

ALMA MATER STUDIORIUM – 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
DOUBLE-STRAP JOINT”**

CANDIDATO

Francesco Elio Pozzi

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 *double-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

Double strap-joint

Incollaggi

Simulazione numerica

CFRP

INDICE

| | |
|--|-----------|
| 1. INTRODUZIONE | 4 |
| 2. GIUNZIONI INCOLLATE | 6 |
| 2.1. INCOLLAGGI | 6 |
| 2.2. ANALISI SINGLE-STRAP JOINT | 12 |
| 3. SIMULAZIONE NUMERICA DI INCOLLAGGI | 16 |
| 3.1. METODO DEGLI ELEMENTI FINITI | 16 |
| 3.2. ANALISI AGLI ELEMENTI FINITI | 19 |
| 3.2.1. GEOMETRIA DEL GIUNTO | 21 |
| 3.2.2. PROPRIETÀ DEI MATERIALI | 24 |
| 3.2.3. CREAZIONE PATH | 25 |
| 3.2.4. CONFIGURAZIONE DELLA MESH | 27 |
| 3.2.5. VINCOLI E CARICHI | 29 |
| 3.2.6. DESCRIZIONE DELL'ANALISI | 30 |
| 4. RISULTATI | 31 |
| 4.1. LAMINE IN ALLUMINIO | 31 |
| 4.2. LAMINE IN <i>CFRP</i> | 44 |
| 4.3. CONFRONTO ALLUMINIO – <i>CFRP</i> | 52 |
| 5. CONCLUSIONI | 55 |

APPENDICE

BIBLIOGRAFIA

1. INTRODUZIONE

I giunti incollati sono una tecnologia che trova un largo impiego nelle applicazioni ingegneristiche e soprattutto in campo aerospaziale negli ultimi anni. L'utilizzo di tale tecnica di giunzione può portare diversi vantaggi del punto di vista del peso, costi, qualità, tempi di realizzazione e compattezza strutturale rispetto ai classici giunti meccanici, quali chiodi e rivetti. In primo luogo l'incollaggio è un metodo economicamente vantaggioso, aspetto rilevante poiché in genere gli elementi di giunzione incidono in maniera considerevole sul costo della struttura. Inoltre, questa tecnica, non prevede l'introduzione di fori, i quali sono responsabili di concentrazioni locali di tensioni quindi indebolimento della struttura, e garantisce una miglior distribuzione del carico su una superficie maggiore. Quest'ultimo aspetto è fondamentale nel caso di collegamenti tra elementi di materiale composito nei quali l'utilizzo di giunzioni meccaniche provoca il taglio delle fibre e compromette l'integrità strutturale riducendo le caratteristiche meccaniche del materiale. Attualmente l'utilizzo di materiale composito, in particolare fibra di carbonio, è largamente utilizzato in campo aeronautico nella realizzazione di superfici di controllo e parti della fusoliera. L'Airbus A350 XWB e il Boeing 787 Dreamliner sono un chiaro esempio di un massiccio utilizzo di tale materiale essendo realizzati con una percentuale superiore al 50% ottenendo una riduzione notevole in peso del circa 20% rispetto ai tradizionali materiali di costruzione. Oltre a tali vantaggi l'utilizzo di incollaggi permette una maggior flessibilità nelle tecnologie di progetto e conseguentemente sviluppi in molteplici campi.

La possibilità di approfondire le mie conoscenze in questa tecnologia così innovativa e con un margine di sviluppo assai ampio, soprattutto in ambito aeronautico, ha suscitato fin da subito il mio interesse. Il lavoro svolto nel periodo di tirocinio grazie alla disponibilità del Professor Enrico Troiani, incentrata maggiormente sullo studio e utilizzo di un software *FEA* (*finite element analysis*) per effettuare simulazioni numeriche, mi ha permesso di trattare l'argomento e di svolgere l'attività di tesi.

Durante il periodo di tirocinio ho collaborato con Andrea Lucchi per la ricerca e lo sviluppo delle conoscenze sui giunti incollati, che lo ha portato all'analisi di un giunto *single-strap* (doc.1).

Il mio lavoro è stato particolarmente incentrato sullo studio del *double-strap joint* partendo dall'analisi preliminare di due report:

“Tensile behaviour of a single and double-strap repair 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. 2) nel 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*);

“Factor effects on effective length in a double strap joint between steel plates and CFRP” (Majid Mohammed Ali Kadhim, doc. 3) nel quale viene analizzato un giunto *double-strap* sottoposto a carico assiale tramite simulazione numerica.

Dopo questa analisi preliminare, si è proceduto nello studiare l'effetto sulla distribuzione dei carichi di una modifica alla distanza tra le lastre di un *double-strap joint*. Le varie analisi sono state effettuate tramite software *FEA*, strumento largamente utilizzato nello studio preliminare di una struttura.

All'interno dell'elaborato vengono introdotti gli aspetti generali degli incollaggi e l'impostazione del calcolo analitico di un *double-strap joint*; in seguito viene presentato il metodo agli elementi finiti e l'impostazione dell'analisi numerica, per il giunto considerato, tramite software. Infine vengono presentati i risultati per ogni diversa geometria.

2. GIUNZIONI INCOLLATE

2.1. INCOLLAGGI

L'incollaggio è un processo tecnologico di assemblaggio che prevede di interporre una striscia di adesivo tra due aderenti. L'utilizzo di giunzioni incollate permette di ottenere strutture meccanicamente equivalenti o addirittura più performanti rispetto alle tradizionali giunzioni meccaniche, inoltre portano numerosi vantaggi dal punto di vista dei costi più contenuti, del peso del giunto, della diminuzione dei componenti e dell'incremento nella produttività industriale. Tuttavia bisogna prestare molta attenzione in fase di progettazione, utilizzo e realizzazione di questo collegamento poiché la sua affidabilità è strettamente legata all'accuratezza del processo e alla tipologia di carico applicato. L'adesivo resiste molto bene a sforzi di taglio ma è fragile e incapace di resistere a sforzi normali trasversali (*peel stress*), perciò in fase di progettazione devono essere evitate asimmetrie nella geometria del giunto e annullati eventuali momenti flettenti che potrebbero indurre il *peeling*. In Figura 2.1 vengono presentate le varie tipologie di sforzi alle quali possono essere soggetti i giunti.

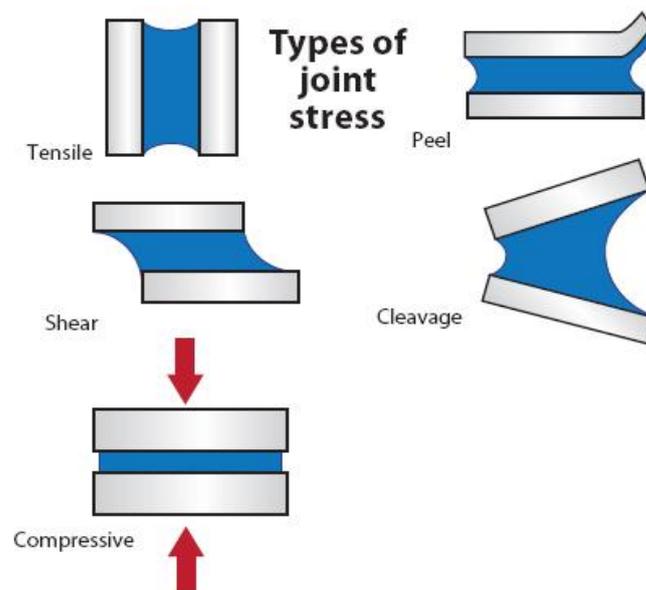


Figura 2.1 – Tipologie di sforzi nei giunti

Fondamentale nello studio preliminare è la scelta accurata della geometria di assemblaggio del giunto da utilizzare in funzione dei carichi applicati sulla nostra struttura poiché a parità di carico ogni struttura ha il proprio *effetto configurazione* ovvero il modo con cui l'adesivo riesce a distribuire differemente il carico applicato tra gli aderenti. La Figura 2.2 mostra alcuni esempi di configurazione di giunti incollati.

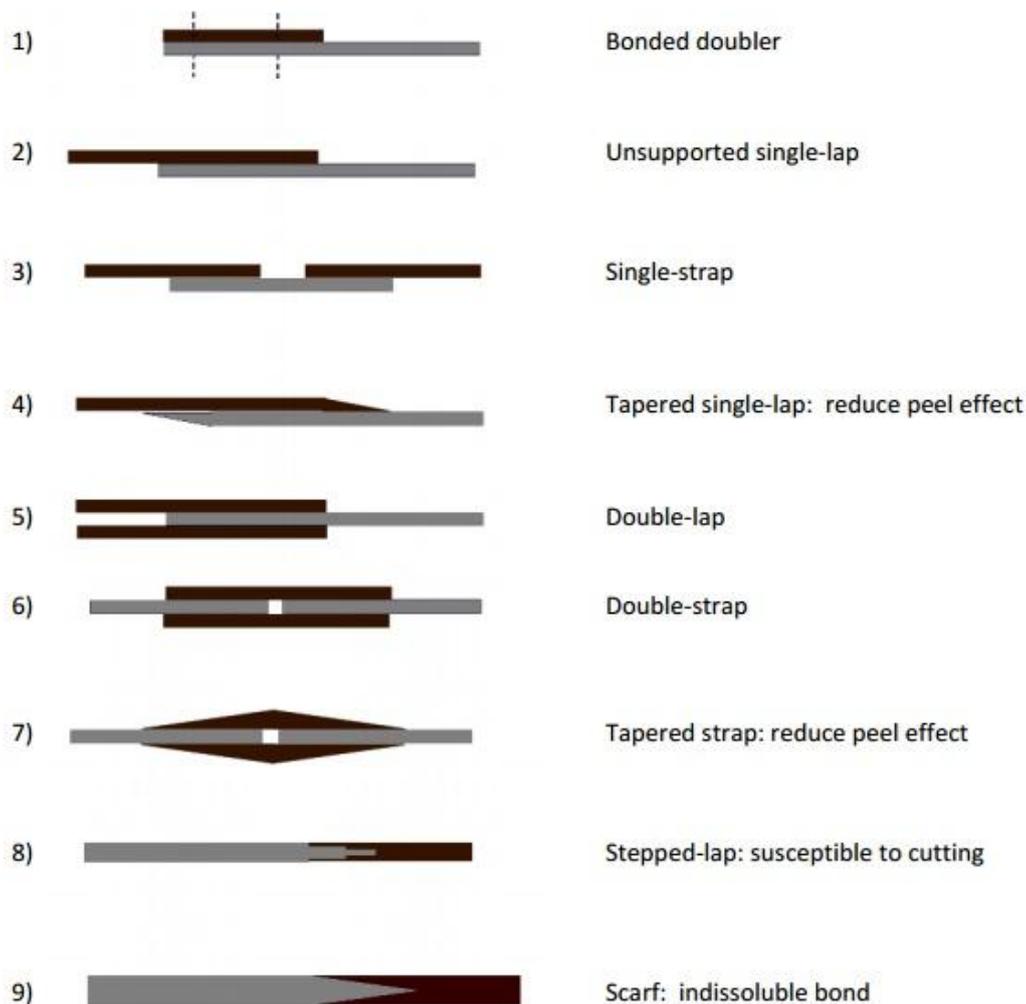


Figura 2.2 – Configurazioni tipiche di incollaggi

In relazione alla Figura 2.2, il diagramma in Figura 2.3 mostra come la configurazione con elementi rastremati (*scarf* – numero 8) e a gradini (*stepped-lap* – numero 9) sono le più resistenti, soprattutto all'aumentare dello spessore degli aderenti, poiché riescono meglio di altre a trasmettere il carico senza concentrazione di sforzi di taglio; ma sono tecnologicamente più complicate da realizzare perché bisogna prestare molta attenzione in fase di assemblaggio, infatti un incorretto angolo della scanalatura può compromettere la resistenza del giunto.

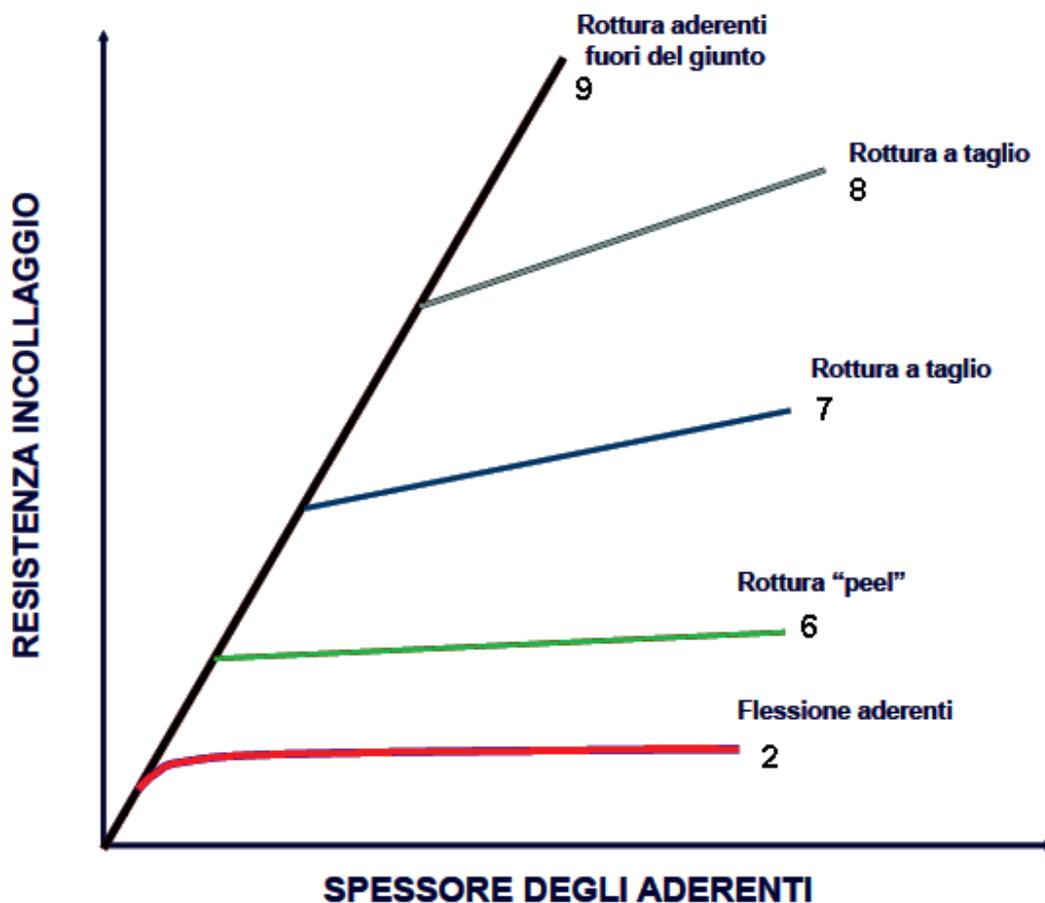


Figura 2.3 – Relazione tra resistenza del giunto e spessore degli aderenti nelle varie configurazioni

Aspetto fondamentale è la scelta dell'adesivo per realizzare un collegamento affidabile. Come si nota dalla tabella 2.1, ogni adesivo possiede delle proprie caratteristiche termiche e meccaniche, durabilità, costi e processi di cura, le quali rendono utilizzabile ogni adesivo in alcune condizioni di impiego. Ad esempio la colla epossidica, molto utilizzata in ambito aeronautico specialmente con elementi in fibra di carbonio (*CFRP*), possiede ottime caratteristiche meccaniche, mentre la poliuretana e il silicone permettono un impiego a basse ed alte temperature (tra i -200°C e i 300°C). Una buona regola per scegliere quale adesivo utilizzare è quella di cercare una colla che abbia proprietà termo-meccaniche simili a quelle dei materiali da collegare in maniera da ottenere una distribuzione dei carichi più omogenea, riducendo la concentrazione di carichi localizzati. Un esempio è negli incollaggi tra elementi in materiale composito dove l'adesivo ha caratteristiche termo-meccaniche simili a quelle della matrice, o resina, del composito.

| Type of adhesives | Properties | Strength | Temperature range | Chemical resistance |
|---------------------------------------|---|--------------------------|-------------------|--|
| Anaerobic adhesives | Cure in contact with metal in the absence of oxygen. Longer curing times on aluminum than on steel. Maximum slit opening .024". Used as sealing compound and locking compound for screws. | 17-30 MPa 2.5-4.4 ksi | -60 to 350°F | |
| Cyanoacrylates | Super adhesives, rapid curing in damp conditions require at least 40% relative humidity to cure. Maximum slit opening .010". | 12-16 MPa 1.7-2.3 ksi | -60 to 175°F | Little known Variable |
| Modified acrylates (High performance) | 1- or 2-component adhesives that also cure rapidly at room temperature. Good impact resistance and peel strength. | 25-35 MPa 3.6-5.1 ksi | -95 to 250°F | Good after sufficient surface pre-treatment |
| Epoxy resins | The most common adhesives used in structural bonding. 1- or 2-component adhesives. Normally require heat curing for high strength. Additives make the adhesives stronger, more flexible and give a better peeling strength but poorer high temperature properties. | 25-45 MPa 3.6-6.5 ksi | -67 to 392°F | Good after sufficient surface pre-treatment |
| Polyurethanes | 1- or 2-component adhesives, rapid curing with good flexibility. Strength lies in the thickness of the bonded joints. The adhesives are very water resistant but do not bond all surfaces equally well, something that can give poor long-term bonding properties for the joints. This problem can be solved by using a primer. The adhesives are used in the vehicle industry for bonding metal to fiberglass. | 17-25 MPa 2.5-3.6 ksi | -256 to 195°F | Good after sufficient surface pre-treatment (primer) |
| Phenolics | The first type of adhesives to be used for metals. Require pressure (0.3-0.7 MPa) and heat (300°F) to cure. | 30 MPa 4.4 ksi | -60 to 350°F | |
| Polyimides | Expensive, high-temperature adhesives that are relatively complicated to use. Withstands over 510°F temperatures for hundreds of hours. | 20 MPa 2.9 ksi | | |
| Hot-melt adhesives | Offer possibilities for high productivity and are therefore used in industrial mass production of structures with small loads. | | | |
| Rubber adhesives | Cure through evaporation of a solvent. Many types and qualities. Mainly used for bonding other materials (wood, rubber, plastics, glass) to aluminum. Not normally used structurally. | | | |
| Silicone adhesives | Adhesives with relatively low strength but good high temperature properties and flexibility. | 3-6 MPa 0.4-0.9 ksi | +140 to 480°F | Good after correct surface pre-treatment and with high quality adhesives |
| Pressure-sensitive adhesives | Often used in tape form. Does not cure and therefore has relatively low strength. Used for things like fastening décor strips to aluminum on cars, anodized or painted outer plating of aluminum on trucks, RV's, and cars. | | | |

Tabella 2.1 – Proprietà degli adesivi

Dopo aver scelto quale adesivo utilizzare, bisogna procedere alla preparazione della superficie poiché se questa non viene trattata adeguatamente si rischia di compromettere la qualità e la vita del giunto. Quindi per ottenere una superficie ottimale vengono utilizzati una serie di trattamenti atti ad incrementare la resistenza del incollaggio come l'impiego di abrasivi e solventi, sabbiatura, acidi e laser. La caratteristica che viene influenzata dalla compatibilità chimica tra aderenti e adesivo e dalla ruvidità e pulizia della superficie viene chiamata *surface wettability*. Un esempio di questa caratteristica è riportato in Figura 2.4 dove viene mostrato un accoppiamento tra adesivo epossidico e varie superfici. Si può chiaramente notare come questo tipo di colla trova particolare coesione con un aderente epossidico (infatti la matrice con cui viene realizzato il materiale ha caratteristiche meccaniche simili alla colla), mentre viene respinta da una superficie di politetrafluoroetilene.

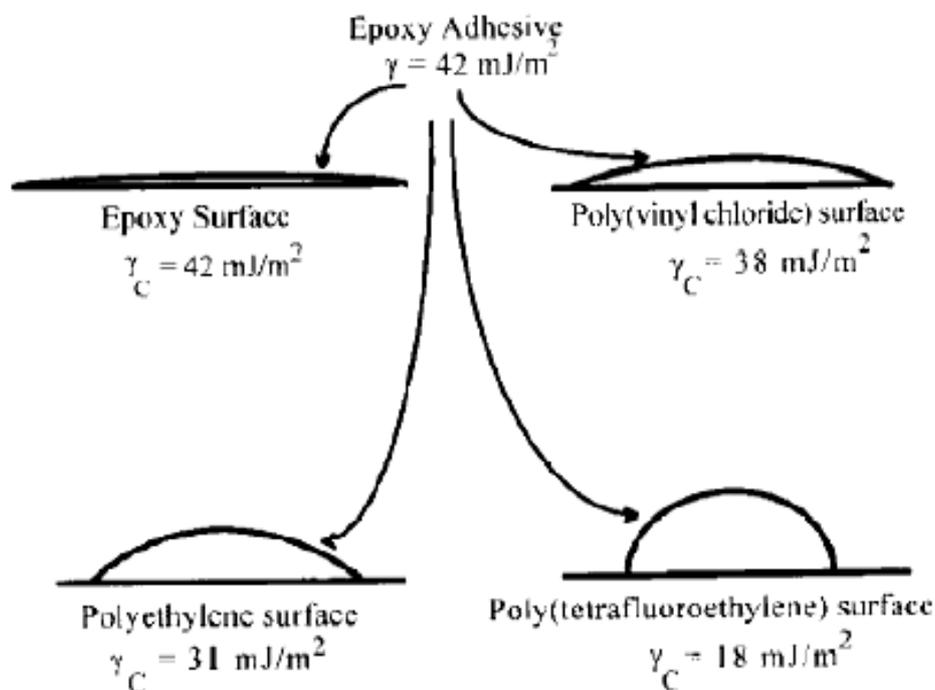


Figura 2.3 – ‘Wettability’ della superficie

Un altro fattore interessante da considerare è legato ai fattori ambientali, i quali possono modificare sensibilmente le prestazioni del giunto. In primo luogo bisogna tener conto delle range di temperature nel quale il giunto si troverà ad operare, e per prevenire questo problema è buona norma in fase di progetto condurre un'analisi sulle proprietà termiche dell'assemblaggio. In secondo luogo bisogna prestare attenzione all'umidità, la quale se assorbita dall'adesivo appesantisce la struttura. In terzo luogo bisogna proteggere il collegamento da tutti quei fattori che comportano la corrosione della colla. Inoltre, durante la vita operativa del giunto, si andrà in contro a una degradazione meccanica causata principalmente da due fattori: l'abrasione per lo scorrimento tra i due aderenti e la plasticizzazione del collante che cambia la geometria del giunto e quindi la distribuzione dei carichi.

Per capire a pieno le caratteristiche e le prestazioni di un giunto bisogna identificare i modi con cui può rompersi questo collegamento (*failure modes*). Esistono principalmente tre modalità di rottura:

structural failure, la rottura si trova in uno dei due aderenti poiché la resistenza dell'adesivo è maggiore di questi ultimi;

adhesive o adhesion failure, rottura tra adesivo e aderenti causata o da legame chimico debole tra colla e superficie o da una non corretta preparazione superficiale. Una rottura di questo tipo identifica un legame debole;

cohesive failure, rottura all'interno dello strato adesivo causata o da sforzi normali o di taglio eccessivi oppure da una superficie di contatto (*overlap length*) insufficiente.

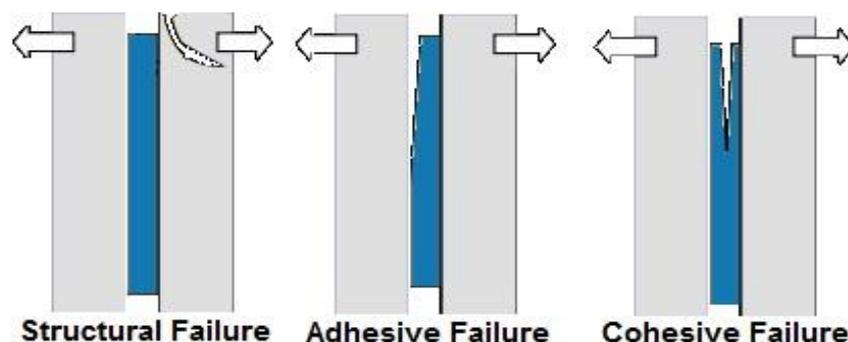


Figura 2.4 – Modalità tipiche di rottura del giunto

2.2 ANALISI DOUBLE-STRAP JOINT

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

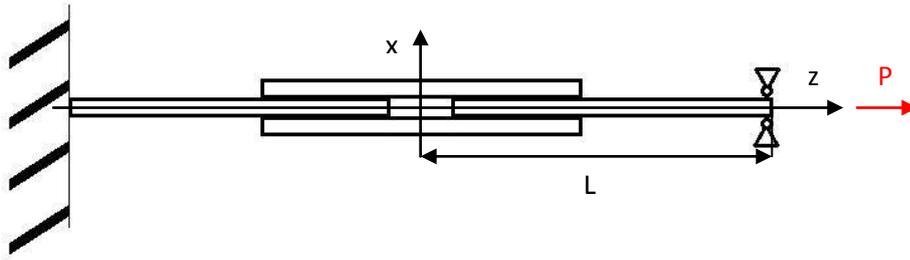


Figura 2.5 – Schema di vincoli e carichi

Una delle modalità per capire l'analisi e le norme di progettazione del giunto è il calcolo dello scostamento relativo tra la *patch* superiore e inferiore e le lastre nelle vicinanze dei bordi delle *patch*. Nella maggior parte dei casi, questo scostamento relativo viene approssimativamente calcolato utilizzando la teoria unidimensionale dei giunti incollati. Diversi modelli analitici per i giunti incollati sono stati sviluppati utilizzando la configurazione del giunto a semplice sovrapposizione (*single-lap joint*). Questa configurazione è stata adottata dall'American Society of Testing Materials come test meccanico standard per la determinazione della resistenza a taglio delle giunzioni incollate. Il calcolo dello stato degli sforzi all'interno di un *double-strap joint* è complesso a causa del numero di lastre e di strati adesivi presenti, e il percorso per costruire un modello matematico accurato che vada a prevedere l'andamento degli sforzi nella struttura non è così semplice. Un modello analitico affidabile è stato presentato da Cong N. Doun e Chun Hui Wang nel libro "Composite repair: theory and design" (doc. 4) dove riprendono un lavoro di Hart-Smith e lo applicano a un giunto *double-strap* utilizzando una condizione di sforzo piano per semplificare i calcoli.

