



UNIVERSITÀ POLITECNICA DELLE MARCHE
FACOLTÀ DI INGEGNERIA

Corso di Laurea Magistrale in
Ingegneria Meccanica

PROGETTAZIONE DI UN TELAIO MONOSCOCCA IN
COMPOSITO PER FORMULA SAE

DESIGN OF A MONOCOQUE COMPOSITE FRAME
FOR FORMULA SAE

Relatore:
Prof. Marco Sasso

Laureando:
Luca Verdecchia

Anno Accademico 2022/2023

Sommario

INTRODUZIONE	1
CAPITOLO 1	5
1.1 TELAIO DI UN'AUTO DA CORSA	5
1.2 INDIVIDUAZIONE DELLE AREE DI MIGLIORAMENTO	9
CAPITOLO 2	11
2.1 DEFINIZIONI	11
2.1 REQUISITI PER IL DESIGN	14
2.2 COCKPIT	20
2.3. SISTEMA DI RITENUTA DEL CONDUCENTE	22
CAPITOLO 3	24
3.1 OBIETTIVI DELLA NUOVA MONOSCOCCA	24
3.2 ALLESTIMENTO DI UN PORTALE DI PROVA	25
3.2.1 STIMA DELLA RIGIDEZZA TORSIONALE	28
3.2.2 PROVA A TORSIONE SU TELAIO 2020	31
3.3 TARGET MONOSCOCCA P4 EVOLUZIONE	34
CAPITOLO 4	36
4.1 MATERIALE COMPOSITO	36
4.2 STRUTTURA SANDWICH	47
4.2.1 FILM ADESIVO	51
4.3 INSERTI	54
CAPITOLO 5	59
5.1 TIPOLOGIA STAMPI	59
5.2 SCELTA DEL PRE-PREG	62
5.3 NORMATIVE	66
5.4 DSC	69
5.5 DIMENSIONAMENTO DEI PROVINI E TABS	74
5.5 REALIZZAZIONE PROVINI	77
5.6 MODI DI ACQUISIZIONE	83
5.6.1 ESTENSOMETRO	84

5.6.2 DIC	87
5.7 RISULTATI TEST	90
CAPITOLO 6	100
6.1 REGOLAMENTO	100
6.2 REGOLAMENTAZIONE ZONE	101
6.3 ANALISI FEM 3PB E STIMA SHEAR	105
6.3 PREPARAZIONE TEST	110
6.4 ANALISI RISULTATI	113
6.5 SES	114
6.6 FEM RIGIDEZZA	121
CAPITOLO 7	126
7.1 PREPARAZIONE STAMPI E INSERTI	127
7.1.1 PLYBOOK E TAGLIO DIME	131
7.2 LAMINAZIONE SU STAMPO	135
7.3 CURA E ESTRAZIONE	144
CAPITOLO 8	150
8.1 ANALISI RIGIDEZZA E PESATURA	150
8.2 CONTROLLO DIMENSIONALE DEA	153
CAPITOLO 9	156
9.1 MIGLIORIE	156
9.2 ASSEMBLAGGIO VETTURA	163
CAPITOLO 10 CONCLUSIONI	165
BIBLIOGRAFIA E SITOGRAFIA	169
APPENDICE 1	170
APPENDICE 2	171
APPENDICE 3	174
APPENDICE 4	186

APPENDICE 5 193

APPENDICE 6 201

Indice delle Figure

Figura 1 - Ripartizione dei punteggi attribuiti nelle prove statiche e dinamiche	4
Figura 2 - Sezione Circolare cava	5
Figura 3 - Definizione delle differenti sezioni della monoscocca	13
Figura 4 - Setup di prova per test di flessione a 3 punti.	16
Figura 5 – Setup di prova per shear test.....	16
Figura 6 - Integrazione roll-hoop nel laminato [1].....	17
Figura 7 - Definizione di triangolazione corretta [1].....	18
Figura 8 - Rinforzo del cerchio anteriore, rinforzo del cerchio principale e requisiti del volante [1]	18
Figura 9 - Side impact structure [1]	19
Figura 10 - Side impact structure [1]	20
Figura 11 - Apertura cockpit [1]	20
Figura 12 - Geometria cinture pilota [1]	23
Figura 13 – Vista superiore del portale di prova.....	26
Figura 14 - Vista frontale del portale di prova.....	26
Figura 15 - Vista laterale portale di prova.....	27
Figura 16 - Zona misurazione spostamento sospensioni anteriori.....	27
Figura 17 - Modello agli elementi finiti della prova a torsione.....	28
Figura 18 - Vincoli aggiornati in base allo svolgimento del test	28
Figura 19 – Mappa delle rotazioni dell' analisi agli elementi finiti	29
Figura 20 – Mappa TSAIW dell'analisi agli elementi finiti.....	30
Figura 21 - Descrizione strumentazione portale di prova	31
Figura 22 - Svolgimento test	32
Figura 23 – Verifica comparatori.....	32
Figura 24 - Risultato della prova di torsione.....	33
Figura 25 - Caratteristiche fibra al variare della lunghezza [2]	38
Figura 26 - Scomposizione lamina [2]	39
Figura 27 - Tessuto unidirezionale secco	40
Figura 28 - Esempio di tessuto intrecciato.....	41
Figura 29 - Tessuto con intreccio "plain" [2].....	42
Figura 30 - Tessuto con intreccio "twill" [2].....	42
Figura 31 - Tessuto con intreccio "satin" [2].....	43
Figura 32 - Tessuto "MAT" [2].....	44
Figura 33 - Schema riassuntivo della produzione di tessuti Pre-Preg [2]	45
Figura 34 - Scomposizione struttura sandwich [2]	47
Figura 35 - Struttura trave a doppia "T" [2]	47
Figura 36 - Andamento delle tensioni nella struttura sandwich [2].....	48
Figura 37 - Comparazione dei core più diffusi [2].....	49
Figura 38 - Costo dei differenti core [2].....	49
Figura 39 - Scheda tecnica Honeycomb [Appendice 1]	50
Figura 40 - Processo produttivo mediante ciclo in autoclave	50
Figura 41 - Comparativa delle Curve "tensione - deformazione" [2]	51
Figura 42 - Curva "tensione - deformazione" delle diverse tipologie di resine [2]	52
Figura 43 - Deformata a flessione di un pannello sandwich [2]	52
Figura 44 - "Peel Test" dei diversi tipi di adesivi	53
Figura 45 - Esempio di "Peel Test"	53
Figura 46 - Esempio di cedimento locale struttura sandwich [2]	54

Figura 47 - tipologie di inserto usate nei compositi	55
Figura 48 - Patch di rinforzo posizionate in corrispondenza degli inserti	56
Figura 49 - Inserti metallici utilizzati nel telaio precedente	56
Figura 50 - inserti asolati	56
Figura 51 - Sezione inserti cilindrici.....	57
Figura 52 – Sezionamento frontale stampo.....	60
Figura 53 - Sezionamento laterale stampo.....	60
Figura 54 - Rendering dello stampo intero	61
Figura 55 - Direzioni principali di un tessuto [2]	63
Figura 56 - Confronto tecniche di produzione nel test di flessione a 3 punti	65
Figura 57 - Test flessione a 3 punti	65
Figura 58 - Shear test	65
Figura 59 - Confronto tecniche di produzione nello shear test.....	65
Figura 60 - Provino in composito [2].....	67
Figura 61 - Macchina per analisi DSC [2].....	70
Figura 62 - Schema DSC [2]	70
Figura 63 - Risultato DSC per ciclo di cura di 8h 90° - 2 bar	72
Figura 64 - Risultato DSC per ciclo di cura 16h 90°.....	72
Figura 65 - Confronto risultato DSC per i diversi tessuti 16h 90° a 2 bar + post-cura di 2h 125°	72
Figura 66 - Impostazione ciclo di cura all'interno del software di gestione dell'autoclave	73
Figura 67 - Specifiche normativa ASTM D3039	74
Figura 68 - Zwick/Roell Z050	76
Figura 69 - Taglio .dxf per taglio provini	78
Figura 70 - Provini ricavati.....	79
Figura 71 - Caratteristiche geometriche provino in composito [2]	79
Figura 72 - Incollaggio tabs [2].....	79
Figura 73 - Andamento delle tensioni nel provino [2].....	80
Figura 74 - Tab irruvidito e con smusso a 45°.....	82
Figura 75 - Aspetto del provino finito	83
Figura 76 - Estensometro	85
Figura 77 - Schema macchina di prova	85
Figura 78 - Setup per acquisizione tramite DIC	87
Figura 79 - Esempio di griglia speckle	88
Figura 80 - Schema setup prova DIC.....	88
Figura 81 - Analisi in tempo reale delle tensioni nel provino	89
Figura 82 - Rottura localizzata nella zona con tensione più alta	89
Figura 83 - Modi di rottura provino in composito [2].....	90
Figura 84 - Risultato test trazione ASTM per 200 gsm [0°/90°].....	94
Figura 85 - Risultato test trazione ASTM per 200 gsm [±45°]	94
Figura 86 - Risultato test trazione ASTM per 370 gsm [0°/90°].....	95
Figura 87 - Risultato test trazione ASTM per 370 gsm [±45°]	95
Figura 88 - Risultato test trazione ASTM per UD IMS60 [0°]	96
Figura 89 - ILSS 200 gsm.....	97
Figura 90 - ILSS 370 gsm.....	98
Figura 91 - Definizione aree telaio	101
Figura 92 - Modellazione fem della prova di flessione a 3 punti.....	106
Figura 93 - Analisi fem della prova di flessione a 3 punti	106
Figura 94 - Confronto da risultato analisi fem e test reale.....	107
Figura 95 - Shear test	108

Figura 96 - Grafico della prova di shear test su pannello rappresentativo della stratificazione MHBS.....	108
Figura 97 – Stratificazioni in riferimento a figura 91	109
Figura 98 - Materiale di supporto per la laminazione dei pannelli.....	110
Figura 99 - Misurazione dimensioni pannelli per test	111
Figura 100 - Setup prova shear test.....	111
Figura 101 - Setup prova flessione a 3 punti	112
Figura 102 - Risultati test flessione a 3 punti.....	113
Figura 103 - Risultati shear test	113
Figura 104 – Lunghezza saldatura tra piastra e tubo.....	117
Figura 105 - Piastra ancoraggio main hoop	117
Figura 106 - Assieme main hoop.....	117
Figura 107 - Test attacco cinte SHB	119
Figura 108 - Setup test cinte anti-submarine	119
Figura 109 - Setup prova per test carico massimo attacco sospensione	120
Figura 110 - Stima carichi generati sugli attacchi delle sospensioni anteriori in configurazione critica.....	120
Figura 111 - Risultato test per carico massimo attacco sospensioni.....	120
Figura 112 - Relazione tra K equivalente e K tel telaio	122
Figura 113 - Sensibilità della K equivalente rispetto alla K del telaio	122
Figura 114 - Analisi fem della torsione del telaio P4 Evoluzione	123
Figura 115 - Tsai-Wu dell'analisi fem della torsione telaio.....	124
Figura 116 - Nesting	126
Figura 117 - Controllo dimensionale stampi.....	127
Figura 118 - Risultati controllo dimensionale	128
Figura 119 - Stampo scomposto per fase iniziale della produzione	129
Figura 120 - Inserimento spine e trattamento superficiale.....	129
Figura 121 - Chiusura stampo per verifica assieme	129
Figura 122 - Inserti in composito	130
Figura 123 - Esempio di riempimento celle con pasta caricata con microsferi in sostituzione dell'inserto...	130
Figura 124 - Esempio di patch di rinforzo	131
Figura 125 - Esempio di drappabilità	132
Figura 126 - Esempio di scomposizione del tessuto [2].....	132
Figura 127 - Esempio di "overlap" [2]	133
Figura 128 - Esempio plybook	133
Figura 129 - Esempio presentazione plybook.....	134
Figura 130 - Creazione dime per taglio rotolo di tessuto	134
Figura 131 - Nesting per ottimizzazione consumo tessuto	135
Figura 132 - Vasca inferiore stampo	135
Figura 133 - Semistampo anteriore	136
Figura 134 - Semistampo posteriore.....	136
Figura 135 - Assieme stampo P4 Evoluzione	137
Figura 136 - Laminazione prima pelle	137
Figura 137 - Compattazione prima pelle	138
Figura 138 - Prima pelle compattata	138
Figura 139 - Laminazione semistampo posteriore	139
Figura 140 - Laminazione semistampo anteriore	139
Figura 141 - Taglio e rifila del core.....	140
Figura 142 - Deposizione honeycomb e front hoop	140
Figura 143 - Deposizione core e film adesivo	141
Figura 144 - Deposizione seconda pelle	141

