteristiche strutturali che guidano la progettazione devono essere testati e i metodi di analisi validati ben prima che i dettagli del progetto sono congelati. Per questi motivi, quando vengono impiegati nuovi materiali e nuovi processi, può essere richiesto di costruire uno o più sub componenti rappresentativi della struttura, esempio un pannello rinforzato da correnti, un box di torsione completo (anche in scala ridotta), ecc.

Esempi di parti che possono essere costruite a questo livello sono:

- Giunti di attacco degli impennaggi alla fusoliera
- Pannelli alari rinforzati da correnti
- Superfici mobili semplificate
- Longheroni
- Centine
- Box multispas
- Ecc.

3.3.6 Validazione Full-Scale (livello componente)

La grandezza della full scale del componente dipende dalle normative vigenti, dalle condizioni contrattuali e dalla quantità di dati di test di livello inferiore e analisi sono disponibili.

Generalmente vengono condotti due tipi di test a livello componente (Full Scale):

- Statico
- Durability e Damage Tolerance

Nel caso di test statico si possono presentare quattro scenari diversi:

1. No full scale test;
2. Full-scale test a RTA più analisi;
3. Full-scale test testato nella condizione ambientale critica più analisi;
4. Full-scale test senza analisi;

Il caso 1 si presenta quando sono stati eseguiti un numero sufficientemente alto di test a livello inferiore e/o si possiede un background di conoscenze derivanti da programmi dove si sono adottate soluzioni strutturali simili. In questo caso, se si è in grado di correlare le analisi (e quindi validarle) a livelli più bassi, l'agenzia di certificazione può accettare il calcolo dei margini di sicurezza basati su carichi interni proveniente da analisi agli elementi finiti precedentemente calibrate e validate.

Nel caso 2 si deve possedere un sufficiente numero di dati provenienti da test a livello più basso effettuati anche in condizioni ambientali estreme. Con questi dati, con le letture estensimetriche provenienti dal full scale test e con l'analisi FEA è possibile dimostrare che la struttura è in grado di portare i carichi ultimi anche nel caso in cui è sottoposta a condizioni ambientali estreme.

Il caso 3 rappresenta invece la condizione opposta al primo. Si tratta di un approccio alternativo senza supporto dei dati di test di livello inferiore. In questo caso ci si affida ad un full scale test su solo per dimostrare la capacità di carico della struttura a temperatura ambiente e in condizioni ambientali estreme. Inoltre, si possono infliggere danni appena visibili (BVID) e/o visibili (VID) per dimostrare la tolleranza al danno della struttura. Per tener conto delle condizioni ambientali estreme vengono calcolati fattori amplificativi del carico detti ECLF (Environmental Compensation Load Factor). Questi fattori sono derivati dalle proprietà di lamina o laminati e rappresentano l'aumento in carico statico necessario per dimostrare che la struttura può sopportare i carichi ultimi anche con allowables abbattuti dai fattori ambientali.

Il caso 4 è più raro, in quanto senza analisi occorre testare un numero sufficiente di condizione di carico critiche, sperando sempre che una di queste non porti a qualche tipo di failure. Inoltre, senza il supporto dell'analisi che è in grado di garantire la distribuzione di carichi interni per tutte le condizioni di carico risulta difficile dimostrare che gli estensimetri sono stati messi nelle posizioni critiche.

Nel caso di test dinamico per la certificazione FAA si richiede che vengano effettuati almeno due vite del velivolo a carichi in servizio per capire se in caso di danno invisibile o visibile o di danni

di manufacturing, la struttura è prone alla crescita del danno stesso o è tollerante. La struttura deve dimostrare di portarsi i carichi per almeno due intervalli di ispezione e mostrare una non degradazione della resistenza residua.

L'ente certificante richiede anche che la struttura sia in grado di sopportare i cosiddetti "Get Home Loads" (generalmente il 70% dei carichi limite) in presenza di large damage derivanti per esempio da bird strike, fulmine, scoppio del motore, ecc. In questi casi si presume che essendo il danno evidente, è anche visibile all'equipaggio che prenderà tutte le precauzioni per limitare le manovre e atterrare in sicurezza appena possibile. Questi casi di carico ridotto sono generalmente considerati come requisiti di resistenza residua strutturale.

Quanto descritto fino ad ora, ovviamente, deve essere adattato ai casi di prototipi, aeroplani militari e civili. Da ora in poi si farà sempre riferimento al caso di certificazione di velivoli commerciali/civili.

Nei capitoli successivi viene mostrato come è possibile ridurre il numero di test da effettuare, soprattutto a livello basso della piramide, per velocizzare ed economizzare tutto il processo di certificazione strutturale aeronautica in caso di utilizzo dei materiali compositi. Lo scopo del presente lavoro è quello di costruire delle procedure di analisi consolidate e validate sperimentalmente che, offrendo un grado di affidabilità elevato, possono sostituire in parte i test da effettuare lungo tutto il cammino del Building Block Program.

4. La caratterizzazione dei materiali compositi

4.1 Introduzione

La realizzazione di strutture complesse in materiale composito, non solo nel settore aeronautico, richiede una fase molto dispendiosa (in termini di tempo e costi) di caratterizzazione meccanica del materiale da impiegare, durante il quale le prestazioni a l'affidabilità della struttura vengono completamente valutate prima dell'effettivo utilizzo.

La caratterizzazione dei materiali avviene, in genere, attraverso la realizzazione di un vasto e complesso insieme di test sperimentali e l'applicazione di svariate metodologie di analisi. I soli test sperimentali possono risultare proibitivi sia in termini di tempo che in termini economici a causa dell'ingente numero di provini e modelli necessari per verificare ogni geometria, condizione di carico e ambientale e meccanismo di rottura.

D'altra parte, le sole analisi tecniche non sono, di solito, sufficientemente sofisticate per predire adeguatamente i risultati sotto ogni set di condizioni.

La riduzione dei costi complessivi, della tempistica di progetto e l'aumento dell'affidabilità può essere ottenuta soltanto attraverso una costante combinazione di test e metodi analitici in modo tale che le previsioni analitiche siano verificate dai test e, a loro volta, i test siano guidati dai risultati delle analisi.

4.2 Il “building block per lo sviluppo ammissibili

Come detto precedentemente (vedi capitolo 2), l'approccio modulare prevede una sequenza sistematica passo dopo passo di test e analisi procedendo dal livello lamina fino ad arrivare al velivolo completo.

I livelli possono essere raggruppati in tre macro gruppi:

- Gruppo A: blocco inferiore teso allo sviluppo delle proprietà del materiale con l'individuazione finale degli ammissibili utilizzati;
- Gruppo B: blocco intermedio teso allo sviluppo dei valori di progetto;
- Gruppo C: ultimo blocco teso alla verifica della struttura.

Il Gruppo A, nello specifico, prevede la realizzazione di numerose prove meccaniche su provini normati con l'obiettivo di caratterizzare il materiale. In generale, sono previste prove su campioni integri (Unnotched) e su campioni con fori aperti, chiusi e con rivetto o bullone passanti (Open Hole, Filled Hole, Bearing, ecc.).

Obiettivo di questa parte del lavoro è stato lo sviluppo di una metodologia per l'individuazione dei valori degli ammissibili “Unnotched” e “Notched” a trazione e compressione e pertanto deve essere collocato tra le attività previste al Gruppo A del Building Block.

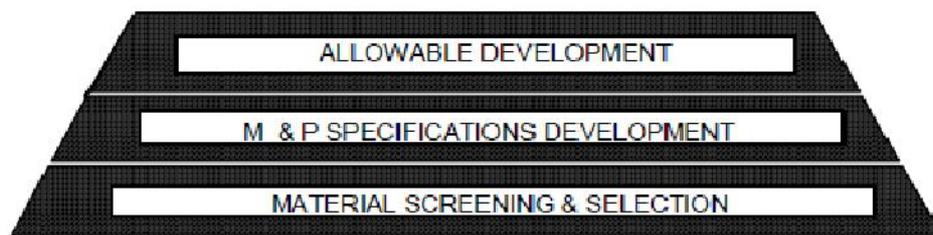


Figura 4-1: Gruppo A del Building Block Approach

Il primo blocco si propone di raccogliere una serie di informazioni necessarie affinché si renda possibile la selezione, per un dato progetto, tra i materiali candidati. A questo stadio, i materiali possono non essere studiati e controllati secondo le specifiche. I primi test sperimentali si limitano, in genere, a semplici provini di base a causa dell'elevato numero di materiali candidati coinvolti. Risulta evidente che il programma di progetto potrebbe richiedere test più complessi se la selezione finale del materiale deve essere basata su particolari configurazioni.

Essendo il controllo del materiale l'obiettivo di questa fase, gli ammissibili qui stimati hanno il solo compito di fornire indicazioni durante gli studi iniziali e potrebbero essere corretti durante l'evoluzione del progetto.

Il secondo blocco assume che siano state completamente definite le specifiche preliminari del materiale scelto. L'obiettivo dei test sperimentali, a questo livello, è quello di validare tali specifiche, arrivando alla totale conoscenza di come il comportamento del materiale sia influenzato dalle variabili in gioco e permettendo quindi la qualifica del materiale stesso. Le proprietà meccaniche di base devono essere individuate in modo tale da supportare in maniera adeguata la progettazione. Risulta evidente che, essendo state ora definite le specifiche preliminari, i primi valori degli ammissibili possono essere valutati da un'iniziale campagna di test. Ovviamente, non potendo in questa fase investigare su tutte le variabili del materiale, gli ammissibili valutati saranno soggetti a successivi "aggiustamenti".

Va sottolineato che qualsiasi variazione delle specifiche del materiale potrebbe invalidare i risultati dei test e i valori degli ammissibili da essi derivati.

L'obiettivo fondamentale del terzo blocco è quello di fornire gli ammissibili del materiale in maniera accurata, utilizzabili in fase di progetto. In genere, la parte più rilevante della campagna di test sperimentali condotta su un nuovo materiale è realizzata in questo stadio di sviluppo. E' interessante osservare che i risultati ottenuti e gli ammissibili determinati sono estendibili a qualsiasi altro programma di progetto, qualora evidentemente siano mantenute inalterate le specifiche del materiale.

4.3 Sviluppo ammissibili

Si definisce "valore ammissibile" quel valore intrinseco del materiale o della struttura in esame, dettata dalle proprietà costitutive dello stesso. Esso si differenzia dal "valore di progetto", il quale è un valore individuato dal progettista, in virtù degli ammissibili e che viene impiegato per la

realizzazione effettiva di un prodotto. La determinazione dei valori ammissibili del materiale è di fondamentale importanza per il mondo aeronautico.

Gli ammissibili di un materiale o di una struttura, si ricavano tenendo conto di considerazioni statistiche sui risultati di specifiche prove meccaniche. Come anticipato, essi permettono di individuare i valori di progetto, che dovranno essere sicuramente inferiori agli ammissibili: stiamo ovviamente parlando di valori di sforzo o deformazione limite per un materiale o una struttura. In esercizio non si dovranno mai superare tali valori di sforzo/deformazione.

Lo sviluppo degli ammissibili, si colloca all'ultimo livello del primo Gruppo A d'analisi nell'approccio Building Block e costituisce l'informazione di base per procedere oltre. Tale sviluppo, necessario alla progettazione ed al dimensionamento della struttura, prevede innanzitutto l'individuazione dei valori ammissibili del materiale definiti generalmente come (vedi capitolo 4.3.3):

- A-basis: valore che ha almeno il 95% di affidabilità sul primo percentile di una specifica popolazione di misure o equivalentemente, anche, un valore che ha almeno il 95% di affidabilità sul 99% (o più) di una specifica popolazione di misure;
- B-basis: valore che ha almeno il 95% di affidabilità sul decimo percentile di una specifica popolazione di misure o equivalentemente, anche, un valore che ha almeno il 95% di affidabilità sul 90% (o più) di una specifica popolazione di misure;

Sono poi necessari lo studio degli effetti indotti da tutte le possibili condizioni ambientali sulle proprietà del materiale, lo studio degli effetti determinati dalla presenza di intagli, fori, bulloni e rivetti sul materiale, lo studio degli effetti sulle proprietà dell'orientamento, dello spessore e della sequenza di laminazione del composito, lo studio degli effetti dovuti all'insorgere di anomalie dei processi produttivi, in modo da stabilire specifiche utili in fase di produzione dei laminati compositi.

4.3.1 Fattori di influenza

Gli ammissibili sono valori statisticamente rappresentativi delle proprietà meccaniche di un materiale. Vengono ricavati a partire da test sperimentali su rigidità (stiffness), sforzo (stress) e deformazione (strain) proprie di uno specifico materiale, in particolari condizioni ambientali.

Ovviamente, è intuibile che ci siano dei fattori che, per piccole variazioni, vanno ad influenzare più o meno maggiormente il comportamento del materiale e, quindi, il valore degli ammissibili. Di seguito sono illustrati i fattori più importanti:

- Eterogeneità

La natura non multifasica dei materiali compositi introduce complessità dovuta fondamentalmente al moltiplicarsi dei possibili modi di rottura. Tutti questi aspetti sono raccolti nella Tabella 4-1.

Proprietà o Modalità di rottura	Costituente dominante	Comportamento sforzo-deformazione	Fattori influenti
Elasticità del materiale			
Modulo di Young	Fibra	Lineare	Temperatura
Buckling	Fibra	Lineare	Allineamento delle Fibre
Crippling	Fibra	Lineare	Elementi geometrici
Resistenza nel piano			
Trazione	Fibra	Lineare	Basse Temperature
Compressione	Matrice Interfaccia	A tratti non lineare	Umidità ed Elevate Temperature
Scorrimento	Interfaccia	Non lineare	Umidità ed Elevate Temperature

Tabella 4-1: Fattori di influenza legati all'eterogeneità del materiale composito

- Anisotropia

Un materiale composito può essere realizzato rispondendo a determinate proprietà "direzionali". Il progettista ha la possibilità di modificare la percentuale volumetrica di fibra in una data direzione in modo da venire incontro alle esigenze della struttura.

Sebbene tale caratteristica rappresenti uno dei principali vantaggi dei materiali compositi, essa introduce un ulteriore grado di complessità nel calcolo degli ammissibili e determina un notevole aumento dei test sperimentali necessari alla caratterizzazione.

- Sequenza laminazione

Le caratteristiche proprie dei laminati compositi possono essere esaltate dalla sequenza di impacchettamento delle lamine (layup). Il particolare layup utilizzato rappresenta, tuttavia, un'ulteriore variabile da tenere debitamente in conto nello studio della struttura. In laminati non simmetrici, in cui non è eliminato l'accoppiamento tra sforzo normale e scorrimenti o tra taglio e deformazioni normali, lo sviluppo degli ammissibili diventa significativamente difficoltoso. I laminati non simmetrici non sono, tuttavia, particolarmente diffusi nella realizzazione di componenti strutturali.

- Fattori ambientali

Le condizioni ambientali in cui opera un materiale composito possono avere effetti significativi sulle proprietà di fibra e matrice. Le variazioni di temperatura in particolare, che influenzano il comportamento di tutti i materiali, hanno un determinante grado di influenza anche sui costituenti di un materiale composito.

Pertanto, nella determinazione degli ammissibili è necessario conoscere le condizioni ambientali attese in cui il materiale andrà ad operare e il grado di impatto che esse hanno sui costituenti.

A tal proposito, va sottolineato che è di fondamentale importanza non fare assunzioni infondate su quali siano le condizioni ambientali critiche, in particolari nello sviluppo di nuovi materiali; a volte, infatti, complesse interazioni tra fibra e matrice potrebbero determinare criticità inaspettate in fase di progetto.

- Fattori di danneggiamento e/o di riparazione

Le condizioni di danneggiamento e/o di riparazione operano un abbattimento delle proprietà meccaniche notevole e devono essere tenute in conto in fase dello sviluppo della test matrix necessaria all'ottenimento dei valori ammissibili da usare per il progetto. Occorre considerare l'ipotesi che la struttura voli con un danno non visibile o appena visibile senza che subisca nessun tipo di failure oppure che ad un certo punto della vita operativa debba subire una riparazione on patch chiodate. In questi casi la struttura deve essere dimensionata pensando che può avere un impatto (per esempio da grandine) oppure una patch chiodata. Questo tipo di ammissibili si chiamano notched ed è necessario prevedere l'influenza dell'energia di impatto, del tipo di impattatore, del diametro del foro, della distanza del bullone da un eventuale edge margin o end margin (vedi Figura 4-2)

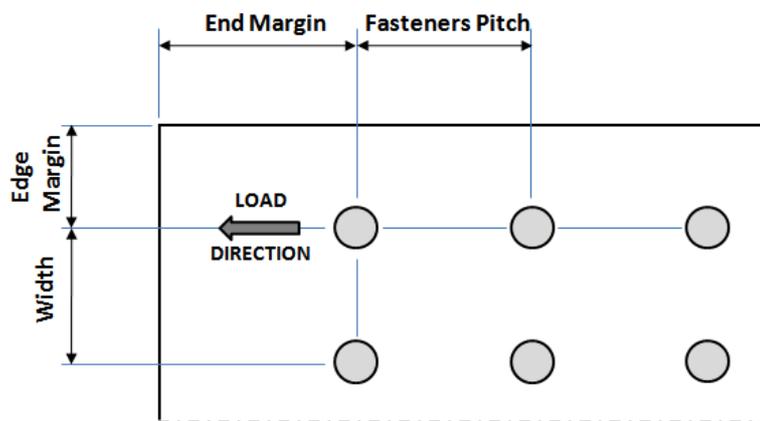


Figura 4-2: Definizioni proprietà geometriche in una giunzione

- Fattori di manufacturing

Le condizioni di manufacturing possono portare ad una variazione delle proprietà meccaniche, anche a parità di processo utilizzato, questo perché essendo un processo complicato interviene tanto la componente umana ed ambientale. Il processo di manufacturing deve garantire all'interno di certi range, dei gradi di ripetibilità atti a garantire l'ottenimento di manufatti tutti uguali, sia in termini di forma che di proprietà meccaniche. Tra i tanti fattori legati al mondo del manufacturing sicuramente alcuni che rivestono una notevole importanza sono la quantità di vuoti presente nel coupon (porosità), lo spessore totale del coupon, l'allineamento delle fibre, ecc..

Tutti questi fattori devono essere tenuti in conto in fase di messa a punto del modello analitico da usare per sostituire test fisici con dei test virtuali.

4.3.2 Ammissibili: lamina vs laminato

La teoria classica della laminazione è stata usata con successo dall'industria aerospaziale nel calcolo delle proprietà ingegneristiche di un laminato in materiale composito, basandosi sulle proprietà della lamina base [Ref. 3]. Il comportamento anisotropo elastico, un tratto caratteristico dei materiali compositi, è relativamente ben conosciuto ed in giro ci sono tanti tool di analisi che permettono di calcolare le costanti ingegneristiche in modo sufficientemente accurato. D'altra parte, la natura non omogenea di questi materiali, ha rappresentato un problema più sfidante per la comunità scientifica. Lo studio della fisica del comportamento post elastico dei materiali compositi basandosi solo sul loro comportamento anisotropo, ha eluso per decenni la comunità scientifica, perché si è visto che i fenomeni di rottura sono spesso da ricercare nella non omogeneità del materiale piuttosto che nell'anisotropia. Nelle ultime decadi sono stati formulati tanti failure criteria per predire la rottura di strutture in materiale composito, sia al livello di costituenti (fibra e matrice), sia al livello lamina che di laminato.

A livello di componenti, vi è la possibilità di catturare la vera natura fisica del danno utilizzando la micromeccanica. Tuttavia, i calcoli richiedono la conoscenza di diverse quantità fisiche che non possono essere facilmente misurate utilizzando le metodologie di prova attuali, come ad esempio la stress di rottura di fibra e matrice. Occorre avere a disposizione dei modelli del materiale che tengano conto dell'interazione fibra matrice, della presenza di vuoti, ecc. Pensare di usare failure criteria di una struttura completa basati su rottura di componenti di fase oggi rappresenta una sfida molto grande alla quale gli sviluppatori di software e hardware stanno lavorando. Questo approccio (multiscala) è stato usato proprio in questo lavoro per la generazione virtuale degli ammissibili perché i tempi di calcolo sono ancora contenuti.

Il secondo caso si basa sulla teoria di rottura della lamina. Tale metodo ricorre agli ammissibili determinati per le singole lamine, attraverso test sperimentali su laminati unidirezionali, che sono utilizzati come input nella teoria di rottura della lamina. Nella maggior parte dei casi, sono necessari fattori correttivi che tengano conto degli effetti della laminazione e della direzione del carico, non essendo questi ottenibili dai provini utilizzati nei test sperimentali per il calcolo degli ammissibili. Il vantaggio principale di questo metodo risiede nel fatto che, ad una fase iniziale di analisi, gli ammissibili sono necessari soltanto a livello della lamina. Ne consegue, evidentemente, che i test sperimentali possono essere condotti su un numero relativamente esiguo di provini e che i risultati ottenuti possono essere utilizzati in ulteriori progetti di qualificazione. Le teorie di rottura che utilizzano i test a livello di lamina hanno mostrato di non rispondere adeguatamente su tutto il range dei potenziali modi di rottura. Pertanto, a meno che i valori della lamina siano davvero conservativi, sono necessari test sperimentali a livello del laminato che permettano di verificare le previsioni di rottura o di calcolare i fattori correttivi prima citati. È stato dimostrato che questi criteri di rottura basati sulla lamina non sono in grado di fornire il necessario grado di generalità e robustezza per prevedere il comportamento di laminati multidirezionali ai fini della certificazione. Ciò è in parte dovuto al fatto che trascurano le sollecitazioni residue post cura, che sono difficili da

misurare e isolare, e perché l'esperienza ha dimostrato che esistono interazioni complesse tra lamine all'interno di un laminato multidirezionale. Per l'analisi di strutture di aeromobili commerciali di grandi dimensioni questi criteri (compreso lo spesso citato Tsai- Wu criterion), sono attualmente non accettati dall'ente certificante, per questo motivo l'industria ricorre a failure criteria basati su ammissibili provenienti da laminati.

Il terzo caso si riferisce, invece, agli ammissibili determinati sperimentalmente su laminati rappresentativi. In questo caso, le informazioni ottenute a livello della lamina sono in genere utilizzate soltanto per la determinazione dei moduli. Gli ammissibili sono calcolati facendo riferimento ai valori nominali dei moduli e degli spessori delle lamine e utilizzati in un criterio della massima deformazione, valutato lamina per lamina in un dato punto del laminato. La differenza sostanziale rispetto all'approccio precedente è dovuta al fatto che gli ammissibili e i test sperimentali da cui sono statisticamente derivati sono funzione della specifica percentuale di orientazione delle fibre e della sequenza di impacchettamento delle lamine. Tale approccio ha, quindi, il vantaggio di interrogare direttamente le variabili che possono avere un significativo impatto sulle prestazioni della struttura ma richiede, evidentemente, una larga campagna di prove e un elevato numero di coupon per coprire l'intero range di layup rappresentativi della struttura. In genere, per ridurre il numero di variabili in gioco, si stabiliscono criteri di progetto che limitano i layup e l'orientamento delle fibre utilizzabili. Per uno specifico materiale composito, l'insieme dei risultati sperimentali ottenuti per campioni con differente orientazione delle fibre e diversa stacking sequence è riportato in un grafico dove sono confrontate la percentuale di lamine orientate a $\pm 45^\circ$ e il carico ultimo osservato. Un diagramma di questo tipo è denominato Carpet Plot.

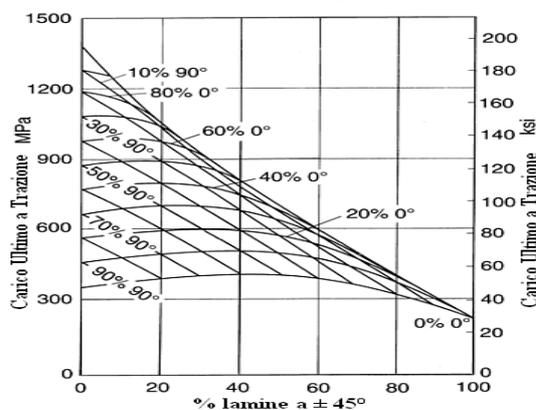


Figura 4-3: Carpet Plot

Risulta evidente che i due approcci appena descritti hanno impatti differenti sull'attuazione del programma "Building Block" e si fondano su requisiti non interscambiabili, sebbene ciò non limiti la possibilità data al progettista di seguire il primo approccio in una fase iniziale (per la determinazione della proprietà della lamina) e di passare ad un'analisi a livello di laminato in una fase successiva.

4.3.3 Approccio statistico nel calcolo del valore ammissibile del materiale

Come detto precedentemente, il valore ammissibile di resistenza di laminati in materiale composito è influenzato da tanti fattori che spesso non possono essere controllati e quindi corretti. Per questo motivo le agenzie di certificazione aeronautica impongono l'uso dei valori A-basis e B-basis.

I valori di A-basis e B-basis, sono influenzati dal tipo di distribuzione statistica dei risultati sperimentali nonché dal numero di prove sperimentali effettuate.

Il Composite Materials Handbook, [Ref. 1] prende in considerazione tre differenti tipologie di distribuzione statistica dei risultati sperimentali (vedi Figura 4-4):

- Normale;
- Weibull;
- Log-normale.

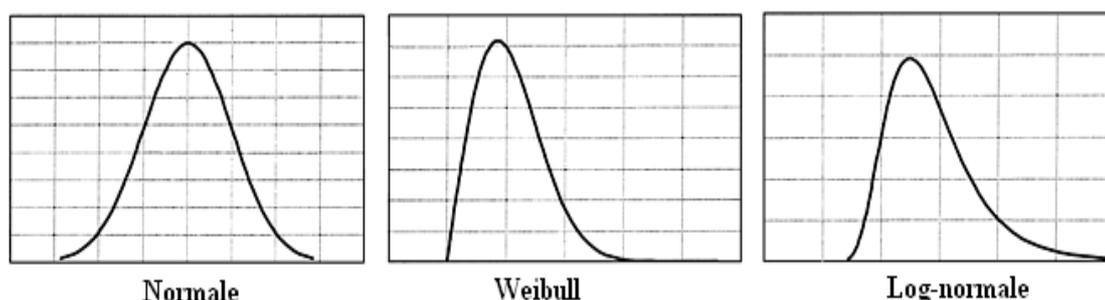


Figura 4-4: Tipologie di distribuzioni statistiche dei risultati sperimentali

Il numero di prove sperimentali minimo da effettuare per il calcolo degli ammissibili, secondo quanto indicato dalla NASA nel programma AGATE (*Advanced General Aviation Transport Experiments*) è di 18 prove per l'individuazione del valore B-basis (6 prove per 3 batch di materiale) e di 55 prove per il calcolo di A-basis (11 prove per 5 batch di materiale).

Si osserva che per due differenti campagne di caratterizzazione, riferite ad uno stesso materiale ed aventi uguale valor medio e distribuzione statistica dei risultati sperimentali, ma diverso numero di prove effettuate, la campagna rispetto alla quale è stato effettuato un minor numero di prove presenterà valori ammissibili inferiori.

L'espressione per il calcolo degli ammissibili si esprime in questo modo:

$$A_{j_normal} = \bar{x} - k_{a_j} \cdot s$$

$$B_{j_normal} = \bar{x} - k_{b_j} \cdot s$$

(Equazione 4-1)

dove :

\bar{x} : rappresenta il valor medio dei risultati sperimentali;

S : rappresenta la deviazione standard;

k : fattore di tolleranza;

La procedura prevede che, partendo dai risultati sperimentali :

- si proceda ad una normalizzazione dei dati rispetto alla frazione volumetrica di fibra in modo da tener conto delle sue possibili variazioni tra i singoli provini, pannelli e *batch* di materiale.
- per ogni condizione ambientale, si verifica se i differenti *batch* (sottopopolazioni) di dati sono tra loro compatibili.
- per ogni singola prova e per ogni condizione ambientale, si procede a raccogliere i dati da analizzare. Il numero di osservazioni è n_j , dove il pedice j indica la specifica condizione ambientale.
- Si procede quindi a calcolare il valore medio (*mean value*) e la deviazione standard s_j delle osservazioni, mediante le seguenti relazioni:

$$\bar{x}_j = \frac{1}{n_j} \cdot \sum_{i=1}^{n_j} x_i \quad (\text{Equazione 4-2})$$

$$s_j^2 = \frac{1}{n_j - 1} \cdot \sum_{i=1}^{n_j} (x_i - \bar{x}_j)^2 \quad (\text{Equazione 4-3})$$

- si verifica la presenza di eventuali outliers, ossia di dati anomali particolarmente distanti dal resto dei dati raccolti. In genere, è affidato al progettista il compito di giudicare se l'outlier va tenuto in considerazione oppure eliminato dal resto dei dati.
- si verifica se il comportamento del materiale sia descrivibile mediante una distribuzione di tipo gaussiano, per ogni condizione ambientale. In genere, l'esperienza e il giudizio del progettista è sufficiente per verificare se tale assunzione non è significativamente violata.
- si verifica che i coefficienti di variazione (o le varianze) dei dati normalizzati siano confrontabili tra le diverse condizioni ambientali.

In genere, un coefficiente di variazione della media compreso tra il 3% ed il 10% è tipico dei materiali compositi. L'esperienza con ampi set di dati ha mostrato che questo range è rappresentativo della maggior parte dei sistemi compositi. Valori dei coefficienti di variazione più bassi potrebbero essere causati da processi di fabbricazione o da singole

modalità di esecuzione dei test, mentre valori dei coefficienti di variazione maggiori sono spesso da addebitare a difetti del materiale e dei processi di controllo.

- si procede, quindi, a normalizzare i dati (per ogni condizione ambientale) dividendo il singolo valore dello strength con il valore medio dello strength.
- per i dati così normalizzati, si procede a calcolare il numero di campioni n_j , il valore medio \bar{x} e la deviazione standard.
- si calcolano i fattori di tolleranza per i valori degli A-basis e B-basis per ciascuna condizione ambientale.

Il fattore di tolleranza k_b per il B-basis può essere approssimato mediante la seguente relazione:

$$(k_b)_j = z_b \sqrt{\frac{f}{Q}} + \sqrt{\frac{1}{c_b \cdot n_j} + \left(\frac{b_b}{2c_b}\right)^2} - \frac{b_b}{2c_b} \quad (\text{Equazione 4-4})$$

dove n_j è il numero di osservazioni e z_b è la variabile casuale normale. Nel calcolo del B-basis, z_b è posto pari a 1.28115 (90% di probabilità). I coefficienti b_b e c_b sono forniti dalle seguenti espressioni:

$$\begin{aligned} b_b(f) &= 1.1372 \cdot \frac{1}{\sqrt{f}} - 0.49162 \cdot \frac{1}{f} + 0.18612 \cdot \frac{1}{f \cdot \sqrt{f}} \\ c_b(f) &= 0.36961 + 0.0040342 \cdot \frac{1}{\sqrt{f}} - 0.71750 \cdot \frac{1}{f} + 0.19693 \cdot \frac{1}{f \cdot \sqrt{f}} \end{aligned} \quad (\text{Equazione 4-5})$$

dove $f = n_j - 2$ è il grado di libertà della varianza. Nel caso in cui $f \geq 3$, il valore Q può essere approssimato come:

$$Q = f - 2.327\sqrt{f} + 1.138 + 0.6057 \cdot \frac{1}{\sqrt{f}} - 0.3287 \cdot \frac{1}{f} \quad (\text{Equazione 4-6})$$

Per $f = 2$, l'esatto valore di Q è 0.05129.

Le approssimazioni appena descritte hanno una percentuale di accuratezza dell'1.2% rispetto ai valori calcolati e tabulati dei B-basis.

Il fattore di tolleranza k_a per l'A-basis può essere, invece, approssimato mediante la seguente relazione:

$$(k_a)_j = z_a \sqrt{\frac{f}{Q}} + \sqrt{\frac{1}{c_a \cdot n_j} + \left(\frac{b_a}{2c_a}\right)^2} - \frac{b_a}{2c_a} \quad (\text{Equazione 4-7})$$

dove n_j è il numero di osservazioni e z_b è la variabile casuale normale. Nel calcolo dell'A-basis, z_b è posto pari a 2.32635 (99% di probabilità). I coefficienti b_a e c_a sono forniti dalle seguenti espressioni:

$$b_a(f) = 2.0643 \cdot \frac{1}{\sqrt{f}} - 0.95145 \cdot \frac{1}{f} + 0.51251 \cdot \frac{1}{f \cdot \sqrt{f}} \quad (\text{Equazione 4-8})$$

$$c_a(f) = 0.36961 + 0.0026958 \cdot \frac{1}{\sqrt{f}} - 0.65201 \cdot \frac{1}{f} + 0.01132 \cdot \frac{1}{f \cdot \sqrt{f}}$$

dove $f = n_j - 2$ è il grado di libertà della varianza. Il valore di Q è uguale, nel caso del B-basis, sia per $f \geq 3$ che per $f = 2$.

Tali approssimazioni hanno una percentuale di accuratezza dello 0.9% rispetto ai valori calcolati e tabulati degli A-basis.

- a questo punto, ricavati i valori degli A-basis e B-basis normalizzati, ossia calcolati rispetto al valore medio e alla deviazione standard precedentemente normalizzati, possono essere ottenuti i valori A-basis e B-basis per ogni condizione ambientale moltiplicando quest'ultimi per il valor medio:

$$A_j = (\text{valor_medio}) \cdot A_{j_normal} \quad (\text{Equazione 4-9})$$

$$B_j = (\text{valor_medio}) \cdot B_{j_normal}$$

Nella procedura automatizzata che è stata messa appunto si terra conto di quanto esposto fino ad ora pensando che il dato della prova non sarà sperimentale bensì numerico, cioè proveniente da una analisi non lineare agli elementi finiti.

4.4 Gli standard ASTM

Nei primi anni di sviluppo di strutture in materiale composito, la caratterizzazione degli stessi avvenne impiegando essenzialmente tecniche sperimentali già ampiamente utilizzate per testare i metalli e altri materiali da costruzione. Tuttavia bastarono pochi insoddisfacenti risultati per capire che erano necessarie specifiche considerazioni per valutare le proprietà dei materiali compositi, la cui natura sappiamo essere fortemente anisotropa e non omogenea. Inizialmente le prove erano effettuate in strutture private; successivamente si presentò l'ovvia necessità di standardizzare delle metodologie di test valide per quasi tutte le strutture in materiale composito. Le più importanti normative fanno capo all'American Society for Testing and Materials (ASTM) e per descrivere le prove più importanti per caratterizzare strutture in materiale composito faremo riferimento a questa normativa in quanto è la più adottata oggi, anche se nel corso degli anni ne sono state avanzate delle altre.

4.4.1 Unnotched laminate

4.4.1.1 ASTM - D3039 : Unnotched tension strength and modulus (UNT)

Lo standard ASTM-D3039 descrive il metodo di test per la determinazione delle proprietà a trazione di materiali compositi rinforzati con fibre [Ref. 4].

Un provino avente sezione trasversale rettangolare costante è montato nei morsetti della macchina di prova e sottoposto a carico di trazione, registrando la forza applicata. La resistenza ultima del materiale è determinata dal massimo valore della forza registrata prima della rottura. Monitorando la deformazione del provino mediante specifici trasduttori, si costruisce la curva sforzo-deformazione del materiale che permette di determinare, oltre alla deformazione ultima a trazione, anche il modulo di elasticità a trazione e il coefficiente di Poisson.

I fattori che influenzano fortemente i risultati della prova sono da ricercarsi, oltre che nel materiale e nei suoi metodi di fabbricazione, nella sequenza di impacchettamento delle lamine, nelle condizioni ambientali, nella velocità di applicazione del carico, nell'allineamento del provino con i morsetti, nelle percentuali volumetriche di fibra e di vuoti presenti. Essi devono, pertanto, essere tenuti debitamente in conto nell'esecuzione della prova.

Nelle Figura 4-5 e Figura 4-6 sono illustrate la geometria e le dimensioni dei provini nelle configurazioni con e senza piastrine (tabs). Si sottolinea, a tal proposito, che l'utilizzo delle tabs è fortemente raccomandato soltanto per laminati unidirezionali in modo da garantire modi di rottura accettabili.

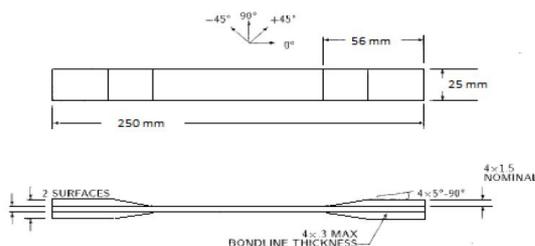


Figura 4-5: Coupon con tabs

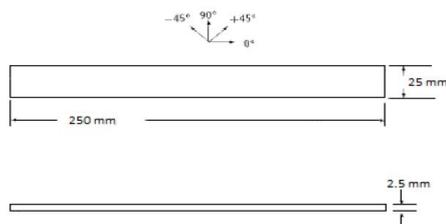


Figura 4-6: Coupon senza tabs

La risposta meccanica è misurata nella gage region del campione per mezzo di estensimetri o di estensometri, permettendo così di determinare le proprietà elastiche del materiale. Secondo la normativa ASTM D3039 è necessario testare almeno 5 provini per ogni condizione di prova, la cui geometria deve rispettare nei limiti quelle suggerite nella seguente tabella tratta dalla normativa:

Tipo di laminato	Larghezza (mm)	Lunghezza (mm)	Spessore (mm)
Unidirezionale a 0°	15	250	1.0
Unidirezionale a 90°	25	175	2.0
Bilanciato e simmetrico	25	250	2.5
Fibre discontinue	25	250	2.5

Tabella 4-2: Dimensioni suggerite dalla normativa ASTM per i provini testati a trazione, al variare del tipo di laminato utilizzato

La scelta della larghezza e dello spessore del provino deve essere tale da favorire la rottura nella gage region e assicurare che il campione contenga, nella sezione trasversale, un numero sufficiente di fibre per essere statisticamente rappresentativo del materiale base. Le tolleranze imposte sulla larghezza e sullo spessore sono, rispettivamente, di +/-0.3mm e di +/-0.1mm.

La normativa presa come riferimento fornisce anche delle indicazioni sulla geometria dei tab da utilizzare (Figura 4-5); per il corretto allineamento del provino, è essenziale che la tolleranza sugli spessori dei tab sia di +/-1% rispetto ai valori standard indicati nella seguente tabella:

Tipo di laminato	Larghezza (mm)	spessore (mm)	Angolo di smusso
Unidirezionale a 0°	15	1.5	7° o 90°
Unidirezionale a 90°	25	1.5	90°
Bilanciato e simmetrico	Tessuto abrasivo		
Fibre discontinue	Tessuto abrasivo		

Tabella 4-3: Dimensioni tabs suggerite dalla normativa ASTM per i provini testati a trazione,

In Figura 4-7 sono riportati i modi di rottura accettabili per questo tipo di prova.

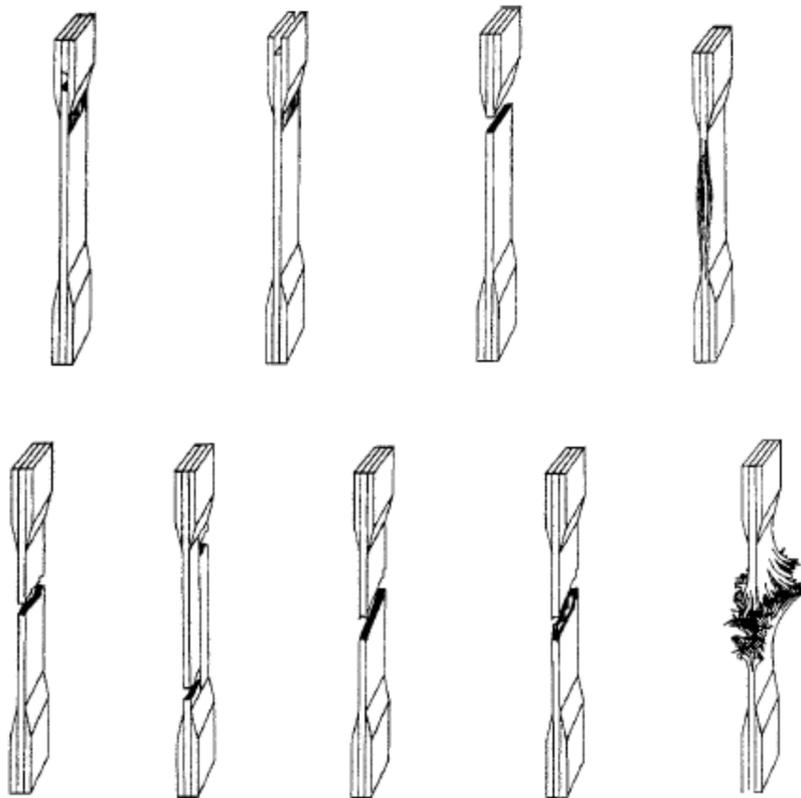


Figura 4-7: Modi di rottura accettabili a trazione

4.4.1.2 ASTM - D695 : Unnotched compression strength and modulus (UNC)

La prova di compressione ci permette di ottenere i valori delle tensioni di rottura e dei moduli elastici a compressione nelle direzioni principali. Queste prove sono più complicate dei test a trazione soprattutto perché l'impiego di provini di elevata snellezza può portare, nel caso in cui la lunghezza libera degli stessi sia troppo estesa, al collasso per instabilità euleriana (buckling). Di conseguenza i test a compressione vanno effettuati in modo tale da ritardare il più possibile l'instaurarsi dell'instabilità e la scelta della geometria del provino deve presentare una lunghezza libera non molto estesa.

Lo standard ASTM-D695 descrive il metodo di test per la determinazione delle proprietà meccaniche del materiale composito soggetto a carichi di compressione a velocità relativamente bassa ed uniforme di deformazione o di carico. Pertanto, tale metodo è in genere utilizzato per compositi unidirezionali il cui modulo non superi 41370 MPa e provvede a fornire informazioni riguardanti in particolare il modulo di elasticità e lo sforzo a compressione.

Nel caso specifico di materiali rinforzati con fibre aventi spessore inferiore a 3.2 mm, la geometria e le dimensioni del provino sono quelle illustrate nella Figura 4-8.

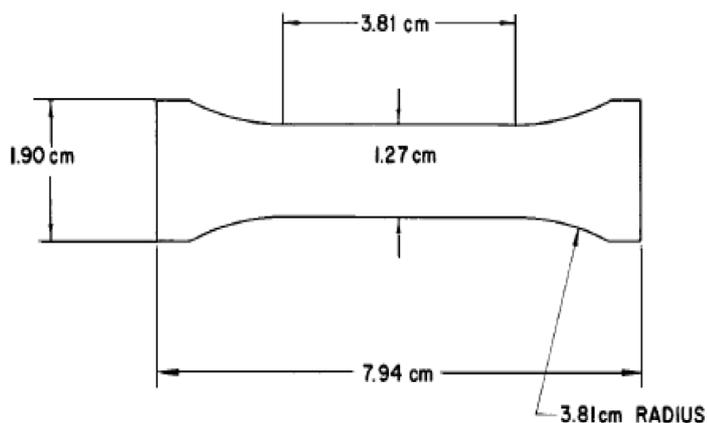


Figura 4-8: Dimensioni provino per prova secondo ASTM-D695

4.4.1.3 ASTM – D3410 : Unnotched compression strength and modulus (UNC)

Lo standard ASTM-D3410 descrive il metodo di test per la determinazione delle proprietà a compressione di materiale compositi rinforzati con fibre [Ref. 5]. Tale tipologia di prova differisce da quella descritta dall'ASTM-D695 per la modalità di applicazione del carico di compressione. In questo caso, infatti, un provino di materiale avente sezione trasversale rettangolare costante è caricato a compressione mediante una forza di taglio agente lungo l'interfaccia dei cunei di bloccaggio della macchina di prova (vedi Figura 4-9).

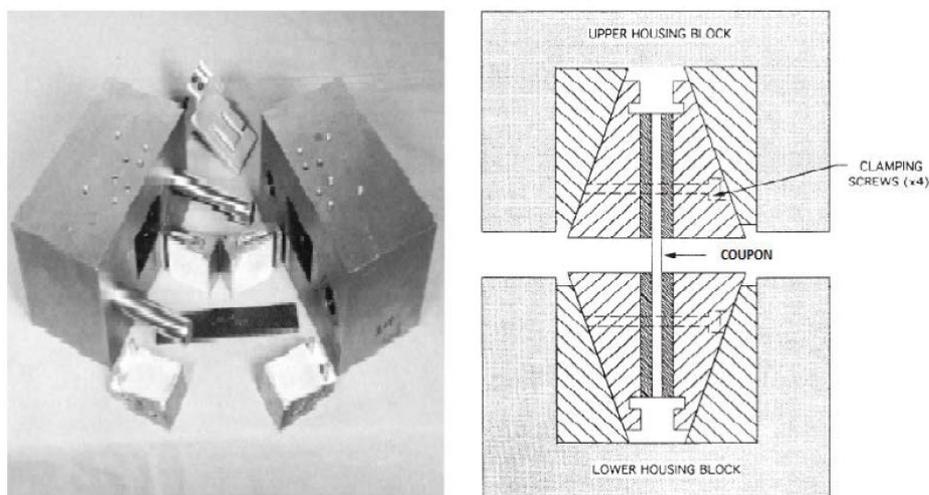


Figura 4-9: Test setup per prova secondo ASTM-D3410

La resistenza ultima a compressione del materiale è determinata dal massimo valore della forza registrata prima della rottura. Monitorando la deformazione del provino mediante specifici trasduttori, si costruisce la curva sforzo-deformazione del materiale che permette di determinare, oltre alla deformazione ultima a compressione, anche il modulo di elasticità a compressione e il coefficiente di Poisson. Il materiale e i suoi metodi di fabbricazione, la sequenza di lay-up, la

velocità del test, l'allineamento del provino con i morsetti, le percentuali volumetriche di fibra e di vuoti nonché lo spessore del provino sono i fattori che maggiormente influenzano la risposta della prova.

Particolari raccomandazioni di carattere geometrico sono fornite in Tabella 4-4. In particolare, si evidenzia come la scelta della lunghezza effettiva del provino su cui è misurata la deformazione (gage length) debba essere un compromesso tra una lunghezza sufficientemente ridotta da evitare fenomeni di buckling ma lunga abbastanza da garantire un stato uniforme di compressione monoassiale e una riduzione degli effetti di strizione. La gage length raccomandata, per rispondere a tali esigenze, è compresa tra 10 e 25 mm.

Tipo di laminato	Larghezza (mm)	Gage length (mm)	Tab length (mm)	Overall Length (mm)	Tab Thickness (mm)
Unidirezionale a 0°	10	10-25	65	140-155	1.5
Unidirezionale a 90°	25	10-25	65	140-155	1.5
Specially orthotropic	25	10-25	65	140-155	1.5

Tabella 4-4: Dimensioni suggerite dalla normativa ASTM per i provini testati a compressione,

Ulteriori considerazioni devono essere fatte riguardo allo spessore del provino. Il minimo spessore h richiesto per evitare fenomeni di buckling può essere determinato mediante l'equazione:

$$h \geq \frac{l_g}{0.9069 \sqrt{\left(1 - \frac{1.2 F^{CU}}{G_{xz}}\right) \left(\frac{E^C}{F^{CU}}\right)}} \quad (\text{Equazione 4-10})$$

in funzione del modulo di elasticità longitudinale E_c , dello sforzo ultimo a compressione F_{cu} , del modulo di taglio G_{xz} in direzione xz (ossia attraverso lo spessore) e della gage length l_g . In Tabella 4-5 sono riportati i valori del minimo spessore in funzione dei valori attesi del modulo di elasticità e dello sforzo ultimo a compressione per una gage length di 25 mm e un valore del modulo di taglio G_{xz} pari a 4 GPa.

Longitudinal Modulus, GPa [Msi]	Minimum Required Thickness (mm [in.]) for 25-mm [1.0-in.] Gage Length.					
	Expected Compression Strength, F^{CU} , MPa [ksi]					
	300 [50]	600 [100]	900 [150]	1200 [200]	1500 [250]	1800 [300]
25 [5]	3.17 [0.116]	4.72 [0.174]	6.12 [0.228]	7.55 [0.285]	9.10 [0.349]	10.91 [0.427]
50 [7]	2.24 [0.098]	3.33 [0.147]	4.33 [0.193]	5.34 [0.241]	6.44 [0.295]	7.71 [0.361]
75 [10]	1.83 [0.082]	2.72 [0.123]	3.53 [0.161]	4.36 [0.201]	5.26 [0.247]	6.30 [0.302]
100 [15]	1.58 [0.067]	2.36 [0.101]	3.06 [0.132]	3.77 [0.164]	4.55 [0.201]	5.45 [0.247]
200 [20]	1.12 [0.058]	1.67 [0.087]	2.16 [0.114]	2.67 [0.142]	3.22 [0.174]	3.86 [0.214]
300 [30]	1.00 [0.047]	1.36 [0.071]	1.77 [0.093]	2.18 [0.116]	2.63 [0.142]	3.15 [0.174]
400 [50]	1.00 [0.040]	1.18 [0.055]	1.53 [0.072]	1.89 [0.090]	2.28 [0.110]	2.73 [0.135]
500 [70]	1.00 [0.040]	1.05 [0.047]	1.37 [0.061]	1.69 [0.076]	2.04 [0.093]	2.44 [0.114]

Tabella 4-5: Minimo spessore del coupon per la prova di compr. secondo (Equazione 4-10)

Nelle Figura 4-10 e Figura 4-11 sono riportate le dimensioni del provino a compressione con e senza tabs.

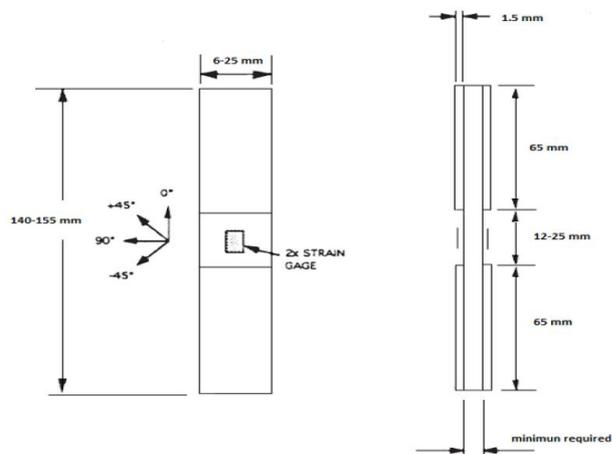


Figura 4-10: Dimensioni provino prova di compressione con tabs

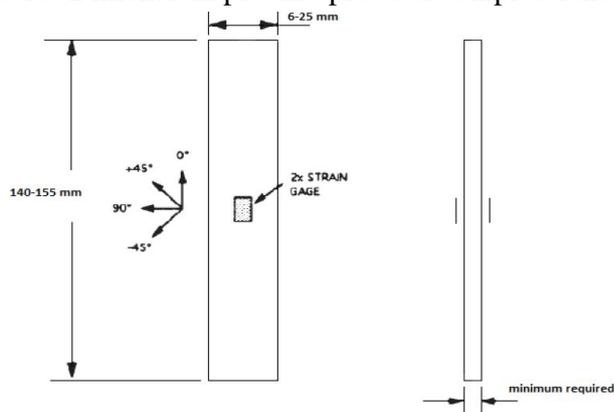


Figura 4-11: Dimensioni provino prova di compressione senza tabs

La Figura 4-12 mostra i modi di rottura accettabili per la prova di compressione

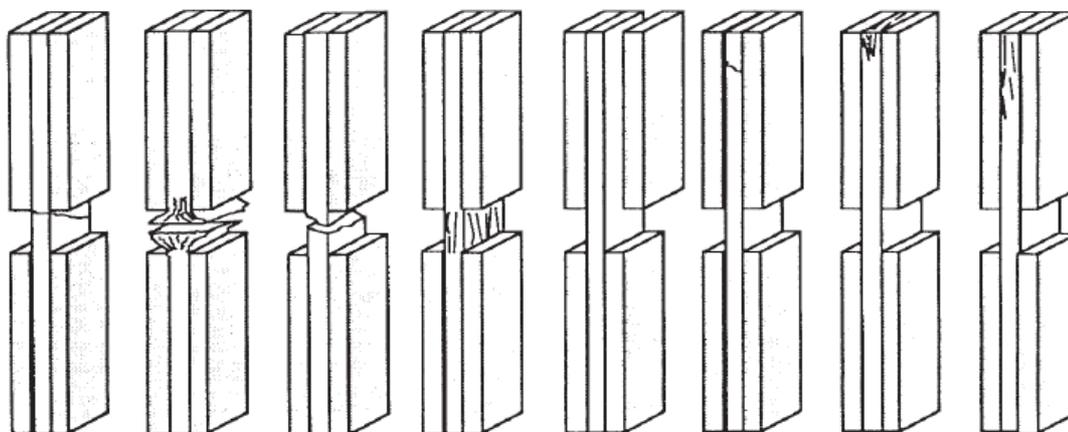


Figura 4-12: Modi di rottura accettabili a compressione

4.4.1.4 ASTM - D3518 : In plane shear strength and modulus (IPS)

Lo standard ASTM-D3518 descrive il metodo di test per la determinazione delle proprietà a taglio di materiali compositi rinforzati con fibre [Ref. 6]. La procedura prevede di sottoporre ad uno sforzo di trazione monoassiale un laminato, costituito da ply orientate a $\pm 45^\circ$, in accordo con lo standard D3039, sebbene con specifiche restrizioni sulla sequenza di impacchettamento e lo spessore del laminato stesso (Figura 4-13). Utilizzando le equazioni derivate dalla teoria classica dei laminati, la sollecitazione di taglio nel piano è direttamente calcolata dal carico applicato e dalle deformazioni normali e trasversali ottenute.

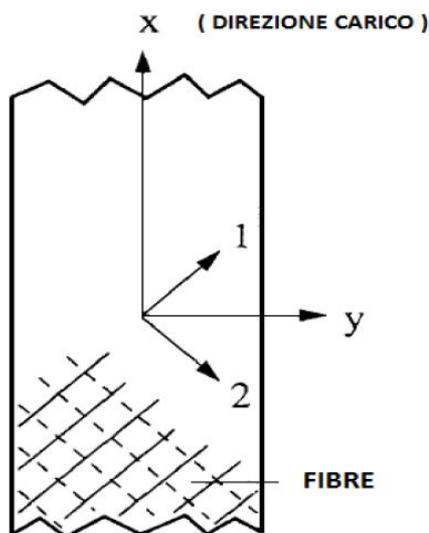


Figura 4-13: Coupon per la prova a taglio

Risulta evidente che la risposta della prova è influenzata dagli stessi fattori descritti nel caso della prova di trazione D3039.

Nella Figura 4-14 sono illustrate la geometria e le dimensioni del provino richieste dallo standard per tale prova.



Figura 4-14: Dimensioni coupon per prova di IPS

La sequenza di impacchettamento delle lamine deve essere $[45/-45]_{ns}$ con $4 \leq n \leq 6$ ossia tale da costituire un laminato simmetrico con 16, 20 o 24 lamine.

4.4.2 Notched Laminates

4.4.2.1 ASTM - D5766 : Open Hole Tension Strenght (OHT)

Lo standard ASTM-D5766 descrive il metodo di test per la determinazione delle proprietà a trazione di materiali compositi rinforzati con fibre in presenza di fori (open hole) [Ref. 7]. Un provino, costituito da un laminato (simmetrico e bilanciato) con un foro centrale, è sottoposto ad uno sforzo monoassiale di trazione in accordo con le stesse specifiche dettate dallo standard ASTM-D3039. La resistenza ultima è calcolata riferendosi all'area totale della sezione trasversale, ignorando la presenza del foro. Sebbene il foro provochi evidentemente una concentrazione degli stress ed una riduzione della sezione netta resistente, è pratica comune in campo aerospaziale sviluppare gli ammissibili in presenza di intagli basandosi sulla sezione totale, in modo tale da tenere in conto le

varie concentrazioni di stress non esplicitamente modellate nell'analisi. I soli modi di rottura accettabili per la presente prova sono quelli in cui la rottura avviene in corrispondenza del foro del provino. Essi sono illustrati schematicamente in Figura 4-15.

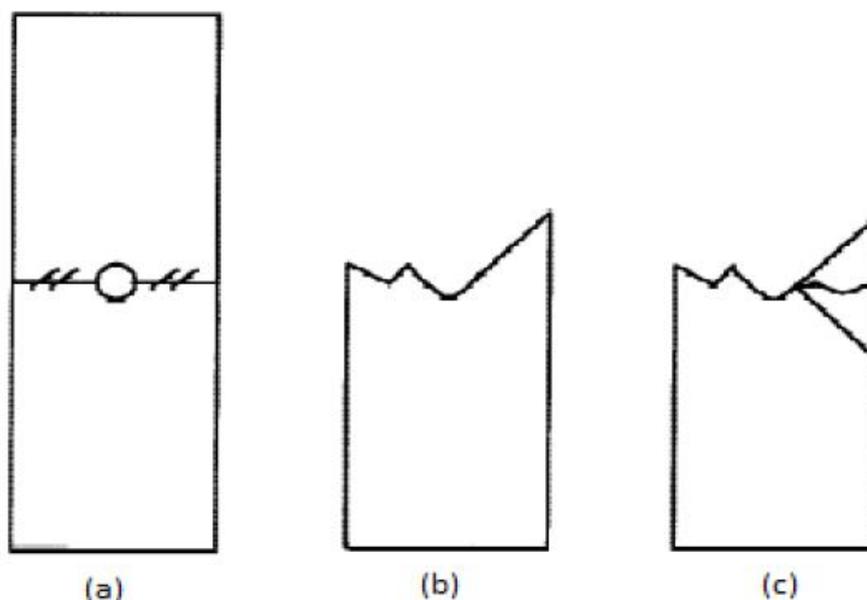


Figura 4-15: Modi di rottura accettabili per la prova OHT

Nel caso (a) la rottura del laminato avviene lateralmente al centro del foro, sia da una parte che dall'altra; nel caso (b) il laminato cede in corrispondenza del foro, sebbene parti di alcune lamine superino la linea di mezzeria del foro; infine, nel caso (c) la rottura in corrispondenza del foro è accompagnata da rotture multiple del laminato.

La geometria del provino, in accordo con lo standard ASTM-D3039 e con le opportune modifiche, è schematicamente illustrata in Figura 4-16.

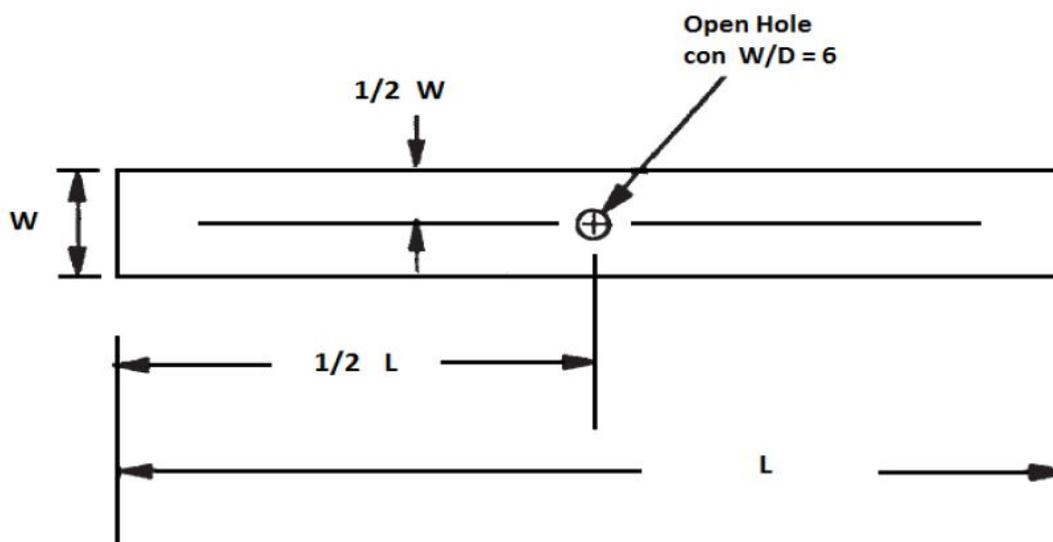


Figura 4-16: Geometria del provino per la prova OHT

La lunghezza del provino deve essere compresa tra 200 e 300 mm, mentre la larghezza richiesta è di 36 ± 1 mm. L'intaglio consiste in un foro di 6 ± 0.06 mm di diametro, centrato sia rispetto alla lunghezza che alla larghezza. Lo spessore nominale del coupon deve essere di 2.5 mm con un range permesso da 2.0 a 4.0 mm.

Risulta facilmente intuibile che la risposta della prova è influenzata dagli stessi fattori indicati in precedenza nel caso della prova di trazione unnotched, tenendo tuttavia presente che in questo caso anche lo spessore del laminato gioca un ruolo di fondamentale importanza.

I risultati forniti dalla prova sono altresì fortemente influenzati dal rapporto W/D tra la larghezza del provino e il diametro del foro. Per non indagare sull'influenza di tale rapporto, esso deve essere mantenuto pari a 6.

La prova risente anche del rapporto D/h tra il diametro del foro e lo spessore del provino che deve essere compreso tra 1.5 e 3.

4.4.2.2 ASTM - D6484 : Open Hole Compression Strength (OHC)

Lo standard ASTM-D6484 descrive il metodo di test per la determinazione delle proprietà a compressione di materiali compositi rinforzati con fibre in presenza di fori (open hole) [Ref. 8].

Un provino, costituito da un laminato simmetrico e bilanciato con un foro centrale aperto, è sottoposto ad uno sforzo monoassiale di compressione. Risultano facilmente intuibili le analogie con lo standard ASTM-D5766 per la prova open hole a trazione. Possono, pertanto, essere ripetute le medesime considerazioni riguardo al calcolo della resistenza ultima, ai modi di rottura accettabili e ai fattori di influenza della prova.

La geometria del provino è graficamente illustrata in Figura 4-17.

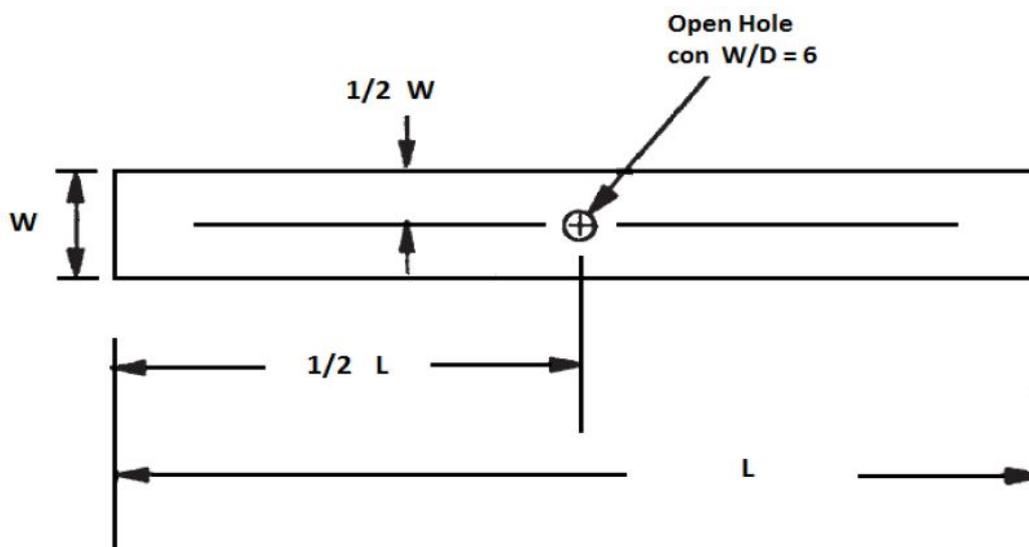


Figura 4-17: Geometria del provino per la prova OHC

La lunghezza del provino deve essere di 300 ± 0.25 mm, mentre la larghezza richiesta è di 36 ± 0.25 mm. L'intaglio consiste in un foro di 6 ± 0.06 mm di diametro, centrato sia rispetto alla lunghezza che alla larghezza. Lo spessore nominale del coupon dovrebbe essere di 4 mm con un range permesso da 3.0 a 5.0 mm.

Valgono le considerazioni, fatte per la prova open hole a trazione, riguardo il rapporto W/D tra la larghezza del provino e il diametro del foro ed il rapporto D/h tra il diametro del foro e lo spessore del provino. Si sottolinea, inoltre, che i risultati forniti dalla prova sono altresì influenzati dal rapporto tra la lunghezza libera (non interessata dai morsetti) e la larghezza del provino che dovrebbe essere mantenuta pari a 2.7.

5. Tecniche di simulazione virtuale per la determinazione degli ammissibili

L'utilizzo dei materiali compositi in campo aerospaziale ha conosciuto un'ampia diffusione grazie ai vantaggi di peso, costo, affidabilità e durabilità che essi mostrano di offrire in alcune situazioni. La varietà di materiali che possono essere combinati e la molteplicità di modi in cui le lamine in composito possono essere organizzate offrono al progettista un numero straordinario di "sistemi materiali" tra cui scegliere.

In realtà, i costi di valutazione ed i rischi di gestione fanno sì che soltanto una ridotta percentuale di tali sistemi, e non sempre i più efficienti, siano utilizzati. Sebbene un sistema sia potenzialmente disponibile, i costi ed i tempi necessari per i test sperimentali sono spesso proibitivi al punto tale da annullare i benefici dell'introduzione, in ambito industriale, del sistema stesso. Basti pensare che i costi legati alla produzione e ai test sperimentali coprono, in genere, il 67% (di cui 3/4 legati ai soli test) dei costi totali di un tipico sistema aerospaziale (Figura 5-1).

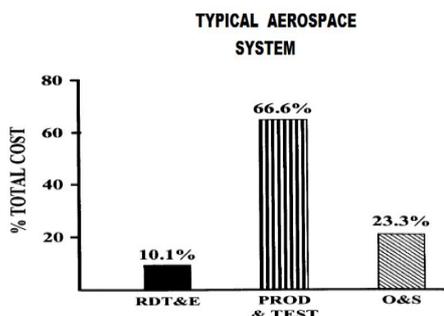


Figura 5-1: Costi totali di in tipico sistema aerospaziale

Come ampiamente evidenziato nel capitolo precedente, il modo migliore di affrontare il problema è quello di ricorrere ad un approccio di progetto sviluppato in modo tale da prevedere un forte combinazione di analisi e test fisici.

