

ALMA MATER STUDIORUM – UNIVERSITÀ DI BOLOGNA

**SECONDA FACOLTÀ DI INGEGNERIA
CON SEDE A CESENA**

**CORSO DI LAUREA
IN INGEGNERIA AEROSPAZIALE
Classe L-9**

Sede di Forlì

**ELABORATO FINALE DI LAUREA
in
TECNOLOGIA DELLE COSTRUZIONI AERONAUTICHE**

**“SIMULAZIONE NUMERICA DI INCOLLAGGI
SINGLE-STRAP JOINT”**

CANDIDATO

Andrea Lucchi

RELATORE

Prof. Ing. Enrico Troiani

Anno Accademico 2012/2013

Sessione II

SOMMARIO

Nel presente lavoro sono esposti i comportamenti e le caratteristiche principali dei giunti incollati. Il metodo agli elementi finiti è stato studiato in modo da realizzare un modello accurato di un sistema fisico. L'analisi agli elementi finiti è stata utilizzata per effettuare una simulazione numerica di un *single-strap joint* in alluminio e in *CFRP* sotto un carico di trazione assiale. L'effetto di una modifica della distanza tra le lastre è stato studiato e i risultati confrontati.

PAROLE CHIAVE

Single strap-joint

Incollaggi

Simulazione numerica

CFRP

INDICE

1. INTRODUZIONE	4
2. GIUNZIONI INCOLLATE	6
2.1. INCOLLAGGI	6
2.2. ANALISI SINGLE-STRAP JOINT	11
3. SIMULAZIONE NUMERICA DI INCOLLAGGI	15
3.1. METODO DEGLI ELEMENTI FINITI	15
3.2. ANALISI AGLI ELEMENTI FINITI	18
3.2.1. GEOMETRIA DEL GIUNTO	20
3.2.2. PROPRIETÀ DEI MATERIALI	23
3.2.3. CREAZIONE PATH	24
3.2.4. CONFIGURAZIONE DELLA MESH	26
3.2.5. VINCOLI E CARICHI	27
3.2.6. DESCRIZIONE DELL'ANALISI	28
4. RISULTATI	30
4.1. LAMINE IN ALLUMINIO	30
4.2. LAMINE IN <i>CFRP</i>	38
4.3. CONFRONTO ALLUMINIO – <i>CFRP</i>	43
5. CONCLUSIONI	45

APPENDICE

BIBLIOGRAFIA

1. INTRODUZIONE

I giunti incollati sono una tecnologia largamente impiegata nelle applicazioni ingegneristiche. L'utilizzo di tale tecnica di giunzione può portare diversi vantaggi in termini di peso, costi e compattezza strutturale rispetto ai classici giunti meccanici, quali chiodi e rivetti. In primis l'incollaggio è un metodo economicamente vantaggioso, aspetto rilevante poiché in genere gli elementi di giunzione incidono in maniera considerevole sul costo di una struttura. In secondo luogo non introduce fori, quindi concentrazioni locali di tensioni, e distribuisce il carico su una superficie maggiore. Quest'ultimo aspetto è fondamentale nel caso di collegamenti tra elementi in materiale composito in cui l'utilizzo di giunzioni meccaniche provoca il taglio delle fibre e compromette l'integrità strutturale. Attualmente in campo aeronautico vengono utilizzati materiali compositi, in particolare fibra di carbonio, per realizzare superfici di controllo e parti della fusoliera. L'A350 XWB e il Boeing 787 Dreamliner sono esempi di un massiccio utilizzo di tali materiali essendo realizzati con una percentuale superiore al 50% di materiali compositi ottenendo una riduzione notevole in termini di peso. Oltre a tali vantaggi l'utilizzo di incollaggi permette una maggiore flessibilità di progetto e conseguentemente sviluppi in molteplici campi.

L'utilizzo di una tecnologia innovativa e con ampie possibilità di sviluppo, in particolare nel settore aeronautico, ha quindi suscitato il mio interesse. Il lavoro svolto nel periodo di tirocinio grazie alla disponibilità del professor Enrico Troiani, incentrato principalmente sullo studio di un software *FEA* per effettuare simulazioni numeriche, mi ha quindi permesso di approfondire l'argomento e svolgere l'attività di tesi. In particolare il mio lavoro si è concentrato sullo studio del *single strap-joint* analizzando principalmente due report: "Tensile behaviour of single and double-strap repairs on aluminium structures" (A.M.G. Pinto, R.D.S.G. Campilho, I.R. Mendes, R.F. Silva, A.G. Magalhães, A.P.M. Baptista,

doc. 3) all'interno del quale vengono analizzate due configurazioni di incollaggio di strutture in alluminio e la loro resistenza a trazione modificando l'area di sovrapposizione delle lastre (*overlap length*); "Strength of adhesively bonded single-strapped joints loaded in tension" (Marin Sandu, Adriana Sandu, Dan Mihai Constantinescu, doc. 2) nel quale viene calcolata la resistenza a trazione di un *single-strap joint* attraverso metodo analitico e numerico lineare e non lineare. È stato quindi studiato l'effetto sulla distribuzione dei carichi di una modifica alla distanza tra le lastre di un *single-strap joint*. Le varie analisi sono state effettuate tramite software *FEA*, strumento largamente utilizzato per valutare i carichi agenti su una struttura in fase preliminare, sfruttando l'esperienza maturata durante il lavoro di tirocinio.

All'interno dell'elaborato vengono introdotti gli aspetti generali degli incollaggi e l'impostazione del calcolo analitico di un *single-strap joint*; in seguito viene introdotto il metodo agli elementi finiti e impostata l'analisi numerica facendo particolare attenzione alla configurazione del giunto tramite software. Infine per ogni diversa geometria sono presentati i risultati dell'analisi.

2. GIUNZIONI INCOLLATE

2.1. INCOLLAGGI

L'incollaggio è una tecnica di assemblaggio ottenuta interponendo una striscia di adesivo tra due aderendi. L'utilizzo di giunzioni incollate all'interno di una struttura presenta diversi vantaggi rispetto alle tradizionali giunzioni metalliche; tuttavia l'affidabilità del giunto incollato è strettamente legata all'accuratezza del processo nonché alla tipologia di carico applicato, essendo l'adesivo resistente agli sforzi di taglio, ma fragile se sottoposto a sforzi normali trasversali (*peel stress*). Perciò il collegamento deve essere progettato in modo da evitare, ove possibile, asimmetrie nella geometria e conseguentemente momenti flettenti che possano indurre il *peeling*. In Figura 2.1 sono rappresentate le principali tipologie di sforzi alla quale possono essere soggetti i giunti.

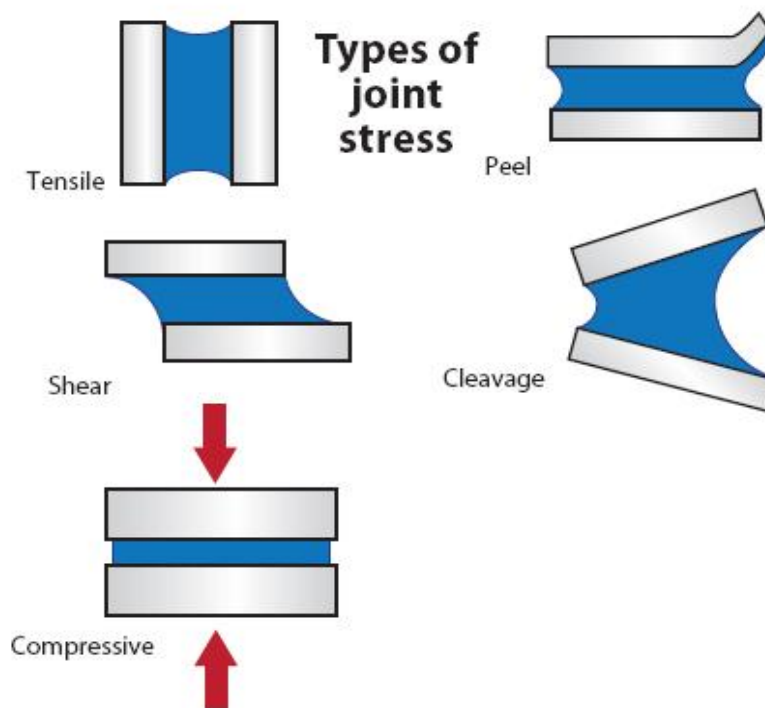


Figura 2. 1 – Tipologie di sforzi sui giunti

È perciò fondamentale scegliere accuratamente la geometria dell'assemblaggio in modo da distribuire i carichi in modo ottimale e ridurre gli sforzi normali. Grazie allo studio di diverse configurazioni di giunzioni siamo in grado di utilizzare la struttura più efficiente in base al carico applicato (vedi Figura 2.2). Come si può notare in Figura 2.3 gli elementi rastremati (*scarf*) o a gradini (*stepped-lap*) sono molto vantaggiosi dal punto di vista della resistenza, soprattutto per elevati spessori degli aderenti, ma la loro realizzazione richiede processi tecnologici costosi e complessi che spesso non giustificano il loro impiego.

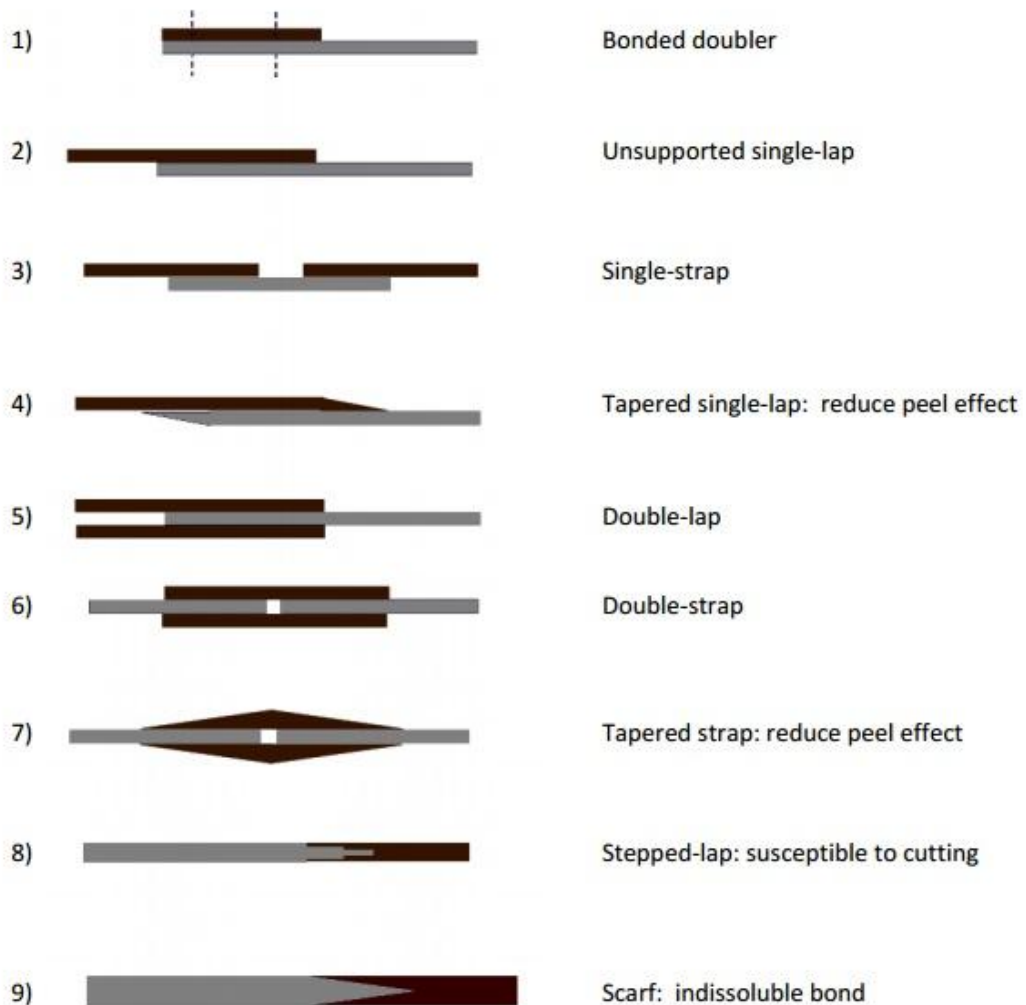


Figura 2. 2 – Configurazioni tipiche di incollaggio

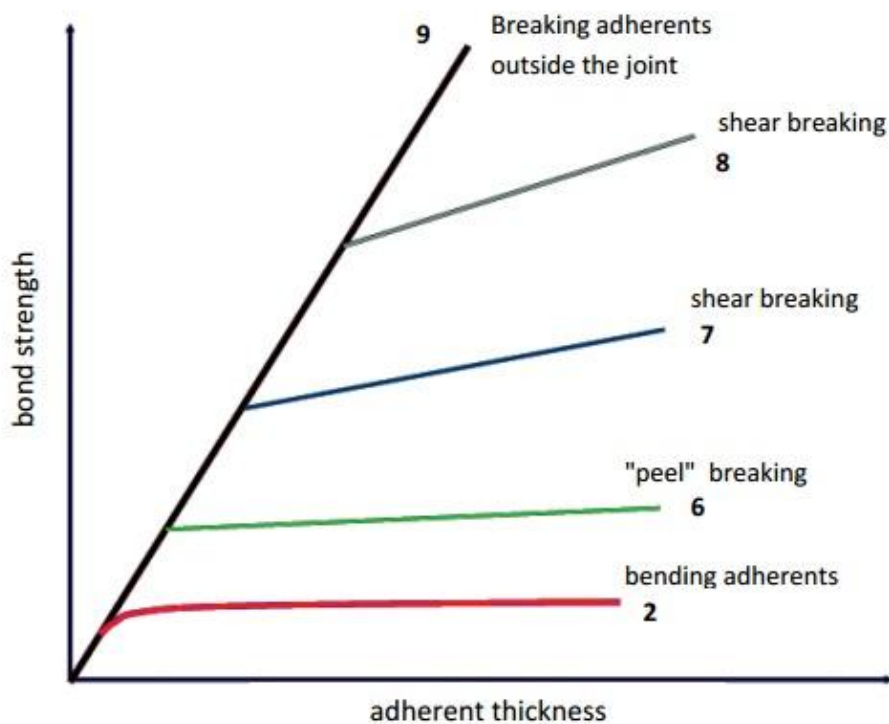


Figura 2. 3 – Relazione tra resistenza del giunto e spessore degli aderendi nelle varie configurazioni

La scelta dell'adesivo è evidentemente uno step fondamentale per realizzare un collegamento affidabile. Ogni adesivo possiede caratteristiche termiche e meccaniche, durabilità, costi e processi di cura propri (vedi Tabella 2.1). Ad esempio la colla epossidica, molto utilizzata in ambito aeronautico specialmente per elementi in fibra di carbonio (*CFRP*), possiede buone caratteristiche meccaniche, mentre la poliuretana e il silicone hanno un intervallo termico di operatività che permette il loro impiego rispettivamente a basse (fino a $-200\text{ }^{\circ}\text{C}$) ed alte (fino a $300\text{ }^{\circ}\text{C}$) temperature. L'adesivo utilizzato non può prescindere dal materiale degli aderendi poiché proprietà termo-meccaniche simili tra gli elementi da collegare permettono di ottenere una distribuzione dei carichi più omogenea, riducendo la concentrazione di carichi localizzati. Ad esempio negli incollaggi tra elementi in materiali compositi gli adesivi possiedono caratteristiche simili alla matrice, o resina, del composito.

Tabella 2. 1 – Proprietà degli adesivi

	Comments	Service temperature (°C)	Cure
Epoxy	High strength and temperature resistance, relatively low cure temperatures, easy to use, low cost	-40 to +100 (180*)	One-part epoxies cure with temperature. Two-part epoxies cure at room temperature (cure can be accelerated with temperature)
Cyanoacrylates	Fast bonding capability to plastic and rubber but poor resistance to moisture and temperature	-30 to +80	Fast cure (second or minutes) upon exposure to moisture at room temperature
Anaerobics	Designed for fastening and sealing applications in which a tight seal must be formed without light, heat or oxygen, suitable for bonding cylindrical shapes	-55 to +150	Cure in the absence of air or oxygen at room temperature
Acrylics	Versatile adhesives with capabilities of fast curing and tolerate dirtier and less prepared surfaces	-40 to +120	Cure through a free radical mechanism
Polyurethanes	Good flexibility at low temperatures and resistant to fatigue, impact resistance, and durability	-200 to +80	Room temperature
Silicones	Excellent sealant for low stress applications, high degree of flexibility and very high temperature resistance, capability to seal or bond materials of various natures, long cure times, and low strength	-60 to +300 (350 [†])	Room temperature
Phenolics	Good strength retention for short periods of time, limited resistance to thermal shocks	-40 to +175 (260 [†])	Cure with temperature and high pressure
Polyimides	Thermal stability, dependent on a number of factors, difficult processability	-40 to +250 (300 [†])	Cure with temperature and high pressure
Bismaleimides	Very rigid, low peel properties	-50 to +200 (230 [†])	Cure with temperature and high pressure

*With different filler materials; [†]intermittent.

Lo step della selezione dell'adesivo è seguito dalla preparazione della superficie. Questo passaggio è fondamentale per incrementare la *surface wettability* degli aderendi, ossia la capacità di impregnarsi, e quindi la qualità del giunto. Tale caratteristica dipende principalmente dalla compatibilità chimica tra aderendi e adesivo e dalla ruvidità e pulizia della superficie. Per ottenere una superficie ottimale sono utilizzati una serie di trattamenti atti ad incrementare la resistenza del giunto come l'impiego di abrasivi e solventi, sabbiatura, tessuti, acidi e laser. Viene in seguito applicata la colla e monitorato il processo di indurimento (*curing process*) che prevede cicli di pressione e temperatura diversi a seconda del tipo di adesivo.

Le prestazioni del giunto possono essere tuttavia alterate da alcuni fattori ambientali come: l'umidità, che può essere assorbita dall'adesivo appesantendo e deformando la struttura, reversibilmente o irreversibilmente; l'ambiente

corrosivo, che può corrodere il giunto e quindi alterare il collegamento adesivo-aderendi; la temperatura, che deve rimanere all'interno di un range termico di esercizio.

L'identificazione delle modalità di rottura (*failure modes*) è un metodo essenziale per valutare le prestazioni del giunto. Per quanto riguarda gli incollaggi è necessaria una accurata analisi delle modalità di rottura poiché molti fattori possono esserne la causa. La ruvidità della superficie, il legame chimico tra adesivo e aderendi, il calore, l'umidità e gli sforzi sono solo alcuni fattori da dover considerare per poter compiere una valutazione corretta della frattura. Principalmente vi sono tre modalità di rottura:

- In uno dei due aderendi, quando la resistenza dell'adesivo è maggiore rispetto a quella dell'aderendo (*structural failure*).
- Tra l'adesivo e gli aderendi (*adhesive or adhesion failure*). Tale frattura si manifesta in presenza di legami chimici deboli o di una preparazione superficiale non appropriata. Solitamente un incollaggio che presenta questa modalità di rottura è considerato debole.
- All'interno dello strato adesivo (*cohesive failure*). Tale frattura si manifesta in presenza di elevati sforzi normali o di taglio oppure a causa di una superficie adesiva (*overlap length*) insufficiente.