Figura 145 - Termine laminazione vasca inferiore.....	142
Figura 146 - Nuova tecnica di giunzione stampi, senza presenza di core	143
Figura 147 - Giunzione stampi telaio P4M.....	143
Figura 148 - Giunzione stampo anteriore.....	143
Figura 149 - Chiusura degli stampi.....	144
Figura 150 - Termine della laminazione.....	144
Figura 151 - Preparazione per sacco da vuoto	145
Figura 152 - Preparazione sacco da vuoto per cura in autoclave.....	145
Figura 153 - Sistemazione sacco	146
Figura 154 - Posizionamento stampi in autoclave	146
Figura 155 - Monitoraggio temperatura ciclo di cura.....	147
Figura 156 - Estrazione telaio da stampi.....	147
Figura 157 - Aspetto del telaio dopo la cura.....	148
Figura 158 - Rifinitura estetica	148
Figura 159 - Carteggiatura telaio epr rifinimento estetico	149
Figura 160 - Test rigidità torsionale telaio P4 Evoluzione.....	150
Figura 161 - Rigidità torsionale P4 Evoluzione.....	151
Figura 162 - Confronto tra la rigidità P4M e P4 Evoluzione	151
Figura 163 - Report controllo DEA	153
Figura 164 - Risultato controllo DEA	154
Figura 165 - Risultati controllo DEA	154
Figura 166 - Tecnica di lamianzione front hoop	157
Figura 167 - Lunghezza perimetro di shear del front hoop	158
Figura 168 - Ottimizzazione attacchi main hoop	158
Figura 169 - Attacco main hoop della precedente P4M.....	159
Figura 170 - Riprogettazione del volante in composito.....	159
Figura 171 - Volante in composito per la P4 Evoluzione	160
Figura 172 - Confronto tra volante P4M e P4 Evoluzione	160
Figura 173 - Front Hoop e sietema sterzo P4M.....	160
Figura 174 - Riprogettazione del sistema di sterzo	161
Figura 175 - Aggiunta di un nuovo sedile più ergonomico	161
Figura 176 - Riprogettazione della pedaliera	162
Figura 177 - Miglioramento del packging	162
Figura 178 - Assemblaggio sistema sospensivo	163
Figura 179 - Assemblaggio motore endotermico	163
Figura 180 - Assemblaggio del cablaggio vettura	164
Figura 181 - La P4 Evoluzione.....	164
Figura 182 - Simulazione performance su tracciato FSG.....	167

Indice delle tabelle

Tabella 1: Indicazioni sulla rigidità torsionale per differenti applicazioni.	8
Tabella 2 - Valutazione aree di miglioramento.....	10
Tabella 3 - Comparazione dati fem e prova reale.....	33
Tabella 4 - Pesatura sottoinsiemi telaio.....	35
Tabella 5 - Peso monoscocca	35
Tabella 6 - Peso assieme telaio	35
Tabella 7 - Comparazione inserti P4M/P4 Evoluzione (Evo).....	57
Tabella 8 - Comparazione peso inserti P4M/P4 Evoluzione (Evo).....	58
Tabella 9 - Lista e dimensioni patch di rinforzo per inserti.....	58
Tabella 10 - Tabella valutazione modello e stampi.....	59
Tabella 11 - Caratteristiche provini per i diversi tessuti scelti.....	77
Tabella 12 - Tipi di provini da realizzare.....	77
Tabella 13 - Stratificazione provini.....	78
Tabella 14 - Dimensionamento tabs per 200 gsm.....	81
Tabella 15 - Dimensionamento tabs per 370 gsm	81
Tabella 16 - Dimensionamento tab per UD IMS 65	81
Tabella 17 - Output della prova importato su Excel	86
Tabella 18 - Proprietà meccaniche 200 gsm.....	96
Tabella 19 - Proprietà meccaniche 370 gsm.....	96
Tabella 20 - Proprietà meccaniche UD IMS60	97
Tabella 21 - Riepilogo ILSS.....	98
Tabella 22 - Miglioramento ottenuto dal cambio materiale	99
Tabella 23 - Test necessari per zona	102
Tabella 24 - Requisiti FBH.....	103
Tabella 25 - Requisiti FBHS.....	103
Tabella 26 - Requisiti FHB.....	103
Tabella 27 - Requisiti SIS.....	104
Tabella 28 - Requisiti MHBS	104
Tabella 29 - Requisiti SHB.....	104
Tabella 30 - Requisiti RHA	105
Tabella 31 - Calcolo 1° picco di forza, con la formula (6.2).....	114
Tabella 32 - Tabella riepilogativa performance FBH.....	115
Tabella 33 - Tabella riepilogativa FHBS	115
Tabella 34 - Tabella riepilogativa SIS.....	116
Tabella 35 - Tabella riepilogativa RHA	116
Tabella 36 - Tabella riepilogativa FHB.....	117
Tabella 37 - Tabella riepilogativa MHBS	118
Tabella 38 - Tabella riepilogativa SHB	118
Tabella 39 - Tabella riepilogativa Belt Attachment.....	119
Tabella 40 - Target rigidità	123
Tabella 41 - Stima consumo materiale	126
Tabella 42 - Ordine materiale	127
Tabella 43 - Risultato target rigidità.....	152
Tabella 44 - Confronto peso telaio P4M e P4 Evoluzione.....	152

Tabella 45 - Controllo dimensionale DEA	153
Tabella 46 - Analisi aree di miglioramento P4M	156
Tabella 47 - Front Hoop integrato nel laminato	157
Tabella 48 - Calcolo resistenza a strappo del front hoop	158
Tabella 49 - Riepilogo miglioramenti	166
Tabella 50 - Confronto prestazioni telaio P4M e P4 Evoluzione	166
Tabella 51 - Confronto Assieme telaio P4M e P4 Evoluzione	167
Tabella 52 - Vantaggio ottenuto dai cambiamenti introdotti.....	167

INTRODUZIONE

Con il presente lavoro ci si pone l'obiettivo di progettare, dimensionare, e produrre un telaio monoscocca in fibra di carbonio di un'auto da corsa che parteciperà alla Formula SAE, una competizione universitaria internazionale organizzata dalla Society of Automotive Engineers (SAE) che prevede la progettazione e la produzione di un prototipo da corsa secondo un preciso regolamento, atto soprattutto a garantirne la sicurezza ed a limitarne le prestazioni, lasciando ampio spazio alle soluzioni tecniche adottabili.

Istituita nel 1981, con lo scopo di dare agli studenti universitari la possibilità di confrontarsi in un evento che risulti quanto più appetibile e interessante, la competizione è ad oggi diffusa in tutto il mondo, con oltre dieci eventi annuali, organizzati direttamente dalla SAE in collaborazione con le associazioni nazionali di ingegneri e tecnici dell'automobile. L'edizione italiana, organizzata dall'Associazione Tecnica dell'Automobile (ATA), si svolge nell'autodromo Riccardo Paletti di Varano de' Melegari (PR) ed accoglie ogni anno oltre 70 team universitari provenienti da tutto il mondo. In gara le auto sono valutate durante una serie di prove in base alle loro qualità di design e di efficienza ingegneristica. Le prove si dividono in due macrocategorie: prove statiche e prove dinamiche.

Nelle tre discipline statiche gli studenti presentano le loro soluzioni ingegneristiche, il piano dei costi e il business plan, e li discutono in presenza dei giudici.

Engineering: nel Design Event gli studenti espongono le loro soluzioni costruttive adottate sull'auto e le motivazioni delle loro scelte. Il colloquio è supportato da un apposito fascicolo preparato dal team (appunto il Design Report), al fine di trasmettere ai giudici, nel miglior modo possibile, il lavoro svolto e le conoscenze

apprese. Il punteggio totalizzato nella prova è determinato dalla concomitanza di Design Report, risposte nella discussione ed ispezione della macchina.

Analisi dei costi: i costi sono un importante fattore per costruire una macchina da corsa. Nel Cost Event gli studenti devono trattare di: stime dei costi, tecniche e processi di realizzazione di parti della vettura. La prova consiste in un rapporto scritto (il Cost Report) e in una discussione con i giudici riguardo il prototipo costruito. Il rapporto dei costi contiene una lista di tutti i componenti, coadiuvata dai relativi costi di acquisto e/o di produzione. Il giudizio verte sull'organizzazione del Cost Report, la comprensione dei processi di produzione, ma anche sulle strategie possibili per ridurre i costi di produzione, simulando un caso reale.

Presentazione del business plan: i team presentano il loro business plan di fronte ad una platea di giudici, rappresentanti, in questa specifica prova, una casa costruttrice interessata alla produzione del prototipo. L'obiettivo è quello di dimostrare la perfetta adeguatezza del proprio prodotto al target di mercato proposto, garantendo al contempo degli alti livelli di producibilità e commercializzazione della vettura. Dopo l'esposizione del proprio lavoro, sostenuta da un rappresentante del team, i giudici pongono una serie di domande al fine di approfondire le tematiche trattate, cercando talvolta di mettere in difficoltà l'esaminato per testare il suo livello di preparazione.

Le discipline dinamiche rappresentano senza dubbio le prove più attese dai team, ma anche le più impegnative. Il vero risultato del progetto viene fuori dopo i due giorni di gara vera e propria, dove le vetture vengono testate in una serie di prove atte a valutare la versatilità, la prestazione e l'affidabilità. Si svolgono in totale 4 prove: **acceleration, skid pad, autocross, endurance**. Per accedere alle prove dinamiche è necessario prima superare ulteriori prove per motivi di sicurezza che non danno però punteggio. Si tratta dell'ispezione tecnica, in cui si deve superare

un rigidissimo controllo tecnico da parte dei giudici, del tilt test, in cui la macchina viene inclinata prima a 45° senza dover perdere fluidi, poi a 60° senza doversi ribaltare: questa prova simula infatti l'accelerazione G laterale massima raggiungibile e serve proprio a testare la sicurezza dei prototipi in curva. Si passa poi al noise test, in cui si deve attestare che la macchina non sia troppo rumorosa, dovendo rimanere sotto i 110 dB di emissione sonora. Infine, si passa al brake test dove, dopo un'accelerazione di 30 m, si deve riuscire a bloccare tutte e 4 le ruote. Superati i test si può accedere alle prove dinamiche vere e proprie.

Accelerazione: Consiste in una prova di accelerazione 0-75 m con partenza da fermi. Le vetture migliori impiegano meno di 4 secondi per percorrere tale distanza, superando i 100 km/h dopo soli 70 m.

Skid pad: le macchine vengono guidate su un percorso a forma di otto. Ci sono due giri consecutivi per ogni cerchio e solo il secondo giro viene cronometrato. Le vetture dimostrano, con il giro più veloce, quanta accelerazione laterale riescono a sostenere (fino a 1,4 G).