La simulazione virtuale permette di soddisfare le esigenze di riduzione dei costi (dal 30% al 50%) e dei tempi di commercializzazione (dal 10% al 25%), senza compromettere la qualità dei prodotti, può aiutare a comprendere il comportamento fisico dei prodotti in modo più approfondito di quanto possibile con i test sperimentali, favorendo inoltre l'innovazione grazie alla facilità e attendibilità nel testare nuovi concept di progetto. Ed è forse proprio questo aspetto il maggiore beneficio dell'introduzione degli strumenti di simulazione nei processi di progettazione e ingegnerizzazione: la possibilità di rispondere alla domanda "cosa si verificherebbe se" con costi e tempi relativamente ridotti permette di valutare rapidamente e più a fondo le diverse alternative di progetto.

Lo strumento del Metodo agli Elementi Finiti consente di ricavare e verificare, al calcolatore, le proprietà meccaniche di una struttura complessa sottoposta a differenti condizioni di carico.

Nel presente capitolo saranno illustrate le procedure adottate per l'esecuzione delle analisi virtuali di resistenza del modello di laminato mediante impiego di tecniche agli elementi finiti coadiuvati da tecniche di omogeneizzazione di sistemi a più fasi (matrice e fibra), da failure criteria ad hoc

(Progressive Failure Analysis), analisi di calibrazione, analisi di sensitività e analisi probabilistica per l'ottenimento di ammissibili virtuali del materiale.

Per ciascun tipo di ammissibile da ricavare occorre sempre partire dal:

- omogeneizzare le proprietà meccaniche dell'elemento elementare (RVE) a partire dalle proprietà della fibra e matrice;
- individuare i fattori di maggior sensitività per la prova in esame;
- costruire il laminato da analizzare (note le proprietà meccaniche di fibra e matrice);
- costruire un modello agli elementi finiti secondo specifica ASTM;
- applicare carichi e condizioni a contorno secondo specifica ASTM;
- definire i parametri per l'esecuzione della Progressive Failure Analysis;
- generare gli ammissibili A- e B-Basis.

Nel presente lavoro sono stati utilizzati i programmi agli elementi finiti MSC.Marc [Ref. 13] e MSC.Nastran (SOL400) [Ref. 14] che ben si prestano ad analisi non lineari implicite agli elementi finiti, alla generazione di modelli parametrici e all'analisi progressiva del danno.

Un altro codice usato è stato MSC.Digimat [Ref. 12] che risulta essere fra i migliori codici commerciali in grado di simulare correttamente materiali polifasici, come nel caso dei materiali compositi.

5.1 Cenni sul codice MSC.Marc

Marc è considerato uno dei migliori solutori non lineari a elementi finiti. La versatilità di Marc nella modellazione di comportamenti non lineari dei materiali e condizioni ambientali transitorie lo rende la soluzione ideale per problemi complessi. Con le sue tecnologie e metodologie di modellazione innovative, Marc consente di simulare i comportamenti complessi dei sistemi meccanici nel mondo reale e risponde alle necessità di risolvere i problemi di progettazione e produzione in un ambiente unico. Marc, ottimizzato per l'analisi non-lineare, fornisce schemi di soluzione completi e solidi per risolvere i problemi che influiscono su tutto il ciclo di vita del prodotto: dalla simulazione del processo di produzione, all'analisi delle prestazioni, fino alla failure analysis.

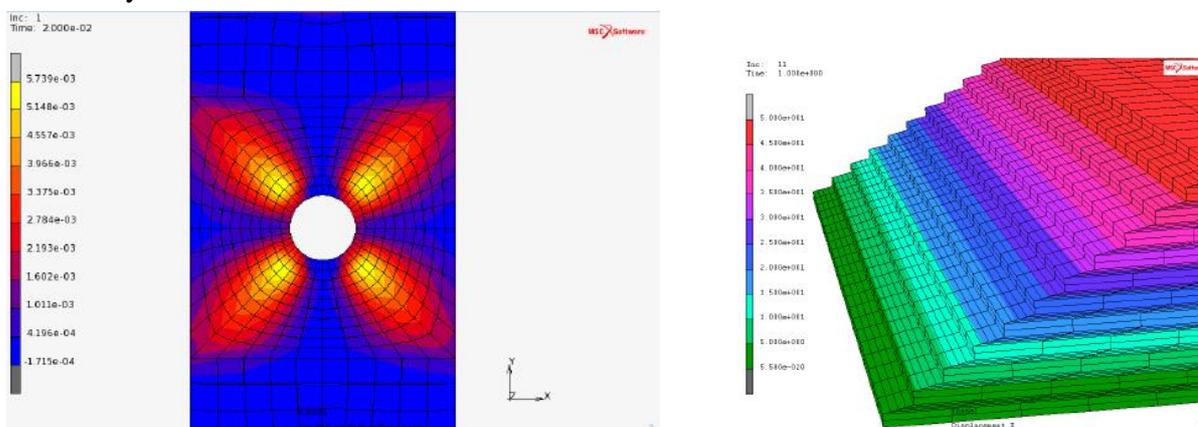


Figura 5-2: Esempio illustrato di MSC.Marc/Mentat

In MSC.Marc è possibile eseguire analisi multidisciplinari:

- Analisi non lineare che include ogni tipo di non-linearità
 - del materiale;
 - della geometria;
 - delle condizioni al contorno;
- Analisi termica
- Processi di formatura come lo stampaggio della lamiera, idroformatura, saldatura, tempra, curing
- Multifisica
 - Analisi Termomeccanica accoppiata;
 - Elettromagnetica;
 - Analisi Piezoelettrica;
 - Elettrica-Termica-Meccanica;
 - Elettrostatica e Magnetostatica accoppiata con risposta strutturale.

Nella SOL 400 di MSC.Nastran è stato parzialmente integrato il solutore MSC.Marc sviluppando un nuovo modulo DMAP (Direct Matrix Abstraction Programming).

5.2 Cenni sul codice MSC.Nastran (SOL400)

La SOL400 di MSC.Nastran è un nuovo processo avanzato per analisi non lineare che (vedi Figura 5-3):

- ingloba le “capability” di molti altri solutori della famiglia MSC.Software in un’unica soluzione
- concatena automaticamente insieme di sequenze di analisi, utilizzando l’output di una come input per un’altra analisi;
- permette di modellare i processi completi di analisi in un’unica simulazione attraverso l’analisi di concatenamento.

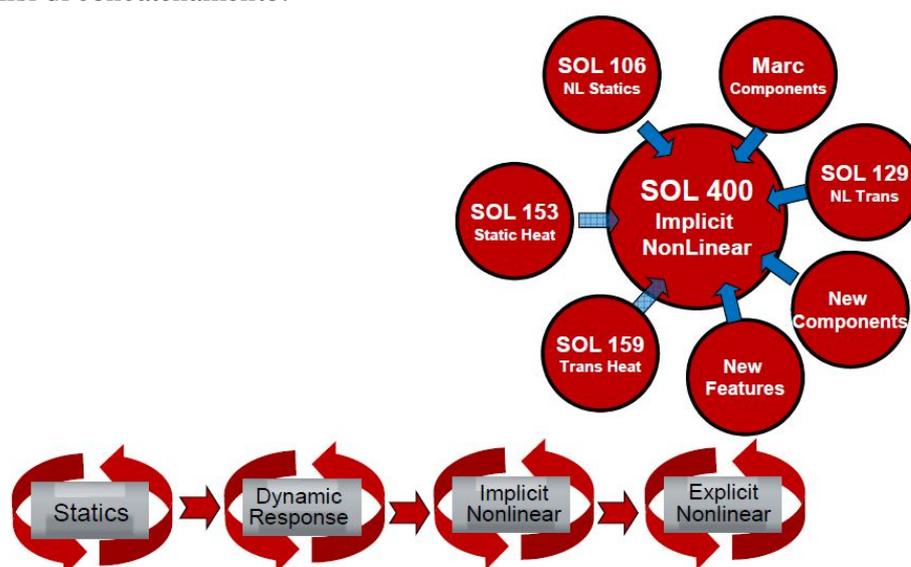


Figura 5-3: MSC.Nastran SOL 400 (Implicit Non Linear)

La SOL 400 è una avanzata ed integrata soluzione non lineare che:

- usa gli elementi “nativi” di MSC.Nastran (non è richiesta nessuna modifica);
- combina analisi statiche e quelle con un transitorio in un’unica analisi (Pre-stress, transient, steady-state analysis chaining, Thermal-Structural analysis chaining, Multiple, independent loadcases in 1 run, Linear Perturbation);
- permette di definire corpi di contatto (Solid-to-solid, surface-to-surface, edge-to-edge, beam-to-beam, etc.)
- permette di andare oltre a quelle che sono le limitazioni legate agli small-strain element (Large strain elements / materials);
- permette di considerare large displacements/rotations per elementi rigidi (Kinematic RBEi elements) ;
- fornisce la possibilità di usare collegamenti non lineari (Large displacement / rotation CFAST, CBUSH, and CWELD elements, “Fuse” capability of CBUSH element);
- permette di simulare la progressive failure analisi per i compositi (Virtual Crack Closure Technique VCCT, Cohesive Zone Modeling, Progressive Failure Analysis (PFA), Genoa Micromechanical modeling, Composite Beam, MSC.Digimat micromechanical modeling)

Per questo lavoro di tesi l’ultimo è stato sfruttata (tra le altre cose) la capability della SOL 400 di MSC.Nastran descritta nell’ultimo punto.

5.3 Cenni sul codice MSC.Digimat

Come detto precedentemente il codice MSC.Digimat risulta essere fra i migliori codici commerciali in grado di simulare correttamente materiali polifasici, come nel caso dei materiali compositi. Per questo motivo, per il presente lavoro di tesi, si è deciso di usarlo per la omogeneizzazione delle proprietà fibra e matrice per poi essere usato, in accoppiamento al solutore agli elementi finiti MSC.Marc o MSC.Nastran, per la determinazione dell’ammissibile virtuale.

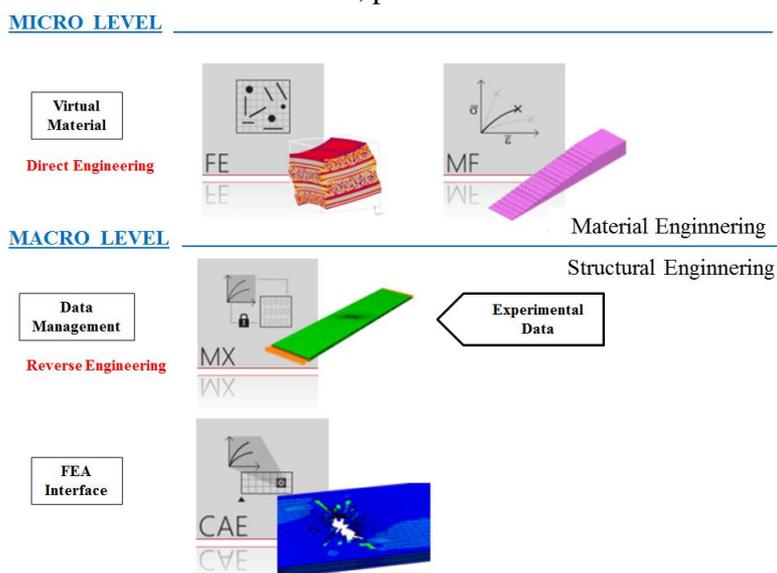


Figura 5-4: Workflow del programma MSC.Digimat con lo scopo di manipolare le proprietà del materiale su scale diverse

MSC.Digimat consente di fare analisi multiscala di materiali compositi per predire le loro prestazioni e calcolare le loro proprietà meccaniche, termiche ed elettriche da utilizzare in successive analisi agli elementi finiti.

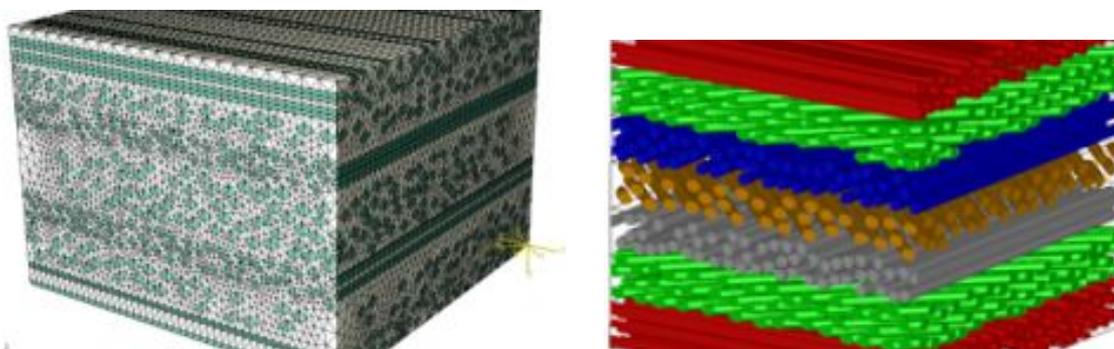


Figura 5-5: RVE di una struttura multilayer

Si possono utilizzare i moduli MF e FE di MSC.Digimat per esaminare i dati sperimentali del composito e dei suoi costituenti e procedere alla omogeneizzazione delle fasi.

Sono considerati eterogenei quei materiali costituiti da una matrice e più fasi chiamate “inclusioni”, le quali possono essere fibre corte, lunghe, micro cavità (porosità), micro cricche, ecc. Ci sono molti esempi di materiali compositi come per esempio: polimeri termoplastici rinforzate con fibre di vetro (GFRP), polimeri epossidici e termoplastici rinforzate con fibre di carboni (CFRP), matrici metalliche come il titanio rinforzate con fibre ceramiche (MMC), ecc.

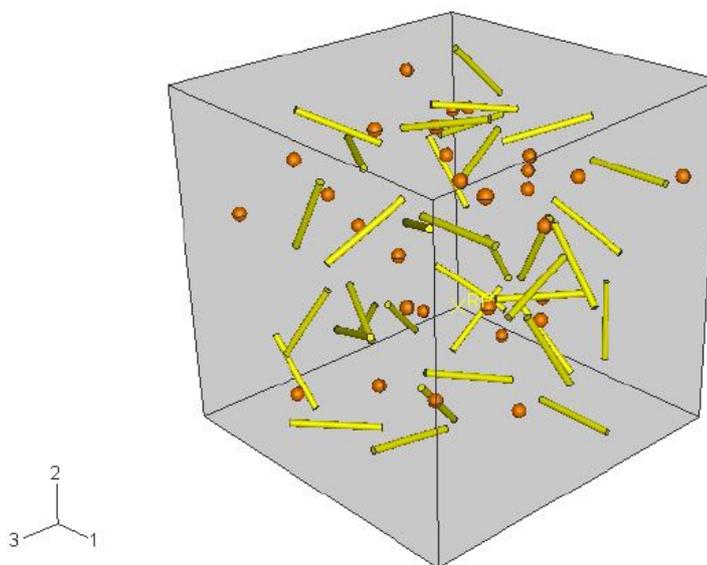


Figura 5-6: Matrice rinforzata con più fasi (inclusioni)

Digmat-MF è il modulo di omogeneizzazione Mean Field di Digimat, basate su tecniche di omogeneizzazione implicite, tipo quella di Mori-Takana e Double Inclusions Model [Ref. 9] e [Ref. 10], che offrono la possibilità di definire il comportamento locale del materiale come una funzione del comportamento del materiale legata:

1. alla matrice e alle fasi di inclusione
2. alla morfologia della microstruttura del composito (inclusioni peso, forma e dimensione)

Digmat-MF è un software di modellazione di materiali micromeccanici facile da usare in cui l'utente inserisce il comportamento meccanico del materiale che costituisce le fasi, la descrizione della microstruttura e il carico applicato al materiale multifase risultante, avendo come output le proprietà meccaniche del RVE (esempio la lamina), vedi Figura 5-7.

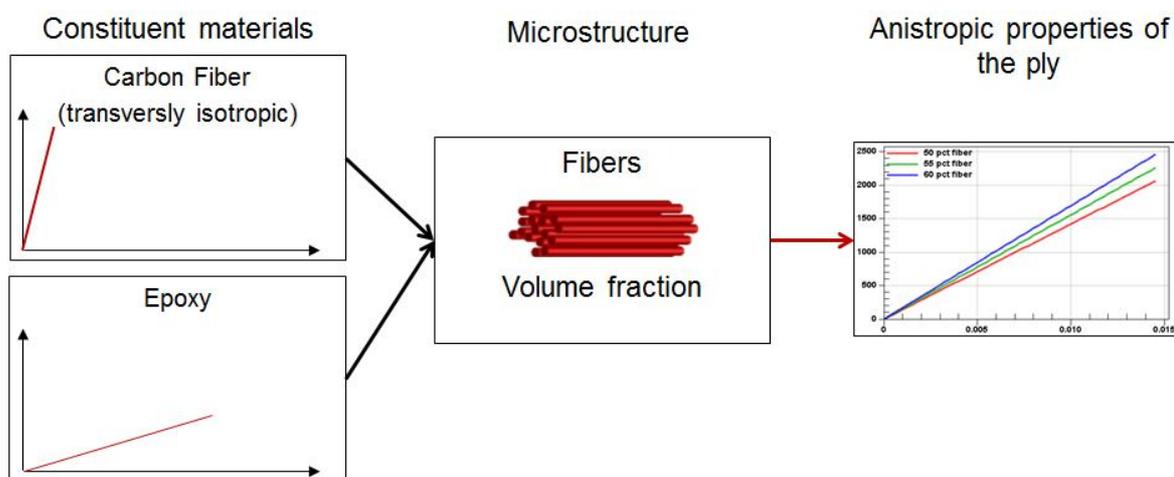


Figura 5-7: Processo di omogeneizzazione del modulo MSC.Digmat-MF

Lo scopo della modellazione micromeccanica è quello di predire l'interazione tra le proprietà della microstruttura e quelle della macrostruttura (analisi multiscala).

Di seguito viene riportato un esempio di come è possibile ottenere le proprietà della lamina base a partire da quella della fibra e matrice. Considereremo il caso di un materiale composito costituito da una matrice epossidica rinforzata da fibre di carbonio lunghe con un frazione in volume del 61%. La matrice verrà definita come un materiale isotropo, con comportamento elastoplastico e con una legge di "hardening" di tipo esponenziale. La fibra verrà considerata costituita da un materiale trasversalmente isotropo con comportamento elastico. Nella Tabella 5-1 vengono riportati le proprietà della fibra e della matrice da usare per l'omogeneizzazione.

	Matrix	Fibers
Axial Young's modulus (MPa)	2890	250000
In-plane Young's modulus (MPa)		40000
In-Plane Poisson's ratio	0.3	0.2
Transverse Poisson's ratio		0.256

Transverse shear modulus (MPa)		24000
Yield stress (MPa)	35	
Hardening	Exponential and Linear Law	
Hardening modulus (MPa)	73	
Hardening Exponent	60	
Linear Hardening Modulus (MPa)	10	

Tabella 5-1: Proprietà della matrice e della fibra

Dalla Figura 5-8 è possibile notare che per questo tipo di analisi è stato scelto il criterio di omogeneizzazione di Mori-Tanaka del primo ordine.

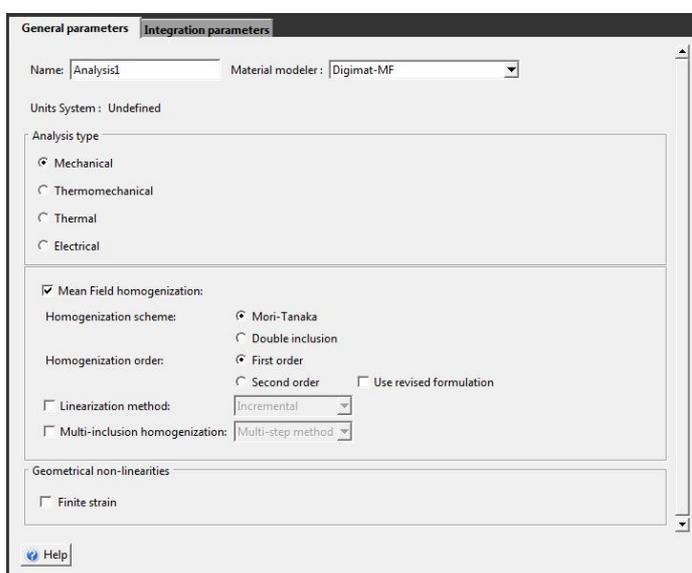


Figura 5-8: Digimat-MF setting dell'analisi

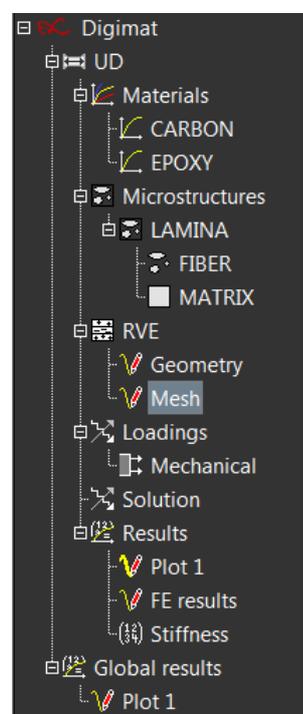


Figura 5-9: Struttura di esplorazione ad "albero" di MSC.Digimat

Passiamo, grazie alla struttura ad albero del programma, alla definizione dei due materiali che costituiranno le due fasi del nostro composito: la resina epossidica e la fibra di carbonio.

Per il materiale epossidico, usando i valori dati in Tabella 5-1, si ottiene la curva stress-strain della resina e della fibra:

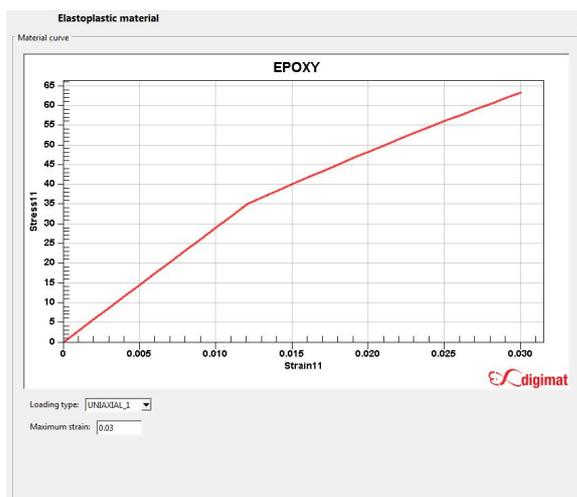


Figura 5-10: Comportamento esponenziale/lineare del materiale epossidico

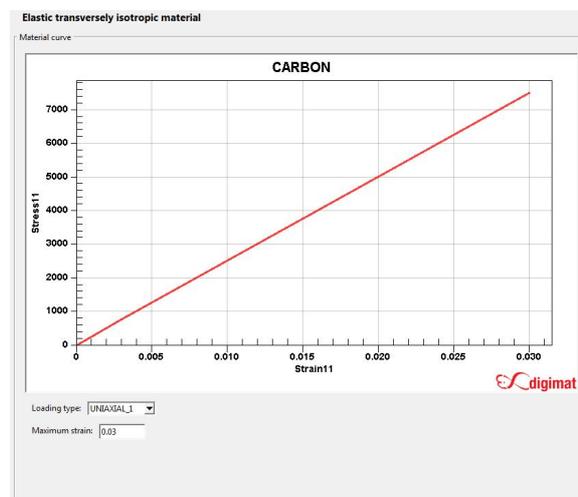


Figura 5-11: Comportamento lineare del materiale carbonio

A questo punto occorre definire la microstruttura, cioè la combinazione elementare delle due fasi.

In Figura 5-12 è possibile vedere come alla fase MATRIX viene associato il materiale definito prima EPOXY.

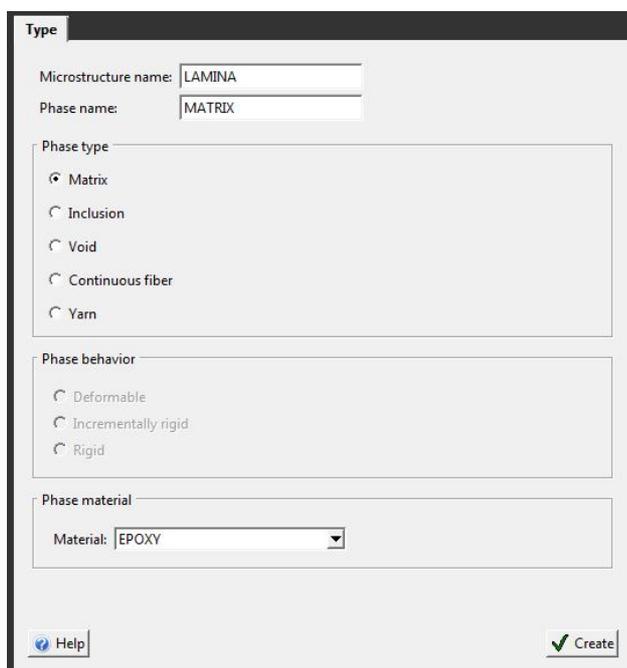


Figura 5-12: Definizione della fase Matrice

Allo stesso modo viene definita la fase FIBER, alla quale viene associato il materiale CARBON (vedi Figura 5-13).

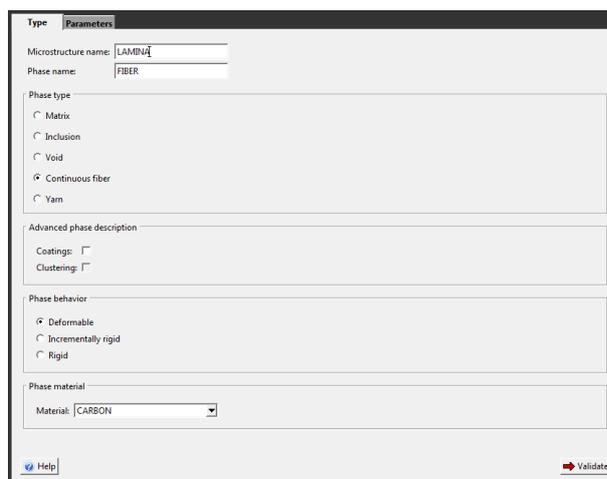


Figura 5-13: Definizione della fase Fibra

Nel caso della fase Fibra occorre definire anche il cosiddetto volume fraction (nel nostro caso 61%), la direzione della fibra e la lunghezza. Usando l'opzione "Continuous Fiber" il programma considererà un aspect ratio (rapporto lunghezza fibra / Diametro) infinito.

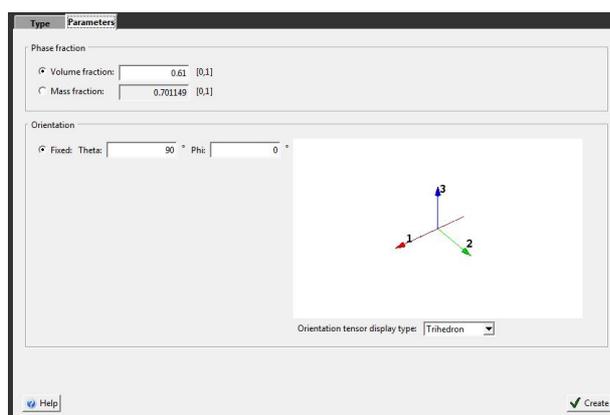


Figura 5-14: Definizione dei parametri da assegnare alla fase Fibra

La direzione della fibra è lungo l'asse-1 (vedi Figura 5-14)

La microstruttura viene caricato con uno strain di trazione monotonic crescente in direzione 1 fino ad un massimo di 0.03.

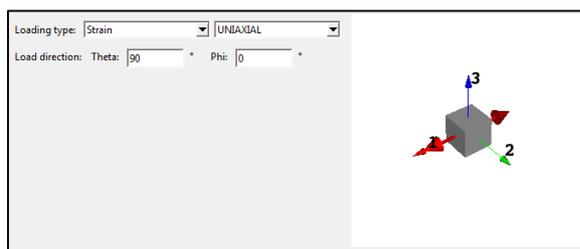


Figura 5-15: Definizione del caricamento della microstruttura

Prima di passare all'analisi occorre definire un "failure indicator" per le due fasi. Definiremo per la matrice un failure indicator basato sul max principal strain, mentre per la fibra uno basato sul max principal stress (vedi Figura 5-16 e Figura 5-17).

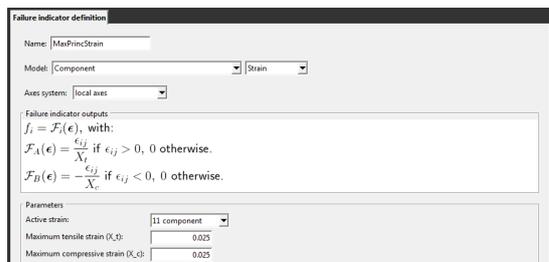


Figura 5-16: Definizione failure indicator per la matrice

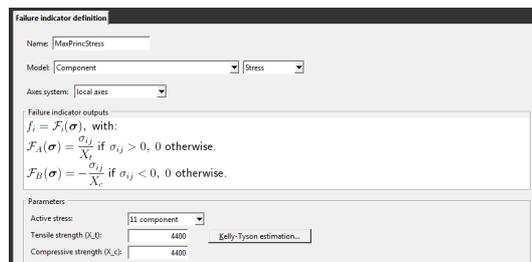


Figura 5-17: Definizione failure indicator per la fibra

La massima deformazione consentita alla matrice, in trazione e compressione è di 0.025 mm, mentre per la fibra si considera uno stress di rottura in trazione e compressione di 4400 MPa.

Assign failure indicators						
		Failure indicator	Type	Failure mechanism	Level	Axis system
1	✓	MaxPrincStrain	Static	Standard	EPOXY	Local
2	✓	MaxPrincStress	Static	Standard	CARBON	Local

Add assignment

Figura 5-18: Assegnazione del failure indicator alle due fasi

L'assegnazione del failure indicator viene effettuata seguendo lo schema riportato in Figura 5-18.

A questo punto siamo in grado di lanciare l'analisi per ottenere la curva stress-strain della lamina (curva rossa), della fibra (curva verde), della matrice (curva blu) di Figura 5-19 e le costanti ingegneristiche (Tabella 5-2) della lamina:

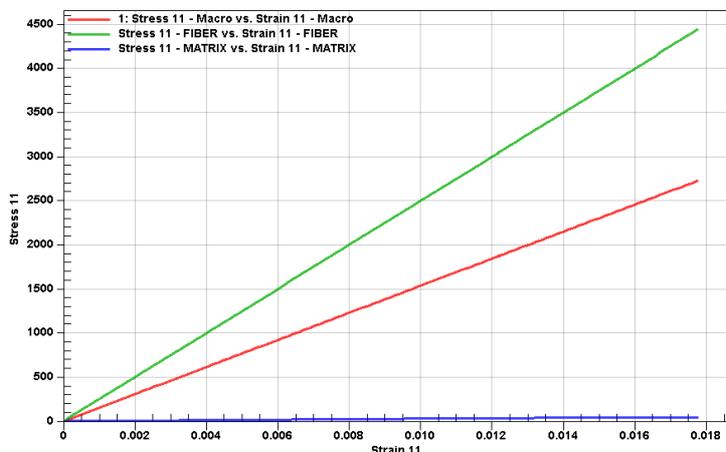


Figura 5-19: Curva Stress-Strain della lamina

Axial Young's Modulus	153630
In-plane Young's Modulus	8785
In-plane Poisson ratio	0.3657
Transverse Poisson ratio	0.27
In-plane shear modulus	3216
Transverse shear modulus	3895
Global density	1.566e-9

Tabella 5-2: Costanti ingegneristiche della lamina

Il modulo Digimat-MF permette di definire un RVE costituito da più lamine (multilayer) e di analizzarne le proprietà meccaniche.

Utilizzando sempre la struttura ad albero presente nel modulo MF definiamo un RVE multilayer per simulare una laminato quasi isotropo (25/50/25) con la seguente stacking sequence:

Laminato da analizzare $[45/0/-45/90]_s$, spessore della singola lamina di 0.186 mm costituita dalle stesse fasi dell'esercizio precedente (vedi Tabella 5-7):

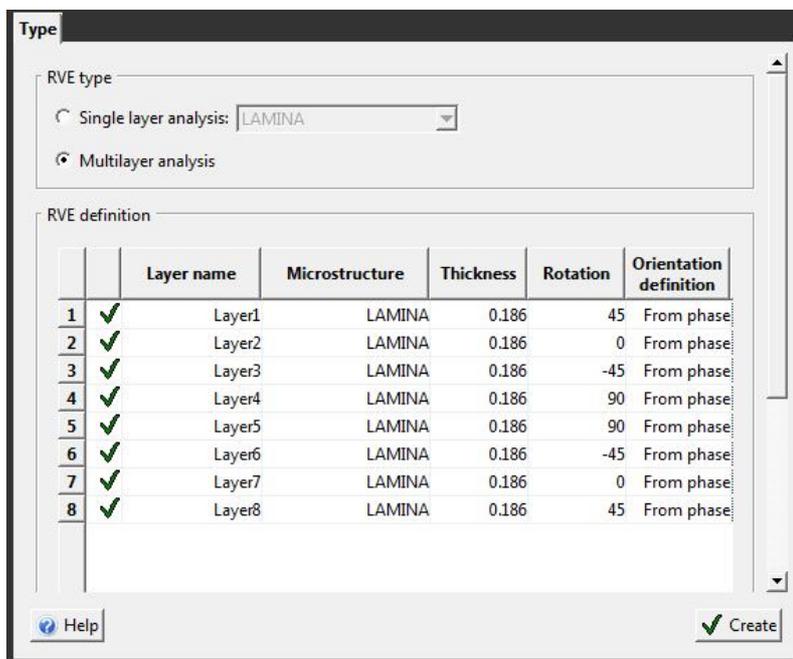


Figura 5-20: Definizione RVE Multilayer con modulo Digimat-MF

In questo caso l'analisi ci porta al risultato di Figura 5-21 dove è possibile notare come la pendenza della curva si è notevolmente ridotta rispetto a quella della lamina (curva verde di Figura 5-19).

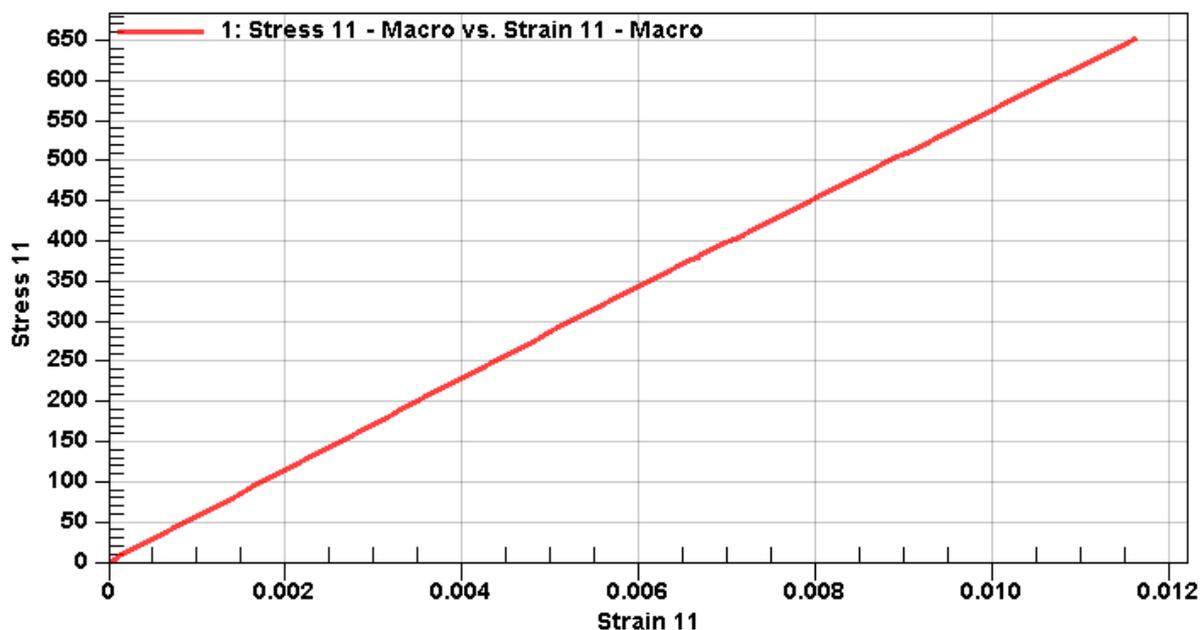


Figura 5-21: Curva Stress-Strain del laminato [45/0/-45/90]_s

L'analisi fornisce anche la compliance e stiffness matrix del laminato, dalle quale è possibile calcolare, nel caso di materiale ortotropo, le costanti ingegneristiche del laminato, infatti sappiamo [Ref. 11] che le costanti ingegneristiche possono essere calcolate a partire dai termini della matrice S (Equazione 5-1).

$$[S_{ij}] = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_{11}} & -\frac{\nu_{12}}{E_{22}} & -\frac{\nu_{31}}{E_{33}} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{21}}{E_{22}} & \frac{1}{E_{22}} & -\frac{\nu_{32}}{E_{33}} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{13}}{E_{33}} & -\frac{\nu_{23}}{E_{22}} & \frac{1}{E_{33}} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{23}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{31}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{bmatrix} \quad \text{(Equazione 5-1)}$$

Nel nostro caso il software ci fornisce la seguente compliance matrix:

Compliance matrix						
	11	22	33	12	23	13
11	1.7458E-005	-5.543E-006	-4.4203E-006	5.7023E-022	3.465E-021	-1.6089E-020
22	-5.543E-006	1.7458E-005	-4.4203E-006	-1.7961E-021	-1.0804E-020	-1.6297E-021
33	-4.4203E-006	-4.4203E-006	0.000101	4.5561E-022	2.1552E-021	5.203E-021
12	5.7023E-022	-1.7961E-021	4.5561E-022	4.6001E-005	-2.0314E-020	-1.3452E-022
23	3.465E-021	-1.0804E-020	2.1552E-021	-2.0314E-020	0.00028124	-9.213E-022
13	-1.6089E-020	-1.6297E-021	5.203E-021	-1.3452E-022	-9.213E-022	0.00028124

Figura 5-22: Compliance matrix per il laminato [45/0/-45/90]_s

Dalla Equazione 5-1 si può ricavare, per esempio, il modulo di Young longitudinale, trasversale e il modulo a taglio nel piano del laminato come:

$$E_{xx} = E_{yy} = \frac{1}{S_{11}} = \frac{1}{S_{22}} = \frac{1}{1.7458e - 005} = 57280 \text{ MPa}$$

$$G_{xy} = \frac{1}{S_{12}} = \frac{1}{4.6001e - 005} = 21738 \text{ MPa}$$

Utilizzando la Teorica Classica della Laminazione (CLT) si ottiene:

$$E_{xx} = E_{yy} = 56695 \text{ MPa}$$

$$G_{xy} = 21257 \text{ MPa}$$

Le percentuali di errore sono riportate in Tabella 5-3:

Quantità	Risultati Digimat-MF	Risultati CLT	% Errore
E _{xx}	57280	56695	1.021
G _{xy}	21738	21257	2.21

Tabella 5-3: Errore percentuale proprietà ingegneristiche Digimat-MF vs CLT

Come è possibile notare il software calcola le proprietà ingegneristiche del laminato in accordo con la teorica classica della laminazione.

Digimat-FE è, invece, il modulo di omogeneizzazione di Digimat, basate su tecniche esplicite agli elementi finiti. Si tratta di uno strumento che permette di individuare, in modo accurato, il comportamento global/local non lineare di un materiale multifase usando un volume rappresentativo usando il FEA (Finite Element Analysis)

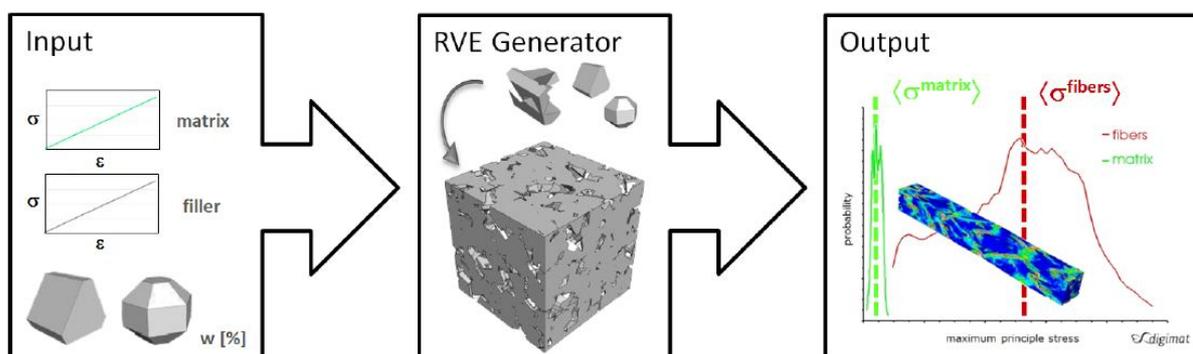


Figura 5-23: Digimat-FE workflow.

Digimat-FE viene utilizzato per generare un realistico elemento di volume rappresentativo (RVE) di una grande varietà di microstrutture di materiali (plastiche, gomme, metalli, grafite, ecc). Il modello risultante agli elementi finiti può essere analizzato utilizzando qualsiasi codice commerciale FEA (MSC.Nastran, MSC.Marc, Abaqus, Ansys, ecc..).

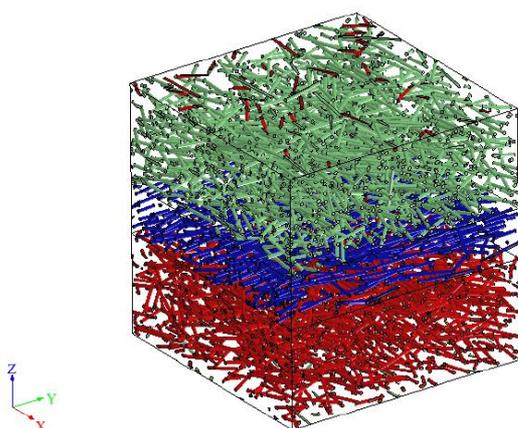


Figura 5-24: Geometria RVE

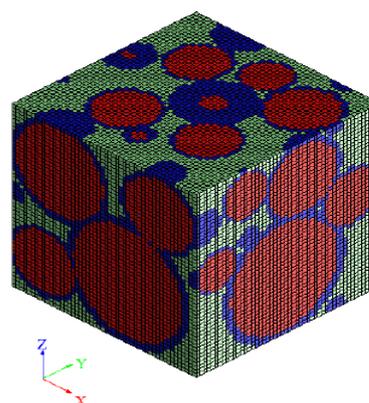


Figura 5-25: Mesh RVE

Si possono fare previsioni del comportamento costitutivo di materiali eterogenei e / o anisotropi come Polymer Matrix Composites (PMC), di gomma compositi a matrice (RMC), Metal Matrix Compositi (MMC) o anche nanocompositi.

Digimat-FE ha una vasta gamma di funzionalità che consentono una generazione estremamente facile di complesse morfologie di microstruttura che vengono accuratamente analizzate ad un costo di calcolo ragionevole. Di seguito viene riportato il calcolo del modulo elastico del materiale usato per l'esempio di omogeneizzazione con Digimat-MF (vedi Tabella 5-1).

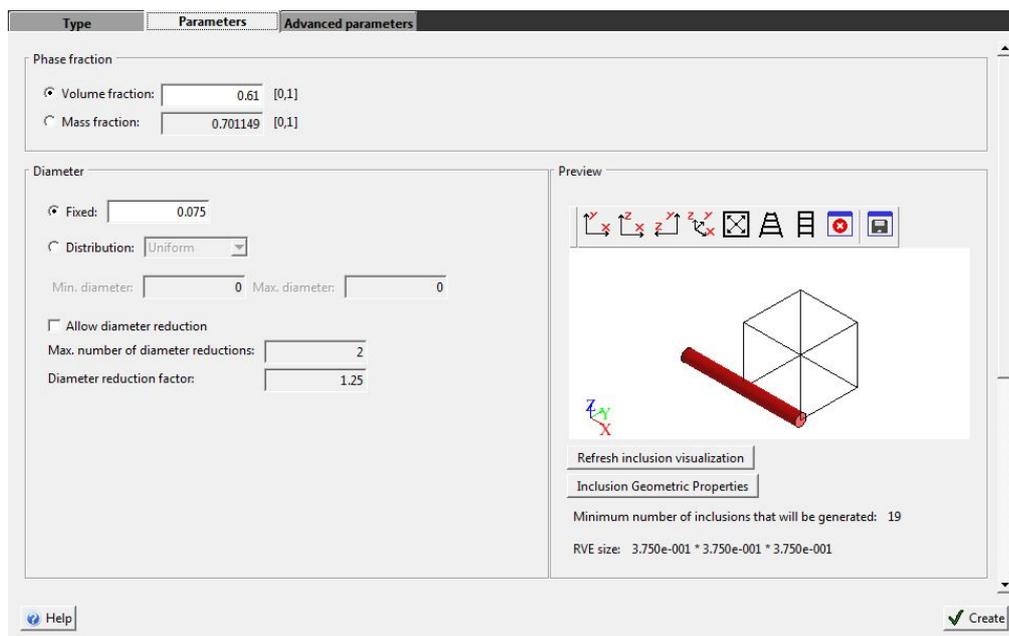


Figura 5-26: Definizione dei parametri geometrici della fase fibra per la generazione del modello geometrico

La Figura 5-26 mostra come è possibile definire, facilmente, la geometria della fase fibra. In questo caso viene considerato un diametro fisso della fibra pari a 0.075 mm che verrà usato per generare la geometria del RVE. In questo caso considereremo un volume elementare di riferimento avente forma cubica di lato 0.375 mm ed un “fiber volume fraction” di 0.61.

Il software permette la generazione della geometria mediante l’utilizzo di algoritmi che distribuiscono le fibre all’interno del RVE in modo “randomico” cercando di avvicinarsi quanto più è possibile all’ottenimento di un fiber volume fraction di 0.61.

Per l’esempio è stato scelto che la minima distanza tra le fibre deve essere pari al 0.005 del diametro della fibra stessa. Quello che si ottiene è mostrato nella Figura 5-27.

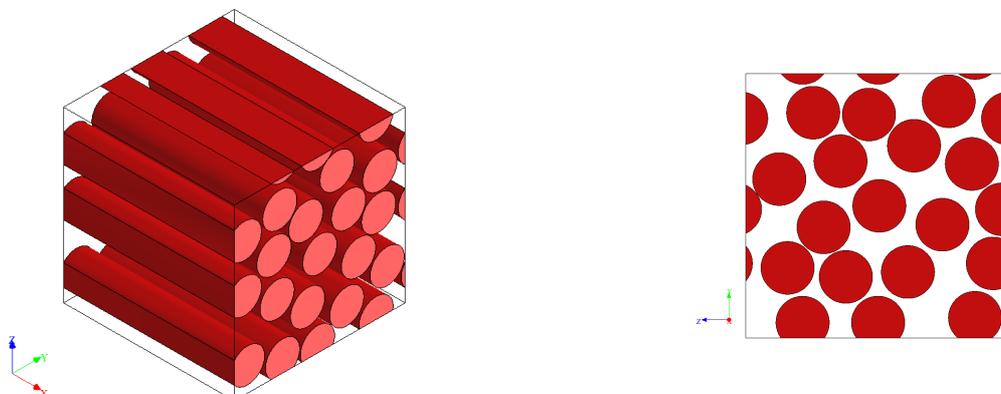


Figura 5-27: Vista isometrica e nel piano y-z della geometria RVE

In questo caso non è stato possibile raggiungere il valore di 0.61 per il fiber volume fraction, bensì di 0.597.

Il software riesce a costruire delle strutture che si ripetono periodicamente come è possibile vedere in Figura 5-28.

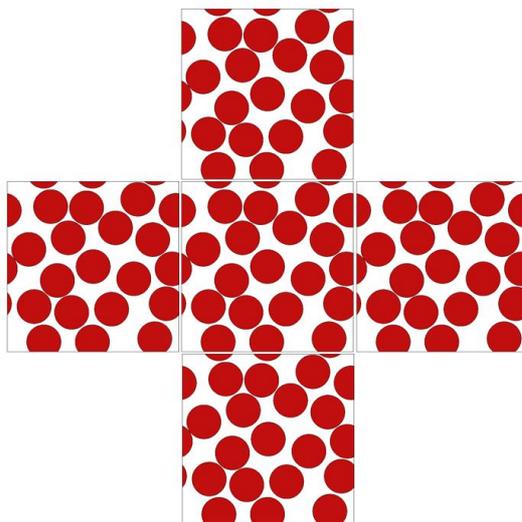


Figura 5-28: Struttura periodica del RVE

Dall'immagine si nota come il RVE è simmetrico in termini di piazzamento delle fibre parzialmente tagliate sui quattro lati della faccia.

A partire dalla geometria del RVE è stato costruito un modello agli elementi finiti usando elementi solidi 3D per simulare sia la matrice che la fibra. Sono state definite anche delle superfici di contatto tra fibra e matrice di tipo permanente (in questo caso non si vuole studiare la separazione tra le due fasi).

Sotto viene riportata l'immagine del modello FE che è stato generato.

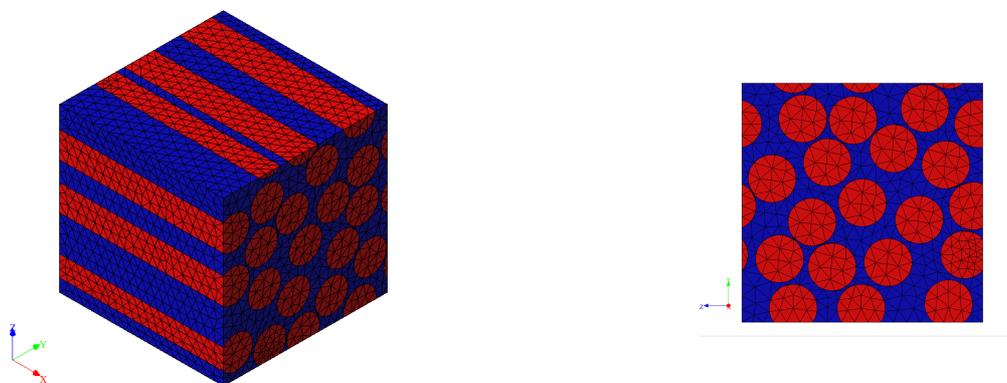


Figura 5-29: Vista isometrica e nel piano y-z della geometria RVE

E' possibile notare (vedi Figura 5-27) la perfetta corrispondenza con la geometri del RVE.

Il modello ha 58871 elementi e 104340 nodi divisi tra fase matrice e fase fibra come da tabella sotto riportata.

	Number of elements	Effective volume fraction (on mesh)	Effective volume fraction (on geometry)
FIBER	30380	0.595753	0.596903
MATRIX	28491	0.404247	0.403097

Tabella 5-4: Numero di elementi per RVE

Il volume di riferimento è stato bloccato su una faccia e caricato con uno strain, crescente da 0.00 a 0.03, sulla faccia opposta (lungo la direzione delle fibre, asse -x)

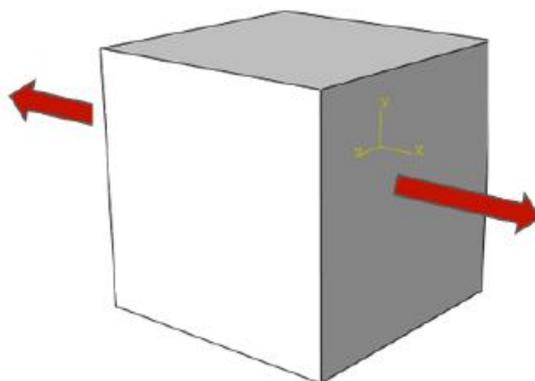


Figura 5-30: Direzione caricamento del RVE

Il solutore per l'analisi è stato MSC.Marc ed è stata lanciata una analisi non lineare, considerato che il materiale della matrice ha un comportamento non lineare (vedi Figura 5-11).

timing information:	wall time	cpu time
total time for input:	6.68	6.68
total time for stiffness assembly:	27.85	27.61
total time for stress recovery:	16.83	16.80
total time for matrix solution:	164.06	162.49
total time for contact:	5.12	5.12
total time for output:	26.44	26.32
total time for miscellaneous:	5.73	3.99
total time:	252.71	249.01

Tabella 5-5: Informazioni sui tempi di analisi condotti con MSC.Marc

La Tabella 5-5 riporta i tempi necessari per la soluzione agli elementi finiti dell'analisi su un Laptop HP con processore Intel (R) Core(TM) i7-2620M CPU @2.70GHz e una RAM da 8.00GB.

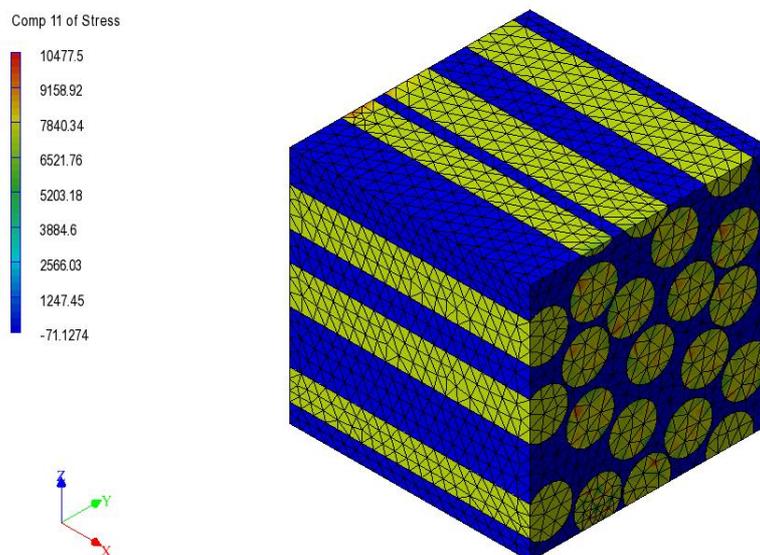


Figura 5-31: Componente 11 degli stress

La Figura 5-31 riporta gli stress in direzione fibra del RVE per effetto di un strain in direzione x di 0.03.

Volendo calcolare in questo caso il modulo di Young E_{xx} occorre avere a disposizione le curve stress-strain in direzione x e ricavare indirettamente il modulo di elasticità.

Per poter far questo sono state riportate le tre curve stress-strain relative alla fibra, alla matrice e al RVE, cioè la lamina (vedi figura di seguito).

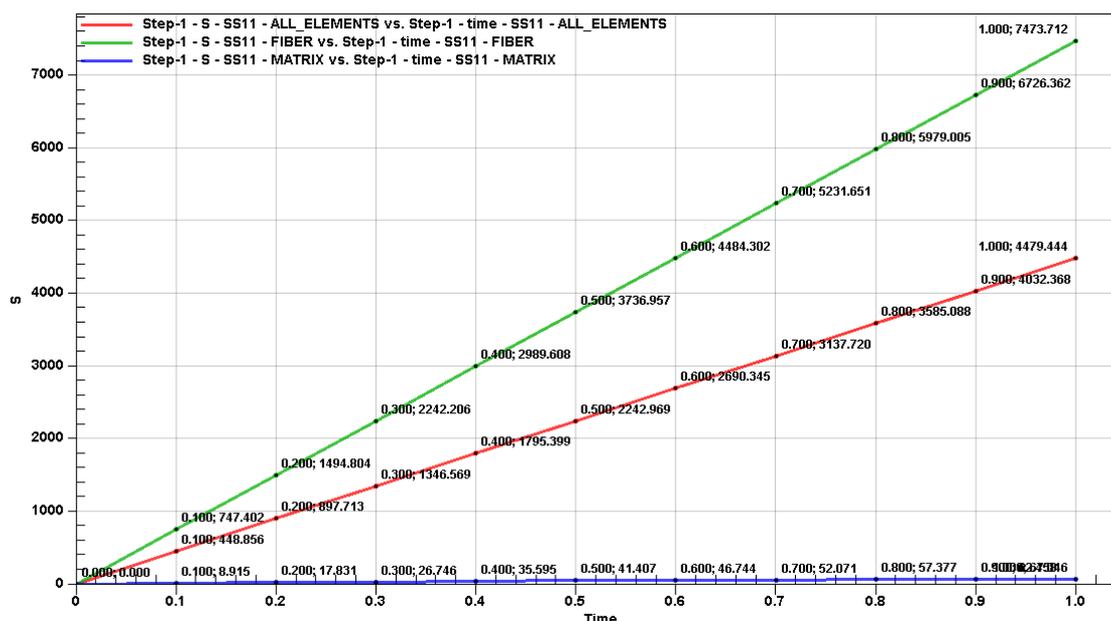


Figura 5-32: Curve stress-strain per la lamina, fibra e matrice

La Figura 5-32 riporta le curve stress-strain per la lamina base (curva rossa), la matrice (curva blu) e la fibra (curva verde) provenienti dal post-processing dei risultati dell'analisi agli elementi finiti.

Come è possibile vedere sull'asse delle ascisse viene riportato la variabile "time", questo perché è stato usato MSC.Marc come solutore. In questo caso time = 1.0 significa deformazione = 0.03.

Si ha: $E_{11}^{LAMINA} = \frac{4479.44}{0.03} = 149315 \text{ MPa}$ vicino a quanto ottenuto con il modulo Digimat-MF,

cioè $E_{11}=153630 \text{ MPa}$. Dobbiamo comunque ricordare che con l'analisi agli elementi finiti avevamo ottenuto un fiber volume fraction di 0.597, mentre l'analisi condotta con Digimat-MF aveva un fiber volume fraction di 0.61. Se rifacciamo l'omogeneizzazione con 0.597 otteniamo un $E_{11}=150420 \text{ MPa}$ molto vicino a quanto ricavato con il modello agli elementi finiti.

	Digimat-MF (FVF= 0.61)	Digimat-FE (FVF= 0.597)	Digimat-MF (FVF= 0.597)	Errore % Digimat-MF vs Digimat-FE
E_{11} (MPa)	153630	149315	150420	0.73

Tabella 5-6: Errore % Digimat-MF vs Digimat-FE

La Tabella 5-6 riporta l'errore percentuale tra l'analisi condotta con Digimat-MF e quella con Digimat-FE. È possibile notare come l'errore nei due casi sia minimo e che quindi per il proseguo del lavoro è stato scelto di usare i criteri di omogeneizzazione implicita presenti nel modulo MF.

5.4 La Progressive Failure Analysis

La rottura di una lamina raramente coincide con la rottura finale del laminato e in alcuni casi, proprio per l'esiguo carico da questa sopportato, non altera in modo apprezzabile le caratteristiche del laminato stesso. La rottura ultima della struttura è, in genere, determinata dalla propagazione e dall'accumulo di fratture locali all'aumentare del carico. Le previsioni di rottura richiedono, ovviamente, una comprensione approfondita dei modi di rottura e delle caratteristiche della sua propagazione. La rottura dei laminati compositi può essere determinata dalla rottura delle fibre, dalla frattura della matrice, da fenomeni di debonding o di delaminazione. Il modo di rottura è fortemente influenzato dal tipo e dall'entità del carico, dalla sequenza di impacchettamento delle lamine, dalla geometria dell'elemento strutturale. Essere in grado di prevedere l'innescò e la propagazione della frattura è essenziale per determinare le prestazioni della struttura e per sviluppare progetti che sfruttino al meglio i vantaggi offerti dai materiali compositi.

La progressive failure analysis (PFA) è una particolare metodologia sviluppata per predire la frattura di laminati in materiale composito sotto deformazioni geometricamente non lineari. La procedura è schematicamente illustrata di seguito.

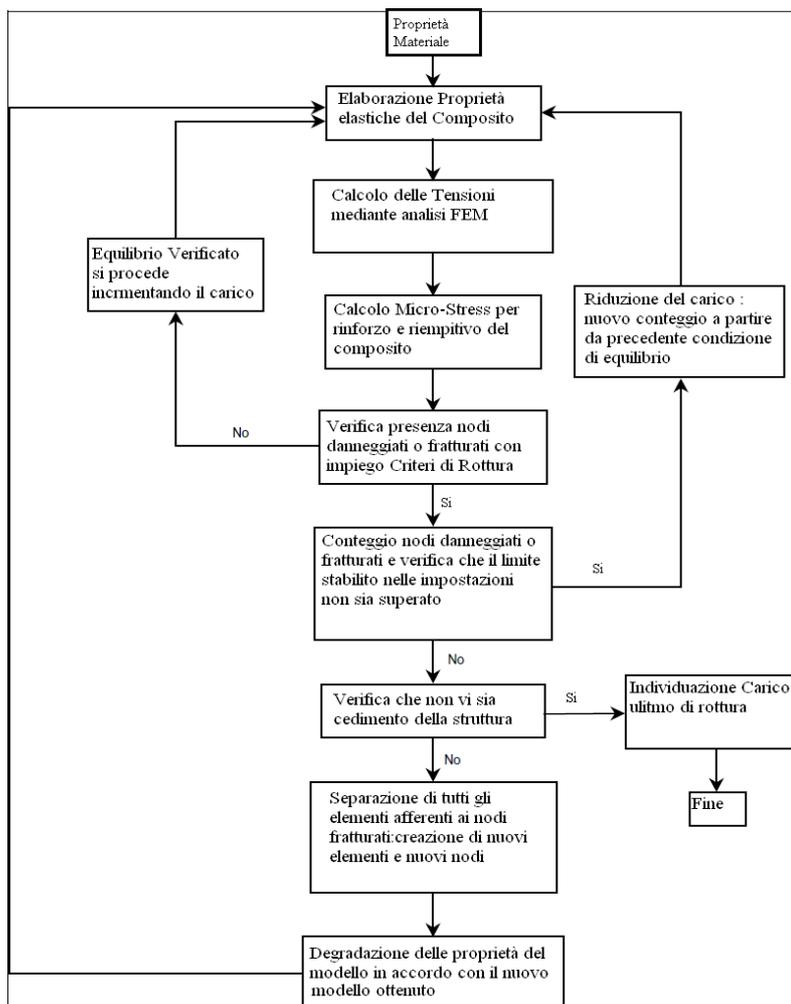


Figura 5-33: Procedura schematica algoritmo Progressive Failure Analysis

Ad ogni step di carico, assumendo fissate le proprietà del materiale, si esegue un'analisi sino a che non sia raggiunto uno stato di equilibrio e ottenuta una soluzione convergente. Dalla soluzione dell'analisi si determinano, quindi, gli sforzi in ogni lamina. Gli stress calcolati sono utilizzati, mediante un opportuno criterio di rottura, per determinare se si è verificata rottura in una lamina. Se non si verifica rottura, si provvede ad incrementare il carico di partenza. Se, invece, la rottura della lamina viene individuata, si provvede a modificare e degradare le proprietà del materiale in accordo con il particolare modo di rottura verificatosi.

Dal momento che la soluzione non lineare iniziale non corrisponde più ad uno stato di equilibrio, l'equilibrio della struttura deve essere ristabilito utilizzando le proprietà del materiale modificate dopo la rottura della lamina e mantenendo l'attuale livello di carico.

Il processo di calcolo delle soluzioni non lineari di equilibrio è, quindi, iterato aggiornando di volta in volta le proprietà del materiale sino a che si individua la rottura di una ulteriore lamina. A questo punto, si procede ad incrementare nuovamente il livello di carico sino a che non si verifichi la rottura catastrofica dell'intera struttura.

Di seguito vengono descritti brevemente i principi teorici applicati al concetto di progressive failure analysis.

Molti dei modelli di PFA proposti in letteratura si basano sul concetto del CDM (Continuum Damage Mechanics). Più che considerare come inizio del danno una propagazione di un singolo macro-crack del materiale, questo approccio si basa sull'influenza che ha il micro difetto sulle proprietà meccaniche del materiale. L'applicazione di questo approccio ai materiali composito è dovuto a Talreja (Ref. 16).

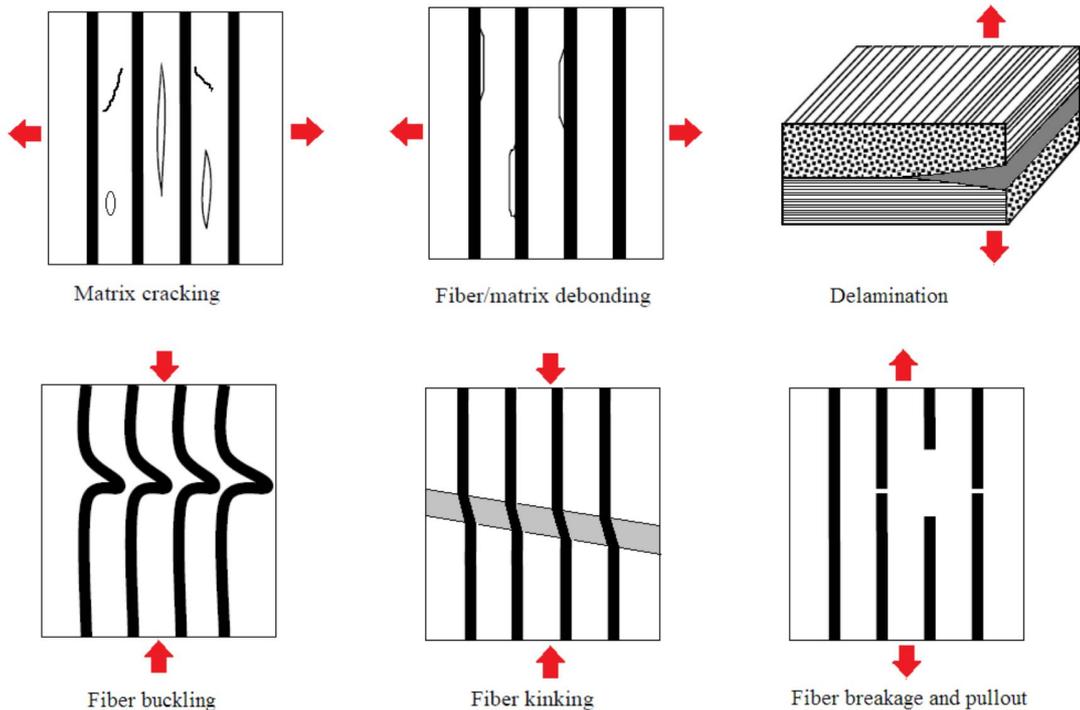


Figura 5-34: Descrizione dei tipici micro-difetti per lamina o laminati in materiale composito

Per laminati in materiale composito, i micro-difetti possono essere (vedi Figura 5-34):

- Micro-crack o micro-vuoti, che compaiono nella fase matrice, e influenzano principalmente la resistenza a trazione trasversale e il comportamento a taglio del materiale;
- “Fiber debonding” (scolamento tra le fibre e la matrice), che influenza principalmente la resistenza a trazione longitudinale e il comportamento trasversale;
- Micro-buckling e micro-inginocchiatura delle fibre, che influenza il comportamento longitudinale del materiale sotto carichi di compressione;
- Rottura delle fibre o sfilamento delle fibre, che influenza principalmente il comportamento longitudinale.

Per i laminati, le delaminazioni possono essere presenti tra le lamine e può significare una riduzione delle proprietà meccaniche nel piano e fuori piano.