Le equazioni differenziali e le condizioni al contorno utilizzate in questo modello sono:

-Deformazione elastica e sforzo di taglio

Equilibrio delle forze orizzontali

$$\frac{dN_p}{dx} - \tau^{(A)} = 0$$

$$\frac{dN_s}{dx} + \tau^{(A)} = 0$$

Deformazione degli aderenti

$$\frac{du_p}{dx} = \frac{N_p}{E'_p t_p} + \alpha_p \Delta T$$

$$\frac{du_s}{dx} = \frac{N_s}{E'_s t_s} + \alpha_s \Delta T$$

$$E'_{s,p} = \frac{E_{s,p}}{1 - \nu_{s,p}^2}$$

Deformazione elastica dell'adesivo

$$\tau^{(A)} = G_A \gamma^{(A)} = -\frac{G_A}{t_A} (u_s - u_p)$$

Con u che è lo scostamento longitudinale degli aderenti; N è il carico per unità di larghezza; τ e γ sono rispettivamente lo sforzo di taglio e la deformazione; E , α , t , e G sono rispettivamente il modulo elastico a trazione, il coefficiente di espansione termica, lo spessore e il modulo di taglio; gli apici e pedici s,p e A si riferiscono rispettivamente alla lastra, al *patch* e all'adesivo; ΔT è la variazione di temperatura.

Condizioni al contorno

$$N_s(0) = 0$$

$$N_p(0) = \frac{P}{2}$$

$$N_s(L) = P$$

$$N_p(L) = 0$$

-Peel stress

Equilibrio del momento

$$\frac{dM_p}{dx} = V_p - \frac{\tau^{(A)} t_p}{2}$$

Equilibrio delle forze

$$\frac{dV_p}{dx} = \sigma^{(A)}$$

Relazione tra momento e curvatura della struttura

$$\frac{d^2 w_p}{dx^2} = -\frac{M_p}{D_p}$$

Deformazione dell'adesivo

$$\varepsilon^{(A)} = \frac{\sigma^{(A)}}{E_A} = \frac{w_p - w_s}{t_A} = \frac{w_s}{t_A}$$

Con w_s è uguale a zero se la configurazione del giunto è simmetrica rispetto all'asse medio della lastra (in relazione alla Figura 2.5, l'asse medio è l'asse z); E_A è il modulo elastico a trazione dell'adesivo; D_p è la rigidità a flessione della *patch*, V_p è la forza di taglio verticale che agisce attraverso la sezione piana della *patch* e tutte le altre grandezze sono già state definite.

Data la complessità della struttura e la necessità di un'analisi 3D, applicare un modello matematico analitico per trovare l'andamento degli sforzi nel giunto non è semplice da risolvere.

Così si è scelto di adottare una procedura di discretizzazione ovvero dividere la struttura in piccole parti e formulare e utilizzare il modello per ciascuna di esse per poi riassemblare queste parti per modellare l'intera struttura. Questo è il cosiddetto metodo agli elementi finiti. Questa tecnica numerica permette di analizzare strutture con geometrie e condizioni di carico arbitrarie e costituite da differenti materiali.

3. SIMULAZIONE NUMERICA DI INCOLLAGGI

3.1. METODO DEGLI ELEMENTI FINITI

Il metodo degli elementi finiti (FEM) è una tecnica computazionale che permette di risolvere problemi fisici complessi riducendo le equazioni differenziali alle derivate parziali ad un sistema di equazioni lineari. Il modello matematico agli elementi finiti si ottiene attraverso due fasi: la prima è la *modellizzazione* dove una struttura, appartenente al mondo reale, viene semplificata (o idealizzata) passando da un complesso sistema fisico ad un modello matematico, che estrae alcuni aspetti di interesse del sistema fisico, focalizzando l'attenzione su poche variabili aggregate di interesse e filtrando le rimanenti. In questa maniera viene semplificata la geometria della struttura e le caratteristiche dei materiali e vengono rimosse quelle condizioni trascurabili che avrebbero complicato la soluzione del problema. La seconda fase è la *discretizzazione* dove il sistema viene partizionato tramite l'uso di nodi e di elementi in maniera tale da passare da un sistema continuo (dove ho un numero infinito di gradi di libertà) ad uno con un numero finito di relazioni algebriche. La discretizzazione divide la struttura in elementi molto piccoli che possono essere mono-, bi-, tri-dimensionali connessi da nodi (Figura 3.1), sui quali vengono imposte condizioni al contorno e costruito il sistema di equazioni lineari.

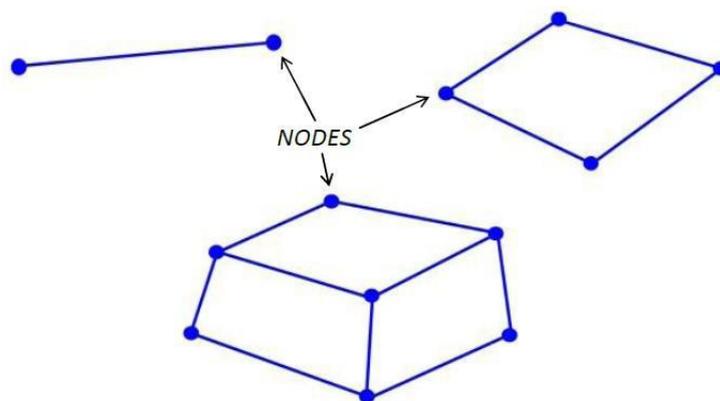


Figura 3.1 – Elementi connessi da nodi

Questo tipo di discretizzazione crea una griglia (*mesh*) che può essere infittita, riducendo la dimensione degli elementi, all'interno di tutto il dominio o vicino alla zona di interesse dell'oggetto per ottenere soluzioni più accurate. Per calcolare le soluzioni in ogni punto della struttura, ogni singolo elemento viene caratterizzato da una funzione di forma (*shape function*). 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.

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

| One-dimensional: straight element with 2 nodes | |
|---|---|
| Truss | It can transmit just only axial forces. It is used for reticular structures. |
| Beam | It can transmit every type of stress. It is used for frame structures. |
| Spring | It has axial and/or rotational inflexibility. It is used for modeling elastic constraint. |
| Rigel | It is used for modeling an infinitely rigid bond between 2 elements. |
| Two-dimensional: plane element with 3 Or 4 nodes | |
| Stress plane | It has only 2 DOF per node corresponding on the translation on the plane, it transmits only the efforts along its plane. |
| Plate | It has only 3 DOF per node corresponding on the translation perpendicular its plane and rotation respect to the two axis lying in the plane (flexural stiffness) and therefore it is adapted to transmit only the shear stress and two bending moments. |

| | |
|---|--|
| Shell | It is constituted by the superimposition of the element plate and stress plate element, it has both bending and membrane stiffness. |
| Plane Strain | It has only 2 DOF per node corresponding to the translation in its plane. |
| Axial-symmetric | Represent a field amplitude 1 radiant of a structure with radial symmetry. It is used for modeling solid structures obtain by rotation. Each node has 2 DOF. |
| Three-dimensional: element, from 4 to 27 nodes | |
| Brick or element | It can model structural elements which none has a negligible dimension compared with the others. It is able to represent a three-dimensional stress state. |

Tabella 3.1 – Tipologie di elementi finiti

Il metodo degli elementi finiti (FEM) viene applicato all'analisi agli elementi finiti (FEA) che è una tecnica di simulazione a computer usata prevalentemente nelle analisi ingegneristiche. Tale tecnica permette di risolvere problemi complessi e adattarsi a molteplici sistemi fisici. Il vantaggio maggiore si ottiene sulla velocizzazione dei tempi di progetto e sui costi dei test sperimentali eliminati. L'analisi agli elementi finiti si suddivide in tre fasi:

- 1) Pre-processing: viene costruito il modello ad elementi finiti;
- 2) Processing: analisi e risoluzione del problema agli elementi finiti;
- 3) Post-processing: viene elaborata e rappresentata la soluzione.

3.2. ANALISI AGLI ELEMENTI FINITI

Innanzitutto per realizzare un'analisi agli elementi finiti è stato necessario costruire la geometria della struttura con un software CAD e successivamente importarla in un software FEA. Gli elementi della struttura sono stati disegnati separatamente e poi assemblati in un assieme con le opportune connessioni tra essi; la geometria del giunto è composta da due ganasce, due lastre, due *patch* e due strati adesivi. Per realizzare l'analisi è stato utilizzato ANSYS, un software commerciale molto usato per le sue caratteristiche di efficienza e di semplicità d'uso. La Figura 3.2 mostra la casella con gli step dell'analisi statica strutturale dove è possibile caricare la geometria, modificare i materiali e le loro proprietà meccaniche e controllare lo stato dell'analisi, mentre in Figura 3.3 viene mostrato lo schema di progetto dove vengono definite tutte le condizioni al contorno per poter settare l'analisi statica del giunto. La Tabella 3.2 descrive le principali funzioni di ogni voce dello schema di progetto (Figura 3.3).

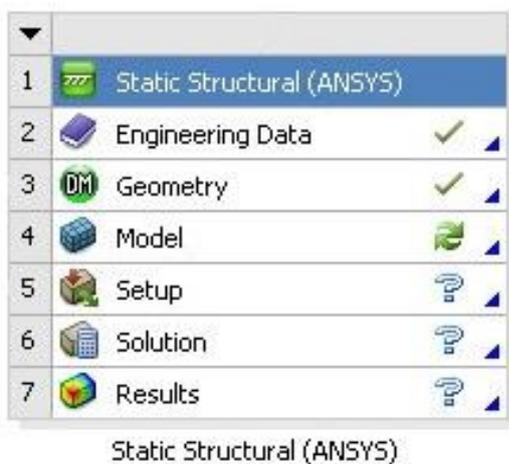


Figura 3.2 – Analisi strutturale

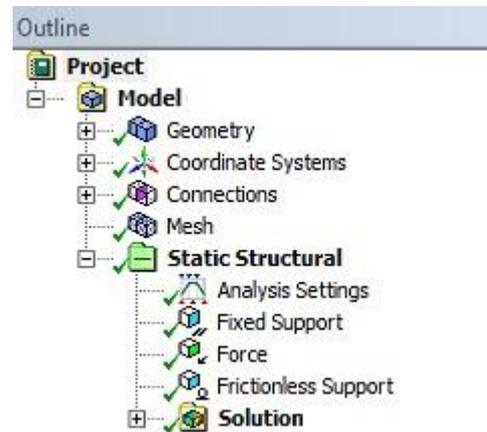


Figura 3.3 – Schema di progetto

| OGGETTO | FUNZIONE |
|--------------------------|--|
| Geometry | Caricare la geometria ed eventualmente crearne di nuove (ad esempio la <i>path</i>) e selezionare il materiale e le caratteristiche fisiche di ogni componente. |
| Coordinate System | Creare sistemi di riferimento alternativi rispetto a quello globale. |
| Connections | Definire e stabilire quale tipo di connessione vi è tra i vari componenti. |
| Mesh | Configurare i parametri con cui effettuare la mesh. |
| Static Structural | Impostare l'analisi spazio-temporale e assegnare i carichi e i vincoli. |
| Solution | Selezionare i risultati di interesse da visualizzare al termine dell'analisi. |

Tabella 3.2 – Schema di progetto

3.2.1. GEOMETRIA DEL GIUNTO

La geometria del giunto e le sue dimensioni sono descritte nella Figura 3.4 e nella Tabella 3.3.

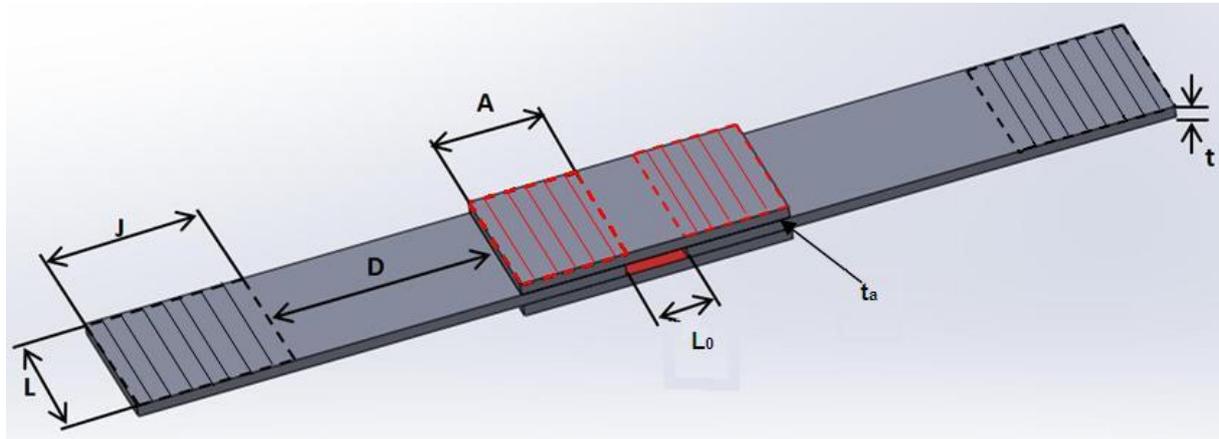


Figura 3.4 – Geometria *double-strap joint*

| | |
|---|---|
| Lastra (lunghezza x larghezza x altezza) | 80 mm x 25 mm x 2mm |
| Patch (lunghezza x larghezza x altezza) | 44 mm x 25 mm x 2 mm |
| L = larghezza lastra | 25 mm |
| J = lunghezza presa delle ganasce | 25 mm |
| D = distanza di sicurezza | 38 mm |
| L₀ = distanza tra le lastre | Variabile |
| A = lunghezza di sovrapposizione | Variabile in funzione di L ₀ |
| t_a = spessore strato adesivo | 0.025 mm |
| t = spessore lastre | 2 mm |

Tabella 3.3 – Dimensioni del *double-strap joint*

Nella Figura 3.4, l'area nera rappresenta la zona di presa delle ganasce, mentre l'area rossa è la zona di sovrapposizione tra adesivo-*patch* e adesivo-lastra.

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 millimetri. Una volta disegnata la struttura tramite software CAD, la geometria viene caricata nel software per l'analisi agli elementi finiti. La rappresentazione virtuale viene mostrata in Figura 3.5, dove è possibile notare i sottili strati di adesivo interposti tra le lastre e la *patches* e alle estremità delle lastre si notano le due ganasce sulle quali è applicato il carico di trazione.

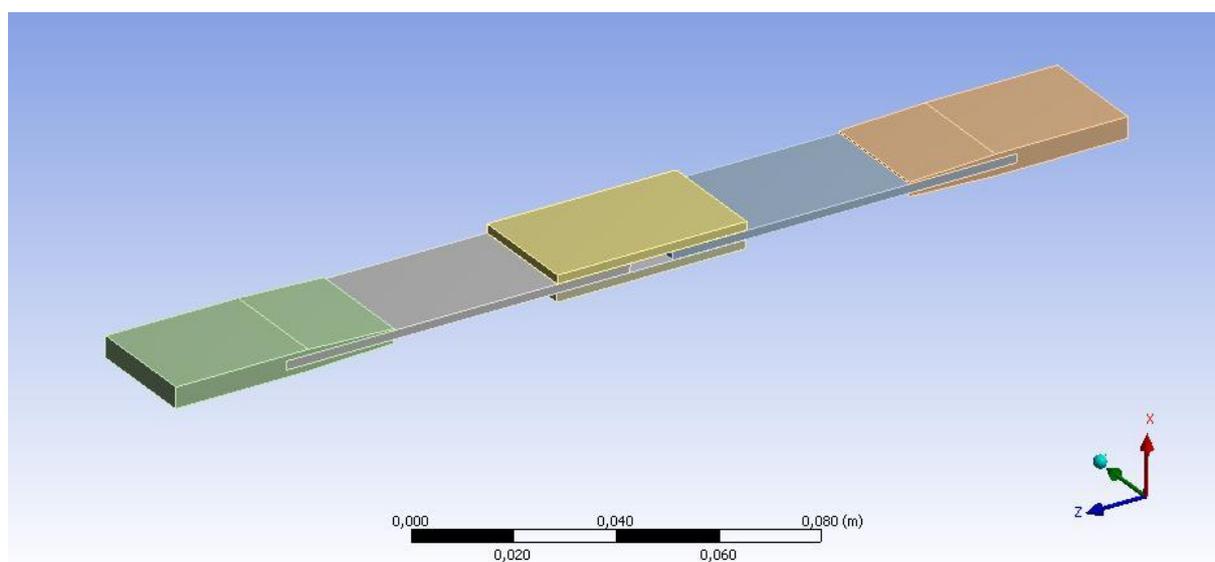


Figura 3.5 – Modello costruito tramite software CAD

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. 5) 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).

Caricata la geometria, bisogna specificare quale tipo di contatto vi è tra i vari componenti della struttura. Questa specifica operazione serve a definire parte delle condizioni al contorno necessarie per trovare una soluzione per il modello matematico che descrive questo sistema fisico. Nelle zone di contatto tra lastra-ganascia, lastra-adesivo e *patch*-adesivo, i nodi sono condivisi in modo da creare un legame indissolubile in maniera tale da creare una connessione rigida che vincola i gradi di libertà dei nodi stessi. Questo tipo di connessione è chiamata, nel software, “*Bonded Contacts*” (vedi Figura 3.6).

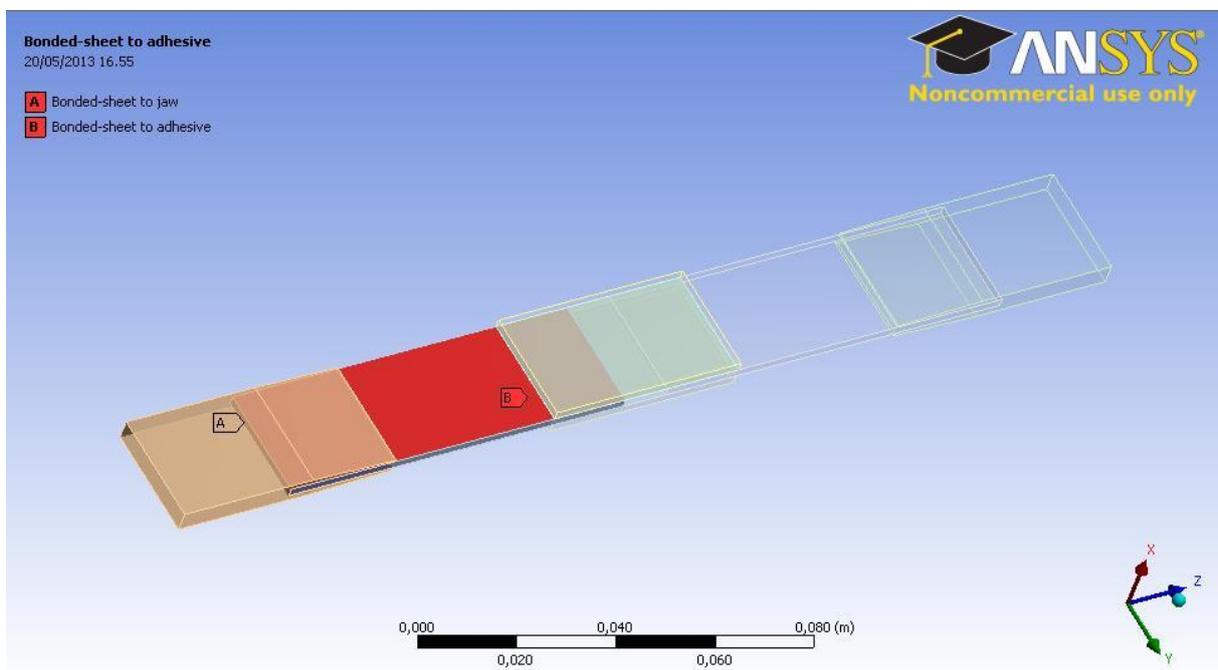


Figura 3.6 – Connessione tra gli elementi del giunto

3.2.2 PROPRIETÀ DEI MATERIALI

I materiali utilizzati nelle analisi sono CFRP (*Carbon Fiber Reinforced Plastic*), lega di alluminio 2024T3 e come adesivo *methacrylate-epoxy hybrid* a due componenti. Nelle Tabelle 3.4, 3.5 e 3.6 sono riportate le proprietà meccaniche dei materiali usati:

| | |
|---|-----------|
| 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 3.4 – CFRP 0° (Carbon Fiber Reinforced Plastic)

| | |
|--|---------|
| Modulo Elastico di Young (E) | 71 GPa |
| Coefficiente di Poisson (ν) | 0.33 |
| Tensione di plasticizzazione a trazione | 280 MPa |
| Tensione ultima a trazione (τ_{\max}) | 310 MPa |

Tabella 3.5 – Lega di Alluminio 2024T3

| | |
|--|----------|
| Modulo Elastico di Young (E) | 3.84 GPa |
| Coefficiente di Poisson (ν) | 0.4 |
| Tensione di plasticizzazione a trazione | 61 MPa |
| Tensione ultima a trazione (τ_{\max}) | 84.7 MPa |

Tabella 3.6 – mathalcrylate-epoxy hybrid bi-componente

3.2.3 CREAZIONE PATH

La *path* è una linea immateriale che è stata costruita nella mezzeria dell'adesivo, a metà dello spessore, e caratterizzata da 201 punti. Lo scopo di questa linea immateriale è quella di calcolare punto per punto gli sforzi e ottenere un andamento lungo la linea con il quale costruire dei grafici (vedi Figura 3.7).

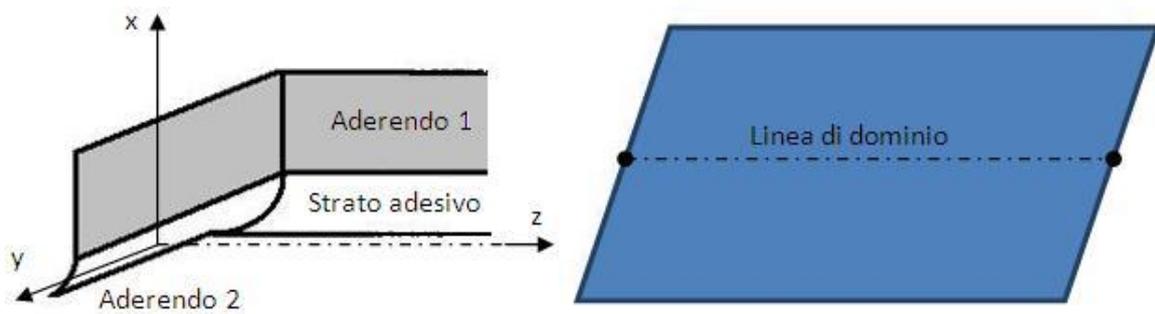


Figura 3.7 – Linea di dominio dei risultati

Nella geometria del *double-strap joint* si è inserita una path nello strato adesivo superiore e una in quello inferiore (vedi Figura 3.8).

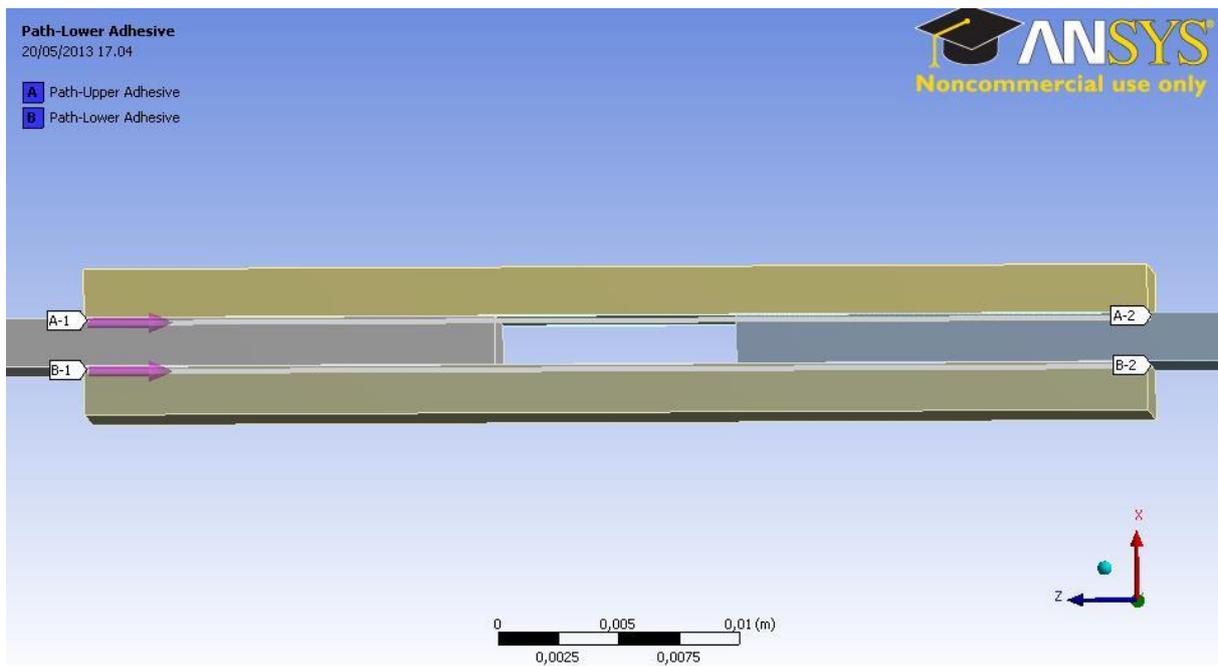


Figura 3.8 – Rappresentazione *path*

3.2.4. CONFIGURAZIONE DELLA MESH

La scelta di come configurare adeguatamente la mesh è molto sensibile poiché una scelta inappropriata degli elementi da utilizzare per realizzare la mesh può compromettere i risultati e dare come valore di ritorno dei comportamenti meccanici del oggetto, che si sta studiando, non molto vicini a quelli reali. Per un *double-strap joint*, la miglior scelta è quella di suddividere l'intera struttura in elementi tridimensionali, per esempio utilizzando una mesh a "mattoncini". Ogni singolo elemento a "mattoncino" ha dai 4 ai 27 nodi e possiede tre gradi di libertà per ogni nodo, che corrispondono alle tre traslazioni nello spazio; ogni elemento non trasferisce alcuna rigidità nella direzione dei gradi di libertà e per questo motivo è molto indicato per la rappresentazione dell'andamento degli sforzi in una struttura. Questa particolare scelta è stata effettuata dopo aver analizzato "Modelling of a patch repair of a thin cracked sheet" redatta da Turuga V.R.S Umamaheswar e Ripudman Singh (doc. 7), dove vengono comparati i risultati sperimentali con quelli ottenuti tramite l'analisi agli elementi finiti cambiando la strategia di come modellare la mesh. I due ricercatori hanno trovato nell'utilizzo dell'elemento a "mattoncino" la tipologia di mesh migliore poiché produce risultati vicini a quelli reali anche se a discapito di un tempo di computazione dell'analisi maggiore.