Autocross: la monoposto viene guidata su un percorso di circa 1 km attraverso rettilinei e curve. Il tempo sul giro serve come indicatore delle capacità dinamiche della vettura. I risultati nell'autocross determinano l'ordine di partenza nell'endurance.

Endurance: fornendo il maggior numero di punti, l'endurance è la disciplina principale. Due piloti si susseguono nella guida, intervallati da qualche minuto di break, per percorrere una distanza totale di 22 km, caratterizzata da rettilinei, slalom tra i birilli e curve continue. Accelerazione, velocità, guidabilità, dinamica, consumi, affidabilità: le macchine devono mettere alla prova tutto questo. L'endurance richiede anche una certa abilità di guida da parte del pilota poiché ci possono essere fino a quattro macchine contemporaneamente sulla pista. Ogni

team ha solo un tentativo e il pilota deve essere sostituito dopo 11 km. In aggiunta, nell'endurance viene misurato anche il consumo di carburante.

Il punteggio complessivo è di 1000 punti, ripartiti nelle diverse prove come mostrato nella Fig. 1.

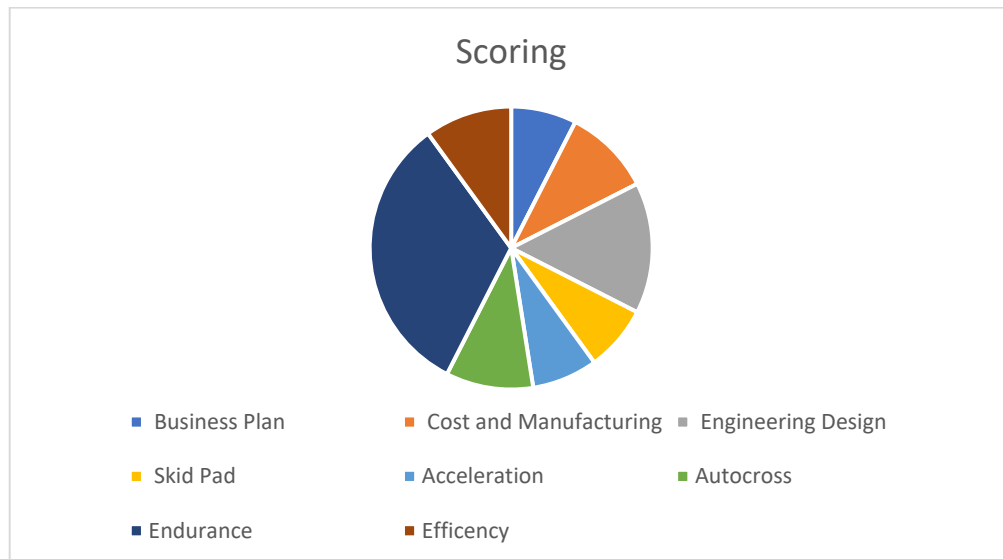


Figura 1 - Ripartizione dei punteggi attribuiti nelle prove statiche e dinamiche

Una delle principali regole che limitano le prestazioni è il limite di cilindrata a 610 cm³ e una restrizione di 20 mm all'aspirazione. Per quanto concerne il telaio, non ci sono limitazioni che impongano un peso minimo o una geometria specifica, se non per quanto riguarda il cockpit dove il pilota risiede durante la guida.

CAPITOLO 1

1.1 Telaio di un'auto da corsa

Il comportamento statico di una struttura automobilistica consiste nella sua capacità di sostenere i carichi statici, come motore, carrozzeria, passeggeri etc., cioè è direttamente legato alla resistenza statica o flessionale della struttura stessa. Una vettura presenta, in genere, una resistenza flessionale e torsionale molto elevata; cioè risulta sovradimensionata rispetto alle sollecitazioni statiche a cui è sottoposta. Generalmente la rigidità flessionale risulta molto alta, poiché se è stato fatto uno studio a rigidità torsionale molto più restrittivo e severo, le condizioni precedenti risulteranno automaticamente soddisfatte.

Si prenda ad esempio una sezione circolare cava, e si determinino il modulo di resistenza a flessione e quello a torsione:

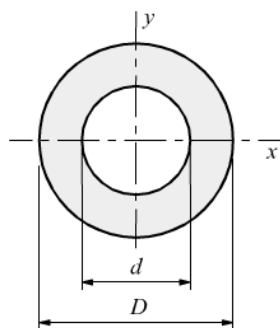


Figura 2 - Sezione Circolare cava

$$\text{Rigidità Flessionale} \quad K_f = 48 \frac{EI}{L^3} \tag{1.1}$$

$$\text{Rigidità Torsionale} \quad K_t = \frac{GJ_p}{L} \tag{1.2}$$

con:

- **E** modulo di Young
- **I** vale $\frac{\pi}{64}(D^4 - d^4)$
- **G** modulo di elasticità tangenziale che vale $\frac{E}{2(1+\nu)}$
- **L** la lunghezza della trave
- **J_p** è il momento polare d'inerzia, che vale $\frac{\pi}{32}(D^4 - d^4)$

Sostituendo tali valori nella formula della rigidezza flessionale e torsionale si ottiene:

$$\text{Rigidezza flessionale} : \frac{3}{4L^3} E\pi(D^4 - d^4)$$

(1.3)

$$\text{Rigidezza torsionale} : \frac{E\pi}{64(1 + \nu)L}(D^4 - d^4)$$

(1.4)

Avendo approssimato generosamente per miglior comprensione un telaio ad una trave con sezione circolare cava, si può constatare come il modulo di resistenza a torsione e flessione presentino una struttura molto simile con la differenza (in questo caso) che a parità di sezione e materiale la rigidezza a flessione è di molto superiore di quella a torsione. Il comportamento dinamico risulta quindi essere influenzato in primo luogo dai valori di rigidezza torsionale della struttura. Infatti, la deformazione torsionale del telaio genera rotazioni intorno all'asse longitudinale del veicolo (asse istantaneo di rollio) che si aggiungono a quelle proprie delle sospensioni, interferendo con queste nel controllo dell'assetto. Una superiore rigidezza del telaio migliora quindi la tenuta di strada, poiché consente ai

componenti delle sospensioni un maggior controllo sulla cinematica del veicolo: il telaio deve essere poco deformabile in modo che la rigidità al rollio dipenda quasi esclusivamente dalle sospensioni. Per ottenere ciò, è necessario che la rigidità torsionale del telaio sia di svariate volte (dipende dall'applicazione) superiore a quella del sistema sospensivo. I vantaggi conseguibili sono una maggiore prevedibilità del comportamento dinamico e una superiore precisione nel relativo controllo (cosa fondamentale per un veicolo da competizione che in gara viene guidato sempre al limite di aderenza). Inoltre, una struttura troppo flessibile accumula l'energia elastica di deformazione e la rilascia successivamente, in modo non controllabile, sotto forma di oscillazioni del telaio che, riducendo il contatto degli pneumatici con la strada e diminuendo la precisione dello sterzo, compromettono la buona tenuta del veicolo nonché la sua performance.

Per prima cosa è necessario sottolineare che non esistono procedure standard per la misurazione della rigidità torsionale: i carichi ed i vincoli applicati alla struttura possono essere di tipo diverso e portare quindi a misurazioni tra loro non confrontabili.

Come visto ad inizio paragrafo, la rigidità flessionale in genere non è così importante come quella torsionale. E questo accade per due motivi. Innanzitutto, la flessione statica (a vettura immobile) del telaio non comporterà significative variazioni al carico sulle ruote o sulla sua distribuzione. In base a ciò che viene riportato in letteratura, si può concludere che un telaio che ha una buona rigidità torsionale ha anche una adeguata rigidità flessionale. Se viene posta sufficiente attenzione, per assicurare una adeguata rigidità torsionale, quella flessionale non è un problema. In sostanza è la rigidità torsionale che incide in maniera significativa sul comportamento prestazionale della vettura. Rimane da chiarire quando si possa definire rigido un telaio. Un valore universale non può esistere, perché dipende dall'utilizzo a cui è destinato il veicolo (slalom, velocità su pista

ecc...) ma si può affermare che per una monoposto da Formula Student la rigidità torsionale sarà di almeno un ordine di grandezza inferiore a quella di una Formula Uno.

Ancora, il motivo per cui la rigidità torsionale, del telaio, deve essere elevata è quello di generare una "base" rigida per le sospensioni, per fare in modo che i carichi laterali vengano distribuiti tra assale anteriore e posteriore in proporzione alla rigidità a rollio delle sole sospensioni. Confrontando la rigidità a rollio anteriore e posteriore con la rigidità torsionale del telaio, si ha che il telaio deve resistere approssimativamente alla differenza tra i valori di rollio anteriore e posteriore.

Se si considera il comportamento dinamico di un veicolo, ed in particolare la marcia in curva, un telaio può definirsi bilanciato se si ottiene lo stesso livello di aderenza dagli assi anteriore e posteriore, ossia se da entrambi si ricava una forza tale da dare la stessa accelerazione laterale. La tenuta laterale è strettamente dipendente dal funzionamento delle sospensioni che come già detto, sono influenzate dal comportamento del telaio. Si può così ritenere che la rigidità torsionale dello chassis debba essere un multiplo di quella totale a rollio delle sospensioni. Per fornire un'indicazione pratica si riportano i valori di rigidità torsionale di telai per alcune tipologie di vetture:

Tipo di vettura	Rigidità torsionale Nm/deg
Berlina di produzione	Da 5500 a 14000
Piccole vetture tipo formula	4000
Formula 1	20000 e oltre

Tabella 1: Indicazioni sulla rigidità torsionale per differenti applicazioni.

In un telaio di un'auto da corsa, sia esso realizzato in tubi a traliccio, sia in materiale composito e sia un misto tra i due, oltre a dover presentare una corretta rigidità per assicurare il corretto funzionamento del sistema sospensivo, deve anche essere in grado di offrire tale performance contenendo al minimo il peso.

In altre parole, è necessario riuscire ad ottimizzare globalmente la struttura in base a come questa assorbe e distribuisce i carichi, in modo tale da raggiungere il miglior compromesso tra peso e rigidità. I benefici di un telaio più leggero sono di immediata comprensione e influiscono sia sulle performance velocistiche, di accelerazione e sia sulle dinamiche in curva.

1.2 Individuazione delle aree di miglioramento

Il lavoro svolto, come Responsabile della Divisione Telaio, supportato dai membri dello stesso, è partito inizialmente dall'individuazione di tutte le aree di nostra competenza in cui era possibile apportare dei miglioramenti rispetto al telaio monoscocca che avremmo dovuto sostituire, in un'ottica di ottimizzazione del peso e della rigidità di quello futuro, che avrebbe equipaggiato la nuova vettura realizzata dal Polimarche Racing Team: la P4 Evoluzione.

Il Reparto Divisione e Strutture aveva l'incarico di seguire, oltre alla realizzazione del telaio ovviamente, la realizzazione di Rollbar (chiamati Main and Front Hoop), il sistema di sterzo, il volante, l'ergonomia della seduta del pilota ed il packaging.

Ad ognuno di questi sottoinsiemi è stato attribuito un voto pesato rappresentativo dell'importanza che ricopriva ad aumentare la performance, e la differenza tra il punteggio ottenuto e quello massimo ottenibile ha permesso di determinare il margine di sviluppo (*tabella 2*).

Inoltre, la percentuale ottenuta va ad evidenziare le zone, il quale miglioramento comporterebbe un aumento significativo delle prestazioni generali. Per esempio, migliorare l'area relativa agli inserti comporterebbe un vantaggio in termini di risparmio peso superiore a quello che comporterebbe l'uso di una fibra di carbonio (CFRP) di uno step superiore a quella precedentemente usata; in questo modo sono state evidenziate le aree dove era necessario concentrare maggior sforzo.