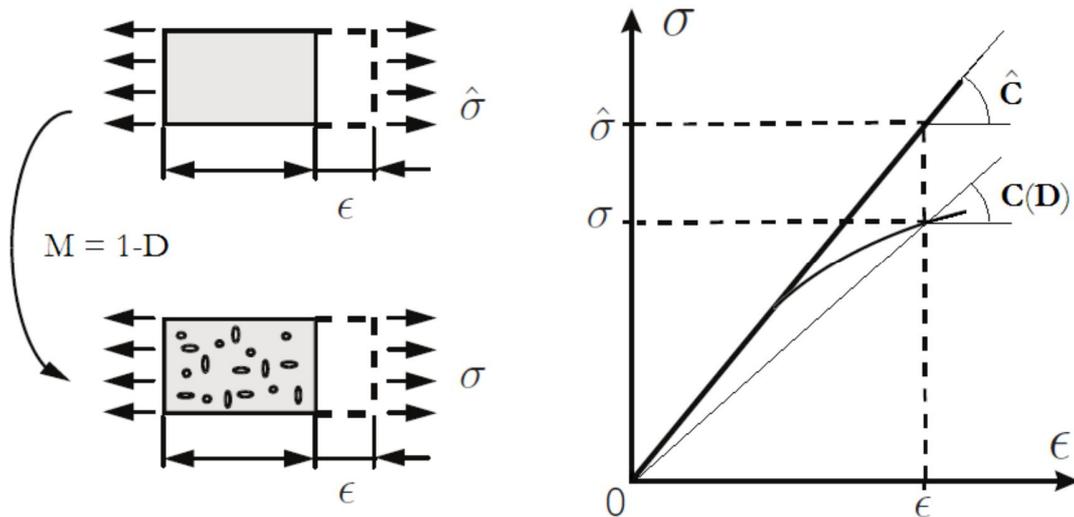


Figura 5-35: Illustrazione del concetto di stress effettivo e stress in presenza di danneggiamento

Considerando una striscia di materiale, la presenza di micro-difetti si traduce in una riduzione dello stress effettivo, così come è illustrato in Figura 5-35. Infatti, possiamo scrivere che:

$$\hat{\sigma} = \hat{C} \cdot \varepsilon \quad (\text{Equazione 5-2})$$

$$\sigma = C(D) \cdot \varepsilon \quad (\text{Equazione 5-3})$$

dove \hat{C} rappresenta il tensore di rigidità del materiale non danneggiato, mentre C è quello del materiale danneggiato. D rappresenta la lista delle variabili del materiale danneggiato.

Sfruttando il principio di equivalenza dello strain (la deformazione non viene influenzata dalla presenza del difetto) possiamo scrivere:

$$\sigma = (1 - D) \cdot \hat{\sigma} \quad (\text{Equazione 5-4})$$

La (Equazione 5-4) può essere espressa in termini di compliance matrix come segue:

$$\sigma = (S^{-1} : \hat{S}) \cdot \hat{\sigma} \quad (\text{Equazione 5-5})$$

In MSC.Digimat-MF sono considerate solo sei variabili di danneggiamento. La compliance matrix del materiale danneggiato viene calcolata nel suo sistema di riferimento ortotropo come:

$$S(D) = \begin{bmatrix} \frac{\hat{S}_{11}}{1-D_{11}} & \hat{S}_{12} & \hat{S}_{13} & 0 & 0 & 0 \\ & \frac{\hat{S}_{22}}{1-D_{22}} & \hat{S}_{23} & 0 & 0 & 0 \\ & & \frac{\hat{S}_{33}}{1-D_{33}} & 0 & 0 & 0 \\ & & & \frac{\hat{S}_{12}}{1-D_{12}} & 0 & 0 \\ & sym & & & \frac{\hat{S}_{23}}{1-D_{23}} & 0 \\ & & & & & \frac{\hat{S}_{13}}{1-D_{13}} \end{bmatrix} \quad \text{(Equazione 5-6)}$$

Come è possibile notare dalla (Equazione 5-6), il calcolo della compliance matrix del materiale danneggiato viene effettuato a partire da quella del materiale non danneggiato (\hat{S}) intervenendo solo sui termini della diagonale principale. Una importante conseguenza di questo è che il coefficiente di Poisson cambia quando siamo in presenza di un danneggiamento (in accordo con quanto osservato sperimentalmente), infatti:

$$\nu_{12} = -\frac{\varepsilon_{12}}{\varepsilon_{11}} = \frac{S_{12}}{S_{11}} = \frac{\hat{S}_{12}}{\hat{S}_{11}}(1-D_{11}) \neq \hat{\nu}_{12} \quad \text{(Equazione 5-7)}$$

Dalla Equazione 5-4 si può evincere che le variabili di danneggiamento possono assumere valori che vanno da 0 (materiale non danneggiato) a 1 (materiale completamente danneggiato). Occorre evidenziare per ottenere un comportamento meccanico del materiale realistico occorre avere $\dot{D} \geq 0$ cioè una volta danneggiato il materiale il danno continua a crescere.

Adesso bisogna definire quando il materiale, per effetto di un carico, si inizia a danneggiare. Le variabili di danneggiamento possono essere espresse in funzione del “failure indicator”, cioè del criterio di resistenza adottato per l’analisi. Possiamo scrivere:

$$D = \phi(f_i), \quad \text{with } \phi \in [0,1] \quad \text{and} \quad f_i = f_i(\hat{\sigma}) \quad \text{(Equazione 5-8)}$$

Nella il failure indicator è espresso in funzione dello stress effettivo e non quello apparente per due ragioni, la prima deriva da considerazioni fisiche: i micro-difetti creati quando il materiale si comincia a danneggiare non portano alcun carico, e pertanto non possono contribuire

all'accrescimento dei danni, la seconda ragione è che il failure indicator è anche utilizzato per monitorare l'evoluzione del danno, di conseguenza, utilizzare il tensore degli sforzi effettivo diventa indispensabile al fine di permettere che il danno aumenti, anche quando lo stress apparente diminuisce.

In Digimat-MF esistono diverse tipologie di failure indicator basati su diversi tipi di failure criteria:

- Maximum component (stress-based or strain-based);
- Tsai-Hill 2D & 3D & 3D transversely isotropic (stress-based or strain-based);
- Azzi-Tsai-Hill 2D;
- Tsai-Wu 2D (stress-based or strain-based) & 3D (stress-based only);
- Hashin 2D;
- Multi-components 2D model
- Hashin-Rotem 2D
- Hashin 3D
- User-defined model.

I failure indicator sono funzioni che confrontano combinazioni di stress (strain) con gli ammissibili del materiale (criteri di rottura). Sono scritti in forma adimensionale normalizzata in modo tale che un valore dell'indicatore minore di 1 indica una situazione sicura (non c'è danneggiamento). Si ha la failure del materiale non appena l'indicatore scelto raggiunge o supera il valore di 1.

Esempio, nel caso del failure indicator basato su Hashin 2D si hanno 6 parametri coinvolti e 4 variabili (failure indicator) in uscita.

Input:

1. Axial tensile strength, $X_t > 0$;
2. Axial compressive strength, $X_c > 0$;
3. In-plane tensile strength, $Y_t > 0$;
4. In-plane compressive strength, $Y_c > 0$;
5. Transverse shear strength, in the plane (1,2), $S > 0$;
6. In-plane shear strength, in the plane (2,3), $S_l > 0$.

Output:

1. Failure indicator in direzione 1, in caso di trazione:

$$f_A = \sqrt{F_A(\sigma)} \quad \text{with} \quad \begin{cases} F_A(\sigma) = \frac{\sigma_{11}^2}{X_t^2} + \frac{\sigma_{12}^2}{S^2} \text{ if } \sigma_{11} \geq 0 \\ 0 \text{ otherwise} \end{cases} \quad \text{(Equazione 5-9)}$$

2. Failure indicator in direzione 1, in caso di compressione:

$$f_B = \sqrt{F_B(\sigma)} \quad \text{with} \quad \begin{cases} F_B(\sigma) = -\frac{\sigma_{11}}{X_t} \text{ if } \sigma_{11} \leq 0 \\ 0 \text{ otherwise} \end{cases} \quad \text{(Equazione 5-10)}$$

3. Failure indicator in direzione 2, in caso di trazione:

$$f_C = \sqrt{F_C(\sigma)} \quad \text{with} \quad \begin{cases} F_C(\sigma) = \frac{\sigma_{22}^2}{Y_t^2} + \frac{\sigma_{12}^2}{S^2} \text{ if } \sigma_{22} \geq 0 \\ 0 \text{ otherwise} \end{cases} \quad \text{(Equazione 5-11)}$$

4. Failure indicator in direzione 2, in caso di compressione:

$$f_D = \sqrt{F_D(\sigma)} \quad \text{with} \quad \begin{cases} F_D(\sigma) = \frac{\sigma_{22}^2}{4S_l^2} + \frac{\sigma_{12}^2}{S^2} + \left[\left(\frac{Y_2}{2S_l} \right)^2 - 1 \right] \frac{\sigma_{22}}{Y_c} \text{ if } \sigma_{22} \leq 0 \\ 0 \text{ otherwise} \end{cases} \quad \text{(Equazione 5-12)}$$

La scelta del failure indicator (criterio di resistenza), identifica anche la scelta del modello di danneggiamento, cioè determina quali delle variabili di danneggiamento saranno prese in considerazione e come. Esistono diversi tipi di modelli di danneggiamento, attualmente Digimat-MF prevede i seguenti:

- General Anisotropic damage
- Multi-components 2D damage
- Matzenmiller 2D damage
- Matzenmiller 3D damage

Per esempio il modello di Matzenmiller 2D [Ref. 18, Ref. 19], principalmente utilizzato nel caso di materiali compositi a fibra lunga, richiede la definizione del failure indicator Hashin 2D (o Hashin-Rotem 2D) e le variabili di danneggiamento sono calcolate come:

1. Danno longitudinale (relativo alle fibre):

$$\begin{aligned} D_{11} &= \varphi_A(f_A) \text{ if } f_A \geq 0 \\ D_{11} &= \varphi_B(f_B) \text{ otherwise} \end{aligned} \quad \text{(Equazione 5-13)}$$

2. Danno trasversale (relativo alla matrice):

$$\begin{aligned} D_{22} &= \varphi_C(f_C) \text{ if } f_C \geq 0 \\ D_{22} &= \varphi_D(f_D) \text{ otherwise} \end{aligned} \quad \text{(Equazione 5-14)}$$

3. Danno da taglio nel piano (combinazione matrice e fibra):

$$D_{12} = -(1 - D_{11})x(1 - D_{22}) \quad \text{(Equazione 5-15)}$$

4. Le altre variabili di danneggiamento sono nulle:

$$D_{33} = D_{13} = D_{23} = 0 \quad \text{(Equazione 5-16)}$$

Quando si usa la progressive failure analysis occorre definire anche la legge di danneggiamento, cioè la legge che identifica, una volta iniziato il danno, come questo si evolve. Esistono diverse leggi di evoluzione del danno, in Digimat-MF sono implementate le seguenti :

- Instantaneous damage evolution law
- Power-law damage evolution law
- Exponential damage evolution law
- Linear softening damage evolution law

Tutte le variabili di danneggiamento sono calcolate con la stessa legge di evoluzione del danno, anche se possono essere riferite a failure indicator diversi, e devono rispettare le seguenti relazioni:

$$\begin{aligned} 0 \leq D < 1 & \quad (\text{soglia positiva del danno}) \\ \dot{D} \geq 0 & \quad (\text{danno irreversibile}) \end{aligned}$$

Legge di danneggiamento istantaneo richiede come input un failure indicator minimo, f_{\min} , e una valore della variabile di danneggiamento massimo, D_{\max} . La legge può essere espressa come segue:

$$\varphi(f) = \begin{cases} 0 & \text{if } f < f_{\min} \\ D_{\max} & \text{otherwise} \end{cases} \quad (\text{Equazione 5-17})$$

Questa legge corrisponde ad una rottura di tipo fragile, ma con un effetto anisotropo

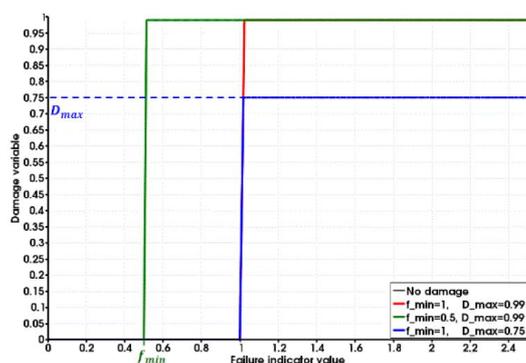


Figura 5-36: Variabile di danneggiamento vs failure indicator

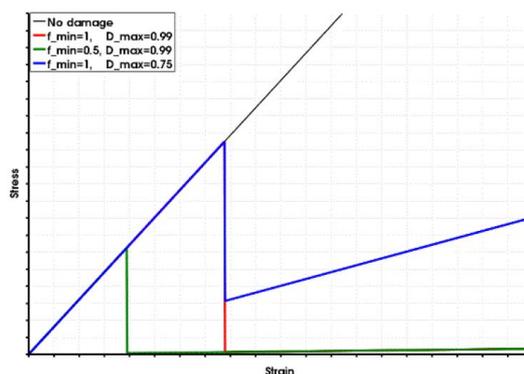


Figura 5-37: Stress vs Strain

Le Figura 5-36 e Figura 5-37 mostrano 3 casi di legge di danneggiamento istantaneo e relativa risposta stress-strain. Si può notare come nel caso di $f_{\min} = 1.0$ e $D_{\max} = 0.99$ (non si mette 1.0 per evitare problemi di convergenza) la legge di danneggiamento e la sua risposta sono rappresentate dalle curve rosse. Si nota (Figura 5-37) come al raggiungimento di $f_{\min} = 1.0$ la curva stress-strain subisce un istantaneo decadimento fino a raggiungere il valore nullo e poi risalire leggermente (solo perché $D_{\max} = 0.99$), cioè dopo la rottura il materiale non è in grado di portare più carico. Se guardiamo la curva blu con $f_{\min} = 1.0$ ma con una $D_{\max} = 0.75$ notiamo che dopo la failure la curva stress-strain sale con una pendenza di $E = \hat{E} \cdot (1 - D_{\max})$, cioè dopo la rottura il materiale è in grado di portare ancora del carico.

Un'altra legge di danneggiamento molto usata è la legge esponenziale. Questa richiede come input un failure indicator minimo, f_{\min} , α , β e un valore della variabile di danneggiamento massimo, D_{\max} . La legge può essere espressa come segue:

$$\varphi(f) = \begin{cases} 0 & \text{if } f < f_{\min} \\ D_{\max} \cdot \left(1 - \exp\left(-\frac{f^{\alpha \cdot \beta} - f_{\min}^{\alpha \cdot \beta}}{e \cdot \beta} \right) \right) & \text{otherwise} \end{cases} \quad (\text{Equazione 5-18})$$

Il tipico andamento della legge di danneggiamento esponenziale con conseguente risposta stress-strain è mostrato nelle Figura 5-38 e Figura 5-39. E' possibile notare che quando $f_{min} = 0.5$ (curva blu) la curva stress-strain comincia ad avere un andamento non lineare anticipato rispetto a quando $f_{min} = 1.0$.

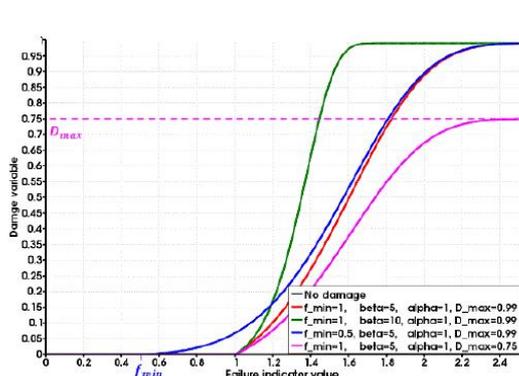


Figura 5-38: Variabile di danneggiamento vs failure indicator

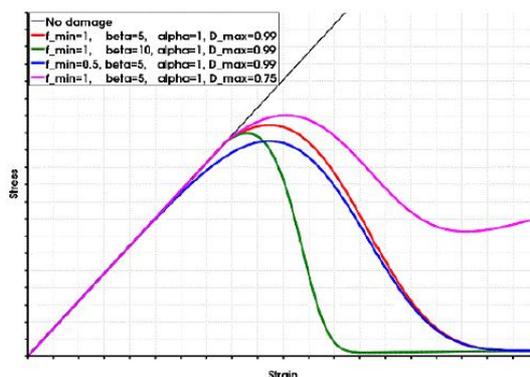


Figura 5-39: Stress vs Strain

Anche questo tipo di legge da la possibilità di avere una $D_{max} < 1$ (curva viola) e quindi avere un comportamento del materiale post danneggiamento ancora lineare (dopo un transitorio, ovviamente) ma con una pendenza più bassa rispetto al materiale non danneggiato.

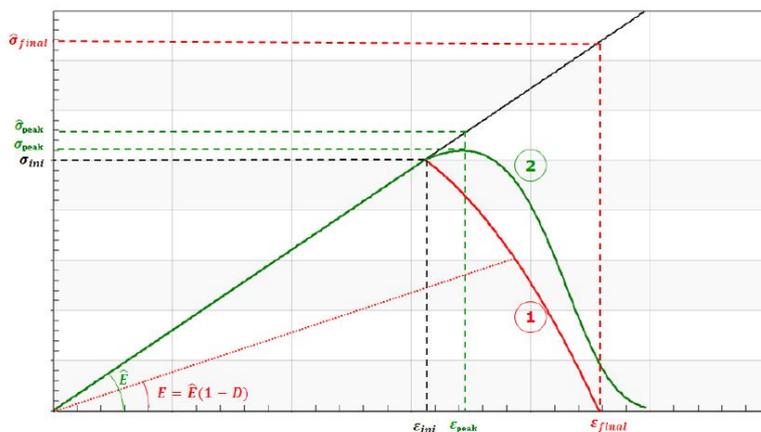


Figura 5-40: Tipica curva stress-strain per la parametrizzazione della progressive failure

La Figura 5-40 mostra alcuni particolari interessanti che permette l'uso della progressive failure analysis. Si nota (curva verde) come lo stress di picco, σ_{peak} , è maggiore dello stress di innesco danno σ_{ini} , risultando comunque più basso dello stress effettivo $\hat{\sigma}_{peak}$ che si avrebbe se non si considerasse un modello di danneggiamento (progressive failure).

5.5 Analisi di sensitività

L'analisi di sensitività si rende necessaria per predire l'influenza, in termini percentuali, delle proprietà meccaniche (rigidezze e strength) del composito ai potenziali meccanismi di rottura. Essa deve, inoltre, valutare il contributo e l'impatto sulle proprietà della lamina delle variazioni dei parametri di fabbricazione quali la frazione volumetrica di fibre, la frazione volumetrica di vuoti, l'architettura delle fibre e lo spessore della lamina.

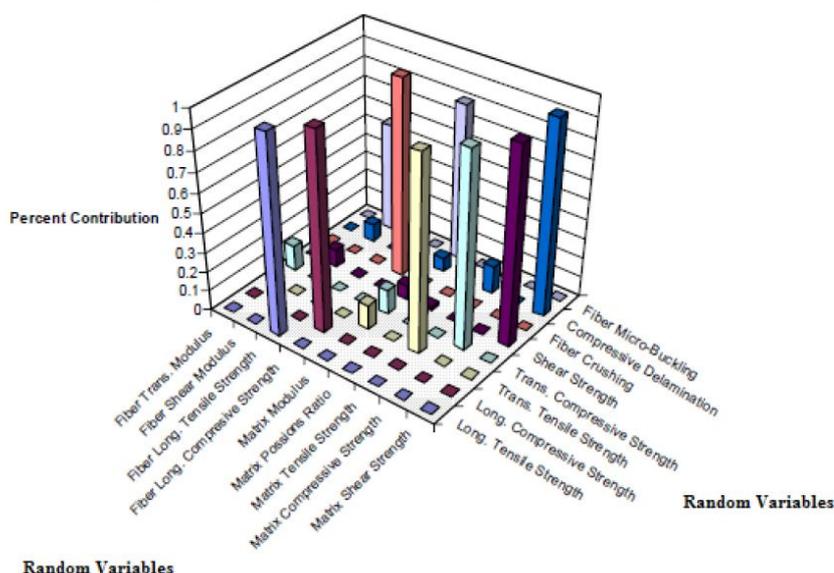


Figura 5-41: Analisi di sensitività delle proprietà di fibra e matrice sul comportamento strutturale della lamina

In Figura 5-41 è mostrata, come esempio, un'analisi probabilistica di sensitività ed in particolare, è mostrata l'influenza di ogni proprietà di fibra e matrice sul comportamento della lamina a temperatura ambiente (avendo scelto un coefficiente di variazione pari al 5% per ogni variabile). Banalmente, si nota come la resistenza a trazione della lamina (Long. Tensile Strength) sia influenzata soprattutto dalla resistenza a trazione delle fibre (Fiber Long Tensile Strength), così come la resistenza trasversale a compressione (Trans. Compressive Strength) sia influenzata soprattutto dalla resistenza a compressione della matrice (Matrix Compressive Strength) e poco dal modulo trasversale della fibra e matrice.

5.6 La Calibrazione

Quando un materiale è selezionato per un determinato progetto, le sue prestazioni devono essere definite conducendo test sperimentali su *coupon* soggetti a diverse condizioni di carico, in accordo con gli standard ASTM. I risultati sperimentali così ottenuti possono essere utilizzati a livello di simulazione virtuale dei test per calibrare le proprietà costituenti del materiale in esame.

Le analisi condotte facendo riferimento alle proprietà del materiale calibrate piuttosto che a quelle generiche, presenteranno un grado di affidabilità notevolmente migliore.

Lo sviluppo relativamente recente dei materiali compositi e la straordinaria varietà di soluzioni che essi garantiscono non permettono di disporre di un archivio di materiali cui far riferimento.

Inoltre, i processi di fabbricazione di lamine e laminati coinvolgono numerose variabili, spesso sconosciute, che influenzano ed alterano le caratteristiche del materiale. Allo stesso modo, le proprietà meccaniche determinate dal fornitore risultano, in genere, sovrastimate rispetto a quelle reali dei costituenti.

Tutto ciò spiega la necessità e l'importanza di una analisi di calibrazione.

L'obiettivo dell'analisi di calibrazione del materiale è di definire in modo accurato il comportamento del materiale mediante un processo di calcolo inverso in cui le proprietà di fibra e matrice sono determinate a partire dai dati ottenuti sperimentalmente a livello di laminato.

Il processo di calibrazione si articola nei seguenti passi:

- calcolo delle proprietà della lamina;
- confronto delle proprietà ottenute con i dati sperimentali;
- manipolazione, se necessaria, delle proprietà dei costituenti (fibra/matrice);
- reiterazione del processo sino a che le previsioni non uguagliano i dati sperimentali ;

Quindi, il processo di calibrazione è teso alla ricerca delle proprietà di fibra e matrice che diano risultati matematici delle proprietà della lamina, in accordo con i dati sperimentali. Questo processo non è una semplice azione di adattamento: per ogni proprietà della lamina, infatti, deve essere ricercata ed individuata la dipendenza dalle proprietà dei costituenti.

Partendo dalle proprietà di fibra e matrice note dalla letteratura, da un archivio o dal fornitore, si procede ad aggiornare tali proprietà secondo necessità (in genere +/- 20% del valore di partenza) in modo tale da derivare un set di proprietà, sia per la fibra che per la matrice, che riproducano i dati sperimentali ricavati da test ASTM.

Nella Tabella sottostante è fornita la lista completa delle proprietà di fibra e matrice che possono essere calibrate:

Lista delle proprietà di Fibra e Matrice che è possibile Calibrare per prove ASTM	
FIBRE	MATRICE
Modulo Elastico 11	Modulo Elastico
Modulo Elastico 22	Coefficiente di Poisson
Coefficiente di Poisson 12	Resistenza a Taglio
Coefficiente di Poisson 23	Resistenza a Trazione
Modulo Elastico di Taglio 12	Resistenza a Compressione
Modulo Elastico di Taglio 23	
Coefficiente di Espansione Termica 11	
Coefficiente di Espansione Termica 11	
Resistenza a Trazione 11	
Resistenza a Compressione 11	

Tabella 5-7: Lista delle proprietà di Fibra e Matrice che possono essere calibrate

In genere, i test ASTM raccomandati per la calibrazione del materiale si riferiscono a semplici prove un-notched su laminati unidirezionali. In particolare sono richieste (per ogni condizione ambientale):

- 5 prove a trazione longitudinale (secondo ASTM-D3039)
- 5 prove a trazione trasversale (secondo ASTM-D3039)
- 5 prove a compressione longitudinale (secondo ASTM-D695 o D3410)
- 5 prove a compressione trasversale (secondo ASTM-D695 o D3410)
- 5 prove a taglio nel piano (secondo ASTM-D3518)

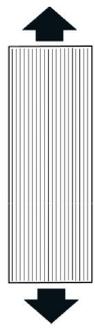
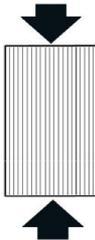
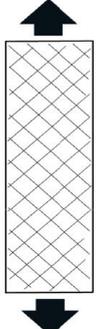
Longitudinal Tension	Longitudinal Compression	Transverse Tension	Transverse Compression	Shear
5 coupon	5 coupon	5 coupon	5 coupon	5 coupon
				
ASTM-D3039	ASTM-D695 o D3410	ASTM-3039	ASTM-D695 o D3410	ASTM-D3518

Figura 5-42: Test da effettuare per calibrare il materiale

Si osserva che la ripetizione delle prove si rende necessaria per individuare la natura probabilistica della risposta del materiale composito.

Di seguito viene riportato un esempio di calibrazione di materiale necessaria prima di eseguire il test virtuale.

Il materiale composito preso in esame è costituito da una resina epossidica (isotropo) con comportamento elastico rinforzata da fibre di carbonio continue (trasversalmente isotropo) con comportamento elastico. Il volume fraction delle fibre di carbonio è del 57.7 %.

Da sito web della Hexcel è possibile scaricare le proprietà delle fibre di carbonio (IM7), riportate in tabella:

Fiber Type	Number of filaments	Tensile strenght (MPa)	Tensile Modulus (GPa)	Strain (%)	Density (g/cm ³)
IM7	6000	5310	276	1.8	1.78

Tabella 5-8: Proprietà della fibra di carbonio IM7

Una tipica resina epossidica esibisce le seguenti proprietà meccaniche:

Density	1.301 (g/cm ³)
Tensile Strength	121 (MPa)
Tensile Modulus	4670 (MPa)

Tabella 5-9: Proprietà della resina epossidica

Da Ref. 12 possiamo ottenere le proprietà sperimentali della lamina come riportate in tabella:

Test	UNITS	Temp °C	CONDITION	IM7-8552
0° Tensile Strength	MPa	25	DRY	2724
90° Tensile Strength	MPa	25	DRY	111
0° Tensile Modulus	GPa	25	DRY	164
90° Tensile Modulus	GPa	25	DRY	12
0° Compression Strength	MPa	25	DRY	1690
0° Compression Modulus	GPa	25	DRY	150

Tabella 5-10: Proprietà sperimentali lamina base

A partire dalle proprietà della fibra e della matrice riportate nelle ed utilizzando il modulo di omogeneizzazione MF, come descritto nel capitolo 5.3, si ottengono le costanti ingegneristiche della lamina riportate in Tabella 5-11.

	Value
Axial Young's Modulus	161240
In-plane Young's Modulus	10992
In-plane Poisson ratio	0.4051
Transverse Poisson ratio	0.28848
In-plane shear modulus	3902
Transverse shear modulus	5517.3
Global density	1.577e-9

Tabella 5-11: Proprietà Calcolate Lamina Base

Confrontando i valori del modulo di Young calcolati e quelli sperimentali, in direzione fibra e matrice (vedi Tabella 5-10 e Tabella 5-11) si può notare una differenza valutabile in termini di errore come segue:

$$Err1 = \frac{161240 - 164000}{164000} \times 100 = -1.7\% \quad (\text{Errore sul modulo di Young in direzione fibra})$$

$$Err2 = \frac{10992 - 12000}{12000} \times 100 = -8.4\% \text{ (Errore sul modulo di Young in direzione trasversale)}$$

In questo caso si presenta la necessità di calibrare le proprietà della fibra e della matrice per fare in modo che le proprietà ingegneristiche del materiale calcolate si avvicinino il più possibile a quelle sperimentali. Nel nostro caso abbiamo la necessità di migliorare le proprietà del modulo di Young in direzione trasversale alle fibre (E_{22}) e questo è possibile farlo modificando solo la proprietà in-plane Young della fibra, portandola dall'attuale valore di 25000 MPa a 35000 MPa. La scelta di intervenire su un parametro piuttosto che su un altro nasce da un'analisi di sensitività che può essere condotta in modo preventivo, per evitare di andare a tentativi (vedi capitolo 5.5).

Ricalcolando le proprietà della lamina base otteniamo:

	Value
Axial Young's Modulus	161240
In-plane Young's Modulus	12107
In-plane Poisson ratio	0.42199
Transverse Poisson ratio	0.2878
In-plane shear modulus	4257
Transverse shear modulus	5517.3
Global density	1.577e-9

Tabella 5-12: Proprietà calcolate e calibrate della lamina base

Come è possibile notare il modulo assiale della lamina base non cambia, mentre è cambiato il modulo di elasticità trasversale, dando un errore, rispetto al dato sperimentale, di:

$$Err2 = \frac{12107 - 12000}{12000} \times 100 = +0.89\% \text{ (Errore sul modulo di Young in direz. trasversale).}$$

Fino ad ora è stato calibrato la rigidezza del materiale (moduli elastici della lamina base) a partire dai moduli di elasticità di fibra e matrice. Per eseguire correttamente il calcolo della rottura di un laminato, occorre calibrare anche le proprietà a strength della lamina base a partire dai dati sperimentali (vedi Figura 5-42). Per poter calibrare le proprietà a strength della fibra e matrice partiamo dai dati forniti dal fornitore del materiale, nel nostro caso l'Hexcel (vedi Tabella 5-8 e Tabella 5-9).

Occorre definire due "failure indicator", una per la matrice e l'altro per la fibra. Per la matrice useremo un criterio basato sullo strain principale, fissando come valori ammissibili di deformazione i seguenti valori:

$$\text{Maximum tensile strain} = 25900 \mu\text{strain} \quad \left[\varepsilon_{allow.} = \frac{121}{4670} = 0.0259 \right]$$

Useremo lo stesso valore per la compressione.

Per la fibra useremo un criterio basato sullo stress principale, fissando come valori ammissibile quello del fornitore di Tabella 5-8, Maximum Tensile Stress = 5310 MPa. Useremo lo stesso valore per la compressione. Così facendo otterremo quanto mostrato in Tabella 5-13.

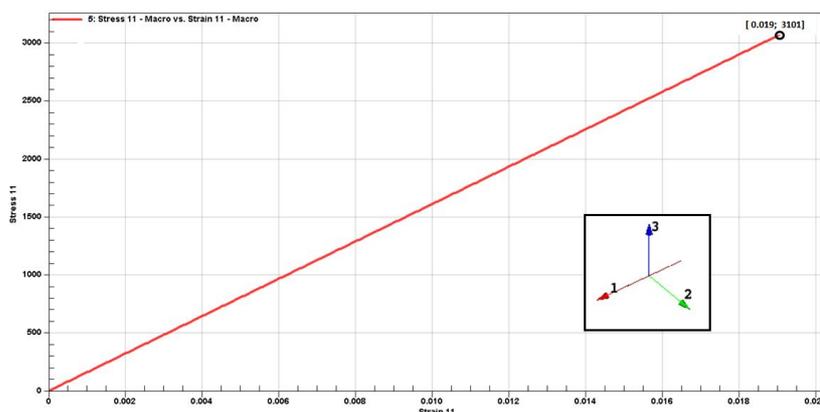


Figura 5-43: Rottura longitudinale simulate lamina base prima della calibrazione

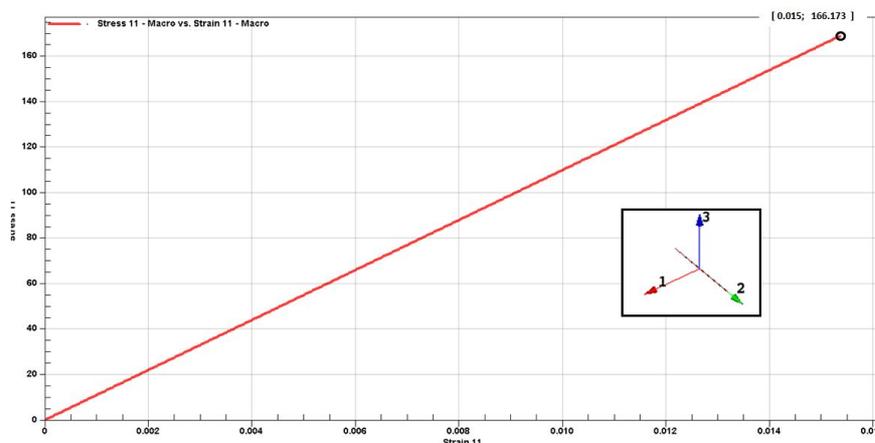


Figura 5-44: Rottura trasversale simulate lamina base prima della calibrazione

	Hexcel (MPa)	Digimat (MPa)	Errore
0° Tensile Strength	2724	3101	+13.8%
90° Tensile Strength	111	166	+49.5%

Tabella 5-13: Errore rottura della lamina base in trazione lungo le due direzioni prima della calibrazione

La Tabella 5-13 mostra come l'errore sulla rottura a trazione sia elevato partendo dai dati della Tabella 5-8, occorre quindi calibrare anche le proprietà a rottura di fibra e matrice.

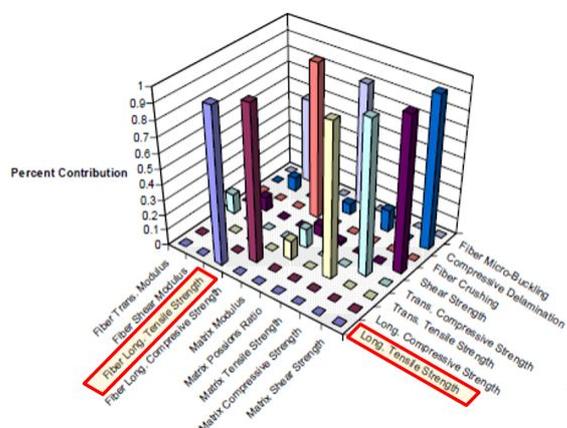


Figura 5-45: Parametro di influenza sulla resistenza longitudinale a trazione

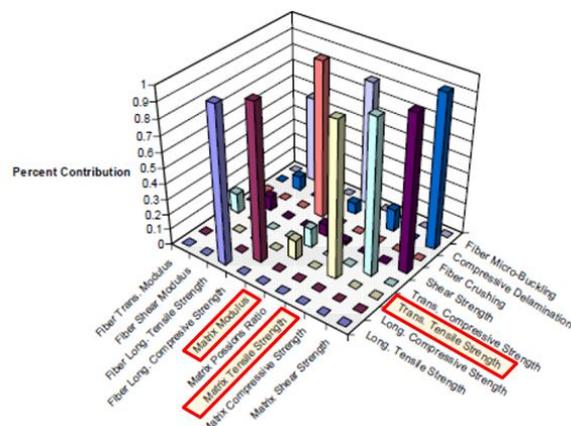


Figura 5-46: Parametro di influenza sulla resistenza trasversale a trazione

La Figura 5-45, risultato dell’analisi di sensitività condotta nel capitolo 5.5, mostra che l’unico parametro che influenza la resistenza a trazione longitudinale è la resistenza a trazione longitudinale della fibra. Considerato che il risultato della simulazione ha fornito un valore più alto, abatteremo il valore di rottura a trazione della fibra del rapporto $k_F = 2724/3101 = 0.88$, ottenendo:

$$\text{Fiber Maximum Tensile Stress} = 4673 \text{ MPa}$$

Dalla Figura 5-46 Si evince che ad influenzare la resistenza a trazione trasversale è la resistenza a trazione della matrice con un piccolo contributo del suo modulo. Si è deciso di intervenire sulla resistenza a trazione della matrice per evitare di alterare la rigidità del materiale già calibrata. Useremo un fattore di abbattimento $k_M = 111/166 = 0.67$, ottenendo:

$$\text{Matrix Maximum Tensile Strain} = 17300 \text{ } \mu\text{strain}$$

Con questi nuovi valori otteniamo quanto riportato in Tabella 5-14.

	Hexcel (MPa)	Digimat (MPa)	Errore
0° Tensile Strength	2724	2735	+0.40%
90° Tensile Strength	111	116	+4.5

Tabella 5-14: Errore rottura della lamina base in trazione lungo le due direzioni dopo la calibrazione

Da notare come dopo la calibrazione i risultati della simulazione si sono avvicinati ai dati sperimentali.

5.7 Simulare correttamente il processo di manufacturing dei coupon da destinare alla campagna ammissibili

Quando viene effettuata la campagna ammissibile di un materiale (vedi capitolo 3.3.3), occorre far in modo che il dato finale che verrà usato dall'analista tenga conto di tutta una serie di fattori che entrano in gioco durante la fase di manufacturing di un componente in materiale composito [Ref. 1].

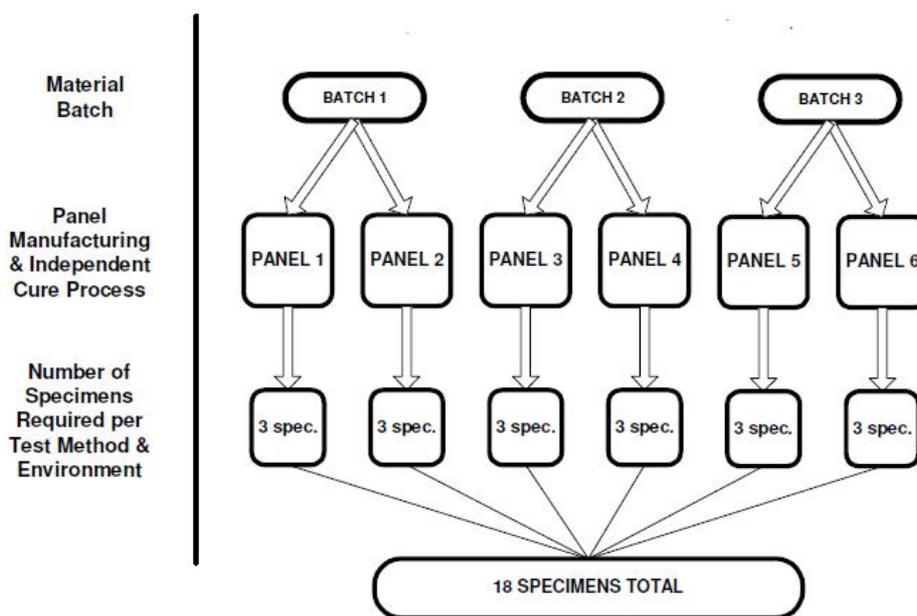


Figura 5-47: Schema di manufacturing dei coupon da destinare alla campagna ammissibili

Per questo motivo, come già spiegato precedentemente, non viene effettuata una sola prova ma, per avere un abbattimento statistico del dato, si effettuano un certo numero di test per tener conto dei diversi batch di materiale, per misurare l'affidabilità del processo di cura e il tooling usato. La Figura 5-47 mostra un tipico schema per la costruzione di coupon destinati alla campagna ammissibili. Lo schema viene ripetuto per tipo di test e environment.

Si parte dall'usare tre batch di materiale diverso per costruire, con ognuno di essi, due pannelli piani, in processi di cura indipendenti, per ottenere 3 coupon per ognuno dei pannelli. Con questa tecnica alla fine si avranno 18 coupon (numero minimo per garantire una abbattimento statistico del dato accettabile), 6 per ogni batch di materiale. Così facendo si tiene conto di tutta una serie di fattori che entrano in gioco, a partire dal materiale iniziale (matrice e fibra pre-impregnati), il processo di cura (che porterebbe ad avere più o meno presenza di resina), la macchina usata per stratificare i pannelli con relativo programma di controllo numerico e non meno importante il fattore umano in tutto il processo, ivi compreso il taglio, la rifilatura, il drilling (se necessario), la tabizzazione del coupon. Un altro importante fattore da tener in conto è l'esecuzione del test (esempio l'allineamento del provino con il piano di carico).

Se quanto rappresentato in Figura 5-47 viene tradotto anche per l'analisi virtuale alla fine avremo 18 analisi FEM dalle quali, post-processando i risultati, possiamo ottenere 18 dati (failure) ai quali si possono applicare tutte le tecniche descritte nel capitolo 4.3.3 per l'abbattimento statistico e l'ottenimento di ammissibili (esempio B-Basis value).

Per poter considerare tutti i fattori menzionati sopra anche nell'analisi virtuale, è stata considerata una legge di variazione dei parametri in gioco di tipo normale (legge di Gauss). La legge di distribuzione normale è una distribuzione di probabilità continua che è spesso usata come prima approssimazione per descrivere variabili casuali a valori reali che tendono a concentrarsi attorno a un singolo valor medio. La distribuzione normale è caratterizzata dalla seguente funzione di densità di probabilità:

$$f(x) = \frac{1}{\sigma\sqrt{2\pi}} e^{-\frac{(x-\mu)^2}{2\sigma^2}} \text{ con } x \in R \quad (\text{Equazione 5-19})$$

dove μ è il valore atteso (valore medio) e σ è la varianza (vedi (Equazione 4-3)). La variazione delle proprietà del materiale può dunque essere data con un parametro adimensionale, detto coefficiente di variazione (COV), definito come il rapporto tra la varianza e il valore medio:

$$COV = \frac{\sigma}{\mu} \times 100 \quad (\text{Equazione 5-20})$$

L'unico parametro che non segue la regola esposta sopra è l'allineamento delle fibre, considerato che ovviamente il valore medio è 0. In questo caso si può dare direttamente la varianza in gradi.

La Tabella 5-15 mostra il modello di variabilità dei parametri del materiale legata alle diverse partite di materiale, al processo di cura e al testing. Ovviamente nell'analisi possono essere coinvolti tutti quanti oppure se ne può escludere qualcuno.

		ACTIVE	VALUE	UNITS
Parametri legati ai batch di materiali	Matrix Tensile Young Modulus (COV)	X	3	%
	Matrix Compressive Young Modulus (COV)		0	%
	Matrix Tensile Strength (COV)	X	2.5	%
	Matrix Compressive Strength (COV)	X	1.2	%
	Fiber Tensile Young Modulus (COV)	X	3	%
	Fiber Compressive Young Modulus (COV)		0	%
	Fiber Tensile Strength (COV)	X	2.8	%
	Fiber Compressive Strength (COV)	X	3.3	%

Parametri legati al processo di cura e di stratificazione	Fiber Volume Fraction (COV)	X	3.0	%
	0° Fiber Alignment Error	X	0.5	Deg
	+45° Fiber Alignment Error	X	0.4	Deg
	-45° Fiber Alignment Error	X	0.5	Deg
	90° Fiber Alignment Error	X	0.5	Deg
Parametri legati alla del test	Fiber Alignment (Standard Deviation)	X	0.8	Deg

Tabella 5-15: Variabilità dei parametri coinvolti nell'analisi

Il primo blocco di parametri della Tabella 5-15 è legato alla qualità dei batch di produzione di materiale usato. Ovviamente quello che potrebbe fare variare la resistenza meccanica del manufatto finale sono tutte le proprietà a trazione e compressione della fibra e della matrice. In totale abbiamo 8 quantità che possono variare. Generalmente le proprietà a trazione sono più stabili (hanno una COV più bassa) di quelle a compressione, questo perché per la compressione intervengono fenomeni di micro buckling difficili da prevedere.

Per poter far variare randomicamente una quantità all'interno di un dato range {a;b} si usa il seguente semplice modello matematico:

$$r = (b - a) \cdot RND + a \quad (\text{Equazione 5-21})$$

dove: a = valore minimo;
b = valore massimo;
RND = funzione randomica.

$$Q_{\text{var}} = (r + 1) \cdot Q_{\text{base}} \quad (\text{Equazione 5-22})$$

dove: Q_{var} = quantità variata
 Q_{base} = quantità di partenza

Partendo dalle proprietà calibrate di fibra e matrice di un materiale composito costituito da una resina epossidica e fibre di carbonio (vedi Figura 5-48) ed utilizzando il modello randomico della (Equazione 5-22 ed il modello di variabilità della Tabella 5-15, si ottengono le proprietà meccaniche relative ai tre batch di materiale mostrate in Tabella 5-16.

MATRIX

	COMPRESSION	TENSION
Young Modulus:	511000	525500
Poisson's Ratio:	0.35	0.35
Tensile Strength:	6647	
Compressive Strength:	22409	

FIBER

	COMPRESSION	TENSION
Axial Young Modulus:	39664000	35766000
In-Plane Young Modulus:	3062500	2957400
Transverse Shear Modulus:	2629700	2358800
In-Plane Poisson's Ratio:	0.266	0.266
Transverse Poisson's Ratio:	0.333	0.333
Tensile Strength:	562100	
Compressive Strength:	393840	

Figura 5-48: Proprietà meccaniche calibrate di fibra e matrice

	BATCH #1 [PSI]	BATCH #2 [PSI]	BATCH #3 [PSI]
Matrix Tensile Young Modulus	515526	511348	499028
Matrix Compressive Young Modulus	528903	525748	522593
Matrix Tensile Strength	6585	6551	6517
Matrix Compressive Strength	22946	23521	21854
Fiber Tensile Young Modulus	39792712	39710286	40259896
Fiber Compressive Young Modulus	35324457	37372943	35844829
Fiber Tensile Strength	566942	551676	561179
Fiber Compressive Strength	407328	392503	388137

Tabella 5-16: Proprietà di fibra e matrice relative ai tre batch di materiale

Un altro importante parametro che entra in gioco durante il processo di manufacturing è il Fiber Volume Fraction che generalmente si aggira attorno a 0.58 (volume delle fibre rispetto al volume totale fibra + matrice della lamina base). E' facile intuire come valori elevati di questo parametro portino a valori più elevati di rigidità assiale della lamina base come mostrato precedentemente. Il Fiber Volume Fraction è un parametro che entra in gioco durante il processo di cura a causa di possibili variazioni di temperatura e pressione in autoclave. Questo è il motivo per il quale per ogni batch di materiale si costruiscono due pannelli in cicli separati. Alla fine si otterranno 6 pannelli ognuno dei quali può avere zone con un Fiber Volume Fraction diverso, infatti durante il processo di cura del pannello ci possono essere zone sottoposte a pressione deversa che causeranno zone più ricche di resina (risulteranno più spesse) e altre più povere di resina (risulteranno meno spesse), vedi Figura 5-49. Generalmente la COV associata a questo parametro è di 3.0% ÷ 5.0%.

Possiamo dire che c'è una proporzionalità inversa tra lo spessore finale della ply e il Fiber Volume Fraction espressa dalla (Equazione 5-23):

$$th_{NEW} = \frac{V.F. \cdot NOM}{V.F. \cdot NEW} \cdot th_{NOM} \quad (\text{Equazione 5-23})$$

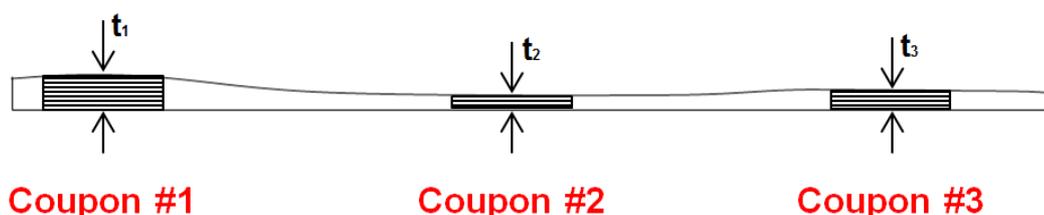


Figura 5-49: Variazione di spessore del coupon per il generico pannello

Considerando il fatto che ci stiamo occupando della lamina base, in questa fase non intervengono parametri legati all'orientazione delle lamine all'interno del laminato né allineamento del coupon rispetto all'asse di carico della macchina di test. La Tabella 5-17 riporta i valori del Fiber Volume Fraction per batch di materiale, pannello e coupon realizzato.

		BATCH #1					
Pannello		1			2		
V.F.	0.553	0.583	0.595	0.588	0.609	0.606	
		BATCH #2					
Pannello		3			4		
V.F.	0.573	0.597	0.567	0.558	0.554	0.567	
		BATCH #3					
Pannello		5			6		
V.F.	0.586	0.602	0.568	0.554	0.565	0.591	

Tabella 5-17: Valori del Fiber Volume Fraction per 18 coupon (V.F. COV = 5%)

A partire dalle proprietà delle Tabella 5-16 e Tabella 5-17 e utilizzando il modulo MSC.Digimat-MF si possono ottenere le sollecitazioni di rottura a trazione, a compressione (sia in direzione longitudinale che trasversale) e a taglio della lamina base.

Per poter ottenere le suddette sollecitazioni è necessario fare l'analisi cinque volte facendo attenzione ad utilizzare le proprietà correttamente, nel senso che se si stanno calcolando le proprietà di rottura a trazione si useranno le proprietà a trazione di fibra e matrice, e così via.

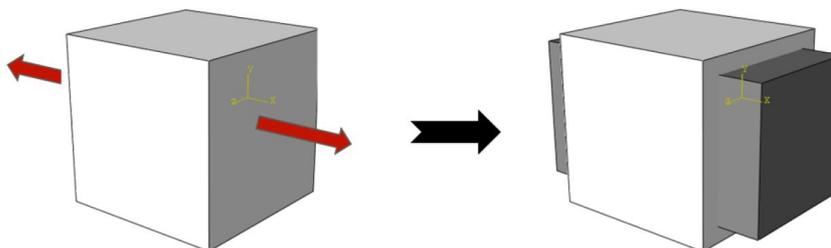


Figura 5-50: Caricamento uniaassiale lungo x (direzione fibra)

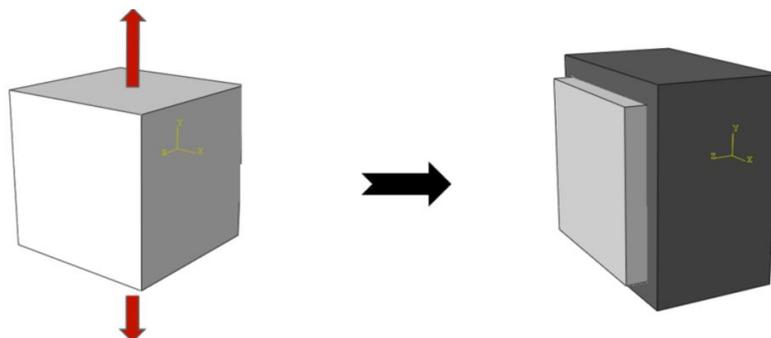


Figura 5-51: Caricamento uniaassiale lungo y (trasversale alla direzione fibra)

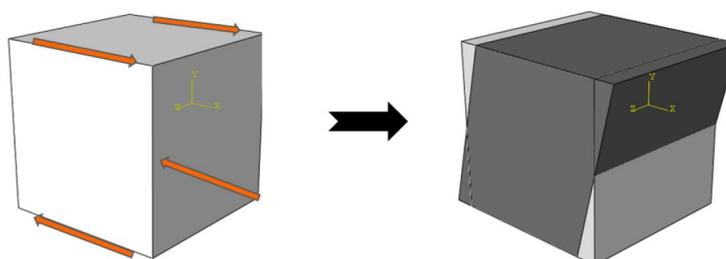


Figura 5-52: Caricamento a taglio

Le Figura 5-50, Figura 5-51 e Figura 5-52 mostrano la tipologia di caricamento da usare per ottenere le proprietà di rottura della lamina base da usare nella Progressive Failure Analysis per l'ottenimento degli ammissibili virtuali. Nel caso della compressione in direzione fibra e trasversalmente ad essa, si useranno gli schemi di Figura 5-50 e Figura 5-51 invertendo il carico. Così facendo si ottengono le sollecitazioni di rottura della lamina base pensata costruita a partire da un dato batch di materiale (Tabella 5-18).

	BATCH #1 [Psi]					
Lamina Tensile Strength (dir-11)	290480	305880	312040	308440	319220	317680
Lamina Tensile Strength (dir-22)	7908.7	7918.2	8073.7	7982.4	8064.7	8024.9
Lamina Compressive Strength (dir-11)	-222340	-234080	-238780	-236040	-244260	-243090
Lamina Compressive Strength (dir-22)	-26395	-26700	-26630	-26720	-26836	-26708
Lamina Shear Strength (dir-12)	9830.5	9999.1	10102	10027	10163	10092

	BATCH #2 [Psi]					
Lamina Tensile Strength (dir-11)	299550	311820	296490	291890	289840	296490
Lamina Tensile Strength (dir-22)	7975.6	8098.1	8083.4	7969.1	7919.1	8083.4
Lamina Compressive Strength (dir-11)	-230650	-240070	-228300	-224760	-223200	-228300
Lamina Compressive Strength (dir-22)	-26579	-26623	-26519	-26339	-26361	-26519
Lamina Shear Strength (dir-12)	9964.7	10171	9997.7	9880.5	9874.2	9997.7
	BATCH #3 [Psi]					
Lamina Tensile Strength (dir-11)	302270	310350	293190	286130	291680	304800
Lamina Tensile Strength (dir-22)	7967.2	7982.7	7925.1	7932.1	7887.5	8032
Lamina Compressive Strength (dir-11)	-235600	-241870	-228540	-223050	-227370	-237560
Lamina Compressive Strength (dir-22)	-26853	-26954	-26667	-26463	-26544	-26873
Lamina Shear Strength (dir-12)	9994.8	10101	9928.5	9785.1	9861.9	10022

Tabella 5-18: Sollecitazioni di rottura della lamina base per i 3 batch di materiale

A questo punto si hanno a disposizione tutte le proprietà meccaniche della lamina base che tengono conto delle variabilità del batch di materiale e del processo di cura. Per poter completare l'operazione che ci porta a determinare il carico di rottura di 18 coupon si deve considerare il disallineamento del coupon rispetto all'asse di caricamento della macchina.

La deviazione dell'orientamento della lamina rispetto all'angolo di laminazione durante la fase di stratificazione può essere dovuta (Figura 5-53) ad un errore del programma a controllo numerico o ad un errore dell'operatore nel caso di hand layup (stratificazione manuale).

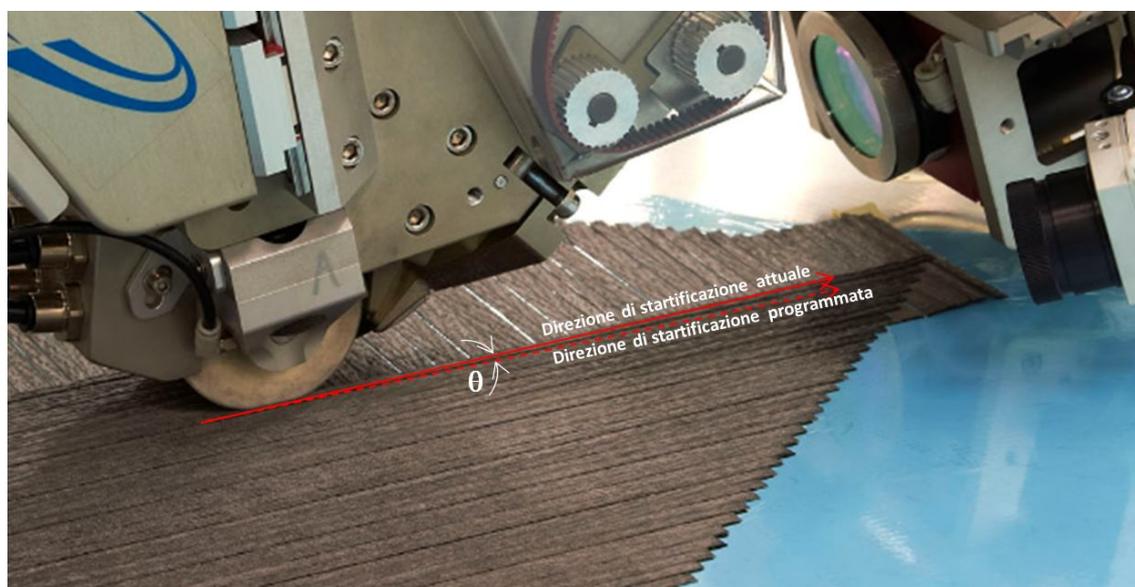


Figura 5-53: Deviazione dell'angolo di stratificazione

Generalmente questi sono errori che stanno nell'intorno di $0.5^\circ \div 0.7^\circ$, nel caso di stratificazione con Fiber Placement a controllo numerico, e nell'intorno di $0.8^\circ \div 1.0^\circ$, nel caso di stratificazione manuale.

Infine, il disallineamento del coupon rispetto all'asse di caricamento della macchina, può essere dovuto ad un non corretto posizionamento sulla macchina di caricamento da parte dell'operatore o un errore intrinseco della macchina, nel caso in cui la macchina non venga revisionata (condizione remota). Generalmente questi sono errori che stanno nell'intorno di $0.5^\circ \div 0.8^\circ$.

Per poter attuare quanto detto fino ad ora è stato implementato un codice in VB (Visual Basic) che permette di cambiare in modo randomico le variabili in gioco a partire dai valori dei coefficienti di variazione assegnati all'inizio in modo semplice e rapido (vedi capitolo 6).

6. Virtual Allowables Tool

Per poter far fronte ai molteplici parametri e condizioni da tener in conto durante la fase di sviluppo degli ammissibili per un materiale composito, si è reso necessario lo sviluppo di un tool di calcolo che avesse come obiettivo quello di automatizzare, il più possibile, tutto il processo descritto nel precedente capitolo (vedi capitolo 5).

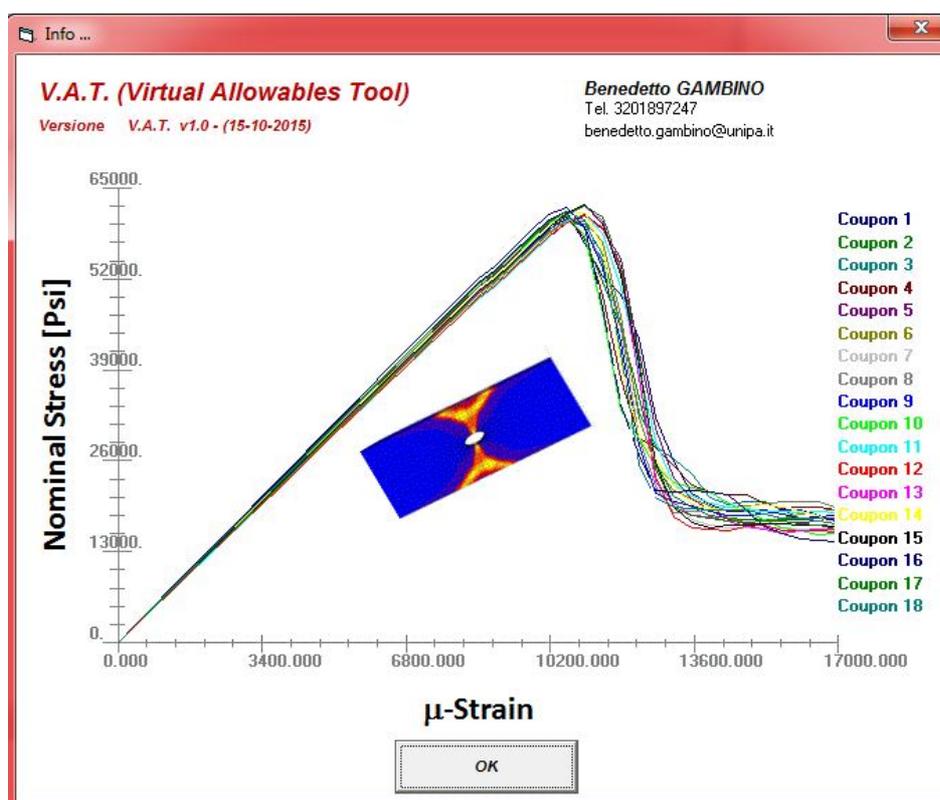


Figura 6-1: V.A.T. (Virtual Allowables Tool) info form

V.A.T (Virtual Allowable Tool) è una piattaforma integrata, sviluppata con la programmazione ad oggetti di Visual Basic, che consente la previsione facile ed efficiente di ammissibili virtuali di componenti in materiale composito. Essa unisce modellizzazione multiscala, Progressive Failure Analysis (PFA), analisi agli elementi finiti non lineari, metodi stocastici e post-elaborazione completamente automatizzata per la simulazione e la previsione della rottura di coupon in materiale composito. Segue una descrizione del tool e le sue principali capability.

6.1 FE Model Builder

Fin ad ora ci si è concentrati soprattutto sull'aspetto legato al materiale con cui i coupon vengono costruiti cercando di individuare tutti i parametri che influenzano la rottura finale dei coupon stessi. L'analisi virtuale viene effettuata utilizzando modelli agli elementi finito di tipo shell (elementi 2D) perché hanno mostrato un buon compromesso tra il risultato atteso e i tempi di

calcolo. Il solutore agli elementi finti usato è MSC.Nastran, ed in particolare la SOL400 che ben si adatta alle analisi associate a non linearità del materiale (vedi capitolo 5.2). In particolare sono stati usati gli elementi CQUAD4 di MSC.Nastran di cui in Figura 6-2 se ne riporta la scheda con la sua descrizione (Ref. 14).

CQUAD4

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
CQUAD4	EID	PID	G1	G2	G3	G4	THETA or MCID	ZOFFS	
			T1	T2	T3	T4			

Field	Contents
EID	Element identification number.
PID	Property identification number of a PSHELL or PCOMP/PCOMPG entry.
Gi	Grid point identification numbers of connection points.
THETA	Material property orientation angle in degrees.
MCID	Material coordinate system identification number.
ZOFFS	Offset from the surface of grid points to the element reference plane.
Ti	Membrane thickness of element at grid points G1 through G4.

Figura 6-2: CQUAD4 MSC.Nastran card

La proprietà associata all'elemento è la PCOMP, adatta nella simulazione di materiale composito (vedi Figura 6-3).

PCOMP

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
PCOMP	PID	Z0	NSM	SB	FT	TREF	GE	LAM	
	MID1	T1	THETA1	SOUT1	MID2	T2	THETA2	SOUT2	
	MID3	T3	THETA3	SOUT3	-etc.-				

Figura 6-3: PCOMP MSC.Nastran card

Quello che importante evidenziare nella scheda PCOMP è come sia semplice associare il materiale della i-esima lamina con lo spessore e l'orientazione della lamina stessa. Tutto questo verrà approfondito più avanti quando si spiegherà il funzionamento di V.A.T. La Figura 6-4 mostra un esempio di PCOMP card utilizzata per simulare il layup di un coupon a 16 ply. Tutto quello che viene anticipato con il carattere "\$" non viene letto dal solutore MSC.Nastran, quindi è possibile

inserire anche dei commenti. In questo caso vengono riportati lo spessore del coupon, il numero di lamine e il layup usato.

```
PCOMP 1
      1      0.00732 45.0  YES  1      0.00732 0.0  YES
      1      0.00732 -45.0 YES  1      0.00732 90.0  YES
      1      0.00732 45.0  YES  1      0.00732 0.0  YES
      1      0.00732 -45.0 YES  1      0.00732 90.0  YES
      1      0.00732 90.0  YES  1      0.00732 -45.0 YES
      1      0.00732 0.0  YES  1      0.00732 45.0  YES
      1      0.00732 90.0  YES  1      0.00732 -45.0 YES
      1      0.00732 0.0  YES  1      0.00732 45.0  YES
$LAMINATE_THICKNESS= 0.11712
$NUMBER_OF_PLIES= 16
$LAMINATE_LAYUP= [45/0/-45/90/45/0/-45/90/90/-45/0/45/90/-45/0/45]
```

Figura 6-4: Esempio di PCOMP MSC.Nastran card

Il modello agli elementi finiti viene vincolato usando la scheda SPC di Figura 6-5. Ad ogni nodo vincolato, Gi, viene inibita la traslazione e/o la rotazione con il campo Ci (Ci = 123456, significa che il nodo non può né traslare né “ruotare”).

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
SPC	SID	G1	C1	D1	G2	C2	D2		

Field	Contents
SID	Identification number of the single-point constraint set. (Integer > 0)
Gi	Grid or scalar point identification number. (Integer > 0)
Ci	Component number. See Remark 8. (0 ≤ Integer ≤ 6; up to six Unique Integers, 1 through 6, may be placed in the field with no embedded blanks. 0 or 1 applies to scalar points and 1 through 6 applies to grid points.)
Di	Value of enforced motion for components Gi at grid Ci. (Real; Default = 0.0)

Figura 6-5: MSC.Nastran SPC (Single-Point Constraint) card

Le macchine da laboratorio per il caricamento del coupon sono a controllo di spostamento, quindi per poter simulare correttamente la prova, viene usato uno spostamento indotto su tutti i punti di un'estremità del coupon virtuale (modello FEM) trasferito tramite un RBE2 (Rigid-Body Element).

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
RBE2	EID	GN	CM	GM1	GM2	GM3	GM4	GM5	
	GM6	GM7	GM8	-etc.-	ALPHA				

Field	Contents
EID	Element identification number. ($0 < \text{Integer} < 100,000,000$)
GN	Identification number of grid point to which all six independent degrees-of-freedom for the element are assigned. ($\text{Integer} > 0$)
CM	Component numbers of the dependent degrees-of-freedom in the global coordinate system at grid points GMi. (Integers 1 through 6 with no embedded blanks.) See Remark 12.
GMi	Grid point identification numbers at which dependent degrees-of-freedom are assigned. ($\text{Integer} > 0$)
ALPHA	Thermal expansion coefficient. See Remark 11. (Real or blank)

Figura 6-6: MSC.Nastran RBE2 (Rigid-Body Element) card

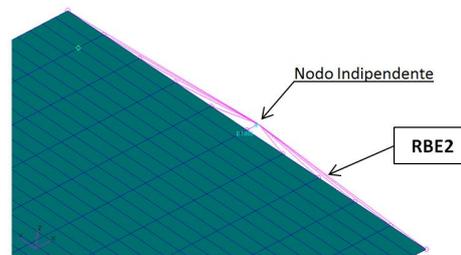


Figura 6-7: Esempio MSC.Nastran RBE2 element

La costruzione del modello agli elementi finiti viene effettuato in modo parametrico utilizzando il file .ses di MC.Patran (Ref. 15).