La struttura è stata configurata con una mesh standard basata su "mattoncini" 3D (Figura 3.9) e per ottenere risultati migliori nelle zone più sensibili è stata adottata una "*Face Sizing mesh*" lungo lo spessore della lastra in modo da avere due elementi con lato 1 millimetro ottenendo un infittimento maggiore lungo il bordo (vedi Figura 3.10). Per l'adesivo è stata invece utilizzata una "*Edge Sizing mesh*" per ottenere una distribuzione più fine lungo il bordo concavo e per garantire la presenza di due elementi lungo lo spessore di lato $1,25 \cdot 10^{-2}$ millimetri.

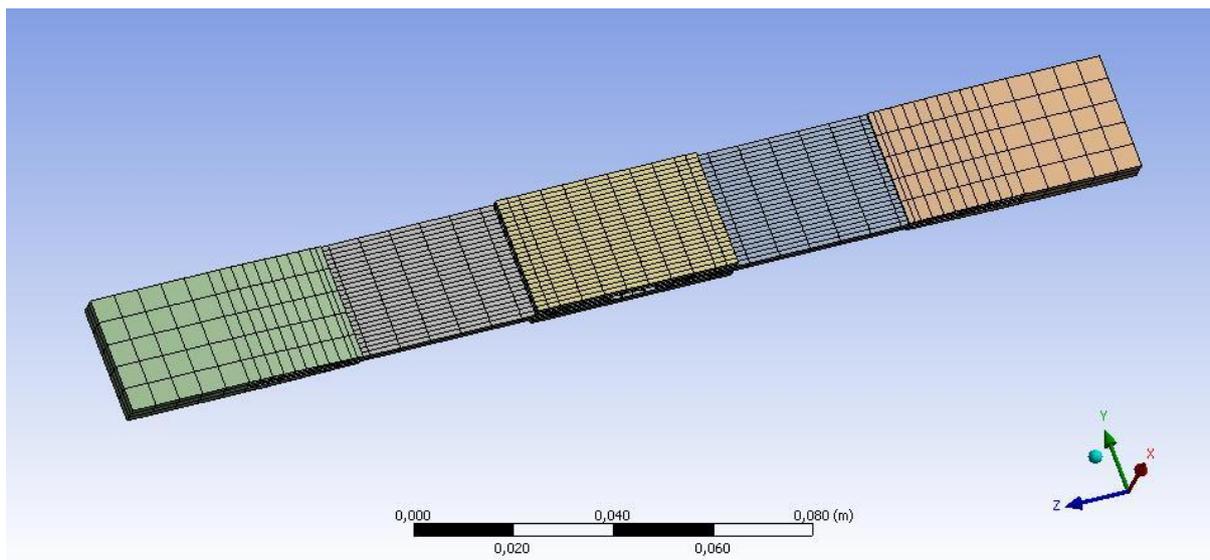


Figura 3.9 – Mesh a “mattoncini” della struttura

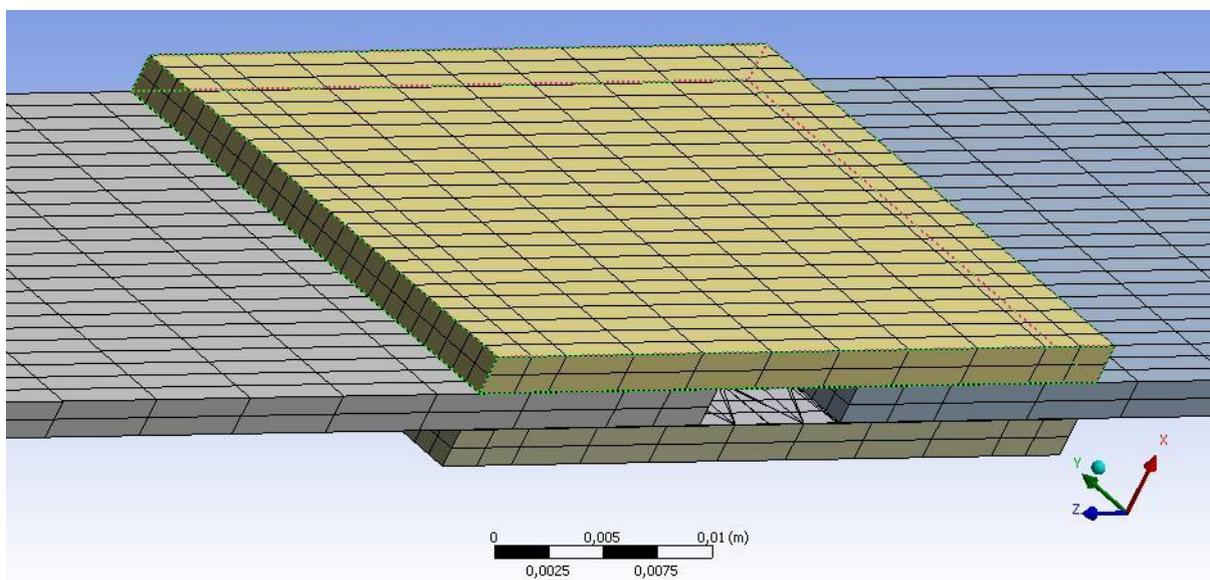


Figura 3.10 – Vista degli elementi della mesh lungo lo spessore

3.2.5. VINCOLI E CARICHI

Per simulare test sperimentali di questo tipo sono state aggiunte delle ganasce all'estremità delle lastre sulle quali è applicato un carico di trazione. Una delle due ganasce è fissata ad un supporto mentre sull'altra è applicato il carico di trazione ed un supporto senza attrito. In Figura 3.11 è rappresentata la struttura con l'indicazione di vincoli e carichi.

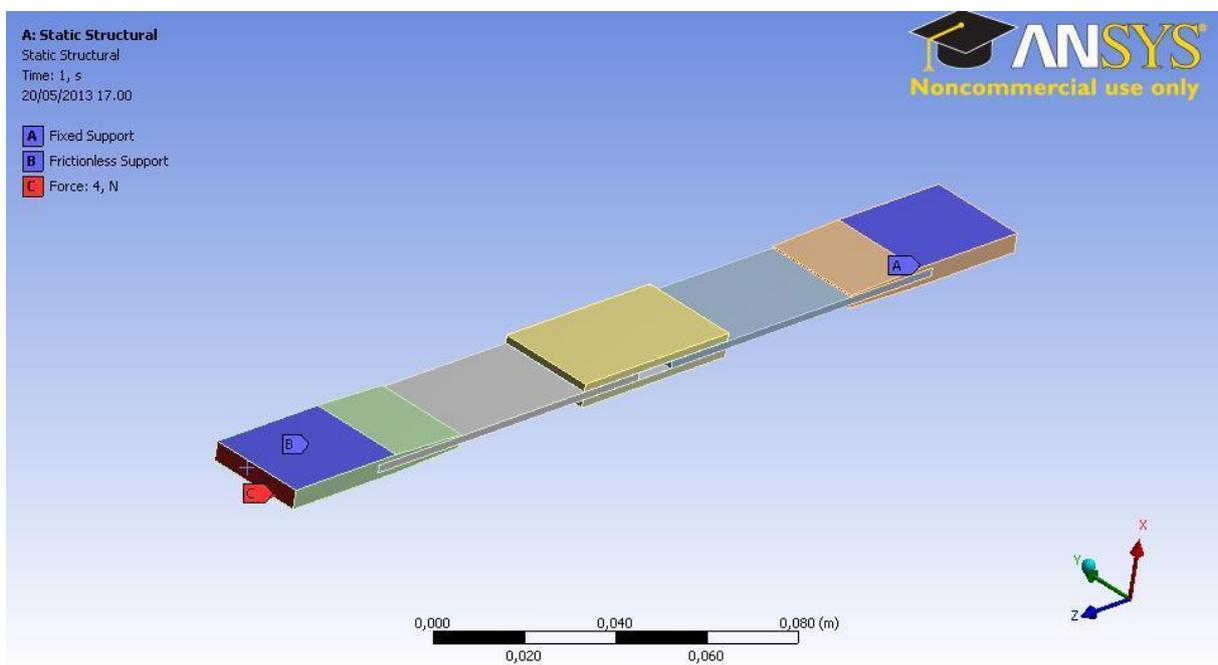


Figura 3.11 – Vincoli e carichi applicati sulla struttura

Per riprodurre il comportamento reale del giunto, il carico applicato è a rampa che raggiunge un massimo di 4 Newton 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 *double-strap joint* verranno effettuate molteplici analisi cambiando il materiale delle lastre. Per rendere tutte le analisi confrontabili, la dimensione dei vari elementi del giunto e dello strato adesivo non sono state variate in ogni configurazione, ma la dimensione che varierà è 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 3.7 sono rappresentate le analisi effettuate e nella Figura 3.11 viene mostrata come varia l'area di sovrapposizione in funzione di L_0 .

| MATERIALI LAMINE | TIPO DI ANALISI |
|--------------------------|-------------------------------|
| Lega di Alluminio 2024T3 | $L_0 = 0,1,3,7,10$ millimetri |
| CFRP 0° | $L_0 = 0,1,3,7,10$ millimetri |

Tabella 3.7 – Descrizione analisi

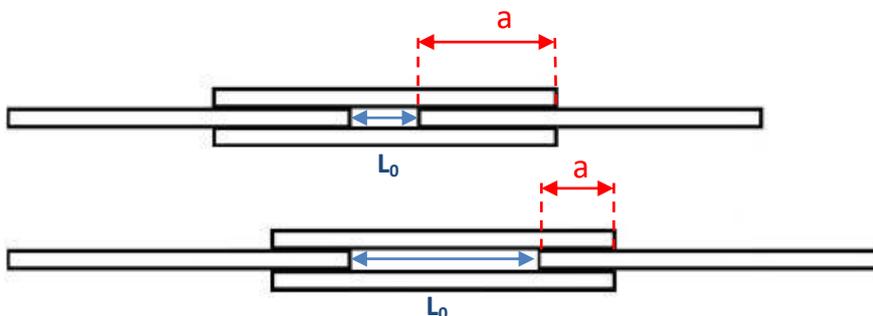


Figura 3.11 – Rappresentazione delle variazioni della distanza e dell'area di sovrapposizione tra le lastre

4. RISULTATI

4.1. LAMINE IN ALLUMINIO

È stato analizzato il giunto a $L_0=10$ mm. La configurazione *double-strap joint* cerca di eliminare la deformazione della struttura grazie alla disposizione simmetrica degli aderenti esterni. In seguito al carico di trazione applicato, si ha un minimo allungamento della geometria lungo la direzione dell'asse longitudinale, il quale crea una deformazione lungo l'asse x degli aderenti esterni. Per simmetria, entrambe le *patch* presentano la stessa deformazione in direzioni opposte (aderente inferiore verso l'alto, aderente superiore verso il basso), e l'entità di deformazione aumenta se L_0 cresce (vedi Figura 4.1).

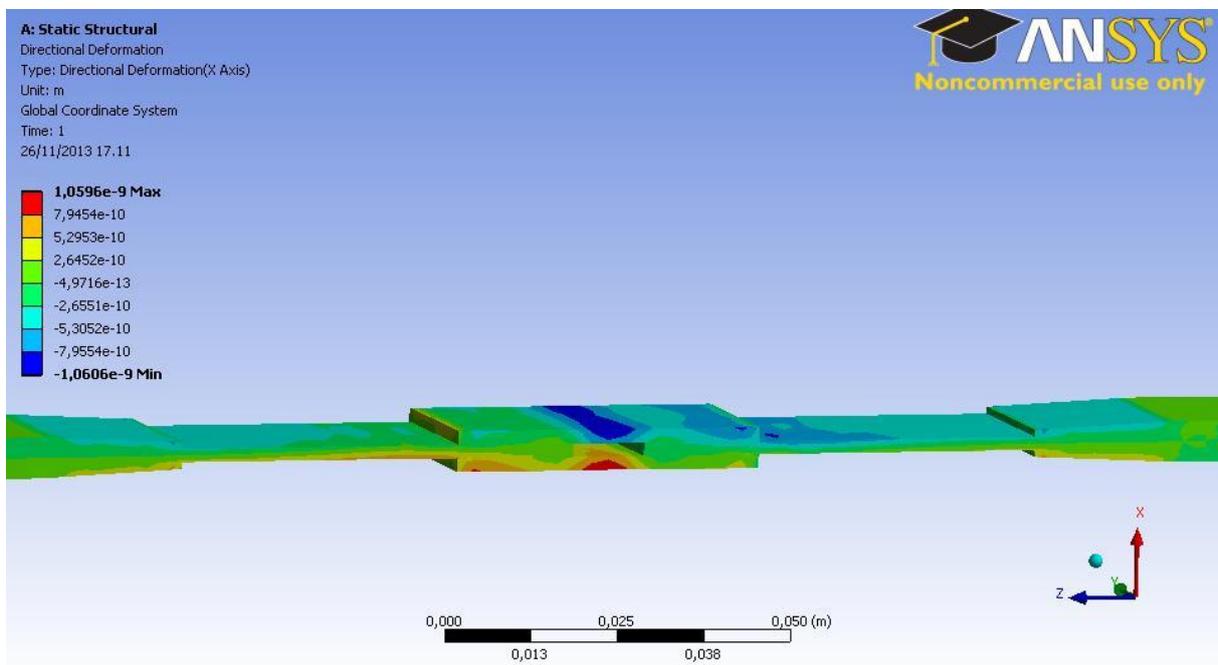


Figura 4.1 – Deformazione lungo l'asse x

Sebbene il momento flettente venga ridotto, il *peel stress* è inevitabile nelle *patch*, finché il carico è applicato negli aderenti esterni attraverso l'adesivo, lontani dall'asse neutro sul quale giace il baricentro della struttura. Nella pagina seguente, in Figura 4.2, sono rappresentate le tensioni agenti sulla struttura attraverso bande isocarico. Il *peel stress* raggiunge i valori massimi nei bordi esterni degli aderenti per poi abbassarsi a valori minimi nelle zone di non sovrapposizione lastra-*patch*. Mentre le tensioni di taglio hanno un andamento positivo-negativo in entrambi gli aderenti, passando dal valore massimo a quello minimo da bordo a bordo. Per le tensioni normali in direzione z , sono le lastre quelle caricate maggiormente a trazione mentre le zone di compressione maggiore sono i bordi degli aderenti.

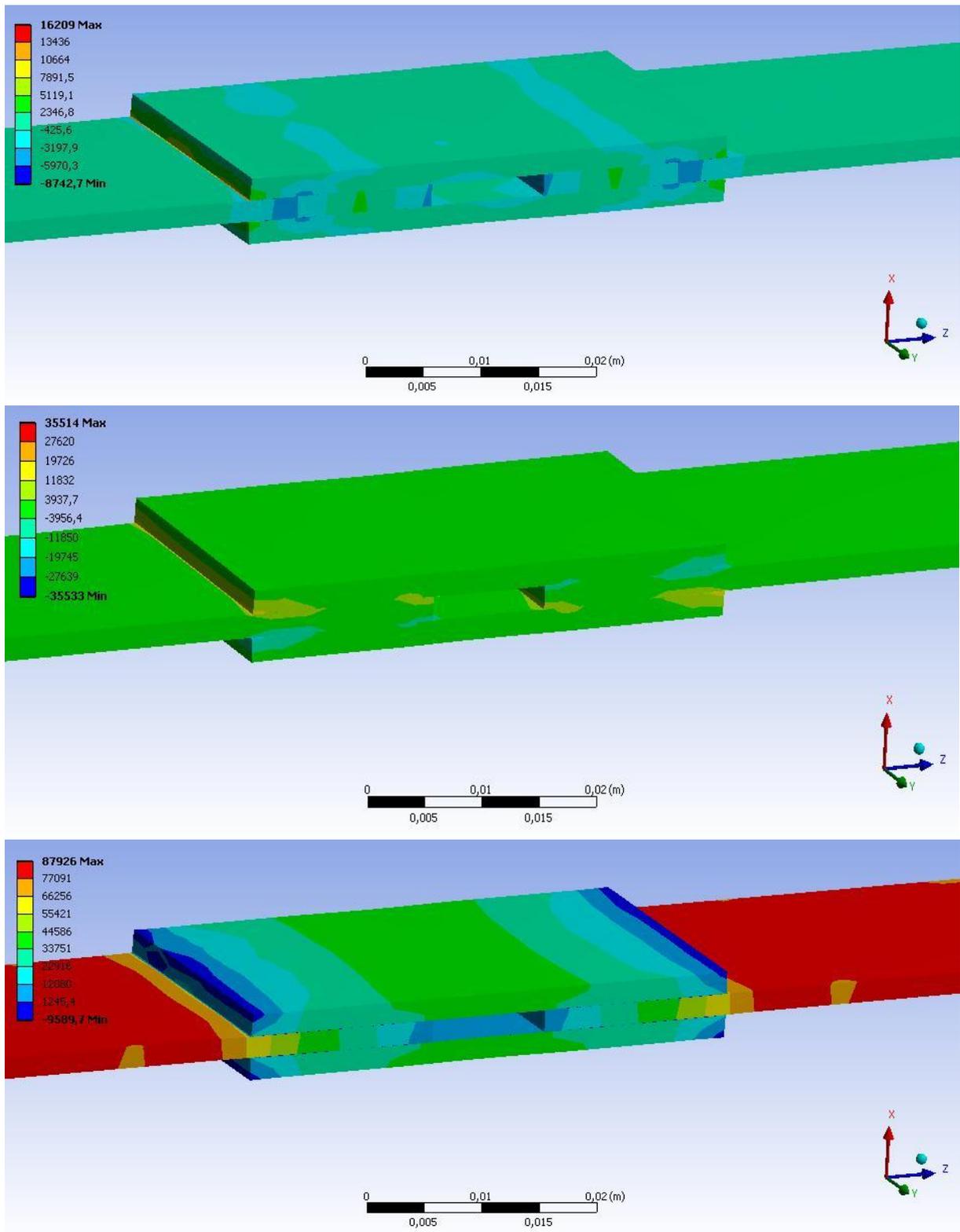


Figura 4.2 – Dall’alto verso il basso: *peel stress*, tensione di taglio e tensione normale in direzione z

In seguito sono stati analizzati gli strati adesivi del giunto a $L_0 = 10$ mm ottenendo una distribuzione delle tensioni rappresentate nei grafici sottostanti (Figura 4.3 e 4.4). Sono state valutate la tensione normale in direzione trasversale σ_x , ovvero il *peel stress*, la tensione normale in direzione longitudinale σ_z e la tensione di taglio τ_{xz} .

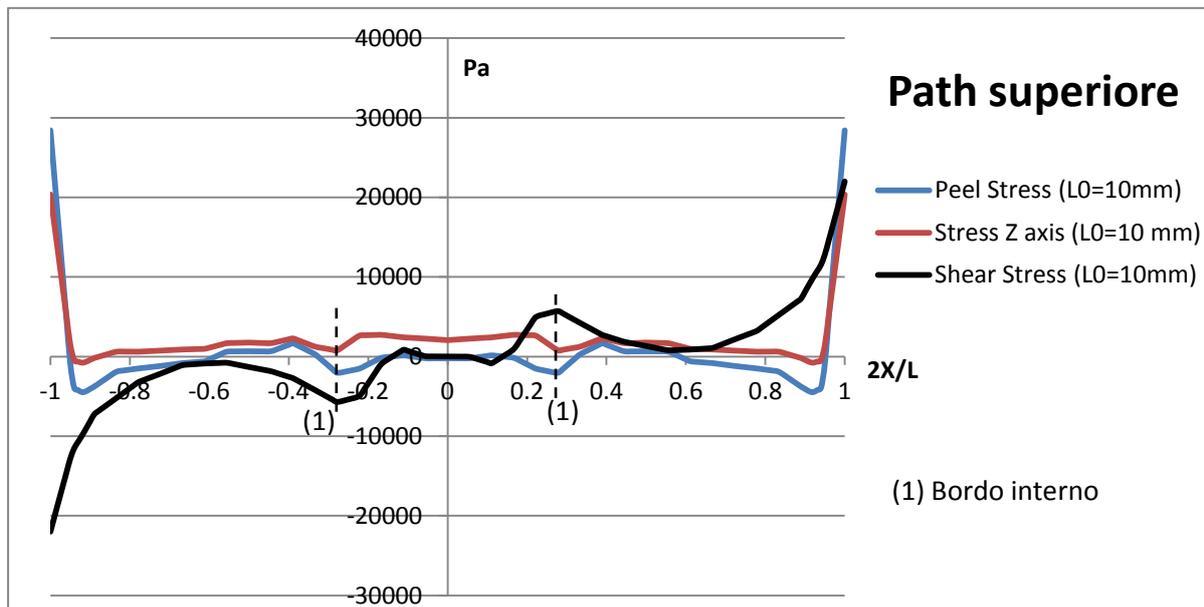


Figura 4.3 – Andamento delle tensioni con $L_0 = 10$ mm nell'adesivo aderente superiore (A1)

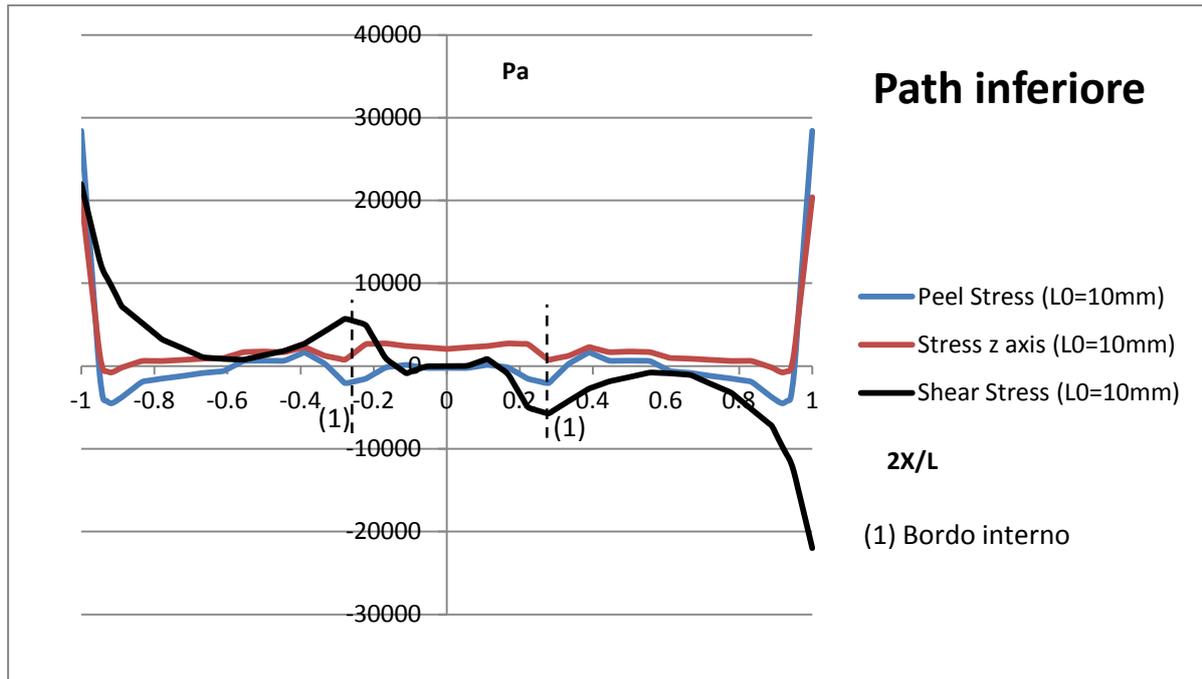


Figura 4.4 – Andamento delle tensioni con $L_0 = 10$ mm nell'adesivo aderente inferiore (AI)

L'andamento del *peel stress* e dello stress normale σ_z è pressoché simile con valori massimi di trazione in corrispondenza dei bordi esterni dello strato adesivo subito seguiti da valori minimi di compressione, per poi scaricarsi nella zona di sovrapposizione dell'adesivo e tornare ad abbassarsi nella zona dei bordi interni dove non c'è sovrapposizione. La vicinanza nel bordo esterno di un picco di trazione seguito da un'area di compressione è utile ai fini di contrastare il *peeling* o la propagazione di un difetto di bordo. Inoltre l'andamento totale delle due intensità è pressoché simmetrica rispetto a $L/2$, dove L è la lunghezza della *patch*. Per quanto riguarda la tensione di taglio essa presenta picco massimo o minimo nei bordi esterni dello strato adesivo ed è speculare rispetto a $L/2$. L'evoluzione dello sforzo di taglio nei due strati adesivi è opposto.

Attraverso una modifica della distanza tra le lastre vogliamo ottenere un abbassamento del *peel stress* massimo (σ_x) sfruttando la zona 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 al valor medio delle tensioni nello strato adesivo con $L_0 = 10$ mm.

Il *peel stress* nelle varie configurazioni (vedi Figura 4.5 e 4.6) presenta il valore di picco massimo nei bordi esterni dello strato adesivo seguite da aree di compressione. L'andamento delle tensioni nell'adesivo superiore è pressoché simile a quello inferiore. Per le configurazioni $L_0 = 10$ mm, 7 mm e 3 mm c'è un'area di compressione in corrispondenza dei bordi interni, mentre questa cosa non accade per le altre due configurazioni dove in $L_0 = 1$ mm vi è una zona di trazione in $L/2$ e in $L_0 = 0$ mm ho un andamento delle tensioni all'incirca costante nella zona centrale dello strato adesivo poiché l'area è totalmente sovrapposta.