Sotto assiemi	Peso	Voto	Punteggio	Punteggio massimo	Margine di Sviluppo
Rigidità Torsionale	10	40	400	1000	9.5%
CFRP	8	50	400	800	6.3%
Honeycomb	7	80	560	700	2.2%
Adesivo	7	90	630	700	1.1%
Inserti	7	30	210	700	7.8%
Hoop	6	30	180	600	6.7%
Ergonomia pilota	4	10	40	400	5.7%
Volante	6	50	300	600	4.8%
Sistema sterzo	8	50	400	800	6.3%
Packging	6	20	120	600	7.6%
	Totale Peso		Punteggio	Punteggio max.	
	63		3240	6300	

Tabella 2 - Valutazione aree di miglioramento

CAPITOLO 2

Prima di iniziare a parlare della monoscocca della P4 Evoluzione, è necessario chiarire che ci sono molte regole che la progettazione di un veicolo di Formula SAE deve rispettare. Il prossimo capitolo intende riportare i principali vincoli e requisiti di progetto che ogni squadra deve considerare quando progetta un telaio in materiale composito per una competizione di Formula Student. Questo sarà utile per capire nel migliore dei modi tutte le scelte progettuali che verranno successivamente spiegate, che portano a conoscere le motivazioni dietro le scelte per lo sviluppo ed il miglioramento della monoscocca.

2.1 Definizioni

Ogni parte del telaio ha un nome e alcune aree sono raggruppate sotto un termine tecnico; quindi, di seguito sono riportate le definizioni che è necessario avere ben chiare.

Telaio – L'assemblaggio strutturale che supporta tutti i sistemi funzionali del veicolo. Questo assieme può essere una singola struttura saldata, più strutture saldate o una combinazione di composito e strutture saldate.

Membro del telaio – Un singolo pezzo rappresentativo di un tubo continuo non tagliato o una struttura equivalente.

Front Bulkhead – Una struttura planare che definisce il piano anteriore del telaio e fornisce protezione per i piedi del conducente.

Front bulkhead support – Una struttura che definisce il lato del telaio, dalla paratia anteriore, sino alla parte superiore del Vertical Side impact.

Vertical Side impact – paratie laterali del cockpit

Horizontal Side impact – paratia orizzontale del cockpit (pavimento della scocca)

Shoulder Harness Bar – Barra per fissaggio cinture che risiede dietro al pilota e sopra le sue spalle

Front Hoop – Un roll bar situato sopra le gambe del conducente, in prossimità del volante.

Front Hoop bracing – struttura che sorregge la parte superiore del Front Hoop e si collega al musetto dell'auto

Attenuatore d'impatto (IA) – Un dispositivo deformabile che assorbe l'energia situato davanti al Front Bulkhead.

Monoscocca – Un telaio realizzato in un'unica struttura rigida che può essere in materiale metallico o in materiale composito.

Struttura primaria: la struttura primaria è costituita dai seguenti componenti:

- Main hoop
- Front hoop
- Roll hoop braces and supports
- Side impact structure
- Front bulkhead
- Front bulkhead support system
- Tutti i membri del telaio, le guide e i supporti che trasferiscono il carico dal sistema di ritenuta del conducente nei componenti sopra menzionati della struttura primaria.

Roll hoops – Il Main Hoop ed il Front Hoop sono chiamati in generale "Roll Hoops" (rollabar)

Involuppo di sicurezza antiribaltamento – Involucro della struttura primaria ed eventuali strutture aggiuntive fissate alla struttura primaria.

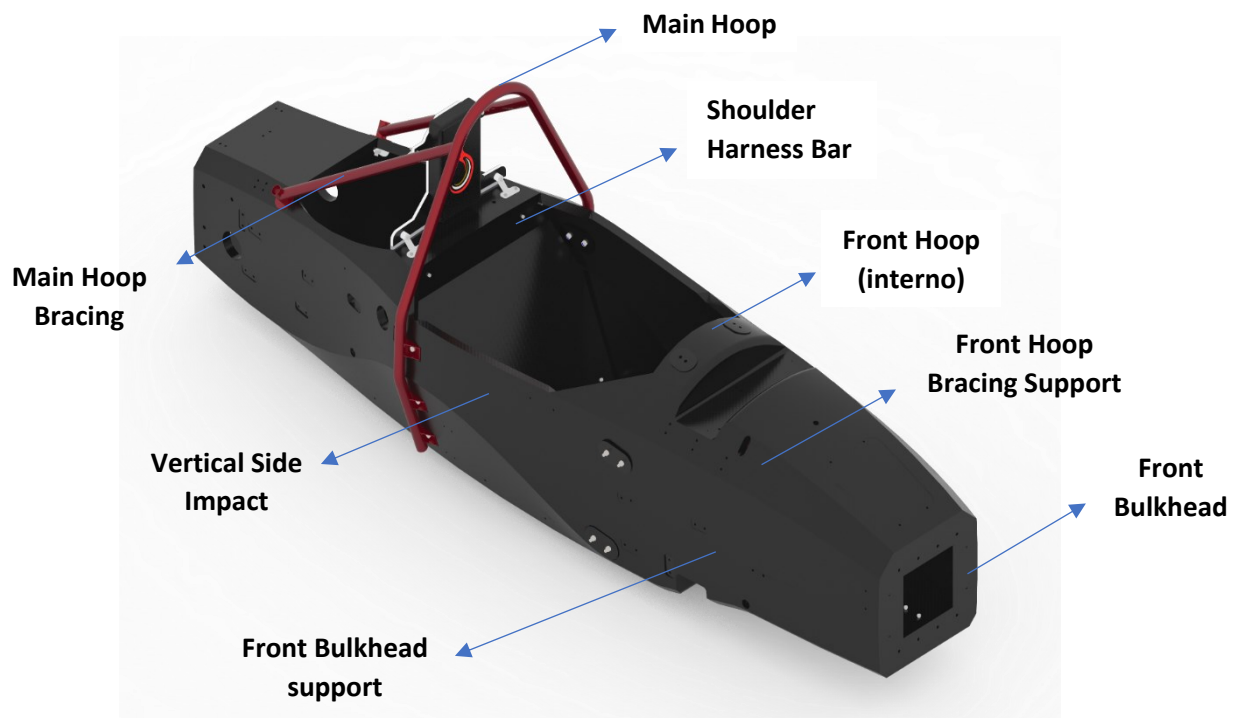


Figura 3 - Definizione delle differenti sezioni della monoscocca

2.1 Requisiti per il Design

In generale, il veicolo deve avere un telaio in stile formula: a ruote scoperte, monoposto e abitacolo aperto. Non ci devono essere aperture attraverso la carrozzeria nell'abitacolo se non quello richiesto per l'apertura cockpit.

Per il design del telaio sono definiti dei requisiti generali. È importante dire, come prima cosa, che la struttura del veicolo deve includere:

- Due Roll Hoop
- Il Front Bulkhead
- Il Front Bulkhead support
- Vertical and Horizontal Side impact

Equivalenza strutturale (Definita SES “Structural Equivalency Spreadsheet”)

Tutte le squadre devono compilare ed inviare un foglio di calcolo di equivalenza strutturale (SES) che viene fornito dall'organizzatore dell'evento. Questo è lo strumento con cui la struttura del telaio, indipendentemente dai materiali e tecnologie usate per realizzarla, può essere verificata dai giudici. Le squadre, inviando il file, confermano che i veicoli sono stati progettati e realizzati e testati in conformità con i materiali e i processi descritti nel regolamento e nel SES.

Per squadre come il Polimarche Racing Team, progettando una struttura monoscocca composita, il SES risulta essere uno strumento molto efficace per dimensionare correttamente il telaio.

Se nella struttura primaria sono utilizzate strutture composite, le prestazioni delle varie zone del telaio come la rigidità a flessione (EI), deve essere calcolata con gli strumenti e le formule del SES, che deve includere: tipi di materiale, pesi del tessuto,

tipo di resina, orientamento delle fibre, numero di strati, materiale del core, tecnica di lay-up e prove richieste che verranno spiegate in seguito. I materiali alternativi utilizzati sulla struttura primaria, come i materiali compositi, devono superare dei requisiti minimi di prestazioni meccaniche equivalenti a quelle ottenute tramite l'utilizzo di strutture tubolari in acciaio.

Compilando il SES, è possibile prendere in considerazione la geometria e la curvatura effettive del pannello per il Main hoop bracing support, Front Hoop Bracing support, il Front Bulkhead support e la Shoulder Harness bar. Per tutte le altre aree l'EI deve essere calcolato come l'EI di un pannello piatto a partire dal suo asse neutro.

Test del laminato

Se i materiali compositi sono utilizzati per qualsiasi parte della struttura primaria la squadra deve:

Costruire un pannello piatto di prova rappresentativo che deve misurare esattamente 275mm x 500mm, laminato e fabbricato con lo stesso metodo utilizzato per la rispettiva parte della struttura primaria rappresentata.

Eseguire un test di flessione a 3 punti su questo pannello, riportando i dati di questi test, le immagini dei campioni di test e la configurazione del test. I risultati della prova devono essere utilizzati per ricavare le proprietà di resistenza e rigidità utilizzato nella formula del SES per tutti i pannelli laminati. Per esempio, se un pannello è rappresentativo della vertical side impact, deve essere dimostrato che ha almeno le stesse proprietà di due tubi di acciaio per modulo, carico di snervamento ed energia assorbita. La prova di flessione a 3 punti deve essere eseguita con una distanza tra i supporti non inferiore a 400 mm e l'applicatore di carico utilizzato per

testare qualsiasi pannello o tubo deve essere metallico e avere un raggio di 50 mm. L'applicatore di carico deve sporgere dalla provetta per evitare effetti di bordo.



Figura 4 - Setup di prova per test di flessione a 3 punti.

Devono essere inoltre completate prove di taglio perimetrale (shear test) che misurano la forza richiesta per spingere o tirare un punzone piatto di 25 mm di diametro attraverso un campione di laminato piatto. Il campione deve essere di almeno 100 mm x 100 mm. Il dispositivo di prova deve supportare l'intero campione, ad eccezione di un foro di 32 mm allineato coassialmente con il punzone ed il campione non deve essere fissato al dispositivo.

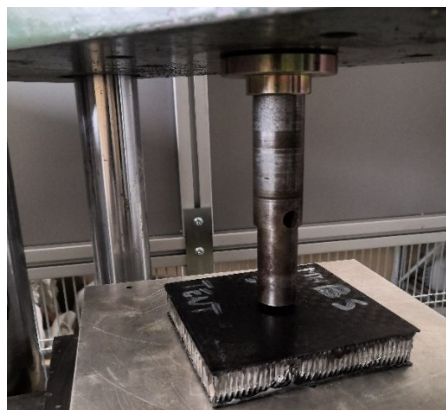


Figura 5 – Setup di prova per shear test

Roll hoops

I roll hoop devono estendersi dall'elemento più basso del telaio su un lato del telaio, su, sopra e giù fino all'elemento del telaio più basso sull'altro lato. In caso di telaio tubolare, entrambi i roll-hoop devono essere integrati in modo sicuro alla struttura primaria utilizzando la triangolazione da nodo a nodo; altrimenti in caso di monoscocca composita, deve essere dimostrato che la struttura è equivalente, verrà spiegato come e dove queste equivalenze devono essere eseguite. Entrambi i roll-hoop devono essere fissati meccanicamente nella parte superiore e inferiore di entrambi i lati della struttura e alle posizioni intermedie se necessarie per mostrare l'equivalenza.

Per un telaio completamente laminato c'è la possibilità di integrare i roll-hoop al laminato della monoscocca incapsulando il tubo con il laminato attorno a tutta la sua circonferenza, come indicato nel regolamento e in *figura 6*.