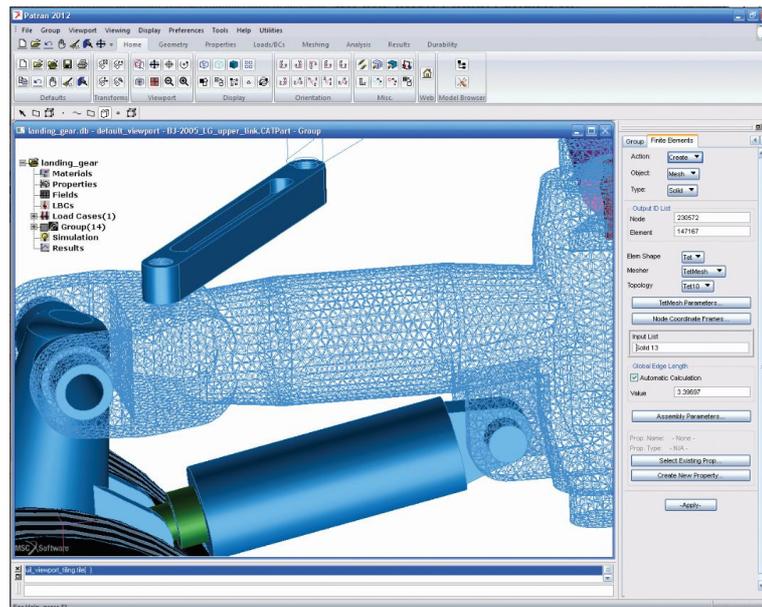


Figura 6-8: MSC.Patran Pre and Post Processor

Il .ses di MSC.Patran è un file dove vengono registrati tutti i comandi eseguiti nella costruzione di un modello agli elementi finiti. Utilizzando l'interfaccia di Figura 6-9, è possibile riscrivere il file .ses relativo al coupon che deve essere analizzato.

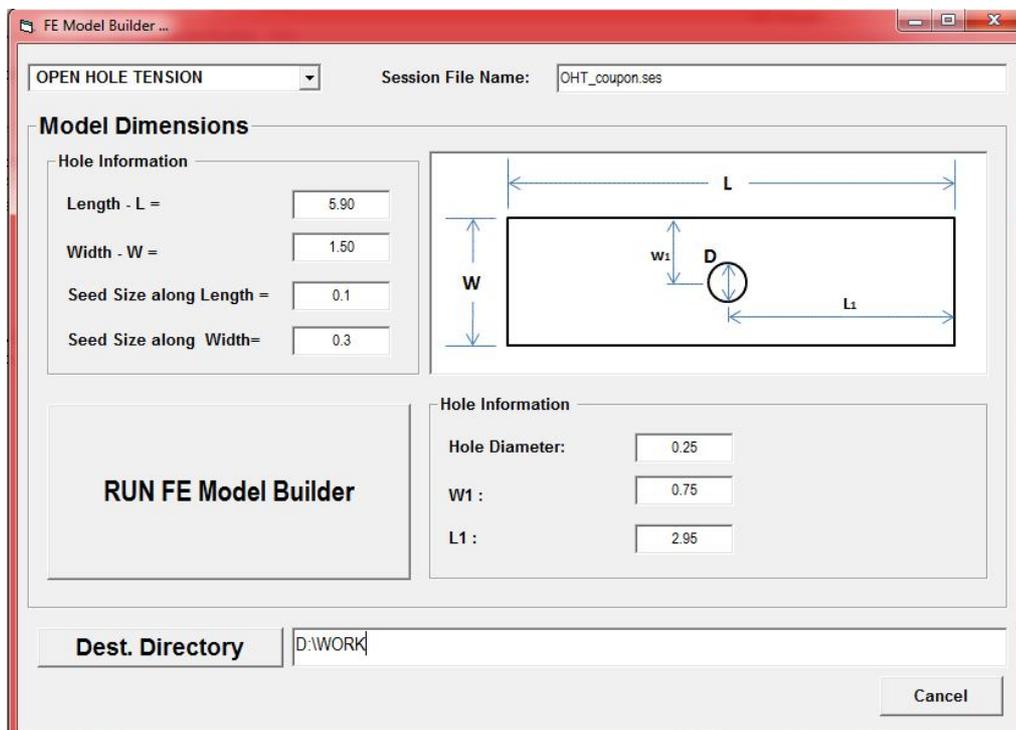


Figura 6-9: FE Model Builder

Il tool permette di selezionare il tipo di modello da generare (con i relativi vincoli e caricamento):

- UNT (Unnotched Tension)
- UNC (Unnotched Compression)
- OHT (Open Hole Tension)
- OHC (Open Hole Compression)

Si può impostare la lunghezza, la larghezza, il diametro e la posizione del foro (nel caso di OHT e OHC) del coupon e scegliere il numero di elementi tramite la scelta della dimensione del mesh seed lungo la lunghezza e la larghezza.

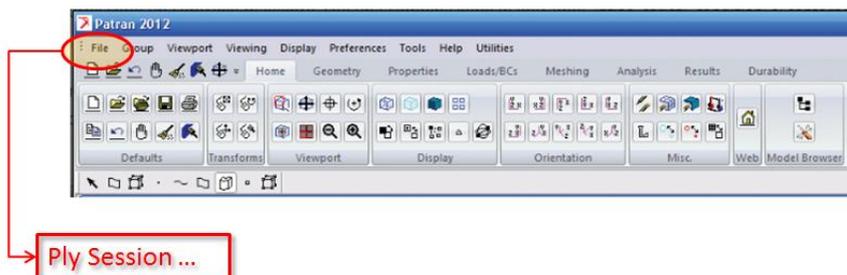


Figura 6-10: Esecuzione del session file da MSC.Patran

Una volta generato il file .ses relativo al modello del coupon che si vuole simulare, usando l'interfaccia di MSC.Patran, dal menu File si esegue la session creata (vedi Figura 6-10)

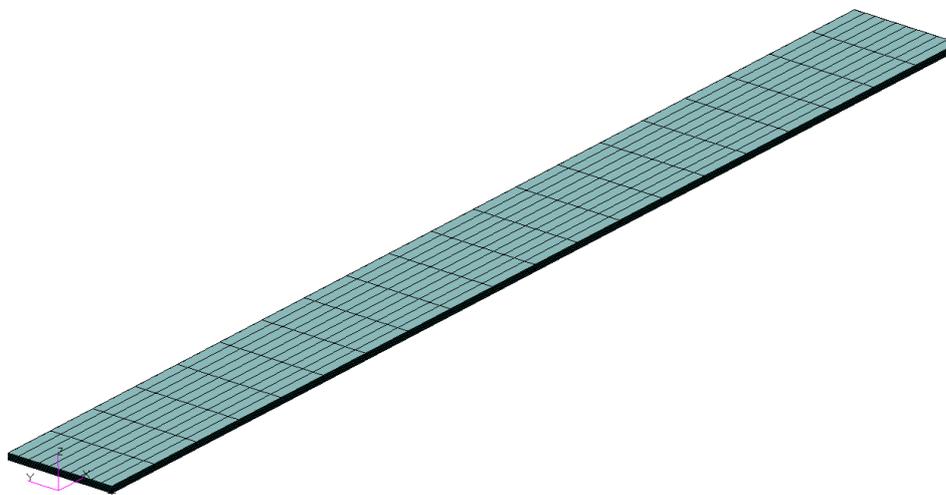


Figura 6-11: Esempio modello FEM per prova simulata UNT generato da FE Model Builder

6.2 Descrizione di V.A.T (Virtual Allowables Tool)

Il Virtual Allowables Tool si presenta con tre tab, ognuno dei quali svolge una determinata funzione:

- INPUT MATRIX AND FIBER PROPERTIES;
- LAYUP DEFINITION AND JOBS SUBMISSION;
- POST-PROCESSING.

I tab devono essere usati nella sequenza presentata in Figura 6-12, perché ognuno di essi svolge un'azione propedeutica all'altro.

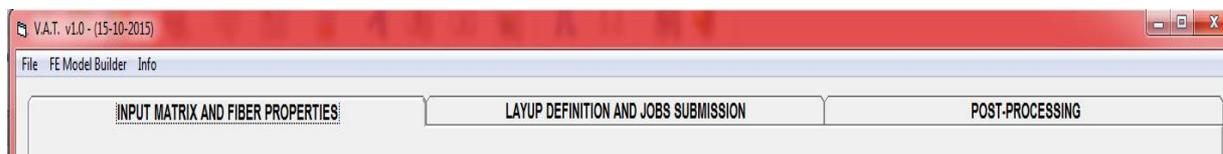


Figura 6-12: Tab di V.A.T.

6.2.1 Descrizione del tab “Input matrix and fiber properties”

Questo tab ha come obiettivo quello di elaborare e scrivere i 18 *.mat file necessari per l'esecuzione dell'analisi con la SOL 400 di MSC.Nastran attivando la progressive failure analysis descritta nel capitolo 5.4.

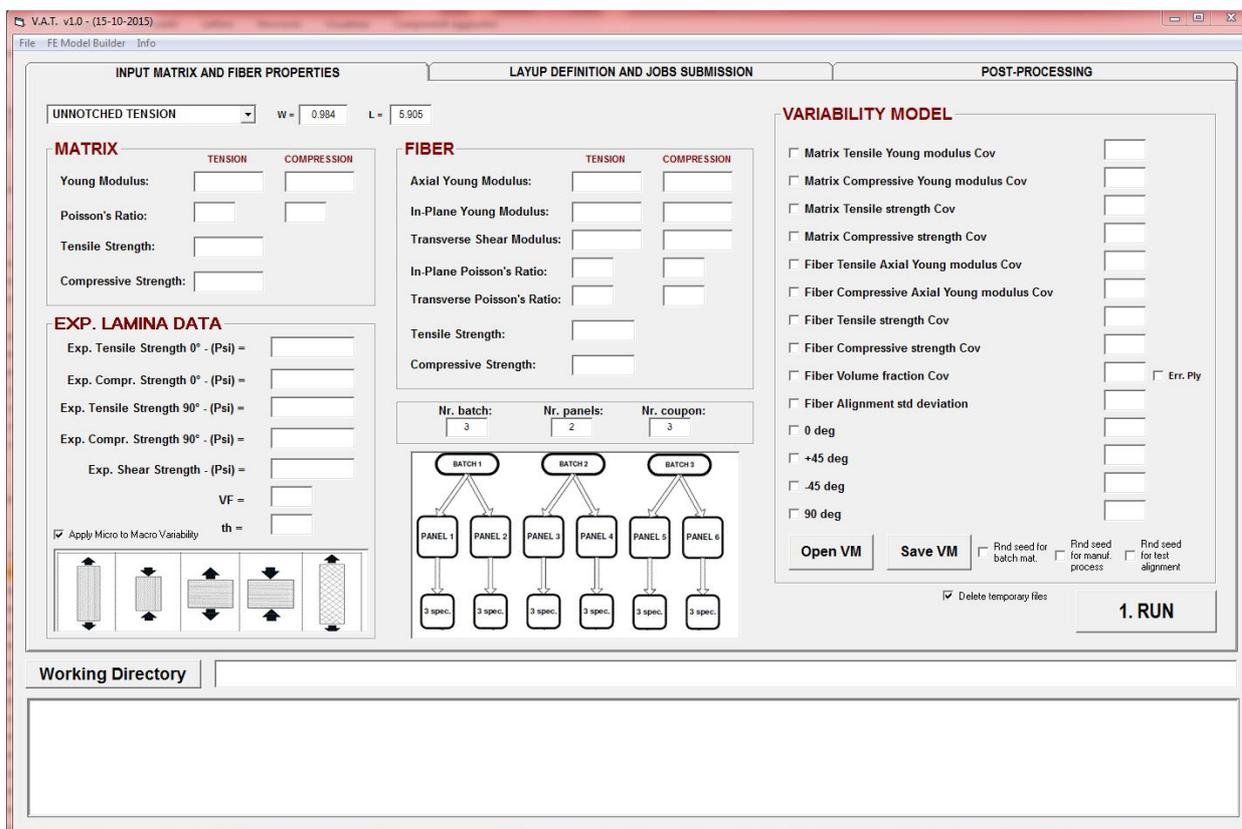


Figura 6-13: V.A.T. Tab Input matrix and fiber properties

Si parte dalle proprietà calibrate di fibra e matrice ottenute dalle cinque prove standard descritte nel capitolo 5.6 (Figura 5-42) e vengono inserite nell'apposito form (vedi Figura 6-14). Ovviamente si ha la possibilità di riempire tutte i campi di Figura 6-14 caricando un file di testo precedentemente salvato.

MATRIX	TENSION	COMPRESSION
Young Modulus:	<input type="text"/>	<input type="text"/>
Poisson's Ratio:	<input type="text"/>	<input type="text"/>
Tensile Strength:	<input type="text"/>	
Compressive Strength:		<input type="text"/>

FIBER	TENSION	COMPRESSION
Axial Young Modulus:	<input type="text"/>	<input type="text"/>
In-Plane Young Modulus:	<input type="text"/>	<input type="text"/>
Transverse Shear Modulus:	<input type="text"/>	<input type="text"/>
In-Plane Poisson's Ratio:	<input type="text"/>	<input type="text"/>
Transverse Poisson's Ratio:	<input type="text"/>	<input type="text"/>
Tensile Strength:	<input type="text"/>	
Compressive Strength:		<input type="text"/>

Figura 6-14: Input form per le proprietà di fibra e matrice

Si inseriscono i valori dei moduli a trazione, compressione, il coefficienti di poisson e le sigma di rottura a trazione e a compressione della matrice epossidica considerata isotropa. Vengono fornite le stesse quantità per la fibra. Avendo considerato un modello trasversalmente isotropo, si

dovranno inserire il modulo di Young trasversale e il modulo di taglio. Tutte queste proprietà sono quelle che riproducono esattamente le cinque prove sperimentali (calibrazione).

Figura 6-15: Input form per le proprietà sperimentali della lamina base

La Figura 6-15 mostra il form di input delle proprietà sperimentali della lamina proveniente dalle 5 tipologie di test descritte nel capitolo 5.6. Vengono, altresì, inseriti i valori del Fiber Volume Fraction (V.F.) e dello spessore nominale della lamina (th).

Quando il controllo “**Apply Micro to Macro Variability**” è “checked” il variability model applicato alla scala micro si traduce alla scala macro secondo quanto riportato nelle seguenti equazioni:

$$\sigma_{11_TENS}^{ACT} = \sigma_{11_TENS}^{EXP} \left[\frac{F_{TENS}^{ACT}}{F_{TENS}^{CALIB}} \cdot VF^{ACT} + \frac{M_{TENS}^{ACT}}{M_{TENS}^{CALIB}} \cdot (1 - VF^{ACT}) \right] \quad (\text{Equazione 6-1})$$

$$\sigma_{11_COMP}^{ACT} = \sigma_{11_COMP}^{EXP} \left[\frac{F_{COMP}^{ACT}}{F_{COMP}^{CALIB}} \cdot VF^{ACT} + \frac{M_{COMP}^{ACT}}{M_{COMP}^{CALIB}} \cdot (1 - VF^{ACT}) \right] \quad (\text{Equazione 6-2})$$

$$\sigma_{22_TENS}^{ACT} = \sigma_{22_TENS}^{EXP} \left[\frac{M_{TENS}^{ACT}}{M_{TENS}^{CALIB}} \right] \quad (\text{Equazione 6-3})$$

$$\sigma_{22_COMP}^{ACT} = \sigma_{22_TENS}^{EXP} \left[\frac{M_{COMP}^{ACT}}{M_{TENS}^{CALIB}} \right] \quad \text{(Equazione 6-4)}$$

- dove:
- F_{TENS}^{ACT} = actual fiber tensile strength;
 - F_{TENS}^{CALIB} = calibrated fiber tensile strength;
 - M_{TENS}^{ACT} = actual matrix tensile strength;
 - M_{TENS}^{CALIB} = calibrated matrix tensile strength;
 - F_{COMP}^{ACT} = actual fiber compressive strength;
 - F_{COMP}^{CALIB} = calibrated fiber compressive strength;
 - M_{COMP}^{ACT} = actual matrix compressive strength;
 - M_{COMP}^{CALIB} = calibrated matrix compressive strength;

Dalle (Equazione 6-1 e (Equazione 6-2 si evince che la resistenza a trazione e compressione della lamina base viene *alterata* sia dalla resistenza della fibra che da quella della matrice, mentre nella direzione trasversale alle fibre solo dalla resistenza della matrice ((Equazione 6-3(Equazione 6-4).

Dal CMH-17 (Ref. 1) si evince che per poter effettuare una serie di test che abbiano una valenza per l'ente certificante, occorre effettuare un certo numero di prove. Tutto questo, come spiegato precedentemente, serve ad avere una quantità di dati idonea all'elaborazione statistica per l'ottenimento del valore B-Basis necessario all'analista strutturale.

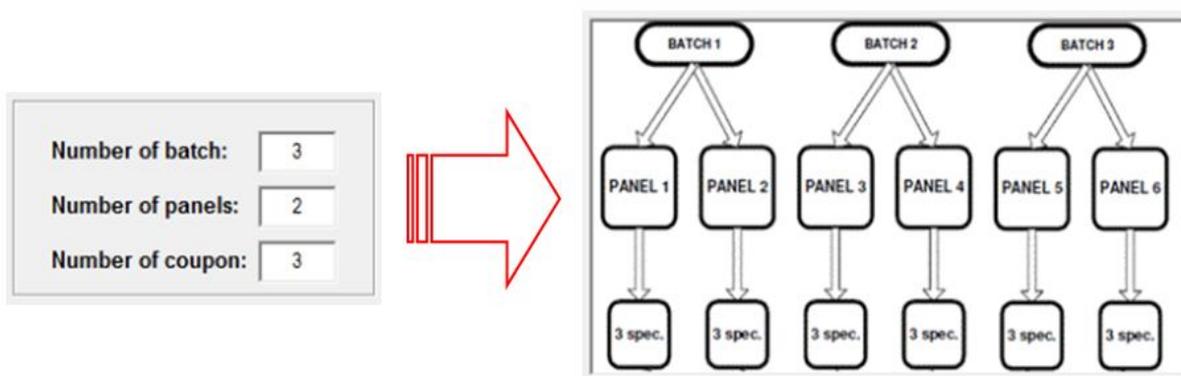


Figura 6-16: Input form per la scelta del numero di coupon da analizzare

Con il form di Figura 6-16 vengono considerati 3 batch di materiale, 2 pannelli costruiti in due cicli diversi e 3 coupon per pannello. Così facendo vengono ottenuti 18 coupon idonei all'ottenimento di ammissibili virtuali.

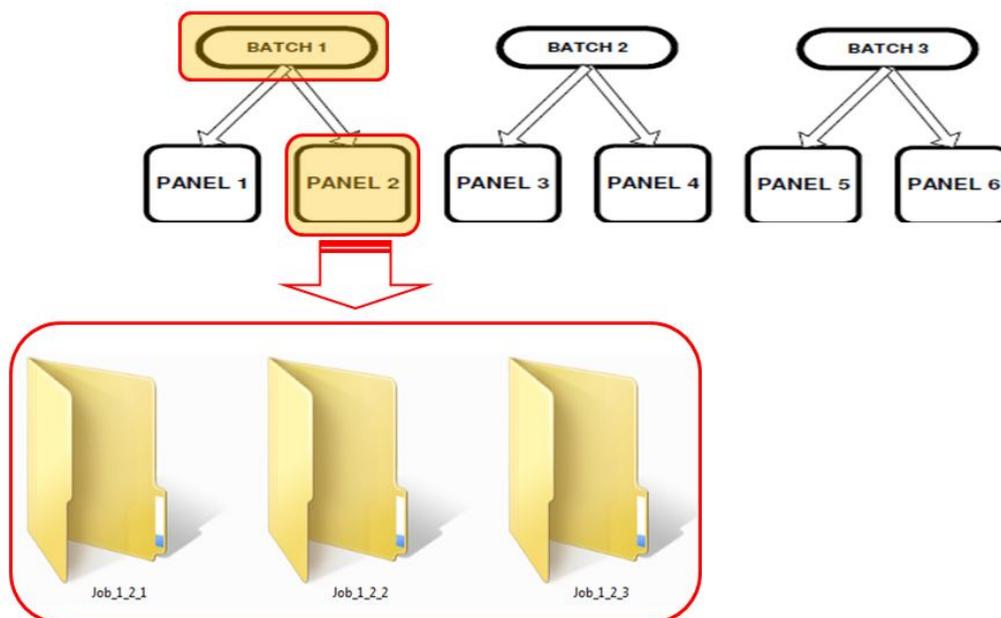


Figura 6-17: Schema di costruzione delle cartelle dove salvare le informazioni

Per poter tener traccia dei modelli e quindi dei risultati, soprattutto in fase di post-processing, è stato usato l'algoritmo mostrato in Figura 6-17. Il tool in fase di esecuzione costruisce 18 cartelle (directory) il cui nome è definito come:



J_i_j_k

dove :
i = identificativo numero del batch di materiale;
j = identificativo numero del pannello;
k = identificativo numero del coupon;

I file contenuti dentro la cartella usano lo stesso algoritmo per la nomenclatura.

Il form di Figura 6-18 mostra l'input del modello di variabilità da usare per ottenere le proprietà di fibra, matrice, Fiber Volume Fraction e allineamento legati al materiale usato, al processo di cura, di stratificazione e di test.

VARIABILITY MODEL

Matrix Tensile Young modulus Cov

Matrix Compressive Young modulus Cov

Matrix Tensile strength Cov

Matrix Compressive strength Cov

Fiber Tensile Axial Young modulus Cov

Fiber Compressive Axial Young modulus Cov

Fiber Tensile strength Cov

Fiber Compressive strength Cov

Fiber Volume fraction Cov Err. Ply

Fiber Alignment std deviation

0 deg

+45 deg

-45 deg

90 deg

Rnd seed for batch mat. Rnd seed for manuf. process Rnd seed for test alignment

Figura 6-18: Input form per il variability model

A parte gli angoli di stratificazione e di allineamento con la macchina di test, tutte le altre quantità sono COV espresse in % (vedi (Equazione 5-20 e Tabella 5-15)). Per gli angoli di stratificazione e di allineamento del coupon, si tratta di valori espressi in gradi sessagesimali rispetto alla direzione nominale. Anche in questo caso è possibile caricare automaticamente un variability model precedentemente salvato in un file di testo.



Figura 6-19: "Working Directory" e finestra di log

Occorre selezionare una directory di lavoro dove salvare tutte le informazioni e presenta anche una finestra di log dove registra tutte le operazioni che vengono eseguite (vedi Figura 6-19).

Il tool va in esecuzione con il pulsante **1.RUN**. Durante questa fase, che dura pochi secondi, vengono utilizzati i valori randomici delle Tabella 5-16 e Tabella 5-17, gli schemi di caricamento descritti nelle Figura 5-50, Figura 5-51 e Figura 5-52, e vengono generati 30 file *.mat da analizzare con MSC.Digimat-MF per la determinazione delle proprietà della lamina base necessari per la PFA, come quelle riportate in Tabella 5-18.

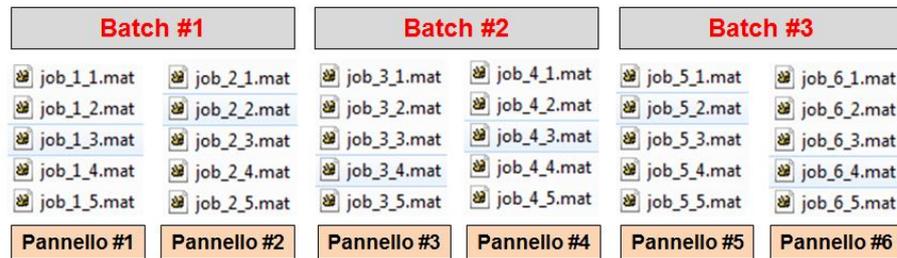


Figura 6-20: File *.mat per la determinazione delle sollecitazioni di rottura della lamina base

Il run con il modulo MSC.Digimat-MF avviene in batch mode, questo perché V.A.T. genera un file di batch e lo manda in esecuzione. Il file batch è formato da 30 righe, una per ogni analisi, come la seguente:

Path_install\digimat.exe input=working_directory\job_i_j.mat

dove: i = 1 to 6
j = 1 to 5

Il file *.mat è un file ascii formato da diverse sezioni:

- Descrizione dei materiali;
- Descrizione delle fasi;
- Microstruttura e RVE;
- Descrizione del caricamento;
- Descrizione del tipo di analisi;
- Descrizione del failure indicator;
- Richiesta per l'output.

```
#####
MATERIAL
name = CARBON
type = elastic
density = 0.0000000018
failure_indicator = FIBER_MaxPrincStress
elastic_model = transversely_isotropic
axial_Young = 39664053.1935692
inPlane_Young = 3062500.000
inPlane_Poisson = 0.266
transverse_Poisson = 0.333
transverse_shear = 2629700.000

#####
MATERIAL
name = EPOXY
type = elastic
density = 0.0000000012
failure_indicator = MATRIX_MaxPrincStress
elastic_model = isotropic
Young = 513868.649510145
Poisson = 0.35
```

Figura 6-21: File *.mat – Descrizione Materiali

```
#####
PHASE
name = MATRIX
type = matrix
volume_fraction = 0.408
material = EPOXY

#####
PHASE
name = FIBER
type = continuous_fibers
volume_fraction = 0.592
behavior = deformable_solid
material = CARBON
aspect_ratio = 1.0000000000000000e+004
orientation = fixed
theta_angle = 9.0000000000000000e+001
phi_angle = 0.0000000000000000e+000
coated = no
```

Figura 6-22: File *.mat – Descrizione delle fasi

```
#####
MICROSTRUCTURE
name = LAMINA
phase = MATRIX
phase = FIBER

#####
RVE
type = classical
microstructure = LAMINA
```

Figura 6-23: File *.mat – Microstruttura e RVE

```
#####
LOADING
name = Mechanical
type = strain
load = uniaxial_1
initial_strain = 0.0000000000000000e+000
peak_strain = 3.0000000000000000e-002
history = monotonic
quasi_static = on
theta_load = 9.0000000000000000e+001
phi_load = 0.0000000000000000e+000
```

Figura 6-24: File *.mat – Caricamento

```
#####
FAILURE INDICATOR
name = Hashin_Instantaneous
type = Hashin_2D
use_linear_formulation = on
axes = local
axial_tensile_strength = 389960.0
axial_compressive_strength = 233720.0
inplane_tensile_strength = 8564.0
inplane_compressive_strength = 275620.0
transverse_shear_strength = 16400.0
inplane_shear_strength = 16400.0
```

Figura 6-25: File *.mat – Failure Indicator

```
#####
OUTPUT
name = output1
RVE_data = Default
Phase_data = FIBER,None
Phase_data = MATRIX,None
Engineering_data = Default
Log_data = Default
Dependent_data = Default
Fatigue_data = Default
Composite_data = None
```

Figura 6-26: File *.mat – Richiesta Output

Occorre sottolineare come nel caso della determinazione delle sollecitazioni di failure a trazione V.A.T. sceglie le proprietà corrispondenti (sia per la fibra che per la resina). Un'altra importante considerazione è che per la determinazione delle proprietà della direzione trasversale alle fibre viene impostato un valore di $\phi_{load} = 90^\circ$ (vedi Figura 6-24), mentre per il taglio il campo "load" viene impostato su "shear_12".

MSC.Digimat-MF produce 30 file *.mac (impostato nella sezione output del file *.mat) da dove è possibile determinare la sollecitazione di rottura da usare nella PFA accoppiata con MSC.Nastran SOL400.

1	Matrix Tensile Young Modulus	515526	515526	511348	511348	499028	499028
2	Matrix Compressive Young Modulus	528903	528903	525748	525748	522593	522593
3	Matrix Tensile Strength	6585	6585	6551	6551	6517	6517
4	Matrix Compressive Strength	22946	22946	23521	23521	21854	21854
5	Fiber Tensile Young Modulus	39792712	39792712	39710286	39710286	40259896	40259896
6	Fiber Compressive Young Modulus	35324457	35324457	37372943	37372943	35844829	35844829
7	Fiber Tensile Strength	566942	566942	551676	551676	561179	561179
8	Fiber Compressive Strength	407328	407328	392503	392503	388137	388137
9	V.F.	0.592	0.589	0.556	0.581	0.608	0.556
10	Axial Tensile Strength	303040	301540	287750	300390	321990	295010
11	In Plane Tensile Strength	7884	8038	7763	7890	7918	7806
12	Axial Compressive Strength	-244030	-242820	-223790	-233600	-240880	-220770
13	In Plane Compressive Strength	-27465	-27336	-27881	-28030	-26177	-25763
14	In Plane Shear Strength	9927	9947	9750	9884	9947	9632

Figura 6-27: File *.mat – Output del modulo MSC.Digimat-MF

Le righe 10,11,12,13 e 14 vengono usate dal tool per generare i file *.mat finali. In questa fase l'angolo "phi_angle", relativo alla fase fibra (generalmente vale 0°), viene alterato per tener conto di un eventuale disallineamento del coupon in fase di testing.

6.2.2 Descrizione del tab "Layup Definition and Jobs Submission"

Il tab ha come obiettivo quello di elaborare e scrivere i 18 file *.nas contenenti le PCOMP con le orientazioni e gli spessori delle lamine alterate per tener conto di eventuali errori durante la fase di stratificazione e dei diversi spessori dei pannelli legati al processo produttivo (vedi Figura 6-28). Un'altra importante funzione del tab in fase di esecuzione è quella di modificare opportunamente i template dei file di lancio della SOL400 (*.bdf, bulk data file), del modello agli elementi finiti ed infine il file di interfaccia tra MSC.Digimat-MF e MSC.Nastran SOL400.

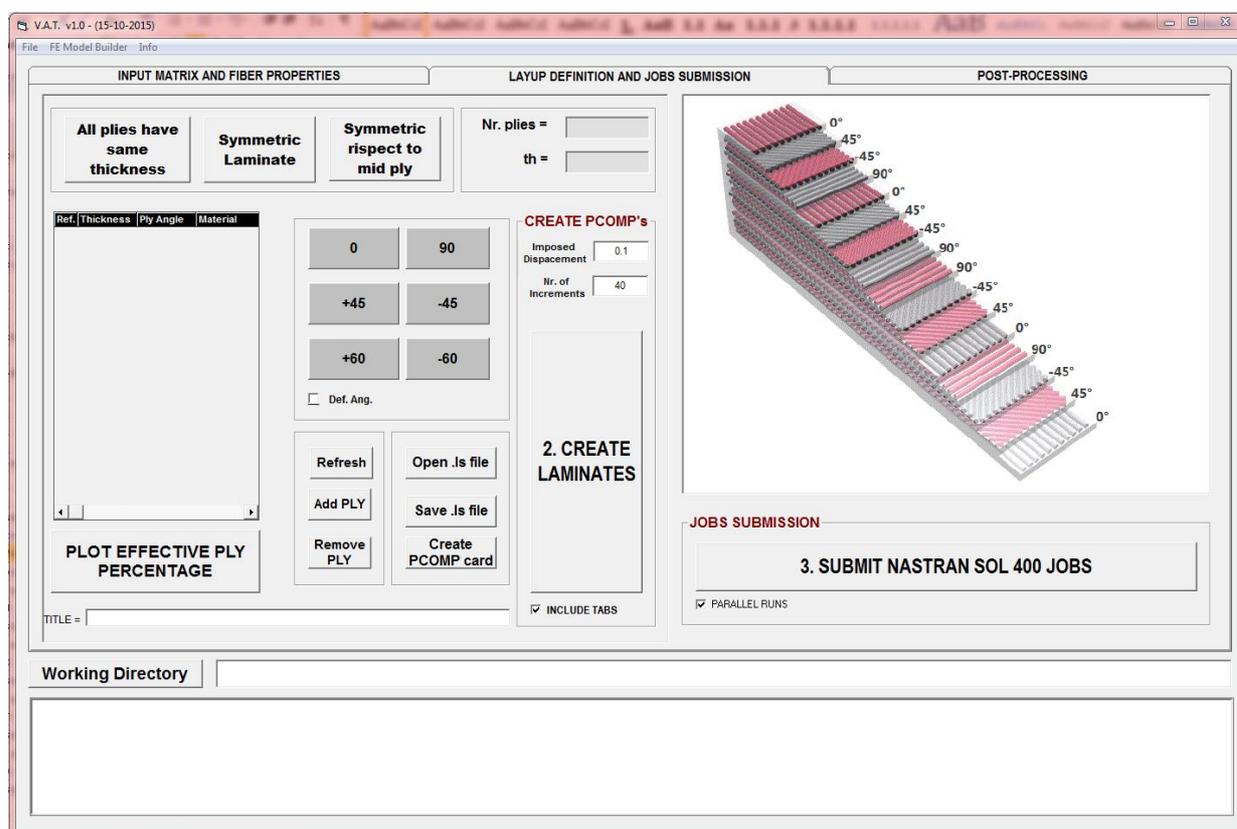


Figura 6-28: V.A.T. Tab Layup Definition and Job Submission

La Figura 6-28 mostra la parte del form destinata all'inserimento della stratificazione e dello spessore nominale. La costruzione della PCOMP risulta estremamente semplice ed intuitiva all'utilizzatore. E' possibile definire laminati simmetrici, simmetrici rispetto alla lamina di mezzeria o asimmetrici.

Prima di creare i laminati il form da la possibilità di cambiare lo spostamento imposto (ne viene sempre proposto uno di default) e del numero di incrementi da eseguire durante l'analisi non lineare.

Tenendo “checked ” il controllo “**INCLUDE TABS**” viene attivata un’importante funzione che consente di considerare nell’analisi anche la presenza di eventuali tabs incollate al provino in zona afferraggio, questo per far sì che fenomeni locali legati ai vincoli o al caricamento possa influenzare il risultato finale. Ovviamente, per non alterare la rigidità complessiva del provino, le tabs sono costruite esattamente uguali al laminato del provino, così come avviene nell’esecuzione del test reale.

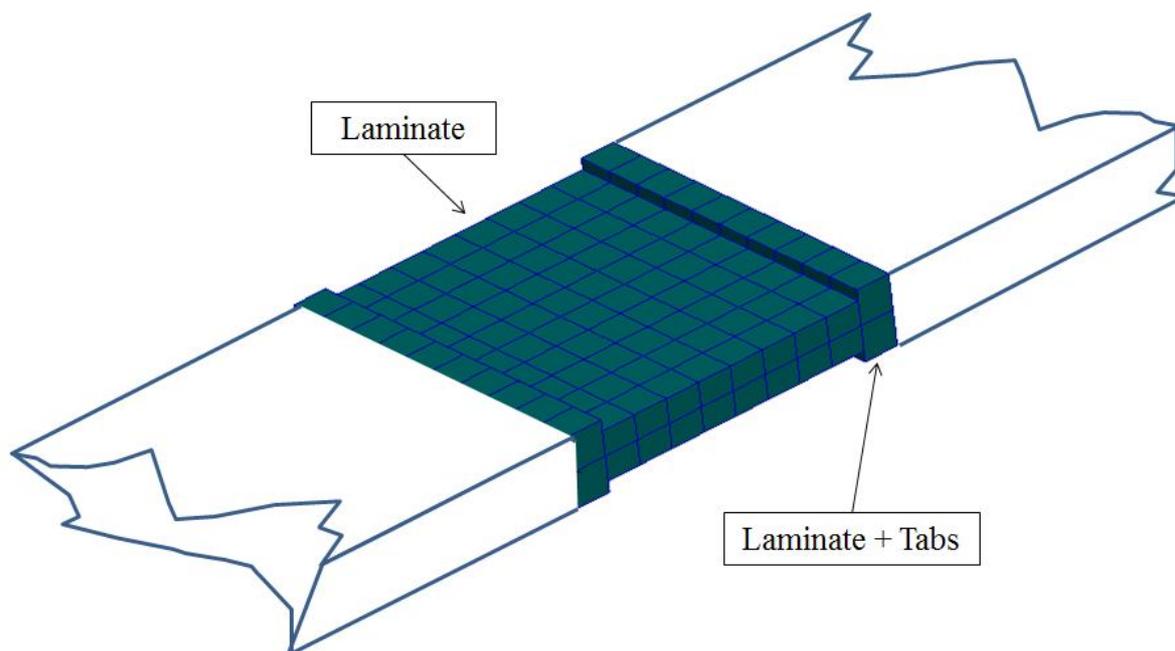


Figura 6-29: TABS nel modello agli elementi finiti

Sono state create altre funzionalità che consentono di salvare una stratificazione appena definita o di caricarne una costruita precedentemente. Questa funzione risulta particolarmente utile quando si ha a che fare con laminati costituiti da un numero elevato di lamine.

Il form permette di tenere sempre sotto controllo lo spessore totale del laminato che si sta analizzando.

La Figura 6-30 mostra un esempio di bulk data file di MSC.Nastran. In particolare il file mostrato si riferisce ad una analisi non lineare con l'utilizzo della SOL400.

```

SOL 400
CEND
LINE = 1000000
MAXLINES = 999999999
ECHO = NONE
$ Direct Text Input for Global Case Control Data
TITLE = OHT - Shell coupon
SUBCASE 1
STEP 1
  SUBTITLE=Default
  ANALYSIS = NLSTATIC
  NLSTEP = 1
  SPC = 2
  LOAD = 4
  $DISPLACEMENT (PLOT, SORT1, REAL)=ALL
  SPCFORCES (PRINT, SORT1, REAL)=ALL
  STRESS (PLOT, SORT1, REAL, VONMISES, BILIN)=ALL
  NLSTRESS (PLOT, NLOUT=1)=ALL
$ Direct Text Input for this Subcase
BEGIN BULK
$ Direct Text Input for Bulk Data
PARAM POST 1
PARAM LGDISP 1
NLSTEP 1 1.
      GENERAL 10      2      10
      ADAPT .05      1.-5      .05      4      1.2      0
      6      2.-4
      MECH PV
      .2
      PFNT
INCLUDE 'D_1_2_3.nas'
INCLUDE 'coup_model1_2_3.bulk'
INCLUDE 'Laminat1_2_3.nas'
ENDDATA
    
```

Figura 6-30: *.bdf file di lancio di MSC.Nastran SOL400

In altro file molto importante è quello che consente di far dialogare MSC.Digimat-MF e MSC.Nastran secondo lo schema di Figura 6-31.

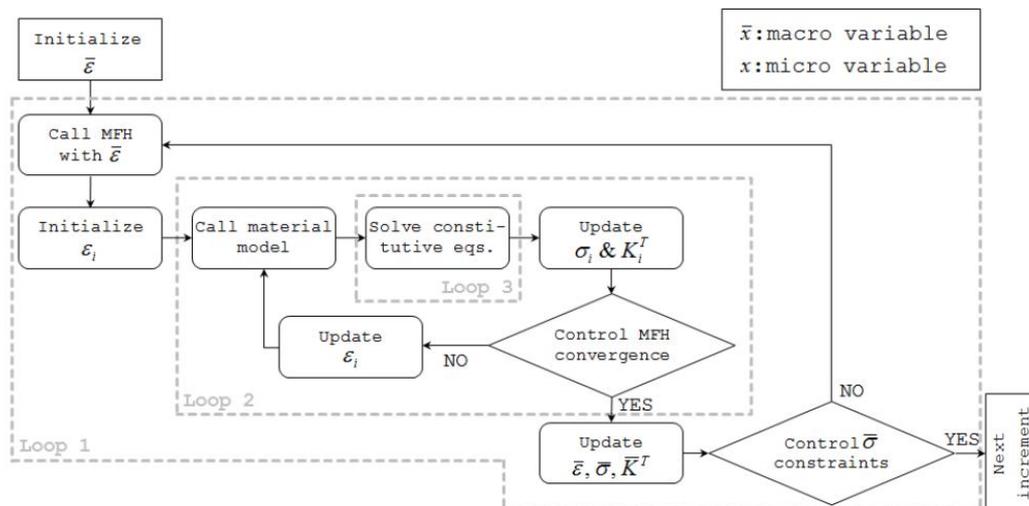


Figura 6-31: Algoritmo di iterazione tra MSC.Digimat-MF e MSC.Nastran Sol400

Un esempio di questo importante file viene riportato in Figura 6-32.

```

$ Digimat material card
$ To setup the definition of the Digimat user material card in the MSC Nastran
$ input deck, copy/paste the following command lines in the BULK DATA section.
$ 1 >< 2 >< 3 >< 4 >< 5 >< 6 >< 7 >< 8 >< 9 >< 10 >
MAIDIGI 1 1 0.0E+000
$ WARNING
$ =====
$
$ When applying Digimat material models for UD and Woven in shell,
$ the local axes systems of the element formulation will be used.
$ Digimat software has been tested to perform well with standard element
$ formulations and default settings as provided in the Digimat-CAE interface file.
$ If you want to use non-default settings in the definition of the axes systems
$ and/or element types which are not explicitly listed as supported
$ with the Digimat software, please carefully check your results.
$
$ For a list of supported solver versions and element types,
$ please refer to the Digimat manual or contact support@e-xstream.com
$ 1 >< 2 >< 3 >< 4 >< 5 >< 6 >< 7 >< 8 >< 9 >< 10 >
UDNAME 1
Job1_2_3
$ STATE DEPENDENT VARIABLES
$... A given number of state dependent variable must be defined to initiate
$... the coupling between Digimat and MSC Nastran SOL400.
$... This number varies depending upon the material model the user works with.
$ 1 >< 2 >< 3 >< 4 >< 5 >< 6 >< 7 >< 8 >< 9 >< 10 >
UDSESV 102
$
SV2 HV2 SV3 HV3 SV4 HV4 SV5 HV5
SV6 HV6 SV7 HV7 SV8 HV8 SV9 HV9
SV10 HV10 SV11 HV11 SV12 HV12 SV13 HV13
SV14 HV14 SV15 HV15 SV16 HV16 SV17 HV17
SV18 HV18 SV19 HV19 SV20 HV20 SV21 HV21
SV22 HV22 SV23 HV23 SV24 HV24 SV25 HV25 $ 1 >< 2 >< 3 >< 4 >< 5 >< 6 >< 7 >< 8 >
SV26 HV26 SV27 HV27 SV28 HV28 SV29 HV29 NLOUT 1 TOTEMP
SV30 HV30 SV31 HV31 SV32 HV32 SV33 HV33 ESV SV2 SV3 SV4 SV5 SV6 SV7
SV34 HV34 SV35 HV35 SV36 HV36 SV37 HV37 SV8 SV9 SV10 SV11 SV12 SV13
SV38 HV38 SV39 HV39 SV40 HV40 SV41 HV41 SV14 SV15 SV16 SV17 SV18 SV19
SV42 HV42 SV43 HV43 SV44 HV44 SV45 HV45 SV20 SV21 SV22 SV23 SV24 SV25
SV46 HV46 SV47 HV47 SV48 HV48 SV49 HV49 SV26 SV27 SV28 SV29 SV30 SV31
SV50 HV50 SV51 HV51 SV52 HV52 SV53 HV53 SV32 SV33 SV34 SV35 SV36 SV37
SV54 HV54 SV55 HV55 SV56 HV56 SV57 HV57 SV38 SV39 SV40 SV41 SV42 SV43
SV58 HV58 SV59 HV59 SV60 HV60 SV61 HV61 SV44 SV45 SV46 SV47 SV48 SV49
SV62 HV62 SV63 HV63 SV64 HV64 SV65 HV65 SV50 SV51 SV52 SV53 SV54 SV55
SV66 HV66 SV67 HV67 SV68 HV68 SV69 HV69 SV56 SV57 SV58 SV59 SV60 SV61
SV70 HV70 SV71 HV71 SV72 HV72 SV73 HV73 SV62 SV63 SV64 SV65 SV66 SV67
SV74 HV74 SV75 HV75 SV76 HV76 SV77 HV77 SV68 SV69 SV70 SV71 SV72 SV73
SV78 HV78 SV79 HV79 SV80 HV80 SV81 HV81 SV74 SV75 SV76 SV77 SV78 SV79
SV82 HV82 SV83 HV83 SV84 HV84 SV85 HV85 SV80 SV81 SV82 SV83 SV84 SV85
SV86 HV86 SV87 HV87 SV88 HV88 SV89 HV89 SV86 SV87 SV88 SV89 SV90 SV91
SV90 HV90 SV91 HV91 SV92 HV92 SV93 HV93 SV88 SV89 SV90 SV91 SV92 SV93
SV94 HV94 SV95 HV95 SV96 HV96 SV97 HV97 SV92 SV93 SV94 SV95 SV96 SV97
SV98 HV98 SV99 HV99 SV100 HV100 SV101 HV101 SV98 SV99 SV100 SV101 SV102
SV102 HV102

```

Figura 6-32: *.nas file di interfaccia tra MSC.Digimat-MF e MSC.Nastran

Lo schema di Figura 6-31 mostra come, nel caso di comportamento non lineare del materiale (la rottura di una lamina fa cambiare la rigidità del laminato), la matrice di rigidità per la soluzione agli elementi finiti deve essere aggiornata ad ogni incremento di carico per tener conto di eventuali rotture calcolate da MSC.Digimat-MF.

E' possibile notare come il file di Figura 6-32 punti al file *.mat (nell'esempio della figura Job_1_2_3) creato dal tab descritto nel capitolo 6.2.1.

Il pulsante **2.CREATE LAMINATE**, seguendo lo schema di nomenclatura di Figura 6-17, crea tutti i file necessari per l'analisi finale.

In questa fase viene, altresì, generato un altro file di batch formato da 18 righe (una per ogni analisi) come quella riportata sotto:

Path_instal_nastran\nastran.exe Working_dir\J_i_j_k.bdf SCR=YES APP=NO OLD=NO

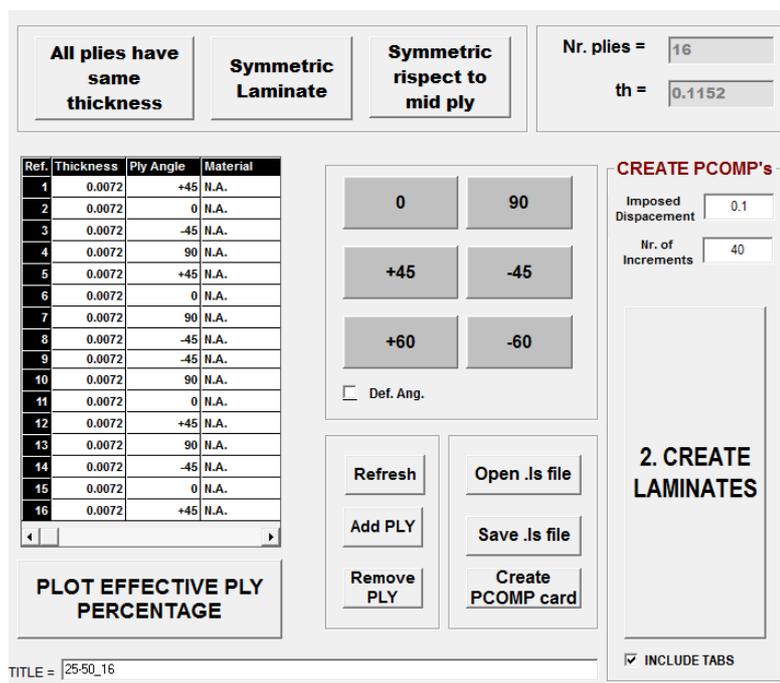


Figura 6-33: V.A.T. Tab Layout Definition and Job Submission – CREATE LAMINATE

A questo punto cliccando sul tasto **3.SUBMIT NASTRAN SOL 400 JOBS**, viene mandata in esecuzione l’analisi agli elementi finiti.



Figura 6-34: Pulsante di lancio run SOL 400 MSC.Nastran

Tenendo “checked” il controllo “**PARALLEL RUNS**” vengono generati “n” file batch di run che permettono di eseguire contemporaneamente “n” analisi Nastran e ottimizzare i tempi. Ovviamente questa capability dipende dall’hardware a disposizione e dal numero di licenze MSC.Nastran disponibili.

Su un PC portatile dalle caratteristiche di Figura 6-35, ogni run (un coupon nel caso di UNT) viene eseguito in 76 secondi.

Sistema	
Classificazione:	Classificazione del sistema non disponibile
Processore:	Intel(R) Core(TM) i7-2620M CPU @ 2.70GHz 2.70 GHz
Memoria installata (RAM):	8.00 GB
Tipo sistema:	Sistema operativo a 64 bit
Penna e tocco:	Nessun input penna o tocco disponibile per questo schermo

Figura 6-35: Caratteristiche hardware PC portatile

```
Job ends with exit number :      0
      total wall time:          76.00
      total cpu time:          74.01

exit DEFINITION -----
= 0  job terminates normally
= 1  job terminates abnormally (check Fatal Error Message in F06)
```

Figura 6-36: *.sts output file For total wall time

Nel caso di OHC/OHT ogni run viene eseguito in 5÷10 minuti, comunque sempre un tempo reputato accettabile.

6.2.3 Descrizione del tab “Post-Processing”

Il tab ha come obiettivo quello di post-processare i risultati delle analisi effettuate sui i 18 coupon con MSC.Nastran. Il tab permette di mostrare risultati sia in forma grafica che numerica.

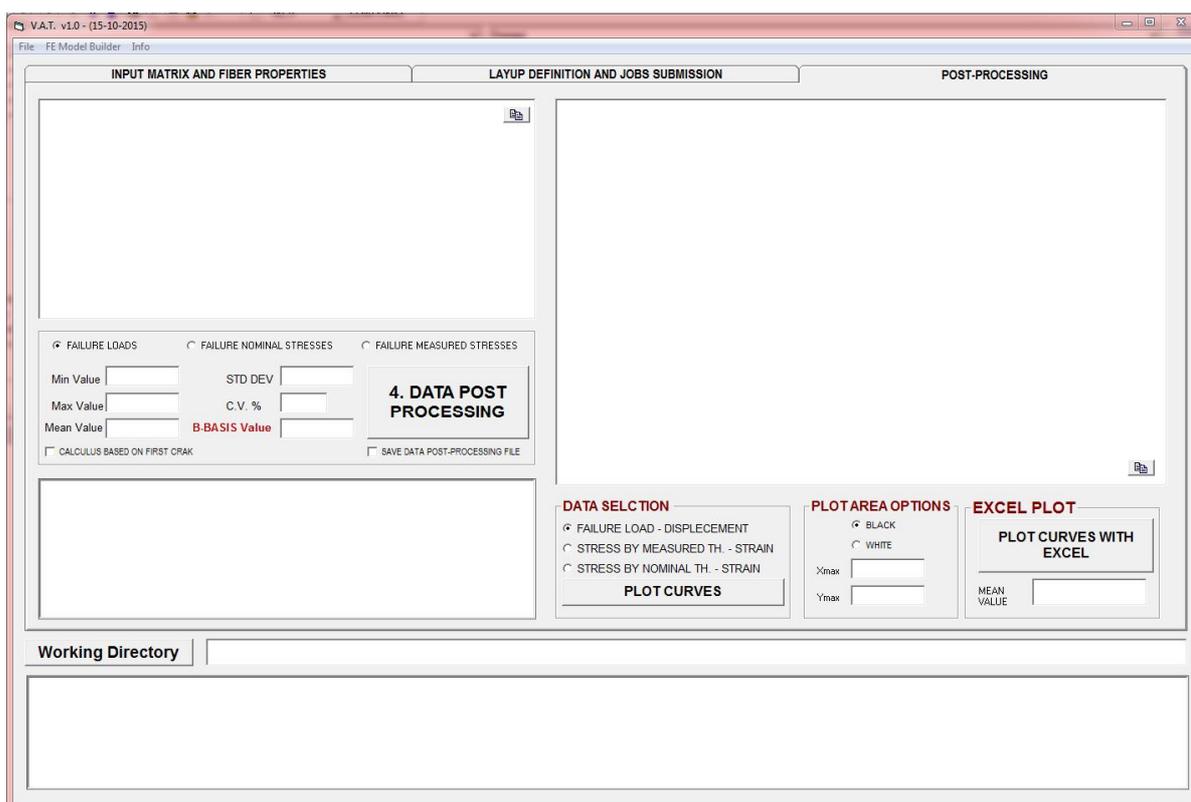


Figura 6-37: V.A.T. Tab Post-Processing

Con la parte sinistra del form vengono post-processati tutti i risultati estratti dal file *.f06 output di MSC.Nastran. Cliccando sul pulsante **4.DATA POST PROCESSING**, vengono aperti tutti i 18 *.f06 file e viene recuperata la forza di reazione sul nodo di caricamento (si ricorda che il modello è caricato con uno spostamento imposto).

FAILURE LOADS
 FAILURE NOMINAL STRESSES
 FAILURE MEASURED STRESSES

Min Value: **10402** STD DEV: **414**
 Max Value: **11855** C.V. %: **3.69**
 Mean Value: **11235** B-BASIS Value: **10410**

4. DATA POST PROCESSING

SAVE DATA POST-PROCESSING FILE

Figura 6-38: V.A.T. Tab Data Post-Processing

Ogni *.f06 contiene tanti blocchi tanti quanto sono gli incrementi considerati nell'analisi, blocchi come quelli di Figura 6-39.

LOAD STEP = 2.50000E-01

FORCES OF SINGLE-POINT CONSTRAINT

POINT ID.	TYPE	T1	T2	T3	R1	R2	R3
1	G	-3.535966E+02	9.452248E+01	2.746670E-15	1.491799E-16	9.480924E-16	2.270228E-05
42	G	-5.162693E+02	1.009155E+02	-5.676415E-16	2.190175E-16	2.442192E-16	2.378685E-05
83	G	-4.822835E+02	5.935682E+01	-2.060999E-16	-2.002448E-16	7.542194E-16	1.503829E-05
124	G	-4.747464E+02	3.851653E+01	-1.725622E-15	-3.301652E-16	4.098356E-17	9.192731E-06
165	G	-4.726049E+02	1.800342E+01	-3.453050E-16	-1.011202E-16	4.788980E-16	4.401684E-06
206	G	-4.719115E+02	-1.629917E-01	7.693455E-16	1.569511E-17	1.106987E-15	-9.539772E-08
247	G	-4.726209E+02	-1.831775E+01	2.871779E-16	3.489795E-16	1.308490E-15	-4.588564E-06
288	G	-4.747928E+02	-3.878639E+01	-6.033890E-16	7.350257E-17	6.316439E-16	-9.369512E-06
329	G	-4.824160E+02	-5.951408E+01	-5.161888E-16	3.489369E-16	9.429600E-16	-1.518465E-05
370	G	-5.166022E+02	-1.007781E+02	-8.721916E-16	4.769375E-16	8.943625E-16	-2.386503E-05
411	G	-3.538543E+02	-9.391382E+01	4.679403E-15	2.142839E-17	6.489388E-16	-2.262767E-05
1000000	G	5.071695E+03	1.584184E-01	-3.839068E-15	1.250841E-15	-3.168808E-14	-4.768523E-01

Figura 6-39: Forza di reazione ad un determinate step di carico

In questo caso si tratta di un caso di trazione, ed il carico all'incremento di "tempo" 0.25 è uguale a 5071.695 lb. Occorre sottolineare come la SOL400 di MSC.Nastran consideri gli incrementi di spostamento come fosse una variabile di tempo. La Figura 6-30 mostra il file *.bdf di lancio dove è possibile vedere come la scheda NLSTEP con ID=1 riporti il massimo della variabile tempo = 1.0. La scheda ADAPT riporta uno step iniziale di 0.05 con incrementi successivi di 0.05. Questo significa $1/0.05 = 20$ incrementi. Variando questi parametri si riesce ad ottenere il numero di incrementi desiderato.

```

NLSTEP  1      1.
GENERAL 10      2      10
ADAPT   .05    1.-5   .05    4      1.2    0
        6      2.-4
MECH    PV
                                .2
    
```

Figura 6-40: Scheda NLSTEP di MSC.Nastran

Se si applica al modello uno spostamento di 0.20 inches in 20 incrementi si ottiene il grafico di Figura 6-41.

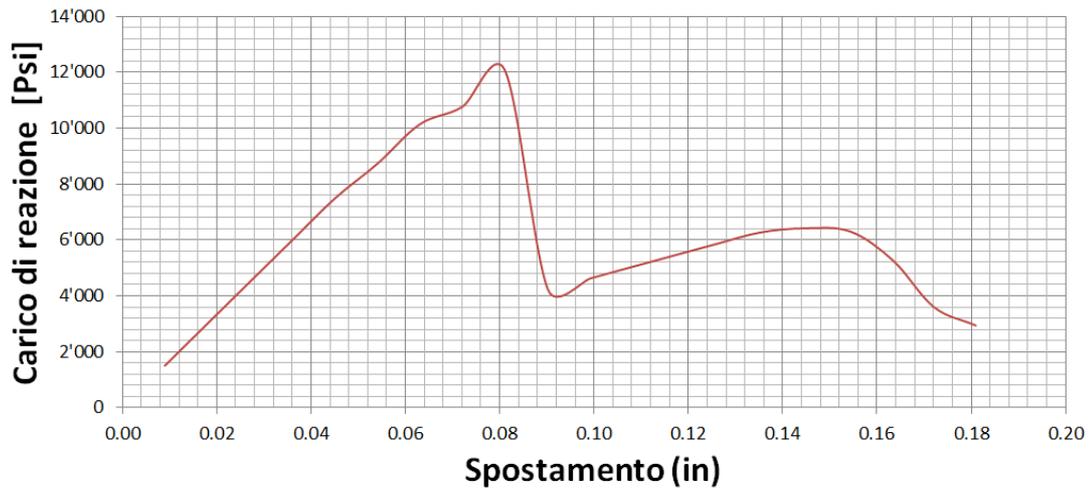


Figura 6-41: Grafico carico-spostamento

Il valore massimo del carico può essere considerato il carico di rottura del coupon. Ai fini del presente lavoro non interessa tutto quello che succede a valle della rottura. A partire da quest'ultimo è possibile calcolare lo stress usando sullo spessore nominale come:

$$\sigma_{NOM} = \frac{P_{fail}}{W \cdot th_{NOM}} \quad (\text{Equazione 6-5})$$

dove: P_{fail} = carico di rottura (valore massimo);
 th_{NOM} = spessore nominale del coupon;
 W = larghezza del coupon.

Lo stress basato sullo spessore misurato può essere espresso come:

$$\sigma_{MEASURED} = \frac{P_{fail}}{W \cdot th_{MEASURED}} \quad (\text{Equazione 6-6})$$

dove: P_{fail} = carico di rottura (valore massimo);
 $th_{MEASURED}$ = spessore misurato del coupon;
 W = larghezza del coupon.

Tutte queste quantità possono essere diagrammate come in Figura 6-42.

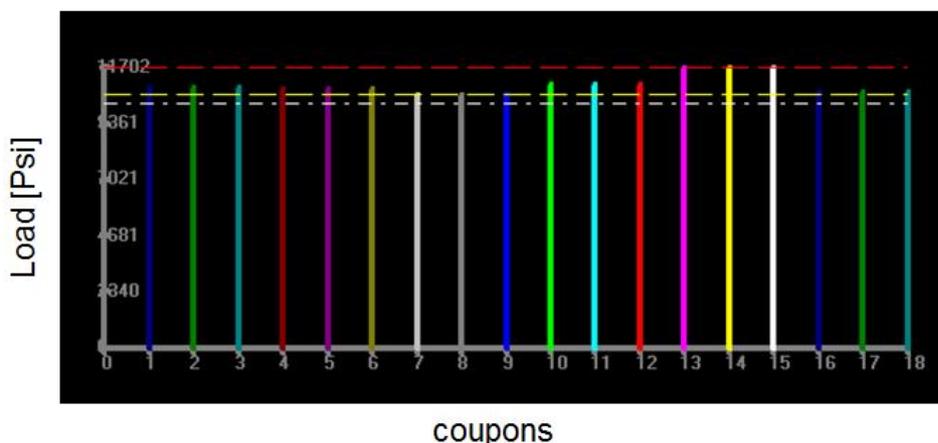


Figura 6-42: Grafico a barre che mostra il carico di rottura per tutti i 18 coupon

In questo tipo di grafici viene riportato anche il valore massimo e minimo (linea tratteggiata rossa e gialla, rispettivamente). La linea bianca tratteggiata è il valore B-Basis.

Le stesse quantità vengono riportate direttamente nel form come mostrato in Figura 6-38. Spuntando il check box SAVE DATA POST-PROCESSING FILE il tool, salva tutte le informazioni in un file a cui gli si può dare un nome, come quello mostrato di seguito:

```

13/11/2015 12:11:31

NUMBER OF PLYS: 16
LAYOUT OF COUPON: [45/0/-45/90/45/0/-45/90/90/-45/0/45/90/-45/0/45]

VARIABILITY MODEL:
-----
Matrix Tensile Young modulus Cov = 3 %
Matrix Compressive Young modulus Cov: 5.0 %
Matrix Tensile strength Cov: 3 %
Matrix Compressive strength Cov : 5.0 %
Fiber Tensile Axial Young modulus Cov: 3 %
Fiber Compressive Axial Young modulus Cov : 5.0 %
Fiber Tensile strength Cov: 3 %
Fiber Compressive strength Cov: 5.0 %
Fiber Volume fraction Cov: 5.0 %
Fiber Alignment std deviation: 0.5 deg
Ply Thickness Cov: 6.0 %
0 deg: 1.0 deg
+45 deg: 1.0 deg
-45 deg: 1.0 deg
90 deg: 1.0 deg
-----

RESULT VALUES:
-----
BATCH MAT. #  PANEL #  COUPON #  FAILURE LOAD  MEASURED TH.  NOMINAL TH.  STRENGTH BY  STRENGTH BY  Ex-YOUNG MOD.  Ex-YOUNG MOD.
              [Lb]      [in]         [in]         [Psi]         [Psi]         [Psi]         [Psi]
-----
1             1             1          10886.03      0.1158        0.1171        95535.7       94475.1       8255542.       8165317.
1             1             2          11215.99      0.1194        0.1171        95463.7       97338.7       8254977.       8412859.
1             1             3          10402.37      0.1107        0.1171        95497.0       90277.7       8253674.       7802653.
1             2             4          11513.44      0.1162        0.1171        100694.1      99920.2       8795890.       8723793.
1             2             5          11592.81      0.1170        0.1171        100695.0      100609.0      8795922.       8783906.
1             2             6          11702.28      0.1181        0.1171        100699.1      101559.0      8795067.       8867157.
2             3             7          10885.8       0.1133        0.1171        97641.7       94473.1       9050664.       8753921.
2             3             8          10624.2       0.1106        0.1171        97621.6       92202.8       9050549.       8543619.
2             3             9          11854.93      0.1234        0.1171        97631.2       102883.8      9050871.       9533090.
2             4             10         11549.29      0.1197        0.1171        98054.2       100231.3      9088270.       9286921.
2             4             11         11268.48      0.1168        0.1171        98045.4       97794.3       9086032.       9061207.
2             4             12         10948.11      0.1134        0.1171        98114.0       95013.9       9089043.       8803458.
3             5             13         10985.04      0.1178        0.1171        94767.9       95334.4       8453076.       8499267.
3             5             14         11372.67      0.1219        0.1171        94812.1       98698.5       8452613.       8799031.
3             5             15         11238.13      0.1205        0.1171        94779.0       97530.9       8452308.       8694792.
3             6             16         11777.38      0.1195        0.1171        100158.0      102210.8      9026890.       9211867.
3             6             17         10862.8       0.1102        0.1171        100176.3      94273.5       9026565.       8496316.
3             6             18         11556.42      0.1173        0.1171        100122.2      100293.2      9026228.       9038559.
-----
MIN.          10402.       0.1102        94768.       90278.       8253674.       7802653.
MAX.          11855.       0.1234        100699.      102884.      9089043.       9533090.
MEAN         11235.       0.1168        97806.       97507.       8778010.      8748763.
STD. DEV.    414.         0.00386      2239.       3596.       328654.       408844.
C.V.%        3.69         3.30         2.29.       3.69.       3.74.         4.67.
B-BASIS      10410.       0.1171      93344.       90341.       8123043.      7933986.
    
```

Figura 6-43: File di output del post-processing

La prima parte del file riporta informazioni sul numero di lamine e la stacking sequence utilizzata, la seconda parte sul variability model usato e la terza riporta tutti i risultati.

La prima colonna riporta l'identificativo del batch di materiale, la seconda colonna quella del pannello e la terza quella del coupon. La quarta colonna riporta il carico di rottura virtuale, la quinta lo spessore misurato di tutti i coupon, poi c'è la colonna con gli spessori nominali. La settima colonna riporta gli stress calcolati sullo spessore misurato, l'ottava gli stress sugli spessori nominali. Le ultime due colonne riportano i moduli di Young assiali del coupon (calcolati sul tratto lineare della curva usando gli spessori misurati e nominali). Lo stesso file viene caricato sul form alla fine della post processazione che avviene in qualche frazione di secondo.

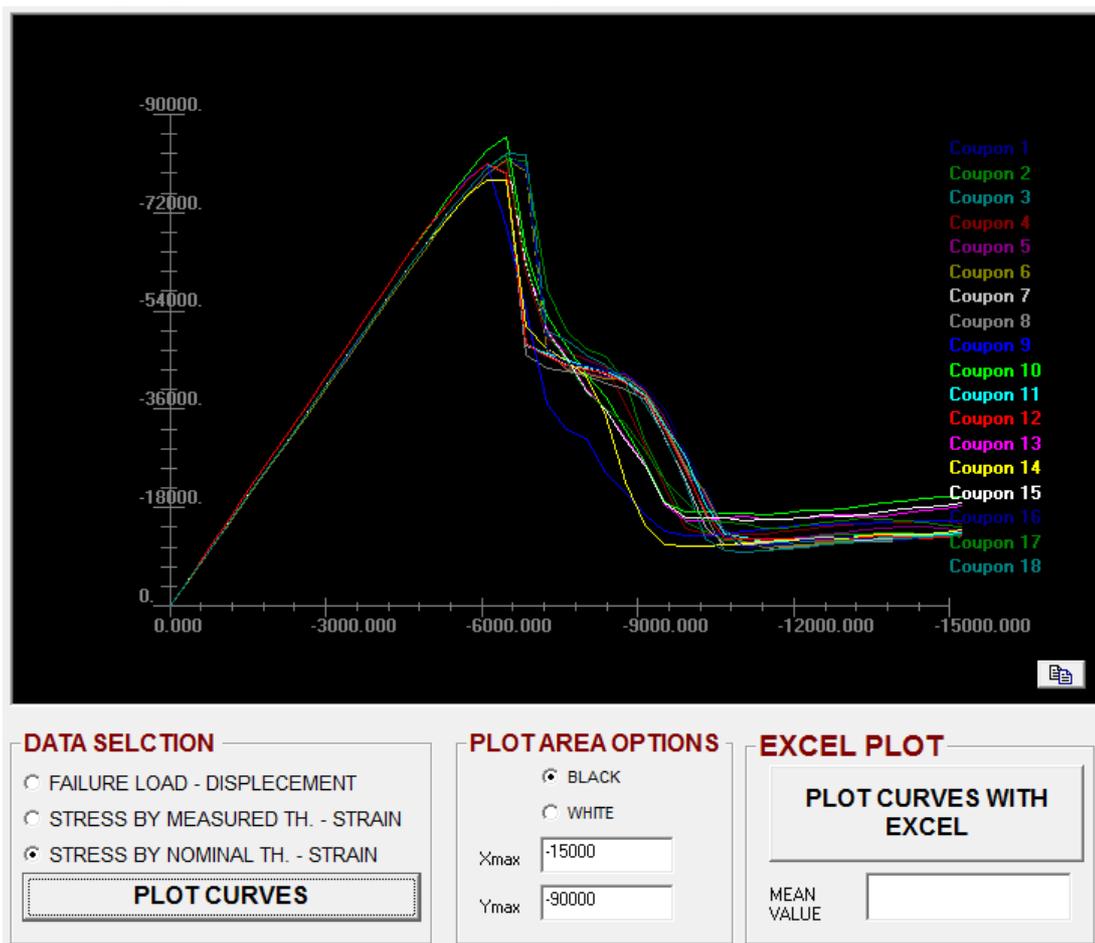


Figura 6-44: Grafico Carico-Spostamento per tutti i 18 coupon virtuali

La Figura 6-44 riporta tutte e 18 le curve carico spostamento dalle quali so possono determinare i carichi di rottura. Il tool è in grado di plottare anche le curve stress by nominal thickness-strain oppure stress by measured thickness-strain.