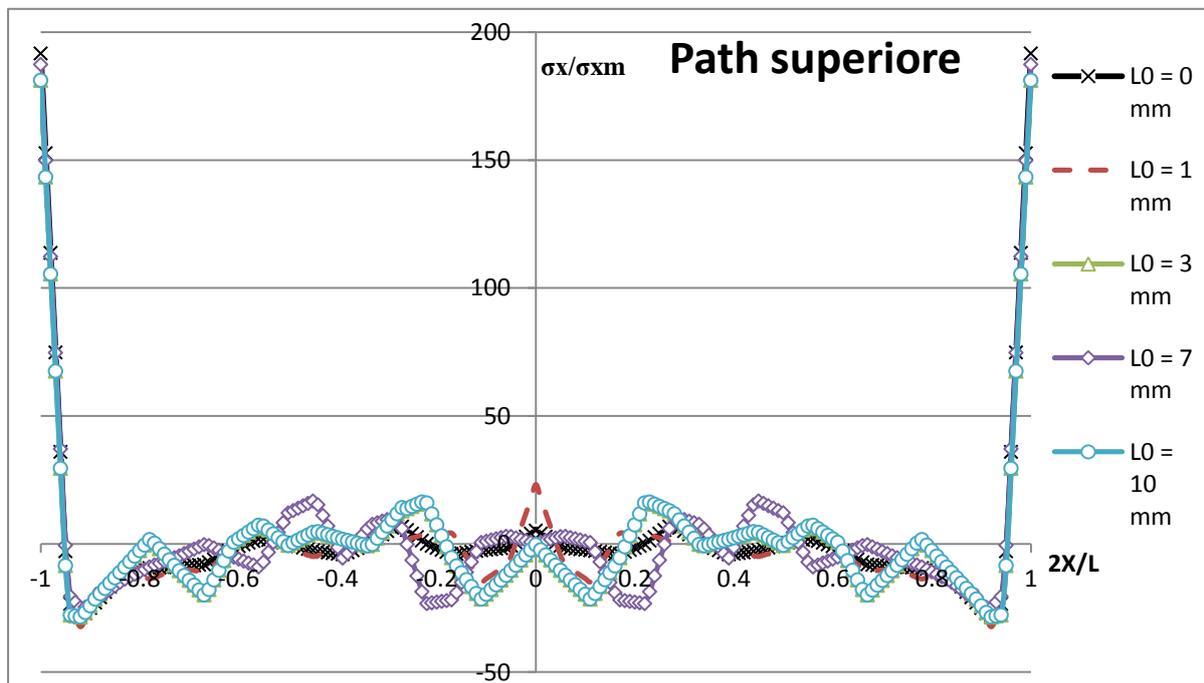


Figura 4.5 – Andamento σ_x nell'adesivo dell'aderente superiore (A1)

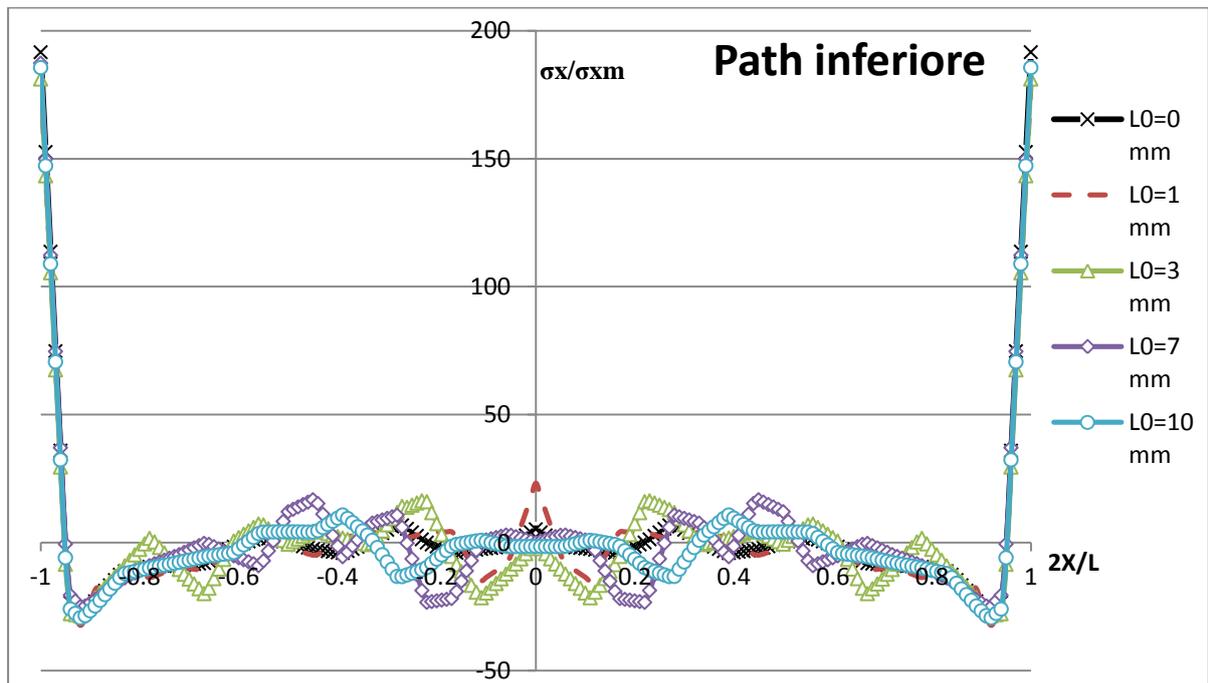


Figura 4.6 – Andamento σ_x nell'adesivo dell'aderente inferiore (A1)

Le tensioni normali σ_z nei due strati adesivi sono rappresentate in Figura 4.7 e 4.8. Tutte le geometrie hanno picchi di massimo in corrispondenza dei bordi esterni e l'unica differenza è che diminuendo la distanza L_0 viene incrementata l'area di trazione in $L/2$.

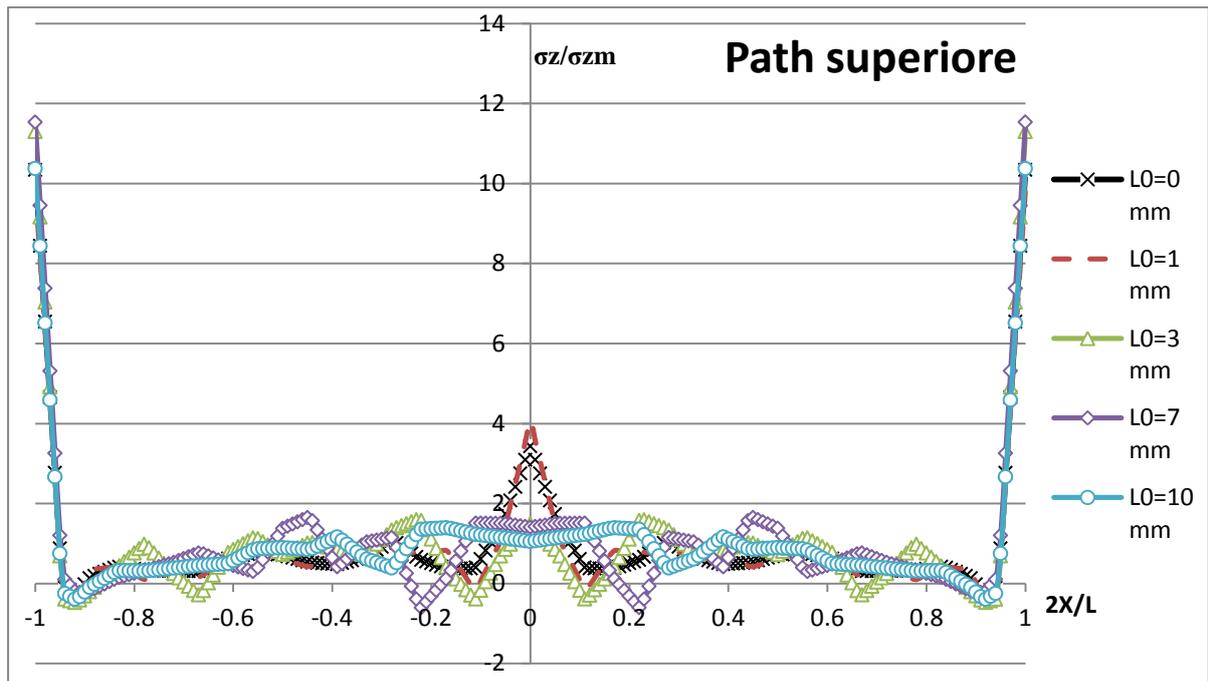


Figura 4.7 – Andamento σ_z nell'adesivo dell'aderente superiore (Al)

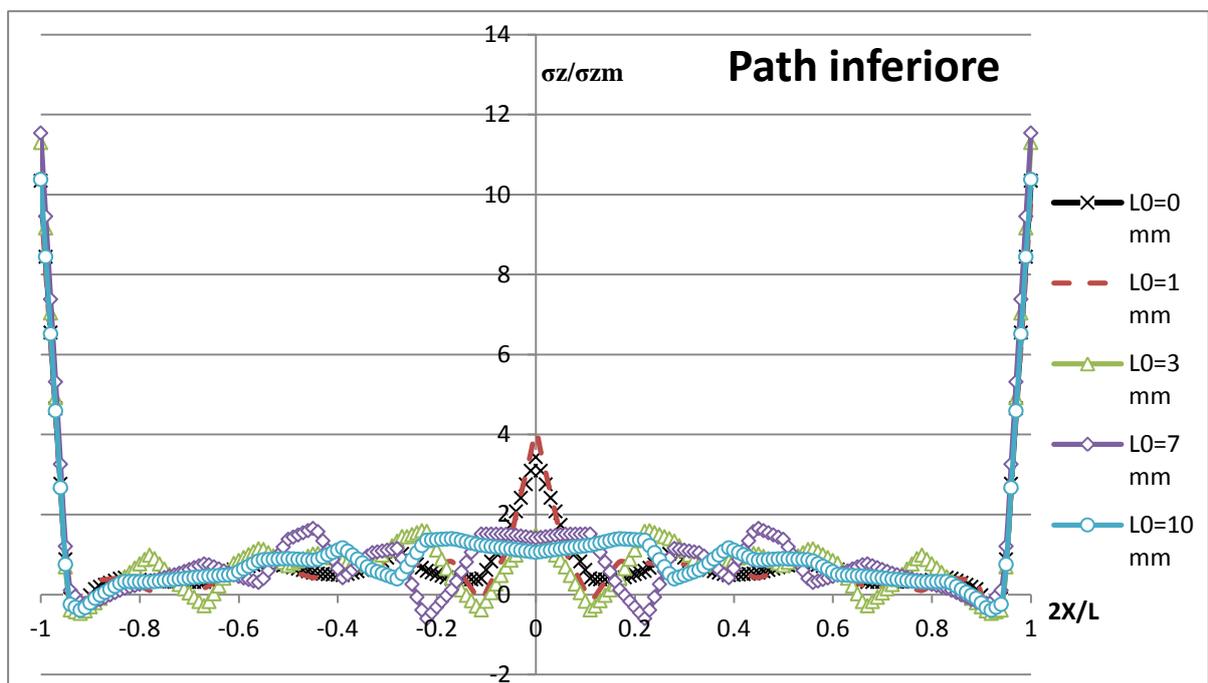


Figura 4.8 – Andamento σ_z nell'adesivo dell'aderente inferiore (Al)

L'andamento delle tensioni di taglio presenta il massimo e il minimo nei bordi esterni con valori circa uguali per ogni configurazione. La differenza tra le varie geometrie si nota in corrispondenza dei bordi interni dove si ha un aumento delle tensioni passando da $L_0 = 10$ mm fino a 3 mm, poi avvicinando le lastre il valore diminuisce. Lo strato adesivo superiore e inferiore hanno un andamento delle tensioni di taglio uguale in modulo ma opposto, questo perché il carico di trazione applicato sulla ganascia viene ripartito dalla simmetria del giunto in egual modo tra i due aderenti. La somma degli sforzi di taglio dei due strati adesivi è nulla e come conseguenza non si ha momento flettente (vedi Figura 4.9 e 4.10)

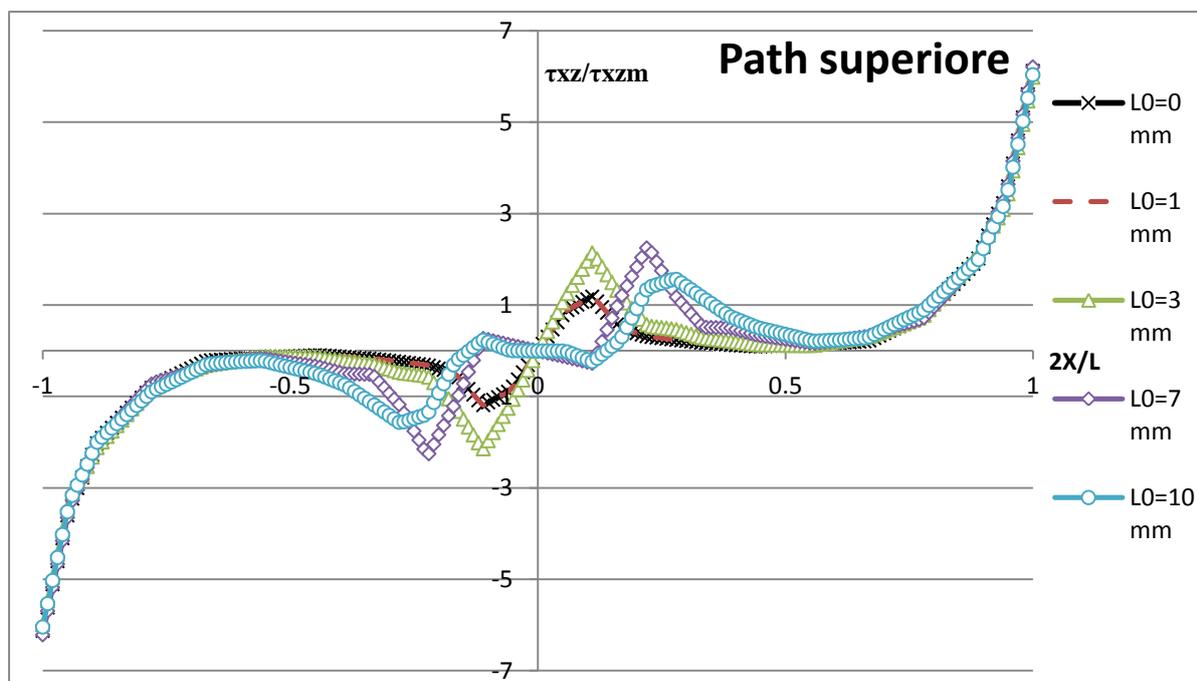


Figura 4.9 – Andamento τ_{xz} nell'adesivo dell'aderente superiore (A1)

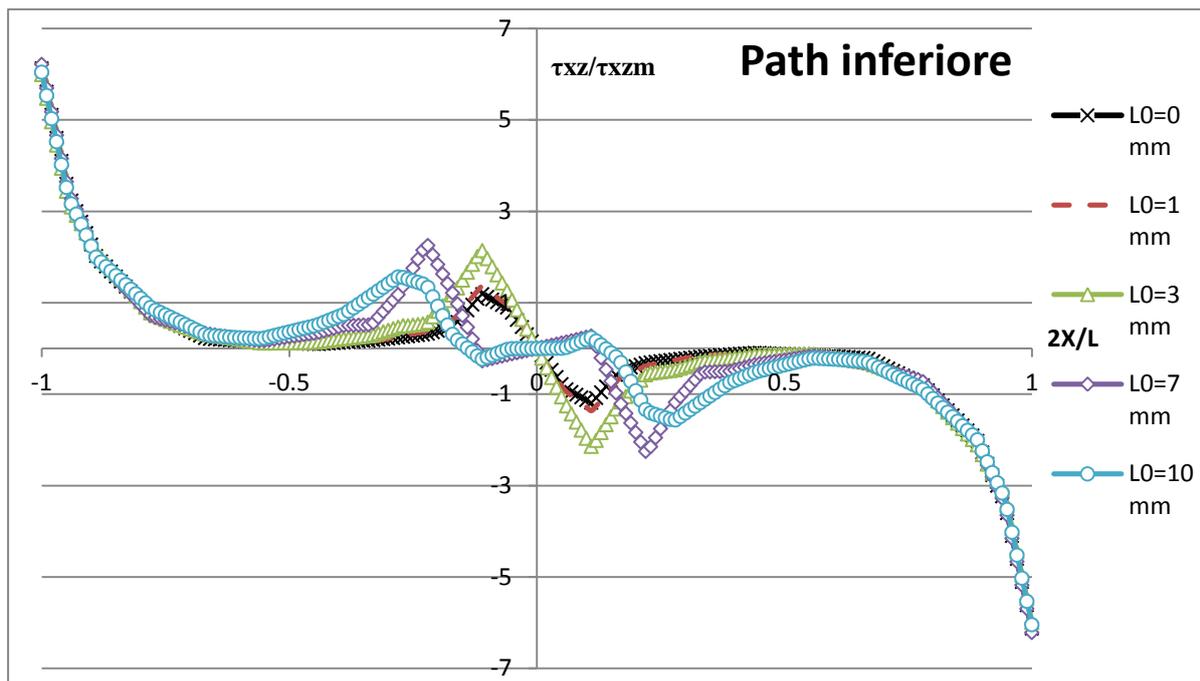


Figura 4.10 – Andamento τ_{xz} nell'adesivo dell'aderente inferiore (A1)

Nella pagine seguenti vengono mostrati i grafici, in Figura 4.11 quello relativo allo strato di adesivo superiore e in Figura 4.12 quello relativo allo strato di adesivo inferiore, dove sono rappresentate le massime tensioni normalizzate rispetto al valore medio delle tensioni nello strato adesivo con $L_0 = 10$ mm. In tutte le configurazioni i picchi massimi delle tensioni si trovano in corrispondenza dei bordi esterni dello strato adesivo.

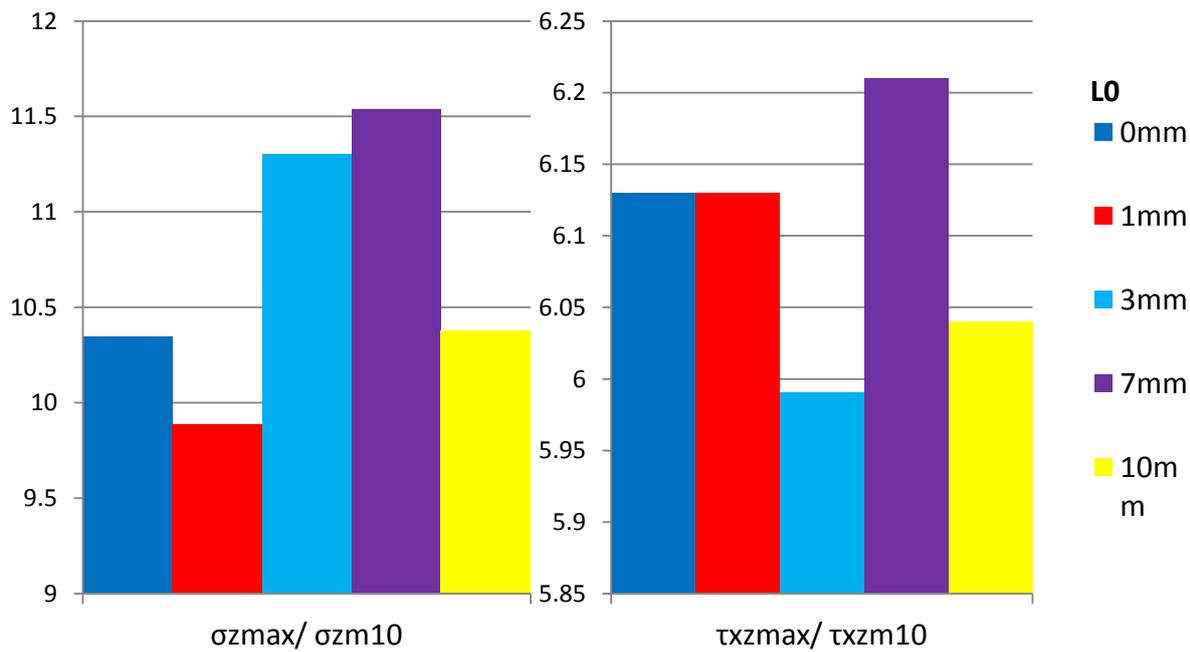
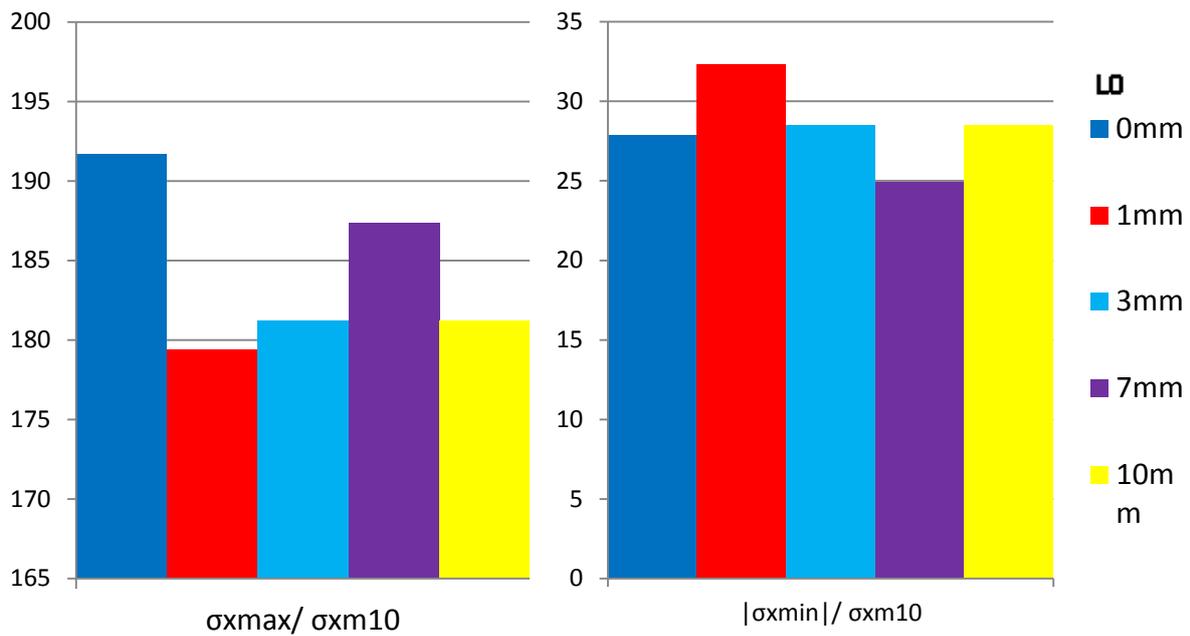


Figura 4.11 – Tensioni massime nelle diverse configurazioni per patch superiore (A1)

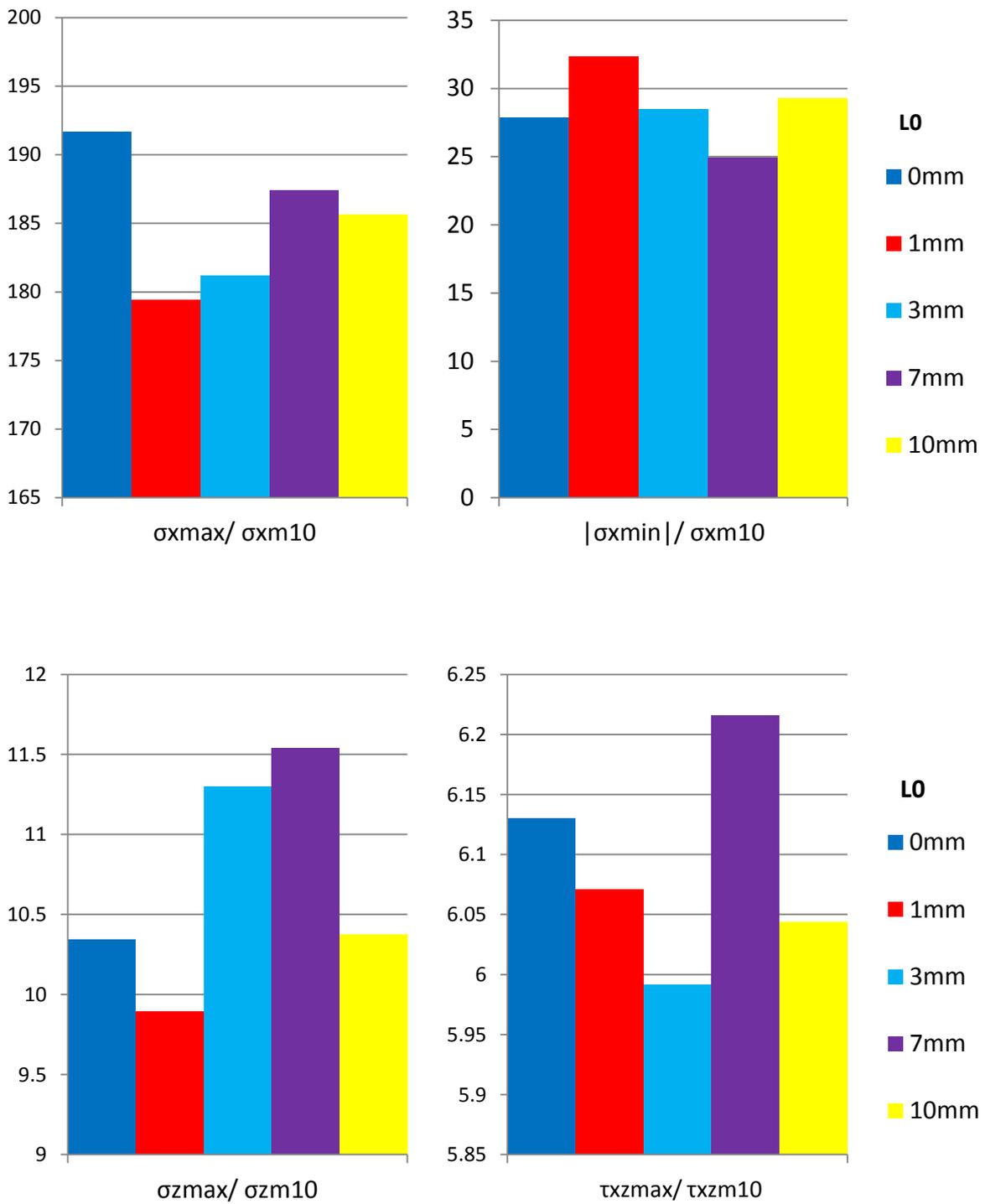


Figura 4.12 – Tensioni massime nelle diverse configurazioni per patch inferiore (A1)

I valori delle tensioni massime nei due strati di adesivo sono pressoché uguali. Questo è determinato dal fatto di analizzare una struttura simmetrica. Partendo dalla condizione $L_0 = 0$ mm e aumentando questa distanza, il *peel stress* diminuisce di circa il 6% per poi tornare a crescere in virtù della diminuzione dell'area di sovrapposizione. Come già introdotto nel paragrafo 1.1, le strutture incollate sono sensibili a fenomeni di *peel*, e in quest'ottica la configurazione migliore risulta quella con $L_0 = 1$ mm poiché ha sia il σ_x massimo che il σ_x minimo più bassi, inoltre la condizione di minimo si trova molto vicino alla condizione di massimo. L'andamento delle massime tensioni normali lungo l'asse longitudinale è identico a quello del *peel stress*, e anche qui la configurazione $L_0 = 1$ mm risulta la migliore. Per quanto riguarda le massime tensioni di taglio il loro comportamento è da ritenere costante in tutte le configurazioni poiché i valori trovati si scostano di massimo il 3,5% rispetto alla condizione massima di τ_{xz} trovata per $L_0 = 7$ mm.

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 4.13). Come in precedenza le tensioni sono state poi normalizzate rispetto alle tensioni medie di questa configurazione.

