

POLITECNICO DI MILANO

Facoltà di Ingegneria Industriale
Corso di laurea in Ingegneria Aeronautica



Analisi e sviluppo di metodi numerici per la delaminazione in strutture in composito

Relatrice: *Prof. Chiara Bisagni*
Tutor aziendale: *Ing. Benedetto Gambino*

Autore:
Giuseppe Di Salvo Matr. 735829

Sommario

Il presente lavoro di tesi si pone come obiettivo lo studio e la comparazione di metodologie già implementate nei maggiori codici commerciali per quanto riguarda l'analisi dell'innesco e della propagazione della delaminazione in strutture aeronautiche realizzate in materiale composito. La necessità di tale lavoro è motivata dall'esigenza di ottenere riferimenti, applicabili durante il processo di certificazione, per verificare la resistenza strutturale dei componenti in presenza di difetti di fabbricazione o danni subiti durante la vita operativa.

Il lavoro si è svolto sotto il coordinamento del gruppo di Metodi di Analisi dell'unità di Aerostrutture di Alenia Aeronautica presso lo stabilimento di Pomigliano d'Arco, con l'ausilio del Laboratorio Sperimentale dello stesso stabilimento.

Il lavoro si è composto di una prima parte sperimentale, nella quale sono state effettuate le prove per la caratterizzazione dei provini in termini di tenacità a frattura di Modo I e Modo II. A questa ha fatto seguito una parte numerica, svolta con l'ausilio del software ad elementi finiti MD Nastran 2010, nella quale sono state simulate le prove effettuate sperimentalmente e confrontati i risultati al fine di validare le diverse metodologie applicate. Tali metodologie sono state infine utilizzate per analizzare un pannello nervato in materiale composito caricato a compressione. Le metodologie prese in considerazione derivano dalla formulazione energetica della Virtual Crack Closure Technique (VCCT), implementata in differenti modalità nelle metodologie utilizzate, e dagli elementi coesivi di interfaccia a partire dalla legge costitutiva del materiale. Per la VCCT in particolare, sono state messe a confronto la tecnica presente in MD Nastran con una metodologia già utilizzata in campo aeronautico. L'obiettivo è stato quello di analizzare i risultati ottenuti con MD Nastran rispetto a quelli del metodo già validato e rispetto ai dati provenienti da prove sperimentali effettuate.

Il lavoro effettuato ha permesso di verificare che i metodi implementati in MD Nastran sono in grado di simulare in maniera adeguata l'innesco della delaminazione sia a livello di provini caricati in modalità pura, che di componenti strutturali sottoposti a carichi in modalità mista. Si è inoltre verificato che l'inserimento di componenti di rinforzo, come dei bulloni, risultano efficaci in termini di diminuzione dell'energia di deformazione calcolata con i vari metodi.

Parole chiave: delaminazione, compositi in fibra di carbonio, VCCT, elementi coesivi, analisi ad elementi finiti

Abstract

The present work aims to study and compare methods, already implemented in the major commercial codes for the analysis of crack onset and growth in composite aerospace structures. The genesis of such work comes out by the need to obtain references, suitable to the certification process and useful to verify structural strength of components in case of manufacturing defects or damage during operational life. The work was carried out under the coordination of the analysis methods group in the Airframe unit of Alenia Aeronautica at its plant in Pomigliano d'Arco, with the help of the Experimental Laboratory of the same plant. The work is composed of a first experimental part, in which tests were performed for the characterization of the specimens in terms of Mode I and Mode II fracture toughness. This task was followed by a numerical analysis, carried out with the aid of finite element software, MD Nastran 2010. Within this task, the tests were simulated and compared with experimental data in order to validate the different methodologies used within. Then, these methods have been used to analyze a panel in composite material.

The analyzed methods derive from the energetic formulation of Virtual Crack Closure Technique (VCCT), which has been implemented in different ways, and from the constitutive laws of the cohesive interface elements. Regard to VCCT, two techniques have been compared. The first one has been implemented by MD Nastran and the second one was an approach already used in the aeronautical field. The objective of the task is to analyze both results obtained by MD Nastran and those one obtained by the method already validated and to compare them with experimental data. Furthermore, this work allowed verifying that methods implemented in MD Nastran simulate adequately the delamination onset both on specimens loaded in pure mode and on structural components subjected to mixed mode. It was also verified that the inclusion of reinforcing components, such as arrest fasteners, are effective in terms of lowering the deformation energy calculated by various methods.

Keywords: delamination, Carbon-fiber-reinforced polymer, VCCT, cohesive zone elements modeling, finite element analysis

Ringraziamenti

Desidero ringraziare, innanzitutto, la professoressa Bisagni per la preziosa possibilità offertami, nonché per la disponibilità dedicatami e la competenza dimostrata.

E' doveroso, oltrechè piacevole, per me dire un sentito grazie all'ing. Benedetto Gambino, il quale non mi ha fatto mancare l'apporto tecnico durante il periodo passato in azienda, in particolare per la pazienza che ha avuto nel seguire il mio lavoro di tesi.

Ringrazio il mio amico Damiano per il costante apporto morale e professionale durante i mesi di tirocinio, Rossella Valiante che ha fatto niente e tutto per me, Maria Pagano per la disponibilità ai miei insopportabili quesiti e l'ing. Guadagno per la meticolosa scrupolosità con cui mi ha seguito.

Non posso dimenticare di dire il mio grazie all'ing. Mete della MSC per la fondamentale ed illuminante consulenza fornitami.

Un ringraziamento particolare va all'ing. Francesco Russo ed a Pietro Russo per il supporto logistico nei "collegamenti", senza il quale questo lavoro non sarebbe stato possibile.

Ringrazio infine mia madre, mio padre ed i membri della mia famiglia, per non avermi mai fatto mancare la loro presenza ed il loro conforto ed avermi dato la forza di credere in ciò che stavo facendo.

INDICE

Indice	5
Elenco delle figure	9
Elenco delle tabelle	13
Introduzione	19
1 Il danno nelle strutture in composito	21
1.1 Modalità di rottura nelle strutture in composito	21
1.1.1 Cedimento delle fibre	22
1.1.2 Transverse Matrix Cracking	23
1.1.3 Delaminazione	25
1.2 Concetti di meccanica della frattura	28
1.2.1 Strain Energy Release Rate, G	28
1.2.2 Meccanica della frattura interlaminare	30
1.3 Il fenomeno della fatica nei compositi	31
1.4 Tipologie di progetto strutturale	35
1.4.1 Approccio <i>Safe Life</i>	36
1.4.2 Approccio <i>Fail Safe</i>	36
1.4.3 Approccio <i>Damage Tolerance</i>	37
2 Tecniche numeriche di modellazione	41
2.1 Virtual Crack Closure Technique	41
2.1.1 Correzioni per mesh non uniformi	44
2.1.2 La VCCT in <i>Marc</i> ed <i>MD Nastran</i>	45
2.2 Elementi di interfaccia coesivi	47
2.2.1 Relazioni cinematiche	47
2.2.2 Leggi costitutive	48
2.2.3 Carichi in modalità mista	51

3	Prove sperimentali DCB e ENF	55
3.1	Determinazione sperimentale di G_{Ic}	55
3.1.1	Standard test DCB	55
3.1.2	Descrizione della strumentazione	56
3.1.3	Caratteristiche dei provini	58
3.1.4	Esecuzione della prova	60
3.1.5	Modelli di riduzione dei dati	61
3.1.6	Confronto risultati	63
3.2	Determinazione sperimentale di G_{IIc}	65
3.2.1	Standard test ENF, 4ENF, ELS	65
3.2.2	Descrizione della strumentazione	67
3.2.3	Caratteristiche dei provini	67
3.2.4	Esecuzione della prova	68
3.2.5	Riduzione dati	69
4	Validazione dei modelli numerici	71
4.1	VCCT	71
4.1.1	Metodo del bilancio di energia	71
4.1.2	VCCT in MD Nastran	77
4.2	Elementi coesivi	77
4.3	Analisi numerica	78
4.3.1	Descrizione dei modelli	78
4.3.2	Descrizione dei vincoli e modalità di carico	79
4.3.3	Impostazione parametri delle analisi	83
4.3.4	Analisi dei risultati	83
4.3.5	Analisi di sensitività della mesh	95
4.3.6	Analisi dei parametri degli elementi coesivi	97
5	Studio su un componente strutturale	101
5.1	Obiettivi della simulazione	101
5.2	Prove sperimentali	102
5.2.1	Descrizione della struttura	102
5.2.2	Esecuzione della prova	104
5.3	Analisi numerica	105
5.3.1	Descrizione modello	106
5.3.2	Modalità di carico e vincoli	108
5.3.3	Parametri delle analisi	112
5.3.4	Criterio di rottura	112

5.4	Confronto risultati	113
5.4.1	Carico di buckling	113
5.4.2	Comportamento globale	114
5.4.3	Verifica del carico critico di delaminazione	117
5.4.3.1	Carico critico con gli elementi coesivi	127
5.4.3.2	Confronto con i risultati sperimentali	131
5.4.4	Verifica dell'efficacia della bullonatura	131
6	Conclusioni	141
	Bibliografia	147

ELENCO DELLE FIGURE

1.1	Rigidità complessiva in un composito con <i>a)</i> fibre ad alta rigidità, <i>b)</i> fibre a bassa rigidità	22
1.2	Progressione della rottura delle fibre	23
1.3	Cedimento a compressione di un composito	24
1.4	Cedimento trasversale della matrice	24
1.5	Delaminazione innescata da un cedimento trasversale della matrice	26
1.6	Cause principali di delaminazione	26
1.7	Delaminazione provocata dalla foratura	27
1.8	Topologie geometriche che favoriscono l'innescamento di delaminazione	28
1.9	Modi base di frattura	29
1.10	Schema della crescita della frattura secondo Irwin	30
1.11	Diagramma del criterio di rottura mixed mode	31
1.12	Diagramma $\varepsilon - \log N$ per un composito	32
1.13	<i>(a)</i> rottura delle fibre, <i>(b)</i> cracking della matrice, <i>(c)</i> debonding	33
1.14	Resistenza a fatica al variare dell'inclinazione della lamina	34
1.15	Sviluppo del danno in un laminato in composito a fatica	35
1.16	Tecniche utilizzate nel progetto fail safe	37
2.1	Schema della VCCT, [13]	42
2.2	Schema della VCCT per elementi tridimensionali, [13]	44
2.3	Scheda Nastran per la VCCT	47
2.4	Legge costitutiva bilineare di un elemento coesivo	49
2.5	Legge costitutiva bilineare di un elemento coesivo	51
2.6	Relazione costitutiva per elementi coesivi in modalità mista	54
3.1	Schema del test DCB	56
3.2	Modalità di vincolo proposte dall'ASTM	56
3.3	Configurazione di carico utilizzata per il test DCB	58
3.4	Provini utilizzati per il test	59

3.5	Esecuzione del test DCB	61
3.6	Curve sperimentali del test DCB	62
3.7	Confronto risultati test DCB	64
3.8	Test per la determinazione di G_{IIc}	66
3.9	Dimensioni del provino ENF	68
3.10	Curve sperimentali test ENF	69
4.1	Elementi 1D per la simulazione del contatto	72
4.2	Schema di modellazione del contatto con elementi <i>beam</i>	72
4.3	Sistema di riferimento locale utilizzato	73
4.4	VCCT con elementi solidi	75
4.5	Schema della VCCT per elementi 3D	76
4.6	(a) modello 2D metodo energetico, (b) modello 2D metodo Nastran, (c) modello 2D coesivi	81
4.7	Mesh utilizzate per le analisi di modo I e modo II	82
4.8	Confronto delle curve di forza, energia e margine di sicurezza per il metodo energetico e quello Nastran 2d e 3d (DCB)	86
4.9	Confronto dei valori di G_{tot} lungo il provino per il metodo energetico e quello Nastran 2d e 3d, DCB	87
4.10	Andamento dello sforzo normale medio nel contatto coesivo super- ficie, test DCB	88
4.11	Andamento dello sforzo normale nel contatto coesivo-superficie e deformata per la prova DCB	89
4.12	Confronto delle curve di forza, energia e margine di sicurezza per il metodo energetico e quello Nastran 2d e 3d (ENF)	91
4.13	Confronto dei valori di G_{tot} lungo il provino per il metodo energetico e quello Nastran 2d e 3d, ENF	92
4.14	Andamento della forza tangenziale media nel contatto coesivo su- perficie, test ENF	93
4.15	Confronto dei valori di σ e di forza tangenziale F_z nel contatto coesivo-superficie, ENF	94
4.16	Analisi delle soluzioni delle prove DCB ed ENF al variare della dimensione della griglia	96
4.17	Andamento della forza al variare di δ_f (DCB)	98
4.18	Andamento della forza al variare di δ_0 (DCB)	98
4.19	Andamento della forza al variare del fattore di viscosità numerica (DCB)	99
5.1	Procedimento utilizzato nel dimensionamento del passo dei bulloni	103

5.2	Vista frontale del pannello provato	103
5.3	Vista anteriore e posteriore della macchina di carico	105
5.4	Schema del crack tip: 1) senza bulloni; 2) in presenza di bulloni	106
5.5	Mesh utilizzata per il pannello	107
5.6	Particolare della mesh nella zona delaminata	107
5.7	(a) Contatto con elementi 1D, (b) Contatto <i>GLUED</i> , (c) Contatto coesivo-superficie	110
5.8	Modalità di vincolo del pannello	111
5.9	Modalità di carico del pannello	111
5.10	Deformata associata al primo autovalore di buckling	115
5.11	Collocazione delle sezioni corrispondenti alle misure di deformazione analizzate	116
5.12	Confronto delle deformazioni estensimetriche e quelle stimate analiticamente in diverse sezioni del pannello	117
5.13	Confronto delle deformazioni estensimetriche e quelle stimate analiticamente in diverse sezioni del pannello	118
5.14	Confronto delle deformate per i tre modelli utilizzati @ <i>UL</i>	119
5.15	Confronto dei valori di G_{tot} lungo il corrente per il metodo energetico e quello Nastran	120
5.16	Confronto dei valori di G_1 lungo il corrente per il metodo energetico e quello Nastran	121
5.17	Confronto dei valori di G_{23} lungo il corrente per il metodo energetico e quello Nastran	122
5.18	Andamento dei parametri in esame nelle analisi per il metodo energetico e la VCCT Nastran	125
5.19	Andamento delle componenti di energia per il metodo energetico e la VCCT Nastran	126
5.20	Andamento dello sforzo e della forza tangenziale medi di contatto coesivo-superficie	127
5.21	Andamento della deformata e della distribuzione degli sforzi normali coesivo-superficie	129
5.22	Andamento della distribuzione delle forze tangenziali nel contatto coesivo-superficie	130
5.23	Confronto dei valori medi di G_{tot} per il bilancio energetico con e senza bulloni	132
5.24	Confronto della distribuzione delle componenti G_1 e G_{23} per la VCCT Nastran con e senza bulloni	133

5.25	Confronto delle grandezze analizzate con la VCCT Nastran per il modello con e senza bulloni	136
5.26	Confronto delle componenti di energia calcolate con la VCCT Nastran per il modello con e senza bulloni	137
5.27	Confronto tra gli andamenti medi di sforzo normale e forza tangenziale nei coesivi con e senza bulloni	138
5.28	Confronto tra la distribuzione degli sforzi normali nel coesivo con e senza bulloni	139
5.29	Confronto tra la distribuzione delle forze tangenziali nel coesivo con e senza bulloni	140

ELENCO DELLE TABELLE

3.1	Dimensioni nominali dei provini DCB	60
3.2	Tabella riassuntiva dei risultati del test DCB	64
3.3	Confronto risultati del test DCB	65
3.4	Dimensioni nominali dei provini ENF	68
3.5	Tabella riassuntiva dei risultati del test ENF	70
4.1	Confronto mesh modelli test DCB	79
4.2	Confronto mesh modelli test ENF	79
4.3	Confronto analisi DCB	85
4.4	Confronto analisi ENF	92
4.5	Confronto risultati in funzione della dimensione della griglia, prova DCB	95
4.6	Confronto risultati in funzione della dimensione della griglia, prova ENF	95
5.1	Caratteristiche del pannello provato	104
5.2	Dimensioni della mesh utilizzata	108
5.3	Caratteristiche del pannello provato	112
5.4	Confronto dei carichi di buckling per i diversi modelli	114
5.5	Confronto deformazioni dalle analisi numeriche rispetto ai dati sperimentali @ UL	116
5.6	Confronto delle deformate per i tre modelli utilizzati @ LL	118
5.7	Confronto dei carichi di rottura e di <i>mmr</i> per i diversi criteri utilizzati	123
5.8	Confronto dei carichi di rottura ricavati dalle analisi rispetto ai dati sperimentali	131
5.9	Confronto dei carichi di rottura e del <i>mmr</i> corrispondente con e senza bulloni	134

NOMENCLATURE

Acronimi

4ENF Four Point End Notched Flexure

ASTM American Society for Testing and Materials

B-K Benzeggagh-Kenane

CFRP Carbon Fiber Reinforced Panel

CZM Cohesive Zone Model

DCB Double Cantilever Beam

EDI Electronic Displacement Indicator

ELS End Loaded Split

ENF End Notched Flexure

FEP Fluorinated ethylene propylene

LL Limit Load

MBT Modified Beam Theory

MMB Mixed Mode Bending

MS Safety Margin

ONF Over Notched Flexure

UL Ultimate Load

VCCT Virtual Crack Closure Tecnique

Simboli

β	Rapporto di spostamento di modo misto
ΔA	Area infinitesima racchiusa dalla cricca
Δa	Estensione infinitesima longitudinale della cricca
Δ	Vettore spostamento nel sistema di riferimento globale
δ	Vettore spostamento nel sistema di riferimento locale
δ_0	Spostamento critico
δ_f	Spostamento massimo
$\delta_{0,m}$	Spostamento critico in modo misto
$\delta_{f,m}$	Spostamento massimo in modo misto
η	Parametro di adattamento del criterio B-K
Γ	Superficie media dell'elemento coesivo
$\left(\frac{G_{II} + G_{III}}{G_T} \right)$	Mixed-mode ratio
$\bar{\delta}$	Delta di Kronecker
τ	Sforzo dell'elemento coesivo
Θ	Tensore di rotazione da sistema globale a sistema locale
B	Tensore di trasformazione tra spostamento nodale e spostamento relativo
b	Unità di larghezza tra i nodi lungo il fronte di delaminazione
D	Tensore della legge costitutiva dell' elemento coesivo
d	Parametro di danno
E_{if}	Modulo elastico flessionale lungo la direzione delle fibre
f	Forza agente sul nodo

G_c Fracture Toughness
 G_T Energy Release Rate totale
 G_{III} Energy Release Rate modo *III*
 G_{II} Energy Release Rate modo *II*
 G_I Energy Release Rate modo *I*
 K_p Penalty Stiffness
 N, S, T Reazioni massime esercitate nei tre modi di frattura
 N_{ik} Matrice delle funzioni di forma Lagrangiane
 $u^{+/-}$ Spostamento relativo alla faccia superiore/inferiore

INTRODUZIONE

L'utilizzo di materiali compositi risulta particolarmente attrattivo in campo strutturale a causa dell'alto potenziale che questa tipologia di materiale offre in termini di rapporto rigidità/peso.

In particolare nel settore aerospaziale, dove l'efficienza strutturale riveste un ruolo fondamentale nella determinazione dei costi, l'utilizzo di materiali compositi nelle strutture ha assunto un'importanza man mano crescente.

Tuttavia, se da una parte questo tipo di materiali offre notevoli vantaggi nell'ottimizzazione del progetto strutturale, è anche vero che il composito porta con sé una serie di problematiche che devono essere affrontate per poterne garantire l'utilizzo in campo aeronautico, nel rispetto delle normative.

L'eterogeneità intrinseca dei compositi infatti risulta causa delle principali criticità di questi materiali. Tralasciando le problematiche legate alla variazione delle proprietà meccaniche con le condizioni ambientali, nella maggior parte dei casi una tra le più frequenti modalità di cedimento di una struttura in composito consiste nella delaminazione, ovvero alla separazione di uno più strati di cui è composto un laminato.

Per quanto riguarda l'applicazione aeronautica, occorre tenere presente le tipologie strutturali peculiari adottate in questo settore.

Molti componenti sono infatti costituiti da pannelli piani o curvi, irrigiditi con appositi correnti che vengono incollati oppure copolimerizzati ai pannelli. Diversi studi si sono occupati dei meccanismi di scollamento, ovvero di separazione, tra rivestimento e correnti utilizzando tecniche numeriche basate sulle analisi a elementi finiti.

Questo tipo di approccio viene utilizzato per modellare i fenomeni di inizio e di crescita dello scollamento e della delaminazione nel materiale e, conseguentemente caratterizzare in maniera sistematica questi meccanismi per tenerne conto in fase di progetto.

Attualmente, a causa della mancanza di modelli robusti per poter predire questi fenomeni, la loro potenzialità viene tenuta in conto attraverso margini

di sicurezza addizionali. Tali margini portano ad un progetto conservativo, che spesso non realizza appieno i benefici economici derivati dall'utilizzo dei compositi.

Da questo si evince l'interesse nel comprendere e saper modellare i meccanismi che provocano il cedimento delle strutture in composito, per poter sviluppare modelli teorici e strumenti numerici che consentano di tenere in conto questi fenomeni già nelle prime fasi di progetto della struttura, con i relativi benefici economici che ne conseguono.

1. IL DANNO NELLE STRUTTURE IN COMPOSITO

In questo capitolo viene descritta brevemente la trattazione del danneggiamento nelle strutture aeronautiche in composito. La prima parte riassume la fenomenologia della rottura delle strutture di materiale composito; in seguito vengono presentati alcuni concetti di meccanica della frattura ed alcune grandezze tipiche nella caratterizzazione di questo tipo di fenomeno. Infine vengono descritte le principali filosofie progettuali utilizzate nel settore aeronautico e le tendenze degli ultimi anni.

1.1 Modalità di rottura nelle strutture in composito

A differenza dei materiali metallici, i meccanismi di rottura dei compositi risultano maggiormente difficili da comprendere, a causa delle caratteristiche elastiche marcatamente ortotrope e delle molteplici modalità di comportamento anaelastico e di rottura che possiedono suddetti materiali.

Le modalità di rottura dei compositi sono dovute a due tipologie di meccanismi anaelastici indotti dalle componenti di sforzo: il primo dovuto agli sforzi agenti nelle fibre ed il secondo agli sforzi agenti nella resina e nell'interfaccia fibra/resina.

Al primo gruppo fanno parte il cedimento delle fibre a trazione e compressione, mentre il danneggiamento progressivo della matrice (*transverse matrix cracking*), il danneggiamento dell'interfaccia fibra-matrice (*interfacial debonding*) e i fenomeni di delaminazione appartengono al secondo gruppo. I primi tre meccanismi sono attribuibili a danni di tipo intralaminare, cioè che avvengono all'interno dello spessore della lamina e sono promossi dalle componenti di

sforzo agenti nel piano delle lamine stesse. L'ultimo tipo di danneggiamento è invece interlaminare ed è originato dalle componenti di sforzo fuori dal piano.

I meccanismi di danno possono evolvere in modo indipendente o possono interagire tra di loro. La predominanza di una tipologia di danno rispetto ad un'altra dipende molto dalle caratteristiche del materiale e dalle sequenze di laminazione.

1.1.1 Cedimento delle fibre

La frattura delle fibre rappresenta un tipo di rottura fragile che avviene in corrispondenza del cedimento simultaneo della totalità del rinforzo e produce un danneggiamento irreversibile del laminato. La resistenza del composito è determinata dalla resistenza delle fibre, ma anche influenzata dalla presenza della matrice (Fig. 1.1). Infatti la matrice ha l'importante funzione di trasferire il

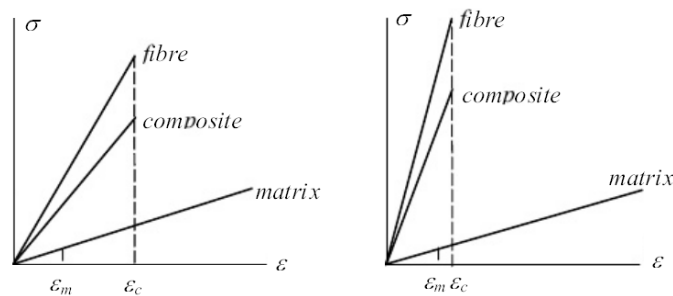


Figura 1.1: Rigidezza complessiva in un composito con *a)* fibre ad alta rigidezza, *b)* fibre a bassa rigidezza

carico tra le fibre e quando avviene la rottura dell'interfaccia fibra-matrice, tale capacità risulta compromessa. Inoltre le zone in cui la matrice è danneggiata rappresentano zone di sovrasollecitazione per le fibre.

La frattura delle fibre può essere prevista per via probabilistica, dato che la resistenza delle fibre è distribuita con una certa distribuzione di probabilità nelle lamine del rinforzo. Inoltre la rottura di gruppi isolati di fibre non comporta il cedimento poiché il carico può essere trasferito ad altre fibre. Tuttavia una riduzione della capacità di trasferimento del carico, dovuta al danno della matrice, aggrava la situazione impedendo alla parte di fibra integra di collaborare.

Il cedimento avviene quando le fibre contigue a quelle interrotte non sono più in grado di farsi carico della sovrasollecitazione, come mostrato in fig. 1.2.

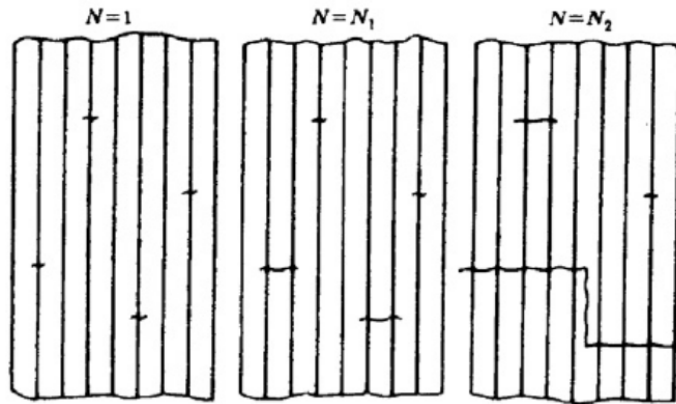


Figura 1.2: Progressione della rottura delle fibre

Per quanto riguarda il cedimento a compressione, esso risulta provocato principalmente dalla fase matrice [1]. La rottura finale è caratterizzata dallo sbandamento delle fibre in seguito ad un fenomeno di microbuckling, in cui le fibre non sono più sostenute dalla matrice (Fig. 1.3); tale fenomeno è dovuto allo sforzo di taglio a cui la matrice risulta localmente sottoposta.

La resistenza a compressione nei compositi risulta inferiore di quella a trazione.

L'interazione fra i meccanismi di danno della matrice e la rottura delle fibre non è trascurabile nel comportamento a fatica dei materiali compositi.

1.1.2 Transverse Matrix Cracking

Questa modalità di danneggiamento si può visualizzare in laminati multi direzionali con lamine non orientate nella direzione del carico. Ad esempio, in un laminato $[0, 90]_{ns}$, il danneggiamento avviene in modo progressivo, principalmente nella fase matrice (fig. 1.4). In queste condizioni di carico la matrice delle lamine ortogonali alla direzione del carico è sottoposta ad un processo di micro-frattura dovuto al carico cui è soggetta la lamina per rispettare la condizione di congruenza del laminato e seguire dunque la deformazione delle lamine con rinforzo nella direzione del carico.

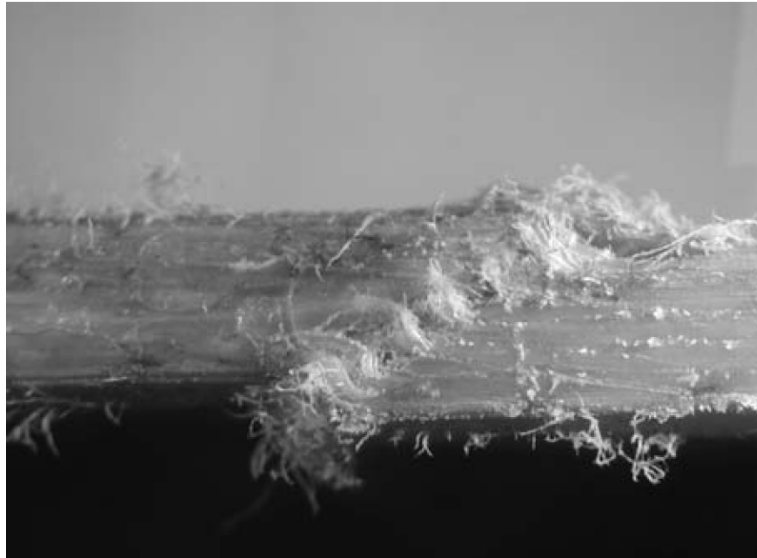


Figura 1.3: Cedimento a compressione di un composito

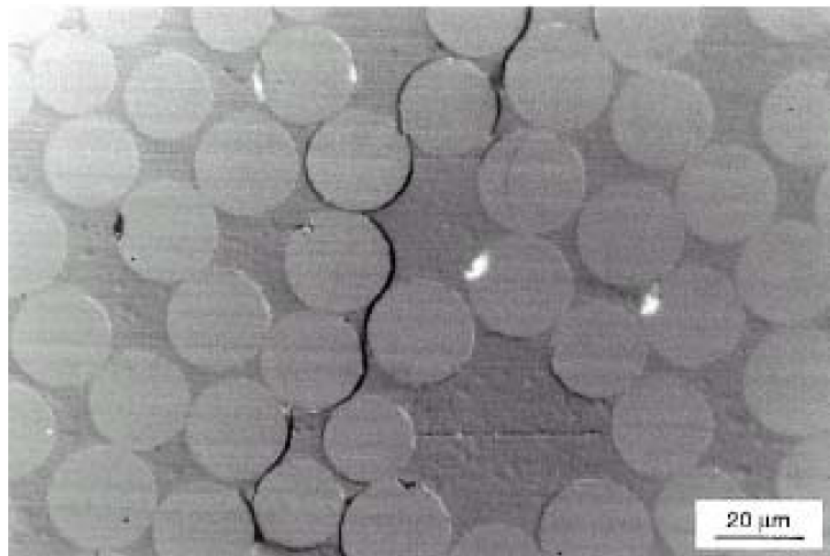


Figura 1.4: Cedimento trasversale della matrice

La peculiarità di questo tipo di danneggiamento è che si ha una saturazione del danno nelle lamine sollecitate trasversalmente alle fibre. Infatti, nonostante le fratture, l'interlamina continua ad essere caricata grazie al flusso di taglio esercitato dalle lamine adiacenti che sono ancora integre. Nel momento in cui la densità delle cricche supera un valore critico, la distanza tra due fratture non è sufficiente affinché il carico trasferito possa portare ad ulteriori fessurazioni. Lo sviluppo delle fratture trasversali riduce le caratteristiche di rigidità delle lamine nelle direzioni in cui le proprietà sono dominate dalla fase matrice; è intuibile che questa degradazione avvenga, anche se in maniera meno drastica, anche sulla rigidità complessiva in un laminato multi orientato, in cui alla rigidità complessiva contribuiscono significativamente le caratteristiche delle fibre allineate con il carico.

È opportuno sottolineare che il meccanismo presentato in precedenza non è il solo che può portare alla formazione di cricche intralaminari nella matrice. È possibile infatti la comparsa di fratture parallele alle fibre orientate secondo l'asse di applicazione del carico. La formazione di questo tipo di fratture, tipica delle lamine con rinforzo unidirezionale, è collegata al differente coefficiente di Poisson fra le lamine orientate nella direzione del carico applicato e quelle orientate in direzione trasversale. Le lamine orientate a 0° tendono a contrarsi, ma tale tendenza è ostacolata dalla rigidità delle lamine poste a 90° . Lo stato di sforzo σ_{yy} che ne deriva può provocare la formazione di fratture nella matrice, parallelamente alle fibre. Questa modalità di danneggiamento ha una rilevanza molto minore, rispetto al transverse matrix cracking, nel danneggiamento complessivo del laminato.

1.1.3 Delaminazione

La delaminazione è una modalità di danneggiamento molto comune nei compositi e consiste nella separazione fisica tra due o più lamine originata da componenti di sforzo fuori dal piano del laminato (fig. 1.5).

Le cause della nascita della laminazione [2] sono riassunte in Fig. 1.6. Durante il processo di produzione, a causa degli elevati sforzi termici, è possibile che il laminato accumuli sforzi interlaminari; gli sforzi residui rendono più probabile l'insorgere della delaminazione. Inoltre, la forte dipendenza delle proprietà del materiale da temperatura e umidità lo rendono particolarmente suscettibile agli ambienti esterni. La lavorazione è un'altra fonte possibile di danni al laminato; in particolare la foratura produce il peeling degli strati superiori e delaminazioni per gli strati inferiori (Fig. 1.7). Un'altra impor-

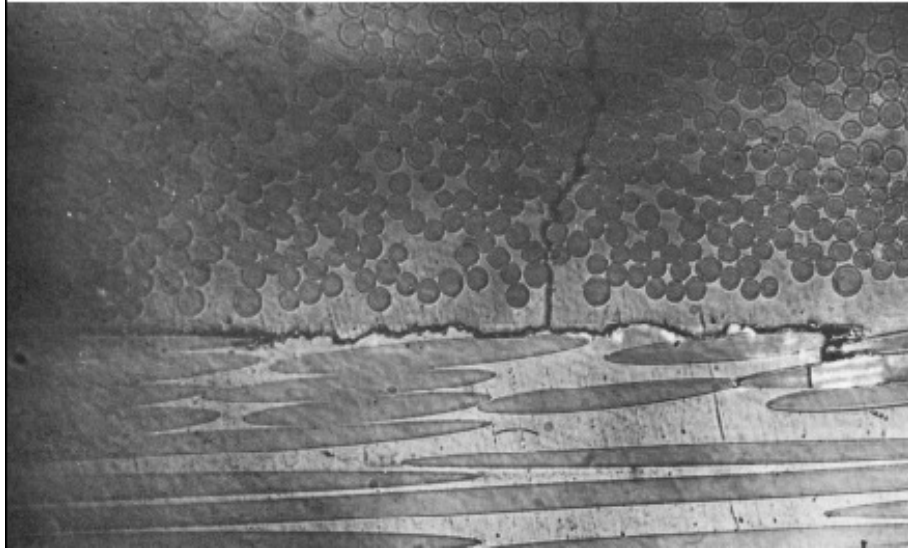


Figura 1.5: Delaminazione innescata da un cedimento trasversale della matrice

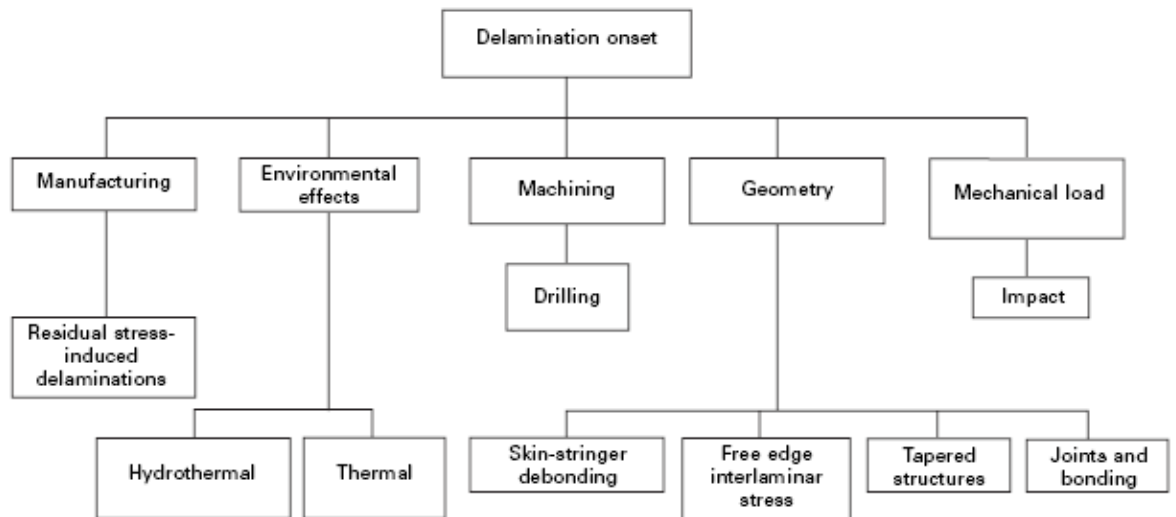


Figura 1.6: Cause principali di delaminazione

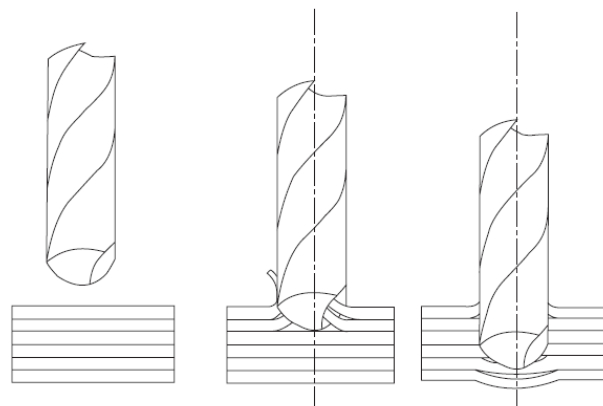


Figura 1.7: Delaminazione provocata dalla foratura

tante causa di delaminazioni è riconducibile alla configurazione geometrica (fig. 1.8). Particolarmente critiche risultano le zone adiacenti a forature, chiodature, angoli, ply-drops e zone di interazione rivestimento-corrente. In queste zone si assiste ad una concentrazione di sforzi interlaminari, il cui accumulo è spesso causa di delaminazione. Tali sforzi sono dovuti alle diverse proprietà meccaniche che possiedono le diverse lamine e dipendono fortemente dalla sequenza di sovrapposizione.

Infine la delaminazione può essere provocata dall'impatto di oggetti sul laminato. In questo caso l'urto può causare la formazione di una serie di cricche sul laminato che, se viene superata un valore di energia cinetica di soglia per l'oggetto impattato, possono provocare una delaminazione.

A differenza del danno matrice, la delaminazione si sviluppa lungo una direzione dove un laminato convenzionale offre pochissima resistenza. In pratica, una volta innescata, la delaminazione può procedere nel composito senza incontrare barriere che si oppongano alla propagazione. Sono in fase di sviluppo [2] laminati rinforzati con apposite fibre disposte trasversalmente al piano di laminazione (*z-pins*) che permettono di aumentare la resistenza del materiale nella direzione dello spessore.

Nonostante questi recenti progressi, la delaminazione rappresenta, allo stato attuale, uno dei fattori di rischio più significativi per i laminati in composito.

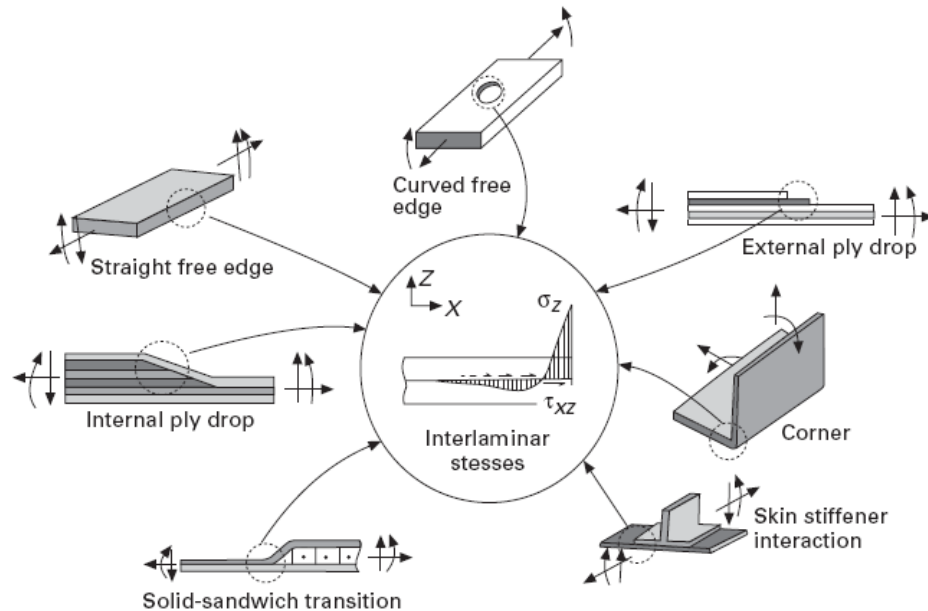


Figura 1.8: Topologie geometriche che favoriscono l'innescio di delaminazione

1.2 Concetti di meccanica della frattura

Ogni tipo di deformazione complessa delle facce di una cricca può essere descritta come una combinazione di tre modi fondamentali di frattura, *Modo I*, *Modo II* e *Modo III*. Come mostrato in Fig. 1.9 il *Modo I* rappresenta l'apertura della cricca, il *Modo II* rappresenta lo scorrimento parallelo tra le lamine, mentre il *Modo III* descrive lo scorrimento trasversale (fuori dal piano) rispetto alle lamine. I primi due modi sono provocati dagli sforzi nel piano normale al fronte di delaminazione mentre il terzo modo è relativo agli sforzi paralleli al fronte di delaminazione.

