



UNIVERSITÀ POLITECNICA DELLE MARCHE
FACOLTÀ DI INGEGNERIA

Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Meccanica

**Modellazione e calcolo di una leva sospensione per
vettura ad alte prestazioni. Confronto con i rilievi
sperimentali ed ottimizzazione del progetto**

**Modeling and calculation of a suspension lever for
high performance cars. Comparison with the
experimental findings and design optimization**

Relatore:

Prof. Marco Sasso

Tesi di Laurea di:

Stefano Di Meo

Correlatore:

Ing. Giovanni Toniato

*“A mio padre,
fonte di ispirazione”*

Indice

INTRODUZIONE	1
CAPITOLO 1. L'AZIENDA	4
1.1 FERRARI.....	4
1.1.1 <i>SmartCae</i>	5
1.1.2 <i>Bercella</i>	6
CAPITOLO 2. SOSPENSIONI AUTOMOBILISTICHE	7
CAPITOLO 3. METODO DI LAVORO	10
3.1 METODO AGLI ELEMENTI FINITI.....	10
3.2 CAE – COMPUTER AIDED ENGINEERING.....	11
3.3 ALTAIR.....	12
3.3.1 <i>Hypermesh</i>	12
3.3.2 <i>Optistruct</i>	14
3.3.3 <i>Hyperview</i>	15
CAPITOLO 4. MATERIALI COMPOSITI - PLIES	16
4.1 NOTAZIONI E CONVENZIONI.....	16
4.1.1 <i>Sistema di coordinate a strati</i>	16
4.1.2 <i>Tensioni e deformazioni</i>	17
4.1.3 <i>Trasformazioni coordinate</i>	19
4.1.3.1 <i>Tensioni e deformazioni tridimensionali</i>	19
4.1.3.2 <i>Tensioni e deformazioni piane</i>	20
4.2 COMPORTAMENTO DEL MATERIALE ORTOTROPO.....	21
4.2.1 <i>Assunzioni fondamentali</i>	21
4.2.2 <i>Comportamento costitutivo triassiale</i>	21
4.2.2.1 <i>Equazioni costitutive dei materiali ortotropi</i>	21
4.2.2.2 <i>Costanti ingegneristiche</i>	23
4.2.2.3 <i>Restrizioni per costanti elastiche</i>	24
4.2.2.4 <i>Equazioni costitutive nel sistema di coordinate xyz</i>	25
4.2.2.5 <i>Costanti ingegneristiche nel sistema di coordinate xyz</i>	25
4.2.3 <i>Stato di tensione piano</i>	27
4.2.3.1 <i>Equazioni costitutive</i>	27
4.2.3.2 <i>Trasformazioni di coordinate nel piano xy</i>	29

CAPITOLO 5. MATERIALI COMPOSITI - LAMINATI.....	31
5.1 NOTAZIONI E CONVENZIONI	31
5.1.1 Sistema di coordinate del laminato	31
5.1.2 Sollecitazioni e deformazioni del laminato	33
5.1.2.1 Forze e momenti risultanti.....	33
5.1.2.2 Tensioni normalizzate.....	34
5.1.2.3 Deformazioni sul piano medio e deformazioni flessionali	35
5.2 TEORIA CLASSICA DELLA LAMINAZIONE.....	37
5.2.1 Assunzioni generali	37
5.2.2 Relazioni deformazione-spostamento	37
5.2.3 equazioni costitutive.....	39
5.2.3.1 Matrici di rigidezza	39
5.2.3.2 Matrici di cedevolezza	41
5.2.3.3 Rigidezza normalizzata e matrici di cedevolezza.....	41
5.2.3.4 Costanti ingegneristiche del laminato	42
CAPITOLO 6. LEVA SOSPENSIONE	45
6.1 ADESIVI UTILIZZATI NELLA LEVA (DATASHEET)	47
6.1.1 Epoxy paste adhesive EA-9394	47
6.1.1.1 Resistenza al taglio.....	48
6.1.1.2 Resistenza al peeling	49
6.1.1.3 Proprietà della resina	49
6.1.2 Structural adhesive film AF163-2K.....	50
6.1.2.1 Resistenza a trazione e modulo.....	51
6.1.2.2 Proprietà del film	51
6.2 PROVE SPERIMENTALI SUI PROTOTIPI	52
6.3 PROVE DI COMPRESSIONE DEI COMPOSITI	63
6.3.1 ASTM D 3410	65
6.3.1.1 Ambito.....	65
6.3.1.2 Riepilogo del metodo di prova	66
6.3.1.3 Significato e uso.....	67
6.3.1.4 Interferenze	68
6.3.1.5 Campioni di prova.....	70
6.3.1.6 Procedura	73
6.3.2 ASTM D 695	74
6.3.2.1 Ambito	74
6.3.2.2 Significato e uso.....	74

6.3.2.3	Campioni di prova.....	75
6.3.2.4	Procedura	77
6.4	LA CORROSIONE.....	77
6.4.1	Corrosione galvanica	79
6.4.2	Corrosione negli accoppiamenti metallo – fibra di carbonio	80
6.4.2.1	Alluminio.....	82
6.4.2.2	Acciaio	82
6.4.2.3	Acciaio inox.....	82
6.4.2.4	Titanio.....	83
6.4.2.5	Compositi in fibra di carbonio.....	83
6.4.3	Metodi per ridurre la corrosione galvanica	84
CAPITOLO 7. MODELLO DI PARTENZA		86
7.1	STUDIO DETTAGLIATO MODELLO AGLI ELEMENTI FINITI.....	90
7.1.1	Componenti	91
7.1.2	Sistemi di riferimento.....	126
7.1.3	Curve.....	128
7.1.4	Contatti.....	129
7.1.5	Carichi e vincoli	133
7.1.6	Casi di carico	136
7.1.7	Input dei casi di carico	140
7.1.8	Materiali	142
7.1.9	Proprietà	142
7.1.10	Sets	143
7.1.11	Schede di controllo.....	144
CAPITOLO 8. ANALISI PUNTO 2		147
8.1	CONFRONTO TRA CONTATTO SLIDE E CONTATTO FREEZE	149
8.1.1	Subcase 1 (forzamento boccola p.to 2 0.25mm)	150
8.1.2	Subcase 2 (limit_load-v2).....	151
8.2	CONFRONTO CONTATTO SLIDE (F=0.2) - CASI CON BOCCOLA A CONTATTO CON LA LEVA DI DIVERSO SPESSORE. 155	
8.2.1	Dimensioni boccola.....	156
8.2.2	Subcase 1 (forzamento boccola p.to 2 0.25mm)	157
8.2.3	Subcase 2 (limit_load-v2).....	159
8.3	CONFRONTO CONTATTO SLIDE (F=0.2) - CASI CON BOCCOLA A CONTATTO CON LA LEVA – BOCCOLA IN ALLUMINIO E IN ACCIAIO	163
8.3.1	Materiali boccola.....	164

8.3.2 Subcase 1 (forzamento boccola p.to 2 0.25mm)	165
8.3.3 Subcase 2 (limit_load-v2).....	167
8. 4 CONCLUSIONI	171
CAPITOLO 9. FAILURE INDEX	173
9.1 CRITERI DI ROTTURA PER ELEMENTI COMPOSITI SOLIDI ANISOTROPI ED ELEMENTI SHELL CONTINUI IN OPTISTRUCT	174
9.2 CRITERIO DI TSAI-WU	174
9.2.1 Impostazione criterio di Tsai-Wu in Optistruct per i materiali degli strati del composito	175
CAPITOLO 10. ANALISI PUNTO 1	178
10.1 TOMOGRAFIA	178
10.1.1 Tomografia leva SN#1	180
10.2 COMPORTAMENTO MECCANICO DEI GIUNTI ADESIVI	183
10.3 PROVE SPERIMENTALI INCOLLAGGIO	186
10.4 TEST SPERIMENTALE INCOLLAGGIO INSERTO PUNTO 1 (BONDING_P.To1).....	190
10.4.1 Sistema di coordinate dell'elemento chexa	200
10.4.2 Risultati simulazione test sperimentale rottura incollaggio	201
10.4.2.1 Tensione normale	202
10.4.2.2 Tensione di taglio	203
10.4.3 Calcolo $\tau_{trasversale}$ con Hyperview	203
10.5 VERIFICA INIZIO SCOLLAMENTO NEL PUNTO 1 (BONDING _P.To1)	206
10.5.1 Carichi applicati nel subcase 2.....	207
10.5.2 Risultati simulazioni e confronto con tensioni ammissibili.	208
10.5.2.1 Tensione normale	208
10.5.2.2 Tensione di taglio	210
10.5.2.3 Conclusioni	211
10.6 VERIFICA INIZIO SCOLLAMENTO NEL PUNTO 1 (BONDING _P.To1) CONFRONTANDO I CASI CON E SENZA FASCIATURA (CLEATING _P.To1)	211
10.6.1 Risultati simulazioni e confronto con tensioni ammissibili.	212
10.6.1.1 Forza F_{xz} - tensione normale	213
10.6.1.2 Forza F_{xz} - tensione di taglio	214
10.6.1.3 Forza F_{xz} - zona scollata.....	216
10.6.1.4 Forza F_x - tensione normale	217
10.6.1.5 Forza F_x - tensione di taglio	218
10.6.1.6 Forza F_x - zona scollata	219
10.6.1.7 Forza F_z - tensione normale	221

10.6.1.8 Forza Fz - tensione di taglio	222
10.6.1.9 Forza Fz - zona scollata.....	223
10.7 CARICHI AMMISSIBILI DI INIZIO SCOLLAMENTO NEL PUNTO 1 (BONDING _P.To1)	224
10.8 EVOLUZIONE DELLO SCOLLAMENTO NEL PUNTO 1 (BONDING _P.To1).....	226
10.9 COHESIVE ZONE MODELING	233
10.9.1 Potential-based method (mcohe)	235
10.9.2 Damage-based method (mcohed)	238
10.9.2.1 Criteri di inizio del danneggiamento basati sulla deformazione	240
10.9.2.2 Criteri di inizio del danneggiamento basati sulla tensione.....	241
10.9.2.3 Indice di evoluzione del danno basato sullo spostamento	243
10.9.2.4 Indice di evoluzione del danno basato sulla dissipazione di energia	245
10.9.3 Trazione effettiva	245
10.9.4 Erosione dell'elemento coesivo	245
10.9.5 Tecniche di modellazione	246
10.9.5.1 Tecnica basata sugli elementi	246
10.9.5.2 Tecnica basata sul contatto	248
10.10 MODELLAZIONE CON ELEMENTI COESIVI "BONDING_PTO1"	248
10.10.1 Simulazione test sperimentale rottura incollaggio con elementi coesivi.....	250
10.10.2 Risultati simulazione test sperimentale rottura incollaggio modellino aggiornato	255
10.10.2.1 Tensione normale	256
10.10.2.2 Tensione di taglio	257
10.10.3 Risultati run di prova con elementi coesivi nel modello aggiornato con i provini	257
10.10.3.1 Modifica nella modellazione della lastra di materiale composito.....	259
10.10.4 Modello leva sospensione con elementi coesivi.....	265
CAPITOLO 11. PROVA SPERIMENTALE LUNGO Z.....	268
11.1 SIMULAZIONE TEST SPERIMENTALE ROTTURA LUNGO Z	268
11.1.1 Risultati simulazione "CRI" = "MAXS"	271
11.1.1.1 Adesivo epossidico EA-9394 (bonding_pto1)	272
11.1.1.2 Boccola di acciaio nell'inserto in alluminio del punto 1.....	275
11.1.1.3 Inserto in alluminio del punto 1.....	276
11.1.1.4 Materiale composito intorno al punto 5.....	277
11.1.1.5 Materiale composito intorno al punto 1.....	278
11.1.2 Risultati simulazione "CRI" = "QUADS".....	278
11.1.2.1 Adesivo epossidico EA-9394 (bonding_pto1)	279
11.1.2.2 Boccola di acciaio nell'inserto in alluminio del punto 1.....	283
11.1.2.3 Inserto in alluminio del punto 1.....	284

11.1.2.4 Materiale composito intorno al punto 5.....	285
11.1.2.5 Materiale composito intorno al punto 1.....	286
11.1.3 Previsioni da simulazioni	286
11.2 PROVA SPERIMENTALE ROTTURA LUNGO Z.....	287
CAPITOLO 12. CLEATING PUNTO 1	291
12.1 TEST SPERIMENTALE INCOLLAGGIO PUNTO 1 (FILM_ADESIVO_PTO1).....	293
12.1.1 Risultati simulazione test sperimentale rottura film adesivo	303
12.1.1.1 Tensione normale	303
12.1.1.2 Tensione di taglio	304
12.2 MODELLAZIONE CON ELEMENTI COESIVI "FILM_ADESIVO_PTO1"	305
12.2.1 Simulazione test sperimentale rottura film adesivo con elementi coesivi	307
12.2.1.1 Modifica nella modellazione della lastra di materiale composito	309
12.2.2 Modello leva sospensione con elementi coesivi	315
12.3 SIMULAZIONE PROVA SPERIMENTALE LUNGO Z CON ELEMENTI COESIVI SU ENTRAMBI GLI ADESIVI	316
CAPITOLO 13. ADESIVO PUNTO 2.....	318
13.1 SIMULAZIONE FRENATA SU LEVA CON GEOMETRIA INIZIALE	319
13.1.1 Subcase 2 (limit_load-v2).....	320
CAPITOLO 14. PROVA SPERIMENTALE LEVA SN#5	323
14.1 SIMULAZIONE TEST SPERIMENTALE ROTTURA LUNGO X	325
14.1.1 Risultati simulazione con $w1 = 0.008$	326
14.1.1.1 Adesivo epossidico EA-9394 (bonding_pto1 e colla_pto2).....	327
14.1.1.2 Materiale composito intorno al punto 2.....	331
14.1.1.3 Boccola di acciaio nel punto 2	332
14.1.1.4 Materiale composito intorno al punto 1.....	333
14.1.1.5 Materiale composito intorno al punto 5.....	334
14.1.2 Risultati simulazione con $w1 = 0.024$	334
14.1.2.1 Adesivo epossidico EA-9394 (bonding_pto1 e colla_pto2).....	335
14.1.2.2 Materiale composito intorno al punto 2.....	339
14.1.2.3 Materiale composito intorno al punto 1.....	340
14.1.2.4 Materiale composito intorno al punto 5.....	341
14.1.3 Previsioni da simulazione	341
14.2 PROVA SPERIMENTALE ROTTURA SN#5.....	342
CONCLUSIONI	348
BIBLIOGRAFIA E SITOGRAFIA	350

Introduzione

Ferrari è una delle case automobilistiche italiane che sfrutta l'ingegneria assistita da calcolatore per la progettazione e ottimizzazione dei componenti meccanici mediante l'impiego di codici FEM, infatti, oggi è fondamentale l'applicazione di queste tecniche di calcolo strutturale in un ambiente così competitivo, per poter riuscire a portare al limite il design dei componenti, pur garantendo l'affidabilità e la sicurezza.

In questo lavoro si eseguiranno la modellazione ed il calcolo di una leva sospensione in composito per vetture ad alte prestazioni con delle analisi agli elementi finiti mediante l'impiego del codice FEM Optistruct. I dati ottenuti dalle simulazioni saranno quindi confrontati con i rilievi sperimentali in modo da poter ottimizzare il progetto.

Al termine di questa breve introduzione, la struttura del lavoro di tesi è articolata come segue: nel capitolo 1 si fa un piccolo riassunto sulla storia di Ferrari e delle altre due aziende che hanno collaborato alla progettazione ed alla realizzazione della leva, cioè SmartCae e Bercella.

Nel capitolo 2 si trattano le sospensioni automobilistiche in generale, con una breve panoramica sugli scopi della sospensione.

Nel capitolo 3 si spiega il metodo di lavoro utilizzato, soffermandosi sul metodo degli elementi finiti, su cosa sia l'ingegneria assistita da calcolatore (CAE) e si parla dei software adoperati per eseguire le analisi.

Nei capitoli 4 e 5 è illustrata la teoria alla base dei materiali laminati, in particolare nel capitolo 4 viene esposta quella riguardante i singoli strati di un laminato, invece, nel capitolo 5 viene considerato il laminato in maniera complessiva.

Nel capitolo 6 si descrive la leva in composito e si analizzano nel dettaglio gli adesivi utilizzati per gli accoppiamenti metallo - carbonio. In questa sezione vengono riportati i dati ed i risultati ottenuti dalle prove sperimentali, condotte da Ferrari sui prototipi

prodotti, prima dell'inizio di questo lavoro di tesi e le prove di compressione utilizzate per migliorare i dati del materiale. Per finire è illustrata una parte incentrata sulla corrosione ed in particolare sugli accoppiamenti metallo – carbonio.

Il capitolo 7 è dedicato all'analisi dettagliata del modello agli elementi finiti di partenza.

Nel capitolo 8 viene trattata l'analisi del punto 2 della leva cercando di ottimizzare il componente tramite modifiche che facciano aumentare la resistenza in tale zona.

Nel capitolo 9 viene spiegato il failure index e in particolare ci si sofferma sul criterio di Tsai-Wu per elementi compositi solidi.

Nel capitolo 10 viene affrontata l'analisi del punto 1 della leva. Dopo una breve panoramica sulla tomografia e sul comportamento dei giunti adesivi, vengono descritte le prove sperimentali sugli incollaggi, eseguite da Ferrari prima dell'inizio di questo lavoro di tesi. Quindi viene esposto tutto il lavoro di analisi dell'incollaggio nel punto 1 che è stato effettuato attraverso l'impiego del codice FEM Optistruct, in particolare lo studio sull'inizio dello scollamento e lo studio sull'evoluzione dello scollamento. Proprio in quest'ultima parte viene trattata la teoria degli elementi coesivi in Optistruct e ci si sofferma sulla calibrazione di tali elementi prima di introdurli nel modello FEM della leva.

Nel capitolo 11 viene descritta la prova sperimentale di rottura lungo z attraverso un confronto tra i risultati ottenuti tramite simulazione ed i rilievi sperimentali.

Nel capitolo 12 è spiegato come il modello viene ulteriormente migliorato ottimizzando la modellazione del cleating e introducendo gli elementi coesivi anche per caratterizzare il film adesivo della fasciatura nel punto 1. Per finire viene ripetuta la simulazione della prova sperimentale di rottura lungo z con il modello aggiornato.

Nel capitolo 13 viene illustrata l'ulteriore ottimizzazione del modello FEM della leva aggiungendo anche nel punto 2 gli elementi coesivi. Il nuovo modello viene quindi confrontato con quello di partenza.

Nel capitolo 14 viene trattata la prova sperimentale di rottura lungo un asse inclinato di 13° rispetto a X attraverso un confronto tra i risultati ottenuti tramite simulazione ed i rilievi sperimentali.

Una breve conclusione, infine, riassume la metodologia utilizzata e contiene gli ultimi commenti sui risultati.

Capitolo 1. L'azienda

Questa tesi è incentrata su una leva sospensione per auto ad alte prestazioni progettata e prodotta da Ferrari S.p.A. in collaborazione con SmartCAE S.r.l. e Bercella S.r.l.

1.1 Ferrari

La Ferrari è una delle case automobilistiche di auto sportive di lusso più ammirate al mondo. L'azienda è stata lanciata ufficialmente nel 1947, tuttavia, il fondatore Enzo Ferrari è entrato nel settore automobilistico già nel 1898 quando divenne un pilota di auto da corsa. Negli anni '20 diventò pilota dell'Alfa Romeo e vinse diversi premi.

Nel 1929 Enzo Ferrari fondò la Scuderia Ferrari, oggi divisione ufficiale delle auto da corsa dell'azienda ma nata come divisione dell'Alfa specializzata nella preparazione di vetture da corsa. Nel 1931 Enzo si classificò secondo sul Circuito delle Tre Province, che è stata la sua ultima gara come pilota. Tuttavia, ha continuato a lavorare con la Scuderia e a costruire automobili per l'Alfa fino al 1939. Nel settembre dello stesso anno, ha lasciato la sua posizione di capo dell'Alfa Corse per fondare la propria azienda automobilistica, la Auto Avio Costruzioni nella sua città natale di Modena, in Italia. Come condizione per la sua partenza, gli fu chiesto di non utilizzare il nome Ferrari in associazione con nessuna delle sue auto o gare per almeno quattro anni. Onorando l'accordo, il nome dell'azienda non fu cambiato in Auto Costruzioni Ferrari fino al 1957, e la prima vettura a portare il nome Ferrari fu la Ferrari 125 S.

Nel 1945, la Ferrari introdusse un motore V12 che divenne un marchio di fabbrica per l'azienda. Nei decenni successivi, l'azienda automobilistica italiana prosperò con le sue

auto gareggiando e vincendo gare importanti tra cui la Mille Miglia (1948), la 24 Ore di Le Mans (1949) e il Campionato del Mondo di Formula 1 (1951).

Alla fine degli anni '60, Enzo si rese conto che per mantenere il successo e crescere di fronte alla concorrenza e alle sfide del mercato, l'azienda aveva bisogno di un partner. Nel 1969 ne trovò uno nel Gruppo Fiat, che acquistò una quota del 50% dell'azienda.

Nel 1988 Enzo Ferrari muore all'età di 90 anni e il Gruppo Fiat aumenta la propria partecipazione nella società al 90%. Dal 2013 Ferrari S.p.A. è controllata da Ferrari N.V.

Attualmente Ferrari è uno tra i marchi del lusso leader a livello mondiale e si occupa della progettazione, produzione e vendita di auto sportive di lusso ad alte prestazioni. Il marchio Ferrari è simbolo di unicità, innovazione, prestazioni sportive all'avanguardia e design italiano.

1.1.1 SMARTCAE. SmartCAE nasce nel 2002 con l'obiettivo di mettere a disposizione delle aziende la simulazione al calcolatore, attraverso una combinazione tra software CAE professionali, formazione e servizi di consulenza svolti da personale qualificato. Sono proprio questi i tre punti chiave dell'offerta dell'azienda. SmartCAE si è trasformata gradualmente grazie al consolidamento delle esperienze nell'ambito delle analisi strutturali e attraverso lo sviluppo di nuove competenze in settori complementari come la termo-fluidodinamica computazionale CFD, la simulazione del crash automobilistico e l'ottimizzazione di forma e topologica. L'esperienza maturata nell'ambito dei compositi laminati, unita a un portafoglio di soluzioni specialistico per la gestione di questi materiali, ha permesso a SmartCAE di diventare partner di riferimento per le principali aziende nei settori automotive, motorsport, difesa e spazio.

Con venti anni di esperienza alle spalle, SmartCAE continua a incentrare il rapporto con il cliente sul concetto di partnership di lungo termine e mentoring, accompagnandolo e assistendolo ad ogni passo della realizzazione dei propri obiettivi di sviluppo prodotto. L'azienda dispone oggi di un team di 10 ingegneri con competenze diversificate

nell'ambito della simulazione al computer, in cui i 4 soci fondatori continuano a ricoprire ruoli operativi chiave. SmartCAE è una azienda leader nel settore dei materiali compositi, delle applicazioni CAE al motorsport e dei temi dello Spazio.

1.1.2 BERCELLA. Bercella nasce a Varano de' Melegari nel 1996, quando il fondatore Franco Bercella costruisce un aereo ultraleggero in Materiali Compositi, iniziando a fare esperimenti con la Fibra di Carbonio, ben in anticipo sui tempi.

La specializzazione iniziale nella produzione di componenti in materiali compositi porta Bercella a consolidare la sua posizione di leader mondiale negli anni a partire dal settore delle corse internazionali:

- nel 2000 Bercella progetta e realizza componenti per monoposto, come monoscocche e carrozzerie per campionati internazionali monoposto da corsa, come F3, F. Renault, Indycar.

Inizia poi il processo di diversificazione grazie a continui investimenti in ricerca e sviluppo, che ampliano e consolidano il know-how e l'esperienza di Bercella in diversi ambiti:

- nel 2002 Bercella ottiene le prime qualifiche per l'Aviazione;
- nel 2009 l'azienda entra nel settore della Difesa con la fornitura di grandi Radomi e Riflettori ai principali player italiani ed internazionali;
- nel 2012 Bercella intraprende l'evoluzione da un modello build-to-print per diventare gradualmente un player build-to-spec.

Oggi Bercella estende la sua specializzazione nel settore Aerospaziale, con realizzazioni di successo per l'industria a livello mondiale.

Capitolo 2. Sospensioni automobilistiche

La sospensione è il sistema di pneumatici, molle, ammortizzatori e leveraggi che collega un veicolo alle sue ruote e consente il movimento relativo tra le due. Le sospensioni sono costituite da cinematismi che vincolano le ruote alla scocca o a telai ad essa solidali.

Hanno tre scopi principali:

- permettere la corretta ripartizione delle forze al suolo in ogni condizione di carico;
- isolare il veicolo dalle sollecitazioni dovute alle asperità della strada (comfort sollecitazioni sul veicolo);
- determinare l'assetto del veicolo in condizioni dinamiche.

Per i veicoli a tre ruote, l'appoggio è isostatico e le sospensioni non sono necessarie per la corretta ripartizione del carico tra le ruote, ma per i veicoli a quattro (o più) ruote, l'appoggio è iperstatico e, quindi, per assicurare la ripartizione del carico tra le ruote su superfici non piane ci sono due possibilità:

- il telaio è sufficientemente deformabile per adattarsi al suolo;
- si utilizza un sistema sospensivo del telaio.

Il sistema sospensivo di un veicolo è costituito da molti elementi in serie, il principale dei quali è la sospensione propriamente detta.

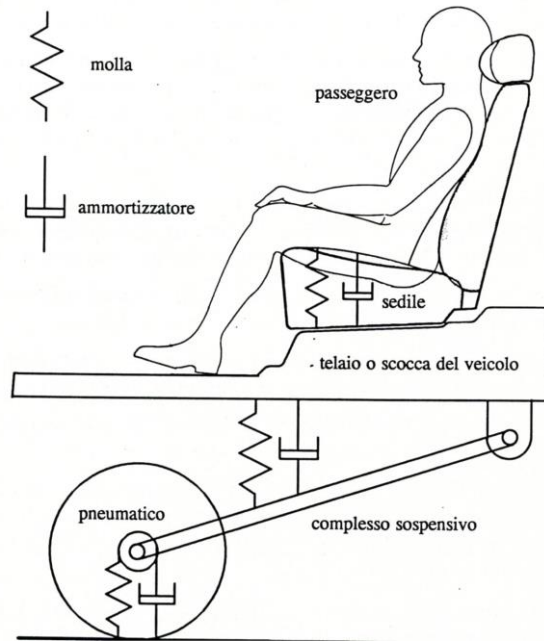


Figura 1. Sistema sospensivo

L'efficacia del sistema sospensivo dipende dal rapporto R tra le masse sospese e quelle non sospese:

$$R = \frac{\text{masse sospese}}{\text{masse non sospese}}$$

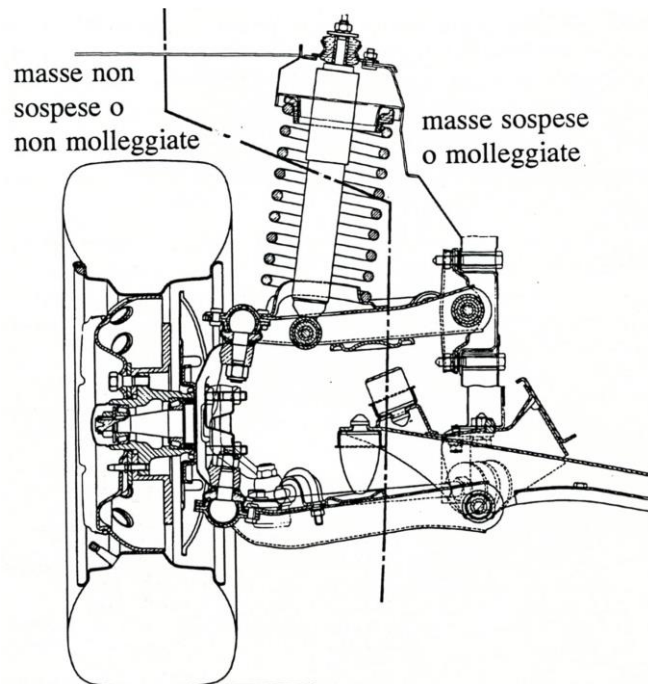


Figura 2. Masse sospese e masse non sospese

Le principali architetture delle sospensioni sono raggruppabili in:

- assale rigido;
- assale deformabile;
- indipendenti;
- indipendenti con interconnessione longitudinale.

In questa tesi il lavoro è incentrato sul prototipo di una leva sospensione anteriore inferiore sinistra in composito.

Capitolo 3. Metodo di lavoro

3.1 Metodo agli elementi finiti

Il metodo agli elementi finiti (FEM) è, in sostanza, lo studio dei criteri per i quali è possibile rappresentare il continuo meccanico mediante elementi discreti, interconnessi da un numero discreto di punti nodali, localmente equivalenti da un punto di vista statico alle corrispondenti porzioni del continuo.

Una volta effettuata tale discretizzazione, è possibile studiare il comportamento del continuo mediante metodi numerici.

Il FEM ha diversi vantaggi:

- Può facilmente trattare geometrie molto complesse.
- Può trattare carichi e vincoli complessi.
- Può trattare una larga varietà di problemi ingegneristici. Analisi statica, analisi dinamica, fluidodinamica, trasmissione del calore, problemi elettromagnetici, comportamenti del materiale non lineari.

Purtroppo però il metodo agli elementi finiti permette di ottenere solo soluzioni approssimate.

L'analisi agli elementi finiti (FEA) è una tecnica di simulazione a computer usata nelle analisi ingegneristiche che utilizza il Metodo degli elementi finiti.

3.2 CAE – Computer aided engineering

L'ingegneria assistita da computer (CAE) è il processo di risoluzione dei problemi di ingegneria attraverso l'uso di sofisticati software grafici interattivi.

Il CAE racchiude i principali software impiegati dalle organizzazioni manifatturiere per produrre in serie prodotti in un ambiente di fabbrica. Permette più calcoli di quanto sia possibile a mano, specialmente quando è abbinato a sistemi di ottimizzazione.

Un programma CAE è un modello matematico scritto in un linguaggio di programmazione che utilizza una serie di algoritmi che definiscono i processi di produzione. Il processo inizia innanzitutto definendo l'analisi del fenomeno matematico. Successivamente, le equazioni devono essere definite. Infine, viene creato un modello di configurazione fisica, che può consistere in figure / forme / curve / superfici 2D o 3D. Questo modello è quindi applicato a un vero meccanismo di produzione per progettare e sviluppare il prodotto.

In generale, l'utilizzo di un programma CAE si compone di tre fasi:

- inserimento nel computer di un modello matematico del sistema fisico da studiare (anche detto pre-processing o data-entry);
- calcolo numerico sul modello (solving);
- visualizzazione ed analisi dei risultati (post-processing o visualization).

In questo lavoro le tre fasi appena descritte sono svolte utilizzando tre software prodotti da Altair Engineering Inc.

3.3 Altair

Altair Engineering Inc. è una multinazionale americana di tecnologia dell'informazione. Fornisce soluzioni software e cloud per simulazione, IoT, calcolo ad alte prestazioni (HPC), analisi dei dati e intelligenza artificiale (AI). Altair Engineering è il creatore del prodotto software HyperWorks CAE, tra numerosi altri pacchetti software e suite. La società è stata fondata nel 1985 ed è stata quotata in borsa nel 2017.

In questo lavoro vengono usati i tre software:

- Hypermesh v2021.2;
- Optistruct v2021.2;
- Hyperview v2021.2.

3.3.1 HYPERMESH. HyperMesh è il preprocessore multidisciplinare agli elementi finiti che riesce a gestire la generazione di modelli grandi e complessi, dall'importazione di una geometria CAD all'esportazione di un file risolutore pronto per l'uso.

HyperMesh supporta un'ampia varietà di interfacce CAD e risolutori, rendendolo una soluzione perfetta per la maggior parte dei settori verticali e domini. Con la sua geometria avanzata e capacità di meshing, HyperMesh fornisce un ambiente per la generazione rapida di modelli. La generazione rapida di mesh di alta qualità è solo una delle competenze principali di HyperMesh.

Per la generazione e l'assemblaggio di sottosistemi complessi, HyperMesh dispone di strumenti avanzati di assemblaggio di modelli. La modellazione dei compositi laminati è supportata da strumenti avanzati di creazione, modifica e visualizzazione. Le modifiche al progetto possono essere apportate facilmente tramite il morphing della mesh e la quotatura della geometria.

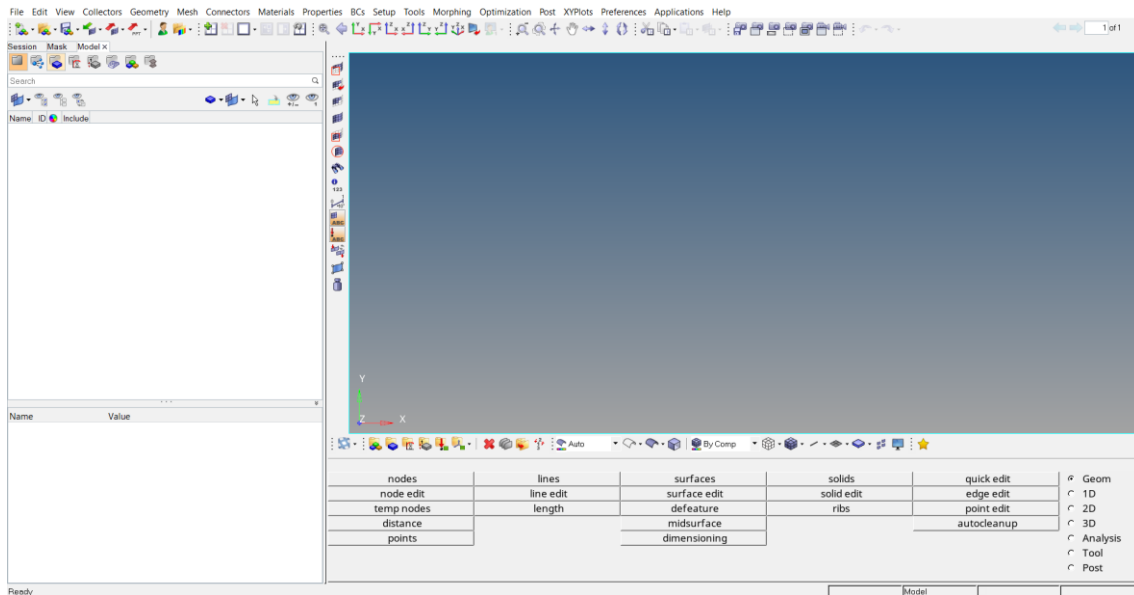


Figura 3. Interfaccia utente Hypermesh v2021.2

È molto importante, prima di iniziare a lavorare con Hypermesh, eseguire la scelta corretta nel pannello "User Profiles". Per questo lavoro è stato impostato l' user profile "Optistruct" in modo da attivare le funzioni necessarie ad operare con tale software.

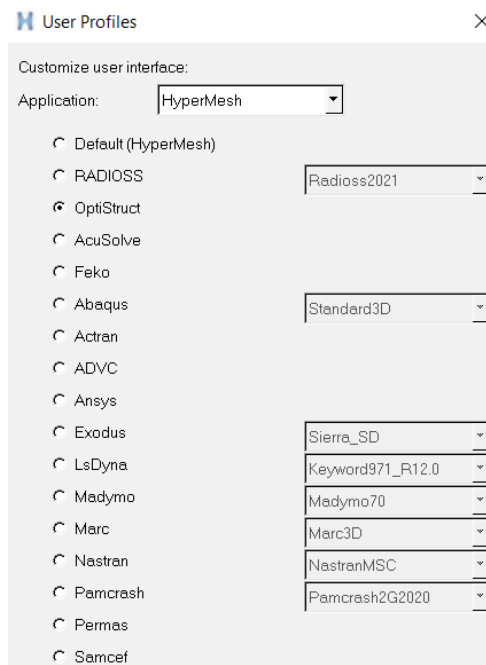


Figura 4. Pannello "User Profiles" in Hypermesh

3.3.2 OPTISTRUCT. OptiStruct è un moderno risolutore strutturale collaudato con soluzioni complete, accurate e scalabili per analisi lineari e non lineari in discipline statiche e dinamiche, vibrazioni, acustica, fatica, trasferimento di calore e multifisiche. Viene utilizzato a livello globale per guidare la progettazione con l'ottimizzazione e convalidare le prestazioni strutturali.

Introdotta in commercio nel 1994, OptiStruct è la prima tecnologia di simulazione sul mercato che integra perfettamente l'ottimizzazione e l'analisi strutturale. OptiStruct risolve problemi sia lineari che non lineari utilizzando una versione proprietaria avanzata di NASTRAN e una moderna formulazione non lineare proprietaria sviluppata e mantenuta da Altair.

Negli ultimi due decenni, l'ottimizzazione della topologia OptiStruct ha guidato la progettazione di prodotti leggeri e strutturalmente efficienti. OptiStruct offre molti altri metodi di ottimizzazione strutturale e un'ampia gamma di vincoli di produzione essenziali per i processi tradizionali, i compositi e la produzione additiva.

Optistruct può essere utilizzato:

- direttamente all'interno di Hypermesh dalla vista "Panels";

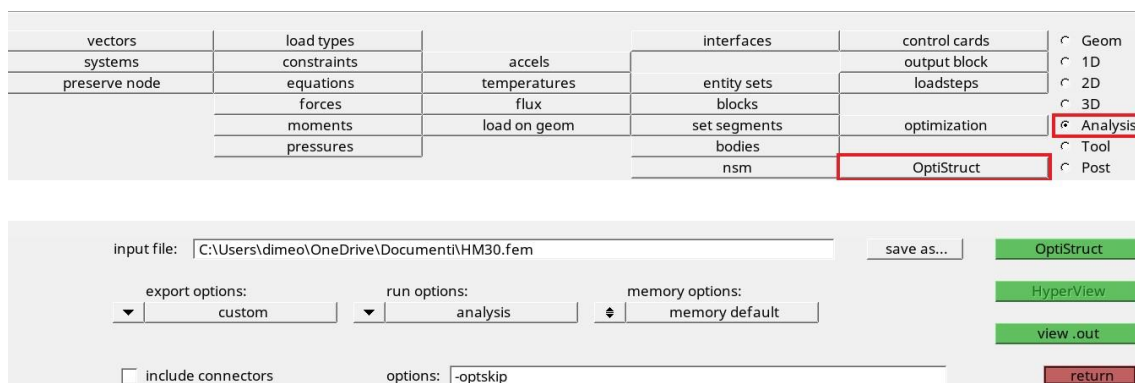


Figura 5. Lancio di Optistruct dalla vista "Panels" all'interno di Hypermesh

- dopo aver esportato il modello in formato .fem e lanciando la run tramite l'interfaccia utente grafica interattiva "Compute Console".

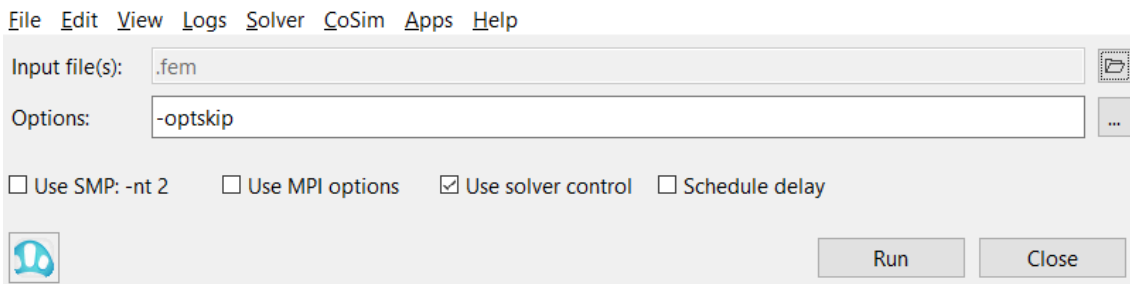


Figura 6. Lancio di Optistruct da Compute Console

3.3.3 HYPERVIEW. HyperView migliora la produttività ingegneristica attraverso l'automazione dei processi, la creazione di report e un'interfaccia utente estensibile.

HyperView è un ambiente completo di post-elaborazione e visualizzazione per analisi agli elementi finiti (FEA), simulazione di sistemi multi-corpo (MBS), video digitale e dati di test. La grafica 3D è molto veloce e le funzionalità sono molteplici, questo permette un'elevata velocità ed integrazione della post-elaborazione dei risultati CAE.

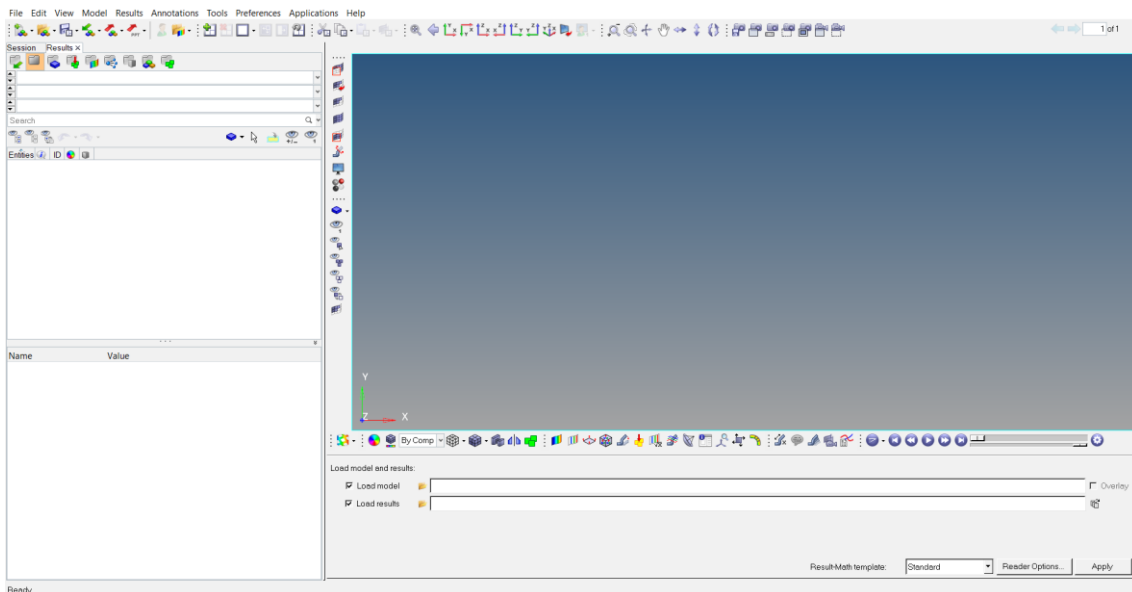


Figura 7. Interfaccia utente Hyperview v2021.2

Capitolo 4. Materiali compositi - Plies

La sospensione studiata in questo lavoro di tesi è una leva in composito laminato costituito da più strati, per cui nel seguito è descritta la teoria alla base dei singoli plies che costituiscono un materiale di questo tipo.

4.1 Notazioni e convenzioni

4.1.1 SISTEMA DI COORDINATE A STRATI. Nei software Altair usati, le direzioni in un materiale stratificato (composito), cioè in uno strato, sono indicate da un sistema di coordinate 123. Gli assi 1 e 2 definiscono il piano dello strato, mentre l'asse 3 è perpendicolare a questo piano (Figura 8).

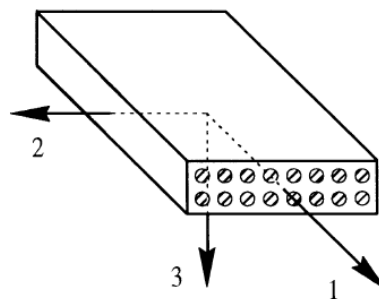


Figura 8. Sistema di coordinate 123 per gli strati

Il sistema di coordinate 123 è il sistema di coordinate principale del materiale, cioè il comportamento costitutivo del materiale è ortotropo in questo sistema di coordinate. Ciò significa che gli assi 1 e 2 sono allineati secondo la struttura interna dello strato. In uno strato rinforzato unidirezionale l'asse 1 è normalmente nella direzione delle fibre.

Le proprietà degli strati possono essere studiate anche in un sistema di coordinate xyz . L'asse z è parallelo all'asse 3 del sistema di coordinate 123. L'angolo di rotazione tra gli assi x e y e gli assi 1 e 2 è indicato da θ . Nella figura seguente è mostrato il verso positivo dell'angolo θ .

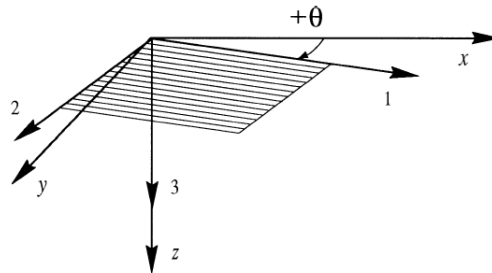


Figura 9. La rotazione positiva degli assi 1 e 2 rispetto agli assi x e y è definita dalla regola della mano destra

Quando gli strati sono considerati come plies che formano un laminato, il sistema di coordinate xyz viene indicato come sistema di coordinate del laminato.

4.1.2 TENSIONI E DEFORMAZIONI. I software Altair considerati utilizzano la notazione contratta per tensioni e deformazioni. Le direzioni delle tensioni e deformazioni normali sono indicate con pedici corrispondenti alla direzione di riferimento (es. σ_1 , ϵ_1). Per tensioni e deformazioni di taglio, il piano su cui agisce la sollecitazione o deformazione è indicato con due pedici (es. τ_{12} , γ_{12}). Invece nella notazione tensoriale alternativa, tutte le sollecitazioni e deformazioni sono solitamente identificate con due pedici (es. σ_{11} , σ_{12} , ϵ_{11} , ϵ_{12}). Tuttavia, la principale differenza tra i due sistemi è che le deformazioni ingegneristiche di taglio sono utilizzate nella notazione contratta. Come illustrato nella figura seguente il valore di una deformazione ingegneristica di taglio è il doppio del valore della corrispondente deformazione tensoriale di taglio.

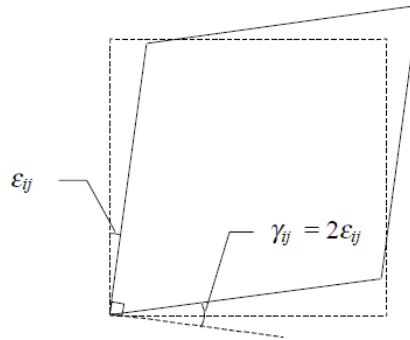


Figura 10. Le deformazioni di taglio ingegneristiche (γ_{ij}) utilizzate nei software Altair considerati sono il doppio delle deformazioni di taglio tensoriale (ϵ_{ij}).

Nello stato tensione-deformazione tridimensionale, le tensioni e le deformazioni nel sistema di coordinate 123 possono essere espressi con i seguenti vettori:

$$\{\sigma\}_{123} = \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} ; \quad \{\epsilon\}_{123} = \begin{Bmatrix} \epsilon_1 \\ \epsilon_2 \\ \epsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix}$$

in maniera analoga, nel sistema di coordinate xyz, gli stessi vettori sono:

$$\{\sigma\}_{xyz} = \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_z \\ \tau_{yz} \\ \tau_{zx} \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} ; \quad \{\epsilon\}_{xyz} = \begin{Bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \epsilon_z \\ \gamma_{yz} \\ \gamma_{zx} \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix}$$

Gli strati dei compositi sono spesso studiati assumendo lo stato piano di tensione, in tal caso, sono necessarie solo le componenti nel piano delle sollecitazioni e delle deformazioni per definire lo stato tensione-deformazione. Nel sistema di coordinate 123, i vettori si riducono a:

$$\{\sigma\}_{12} = \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} \quad ; \quad \{\varepsilon\}_{12} = \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix}$$

allo stesso modo, nel sistema di coordinate xyz i vettori sono:

$$\{\sigma\}_{xy} = \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} \quad ; \quad \{\varepsilon\}_{xy} = \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix}$$

4.1.3 TRASFORMAZIONI COORDINATE

4.1.3.1 Tensioni e deformazioni tridimensionali. Nello stato di tensione-deformazione triassiale, la trasformazione delle tensioni da un sistema di coordinate xyz ad un sistema di coordinate 123 dello strato, e viceversa, può essere espressa come:

$$\begin{aligned} \{\sigma\}_{123} &= [T]\{\sigma\}_{xyz} \\ \{\sigma\}_{xyz} &= [T]^{-1}\{\sigma\}_{123} \end{aligned}$$

dove [T] è la matrice di trasformazione:

$$[T] = \begin{bmatrix} \cos^2\theta & \sin^2\theta & 0 & 0 & 0 & 2\sin\theta\cos\theta \\ \sin^2\theta & \cos^2\theta & 0 & 0 & 0 & -2\sin\theta\cos\theta \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \cos\theta & -\sin\theta & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \sin\theta & \cos\theta & 0 \\ -\sin\theta\cos\theta & \sin\theta\cos\theta & 0 & 0 & 0 & \cos^2\theta - \sin^2\theta \end{bmatrix}$$

e la sua matrice inversa è:

$$[T]^{-1} = \begin{bmatrix} \cos^2\theta & \sin^2\theta & 0 & 0 & 0 & -2\sin\theta\cos\theta \\ \sin^2\theta & \cos^2\theta & 0 & 0 & 0 & 2\sin\theta\cos\theta \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \cos\theta & \sin\theta & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -\sin\theta & \cos\theta & 0 \\ \sin\theta\cos\theta & -\sin\theta\cos\theta & 0 & 0 & 0 & \cos^2\theta - \sin^2\theta \end{bmatrix}$$

Per le deformazioni tensoriali le equazioni di trasformazione sono equivalenti a quelle delle tensioni, ma per le deformazioni ingegneristiche le equazioni di trasformazione sono:

$$\begin{aligned}\{\varepsilon\}_{123} &= [T]^{-T} \{\varepsilon\}_{xyz} \\ \{\varepsilon\}_{xyz} &= [T]^T \{\varepsilon\}_{123}\end{aligned}$$

dove l'apice T indica l'inversa di una matrice trasposta.

4.1.3.2 Tensioni e deformazioni piane. Considerando solo le tensioni nel piano, le equazioni di trasformazione si riducono a:

$$\begin{aligned}\{\sigma\}_{12} &= [T] \{\sigma\}_{xy} \\ \{\sigma\}_{xy} &= [T]^{-1} \{\sigma\}_{12}\end{aligned}$$

dove [T] diventa:

$$[T] = \begin{bmatrix} \cos^2\theta & \sin^2\theta & 2\sin\theta\cos\theta \\ \sin^2\theta & \cos^2\theta & -2\sin\theta\cos\theta \\ -\sin\theta\cos\theta & \sin\theta\cos\theta & \cos^2\theta - \sin^2\theta \end{bmatrix}$$

e la sua inversa:

$$[T]^{-1} = \begin{bmatrix} \cos^2\theta & \sin^2\theta & -2\sin\theta\cos\theta \\ \sin^2\theta & \cos^2\theta & 2\sin\theta\cos\theta \\ \sin\theta\cos\theta & -\sin\theta\cos\theta & \cos^2\theta - \sin^2\theta \end{bmatrix}$$

Per le deformazioni nel piano, le equazioni di trasformazione sono:

$$\begin{aligned}\{\varepsilon\}_{12} &= [T]^{-T} \{\varepsilon\}_{xy} \\ \{\varepsilon\}_{xy} &= [T]^T \{\varepsilon\}_{12}\end{aligned}$$

4.2 Comportamento del materiale ortotropo

4.2.1 ASSUNZIONI FONDAMENTALI. Si assume che:

- le relazioni tensione-deformazione degli strati siano lineari-elastiche in tutte le analisi della suite Altair;
- le pendenze delle curve tensione-deformazione siano le stesse in tensione e compressione, cioè i moduli di Young sono uguali.

L'assunzione sull'elasticità lineare è sufficiente per la rigidezza, la risposta al carico e le analisi di rottura degli strati compositi e strutture laminate stratificate costituite a loro volta da strati compositi.

Tuttavia, la deviazione dalla linearità può diventare significativa soprattutto a livelli di carico elevati.

Praticamente tutti i materiali compositi hanno un qualche tipo di simmetria nella loro struttura interna. Nei software Altair, quindi, si presume che gli strati siano generalmente ortotropi.

4.2.2 COMPORTAMENTO COSTITUTIVO TRIASSIALE

4.2.2.1 Equazioni costitutive dei materiali ortotropi. Le relazioni tensione-deformazione di un materiale anisotropo possono essere espresse nella forma:

$$\{\sigma\}_{123} = [C]\{\varepsilon\}_{123}$$

dove [C] è la matrice di rigidezza del materiale. Attraverso considerazioni sull'energia di deformazione si può dimostrare che [C] è simmetrico, il che significa che il comportamento elastico di un materiale anisotropo è individuato

da 21 costanti elastiche indipendenti per il materiale. La relazione in cui compare una matrice di cedevolezza $[S]$ è:

$$\{\varepsilon\}_{123} = [S]\{\sigma\}_{123}$$

dove:

$$[S] = [C]^{-1}$$

Anche la matrice di cedevolezza è simmetrica.

Se esistono piani di simmetria elastica, il numero di costanti elastiche indipendenti è ridotto.

Per un materiale ortotropo esistono tre piani di simmetria elastica, che definiscono il sistema di coordinate principale 123 del materiale, e nove costanti elastiche indipendenti. In termini di matrice di rigidezza, le relazioni tensione-deformazione possono essere scritte come:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix}$$

Usando la matrice di cedevolezza invece si ha:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} & 0 & 0 & 0 \\ S_{12} & S_{22} & S_{23} & 0 & 0 & 0 \\ S_{13} & S_{23} & S_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & S_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & S_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{Bmatrix}$$

Non c'è accoppiamento taglio-estensione nel sistema di coordinate principale. Pertanto, per derivare la matrice di rigidezza dalla matrice di cedevolezza,

l'inversione di matrice può essere suddivisa in due parti. Per le costanti di estensione questo produce:

$$\begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} \\ S_{12} & S_{22} & S_{23} \\ S_{13} & S_{23} & S_{33} \end{bmatrix}^{-1}$$

mentre le costanti di taglio sono:

$$C_{44} = \frac{1}{S_{44}} \quad ; \quad C_{55} = \frac{1}{S_{55}} \quad ; \quad C_{66} = \frac{1}{S_{66}}$$

4.2.2.2 Costanti ingegneristiche. Le proprietà del materiale elastico sono spesso descritte utilizzando le costanti ingegneristiche: moduli di Young (E), moduli di taglio (G) e rapporti di Poisson (ν). Queste costanti mettono in relazione le tensioni e le deformazioni nelle principali condizioni di carico, cioè in trazione o compressione uniassiale e a taglio. Nella suite Altair viene utilizzata la notazione normalizzata di riga per i rapporti di Poisson, cioè:

$$\nu_{ij} = -\frac{\varepsilon_j}{\varepsilon_i} \quad , \quad \begin{cases} \sigma_i \text{ applied} \\ \text{all other stresses zero} \end{cases}$$

La matrice di cedevolezza scritta con le costanti ingegneristiche diventa:

$$[S] = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_1} & -\frac{\nu_{21}}{E_2} & -\frac{\nu_{31}}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{12}}{E_1} & \frac{1}{E_2} & -\frac{\nu_{32}}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{13}}{E_1} & -\frac{\nu_{23}}{E_2} & \frac{1}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{23}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{31}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{bmatrix}$$

A causa della simmetria della matrice di cedevolezza, i rapporti di Poisson maggiore e minore sono legati dalla relazione:

$$\frac{\nu_{ij}}{E_i} = \frac{\nu_{ji}}{E_j} \quad , \quad i, j = 1, 2, 3$$

Quindi, un materiale ortotropo ha nove costanti ingegneristiche indipendenti. Conoscendo queste costanti, si definisce la matrice di cedevolezza.

4.2.2.3 Restrizioni per costanti elastiche. Affinché un materiale ortotropo sia veramente elastico, le sue costanti elastiche devono soddisfare diverse condizioni. Di seguito, queste condizioni sono espresse in termini di costanti ingegneristiche dello strato.

Innanzitutto, se viene applicata una sola componente di tensione, a trazione o a compressione, la deformazione corrispondente deve essere positiva o negativa. Pertanto, gli elementi diagonali della matrice di cedevolezza devono essere positivi, il che equivale alla condizione che i moduli di Young e i moduli di taglio siano positivi:

$$\begin{array}{lll} E_1 > 0 & ; & E_2 > 0 & ; & E_3 > 0 \\ G_{12} > 0 & ; & G_{23} > 0 & ; & G_{31} > 0 \end{array}$$

In secondo luogo, con un ragionamento simile, anche gli elementi diagonali della matrice di rigidezza devono essere positivi. Questo porta a quattro disuguaglianze:

$$\frac{E_1}{E_2} > \nu_{12}^2 \quad ; \quad \frac{E_1}{E_3} > \nu_{13}^2 \quad ; \quad \frac{E_2}{E_3} > \nu_{23}^2$$

$$1 - \nu_{12}^2 \frac{E_1}{E_2} - \nu_{23}^2 \frac{E_3}{E_2} - (\nu_{13} + 2\nu_{12}\nu_{23})\nu_{13} \frac{E_3}{E_1} > 0$$

4.2.2.4 Equazioni costitutive nel sistema di coordinate xyz. Le equazioni costitutive dello stato tensionale triassiale, in un sistema di coordinate xyz arbitrario, possono essere scritte in modo analogo a quanto già fatto nel sistema di coordinate 123. Quindi si ottiene:

$$\{\sigma\}_{xyz} = [\bar{C}]\{\varepsilon\}_{xyz}$$

dove $[\bar{C}]$ è la matrice di rigidità nel sistema di coordinate xyz. Sostituendo le equazioni di trasformazione delle coordinate per tensioni e deformazioni nelle equazioni costitutive, si ottiene l'equazione di trasformazione:

$$[\bar{C}] = [T]^{-1}[C][T]^{-T}$$

Allo stesso modo:

$$\{\varepsilon\}_{xyz} = [\bar{S}]\{\sigma\}_{xyz}$$

dove $[\bar{S}]$ è la matrice di cedevolezza nel sistema di coordinate xyz e si determina invertendo la matrice di rigidità:

$$[\bar{S}] = [\bar{C}]^{-1}$$

4.2.2.5 Costanti ingegneristiche nel sistema di coordinate xyz. I moduli di Young, i moduli di taglio ed i rapporti di Poisson nel sistema di coordinate xyz sono correlati agli elementi di $[\bar{S}]$ nello stesso modo in cui le costanti nel sistema di coordinate 123 stanno a $[S]$. Quindi, in accordo con la definizione di $[S]$, i moduli di Young e di taglio sono:

$$E_x = \frac{1}{S_{11}} \quad ; \quad E_y = \frac{1}{S_{22}} \quad ; \quad E_z = \frac{1}{S_{66}}$$

$$G_{yz} = \frac{1}{S_{44}} \quad ; \quad G_{zx} = \frac{1}{S_{55}} \quad ; \quad G_{xy} = \frac{1}{S_{66}}$$

e i coefficienti di Poisson maggiori sono:

$$\nu_{xy} = -\frac{\bar{S}_{12}}{\bar{S}_{11}} \quad ; \quad \nu_{xz} = -\frac{\bar{S}_{13}}{\bar{S}_{11}} \quad ; \quad \nu_{yz} = -\frac{\bar{S}_{23}}{\bar{S}_{22}}$$

I coefficienti di Poisson minori sono legati a quelli maggiori attraverso la relazione di reciprocità mostrata per il sistema di coordinate 123, cioè:

$$\frac{\nu_{ij}}{E_i} = \frac{\nu_{ji}}{E_j} \quad , \quad i, j = 1, 2, 3$$

In un sistema di coordinate xyz scelto arbitrariamente esiste anche un accoppiamento taglio-estensione per materiali ortotropi, che non esiste nel sistema di coordinate principale del materiale.

Questi effetti sono descritti da coefficienti di mutua influenza definiti da Lekhnitskii.

Seguendo la notazione normalizzata per riga per i coefficienti di Poisson, i coefficienti di Lekhnitskii del primo tipo e del secondo tipo sono definiti come:

$$\eta_{ij,i} = \frac{\varepsilon_i}{\gamma_{ij}} \quad , \quad \left\{ \begin{array}{l} \tau_{ij} \text{ applied} \\ \text{all other stresses zero} \end{array} \right.$$

$$\eta_{i,jj} = \frac{\gamma_{ij}}{\varepsilon_i} \quad , \quad \left\{ \begin{array}{l} \sigma_i \text{ applied} \\ \text{all other stresses zero} \end{array} \right.$$

I coefficienti di Lekhnitskii nel piano xy, in termini di cedevolezza dei materiali, sono:

$$\eta_{x,xy} = \frac{\bar{S}_{16}}{\bar{S}_{11}} \quad ; \quad \eta_{xy,x} = \frac{\bar{S}_{16}}{\bar{S}_{66}}$$

$$\eta_{y,xy} = \frac{\bar{S}_{26}}{\bar{S}_{22}} \quad ; \quad \eta_{xy,y} = \frac{\bar{S}_{26}}{\bar{S}_{66}}$$

Va notato che nella trasformazione delle coordinate dal sistema di riferimento 123 al sistema xyz, tutte le nove costanti elastiche indipendenti di un materiale ortotropo non sono accoppiate. In altre parole, tutti gli elementi delle matrici di rigidezza e cedevolezza 3D non sono necessari per determinare una costante ingegneristica specifica nel sistema di coordinate xyz. Le trasformazioni delle coordinate delle costanti ingegneristiche nel piano le vedremo successivamente. Per le costanti fuori piano si possono ricavare le seguenti relazioni:

$$E_z = E_3$$

$$G_{zx} = \frac{G_{23}G_{31}}{\sin^2 \theta G_{31} + \cos^2 \theta G_{23}} \quad ; \quad G_{yz} = \frac{G_{23}G_{31}}{\sin^2 \theta G_{23} + \cos^2 \theta G_{31}}$$

$$v_{xz} = \frac{(\cos^2 \theta E_2 v_{13} + \sin^2 \theta E_1 v_{23}) G_{12}}{(\cos^4 \theta - 2 \sin^2 \theta \cos^2 \theta v_{12}) E_2 G_{12} + (\sin^4 \theta G_{12} + \sin^2 \theta \cos^2 \theta E_2) E_1}$$

$$v_{yz} = \frac{(\sin^2 \theta E_2 v_{13} + \cos^2 \theta E_1 v_{23}) G_{12}}{(\sin^4 \theta - 2 \sin^2 \theta \cos^2 \theta v_{12}) E_2 G_{12} + (\cos^4 \theta G_{12} + \sin^2 \theta \cos^2 \theta E_2) E_1}$$

$$v_{zx} = \frac{E_z}{E_x} v_{xz} \quad ; \quad v_{zy} = \frac{E_z}{E_y} v_{yz}$$

4.2.3 STATO DI TENSIONE PIANO

4.2.3.1 Equazioni costitutive. Nello stato di tensione piano la componente di tensione normale perpendicolare al piano e le tensioni di taglio trasversali sono nulle. Nell'analisi di strati e laminati compositi, lo stato di tensione piano è tipicamente assunto nel piano dello strato/laminato. Quindi, nel piano 12 le tensioni nulle sono:

$$\begin{cases} \sigma_3 = 0 \\ \tau_{23} = 0 \\ \tau_{31} = 0 \end{cases}$$

Le equazioni costitutive possono essere espresse in termini di matrice di cedevolezza eliminando le righe e le colonne corrispondenti alle tensioni nulle in questa matrice 6x6. In questo modo si ottiene:

$$\{\varepsilon\}_{j12} = [S]\{\sigma\}_{j12}$$

che in forma matriciale diventa:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & 0 \\ S_{12} & S_{22} & 0 \\ 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix}$$

Riprendendo la matrice di cedevolezza espressa in funzione delle costanti ingegneristiche, gli elementi diversi da zero sono:

$$S_{11} = \frac{1}{E_1} \quad ; \quad S_{22} = \frac{1}{E_2} \quad ; \quad S_{66} = \frac{1}{G_{12}}$$

$$S_{12} = S_{21} = -\frac{\nu_{12}}{E_1}$$

Le deformazioni corrispondenti alle componenti di tensione nulle nello stato di tensione piano sono:

$$\begin{cases} \varepsilon_3 = S_{13}\sigma_1 + S_{23}\sigma_2 = -\frac{\nu_{13}}{E_1}\sigma_1 - \frac{\nu_{23}}{E_2}\sigma_2 \\ \gamma_{23} = 0 \\ \gamma_{31} = 0 \end{cases}$$

Poiché ε_3 non è nullo, gli elementi della matrice di rigidità nello stato di tensione piano non sono uguali agli elementi di [C] per lo stato di tensione

triassiale. Per distinzione, la matrice di rigidezza nello stato tensionale piano è indicata con [Q]. Le equazioni costitutive si scrivono come:

$$\{\sigma\}_{12} = [Q]\{\varepsilon\}_{12}$$

che in forma matriciale diventano:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix}$$

Dato che la matrice di rigidezza è l'inversa della matrice di cedevolezza, gli elementi non nulli di [Q], in termini di costanti ingegneristiche sono:

$$Q_{11} = \frac{E_1}{\Delta} \quad ; \quad Q_{22} = \frac{E_2}{\Delta} \quad ; \quad Q_{66} = G_{12}$$

$$Q_{12} = Q_{21} = \frac{\nu_{12}E_2}{\Delta}$$

dove

$$\Delta = 1 - \nu_{12}\nu_{21} = 1 - \frac{E_2\nu_{12}^2}{E_1}$$

(Δ è sempre maggiore di zero).

4.2.3.2 Trasformazioni di coordinate nel piano xy. Nello stato tensionale piano, le trasformazioni delle coordinate delle relazioni costitutive, dal piano 12 al piano xy, sono simili alle trasformazioni nello stato tensionale triassiale. L'equazione vista per lo stato triassiale diventa:

$$\{\sigma\}_{xy} = [\bar{Q}]\{\varepsilon\}_{xy}$$

che in forma matriciale viene scritta:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix}$$

dove $[\bar{Q}]$ è la matrice di rigidezza dello stato tensionale piano nel sistema di coordinate xyz . L'equazione di trasformazione per la matrice di rigidezza è simile a quella per lo stato di sollecitazione triassiale:

$$[\bar{Q}] = [T]^{-1}[Q][T]^{-T}$$

dove $[T]$ è la matrice di trasformazione 3x3 già descritta. La relazione inversa può essere scritta come:

$$\{\varepsilon\}_{xy} = [\bar{S}]\{\sigma\}_{xy}$$

che in forma matriciale diventa:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{S}_{11} & \bar{S}_{12} & \bar{S}_{16} \\ \bar{S}_{12} & \bar{S}_{22} & \bar{S}_{26} \\ \bar{S}_{16} & \bar{S}_{26} & \bar{S}_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix}$$

La matrice di cedevolezza 3x3 $[\bar{S}]$ è determinata invertendo la corrispondente matrice di rigidezza:

$$[\bar{S}] = [\bar{Q}]^{-1}$$

Capitolo 5. Materiali compositi - Laminati

Dopo aver visto la teoria sui singoli strati, nel seguito viene trattato il laminato in maniera completa, nello specifico vengono introdotti il sistema di coordinate del laminato, l'orientamento degli strati e la convenzione di numerazione degli strati. Vengono fornite le definizioni delle forze e dei momenti risultanti del laminato e delle sollecitazioni normalizzate. Sono inoltre definiti il piano medio del laminato e le deformazioni flessionali per poi proseguire con la trattazione di tutta la teoria dei laminati.

5.1 Notazioni e convenzioni

5.1.1 SISTEMA DI COORDINATE DEL LAMINATO. Il sistema di coordinate del laminato è formato dagli assi x , y e z (Figura 11). Gli assi x e y definiscono il piano del laminato e l'asse z è quindi normale a questo piano.

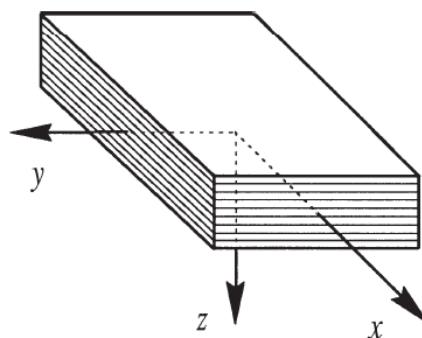


Figura 11. Sistema di coordinate xyz del laminato

L'origine dell'asse z è fissata al piano mediano del laminato (Figura 12).

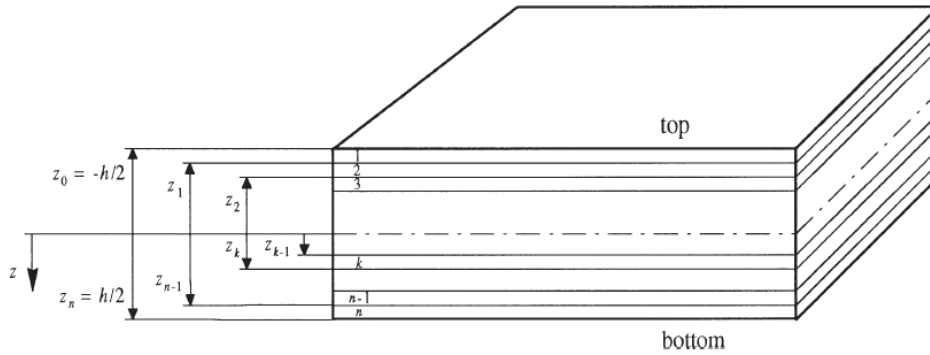


Figura 12. Convenzione di numerazione degli strati e dell'interfaccia tra gli strati per i laminati

Lo spessore del laminato è indicato con h . La superficie del laminato sul lato negativo della coordinata z è indicata come superficie superiore ($z = -\frac{1}{2}h$), la superficie sul lato positivo è invece indicata come superficie inferiore ($z = \frac{1}{2}h$).

La Figura 12 mostra la convenzione di numerazione degli strati per i laminati. Il numero di strati in un laminato è n . Il numero dello strato superiore è 1 e il numero dello strato inferiore è n . Le coordinate z che si riferiscono alla superficie superiore e inferiore dello strato k -esimo sono z_{k-1} e z_k , rispettivamente.

L'orientamento dello strato k -esimo in un laminato è indicato da un angolo θ_k . È l'angolo tra gli assi x e y del sistema di coordinate del laminato e gli assi 1 e 2 del sistema di coordinate 123 del layer. La Figura 13 definisce il segno dell'angolo. Si può vedere come il sistema di coordinate del layer è identico al sistema di coordinate 123 dello strato introdotto nel capitolo precedente.

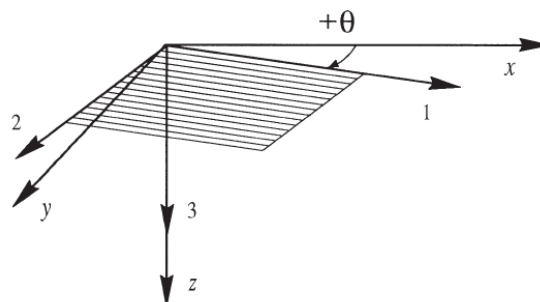


Figura 13. La rotazione positiva degli assi 1 e 2 del layer rispetto agli assi x e y del laminato è definita dalla regola della mano destra

5.1.2 SOLLECITAZIONI E DEFORMAZIONI DEL LAMINATO. Per le tensioni e le deformazioni nei singoli layer di un laminato, si applicano la notazione e le convenzioni introdotte nel capitolo precedente per gli strati. Di seguito vengono definite le tensioni e le deformazioni a livello del laminato.

5.1.2.1 Forze e momenti risultanti. Le forze risultanti del laminato sono forze per unità di larghezza corrispondenti allo stato di tensione nel laminato. Pertanto, le forze risultanti nel piano sono integrali delle componenti di tensione nel piano sullo spessore del laminato:

$$\{N\}_{xy} = \begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{Bmatrix} = \int_{-h/2}^{h/2} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} dz = \int_{-h/2}^{h/2} \{\sigma\}_{xy} dz$$

Le forze di taglio trasversali risultanti del laminato sono definite come:

$$\{Q\}_{xy} = \begin{Bmatrix} Q_y \\ Q_x \end{Bmatrix} = \int_{-h/2}^{h/2} \begin{Bmatrix} \tau_{yz} \\ \tau_{zx} \end{Bmatrix} dz$$

Poiché le forze di taglio trasversali Q_x e Q_y non sono considerate nelle analisi di base dei laminati, le forze risultanti nel piano sono chiamate solo forze risultanti da qui in avanti.

I momenti risultanti del laminato sono definiti in modo simile alle forze risultanti per caratterizzare l'effetto del momento delle tensioni del laminato:

$$\{M\}_{xy} = \begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \int_{-h/2}^{h/2} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} z dz = \int_{-h/2}^{h/2} \{\sigma\}_{xy} z dz$$

Le direzioni delle forze e dei momenti risultanti sono mostrate nella Figura 14.

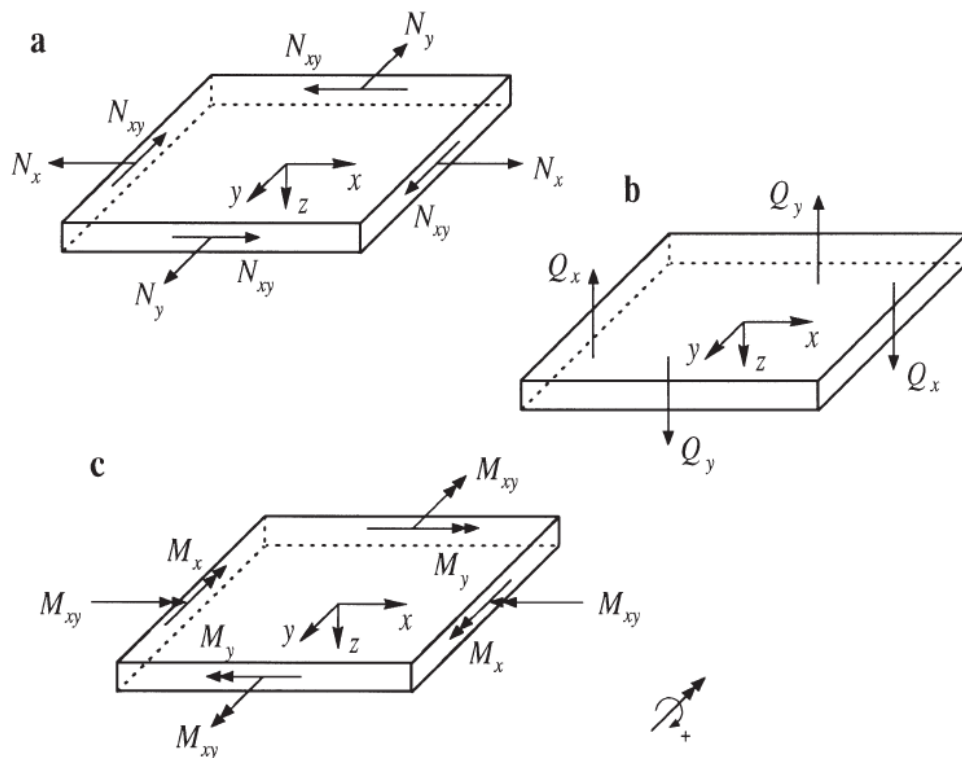


Figura 14. Risultanti laminato (a) forze nel piano, (b) forze di taglio trasversali e (c) momenti

5.1.2.2 Tensioni normalizzate. Lo stato tensionale del laminato può essere espresso anche in termini di tensioni cosiddette normalizzate, che sono le forze e i momenti risultanti normalizzati rispetto allo spessore del laminato.

Le tensioni normalizzate nel piano sono gli sforzi medi corrispondenti allo stato di tensione piano del laminato. In termini di forze risultanti del laminato, le tensioni normalizzate nel piano sono:

$$\{\sigma^o\}_{xy} = \begin{Bmatrix} \sigma_x^o \\ \sigma_y^o \\ \tau_{xy}^o \end{Bmatrix} = \frac{1}{h} \{N\}_{xy}$$

Allo stesso modo, le tensioni di taglio trasversali normalizzate sono definite come:

$$\begin{Bmatrix} \tau_{yz}^o \\ \tau_{zx}^o \end{Bmatrix} = \frac{1}{h} \{Q\}_{xy}$$

Le tensioni di flessione normalizzate sono le sollecitazioni sulle superfici laminate che, in caso di una distribuzione delle tensioni che cambia linearmente con il cambio di segno sul piano medio, causerebbero le stesse curvature del laminato della distribuzione delle tensioni effettiva. Pertanto, gli sforzi di flessione normalizzati sono:

$$\{\sigma^f\}_{xy} = \begin{Bmatrix} \sigma_x^f \\ \sigma_y^f \\ \tau_{xy}^f \end{Bmatrix} = \frac{6}{h^2} \{M\}_{xy}$$

Le tensioni normalizzate nel piano e flessionali sono illustrate nella Figura 15a. Sebbene l'effettiva distribuzione degli sforzi possa essere non lineare e discontinua, la distribuzione lineare mostrata nella figura è utile per descrivere l'effetto risultante delle tensioni sul livello del laminato.

5.1.2.3 Deformazioni sul piano medio e deformazioni flessionali. Nella teoria della laminazione classica, si presume che le deformazioni nel piano dei laminati cambino linearmente in funzione della coordinata z . Pertanto, lo stato di deformazione può essere espresso in termini di cosiddette deformazioni sul piano medio e flessionali come mostrato nella Figura 15b.

Le deformazioni del piano intermedio del laminato sono i valori medi delle deformazioni sulle superfici superiore e inferiore del laminato:

$$\{\varepsilon^o\}_{xy} = \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^o \\ \varepsilon_y^o \\ \gamma_{xy}^o \end{Bmatrix} = \frac{1}{2} \left(\{\varepsilon\}_{xy}^b + \{\varepsilon\}_{xy}^t \right)$$

Le deformazioni flessionali del laminato descrivono la variazione da una distribuzione uniforme delle deformazioni:

$$\{\varepsilon^f\}_{xy} = \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^f \\ \varepsilon_y^f \\ \gamma_{xy}^f \end{Bmatrix} = \frac{1}{2} (\{\varepsilon\}_{xy}^b - \{\varepsilon\}_{xy}^t)$$

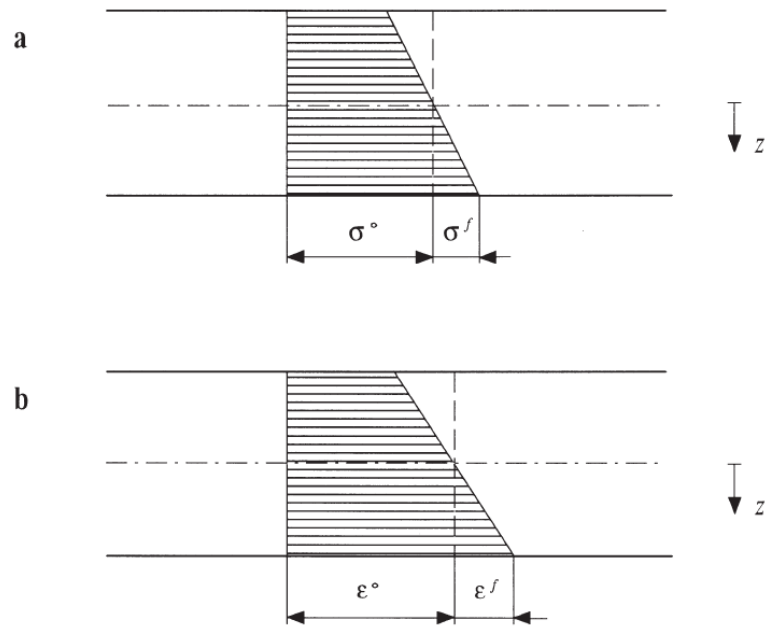


Figura 15. (a) Tensioni piane e flessionali normalizzate del laminato e (b) deformazioni flessionali e del piano intermedio del laminato

Pertanto, in termini di deformazioni del piano medio e di flessione, le deformazioni sulle superfici superiore e inferiore del laminato sono:

$$\begin{aligned} \{\varepsilon\}_{xy}^t &= \{\varepsilon^o\}_{xy} - \{\varepsilon^f\}_{xy} \\ \{\varepsilon\}_{xy}^b &= \{\varepsilon^o\}_{xy} + \{\varepsilon^f\}_{xy} \end{aligned}$$

5.2 Teoria classica della laminazione

5.2.1 ASSUNZIONI GENERALI. La teoria della lastra laminata lineare, comunemente nota anche come teoria della laminazione classica (CLT), è caratterizzata dalle seguenti assunzioni:

- il laminato è formato da strati perfettamente incollati tra loro;
- le proprietà del materiale di ogni strato sono costanti per tutto lo spessore dello strato;
- le relazioni tensione-deformazione degli strati sono lineari elastiche;
- il laminato è in stato di tensione piana;
- le linee originariamente dritte e normali al piano mediano del laminato rimangono dritte e normali in estensione e piegatura;
- le deformazioni e le curvature del laminato nel piano sono piccole rispetto all'unità.

Un laminato deve essere relativamente sottile e piatto per soddisfare i requisiti sopra elencati. Tuttavia, il CLT è stato utilizzato con successo anche per le analisi tensione-deformazione di laminati sandwich.

Il CLT può essere esteso con la dovuta cautela anche alle analisi di lamiere con piccole curvature ($h/R \ll 1$).

Per analisi accurate dei gusci curvi, gli effetti delle curvature devono essere considerati nelle equazioni deformazione-spostamento.

5.2.2 RELAZIONI DEFORMAZIONE-SPOSTAMENTO. Assumendo piccoli spostamenti, le deformazioni nel piano del laminato possono essere approssimate con le derivate, del primo ordine, degli spostamenti:

$$\{\varepsilon\}_{xy} = \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \frac{\partial u}{\partial x} \\ \frac{\partial v}{\partial y} \\ \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \end{Bmatrix}$$

Sulla base delle assunzioni iniziali del CLT, è possibile derivare le relazioni tra deformazioni e curvature del laminato. Pertanto, in termini di deformazioni e curvature del piano medio del laminato, le sue deformazioni possono essere espresse come:

$$\{\varepsilon\}_{xy} = \{\varepsilon^o\}_{xy} + z\{\kappa\}_{xy}$$

Per l'equazione sopra definita, le deformazioni del piano medio sono:

$$\{\varepsilon^o\}_{xy} = \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^o \\ \varepsilon_y^o \\ \gamma_{xy}^o \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \frac{\partial u^o}{\partial x} \\ \frac{\partial v^o}{\partial y} \\ \frac{\partial u^o}{\partial y} + \frac{\partial v^o}{\partial x} \end{Bmatrix}$$

Invece le curvature dei laminati sono le derivate, del secondo ordine, dello spostamento del piano medio nella direzione z:

$$\{\kappa\}_{xy} = \begin{Bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{Bmatrix} = - \begin{Bmatrix} \frac{\partial^2 w^o}{\partial x^2} \\ \frac{\partial^2 w^o}{\partial y^2} \\ 2 \frac{\partial^2 w^o}{\partial x \partial y} \end{Bmatrix}$$

La definizione delle deformazioni flessionali del laminato è stata fornita nei paragrafi precedenti, dove l'unica ipotesi fatta era una distribuzione lineare della deformazione tra le superfici superiore e inferiore di un laminato.

Applicando le relazioni deformazione-spostamento nel CLT, le deformazioni flessionali possono essere espresse anche in termini di curvatures del laminato. Quindi si ottiene:

$$\{\varepsilon^f\}_{xy} = \frac{h}{2}\{\kappa\}_{xy}$$

5.2.3 EQUAZIONI COSTITUTIVE

5.2.3.1 Matrici di rigidezza. Applicando le relazioni costitutive del layer nel sistema di coordinate del laminato e implementando la distribuzione della deformazione lineare del laminato dell'equazione definita nel paragrafo precedente, le forze risultanti nel piano del laminato sono:

$$\begin{aligned}\{N\}_{xy} &= \int_{-h/2}^{h/2} \{\sigma\}_{xy} dz = \int_{-h/2}^{h/2} [\bar{Q}]_k \{\varepsilon\}_{xy} dz \\ &= \int_{-h/2}^{h/2} [\bar{Q}]_k dz \{\varepsilon^o\}_{xy} + \int_{-h/2}^{h/2} [\bar{Q}]_k z dz \{\kappa\}_{xy}\end{aligned}$$

allo stesso modo, i momenti risultanti del laminato sono:

$$\begin{aligned}\{M\}_{xy} &= \int_{-h/2}^{h/2} \{\sigma\}_{xy} z dz = \int_{-h/2}^{h/2} [\bar{Q}]_k \{\varepsilon\}_{xy} z dz \\ &= \int_{-h/2}^{h/2} [\bar{Q}]_k z dz \{\varepsilon^o\}_{xy} + \int_{-h/2}^{h/2} [\bar{Q}]_k z^2 dz \{\kappa\}_{xy}\end{aligned}$$

Le matrici di rigidezza degli strati $[\bar{Q}]_k$ sono state definite nel capitolo precedente che tratta appunto gli strati.

Per comodità le relazioni date si scrivono nella forma:

$$\begin{aligned}\{N\}_{xy} &= [A]\{\varepsilon^o\}_{xy} + [B]\{\kappa\}_{xy} \\ \{M\}_{xy} &= [B]\{\varepsilon^o\}_{xy} + [D]\{\kappa\}_{xy}\end{aligned}$$

dove:

$$[A] = \int_{-h/2}^{h/2} [\bar{Q}]_k dz$$

$$[B] = \int_{-h/2}^{h/2} [\bar{Q}]_k z dz$$

$$[D] = \int_{-h/2}^{h/2} [\bar{Q}]_k z^2 dz$$

[A] è la matrice di rigidità estensionale, [B] la matrice di accoppiamento e [D] la matrice di rigidità flessionale del laminato.

Poiché si presume che le matrici di rigidità dello strato siano costanti attraverso lo spessore di ogni strato, gli integrali possono essere sostituiti con somme. Per cui il contributo di ogni strato è:

$$[A]_k = (z_k - z_{k-1}) [\bar{Q}]_k$$

$$[B]_k = \frac{1}{2} (z_k^2 - z_{k-1}^2) [\bar{Q}]_k$$

$$[D]_k = \frac{1}{3} (z_k^3 - z_{k-1}^3) [\bar{Q}]_k$$

Quindi, le matrici vengono sommate per ottenere le matrici di rigidità del laminato:

$$[A] = \sum_{k=1}^n [A]_k$$

$$[B] = \sum_{k=1}^n [B]_k$$

$$[D] = \sum_{k=1}^n [D]_k$$

Infine, le tre matrici possono essere combinate in una matrice di rigidità 6x6 che rappresenta l'equazione costitutiva del laminato. Quindi si ottiene:

$$\begin{Bmatrix} N \\ \text{---} \\ M \end{Bmatrix}_{xy} = \begin{bmatrix} A & | & B \\ \text{---} & | & \text{---} \\ B & | & D \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon^o \\ \text{---} \\ \kappa \end{Bmatrix}_{xy}$$

5.2.3.2 Matrici di cedevolezza. Le relazioni tensione-deformazione del laminato possono essere espresse anche in termini di cedevolezza, il che porta a:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon^o \\ \text{---} \\ \kappa \end{Bmatrix}_{xy} = \begin{bmatrix} a & | & b \\ \text{---} & | & \text{---} \\ b^T & | & d \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} N \\ \text{---} \\ M \end{Bmatrix}_{xy}$$

dove [a], [b] e [d] sono le matrici di cedevolezza estensionale, di accoppiamento e di cedevolezza flessionale del laminato. La matrice di cedevolezza combinata è l'inverso della matrice di rigidità 6x6:

$$\begin{bmatrix} a & | & b \\ \text{---} & | & \text{---} \\ b^T & | & d \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & | & B \\ \text{---} & | & \text{---} \\ B & | & D \end{bmatrix}^{-1}$$

5.2.3.3 Rigidità normalizzata e matrici di cedevolezza. Le relazioni costitutive del laminato possono anche essere scritte in termini di tensioni normalizzate. Le tensioni nel piano e flessionali normalizzate si riferiscono alle forze e ai momenti risultanti del laminato come visto ad inizio capitolo. Quando le curvature sono sostituite anche da deformazioni flessionali del laminato definite dall'equazione:

$$\{\varepsilon^f\}_{xy} = \frac{h}{2} \{\kappa\}_{xy}$$

allora la relazione costitutiva del laminato porta a:

$$\begin{Bmatrix} \sigma^o \\ \sigma^f \end{Bmatrix}_{xy} = \begin{bmatrix} A^* & | & B^* \\ \hline 3B^* & | & D^* \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon^o \\ \varepsilon^f \end{Bmatrix}_{xy}$$

dove $[A^*]$, $[B^*]$ e $[D^*]$ sono le matrici normalizzate estensionale, di accoppiamento e flessionale di rigidezza del laminato. Dalle definizioni di tensioni normalizzate e curvatures del laminato segue che:

$$\begin{aligned} [A^*] &= \frac{1}{h} [A] \\ [B^*] &= \frac{2}{h^2} [B] \\ [D^*] &= \frac{12}{h^3} [D] \end{aligned}$$

La relazione inversa è:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon^o \\ \varepsilon^f \end{Bmatrix}_{xy} = \begin{bmatrix} a^* & | & \frac{1}{3}b^* \\ \hline (b^*)^T & | & d^* \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma^o \\ \sigma^f \end{Bmatrix}_{xy}$$

dove $[a^*]$, $[b^*]$ e $[d^*]$ sono le matrici normalizzate estensionale, di accoppiamento e flessionale di cedevolezza. La procedura di normalizzazione è inversa a quella precedente per cui:

$$\begin{aligned} [a^*] &= h [a] \\ [b^*] &= \frac{h^2}{2} [b] \\ [d^*] &= \frac{h^3}{12} [d] \end{aligned}$$

5.2.3.4 Costanti ingegneristiche del laminato. Le costanti ingegneristiche nel piano di un laminato possono essere determinate utilizzando l'analogia tra la

matrice di cedevolezza dello strato e la matrice di cedevolezza estensionale normalizzata di un laminato. I moduli di Young e il modulo di taglio nel piano sono:

$$E_x = \frac{1}{a_{11}^*} \quad ; \quad E_y = \frac{1}{a_{22}^*} \quad ; \quad G_{xy} = \frac{1}{a_{66}^*}$$

Allo stesso modo, i coefficienti di Poisson e i coefficienti di Lekhnitskii sono:

$$\nu_{xy} = -\frac{a_{12}^*}{a_{11}^*} \quad ; \quad \nu_{yx} = -\frac{a_{12}^*}{a_{22}^*}$$

e:

$$\begin{aligned} \eta_{x,xy} &= \frac{a_{16}^*}{a_{11}^*} \quad ; \quad \eta_{xy,x} = \frac{a_{16}^*}{a_{66}^*} \\ \eta_{y,xy} &= \frac{a_{26}^*}{a_{22}^*} \quad ; \quad \eta_{xy,y} = \frac{a_{26}^*}{a_{66}^*} \end{aligned}$$

Se c'è un accoppiamento tra il laminato nel piano e il comportamento flessionale, cioè ci sono elementi diversi da zero nella matrice [B], queste costanti ingegneristiche si riferiscono al caso in cui il laminato è libero di curvare quando caricato con forze nel piano.

Le costanti ingegneristiche nel piano possono essere definite anche per il caso di curvatura nulla del laminato. Le forze nel piano sono ora correlate alle deformazioni nel piano attraverso la sola matrice [A]. Per comodità, l'inverso della matrice [A] normalizzata è indicato con:

$$[\tilde{a}^*] = [A^*]^{-1}$$

Pertanto, le costanti ingegneristiche nel piano per la curvatura nulla sono:

$$E_x^{k=0} = \frac{1}{\tilde{a}_{11}^*} \quad ; \quad E_y^{k=0} = \frac{1}{\tilde{a}_{22}^*} \quad ; \quad G_{xy}^{k=0} = \frac{1}{\tilde{a}_{66}^*}$$

$$\nu_{xy}^{k=0} = -\frac{\tilde{a}_{12}^*}{\tilde{a}_{11}^*} \quad ; \quad \nu_{yx}^{k=0} = -\frac{\tilde{a}_{12}^*}{\tilde{a}_{22}^*}$$

$$\eta_{x,xy}^{k=0} = \frac{\tilde{a}_{16}^*}{\tilde{a}_{11}^*} \quad ; \quad \eta_{xy,x}^{k=0} = \frac{\tilde{a}_{16}^*}{\tilde{a}_{66}^*}$$

$$\eta_{y,xy}^{k=0} = \frac{\tilde{a}_{26}^*}{\tilde{a}_{22}^*} \quad ; \quad \eta_{xy,y}^{k=0} = \frac{\tilde{a}_{26}^*}{\tilde{a}_{66}^*}$$

Se tutti gli elementi nella matrice [B] sono zero, le costanti ingegneristiche nel piano per curvatura libera e curvatura nulla sono naturalmente le stesse.

Le costanti ingegneristiche di flessione mettono in relazione le tensioni di flessione normalizzate del laminato e le deformazioni di flessione in modo simile a come le costanti di ingegneria nel piano mettono in relazione le tensioni di flessione normalizzate del laminato e le deformazioni del piano medio. Pertanto, le costanti ingegneristiche flessionali si ottengono sostituendo gli elementi della matrice di cedevolezza estensionale normalizzata con i corrispondenti elementi della matrice di cedevolezza flessionale normalizzata nelle equazioni precedenti:

$$E_x^f = \frac{1}{d_{11}^*} \quad ; \quad E_y^f = \frac{1}{d_{22}^*} \quad ; \quad G_{xy}^f = \frac{1}{d_{66}^*}$$

$$\nu_{xy}^f = -\frac{d_{12}^*}{d_{11}^*} \quad ; \quad \nu_{yx}^f = -\frac{d_{12}^*}{d_{22}^*}$$

$$\eta_{x,xy}^f = \frac{d_{16}^*}{d_{11}^*} \quad ; \quad \eta_{xy,x}^f = \frac{d_{16}^*}{d_{66}^*}$$

$$\eta_{y,xy}^f = \frac{d_{26}^*}{d_{22}^*} \quad ; \quad \eta_{xy,y}^f = \frac{d_{26}^*}{d_{66}^*}$$

Capitolo 6. Leva sospensione

La leva sospensione anteriore inferiore sinistra trattata in questo lavoro di tesi è stata progettata per essere prodotta in materiale composito, in particolare CFRP, polimero rinforzato in fibra di carbonio, utilizzando un processo produttivo in autoclave.

La leva è costituita da due gusci di materiale composito, uno superiore ed uno inferiore, collegati tramite un incollaggio centrale con una resina epossidica.



Figura 16. Prototipo della leva

Per la realizzazione del laminato composito sono stati scelti un unidirezionale ed un tessuto di tipo pre-preg, cioè pre-impregnati, nei quali un materiale matrice come la resina epossidica è già presente.

I pre-preg scelti per la produzione della leva sono:

- **T1000 fabric** - tessuto;
- **T1000 UD** - unidirezionale.

Durante la produzione si procede nel modo seguente:

- si realizzano separatamente il guscio superiore ed il guscio inferiore. Durante questa fase le semi-forme vengono completamente riempite con:
 - materiale necessario per ottenere il componente in composito tramite laminazione;
 - materiale che non ha una funzione strutturale ma necessario per realizzare il collegamento adesivo tra guscio superiore e inferiore, che viene posizionato centralmente;
- al termine del processo in autoclave, prima di procedere con l'incollaggio delle due metà, si fresa il materiale non strutturale centrale in eccesso;
- si procede all'incollaggio delle due estremità.

Sulla leva è possibile individuare tre diversi punti:

- **punto 5 (P5)**, in cui avviene il collegamento della sospensione al mozzo ruota;
- **punto 2 (P2)**, in cui è piantato un bushing non troppo rigido, per cercare di migliorare il comfort durante la guida. Il bushing viene inserito in una boccia di alluminio incollata con il laminato composito;



Figura 17. Dettaglio punto 2

- **punto 1 (P1)**, in cui è piantato un bushing più rigido del precedente che viene piantato in un inserto di alluminio che si collega alla leva tramite un adesivo epossidico. Inoltre, l'inserto di alluminio e l'estremità della leva in carbonio

sono circondati da un cleating (fasciatura), anch'esso in CFRP, a cui sono collegati tramite un adesivo in film.



Figura 18. Dettaglio punto 1

6.1 Adesivi utilizzati nella leva (datasheet)

Nella leva sospensione per i collegamenti mediante giunto incollato sono utilizzati due tipi di adesivi:

- adesivo in pasta epossidica EA-9394;
- film adesivo strutturale AF163-2K.

6.1.1 EPOXY PASTE ADHESIVE EA-9394. EA-9394 è un adesivo strutturale in pasta bicomponente, che polimerizza a temperatura ambiente e possiede un'eccellente resistenza fino a 177°C/350°F e oltre. La sua natura tissotropica e l'eccellente resistenza alla compressione alle alte temperature lo rendono ideale anche per applicazioni di invasatura, riempimento e spessori liquidi.

Le principali caratteristiche di questa colla sono:

- buone capacità di riempimento degli spazi vuoti;
- prestazioni elevate fino a 350°F/177°C;
- materiale da invasatura;
- stoccaggio a temperatura ambiente;
- eccezionali proprietà meccaniche;
- lunga durata;
- bassa tossicità.

Questo prodotto richiede la miscelazione di due componenti appena prima dell'applicazione sulle parti da incollare. La temperatura dei componenti prima della miscelazione dovrebbe essere vicina alla temperatura ambiente (77°F/25°C).

Tabella 1. Proporzioni componenti da miscelare

MIX RATIO	PART A	PART B
Per peso	100	17

6.1.1.1 Resistenza al taglio. Tale resistenza è testata secondo ASTM D1002 dopo un indurimento di 5 giorni a 25°C/77°F. Gli aderendi sono alluminio 2024-T3 trattato con acido fosforico anodizzato secondo ASTM D3933.

Tabella 2. Resistenza al taglio in funzione della temperatura

TEST TEMPERATURE [°F/°C]	TYPICAL RESULTS [MPa]
-67/-55	22.7
77/ 25	28.9
180/82	20.7
200/93	20.0
250/121	15.8
300/149	11.0
350/177	8.3
400/204	4.1

Tabella 3. Resistenza al taglio - dopo l'esposizione a diverse temperature

After Exposure to/Test Temperature	Typical Results [MPa]
Room Temperature Control (no exposure)	29.6
77°F/25°C Water - 7 days - 77°F/25°C	28.2
Isopropyl Alcohol - 7 days - 77°F/25°C	27.6
Hydraulic Oil - 7 days - 77°F/25°C	28.2
JP-4 Fuel - 7 days - 77°F/25°C	28.9

6.1.1.2 Resistenza al peeling. Tale resistenza è testata secondo ASTM D1876 dopo un indurimento di 5 giorni a 25°C/77°F. Gli aderenti sono alluminio 2024-T3 trattato con acido fosforico anodizzato secondo ASTM D3933.

Tabella 4. Resistenza al peeling

Test Temperature [°F/°C]	Typical Results [N/2mm]
77/ 25	22

La resistenza al peeling secondo test Bell peel è testata secondo ASTM D3167 dopo un indurimento di 7 giorni a 77°F/25°C. Gli aderenti sono alluminio 2024-T3 trattato con acido fosforico anodizzato secondo ASTM D3933.

Tabella 5. Resistenza al Bell peel

Test Temperature °F/°C	Typical Results [N/25mm]
77/ 25	89

6.1.1.3 Proprietà della resina. Le proprietà di trazione sono state testate utilizzando getti da 3,18 mm secondo ASTM D638.

Tabella 6. Proprietà della resina a trazione

Tensile Strength - 77°F/25°C	46 MPa
Tensile Modulus - 77°F/25°C	4237 MPa
Shear Modulus, dry - 77°F/25°C	1461 MPa
Shear Modulus, wet - 77°F/25°C	1027 MPa
Elongation at Break -77°F/25°C	1.66%
Shore D Hardness, - 77°F/25°C	88
Tg dry	78°C
Tg wet	68°C
400/204	4.1

Le proprietà di compressione sono state testate con provini rettangolari di 12,7 mm di larghezza per 25,4 mm di lunghezza per 12,7 mm di altezza secondo ASTM D695.

Tabella 7. Resistenza a compressione

Compressive Strength [°F/°C]	Typical Results [MPa]
77/ 25	68.9

6.1.2 STRUCTURAL ADHESIVE FILM AF163-2K. Il film adesivo strutturale 3M Scotch-Weld AF 163-2 designa una famiglia di adesivi strutturali epossidici modificati termoindurenti sotto forma di pellicola, disponibili in una varietà di pesi con o senza vettore di supporto. I film AF 163-2 sono progettate sia per costruzioni a pannello pieno che per sandwich a nido d'ape.

Le principali caratteristiche di questo film sono:

- elevata forza di adesione da -67°F a 250°F;
- elevata tenacità alla frattura e resistenza al peeling;
- eccellente resistenza agli ambienti ad alta umidità prima e dopo l'indurimento;
- tempo di polimerizzazione breve a 225°F (90 minuti);
- possibilità di incollaggio a bassa pressione;

- possibilità di polimerizzazione sottovuoto;
- è opaco ai raggi X.

6.1.2.1 Resistenza a trazione e modulo. Tale resistenza è testata secondo ASTM D638 su strisce di film di circa 1/4" x 3" x .01" di spessore dopo un indurimento di 90 minuti a 235°F.

Tabella 8. Resistenza a trazione e modulo

TEST TEMPERATURE [°F]	ULTIMATE STRENGTH [psi]	MODULUS [psi]
-67	11000	2.3×10^5
75	7000	1.6×10^5
180	3000	6×10^4

6.1.2.2 Proprietà del film. Le proprietà di trazione sono state testate utilizzando un laminato a 17 strati supportato da maglia, con uno spessore di 0.1 pollici secondo ASTM D 3039 dopo un indurimento di 60 minuti a 250 °F.

Tabella 9. Proprietà del film a trazione

Modulus Elasticity	161×10^3 psi
Shear Modulus	60×10^3 psi
Poisson's Ratio	0.34
Shear Modulus, wet - 77°F/25°C	1027 MPa
Elongation at Break -77°F/25°C	1.66%
Shore D Hardness, - 77°F/25°C	88
Tg dry	78°C
Tg wet	68°C
400/204	4.1

6.2 Prove sperimentali sui prototipi

Sono stati realizzati dei prototipi della leva al fine di studiarne il comportamento mediante delle prove sperimentali. Prima di procedere con i test, ciascun prototipo è stato preparato mediante piantaggio dei bushing nei punti P1 e P2.

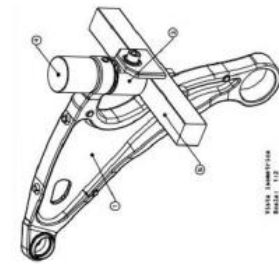
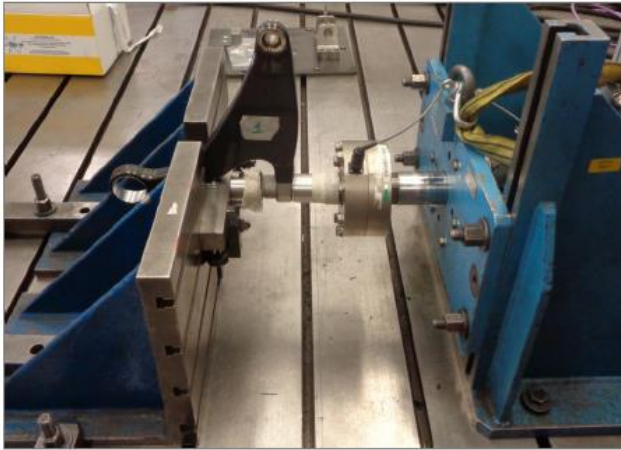


Figura 19. Preparazione leva - piantaggio bushing punto 1

Il carico di piantaggio nel punto 1 è stato misurato pari a 19.4kN.

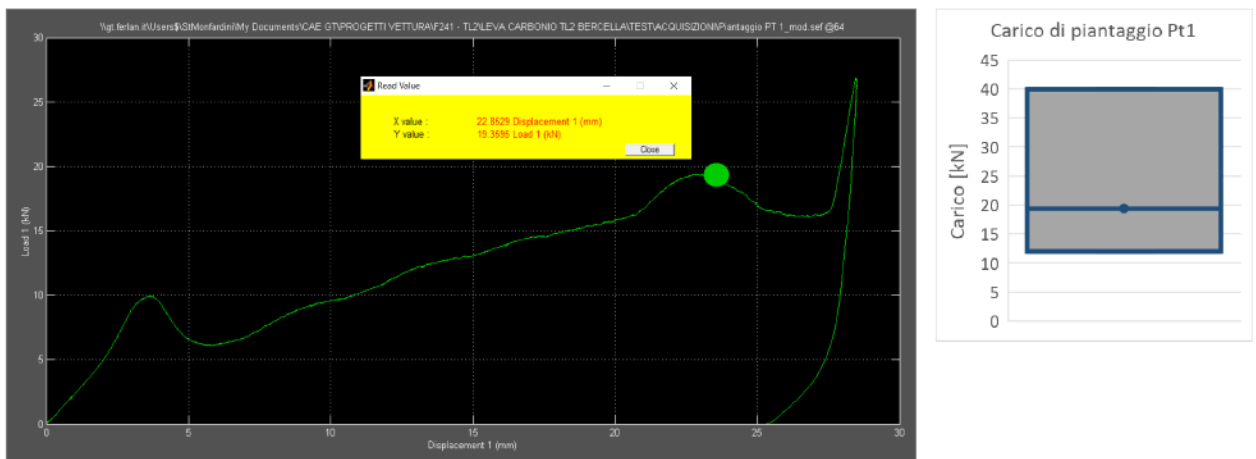


Figura 20. Grafico forza - spostamento piantaggio bushing in P1

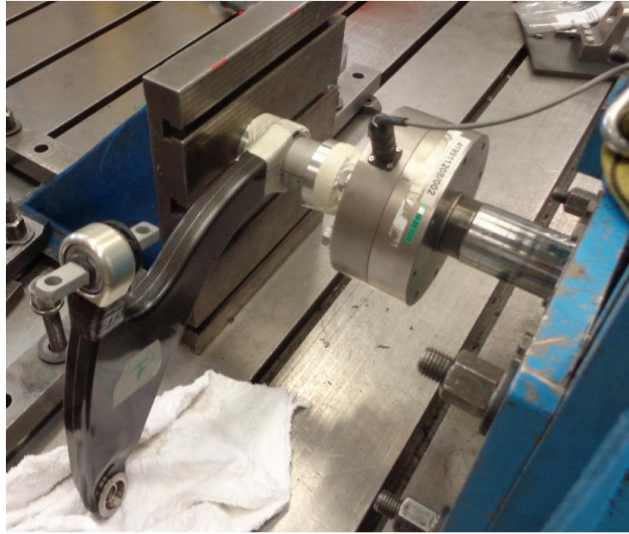


Figura 21. Preparazione leva - piantaggio bushing punto 2

Il carico di piantaggio nel punto 2 è stato misurato pari a 14.3kN.

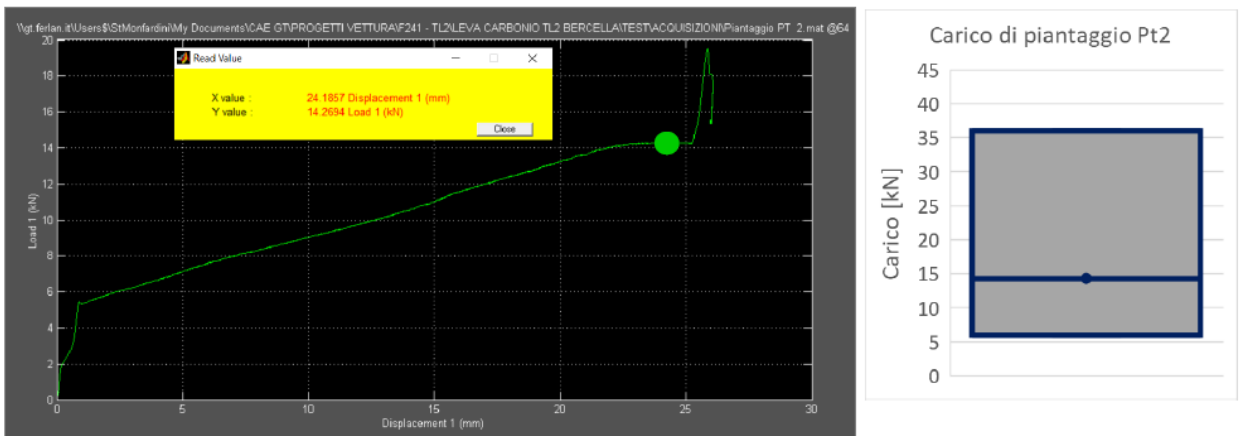


Figura 22. Grafico forza - spostamento piantaggio bushing in P2

Nell'immagine successiva possiamo vedere la leva con l'aggiunta dei bushing piantati:



Figura 23. Leva dopo piantaggio dei bushing e dettaglio del punto 2

I prototipi sono stati poi utilizzati per effettuare quattro prove statiche al banco:

1. Proof test Z SN#1 - il test è riassumibile come segue:

- applicazione di una forza diretta lungo l'asse Z della leva fino a 21.5 kN (Limit Load) e poi fino a 26.9 kN (Proof Load = 1.25 x Limit Load). Sono presenti fasi di scarico intermedie. Il test è stato superato con successo;

Tabella 10. Step di carico

Step	Carico [kN]	% Limit Load	NOTA
1	0,1	0%	Azzeramento sensori posizione
2	10,8	50%	Caricamento
3	15,1	70%	Caricamento
4	12,9	60%	Verifica curve
5	17,2	80%	Caricamento
6	15,1	70%	Verifica curve
7	19,4	90%	Caricamento
8	17,2	80%	Verifica curve
9	21,5	100%	Caricamento, mantenimento 30sec
10	2,2	10%	Verifica curve
11	10,8	50%	Caricamento e verifica curve
12	17,2	80%	Caricamento e verifica curve
13	21,5	100%	Caricamento, mantenimento 30sec
14	2,2	10%	Verifica curve
15	10,8	50%	Caricamento e verifica curve
16	17,2	80%	Caricamento e verifica curve
17	21,5	100%	Caricamento, mantenimento 30sec
18	23,7	110%	Caricamento
19	25,8	120%	Caricamento
20	26,9	125%	Target
21	26,9	125%	Mantenimento 10 secondi
22	0,0	0%	Scarico

- misura degli spostamenti in direzione Z dei punti P1, P2 e P5 attraverso dei potenziometri, rispettivamente Ch AI7, AI9 e AI6;
- misura dei cedimenti vincolari attraverso un potenziometro in prossimità di P1 (Ch AI8) e due comparatori a orologio, Comp. 1 in prossimità del punto P1 e Comp. 2 in prossimità del punto P2.

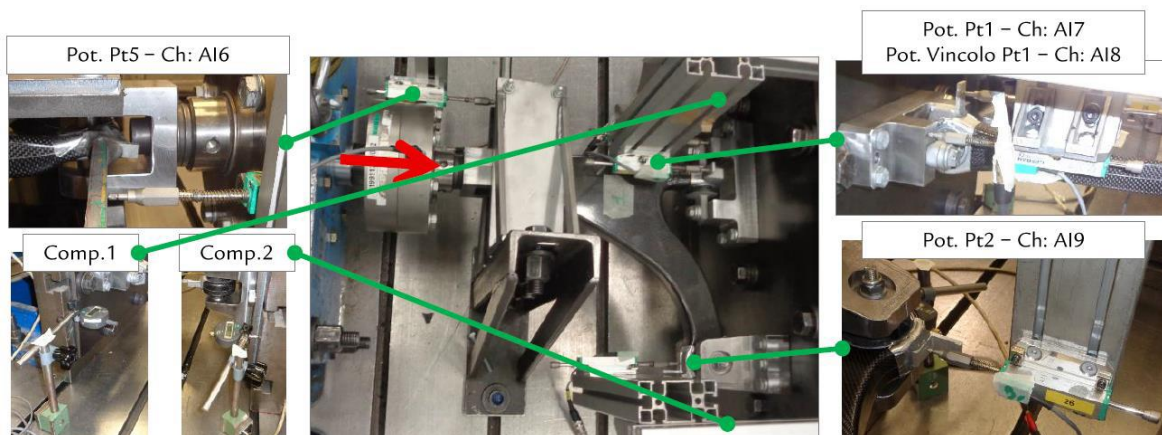


Figura 24. Leva su banco prova e dettaglio strumentazione

2. Proof test X SN#1 - il test è riassumibile come segue:

- Applicazione di una forza diretta lungo l'asse X della leva fino a 32.7 kN (Limit Load) e poi fino a 40.9 kN (Proof Load = 1.25 x Limit Load). Sono presenti fasi di scarico intermedie. La rottura del componente è avvenuta in prossimità del punto P2 ad un valore di forza di poco superiore ai 41 kN, quindi, il test è stato superato con successo;

Tabella 11. Step di carico

Step	Carico [kN]	% Limit Load	NOTA
1	0,1	0%	Azzeramento sensori posizione
2	8,2	25%	Caricamento
3	16,4	50%	Verifica curve
4	22,9	70%	Caricamento
5	19,6	60%	Verifica curve
6	26,2	80%	Caricamento
7	22,9	70%	Verifica curve
8	29,4	90%	Caricamento
9	26,2	80%	Verifica curve
10	32,7	100%	Caricamento, mantenimento 30sec
11	3,3	10%	Verifica curve
12	16,4	50%	Caricamento e verifica curve
13	26,2	80%	Caricamento e verifica curve
14	32,7	100%	Caricamento, mantenimento 30sec
15	3,3	10%	Verifica curve
16	16,4	50%	Caricamento e verifica curve
17	26,2	80%	Caricamento e verifica curve
18	32,7	100%	Caricamento, mantenimento 30sec
19	40,9	125%	Target, mantenimento 10sec
20	3,3	10%	Scarico e rimozione comparatori in preparazione della rottura
21	Ultimate Load	-	Disattivare i limiti in carico e comandare una rampa in spostamento con velocità 0,2mm/s fino a rottura

- Misura degli spostamenti in direzione X del punto P5 attraverso un potenziometro, Ch AI6;
- Misura degli spostamenti in direzione Z dei punti P1 e P2 attraverso dei potenziometri, rispettivamente Ch AI7 e AI9;
- Misura dei cedimenti vincolari attraverso un potenziometro in prossimità di P1 (Ch AI8) e due comparatori a orologio, Comp.1 in prossimità del punto P2 e Comp.2 in prossimità del punto P1. La nomenclatura dei comparatori è quindi invertita rispetto alla prova in Z.