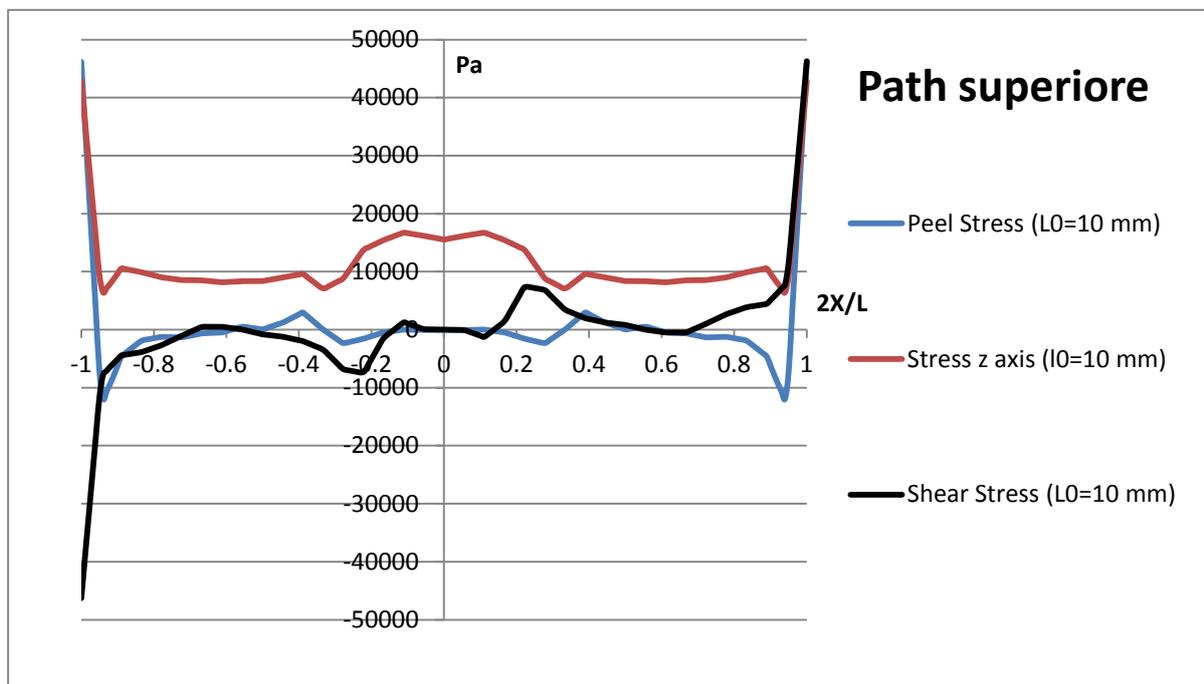


Figura 4.13 – Andamento delle tensioni con $L_0 = 10$ mm nell'adesivo aderente superiore (CFRP)

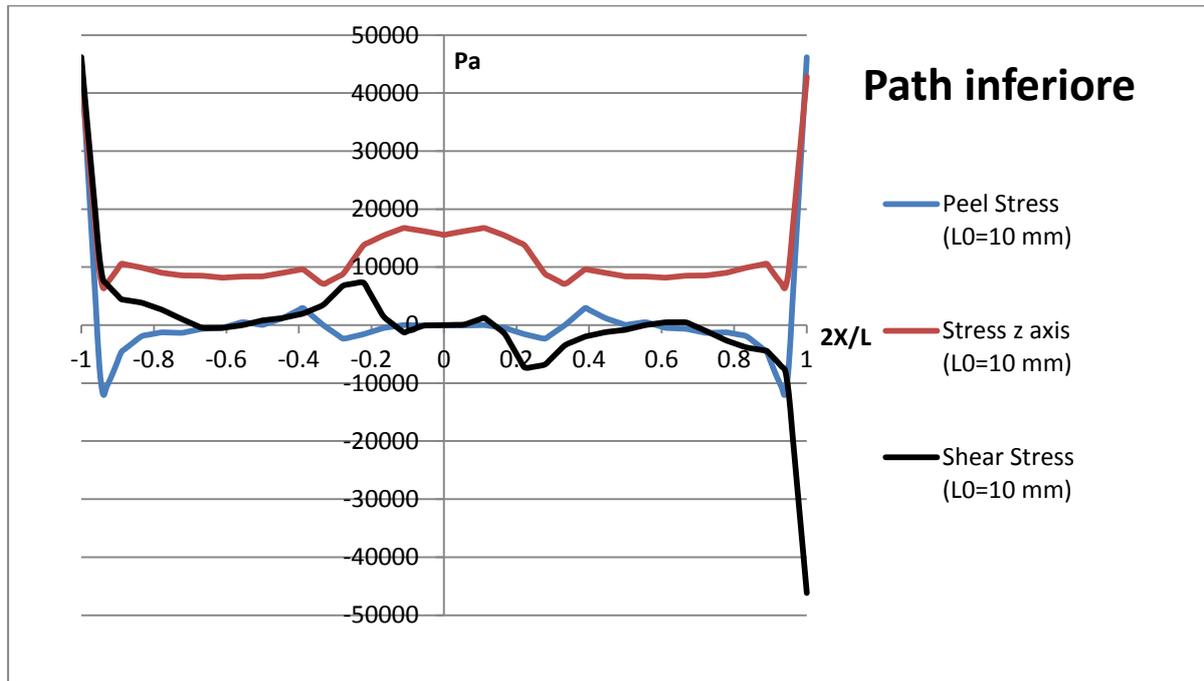


Figura 4.14 – Andamento delle tensioni con $L_0 = 10$ mm nell'adesivo aderente inferiore (CFRP)

Le analisi svolte utilizzando questo tipo di materiale composito hanno un risultato qualitativamente simile, come andamento delle tensioni, alla lega di alluminio. Le zone maggiormente caricate risultano essere i bordi esterni dello strato adesivo. La differenza che si nota meglio è legata all'andamento delle tensioni normali lungo l'asse longitudinale. L'adesivo si trova sempre in trazione e non ha mai zone di compressione; la zona interna dove non vi è sovrapposizione risulta essere più caricata.

Come in precedenza nelle varie configurazioni il picco massimo è nei bordi esterni ed è subito seguito da un picco di compressione. Per la geometria con $L_0 = 3$ mm si può notare come in prossimità di $L/2$ vi sia una zona posta interamente in compressione (vedi Figura 4.15 e 4.16).

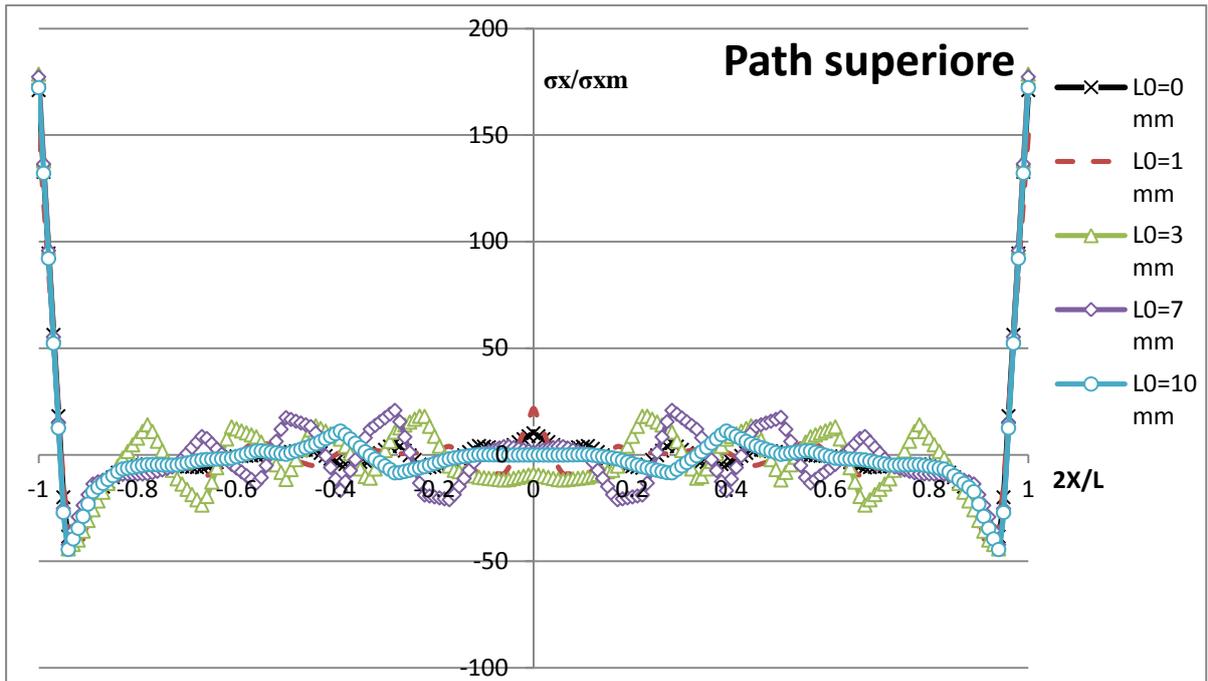


Figura 4.15 – Andamento σ_x nell'adesivo dell'aderente superiore (CFRP)

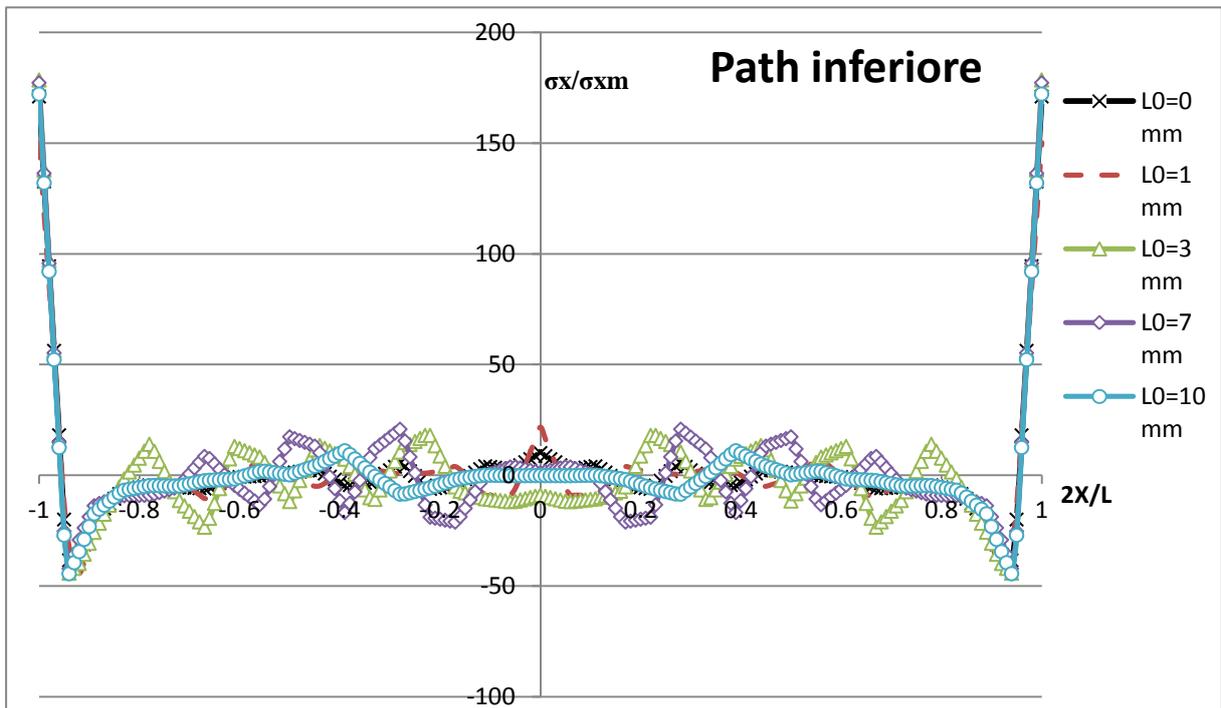


Figura 4.16 – Andamento σ_x nell'adesivo dell'aderente inferiore (CFRP)

Per le tensioni normali lungo l'asse z, per le configurazioni con $L_0 = 10\text{mm}$ e 7 mm , si ha un appiattimento della curva σ_z in corrispondenza della zona del bordo interno, dove non c'è sovrapposizione nella struttura (vedi Figura 4.17 e 4.18)

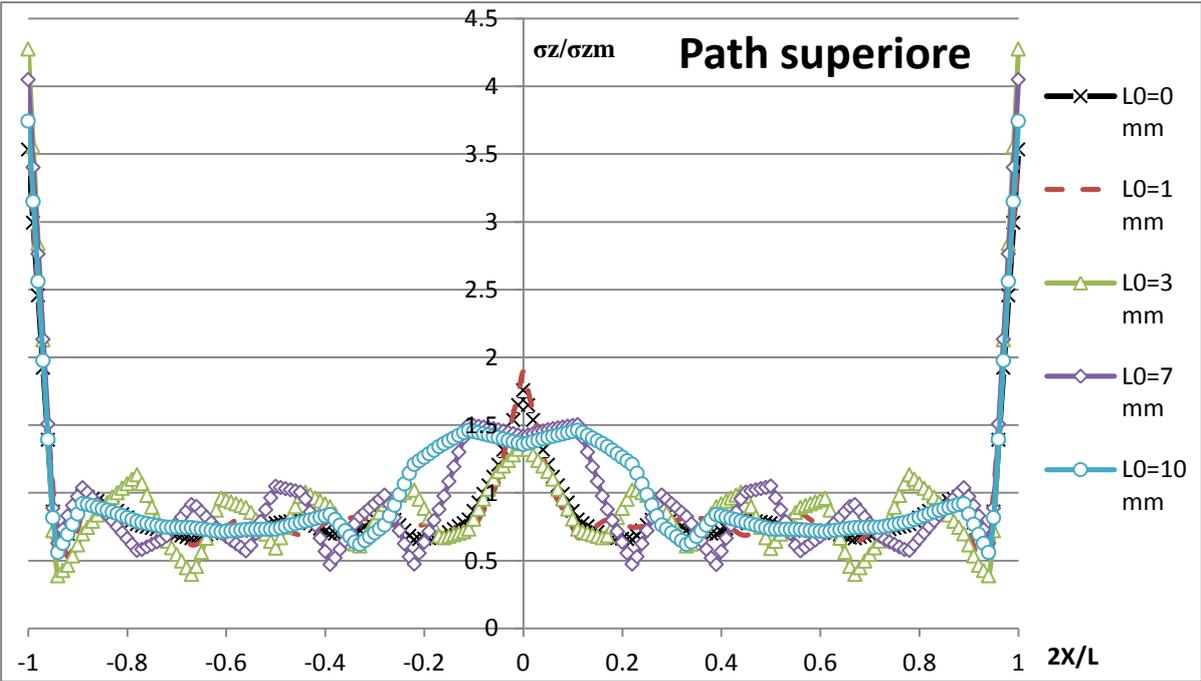


Figura 4.17 – Andamento σ_x nell'adesivo dell'aderente superiore (CFRP)

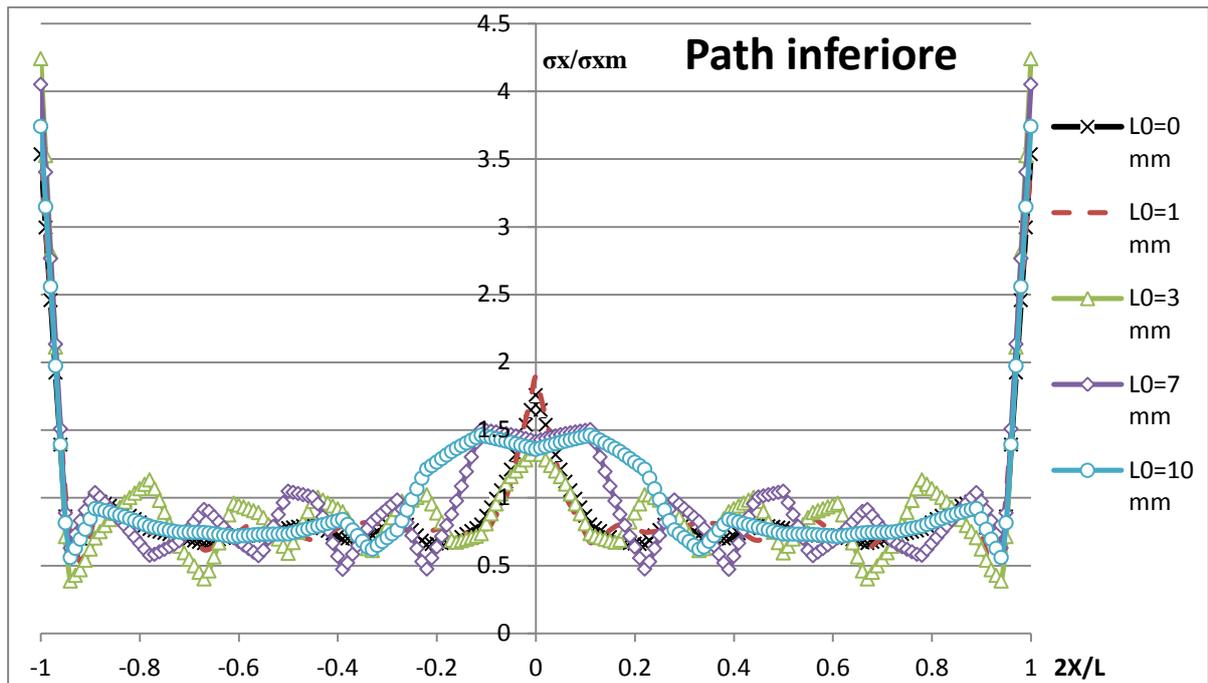


Figura 4.18 – Andamento σ_x nell'adesivo dell'aderente inferiore (CFRP)

Nella prossima pagina vengono proposti i diagrammi delle tensioni di taglio (Figura 4.19 e 4.20). Le curve τ_{xz} presentano un picco sui bordi esterni e un andamento più piatto della curva in funzione della diminuzione della distanza L_0 .

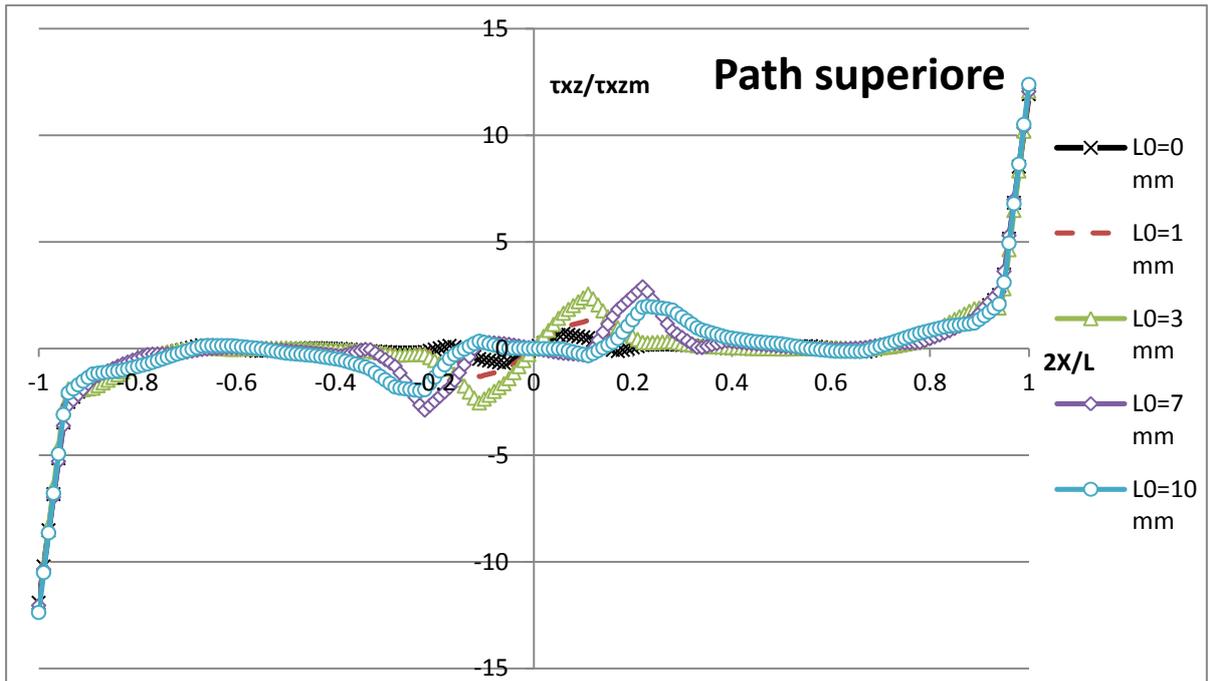


Figura 4.19 – Andamento τ_{xz} nell'adesivo dell'aderente superiore (CFRP)

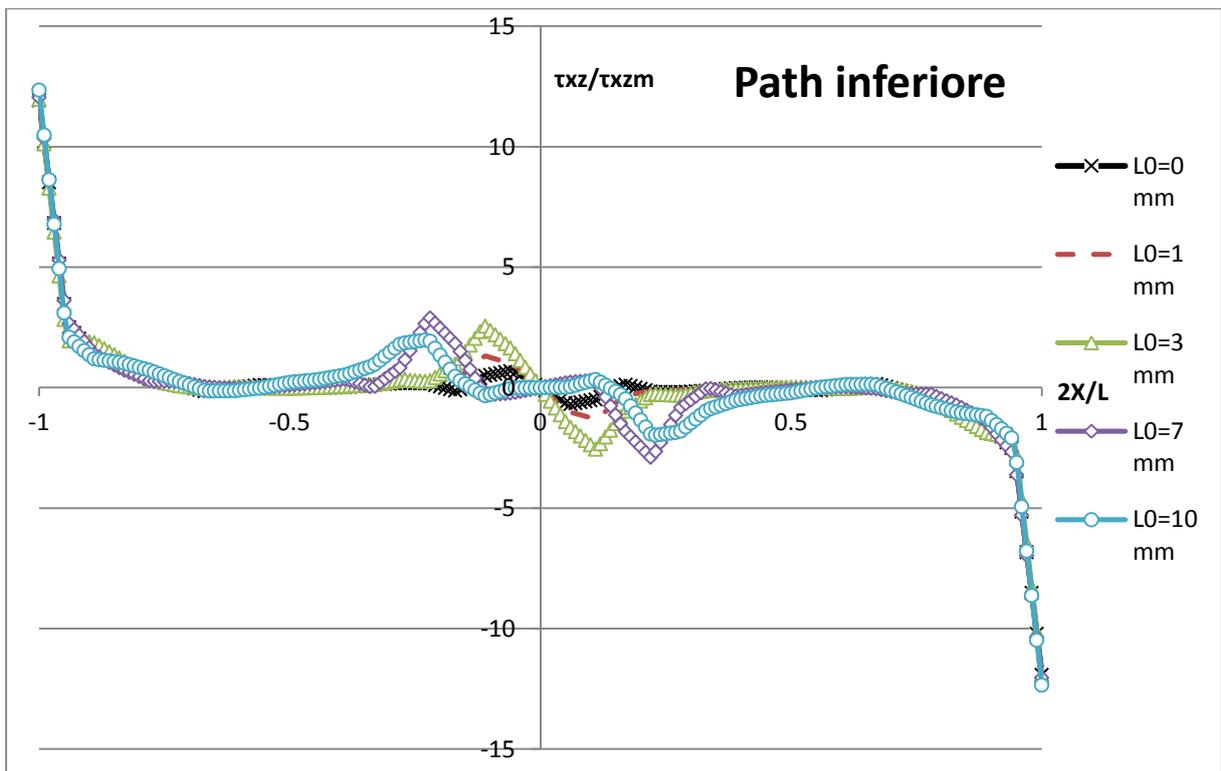


Figura 4.20 – Andamento τ_{xz} nell'adesivo dell'aderente inferiore (CFRP)

Come in precedenza le tensioni di *peel*, in entrambi gli strati d'adesivo, diminuiscono partendo da $L_0 = 0$ mm a 1 mm poi tornano a crescere. Lo stesso trend lo hanno i valori massimi delle tensioni normali lungo z. I valori massimi delle tensioni di taglio possono essere considerati uguali in ogni configurazione (Figura 4.21 e 4.22)

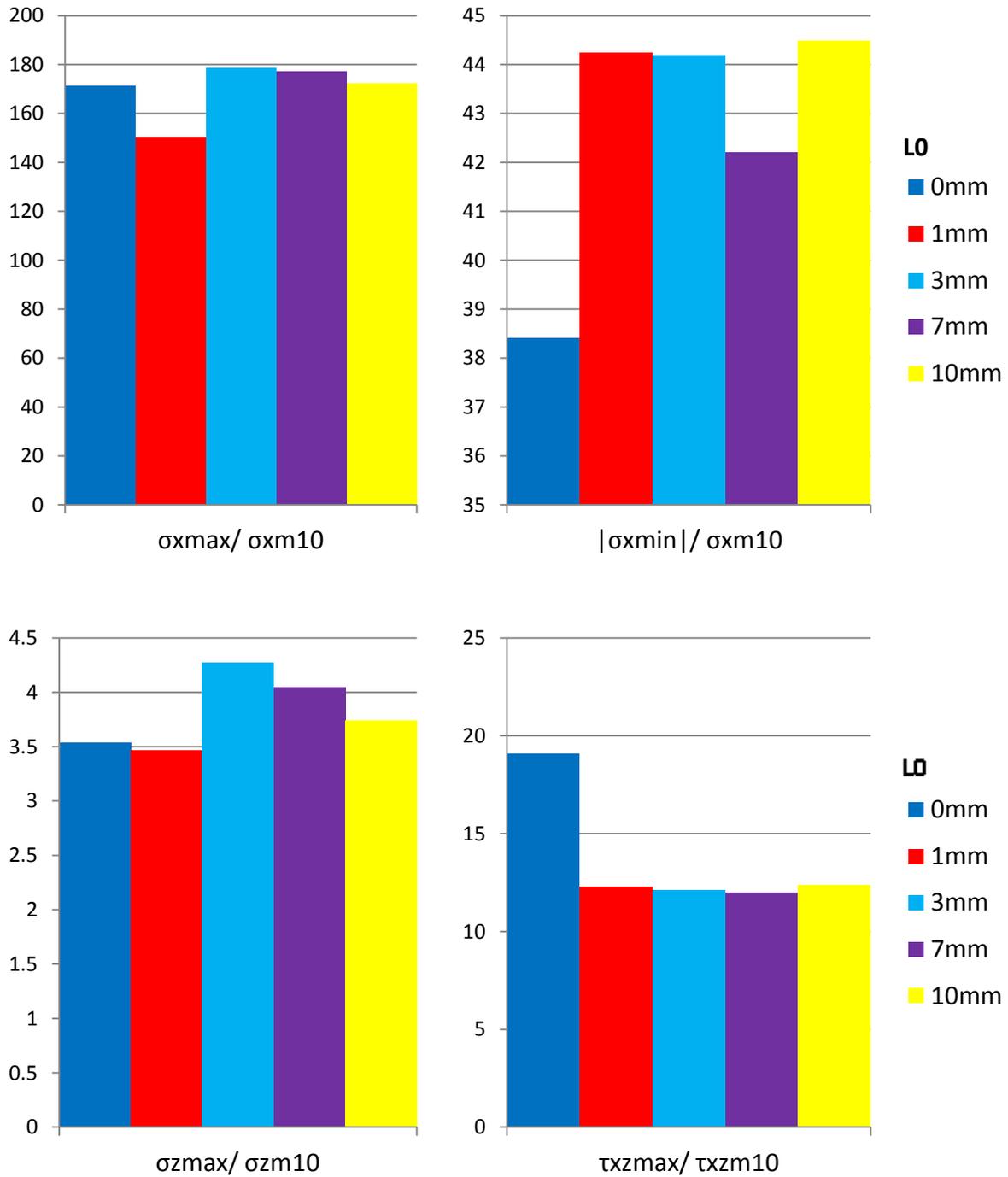


Figura 4.21 – Tensioni massime nelle diverse configurazioni per patch superiore (CFRP)