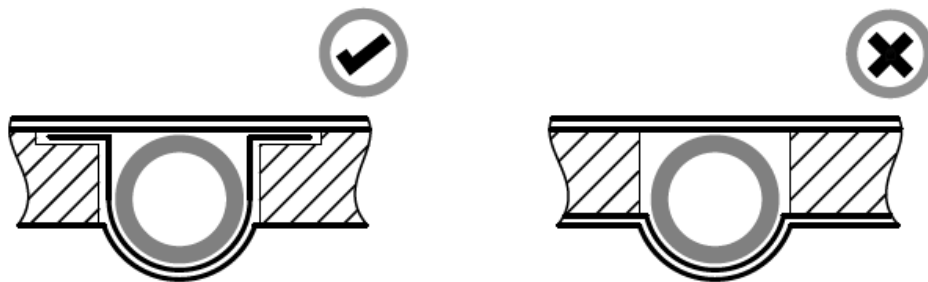


Figura 6 - Integrazione roll-hoop nel laminato [1]

Il Main Hoop deve essere sostenuto per la parte anteriore o posteriore mediante tubi di rinforzo su ciascun lato. I bracing devono essere dritti, attaccati al Main Hoop ad una distanza non inferiore a 160 mm sotto la superficie superiore più alta del tubo. L'angolo incluso formato dal Main Hoop e dai bracing deve essere di almeno 30 gradi.

L'estremità più bassa dei bracing deve essere sostenuta fino al punto di attacco superiore del Main Hoop attraverso il Vertical Side impact e al punto di attacco inferiore del Main Hoop sempre attraverso la struttura del Vertical Side impact da una struttura triangolata da nodo a nodo o da una struttura composita equivalente.

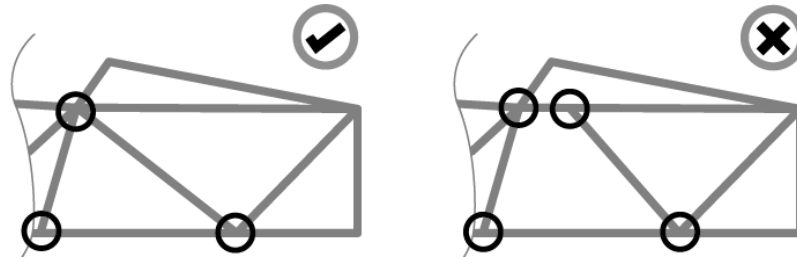


Figura 7 - Definizione di triangolazione corretta [1]

L'immagine seguente riassume i requisiti relativi al rinforzo del rollbar anteriore, al rinforzo del rollbar principale e al volante.

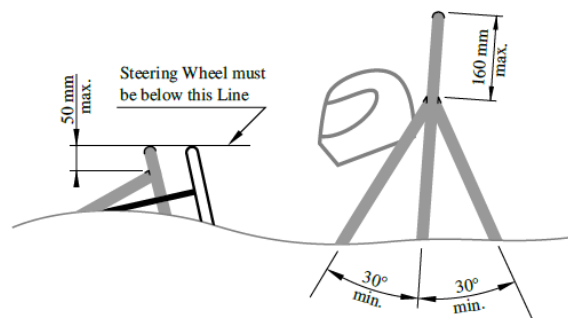


Figura 8 - Rinforzo del cerchio anteriore, rinforzo del cerchio principale e requisiti del volante [1]

Front Bulkhead e Front Bulkhead support

Qualsiasi materiale alternativo utilizzato per il Front Bulkhead deve avere una resistenza al taglio perimetrale equivalente a una piastra di acciaio spessa 1,5 mm. Il Front Bulkhead deve essere sostenuto all'indietro rispetto al Front Hoop da un minimo di tre tubi su ciascun lato: un elemento superiore, un elemento inferiore e un rinforzo diagonale per fornire la triangolazione. Poiché il nostro supporto Front

Bulkhead fa parte di una struttura composita, deve avere EI equivalente alla somma dell'EI dei sei tubi di acciaio di base che sostituisce. La resistenza al taglio perimetrale del laminato monoscocca nella struttura di supporto del Front Bulkhead deve essere di almeno 4 kN.

Side Impact structure

La struttura dell'impatto laterale deve essere costituita da almeno tre tubi di acciaio, su ciascun lato della cabina di pilotaggio; se la struttura dell'impatto laterale fa parte di una struttura composita, è necessario quanto segue:

- La regione che si trova longitudinalmente a dietro al Front Hoop e a 320mm di altezza sulla verticale rispetto al punto più basso del telaio, deve avere un EI pari ai tre tubi di acciaio che sostituisce, vedi *figura 10*.
- La struttura di impatto laterale verticale (Vertical Side impact) deve avere un EI equivalente a due tubi di acciaio di base e metà del pavimento orizzontale (Horizontal Side impact) deve avere un EI equivalente a un tubo di acciaio di base.
- La struttura di impatto laterale verticale deve avere un'energia assorbita equivalente a due tubi di acciaio di base. La resistenza al taglio perimetrale deve essere di almeno 7,5 kN.

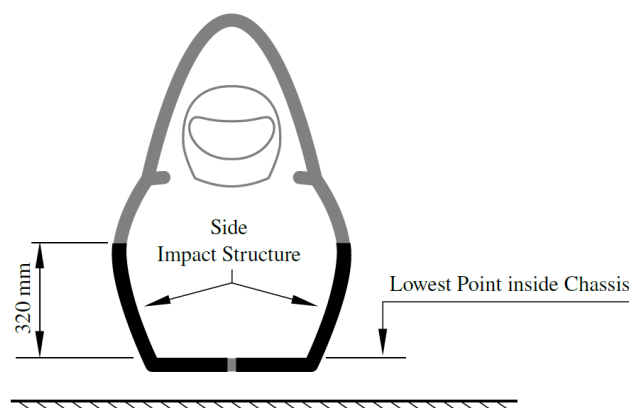


Figura 9 - Side impact structure [1]

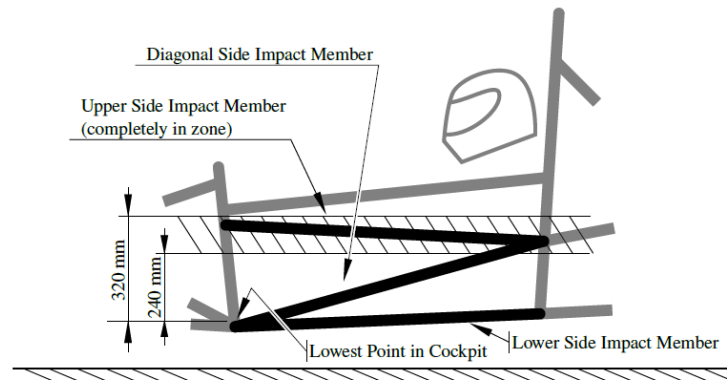


Figura 10 - Side impact structure [1]

2.2 Cockpit

Apertura Cockpit

Le dimensioni dell'apertura del cockpit devono essere sufficienti affinché la sagoma, che è mostrata a sinistra nella figura sottostante (deve essere tenuta orizzontalmente rispetto al telaio) possa passare verticalmente dall'apertura fino a trovarsi 320 mm sopra il punto più basso all'interno del telaio.

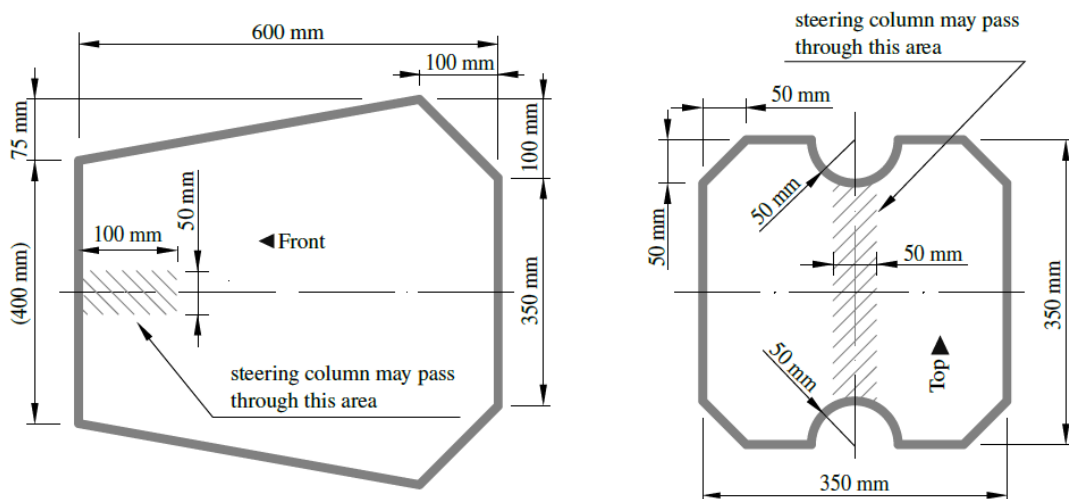


Figura 11 - Apertura cockpit [1]

Sezione trasversale interna del Cockpit

Il cockpit deve fornire una sezione trasversale interna libera sufficiente affinché il modello mostrato a destra nella figura sopra passi dall'apertura della cabina di pilotaggio a un punto 100 mm all'indietro rispetto alla faccia dei pedali, nella loro configurazione più prossima al pilota.

Attacchi cinture pilota non saldati (Shoulder Harness Bar "SHB", Anti-Submarine)

Qualsiasi attacco delle cinture a una monoscocca deve utilizzare un bullone classe 8,8 da 10 mm di diametro o due bulloni classe 8,8 da 8 mm di diametro (o bulloni di norma equivalente) e piastre di supporto in acciaio con uno spessore minimo di 2 mm. Se l'attacco dell'imbracatura del conducente non è saldato a una struttura in acciaio, è necessario dimostrare che gli attacchi per le cinture della spalla e della parte addominale possono sostenere un carico di 13 kN e i punti di attacco bassi delle cinte possono sostenere un carico di 6,5 kN. La resistenza degli attacchi deve essere dimostrata mediante prove fisiche in cui il carico richiesto viene applicato a un punto di attacco rappresentativo con le staffe di fissaggio e vincolato in maniera verosimile a come si presenterà nel telaio.

Sedile del pilota

Il punto più basso del sedile del pilota non deve estendersi lateralmente al di sotto della faccia superiore dell'elemento della struttura a impatto laterale più basso e deve essere previsto un adeguato isolamento termico per garantire che il conducente non sia in grado di entrare in contatto con parti del veicolo con una temperatura superficiale superiore a 60 ° C.

Firewall

Un firewall deve separare il vano conducente da tutti i componenti dei sistemi di raffreddamento a liquido, dalla batteria a bassa tensione e da qualsiasi componente legato al motore. Il firewall deve essere una superficie non permeabile costituita da un materiale rigido resistente al fuoco, che deve essere montato rigidamente sulla struttura del veicolo. Qualsiasi firewall deve sigillare completamente contro il passaggio di fluidi, specialmente ai lati e al pavimento della cabina di pilotaggio.

2.3. Sistema di ritenuta del conducente

La cintura addominale, l'imbracatura per le spalle e le cinte di ritenuta per il bacino devono essere montate saldamente alla struttura primaria. Questa struttura e qualsiasi guida o supporto per le cinture devono essere equivalenti a quelli dei tubi di acciaio, rispondenti all'equivalenza dei requisiti minimi di materiale. La linguetta o la staffa a cui è fissata un'imbracatura deve avere una sezione trasversale minima di 60 mm². Il fissaggio del sistema di ritenuta del conducente a una struttura monoscocca richiede un'approvazione nel SES.