Il campo di sforzi nell'intorno di una frattura è stato caratterizzato analiticamente [3] e si è dimostrato che, all'estremità della frattura, gli sforzi possiedono una singolarità di tipo $1/\sqrt{r}$, dove r rappresenta la distanza dal fronte.

1.2.1 Strain Energy Release Rate, G

Un parametro fondamentale per determinare la nascita e l'avanzamento di una frattura è rappresentato dall'energia di deformazione di rottura, G , definita

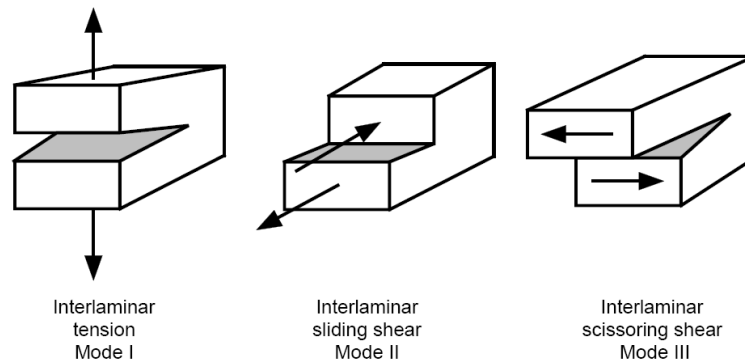


Figura 1.9: Modi base di frattura

da Irwin a partire dal lavoro W necessario per estendere una cricca di una lunghezza Δa , definito come:

$$G = \lim_{\Delta a \rightarrow 0} \frac{W}{\Delta a} = \lim_{\Delta a \rightarrow 0} \frac{1}{2\Delta a} \int_0^{\Delta a} \sigma_y(\Delta a - r) \cdot v(r) dr \quad (1.1)$$

dove r è la coordinata libera di integrazione tra a e $a + \Delta a$ (Fig. 1.10), σ_y il valore dello sforzo normale alla direzione di propagazione della cricca e v , funzione della coordinata r , è lo spostamento della cricca in direzione normale alla direzione di propagazione.

Alla base di questa definizione dell'energia di deformazione c'è l'ipotesi di Irwin per cui, in materiali fragili, tutta l'energia fornita esternamente viene utilizzata per creare nuove fratture, dal momento che questi materiali non subiscono deformazioni plastiche. Quindi il lavoro necessario per estendere una frattura di una lunghezza Δa sarà lo stesso necessario per chiudere la frattura della stessa quantità.

A partire dalla definizione di G (eq. 1.1), ed utilizzando le espressioni di sforzo in prossimità di una frattura calcolate in [4], l'energia di deformazione di rottura può essere espressa come somma di tre componenti indipendenti

$$G = G_I + G_{II} + G_{III} \quad (1.2)$$

associate rispettivamente ai tre modi di frattura descritti precedentemente.

L'energia di deformazione di rottura risulta un parametro fondamentale nella caratterizzazione della frattura grazie all'indipendenza dall'estensione infinitesima della cricca Δa ed all'esistenza di valori limite di tale grandezza.

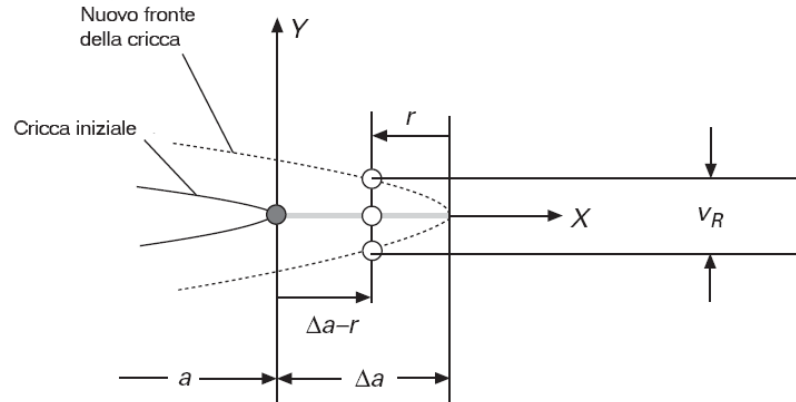


Figura 1.10: Schema della crescita della frattura secondo Irwin

1.2.2 Meccanica della frattura interlaminare

La meccanica della frattura si dimostra efficace anche nel caratterizzare l'inizio e la crescita della delaminazione. In questo caso, quando l'energia di deformazione di rilascio totale G_T , calcolata lungo il fronte di delaminazione, supera il valore di rigidità interlaminare G_c del materiale, si ha la nascita di una delaminazione.

La modalità di carico influenza in maniera molto significativa il valore di G_c . Un criterio di rottura interlaminare utilizzato per condizioni piane di sforzo può essere determinato riportando il valore della rigidità interlaminare al variare del parametro $\left(\frac{G_{II}}{G_T}\right)$, chiamato *mixed-mode ratio*. Attraverso una serie di esperimenti, si ricava la curva che mette in relazione il G_c con la modalità di carico (Fig. 1.11), a partire dal puro Modo I, Double Cantilever Beam (DCB) dove $G_{II}/G_T = 0$, fino al puro Modo II, four point End Notched Flexure (4ENF) per cui $G_{II}/G_T = 1$. Tutti i valori di carico intermedi tra i due estremi costituiscono la modalità Mixed Mode Bending (MMB) e saranno caratterizzati da diversi valori del parametro G_{II}/G_T compresi tra 0 ed 1. Secondo questo criterio la rottura avviene quando l'energia di deformazione di rilascio si trova al di sopra della curva rappresentata nel grafico, per un determinato valore di mixed mode ratio. Esistono approssimazioni polinomiali di tale curva, a partire dai valori estremi di rigidità interlaminare, calcolati per via sperimentale.

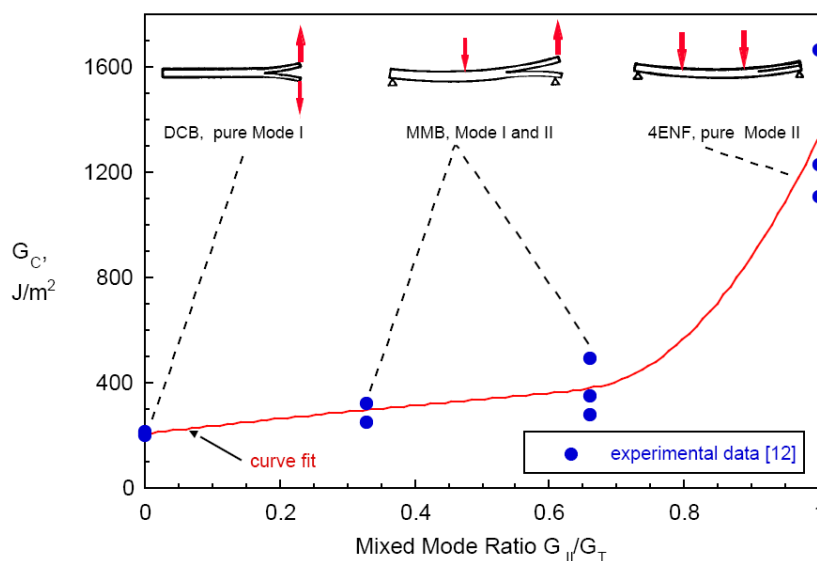


Figura 1.11: Diagramma del criterio di rottura mixed mode

1.3 Il fenomeno della fatica nei compositi

I meccanismi di cedimento sovraccaricati possono essere causati da situazioni di carico particolarmente gravose e non previste nell'involucro di volo. Molto spesso però questi meccanismi sono innescati dall'accumulo di sforzi a cui le strutture aeronautiche sono sottoposte ciclicamente durante la loro vita operativa; può avvenire spesso cioè, che le strutture subiscano una rottura a fatica.

In questo tipo di rottura, l'intensità delle forze agenti, considerate singolarmente, non è in grado di produrre alcun danneggiamento apprezzabile nella struttura; tuttavia la rottura avviene a causa della ripetizione nel tempo di tali carichi in maniera ciclica o casuale.

L'accumulo di danno porta ad una diminuzione della rigidità e della resistenza residua nel materiale, la quale sotto una certa soglia provoca il cedimento di schianto della struttura.

Nei materiali compositi il fenomeno della fatica risulta molto diverso rispetto ai metalli a causa della differente struttura che i primi possiedono rispetto a questi ultimi. Tuttavia anche nei compositi possiamo distinguere una fase di inizio della frattura ed una fase, successiva, di propagazione.

Le prestazioni a fatica dei compositi possono essere diagrammate, analogamente

mente ai metalli, nel piano $S - N$; tuttavia si preferisce utilizzare il piano $\varepsilon - \log N$. Questo accorgimento permette di determinare la rottura indipendentemente dalla densità e dall'orientazione delle fibre all'interno del composito [5].

A seconda del valore del carico, e quindi della deformazione applicata, i meccanismi di rottura di un laminato in composito sono differenti (Fig. 1.12).

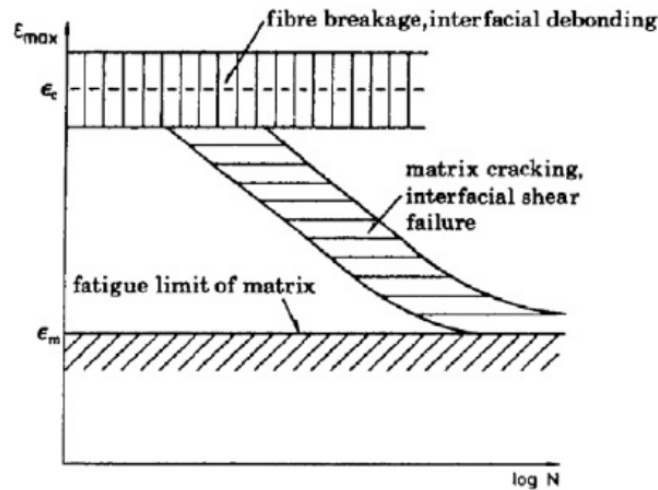


Figura 1.12: Diagramma $\varepsilon - \log N$ per un composito

- Carichi alti (prossimi al valore di resistenza statica). In questo caso la rottura avviene per cedimento delle fibre. La vita a fatica può variare di molto a causa del processo caotico e non deterministico della frattura delle fibre. Questo fenomeno non è di tipo progressivo se non nei cicli immediatamente precedenti alla rottura ed è rappresentato dalla striscia orizzontale superiore di Fig. 1.12.
- Carichi bassi. Sotto un certo valore di deformazione, non si formano fratture nelle fibre ne tantomeno nella matrice; tuttavia è possibile che si formino delle cricche nella matrice, ma queste vengono interrotte all'interfaccia fibra/matrice. In questa situazione quindi, la rottura del materiale non risente del numero dei cicli. Tale meccanismo è rappresentato nella fascia orizzontale inferiore in Fig. 1.12.

- Carichi intermedi Per valori di carico maggiori, le cricche possono continuare a propagarsi oltre l'interfaccia. Si assiste ad una dissipazione di energia connessa con la crescita della frattura. Una volta propagata fino all'interfaccia, la frattura può provocare la rottura delle fibre oppure il debonding fibra/matrice se gli sforzi di taglio si propagano parallelamente alla fibra. In questa regione esiste una dipendenza tra deformazione applicata e numero di cicli a fatica, rappresentata dalla retta in Fig. 1.12.

Ciascuno dei tre meccanismi di rottura descritti (Fig. 1.13), può portare alla rottura del materiale per certi valori di deformazione ed entro un certo numero di cicli. Per questo i diagrammi $\varepsilon - \log N$ per uno stesso materiale possono

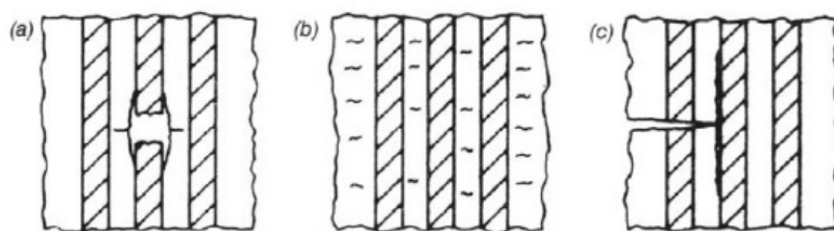


Figura 1.13: (a) rottura delle fibre, (b) cracking della matrice, (c) debonding

risultare diversi nella zona centrale, dove cioè esiste una dipendenza tra deformazione e numero di cicli. In particolare esisteranno tante curve quanti sono i meccanismi di rottura del materiale.

Per distinguere l'attivazione di ciascun meccanismo, occorrerebbe raccogliere i dati necessari a tracciare le curve che, dato un livello di deformazione, rappresentino le soglie di attivazione, in termini di numero di cicli, per ogni tipo di danneggiamento.

In presenza di lamine angolate rispetto alla direzione del carico, la diminuzione della resistenza del materiale dipende dall'inclinazione delle fibre (Fig.1.14). In questo caso la frattura si propagherà in modalità mista: una componente trasversalmente alla direzione di carico ed una componente parallela alla direzione delle fibre. Nel caso di fibre disposte trasversalmente alla direzione di carico, la rottura avverrà attraverso lo scollamento della matrice a livelli di deformazione molto bassi. In un laminato composto da lamine a varie angolazioni le prime cricche si formano nella matrice delle lamine

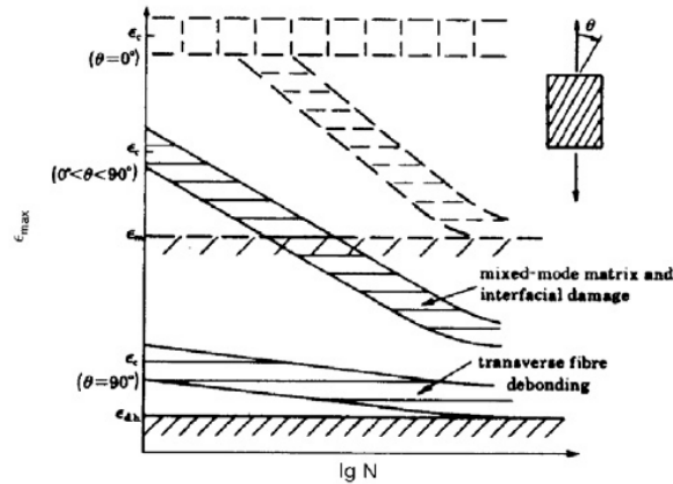


Figura 1.14: Resistenza a fatica al variare dell'inclinazione della lamina

trasversali ed evolvono formando eventualmente delle fratture macroscopiche. Queste ultime si propagano in funzione delle proprietà del laminato (sequenza di laminazione, rigidità delle singole lamine) lungo lo spessore e la larghezza della lamina, andando a formare delle cricche negli strati adiacenti.

Gli sforzi all'interfaccia delle lamine raggiungono valori molto alti causando delaminazione. A questo punto la progressione delle fratture avanza molto rapidamente e l'aumento repentino degli sforzi porta alla rottura delle fibre.

Come è rappresentato in Fig. 1.15, nell'evoluzione del cedimento di un laminato è possibile localizzare due zone, separate dalla curva di *Composite Damage Modes, CDS*: la formazione di micro cricche locali e l'interazione di micro cricche di tipo diverso che porta alla rottura del materiale.

Oltre ai diagrammi $\varepsilon - N$, il tasso di crescita del danno in seguito ai cicli di carico può essere caratterizzato, in un approccio di tipo numerico, come funzione della massima energia di deformazione ciclica applicata G_{max} [6]. Il rateo di delaminazione può quindi essere espresso attraverso una relazione esponenziale.

$$\frac{da}{dN} = A(G_{max})^n \quad (1.3)$$

Il termine a sinistra nell'equazione 1.3 indica l'accrescimento della cricca in rapporto al numero di cicli N , mentre l'esponente n può assumere per i compositi valori compresi tra 6 e 10 per il Modo I e tra 3 e 5 per il Modo II. A

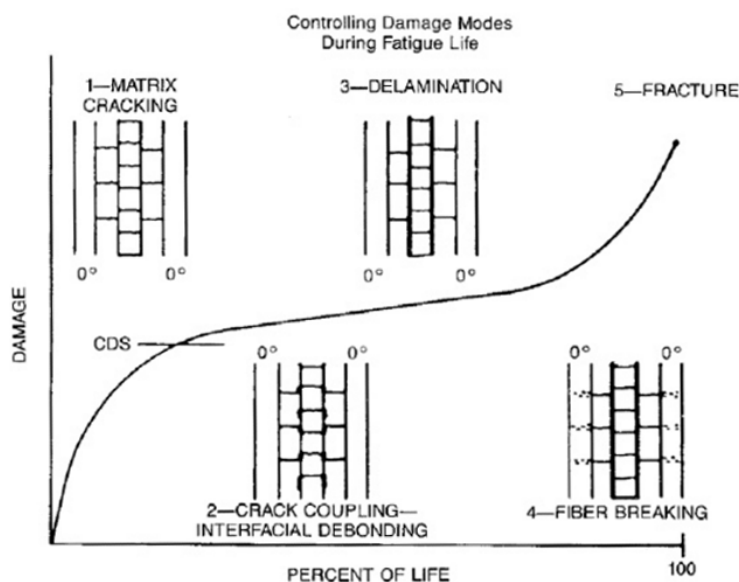


Figura 1.15: Sviluppo del danno in un laminato in composito a fatica

causa dell'elevata dispersione che può avere l'esponente della legge si ha che piccole variazioni di G_{max} possono tradursi in grandi variazioni del rateo di propagazione, il che rende difficile andare a fissare gli intervalli di ispezione tipici di un approccio di damage tolerance.

Inoltre, a differenza dei materiali metallici, dove è preponderante il Modo I di frattura, i compositi mostrano un comportamento più complesso, che porta alla necessità di considerare sempre il modo misto.

La grande difficoltà nel prevedere i tassi di crescita del danno nelle strutture in composito porta ad elaborare criteri di resistenza a fatica che si baseranno su approcci di non-crescita del danno in funzione al numero di cicli.

1.4 Tipologie di progetto strutturale

Il progetto di strutture aeronautiche deve essere in grado di garantire l'efficienza della struttura per un certo involucro di carico e per un determinato periodo temporale. Oltre ai carichi operativi, dovranno essere presi in considerazione anche quei fattori che, da soli o cumulativamente, portano ad un

degrado della struttura [7]. Questi possono essere i fattori ambientali, gli urti o comunque tutte le potenziali cause di danno.

Risulta fondamentale quindi, che il progetto non si limiti a soddisfare solo i criteri di resistenza, ma consideri anche gli eventuali danni che col tempo possono propagarsi e compromettere le funzioni della struttura. Di fondamentale importanza risulta inoltre, analizzare la progressione del danno e la resistenza residua della struttura danneggiata.

Per questi motivi, spesso causa di incidenti, sono state elaborate le principali filosofie di progetto strutturale che hanno evidenziato la necessità di prendere in considerazione i fenomeni sempre più complessi di interazione tra danno ed integrità strutturale.

Gli sviluppi dei diversi approcci sono in qualche modo collegati alla disponibilità di metodi numerici sempre più raffinati e allo sviluppo e messa a punto di nuove procedure per effettuare controlli non distruttivi. Nel caso della damage tolerance, la possibilità di prevedere le velocità di crescita delle fratture, fornita dai metodi analitici e numerici propri della meccanica della frattura, è di grande importanza nella possibilità di applicare l'approccio limitando a costi accettabili l'attività sperimentale.

1.4.1 Approccio *Safe Life*

La filosofia safe life prevede che l'elemento strutturale non sia soggetto ad alcun tipo di rottura durante la propria vita operativa. Per assicurarsi di ciò, sono previsti, sia dal punto di vista analitico che sperimentale, fattori di dispersione (*scatter factor*) assai elevati (da 3 a 6).

Una volta raggiunto il limite di vita, l'elemento strutturale viene sostituito, anche se apparentemente non mostra alcun tipo di rottura.

E' utilizzata ancora per elementi strutturali per i quali sia impossibile introdurre ridondanza, oppure per quegli elementi per i quali eventuali danneggiamenti (cricche) non sono individuabili mediante ispezioni, prima che questi non abbiano già raggiunto le dimensioni critiche.

1.4.2 Approccio *Fail Safe*

L'obiettivo di tale filosofia progettuale è quello di realizzare una struttura tale per cui, anche se un componente è danneggiato, tale rottura non porti alla perdita catastrofica dell'intera struttura. Occorre dimostrare che è sempre garantita una capacità residua di resistenza della struttura che comunque deve

essere in grado di reggere al carico di esercizio applicato anche in presenza di cricche o rotture.

Per garantire tale obiettivo, uno degli strumenti di cui si serve tale filosofia è la progettazione ridondante: una costruzione ridondante permette di dividere le linee di tensione in direzioni di carico multiple. Inoltre, una struttura progettata a fail safe, spesso comprende barriere fisiche (setti, paratie) per interrompere la crescita di una frattura (Fig. 1.16). Sono previsti, sia dal punto

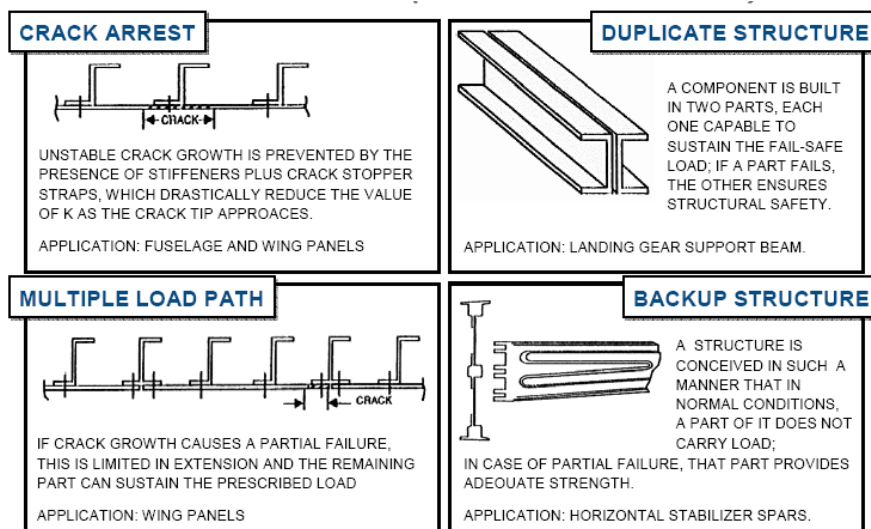


Figura 1.16: Tecniche utilizzate nel progetto fail safe

di vista analitico che sperimentale, fattori di dispersione (*scatter factor*) più bassi (dell'ordine di 2).

1.4.3 Approccio *Damage Tolerance*

Tale approccio può essere considerato come un'evoluzione dell'approccio fail safe. Il progetto damage tolerance include la determinazione delle caratteristiche di crescita dei danni e stabilisce i metodi per la rilevazione del danno ed i calendari di ispezione.

Nel progetto damage tolerant infatti, si assume che una zona critica, preventivamente identificata in sede di progetto, contenga una cricca già dall'inizio della sua vita operativa. Questa assunzione tiene in conto che un minimo deterioramento ambientale, un urto e la fatica, provocano difetti im-

percettibili che rappresentano la prima fonte di danno nelle strutture in composito [8].

Una struttura è definita quindi *damage tolerant* qualora, anche in presenza di tali difetti, la sua vita operativa non viene alterata. La struttura danneggiata può quindi sostenere i carichi senza che si verifichi una rottura catastrofica prima che il difetto venga identificato durante le ispezioni di manutenzione.

La dimensione di tale difetto è presa per definizione come il più grande valore di difetto che non può essere visto mediante gli strumenti di ispezione in uso. Lo scopo della filosofia *damage tolerant* è quello di definire per ciascun elemento strutturale un appropriato calendario di ispezioni cosicché le cricche (già presenti o formatesi in seguito all'utilizzo) non si propaghino fino alla rottura prima di essere individuate.

La filosofia *damage tolerance* raggiunge il desiderato livello di sicurezza mediante l'impiego di tre distinti elementi:

1. **Limite di danneggiamento:** il massimo danno che la struttura è in grado di sostenere in condizioni di carico limite.
2. **Crescita del danneggiamento:** l'intervallo di propagazione del danno tra la dimensione minima rilevabile e il limite di danneggiamento.
3. **Programma di ispezione:** un calendario di ispezioni periodiche realizzata per ottenere un monitoraggio temporale del danno.

Per ottenere quanto richiesto è necessario completare una serie di passaggi che comportano intense attività sperimentali e numeriche [9].

- L'individuazione delle aree critiche nella struttura del velivolo. Per area critica si intende una parte strutturale che, danneggiandosi parzialmente o cedendo, compromette la sicurezza del velivolo e necessita di essere ispezionata. I risultati dell'analisi strutturale sono fondamentali, in quanto permettono di individuare le zone con i più alti livelli di carico. Una ulteriore considerazione è la facilità di ispezione: le zone più difficili da ispezionare vengono analizzate con maggiore dettaglio. Le aree critiche sono oggetto di una attività di indagine sperimentale e numerica per valutare la crescita di potenziali danni.
- L'individuazione degli spettri di carico. È un aspetto critico e delicato, poiché la propagazione delle fratture è fortemente influenzata dall'effettivo andamento del carico e tali dati sono necessari per compiere prove

affidabili o per applicare i modelli previsionali più evoluti sviluppati nell'ambito della meccanica della frattura. Si usano inizialmente gli spettri di carico acquisiti in servizio per aerei di tipologia simile, introducendo assunzioni conservative in assenza di dati certi. In seguito, gli spettri sono aggiornati sulla base di nuovi dati acquisiti in servizio. Vanno raccolti dati sulle raffiche e sugli andamenti temporali delle azioni di taglio e momento nelle ali e nella fusoliera.

- L'identificazione della dimensione iniziale del difetto con cui condurre le analisi o le prove di propagazione delle fratture. A causa dell'intrinseca concentrazione di sforzi, le aree critiche sono spesso localizzate nei fori per le giunzioni. Per il tempo di ispezione, quindi, si fa spesso riferimento a tali aree.

2. TECNICHE NUMERICHE DI MODELLAZIONE

In questo capitolo vengono descritte le principali metodologie numeriche utilizzate per studiare la nascita e l'evoluzione del danno all'interno delle strutture. In particolare vengono presentate le tecniche della Virtual Crack Closure Technique (VCCT) e degli elementi coesivi (Cohesive Zone Modeling, CZM), che hanno mostrato un'adeguata capacità di simulare delaminazioni e disincollaggi per materiali compositi [10], [11], [12]. Esse inoltre sono implementate nella maggior parte dei codici commerciali ad elementi finiti quali ABAQUS ed MD NASTRAN 2010.

Le tecniche utilizzate si basano su criteri energetici per valutare l'innescò e la propagazione della delaminazione e necessitano dei valori di tenacità a frattura (*fracture toughness*) per lo specifico materiale, provenienti da prove sperimentali o dalla letteratura.

2.1 Virtual Crack Closure Technique

Questo metodo si basa sull'integrale di Irwin e sul presupposto che l'energia liberata G per propagare una cricca di un valore Δa è identica all'energia necessaria per chiudere la cricca di un'estensione pari alla prima [13], [14] (Fig. 2.1).

Inoltre, la VCCT utilizza l'ulteriore ipotesi che lungo cricca di estensione Δa lo stato non venga alterato significativamente. Pertanto gli spostamenti dietro l'estremità della cricca al nodo i sono circa pari agli spostamenti dietro la cricca originale al nodo l [15]. L'energia liberata quando la cricca si propaga di un Δa da $a+\Delta a$ a $a+2\Delta a$ risulta pari all'energia necessaria per chiudere la cricca tra i nodi i e k . Quindi le forze e gli spostamenti necessari per calcolare

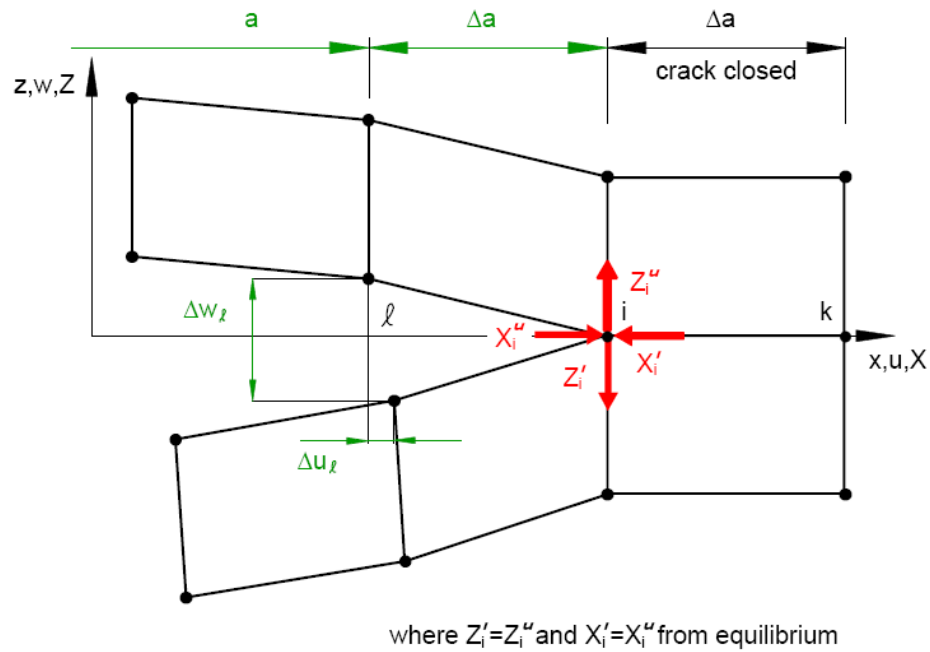


Figura 2.1: Schema della VCCT, [13]

l'energia per chiudere la cricca possono essere ricavati da una singola analisi.

$$G = \frac{1}{2\Delta a} (X_i \cdot \Delta u_l + Z_i \cdot \Delta w_l) \quad (2.1)$$

X_i e Z_i sono le forze agenti sul nodo i , mentre Δu_l e Δw_l rappresentano gli spostamenti relativi al nodo l .

In uno stato di sforzo bidimensionale, o piano, la cricca di lunghezza infinitesima è rappresentata come una discontinuità unidimensionale lungo una linea di nodi. I nodi sulla superficie superiore e quelli sulla superficie inferiore della discontinuità hanno coordinate identiche, tuttavia, non sono collegati tra di loro. In questo modo gli elementi collegati alla superficie superiore della cricca possono deformarsi indipendentemente da quelli legati alla superficie inferiore e ciò consente alla cricca di aprirsi.

Per effettuare un'analisi di propagazione della cricca, occorre far avanzare quest'ultima in maniera cinematicamente compatibile. L'apertura/chiusura dei nodi, lungo i quali avviene la frattura, non crea problemi per elementi a 4 nodi. In questo caso infatti, l'apertura lungo l'elemento è lineare poiché la cricca

si apre per l'intera lunghezza dell'elemento. Tuttavia, possono riscontrarsi problematiche nell'utilizzo della VCCT con elementi a 8 nodi con funzioni di forma quadratiche. Questo poiché, in tali elementi, l'apertura/chiusura dei nodi risulta cinematicamente incompatibile a causa della possibile compenetrazione degli elementi.

Le componenti di G , nel caso di elementi a 4 nodi, si calcolano attraverso le eqq. 2.2,

$$\begin{aligned} G_I &= -\frac{1}{2\Delta A} Z_i \cdot (w_l - w_{l*}) \\ G_{II} &= -\frac{1}{2\Delta A} X_i \cdot (u_l - u_{l*}) \end{aligned} \quad (2.2)$$

dove il ΔA rappresenta l'area virtuale di riferimento (in caso di sforzo piano si assume $\Delta A = \Delta a \cdot 1$, considerando l'elemento di spessore unitario) e l'asterisco indica i nodi sulla superficie inferiore rispetto ai nodi senza asterisco, appartenenti alla superficie superiore.

Per quanto riguarda gli elementi solidi, occorrerà tenere presente anche la componente G_{III} dell'energia di deformazione (fig. 2.2). Tale componente sarà calcolata considerando la componente Y_i di forza nel nodo i -esimo, e gli spostamenti paralleli a tale forza v_l e v_{l*} relativi al nodo posto immediatamente avanti al fronte di delaminazione.

In questo caso l'area di riferimento risulta immediatamente definita come $\Delta A = \Delta a \cdot b$, considerando la distanza Δa tra gli elementi in direzione della delaminazione, e b la larghezza degli stessi. Queste equazioni possono essere estese ad elementi ad 8 nodi, includendo i termini relativi al prodotto di forze e spostamenti dei nodi mediani degli elementi, distanti tra loro ugualmente Δa .

Questo tipo di formulazione non fa alcuna ipotesi su sforzi e spostamenti. Tuttavia, alla luce dell'andamento singolare del campo di sforzi nell'intorno della frattura (proporzionale a $1/\sqrt{r}$), è possibile utilizzare elementi con ulteriori nodi posti opportunamente, i quali riescono a simulare più accuratamente questo tipo di singolarità.

Una volta calcolata la G_T , l'avanzamento della cricca viene stabilito confrontando quest'ultima grandezza con la tenacità a frattura del materiale G_c per la specifica condizione di carico. In particolare se viene verificata la disequazione:

$$G_T \geq G_c \quad (2.3)$$

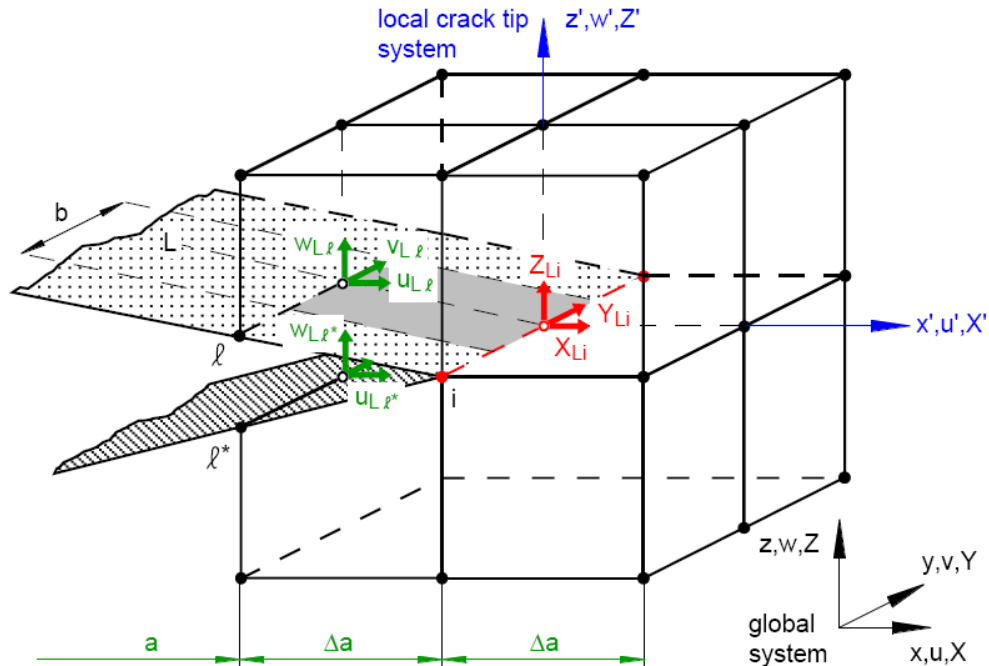


Figura 2.2: Schema della VCCT per elementi tridimensionali, [13]

l'energia accumulata dal materiale è sufficiente per far avanzare la frattura.

Sebbene questo approccio fornisca buoni risultati per quanto riguarda la potenziale nascita ed evoluzione di un danno, tuttavia la VCCT impone che vengano individuati a priori i punti dove si innesca il cedimento. Questa operazione risulta però largamente influenzata dal tipo di geometria e dai carichi agenti, i quali possono rendere difficoltosa la determinazione della zona di inizio della delaminazione.

Inoltre, per simulare la crescita di una delaminazione, la VCCT comporta elevati costi computazionali e tecniche complesse per la ridefinizione della mesh lungo il fronte di delaminazione.

2.1.1 Correzioni per mesh non uniformi

Le equazioni presentate valgono quando si utilizzano mesh a spaziatura uniforme. Nel caso ciò non fosse verificato è necessario correggere tali formule per garantire la consistenza tra spostamenti e forze nodali [16].

Esistono due possibili correzioni da operare: la prima consiste semplicemente nell'interpolazione lineare degli spostamenti. In questo caso, considerando due elementi di lunghezza e larghezza rispettivamente $\Delta a_1, b_1$ e $\Delta a_2, b_2$, le equazioni per le componenti di G si modificano come in 2.4.

$$\begin{aligned} G_I &= -\frac{1}{2(\Delta A_1 + \Delta A_2)} Z_i \cdot (w_l - w_{l^*}) \frac{\Delta a_2}{\Delta a_1} \\ G_{II} &= -\frac{1}{2(\Delta A_1 + \Delta A_2)} X_i \cdot (u_l - u_{l^*}) \frac{\Delta a_2}{\Delta a_1} \\ G_{III} &= -\frac{1}{2(\Delta A_1 + \Delta A_2)} Y_i \cdot (v_l - v_{l^*}) \frac{\Delta a_2}{\Delta a_1} \end{aligned} \quad (2.4)$$

dove $\Delta A_1 = 1/2\Delta a_2 \cdot b_1$ e $\Delta A_2 = 1/2\Delta a_2 \cdot b_2$.

Un secondo metodo, tenendo in conto dell'andamento degli sforzi rispetto ad r , calcola la variazione delle forze nei nodi in relazione alle diverse lunghezze degli elementi:

$$\hat{X}_i = \left(\frac{\Delta a_2}{\Delta a_1} \right)^{\frac{1}{2}} \cdot X_i \quad (2.5)$$

Utilizzando quest'ultimo metodo, le componenti dell'energia di deformazione si ottengono dalle eq. 2.6

$$\begin{aligned} G_I &= -\frac{1}{2(\Delta A_1 + \Delta A_2)} Z_i \cdot (w_l - w_{l^*}) \left(\frac{\Delta a_2}{\Delta a_1} \right)^{\frac{1}{2}} \\ G_{II} &= -\frac{1}{2(\Delta A_1 + \Delta A_2)} X_i \cdot (u_l - u_{l^*}) \left(\frac{\Delta a_2}{\Delta a_1} \right)^{\frac{1}{2}} \\ G_{III} &= -\frac{1}{2(\Delta A_1 + \Delta A_2)} Y_i \cdot (v_l - v_{l^*}) \left(\frac{\Delta a_2}{\Delta a_1} \right)^{\frac{1}{2}} \end{aligned} \quad (2.6)$$

2.1.2 La VCCT in *Marc* ed *MD Nastran*

La VCCT è stata inizialmente utilizzata in ambito scientifico e di ricerca, implementando delle apposite routines in post-processazione che elaborassero i dati forniti dall'analisi ad elementi finiti.

Tuttavia, l'interesse crescente verso questo settore, ha portato molte case produttrici di codici commerciali ad implementare questa tecnica all'interno dei propri software.

In Marc la VCCT permette di calcolare una distribuzione di energia di deformazione sul fronte della cricca, equivalente ad un singolo nodo nel caso 2D, oppure ad una serie di nodi nel caso 3D [17]. Come già accennato, occorre definire i nodi di innesco della cricca.

Per quanto riguarda la progressione della cricca, esistono varie opzioni:

- **crescita per remeshing** in cui la mesh attorno alla cricca viene rigenerata e la mesh adiacente alla cricca è adattata;
- **crescita lungo gli elementi di bordo** dove gli elementi posti sul fronte della cricca vengono disconnessi duplicando i nodi e modificando la connettività degli elementi;
- **crescita per rilassamento dei vincoli** dove i vincoli fissi ed i contatti vengono rilasciati.

Alla fine di ogni incremento dell'analisi non lineare, viene calcolata l'energia di deformazione e determinato l'eventuale avanzamento della cricca, con uno dei metodi sopra descritti. L'incremento viene quindi ripetuto, e l'energia calcolata nuovamente, fintanto che la disequazione $G_T/G_c \geq 1$ non risulti più verificata per ogni nodo sul fronte della cricca.

Una volta stabilita la crescita della cricca, occorre determinare la direzione di crescita. In Marc questo viene effettuato calcolando a priori la direzione di crescita, e selezionando in seguito la serie di nodi della regione intatta che si trovano in prossimità di tale direzione.

L'opzione di default in Marc si basa sul criterio di crescita del massimo sforzo, che indica come direzione di crescita quella normale alla direzione della massima tensione. In alcuni casi è possibile definire un vettore che fornisca la direzione di crescita della frattura.

Nel caso di MD Nastran, esistono due diverse soluzioni che includono la VCCT [18]. La prima è SOL 400, che rappresenta un'evoluzione della SOL 106 (statica nonlineare) con tecniche nonlineari avanzate. Questa soluzione segue per la maggior parte l'approccio di Marc, tuttavia non permette di calcolare la direzione di crescita della delaminazione in modalità mista.