Si ha anche la possibilità di cambiare il colore dell'area di plotting e cambiare la scala.

Con il pulsante "PLOT CURVES WITH EXCEL" si ha la possibilità di esportare tutti i risultati in foglio di calcolo Excel e diagrammare tutti i risultati sfruttando le potenzialità del programma della Microsoft. Questa funzionalità verrà illustrata più avanti (vedi capitolo 7).

7. Applicazioni di V.A.T.

Questo capitolo è stato dedicato all'applicazione di quanto trattato fino ad ora a dei casi reali di determinazione ammissibili di materiali composti per uso aeronautico, costituiti da fibra di carbonio e resina epossidica.

Il materiale di riferimento è sviluppato dalla Hexcel. SI tratta di un tape (unidirezionale) con resina epossidica rinforzata da fibre di carbonio a modulo intermedio. Il nome commerciale è :

Hexcel 8552 IM7 Unidirectional Prepreg 190 gsm &35%RC

Di questo materiale il NIAR (National Institute for Aviation Research) ha reso pubblico il report della qualifica del materiale [Ref. 20] e quindi risulta una buona fonte di dati per la verifica della procedura.

Prepreg Material:	Hexcel Corporation - Hexcel 8552 IM7 Unidirectional NMS 128/2 Material Specification			Hexcel 8552 IM7 Unidirectional Tape Lamina Properties Summary				
Fiber	IM7 unidirectional	Resin	Hexcel 8552					
Tg(dry)	406.43 °F	Tg(wet)	321.41 °F					
PROCESSING:	NPS 81228 "M" Cure Cycle			Tg METHOD DMA (SRM 18-94)				
Date of fiber manufacture	Lot 1 01/26/2007	Lot 2 12/25/2006	Lot 3 02/05/2007	Date of testing	1/22/2008 - 3/4/10			
Date of resin manufacture	02/28/2007	01/24/2007	03/01/2007	Date of data submittal	4/5/2010			
Date of prepreg manufacture	02/28/2007	01/24/2007	03/01/2007					
Date of composite manufacture	9/2007 to 10/2007							
LAMINA MECHANICAL PROPERTY SUMMARY Data reported as: Normalized & Measured (Normalized by CPT= 0.0072 inch)								
	CTD Mean		RTD Mean		ETD Mean		ETW Mean	
	Normalized	Measured	Normalized	Measured	Normalized	Measured	Normalized	Measured
F₁^{tu} (ksi)								
from LT	357.39	353.70	362.69	371.08	---	---	333.50	327.96
from UNT0	286.78	281.57	324.62	320.79	---	---	346.85	340.46
E₁^t (Msi)								
of LT	22.57	22.33	22.99	23.51	---	---	24.00	23.77
E (Msi)								
of UNT0	11.92	11.71	11.99	11.85	---	---	11.94	11.74
v₁₂^t		0.270		0.316				0.393
F₂^{tu} (ksi)		9.60		9.29				3.49
E₂^t (Msi)		1.46		1.30				0.81
of TT								

F_1^{cu} (ksi) from UNCO	296.49	291.99	248.94	251.13	201.93	199.50	173.00	172.58
E_1^c (Msi) of LC	20.68	20.53	20.04	20.44	20.25	20.00	20.37	20.65
E (Msi) of UNCO	7.75	7.64	7.47	7.52	7.57	7.53	7.74	7.82
ν_{12}^c	---	0.362		0.356		0.374		0.383
F_2^{cu} (ksi) of TC	---	55.31	---	41.44	---	---	---	19.02
E_2^c (Msi) of TC	---	1.53	---	1.41	---	---	---	1.18
ν_{21}^c of TC	---	0.028	---	0.024	---	---	---	0.018
ν of UNCO	---	0.041		0.035		0.030		0.017
$F_{12}^{s5\%strain}$ (ksi)	---	---	---	13.22	---	---	---	5.54
$F_{12}^{s0.2\%}$ (ksi)	---	11.29	---	7.76	---	---	---	3.31
G_{12}^s (Msi)	---	0.86	---	0.68	---	---	---	0.31
SBS (ksi)	---	21.04	---	17.13	---	11.23	---	8.25

* Derived from cross-ply using back-out factor

Figura 7-1: IM7-8552 Lamina Experimental Data [Ref. 20]

La Figura 7-1 mostra i dati sperimentali per la lamina base del materiale IM7-8552. Per lo scopo del presente lavoro verranno prese in considerazione solo le proprietà determinate a RTD (Room temperature). Se si partisse dalle proprietà abbattute dalle condizioni ambientali (CTD e ETW), gli ammissibili legati ai laminati risentirebbero dello stesso effetto.

Verranno mostrate le comparazioni tra analisi virtuali e sperimentali per i casi di:

- UNT;
- UNC;
- UNS;
- OHT;
- OHC.

Per poter validare la procedura si eseguiranno analisi e confronti con laminati cosiddetti *soft* (% $0^\circ \leq 20$), quasi isotropi (25% 0° , 50% $\pm 45^\circ$, 25% 90°) e *stiff* (% $0^\circ \geq 20$) (vedi Tabella 7-1)

Laminate ID: 25-50_16	[45/0/-45/90] _{2s}	Q.I.
Laminate ID: 10-80_20	[45/-45/0/45/-45/90/45/-45/45/-45] _s	Soft
Laminate ID: 50-40_20	[0/45/0/90/0/-45/0/45/0/-45] _s	Stiff

Tabella 7-1: Laminati usati per il confronto

7.1 Il modello agli elementi finiti per la prova simulata di UNT

Per simulare la prova UNT è stato scelto lo standard ASTM D3039 come descritto nel capitolo 4.4.1.1. E' stato generato un modello agli elementi finiti come descritto precedentemente. La Figura 7-2 mostra una vista isometrica del modello agli elementi finiti usato per questa prova, mentre la Figura 7-5 mostra un summary del modello agli elementi finiti usato per questa simulazione

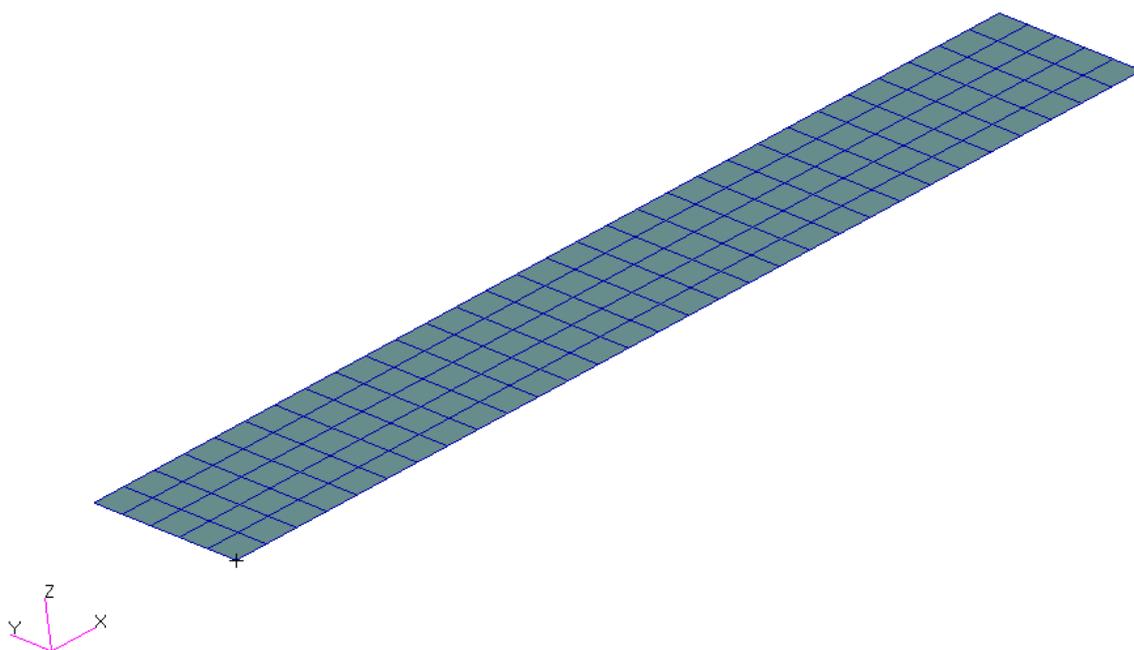


Figura 7-2: Vista ISO modello FEM per prova simulata UNT

Il modello viene incastrato da un lato come mostrato in Figura 7-3.

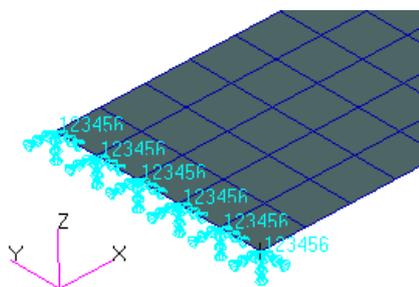


Figura 7-3: Vincolo di incastro

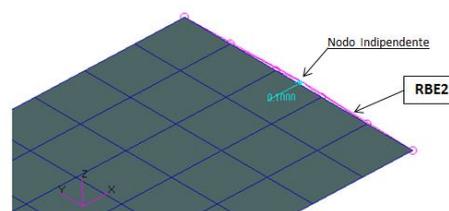


Figura 7-4: Caricamento tramite MPC

La faccia opposta a quella vincolata viene caricata con uno spostamento assegnato tramite un MPC (Multi-Point Constraint), come mostrato in

Figura 7-4. Assegnando uno spostamento imposto ad un nodo l'MPC lo trasferisce in ugual misura a tutti gli altri nodi della faccia. Così facendo si garantisce la perfetta analogia con la prova sperimentale.

MSC Nastran Bulk Data Summary Section	
Model Summary	
Entity Type	Number in Model
CQUAD4	150
GRID	187
MATDIGI	1
NLOUT	1
NLSTEP	1
PARAM	2
PCOMP	2
RBE2	1
SPC1	2
SPCADD	1
SPCD	1
UDNAME	1
UDSESV	1

Figura 7-5: UNT FEM – Model Summary

A partire dalle proprietà sperimentali della lamina base riportate in Figura 7-1 sono state calibrate le proprietà di fibra e matrice, come mostrato sotto:

```
#####
MATRIX
name = 8552
Young_ten = 677000.0 psi
Young_comp = 677000.0 psi
Poisson_ten = 0.35
Poisson_comp = 0.35
Tensile_strength = 8213.5 psi
Compressive_strength = 35917 psi
#####
FIBER
name = IM7
axial_Young_ten = 40524000.0 psi
axial_Young_comp = 33033000.0 psi
inPlane_Young_ten = 2007900.0 psi
inPlane_Young_compr = 2400100.0 psi
transverse_shear_mod_ten = 2056300.0 psi
transverse_shear_mod_compr = 2056300.0 psi
inPlane_Poisson_ten = 0.236
inPlane_Poisson_compr = 0.287
transverse_Poisson_ten = 0.295
transverse_Poisson_compr = 0.359
Tensile_strength = 639540.0 psi
Compressive_strength = 405860.0 psi
```

```
#####
LAMINA
Volume_Fiber = 0.5853
th_ply = 0.0072 in
Exp._Tensile_strength_11 = 362690.0 psi
Exp._Tensile_strength_22 = 9290.0 psi
Exp._Compressive_strength_11 = 248940.0 psi
Exp._Compressive_strength_22 = 41440.0 psi
Exp._Shear_strength = 13220.0 psi
```

Il modello di materiale riportato sopra è stato usato per tutti gli esempi mostrati di seguito.

7.1.1 IM7-8552 Unnotched Tension – Laminato Q.I.

Per questa prova è stato usato un laminato Q.I. (Quasi Isotropo) con spessore nominale della ply di 0.0072 in, costituito da 16 strati (spessore nominale del coupon = 0.1152 in):

Laminate ID: 25-50_16 [45/0/-45/90]_{2s}

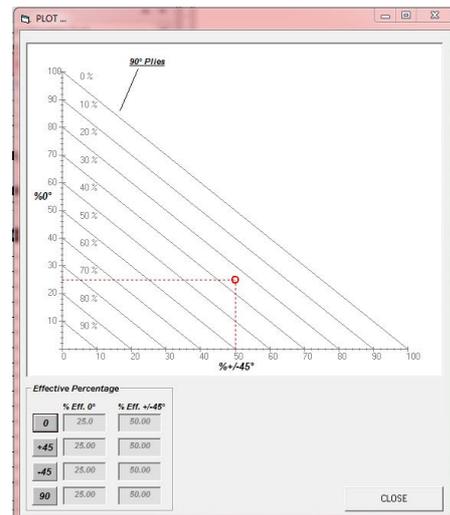


Figura 7-6: Laminato ID e plotting delle percentuali effettive del laminato Q.I.

Di seguito viene riportato il variability model adottato:

Matrix Tensile Young modulus Cov = 3 %
 Matrix Compressive Young modulus Cov = 5 %
 Matrix Tensile strength Cov = 3 %
 Matrix Compressive strength Cov = 5 %
 Fiber Tensile Axial Young modulus Cov = 3 %
 Fiber Compressive Axial Young modulus Cov = 5 %
 Fiber Tensile strength Cov = 3 %
 Fiber Compressive strength Cov = 5 %
 Fiber Volume fraction Cov = 3 %
 Fiber Alignment std deviation = 0.5 deg

Le Figura 7-7, Figura 7-8 e Figura 7-9 riportano i risultati dell'analisi.

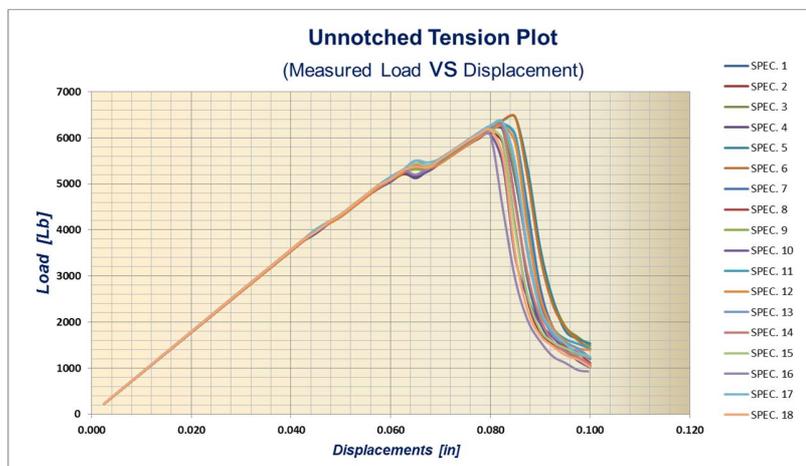


Figura 7-7: UNT Load vs Displ. Per 25-50_16 IM7-8552

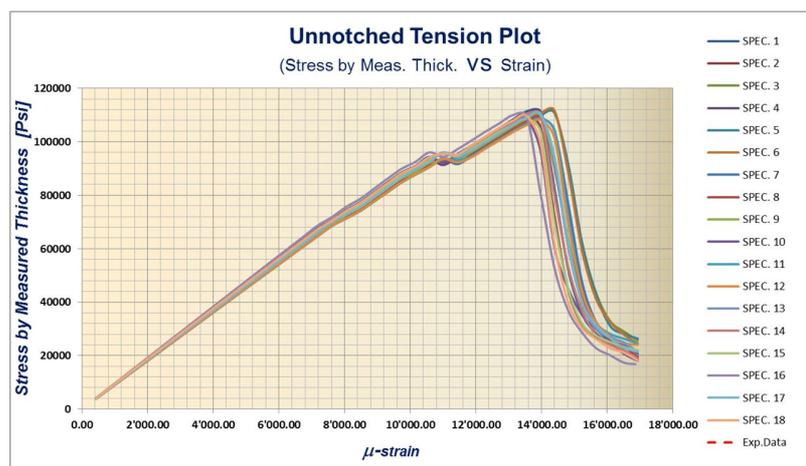


Figura 7-8: UNT Stress by Measured Thick. vs Strain per 25-50_16 IM7-8552

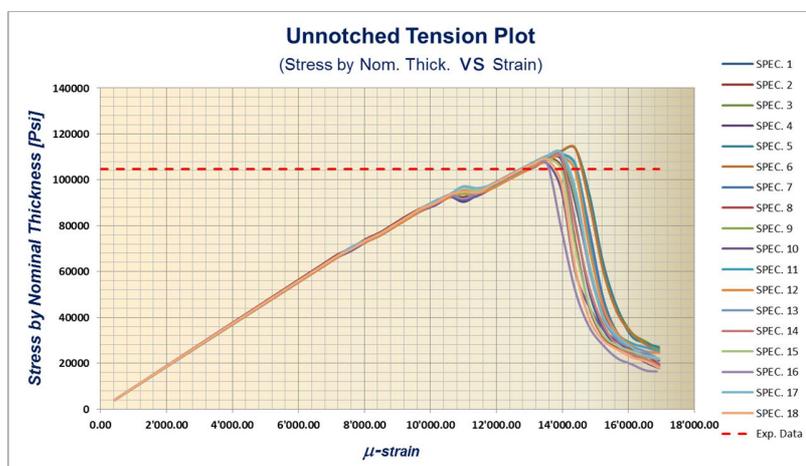


Figura 7-9: UNT Stress by Nom. Thick. vs Strain per 25-50_16 IM7-8552

La Figura 7-7 mostra tutte le curve carico/spostamento relative ai 18 coupon virtuali, la Figura 7-8 riporta gli stress calcolati usando lo spessore effettivo del coupon secondo la (Equazione 6-6 in funzione degli strain, mentre la Figura 7-9 riporta i grafici dello stress nominale calcolato usando lo spessore nomina del coupon. Quest'ultima figura riporta anche il dato di failure sperimentale riportato in Figura 7-10.

Material: HEXCEL 8552 - IM7 UNI PREPREG		Comp. density: 1.58 g[cc]		Unnotched Tension 1 Gr/ Ep HEXCEL 8552 - IM7 UNI PREPREG [45,0,-45,90]2s			
Resin content:	42.20 % vol						
Fiber volume:	57.80 % vol						
Ply count:	16						
Test method:	ASTM D3039M-00 ⁰¹	Modulus calculation: linear fit from 1000 to 3000 micro in/in					
Normalized by:	0.0072 in CPT						
		CTD (B)		RTD (A)		ETW (D)	
Test Temperature [°F]		-65F		70F		250F	
Moisture Conditioning		dry		dry		equilibrium	
Equilibrium at T, RH						160 F,85%	
Source code		HFIAXXXXB		HFIAXXXXA		HFIAXXXXD	
		Normalized	Measured	Normalized	Measured	Normalized	Measured
UNT1 Strength (ksi)	Mean	99.35	98.79	104.69	104.01	112.46	111.50
	Minimum	91.60	93.70	89.56	96.38	101.64	104.09
	Maximum	105.84	104.20	113.71	111.12	119.29	119.12
	C.V.(%)	3.46	2.78	6.95	3.90	4.99	3.50
	No. Specimens	16		16		17	
No. Prepreg Lots	3		3		3		
UNT1 Modulus (Msi)	Mean	8.35	8.30	8.39	8.34	7.99	7.92
	Minimum	7.29	7.91	7.28	7.90	7.07	7.15
	Maximum	8.75	8.52	8.98	8.69	8.51	8.29
	C.V.(%)	3.70	1.74	5.73	2.68	5.16	3.86
	No. Specimens	16		16		17	
No. Prepreg Lots	3		3		3		

Figura 7-10: UNT per 25-50_16 Experimental Data [Ref. 20]

FAILURE LOADS
 FAILURE NOMINAL STRESSES
 FAILURE MEASURED STRESSES

Min Value STD DEV

Max Value C.V. %

Mean Value **B-BASIS Value**

CALCULUS BASED ON FIRST CRACK
 SAVE DATA POST-PROCESSING FILE

**4. DATA POST
PROCESSING**

Figura 7-11: B-Basis-UNT per 25-50_16 (V.A.T. output)

In questo caso viene commesso un errore calcolato come:

$$error = \frac{A - B}{B} \times 100 = \frac{110413 - 104690}{104690} \times 100 = 5.46 \%$$

E' possibile notare dalla Figura 7-12 come attorno a 11000 μ strain le curve mostrano un gradino con evidente perdita di rigidità del coupon (punto B del grafico). Nella stessa immagine viene riportato anche il plot della variabile di danneggiamento D_{11} definita dalla (Equazione 5-13). Il

colore rosso significa $D_{11}=1.0$, cioè danneggiamento. In questo caso si vede come la failure parta subito dopo il vincolo e prosegua fino ad interessare tutta la sezione del coupon nel punto C. Da notare come la rottura virtuale sia identica a quella del provino reale e fra quelle accettate dalla ASTM di riferimento. V.A.T. è in grado di calcolare il valore del B-Basis a partire da quello che nei test sperimentali si chiama first crack. In questo caso si otterrebbero i seguenti risultati:

- Min Value = 91905.1 psi*
- Max Value = 97119.0 psi*
- Mean Value = 91460.7 psi*
- Standard Deviation = 1609.7*
- B-Basis Value = 91460.7 psi*

Ricalcolando l'errore otteniamo:

$$error = \frac{A - B}{B} \times 100 = \frac{91460.7 - 104690}{104690} \times 100 = -12.6 \%$$

valore che, comunque, risulta essere eccessivamente conservativo.

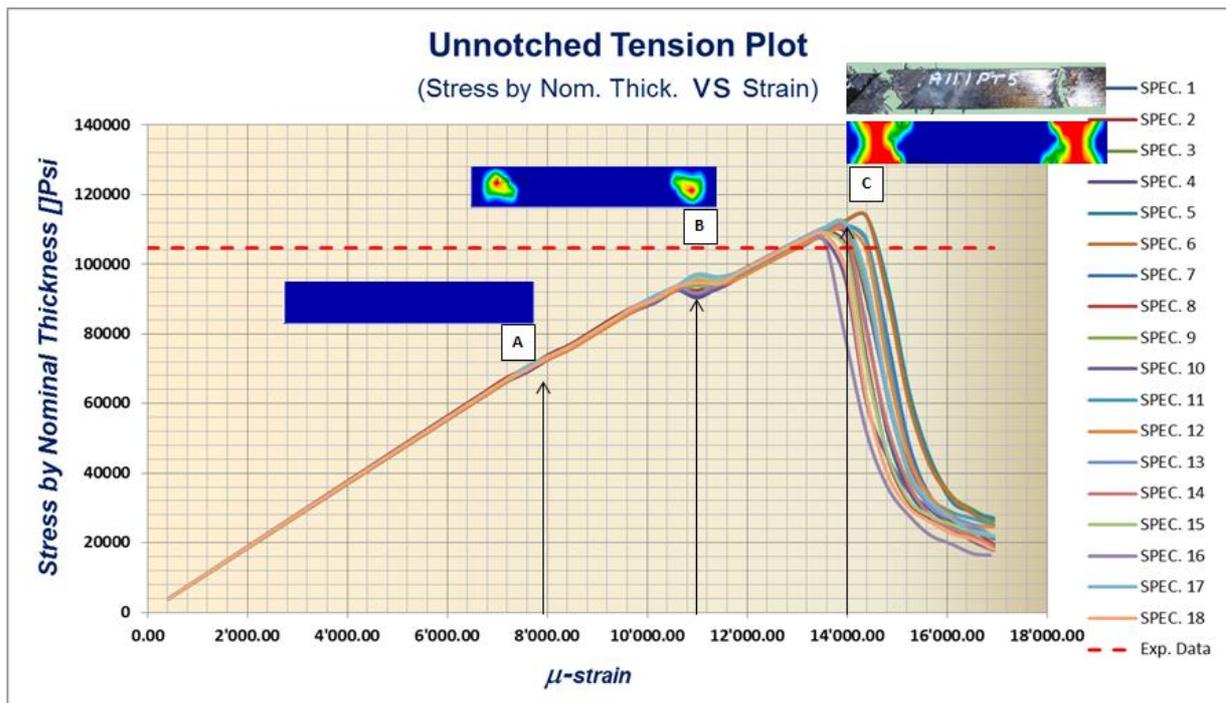


Figura 7-12: UNT Stress by Nom. Thick. vs Strain per 25-50_16 IM7-8552 – First Crack

La Figura 7-13 mostra i valori degli stress nominali di rottura ultimi divisi per batch di materiale.

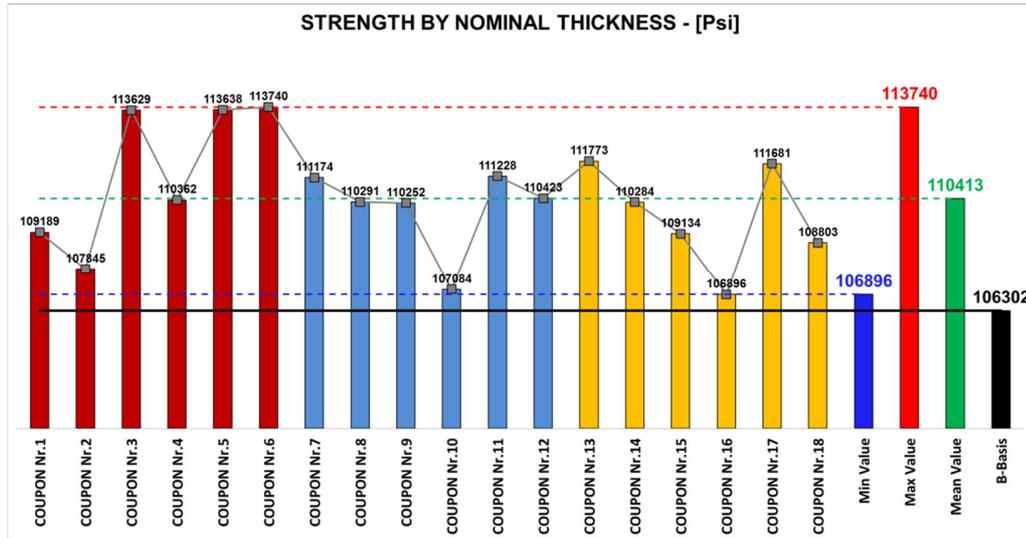


Figura 7-13: UNT Stress by Nom. Thick. per 25-50_16 IM7-8552 – Istogramma

Nello steso grafico vengono riportati anche il valore minimo, massimo, medio e il valore B-Basis (barra nera) ottenuti come ultimate failures.

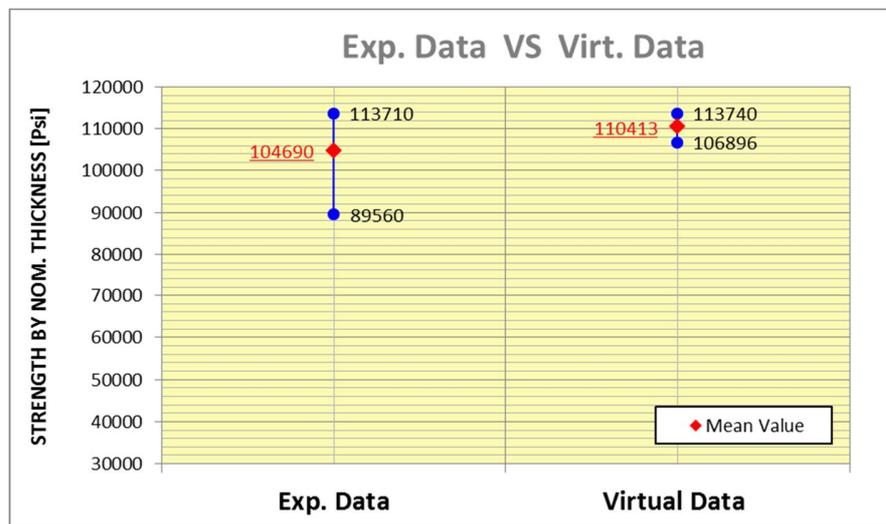


Figura 7-14: UNT per 25-50_16 IM7-8552: Experimental vs Virtual Data

Un altro importante tool messo a disposizione da V.A.T. è quello che permette di costruire il grafico riportato in Figura 7-14. Vengono segnati i valori massimi, minimi e medi in entrambi i casi, sperimentale e virtuale, in modo da avere subito a colpo d'occhio la "bontà" del risultato

finale. Si può notare come in questo caso i dati sperimentali hanno una dispersione maggiore di quelli virtuali e per certi versi eccessiva, infatti si va da un valore minimo di rottura di 89560 psi a 113710 psi con una deviazione standard di C.V. = 6.95 % (vedi Figura 7-10).

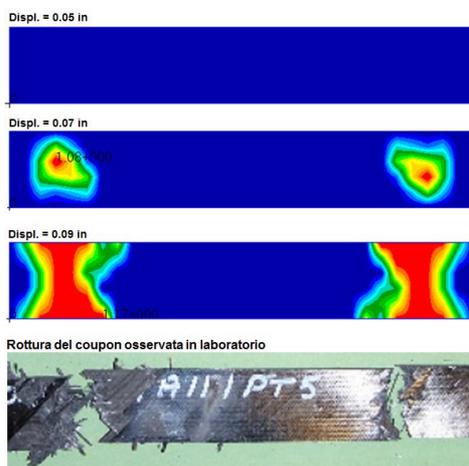


Figura 7-15: Confronto rottura virtuale vs sperimentale

La Figura 7-15 mostra il confronto fra la rottura virtuale e quella sperimentale. Le prime tre immagini mostrano la variabile di danneggiamento D_{11} calcolata per tre valori diversi del carico. Come detto precedentemente il colore rosso significa rottura cioè $D_{11} \geq 1.0$. Si può notare il tool è in grado di replicare fedelmente la rottura per trazione di un laminato quasi isotropo, infatti fino ad uno spostamento della traversa della macchina di 0.05 inches (vedi Figura 7-7) non si ha nessuna rottura ($D_{11}=0.0$), mentre si comincia a danneggiare attorno a 0.07 inches di spostamento ($D_{11} \geq 1.0$). La failure completa avviene per un valore di spostamento di circa 0.09 inches dove è chiara la rottura completa del coupon (la zona rossa è estesa per tutta la larghezza del coupon). Il tipo di rottura è accettabile per la determinazione dell'ammissibile UNT come riportato nel capitolo 4.4.1.1.

7.1.2 IM7-8552 Unnotched Tension – Laminato *Soft*

Per questa prova è stato usato un laminato con poche ply in direzione 0° (*soft*) con spessore nominale della ply di 0.0072 in, costituito da 20 strati (spessore nominale del coupon = 0.144 in):

Laminate ID: 10-80_20
 $[45/-45/0/45/-45/90/45/-45/45/-45]_s$

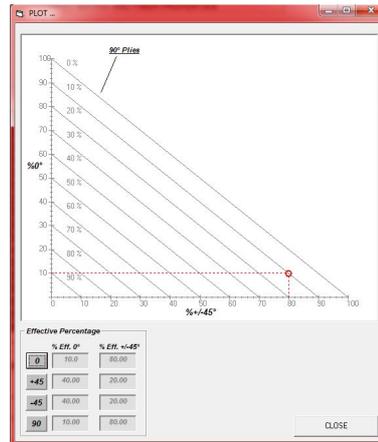


Figura 7-16: Laminate ID e plotting delle percentuali effettive del laminato *soft*.

Di seguito viene riportato il variability model adottato:

- Matrix Tensile Young modulus Cov = 3 %*
- Matrix Compressive Young modulus Cov = 5 %*
- Matrix Tensile strength Cov = 3 %*
- Matrix Compressive strength Cov = 5 %*
- Fiber Tensile Axial Young modulus Cov = 3 %*
- Fiber Compressive Axial Young modulus Cov = 5 %*
- Fiber Tensile strength Cov = 3 %*
- Fiber Compressive strength Cov = 5 %*
- Fiber Volume fraction Cov = 3 %*
- Fiber Alignment std deviation = 0.5 deg*

Le Figura 7-17, Figura 7-18 e Figura 7-19 riportano I risultati di V.A.T. per la prova UNT del laminato *soft*.

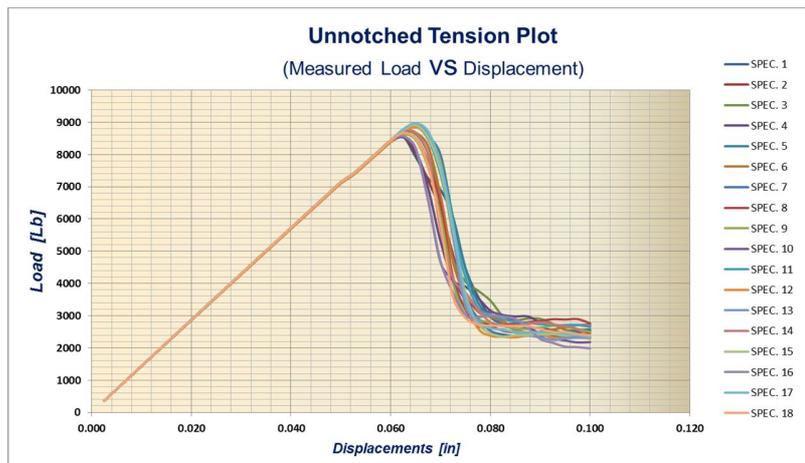


Figura 7-17: UNT Load vs Displ. per 10-80_20 IM7-8552

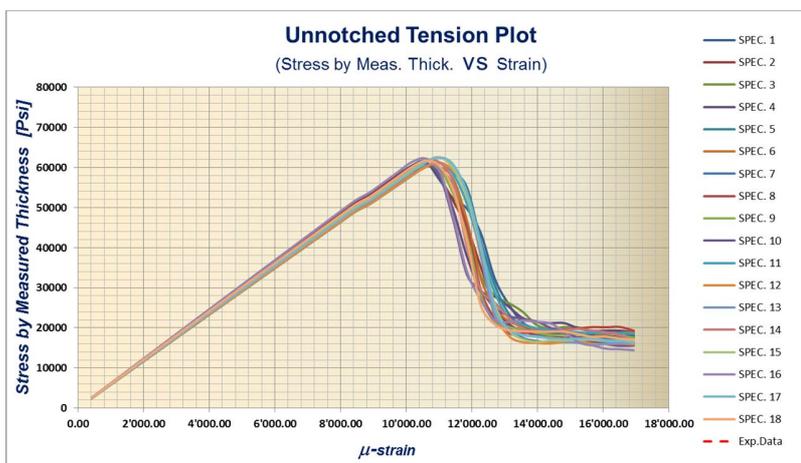


Figura 7-18: UNT Stress by Measured Thick. vs Strain per 10-80_20 IM7-8552

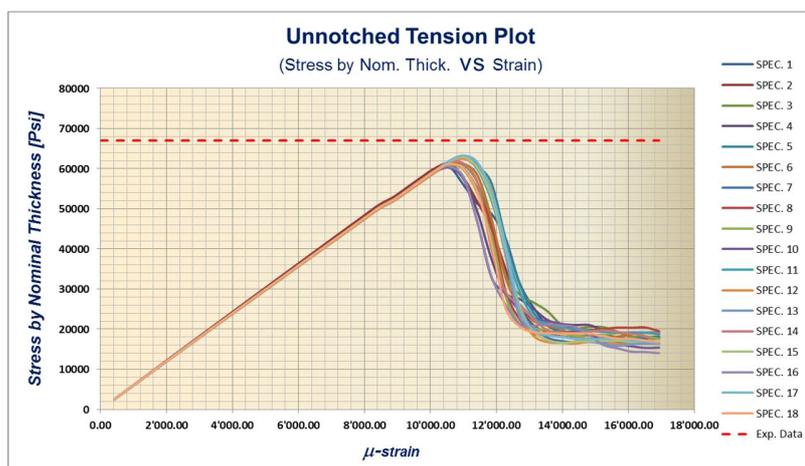


Figura 7-19: UNT Stress by Measured Thick. vs Strain per 10-80_20 IM7-8552

Da notare come lo strain di rottura dei coupon in questo caso si aggira attorno agli 11000 μ strain mentre dalla Figura 7-8 per il laminato Q.I. si raggiungevano all'incirca 15000 μ strain. La Figura 7-19 mostra anche il dato di failure sperimentale riportato in Figura 7-20 [Ref. 20].

Material: HEXCEL 8552 - IM7 UNI PREPREG		Unnotched Tension 2	
Resin content: 40.91 % vol		Gr/ Ep	
Fiber volume: 59.09 % vol		HEXCEL 8552 - IM7 UNI PREPREG	
Ply count: 20		[45,-45,0,45,-45,90,45,-45,45,-45]S	
Test method: ASTM D3039M-00E1		Modulus calculation: linear fit from 1000 to 3000 micro in/in	
Normalized by: 0.0072 in CPT			
	CTD (B)	RTD (A)	ETW (D)
Test Temperature [°F]	-65F	70F	250F
Moisture Conditioning	dry	dry	equilibrium
Equilibrium at T, RH			160 F,85%
Source code	HFIBXXXXB	HFIBXXXXA	HFIBXXXXD
	Normalized	Measured	Normalized
	Measured	Normalized	Measured
Mean	70.22	68.97	67.01
Minimum	66.60	65.98	62.42
Maximum	75.29	72.93	69.98
C.V.(%)	2.54	2.33	3.17
UNT2 Strength (ksi)			
No. Specimens	17	18	18
No. Prepreg Lots	3	3	3
Mean	5.52	5.42	5.22
Minimum	5.31	5.14	4.70
Maximum	5.77	5.62	5.72
C.V.(%)	2.03	2.26	3.31
UNT2 Modulus (Msi)			
No. Specimens	17	18	18
No. Prepreg Lots	3	3	3

Figura 7-20: UNT per 10-80_20 Experimental Data [Ref. 20]

FAILURE LOADS
 FAILURE NOMINAL STRESSES
 FAILURE MEASURED STRESSES

Min Value STD DEV

Max Value C.V. %

Mean Value **B-BASIS Value**

CALCULUS BASED ON FIRST CRACK
 SAVE DATA POST-PROCESSING FILE

4. DATA POST PROCESSING

Figura 7-21: B-Basis-UNT per 10-80_20 (V.A.T. output)

In questo caso viene commesso un errore calcolato come:

$$error = \frac{A - B}{B} \times 100 = \frac{61575 - 67010}{67010} \times 100 = -8.11 \%$$

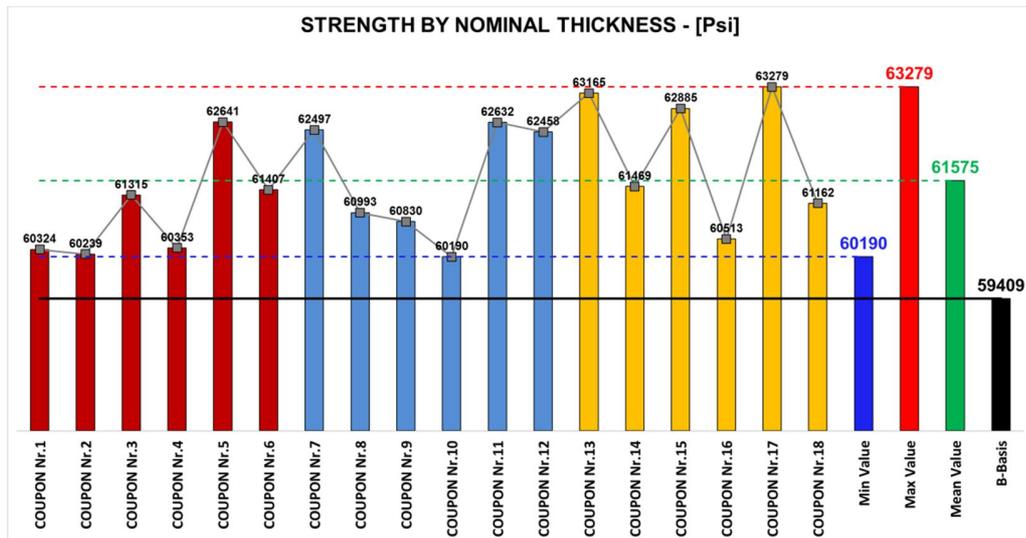


Figura 7-22: UNT Stress by Nom. Thick. per 10-80_20 IM7-8552 – Istogramma

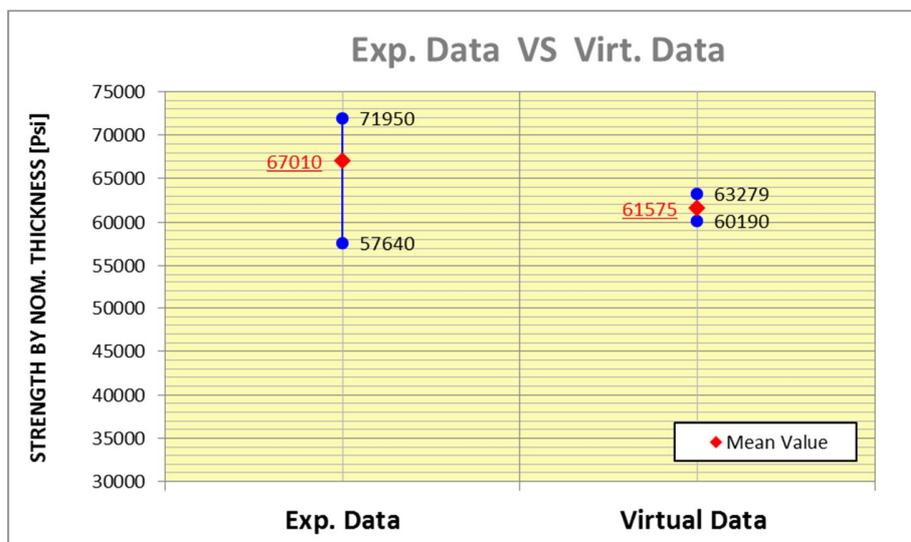


Figura 7-23: UNT per 10-80_20 IM7-8552: Experimental vs Virtual Data

Anche questa volta può notare che i dati sperimentali hanno una dispersione maggiore di quelli virtuali, infatti si va da un valore minimo di rottura di 57640 psi a 71950 psi con una deviazione standard di C.V. = 5.69 % (vedi Figura 7-20).

7.1.3 IM7-8552 Unnotched Tension – Laminato *Stiff*

Per questa prova è stato usato un laminato con molte ply in direzione 0° (*stiff*) con spessore nominale della ply di 0.0072 in, costituito da 20 strati (spessore nominale del coupon = 0.144 in):

Laminate ID: 50-40_20
 [0/45/0/90/0/-45/0/45/0/-45]_s

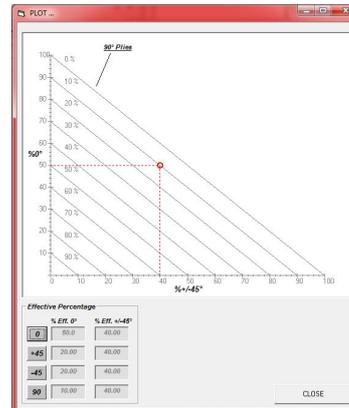


Figura 7-24: Laminate ID e plotting delle percentuali effettive del laminato stiff

Di seguito viene riportato il variability model adottato:

- Matrix Tensile Young modulus Cov = 3 %
- Matrix Compressive Young modulus Cov = 5 %
- Matrix Tensile strength Cov = 3 %
- Matrix Compressive strength Cov = 5 %
- Fiber Tensile Axial Young modulus Cov = 3 %
- Fiber Compressive Axial Young modulus Cov = 5 %
- Fiber Tensile strength Cov = 3 %
- Fiber Compressive strength Cov = 5 %
- Fiber Volume fraction Cov = 3 %
- Fiber Alignment std deviation = 0.5 deg

Le Figura 7-25, Figura 7-26 e Figura 7-27 riportano i risultati di V.A.T. per la prova UNT del laminato stiff.

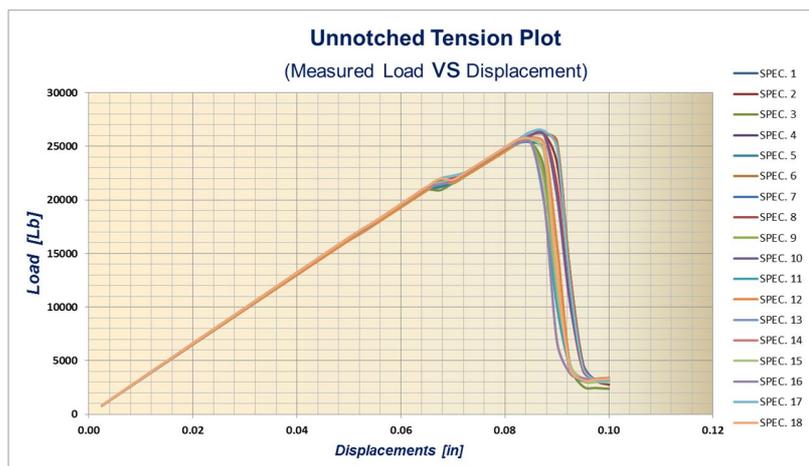


Figura 7-25: UNT Load vs Displ. per 50-40_20 IM7-8552

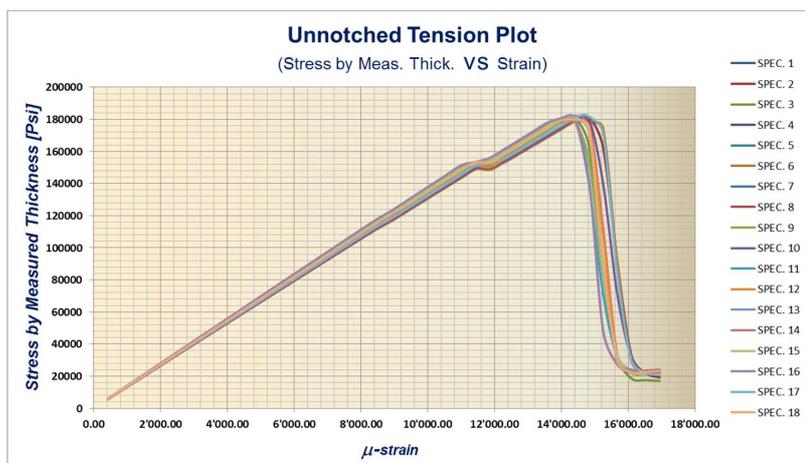


Figura 7-26: UNT Stress by Measured Thick. vs Strain per 50-40_20 IM7-8552

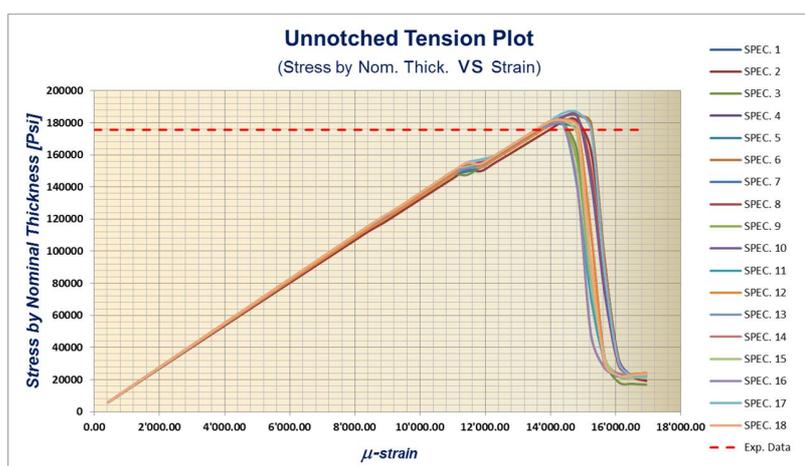


Figura 7-27: UNT Stress by Measured Thick. vs Strain per 50-40_20 IM7-8552

Da notare come lo strain di rottura dei coupon in questo caso si aggira attorno agli 15000 μ strain mentre dalla Figura 7-8 per il laminato Q.I. si raggiungevano all'incirca 14000 μ strain. La Figura 7-27 mostra anche il dato di failure sperimentale riportato in Figura 7-29 [Ref. 20].

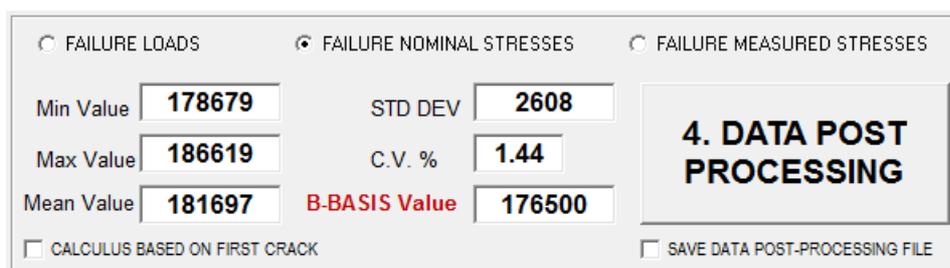


Figura 7-28: B-Basis-UNT per 50-40_20 (V.A.T. output)

In questo caso viene commesso un errore calcolato come:

$$error = \frac{A - B}{B} \times 100 = \frac{181697 - 175630}{175630} \times 100 = +3.45 \%$$

Material: HEXCEL 8552 - IM7 UNI PREPREG		Unnotched Tension 3 Gr/ Ep HEXCEL 8552 - IM7 UNI PREPREG					
Resin content: 41.31 % vol		Comp. density: 1.58 [g/cc]					
Fiber volume: 58.69 % vol							
Ply count: 20							
Test method: ASTM D3039M-00E1		Modulus calculation: linear fit from 1000 to 3000 micro in/in					
Normalized by: 0.0072 in CPT							
		CTD (B)		RTD (A)		ETW (D)	
Test Temperature [°F]		-65F		70F		250F	
Moisture Conditioning		dry		dry		equilibrium	
Equilibrium at T, RH						160 F, 85%	
Source code		HFICXXXXB		HFICXXXXA		HFICXXXXD	
		Normalized	Measured	Normalized	Measured	Normalized	Measured
UNT3 Strength (ksi)	Mean	174.18	173.12	175.63	176.22	187.43	187.30
	Minimum	159.91	160.82	159.04	158.49	161.56	172.30
	Maximum	188.80	187.85	188.00	190.86	203.39	199.33
	C.V.(%)	4.47	4.74	4.78	4.21	5.84	4.33
	No. Specimens	19		22		19	
No. Prepreg Lots	3		3		3		
UNT3 Modulus (Msi)	Mean	13.11	13.02	13.15	13.20	13.14	13.15
	Minimum	12.57	12.36	11.50	11.40	11.69	12.48
	Maximum	13.60	13.41	15.13	14.84	14.41	13.90
	C.V.(%)	1.98	2.17	6.04	5.63	4.65	2.68
	No. Specimens	19		22		22	
No. Prepreg Lots	3		3		3		

Figura 7-29: UNT per 50-40_20 Experimental Data [Ref. 20]

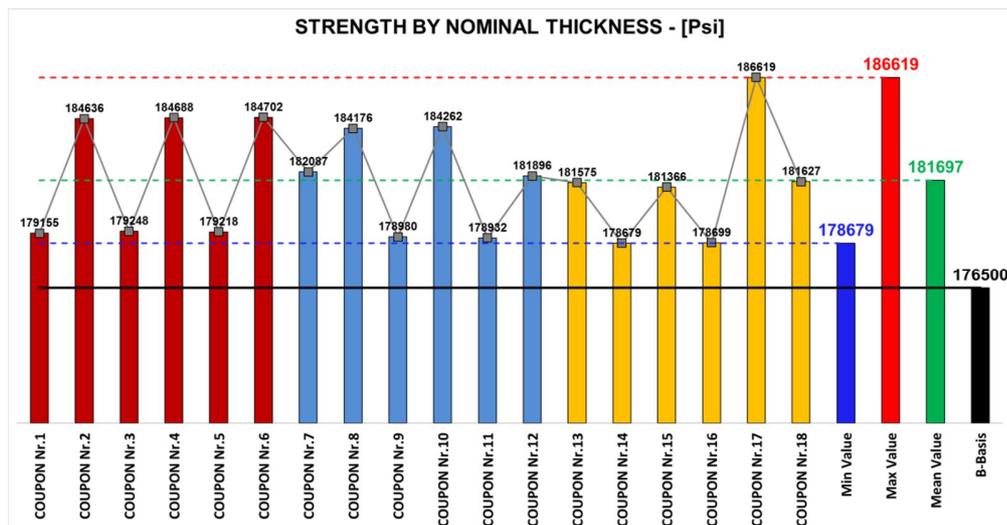


Figura 7-30: UNT Stress by Nom. Thick. per 50-40_20 IM7-8552 – Istogramma

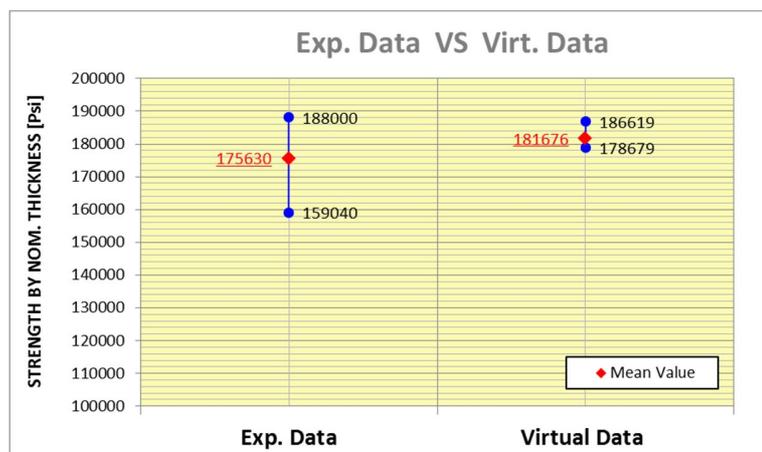


Figura 7-31: UNT per 50-40_20 IM7-8552: Experimental vs Virtual Data

Anche questa volta può notare che i dati sperimentali hanno una dispersione maggiore di quelli virtuali, infatti si va da un valore minimo di rottura di 159040 psi a 188000 psi con una deviazione standard di C.V. = 4.78 % (vedi Figura 7-29).

7.2 Il modello agli elementi finiti per la prova simulata di UNC

Per simulare la prova UNC è stato scelto lo standard ASTM D3010 come descritto nel capitolo 4.4.1.3. Questo tipo di coupon e di caricamento si presta alla simulazione per la forma regolare del coupon stesso. Il modello viene incastrato da una estremità e caricato con uno spostamento dall'altro lato. Il coupon ha una larghezza di 25 mm ed una lunghezza di 25 mm. Considerare una gage length di 25 mm garantisce, secondo quanto descritto nel capitolo 4.4.1.3, che il coupon non si instabilizzi durante la prova. La Figura 7-33 mostra un summary del modello agli elementi finiti usato per questa simulazione.

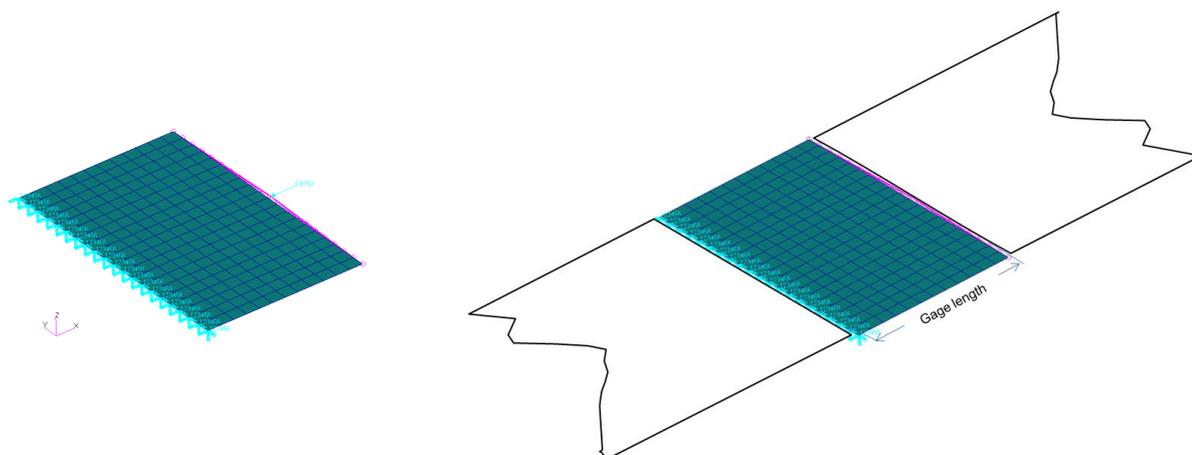


Figura 7-32: Vista ISO modello FEM per prova simulata UNC

La Figura 7-32 mostra una vista isometrica del modello agli elementi finiti usato per questa prova.

MSC Nastran Bulk Data Summary Section	
Model Summary	
Entity Type	Number in Model
CQUAD4	240
FORCE	1
GRID	274
MATDIGI	1
NLOUT	1
NLSTEP	1
PARAM	2
PCOMP	2
RBE2	1
SPC1	3
SPCADD	1
SPCD	1
UDNAME	1
UDSESV	1

Figura 7-33: UNT FEM – Model Summary

Il modello di materiale usato è quello riportato nel capitolo 7.1

7.2.1 IM7-8552 Unnotched Compression – Laminato Q.I.

Di seguito viene riportato il variability model adottato per questo tipo di test:

- Matrix Tensile Young modulus Cov = 3 %*
- Matrix Compressive Young modulus Cov = 5 %*
- Matrix Tensile strength Cov = 3 %*
- Matrix Compressive strength Cov = 5 %*
- Fiber Tensile Axial Young modulus Cov = 3 %*
- Fiber Compressive Axial Young modulus Cov = 5 %*
- Fiber Tensile strength Cov = 3 %*
- Fiber Compressive strength Cov = 5 %*
- Fiber Volume fraction Cov = 3 %*
- Fiber Alignment std deviation = 0.5 deg*

Le Figura 7-34 e Figura 7-35 riportano i risultati di V.A.T. per la prova UNC del quasi isotropo.

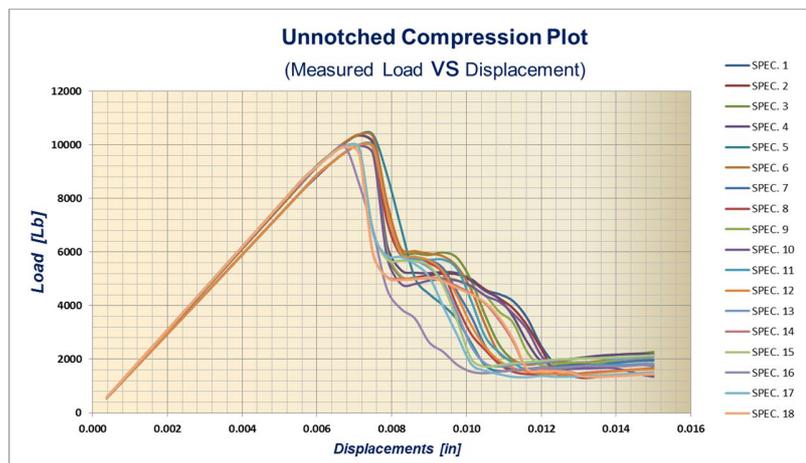


Figura 7-34: UNC Load vs Displ. per 25-50_16 IM7-8552

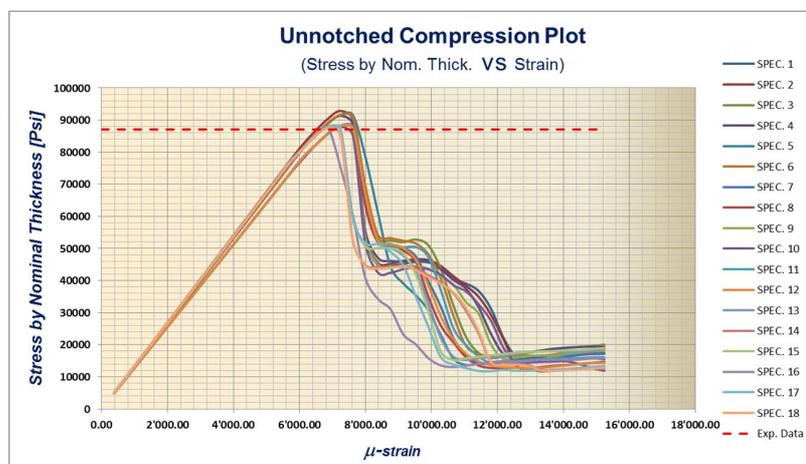


Figura 7-35: UNC Stress by Nom. Thick. vs Strain per 25-50_16 IM7-8552

La Figura 7-35 mostra anche il dato di failure sperimentale riportato in Figura 7-36 [Ref. 20].

Material: HEXCEL 8552 - IM7 UNI PREPREG		Unnotched Compression 1 Gr/ Ep HEXCEL 8552 - IM7 UNI PREPREG [45,0,-45,90]2S		
Resin content: 40.04 % vol	Comp. density: 1.58 [g/cc]			
Fiber volume: 59.96 % vol				
Ply count: 16				
Test method: ASTM D6641-01F1	Modulus calculation: linear fit from 1000 to 3000 micro in/in			
Normalized by: 0.0072 in CPT				
	RTD (A)	ETW (D)		
Test Temperature [°F]	70F	250 F		
Moisture Conditioning	dry	equilibrium		
Equilibrium at T, RH		160 F, 85%		
Source code	HFWXXXXA	HFWXXXXD		
	Normalized	Measured	Normalized	
	Measured	Normalized	Measured	
	Normalized	Measured	Normalized	
	Measured	Normalized	Measured	
UNC1 Strength (ksi)	Mean: 87.05	86.95	57.68	57.09
	Minimum: 68.07	73.46	48.72	48.54
	Maximum: 97.04	96.78	72.23	70.98
	C.V.(%): 9.32	7.51	11.02	10.87
	No. Specimens: 16		30	
	No. Pre prep Lots: 3		3	
UNC1 Modulus (Ms)	Mean: 7.86	7.86	7.13	7.06
	Minimum: 6.89	7.20	6.85	6.79
	Maximum: 8.41	8.61	7.34	7.38
	C.V.(%): 4.75	4.86	1.80	2.28
	No. Specimens: 16		16	
	No. Pre prep Lots: 3		3	
√UNC1	Mean: 0.334		0.356	
	No. Specimens: 16		16	
	No. Pre prep Lots: 3		3	

Figura 7-36: UNC per 25-50_16 Experimental Data [Ref. 20]

FAILURE LOADS
 FAILURE NOMINAL STRESSES
 FAILURE MEASURED STRESSES

Min Value: **87516** STD DEV: **1755**
 Max Value: **91605** C.V. %: **1.97**
 Mean Value: **89077** B-BASIS Value: **85579**

4. DATA POST PROCESSING

CALCULUS BASED ON FIRST CRACK
 SAVE DATA POST-PROCESSING FILE

Figura 7-37: B-Basis-UNC per 25-50_16 (V.A.T. output)

In questo caso viene commesso un errore di:

$$error = \frac{A - B}{B} \times 100 = \frac{89077 - 87050}{87050} \times 100 = 2.33 \%$$

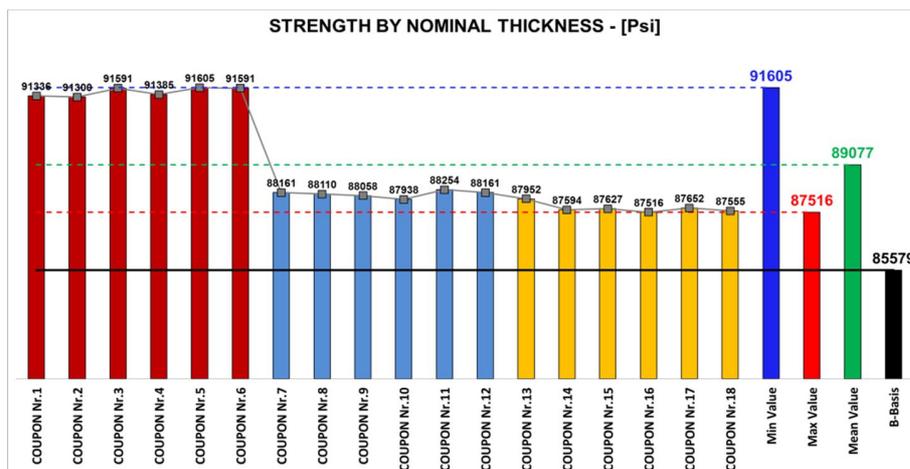


Figura 7-38: UNC Stress by Nom. Thick. per 25-50_16 IM7-8552 – Istogramma

La Figura 7-38 mostra l'istogramma dei risultati. Come si può notare tutti i coupon provenienti dallo stesso batch di materiale hanno degli stress di rottura molto simili tra loro.

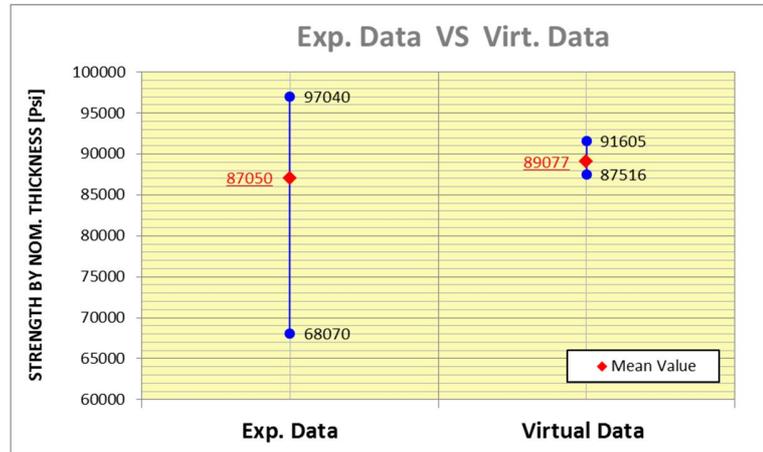


Figura 7-39: UNC per 25-50_16 IM7-8552: Experimental vs Virtual Data

Da Figura 7-39 si vede come i dati sperimentali hanno una dispersione molto elevata (maggiore di quelli virtuali), infatti si va da un valore minimo di rottura di 68070 psi a 97040 psi con una deviazione standard di C.V. = 9.32 % (vedi Figura 7-36).