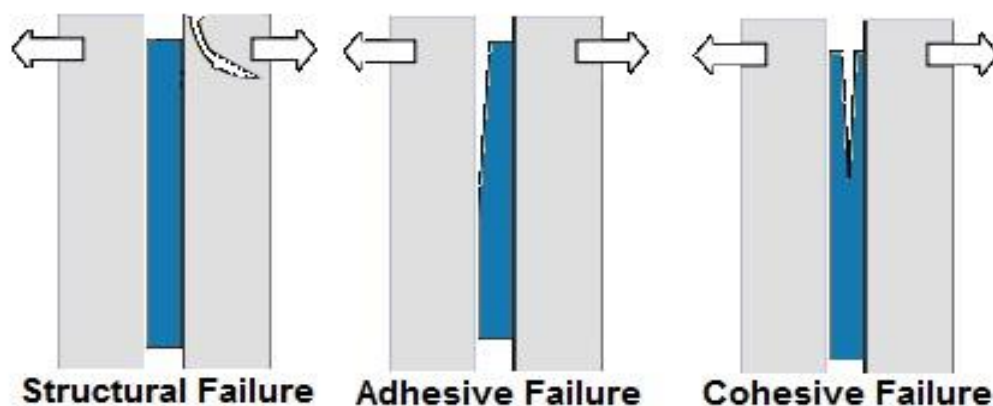


Figura 2. 4 – Modalità tipiche di rottura del giunto

2.2. ANALISI SINGLE-STRAP JOINT

L'analisi del *single-strap joint* è stata eseguita applicando un carico di trazione ad una delle due lamine come rappresentato in Figura 2.5.

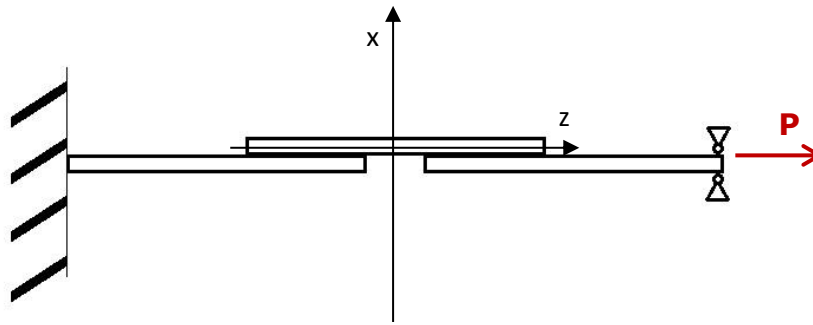


Figura 2. 5 – Schema di vincoli e carichi

Come si può notare il baricentro della patch giace su un piano diverso rispetto alle lamine. La deformazione che deriva da tale asimmetria dà luogo ad un momento flettente che induce uno sforzo normale lungo l'asse x , definito *peel stress*. L'analisi statica della struttura prevede quindi inizialmente il calcolo del momento flettente, in seguito il calcolo del *peel stress*, della tensione normale lungo z e di taglio. Tuttavia per eseguire il calcolo è necessario conoscere i valori di momento flettente ai bordi dell'adesivo, ossia all'estremità della zona di sovrapposizione. Tali valori sono imposti come condizioni al contorno ai margini delle equazioni differenziali necessarie per il calcolo analitico delle tensioni. Determinate le deformazioni dello strato adesivo e noti i moduli elastici a trazione (E_A) e a taglio (G_A) si può effettuare il calcolo delle tensioni tangenziali $\tau^{(A)}$ e normali $\sigma^{(A)}$.

In Figura 2.6 sono rappresentate le deformazioni e a fianco le relazioni che le legano alle tensioni.

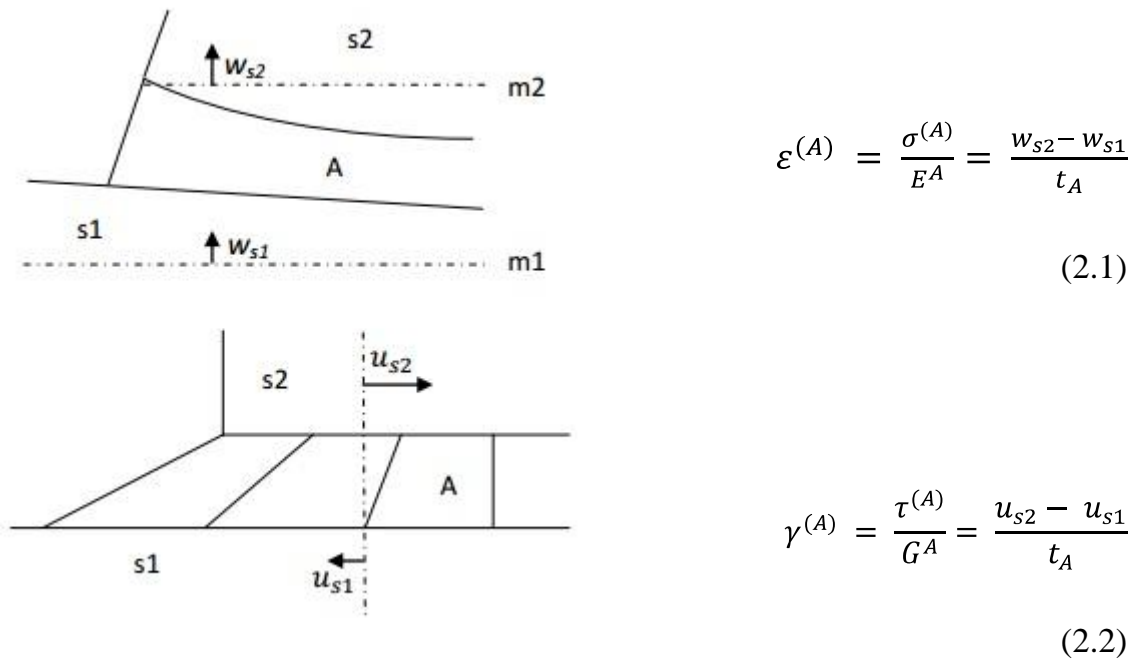


Figura 2. 6 – Deformazione trasversale e longitudinale

Con:

- m1 ed m2 assi di simmetria delle lamine s1 ed s2;
- u_{s1} ed u_{s2} discostamenti in direzione z e w_{s1} e w_{s2} in direzione x;
- $\varepsilon^{(A)}$ deformazione lungo x e $\gamma^{(A)}$ la deformazione a taglio;
- t_A spessore dell'adesivo

Per quanto riguarda l'analisi di un *single-strap joint* è molto interessante lo studio effettuato da Marin Sandu, Andriana Sandu e Dan Mihai Constantinescu (doc. 2). Nel report viene svolto il calcolo analitico dello sforzo di taglio e del *peel* di un giunto con aderendi in alluminio e adesivo AV 119. In seguito i risultati vengono confrontati con quelli ottenuti tramite una *NFEA (nonlinear finite element analysis)*.

In Figura 2.7 è rappresentato l'andamento degli sforzi calcolato all'interno dello strato adesivo attraverso i due metodi.

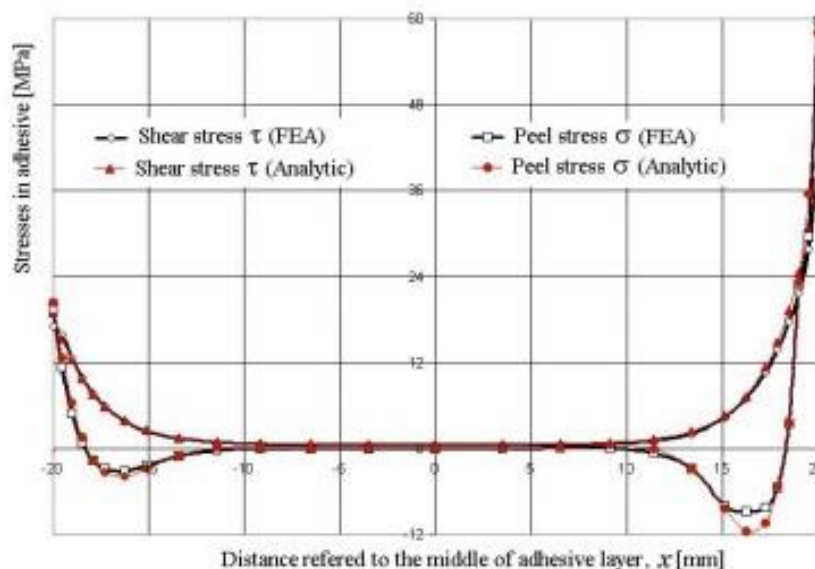


Figura 2. 7 – Distribuzione degli sforzi calcolato analiticamente e tramite *NFEA*

Come è possibile notare, gli andamenti calcolati analiticamente e tramite *NFEA* sono molto simili. Le zone maggiormente sollecitate sono le zone adiacenti ai bordi dove la tensione viene trasferita da una aderendo all'altro. Inoltre il bordo interno, posto alla fine della lastra e sotto la patch, risulta più caricato rispetto a quello esterno.

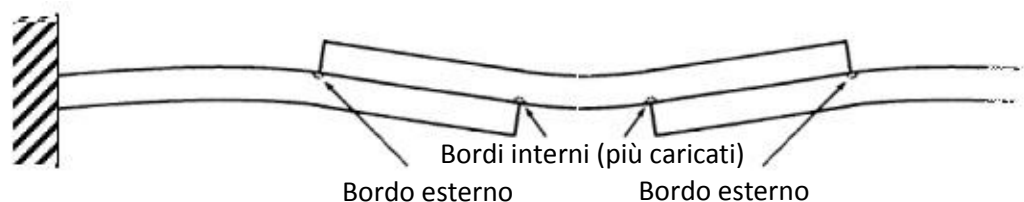


Figura 2. 8 – Deformazione *single-strap joint*

Tuttavia la parte centrale è pressoché scarica sebbene il *peel stress* presenti un picco negativo vicino al picco di bordo, che dipende dall'elasticità e dagli spessori dei materiali utilizzati. Effettuando lo stesso confronto nell'altra zona di sovrapposizione dello strato adesivo otterremo lo stesso grafico ma specchiato (con il picco massimo di *peel* e taglio a sinistra, vicino al bordo interno). Sebbene specifici i risultati ottenuti all'interno del doc. 2 possono esserci utili per prevedere un andamento qualitativo degli sforzi nelle nostre successive analisi.

3. SIMULAZIONE NUMERICA DI INCOLLAGGI

3.1. METODO DEGLI ELEMENTI FINITI

Il metodo degli elementi finiti è una tecnica numerica che consente di risolvere problemi fisici complessi riducendo equazioni differenziali alle derivate parziali ad un sistema di equazioni lineari. Il modello matematico agli elementi finiti si ottiene attraverso due fasi:

- Modellazione: passaggio da un complesso sistema fisico ad un modello matematico, semplificando la geometria e le proprietà meccaniche dei materiali e rimuovendo condizioni trascurabili che avrebbero complicato la risoluzione del problema.
- Discretizzazione: partizione del sistema in nodi ed elementi con lo scopo di passare da un sistema continuo ad uno con un numero finito di relazioni algebriche. La discretizzazione divide la struttura in elementi molto piccoli che possono essere mono-, bi- o tri-dimensionali connessi da nodi (vedi Figura 3.1), sui quali vengono imposte condizioni al contorno e costruito il sistema di equazioni lineari.

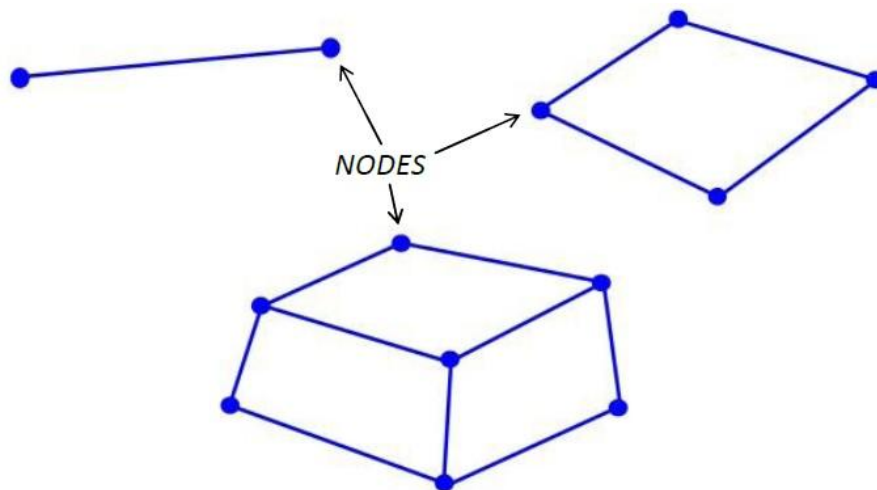


Figura 3. 1 – Elementi mono-, bi- e tri-dimensionali connessi da nodi

Partendo dai risultati ottenuti sui nodi siamo in grado di calcolare le soluzioni in ogni punto della struttura attraverso la funzione di forma (*shape function*) degli elementi utilizzati, che localmente può non seguire il profilo dell'oggetto. Un grado più alto del polinomio che caratterizza la funzione di forma è essenziale ai fini di una maggior precisione dell'analisi agli elementi finiti. La suddivisione ottenuta attraverso la discretizzazione crea quindi una griglia (detta *mesh*) che può essere infittita, riducendo la dimensione degli elementi, all'interno di tutto il dominio o vicino all'oggetto di interesse per ottenere soluzioni più accurate.

Nella Tabella 3.1 sono descritti i tipi più comuni di elementi finiti:

Tabella 3. 1 – Tipologie più comuni di elementi finiti

One-dimensional: line elements (2 nodes)	
Truss	It can only transmit axial forces; it is often used for modeling lattice structures.
Beam	It can transmit all types of <i>stresses</i> ; it is used for frame structures.
Spring	It has axial and/or rotational strength and it is used to model some kinds of elastic constraints.
Rigel	It is used to model an infinitely rigid bond between two finite elements.

Two-dimensional: plane elements (3 o 4 nodes)	
Stress plane	It has only 2 DOF per node corresponding on the translations on the plane; ittransmits only the efforts along its plane.
Plate	It has only 3 DOF per node corresponding on the perpendicular translation alongits plane and the rotation in respect to the two axes lying in the plane (flexural stiffness). Therefore it is adapted to transmit only the shear <i>stress</i> and 2 ending moments.
Shell	It is constituted by the superimposition of the plate element and <i>stress</i> plate element; it has both bending and membrane stiffness.
Plane strain	It has only two degrees of freedom per node corresponding to the translations in its plane.
Axial-symmetric	It is used for modeling solid structures obtained by rotation; each node has 2 DOF.
Three-dimensional: solid element (from 4 a 27 nodes, 3 DOF)	
Brick or element	It can model structural elements wherein no dimension isunimportant compared to the others.

L'applicazione pratica del *FEM* è la *FEA* (*Finite Element Analysis*), una tecnica di simulazione al computer usata nelle analisi ingegneristiche in grado di risolvere problemi complessi e adattarsi a molteplici sistemi fisici. Inoltre la *FEA* permette di velocizzare i tempi di progetto e sostituisce costosi test sperimentali.

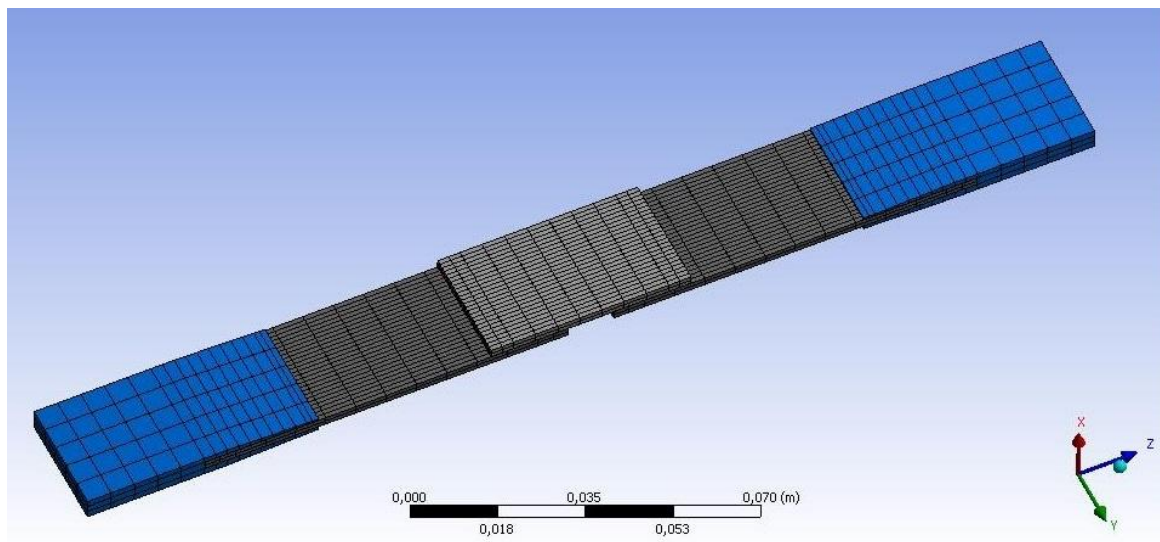


Figura 3. 2 – Esempio di *mesh* 3D di un *single-strap joint*

3.2. ANALISI AGLI ELEMENTI FINITI

Per eseguire un'analisi agli elementi finiti è necessario costruire la geometria del giunto tramite un software *CAD* e successivamente importarla nel software *FEA*. Gli elementi sono stati disegnati singolarmente in modo da ottenere le connessioni opportune tra essi. La geometria del componente è infatti composta da due ganasce, due lastre, la patch e lo strato adesivo. La casella riguardante l'analisi statica (vedi Figura 3.3) permette di caricare la geometria, controllare lo stato dell'analisi e aggiungere o modificare i materiali da utilizzare e le loro proprietà. Lo schema di progetto rappresentato in Figura 3.4 mostra gli step principali necessari al software per compiere un'analisi statica del giunto, mentre la Tabella 3.2 illustra le principali funzioni dei vari punti.

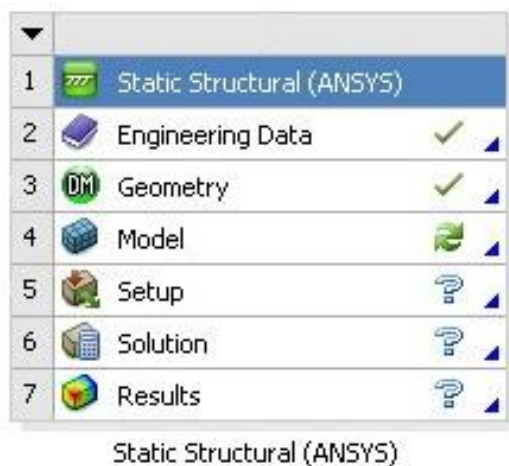


Figura 3. 3 – Casella analisi statica

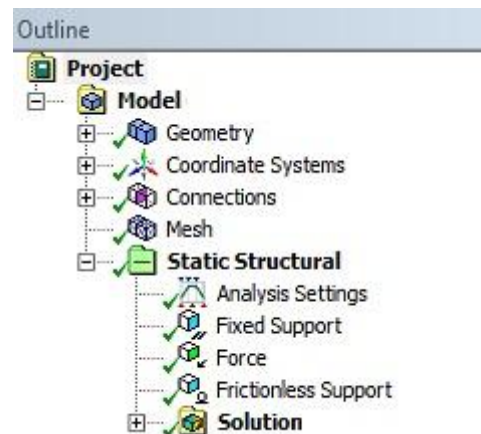


Figura 3. 4 – Menu dello schema di progetto

Tabella 3. 2 – Menu dello schema di progetto

OGGETTO	FUNZIONE
1. Geometry	Caricare la geometria e crearne di nuove (come ad esempio la path), assegnare ad ogni componente il materiale selezionato.
2. Coordinate system	Creare sistemi di riferimento alternativi rispetto a quello globale.
3. Connections	Stabilire il tipo di connessioni tra le superfici a contatto.
4. Mesh	Configurare i parametri con cui effettuare la mesh.
5. Static Structural	Assegnare i vincoli e i carichi da applicare alla struttura.
6. Solution	Selezionare i risultati da visualizzare al termine dell'analisi.