La seconda tipologia di soluzione utilizzata è la SOL 600, nella quale il solutore converte il file di input per Nastran in un file di input per Marc e fa eseguire l'analisi a quest'ultimo. Anche questo tipo di soluzione comporta delle problematiche relative al processo di conversione, nel quale vengono limitate alcune opzioni presenti in Marc.

In figura 2.3, è mostrata la scheda della VCCT in MD Nastran.

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
VCCT	ID	IDCR	ITYPE	IGROW	INCM	METHOD			
	CGI	GC					GC-II	GC-III	
	TABCGI	TABGC					TABGC-II	TABGC-III	
	G1	G2	G3	G4	G5	etc.			

Figura 2.3: Scheda Nastran per la VCCT

2.2 Elementi di interfaccia coesivi

Gli elementi coesivi si basano sulla teoria della frattura di Griffith [19], [20], applicabile quando la dimensione della zona di interfaccia è molto piccola rispetto alle dimensioni caratteristiche legate alla forma delle leggi costitutive.

Questo tipo di elementi utilizzano un criterio di rottura basato sulla combinazione di un'analisi di resistenza, per determinare la nascita della delaminazione, e la meccanica della frattura per il calcolo della direzione di propagazione. Il principale vantaggio che offrono questi elementi consiste nel poter studiare la nascita e la propagazione delle delaminazioni senza dover conoscere a priori la posizione della cricca e la direzione di propagazione.

Gli elementi coesivi possono essere di tipo continuo o discreto; al primo gruppo appartengono elementi solidi, piani o monodimensionali, mentre il secondo gruppo comprende elementi puntuali assimilabili a molle non lineari che connettono i nodi.

Attualmente i software commerciali implementano elementi coesivi bidimensionali e tridimensionali. Nel secondo caso l'elemento coesivo è descritto analogamente ad un elemento di tipo solido con spessore molto inferiore rispetto alle altre dimensioni.

Questo tipo di elementi è particolarmente adatto per simulare situazioni in cui lo spessore dell'incollaggio è molto inferiore a quello degli elementi a contatto, come accade nei laminati in composito copolimerizzati.

2.2.1 Relazioni cinematiche

Le leggi costitutive degli elementi coesivi sono definite nel sistema di riferimento locale di ciascun elemento. Per poter tenere conto del proprio comportamento nella matrice di rigidezza, occorre quindi trasformare gli spostamenti relativi dal sistema di riferimento globale a quello locale.

Definendo il vettore degli spostamenti relativi nel sistema globale Δ_i nella i -esima direzione si ha che:

$$\Delta_i = u_i^+ - u_i^- = N_k u_{ki}^+ - N_k u_{ki}^- = \bar{N}_k u_{ki} \quad (2.7)$$

dove u_i^+ e u_i^- sono rispettivamente gli spostamenti delle facce superiore ed inferiore, mentre la matrice N_k rappresenta la matrice delle funzioni di forma Lagrangiane per l'elemento k -esimo.

Lo spostamento relativo in direzione s nel sistema di riferimento locale è ottenuto attraverso il tensore di rotazione Θ_{si} , per cui si ha che:

$$\delta_s = \Theta_{si} \Delta_i = \Theta_{si} \bar{N}_k u_{ki} = B_{sik} u_{ki} \quad (2.8)$$

dove è stata introdotta la matrice B , ottenuta dal prodotto di Θ e \bar{N} . La rigidezza relativa all'elemento coesivo è ricavata dal principio dei lavori virtuali e risulta:

$$\int_{\Gamma} d\delta_s \tau_s, d\Gamma = f_{ki} du_{ki} \quad (2.9)$$

in cui si considera l'integrale sulla superficie media Γ e le forze f_{ik} sono quelle nodali che svolgono lavoro per gli spostamenti virtuali du_{ki} . Sostituendo a questa relazione il valore di τ_s nella relazione costitutiva 2.11, si ottiene la matrice di rigidezza dell'elemento:

$$\int_{\Gamma} B_{sik} \bar{\delta}_{sr} D_{sr} B_{rvz}, d\Gamma u_{zv} = f_{ki} \quad (2.10)$$

$$K_{ikvz} = f_{ki}$$

2.2.2 Leggi costitutive

La legge costitutiva di un elemento coesivo stabilisce una relazione tra la forza di trazione τ_s esercitata dall'elemento e lo spostamento δ_r relativo all'interfaccia attraverso la matrice D_{sr} e può essere scritta nella forma:

$$\tau_s = \bar{\delta}_{sr} D_{sr} \delta_r \quad (2.11)$$

dove $\bar{\delta}_{sr}$ rappresenta la delta di Kronecker. In una situazione di carico puro, dove cioè viene sollecitata la struttura secondo un solo modo di rottura, è possibile stabilire una relazione che permette di calcolare la forza esercitata dall'elemento a partire dallo spostamento relativo. A seconda del materiale

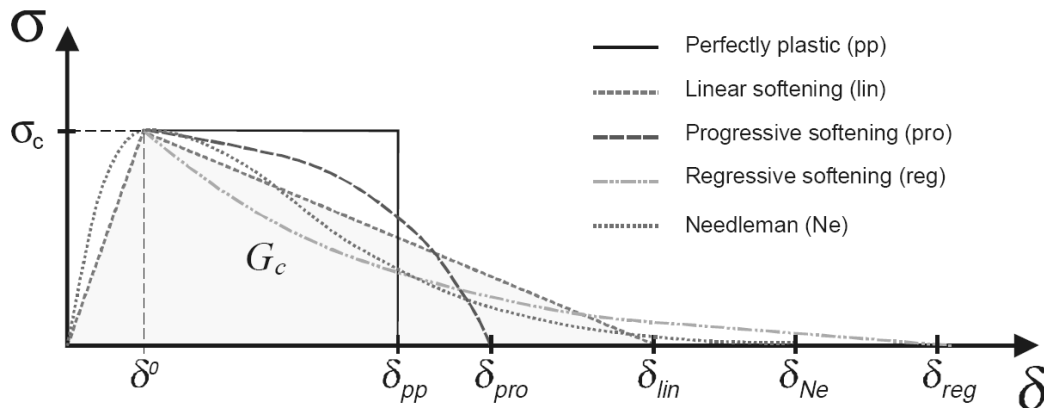


Figura 2.4: Legge costitutiva bilineare di un elemento coesivo

che si considera esistono vari andamenti per descrivere tale fenomeno, come descritto in Fig. 2.4.

Tra questi il più utilizzato è il modello bilineare, che consiste di due rette aventi differente pendenza che si incontrano per un particolare spostamento. Nel grafico relativo alla legge costitutiva (Fig. 2.5) è possibile distinguere due zone nelle quali l'elemento mostra comportamenti diversi: nella prima zona, dove vi è ancora contatto tra le superfici, la trazione dell'elemento cresce linearmente con lo spostamento relativo; la pendenza della retta pari a K_P è detta *penalty stiffness*.

Nella seconda zona, superato il valore di spostamento critico $\delta_{0,i}$, l'azione dell'elemento coesivo decresce all'aumentare dello spostamento in relazione al fatto che sta avvenendo uno scollamento delle superfici. All'aumentare dello spostamento, la forza esercitata dall'elemento diminuisce fino ad annullarsi per un valore limite $\delta_{max,i}$ per l' i -esimo modo di frattura.

L'area sotto la curva sforzo-spostamento relativo rappresenta la rigidezza alla frattura G_c per il relativo modo:

$$\begin{aligned}
\int_0^{\delta_{max,3}} \tau_{33}(\delta) d\delta_3 &= G_{Ic} \\
\int_0^{\delta_{max,2}} \tau_{13}(\delta) d\delta_2 &= G_{IIc} \\
\int_0^{\delta_{max,1}} \tau_{23}(\delta) d\delta_1 &= G_{IIIc}
\end{aligned} \tag{2.12}$$

Nell'ipotesi di comportamento bilineare gli integrali si semplificano ed i valori di G_{ic} risultano:

$$G_{ic} = \frac{1}{2} K_p \delta_{0,i} \delta_{f,i} \tag{2.13}$$

La rigidezza alla frattura ed il valore di sforzo limite permettono di calcolare, per ciascun modo, lo spostamento relativo massimo oltre il quale l'elemento perde le sue capacità coesive. Superato tale valore di spostamento tutta la rigidezza dell'elemento diventa nulla, ma può essere riattivata se viene riconosciuto un contatto tra le facce, per evitare la compenetrazione.

La fase di scarico dell'elemento dipenderà dal valore δ massimo raggiunto. Nel caso $\delta_i \leq \delta_{0,i}$ la fase di scarico avverrà lungo la stessa retta di carico, ovvero l'elemento si comporterà in maniera perfettamente elastica; se $\delta_{0,i} \leq \delta_i \leq \delta_{max,i}$, la fase di scarico avverrà lungo una retta di pendenza inferiore che passa per l'origine. Per caratterizzare la pendenza della nuova retta, si utilizza un parametro di danno d , tale che la nuova pendenza sarà pari a $K_P(1 - d)$ (Fig. 2.5). Il parametro di danno d è definito come:

$$d_i = \frac{\delta_{f,i}(\delta_i - \delta_{0,i})}{\delta_i(\delta_{f,i} - \delta_{0,i})}; \quad d_i \in [0, 1] \tag{2.14}$$

Infine, se $\delta_i \geq \delta_{max,i}$, la fase di scarico avverrà lungo una retta a pendenza nulla, ovvero l'elemento non sosterrà alcuno sforzo essendo lo scollamento avvenuto completamente.

$$\tau_i = \begin{cases} K\delta_i, & \delta_i \leq \delta_{0,i} \\ (1 - d_i)K\delta_i, & \delta_{0,i} < \delta_i < \delta_{f,i} \\ 0, & \delta_i \geq \delta_{f,i} \end{cases} \tag{2.15}$$

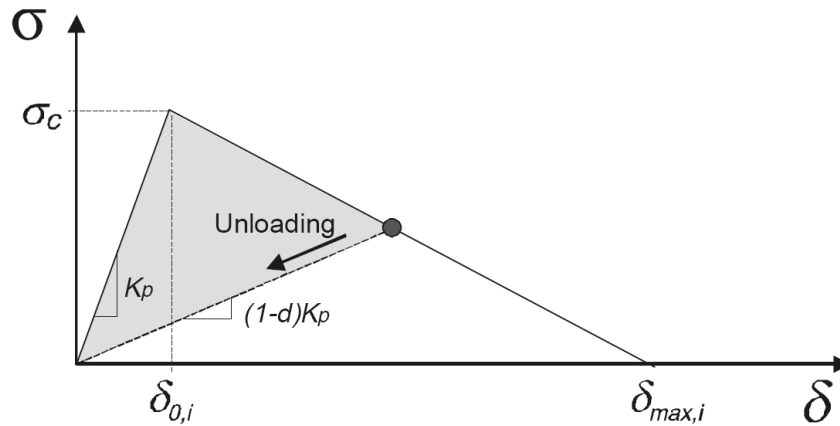


Figura 2.5: Legge costitutiva bilineare di un elemento coesivo

2.2.3 Carichi in modalità mista

Quando l'elemento è sottoposto ad un carico che coinvolge più di una modalità di frattura, il processo di delaminazione può avvenire prima che i rispettivi valori di sforzo coinvolti raggiungano i valori massimi [21]. Questo avviene poiché le diverse modalità di frattura interagiscono tra di loro e modificano la resistenza della struttura caricata in modalità mista.

Per tenere in conto questa interazione si utilizza un criterio quadratico basato sul massimo valore di ciascuna componente di sforzo in modalità pura:

$$\left(\frac{\langle \tau_3 \rangle}{N}\right)^2 + \left(\frac{\tau_2}{S}\right)^2 + \left(\frac{\tau_1}{T}\right)^2 = 1 \quad (2.16)$$

dove N, S, T rappresentano gli sforzi massimi sostenibili nelle tre modalità di frattura. Si definisce inoltre uno spostamento relativo totale δ_m come:

$$\delta_m = \sqrt{\delta_{shear}^2 + \langle \delta_3 \rangle^2} \quad (2.17)$$

dove $\delta_{shear} = \delta_1 + \delta_2$ e le parentesi $\langle \cdot \rangle$ indicano lo spostamento e la tensione normale al piano di laminazione solo quando sono di trazione ¹. Sotto l'ipotesi

$${}^1\langle \delta_3 \rangle = \begin{cases} \delta_3, & \delta_3 > 0 \\ 0, & \delta_3 \leq 0 \end{cases}$$

di sforzo massimo ammissibile uguale per modi di frattura *II* e *III* $S = T$, gli spostamenti critici risultano:

$$\begin{aligned}\delta_{0,3} &= \frac{N}{K} \\ \delta_{0,1} &= \delta_{0,2} = \frac{S}{K}\end{aligned}\tag{2.18}$$

Introducendo il rapporto di spostamento di modo misto:

$$\beta = \frac{\delta_{shear}}{\delta_3}\tag{2.19}$$

e sostituendo nell' eq. 2.16, si ottiene l'espressione dello spostamento critico relativo totale per il modo misto:

$$\delta_{0,m} = \begin{cases} \delta_{0,3}\delta_{0,1}\sqrt{\frac{1+\beta^2}{\delta_{0,1}^2+(\beta\delta_{0,3})^2}}, & \delta_3 > 0 \\ \delta_{0,shear}, & \delta \leq 0 \end{cases}\tag{2.20}$$

Una volta fissati i valori degli spostamenti critici per i modi puri, lo spostamento critico per il modo misto è funzione solo del rapporto di spostamento di modo misto β . I criteri utilizzati per predire la propagazione della delaminazione in modo misto si basano usualmente sull'energia di deformazione G_T e sulla rigidezza alla frattura G_c . In generale la delaminazione si propaga laddove si verifica la relazione $G_T \geq G_c$.

Diversi metodi sono stati sviluppati per il calcolo della G_c al variare del modo misto; in questo caso è stato utilizzato il criterio di *Benzeggagh-Kenane*, *B-K* [22] che ha dimostrato una migliore aderenza ai risultati sperimentali per i materiali utilizzati in questo contesto [23]. Questo criterio permette di calcolare la rigidezza a frattura in modo misto in funzione delle rigidezze a fratture dei singoli modi G_{Ic} , G_{IIc} e di un parametro η ottenuto da prove sperimentali a differenti valori di rapporto di modo misto.

$$G_{Ic} + (G_{IIc} - G_{Ic}) \left(\frac{G_{shear}}{G_T} \right)^\eta = G_c \quad \text{con} \quad G_T = G_I - G_{shear}\tag{2.21}$$

Nel caso di legge bilineare si può esprimere la G_c in funzione del rapporto di spostamento di modo misto β :

$$G_{Ic} + (G_{IIc} - G_{Ic}) \left(\frac{\beta^2}{1 + \beta^2} \right)^\eta = G_c \quad (2.22)$$

Se infine si sostituisce l'eq. 2.21 nell'eq. 2.13, si ottiene lo spostamento finale in modo misto:

$$\delta_{f,m} = \begin{cases} \frac{2}{K_p \delta_{0,m}} \left[G_{Ic} + (G_{IIc} - G_{Ic}) \left(\frac{\beta^2}{1 + \beta^2} \right)^\eta \right] & , \delta_3 > 0 \\ \sqrt{(\delta_{1,f})^2 + (\delta_{2,f})^2} & , \delta_3 \leq 0 \end{cases} \quad (2.23)$$

La legge costitutiva per un elemento coesivo in modo misto risulta quindi funzione di K_p e del rapporto di spostamento di modo misto β attraverso i parametri $\delta_{f,m}$ e $\delta_{0,m}$.

In figura 2.6 è rappresentata graficamente la legge costitutiva bilineare per il modo misto, rispetto alle due leggi per i modi I e II comprese nei due piano ortogonali. In modo misto la rotazione del piano verticale che comprende il triangolo è funzione del parametro β , da cui dipendono le componenti dell'energia di deformazione G_I e G_{shear} . Il valore di K_p invece, si assume indipendente dalla modalità di carico.

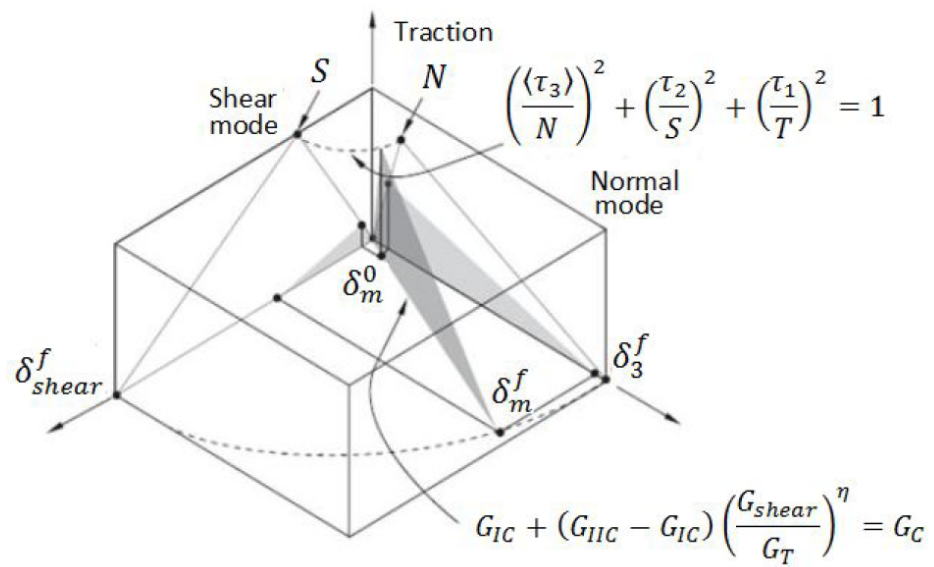


Figura 2.6: Relazione costitutiva per elementi coesivi in modalità mista

3. PROVE SPERIMENTALI DCB E ENF

Nel seguente capitolo vengono descritte le operazioni effettuate per calcolare le energie di tenacità a frattura per un laminato preso come riferimento. Il lavoro eseguito ha compreso una prima fase teorica, nella quale sono stati esaminati gli standard per eseguire i test, e l'attività di sperimentazione vera e propria costituita da una serie di prove su diversi coupon in composito per determinare il valore medio dell'energia di frattura per il materiale.

3.1 Determinazione sperimentale di G_{Ic}

3.1.1 Standard test DCB

Per la determinazione della tenacità a frattura in modo I si è fatto riferimento agli standard dell'*American Society for Testing and Materials* (ASTM) per compositi unidirezionali [24], utilizzabile in linea di massima anche per altri tipi di laminati.

Il test DCB consiste in un provino rettangolare, di spessore costante, composto da un laminato unidirezionale che contiene all'interno del suo piano medio un inserto di materiale non adesivo che funge da innesco della delaminazione. Le forze di trazione sono applicate all'estremità del provino per mezzo di cerniere o blocchi di carico, incollati all'estremità del provino (Figura 3.5). Tali estremità vengono aperte controllando il loro spostamento oppure il movimento trasversale (Figura 3.1), mentre il carico e la lunghezza di delaminazione vengono acquisiti.

Il carico e lo spostamento d'estremità vengono rappresentati su un grafico e viene calcolata l'energia di resistenza a frattura mediante la teoria di trave modificata (*Modified Beam Theory*, MBT) oppure con un metodo calibrazione conforme.

La prova ha come obiettivo quello di sviluppare criteri di delaminazione per analisi di damage tolerance nel composito. Ha inoltre lo scopo di stabilire

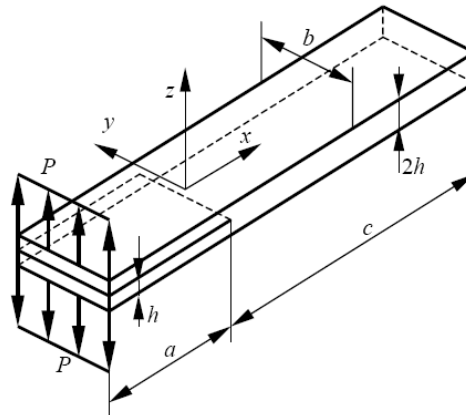


Figura 3.1: Schema del test DCB

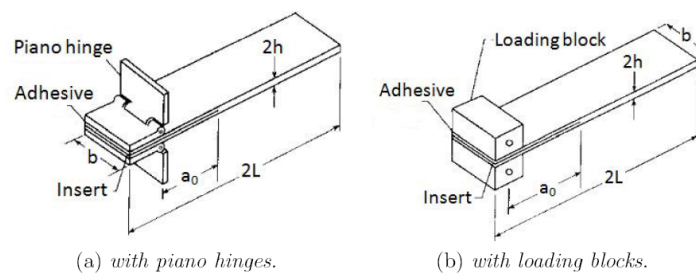


Figura 3.2: Modalità di vincolo proposte dall'ASTM

quantitativamente l'effetto che le variabili ambientali e di produzione hanno sul valore della G_{Ic} per il particolare composito e serve a comparare i valori relativi della G_{Ic} per compositi con differenti costituenti.

3.1.2 Descrizione della strumentazione

La strumentazione prevista dall'ASTM deve comprendere:

una **macchina per l'applicazione del carico** fornita di un controllo dello spostamento a velocità costante.

Essa deve essere fornita di un apposito sistema per poter mantenere le cerniere

incollate al provino durante la prova.

un **sensore per misurare la forza** complessiva applicata sul provino, escludendo le forze d'inerzia.

un **indicatore di spostamento esterno** , vincolato al provino, se la separazione trasversale è superiore al 2% dello stesso, altrimenti lo spostamento all'estremità può essere stimato.

un **sistema di acquisizione** del carico in funzione dello spostamento all'estremità.

un **dispositivo di ingrandimento** posizionato su un lato del provino per osservare il fronte di delaminazione mentre questo avanza durante il test; questo dispositivo deve avere una accuratezza di almeno $\pm 0.5mm$. Può essere utilizzato un micrometro di dimensioni opportune con un'accuratezza tale da poter leggere entro l'1% della larghezza e dello spessore del provino.

Modalità di applicazione del carico

Per trasferire lo spostamento imposto dalla macchina di prova alle estremità del provino sono state utilizzate inizialmente delle piastre incollate all'estremità dei provini e collegate, mediante cerniere, al dispositivo di carico (immagine (a) di fig: 3.2).

Tuttavia, tale configurazione rendeva poco soddisfacente l'effettuazione della prova in quanto i risultati acquisiti presentavano andamenti rumorosi e molto differenti dal comportamento previsto e si verificava, a volte, che le piastre incollate al provino cedevano prima ancora che la delaminazione venisse innescata innescaesse.

Per tale motivo, e sotto richiesta dell'azienda che ha commissionato le prove, il sistema di carico è stato modificato come in fig. 3.3. Tale configurazione prevede l'utilizzo di apposite squadrette, posizionate sui due lati dell'estremo libero di ciascun provino in appositi inviti.

L'utilizzo di tale schema di carico risolve il problema dello scollamento piastra-superficie non essendoci parti incollate, tuttavia introduce delle imprecisioni derivate dal possibile disallineamento delle squadrette con il dispositivo di carico che rendono necessario il corretto azzeramento della lettura di forza della cella di carico.

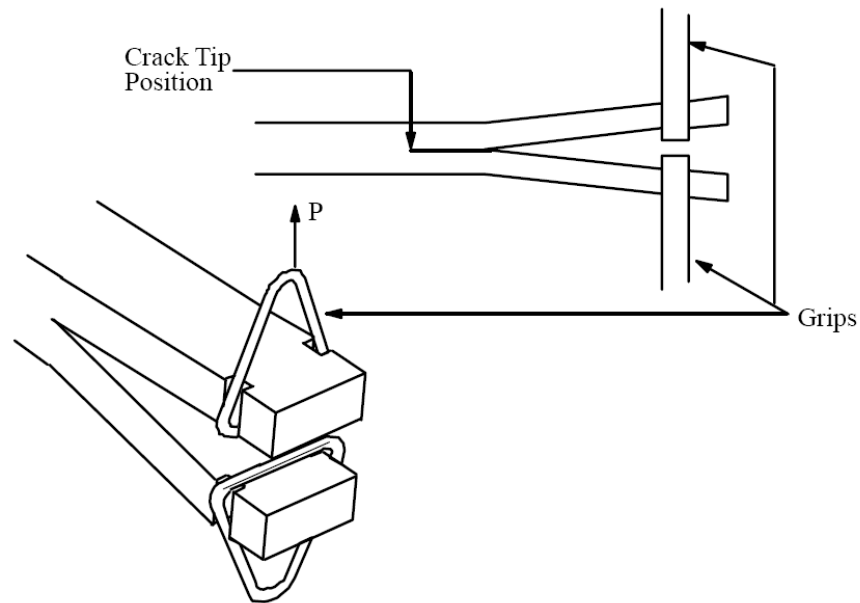


Figura 3.3: Configurazione di carico utilizzata per il test DCB

3.1.3 Caratteristiche dei provini

Se non diversamente specificato, occorre provare un minimo di cinque provini per condizione di carico. Ciascun provino deve contenere un numero pari di lamine e la delaminazione deve avvenire lungo la direzione parallela alla lunghezza del provino. L'elemento non-adesivo deve essere inserito nel piano medio del provino e deve avere uno spessore massimo di $13 \mu m$.

Il provino deve avere una lunghezza minima di $125 mm$ e una larghezza compresa tra 20 e $25 mm$. La regione separata deve avere una lunghezza a_0 pari a $50 mm$ più $13 mm$ per incollare le cerniere o i blocchi di carico.

Lo spessore h deve essere compreso tra i 3 ed i $5 mm$ e la variazione di spessore per ciascun provino non deve essere maggiore di $0.1 mm$. Per evitare deflessioni eccessive, in presenza di materiali con elevata rigidità alla frattura, è possibile aumentare lo spessore dei provini o diminuire la lunghezza della zona separata affinché risultino soddisfatte le disequazioni:

$$\begin{aligned}
 a_0 &\leq 0.042 \sqrt{\frac{h^3 E_{11}}{G_{1c}}} \\
 h &\geq 8.28^3 \sqrt{\frac{G_{1c} a_0^2}{E_{11}}}
 \end{aligned}
 \tag{3.1}$$

dove E_{11} è il modulo elastico della lamina in direzione delle fibre.

Tuttavia, qualora vengano raggiunte deflessioni maggiori a 0.4 volte la lunghezza della delaminazione iniziale, occorre tenere conto delle grandi deformazioni nelle formule teoriche.

Per quanto riguarda il sistema di applicazione del carico, le cerniere o i blocchi devono essere larghi almeno quanto la larghezza del provino e devono essere in grado di sostenere il carico massimo P_{max} senza rotture. Quest'ultimo può essere stimato analiticamente come:

$$P_{max} = \frac{b}{a} \sqrt{\frac{h^3 E_{11} G_{Ic}}{96}}
 \tag{3.2}$$

possedendo già una stima della G_{Ic} .

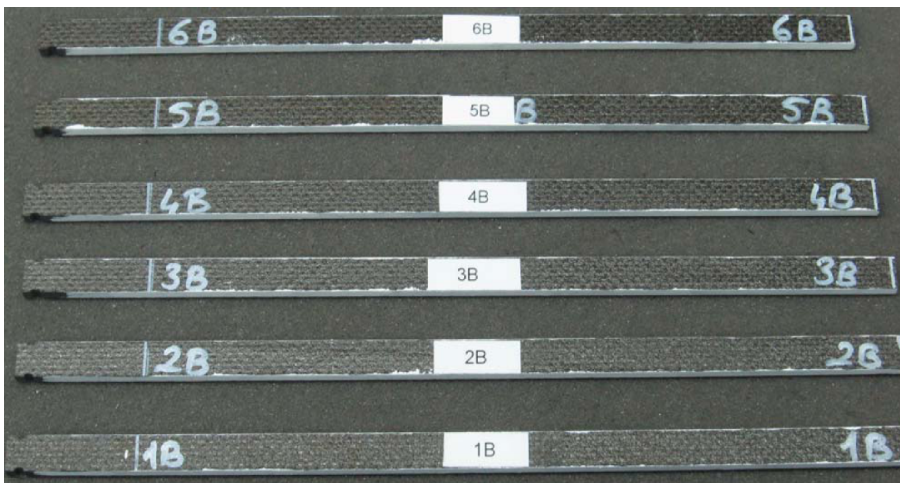


Figura 3.4: Provini utilizzati per il test

L	b	h	a_0
[mm]	[mm]	[mm]	[mm]
250	12.5	4.45	50

Tabella 3.1: Dimensioni nominali dei provini DCB

3.1.4 Esecuzione della prova

La prova è stata eseguita per sei provini di dimensioni nominali descritti in tabella 3.1 (fig. 3.4). I provini utilizzati per la prova sono relativi ad un laminato di tipo tessuto (*fabric*), costituito da fibre di carbonio e resina epossidica tenacizzata.

Prima di applicare il carico, su ciascun provino si è segnata con un apposito colorante la zona in cui è stata prodotta artificialmente la delaminazione, per facilitare il rilevamento visivo dell'innesco della frattura. Inoltre sono state apposte delle linee verticali con passo di 1 mm per i primi 5 mm a partire dalla zona delaminata ed ogni 5 mm per i successivi 20 mm .

L'applicazione del carico è avvenuta ad una velocità di 1 mm/min ed è proseguito finché l'incremento della lunghezza dell'area delaminata non raggiunge i 3-5 mm (fig. 3.5). Si effettua quindi la fase di scarico a velocità maggiore rispetto al carico. Al termine di ciascun test, il provino corrispondente è stato ispezionato per verificare l'assenza di deformazioni permanenti in seguito allo scarico, condizione necessaria affinché la prova risulti valida.

I grafici forza-spostamento ricavati per i sei provini provati, sono mostrati in fig. 3.6.

Il calcolo della G_{Ic} è avvenuto attraverso il grafico forza-spostamento, dove la forza rappresenta il valore misurato dalla cella di carico posta sopra le cerniere, e lo spostamento è quello relativo ad una estremità del provino.

A partire da questo grafico si può calcolare il valore di inizio della delaminazione sulla base di tre criteri: si considera il punto di deviazione dalla linearità come l'inizio della delaminazione, oppure si considera il punto in cui viene osservato tale fenomeno attraverso i dispositivi di ingrandimento, oppure il punto formato dall'intersezione della curva $P - \delta$ con la retta, passante per l'origine, con inclinazione inferiore del 5% rispetto all'inclinazione misurata sperimentalmente nel tratto lineare.

In questo caso è stato utilizzato il punto di deviazione dalla linearità che offre una stima conservativa della rigidità a frattura del materiale.

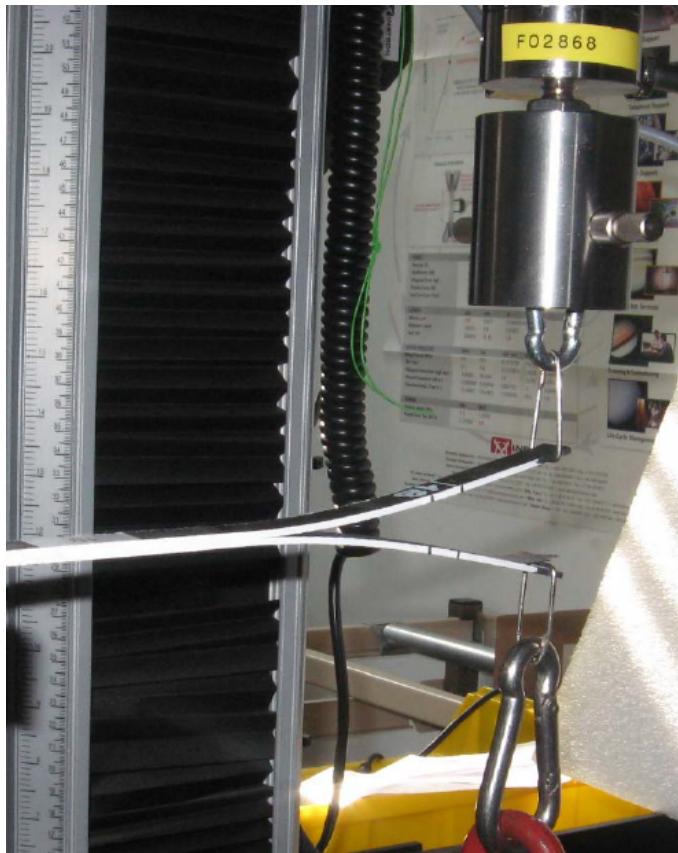


Figura 3.5: Esecuzione del test DCB

3.1.5 Modelli di riduzione dei dati

In letteratura sono presentate tre possibili formulazioni per determinare la G_{Ic} a partire dai dati acquisiti durante gli esperimenti. Esse sono la teoria di trave classica (*CBT*), la teoria di trave modificata (*MBT*), la compliance calibration (*CC*) e la modified compliance calibration (*MCC*).

Modified Beam Theory

Si è deciso di utilizzare la *MBT* poiché è la teoria che porta a risultati più conservativi rispetto alle altre. Essa si basa sulla teoria classica di trave incastrata sottoposta a flessione in cui lo spostamento in estremità δ si calcola

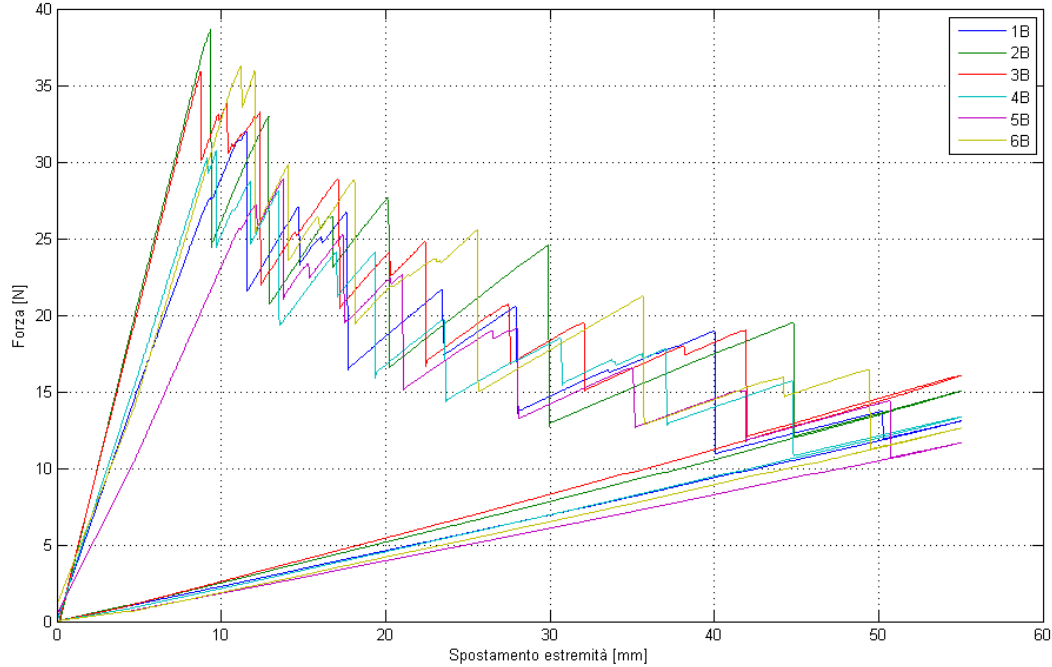


Figura 3.6: Curve sperimentali del test DCB

come:

$$\delta = \frac{2}{3} \frac{a_0^3}{EJ} P \quad (3.3)$$

dove a_0 è la lunghezza iniziale di delaminazione e J il momento di inerzia di metà spessore di provino attorno all'asse parallelo all'estensione in larghezza del provino.

Dall'equazione 3.3 è possibile calcolare il carico flessionale avendo imposto lo spostamento all'estremità. Sulla base di questa teoria l'energia di deformazione risulta pari a:

$$G_I = \frac{3P\delta}{2ba} \quad (3.4)$$

Una volta raggiunto il carico critico, il valore di P decresce in modo che l'energia di deformazione rimanga costante e pari al valore raggiunto in presenza del carico critico, ovvero G_{Ic} .

Tuttavia la CBT porta ad una sovrastima dell'energia di deformazione dal momento che considera il provino perfettamente incastrato in corrispondenza del fronte di delaminazione. In realtà questo non accade ed il provino

può ruotare leggermente lungo il fronte di delaminazione. Per tenere conto di questo effetto si utilizza una lunghezza di delaminazione leggermente superiore e pari a $a + |\Delta|$, dove la quantità Δ può essere determinata sperimentalmente attraverso una regressione ai minimi quadrati tra la lunghezza di delaminazione a e la radice cubica del parametro C definito come il rapporto tra lo spostamento ed il carico applicato nello stesso punto ($C = \delta/P$).

Il carico e lo spostamento utilizzati per calcolare questo parametro sono quelli osservati in corrispondenza dell'innesco della delaminazione ed alla successiva propagazione.

Attraverso questo approccio è possibile calcolare il modulo elastico flessionale lungo la direzione delle fibre E_{if} come:

$$E_{if} = \frac{64(a + |\Delta|)^3 P}{\delta b h^3} \quad (3.5)$$

Compliance Calibration Method

Consiste nella regressione ai minimi quadrati tra $\log(C)$ in funzione di $\log(a)$ con i dati osservati sperimentalmente a partire dall'innesco della delaminazione.

Una volta tracciata la retta interpolante viene calcolata la pendenza di tale retta $n = \Delta_y/\Delta_x$. Il valore di energia di deformazione risulta:

$$G_I = \frac{n P \delta}{2 b a} \quad (3.6)$$

Modified Compliance Calibration Method

Viene generata una regressione lineare tra il rapporto a/h e la quantità $C^{1/3}$. Si calcola quindi la pendenza di tale retta pari ad A_1 e l'espressione dell'energia di deformazione risulta:

$$G_I = \frac{3 P^2 C^{2/3}}{2 A_1 b h} \quad (3.7)$$

3.1.6 Confronto risultati

Dopo aver effettuato i test per i vari provini, sono stati calcolati i valori medi di tenacità a frattura G_{1c} , di carico massimo applicato e dello spostamento corrispondente, riassunti in tabella 3.2.

	P_{max} [N]	δ_{cr} [mm]	G_{1c} [kJ/m ²]
1B	43.6	4.6	0.3655
2B	44.2	4.4	0.3599
3B	44.9	4.4	0.3608
4B	45.6	4.9	0.3676
5B	46.6	4.9	0.3795
6B	45.2	4.7	0.3776
Mean	43.6	4.3	0.3755

Tabella 3.2: Tabella riassuntiva dei risultati del test DCB

Sono stati quindi confrontati i risultati ottenuti sperimentalmente con quelli ricavati analiticamente con i metodi CBT ed MBT, come mostrato in Fig. 3.7. Per la curva sperimentalmente, è stata scelta quella relativa ad un provino i cui valori si avvicinano il più possibile a quelli mediati su tutti i provini.

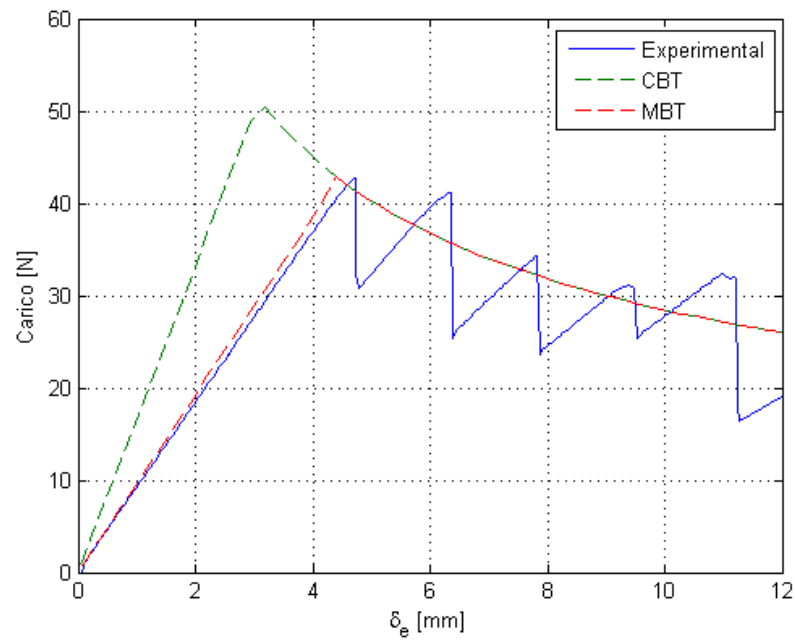


Figura 3.7: Confronto risultati test DCB

Sono infine stati calcolati gli errori delle curve analitiche rispetto al carico massimo ed allo spostamento critico riportati in tabella 3.3.

	P_{max} [N]	Err [%]	δ_{cr} [mm]	Err [%]
Experimental	45.2	-	4.7	-
CBT	53.7	18.8	3.4	27.6
MBT	46.3	2.43	4.4	6.32

Tabella 3.3: Confronto risultati del test DCB

3.2 Determinazione sperimentale di G_{IIC}

Per la determinazione della tenacità a frattura relativa al modo II non è stato possibile rifarsi direttamente ad una procedura certificata come nel caso del modo I. Questo poiché, ad oggi, non è stato ancora pubblicato uno standard specifico per tale prova. Le ragioni di tale fatto derivano dalla intrinseca instabilità della delaminazione in modo II e, di conseguenza, dall'impossibilità di definire univocamente una metodologia per questa prova.