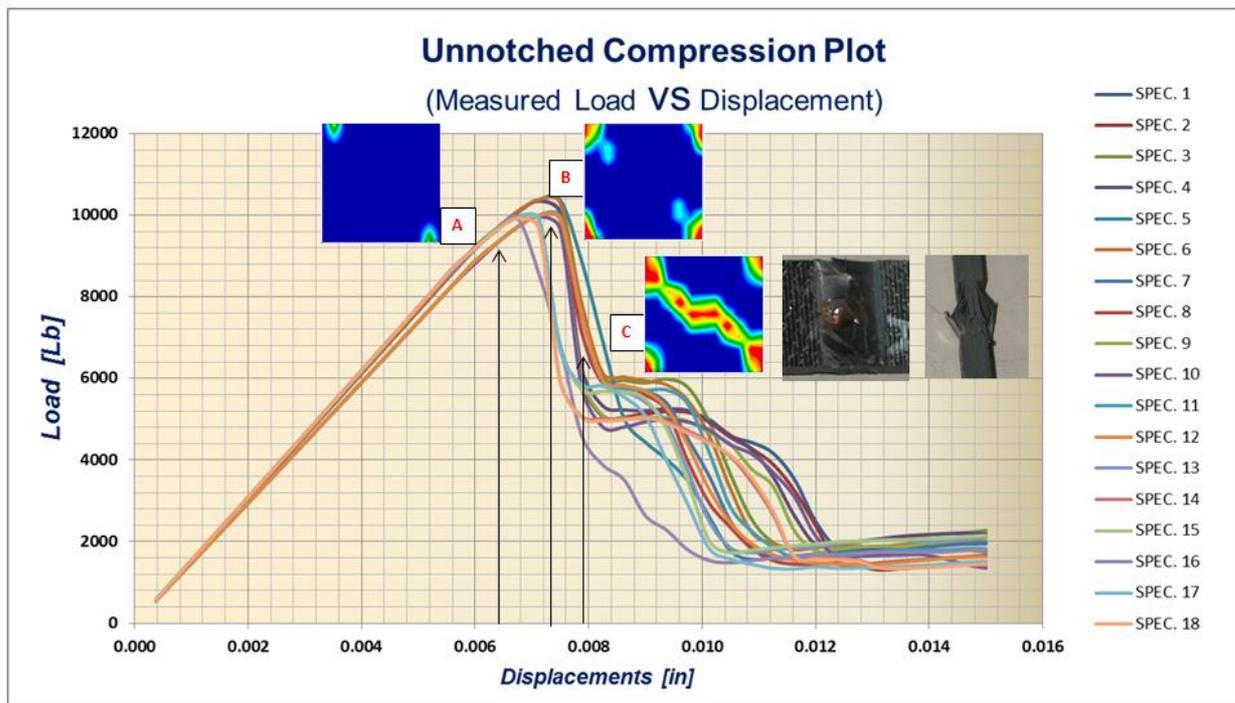


Figura 7-40: Comparazione rottura virtuale con quella reale per UNC per 25-50_16 IM7-8552

La Figura 7-40 mostra la comparazione tra la failure virtuale e quella reale. E' possibile notare come la rottura comincia nel punto A per estendersi a tutta la sezione del coupon nel punto C. Ancora una volta la rottura avviene del tutto simile a quella reale.

7.2.2 IM7-8552 Unnotched Compression – Laminato Soft

Usando sempre lo stesso variability model le Figura 7-41 e Figura 7-42 riportano i risultati di V.A.T. per la prova UNC del laminato soft.

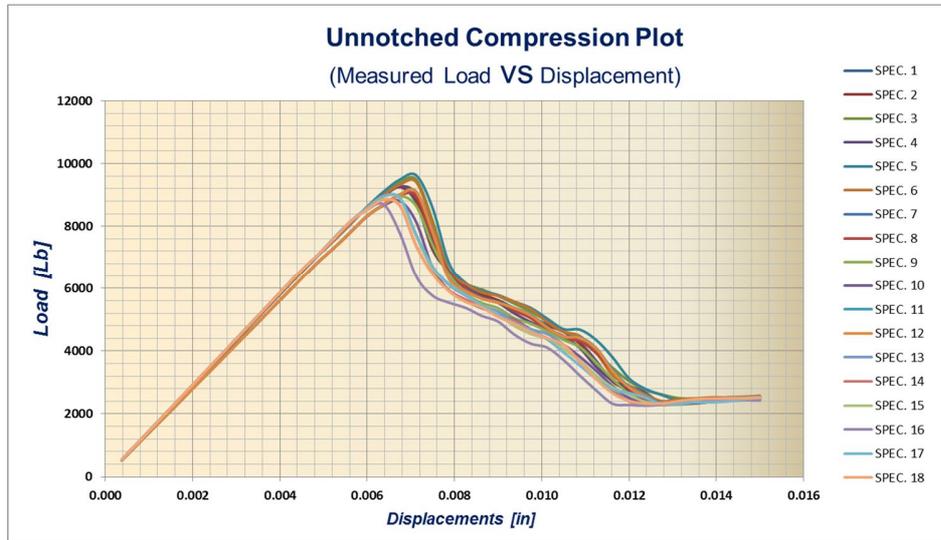


Figura 7-41: UNC Load vs Displ. per 10-80_20 IM7-8552

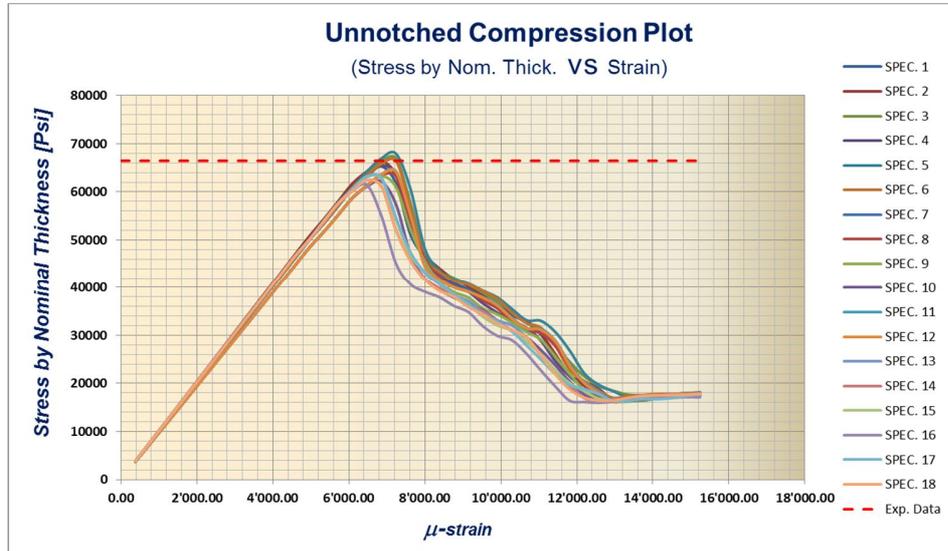


Figura 7-42: UNC Stress by Nom. Thick. vs Strain per 10-80_20 IM7-8552

La Figura 7-42 mostra anche il dato di failure sperimentale riportato in Figura 7-43 [Ref. 20].

Material: HEXCEL 8552 - IM7 UNI PREPREG		Unnotched Compression 2	
Pesin content: 38.98 % vol	Comp. density: 1.58 [g/cc]	Gr/ Ep HEXCEL 8552 - IM7 UNI PREPREG [45,-45,0,45,-45,90,45,-45,45,-45]S	
Fiber volume: 61.02 % vol			
Ply count: 20			
Test method: ASTM D6641-01E1	Modulus calculation: linear fit from 1000 to 3000 micro in/in		
Normalized by: 0.0072 in CPT			
	RTD (A)	ETW	
Test Temperature [°F]	70F	250F	
Moisture Conditioning	DRY	equilibrium	
Equilibrium at T, RH		160 F, 85%	
Source code	HFXXXXXA		HFXXXXXD
	Normalized	Measured	Normalized
Mean	66.44	67.49	40.61
Minimum	57.29	60.87	31.19
Maximum	72.61	73.01	50.34
C.V.(%)	7.36	5.53	10.91
UNC2 Strength (Ksi)			
No. Specimens	16		31
No. Prepreg Lots	3		3
Mean	4.90	4.98	4.10
Minimum	4.35	4.58	3.96
Maximum	5.35	5.33	4.25
C.V.(%)	6.10	4.84	2.21
UNC2 Modulus (Msi)			
No. Specimens	16		16
No. Prepreg Lots	3		3
Mean	0.587		0.665
vUNC2 No. Specimens	16		16
No. Prepreg Lots	3		3

Figura 7-43: UNC per 10-80_20 Experimental Data [Ref. 20]

FAILURE LOADS FAILURE NOMINAL STRESSES FAILURE MEASURED STRESSES

Min Value: **61393** STD DEV: **1761**

Max Value: **67922** C.V. %: **2.75**

Mean Value: **64146** **B-Basis Value: 60637**

CALCULUS BASED ON FIRST CRACK SAVE DATA POST-PROCESSING FILE

4. DATA POST PROCESSING

Figura 7-44: B-Basis-UNC per 10-80_20 (V.A.T. output)

In questo caso viene commesso un errore di:

$$error = \frac{A - B}{B} \times 100 = \frac{64146 - 66440}{66440} \times 100 = -3.45 \%$$

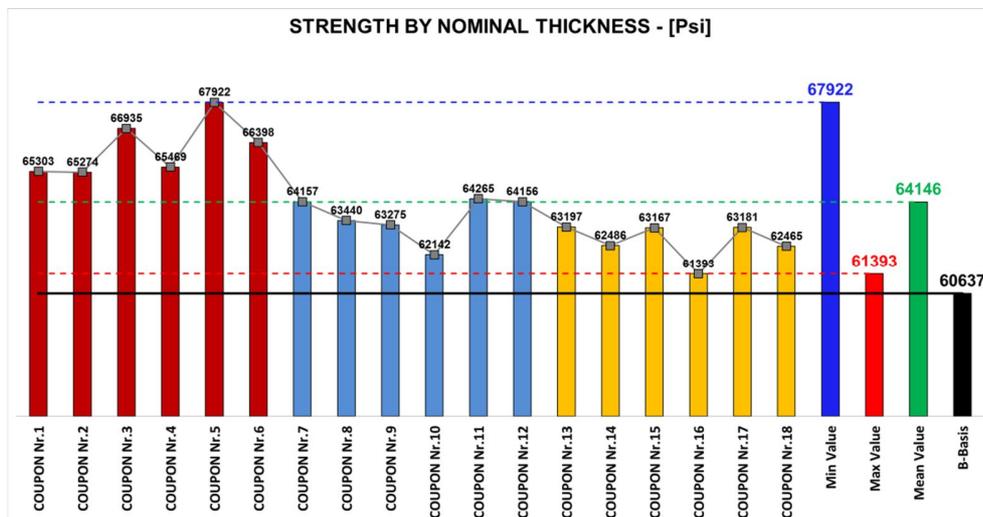


Figura 7-45: UNC Stress by Nom. Thick. per 10-80_20 IM7-8552 – Istogramma

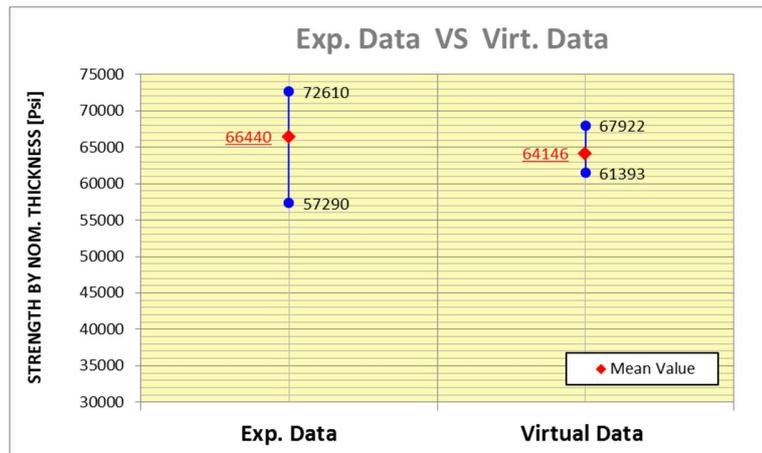


Figura 7-46: UNC per 10-80_20 IM7-8552: Experimental vs Virtual Data

7.2.3 IM7-8552 Unnotched Compression – Laminato *Stiff*

Per questa prova è stato usato un laminato con molte ply in direzione 0° (*stiff*) con spessore nominale della ply di 0.0072 in, costituito da 20 strati (spessore nominale del coupon = 0.144 in):

Laminato ID: 50-40_20
 [45/0/90/0/-45/0/45/0/-45/0]_s

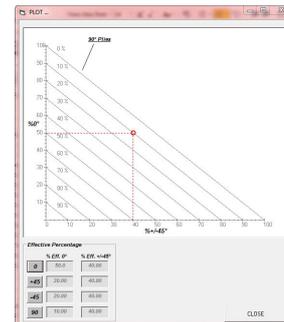


Figura 7-47: Laminato ID e plotting delle percentuali effettive del laminato *stiff* (UNC)

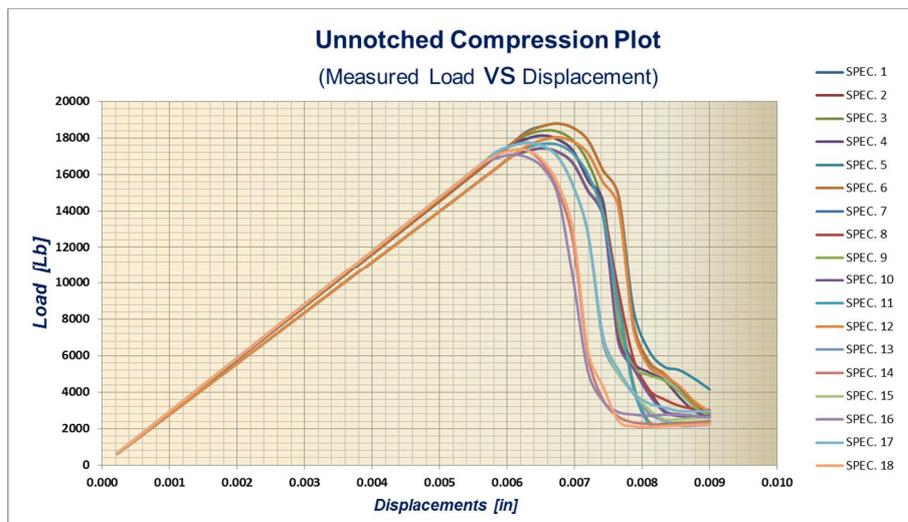


Figura 7-48: UNC Load vs Displ. per 50-40_20 IM7-8552

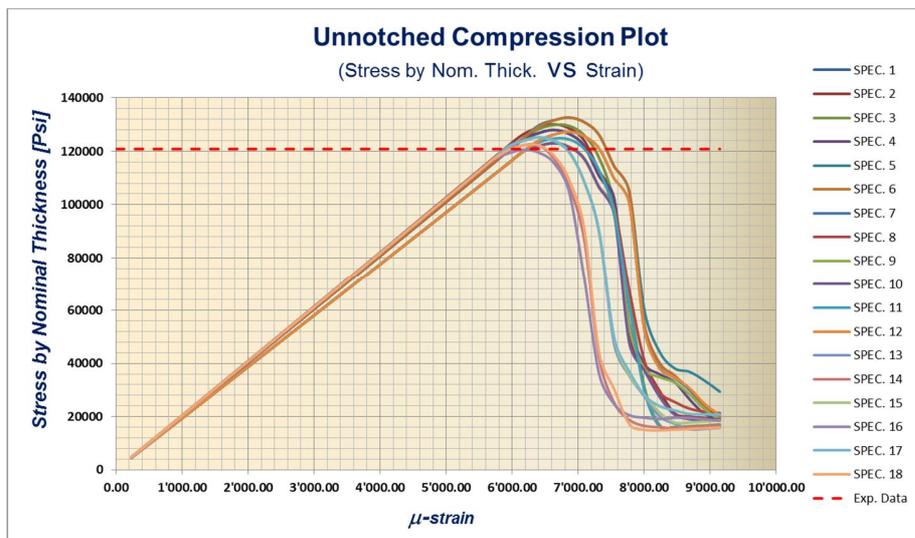


Figura 7-49: UNC Stress by Nom. Thick. vs Strain per 50-40_20 IM7-8552

Usando sempre lo stesso variability model le Figura 7-48e Figura 7-49 riportano i risultati di V.A.T. per la prova UNC del laminato *stiff*.

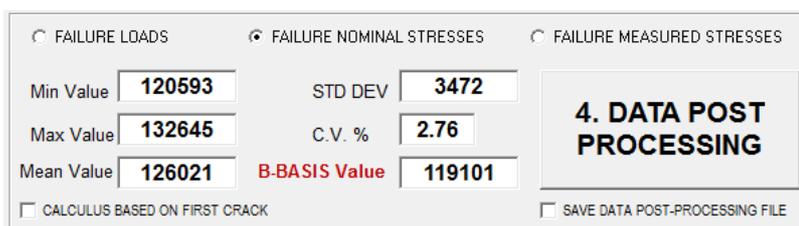


Figura 7-50: B-Basis-UNT per 50-40_20 (V.A.T. output)

In questo caso viene commesso un errore calcolato come:

$$error = \frac{A - B}{B} \times 100 = \frac{126021 - 120840}{120840} \times 100 = +4.23 \%$$

Material: HEXCEL 8552 - IM7 UNI PREPREG		Unnotched Compression 3 Gr/ Ep HEXCEL 8552 - IM7 UNI PREPREG [45,0,90,0,-45,0,45,0,-45,0]S	
Resin content: 40.22 % vol	Comp. density: 1.58 [g/cc]		
Fiber volume: 59.78 % vol			
Ply count: 20			
Test method: ASTM D6641-01F ¹	Modulus calculation: linear fit from 1000 to 3000 micro in/in		
Normalized by: 0.0072 in CPT			
	RTD (A)	ETW	
Test Temperature [°F]	70F	250F	
Moisture Conditioning	dry	equilibrium	
Equilibrium at T, RH		160 F,85%	
Source code	HFYXXXXA	HFYXXXXD	
	Normalized	Measured	Normalized
Mean	120.84	121.06	79.42
Minimum	108.20	111.74	68.05
Maximum	136.09	137.70	96.63
UNC3 C.V.(%)	5.86	5.53	10.31
Strength (ksi)			
No. Specimens		16	27
No. Prepreg Lots		3	3
Mean	11.90	11.93	11.77
Minimum	10.32	11.20	11.24
Maximum	12.58	12.74	12.22
UNC3 C.V.(%)	4.35	3.38	2.35
Modulus (Msi)			
No. Specimens		17	15
No. Prepreg Lots		3	3
Mean	0.423		0.416
νUNC3 No. Specimens		17	15
νUNC3 No. Prepreg Lots		3	3

Figura 7-51: UNC per 50-40_20 Experimental Data [Ref. 20]

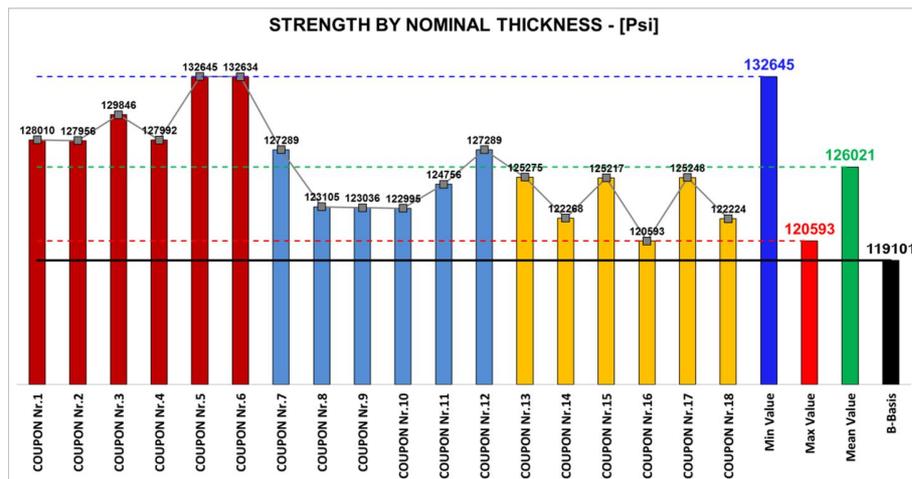


Figura 7-52: UNC Stress by Nom. Thick. per 50-40_20 IM7-8552 – Istogramma

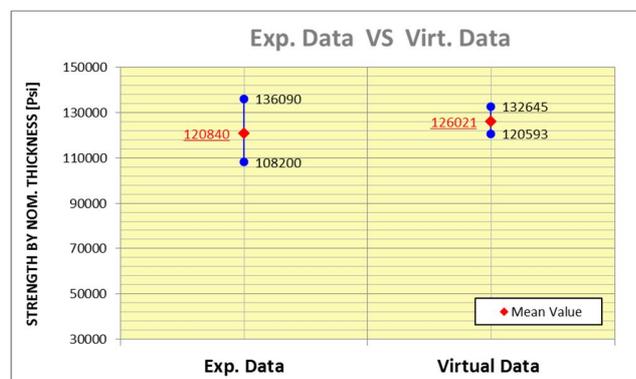


Figura 7-53: UNT per 50-40_20 IM7-8552: Experimental vs Virtual Data

7.3 Il modello agli elementi finiti per la prova simulata di OHC

Per simulare la prova OHC è stato scelto lo standard ASTM D6484 come descritto nel capitolo 4.4.2.2. Questo tipo di coupon e di caricamento si presta alla simulazione per la forma regolare del coupon stesso. Il modello viene incastrato da una estremità e caricato con uno spostamento dall'altro lato. Il coupon ha una larghezza di 38 mm e di una lunghezza di 40 mm. Per la simulazione c'è la possibilità di considerare le tab incollate sul provino. In questo caso il modello viene vincolato in direzione z (vedi Figura 7-55), così come previsto dalla normativa di riferimento (vedi capitolo 4.4.2.2.).

La Figura 7-54 illustra l'attrezzo di stabilizzazione che viene usato per questo tipo di prova. Come è possibile notare la fixture porta al centro uno scasso in corrispondenza del foro del coupon da testare. La Figura 7-55 mostra una vista isometrica del modello agli elementi finiti usato per la simulazione dove viene evidenziato il fatto che è stato considerato anche la presenza del vincolo anti-buckling.

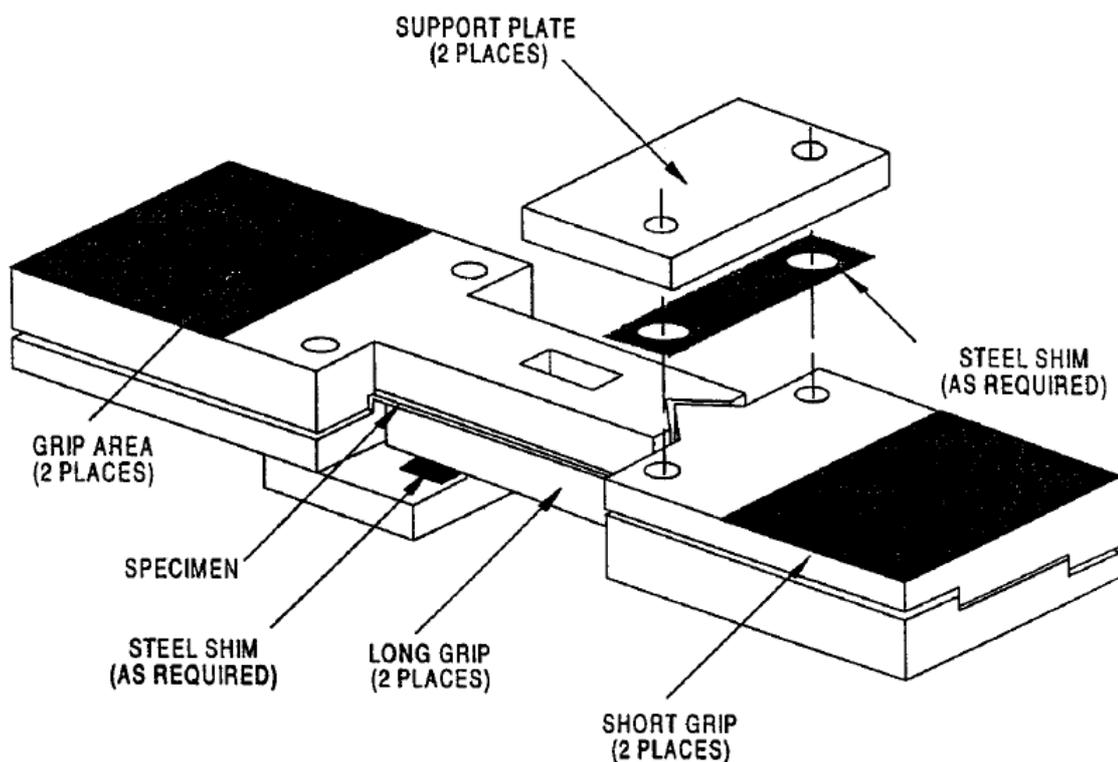


Figura 7-54: Attrezzo di stabilizzazione per test OHC secondo ASTM D-6484

Il modello considerato è sempre un modello a shell 2D (vedi Figura 7-56). La Figura 7-55 riporta una rappresentazione "solid" delle proprietà associate agli elementi CQUAD4 di Nastran.

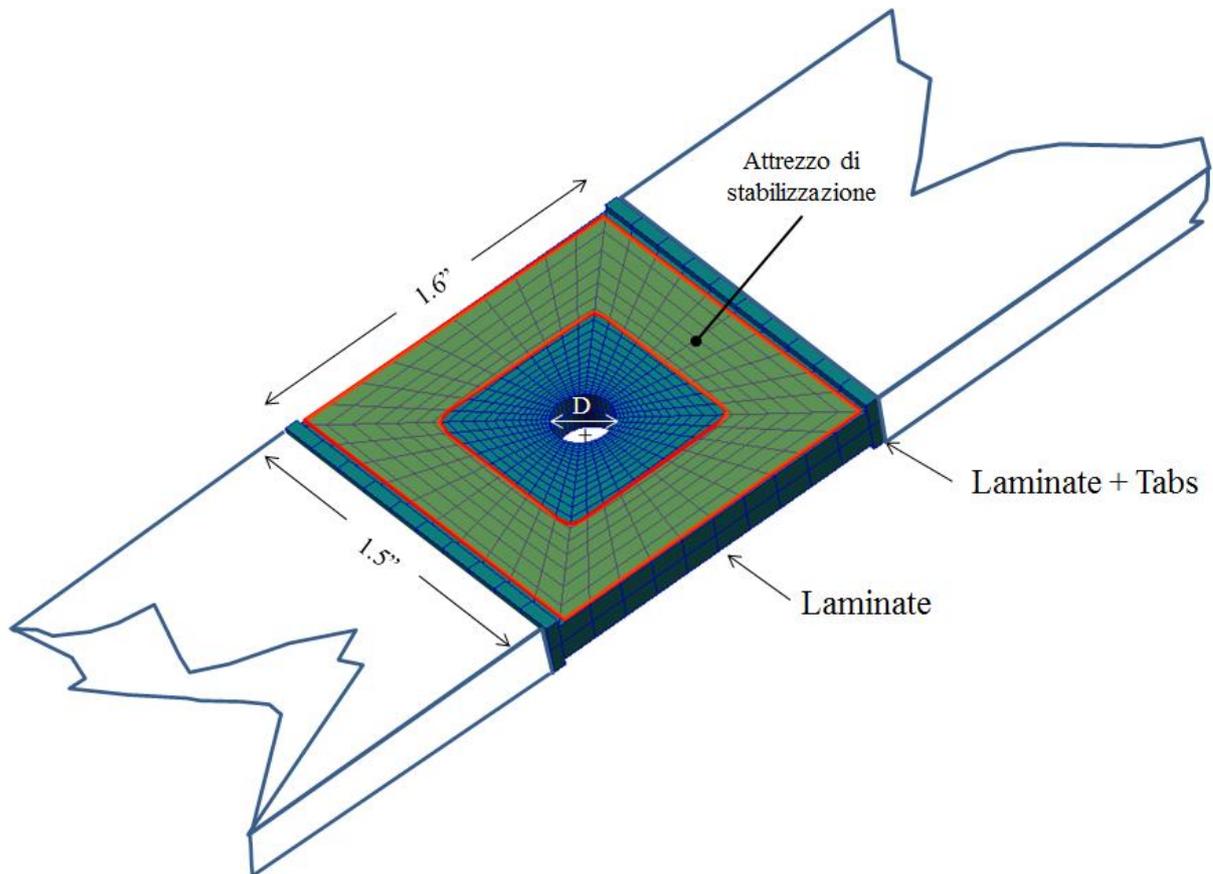


Figura 7-55: Vista ISO modello FEM per prova simulata OHC (2D shell mostrate come solid)

Il foro considerato ha un diametro $D = 0.25$ in ed una larghezza di W tale che :

$$\frac{W}{D} = 6 \quad (\text{Equazione 7-1})$$

Con una larghezza di 1.5 inches (~38 mm) si fa in modo da non avere effetti di bordo ad influenzare il risultato finale. In questo caso si ha un fattore di abbattimento legato al rapporto larghezza coupon e diametro del foro $C_{WD} = 1.00$ Generalmente valori di $\frac{W}{D} < 6$ portano a valori $C_{WD} < 1.00$.

Per questo tipo di simulazione è molto importante usare una mesh strutturata regolare attorno al foro come mostrata in Figura 7-60.

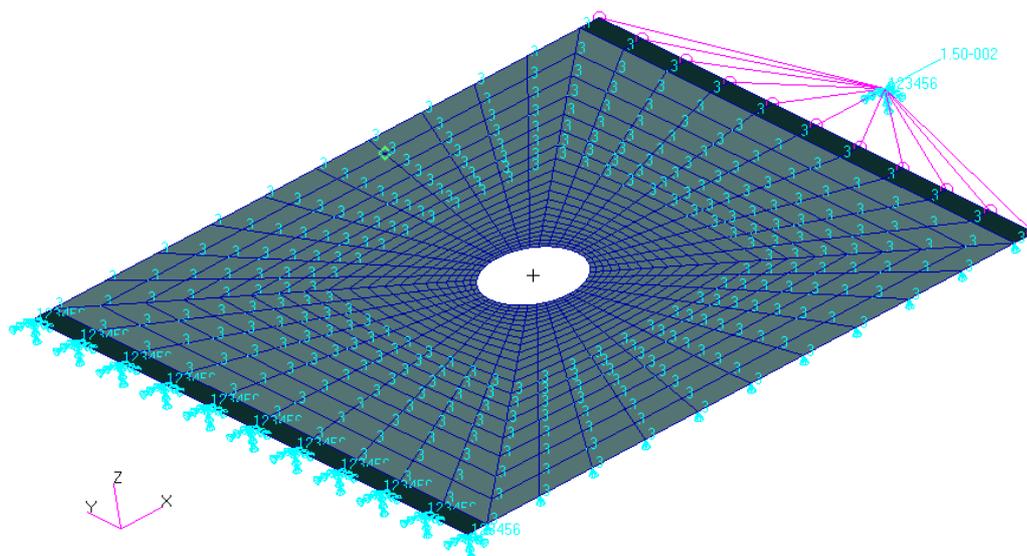


Figura 7-56: Vista ISO modello FEM per prova simulata OHC

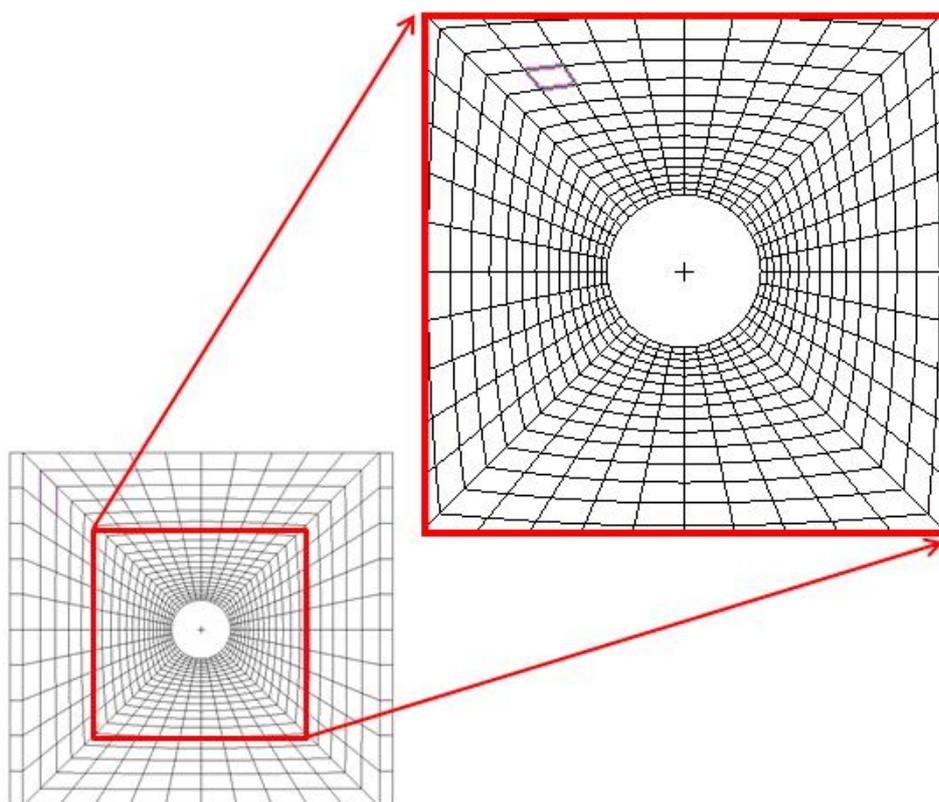


Figura 7-57: Mesh strutturata attorno al foro

La mesh così costruita viene garantita dal modulo di V.A.T. FE Model Builder mostrato nel capitolo 6.1.

MSC Nastran Bulk Data Summary Section	
Model Summary	
Entity Type	Number in Model
CQUAD4	820
FORCE	1
GRID	863
MATDIGI	1
NLOUT	1
NLSTEP	1
PARAM	2
PCOMP	2
RBE2	1
SPC1	3
SPCADD	1
SPCD	1
UDNAME	1
UDSESV	1

Figura 7-58: UNT FEM – Model Summary

7.3.1 IM7-8552 Open Hole Compression – Laminato Q.I.

Per questa prova è stato usato un laminato Q.I. (Quasi Isotropo) con spessore nominale della ply di 0.0072 in, costituito da 24 strati (spessore nominale del coupon = 0.1728 in):

Laminate ID: 25-50_24 [45/0/-45/90]_{3s}

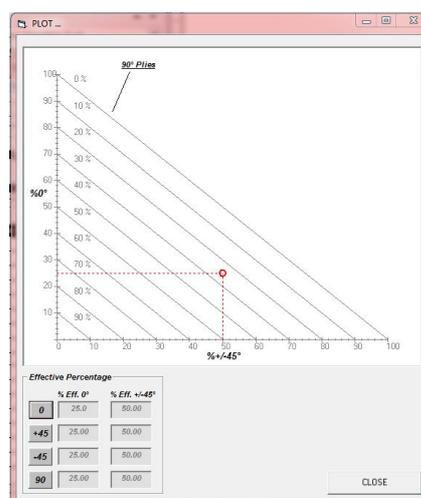


Figura 7-59: Laminate ID e plotting delle percentuali effettive del laminato Q.I.

Di seguito viene riportato il variability model adottato:

- Matrix Tensile Young modulus Cov = 3 %*
- Matrix Compressive Young modulus Cov = 5 %*
- Matrix Tensile strength Cov = 3 %*
- Matrix Compressive strength Cov = 5 %*
- Fiber Tensile Axial Young modulus Cov = 3 %*
- Fiber Compressive Axial Young modulus Cov = 5 %*
- Fiber Tensile strength Cov = 3 %*
- Fiber Compressive strength Cov = 5 %*
- Fiber Volume fraction Cov = 3 %*
- Fiber Alignment std deviation = 0.5 deg*

Le Figura 7-60 e Figura 7-61 riportano i risultati dell'analisi.

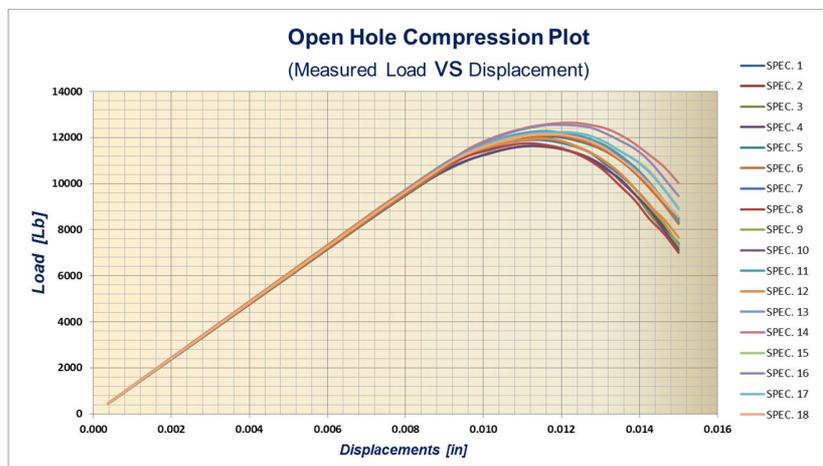


Figura 7-60: OHC Load vs Displ. per 25-50_24 IM7-8552

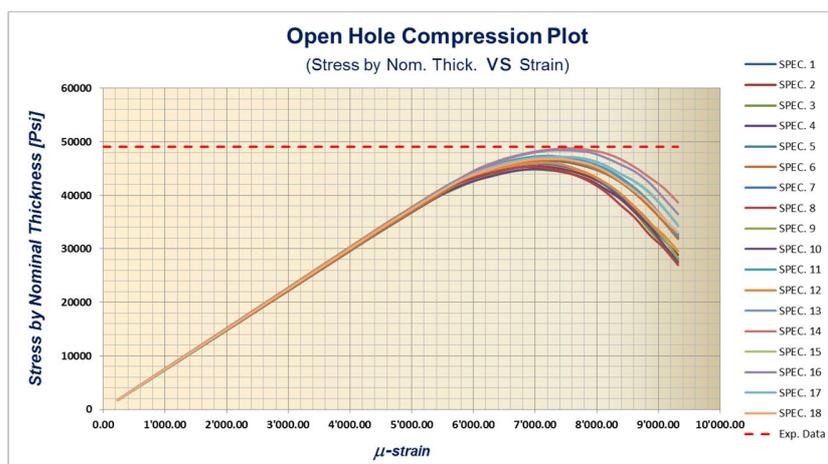


Figura 7-61: OHC Stress by Nom. Thick. vs Strain per 25-50_24 IM7-8552

La Figura 7-61 mostra anche il dato di failure sperimentale riportato in Figura 7-62 [Ref. 20].

Material: HEXCEL 8552 - IM7 UNI PREPREG		Open Hole Compression 1 Gr/ Ep HEXCEL 8552 - IM7 UNI PREPREG [45,0,-45,90]3S		
Resin content: 41.74 % vol	Comp. density: 1.58 [g/cc]			
Fiber volume: 58.26% vol				
Ply count: 24				
Test method: ASTM D6484M-04				
Normalized by: 0.0072 in CPT				
	RTD (A)		ETW (D)	
Test Temperature [°F]	70F		250F	
Moisture Conditioning	dry		equilibrium	
Equilibrium at T, RH			160 F,85%	
Source code	HFIGXXXXA		HFIGXXXXD	
	Normalized	Measured	Normalized	Measured
Mean	49.08	48.89	35.52	35.29
Minimum	43.91	45.15	33.08	33.59
Maximum	50.99	51.28	38.96	37.50
C.V.(%)	3.65	2.96	4.07	3.25
OHC1				
Strength (ksi)				
No. Specimens	19		19	
No. Prepreg Lots	3		3	

Figura 7-62: OHC per 25-50_24 Experimental Data [Ref. 20]

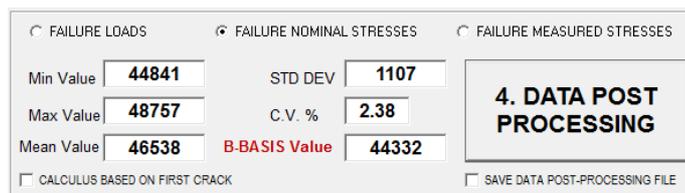


Figura 7-63: B-Basis-OHC per 25-50_16 (V.A.T. output)

In questo caso viene commesso un errore di:

$$error = \frac{A - B}{B} \times 100 = \frac{46538 - 49080}{49080} \times 100 = -5.18 \%$$

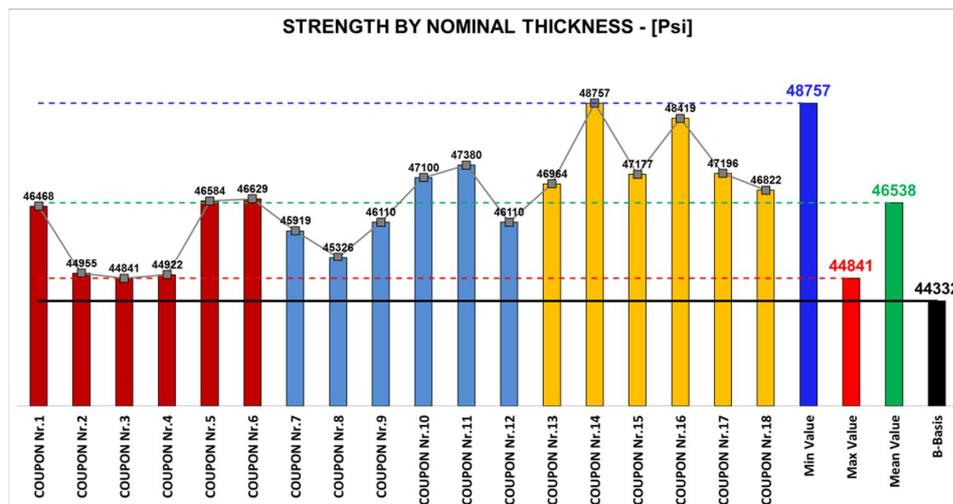


Figura 7-64: OHC Stress by Nom. Thick. per 25-50_24 IM7-8552 – Istogramma

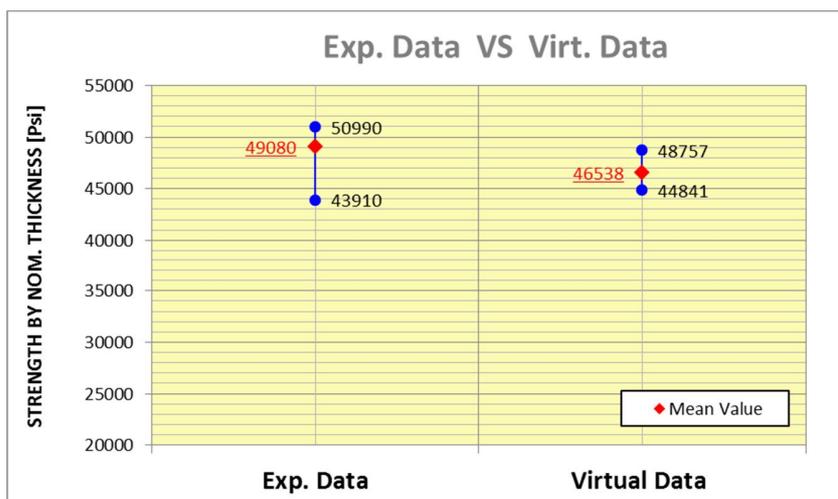


Figura 7-65: OHC per 25-50_24 IM7-8552: Experimental vs Virtual Data

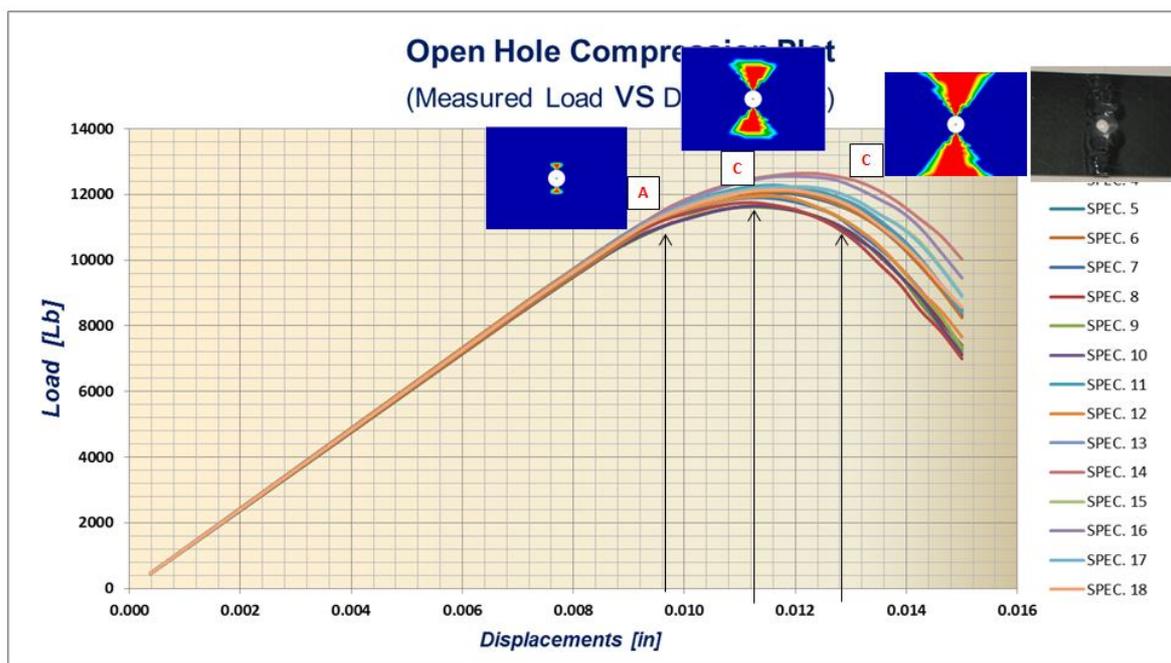


Figura 7-66: Comparazione rottura virtuale con quella reale per OHC per 25-50_24 IM7-8552

La Figura 7-66 mostra la comparazione tra la failure virtuale e quella reale. E' possibile notare come la rottura comincia nel punto A per estendersi a tutta la sezione del coupon nel punto C. Ancora una volta la rottura avviene del tutto simile a quella reale.

7.3.2 IM7-8552 Open Hole Compression – Laminato Soft

Per questa prova è stato usato un laminato *soft* con spessore nominale della ply di 0.0072 in, costituito da 20 strati (spessore nominale del coupon = 0.144 in):

Laminate ID: 10-80_20
 [45/-45/0/45/-45/90/45/-45/45/-45]_s

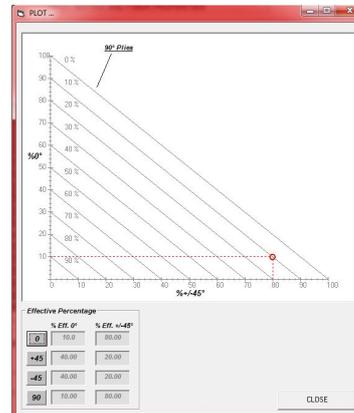


Figura 7-67: Laminate ID e plotting delle percentuali effettive del laminato soft.

Di seguito viene riportato il variability model adottato:

- Matrix Tensile Young modulus Cov = 3 %
- Matrix Compressive Young modulus Cov = 5 %
- Matrix Tensile strength Cov = 3 %
- Matrix Compressive strength Cov = 5 %
- Fiber Tensile Axial Young modulus Cov = 3 %
- Fiber Compressive Axial Young modulus Cov = 5 %
- Fiber Tensile strength Cov = 3 %
- Fiber Compressive strength Cov = 5 %
- Fiber Volume fraction Cov = 3 %
- Fiber Alignment std deviation = 0.5 deg

Le Figura 7-68 e Figura 7-69 riportano i risultati dell'analisi.

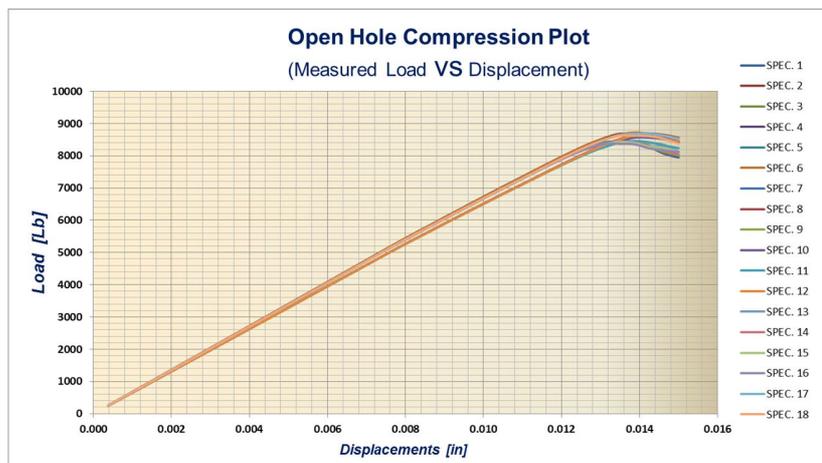


Figura 7-68: OHC Load vs Displ. per 10-80_20 IM7-8552

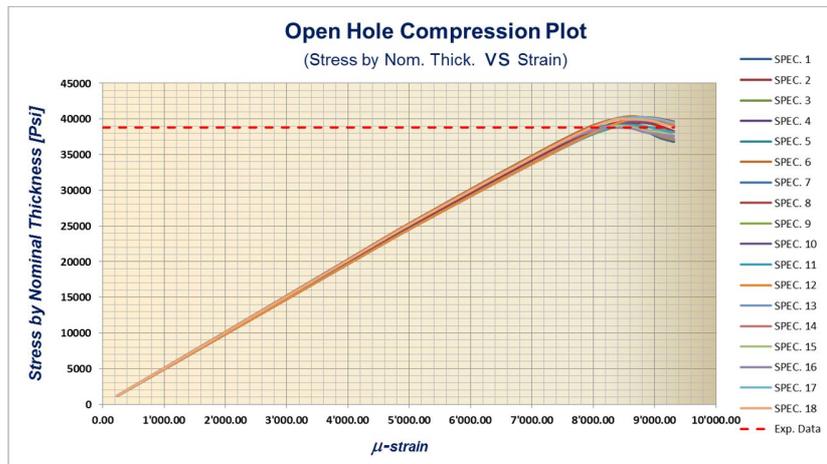


Figura 7-69: OHC Stress by Nom. Thick. vs Strain per 10-80_20 IM7-8552

La Figura 7-69 mostra anche il dato di failure sperimentale riportato in Figura 7-70 [Ref. 20].

Material: HEXCEL 8552 - IM7 UNI PREPREG		Open Hole Compression 2 Gr/ Ep HEXCEL 8552 - IM7 UNI PREPREG [45,-45,0,45,-45,90,45,-45,45,-45]S			
Resin content: 41.14 % vol	Comp. density: 1.58 [g/cc]				
Fiber volume: 58.86 % vol					
Ply count: 20					
Test method: ASTM D6484M-04					
Normalized by: 0.0072 in CPT					
	RTD (A)		ETW (D)		
Test Temperature [°F]	70F		250F		
Moisture Conditioning	dry		equilibrium		
Equilibrium at T, RH			160 F,85%		
Source code	HFIH-XXXXA		HFIH-XXXXD		
	Normalized	Measured	Normalized	Measured	Normalized
Mean	38.80	38.40	25.76	25.57	
Minimum	36.25	35.93	22.36	22.24	
Maximum	41.33	40.85	27.57	27.56	
OHC2 C.V.(%)	3.29	3.41	5.02	4.40	
Strength (ksi)					
No. Specimens		18		20	
No. Prepreg Lots		3		3	

Figura 7-70: OHC per 10-80_20 Experimental Data [Ref. 20]

FAILURE LOADS
 FAILURE NOMINAL STRESSES
 FAILURE MEASURED STRESSES

Min Value: **38749** STD DEV: **587**
 Max Value: **40382** C.V. %: **1.49**
 Mean Value: **39544** **B-BASIS Value**: **38374**

4. DATA POST PROCESSING

CALCULUS BASED ON FIRST CRACK
 SAVE DATA POST-PROCESSING FILE

Figura 7-71: B-Basis-OHC per 25-50_16 (V.A.T. output)

In questo caso viene commesso un errore di:

$$error = \frac{A - B}{B} \times 100 = \frac{39544 - 38800}{38800} \times 100 = +1.91\%$$

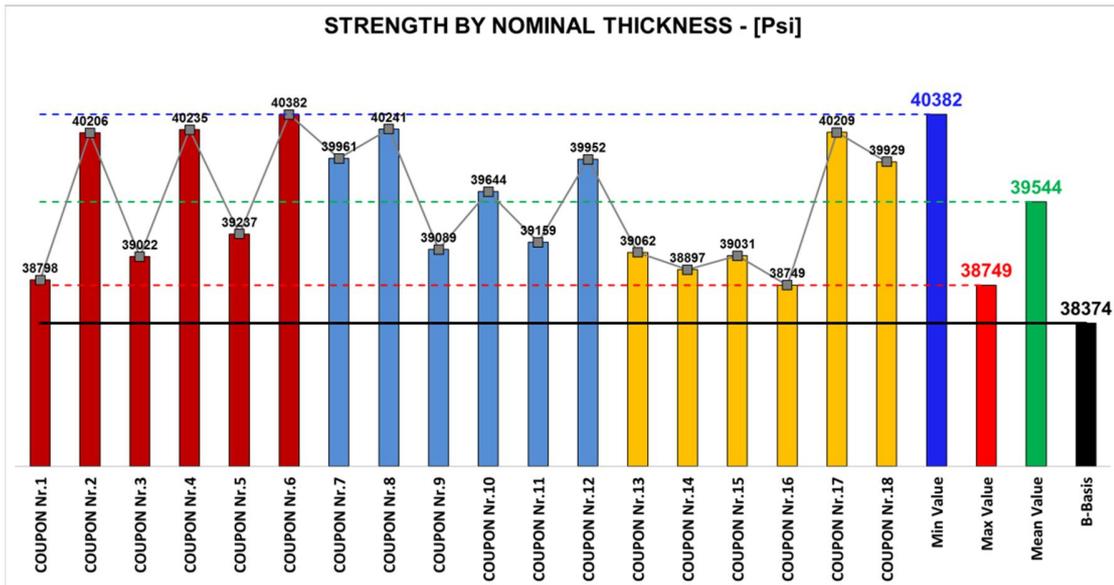


Figura 7-72: OHC Stress by Nom. Thick. per 10-80_20 IM7-8552 – Istogramma

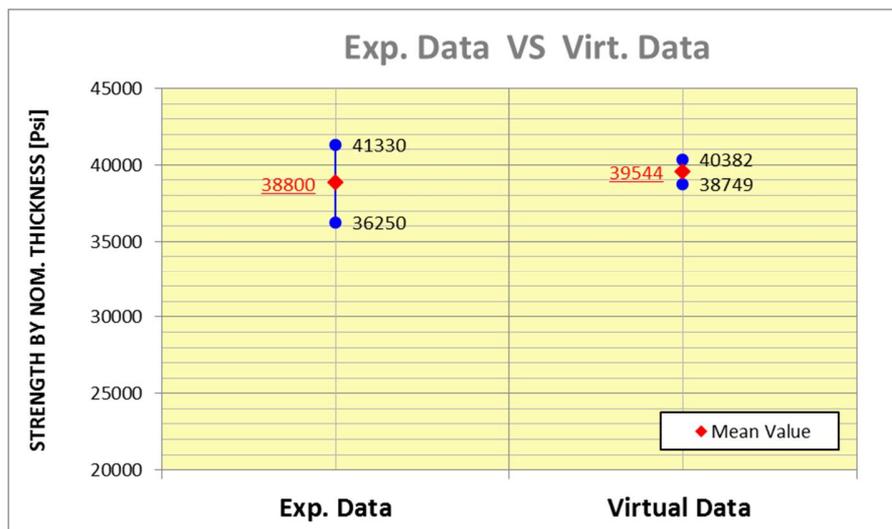


Figura 7-73: OHC per 10-80_20 IM7-8552: Experimental vs Virtual Data

7.3.3 IM7-8552 Open Hole Compression – Laminato *Stiff*

Per questa prova è stato usato un laminato *soft* con spessore nominale della ply di 0.0072 in, costituito da 20 strati (spessore nominale del coupon = 0.144 in):

Laminate ID: 50-40_20
 [0/45/0/90/0/-45/0/45/0/-45]_s

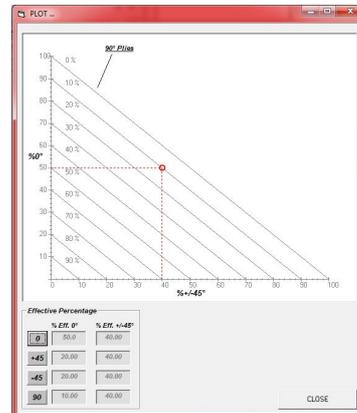


Figura 7-74: Laminate ID e plotting delle percentuali effettive del laminato soft.

Di seguito viene riportato il variability model adottato:

- Matrix Tensile Young modulus Cov = 3 %
- Matrix Compressive Young modulus Cov = 5 %
- Matrix Tensile strength Cov = 3 %
- Matrix Compressive strength Cov = 5 %
- Fiber Tensile Axial Young modulus Cov = 3 %
- Fiber Compressive Axial Young modulus Cov = 5 %
- Fiber Tensile strength Cov = 3 %
- Fiber Compressive strength Cov = 5 %
- Fiber Volume fraction Cov = 3 %
- Fiber Alignment std deviation = 0.5 deg

Le Figura 7-75 e Figura 7-76 riportano i risultati dell'analisi.

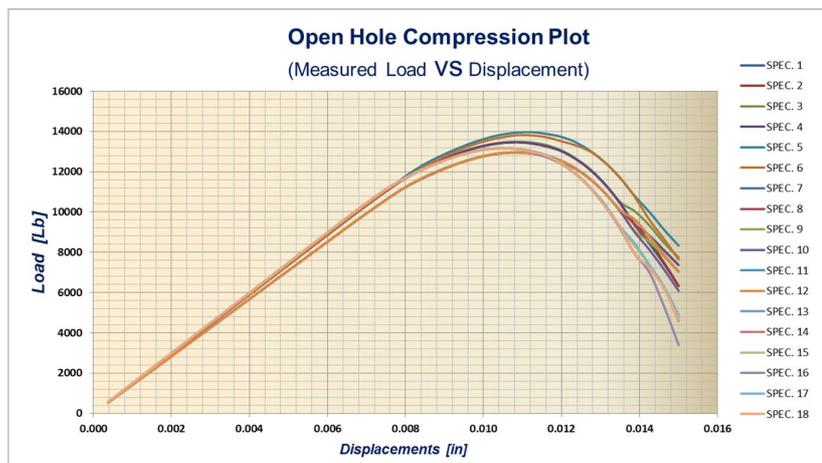


Figura 7-75: OHC Load vs Displ. per 50-40_20 IM7-8552

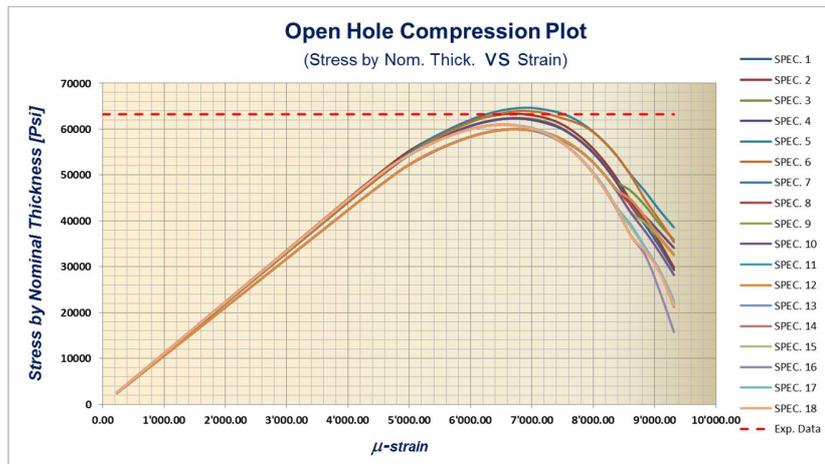


Figura 7-76: OHC Stress by Nom. Thick. vs Strain per 50-40_20 IM7-8552

La Figura 7-76 mostra anche il dato di failure sperimentale riportato in Figura 7-70 [Ref. 20].

Material:	HEXCEL 8552 - IM7 UNI PREPREG		Open Hole Compression 3 Gr/ Ep HEXCEL 8552 - IM7 UNI PREPREG [0,45,0,90,0,-45,0,45,0,-45]S	
Resin content:	39.62 % vol			
Fiber volume:	60.38 % vol			
Ply count:	20			
Test method:	ASTM D6484M-04	Comp. density:	1.58 [g/cc]	
Normalized by:	0.0072 in CPT			
	RTD (A)		ETW (D)	
Test Temperature [°F]	70F		250F	
Moisture Conditioning	dry		equilibrium	
Equilibrium at T, RH			160 F,85%	
Source code	HFIXXXXA		HFIXXXD	
	Normalized	Measured	Normalized	Measured
Mean	63.24	63.36	46.42	46.22
Minimum	56.63	59.06	42.01	42.66
Maximum	69.28	69.24	50.50	51.35
OHC3 C.V.(%)	4.54	4.28	4.55	4.76
Strength (ksi)				
No. Specimens	19		20	
No. Prepreg Lots	3		3	

Figura 7-77: OHC per 50-40_20 Experimental Data [Ref. 20]

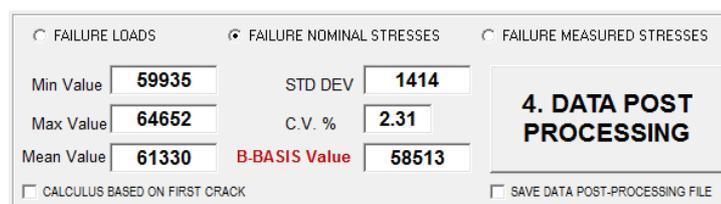


Figura 7-78: B-Basis-OHC per 50-40_20 (V.A.T. output)

In questo caso viene commesso un errore di:

$$error = \frac{A - B}{B} \times 100 = \frac{61330 - 63240}{63240} \times 100 = -3.02 \%$$

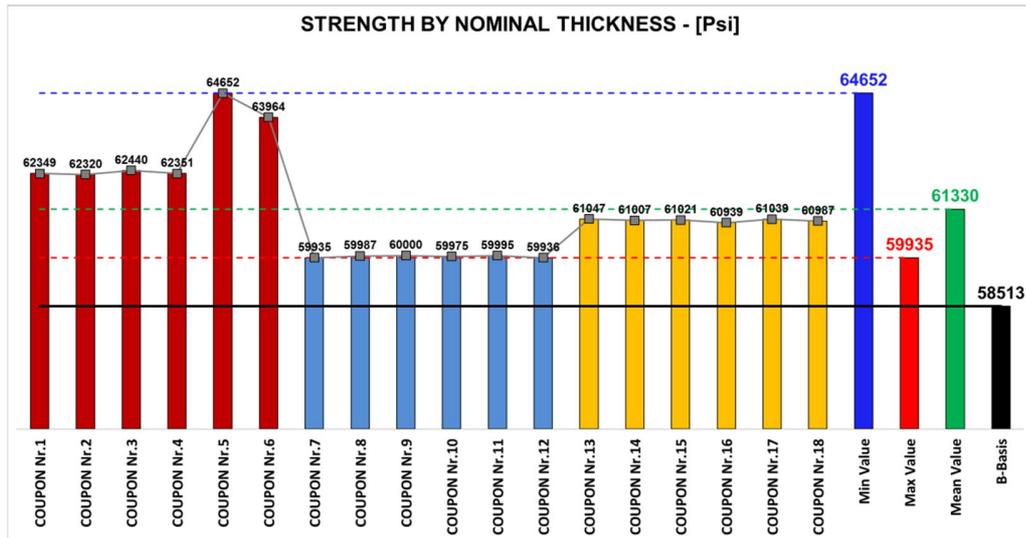


Figura 7-79: OHC Stress by Nom. Thick. per 50-40_20 IM7-8552 – Istogramma

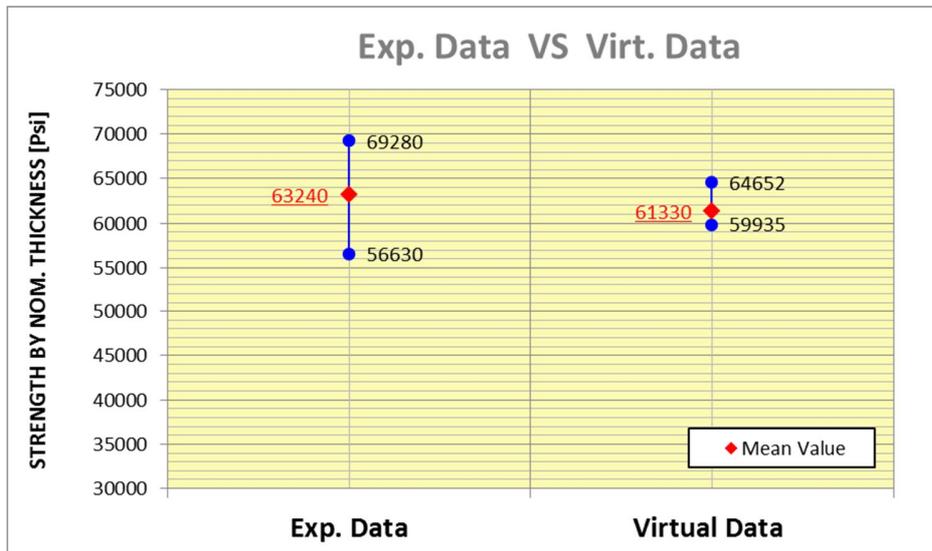


Figura 7-80: OHC per 50-40_20 IM7-8552: Experimental vs Virtual Data

7.4 Il modello agli elementi finiti per la prova simulata di OHT

Per simulare la prova OHT è stato scelto lo standard ASTM D5766 come descritto nel capitolo 4.4.2.1. Questo tipo di coupon e di caricamento si presta alla simulazione per la forma regolare del coupon stesso. Il modello viene incastrato da una estremità e caricato con uno spostamento dall'altro lato. Il coupon ha una larghezza di 38 mm e di una lunghezza di 50 mm. Per la simulazione c'è la possibilità di considerare le tab incollate sul provino.