3.2.1. GEOMETRIA DEL GIUNTO

La geometria del giunto e le sue dimensioni sono descritte nella Figura 3.5 e nella Tabella 3.3 sottostanti:

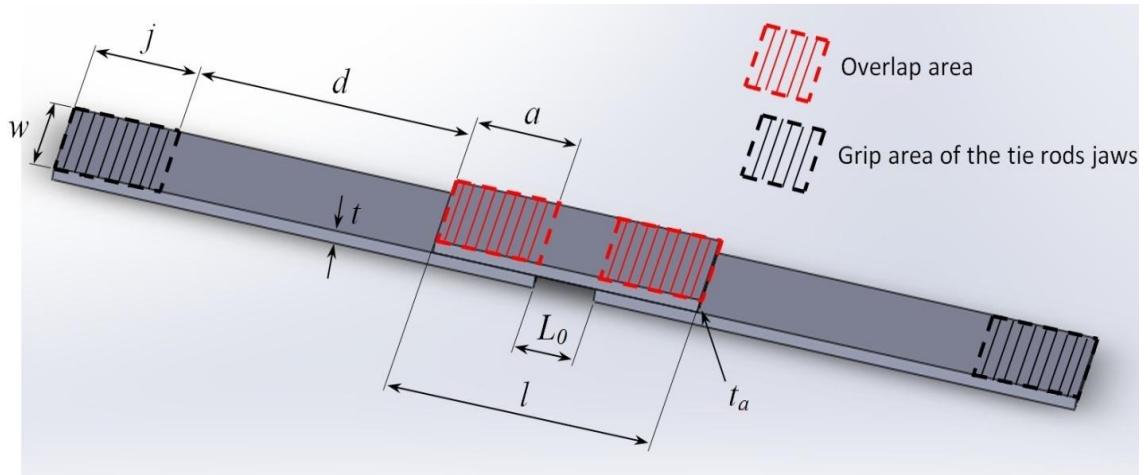


Figura 3. 5 – Geometria *single-strap joint*

Tabella 3. 3 – Dimensioni del *single-strap joint*

w = larghezza lastra	25 mm
j = lunghezza presa delle ganasce	25 mm
d = distanza di sicurezza	38 mm
a= lunghezza di sovrapposizione	17 mm
L₀= distanza lastre	variabile
l = lunghezza patch	44 mm
t = spessore lastre	2 mm
t_a = spessore strato adesivo	0,025 mm

La dimensione della distanza tra le lastre (L_0) è variabile poiché all'interno delle analisi assumerà il valore di 0, 1, 3, 7, 10 mm. La geometria costruita attraverso il software *CAD* include inoltre due ganasce connesse alle estremità delle lastre sulle quali è applicato il carico di trazione (vedi Figura 3.6).

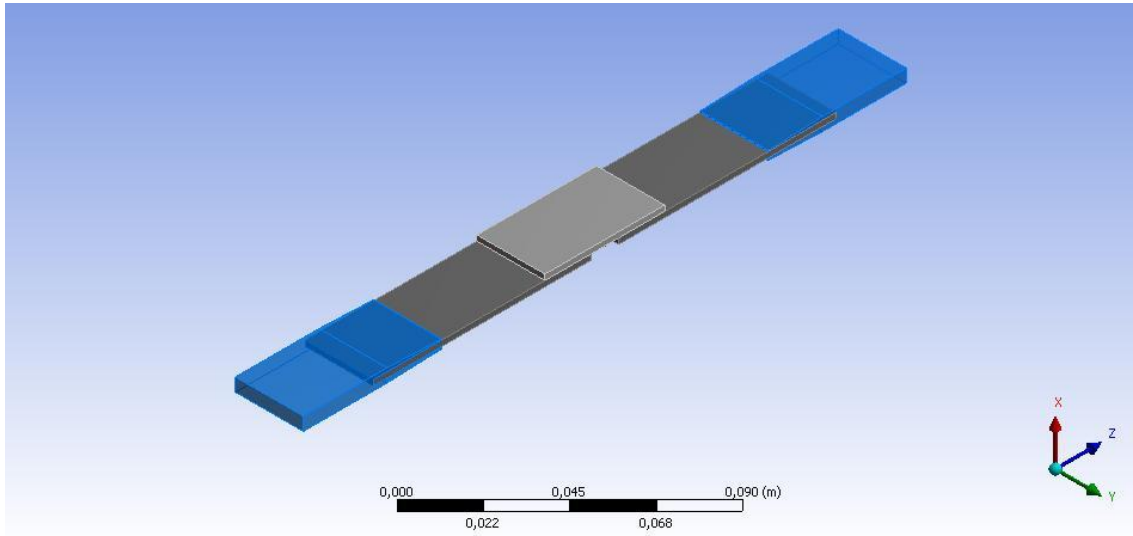


Figura 3. 6 – Modello costruito tramite software *CAD*

L'adesivo non è presente solo lungo la zona di sovrapposizione delle lastre, ma si estende lungo tutta la patch in modo da eliminare discontinuità dovute alla presenza di un bordo interno. Inoltre partendo dai risultati ottenuti in "Simulazione Numerica di Giunzioni Incollate in Materiali Compositi: Valutazione degli Effetti di Bordo" di Paolo Grasso (doc.4) lo strato adesivo utilizzato presenta bordi concavi. Ciò permette di limitare il *peel stress* e la tensione di taglio, anche se a scapito della tensione normale nella direzione dell'applicazione del carico di trazione (asse z).

Nel contatto tra lastre e ganasce i nodi sono condivisi in modo da creare un legame indissolubile. La stessa condizione deve essere applicata alla connessione lastra-adesivo e patch-adesivo selezionando “*Bonded Connection*” tra le superfici (vedi Figura 3.7), ossia una connessione rigida che vincola i gradi di libertà dei nodi degli elementi. Nella configurazione con $L_0=0$ mm nel contatto tra le due lastre è stata eliminata la connessione.

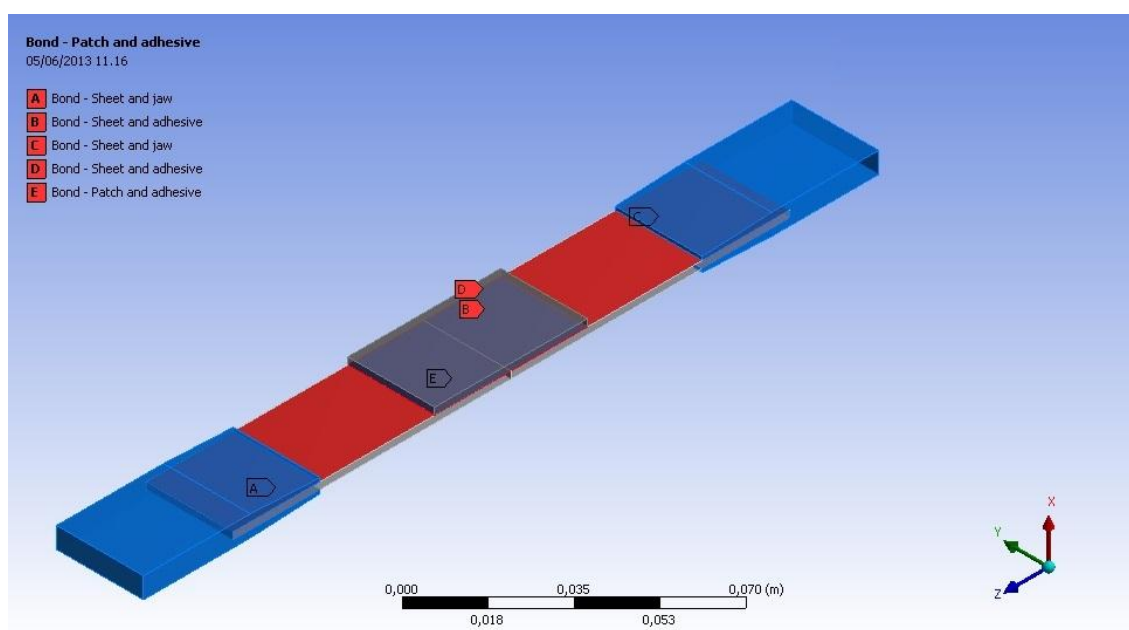


Figura 3. 7 – Connessioni tra gli elementi del giunto

3.2.2. PROPRIETÀ DEI MATERIALI

Nella Tabelle 3.4 e 3.5 sottostanti sono riportate le proprietà dei materiali utilizzati all'interno dell'analisi:

Tabella 3. 4 - *CFRP 0° (Carbon Fiber Reinforced Plastic)*

	<i>CFRP</i>
Modulo Elastico di Young in direzione x (E_x)	8.819 GPa
Modulo Elastico di Young in direzione y (E_y)	8.819 GPa
Modulo Elastico di Young in direzione z (E_z)	10.9 GPa
Coefficiente di Poisson xy (ν_{xy})	0.38
Coefficiente di Poisson yz (ν_{yz})	0.342
Coefficiente di Poisson xz (ν_{xz})	0.342
Modulo di taglio xy (μ_{xy})	3.2 GPa
Modulo di taglio yz (μ_{yz})	4.315 GPa
Modulo di taglio xz (μ_{xz})	4.315 GPa

Tabella 3. 5 –*Methacrylate-epoxy hybrid* a due componenti – Lega di alluminio (2024T3)

	Two-component methacrylate- epoxy hybrid	Aluminum alloy
Modulo Elastico di Young (E)	3.84 GPa	71 GPa
Coefficiente di Poisson (ν)	0.4	0.33
Tensione di plasticizzazione a trazione	61 MPa	280 MPa
Tensione ultima a trazione (τ_{\max})	84.7 MPa	310 MPa

La prima analisi è stata eseguita con ganasce, lastre e patch in lega d'alluminio, la seconda in *CFRP*. Per ottenere risultati confrontabili in entrambe le analisi l'adesivo è una resina epossidica bi-componente.

3.2.3. CREAZIONE *PATH*

Due linee immateriali composte da 201 punti sono state create sulla linea di mezzeria dello strato adesivo, a metà dello spessore, per calcolare punto per punto gli sforzi e ottenere un andamento lungo la linea con il quale costruire dei grafici (vedi Figura 3.8).

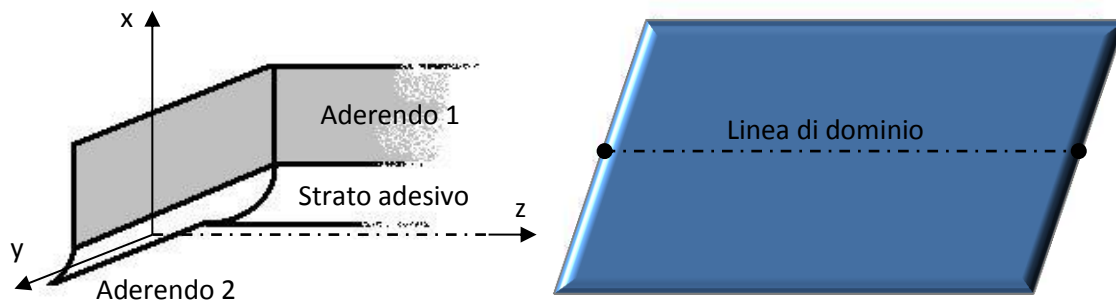


Figura 3. 8 – Linea di dominio dei risultati

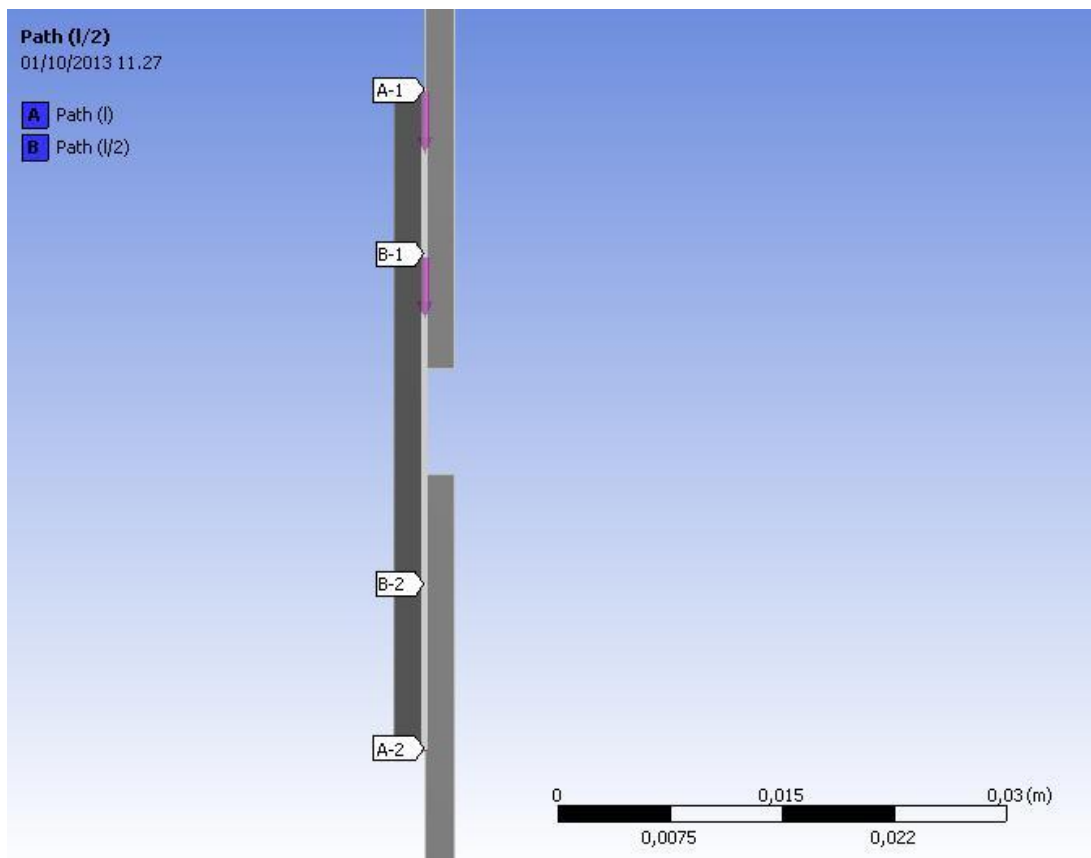


Figura 3. 9 – Rappresentazione *path (I)* e *path (I/2)*

La prima *path* costruita si estende lungo tutto lo strato adesivo. La seconda *path* è stata creata in modo da ottenere una distribuzione più fitta di punti nella parte di adesivo più caricata. Presumendo che gli sforzi maggiori siano in prossimità del bordo interno la soluzione adottata è quella di una *path* lunga 22 mm, ossia metà della lunghezza l dell'adesivo, che comprenda entrambi i bordi interni per ogni configurazione analizzata (vedi Figura 3.9).

3.2.4. CONFIGURAZIONE DELLA MESH

Una configurazione adeguata della *mesh* è indispensabile per ottenere risultati accettabili. I “mattoncini” 3D sono gli elementi più comuni nonché i più utilizzati per effettuare una *FEA* i cui risultati siano comparabili con quelli sperimentali. L'impostazione standard della *mesh* basata su mattoncini 3D utilizzata dal software garantisce un buon compromesso in prima analisi. Tuttavia l'affidabilità dei risultati alle estremità delle lastre e dell'adesivo può migliorare utilizzando una distribuzione più fine dei “mattoncini”, soprattutto lungo lo spessore.

Per quanto riguarda le lastre è stata utilizzata una “*Face Sizing*” *mesh* in modo da avere due elementi lungo lo spessore con lato 1 mm con infittimento maggiore lungo il bordo (vedi Figura 3.10 e 3.11). Per l'adesivo invece è stata utilizzata una “*Edge Sizing*” per ottenere una distribuzione più fine lungo il bordo concavo ed ottenere allo stesso modo due elementi lungo lo spessore di lato $1,25 \cdot 10^{-2}$ mm.

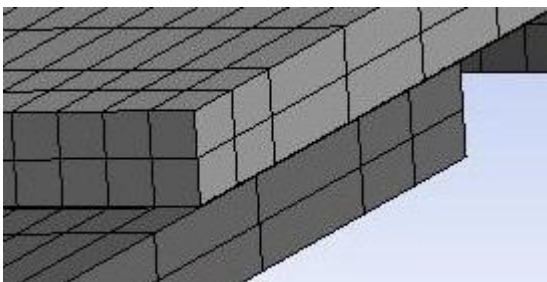


Figura 3. 10 – Vista degli elementi della *mesh* lungo lo spessore

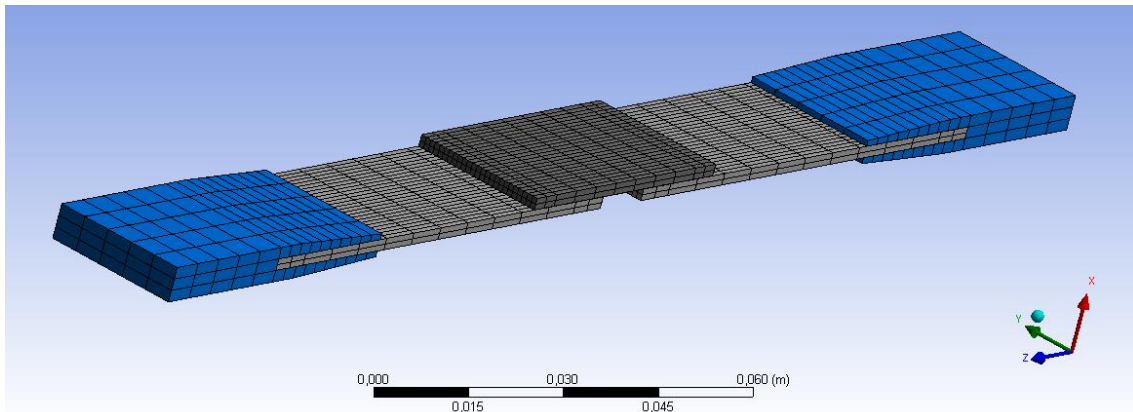


Figura 3. 11 – Particolare della “*Face Sizing*” mesh

3.2.5. VINCOLI E CARICHI

Per simulare test sperimentali sono state inserite ganasce sulle quali è applicato un carico di trazione. Una delle due ganasce è infatti fissata ad un supporto, sull'altra è applicato il carico di trazione ed un supporto senza attrito. In figura 3.12 è rappresentata la struttura con l'indicazione di vincoli e carichi.

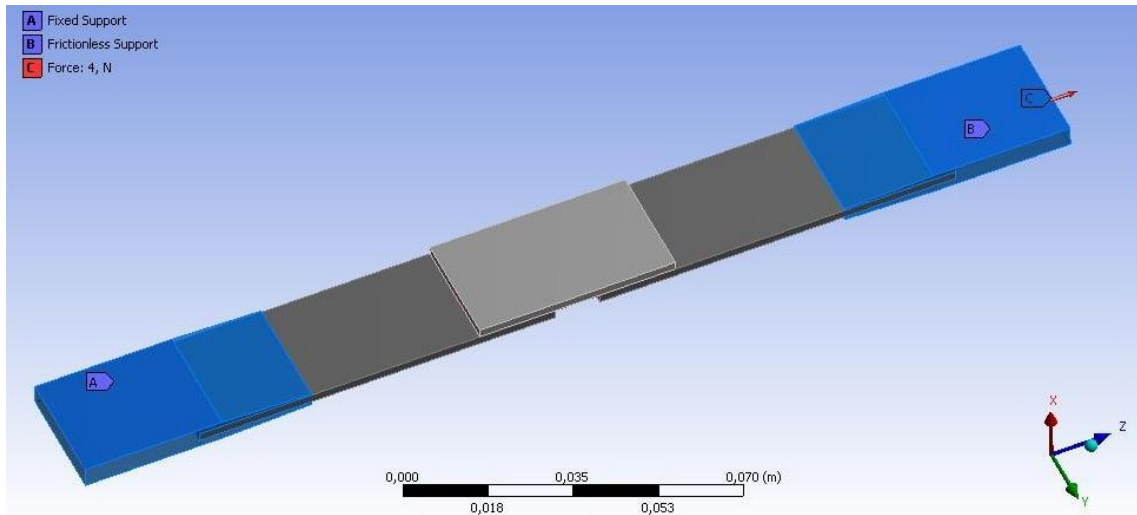


Figura 3. 12 – Vincoli e carichi applicati sulla struttura

Per riprodurre il comportamento reale del giunto il carico applicato è a rampa che raggiunge un massimo di 4 N per poter verificare la distribuzione degli sforzi senza arrivare a plasticizzazione del materiale.