Tuttavia, per la preparazione della prova, è possibile fare riferimento allo standard per il calcolo di G_c in modalità mista [26], o a procedure scritte da diversi enti [25]. In questo caso si è fatto riferimento ad un documento utilizzato da una nota azienda aeronautica, dove viene descritta tutta la procedura per il calcolo della tenacità a frattura mediante test ENF. In letteratura esistono tuttavia una molteplicità di modalità di carico, ciascuno con i propri pregi e difetti.

3.2.1 Standard test ENF, 4ENF, ELS

Le principali configurazioni di prova per la determinazione di G_{IIC} sono:

- *ENF (End Notched Flexure)* Questo tipo di test risulta spesso instabile, di conseguenza è valido solo per determinare il valore G_{IIC} di innesco della delaminazione (fig. 3.8 (a)).

Una propagazione instabile è costituita da fasi brusche di aumento-arresto del fronte di delaminazione non appena viene superato il valore di

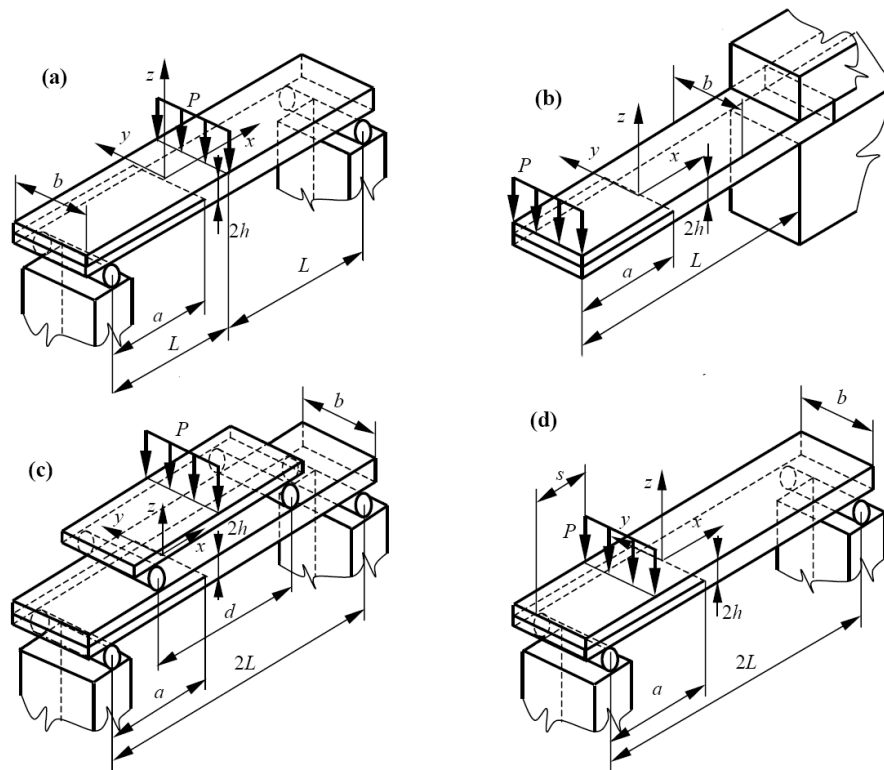


Figura 3.8: Test per la determinazione di G_{IIc}

tenacità. Questo preclude la determinazione di tenacità di propagazione e può portare a previsioni non conservative per i materiali che presentano valori di tenacità di propagazione inferiori rispetto a quelli di innesco [27].

L'utilizzo di lunghezze di delaminazione iniziale maggiori aumenta la tendenza ad una propagazione stabile del fronte durante la prova.

- *ELS (End Loaded Split)* (fig. 3.8 (b)) Sebbene questo test porti ad una crescita stabile della delaminazione durante la prova, esso richiede un'apparecchiatura di carico complessa [28].
- *4ENF (Four-Point Bend End Notched Flexure)* (fig. 3.8 (c)) Con questo metodo si ottiene una propagazione della delaminazione stabile anche con attrezzature di carico relativamente semplici.

Tuttavia, per questo tipo di test risulta difficile da rimuovere l'effetto dell'attrito tra le due facce nel punto di carico posto sopra la zona delaminata. Questo attrito può significativamente rallentare la propagazione della cricca e, di conseguenza, i metodi di riduzione dei dati basati sull'ipotesi di contatto senza attrito possono produrre una stima ottimistica della tenacità alla delaminazione [29]. Pertanto i risultati ottenuti dai test 4ENF sono in genere superiori ai valori calcolati da test ENF.

Un discorso analogo vale per il test *ONF (Over Notched Flexure)* (fig. 3.8 (d)).

Nel nostro caso, visti i vantaggi e gli svantaggi di ciascuna tipologia di test, e avendo necessità di calcolare una stima conservativa della G_{IIC} , la scelta è ricaduta su test di tipo ENF.

3.2.2 Descrizione della strumentazione

La strumentazione prevista dal documento utilizzato è simile a quella descritta dallo standard ASTM per il test DCB. In particolare sono richiesti:

un **sensore per misurare la forza** con un'accuratezza minima dell'1% rispetto al carico nominale.

un **indicatore di spostamento** con un'accuratezza minima dell'1% rispetto al valore di spostamento massimo.

un **calibro** e un **micrometro** con sensibilità pari rispettivamente a 0,1 *mm* e 0,01 *mm*.

un **dispositivo di ingrandimento** con un fattore di ingrandimento di 15-25.

3.2.3 Caratteristiche dei provini

Secondo il documento, i provini per la prova ENF possono essere ricavati a partire dagli stessi provini utilizzati per la DCB, a patto di eliminare le estremità dei provini iniziali (fig. 3.9).

I provini così ottenuti dovranno avere una lunghezza minima di 110 *mm* e una larghezza pari a $25 \pm 0,2$ *mm*. La regione separata deve avere una lunghezza *c* pari a 40 ± 1 *mm*.

Lo spessore *t* sarà lo stesso dei provini DCB, ovvero $3 \pm 0,2$ *mm*.

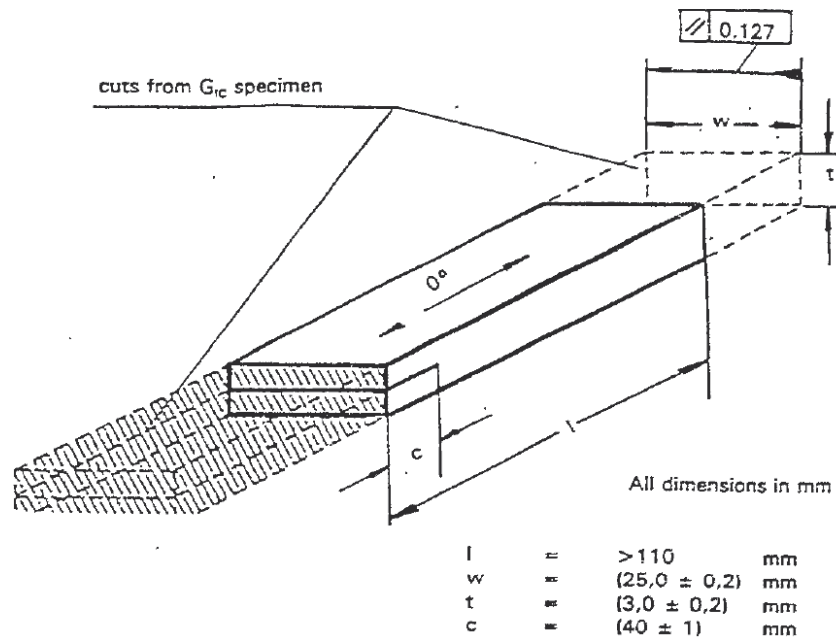


Figura 3.9: Dimensioni del provino ENF

L	b	h	a_0
[mm]	[mm]	[mm]	[mm]
125	25	4.45	40

Tabella 3.4: Dimensioni nominali dei provini ENF

Le dimensioni dei provini utilizzati sono riassunte in tab. 3.4. Anche in questo caso i provini utilizzati per la prova sono relativi ad un laminato di tipo tessuto, costituito da fibre di carbonio e resina epossidica tenacizzata.

3.2.4 Esecuzione della prova

Nell'esecuzione del test, ciascun provino è stato vincolato e caricato come mostrato in fig. 3.8 (a). La lunghezza della delaminazione è stata misurata con il calibro con opportune tacche sui lati del provino per facilitare la misurazione.

Successivamente sono state impostate le letture della cella di carico e del sensore di spostamento a zero ed è iniziata la fase di carico a velocità costante pari ad 1 mm/min .

Una volta osservato l'innesco della propagazione della delaminazione, attraverso il dispositivo di ingrandimento, è stato registrato il carico corrispondente letto dalla cella di carico e si è proceduto alla fase di scarico.

3.2.5 Riduzione dati

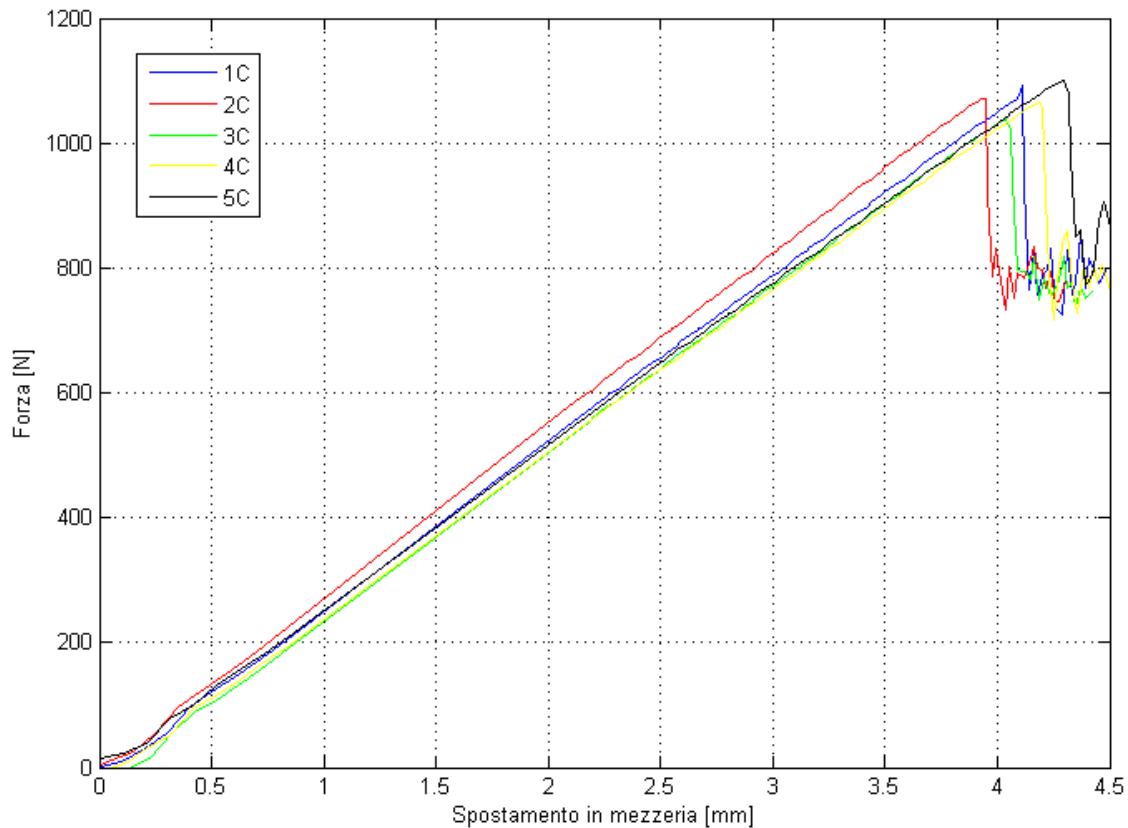


Figura 3.10: Curve sperimentali test ENF

Le curve forza-spostamento ottenute per le prove ENF sono mostrate in fig. 3.10.

Il calcolo di G_{IIC} è stato effettuato mediante l'espressione:

$$G_{IIC} = \frac{9P_{max}a^2d1000}{2w(1/4L^3 + 3a^3)} \quad (J/m^2) \quad (3.8)$$

dove a, w, L sono rispettivamente la lunghezza iniziale di delaminazione, la larghezza e la lunghezza del provino (in mm), P_{max} è il carico critico (in Newton), d è lo spostamento trasversale in mezzeria all'innesco della delaminazione (in mm).

In tabella 3.5 vengono riassunti i valori di tenacità e carico critico raggiunto dai differenti provini utilizzati nel test.

	P_{max} [N]	d [mm]	G_{IIc} [kJ/m ²]
1C	1085	4.12	1.07890
2C	1070	3.93	1.06120
3C	1064	4.06	1.05270
4C	1098	4.21	1.08296
5C	1102	4.28	1.08770
Mean	1084	4.12	1.0727

Tabella 3.5: Tabella riassuntiva dei risultati del test ENF

4. VALIDAZIONE DEI MODELLI NUMERICI

Nel presente capitolo vengono descritte le procedure utilizzate per il calcolo della tenacità a frattura G_c nei modi I e II per i modelli dei provini utilizzati nelle prove sperimentali. Vengono quindi confrontati i risultati ottenuti con le varie tecniche per valutarne la bontà rispetto ai dati sperimentali.

4.1 VCCT

Per quanto riguarda la VCCT sono state implementate due tecniche differenti per la simulazione della delaminazione nel laminato. Il primo approccio è consistito nel calcolo delle componenti di energia di deformazione a partire dai valori di forze e spostamenti ricavati dall'analisi FEM, mentre nel secondo si è implementata la scheda VCCT presente in MD Nastran, definendo i nodi che costituiscono il fronte di delaminazione.

4.1.1 Metodo del bilancio di energia

Caso bidimensionale

Questa metodologia si basa sull'utilizzo di elementi monodimensionali di tipo *beam* per simulare il contatto tra le superfici. Le caratteristiche geometriche di lunghezza, spessore e sezione di tali elementi sono state scelte per simulare le caratteristiche dell'incollaggio adoperato. In particolare sono stati utilizzati elementi con sezione circolare di raggio pari alla lunghezza del lato maggiore tra gli elementi connessi al nodo di riferimento (figura 4.1). La superficie delaminata è stata simulata rimuovendo gli elementi monodimensionali, lasciando quindi separate le due superfici.

Sono stati inoltre inseriti degli appositi elementi di tipo *gap* per mantenere una distanza minima tra gli elementi, considerando lo spessore delle superfici, ed evitare quindi compenetrazione nella zona dove sono stati rimossi gli

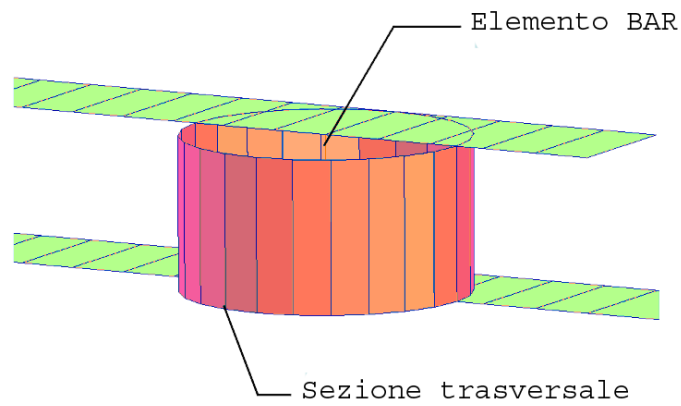


Figura 4.1: Elementi 1D per la simulazione del contatto

elementi monodimensionali (Figura 4.2). Tali elementi garantiscono un valore minimo di separazione, definibile dall'utente, in questo caso scelto pari alla somma dei semispessori delle superfici a contatto. È stata quindi effettuata

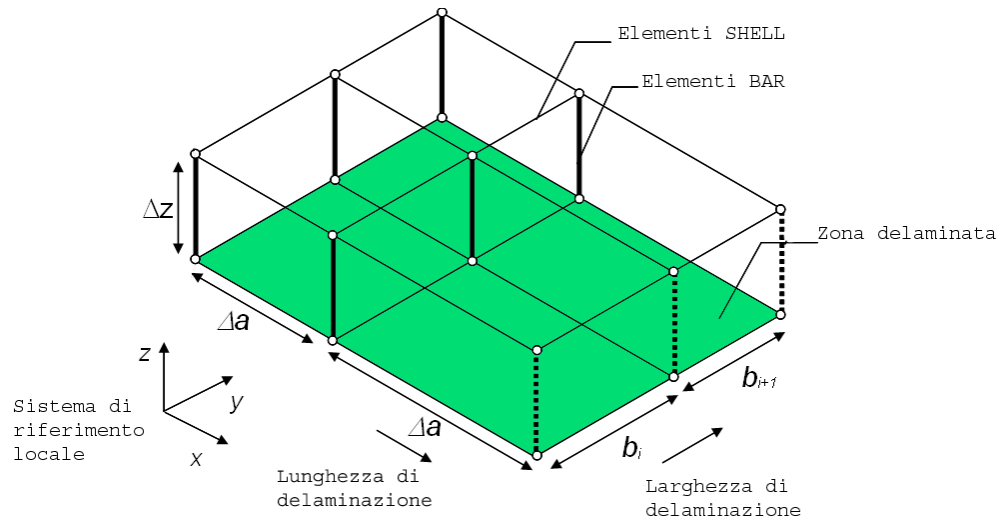


Figura 4.2: Schema di modellazione del contatto con elementi *beam*

un'analisi statica non lineare, attraverso la *SOL 106*, per valori di carico cres-

centi utilizzando come riferimento il valore di carico massimo ottenuto dalle prove sperimentali. Per ciascun incremento di carico, è stata calcolata l'energia di deformazione per ciascun nodo appartenente al fronte di delaminazione. Dal confronto di tale energia con il valore di tenacità alla frattura, si è potuto stabilire il valore di carico ed il nodo dove ha inizio la delaminazione.

Il calcolo dell'energia di deformazione G è stato effettuato a partire dai valori di forze e momenti negli elementi $1D$ in corrispondenza del fronte, e degli spostamenti e delle rotazioni dei nodi adiacenti a tali elementi. Per quanto riguarda le forze ed i momenti negli elementi *beam*, sono state utilizzate quelle relative al centroide di ciascuno di essi.

Come sistema di riferimento si è utilizzata una terna destra avente l'asse x normale al fronte di delaminazione e l'asse z rivolto verso l'alto (Figura 4.3).

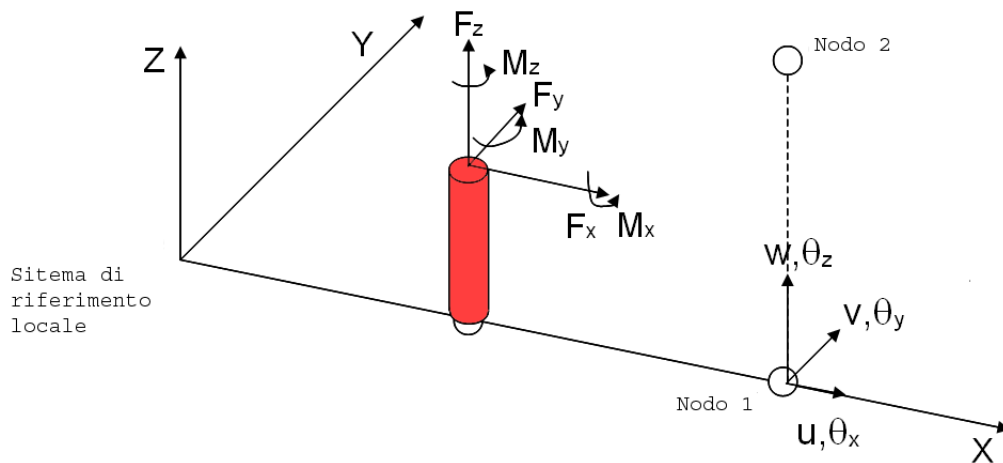


Figura 4.3: Sistema di riferimento locale utilizzato

Conoscendo i valori di forze e spostamenti nel sistema di riferimento locale, è possibile calcolare il lavoro necessario per chiudere la cricca in corrispondenza dell'elemento *i-esimo*, pari a:

$$Work_i = \frac{1}{2} \sum_{j=1}^3 F_j \cdot \delta u_j + \frac{1}{2} \sum_{j=1}^3 M_j \cdot \delta w_j \quad (4.1)$$

dove la quantità δu tiene in conto del contributo traslazionale e di quello rotazionale allo spostamento lungo la direzione *j-esima*. Una volta calcolato il lavoro per ciascun elemento è possibile calcolare l'energia di deformazione

totale associata ad esso come:

$$G_{Ti} = \frac{Work_i}{\Delta a \frac{b_i + b_{i+1}}{2}} \quad (4.2)$$

e le frazioni associate ai relativi modi:

$$\begin{aligned} \left(\frac{G_I}{G_T} \right)_i &= \frac{Work_{Ii}}{Work_i} \\ \left(\frac{G_{(II+III)}}{G_T} \right)_i &= \frac{Work_{(II+III)i}}{Work_i} \end{aligned} \quad (4.3)$$

A partire dall' ultima equazione della 4.3 è possibile calcolare la tenacità a frattura per l'elemento i -esimo G_{ci} utilizzando il criterio di Benzeggagh-Kenane, che risulta:

$$G_{Ci} = G_{Ic} + (G_{IIc} - G_{Ic}) \left(\frac{G_{(II+III)i}}{G_{Ti}} \right)^\eta \quad (4.4)$$

Valutando, per ogni elemento del fronte, se la 2.3 è soddisfatta, si stabilisce se la delaminazione ha inizio o meno.

Per effettuare il calcolo a partire dai file dati contenente la soluzione di Nastran, è stata implementata una routine Matlab che memorizza i valori di interesse, per i soli nodi appartenenti al fronte di delaminazione, ed esegue le operazioni sopra descritte.

La progressione della delaminazione è stata valutata utilizzando un indicatore di energia di deformazione media lungo la larghezza G_{Tav} , definita come:

$$G_{Tav} = \frac{\sum_i Work_i}{\Delta a \cdot \bar{b}} \quad (4.5)$$

dove \bar{b} rappresenta la larghezza del provino.

Dall'energia media di deformazione, definendo il margine di sicurezza MS come:

$$MS = \sqrt{\frac{G_{Cav}}{G_{Tav}}} - 1 \quad (4.6)$$

si è stabilito se la delaminazione avanza o meno; in particolare l'avanzamento avviene quando si verifica che $MS < 0$.

Caso tridimensionale

In presenza di modelli con elementi solidi, la VCCT si semplifica in quanto non è necessario inserire elementi monodimensionali per simulare il contatto. In questo caso, infatti, è sufficiente applicare le equazioni teoriche del metodo che definiscono l'energia di deformazione, lungo i nodi appartenenti al fronte della cricca (fig. 4.4) .

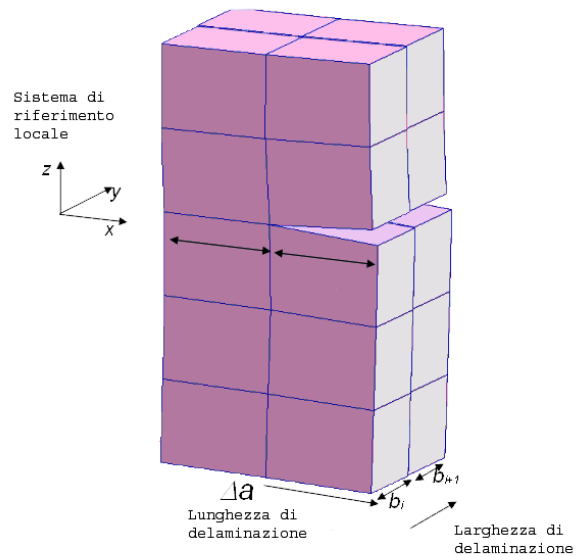


Figura 4.4: VCCT con elementi solidi

Analogamente al caso bidimensionale, forze e spostamenti andranno riferite ad un sistema di riferimento locale definito nella stessa maniera del caso precedente, come mostrato in Fig. 4.5.

Il lavoro necessario per chiudere la cricca risulta pari a:

$$Work_i = \frac{1}{2} \sum_{j=1}^3 F_j \cdot \delta u_j \quad (4.7)$$

A differenza del caso precedente quindi, le forze da tenere in considerazione sono quelle relative ai nodi del fronte, soluzione dell'analisi agli elementi finiti, definite in ambiente Nastran come *Grid Point Force Balance*. Tali forze, per ciascun nodo, vedono il contributo di tutti gli elementi connessi ad esso;

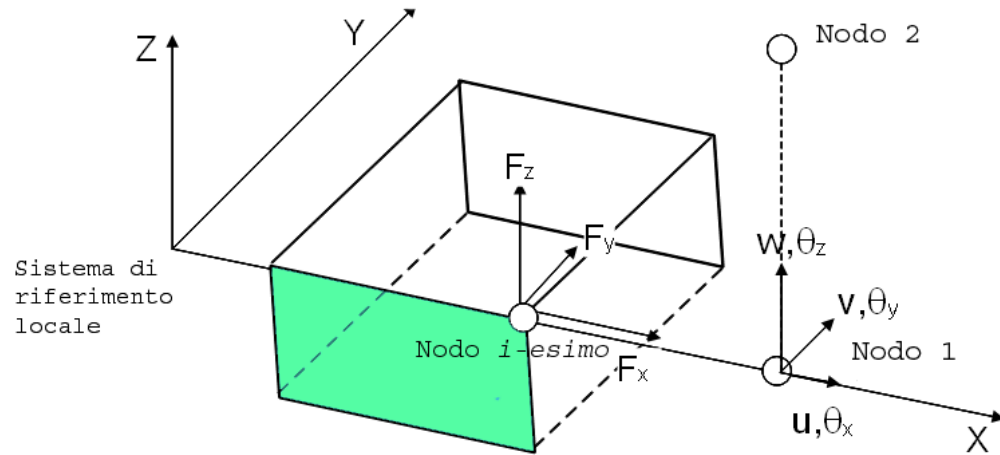


Figura 4.5: Schema della VCCT per elementi 3D

tuttavia per poter calcolare correttamente il lavoro necessario a chiudere la cricca, occorre considerare solo i contributi degli elementi che si trovano dalla parte "intgra", quella cioè dove non ci sono nodi separati.

4.1.2 VCCT in MD Nastran

In questo caso si è utilizzata la funzione implementata nel software che richiede di definire i valori delle tre componenti dell'energia di deformazione, gli elementi inizialmente a contatto e la serie di nodi che costituiscono il fronte di delaminazione iniziale, aggiornati per ogni step di carico, sui quali Nastran calcola le tre componenti di energia di deformazione e la direzione di propagazione.

Trattandosi di un'analisi non lineare, il carico viene applicato in un numero di step selezionabile dall'utente. Per ogni step di carico viene calcolata la G per i nodi specificati e, dal confronto con la tenacità a frattura, il programma stabilisce se avviene un distacco, il quale viene simulato rilasciando il contatto tra i nodi degli elementi corrispondenti.

Il programma inoltre, sulla base dei valori delle componenti di energia di deformazione, determina una direzione di massima probabilità di crescita e, da questo valore seleziona il nodo più vicino che costituirà il nuovo *crack tip*. Al passo successivo, la serie di nodi per i quali è calcolata l'energia di deformazione viene aggiornata in relazione ai contatti eliminati durante il passo precedente.

Questa tecnica è stata implementata su un modello costituito da due superfici formate da elementi bidimensionali di tipo *shell*, messe a contatto per una frazione di lunghezza similmente al provino utilizzato nei test. Successivamente la stessa tecnica è stata utilizzata su un modello dello stesso provino, formato da elementi solidi di tipo *CHEXA*.

Il carico è stato simulato imponendo uno spostamento ad un nodo collegato rigidamente alle estremità del provino ed andando a misurare la forza di reazione nello stesso punto, pari al carico totale applicato per ottenere lo spostamento imposto.

In entrambi i modelli è stato imposto uno spostamento massimo pari a $6mm$, corrispondente ad una deflessione dell'estremo del doppio di tale valore. Sono stati imposti incrementi di spostamento costanti per simulare una velocità di trazione costante.

4.2 Elementi coesivi

Per la simulazione attraverso gli elementi coesivi sono stati utilizzati degli elementi tridimensionali di tipo *CIFHEX*, definiti analogamente ai comuni *CHEXA*, ma con proprietà differenti definite attraverso un particolare tipo di materiale *MCOHE*.

Lo spessore di tali elementi è stato scelto come una frazione dell' 1% dello spessore del provino, pari allo spessore di Teflon inserito per simulare la delaminazione.

Per la caratterizzazione del materiale coesivo sono stati inseriti i valori di tenacità alla frattura G_c , ricavata dalle prove sperimentali, ed i valori degli spostamenti critico e massimo. Lo spostamento critico è stato ricavato a partire da un valore di sforzo massimo ammissibile per il laminato, ricavato da prove sperimentali, e dalla penalty stiffness K_p .

Per quest'ultima grandezza è stato scelto un range di valori ammissibili ed è stata quindi effettuata un'analisi di sensitività della soluzione rispetto al valore di spostamento critico ricavato secondo l'equazione:

$$\delta_{cr} = \frac{\tau_{max}}{K_p} \quad (4.8)$$

Lo spostamento massimo è stato ottenuto, assumendo un comportamento bilineare del materiale, a partire dai valori di tenacità di frattura e sforzo massimo ammissibile.

Infine si è valutata la sensibilità della soluzione rispetto al coefficiente di dissipazione viscosa.

4.3 Analisi numerica

4.3.1 Descrizione dei modelli

I modelli FEM utilizzati per la simulazione delle prove sono stati ricavati sulla base dei coupons utilizzati per le prove sperimentali.

In generale, per tutte le analisi, i modelli sono stati realizzati a partire da due superfici aventi dimensioni in pianta pari a quelle dei provini utilizzati per le prove sperimentali. Le due superfici sono state poste ad una distanza pari al semispessore dei provini lungo la direzione dello spessore.

In particolare per la VCCT sono stati utilizzati due differenti modelli, uno sul quale è stato implementato un metodo di bilancio di energia e l'altro per la metodologia Nastran, i quali differiscono tra loro per la modalità con cui è stato realizzato il contatto tra le due superfici (Figura 4.6).

Per il modello con elementi coesivi, l'adesione tra elemento coesivo (tridimensionale) e superficie bidimensionale del modello è stato effettuato attraverso contatto *GLUED* tra faccia superiore del coesivo e superficie superiore e faccia inferiore del coesivo con la superficie inferiore.

Le mesh sono state sviluppate a partire da una grigliatura abbastanza larga nella zona più distante dal fronte, dove presumibilmente non si verificheranno fenomeni di particolare interesse dal punto di vista della delaminazione. È stato quindi effettuato un infittimento progressivo della mesh nelle zone prossime al fronte (fig. 4.7), per avere un livello di precisione maggiore della soluzione nelle zone critiche del coupon.

Nelle tabelle 4.1 e 4.2 vengono riassunte le dimensioni principali delle mesh utilizzate per il provino ENF e DCB.

DCB						
	<i>n. elementi</i>	<i>nodi di contatto</i>	Lx_{min} [mm]	Lx_{max}^{min}	Ly_{min} [mm]	Ly_{max}^{min}
VCCT manual 2D	2409	-				
VCCT Nastran 2D	1800	1178	1.225	0.25	0.532	0.20
VCCT Nastran 3D	1800	1178				
CZM	2364	2569				

Tabella 4.1: Confronto mesh modelli test DCB

ENF						
	<i>n. elementi</i>	<i>nodi di contatto</i>	Lx_{min} [mm]	Lx_{max}^{min}	Ly_{min} [mm]	Ly_{max}^{min}
VCCT manual 2D	2409	678				
VCCT Nastran 2D	1800	1856	0.6125	0.25	1.064	0.20
VCCT Nastran 3D	1800	1856				
CZM	2364	3247				

Tabella 4.2: Confronto mesh modelli test ENF

4.3.2 Descrizione dei vincoli e modalità di carico

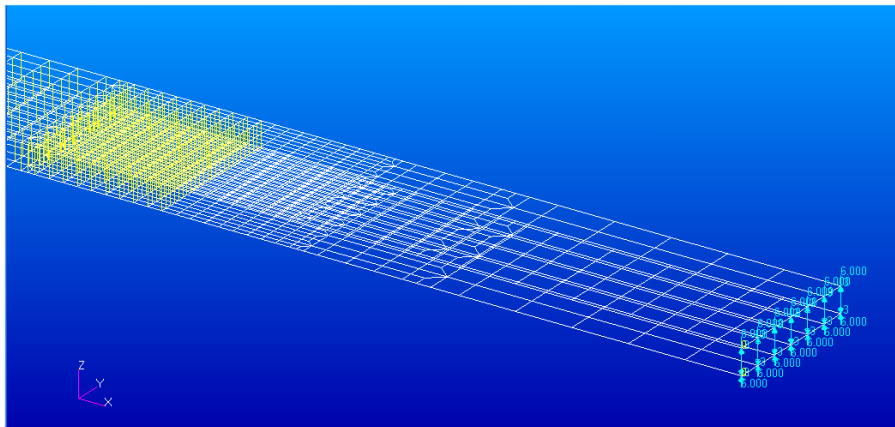
Le condizioni di vincolo e carico adottate sono state scelte per simulare al meglio le configurazioni di carico dei test sperimentali. In particolare, per la prova DCB, si è scelto di imporre un spostamento nodale nei nodi dei due

estremi, per simulare la modalità di carico mediante le squadrette piuttosto che mediante piastre incollate.

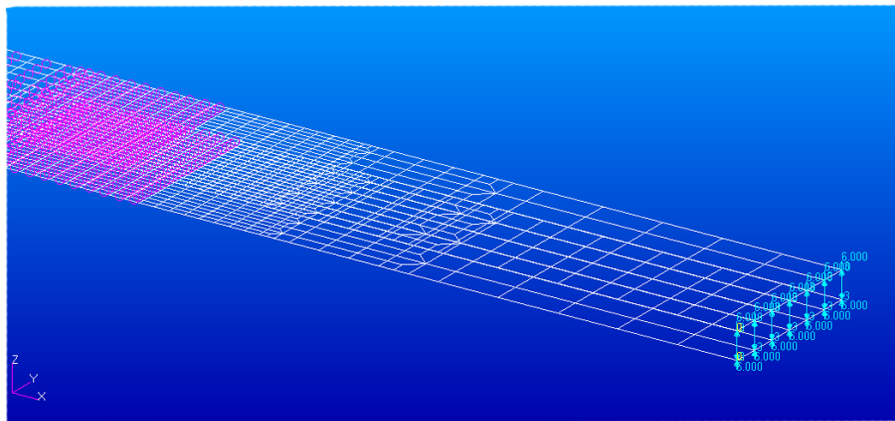
Per quanto riguarda i vincoli, per il modello della prova DCB è stato semplicemente posto un incastro in corrispondenza di tutti i nodi lungo l'estremità integra del provino. Per il modello ENF invece, sono stati vincolati con degli appoggi i nodi della superficie inferiore, in particolare per l'estremo sinistro sono stati eliminati tutti i gdl traslazionali, mentre per quello destro è stata consentita la traslazione lungo la direzione longitudinale del provino.

Il carico per la prova DCB è stato realizzato imponendo uno spostamento normale al piano delle superfici per tutti i nodi dell'estremo libero. È stata scelta tale soluzione alla luce della modalità di carico sperimentale attraverso ganci passanti piuttosto che piastre incollate ai provini.

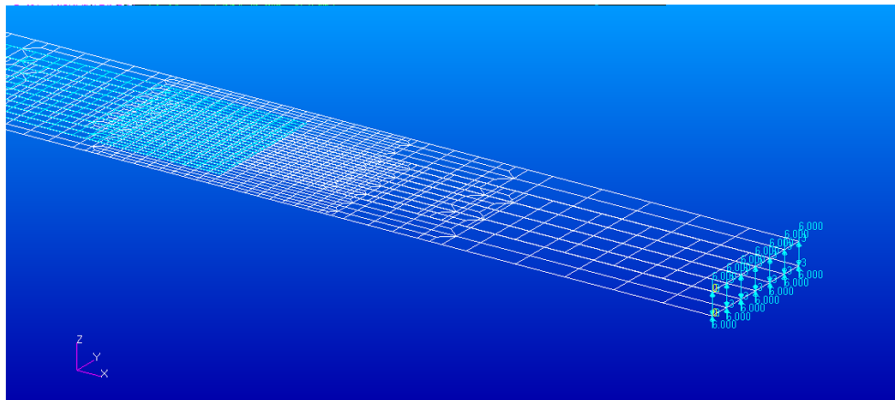
Per la prova ENF il carico è avvenuto imponendo uno spostamento normale al piano delle superfici lungo i nodi di mezzeria della superficie superiore del modello. Tale modello comporta la presenza di una compenetrazione tra le superfici lungo le zone non incollate, durante la fase di carico. Per ovviare a tale inconveniente, è stato imposto un contatto di tipo *touch* tra le due superfici nelle zone in cui sarebbe avvenuto tale fenomeno [30].



(a)



(b)

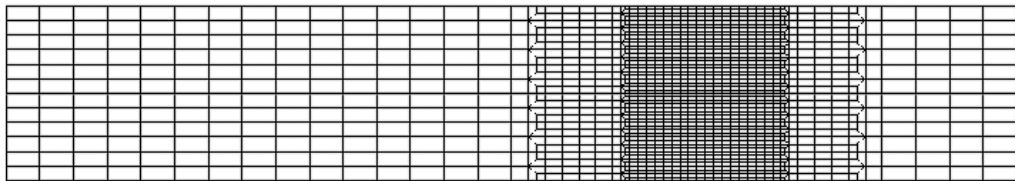


(c)

Figura 4.6: (a) modello 2D metodo energetico, (b) modello 2D metodo Nastran, (c) modello 2D coesivi



(a) Test DCB



(b) Test ENF

Figura 4.7: Mesh utilizzate per le analisi di modo I e modo II

4.3.3 Impostazione parametri delle analisi

Tutte le analisi effettuate sono di tipo non lineare, di conseguenza richiedono la specificazione di alcuni parametri per caratterizzare il metodo di soluzione.

Innanzitutto il numero e l'intervallo tra gli step di applicazione del carico, sono stati definiti in modo da poter confrontare i risultati delle varie analisi in ciascun punto. Per fare ciò, si è deciso di utilizzare un numero di incrementi pari a 10, tra loro equispaziati, in modo che ciascun *load step* corrisponda ad un incremento del 10% del carico.

Per quanto riguarda il metodo di aggiornamento della matrice di rigidità, MD Nastran offre la possibilità di poter scegliere tra vari metodi. Essendo in presenza di elementi a contatto, si è deciso di utilizzare un metodo che aggiorna la matrice di rigidità ad ogni iterazione attraverso l'algoritmo di Newton (i.e. *FNT*).

Infine è stato definito il criterio di convergenza, ovvero in base a quale errore definire la tolleranza per la quale si considera accettabile la soluzione ottenuta. Si è scelto di utilizzare un criterio basato sull'errore dei carichi di equilibrio e del *vector component checking*, ovvero verificando la convergenza rispetto al valore massimo delle componenti dei vettori (dei carichi, in questo caso) di tutto il modello. Tale scelta si è dimostrata la più efficace in caso di modelli con elementi a contatto.

Per quanto riguarda i contatti, si è utilizzata l'opzione *stress-free* attraverso la quale il solutore sposta opportunamente i nodi in contatto affinché il modello risulti privo di sforzi all'inizio dell'analisi.

Per il test DCB sono state effettuate analisi con SOL106 e SOL400. Per il test ENF, per il modello con le BAR, è stata effettuata solo l'analisi in SOL400 in quanto, dovendo imporre una condizione di contatto all'estremo per evitare la compenetrazione, la SOL106 non offre la possibilità di implementare tale condizione. Per i modelli con contatto *glued* è stata utilizzata la SOL600.

Per le analisi con il modello con elementi coesivi è stata utilizzata la SOL400, poiché l'unica soluzione che supporta l'utilizzo di elementi di tipo *CIFHEX*.

4.3.4 Analisi dei risultati

Sono presentati i risultati ottenuti dalle analisi numeriche per le prove DCB ed ENF. Il confronto tra le varie metodologie è stato effettuato attraverso i grafici forza-spostamento, nonché dal confronto diretto dell'energia di frattura con il valore di tenacità corrispondente.

Una volta analizzato il comportamento globale delle varie metodologie, si è proceduto alla valutazione dell'andamento delle energie di frattura nodali per i vari metodi.

Per la VCCT in particolare, sono stati confrontati gli andamenti dell'energia lungo la direzione del crack tip (larghezza del provino) per valutare le differenti distribuzioni al variare della metodologia utilizzata.

Nel caso di elementi coesivi, non avendo direttamente una misura di G dalla soluzione dell'analisi, si è calcolata una stima di sforzo ammissibile a partire dai valori degli sforzi nei contatti coesivo-superficie. Per quanto riguarda il metodo del bilancio energetico per la prova DCB, esso è stato implementato a partire dall'analisi in SOL106 e SOL400. Dai dati ottenuti si evince come la differenza tra le soluzioni, in termini di energia di deformazione G , risulta inferiore all'1%, mentre il costo computazionale della SOL400 risulta circa il doppio di quello con la SOL106.