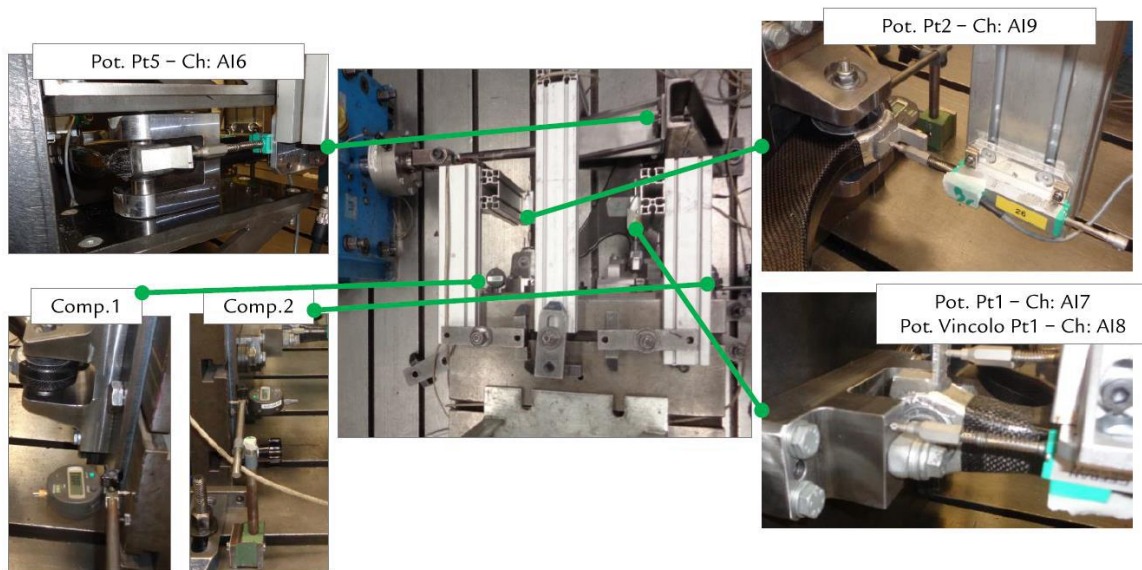


Figura 25. Leva su banco prova e dettaglio strumentazione

3. Proof test X SN#2 - il test è riassumibile come segue:

- Applicazione di una forza diretta lungo un asse inclinato a 13° rispetto all'asse X della leva fino a 27.2 kN (Limit Load). Sono presenti fasi di scarico intermedie;

Tabella 12. Carico applicato

	Fx [kN]	Fz [kN]
Frenata -3g	26,5	6,1

- Misura degli spostamenti in direzione X del punto P5 attraverso un potenziometro, Ch AI6;
- Misura degli spostamenti in direzione Z dei punti P1 e P2 attraverso dei potenziometri, rispettivamente Ch AI7 e AI9;
- Misura dei cedimenti vincolari attraverso un potenziometro in prossimità di P1 (Ch AI9) e tre comparatori a orologio, AI7 ed AI8 in prossimità del punto P2 e AI10 in prossimità del punto P1.

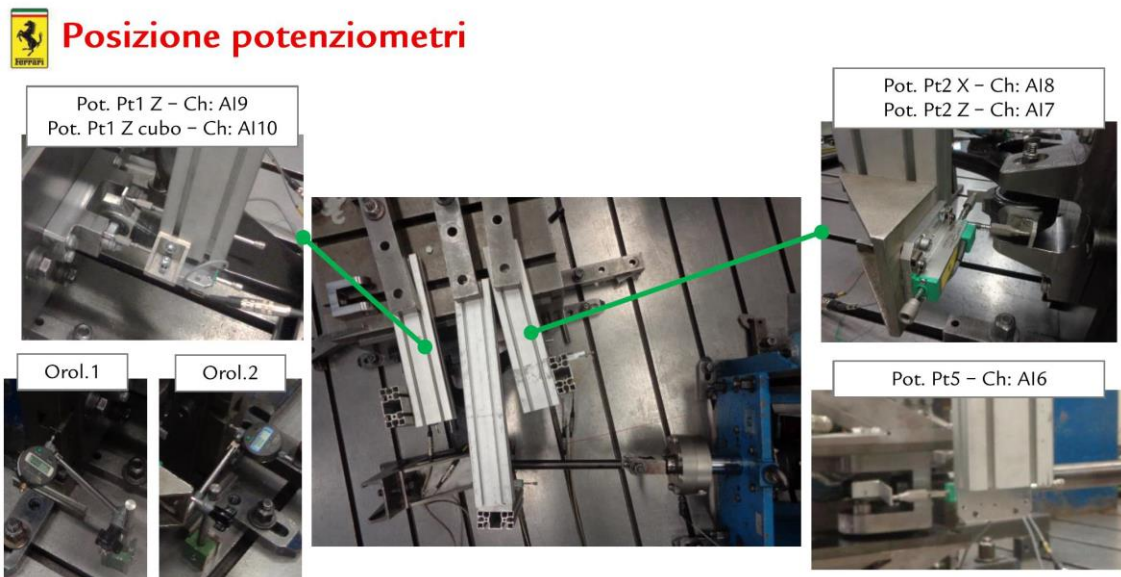


Figura 26. Leva su banco prova e dettaglio strumentazione

- 4. Frenata SN#2 su banco 8ch.** - Questa fase di testing prevedeva la simulazione di un blocco di ripetizioni di condizioni di frenata a 3g su un banco specifico Ferrari, denominato “banco 8ch”, caratterizzate da carichi teorici al punto P5 riportati nella tabella (cicli sostanzialmente di tipo pulsante).

Tabella 13. Carico applicato

		Blocco 1				
		Manovra di frenata a 3g				
		Fx	Fy	Fz	Cicli completati	Avanzamento %
Carico Pt 5 nel riferimento leva [kN]	Max	26,5	0,3	6,1	750	5%
	Min	-1,9	0,1	0,2		

La boccia elastica sul punto P2 è installata in modo analogo al test statico di Limit Load visto nel proof test SN#2, e quindi orientata di 60° rispetto alla congiungente P1 - P2 (ossia alla direzione di montaggio della medesima boccia nel caso del SN#1).

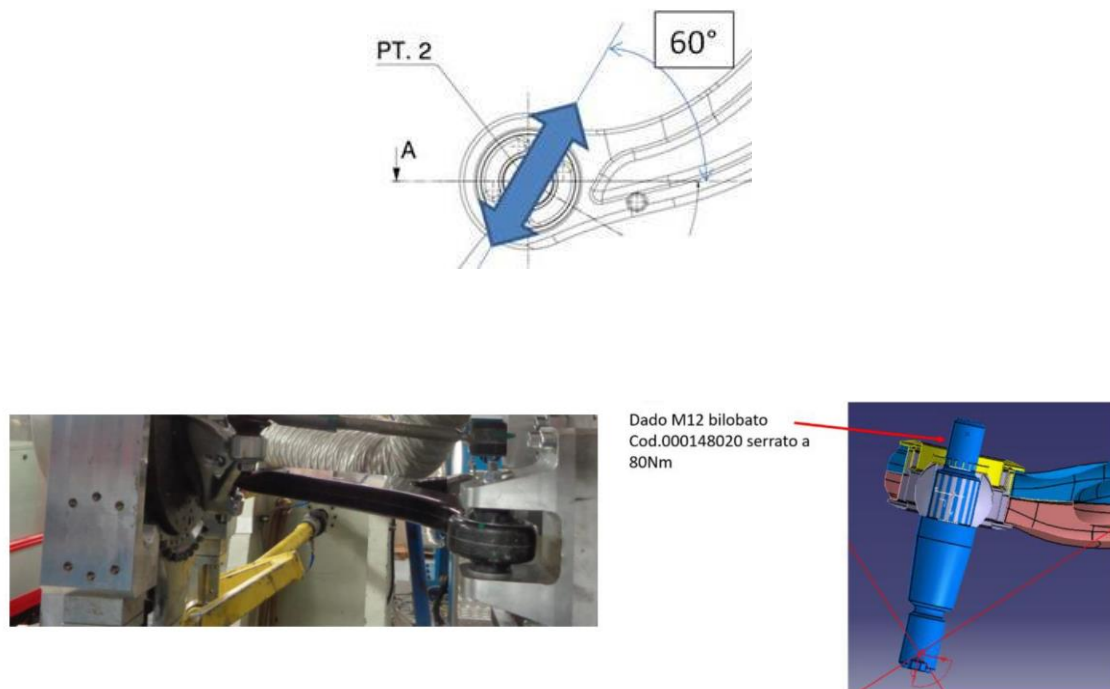


Figura 27. Leva su banco prova e dettaglio boccola elastica

I risultati dei test fisici, in termini di resistenza, sono stati i seguenti:

- a) **SN#1, direzione X:** cedimento locale a circa 39kN, seguito da cedimento catastrofico a circa 41 kN;
- b) **SN#2:** cedimento dopo 750 cicli di frenata nel caso del banco 8Ch, sotto l'applicazione ciclica di un carico al punto P5 teoricamente analogo al carico statico del test "limit load X", che invece era stato superato senza danni apparenti.

Le fenomenologie di failure osservate nel processo di rottura (o per meglio dire a seguito dell'ispezione visiva e tomografica dei campioni eseguita al termine dei vari "step" di prova citati in precedenza) sono state:

- in entrambi i casi il cedimento catastrofico del componente è attribuibile alla rottura indicata come "Rottura R2" di sotto, ossia al cedimento del composito in corrispondenza del punto P2, accompagnato da una plasticizzazione importante della boccola in alluminio incollata al composito (che arriva a fratturarsi completamente) e dell'anello esterno del bushing P2;

- nel caso del test di Proof X del SN#1, si è osservato dall'analisi tomografica, lo scollamento tra inserto P1 e laminato composito, indicato come "Rottura R1". Non è certo se tale cedimento sia avvenuto prima o dopo la Rottura R2. Resta invece confermato che il SN#2, analizzato con tomografia dopo il cedimento nel test 8Ch, presentava la rottura R2, ma risultava integro nella zona del punto P1.

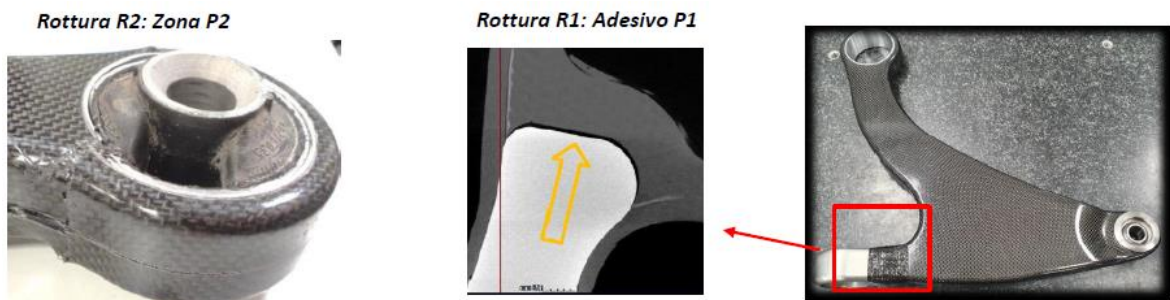


Figura 28. Dettaglio failure dopo prove sperimentali

Dai risultati delle prove sperimentali confrontati con i primi risultati di calcolo effettuati da Ferrari (verranno ripresi nel seguito, vedi capitolo 7) si evince che, la rottura nel punto P2 della leva, avviene nel composito ad un valore di sollecitazione a compressione più basso rispetto alla tensione di rottura indicata dal fornitore del materiale ed utilizzato nel calcolo.

Nella tabella seguente sono riportate le caratteristiche meccaniche, dichiarate dal produttore, dei materiali utilizzati per realizzare il composito:

Tabella 14. Caratteristiche meccaniche materiali composito dichiarate dal fornitore

Pre-preg	Modulo di Young [GPa]			Modulo di Taglio [GPa]			Modulo di Poisson [-]			Tensione Rottura [MPa]			
	E ₁ (Fibre)	E ₂	E ₃	G ₁₂	G ₁₃	G ₂₃	v ₁₂	v ₁₃	v ₂₃	S ₁₁	S ₂₂	S ₃₃	S ₁₂
T1000 Fabric	67.95	67.95	8	4.16	4.16	4.16	0.07	0.1	0.1	1302/-921	1302/-921	80/-235	113
T1000 UD	148	8.985	8	4.14	4.14	4.14	0.27	0.1	0.1	2872/-1524	40/-235	80/-235	113

Nello specifico le tensioni di rottura per il tessuto sono:

Tabella 15. Tensioni a rottura del tessuto T1000 Fabric

T1000 Fabric		
DIREZIONE	TENSIONE ROTTURA A TRAZIONE [MPa]	TENSIONE ROTTURA A COMPRESSIONE [MPa]
11	1302	-921
22	1302	-921
33	80	-235

Le tensioni di rottura per l'unidirezionale sono:

Tabella 16. Tensioni a rottura dell'unidirezionale T1000 UD

T1000 UD		
DIREZIONE	TENSIONE ROTTURA A TRAZIONE [MPa]	TENSIONE ROTTURA A COMPRESSIONE [MPa]
11	2872	-1524
22	40	-235
33	80	-235

Vista la rottura inaspettata, per verificare se i dati del fornitore sono corretti, Ferrari in collaborazione con SmartCae, ha commissionato a Bercella dei test di resistenza a compressione (perché la leva si è rotta con tale modalità e non a trazione) sul materiale scelto per la realizzazione del composito, da cui ha ricavato i seguenti risultati:

Tabella 17. Caratteristiche meccaniche materiali composito modificate dopo prove di compressione

Pre-preg	Modulo di Young [GPa]			Modulo di Taglio [GPa]			Modulo di Poisson [-]			Tensione Rottura [MPa]			
	E ₁ (Fibre)	E ₂	E ₃	G ₁₂	G ₁₃	G ₂₃	v ₁₂	v ₁₃	v ₂₃	S ₁₁	S ₂₂	S ₃₃	S ₁₂
T1000 Fabric	67.95	67.95	8	4.16	4.16	4.16	0.07	0.1	0.1	1302/-628*	1302/-628*	80/-235	113
T1000 UD	148	8.985	8	4.14	4.14	4.14	0.27	0.1	0.1	2872/-878*	40/-235	80/-235	113

Si evidenziano in rosso i valori di resistenza a compressione dei pre-preg che sono risultati differenti rispetto a quanto dichiarato dal fornitore.

In particolare, le tensioni di rottura a compressione per il tessuto diventano:

Tabella 18. Tensioni rottura a compressione del tessuto T1000 Fabric ottenute da test ASTM D-3410

T1000 Fabric		
DIREZIONE	TENSIONE ROTTURA A COMPRESSIONE DICHIARATA DAL FORNITORE [MPA]	TENSIONE ROTTURA A COMPRESSIONE CALCOLATA CON TEST ASTM D-3410 [MPA]
11	-921	-628
22	-921	-628
33	-235	-235 (non è stato effettuato il test, quindi, viene mantenuto il valore dichiarato dal fornitore)

Le tensioni di rottura a compressione per l'unidirezionale diventano:

Tabella 19. Tensioni rottura a compressione dell'unidirezionale T1000 UD ottenute da test ASTM D-3410

T1000 UD		
DIREZIONE	TENSIONE ROTTURA A COMPRESSIONE DICHIARATA DAL FORNITORE [MPA]	TENSIONE ROTTURA A COMPRESSIONE CALCOLATA CON TEST ASTM D-3410 [MPA]
11	-1524	-878
22	-235	-235 (non è stato effettuato il test, quindi, viene mantenuto il valore dichiarato dal fornitore)
33	-235	-235 (non è stato effettuato il test, quindi, viene mantenuto il valore dichiarato dal fornitore)

Per l'unidirezionale il valore passa da 1524 MPa dichiarato dal venditore a 878 MPa misurati nel test sperimentale commissionato da Ferrari (valor medio sperimentale, in una forchetta 870 – 890 MPa), mentre per il tessuto la resistenza a compressione passa da 921 MPa (dati costruttore) a 628 MPa (valor medio sperimentale, in una forchetta 602 – 650 MPa).

Il motivo per cui si è ottenuto un risultato così diverso rispetto a quanto dichiarato dal fornitore, probabilmente è dovuto al diverso standard utilizzato per l'esecuzione del test sperimentale sui provini di materiale. Infatti, mentre il produttore ha svolto un test a compressione che segue lo standard ASTM D-695, le prove svolte in un secondo tempo da Bercella seguono lo standard ASTM D-3410, più idonee al caso della leva.

Approfondiamo nel seguito le prove di compressione dei compositi.

6.3 Prove di compressione dei compositi

Per i test di compressione dei compositi esistono molti standard diversi basati su tre diversi metodi di introduzione del carico e molte varianti di fissaggio. Nonostante decenni di ricerca e utilizzo, nessun metodo di test di compressione è stato generalmente favorito rispetto agli altri nello studio dei compositi, questo perché i metalli mostrano le stesse proprietà sia in tensione che in compressione e agli albori della tecnologia dei compositi si riteneva che anche questi ultimi dovessero fare lo stesso. Tuttavia, quando i risultati sperimentali non confermavano questa ipotesi, piuttosto che mettere in dubbio la scienza, i tecnologi hanno concluso che doveva esserci qualcosa di sbagliato nel metodo del test di compressione. Infatti, i campioni si rompevano a quello che si credeva fosse un cedimento prematuro e tutta una serie di soluzioni anti-instabilità sono state sviluppate per risolvere questo problema. Nonostante lo sviluppo di questi dispositivi anti-instabilità, le resistenze a compressione sono rimaste significativamente inferiori alle resistenze a trazione.

In effetti, la resistenza a compressione inferiore è in realtà causata da una differenza nelle modalità di rottura. In trazione il cedimento è causato da un sovraccarico delle fibre, mentre in compressione si assiste ad una micro-instabilità delle singole fibre.

Questa micro-deformazione è dovuta in parte alla differenza nelle proprietà di espansione termica della fibra e della matrice durante l'indurimento. Una tipica espansione termica di una matrice è $70 \mu\epsilon/^\circ\text{C}$, mentre la fibra sarebbe tipicamente $-5 \mu\epsilon/^\circ\text{C}$. Questa differenza di espansione termica fa sì che le fibre diventino leggermente ondulate durante l'indurimento. In tensione, queste fibre si raddrizzano e sono in grado di sperimentare la loro piena capacità di carico, ma in compressione questa ondulazione incoraggia il micro-buckling.

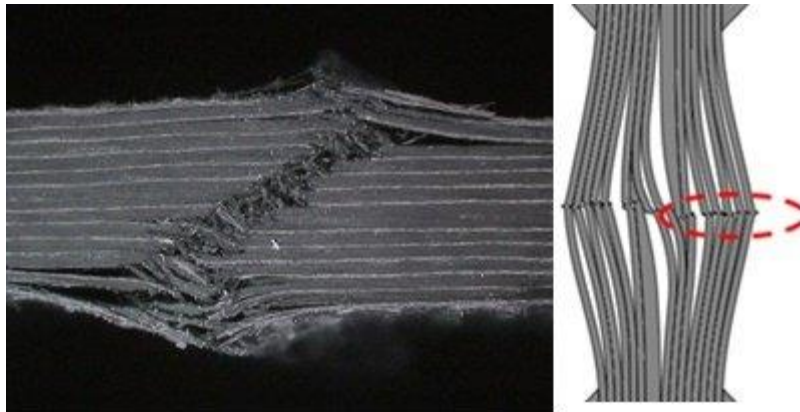


Figura 29. Rottura di micro-buckling osservata durante i test di compressione dei compositi

La principale differenza tra i due standard di prova che ci interessano è nella diversa applicazione del carico sul provino. Mentre ASTM D3410 è classificato come metodo di carico a taglio, ASTM D695 è classificato come metodo di carico di estremità. Inoltre, uno degli aspetti negativi di quest'ultimo metodo è che la coerenza dei risultati del test è influenzata dalla forza con cui i dispositivi di fissaggio sono serrati. Un dispositivo eccessivamente serrato può portare a un significativo effetto di attrito attraverso un percorso di carico ridondante, dando risultati di forza eccessivamente elevata. Per questo motivo, la procedura Boeing (aggiornamento dell'ASTM D695) consiglia di serrare i dispositivi di fissaggio tra 0,68 e 1,13 Nm.

Shear loaded methods*

- Celanese compression
- IITRI compression (ASTM D3410)

End loaded methods*

- Boeing Modified (ASTM D695)
- NASA short block

Combined loading methods

- Combined loading compression (ASTM D6641)



Figura 30. Riepilogo dei metodi che utilizzano carico a taglio, di estremità o combinati e la loro tecnica di introduzione del carico

Nel seguito sono analizzati in maniera più approfondita i due standard di interesse facendo riferimento alle normative.

6.3.1 ASTM D 3410

6.3.1.1 Ambito. Questo metodo di prova determina le proprietà di compressione nel piano dei materiali compositi a matrice polimerica rinforzati da fibre ad alto modulo. I materiali che possono essere testati sono i compositi rinforzati con fibre continue o discontinue per le quali le proprietà elastiche sono particolarmente ortotrope rispetto alla direzione di prova. Questa procedura introduce la forza di compressione nel provino attraverso il taglio alle interfacce di presa a cuneo, con un procedimento di trasferimento della forza che differisce dal metodo di prova D 695, in cui la forza di compressione viene trasmessa al provino mediante carico di estremità.

Questo test è effettuabile su compositi realizzati con tape unidirezionale, tessuto (ad esempio fabric), fibre corte o forme di prodotto simili.

6.3.1.2 Riepilogo del metodo di prova. Una striscia piatta di materiale avente una sezione trasversale rettangolare costante, come mostrato nei disegni campione della figura 31, viene caricato in compressione da una forza di taglio agente lungo le pinze.

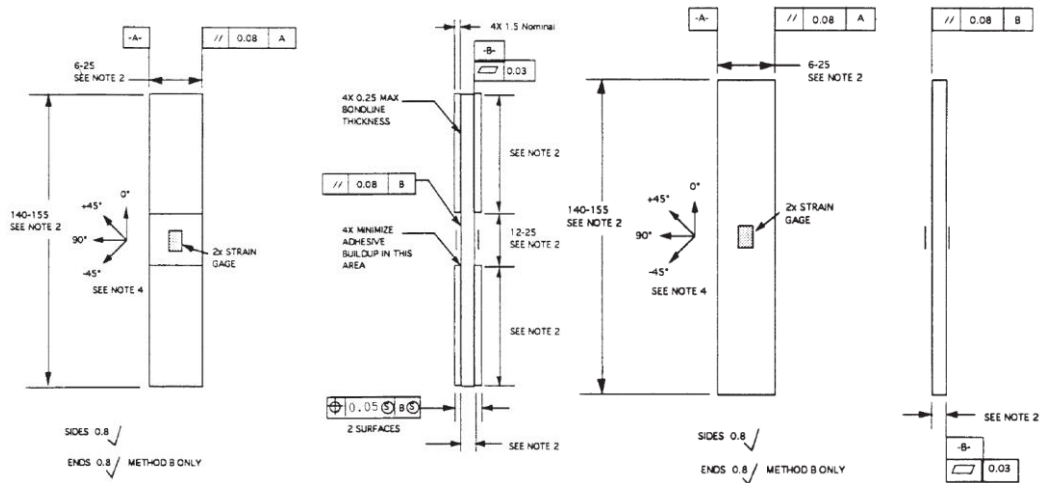


Figura 31. Disegno del campione del test di compressione

La forza di taglio viene applicata tramite pinze a cuneo in un dispositivo appositamente progettato mostrato nella figura 32.

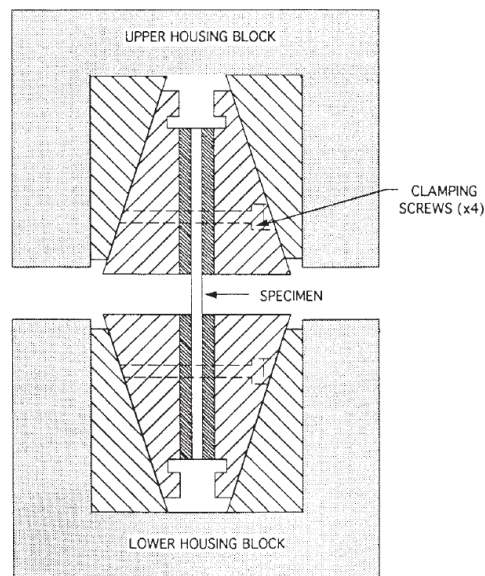


Figura 32. Schema del dispositivo di prova di compressione

Per ottenere i risultati della prova di compressione, il provino viene inserito nell'attrezzatura di prova che viene posta tra i piani della macchina di prova e caricata in compressione. La massima sollecitazione di compressione del materiale, ottenuta con questo dispositivo di prova e provino, può essere ottenuta dalla forza massima esercitata prima del cedimento. La deformazione viene monitorata con trasduttori di deformazione o spostamento in modo da poter determinare la risposta sforzo-deformazione del materiale, da cui è possibile derivare la deformazione a compressione finale, il modulo di elasticità a compressione, il rapporto di Poisson in compressione e la deformazione di transizione.

6.3.1.3 Significato e uso. I fattori che influenzano la risposta alla compressione e che dovrebbero quindi essere riportati includono quanto segue: materiale, metodi di preparazione e posa del materiale, sequenza di impilamento del campione, preparazione del campione, condizionamento del campione,

ambiente di prova, allineamento e presa del campione, velocità di prova, tempo e temperatura, contenuto vuoto e rinforzo percentuale del volume.

Le proprietà, nella direzione del test, che possono essere ottenute da questo metodo di prova includono:

- resistenza alla compressione ultima;
- deformazione di compressione ultima;
- modulo di elasticità a compressione;
- rapporto di Poisson in compressione;
- deformazione di transizione.

6.3.1.4 Interferenze. Questo metodo di prova trasmette la forza al provino tramite morsetti a cuneo rettangolari conici. Il design rettangolare dell'impugnatura a cuneo viene utilizzato per eliminare i problemi di sede del cuneo indotti dai cunei conici del cosiddetto dispositivo di prova di compressione Celanese precedentemente utilizzato in questo tipo di test. Un'altra caratteristica dell'attrezzatura che può avere un effetto significativo sui risultati della prova è la finitura superficiale delle superfici di accoppiamento del gruppo di presa a cuneo. Poiché queste superfici subiscono un contatto strisciante, devono essere lucidate, lubrificate e prive di scheggiature.

Inoltre, le facce di presa del provino delle pinze a cuneo sono tipicamente irruvidite in qualche modo, come richiesto per la particolare applicazione.

Per quanto riguarda la sensibilità del metodo di prova: è stato dimostrato che la resistenza alla compressione per un singolo sistema di materiale è diversa quando determinata con metodi di prova diversi. Tali differenze possono essere attribuite agli effetti di allineamento del provino, agli effetti della geometria del provino e agli effetti dell'attrezzatura anche se sono stati compiuti sforzi per ridurli al minimo.

Il modulo di compressione, e in particolare la tensione di compressione finale, sono sensibili a pratiche di fabbricazione del materiale scadenti, danni indotti da una lavorazione impropria del campione e mancanza di controllo dell'allineamento delle fibre. L'allineamento delle fibre rispetto all'asse delle coordinate del provino deve essere mantenuto nel modo migliore possibile, sebbene non esista alcuna procedura standard per garantire questo allineamento.

I dati risultanti da questo metodo di prova hanno dimostrato di essere sensibili alla planarità e al parallelismo delle linguette, quindi occorre prestare attenzione per garantire che i requisiti di tolleranza del provino siano soddisfatti. Ciò richiede solitamente una rettifica di precisione delle superfici delle linguette dopo averle incollate al provino.

La sezione del misuratore per questo metodo di prova non è indicata, il che comporta un compromesso nella selezione della lunghezza del misuratore del provino e dello spessore del provino. La lunghezza del calibro deve essere sufficientemente corta da essere esente da instabilità di Eulero (colonna), ma sufficientemente lunga da consentire il decadimento della sollecitazione alla compressione uniassiale e per ridurre al minimo gli effetti di vincolo di Poisson come risultato delle prese.

Una flessione eccessiva causerà rotture premature, nonché una determinazione del modulo di elasticità estremamente imprecisa. Dovrebbe essere fatto ogni sforzo possibile per eliminare la flessione dal sistema di prova. La curvatura può verificarsi per i seguenti motivi: (1) pinze o fissaggi associati disallineati (o fuori tolleranza), (2) installazione errata del provino o (3) scarsa preparazione del provino.

6.3.1.5 Campioni di prova. I provini devono avere le seguenti caratteristiche:

- geometria - il provino deve avere una sezione trasversale rettangolare costante con una variazione della larghezza non superiore al 61% e una variazione dello spessore non superiore al 62%.

Tabella 20. Requisiti di geometria del campione di compressione

Parameter	Requirement
<i>Specimen Requirements:</i>	
shape	constant rectangular cross section
overall specimen length	as needed ^A
specimen gage length	as needed ^A
specimen width	as needed ^A
specimen thickness	see Table 3
specimen width tolerance	±1 % of width
specimen thickness tolerance	±2 % of thickness
<i>Tab Requirements (if used):</i>	
specimen thickness variation at tabbed ends	±1 % of thickness

I requisiti della geometria del provino sono elencati nella tabella 20 e le raccomandazioni sulla geometria del provino sono elencate nella tabella 21.

Tabella 21. Raccomandazioni sulla geometria del campione di compressione

Fiber Orientation	Width, mm [in.]	Gage Length, mm [in.]	Tab Length, mm [in.]	Overall Length, mm [in.]	Tab Thickness, mm [in.]
0°, unidirectional	10 [0.5]	10–25 [0.5–1.0]	65 [2.5]	140–155 [5.5–6.0]	1.5 [0.06]
90°, unidirectional	25 [1.0]	10–25 [0.5–1.0]	65 [2.5]	140–155 [5.5–6.0]	1.5 [0.06]
Specially orthotropic	25 [1.0]	10–25 [0.5–1.0]	65 [2.5]	140–155 [5.5–6.0]	1.5 [0.06]

Sia la larghezza che lo spessore del provino devono contenere un numero sufficiente di fibre o filati per essere statisticamente rappresentativo del materiale sfuso, altrimenti il materiale non deve essere testato utilizzando questo metodo di prova;

- larghezza del provino - la larghezza nominale del provino deve essere quella raccomandata nella tabella 21;
- spessore del campione - lo spessore del campione, la lunghezza del misuratore e la larghezza sono correlati dalla seguente equazione:

$$h \geq \frac{l_g}{0.9069 \sqrt{\left(1 - \frac{1.2F^{cu}}{G_{xz}}\right) \left(\frac{E^c}{F^{cu}}\right)}}$$

dove:

- E^c = modulo di elasticità longitudinale in MPa;
- F^{cu} = sforzo di compressione ultimo in MPa;
- G_{xz} = modulo di taglio a spessore in MPa;
- h = spessore del provino in mm;
- l_g = lunghezza della sezione del misuratore, 13 mm.

Più basso è il modulo previsto e maggiore è la sollecitazione di compressione finale prevista, maggiore deve essere lo spessore del campione per prevenire l'instabilità di Eulero (colonna) nella sezione di prova. Nell'equazione precedente è stata utilizzata un'assunzione conservativa delle condizioni dell'estremità fissata per l'instabilità della colonna per compensare gli effetti trave-colonna prodotti dai momenti flettenti indotti dalle tolleranze del provino e dell'attrezzatura. Il requisito per l'uso di misurazioni della deformazione back-to-back fornisce la valutazione finale di stabilità del campione e qualità dei risultati del test. La tabella 22 mostra i calcoli per lo spessore minimo del provino in funzione del modulo previsto e della sollecitazione di compressione finale nella direzione dell'applicazione della forza per lunghezze di misura 12, 20 e 25 mm utilizzando un valore presunto di G_{xz} di 4 GPa.

Tabella 22. Spessore minimo richiesto del campione

Minimum Required Thickness (mm [in.]) for 10-mm [0.5-in.] Gage Length						
Longitudinal Modulus, GPa [Msi]	Expected Compression Strength, F^{cu} , MPa [ksi]					
	300 [50]	600 [100]	900 [150]	1200 [200]	1500 [250]	1800 [300]
25 [5]	1.27 [0.058]	1.89 [0.087]	2.45 [0.114]	3.02 [0.142]	3.64 [0.174]	4.36 [0.214]
50 [7]	1.00 [0.049]	1.33 [0.074]	1.73 [0.096]	2.14 [0.120]	2.58 [0.147]	3.08 [0.180]
75 [10]	1.00 [0.041]	1.09 [0.062]	1.41 [0.081]	1.74 [0.101]	2.10 [0.123]	2.52 [0.151]
100 [15]	1.00 [0.040]	1.00 [0.050]	1.22 [0.066]	1.51 [0.082]	1.82 [0.101]	2.18 [0.123]
200 [20]	1.00 [0.040]	1.00 [0.044]	1.00 [0.057]	1.07 [0.071]	1.29 [0.087]	1.54 [0.107]
300 [30]	1.00 [0.040]	1.00 [0.040]	1.00 [0.047]	1.00 [0.058]	1.05 [0.071]	1.26 [0.087]
400 [50]	1.00 [0.040]	1.00 [0.040]	1.00 [0.040]	1.00 [0.045]	1.00 [0.055]	1.09 [0.068]
500 [70]	1.00 [0.040]	1.00 [0.040]	1.00 [0.040]	1.00 [0.040]	1.00 [0.047]	1.00 [0.057]

Minimum Required Thickness (mm [in.]) for 20-mm [0.75-in.] Gage Length						
Longitudinal Modulus, GPa [Msi]	Expected Compression Strength, F^{cu} , MPa [ksi]					
	300 [50]	600 [100]	900 [150]	1200 [200]	1500 [250]	1800 [300]
25 [5]	2.53 [0.087]	3.77 [0.131]	4.90 [0.171]	6.04 [0.214]	7.28 [0.262]	8.72 [0.320]
50 [7]	1.79 [0.074]	2.67 [0.111]	3.46 [0.145]	4.27 [0.180]	5.15 [0.221]	6.17 [0.271]
75 [10]	1.46 [0.062]	2.18 [0.092]	2.83 [0.121]	3.49 [0.151]	4.21 [0.185]	5.04 [0.226]
100 [15]	1.27 [0.050]	1.89 [0.075]	2.45 [0.099]	3.02 [0.123]	3.64 [0.151]	4.36 [0.185]
200 [20]	1.00 [0.044]	1.33 [0.065]	1.73 [0.086]	2.14 [0.107]	2.58 [0.131]	3.08 [0.160]
300 [30]	1.00 [0.040]	1.09 [0.053]	1.41 [0.070]	1.74 [0.087]	2.10 [0.107]	2.52 [0.131]
400 [50]	1.00 [0.040]	1.00 [0.041]	1.22 [0.054]	1.51 [0.068]	1.82 [0.083]	2.18 [0.101]
500 [70]	1.00 [0.040]	1.00 [0.040]	1.10 [0.046]	1.35 [0.057]	1.63 [0.070]	1.95 [0.086]

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

- lunghezza complessiva del campione e lunghezza del misuratore - la lunghezza complessiva del campione e del misuratore deve essere determinata dalla lunghezza della linguetta e dalla lunghezza del misuratore scelte per il provino. Questi requisiti sono elencati nella Tabella 20. La scelta della lunghezza del calibro del provino è un compromesso tra una lunghezza sufficientemente corta da essere esente da instabilità di Eulero (colonna), ma abbastanza lunga da consentire sia il decadimento della sollecitazione alla compressione uniaassiale uniforme sia minimizzare gli effetti di vincolo di Poisson dovuti alle impugnature.

6.3.1.6 Procedura. La procedura da utilizzare è la seguente:

- dopo la lavorazione finale del provino, ma prima della prova di compressione, determinare l'area del provino come $A = w \times h$ in tre punti nella sezione del calibro e riportare l'area come media di queste tre determinazioni. Registrare l'area media in mm^2 ;
- applicare estensimetri su entrambe le facce del provino;
- velocità di caricamento - si desidera mantenere una velocità di deformazione costante nella sezione del misuratore.

Nel caso di test con controllo della deformazione si utilizza una velocità di deformazione standard di $0,01 \text{ min}^{-1}$.

Per test a velocità costante della testa si ha uno spostamento standard della traversa di $1,5 \text{ mm/min}$;

- installazione del dispositivo - posizionare il blocco dell'alloggiamento del cuneo inferiore sulla piastra inferiore. Fissare il blocco dell'alloggiamento del cuneo superiore alla traversa superiore o inserirlo nel dispositivo di supporto dell'alloggiamento del cuneo superiore, centrato sul blocco dell'alloggiamento del cuneo inferiore. Sebbene la cella di carico possa essere collegata a qualsiasi traversa come richiesto, l'intero gruppo deve essere centrato sulla linea di azione della forza applicata;
- campione/Inserimento;
- installazione del trasduttore;
- caricamento - applicare la forza all'apparecchiatura alla velocità specificata fino alla rottura durante la registrazione dei dati;
- registrazione dei dati - se il provino deve cedere, registrare la forza massima, la forza di rottura e la deformazione (o spostamento del trasduttore) in corrispondenza o il più vicino possibile al momento di rottura.
- una differenza nella pendenza tensione-deformazione o forza-deformazione dalle facce opposte del provino indica una flessione nel provino. Affinché i risultati del test delle proprietà elastiche siano considerati validi, la flessione

percentuale nel provino deve essere inferiore al 10%. Lo stesso requisito deve essere soddisfatto alla deformazione a rottura affinché i dati di resistenza e deformazione a rottura siano considerati validi. Se possibile, dovrebbe essere registrato un grafico della flessione percentuale rispetto alla deformazione media per aiutare nella determinazione della modalità di rottura;

- codici di identificazione del guasto - registrare la modalità, l'area e la posizione del guasto per ciascun campione.

6.3.2 ASTM D 695

6.3.2.1 Ambito. Questo metodo di prova consente la determinazione delle proprietà meccaniche di plastiche rigide rinforzate e non rinforzate, compresi i compositi ad alto modulo, quando caricate in compressione a velocità uniformi di deformazione o carico relativamente basse. Vengono impiegati provini di forma standard. Questa procedura è applicabile per compositi con modulo fino a 41370 MPa.

6.3.2.2 Significato e uso. Le proprietà di compressione includono modulo di elasticità, carico di snervamento, deformazione oltre il punto di snervamento e resistenza alla compressione (a meno che il materiale si appiattisca ma non si rompa). I materiali che possiedono una bassa duttilità potrebbero non presentare un punto di snervamento. Nel caso di un materiale che cede in compressione per frattura di frantumazione, la resistenza a compressione ha un valore ben definito. Nel caso di un materiale che non cede a compressione con una frattura per frantumazione, la resistenza alla compressione è arbitraria a seconda del grado di distorsione che è considerato come indice di un cedimento completo del materiale. Molti materiali plastici continueranno a

deformarsi in compressione fino a quando non si ottiene un disco piatto, la sollecitazione di compressione (nominale) aumenta costantemente nel processo, senza che si verifichi alcuna frattura ben definita. La forza di compressione non può avere alcun significato reale in questi casi.

6.3.2.3 Campioni di prova. Il campione di prova standard per le misurazioni della resistenza deve avere la forma di un cilindro o prisma retto la cui lunghezza è doppia della sua larghezza o diametro principale. Le dimensioni dei campioni preferite sono 12,7 x 12,7 x 25,4 mm (prisma) o 12,7 mm di diametro per 25,4 mm (cilindro). Il campione di prova standard per le misurazioni del modulo o dello snervamento sfalsato deve essere di dimensioni tali che il rapporto di snellezza sia nell'intervallo da 11 a 16:1. In questo caso, le dimensioni del provino preferite sono 12,7 x 12,7 x 50,8 mm (prisma) o 12,7 mm di diametro per 50,8 mm (cilindro).

Quando non è possibile ottenere i campioni standard (cilindri o prismi retti) a causa della sottigliezza del materiale (tipicamente inferiore a 6,4 mm), devono essere utilizzati campioni alternativi che devono essere utilizzati anche per le plastiche rinforzate, inclusi compositi ad alta resistenza e laminati altamente ortotropi:

- per i materiali da 3,2 mm a 6,4 mm, il provino utilizzato per le misurazioni della resistenza deve essere costituito da un prisma avente una sezione trasversale di 12,7 mm per lo spessore del materiale e una lunghezza di 12,7 mm. Il campione di prova per le misurazioni del modulo o dello snervamento sfalsato deve essere di dimensioni tali che il rapporto di snellezza sia compreso tra 11 e 16:1;
- per materiali di spessore inferiore a 3,2 mm, o dove è richiesta la prova del modulo elastico e il rapporto di snellezza non fornisce una lunghezza sufficiente per il fissaggio di un compressore o un dispositivo simile,

deve essere utilizzato un campione conforme a quello mostrato in figura 33.

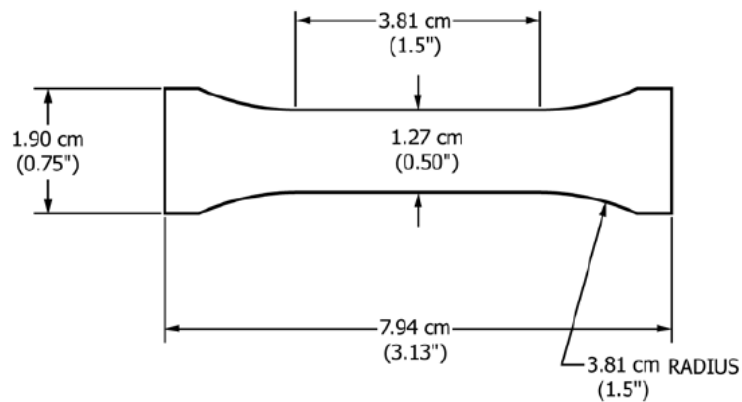


Figura 33. Provino per prove di compressione in materiali di spessore inferiore a 3,2 mm

La maschera di supporto mostrata in figura 34 deve essere utilizzata per sostenere il provino durante la prova;

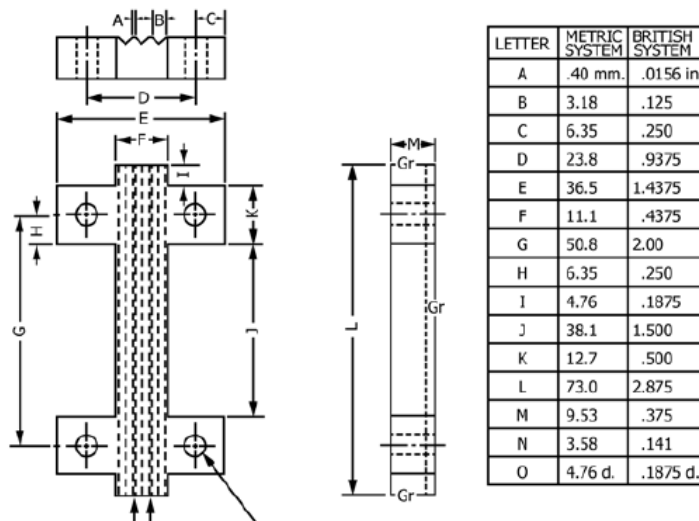


Figura 34. Maschera di supporto per campioni sottili

- se il cedimento per i provini utilizzati per i materiali da 3,2 mm a 6,4 mm avviene per delaminazione piuttosto che per frattura del piano di taglio, il materiale può essere testato in conformità con i provini utilizzati per materiali di spessore inferiore a 3,2 mm.

6.3.2.4 Procedura. La procedura da utilizzare è la seguente:

- misurare la larghezza e lo spessore (o diametro) del provino con una approssimazione di 0,025 mm in diversi punti lungo la sua lunghezza. Calcolare e registrare il valore minimo dell'area della sezione trasversale. Misurare la lunghezza del provino e registrare il valore;
- posizionare il provino tra le superfici dello strumento di compressione, avendo cura di allineare la mezzeria del suo asse lungo con la mezzeria dello stantuffo e assicurarsi che le estremità del campione siano parallele alla superficie dello strumento di compressione. Regolare la traversa della macchina di prova finché non tocca appena la parte superiore dello stantuffo dello strumento di compressione;
- posizionare i provini sottili nella maschera (figura 34) in modo che siano a filo con la base e centrati. I dadi o le viti sulla maschera devono essere serrati a mano. Posizionare l'assieme nello strumento di compressione;
- se si desidera calcolare solo la resistenza alla compressione o il carico di snervamento alla compressione, o entrambi, procedere come segue:
 - impostare il controllo della velocità a 1,3 mm/min e avviare la macchina;
 - registrare il carico massimo sopportato dal provino durante la prova (normalmente questo sarà il carico al momento della rottura).

6.4 La corrosione

Dato che in tutti e tre i punti definiti sulla leva sono presenti degli inserti metallici è interessante indagare i possibili effetti corrosivi dovuti alla loro presenza.



Figura 35. Prototipo leva

La corrosione dei materiali metallici è un fenomeno che provoca il deterioramento generalmente lento del materiale (altrimenti si parla di attacco chimico) causato dall'interazione chimico-fisica con l'ambiente circostante. Per effetto del processo corrosivo il materiale subisce una progressiva e irreversibile perdita delle sue proprietà tecnologiche (chimiche, fisiche e meccaniche).

A seconda del meccanismo con cui avviene la corrosione, si parla di:

- **corrosione per attacco diretto:** se il materiale metallico è attaccato da particolari sostanze chimiche in presenza di acqua (sotto forma di acqua liquida o di vapore acqueo);
- **corrosione elettrochimica:** se la corrosione avviene tra due parti metalliche poste a contatto; se i metalli posti a contatto sono di natura differente, si parla in particolare di corrosione galvanica;
- **corrosione mecano-chimica:** se la corrosione è causata dalla partecipazione di cause di natura elettrochimica e sforzi meccanici.

Nel paragrafo successivo vado ad approfondire la corrosione galvanica in quanto di interesse per il modello in esame.

6.4.1 CORROSIONE GALVANICA. Spesso i requisiti progettuali possono rendere necessaria l'unione di materiali metallici diversi nello stesso componente (accoppiamenti, inserti ecc.). In alcuni casi, queste soluzioni possono portare alla corrosione in uno dei materiali accoppiati. Questo fenomeno prende il nome di corrosione galvanica, si verifica quando vengono soddisfatti determinati criteri e le condizioni ambientali sono ideali.

Possiamo definire la corrosione galvanica come un processo elettrochimico che avviene quando due metalli, con diversi potenziali di elettrodo¹, vengono a contatto tra loro (direttamente o indirettamente) in presenza di un elettrolita². Questo fenomeno è caratterizzato da corrosione accelerata o preferenziale che si verifica in uno dei metalli, mentre l'altro rimane protetto galvanicamente.

Metalli e leghe differenti hanno potenziali degli elettrodi diversi e quando due o più di questi materiali entrano in contatto in un elettrolita, un metallo (che è più reattivo) funge da anodo³, l'altro (che è meno reattivo) da catodo⁴ e si genera un flusso di elettroni dal primo verso il secondo che si traduce in una corrente elettrica. Man mano che gli elettroni fuoriescono dall'anodo (il metallo più alto nella serie galvanica) verso il catodo (il metallo più basso nella serie), in corrispondenza dell'anodo avviene l'ossidazione ed inizia a corrodersi in modo preferenziale, mentre il catodo rimane protetto.

Quindi si verificano due reazioni principali:

¹ Potenziale di elettrodo è la forza elettromotrice fornita da una cella galvanica costituita da un elettrodo standard a idrogeno e dall'elettrodo di cui si vuole misurare il potenziale di elettrodo.

² Elettroliti sono tutte le sostanze che, disciolte in acqua, si dissociano in maniera più o meno elevata, in ioni di carica opposta.

³ L'anodo è l'elettrodo positivo di un voltmetro o di un tubo di scarica o di altri apparecchi elettrici destinati a far passare la corrente elettrica attraverso a un liquido oppure a un gas.

⁴ Il catodo è l'elettrodo negativo di un voltmetro o di un tubo di scarica o di altri apparecchi elettrici destinati a far passare la corrente elettrica attraverso a un liquido oppure a un gas.

- le reazioni anodiche, che sono reazioni di ossidazione che tendono a distruggere il metallo dell'anodo che si discioglie sotto forma di ioni oppure ritorna allo stato combinato di ossido;
- le reazioni catodiche, che sono invece sempre reazioni di riduzione di alcuni ioni con corrispondente consumo degli elettroni prodotti dalla reazione anodica e transitati attraverso il metallo.

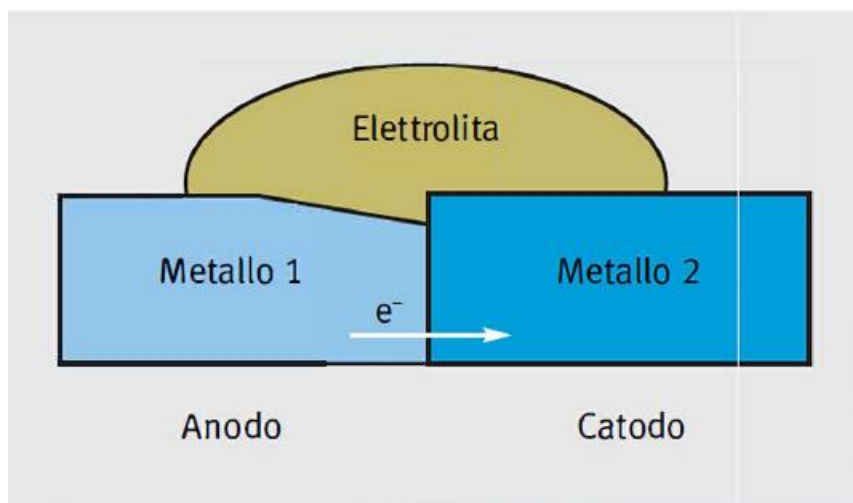


Figura 36. Schema corrosione galvanica

6.4.2 CORROSIONE NEGLI ACCOPPIAMENTI METALLO – FIBRA DI CARBONIO.

Nonostante tutte le eccellenti proprietà dei compositi rinforzati in fibra di carbonio, insorgono alcuni problemi quando questi materiali vengono utilizzati insieme ai metalli. Le fibre di carbonio nei CFRP fanno sì che questo materiale diventi elettricamente conduttivo perché, queste fibre, sono a loro volta elettricamente conduttive e molto nobili da un punto di vista elettrochimico. Pertanto, quando un metallo è collegato elettricamente a un CFRP, è più suscettibile alla corrosione galvanica.

Ci sono cinque condizioni che devono essere soddisfatte affinché si verifichi la corrosione galvanica tra un metallo ed un materiale composito:

- 1) la presenza di un metallo che si corrode attivamente;
- 2) la presenza di un composito elettricamente conduttivo (solitamente fibra di carbonio);
- 3) la presenza di una connessione elettrica tra il composito e il metallo;
- 4) la presenza di un elettrolita;
- 5) la presenza di ossigeno.

Questa situazione peggiora quando i componenti in composito rinforzato con fibra di carbonio sono accoppiati a piccole parti metalliche (come elementi di fissaggio, bulloni e dadi) tramite un'ampia superficie. In queste circostanze, il tasso di corrosione galvanica è estremamente elevato, a causa del grande rapporto tra la superficie del catodo e dell'anodo (Ac/Aa).

La morfologia e l'intensità della corrosione galvanica dipendono dal tipo di metallo connesso al composito di carbonio, dal rapporto della superficie tra catodo e anodo e dalle condizioni ambientali.

Vediamo nel seguito come la corrosione galvanica agisce nei diversi materiali nel caso di accoppiamento metallo - compositi in fibra di carbonio.

Tabella 23. Serie galvanica in acqua di mare

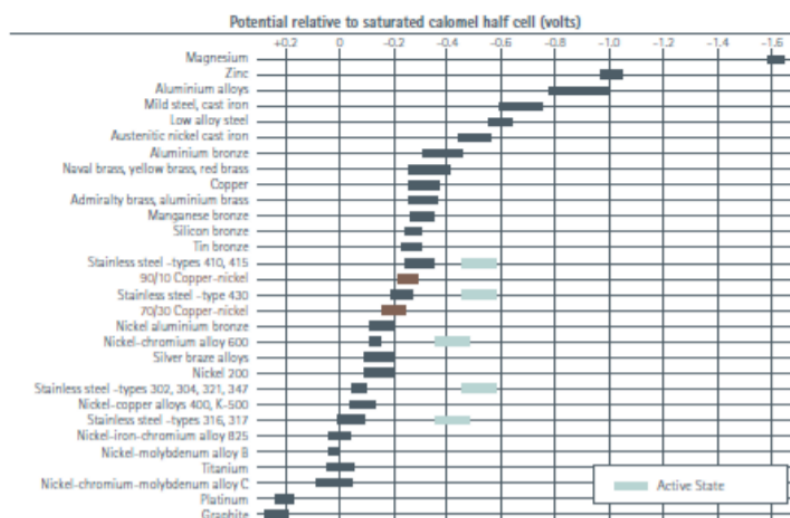


Table 2
Simplified Galvanic Series in Sea Water

Graphite
Platinum
Gold
High Alloy Stainless Steels (Super Austenitic) (Super Duplex)
Titanium
Nickel Chrome (625; C-276)
Molybdenum Alloys
Low alloy stainless (PASSIVE) steels (eg 316)
Alloy 400/Alloy K-500
Silver
Nickel Aluminium Bronze
Copper nickel (70/30; 90/10)
Galvanic/Tin Bronzes
Brasses
Tin
Lead
Austenitic Cast Iron
Low alloy stainless (ACTIVE) steels (eg 316)
Cast Iron
Carbon Steel
Aluminium alloys
Zinc
Magnesium

6.4.2.1 Alluminio. Le leghe di alluminio sono estremamente vulnerabili quando sono accoppiate ad un composito di carbonio. Secondo le curve di polarizzazione anodica e catodica⁵ delle leghe di alluminio e dei compositi di carbonio, il tasso di corrosione galvanica nell'acqua di mare è controllata dalla reazione di riduzione dell'ossigeno. Ciò significa che qualsiasi condizione che porta ad un incremento del tasso di riduzione dell'ossigeno causerà un aumento del livello di corrosione galvanica. La corrosione galvanica dell'alluminio potrebbe essere limitata dall'anodizzazione⁶ e dalla formazione di uno spesso strato protettivo di ossido di alluminio sulla superficie. Tuttavia, va detto che in caso di rottura dello strato di ossido per danno meccanico, la situazione diventa molto peggiore a causa di un rapporto di area superficiale catodo - anodo molto elevato.

6.4.2.2 Acciaio. Il tasso di corrosione galvanica dell'acciaio dolce accoppiato a un composito di carbonio è stato studiato in diversi ambienti: calcestruzzo, soluzione antighiaccio e acqua di mare. I risultati mostrano che, proprio come l'alluminio, la velocità di corrosione dell'acciaio semplice è controllata da una reazione catodica di O_2 . Il tasso di corrosione dell'acciaio, accoppiato con un composito di carbonio, aumenta di un fattore 25 quando è accoppiato in soluzione antighiaccio e di un fattore 60 quando è accoppiato in acqua di mare.

6.4.2.3 Acciaio inox. Non ci sono prove della formazione di corrosione per acciai inossidabili accoppiati a compositi in carbonio. Tuttavia, alcuni tipi di acciai inossidabili (come i tipi 410 o 301) sono suscettibili di corrosione localizzata (vaiolatura e corrosione interstiziale) quando sono collegati ad un

⁵ Le curve di polarizzazione anodica e catodica sono tracciate sul diagramma di Evans che riporta, in ascissa il logaritmo della densità di corrente (i), in ordinata la differenza di potenziale elettrico (E). Una curva è rappresentativa della semireazione anodica di ossidazione, l'altra curva è rappresentativa della semireazione catodica di riduzione.

⁶ L'anodizzazione è il processo elettrochimico mediante il quale uno strato protettivo di ossido si forma sulla superficie del metallo da trattare.

composito di carbonio in acqua di mare simulata (3,5% NaCl). La corrosione per viiolatura è migliorata dall'aumento del rapporto di superficie catodo - anodo (Ac/Aa).

6.4.2.4 Titanio. Andando ad osservare il potenziale elettrochimico standard del titanio sembra che questo metallo sia attivo. Tuttavia, a causa della formazione di un denso strato di ossido stabile e protettivo, il titanio si colloca tra i materiali nobili, inoltre, nella tabella delle serie galvaniche, si trova appena sotto la grafite o il carbonio. Pertanto, non vi è alcun divario significativo tra il titanio e il composito rinforzato con fibra di carbonio che possa produrre corrosione galvanica. Ciò significa che il titanio commercialmente puro e le sue leghe sono resistenti alla corrosione galvanica quando sono accoppiati con questo tipo di materiale.

6.4.2.5 Compositi in fibra di carbonio. L'accoppiamento galvanico dei metalli con i compositi di carbonio non causerà solo problemi al metallo, ma anche al composito stesso. A causa dello sviluppo dell'idrogeno nelle aree difettose del composito (come vuoti e crepe), sulla superficie del composito possono formarsi bolle piene di questo gas.

Un altro problema per i compositi di carbonio che si comportano da catodo in una coppia galvanica è la formazione di depositi calcarei sulla superficie del materiale. Nell'acqua di mare, sulla superficie delle fibre di carbonio si verificano un numero enorme di reazioni catodiche, tra cui lo sviluppo di idrogeno e la riduzione dell'ossigeno, che possono portare alla creazione di una soluzione alcalina localizzata sulla superficie. In questa condizione i sali carbonati presenti nell'acqua di mare non sono solubili e si depositano sotto forma di fase aragonite⁷ (carbonato di calcio e magnesio). Poiché è necessario

⁷L'aragonite è la fase rombica del carbonato di calcio, CaCO₃.

un alto tasso di riduzione dell'idrogeno per creare tali depositi calcarei, questo fenomeno si verifica quando un metallo attivo, come l'alluminio o il magnesio, è collegato ad un materiale composito.

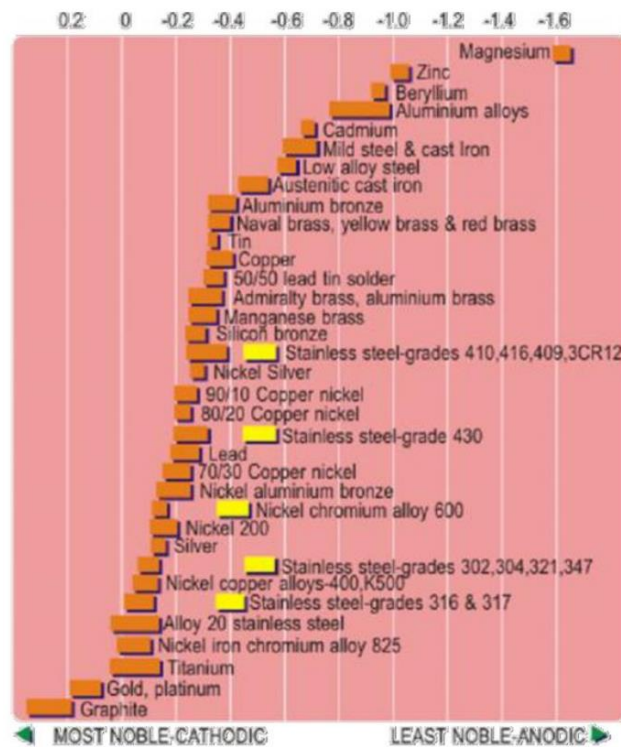


Figura 37. Serie galvanica in acqua di mare a 25°C

6.4.3 METODI PER RIDURRE LA CORROSIONE GALVANICA. Alcuni rimedi per controllare la corrosione galvanica dei metalli accoppiati ai compositi di carbonio sono i seguenti:

- sostituire la parte metallica con una lega ad alta resistenza alla corrosione. In questo caso, l'opzione migliore è il titanio e le sue leghe;
- interrompere la connessione elettrica delle due parti inserendo tra esse un materiale elettricamente isolante, come un composito rinforzato con fibra di vetro;

- utilizzare resine epossidiche senza alcun legame idrolizzabile⁸, come i legami esteri⁹, per mitigare la penetrazione dell'acqua nel composito e quindi per ridurre la superficie catodica reale;
- utilizzare agenti di incollaggio come sigillanti sulla superficie delle fibre di carbonio prima di fabbricare i compositi;
- utilizzare una combinazione di anodizzazione con acido solforico e rivestimento ibrido sol-gel che è molto efficace contro la corrosione galvanica nei laminati metallici in fibra di carbonio.

⁸ Idrolizzabile, cioè che si può sottoporre a idrolisi.

⁹ Gli esteri sono composti organici prodotti dalla reazione di un alcol o di un fenolo con un acido carbossilico o un suo derivato.

Capitolo 7. Modello di partenza

Il lavoro di tesi inizia con lo studio dettagliato di un modello agli elementi finiti della leva sospensione. Il modello che ho ricevuto da Ferrari è stato realizzato originariamente con il software Nastran per poi essere implementato e modificato con i software Hypermesh ed Optistruct già menzionati.

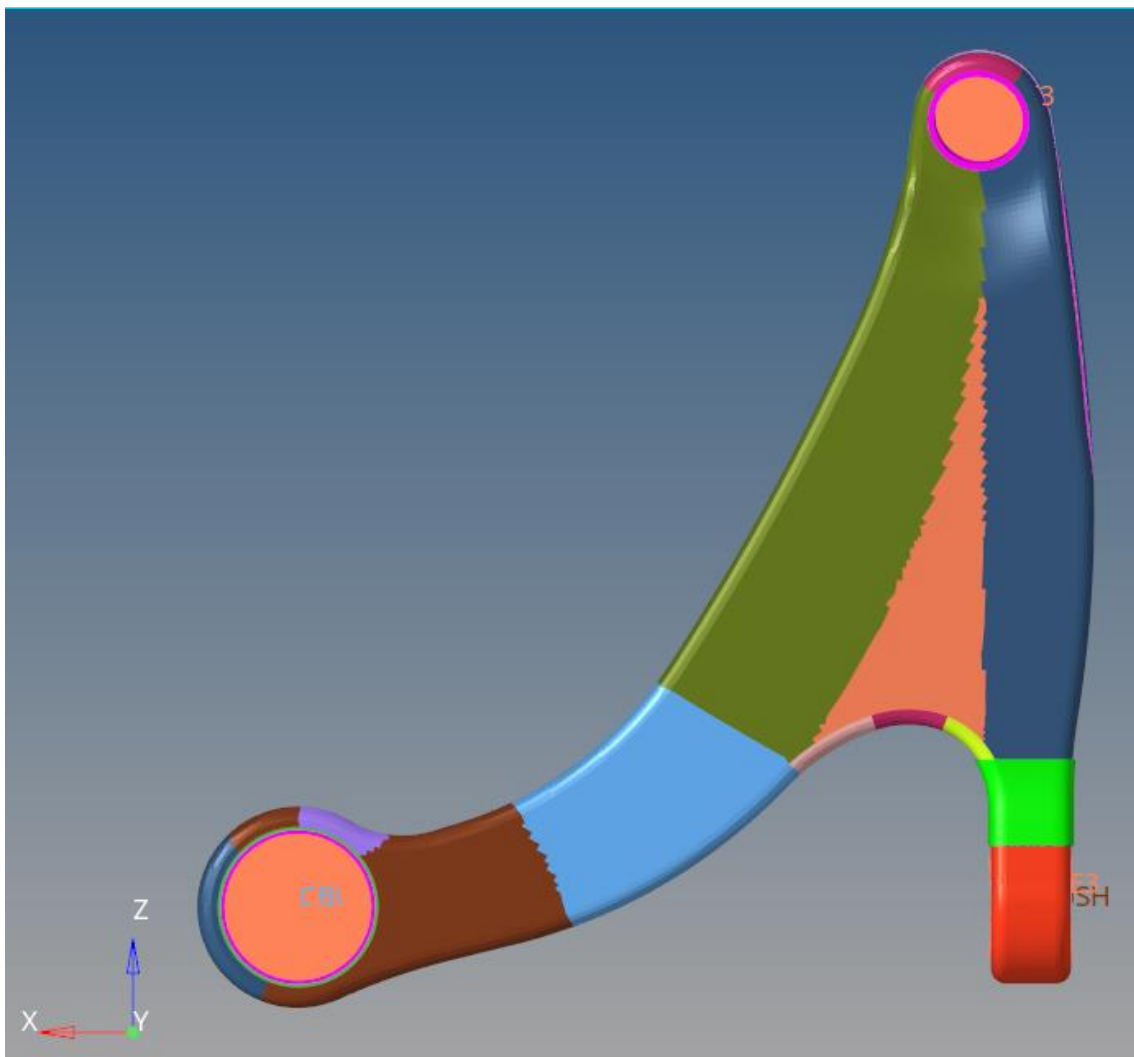


Figura 38. Modello FEM di partenza della leva

Il modello FEM di partenza della leva è meshato con elementi solidi e può essere suddiviso in una parte esterna ed una interna.

La parte esterna per comodità è stata ripartita a sua volta in due componenti dello stesso materiale (anche se con laminazione diversa):

- **guscio laminato esterno;**
- **guscio laminato interno;**

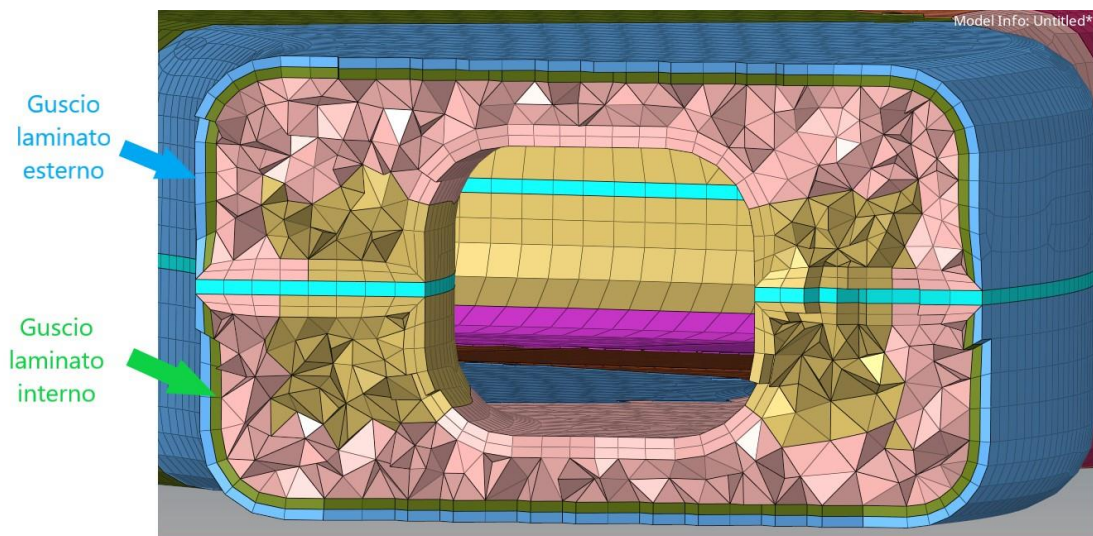


Figura 39. Sezione leva

Questa parte è stata meshata in maniera più accurata, cioè utilizzando degli elementi esaedrici a otto nodi (CHEXA), perché è quella da attenzionare maggiormente. Infatti, in caso di rottura, questa avverrà dall'esterno e non dall'interno.

Anche la parte interna può essere ripartita in due componenti distinti:

- **materiale composito non laminato con funzione strutturale**, si è utilizzato un materiale ortotropo equivalente per caratterizzarlo. Qui la mesh è meno precisa rispetto alla parte esterna. Infatti sono stati usati degli elementi tetraedrici a quattro nodi (CTETRA) proprio perché, come già detto, l'eventuale rottura si verifica dall'esterno;

- **materiale riempitivo interno che non ha funzione strutturale** (meno prestante rispetto al precedente), caratterizzato con un materiale ortotropo equivalente. Anche qui per la mesh sono stati usati dei tetraedri a quattro nodi (CTETRA).

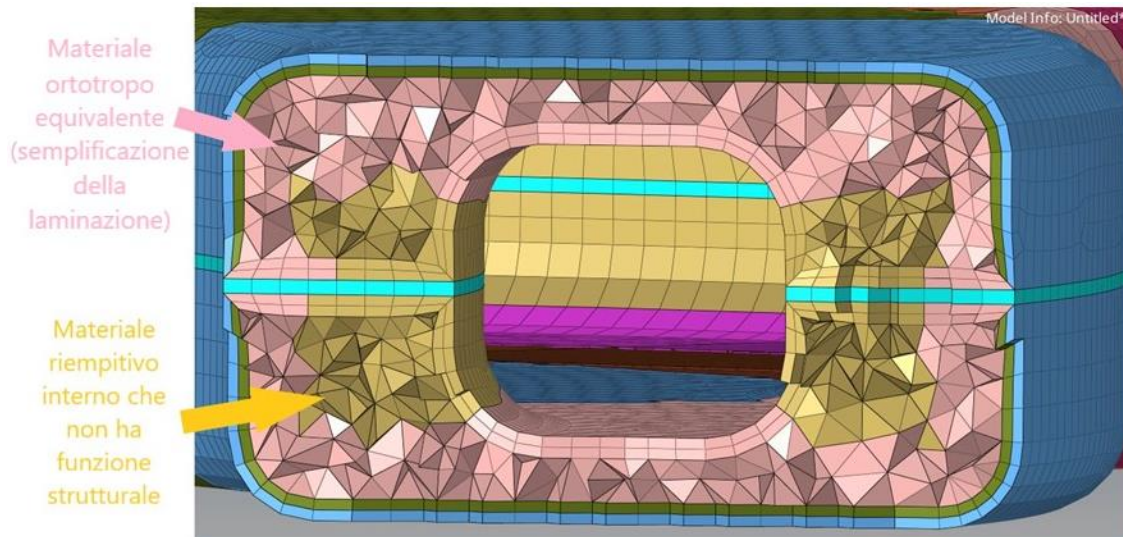


Figura 40. Sezione leva

Infine, tra guscio superiore ed inferiore, c'è la colla epossidica meshata con elementi esaedrici ad otto nodi (CHEXA).

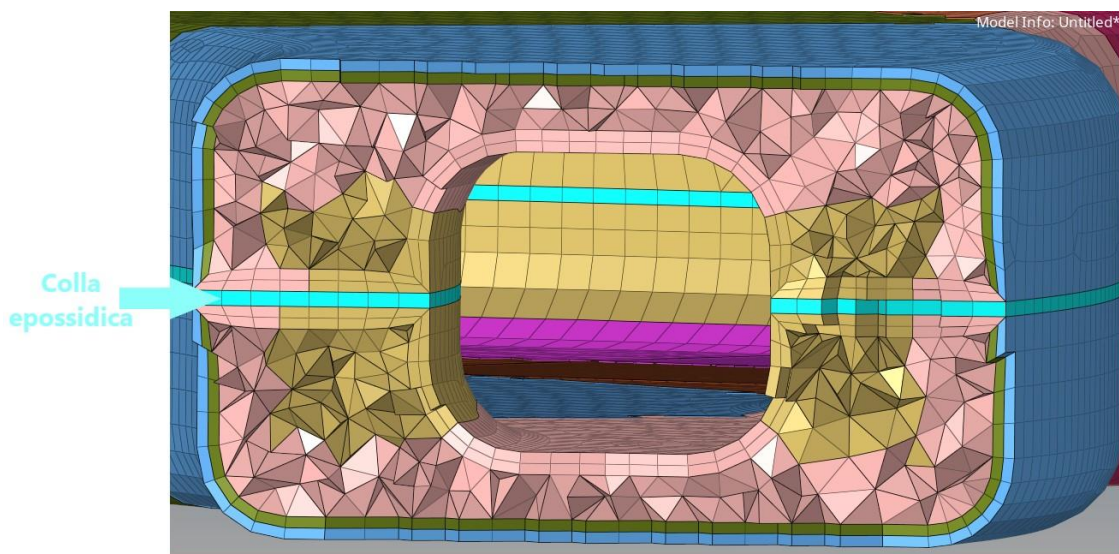


Figura 41. Sezione leva

Durante l'operazione di realizzazione della leva, l'operatore stende le pelli manualmente nei semi-gusci facendo sì che queste seguano la curvatura del pezzo. Per questo motivo nel modello FEM la parte esterna laminata, che è stata meshata con elementi esaedrici, è suddivisa in diversi componenti. Il motivo di questa divisione è dovuto al fatto che ogni parte ha la stessa proprietà ma orientata in maniera diversa; quindi, ad ognuna è stato fornito un sistema di riferimento xyz che segue la curvatura della leva e che rispetta le convenzioni definite nel capitolo 5.

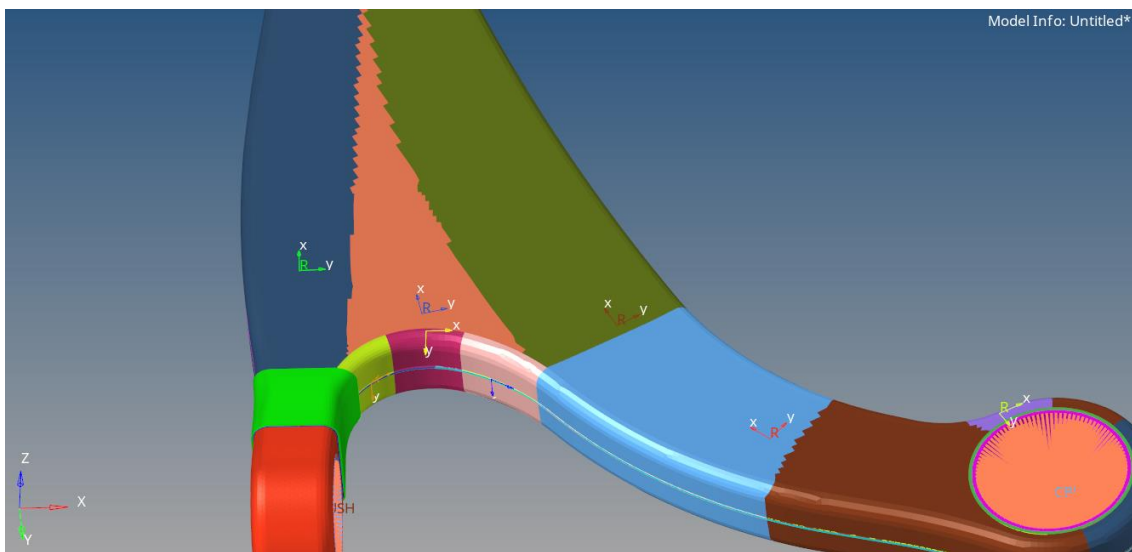


Figura 42. Vista leva con sistemi di riferimento laminato

In realtà è maggiormente corretto fornire una terna ad ogni elemento, ma per una questione di semplicità sono state individuate dieci zone, ognuna con un sistema di riferimento "medio". Se l'asse x del sistema di coordinate di ciascuna parte venisse proiettato sul bordo esterno della curva seguita dalla leva, ne rappresenterebbe la tangente.

In ciascuna delle dieci parti individuate, i layer del laminato sono orientati (0° , 45° , ecc.) rispetto all'asse x della terna di riferimento che individua l'inclinazione a 0° .

7.1 Studio dettagliato modello agli elementi finiti

Come fase preliminare del lavoro di tesi svolgo uno studio accurato del modello andando ad isolare i singoli componenti su Hypermesh ed esportando per ciascuno di essi file in formato *.fem, che rappresenta l'input per Optistruct e può essere aperto oltre che con il software Hypermesh anche con un editor di testo. Con quest'ultima modalità è possibile leggere il file come se fosse un documento in cui sono riportate tutte le informazioni sul modello con un codice ASCII in stile Nastran. Procedo quindi all'apertura dei vari file generati e, per ciascuno di essi, analizzo il codice ASCII utilizzato come input da Optistruct. In questo modo riesco ad estrapolare le informazioni riguardanti gli elementi, le proprietà, i materiali ed i sistemi di riferimento, in modo da avere un quadro generale del modello sul quale poi operare. Ripeto l'operazione per tutti i componenti della leva e creo una tabella con tutti i dati ricavati.

Lo studio prosegue con un'analisi su Hypermesh della zona "Browser" che permette di visualizzare le funzionalità relative alla vista nella finestra di modellazione elencando le parti di un modello in un formato tabulare e/o ad albero e fornisce controlli all'interno della tabella che consentono di modificare la visualizzazione delle parti del modello.

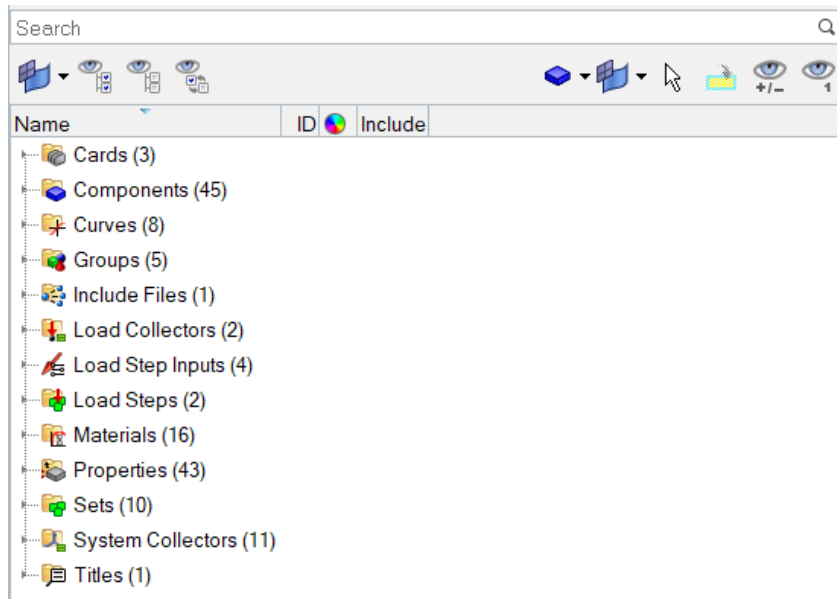


Figura 43. Zona "Browser" su Hypermesh contenente le parti del modello

7.1.1 COMPONENTI. Nella zona "Browser" di Hypermesh, le parti del modello sono elencate con uno schema ad albero. I componenti sono posizionati sotto la voce "Components".

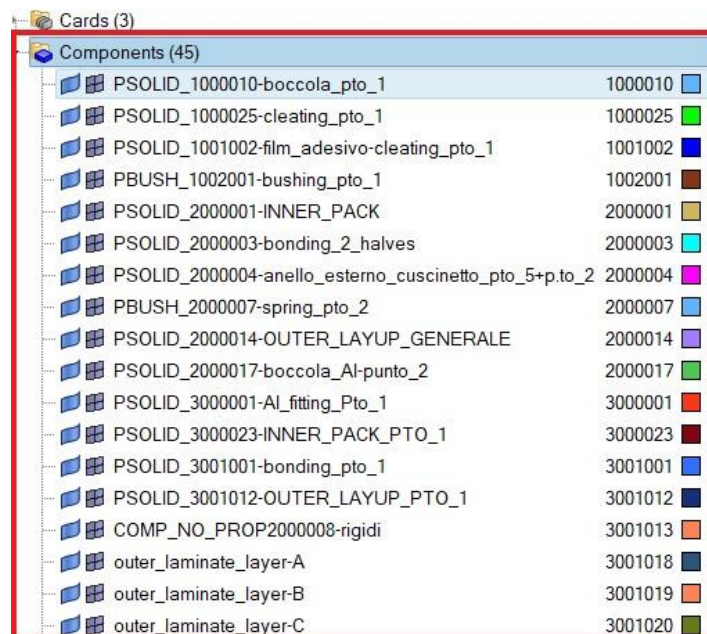


Figura 44. Porzione elenco ad albero delle parti del modello nella zona "Browser" di Hypermesh

Di seguito è riportata la tabella con le informazioni dettagliate per ciascun componente della leva:

Legenda tabella dettagliata modello FEM di partenza	
informazioni elemento	
informazioni proprietà	
informazioni materiale	
informazioni sottocaso materiale non lineare	
informazioni sottocaso proprietà bushing non lineari	
informazioni sistemi coordinate	

Tabella 24. Informazioni dettagliate componenti modello FEM di partenza

Componente	Elemento	Descrizione elemento	Numero identificativo proprietà	Numero nodi singolo elemento	Numero elementi	Numero nodi totali	Numero identificazione sistema di coordinate del materiale	
PSOLID_2000014- OUTER_LAYUP_GENERALE	Proprietà	Descrizione proprietà	Numero identificativo proprietà	Numero identificativo materiale	Numero di identificazione del sistema di coordinate del materiale	Tipo di integrazione		
	PSOLID	Definisce le proprietà degli elementi solidi, referenziati da CHEXA , CPENTA , CPYR A e CTETRA	2000014	36	1			
	Informazioni sui diversi strati				Flag dell'elemento fluido			
	Numero di identificazione globale Ply	Numero identificativo del materiale per il ply	Spessore del ply	Angolo di orientamento del ply all'interno del suo piano	SMECH (indica un elemento strutturale)			
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Modulo di elasticità [Mpa] = [N/mm ²]	Modulo di elasticità in direzione 1 [Mpa] = [N/mm ²]	Modulo di elasticità in direzione 2 [Mpa] = [N/mm ²]	Modulo di elasticità in direzione 3 [Mpa] = [N/mm ²]	
	MAT9ORT	materiale lineare, indipendente dalla temperatura e ortotropo	36		107780	25657	8000	
	Coefficiente di Poisson	Coefficiente di Poisson12 (deformazione nella direzione 2 dovuta a una deformazione unitaria nella direzione 1)			Coefficiente di Poisson23	Coefficiente di Poisson31	Densità [t/mm ³]	
		0.337			0.08	0.08	1.60E-09	
	Coefficiente di dilatazione termica [°C ⁻¹]	Modulo di taglio nel piano 1-2 [Mpa] = [N/mm ²]	Modulo di taglio nel piano 2-3 [Mpa] = [N/mm ²]		Modulo di taglio nel piano 3-1 [Mpa] = [N/mm ²]			
		9622	3500		3500			

Componente	Elemento	Descrizione elemento	Numero identificativo proprietà	Numero nodi singolo elemento	Numero elementi	Numero nodi totali	Numero identificazione sistema di coordinate del materiale	
PSOLID_3001012- OUTER_LAYUP_PTO_1	Proprietà	Descrizione proprietà	Numero identificativo proprietà	Numero identificativo materiale	Numero di identificazione del sistema di coordinate del materiale	Tipo di integrazione		
	PSOLID	Definisce le proprietà degli elementi solidi, referenziati da CHEXA , CPENTA , CPYR A e CTETRA	3001012	24	-1			
	Informazioni sui diversi strati				Flag dell'elemento fluido			
	Numero di identificazione globale Ply	Numero identificativo del materiale per il ply	Spessore del ply	Angolo di orientamento del ply all'interno del suo piano	SMECH (indica un elemento strutturale)			
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Modulo di elasticità [Mpa] = [N/mm ²]	Modulo di elasticità in direzione 1 [Mpa] = [N/mm ²]	Modulo di elasticità in direzione 2 [Mpa] = [N/mm ²]	Modulo di elasticità in direzione 3 [Mpa] = [N/mm ²]	
	MAT9ORT	materiale lineare, indipendente dalla temperatura e ortotropo	24		107780	25657	8000	
	Coefficiente di Poisson	Coefficiente di Poisson12 (deformazione nella direzione 2 dovuta a una deformazione unitaria nella direzione 1)			Coefficiente di Poisson23	Coefficiente di Poisson31	Densità [t/mm ³]	
		0.337			0.08	0.08	1.60E-09	
	Coefficiente di dilatazione termica [°C ⁻¹]	Modulo di taglio nel piano 1-2 [Mpa] = [N/mm ²]	Modulo di taglio nel piano 2-3 [Mpa] = [N/mm ²]		Modulo di taglio nel piano 3-1 [Mpa] = [N/mm ²]			
		9622	3500		3500			
Componente	Elemento	Descrizione elemento	Numero identificativo proprietà	Numero nodi singolo elemento	Numero elementi	Numero nodi totali	Numero identificazione sistema di coordinate del materiale	
PSOLID_2000014- OUTER_LAYUP_GENERALE-A	CPYRA	definisce le connessioni dell'elemento solido PYRA	2000014	5	5303	37143		
	CHEXA	definisce le connessioni dell'elemento solido HEXA	2000014	8	3444			
	CTETRA	definisce le connessioni dell'elemento CTETRA	2000014	4	85389			
	CPENTA	definisce le connessioni dell'elemento CPENTA	2000014	6	2			
	Proprietà	Descrizione proprietà	Numero identificativo	Numero identificativo materiale	Numero di identificazione	Tipo di integrazione		
	PSOLID	Definisce le proprietà degli elementi solidi, referenziati da CHEXA , CPENTA , CPYR A e CTETRA	2000014	36	1			
	Informazioni sui diversi strati				Flag dell'elemento fluido			
	Numero di identificazione globale Ply	Numero identificativo del materiale per il ply	Spessore del ply	Angolo di orientamento del ply all'interno del suo piano	SMECH (indica un elemento strutturale)			
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Modulo di elasticità [Mpa] = [N/mm ²]	Modulo di [Mpa] = [N/mm ²]	Modulo di [Mpa] = [N/mm ²]	Modulo di [Mpa] = [N/mm ²]	
	MAT9ORT	materiale lineare, indipendente dalla temperatura e ortotropo	36		107780	25657	8000	
Coefficiente di Poisson	Coefficiente di Poisson12 (deformazione nella direzione 2 dovuta a una deformazione unitaria nella direzione 1)			Coefficiente di Poisson23	Coefficiente di Poisson31	Densità [t/mm ³]		
	0.337			0.08	0.08	1.60E-09		
Coefficiente di dilatazione termica [°C ⁻¹]	Modulo di taglio nel piano 1-2 [Mpa] = [N/mm ²]	Modulo di taglio nel piano 2-3 [Mpa] = [N/mm ²]		Modulo di taglio nel piano 3-1 [Mpa] = [N/mm ²]				
	9622	3500		3500				

Componente	Elemento	Descrizione elemento	Numero identificativo proprietà	Numero nodi singolo elemento	Numero elementi	Numero nodi totali	Numero identificazione sistema di coordinate del materiale	
PSOLID_2000014- OUTER_LAYUP_GENERALE-B	CPYRA	definisce le connessioni dell'elemento solido PYRA	3001034	5	24197	17516		
	CHEXA	definisce le connessioni dell'elemento solido HEXA	3001034	8	1152			
	CTETRA	definisce le connessioni dell'elemento CTETRA	3001034	4	30655			
	CPENTA	definisce le connessioni dell'elemento CPENTA	3001034	6	4			
	Proprietà	Descrizione proprietà	Numero identificativo	Numero identificativo materiale	Numero di identificazione	Tipo di integrazione		
	PSOLID	Definisce le proprietà degli elementi solidi, referenziati da CHEXA , CPENTA , CPYR A e CTETRA	3001034	36	2			
	Informazioni sui diversi strati				Flag dell'elemento fluido			
	Numero di identificazione globale Ply	Numero identificativo del materiale per il ply	Spessore del ply	Angolo di orientamento del ply all'interno del suo piano				
					SMECH (indica un elemento strutturale)			
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Modulo di elasticità [Mpa] = [N/mm ²]	Modulo di [Mpa] = [N/mm ²]	Modulo di [Mpa] = [N/mm ²]	Modulo di [Mpa] = [N/mm ²]	
	MAT9ORT	materiale lineare, indipendente dalla temperatura e ortotropo	36		107780	25657	8000	
	Coefficiente di Poisson	Coefficiente di Poisson12 (deformazione nella direzione 2 dovuta a una deformazione unitaria nella direzione 1)			Coefficiente di Poisson23	Coefficiente di Poisson31	Densità [t/mm ³]	
					0.337	0.08	0.08	1.60E-09
	Coefficiente di dilatazione termica [°C ⁻¹]	Modulo di taglio nel piano 1-2 [Mpa] = [N/mm ²]	Modulo di taglio nel piano 2-3 [Mpa] = [N/mm ²]		Modulo di taglio nel piano 3-1 [Mpa] = [N/mm ²]			
	9622	3500		3500				
Componente	Elemento	Descrizione elemento	Numero identificativo proprietà	Numero nodi singolo elemento	Numero elementi	Numero nodi totali	Numero identificazione sistema di coordinate del materiale	
PSOLID_2000014- OUTER_LAYUP_GENERALE-C	CPYRA	definisce le connessioni dell'elemento solido PYRA	3001035	5	9239	33066		
	CHEXA	definisce le connessioni dell'elemento solido HEXA	3001035	8	7206			
	CTETRA	definisce le connessioni dell'elemento CTETRA	3001035	4	53324			
	CPENTA	definisce le connessioni dell'elemento CPENTA	3001035	6	7			
	Proprietà	Descrizione proprietà	Numero identificativo	Numero identificativo materiale	Numero di identificazione	Tipo di integrazione		
	PSOLID	Definisce le proprietà degli elementi solidi, referenziati da CHEXA , CPENTA , CPYR A e CTETRA	3001035	36	3			
	Informazioni sui diversi strati				Flag dell'elemento fluido			
	Numero di identificazione globale Ply	Numero identificativo del materiale per il ply	Spessore del ply	Angolo di orientamento del ply all'interno del suo piano				
					SMECH (indica un elemento strutturale)			
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Modulo di elasticità [Mpa] = [N/mm ²]	Modulo di [Mpa] = [N/mm ²]	Modulo di [Mpa] = [N/mm ²]	Modulo di [Mpa] = [N/mm ²]	
	MAT9ORT	materiale lineare, indipendente dalla temperatura e ortotropo	36		107780	25657	8000	
	Coefficiente di Poisson	Coefficiente di Poisson12 (deformazione nella direzione 2 dovuta a una deformazione unitaria nella direzione 1)			Coefficiente di Poisson23	Coefficiente di Poisson31	Densità [t/mm ³]	
					0.337	0.08	0.08	1.60E-09
	Coefficiente di dilatazione termica [°C ⁻¹]	Modulo di taglio nel piano 1-2 [Mpa] = [N/mm ²]	Modulo di taglio nel piano 2-3 [Mpa] = [N/mm ²]		Modulo di taglio nel piano 3-1 [Mpa] = [N/mm ²]			
	9622	3500		3500				

Componente	Elemento	Descrizione elemento	Numero identificativo proprietà	Numero nodi singolo elemento	Numero elementi	Numero nodi totali	Numero identificazione sistema di coordinate del materiale
PSOLID_2000014- OUTER_LAYUP_GENERALE-D	CPYRA	definisce le connessioni dell'elemento solido PYRA	3001036	5	4496	20625	
	CHEXA	definisce le connessioni dell'elemento solido HEXA	3001036	8	3140		
	CTETRA	definisce le connessioni dell'elemento CTETRA	3001036	4	33915		
	CPENTA	definisce le connessioni dell'elemento CPENTA	3001036	6	5		
	Proprietà	Descrizione proprietà	Numero identificativo	Numero identificativo materiale	Numero di identificazione	Tipo di integrazione	
	PSOLID	Definisce le proprietà degli elementi solidi, referenziati da CHEXA , CPENTA , CPYR A e CTETRA	3001036	36	4		
	Informazioni sui diversi strati				Flag dell'elemento fluido		
	Numero di identificazione globale Ply	Numero identificativo del materiale per il ply	Spessore del ply	Angolo di orientamento del ply all'interno del suo piano			
					SMECH (indica un elemento strutturale)		
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Modulo di elasticità [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di [Mpa] = [N/mm^2]
	MAT9ORT	materiale lineare, indipendente dalla temperatura e ortotropo	36		107780	25657	8000
	Coefficiente di Poisson	Coefficiente di Poisson12 (deformazione nella direzione 2 dovuta a una deformazione unitaria nella direzione 1)			Coefficiente di Poisson23	Coefficiente di Poisson31	Densità [t/mm^3]
				0.337	0.08	0.08	1.60E-09
	Coefficiente di dilatazione termica [°C^-1]	Modulo di taglio nel piano 1-2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di taglio nel piano 2-3 [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di taglio nel piano 3-1 [Mpa] = [N/mm^2]		
	9622	3500		3500			
Componente	Elemento	Descrizione elemento	Numero identificativo proprietà	Numero nodi singolo elemento	Numero elementi	Numero nodi totali	Numero identificazione sistema di coordinate del materiale
PSOLID_2000014- OUTER_LAYUP_GENERALE-D	CPYRA	definisce le connessioni dell'elemento solido PYRA	3001037	5	3574	18535	
	CHEXA	definisce le connessioni dell'elemento solido HEXA	3001037	8	1981		
	CTETRA	definisce le connessioni dell'elemento CTETRA	3001037	4	30837		
	CPENTA	definisce le connessioni dell'elemento CPENTA	3001037	6	4		
	Proprietà	Descrizione proprietà	Numero identificativo	Numero identificativo materiale	Numero di identificazione	Tipo di integrazione	
	PSOLID	Definisce le proprietà degli elementi solidi, referenziati da CHEXA , CPENTA , CPYR A e CTETRA	3001037	36	5		
	Informazioni sui diversi strati				Flag dell'elemento fluido		
	Numero di identificazione globale Ply	Numero identificativo del materiale per il ply	Spessore del ply	Angolo di orientamento del ply all'interno del suo piano			
					SMECH (indica un elemento strutturale)		
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Modulo di elasticità [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di [Mpa] = [N/mm^2]
	MAT9ORT	materiale lineare, indipendente dalla temperatura e ortotropo	36		107780	25657	8000
	Coefficiente di Poisson	Coefficiente di Poisson12 (deformazione nella direzione 2 dovuta a una deformazione unitaria nella direzione 1)			Coefficiente di Poisson23	Coefficiente di Poisson31	Densità [t/mm^3]
				0.337	0.08	0.08	1.60E-09
	Coefficiente di dilatazione termica [°C^-1]	Modulo di taglio nel piano 1-2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di taglio nel piano 2-3 [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di taglio nel piano 3-1 [Mpa] = [N/mm^2]		
	9622	3500		3500			

Componente	Elemento	Descrizione elemento	Numero identificativo proprietà	Numero nodi singolo elemento	Numero elementi	Numero nodi totali	Numero identificazione sistema di coordinate del materiale
PSOLID_2000014- OUTER_LAYUP_GENERALE-E2	CPYRA	definisce le connessioni dell'elemento solido PYRA	3001038	5	919	9308	
	CHEXA	definisce le connessioni dell'elemento solido HEXA	3001038	8	561		
	CTETRA	definisce le connessioni dell'elemento CTETRA	3001038	4	5457		
	Proprietà	Descrizione proprietà	Numero identificativo proprietà	Numero identificativo materiale	Numero di identificazione del sistema di coordinate del materiale	Tipo di integrazione	
	PSOLID	Definisce le proprietà degli elementi solidi, referenziati da CHEXA , CPENTA , CPYR A e CTETRA	3001038	36	10		
	Informazioni sui diversi strati				Flag dell'elemento fluido		
	Numero di identificazione globale Ply	Numero identificativo del materiale per il ply	Spessore del ply	Angolo di orientamento del ply all'interno del suo piano	SMECH (indica un elemento strutturale)		
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Modulo di elasticità [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 1 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 3 [Mpa] = [N/mm^2]
	MAT9ORT	materiale lineare, indipendente dalla temperatura e ortotropo	36		107780	25657	8000
	Coefficiente di Poisson	Coefficiente di Poisson12 (deformazione nella direzione 2 dovuta a una deformazione unitaria nella direzione 1)			Coefficiente di Poisson23	Coefficiente di Poisson31	Densità [t/mm^3]
		0.337			0.08	0.08	1.60E-09
	Coefficiente di dilatazione termica [°C^-1]	Modulo di taglio nel piano 1-2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di taglio nel piano 2-3 [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di taglio nel piano 3-1 [Mpa] = [N/mm^2]		
		9622	3500		3500		
	Componente	Elemento	Descrizione elemento	Numero identificativo proprietà	Numero nodi singolo elemento	Numero elementi	Numero nodi totali
PSOLID_2000014- OUTER_LAYUP_GENERALE-F	CPYRA	definisce le connessioni dell'elemento solido PYRA	3001039	5	517	9145	
	CHEXA	definisce le connessioni dell'elemento solido HEXA	3001039	8	353		
	CTETRA	definisce le connessioni dell'elemento CTETRA	3001039	4	5717		
	Proprietà	Descrizione proprietà	Numero identificativo proprietà	Numero identificativo materiale	Numero di identificazione del sistema di coordinate del materiale	Tipo di integrazione	
	PSOLID	Definisce le proprietà degli elementi solidi, referenziati da CHEXA , CPENTA , CPYR A e CTETRA	3001039	36	6		
	Informazioni sui diversi strati				Flag dell'elemento fluido		
	Numero di identificazione globale Ply	Numero identificativo del materiale per il ply	Spessore del ply	Angolo di orientamento del ply all'interno del suo piano	SMECH (indica un elemento strutturale)		
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Modulo di elasticità [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 1 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 3 [Mpa] = [N/mm^2]
	MAT9ORT	materiale lineare, indipendente dalla temperatura e ortotropo	36		107780	25657	8000
	Coefficiente di Poisson	Coefficiente di Poisson12 (deformazione nella direzione 2 dovuta a una deformazione unitaria nella direzione 1)			Coefficiente di Poisson23	Coefficiente di Poisson31	Densità [t/mm^3]
		0.337			0.08	0.08	1.60E-09
	Coefficiente di dilatazione termica [°C^-1]	Modulo di taglio nel piano 1-2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di taglio nel piano 2-3 [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di taglio nel piano 3-1 [Mpa] = [N/mm^2]		
		9622	3500		3500		

Componente	Elemento	Descrizione elemento	Numero identificativo proprietà	Numero nodi singolo elemento	Numero elementi	Numero nodi totali	Numero identificazione sistema di coordinate del materiale	
PSOLID_2000014- OUTER_LAYUP_GENERALE-F2	CTETRA	definisce le connessioni dell'elemento CTETRA	3001040	4	2331	7351		
	Proprietà	Descrizione proprietà	Numero identificativo proprietà	Numero identificativo materiale	Numero di identificazione del sistema di coordinate del materiale	Tipo di integrazione		
	PSOLID	Definisce le proprietà degli elementi solidi, referenziati da CHEXA , CPENTA , CPYR A e CTETRA	3001040	36	7			
	Informazioni sui diversi strati				Flag dell'elemento fluido			
	Numero di identificazione globale Ply	Numero identificativo del materiale per il ply	Spessore del ply	Angolo di orientamento del ply all'interno del suo piano	SMECH (indica un elemento strutturale)			
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Modulo di elasticità [Mpa] = [N/mm ²]	Modulo di elasticità in direzione 1 [Mpa] = [N/mm ²]	Modulo di elasticità in direzione 2 [Mpa] = [N/mm ²]	Modulo di elasticità in direzione 3 [Mpa] = [N/mm ²]	
	MAT9ORT	materiale lineare, indipendente dalla temperatura e ortotropo	36		107780	25657	8000	
	Coefficiente di Poisson	Coefficiente di Poisson12 (deformazione nella direzione 2 dovuta a una deformazione unitaria nella direzione 1)			Coefficiente di Poisson23	Coefficiente di Poisson31	Densità [t/mm ³]	
		0.337			0.08	0.08	1.60E-09	
	Coefficiente di dilatazione [°C^-1]	Modulo di taglio nel piano 1-2 [Mpa] = [N/mm ²]	Modulo di taglio nel piano 2-3 [Mpa] = [N/mm ²]		Modulo di taglio nel piano 3-1 [Mpa] = [N/mm ²]			
	9622	3500		3500				
Componente	Elemento	Descrizione elemento	Numero identificativo proprietà	Numero nodi singolo elemento	Numero elementi	Numero nodi totali	Numero identificazione sistema di coordinate del materiale	
PSOLID_2000014- OUTER_LAYUP_GENERALE-F3	CTETRA	definisce le connessioni dell'elemento CTETRA	3001041	4	5235	8142		
	Proprietà	Descrizione proprietà	Numero identificativo proprietà	Numero identificativo materiale	Numero di identificazione del sistema di coordinate del materiale	Tipo di integrazione		
	PSOLID	Definisce le proprietà degli elementi solidi, referenziati da CHEXA , CPENTA , CPYR A e CTETRA	3001041	36	8			
	Informazioni sui diversi strati				Flag dell'elemento fluido			
	Numero di identificazione globale Ply	Numero identificativo del materiale per il ply	Spessore del ply	Angolo di orientamento del ply all'interno del suo piano	SMECH (indica un elemento strutturale)			
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Modulo di elasticità [Mpa] = [N/mm ²]	Modulo di elasticità in direzione 1 [Mpa] = [N/mm ²]	Modulo di elasticità in direzione 2 [Mpa] = [N/mm ²]	Modulo di elasticità in direzione 3 [Mpa] = [N/mm ²]	
	MAT9ORT	materiale lineare, indipendente dalla temperatura e ortotropo	36		107780	25657	8000	
	Coefficiente di Poisson	Coefficiente di Poisson12 (deformazione nella direzione 2 dovuta a una deformazione unitaria nella direzione 1)			Coefficiente di Poisson23	Coefficiente di Poisson31	Densità [t/mm ³]	
		0.337			0.08	0.08	1.60E-09	
	Coefficiente di dilatazione [°C^-1]	Modulo di taglio nel piano 1-2 [Mpa] = [N/mm ²]	Modulo di taglio nel piano 2-3 [Mpa] = [N/mm ²]		Modulo di taglio nel piano 3-1 [Mpa] = [N/mm ²]			
	9622	3500		3500				

Capitolo 7. Modello di partenza

Componente	Elemento	Descrizione elemento	Numero identificativo proprietà	Numero nodi singolo elemento	Numero elementi	Numero nodi totali	Numero identificazione sistema di coordinate del materiale	
PSOLID_2000014- OUTER_LAYUP_GENERALE-F4	CPYRA	definisce le connessioni dell'elemento solido PYRA	3001042	5	351	7714		
	CHEXA	definisce le connessioni dell'elemento solido HEXA	3001042	8	176			
	CTETRA	definisce le connessioni dell'elemento CTETRA	3001042	4	2740			
	Proprietà	Descrizione proprietà	Numero identificativo proprietà	Numero identificativo materiale	Numero di identificazione del sistema di coordinate del materiale	Tipo di integrazione		
	PSOLID	Definisce le proprietà degli elementi solidi, referenziati da CHEXA , CPENTA , CPYRA e CTETRA	3001042	36	9			
	Informazioni sui diversi strati					Flag dell'elemento fluido		
	Numero di identificazione globale Ply	Numero identificativo del materiale per il ply	Spessore del ply	Angolo di orientamento del ply all'interno del suo piano		SMECH (indica un elemento strutturale)		
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Modulo di elasticità [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di elasticità in direzione 1 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 3 [Mpa] = [N/mm^2]
	MAT9ORT	materiale lineare, indipendente dalla temperatura e ortotropo	36			107780	25657	8000
	Coefficiente di Poisson	Coefficiente di Poisson ₁₂ (deformazione nella direzione 2 dovuta a una deformazione unitaria nella direzione 1)			Coefficiente di Poisson ₂₃	Coefficiente di Poisson ₃₁	Densità [t/mm^3]	
		0.337			0.08	0.08	1.60E-09	
	Coefficiente di dilatazione termica [°C^-1]	Modulo di taglio nel piano 1-2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di taglio nel piano 2-3 [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di taglio nel piano 3-1 [Mpa] = [N/mm^2]			
		9622	3500		3500			

Componente	Elemento	Descrizione elemento	Numero identificativo proprietà	Numero nodi singolo elemento	Numero elementi	Numero nodi totali	Numero identificazione sistema di coordinate del materiale	
PSOLID_2000001- INNER_PACK	CHEXA	definisce le connessioni dell'elemento solido HEXA	2000001	8	12275	41942		
	CPYRA	definisce le connessioni dell'elemento solido PYRA	2000001	5	6207			
	CTETRA	definisce le connessioni dell'elemento CTETRA	2000001	4	65922			
	CPENTA	definisce le connessioni dell'elemento CPENTA	2000001	6	60030			
	Proprietà	Descrizione proprietà	Numero identificativo proprietà	Numero identificativo materiale	Numero di identificazione del sistema di coordinate del materiale	Tipo di integrazione		
	PSOLID	Definisce le proprietà degli elementi solidi, referenziati da CHEXA , CPENTA , CPYR A e CTETRA	2000001	31	-1			
	Informazioni sui diversi strati				Flag dell'elemento fluido			
	Numero di identificazione globale Ply	Numero identificativo del materiale per il ply	Spessore del ply	Angolo di orientamento del ply all'interno del suo piano	SMECH (indica un elemento strutturale)			
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Modulo di elasticità [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in [Mpa] = [N/mm^2]	
	MAT9ORT	materiale lineare, indipendente dalla temperatura e ortotropo	31		89620	26941	8000	
	Coefficiente di Poisson	Coefficiente di Poisson12 (deformazione nella direzione 2 dovuta a una deformazione unitaria nella direzione 1)			Coefficiente di Poisson23	Coefficiente di Poisson31	Densità [t/mm^3]	
		0.427			0.128	0.128	1.60E-09	
	Coefficiente di dilatazione termica [°C^-1]	Modulo di taglio nel piano 1-2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di taglio nel piano 2-3 [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di taglio nel piano 3-1 [Mpa] = [N/mm^2]			
		12323	3178		3748			
Componente	Elemento	Descrizione elemento	Numero identificativo proprietà	Numero nodi singolo elemento	Numero elementi	Numero nodi totali	Numero identificazione sistema di coordinate del materiale	
PSOLID_2000003- bonding_2_halves	CHEXA	definisce le connessioni dell'elemento solido HEXA	2000003	8	3036	13373		
	CPENTA	definisce le connessioni dell'elemento CPENTA	2000003	6	3			
	Proprietà	Descrizione proprietà	Numero identificativo proprietà	Numero identificativo materiale	Numero di identificazione del sistema di coordinate del materiale	Tipo di integrazione		
	PSOLID	Definisce le proprietà degli elementi solidi, referenziati da CHEXA , CPENTA , CPYR A e CTETRA	2000003	58				
	Informazioni sui diversi strati				Flag dell'elemento fluido			
	Numero di identificazione globale Ply	Numero identificativo del materiale per il ply	Spessore del ply	Angolo di orientamento del ply all'interno del suo piano	SMECH (indica un elemento strutturale)			
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Modulo di elasticità [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 1 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 3 [Mpa] = [N/mm^2]	
	MAT1	materiale lineare indipendente dalla temperatura ed isotropo	58	3500				
	Coefficiente di Poisson	Coefficiente di Poisson12 (deformazione nella direzione 2 dovuta a una deformazione unitaria nella direzione 1)			Coefficiente di Poisson23	Coefficiente di Poisson31	Densità [t/mm^3]	
		0.3					1.20E-09	
	Coefficiente di dilatazione termica [°C^-1]	Modulo di taglio nel [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di taglio nel piano 2-3 [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di taglio nel piano 3-1 [Mpa] = [N/mm^2]			

Componente	Elemento	Descrizione elemento	Numero identificativo proprietà	Numero nodi singolo elemento	Numero elementi	Numero nodi totali	Numero identificazione sistema di coordinate del materiale	
PSOLID_1000010- boccola_pto_1	CHEXA	definisce le connessioni dell'elemento solido HEXA	1000010	8	1120	8851		
	Proprietà	Descrizione proprietà	Numero identificativo proprietà	Numero identificativo materiale	Numero di identificazione del sistema di coordinate del materiale	Tipo di integrazione		
	PSOLID	Definisce le proprietà degli elementi solidi, referenziati da CHEXA , CPENTA , CPYR A e CTETRA	1000010	67				
	Informazioni sui diversi strati							
	Numero di identificazione globale Ply	Numero identificativo del materiale per il ply	Spessore del ply	Angolo di orientamento del ply all'interno del suo piano		Flag dell'elemento fluido		
						SMECH (indica un elemento strutturale)		
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Modulo di elasticità [Mpa] = [N/mm ²]		Modulo di elasticità in direzione 1 [Mpa] = [N/mm ²]	Modulo di elasticità in direzione 2 [Mpa] = [N/mm ²]	Modulo di elasticità in direzione 3 [Mpa] = [N/mm ²]
	MAT1	materiale lineare indipendente dalla temperatura ed isotropo	67	206940				
	Coefficiente di Poisson	Coefficiente di Poisson12 (deformazione nella direzione 2 dovuta a una deformazione unitaria nella direzione 1)				Coefficiente di Poisson23	Coefficiente di Poisson31	Densità [t/mm ³]
		0.288						7.829E-09
	Coefficiente di [°C ⁻¹]	Modulo di taglio nel [Mpa] = [N/mm ²]	Modulo di taglio nel piano 2-3 [Mpa] = [N/mm ²]		Modulo di taglio nel piano 3-1 [Mpa] = [N/mm ²]			
		1.128E-05						
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Tipo non linearità del materiale	Pendenza di incrudimento [MPa]	Criterio di snervamento	Legge di incrudimento	Tensione di snervamento [MPa]
	MATS1 (sottocaso di MAT1)	specifica le proprietà del materiale dipendenti dalla sollecitazione e dalla temperatura per l'uso in applicazioni che coinvolgono materiali non lineari	67	plastica (materiale elastoplastico)	5100	Von Mises (analisi implicita)	incrudimento isotropo	330

Capitolo 7. Modello di partenza

Componente	Elemento	Descrizione elemento	Numero identificativo proprietà	Numero nodi singolo elemento	Numero elementi	Numero nodi totali	Numero identificazione sistema di coordinate del materiale	
PSOLID_2000017-boccola_Al-punto_2	CHEXA	definisce le connessioni dell'elemento solido HEXA	2000017	8	2040	9837		
	Proprietà	Descrizione proprietà	Numero identificativo proprietà	Numero identificativo materiale	Numero di identificazione del sistema di coordinate del materiale	Tipo di integrazione		
	PSOLID	Definisce le proprietà degli elementi solidi, referenziati da CHEXA , CPENTA , CPYR A e CTETRA	2000017	39				
	Informazioni sui diversi strati							
	Numero di identificazione globale Ply	Numero identificativo del materiale per il ply	Spessore del ply	Angolo di orientamento del ply all'interno del suo piano	Flag dell'elemento fluido			
						SMECH (indica un elemento strutturale)		
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Modulo di elasticità [Mpa] = [N/mm ²]		Modulo di elasticità in direzione 1 [Mpa] = [N/mm ²]	Modulo di elasticità in direzione 2 [Mpa] = [N/mm ²]	Modulo di elasticità in direzione 3 [Mpa] = [N/mm ²]
	MAT1	materiale lineare indipendente dalla temperatura ed isotropo	39	70000				
	Coefficiente di Poisson	Coefficiente di Poisson12 (deformazione nella direzione 2 dovuta a una deformazione unitaria nella direzione 1)				Coefficiente di Poisson23	Coefficiente di Poisson31	Densità [t/mm ³]
	0.33							2.70E-09
	Coefficiente di [°C ⁻¹]	Modulo di taglio nel [Mpa] = [N/mm ²]	Modulo di taglio nel piano 2-3 [Mpa] = [N/mm ²]		Modulo di taglio nel piano 3-1 [Mpa] = [N/mm ²]			
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Tipo non linearità del materiale	Pendenza di incrudimento [MPa]	Criterio di snervamento	Legge di incrudimento	Tensione di snervamento [MPa]
	MATS1 (sottocaso di MAT1)	specifica le proprietà del materiale dipendenti dalla sollecitazione e dalla temperatura per l'uso in applicazioni che coinvolgono materiali non lineari	39	plastica (materiale elastoplastico)	2000	Von Mises (analisi implicita)	incrudimento isotropo	350