3.2.6. DESCRIZIONE DELL'ANALISI

Per studiare l'effetto di una modifica della distanza tra le lastre (L_0) in un giunto *single-strap joint* verranno effettuate molteplici analisi variando il materiale delle lastre. Per rendere le varie analisi confrontabili la dimensione dei componenti del giunto e dello strato adesivo rimarranno invariati in ogni diversa configurazione, ma varierà l'area di sovrapposizione lastra-adesivo (*overlap length*, a). Verranno valutate e comparate le tensioni normali in direzione longitudinale (σ_z) e trasversale (σ_x) e di taglio lungo il piano xz (τ_{xz}).

Nella Tabella 3.6 sono rappresentate le analisi effettuate:

Tabella 3. 4 – Descrizione analisi

MATERIALI LAMINE	TIPO DI ANALISI
Alluminio 2024T3	$L_0 = 0, 1, 3, 7, 10 \text{ mm}$
<i>CFRP</i> 0°	$L_0 = 0, 1, 3, 7, 10 \text{ mm}$

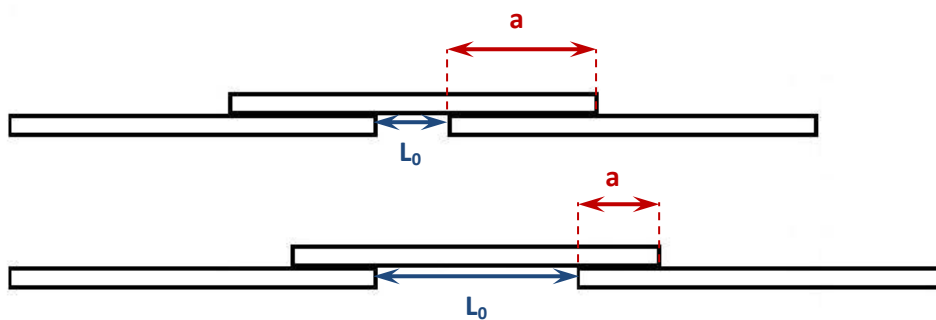


Figura 3. 13 – Rappresentazione delle variazioni della distanza e dell'area di sovrapposizione tra le lastre

4. RISULTATI

4.1. LAMINE IN ALLUMINIO

È stato analizzato il giunto a $L_0=10$ mm. L'applicazione del carico crea una deformazione della struttura lungo l'asse x (vedi Figura 4.1). La massima deformazione è localizzata nella zona centrale della patch dove lo spessore è minore rispetto alla zona di sovrapposizione delle lamine.

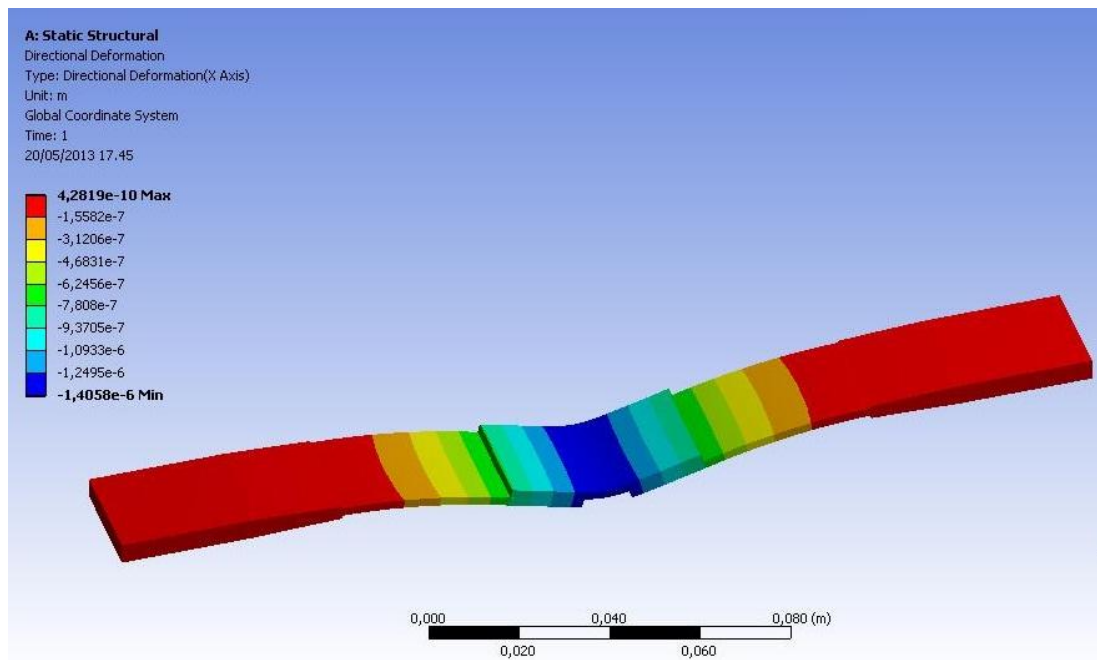


Figura 4. 1 – Deformazione lungo l'asse x

Nella pagina seguente sono rappresentate le tensioni agenti sulla struttura attraverso bande isocarico (vedi Figura 4.2). Da tali immagini si evince che il *peel stress* e la tensione di taglio raggiungono valori massimi (o minimi per la tensione di taglio) in vicinanza dei bordi interni delle lamine. La tensione normale in direzione z raggiunge valori massimi nella parte inferiore della patch e minimi nella parte superiore.

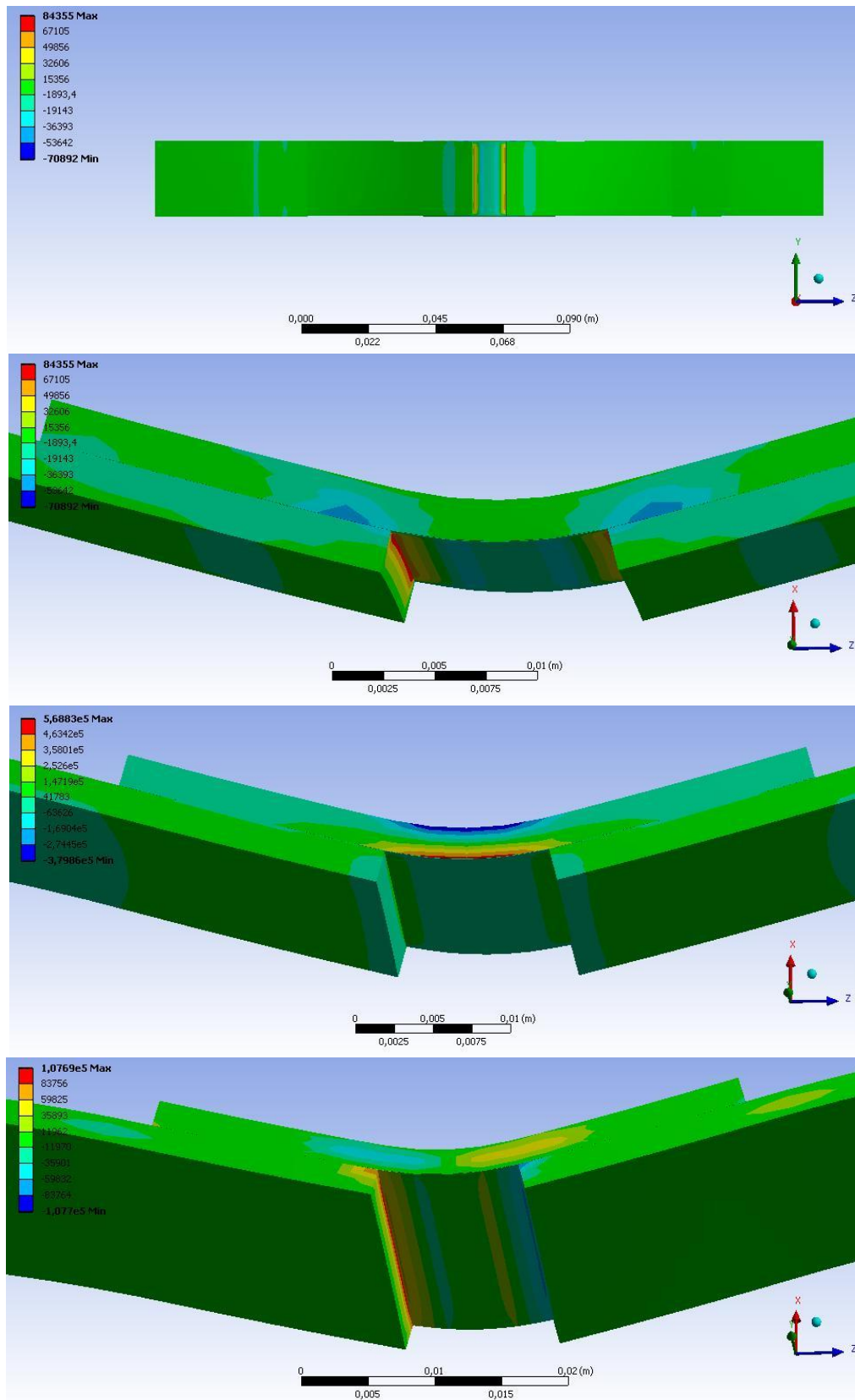


Figura 4. 2 – Dall’alto verso il basso: *peel stress*, particolare del *peel stress*, tensione normale in direzione z e tensione di taglio

In seguito è stato analizzato lo strato adesivo del giunto a $L_0=10$ mm ottenendo la distribuzione delle tensioni rappresentata nel grafico sottostante (Figura 4.3). Sono state valutate la tensione normale in direzione trasversale σ_x , detta anche *peel stress*, la tensione normale in direzione longitudinale σ_z e la tensione di taglio τ_{xz} .

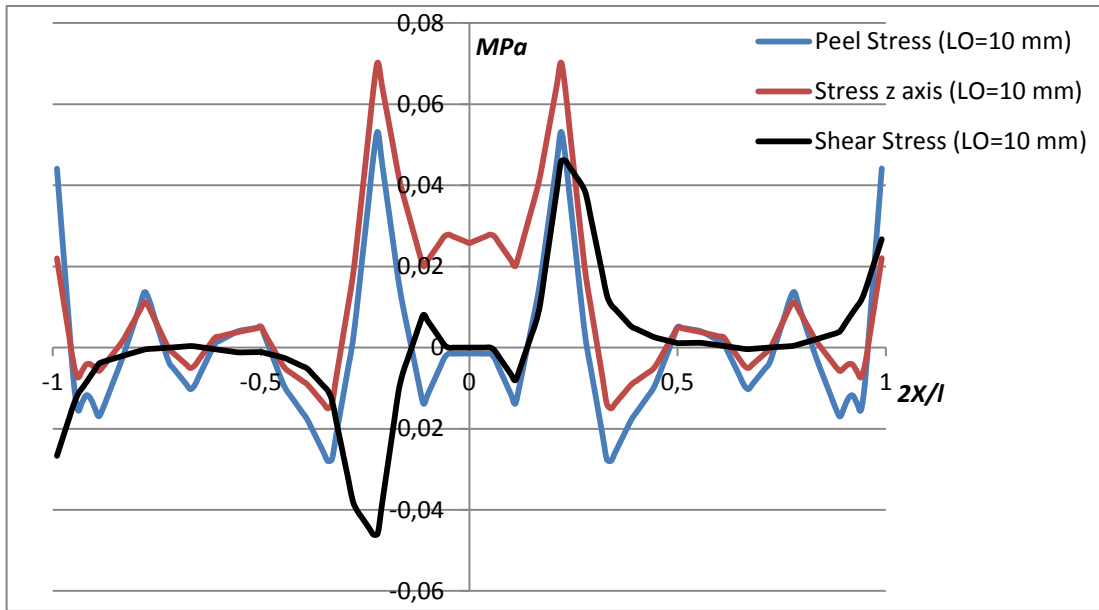


Figura 4. 3 - Andamento delle tensioni con $L_0=10$ mm (Al)

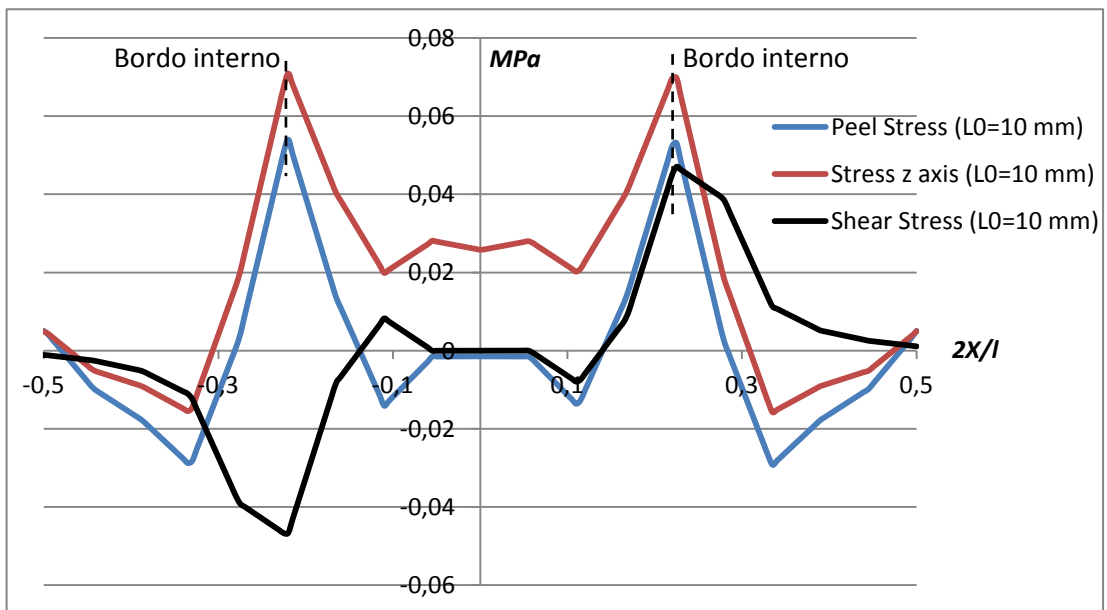


Figura 4. 4 – Andamento delle tensioni nella zona centrale dell'adesivo con $L_0=10$ mm (Al)

L'intensità delle tensioni raggiunge il picco massimo in corrispondenza dei bordi interni delle lastre per poi scaricarsi nella parte centrale dello strato adesivo, dove le lastre non sono sovrapposte. La tensione di taglio presenta un andamento speculare a destra e a sinistra di $l/2$, ma con segni opposti. Per quanto riguarda il *peel stress* e lo *stress* normale σ_z nelle vicinanze del picco di trazione è presente un'area di compressione, utile ai fini di contrastare il *peeling* o la propagazione di un difetto di bordo. Attraverso una modifica della distanza tra le lastre ciò che vogliamo ottenere è un abbassamento del *peel stress* massimo (σ_x) sfruttando la parte centrale dell'adesivo, pressoché scarica nella configurazione considerata. Per questo motivo i valori delle tensioni σ_x , σ_z e τ_{xz} nelle analisi successive sono normalizzati rispetto ai valori delle tensioni dello strato adesivo con $L_0=10$ mm.

Come si può notare dai grafici posti nella pagina seguente in Figura 4.5 e 4.6 in ogni configurazione il picco massimo è in corrispondenza dei bordi interni. Il picco di bordo delle tensioni normali σ_x e σ_z è molto elevato con $L_0=0$ mm e $L_0=1$ mm, dove ad un'intensa trazione a metà dello strato adesivo seguono delle aree di compressione forti e ravvicinate al bordo. Una miglior distribuzione di tensioni sembra corrispondere ad una configurazione con $L_0=3$ mm.

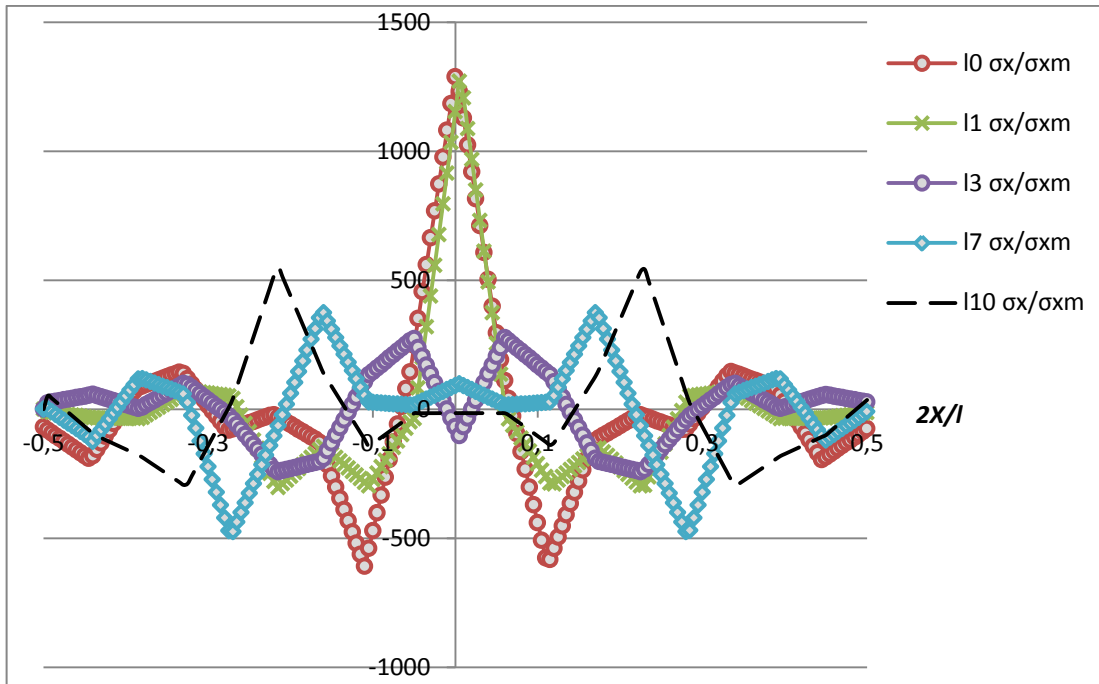


Figura 4. 5 – Andamento σ_x (Al)

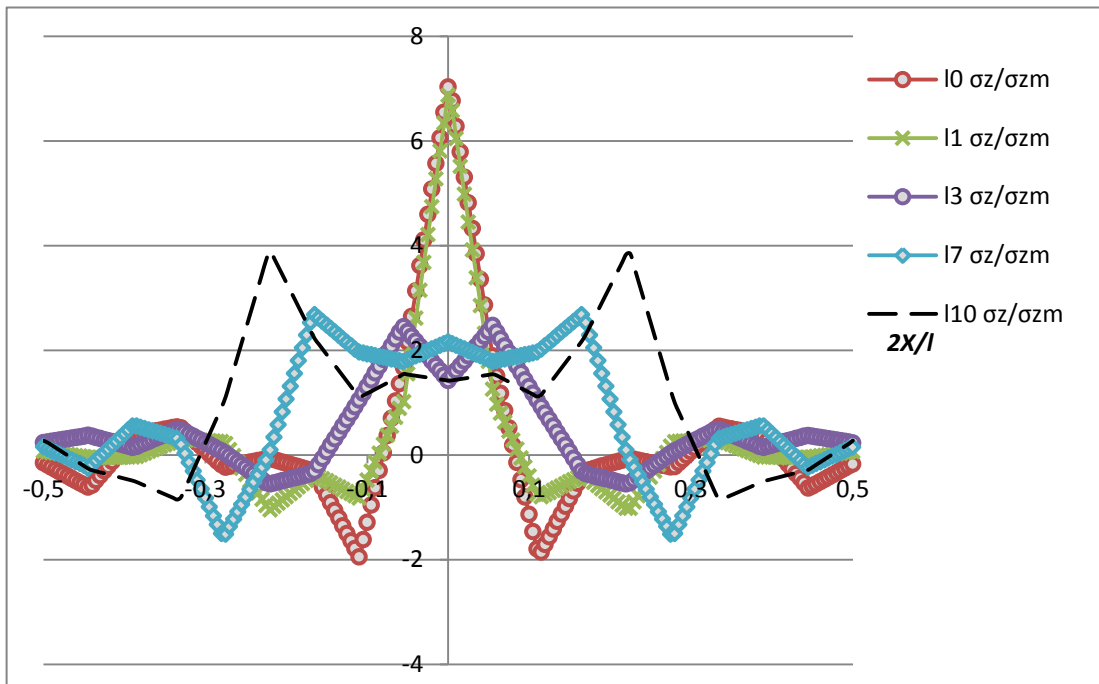


Figura 4. 6 - Andamento σ_z (Al)

L'andamento della tensione di taglio presenta dei picchi anche sui bordi esterni, che per $L_0=0$ mm risulta più caricato rispetto a quello interno (vedi Figura 4.7).