Modello DCB

Le analisi numeriche mostrano un andamento conforme ai risultati sperimentali. Per quanto riguarda il grafico forza-spostamento (fig. 4.8 (a)) tutti i metodi implementati riproducono con buona precisione la parte lineare del grafico.

L'innesco della delaminazione, corrispondente al superamento del valore di tenacità G_c da parte dell'energia G , come mostrato in figura 4.8 (b), mette in luce i differenti comportamenti delle diverse metodologie. Nel dettaglio, si può notare come il metodo del bilancio energetico sia quello che sovrastima più di tutti il valore di energia di deformazione, fornendo i valori di spostamento e carico critico più bassi tra le differenti metodologie. Questo approccio fornisce una stima conservativa dell'energia di deformazione che porta ad ottenere un valore di carico critico inferiore del 3.89% rispetto al dato sperimentale (Tab. 4.3).

Per quanto riguarda i metodi implementati da MD Nastran, le curve mostrano andamenti molto simili nel caso si utilizzino elementi tridimensionali piuttosto che bidimensionali, in accordo con [31]. In particolare, nel caso di elementi solidi la stima di energia fornita risulta leggermente maggiore rispetto agli elementi piani. I valori di carico e spostamento critico riproducono con buona precisione i valori sperimentali.

La curva del modello con elementi coesivi presenta una pendenza leggermente inferiore alle altre, per via della rigidità del materiale coesivo frapposto tra le superfici del provino. La forza massima raggiunta è inferiore

rispetto alle altre metodologie e rispetto al dato sperimentale (di un valore pari a -9.63%).

Le curve di forza-spostamento relative alla VCCT, nelle fasi successive all'innescamento della delaminazione mostrano un andamento della forza crescente e fortemente oscillante. Tale comportamento è stato ritenuto poco rispettoso della fisica della prova e comunque non rilevante ai fini della determinazione del carico di innescamento della frattura; pertanto si è ritenuto interrompere tali curve dopo il raggiungimento del carico critico.

A differenza della VCCT, il modello con elementi coesivi permette di modellare anche la fase successiva all'innescamento della delaminazione, caratterizzata dalla curva discendente all'interno delle spezzate costituite dalla curva sperimentale.

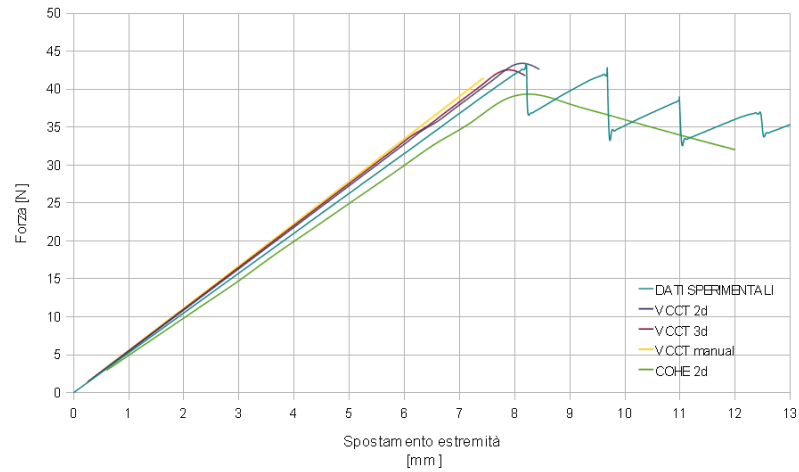
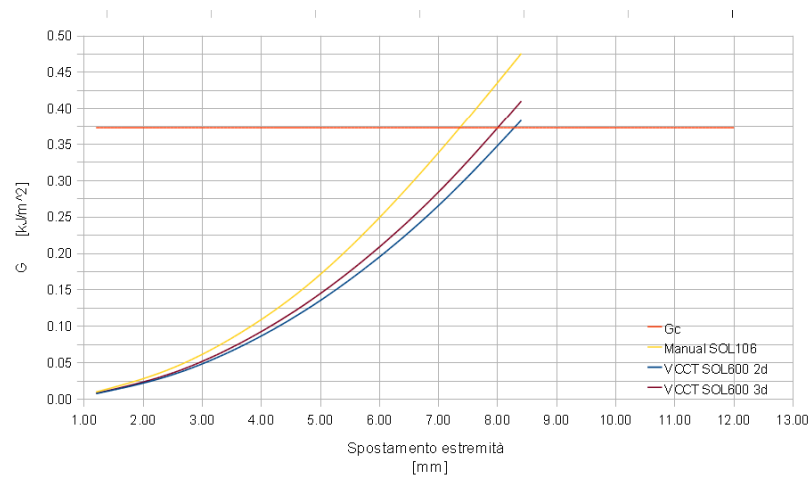
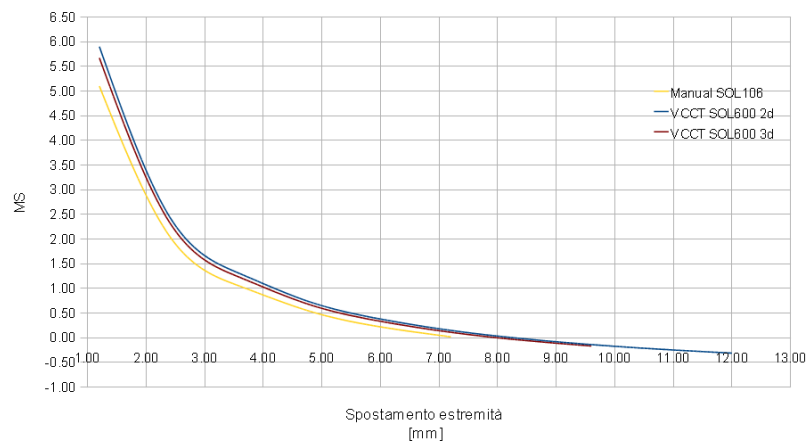
Le distribuzioni di energie totali per la VCCT lungo la larghezza del provino sono presentate in figura 4.9. Da questi grafici si ha conferma di come le energie calcolate direttamente da Nastran risultino inferiori rispetto all'approccio del bilancio energetico; inoltre la distribuzione delle energie calcolate con Nastran risulta decisamente più uniforme rispetto all'altra metodologia dove si nota un deciso abbassamento del valore di energia alle estremità.

In tabella 4.3 sono riassunti i dati caratteristici delle metodologie implementate per il test DCB.

	P_{max} [N]	Err [%]	δ_{cr} [mm]	Err [%]
Exp	43.6	-	8.25	-
VCCT manual 2D	41.91	-3.89	7.4	-6.38
VCCT Nastran 2D	43.9	0.68	8.0	-3.03
VCCT Nastran 3D	42.6	-2.29	7.8	-5.45
CZM	39.4	-9.63	8.2	-0.6

Tabella 4.3: Confronto analisi DCB

Per quanto riguarda gli elementi coesivi, l'andamento dello sforzo medio normale di contatto tra coesivo e superficie del provino viene raffigurato in fig. 4.10. Dal grafico si evince come questa grandezza sia direttamente legata all'andamento della reazione sui vincoli (fig. 4.8 (a)); per tale ragione, questo parametro è stato utilizzato come quantità indicativa dell'incipiente delaminazione.

(a) Forza di reazione $F - \delta$ (b) Energia di deformazione G_{tot} 

(c) Margine di sicurezza

Figura 4.8: Confronto delle curve di forza, energia e margine di sicurezza per il metodo energetico e quello Nastran 2d e 3d (DCB)

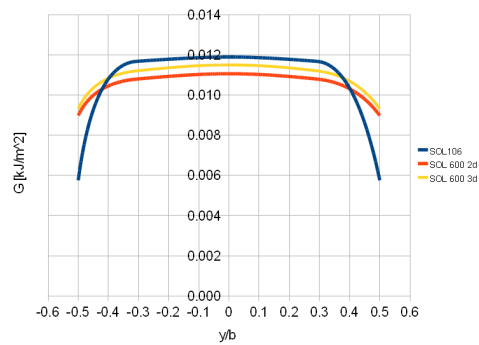
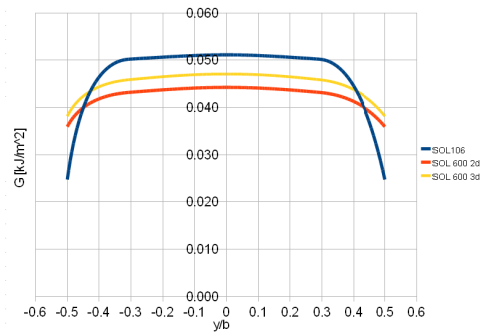
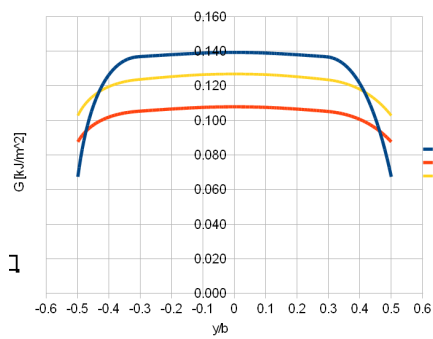
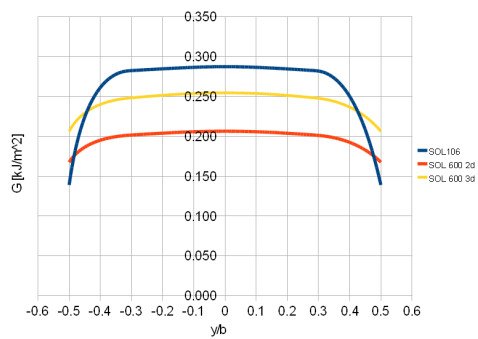
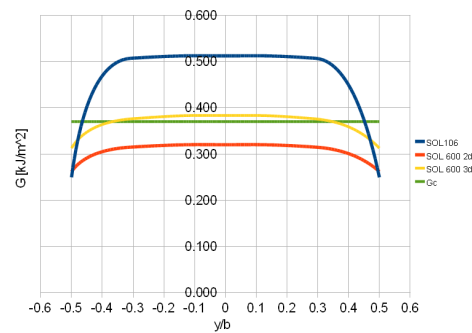
(a) $\delta_{max} = 1.2mm$ (b) $\delta_{max} = 2.4mm$ (c) $\delta_{max} = 3.6mm$ (d) $\delta_{max} = 4.8mm$ (e) $\delta_{max} = 6.0mm$

Figura 4.9: Confronto dei valori di G_{tot} lungo il provino per il metodo energetico e quello Nastran 2d e 3d, DCB

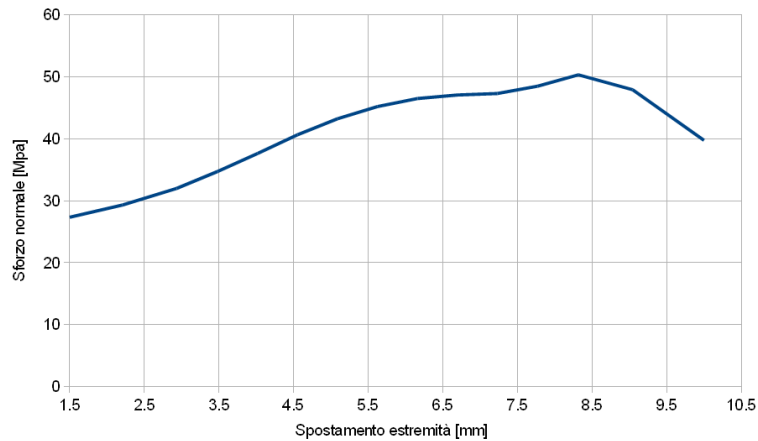
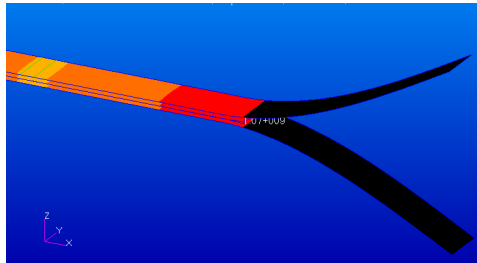
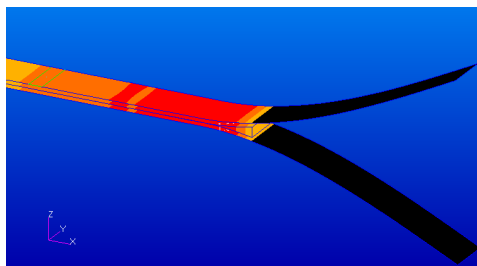
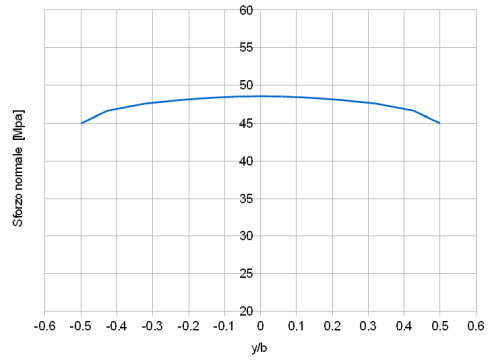


Figura 4.10: Andamento dello sforzo normale medio nel contatto coesivo superficie, test DCB

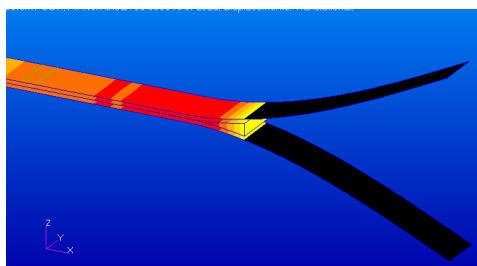
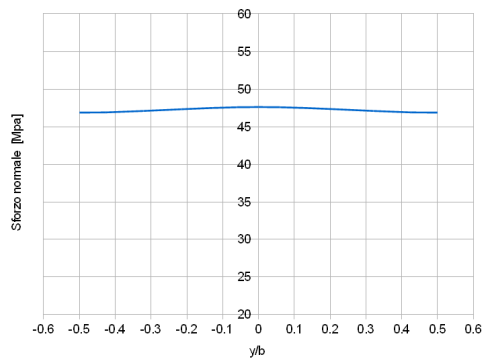
Dai grafici si nota come la distribuzione degli sforzi normali (fig. 4.11), inizialmente simile a quella delle energie per la VCCT, subisca una variazione in seguito all'innesco della delaminazione. La caduta dei valori di sforzo interessa per prima la zona centrale del provino, dove inizialmente erano presenti i valori più alti, mentre i valori di sforzo nella zona di estremità sono quelli che decrescono più lentamente per ultimi.



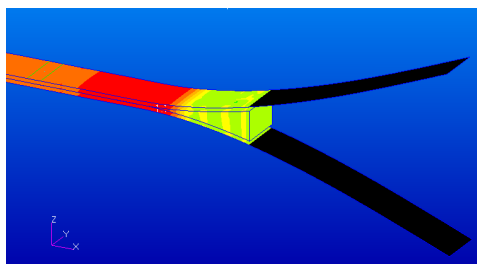
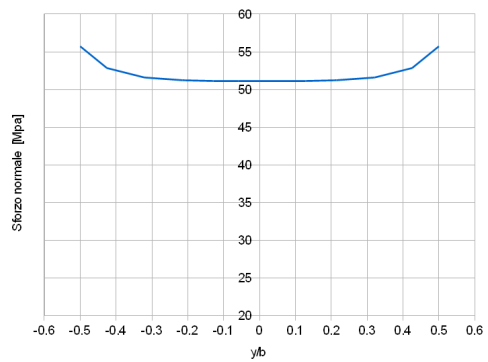
(a) $\delta_{max} = 3.6mm$



(c) $\delta_{max} = 6.0mm$



(e) $\delta_{max} = 7.2mm$



(g) $\delta_{max} = 12mm$

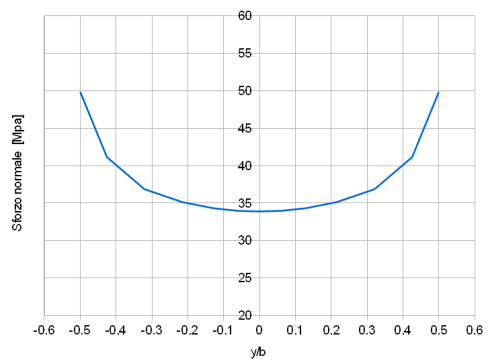


Figura 4.11: Andamento dello sforzo normale nel contatto coesivo-superficie e deformata per la prova DCB

Modello ENF

I risultati ottenuti per i provini sotto questa condizione di carico mostrano andamenti che si distaccano di più dai risultati sperimentali rispetto ai risultati numerici per il test DCB.

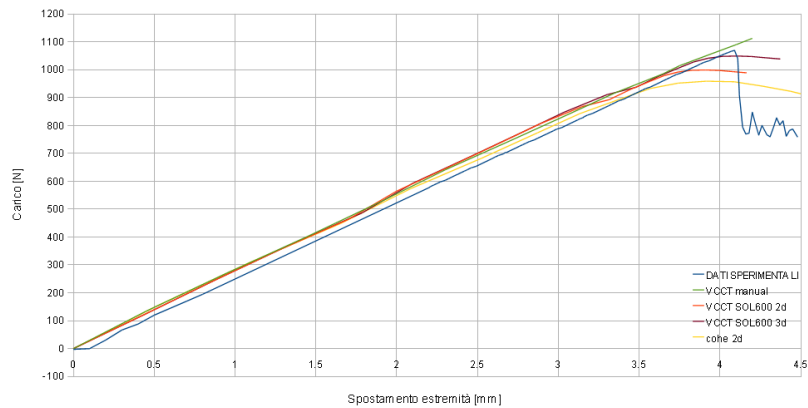
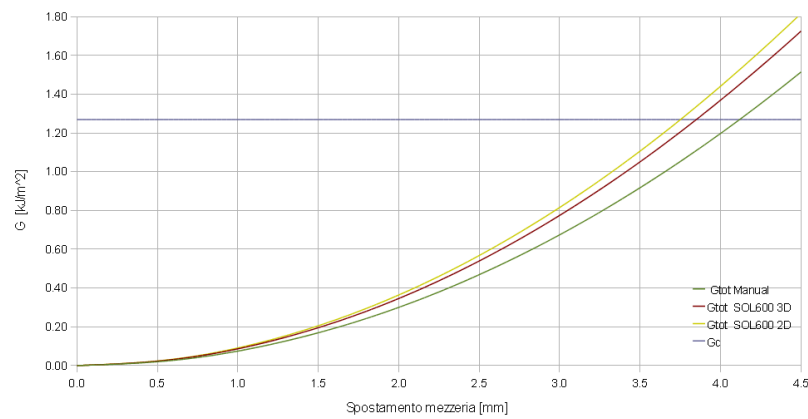
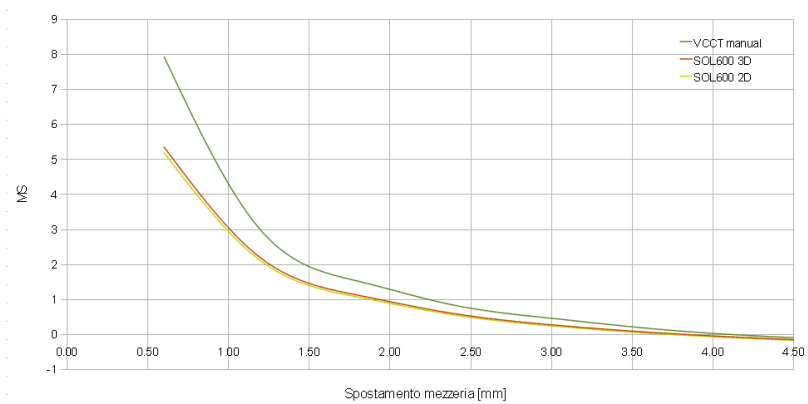
Dalle curve di forza-spostamento di fig. 4.12 si può notare come nessuno dei metodi sia in grado di riprodurre la fase molto brusca di cedimento del provino, tipica per i materiali utilizzati. La parte lineare della curva viene riprodotta con buona approssimazione dai diversi metodi, mentre la zona di innesco della delaminazione viene sottostimata da tutti i metodi (Tab. 4.4). In particolare il metodo del bilancio energetico fornisce la stima più ottimistica mentre la VCCT con elementi finiti solidi risulta la metodologia che più si avvicina al caso sperimentale.

In questo caso il metodo del bilancio energetico risulta il meno conservativo in quanto questo approccio fornisce una stima dell'energia di deformazione inferiore rispetto al Nastran, al contrario di quanto avveniva per il modo I. È stato inoltre notato che tale metodo può fornire valori negativi di energie di modo II e III; tali risultati sono da considerarsi non fisici e vanno quindi eliminati a posteriori dal calcolo dell'energia totale.

Anche per questa prova, le curve forza-spostamento relative alla VCCT sono state tagliate in seguito al raggiungimento del carico critico per le stesse ragioni della prova DCB.

Le distribuzioni di energia lungo la larghezza del provino mostrano un comportamento conforme ai grafici reperiti in letteratura per quanto riguarda la metodologia di Nastran (fig. 4.13). Si può notare come le distribuzioni di energia per il modello 2d e 3d siano molto simili e portino a valori di spostamento critico vicini tra di loro.

La distribuzione fornita dal metodo del bilancio energetico appare decisamente diversa rispetto alle altre, in particolare verso le estremità dove l'energia decresce bruscamente (analogamente al test DCB). Questa differente distribuzione influisce in maniera significativa sul valore di spostamento critico che, in questo caso, risulta più elevato rispetto al dato sperimentale.

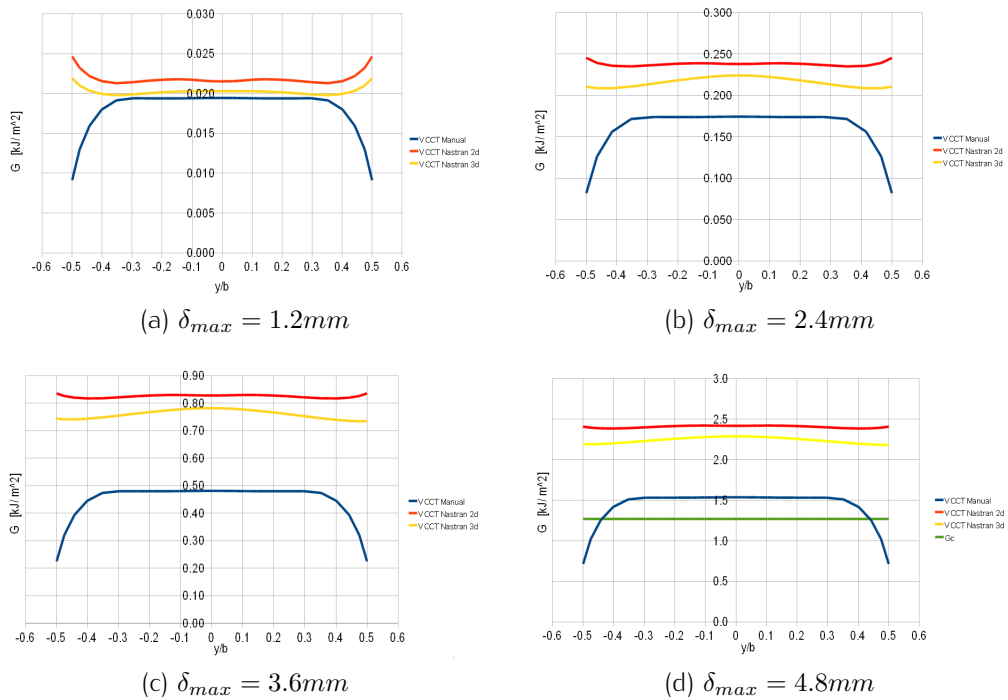
(a) Forza di reazione $F - \delta$ (b) Energia di deformazione G_{tot} 

(c) Margine di sicurezza

Figura 4.12: Confronto delle curve di forza, energia e margine di sicurezza per il metodo energetico e quello Nastran 2d e 3d (ENF)

	P_{max} [N]	Err [%]	δ_{cr} [mm]	Err [%]
Exp	1080	-	4.1	-
VCCT manual 2D	1110	2.78	4.2	2.44
VCCT Nastran 2D	1002	-6.60	3.8	-7.37
VCCT Nastran 3D	1060	-1.85	4.15	1.21
CZM	954	-11.67	3.9	-4.87

Tabella 4.4: Confronto analisi ENF

Figura 4.13: Confronto dei valori di G_{tot} lungo il provino per il metodo energetico e quello Nastran 2d e 3d, ENF

Per quanto riguarda il modello con elementi coesivi, la distribuzione dello sforzo normale è risultata poco indicativa ai fini dell'analisi, in quanto non fornisce indicazioni rilevanti sulle forze intralaminari responsabili, in questa tipologia di test, dell'innescò della frattura.

Si è pertanto analizzato l'andamento delle forze di contatto parallele alla lunghezza del provino per avere una misura discriminante dell'incipiente delaminazione, come appare dal confronto dell'andamento della forza media tangenziale, rappresentata in figura 4.14, con la reazione ai vincoli (fig. 4.12 (a)).

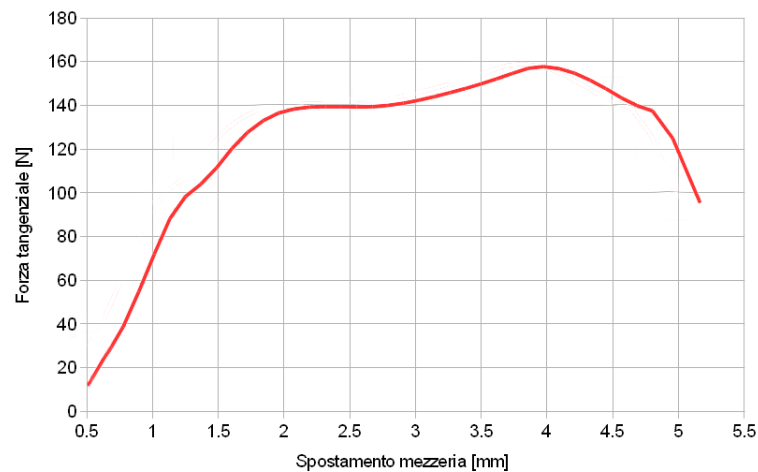


Figura 4.14: Andamento della forza tangenziale media nel contatto coesivo superficie, test ENF

La distribuzione delle grandezze prese in considerazione mostra come l'andamento dello sforzo normale risulta simile alla distribuzione di energia per questo tipo di test (fig. 4.15 (b), (d)); la distribuzione della forza tangenziale appare invece differente rispetto alla distribuzione di energie ed è inoltre possibile notare la variazione che subisce in seguito alla delaminazione (fig. 4.15 (c)).

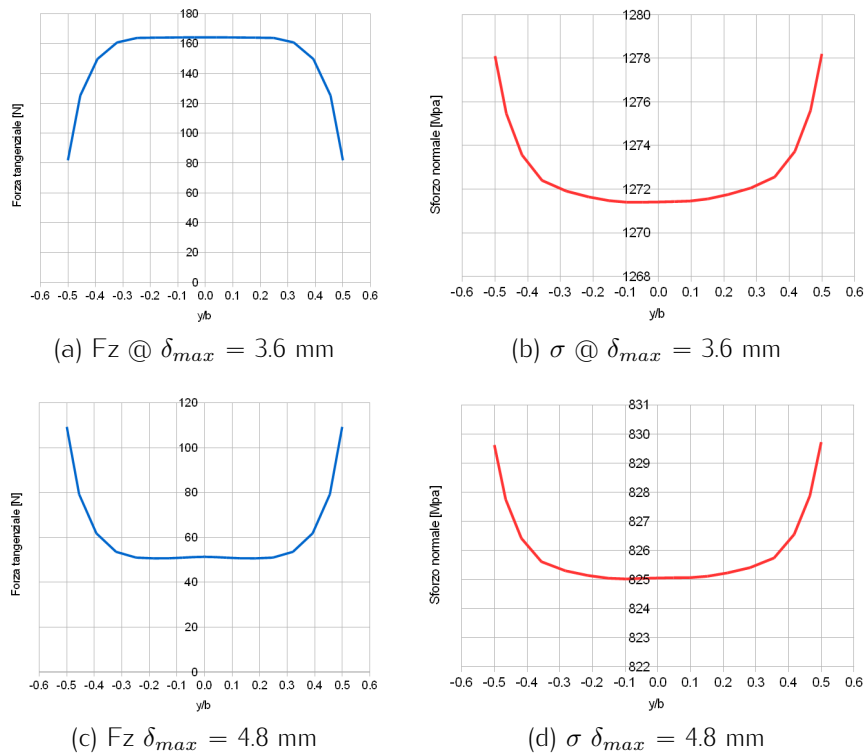


Figura 4.15: Confronto dei valori di σ e di forza tangenziale F_z nel contatto coesivo-superficie, ENF

4.3.5 Analisi di sensitività della mesh

Le dimensioni della mesh sono state scelte sulla base delle curve forza-spostamento per i vari modelli analizzati. In particolare, è stata modificata la dimensione della griglia nella zona prossima al fronte, lasciando invariati gli elementi lontani da tale posizione.

Dalle analisi per i vari modelli è emerso che la dimensione della griglia influenza significativamente il comportamento del modello in termini di curva forza-spostamento, come è raffigurato in figura 4.16. Tali curve si riferiscono ai modelli con elementi bidimensionali in cui è stata implementata la VCCT. Nelle tabelle 4.5 e 4.6 sono riassunti i valori di carico massimo raggiunti per i vari modelli analizzati.

	$P_{max}[N]$	$Err[\%]$
Exp	43.6	-
size = 1.25 mm	-	-
size = 0.532 mm	43.9	0.68
size = 0.4167 mm	37.4	-14.22
size = 0.3125 mm	35.7	-18.12

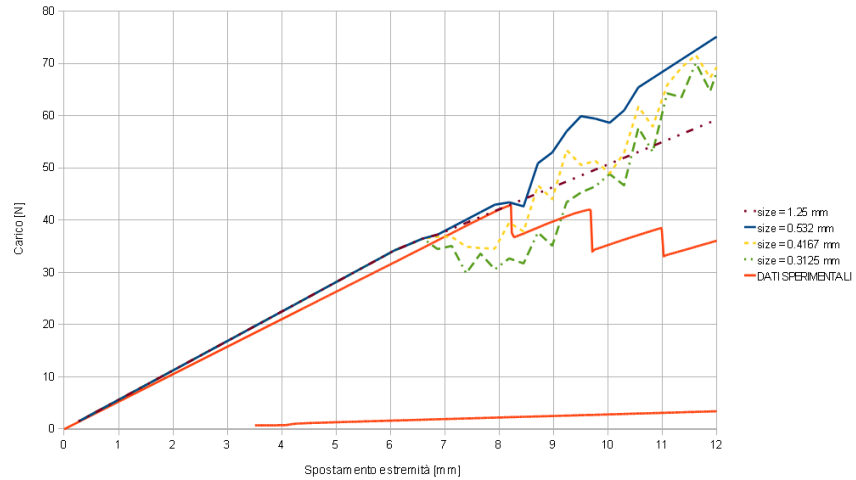
Tabella 4.5: Confronto risultati in funzione della dimensione della griglia, prova DCB

	$P_{max}[N]$	$Err[\%]$
Exp	1080	-
size = 2.5 mm	1160	7.40
size = 1.064 mm	1002	-6.60
size = 0.833 mm	970	-10.18
size = 0.625 mm	890	-17.59

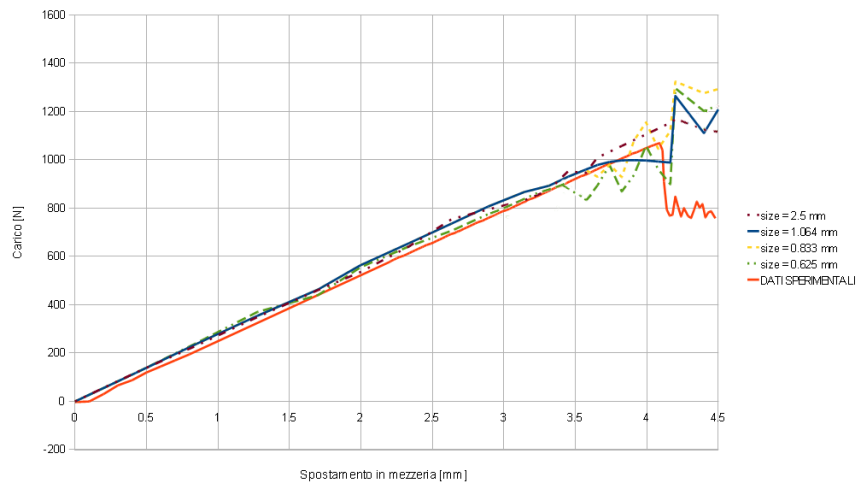
Tabella 4.6: Confronto risultati in funzione della dimensione della griglia, prova ENF

Si nota come, in generale, un aumento delle dimensioni della griglia causi un aumento dello spostamento necessario ad innescare la delaminazione. La pendenza delle curve nel primo tratto, invece, non risulta significativamen-

te influenzata da tale parametro così come l'andamento oscillante una volta raggiunto il valore di carico critico.



(a) Prova DCB



(b) Prova ENF

Figura 4.16: Analisi delle soluzioni delle prove DCB ed ENF al variare della dimensione della griglia

4.3.6 Analisi dei parametri degli elementi coesivi

A differenza della VCCT, in cui occorre specificare esclusivamente la tenacità a frattura, nell'utilizzo degli elementi coesivi è necessario specificare, oltre al suddetto valore, altri parametri per definire correttamente il comportamento del materiale (fig. 2.4).

Per come sono implementati gli elementi coesivi in MD Nastran, i parametri richiesti per specificare la legge costitutiva sono i valori di spostamento critico δ_0 e, nel caso di legge bilineare, lo spostamento massimo δ_f .

Il secondo parametro può essere collegato allo sforzo massimo sostenibile dal materiale: avendo definito l'area del triangolo di fig. 2.5 infatti, il δ_f rappresenta la base di tale triangolo e quindi può essere ricavato come il rapporto tra il doppio dell'area e lo sforzo massimo ammissibile:

$$\delta_f = \frac{2G_c}{\sigma_{max}} \quad (4.9)$$

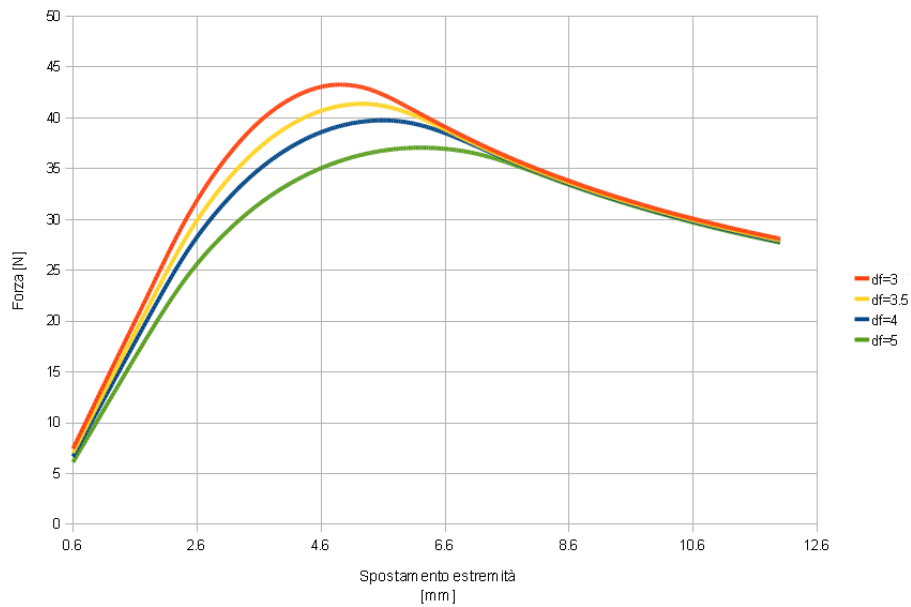
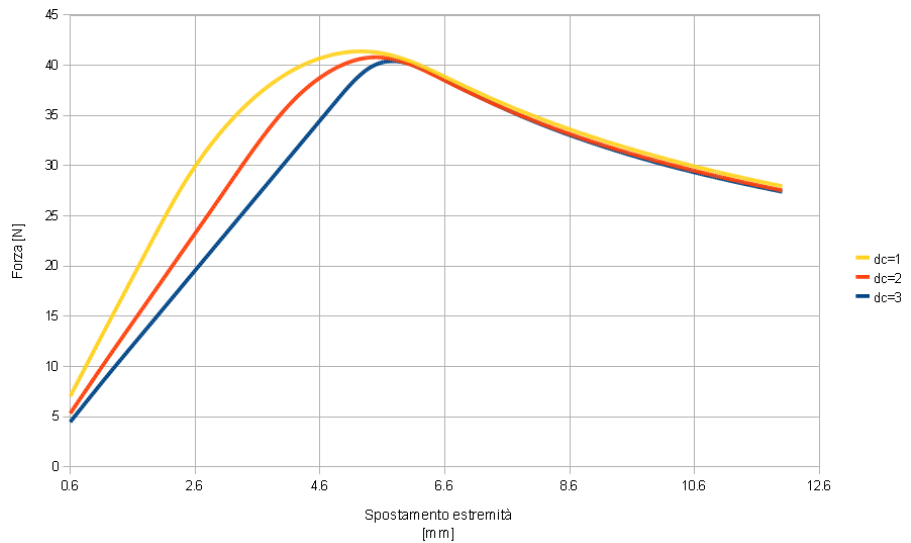
Ovviamente per poter calcolare lo spostamento massimo in questo modo, occorre possedere una stima del valore di σ_{max} .

Diversamente dal secondo parametro, lo spostamento critico δ_0 non può essere collegato direttamente alle caratteristiche del materiale e va quindi calibrato sulla base della curva del test sperimentale.

Sono state effettuate varie analisi nelle quali, fissato il valore di tenacità a frattura G_c , sono stati fatti variare separatamente i due parametri ed analizzati i conseguenti andamenti delle curve F - δ . Come mostrato in fig. 4.17 (per il test *DCB* in questo caso), l'aumento del valore di δ_f provoca una diminuzione del carico massimo ottenibile, in accordo all'ipotesi fatta in precedenza. Le differenti curve posseggono inoltre pendenze leggermente differenti, mentre lo spostamento d'estremità corrispondente al valore di carico massimo aumenta all'aumentare di δ_f .

Infine si nota come, una volta raggiunti i valori critici di carico, i differenti casi proseguono lungo una medesima curva decrescente.

Per quanto riguarda l'andamento delle curve al variare dello spostamento critico δ_0 , fissati i valori G_c e δ_f , si nota come in questo caso la variazione di carico massimo raggiungibile risulta molto contenuta, così come la variazione del valore di spostamento corrispondente (fig. 4.18). Si può notare una variazione della pendenza tra le curve ed un differente comportamento in fase di *softening*. In particolare, tanto più δ_0 risulta prossimo al δ_f (deve comunque risultare minore ad esso), tanto più la curva si abbassa bruscamente, mentre per valori relativamente piccoli dello spostamento critico, la transizione

Figura 4.17: Andamento della forza al variare di δ_f (DCB)Figura 4.18: Andamento della forza al variare di δ_0 (DCB)

avviene in maniera molto più graduale, interessando una zona più ampia che comprende anche la parte lineare della curva.

Infine, tutte le curve tendono asintoticamente ad uno stesso valore lungo una curva decrescente.

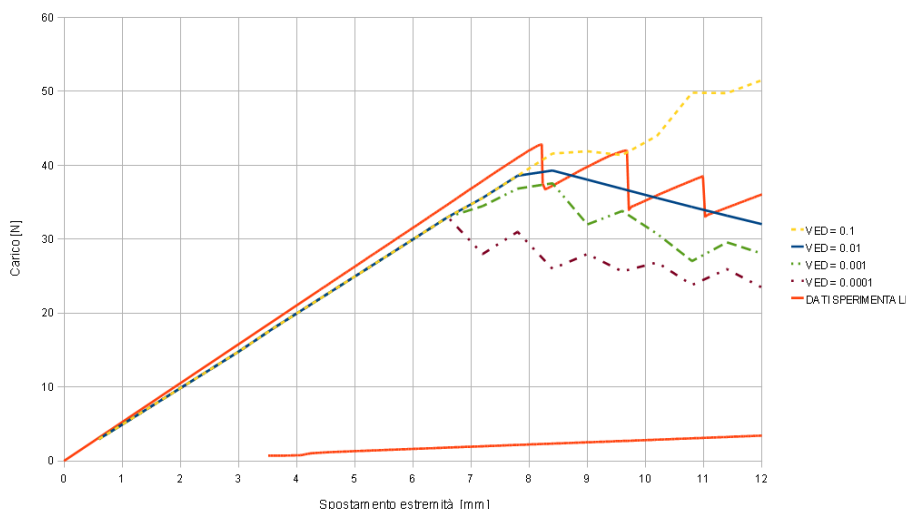


Figura 4.19: Andamento della forza al variare del fattore di viscosità numerica (DCB)

Il fattore di viscosità artificiale del materiale influisce notevolmente sul comportamento del modello. In particolare, come è raffigurato in fig. 4.19, si nota che un valore della viscosità troppo elevato (maggiore di 0.05) rende la soluzione eccessivamente uniforme, rendendo impossibile l'individuazione dell'innescò della frattura. Viceversa, un valore troppo piccolo della viscosità rende la soluzione decisamente instabile dopo l'innescò della delaminazione e rallenta i tempi di esecuzione dell'analisi.