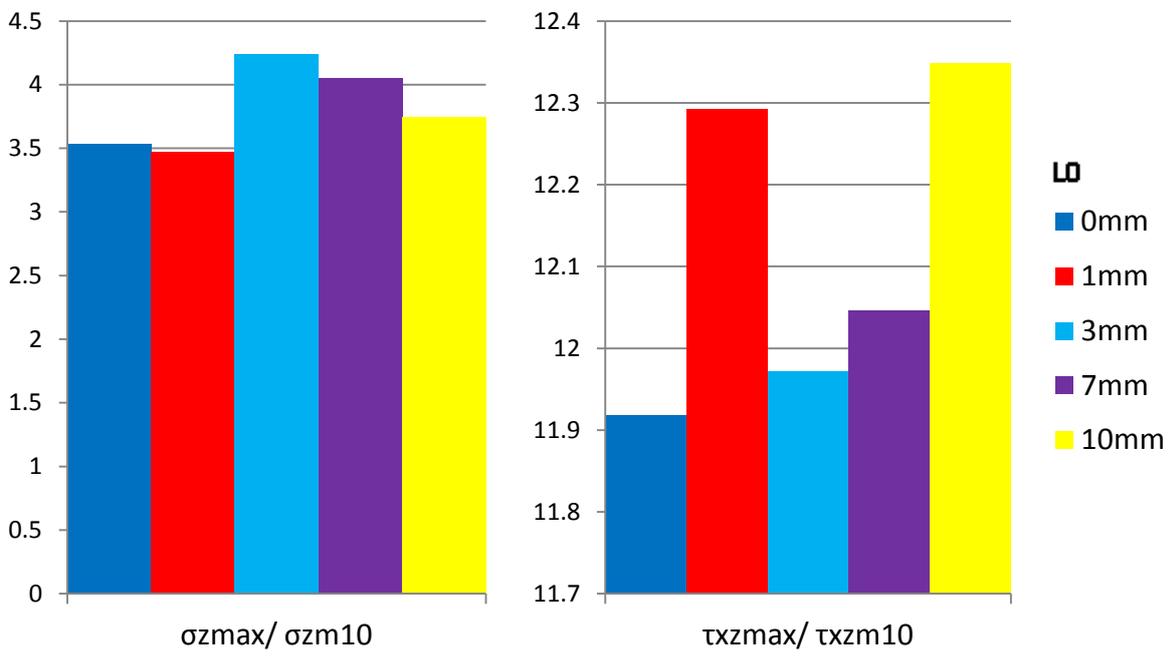
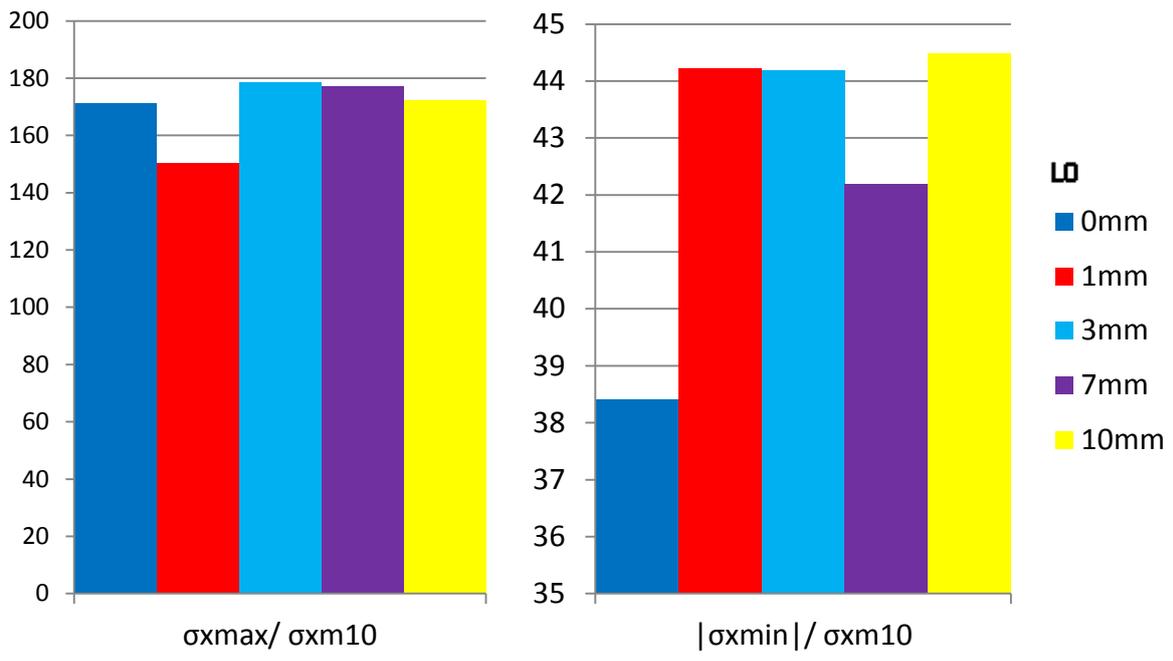


Figura 4.22 – Tensioni massime nelle diverse configurazioni per patch inferiore (CFRP)

4.3 CONFRONTO ALLUMINIO – CFRP

Sia nella lega di alluminio che nel *CFRP* è stata individuata, per $L_0 = 1$ mm, la configurazione migliore. In questo paragrafo verrà messa a confronto e valuta questa configurazione per entrambi i materiali.

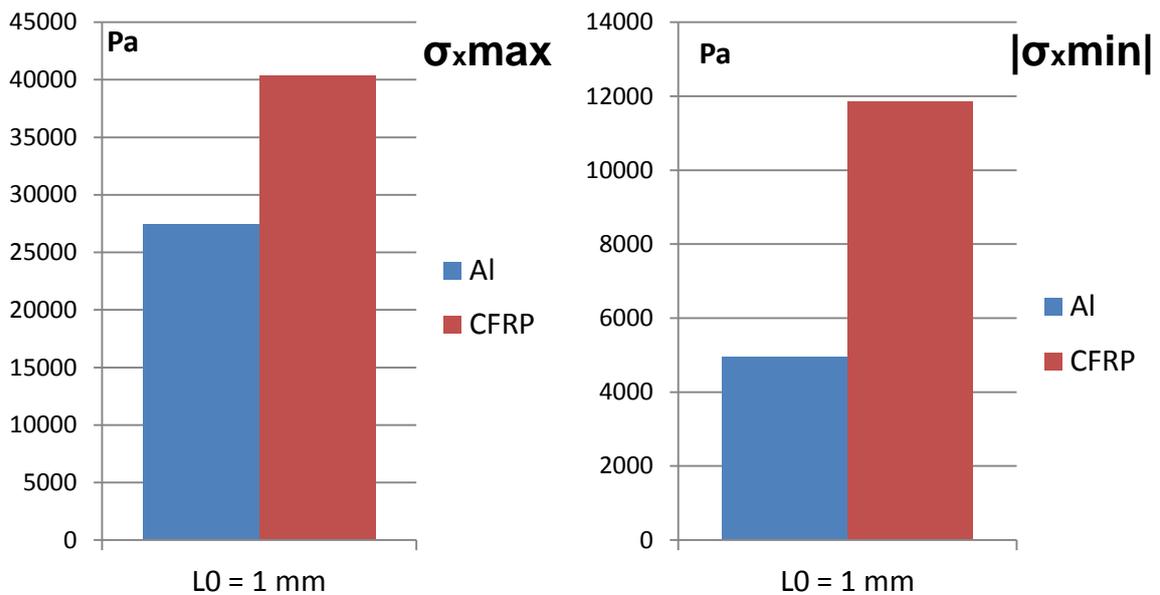


Figura 4.23 – Confronto tra le σ_x massime e minime per patch superiore

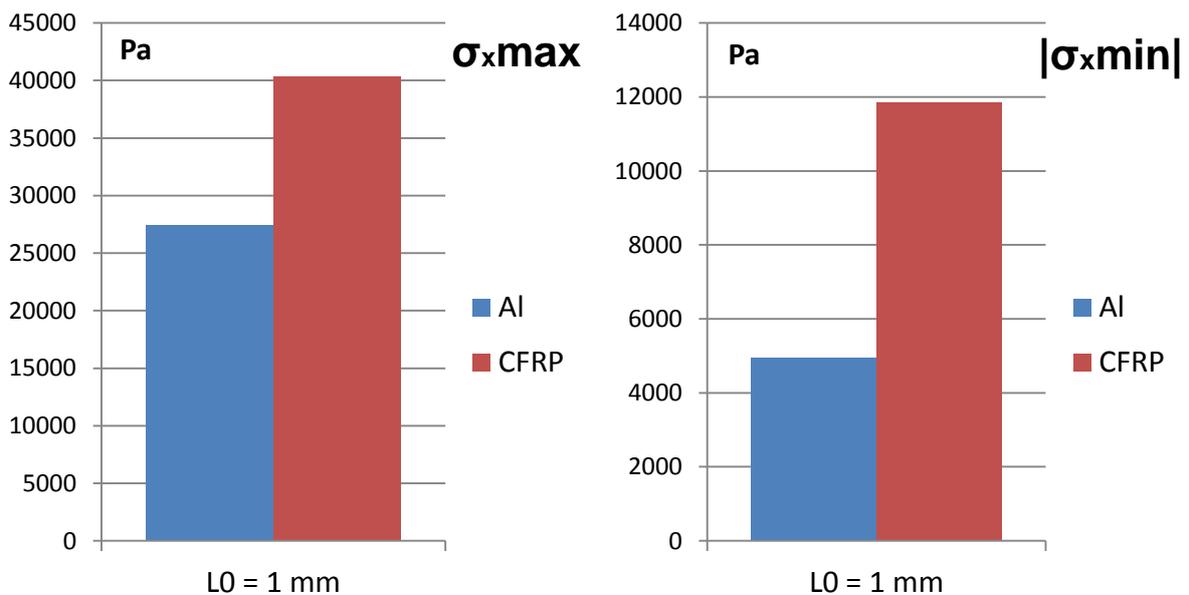


Figura 4.24 – Confronto tra le σ_x massime e minime per patch inferiore

Il cambiamento di materiale da alluminio a *CFRP* provoca un aumento considerevole del *peel stress* massimo del 147% ma un ancor maggiore abbassamento del *peel stress* minimo del 240% (vedi Figura 4.23 e 4.24). Tale risultato è causato dalla maggior rigidezza della struttura in *CFRP* rispetto all'alluminio, ovvero la capacità che ha un corpo di opporsi alla deformazione elastica causata da una forza applicata, dove gran parte dell'energia di deformazione si trasferisce dalle lamine allo strato di adesivo, comportando un intensificazione degli sforzi. Questa caratteristica di rigidità del materiale trova riscontro anche nell'intenso incremento di tensione normale lungo l'asse longitudinale, dove il passaggio da lega di alluminio a *CFRP* è del 204% (Figura 4.25).

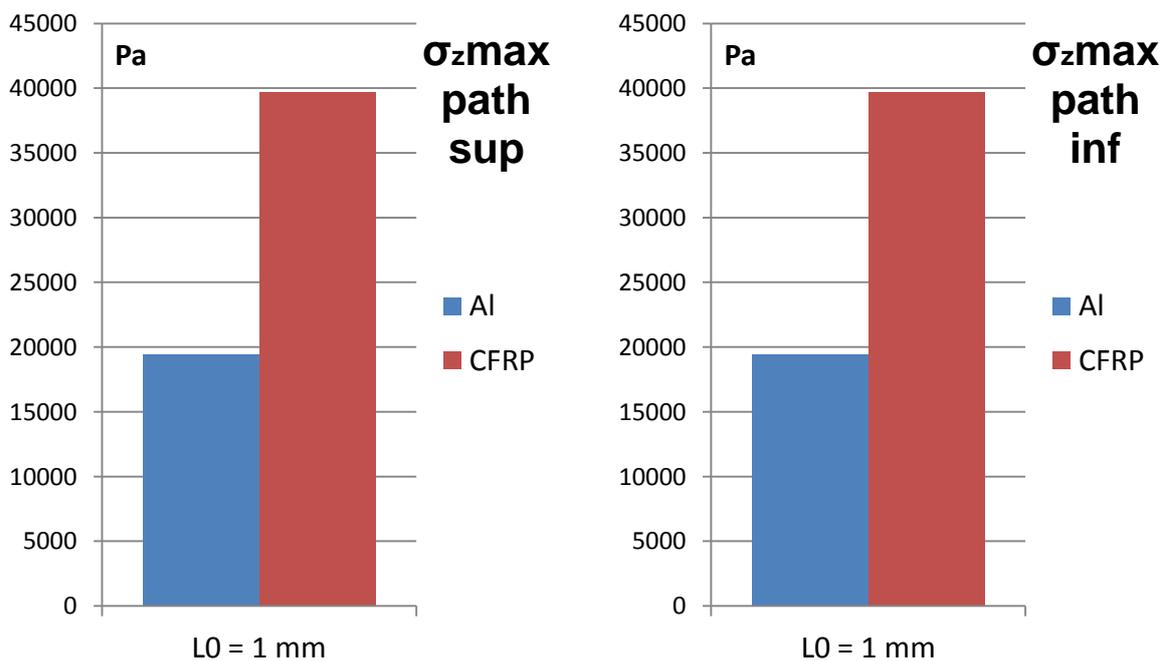


Figura 4.25 – Confronto tra le σ_z massime

La tensione massima di taglio (vedi Figura 4.26) subisce un incremento del 208% nel passaggio a *CFRP*.

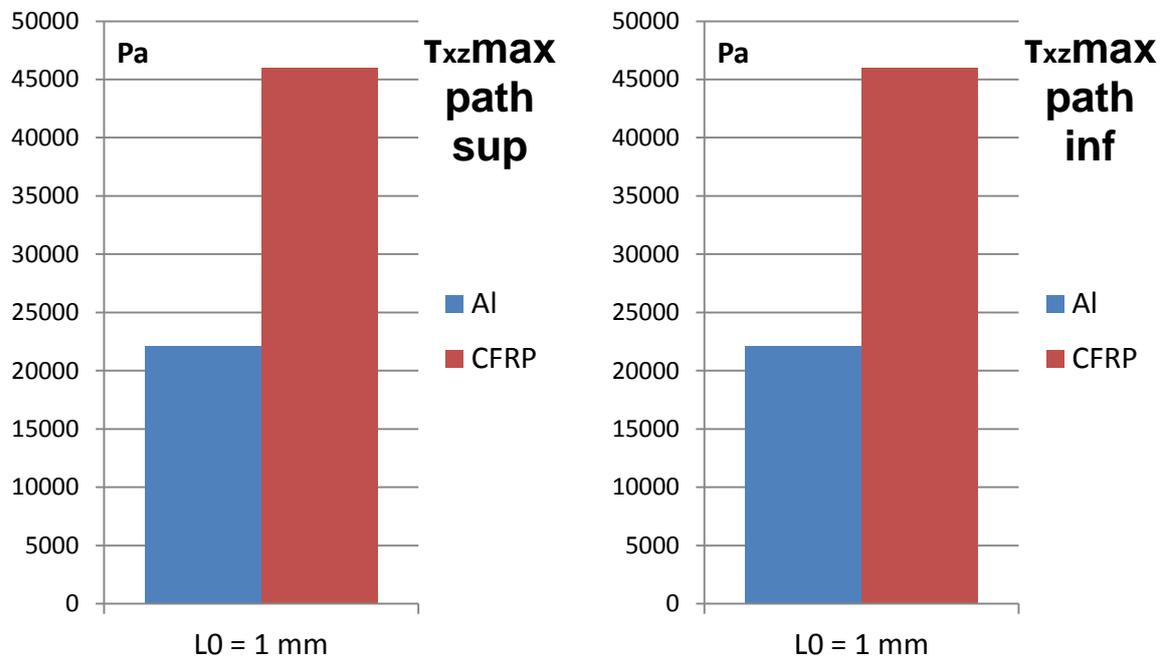


Figura 4.26 – Confronto tra le σ_z massime

5. CONCLUSIONI

I risultati ottenuti attraverso l'analisi mostrano che a parità di materiale la miglior configurazione per un giunto *double-strap* è per $L_0 = 1$ mm. Come introdotto nel paragrafo 1.1 il giunto incollato è sensibile al *peel stress*. In questa particolare configurazione si nota una riduzione importante delle tensioni normali sia in direzione longitudinale (σ_z) che trasversale (σ_x). Inoltre presenta un picco di compressione ravvicinato al picco di trazione massima utile ai fini di impedire la propagazione di fratture, bloccando il *peeling* e aumentando la resistenza a fatica del giunto.

Per quanto riguarda le tensioni di taglio, questo tipo di configurazione garantisce un andamento più uniforme, quindi un picco più basso in corrispondenza dei bordi interni dove non vi è sovrapposizione, a discapito di valori massimi, nelle zone dei bordi esterni, maggiori rispetto ad altre configurazioni. Tuttavia la somma tra le tensioni di taglio dello strato adesivo superiore e inferiore è nulla all'interno della struttura per la sua simmetria, il che garantisce l'annullamento del momento flettente.

APPENDICE

Nell'appendice vengono riportati i dati ottenuti nella *path* superiore poiché gli stessi nella *path* inferiore sono pressoché identici. Inoltre riporto solo metà dei dati perché gli andamenti delle tensioni sono simmetrici.

LEGA DI ALLUMINIO 2024T3

Valori *peel stress* (tensione normale in direzione x). I dati raccolti hanno unità di misura in Pascal.

| 2X/L | L ₀ = 0 mm | L ₀ = 1 mm | L ₀ = 3 mm | L ₀ = 7 mm | L ₀ = 10 mm |
|------|-----------------------|-----------------------|-----------------------|-----------------------|------------------------|
| 0.00 | 810.44 | 3559.8 | -38.089 | 30.36 | -38.096 |
| 0.01 | 627.87 | 2706.2 | -344.9 | 114.12 | -344.9 |
| 0.02 | 445.3 | 1852.5 | -651.7 | 197.87 | -651.71 |
| 0.03 | 262.73 | 998.84 | -958.51 | 281.63 | -958.52 |
| 0.04 | 80.157 | 145.18 | -1265.3 | 365.38 | -1265.3 |
| 0.05 | -102.42 | -708.49 | -1572.1 | 449.14 | -1572.1 |
| 0.06 | -217.53 | -1271.4 | -1868.5 | 463.06 | -1868.5 |
| 0.07 | -248.3 | -1470.8 | -2151.8 | 389.68 | -2151.8 |
| 0.08 | -279.07 | -1670.2 | -2435.1 | 316.3 | -2435.1 |
| 0.09 | -309.84 | -1869.6 | -2718.4 | 242.92 | -2718.4 |
| 0.10 | -340.61 | -2069 | -3001.7 | 169.55 | -3001.7 |
| 0.11 | -371.39 | -2268.4 | -3285 | 96.166 | -3285 |
| 0.12 | -415.21 | -1824.2 | -2954.5 | -453.81 | -2954.5 |
| 0.13 | -460.76 | -1294.3 | -2542.3 | -1067.2 | -2542.3 |
| 0.14 | -506.32 | -764.34 | -2130.1 | -1680.6 | -2130.1 |
| 0.15 | -551.87 | -234.42 | -1717.9 | -2294 | -1717.9 |
| 0.16 | -597.43 | 295.49 | -1305.7 | -2907.4 | -1305.7 |
| 0.17 | -588.47 | 650.7 | -814.39 | -3334.9 | -814.39 |
| 0.18 | -467.33 | 646.34 | -160.17 | -3379.7 | -160.17 |
| 0.19 | -346.19 | 641.98 | 494.05 | -3424.5 | 494.06 |
| 0.20 | -225.05 | 637.61 | 1148.3 | -3469.4 | 1148.3 |
| 0.21 | -103.9 | 633.25 | 1802.5 | -3514.2 | 1802.5 |
| 0.22 | 17.238 | 628.89 | 2456.7 | -3559 | 2456.7 |
| 0.23 | 206.65 | 553.32 | 2510.9 | -2847.7 | 2510.9 |
| 0.24 | 417.02 | 455.9 | 2380.8 | -1904.3 | 2380.8 |
| 0.25 | 627.38 | 358.48 | 2250.8 | -960.96 | 2250.8 |
| 0.26 | 837.75 | 261.05 | 2120.8 | -17.566 | 2120.8 |
| 0.27 | 1048.1 | 163.63 | 1990.7 | 925.82 | 1990.7 |
| 0.28 | 1172.7 | 108.89 | 1811.2 | 1651.8 | 1811.2 |
| 0.29 | 973.84 | 215.14 | 1444.8 | 1557.7 | 1444.8 |

| | | | | | |
|------|---------|---------|---------|---------|---------|
| 0.30 | 774.96 | 321.39 | 1078.4 | 1463.7 | 1078.4 |
| 0.31 | 576.08 | 427.63 | 711.99 | 1369.6 | 711.98 |
| 0.32 | 377.2 | 533.88 | 345.6 | 1275.6 | 345.59 |
| 0.33 | 178.33 | 640.13 | -20.795 | 1181.5 | -20.801 |
| 0.34 | 23.57 | 632.81 | -100.43 | 910.36 | -100.44 |
| 0.35 | -107.19 | 563.73 | -24.112 | 542.86 | -24.119 |
| 0.36 | -237.95 | 494.65 | 52.206 | 175.36 | 52.2 |
| 0.37 | -368.71 | 425.58 | 128.52 | -192.14 | 128.52 |
| 0.38 | -499.47 | 356.5 | 204.84 | -559.64 | 204.84 |
| 0.39 | -614.75 | 275.9 | 282.48 | -834.57 | 282.47 |
| 0.40 | -577.47 | 81.805 | 373.05 | -197.39 | 373.05 |
| 0.41 | -540.19 | -112.29 | 463.63 | 439.78 | 463.63 |
| 0.42 | -502.92 | -306.38 | 554.21 | 1077 | 554.2 |
| 0.43 | -465.64 | -500.47 | 644.79 | 1714.1 | 644.78 |
| 0.44 | -428.37 | -694.56 | 735.36 | 2351.3 | 735.36 |
| 0.45 | -369.19 | -742.53 | 696.1 | 2574.7 | 696.1 |
| 0.46 | -290.6 | -661.07 | 541.84 | 2431.6 | 541.83 |
| 0.47 | -212.02 | -579.6 | 387.57 | 2288.5 | 387.57 |
| 0.48 | -133.44 | -498.14 | 233.31 | 2145.4 | 233.3 |
| 0.49 | -54.86 | -416.67 | 79.043 | 2002.2 | 79.038 |
| 0.50 | 24.322 | -338.38 | -84.97 | 1870.4 | -75.227 |
| 0.51 | 79.189 | -131.46 | 146.52 | 1281.7 | 146.53 |
| 0.52 | 134.06 | 75.472 | 378 | 692.96 | 378.01 |
| 0.53 | 188.92 | 282.4 | 609.49 | 104.24 | 609.5 |
| 0.54 | 243.79 | 489.33 | 840.97 | -484.47 | 840.98 |
| 0.55 | 298.66 | 696.25 | 1072.5 | -1073.2 | 1072.5 |
| 0.56 | 288.16 | 741.66 | 1124.3 | -1370.2 | 1124.3 |
| 0.57 | 184.71 | 557.39 | 920.6 | -1252.3 | 920.61 |
| 0.58 | 81.255 | 373.12 | 716.93 | -1134.5 | 716.94 |
| 0.59 | -22.199 | 188.84 | 513.26 | -1016.7 | 513.27 |
| 0.60 | -125.65 | 4.5699 | 309.59 | -898.83 | 309.6 |
| 0.61 | -229.11 | -179.7 | 105.92 | -780.99 | 105.93 |
| 0.62 | -392.61 | -434.23 | -416.3 | -645.5 | -416.3 |
| 0.63 | -566.1 | -700.46 | -991.53 | -507.08 | -991.54 |
| 0.64 | -739.59 | -966.69 | -1566.8 | -368.65 | -1566.8 |
| 0.65 | -913.09 | -1232.9 | -2142 | -230.23 | -2142 |
| 0.66 | -1086.6 | -1499.1 | -2717.2 | -91.805 | -2717.2 |
| 0.67 | -1217 | -1673.8 | -3037.2 | -33.657 | -3037.2 |
| 0.68 | -1244.5 | -1630 | -2748.2 | -166.95 | -2748.2 |
| 0.69 | -1272 | -1586.3 | -2459.3 | -300.23 | -2459.3 |
| 0.70 | -1299.5 | -1542.6 | -2170.4 | -433.52 | -2170.4 |
| 0.71 | -1327.1 | -1498.8 | -1881.4 | -566.81 | -1881.4 |
| 0.72 | -1354.6 | -1455.1 | -1592.5 | -700.1 | -1592.5 |
| 0.73 | -1369.8 | -1531.2 | -1272.3 | -815.23 | -1272.4 |

| | | | | | |
|------|---------|---------|---------|---------|---------|
| 0.74 | -1380.7 | -1649.5 | -941.23 | -923.98 | -941.23 |
| 0.75 | -1391.5 | -1767.8 | -610.11 | -1032.7 | -610.11 |
| 0.76 | -1402.4 | -1886.1 | -278.99 | -1141.5 | -278.99 |
| 0.77 | -1413.2 | -2004.4 | 52.128 | -1250.2 | 52.124 |
| 0.78 | -1431.4 | -2086.7 | 265.77 | -1365.7 | 265.77 |
| 0.79 | -1483 | -2003 | -62.993 | -1512 | -62.996 |
| 0.80 | -1534.6 | -1919.4 | -391.75 | -1658.4 | -391.76 |
| 0.81 | -1586.2 | -1835.7 | -720.52 | -1804.7 | -720.52 |
| 0.82 | -1637.8 | -1752.1 | -1049.3 | -1951.1 | -1049.3 |
| 0.83 | -1689.3 | -1668.4 | -1378 | -2097.5 | -1378 |
| 0.84 | -1907 | -1762.4 | -1699.5 | -2289.9 | -1699.5 |
| 0.85 | -2225.4 | -1964.2 | -2016.6 | -2510.3 | -2016.6 |
| 0.86 | -2543.8 | -2165.9 | -2333.7 | -2730.7 | -2333.7 |
| 0.87 | -2862.3 | -2367.7 | -2650.8 | -2951.1 | -2650.8 |
| 0.88 | -3180.7 | -2569.5 | -2967.8 | -3171.5 | -2967.8 |
| 0.89 | -3499.1 | -2810 | -3289.9 | -3390.2 | -3284.9 |
| 0.90 | -3818.2 | -3650.6 | -3689.5 | -3581.4 | -3689.6 |
| 0.91 | -4137.3 | -4491.3 | -4089.2 | -3772.7 | -4089.2 |
| 0.92 | -4269.1 | -4945.2 | -4358.7 | -3813.7 | -4358.7 |
| 0.93 | -3925.8 | -4418.5 | -4298.1 | -3473.8 | -4298.1 |
| 0.94 | -3582.4 | -3891.8 | -4237.5 | -3133.9 | -4237.5 |
| 0.95 | -430.56 | -776.28 | -1286.4 | -73.114 | -1286.4 |
| 0.96 | 5511.5 | 4900.4 | 4530 | 5685.7 | 4530 |
| 0.97 | 11458 | 10565 | 10341 | 11441 | 10341 |
| 0.98 | 17409 | 16214 | 16146 | 17192 | 16146 |
| 0.99 | 23367 | 21845 | 21943 | 22936 | 21943 |
| 1.00 | 29333 | 27452 | 27729 | 28674 | 27729 |