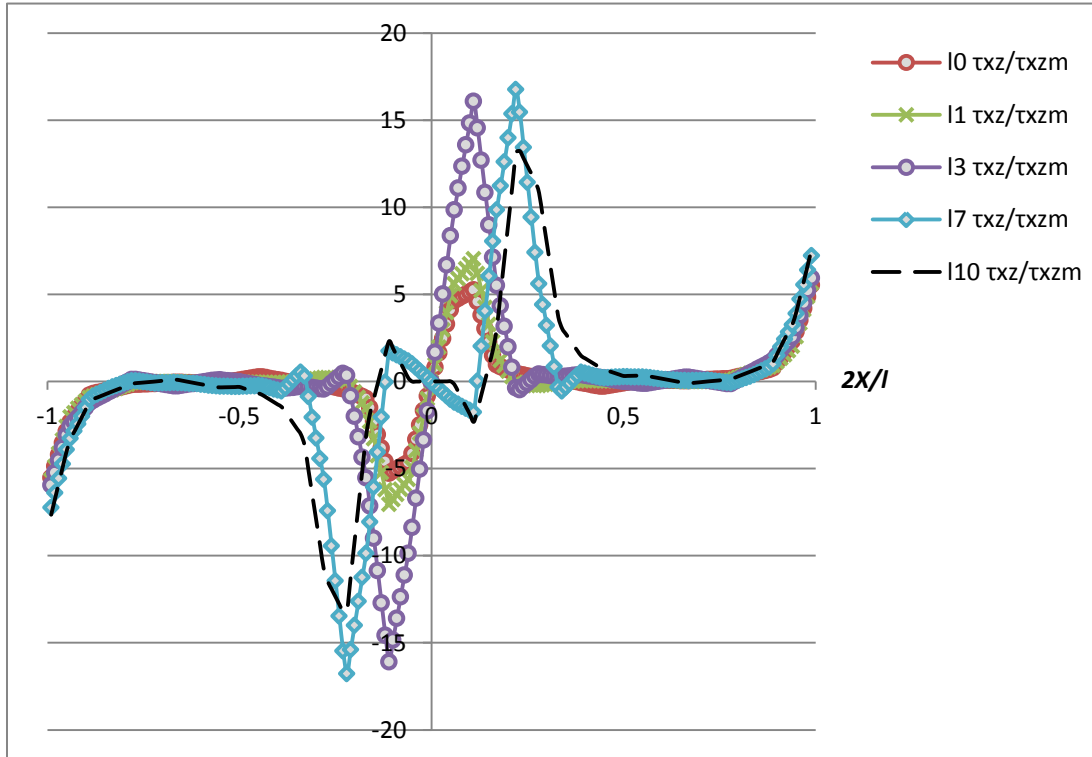


Figura 4. 7 - Andamento τ_{xz} (Al)

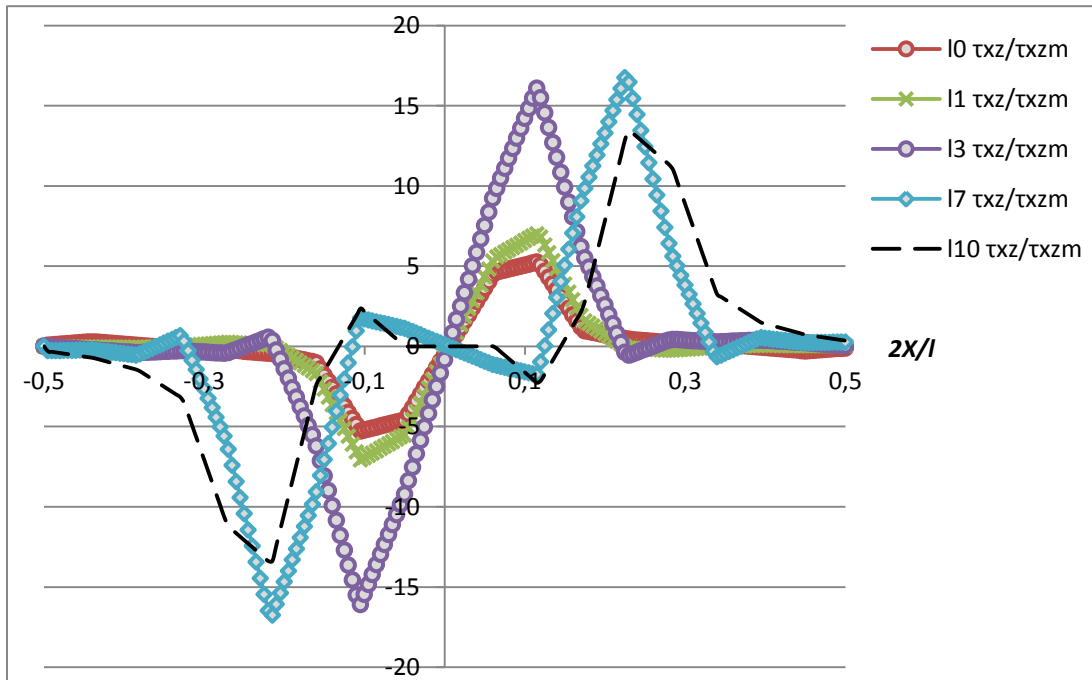


Figura 4. 8 – Andamento τ_{xz} zona centrale adesivo (Al)

Nei grafici seguenti (vedi Figura 4.9) sono rappresentate le massime tensioni normalizzate rispetto al valore medio delle tensioni nello strato adesivo con $L_0=10$ mm.

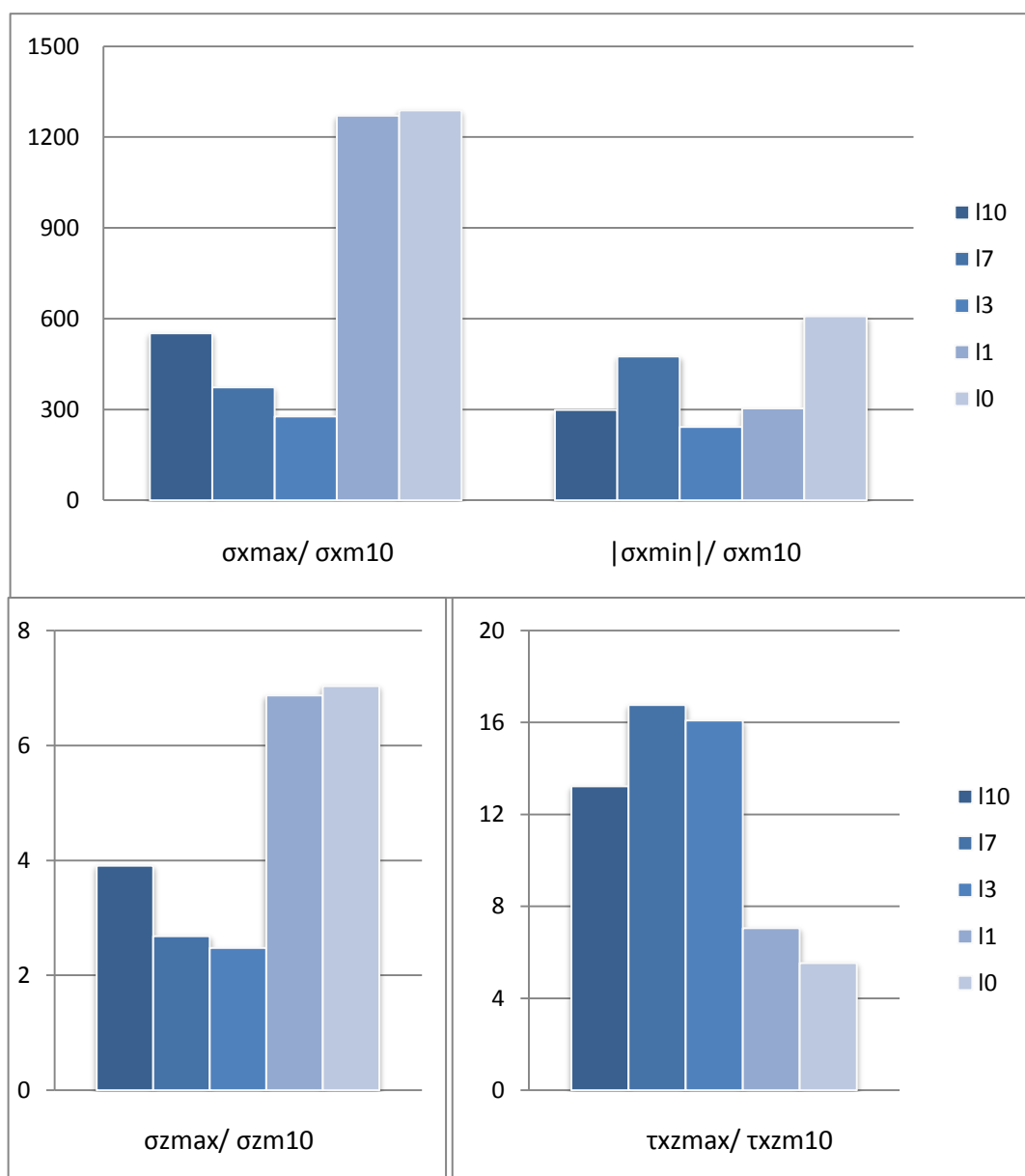


Figura 4. 9 – Tensioni massime nelle diverse configurazioni (A1)

Avvicinando le lamine da $L_0=10$ mm a 3 mm notiamo un netto calo delle tensioni normali all'interno dello strato adesivo. Tale risultato era prevedibile in quanto, diminuendo L_0 , l'area di sovrapposizione aumenta e si sposta verso il centro della struttura; ciò, impedendo in parte la deformazione della patch, diminuisce il momento flettente. Tuttavia per $L_0=1$ mm e 0 mm abbiamo un notevole incremento delle tensioni normali che si concentrano a metà della lunghezza dello strato adesivo ($l/2$). Le tensioni di taglio hanno un comportamento opposto a quello delle tensioni normali aumentando da $L_0=10$ a 3 mm e diminuendo drasticamente per $L_0=1$ mm e 0 mm. Nella configurazione con $L_0=7$ mm si nota una tensione massima di compressione maggiore rispetto alla massima trazione.

4.2. LAMINE IN CFRP

Sono state analizzate le tensioni all'interno dello strato adesivo del giunto in CFRP con $L_0=10$ mm (vedi Figura 4.10). Come in precedenza le tensioni sono state poi normalizzate rispetto alla tensioni medie di questa configurazione.

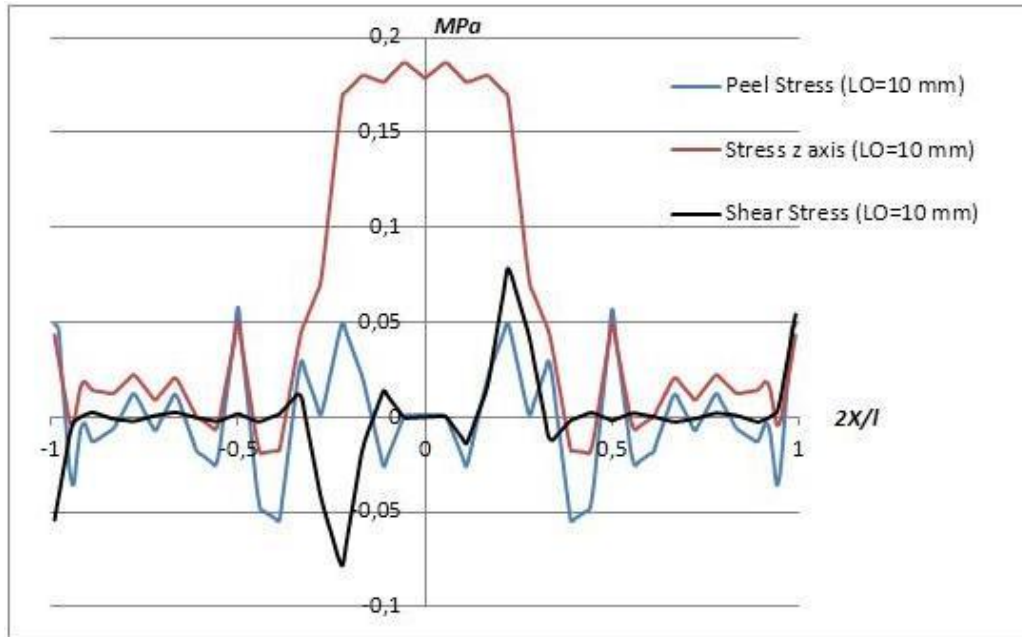


Figura 4. 10 - Andamento delle tensioni con $L_0=10$ mm (CFRP)

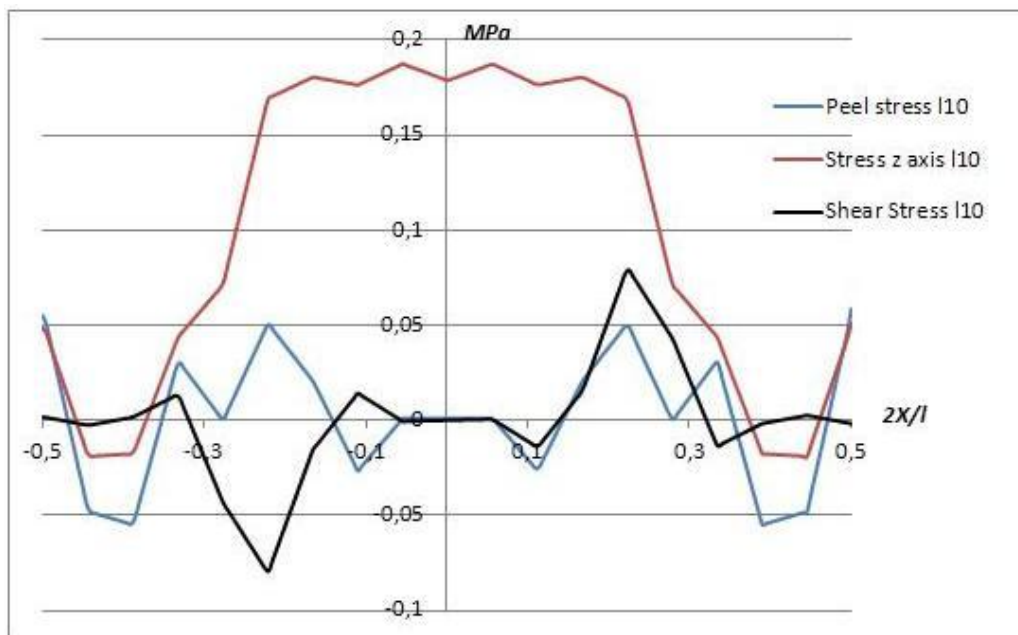


Figura 4. 11 - Andamento delle tensioni nella zona centrale dell'adesivo con $L_0=10$ mm (CFRP)

Notiamo una differenza nell'andamento della tensione normale in direzione z: la zona più caricata è quella compresa tra i bordi interni, quindi fuori dall'area di sovrapposizione. Il *peel stress* presenta invece un picco di trazione e uno di compressione lontani dal bordo interno, con valori maggiori rispetto a questi ultimi. Qualitativamente l'andamento delle tensioni di taglio non è stato modificato dal cambiamento di materiale.

Come in precedenza nelle configurazioni con $L_0=0$ mm e 1 mm vi è un picco repentino di *peel stress* ad $l/2$, mentre la configurazione con $L_0=3$ mm sembra avere il comportamento migliore (vedi Figura 4.12).

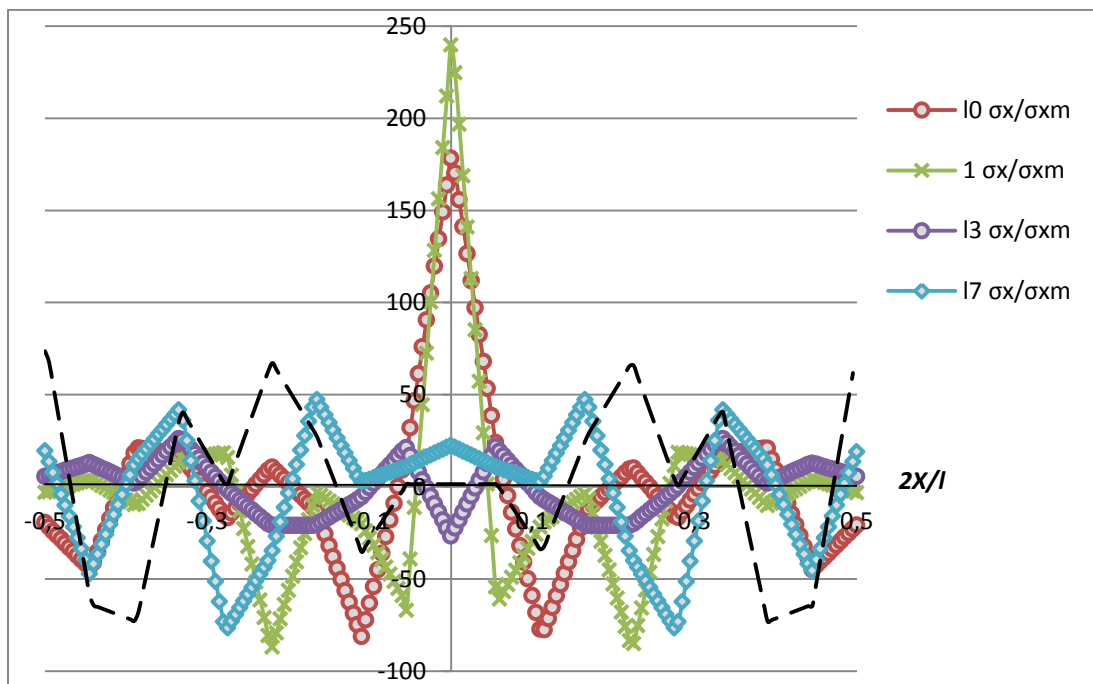


Figura 4. 12 – Andamento σ_x (CFRP)

Si nota un appiattimento della curva di σ_z (vedi Figura 4.13) nella zona compresa tra i bordi interni per le configurazioni con $L_0=3, 7$ e 10 mm; per questi tre casi la massima tensione si verifica all'interno di queste zone.