Sulla base di questi risultati, la calibrazione del materiale coesivo è stata fatta definendo preliminarmente il valore di G_c sulla base dei risultati sperimentali. In seguito è stato assegnato il valore a δ_f in modo che il modello numerico fornisse una curva il cui carico massimo fosse lo stesso del carico massimo medio ottenuto dai test. In seguito il valore di δ_0 è stato scelto in modo tale da riprodurre quanto più fedelmente la fase di softening osservata dalle curve sperimentali; in particolare si è utilizzato un valore di spostamento critico prossimo a quello di spostamento massimo per ottenere una caduta quanto più brusca possibile del carico, una volta raggiunta l'energia massima ammissibile.

5. STUDIO SU UN COMPONENTE STRUTTURALE

Nel seguente capitolo viene trattata l'applicazione delle metodologie definite precedentemente su un componente strutturale importante quale un pannello del cassone multilongherone dell'equilibratore di un velivolo commerciale. L'analisi è relativa ad una prova sperimentale effettuato su un pannello nervato sottoposto a compressione.

In particolare viene descritto lo scopo delle analisi per il dimensionamento della struttura, le prove effettuate e le analisi numeriche per il calcolo del carico di innesco della delaminazione.

Vengono infine messe a confronto due configurazioni del pannello, con e senza bullonatura sul longherone centrale, per verificare l'efficacia dell'utilizzo della bullonatura e per analizzare le differenze tra le metodologie utilizzate in termini di variazione della distribuzione di energia.

5.1 Obiettivi della simulazione

Accertata la bontà delle tecniche utilizzate a livello di provini, si rende necessario ai fini della certificazione, la validazione di tali metodologie a livello di strutture più complesse [32], [33], [34]. Le analisi effettuate su un pannello nervato a compressione riproducono una tipica condizione di carico della parte superiore del box di un equilibratore.

La normativa impone che la struttura sia in grado di svolgere correttamente la sua funzione per carichi fino al carico limite (*Limit Load, LL*) anche in presenza di aree delaminate. Tali delaminazioni possono essere causate da difetti di fabbricazione (i.e. *kissing parts*) oppure dovute ad impatti avvenuti durante la vita operativa o durante la manutenzione del velivolo. Le dimensioni massime previste per tali zone sono definite su base statistica e vengono imposte dalla normativa [35].

Il primo effetto che comportano questi difetti è quello della diminuzione del carico di buckling; in particolare maggiore è l'area coinvolta, minore è il carico critico di buckling. Dal momento che la maggior parte delle strutture sottoposte a compressione viene dimensionata a buckling, occorre che la struttura difettata non si instabilizzi per carichi inferiori o uguale del LL. Questo si traduce con la necessità di ottenere l'autovalore del primo modo di buckling superiore a 0.68, quando la struttura è sottoposta a carico ultimo (*Ultimate Load, UL*).

Questa necessità porta all'utilizzo di una serie di bulloni posti tra la soletta del corrente ed rivestimento detti *chicken fastener*. Tale bullonatura rappresenta un sistema di bloccaggio di sicurezza e ha lo scopo di limitare l'energia di deformazione associata al modo I limitando gli spostamenti normali al piano e, di conseguenza, bloccando l'apertura della delaminazione. È stato dimostrato tuttavia, che l'utilizzo dei bulloni non impedisce la crescita della delaminazione una volta superato il carico di innesco corrispondente; vale a dire che la delaminazione è in grado di propagarsi anche in presenza della bullonatura semplicemente aggirando l'ostacolo.

La scelta del passo (*pitch*) di tale bullonatura è determinata dal primo autovalore di buckling della struttura secondo un procedimento iterativo, come descritto in fig 5.1.

Tuttavia, una volta determinato il passo, occorre verificare inoltre che la delaminazione avviata non si propaghi prima del LL; in questo caso infatti, occorre diminuire ulteriormente la distanza dei bulloni per fare in modo che a carico limite non avvenga alcuna crescita dell'area delaminata.

5.2 Prove sperimentali

5.2.1 Descrizione della struttura

La struttura provata rappresenta un pannello nervato con 5 longheroni (fig. 5.2), costituito da laminato unidirezionale con configurazioni di laminazione variabili nella struttura, costituito da fibre di carbonio e resina epossidica tenacizzata. Le varie componenti della struttura sono state unite mediante co-polimerizzazione. Inoltre nella struttura è stata intenzionalmente provocata una delaminazione per simulare un difetto. Sono stati infine inseriti dei bulloni d'arresto (*arrest fasteners*) tra la soletta del corrente ed il rivestimento, come previsto dall'ente in fase di certificazione del componente.

Le caratteristiche del pannello provato sono riassunte in tabella 5.1.

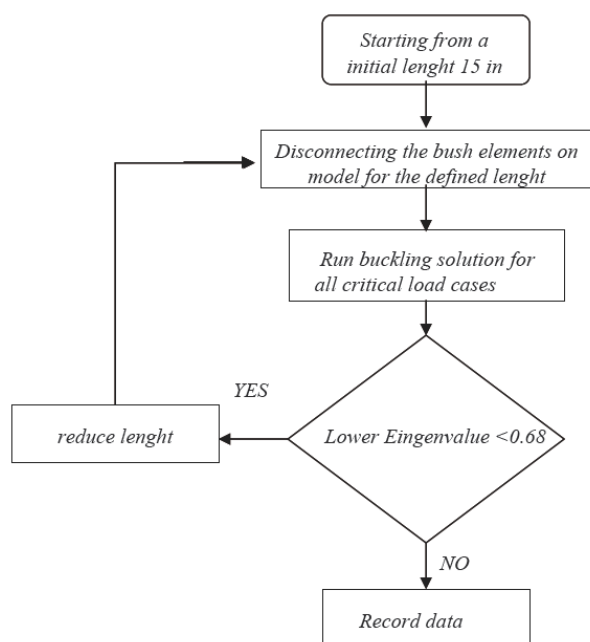


Figura 5.1: Procedimento utilizzato nel dimensionamento del passo dei bulloni

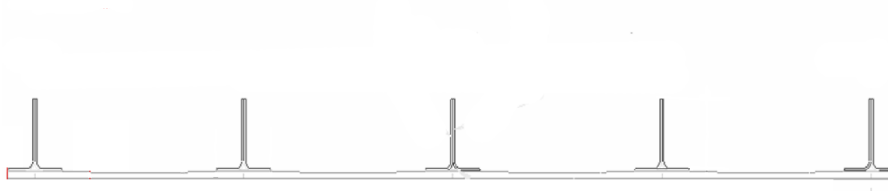


Figura 5.2: Vista frontale del pannello provato

Il pannello presenta delle aree delaminate intenzionalmente all'interfaccia tra il longherone centrale e il rivestimento, in prossimità della metà della lunghezza del pannello, per una lunghezza pari a 10.9 in . Inoltre sono state create delaminazioni tra i longheroni adiacenti a quello centrale e il rivestimento, per un'estensione pari a 0.25 in .

Le delaminazioni artificiali sono state simulate attraverso uno strato di FEP (*Fluorinated ethylene propylene*). Tale materiale costituisce un particolare tipo di polimero simile al Teflon che, inserito tra due strati di composito, al momento della cura in autoclave impedisce la laminazione degli strati adiacenti.

Numero di correnti		5
Passo correnti	[in]	11.85
Larghezza pannello	[in]	50.56
Lunghezza pannello	[in]	140
Area pannello	[in ²]	1.708
Larghezza flangia	[in]	3.060
Altezza web	[in]	3.550
Spessore rivestimento	[in]	0.266
Spessore web	[in]	0.207
Area longherone	[in ²]	1.053

Tabella 5.1: Caratteristiche del pannello provato

5.2.2 Esecuzione della prova

Il pannello è stato provato con la MTS 2000 kip Universal Test Machine (fig 5.3). Il posizionamento è avvenuto mediante due piastre d'acciaio in compressione montate sulla macchina di carico con il centroide del pannello allineato con la linea media della piastra inferiore. Un sottile riempitivo (*shim*) d'acciaio, pari alla lunghezza e alla larghezza del piede del componente, è stato disposto tra le piastre ed il componente per facilitare a posteriori la posizione del riempitivo per il bilanciamento degli estensimetri.

Le estremità del pannello sono state bloccate mediante *potting frames* in alluminio, a loro volta bloccate mediante strisce di nylon una volta che il centroide del pannello si trovi allineato con la linea media della macchina.

Dopo l'installazione di pannello e vincoli, sono stati installati gli *EDI* (Electronic Displacement Indicator), come sensori di spostamento. Prima della prova sono stati effettuati dei rilevamenti iniziali di deformazione per determinare se fosse necessario dello *shimming* per bilanciare gli estensimetri "far field". I pannelli sono stati caricati al 20% del carico di rottura per determinare se l'uniformità del carico del pannello fosse o meno accettabile. Sono stati inoltre inseriti shim ulteriori localmente dove necessario per rispettare questo requisito.

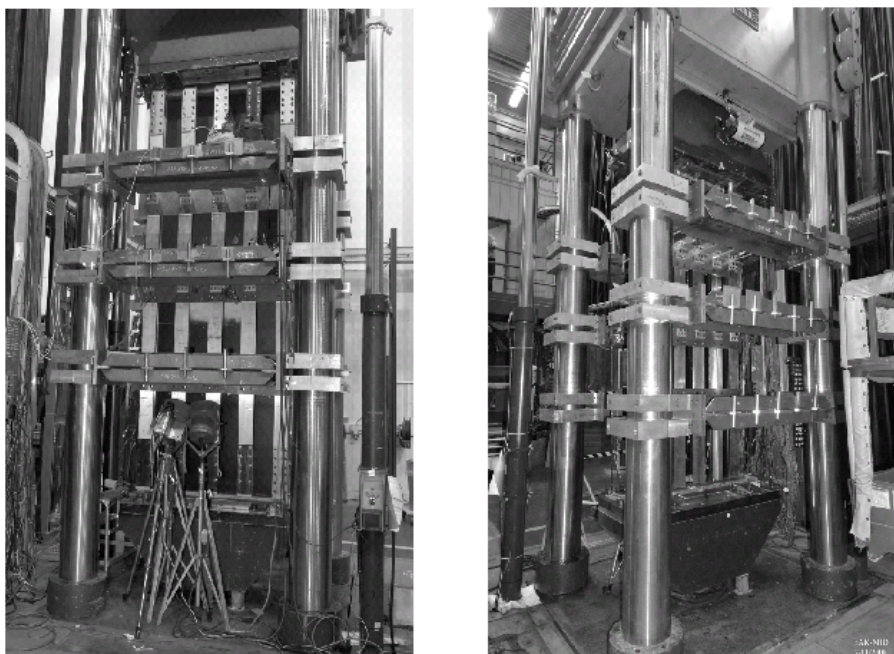


Figura 5.3: Vista anteriore e posteriore della macchina di carico

5.3 Analisi numerica

L'analisi è stata suddivisa in quattro fasi:

- analisi lineare per controllare le condizioni di vincolo
- analisi a buckling per determinare il primo valore di carico critico e l'autovettore corrispondente con il quale ricavare la perturbazione del rivestimento, in termini di spostamento fuori dal piano, da applicare al modello per facilitare la convergenza dell'analisi non lineare
- analisi non lineare dalla quale estrarre forze e spostamenti per la VCCT (metodo del bilancio energetico, coesivi), oppure direttamente i valori di energia di deformazione G per la metodologia di Nastran.
- verifica del superamento del valore di tenacità a frattura

Ciascuna analisi è stata effettuata prima sui modelli senza la presenza dei bulloni di sicurezza (fig. 5.4 1) ; in seguito sono state effettuate nuove analisi con gli stessi parametri, ma per modelli in cui sono stati inseriti degli elementi

monodimensionali per simulare i bulloni (fig. 5.4 2)) e verificare l'efficacia di tali elementi in termini di aumento del carico critico.

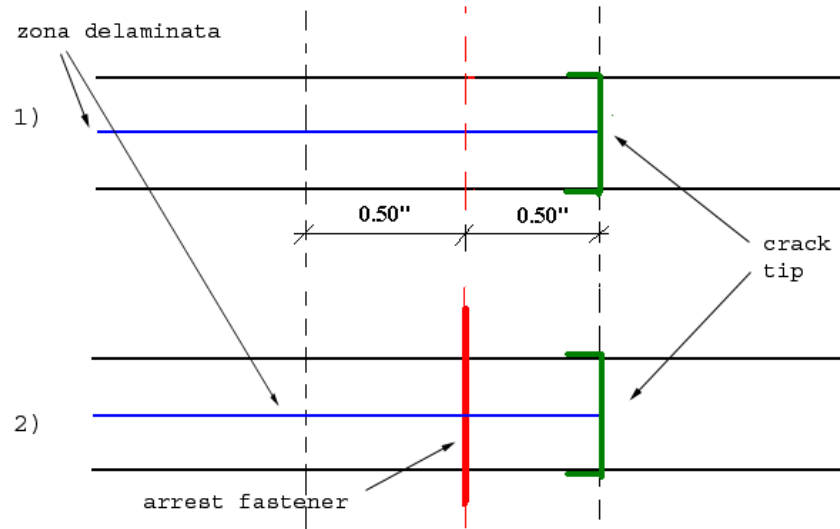


Figura 5.4: Schema del crack tip: 1) senza bulloni; 2) in presenza di bulloni

Per quanto riguarda il calcolo dell'energia di deformazione sono stati implementati i metodi descritti nei capitoli precedenti ed in particolare le formulazioni bidimensionali, in quanto sono stati utilizzati esclusivamente modelli con elementi 2D. Riguardo al valore di tenacità a frattura G_c , col quale viene effettuata la verifica dell'innescò della delaminazione, si è utilizzata una curva di resistenza fornita dal costruttore e la relativa espressione analitica per calcolare, noto il valore del rapporto di modo misto, la G_c corrispondente, secondo il criterio di resistenza di *B-K*.

Per quanto riguarda il carico di rottura nel caso di elementi coesivi è stato preso in considerazione, come nei capitoli precedenti, lo sforzo normale di contatto all'interfaccia coesivo-superficie.

5.3.1 Descrizione modello

I modelli ad elementi finiti utilizzati per le analisi sono stati ricavati utilizzando elementi 2D di tipo *QUAD4* per la modellazione del rivestimento e dei longheroni. L'utilizzo di elementi bidimensionali ha come vantaggio quello di ridurre notevolmente i tempi di calcolo, tuttavia il calcolo dell'energia di

deformazione risulta funzione di molti parametri a differenza dei modelli solidi [36].

Per i bulloni sono stati utilizzati elementi monodimensionali di tipo *BUSH* [37]. La dimensione della mesh è stata scelta per ottenere un'accuratezza adeguata nella zona centrale del pannello, dove sono presenti le aree delaminate. Lontano da questa zona gli elementi hanno dimensioni maggiori (fig 5.6).

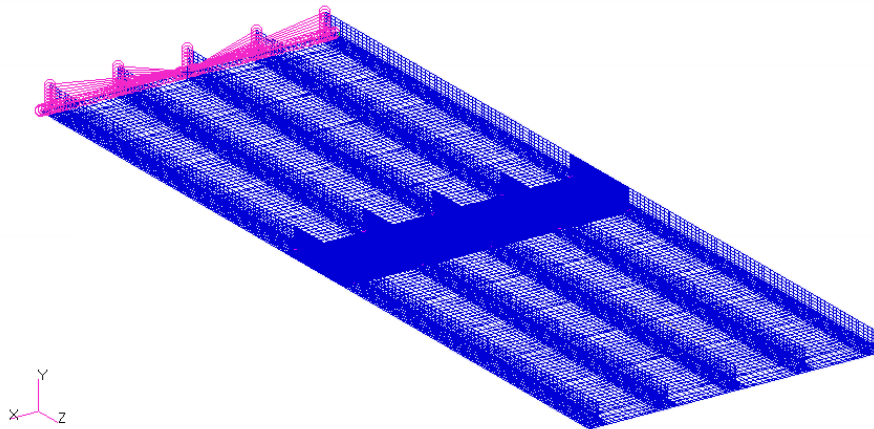


Figura 5.5: Mesh utilizzata per il pannello

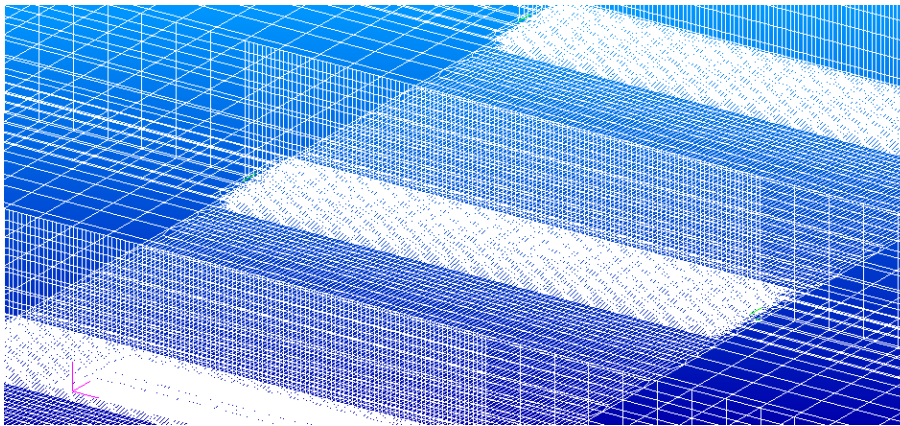


Figura 5.6: Particolare della mesh nella zona delaminata

	$X \text{ length}_{max} [in]$	$Z \text{ length}_{max} [in]$
Zona centrale	0.0625	1.25
Estremità	4.1	4.3

Tabella 5.2: Dimensioni della mesh utilizzata

Per i contatti rivestimento-corrente sono stati utilizzati elementi monodimensionali di tipo *BAR* nel primo modello (fig. 5.7 (a)), dove è stata implementata la metodologia del bilancio energetico. Negli altri modelli, sono state utilizzate le proprietà di contatto del Nastran (fig. 5.7 (b)). Nell'analisi con elementi coesivi sono stati utilizzati elementi tridimensionali di tipo *CIFHEX* interposti tra rivestimento e corrente, posti in contatto con questi ultimi (fig. 5.7 (c)).

Le aree delaminate sono state modellate, nel primo caso, rimuovendo gli elementi *BAR* posti in loro corrispondenza, negli altri modelli rimuovendo il contatto (e gli elementi coesivi eventualmente).

Come sistemi di riferimento, il sistema globale ha la coordinata z parallela alla lunghezza dei correnti, la x normale ad essa e giacente nel piano del rivestimento, mentre la y forma una terna destra con le altre due (normale al pannello, verso l'alto). È stato inoltre definito un ulteriore sistema di riferimento a cui riferire forze e spostamenti per il calcolo dell'energia di deformazione con il metodo del bilancio energetico. In tale sistema, la x risulta parallela agli correnti, la z normale al pannello verso l'alto e la y forma una terna destra con le altre due.

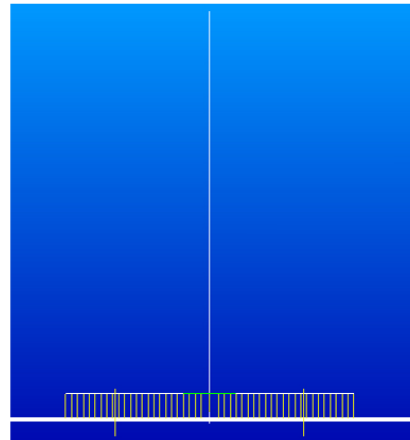
5.3.2 Modalità di carico e vincoli

Per quanto riguarda i vincoli, è stato imposto un incastro per tutti i nodi appartenenti ad un estremo del modello. Inoltre sono stati vincolati tutti i nodi posti all'estremo superiore delle web dei longheroni, impendendo gli spostamenti 1 e 2 nel sistema di riferimento globale (fig 5.8), i.e. lo spostamento normale al pannello e trasversale alla lunghezza del longherone.

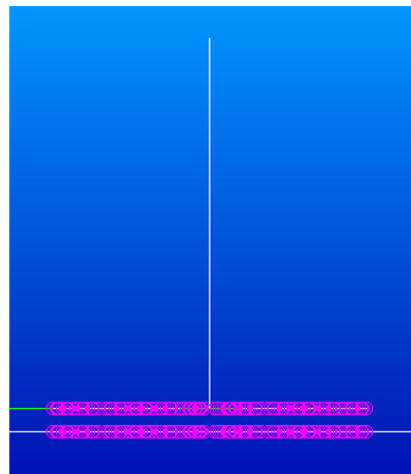
Il pannello è stato caricato a compressione sull'estremo non vincolato mediante una forza nodale con valore pari a 1.5 UL. Tale forza è stata applicata ad un nodo non appartenente alla struttura e posto lungo l'asse neutro della struttura. Il collegamento tra il nodo caricato ed i nodi appartenenti all'estremo libero è avvenuto mediante l'utilizzo di un *Multi Point Constraint* di tipo *RBE2*

della quale il nodo caricato rappresenta l'elemento indipendente ed i nodi d'estremità gli elementi dipendenti, solidali con quest'ultimo.

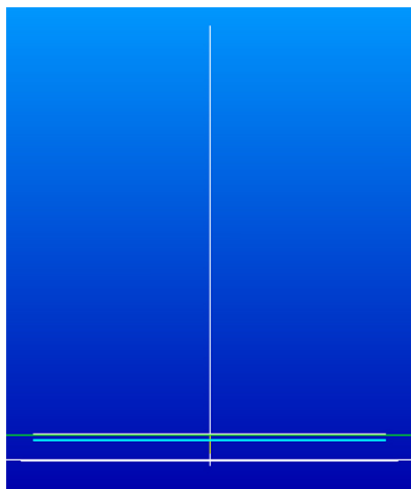
Infine per il nodo caricato è stata imposta l'esclusiva traslazione lungo l'asse z globale, ovvero parallelamente alla direzione della forza applicata.



(a)



(b)



(c)

Figura 5.7: (a) Contatto con elementi *1D*, (b) Contatto *GLUED*, (c) Contatto coesivo-superficie

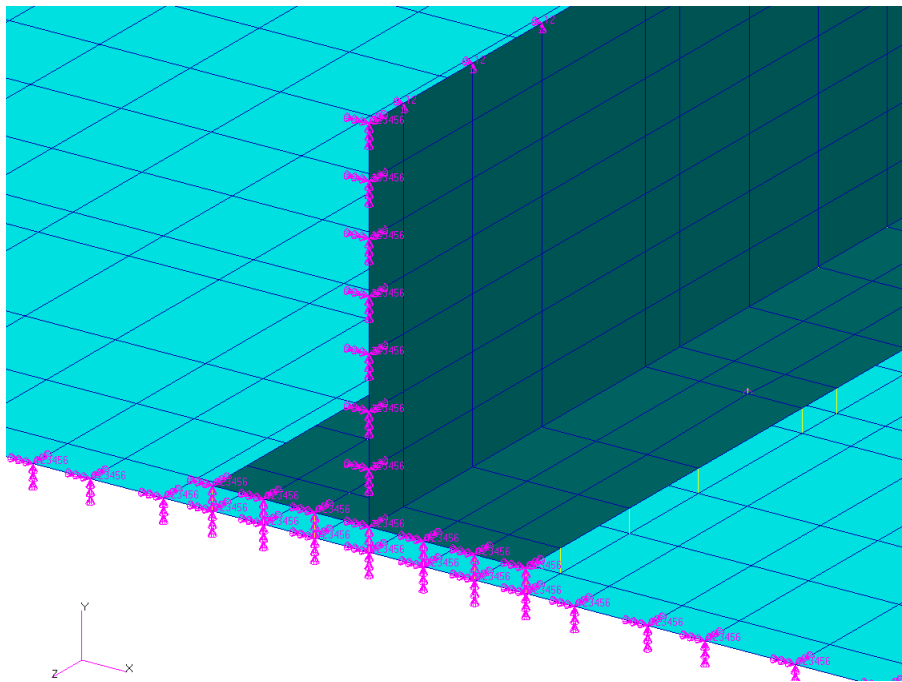


Figura 5.8: Modalità di vincolo del pannello

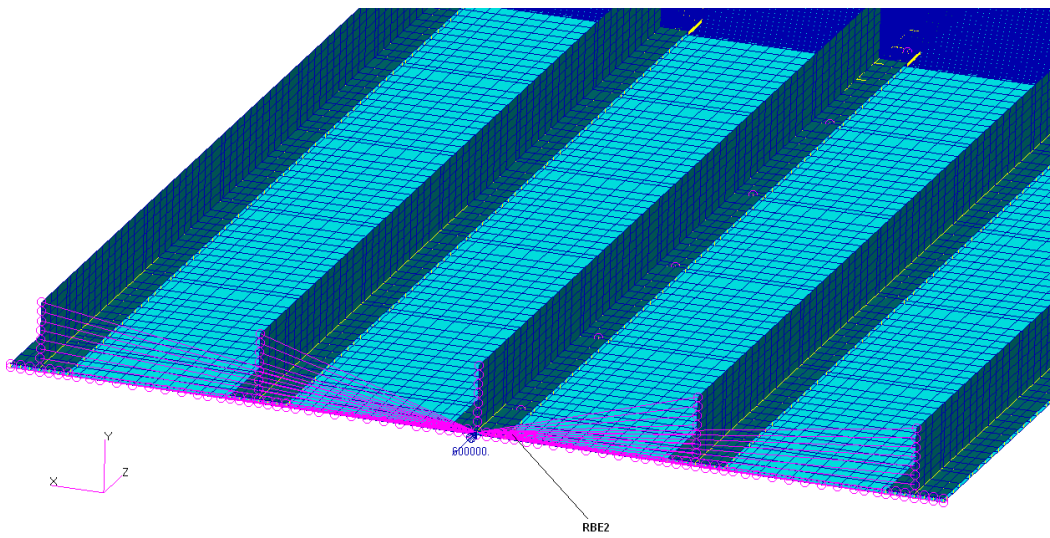


Figura 5.9: Modalità di carico del pannello

5.3.3 Parametri delle analisi

Le analisi sono state effettuate per ciascun modello utilizzando 13 incrementi di carico. Posto come valore unitario il carico ultimo del pannello, UL , per ciascun caso il carico è stato incrementato a partire dal valore di $.39 UL$ in modo da raggiungere il carico ultimo in 10 step (tab 5.3). A partire da tale valore, il carico è stato ulteriormente incrementato fino ad $1.5 UL$.

<i>Load Step ID</i>	<i>Frazione carico [% UL]</i>
1	39
2	42
3	45
4	48
5	51
6	54
7	63
8	75
9	89
10	100
11	118
12	125
13	150

Tabella 5.3: Caratteristiche del pannello provato

Per ciascun incremento sono stati utilizzati 13 incrementi nella scheda *NL-PARM* e come metodi di aggiornamento della matrice di rigidità si è scelto di utilizzare il parametro *AUTO*, con il quale il solutore seleziona automaticamente il metodo più efficiente. Per quanto riguarda il criterio di convergenza, si è utilizzato il controllo dell'errore sugli spostamenti (U) e sui carichi di equilibrio (P).

5.3.4 Criterio di rottura

Come accennato precedentemente, il calcolo della tenacità a frattura in modalità mista è stato effettuato secondo il criterio di *B-K*. Per ciascun metodo implementato il carico critico è stato definito come il carico per cui l'energia

di deformazione totale risulta uguale al valore di tenacità fornito dal suddetto metodo.

Tale verifica è stata implementata in differenti modalità, ciascuna delle quali ha fornito differenti valori di carico critico. La modalità più conservativa consiste nella verifica del superamento dell'ammissibile per ciascun nodo del crack tip. Secondo quest'ultima modalità, si considera critico il primo carico per cui un nodo supera il valore ammissibile locale di energia.

Una seconda modalità prevede che la verifica di resistenza si effettui sull'energia di deformazione totale mediata su tutti i nodi del fronte. Questo metodo considera ancora integra la struttura anche in presenza di valori di energia localmente superiori all'ammissibile, a patto che il valore medio di energia risulti inferiore alla tenacità a frattura, anch'essa mediata lungo l'intera lunghezza del crack tip.

Una terza modalità implementata consiste nella verifica di resistenza mediata per una larghezza inferiore alla larghezza del fronte di delaminazione. In particolare si è scelto di utilizzare la lunghezza entro la quale si distribuisce il 90% dell'integrale dell'energia di deformazione.

Nel caso degli elementi coesivi infine, il valore del carico di rottura viene determinato dall'analisi degli sforzi normali di contatto tra elemento coesivo e struttura; in particolare, considerando lo sforzo medio lungo la larghezza del fronte di delaminazione, il carico di rottura è stato calcolato come il carico a cui corrisponde il valore di picco dello sforzo medio prima della fase di softening.

5.4 Confronto risultati

Per tutti i modelli utilizzati, si è verificata preliminarmente la congruenza delle condizioni di vincolo ed applicazione del carico, in seguito è stata eseguita l'analisi a buckling per verificare i moduli del primo autovalore, infine sono state effettuate le analisi non lineari e confrontate le deformazioni di ciascun modello in alcuni punti ed i valori di energia di deformazione.

5.4.1 Carico di buckling

Una volta verificato che le condizioni di vincolo e di carico risultano le medesime per tutti i modelli utilizzati, si è proceduto all'analisi a buckling dei pannelli per verificare che il primo autovalore avesse modulo simile per ogni

caso ed il corrispondente carico di buckling quanto più vicino al valore trovato sperimentalmente, come mostrato in tab 5.4.

<i>Modello</i>	λ_1	<i>Err [%]</i>
Sperimentale	0.7667	-
Manual (BAR)	0.7276	-5.1
VCCT Nastran	0.7572	-1.24
Coesivi	0.7355	-4.07

Tabella 5.4: Confronto dei carichi di buckling per i diversi modelli

I risultati ottenuti risultano in linea con quanto previsto. In particolare, l'utilizzo di elementi per simulare il contatto rivestimento-corrente ha l'effetto di aumentare, se pur in maniera poco rilevante, la rigidità totale del pannello, specialmente per il modello che comprende elementi monodimensionali. Il valore che più si avvicina al dato sperimentale risulta quello ottenuto con il modello che utilizza i contatti, *i.e.* dove è stata implementata la VCCT Nastran.

Per tutti i modelli si è infine verificata la congruenza della deformata associata a tale autovalore corrispondente all'instabilizzazione situata nella zona centrale del pannello in corrispondenza del longherone centrale (fig 5.10).

A partire dall'autovettore relativo al primo autovalore di buckling, normalizzato a massimo unitario, si è prodotta la perturbazione iniziale sui nodi del rivestimento dei modelli utilizzati per le successive analisi non lineari. In particolare, è stata modificata la posizione dei nodi del rivestimento rispetto al piano di riferimento aggiungendo a questi il valore dell'autovettore corrispondente allo stesso nodo, moltiplicato per un decimo dello spessore del rivestimento (eq. 5.1).

$$n_{new} = n_{old} + \frac{t_{skin}}{10} \delta_{eig} \quad (5.1)$$

Dove n_{new} rappresenta la coordinata nodale modificata in direzione normale al piano di riferimento, n_{old} la coordinata originaria, t_{skin} lo spessore del rivestimento e δ_{eig} il valore di spostamento normale nodale dell'autovettore normalizzato.

5.4.2 Comportamento globale

Come ulteriore verifica delle analisi effettuate si è valutato l'andamento delle deformazioni del pannello, calcolate in diverse posizioni, e confrontato con i

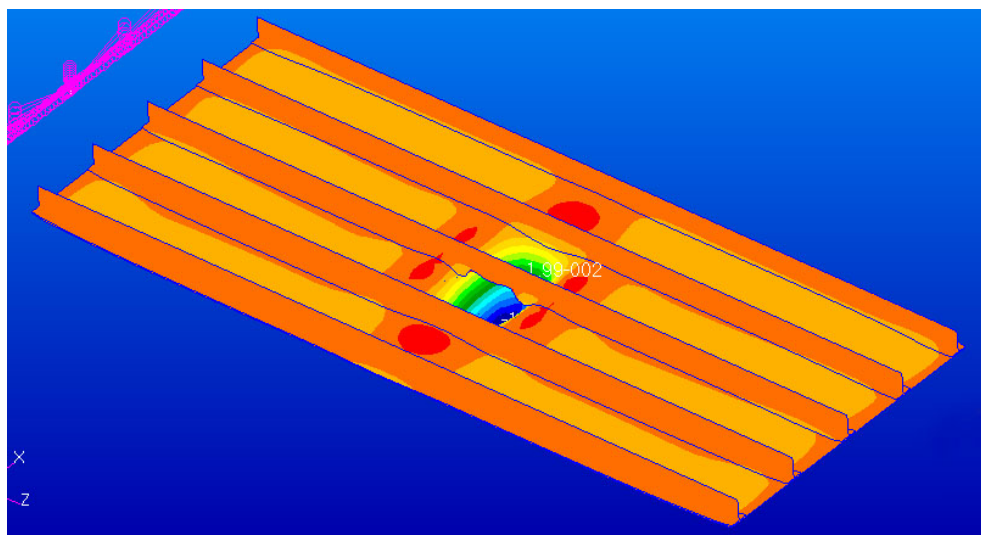


Figura 5.10: Deformata associata al primo autovalore di buckling

dati acquisiti attraverso gli estensimetri collocati sulla struttura.

Si è inoltre effettuata una stima della rigidità complessiva del pannello, prima (EA_{pre}) e dopo il buckling (EA_{post}), attraverso le equazioni:

$$EA_{pre} = \sum_i (EA)_i = 5 \cdot (EA)_{spar} + 5 \cdot (EA)_{fill} + 5 \cdot (EA)_{plank} + 4 \cdot (EA)_{skin}$$

$$EA_{post} = 5 \cdot (EA)_{spar} + 5 \cdot (EA)_{fill} + 4 \cdot (EA)_{plank} + 3 \cdot (EA)_{skin} \quad (5.2)$$

dove $(EA)_{spar}$ rappresenta la rigidità del singolo longherone, $(EA)_{fill}$ quella del riempitivo (*filler*) di ciascun longherone, $(EA)_{plank}$ quella del rinforzo sotto la soletta del longherone, $(EA)_{skin}$ quella delle baie del rivestimento.

Per come è stata definita l'area delaminata e dall'analisi a buckling, la rigidità totale del pannello dopo l'instabilità risulta pari alla rigidità totale a struttura integra meno il contributo di due baie di rivestimento e del rinforzo corrispondente al longherone centrale.

In figura 5.12 sono state confrontate le curve di carico-deformazione, in punti diversi del pannello, per i valori forniti dagli estensimetri rispetto alle curve corrispondenti alle rigidità stimate analiticamente.

La collocazione delle sezioni prese in considerazione è rappresentata in figura 5.11.

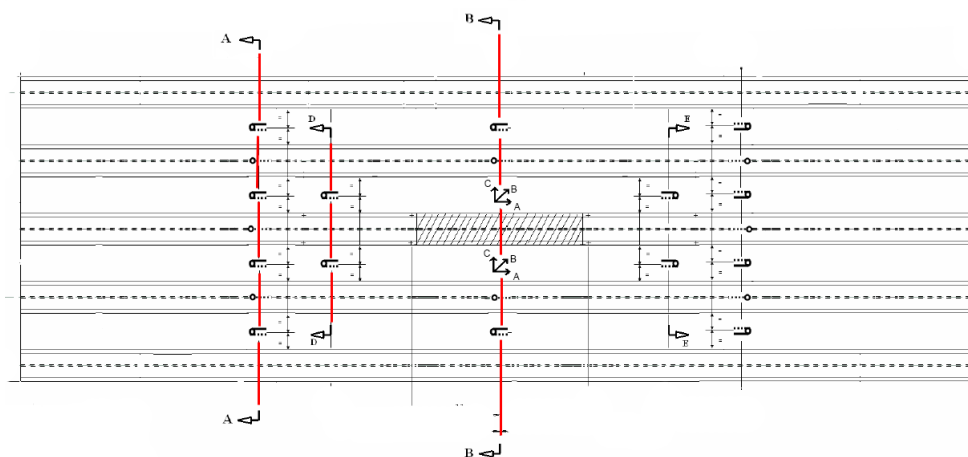


Figura 5.11: Collocazione delle sezioni corrispondenti alle misure di deformazione analizzate

La stima analitica fornisce risultati accettabili in termini di deformazioni, con uno scostamento massimo, rispetto ai dati acquisiti, pari al 8.9 %.

Successivamente sono stati confrontati gli andamenti delle deformazioni estensimetriche con i valori di deformazione delle analisi numeriche, per diverse sezioni del pannello, come mostrato in figura 5.13.

Le differenze tra le deformazioni previste e quelle acquisite sperimentalmente, per le varie sezioni analizzate, sono riassunte in tabella 5.5 e sono riferite alla struttura sottoposta a carico ultimo.

	Deformazione [$-\mu$ in/in]				Δ_{max} [%]
	Sez. A-A	Sez. D-D	Sez. B-B	Sez. B-B (2)	
Sperimentale	3070	3370	3460	3530	-
VCCT Manual	3250	3400	3550	3840	8.07
VCCT Nastran	3310	3430	3570	3800	7.81
CZM	3310	3440	3580	3650	7.81

Tabella 5.5: Confronto deformazioni dalle analisi numeriche rispetto ai dati sperimentali @ UL

I risultati ottenuti dalle analisi numeriche sono stati ritenuti accettabili rispetto ai dati sperimentali acquisiti, per tutti i punti presi in considerazione.

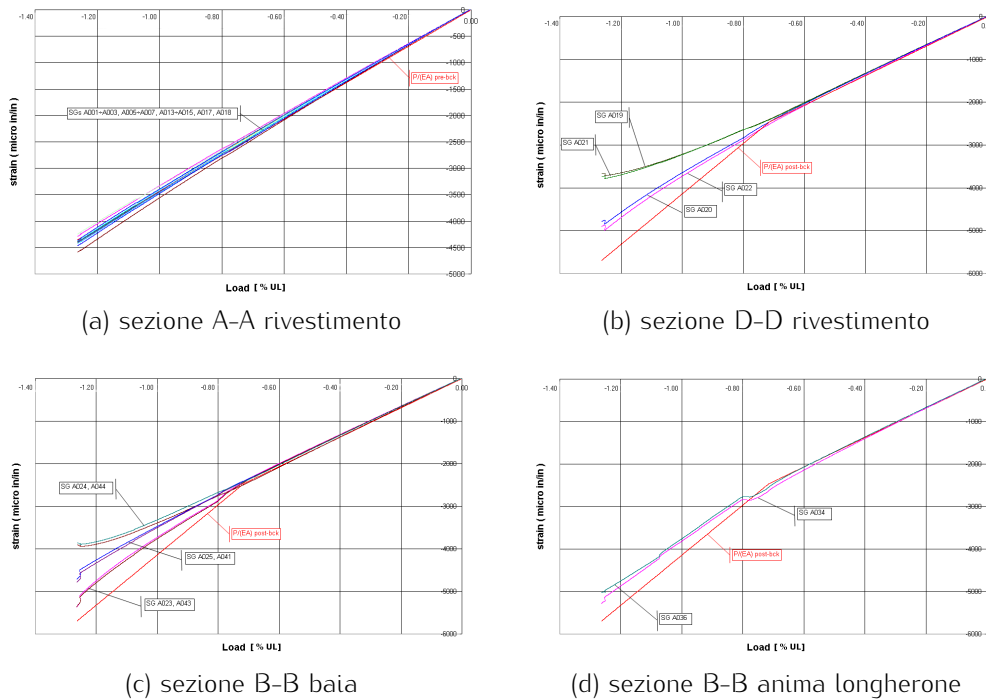


Figura 5.12: Confronto delle deformazioni estensimetriche e quelle stimate analiticamente in diverse sezioni del pannello

Come ulteriore verifica del comportamento globale della struttura nelle analisi numeriche, sono state messe a confronto le deformate per diversi valori di carico e calcolati gli scostamenti in termini di spostamenti massimi registrati dentro e fuori dal piano. In figura 5.14 sono rappresentate le deformate della struttura per le tre metodologie implementate, sottoposte a carico limite.

Dalle immagini si osserva come tutti e tre i modelli abbiano deformate molto simili tra di loro, in termine di distribuzione nel pannello. In tabella 5.6 sono confrontati i valori di spostamento massimo nelle componenti del sistema di riferimento globale per i tre modelli sottoposte a carico limite.

5.4.3 Verifica del carico critico di delaminazione

Nelle figg.5.15, 5.16, 5.17 vengono messe a confronto le distribuzioni dell'energia nelle varie componenti per i diversi incrementi di carico ottenute con la metodologia del bilancio energetico e con la VCCT Nastran.