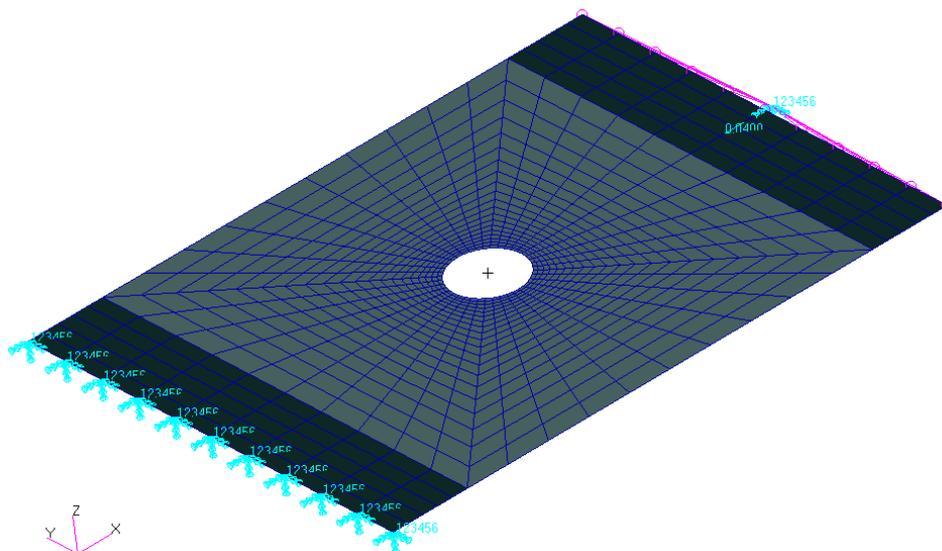


Figura 7-81: Vista ISO modello FEM per prova simulata OHT

La faccia opposta a quella vincolata viene caricata con uno spostamento assegnato tramite un MPC (Multi-Point Constraint), come mostrato in Figura 7-81. Assegnando uno spostamento imposto ad un nodo l'MPC lo trasferisce in ugual misura a tutti gli altri nodi della faccia. Così facendo si garantisce la perfetta analogia con la prova sperimentale.

Il foro considerato ha un diametro $D = 0.25$ in ed una larghezza di W tale che :

$$\frac{W}{D} = 6 \quad (\text{Equazione 7-2})$$

Con una larghezza di 1.5 inches (~38 mm) si fa in modo da non avere effetti di bordo ad influenzare il risultato finale. In questo caso si ha un fattore di abbattimento legato al rapporto larghezza coupon e diametro del foro $C_{WD} = 1.00$ Generalmente valori di $\frac{W}{D} < 6$ portano a valori $C_{WD} < 1.00$.

Anche questo tipo di simulazione è molto importante usare una mesh strutturata regolare attorno al foro come mostrata in Figura 7-60. La mesh così costruita viene garantita dal modulo di V.A.T. FE Model Builder mostrato nel capitolo 6.1.

7.4.1 IM7-8552 Open Hole Tension – Laminato Q.I.

Per questa prova è stato usato un laminato Q.I. (Quasi Isotropo) con spessore nominale della ply di 0.0072 in, costituito da 16 strati (spessore nominale del coupon = 0.1152 in):

Laminate ID: 25-50_16 [45/0/-45/90]_{2s}

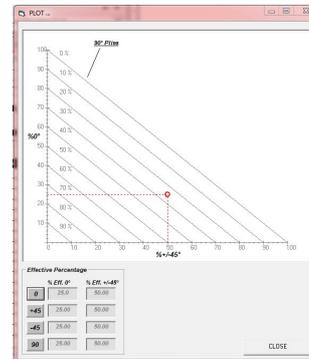


Figura 7-82: Laminate ID e plotting delle percentuali effettive del laminato Q.I.

Di seguito viene riportato il variability model adottato:

- Matrix Tensile Young modulus Cov = 3 %*
- Matrix Compressive Young modulus Cov = 5 %*
- Matrix Tensile strength Cov = 3 %*
- Matrix Compressive strength Cov = 5 %*
- Fiber Tensile Axial Young modulus Cov = 3 %*
- Fiber Compressive Axial Young modulus Cov = 5 %*
- Fiber Tensile strength Cov = 3 %*
- Fiber Compressive strength Cov = 5 %*
- Fiber Volume fraction Cov = 3 %*
- Fiber Alignment std deviation = 0.5 deg*

Le Figura 7-83 e Figura 7-84 riportano i risultati dell'analisi.

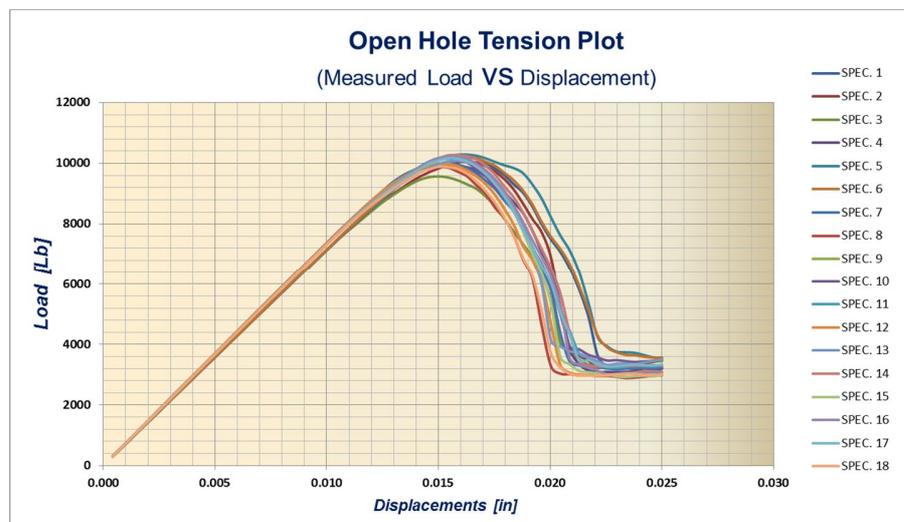


Figura 7-83: OHC Load vs Displ. per 25-50_16 IM7-8552

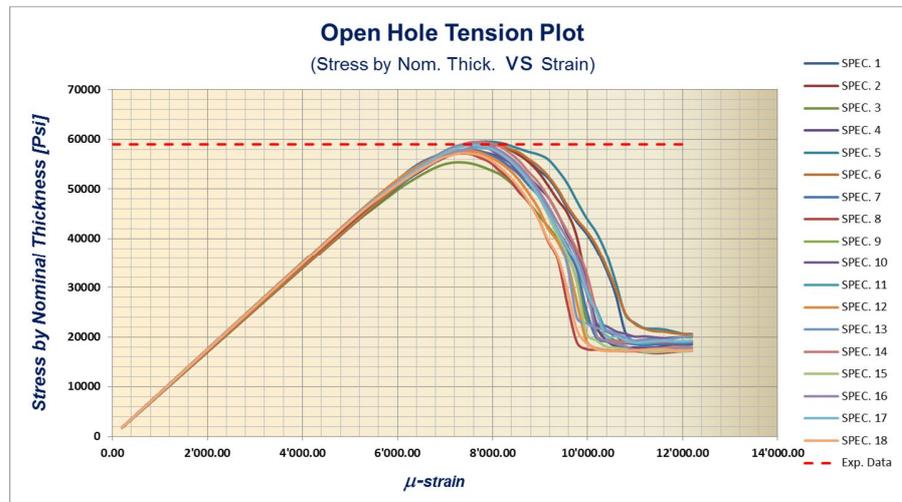


Figura 7-84: OHC Stress by Nom. Thick. vs Strain per 25-50_16 IM7-8552

La Figura 7-84 mostra anche il dato di failure sperimentale riportato in Figura 7-85 [Ref. 20].

Material: HEXCEL 8552 - IM7 UNI PREPREG		Open Hole Tension 1	
Resin content: 42.20 % vol	Comp. density: 1.57 [g/cc]	Gr/ Ep HEXCEL 8552 - IM7 UNI PREPREG [45.0.-45.90]2S	
Fiber volume: 57.80 % vol			
Ply count: 16			
Test method: ASTM D5766M-02a			
Normalized by: 0.0072 in CPT			
	CTD (B)	RTD (A)	ETW (D)
Test Temperature [°F]	-65F	70F	250F
Moisture Conditioning	dry	dry	equilibrium
Equilibrium at T, RH			160 F,85%
Source code	HFIDXXXXB	HFIDXXXXA	HFIDXXXXD
	Normalized	Measured	Normalized
	Measured	Normalized	Measured
	Normalized	Measured	Normalized
	Measured	Normalized	Measured
OHT1	Mean	57.75	57.28
	Minimum	53.64	53.27
	Maximum	62.52	61.67
	C.V.(%)	4.21	3.95
Strength (ksi)			
	No. Specimens	19	19
	No. Prepreg Lots	3	3

Figura 7-85: OHT per 25-50_16 Experimental Data [Ref. 20]

FAILURE LOADS
 FAILURE NOMINAL STRESSES
 FAILURE MEASURED STRESSES

Min Value: **55379** STD DEV: **1072**

Max Value: **59534** C.V. %: **1.84**

Mean Value: **58327** B-BASIS Value: **56190**

CALCULUS BASED ON FIRST CRACK
 SAVE DATA POST-PROCESSING FILE

4. DATA POST PROCESSING

Figura 7-86: B-Basis-OHC per 25-50_16 (V.A.T. output)

In questo caso viene commesso un errore di:

$$error = \frac{A - B}{B} \times 100 = \frac{58327 - 59000}{59000} \times 100 = -1.14 \%$$

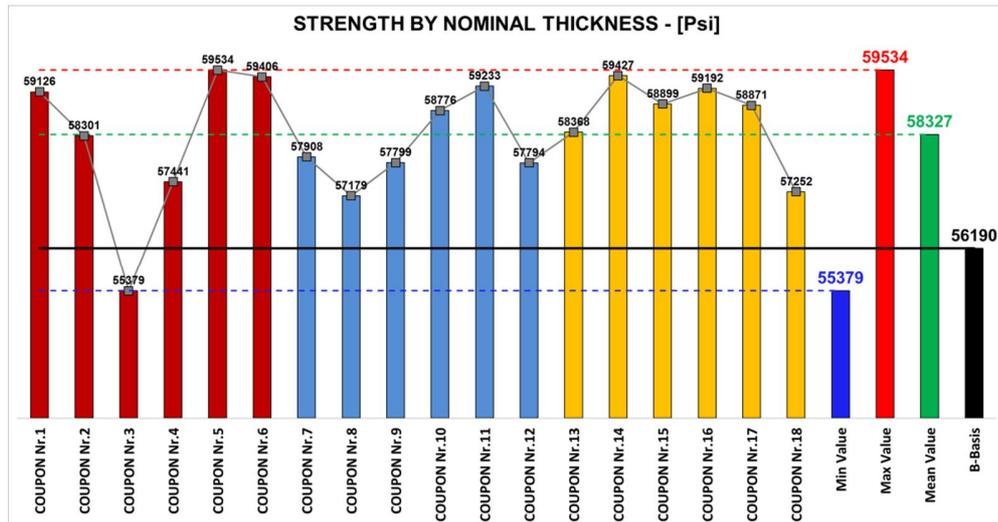


Figura 7-87: OHT Stress by Nom. Thick. per 25-50_16 IM7-8552 – Istogramma

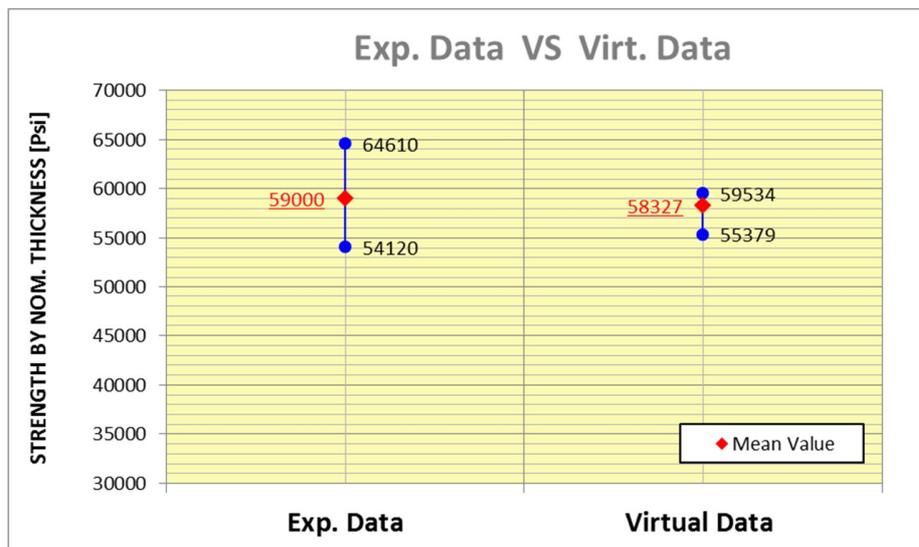


Figura 7-88: OHT per 25-50_16 IM7-8552: Experimental vs Virtual Data

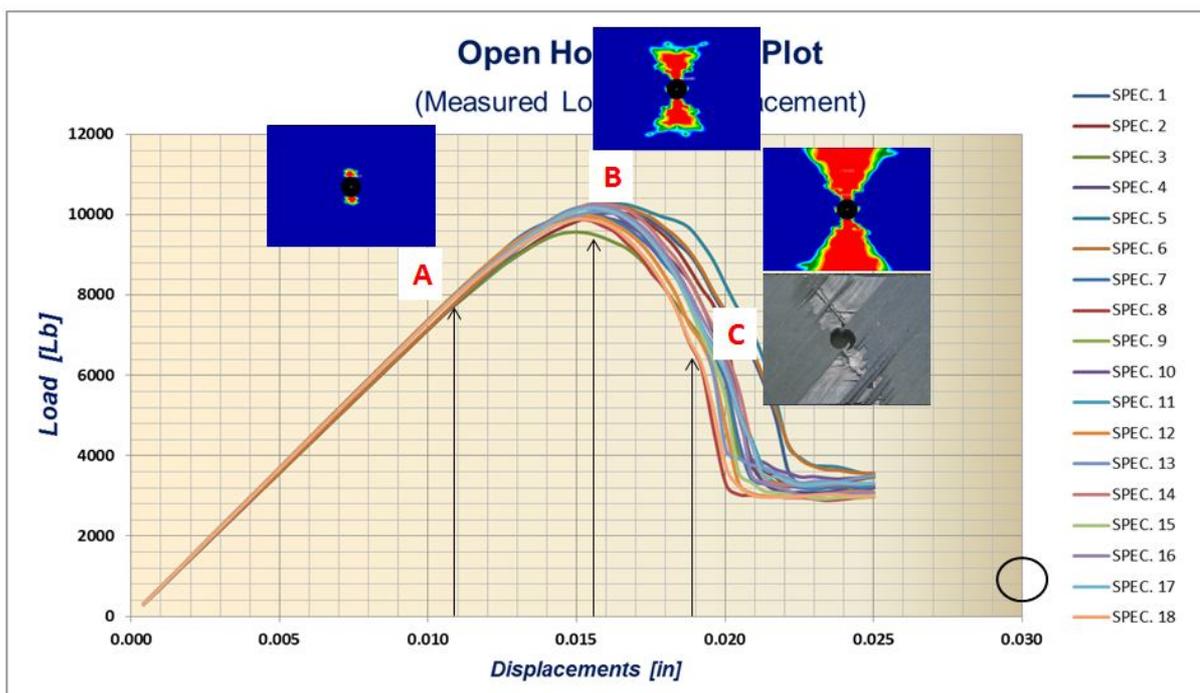


Figura 7-89: Comparazione rottura virtuale con quella reale per OHT per 25-50_16 IM7-8552

La Figura 7-89 mostra la comparazione tra la failure virtuale e quella reale. E' possibile notare come la rottura comincia nel punto A per estendersi a tutta la sezione del coupon nel punto C. Ancora una volta la rottura avviene del tutto simile a quella reale.

7.4.2 IM7-8552 Open Hole Tension – Soft

Per questa prova è stato usato un laminato *soft* con spessore nominale della ply di 0.0072 in, costituito da 20 strati (spessore nominale del coupon = 0.144 in):

Laminate ID: 10-80_20
 [45/-45/0/45/-45/90/45/-45/45/-45]_s

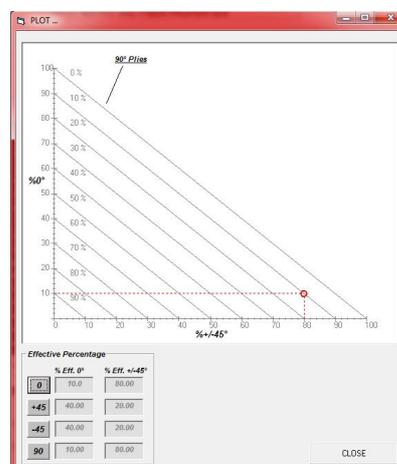


Figura 7-90: Laminate ID e plotting delle percentuali effettive del laminato soft.

Di seguito viene riportato il variability model adottato:

- Matrix Tensile Young modulus Cov = 3 %
- Matrix Compressive Young modulus Cov = 5 %
- Matrix Tensile strength Cov = 3 %
- Matrix Compressive strength Cov = 5 %
- Fiber Tensile Axial Young modulus Cov = 3 %
- Fiber Compressive Axial Young modulus Cov = 5 %
- Fiber Tensile strength Cov = 3 %
- Fiber Compressive strength Cov = 5 %
- Fiber Volume fraction Cov = 3 %
- Fiber Alignment std deviation = 0.5 deg

Le Figura 7-91 e Figura 7-92 riportano i risultati dell'analisi.

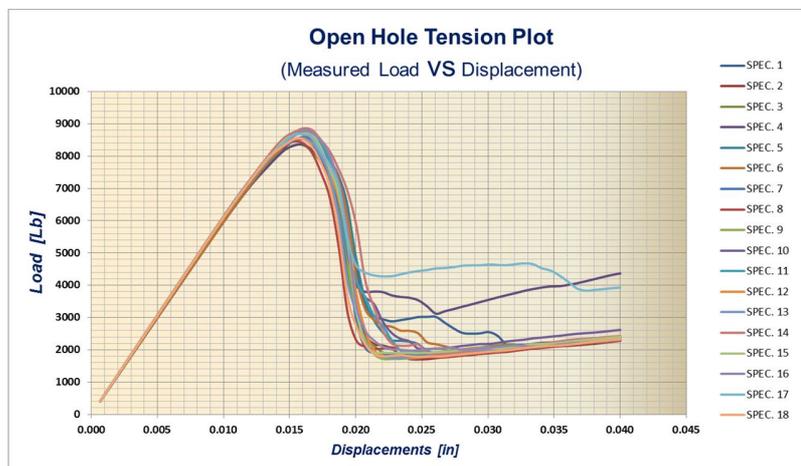


Figura 7-91: OHT Load vs Displ. per 10-80_20 IM7-8552

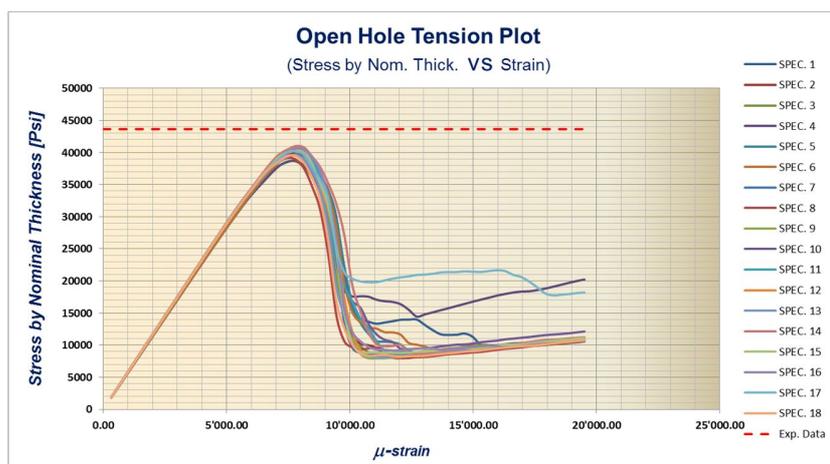


Figura 7-92: OHT Stress by Nom. Thick. vs Strain per 10-80_20 IM7-8552

La Figura 7-92 mostra anche il dato di failure sperimentale riportato in Figura 7-93 [Ref. 20].

Material: HEXCEL 8552 - IM7 UNI PREPREG		Open Hole Tension 2				
Resin content:	40.64 % vol	Comp. densit 1.58 [g/cc]		Gr/ Ep HEXCEL 8552 - IM7 UNI PREPREG [45,-45,0,45,-45,90,45,-45,45,-45]s		
Fiber volume:	59.36 % vol					
Ply count	20					
Test method:	ASTM D5766-02a					
Normalized by:	0.0072 in CPT					
	CTD (B)		RTD (A)		ETW (D)	
Test Temperature [°F]	-65F		70F		250F	
Moisture Conditioning	dry		dry		equilibrium	
Equilibrium at T, RH					160 F,85%	
Source code	HFIEXXXXB		HFIEXXXXA		HFIEXXXXD	
	Normalized	Measured	Normalized	Measured	Normalized	
Mean	45.95	45.63	43.65	43.65	38.39	
Minimum	44.04	43.88	39.91	41.05	36.27	
Maximum	47.20	47.02	45.96	45.86	40.71	
C.V.(%)	1.92	2.16	3.28	2.77	3.10	
Strength (ksi)						
No. Specimens	19		19		18	
No. Prepreg Lots	3		3		3	

Figura 7-93: OHT per 10-80_20 Experimental Data [Ref. 20]

FAILURE LOADS
 FAILURE NOMINAL STRESSES
 FAILURE MEASURED STRESSES

Min Value STD DEV

Max Value C.V. %

Mean Value B-BASIS Value

CALCULUS BASED ON FIRST CRACK
 SAVE DATA POST-PROCESSING FILE

4. DATA POST PROCESSING

Figura 7-94: B-Basis-OHT per 25-50_16 (V.A.T. output)

In questo caso viene commesso un errore di:

$$error = \frac{A - B}{B} \times 100 = \frac{39936 - 43650}{43650} \times 100 = -8.50 \%$$

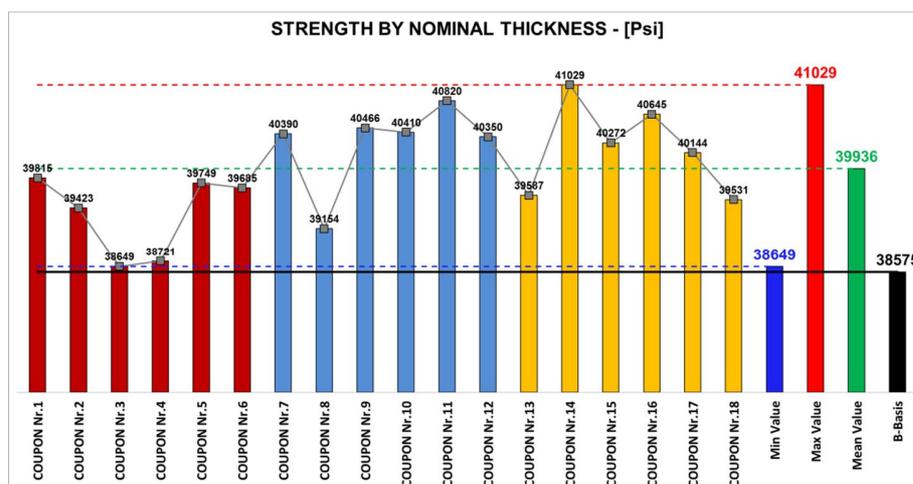


Figura 7-95: OHT Stress by Nom. Thick. per 10-80_20 IM7-8552 – Istogramma

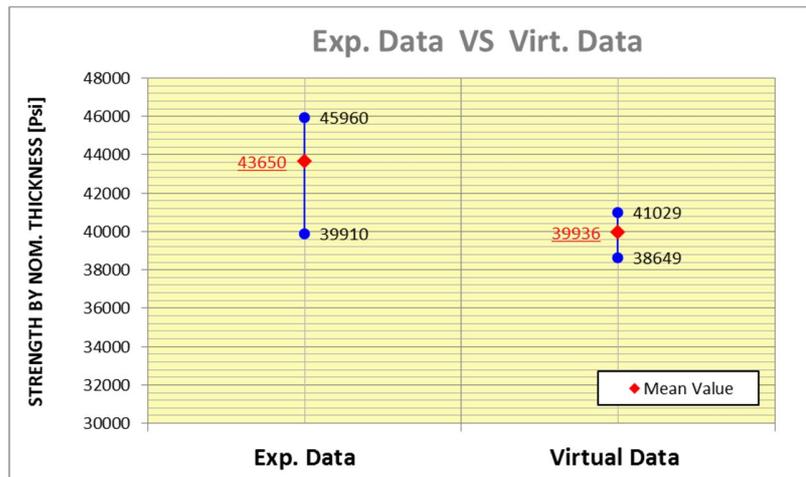


Figura 7-96: OHT per 10-80_20 IM7-8552: Experimental vs Virtual Data

7.4.3 IM7-8552 Open Hole Tension – Stiff

Per questa prova è stato usato un laminato *soft* con spessore nominale della ply di 0.0072 in, costituito da 20 strati (spessore nominale del coupon = 0.144 in):

Laminate ID: 50-40_20
 [0/45/0/90/0/-45/0/45/0/-45]_s

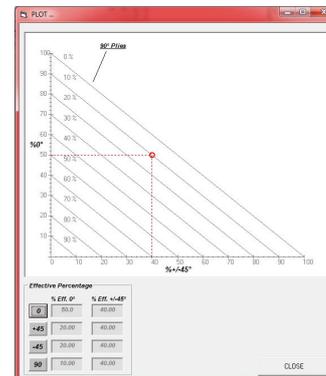


Figura 7-97: Laminate ID e plotting delle percentuali effettive del laminato soft.

Di seguito viene riportato il variability model adottato:

- Matrix Tensile Young modulus Cov = 3 %
- Matrix Compressive Young modulus Cov = 5 %
- Matrix Tensile strength Cov = 3 %
- Matrix Compressive strength Cov = 5 %
- Fiber Tensile Axial Young modulus Cov = 3 %
- Fiber Compressive Axial Young modulus Cov = 5 %
- Fiber Tensile strength Cov = 3 %
- Fiber Compressive strength Cov = 5 %
- Fiber Volume fraction Cov = 3 %
- Fiber Alignment std deviation = 0.5 deg

Le Figura 7-98 e Figura 7-99 riportano i risultati dell'analisi.

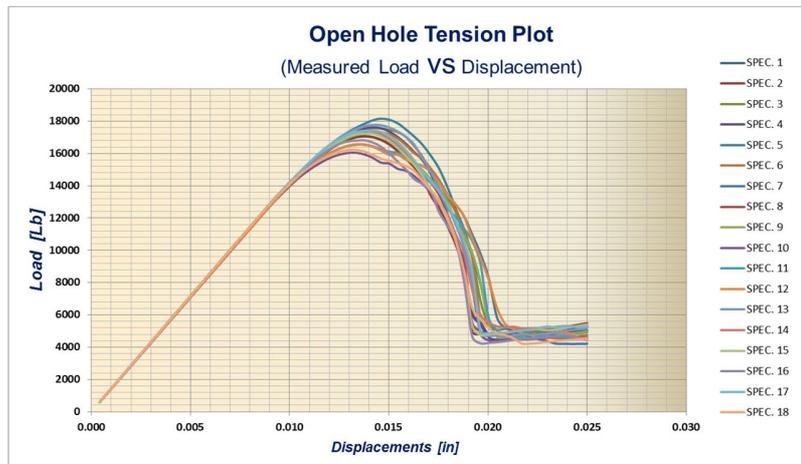


Figura 7-98: OHT Load vs Displ. per 50-40_20 IM7-8552

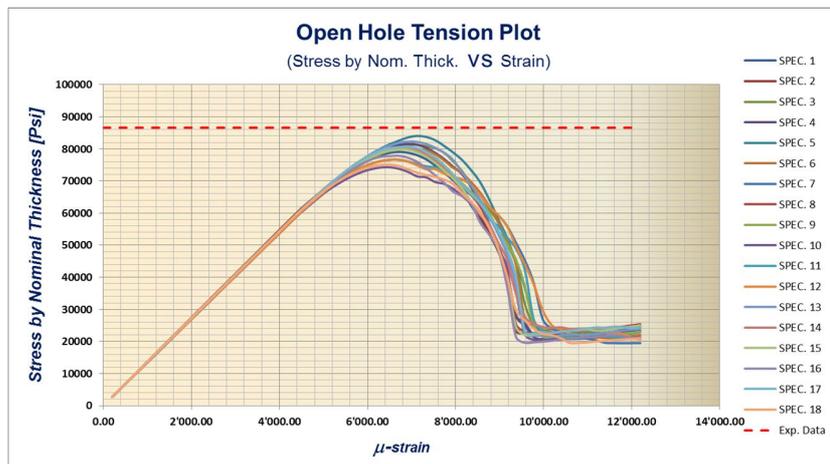


Figura 7-99: OHT Stress by Nom. Thick. vs Strain per 50-40_20 IM7-8552

La Figura 7-102 mostra anche il dato di failure sperimentale riportato in Figura 7-100 [Ref. 20].

Material: HEXCEL 8552 - IM7 UNI PREPREG		Open Hole Tension 3 Gr/ Ep HEXCEL 8552 - IM7 UNI PREPREG [0,45,0,90,0,-45,0,45,0,-45]S	
Resin content: 40.45	Comp. density 1.58 [g/cc]		
Fiber volume: 59.55			
Ply count: 20			
Test method: ASTM D5766-02a			
Normalized by: 0.0072 in CPT			
	CTD (B)	RTD (A)	ETW (D)
Test Temperature [°F]	-65F	70F	250F
Moisture Conditioning	dry	dry	equilibrium
Equilibrium at T, RH			160 F,85%
Source code	HFIFXXXXB	HFIFXXXXA	HFIFXXXXD
	Normalized	Measured	Normalized
	Measured	Normalized	Measured
	Normalized	Measured	Normalized
	Measured	Normalized	Measured
OHT3	78.75	77.97	86.59
Strength (ksi)	72.41	70.75	78.90
	84.29	84.38	95.17
	5.03	6.01	5.46
			5.72
			5.95
			6.37
No. Specimens	19		19
No. Prepreg Lots	3		3

Figura 7-100: OHT per 50-40_20 Experimental Data [Ref. 20]

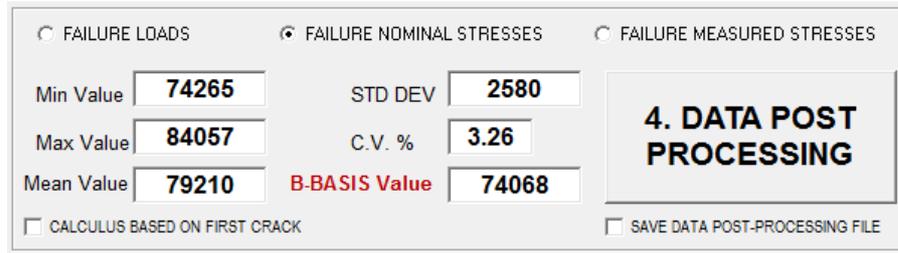


Figura 7-101: B-Basis-OHT per 50-40_20 (V.A.T. output)

In questo caso viene commesso un errore di:

$$error = \frac{A - B}{B} \times 100 = \frac{79210 - 86590}{86590} \times 100 = -8.52 \%$$

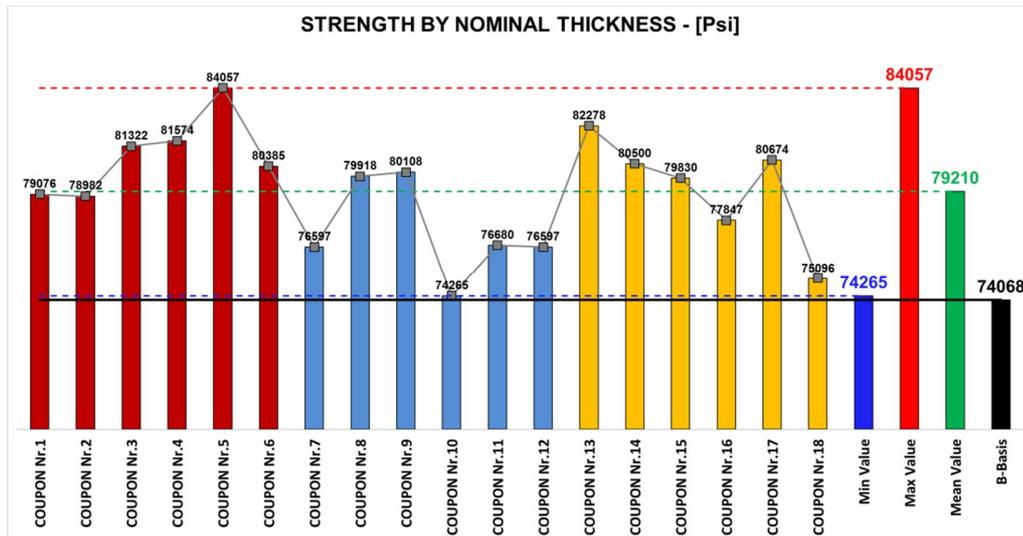


Figura 7-102: OHT Stress by Nom. Thick. per 50-40_20 IM7-8552 – Istogramma

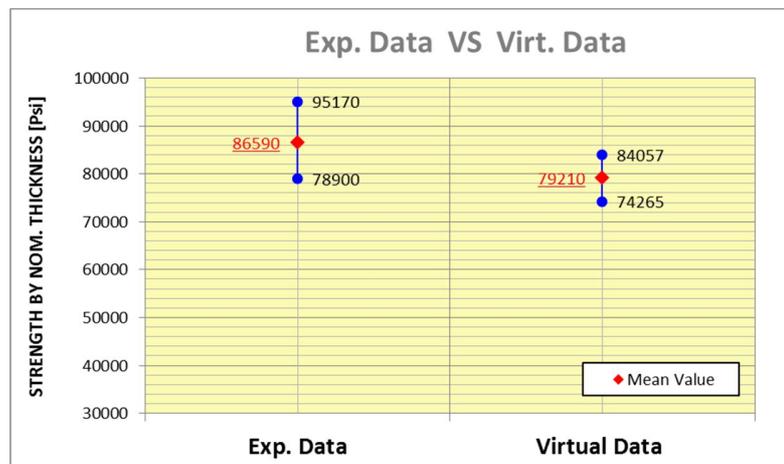


Figura 7-103: OHT per 50-40_20 IM7-8552: Experimental vs Virtual Data

7.4.4 Fattore di abbattimento dell'ammissibile OHT dovuto al diametro

L'ammissibile OHT (Open Hole Tension) è influenzato da fattori ambientali e geometrici. Generalmente l'ammissibile da usare viene calcolato usando la seguente espressione:

$$OHT = A_{OHT} \cdot C_E \cdot C_D \cdot C_{CSK} \cdot C_W \cdot C_{TH} \quad (\text{Equazione 7-3})$$

dove:

- A_{OHT} = Baseline Open Hole Tension Allowable;
- C_E = Fattore di correzione ambientale;
- C_D = Fattore di correzione diametro;
- C_{CSK} = Fattore di correzione svasatura del bullone;
- C_W = Width correction factor;
- C_{TH} = Thickness correction factor;

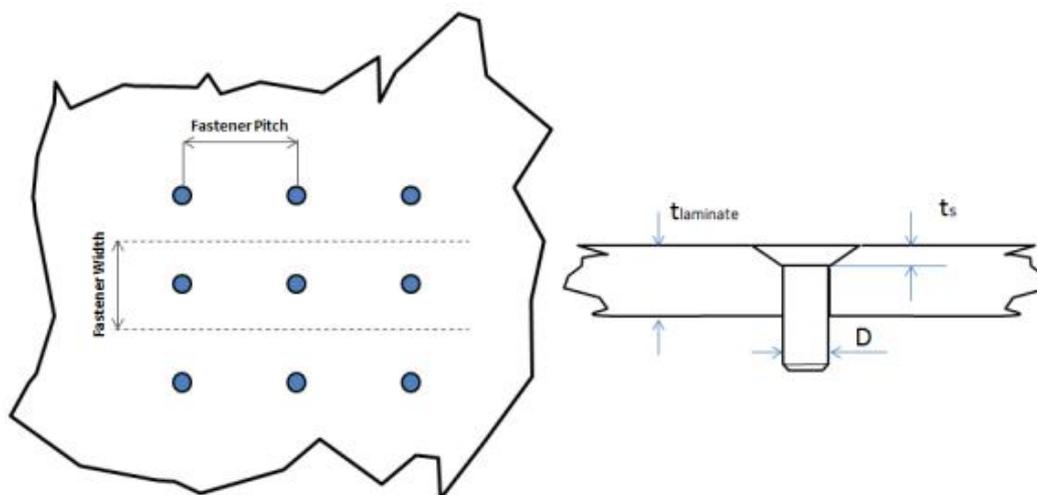


Figura 7-104: Parametrici geometrici che influenzano l'OHT

In questo capitolo ci concentreremo solo sul parametro C_D e vedremo come V.A.T. è in grado di calcolarlo.

Seguendo la normativa di riferimento (ASTM D5766) useremo un laminato quasi isotropo costituito da 16 lamine con in Figura 7-82 e utilizzando il FE Model Builder (vedi capitolo 6.1) sono stati costruiti i modelli usati per lo scopo.

Per poter ottenere risultati che siano solo legati al diametro e non ad altri fattori, come per esempio il rapporto W/D (larghezza del coupon/ Diametro del bullone), il modello agli elementi finiti viene costruito mantenendo costante il rapporto W/D al variare del diametro. Sono state fatte due prove virtuali con diametri del bullone rispettivamente di 0.375 inches e 0.50 inches, aumentando la

larghezza W del coupon in modo da mantenere il rapporto W/D uguale a 6. Questo fa sì che gli effetti di bordo vengano minimizzati.

D (in)	W (in)
0.25	1.5
0.375	2.25
0.50	3.0

Tabella 7-2: Larghezza del coupon in funzione del diametro per C_D

La Tabella 7-3 riporta la larghezza del coupon in funzione del diametro del bullone per mantenere costante il rapporto W/D. Convenzionalmente, il fattore C_D viene posto uguale all'unità per diametro del bullone di un quarto di pollice. In seguito verranno analizzate le due configurazioni (D=0.375 in e D=0.50 in) e confrontate con l'ammissibile derivato nel capitolo 7.4.1.

Le Figura 7-105 e Figura 7-106 riportano i risultati condotti con V.A.T. sul coupon con un foro da 0.375 inches ed una larghezza di 2.25 inches.

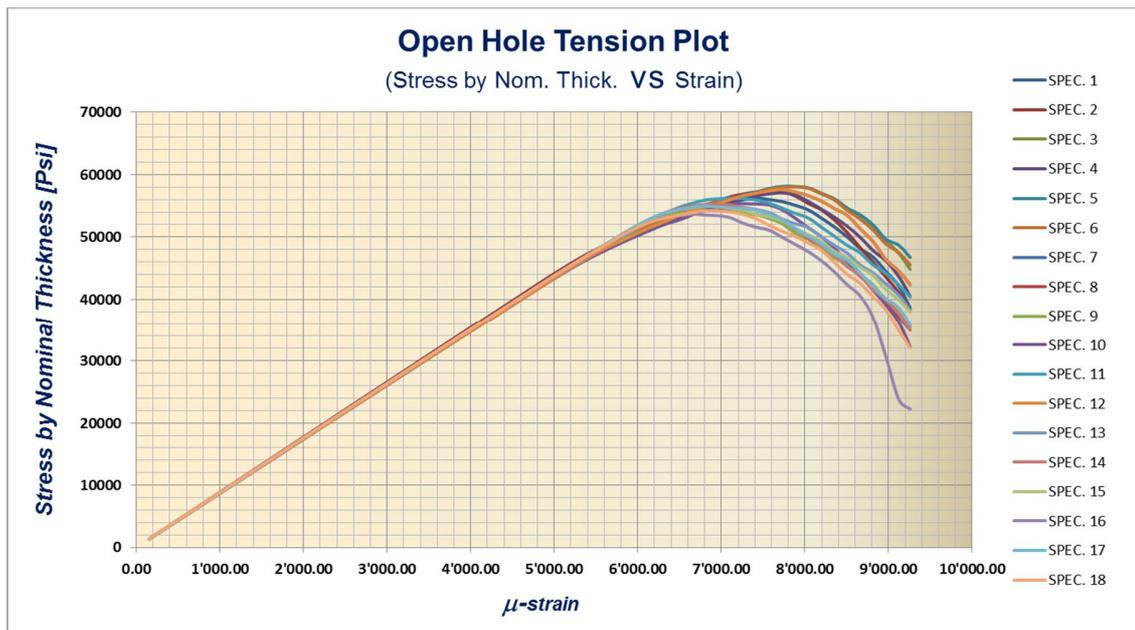


Figura 7-105: OHT Stress by Nom. Thick. Vs Strain per 25-50_16 IM7-8552 (D = 0.375")

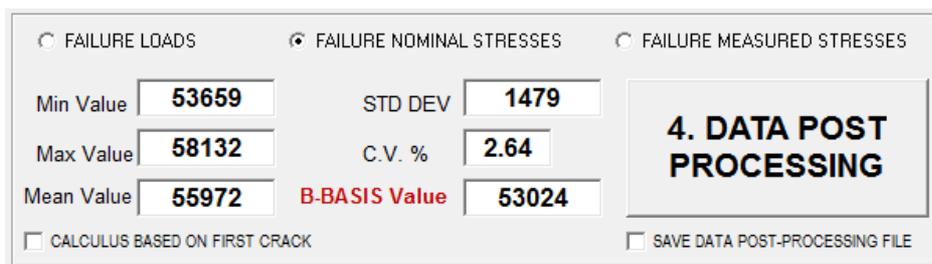


Figura 7-106: Calcolo C_D per OHT (D = 0.375")

Usando il dato di Figura 7-86 e Figura 7-106 possiamo calcolare il fattore di abbattimento dovuto al diametro di 0.375". Ovviamente viene usato il valore medio per il calcolo di C_D per non influenzarlo da abbattimenti statici:

$$C_D = \frac{\text{Mean Value}_{(D=0.375)}}{\text{Mean Value}_{(D=0.25)}} = \frac{55972}{58327} = 0.96$$

Le Figura 7-107 e Figura 7-108 riportano i risultati condotti con V.A.T. sul coupon con un foro da 0.50 inches ed una larghezza di 3.00 inches.

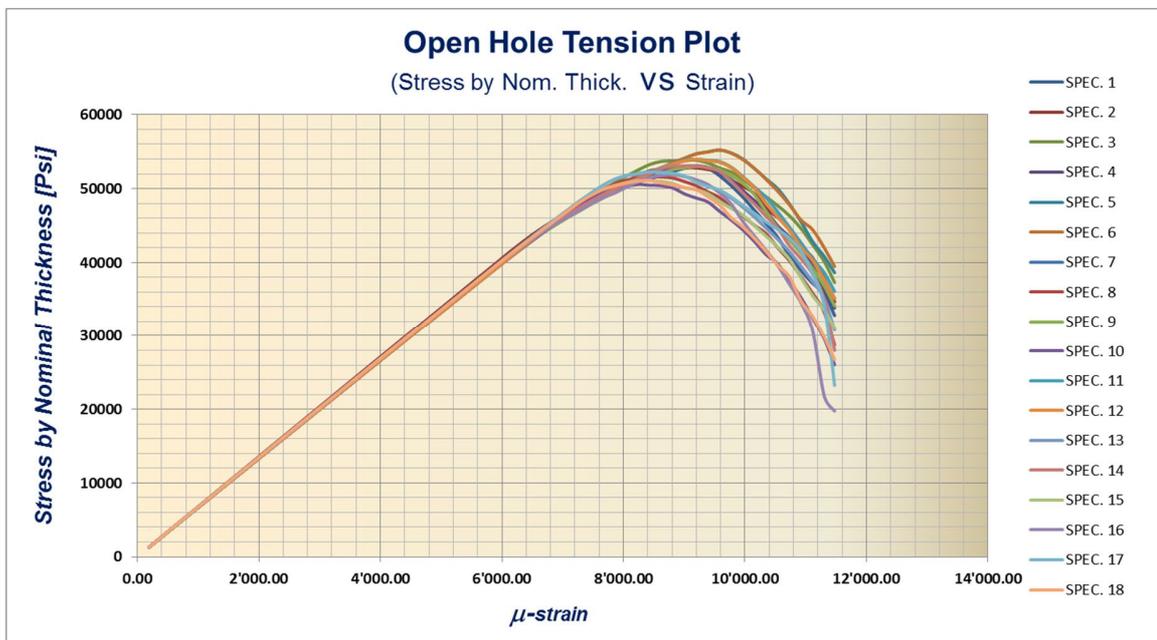


Figura 7-107: OHT Stress by Nom. Thick. vs Strain per 25-50_16 IM7-8552 (D = 0.50")

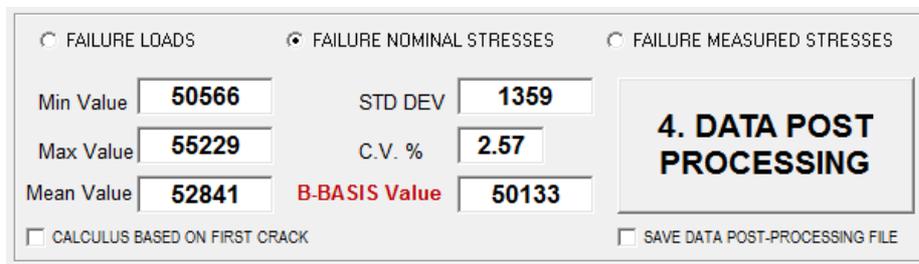


Figura 7-108: Calcolo C_D per OHT (D = 0.50")

Usando il dato di Figura 7-86 e Figura 7-108 possiamo calcolare il fattore di abbattimento dovuto al diametro di 0.50". Ovviamente viene usato il valore medio per il calcolo di C_D per non influenzarlo da abbattimenti statici:

$$C_D = \frac{\text{Mean Value}_{(D=0.50)}}{\text{Mean Value}_{(D=0.25)}} = \frac{52841}{58327} = 0.906$$

Utilizzando i dati appena calcolati è possibile tracciare un grafico che da il fattore di abbattimento dell'OHT al variare del diametro del bullone:

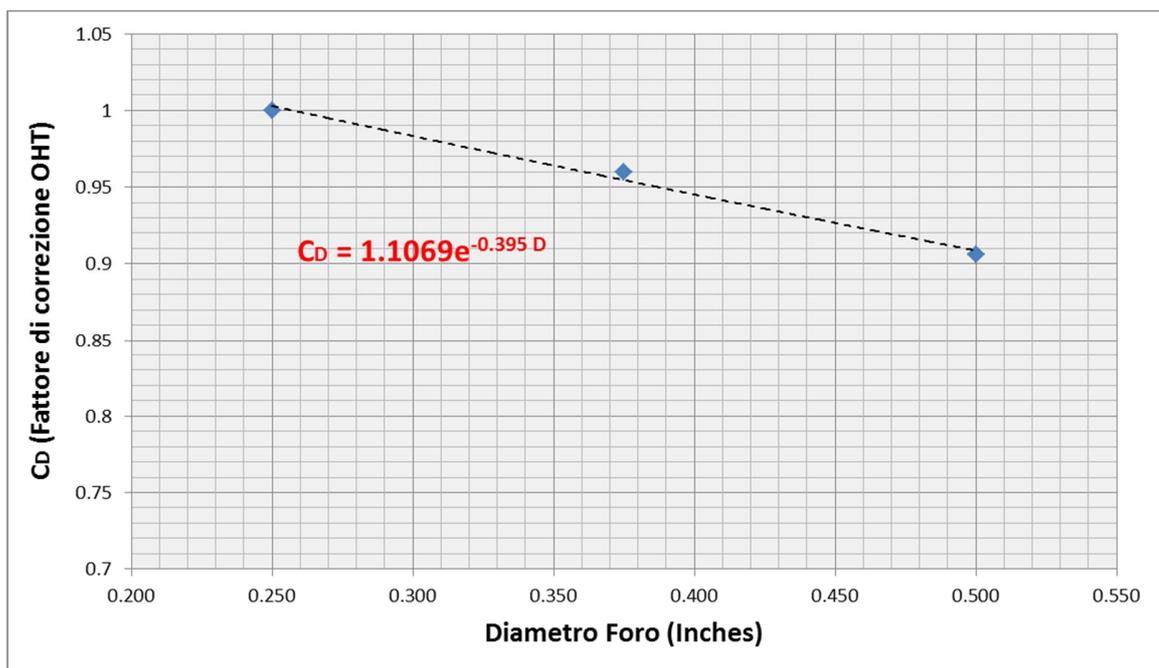


Figura 7-109: Fattore di abbattimento C_D dell'ammissibile OHT

7.5 Il modello agli elementi finiti per la prova simulata di UNS

Per simulare la prova UNS (Unnotched Shear) è stato scelto lo standard ASTM D3518 come descritto nel capitolo 4.4.1.4. Il modello agli elementi finiti è lo stesso di quello usato per la prova simulata UNT con la differenza che viene usato un layup fatto di lamine orientate $\pm 45^\circ$. Di seguito vengono riportati i risultati dell'analisi ed il confronto con i dati sperimentali.

Per questa prova è stato usato un con spessore nominale della ply di 0.0072 in, costituito da 12 strati (spessore nominale del coupon = 0.0864 in):

Laminate ID: [45/-45]_{3s}

Di seguito viene riportato il variability model adottato:

- Matrix Tensile Young modulus Cov = 3 %*
- Matrix Compressive Young modulus Cov = 5 %*
- Matrix Tensile strength Cov = 3 %*
- Matrix Compressive strength Cov = 5 %*
- Fiber Tensile Axial Young modulus Cov = 3 %*
- Fiber Compressive Axial Young modulus Cov = 5 %*
- Fiber Tensile strength Cov = 3 %*
- Fiber Compressive strength Cov = 5 %*
- Fiber Volume fraction Cov = 3 %*
- Fiber Alignment std deviation = 0.5 deg*

Le Figura 7-110 e Figura 7-111 riportano i risultati dell'analisi.

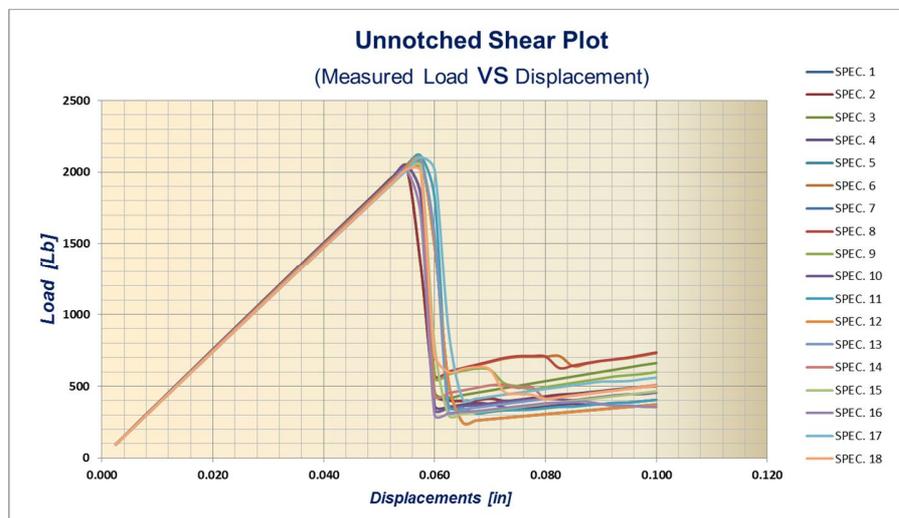


Figura 7-110: UNS Load vs Displ. per IM7-8552

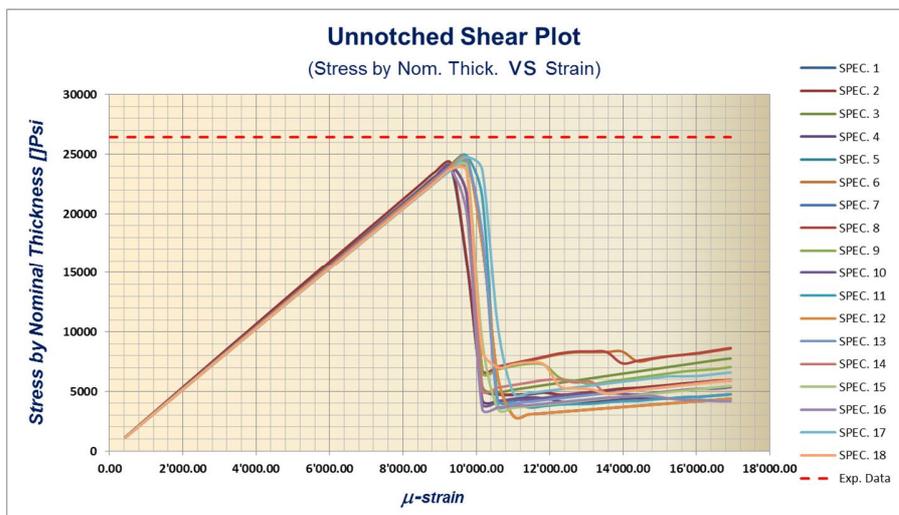


Figura 7-111: UNS Stress by Nom. Thick. vs Strain IM7-8552

La Figura 7-111 mostra anche il dato di failure sperimentale riportato in Figura 7-112 [Ref. 20].

Material: HEXCEL 8552 - IM7 UNI PREPREG		Comp. density: 1.57 [g/cc]		In-Plane Shear Gr/ Ep HEXCEL 8552 - IM7 UNI PREPREG [+45/-45]3s		
Resin content: 41.07 % vol						
Fiber volume: 58.93 % vol						
Ply count: 12						
Test method: ASTM D3518-94						
Modulus calculation: linear fit from 2000 to 6000 micro in/in						
Normalized by: NA						
	CTD (B)		RTD (A)		ETW (D)	
Test Temperature [F]	-65F		70F		250F	
Moisture Conditioning	dry		dry		equilibrium	
Equilibrium at T, RH					160 F,85%	
Source code	HFINXXXB		HFINXXXA		HFINXXXD	
	Normalized	Measured	Normalized	Measured	Normalized	Measured
F ₁₂ ^{55% strain} (ksi)	Mean			13.22		5.54
	Minimum			12.85		5.18
	Maximum			13.61		5.95
	C.V.(%)			1.60		3.38
	No. Specimens			12		19
	No. Prepreg Lots			3		3
F ₁₂ ^{50.2%} (ksi)	Mean	11.29		7.76		3.31
	Minimum	10.78		7.48		3.05
	Maximum	11.66		8.28		3.63
	C.V.(%)	2.10		2.81		4.63
	No. Specimens	21		16		20
	No. Prepreg Lots	3		3		3
G ₁₂ ^s (Msi)	Mean	0.86		0.68		0.31
	Minimum	0.81		0.65		0.28
	Maximum	0.89		0.73		0.34
	C.V.(%)	2.90		3.27		4.51
	No. Specimens	21		16		20
	No. Prepreg Lots	3		3		3

Figura 7-112: UNS IM7/8552 Experimental Data [Ref. 20]

FAILURE LOADS
 FAILURE NOMINAL STRESSES
 FAILURE MEASURED STRESSES

Min Value STD DEV

Max Value C.V. %

Mean Value **B-BASIS Value**

CALCULUS BASED ON FIRST CRACK
 SAVE DATA POST-PROCESSING FILE

4. DATA POST PROCESSING

Figura 7-113: B-Basis-UNS per IM7/8552 (V.A.T. output)

In questo caso il valore medio riportato il Figura 7-113 deve essere diviso per due secondo quanto previsto dalla normativa. Quindi si ha:

$$F_{12} = \frac{24093}{2} = 12046.5 \text{ psi}$$

In questo caso viene commesso un errore di:

$$error = \frac{A - B}{B} \times 100 = \frac{12046.5 - 13220}{13220} \times 100 = -8.88 \%$$

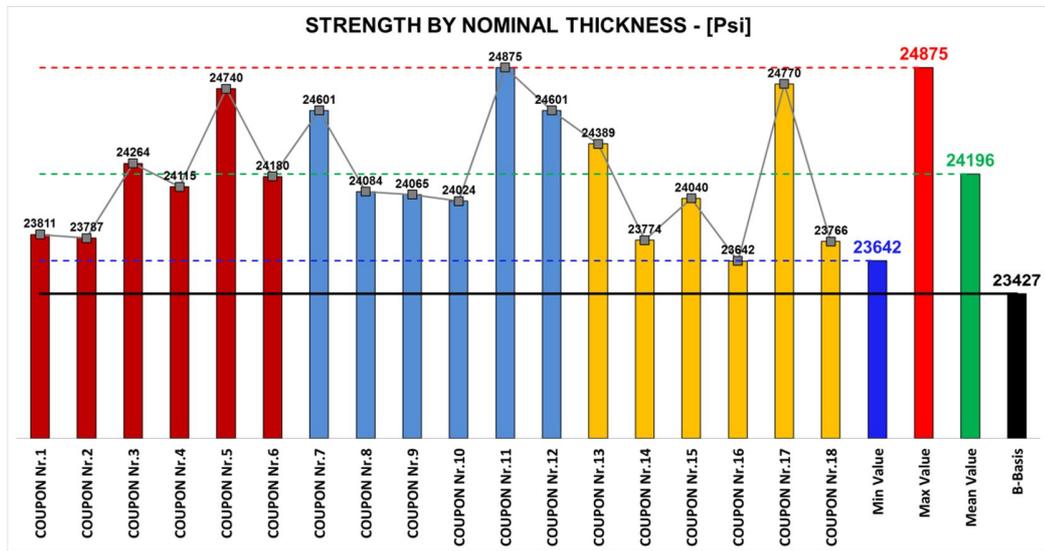


Figura 7-114: OHC Stress by Nom. Thick. per 25-50_24 IM7-8552 – Istogramma

7.6 IM7/8552 Virtual Test Campaign Summary

La Tabella 7-3 riporta il sommario di tutta la campagna di test effettuata con V.A.T. con i relativi errori rispetto alla campagna sperimentale riportata in [Ref. 20].

Tipo di test	Tipo di Laminato	Errore (Sperim. VS Virt.)
UNT	Quasi Isotropo	5.76 %
UNT	Soft	-8.11 %
UNT	Stiff	3.45 %
UNC	Quasi Isotropo	2.33 %
UNC	Soft	3.45 %
UNC	Stiff	4.23 %
UNS	[45/-45] _{3s}	-8.88%
OHC	Quasi Isotropo	-5.18 %
OHC	Soft	1.91 %
OHC	Stiff	-3.02 %
OHT	Quasi Isotropo	-1.14
OHT	Soft	-8.50 %
OHT	Stiff	-8.52 %

Tabella 7-3: IMS/8552 Virtual test campaign summary

I risultati ottenuti sono ritenuti sufficientemente accurati in quanto ricadono in un intervallo di [-8.88% ÷ +5.76%], perfettamente in linea con quella che si riscontra nella patica aziendale.

7.7 Materiale IMS/977-2

I costruttori di aeromobili si rivolgono sempre più a soluzioni con l'impiego di materiali compositi per ridurre il peso e aumentare le prestazioni. Si va sempre alla ricerca di materiali in grado di aumentare la capacità di prestazione e affidabilità a lungo termine che ci si aspetta dai metalli. La famiglia Cytec CYCOM 977-2 di preimpregnati epossidici offre ai produttori prestazioni eccezionali e longevità. Cytec CYCOM 977-2 è sistema di resina epossidica temperato che ha soddisfatto la progettazione e la produzione di molti leader del settore aerospaziale per oltre due decenni. Nei prossimi capitoli si mostrano i risultati ottenuti per un preimpregnato costituito da resina 977-2 e fibra di carbonio a modulo intermedio IMS. A causa della riservatezza dei dati sperimentali i risultati sono presentati in forma normalizzata rispetto al valore medio sperimentale.

7.7.1 IMS/977-2 Unnotched Tension – Laminato Q.I.

Per questa prova è stato usato un laminato Q.I. (Quasi Isotropo) con spessore nominale della ply di 0.00732 in, costituito da 16 strati (spessore nominale del coupon = 0.11712 in):

Laminate ID: 25-50_16 [45/0/-45/90]_{2s}

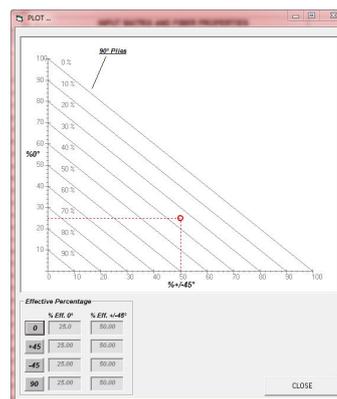


Figura 7-115: Laminate ID e plotting delle percentuali effettive del laminato Q.I.

Di seguito viene riportato il variability model adottato:

- Matrix Tensile Young modulus Cov = 3 %*
- Matrix Compressive Young modulus Cov = 5 %*
- Matrix Tensile strength Cov = 3 %*
- Matrix Compressive strength Cov = 5 %*
- Fiber Tensile Axial Young modulus Cov = 3 %*
- Fiber Compressive Axial Young modulus Cov = 5 %*
- Fiber Tensile strength Cov = 3 %*
- Fiber Compressive strength Cov = 5 %*
- Fiber Volume fraction Cov = 3 %*
- Fiber Alignment std deviation = 0.5 deg*

La Figura 7-116 mostra i risultati dell'analisi.

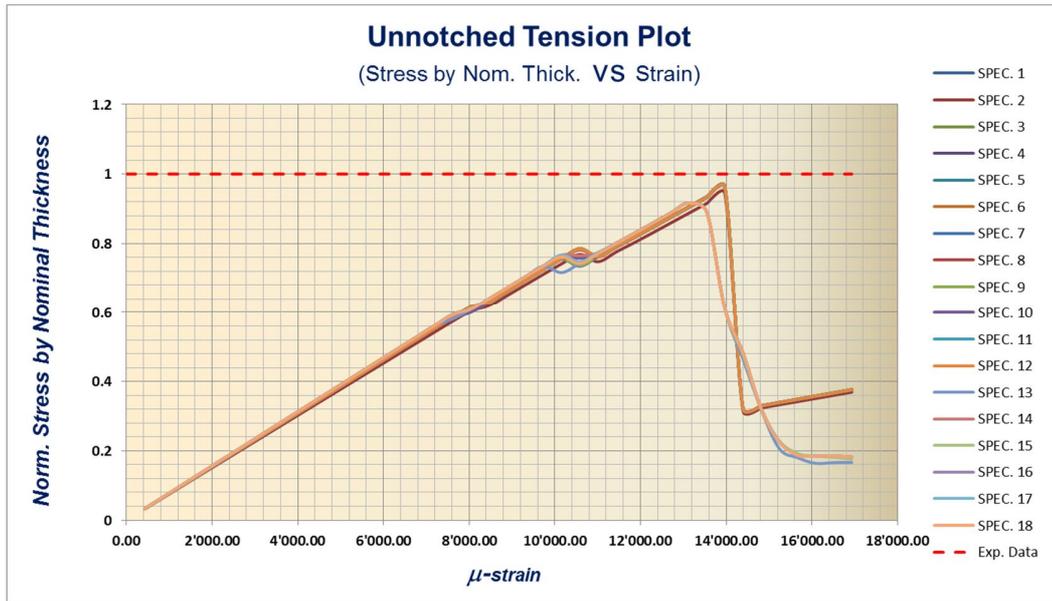


Figura 7-116: UNT Stress by Nom. Thick. vs Strain per 25-50_16 IMS/977-2

La Figura 7-116 mostra anche il dato di failure sperimentale normalizzato (linea tratteggiata rossa) riportato in [Ref. 21].

In questo caso viene commesso un errore di:

$$error = \frac{A - B}{B} \times 100 = \frac{0.947 - 1.00}{1.00} \times 100 = -5.3 \%$$

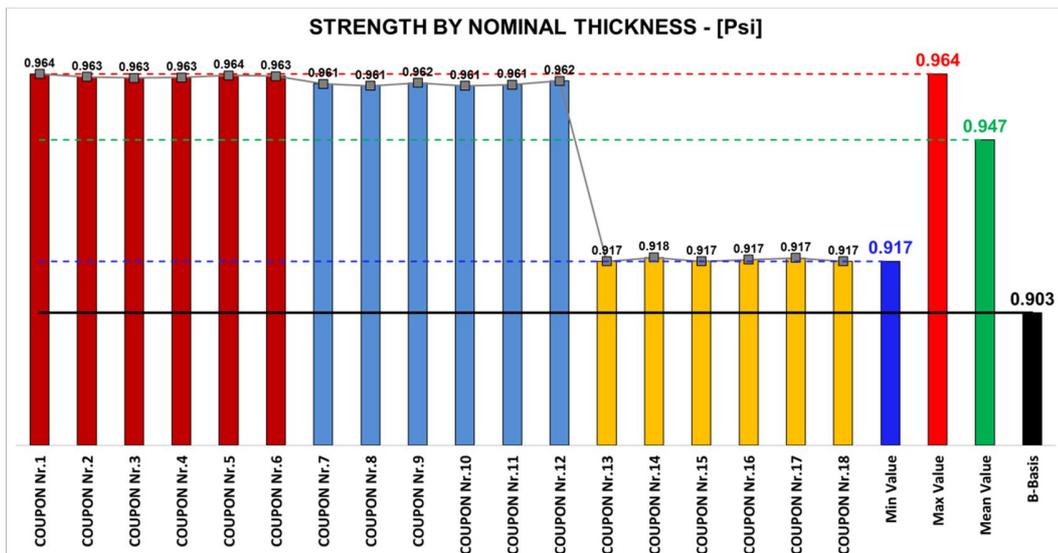


Figura 7-117: UNT Stress by Nom. Thick. per 25-50_16 IMS/977-2 – Istogramma

7.7.2 IMS/977-2 Unnotched Tension – Laminato Soft

Per questa prova è stato usato un laminato soft con spessore nominale della ply di 0.00732 in, costituito da 18 strati (spessore nominale del coupon = 0.13176 in):

Laminate ID: 17-67_18
 [45/0/-45/90/45/-45/45/-45/90/0/-45/45/-45/45/90/-45/0/45]

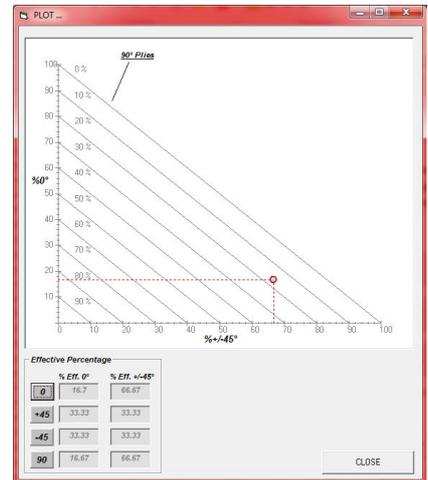


Figura 7-118: Laminate ID e plotting delle percentuali effettive del laminato Soft

Viene adottato per tutte le prove lo stesso variability model.