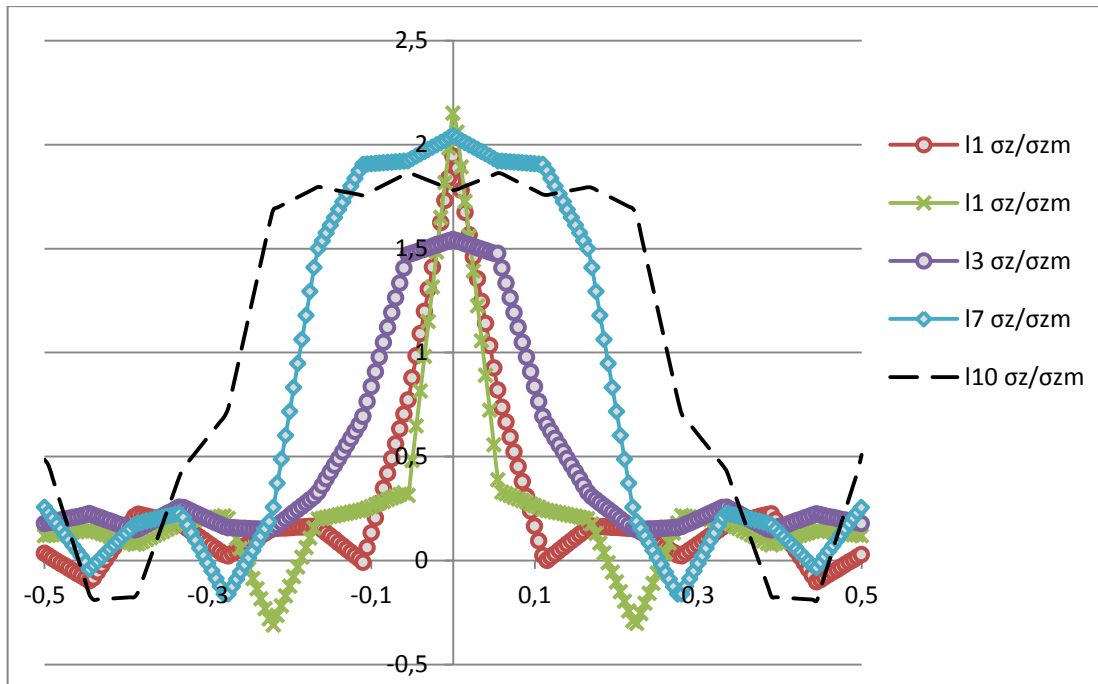


Figura 4. 13 – Andamento σ_z (CFRP)

La tensione di taglio presenta un picco sui bordi esterni e uno sui bordi interni (vedi Figura 4.14 e 4.15).

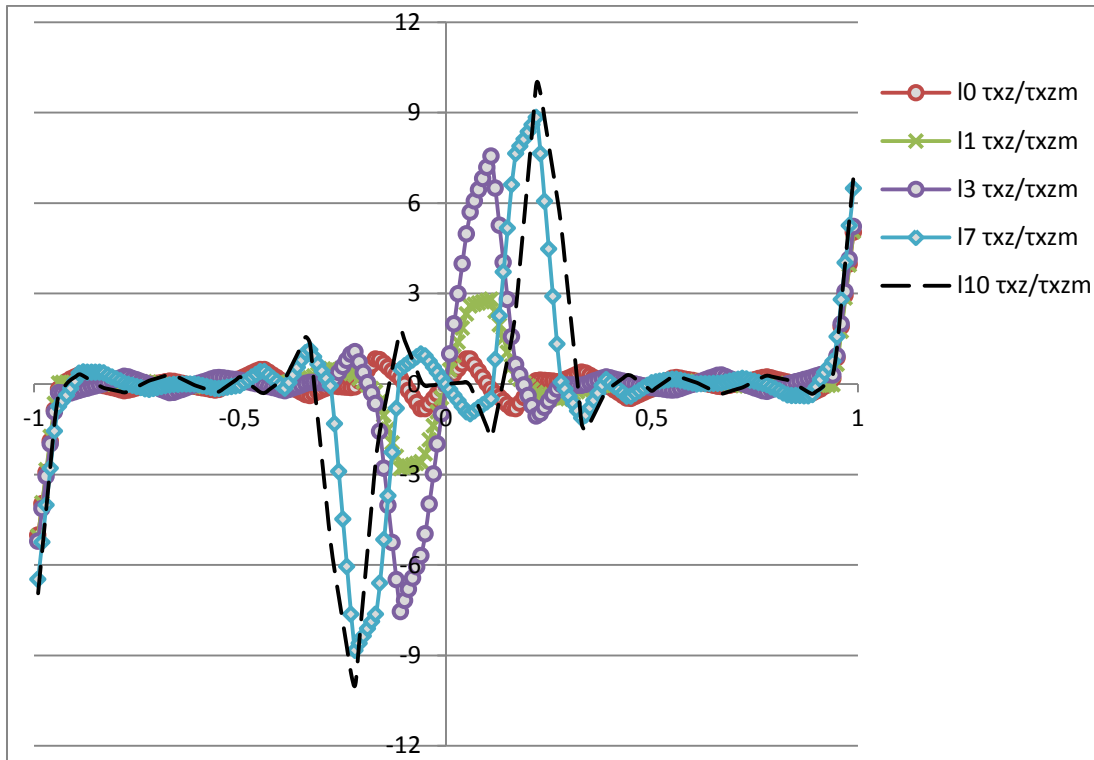


Figura 4. 14 – Andamento τ_{xz} (CFRP)

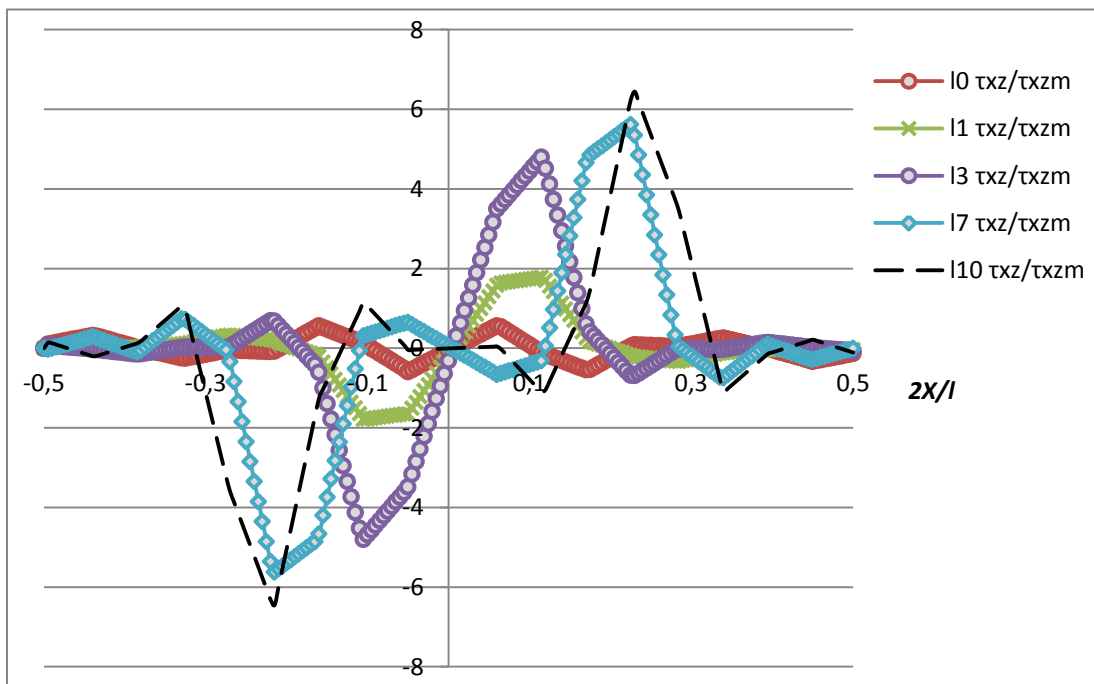


Figura 4. 15 – Andamento τ_{xz} zona centrale adesivo (CFRP)

Come in precedenza le tensioni di *peel* diminuiscono partendo da $L_0=10$ mm fino a $L_0=3$ mm per poi subire un notevole incremento per $L_0=1$ mm e 0 mm. Le tensioni di taglio diminuiscono man mano che L_0 si riduce.

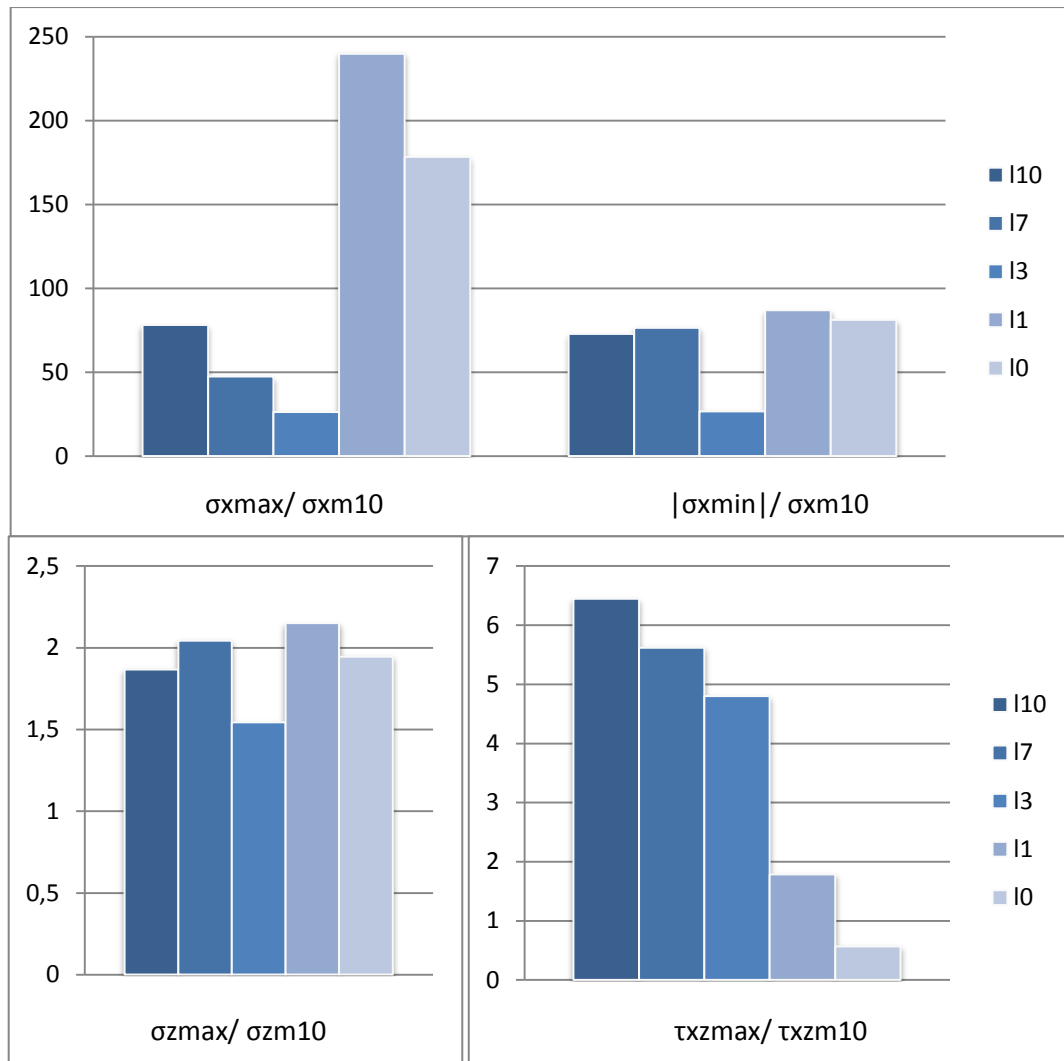


Figura 4. 16 – Tensioni massime nelle diverse configurazioni (CFRP)

4.3. CONFRONTO ALLUMINIO – CFRP

Nella pagina seguente sono comparati i risultati ottenuti nelle migliori configurazioni. Nello specifico abbiamo analizzato le configurazioni con $L_0=7$ mm e $L_0=3$ mm confrontando i valori ottenuti da lamine in alluminio e lamine in *CFRP*.

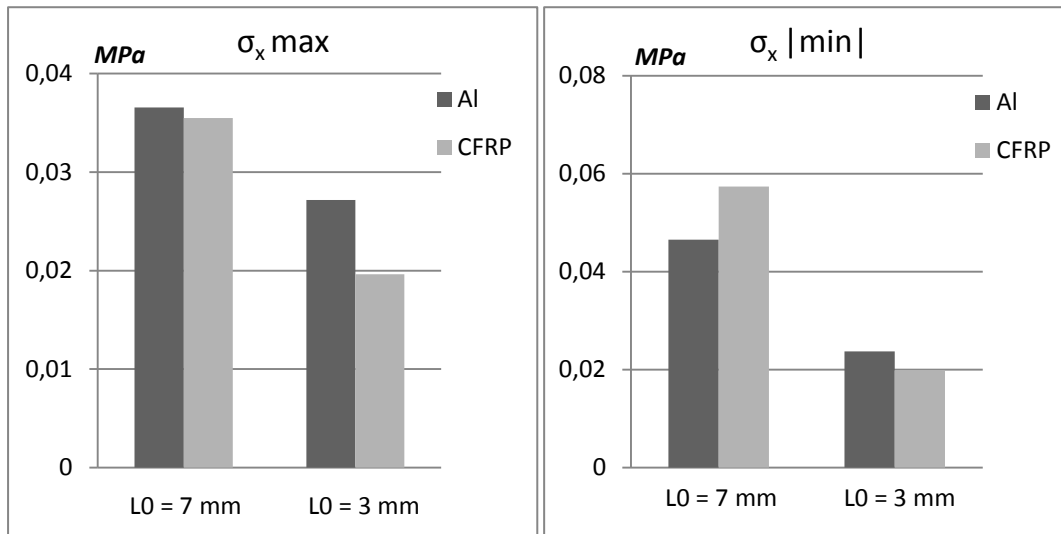


Figura 4. 17 – Confronto tra le tensioni normali massime e minime in direzione trasversale

Il cambiamento di materiale da alluminio a *CFRP* provoca un leggero abbassamento del *peel stress* massimo (vedi Figura 4.17). Tale risultato è inatteso poiché, essendo il *CFRP* più rigido dell'alluminio, si sarebbe dovuta verificare un'intensificazione degli sforzi nello strato adesivo. Tuttavia un leggero abbassamento di *peel stress* nel passaggio a lamine in *CFRP* corrisponde ad un intenso incremento di tensione normale in direzione *z* (vedi Figura 4.18). In questo senso per la configurazione con $L_0=7$ mm l'incremento è del 322% e con $L_0=3$ mm è del 245%. Nella configurazione con $L_0=7$ mm notiamo inoltre una compressione maggiore con lamine in *CFRP*.

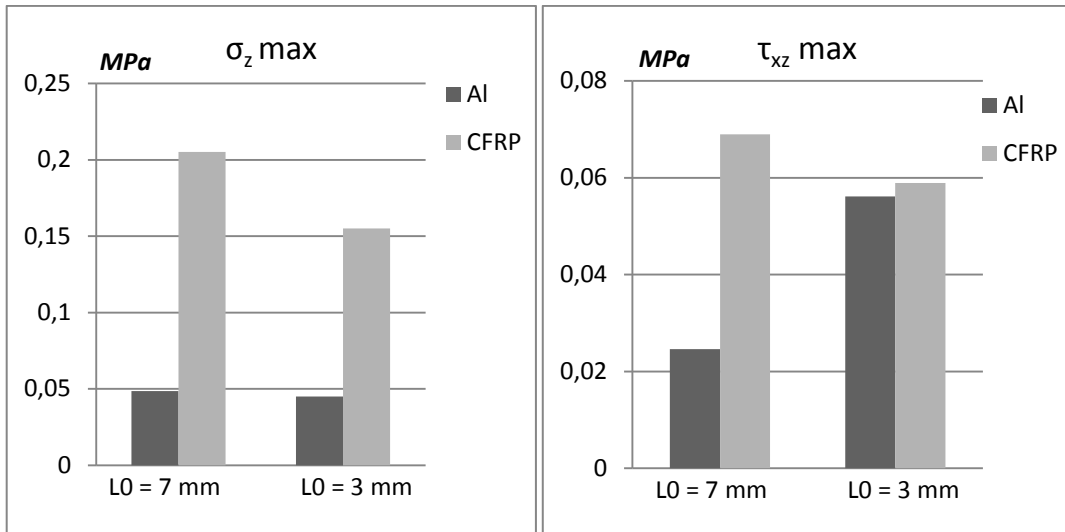


Figura 4. 18 – Confronto tra le tensioni normali massime in direzione longitudinali, confronto tra le tensioni di taglio massime sul piano xz

La tensione massima di taglio (vedi Figura 4.18) rimane pressoché costante nella configurazione con $L_0=3 \text{ mm}$. Nella configurazione con $L_0=7 \text{ mm}$ l'incremento passando a lamine in *CFRP* è del 180%.

5. CONCLUSIONI

I risultati ottenuti attraverso l'analisi mostrano che a parità di materiale la miglior configurazione è per $L_0=3$ mm. In particolare notiamo una riduzione del *peel stress* e della tensione normale in direzione longitudinale. Nelle configurazioni con lamine ravvicinate ($L_0=0$ mm e 1 mm) notiamo un notevole incremento del *peel stress*, dannoso per la resistenza dell'incollaggio, ma una riduzione della tensione di taglio. Confrontando le tensioni massime per lamine in alluminio e lamine in *CFRP* la configurazione con $L_0=7$ mm presenta un picco di compressione nel *peel stress* utile ai fini di impedire il propagamento di fratture, bloccare il *peeling* e aumentare la resistenza a fatica. Tuttavia le tensioni di taglio e le tensioni normali nella direzione della trazione, con particolare riferimento alle lamine in *CFRP*, subiscono un notevole incremento. Al contrario lo strato adesivo nella configurazione con $L_0=3$ mm non risente in maniera significativa della rigidità del *CFRP*, registrando un aumento significativo solo della tensione normale in direzione longitudinale.

APPENDICE

PATH I

Valori tensioni di taglio all'interno dello strato adesivo per lamine in alluminio 2024T3 normalizzate rispetto alla tensione positiva media nella configurazione con $L_0=10$ mm ($\tau_{xz,m} = 3489,036$ Pa).