Componente	Elemento	Descrizione elemento	Numero identificativo proprietà	Numero nodi singolo elemento	Numero elementi	Numero nodi totali	Numero identificazione sistema di coordinate del materiale	
PSOLID_2000004- anello_esterno_cuscinetto_pt o_5+p.to_2	CHEXA	definisce le connessioni dell'elemento solido HEXA	2000004	8	2502	10861		
	Proprietà	Descrizione proprietà	Numero identificativo proprietà	Numero identificativo materiale	Numero di identificazione del sistema di coordinate del materiale	Tipo di integrazione		
	PSOLID	Definisce le proprietà degli elementi solidi, referenziati da CHEXA , CPENTA , CPYR A e CTETRA	2000004	67				
	Informazioni sui diversi strati				Flag dell'elemento fluido			
	Numero di identificazione globale Ply	Numero identificativo del materiale per il ply	Spessore del ply	Angolo di orientamento del ply all'interno del suo piano		SMECH (indica un elemento strutturale)		
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Modulo di elasticità [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di elasticità in direzione 1 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 3 [Mpa] = [N/mm^2]
	MAT1	materiale lineare indipendente dalla temperatura ed isotropo	67	206940				
	Coefficiente di Poisson	Coefficiente di Poisson12 (deformazione nella direzione 2 dovuta a una deformazione unitaria nella direzione 1)				Coefficiente di Poisson23	Coefficiente di Poisson31	Densità [t/mm^3]
	0.288							7.829E-09
	Coefficiente di [°C^-1]	Modulo di taglio nel [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di taglio nel piano 2-3 [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di taglio nel piano 3-1 [Mpa] = [N/mm^2]			
	1.128E-05							
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Tipo non linearità del materiale	Pendenza di incrudimento [MPa]	Criterio di snervamento	Legge di incrudimento	Tensione di snervamento [MPa]
	MATS1 (sottocaso di MAT1)	specifica le proprietà del materiale dipendenti dalla sollecitazione e dalla temperatura per l'uso in applicazioni che coinvolgono materiali non lineari	67	plastica (materiale elastoplastico)	5100	Von Mises (analisi implicita)	incrudimento isotropo	330
Componente	Elemento	Descrizione elemento	Numero identificativo proprietà	Numero nodi singolo elemento	Numero elementi	Numero nodi totali	Numero identificazione sistema di coordinate del materiale	
PSOLID_3000001- Al_fitting_Pto_1	CTETRA	definisce le connessioni dell'elemento CTETRA	3000001	4	78063	24154		
	Proprietà	Descrizione proprietà	Numero identificativo proprietà	Numero identificativo materiale	Numero di identificazione del sistema di coordinate del materiale	Tipo di integrazione		
	PSOLID	Definisce le proprietà degli elementi solidi, referenziati da CHEXA , CPENTA , CPYR A e CTETRA	3000001	12				
	Informazioni sui diversi strati				Flag dell'elemento fluido			
	Numero di identificazione globale Ply	Numero identificativo del materiale per il ply	Spessore del ply	Angolo di orientamento del ply all'interno del suo piano		SMECH (indica un elemento strutturale)		
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Modulo di elasticità [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di elasticità in direzione 1 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 3 [Mpa] = [N/mm^2]
	MAT1	materiale lineare indipendente dalla temperatura ed isotropo	12	73119				
	Coefficiente di Poisson	Coefficiente di Poisson12 (deformazione nella direzione 2 dovuta a una deformazione unitaria nella direzione 1)				Coefficiente di Poisson23	Coefficiente di Poisson31	Densità [t/mm^3]
	0.33							2.794E-09
	Coefficiente di [°C^-1]	Modulo di taglio nel [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di taglio nel piano 2-3 [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di taglio nel piano 3-1 [Mpa] = [N/mm^2]			
	2.16E-05							

Componente	Elemento	Descrizione elemento	Numero identificativo proprietà	Numero nodi singolo elemento	Numero elementi	Numero nodi totali	Numero identificazione sistema di coordinate del materiale	
PSOLID_3000023- INNER_PACK_PTO_1	CTETRA	definisce le connessioni dell'elemento CTETRA	3000023	4	60189	20373		
	Proprietà	Descrizione proprietà	Numero identificativo proprietà	Numero identificativo materiale	Numero di identificazione del sistema di coordinate del materiale	Tipo di integrazione		
	PSOLID	Definisce le proprietà degli elementi solidi, referenziati da CHEXA , CPENTA , CPYR A e CTETRA	3000023	10	-1			
	Informazioni sui diversi strati							
	Numero di identificazione globale Ply	Numero identificativo del materiale per il ply	Spessore del ply	Angolo di orientamento del ply all'interno del suo piano	Flag dell'elemento fluido			
					SMECH (indica un elemento strutturale)			
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Modulo di elasticità [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 1 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 3 [Mpa] = [N/mm^2]	
	MAT9ORT	materiale lineare, indipendente dalla temperatura e ortotropo	10		89620	26941	8000	
	Coefficiente di Poisson	Coefficiente di Poisson12 (deformazione nella direzione 2 dovuta a una deformazione unitaria nella direzione 1)			Coefficiente di Poisson23	Coefficiente di Poisson31	Densità [t/mm^3]	
	Coefficiente di dilatazione termica [°C^-1]	Modulo di taglio nel piano 1-2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di taglio nel piano 2-3 [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di taglio nel piano 3-1 [Mpa] = [N/mm^2]			
		12323	3178		3748			
Componente	Elemento	Descrizione elemento	Numero identificativo proprietà	Numero nodi singolo elemento	Numero elementi	Numero nodi totali	Numero identificazione sistema di coordinate del materiale	
PSOLID_3001001- bonding_pto_1	CHEXA	definisce le connessioni dell'elemento solido HEXA	3001001	8	5897	18597		
	CPENTA	definisce le connessioni dell'elemento CPENTA	3001001	6	93			
	Proprietà	Descrizione proprietà	Numero identificativo proprietà	Numero identificativo materiale	Numero di identificazione del sistema di coordinate del materiale	Tipo di integrazione		
	PSOLID	Definisce le proprietà degli elementi solidi, referenziati da CHEXA , CPENTA , CPYR A e CTETRA	3001001	2				
	Informazioni sui diversi strati							
	Numero di identificazione globale Ply	Numero identificativo del materiale per il ply	Spessore del ply	Angolo di orientamento del ply all'interno del suo piano	Flag dell'elemento fluido			
					SMECH (indica un elemento strutturale)			
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Modulo di elasticità [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 1 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 3 [Mpa] = [N/mm^2]	
	MAT1	materiale lineare indipendente dalla temperatura ed isotropo	2	3500				
	Coefficiente di Poisson	Coefficiente di Poisson12 (deformazione nella direzione 2 dovuta a una deformazione unitaria nella direzione 1)			Coefficiente di Poisson23	Coefficiente di Poisson31	Densità [t/mm^3]	
	Coefficiente di dilatazione termica [°C^-1]	Modulo di taglio nel piano 1-2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di taglio nel piano 2-3 [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di taglio nel piano 3-1 [Mpa] = [N/mm^2]			
	0.3			1.20E-09				

Capitolo 7. Modello di partenza

Componente	Elemento	Descrizione elemento	Numero identificativo proprietà	Numero nodi singolo elemento	Numero elementi	Numero nodi totali	Numero identificazione sistema di coordinate del materiale	
PSOLID_1001002-film_adesivo-cleating_pto_1	CHEXA	definisce le connessioni dell'elemento solido HEXA	1001002	8	3306	13311		
	Proprietà	Descrizione proprietà	Numero identificativo proprietà	Numero identificativo materiale	Numero di identificazione del sistema di coordinate del materiale	Tipo di integrazione		
	PSOLID	Definisce le proprietà degli elementi solidi, referenziati da CHEXA , CPENTA , CPYR A e CTETRA	1001002	75				
	Informazioni sui diversi strati							
	Numero di identificazione globale Ply	Numero identificativo del materiale per il ply	Spessore del ply	Angolo di orientamento del ply all'interno del suo piano	Flag dell'elemento fluido			
					SMECH (indica un elemento strutturale)			
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Modulo di elasticità [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 1 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 3 [Mpa] = [N/mm^2]	
	MAT1	materiale lineare indipendente dalla temperatura ed isotropo	75	1100				
	Coefficiente di Poisson	Coefficiente di Poisson12 (deformazione nella direzione 2 dovuta a una deformazione unitaria nella direzione 1)			Coefficiente di Poisson23	Coefficiente di Poisson31	Densità [t/mm^3]	
	0.34						1.20E-09	
Coefficiente di dilatazione termica [°C^-1]	Modulo di taglio nel piano 1-2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di taglio nel piano 2-3 [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di taglio nel piano 3-1 [Mpa] = [N/mm^2]				
Componente	Elemento	Descrizione elemento	Numero identificativo proprietà	Numero nodi singolo elemento	Numero elementi	Numero nodi totali	Numero identificazione sistema di coordinate del materiale	
PSOLID_1000025-cleating_pto_1	CHEXA	definisce le connessioni dell'elemento solido HEXA	1000025	8	6612	16731		
	Proprietà	Descrizione proprietà	Numero identificativo proprietà	Numero identificativo materiale	Numero di identificazione del sistema di coordinate del materiale	Tipo di integrazione		
	PCOMPLS	Definisce le proprietà composite globali basate su strati per compositi shell continui	1000025		1	ASTN applica l'Assumed Strain Enhanced Formulation (la formulazione di deformazione ipotizzata migliorata)		
	Informazioni sui diversi strati							
	Numero di identificazione globale Ply	Numero identificativo del materiale per il ply	Spessore del ply	Angolo di orientamento del ply all'interno del suo piano	Flag dell'elemento fluido			
	2000099	70	0.41	45				
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Modulo di elasticità [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 1 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 3 [Mpa] = [N/mm^2]	
	MAT9ORT	materiale lineare, indipendente dalla temperatura e ortotropo	70		67000	67000	8000	
	Coefficiente di Poisson	Coefficiente di Poisson12 (deformazione nella direzione 2 dovuta a una deformazione unitaria nella direzione 1)			Coefficiente di Poisson23	Coefficiente di Poisson31	Densità [t/mm^3]	
	0.34				0.06	0.06	1.60E-09	
Coefficiente di dilatazione termica [°C^-1]	Modulo di taglio nel piano 1-2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di taglio nel piano 2-3 [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di taglio nel piano 3-1 [Mpa] = [N/mm^2]				
	25000	3500		3500				

Componente	Elemento	Descrizione elemento	Numero identificativo proprietà	Numero nodi singolo elemento	Numero elementi	Numero nodi totali	Numero identificazione sistema di coordinate del materiale	
outer_laminate_layer-A	CHEXA	definisce le connessioni dell'elemento solido HEXA	3001014	8	9131	25881		
	CPENTA	definisce le connessioni dell'elemento CPENTA	3001014	6	115			
	Proprietà	Descrizione proprietà	Numero identificativo proprietà	Numero identificativo materiale	Numero di identificazione del sistema di coordinate del materiale	Tipo di integrazione		
	PCOMPLS	Definisce le proprietà composite globali basate su strati per compositi shell continui	3001014		1	ASTN applica l'Assumed Strain Enhanced Formulation (la formulazione di deformazione ipotizzata migliorata)		
	Informazioni sui diversi strati					Flag dell'elemento fluido		
	Numero di identificazione globale Ply1	Numero identificativo del materiale per il ply1	Spessore del ply1	Angolo di orientamento del ply1 all'interno del suo piano				
	2000001	60	0.3	45				
	Numero di identificazione globale Ply2	Numero identificativo del materiale per il ply2	Spessore del ply2	Angolo di orientamento del ply2 all'interno del suo piano				
	2000006	59	0.15	0				
	Numero di identificazione globale Ply3	Numero identificativo del materiale per il ply3	Spessore del ply3	Angolo di orientamento del ply3 all'interno del suo piano				
	2000007	59	0.15	0				
	Numero di identificazione globale Ply4	Numero identificativo del materiale per il ply4	Spessore del ply4	Angolo di orientamento del ply4 all'interno del suo piano				
	2000003	59	0.15	0				
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Modulo di elasticità [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di elasticità in direzione 1 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 3 [Mpa] = [N/mm^2]
	MAT9ORT	materiale lineare, indipendente dalla temperatura e ortotropo	59			148000	8985	8000
	Coefficiente di Poisson	Coefficiente di Poisson12 (deformazione nella direzione 2 dovuta a una deformazione unitaria nella direzione 1)				Coefficiente di Poisson23	Coefficiente di Poisson31	Densità [t/mm^3]
		0.27				0.1	0.1	1.60E-09
	Coefficiente di dilatazione termica [°C^-1]	Modulo di taglio nel piano 1-2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di taglio nel piano 2-3 [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di taglio nel piano 3-1 [Mpa] = [N/mm^2]			
		4140	4140		4140			
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Modulo di elasticità [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di elasticità in direzione 1 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 3 [Mpa] = [N/mm^2]
	MAT9ORT	materiale lineare, indipendente dalla temperatura e ortotropo	60			67950	67950	8000
	Coefficiente di Poisson	Coefficiente di Poisson12 (deformazione nella direzione 2 dovuta a una deformazione unitaria nella direzione 1)				Coefficiente di Poisson23	Coefficiente di Poisson31	Densità [t/mm^3]
		0.07				0.01	0.01	1.60E-09
	Coefficiente di dilatazione termica [°C^-1]	Modulo di taglio nel piano 1-2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di taglio nel piano 2-3 [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di taglio nel piano 3-1 [Mpa] = [N/mm^2]			
		4160	4160		4160			

Componente	Elemento	Descrizione elemento	Numero identificativo proprietà	Numero nodi singolo elemento	Numero elementi	Numero nodi totali	Numero identificazione sistema di coordinate del materiale	
outer_laminate_layer-B	CHEXA	definisce le connessioni dell'elemento solido HEXA	3001015	8	2679	12537		
	CPENTA	definisce le connessioni dell'elemento CPENTA	3001015	6	30			
	Proprietà	Descrizione proprietà	Numero identificativo proprietà	Numero identificativo materiale	Numero di identificazione del sistema di coordinate del materiale	Tipo di integrazione		
	PCOMPLS	Definisce le proprietà composite globali basate su strati per compositi shell continui	3001015		2	ASTN applica l'Assumed Strain Enhanced Formulation (la formulazione di deformazione ipotizzata migliorata)		
	Informazioni sui diversi strati					Flag dell'elemento fluido		
	Numero di identificazione globale Ply1	Numero identificativo del materiale per il ply1	Spessore del ply1	Angolo di orientamento del ply1 all'interno del suo piano				
	2000001	60	0.3	45				
	Numero di identificazione globale Ply2	Numero identificativo del materiale per il ply2	Spessore del ply2	Angolo di orientamento del ply2 all'interno del suo piano				
	2000006	59	0.15	0				
	Numero di identificazione globale Ply3	Numero identificativo del materiale per il ply3	Spessore del ply3	Angolo di orientamento del ply3 all'interno del suo piano				
	2000007	59	0.15	0				
	Numero di identificazione globale Ply4	Numero identificativo del materiale per il ply4	Spessore del ply4	Angolo di orientamento del ply4 all'interno del suo piano				
	2000003	59	0.15	0				
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Modulo di elasticità [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di elasticità in direzione 1 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 3 [Mpa] = [N/mm^2]
	MAT9ORT	materiale lineare, indipendente dalla temperatura e ortotropo	59			148000	8985	8000
	Coefficiente di Poisson	Coefficiente di Poisson12 (deformazione nella direzione 2 dovuta a una deformazione unitaria nella direzione 1)				Coefficiente di Poisson23	Coefficiente di Poisson31	Densità [t/mm^3]
		0.27				0.1	0.1	1.60E-09
	Coefficiente di dilatazione termica [°C^-1]	Modulo di taglio nel piano 1-2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di taglio nel piano 2-3 [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di taglio nel piano 3-1 [Mpa] = [N/mm^2]			
		4140	4140		4140			
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Modulo di elasticità [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di elasticità in direzione 1 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 3 [Mpa] = [N/mm^2]
	MAT9ORT	materiale lineare, indipendente dalla temperatura e ortotropo	60			67950	67950	8000
	Coefficiente di Poisson	Coefficiente di Poisson12 (deformazione nella direzione 2 dovuta a una deformazione unitaria nella direzione 1)				Coefficiente di Poisson23	Coefficiente di Poisson31	Densità [t/mm^3]
		0.07				0.01	0.01	1.60E-09
	Coefficiente di dilatazione termica [°C^-1]	Modulo di taglio nel piano 1-2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di taglio nel piano 2-3 [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di taglio nel piano 3-1 [Mpa] = [N/mm^2]			
	4160	4160		4160				

Componente	Elemento	Descrizione elemento	Numero identificativo proprietà	Numero nodi singolo elemento	Numero elementi	Numero nodi totali	Numero identificazione sistema di coordinate del materiale	
outer_laminate_layer-C	CHEXA	definisce le connessioni dell'elemento solido HEXA	3001016	8	5729	22782		
	CPENTA	definisce le connessioni dell'elemento CPENTA	3001016	6	14			
	Proprietà	Descrizione proprietà	Numero identificativo proprietà	Numero identificativo materiale	Numero di identificazione del sistema di coordinate del materiale	Tipo di integrazione		
	PCOMPLS	Definisce le proprietà composite globali basate su strati per compositi shell continui	3001016		3	ASTN applica l'Assumed Strain Enhanced Formulation (la formulazione di deformazione ipotizzata migliorata)		
	Informazioni sui diversi strati					Flag dell'elemento fluido		
	Numero di identificazione globale Ply1	Numero identificativo del materiale per il ply1	Spessore del ply1	Angolo di orientamento del ply1 all'interno del suo piano				
	2000001	60	0.3	45				
	Numero di identificazione globale Ply2	Numero identificativo del materiale per il ply2	Spessore del ply2	Angolo di orientamento del ply2 all'interno del suo piano				
	2000006	59	0.15	0				
	Numero di identificazione globale Ply3	Numero identificativo del materiale per il ply3	Spessore del ply3	Angolo di orientamento del ply3 all'interno del suo piano				
	2000007	59	0.15	0				
	Numero di identificazione globale Ply4	Numero identificativo del materiale per il ply4	Spessore del ply4	Angolo di orientamento del ply4 all'interno del suo piano				
	2000003	59	0.15	0				
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Modulo di elasticità [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di elasticità in direzione 1 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 3 [Mpa] = [N/mm^2]
	MAT9ORT	materiale lineare, indipendente dalla temperatura e ortotropo	59			148000	8985	8000
	Coefficiente di Poisson	Coefficiente di Poisson12 (deformazione nella direzione 2 dovuta a una deformazione unitaria nella direzione 1)				Coefficiente di Poisson23	Coefficiente di Poisson31	Densità [t/mm^3]
		0.27				0.1	0.1	1.60E-09
	Coefficiente di dilatazione termica [°C^-1]	Modulo di taglio nel piano 1-2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di taglio nel piano 2-3 [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di taglio nel piano 3-1 [Mpa] = [N/mm^2]			
		4140	4140		4140			
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Modulo di elasticità [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di elasticità in direzione 1 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 3 [Mpa] = [N/mm^2]
	MAT9ORT	materiale lineare, indipendente dalla temperatura e ortotropo	60			67950	67950	8000
	Coefficiente di Poisson	Coefficiente di Poisson12 (deformazione nella direzione 2 dovuta a una deformazione unitaria nella direzione 1)				Coefficiente di Poisson23	Coefficiente di Poisson31	Densità [t/mm^3]
	0.07				0.01	0.01	1.60E-09	
Coefficiente di dilatazione termica [°C^-1]	Modulo di taglio nel piano 1-2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di taglio nel piano 2-3 [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di taglio nel piano 3-1 [Mpa] = [N/mm^2]				
	4160	4160		4160				

Componente	Elemento	Descrizione elemento	Numero identificativo proprietà	Numero nodi singolo elemento	Numero elementi	Numero nodi totali	Numero identificazione sistema di coordinate del materiale	
outer_laminate_layer-D	CHEXA	definisce le connessioni dell'elemento solido HEXA	3001017	8	2984	12755		
	CPENTA	definisce le connessioni dell'elemento CPENTA	3001017	6	2			
	Proprietà	Descrizione proprietà	Numero identificativo proprietà	Numero identificativo materiale	Numero di identificazione del sistema di coordinate del materiale	Tipo di integrazione		
	PCOMPLS	Definisce le proprietà composite globali basate su strati per compositi shell continui	3001017		4	ASTN applica l'Assumed Strain Enhanced Formulation (la formulazione di deformazione ipotizzata migliorata)		
	Informazioni sui diversi strati					Flag dell'elemento fluido		
	Numero di identificazione globale Ply1	Numero identificativo del materiale per il ply1	Spessore del ply1	Angolo di orientamento del ply1 all'interno del suo piano				
	2000001	60	0.3	45				
	Numero di identificazione globale Ply2	Numero identificativo del materiale per il ply2	Spessore del ply2	Angolo di orientamento del ply2 all'interno del suo piano				
	2000006	59	0.15	0				
	Numero di identificazione globale Ply3	Numero identificativo del materiale per il ply3	Spessore del ply3	Angolo di orientamento del ply3 all'interno del suo piano				
	2000007	59	0.15	0				
	Numero di identificazione globale Ply4	Numero identificativo del materiale per il ply4	Spessore del ply4	Angolo di orientamento del ply4 all'interno del suo piano				
	2000003	59	0.15	0				
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Modulo di elasticità [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di elasticità in direzione 1 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 3 [Mpa] = [N/mm^2]
	MAT9ORT	materiale lineare, indipendente dalla temperatura e ortotropo	59			148000	8985	8000
	Coefficiente di Poisson	Coefficiente di Poisson12 (deformazione nella direzione 2 dovuta a una deformazione unitaria nella direzione 1)				Coefficiente di Poisson23	Coefficiente di Poisson31	Densità [t/mm^3]
		0.27				0.1	0.1	1.60E-09
	Coefficiente di dilatazione termica [°C^-1]	Modulo di taglio nel piano 1-2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di taglio nel piano 2-3 [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di taglio nel piano 3-1 [Mpa] = [N/mm^2]			
		4140	4140		4140			
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Modulo di elasticità [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di elasticità in direzione 1 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 3 [Mpa] = [N/mm^2]
	MAT9ORT	materiale lineare, indipendente dalla temperatura e ortotropo	60			67950	67950	8000
	Coefficiente di Poisson	Coefficiente di Poisson12 (deformazione nella direzione 2 dovuta a una deformazione unitaria nella direzione 1)				Coefficiente di Poisson23	Coefficiente di Poisson31	Densità [t/mm^3]
		0.07				0.01	0.01	1.60E-09
	Coefficiente di dilatazione termica [°C^-1]	Modulo di taglio nel piano 1-2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di taglio nel piano 2-3 [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di taglio nel piano 3-1 [Mpa] = [N/mm^2]			
	4160	4160		4160				

Componente	Elemento	Descrizione elemento	Numero identificativo proprietà	Numero nodi singolo elemento	Numero elementi	Numero nodi totali	Numero identificazione sistema di coordinate del materiale	
outer_laminate_layer-E	CHEXA	definisce le connessioni dell'elemento solido HEXA	3001018	8	2738	12397		
	CPENTA	definisce le connessioni dell'elemento CPENTA	3001018	6	5			
	Proprietà	Descrizione proprietà	Numero identificativo proprietà	Numero identificativo materiale	Numero di identificazione del sistema di coordinate del materiale	Tipo di integrazione		
	PCOMPLS	Definisce le proprietà composite globali basate su strati per compositi shell continui	3001018		5	ASTN applica l'Assumed Strain Enhanced Formulation (la formulazione di deformazione ipotizzata migliorata)		
	Informazioni sui diversi strati					Flag dell'elemento fluido		
	Numero di identificazione globale Ply1	Numero identificativo del materiale per il ply1	Spessore del ply1	Angolo di orientamento del ply1 all'interno del suo piano				
	2000001	60	0.3	45				
	Numero di identificazione globale Ply2	Numero identificativo del materiale per il ply2	Spessore del ply2	Angolo di orientamento del ply2 all'interno del suo piano				
	2000006	59	0.15	0				
	Numero di identificazione globale Ply3	Numero identificativo del materiale per il ply3	Spessore del ply3	Angolo di orientamento del ply3 all'interno del suo piano				
	2000007	59	0.15	0				
	Numero di identificazione globale Ply4	Numero identificativo del materiale per il ply4	Spessore del ply4	Angolo di orientamento del ply4 all'interno del suo piano				
	2000003	59	0.15	0				
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Modulo di elasticità [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di elasticità in direzione 1 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 3 [Mpa] = [N/mm^2]
	MAT9ORT	materiale lineare, indipendente dalla temperatura e ortotropo	59			148000	8985	8000
	Coefficiente di Poisson	Coefficiente di Poisson12 (deformazione nella direzione 2 dovuta a una deformazione unitaria nella direzione 1)				Coefficiente di Poisson23	Coefficiente di Poisson31	Densità [t/mm^3]
		0.27				0.1	0.1	1.60E-09
	Coefficiente di dilatazione termica [°C^-1]	Modulo di taglio nel piano 1-2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di taglio nel piano 2-3 [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di taglio nel piano 3-1 [Mpa] = [N/mm^2]			
		4140	4140		4140			
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Modulo di elasticità [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di elasticità in direzione 1 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 3 [Mpa] = [N/mm^2]
	MAT9ORT	materiale lineare, indipendente dalla temperatura e ortotropo	60			67950	67950	8000
	Coefficiente di Poisson	Coefficiente di Poisson12 (deformazione nella direzione 2 dovuta a una deformazione unitaria nella direzione 1)				Coefficiente di Poisson23	Coefficiente di Poisson31	Densità [t/mm^3]
		0.07				0.01	0.01	1.60E-09
	Coefficiente di dilatazione termica [°C^-1]	Modulo di taglio nel piano 1-2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di taglio nel piano 2-3 [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di taglio nel piano 3-1 [Mpa] = [N/mm^2]			
	4160	4160		4160				

Componente	Elemento	Descrizione elemento	Numero identificativo proprietà	Numero nodi singolo elemento	Numero elementi	Numero nodi totali	Numero identificazione sistema di coordinate del materiale	
outer_laminate_layer-F	CHEXA	definisce le connessioni dell'elemento solido HEXA	3001019	8	701	8141		
	CPENTA	definisce le connessioni dell'elemento CPENTA	3001019	6	3			
	Proprietà	Descrizione proprietà	Numero identificativo proprietà	Numero identificativo materiale	Numero di identificazione del sistema di coordinate del materiale	Tipo di integrazione		
	PCOMPLS	Definisce le proprietà composite globali basate su strati per compositi shell continui	3001019		6	ASTN applica l'Assumed Strain Enhanced Formulation (la formulazione di deformazione ipotizzata migliorata)		
	Informazioni sui diversi strati				Flag dell'elemento fluido			
	Numero di identificazione globale Ply1	Numero identificativo del materiale per il ply1	Spessore del ply1	Angolo di orientamento del ply1 all'interno del suo piano				
	2000001	60	0.3	45				
	Numero di identificazione globale Ply2	Numero identificativo del materiale per il ply2	Spessore del ply2	Angolo di orientamento del ply2 all'interno del suo piano				
	2000006	59	0.15	0				
	Numero di identificazione globale Ply3	Numero identificativo del materiale per il ply3	Spessore del ply3	Angolo di orientamento del ply3 all'interno del suo piano				
	2000007	59	0.15	0				
	Numero di identificazione globale Ply4	Numero identificativo del materiale per il ply4	Spessore del ply4	Angolo di orientamento del ply4 all'interno del suo piano				
	2000003	59	0.15	0				
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Modulo di elasticità [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 1 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 3 [Mpa] = [N/mm^2]	
	MAT9ORT	materiale lineare, indipendente dalla temperatura e ortotropo	59		148000	8985	8000	
	Coefficiente di Poisson	Coefficiente di Poisson12 (deformazione nella direzione 2 dovuta a una deformazione unitaria nella direzione 1)			Coefficiente di Poisson23	Coefficiente di Poisson31	Densità [t/mm^3]	
		0.27			0.1	0.1	1.60E-09	
	Coefficiente di dilatazione termica [°C^-1]	Modulo di taglio nel piano 1-2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di taglio nel piano 2-3 [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di taglio nel piano 3-1 [Mpa] = [N/mm^2]			
		4140	4140		4140			
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Modulo di elasticità [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 1 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 3 [Mpa] = [N/mm^2]	
	MAT9ORT	materiale lineare, indipendente dalla temperatura e ortotropo	60		67950	67950	8000	
	Coefficiente di Poisson	Coefficiente di Poisson12 (deformazione nella direzione 2 dovuta a una deformazione unitaria nella direzione 1)			Coefficiente di Poisson23	Coefficiente di Poisson31	Densità [t/mm^3]	
		0.07			0.01	0.01	1.60E-09	
	Coefficiente di dilatazione termica [°C^-1]	Modulo di taglio nel piano 1-2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di taglio nel piano 2-3 [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di taglio nel piano 3-1 [Mpa] = [N/mm^2]			
	4160	4160		4160				

Componente	Elemento	Descrizione elemento	Numero identificativo proprietà	Numero nodi singolo elemento	Numero elementi	Numero nodi totali	Numero identificazione sistema di coordinate del materiale	
outer_laminate_layer-F2	CHEXA	definisce le connessioni dell'elemento solido HEXA	3001026	8	364	7311	7	
	Proprietà	Descrizione proprietà	Numero identificativo proprietà	Numero identificativo materiale	Numero di identificazione del sistema di coordinate del materiale	Tipo di integrazione		
	PCOMPL5	Definisce le proprietà composite globali basate su strati per compositi shell continui	3001026		7	ASTN applica l'Assumed Strain Enhanced Formulation (la formulazione di deformazione ipotizzata migliorata)		
	Informazioni sui diversi strati				Flag dell'elemento fluido			
	Numero di identificazione globale Ply1	Numero identificativo del materiale per il ply1	Spessore del ply1	Angolo di orientamento del ply1 all'interno del suo piano				
	2000001	60	0.3	45				
	Numero di identificazione globale Ply2	Numero identificativo del materiale per il ply2	Spessore del ply2	Angolo di orientamento del ply2 all'interno del suo piano				
	2000006	59	0.15	0				
	Numero di identificazione globale Ply3	Numero identificativo del materiale per il ply3	Spessore del ply3	Angolo di orientamento del ply3 all'interno del suo piano				
	2000007	59	0.15	0				
	Numero di identificazione globale Ply4	Numero identificativo del materiale per il ply4	Spessore del ply4	Angolo di orientamento del ply4 all'interno del suo piano				
	2000003	59	0.15	0				
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Modulo di elasticità [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 1 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 3 [Mpa] = [N/mm^2]	
	MAT9ORT	materiale lineare, indipendente dalla temperatura e ortotropo	59		148000	8985	8000	
	Coefficiente di Poisson	Coefficiente di Poisson12 (deformazione nella direzione 2 dovuta a una deformazione unitaria nella direzione 1)			Coefficiente di Poisson23	Coefficiente di Poisson31	Densità [t/mm^3]	
		0.27			0.1	0.1	1.60E-09	
	Coefficiente di dilatazione termica [°C^-1]	Modulo di taglio nel piano 1-2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di taglio nel piano 2-3 [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di taglio nel piano 3-1 [Mpa] = [N/mm^2]			
		4140	4140		4140			
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Modulo di elasticità [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 1 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 3 [Mpa] = [N/mm^2]	
	MAT9ORT	materiale lineare, indipendente dalla temperatura e ortotropo	60		67950	67950	8000	
Coefficiente di Poisson	Coefficiente di Poisson12 (deformazione nella direzione 2 dovuta a una deformazione unitaria nella direzione 1)			Coefficiente di Poisson23	Coefficiente di Poisson31	Densità [t/mm^3]		
	0.07			0.01	0.01	1.60E-09		
Coefficiente di dilatazione termica [°C^-1]	Modulo di taglio nel piano 1-2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di taglio nel piano 2-3 [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di taglio nel piano 3-1 [Mpa] = [N/mm^2]				
	4160	4160		4160				

Componente	Elemento	Descrizione elemento	Numero identificativo proprietà	Numero nodi singolo elemento	Numero elementi	Numero nodi totali	Numero identificazione sistema di coordinate del materiale	
outer_laminate_layer-F3	CHEXA	definisce le connessioni dell'elemento solido HEXA	3001027	8	588	7791	8	
	Proprietà	Descrizione proprietà	Numero identificativo proprietà	Numero identificativo materiale	Numero di identificazione del sistema di coordinate del materiale	Tipo di integrazione		
	PCOMPL5	Definisce le proprietà composite globali basate su strati per compositi shell continui	3001027		8	ASTN applica l'Assumed Strain Enhanced Formulation (la formulazione di deformazione ipotizzata migliorata)		
	Informazioni sui diversi strati				Flag dell'elemento fluido			
	Numero di identificazione globale Ply1	Numero identificativo del materiale per il ply1	Spessore del ply1	Angolo di orientamento del ply1 all'interno del suo piano				
	2000001	60	0.3	45				
	Numero di identificazione globale Ply2	Numero identificativo del materiale per il ply2	Spessore del ply2	Angolo di orientamento del ply2 all'interno del suo piano				
	2000006	59	0.15	0				
	Numero di identificazione globale Ply3	Numero identificativo del materiale per il ply3	Spessore del ply3	Angolo di orientamento del ply3 all'interno del suo piano				
	2000007	59	0.15	0				
	Numero di identificazione globale Ply4	Numero identificativo del materiale per il ply4	Spessore del ply4	Angolo di orientamento del ply4 all'interno del suo piano				
	2000003	59	0.15	0				
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Modulo di elasticità [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 1 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 3 [Mpa] = [N/mm^2]	
	MAT9ORT	materiale lineare, indipendente dalla temperatura e ortotropo	59		148000	8985	8000	
	Coefficiente di Poisson	Coefficiente di Poisson12 (deformazione nella direzione 2 dovuta a una deformazione unitaria nella direzione 1)			Coefficiente di Poisson23	Coefficiente di Poisson31	Densità [t/mm^3]	
		0.27			0.1	0.1	1.60E-09	
	Coefficiente di dilatazione termica [°C^-1]	Modulo di taglio nel piano 1-2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di taglio nel piano 2-3 [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di taglio nel piano 3-1 [Mpa] = [N/mm^2]			
		4140	4140		4140			
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Modulo di elasticità [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 1 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 3 [Mpa] = [N/mm^2]	
	MAT9ORT	materiale lineare, indipendente dalla temperatura e ortotropo	60		67950	67950	8000	
Coefficiente di Poisson	Coefficiente di Poisson12 (deformazione nella direzione 2 dovuta a una deformazione unitaria nella direzione 1)			Coefficiente di Poisson23	Coefficiente di Poisson31	Densità [t/mm^3]		
	0.07			0.01	0.01	1.60E-09		
Coefficiente di dilatazione termica [°C^-1]	Modulo di taglio nel piano 1-2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di taglio nel piano 2-3 [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di taglio nel piano 3-1 [Mpa] = [N/mm^2]				
	4160	4160		4160				

Componente	Elemento	Descrizione elemento	Numero identificativo proprietà	Numero nodi singolo elemento	Numero elementi	Numero nodi totali	Numero identificazione sistema di coordinate del materiale	
outer_laminate_layer-F4	CHEXA	definisce le connessioni dell'elemento solido HEXA	3001028	8	268	7105	9	
	CPENTA	definisce le connessioni dell'elemento CPENTA	3001028	6	2			
	Proprietà	Descrizione proprietà	Numero identificativo proprietà	Numero identificativo materiale	Numero di identificazione del sistema di coordinate del materiale	Tipo di integrazione		
	PCOMPLS	Definisce le proprietà composite globali basate su strati per compositi shell continui	3001028		9	ASTN applica l'Assumed Strain Enhanced Formulation (la formulazione di deformazione ipotizzata migliorata)		
	Informazioni sui diversi strati				Flag dell'elemento fluido			
	Numero di identificazione globale Ply1	Numero identificativo del materiale per il ply1	Spessore del ply1	Angolo di orientamento del ply1 all'interno del suo piano				
	2000001	60	0.3	45				
	Numero di identificazione globale Ply2	Numero identificativo del materiale per il ply2	Spessore del ply2	Angolo di orientamento del ply2 all'interno del suo piano				
	2000006	59	0.15	0				
	Numero di identificazione globale Ply3	Numero identificativo del materiale per il ply3	Spessore del ply3	Angolo di orientamento del ply3 all'interno del suo piano				
	2000007	59	0.15	0				
	Numero di identificazione globale Ply4	Numero identificativo del materiale per il ply4	Spessore del ply4	Angolo di orientamento del ply4 all'interno del suo piano				
	2000003	59	0.15	0				
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Modulo di elasticità [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 1 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 3 [Mpa] = [N/mm^2]	
	MAT9ORT	materiale lineare, indipendente dalla temperatura e ortotropo	59		148000	8985	8000	
	Coefficiente di Poisson	Coefficiente di Poisson12 (deformazione nella direzione 2 dovuta a una deformazione unitaria nella direzione 1)			Coefficiente di Poisson23	Coefficiente di Poisson31	Densità [t/mm^3]	
		0.27			0.1	0.1	1.60E-09	
	Coefficiente di dilatazione termica [°C^-1]	Modulo di taglio nel piano 1-2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di taglio nel piano 2-3 [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di taglio nel piano 3-1 [Mpa] = [N/mm^2]			
		4140	4140		4140			
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Modulo di elasticità [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 1 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 3 [Mpa] = [N/mm^2]	
MAT9ORT	materiale lineare, indipendente dalla temperatura e ortotropo	60		67950	67950	8000		
Coefficiente di Poisson	Coefficiente di Poisson12 (deformazione nella direzione 2 dovuta a una deformazione unitaria nella direzione 1)			Coefficiente di Poisson23	Coefficiente di Poisson31	Densità [t/mm^3]		
	0.07			0.01	0.01	1.60E-09		
Coefficiente di dilatazione termica [°C^-1]	Modulo di taglio nel piano 1-2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di taglio nel piano 2-3 [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di taglio nel piano 3-1 [Mpa] = [N/mm^2]				
	4160	4160		4160				

Componente	Elemento	Descrizione elemento	Numero identificativo proprietà	Numero nodi singolo elemento	Numero elementi	Numero nodi totali	Numero identificazione sistema di coordinate del materiale	
outer_laminate_layer-E2	CHEXA	definisce le connessioni dell'elemento solido HEXA	3001032	8	320	7217	10	
	Proprietà	Descrizione proprietà	Numero identificativo proprietà	Numero identificativo materiale	Numero di identificazione del sistema di coordinate del materiale	Tipo di integrazione		
	PCOMPLS	Definisce le proprietà composite globali basate su strati per compositi shell continui	3001032		10	ASTN applica l'Assumed Strain Enhanced Formulation (la formulazione di deformazione ipotizzata migliorata)		
	Informazioni sui diversi strati				Flag dell'elemento fluido			
	Numero di identificazione globale Ply1	Numero identificativo del materiale per il ply1	Spessore del ply1	Angolo di orientamento del ply1 all'interno del suo piano				
	2000001	60	0.3	45				
	Numero di identificazione globale Ply2	Numero identificativo del materiale per il ply2	Spessore del ply2	Angolo di orientamento del ply2 all'interno del suo piano				
	2000006	59	0.15	0				
	Numero di identificazione globale Ply3	Numero identificativo del materiale per il ply3	Spessore del ply3	Angolo di orientamento del ply3 all'interno del suo piano				
	2000007	59	0.15	0				
	Numero di identificazione globale Ply4	Numero identificativo del materiale per il ply4	Spessore del ply4	Angolo di orientamento del ply4 all'interno del suo piano				
	2000003	59	0.15	0				
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Modulo di elasticità [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 1 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 3 [Mpa] = [N/mm^2]	
	MAT9ORT	materiale lineare, indipendente dalla temperatura e ortotropo	59		148000	8985	8000	
	Coefficiente di Poisson	Coefficiente di Poisson12 (deformazione nella direzione 2 dovuta a una deformazione unitaria nella direzione 1)			Coefficiente di Poisson23	Coefficiente di Poisson31	Densità [t/mm^3]	
		0.27			0.1	0.1	1.60E-09	
	Coefficiente di dilatazione termica [°C^-1]	Modulo di taglio nel piano 1-2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di taglio nel piano 2-3 [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di taglio nel piano 3-1 [Mpa] = [N/mm^2]			
		4140	4140		4140			
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Modulo di elasticità [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 1 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 3 [Mpa] = [N/mm^2]	
	MAT9ORT	materiale lineare, indipendente dalla temperatura e ortotropo	60		67950	67950	8000	
Coefficiente di Poisson	Coefficiente di Poisson12 (deformazione nella direzione 2 dovuta a una deformazione unitaria nella direzione 1)			Coefficiente di Poisson23	Coefficiente di Poisson31	Densità [t/mm^3]		
	0.07			0.01	0.01	1.60E-09		
Coefficiente di dilatazione termica [°C^-1]	Modulo di taglio nel piano 1-2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di taglio nel piano 2-3 [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di taglio nel piano 3-1 [Mpa] = [N/mm^2]				
	4160	4160		4160				

Componente	Elemento	Descrizione elemento	Numero identificativo proprietà	Numero nodi singolo elemento	Numero elementi	Numero nodi totali	Numero identificazione sistema di coordinate del materiale	
inner_laminate_layer-A	CHEXA	definisce le connessioni dell'elemento solido HEXA	3001020	8	8920	25429		
	CPENTA	definisce le connessioni dell'elemento CPENTA	3001020	6	115			
	Proprietà	Descrizione proprietà	Numero identificativo proprietà	Numero identificativo materiale	Numero di identificazione del sistema di coordinate del materiale	Tipo di integrazione		
	PCOMPLS	Definisce le proprietà composite globali basate su strati per compositi shell continui	3001020		1	ASTN applica l'Assumed Strain Enhanced Formulation (la formulazione di deformazione ipotizzata migliorata)		
	Informazioni sui diversi strati					Flag dell'elemento fluido		
	Numero di identificazione globale Ply1	Numero identificativo del materiale per il ply1	Spessore del ply1	Angolo di orientamento del ply1 all'interno del suo piano				
	2000001	60	0.3	0				
	Numero di identificazione globale Ply2	Numero identificativo del materiale per il ply2	Spessore del ply2	Angolo di orientamento del ply2 all'interno del suo piano				
	2000005	59	0.15	0				
	Numero di identificazione globale Ply3	Numero identificativo del materiale per il ply3	Spessore del ply3	Angolo di orientamento del ply3 all'interno del suo piano				
	2000007	59	0.15	0				
	Numero di identificazione globale Ply4	Numero identificativo del materiale per il ply4	Spessore del ply4	Angolo di orientamento del ply4 all'interno del suo piano				
	2000003	59	0.15	0				
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Modulo di elasticità [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di elasticità in direzione 1 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 3 [Mpa] = [N/mm^2]
	MAT9ORT	materiale lineare, indipendente dalla temperatura e ortotropo	59			148000	8985	8000
	Coefficiente di Poisson	Coefficiente di Poisson12 (deformazione nella direzione 2 dovuta a una deformazione unitaria nella direzione 1)				Coefficiente di Poisson23	Coefficiente di Poisson31	Densità [t/mm^3]
		0.27				0.1	0.1	1.60E-09
	Coefficiente di dilatazione termica [°C^-1]	Modulo di taglio nel piano 1-2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di taglio nel piano 2-3 [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di taglio nel piano 3-1 [Mpa] = [N/mm^2]			
		4140	4140		4140			
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Modulo di elasticità [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di elasticità in direzione 1 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 3 [Mpa] = [N/mm^2]
	MAT9ORT	materiale lineare, indipendente dalla temperatura e ortotropo	60			67950	67950	8000
	Coefficiente di Poisson	Coefficiente di Poisson12 (deformazione nella direzione 2 dovuta a una deformazione unitaria nella direzione 1)				Coefficiente di Poisson23	Coefficiente di Poisson31	Densità [t/mm^3]
		0.07				0.01	0.01	1.60E-09
	Coefficiente di dilatazione termica [°C^-1]	Modulo di taglio nel piano 1-2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di taglio nel piano 2-3 [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di taglio nel piano 3-1 [Mpa] = [N/mm^2]			
	4160	4160		4160				

Componente	Elemento	Descrizione elemento	Numero identificativo proprietà	Numero nodi singolo elemento	Numero elementi	Numero nodi totali	Numero identificazione sistema di coordinate del materiale	
inner_laminate_layer-B	CHEXA	definisce le connessioni dell'elemento solido HEXA	3001021	8	2679	12537		
	CPENTA	definisce le connessioni dell'elemento CPENTA	3001021	6	30			
	Proprietà	Descrizione proprietà	Numero identificativo proprietà	Numero identificativo materiale	Numero di identificazione del sistema di coordinate del materiale	Tipo di integrazione		
	PCOMPLS	Definisce le proprietà composite globali basate su strati per compositi shell continui	3001021		2	ASTN applica l'Assumed Strain Enhanced Formulation (la formulazione di deformazione ipotizzata migliorata)		
	Informazioni sui diversi strati					Flag dell'elemento fluido		
	Numero di identificazione globale Ply1	Numero identificativo del materiale per il ply1	Spessore del ply1	Angolo di orientamento del ply1 all'interno del suo piano				
	2000001	60	0.3	0				
	Numero di identificazione globale Ply2	Numero identificativo del materiale per il ply2	Spessore del ply2	Angolo di orientamento del ply2 all'interno del suo piano				
	2000005	59	0.15	0				
	Numero di identificazione globale Ply3	Numero identificativo del materiale per il ply3	Spessore del ply3	Angolo di orientamento del ply3 all'interno del suo piano				
	2000007	59	0.15	0				
	Numero di identificazione globale Ply4	Numero identificativo del materiale per il ply4	Spessore del ply4	Angolo di orientamento del ply4 all'interno del suo piano				
	2000003	59	0.15	0				
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Modulo di elasticità [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di elasticità in direzione 1 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 3 [Mpa] = [N/mm^2]
	MAT9ORT	materiale lineare, indipendente dalla temperatura e ortotropo	59			148000	8985	8000
	Coefficiente di Poisson	Coefficiente di Poisson12 (deformazione nella direzione 2 dovuta a una deformazione unitaria nella direzione 1)				Coefficiente di Poisson23	Coefficiente di Poisson31	Densità [t/mm^3]
		0.27				0.1	0.1	1.60E-09
	Coefficiente di dilatazione termica [°C^-1]	Modulo di taglio nel piano 1-2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di taglio nel piano 2-3 [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di taglio nel piano 3-1 [Mpa] = [N/mm^2]			
		4140	4140		4140			
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Modulo di elasticità [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di elasticità in direzione 1 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 3 [Mpa] = [N/mm^2]
	MAT9ORT	materiale lineare, indipendente dalla temperatura e ortotropo	60			67950	67950	8000
	Coefficiente di Poisson	Coefficiente di Poisson12 (deformazione nella direzione 2 dovuta a una deformazione unitaria nella direzione 1)				Coefficiente di Poisson23	Coefficiente di Poisson31	Densità [t/mm^3]
		0.07				0.01	0.01	1.60E-09
	Coefficiente di dilatazione termica [°C^-1]	Modulo di taglio nel piano 1-2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di taglio nel piano 2-3 [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di taglio nel piano 3-1 [Mpa] = [N/mm^2]			
	4160	4160		4160				

Componente	Elemento	Descrizione elemento	Numero identificativo proprietà	Numero nodi singolo elemento	Numero elementi	Numero nodi totali	Numero identificazione sistema di coordinate del materiale	
inner_laminate_layer-C	CHEXA	definisce le connessioni dell'elemento solido HEXA	3001022	8	5729	18559		
	CPENTA	definisce le connessioni dell'elemento CPENTA	3001022	6	14			
	Proprietà	Descrizione proprietà	Numero identificativo proprietà	Numero identificativo materiale	Numero di identificazione del sistema di coordinate del materiale	Tipo di integrazione		
	PCOMPLS	Definisce le proprietà composite globali basate su strati per compositi shell continui	3001022		3	ASTN applica l'Assumed Strain Enhanced Formulation (la formulazione di deformazione ipotizzata migliorata)		
	Informazioni sui diversi strati					Flag dell'elemento fluido		
	Numero di identificazione globale Ply1	Numero identificativo del materiale per il ply1	Spessore del ply1	Angolo di orientamento del ply1 all'interno del suo piano				
	2000001	60	0.3	0				
	Numero di identificazione globale Ply2	Numero identificativo del materiale per il ply2	Spessore del ply2	Angolo di orientamento del ply2 all'interno del suo piano				
	2000005	59	0.15	0				
	Numero di identificazione globale Ply3	Numero identificativo del materiale per il ply3	Spessore del ply3	Angolo di orientamento del ply3 all'interno del suo piano				
	2000007	59	0.15	0				
	Numero di identificazione globale Ply4	Numero identificativo del materiale per il ply4	Spessore del ply4	Angolo di orientamento del ply4 all'interno del suo piano				
	2000003	59	0.15	0				
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Modulo di elasticità [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di elasticità in direzione 1 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 3 [Mpa] = [N/mm^2]
	MAT9ORT	materiale lineare, indipendente dalla temperatura e ortotropo	59			148000	8985	8000
	Coefficiente di Poisson	Coefficiente di Poisson12 (deformazione nella direzione 2 dovuta a una deformazione unitaria nella direzione 1)				Coefficiente di Poisson23	Coefficiente di Poisson31	Densità [t/mm^3]
		0.27				0.1	0.1	1.60E-09
	Coefficiente di dilatazione termica [°C^-1]	Modulo di taglio nel piano 1-2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di taglio nel piano 2-3 [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di taglio nel piano 3-1 [Mpa] = [N/mm^2]			
		4140	4140		4140			
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Modulo di elasticità [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di elasticità in direzione 1 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 3 [Mpa] = [N/mm^2]
MAT9ORT	materiale lineare, indipendente dalla temperatura e ortotropo	60			67950	67950	8000	
Coefficiente di Poisson	Coefficiente di Poisson12 (deformazione nella direzione 2 dovuta a una deformazione unitaria nella direzione 1)				Coefficiente di Poisson23	Coefficiente di Poisson31	Densità [t/mm^3]	
	0.07				0.01	0.01	1.60E-09	
Coefficiente di dilatazione termica [°C^-1]	Modulo di taglio nel piano 1-2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di taglio nel piano 2-3 [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di taglio nel piano 3-1 [Mpa] = [N/mm^2]				
	4160	4160		4160				

Componente	Elemento	Descrizione elemento	Numero identificativo proprietà	Numero nodi singolo elemento	Numero elementi	Numero nodi totali	Numero identificazione sistema di coordinate del materiale	
inner_laminate_layer-D	CHEXA	definisce le connessioni dell'elemento solido HEXA	3001023	8	2984	12755		
	CPENTA	definisce le connessioni dell'elemento CPENTA	3001023	6	2			
	Proprietà	Descrizione proprietà	Numero identificativo proprietà	Numero identificativo materiale	Numero di identificazione del sistema di coordinate del materiale	Tipo di integrazione		
	PCOMPLS	Definisce le proprietà composite globali basate su strati per compositi shell continui	3001023		4	ASTN applica l'Assumed Strain Enhanced Formulation (la formulazione di deformazione ipotizzata migliorata)		
	Informazioni sui diversi strati					Flag dell'elemento fluido		
	Numero di identificazione globale Ply1	Numero identificativo del materiale per il ply1	Spessore del ply1	Angolo di orientamento del ply1 all'interno del suo piano				
	2000001	60	0.3	0				
	Numero di identificazione globale Ply2	Numero identificativo del materiale per il ply2	Spessore del ply2	Angolo di orientamento del ply2 all'interno del suo piano				
	2000005	59	0.15	0				
	Numero di identificazione globale Ply3	Numero identificativo del materiale per il ply3	Spessore del ply3	Angolo di orientamento del ply3 all'interno del suo piano				
	2000007	59	0.15	0				
	Numero di identificazione globale Ply4	Numero identificativo del materiale per il ply4	Spessore del ply4	Angolo di orientamento del ply4 all'interno del suo piano				
	2000003	59	0.15	0				
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Modulo di elasticità [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di elasticità in direzione 1 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 3 [Mpa] = [N/mm^2]
	MAT9ORT	materiale lineare, indipendente dalla temperatura e ortotropo	59			148000	8985	8000
	Coefficiente di Poisson	Coefficiente di Poisson12 (deformazione nella direzione 2 dovuta a una deformazione unitaria nella direzione 1)				Coefficiente di Poisson23	Coefficiente di Poisson31	Densità [t/mm^3]
		0.27				0.1	0.1	1.60E-09
	Coefficiente di dilatazione termica [°C^-1]	Modulo di taglio nel piano 1-2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di taglio nel piano 2-3 [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di taglio nel piano 3-1 [Mpa] = [N/mm^2]			
		4140	4140		4140			
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Modulo di elasticità [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di elasticità in direzione 1 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 3 [Mpa] = [N/mm^2]
	MAT9ORT	materiale lineare, indipendente dalla temperatura e ortotropo	60			67950	67950	8000
	Coefficiente di Poisson	Coefficiente di Poisson12 (deformazione nella direzione 2 dovuta a una deformazione unitaria nella direzione 1)				Coefficiente di Poisson23	Coefficiente di Poisson31	Densità [t/mm^3]
		0.07				0.01	0.01	1.60E-09
	Coefficiente di dilatazione termica [°C^-1]	Modulo di taglio nel piano 1-2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di taglio nel piano 2-3 [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di taglio nel piano 3-1 [Mpa] = [N/mm^2]			
	4160	4160		4160				

Componente	Elemento	Descrizione elemento	Numero identificativo proprietà	Numero nodi singolo elemento	Numero elementi	Numero nodi totali	Numero identificazione sistema di coordinate del materiale	
inner_laminate_layer-E	CHEXA	definisce le connessioni dell'elemento solido HEXA	3001024	8	2636	12179		
	CPENTA	definisce le connessioni dell'elemento CPENTA	3001024	6	4			
	Proprietà	Descrizione proprietà	Numero identificativo proprietà	Numero identificativo materiale	Numero di identificazione del sistema di coordinate del materiale	Tipo di integrazione		
	PCOMPLS	Definisce le proprietà composite globali basate su strati per compositi shell continui	3001024		5	ASTN applica l'Assumed Strain Enhanced Formulation (la formulazione di deformazione ipotizzata migliorata)		
	Informazioni sui diversi strati				Flag dell'elemento fluido			
	Numero di identificazione globale Ply1	Numero identificativo del materiale per il ply1	Spessore del ply1	Angolo di orientamento del ply1 all'interno del suo piano				
	2000001	60	0.3	0				
	Numero di identificazione globale Ply2	Numero identificativo del materiale per il ply2	Spessore del ply2	Angolo di orientamento del ply2 all'interno del suo piano				
	2000005	59	0.15	0				
	Numero di identificazione globale Ply3	Numero identificativo del materiale per il ply3	Spessore del ply3	Angolo di orientamento del ply3 all'interno del suo piano				
	2000007	59	0.15	0				
	Numero di identificazione globale Ply4	Numero identificativo del materiale per il ply4	Spessore del ply4	Angolo di orientamento del ply4 all'interno del suo piano				
	2000003	59	0.15	0				
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Modulo di elasticità [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 1 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 3 [Mpa] = [N/mm^2]	
	MAT9ORT	materiale lineare, indipendente dalla temperatura e ortotropo	59		148000	8985	8000	
	Coefficiente di Poisson	Coefficiente di Poisson12 (deformazione nella direzione 2 dovuta a una deformazione unitaria nella direzione 1)			Coefficiente di Poisson23	Coefficiente di Poisson31	Densità [t/mm^3]	
		0.27			0.1	0.1	1.60E-09	
	Coefficiente di dilatazione termica [°C^-1]	Modulo di taglio nel piano 1-2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di taglio nel piano 2-3 [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di taglio nel piano 3-1 [Mpa] = [N/mm^2]			
		4140	4140		4140			
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Modulo di elasticità [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 1 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 3 [Mpa] = [N/mm^2]	
MAT9ORT	materiale lineare, indipendente dalla temperatura e ortotropo	60		67950	67950	8000		
Coefficiente di Poisson	Coefficiente di Poisson12 (deformazione nella direzione 2 dovuta a una deformazione unitaria nella direzione 1)			Coefficiente di Poisson23	Coefficiente di Poisson31	Densità [t/mm^3]		
	0.07			0.01	0.01	1.60E-09		
Coefficiente di dilatazione termica [°C^-1]	Modulo di taglio nel piano 1-2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di taglio nel piano 2-3 [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di taglio nel piano 3-1 [Mpa] = [N/mm^2]				
	4160	4160		4160				

Componente	Elemento	Descrizione elemento	Numero identificativo proprietà	Numero nodi singolo elemento	Numero elementi	Numero nodi totali	Numero identificazione sistema di coordinate del materiale	
inner_laminate_layer-F	CHEXA	definisce le connessioni dell'elemento solido HEXA	3001025	8	701	8141		
	CPENTA	definisce le connessioni dell'elemento CPENTA	3001025	6	3			
	Proprietà	Descrizione proprietà	Numero identificativo proprietà	Numero identificativo materiale	Numero di identificazione del sistema di coordinate del materiale	Tipo di integrazione		
	PCOMPLS	Definisce le proprietà composite globali basate su strati per compositi shell continui	3001025		6	ASTN applica l'Assumed Strain Enhanced Formulation (la formulazione di deformazione ipotizzata migliorata)		
	Informazioni sui diversi strati				Flag dell'elemento fluido			
	Numero di identificazione globale Ply1	Numero identificativo del materiale per il ply1	Spessore del ply1	Angolo di orientamento del ply1 all'interno del suo piano				
	2000001	60	0.3	0				
	Numero di identificazione globale Ply2	Numero identificativo del materiale per il ply2	Spessore del ply2	Angolo di orientamento del ply2 all'interno del suo piano				
	2000005	59	0.15	0				
	Numero di identificazione globale Ply3	Numero identificativo del materiale per il ply3	Spessore del ply3	Angolo di orientamento del ply3 all'interno del suo piano				
	2000007	59	0.15	0				
	Numero di identificazione globale Ply4	Numero identificativo del materiale per il ply4	Spessore del ply4	Angolo di orientamento del ply4 all'interno del suo piano				
	2000003	59	0.15	0				
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Modulo di elasticità [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 1 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 3 [Mpa] = [N/mm^2]	
	MAT9ORT	materiale lineare, indipendente dalla temperatura e ortotropo	59		148000	8985	8000	
	Coefficiente di Poisson	Coefficiente di Poisson12 (deformazione nella direzione 2 dovuta a una deformazione unitaria nella direzione 1)			Coefficiente di Poisson23	Coefficiente di Poisson31	Densità [t/mm^3]	
		0.27			0.1	0.1	1.60E-09	
	Coefficiente di dilatazione termica [°C^-1]	Modulo di taglio nel piano 1-2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di taglio nel piano 2-3 [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di taglio nel piano 3-1 [Mpa] = [N/mm^2]			
		4140	4140		4140			
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Modulo di elasticità [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 1 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 3 [Mpa] = [N/mm^2]	
MAT9ORT	materiale lineare, indipendente dalla temperatura e ortotropo	60		67950	67950	8000		
Coefficiente di Poisson	Coefficiente di Poisson12 (deformazione nella direzione 2 dovuta a una deformazione unitaria nella direzione 1)			Coefficiente di Poisson23	Coefficiente di Poisson31	Densità [t/mm^3]		
	0.07			0.01	0.01	1.60E-09		
Coefficiente di dilatazione termica [°C^-1]	Modulo di taglio nel piano 1-2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di taglio nel piano 2-3 [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di taglio nel piano 3-1 [Mpa] = [N/mm^2]				
	4160	4160		4160				

Componente	Elemento	Descrizione elemento	Numero identificativo proprietà	Numero nodi singolo elemento	Numero elementi	Numero nodi totali	Numero identificazione sistema di coordinate del materiale	
inner_laminate_layer-F2	CHEXA	definisce le connessioni dell'elemento solido HEXA	3001029	8	364	7311	7	
	Proprietà	Descrizione proprietà	Numero identificativo proprietà	Numero identificativo materiale	Numero di identificazione del sistema di coordinate del materiale	Tipo di integrazione		
	PCOMPLS	Definisce le proprietà composite globali basate su strati per compositi shell continui	3001029		7	ASTN applica l'Assumed Strain Enhanced Formulation (la formulazione di deformazione ipotizzata migliorata)		
	Informazioni sui diversi strati				Flag dell'elemento fluido			
	Numero di identificazione globale Ply1	Numero identificativo del materiale per il ply1	Spessore del ply1	Angolo di orientamento del ply1 all'interno del suo piano				
	2000001	60	0.3	0				
	Numero di identificazione globale Ply2	Numero identificativo del materiale per il ply2	Spessore del ply2	Angolo di orientamento del ply2 all'interno del suo piano				
	2000005	59	0.15	0				
	Numero di identificazione globale Ply3	Numero identificativo del materiale per il ply3	Spessore del ply3	Angolo di orientamento del ply3 all'interno del suo piano				
	2000007	59	0.15	0				
	Numero di identificazione globale Ply4	Numero identificativo del materiale per il ply4	Spessore del ply4	Angolo di orientamento del ply4 all'interno del suo piano				
	2000003	59	0.15	0				
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Modulo di elasticità [Mpa] = [N/mm ²]	Modulo di elasticità in direzione 1 [Mpa] = [N/mm ²]	Modulo di elasticità in direzione 2 [Mpa] = [N/mm ²]	Modulo di elasticità in direzione 3 [Mpa] = [N/mm ²]	
	MAT9ORT	materiale lineare, indipendente dalla temperatura e ortotropo	59		148000	8985	8000	
	Coefficiente di Poisson	Coefficiente di Poisson12 (deformazione nella direzione 2 dovuta a una deformazione unitaria nella direzione 1)			Coefficiente di Poisson23	Coefficiente di Poisson31	Densità [t/mm ³]	
		0.27			0.1	0.1	1.60E-09	
	Coefficiente di dilatazione termica [°C ⁻¹]	Modulo di taglio nel piano 1-2 [Mpa] = [N/mm ²]	Modulo di taglio nel piano 2-3 [Mpa] = [N/mm ²]		Modulo di taglio nel piano 3-1 [Mpa] = [N/mm ²]			
		4140	4140		4140			
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Modulo di elasticità [Mpa] = [N/mm ²]	Modulo di elasticità in direzione 1 [Mpa] = [N/mm ²]	Modulo di elasticità in direzione 2 [Mpa] = [N/mm ²]	Modulo di elasticità in direzione 3 [Mpa] = [N/mm ²]	
	MAT9ORT	materiale lineare, indipendente dalla temperatura e ortotropo	60		67950	67950	8000	
Coefficiente di Poisson	Coefficiente di Poisson12 (deformazione nella direzione 2 dovuta a una deformazione unitaria nella direzione 1)			Coefficiente di Poisson23	Coefficiente di Poisson31	Densità [t/mm ³]		
	0.07			0.01	0.01	1.60E-09		
Coefficiente di dilatazione termica [°C ⁻¹]	Modulo di taglio nel piano 1-2 [Mpa] = [N/mm ²]	Modulo di taglio nel piano 2-3 [Mpa] = [N/mm ²]		Modulo di taglio nel piano 3-1 [Mpa] = [N/mm ²]				
	4160	4160		4160				

Componente	Elemento	Descrizione elemento	Numero identificativo proprietà	Numero nodi singolo elemento	Numero elementi	Numero nodi totali	Numero identificazione sistema di coordinate del materiale	
inner_laminate_layer-F3	CHEXA	definisce le connessioni dell'elemento solido HEXA	3001030	8	588	7791	8	
	Proprietà	Descrizione proprietà	Numero identificativo proprietà	Numero identificativo materiale	Numero di identificazione del sistema di coordinate del materiale	Tipo di integrazione		
	PCOMPLS	Definisce le proprietà composite globali basate su strati per compositi shell continui	3001030		8	ASTN applica l'Assumed Strain Enhanced Formulation (la formulazione di deformazione ipotizzata migliorata)		
	Informazioni sui diversi strati				Flag dell'elemento fluido			
	Numero di identificazione globale Ply1	Numero identificativo del materiale per il ply1	Spessore del ply1	Angolo di orientamento del ply1 all'interno del suo piano				
	2000001	60	0.3	0				
	Numero di identificazione globale Ply2	Numero identificativo del materiale per il ply2	Spessore del ply2	Angolo di orientamento del ply2 all'interno del suo piano				
	2000005	59	0.15	0				
	Numero di identificazione globale Ply3	Numero identificativo del materiale per il ply3	Spessore del ply3	Angolo di orientamento del ply3 all'interno del suo piano				
	2000007	59	0.15	0				
	Numero di identificazione globale Ply4	Numero identificativo del materiale per il ply4	Spessore del ply4	Angolo di orientamento del ply4 all'interno del suo piano				
	2000003	59	0.15	0				
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Modulo di elasticità [Mpa] = [N/mm ²]	Modulo di elasticità in direzione 1 [Mpa] = [N/mm ²]	Modulo di elasticità in direzione 2 [Mpa] = [N/mm ²]	Modulo di elasticità in direzione 3 [Mpa] = [N/mm ²]	
	MAT9ORT	materiale lineare, indipendente dalla temperatura e ortotropo	59		148000	8985	8000	
	Coefficiente di Poisson	Coefficiente di Poisson12 (deformazione nella direzione 2 dovuta a una deformazione unitaria nella direzione 1)			Coefficiente di Poisson23	Coefficiente di Poisson31	Densità [t/mm ³]	
		0.27			0.1	0.1	1.60E-09	
	Coefficiente di dilatazione termica [°C ⁻¹]	Modulo di taglio nel piano 1-2 [Mpa] = [N/mm ²]	Modulo di taglio nel piano 2-3 [Mpa] = [N/mm ²]		Modulo di taglio nel piano 3-1 [Mpa] = [N/mm ²]			
		4140	4140		4140			
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Modulo di elasticità [Mpa] = [N/mm ²]	Modulo di elasticità in direzione 1 [Mpa] = [N/mm ²]	Modulo di elasticità in direzione 2 [Mpa] = [N/mm ²]	Modulo di elasticità in direzione 3 [Mpa] = [N/mm ²]	
	MAT9ORT	materiale lineare, indipendente dalla temperatura e ortotropo	60		67950	67950	8000	
Coefficiente di Poisson	Coefficiente di Poisson12 (deformazione nella direzione 2 dovuta a una deformazione unitaria nella direzione 1)			Coefficiente di Poisson23	Coefficiente di Poisson31	Densità [t/mm ³]		
	0.07			0.01	0.01	1.60E-09		
Coefficiente di dilatazione termica [°C ⁻¹]	Modulo di taglio nel piano 1-2 [Mpa] = [N/mm ²]	Modulo di taglio nel piano 2-3 [Mpa] = [N/mm ²]		Modulo di taglio nel piano 3-1 [Mpa] = [N/mm ²]				
	4160	4160		4160				

Componente	Elemento	Descrizione elemento	Numero identificativo proprietà	Numero nodi singolo elemento	Numero elementi	Numero nodi totali	Numero identificazione sistema di coordinate del materiale	
inner_laminate_layer-F4	CHEXA	definisce le connessioni dell'elemento solido HEXA	3001031	8	268	7105	9	
	CPENTA	definisce le connessioni dell'elemento CPENTA	3001031	6	2			
	Proprietà	Descrizione proprietà	Numero identificativo proprietà	Numero identificativo materiale	Numero di identificazione del sistema di coordinate del materiale	Tipo di integrazione		
	PCOMPLS	Definisce le proprietà composite globali basate su strati per compositi shell continui	3001031		9	ASTN applica l'Assumed Strain Enhanced Formulation (la formulazione di deformazione ipotizzata migliorata)		
	Informazioni sui diversi strati					Flag dell'elemento fluido		
	Numero di identificazione globale Ply1	Numero identificativo del materiale per il ply1	Spessore del ply1	Angolo di orientamento del ply1 all'interno del suo piano				
	2000001	60	0.3	0				
	Numero di identificazione globale Ply2	Numero identificativo del materiale per il ply2	Spessore del ply2	Angolo di orientamento del ply2 all'interno del suo piano				
	2000005	59	0.15	0				
	Numero di identificazione globale Ply3	Numero identificativo del materiale per il ply3	Spessore del ply3	Angolo di orientamento del ply3 all'interno del suo piano				
	2000007	59	0.15	0				
	Numero di identificazione globale Ply4	Numero identificativo del materiale per il ply4	Spessore del ply4	Angolo di orientamento del ply4 all'interno del suo piano				
	2000003	59	0.15	0				
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Modulo di elasticità [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 1 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 3 [Mpa] = [N/mm^2]	
	MAT9ORT	materiale lineare, indipendente dalla temperatura e ortotropo	59		148000	8985	8000	
	Coefficiente di Poisson	Coefficiente di Poisson12 (deformazione nella direzione 2 dovuta a una deformazione unitaria nella direzione 1)			Coefficiente di Poisson23	Coefficiente di Poisson31	Densità [t/mm^3]	
		0.27			0.1	0.1	1.60E-09	
	Coefficiente di dilatazione termica [°C^-1]	Modulo di taglio nel piano 1-2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di taglio nel piano 2-3 [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di taglio nel piano 3-1 [Mpa] = [N/mm^2]			
		4140	4140		4140			
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Modulo di elasticità [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 1 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 3 [Mpa] = [N/mm^2]	
MAT9ORT	materiale lineare, indipendente dalla temperatura e ortotropo	60		67950	67950	8000		
Coefficiente di Poisson	Coefficiente di Poisson12 (deformazione nella direzione 2 dovuta a una deformazione unitaria nella direzione 1)			Coefficiente di Poisson23	Coefficiente di Poisson31	Densità [t/mm^3]		
	0.07			0.01	0.01	1.60E-09		
Coefficiente di dilatazione termica [°C^-1]	Modulo di taglio nel piano 1-2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di taglio nel piano 2-3 [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di taglio nel piano 3-1 [Mpa] = [N/mm^2]				
	4160	4160		4160				

Componente	Elemento	Descrizione elemento	Numero identificativo proprietà	Numero nodi singolo elemento	Numero elementi	Numero nodi totali	Numero identificazione sistema di coordinate del materiale	
inner_laminate_layer-E2	CHEXA	definisce le connessioni dell'elemento solido HEXA	3001033	8	633	7943	10	
	CPENTA	definisce le connessioni dell'elemento CPENTA	3001033	6	1			
	Proprietà	Descrizione proprietà	Numero identificativo proprietà	Numero identificativo materiale	Numero di identificazione del sistema di coordinate del materiale	Tipo di integrazione		
	PCOMPLS	Definisce le proprietà composite globali basate su strati per compositi shell continui	3001033		10	ASTN applica l'Assumed Strain Enhanced Formulation (la formulazione di deformazione ipotizzata migliorata)		
	Informazioni sui diversi strati					Flag dell'elemento fluido		
	Numero di identificazione globale Ply1	Numero identificativo del materiale per il ply1	Spessore del ply1	Angolo di orientamento del ply1 all'interno del suo piano				
	2000001	60	0.3	0				
	Numero di identificazione globale Ply2	Numero identificativo del materiale per il ply2	Spessore del ply2	Angolo di orientamento del ply2 all'interno del suo piano				
	2000005	59	0.15	0				
	Numero di identificazione globale Ply3	Numero identificativo del materiale per il ply3	Spessore del ply3	Angolo di orientamento del ply3 all'interno del suo piano				
	2000007	59	0.15	0				
	Numero di identificazione globale Ply4	Numero identificativo del materiale per il ply4	Spessore del ply4	Angolo di orientamento del ply4 all'interno del suo piano				
	2000003	59	0.15	0				
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Modulo di elasticità [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 1 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 3 [Mpa] = [N/mm^2]	
	MAT9ORT	materiale lineare, indipendente dalla temperatura e ortotropo	59		148000	8985	8000	
	Coefficiente di Poisson	Coefficiente di Poisson12 (deformazione nella direzione 2 dovuta a una deformazione unitaria nella direzione 1)			Coefficiente di Poisson23	Coefficiente di Poisson31	Densità [t/mm^3]	
		0.27			0.1	0.1	1.60E-09	
	Coefficiente di dilatazione termica [°C^-1]	Modulo di taglio nel piano 1-2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di taglio nel piano 2-3 [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di taglio nel piano 3-1 [Mpa] = [N/mm^2]			
		4140	4140		4140			
	Materiale	Descrizione materiale	Numero identificativo materiale	Modulo di elasticità [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 1 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di elasticità in direzione 3 [Mpa] = [N/mm^2]	
MAT9ORT	materiale lineare, indipendente dalla temperatura e ortotropo	60		67950	67950	8000		
Coefficiente di Poisson	Coefficiente di Poisson12 (deformazione nella direzione 2 dovuta a una deformazione unitaria nella direzione 1)			Coefficiente di Poisson23	Coefficiente di Poisson31	Densità [t/mm^3]		
	0.07			0.01	0.01	1.60E-09		
Coefficiente di dilatazione termica [°C^-1]	Modulo di taglio nel piano 1-2 [Mpa] = [N/mm^2]	Modulo di taglio nel piano 2-3 [Mpa] = [N/mm^2]		Modulo di taglio nel piano 3-1 [Mpa] = [N/mm^2]				
	4160	4160		4160				
Componente	Elemento	Descrizione elemento	Numero elementi	Informazioni aggiuntive				
COMP_NO_PROP2000008-rigidi	RBE3	definisce il movimento in un nodo "di riferimento" come media pesata dei movimenti in un insieme di altri nodi	3	L'elemento RBE3 trasferisce i carichi senza incrementare la rigidità del sistema. Questo metodo di caricamento è indipendente dalla mesh utilizzata per il modello, in quanto i carichi non sono applicati direttamente ai nodi della mesh ma vengono scelti dei nodi di introduzione del carico indipendenti dal modello. Il carico concentrato applicato in ogni nodo di caricamento viene poi distribuito sulla propria zona di competenza mediante un elemento RBE3				

Capitolo 7. Modello di partenza

Componente	Elemento	Descrizione elemento	Numero identificativo proprietà	Numero elementi	Numero identificativo nodo del primo punto di connessione	Numero identificativo nodo del secondo punto di connessione	Numero di identificazione sistema di coordinate dell'elemento
PBUSH_1002001-bushing_pto_1	CBUSH	definisce un elemento strutturale generalizzato molla-smorzatore (NON LINEARE)	1002001	1	2066772	1397194	0
	Proprietà	Descrizione proprietà	Numero identificativo proprietà	Valore nominale di rigidità nella direzione 1	Valore nominale di rigidità nella direzione 2	Valore nominale di rigidità nella direzione 3	Valore nominale di rigidità nella direzione 4
	PBUSH	Definisce i valori nominali delle proprietà per un elemento strutturale generalizzato molla-smorzatore-massa	1002001	1800	22000	22000	286490
	Valore nominale di rigidità nella direzione 5	Valore nominale di rigidità nella direzione 6	Utilizzo sottocaso PBUSHT				
	515680	515680	i valori nominali di rigidità possono essere resi dipendenti dalla frequenza, sia per risposta in frequenza diretta che modale utilizzando PBUSHT				
	Proprietà	Descrizione proprietà	Numero identificativo proprietà	Tipo	Numero identificazione tabella forza/deflessione grado libertà 1	Numero identificazione tabella forza/deflessione grado libertà 2	Numero identificazione tabella forza/deflessione grado libertà 3
	PBUSHT (sottocaso di PBUSH)	Definisce i valori delle proprietà per una molla generalizzata e un elemento strutturale smorzatore	1002001	KN = i seguenti campi sono riferimenti alla tabella di forza/deflessione per i punti da 1 a 6 (KN è consentito solo per l'analisi non lineare)	1	2	2
	Numero identificazione tabella forza/deflessione grado libertà 4		Numero identificazione tabella forza/deflessione grado libertà 5		Numero identificazione tabella forza/deflessione grado libertà 6		
			3	4	5		
Componente	Elemento	Descrizione elemento	Numero identificativo proprietà	Numero elementi	Numero identificativo nodo del primo punto di connessione	Numero identificativo nodo del secondo punto di connessione	Numero di identificazione sistema di coordinate dell'elemento
PBUSH_2000007-spring_pto_2	CBUSH	definisce un elemento strutturale generalizzato molla-smorzatore (NON LINEARE)	2000007	1	185800	185801	60
	Proprietà	Descrizione proprietà	Numero identificativo proprietà	Valore nominale di rigidità nella direzione 1	Valore nominale di rigidità nella direzione 2	Valore nominale di rigidità nella direzione 3	Valore nominale di rigidità nella direzione 4
	PBUSH	Definisce i valori nominali delle proprietà per un elemento strutturale generalizzato molla-smorzatore-massa	2000007	6800	1000	2800	183440
	Valore nominale di rigidità nella direzione 5	Valore nominale di rigidità nella direzione 6	Utilizzo sottocaso PBUSHT				
	366880	183440	i valori nominali di rigidità possono essere resi dipendenti dalla frequenza, sia per risposta in frequenza diretta che modale utilizzando PBUSHT				
	Proprietà	Descrizione proprietà	Numero identificativo proprietà	Tipo	Numero identificazione tabella forza/deflessione grado libertà 1	Numero identificazione tabella forza/deflessione grado libertà 2	Numero identificazione tabella forza/deflessione grado libertà 3
	PBUSHT (sottocaso di PBUSH)	Definisce i valori delle proprietà per una molla generalizzata e un elemento strutturale smorzatore	2000007	KN = i seguenti campi sono riferimenti alla tabella di forza/deflessione per i punti da 1 a 6 (KN è consentito solo per l'analisi non lineare)	6	7	8
	Numero identificazione tabella forza/deflessione grado libertà 4		Numero identificazione tabella forza/deflessione grado libertà 5		Numero identificazione tabella forza/deflessione grado libertà 6		

7.1.2 SISTEMI DI RIFERIMENTO. Nella zona “Browser” di Hypermesh, nello schema ad albero che elenca le parti del modello, i sistemi di riferimento sono posizionati sotto la voce “System Collectors”.

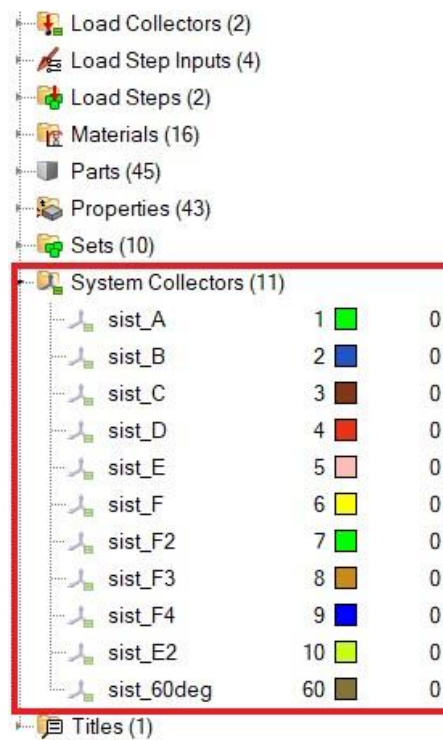


Figura 45. Porzione elenco ad albero delle parti del modello nella zona “Browser” di Hypermesh

Di seguito è riportata una tabella con le informazioni dettagliate di tutti i sistemi di coordinate presenti nel modello della leva:

Tabella 25. Informazioni dettagliate sistemi di coordinate modello FEM di partenza

Numero identificativo sistema di coordinate	Card sistema coordinate	Descrizione card	Numeri di identificazione dei nodi utilizzati per definire in modo univoco il sistema di coordinate		
			G1	G2	G3
1	CORD3R	Definisce un sistema di coordinate rettangolare utilizzando tre nodi. Il primo punto è l'origine, il secondo giace sull'asse X e il terzo giace sul piano XY. (Nell'analisi geometrica non lineare, CORD3R è un sistema di coordinate in movimento. Si muove con i nodi che definiscono il sistema)	3017946	78917	3017596
2	CORD3R	Definisce un sistema di coordinate rettangolare utilizzando tre nodi. Il primo punto è l'origine, il secondo giace sull'asse X e il terzo giace sul piano XY. (Nell'analisi geometrica non lineare, CORD3R è un sistema di coordinate in movimento. Si muove con i nodi che definiscono il sistema)	3016533	3017644	79929
3	CORD3R	Definisce un sistema di coordinate rettangolare utilizzando tre nodi. Il primo punto è l'origine, il secondo giace sull'asse X e il terzo giace sul piano XY. (Nell'analisi geometrica non lineare, CORD3R è un sistema di coordinate in movimento. Si muove con i nodi che definiscono il sistema)	80405	79706	80412
4	CORD3R	Definisce un sistema di coordinate rettangolare utilizzando tre nodi. Il primo punto è l'origine, il secondo giace sull'asse X e il terzo giace sul piano XY. (Nell'analisi geometrica non lineare, CORD3R è un sistema di coordinate in movimento. Si muove con i nodi che definiscono il sistema)	81038	80527	80989
5	CORD3R	Definisce un sistema di coordinate rettangolare utilizzando tre nodi. Il primo punto è l'origine, il secondo giace sull'asse X e il terzo giace sul piano XY. (Nell'analisi geometrica non lineare, CORD3R è un sistema di coordinate in movimento. Si muove con i nodi che definiscono il sistema)	81439	81156	81351
6	CORD3R	Definisce un sistema di coordinate rettangolare utilizzando tre nodi. Il primo punto è l'origine, il secondo giace sull'asse X e il terzo giace sul piano XY. (Nell'analisi geometrica non lineare, CORD3R è un sistema di coordinate in movimento. Si muove con i nodi che definiscono il sistema)	3012545	3012538	3012546
7	CORD3R	Definisce un sistema di coordinate rettangolare utilizzando tre nodi. Il primo punto è l'origine, il secondo giace sull'asse X e il terzo giace sul piano XY. (Nell'analisi geometrica non lineare, CORD3R è un sistema di coordinate in movimento. Si muove con i nodi che definiscono il sistema)	3024697	3024700	3024658
8	CORD3R	Definisce un sistema di coordinate rettangolare utilizzando tre nodi. Il primo punto è l'origine, il secondo giace sull'asse X e il terzo giace sul piano XY. (Nell'analisi geometrica non lineare, CORD3R è un sistema di coordinate in movimento. Si muove con i nodi che definiscono il sistema)	3024716	3024721	3024677
9	CORD3R	Definisce un sistema di coordinate rettangolare utilizzando tre nodi. Il primo punto è l'origine, il secondo giace sull'asse X e il terzo giace sul piano XY. (Nell'analisi geometrica non lineare, CORD3R è un sistema di coordinate in movimento. Si muove con i nodi che definiscono il sistema)	20991	20994	14465
10	CORD3R	Definisce un sistema di coordinate rettangolare utilizzando tre nodi. Il primo punto è l'origine, il secondo giace sull'asse X e il terzo giace sul piano XY. (Nell'analisi geometrica non lineare, CORD3R è un sistema di coordinate in movimento. Si muove con i nodi che definiscono il sistema)	83761	84223	86176
60	CORD3R	Definisce un sistema di coordinate rettangolare utilizzando tre nodi. Il primo punto è l'origine, il secondo giace sull'asse X e il terzo giace sul piano XY. (Nell'analisi geometrica non lineare, CORD3R è un sistema di coordinate in movimento. Si muove con i nodi che definiscono il sistema)	185800	189258	189531

Tutti i sistemi di riferimento presenti nel modello sono descritti dalla card di Optistruct "CORD3R" che definisce i sistemi di coordinate rettangolari.

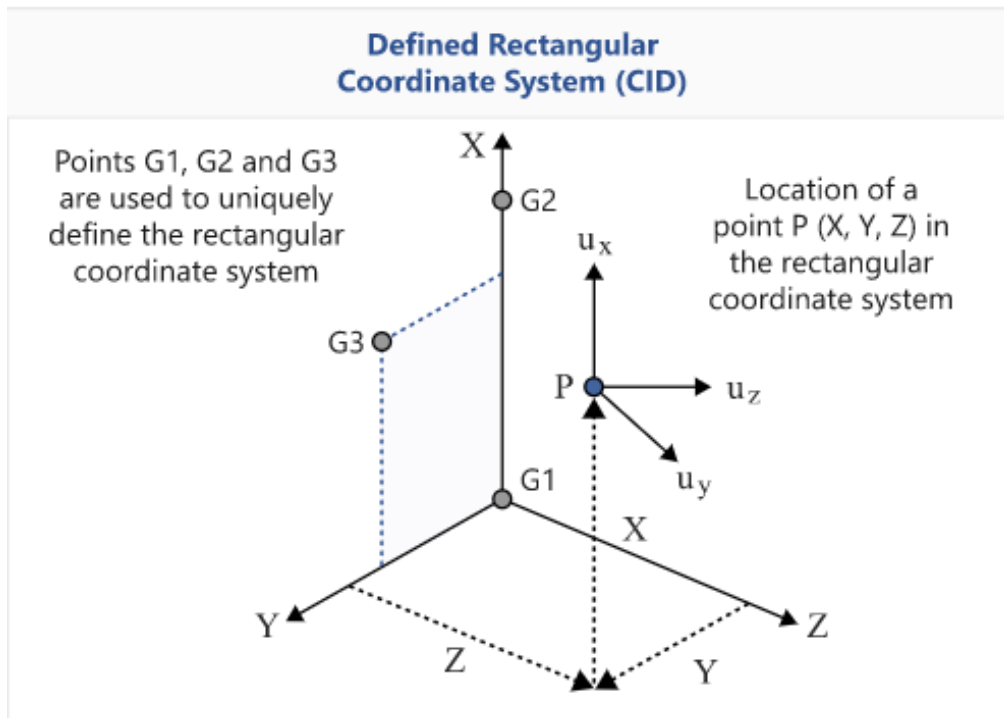


Figura 46. Definizione sistema di coordinate rettangolare in Optistruct

7.1.3 CURVE. Oltre al file .fem contenente il modello completo della leva, Ferrari mi ha fornito un secondo file .fem in cui sono racchiuse le curve che permettono di simulare il comportamento dei bushing nei punti 1 e 2. Questo file deve essere collocato nella stessa directory dove si trova il .fem del modello completo affinché le curve possano essere correttamente richiamate all'interno di quest'ultimo.

Nella zona "Browser" di Hypermesh, nello schema ad albero che elenca le parti del modello, le curve sono disposte sotto la voce "Curves".

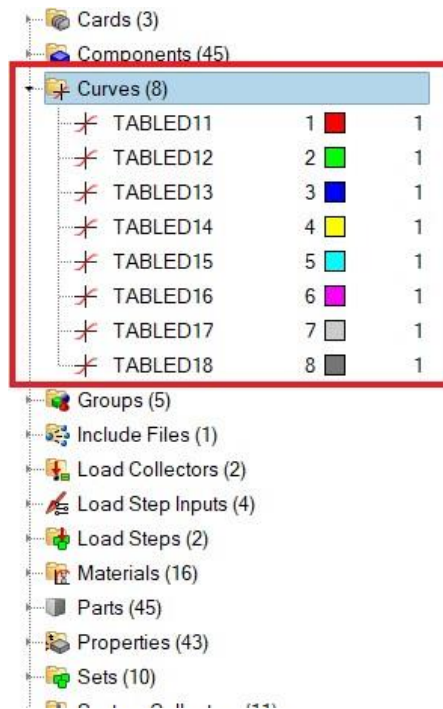


Figura 47. Porzione elenco ad albero delle parti del modello nella zona "Browser" di Hypermesh

7.1.4 CONTATTI. Nella zona "Browser" di Hypermesh, nello schema ad albero che elenca le parti del modello, i contatti sono posizionati sotto la voce "Groups".

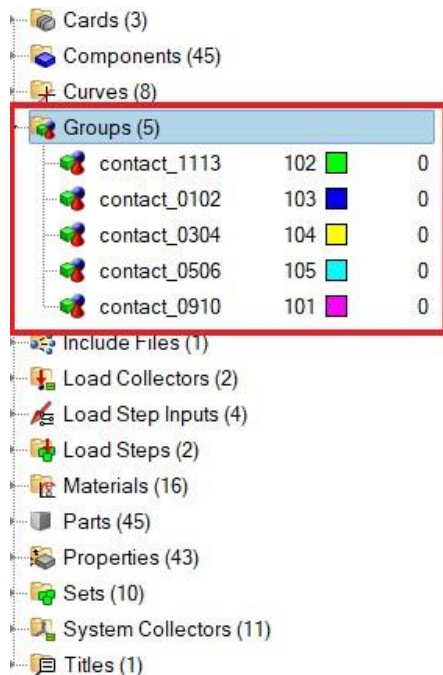


Figura 48. Porzione elenco ad albero delle parti del modello nella zona "Browser" di Hypermesh

I cinque contatti presenti nel modello sono:

1. **contatto slide $f=0.2$** – localizzato nel punto 2 tra la boccia in alluminio a contatto con la leva (verde) e la boccia esterna del bushing in acciaio (fucsia).

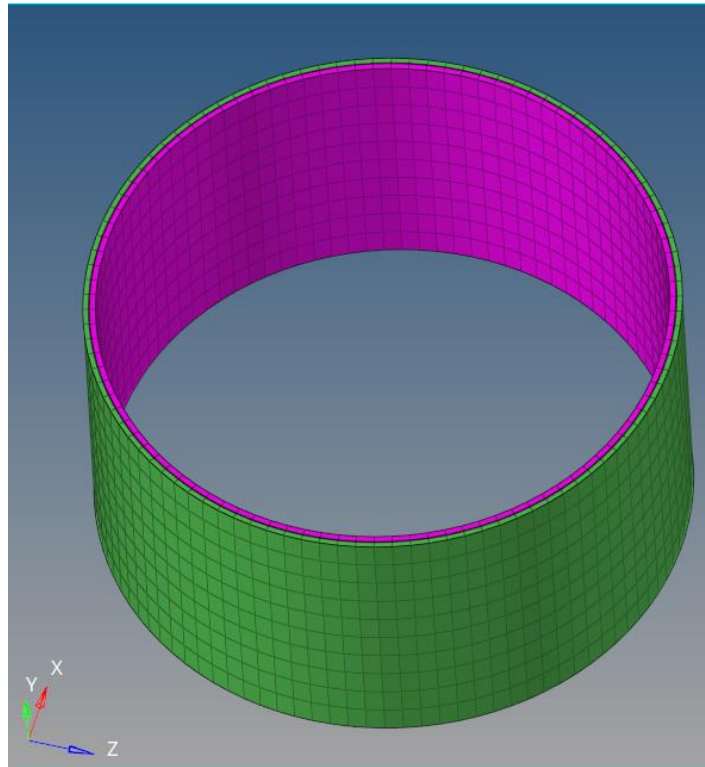


Figura 49. Boccole punto 2

Il contatto tra le due boccole è di tipo slide perché altrimenti sarebbe impossibile per Optistruct simulare il piantaggio del bushing nel punto 2;

2. **contatto freeze** – localizzato nel punto 1 tra l'inserto di alluminio (rosso) che è inserito all'interno della leva e la boccia in acciaio (celeste) inserita all'interno dell'occhio di tale inserto;

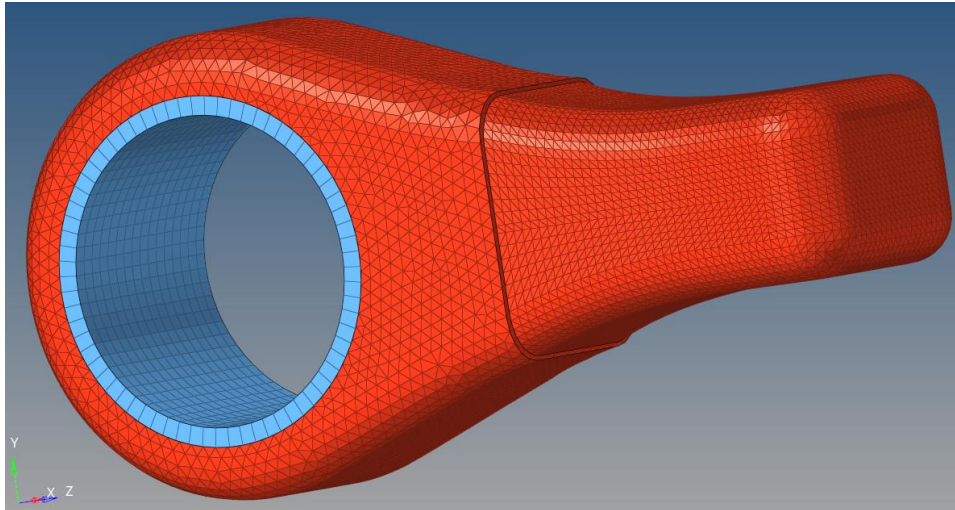


Figura 50. Inserto di alluminio e boccola punto 1

3. contatto freeze – localizzato in prossimità del punto 1 tra il film adesivo del cleating (blu) e tutto quello che viene circondato dalla fasciatura, cioè:

- inserto in alluminio (rosso);
- laminato composito più esterno (in varie colorazioni in quanto diviso in componenti differenti);

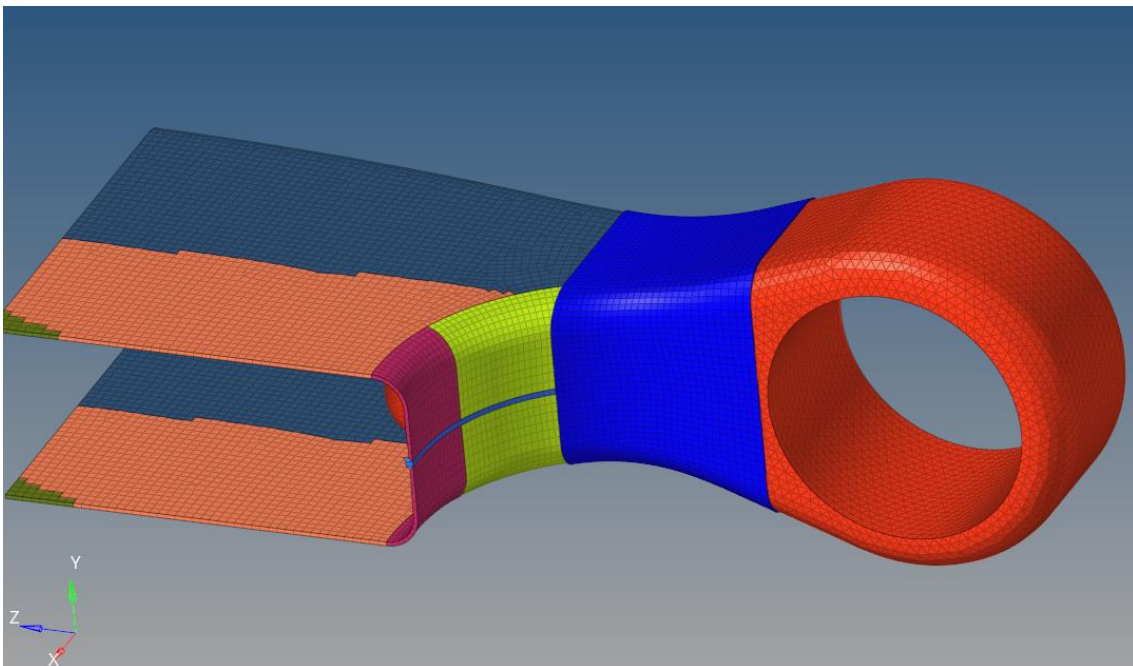


Figura 51. Film adesivo cleating in contatto con inserto in alluminio e materiale composito

- 4. contatto freeze** – localizzato nel punto 2 tra la boccola di alluminio (verde) ed il materiale composito e il materiale di riempimento interno alla leva (in varie colorazioni).

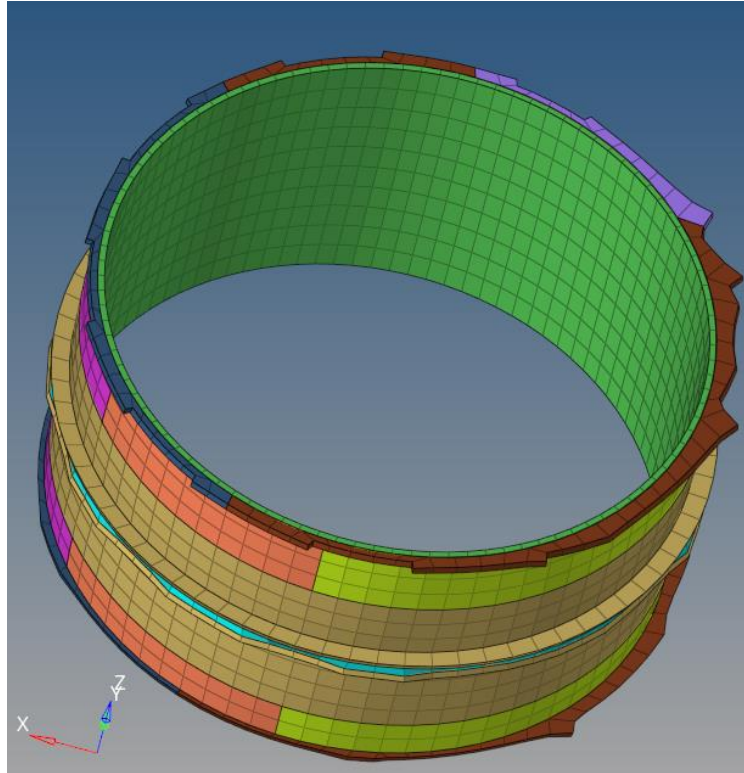


Figura 52. Boccola punto 2 e materiale composito con cui è in contatto

Il contatto di tipo freeze simula l'incollaggio della boccola in alluminio alla leva senza la necessità di dover creare il componente colla nel modello;

- 5. contatto freeze** – collega due parti di leva che hanno mesh size differenti e quindi non avendo elementi affacciati non possono avere nodi in comune.

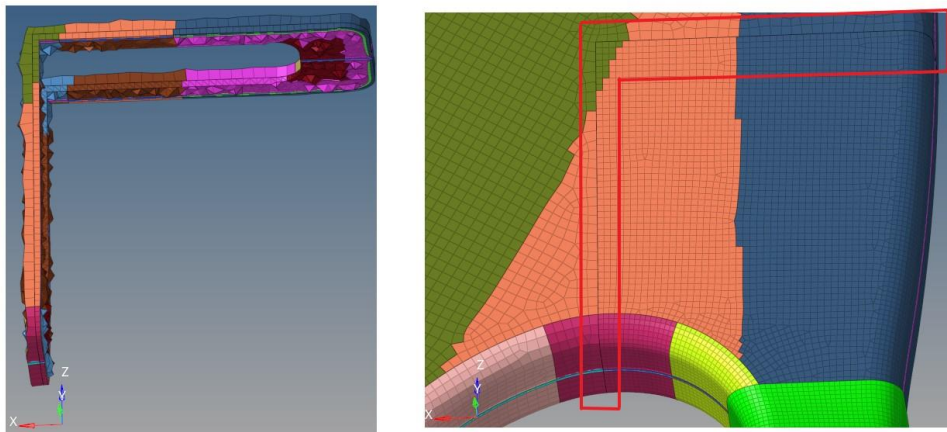


Figura 53. Zone della leva collegate con contatto freeze perchè non hanno elementi affacciati

7.1.5 CARICHI E VINCOLI. Nella zona “Browser” di Hypermesh, nello schema ad albero che elenca le parti del modello, i carichi ed i vincoli sono posizionati sotto la voce “Load Collectors”.



Figura 54. Porzione elenco ad albero delle parti del modello nella zona “Browser” di Hypermesh

I vincoli sono raccolti nel load collector denominato “terra” e sono di tipo “SPC”. Questo è un comando di Optistruct che può essere utilizzato per selezionare un insieme di vincoli a punto singolo. I vincoli presenti in questo modello sono:

1. **SPC** – è localizzato nel punto 1, esattamente in corrispondenza dell'elemento CBUSH e vincola tutti e 6 i gradi di libertà del punto a cui è applicato;

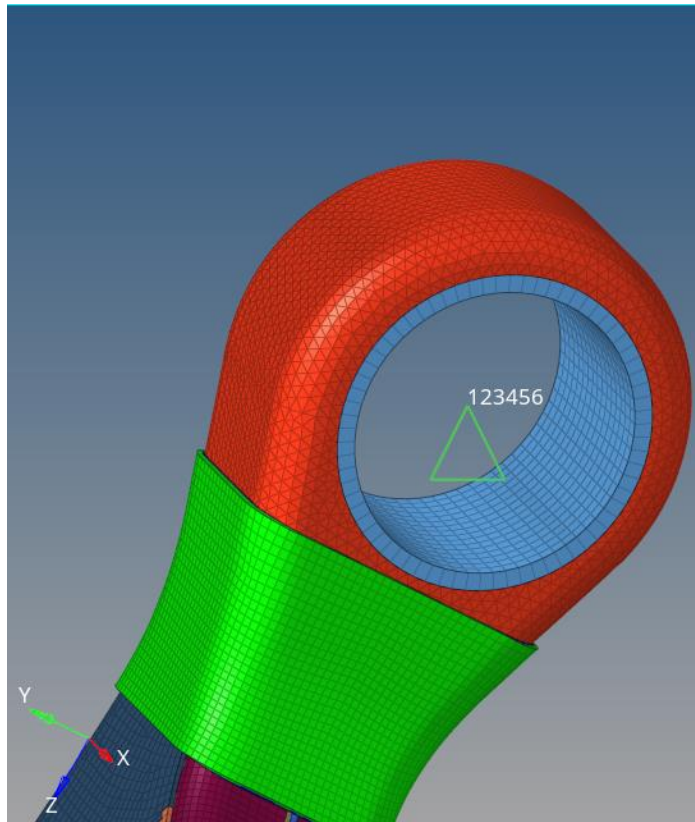


Figura 55. Il triangolo verde rappresenta il vincolo al centro del punto 1

2. **SPC** - è localizzato nel punto 2, esattamente in corrispondenza dell'elemento CBUSH e vincola tutti e 6 i gradi di libertà del punto a cui è applicato.

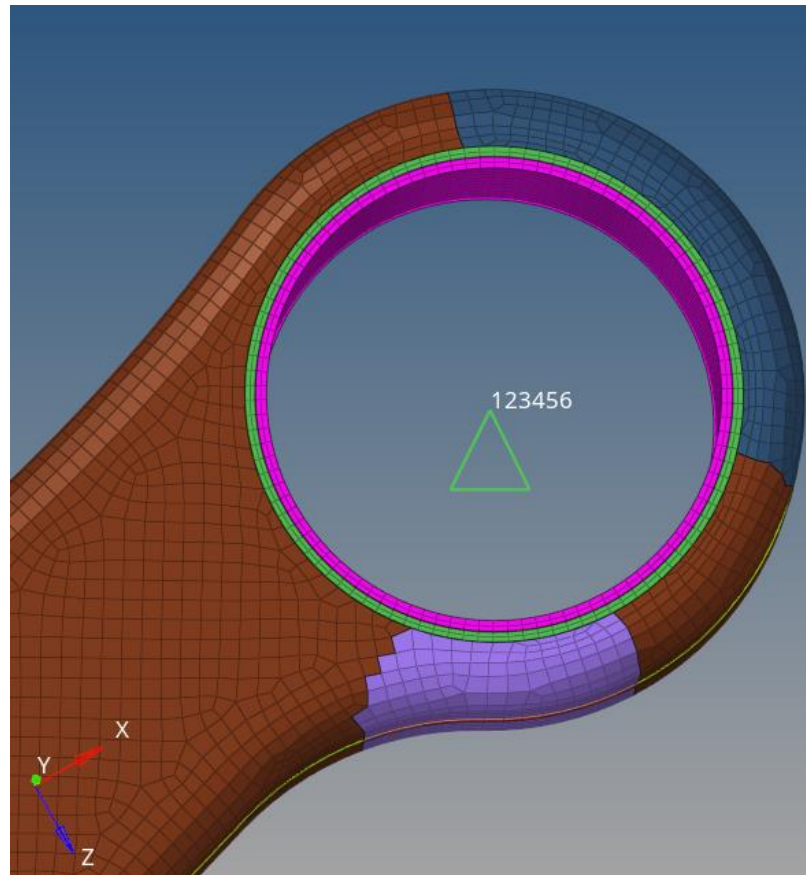


Figura 56. Il triangolo verde rappresenta il vincolo al centro del punto 2

Le forze sono raccolte nel load collector denominato “force” e sono di tipo “FORCE”. Questa è una card di Optistruct che definisce una forza statica in un punto della griglia o un SET di punti della griglia specificando un vettore.

L’unico carico applicato in questo modello di partenza è quello di frenata:

- 1. FORCE** – la zona di applicazione è localizzata nel punto 5. La forza è diretta lungo l’asse Y veicolo, cioè con un asse inclinato a 13° rispetto all’asse X della leva. Il carico è pari a 27193 N ed è scomponibile in:

Tabella 26. Carico applicato

Frenata -3g	Fx [N]	Fz [N]
	26500	6100

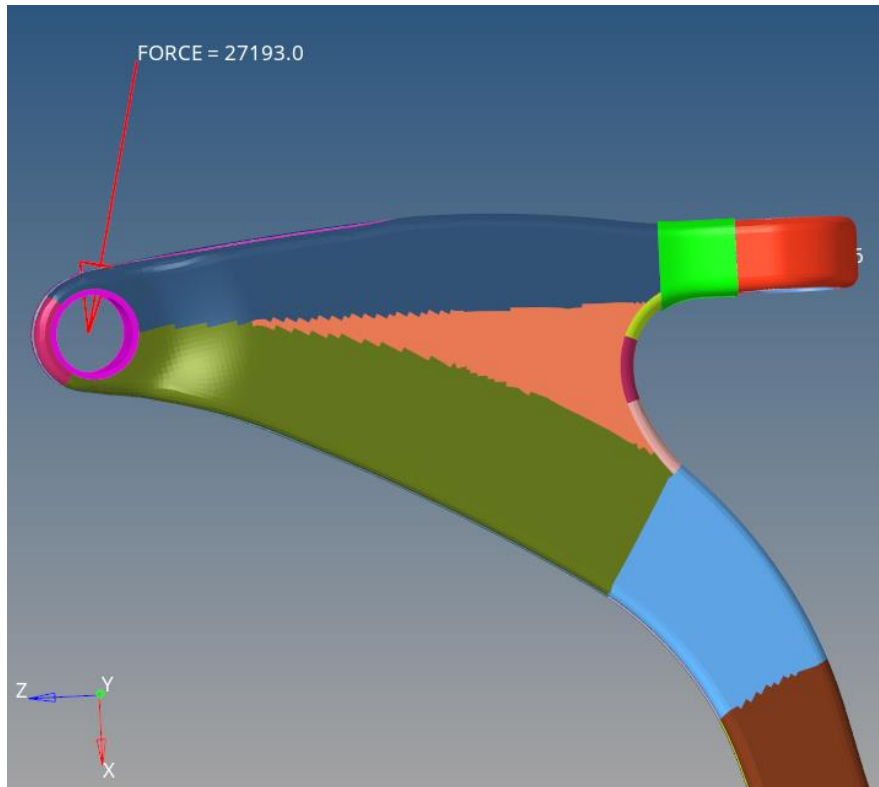


Figura 57. La freccia rossa rappresenta la forza

7.1.6 CASI DI CARICO. I casi di carico per una determinata analisi sono posizionati sotto la voce “Load Steps” nello schema ad albero della zona “Browser” di Hypermesh.

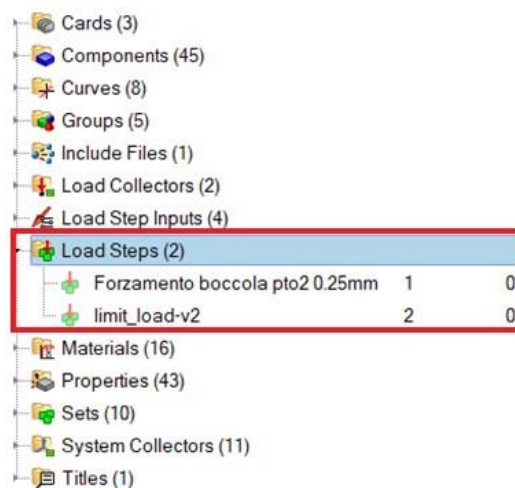


Figura 58. Porzione elenco ad albero delle parti del modello nella zona “Browser” di Hypermesh

I casi di carico del modello sono divisi in due subcase:

- 1. forzamento boccola pto2 0.25mm** – è il primo subcase eseguito durante l'analisi e simula il piantaggio della boccola nel punto 2. Le tabelle seguenti mostrano le caratteristiche e gli output richiesti per questo primo caso di carico:

Tabella 27. Caratteristiche subcase 1

Analysis type = Non-linear static	definisce il tipo di analisi da svolgere
SPC = terra	definisce i vincoli
LOAD = <Unspecified>	definisce i carichi
NLPARM = loadstepinput89	definisce i parametri per l'analisi statica non lineare
NLOUT = loadstepinput88	definisce i parametri di output dei risultati incrementali per l'analisi non lineare

Tabella 28. Output subcase 1

CFailure	permette di richiedere come output il failure index per elementi shell che fanno riferimento alle proprietà PCOMP, PCOMPP o PCOMPG e per elementi solidi che fanno riferimento a PCOMPLS o PSOLID con MAT9
CONTF	permette di richiedere l'output dei risultati del contatto
CSTRAIN	permette di richiedere come output la deformazione dello strato per gli elementi shell che fanno riferimento alle proprietà PCOMP, PCOMPP o PCOMPG e per elementi solidi che fanno riferimento a PCOMPLS o PSOLID con MAT9
CSTRESS	permette di richiedere come output la tensione dello strato per gli elementi shell che fanno riferimento alle proprietà PCOMP, PCOMPP o PCOMPG e per elementi solidi che fanno riferimento a PCOMPLS o PSOLID con MAT9
DISPLACEMENT	permette di richiedere come output il vettore spostamento
SPCF	permette di richiedere come output il vettore di forza del vincolo a punto singolo
STRAIN	permette di richiedere come output la deformazione
STRESS	permette di richiedere come output la tensione

2. limit_load-v2 - è il secondo subcase eseguito durante l'analisi e simula la frenata. Le tabelle seguenti mostrano le caratteristiche e gli output richiesti per questo secondo caso di carico:

Tabella 29. Caratteristiche subcase 2

Analysis type = Non-linear static	definisce il tipo di analisi da svolgere
SPC = terra	definisce i vincoli
LOAD = forze	definisce i carichi
NLPARM = NLPARM	definisce i parametri per l'analisi statica non lineare
NLOUT = NLOUT98	definisce i parametri di output dei risultati incrementali per l'analisi non lineare

Tabella 30. Output subcase 2

CFAILURE	permette di richiedere come output il failure index per elementi shell che fanno riferimento alle proprietà PCOMP, PCOMPP o PCOMPG e per elementi solidi che fanno riferimento a PCOMPLS o PSOLID con MAT9
CONF	permette di richiedere l'output dei risultati del contatto
CSTRAIN	permette di richiedere come output la deformazione dello strato per gli elementi shell che fanno riferimento alle proprietà PCOMP, PCOMPP o PCOMPG e per elementi solidi che fanno riferimento a PCOMPLS o PSOLID con MAT9
CSTRESS	permette di richiedere come output la tensione dello strato per gli elementi shell che fanno riferimento alle proprietà PCOMP, PCOMPP o PCOMPG e per elementi solidi che fanno riferimento a PCOMPLS o PSOLID con MAT9
DISPLACEMENT	permette di richiedere come output il vettore spostamento
SPCF	permette di richiedere come output il vettore di forza del vincolo a punto singolo
STRAIN	permette di richiedere come output la

	deformazione
STRESS	permette di richiedere come output la tensione

7.1.7 INPUT DEI CASI DI CARICO. I parametri utilizzati per definire i casi di carico sono posizionati sotto la voce “Load Step Inputs” nello schema ad albero della zona “Browser” di Hypermesh.

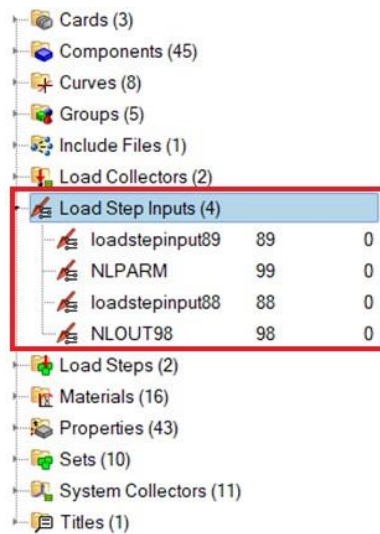


Figura 59. Porzione elenco ad albero delle parti del modello nella zona “Browser” di Hypermesh

Gli input dei casi di carico sono divisi in:

- 1. loadstepinput89** – è utilizzato nel primo subcase. La tabella seguente ne mostra le caratteristiche:

Tabella 31. Caratteristiche loadstepinput89

Config type = Nonlinear	definisce il tipo di parametro
Parameters	
Type = NLPARM	indica che si tratta di un NLPARM
NINC = 10	definisce il numero di sotto incrementi di carico implicito
DT = 0	definisce l'incremento iniziale del carico
MAXITER = 25	definisce un limite per il numero di iterazioni implicite per ogni incremento di carico

2. **loadstepinput88** – è utilizzato nel primo subcase. La tabella seguente ne mostra le caratteristiche:

Tabella 32. Caratteristiche loadstepinput88

Config type = Output Parameters	definisce il tipo di parametro
Type = NLOUT	indica che si tratta di un NLOUT
Nonlinear Increment → NINT = 10	definisce il numero di intervalli per produrre risultati intermedi

3. **NLPARM** – è utilizzato nel secondo subcase. La tabella seguente ne mostra le caratteristiche:

Tabella 33. Caratteristiche NLPARM

Config type = Nonlinear Parameters	definisce il tipo di parametro
Type = NLPARM	indica che si tratta di un NLPARM
NINC = 10	definisce il numero di sottoincrementi di carico implicito
DT = 0	definisce l'incremento iniziale del carico
MAXITER = 25	definisce un limite per il numero di iterazioni implicite per ogni incremento di carico

4. **NLOUT** – è utilizzato nel secondo subcase. La tabella seguente ne mostra le caratteristiche:

Tabella 34. Caratteristiche NLOUT

Config type = Output Parameters	definisce il tipo di parametro
Type = NLOUT	indica che si tratta di un NLOUT
Nonlinear Increment → NINT = 10	definisce il numero di intervalli per produrre risultati intermedi

7.1.8 MATERIALI. Nella zona “Browser” di Hypermesh, nello schema ad albero che elenca le parti del modello, i materiali sono posizionati sotto la voce “Materials”.

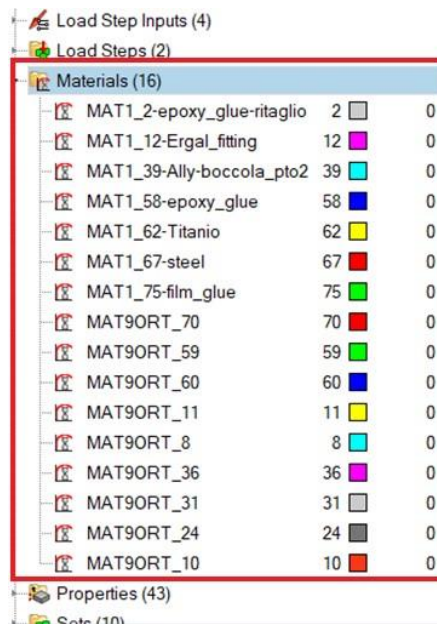


Figura 60. Porzione elenco ad albero delle parti del modello nella zona “Browser” di Hypermesh

Tutte le informazioni sui materiali sono già state elencate nella tabella che descrive i componenti del modello agli elementi finiti.

7.1.9 PROPRIETÀ. Nella zona “Browser” di Hypermesh, nello schema ad albero che elenca le parti del modello, le proprietà sono posizionate sotto la voce “Properties”.