Cinture della zona spalle

Le cinture delle spalle devono essere montate dietro il conducente su una struttura che soddisfi i requisiti della struttura primaria. I punti di montaggio delle cinture devono essere distanti tra 180 mm e 230 mm. Dalle spalle del conducente

all'indietro fino al punto di montaggio o alla guida strutturale, l'imbracatura per le spalle deve essere compresa tra 10° sopra l'orizzontale e 20° sotto l'orizzontale.

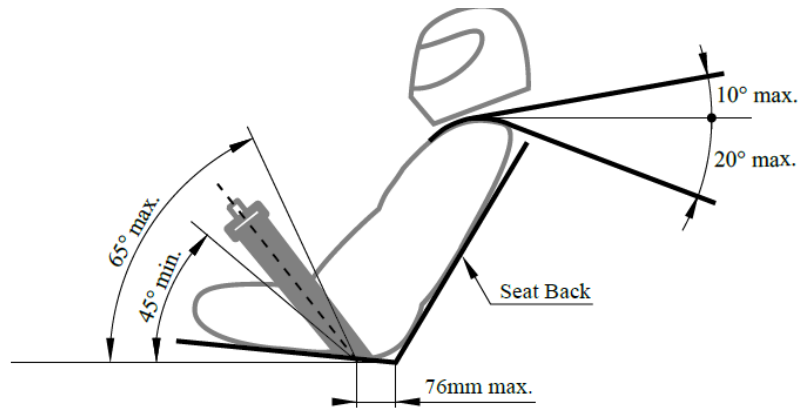


Figura 12 - Geometria cinture pilota [1]

Poggiatesta

Sul veicolo deve essere previsto un poggiatesta imbottito e verticale per limitare il movimento all'indietro della testa del conducente. Deve essere posizionato in modo che per ciascun conducente:

- Il sistema di ritenuta non dista più di 25 mm dalla parte posteriore del casco del conducente, con il conducente nella sua normale posizione di guida.
- Il punto di contatto della parte posteriore del casco del conducente sul poggiatesta non è inferiore a 50 mm da qualsiasi bordo del poggiatesta.
- Il poggiatesta, il suo fissaggio e il suo montaggio devono resistere a una forza di 890N applicata all'indietro in qualsiasi punto della sua superficie

CAPITOLO 3

3.1 Obiettivi della nuova monoscocca

La nuova monoscocca nasce come frutto di un'evoluzione della precedente, conservando tuttavia per questioni di progetto ed economiche gli ingombri e le forme in termini geometrici. Per quanto riguarda le ragioni di progetto, la scelta è legata alla decisione di puntare ad ottimizzare nella maniera più profonda possibile il progetto della nostra autovettura, e per far ciò occorreva destinare parte del budget al miglioramento delle qualità e delle performance di aree specifiche della macchina. Come analizzato precedentemente il telaio presenta ampi margini di miglioramento che tuttavia non inficiano sulla sua geometria; da qui la decisione di non apportare modifiche agli stampi da cui avremmo laminato il nuovo monoscocca.

Il lavoro svolto ha come obiettivi principali la riduzione di peso e l'ottimizzazione dei vari sottosistemi mirando a raggiungere il miglior rapporto tra peso e rigidità. Un telaio molto leggero ma con scarse prestazioni meccaniche in termini di rigidità torsionale, e di conseguenza rigidità flessionale, comporta un mal funzionamento del sistema sospensivo come trattato sommariamente nel paragrafo precedente. Al contrario, un telaio con ottime caratteristiche di rigidità torsionale ma di elevato peso, permette un corretto esercizio del sistema sospensivo ma penalizza le dinamiche di quest'ultimo aggiungendo massa superflua alla vettura, influenzando le prestazioni generali. È necessario quindi trovare il giusto compromesso capace di soddisfare entrambe le esigenze.

Per poter migliorare e ottimizzare le performance di qualsiasi componente, al di là del campo di utilizzo, è necessario conoscere il background tecnico dietro ad esso e avere piena padronanza numerica di quelle che sono le prestazioni che esso detiene, in questo modo è possibile stimare un iter di sviluppi che porteranno a definire le specifiche tecniche per il nuovo componente.

La determinazione del peso di un telaio risulta di estrema facilità mediante la deposizione dello stesso sopra una opportuna bilancia, mentre l'analisi della rigidità torsionale, per essere valutata, richiede l'allestimento di un set-up di prova debitamente studiato e strumentato. Proprio da quest'ultimo aspetto è iniziata

l'analisi che ha portato a definire i requisiti tecnici-prestazionali della nuova monoscocca.

3.2 Allestimento di un portale di prova

La necessità di ottenere un riscontro numerico circa la rigidità del telaio è di vitale importanza per andare a definire la bontà di quest'ultimo. Lo svolgimento di questa prova mira a validare il modello agli elementi finti utilizzato per determinare la rigidità torsionale prevista del telaio. Una conoscenza dello scarto che esiste tra la performance reale e quella calcolata tramite un software di analisi permette la "calibrazione" delle prestazioni in base allo scarto individuato al fine di ottenere le prestazioni meccaniche stabilite da progetto.

Per la realizzazione di tale set-up di prova abbiamo ricevuto supporto dal nostro Main Sponsor "HP Composites" che presentava all'interno della sua infrastruttura una zona adibita allo svolgimento di svariati test per cui era già in dotazione di tutte le strumentazioni idonee di nostro interesse.

In linea generale per eseguire tale prova è necessario vincolare il telaio e applicare un carico in modo tale da ottenere una rotazione pura attorno all'asse centrale longitudinale della monoscocca. Per ottenere il vincolo necessario ad eliminare i gradi di libertà al fine di ottenere una rotazione pura, sono state realizzate delle piastre da vincolare alla struttura di prova e all'attacco posteriori delle sospensioni del telaio. Per quanto riguarda il carico da applicare sono stati sfruttati gli attacchi posti anteriormente alla struttura che normalmente sorreggono l'attenuatore di impatto, mentre per la rilevazione dello spostamento degli attacchi delle sospensioni anteriori si è fatto uso di un'asta vincolata da un lato al telaio e dall'altro un trasduttore lineare per misurarne lo spostamento e da cui poi ricavare la rotazione generale della zona a cui esso è vincolato.

La soluzione ideale avrebbe previsto l'applicazione del carico direttamente sulle sospensioni anteriori, ma data la particolare geometria che si presenta localmente agli attacchi, tale soluzione avrebbe comportato una struttura specifica da realizzare per la nostra personale applicazione e questo avrebbe richiesto l'impiego non funzionale di una parte del budget a disposizione del reparto. Si è quindi adottata

una soluzione di costruzione più semplice con particolare attenzione all'acquisizione in specifici punti di controllo degli scostamenti ottenuti durante la prova, per accertare il corretto svolgimento di quest'ultima.

Lo schema della configurazione sul portale di prova è la seguente

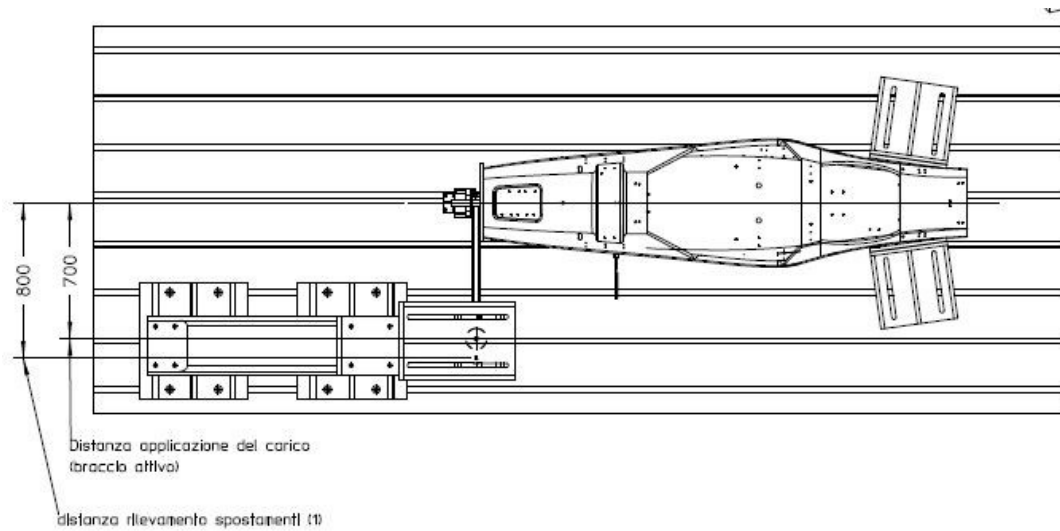


Figura 13 – Vista superiore del portale di prova

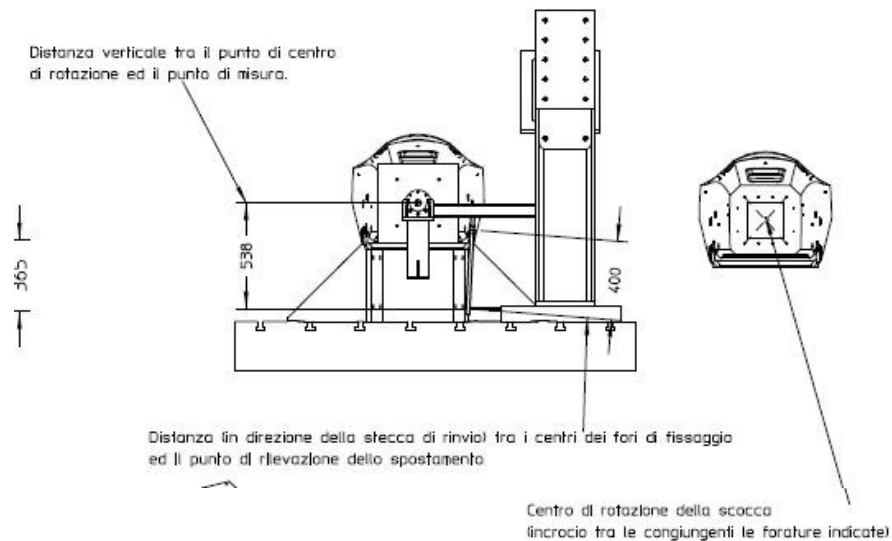


Figura 14 - Vista frontale del portale di prova

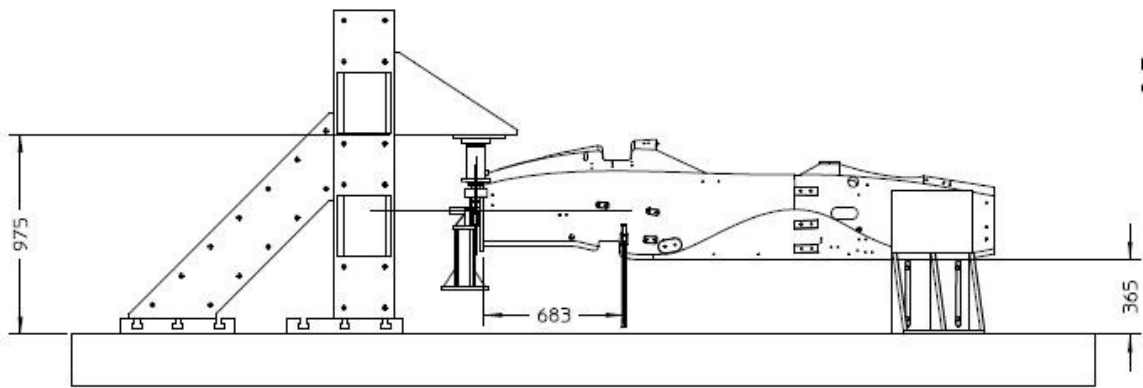


Figura 15 - Vista laterale portale di prova

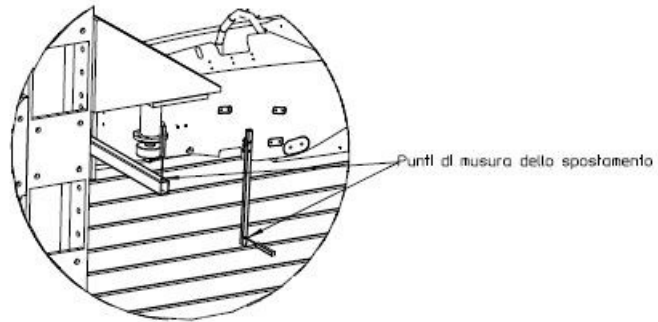


Figura 16 - Zona misurazione spostamento sospensioni anteriori

3.2.1 Stima della rigidità torsionale

Per stimare a livello teorico la rigidità torsionale del primo telaio, era stato realizzato da un membro del reparto un modello agli elementi finiti, utilizzando la suite di Altair, rappresentativo di una prova a torsione, nella quale la monoscocca era stata stratificata modellando i vari ply di materiale composito, così come sarebbe stata poi laminata durante la fase di produzione. Inizialmente la prova era stata simulata modellando i vincoli solamente sugli attacchi delle sospensioni