2X/l	$L_0=10$ mm	$L_0=7$ mm	$L_0=3$ mm	$L_0=1$ mm	$L_0=0$ mm
0	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000
0,01	0,826	0,988	1,675	-0,205	0,001
0,02	1,653	1,976	3,349	-0,411	0,002
0,03	2,480	2,964	5,024	-0,616	0,003
0,04	3,306	3,952	6,699	-0,821	0,004
0,05	4,133	4,940	8,373	-1,027	0,005
0,06	4,643	5,612	9,855	-1,190	-0,187
0,07	4,768	5,899	11,102	-1,304	-0,613
0,08	4,892	6,187	12,349	-1,417	-1,039
0,09	5,016	6,475	13,595	-1,530	-1,465
0,1	5,141	6,762	14,842	-1,643	-1,892
0,11	5,265	7,050	16,089	-1,756	-2,318
0,12	4,587	6,205	14,560	0,030	-1,596
0,13	3,815	5,227	12,706	2,038	-0,740
0,14	3,044	4,250	10,852	4,046	0,115
0,15	2,272	3,272	8,998	6,054	0,971
0,16	1,500	2,295	7,144	8,062	1,827
0,17	0,960	1,546	5,524	9,853	3,083
0,18	0,862	1,229	4,346	11,234	5,094
0,19	0,763	0,912	3,168	12,615	7,105
0,2	0,664	0,595	1,990	13,997	9,117
0,21	0,565	0,279	0,812	15,378	11,128
0,22	0,466	-0,038	-0,367	16,759	13,139
0,23	0,412	-0,124	-0,463	15,460	13,219
0,24	0,370	-0,150	-0,273	13,450	12,787
0,25	0,327	-0,175	-0,083	11,440	12,354
0,26	0,284	-0,200	0,108	9,430	11,922
0,27	0,242	-0,225	0,298	7,420	11,489
0,28	0,208	-0,235	0,435	5,608	10,818
0,29	0,201	-0,196	0,404	4,421	9,396
0,3	0,194	-0,157	0,372	3,234	7,973
0,31	0,187	-0,118	0,341	2,047	6,551
0,32	0,180	-0,079	0,310	0,860	5,128
0,33	0,173	-0,040	0,279	-0,326	3,705
0,34	0,143	-0,016	0,285	-0,545	3,038
0,35	0,103	0,001	0,307	-0,320	2,718
0,36	0,063	0,018	0,330	-0,095	2,397
0,37	0,023	0,035	0,352	0,130	2,077
0,38	-0,018	0,053	0,375	0,355	1,756
0,39	-0,058	0,067	0,390	0,541	1,461

0,4	-0,100	0,063	0,360	0,482	1,324
0,41	-0,141	0,059	0,330	0,423	1,188
0,42	-0,183	0,055	0,299	0,364	1,052
0,43	-0,225	0,051	0,269	0,305	0,916
0,44	-0,266	0,047	0,239	0,246	0,780
0,45	-0,263	0,044	0,204	0,228	0,680
0,46	-0,227	0,043	0,167	0,238	0,607
0,47	-0,190	0,042	0,129	0,249	0,533
0,48	-0,154	0,041	0,092	0,259	0,460
0,49	-0,118	0,040	0,054	0,269	0,386
0,5	-0,081	0,039	0,017	0,279	0,315
0,51	-0,044	0,043	-0,005	0,278	0,320
0,52	-0,007	0,046	-0,028	0,276	0,324
0,53	0,030	0,050	-0,050	0,274	0,329
0,54	0,067	0,054	-0,073	0,272	0,334
0,55	0,104	0,058	-0,095	0,270	0,339
0,56	0,120	0,061	-0,091	0,256	0,322
0,57	0,112	0,062	-0,058	0,229	0,281
0,58	0,104	0,064	-0,024	0,201	0,240
0,59	0,097	0,065	0,009	0,174	0,199
0,6	0,089	0,066	0,042	0,147	0,159
0,61	0,081	0,069	0,076	0,118	0,118
0,62	0,073	0,059	0,110	0,106	0,076
0,63	0,065	0,049	0,144	0,093	0,034
0,64	0,058	0,039	0,178	0,081	-0,008
0,65	0,050	0,029	0,213	0,069	-0,050
0,66	0,042	0,020	0,247	0,056	-0,092
0,67	0,043	0,013	0,254	0,051	-0,110
0,68	0,057	0,011	0,216	0,056	-0,087
0,69	0,071	0,009	0,178	0,062	-0,064
0,7	0,086	0,007	0,139	0,068	-0,042
0,71	0,100	0,005	0,101	0,073	-0,019
0,72	0,114	0,003	0,063	0,079	0,004
0,73	0,124	0,009	0,026	0,057	0,023
0,74	0,133	0,016	-0,010	0,030	0,042
0,75	0,142	0,023	-0,046	0,002	0,061
0,76	0,151	0,031	-0,083	-0,026	0,080
0,77	0,159	0,038	-0,119	-0,054	0,099
0,78	0,179	0,065	-0,114	-0,055	0,136
0,79	0,230	0,147	0,006	0,015	0,222
0,8	0,280	0,228	0,125	0,086	0,308
0,81	0,331	0,310	0,244	0,156	0,394
0,82	0,381	0,392	0,364	0,227	0,480
0,83	0,432	0,473	0,483	0,297	0,566
0,84	0,484	0,548	0,601	0,397	0,654
0,85	0,536	0,620	0,719	0,508	0,743
0,86	0,588	0,691	0,837	0,619	0,832
0,87	0,640	0,763	0,955	0,731	0,921
0,88	0,692	0,835	1,073	0,842	1,010
0,89	0,785	0,927	1,218	1,014	1,157
0,9	1,090	1,126	1,503	1,500	1,599
0,91	1,395	1,324	1,788	1,986	2,042

0,92	1,703	1,540	2,059	2,442	2,476
0,93	2,017	1,783	2,309	2,848	2,895
0,94	2,332	2,026	2,559	3,254	3,315
0,95	2,861	2,587	3,088	3,914	4,026
0,96	3,527	3,353	3,797	4,738	4,927
0,97	4,194	4,119	4,510	5,565	5,832
0,98	4,863	4,884	5,225	6,397	6,742
0,99	5,532	5,647	5,945	7,234	7,657
1					

Valori tensioni di taglio all'interno dello strato adesivo per lamine in *CFRP* normalizzate rispetto alla tensione positiva media nella configurazione con $L_0=10$ mm ($\tau_{xz,m} = 7801,410$ Pa).

2X/l	L₀=10 mm	L₀=7 mm	L₀=3 mm	L₀=1 mm	L₀=0 mm
0	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000
0,01	0,013	-0,187	0,996	0,463	0,165
0,02	0,025	-0,373	1,991	0,926	0,329
0,03	0,038	-0,560	2,987	1,389	0,494
0,04	0,050	-0,747	3,983	1,853	0,659
0,05	0,063	-0,933	4,979	2,316	0,824
0,06	-0,084	-0,991	5,693	2,590	0,823
0,07	-0,424	-0,893	6,065	2,634	0,623
0,08	-0,764	-0,794	6,438	2,678	0,422
0,09	-1,105	-0,695	6,810	2,722	0,221
0,1	-1,445	-0,596	7,182	2,766	0,020
0,11	-1,785	-0,497	7,554	2,810	-0,181
0,12	-1,208	0,811	6,492	2,409	-0,312
0,13	-0,524	2,261	5,261	1,955	-0,435
0,14	0,161	3,711	4,031	1,501	-0,558
0,15	0,845	5,161	2,801	1,048	-0,681
0,16	1,530	6,611	1,571	0,594	-0,804
0,17	2,495	7,642	0,648	0,260	-0,821
0,18	3,991	7,882	0,304	0,149	-0,637
0,19	5,488	8,121	-0,039	0,039	-0,453
0,2	6,985	8,361	-0,382	-0,071	-0,270
0,21	8,481	8,600	-0,726	-0,181	-0,086
0,22	9,977	8,840	-1,069	-0,291	0,097
0,23	9,616	7,641	-0,982	-0,344	0,126
0,24	8,762	6,061	-0,781	-0,382	0,112
0,25	7,907	4,481	-0,580	-0,419	0,099
0,26	7,053	2,901	-0,379	-0,457	0,086
0,27	6,199	1,320	-0,178	-0,495	0,073
0,28	5,234	0,063	-0,027	-0,509	0,078
0,29	3,919	-0,176	-0,031	-0,447	0,139
0,3	2,605	-0,416	-0,036	-0,385	0,201
0,31	1,291	-0,655	-0,041	-0,323	0,262
0,32	-0,024	-0,895	-0,046	-0,262	0,324
0,33	-1,338	-1,134	-0,051	-0,200	0,385

0,34	-1,562	-1,040	-0,017	-0,163	0,354
0,35	-1,285	-0,793	0,034	-0,138	0,279
0,36	-1,009	-0,546	0,086	-0,113	0,205
0,37	-0,732	-0,299	0,137	-0,088	0,130
0,38	-0,456	-0,052	0,189	-0,063	0,056
0,39	-0,203	0,146	0,228	-0,042	-0,020
0,4	-0,104	0,035	0,193	-0,046	-0,111
0,41	-0,004	-0,076	0,157	-0,049	-0,202
0,42	0,096	-0,188	0,122	-0,053	-0,293
0,43	0,195	-0,299	0,086	-0,056	-0,384
0,44	0,295	-0,411	0,051	-0,060	-0,475
0,45	0,278	-0,405	0,019	-0,060	-0,478
0,46	0,176	-0,315	-0,010	-0,058	-0,416
0,47	0,073	-0,225	-0,038	-0,056	-0,355
0,48	-0,029	-0,136	-0,067	-0,054	-0,293
0,49	-0,131	-0,046	-0,096	-0,051	-0,232
0,5	-0,227	0,042	-0,124	-0,049	-0,170
0,51	-0,132	0,064	-0,141	-0,042	-0,100
0,52	-0,038	0,087	-0,158	-0,035	-0,029
0,53	0,057	0,110	-0,175	-0,028	0,041
0,54	0,151	0,132	-0,192	-0,020	0,111
0,55	0,245	0,155	-0,209	-0,013	0,181
0,56	0,272	0,152	-0,195	-0,001	0,206
0,57	0,226	0,122	-0,149	0,018	0,182
0,58	0,179	0,091	-0,103	0,036	0,157
0,59	0,132	0,061	-0,057	0,054	0,133
0,6	0,085	0,030	-0,011	0,072	0,108
0,61	0,040	-0,003	0,034	0,092	0,084
0,62	-0,028	0,001	0,083	0,090	0,051
0,63	-0,095	0,005	0,132	0,088	0,019
0,64	-0,162	0,009	0,182	0,086	-0,014
0,65	-0,229	0,013	0,231	0,084	-0,046
0,66	-0,296	0,017	0,280	0,082	-0,079
0,67	-0,323	0,031	0,290	0,071	-0,091
0,68	-0,281	0,062	0,235	0,046	-0,067
0,69	-0,239	0,093	0,181	0,020	-0,042
0,7	-0,197	0,124	0,126	-0,005	-0,018
0,71	-0,155	0,154	0,071	-0,031	0,006
0,72	-0,113	0,185	0,016	-0,056	0,030
0,73	-0,048	0,161	-0,033	-0,067	0,064
0,74	0,023	0,124	-0,081	-0,074	0,100
0,75	0,094	0,087	-0,129	-0,081	0,137
0,76	0,165	0,051	-0,177	-0,088	0,173
0,77	0,236	0,014	-0,225	-0,095	0,210
0,78	0,280	-0,030	-0,248	-0,094	0,227
0,79	0,250	-0,097	-0,200	-0,073	0,193
0,8	0,221	-0,164	-0,152	-0,052	0,158
0,81	0,191	-0,231	-0,104	-0,031	0,124
0,82	0,161	-0,298	-0,056	-0,009	0,089
0,83	0,132	-0,364	-0,008	0,012	0,055
0,84	0,064	-0,385	0,032	0,021	-0,001
0,85	-0,019	-0,388	0,069	0,025	-0,064

0,86	-0,102	-0,390	0,106	0,029	-0,127
0,87	-0,186	-0,392	0,142	0,033	-0,191
0,88	-0,269	-0,395	0,179	0,037	-0,254
0,89	-0,324	-0,356	0,217	0,034	-0,297
0,9	-0,235	-0,105	0,260	-0,005	-0,234
0,91	-0,147	0,147	0,303	-0,045	-0,170
0,92	-0,022	0,374	0,323	-0,063	-0,081
0,93	0,160	0,563	0,307	-0,044	0,048
0,94	0,342	0,752	0,292	-0,025	0,178
0,95	1,274	1,570	0,930	0,651	0,861
0,96	2,689	2,793	1,992	1,749	1,900
0,97	4,106	4,020	3,061	2,849	2,940
0,98	5,523	5,250	4,136	3,950	3,981
0,99	6,943	6,485	5,220	5,053	5,024
1					

PATH l/2

Valori *peel stress* (tensione normale in direzione x) per lamine in alluminio 2024T3 normalizzati rispetto al *peel stress* medio nella configurazione con $L_0=10$ mm ($\sigma_{x,m} = 97,936$ Pa).

2X/l	L₀=10 mm	L₀=7 mm	L₀=3 mm	L₀=1 mm	L₀=0 mm
0	-14,930	98,041	-102,464	1271,335	1288,693
0,005	-14,952	90,597	-68,350	1206,395	1231,820
0,01	-14,990	83,152	-34,239	1087,440	1127,773
0,015	-15,029	75,707	-0,127	968,537	1023,623
0,02	-15,069	68,263	33,985	849,592	919,566
0,025	-15,108	60,818	68,097	730,637	815,468
0,03	-15,147	53,373	102,209	611,693	711,380
0,035	-15,185	45,929	136,323	492,738	607,282
0,04	-15,224	38,484	170,437	373,794	503,194
0,045	-15,264	31,040	204,541	254,839	399,096
0,05	-15,303	23,595	238,655	135,894	295,008
0,055	-15,342	15,312	277,425	16,941	190,910
0,06	-23,149	16,375	264,253	-38,507	110,633
0,065	-34,704	17,439	251,071	-63,305	41,846
0,07	-46,260	18,502	237,889	-88,105	-26,941
0,075	-57,815	19,565	224,717	-112,900	-95,726
0,08	-69,371	20,628	211,535	-137,702	-164,515
0,085	-80,926	21,691	198,353	-162,503	-233,294
0,09	-92,481	22,755	185,181	-187,305	-302,084
0,095	-104,037	23,817	171,999	-212,107	-370,873
0,1	-115,595	24,880	158,817	-236,899	-439,663
0,105	-127,144	25,943	145,646	-261,700	-508,442
0,11	-138,702	27,006	132,463	-286,502	-577,232
0,115	-129,319	52,575	106,222	-289,555	-582,786

0,12	-103,710	84,642	76,509	-275,750	-539,350
0,125	-78,091	116,708	46,799	-261,956	-495,914
0,13	-52,478	148,780	17,088	-248,151	-452,467
0,135	-26,864	180,842	-12,622	-234,356	-409,031
0,14	-1,251	212,914	-42,334	-220,551	-365,594
0,145	24,363	244,975	-72,044	-206,757	-322,148
0,15	49,976	277,047	-101,755	-192,952	-278,711
0,155	75,591	309,109	-131,463	-179,157	-235,275
0,16	101,204	341,181	-161,176	-165,352	-191,839
0,165	126,817	373,242	-190,889	-151,558	-148,392
0,17	158,021	354,158	-202,785	-150,965	-120,762
0,175	195,658	312,305	-206,746	-165,587	-111,317
0,18	233,294	270,451	-210,708	-180,209	-101,883
0,185	270,931	228,587	-214,670	-194,830	-92,446
0,19	308,568	186,733	-218,642	-209,452	-83,007
0,195	346,204	144,880	-222,604	-224,064	-73,568
0,2	383,841	103,016	-226,565	-238,685	-64,130
0,205	421,478	61,160	-230,527	-253,307	-54,692
0,21	459,114	19,302	-234,489	-267,929	-45,253
0,215	496,751	-22,555	-238,451	-282,551	-35,815
0,22	534,388	-64,412	-242,423	-297,172	-26,376
0,225	541,811	-103,547	-232,957	-295,243	-22,288
0,23	494,045	-140,714	-213,792	-263,099	-27,972
0,235	446,279	-177,881	-194,636	-230,946	-33,657
0,24	398,514	-215,058	-175,481	-198,802	-39,342
0,245	350,758	-252,225	-156,326	-166,649	-45,026
0,25	302,992	-289,392	-137,160	-134,506	-50,710
0,255	255,227	-326,559	-118,005	-102,352	-56,395
0,26	207,461	-363,726	-98,850	-70,204	-62,080
0,265	159,695	-400,903	-79,691	-38,054	-67,764
0,27	111,930	-438,070	-60,534	-5,905	-73,449
0,275	64,165	-475,237	-41,376	26,244	-79,133
0,28	21,048	-470,550	-25,638	50,707	-78,083
0,285	-8,510	-420,947	-13,570	52,751	-57,385
0,29	-38,069	-371,333	-1,502	54,793	-36,687
0,295	-67,627	-321,719	10,566	56,836	-15,989
0,3	-97,186	-272,115	22,634	58,878	4,709
0,305	-126,745	-222,502	34,702	60,921	25,407
0,31	-156,305	-172,898	46,770	62,963	46,105
0,315	-185,855	-123,284	58,838	65,006	66,804
0,32	-215,415	-73,673	70,905	67,050	87,502
0,325	-244,975	-24,064	82,973	69,092	108,203
0,33	-274,535	25,547	95,041	71,135	128,900
0,335	-298,296	58,959	99,244	71,463	145,758
0,34	-287,615	64,926	90,121	61,608	139,836
0,345	-276,945	70,893	80,997	51,754	133,924
0,35	-266,265	76,860	71,874	41,900	128,001
0,355	-255,584	82,827	62,751	32,045	122,089
0,36	-244,914	88,795	53,628	22,191	116,167
0,365	-234,234	94,763	44,504	12,337	110,245
0,37	-223,563	100,730	35,381	2,482	104,333
0,375	-212,883	106,702	26,258	-7,372	98,412

0,38	-202,203	112,665	17,135	-17,226	92,493
0,385	-191,532	118,628	8,012	-27,081	86,575
0,39	-181,005	116,974	2,733	-36,477	79,790
0,395	-173,643	94,992	7,710	-36,280	54,901
0,4	-166,281	73,007	12,687	-36,084	30,011
0,405	-158,919	51,022	17,665	-35,887	5,123
0,41	-151,558	29,036	22,641	-35,691	-19,767
0,415	-144,206	7,051	27,619	-35,493	-44,656
0,42	-136,844	-14,934	32,596	-35,296	-69,545
0,425	-129,482	-36,920	37,573	-35,100	-94,434
0,43	-122,120	-58,906	42,550	-34,903	-119,322
0,435	-114,758	-80,890	47,528	-34,707	-144,216
0,44	-107,396	-102,873	52,504	-34,510	-169,100
0,445	-100,446	-119,537	56,206	-34,439	-196,342
0,45	-86,810	-108,570	53,287	-32,334	-185,355
0,455	-73,176	-97,612	50,367	-30,230	-174,368
0,46	-59,541	-86,649	47,448	-28,124	-163,382
0,465	-45,905	-75,687	44,529	-26,020	-152,395
0,47	-32,271	-64,724	41,610	-23,916	-141,408
0,475	-18,636	-53,760	38,690	-21,811	-130,421
0,48	-5,000	-42,798	35,771	-19,707	-119,424
0,485	8,635	-31,835	32,852	-17,602	-108,438
0,49	22,270	-20,872	29,934	-15,497	-97,455
0,495	35,905	-9,909	27,014	-13,392	-86,468
0,5	51,921	0,581	23,744	-11,762	-75,954

Valori *peel stress* (tensione normale in direzione x) per lamine in *CFRP* normalizzati rispetto al *peel stress* medio nella configurazione con $L_0=10$ mm ($\sigma_{x,m} = 735,229$ Pa).