Part Name	ID	Material	Count
PBUSH_1002001	1002001	Red	0
PBUSH_2000007	2000007	Green	0
PSOLID_1000025-cleating	1000025	Yellow	0
outer_laminated_layer-A	3001014	Blue	0
outer_laminated_layer-B	3001015	Blue	0
outer_laminated_layer-C	3001016	Blue	0
outer_laminated_layer-D	3001017	Blue	0
outer_laminated_layer-E	3001018	Blue	0
outer_laminated_layer-F	3001019	Blue	0
inner_laminated_layer-A	3001020	Pink	0
inner_laminated_layer-B	3001021	Pink	0
inner_laminated_layer-C	3001022	Pink	0
inner_laminated_layer-D	3001023	Pink	0
inner_laminated_layer-E	3001024	Pink	0
inner_laminated_layer-F	3001025	Pink	0
outer_laminated_layer-F2	3001026	Blue	0
outer_laminated_layer-F3	3001027	Blue	0
outer_laminated_layer-F4	3001028	Blue	0

Figura 61. Porzione elenco ad albero delle parti del modello nella zona “Browser” di Hypermesh

Tutte le informazioni sulle proprietà sono già state elencate nella tabella 23 che descrive i componenti del modello agli elementi finiti.

7.1.10 SETS. Nella zona “Browser” di Hypermesh, nello schema ad albero che elenca le parti del modello, sotto la voce “Sets” si hanno delle entità set che identificano ed archiviano elenchi di ID generando dei sottoinsiemi che consentono il raggruppamento ad esempio di elementi.

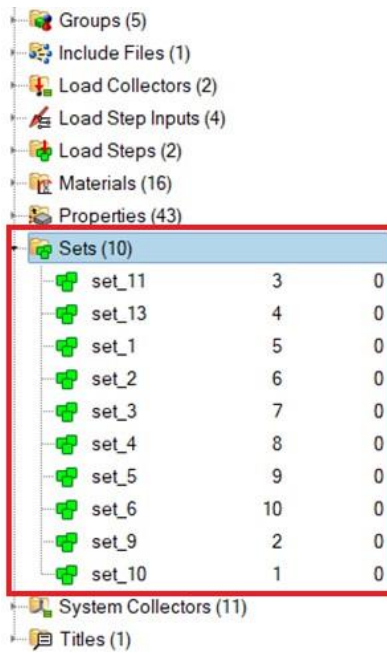


Figura 62. Porzione elenco ad albero delle parti del modello nella zona “Browser” di Hypermesh

I set sono fondamentali per creare i contatti consentendo di definire le superfici master e slave.

7.1.11 SCHEDE DI CONTROLLO. Nella zona “Browser” di Hypermesh, nello schema ad albero che elenca le parti del modello, sotto la voce “Cards” si hanno schede di controllo del risolutore che vengono applicate a tutti i casi in cui è suddivisa l’analisi.

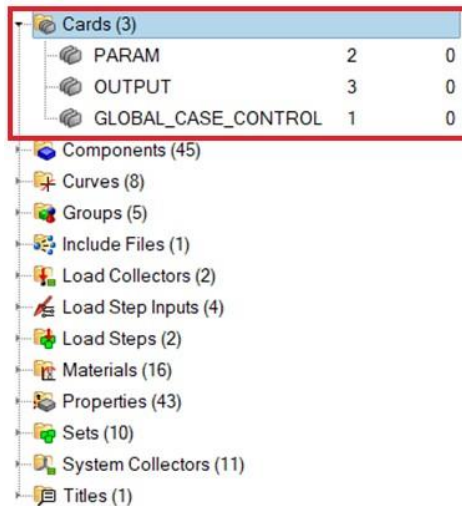


Figura 63. Porzione elenco ad albero delle parti del modello nella zona "Browser" di Hypermesh

In questo modello agli elementi finiti sono presenti le seguenti schede di controllo:

1. **PARAM** - definisce i valori per i parametri utilizzati durante l'analisi e l'ottimizzazione. La tabella seguente ne mostra le caratteristiche:

Tabella 35. Caratteristiche PARAM

LGDISP → LGDISP_V1 = 1	attiva l'analisi non lineare di grande spostamento
POST → POST_V1 = -1	genera un file di risultati output2 (.op2)
CHECKEL → CHECKEL_V1 = NO	attiva o disattiva il controllo della qualità degli elementi. Impostandolo su NO, non vengono eseguiti controlli di qualità degli elementi, ma vengono eseguiti controlli di validità matematica

Il controllo qualità degli elementi è impostato su NO per evitare errori nelle run. Infatti, prima di lanciare il calcolo, Optistruct esegue il controllo di qualità degli elementi della mesh che, senza questa impostazione, interrompe la run a causa della mesh nella zona interna della leva dove sono stati utilizzati degli elementi tetraedrici a 4 nodi, qualitativamente inferiori rispetto agli esaedrici utilizzati nella parte più esterna.

2. **OUTPUT** - Controlla il formato dell'output dei risultati e la creazione di determinati file di risultati. La tabella seguente ne mostra le caratteristiche:

Tabella 36. Caratteristiche OUTPUT

number_of_outputs = 2	definisce il numero di file di output
OUTPUT 1	
KEYWORD = H3D	output dei risultati in formato Hyper3D
FREQ = ALL	genera tutte le iterazioni
OUTPUT 2	
KEYWORD = OP2	output dei risultati in formato output2 di Nastran
FREQ = FL	genera la prima e l'ultima iterazione

3. **GLOBAL_CASE_CONTROL** - gestisce i selettori di dati **FREQ**, **METHOD**, **MPC**, **SDAMPING** e **SPC** che appaiono sopra la prima istruzione **SUBCASE**. Gestisce il selettore di dati **DESVAR**, utilizzato per selezionare un insieme di variabili di progettazione da utilizzare in un'esecuzione di ottimizzazione. Gestisce anche il controllo di output **OMODES**, utilizzato per definire un insieme di modalità per le richieste di output. La tabella seguente ne mostra le caratteristiche:

Tabella 37. Caratteristiche GLOBAL_CASE_CONTROL

ANALYSIS → TYPE = NLSTAT	Definisce il tipo di analisi che deve essere svolto → ANALISI STATICA NON LINEARE
---------------------------------	--

Capitolo 8. Analisi punto 2

Le prove sperimentali condotte (già descritte nel capitolo 6) incrociate con i risultati della simulazione FEM di Ferrari, (con i limiti a compressione ridotti e individuati nel capitolo 6) hanno indicato che:

- Il proof load (1.25 x limit load) della leva SN#1 fornisce a calcolo un safety factor di 1.0 e tale risultato è coerente con il cedimento sperimentale a 41 kN;
- nel caso del test SN#2, il limit load fornisce a calcolo un safety factor di 1.2 e tale dato è in contrasto con la rottura precoce a 750 cicli ripetuti.

Rimane difficile giustificare, dato il margine di circa il 20% rispetto alla rottura statica, un cedimento in condizioni cicliche dopo soli 750 cicli di carico (test 8Ch):



Figura 64. Rottura R2 zona punto 2

Concentrandosi quindi su tale punto si può osservare che la leva #2 ha sopportato il carico limite da nuova ma è andata in cedimento completo sotto il carico dell'8ch dopo

$n < 800$ cicli, nominalmente equivalenti al carico limite. Il motivo di questa rottura prematura ed inattesa è sconosciuto ma si possono avanzare le seguenti ipotesi:

- 1. la leva si è danneggiata nella sua struttura durante i cicli.**
 - Quest'ipotesi è molto improbabile;
- 2. il carico dell'8ch è superiore al carico limite x RF oppure è diverso.**
 - Quest'ipotesi è stata considerata poco probabile (si stimava una differenza massima di +8%) ed è stata esclusa con la prova sulla #SN3 che verrà discussa nel seguito;
 - Possono esserci componenti di forza fuori piano;
- 3. durante il test al carico limite l'incollaggio nel punto 2 era pienamente funzionante (situazione FREEZE nella simulazione) ma durante i cicli esso si è danneggiato, permettendo lo scorrimento della leva rispetto alla boccia (situazione SLIDE nella simulazione).**
 - Ipotesi da verificare, ragionevole solo se al carico limite l'incollaggio è già in condizioni sub-critiche.

Per verificare l'ipotesi numero 3 effettuare delle simulazioni confrontando i due casi limite. Il contatto localizzato nella zona intorno al punto 2 tra la boccia di alluminio (verde) ed il materiale composito che la circonda è un:

- **contatto FREEZE** – simula la presenza di colla tra la boccia e la leva (come nel modello di partenza);
- **Contatto SLIDE** – simula l'assenza di colla tra la boccia e la leva con conseguente scorrimento relativo tra i due.

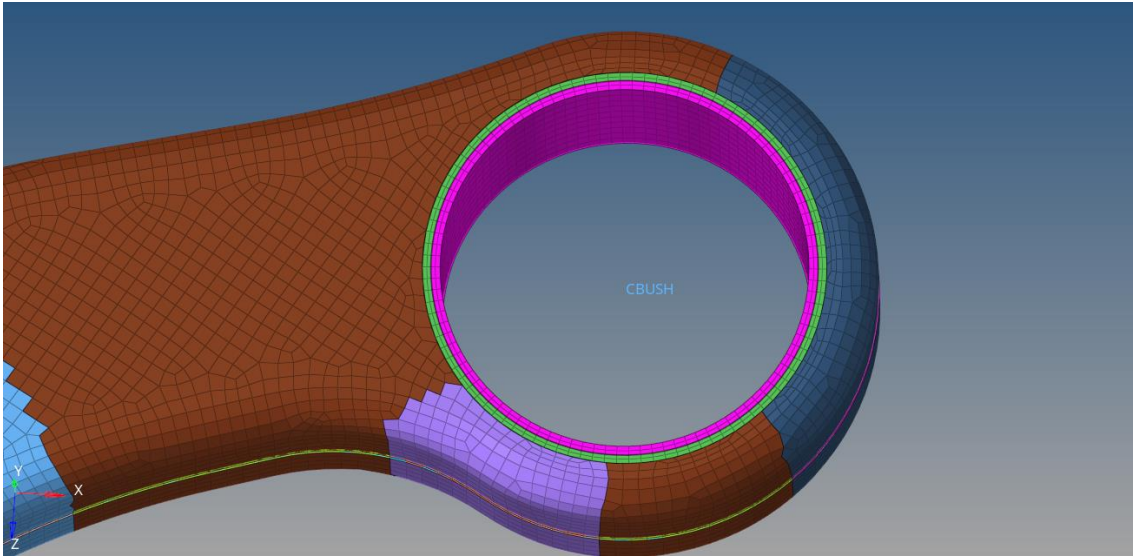


Figura 65. Vista del punto 2 dove è stato impostato il contatto tra boccola verde e leva

8.1 Confronto tra contatto slide e contatto freeze

Eseguo una run utilizzando il modello agli elementi finiti di partenza senza apportare alcuna modifica ed una run modificando solo il contatto di interesse che, da FREEZE, diventa SLIDE con un coefficiente di attrito $f=0.2$.

Di seguito sono mostrati i risultati ottenuti.

8.1.1 SUBCASE 1 (Forzamento boccola p.to 2 0.25mm)

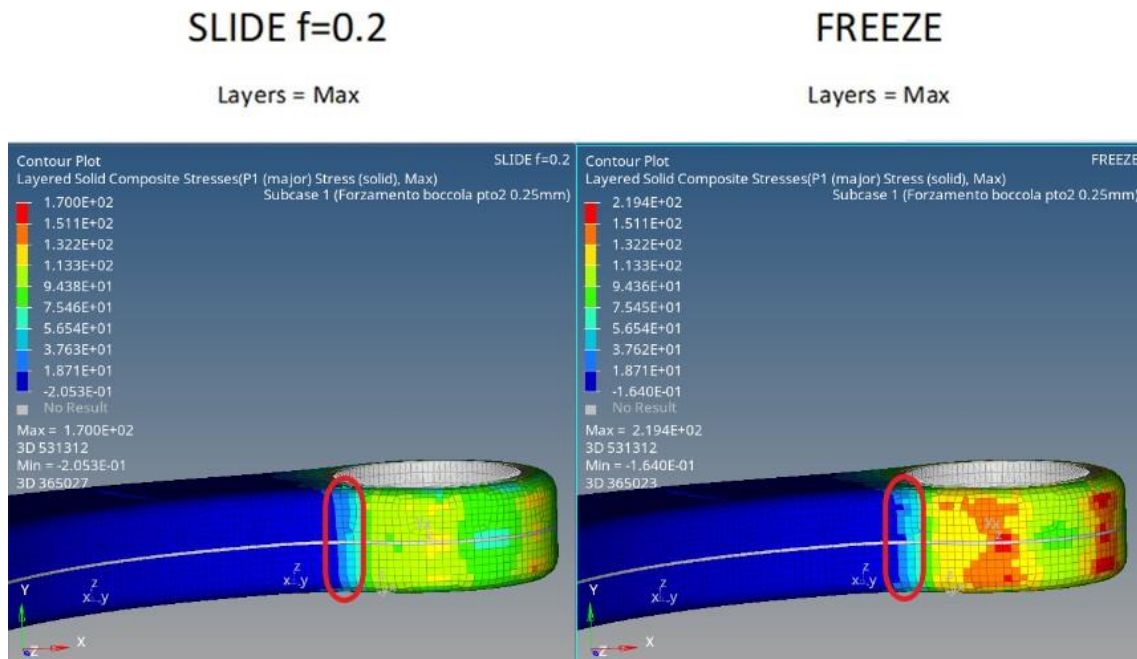


Figura 66. RESULT TYPE: LAYERED SOLID COMPOSITE STRESSES - P1 (major) STRESS (solid)

Nel caso FREEZE, al termine del forzamento della boccola (subcase 1), le tensioni generate nel carbonio nelle vicinanze del punto 2 sono più elevate rispetto al caso slide, già evidenziando una differenza di comportamento.

Nella zona dove è avvenuta la rottura durante il test (cerchiata in rosso) questa differenza non c'è o è molto bassa.

8.1.2 SUBCASE 2 (limit_load-v2)

SLIDE $f=0.2$

FREEZE

Section Cut x Axis – P.to 2

Section Cut x Axis – P.to 2

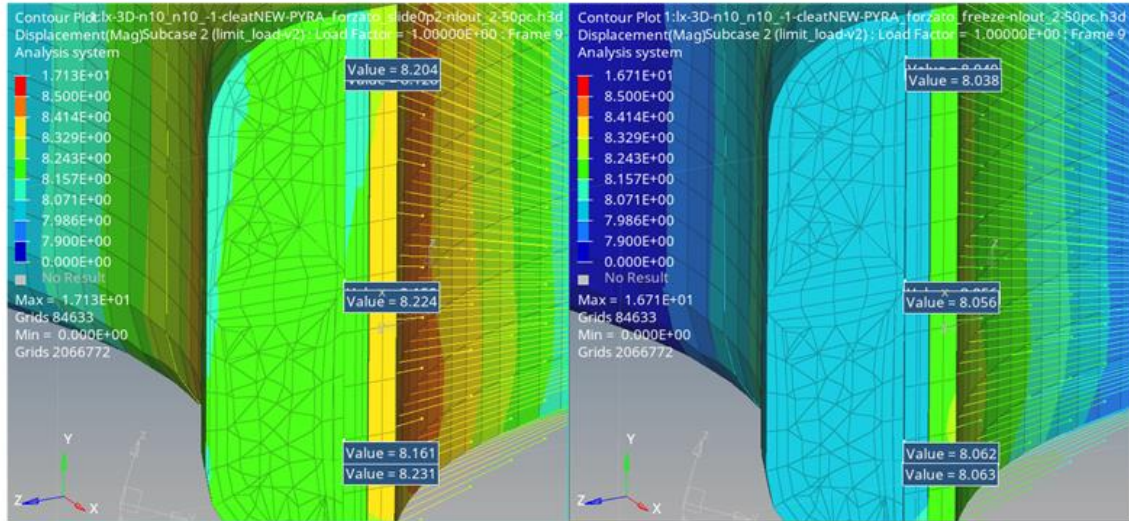


Figura 67. RESULT TYPE: DISPLACEMENT - MAG

SLIDE $f=0.2$

FREEZE

Ingrandimento con dettaglio nodi

Ingrandimento con dettaglio nodi

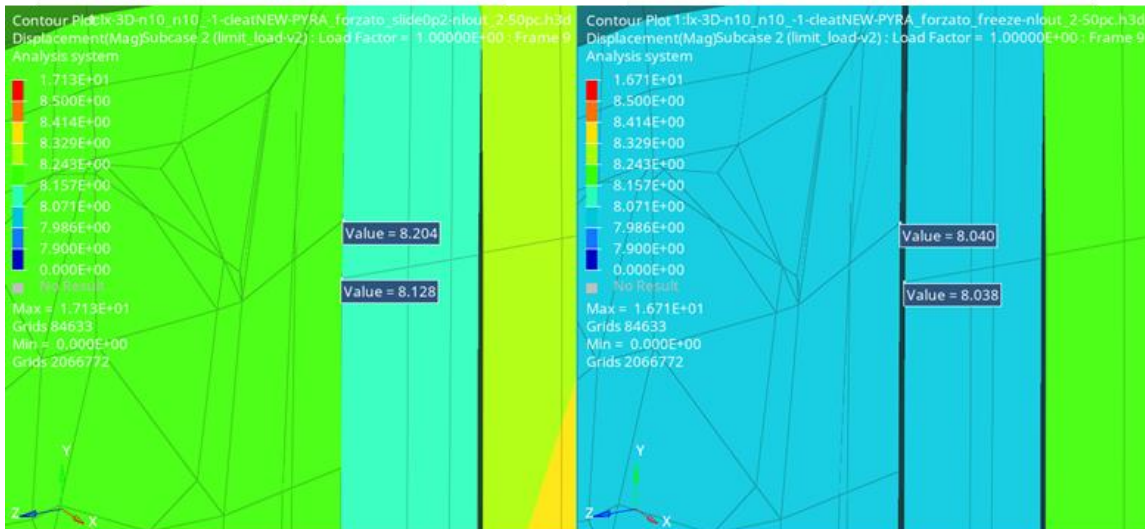


Figura 68. RESULT TYPE: DISPLACEMENT - MAG - Dettaglio nodi

SLIDE $f=0.2$

FREEZE

Ingrandimento con dettaglio nodi

Ingrandimento con dettaglio nodi

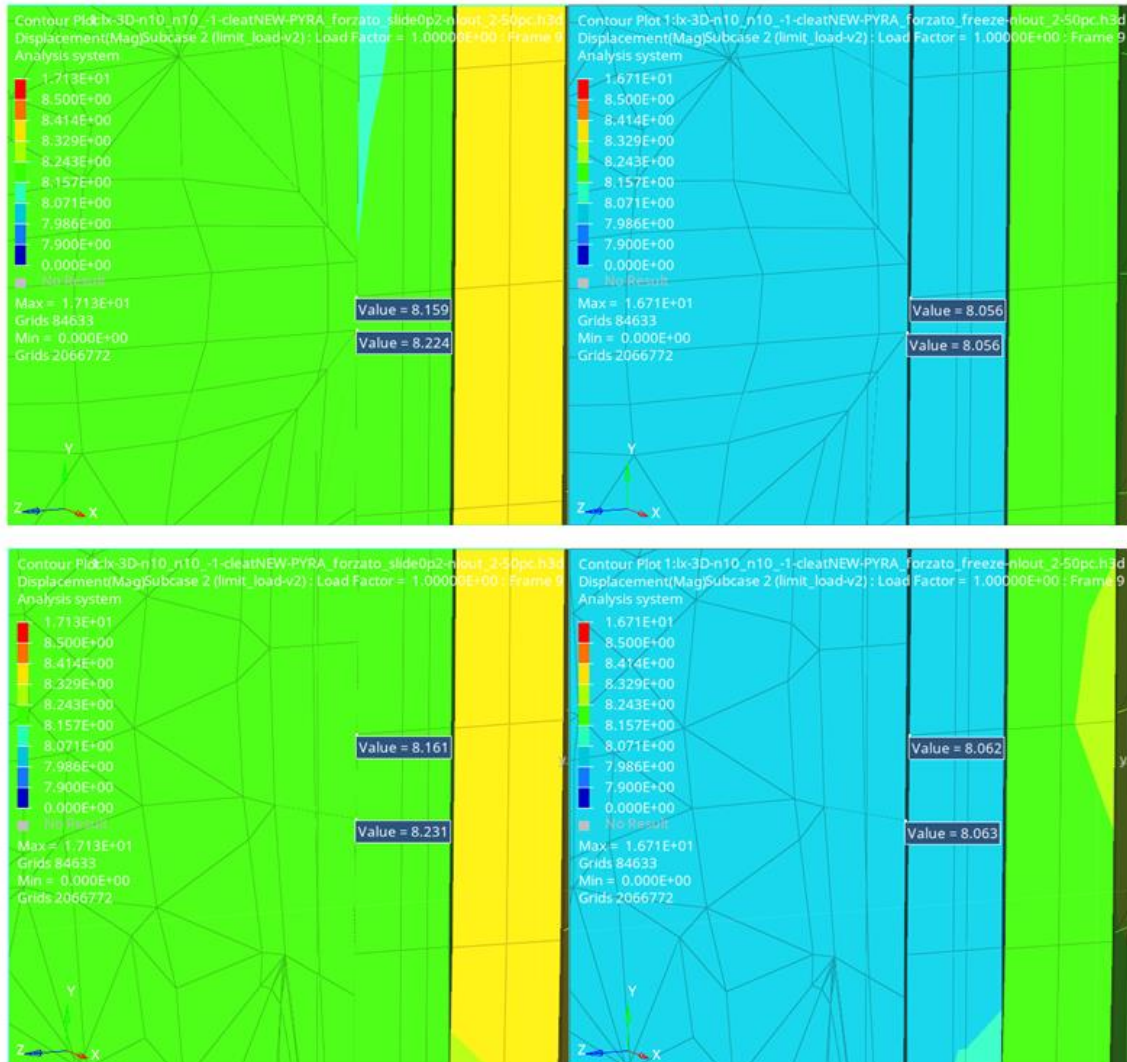


Figura 69. RESULT TYPE: DISPLACEMENT - MAG - Dettaglio nodi

Eseguo in Hyperview un taglio che permetta di sezionare la leva in corrispondenza del punto di rottura con il comando “Section Cut”. Selezionando dei nodi all’interfaccia di contatto tra leva e boccia posso osservare che Lo spostamento relativo della leva rispetto alla boccia del p.to 2, nel caso FREEZE è praticamente nullo (0.001 – 0.002 mm), mentre nel caso SLIDE si ha uno spostamento relativo intorno a 0.065 – 0.075 mm.

SLIDE f=0.2

Layers = Min

FREEZE

Layers = Min

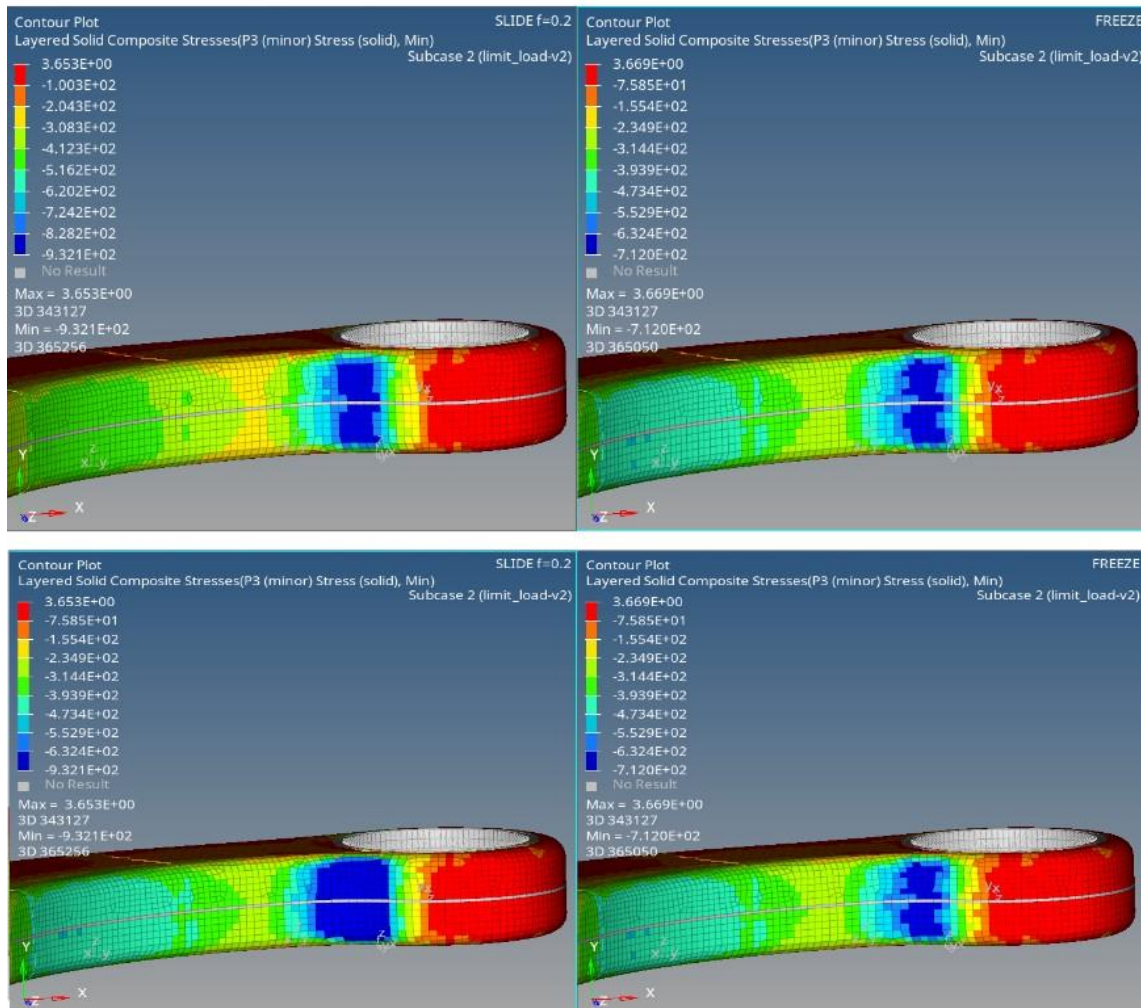


Figura 70. RESULT TYPE: LAYERED SOLID COMPOSITE STRESSES - P3 (minor) STRESS (solid)

$$\sigma_{\min} = -932.1 \text{ MPa}$$

$$\sigma_{\max} = 3.6 \text{ MPa}$$

$$\sigma_{\min} = -712 \text{ MPa}$$

$$\sigma_{\max} = 3.6 \text{ MPa}$$

Mi interessano le tensioni a compressione perché nel test sperimentale la leva si è rotta a causa di queste. La distribuzione di stress a prima vista sembra simile ma,

andando ad osservare la legenda, si nota che nel punto peggiore si hanno tensioni superiori di circa 200 MPa per il caso SLIDE rispetto al caso FREEZE.

Uguagliando le scale delle legende (figura in basso), vediamo che allontanandosi dal p.to di contatto, le tensioni sono pressoché uguali.

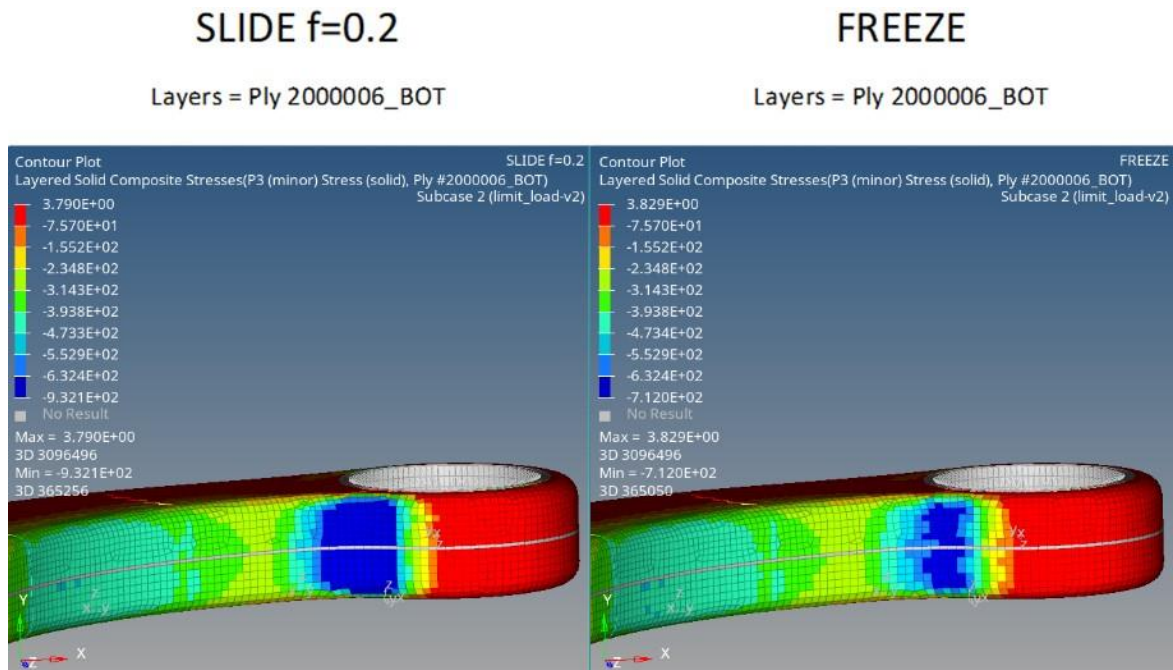


Figura 71. RESULT TYPE: LAYERED SOLID COMPOSITE STRESSES - P3 (minor) STRESS (solid)

$$\sigma_{\min} = -932.1 \text{ MPa}$$

$$\sigma_{\max} = 3.7 \text{ MPa}$$

$$\sigma_{\min} = -712 \text{ MPa}$$

$$\sigma_{\max} = 3.8 \text{ MPa}$$

Il layer dove si ha la tensione più alta è il ply 2000006, cioè il secondo layer contando dall'esterno ed è unidirezionale a 0°.

La seguente tabella riporta le caratteristiche del materiale utilizzato per la laminazione della leva:

Tabella 38. Caratteristiche meccaniche materiali composito modificate dopo prove di compressione

Pre-preg	Modulo di Young [GPa]			Modulo di Taglio [GPa]			Modulo di Poisson [-]			Tensione Rottura [MPa]			
	E ₁ (Fibre)	E ₂	E ₃	G ₁₂	G ₁₃	G ₂₃	ν ₁₂	ν ₁₃	ν ₂₃	S ₁₁	S ₂₂	S ₃₃	S ₁₂
T1000 Fabric	67.95	67.95	8	4.16	4.16	4.16	0.07	0.1	0.1	1302/-628*	1302/-628*	80/-235	113
T1000 UD	148	8.985	8	4.14	4.14	4.14	0.27	0.1	0.1	2872/-878*	40/-235	80/-235	113

Confrontando i dati ottenuti dalle simulazioni con quelli della tabella vediamo che:

- la tensione a compressione massima raggiunta nel caso di contatto FREEZE non supera la tensione di rottura a compressione

$$\sigma_{max}^c = 712 \text{ MPa} < 878 \text{ MPa} = \sigma_{rottura}^c \rightarrow \text{NON C'È ROTTURA};$$

- la tensione a compressione massima raggiunta nel caso di contatto SLIDE f=0.2 supera la tensione di rottura a compressione

$$\sigma_{max}^c = 932.1 \text{ MPa} > 878 \text{ MPa} = \sigma_{rottura}^c \rightarrow \text{C'È ROTTURA.}$$

Questo risultato conferma il possibile danneggiamento dell'incollaggio nel punto 2 durante i cicli come da ipotesi 3. È quindi necessario trovare una soluzione che consenta di evitare la rottura nel punto critico.

8.2 Confronto contatto slide (f=0.2) - casi con boccia a contatto con la leva di diverso spessore

Una possibile soluzione per evitare la rottura nel punto 2 potrebbe essere ottenuta aumentando lo spessore della boccia (verde) a contatto con il composito.

Eseguo quindi una run utilizzando il modello agli elementi finiti con contatto SLIDE (f=0.2) modificando lo spessore della boccia di interesse.

Di seguito sono mostrati i risultati ottenuti confrontati con il caso SLIDE precedente.

8.2.1 DIMENSIONI BOCCOLA

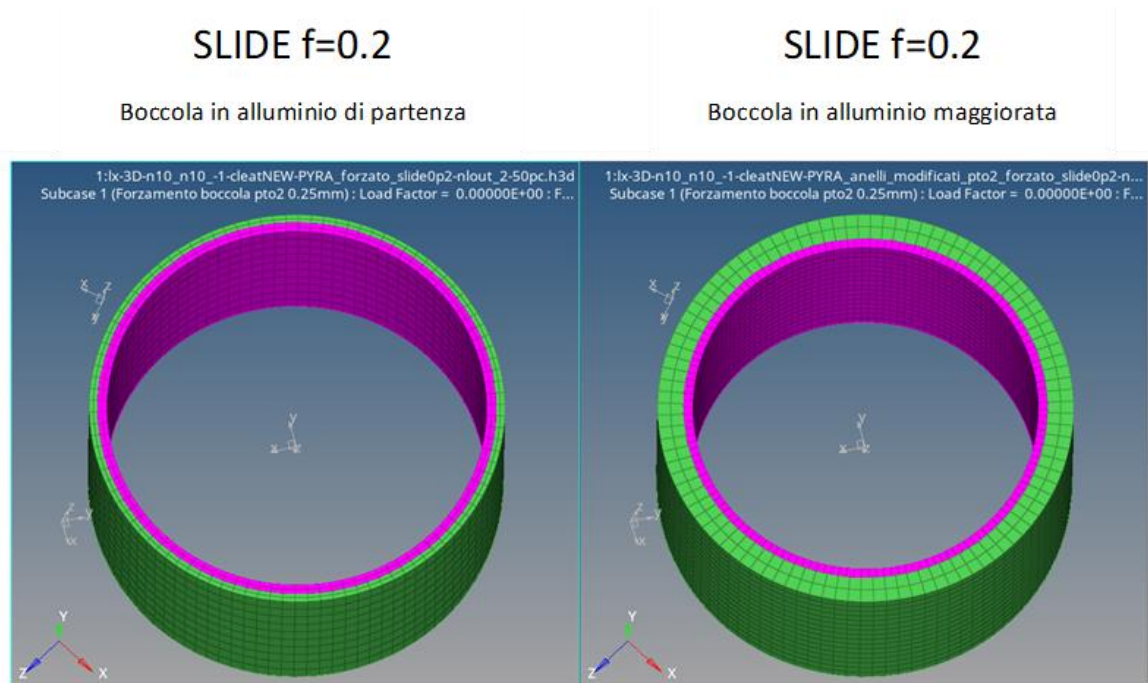


Figura 72. Boccola di partenza e boccola modificata

Boccola a contatto con la leva (verde)

Materiale = alluminio A7075

Spessore = 1.4 mm

Boccola esterna del bushing (fucsia)

Materiale = acciaio S335

Spessore = 1.5 mm

Interferenza = 0.12 mm

Boccola a contatto con la leva (verde)

Materiale = alluminio A7075

Spessore = 4 mm

Boccola esterna del bushing (fucsia)

Materiale = acciaio S335

Spessore = 1.5 mm

Interferenza = 0.12 mm

8.2.2 SUBCASE 1 (Forzamento boccola p.to 2 0.25mm)

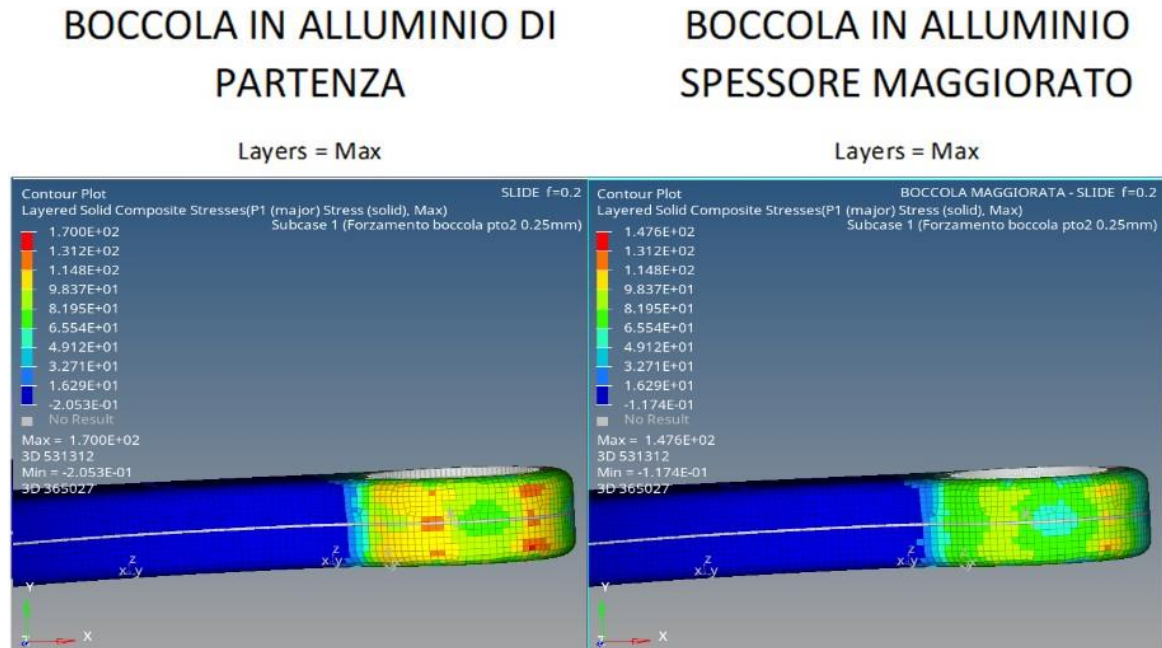


Figura 73. RESULT TYPE: LAYERED SOLID COMPOSITE STRESSES - P1 (major) STRESS (solid)

Nel caso con boccola più spessa, al termine del forzamento della boccola (subcase 1), le tensioni generate nel carbonio nelle vicinanze del punto 2 sono più basse rispetto al caso con boccola di partenza.

Nella zona dove è avvenuta la rottura durante il test questa differenza è molto bassa.

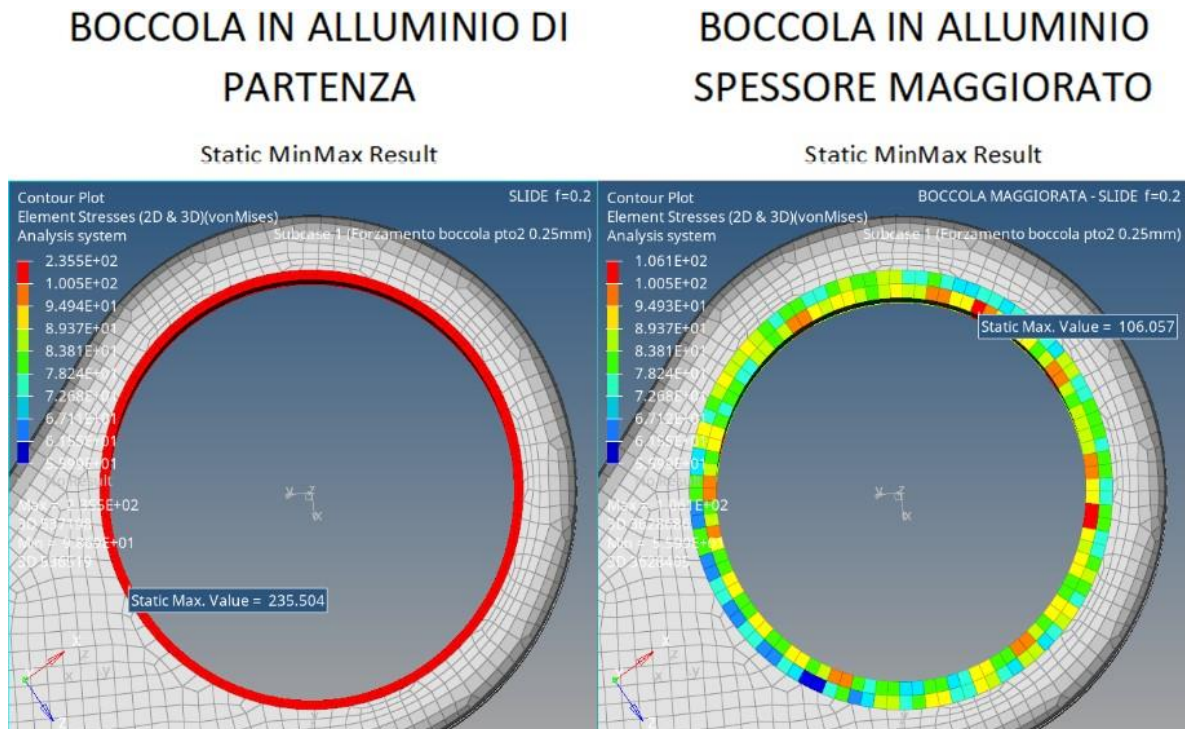


Figura 74. RESULT TYPE: ELEMENT STRESSES (2D&3D) - VonMises

La boccia in alluminio a contatto con la leva ha un initial yield point (snervamento) di 350 MPa.

Al termine del subcase 1, nel caso con spessore iniziale, la boccia non supera lo snervamento e, addirittura, nel caso con spessore maggiorato la tensione massima raggiunta in tale componente si riduce di oltre 100 MPa, allontanandosi ulteriormente dal limite di snervamento.

8.2.3 SUBCASE 2 (limit_load-v2)

BOCCOLA IN ALLUMINIO DI PARTENZA

BOCCOLA IN ALLUMINIO SPESSORE MAGGIORATO

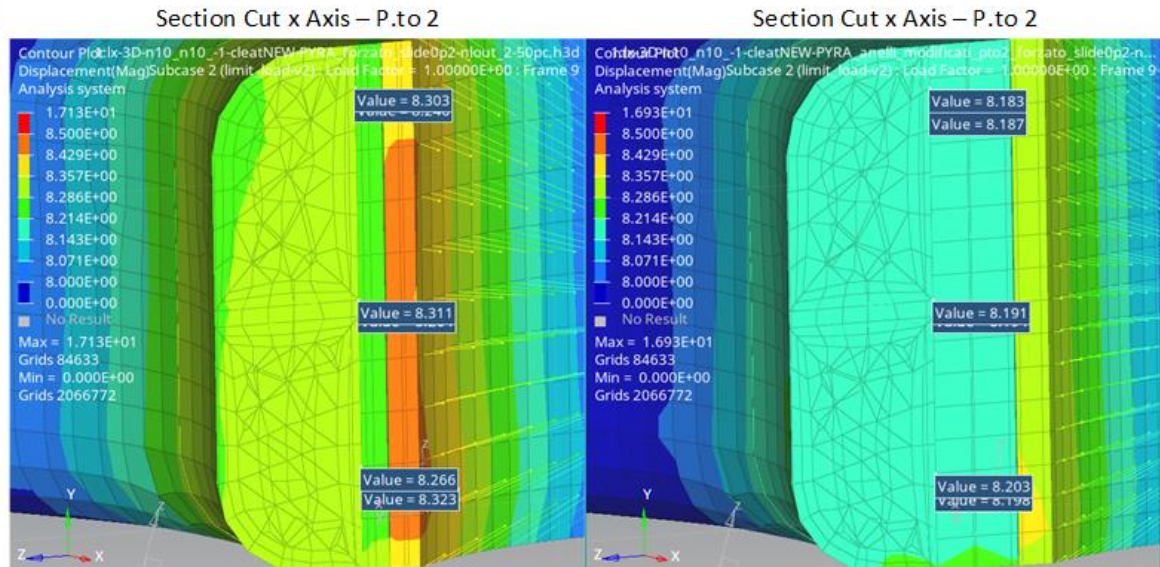


Figura 75. RESULT TYPE: DISPLACEMENT - MAG

BOCCOLA IN ALLUMINIO DI PARTENZA

BOCCOLA IN ALLUMINIO SPESSORE MAGGIORATO

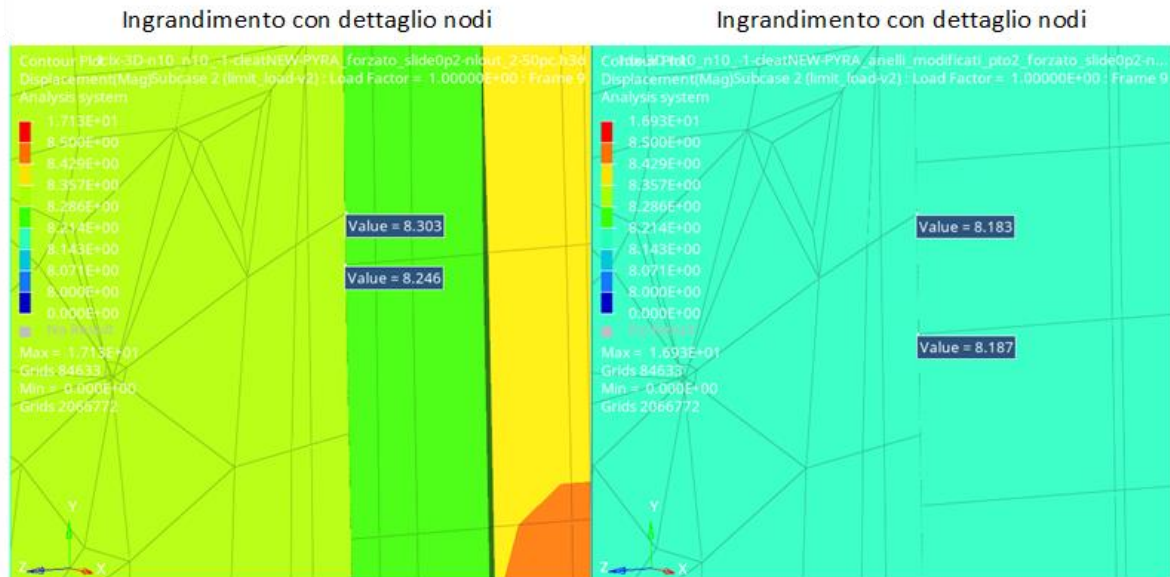


Figura 76. RESULT TYPE: DISPLACEMENT - MAG - Dettaglio nodi

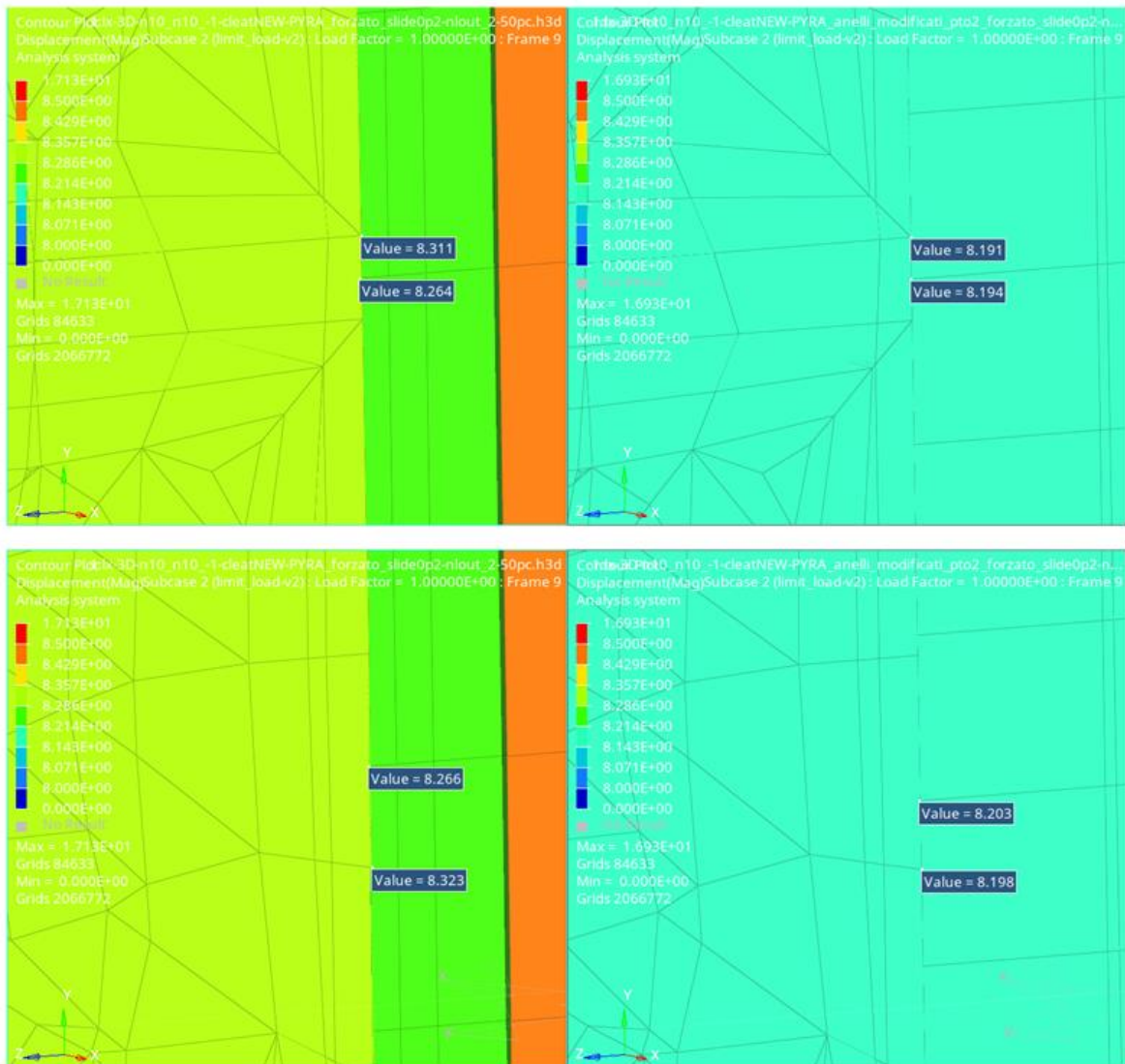
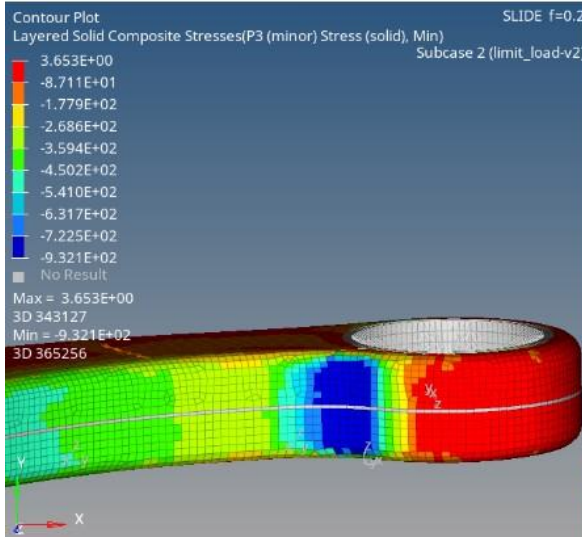


Figura 77. RESULT TYPE: DISPLACEMENT – MAG – Dettaglio nodi

Eseguo in Hyperview un taglio che permetta di sezionare la leva in corrispondenza del punto di rottura con il comando “Section Cut”. Selezionando dei nodi all’interfaccia di contatto tra leva e boccia posso osservare che lo spostamento relativo della leva rispetto alla boccia del p.to 2, nel caso a boccia più spessa è piccolissimo (0.002 – 0.005 mm), mentre nel caso con boccia meno spessa si ha uno spostamento relativo intorno a 0.05 – 0.06 mm. Quindi aumentando lo spessore della boccia si ha una riduzione dello scorrimento relativo.

BOCCOLA IN ALLUMINIO DI PARTENZA

Layers = Min



BOCCOLA IN ALLUMINIO SPESSORE MAGGIORATO

Layers = Min

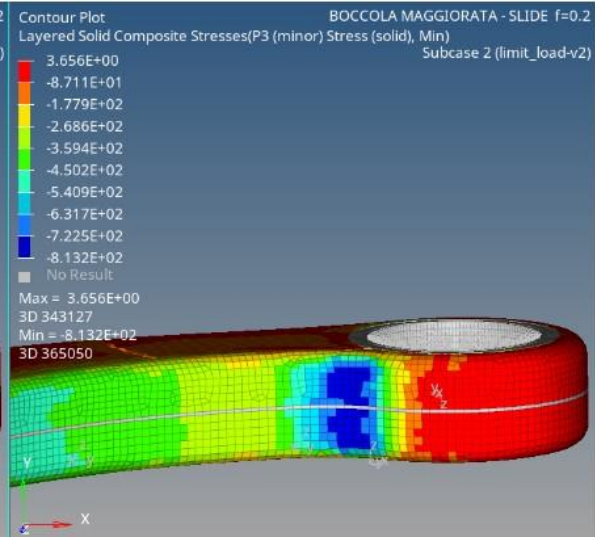


Figura 78. RESULT TYPE: LAYERED SOLID COMPOSITE STRESSES - P3 (minor) STRESS (solid)

$$\sigma_{\min} = -932.1 \text{ MPa}$$

$$\sigma_{\max} = 3.6 \text{ MPa}$$

$$\sigma_{\min} = -813.2 \text{ MPa}$$

$$\sigma_{\max} = 3.6 \text{ MPa}$$

Nel caso con boccola in alluminio di spessore maggiorato, nel punto peggiore si hanno tensioni inferiori di circa 118 MPa rispetto al caso con boccola di spessore normale.

La seguente tabella riporta le caratteristiche del materiale utilizzato per la laminazione della leva:

Tabella 39. Caratteristiche meccaniche materiali composito modificate dopo prove di compressione

Pre-preg	Modulo di Young [GPa]			Modulo di Taglio [GPa]			Modulo di Poisson [-]			Tensione Rottura [MPa]			
	E ₁ (Fibre)	E ₂	E ₃	G ₁₂	G ₁₃	G ₂₃	v ₁₂	v ₁₃	v ₂₃	S ₁₁	S ₂₂	S ₃₃	S ₁₂
T1000 Fabric	67.95	67.95	8	4.16	4.16	4.16	0.07	0.1	0.1	1302/-628*	1302/-628*	80/-235	113
T1000 UD	148	8.985	8	4.14	4.14	4.14	0.27	0.1	0.1	2872/-878*	40/-235	80/-235	113

Confrontando i dati ottenuti dalle simulazioni con quelli della tabella vediamo che:

- la tensione a compressione massima raggiunta nel caso di contatto SLIDE (f=0.2) con boccia in alluminio di partenza, supera la tensione di rottura a compressione

$$\sigma_{max}^c = 932.1 \text{ MPa} > 878 \text{ MPa} = \sigma_{rottura}^c \rightarrow \text{C'È ROTTURA};$$

- la tensione a compressione massima raggiunta nel caso di contatto SLIDE (f=0.2) con boccia in alluminio maggiorata, non supera la tensione di rottura a compressione

$$\sigma_{max}^c = 813.2 \text{ MPa} < 878 \text{ MPa} = \sigma_{rottura}^c \rightarrow \text{NON C'È ROTTURA}.$$

Questo risultato mostra che, aumentando lo spessore della boccia in alluminio a contatto con la leva nel punto 2, è possibile evitare la rottura nel caso SLIDE. Quindi anche in assenza totale di colla la rottura, teoricamente, non dovrebbe verificarsi.

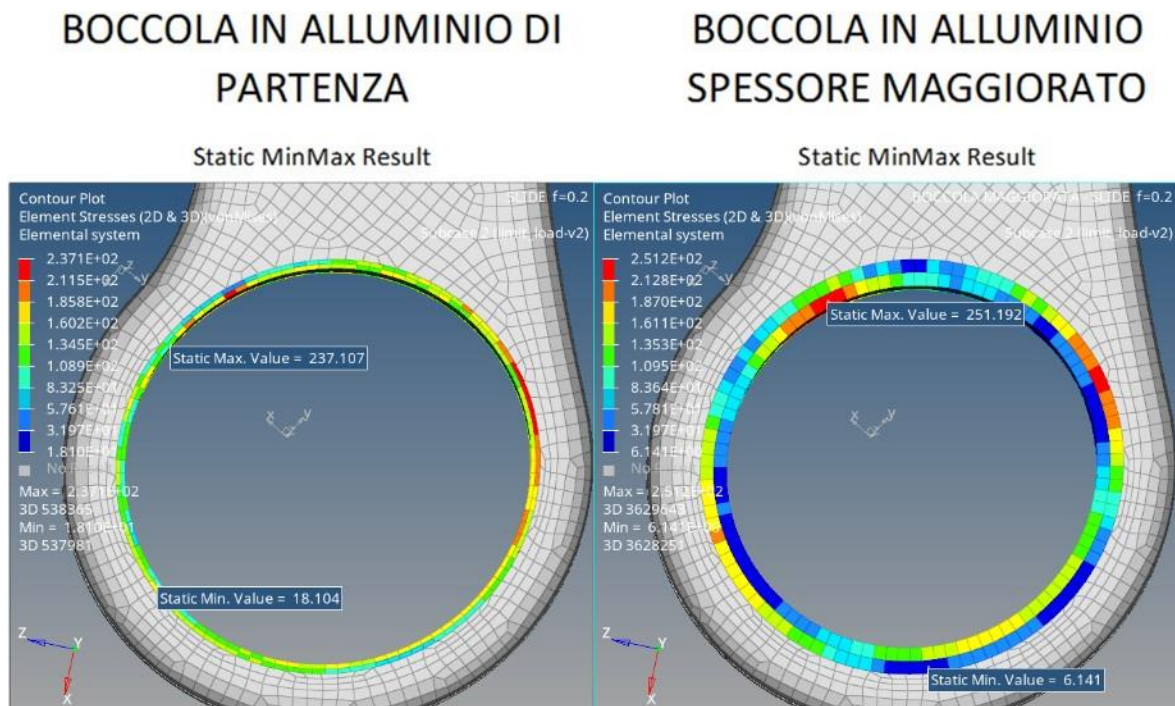


Figura 79. RESULT TYPE: ELEMENT STRESSES (2D&3D) - VonMises

La boccia in alluminio a contatto con la leva ha un initial yield point (snervamento) di 350 MPa.

Al termine del subcase 2, in entrambi i casi la boccia a contatto con la leva non supera lo snervamento.

Questi risultati mostrano che la rottura nel punto 2 è evitata ma, lo strength ratio è comunque molto vicino all'unità:

$$\text{strength ratio} = \frac{\sigma_{rottura}^c}{\sigma_{max}^c} = 1.07$$

per cui c'è comunque il pericolo che la rottura si verifichi. Per questo motivo è necessario trovare una soluzione migliore.

8.3 Confronto contatto slide (f=0.2) - casi con boccia a contatto con la leva – boccia in alluminio e in acciaio

Un'ulteriore soluzione per evitare la rottura nel punto 2 potrebbe essere ottenuta utilizzando la boccia di spessore maggiorato del caso precedente, ma, realizzandola in acciaio invece che in alluminio.

Eseguo quindi una run utilizzando il modello agli elementi finiti con contatto SLIDE (f=0.2) e boccia maggiorata ma modificando il materiale di quest'ultima.

Di seguito sono mostrati i risultati ottenuti confrontati con il caso precedente.

8.3.1 MATERIALE BOCCOLA

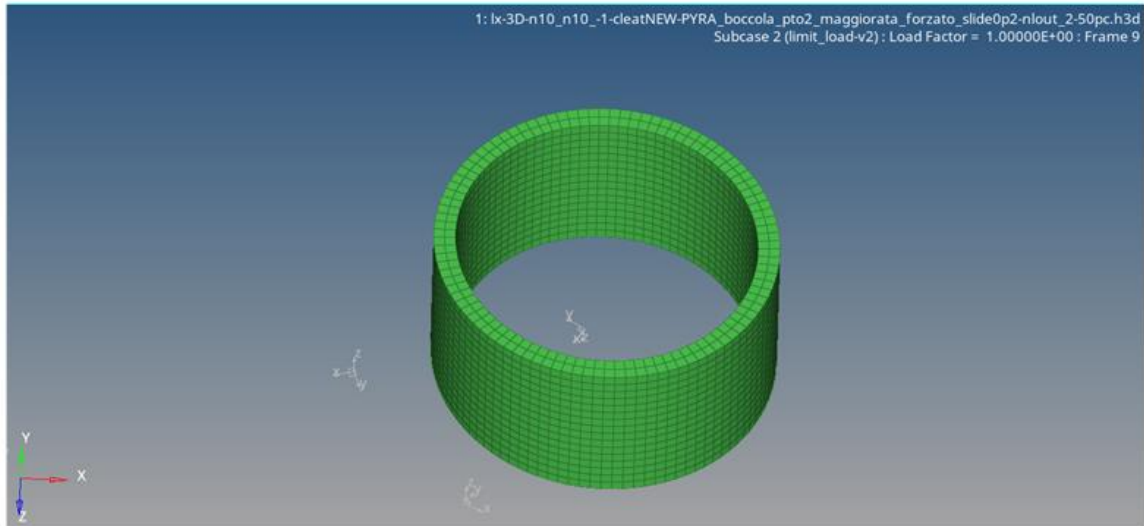


Figura 80. Boccola con materiale modificato

Materiale di partenza - Al 7075 (alluminio)

Modulo di elasticità = 70000 MPa
 Coefficiente di Poisson = 0,33
 Densità = 2.7E-09 t/mm³
 Tensione di snervamento = 350 MPa

Materiale modificato - AISI 304 (acciaio)

Modulo di elasticità = 200000 MPa
 Coefficiente di Poisson = 0,29
 Densità = 8.0E-09 t/mm³
 Tensione di snervamento = 250 MPa

8.3.2 SUBCASE 1 (Forzamento boccola p.to 2 0.25mm)

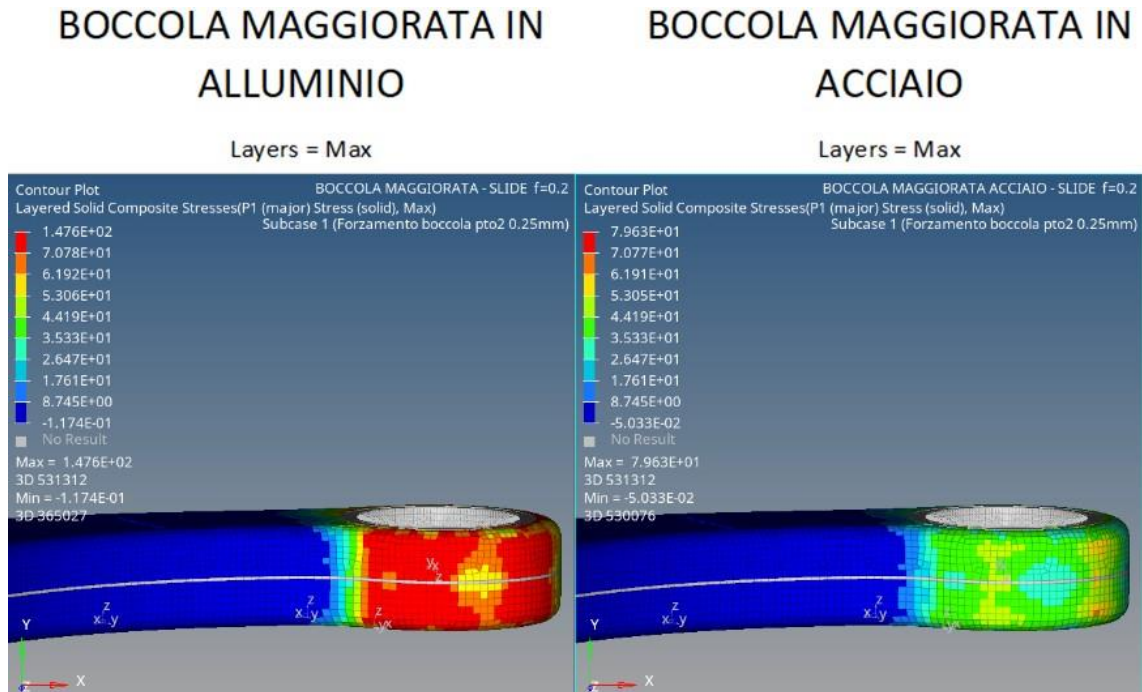


Figura 81. RESULT TYPE: LAYERED SOLID COMPOSITE STRESSES - P1 (major) STRESS (solid)

Nel caso con boccola in acciaio, al termine del forzamento della boccola (subcase 1), le tensioni generate nel carbonio nelle vicinanze del p.to 2 sono più basse (quasi dimezzate) rispetto al caso in alluminio.

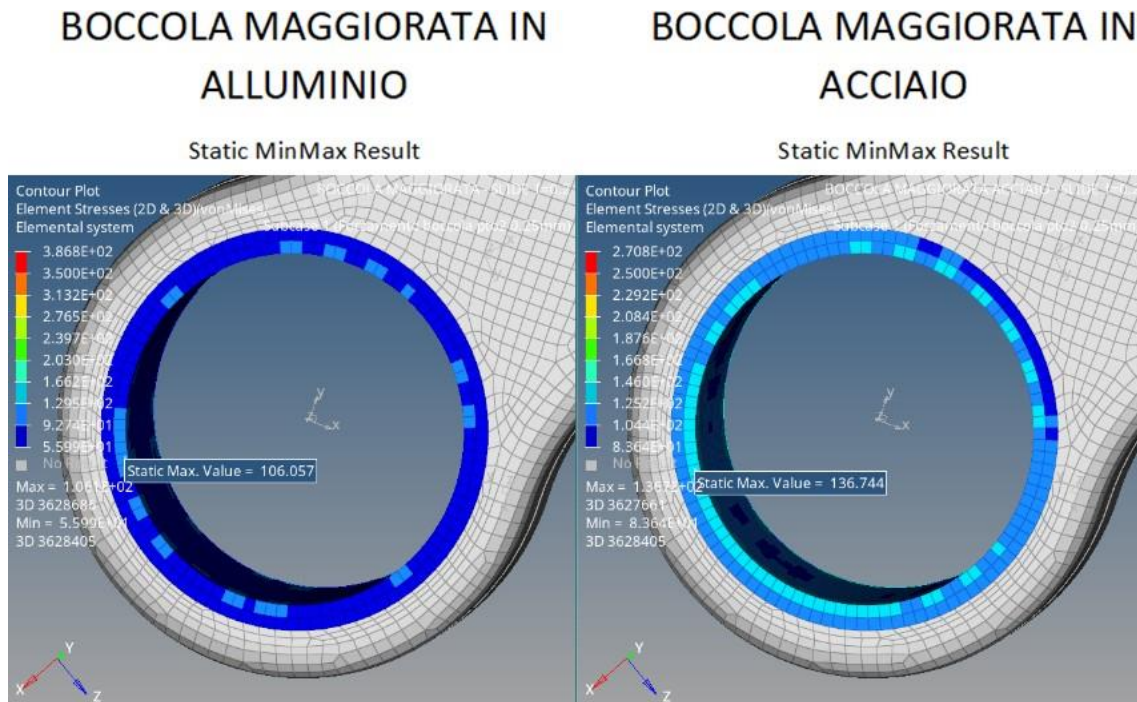


Figura 82. RESULT TYPE: ELEMENT STRESSES (2D&3D) - VonMises

La boccia a contatto con la leva ha un initial yield point (snervamento) di 350 MPa nel caso con alluminio e di 250 MPa nel caso con acciaio.

Al termine del subcase 1, in entrambi i casi, la boccia non supera lo snervamento.

8.3.3 SUBCASE 2 (limit_load-v2)

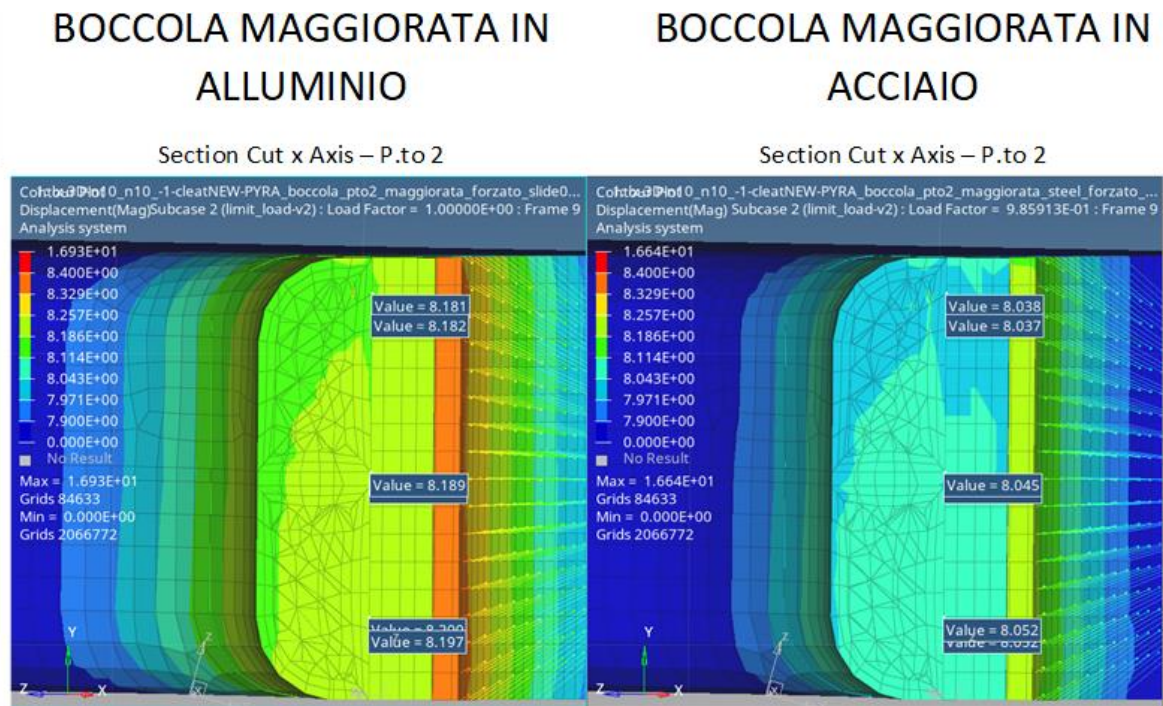


Figura 83. RESULT TYPE: DISPLACEMENT - MAG

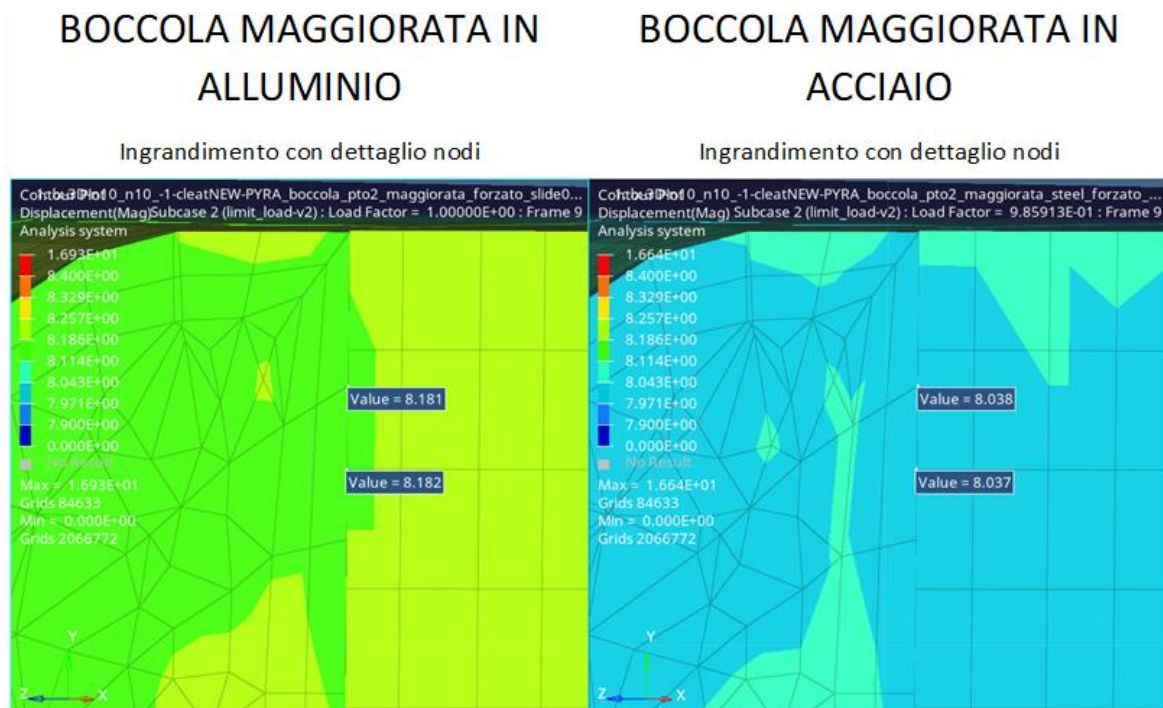


Figura 84. RESULT TYPE: DISPLACEMENT – MAG – Dettaglio nodi

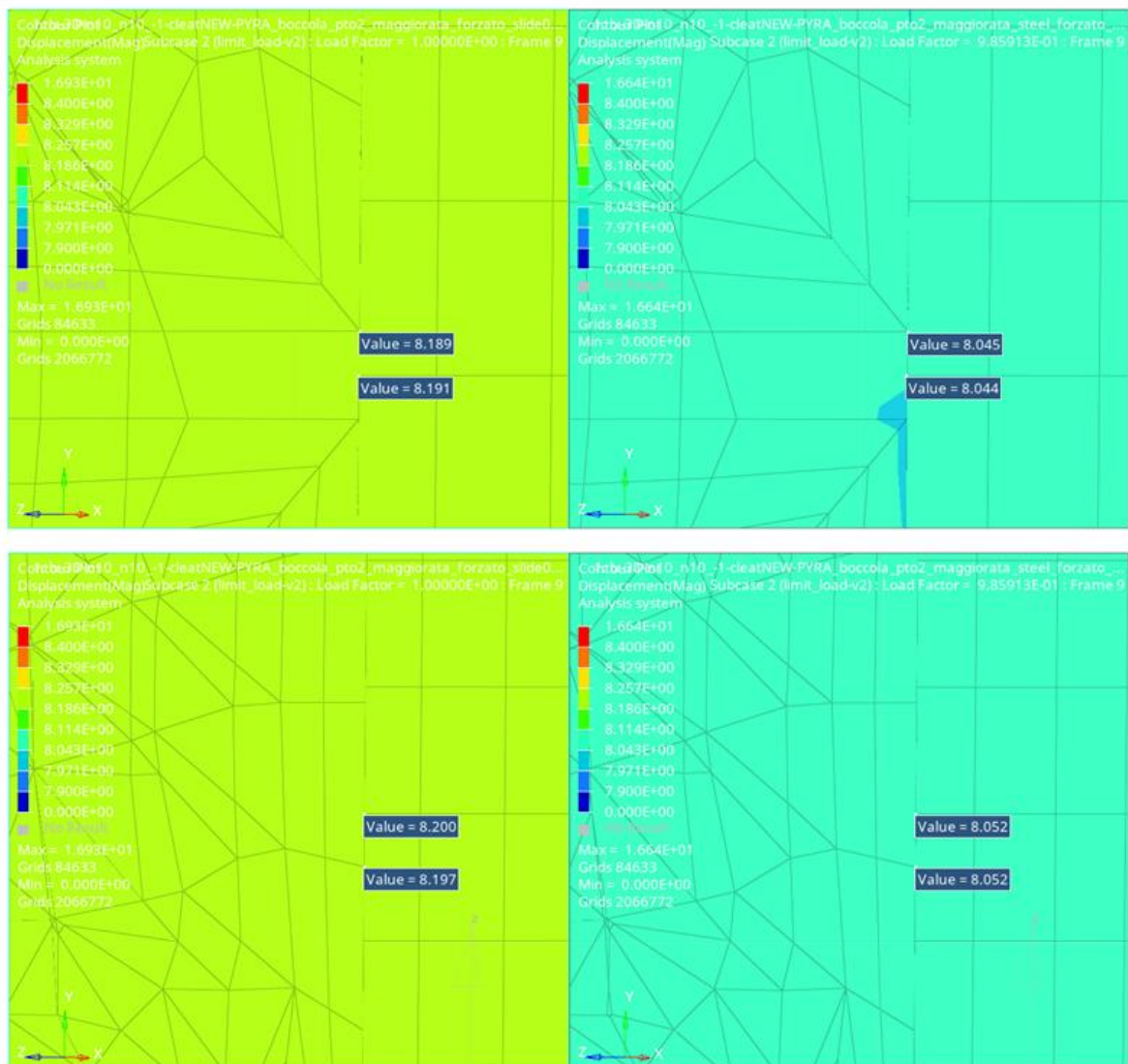
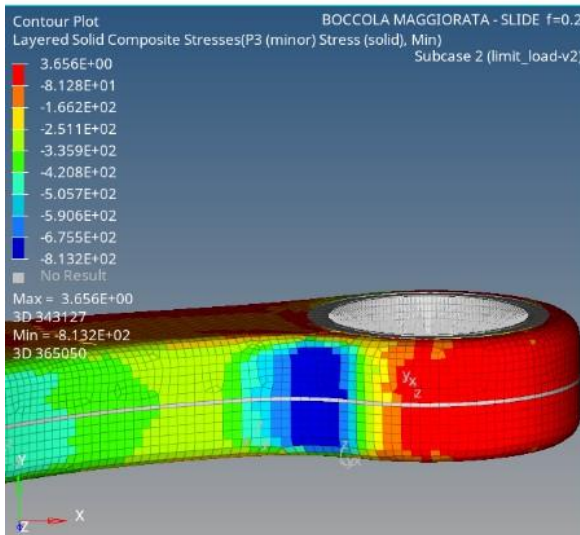


Figura 85. RESULT TYPE: DISPLACEMENT – MAG – Dettaglio nodi

Eseguo in Hyperview un taglio che permetta di sezionare la leva in corrispondenza del punto di rottura con il comando “Section Cut”. Selezionando dei nodi all’interfaccia di contatto tra leva e boccia posso osservare che lo spostamento relativo della leva rispetto alla boccia del p.to 2 è piccolissimo in entrambi i casi (0.001 – 0.003 mm). Quindi, cambiando materiale della boccia, lo spostamento relativo è pressoché invariato.

BOCCOLA MAGGIORATA IN ALLUMINIO

Layers = Min



BOCCOLA MAGGIORATA IN ACCIAIO

Layers = Min

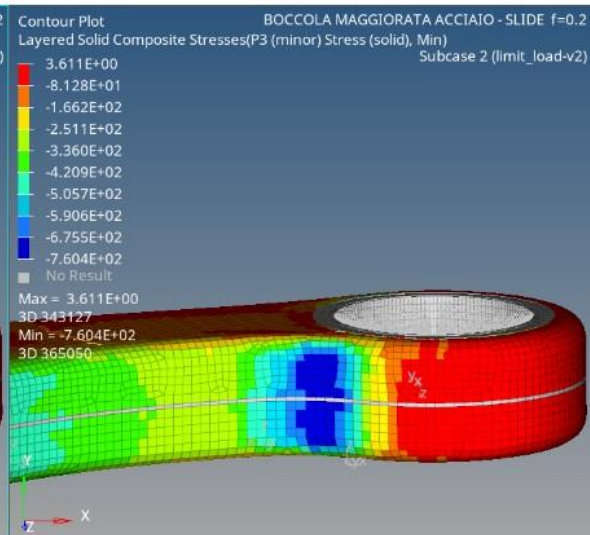


Figura 86. RESULT TYPE: LAYERED SOLID COMPOSITE STRESSES - P3 (minor) STRESS (solid)

$$\sigma_{\min} = -813.2 \text{ MPa}$$

$$\sigma_{\max} = 3.6 \text{ MPa}$$

$$\sigma_{\min} = -772.3 \text{ MPa}$$

$$\sigma_{\max} = 3.6 \text{ MPa}$$

Nel caso con boccia in acciaio, nel punto peggiore si hanno tensioni inferiori di circa 40 MPa rispetto al caso con boccia in alluminio, quindi inferiori di circa 160 MPa rispetto al caso di partenza (boccia in alluminio meno spessa).

La seguente tabella riporta le caratteristiche del materiale utilizzato per la laminazione della leva:

Tabella 40. Caratteristiche meccaniche materiali composito modificate dopo prove di compressione

Pre-preg	Modulo di Young [GPa]			Modulo di Taglio [GPa]			Modulo di Poisson [-]			Tensione Rottura [MPa]			
	E ₁ (Fibre)	E ₂	E ₃	G ₁₂	G ₁₃	G ₂₃	ν ₁₂	ν ₁₃	ν ₂₃	S ₁₁	S ₂₂	S ₃₃	S ₁₂
T1000 Fabric	67.95	67.95	8	4.16	4.16	4.16	0.07	0.1	0.1	1302/-628*	1302/-628*	80/-235	113
T1000 UD	148	8.985	8	4.14	4.14	4.14	0.27	0.1	0.1	2872/-878*	40/-235	80/-235	113

Confrontando i dati ottenuti dalle simulazioni con quelli della tabella vediamo che:

- la tensione a compressione massima raggiunta nel caso di contatto SLIDE (f=0.2) con boccia in alluminio maggiorata, non supera la tensione di rottura a compressione:

$$\sigma_{max}^c = 813.2 \text{ MPa} < 878 \text{ MPa} = \sigma_{rottura}^c \rightarrow \text{NON C'È ROTTURA};$$

- la tensione a compressione massima raggiunta nel caso di contatto SLIDE (f=0.2) con boccia in acciaio maggiorata, non supera la tensione di rottura a compressione:

$$\sigma_{max}^c = 772.3 \text{ MPa} < 878 \text{ MPa} = \sigma_{rottura}^c \rightarrow \text{NON C'È ROTTURA}.$$

Questo risultato mostra che, nel caso SLIDE, cambiando il materiale della boccia (di spessore aumentato) da alluminio ad acciaio, è possibile evitare la rottura e aumentare il coefficiente di sicurezza rispetto al caso precedente. Infatti, lo strength ratio passa da:

$$\text{strength ratio} = \frac{\sigma_{rottura}^c}{\sigma_{max}^c} = 1.07$$

a:

$$\text{strength ratio} = \frac{\sigma_{rottura}^c}{\sigma_{max}^c} = 1.13$$

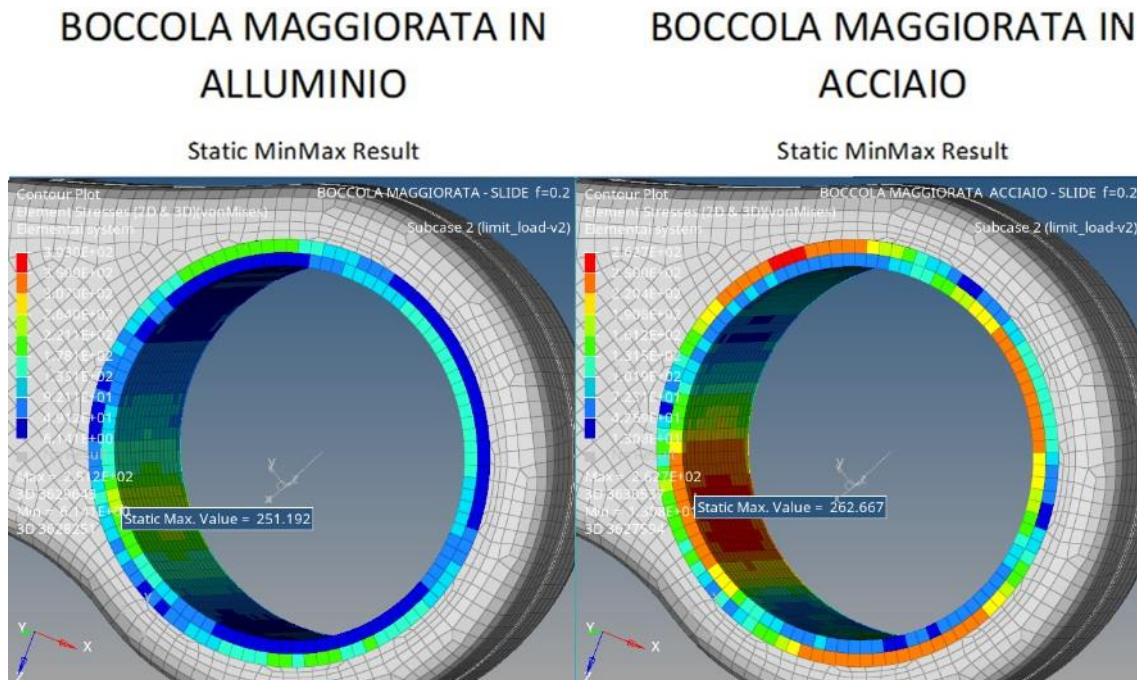


Figura 87. RESULT TYPE: ELEMENT STRESSES (2D&3D) - VonMises

La boccia a contatto con la leva ha un initial yield point (snervamento) di 350 MPa nel caso con alluminio e di 250 MPa nel caso con acciaio.

Al termine del subcase 2, mentre con l'alluminio si rimane abbondantemente al sotto del limite di snervamento, con l'acciaio la boccia supera di poco la tensione di snervamento.

8.4 Conclusioni

Dai risultati ottenuti dall'analisi del punto 2 si può affermare con elevata probabilità che la rottura avvenuta in tale zona, durante la prova ciclica, è stata causata da un danneggiamento dell'incollaggio tra boccia in alluminio e leva in composito.

Aumentando lo spessore della boccola è possibile evitare la frattura della leva nel caso peggiore, cioè in assenza di colla (SLIDE). Se oltre ad accrescere le dimensioni della boccola questa viene realizzata in acciaio, allora oltre ad evitare la rottura, si riesce anche ad aumentare la resistenza innalzando il coefficiente di sicurezza. Purtroppo, però, tutto questo a discapito del peso complessivo che aumenterà a causa dell'impiego di un materiale più denso.

Capitolo 9. Failure index

Nei compositi, per facilitare la previsione del potenziale cedimento del laminato, vengono calcolati gli indici di rottura per gli strati ed il materiale adesivo. Sebbene in Optistruct siano disponibili diverse teorie per tali calcoli, le loro caratteristiche comuni sono:

- un indice di rottura inferiore a 1 indica che la tensione/deformazione rientra nei limiti consentiti;
- un indice di rottura superiore a 1 indica che la tensione/deformazione consentita è stata superata;
- dopo il calcolo degli indici di rottura per i singoli strati, si ottiene l'indice di rottura finale del composito. Ciò si basa sulla premessa che il cedimento di un singolo strato si qualifica come rottura del composito. Pertanto, il failure index viene calcolato come il massimo di tutti i failure index calcolati per gli strati e l'incollaggio;

Nel modello agli elementi finiti della leva sospensione il failure index non viene calcolato ma, il suo impiego, consentirebbe una più semplice e rapida previsione di danneggiamento nel materiale composito. Infatti, attualmente è necessario calcolare localmente le tensioni massime da confrontare con i valori di ammissibile. Utilizzando il failure index, questa operazione viene svolta in automatico dal software.

9.1 Criteri di rottura per elementi compositi solidi anisotropi ed elementi shell continui in Optistruct

Per aggiungere tra gli output del modello anche il failure index è necessario scegliere un criterio di rottura per il materiale composito. Di seguito sono elencati i criteri di rottura presenti in Optistruct.

I criteri disponibili per le shell continue (PCOMPLS) sono:

- COLLINA3D
- PUCK3D
- HOFF3D
- **TSAI3D**
- HASH3D
- STRN3D
- STRS3D
- CNTZ3D

I criteri disponibili per gli elementi solidi anisotropi (MAT9ORT) sono:

- COLLINA3D
- HOFF3D
- **TSAI3D**
- STRN3D
- STRS3D

È stato scelto il criterio di Tsai-Wu per il calcolo del failure index dei compositi nel modello della leva (TSAI3D).

9.2 Criterio di Tsai-Wu

In Optistruct, per calcolare il failure index dei compositi, si definiscono, rispetto al sistema di riferimento del laminato:

- X^T, X^C = tensioni normali di trazione e compressione limite nella direzione 1-1;
- Y^T, Y^C = tensioni normali di trazione e compressione limite nella direzione 2-2;
- Z^T, Z^C = tensioni normali di trazione e compressione limite nella direzione 3-3;
- S_{12} = tensione di taglio limite nel piano 1-2;
- S_{23} = tensione di taglio limite nel piano 2-3;

- S_{13} = tensione di taglio limite nel piano 1-3.

Il failure index, F, secondo il criterio di Tsai-Wu è calcolato come:

$$F = C_{11}\sigma_1^2 + C_{22}\sigma_2^2 + C_{33}\sigma_3^2 + C_{44}\tau_{12}^2 + C_{55}\tau_{23}^2 + C_{66}\tau_{13}^2 + 2C_{23}\sigma_2\sigma_3 + 2C_{13}\sigma_1\sigma_3 + 2C_{12}\sigma_1\sigma_2 + C_1\sigma_1 + C_2\sigma_2 + C_3\sigma_3$$

Dove:

$$C_1 = \frac{1}{X^T} - \frac{1}{XC}; \quad C_2 = \frac{1}{Y^T} - \frac{1}{YC}; \quad C_3 = \frac{1}{Z^T} - \frac{1}{ZC}; \quad C_{11} = \frac{1}{X^T X C}; \quad C_{22} = \frac{1}{Y^T Y C};$$

$$C_{33} = \frac{1}{Z^T Z C}; \quad C_{44} = \left(\frac{1}{S_{12}}\right)^2; \quad C_{55} = \left(\frac{1}{S_{23}}\right)^2; \quad C_{66} = \left(\frac{1}{S_{13}}\right)^2;$$

C_{12} , C_{23} , C_{13} sono calcolati come:

$$C_{ij} = \frac{1}{2b_{ij}^2} \left[1 - b_{ij}(C_i + C_j) - b_{ij}^2(C_{ii} + C_{jj}) \right]$$

dove $i, j = 1, 2, 3$; $i \neq j$ ed i termini b_{ij} sono le tensioni di trazione limite nelle prove di tensione equibiassiali.

9.2.1 IMPOSTAZIONE CRITERIO DI TSAI-WU IN OPTISTRUCT PER I MATERIALI DEGLI STRATI DEL COMPOSITO. Per utilizzare il criterio di Tsai-Wu sul materiale in composito della leva è necessario aggiungere nel modello agli elementi finiti alcuni parametri.

Aprò il modello FEM in Hypermesh e nella zona "Browser", sotto la voce "Materials", individuo i due materiali che compongono il laminato:

- l'unidirezionale T1000 UD, denominato nel modello MAT9ORT_59;
- il tessuto T1000 Fabric, denominato nel modello MAT9ORT_60.

Di seguito sono riportate le proprietà meccaniche dei due materiali già presenti nel modello:

Tabella 41. Proprietà meccaniche materiali composito

	MAT9ORT_60 = tessuto T1000	MAT9ORT_59 = UD T1000
E1 = Modulo di elasticità in direzione 1 [MPa]	67950	148000
E2 = Modulo di elasticità in direzione 2 [MPa]	67950	8985
E3 = Modulo di elasticità in direzione 3 [MPa]	8000	8000
v12 = Coefficiente di Poisson 12	0.07	0.27
v23 = Coefficiente di Poisson 23	0.01	0.1
v31 = Coefficiente di Poisson 31	0.01	0.1
ρ = Densità [t/mm ³]	1.6e-09	1.6e-09
G12 = Modulo di taglio nel piano 1-2 [MPa]	4160	4140
G23 = Modulo di taglio nel piano 2-3 [MPa]	4160	4140
G31 = Modulo di taglio nel piano 3-1 [MPa]	4160	4140

Attivo per entrambi i materiali il comando "MATF", che permette di definire le proprietà del materiale e i parametri del modello di guasto per il calcolo dei failure index. Dopo aver selezionato il criterio "TSAI3D", corrispondente in Optistruct al criterio di Tsai-Wu per gli elementi solidi, aggiungo le tensioni limite del materiale necessarie per calcolare il failure index.

I parametri utilizzati sono i seguenti:

MAT9ORT_60 = tessuto T1000		MAT9ORT_59 = UD T1000	
V1 = X ^T = 1120 MPa		V1 = X ^T = 2660 MPa	
V2 = X ^C = 628* MPa		V2 = X ^C = 878* MPa	
V3 = Y ^T = 1120 MPa		V3 = Y ^T = 40 MPa	
V4 = Y ^C = 628* MPa		V4 = Y ^C = 160 MPa	
V5 = Z ^T = 40 MPa		V5 = Z ^T = 40 MPa	
V6 = Z ^C = 160 MPa		V6 = Z ^C = 160 MPa	
V7 = S ₁₂ = 76 MPa		V7 = S ₁₂ = 76 MPa	
V8 = S ₂₃ = 76 MPa		V8 = S ₂₃ = 76 MPa	
V9 = S ₁₃ = 76 MPa		V9 = S ₁₃ = 76 MPa	
V10 = C ₁₂ = BLANK	* Le tensioni in rosso sono state calcolate con test sperimentali di compressione secondo lo standard ASTM D3410 ATTENZIONE: C ₁₂ , C ₂₃ , C ₁₃ = 0 (per assenza di dati)	V10 = C ₁₂ = BLANK	* Le tensioni in rosso sono state calcolate con test sperimentali di compressione secondo lo standard ASTM D3410 ATTENZIONE: C ₁₂ , C ₂₃ , C ₁₃ = 0 (per assenza di dati)
V11 = C ₂₃ = BLANK		V11 = C ₂₃ = BLANK	
V12 = C ₁₃ = BLANK		V12 = C ₁₃ = BLANK	
W1 = b ₁₂ = BLANK		W1 = b ₁₂ = BLANK	
W2 = b ₂₃ = BLANK		W2 = b ₂₃ = BLANK	
W3 = b ₁₃ = BLANK		W3 = b ₁₃ = BLANK	

Da un confronto con le caratteristiche del materiale fornite dal produttore e riportate nella tabella seguente:

Tabella 42. Caratteristiche meccaniche materiali composito modificate dopo prove di compressione

Pre-preg	Modulo di Young [GPa]			Modulo di Taglio [GPa]			Modulo di Poisson [-]			Tensione Rottura [MPa]			
	E ₁ (Fibre)	E ₂	E ₃	G ₁₂	G ₁₃	G ₂₃	v ₁₂	v ₁₃	v ₂₃	S ₁₁	S ₂₂	S ₃₃	S ₁₂
T1000 Fabric	67.95	67.95	8	4.16	4.16	4.16	0.07	0.1	0.1	1302/-628*	1302/-628*	80/-235	113
T1000 UD	148	8.985	8	4.14	4.14	4.14	0.27	0.1	0.1	2872/-878*	40/-235	80/-235	113

possiamo vedere che solo le tensioni a compressione corrette tramite test sperimentale ed evidenziate in rosso sono utilizzate come parametri limite. Il motivo è legato alla probabilità che, oltre alle tensioni di compressione, anche gli altri dati siano poco affidabili. Per cui si è preferito utilizzare dei parametri raccolti in database da Ferrari negli anni.

Da notare che i valori delle tensioni di trazione limite del materiale, nelle prove di tensione equibiaxiali, sono lasciati vuoti a causa della mancanza di dati sperimentali riguardanti questo tipo di test.

Inseriti questi dati nel modello, da qui in avanti è possibile valutare la rottura del composito mediante failure index in tutte le run successive.

Capitolo 10. Analisi punto 1

Dopo aver analizzato il problema di rottura nel punto 2, un altro problema da affrontare è lo scollamento nel punto 1 della leva. Infatti, come già visto nel capitolo 6, nel caso del test di Proof X del SN#1, si è osservato dall'analisi tomografica, lo scollamento nel punto P1 tra inserto in alluminio e laminato composito, indicato come "Rottura R1". Si ritiene improbabile che tale cedimento sia avvenuto prima della Rottura R2, seppur non impossibile. Resta invece confermato che il SN#2, analizzato con tomografia dopo il cedimento nel test 8Ch, presentava la rottura R2, ma risultava integro nella zona del punto P1.

10.1 Tomografia

La scansione con tomografia computerizzata (TC), nota anche come scansione industriale, si basa sulla tecnologia radiografica che fornisce una tecnica di test ideale per individuare e misurare dettagli volumetrici in tre dimensioni. La capacità dei raggi X di penetrare attraverso densità variabili consente ai risultati dell'ispezione TC di fornire una caratterizzazione fisica non distruttiva delle caratteristiche interne e delle strutture di una parte o componente.

La scansione TC industriale è in grado di analizzare in maniera precisa i dati interni su campioni metallici e non metallici, materiali solidi e fibrosi, oggetti lisci o con superficie irregolare.

La tomografia computerizzata è necessaria quando si sta cercando di valutare, analizzare o testare le caratteristiche interne e/o esterne di un componente senza distruggere l'oggetto. Essa è generalmente necessaria durante cinque diverse fasi di produzione:

1. **Pre-produzione** – progettazione e analisi;
2. **Produzione** – per valutare la coerenza;
3. **Indagine sugli errori** – per individuare i difetti;
4. **Ispezione del lotto** – test di ripetibilità;
5. **Reverse engineering** – adeguamento del design o ricerca e sviluppo.

I tipi più comuni di apparecchiature TC industriali sono:

- **Pencil Beam Systems** – il fascio di raggi X viene concentrato in una matita e la dimensione effettiva dei pixel diventa la dimensione del fascio sull'area del detector. Il fascio viene traslato sull'oggetto che è ruotato dopo ogni passaggio, oppure il fascio di raggi x ed il detector vengono traslati e ruotati attorno all'oggetto per creare profili di sezione lineari. Se si desidera un set di dati tridimensionale, l'oggetto o il fascio devono sollevarsi in modo da generare più sezioni. Il vantaggio di questo metodo è la semplicità del detector, con lo svantaggio principale dei tempi di scansione che sono lunghi;
- **Sistemi Fan-Beam** – il fascio di raggi X viene concentrato su una ventola e rilevato da un insieme di detector lineari. La dimensione dei pixel è definita dalla larghezza del fan-beam sull'altezza del detector (in verticale) e dal passo dell'elemento del detector (in orizzontale). I profili lineari vengono acquisiti mentre l'oggetto o il fascio ruotano. Se sono necessari dati 3D, l'oggetto o il fascio devono sollevarsi per acquisire più sezioni. Il vantaggio di questo metodo è rappresentato dai tempi di scansione più rapidi rispetto ai sistemi a pencil beam, con lo svantaggio principale dei lunghi tempi di scansione per i dati 3D.
- **Sistemi Cone-Beam** – il fascio di raggi X viene solitamente concentrato su una parte o sull'intera area attiva di un insieme di detector bidimensionali, le immagini 2D complete vengono acquisite mentre l'oggetto o il fascio ruotano. In questo modo vengono generate più fette senza la necessità di elevazioni. Il vantaggio principale di questa tecnica è la velocità, con lo svantaggio principale di aumentare la dispersione a causa di un campo visivo più ampio.

10.1.1 TOMOGRAFIA LEVA SN#1. Sulla leva #SN1 è stata eseguita:

- **una tomografia prima della prova sperimentale Proof X sulla leva integra** - di seguito è riportato l'esito della tomografia:
 1. c'è un'elevata porosità dell'incollaggio tra i semigusci superiore ed inferiore nella zona P2;

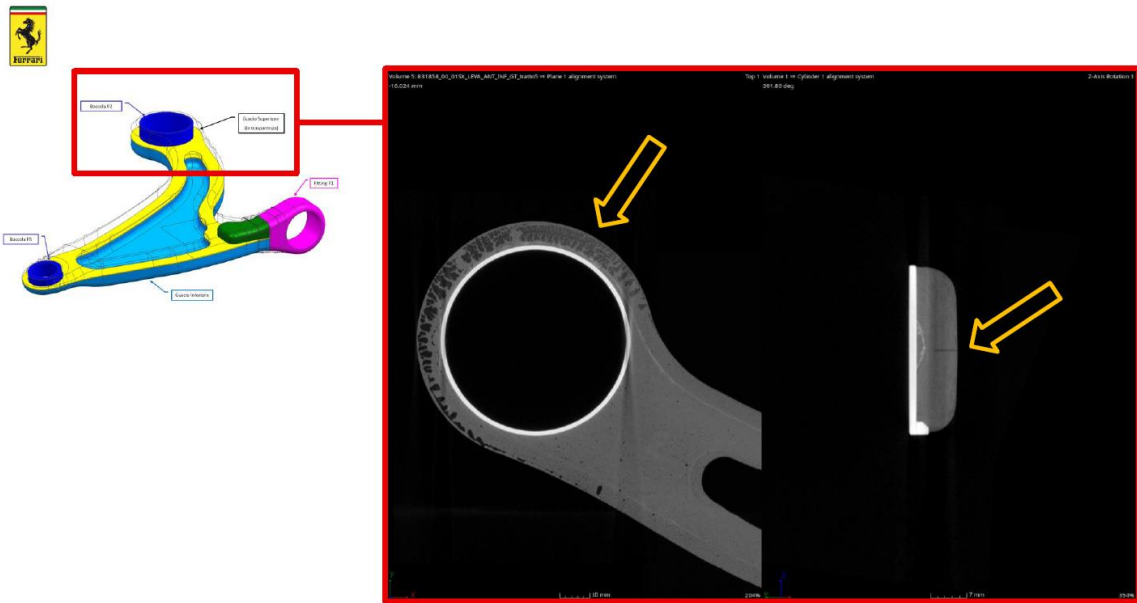


Figura 88. Esito tomografia leva integra zona punto 2

2. ci sono dei vuoti nella zona P5;

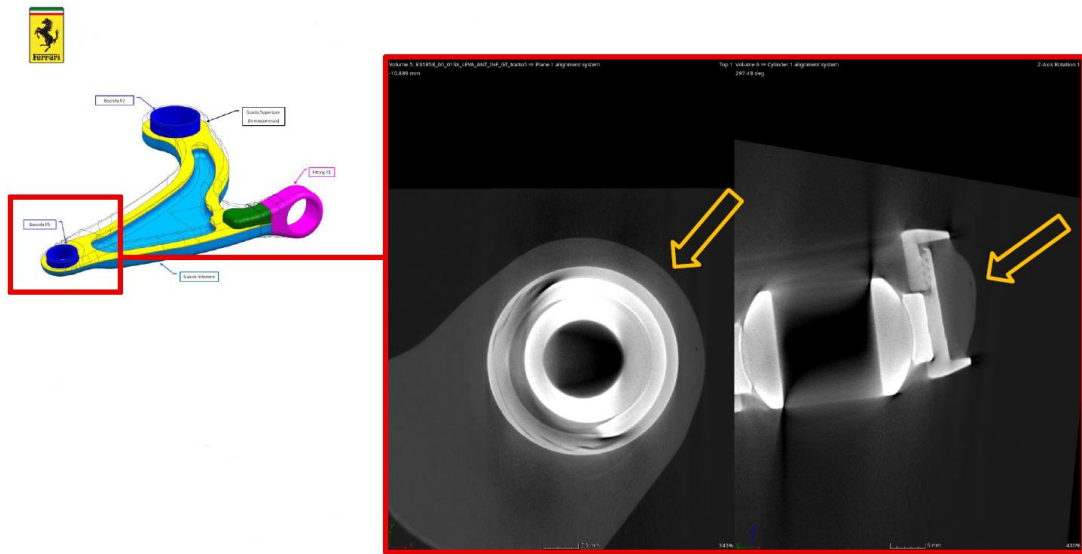


Figura 89. Esito tomografia leva integra zona punto 5

3. sono presenti delle cuspidi sull'inserto in alluminio nella zona P1.

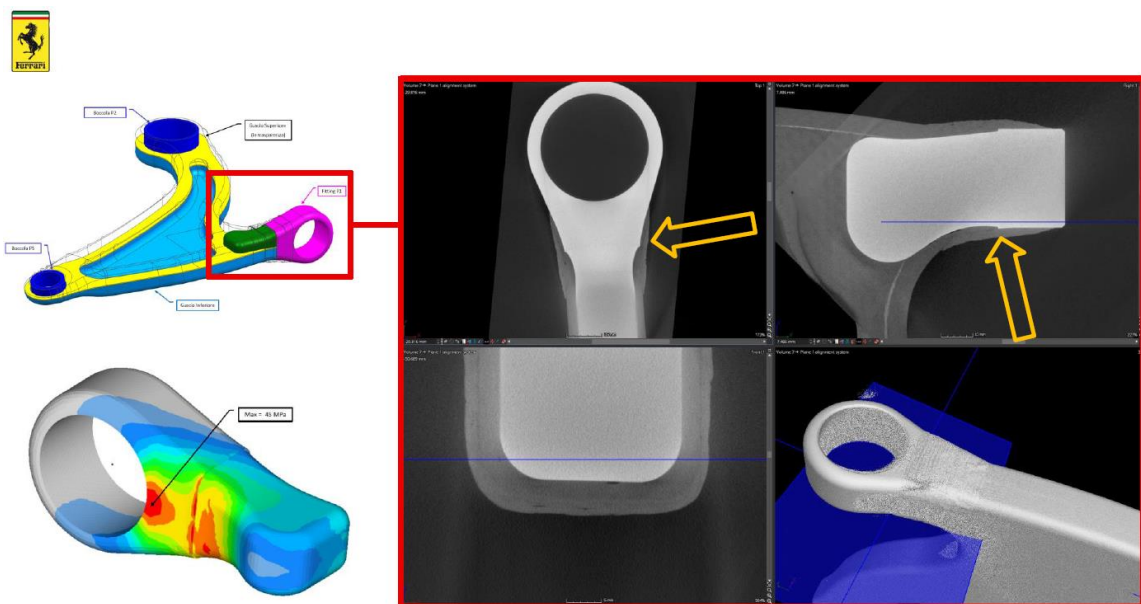


Figura 90. Esito tomografia leva integra zona punto 1

- una tomografia dopo la prova sperimentale Proof X sulla leva post rottura - di seguito è riportato l'esito della tomografia:
 1. rottura punto 2;

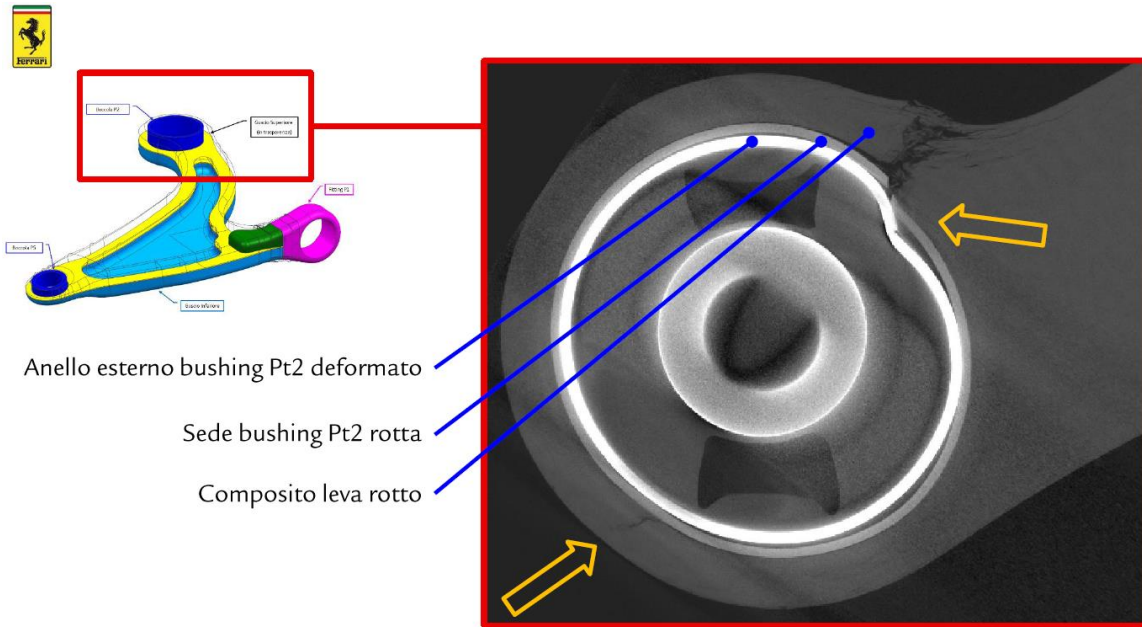


Figura 91. Esito tomografia - dettaglio rottura punto 2

2. scollamento parziale inserto in alluminio nella zona punto 1.

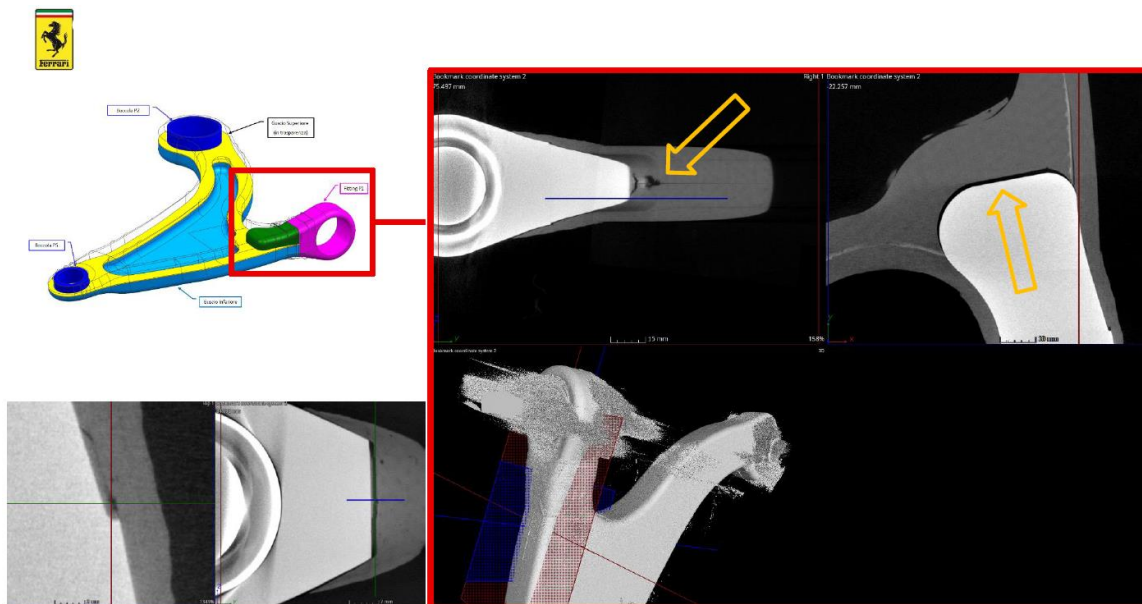


Figura 92. Esito tomografia - dettaglio scollamento punto 1

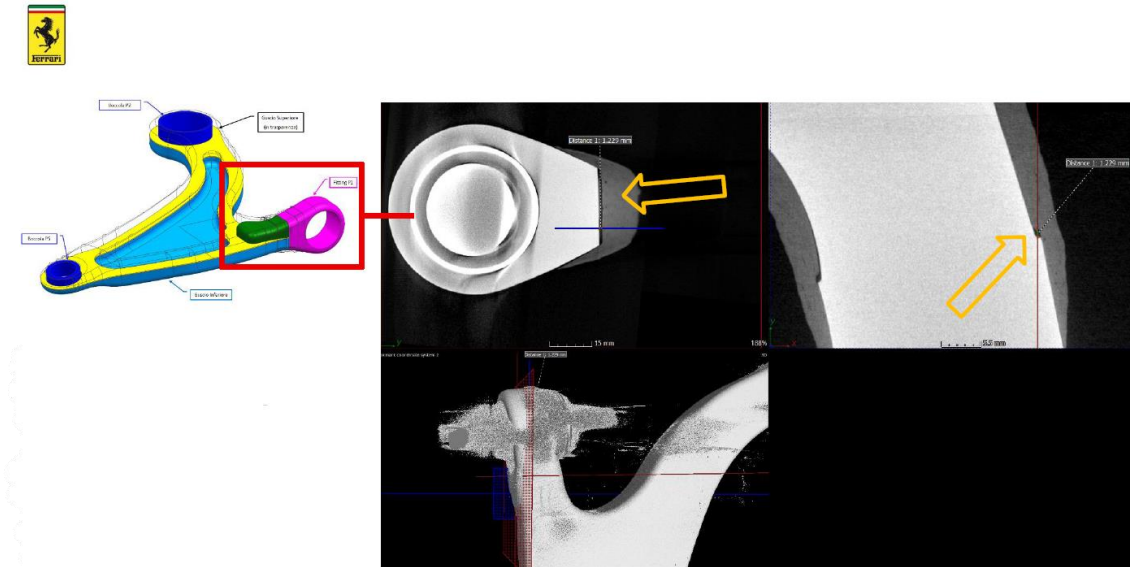


Figura 93. Esito tomografia - dettaglio scollamento punto 1

Dalla tomografia post – rottura si può osservare che, durante la prova, si è verificato lo scollamento dell’inserto di alluminio nella zona 1.

10.2 Comportamento meccanico dei giunti adesivi

Il comportamento meccanico di un giunto adesivo è determinato dalle proprietà meccaniche dei materiali da assemblare e dell’adesivo, dall’efficienza del contatto interfacciale, dal tipo di condizione di carico, dalla presenza di sforzi residui termoplastici e dalla morfologia del giunto. Ottenere un buon giunto incollato significa massimizzare la resistenza per una data superficie di incollaggio, in modo da ottimizzare l’efficienza, e ridurre al minimo le concentrazioni di sforzo. Nella realtà, un giunto incollato non presenta quasi mai una distribuzione uniforme delle sollecitazioni ed è importante considerare le concentrazioni degli sforzi in quanto il cedimento, solitamente, si ha in corrispondenza dei picchi di sforzo che superano la forza dell’adesione.

I picchi locali delle tensioni possono dipendere da:

- diversa deformazione tra adesivo e aderendi;
- coefficienti di dilatazione termica diversi;
- effetti di flessione dovuti allo spessore finito degli aderendi.

Se è vero che i picchi di sforzo non si possono eliminare, la scelta della configurazione ottimale e altri piccoli accorgimenti quali lo spessore degli aderendi, la lunghezza della sovrapposizione, la flessibilità degli adesivi possono, tuttavia, avere un'influenza sulla distribuzione delle sollecitazioni.