Valori della tensione normale in direzione z. I dati raccolti hanno unità di misura in Pascal.

| 2X/L | L₀ = 0 mm | L₀ = 1 mm | L₀ = 3 mm | L₀ = 7 mm | L₀ = 10 mm |
|-------------|-----------------------------|-----------------------------|-----------------------------|-----------------------------|------------------------------|
| 0.00 | 810.44 | 3559.8 | -38.096 | 30.361 | -215.73 |
| 0.01 | 627.87 | 2706.2 | -344.9 | 114.12 | -217.64 |
| 0.02 | 445.3 | 1852.5 | -651.71 | 197.87 | -219.55 |
| 0.03 | 262.73 | 998.84 | -958.52 | 281.63 | -221.46 |
| 0.04 | 80.159 | 145.17 | -1265.3 | 365.38 | -223.37 |
| 0.05 | -102.41 | -708.49 | -1572.1 | 449.14 | -225.28 |
| 0.06 | -217.52 | -1271.4 | -1868.5 | 463.05 | -195.79 |
| 0.07 | -248.29 | -1470.8 | -2151.8 | 389.67 | -127.04 |
| 0.08 | -279.06 | -1670.2 | -2435.1 | 316.3 | -58.288 |
| 0.09 | -309.83 | -1869.6 | -2718.4 | 242.92 | 10.46 |

| | | | | | |
|------|---------|---------|---------|---------|---------|
| 0.10 | -340.61 | -2069 | -3001.7 | 169.54 | 79.209 |
| 0.11 | -371.38 | -2268.4 | -3285 | 96.16 | 147.96 |
| 0.12 | -415.2 | -1824.2 | -2954.5 | -453.82 | 109.61 |
| 0.13 | -460.75 | -1294.2 | -2542.3 | -1067.2 | 57.01 |
| 0.14 | -506.31 | -764.32 | -2130.1 | -1680.6 | 4.4115 |
| 0.15 | -551.86 | -234.4 | -1717.9 | -2294 | -48.187 |
| 0.16 | -597.42 | 295.51 | -1305.7 | -2907.4 | -100.79 |
| 0.17 | -588.46 | 650.7 | -814.39 | -3334.8 | -218.65 |
| 0.18 | -467.31 | 646.34 | -160.17 | -3379.7 | -470.83 |
| 0.19 | -346.17 | 641.97 | 494.06 | -3424.5 | -723 |
| 0.20 | -225.03 | 637.61 | 1148.3 | -3469.3 | -975.18 |
| 0.21 | -103.89 | 633.25 | 1802.5 | -3514.2 | -1227.4 |
| 0.22 | 17.254 | 628.89 | 2456.7 | -3559 | -1479.5 |
| 0.23 | 206.67 | 553.32 | 2510.9 | -2847.7 | -1616 |
| 0.24 | 417.03 | 455.9 | 2380.8 | -1904.3 | -1717 |
| 0.25 | 627.4 | 358.47 | 2250.8 | -960.94 | -1818 |
| 0.26 | 837.76 | 261.05 | 2120.8 | -17.549 | -1919 |
| 0.27 | 1048.1 | 163.63 | 1990.7 | 925.84 | -2019.9 |
| 0.28 | 1172.7 | 108.9 | 1811.2 | 1651.8 | -2009.4 |
| 0.29 | 973.84 | 215.15 | 1444.8 | 1557.7 | -1578 |
| 0.30 | 774.96 | 321.39 | 1078.4 | 1463.7 | -1146.7 |
| 0.31 | 576.08 | 427.64 | 711.98 | 1369.6 | -715.32 |
| 0.32 | 377.2 | 533.89 | 345.59 | 1275.6 | -283.98 |
| 0.33 | 178.32 | 640.14 | -20.801 | 1181.5 | 147.37 |
| 0.34 | 23.568 | 632.82 | -100.44 | 910.33 | 460.06 |
| 0.35 | -107.19 | 563.74 | -24.119 | 542.83 | 708.22 |
| 0.36 | -237.95 | 494.66 | 52.2 | 175.33 | 956.38 |
| 0.37 | -368.71 | 425.58 | 128.52 | -192.17 | 1204.5 |
| 0.38 | -499.47 | 356.5 | 204.84 | -559.67 | 1452.7 |
| 0.39 | -614.74 | 275.9 | 282.47 | -834.55 | 1660.7 |
| 0.40 | -577.47 | 81.806 | 373.05 | -197.38 | 1473.4 |
| 0.41 | -540.19 | -112.29 | 463.63 | 439.8 | 1286.2 |
| 0.42 | -502.91 | -306.38 | 554.2 | 1077 | 1098.9 |
| 0.43 | -465.64 | -500.47 | 644.78 | 1714.1 | 911.61 |
| 0.44 | -428.36 | -694.56 | 735.36 | 2351.3 | 724.34 |
| 0.45 | -369.18 | -742.53 | 696.1 | 2574.7 | 638.83 |
| 0.46 | -290.6 | -661.06 | 541.83 | 2431.6 | 643.47 |
| 0.47 | -212.02 | -579.6 | 387.57 | 2288.5 | 648.1 |
| 0.48 | -133.44 | -498.14 | 233.3 | 2145.4 | 652.74 |
| 0.49 | -54.854 | -416.67 | 79.038 | 2002.3 | 657.37 |
| 0.50 | 23.728 | -335.21 | -75.227 | 1859.1 | 662.01 |
| 0.51 | 79.194 | -131.45 | 146.53 | 1281.7 | 658.13 |
| 0.52 | 134.06 | 75.479 | 378.01 | 692.96 | 654.03 |
| 0.53 | 188.93 | 282.41 | 609.5 | 104.24 | 649.93 |

| | | | | | |
|------|---------|---------|---------|----------|---------|
| 0.54 | 243.8 | 489.33 | 840.98 | -484.47 | 645.83 |
| 0.55 | 298.66 | 696.26 | 1072.5 | -1073.2 | 641.73 |
| 0.56 | 288.17 | 741.67 | 1124.3 | -1370.2 | 546.41 |
| 0.57 | 184.71 | 557.4 | 920.61 | -1252.4 | 321.37 |
| 0.58 | 81.259 | 373.12 | 716.94 | -1134.5 | 96.331 |
| 0.59 | -22.194 | 188.85 | 513.27 | -1016.70 | -128.71 |
| 0.60 | -125.65 | 4.5765 | 309.6 | -898.83 | -353.75 |
| 0.61 | -229.1 | -179.7 | 105.93 | -780.99 | -578.79 |
| 0.62 | -392.6 | -434.23 | -416.3 | -645.5 | -643.53 |
| 0.63 | -566.1 | -700.46 | -991.54 | -507.08 | -681.59 |
| 0.64 | -739.59 | -966.68 | -1566.8 | -368.65 | -719.65 |
| 0.65 | -913.09 | -1232.9 | -2142 | -230.23 | -757.7 |
| 0.66 | -1086.6 | -1499.1 | -2717.2 | -91.807 | -795.76 |
| 0.67 | -1217 | -1673.8 | -3037.2 | -33.659 | -841.81 |
| 0.68 | -1244.5 | -1630 | -2748.2 | -166.95 | -906.93 |
| 0.69 | -1272 | -1586.3 | -2459.3 | -300.23 | -972.05 |
| 0.70 | -1299.5 | -1542.6 | -2170.4 | -433.52 | -1037.2 |
| 0.71 | -1327.1 | -1498.8 | -1881.4 | -566.81 | -1102.3 |
| 0.72 | -1354.6 | -1455.1 | -1592.5 | -700.1 | -1167.4 |
| 0.73 | -1369.8 | -1531.2 | -1272.4 | -815.23 | -1225.6 |
| 0.74 | -1380.7 | -1649.5 | -941.23 | -923.98 | -1281.5 |
| 0.75 | -1391.5 | -1767.8 | -610.11 | -1032.7 | -1337.3 |
| 0.76 | -1402.4 | -1886.1 | -278.99 | -1141.5 | -1393.1 |
| 0.77 | -1413.2 | -2004.4 | 52.124 | -1250.2 | -1449 |
| 0.78 | -1431.4 | -2086.7 | 265.77 | -1365.7 | -1506.8 |
| 0.79 | -1483 | -2003 | -62.996 | -1512 | -1573.7 |
| 0.80 | -1534.6 | -1919.4 | -391.76 | -1658.4 | -1640.5 |
| 0.81 | -1586.1 | -1835.7 | -720.52 | -1804.7 | -1707.4 |
| 0.82 | -1637.7 | -1752.1 | -1049.3 | -1951.1 | -1774.3 |
| 0.83 | -1689.3 | -1668.4 | -1378 | -2097.5 | -1841.2 |
| 0.84 | -1907 | -1762.4 | -1699.5 | -2289.9 | -2078.4 |
| 0.85 | -2225.4 | -1964.2 | -2016.6 | -2510.3 | -2419 |
| 0.86 | -2543.9 | -2166 | -2333.7 | -2730.7 | -2759.5 |
| 0.87 | -2862.3 | -2367.7 | -2650.8 | -2951.1 | -3100.1 |
| 0.88 | -3180.7 | -2569.5 | -2967.8 | -3171.5 | -3440.7 |
| 0.89 | -3499.1 | -2771.3 | -3284.9 | -3390.2 | -3778 |
| 0.90 | -3818.2 | -3650.7 | -3689.6 | -3581.4 | -4065.7 |
| 0.91 | -4137.3 | -4491.3 | -4089.2 | -3772.7 | -4353.3 |
| 0.92 | -4269.1 | -4945.2 | -4358.7 | -3813.7 | -4485.2 |
| 0.93 | -3925.8 | -4418.5 | -4298.1 | -3473.8 | -4222.4 |
| 0.94 | -3582.4 | -3891.8 | -4237.5 | -3133.9 | -3959.5 |
| 0.95 | -430.56 | -776.27 | -1286.4 | -73.109 | -891.93 |
| 0.96 | 5511.5 | 4900.4 | 4530 | 5685.7 | 4961.2 |
| 0.97 | 11458 | 10565 | 10341 | 11441 | 10817 |

| | | | | | |
|------|-------|-------|-------|-------|-------|
| 0.98 | 17409 | 16214 | 16146 | 17192 | 16677 |
| 0.99 | 23367 | 21845 | 21943 | 22936 | 22540 |
| 1.00 | 29333 | 27452 | 27729 | 28674 | 28409 |

Valori della tensione di taglio. I dati raccolti hanno unità di misura in Pascal.

| 2X/L | L ₀ = 0 mm | L ₀ = 1 mm | L ₀ = 3 mm | L ₀ = 7 mm | L ₀ = 10 mm |
|------|-----------------------|-----------------------|-----------------------|-----------------------|------------------------|
| 0.00 | -4.29E-03 | 7.76E-04 | 6.24E-04 | 3.02E-04 | -3.63E-05 |
| 0.01 | 567.56 | 599.58 | 770.87 | -86.26 | -3.0912 |
| 0.02 | 1135.1 | 1199.2 | 1541.7 | -172.52 | -6.1825 |
| 0.03 | 1702.7 | 1798.8 | 2312.6 | -258.78 | -9.2737 |
| 0.04 | 2270.3 | 2398.3 | 3083.5 | -345.04 | -12.365 |
| 0.05 | 2837.8 | 2997.9 | 3854.3 | -431.3 | -15.456 |
| 0.06 | 3248.9 | 3463.9 | 4569.2 | -520.83 | -85.358 |
| 0.07 | 3464.4 | 3763 | 5213.9 | -614.45 | -238.78 |
| 0.08 | 3679.8 | 4062 | 5858.6 | -708.07 | -392.21 |
| 0.09 | 3895.3 | 4361.1 | 6503.4 | -801.68 | -545.64 |
| 0.10 | 4110.7 | 4660.1 | 7148.1 | -895.3 | -699.06 |
| 0.11 | 4326.2 | 4959.2 | 7792.9 | -988.91 | -852.49 |
| 0.12 | 3946.3 | 4574.2 | 7316.8 | -178.95 | -592.72 |
| 0.13 | 3487.2 | 4098.1 | 6691.6 | 751.23 | -277.97 |
| 0.14 | 3028.2 | 3622.1 | 6066.4 | 1681.4 | 36.785 |
| 0.15 | 2569.1 | 3146 | 5441.2 | 2611.6 | 351.54 |
| 0.16 | 2110 | 2670 | 4816 | 3541.8 | 666.29 |
| 0.17 | 1762.1 | 2291.2 | 4253.9 | 4415 | 1122.4 |
| 0.18 | 1642.9 | 2112.8 | 3821.8 | 5171 | 1869.5 |
| 0.19 | 1523.7 | 1934.3 | 3389.6 | 5927.1 | 2616.6 |
| 0.20 | 1404.6 | 1755.8 | 2957.4 | 6683.1 | 3363.8 |
| 0.21 | 1285.4 | 1577.4 | 2525.2 | 7439.1 | 4110.9 |
| 0.22 | 1166.2 | 1398.9 | 2093 | 8195.1 | 4858 |
| 0.23 | 1102.5 | 1300.1 | 1954.1 | 7822.8 | 5132 |
| 0.24 | 1055.7 | 1225.8 | 1905.1 | 7104.3 | 5260.9 |
| 0.25 | 1009 | 1151.5 | 1856.1 | 6385.7 | 5389.7 |
| 0.26 | 962.26 | 1077.2 | 1807.1 | 5667.1 | 5518.5 |
| 0.27 | 915.52 | 1002.9 | 1758.1 | 4948.5 | 5647.4 |
| 0.28 | 869.39 | 928.73 | 1693.5 | 4286.4 | 5691.5 |
| 0.29 | 825.59 | 855 | 1570 | 3837.5 | 5416.2 |
| 0.30 | 781.79 | 781.27 | 1446.5 | 3388.6 | 5140.8 |
| 0.31 | 737.99 | 707.53 | 1323 | 2939.6 | 4865.5 |
| 0.32 | 694.19 | 633.8 | 1199.6 | 2490.7 | 4590.2 |
| 0.33 | 650.39 | 560.06 | 1076.1 | 2041.8 | 4314.9 |
| 0.34 | 615.28 | 525.7 | 1003.4 | 1876.4 | 4043.4 |
| 0.35 | 584.89 | 512.75 | 958.28 | 1865.1 | 3774 |

| | | | | | |
|------|--------|--------|--------|--------|--------|
| 0.36 | 554.5 | 499.8 | 913.17 | 1853.9 | 3504.6 |
| 0.37 | 524.11 | 486.85 | 868.07 | 1842.7 | 3235.2 |
| 0.38 | 493.72 | 473.91 | 822.96 | 1831.4 | 2965.8 |
| 0.39 | 463.98 | 460.8 | 777.31 | 1811.5 | 2706.6 |
| 0.40 | 440.69 | 446.11 | 726.26 | 1705.6 | 2548.2 |
| 0.41 | 417.4 | 431.42 | 675.22 | 1599.7 | 2389.9 |
| 0.42 | 394.12 | 416.73 | 624.17 | 1493.8 | 2231.5 |
| 0.43 | 370.83 | 402.04 | 573.13 | 1387.9 | 2073.1 |
| 0.44 | 347.54 | 387.35 | 522.08 | 1282.1 | 1914.8 |
| 0.45 | 347.59 | 380.69 | 493.31 | 1202.8 | 1790.3 |
| 0.46 | 368.33 | 381.13 | 484.27 | 1147.2 | 1695.7 |
| 0.47 | 389.07 | 381.58 | 475.22 | 1091.6 | 1601.2 |
| 0.48 | 409.8 | 382.03 | 466.18 | 1036 | 1506.7 |
| 0.49 | 430.54 | 382.47 | 457.14 | 980.34 | 1412.2 |
| 0.50 | 451.38 | 382.9 | 447.94 | 924.85 | 1317.8 |
| 0.51 | 468.04 | 384.12 | 445.26 | 863.71 | 1219.4 |
| 0.52 | 484.7 | 385.34 | 442.58 | 802.56 | 1120.9 |
| 0.53 | 501.36 | 386.56 | 439.9 | 741.42 | 1022.5 |
| 0.54 | 518.02 | 387.78 | 437.22 | 680.28 | 924.06 |
| 0.55 | 534.68 | 389 | 434.54 | 619.13 | 825.62 |
| 0.56 | 551.13 | 407.65 | 460.87 | 602.35 | 775.57 |
| 0.57 | 567.27 | 451.09 | 528.44 | 648.65 | 794.36 |
| 0.58 | 583.42 | 494.53 | 596 | 694.96 | 813.15 |
| 0.59 | 599.57 | 537.96 | 663.57 | 741.26 | 831.94 |
| 0.60 | 615.71 | 581.4 | 731.14 | 787.56 | 850.72 |
| 0.61 | 631.86 | 624.84 | 798.7 | 833.87 | 869.51 |
| 0.62 | 654.38 | 671.07 | 855.05 | 892.77 | 900.9 |
| 0.63 | 677.97 | 717.77 | 909.52 | 953.77 | 934.38 |
| 0.64 | 701.55 | 764.48 | 964 | 1014.8 | 967.87 |
| 0.65 | 725.13 | 811.18 | 1018.5 | 1075.8 | 1001.4 |
| 0.66 | 748.71 | 857.88 | 1072.9 | 1136.8 | 1034.8 |
| 0.67 | 822.44 | 951.26 | 1152.7 | 1220.5 | 1116.5 |
| 0.68 | 1015.8 | 1156 | 1292.9 | 1358.5 | 1313.1 |
| 0.69 | 1209.1 | 1360.7 | 1433.1 | 1496.4 | 1509.6 |
| 0.70 | 1402.4 | 1565.4 | 1573.3 | 1634.4 | 1706.2 |
| 0.71 | 1595.7 | 1770.1 | 1713.5 | 1772.3 | 1902.7 |
| 0.72 | 1789 | 1974.8 | 1853.7 | 1910.3 | 2099.3 |
| 0.73 | 1975.4 | 2176.5 | 2004.8 | 2028.6 | 2289.7 |
| 0.74 | 2159.4 | 2377.2 | 2159.6 | 2140.1 | 2478.1 |
| 0.75 | 2343.4 | 2577.8 | 2314.5 | 2251.6 | 2666.4 |
| 0.76 | 2527.4 | 2778.5 | 2469.3 | 2363 | 2854.7 |
| 0.77 | 2711.4 | 2979.1 | 2624.2 | 2474.5 | 3043 |
| 0.78 | 2933.5 | 3206 | 2831.2 | 2640.8 | 3262.4 |
| 0.79 | 3331.5 | 3554.1 | 3279.5 | 3060.6 | 3624.9 |

| | | | | | |
|------|--------|--------|--------|--------|--------|
| 0.80 | 3729.4 | 3902.1 | 3727.8 | 3480.3 | 3987.4 |
| 0.81 | 4127.3 | 4250.2 | 4176.1 | 3900.1 | 4350 |
| 0.82 | 4525.2 | 4598.3 | 4624.4 | 4319.8 | 4712.5 |
| 0.83 | 4923.2 | 4946.3 | 5072.7 | 4739.6 | 5075.1 |
| 0.84 | 5322.9 | 5296.9 | 5511.8 | 5172.4 | 5436.4 |
| 0.85 | 5723.6 | 5649.1 | 5945.3 | 5613.1 | 5797.1 |
| 0.86 | 6124.4 | 6001.3 | 6378.9 | 6053.8 | 6157.7 |
| 0.87 | 6525.1 | 6353.5 | 6812.4 | 6494.5 | 6518.4 |
| 0.88 | 6925.8 | 6705.6 | 7246 | 6935.1 | 6879 |
| 0.89 | 7357.8 | 7093.8 | 7698.9 | 7406.3 | 7270.9 |
| 0.90 | 8274.2 | 8040 | 8451.8 | 8349.1 | 8146.6 |
| 0.91 | 9190.6 | 8986.2 | 9204.7 | 9291.8 | 9022.4 |
| 0.92 | 10087 | 9904.9 | 9932.5 | 10209 | 9880 |
| 0.93 | 10932 | 10754 | 10596 | 11063 | 10692 |
| 0.94 | 11777 | 11604 | 11260 | 11917 | 11503 |
| 0.95 | 13109 | 12933 | 12509 | 13268 | 12816 |
| 0.96 | 14927 | 14743 | 14343 | 15116 | 14631 |
| 0.97 | 16754 | 16561 | 16187 | 16973 | 16454 |
| 0.98 | 18590 | 18390 | 18042 | 18839 | 18286 |
| 0.99 | 20438 | 20231 | 19911 | 20718 | 20130 |
| 1.00 | 22301 | 22087 | 21798 | 22613 | 21989 |

CFRP

Valori *peel stress* (tensione normale in direzione x). I dati raccolti hanno unità di misura in Pascal.

| 2X/L | L ₀ = 0 mm | L ₀ = 1 mm | L ₀ = 3 mm | L ₀ = 7 mm | L ₀ = 10 mm |
|------|-----------------------|-----------------------|-----------------------|-----------------------|------------------------|
| 0.00 | 2703.6 | 5850.5 | -2418.8 | 335.16 | -31.979 |
| 0.01 | 2334.1 | 4370.3 | -2561.3 | 473.37 | -35.163 |
| 0.02 | 1964.6 | 2890.1 | -2703.8 | 611.57 | -38.346 |
| 0.03 | 1595 | 1409.8 | -2846.2 | 749.78 | -41.529 |
| 0.04 | 1225.5 | -70.407 | -2988.7 | 887.99 | -44.713 |
| 0.05 | 856.03 | -1550.6 | -3131.2 | 1026.2 | -47.896 |
| 0.06 | 687.9 | -2376.8 | -3179 | 1012.1 | -43.738 |
| 0.07 | 771.53 | -2385.3 | -3108.6 | 807.46 | -30.403 |
| 0.08 | 855.15 | -2393.7 | -3038.2 | 602.86 | -17.068 |
| 0.09 | 938.78 | -2402.2 | -2967.7 | 398.26 | -3.7326 |
| 0.10 | 1022.4 | -2410.7 | -2897.3 | 193.66 | 9.6025 |
| 0.11 | 1106 | -2419.1 | -2826.8 | -10.934 | 22.938 |
| 0.12 | 753.69 | -1858.2 | -2663.2 | -936 | -53.778 |
| 0.13 | 343.35 | -1221.4 | -2487.1 | -1956.9 | -142.47 |

| | | | | | |
|------|---------|---------|---------|---------|---------|
| 0.14 | -66.996 | -584.68 | -2311.1 | -2977.9 | -231.17 |
| 0.15 | -477.34 | 52.057 | -2135 | -3998.8 | -319.87 |
| 0.16 | -887.69 | 688.8 | -1959 | -5019.7 | -408.57 |
| 0.17 | -1193.8 | 1069.2 | -1431.2 | -5668.1 | -532.1 |
| 0.18 | -1285.4 | 921.97 | -179.71 | -5549.8 | -727.35 |
| 0.19 | -1377 | 774.75 | 1071.8 | -5431.4 | -922.59 |
| 0.20 | -1468.6 | 627.54 | 2323.3 | -5313 | -1117.8 |
| 0.21 | -1560.2 | 480.32 | 3574.9 | -5194.7 | -1313.1 |
| 0.22 | -1651.8 | 333.1 | 4826.4 | -5076.3 | -1508.3 |
| 0.23 | -1231.1 | 273.06 | 4839.7 | -3570.4 | -1666.1 |
| 0.24 | -653.11 | 239.78 | 4473 | -1638.6 | -1812.4 |
| 0.25 | -75.159 | 206.5 | 4106.3 | 293.25 | -1958.7 |
| 0.26 | 502.8 | 173.21 | 3739.5 | 2225.1 | -2104.9 |
| 0.27 | 1080.8 | 139.93 | 3372.8 | 4156.9 | -2251.2 |
| 0.28 | 1450.5 | 136.55 | 2840.2 | 5584 | -2276.8 |
| 0.29 | 1034.7 | 245.98 | 1682.1 | 5107.6 | -1846.9 |
| 0.30 | 618.92 | 355.4 | 523.98 | 4631.1 | -1417 |
| 0.31 | 203.15 | 464.82 | -634.13 | 4154.7 | -987.17 |
| 0.32 | -212.62 | 574.25 | -1792.2 | 3678.2 | -557.3 |
| 0.33 | -628.38 | 683.67 | -2950.4 | 3201.8 | -127.44 |
| 0.34 | -832.97 | 678 | -2741.6 | 2138.8 | 371.07 |
| 0.35 | -922.71 | 609.74 | -1789.5 | 756.93 | 906.91 |
| 0.36 | -1012.4 | 541.48 | -837.34 | -624.99 | 1442.7 |
| 0.37 | -1102.2 | 473.22 | 114.79 | -2006.9 | 1978.6 |
| 0.38 | -1191.9 | 404.95 | 1066.9 | -3388.8 | 2514.4 |
| 0.39 | -1239.8 | 313.84 | 1962 | -4509.8 | 2971.2 |
| 0.40 | -876.08 | -2.4489 | 2295.4 | -3059.7 | 2649.2 |
| 0.41 | -512.32 | -318.73 | 2628.8 | -1609.5 | 2327.2 |
| 0.42 | -148.55 | -635.02 | 2962.2 | -159.38 | 2005.2 |
| 0.43 | 215.22 | -951.3 | 3295.6 | 1290.8 | 1683.2 |
| 0.44 | 578.98 | -1267.6 | 3629 | 2740.9 | 1361.2 |
| 0.45 | 703.55 | -1317.5 | 3123.9 | 3541.2 | 1099.1 |
| 0.46 | 616.26 | -1131.4 | 1876 | 3765.8 | 889.94 |
| 0.47 | 528.96 | -945.29 | 628.14 | 3990.5 | 680.79 |
| 0.48 | 441.66 | -759.2 | -619.72 | 4215.2 | 471.64 |
| 0.49 | 354.37 | -573.11 | -1867.6 | 4439.8 | 262.49 |
| 0.50 | 266.38 | -393.8 | -3171 | 4708.5 | 45.783 |
| 0.51 | 206.33 | 60.367 | -2220.6 | 3191.9 | 135.33 |
| 0.52 | 146.27 | 514.54 | -1270.3 | 1675.2 | 224.87 |
| 0.53 | 86.221 | 968.7 | -319.88 | 158.57 | 314.41 |
| 0.54 | 26.167 | 1422.9 | 630.49 | -1358.1 | 403.95 |
| 0.55 | -33.887 | 1877 | 1580.9 | -2874.7 | 493.5 |
| 0.56 | -81.461 | 1939 | 2242.6 | -3570.9 | 470.81 |
| 0.57 | -111.29 | 1443.2 | 2493.8 | -3100.2 | 288.51 |