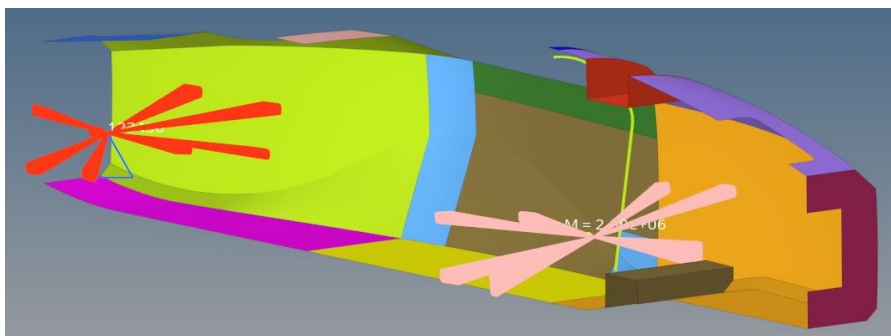


Figura 17 - Modello agli elementi finiti della prova a torsione

rappresentando la prova in maniera ideale ma come discusso precedentemente il modello è stato adattato al reale svolgimento della prova, applicando il carico attraverso il Front Bulkhead

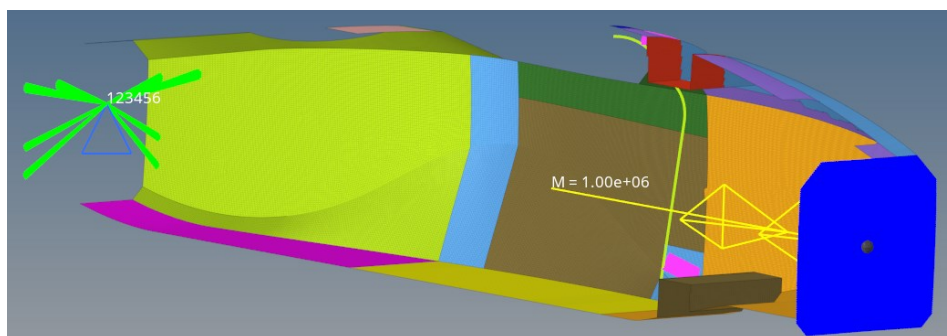


Figura 18 - Vincoli aggiornati in base allo svolgimento del test

Tale modello agli elementi finiti seppur di grande aiuto per lo sviluppo della nuova monoscocca non verrà illustrato e spiegato in questa trattazione poiché non ricadrebbe nei fini della stessa; mi limiterò tuttavia a trattarne i risultati.

Per svolgere la prova è stato applicato un carico di 2000 [N/m] e una volta lanciata la simulazione rappresentativa della prova a torsione si è ottenuta la mappa della rotazione effettuata dalla scocca a seguito dell'applicazione del carico

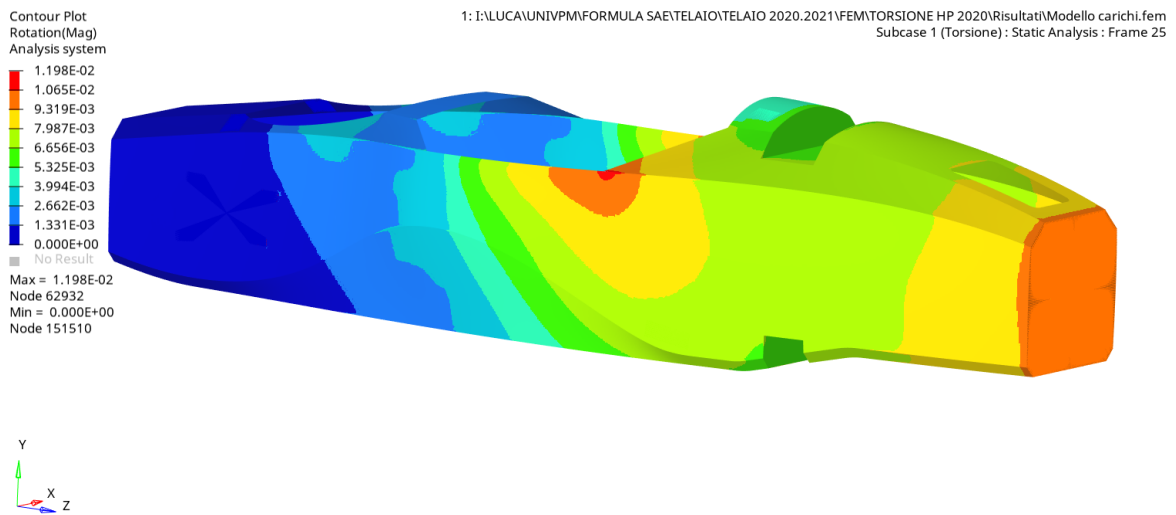


Figura 19 – Mappa delle rotazioni dell'analisi agli elementi finiti

Si può constatare come la zona in cui risiedono gli attacchi delle sospensioni anteriori presentino rispetto a quelli posteriori di una rotazione media pari a 0.0062 [Radianti]. Di seguito il calcolo per ricavare la rigidità torsionale tra attacchi sospensioni anteriori-posteriori.

$$\text{Rotazione in radianti} = 0.0062 \text{ [Rad]} \tag{3.1}$$

$$\text{Rotazione in gradi} = 0.0062 \text{ [Rad]} * \frac{180}{\pi} = 0.34 \text{ [Gradi]} \tag{3.2}$$

$$Rigidezza\ Torsionale = \frac{2000 \left[\frac{N}{m} \right]}{0.34 \left[^\circ\text{grado} \right]} = 5882 \left[\frac{N/m}{^\circ\text{grado}} \right]$$

(3.3)

Per convalidare a livello teorico l'analisi svolta occorre che la prova non si sia dimostrata distruttiva nei confronti del telaio, ovvero non ci siano forze e spostamenti in gioco alti a tal punto da causare un danno. Per far questo viene in aiuto un criterio di crisi noto per i materiali compositi; così come esiste Von Mises per determinare la tensione equivalente in uno stato tensionale multi-assiale, esiste per i materiali compositi lo "Tsai-Wu".

Tale criterio indica in una scala da 0 a 1 lo stato di "pericolosità" della tensione presente in un componente. Il valore "0" indica che tale stato tensionale non implica alcun effetto sul componente, mentre il valore "1" indica la rottura dello stesso a causa dello stato tensionale a cui lo si è sottoposto. Un aspetto importante da sottolineare è che il comportamento dello Tsai-Wu non è lineare, ovvero per un piccolo incremento di carico impartito al componente non è detto che corrisponda un altrettanto incremento piccolo di questo parametro.

Tuttavia, secondo tale criterio la prova presenta uno Tsai-Wu massimo di "0.065" il che rende attendibile il risultato e assicura che applicare un carico di 2000 [Nm] non comporterebbe alcuna problematica legata alla creazione di zone con stati tensionali critici.

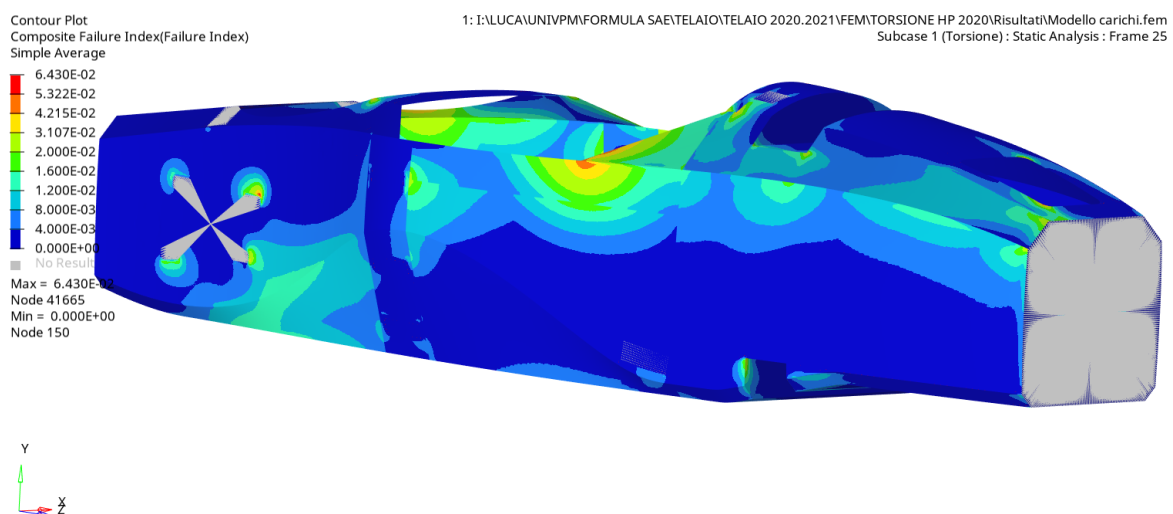


Figura 20 – Mappa TSAIW dell'analisi agli elementi finiti.

3.2.2 Prova a torsione su telaio 2020

Stabilito il carico di prova a 2000 [N/m] e analizzati gli aspetti necessari per avere con buon margine la certezza che la prova svolta non sia distruttiva, si è allestito il portale di prova presso HP Composites.

Le foto che seguono sono state effettuate il giorno della prova di torsione. In *fig 21* sono mostrati i risultati ottenuti da dei comparatori installati a contatto con varie zone del telaio, come visibile nella figura più grande, al fine di verificare al termine della prova se al seguito dell'applicazione del carico, si è ottenuta una torsione quasi pura e poter quindi utilizzare in maniera affidabile i risultati per determinare la rigidità torsionale reale della monoscocca.