La Figura 7-119 mostra i risultati dell'analisi.

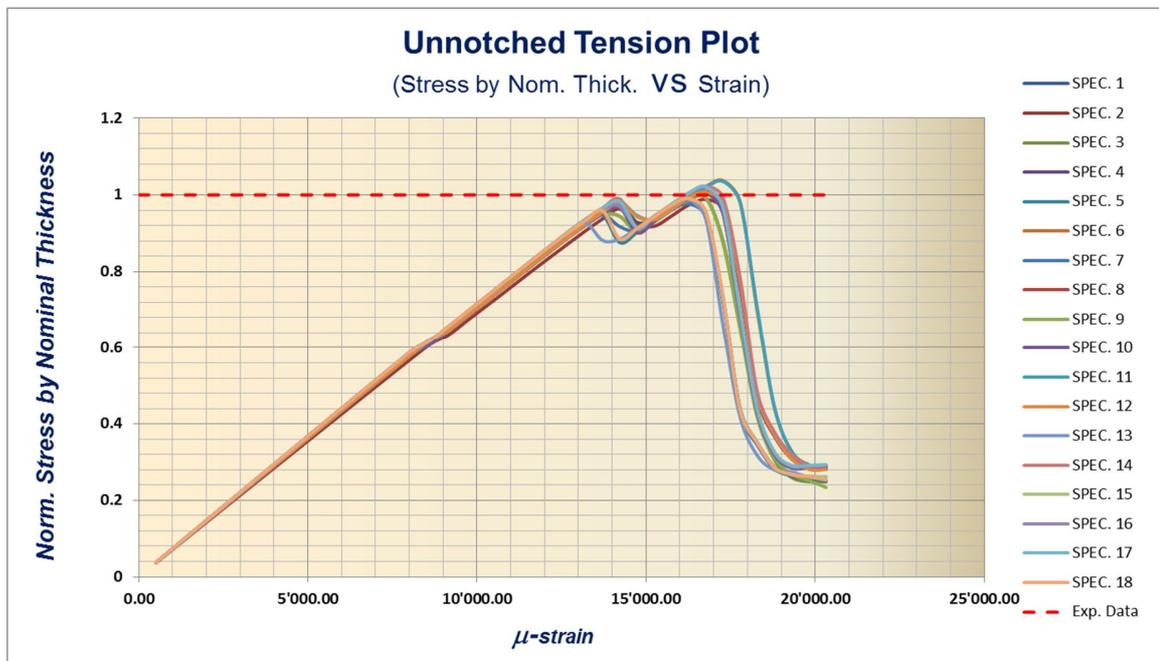


Figura 7-119: UNT Stress by Nom. Thick. vs Strain per 17-67_18 IMS/977-2

Viene mostrato anche il dato di failure sperimentale normalizzato (linea tratteggiata rossa) riportato in [Ref. 21].

In questo caso viene commesso un errore di:

$$error = \frac{A - B}{B} \times 100 = \frac{1.003 - 1.00}{1.00} \times 100 = 0.3 \%$$

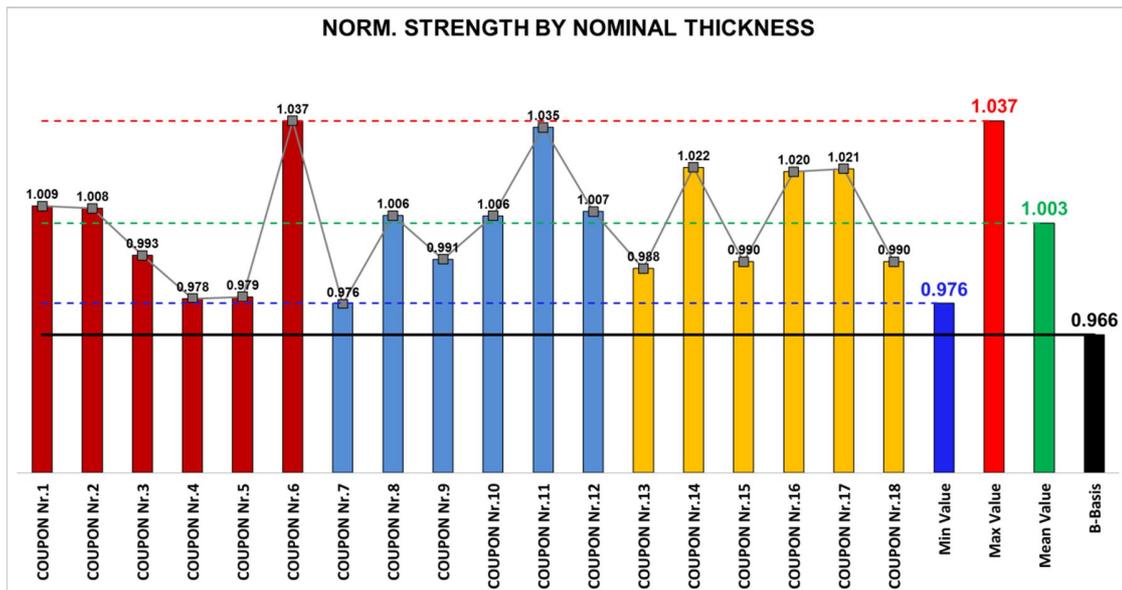


Figura 7-120: UNT Stress by Nom. Thick. vs Strain per 17-67_18 IMS/977-2 – Istogramma

7.7.3 IMS/977-2 Unnotched Tension – Laminato Stiff

Per questa prova è stato usato un laminato stiff con spessore nominale della ply di 0.00732 in, costituito da 18 strati (spessore nominale del coupon = 0.13176 in):

Laminate ID: 56-33_18
 [45/0/0/-45/0/90/0/0/45/-45/0/0/90/0/-45/0/0/45]

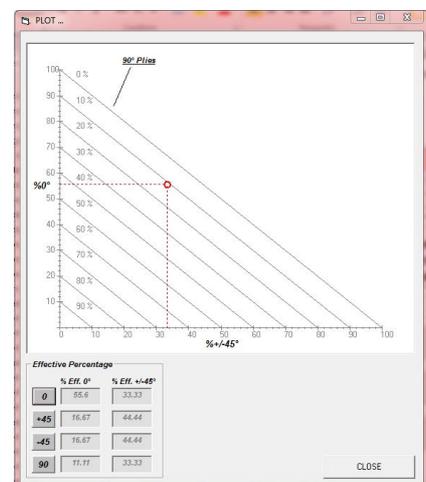


Figura 7-121: Laminate ID e plotting delle percentuali effettive del laminato Stiff

La Figura 7-122 mostra i risultati dell'analisi.

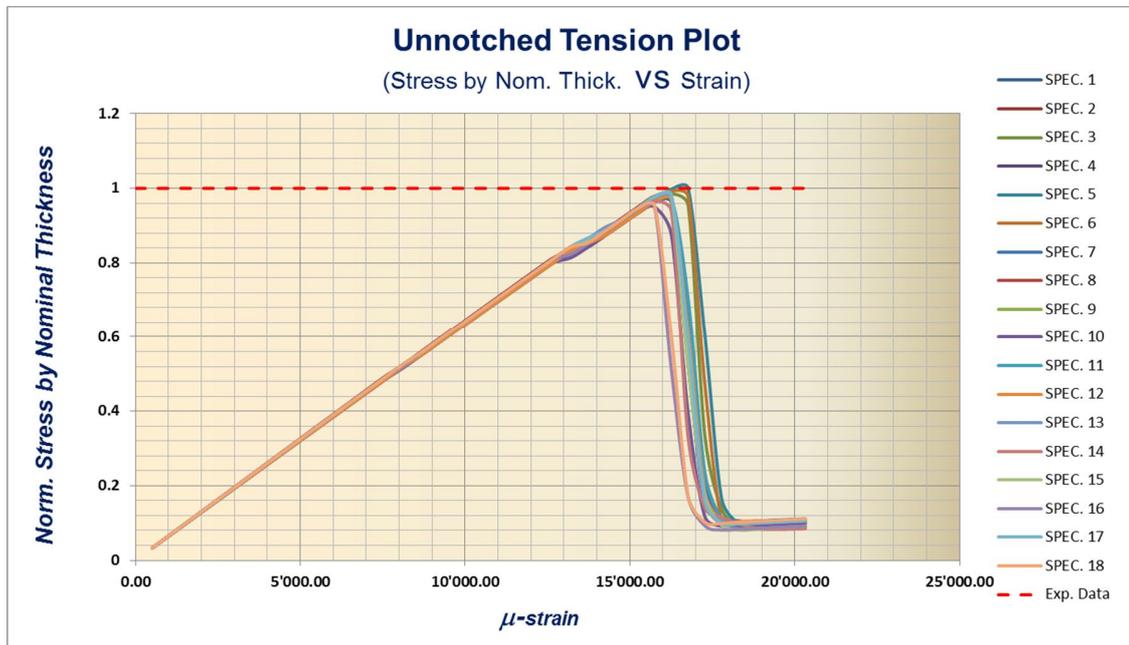


Figura 7-122: UNT Stress by Nom. Thick. vs Strain per 56-33_18 IMS/977-2

Viene mostrato anche il dato di failure sperimentale normalizzato (linea tratteggiata rossa) riportato in [Ref. 21].

In questo caso viene commesso un errore di:

$$error = \frac{A - B}{B} \times 100 = \frac{0.964 - 1.00}{1.00} \times 100 = -2.9 \%$$

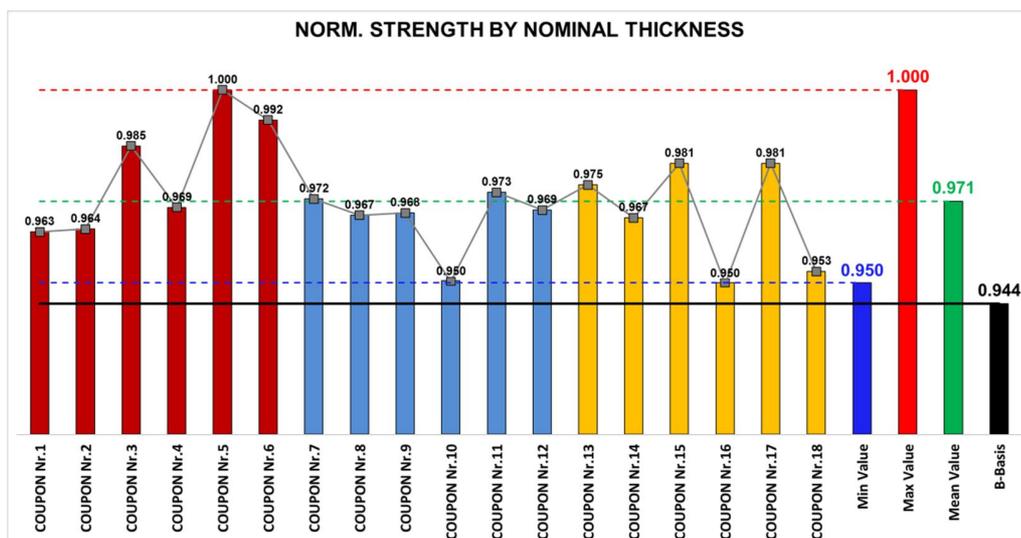


Figura 7-123: UNT Stress by Nom. Thick. vs Strain per 56-33_18 IMS/977-2 – Istogramma

7.7.4 IMS/977-2 Unnotched Compression – Laminato Q.I.

Per questa prova è stato usato un laminato Q.I. (Quasi Isotropo) con spessore nominale della ply di 0.00732 in, costituito da 24strati (spessore nominale del coupon = 0.17568 in):

Laminate ID: 25-50_24 [45/0/-45/90]_{3s}

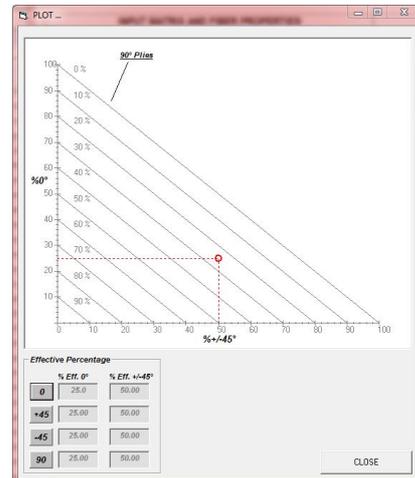


Figura 7-124: Laminate ID e plotting delle percentuali effettive del laminato Q.I.

La Figura 7-125 mostra i risultati dell'analisi.

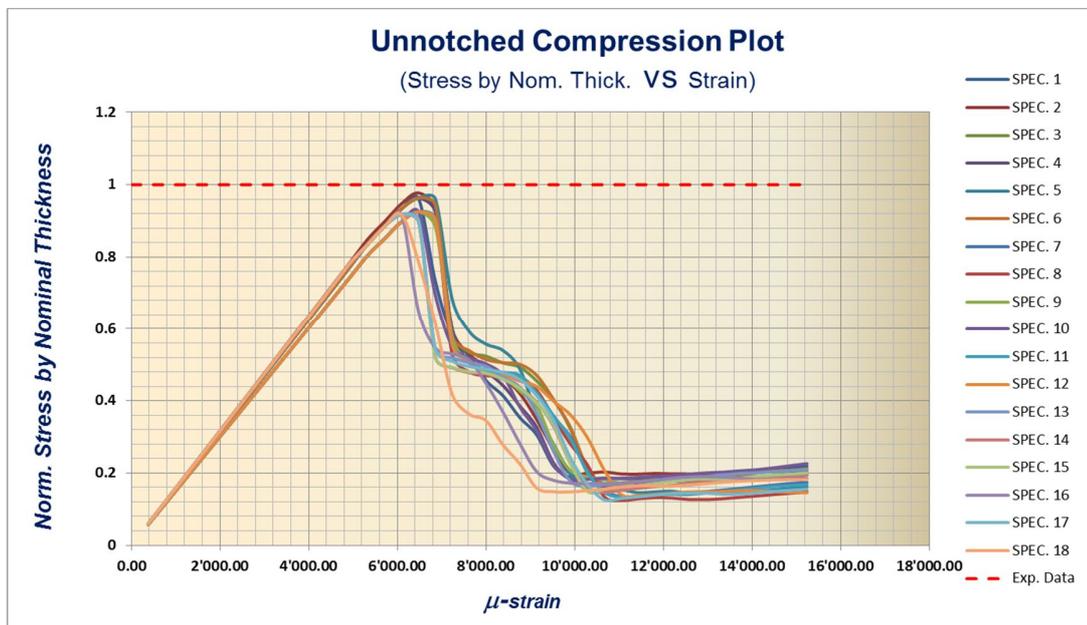


Figura 7-125: UNC Stress by Nom. Thick. vs Strain per 25-50_24 IMS/977-2

La Figura 7-125 mostra anche il dato di failure sperimentale normalizzato (linea tratteggiata rossa) riportato in [Ref. 21].

In questo caso viene commesso un errore di:

$$error = \frac{A - B}{B} \times 100 = \frac{0.935 - 1.00}{1.00} \times 100 = -6.5 \%$$

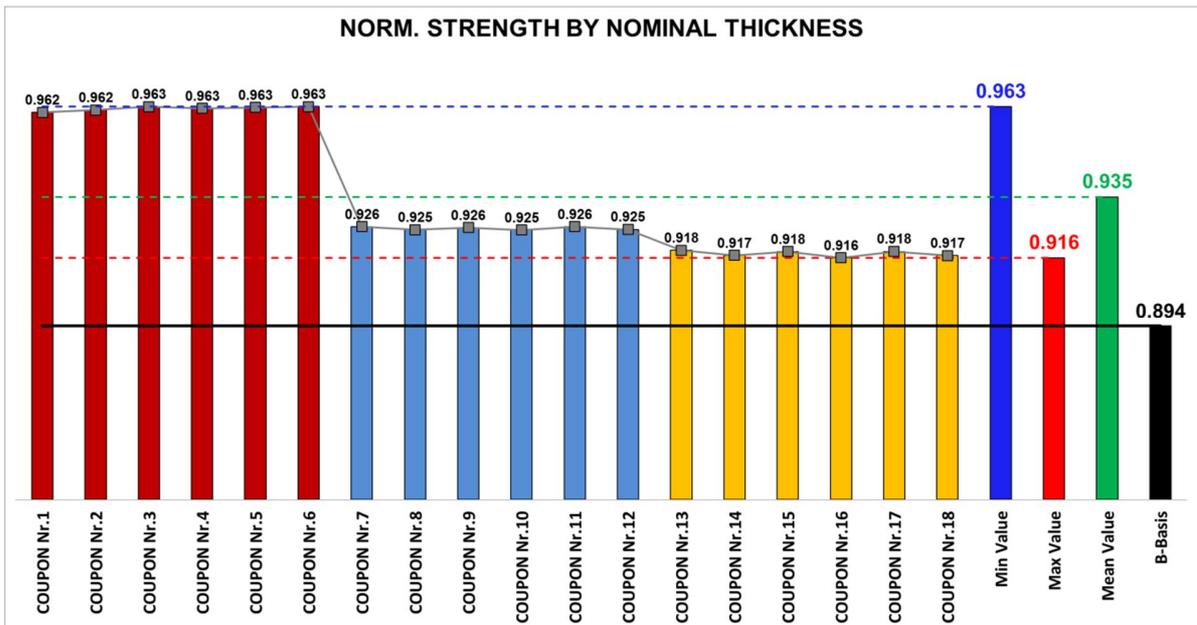


Figura 7-126: UNT Stress by Nom. Thick. per 25-50_16 IMS/977-2 – Istogramma

7.7.5 IMS/977-2 Unnotched Compression – Laminato Soft

Per questa prova è stato usato un laminato soft con spessore nominale della ply di 0.00732 in, costituito da 24 strati (spessore nominale del coupon = 0.17568 in):

Laminato ID: 17-50_24
 [-45/0/45/90/-45/0/45/90/-45/90/45/90]_s

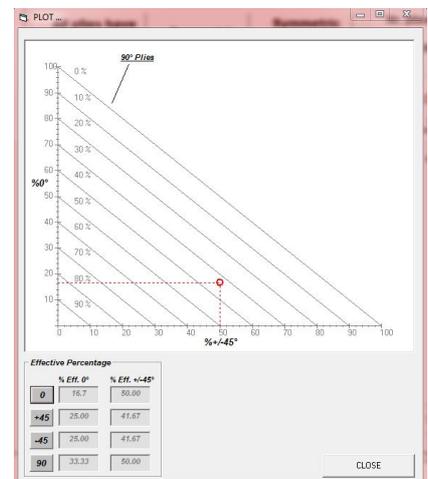


Figura 7-127: Laminato ID e plotting delle percentuali effettive del laminato Soft

La Figura 7-128 mostra i risultati dell'analisi.

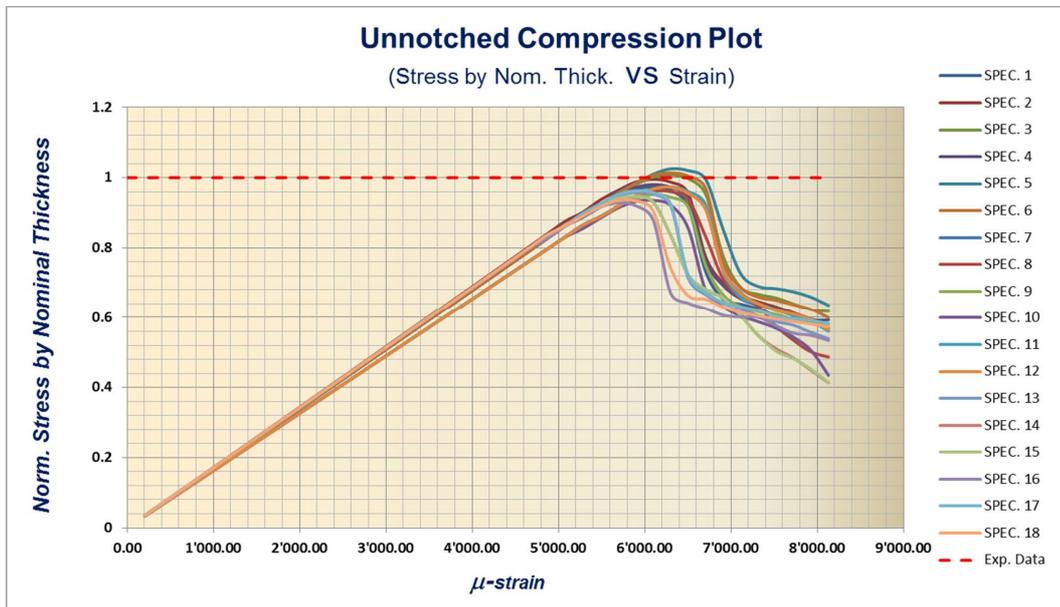


Figura 7-128: UNC Stress by Nom. Thick. vs Strain per 17-50_24 IMS/977-2

Viene mostrato anche il dato di failure sperimentale normalizzato (linea tratteggiata rossa) riportato in [Ref. 21].

In questo caso viene commesso un errore di:

$$error = \frac{A - B}{B} \times 100 = \frac{0.968 - 1.00}{1.00} \times 100 = -3.2 \%$$

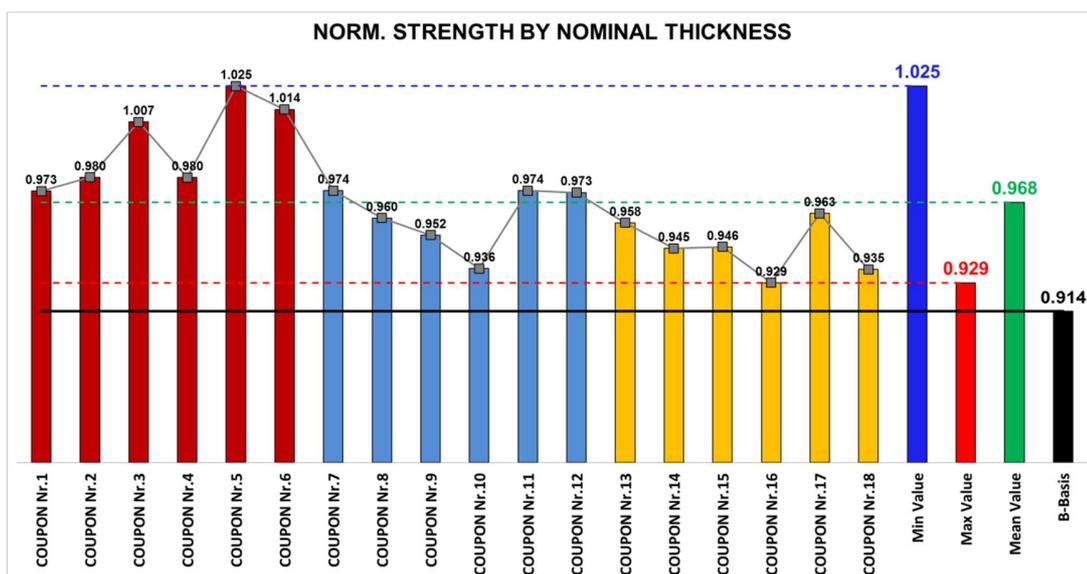


Figura 7-129: UNC Stress by Nom. Thick. vs Strain per 17-50_24 IMS/977-2 – Istogramma

7.7.6 IMS/977-2 Unnotched Compression – Laminato Stiff

Per questa prova è stato usato un laminato stiff con spessore nominale della ply di 0.00732 in, costituito da 24 strati (spessore nominale del coupon = 0.17568 in):

Laminato ID: 50-33_24
 [45/90/-45/0/0/90/0/0/45/0/-45/0]_s

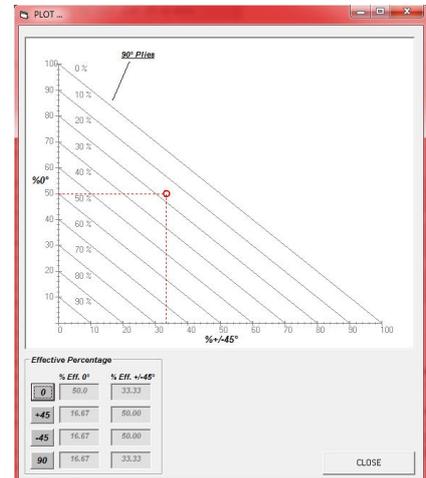


Figura 7-130: Laminato ID e plotting delle percentuali effettive del laminato Stiff

La Figura 7-131 mostra i risultati dell'analisi.

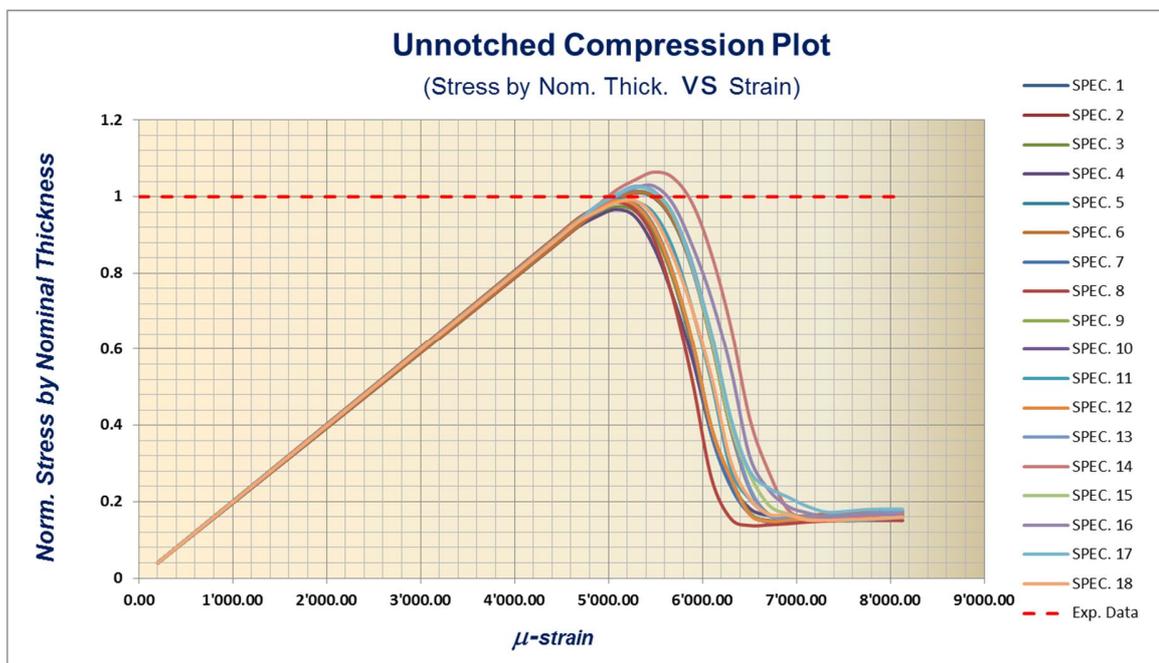


Figura 7-131: UNC Stress by Nom. Thick. vs Strain per 56-33_24 IMS/977-2

Viene mostrato anche il dato di failure sperimentale normalizzato (linea tratteggiata rossa) riportato in [Ref. 21].

In questo caso viene commesso un errore di:

$$error = \frac{A - B}{B} \times 100 = \frac{1.003 - 1.00}{1.00} \times 100 = +0.3 \%$$

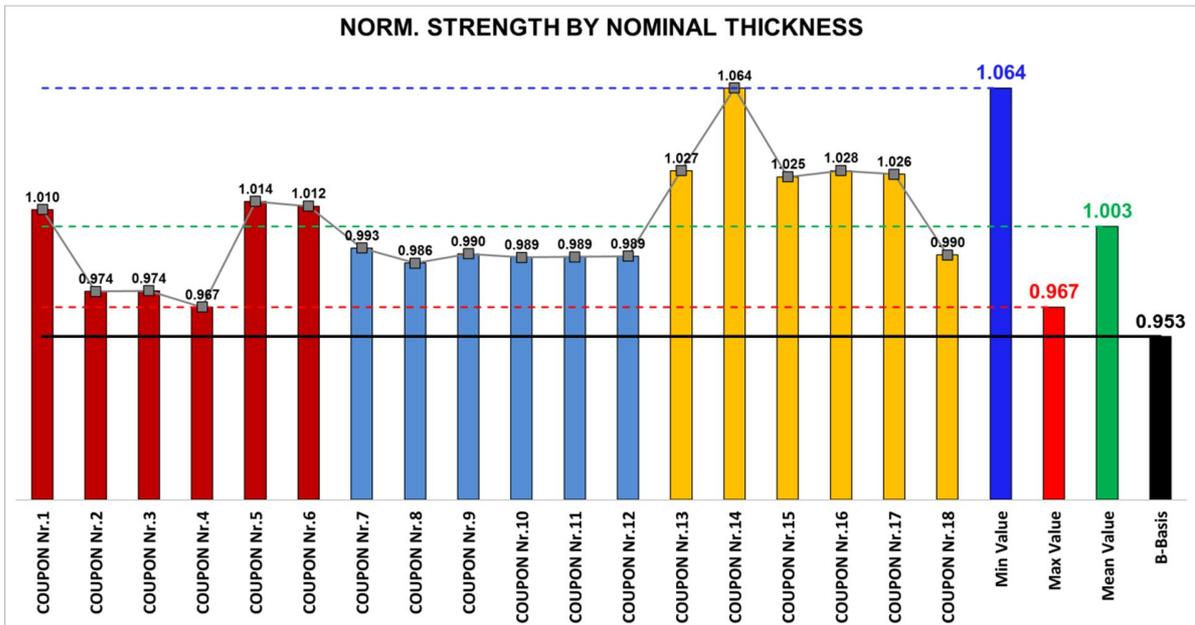


Figura 7-132: UNC Stress by Nom. Thick. vs Strain per 56-33_24 IMS/977-2 – Istogramma

7.7.7 IMS/977-2 Open Hole Compression – Laminato Q.I.

Per questa prova è stato usato un laminato Q.I. (Quasi Isotropo) con spessore nominale della ply di 0.00732 in, costituito da 24 strati (spessore nominale del coupon = 0.17568 in):

Laminate ID: 25-50_24 [45/0/-45/90]_{3s}

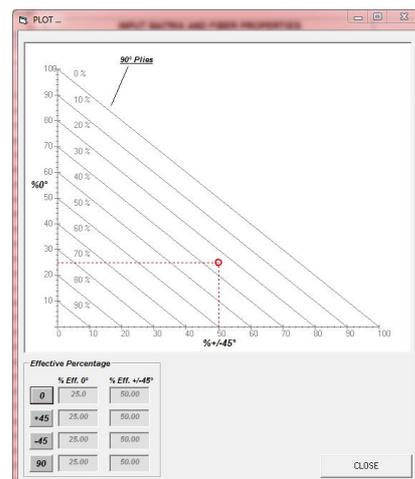
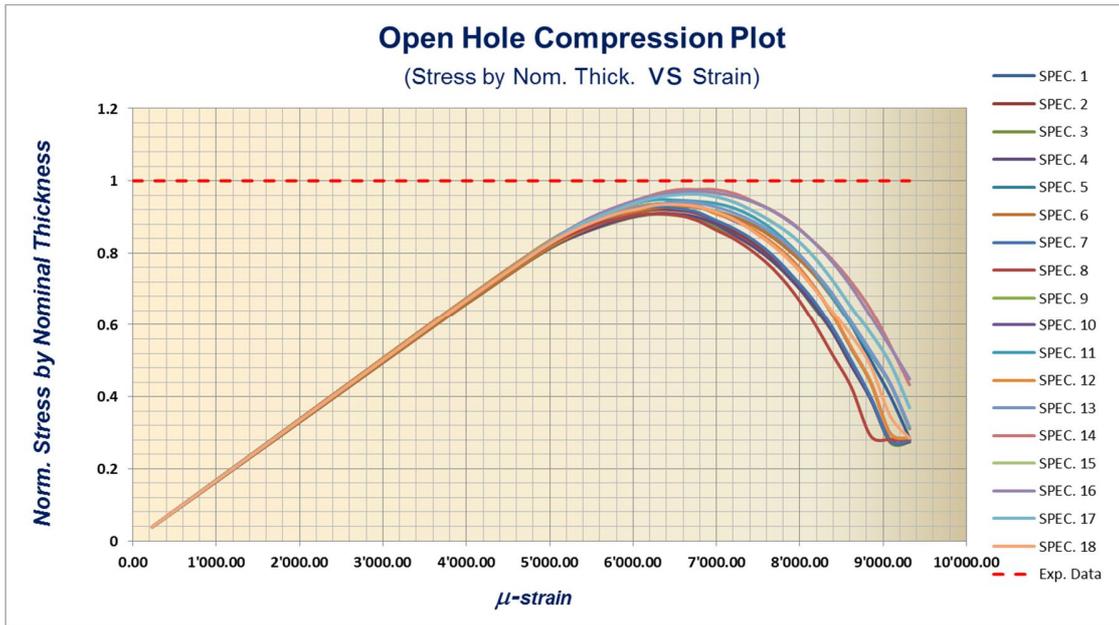


Figura 7-133: Laminate ID e plotting delle percentuali effettive del laminato Q.I.



La

Figura 7-134 mostra i risultati dell'analisi.

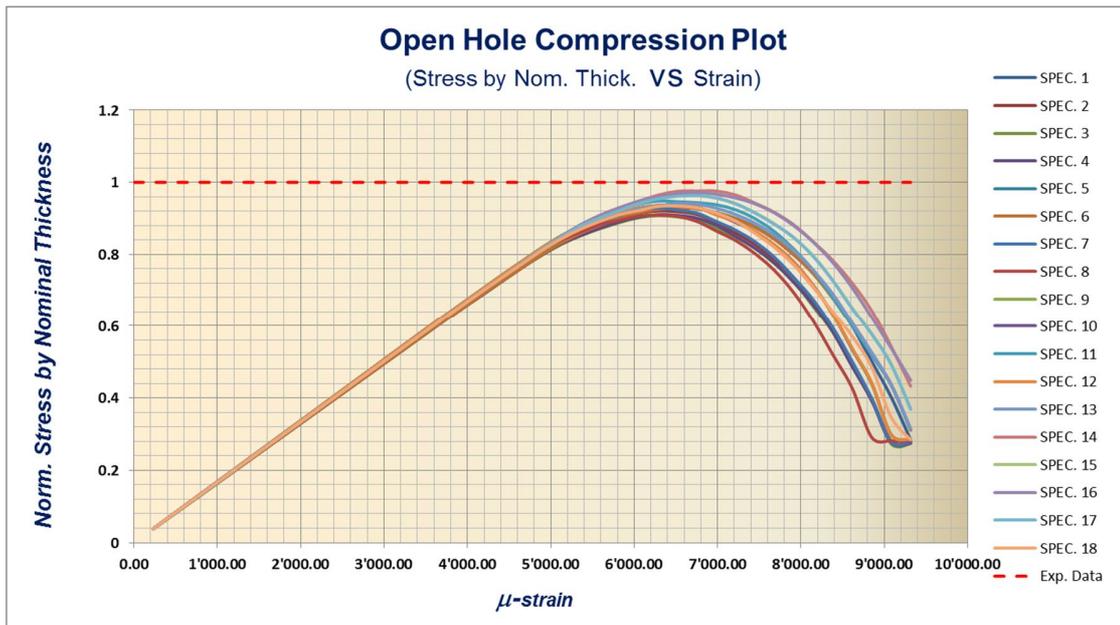
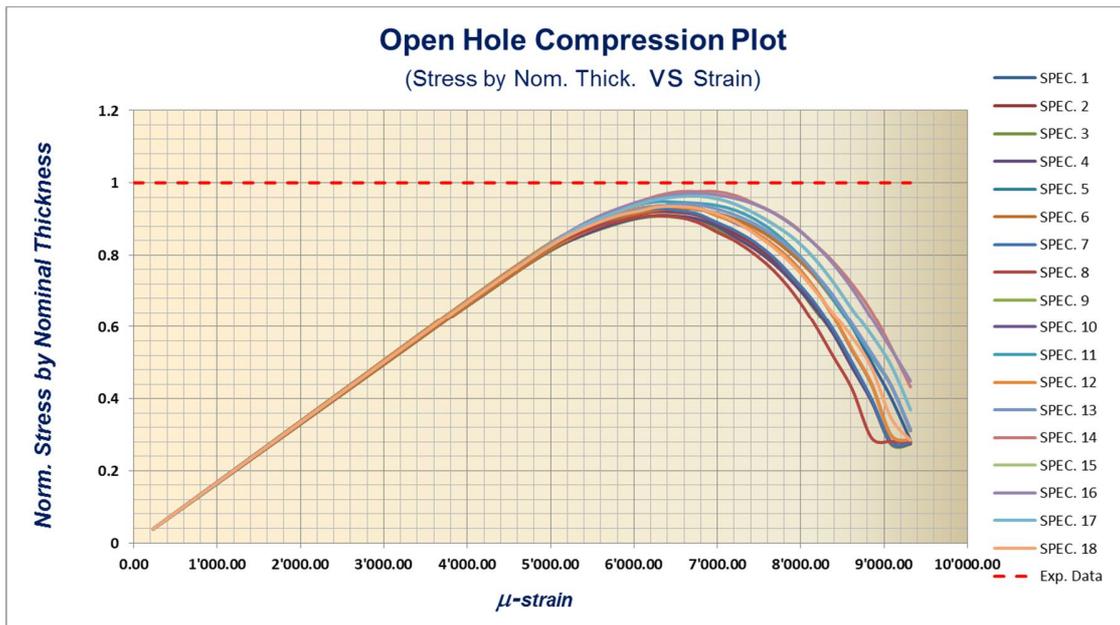


Figura 7-134: OHC Stress by Nom. Thick. vs Strain per 25-50_24 IMS/977-2



La

Figura 7-134 mostra anche il dato di failure sperimentale normalizzato (linea tratteggiata rossa) riportato in [Ref. 21].

In questo caso viene commesso un errore di:

$$error = \frac{A - B}{B} \times 100 = \frac{0.937 - 1.00}{1.00} \times 100 = -6.3 \%$$

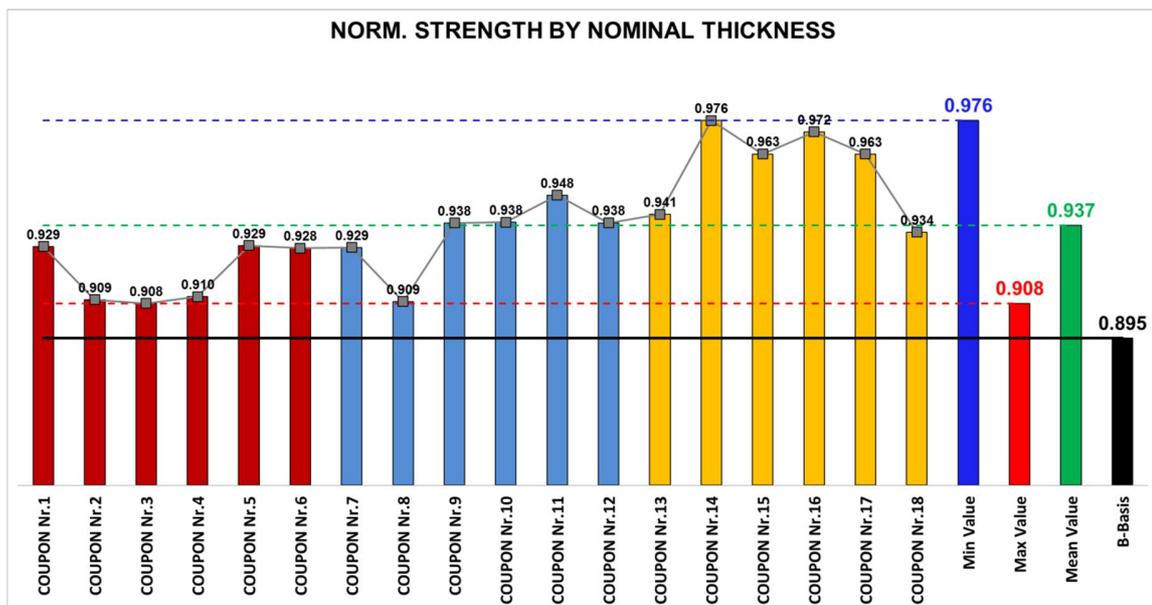


Figura 7-135: OHC Stress by Nom. Thick. per 25-50_24 IMS/977-2 – Istogramma

7.7.8 IMS/977-2 Open Hole Compression – Laminato Soft

Per questa prova è stato usato un laminato soft con spessore nominale della ply di 0.00732 in, costituito da 24 strati (spessore nominale del coupon = 0.17568 in):

Laminato ID: 17-50_24
 [-45/0/45/90/-45/0/45/90/-45/90/45/90]_s

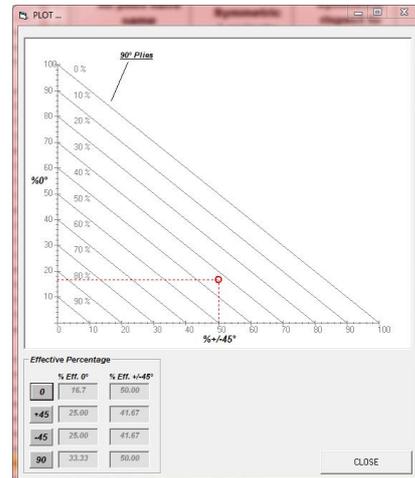


Figura 7-136: Laminato ID e plotting delle percentuali effettive del laminato Q.I.

La Figura 7-137 mostra i risultati dell'analisi.

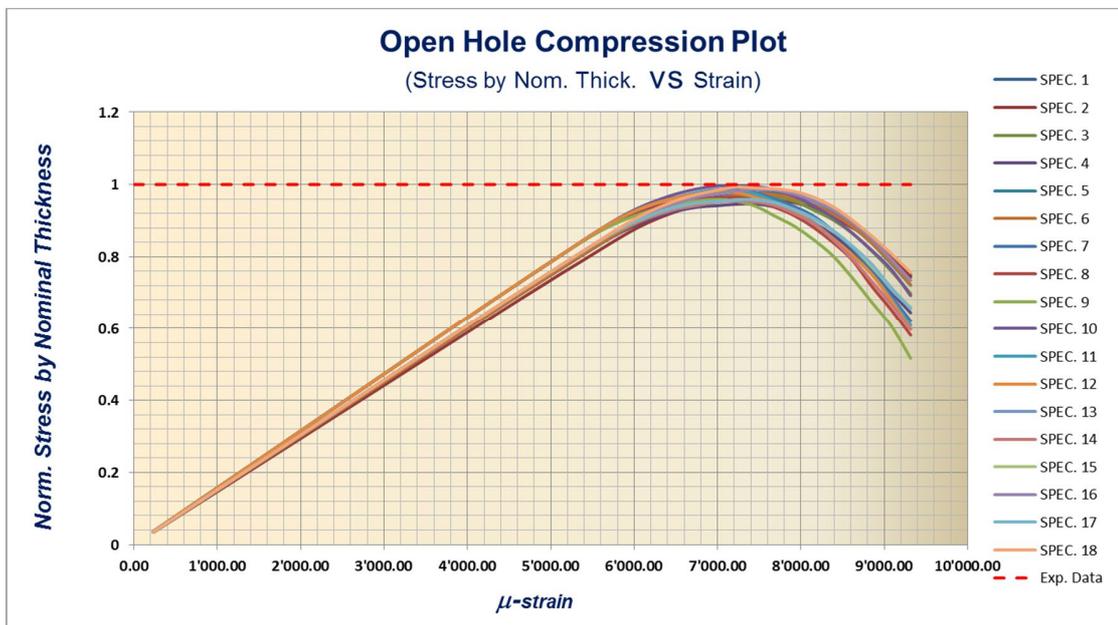


Figura 7-137: OHC Stress by Nom. Thick. vs Strain per 17-50_24 IMS/977-2

La Figura 7-137 mostra anche il dato di failure sperimentale normalizzato (linea tratteggiata rossa) riportato in [Ref. 21].

In questo caso viene commesso un errore di:

$$error = \frac{A - B}{B} \times 100 = \frac{0.972 - 1.00}{1.00} \times 100 = -2.8 \%$$

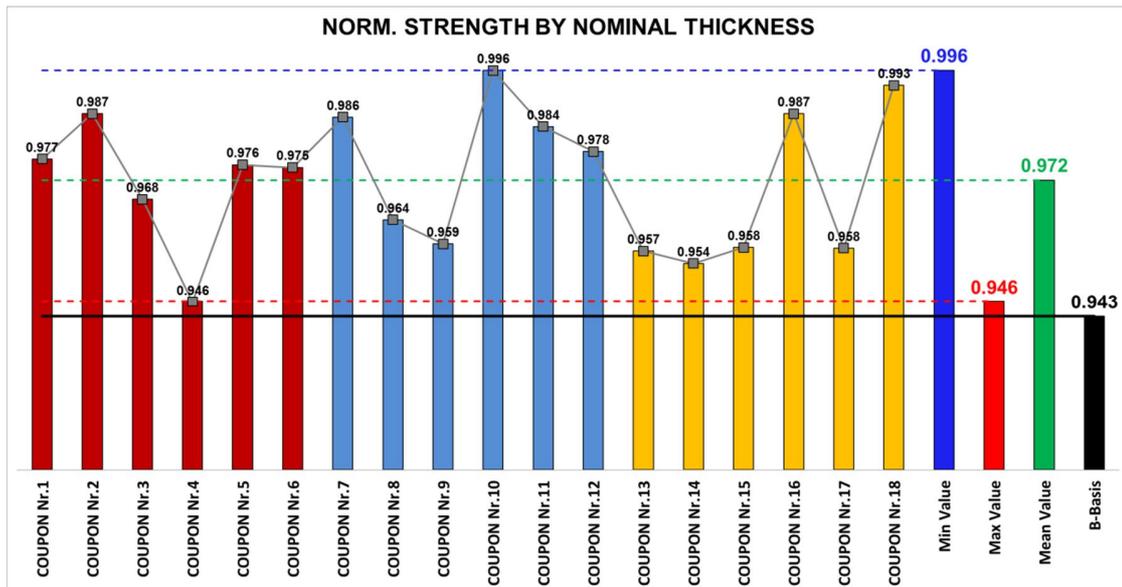


Figura 7-138: OHC Stress by Nom. Thick. per 17-50_24 IMS/977-2 – Istogramma

7.7.9 IMS/977-2 Open Hole Compression – Laminato Stiff

Per questa prova è stato usato un laminato stiff con spessore nominale della ply di 0.00732 in, costituito da 24 strati (spessore nominale del coupon = 0.17568 in):

Laminato ID: 50-33_24
 [45/90/-45/0/0/90/0/0/45/0/-45/0]_s

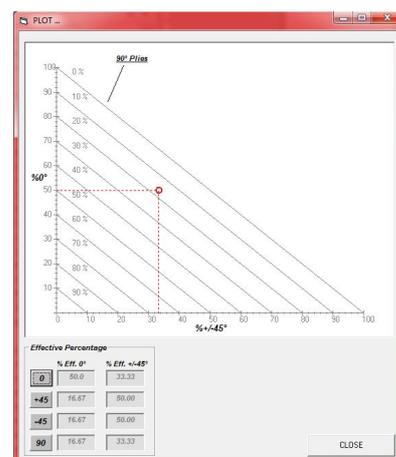


Figura 7-139: Laminato ID e plotting delle percentuali effettive del laminato Q.I.

La Figura 7-140 mostra i risultati dell'analisi.

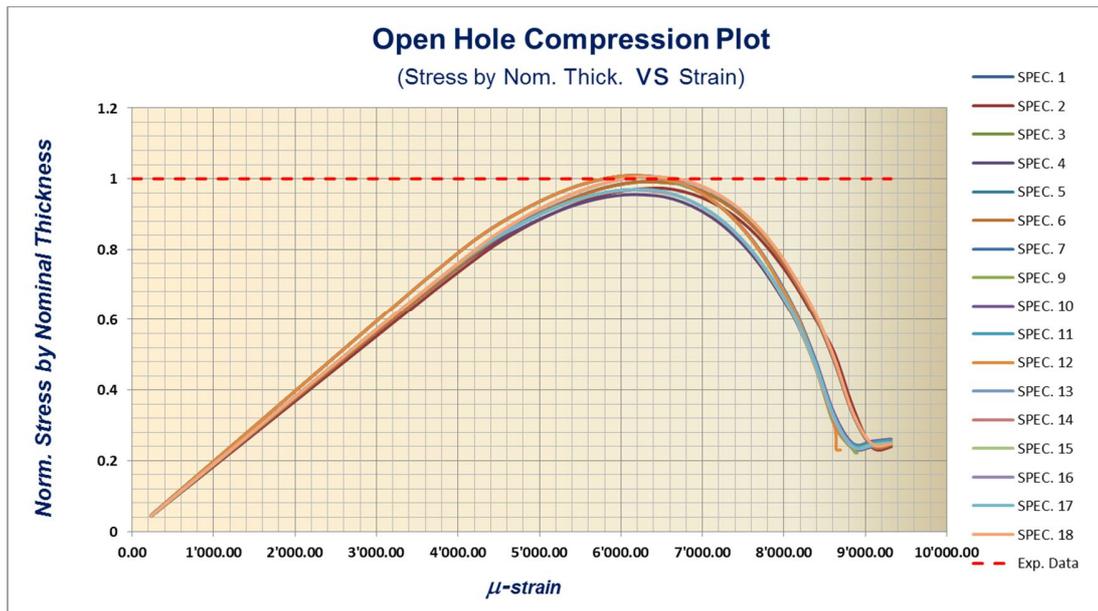


Figura 7-140: OHC Stress by Nom. Thick. vs Strain per 50-33_24 IMS/977-2

La Figura 7-140 mostra anche il dato di failure sperimentale normalizzato (linea tratteggiata rossa) riportato in [Ref. 21].

In questo caso viene commesso un errore di:

$$error = \frac{A - B}{B} \times 100 = \frac{0.935 - 1.00}{1.00} \times 100 = -6.5 \%$$

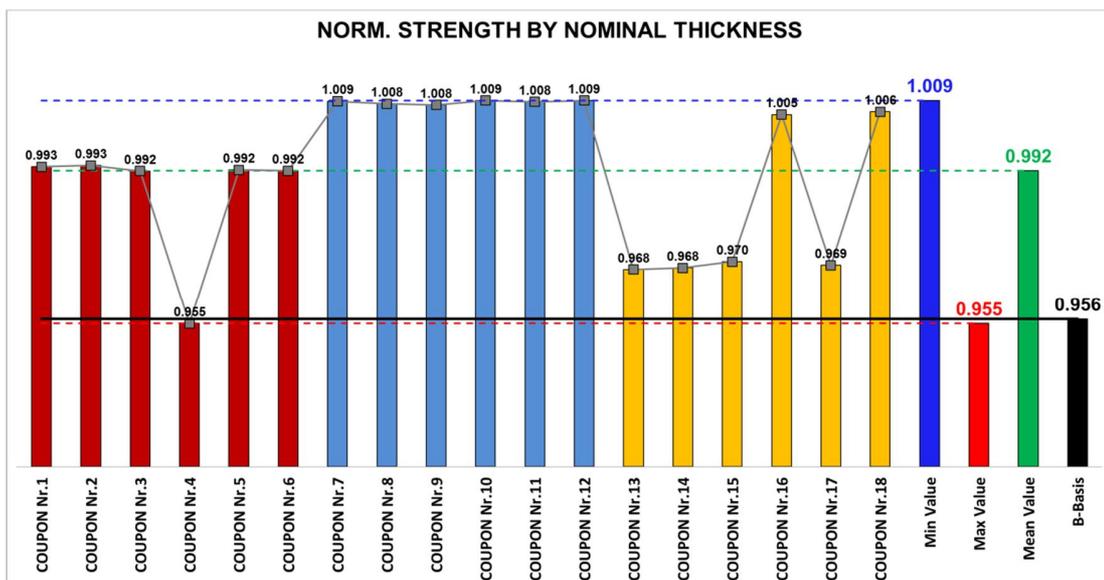


Figura 7-141: OHC Stress by Nom. Thick. per 50-33_24 IMS/977-2 – Istogramma

7.7.10IMS/977-2 Open Hole Tension – Laminato Q.I.

Per questa prova è stato usato un laminato Q.I. (Quasi Isotropo) con spessore nominale della ply di 0.00732 in, costituito da 16 strati (spessore nominale del coupon = 0.11712 in):

Laminate ID: 25-50_16 [45/0/-45/90]_{2s}

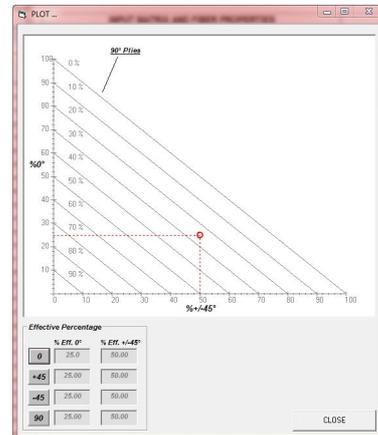


Figura 7-142: Laminate ID e plotting delle percentuali effettive del laminato Q.I.

La Figura 7-143 mostra i risultati dell'analisi.

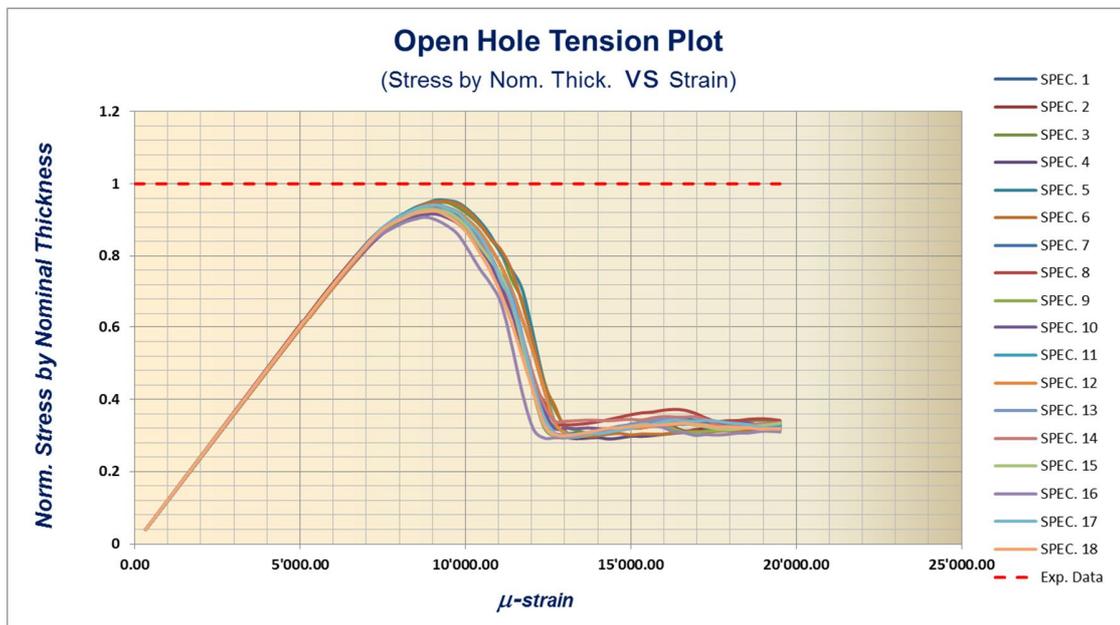


Figura 7-143: OHC Stress by Nom. Thick. vs Strain per 25-50_16 IMS/977-2

La Figura 7-143 mostra anche il dato di failure sperimentale normalizzato (linea tratteggiata rossa) riportato in [Ref. 21].

In questo caso viene commesso un errore di:

$$error = \frac{A - B}{B} \times 100 = \frac{0.931 - 1.00}{1.00} \times 100 = -6.9 \%$$

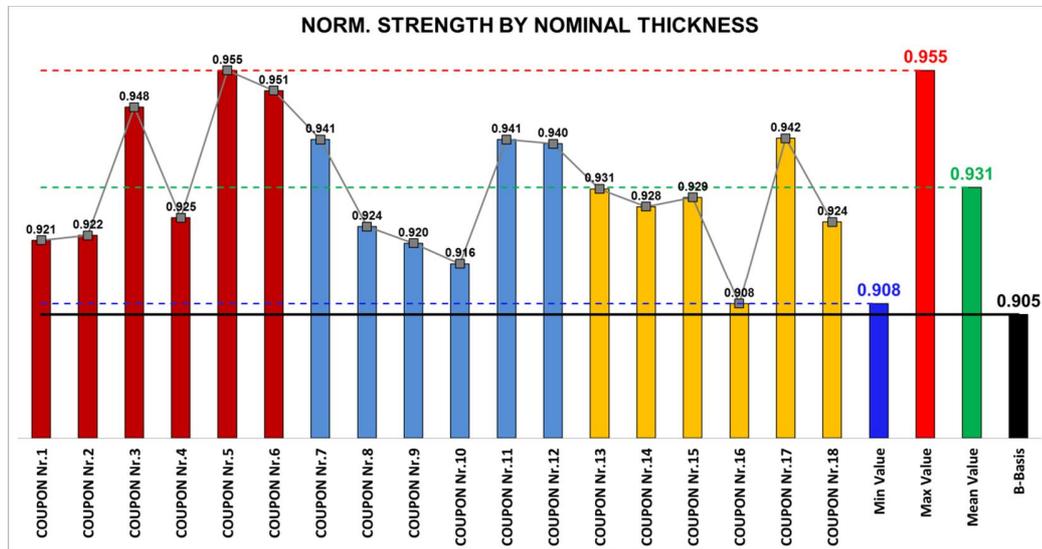


Figura 7-144: OHT Stress by Nom. Thick. per 25-50_16 IMS/977-2 – Istogramma

7.7.11IMS/977-2 Virtual Test Campaign Summary

La Tabella 7-4 riporta il sommario di tutta la campagna di test effettuata con V.A.T. con i relativi errori rispetto alla campagna sperimentale riportata in [Ref. 21].

Tipo di test	Tipo di Laminato	Errore (Sperim. VS Virt.)
UNT	Quasi Isotropo	-5.3 %
UNT	Soft	0.3 %
UNT	Stiff	-2.9 %
UNC	Quasi Isotropo	-6.5 %
UNC	Soft	-3.2 %
UNC	Stiff	+0.3 %
OHC	Quasi Isotropo	-6.3 %
OHC	Soft	-2.8 %
OHC	Stiff	-6.5 %
OHT	Quasi Isotropo	-6.9 %

Tabella 7-4: IMS/977-2 Virtual test campaign summary

I risultati ottenuti sono ritenuti sufficientemente accurati in quanto ricadono in un intervallo di $[-7\% \div 0.3\%]$, perfettamente in linea con quella che si riscontra nella pratica aziendale. Da notare come in questo caso la miglior conoscenza delle proprietà meccanica della lamina base permetta di ottenere ammissibili con una minor variabilità rispetto a quanto riportato in Tabella 7-3.

8. Conclusioni

L'obiettivo del lavoro di ricerca è stato quello di limitare il numero dei test nella parte bassa della matrice mediante i concetti di Virtual Certification e di Virtual Testing. Così facendo, si riduce il numero di test fisici necessari, rimpiazzando quelli non necessari con analisi basate su accurate simulazioni agli elementi finiti. Per assicurare la "bontà" delle simulazioni, le analisi sono state basate su un approccio multiscala di tipo gerarchico, in cui la micro-meccanica e la macro-meccanica si combinano per analizzare le strutture in grande dettaglio. Per ogni singolo test sono state individuate le metodologie di analisi ed i relativi software che permettono di ottimizzare e simulare con risultati affidabili la prova meccanica, permettendo la ripetibilità dei risultati ottenuti. E' stata sviluppata una procedura completamente automatizzata che riproduce fedelmente tutto il processo adottato per la determinazione degli ammissibili del materiale composito, dalle proprietà meccaniche delle sue fasi (fibra e matrice), al processo di fabbricazione, alla procedura di testing all'elaborazione statistica del dato. Tale procedura è risultata affidabile e di facile utilizzo. I risultati ottenuti hanno mostrato un'ottima correlazione con la sperimentazione in laboratorio meccanico (vedi capitolo 7.6 e capitolo 7.7.11).

Con il tool V.A.T. è possibile esplorare tutto il design space per una struttura in materiale composito, costruendo i cosiddetti carpet plot, a partire da pochi test sperimentali abbattendo notevolmente i costi dello sviluppo del piano ammissibili e migliorando le performance del componente nello stesso tempo. Tutto questo con tempi di analisi veramente ridotte (un failure mode può essere coperto su un PC portatile di nuova generazione in circa 20 minuti per gli unnotched (UNT, UNC e UNS), fino ad un massimo di 2,5 ore per i notched (OHC e OHT).

Avendo a disposizione carpet plot degli ammissibili si possono realizzare strutture più efficienti in termini di peso e prestazioni, in quanto si ha a la possibilità di usare criteri di resistenza che tengano conto delle diverse proprietà meccaniche del laminato a seconda della direzione che si sta considerando.

Si possono esplorare tutte le possibili combinazioni di stacking sequence, a parità di spessore del laminato, in modo da ottimizzare le performance, si riescono a determinare facilmente i fattori di abbattimento legati al diametro e/o al rapporto Diametro larghezza del coupon (edge distance).

La tecnica può anche essere usata anche quando si deve selezionare un nuovo materiale: ancora una volta il tool offre uno strumento rapido ed economico per affrontare questo tipo di studio.

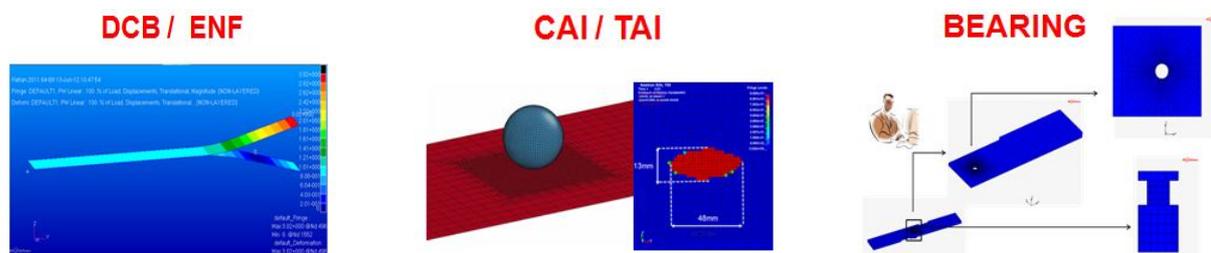


Figura 8-1: Sviluppi futuri di V.A.T.

Come è facile intuire, il concetto portato avanti per gli ammissibili trattati in questo lavoro, è possibile estenderlo ad altre tipologie di test (vedi Figura 8-1). Si possono costruire e calibrare i parametri dell'analisi per poter condurre virtual test per la damage tolerance (determinazione della fracture toughness) e le giunzioni imbullonate (Bearing). In questi casi si deve prendere in considerazione l'utilizzo di modelli con elementi solidi (3D), in quanto risulta fondamentale definire superfici di contatto tra il gambo del bullone e la superficie del foro, per esempio nel caso della determinazione dell'ammissibile a bearing o FHT / FHC (Filled Hole Tension e Compression).

9. Bibliografia

- Ref. 1 Composite Materials Handbook, Volume 3, Polymer Matrix Composites, Materials Usage, Design And Analysis;
- Ref. 2 Halpin, J.C., Primer on Composite Materials: Analysis, Technomic Publishing Company, Inc., Pennsylvania, 1984;
- Ref. 3 Composite Materials Strength Determination Within the Current Certification Methodology for Aircraft Structures, Paolo Feraboli, University of Washington, Seattle, Washington 98195-2400, Journal Of Aircraft, Vol. 46, No. 4, July–August 2009;
- Ref. 4 ASTM D3039 / D3039M - 14 Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials;
- Ref. 5 ASTM D3410 / D3410M - 03(2008) Standard Test Method for Compressive Properties of Polymer Matrix Composite Materials with Unsupported Gage Section by Shear Loading;
- Ref. 6 ASTM D3518 / D3518M - 13 Standard Test Method for In-Plane Shear Response of Polymer Matrix Composite Materials by Tensile Test of a $\pm 45^\circ$ Laminate;
- Ref. 7 ASTM D5766 / D5766M - 11 Standard Test Method for Open-Hole Tensile Strength of Polymer Matrix Composite Laminates;
- Ref. 8 ASTM D6484 / D6484M - 14 Standard Test Method for Open-Hole Compressive Strength of Polymer Matrix Composite Laminates;
- Ref. 9 Mori and K. Tanaka. Average stress in the matrix and average elastic energy of materials with misfitting inclusions. *Acta Metall. Mater.*, 21:571–574, 1973;
- Ref. 10 Nemat-Nasser and M. Hori. *Micromechanics: overall properties of heterogeneous solids*. Elsevier Science, 1993.
- Ref. 11 Robert M. Jones, *Mechanics of composite materials*, 2nd Edition.
- Ref. 12 Extreme Engineering, MSC Software Company, DIGIMAT Release Documentation – May 2015
- Ref. 13 MSC Software Company, MARC 2014, Volume A: Theory and User Information, Volume B: Element Library
- Ref. 14 MSC Software Company, NASTRAN 2014 Documentation
- Ref. 15 MSC Software Company, PATRAN 2014 Documentation
- Ref. 16 R. Talreja. A continuum mechanics characterization of damage in composite materials. *Proceedings of the Royal Society of London, Series A (Mathematical and Physical Sciences)*, 399:195–216, 1985.
- Ref. 17 R. Talreja. A continuum mechanics characterization of damage in composite materials. *Proceedings of the Royal Society of London, Series A (Mathematical and Physical Sciences)*, 399:195–216, 1985.
- Ref. 18 Gauthier. *Modelling of High Velocity Impact on Composite Materials for Airframe Structures Application*. PhD thesis, Faculté des sciences et de génie, Université de Laval, Québec, 2010.

- Ref. 19 Matzenmiller, J.Lubliner, and R. Taylor. A constitutive model for anisotropic damage in fiber-composites. *Mechanics of Materials*, 20(12):125–152, 1995.
- Ref. 20 Hexcel 8552 IM7 Unidirectional Prepreg qualification Material Property Data Report, FAA Special Project Number SWI-Q, NCAMP Test Report Number: CAM-RP-2009 - 015 Rev A, April 22, 2011
- Ref. 21 Material Design Allowable for Cytac IMS/977-2 - Properties and Allowables – 11/04/2014