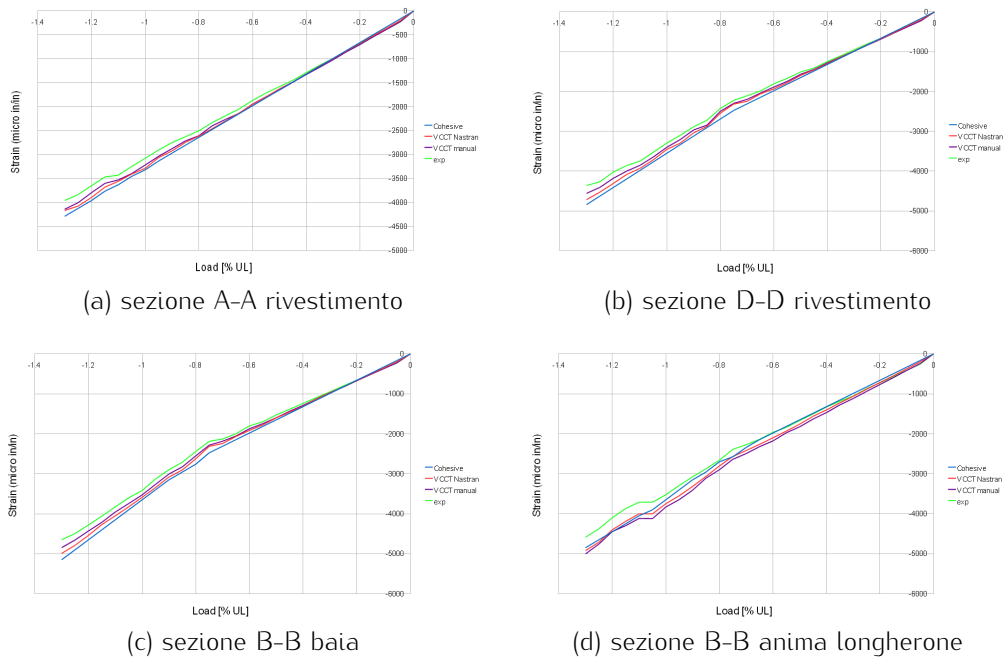


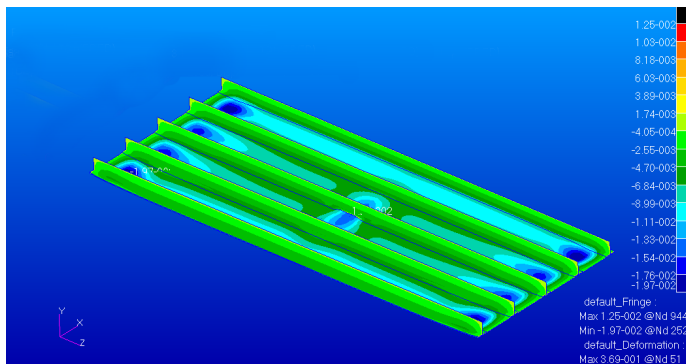
Figura 5.13: Confronto delle deformazioni estensimetriche e quelle stimate analiticamente in diverse sezioni del pannello

	Spostamento massimo [in]		
	u_x	u_y	u_z
VCCT Manual	3.02-003	-1.97-002	3.69-001
VCCT Nastran	5.22-003	-2.11-002	3.80-001
CZM	4.87-003	-2.13-002	2.73-001

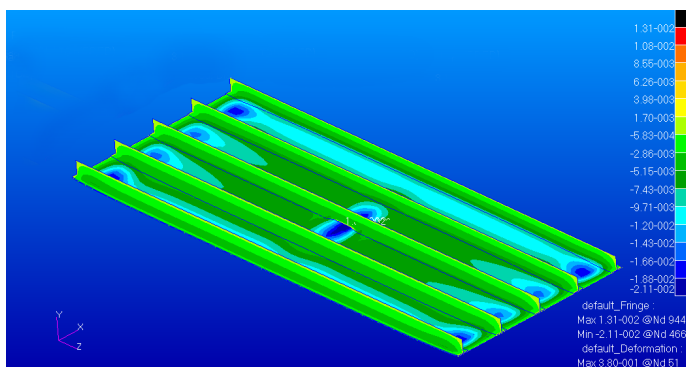
Tabella 5.6: Confronto delle deformate per i tre modelli utilizzati @ LL

A differenza delle precedenti analisi, le distribuzioni hanno un andamento molto variabile lungo la larghezza del corrente. Si nota un valore di picco nella zona centrale, in corrispondenza dell' anima e, a partire da questo, l'energia si distribuisce in maniera più o meno simmetrica lungo le estremità. L'energia quindi si abbassa abbastanza rapidamente per raggiungere un minimo nelle zone a metà tra l'estremità del corrente e l'anima.

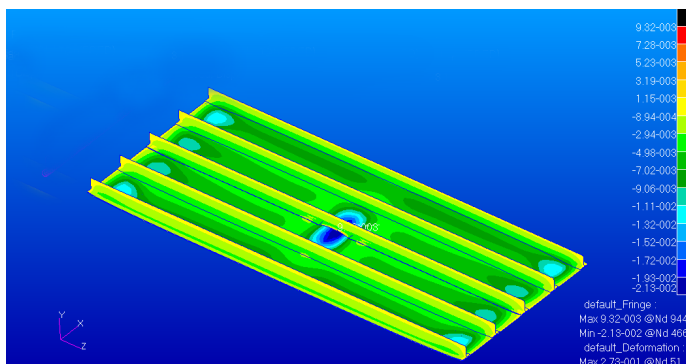
Per quanto riguarda la componente di modo I, si nota come i due metodi



(a) VCCT metodo manuale



(b) VCCT MD Nastran



(c) Elementi coesivi di interfaccia

Figura 5.14: Confronto delle deformate per i tre modelli utilizzati @ UL

forniscano risultati molto simili in termini di distribuzione; mentre in termini di ampiezza, l'energia calcolata con il metodo del bilancio energetico risulta

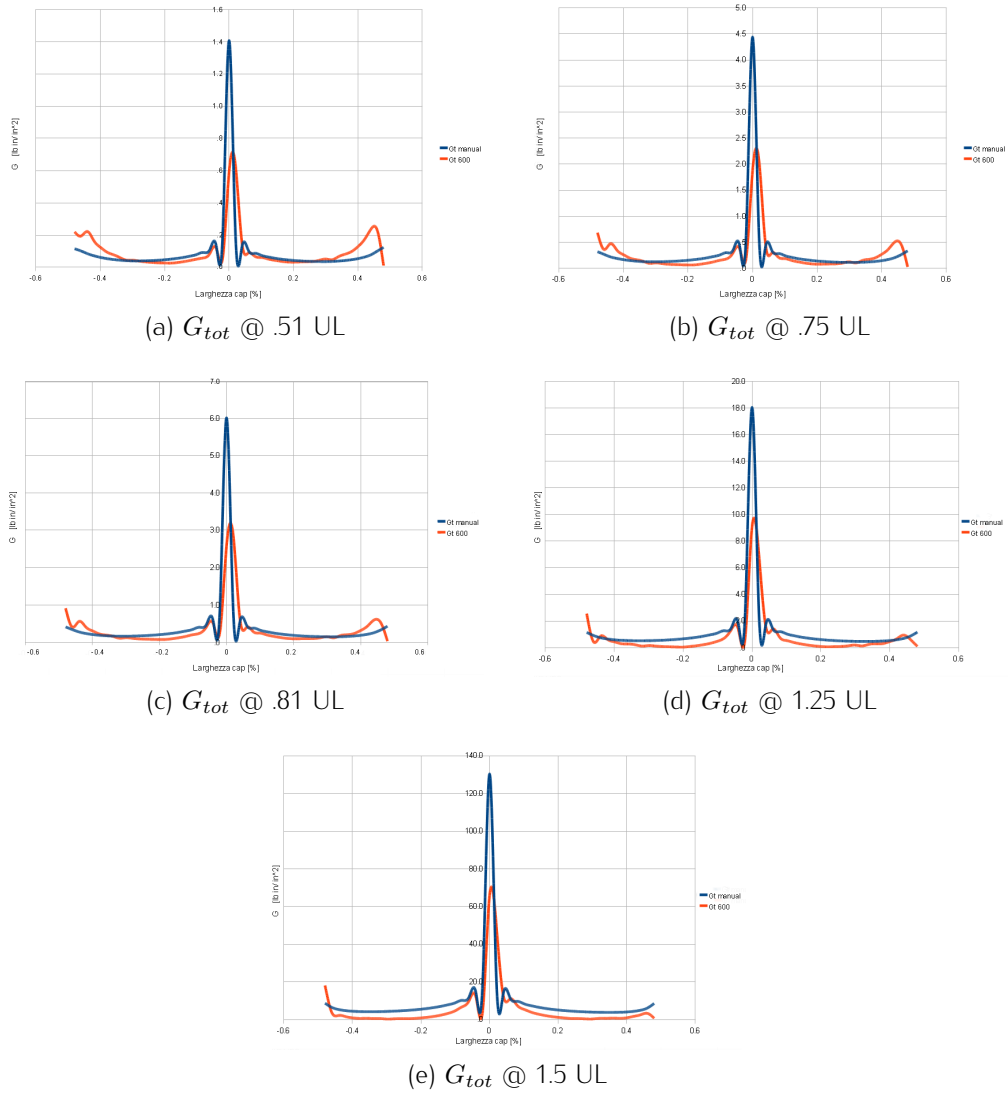


Figura 5.15: Confronto dei valori di G_{tot} lungo il corrente per il metodo energetico e quello Nastran

maggiore rispetto a quella ottenuta con la VCCT Nastran, come già evidenziato nelle analisi precedenti. In particolare il picco di energia raggiunto nella zona centrale risulta inferiore per la VCCT di Nastran.

Per le componenti di modo II e III, le differenze tra i due metodi risultano molto evidenti, sia in termini di distribuzioni che, soprattutto, come ampiezze.

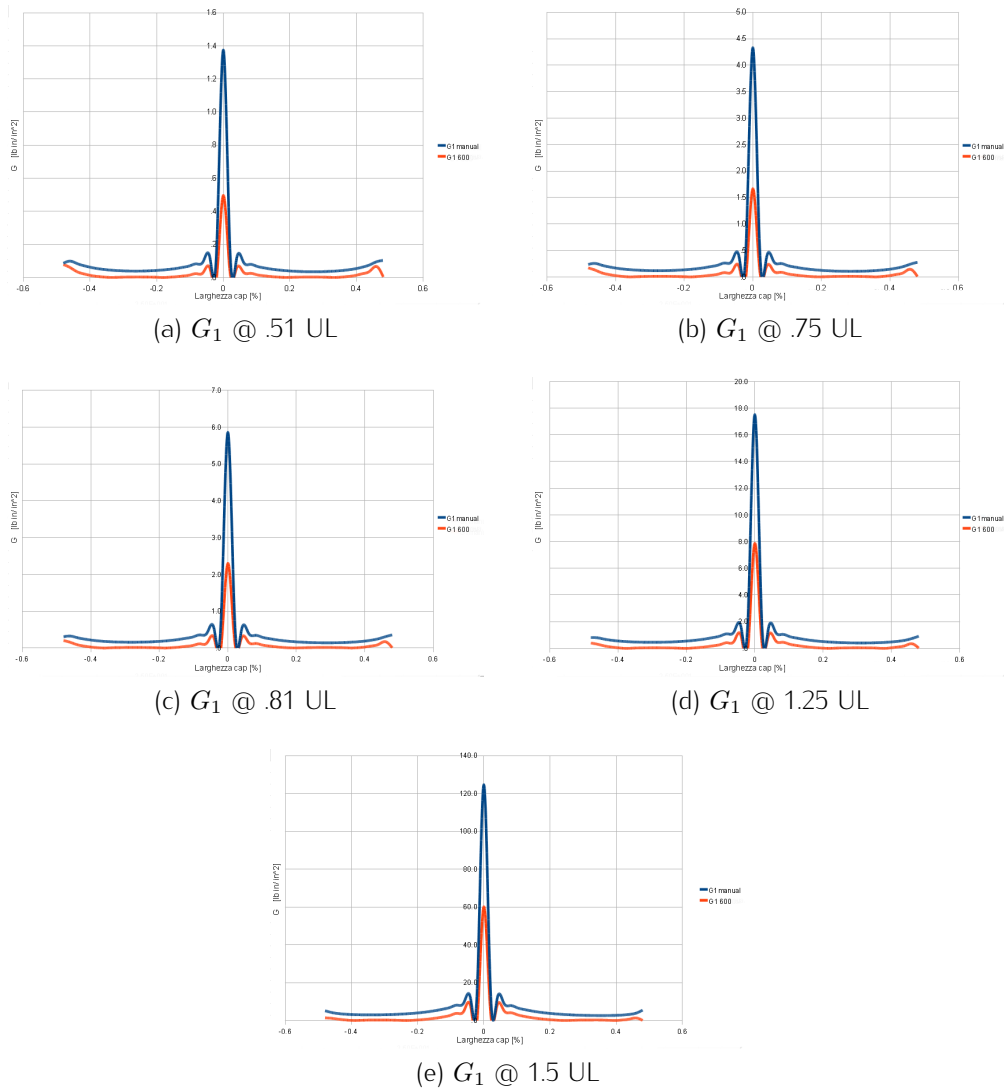


Figura 5.16: Confronto dei valori di G_1 lungo il corrente per il metodo energetico e quello Nastran

I valori forniti dalla VCCT di Nastran risultano maggiori di quelli calcolati con l'altro metodo il quale, in alcune zone del corrente per i primi incrementi di carico, analogamente alle analisi precedenti, fornisce energia nulla per alcuni nodi. Questo è dovuto al fatto che, in linea teorica, l'energia calcolata dal bilancio energetico può risultare anche negativa; risultato inconsistente dal

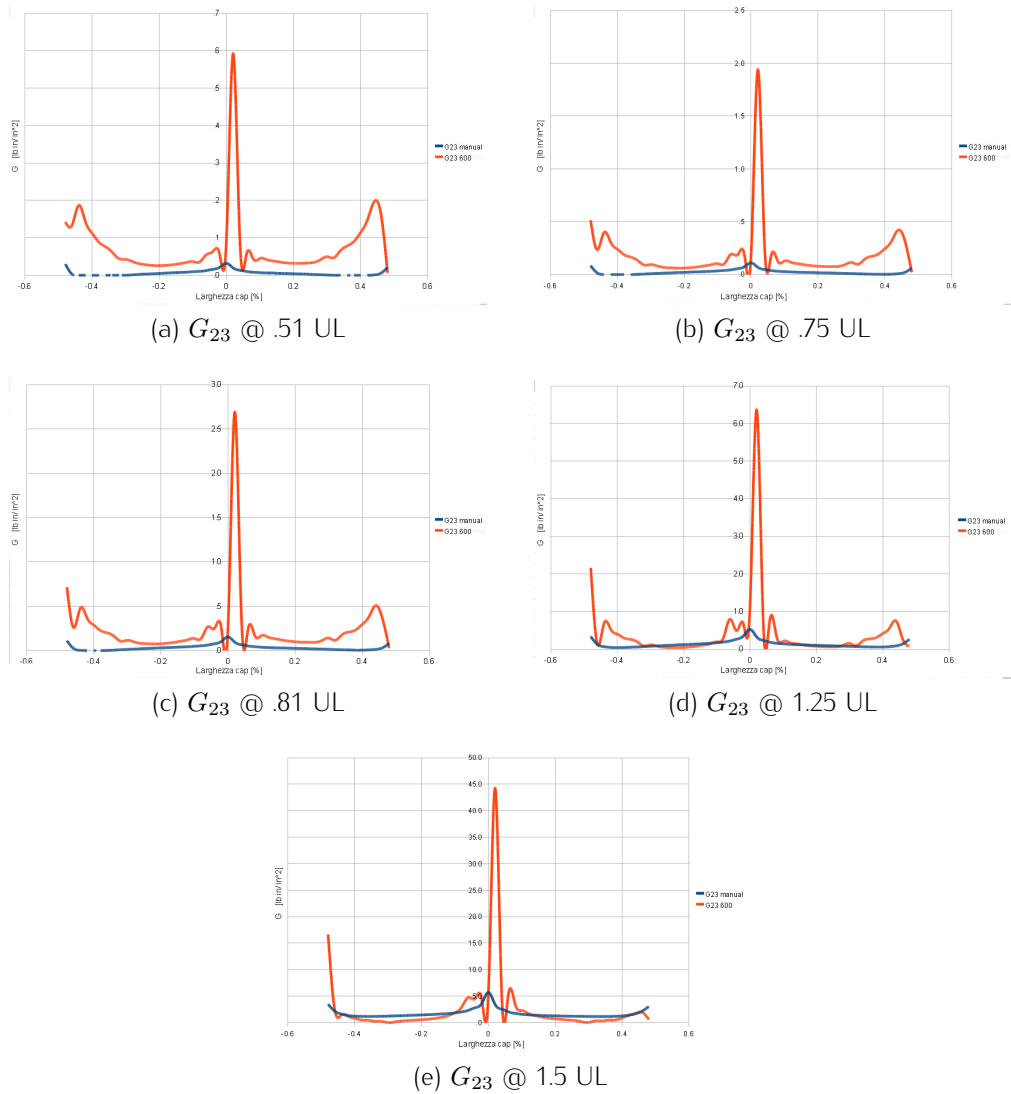


Figura 5.17: Confronto dei valori di G_{23} lungo il corrente per il metodo energetico e quello Nastran

punto di vista fisico. Per questo motivo, nel calcolo dell'energia, è stato deciso di porre uguali a zero tutte le energie con valore negativo (fig. 5.17 (a), (b), (c)).

In definitiva, i due metodi forniscono distribuzioni di energia totale confrontabili, mentre le proporzioni tra le componenti, e di conseguenza il rapporto di modo misto, risultano decisamente diverse. Questa caratteristica si ripre-

cuote sul valore della tenacità a frattura che, a parità di condizione di carico, risulta differente per i due modelli.

In tabella 5.7 vengono riportati i carichi di rottura corrispondenti alle differenti modalità prese in considerazione per le due metodologie.

	Modello	Criterio di rottura		
		G_{max}	G_{av} lungo b	G_{av} su 90%
Carico di rottura [% UL]	Manual (BAR)	.54	1.10	.97
	VCCT Nastran	.73	1.36	1.18
modo misto @ P_{max}	Manual (BAR)	.02	.13	.09
	VCCT Nastran	.21	.52	.46

Tabella 5.7: Confronto dei carichi di rottura e di mmr per i diversi criteri utilizzati

A conferma di quanto già notato precedentemente, i due modelli implementati forniscono valori di carico di rottura abbastanza differenti, derivanti da valori del rapporto di modo misto molto diversi tra i due modelli.

Dalla tabella appare evidente come il criterio basato sul valore di picco di energia risulti oltremodo conservativo, data la particolare distribuzione di energia, fornendo valori di carico di rottura molto bassi. Inoltre, questa tecnica fornisce un valore di tenacità a frattura molto basso, in conseguenza del fatto che nella zona centrale il valore del rapporto di modo misto risulta particolarmente basso.

D'altra parte l'energia media lungo l'intera lunghezza del pannello risulta troppo ottimistica come ipotesi poiché le zone relativamente piatte della distribuzione, quelle cioè a bassa energia, coprono una zona relativamente estesa della larghezza del corrente e, di conseguenza, il valore di energia medio ne risente notevolmente portando a carichi di rottura troppo ottimistici.

Il terzo metodo è stato giudicato il più idoneo per stimare un'energia di deformazione media compresa tra i valori estremi forniti dagli altri due criteri. Con questa modalità si considera l'energia media della zona che si trova attorno al centro del corrente, compresi i lobi adiacenti e parte dell'energia concentrata alle estremità.

Gli andamenti medi di energia, rapporto di modo misto e margine di sicurezza all'aumentare del carico applicato sono mostrati in fig.5.18 e si riferiscono ai valori ottenuti con il terzo metodo descritto in precedenza.

Si nota come l'energia totale stimata dal metodo di bilancio energetico risulta in generale maggiore rispetto a quella calcolata con Nastran. Una differenza molto marcata inoltre, si riscontra nelle curve degli ammissibili; la tenacità media ricavata dai valori di Nastran risulta mediamente maggiore rispetto a quella relativa al secondo metodo, la quale si attesta su valori prossimi alla G_{Ic} .

Il metodo del bilancio energetico inoltre non risente apparentemente della differente configurazione del pannello in seguito all'instabilizzazione che, al contrario, viene rilevata dall'altro metodo provocando una brusca discesa del valore della tenacità a frattura, come ci si aspettava.

I valori di tenacità per il metodo del bilancio sperimentano una graduale crescita all'aumentare del carico applicato, come conseguenza dell'aumento del rapporto di modo misto (fig. 5.18 (c)).

Dal confronto tra le componenti dell'energia di deformazione, riportate in fig. 5.19, si nota chiaramente come il metodo del bilancio energetico, rispetto al metodo Nastran, sovrastima l'energia legata al modo I mentre sottostima la componente di modo II e III, come era stato sperimentato per le analisi svolte in precedenza.

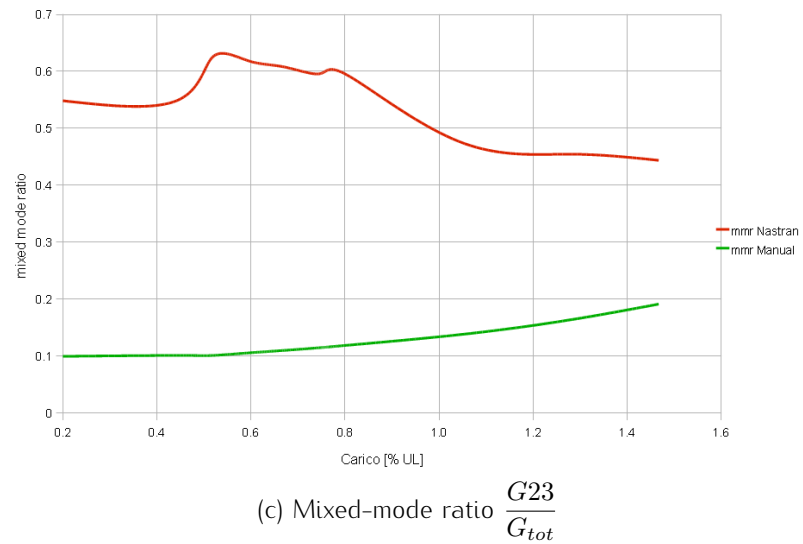
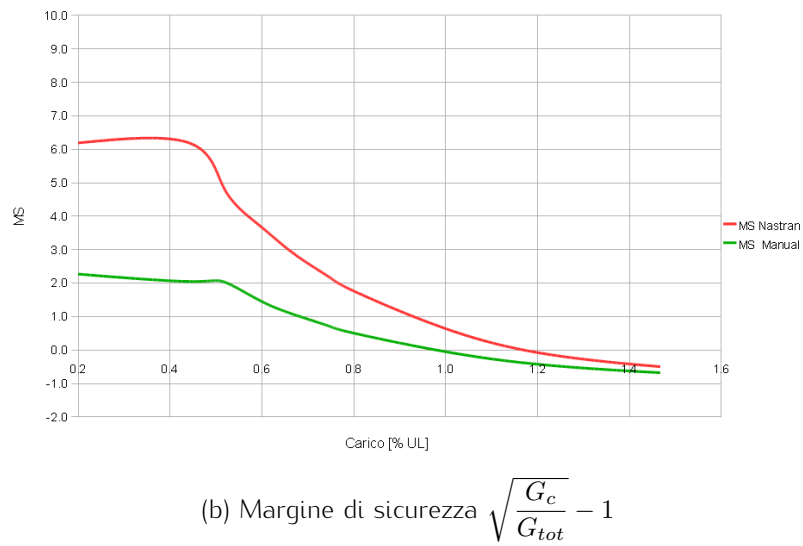
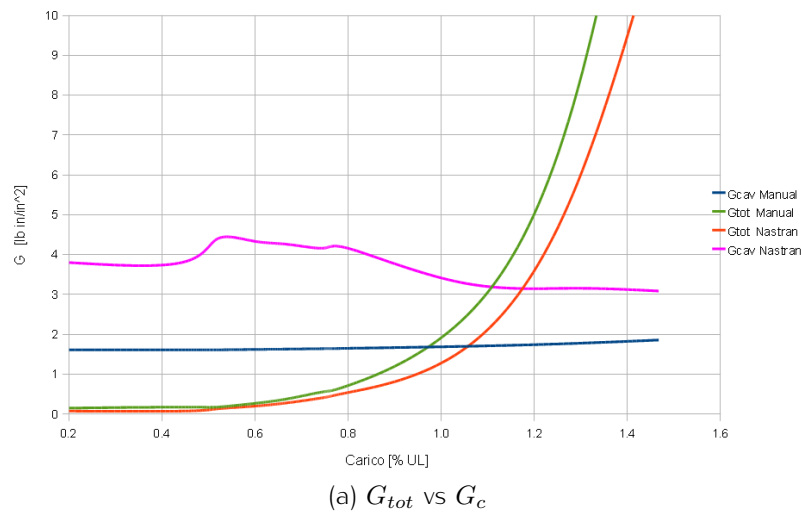


Figura 5.18: Andamento dei parametri in esame nelle analisi per il metodo energetico e la VCCT Nastran

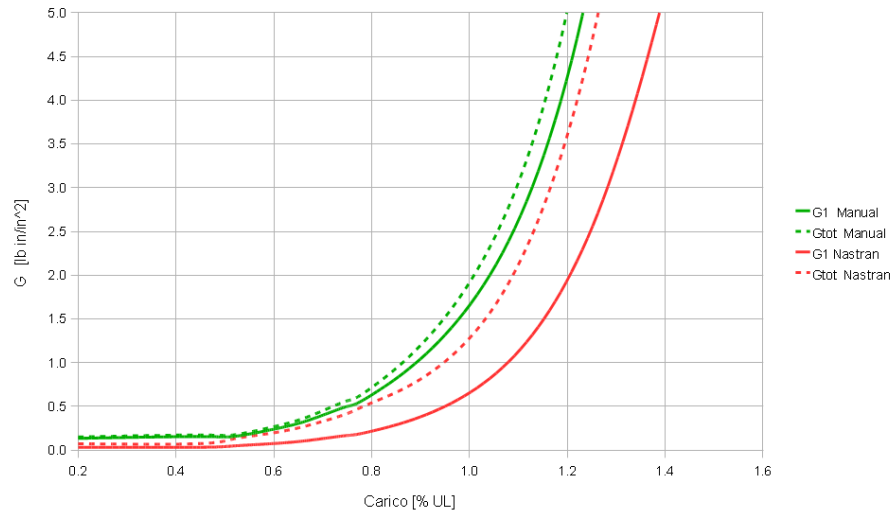
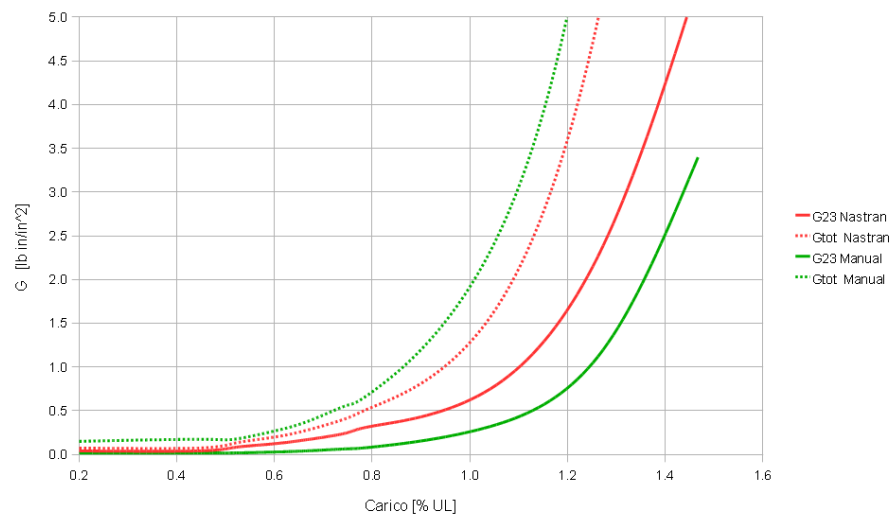
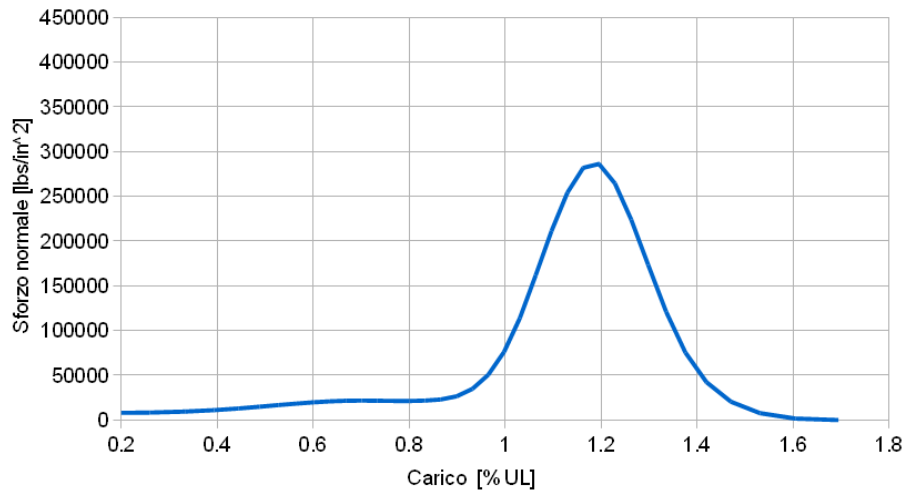
(a) G_1 (b) G_{23}

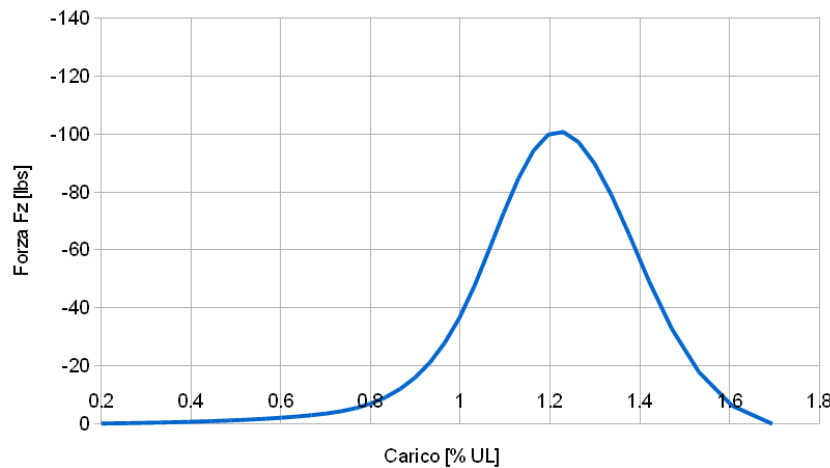
Figura 5.19: Andamento delle componenti di energia per il metodo energetico e la VCCT Nastran

5.4.3.1 Carico critico con gli elementi coesivi

Per determinare il carico di rottura nel modello con elementi coesivi si è fatto riferimento alla curva degli sforzi normali e delle forze tangenziali riportata in fig. 5.20.



(a) Sforzo normale σ



(b) Forza tangenziale Fz

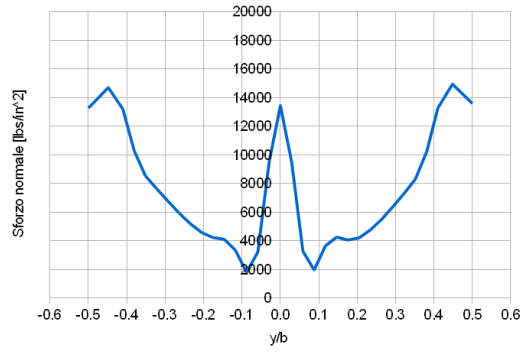
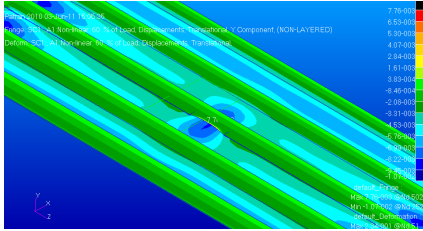
Figura 5.20: Andamento dello sforzo e della forza tangenziale medi di contatto coesivo-superficie

Dai grafici si osserva come le due grandezze prese in considerazione speri-

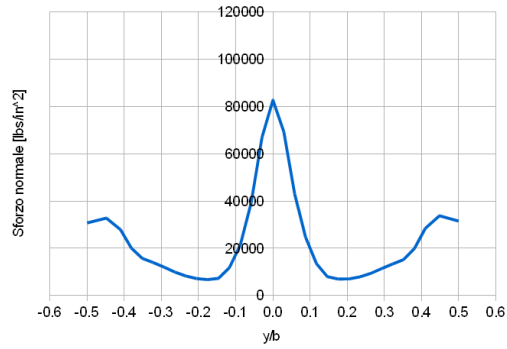
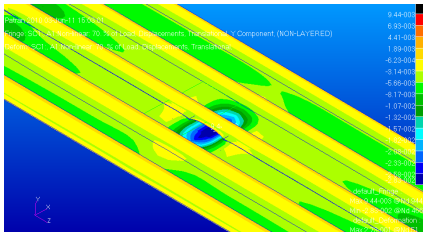
mentino un brusco aumento in seguito all'instabilizzazione del pannello. Successivamente, raggiunto un valore di picco, crollano a valori medi praticamente pari a zero. Attraverso tali curve è stato determinato il valore del carico critico come il più basso tra i carichi immediatamente precedenti alla diminuzione delle due grandezze e pari a 1.18 UL.

Le curve si riferiscono alle grandezze mediate lungo l'intera larghezza del corrente. La distribuzione degli sforzi normali risulta per certi versi simile all'energia di deformazione nelle prime fasi, come mostrato in fig. 5.21; in seguito si assiste ad una brusca diminuzione dei valori a partire dalla zona centrale, fino alle estremità.

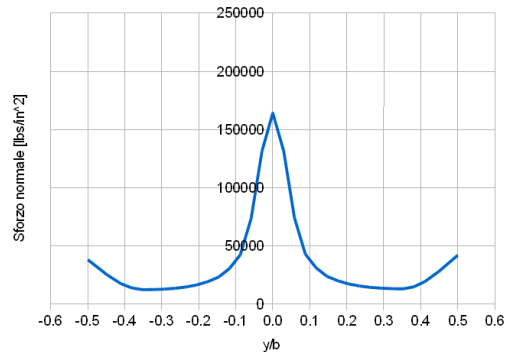
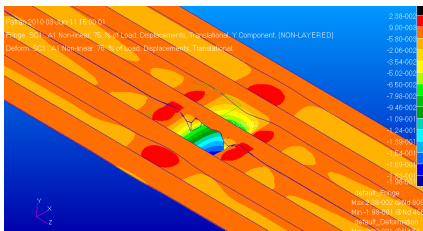
Dalla distribuzione delle forze tangenziali (fig. 5.22), si nota come anche queste abbiano un valore di picco in corrispondenza della mezzeria del cap e diminuiscano verso la parte centrale per risalire alle estremità della soletta. Il cedimento avviene prima nella zona centrale ed in seguito si propaga su tutta la larghezza scendendo a valori prossimi allo zero.



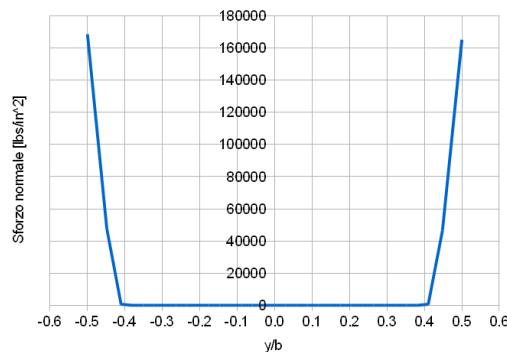
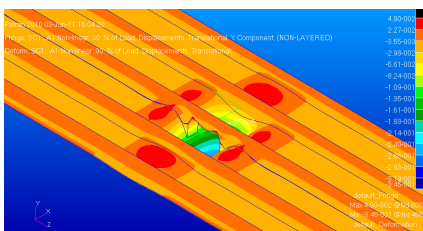
(b) σ_{nor} @ .51 UL



(d) σ_{nor} @ .81 UL



(f) σ_{nor} @ 1.25 UL



(h) σ_{nor} @ 1.5 UL

Figura 5.21: Andamento della deformata e della distribuzione degli sforzi normali coesivo-superficie

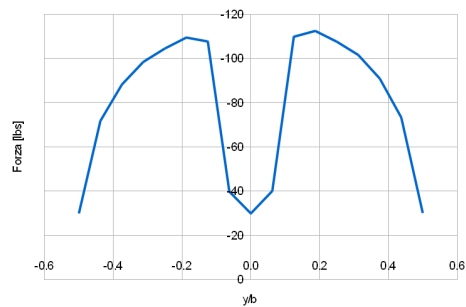
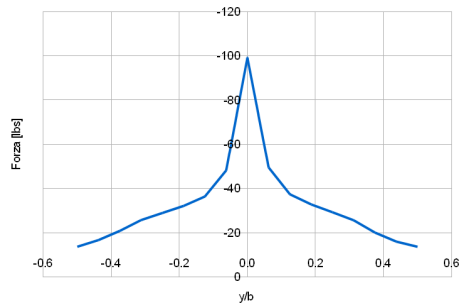
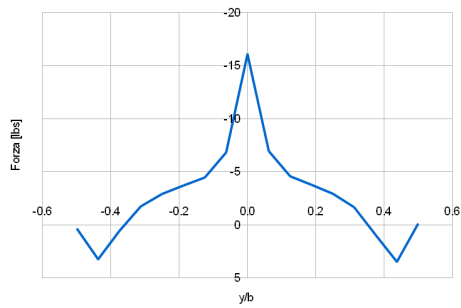
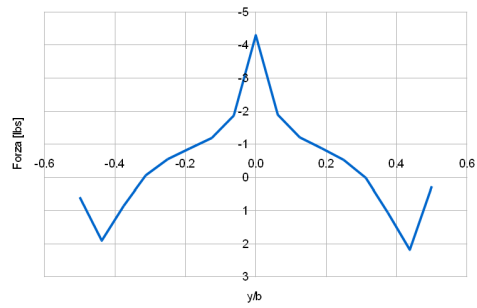


Figura 5.22: Andamento della distribuzione delle forze tangenziali nel contatto coesivo-superficie

5.4.3.2 Confronto con i risultati sperimentali

Nella tabella 5.8 vengono riassunti i valori di carico di rottura stimati dall'analisi numerica per i tre metodi implementati, rispetto al dato sperimentale.

	Carico di rottura [% UL]	Errore [%]
Dati Sperimentali	1.431	-
Manual (BAR)	.973	-32.3
VCCT Nastran	1.179	-17.7
Elementi coesivi	1.186	-17.3

Tabella 5.8: Confronto dei carichi di rottura ricavati dalle analisi rispetto ai dati sperimentali

Dalla tabella si evince come il bilancio energetico risulti decisamente conservativa rispetto ai dati sperimentali, mentre le altre due metodologie portino a risultati molto simili tra loro, comunque inferiori al carico di rottura ricavato dalle prove sperimentali.

5.4.4 Verifica dell'efficacia della bullonatura

Sono state quindi effettuate le analisi numeriche per i modelli con bulloni e confrontati gli andamenti delle energie per verificare l'efficacia di questi ultimi e, di conseguenza, l'utilità di utilizzarli sulla struttura finale.

Per quanto riguarda il modello dove è stato implementato il metodo del bilancio energetico, quindi con elementi BAR a simulare i contatti, i risultati forniti dall'analisi per la configurazione con bulloni mostrano una distribuzione molto simile alla configurazione precedente; i valori medi di energia risultano leggermente inferiori al modello senza bulloni, mentre subisce un discreto cambiamento il valore di modo misto che da valori medi del 10% si alza mediamente fino al 20%, con conseguente aumento del valore dell'ammissibile (fig. 5.23).

Dal confronto delle distribuzioni di energia di deformazione totali per la metodologia VCCT Nastran (fig. 5.24), si può osservare come la presenza dei bulloni provochi modifiche sia sull'andamento di energia lungo la larghezza del corrente, sia sull'area che rappresenta l'energia totale sull'intera larghezza.

I cambiamenti più evidenti vengono riscontrati nelle zone estreme del cap, nelle quali si osserva un abbassamento significativo dell'energia in seguito

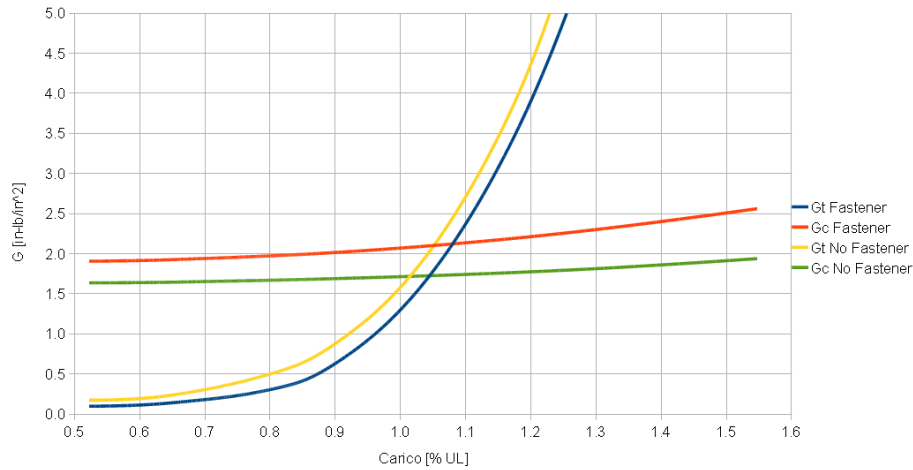


Figura 5.23: Confronto dei valori medi di G_{tot} per il bilancio energetico con e senza bulloni

all'inserimento del bulloni. La componente dell'energia associata a tale comportamento è quella relativa al modo I, come si osserva in fig. 5.24, come si si aspettava, dal momento che il bullone ha come effetto principale quello di impedire lo spostamento relativo tra skin e cap oltre un certo valore in una certa regione.