2X/l	L₀=10 mm	L₀=7 mm	L₀=3 mm	L₀=1 mm	L₀=0 mm
0	1,432	22,543	-26,601	239,884	178,350
0,005	1,431	21,485	-22,255	224,661	170,365
0,01	1,430	20,426	-17,910	196,746	155,741
0,015	1,428	19,368	-13,564	168,845	141,118
0,02	1,427	18,310	-9,218	140,944	126,487
0,025	1,426	17,251	-4,872	113,049	111,860
0,03	1,424	16,194	-0,526	85,147	97,232
0,035	1,423	15,136	3,820	57,246	82,604
0,04	1,421	14,077	8,166	29,345	67,977
0,045	1,420	13,018	12,512	1,443	53,349
0,05	1,419	11,960	16,858	-26,459	38,721
0,055	1,417	10,871	21,876	-54,361	24,095
0,06	-0,814	10,124	19,391	-60,813	13,238
0,065	-4,122	9,377	16,906	-56,914	4,201
0,07	-7,430	8,630	14,421	-53,014	-4,836
0,075	-10,738	7,883	11,937	-49,114	-13,873
0,08	-14,046	7,137	9,452	-45,215	-22,910

0,085	-17,354	6,390	6,967	-41,316	-31,945
0,09	-20,661	5,643	4,482	-37,416	-40,982
0,095	-23,970	4,896	1,997	-33,517	-50,019
0,1	-27,277	4,149	-0,487	-29,618	-59,056
0,105	-30,586	3,402	-2,972	-25,719	-68,093
0,11	-33,893	2,655	-5,457	-21,820	-77,129
0,115	-32,140	5,783	-7,037	-19,245	-77,616
0,12	-26,467	9,938	-8,378	-17,700	-71,476
0,125	-20,792	14,093	-9,718	-16,155	-65,336
0,13	-15,118	18,248	-11,059	-14,610	-59,196
0,135	-9,444	22,403	-12,399	-13,065	-53,056
0,14	-3,769	26,559	-13,739	-11,519	-46,916
0,145	1,905	30,714	-15,080	-9,974	-40,776
0,15	7,579	34,869	-16,419	-8,429	-34,634
0,155	13,253	39,024	-17,760	-6,883	-28,494
0,16	18,927	43,179	-19,100	-5,338	-22,354
0,165	24,602	47,334	-20,441	-3,793	-16,214
0,17	29,322	43,230	-20,864	-6,542	-11,924
0,175	32,944	35,447	-20,878	-14,236	-9,763
0,18	36,567	27,666	-20,892	-21,929	-7,602
0,185	40,189	19,884	-20,906	-29,623	-5,441
0,19	43,811	12,101	-20,920	-37,316	-3,280
0,195	47,434	4,319	-20,934	-45,009	-1,120
0,2	51,056	-3,463	-20,949	-52,703	1,041
0,205	54,679	-11,245	-20,962	-60,397	3,202
0,21	58,301	-19,027	-20,977	-68,090	5,363
0,215	61,923	-26,809	-20,992	-75,783	7,524
0,22	65,547	-34,592	-21,005	-83,476	9,685
0,225	65,717	-39,976	-19,948	-85,032	10,172
0,23	59,581	-43,628	-18,118	-75,377	7,604
0,235	53,446	-47,281	-16,287	-65,720	5,035
0,24	47,312	-50,935	-14,457	-56,063	2,466
0,245	41,176	-54,587	-12,628	-46,406	-0,103
0,25	35,041	-58,240	-10,797	-36,751	-2,672
0,255	28,906	-61,893	-8,967	-27,094	-5,241
0,26	22,770	-65,545	-7,137	-17,438	-7,810
0,265	16,635	-69,199	-5,307	-7,782	-10,379
0,27	10,500	-72,852	-3,476	1,875	-12,948
0,275	4,365	-76,504	-1,646	11,531	-15,517
0,28	0,763	-73,133	0,505	18,630	-16,629
0,285	4,551	-62,221	3,000	18,263	-13,489
0,29	8,339	-51,308	5,495	17,898	-10,351
0,295	12,127	-40,397	7,990	17,532	-7,212
0,3	15,915	-29,485	10,485	17,166	-4,073
0,305	19,703	-18,572	12,980	16,801	-0,934
0,31	23,491	-7,660	15,475	16,435	2,205
0,315	27,280	3,252	17,970	16,069	5,344
0,32	31,068	14,164	20,465	15,703	8,483
0,325	34,856	25,076	22,961	15,338	11,622
0,33	38,644	35,989	25,455	14,972	14,761
0,335	40,392	41,861	26,177	14,336	17,496
0,34	30,026	39,197	23,894	12,094	17,842

0,345	19,659	36,534	21,610	9,852	18,186
0,35	9,293	33,870	19,327	7,610	18,530
0,355	-1,073	31,207	17,043	5,368	18,875
0,36	-11,440	28,543	14,761	3,126	19,219
0,365	-21,806	25,880	12,477	0,884	19,563
0,37	-32,172	23,217	10,194	-1,358	19,908
0,375	-42,538	20,553	7,911	-3,600	20,252
0,38	-52,905	17,888	5,627	-5,842	20,596
0,385	-63,271	15,225	3,344	-8,084	20,941
0,39	-73,126	11,824	1,960	-10,164	20,998
0,395	-72,286	6,457	2,972	-8,861	15,058
0,4	-71,448	1,089	3,984	-7,557	9,119
0,405	-70,609	-4,278	4,997	-6,254	3,179
0,41	-69,771	-9,646	6,009	-4,950	-2,760
0,415	-68,933	-15,014	7,021	-3,647	-8,700
0,42	-68,094	-20,381	8,034	-2,344	-14,640
0,425	-67,256	-25,749	9,046	-1,040	-20,580
0,43	-66,417	-31,116	10,058	0,263	-26,519
0,435	-65,579	-36,485	11,071	1,567	-32,459
0,44	-64,740	-41,851	12,083	2,870	-38,399
0,445	-64,673	-45,399	12,827	4,303	-44,871
0,45	-52,031	-39,500	12,179	3,635	-42,667
0,455	-39,389	-33,601	11,531	2,967	-40,465
0,46	-26,747	-27,702	10,883	2,300	-38,261
0,465	-14,105	-21,804	10,234	1,632	-36,058
0,47	-1,463	-15,905	9,586	0,964	-33,856
0,475	11,179	-10,006	8,938	0,296	-31,652
0,48	23,822	-4,108	8,289	-0,372	-29,449
0,485	36,463	1,791	7,641	-1,039	-27,246
0,49	49,106	7,690	6,993	-1,707	-25,043
0,495	61,747	13,589	6,345	-2,375	-22,839
0,5	74,102	19,041	5,639	-3,229	-20,834

Valori tensione normale in direzione z per lamine in alluminio 2024T3 normalizzati rispetto alla tensione media nella configurazione con $L_0=10$ mm ($\sigma_{xm} = 18156,853$ Pa).

2X/l	L₀=10 mm	L₀=7 mm	L₀=3 mm	L₀=1 mm	L₀=0 mm
0	1,421	2,158	1,422	6,868	7,032
0,005	1,428	2,125	1,516	6,578	6,765
0,01	1,439	2,091	1,609	6,046	6,278
0,015	1,451	2,058	1,703	5,514	5,790
0,02	1,462	2,024	1,796	4,982	5,303
0,025	1,474	1,990	1,890	4,450	4,815
0,03	1,485	1,957	1,983	3,919	4,328
0,035	1,497	1,923	2,077	3,387	3,840
0,04	1,508	1,890	2,170	2,855	3,352
0,045	1,520	1,856	2,264	2,323	2,865

0,05	1,531	1,823	2,358	1,791	2,377
0,055	1,543	1,784	2,473	1,259	1,890
0,06	1,519	1,800	2,343	0,970	1,508
0,065	1,479	1,817	2,214	0,798	1,177
0,07	1,438	1,833	2,084	0,626	0,847
0,075	1,398	1,849	1,954	0,454	0,516
0,08	1,357	1,865	1,825	0,283	0,186
0,085	1,317	1,882	1,695	0,111	-0,145
0,09	1,276	1,898	1,565	-0,061	-0,475
0,095	1,236	1,914	1,436	-0,233	-0,806
0,1	1,195	1,930	1,306	-0,405	-1,136
0,105	1,155	1,947	1,176	-0,576	-1,467
0,11	1,114	1,963	1,046	-0,748	-1,798
0,115	1,154	2,018	0,922	-0,800	-1,859
0,12	1,256	2,085	0,799	-0,759	-1,713
0,125	1,358	2,151	0,676	-0,718	-1,566
0,13	1,460	2,217	0,553	-0,678	-1,420
0,135	1,562	2,283	0,429	-0,637	-1,273
0,14	1,664	2,349	0,306	-0,596	-1,127
0,145	1,766	2,415	0,183	-0,555	-0,980
0,15	1,868	2,481	0,060	-0,514	-0,834
0,155	1,970	2,547	-0,063	-0,473	-0,687
0,16	2,072	2,613	-0,186	-0,432	-0,541
0,165	2,174	2,679	-0,309	-0,391	-0,394
0,17	2,300	2,531	-0,361	-0,398	-0,305
0,175	2,454	2,287	-0,380	-0,460	-0,283
0,18	2,607	2,043	-0,400	-0,523	-0,260
0,185	2,761	1,799	-0,419	-0,585	-0,238
0,19	2,914	1,555	-0,438	-0,647	-0,215
0,195	3,068	1,311	-0,458	-0,709	-0,193
0,2	3,222	1,067	-0,477	-0,771	-0,170
0,205	3,375	0,823	-0,497	-0,833	-0,147
0,21	3,529	0,579	-0,516	-0,895	-0,125
0,215	3,682	0,335	-0,535	-0,957	-0,102
0,22	3,836	0,092	-0,555	-1,019	-0,080
0,225	3,843	-0,093	-0,531	-1,018	-0,071
0,23	3,582	-0,235	-0,475	-0,899	-0,087
0,235	3,320	-0,377	-0,419	-0,781	-0,102
0,24	3,059	-0,519	-0,363	-0,663	-0,118
0,245	2,798	-0,661	-0,308	-0,545	-0,134
0,25	2,537	-0,803	-0,252	-0,427	-0,150
0,255	2,275	-0,945	-0,196	-0,309	-0,166
0,26	2,014	-1,087	-0,141	-0,190	-0,181
0,265	1,753	-1,229	-0,085	-0,072	-0,197
0,27	1,492	-1,371	-0,029	0,046	-0,213
0,275	1,230	-1,513	0,027	0,164	-0,229
0,28	0,992	-1,504	0,075	0,253	-0,223
0,285	0,820	-1,334	0,115	0,258	-0,152
0,29	0,649	-1,164	0,155	0,262	-0,081
0,295	0,477	-0,994	0,195	0,266	-0,010
0,3	0,305	-0,823	0,235	0,271	0,060
0,305	0,134	-0,653	0,275	0,275	0,131

0,31	-0,038	-0,483	0,315	0,280	0,202
0,315	-0,210	-0,313	0,354	0,284	0,273
0,32	-0,381	-0,143	0,394	0,288	0,343
0,325	-0,553	0,027	0,434	0,293	0,414
0,33	-0,725	0,198	0,474	0,297	0,485
0,335	-0,867	0,314	0,487	0,297	0,543
0,34	-0,833	0,338	0,455	0,266	0,528
0,345	-0,800	0,362	0,423	0,235	0,512
0,35	-0,767	0,386	0,390	0,204	0,497
0,355	-0,733	0,410	0,358	0,173	0,481
0,36	-0,700	0,434	0,325	0,142	0,466
0,365	-0,666	0,458	0,293	0,111	0,450
0,37	-0,633	0,482	0,260	0,080	0,435
0,375	-0,599	0,506	0,228	0,049	0,419
0,38	-0,566	0,530	0,195	0,018	0,404
0,385	-0,532	0,554	0,163	-0,013	0,388
0,39	-0,500	0,551	0,145	-0,042	0,369
0,395	-0,480	0,478	0,166	-0,043	0,279
0,4	-0,460	0,405	0,187	-0,043	0,188
0,405	-0,440	0,332	0,208	-0,044	0,097
0,41	-0,420	0,259	0,229	-0,045	0,007
0,415	-0,400	0,186	0,250	-0,045	-0,084
0,42	-0,381	0,112	0,271	-0,046	-0,175
0,425	-0,361	0,039	0,292	-0,046	-0,265
0,43	-0,341	-0,034	0,313	-0,047	-0,356
0,435	-0,321	-0,107	0,334	-0,048	-0,447
0,44	-0,301	-0,180	0,355	-0,048	-0,538
0,445	-0,283	-0,236	0,371	-0,050	-0,637
0,45	-0,233	-0,201	0,358	-0,039	-0,595
0,455	-0,184	-0,165	0,346	-0,029	-0,553
0,46	-0,134	-0,130	0,333	-0,019	-0,510
0,465	-0,084	-0,095	0,320	-0,009	-0,468
0,47	-0,034	-0,060	0,308	0,002	-0,426
0,475	0,016	-0,024	0,295	0,012	-0,384
0,48	0,066	0,011	0,282	0,022	-0,342
0,485	0,116	0,046	0,270	0,032	-0,299
0,49	0,165	0,081	0,257	0,043	-0,257
0,495	0,215	0,117	0,245	0,053	-0,215
0,5	0,274	0,151	0,231	0,062	-0,174

Valori tensione normale in direzione z per lamine in *CFRP* normalizzati rispetto alla tensione media nella configurazione con $L_0=10$ mm ($\sigma_{xm} = 100430,239$ Pa).

2X/l	L₀=10 mm	L₀=7 mm	L₀=3 mm	L₀=1 mm	L₀=0 mm
0	1,781	2,043	1,543	2,151	1,945
0,005	1,785	2,032	1,537	2,060	1,887
0,01	1,793	2,021	1,530	1,893	1,780
0,015	1,801	2,010	1,524	1,726	1,673
0,02	1,808	1,999	1,517	1,559	1,567

0,025	1,816	1,988	1,510	1,392	1,460
0,03	1,824	1,977	1,504	1,224	1,353
0,035	1,832	1,966	1,497	1,057	1,246
0,04	1,840	1,955	1,490	0,890	1,140
0,045	1,848	1,944	1,484	0,723	1,033
0,05	1,855	1,933	1,477	0,556	0,926
0,055	1,863	1,921	1,477	0,389	0,820
0,06	1,859	1,920	1,406	0,329	0,737
0,065	1,849	1,918	1,334	0,321	0,665
0,07	1,839	1,917	1,263	0,313	0,594
0,075	1,829	1,915	1,192	0,305	0,523
0,08	1,819	1,914	1,121	0,297	0,451
0,085	1,810	1,912	1,050	0,288	0,380
0,09	1,800	1,911	0,978	0,280	0,309
0,095	1,790	1,909	0,907	0,272	0,237
0,1	1,780	1,908	0,836	0,264	0,166
0,105	1,770	1,906	0,765	0,256	0,095
0,11	1,760	1,905	0,694	0,247	0,023
0,115	1,758	1,875	0,653	0,241	0,001
0,12	1,762	1,837	0,620	0,237	0,016
0,125	1,765	1,800	0,588	0,233	0,032
0,13	1,769	1,762	0,555	0,229	0,048
0,135	1,773	1,725	0,523	0,225	0,063
0,14	1,776	1,687	0,490	0,221	0,079
0,145	1,780	1,650	0,458	0,217	0,095
0,15	1,784	1,612	0,425	0,213	0,110
0,155	1,788	1,575	0,393	0,209	0,126
0,16	1,791	1,537	0,360	0,205	0,142
0,165	1,795	1,500	0,328	0,201	0,157
0,17	1,792	1,408	0,307	0,177	0,165
0,175	1,782	1,293	0,292	0,130	0,164
0,18	1,772	1,178	0,277	0,084	0,163
0,185	1,762	1,063	0,261	0,037	0,162
0,19	1,752	0,947	0,246	-0,010	0,161
0,195	1,742	0,832	0,231	-0,056	0,160
0,2	1,732	0,717	0,215	-0,103	0,159
0,205	1,722	0,602	0,200	-0,150	0,157
0,21	1,712	0,487	0,185	-0,196	0,156
0,215	1,702	0,371	0,169	-0,243	0,155
0,22	1,692	0,256	0,154	-0,290	0,154
0,225	1,654	0,188	0,148	-0,303	0,149
0,23	1,566	0,153	0,149	-0,254	0,137
0,235	1,479	0,118	0,150	-0,206	0,125
0,24	1,391	0,083	0,151	-0,158	0,113
0,245	1,303	0,048	0,152	-0,109	0,100
0,25	1,215	0,014	0,153	-0,061	0,088
0,255	1,127	-0,021	0,154	-0,013	0,076
0,26	1,039	-0,056	0,155	0,035	0,064
0,265	0,951	-0,091	0,156	0,084	0,052
0,27	0,863	-0,125	0,157	0,132	0,039
0,275	0,775	-0,160	0,159	0,180	0,027
0,28	0,704	-0,160	0,163	0,216	0,022

0,285	0,679	-0,124	0,172	0,213	0,036
0,29	0,654	-0,087	0,182	0,210	0,050
0,295	0,630	-0,050	0,191	0,207	0,063
0,3	0,605	-0,014	0,200	0,205	0,077
0,305	0,580	0,023	0,209	0,202	0,091
0,31	0,556	0,060	0,218	0,199	0,105
0,315	0,531	0,096	0,227	0,197	0,119
0,32	0,507	0,133	0,236	0,194	0,133
0,325	0,482	0,170	0,245	0,191	0,147
0,33	0,457	0,206	0,254	0,188	0,161
0,335	0,428	0,228	0,256	0,185	0,173
0,34	0,373	0,223	0,246	0,175	0,178
0,345	0,318	0,218	0,235	0,165	0,183
0,35	0,263	0,213	0,225	0,155	0,187
0,355	0,208	0,209	0,214	0,145	0,192
0,36	0,153	0,204	0,204	0,135	0,197
0,365	0,098	0,199	0,194	0,125	0,202
0,37	0,043	0,194	0,183	0,115	0,206
0,375	-0,012	0,189	0,173	0,105	0,211
0,38	-0,067	0,185	0,163	0,095	0,216
0,385	-0,122	0,180	0,152	0,085	0,220
0,39	-0,175	0,171	0,147	0,075	0,224
0,395	-0,176	0,152	0,154	0,082	0,194
0,4	-0,177	0,132	0,161	0,088	0,165
0,405	-0,179	0,113	0,168	0,095	0,135
0,41	-0,180	0,094	0,175	0,101	0,106
0,415	-0,181	0,074	0,182	0,108	0,076
0,42	-0,183	0,055	0,189	0,114	0,047
0,425	-0,184	0,036	0,197	0,120	0,017
0,43	-0,185	0,016	0,204	0,127	-0,012
0,435	-0,187	-0,003	0,211	0,133	-0,041
0,44	-0,188	-0,023	0,218	0,140	-0,071
0,445	-0,193	-0,034	0,223	0,147	-0,103
0,45	-0,131	-0,008	0,219	0,144	-0,091
0,455	-0,069	0,018	0,215	0,142	-0,079
0,46	-0,007	0,045	0,211	0,139	-0,067
0,465	0,055	0,071	0,207	0,137	-0,055
0,47	0,117	0,098	0,202	0,135	-0,043
0,475	0,179	0,124	0,198	0,132	-0,031
0,48	0,241	0,151	0,194	0,130	-0,019
0,485	0,303	0,177	0,190	0,127	-0,007
0,49	0,366	0,204	0,186	0,125	0,005
0,495	0,428	0,230	0,182	0,122	0,017
0,5	0,508	0,255	0,177	0,119	0,028

BIBLIOGRAFIA

- [1] "Adhesively Bonded Joints in Composite Materials: An Overview", M.D.Banea & L.F.M. da Silva
- [2] "Strength of Adhesively Bonded Single-Strapped Joints Loaded in Tension", Marin Sandu, Adriana Sandu & Dan Mihai Constantinescu
- [3] "Tensile Behaviour of Single and Double-Strap Repairs on Aluminium Structures", A.M.G. Pinto, R.D.S.G. Campilho, I.R. Mendes, R.F. Silva, A.G. Magalhães & A.P.M. Baptista
- [4] "Simulazione Numerica di Giunzioni Incollate in Materiali Compositi: Valutazione degli Effetti di Bordo", Paolo Grasso
- [5] "Optimization of the Smart Adhesive Bonding Singlestrap Composite Joint", Jinquan Cheng
- [6] "Composite Repair: Theory and Design", Cong N. Duong & Chun Hui Wang
- [7] "Adhesion Measurement Methods: Theory and Practice", Robert Lacombe
- [8] "Modelling of a Patch Repair to a Thin Cracked Sheet", Turaga V.R.S Umamaheswar & Ripudman Singh
- [9] "Improving Adhesive Bonding of Composites Through Surface Characterization", Brian D. Flinn
- [10] "Adhesive Failure & Epoxy Failure", Paul Steiner
- [11] "The Importance of Failure Mode Identification in Adhesive Bonded Aircraft Structures and Repairs", M.J. Davis & D.A. Bond
- [12] "Introduzione al Metodo agli Elementi Finiti", Ciro Santus
- [13] "Finite Element Analysis (FEA) Modeling on Adhesive Joint for Composite Fuselage Model", F. Mustapha, N. W. Sim & A. Shahrjerdi