In figura vengono riportati i cinque tipi di sollecitazione che si possono avere nelle giunzioni incollate, in ordine: trazione, compressione, taglio, cleavage (strappamento) e peeling.

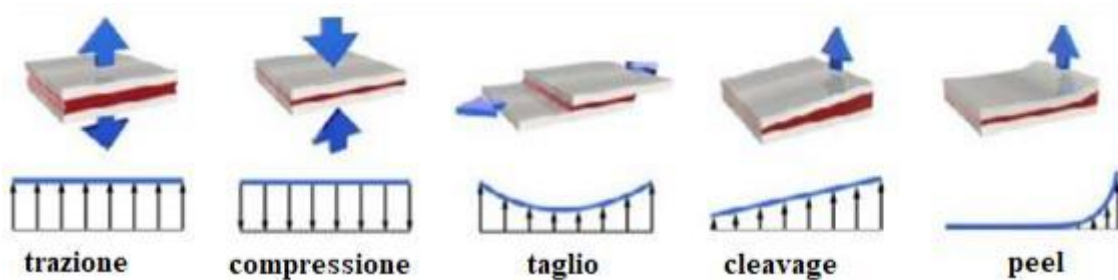


Figura 94. Tipologie di sollecitazione: trazione, compressione, shear, cleavage e peel

La trazione si ha quando le forze agiscono perpendicolarmente al piano del giunto e sono distribuite sull'area di sovrapposizione in maniera uniforme. In caso di cedimento, questo parte dai bordi della giuntura propagandosi velocemente. Carichi diretti perpendicolarmente al giunto, ma nel verso opposto rispetto alla trazione, comprimono il giunto favorendo l'adesione dei substrati. Pertanto, un adesivo sottoposto a compressione cede più raramente a meno che non avvenga una rottura della struttura dell'adesivo nello strato di coesione. Il terzo caso in figura rappresenta lo sforzo di taglio o di pure shear; in questo caso le forze agiscono sul piano parallelo alla zona di giunzione separando gli aderendi. Lo sforzo di taglio è una modalità di

sforzo favorevole per la giunzione in quanto tutta la zona di sovrapposizione contribuisce alla forza della giuntura. Nel caso ideale di aderendi perfettamente rigidi, lo sforzo di taglio genererebbe una distribuzione uniforme delle sollecitazioni, nella realtà si ha un andamento come quello riportato in figura in cui gli sforzi maggiori si localizzano all'estremità dell'area di sovrapposizione a causa di substrati non perfettamente rigidi o della loro geometria. Il cleavage e il peeling sono sforzi simili causati da forze applicate ad una estremità del giunto e sono particolarmente indesiderati. Entrambi i fenomeni tendono ad aprire gli aderendi, ma in caso di peeling l'angolo di apertura può essere maggiore poichè si ha quando un aderendo è rigido e l'altro è flessibile o entrambi gli aderendi sono flessibili.

Per cui una struttura incollata può essere soggetta a diversi casi di carico. Quando una struttura ingegneristica, costituita da più materiali uniti in modo adesivo, viene caricata, a causa delle differenze nelle proprietà elastiche tra gli aderenti e l'adesivo, nonché per la possibile asimmetria geometrica nella struttura incollata, è improbabile che si verifichi un campo di sollecitazione uniforme. Da numerose analisi delle tensioni è stato dimostrato che la distribuzione delle sollecitazioni è piuttosto complicata e lo stato delle tensioni tende ad essere multiassiale. La figura successiva mostra le distribuzioni delle sollecitazioni di taglio e trazione per un giunto a sovrapposizione incollato.

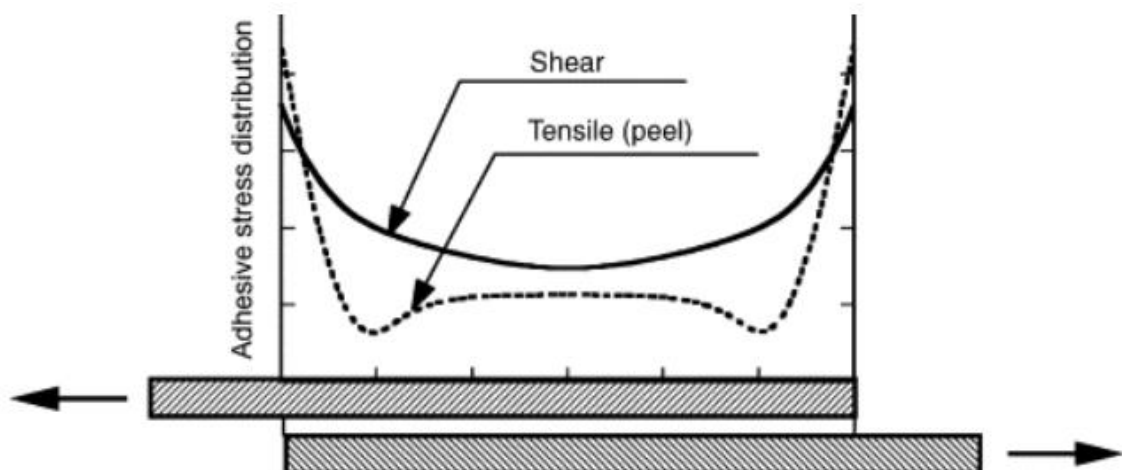


Figura 95. Schema di distribuzione delle tensioni nel giunto a sovrapposizione sotto carico

Elevate tensioni di peeling e taglio si verificano su entrambe le estremità della sovrapposizione del giunto, che sono considerate fattori di concentrazione delle sollecitazioni.

10.3 Prove sperimentali incollaggio

Per analizzare il problema dello scollamento nel punto 1, osservato tramite tomografia, Ferrari in collaborazione con SmartCae, ha commissionato delle prove sperimentali a Bercella.

Infatti, al fine di consolidare il dimensionamento strutturale della giunzione nel punto 1 della leva sospensione in composito, è necessario supportare con test dedicati i valori di resistenza, assunti fin qui su basi di letteratura, per gli adesivi strutturali impiegati nella costruzione del componente.

In particolare, nella zona P1 sono presenti i seguenti giunti adesivi:

- A. Giunzione secondaria con adesivo EA-9394 fra inserto in lega di alluminio e gusci in composito, curati e lavorati di macchina;
- B. Giunzione realizzata con laminazione a fresco su film adesivo di AF163-2K, collegata sia a componenti in composito (gusci in CFRP) che metallici (inserto in lega di alluminio);
- C. Giunto attraversato da un percorso di carico che sollecita, in parallelo, una giunzione di tipo A e una di tipo B.

I provini utilizzati per effettuare le prove sono stati determinati, tramite una serie di simulazioni FEM, in modo tale da:

- Essere relativamente semplici da costruire e da testare (test mono assiali, con livelli di carico compatibili con una macchina di prova capace di 100kN di tiro);

- Riprodurre, seppure in modo approssimato, le rigidzze assiali e flessionali degli aderendi nel contesto della leva;
- Evidenziare quanto una giunzione di tipo C (parallelo di A e B) è capace di incrementare il valore di resistenza rispetto ai giunti singoli;
- Permettere una calibrazione relativamente semplice di modelli matematici FEM degli stessi.

Quest'ultimo aspetto in particolare costituisce lo scopo principale della campagna di test, in quanto si vogliono determinare, per correlazione tra simulazione e prova fisica dei provini, i valori di resistenza locale (e quindi non in termini di valor medio, come ad esempio possibile con test standard ASTM-D1002) delle tre tipologie di giunzione sopra descritte. Tali valori di stress (combinazioni di taglio e peeling) saranno utilizzati per validare il dimensionamento dei giunti.

Per quanto riguarda i provini di tipo A e C vengono proposte due tipologie di provini, tra le quali la scelta potrà essere effettuata di concerto con il laboratorio di prova in considerazione di esigenze pratiche ed economiche. I provini sono definiti attraverso geometria CAD 3D semplificate.

Le caratteristiche dei provini sono le seguenti:

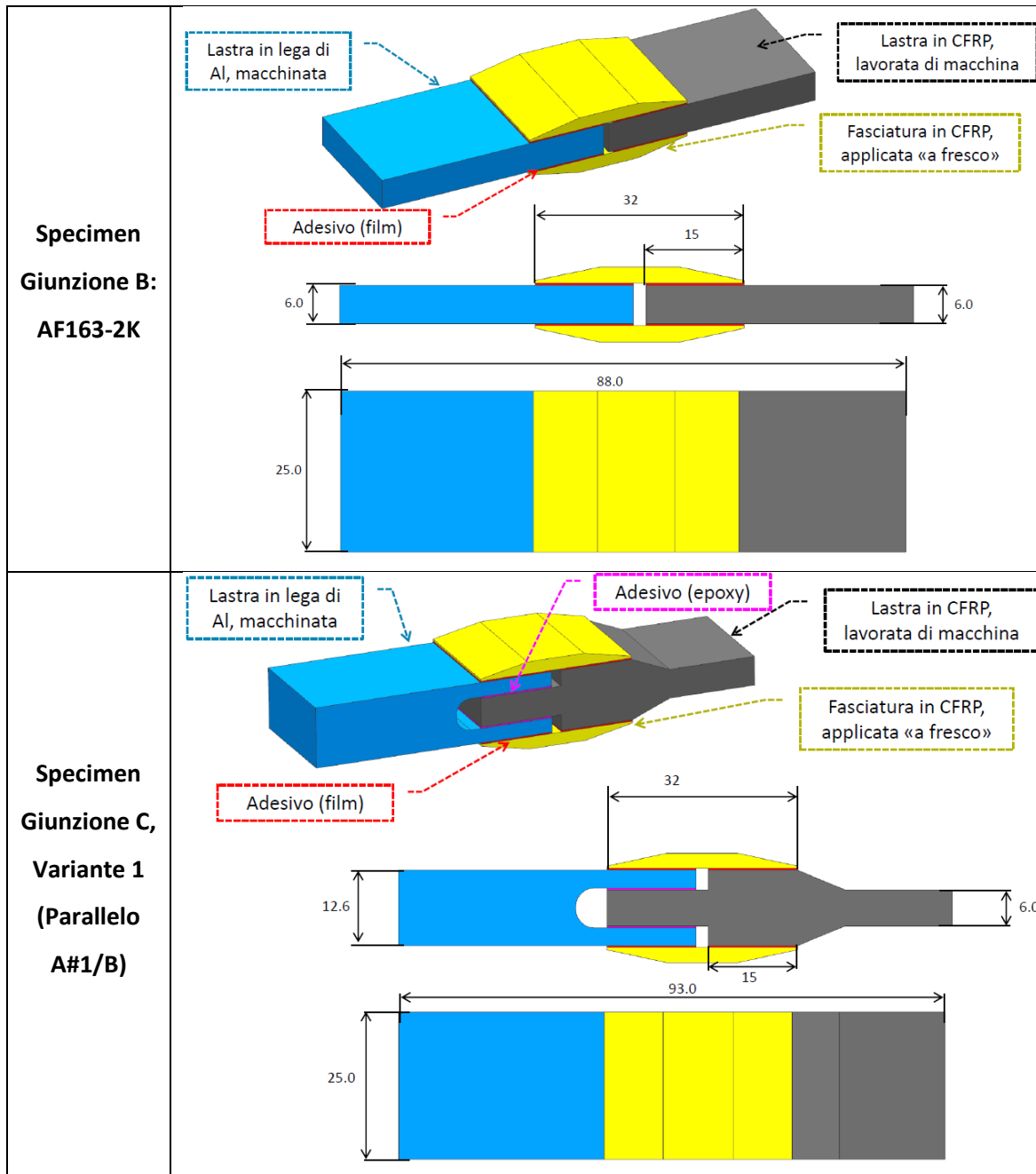
- **materiale aderendo alluminio** = A7075 T7351;
- **aderendi in composito curati e lavorati di macchina per incollaggio secondario**
 - layup simile a leva:
 - tessuto T1000 (CIT CC 280 T1000 ER450) 0/90 = 40%;
 - tessuto T1000 +/-45 = 40%;
 - UD T1000 (C 124 T1000 UD ER450 36%) a 0° = 20%.
- **fasciatura in composito, laminata a fresco su film adesivo:**
 - 8 ply tessuto T1000 [0/45/0/45]_s, larghezza a scalare;
- **adesivo in film AF163-2K** - spessore nominale = 0.3mm;
- **adesivo epossidico EA-9394** - spessore nominale = 0.3mm.

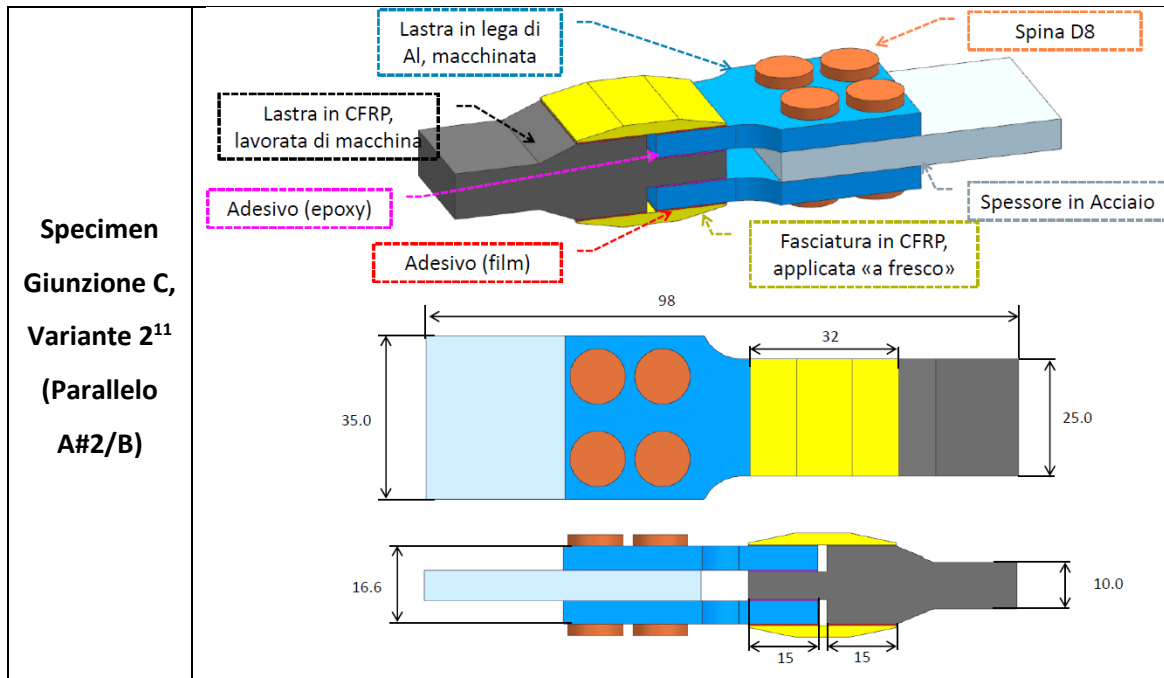
Nella tabella successiva sono riportati i provini realizzati:

Tabella 43. Provini per prove sperimentali

<p>Specimen Giunzione A (variante 1): EA-9394 -#1</p>	
<p>Specimen Giunzione A (variante 2¹⁰): EA-9394-#2</p>	

¹⁰ La variante 2 è la realizzazione pratica della variante 1 per permettere l'incollaggio





10.4 Test sperimentale incollaggio inserto punto 1 (bonding_p.to1)

Mi concentro sulla giunzione di tipo A, variante 1, con adesivo EA-9394 fra inserto in lega di alluminio e gusci in composito.

¹¹ La variante 2 permette di eseguire fisicamente l'incollaggio.

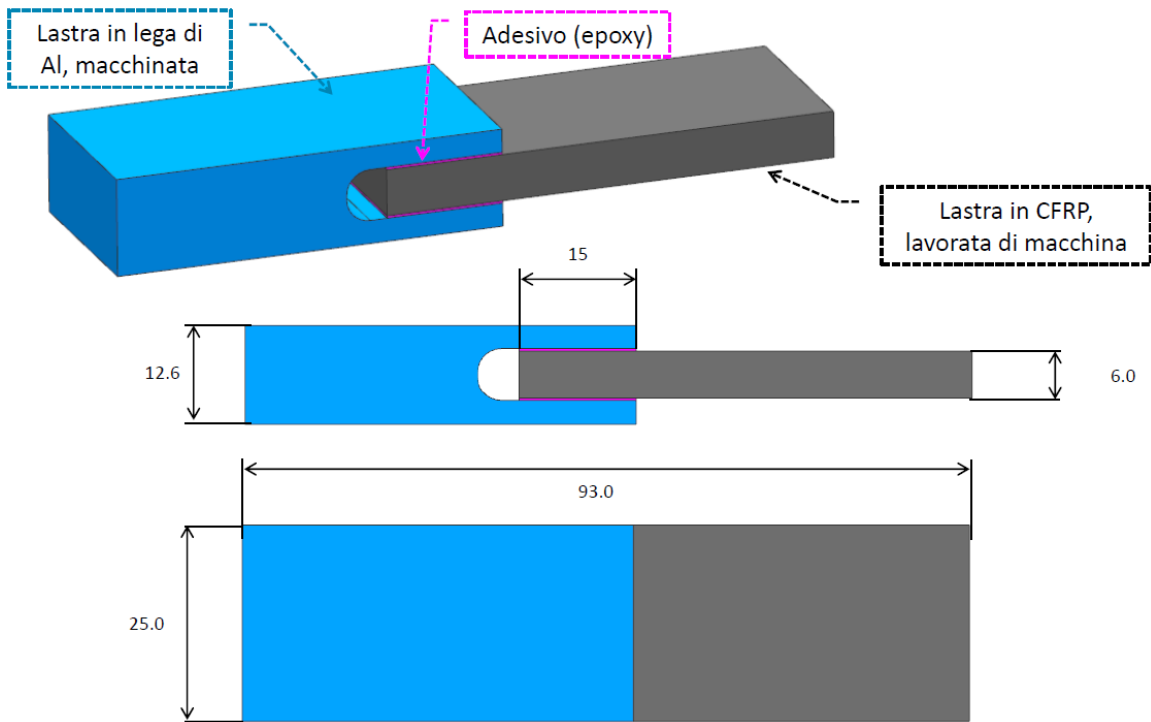


Figura 96. Provini giunzione A variante 1

Confrontando la tensione che ha portato allo scollamento nei provini durante i test sperimentali, con le tensioni raggiunte nel componente colla (bonding_p.to1) all'interno del modello agli elementi finiti, è possibile avere un'indicazione sull'eventuale inizio dello scollamento, cioè definire se quest'ultimo si innesca in qualche elemento.

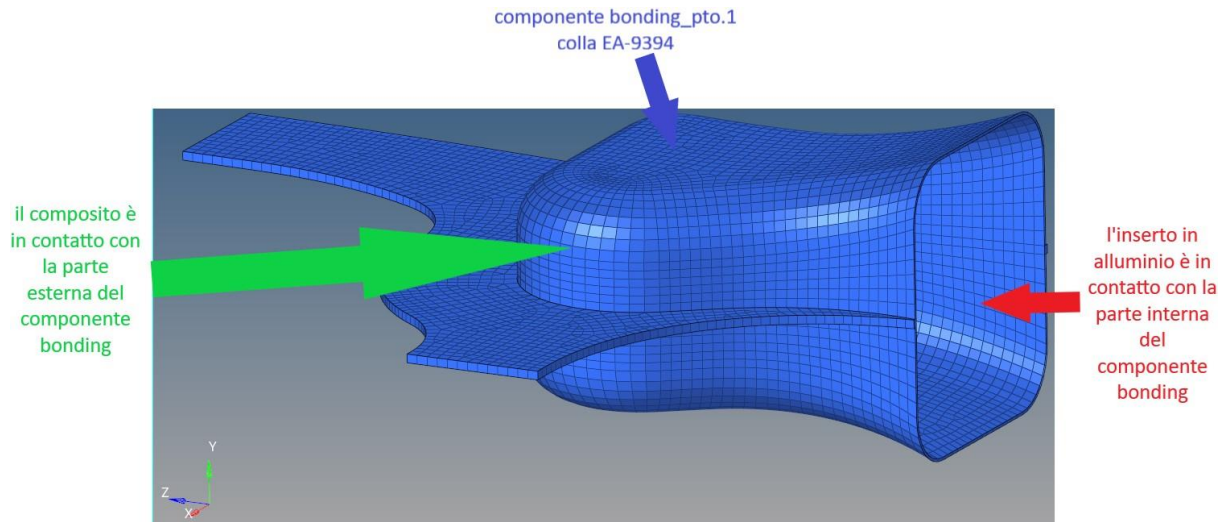


Figura 97. Componente bonding nel punto 1 del modello agli elementi finiti della leva sospensione

Il test sperimentale ha fornito i seguenti dati:

Series	A_B	P_{MAX}	$\tau_{MAX} = \tau_{AMMISSIBILE-MEDIO} = P_{MAX} / A_B$
n = 5	mm ²	N	MPa
x	778,2	17553,406	22,446
s	55,4	3328,743	2,813
v [%]	7,12	18,96	12,53

La tensione ammissibile ottenuta dalla prova sperimentale è un valore di sollecitazione medio, quindi raffrontabile con il calcolo manuale. Purtroppo, tale tensione non è confrontabile direttamente con i valori ottenuti nell'incollaggio (bonding) del modello agli elementi finiti della leva. Infatti, dal FEM ricavo i valori di tensione massima, cioè le tensioni corrispondenti ai picchi della curva e quindi più alta rispetto alla tensione media.

- $tensione_{media} = \frac{F}{A_{riferimento}} \rightarrow$ da confrontare con $\frac{F}{A_{applicativo}}$;
- $tensione_{max} \rightarrow$ locale da FEM (si ha ai bordi).

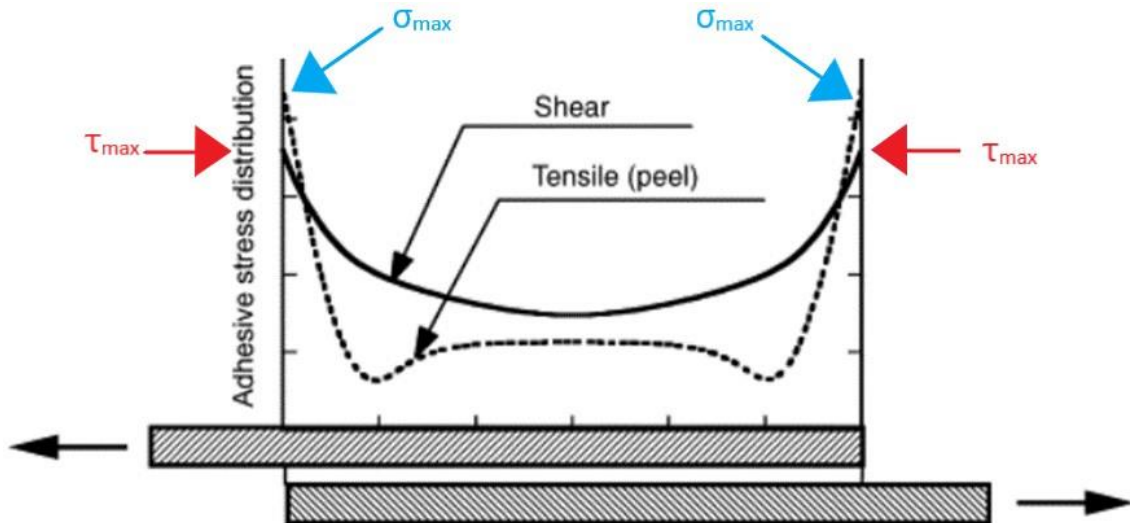


Figura 98. Schema di distribuzione delle tensioni nel giunto a sovrapposizione sotto carico

Per il confronto con le tensioni del modello della leva è quindi necessario calcolare le tensioni massime raggiunte nella prova sperimentale. A tal proposito, realizzo un modello agli elementi finiti che possa simulare il test eseguito con i provini.

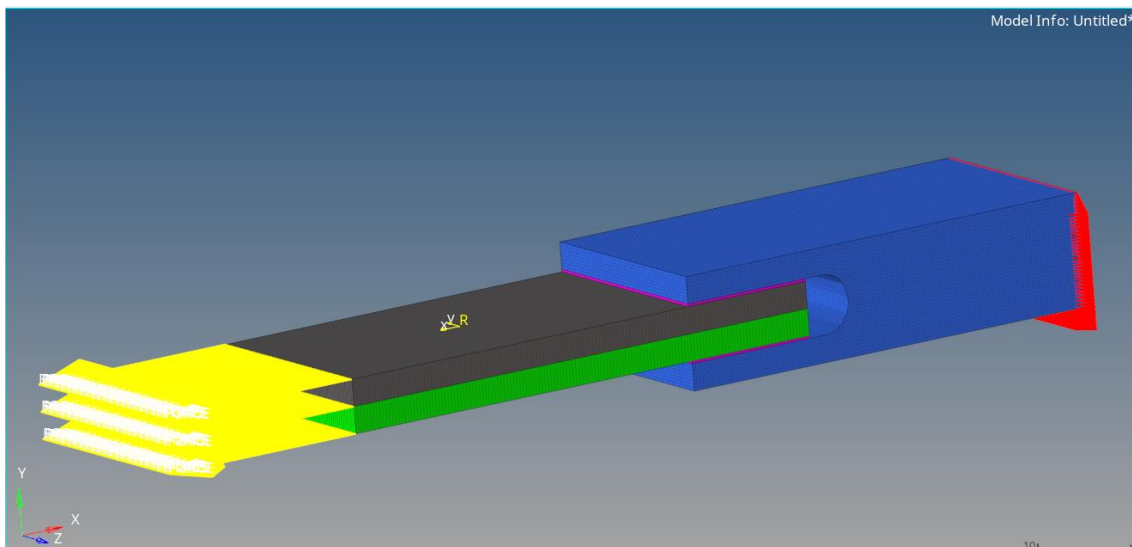


Figura 99. Modello agli elementi finiti per simulazione test rottura incollaggio tramite provini

Nel modello FEM la lastra di composito è divisa in due componenti con layup simmetrico e meshati con elementi esaedrici a otto nodi (CHEXA), in modo da essere

simile al modello della leva. Il layup della semi-lastra grigia superiore è definito rispetto ad un sistema di riferimento locale con la z entrante nella lastra, il layup della semi-lastra verde inferiore è definito rispetto ad un sistema di riferimento locale con la z invertita rispetto al sistema precedente e sempre entrante nella lastra.

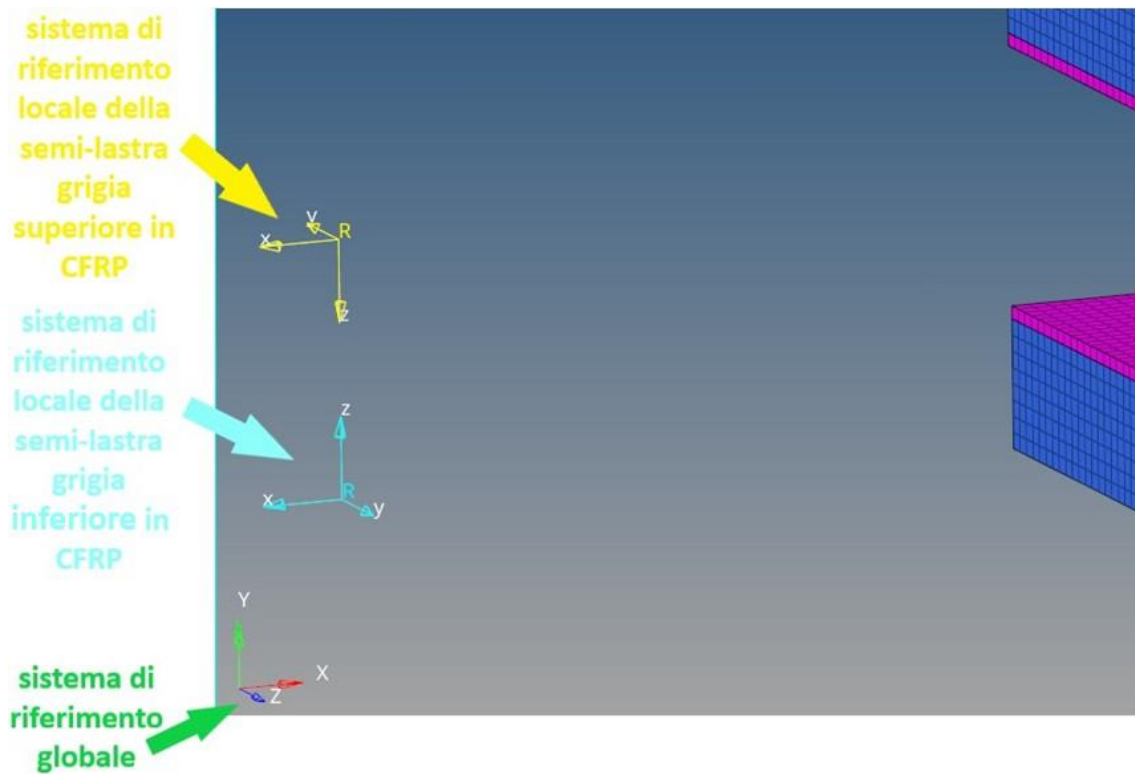


Figura 100. Sistemi di riferimento modello provini

La laminazione delle lastre di composito è ispirata a quella della leva ma rispettando le % dei layer dei provini. Nella tabella sotto sono riportate le informazioni sui layer scelti per laminare ciascuna semi-lastra di composito:

Tabella 44. Semi-layup composito

ID	MID	T	THETA
1	1 ↕ (60) MAT9ORT_60	0.3	45.0
2	2 ↕ (59) MAT9ORT_59	0.15	0.0
3	3 ↕ (59) MAT9ORT_59	0.15	0.0
4	4 ↕ (59) MAT9ORT_59	0.15	0.0
5	5 ↕ (60) MAT9ORT_60	0.3	0.0
6	6 ↕ (59) MAT9ORT_59	0.15	0.0
7	7 ↕ (60) MAT9ORT_60	0.3	90.0
8	8 ↕ (60) MAT9ORT_60	0.3	45.0
9	9 ↕ (60) MAT9ORT_60	0.3	90.0
10	10 ↕ (60) MAT9ORT_60	0.3	45.0
11	11 ↕ (60) MAT9ORT_60	0.3	90.0
12	12 ↕ (60) MAT9ORT_60	0.3	45.0

Imposto un'analisi di tipo lineare e utilizzo, per modellare i provini di colla, il materiale MAT1 (materiale lineare), questo perché, nonostante sia più corretto impostare un materiale non lineare per la colla, in modo da ottenere risultati più precisi, il modello deve essere coerente con quello completo della leva. In quest'ultimo, per l'incollaggio, è stato utilizzato un materiale lineare e quindi faccio lo stesso nel modello con i provini.

Tabella 45. Caratteristiche incollaggio nei modelli agli elementi finiti

COMPONENTE	PROPRIETÀ	MATERIALE	MODULO DI ELASTICITÀ [MPa]	MODULO DI TAGLIO [MPa]	DENSITÀ
Bonding (modello leva)	PSOLID	MAT1	3500	1461	1.2E-09
Adesivo (modello provini)	PSOLID	MAT1	3500	1461	1.2E-09

Alla lastra di alluminio applico dei vincoli di tipo "SPC" per fissarne l'estremità. Questo è un comando di Optistruct che può essere utilizzato per selezionare un insieme di vincoli a punto singolo. I vincoli presenti in questo modello bloccano i 6 gradi di libertà di tutti i nodi dell'estremità del componente in alluminio.

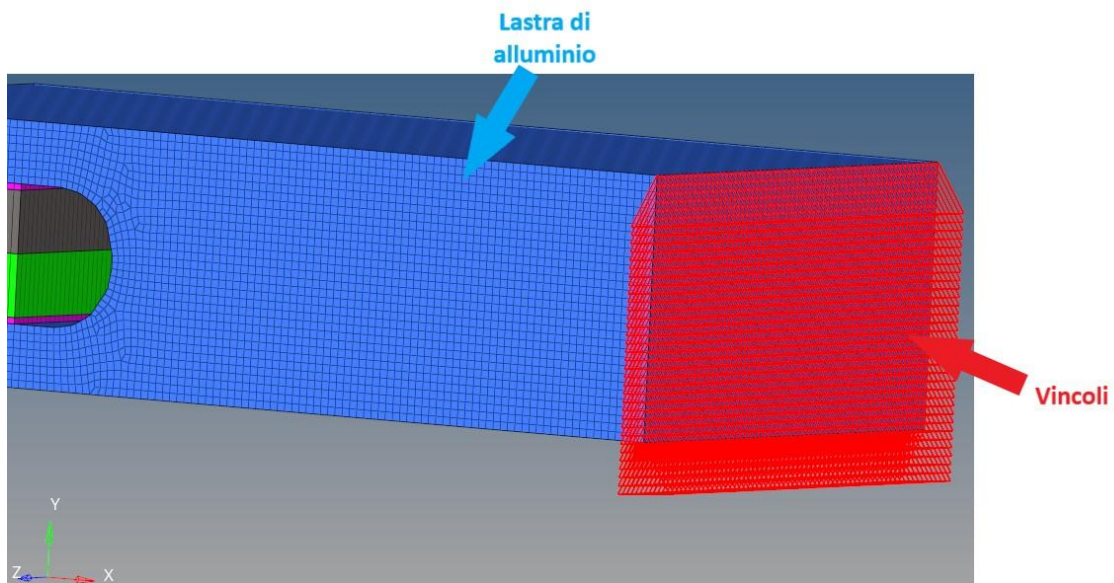


Figura 101. Vincoli applicati all'estremità del componente in alluminio

La forza è applicata alla lastra di composito in direzione assiale ed è di tipo "FORCE". Questa è una card di Optistruct che definisce una forza statica in un punto della griglia o un SET di punti della griglia specificando un vettore.

Il carico è quello fornito dal test sperimentale $P = 17553 \text{ N}$, ma deve essere equamente ripartito in un numero di componenti pari al numero di nodi presenti all'estremità della lastra di composito.

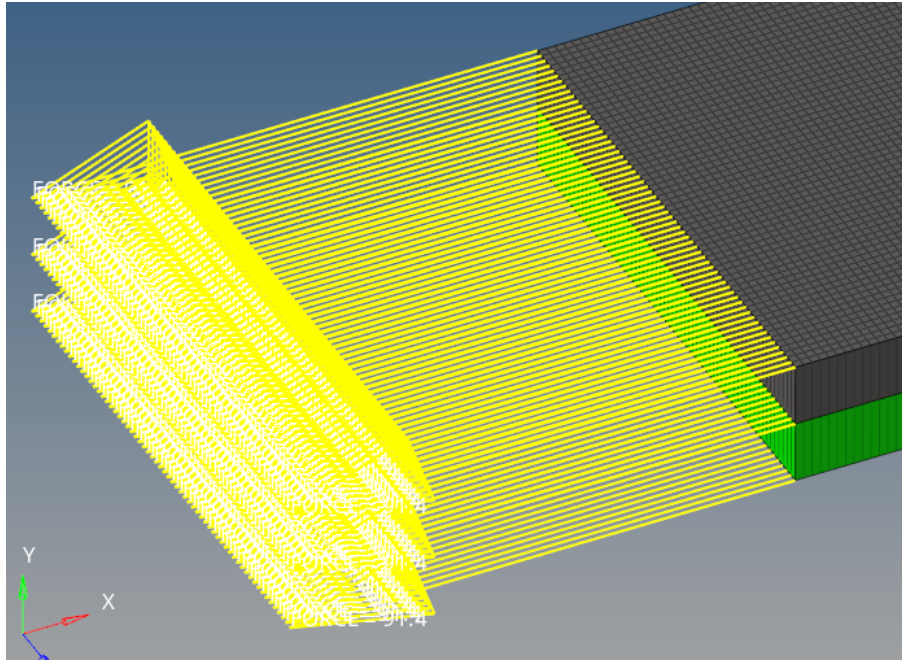


Figura 102. Forza applicata all'estremità della lastra di composito

In teoria le componenti del carico, applicate in ciascun nodo di estremità del composito, non sono tutte uguali, ma il loro “peso” dipende dal numero di elementi collegati al nodo di applicazione. Infatti, si suppone che ciascun elemento riceva in parti uguali la forza applicata al nodo. Nella figura seguente sono riportati i “pesi” da considerare nella suddivisione del carico in componenti:

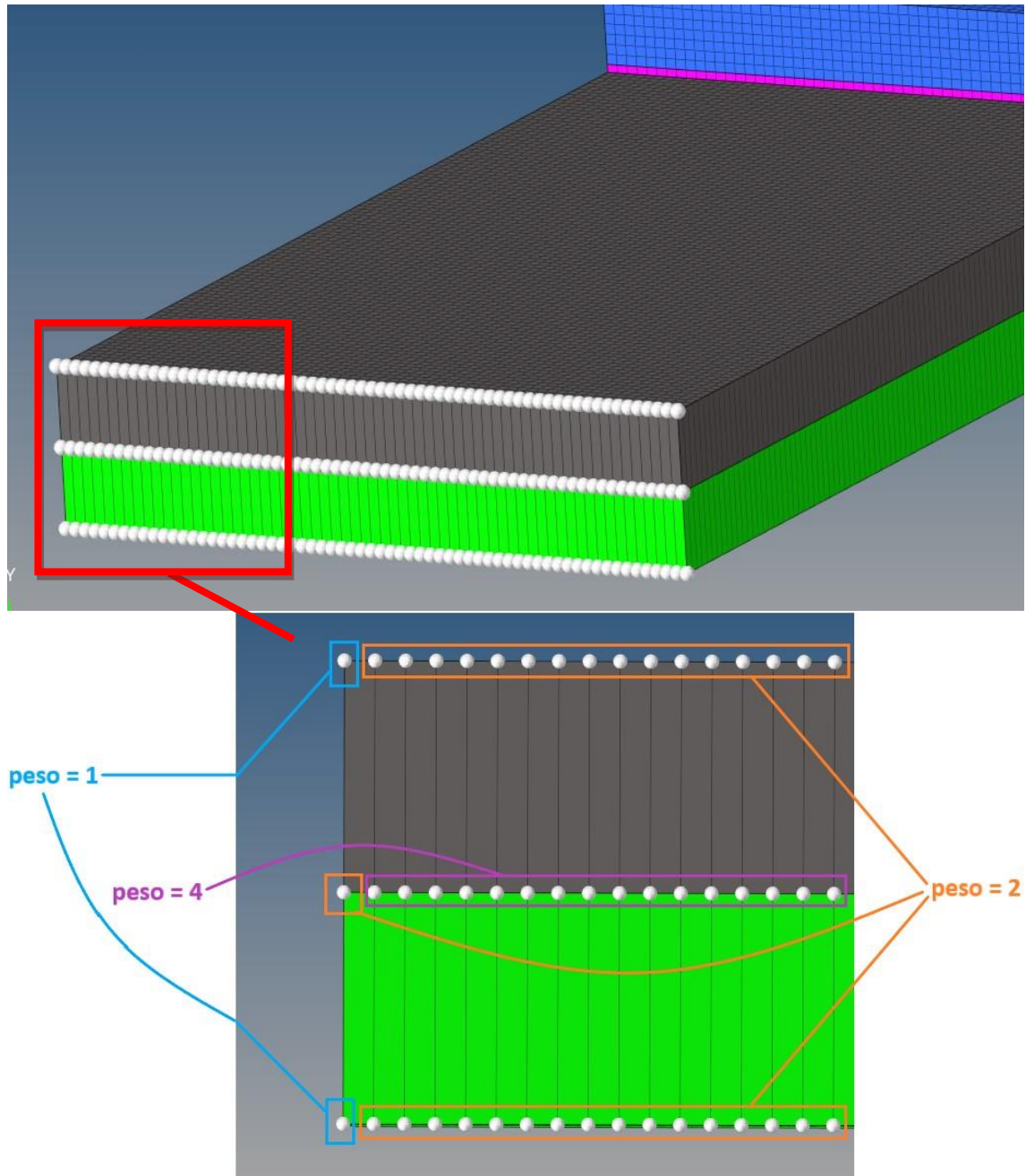


Figura 103. Pesi da assegnare alle componenti del carico in funzione del nodo sul quale intervengono

Per cui nei quattro nodi degli angoli deve essere applicata una componente di carico pari a $\frac{1}{4}$ rispetto alla componente da applicare nei nodi centrali. Nei nodi inferiori e superiori deve essere applicata una componente pari a $\frac{1}{2}$ rispetto a quelle centrali.

Questa considerazione sarebbe valida per elementi tutti uguali, ma, con una mesh così sbilanciata per geometria e laminazione, non può essere applicata. Pertanto, vista anche la maggior praticità per eventuali modifiche future da apportare alla forza, utilizzo delle componenti di carico uguali tra di loro. Questa scelta è giustificata dal fatto che, la zona di contatto che ci interessa è a una distanza tale, dal punto di applicazione della forza, che gli elementi a ridosso dell'incollaggio non risentono della modalità di ripartizione del carico tra i vari nodi. Nella figura seguente possiamo vedere che la distribuzione di tensioni è influenzata dalle componenti di carico solo a ridosso della zona di applicazione di quest'ultimo:

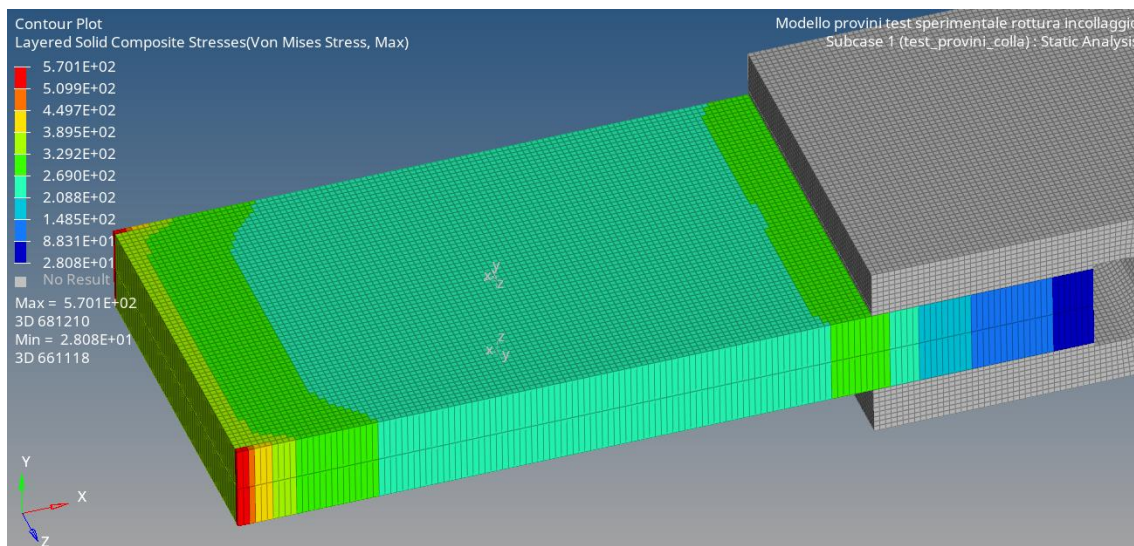


Figura 104. Distribuzione di tensione nel laminato composito

Nel modello non utilizzo contatti di tipo "FREEZE", né all'interfaccia colla – alluminio, né all'interfaccia colla – composito. Questo perché ho meshato le geometrie in maniera tale che la colla abbia gli elementi affacciati con entrambi i componenti aderenti, cioè che condivida i nodi con questi. Preparato il modello eseguo la run con Optistruct.

Quando si trazionano due aderenti collegati tramite della colla interposta, per analizzare la resistenza dell'adesivo solitamente si considerano due ammissibili separati:

- la tensione ammissibile a trazione;
- la tensione ammissibile a taglio.

Per questo motivo vado ad osservare nel sistema locale elemento (che sarà considerato da qui in avanti):

- **la tensione normale σ_{zz}** - che ci interessa solo a trazione (valori positivi);
- **la tensione di taglio trasversale totale $\tau_{trasversale}$** - che è così definita:

$$\tau_{trasversale} = \sqrt{(\tau_{zx})^2 + (\tau_{yz})^2}.$$

10.4.1 SISTEMA DI COORDINATE DELL'ELEMENTO CHEXA. L'elemental system per l'elemento "CHEXA" è definito scegliendo tre vettori intermedi R, S e T sulla base delle seguenti regole:

- **R** - unisce i baricentri delle facce descritte dai punti della griglia G4, G1, G5, G8 e i punti della griglia G3, G2, G6, G7;
- **S** - unisce i baricentri delle facce descritte dai punti della griglia G1, G2, G6, G5 e i punti della griglia G4, G3, G7, G8;
- **T** - unisce i centroidi delle facce descritte dai punti della griglia G1, G2, G3, G4 e i punti della griglia G5, G6, G7, G8.

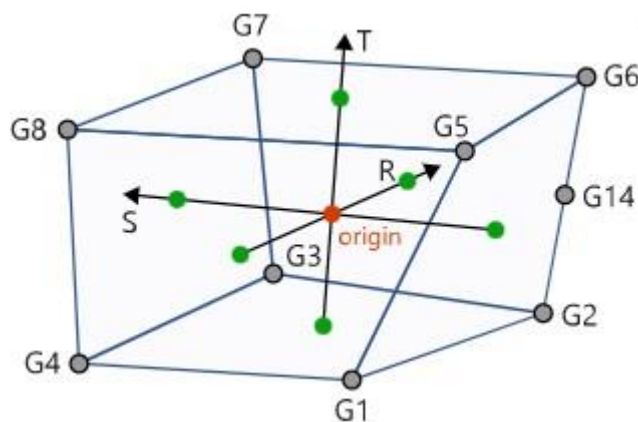


Figura 105. Sistema di coordinate dell'elemento CHEXA

L'origine del sistema di coordinate dell'elemento è all'intersezione di questi tre vettori. Se i vettori non si intersecano tutti in un punto, viene utilizzata la posizione media dei punti di intersezione. Gli assi sono così definiti:

- l'asse z corrisponde al vettore T;
- l'asse y è il prodotto incrociato dei vettori T e R;
- l'asse x è il prodotto incrociato dell'asse y e dell'asse z.

10.4.2 RISULTATI SIMULAZIONE TEST SPERIMENTALE ROTTURA INCOLLAGGIO. Di seguito sono mostrati i risultati ottenuti sul provino dell'adesivo epossidico EA-9394.

10.4.2.1 Tensione normale

TEST ROTTURA INCOLLAGGIO

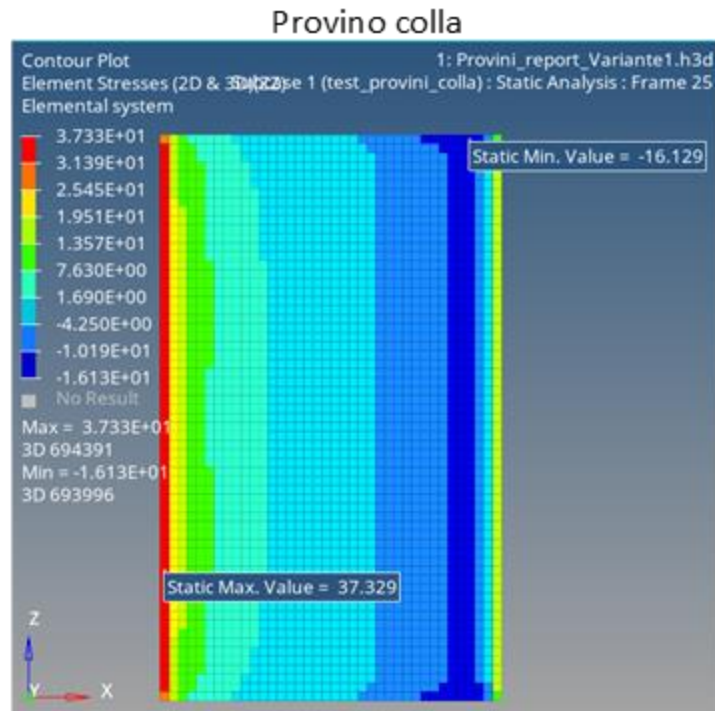


Figura 106. RESULT TYPE: ELEMENT STRESSES (2D&3D) - ZZ in Elemental system

$$\begin{aligned} \sigma_{\max} &= 37.3 \text{ MPa} \\ \sigma_{\min} &= -16.1 \text{ MPa} \end{aligned} \quad \rightarrow \quad \sigma_{\text{amm}} = 37 \text{ MPa}$$

La massima tensione normale di trazione nel sistema elemento viene scelta come σ_{amm} .

10.4.2.2 Tensione di taglio

TEST ROTTURA INCOLLAGGIO

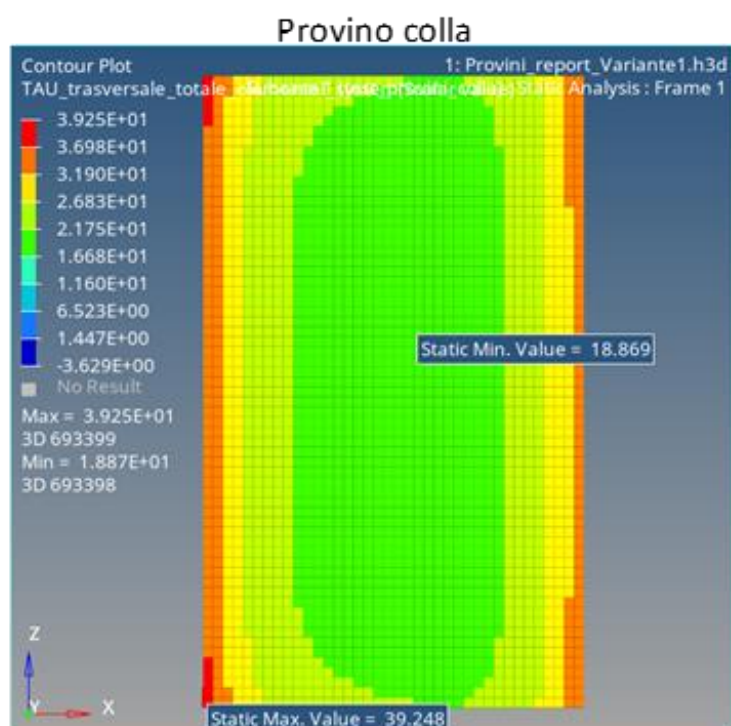


Figura 107. RESULT TYPE: ELEMENT STRESSES (2D&3D) - τ trasversale in Elemental system


$$\begin{aligned} \tau_{\max} &= 39.2 \text{ MPa} \\ \tau_{\min} &= 18.8 \text{ MPa} \end{aligned} \quad \rightarrow \tau_{\text{amm}} = 39 \text{ MPa}$$

La massima tensione di taglio nel sistema elemento viene scelta come τ_{amm} .

10.4.3 CALCOLO $\tau_{\text{trasversale}}$ CON HYPERVIEW. La tensione di taglio trasversale totale è definita come:

$$\tau_{trasversale} = \sqrt{(\tau_{zx})^2 + (\tau_{yz})^2}$$

Per osservare questo risultato in Hyperview (come visto nel paragrafo precedente) è necessario combinare la τ_{zx} e la τ_{yz} .

In questo software è possibile creare risultati derivati tramite il pulsante  "Derived Results" sulla barra degli strumenti, questo apre la finestra del comando "Expression Builder".

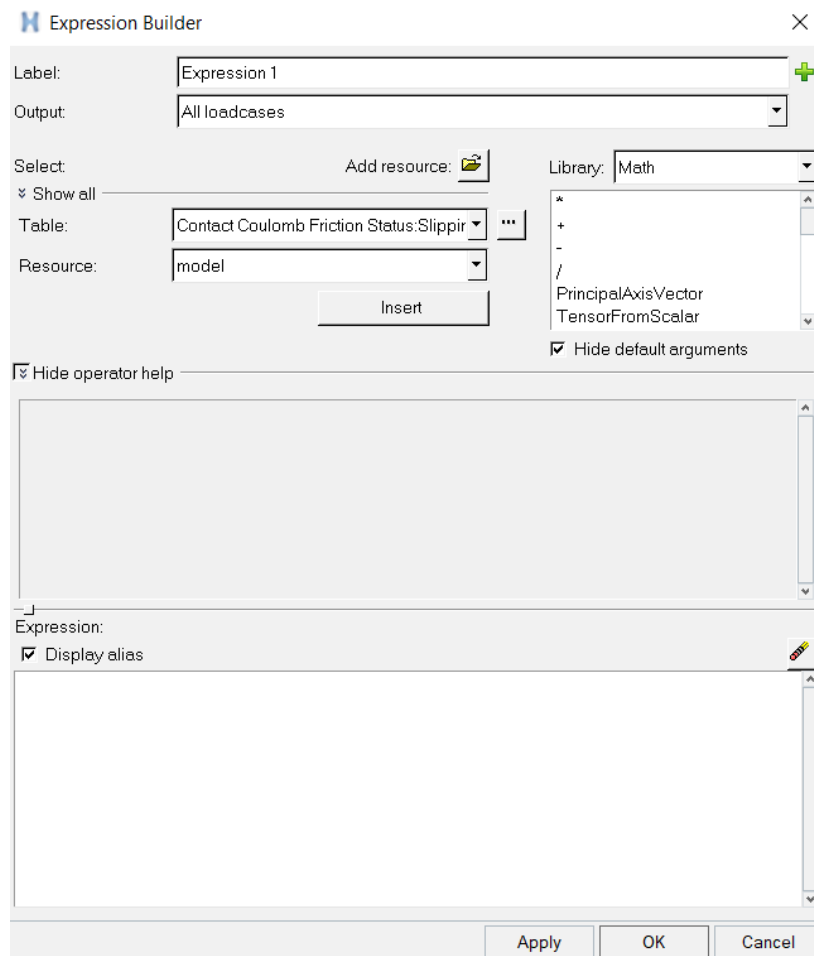


Figura 108. Finestra del comando "Expression Builder".

Il Generatore di espressioni di risultati derivati è un'interfaccia utente grafica che consente di eseguire operazioni matematiche sui risultati scalari e tensoriali disponibili nel file dei risultati. Queste espressioni utilizzano una sintassi in stile Tempex

semplificata che viene analizzata in istruzioni XML e che vengono quindi trasmesse a “Result Math” per l'elaborazione.

In “Label” si definisce il nome dei dati da generare e deve essere univoca per l'analisi. In “Output” è possibile definire se i nuovi risultati si riferiscono a tutti i casi di carico o si limitano a quello corrente. Il testo dell'espressione è composto da operatori e argomenti presenti in “Table”. Il testo dell'espressione viene analizzato nel modulo XML equivalente e passato a “Result Math”. I nuovi dati creati dall'utente vengono quindi aggiunti al subcase scelto e resi disponibili per la selezione in qualsiasi pannello di post-elaborazione all'interno di HyperView.

Purtroppo “Expression Builder” può eseguire operazioni solo sui risultati visualizzati nel sistema di riferimento dell'analisi (analysis system), quindi, per calcolare $\tau_{\text{trasversale}}$ nel sistema di riferimento dell'elemento (elemental system), è necessario seguire questi step:

1. visualizzare singolarmente in Hyperview, sul componente colla nel sistema di riferimento dell'elemento, i risultati:
 - Element Stresses (2D & 3D) – ZX;
 - Element Stresses (2D & 3D) – YZ;
2. esportare separatamente questi risultati dal percorso: File → Export → Model, in questo modo si ottengono 2 file in formato .h3d;
3. nella finestra “Expression Builder” importare i due file .h3d tramite il comando “add resource”, in questo modo vengono importati i due risultati di interesse nel sistema di riferimento dell'elemento rendendoli disponibili nella finestra “Table”;
4. scrivere l'operazione matematica nella zona “Expressions”.



Figura 109. Operazione matematica scritta nella zona "Expressions"

10.5 Verifica inizio scollamento nel punto 1 (bonding_p.to1)

Ottenute le tensioni ammissibili della colla, impiego il modello FEM della leva per simulare le prove sperimentali condotte sui prototipi con il fine di ricavare le tensioni massime raggiunte nel componente colla (bonding_p.to1). Infatti, confrontando tali tensioni con gli ammissibili ricavati dalla simulazione FEM del test di rottura dei provini, è possibile avere un'indicazione ingegneristicamente valida sull'innesco o meno dello scollamento.

Da qui in avanti i test sperimentali svolti sui prototipi della leva, per una questione di semplicità, saranno rinominati in base alle componenti del carico applicato nella prova:

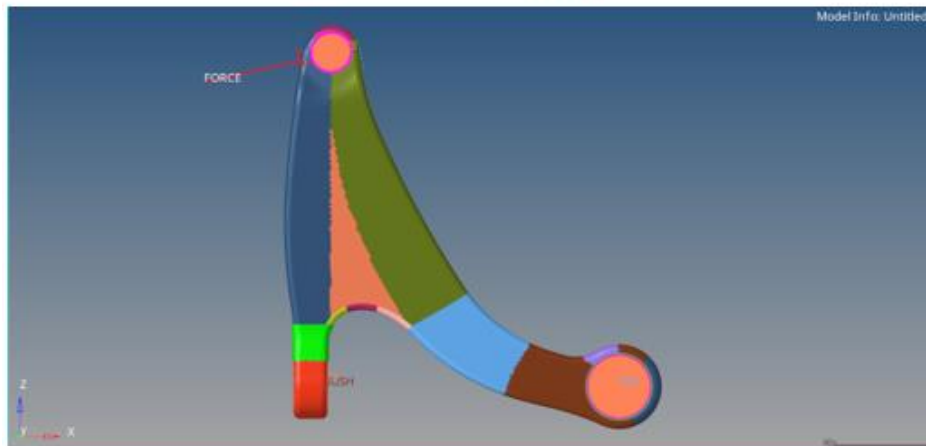
- Proof test X SN#2 = **Forza Fxz**;
- Proof test X SN#1 = **Forza Fx**;
- Proof test Z SN#1 = **Forza Fz**.

Tutte e tre le simulazioni sono divise in due casi di carico:

1. subcase 1 = forzamento boccola pto2 0.25mm;
2. subcase 2 = carico applicato nella specifica prova.

10.5.1 CARICHI APPLICATI NEL SUBCASE 2. Di seguito sono riportati i carichi applicati in ciascuna simulazione:

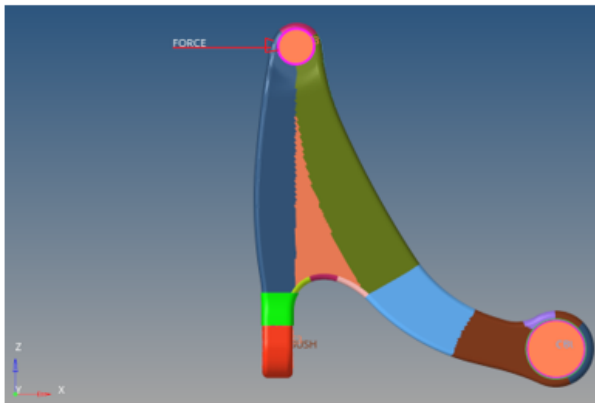
FORZA F_{xz}



Forza F_{xz}

$$F = (26500, 0, 6100) \text{ N}$$

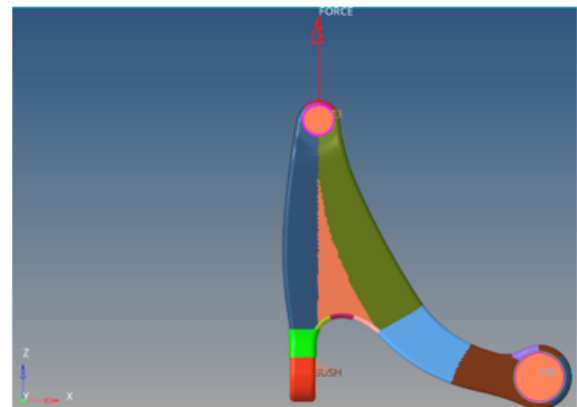
FORZA F_x



Forza F_x

$$F = (41000, 0, 0) \text{ N}$$

FORZA F_z



Forza F_z

$$F = (0, 0, 26900) \text{ N}$$

Figura 110. Carichi applicati nelle diverse simulazioni

10.5.2 RISULTATI SIMULAZIONI E CONFRONTO CON TENSIONI AMMISSIBILI. In questo paragrafo sono mostrati i risultati ottenuti nell'incollaggio del punto 1 nelle diverse run. Per confrontare i risultati con le tensioni ammissibili dei provini di colla, anche in queste simulazioni vado ad osservare nel sistema locale elemento:

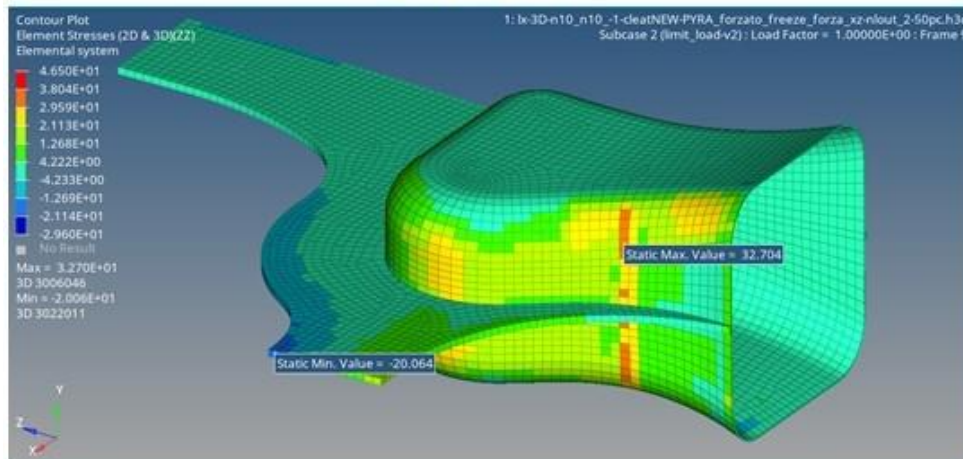
- la **tensione normale σ_{zz}** - che ci interessa solo a trazione (valori positivi);
- la **tensione di taglio trasversale totale $\tau_{trasversale}$** - che è così definita:

$$\tau_{trasversale} = \sqrt{(\tau_{zx})^2 + (\tau_{yz})^2}.$$

10.5.2.1 Tensione normale

FORZA Fxz

Vista laterale 1



$$\sigma_{\max} = 32.7 \text{ MPa}$$

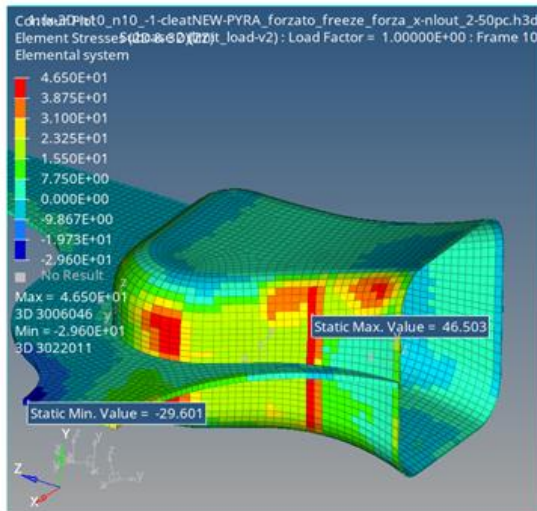
$$\rightarrow \sigma_{\max} = 32.7 \text{ MPa}$$

$$\sigma_{\min} = -20.0 \text{ MPa}$$

Figura 111. RESULT TYPE: ELEMENT STRESSES (2D&3D) - ZZ in Elemental system – Test forza Fxz

FORZA Fx

Vista laterale 1



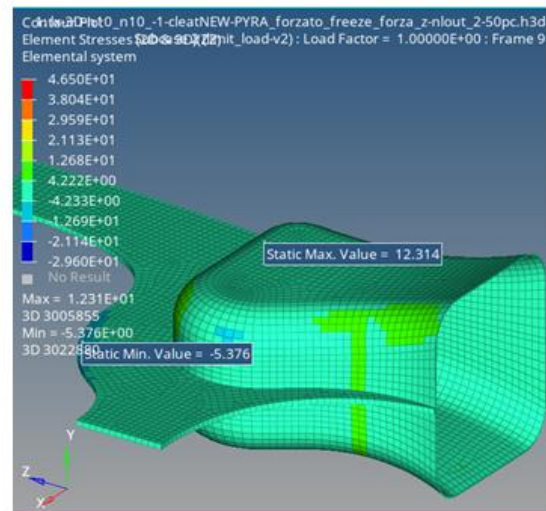
$\sigma_{\max} = 46.5 \text{ MPa}$

$\sigma_{\min} = -29.6 \text{ MPa}$

$\rightarrow \sigma_{\max} = 46.5 \text{ MPa}$

FORZA Fz

Vista laterale 1



$\sigma_{\max} = 12.3 \text{ MPa}$

$\sigma_{\min} = -5.3 \text{ MPa}$

$\rightarrow \sigma_{\max} = 12.3 \text{ MPa}$

Figura 112. RESULT TYPE: ELEMENT STRESSES (2D&3D) - ZZ in Elemental system – Test forza Fx e test forza Fz

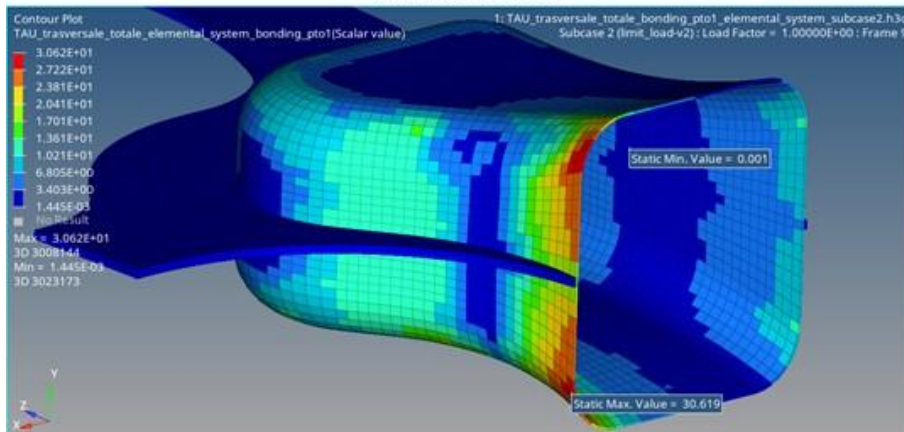
Confrontando questi valori con gli ammissibili dei provini:

- **FORZA Fxz:** $\sigma_{\max} = 32.7 \text{ MPa} < 37 \text{ MPa} = \sigma_{\text{amm}} \rightarrow$ non c'è scollamento;
- **FORZA Fx:** $\sigma_{\max} = 46.5 \text{ MPa} > 37 \text{ MPa} = \sigma_{\text{amm}} \rightarrow$ **inizio scollamento;**
- **FORZA Fz:** $\sigma_{\max} = 12.3 \text{ MPa} < 37 \text{ MPa} = \sigma_{\text{amm}} \rightarrow$ non c'è scollamento.

10.5.2.2 Tensione di taglio

FORZA Fxz

Vista laterale 1



$\tau_{max} = 30.6 \text{ MPa}$

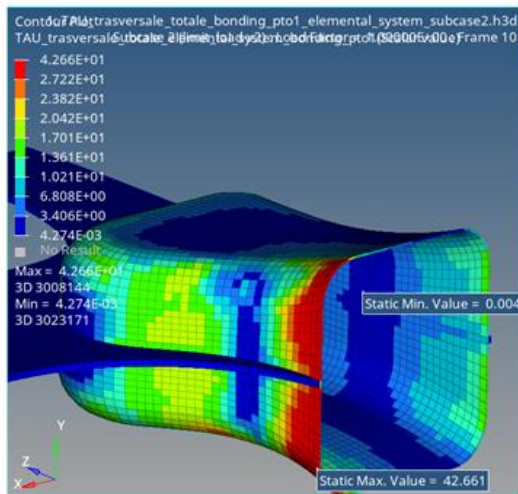
$\rightarrow \tau_{max} = 30.6 \text{ MPa}$

$\tau_{min} = 0.001 \text{ MPa}$

Figura 113. RESULT TYPE: ELEMENT STRESSES (2D&3D) - ttrasversale in Elemental system – Test forza Fxz

FORZA Fx

Vista laterale 1



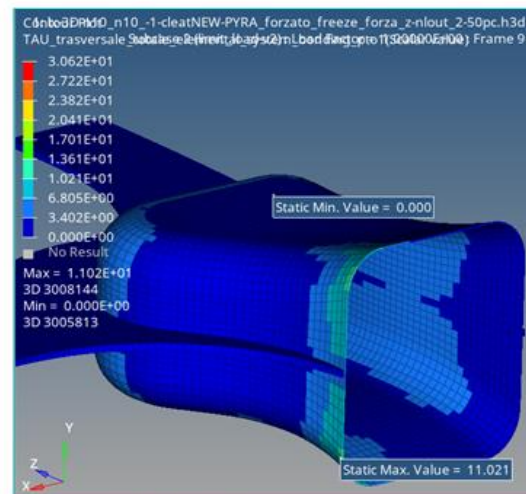
$\tau_{max} = 42.6 \text{ MPa}$

$\rightarrow \tau_{max} = 42.6 \text{ MPa}$

$\tau_{min} = 0.004 \text{ MPa}$

FORZA Fz

Vista laterale 1



$\tau_{max} = 11.02 \text{ MPa}$

$\rightarrow \tau_{max} = 11 \text{ MPa}$

$\tau_{min} = 0 \text{ MPa}$

Figura 114. RESULT TYPE: ELEMENT STRESSES (2D&3D) - ttrasversale in Elemental system – Test forza Fx e test forza Fz

Confrontando questi valori con gli ammissibili dei provini:

- **FORZA Fxz:** $\tau_{\max} = 30.6 \text{ MPa} < 39 \text{ MPa} = \tau_{\text{amm}} \rightarrow$ non c'è scollamento;
- **FORZA Fx:** $\tau_{\max} = 42.6 \text{ MPa} > 39 \text{ MPa} = \tau_{\text{amm}} \rightarrow$ **inizio scollamento;**
- **FORZA Fz:** $\tau_{\max} = 11.0 \text{ MPa} < 39 \text{ MPa} = \tau_{\text{amm}} \rightarrow$ non c'è scollamento.

10.5.2.3 Conclusioni. L'indicazione di inizio scollamento ricavata dal confronto effettuato sembra confermare quanto osservato tramite analisi tomografica della leva.

La tomografia ha rilevato, nel caso del test di Proof X del SN#1 (Forza Fx), lo scollamento nel punto 1 tra inserto in alluminio e laminato composito ed effettivamente, dalle simulazioni agli elementi finiti svolte, l'indicazione ottenuta è che in tale test il componente in colla epossidica EA-9394 supera in alcuni elementi il valore di tensione ammissibile, provocando l'inizio dello scollamento.

10.6 Verifica inizio scollamento nel punto 1 (bonding _p.to1) confrontando i casi con e senza fasciatura (cleating_p.to1)

Ripeto le tre run che simulano le prove sperimentali del paragrafo precedente andando a rimuovere la fasciatura intorno al punto 1. Confrontando i risultati con quelli precedenti è possibile stabilire se la fasciatura sia importante per impedire il completo distacco dell'inserto 1 o se può essere rimossa dalla leva in quanto ininfluyente.

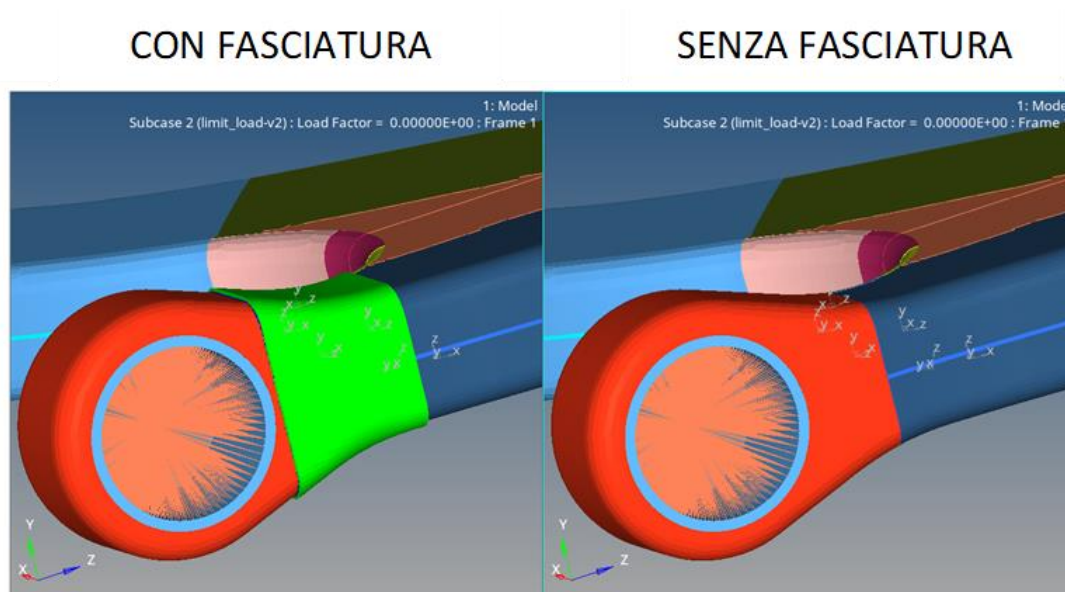


Figura 115. Vista punto 1

Nei casi senza fasciatura è stato rimosso sia il cleating (verde), che circonda parte dell'inserto in alluminio e parte del materiale in composito della leva, sia il film adesivo subito sottostante alla fasciatura.

10.6.1 RISULTATI SIMULAZIONI E CONFRONTO CON TENSIONI AMMISSIBILI. In questo paragrafo sono mostrati i risultati ottenuti nell'incollaggio del punto 1 nelle diverse run ed il confronto con i casi del capitolo precedente.

10.6.1.1 Forza Fxz - tensione normale

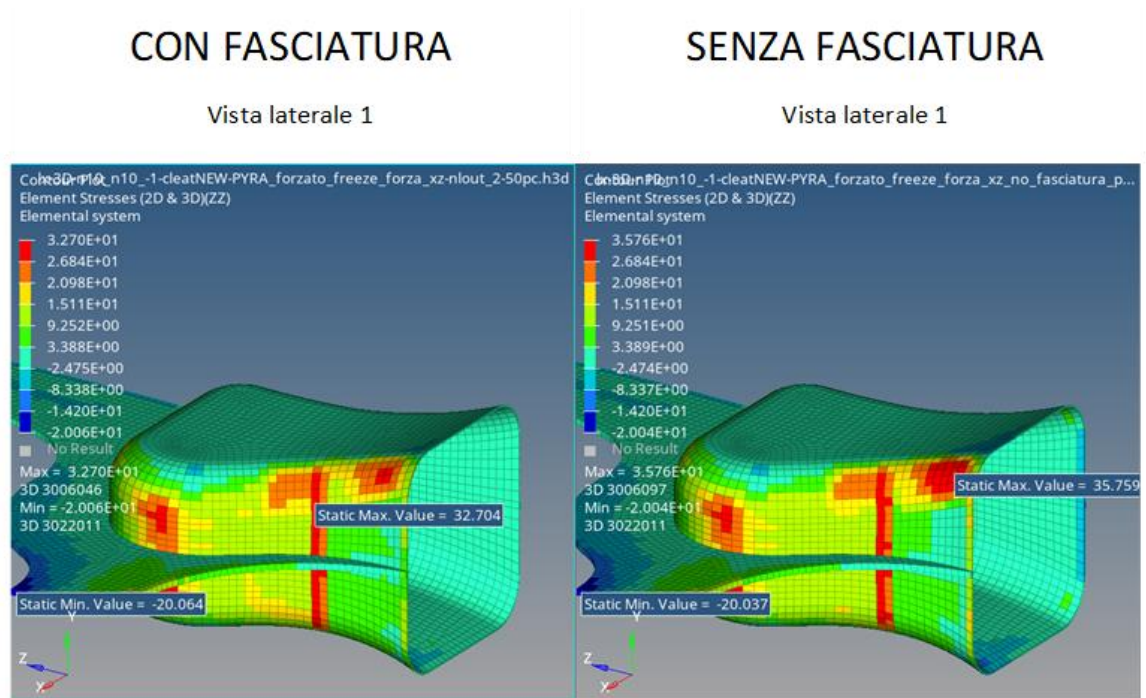


Figura 116. RESULT TYPE: ELEMENT STRESSES (2D&3D) - ZZ in Elemental system

$\sigma_{max} = 32.7 \text{ MPa}$

$\sigma_{min} = -20.0 \text{ MPa} \rightarrow \sigma_{max} = 32.7 \text{ MPa}$

$\sigma_{max} = 35.7 \text{ MPa}$

$\sigma_{min} = -20.0 \text{ MPa} \rightarrow \sigma_{max} = 35.7 \text{ MPa}$

Nel caso senza fasciatura si ha una distribuzione di tensione uguale al caso con fasciatura ma che presenta un aumento di tensione massima a trazione di 3 MPa.

- **FORZA Fxz FASCIATURA:** $\sigma_{max} = 32.7 \text{ MPa} < 37 \text{ MPa} = \sigma_{amm} \rightarrow$ non c'è scollamento;
- **FORZA Fxz NO FASCIATURA:** $\sigma_{max} = 35.7 \text{ MPa} < 37 \text{ MPa} = \sigma_{amm} \rightarrow$ non c'è scollamento.

Lo Strength Ratio nei due casi è:

- $(\text{Strength Ratio})_{\text{fasciatura}} = \sigma_{amm} / \sigma_{max} = 1.14;$
- $(\text{Strength Ratio})_{\text{nofasciatura}} = \sigma_{amm} / \sigma_{max} = 1.04 \rightarrow$ Coefficiente di sicurezza basso: **rischio scollamento.**

10.6.1.2 Forza Fxz - tensione di taglio

CON FASCIATURA

Vista laterale 1

SENZA FASCIATURA

Vista laterale 1

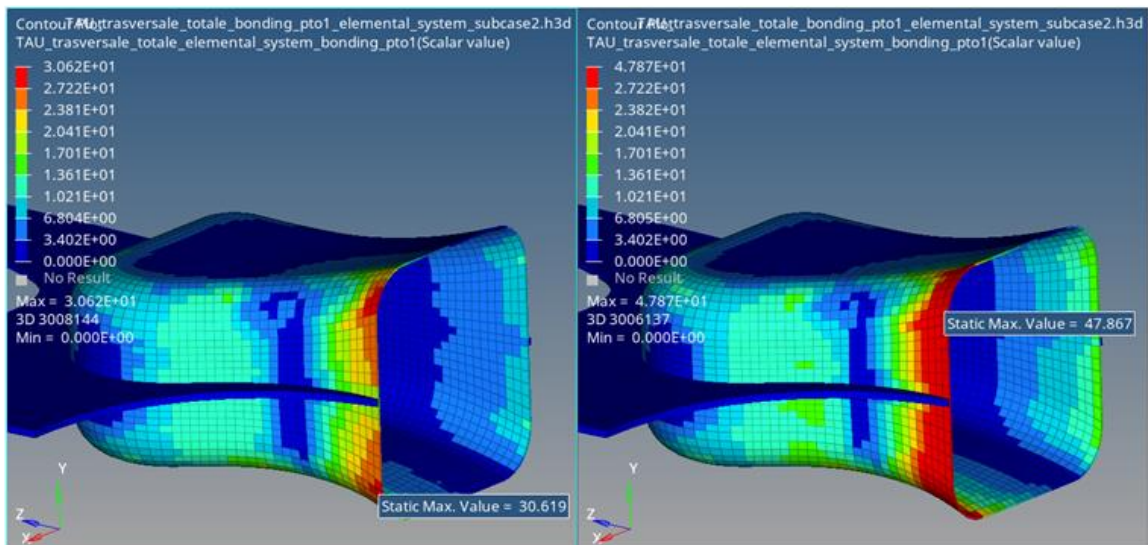


Figura 117. RESULT TYPE: ELEMENT STRESSES (2D&3D) - $\tau_{\text{trasversale}}$ in Elemental system

$\tau_{\text{max}} = 30.6 \text{ MPa}$

$\tau_{\text{min}} = 0 \text{ MPa}$

$\rightarrow \tau_{\text{max}} = 30.6 \text{ MPa}$

$\tau_{\text{max}} = 47.8 \text{ MPa}$

$\tau_{\text{min}} = 0 \text{ MPa}$

$\rightarrow \tau_{\text{max}} = 47.8 \text{ MPa}$

Nel caso senza fasciatura si ha una distribuzione di tensione simile a quella del caso con fasciatura ma che presenta un aumento di tensione massima a taglio di ben 17 MPa.

- **FORZA Fxz FASCIATURA:** $\tau_{max} = 30.6 \text{ MPa} < 39 \text{ MPa} = \tau_{amm} \rightarrow$ non c'è scollamento;
- **FORZA Fxz NO FASCIATURA:** $\tau_{max} = 47.8 \text{ MPa} > 39 \text{ MPa} = \tau_{amm} \rightarrow$ **inizio scollamento.**

ATTENZIONE: la rimozione della fasciatura risulta critica perché la tensione di taglio massima supera la tensione ammissibile provocando l'avvio dello scollamento.

Lo Strength Ratio nei due casi è:

- $(\text{Strength Ratio})_{fasciatura} = \tau_{amm} / \tau_{max} = 1.28;$
- $(\text{Strength Ratio})_{nofasciatura} = \tau_{amm} / \tau_{max} = 0.82 \rightarrow$ Il carico applicato è del 18% oltre il consentito.

10.6.1.3 Forza Fxz - zona scollata. Cambiando la legenda è possibile evidenziare in rosso solo la zona in cui c'è scollamento.

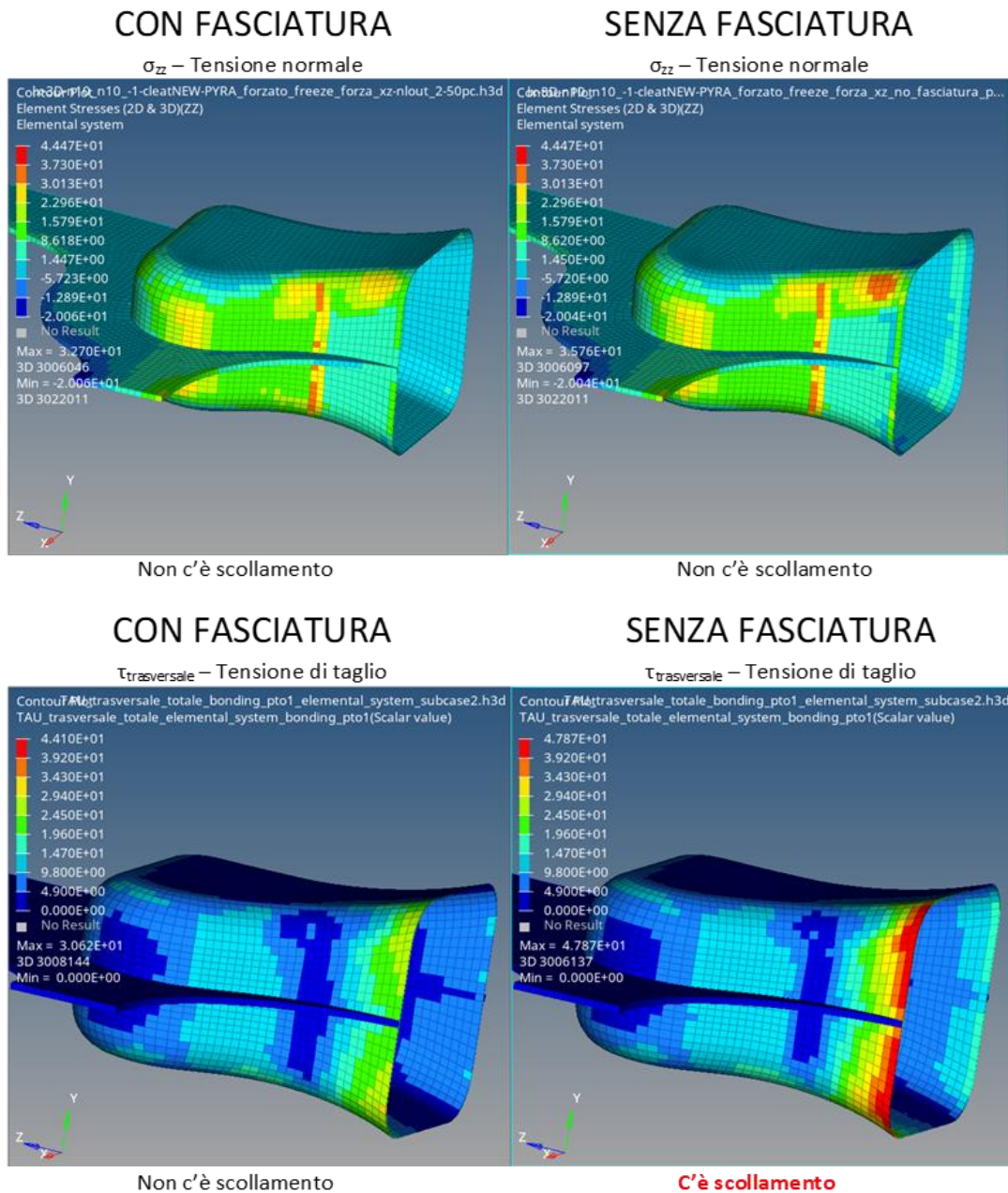


Figura 118. RESULT TYPE: ELEMENT STRESSES (2D&3D) - ZZ e trasversale in Elemental system

La rimozione della fasciatura peggiora lo stato tensionale a taglio fino all'innesco dello scollamento, questo significa che la presenza del cleating è importante con questo tipo di carico.

10.6.1.4 Forza Fx - tensione normale

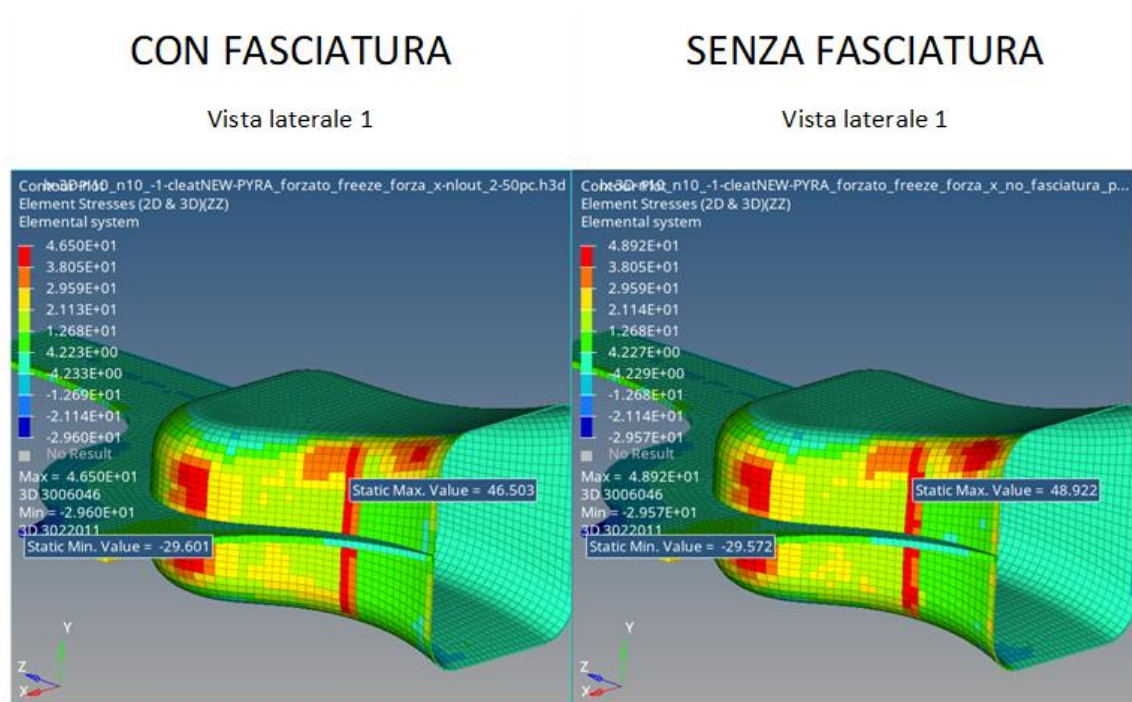


Figura 119. RESULT TYPE: ELEMENT STRESSES (2D&3D) - ZZ in Elemental system

$\sigma_{max} = 46.5 \text{ MPa}$		$\sigma_{max} = 48.9 \text{ MPa}$
$\sigma_{min} = -29.6 \text{ MPa}$	$\rightarrow \sigma_{max} = 46.5 \text{ MPa}$	$\rightarrow \sigma_{max} = 48.9 \text{ MPa}$
		$\sigma_{min} = -29.5 \text{ MPa}$

Nel caso senza fasciatura si ha un aumento di tensione massima a trazione di circa 2 MPa, con una distribuzione di tensione praticamente identica.

- **FORZA Fx FASCIATURA:** $\sigma_{max} = 46.5 \text{ MPa} > 37 \text{ MPa} = \sigma_{amm} \rightarrow$
inizio scollamento;

- **FORZA Fx NO FASCIATURA:** $\sigma_{max} = 48.9 \text{ MPa} > 37 \text{ MPa} = \sigma_{amm} \rightarrow$
inizio scollamento.

Lo Strength Ratio nei due casi è:

- $(\text{Strength Ratio})_{fasciatura} = \sigma_{amm} / \sigma_{max} = 0.80 \rightarrow$ Il carico applicato è del 20% oltre il consentito;
- $(\text{Strength Ratio})_{nofasciatura} = \sigma_{amm} / \sigma_{max} = 0.76 \rightarrow$ Il carico applicato è del 24% oltre il consentito.

10.6.1.5 Forza Fx - tensione di taglio

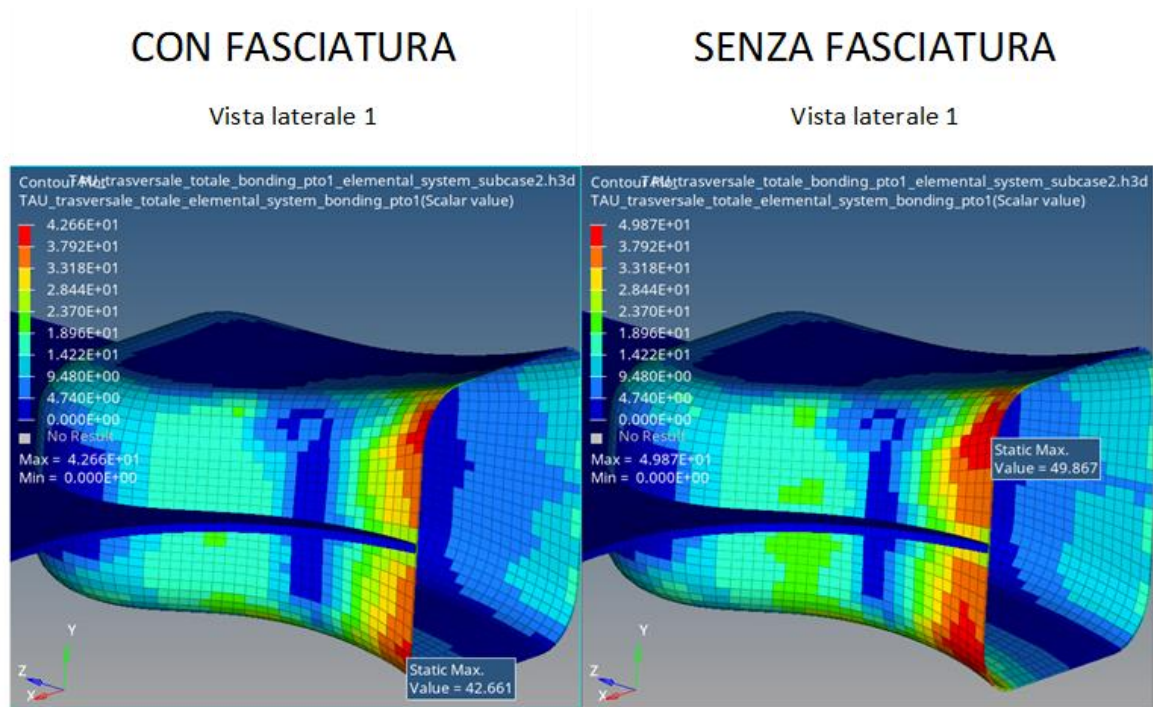


Figura 120. RESULT TYPE: ELEMENT STRESSES (2D&3D) - ttrasversale in Elemental system

$$\tau_{max} = 42.6 \text{ MPa}$$

$$\tau_{min} = 0 \text{ MPa}$$

$$\rightarrow \tau_{max} = 42.6 \text{ MPa}$$

$$\tau_{max} = 49.8 \text{ MPa}$$

$$\tau_{min} = 0 \text{ MPa}$$

$$\rightarrow \tau_{max} = 49.8 \text{ MPa}$$

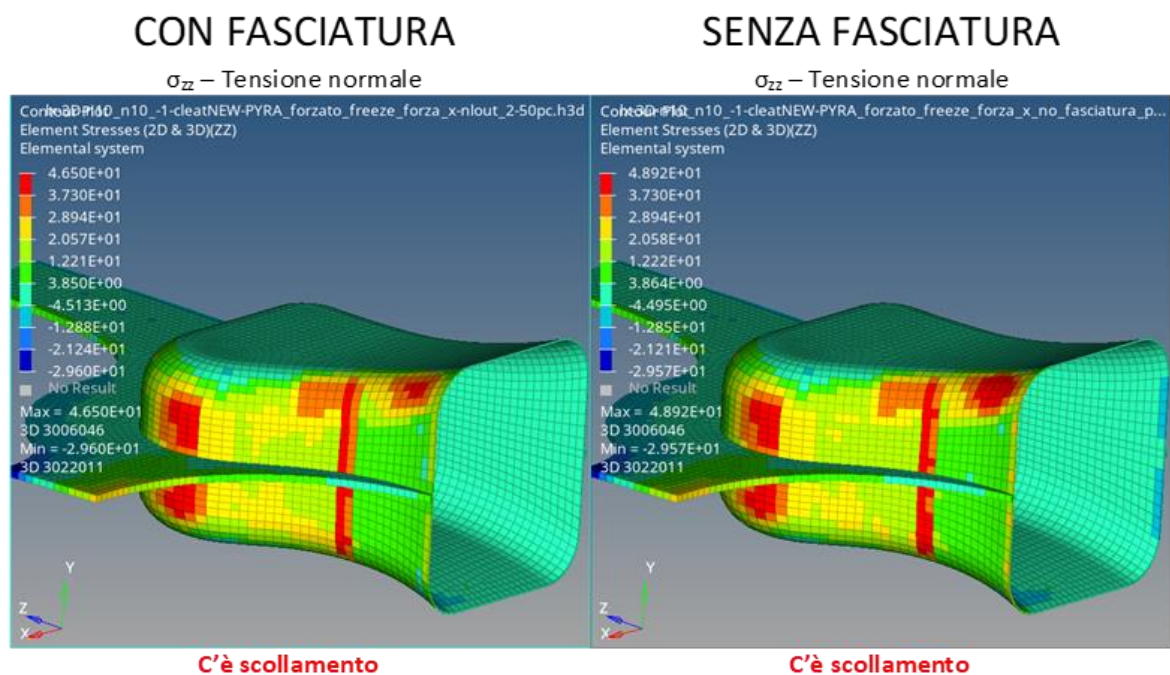
Nel caso senza fasciatura si ha, anche per la forza con componente solo lungo x, una distribuzione di tensione simile a quella del caso con fasciatura e con un aumento di tensione massima a taglio di circa 7 MPa.

- **FORZA Fx FASCIATURA:** $\tau_{max} = 42.6 \text{ MPa} > 39 \text{ MPa} = \tau_{amm} \rightarrow$ **inizio scollamento;**
- **FORZA Fx NO FASCIATURA:** $\tau_{max} = 49.8 \text{ MPa} > 39 \text{ MPa} = \tau_{amm} \rightarrow$ **inizio scollamento.**

Lo Strength Ratio nei due casi è:

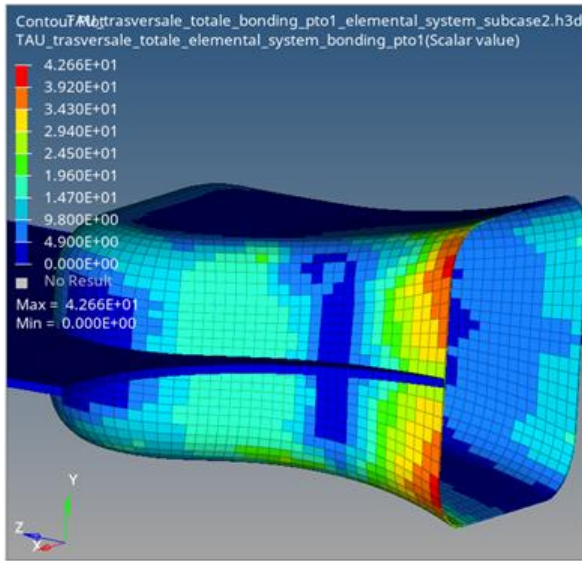
- $(\text{Strength Ratio})_{fasciatura} = \sigma_{amm} / \sigma_{max} = 0.92 \rightarrow$ Il carico applicato è del 8% oltre il consentito;
- $(\text{Strength Ratio})_{nofasciatura} = \sigma_{amm} / \sigma_{max} = 0.78 \rightarrow$ Il carico applicato è del 22% oltre il consentito.

10.6.1.6 Forza Fx – zona scollata. Cambiando la legenda è possibile evidenziare in rosso solo la zona in cui c'è scollamento.



CON FASCIATURA

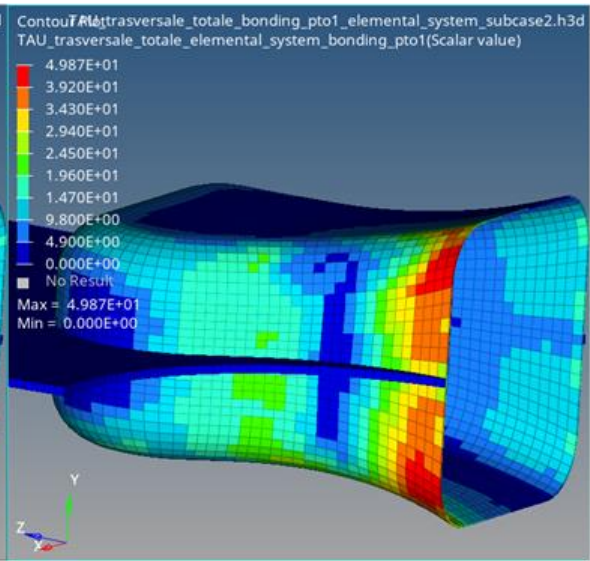
$\tau_{\text{trasversale}}$ – Tensione di taglio



C'è scollamento

SENZA FASCIATURA

$\tau_{\text{trasversale}}$ – Tensione di taglio



C'è scollamento

Figura 121. RESULT TYPE: ELEMENT STRESSES (2D&3D) - ZZ e trasversale in Elemental system

La rimozione della fasciatura peggiora lo stato tensionale, ma, con questo carico, si ha l'inizio dello scollamento anche con la fasciatura.

10.6.1.7 Forza Fz – tensione normale

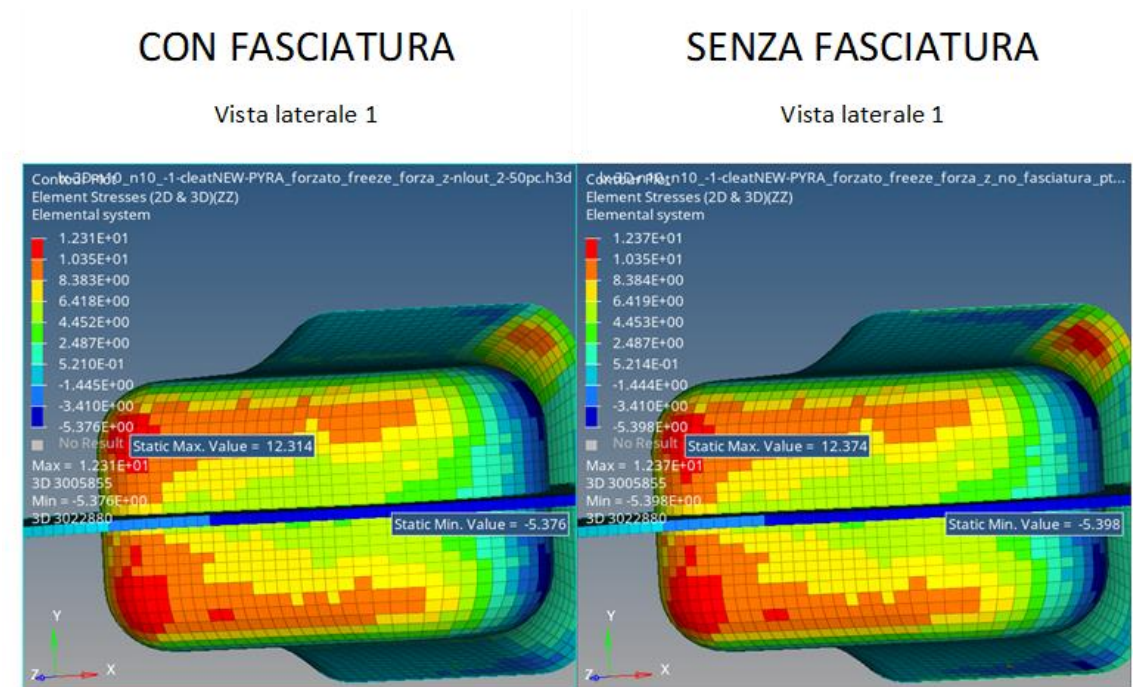


Figura 122. RESULT TYPE: ELEMENT STRESSES (2D&3D) - ZZ in Elemental system

$\sigma_{max} = 12.3 \text{ MPa}$

$\rightarrow \sigma_{max} = 12.3 \text{ MPa}$

$\sigma_{min} = -5.3 \text{ MPa}$

$\sigma_{max} = 12.3 \text{ MPa}$

$\rightarrow \sigma_{max} = 12.3 \text{ MPa}$

$\sigma_{min} = -5.3 \text{ MPa}$

Nel caso con la forza solo lungo z, togliendo la fasciatura, a livello tensionale non cambia praticamente niente, con una tensione massima a trazione che rimane la stessa.

- **FORZA Fz FASCIATURA:** $\sigma_{max} = 12.3 \text{ MPa} < 37 \text{ MPa} = \sigma_{amm} \rightarrow$ non c'è scollamento;
- **FORZA Fz NO FASCIATURA:** $\sigma_{max} = 12.3 \text{ MPa} < 37 \text{ MPa} = \sigma_{amm} \rightarrow$ non c'è scollamento.

Lo Strength Ratio nei due casi è:

• $(\text{Strength Ratio})_{fasciatura} = \frac{\sigma_{amm}}{\sigma_{max}} = 3.03;$

- $(\text{Strength Ratio})_{\text{nofasciatura}} = \sigma_{\text{amm}} / \sigma_{\text{max}} = 3.03.$

10.6.1.8 Forza Fz – tensione di taglio

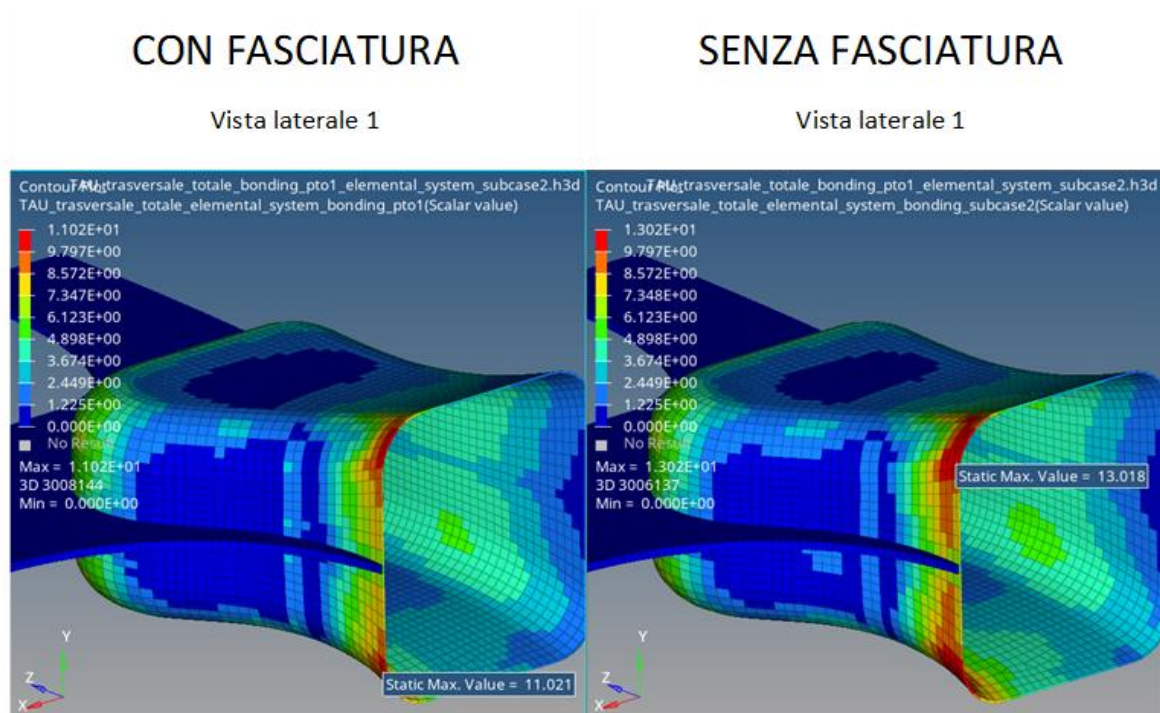


Figura 123. RESULT TYPE: ELEMENT STRESSES (2D&3D) - τ trasversale in Elemental system

$$\tau_{\text{max}} = 11.02 \text{ MPa}$$

$$\tau_{\text{min}} = 0.001 \text{ MPa}$$

$$\rightarrow \tau_{\text{max}} = 11 \text{ MPa}$$

$$\tau_{\text{max}} = 13.01 \text{ MPa}$$

$$\tau_{\text{min}} = 0.001 \text{ MPa}$$

$$\rightarrow \tau_{\text{max}} = 13 \text{ MPa}$$

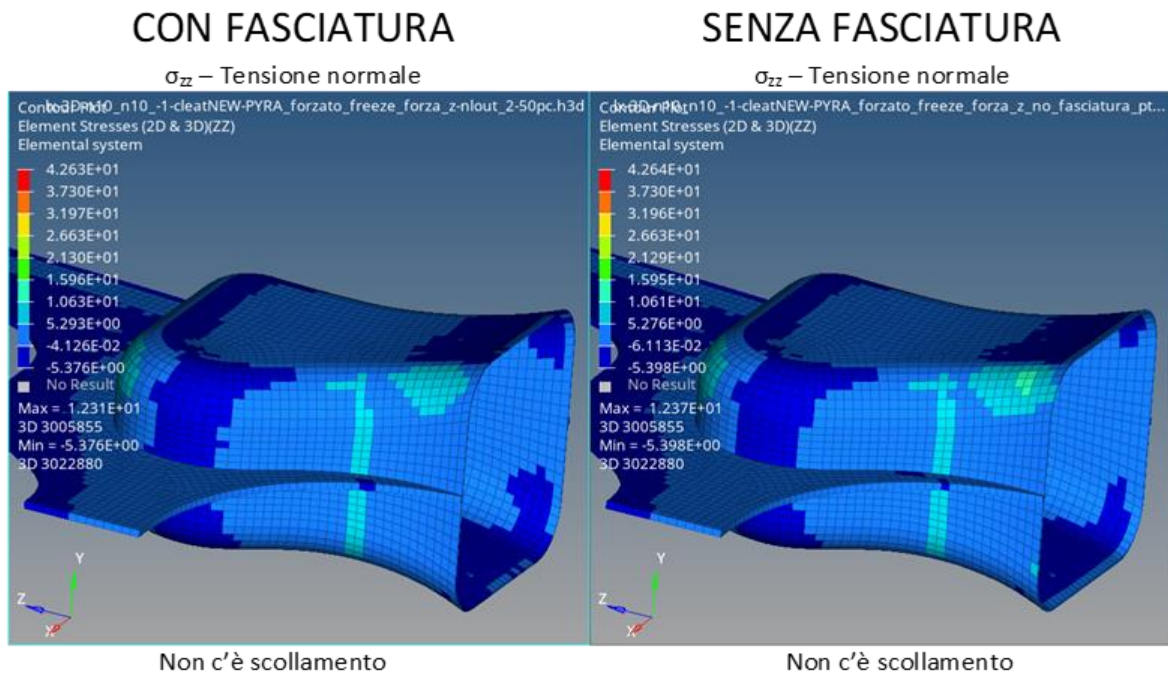
Nel caso senza fasciatura si ha anche per la forza solo lungo z una distribuzione di tensione simile a quella del caso con fasciatura e con un aumento di tensione massima a taglio di circa 2 MPa.

- **FORZA Fz FASCIATURA:** $\tau_{\text{max}} = 11 \text{ MPa} < 39 \text{ MPa} = \tau_{\text{amm}} \rightarrow$ non c'è scollamento;
- **FORZA Fz NO FASCIATURA:** $\tau_{\text{max}} = 13 \text{ MPa} < 39 \text{ MPa} = \tau_{\text{amm}} \rightarrow$ non c'è scollamento.

Lo Strength Ratio nei due casi è:

- $(\text{Strength Ratio})_{\text{fasciatura}} = \sigma_{amm} / \sigma_{max} = 3.56;$
- $(\text{Strength Ratio})_{\text{nofasciatura}} = \sigma_{amm} / \sigma_{max} = 3.01.$

10.6.1.9 Forza Fz – zona scollata. Cambiando la legenda è possibile evidenziare in rosso solo la zona in cui c'è scollamento.



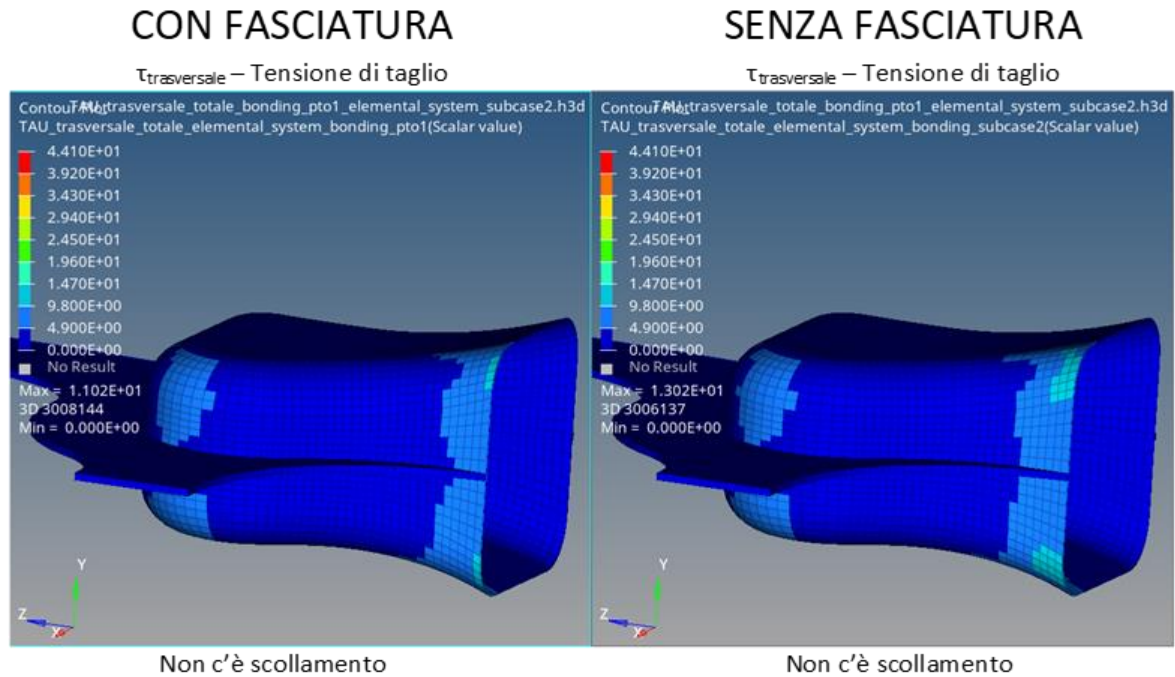


Figura 124. RESULT TYPE: ELEMENT STRESSES (2D&3D) - ZZ e trasversale in Elemental system

Con il carico lungo z si ha un coefficiente di sicurezza molto alto per cui la rimozione della fasciatura non cambia quasi nulla.

10.7 Carichi ammissibili di inizio scollamento nel punto 1 (bonding_p.to1)

Con i risultati delle run precedenti, che hanno fornito un'indicazione ingegneristicamente accettabile sull'eventuale inizio dello scollamento negli elementi dell'adesivo al punto 1, è possibile stimare il valore di carico a cui tale scollamento si innesca in ciascun caso simulato.