| | | | | | |
|------|---------|---------|---------|---------|---------|
| 0.58 | -141.11 | 947.36 | 2745 | -2629.6 | 106.22 |
| 0.59 | -170.94 | 451.55 | 2996.2 | -2158.9 | -76.078 |
| 0.60 | -200.77 | -44.262 | 3247.4 | -1688.2 | -258.37 |
| 0.61 | -230.6 | -540.07 | 3498.6 | -1217.6 | -440.67 |
| 0.62 | -447.41 | -968.56 | 1983.4 | -588.18 | -491.03 |
| 0.63 | -695.35 | -1385.8 | 174.13 | 67.601 | -519.43 |
| 0.64 | -943.3 | -1803.1 | -1635.1 | 723.39 | -547.84 |
| 0.65 | -1191.2 | -2220.4 | -3444.4 | 1379.2 | -576.24 |
| 0.66 | -1439.2 | -2637.7 | -5253.6 | 2035 | -604.64 |
| 0.67 | -1604.3 | -2803.2 | -6333.4 | 2288.9 | -662.05 |
| 0.68 | -1571.9 | -2368.2 | -5673.9 | 1584.7 | -788.64 |
| 0.69 | -1539.5 | -1933.2 | -5014.3 | 880.48 | -915.22 |
| 0.70 | -1507.1 | -1498.2 | -4354.7 | 176.25 | -1041.8 |
| 0.71 | -1474.7 | -1063.2 | -3695.2 | -527.98 | -1168.4 |
| 0.72 | -1442.3 | -628.21 | -3035.6 | -1232.2 | -1295 |
| 0.73 | -1400 | -698.37 | -1961.8 | -1549.5 | -1314.1 |
| 0.74 | -1354.1 | -946.13 | -742.28 | -1730.7 | -1295.4 |
| 0.75 | -1308.3 | -1193.9 | 477.2 | -1911.9 | -1276.8 |
| 0.76 | -1262.4 | -1441.7 | 1696.7 | -2093.1 | -1258.1 |
| 0.77 | -1216.6 | -1689.4 | 2916.2 | -2274.4 | -1239.4 |
| 0.78 | -1201.8 | -1878.6 | 3769 | -2425.1 | -1244.1 |
| 0.79 | -1330.3 | -1797.2 | 2929.2 | -2435.1 | -1356.1 |
| 0.80 | -1458.8 | -1715.8 | 2089.4 | -2445 | -1468.1 |
| 0.81 | -1587.3 | -1634.5 | 1249.6 | -2455 | -1580.2 |
| 0.82 | -1715.9 | -1553.1 | 409.78 | -2465 | -1692.2 |
| 0.83 | -1844.4 | -1471.7 | -430.03 | -2474.9 | -1804.2 |
| 0.84 | -2258.8 | -1858 | -1429.9 | -2604.3 | -2150.1 |
| 0.85 | -2846.5 | -2528 | -2526.7 | -2806 | -2637.9 |
| 0.86 | -3434.2 | -3198 | -3623.6 | -3007.7 | -3125.6 |
| 0.87 | -4022 | -3868 | -4720.5 | -3209.4 | -3613.4 |
| 0.88 | -4609.7 | -4538 | -5817.4 | -3411.1 | -4101.1 |
| 0.89 | -5255.9 | -5323.1 | -6929.2 | -3682 | -4653.7 |
| 0.90 | -6809.1 | -7892.7 | -8272.7 | -5024.9 | -6210.8 |
| 0.91 | -8362.2 | -10462 | -9616.1 | -6367.8 | -7767.9 |
| 0.92 | -9578 | -11860 | -10737 | -7824.9 | -9261.7 |
| 0.93 | -9938.4 | -10286 | -11292 | -9571.3 | -10595 |
| 0.94 | -10299 | -8711.8 | -11848 | -11318 | -11928 |
| 0.95 | -5357.3 | -3452.9 | -6660 | -6786.7 | -7269.8 |
| 0.96 | 4854.8 | 5429.4 | 4231.9 | 3996.3 | 3352.9 |
| 0.97 | 15080 | 14260 | 15130 | 14812 | 14003 |
| 0.98 | 25322 | 23029 | 26036 | 25668 | 24687 |
| 0.99 | 35583 | 31721 | 36950 | 36571 | 35412 |
| 1.00 | 45869 | 40316 | 47873 | 47536 | 46188 |

Valori della tensione normale in direzione z. I dati raccolti hanno unità di misura in Pascal.

| 2X/L | L ₀ = 0 mm | L ₀ = 1 mm | L ₀ = 3 mm | L ₀ = 7 mm | L ₀ = 10 mm |
|------|-----------------------|-----------------------|-----------------------|-----------------------|------------------------|
| 0.00 | 20118 | 21710 | 15599 | 16227 | 15540 |
| 0.01 | 18859 | 19945 | 15127 | 16337 | 15656 |
| 0.02 | 17600 | 18181 | 14656 | 16447 | 15772 |
| 0.03 | 16341 | 16417 | 14185 | 16557 | 15888 |
| 0.04 | 15082 | 14652 | 13714 | 16667 | 16003 |
| 0.05 | 13823 | 12888 | 13243 | 16777 | 16119 |
| 0.06 | 12803 | 11562 | 12606 | 16868 | 16228 |
| 0.07 | 12082 | 10785 | 11762 | 16936 | 16328 |
| 0.08 | 11361 | 10008 | 10919 | 17003 | 16429 |
| 0.09 | 10639 | 9231.4 | 10075 | 17071 | 16529 |
| 0.10 | 9918.2 | 8454.5 | 9231.4 | 17138 | 16630 |
| 0.11 | 9196.9 | 7677.5 | 8387.8 | 17206 | 16730 |
| 0.12 | 8889.8 | 7846.4 | 8174.8 | 16123 | 16537 |
| 0.13 | 8637.8 | 8141.2 | 8045.6 | 14887 | 16305 |
| 0.14 | 8385.9 | 8436 | 7916.5 | 13652 | 16072 |
| 0.15 | 8133.9 | 8730.8 | 7787.3 | 12416 | 15840 |
| 0.16 | 7881.9 | 9025.6 | 7658.2 | 11180 | 15608 |
| 0.17 | 7699 | 9182.8 | 7823.5 | 10047 | 15353 |
| 0.18 | 7658.2 | 9056.5 | 8594.9 | 9123 | 15054 |
| 0.19 | 7617.4 | 8930.3 | 9366.2 | 8199.4 | 14755 |
| 0.20 | 7576.6 | 8804.1 | 10138 | 7275.8 | 14456 |
| 0.21 | 7535.8 | 8677.9 | 10909 | 6352.2 | 14157 |
| 0.22 | 7495 | 8551.6 | 11680 | 5428.6 | 13858 |
| 0.23 | 7827.7 | 8562.3 | 11689 | 6055.3 | 13100 |
| 0.24 | 8275.2 | 8615.1 | 11464 | 7157.7 | 12202 |
| 0.25 | 8722.6 | 8667.8 | 11238 | 8260.2 | 11304 |
| 0.26 | 9170 | 8720.5 | 11013 | 9362.7 | 10406 |
| 0.27 | 9617.5 | 8773.3 | 10788 | 10465 | 9508 |
| 0.28 | 9903.7 | 8837.4 | 10463 | 11260 | 8729.8 |
| 0.29 | 9581.6 | 8944.5 | 9764 | 10896 | 8403.7 |
| 0.30 | 9259.6 | 9051.6 | 9064.7 | 10532 | 8077.5 |
| 0.31 | 8937.6 | 9158.8 | 8365.4 | 10167 | 7751.3 |
| 0.32 | 8615.6 | 9265.9 | 7666.1 | 9803.2 | 7425.2 |
| 0.33 | 8293.6 | 9373 | 6966.8 | 9438.9 | 7099 |
| 0.34 | 8154.7 | 9380.9 | 7131.4 | 8842.6 | 7292.2 |
| 0.35 | 8115.5 | 9334.7 | 7765.8 | 8120.1 | 7767.9 |
| 0.36 | 8076.3 | 9288.5 | 8400.2 | 7397.6 | 8243.6 |
| 0.37 | 8037 | 9242.4 | 9034.6 | 6675.2 | 8719.3 |
| 0.38 | 7997.8 | 9196.2 | 9669 | 5952.7 | 9195 |
| 0.39 | 7982.6 | 9132 | 10268 | 5398.8 | 9616.5 |

| | | | | | |
|------|--------|--------|--------|--------|--------|
| 0.40 | 8204.1 | 8890.3 | 10515 | 6506.1 | 9504.5 |
| 0.41 | 8425.6 | 8648.6 | 10762 | 7613.4 | 9392.6 |
| 0.42 | 8647.1 | 8406.8 | 11010 | 8720.7 | 9280.7 |
| 0.43 | 8868.7 | 8165.1 | 11257 | 9827.9 | 9168.7 |
| 0.44 | 9090.2 | 7923.4 | 11504 | 10935 | 9056.8 |
| 0.45 | 9164.8 | 7871.3 | 11157 | 11507 | 8945 |
| 0.46 | 9109.4 | 7987 | 10283 | 11606 | 8833.4 |
| 0.47 | 9054 | 8102.8 | 9409.4 | 11704 | 8721.9 |
| 0.48 | 8998.6 | 8218.6 | 8535.6 | 11802 | 8610.3 |
| 0.49 | 8943.2 | 8334.3 | 7661.8 | 11900 | 8498.7 |
| 0.50 | 8889.4 | 8446.5 | 6750.6 | 12026 | 8384.4 |
| 0.51 | 8772.1 | 8706.1 | 7360 | 11024 | 8379.7 |
| 0.52 | 8654.9 | 8965.7 | 7969.4 | 10022 | 8375 |
| 0.53 | 8537.7 | 9225.3 | 8578.9 | 9019.7 | 8370.2 |
| 0.54 | 8420.4 | 9484.9 | 9188.3 | 8017.4 | 8365.5 |
| 0.55 | 8303.2 | 9744.5 | 9797.8 | 7015.2 | 8360.8 |
| 0.56 | 8237.9 | 9774.8 | 10219 | 6551.5 | 8343.6 |
| 0.57 | 8246.5 | 9479.2 | 10374 | 6853.6 | 8308.7 |
| 0.58 | 8255.1 | 9183.6 | 10528 | 7155.8 | 8273.8 |
| 0.59 | 8263.7 | 8888 | 10682 | 7457.9 | 8238.8 |
| 0.60 | 8272.3 | 8592.4 | 10837 | 7760.1 | 8203.9 |
| 0.61 | 8280.8 | 8296.8 | 10991 | 8062.2 | 8169 |
| 0.62 | 8172.7 | 8053.1 | 9993.6 | 8491.9 | 8216.9 |
| 0.63 | 8045 | 7818 | 8804.3 | 8942.8 | 8278.6 |
| 0.64 | 7917.4 | 7583 | 7615 | 9393.7 | 8340.4 |
| 0.65 | 7789.8 | 7347.9 | 6425.7 | 9844.6 | 8402.1 |
| 0.66 | 7662.1 | 7112.8 | 5236.4 | 10296 | 8463.8 |
| 0.67 | 7605.5 | 7056.2 | 4564.4 | 10457 | 8509.6 |
| 0.68 | 7718.2 | 7425.2 | 5126.3 | 9927.7 | 8517.4 |
| 0.69 | 7830.9 | 7794.2 | 5688.1 | 9398.5 | 8525.2 |
| 0.70 | 7943.5 | 8163.2 | 6249.9 | 8869.3 | 8533 |
| 0.71 | 8056.2 | 8532.2 | 6811.7 | 8340.1 | 8540.8 |
| 0.72 | 8168.9 | 8901.2 | 7373.6 | 7811 | 8548.6 |
| 0.73 | 8272.7 | 8927.1 | 8254.5 | 7516.7 | 8611.9 |
| 0.74 | 8373.4 | 8832.3 | 9247.6 | 7304.9 | 8694.8 |
| 0.75 | 8474.1 | 8737.5 | 10241 | 7093.2 | 8777.7 |
| 0.76 | 8574.8 | 8642.8 | 11234 | 6881.5 | 8860.6 |
| 0.77 | 8675.5 | 8548 | 12227 | 6669.8 | 8943.5 |
| 0.78 | 8808.1 | 8525.8 | 12976 | 6585 | 9040.2 |
| 0.79 | 9088.4 | 8838.7 | 12597 | 7086.2 | 9200.8 |
| 0.80 | 9368.6 | 9151.7 | 12218 | 7587.4 | 9361.4 |
| 0.81 | 9648.9 | 9464.7 | 11840 | 8088.7 | 9522 |
| 0.82 | 9929.2 | 9777.6 | 11461 | 8589.9 | 9682.6 |
| 0.83 | 10209 | 10091 | 11082 | 9091.1 | 9843.2 |

| | | | | | |
|------|--------|--------|--------|--------|--------|
| 0.84 | 10423 | 10187 | 10616 | 9576.7 | 9980.5 |
| 0.85 | 10595 | 10151 | 10095 | 10053 | 10104 |
| 0.86 | 10768 | 10116 | 9575.2 | 10529 | 10227 |
| 0.87 | 10941 | 10081 | 9055 | 11005 | 10350 |
| 0.88 | 11113 | 10045 | 8534.7 | 11481 | 10473 |
| 0.89 | 11207 | 9918.6 | 7989.5 | 11883 | 10536 |
| 0.90 | 10068 | 8376.6 | 7056 | 11131 | 9663.6 |
| 0.91 | 8929.3 | 6834.7 | 6122.5 | 10378 | 8791 |
| 0.92 | 7982.6 | 6045.8 | 5328.6 | 9511.6 | 7948.8 |
| 0.93 | 7522.6 | 7166.5 | 4888.5 | 8353.6 | 7183.9 |
| 0.94 | 7062.5 | 8287.3 | 4448.4 | 7195.5 | 6418.9 |
| 0.95 | 9868.3 | 11685 | 8251.6 | 10162 | 9349.8 |
| 0.96 | 15929 | 17329 | 16291 | 17259 | 15969 |
| 0.97 | 22011 | 22954 | 24369 | 24412 | 22620 |
| 0.98 | 28120 | 28554 | 32492 | 31632 | 29310 |
| 0.99 | 34261 | 34126 | 40673 | 38934 | 36047 |
| 1.00 | 40444 | 39664 | 48927 | 46342 | 42845 |

Valori della tensione di taglio. I dati raccolti hanno unità di misura in Pascal.

| 2X/L | L ₀ = 0 mm | L ₀ = 1 mm | L ₀ = 3 mm | L ₀ = 7 mm | L ₀ = 10 mm |
|------|-----------------------|-----------------------|-----------------------|-----------------------|------------------------|
| 0.00 | -1.02E-03 | 5.35E-04 | -7.05E-05 | 5.60E-04 | 5.66E-04 |
| 0.01 | 473.95 | 668.56 | 1057.1 | -147.87 | -11.767 |
| 0.02 | 947.91 | 1337.1 | 2114.2 | -295.74 | -23.534 |
| 0.03 | 1421.9 | 2005.7 | 3171.3 | -443.61 | -35.301 |
| 0.04 | 1895.8 | 2674.2 | 4228.4 | -591.49 | -47.068 |
| 0.05 | 2369.8 | 3342.8 | 5285.5 | -739.36 | -58.835 |
| 0.06 | 2567.7 | 3809.9 | 6172.6 | -850.09 | -162.75 |
| 0.07 | 2420.5 | 4025.1 | 6847.2 | -914.4 | -381.85 |
| 0.08 | 2273.4 | 4240.3 | 7521.8 | -978.71 | -600.96 |
| 0.09 | 2126.2 | 4455.5 | 8196.4 | -1043 | -820.06 |
| 0.10 | 1979 | 4670.7 | 8870.9 | -1107.3 | -1039.2 |
| 0.11 | 1831.9 | 4886 | 9545.5 | -1171.6 | -1258.3 |
| 0.12 | 1440.3 | 4332.2 | 8697.8 | 51.6 | -857.84 |
| 0.13 | 1016.2 | 3676.2 | 7647.5 | 1446.2 | -374.98 |
| 0.14 | 592.14 | 3020.2 | 6597.3 | 2840.7 | 107.88 |
| 0.15 | 168.06 | 2364.2 | 5547 | 4235.3 | 590.75 |
| 0.16 | -256.03 | 1708.2 | 4496.8 | 5629.8 | 1073.6 |
| 0.17 | -470.86 | 1219.8 | 3623.2 | 6828.9 | 1755.8 |
| 0.18 | -254.99 | 1076.7 | 3113.4 | 7625.6 | 2848.3 |
| 0.19 | -39.129 | 933.48 | 2603.5 | 8422.2 | 3940.8 |
| 0.20 | 176.74 | 790.3 | 2093.7 | 9218.9 | 5033.2 |
| 0.21 | 392.6 | 647.13 | 1583.8 | 10016 | 6125.7 |

| | | | | | |
|------|---------|---------|---------|---------|---------|
| 0.22 | 608.47 | 503.95 | 1074 | 10812 | 7218.2 |
| 0.23 | 664.23 | 464.12 | 987.93 | 9926.7 | 7390.3 |
| 0.24 | 670.84 | 456 | 1032 | 8524.8 | 7280 |
| 0.25 | 677.46 | 447.89 | 1076 | 7122.9 | 7169.6 |
| 0.26 | 684.07 | 439.78 | 1120.1 | 5721 | 7059.3 |
| 0.27 | 690.69 | 431.66 | 1164.2 | 4319.1 | 6948.9 |
| 0.28 | 686.85 | 412.04 | 1170.1 | 3090.1 | 6731.7 |
| 0.29 | 643.61 | 349.03 | 1032.3 | 2512.7 | 6111.5 |
| 0.30 | 600.37 | 286.02 | 894.43 | 1935.4 | 5491.3 |
| 0.31 | 557.13 | 223.01 | 756.6 | 1358.1 | 4871.1 |
| 0.32 | 513.88 | 160 | 618.76 | 780.76 | 4250.8 |
| 0.33 | 470.64 | 96.989 | 480.93 | 203.43 | 3630.6 |
| 0.34 | 408.24 | 72.809 | 408.5 | 153.24 | 3244.5 |
| 0.35 | 335.43 | 69.747 | 371.65 | 389.75 | 2985.7 |
| 0.36 | 262.61 | 66.686 | 334.8 | 626.26 | 2727 |
| 0.37 | 189.79 | 63.625 | 297.95 | 862.77 | 2468.2 |
| 0.38 | 116.98 | 60.563 | 261.1 | 1099.3 | 2209.4 |
| 0.39 | 48.563 | 57.497 | 224.36 | 1305.1 | 1961.9 |
| 0.40 | 23.517 | 54.389 | 188.62 | 1208.5 | 1825.7 |
| 0.41 | -1.5292 | 51.28 | 152.89 | 1111.9 | 1689.4 |
| 0.42 | -26.575 | 48.171 | 117.15 | 1015.3 | 1553.1 |
| 0.43 | -51.621 | 45.062 | 81.419 | 918.69 | 1416.9 |
| 0.44 | -76.667 | 41.954 | 45.684 | 822.09 | 1280.6 |
| 0.45 | -60.624 | 37.651 | 18.536 | 738.93 | 1177.9 |
| 0.46 | -8.1855 | 32.292 | -1.0075 | 667.67 | 1105 |
| 0.47 | 44.253 | 26.932 | -20.551 | 596.42 | 1032 |
| 0.48 | 96.691 | 21.573 | -40.094 | 525.16 | 959.02 |
| 0.49 | 149.13 | 16.214 | -59.637 | 453.91 | 886.05 |
| 0.50 | 201.78 | 10.184 | -79.85 | 382.68 | 815 |
| 0.51 | 245.95 | 31.337 | -72.892 | 310.37 | 666.42 |
| 0.52 | 290.12 | 52.491 | -65.933 | 238.07 | 517.84 |
| 0.53 | 334.29 | 73.644 | -58.974 | 165.76 | 369.26 |
| 0.54 | 378.46 | 94.797 | -52.016 | 93.455 | 220.69 |
| 0.55 | 422.63 | 115.95 | -45.057 | 21.148 | 72.11 |
| 0.56 | 409.03 | 111.71 | -26.554 | -30.163 | -50.247 |
| 0.57 | 313.28 | 71.348 | 8.3643 | -51.615 | -135.32 |
| 0.58 | 217.53 | 30.99 | 43.283 | -73.067 | -220.38 |
| 0.59 | 121.78 | -9.3689 | 78.201 | -94.519 | -305.45 |
| 0.60 | 26.028 | -49.728 | 113.12 | -115.97 | -390.52 |
| 0.61 | -69.724 | -90.086 | 148.04 | -137.42 | -475.59 |
| 0.62 | -167.98 | -155.23 | 104.49 | -98.048 | -490.24 |
| 0.63 | -266.65 | -224.49 | 47.89 | -48.546 | -493.16 |
| 0.64 | -365.32 | -293.76 | -8.7132 | 0.95591 | -496.08 |
| 0.65 | -463.99 | -363.03 | -65.317 | 50.458 | -499 |

| | | | | | |
|------|---------|---------|---------|--------|---------|
| 0.66 | -562.66 | -432.3 | -121.92 | 99.959 | -501.93 |
| 0.67 | -568.93 | -417.38 | -136.45 | 178.55 | -422.56 |
| 0.68 | -354.85 | -201.7 | -50.664 | 326.52 | -146.95 |
| 0.69 | -140.77 | 13.966 | 35.126 | 474.49 | 128.66 |
| 0.70 | 73.316 | 229.64 | 120.92 | 622.46 | 404.27 |
| 0.71 | 287.4 | 445.31 | 206.71 | 770.43 | 679.88 |
| 0.72 | 501.48 | 660.98 | 292.5 | 918.4 | 955.49 |
| 0.73 | 724.11 | 894.18 | 437.45 | 961.45 | 1245 |
| 0.74 | 949.74 | 1133.5 | 603.21 | 967.61 | 1539.3 |
| 0.75 | 1175.4 | 1372.9 | 768.97 | 973.77 | 1833.7 |
| 0.76 | 1401 | 1612.3 | 934.73 | 979.92 | 2128 |
| 0.77 | 1626.6 | 1851.6 | 1100.5 | 986.08 | 2422.4 |
| 0.78 | 1869.7 | 2107.2 | 1335.7 | 1050.1 | 2703.1 |
| 0.79 | 2193.1 | 2437.4 | 1891.4 | 1381.4 | 2921 |
| 0.80 | 2516.5 | 2767.7 | 2447 | 1712.7 | 3138.8 |
| 0.81 | 2839.9 | 3097.9 | 3002.7 | 2044 | 3356.6 |
| 0.82 | 3163.3 | 3428.2 | 3558.4 | 2375.2 | 3574.4 |
| 0.83 | 3486.8 | 3758.4 | 4114.1 | 2706.5 | 3792.2 |
| 0.84 | 3763.4 | 4022.6 | 4618.5 | 3092 | 3936.3 |
| 0.85 | 4011.7 | 4246.8 | 5091.8 | 3510.3 | 4035.6 |
| 0.86 | 4260 | 4470.9 | 5565 | 3928.7 | 4135 |
| 0.87 | 4508.3 | 4695.1 | 6038.3 | 4347 | 4234.3 |
| 0.88 | 4756.6 | 4919.2 | 6511.5 | 4765.3 | 4333.7 |
| 0.89 | 5041.5 | 5160.2 | 6964.1 | 5217.4 | 4465 |
| 0.90 | 5892.1 | 5662.5 | 7095.4 | 6192.1 | 5093.3 |
| 0.91 | 6742.8 | 6164.8 | 7226.8 | 7166.8 | 5721.5 |
| 0.92 | 7604.6 | 6693.1 | 7293.6 | 8124.8 | 6371 |
| 0.93 | 8494.9 | 7287.5 | 7196.7 | 9040.3 | 7074.5 |
| 0.94 | 9385.1 | 7881.8 | 7099.8 | 9955.8 | 7778 |
| 0.95 | 12974 | 11600 | 10478 | 13548 | 11582 |
| 0.96 | 19252 | 18430 | 17327 | 19809 | 18476 |
| 0.97 | 25548 | 25279 | 24207 | 26086 | 25389 |
| 0.98 | 31865 | 32151 | 31123 | 32384 | 32325 |
| 0.99 | 38208 | 39049 | 38086 | 38706 | 39288 |
| 1.00 | 44583 | 45982 | 45107 | 45060 | 46285 |

BIBLIOGRAFIA

- [1] "Simulazione numerica di incollaggi single-strap joint", Andrea Lucchi
- [2] "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
- [3] "Factors effect on the effective length in a double strap joint between steel plates and CFRP", Majid Mohammed Ali Kadhim
- [4] "Composite Repair: Theory and Design", Cong N. Duong & Chun Hui Wang
- [5] "Simulazione Numerica di Giunzioni Incollate in Materiali Compositi: Valutazione degli Effetti di Bordo", Paolo Grasso
- [6] "Finite element analysis of composite bonded single lap joint under axial tensile force", Kamal Krishna.R, K.S. Sajikumar, Dr. N. Asok Kumar
- [7] "Modelling of a Patch Repair to a Thin Cracked Sheet", Turaga V.R.S Umamaheswar & Ripudman Singh
- [8] "Improving Adhesive Bonding of Composites Through Surface Characterization", Brian D. Flinn
- [9] "Adhesive Failure & Epoxy Failure", Paul Steiner
- [10] "The Importance of Failure Mode Identification in Adhesive Bonded Aircraft Structures and Repairs", M.J. Davis & D.A. Bond
- [11] "Introduzione al Metodo agli Elementi Finiti", Ciro Santus
- [12] "Finite Element Analysis (FEA) Modeling on Adhesive Joint for Composite Fuselage Model", F. Mustapha, N. W. Sim & A. Shahrjerdi