A fronte della nuova distribuzione associata alla configurazione con i bulloni, è sembrato opportuno verificare gli andamenti delle energie mediate lungo l'intera larghezza del corrente, oltre al criterio utilizzato in precedenza. Ciò è stato fatto per poter apprezzare questa differenza che, nel caso di media su intervalli più stretti, sarebbe risultata decisamente più contenuta.

I grafici dei valori medi di energia e di tenacità a frattura evidenziano come, in presenza dei bulloni, l'energia totale cresca meno rapidamente rispetto al modello senza bulloni; inoltre il valore dell'ammissibile nei due casi si modifica significativamente in seguito al buckling (fig. 5.25 (a)). In particolare, la G_c per il modello senza bullonatura subisce una rapida discesa attorno al valore di carico di .79 % UL, mentre l'andamento in presenza di bulloni risulta meno brusco, come si nota dal confronto dei valori del rapporto di modo misto in figura 5.25 (c).

Dai grafici di fig. 5.26 si evince come i benefici dell'utilizzo della bullonatura riguardino quasi esclusivamente la componente di modo I (figura (a)), mentre le componenti di modo II e III risultino pressoché invariate (figura (b))

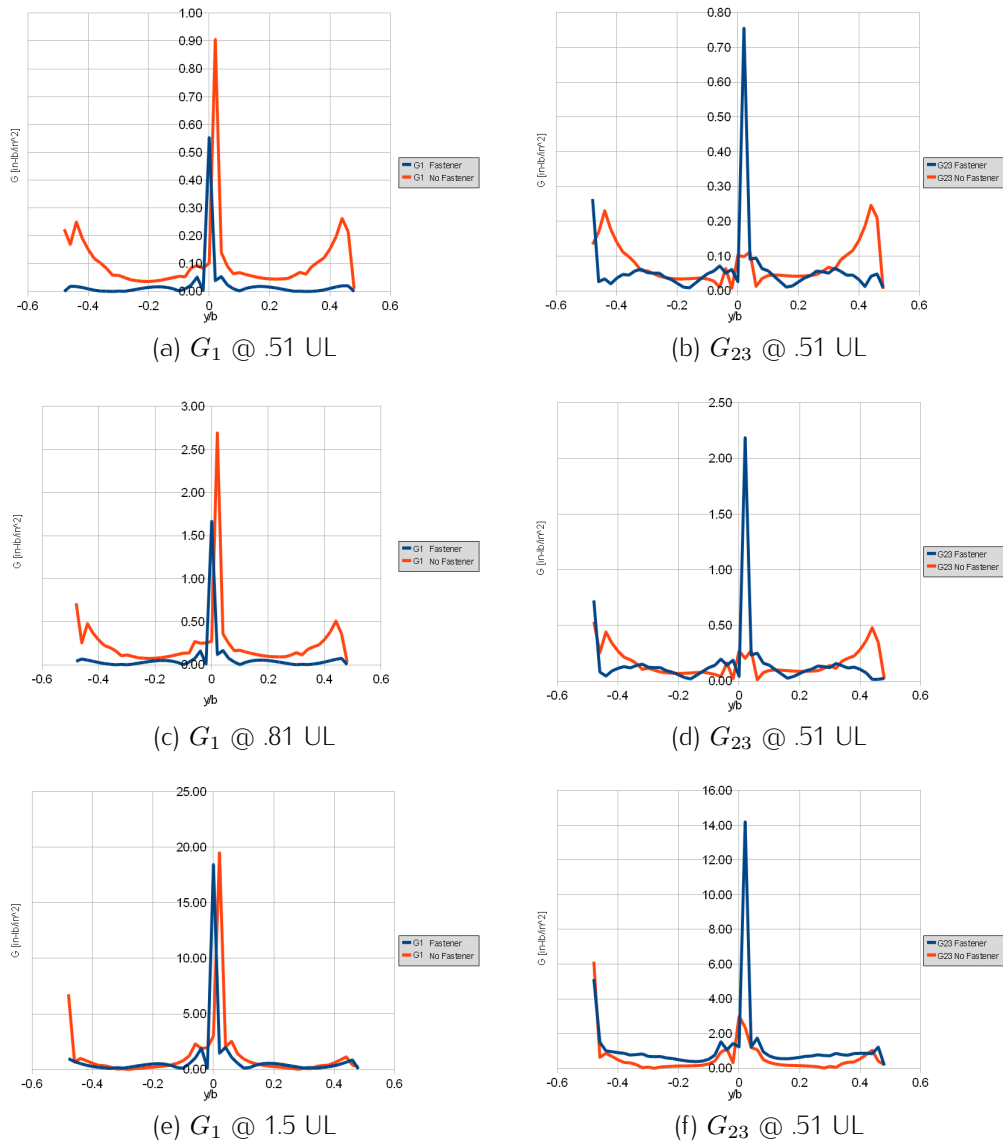


Figura 5.24: Confronto della distribuzione delle componenti G_1 e G_{23} per la VCCT Nastran con e senza bulloni

con conseguente innalzamento del valore medio di tenacità G_c .

Per quanto riguarda il confronto dei valori per il modello con elementi coesivi, si può notare anche in questo caso l'efficacia della bullonatura in

termini di aumento del carico di rottura (fig. 5.27). Dalle immagini di osserva come il picco del valore medio della forza tangenziale precede, seppur leggermente, il picco dello sforzo normale. Conservativamente, si è deciso di utilizzare il valore più basso tra i due grafici come quello relativo al cedimento e, di conseguenza, all'innesco della delaminazione, pari a 1.275 UL.

Le distribuzioni di sforzo normale con l'aggiunta dei bulloni, risultano significativamente modificate rispetto alla configurazione senza bulloni (fig. 5.28). In particolare, non è immediatamente riconoscibile l'efficacia della bullonatura nella distribuzione di sforzi normali, come avveniva invece per le energie di deformazione per la VCCT. Tuttavia, si può osservare come il modello con bulloni sia in grado di sopportare valori di sforzo superiori rispetto alla configurazione senza bulloni.

Per quanto riguarda la distribuzione delle forze tangenziali, indicata con Fz dalla direzione dell'asse coordinato, si osserva un andamento simile tra le due configurazioni, eccetto che per valori di forza leggermente maggiori nella configurazione con bulloni in prossimità di questi ultimi (fig. 5.29). La modalità di cedimento appare simile, andando a cadere per prima la zona centrale, dove si registrano i valori di picco di forza, e successivamente anche i lobi laterali.

In tabella 5.9 vengono riassunte le variazioni conseguenti all'utilizzo della bullonatura in termini di incremento del carico critico e di modo misto.

	Modello	senza <i>bulloni</i>	con <i>bulloni</i>	Δ [%]
<i>Carico di rottura [% UL]</i>	Manual (BAR)	.97	1.016	4.68
	VCCT Nastran	1.18	1.23	4.43
	Elementi coesivi	1.18	1.28	7.47
<i>modo misto @ P_{max}</i>	Manual (BAR)	.09	.20	12.22
	VCCT Nastran	.46	.54	17.39
	Elementi coesivi	-	-	-

Tabella 5.9: Confronto dei carichi di rottura e del *mmr* corrispondente con e senza bulloni

In definitiva, è possibile affermare che l'utilizzo degli *arrest fastener* comporti un aumento del carico di rottura in funzione della distanza di questi ultimi dal fronte dei delaminazione. Inoltre la distanza alla quale questi vengono posti rispetto alla web determina una modifica della distribuzione dell'energia

di deformazione lungo la larghezza del corrente, abbattendo significativamente la componente di modo I dell'energia nelle zone prossime al bullone.

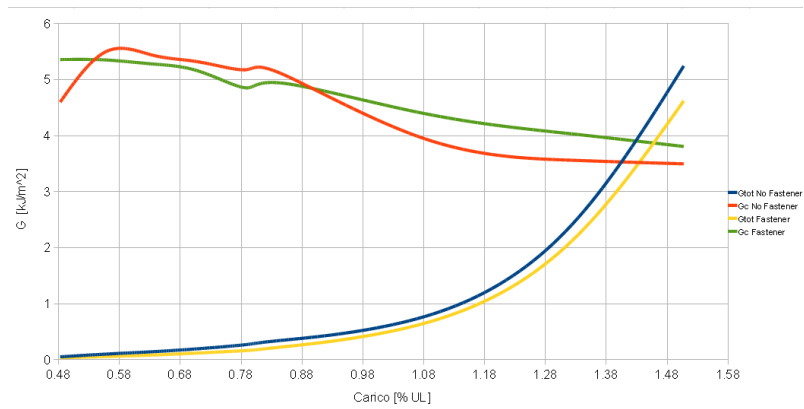
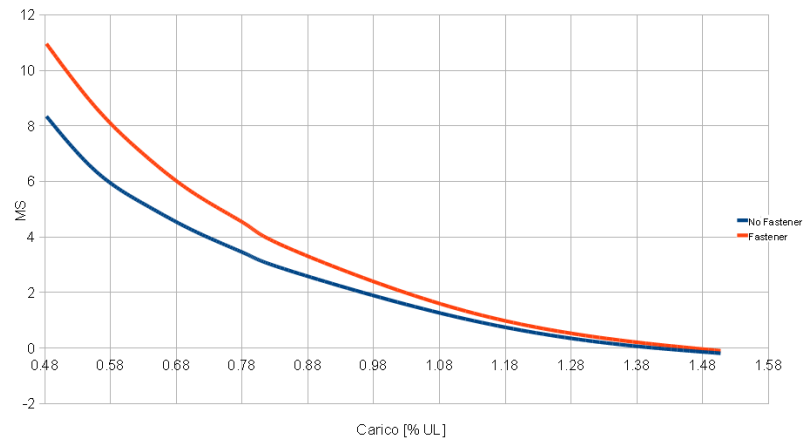
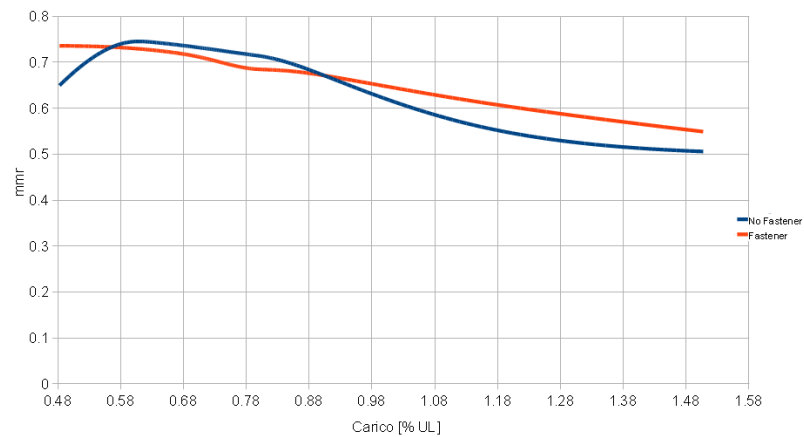
(a) G_{tot} vs G_c (b) Margine di sicurezza $\sqrt{\frac{G_c}{G_{tot}}} - 1$ (c) Mixed-mode ratio $\frac{G_{23}}{G_{tot}}$

Figura 5.25: Confronto delle grandezze analizzate con la VCCT Nastran per il modello con e senza bulloni

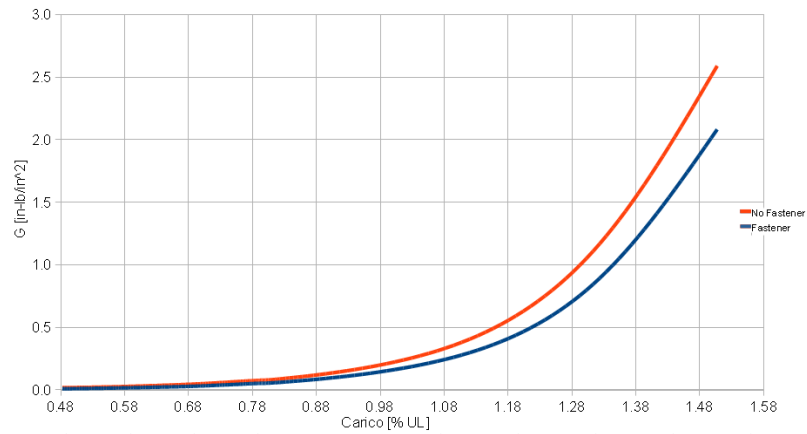
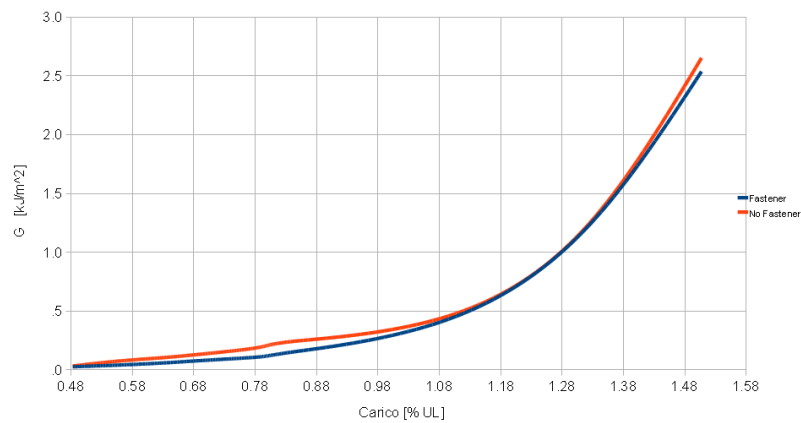
(a) Componente G_1 (b) Componente G_{23}

Figura 5.26: Confronto delle componenti di energia calcolate con la VCCT Nastran per il modello con e senza bulloni

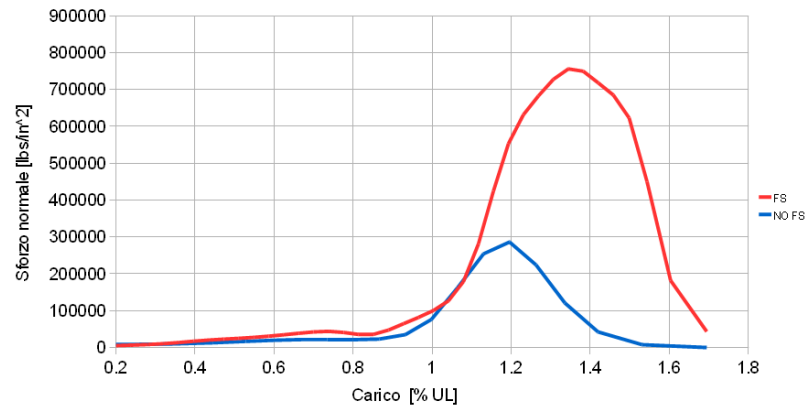
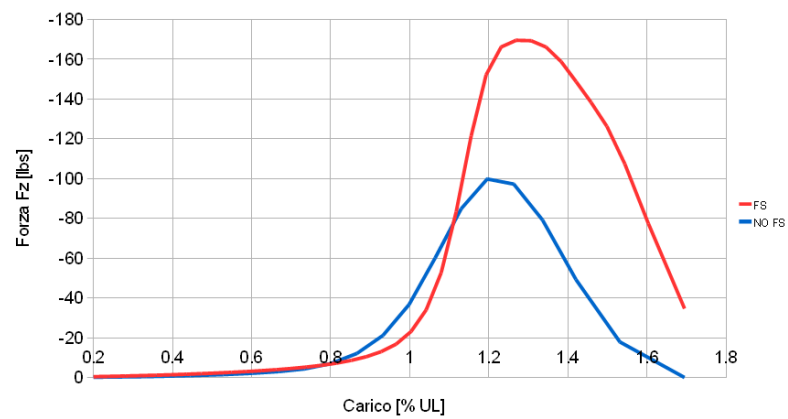
(a) Sforzo normale σ (b) Forza tangenziale F_z

Figura 5.27: Confronto tra gli andamenti medi di sforzo normale e forza tangenziale nei coesivi con e senza bulloni

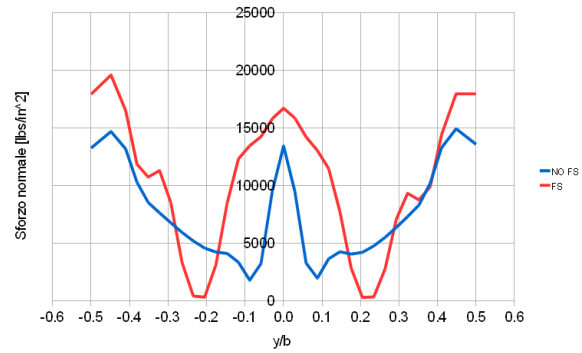
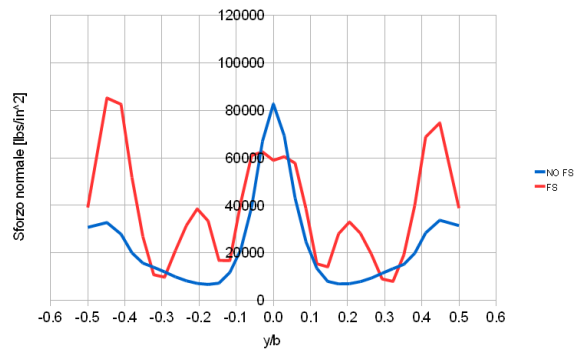
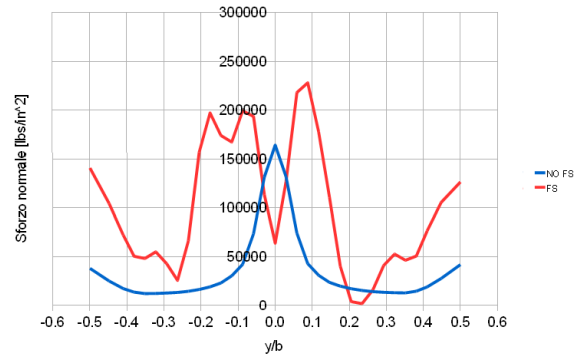
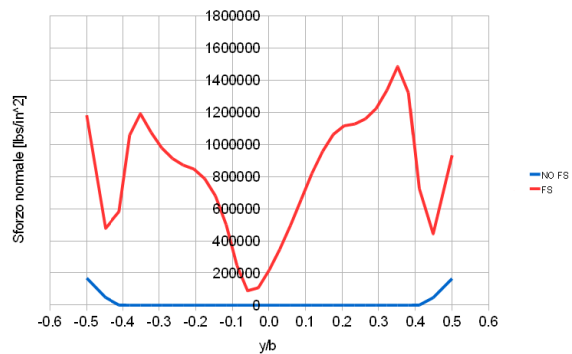
(a) σ @ .51 UL(b) σ @ .81 UL(c) σ @ 1.25 UL(d) σ @ 1.5 UL

Figura 5.28: Confronto tra la distribuzione degli sforzi normali nel coesivo con e senza bulloni

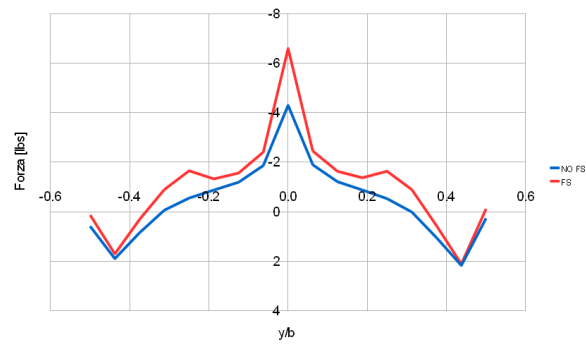
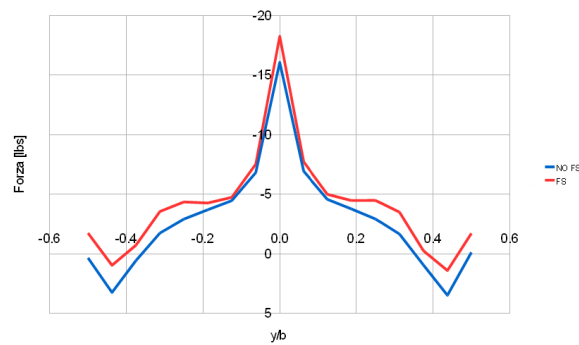
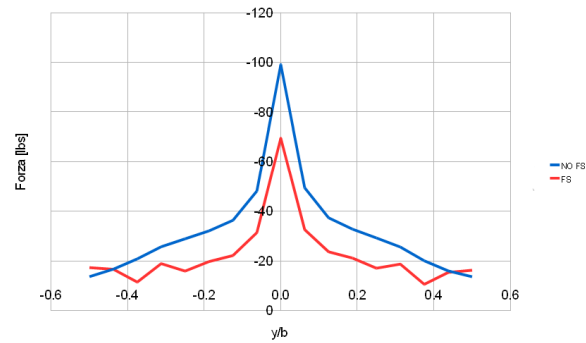
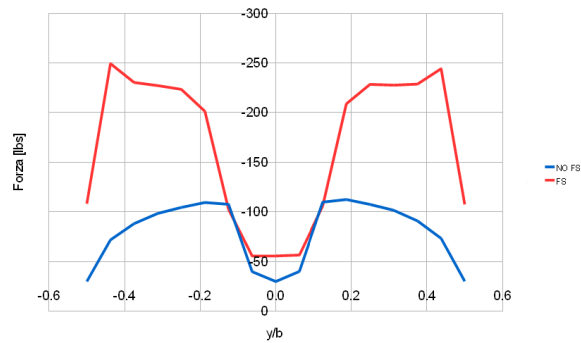
(a) F_z @ .51 UL(b) F_z @ .81 UL(c) F_z @ 1.25 UL(d) F_z @ 1.5 UL

Figura 5.29: Confronto tra la distribuzione delle forze tangenziali nel coesivo con e senza bulloni

6. CONCLUSIONI

Sono state analizzate diverse metodologie numeriche per la simulazione della delaminazione in strutture in composito. L'analisi è stata effettuata preliminarmente su provini con elementi bidimensionali e tridimensionali che riproducevano i test sperimentali effettuati per la determinazione delle tenacità a frattura del materiale in modo I e modo II.

Successivamente è stata effettuata l'analisi numerica per una struttura aeronautica in composito copolimerizzata, volutamente danneggiata, per calcolare il carico di propagazione della delaminazione per le varie metodologie utilizzate, a fronte dei risultati forniti dalle prove sperimentale.

Infine è stata valutata l'efficacia della bullonatura di sicurezza che viene realizzata tra skin e stringer per ritardare la propagazione della delaminazione all'interfaccia tra questi due elementi.

Prove sperimentali

Sono state eseguite delle prove sperimentali per provini dello stesso laminato (*fabric*) per la caratterizzazione del materiale in termini di tenacità a frattura per il modo I e II. Per il modo I sono stati eseguiti delle prove DCB, mentre per il modo II si è utilizzata la configurazione ENF.

Per quanto riguarda la prova DCB, sono state effettuate modifiche sul sistema di applicazione del carico; in particolare all'incollaggio delle cerniere alle estremità dei provini è stato sostituito un meccanismo di ganci per collegare i provini alla macchina di prova.

Le prove sono state eseguite su un numero relativamente basso di provini (6 per il modo I e 6 per il modo II, di cui uno considerato inattendibile).

I risultati ottenuti sui provini utilizzati nelle prove mostrano comportamenti abbastanza diversi per ciascun caso, come ci si aspettava data la natura del materiale. In particolare per le prove ENF si è notato come la rottura e la suc-

cessiva propagazione avvengano in maniera molto brusca con un conseguente crollo del valore di carico registrato dagli strumenti di misura.

I valori di tenacità a frattura ricavati possono scostarsi fino al -23% rispetto al valore nominale fornito dal produttore, in funzione del processo di fabbricazione. Questo fenomeno risulta strettamente collegato alla frazione di resina utilizzata in fase di produzione: maggiore è la percentuale relativa di resina e minore risulta la tenacità a frattura del provino.

Validazione per modo I e modo II

Per le prove condotte è stata eseguita una analisi *FEM* su provini con proprietà geometriche e meccaniche simili a quelli provati sperimentalmente.

Sono stati implementate varie tecniche per l'analisi della delaminazione. Per la VCCT sono state utilizzate le funzionalità di MD Nastran per il calcolo automatico di G , insieme ad un metodo, già utilizzato in ambiente industriale, che permette di calcolare l'energia di deformazione, a posteriori, sulla base dei valori di forze e spostamenti forniti dall'analisi.

Quest'ultimo metodo si è dimostrato conservativo nella stima dell'energia di deformazione di modo I; i valori di carico e spostamento critico calcolati attraverso tale metodo sono risultati inferiori rispetto alla prova sperimentale. Per quanto riguarda il modo II invece, il metodo ha fornito valori di energia inferiori rispetto alla prova.

La VCCT implementata da MD Nastran fornisce valori di energia prossimi ai valori ricavati per via sperimentale; in particolare la VCCT implementata con elementi solidi fornisce una stima meno conservativa dell'energia rispetto a quella ricavata con elementi piani, con valori di carico e spostamenti critici più vicini ai valori delle prove sia per il modo I che per il modo II.

Per quanto riguarda la propagazione della delaminazione, il software implementa unicamente l'opzione di rilascio dei contatti: per ciascun nodo del crack tip che superi il valore ammissibile di energia di deformazione, viene rilasciato il contatto con il nodo corrispondente nella superficie ad esso vincolata. Tale approccio è stato considerato troppo conservativo nella determinazione dell'innesco della delaminazione; per tale ragione è stato fornito al solutore un valore di tenacità volutamente elevato ed il criterio di resistenza è stato implementato a posteriori sulla base di un valore di energia medio lungo la larghezza del modello.

Le features VCCT in MD Nastran vengono implementate correttamente dalla SOL600. La *scheda* VCCT va creata direttamente nel file input del solutore non essendo ancora stata implementata nel software di pre-processazione.

Infine sono stati presi in considerazione modelli con elementi di interfaccia coesivi. Una prima considerazione da fare su questi elementi è che, ad ora, essi possono essere utilizzati su MD Nastran solo per la SOL400. Inoltre questi elementi devono essere creati direttamente sul file input del software non essendo ancora implementati nella versione 2010 di Patran.

Le soluzioni fornite dall'utilizzo di questi elementi risultano buone rispetto al dato sperimentale, tuttavia risultano molto sensibili ai parametri del materiale (*i.e.* spostamento critico e spostamento massimo). Scostamenti dell'ordine del 10% di tali parametri possono provocare la mancata convergenza dell'analisi o condurre a soluzioni inaccettabili.

Applicazione su pannello in *mixed-mode*

In presenza di condizioni di carico arbitrarie, quali ad esempio il caso del pannello nervato a compressione, la tecnica della VCCT implementata nel software MD Nastran fornisce un criterio di rottura basato sulla verifica del superamento della tenacità a frattura per ciascuna componente dell'energia di deformazione. Tale approccio è stato verificato essere troppo ottimistico in quanto, in modalità mista, è possibile che la rottura avvenga anche se le componenti delle energie singolarmente non superino i rispettivi ammissibili.

Per tale motivo, la feature offerta dal software è stata utilizzata esclusivamente per il calcolo dell'energia e delle sue componenti. A partire da tali dati, il criterio di rottura è stato implementato a posteriori utilizzando il metodo di *B-K* attraverso le costanti fornite dall'azienda produttrice del materiale. Tale scelta ha di fatto escluso la possibilità di poter analizzare la progressione della delaminazione con la VCCT con i metodi implementati.

Discorso simile vale per il metodo del bilancio energetico, il quale permette di stimare l'energia di deformazione fino al superamento del valore ammissibile.

I risultati relativi alle analisi effettuate sulla struttura caricata in modalità mista mettono in evidenza come entrambi i metodi implementati per la VCCT risultano conservativi rispetto ai risultati sperimentali.

In particolare il metodo del bilancio energetico porta ad un valore di carico di rottura molto inferiore rispetto al risultato della prova (circa -90%). Questo risultato è presumibilmente dovuto alla sottostima dell'energia di deformazione

per i modi II e III che risultano da tale metodo, legata ad una sovrastima dell'energia di modo I. Questo fa sì che per questo metodo si ottengano valori di *mixed mode ratio* decisamente bassi e, di conseguenza, valori bassi dell'ammissibile. Inoltre la diversa configurazione assunta dalla struttura in seguito al buckling non produce significative modificazioni nella distribuzione delle energie per tale metodo, diversamente da quanto accade per l'energia calcolata con MD Nastran.

In definitiva si può affermare che, per quanto riguarda la VCCT, la metodologia Nastran fornisce risultati più realistici in termini di distribuzione di energia di deformazione, rispetto alla metodologia del bilancio energetico. Tuttavia, il criterio utilizzato dal software per predire l'innescò della delaminazione è stato giudicato troppo conservativo; è stato quindi necessario implementare modalità di rottura differenti, basati sul criterio di B-K, per ottenere valori più realistici.

Per quanto riguarda gli elementi coesivi, il software utilizzato prevede l'analisi in modalità mista, tuttavia non viene specificato il criterio utilizzato per la determinazione del *mixed mode ratio* e della tenacità relativa.

Inoltre il comportamento dell'intera struttura dipende significativamente dai parametri del materiale coesivo; ciò comporta un'accurata calibrazione, da eseguire a monte sul singolo modo di frattura, per poter determinare con esattezza i valori di tenacità e carico massimo.

In definitiva l'approccio con elementi coesivi fornisce risultati accettabili, confrontati con i dati sperimentali; tuttavia si mostra particolarmente sensibile a piccole variazioni dei parametri che possono pregiudicare la stabilità della soluzione.

Analisi in presenza dei bulloni d'arresto

L'analisi dei modelli in presenza della bullonatura posta nella zona inizialmente delaminata ha evidenziato come le differenti metodologie siano in grado della nuova configurazione.

Dai risultati ottenuti si è osservato come tutte le metodologie implementate risentano in maniera più o meno marcata della presenza dei fastener. In particolare, il bilancio energetico fornisce un valore più alto del carico di rottura a causa della minore energia di deformazione risultante; tuttavia non fornisce significative differenze rispetto al modello senza bullonatura per quanto riguarda la distribuzione dell'energia lungo la larghezza del corrente.

La VCCT di Nastran ha mostrato un comportamento migliore rispetto al metodo precedente in termini di variazione della distribuzione di G in seguito all'inserimento dei fastener. In particolare, il metodo permette di individuare l'effetto del fastener in prossimità della zona in cui è stato posto in termini di diminuzione dell'energia associata quasi esclusivamente al modo I.

Questa capacità potrebbe venire sfruttata in futuro per trovare la posizione che massimizzi l'efficacia dei fastener in termini di aumento del carico di rottura o, fissato il carico di rottura, quella che permetta di guadagnare margine in termini di peso dei bulloni.

Le analisi sul modello con elementi coesivi hanno mostrato anch'esse un aumento del carico critico e dei valori massimi di sforzo ammissibili in presenza dei fastener. Tuttavia, a differenza della VCCT, non è possibile stabilire con precisione l'influenza dei bulloni sulla distribuzione dello sforzo normale che risulta abbastanza diversa rispetto alla configurazione senza fastener.

Sviluppi futuri

Il lavoro svolto si colloca nell'ambito dello sviluppo di metodologie numeriche che siano in grado di simulare il comportamento di strutture in campo non lineare fino alla rottura.

Lo sviluppo e la validazione di tali metodologie comporta un significativo beneficio in campo industriale soprattutto in ambito certificativo. Infatti, in un prossimo futuro, è possibile immaginare che l'ente certificatore ritenga accettabile che le prove sperimentali vengano integrati con prove numeriche, con tutti i benefici che questo comporta in termini di riduzione di costi e tempi ed aumento di flessibilità legato all'analisi numerica.

Per realizzare questo approccio di Virtual Testing in ambito certificativo, occorre verificare che la metodologia di simulazione sia capace di predire il comportamento di strutture per vari livelli di complessità; tale validazione può essere effettuata attraverso un confronto con prove sperimentali che vanno dal semplice provino alla struttura full-scale.

Il lavoro effettuato ha fornito un confronto tra una metodologia già utilizzata in ambito industriale, quella del bilancio energetico, rispetto a tecnologie implementate nei maggiori software commerciali, con l'obiettivo di poter utilizzare operativamente queste ultime in campo industriale. Sebbene il lavoro abbia riguardato parti strutturali relativamente semplici, non si esclude l'utilizzo di tali metodologie su strutture più complesse al fine di confrontare i risultati numerici con quelli ottenuti sperimentalmente.

Ulteriori possibili sviluppi riguardano la possibilità di predire la rottura di strutture integre, ovvero senza la presenza di una zona inizialmente delaminata, come avviene per la VCCT dove la cricca deve essere provocata artificialmente.

Gli elementi coesivi offrono questa possibilità, il che li rende particolarmente interessanti da questo punto di vista. Tuttavia, dal lavoro effettuato, si evince come tali elementi necessitino di una accurata attività di calibrazione, a seconda del materiale, per poter modellare correttamente il comportamento dell'intera struttura, in presenza di carichi generici.

Inoltre, ad oggi i software utilizzati, non forniscono grandezze specifiche per verificare lo stato dell'elemento (se cioè, la frattura è avvenuta o meno). Per questo motivo, e per poter individuare una rottura in caso di carichi generici, si ritiene auspicabile lo sviluppo di grandezze quantitative, specifiche per questi elementi, che siano in grado di fornire indicazioni sullo stato del materiale e, di conseguenza, sull'avvenuta rottura.

BIBLIOGRAFIA

- [1] G. Sala, L. Di Landro. *Dispense del corso di Tecnologie e Materiali Aerospaziali*, 2010.
- [2] A. Riccio. *Delamination in the context of composite structural design*, in *Delamination Behavior of Composites*, S. Sridharan, Ed.: Woodhead Publishing in Materials, 2008.
- [3] P. C. Paris, G. C. Sih, *Stress Analysis of Cracks*, ASTM Special Publication No. 381, ASTM, 1965.
- [4] S. Raju, T. K. O'Brien. *Fracture mechanics concepts, stress fields, strain energy release rate, delamination initiation and growth criteria*, in *Delamination Behavior of Composites*, S. Sridharan, Ed.: Woodhead Publishing in Materials, 2008.
- [5] J. Schijve. *Fatigue of Structures and Materials*, Springer-verlag New York Inc., pp. 7-42, 2009.
- [6] D. Broek. *Elementary Engineering Fracture Mechanics*, Kluwer Academic Publishers, pp. 377-431, 1984.
- [7] S. Ricci. *Dispense del corso di Sperimentazione di Strutture*, 2010.
- [8] H. Razi, S. Ward. *Principles for Achieving Damage Tolerant Primary Composite Aircraft Structures*, 11th DoD/FAA/NASA Conf. On Fibrous Composites in Structural Design Fort Worth, TX, August 1996.
- [9] S. Raju. *NASA Langley Damage Tolerance Experiences*, FAA Symposium on Composite Damage Tolerance And Maintenance Chicago July 19-21, 2006.

- [10] R. Krueger, M. K. Cvitkovich, T. K. O'Brien, and P. J. Minguet, *Testing and Analysis of Composite Skin/Stringer Debonding Under Multi-Axial Loading*, NASA/TM-1999-209097, 1999.
- [11] G.E. Mabson, L.R. Deobald, B. Dopker. *Fracture Interface Elements for the Implementation of the Virtual Crack Closure Technique*, (AIAA-2007-2376) presented at the 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, 2007.
- [12] G. Alfano and M. A. Crisfield. *Finite element interface models for the delamination analysis of laminated composites: mechanical and computational issues*, INTERNATIONAL JOURNAL FOR NUMERICAL METHODS IN ENGINEERING, 50:1701-1736, 2001.
- [13] R. Krueger. *The Virtual Crack Closure Technique: History, Approach and Applications*, NASA/CR-2002-211628, 2002.
- [14] R. Krueger, I. L. Paris, T. K. O'Brien, and P. J. Minguet. *Comparison of 2D Finite Element Modeling Assumptions with Results from 3D Analysis for Composite Skin-Stiffener Debonding*, Composite Structures, vol. 57, pp. 161-168, 2002.
- [15] E.F. Rybicki and M.F. Kanninen. *A Finite Element Calculation of Stress Intensity Factors by a Modified Crack Closure Integral*, Eng. Fracture Mech., vol. 9, pp. 931-938, 1977.
- [16] *Composite Materials Handbook CMH-17-Volume 3*, chapter 8, 2009.
- [17] MSC.Software Corporation. *Marc 2010 User's Guide*, 2010.
- [18] MSC.Software Corporation. *MD Nastran 2010 Quick Reference Guide*, 2010.
- [19] C. Dávila, P. Camanho, A. Turon. *Cohesive Elements for Shells*, NASA/TP-2007-214869, 2007.
- [20] P.P. Camanho, C. Dávila, and D.R. Ambur. *Numerical Simulation of Delamination Growth in Composite Materials*, NASA-TP-211041, 2001
- [21] P. Camanho, C. Dávila. *Mixed-Mode Decohesion Finite Elements for the Simulation of Delamination in Composite Materials*, NASA/TM-2002-211737, 2002.

- [22] P. Camanho, C. Dávila, and M.F. de Moura. *Numerical Simulation of Mixed-Mode Progressive Delamination in Composite Materials*. Journal of Composite Materials, 37(16):1415-1438, 2003.
- [23] M.L. Benzeggagh and M. Kenane. *Measurement of Mixed-Mode Delamination Fracture Toughness of Unidirectional Glass/Epoxy Composites with Mixed-Mode Bending Apparatus*, Composite Science and Tecnology, 56:439-449, 1996.
- [24] *ASTM Standard Test Method for Mode I Interlaminar Fracture Toughness of Unidirectional Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composites*, ASTM D5528-01e3, 2007.
- [25] A.B. de Morais, C.C. Rebelo, P.M.S.T. de Castro, A.T. Marques and P. Davies. *Interlaminar fracture studies in Portugal: past, present and future*, Blackwell Publishing, Inc., 2004
- [26] *ASTM Standard Test Method for Mixed Mode I-Mode II Interlaminar Fracture Toughness of Unidirectional Fiber Reinforced Polymer Matrix Composites* , ASTM D6671-01, 2000.
- [27] L.A. Carlsson, J.W. Gillespie JR, and R.B. Pipes. *On the Analysis and Design of the End Notched Flexure (ENF) Specimen for Mode II Testing* Journal of Composite Materials, vol. 20 no. 6 594-604, 1986.
- [28] D.R. Moore, A. Pavan, and J.G. Williams. *Fracture Mechanics Testing Methods for Polymers, Adhesives and Composites*, Elsevier Science Ltd.ESIS Publication 28, 2001.
- [29] R.H. Martin and B.D. Davidson. *Mode II Fracture Toughness Evaluation using a Four Point Bend End Notched Flexure Test*, 4th International Conference on Deformation and Fracture of Composites, pages 243-253, Manchester, 1997.
- [30] A. C. Orifici, R. Krueger. *Assessment of Static Delamination Propagation Capabilities in Commercial Finite Element Codes Using Benchmark Analysis*, NASA/CR-2010-216709, 2010.
- [31] R. Krueger. *An Approach to Assess Delamination Propagation Simulation Capabilities in Commercial Finite Element Codes*, NASA/TM-2008-215123, 2008.

- [32] P.J. Minguet and T.K. O'Brien. *Analysis of Test Methods for Characterizing Skin/Stringer Debonding Failures in Reinforced Composite Panels*, in *Composite Materials: Testing and Design (Twelfth Volume)*, ASTM STP 1274, pp. 105-124, 1996.
- [33] J. T. Wang and I. S. Raju. *Strain Energy Release Rate Formulae for Skin-Stiffener Debond Modeled with Plate Elements*, *Engineering Fracture Mechanics*, vol. 54, pp. 211-228, 1996.
- [34] R. Krueger and P. J. Minguet. *Panel Stiffener Debonding Analysis Using a Shell/3D Modeling Technique*, NASA/CR-2009-042943, 2009.
- [35] B.F. Backman. *Composite structures, design, safety and innovation*, Elsevier Ltd, pp. 99-165, 2005.
- [36] H. Glaessgen, W.T. Riddell, and I. S. Raju. *Nodal Constraint, Shear Deformation and Continuity Effects Related to the Modeling of Debonding of Laminates, Using Plate Elements*, *CMES*, vol. 3, pp. 103-116, 2002.
- [37] A. Rutman, A. Viisorenau, J. A. Parady Jr. *Fasteners Modeling for MSC.NASTRAN Finite Element Analysis*, World Aviation Congress & Exposition, San Diego, CA, USA, October 2000.