Per calcolare i carichi ammissibili moltiplico il carico applicato per lo Strength Ratio ottenendo:

Forza Fx

CON FASCIATURA

- $F = (26500,0,6100) \text{ N}$
- **Strength Ratio(σ_{zz})** = $\frac{\sigma_{amm}}{\sigma_{max}} = 1.14$
- **Strength Ratio(τ_{tra})** = $\frac{\tau_{amm}}{\tau_{max}} = 1.28$
- **F_{amm}(σ_{zz})** = $F \times \left(\frac{\sigma_{amm}}{\sigma_{max}}\right) = (30210,0,6954) \text{ N}$
- **F_{amm}(τ_{tra})** = $F \times \left(\frac{\tau_{amm}}{\tau_{max}}\right) = (33920,0,7808) \text{ N}$

SENZA FASCIATURA

- $F = (26500,0,6100) \text{ N}$
- **Strength Ratio(σ_{zz})** = $\frac{\sigma_{amm}}{\sigma_{max}} = 1.04$
- **Strength Ratio(τ_{tra})** = $\frac{\tau_{amm}}{\tau_{max}} = 0.82$
- **F_{amm}(σ_{zz})** = $F \times \left(\frac{\sigma_{amm}}{\sigma_{max}}\right) = (27560,0,6344) \text{ N}$
- **F_{amm}(τ_{tra})** = $F \times \left(\frac{\tau_{amm}}{\tau_{max}}\right) = (21730,0,5002) \text{ N}$

Forza Fx

CON FASCIATURA

- $F = (41000,0,0) \text{ N}$
- **Strength Ratio(σ_{zz})** = $\frac{\sigma_{amm}}{\sigma_{max}} = 0.80$
- **Strength Ratio(τ_{tra})** = $\frac{\tau_{amm}}{\tau_{max}} = 0.92$
- **F_{amm}(σ_{zz})** = $F \times \left(\frac{\sigma_{amm}}{\sigma_{max}}\right) = (32800,0,0) \text{ N}$
- **F_{amm}(τ_{tra})** = $F \times \left(\frac{\tau_{amm}}{\tau_{max}}\right) = (37720,0,0) \text{ N}$

SENZA FASCIATURA

- $F = (41000,0,0) \text{ N}$
- **Strength Ratio(σ_{zz})** = $\frac{\sigma_{amm}}{\sigma_{max}} = 0.76$
- **Strength Ratio(τ_{tra})** = $\frac{\tau_{amm}}{\tau_{max}} = 0.78$
- **F_{amm}(σ_{zz})** = $F \times \left(\frac{\sigma_{amm}}{\sigma_{max}}\right) = (31160,0,0) \text{ N}$
- **F_{amm}(τ_{tra})** = $F \times \left(\frac{\tau_{amm}}{\tau_{max}}\right) = (31980,0,0) \text{ N}$

Forza Fz

CON FASCIATURA

- $F = (0,0,26900) \text{ N}$
- **Strength Ratio(σ_{zz})** = $\frac{\sigma_{amm}}{\sigma_{max}} = 3.03$
- **Strength Ratio(τ_{tra})** = $\frac{\tau_{amm}}{\tau_{max}} = 3.56$
- **F_{amm}(σ_{zz})** = $F \times \left(\frac{\sigma_{amm}}{\sigma_{max}}\right) = (0,0,81507) \text{ N}$
- **F_{amm}(τ_{tra})** = $F \times \left(\frac{\tau_{amm}}{\tau_{max}}\right) = (0,0,95764) \text{ N}$

SENZA FASCIATURA

- $F = (0,0,26900) \text{ N}$
- **Strength Ratio(σ_{zz})** = $\frac{\sigma_{amm}}{\sigma_{max}} = 3.03$
- **Strength Ratio(τ_{tra})** = $\frac{\tau_{amm}}{\tau_{max}} = 3.01$
- **F_{amm}(σ_{zz})** = $F \times \left(\frac{\sigma_{amm}}{\sigma_{max}}\right) = (0,0,81507) \text{ N}$
- **F_{amm}(τ_{tra})** = $F \times \left(\frac{\tau_{amm}}{\tau_{max}}\right) = (0,0,80969) \text{ N}$

Questo procedimento è corretto nel caso della σ_{zz} ma, nel caso della $\tau_{trasversale}$, essendo quest'ultima la radice quadrata della somma di due quadrati, il risultato ottenuto non è esatto ma ci fornisce comunque un'indicazione molto vicina al valore di carico ammissibile.

10.8 Evoluzione dello scollamento nel punto 1 (bonding _p.to1)

I risultati ottenuti nelle run precedenti hanno fornito un'indicazione sull'inizio dello scollamento dell'adesivo nel punto 1, ma, nessuna informazione sull'evoluzione del danneggiamento di tale componente. In previsione di una nuova prova sperimentale, che porterà a rottura la leva sotto l'azione di un carico applicato lungo l'asse z, sarebbe importante avere maggiori indicazioni sull'evoluzione dello scollamento nel punto 1.

Ricavo un modello di danneggiamento approssimato operando nel modo seguente:

1. utilizzo il modello agli elementi finiti della leva impiegato per effettuare la run del caso denominato "Fz";

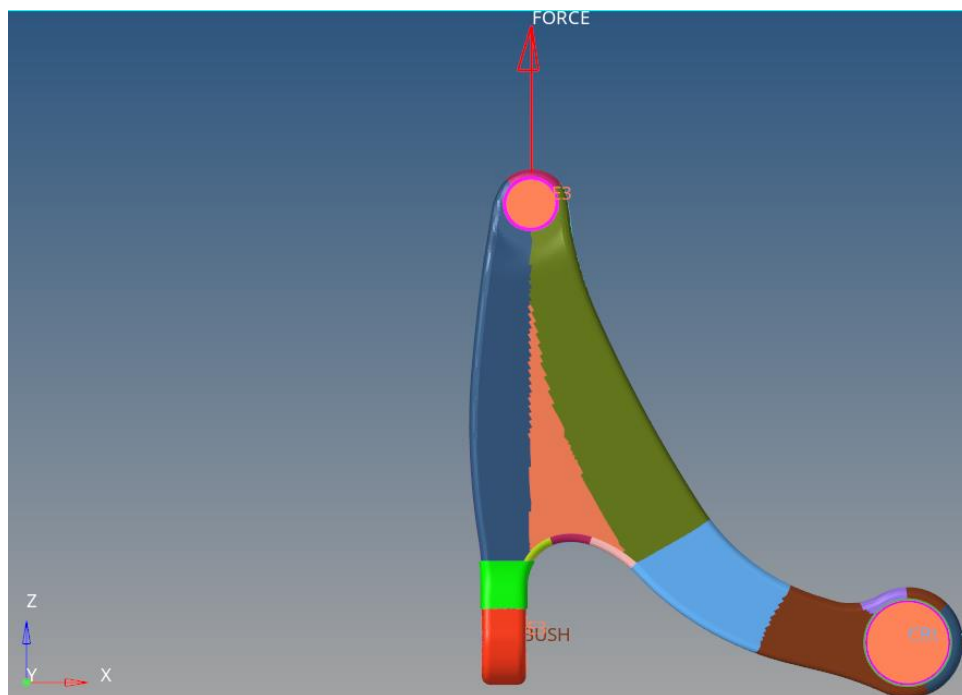


Figura 125. Modello agli elementi finiti della leva nel caso Fz

2. in tale modello aumento il carico fino al valore di $F_{amm}(\sigma_{zz}) = (0,0,81507)N$ che, secondo le considerazioni fatte nei paragrafi

precedenti, dovrebbe rappresentare il carico di primo scollamento nel componente “bonding_pto1” sotto l’effetto di una forza di direzione z;

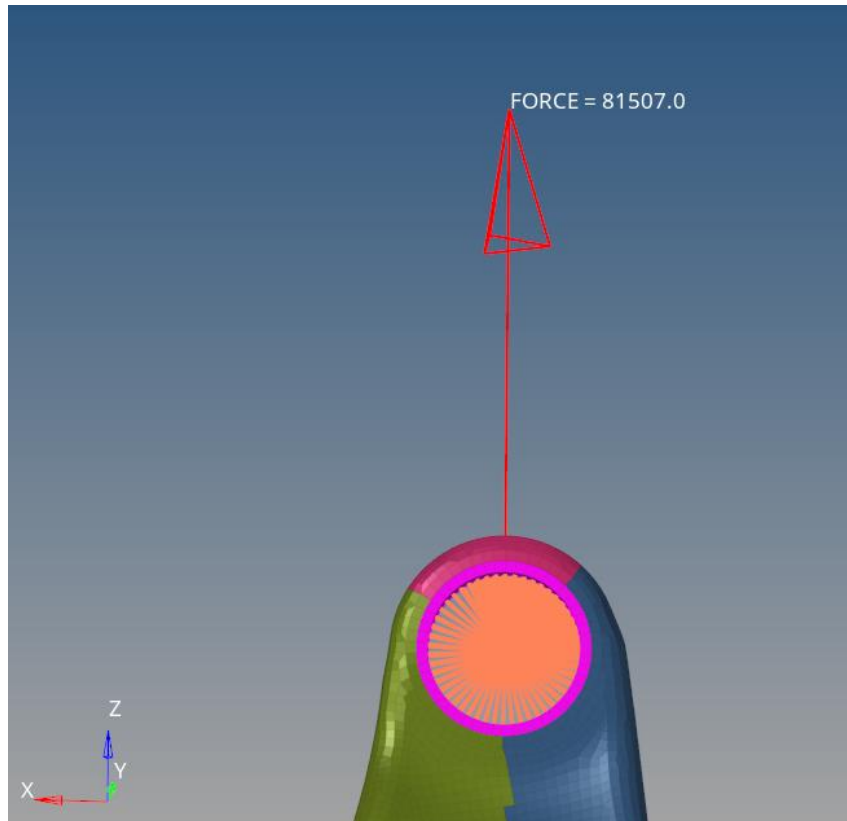


Figura 126. Forza applicata nel punto 5 con valore aumentato

3. eseguo la run e visualizzo i risultati in Hyperview nel sistema elemento.

Verifico la presenza, nel componente colla, di elementi con:

- $(\sigma_{zz})_{\max} > \sigma_{\text{amm}} = 37 \text{ MPa}$;
- $(\tau_{\text{trasversale}})_{\max} > \tau_{\text{amm}} = 39 \text{ MPa}$.

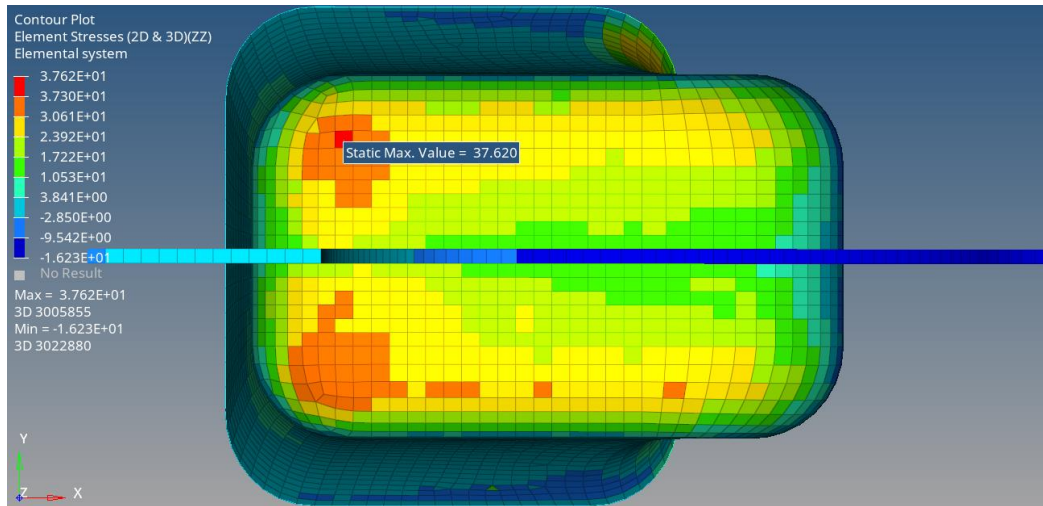



Figura 127. Risultati run 1, Element Stresses (2D & 3D) – ZZ, nel componente bonding_pto1

Nella prima run si ha:

- un elemento con $(\sigma_{zz})_{\max} = 37.6 \text{ MPa} > \sigma_{\text{amm}} = 37 \text{ MPa}$;
 - nessun elemento con $(\tau_{\text{trasversale}})_{\max} > \tau_{\text{amm}} = 39 \text{ MPa}$;
4. creo degli insiemi di elementi utilizzando il pulsante  “Sets” sulla barra degli strumenti di Hyperview.

Raggruppo in:

- **set_14_σ>=σamm=37**, gli elementi che superano l’ammissibile a trazione (in questa prima run un solo elemento);
- **set_15_τ>=τamm=39**, gli elementi che superano l’ammissibile a taglio (in questa prima run nessun elemento).

Esporto quindi i set creati selezionando il formato di Optistruct;

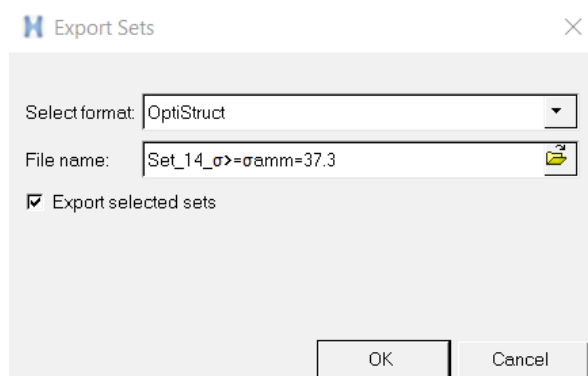


Figura 128. Export sets in Hyperview

- apro il modello in Hypermesh e importo i set di elementi appena creati in Hyperview. Trasferisco tutti gli elementi raggruppati in questi set all'interno di un nuovo componente denominato "zona_scollata" caratterizzato da proprietà e materiali identici al componente "bonding_pto1" tranne per il modulo di Young, ridotto ad $\frac{1}{1000}$ rispetto al bonding:

Tabella 46. Caratteristiche componenti bonding_pto1 e zona_scollata

	BONDING PTO1	ZONA SCOLLATA
Modulo di Young	3500 MPa	3.5 MPa
Modulo di taglio	1461 MPa	BLANK
Coefficiente di Poisson	BLANK	0.197
Densità	1.2e-9	1.2e-9

In questo modo gli elementi trasferiti hanno delle caratteristiche meccaniche che li rendono ininfluenti (come se non ci fossero);

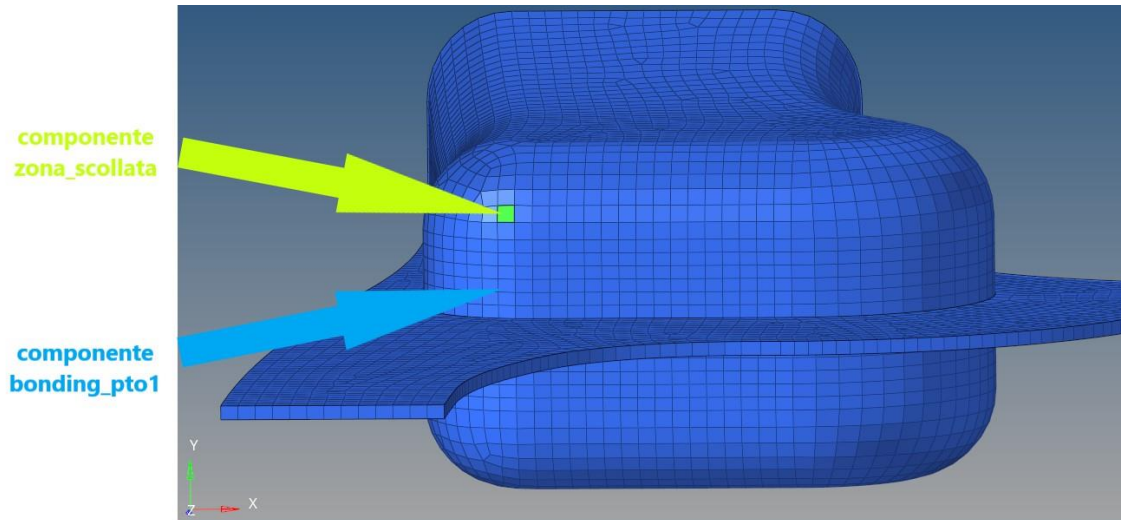


Figura 129. Vista componenti bonding_pto1 e zona_scollata dopo prima run

6. ripeto tutte le operazioni dal punto 3 in poi.

In questo modo riesco a simulare manualmente l'evoluzione del danneggiamento della colla. Le seguenti immagini mostrano il risultato ottenuto:

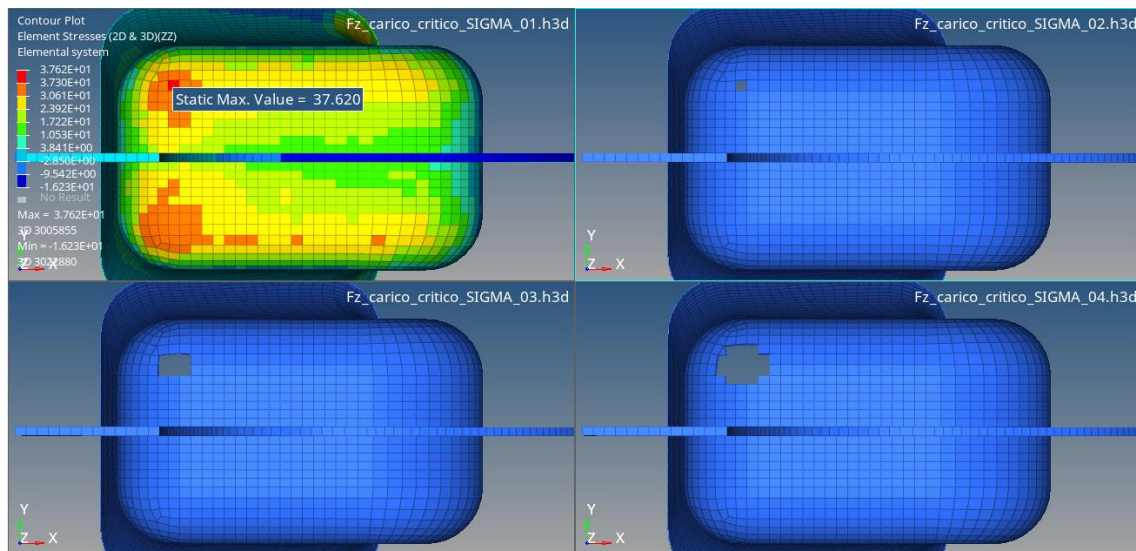


Figura 130. Risultati run 1,2,3 e 4 dopo rimozione elementi scollati

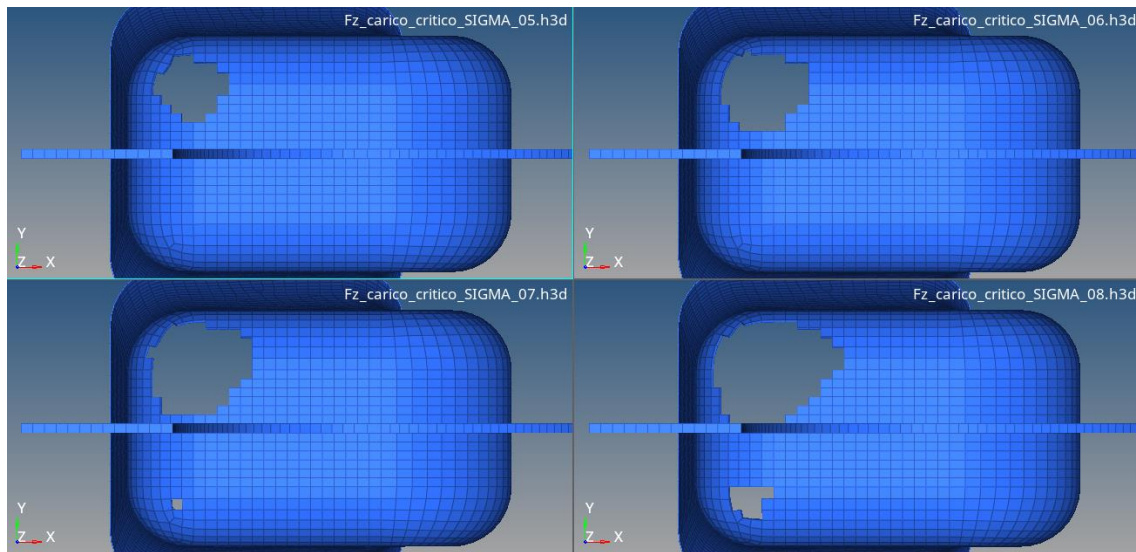


Figura 131. Risultati run 5,6,7 e 8 dopo rimozione elementi scollati

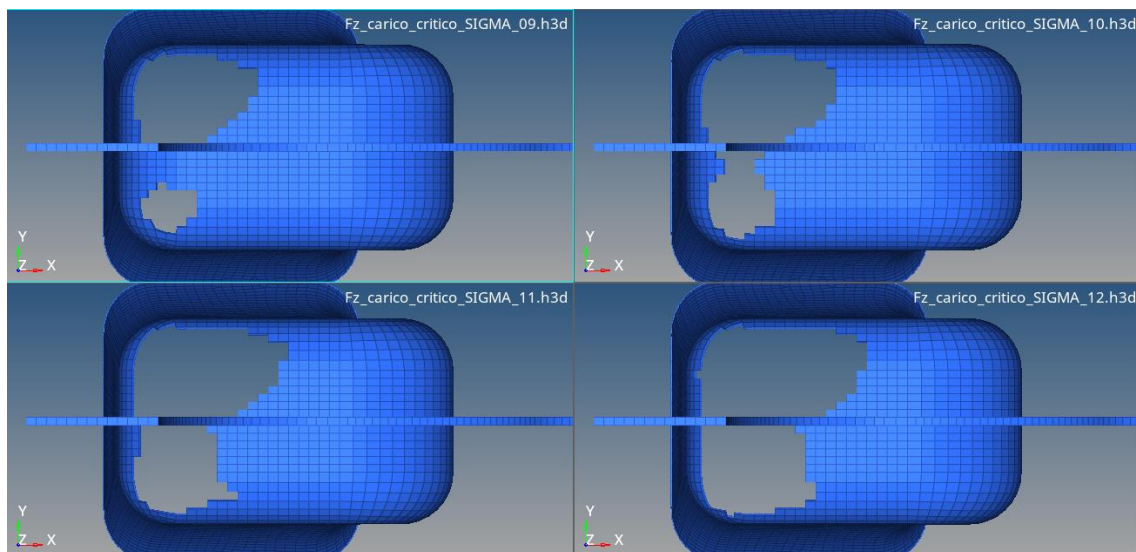


Figura 132. Risultati run 9,10,11 e 12 dopo rimozione elementi scollati

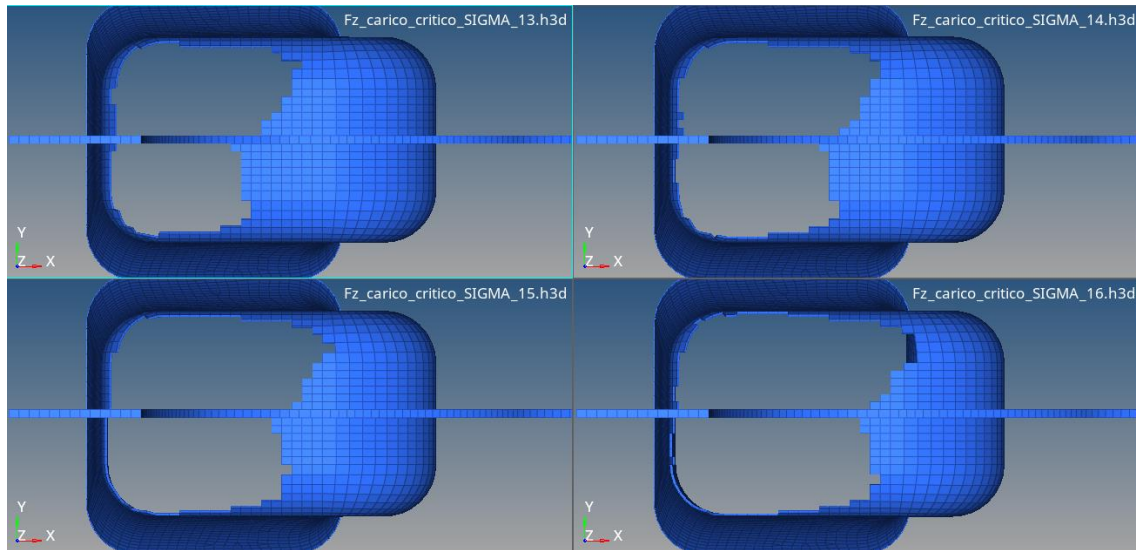


Figura 133. Risultati run 13,14,15 e 16 dopo rimozione elementi scollati

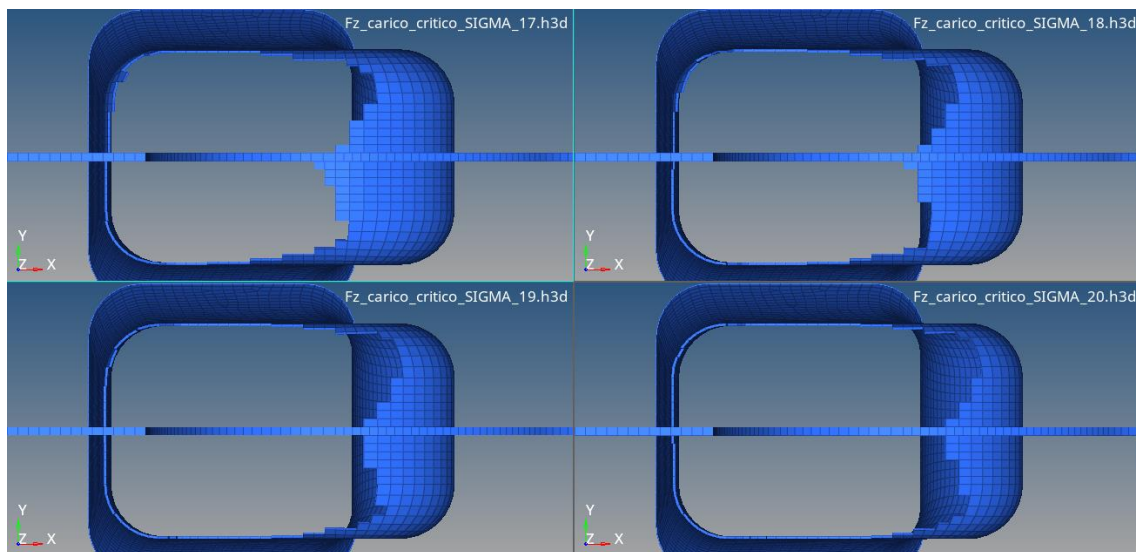


Figura 134. Risultati run 17,18,19 e 20 dopo rimozione elementi scollati

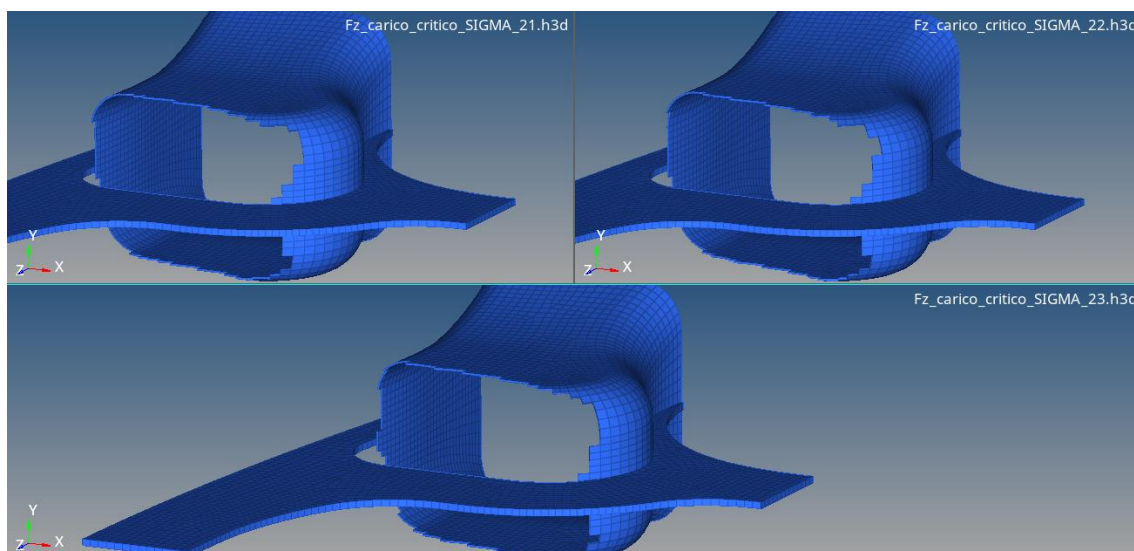


Figura 135. Risultati run 21,22 e 23 dopo rimozione elementi scollati

Questo metodo purtroppo richiede dei tempi molto lunghi a causa del numero elevato di run da eseguire per cui, dopo 23 simulazioni, anche se non sono ancora arrivato allo scollamento finale, decido di fermarmi.

Per studiare il danneggiamento dell'incollaggio, una tecnica più precisa e più rapida è l'impiego del "cohesive zone model" CZM per la modellazione della colla EA-9394.

10.9 Cohesive zone modeling

In Optistruct la modellazione della zona coesiva può essere utilizzata per modellare le interfacce adesive ed incollate in modo da analizzare l'innesco e la propagazione di una cricca.

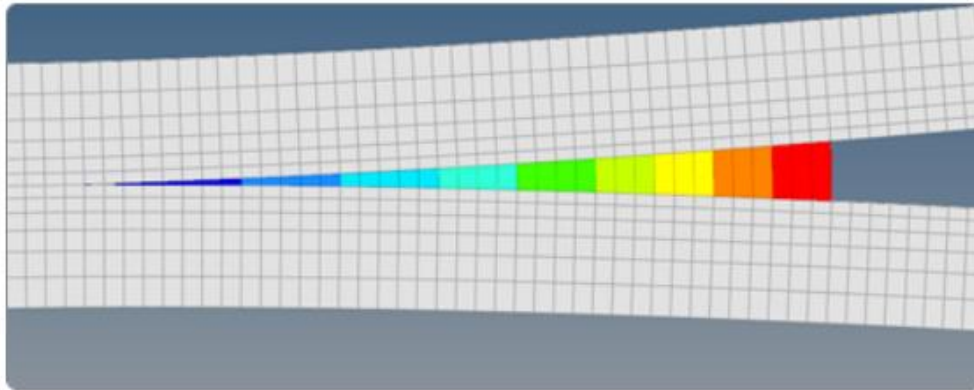


Figura 136. CZM

La modellazione della zona coesiva riesce a predire il comportamento all'interno dell'elemento coesivo (o contatto coesivo). L'adesione tra l'elemento coesivo e gli elementi principali è perfetta. Le zone in cui sono previste cricche dovrebbero essere identificate e definite come zone coesive.

Le zone coesive vengono utilizzate per modellare interfacce adesive/incollate, in cui strati o parti sono collegati con una resina o con un adesivo. In Optistruct attualmente esistono due approcci per la simulazione di tali interfacce:

- Potential-based method (MCOHE);
- Damage-based Method (MCOHED).

La deformazione della zona coesiva può essere suddivisa in tre diverse modalità che coincidono con le tre modalità di frattura denominate con i pedici I, II e III.

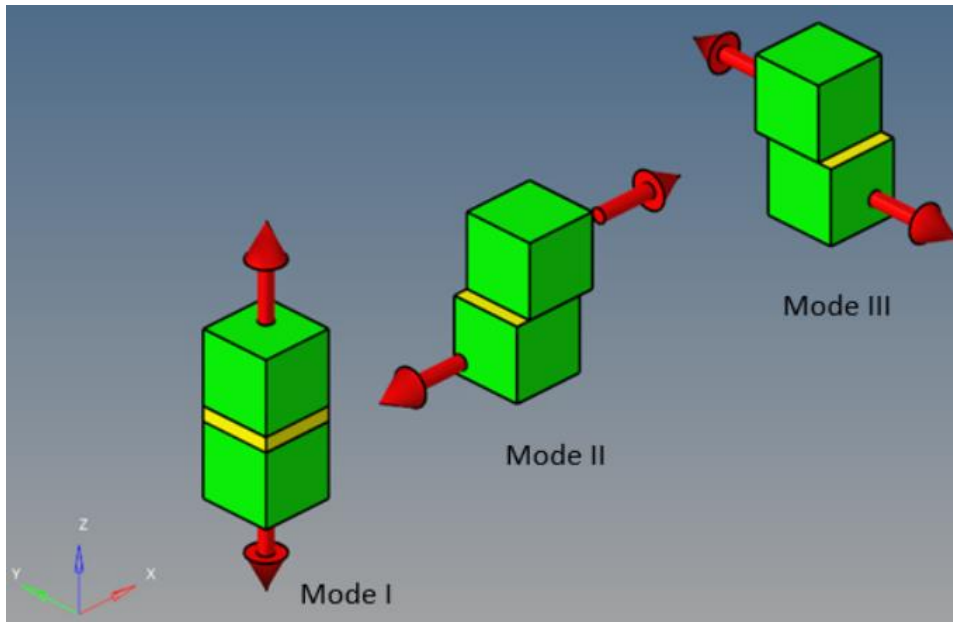


Figura 137. Modalità di frattura

Considerando il sistema di coordinate della zona coesiva (mostrato nella figura sopra), la modalità I è l'apertura normale nella direzione z, la modalità II e III sono l'apertura di taglio rispettivamente nel piano xz e nel piano yz.

10.9.1 POTENTIAL-BASED METHOD (MCOHE). Nel metodo basato sul potenziale il modello di trazione-apertura è selezionato tra tre tipi di curve:

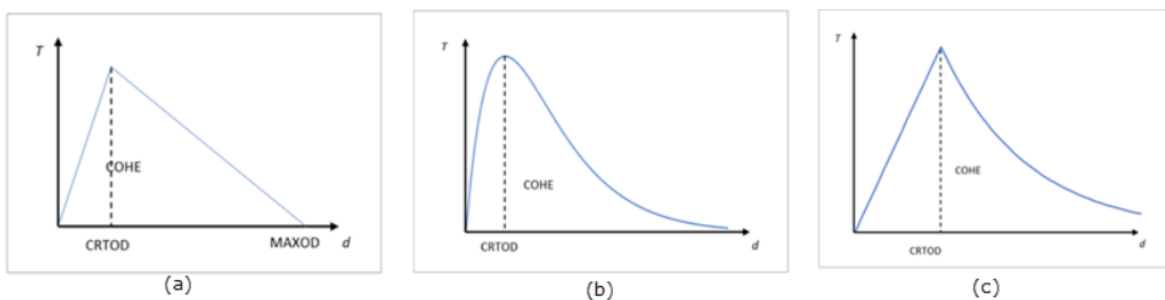


Figura 138. a) Curva bilineare; b) Curva esponenziale; c) Curva lineare-esponenziale

Il tipo di curva è definito nel campo "MODEL" della card materiale "MCOHE":

Tabella 47. Card Optistruct materiale MCOHE

MCOHE									
Bulk Data Entry									
Definisce le proprietà del materiale per i modelli di materiale coesivo basati sul potenziale.									
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
MCOHE	MID	MODEL							
	COHE	CRTOD	MAXOD	BETA	EXP	VED		SFC	

L'energia per area che può essere assorbita dall'elemento coesivo è definita nel campo "COHE" di questa card. Rispettivamente, lo spostamento critico di apertura e lo spostamento massimo di apertura sono definiti nei campi "CRTOD" e "MAXOD".

Il metodo basato sul potenziale consente di utilizzare solo gli elementi coesivi e non il contatto coesivo.

La card proprietà "PCOHE" definisce le proprietà degli elementi coesivi:

Tabella 48. Card Optistruct proprietà PCOHE

PCOHE									
Bulk Data Entry									
Definisce le proprietà per gli elementi coesivi.									
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
PCOHE	PID	MID	INT	THICKNESS		SECANT	CORDM		

Lo spessore dello strato dell'elemento coesivo è diverso da zero nella geometria effettiva e deve essere impostato in tale card. Inoltre, con questo metodo è consentito un singolo strato di elementi coesivi per modellare una particolare interfaccia adesiva o incollata.

Per determinare l'integrità e/o il degrado dell'adesione, solitamente sono di interesse le deformazioni di trazione e di taglio all'interfaccia, mentre la rigidità in compressione è controllata tramite il campo "SFC" nella card "MCOHE".

Con questa tecnica, Optistruct calcola lo spostamento relativo tra i nodi delle facce superiore e inferiore degli elementi. I tre spostamenti (d_I , d_{II} e d_{III}) sono usati per derivare lo spostamento relativo combinato con la formulazione di miscelazione:

$$d_{eff} = \sqrt{(\beta d_{II})^2 + (\beta d_{III})^2 + (\max\{0.0, d_I\})^2}$$

dove:

- d_I , d_{II} e d_{III} = apertura nei modi I, II e III;
- β = coefficiente di miscelazione, che può essere inserito nel campo "BETA".

Usando lo spostamento relativo combinato (d_{eff}), la trazione combinata (T) viene determinata in base alla curva trazione - apertura scelta. Le equazioni per le curve bilineare, esponenziale e lineare-esponenziale sono espresse come:

- bilineare:

$$T = \begin{cases} \frac{2G}{d_m} \frac{d}{d_c} & 0 \leq d \leq d_c \\ \frac{2G}{d_m} \left(\frac{d_m - d}{d_m - d_c} \right) & d_c \leq d \leq d_m \\ 0 & d > d_m \end{cases}$$

- esponenziale:

$$T = G \frac{d}{d_c^2} e^{-\frac{d}{d_c}}$$

- lineare – esponenziale:

$$T = \begin{cases} \frac{2qG}{d_c(q+2)} \frac{d}{d_c} & 0 \leq d \leq d_c \\ \frac{2qG}{d_c(q+2)} e^{q\left(1-\frac{d}{d_c}\right)} & d > d_c \end{cases}$$

dove:

- T = trazione combinata;
- d_c = "CRTOD";
- d_m = "MAXOD";
- d = spostamento relativo combinato (d_{eff}).

10.9.2 DAMAGE-BASED METHOD (MCOHED). Il metodo basato sul danno consente la modellazione di interfacce adesive/incollate con spessore finito. Ciò consente di modellare strati adesivi sulla base di dati sperimentali.

Con questo metodo, la crescita delle cricche è controllata dallo sviluppo del danneggiamento in ciascun elemento. Il danno di un elemento è controllato da due indici, vale a dire, indice di inizio del danno e indice di evoluzione del danno. Questi sono inizialmente zero in ogni elemento, ma all'aumentare del carico, l'indice di inizio del danno cresce. Quando tale parametro raggiunge il valore 1.0, viene visualizzato il danno nell'elemento. Da questo punto in poi l'indice di inizio del danno rimane a 1.0 mentre l'indice di evoluzione del danno inizia ad aumentare. Quando anche quest'ultimo parametro raggiunge il valore 1.0, il danno matura e non c'è più coesione, quindi la cricca avanza.

L'inizio e l'evoluzione del danno sono controllati da diversi parametri definiti nella card materiale "MCOHED":

Tabella 49. Card Optistruct materiale MCOHED

MCOHED									
Bulk Data Entry									
Definisce le proprietà del materiale per i modelli di materiale coesivo basati sul danno.									
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
MCOHED	MID	KI	KII	KIII	SFC	VED		MXDMG	
	DMGINIID	DMGEVOID							

e nelle card di danneggiamento "DMGINI" (Damage Initiation):

Tabella 50. Card Optistruct danneggiamento DMGINI

DMGINI									
Bulk Data Entry									
Definisce i criteri di inizio del danno.									
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
DMGINI	DMGINIID	CRI							
	V1	V2	V3						

e “DMGEVO” (Damage Evolution):

Tabella 51. Card Optistruct danneggiamento DMGEVO

DMGEVO									
Bulk Data Entry									
Definisce l'evoluzione del danno.									
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
DMGEVO	DMGEVOID	TYPE	SHAPE						
	MMXFM	ALPHA	W1	W2	W3				

Il metodo basato sul danneggiamento consente l'utilizzo sia degli elementi coesivi sia dei contatti coesivi.

Il modulo di elasticità (nel caso dell'impiego degli elementi coesivi) o il penalty stiffness (nel caso del contatto coesivo) nelle tre direzioni è definito nei campi “KI”, “KII” e “KIII” della card “MCOHED”, in cui “KI” è per la direzione normale, “KII” e “KIII” sono per le due direzioni tangenziali. A differenza della tecnica precedente, nell'interfaccia è possibile definire uno o più livelli di elementi coesivi.

Per determinare l'integrità e/o il degrado dell'adesione, solitamente sono di interesse le deformazioni di trazione e di taglio all'interfaccia, mentre la rigidità in compressione è controllata:

- tramite il campo “SFC” nella card “MCOHED” se si utilizzano gli elementi coesivi;
- dalla proprietà del contatto se si utilizzano contatti coesivi.

Lo spessore dello strato dell'elemento coesivo:

- può essere definito utilizzando il campo “THICKNESS” su “PCOHE” se si utilizzano gli elementi coesivi;
- è considerato automaticamente come un'unità se si utilizza il contatto.

Nel seguito spiego il metodo basato sul danno utilizzando i soli elementi coesivi ma, è valida anche nel caso di contatto, se lo spessore t è sostituito con l'unità.

Con questa tecnica lo spostamento relativo tra i nodi delle facce superiore e inferiore viene calcolato in modo simile al metodo basato sul potenziale. Innanzitutto, i valori di trazione di prova ($k_i d_i / t_0$) si calcolano moltiplicando la penalty stiffness (che è il modulo elastico diviso per lo spessore) per l'apertura nei tre modi.

Successivamente si spiega la determinazione dell'inizio del danno utilizzando i criteri specificati nel campo "CRI" della card "DMGINI".

10.9.2.1 Criteri di inizio del danneggiamento basati sulla deformazione. In questi criteri il valore di deformazione massimo, cioè i valori di deformazione ammissibile, è definito nei campi "V1", "V2" e "V3" della card "DMGINI". La deformazione effettiva è calcolata dalla formula:

$$deformazione_{effettiva} = spostamento_{relativo} / spessore$$

dove, lo spessore è definito dal campo "THICKNESS" su "PCOHE".

Utilizzando sia la deformazione massima che la deformazione effettiva, la determinazione dell'inizio del danno viene effettuata secondo le seguenti formule:

1. MAXE

$$\max \left\{ \frac{\varepsilon_I}{\max(e_I)}, \frac{\varepsilon_{II}}{\max(e_{II})}, \frac{\varepsilon_{III}}{\max(e_{III})} \right\} = 1$$

con:

$$\varepsilon_i = \frac{d_i}{t_0}$$

dove:

- $\max(e_I) = \text{"V1"};$
- $\max(e_{II}) = \text{"V2"};$

- $\max(\epsilon_{III}) = "V3"$;
- $i = I, II \text{ e } III$;
- $t_0 =$ spessore definito nella card "PCOHE".

2. QUADE

$$\left(\frac{\epsilon_I}{\max(\epsilon_I)}\right)^2 + \left(\frac{\epsilon_{II}}{\max(\epsilon_{II})}\right)^2 + \left(\frac{\epsilon_{III}}{\max(\epsilon_{III})}\right)^2 = 1$$

con:

$$\epsilon_i = \frac{d_i}{t_0}$$

dove:

- $\max(\epsilon_I) = "V1"$;
- $\max(\epsilon_{II}) = "V2"$;
- $\max(\epsilon_{III}) = "V3"$;
- $i = I, II \text{ e } III$;
- $t_0 =$ spessore definito nella card "PCOHE".

10.9.2.2 Criteri di inizio del danneggiamento basati sulla tensione. In questi criteri il valore di tensione massima, cioè i valori di tensione ammissibile, è definito nei campi "V1", "V2" e "V3" della card "DMGINI". La tensione effettiva è il valore della trazione di prova in ciascuna delle tre direzioni corrispondenti.

Utilizzando sia la tensione massima che quella effettiva, la determinazione dell'inizio del danno viene eseguita sulla base delle seguenti formule:

1. MAXS

$$\max \left\{ \frac{\sigma_I}{\max(\sigma_I)}, \frac{\sigma_{II}}{\max(\sigma_{II})}, \frac{\sigma_{III}}{\max(\sigma_{III})} \right\} = 1$$

con:

$$\sigma_i = K_i \frac{d_i}{t_0}$$

dove:

- $\max(\sigma_I) = "V1"$;
- $\max(\sigma_{II}) = "V2"$;
- $\max(\sigma_{III}) = "V3"$;
- $i = I, II \text{ e } III$;
- $t_0 =$ spessore definito nella card "PCOHE";
- $K_i =$ rigidezza elastica iniziale.

2. QUADS

$$\left(\frac{\sigma_I}{\max(\sigma_I)} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{II}}{\max(\sigma_{II})} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{III}}{\max(\sigma_{III})} \right)^2 = 1$$

con:

$$\sigma_i = K_i \frac{d_i}{t_0}$$

dove:

- $\max(\sigma_I) = "V1"$;
- $\max(\sigma_{II}) = "V2"$;
- $\max(\sigma_{III}) = "V3"$;
- $i = I, II \text{ e } III$;
- $t_0 =$ spessore definito nella card "PCOHE";
- $K_i =$ rigidezza elastica iniziale.

Se i criteri di inizio del danno non sono soddisfatti, non vi è alcun danno, quindi in questo caso la trazione di prova è uguale alla trazione effettiva.

Se i criteri di inizio del danno sono soddisfatti, ciò implica che il danno è iniziato e viene calcolato l'indice di evoluzione del danno. Esistono due metodi per il calcolo di quest'ultimo parametro:

- indice di evoluzione del danno basato sullo spostamento (“TYPE” = “COHDISP” nella card “DMGEVO”);
- indice di evoluzione del danno basato sulla dissipazione dell'energia (“TYPE” = “COHENRG” nella card “DMGEVO”).

L'indice di evoluzione del danno è indicato con D ed è sempre ≤ 1 .

10.9.2.3 Indice di evoluzione del danno basato sullo spostamento

Questa tecnica viene utilizzata impostando “COHDISP” nella voce “TYPE”, ma è possibile effettuare un'ulteriore classificazione in base al tipo di curva:

1. “SHAPE” = “LIN” nella card “DMGEVO” - se la trazione T_i , durante l'evoluzione del danneggiamento diminuisce linearmente, allora l'indice di evoluzione del danno è calcolato come:

$$D = \frac{d_f}{d_{max}} \frac{(d_{max} - d_o)}{(d_f - d_o)}$$

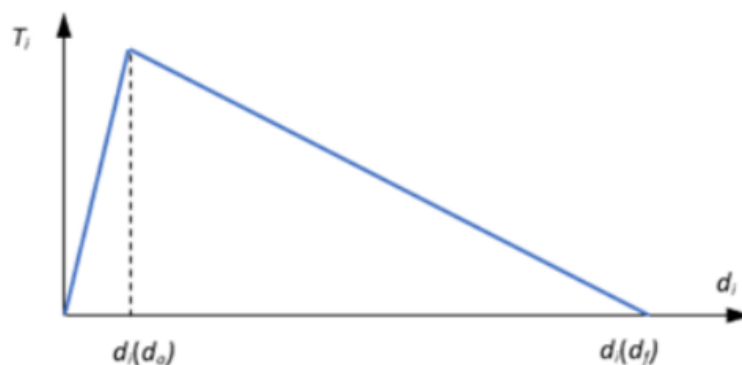


Figura 139. Curva di danneggiamento bilineare

2. “SHAPE” = “EXP” nella card “DMGEVO” - se la trazione T_i , durante l'evoluzione del danneggiamento diminuisce esponenzialmente, allora l'indice di evoluzione del danno è calcolato come:

$$D = 1 - \frac{d_0}{d_{max}} \left[1 - \frac{1 - \exp\left(-\alpha \frac{d_{max} - d_0}{d_f - d_0}\right)}{1 - \exp(-\alpha)} \right]$$

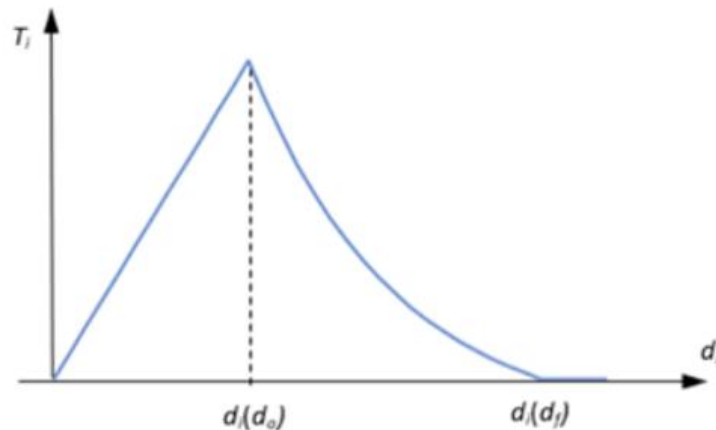


Figura 140. Curva di danneggiamento lineare - esponenziale

In entrambi i casi:

- d_{max} = apertura massima (d) totale. Se la zona coesiva viene solo caricata, allora d_{max} coincide con lo spostamento corrente che viene calcolato da OptiStruct e aggiornato a ogni step. Se la zona coesiva viene anche scaricata, allora d_{max} coincide con il massimo spostamento totale (poiché potrebbe essere un valore precedente di d , prima dell'inizio delle operazioni di scarico);
- d_0 = apertura critica (apertura d quando il danno è iniziato e i criteri di inizio del danneggiamento sono soddisfatti);
- d_f = apertura massima ($d_f = d_0 + W1$);
- $W1$ = campo “W1” nella card “DMGEVO”, che nel metodo dello spostamento è la separazione misurata dall'inizio del danno fino alla rottura finale;

- α = campo "ALPHA" nella card "DMGEVO", che nella tecnica dello spostamento è l'esponente della curva di trazione - separazione;
- d = apertura corrente in ogni fase della soluzione:

$$d = \sqrt{(d_I)^2 + (d_{II})^2 + \max(0.0, d_{III})^2}$$

- d_I, d_{II} e d_{III} = apertura della frattura di modo I, II e III.

10.9.2.4 Indice di evoluzione del danno basato sulla dissipazione di energia

In questa tecnica il valore chiave utilizzato per i calcoli è l'energia totale critica G_c , nota anche come tenacità alla frattura. La spiegazione di questo metodo viene tralasciata in quanto esso non sarà utilizzato in questo lavoro di tesi per mancanza di dati sperimentali sull'energia degli incollaggi.

10.9.3 TRAZIONE EFFETTIVA. Quando "DMGEVO" è referenziato da "MCOHED", la trazione negli elementi coesivi viene calcolata in base all'indice di evoluzione del danno D nel modo seguente:

$$T_i = (1 - D)k_i d_i$$

dove:

- $i = I, II$ e III ;
- k_i = modulo di elasticità corrispondente alla modalità i ;
- d_i = apertura corrispondente alla modalità i ;
- t_0 = spessore definito nella card "PCOHE".

10.9.4 EROSIONE DELL'ELEMENTO COESIVO. Quando l'indice di evoluzione del danno di tutti i punti di integrazione, in un elemento coesivo, raggiunge il valore definito nel campo "MXDMG" nella card "MCOHED" e nessuno di questi punti di integrazione è in

compressione, l'elemento coesivo viene eroso e non funziona nel resto dell'analisi, sia nel sottocaso corrente, sia in quelli ad esso collegati. Gli elementi coesivi erosi non vengono mostrati nell'output .h3d a partire dal momento di in cui l'elemento si è eroso totalmente, cioè gli elementi erosi completamente scompaiono nella visualizzazione dei risultati in Hyperview.

10.9.5 TECNICHE DI MODELLAZIONE. Esistono due tecniche per attivare l'incollaggio e simulare il comportamento coesivo alle interfacce:

- tecnica basata sugli elementi (elementi "CIFHEX", "CIFPEN");
- tecnica basata sul contatto (card "CONTACT").

10.9.5.1 Tecnica basata sugli elementi. In Optistruct ci sono due tipi di elementi coesivi:

- "CIFHEX";
- "CIFPEN".

Entrambi possono essere utilizzati sia nel potential-based method, sia nel damage-based method.

Il focus principale degli elementi "CIFHEX" e "CIFPEN" è il movimento relativo tra le facce superiore e inferiore, infatti, lo spostamento relativo tra i nodi di tali superfici in ciascun punto di integrazione, nelle tre direzioni (X, Y, Z nel sistema di riferimento dell'elemento), determina l'apertura coesiva.

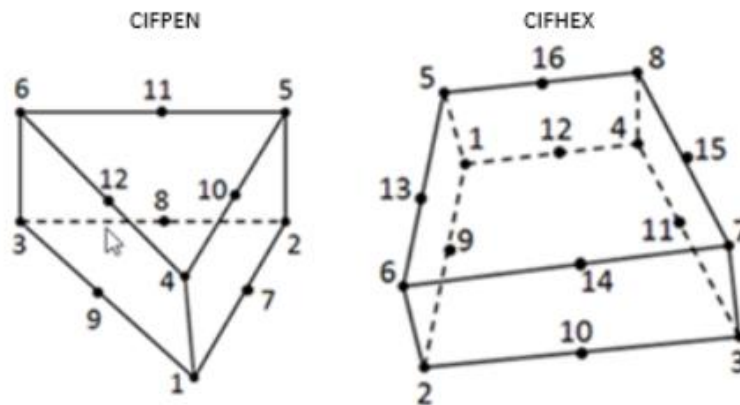


Figura 141. Elementi coesivi

Per utilizzare tali elementi in Optistruct è necessario rispettare le seguenti regole:

- gli elementi coesivi devono essere inseriti nel percorso di propagazione della cricca;
- per il metodo basato sul potenziale, deve essere utilizzato un singolo strato di elementi coesivi;
- per il metodo basato sul danno, è possibile utilizzare più strati di elementi coesivi;
- gli elementi coesivi possono essere collegati solo agli elementi shell o solidi del modello base;
- se esiste una corrispondenza nodale uno-a-uno insieme alla stessa densità di mesh tra lo strato dell'elemento coesivo e lo strato di collegamento shell/solido del modello base, i nodi possono essere condivisi (equivalenti) e non è richiesta alcuna definizione di contatto;
- se non esiste una corrispondenza nodale uno-a-uno esatta, la connessione "CONTACT" = "FREEZE" o "TIE" deve essere utilizzata per collegare gli elementi coesivi sullo strato superiore/inferiore ai corrispondenti elementi shell/solidi del modello base;
- gli elementi coesivi possono avere uno spessore geometrico nell'interfaccia. Per il metodo basato sul potenziale viene utilizzato automaticamente lo spessore unitario, indipendentemente dallo

spessore geometrico e quindi l'effetto spessore viene escluso. Per il metodo basato sul danno, il campo "THICKNESS" su "PCOHE" può essere utilizzato per controllare l'interpretazione dello spessore. È importante utilizzare un valore realistico;

- in alcuni casi può essere difficile ottenere la convergenza con elementi coesivi. La stabilizzazione dello smorzamento può essere introdotta per favorire la convergenza. Questo parametro può essere definito nel campo "VED" sulle card "MCOHE" e "MCOHED".

10.9.5.2 Tecnica basata sul contatto. La tecnica basata sul contatto non richiede l'impiego di elementi coesivi consentendo di semplificare l'impostazione del modello.

Per attivare il metodo basato sui contatti nella modellazione di zone coesive è necessario attivare il campo "COHE" nella card "CONTACT". Il campo "MCOEDID" fa riferimento al numero di identificazione della card materiale "MCOED" e, pertanto, identifica l'interfaccia di contatto come un'interfaccia adesiva/incollata. In Optistruct solo il metodo basato sul danno consente l'utilizzo di tale tecnica.

10.10 Modellazione con elementi coesivi "bonding_pto1"

Per migliorare la simulazione del danneggiamento nell'incollaggio del punto 1, insieme a Ferrari è stato deciso di rimodellare il componente "bonding_pto1" con elementi coesivi. In particolare, si è scelto di utilizzare il damage - based method visto nel paragrafo precedente.

Sul modello della leva, utilizzato per simulare l'evoluzione dell'incollaggio rimuovendo "manualmente" gli elementi, modifico il tipo di elementi impiegati per modellare la

colla EA-9394 nel punto 1. Quindi, dal pannello degli strumenti di Hypermesh, tramite il comando: 3D → elem types, trasformo gli elementi solidi “CHEXA” e “CPENTA” del bonding in elementi coesivi “CIFHEX” e “CIFPEN”.

Successivamente creo la proprietà “PCHOE” all’interno della quale, nel campo “THICKNESS_STR”, imposto che lo spessore dello strato di coesivi debba essere calcolato automaticamente dalla geometria. A questa proprietà associo una card materiale “MCOHED” con i seguenti dati (in rosso):

Tabella 52. Card materiale MCOHED

MCOHED									
Bulk Data Entry									
Definisce le proprietà del materiale per i modelli di materiale coesivo basati sul danno.									
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
MCOHED	MID	$KI = E$ (modulo di Young) = 3500	$KII = G$ (modulo di taglio) = 1461	$KIII = G$ (modulo di taglio) = 1461	SFC	VED		MXDMG	
	DMGINIID	DMGEVOID							

Nei campi “DMGINIID” e “DMGEVOID” inserisco gli ID di riferimento delle due card di danneggiamento nelle quali imposto i seguenti parametri (in rosso):

Tabella 53. Card inizio danneggiamento DMGINI

DMGINI									
Bulk Data Entry									
Definisce i criteri di inizio del danno.									
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
DMGINI	DMGINIID	CRI = ?							
	V1 = σ_{amm} = 37	V2 = τ_{amm} = 39	V3 = τ_{amm} = 39						

Tabella 54. Card evoluzione danneggiamento DMGEVO

DMGEVO									
Bulk Data Entry									
Definisce l'evoluzione del danno.									
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
DMGEVO	DMGEVOID	TYPE = COHDISP	SHAPE = LIN						
	MMXFM	ALPHA	W1 = ?	W2	W3				

Nella card “DMIGINI” è necessario scegliere, nel campo “CRI”, il criterio di inizio danneggiamento più adatto per il caso in questione. Nella card “DMGEVO” imposto il calcolo dell’indice di evoluzione del danno con il metodo basato sullo spostamento e scelgo una curva di forma bilineare. Questa scelta richiede la definizione del solo parametro “W1” che rappresenta la separazione, dall’inizio del danno fino alla rottura finale.

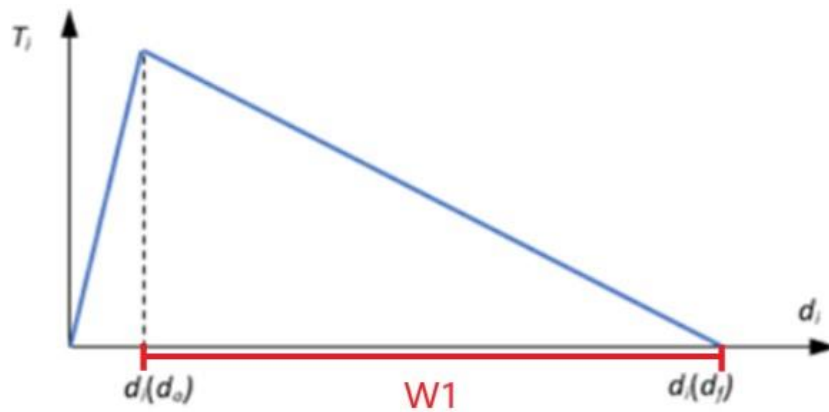


Figura 142. Curva bilineare

Non avendo dati sperimentali ulteriori, rispetto a quelli visti nei paragrafi precedenti, per definire il parametro “W1” utilizzo il modello agli elementi finiti che simula il test sperimentale di rottura dell’incollaggio con i provini, stavolta modellando l’adesivo con elementi coesivi.

10.10.1 SIMULAZIONE TEST SPERIMENTALE ROTTURA INCOLLAGGIO CON ELEMENTI COESIVI. Riprendo il modello con i provini e, per utilizzare gli elementi coesivi, passo da un’analisi lineare ad una non lineare. Per impostare un’analisi non lineare adatta all’impiego di elementi coesivi, aggiungo al modello i “Load Step Inputs” della tabella successiva:

Tabella 55. Load Step Inputs utilizzati con i modelli coesivi

LOAD STEP INPUTS		
NLPARM (definisce i parametri per l'analisi statica non lineare)	NINC = 10	definisce il numero di sotto incrementi di carico implicito
	DT = 0	definisce l'incremento iniziale del carico
	MAXITER = 25	definisce un limite per il numero di iterazioni implicite per ogni incremento di carico
NLADAPT (seleziona i parametri utilizzati per l'analisi statica non lineare di grande spostamento, l'analisi statica non lineare di piccolo spostamento e l'analisi transitoria non lineare)	DTMAX = 0.05	incremento massimo consentito
NLOUT (definisce i parametri di output dei risultati incrementali per l'analisi non lineare)	NINT = 20	definisce il numero di intervalli per produrre risultati intermedi
	SVNONCNV = YES	genera il flag di soluzione non convergente, se le iterazioni non lineari non convergono

Anche qui, come già fatto per il modello della leva, trasformo gli elementi "CHEXA" del provino della colla in elementi coesivi "CIFHEX" e introduco le stesse card proprietà, materiale e danneggiamento inserite nel modello della leva (necessarie per definire una zona coesiva). Tuttavia, almeno inizialmente, in questo modellino con i provini imposto nel campo "KI", della card materiale "MCOHED", il modulo di Young $E = 4237$ MPa riportato nel datasheet dell'adesivo EA-9394.

Fatto ciò, il modello con zona coesiva è pronto e posso lanciare delle simulazioni. Eseguo delle run di prova facendo variare il parametro “W1”, non presente in letteratura e di cui non ho informazioni sperimentali, con l’obiettivo di trovare il valore corretto per il caso di interesse. In queste run utilizzo come criterio di inizio danneggiamento, “MAXS”. Nella tabella seguente sono riportati i dati delle prime run effettuate:

Tabella 56. Risultati prime run di prova con elementi coesivi nel modellino con i provini

RUN PROVINI COESIVI EA-9394												
N° RUN	FORZA [N]	CRITERIO	W1 = separazioni e valutata dall'inizio del danno alla rottura	K1 = E [MPa]	K2 = GII [MPa]	K3 = GIII [MPa]	σ_{amm} [MPa]	τ_{amm} [MPa]	τ_{amm} [MPa]	CARICO MAX	CARICO MAX %	NON CONVERGENZA
1	17553	MAXS	0.01	4237	1461	1461	37.3	39.2	39.2	17553	100	
2	17553	MAXS	0.01	4237	1461	1461	37.3	35	35	17553	100	
3	17553	MAXS	0.001	4237	1461	1461	37.3	35	35	16008	91.2	NON CONVERGE
4	17553	MAXS	0.005	4237	1461	1461	37.3	35	35	17553	100	
5	17553	MAXS	0.004	4237	1461	1461	37.3	35	35	17553	100	
6	17553	MAXS	0.003	4237	1461	1461	37.3	35	35	17325	98.7	NON CONVERGE
7	17553	MAXS	0.0033	4237	1461	1461	37.3	35	35	17553	100	
8	17553	MAXS	0.0033	4237	1461	1461	28	35	35	17553	100	NON CONVERGE

Alcune simulazioni non arrivano a convergenza, questo perché il componente colla, modellato con elementi coesivi, è arrivato a scollarsi totalmente e Optistruct, tramite l’erosione, ha rimosso tutti gli elementi di cui era composto. Questa è un’informazione molto importante perché vuol dire che al carico di ultima convergenza si è verificato il cedimento dell’incollaggio.

Poiché il modellino con i provini è utilizzato solo per definire i parametri da impiegare successivamente nel modello FEM della leva sospensione, decido di usare un modello aggiornato più coerente a quello della leva.

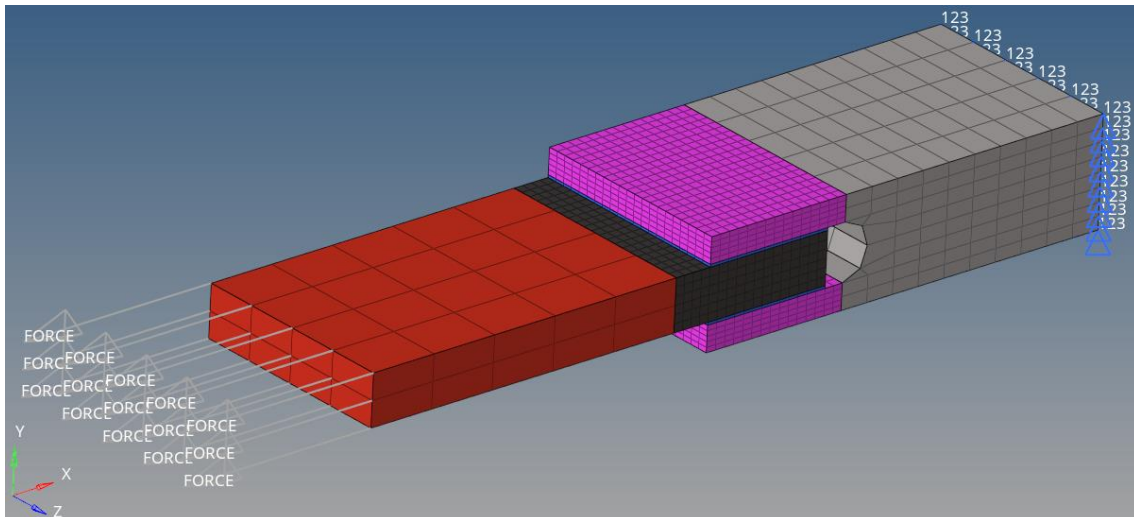


Figura 143. Modello FEM provini colla maggiormente coerente con il modello della leva sospensione

Il nuovo modellino si differenzia dal precedente per:

1. **la dimensione della mesh nel componente colla ed in quelli ad esso adiacenti** – il modellino precedente aveva una mesh size inferiore rispetto a quella del componente “bonding_pto1” nel FEM della leva, mentre il nuovo modellino ha la stessa dimensione di mesh:

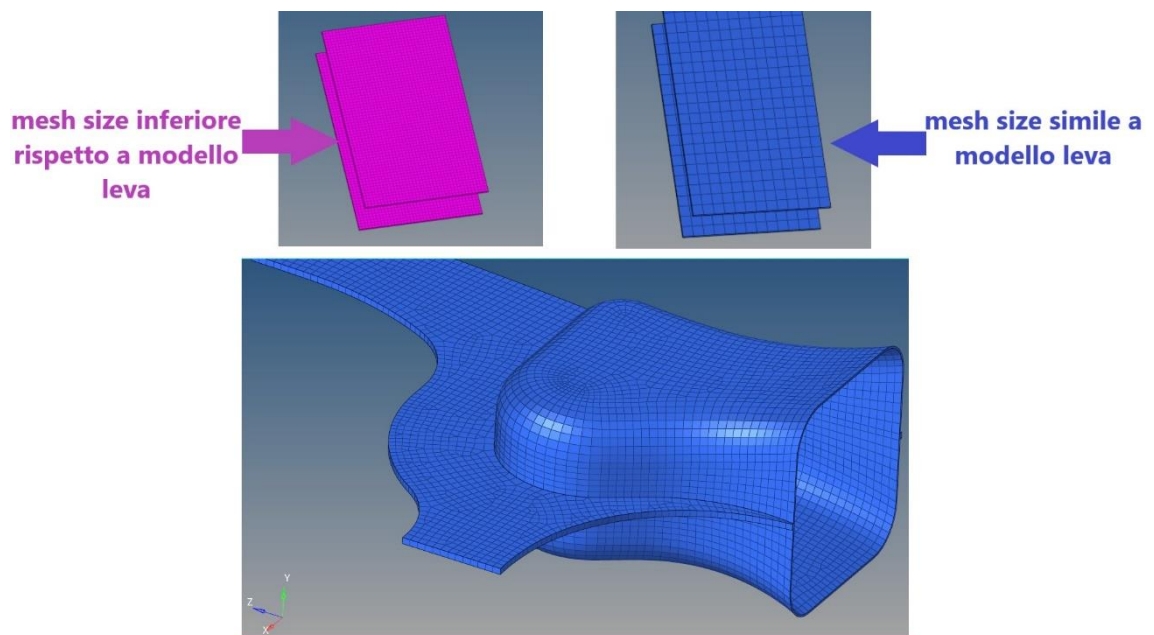


Figura 144. Confronto mesh size colla nei diversi modelli

2. **il modulo di Young della colla** – nel nuovo modellino il valore “KI” nella card “MCOHED” è uguale al modulo di Young del componente “bonding_pto1” nel FEM della leva:

Tabella 57. Parametro KI nei diversi modelli

	KI = E (MODULO DI YOUNG) [MPa]	KII = G (MODULO DI TAGLIO) [MPa]
MODELLO LEVA SOSPENSIONE	3500	1461
MODELLINO CON PROVINI COLLA NUMERO 1	4237	1461
MODELLINO CON PROVINI COLLA NUMERO 2	3500	1461

3. **il materiale usato per la modellazione della lastra di composito nella zona dell’incollaggio** – andando ad analizzare con attenzione il componente “bonding_pto1” nel modello agli elementi finiti della leva, si nota che la colla non è a contatto con i componenti laminati che sono meshati con elementi “CHEXA”, ma aderisce solo al materiale composito con funzione strutturale sottostante. Quest’ultimo è stato modellato con un materiale ortotropo equivalente e meshato con elementi “CTETRA”:

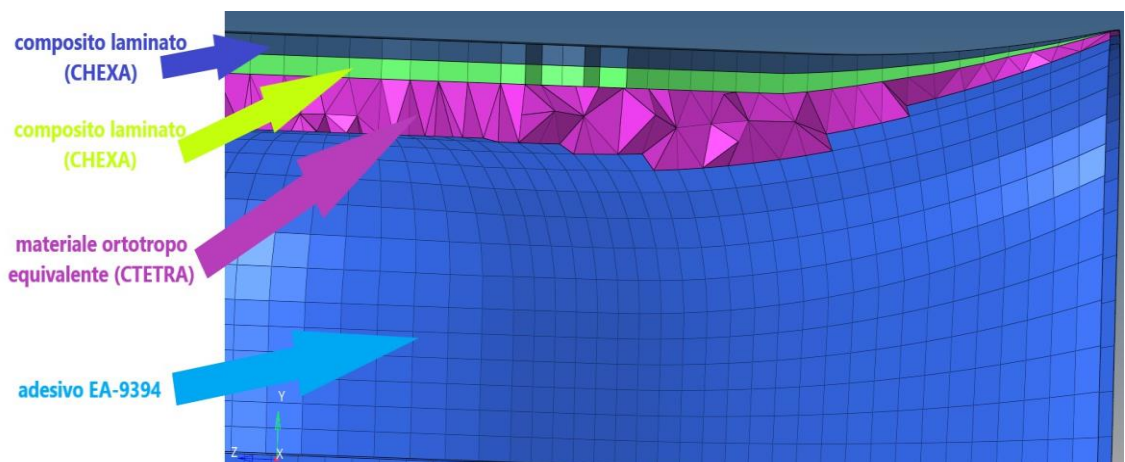


Figura 145. Vista materiale a contatto con la colla nel punto 1

Per cui nel nuovo modellino, il composito a contatto con la colla, è modellato con un materiale ortotropo equivalente e non è meshato con elementi "CHEXA".

Come già fatto con il modellino precedente, prima di lanciare delle run di prova con i coesivi, eseguo una run con materiale lineare "MAT1" che simuli il test di rottura dell'incollaggio nel punto 1. Le tensioni massime raggiunte nel componente colla saranno le nuove tensioni ammissibili da parametrizzare nei coesivi.

10.10.2 RISULTATI SIMULAZIONE TEST SPERIMENTALE ROTTURA INCOLLAGGIO MODELLINO AGGIORNATO. Di seguito sono mostrati i risultati ottenuti sul provino dell'adesivo epossidico EA-9394 con il modello agli elementi finiti aggiornato e reso maggiormente coerente con quello della leva sospensione.

10.10.2.1 Tensione normale

TEST ROTTURA INCOLLAGGIO MODELLO COERENTE

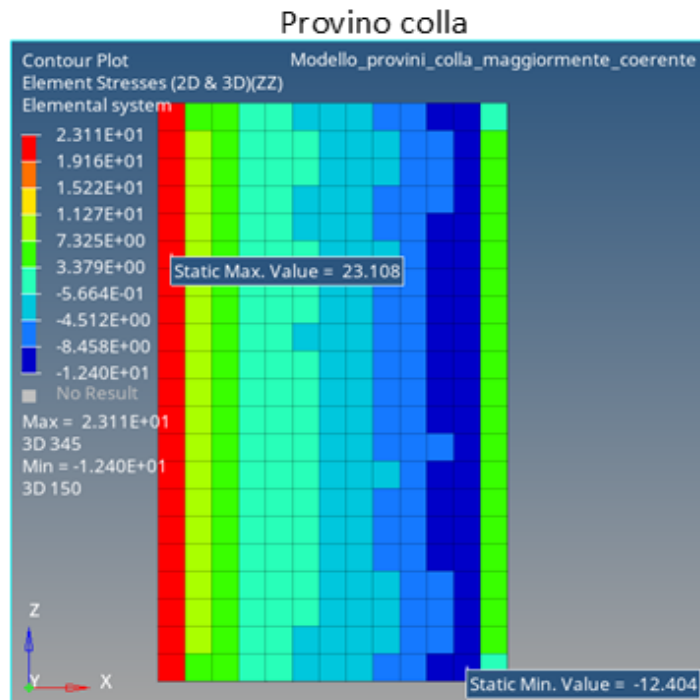


Figura 146. RESULT TYPE: ELEMENT STRESSES (2D&3D) - ZZ in Elemental system

$$\sigma_{\max} = 23.1 \text{ MPa} \rightarrow \sigma_{\text{amm}} = 23 \text{ MPa}$$

$$\sigma_{\min} = -12.4 \text{ MPa}$$

La massima tensione normale di trazione nel sistema elemento viene scelta come σ_{amm} .

10.10.2.2 Tensione di taglio

TEST ROTTURA INCOLLAGGIO MODELLO COERENTE

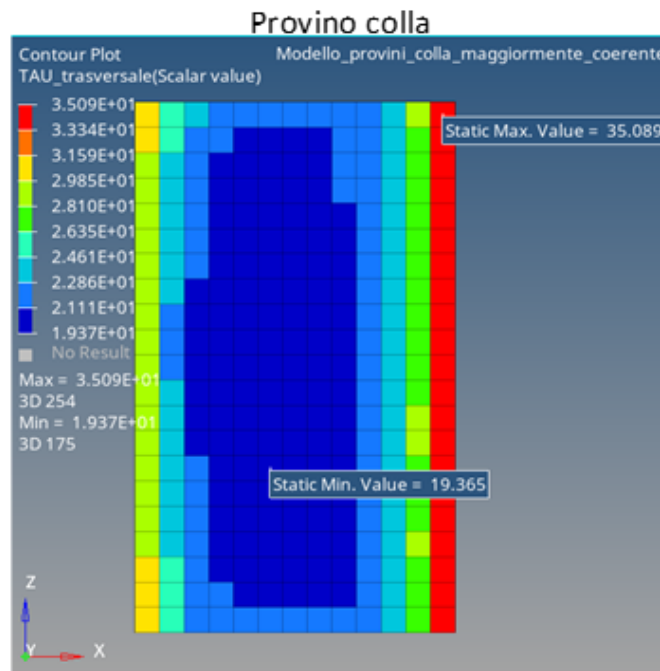


Figura 147. RESULT TYPE: ELEMENT STRESSES (2D&3D) - τ trasversale in Elemental system

$$\begin{aligned} \tau_{\max} &= 35 \text{ MPa} \\ \tau_{\min} &= 19.3 \text{ MPa} \end{aligned} \quad \rightarrow \tau_{\text{amm}} = 35 \text{ MPa}$$

La massima tensione di taglio nel sistema elemento viene scelta come τ_{amm} .

10.10.3 RISULTATI RUN DI PROVA CON ELEMENTI COESIVI NEL MODELLO AGGIORNATO CON I PROVINI. Con le tensioni ammissibili ottenute dalla simulazione del test di rottura dell'incollaggio con analisi lineare, è possibile impostare la stessa run utilizzando elementi coesivi anche per questo modellino aggiornato e coerente con la

leva. Nella tabella seguente sono riportati i dati delle run effettuate con il modellino aggiornato:

Tabella 58. Risultati run con elementi coesivi nel modellino con i provini aggiornato

RUN PROVINI COESIVI EA-9394												
N° RUN	FORZA [N]	CRITERIO	W1 = separazione e valutata dall'inizio del danno alla rottura	K1 = E [MPa]	K2 = GII [MPa]	K3 = GIII [MPa]	σ_{amm} [MPa]	τ_{amm} [MPa]	τ_{amm} [MPa]	CARICO MAX	CARICO MAX %	NON CONVERGENZA
9	17553	MAXS	0.005	3500	1461	1461	23	35	35	14692	83.7	NON CONVERGE
10	17553	MAXS	0.006	3500	1461	1461	23	35	35	15921	90.7	NON CONVERGE
11	17553	MAXS	0.008	3500	1461	1461	23	35	35	16395	93.4	NON CONVERGE
12	17553	MAXS	0.01	3500	1461	1461	23	35	35	17553	100	
13	17553	MAXS	0.009	3500	1461	1461	23	35	35	17553	100	
14	17553	MAXS	0.0085	3500	1461	1461	23	35	35	16693	95.1	NON CONVERGE
15	17553	MAXS	0.0087	3500	1461	1461	23	35	35	16693	95.1	NON CONVERGE
16	17553	MAXS	0.0089	3500	1461	1461	23	35	35	17553	100	
17	17553	MAXS	0.0088	3500	1461	1461	23	35	35	16763	95.5	NON CONVERGE
18	17553	MAXS	0.00885	3500	1461	1461	23	35	35	16763	95.5	NON CONVERGE
19	21000	MAXS	0.01	3500	1461	1461	23	35	35	18123	86.3	NON CONVERGE
20	17553	QUADS	0.008	3500	1461	1461	23	35	35	14745	84	NON CONVERGE

Ricordiamo che, la prova sperimentale di rottura dell'incollaggio nel punto 1 è una prova pensata per far lavorare l'incollaggio principalmente a taglio, ma in realtà questa porta al cedimento del giunto incollato all'interno dello spessore dell'aderendo in fibra di carbonio per delaminazione dell'aderendo stesso. Questo vuol dire che durante tale test c'è una combinazione dello sforzo di taglio e di quello di peeling.

Per questo motivo, esaminando la tabella precedente, i risultati validi dal punto di vista ingegneristico sono:

- **RUN 11** – in cui utilizzo il criterio di inizio danneggiamento “MAXS”, secondo cui lo scollamento inizia quando uno qualsiasi degli ammissibili viene raggiunto dalla corrispondente tensione. In questa run lo scollamento totale dell'adesivo dipende dalla tensione di taglio, infatti, è la τ che raggiunge il valore dell'ammissibile e non la σ . Tale cedimento avviene al 93.4% del carico di prova, quindi piuttosto vicino al valore effettivo del test;
- **RUN 20** – in cui utilizzo gli stessi parametri della run 11, ma impostando come criterio di inizio danneggiamento “QUADS”, che calcola l'inizio dello

scollamento combinando i valori di taglio (τ) e di peeling (σ). In questa run lo scollamento totale dell'adesivo avviene all'84% del carico di prova, quindi più basso rispetto a quello precedente.

Da queste considerazioni viene fuori che, il modello con i provini, in cui la lastra di CFRP è modellata usando il materiale ortotropo equivalente e che rispecchia il modello FEM della leva (colla non in contatto con il materiale laminato), fornisce come tensioni ammissibili:

- $\sigma_{amm} = 23 \text{ MPa}$;
- $\tau_{amm} = 35 \text{ MPa}$.

Questo modellino arriva quasi a convergenza (93% del carico) se utilizziamo il criterio "MAXS", si ferma all'84% del carico con il criterio "QUADS".

Fatte queste valutazioni posso dedurre che, nel modello agli elementi finiti della leva, per modellare il componente "bonding_pto1" con elementi coesivi, preferisco eseguire una scelta che prediliga la prudenza ed usare il criterio "QUADS". Infatti, nella leva non si ha più una τ dominante, ma delle tensioni che agiscono combinando la propria azione, per cui bisogna tener conto anche della σ . Questa scelta ci abbassa un po' il risultato sul provino (la colla cede ad un carico più basso) però andiamo verso la sicurezza. Pertanto, da questa serie di run si può dedurre che gli ammissibili, 23 MPa e 35 MPa, sui provini hanno un senso fisico e sono accettabili.

10.10.3.1 Modifica nella modellazione della lastra di materiale composito. Nel modello agli elementi finiti della leva, abbiamo visto che l'adesivo epossidico nel punto 1 è a contatto con il composito modellato con un materiale ortotropo equivalente. Nella realtà, la leva sospensione presenta un incollaggio direttamente a contatto con il materiale composito laminato. Per questo motivo è stato approfondito il caso in cui, anche nel modello con i provini, la colla EA-9394 è direttamente in contatto con un materiale laminato.

Sono state analizzate le seguenti quattro tipologie di modellazione del composito:

- **modello A** – il composito è stato caratterizzato utilizzando l’ortotropo equivalente con sei file di elementi, come nel modellino precedente, ma utilizzando per il tipo di mesh l’elemento “CHEXA”:

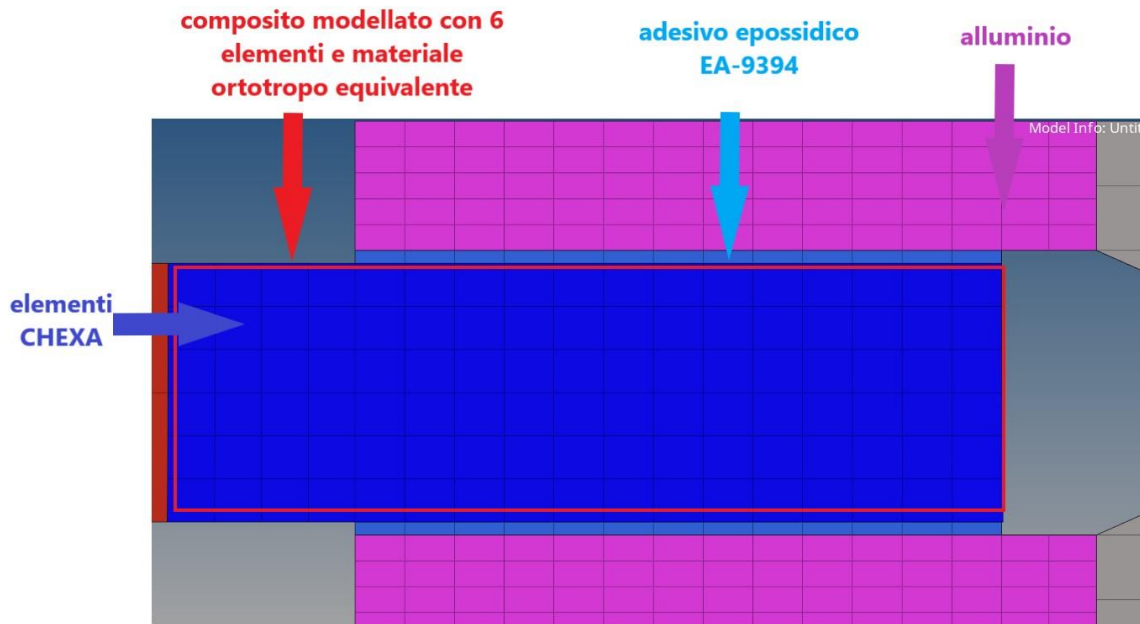


Figura 148. Zona incollaggio modello A

- **modello B** – il composito è stato diviso in due componenti con la stessa laminazione, ma con sistemi di riferimento locali che hanno l’asse z invertito ed entrante nella lastra di CFRP. La laminazione è ispirata a quella della leva ma rispettando le % dei layer dei provini. Ciascun componente è suddiviso in due file di elementi “CHEXA”:

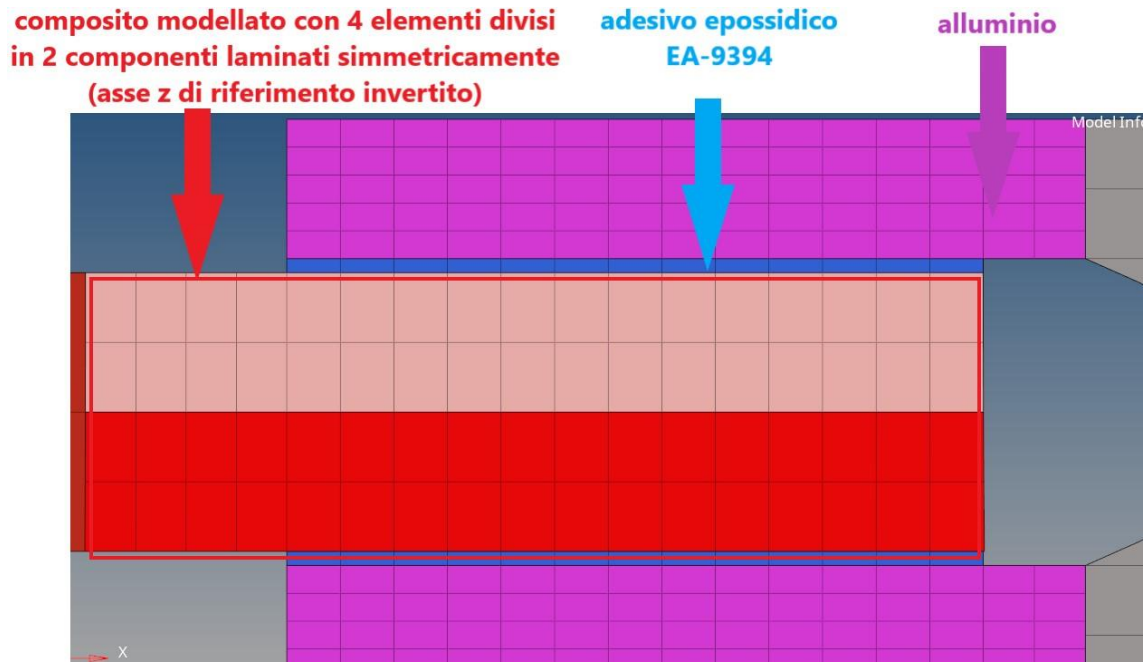


Figura 149. Zona incollaggio modello B

Nella tabella sotto sono riportate le informazioni sui layer scelti per laminare ciascuna semi-lastra di composito:

Tabella 59. Semi-layup composito

ID	MID	T	THETA
1	1 ↕ (60) MAT9ORT_60	0.3	45.0
2	2 ↕ (59) MAT9ORT_59	0.15	0.0
3	3 ↕ (59) MAT9ORT_59	0.15	0.0
4	4 ↕ (59) MAT9ORT_59	0.15	0.0
5	5 ↕ (60) MAT9ORT_60	0.3	0.0
6	6 ↕ (59) MAT9ORT_59	0.15	0.0
7	7 ↕ (60) MAT9ORT_60	0.3	90.0
8	8 ↕ (60) MAT9ORT_60	0.3	45.0
9	9 ↕ (60) MAT9ORT_60	0.3	90.0
10	10 ↕ (60) MAT9ORT_60	0.3	45.0
11	11 ↕ (60) MAT9ORT_60	0.3	90.0
12	12 ↕ (60) MAT9ORT_60	0.3	45.0

- **modello C** – il composito è stato diviso in due componenti con la stessa laminazione, ma con sistemi di riferimento locali che hanno l'asse z invertito ed entrante nella lastra di CFRP. La laminazione è ispirata a quella della leva ma rispettando le % dei layer dei provini ed è identica a

quella del modello B. Ciascun componente è caratterizzato da una sola fila di elementi "CHEXA":

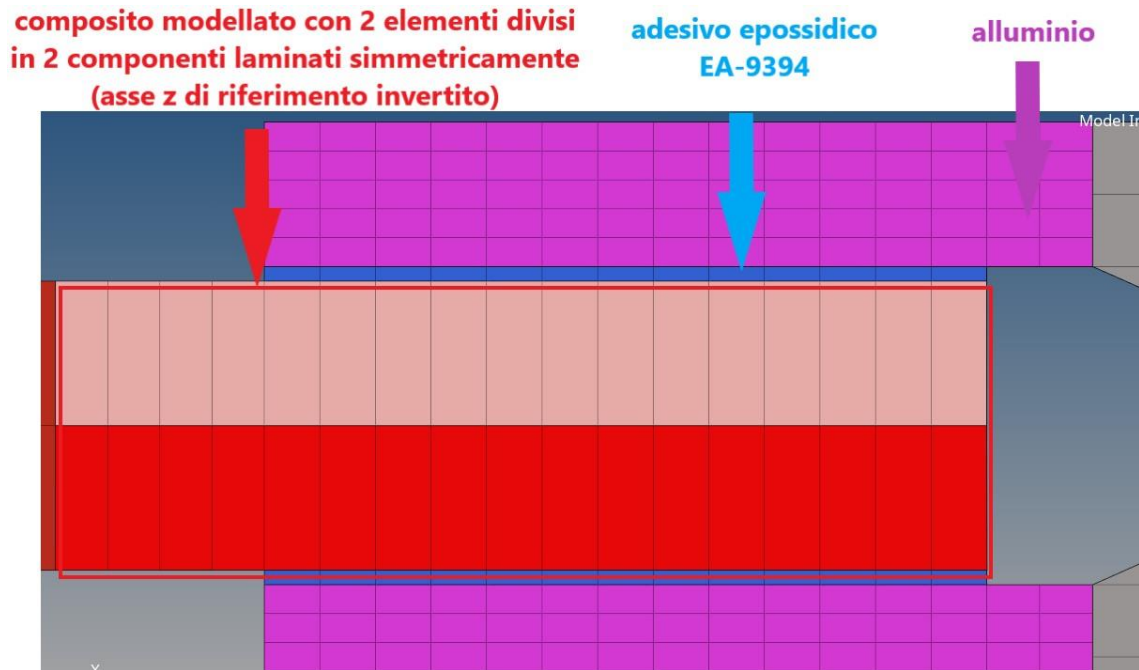


Figura 150. Zona incollaggio modello C

- **modello D** – il composito è stato diviso in due componenti con la stessa laminazione, ma con sistemi di riferimento locali che hanno l'asse z invertito ed entrante nella lastra di CFRP. Ciascun componente è caratterizzato da:
 - una fila di elementi "CHEXA" centrali di dimensione maggiore;
 - una fila di elementi "CHEXA", a contatto con la colla, che hanno le stesse dimensioni del guscio laminato esterno del modello della leva.

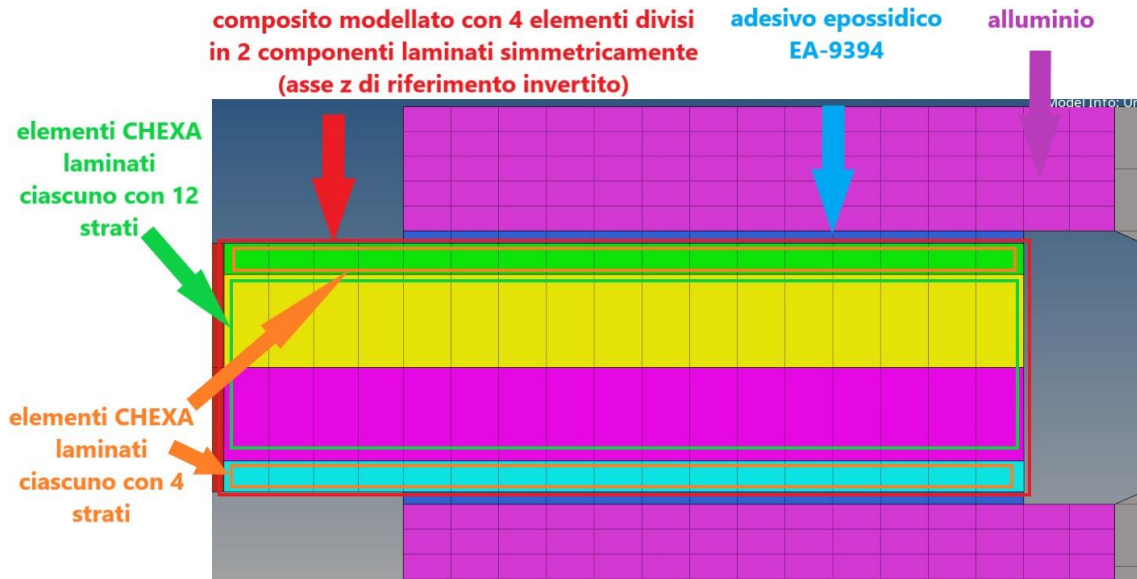


Figura 151. Zona incollaggio modello D

Negli elementi centrali, la laminazione è ispirata a quella della leva ma rispettando le % dei layer dei provini ed è identica a quella dei modelli B e C:

Tabella 60. Semi-layup elementi centrali composito

ID	MID	T	THETA
1	1 ⇄ (60) MAT9ORT_60	0.3	45.0
2	2 ⇄ (59) MAT9ORT_59	0.15	0.0
3	3 ⇄ (59) MAT9ORT_59	0.15	0.0
4	4 ⇄ (59) MAT9ORT_59	0.15	0.0
5	5 ⇄ (60) MAT9ORT_60	0.3	0.0
6	6 ⇄ (59) MAT9ORT_59	0.15	0.0
7	7 ⇄ (60) MAT9ORT_60	0.3	90.0
8	8 ⇄ (60) MAT9ORT_60	0.3	45.0
9	9 ⇄ (60) MAT9ORT_60	0.3	90.0
10	10 ⇄ (60) MAT9ORT_60	0.3	45.0
11	11 ⇄ (60) MAT9ORT_60	0.3	90.0
12	12 ⇄ (60) MAT9ORT_60	0.3	45.0

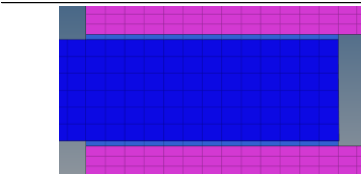
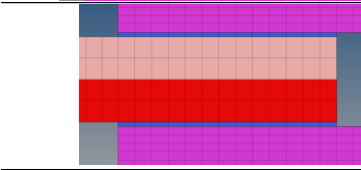
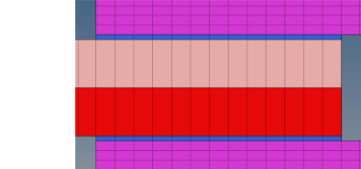

Negli elementi più esterni e a contatto con la colla, la laminazione è identica a quella del guscio laminato esterno del modello della leva:

Tabella 61. Semi-layup elementi esterni composito (a contatto con la colla)

ID	MID	T	THETA
1	1 ↕ (5) MAT9ORT_60	0.3	45.0
2	2 ↕ (4) MAT9ORT_59	0.15	0.0
3	3 ↕ (4) MAT9ORT_59	0.15	0.0
4	4 ↕ (4) MAT9ORT_59	0.15	0.0

Come già fatto nei casi precedenti, per tutti e quattro i modelli appena descritti è stata eseguita una run di simulazione del test di rottura dell'incollaggio, con analisi lineare per calcolare le tensioni ammissibili e poi con analisi non lineare modellando l'adesivo con gli elementi coesivi. Nella tabella seguente sono riportati i dati delle run effettuate:

Tabella 62. Risultati run modelli con diversa caratterizzazione del provino di composito

MODELLAZIONE CARBONIO	RUN PROVINI EA-9394 ANALISI LINEARE		RUN PROVINI COESIVI EA-9394													
	σ_{amm}	t_{amm}	RUN	FORZA [N]	CRITERIO	W1	K1 = E [MPa]	K2 = GII [MPa]	K3 = GIII [MPa]	σ_{amm} [MPa]	t_{amm} [MPa]	t_{amm} [MPa]	CARICO MAX	CARICO MAX %	NON CONVERGENZA	
	MODELLO A	22.7	35.1	a	17553	QUADS	0.008	3500	1461	1461	22.7	35.1	35.1	14411	82.1	NON CONVERGE
	MODELLO B	25.9	40.3	b	17553	QUADS	0.008	3500	1461	1461	25.9	40.3	40.3	12392	70.6	NON CONVERGE
	MODELLO C	27.7	41.9	c	17553	QUADS	0.008	3500	1461	1461	27.7	41.9	41.9	12603	71.8	NON CONVERGE
	MODELLO D	23.4	35.7	d	17553	QUADS	0.008	3500	1461	1461	23.4	35.7	35.7	13270	75.6	NON CONVERGE

Nel modello della leva sospensione, per caratterizzare il composito è stato usato un elemento “CHEXA” con dimensioni tali da essere considerato una “thick shell”, cioè una “shell spessa”.

Nel modello D, gli elementi di composito a contatto con l’adesivo hanno un rapporto dimensionale base per altezza che ci consente di immaginarlo come una “thick shell” (è quasi un cubo, mentre negli altri casi abbiamo dei prismi). Per cui, in quest’ultimo caso (modello D), l’effetto dimensionale dovuto alla modellazione come “shell spessa” è minimizzato. Tale modello conferma i valori di tensione ammissibile già calcolati in precedenza ed utilizzati per effettuare le run nel modello coerente con la leva:

- $\sigma_{amm} = 23 \text{ MPa}$;
- $\tau_{amm} = 35 \text{ MPa}$.

10.10.4 MODELLO LEVA SOSPENSIONE CON ELEMENTI COESIVI. Con le informazioni ricavate dalle simulazioni svolte con i provini, posso inserire nel modello della leva i parametri mancanti nelle card proprietà, materiale e danneggiamento del componente “bonding_punto1”, modellato con elementi coesivi, e migliorare quelli già definiti inizialmente. Di seguito possiamo vedere tutte le run svolte con i provini ed i parametri scelti (in verde):

Tabella 63. Risultati run con elementi coesivi modello con provini

RUN PROVINI COESIVI EA-9394												
N° RUN	FORZA [N]	CRITERIO	W1 = separazione e valutata dall'inizio del danno alla rottura	K1 = E [MPa]	K2 = GII [MPa]	K3 = GIII [MPa]	σamm [MPa]	τamm [MPa]	τamm [MPa]	CARICO MAX	CARICO MAX %	NON CONVERGENZA
1	17553	MAXS	0.01	4237	1461	1461	37.3	39.2	39.2	17553	100	
2	17553	MAXS	0.01	4237	1461	1461	37.3	35	35	17553	100	
3	17553	MAXS	0.001	4237	1461	1461	37.3	35	35	16008	91.2	NON CONVERGE
4	17553	MAXS	0.005	4237	1461	1461	37.3	35	35	17553	100	
5	17553	MAXS	0.004	4237	1461	1461	37.3	35	35	17553	100	
6	17553	MAXS	0.003	4237	1461	1461	37.3	35	35	17325	98.7	NON CONVERGE
7	17553	MAXS	0.0033	4237	1461	1461	37.3	35	35	17553	100	
8	17553	MAXS	0.0033	4237	1461	1461	28	35	35	17553	100	NON CONVERGE
9	17553	MAXS	0.005	3500	1461	1461	23	35	35	14692	83.7	NON CONVERGE
10	17553	MAXS	0.006	3500	1461	1461	23	35	35	15921	90.7	NON CONVERGE
11	17553	MAXS	0.008	3500	1461	1461	23	35	35	16395	93.4	NON CONVERGE
12	17553	MAXS	0.01	3500	1461	1461	23	35	35	17553	100	
13	17553	MAXS	0.009	3500	1461	1461	23	35	35	17553	100	
14	17553	MAXS	0.0085	3500	1461	1461	23	35	35	16693	95.1	NON CONVERGE
15	17553	MAXS	0.0087	3500	1461	1461	23	35	35	16693	95.1	NON CONVERGE
16	17553	MAXS	0.0089	3500	1461	1461	23	35	35	17553	100	
17	17553	MAXS	0.0088	3500	1461	1461	23	35	35	16763	95.5	NON CONVERGE
18	17553	MAXS	0.00885	3500	1461	1461	23	35	35	16763	95.5	NON CONVERGE
19	21000	MAXS	0.01	3500	1461	1461	23	35	35	18123	86.3	NON CONVERGE
20	17553	QUADS	0.008	3500	1461	1461	23	35	35	14745	84	NON CONVERGE

Il componente bonding_pto1 è quindi definito con le seguenti card:

Tabella 64. Card Optistruct proprietà PCOHE del componente "bonding_punto1"

PCOHE										
Bulk Data Entry										
Definisce le proprietà per gli elementi coesivi										
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	
PCOHE	PID=3001043	MID=76		THICKNESS=AUTO						

Tabella 65. Card Optistruct materiale MCOHED del componente "bonding_punto1"

MCOHED										
Bulk Data Entry										
Definisce le proprietà del materiale per i modelli di materiale coesivo basati sul danno										
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	
MCOHED	MID=76	KI=3500	KII=1461	KIII=1461						
	DMGINIID=1	DMGEVOID=2								

Tabella 66. Card Optistruct danneggiamento DMGINI del componente "bonding_punto1"

DMGINI									
Bulk Data Entry									
Definisce i criteri di inizio del danno									
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
DMGINI	DMGINIID=1	*CRI=MAXS-QUADS							
	V1=23	V2=35	V3=35						

* (preparo due modelli uguali uno con "CRI" = "MAXS" ed uno con "CRI" = "QUADS")

Tabella 67. Card Optistruct danneggiamento DMGEVO del componente "bonding_punto1"

DMGEVO									
Bulk Data Entry									
Definisce l'evoluzione del danno									
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
DMGEVO	DMGEVOID=2	TYPE=COHDISP	SHAPE=LIN						
		ALPHA=0.0	W1=0.008						

Capitolo 11. Prova sperimentale lungo Z

Il prototipo della leva SN#2, analizzato con tomografia dopo il cedimento nel test 8Ch, presentava la rottura R2 nel punto 2, ma risultava integro nella zona del punto 1. Questo prototipo può quindi essere utilizzato per eseguire una nuova prova sperimentale che porti al cedimento della leva lungo l'asse z. Infatti, anche se SN#2 è già danneggiata, la rottura R2 non dovrebbe influenzare ciò che avviene nel punto 1 grazie alla distanza tra le due zone ed alla direzione del carico.

Prima di andare in laboratorio ad eseguire il test sulla leva, simulo la prova su Optistruct utilizzando il modello con elementi coesivi.

11.1 Simulazione test sperimentale rottura lungo z

Per simulare il test utilizzo il modello FEM della leva, discusso nel capitolo precedente, in cui l'incollaggio del punto 1 è caratterizzato con elementi coesivi, ma, per eseguire la run apporto le seguenti modifiche:

- **rimuovo il punto 2** – tale zona non ci interessa ed è ad una distanza tale dal punto 1 per cui non dovrebbe influire su quello che succede nella zona attenzionata. Per cui rimuovo una porzione di leva, semplificando il modello e riducendo il tempo necessario per eseguire l'analisi;

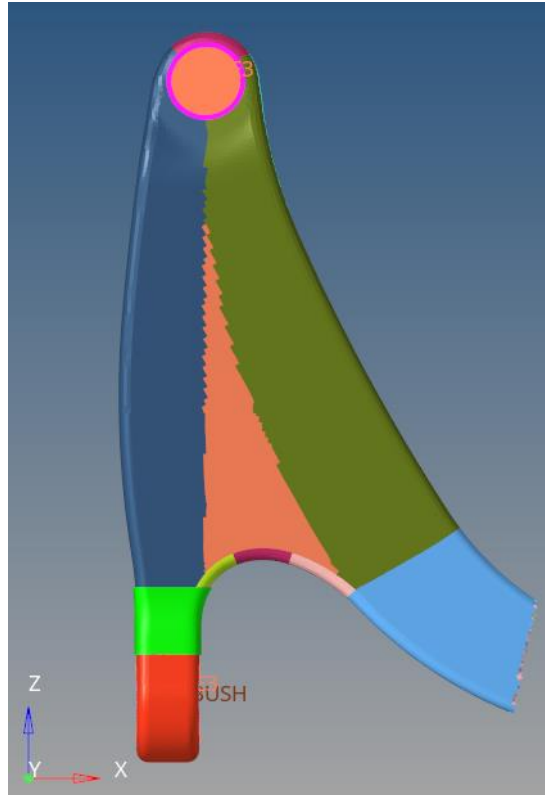


Figura 152. Modello leva sospensione con punto 2 rimosso

- **modifico il subcase 1** – il subcase 1 simula il forzamento della boccola nel punto 2, ma visto che tale zona è stata rimossa, sostituisco questo caso di carico con uno spostamento imposto nel punto 5. Infatti, la retta passante nel punto 5 (dove è applicato il carico) e nel punto 1, non coincide perfettamente con l'asse z. Per allineare questa retta con l'asse di tiro, il prototipo sarà posizionato sul banco di prova dopo aver applicato, nel punto 5, uno spostamento di -15.3 mm lungo l'asse x. Quindi anche nel modello agli elementi finiti impongo come subcase 1 uno spostamento del punto 5 di -15.3 mm lungo x. Per imporre lo spostamento utilizzo un vincolo di tipo "SPC". Questo è un comando di Optistruct che può essere utilizzato per selezionare un insieme di vincoli a punto singolo;

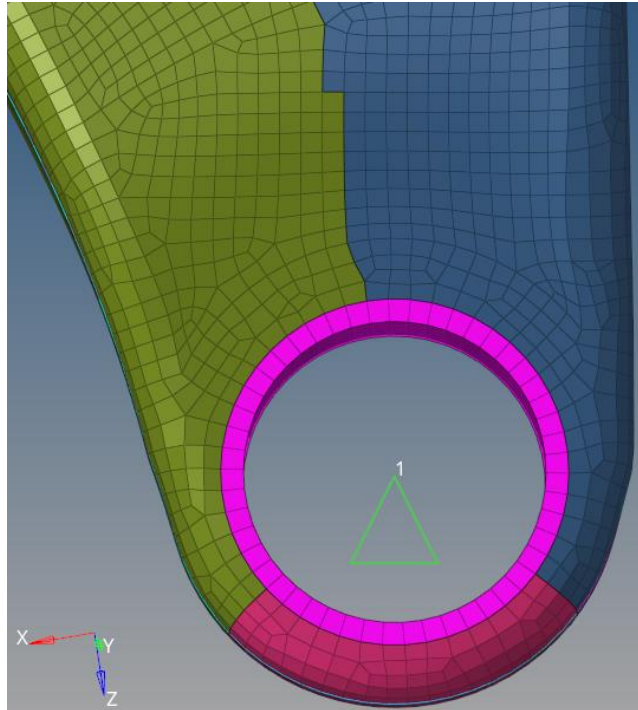


Figura 153. Vincolo "SPC" di spostamento nel punto 5

- **attivo il comando "CNTNLSUB"** – è un comando di Optistruct che permette di continuare una soluzione non lineare da un subcase non lineare precedente e creare così sequenze di carico complesse. Lo attivo dalla scheda di controllo "GLOBAL_CASE_CONTROL". In questo modo lo spostamento applicato nel subcase 1 viene mantenuto anche durante l'applicazione del carico nel subcase 2;
- **modifico il carico applicato nel subcase 2** – applico una forza molto alta nel punto 5 diretta lungo z pari a: $F = (0,0,163014)$ N;

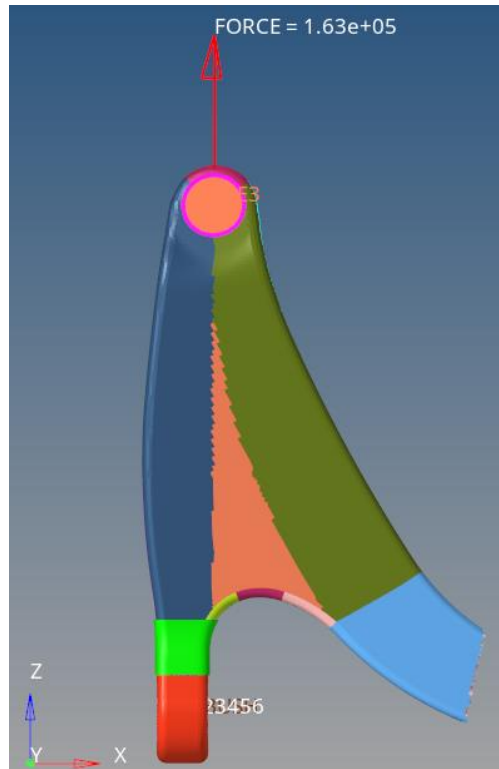


Figura 154. Modello leva sospensione con forza lungo z applicata

- **scelgo il criterio di inizio danneggiamento dei coesivi** – faccio una prima run con “MAXS” ed una seconda con “QUADS” nel rispetto dei parametri scelti con le prove sui provini.

Dopo aver apportato questi cambiamenti, lancio le due run.

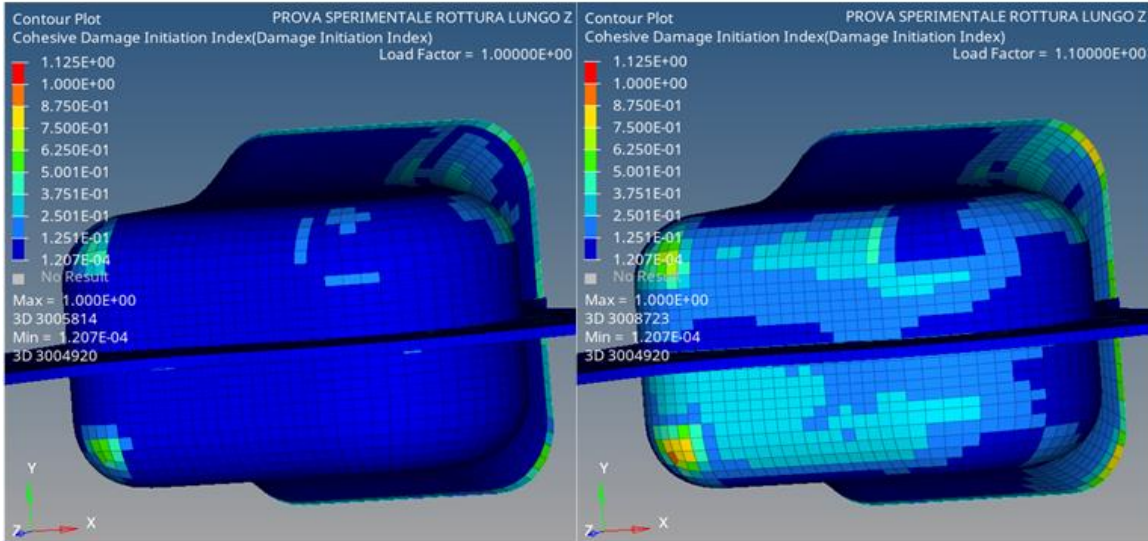
11.1.1 RISULTATI SIMULAZIONE “CRI” = “MAXS”. Di seguito descrivo i risultati della simulazione del test di rottura lungo z con il criterio di inizio danneggiamento dei coesivi “MAXS”.

11.1.1.1 Adesivo epossidico EA-9394 (bonding_pto1)

PROVA SPERIMENTALE
ROTTURA LUNGO Z

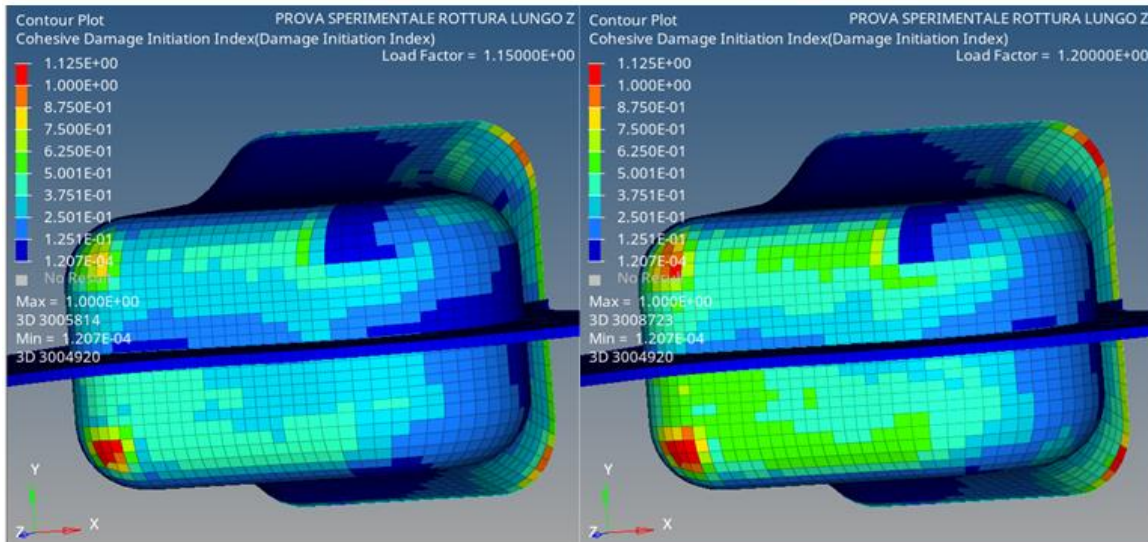
Load Factor = 1.00000E+00

Load Factor = 1.10000E+00

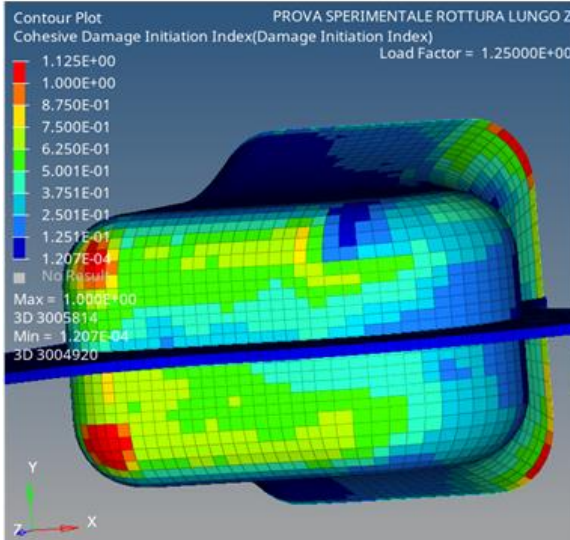


Load Factor = 1.15000E+00

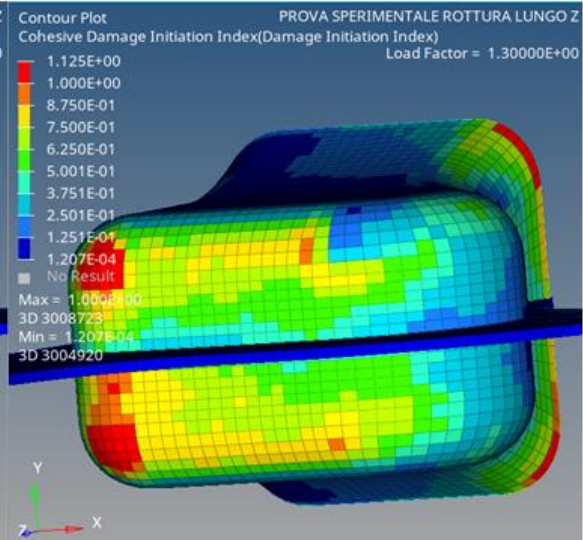
Load Factor = 1.20000E+00



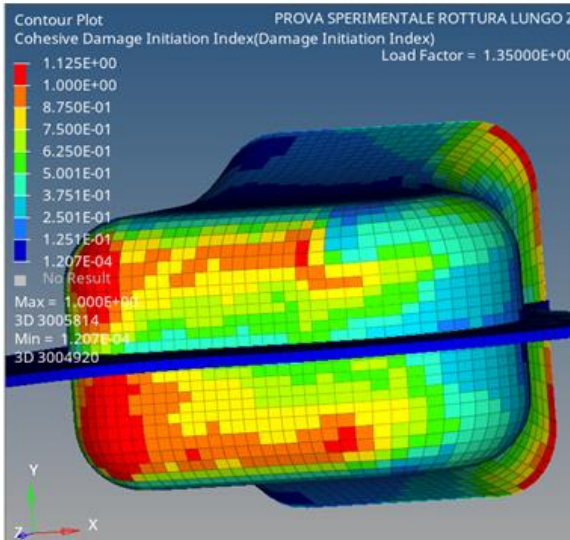
Load Factor = 1.25000E+00



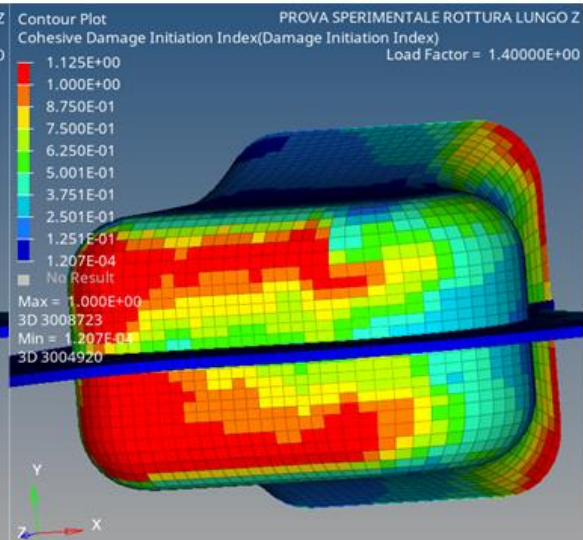
Load Factor = 1.30000E+00



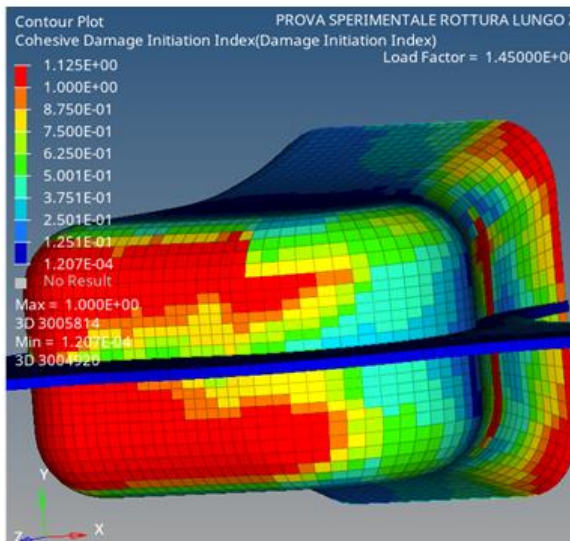
Load Factor = 1.35000E+00



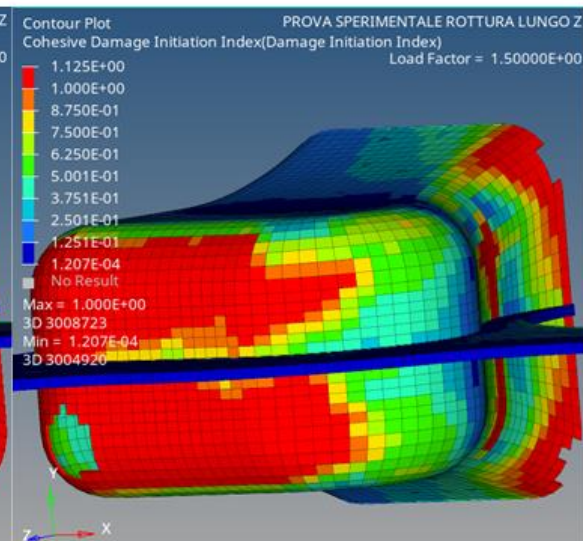
Load Factor = 1.40000E+00



Load Factor = 1.45000E+00



Load Factor = 1.50000E+00



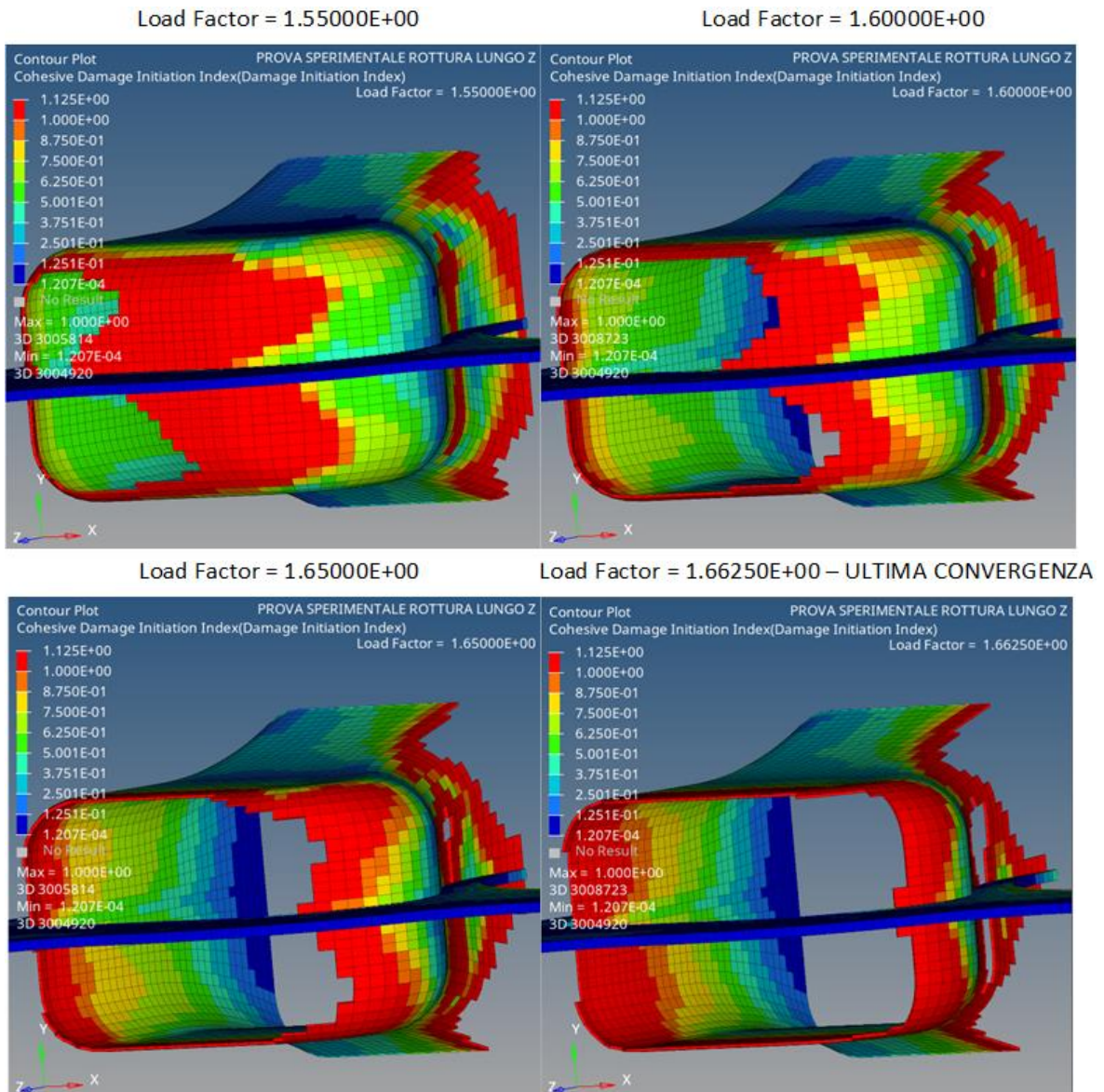


Figura 155. RESULT TYPE: COHESIVE DAMAGE INITIATION INDEX - DAMAGE INITIATION INDEX

Quest'evoluzione dello scollamento mostra come, sotto l'effetto del carico lungo z, l'incollaggio del punto 1 inizia a scollarsi (primo elemento rimosso da Optistruct) intorno a $F_{50\%} = 81507$ N e il danneggiamento dei coesivi continua fino a $F_{66.2\%} = 107915$ N. Raggiunto quest'ultimo valore di carico, l'analisi non converge più perché c'è un cedimento totale della colla.

11.1.1.2 Boccola di acciaio nell'inserto in alluminio del punto 1

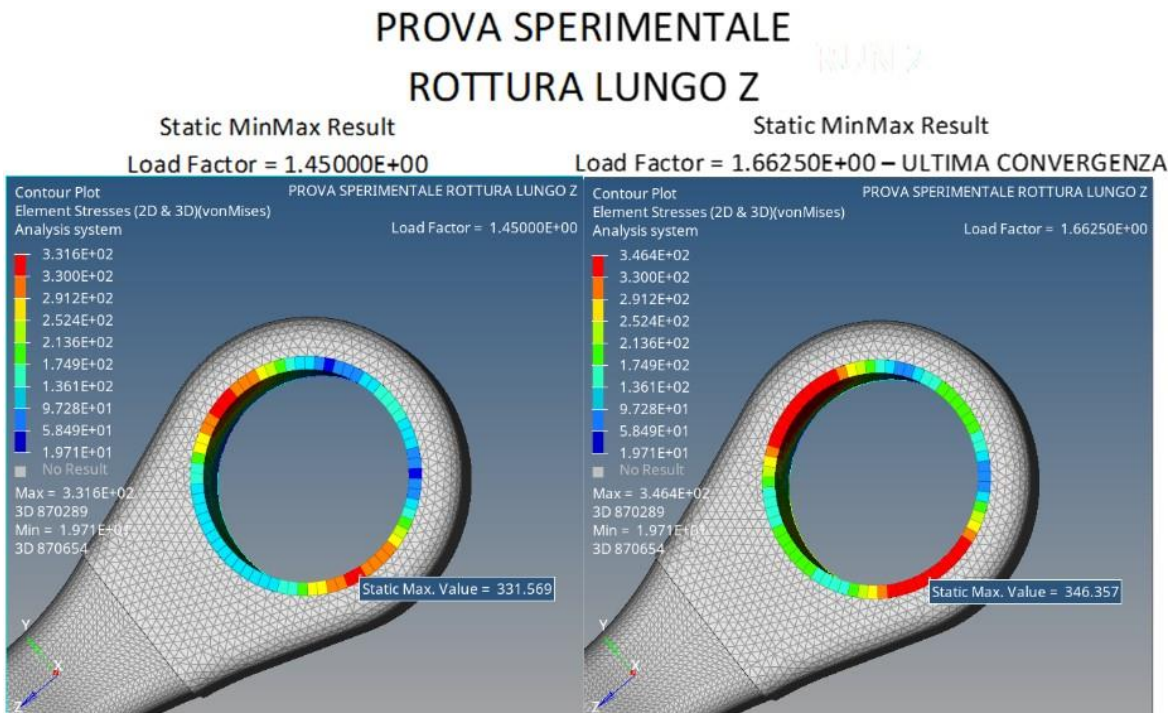


Figura 156. RESULT TYPE: ELEMENT STRESSES (2D&3D) – VonMises

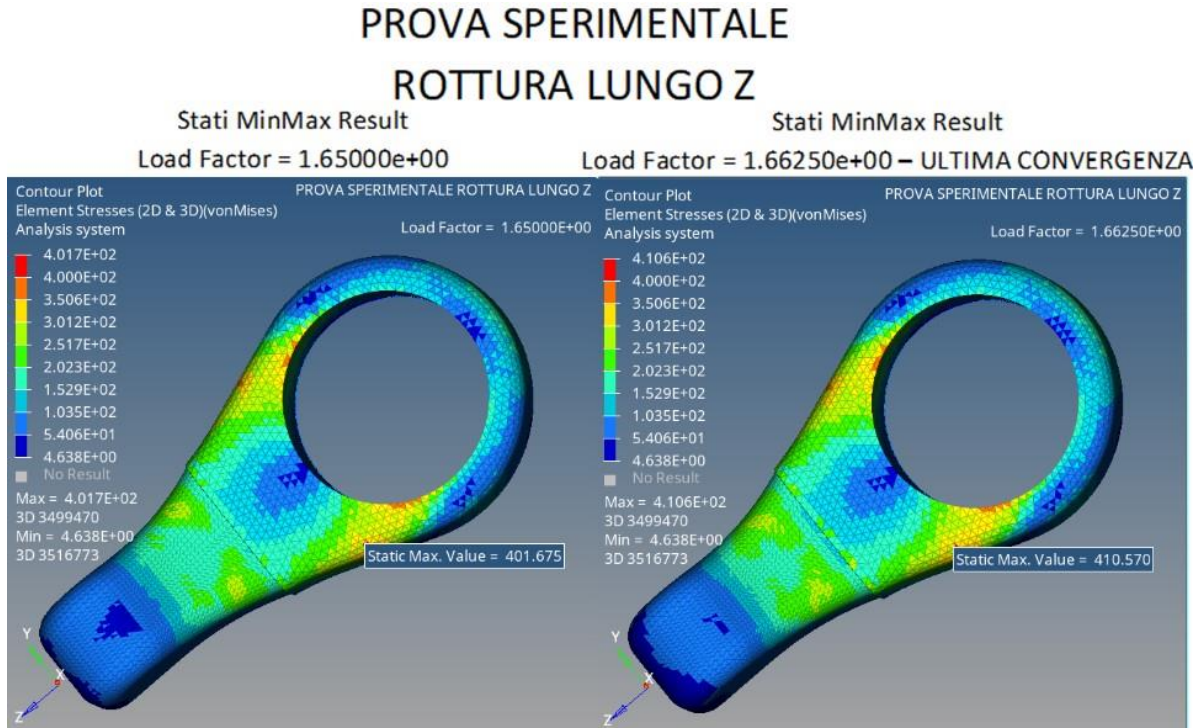
La boccola in acciaio, dell'inserto di alluminio nel punto 1, ha un initial yield point (snervamento) di 330 MPa.

Lo snervamento viene superato al 45% del carico:

$$F_{\text{snervamento}} = F_{45\%} = 163014 \times 0.45 = 73356 \text{ N} < F_{\text{scollamento}} = F_{66.2\%} = 107915 \text{ N.}$$

Al carico di scollamento totale la boccola supera di circa 16 MPa il limite di snervamento.

11.1.1.3 Insetto in alluminio del punto 1



L'inserto di alluminio del punto 1 ha un initial yield point (snervamento) di 400 MPa.

Lo snervamento viene superato al 65% del carico:

$$F_{\text{snervamento}} = F_{65\%} = 163014 \times 0.65 = 105959 \text{ N} < F_{\text{scollamento}} = F_{66.2\%} = 107915 \text{ N.}$$

Al carico di scollamento totale la boccia supera di circa 10 MPa il limite di snervamento.

11.1.1.4 Materiale composito intorno al punto 5

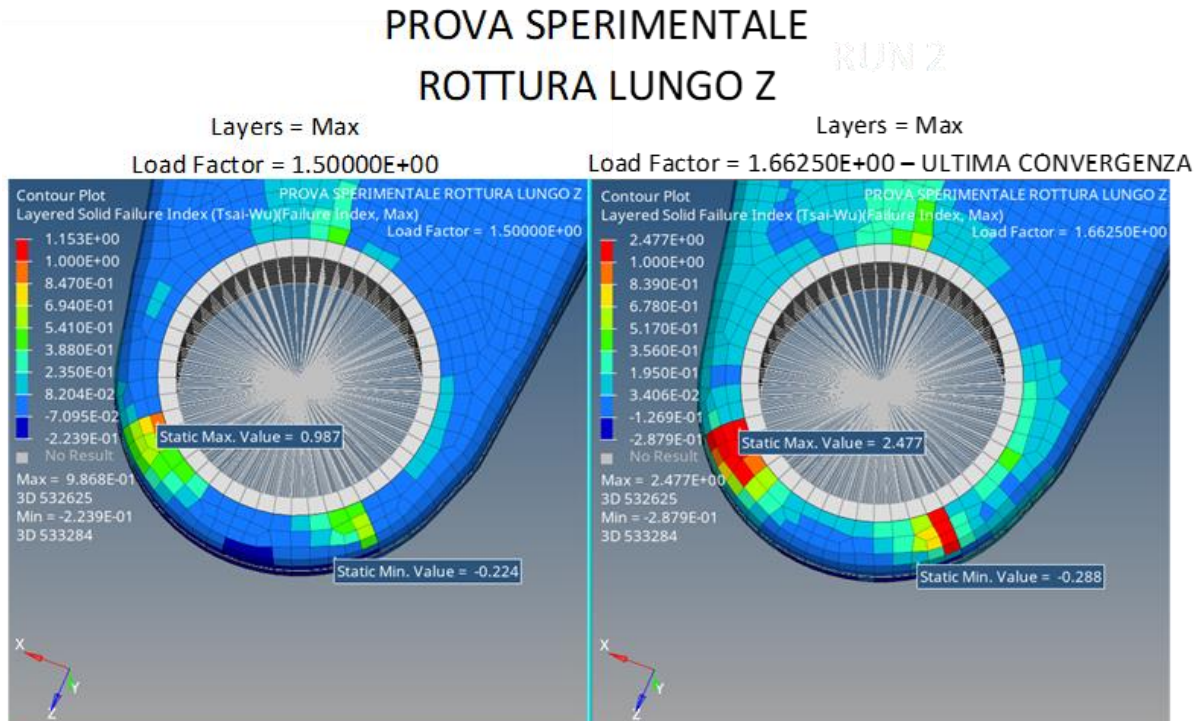


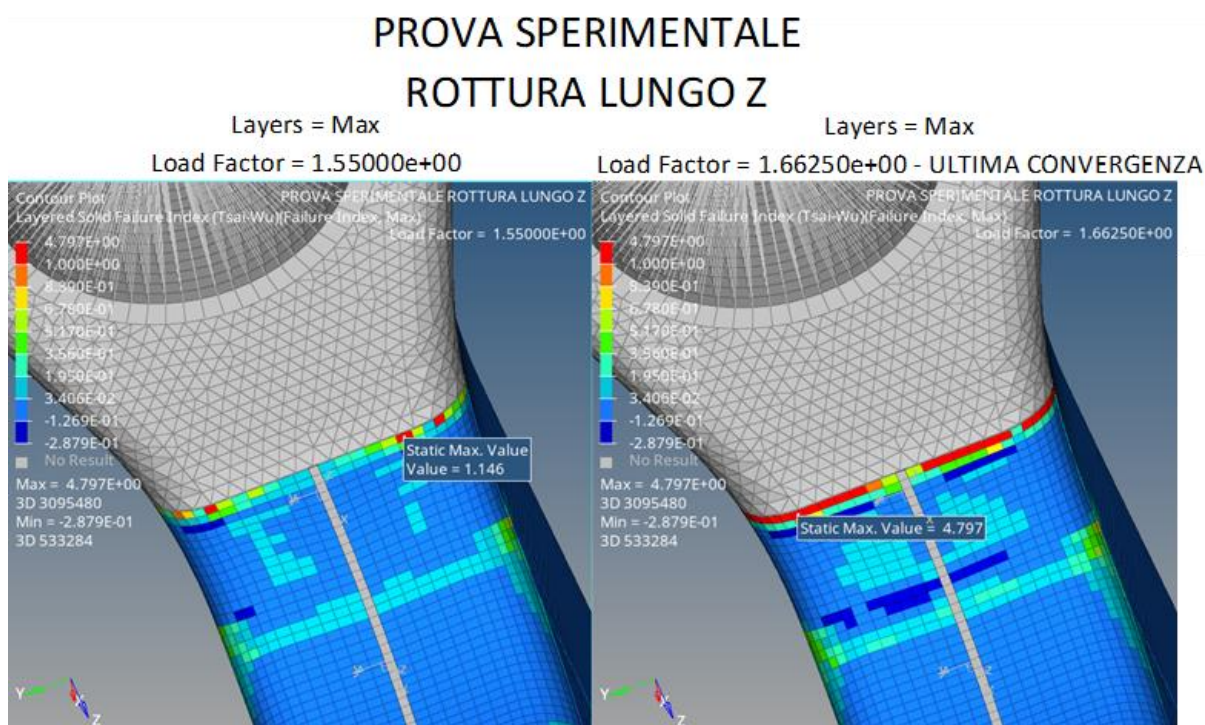
Figura 158. RESULT TYPE: LAYERED SOLID FAILURE INDEX (TSAI-WU) - FAILURE INDEX

Intorno al punto 5, al carico di scollamento totale della colla, ci sono parecchi elementi nel composito che hanno:

$$\text{FAILURE INDEX} > 1,$$

quindi è previsto un cedimento locale.

11.1.1.5 Materiale composito intorno al punto 1



Intorno al punto 1, al carico di scollamento totale dell'adesivo, ci sono parecchi elementi nel composito che hanno:

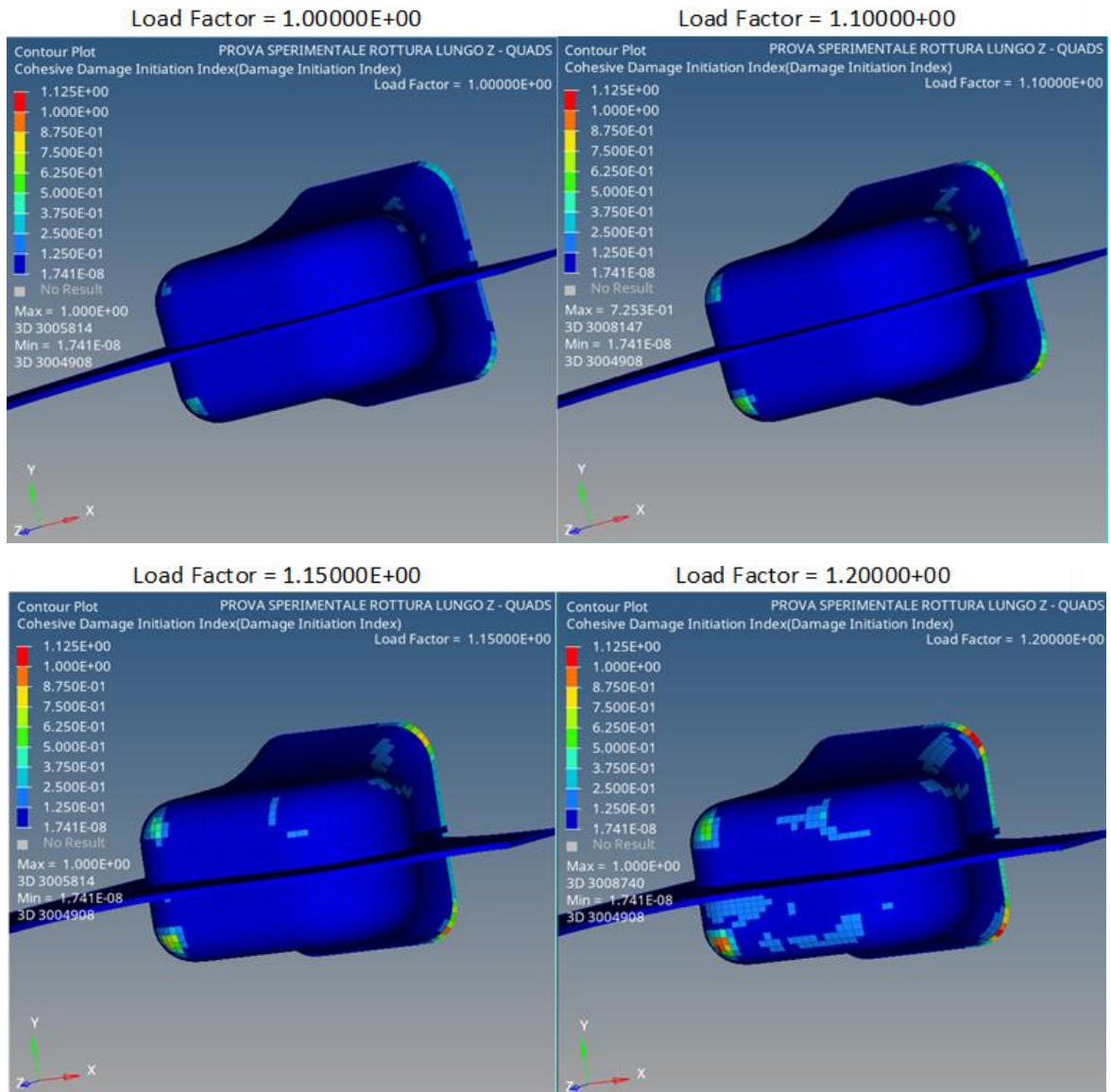
$$\text{FAILURE INDEX} > 1,$$

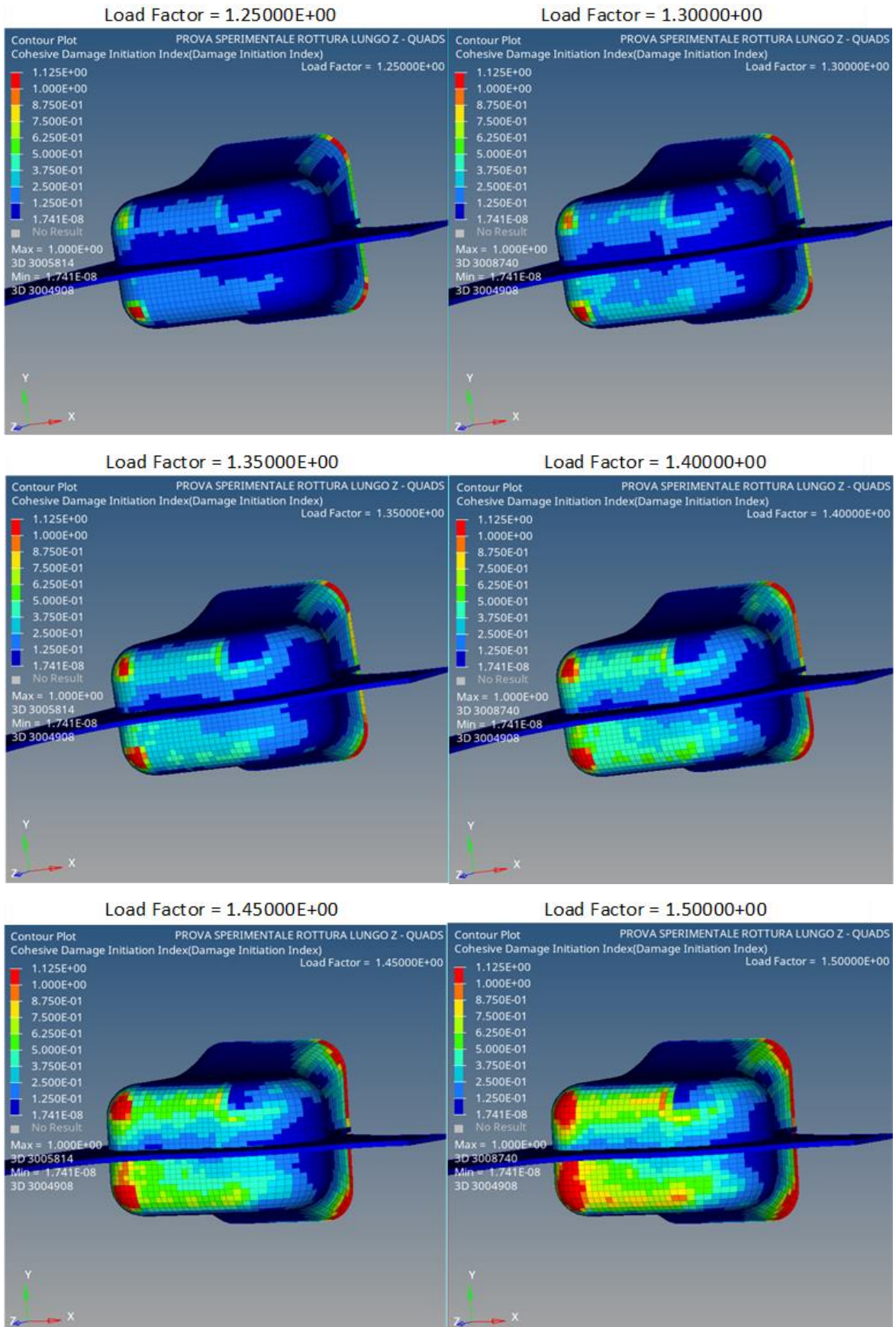
quindi è previsto un cedimento locale.

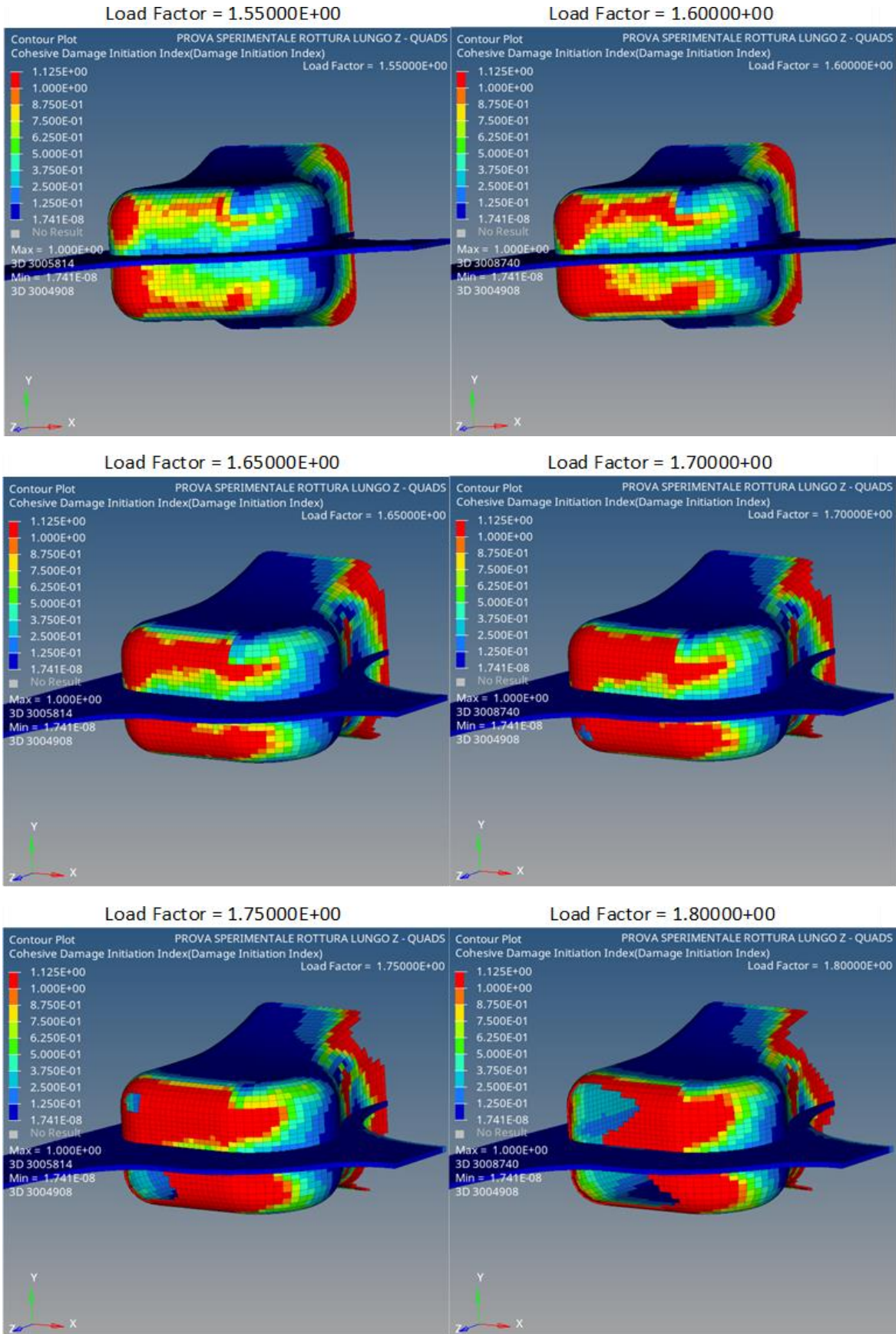
11.1.2 RISULTATI SIMULAZIONE "CRI" = "QUADS". Di seguito descrivo i risultati della simulazione del test di rottura lungo z con il criterio di inizio danneggiamento dei coesivi "QUADS". Prevedendo un risultato più conservativo e visti i dati ottenuti dalla run con il criterio "MAXS", per aumentare la precisione di calcolo applico una forza più bassa rispetto al caso precedente pari a: $F = (0,0,105000) \text{ N}$.

11.1.2.1 Adesivo epossidico EA-9394 (bonding_pto1)

PROVA SPERIMENTALE
ROTTURA LUNGO Z







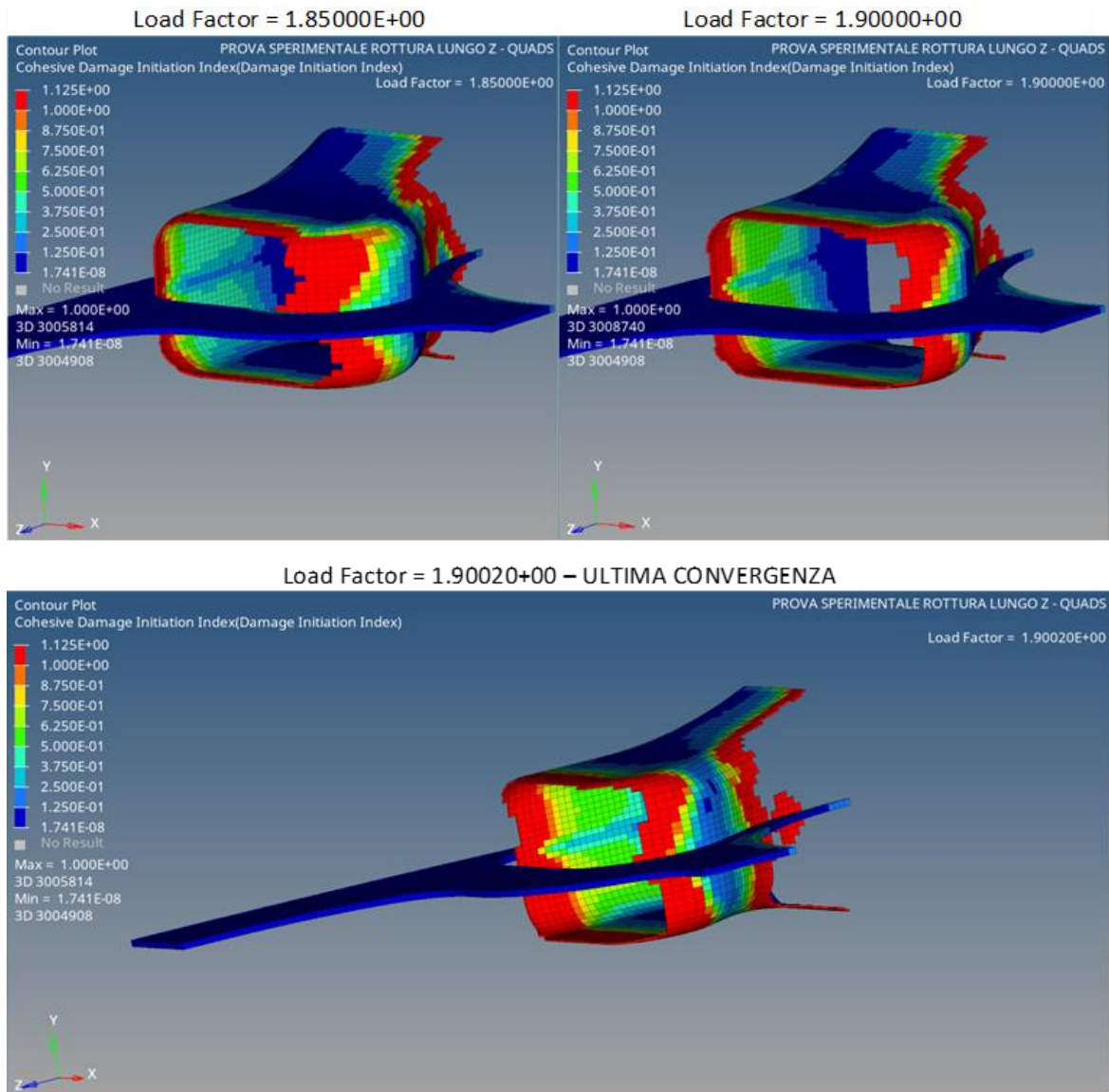


Figura 160. RESULT TYPE: COHESIVE DAMAGE INITIATION INDEX - DAMAGE INITIATION INDEX

Utilizzando il criterio “QUADS”, l’evoluzione dello scollamento è diversa dal caso precedente. Infatti, sotto l’effetto del carico lungo z, l’incollaggio del punto 1 inizia a scollarsi (primo elemento rimosso da Optistruct) intorno a $F_{60\%} = 63000$ N, quindi ad un carico inferiore di ben 18507 N rispetto al caso con “MAXS”. Il danneggiamento dei coesivi continua fino a $F_{90.02\%} = 94521$ N. Raggiunto quest’ultimo valore di carico, l’analisi non converge più perché c’è un cedimento totale della colla che viene raggiunto ad un carico più basso rispetto a quanto visto nel caso precedente.

11.1.2.2 Boccola di acciaio nell'inserto in alluminio del punto 1

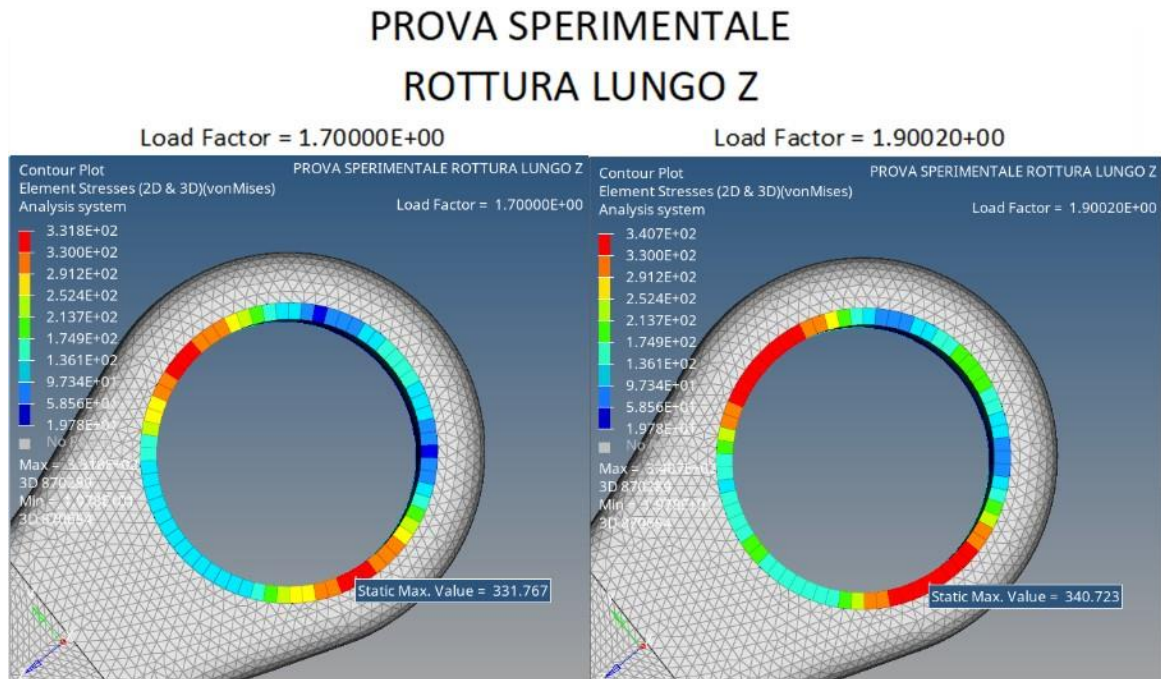


Figura 161. RESULT TYPE: ELEMENT STRESSES (2D&3D) – VonMises

La boccia in acciaio, dell'inserto di alluminio nel punto 1, ha un initial yield point (snervamento) di 330 MPa.

Lo snervamento viene superato intorno al 70% del carico:

$$F_{\text{snervamento}} = F_{70\%} = 105000 \times 0.7 = 73500 \text{ N} < F_{\text{scollamento}} = F_{90.02\%} = 94521 \text{ N.}$$

Al carico di scollamento totale la boccia supera di circa 10 MPa il limite di snervamento.

La situazione è simile a quella della run precedente.

11.1.2.3 Insetto in alluminio del punto 1

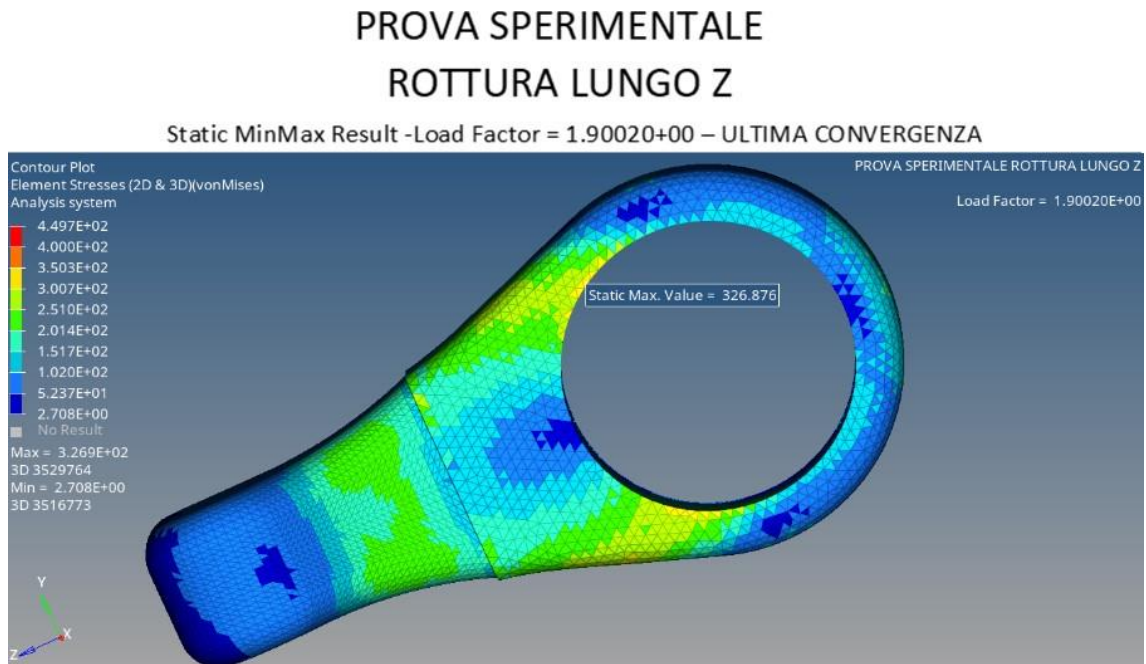


Figura 162. RESULT TYPE: ELEMENT STRESSES (2D&3D) – VonMises

L'inserto in alluminio del punto 1 ha un initial yield point (snervamento) di 400 MPa. Al carico di scollamento totale dell'incollaggio, tale tensione non viene raggiunta, quindi non si hanno problemi.

11.1.2.4 Materiale composito intorno al punto 5

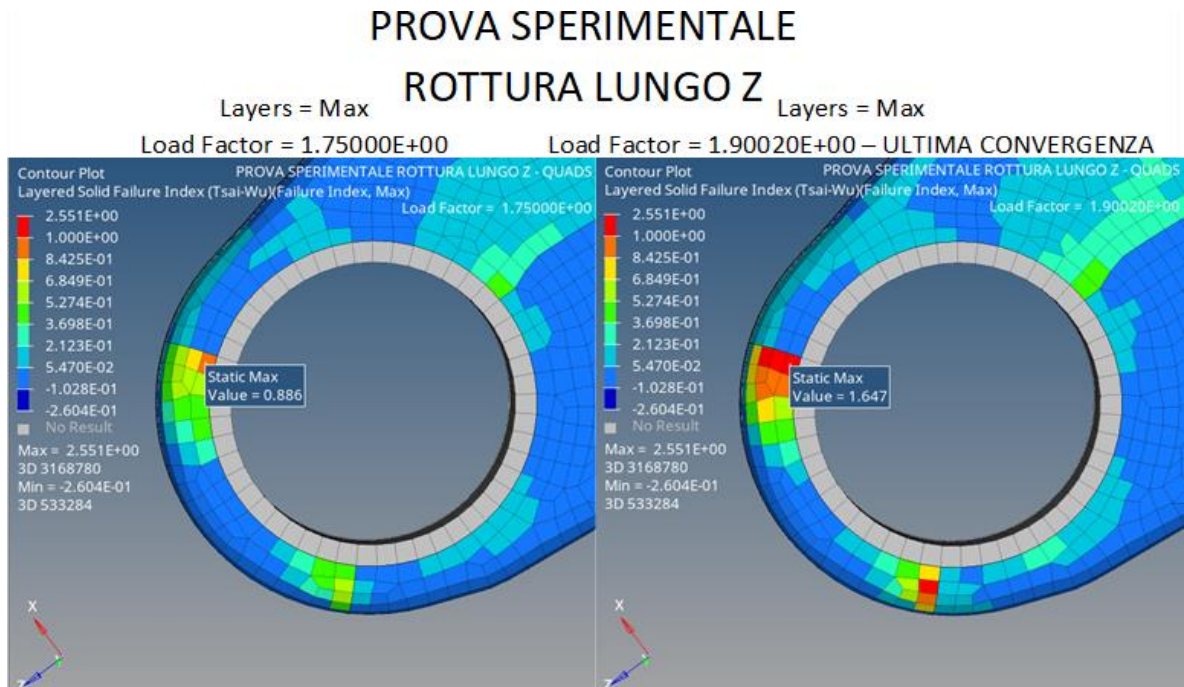


Figura 163. RESULT TYPE: LAYERED SOLID FAILURE INDEX (TSAI-WU) - FAILURE INDEX

Intorno al punto 5, al carico di scollamento totale della colla, ci sono parecchi elementi nel composito che hanno:

FAILURE INDEX > 1,

quindi è previsto un cedimento locale.

11.1.2.5 Materiale composito intorno al punto 1

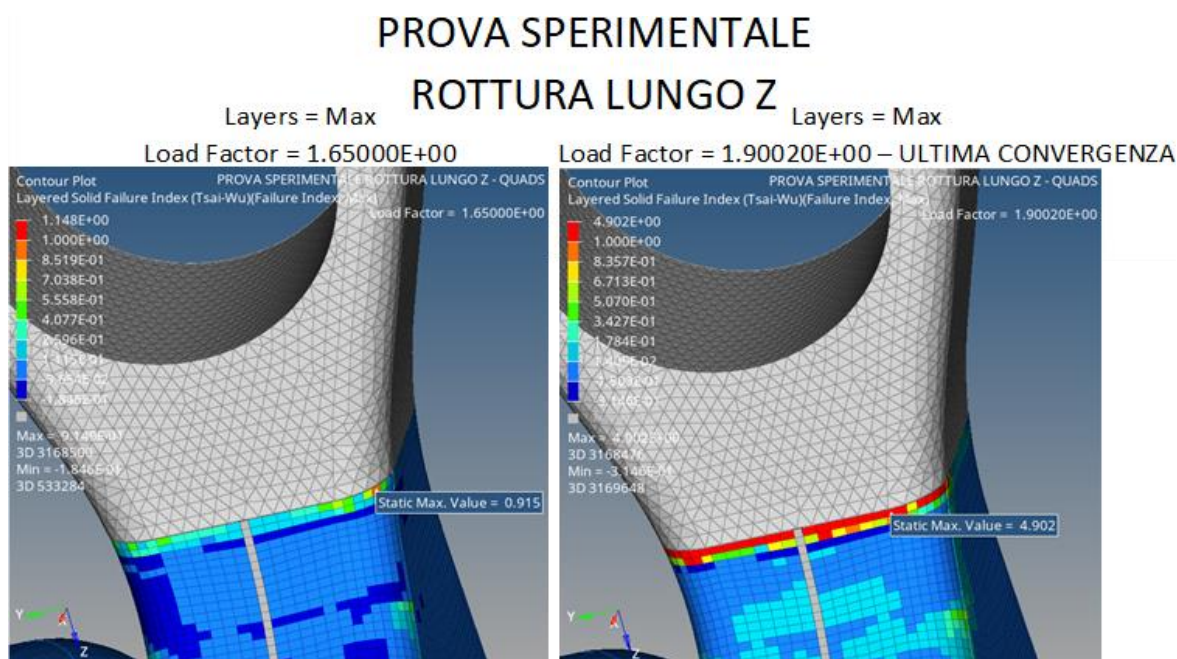


Figura 164. RESULT TYPE: LAYERED SOLID FAILURE INDEX (TSAI-WU) - FAILURE INDEX

Intorno al punto 1, al carico di scollamento totale dell'adesivo, ci sono parecchi elementi nel composito che hanno:

$$\text{FAILURE INDEX} > 1,$$

quindi è previsto un cedimento locale.

11.1.3 PREVISIONI DA SIMULAZIONI. Tra le due run effettuate, preferisco eseguire una scelta che prediliga la prudenza e optare per quella in cui ho usato il criterio "QUADS". Questo perchè nella leva non si ha più una τ dominante come nel provino, ma delle tensioni che agiscono combinando la propria azione, per cui bisogna tener conto anche della σ .

Andremo quindi ad eseguire la prova sperimentale sul prototipo con le seguenti previsioni:

Tabella 68. Previsioni test sperimentale a rottura lungo z

COMPONENTE	CARICO DI ROTTURA
Composito intorno al punto 5	$F_{75\%} = 78750 \text{ N}$ (rottura locale trascurabile)
Composito intorno al punto 1	$F_{65\%} = 68250 \text{ N}$ (rottura locale trascurabile)
Adesivo epossidico EA-9394 punto 1	$F_{90.02\%} = 94710 \text{ N}$ (scollamento totale)

11.2 Prova sperimentale rottura lungo z

Dopo aver effettuato le simulazioni descritte nel paragrafo precedente, il prototipo della leva sospensione SN#2 è stato sottoposto alla prova sperimentale di rottura lungo z. Come già detto in precedenza, prima di procedere con la prova, la leva ha subito uno spostamento nel punto 5 di 15.3 mm in direzione x per allineare tale punto ed il punto 1 con l'attuatore di prova.

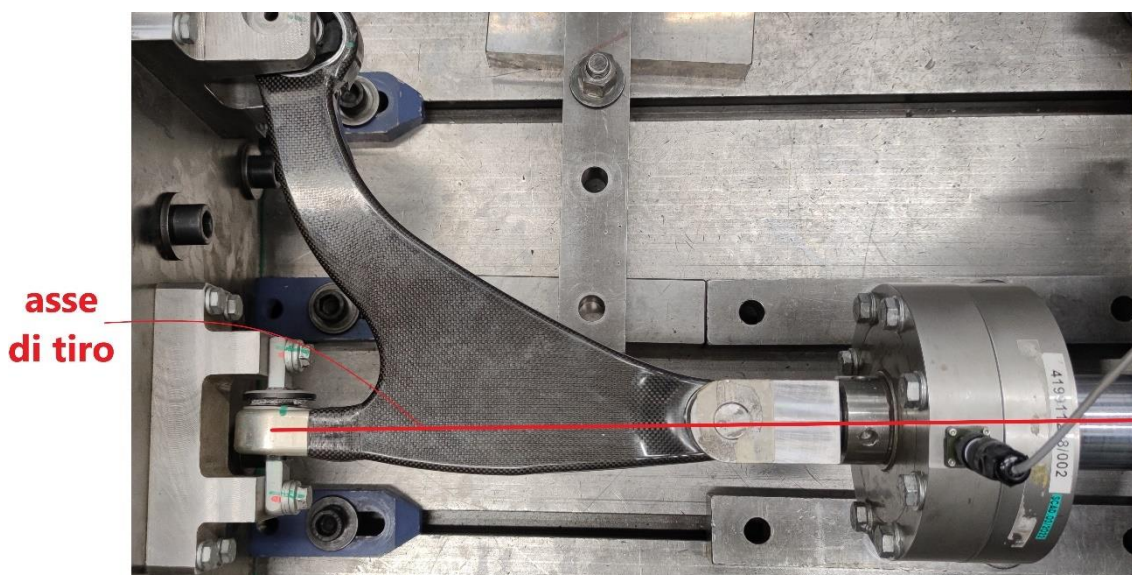
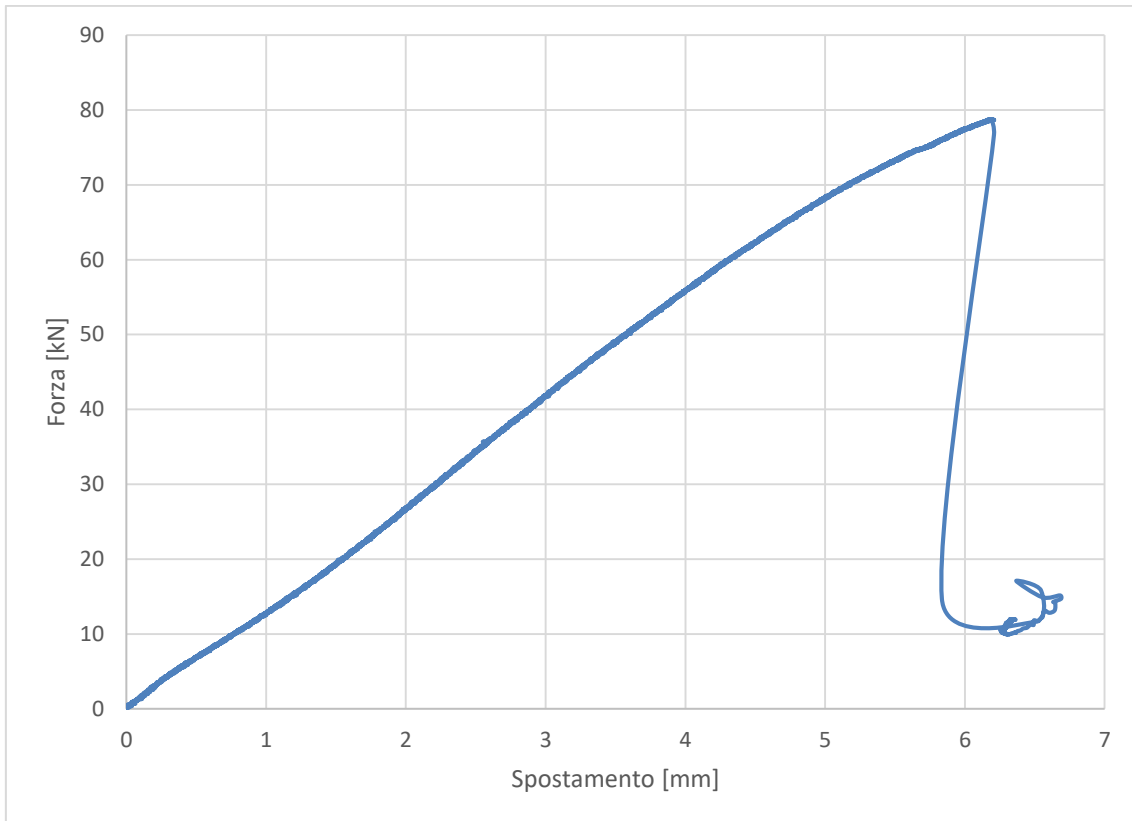


Figura 165. Leva sospensione posizionata su banco di prova

Il risultato del test fisico è stato il cedimento a circa 78.5 kN:

Grafico 1. Forza - Spostamento prova sperimentale lungo z



La fenomenologia di failure osservata nel processo di rottura a seguito dell'ispezione visiva dei campioni a fine prova è stata:

- cedimento totale dell'adesivo epossidico EA-9394 nel punto 1, con successivo scollamento dell'inserito di alluminio. Tale fenomeno ha portato alla separazione locale tra i due semigusci di composito, con conseguente apertura della leva. La fasciatura (cleating) in composito, che avvolge la leva e l'inserito nella zona 1, non risulta danneggiata ed ha impedito il completo distacco del componente in alluminio svolgendo esattamente il compito per cui è stata progettata ed aggiunta alla leva.

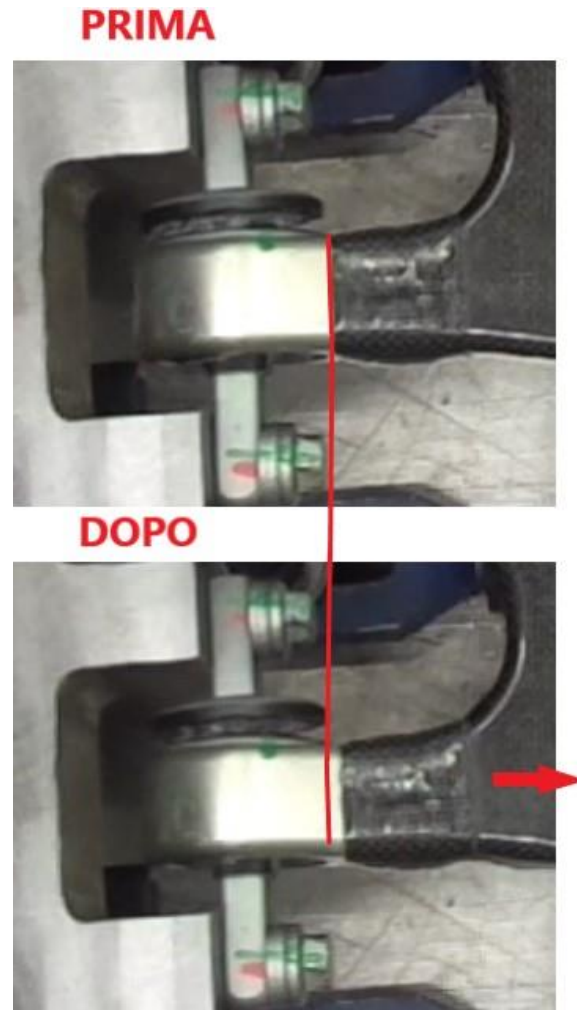


Figura 166. Spostamento inserto in alluminio

Confrontando tale risultato con le previsioni ottenute dalle simulazioni si può osservare che l'incollaggio ha ceduto in anticipo rispetto a quanto ci si sarebbe aspettato:

Tabella 69. Cedimento incollaggio

CEDIMENTO TOTALE ADESIVO EPOSSIDICO EA-9394	
Simulazione tramite Optistruct	94 kN
Prova sperimentale	78.5 kN

Tale differenza è di circa 15 kN.

Per spiegare questa differenza è possibile formulare delle ipotesi ingegneristiche riguardo la lavorazione della sospensione, in particolare:

- ci possono essere errori di precisione che portano ad una variazione dello spessore di colla utilizzato rispetto a quello necessario a garantire una giunzione perfetta;
- ci possono essere delle adesioni non perfette.

In generale, la realizzazione della giunzione nel punto 1 della leva avviene con un processo molto più complesso rispetto a quello dei provini, su cui sono state eseguite le prove sperimentali. Ne consegue che, i valori di ammissibile dell'adesivo EA-9394 sono stati ricavati con un processo tecnologico molto controllato rispetto a quello della leva.

Inoltre, la leva testata era già stata sottoposta alla prova 8ch. e quindi la zona del punto 1 era già stata sicuramente sovrasollecitata in modo non controllato.

Capitolo 12. Cleating punto 1

Dopo la prova sperimentale lungo z il modello della leva è stato ulteriormente migliorato, in particolare nel modello di partenza il cleating ed il film adesivo del punto 1 presentano un'interferenza con i componenti sottostanti.

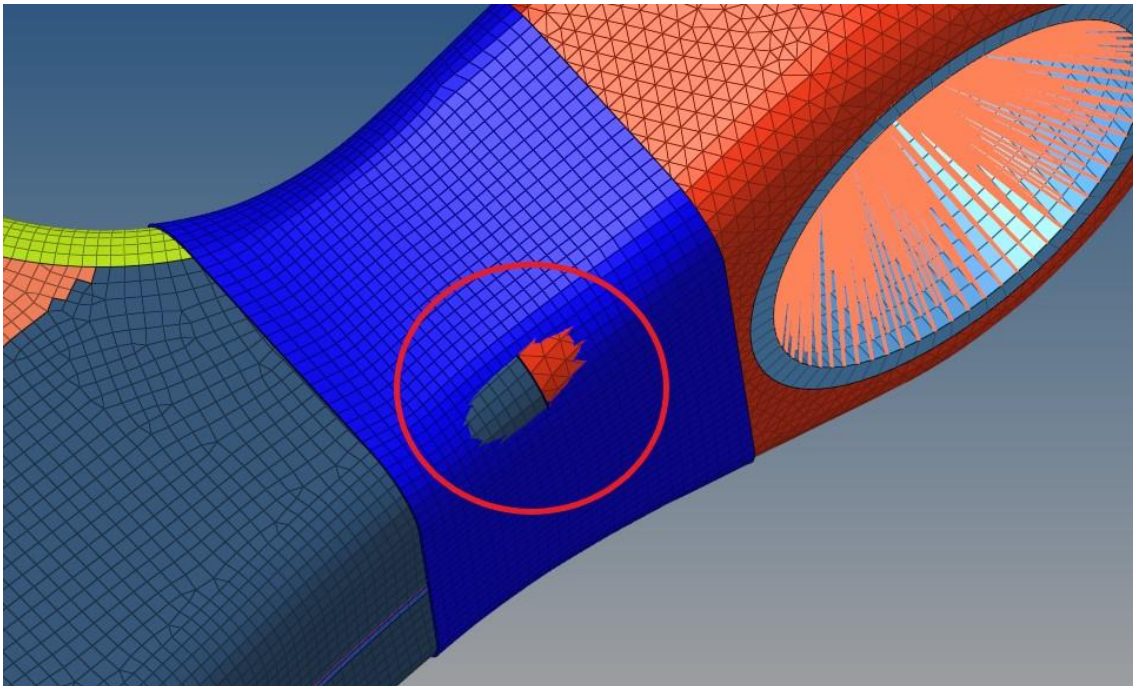


Figura 167. Interferenza cleating e film adesivo

Per risolvere questo problema e implementare il modello, in maniera da migliorare ulteriormente la simulazione del danneggiamento nell'incollaggio del punto 1, ho effettuato le seguenti modifiche:

- **rimodellazione del cleating e del film adesivo** – partendo dalla mesh del carbonio e dell'inserito di alluminio sui quali la fasciatura è incollata, ho costruito una superficie da meshare per estrarre dei nuovi componenti;

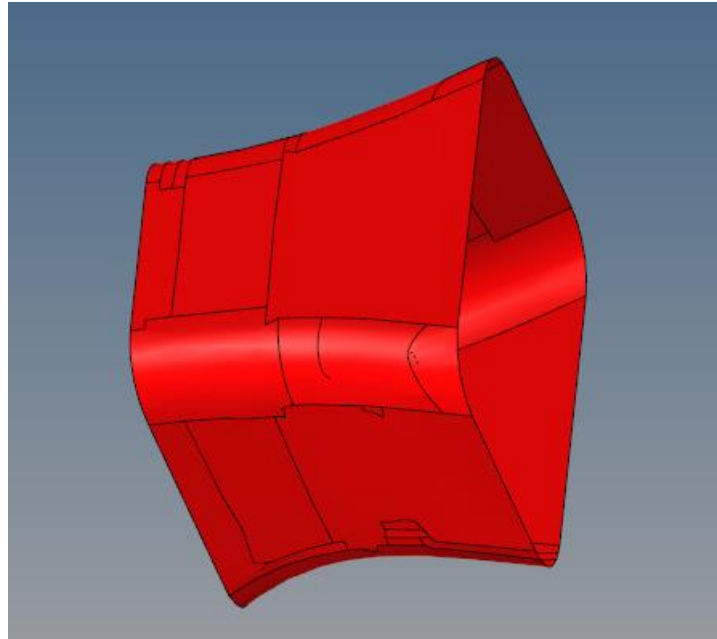


Figura 168. Superficie da cui estrarre film adesivo e cleating

- **rastrematura del nuovo cleating** – sul prototipo la fasciatura è stata realizzata con una rastrematura non riprodotta nel modello di partenza. Nel nuovo modello ho eseguito la rastremazione del cleating per renderlo più correlato al pezzo fisico;

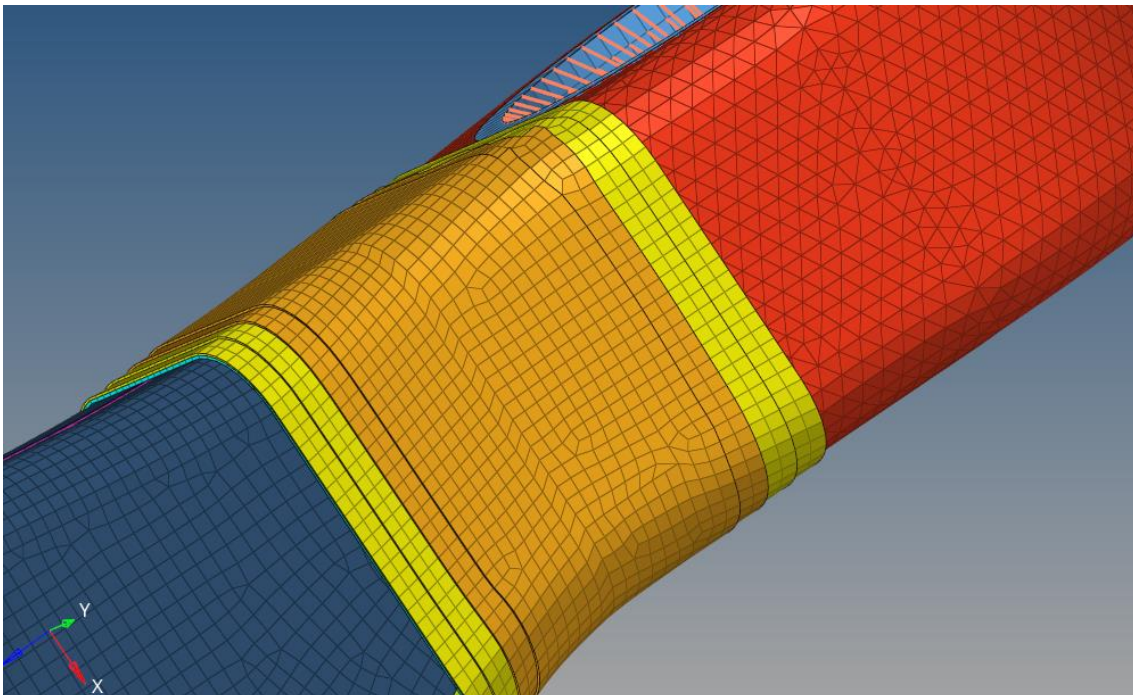


Figura 169. Nuovo cleating rastremato

- **laminazione del nuovo cleating** – nel modello di partenza la fasciatura è caratterizzata con un materiale ortotropo equivalente. Nel nuovo modello invece il cleating in composito è stato diviso in due componenti con la stessa laminazione, ma con sistemi di riferimento locali che hanno l’asse z invertito ed entrante nella fasciatura di CFRP. Il semi-layup utilizzato per la laminazione speculare dei due componenti è riportato nella tabella seguente:

Tabella 70. Semi-layup cleating

ID	MID	T	THETA
1 ↕	(60) MAT9ORT_60	0.1	0.0
2 ↕	(60) MAT9ORT_60	0.1	45.0
3 ↕	(60) MAT9ORT_60	0.1	0.0
4 ↕	(60) MAT9ORT_60	0.1	45.0

- **modellazione del film adesivo con elementi coesivi** – come già fatto per il “bonding_pto1” anche il film adesivo può essere rimodellato utilizzando gli elementi coesivi. Si devono quindi ripetere tutti i passaggi già effettuati per l’incollaggio EA-9394 a partire dal test sperimentale dell’incollaggio nel punto 1.

12.1 Test sperimentale incollaggio punto 1 (film_adesivo_pto1)

Tra i provini che sono stati realizzati per analizzare il problema dello scollamento nel punto 1, stavolta mi concentro sulla giunzione di tipo B con film adesivo AF163-2K fra inserto in lega di alluminio, gusci in composito e fasciatura in CFRP.

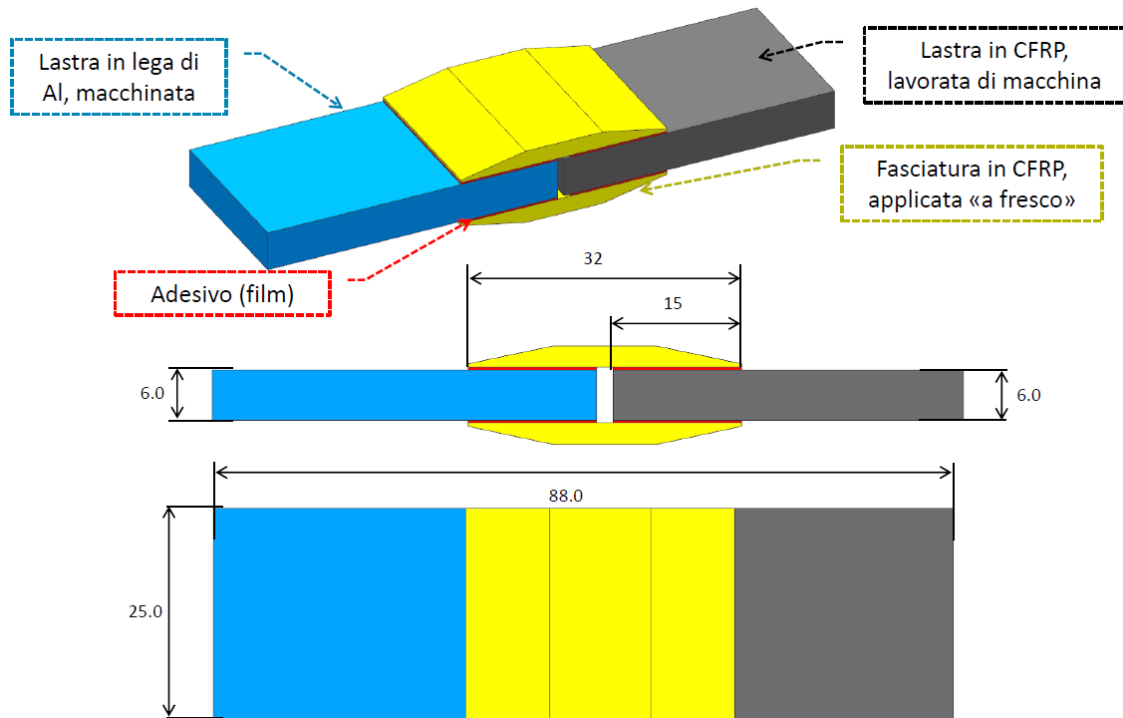


Figura 170. Provini giunzione B

Confrontando la tensione che ha portato allo scollamento nei provini durante i test sperimentali, con le tensioni raggiunte nel componente adesivo (film_adesivo_pto1) all'interno del modello agli elementi finiti, è possibile avere un'indicazione sull'eventuale inizio dello scollamento, cioè definire se quest'ultimo si innesca in qualche elemento.

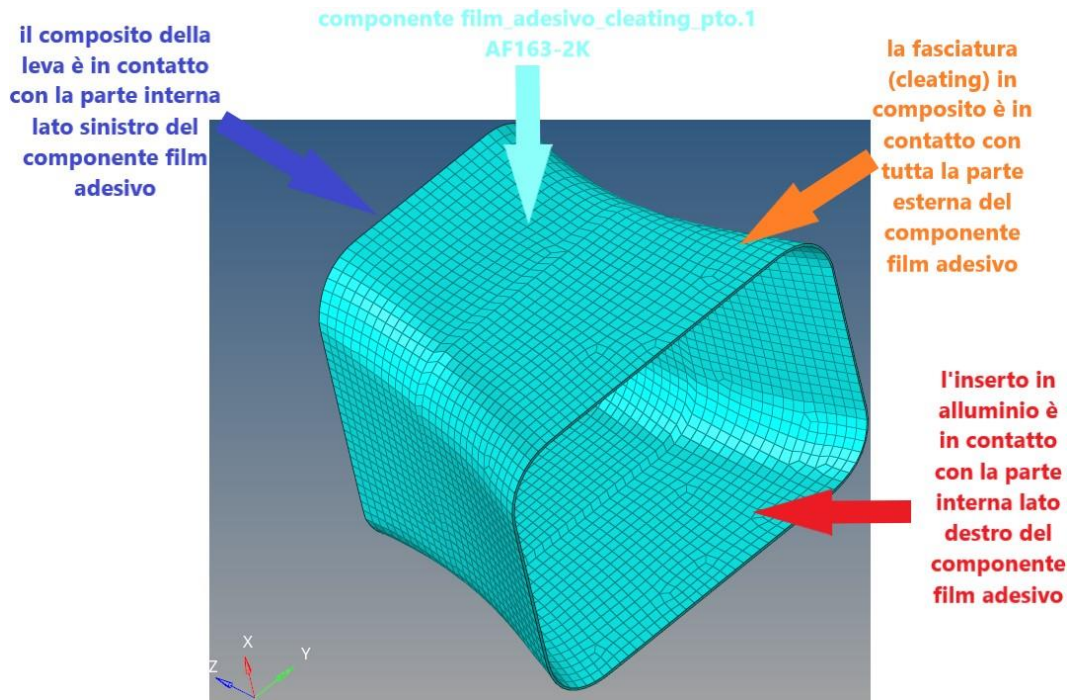


Figura 171. Componente film adesivo nel punto 1 del modello agli elementi finiti della leva sospensione

Il test sperimentale ha fornito i seguenti dati:

Series	A_B	P_{MAX}	$\tau_{MAX} = \tau_{AMMISSIBILE-MEDIO} = P_{MAX}/A_B$
n = 5	mm ²	N	MPa
x	750,66	25825,908	34,404
s	0,78	1103,561	1,455
v [%]	0,10	4,27	4,23



Figura 172. Proveni prova sperimentale

Come già visto nel paragrafo 10.4, la tensione ammissibile ottenuta dalla prova sperimentale è un valore di sollecitazione medio, quindi raffrontabile con il calcolo manuale. Purtroppo, tale tensione non è confrontabile direttamente con i valori ottenuti nell'incollaggio (film adesivo) del modello agli elementi finiti della leva. Infatti, dal FEM ricavo i valori di tensione massima, cioè le tensioni corrispondenti ai picchi della curva e quindi più alta rispetto alla tensione media.

- $tensione_{media} = \frac{F}{A_{riferimento}} \rightarrow$ da confrontare con $\frac{F}{A_{applicativo}}$;
- $tensione_{max} \rightarrow$ locale da FEM (si ha ai bordi).

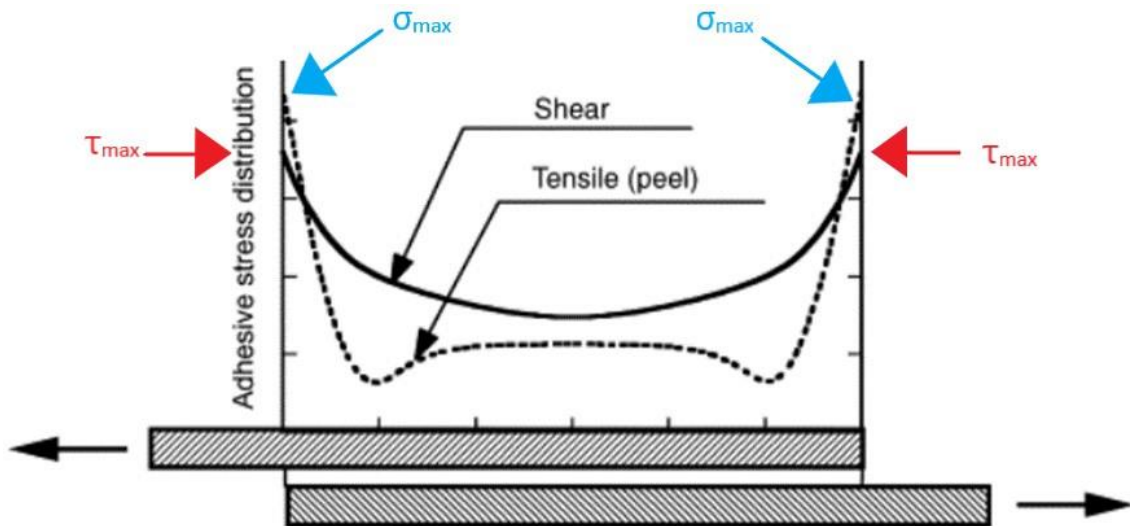


Figura 173. Schema di distribuzione delle tensioni nel giunto a sovrapposizione sotto carico

Per il confronto con le tensioni del modello della leva è quindi necessario calcolare le tensioni massime raggiunte nella prova sperimentale. A tal proposito, esattamente come per è stato fatto per la colla EA-9394, realizzo anche per il film AF163-2K un modello agli elementi finiti che possa simulare il test eseguito con i provini.

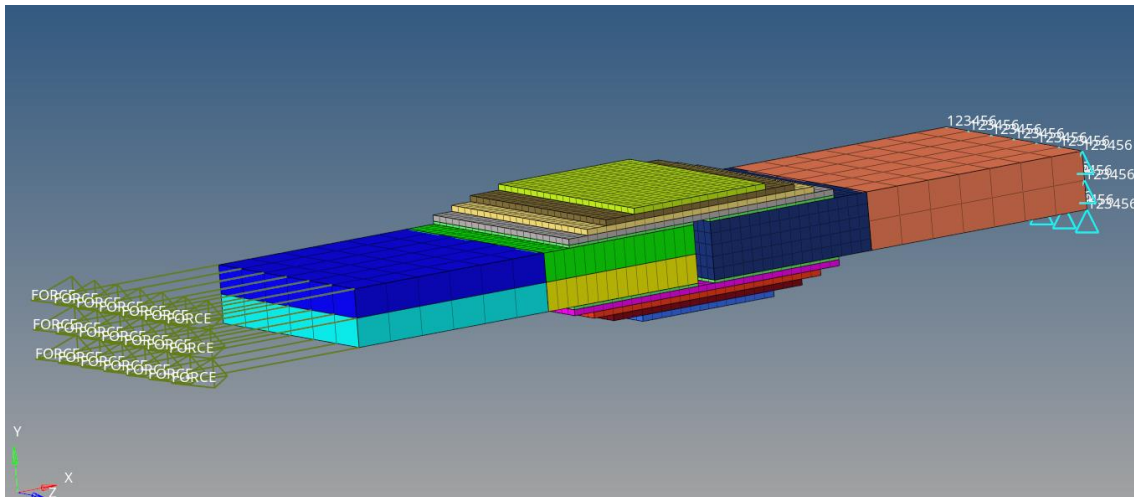


Figura 174. Modello agli elementi finiti per simulazione test rottura incollaggio tramite provini

Nel modello FEM la lastra di composito è suddivisa in due parti:

- **parte lontana dalla zona di incollaggio** – con una mesh più grossolana;
- **parte in prossimità della zona di incollaggio** – con un mesh size simile a quello del modello FEM della leva.

Nella zona di incollaggio la lastra di composito è divisa in due componenti con layup simmetrico e meshati con elementi esaedrici a otto nodi (CHEXA), in modo da essere simile al modello della leva. Il layup della semi-lastra verde superiore è definito rispetto ad un sistema di riferimento locale con la z entrante nella lastra, il layup della semi-lastra gialla inferiore è definito rispetto ad un sistema di riferimento locale con la z invertita rispetto al sistema precedente e sempre entrante nella lastra.



Figura 175. Sistemi di riferimento modello provini

La laminazione delle lastre di composito è ispirata a quella della leva ma rispettando le % dei layer dei provini. Nella tabella sotto sono riportate le informazioni sui layer scelti per laminare ciascuna semi-lastra di composito:

Tabella 71. Semi-layup composito

ID	MID	T	THETA
1	1 ⇄ (60) MAT9ORT_60	0.3	45.0
2	2 ⇄ (59) MAT9ORT_59	0.15	0.0
3	3 ⇄ (59) MAT9ORT_59	0.15	0.0
4	4 ⇄ (59) MAT9ORT_59	0.15	0.0
5	5 ⇄ (60) MAT9ORT_60	0.3	0.0
6	6 ⇄ (59) MAT9ORT_59	0.15	0.0
7	7 ⇄ (60) MAT9ORT_60	0.3	90.0
8	8 ⇄ (60) MAT9ORT_60	0.3	45.0
9	9 ⇄ (60) MAT9ORT_60	0.3	90.0
10	10 ⇄ (60) MAT9ORT_60	0.3	45.0
11	11 ⇄ (60) MAT9ORT_60	0.3	90.0
12	12 ⇄ (60) MAT9ORT_60	0.3	45.0

In questo modello anche la lastra di alluminio è suddivisa in due parti:

- **parte lontana dalla zona di incollaggio** – con una mesh più grossolana;
- **parte in prossimità della zona di incollaggio** – con un mesh size simile a quello del modello FEM della leva.

Il cleating è rastremato, come quello rimodellato nel modello della leva, ed è suddivisibile in due parti:

- superiore;
- inferiore.

Le due parti sono identiche e simmetriche quindi, per descriverle è sufficiente considerare quella superiore.

Il cleating superiore è diviso in quattro componenti con layup simmetrico e meshati con elementi esaedrici a otto nodi (CHEXA).

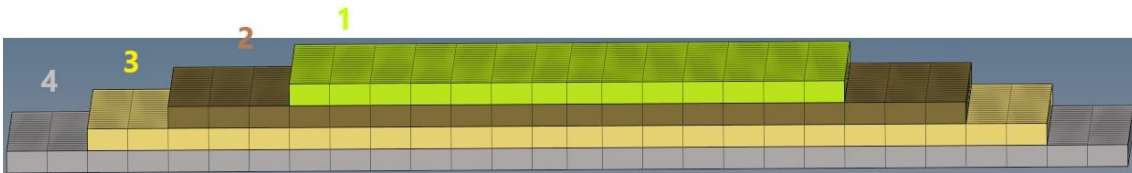


Figura 176. Cleating superiore

Il layup dei componenti 1 e 2 (come da immagine) è definito rispetto ad un sistema di riferimento locale con la z entrante nella lastra, il layup dei componenti 3 e 4 è definito rispetto ad un sistema di riferimento locale con la z invertita rispetto al sistema precedente e sempre entrante nella lastra.

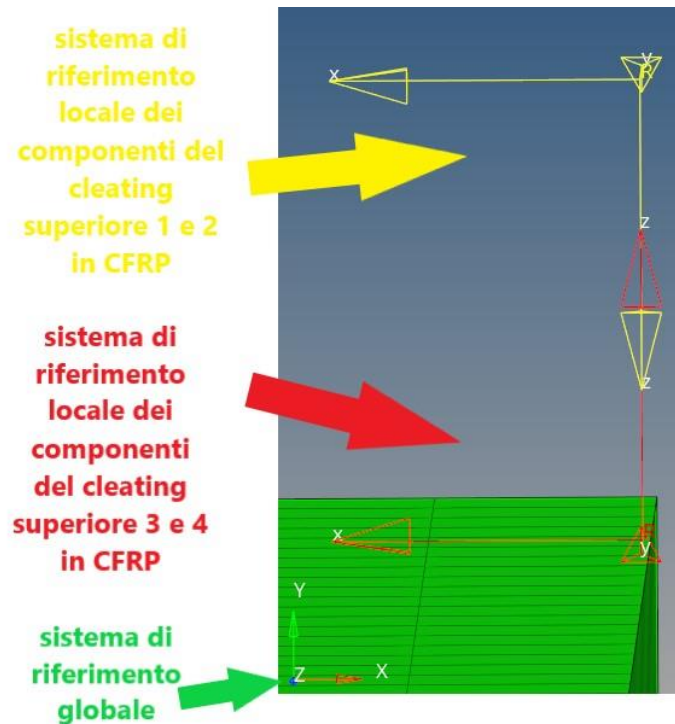


Figura 177. Sistemi di riferimento modello provini

Nella tabella sotto sono riportate le informazioni sui layer scelti per laminare in maniera simmetrica il componente 1 ed il componente 4 e anche il componente 2 e simmetricamente il 3:

Tabella 72. Layup di ciascun componente del cleating

ID	MID	T	THETA
1	1 (4) carbonio_MAT9ORT_60	0.3125	0.0
2	2 (4) carbonio_MAT9ORT_60	0.3125	45.0

In questo modo si ha la seguente laminazione: 8 ply di tessuto T1000 [0/45/0/45]s.

Come già detto il cleating inferiore è identico e simmetrico.

A questo punto imposto un'analisi di tipo lineare e utilizzo, per modellare i provini di film, il materiale MAT1 (materiale lineare), questo perché, nonostante sia più corretto impostare un materiale non lineare per gli adesivi, in modo da ottenere risultati più precisi, il modello deve essere coerente con quello completo della leva. In quest'ultimo, per l'incollaggio, è stato utilizzato un materiale lineare e quindi faccio lo stesso nel modello con i provini.

Tabella 73. Caratteristiche film adesivo nei modelli agli elementi finiti

COMPONENTE	PROPRIETÀ	MATERIALE	MODULO DI ELASTICITÀ [MPa]	COEFFICIENTE DI POISSON	DENSITÀ
Film adesivo (modello leva)	PSOLID	MAT1	1100	0.34	1.2E-09
Film adesivo (modello provini)	PSOLID	MAT1	1100	0.34	1.2E-09

Alla lastra di alluminio applico dei vincoli di tipo “SPC” per fissarne l’estremità. Questo è un comando di Optistruct che può essere utilizzato per selezionare un insieme di vincoli a punto singolo. I vincoli presenti in questo modello bloccano i 6 gradi di libertà di tutti i nodi dell’estremità del componente in alluminio.

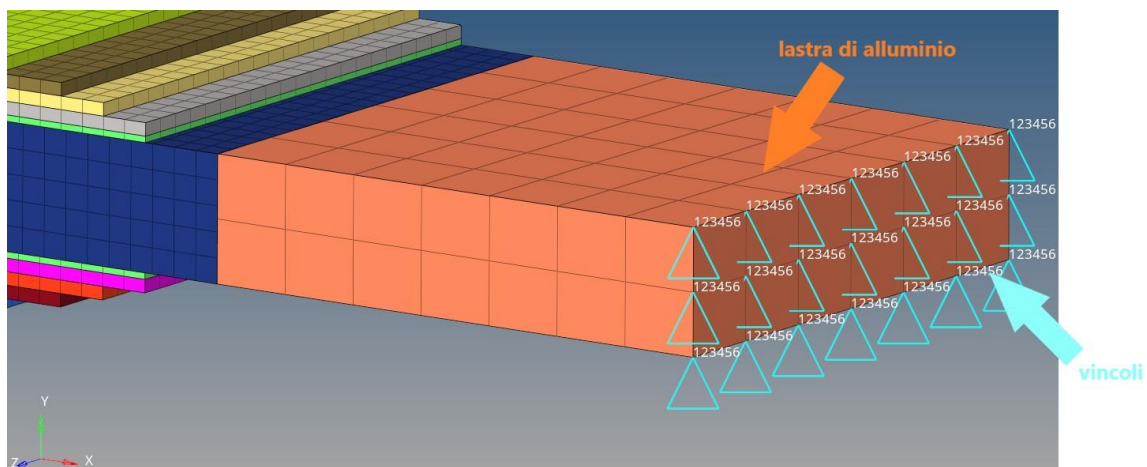


Figura 178. Vincoli applicati all'estremità del componente in alluminio

La forza è applicata alla lastra di composito in direzione assiale ed è di tipo “FORCE”. Il carico è quello fornito dal test sperimentale $P = 25826 \text{ N}$, ma deve essere equamente ripartito in un numero di componenti pari al numero di nodi presenti all’estremità della lastra di composito.

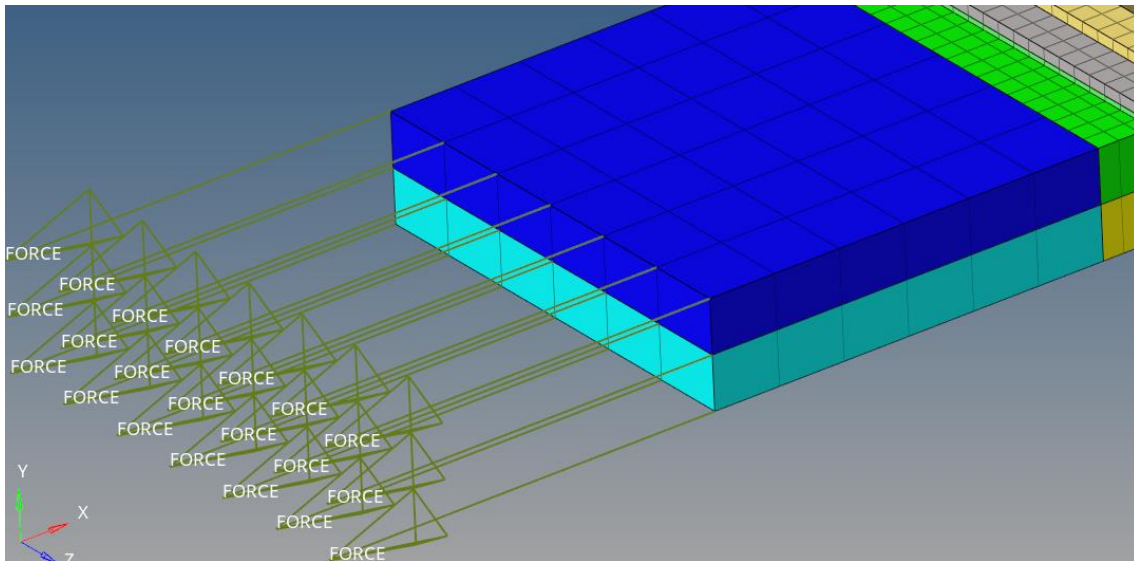


Figura 179. Forza applicata all'estremità della lastra di composito

In teoria le componenti del carico, applicate in ciascun nodo di estremità del composito, non sono tutte uguali, ma il loro “peso” dipende dal numero di elementi collegati al nodo di applicazione. Però, come abbiamo già visto nel paragrafo 10.4, la zona di contatto che ci interessa è a una distanza tale, dal punto di applicazione della forza, che gli elementi a ridosso dell’incollaggio non risentono della modalità di ripartizione del carico tra i vari nodi. Pertanto, utilizzo delle componenti di carico uguali tra di loro.

In questo modello utilizzo contatti di tipo “FREEZE”, all’interfaccia film – alluminio e all’interfaccia film – composito per replicare lo stesso tipo di contatto utilizzato nel modello della leva. Per lo stesso motivo il film adesivo è stato modellato in maniera tale che abbia gli elementi affacciati con il cleating, cioè che condivida i nodi con questo. Preparato il modello eseguo la run con Optistruct.

Quando si trazionano due aderenti collegati tramite della colla interposta, per analizzare la resistenza dell’adesivo solitamente si considerano due ammissibili separati:

- la tensione ammissibile a trazione;
- la tensione ammissibile a taglio.

Per questo motivo vado ad osservare nel sistema locale elemento:

- la **tensione normale σ_{zz}** - che ci interessa solo a trazione (valori positivi);
- la **tensione di taglio trasversale totale $\tau_{trasversale}$** - che è così definita:

$$\tau_{trasversale} = \sqrt{(\tau_{zx})^2 + (\tau_{yz})^2}.$$

12.1.1 RISULTATI SIMULAZIONE TEST SPERIMENTALE ROTTURA FILM ADESIVO. Di seguito sono mostrati i risultati ottenuti sul provino del film adesivo strutturale AF163-2K.

12.1.1.1 Tensione normale

TEST ROTTURA INCOLLAGGIO

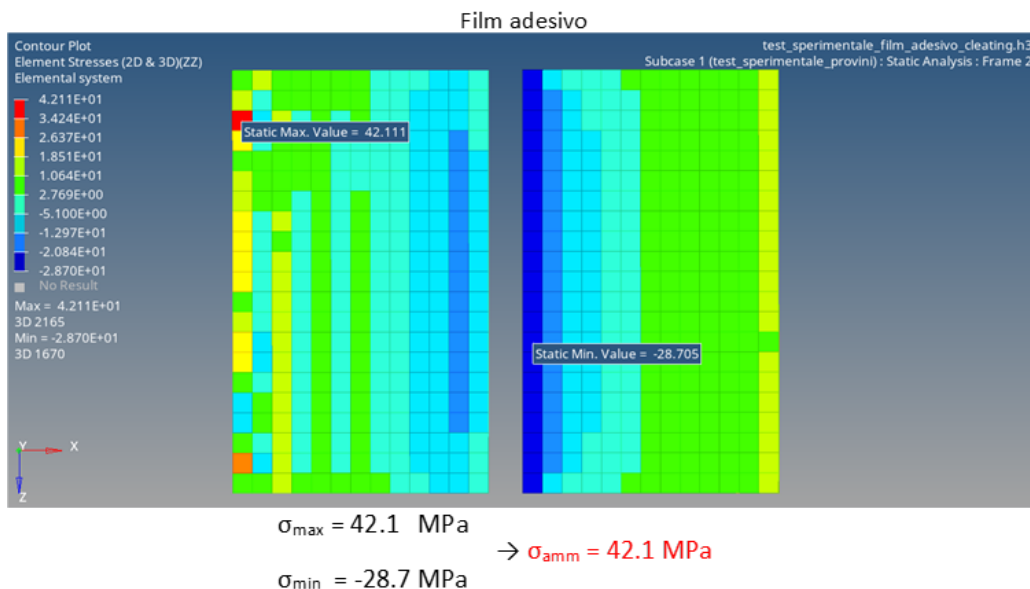
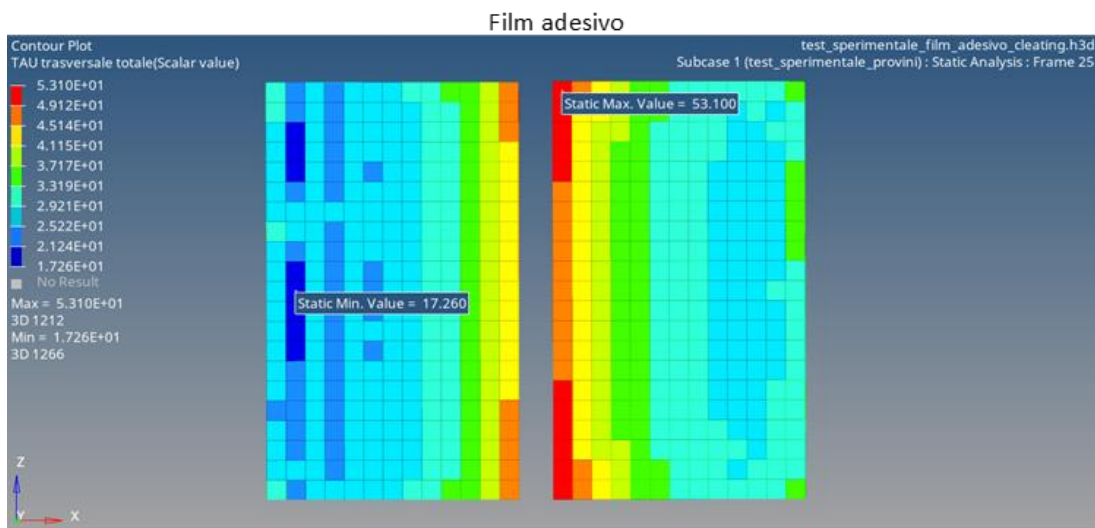


Figura 180. RESULT TYPE: ELEMENT STRESSES (2D&3D) - ZZ in Elemental system

La massima tensione normale di trazione nel sistema elemento viene scelta come σ_{amm} . Tuttavia, osservando la distribuzione delle tensioni sul film adesivo, questo risultato non sembra molto fisico. Infatti, si ha un solo elemento isolato con una tensione di 42 MPa, mentre tutti gli altri hanno una tensione più bassa. Per questo motivo nei paragrafi successivi si andrà ad indagare meglio su questo risultato.

12.1.1.2 Tensione di taglio

TEST ROTTURA INCOLLAGGIO



$$\tau_{\max} = 53.1 \text{ MPa} \quad \rightarrow \quad \tau_{\text{amm}} = 53.1 \text{ MPa}$$

$$\tau_{\min} = 17.2 \text{ MPa}$$

Figura 181. RESULT TYPE: ELEMENT STRESSES (2D&3D) - τ trasversale in Elemental system

La massima tensione di taglio nel sistema elemento viene scelta come τ_{amm} .

12.2 Modellazione con elementi coesivi “film_adesivo_pto1”

Una volta trovate le tensioni ammissibili viste nel paragrafo precedente, si può procedere a rimodellare il componente “film_adesivo_pto1” con elementi coesivi. In particolare, si è scelto di utilizzare il damage - based method come per il componente “bonding_pto1”.

Sul modello della leva modifico il tipo di elementi impiegati per modellare l’adesivo AF163-2K nel punto 1. Quindi, dal pannello degli strumenti di Hypermesh, tramite il comando: 3D → elem types, trasformo gli elementi solidi “CHEXA” del film, in elementi coesivi “CIFHEX”.

Successivamente creo la proprietà “PCHOE” all’interno della quale, nel campo “THICKNESS_STR”, imposto che lo spessore dello strato di coesivi debba essere calcolato automaticamente dalla geometria. A questa proprietà associo una card materiale “MCOHED” con i seguenti dati (in rosso):

Tabella 74. Card materiale MCOHED

MCOHED									
Bulk Data Entry									
Definisce le proprietà del materiale per i modelli di materiale coesivo basati sul danno.									
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
MCOHED	MID	<i>KI = E (modulo di Young) = 1100</i>	<i>KII = G (modulo di taglio) = 410.45</i>	<i>KIII = G (modulo di taglio) = 410.45</i>	SFC	VED		MXDMG	
	<i>DMGINIID</i>	<i>DMGEVOID</i>							

Nei campi “DMGINIID” e “DMGEVOID” inserisco gli ID di riferimento delle due card di danneggiamento nelle quali imposto i seguenti parametri (in rosso):

Tabella 75. Card inizio danneggiamento DMGINI

DMGINI									
Bulk Data Entry									
Definisce i criteri di inizio del danno.									
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
DMGINI	DMGINIID	CRI = ?							
	V1 = $\sigma_{amm} = 42,1$	V2 = $\tau_{amm} = 53,1$	V3 = $\tau_{amm} = 53,1$						

Tabella 76. Card evoluzione danneggiamento DMGEVO

DMGEVO									
Bulk Data Entry									
Definisce l'evoluzione del danno.									
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
DMGEVO	DMGEVOID	TYPE = COHDISP	SHAPE = LIN						
	MMXFM	ALPHA	W1 = 0.008	W2	W3				

Nella card “DMIGINI” è necessario scegliere, nel campo “CRI”, il criterio di inizio danneggiamento più adatto per il caso in questione. Nella card “DMGEVO” imposto il calcolo dell’indice di evoluzione del danno con il metodo basato sullo spostamento e scelgo una curva di forma bilineare. Questa scelta richiede la definizione del solo parametro “W1” che rappresenta la separazione, dall’inizio del danno fino alla rottura finale e che scelgo uguale al parametro definito per l’adesivo EA-9394, cioè W1 = 0.008.

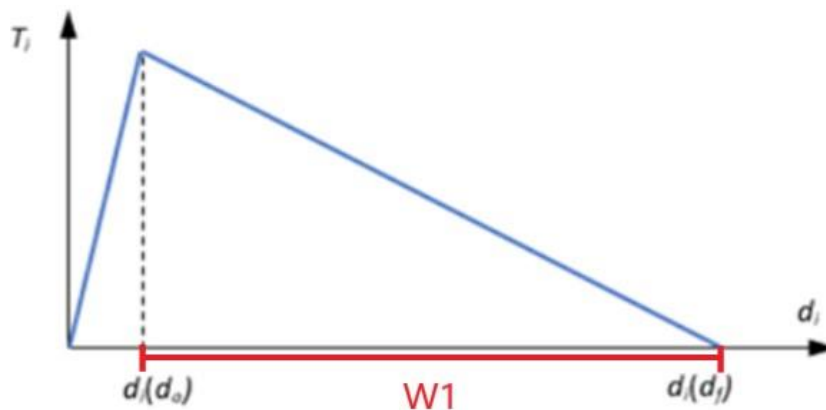


Figura 182. Curva bilineare

A questo punto utilizzo il modello agli elementi finiti che simula il test sperimentale di rottura del film con i provini, stavolta modellando l'adesivo con elementi coesivi per vedere se gli ammissibili trovati hanno un senso fisico e sono accettabili.

12.2.1 SIMULAZIONE TEST SPERIMENTALE ROTTURA FILM ADESIVO CON ELEMENTI COESIVI. Riprendo il modello con i provini e, per utilizzare gli elementi coesivi, passo da un'analisi lineare ad una non lineare. Per impostare un'analisi non lineare adatta all'impiego di elementi coesivi, aggiungo al modello i "Load Step Inputs" della tabella successiva:

Tabella 77. Load Step Inputs utilizzati con i modelli coesivi

LOAD STEP INPUTS		
NLPARM (definisce i parametri per l'analisi statica non lineare)	NINC = 10	definisce il numero di sotto incrementi di carico implicito
	DT = 0	definisce l'incremento iniziale del carico
	MAXITER = 25	definisce un limite per il numero di iterazioni implicite per ogni incremento di carico
NLADAPT (seleziona i parametri utilizzati per l'analisi statica non lineare di grande spostamento, l'analisi statica non lineare di piccolo spostamento e l'analisi transitoria non lineare)	DTMAX = 0.05	incremento massimo consentito
NLOUT (definisce i parametri di output dei risultati incrementali per l'analisi non lineare)	NINT = 20	definisce il numero di intervalli per produrre risultati intermedi
	SVNONCNV =YES	genera il flag di soluzione non convergente, se le iterazioni non lineari non convergono

Anche qui, come già fatto per il modello della leva, trasformo gli elementi “CHEXA” del provino del film adesivo in elementi coesivi “CIFHEX” e introduco le stesse card proprietà, materiale e danneggiamento inserite nel modello della leva (necessarie per definire una zona coesiva). Fatto ciò, il modello con zona coesiva è pronto e posso lanciare delle simulazioni.

Tabella 78. Risultati run con elementi coesivi nel modellino con i provini

RUN PROVINI COESIVI AF163-2K												
N° RUN	FORZA [N]	CRITERIO	W1 = separazioni e valutata dall'inizio del danno alla rottura	K1 = E [MPa]	K2 = GII [MPa]	K3 = GIII [MPa]	σ_{amm} [MPa]	τ_{amm} [MPa]	τ_{amm} [MPa]	CARICO MAX	CARICO MAX %	NON CONVERGENZA
1	25826	MAXS	0.008	1100	410.45	410.45	42	53	53	25826	100	
2	25826	QUADS	0.008	1100	410.45	410.45	42	53	53	25503	98.75	NON CONVERGE

Con il criterio di inizio danneggiamento “MAXS” il calcolo arriva a convergenza, quindi, stranamente non si ha lo scollamento totale del film adesivo. Questo risultato potrebbe essere imputato all’ammissibile di peeling. Infatti, il valore così alto della tensione ammissibile di trazione (quasi il doppio rispetto al caso della colla EA-9394) e soprattutto la non uniformità della distribuzione di stress sul provino, portano a pensare che la σ_{amm} non sia realistica.



Figura 183. Distribuzione della tensione nel provino di AF163-2K

Per analizzare meglio quest'aspetto, come nel caso della colla, nel modello con i provini eseguo una modellazione alternativa della lastra di composito ed in più provo ad eliminare il contatto "FREEZE" tra composito e film adesivo, in maniera da evitare eventuali problemi numerici.

12.2.1.1 Modifica nella modellazione della lastra di materiale composito. Nel modello agli elementi finiti della leva, abbiamo visto che il film adesivo nel punto 1 è a contatto con il composito modellato con un materiale ortotropo laminato. Tale materiale è stato meshato usando un elemento "CHEXA" con dimensioni tali da essere considerato una "thick shell", cioè una "shell spessa". Per questo motivo è stato approfondito il caso in cui, anche nel modello con i provini, la lastra di CFRP è rimodellata con elementi che hanno un rapporto dimensionale base per altezza tale da poterla considerare come una "shell spessa". Inoltre, si esamina il caso in cui viene rimosso il contatto "FREEZE" all'interfaccia tra adesivo e composito, modellando i due componenti con elementi affacciati.

Sono state analizzate le seguenti due tipologie di modellazione del composito:

- modello E** – il composito è stato diviso in due componenti con la stessa laminazione, ma con sistemi di riferimento locali che hanno l'asse z invertito ed entrante nella lastra di CFRP. Ciascun componente è caratterizzato da:
 - una fila di elementi "CHEXA" centrali di dimensione maggiore;
 - una fila di elementi "CHEXA", a contatto con la colla, che hanno le stesse dimensioni del guscio laminato esterno del modello della leva.

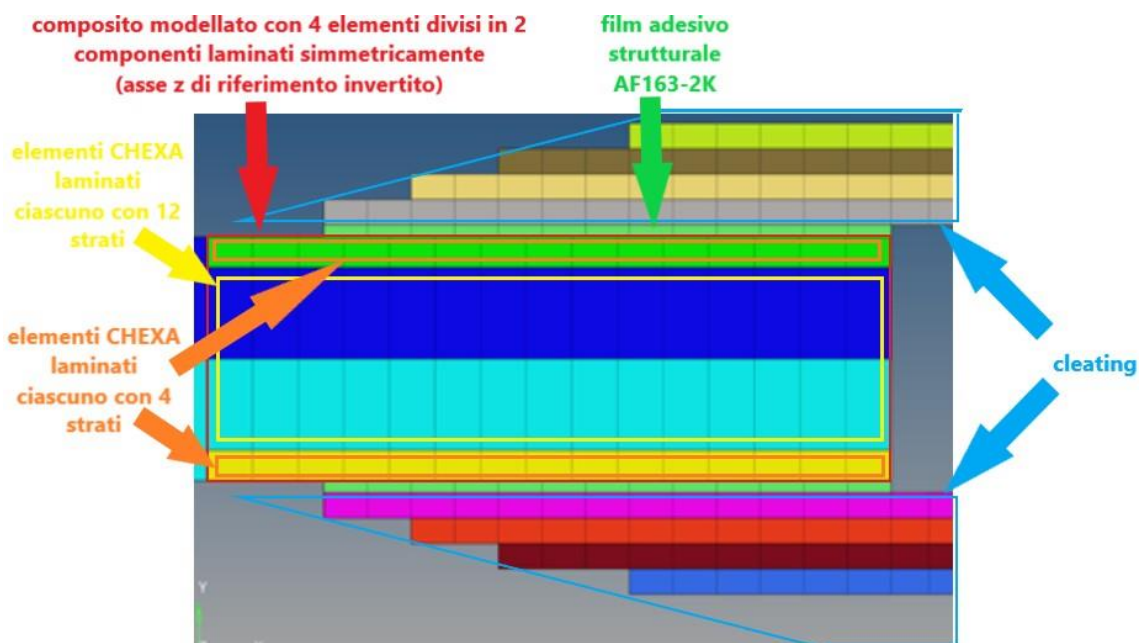


Figura 184. Zona incollaggio modello E

Negli elementi centrali, la laminazione è ispirata a quella della leva ma rispettando le % dei layer dei provini. Nella tabella sotto sono riportate le informazioni sui layer scelti per laminare gli elementi centrali di composito in maniera simmetrica:

Tabella 79. Semi-layup elementi centrali composito

ID	MID	T	THETA
1	1 ⇅ (60) MAT9ORT_60	0.3	45.0
2	2 ⇅ (59) MAT9ORT_59	0.15	0.0
3	3 ⇅ (59) MAT9ORT_59	0.15	0.0
4	4 ⇅ (59) MAT9ORT_59	0.15	0.0
5	5 ⇅ (60) MAT9ORT_60	0.3	0.0
6	6 ⇅ (59) MAT9ORT_59	0.15	0.0
7	7 ⇅ (60) MAT9ORT_60	0.3	90.0
8	8 ⇅ (60) MAT9ORT_60	0.3	45.0
9	9 ⇅ (60) MAT9ORT_60	0.3	90.0
10	10 ⇅ (60) MAT9ORT_60	0.3	45.0
11	11 ⇅ (60) MAT9ORT_60	0.3	90.0
12	12 ⇅ (60) MAT9ORT_60	0.3	45.0

Negli elementi più esterni e a contatto con la colla, la laminazione è identica a quella del guscio laminato esterno del modello della leva:

Tabella 80. Semi-layup elementi esterni composito (a contatto con l'adesivo)

ID	MID	T	THETA
1	1 ⇅ (5) MAT9ORT_60	0.3	45.0
2	2 ⇅ (4) MAT9ORT_59	0.15	0.0
3	3 ⇅ (4) MAT9ORT_59	0.15	0.0
4	4 ⇅ (4) MAT9ORT_59	0.15	0.0

Viene mantenuto il contatto "FREEZE" tra film adesivo e lastra di CFRP.

elementi esterni composito - elementi interni composito = elementi affacciati

film adesivo - cleating = elementi affacciati
 film adesivo - elementi esterni composito = FREEZE

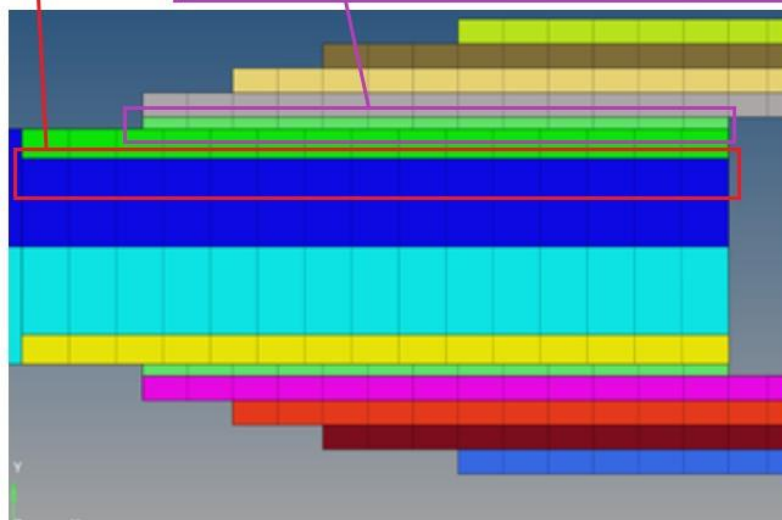


Figura 185. Interfaccia cleating - film adesivo - lastra CFRP

- **modello F** – identico al modello E ma con gli elementi esterni della lastra di CFRP modellati con elementi affacciati, cioè nodi condivisi, con il film adesivo e in contatto “FREEZE” con gli elementi centrali della lastra:

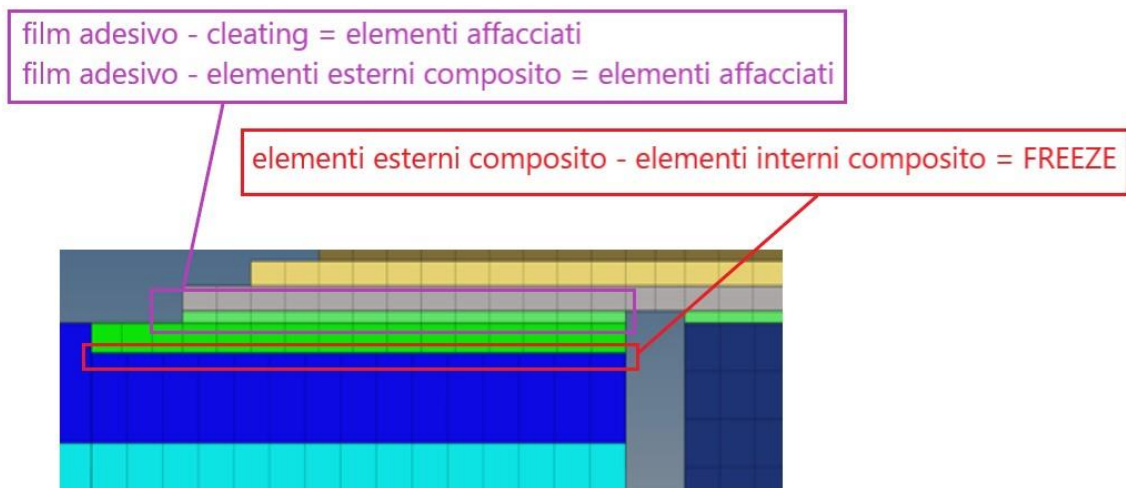
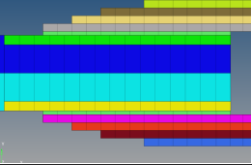
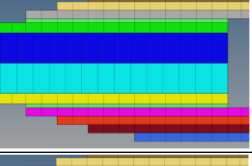
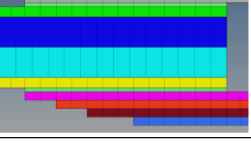


Figura 186. Interfaccia cleating - film adesivo - lastra CFRP

Come già fatto nei casi precedenti, per tutti e quattro i modelli appena descritti è stata eseguita una run di simulazione del test di rottura dell’incollaggio, con analisi lineare per calcolare le tensioni ammissibili e poi con analisi non lineare modellando l’adesivo con gli elementi coesivi. Nella tabella seguente sono riportati i dati delle run effettuate:

Tabella 81. Risultati run modelli con diversa caratterizzazione del provino di composito

MODELLAZIONE CARBONIO	RUN PROVINI EA-9394 ANALISI LINEARE		RUN PROVINI COESIVI EA-9394												
	σ_{amm}	t_{amm}	RUN	FORZA [N]	CRITERIO	W1	K1 = E [MPa]	K2 = GII [MPa]	K3 = GIII [MPa]	σ_{amm} [MPa]	t_{amm} [MPa]	t_{amm} [MPa]	CARICO MAX	CARICO MAX %	NON CONVERGENZA
 MODELLO E	40.1	53.4	e	25826	QUADS	0.008	1100	410.45	410.45	40	50	50	24354	94.3	NON CONVERGE
 MODELLO F	19	53.6	f1	25826	MAXS	0.008	1100	410.45	410.45	19	53	53	19783	76.6	NON CONVERGE
 MODELLO F	19	53.6	f2	25826	QUADS	0.008	1100	410.45	410.45	19	53	53	18078	70	NON CONVERGE

Nel modello F, in cui è stato eliminato il contatto “FREEZE” tra il film adesivo ed il composito, la tensione ammissibile si è abbassata di molto, arrivando a valori più simili a quelli dell’adesivo EA-9394.

La distribuzione di tensione a trazione nel provino del modello lineare è la seguente:

TEST ROTTURA INCOLLAGGIO

Provino film adesivo

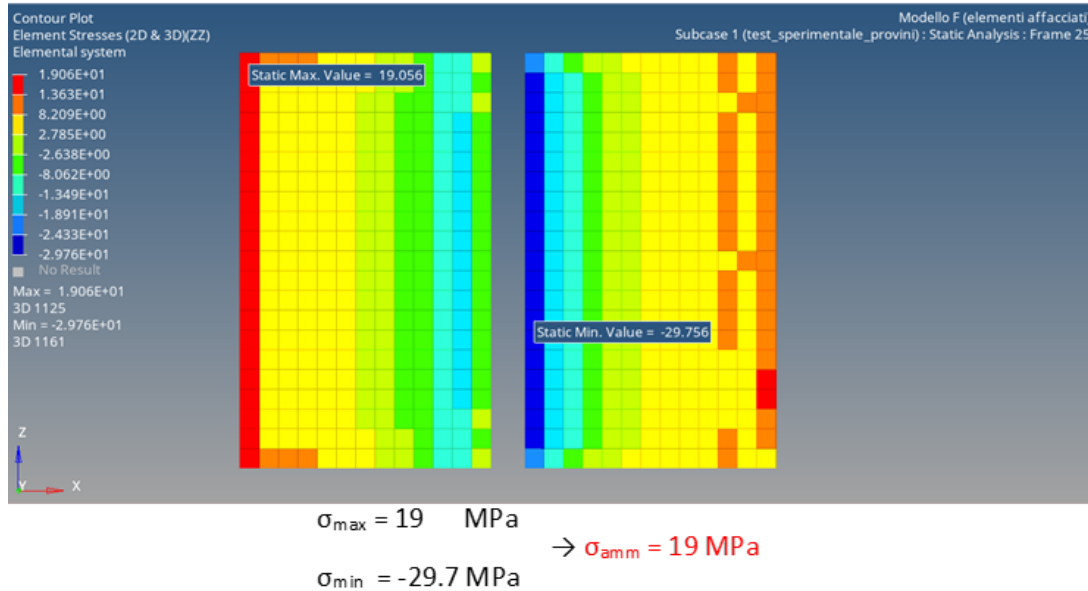


Figura 187. RESULT TYPE: ELEMENT STRESSES (2D&3D) - ZZ in Elemental system (tensione normale)

L'immagine sopra mostra che in questo modello, non c'è più un unico elemento con una tensione molto più alta delle altre, ma si ha una distribuzione di tensione più uniforme rispetto al caso di partenza.

Per cui tra i vari casi scelgo come valida la modellazione F per i seguenti motivi:

- tensione ammissibile più coerente con l'adesivo EA-9394;
- distribuzione di tensione più uniforme;
- tensione ammissibile più bassa che va verso la sicurezza.

Per cui nel modello completo della leva sospensione, per caratterizzare il film adesivo con elementi coesivi utilizzo le seguenti tensioni ammissibili:

- $\sigma_{\text{amm}} = 19 \text{ MPa}$;
- $\tau_{\text{amm}} = 53 \text{ MPa}$.

12.2.2 MODELLO LEVA SOSPENSIONE CON ELEMENTI COESIVI. Con le informazioni ricavate dalle simulazioni svolte con i provini, posso inserire nel modello della leva i parametri mancanti nelle card proprietà, materiale e danneggiamento del componente “film_adesivo_pto1”, modellato con elementi coesivi, e migliorare quelli già definiti inizialmente. Di seguito possiamo vedere tutte le run svolte con i provini ed i parametri scelti (in verde):

Tabella 82. Risultati run con elementi coesivi modello con provini film adesivo

RUN PROVINI COESIVI AF163-2K												
N° RUN	FORZA [N]	CRITERIO	W1 = separazione e valutata dall'inizio del danno alla rottura	K1 = E [MPa]	K2 = GII [MPa]	K3 = GIII [MPa]	σ_{amm} [MPa]	τ_{amm} [MPa]	τ_{amm} [MPa]	CARICO MAX	CARICO MAX %	NON CONVERGENZA
1	25826	MAXS	0.008	1100	410.45	410.45	42	53	53	25826	100	
2	25826	QUADS	0.008	1100	410.45	410.45	42	53	53	25503	98.75	NON CONVERGE
e	25826	QUADS	0.008	1100	410.45	410.45	40	50	50	24354	94.3	NON CONVERGE
f1	25826	MAXS	0.008	1100	410.45	410.45	19	53	53	19783	76.6	NON CONVERGE
f2	25826	QUADS	0.008	1100	410.45	410.45	19	53	53	18078	70	NON CONVERGE

Il componente “film_adesivo_pto1” è quindi definito con le seguenti card:

Tabella 83. Card Optistruct proprietà PCOHE del componente “film_adesivo_pto1”

PCOHE										
Bulk Data Entry										
Definisce le proprietà per gli elementi coesivi										
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	
PCOHE	PID=3001044	MID=77		THICKNESS=AUTO						

Tabella 84. Card Optistruct materiale MCOHED del componente “film_adesivo_pto1”

MCOHED										
Bulk Data Entry										
Definisce le proprietà del materiale per i modelli di materiale coesivo basati sul danno										
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	
MCOHED	MID=77	KI=1100	KII=410.45	KIII=410.45						
	DMGINIID=3	DMGEVOID=4								

Tabella 85. Card Optistruct danneggiamento DMGINI del componente "film_adesivo_pto1"

DMGINI									
Bulk Data Entry									
Definisce i criteri di inizio del danno									
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
DMGINI	<i>DMGINIID=3</i>	<i>*CRI=QUADS</i>							
	<i>V1=19</i>	<i>V2=53</i>	<i>V3=53</i>						

Tabella 86. Card Optistruct danneggiamento DMGEVO del componente "film_adesivo_pto1"

DMGEVO									
Bulk Data Entry									
Definisce l'evoluzione del danno									
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
DMGEVO	<i>DMGEVOID=4</i>	<i>TYPE=COHDISP</i>	<i>SHAPE=LIN</i>						
		<i>ALPHA=0.0</i>	<i>W1=0.008</i>						

12.3 Simulazione prova sperimentale lungo z con elementi coesivi su entrambi gli adesivi

Una volta modellato con elementi coesivi anche il film adesivo è possibile ripetere la simulazione della prova sperimentale lungo z con un modello che ha entrambi gli adesivi del punto 1 caratterizzati con i coesivi. Il risultato di tale run è il seguente:

TEST ROTTURA LUNGO Z CON ELEMENTI COESIVI EA-9394 + AF163-2K

Load Factor = 1.90020e+00 – ULTIMA CONVERGENZA

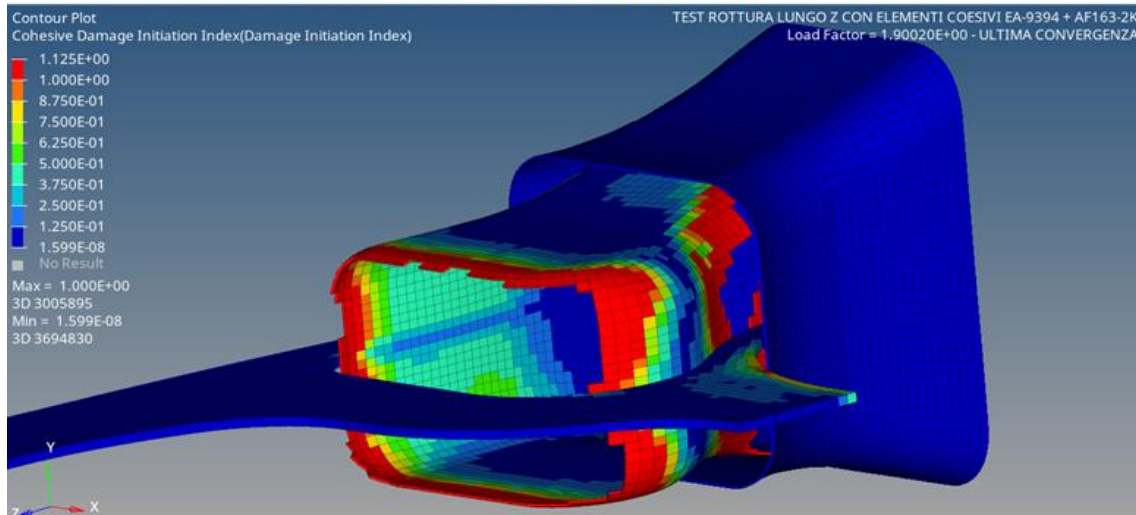


Figura 188. RESULT TYPE: COHESIVE DAMAGE INITIATION INDEX - DAMAGE INITIATION INDEX

Tabella 87. Risultato simulazione test sperimentale rottura punto 1 con elementi coesivi su entrambi gli incollaggi

RUN MODELLO LEVA INTERA COESIVI EA-9394 + AF163-2K													MODELLO COESIVI SOLO EA-9394		
FORZA [N]	TIPO INCOLLAGGIO	CRITERIO	w1 = separazione valutata dall'inizio del danno alla rottura	K1 = E [MPa]	K2 = GII [MPa]	K3 = GIII [MPa]	σ_{amm} [MPa]	τ_{amm} [MPa]	τ_{amm} [MPa]	CARICO MAX	CARICO MAX %	NON CONVERGENZA	CARICO MAX	CARICO MAX %	NON CONVERGENZA
105000	adesivo epossidico: EA-9394	QUADS	0.008	3500	1461	1461	23	35	35	94521	90.02	NON CONVERGE	94521	90.02	NON CONVERGE
	adesivo in film: AF163-2K	QUADS	0.008	1100	410.45	410.45	19	53	53				94521	90.02	NON CONVERGE

Da questi dati possiamo dedurre che l'adesivo EA-9394 si scolla prima del film adesivo, infatti, osservando il risultato di ultima convergenza, possiamo vedere che il film adesivo è ancora totalmente integro nel momento in cui la colla sta cedendo completamente. Per cui, questo risultato è una conferma del fatto che, l'adesivo AF163-2K, fino al momento dello scollamento della colla EA-9394, non ha influito in nessun modo sul risultato del test condotto tirando la leva lungo l'asse z.

Capitolo 13. Adesivo punto 2

Dopo aver modellato nel punto 1 i due adesivi presenti nella leva sospensione con gli elementi coesivi, posso migliorare ulteriormente il FEM della leva andando a utilizzare questi elementi anche nella modellazione della colla nel punto 2. Infatti, finora in tale punto l'incollaggio tra composito e boccia in alluminio è stato definito tramite un contatto "FREEZE" o "SLIDE". Tuttavia, visto che l'adesivo utilizzato è lo stesso del punto 1, cioè l'adesivo epossidico EA-9394, è possibile utilizzare i parametri trovati nel capitolo 10 per creare un componente "colla_pto2" definito con elementi coesivi.

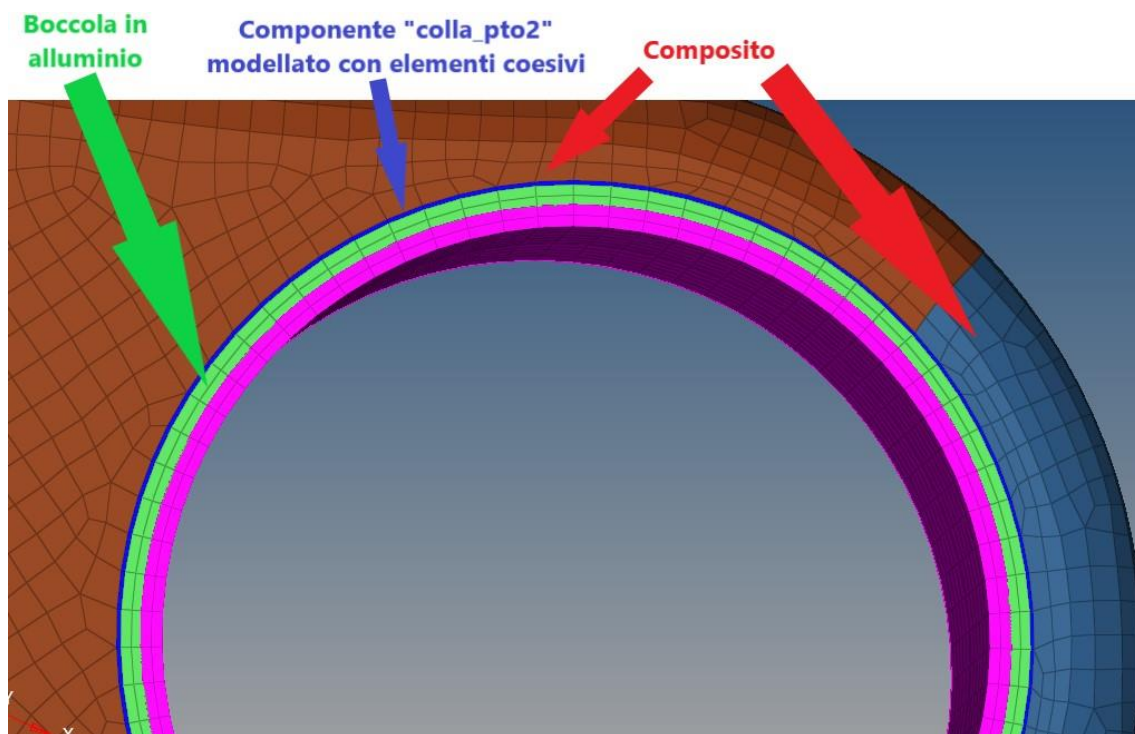


Figura 189. Vista punto 2 dopo aver aggiunto il componente "colla_pto2"

Il nuovo modello agli elementi finiti presenta dunque tre componenti modellati con elementi coesivi:

- adesivo epossidico EA-9394 nel punto 1;

- adesivo in film AF163-2K nel punto 1;
- adesivo epossidico EA-9394 nel punto 2;

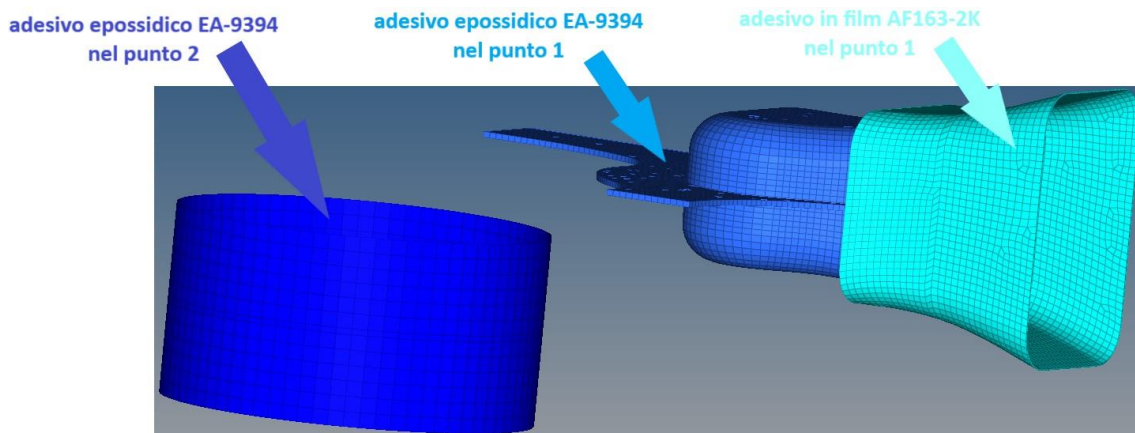


Figura 190. Componenti modellati con elementi coesivi nel modello agli elementi coesivi della leva sospensione

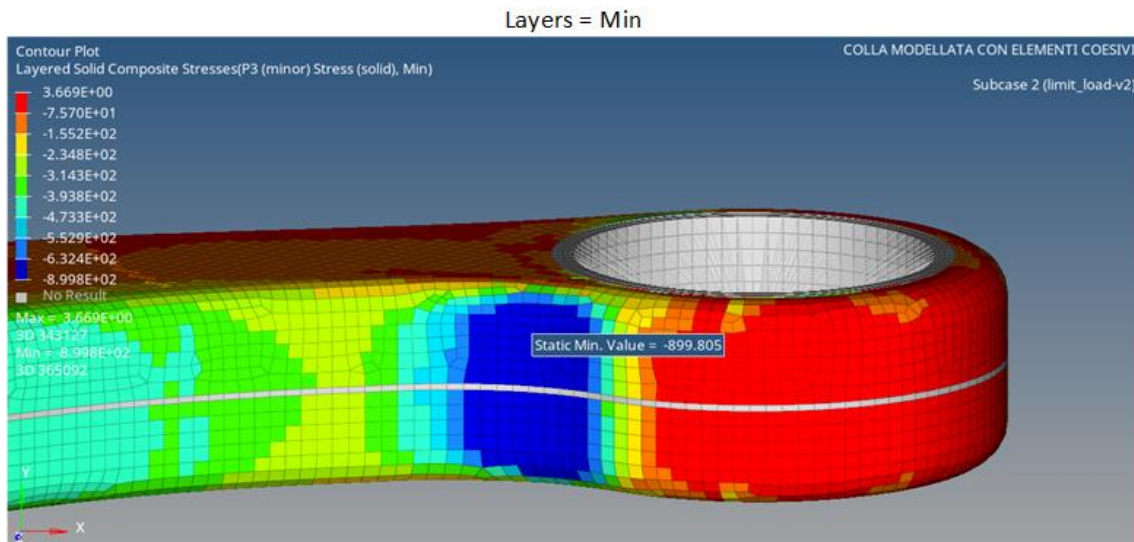
Con questo aggiornamento dell'incollaggio nel punto 2 posso ripetere la simulazione della forza di frenata, come già fatto nel modello di partenza, ma stavolta senza mettermi nei due casi limite di contatto "FREEZE" e "SLIDE", quindi riproducendo un comportamento a metà tra i due e più simile alla realtà.

13.1 Simulazione frenata su leva con geometria iniziale

Eseguo una run utilizzando il modello agli elementi finiti aggiornato, applicando la forza di frenata $F = (26500, 0, 6100)$ N. Di seguito sono mostrati i risultati ottenuti.

13.1.1 SUBCASE 2 (limit_load-v2)

COLLA MODELLATA CON ELEMENTI COESIVI

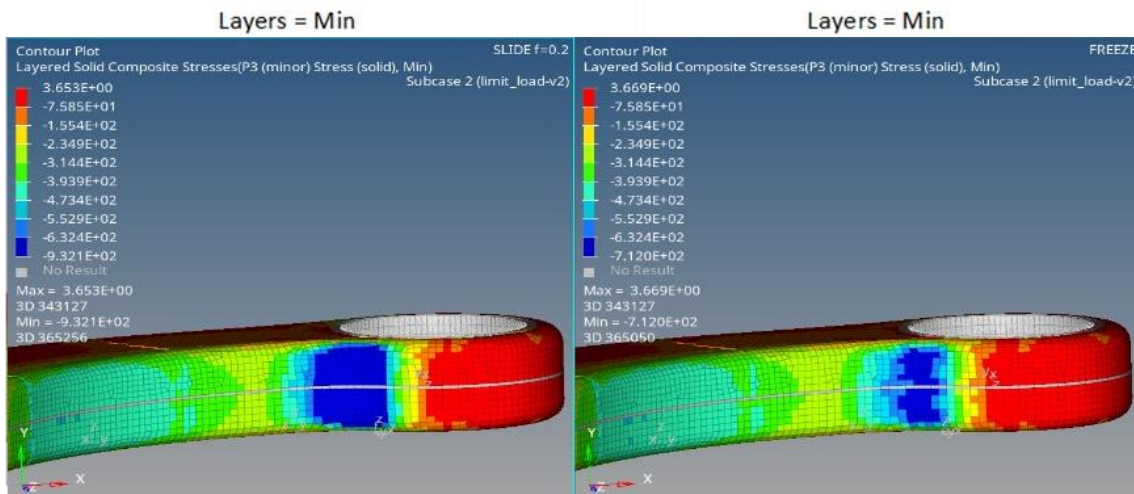


$\sigma_{\min} = -899.8 \text{ MPa}$

$\sigma_{\max} = 3.6 \text{ MPa}$

SLIDE f=0.2

FREEZE



$\sigma_{\min} = -932.1 \text{ MPa}$

$\sigma_{\max} = 3.6 \text{ MPa}$

$\sigma_{\min} = -712 \text{ MPa}$

$\sigma_{\max} = 3.6 \text{ MPa}$

Figura 191. RESULT TYPE: LAYERED SOLID COMPOSITE STRESSES - P3 (minor) STRESS (solid)

Con gli elementi coesivi la tensione massima a compressione nel composito è compresa tra i due casi limite:

$$(\sigma_{\max}^c)_{FREEZE} = 712 \text{ MPa} < (\sigma_{\max}^c)_{coesivi} = 899.8 \text{ MPa} < (\sigma_{\max}^c)_{SLIDE} = 932.1 \text{ MPa}$$

La seguente tabella riporta le caratteristiche del materiale utilizzato per la laminazione della leva:

Tabella 88. Caratteristiche meccaniche materiali composito modificate dopo prove di compressione

Pre-preg	Modulo di Young [GPa]			Modulo di Taglio [GPa]			Modulo di Poisson [-]			Tensione Rottura [MPa]			
	E ₁ (Fibre)	E ₂	E ₃	G ₁₂	G ₁₃	G ₂₃	v ₁₂	v ₁₃	v ₂₃	S ₁₁	S ₂₂	S ₃₃	S ₁₂
T1000 Fabric	67.95	67.95	8	4.16	4.16	4.16	0.07	0.1	0.1	1302/-628*	1302/-628*	80/-235	113
T1000 UD	148	8.985	8	4.14	4.14	4.14	0.27	0.1	0.1	2872/-878*	40/-235	80/-235	113

Confrontando i dati ottenuti dalla simulazione con quelli della tabella vediamo che la tensione a compressione massima raggiunta nel caso con coesivi supera la tensione di rottura a compressione di circa 20 MPa:

$$\sigma_{\max}^c = 899.8 \text{ MPa} > 878 \text{ MPa} = \sigma_{\text{rottura}}^c \rightarrow \text{C'È ROTTURA.}$$

Questo è un risultato molto più vicino al caso "SLIDE" che al caso "FREEZE". Di seguito è riportato il comportamento dell'incollaggio.

COLLA MODELLATA CON ELEMENTI COESIVI



Figura 192. RESULT TYPE: COHESIVE DAMAGE INITIATION INDEX - DAMAGE INITIATION INDEX

Questo risultato mostra che mentre il componente “bonding_pto1” sta iniziando a scollarsi solo in qualche elemento, il componente “colla_pto2” ha più di metà degli elementi con un “cohesive damage initiation index” pari ad 1. Questo vuol dire che nel punto 2 la colla è in una situazione critica e sta per scollarsi totalmente, quindi, è molto prossima al caso di contatto “SLIDE”.

Capitolo 14. Prova sperimentale leva SN#5

Le analisi condotte sul punto 2 hanno portato alla costruzione di due nuovi prototipi utilizzando gli stessi stampi delle prime tre leve:

- **SN#4** – leva sospensione in cui è stato ridotto il diametro della boccola in alluminio del punto 2 ed è stato contemporaneamente aumentato lo spessore di composito nella stessa zona andando a sfruttare lo spazio che si è liberato. Questo prototipo è stato sottoposto alla prova su banco 8ch ed ha superato il test dimostrando di rappresentare una soluzione ottimale per risolvere la criticità del punto 2;
- **SN#5** – leva sospensione realizzata con la boccola del punto 2 maggiorata e in acciaio (come da calcoli capitolo 8). Questo prototipo sarà sottoposto ad una prova sperimentale che simula la frenata.

La prova sperimentale a cui verrà sottoposto il prototipo della leva SN#5 è la seguente:

- **Test rottura lungo X SN#5** - il test è riassumibile come segue:
 - Applicazione di una forza diretta lungo un asse inclinato a 13° (asse forza di frenata) rispetto all'asse X della leva fino alla rottura della sospensione.

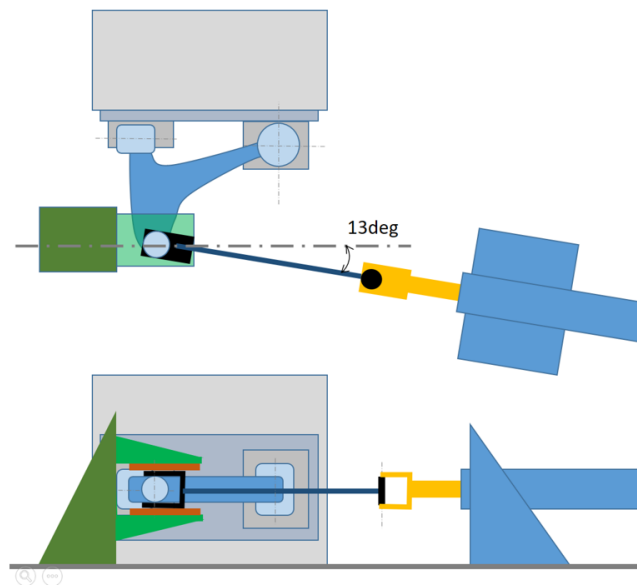


Figura 193. Schema test sperimentale leva SN#5

- Misura degli spostamenti in direzione X del punto P5 attraverso un potenziometro, Ch AI6;
- Misura degli spostamenti in direzione Z dei punti P1 e P2 attraverso dei potenziometri, rispettivamente Ch AI7 e AI9;
- Misura dei cedimenti vincolari attraverso un potenziometro in prossimità di P1 (Ch AI9) e tre comparatori a orologio, AI7 ed AI8 in prossimità del punto P2 e AI10 in prossimità del punto P1.



Posizione potenziometri

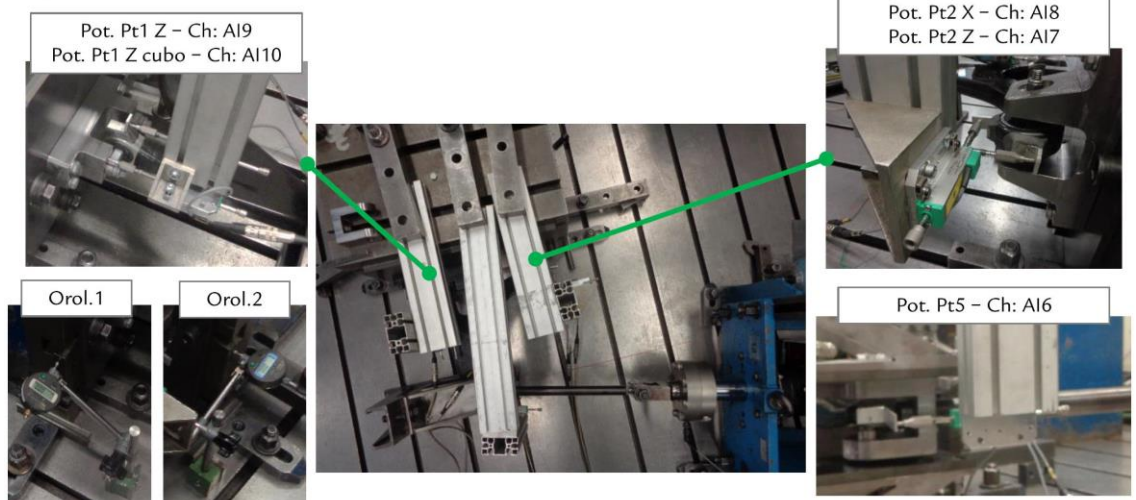


Figura 194. Leva su banco prova e dettaglio strumentazione

Prima di andare in laboratorio ad eseguire il test sulla leva, simulo la prova su Optistruct utilizzando il modello con elementi coesivi aggiornato con il componente “colla_pto2”.

14.1 Simulazione test sperimentale rottura lungo x

Per simulare il test utilizzo il modello FEM della leva in cui la boccia a contatto con il composito nel punto 2 è stata maggiorata ed è in acciaio, ma, per eseguire la run apporto le seguenti modifiche:

- **eseguo due diverse simulazioni modificando il parametro w1 degli elementi coesivi** – tale parametro, che nell’elemento coesivo rappresenta la separazione dall’inizio del danno fino alla rottura, è stato tarato utilizzando dei provini che cercavano di simulare il comportamento della colla nel punto 1.

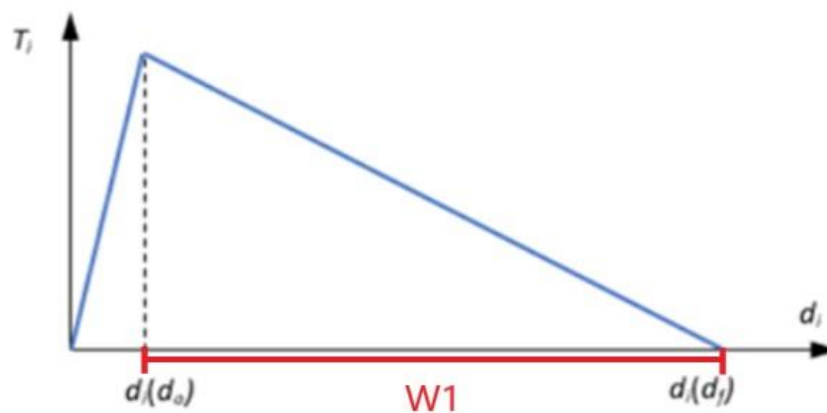


Figura 195. Curva bilineare

Quindi nel test che riguarda il punto 2 non è detto che il valore utilizzato nella simulazione di rottura precedente sia corretto, per questo motivo eseguo una seconda run con un valore maggiore:

- $w1 = 0.008$ mm;
- $w1 = 0.024$ mm.

- **modifico il carico applicato nel subcase 2** – applico nel punto 5 la forza di frenata con l'aggiunta di un fattore moltiplicativo 2 nella simulazione con $w1 = 0.008$ mm e di un fattore moltiplicativo 3 nella simulazione con $w1 = 0.024$ mm, quindi il carico è:

- $F = F_{frenata} \times 2 = (53000,0,12200)$ N;

- $F = F_{frenata} \times 3 = (79500,0,18300)$ N

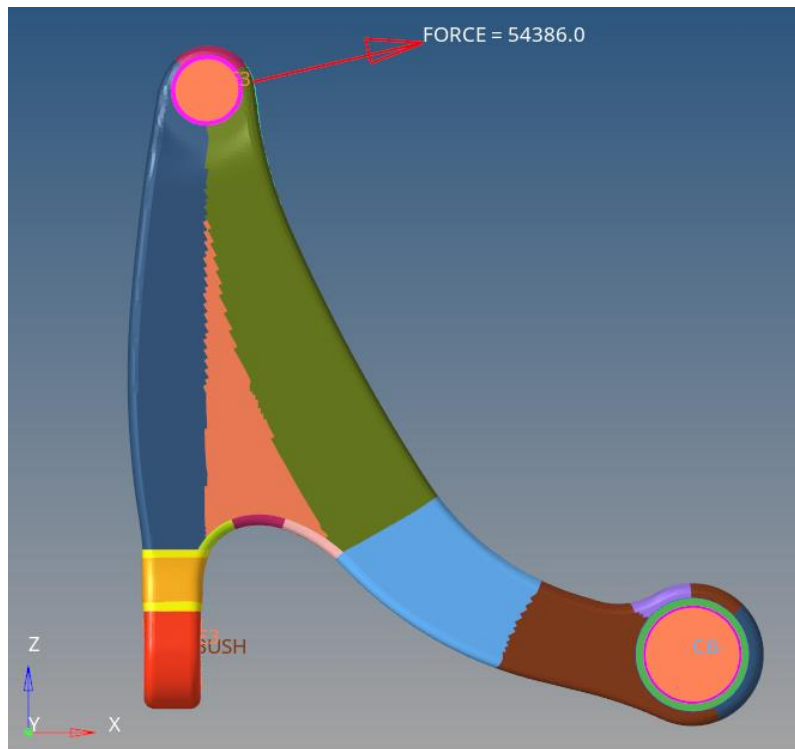


Figura 196. Modello leva sospensione con forza applicata lungo asse di frenata

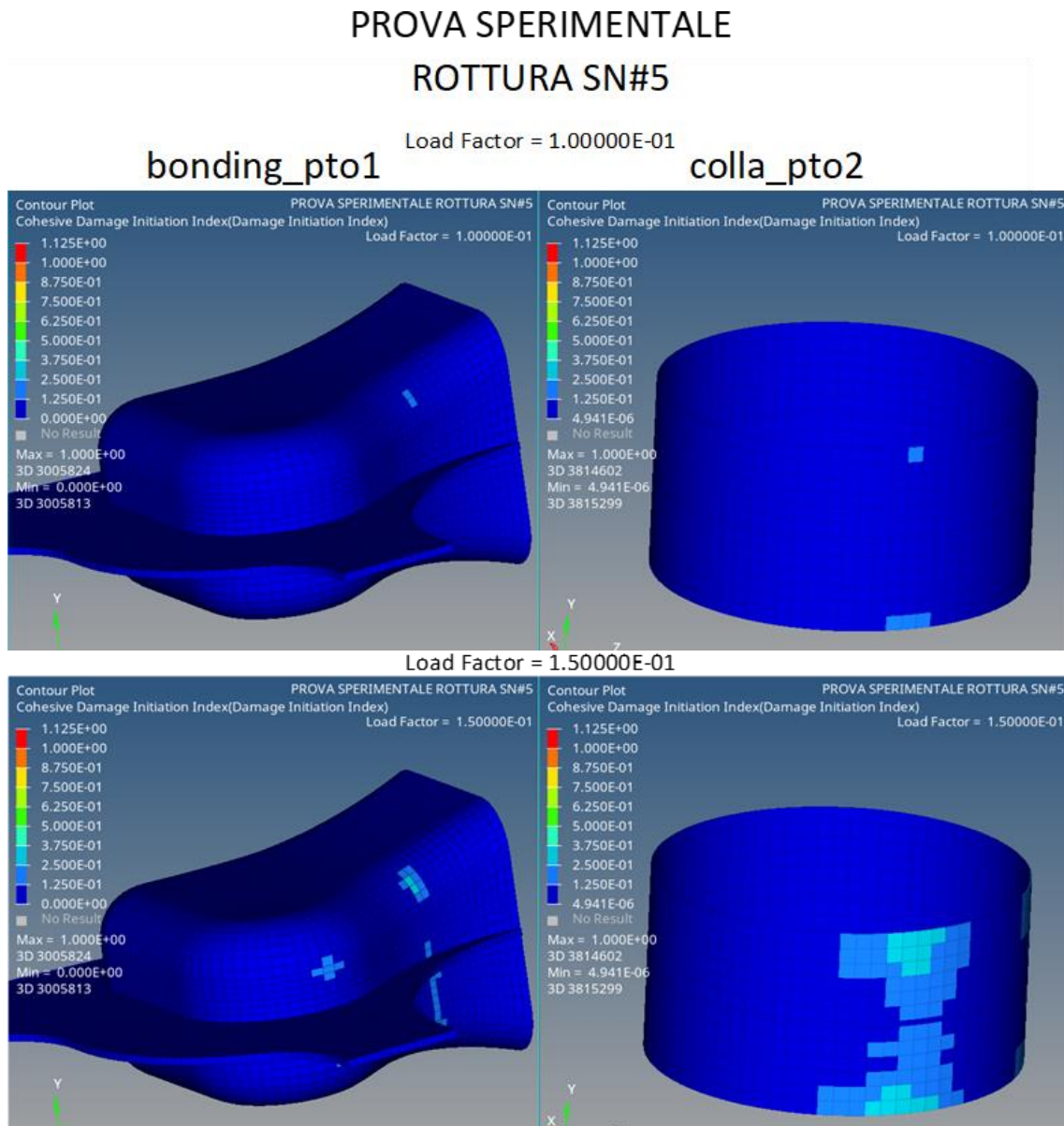
- **scelgo il criterio di inizio danneggiamento dei coesivi** – come nei casi precedenti, scelgo il criterio di inizio danneggiamento dei coesivi "QUADS".

Dopo aver apportato questi cambiamenti lancio le due run.

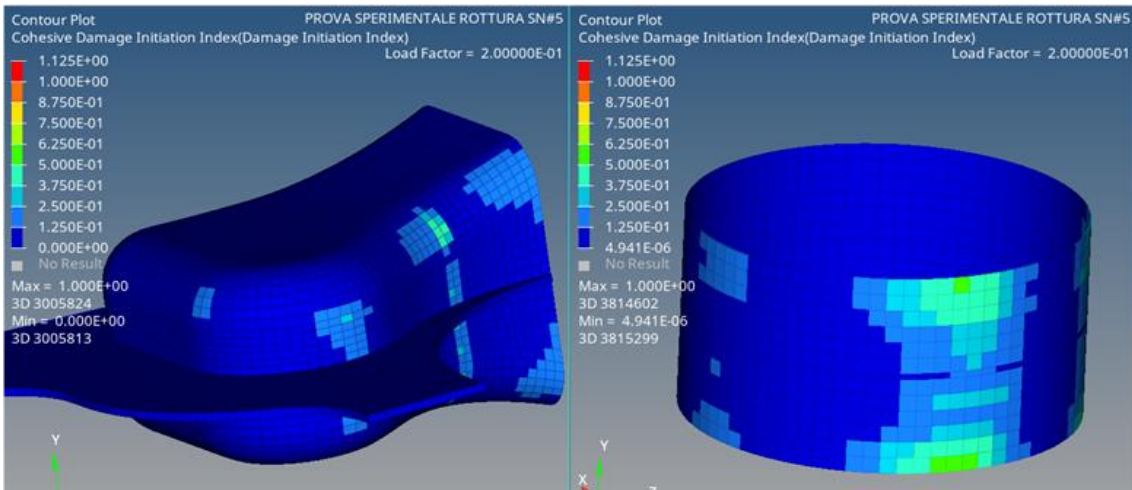
14.1.1 RISULTATI SIMULAZIONE CON $w1 = 0.008$. Di seguito descrivo i risultati della simulazione del test di rottura che verrà condotto sulla leva SN#5 con $w1 = 0.008$ mm. Per analizzare i risultati in funzione della forza di frenata è sufficiente moltiplicare il

load factor che verrà visualizzato in Hyperview per lo stesso fattore moltiplicativo utilizzato con il carico, cioè per 2.

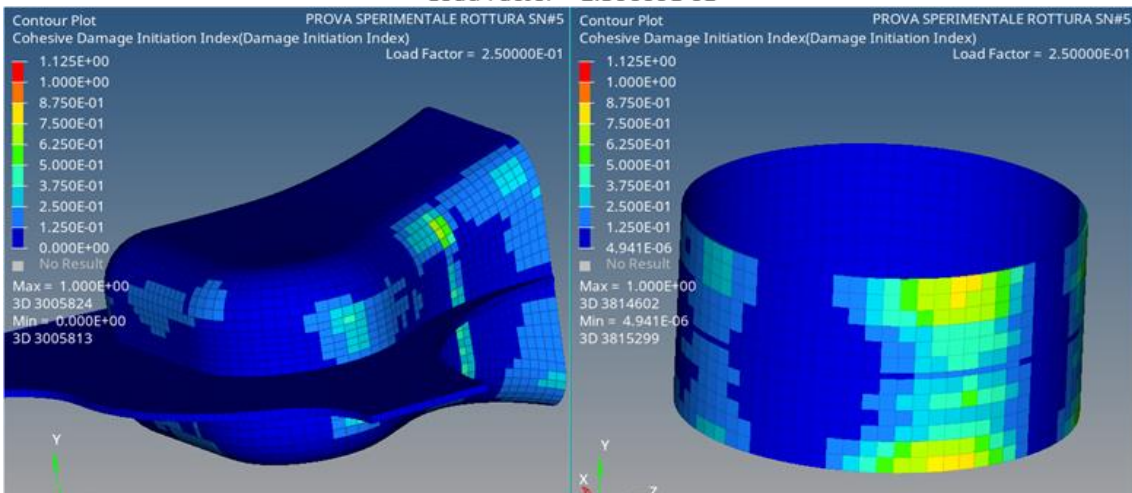
14.1.1.1 Adesivo epossidico EA-9394 (bonding_pto1 e colla_pto2)



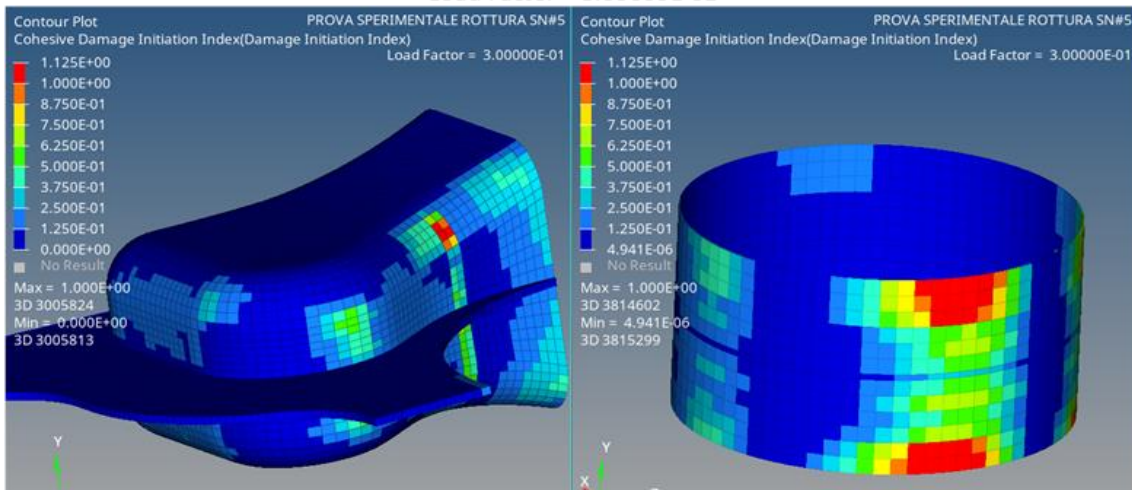
Load Factor = 2.00000E-01



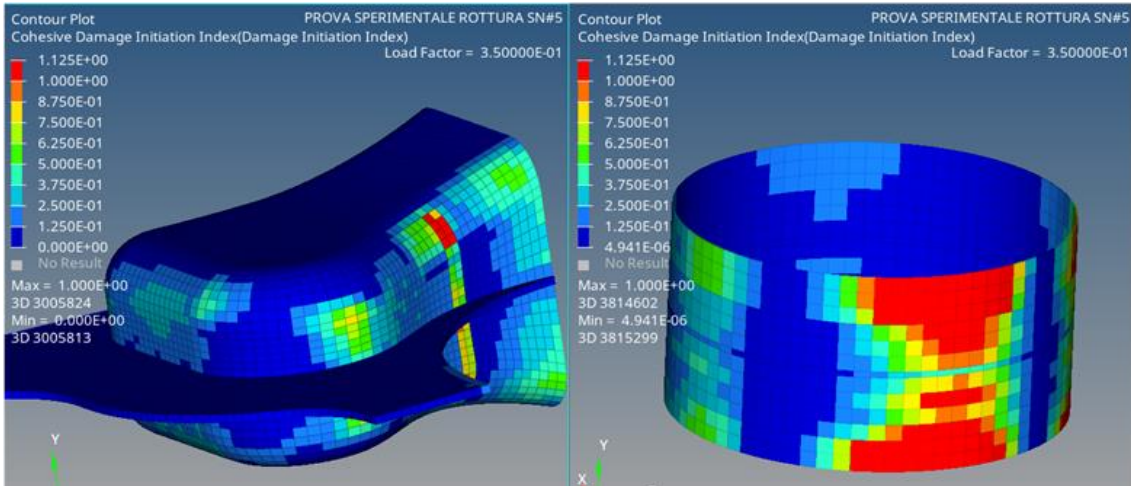
Load Factor = 2.50000E-01



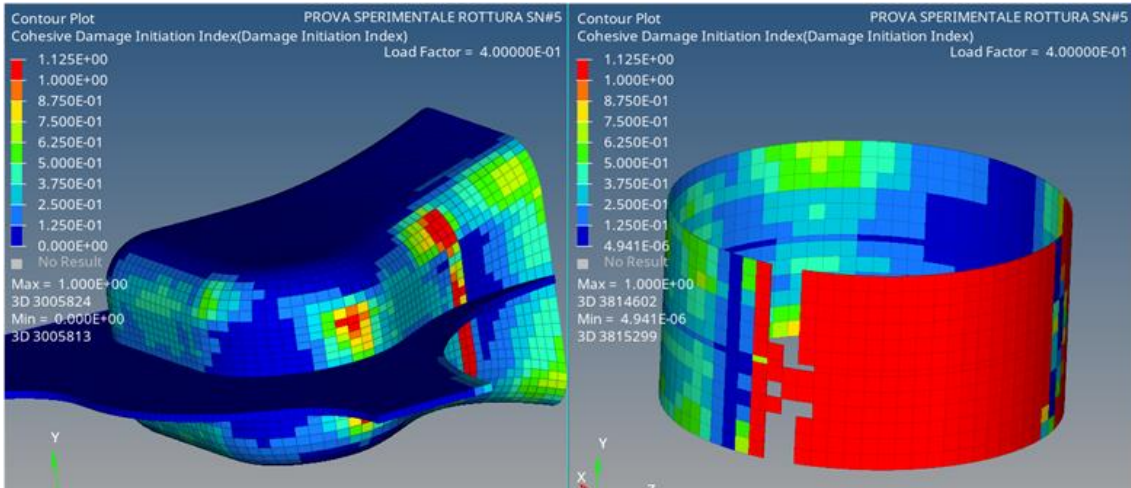
Load Factor = 3.00000E-01



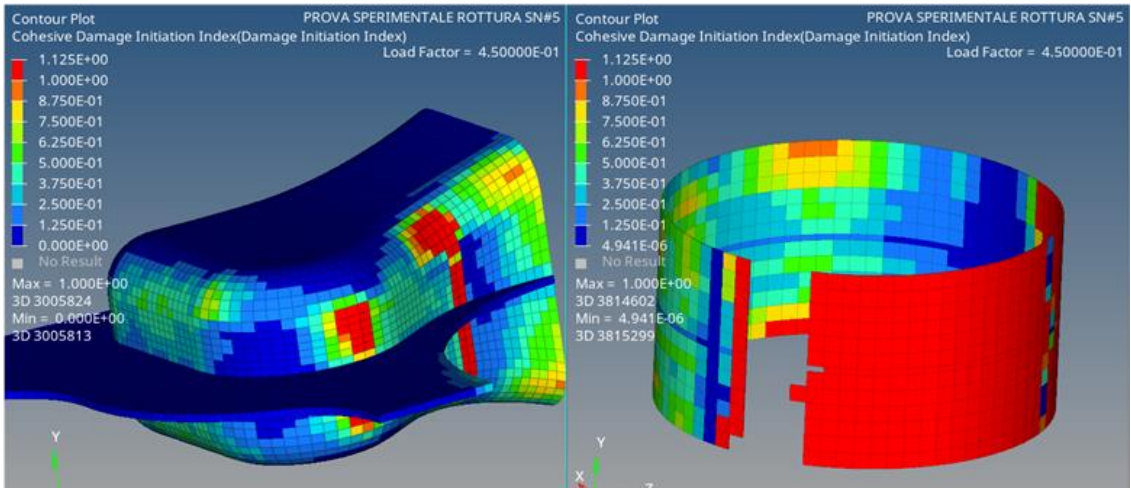
Load Factor = 3.50000E-01



Load Factor = 4.00000E-01



Load Factor = 4.50000E-01



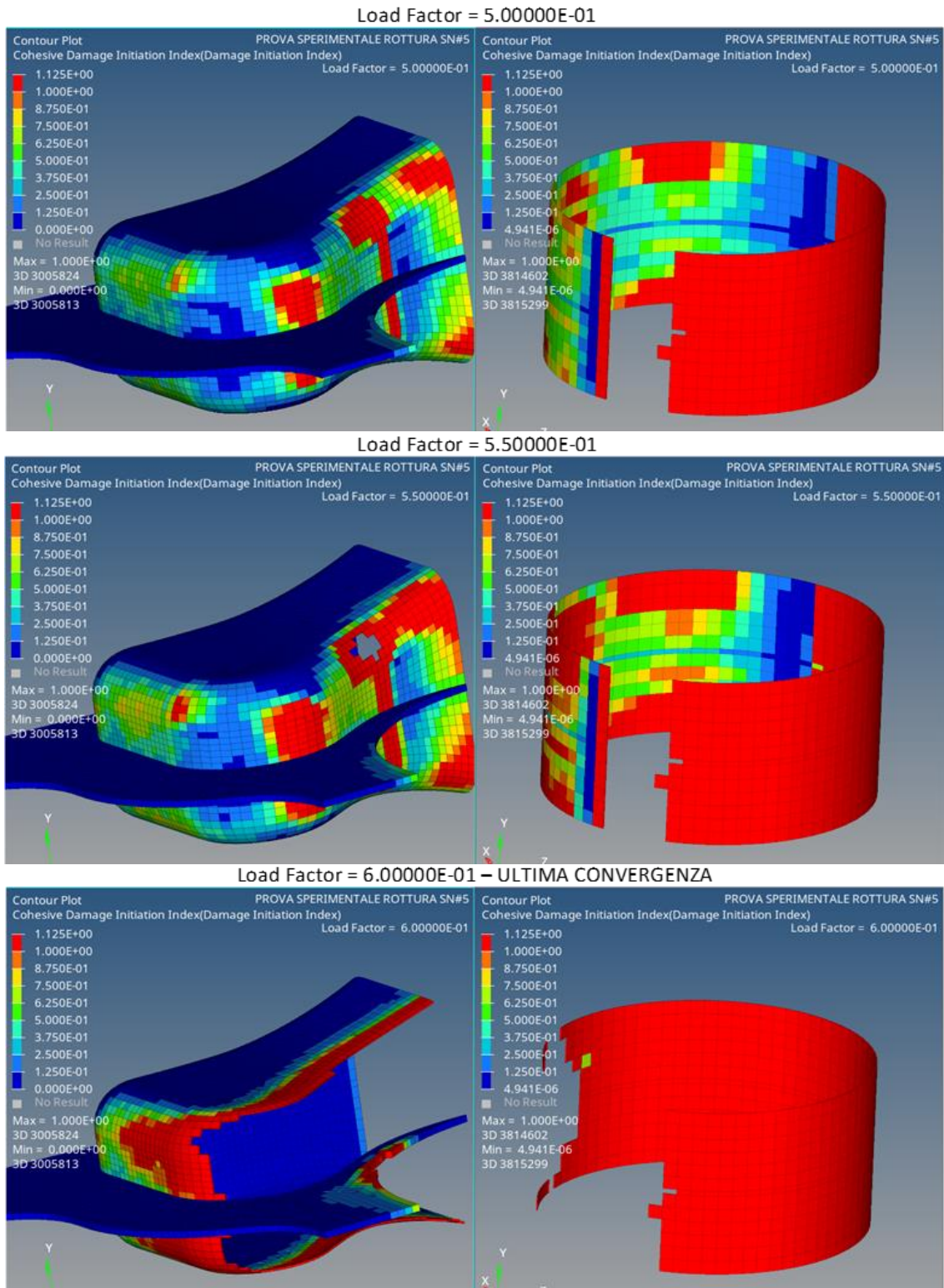


Figura 197. RESULT TYPE: COHESIVE DAMAGE INITIATION INDEX - DAMAGE INITIATION INDEX

Sotto l'effetto del carico inclinato a 13° rispetto all'asse x, l'incollaggio del punto 1 inizia a scollarsi (primo elemento rimosso da Optistruct) intorno a $F_{55\%}$

= $F_{frenata110\%} = 29912.3$ N, mentre l'incollaggio del punto 2 inizia a scollarsi intorno a $F_{40\%} = F_{frenata80\%} = 21754.4$ N. Il danneggiamento dei coesivi continua fino a $F_{60\%} = F_{frenata120\%} = 32631.6$ N. Raggiunto quest'ultimo valore di carico, l'analisi non converge più perché si verifica un cedimento totale della colla nel punto 2, dove si arriva alla condizione limite "SLIDE", ed un deterioramento molto consistente della colla nel punto 1 che sembrerebbe continuare a tenere.

14.1.1.2 Materiale composito intorno al punto 2

PROVA SPERIMENTALE ROTTURA SN#5

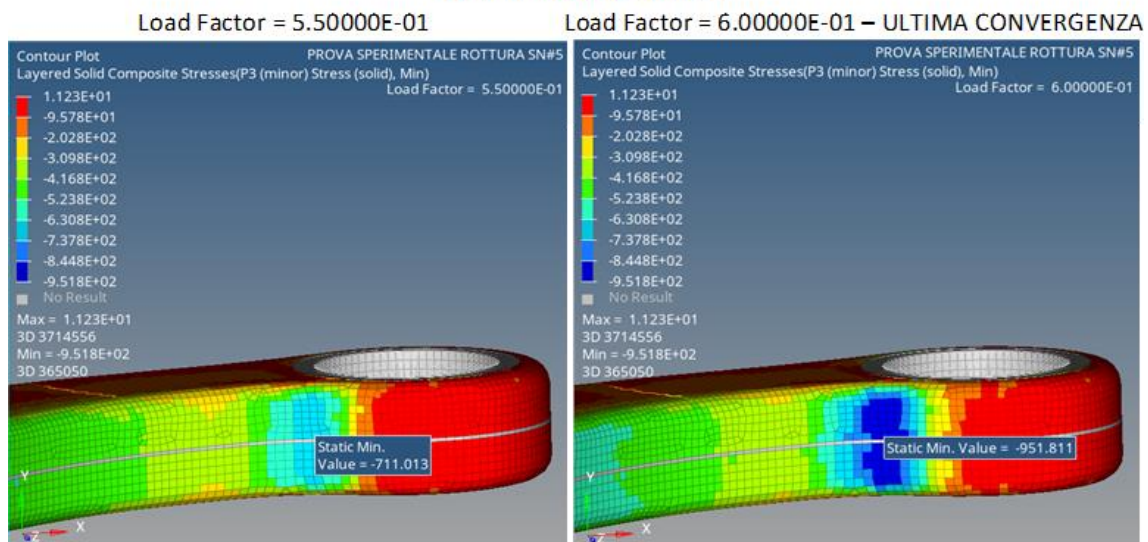


Figura 198. RESULT TYPE: LAYERED SOLID COMPOSITE STRESSES - P3 (minor) STRESS (solid)

Passando da $F_{55\%} = F_{frenata110\%} = 29912.3$ N al carico di scollamento totale della colla $F_{60\%} = F_{frenata120\%} = 32631.6$ N, la tensione massima di compressione nel composito in prossimità del punto 2 (zona critica), passa da:

$$\sigma_{max}^c = 711 \text{ MPa} < 878 \text{ MPa} = \sigma_{rottura}^c \rightarrow \text{NON C'È ROTTURA}$$

a:

$$\sigma_{max}^c = 951.8 \text{ MPa} > 878 \text{ MPa} = \sigma_{rottura}^c \rightarrow \text{C'È ROTTURA.}$$

14.1.1.3 Boccola in acciaio nel punto 2

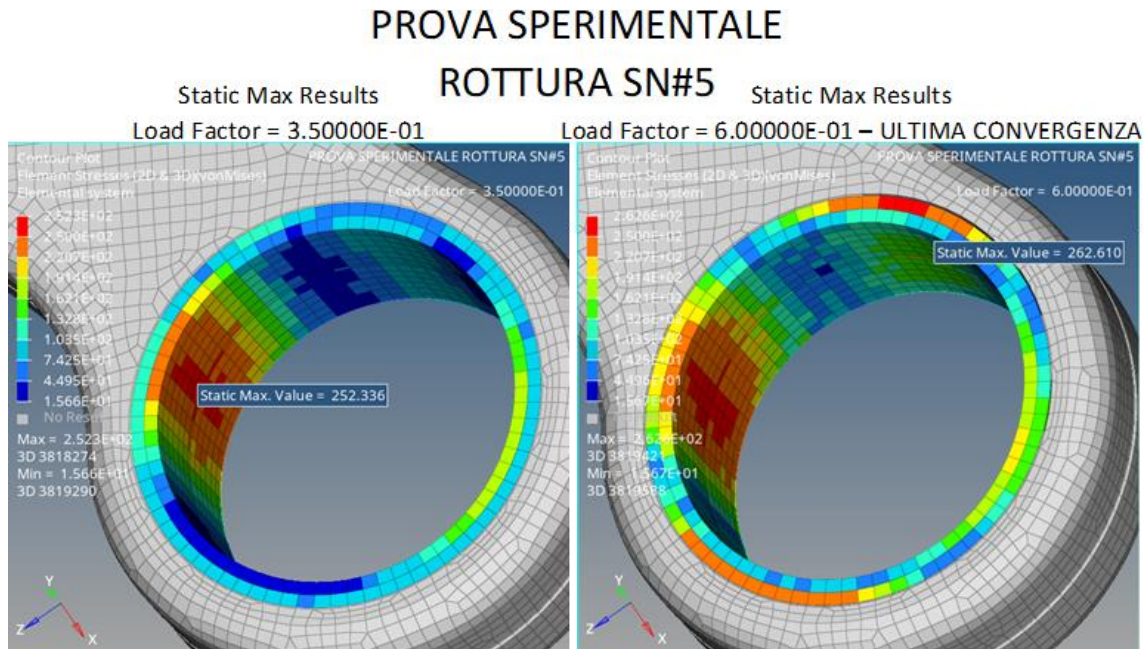


Figura 199. RESULT TYPE: ELEMENT STRESSES (2D&3D) – VonMises

La boccola in acciaio nel punto 2 ha un initial yield point (snervamento) di 250 MPa.

Lo snervamento viene superato intorno al 70% del carico di frenata:

$$F_{\text{snerv}} = F_{35\%} = F_{\text{frenata}70\%} = 19035.1 \text{ N} < F_{\text{scollamento}} = F_{60\%} = F_{\text{frenata}120\%} = 32631.6 \text{ N.}$$

Al carico di scollamento totale la boccola supera di circa 12 MPa il limite di snervamento.

14.1.1.4 Materiale composito intorno al punto 1

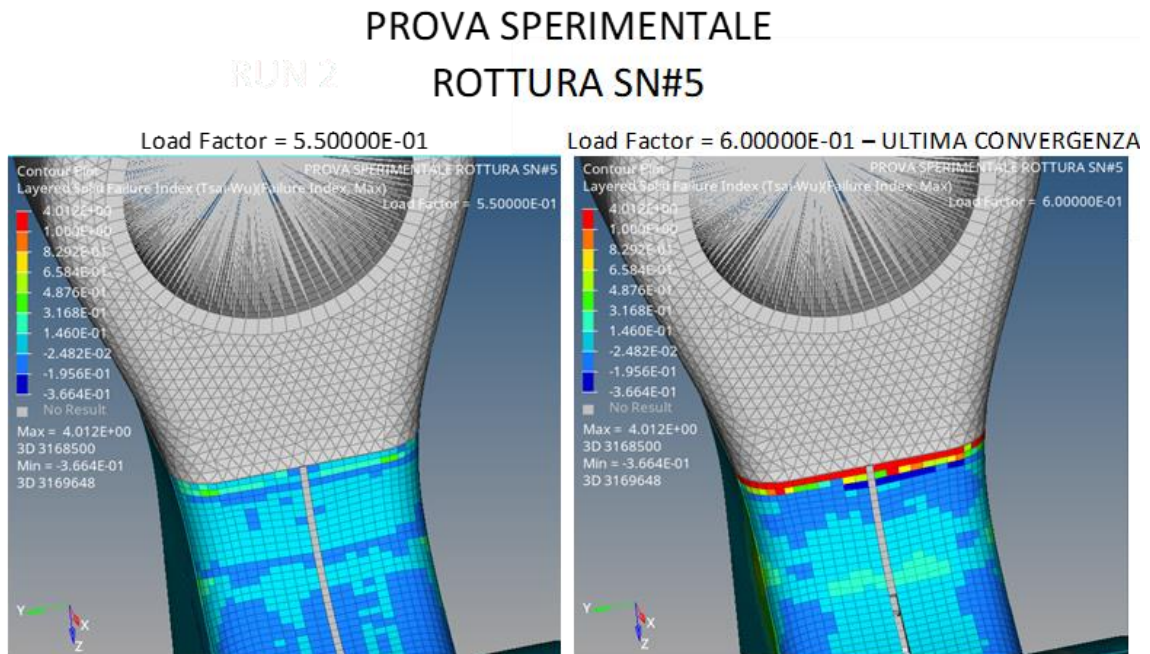


Figura 200. RESULT TYPE: LAYERED SOLID FAILURE INDEX (TSAI-WU) - FAILURE INDEX

Intorno al punto 1, al carico di scollamento totale dell'adesivo, ci sono parecchi elementi nel composito che hanno:

FAILURE INDEX > 1,

quindi è previsto un cedimento locale.

14.1.1.5 Materiale composito intorno al punto 5

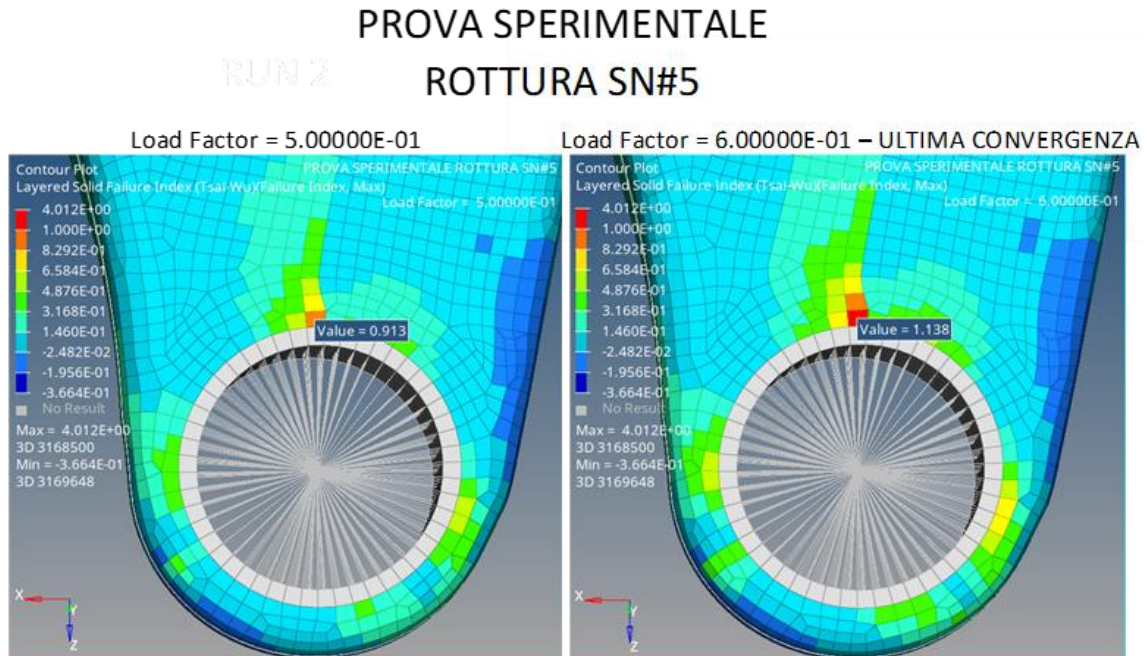


Figura 201. RESULT TYPE: LAYERED SOLID FAILURE INDEX (TSAI-WU) - FAILURE INDEX

Intorno al punto 5, al carico di scollamento totale dell’adesivo, c’è un elemento nel composito che ha:

$$\text{FAILURE INDEX} > 1,$$

quindi è previsto un cedimento locale.

14.1.2 RISULTATI SIMULAZIONE CON $w_1 = 0.024$. Di seguito descrivo i risultati della simulazione del test di rottura che verrà condotto sulla leva SN#5 con $w_1 = 0.024$ mm. Per analizzare i risultati in funzione della forza di frenata è sufficiente moltiplicare il load factor che verrà visualizzato in Hyperview per lo stesso fattore moltiplicativo utilizzato con il carico, cioè per 2.

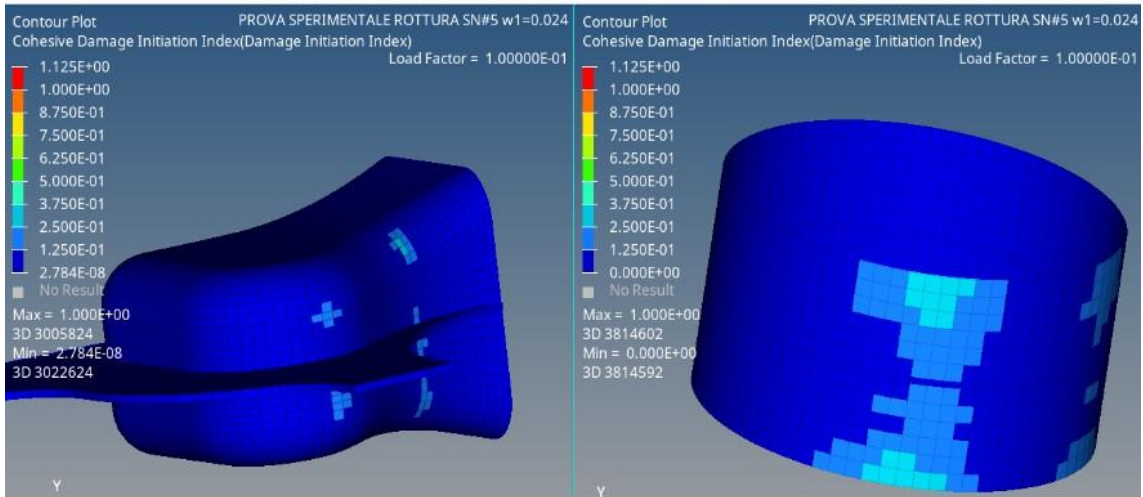
14.1.2.1 Adesivo epossidico EA-9394 (bonding_pto1 e colla_pto2)

PROVA SPERIMENTALE
ROTTURA SN#5

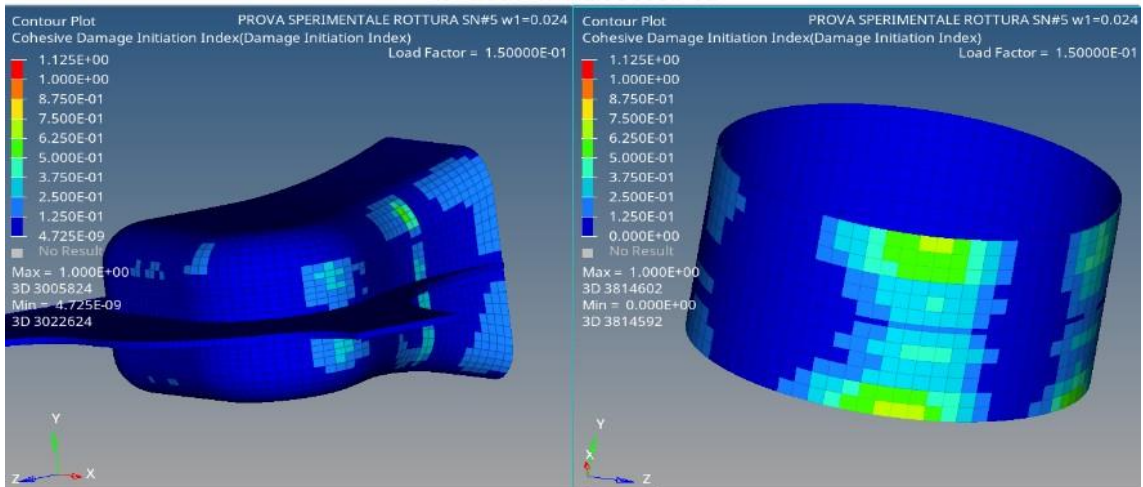
Load Factor = 1.00000E-01

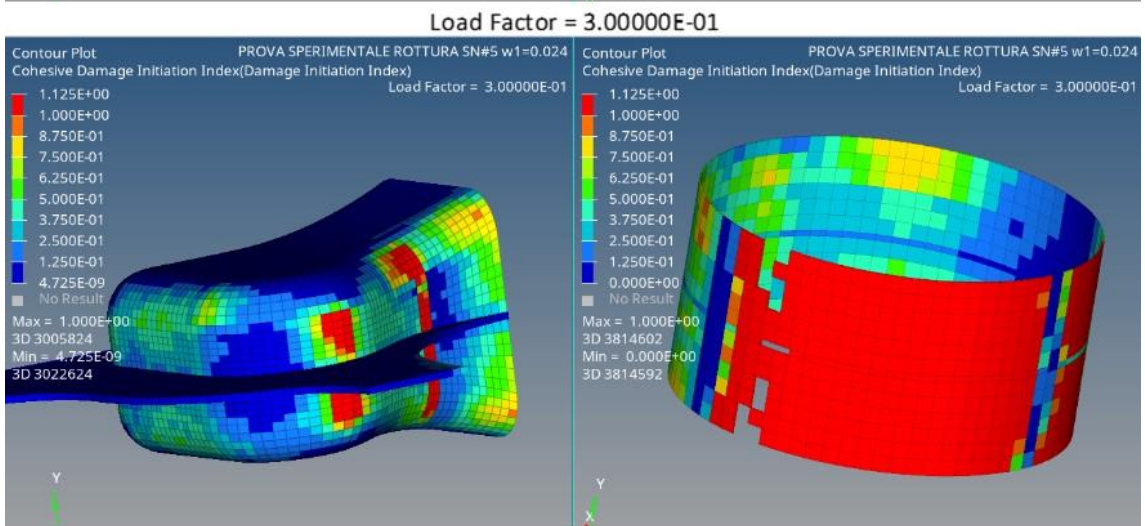
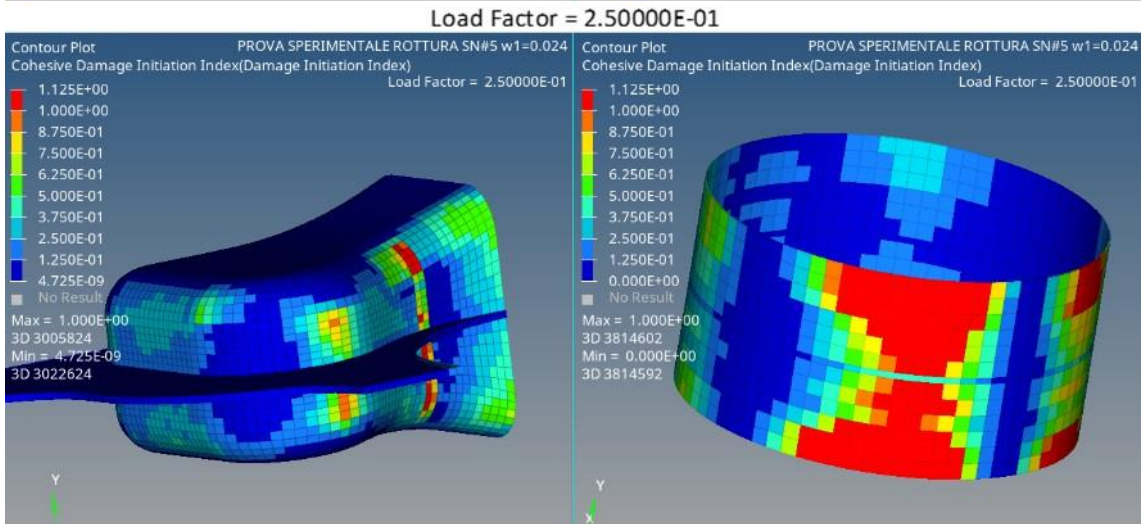
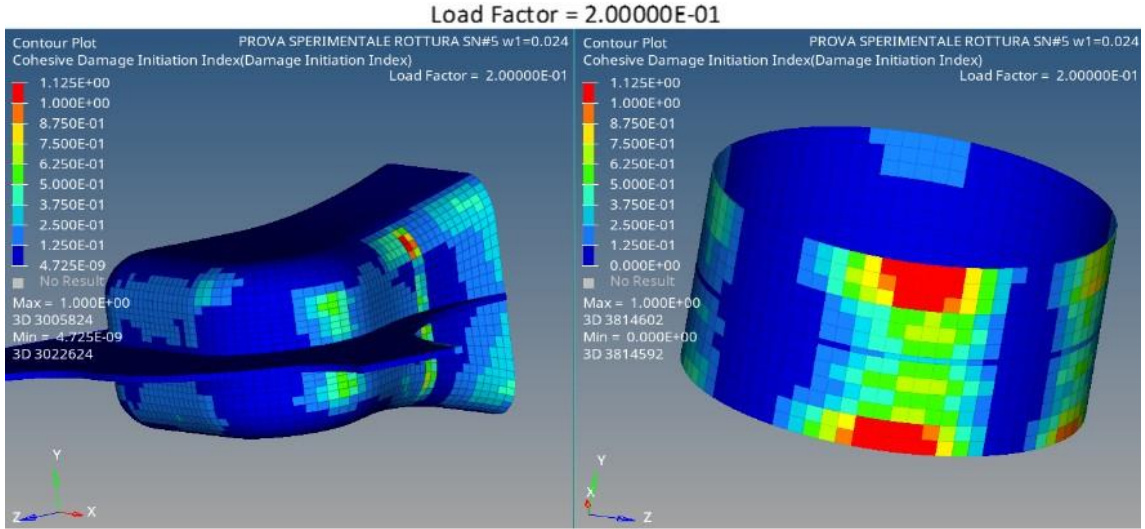
bonding_pto1

colla_pto2

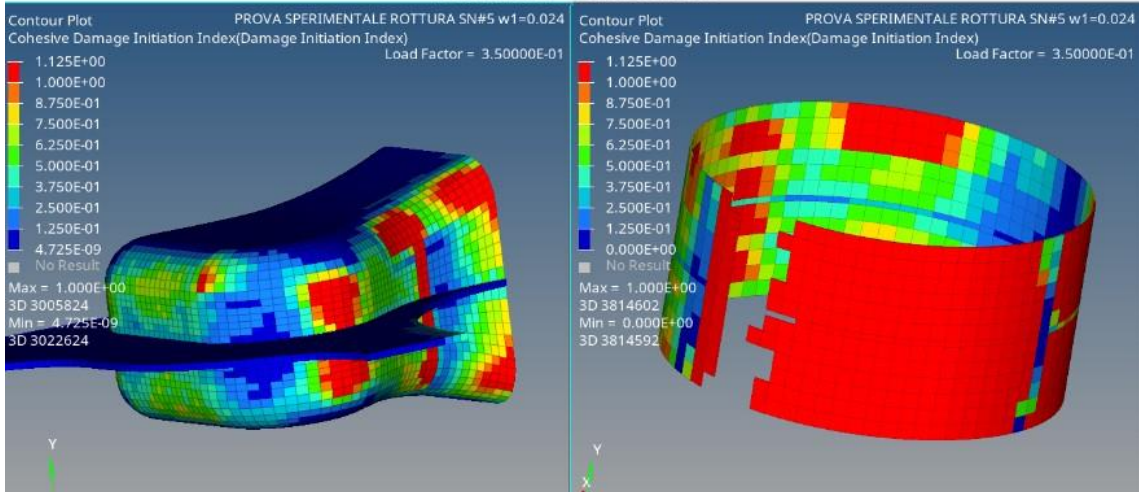


Load Factor = 1.50000E-01

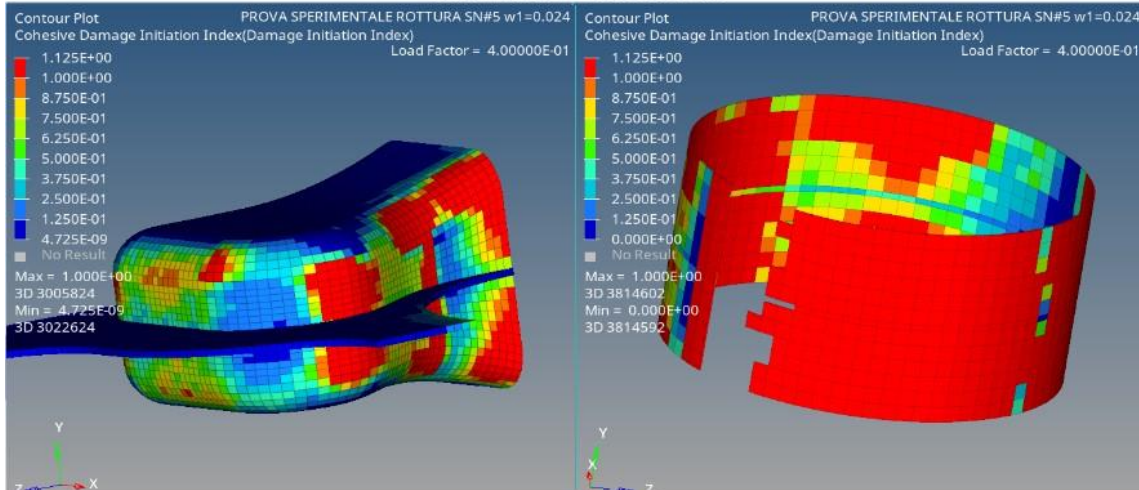




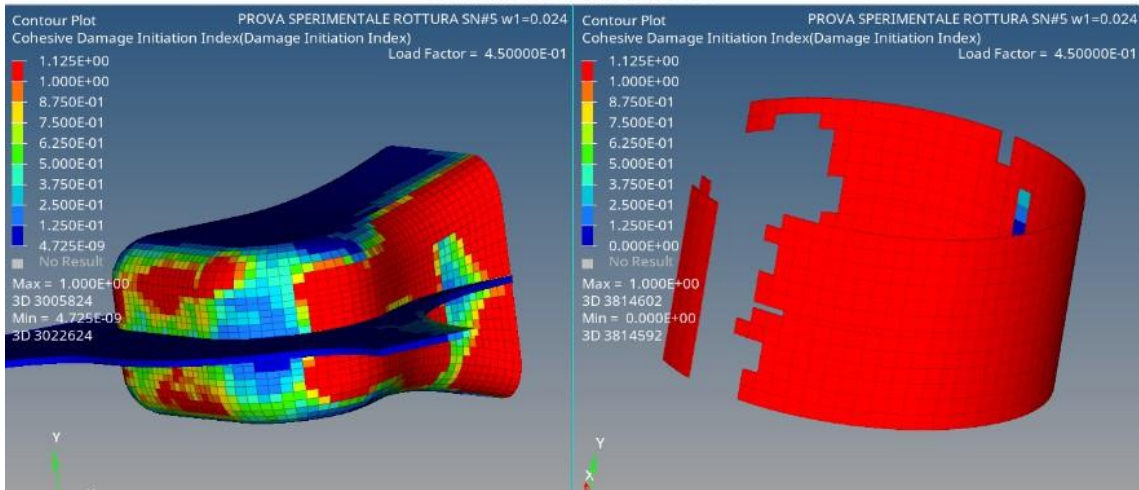
Load Factor = 3.50000E-01



Load Factor = 4.00000E-01



Load Factor = 4.50000E-01



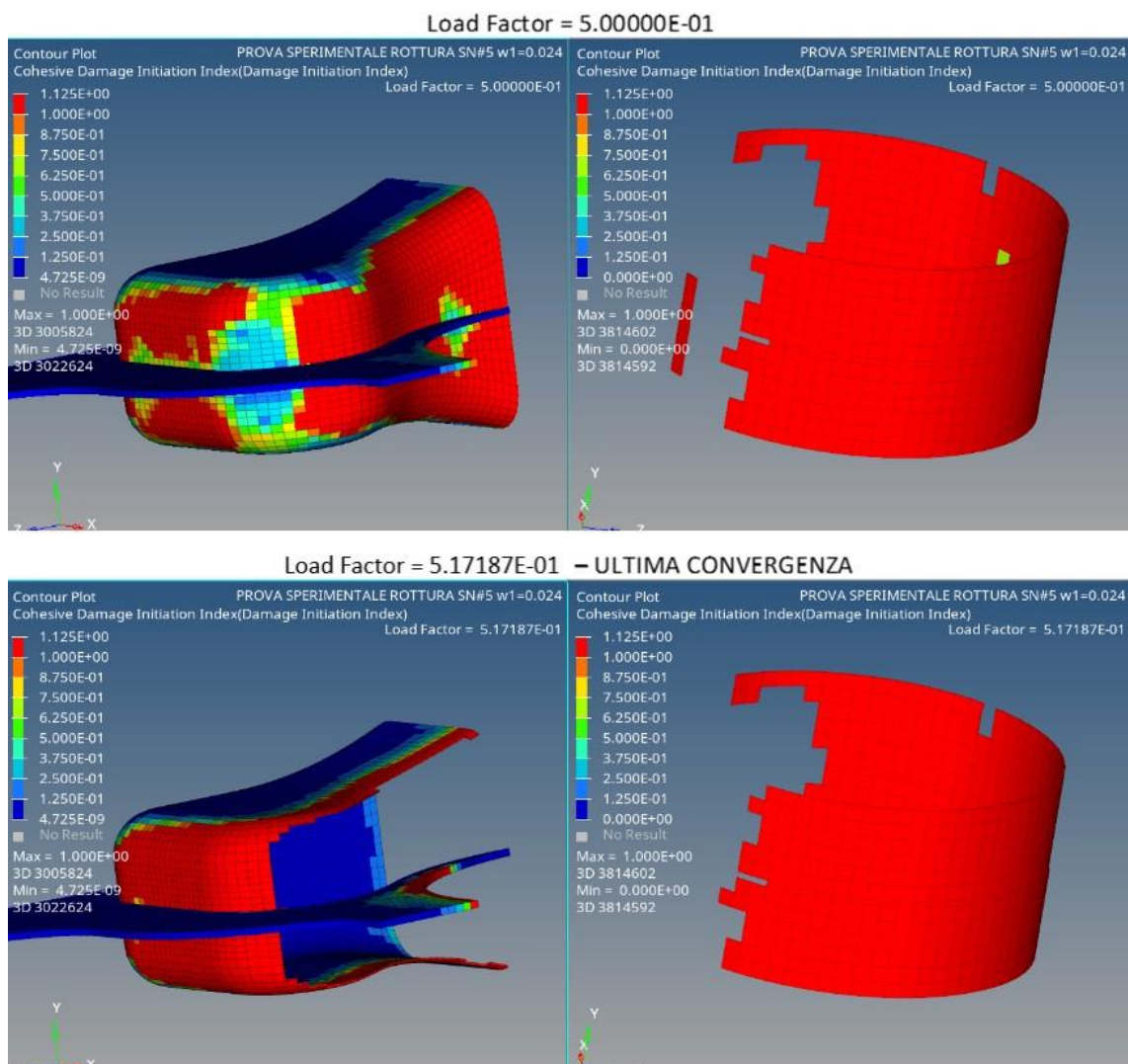


Figura 202. RESULT TYPE: COHESIVE DAMAGE INITIATION INDEX - DAMAGE INITIATION INDEX

Sotto l'effetto del carico inclinato a 13° rispetto all'asse x, l'incollaggio del punto 1 inizia a scollarsi (primo elemento rimosso da Optistruct) intorno a $F_{50\%} = F_{frenata150\%} = 40789.5$ N, mentre l'incollaggio del punto 2 inizia a scollarsi intorno a $F_{30\%} = F_{frenata90\%} = 24473.7$ N. Il danneggiamento dei coesivi continua fino a $F_{52\%} = F_{frenata156\%} = 42421.8$ N. Raggiunto quest'ultimo valore di carico, l'analisi non converge più perché si verifica un cedimento totale della colla nel punto 2, dove si arriva alla condizione limite "SLIDE", ed un deterioramento molto consistente della colla nel punto 1 che sembrerebbe continuare a tenere.

14.1.2.2 Materiale composito intorno al punto 2

PROVA SPERIMENTALE
ROTTURA SN#5

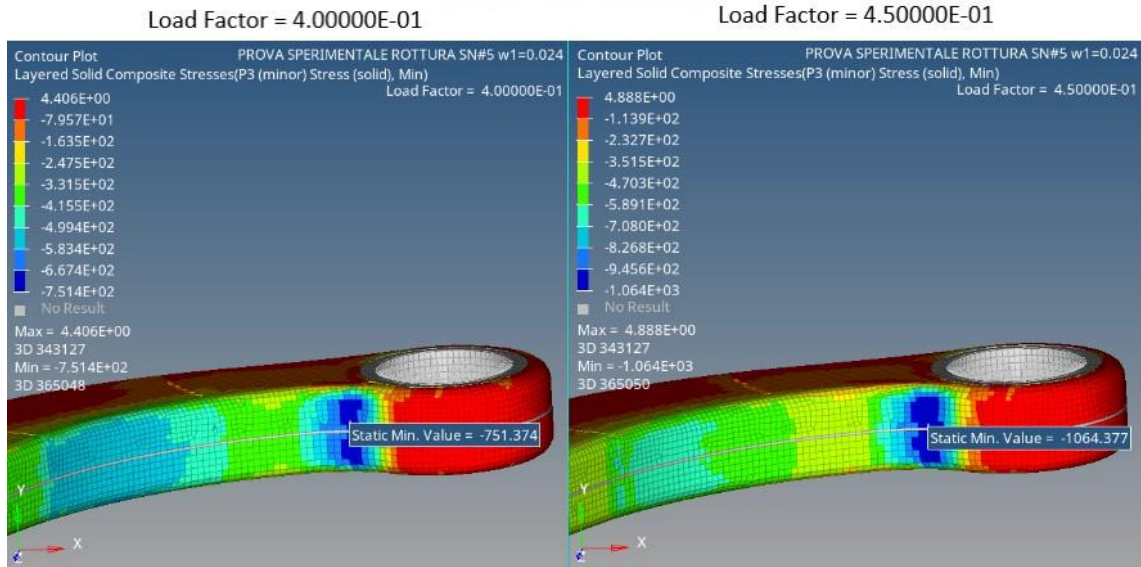


Figura 203. RESULT TYPE: LAYERED SOLID COMPOSITE STRESSES - P3 (minor) STRESS (solid)

Passando da $F_{40\%} = F_{frenata120\%} = 32631.6 \text{ N}$ ad $F_{45\%} = F_{frenata135\%} = 36710.5 \text{ N}$, la tensione massima di compressione nel composito in prossimità del punto 2 (zona critica), passa da:

$$\sigma_{max}^c = 751.4 \text{ MPa} < 878 \text{ MPa} = \sigma_{rottura}^c \rightarrow \text{NON C'È ROTTURA}$$

a:

$$\sigma_{max}^c = 1064.4 \text{ MPa} > 878 \text{ MPa} = \sigma_{rottura}^c \rightarrow \text{C'È ROTTURA.}$$

14.1.2.3 Materiale composito intorno al punto 1

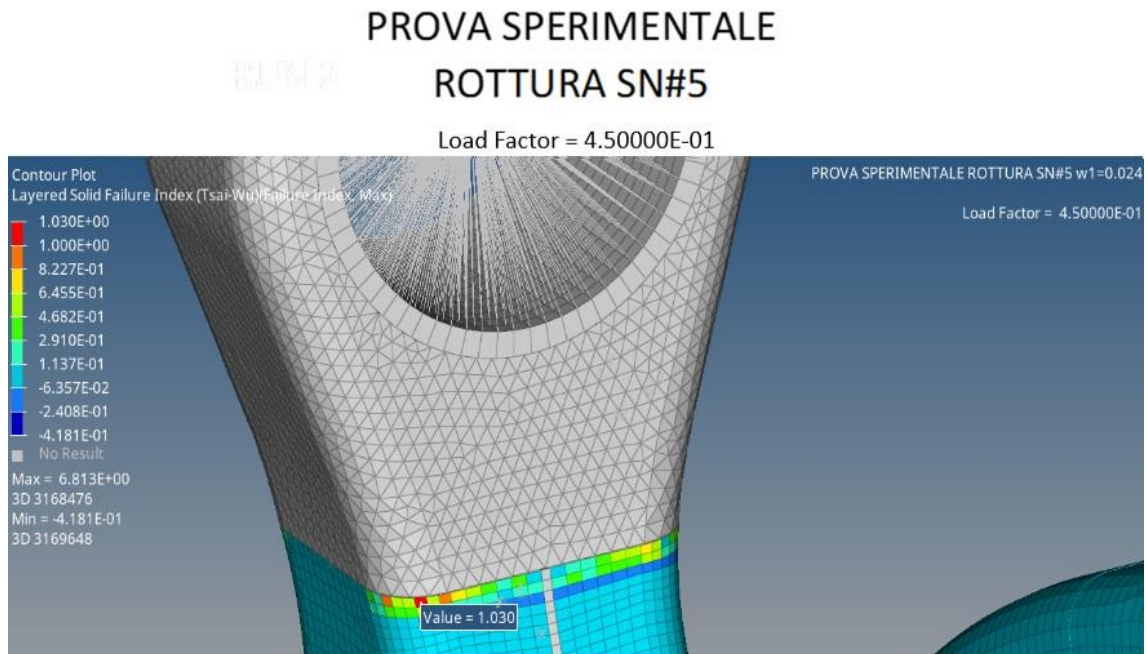


Figura 204. RESULT TYPE: LAYERED SOLID FAILURE INDEX (TSAI-WU) - FAILURE INDEX

Intorno al punto 1, al carico di rottura del composito nel punto 2, c'è un elemento che ha:

$$\text{FAILURE INDEX} > 1,$$

quindi è previsto un cedimento locale.

14.1.2.4 Materiale composito intorno al punto 5



Figura 205. RESULT TYPE: LAYERED SOLID FAILURE INDEX (TSAI-WU) - FAILURE INDEX

Intorno al punto 5, al carico di rottura del composito nel punto 2, c'è un elemento che ha:

$$\text{FAILURE INDEX} > 1,$$

quindi è previsto un cedimento locale del composito.

14.1.3 PREVISIONI DA SIMULAZIONE. Dopo aver esaminato i risultati delle run di simulazione, andremo ad eseguire la prova sperimentale sul prototipo SN#5 con le seguenti previsioni:

Tabella 89. Previsioni test sperimentale a rottura lungo z

COMPONENTE	CARICO DI ROTTURA (w1=0.008)	CARICO DI ROTTURA (w1=0.024)
Composito intorno al punto 5	$F_{frenata100\%} = 27193 \text{ N}$ (rottura locale trascurabile)	$F_{frenata135\%} = 36710.5 \text{ N}$ (rottura locale trascurabile)
Composito intorno al punto 1	$F_{frenata110\%} = 29912.3 \text{ N}$ (rottura locale trascurabile)	$F_{frenata135\%} = 36710.5 \text{ N}$ (rottura locale trascurabile)
Adesivo epossidico EA-9394 punto 1	$F_{frenata120\%} = 29912.3 \text{ N}$ (inizio danneggiamento)	$F_{frenata156\%} = 40789.5 \text{ N}$ (inizio danneggiamento)
Adesivo epossidico EA-9394 punto 2	$F_{frenata120\%} = 21754.4 \text{ N}$ (inizio danneggiamento)	$F_{frenata120\%} = 24473.7 \text{ N}$ (inizio danneggiamento)
Adesivo epossidico EA-9394 punto 1	$F_{frenata120\%} = 32631.6 \text{ N}$ (scollamento critico)	$F_{frenata156\%} = 42421.8 \text{ N}$ (scollamento critico)
Adesivo epossidico EA-9394 punto 2	$F_{frenata120\%} = 32631.6 \text{ N}$ (scollamento totale)	$F_{frenata156\%} = 42421.8 \text{ N}$ (scollamento totale)
Composito intorno al punto 2	$F_{frenata120\%} = 32631.6 \text{ N}$ (rottura)	$F_{frenata135\%} = 36710.5 \text{ N}$ (rottura)

14.2 Prova sperimentale rottura SN#5

Dopo aver effettuato le simulazioni descritte nel paragrafo precedente, il prototipo della leva sospensione SN#5 è stato sottoposto alla prova sperimentale di rottura lungo l'asse inclinato a 13° rispetto ad X.

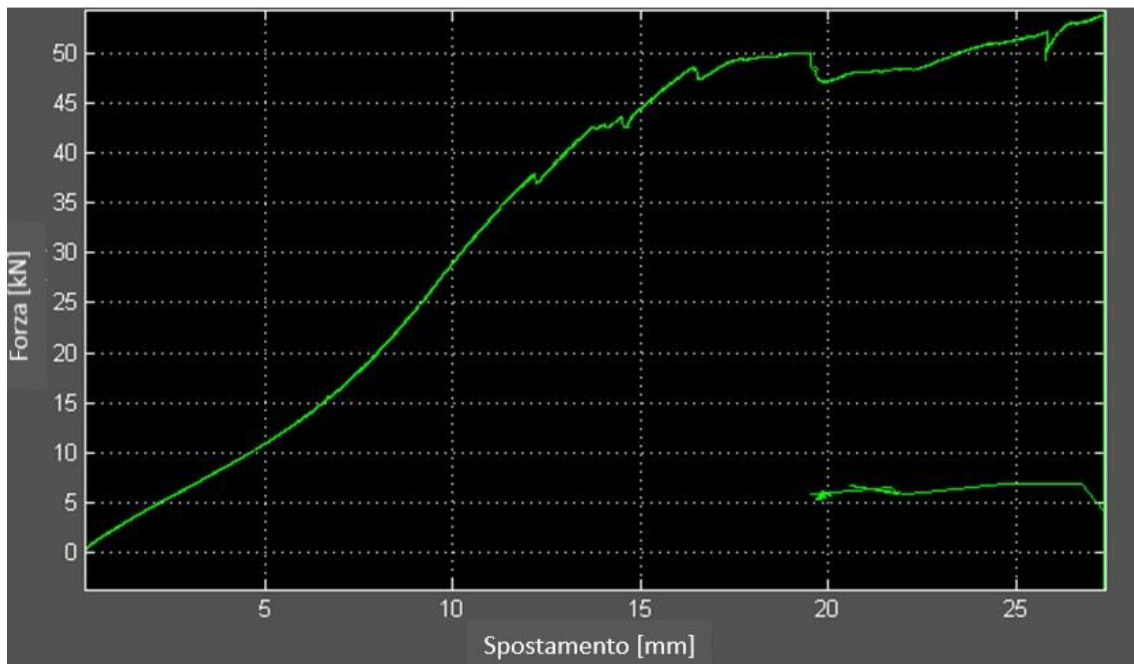


Figura 206. Leva sospensione posizionata su banco di prova

Il risultato del test è stato il seguente:

- la leva ha sostenuto il carico limite per quattro ripetizioni consecutive senza mostrare alcun cedimento;
- durante il test di rottura si rileva il primo cedimento a 37,9 kN;
- la rottura completa si verifica a 54,3kN.

Grafico 2. Forza - Spostamento prova sperimentale leva SN#5



La fenomenologia di failure osservata nel processo di rottura a seguito dell'ispezione visiva dei campioni a fine prova è stata:

- cedimento totale del composito e dell'adesivo epossidico EA-9394 nel punto 2 con conseguente deformazione dell'intera zona. Non si rilevano ad occhio nudo danni nella zona punto 1, infatti un eventuale scollamento può essere colto solo attraverso tomografia.

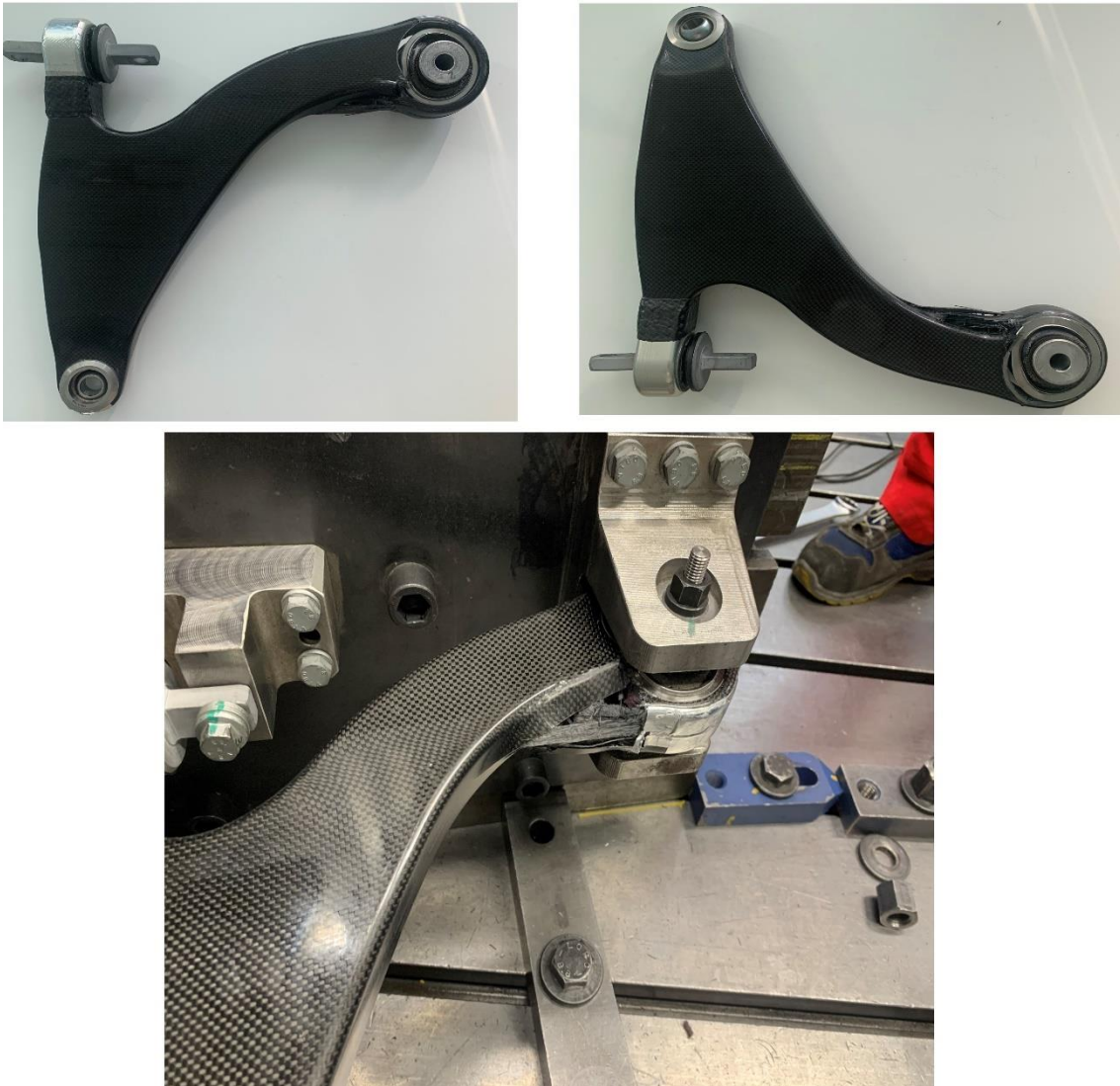


Figura 207. Leva SN#5 post rottura

Confrontando tale risultato con le previsioni ottenute dalle simulazioni si può osservare che la prima rottura sperimentale è molto vicina a quella prevista tramite simulazione:

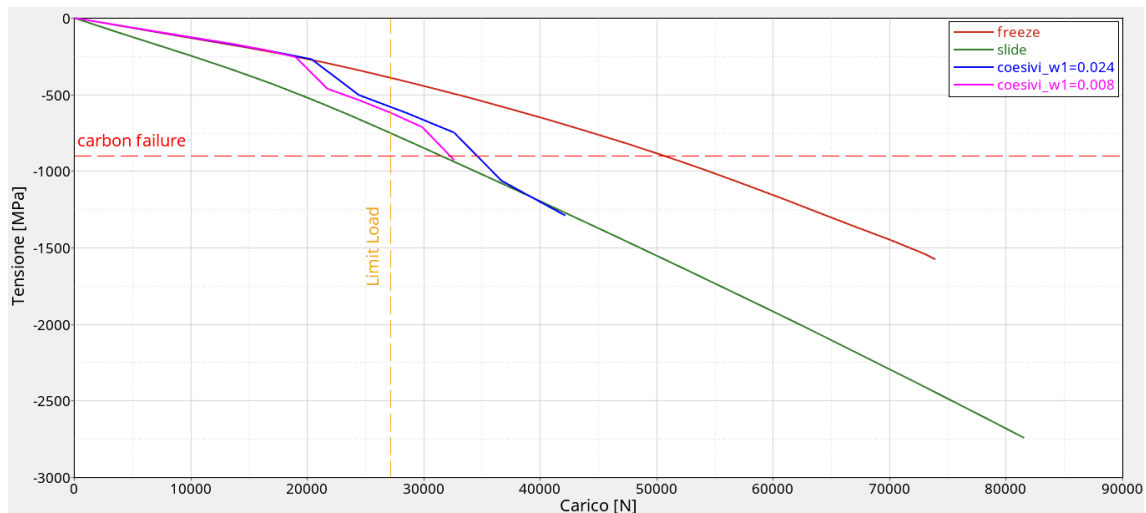
Tabella 90. Cedimento composito

PRIMO CEDIMENTO COMPOSITO PUNTO 2	
Simulazione tramite Optistruct	36.7 kN
Prova sperimentale	37.9 kN

La differenza è solo di 1 kN.

Di seguito è rappresentato il grafico tensione – carico delle simulazioni effettuate, in cui la tensione è misurata nell’elemento di prima rottura del composito al punto 2:

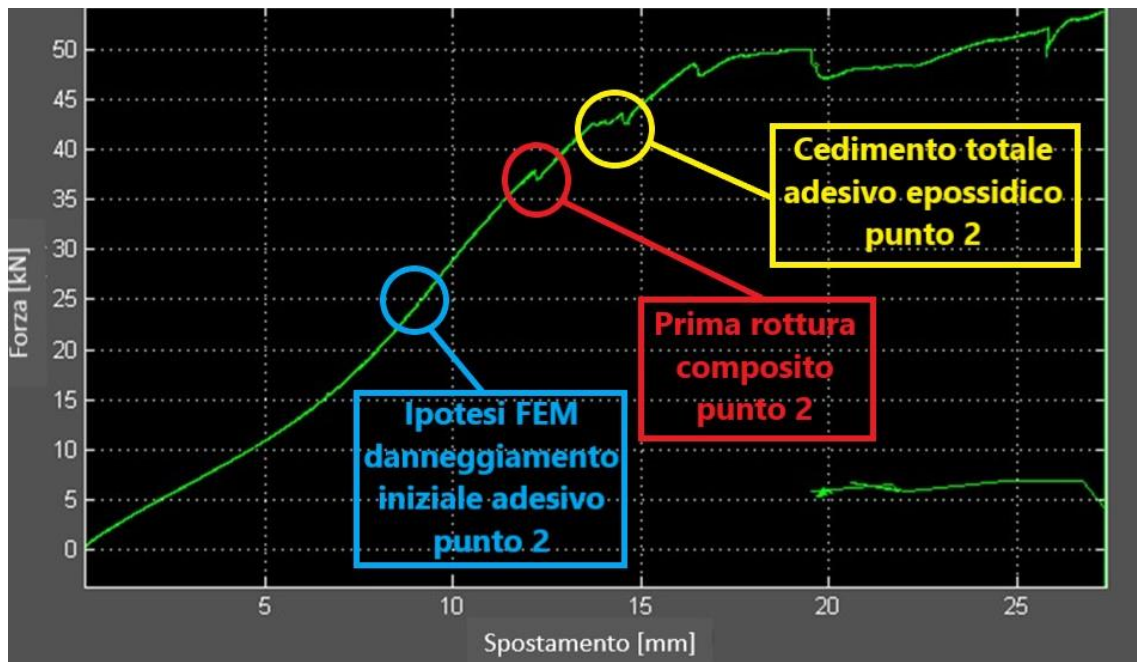
Grafico 3. Tensione - Carico composito al punto 2



Questo grafico mostra come gli elementi coesivi riescano a riprodurre il fenomeno in maniera fisica, infatti, si può osservare che il comportamento inizialmente è coincidente con il caso di contatto “FREEZE”, poi l’incollaggio inizia a deteriorarsi fino allo scollamento totale che si ha quando il comportamento va a coincidere con il caso di contatto “SLIDE”.

La curva della simulazione in cui è stato impostato il parametro $w1 = 0.024$ mm, mostra che il composito subisce la prima rottura prima di arrivare al comportamento di puro “SLIDE” dovuto allo scollamento totale dell’incollaggio. Questo si è verificato anche nel test sperimentale, infatti dal grafico si osserva un primo evento, con successivo cambio di pendenza, a 37.9 kN che rappresenta la rottura del primo unidirezionale nel composito, subito dopo però il carico ricomincia a salire perché la tensione si redistribuisce sugli altri ply permettendo alla leva di continuare a lavorare. Si può osservare un secondo evento, con successivo cambio di pendenza, intorno a 42 kN che rappresenta lo scollamento dell’adesivo epossidico con conseguente comportamento “SLIDE”.

Grafico 4. Forza - Spostamento prova sperimentale leva SN#5



Conclusioni

Al termine del lavoro di tesi si possono fare alcune considerazioni:

Grazie al codice FEM Optistruct sono state effettuate numerose simulazioni non lineari che descrivono il comportamento della leva sospensione prototipale al variare dei vincoli e delle condizioni al contorno nei casi analizzati. Il lavoro effettuato da Ferrari su questa sospensione, già prima dell'inizio del lavoro di tesi, ha richiesto uno studio delle prove effettuate e dei relativi risultati che sono stati utilizzati come base di partenza per quest'attività. Tali informazioni si sono rivelate molto utili anche nell'interpretazione dei risultati ottenuti durante la tesi.

Quello che emerge dallo studio della leva è che, il prototipo SN#5 (geometria mk3) calcolato e in seguito prodotto sulla base delle simulazioni effettuate sulla leva di partenza (geometria mk1), e i cui risultati sono stati confrontati con le prove sperimentali, al pari della leva SN#4 (non analizzata in questa tesi), rappresenta un componente in grado di resistere alle sollecitazioni indotte dal veicolo. Tale prototipo ha inoltre mostrato, nell'ultima prova sperimentale, di avere un comportamento particolarmente safety, cioè di continuare a lavorare in sicurezza anche dopo la prima rottura e di arrivare al cedimento completo ben al di sopra del limite di rottura del materiale.

Quest'ultimo comportamento è stato osservato anche nelle simulazioni incentrate sul punto 1 e poi confermate nella relativa prova sperimentale. In particolare, questa prova ha dimostrato che la fasciatura (cleating) in composito, che avvolge la leva nella zona 1, impedisce il completo distacco del componente in alluminio mantenendo in sicurezza la leva.

Questo lavoro di tesi ha permesso anche di mettere a punto alcune metodologie che possono essere definite innovative, come l'impiego degli elementi coesivi, sviluppati in

Optistruct solo a partire dalla versione 2020, attraverso i quali è stato possibile caratterizzare gli incollaggi della leva simulandone il comportamento in maniera maggiormente fisica e realistica. Questo strumento, che potrà essere sicuramente migliorato ed implementato da Altair, rappresenta un elemento molto utile nella modellazione dei componenti in carbonio, che spesso sono collegati attraverso adesivi epossidici, permettendo di superare i limiti della modellazione che sfrutta il solo contatto ("FREEZE", "SLIDE").

Un'altra metodologia innovativa è rappresentata dalla modellazione del composito laminato mediante l'impiego di elementi 3d e non di elementi 2d come avviene di solito.

Sicuramente l'impiego di queste metodologie nel prossimo futuro sarà molto utile per aziende come Ferrari, la quale potrà migliorare la correlazione dei risultati delle simulazioni con i dati ottenuti dalle prove sperimentali.

Bibliografia e sitografia

- Autosprint Chicago, "The history of Ferrari", www.autosprintchicago.com, 4 luglio 2017.
- SmartCae, "chi siamo", www.smartcae.com
- Bercella, "about us", www.bercella.it
- "Dinamica del veicolo: teoria e applicazioni", Jazar, N. Reza, 2008.
- Materiale didattico fornito dal professor Dario Amodio del corso "costruzione di autoveicoli".
- Materiale didattico fornito dal professor Attilio Lattanzi del corso "progettazione agli elementi finiti".
- Techopedia, "Computer-Aided Engineering (CAE)", www.techopedia.com, 28 dicembre 2016.
- Altair, "Hypermesh", "Optistruct", "Hyperview", www.altairengineering.it, www.altair.com, www.2021.help.altair.com/2021.2
- "Mechanics of Composite Materials", Jones, R.M., Hemisphere, New York, 1975.
- "Composite Design", 4th edition, Tsai, S.W., Dayton, OH, 1988 (Replaced by: "Theory of Composite Design", Tsai, S.W., Dayton, OH, 1992).
- "Structural Analysis of Laminated Anisotropic Plates", Whitney, J.M., Lancaster, PA, 1987.
- "Properties Analysis of Laminates", Vol. 1, Humphreys, E.A. and Rosen, B.W, Metals Park, OH, 1987.
- "Analysis and Performance of Fiber Composites", 2nd edition, Agarwal, B.D. and Broutman, L.J., Wiley, New York, 1990.
- "Structural Materials Handbook", Volume 1, Noordwijk, 1994.
- "Introduction to Composite Materials", Tsai, S.W. and Hahn, H.T., Westport, CT, 1980.

- "Theoretical background", www.altairuniversity.com
- "LOCTITE EA 9394 AERO - data sheet".
- "3 Scotch-Weld™ Structural Adhesive Film AF 163-2 - technical datasheet".
- "Graphene in Composites, unexpected science from a pencil trace" Constantinos Soutis, 6 settembre 2017.
- "Modelling failure of composite specimens with defects under compression loading", Lemanski SL, J Wang, Sutcliffe MPF, KD Potter, MR Wisnom, 2013.
- Composites World, "Testing Tech: The Modified D 695 Compression Test Method", www.compositesworld.com, 20 agosto 2018.
- "Test Methods for Composite Materials", Adams, D., 2017.
- "Understanding Composite Compression Test Methods", www.element.com, 27 marzo 2020.
- "Standard Test Method for Compressive Properties of Polymer Matrix Composite Materials with Unsupported Gage Section by Shear Loading", Designation: D 3410/D 3410M – 03.
- "Standard Test Method for Compressive Properties of Rigid Plastics", Designation: D695 – 15.
- Materiale didattico fornito dalla professoressa Gabriella Roventi del corso "corrosione e protezione dei materiali".
- "Corrosion: understanding the basics", Joseph R. Davis, 2000.
- Corrosionpedia, "galvanic corrosion of metals connected to carbon fiber reinforced polymers", www.corrosionpedia.com, Mehdi Yari , 25 marzo 2021.
- "Korrosion von Metallen und Legierungen – Grundbegriffe und Definitionen", novembre 1999.
- Chimica online, "elettroliti non elettroliti grado di dissociazione" www.chimicaonline.it
- Enciclopedia Treccani.
- Elektro, "corrosione", www.elektro.it
- Corrosionpedia, "why do two dissimilar metals cause corrosion", www.corrosionpedia.com

- Dizionario italiano olivetti.
- Jgarantmc, "what is industrial ct scanning", www.jgarantmc.com
- "Fatigue in Composites - Science and Technology of the Fatigue Response of Fibre-Reinforced Plastics", J. Schön, R. Starikov, 2003.

Ringraziamenti

Inizio con il ringraziare il promotore di questo progetto e correlatore di questa tesi, Giovanni, il quale mi ha dato l'opportunità di confrontarmi con una realtà per me nuova e stimolante, un vero sogno per un appassionato di auto sportive, ed il prof. Sasso, relatore, il quale ha seguito passo dopo passo lo sviluppo di questa tesi.

Un ringraziamento particolare va a Stefano che mi ha dedicato del tempo giorno per giorno insegnandomi tanto e ponendomi davanti a nuove sfide sempre più difficili ed interessanti. Ti devo chiedere scusa per le innumerevoli e-mail notturne.

Non posso non citare i restanti ragazzi del team CAE veicolo di Ferrari, che mi hanno fatto sentire parte del gruppo fin dal primo giorno. Grazie dell'accoglienza ragazzi!

Un grazie anche a Simone di SmartCae che mi ha aiutato a superare gli intoppi burocratici dell'università.

Un grazie enorme a Maria, la mia mamma. Grazie per tutto quello che hai sempre fatto e che fai, questo traguardo è anche merito tuo e te lo voglio dedicare.

Ringrazio Mariacristina, che mi ha aiutato in ogni modo possibile e immaginabile, ma soprattutto la ringrazio per essere sempre rimasta al mio fianco spronandomi e confortandomi nei momenti difficili.

Grazie a Federica e Tommaso che mi hanno sempre assistito e consigliato, ovviamente nei ritagli di tempo non occupati dalle due principesse Martina e Francesca Romana che, spero, saranno orgogliose del loro zietto.

Per finire ringrazio gli amici di sempre che mi hanno incoraggiato anno dopo anno a finire i miei studi, in particolare Davide, ti aspetto a Maranello!

A tutti voi e alle numerose persone che non ho nominato ma che ringrazierò di persona, un grazie sincero.

Stefano