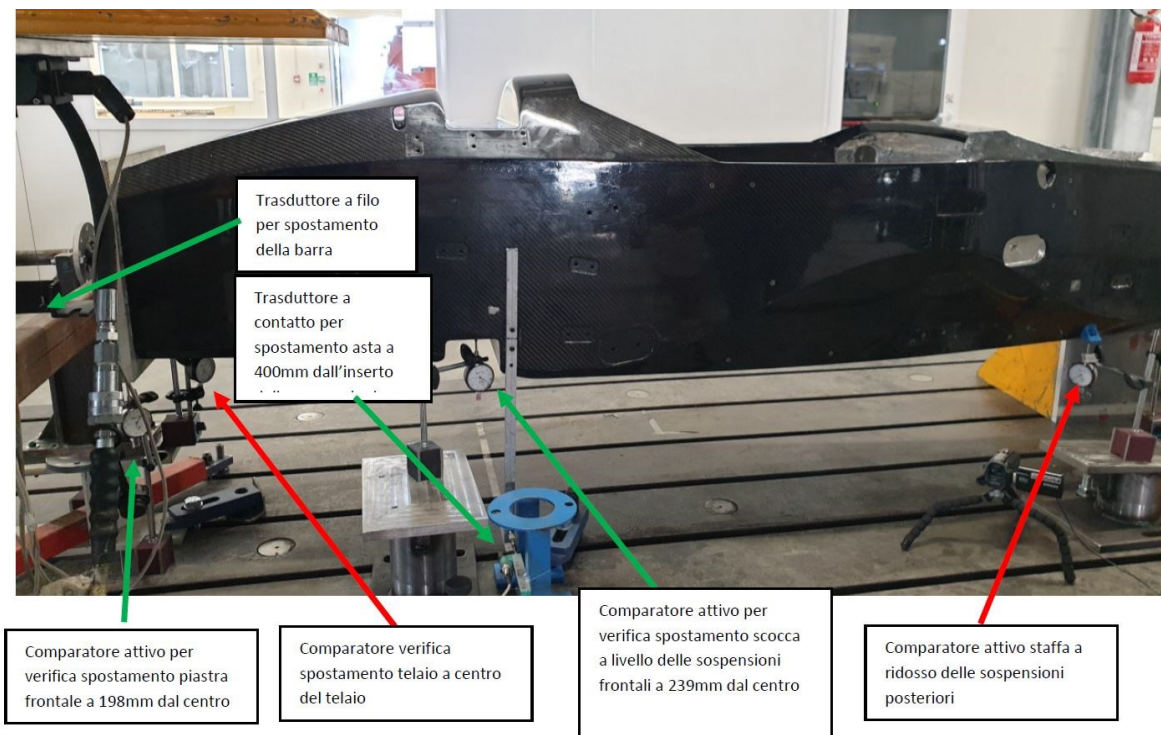


Figura 21 - Descrizione strumentazione portale di prova



Figura 22 - Svolgimento test

	0,00 N	2900,00 N	Δ
Comparator e n°1 verifica spostament o telaio posteriore			-0,20mm
Comparator e n°2 verifica spostament o telaio posteriore			+0,06mm
Comparator e n°3 verifica spostament o colonna supporto frontale			-0,06mm
Comparator e n°4 verifica spostamenti centro della scocca			+0,14mm

Figura 23 – Verifica comparatori

Il risultato ottenuto dai comparatori mostra uno slittamento e rotazione non rilevante della scocca rispetto al portale e si possono considerare attendibili i risultati ottenuti dalla prova.

Misurati gli spostamenti ottenuti dal trasduttore a contatto con l'asta posta all'altezza della zona degli attacchi anteriori delle sospensioni, tenuto conto dell'inflexione della trave ancorata al front bulkhead sottoposta all'azione del pistone pneumatico e verificati i comparatori si sono estrapolati i dati della prova, riassunti nella *fig. 22* e *tabella 3* sottostante;

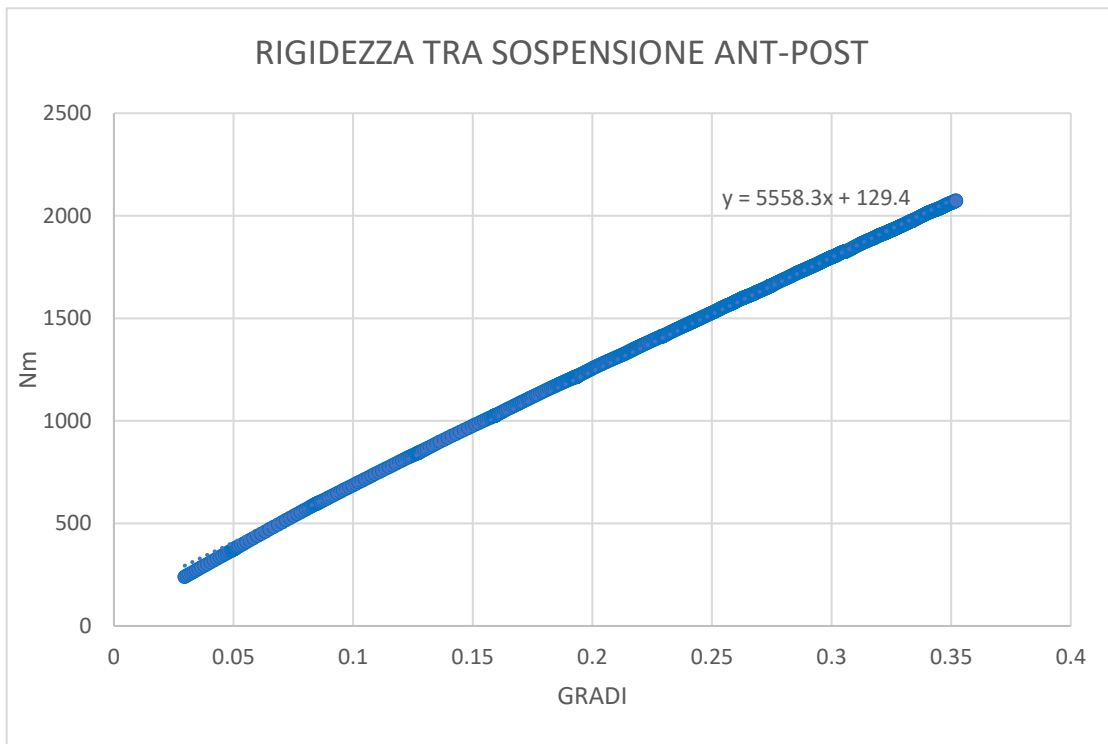


Figura 24 - Risultato della prova di torsione

P4 M	Nm/grade	ERRORE
Analisi Rigidezza Torsionale	5900	
Rigidezza Torsionale Reale	5558	6%

Tabella 3 - Comparazione dati fem e prova reale

Il risultato ottenuto mostra uno scostamento della rigidità del 6% rispetto a quella ottenuta attraverso il software FEM. Considerando la complessità costruttiva di tale manufatto in materiale composito e della difficoltà nel replicarlo all'interno di un ambiente di modellazione FEM, è un risultato di notevole importanza. Tale confronto permetterà di prevedere con elevata precisione la rigidità torsionale della futura monoscocca, e laddove sia carente rispetto alle prerogative del progetto ci consentirà di intervenire, centrando il target di progetto.

3.3 Target Monoscocca P4 Evoluzione

Tutti gli interventi che verranno successivamente analizzati hanno l'obiettivo di migliorare globalmente le prestazioni dell'assieme telaio e possono essere racchiusi in:

Obiettivi Primari

- Ottimizzazione della rigidità torsionale
- Riduzione del peso

Obiettivi secondari

- Miglioramento dell'ergonomia pilota
- Miglioramento dell'interfaccia auto-pilota (Dashboard)

Questi sviluppi però devono tenere conto dei seguenti vincoli:

- Regolamento
- Geometria invariata della monoscocca
- Budget
- Tempo

Con queste premesse si espongono le basi di partenza per la progettazione della nuova monoscocca.

Il peso attuale deriva dai seguenti contributi, che sommati portano al peso complessivo dell'assieme telaio.

SOTTO GRUPPI TELAIO	Peso [g]
Front Hoop e Sistema sterzo	4000
Main Hoop	5800
Main Hoop Brackets	956
Front Hoop brackets	771
Cinture	2541
Poggiatesta con supporti	783
Firewall e sedile	2640
Volante e Cruscotto	1128

Tabella 4 - Pesatura sottoinsiemi telaio

Monoscocca	Kg
2019	33

Tabella 5 - Peso monoscocca

Si stabiliscono così le prestazioni che rappresentano la base di partenza di questa trattazione, da cui seguiranno i vari sviluppi con l'intento di migliorarle e ottimizzarle.

Assieme Telaio	Kg
2019	51.6

Tabella 6 - Peso assieme telaio

$$\text{Rigidzza Torsionale attuale: } 5882 \left[\frac{N/m}{^\circ\text{grado}} \right]$$

CAPITOLO 4

4.1 Materiale composito

Un materiale composito è la combinazione macroscopica di due o più materiali distinti, con un'interfaccia riconoscibile che li separa. Nella sua forma più elementare un "composito" è un materiale che è composto da almeno due elementi che combinati assieme generano un nuovo materiale con proprietà diverse da quelle dei materiali che lo compongono. Nella maggior parte dei materiali compositi consiste in un materiale sfuso (matrice) e un rinforzo, aggiunto principalmente per aumentare la resistenza e la rigidezza della matrice. Questo rinforzo è solitamente in forma di fibra.

Il modulo della fibra deve essere almeno quattro volte maggiore di quello della matrice;

$$\frac{E_f}{E_m} > 4$$

(4.1)

E_f : Modulo fibra

E_m : Modulo matrice

La presenza del rinforzo conferisce alle composite caratteristiche diverse da quelle della sola matrice:

- Resistenza e rigidezza;
- Densità;
- Conducibilità elettrica e termica;
- Coefficiente di dilatazione termica;
- Coefficiente di attrito;
- Resistenza ambientale;
- Assorbimento di umidità;
- Costo;

L'elemento rinforzante più diffuso nel mondo dei compositi è il vetro, sotto forma di fibra, caratterizzato da buone proprietà meccaniche ad un costo relativamente contenuto. Utilizzato largamente nel settore marino e dell'energia rinnovabile presenta però degli svantaggi come:

- Scarsa resistenza ai carichi di fatica
- Sensibilità all'abrasione
- Elevata durezza, che comporta un'usura degli utensili di taglio e degli stampi

Tuttavia, sin dal loro primo utilizzo sotto forma di filamento incandescente per la produzione della prima lampadina a cura di Thomas Edison nel 1879, negli anni le fibre di carbonio hanno gradualmente sostituito le fibre di vetro negli ambiti come areospace e racing.

Le fibre di carbonio sposano una resistenza specifica eccezionalmente elevata, un modulo specifico elevato, un'alta resistenza a fatica e un coefficiente di dilatazione termica molto basso ad una leggerezza che difficilmente trova eguali.

Oltre a queste esistono diversi altri tipi di rinforzo come:

- Fibre Aramidiche (per applicazioni marine, areospace, racing)
- Fibre Polimeriche (per applicazioni balistiche e produzione cavi/corde)
- Fibre Ceramiche (per applicazioni ad alte temperature o di isolamento)
- Fibre Naturali (nate per il crescente interesse di impatto ambientale)

Per questo progetto, la scelta di tipologia di fibra utilizzata ricade nella fibra di carbonio, essendo tra le fibre utilizzate nell'ambito di racing quella che presenta la miglior accessibilità economica.

Oggi i materiali compositi possono essere raggruppati in tre gruppi principali:

- Compositi a matrice polimerica (PMC), sono i più comuni e saranno trattati in questo testo
- Compositi a matrice metallica (MMC)
- Compositi a matrice ceramica (CMC)

Una prima classificazione per i compositi PMC è quella tra compositi a fibre lunghe e fibre corte

- Fibra corta: Consiste in una matrice termoindurente (vinilestere/epossidica) con l'aggiunta di fibre tagliate, in genere carbonio o vetro.
- Fibra Lunga: I compositi a fibra lunga sono quelli caratterizzati dalla presenza di una fibra continua per la totalità della superficie del pezzo (a meno di tagli legati alla drappabilità).

I processi per generare i compositi a fibra lunga sono tantissimi come ad esempio RTM, PCM, Pre-Preg etc. Generalmente si usano matrici termoindurenti, ma sono sempre di più largo uso anche le matrici termoplastiche soprattutto per un discorso di minor impatto ambientale e di sostenibilità.

Le caratteristiche meccaniche che si ottengono dai materiali compositi sono il risultato di meccanismi di trasferimento di sforzi tra matrice e rinforzo. Per far sì che ciascuna delle fasi dia il proprio contributo al comportamento meccanico del composito è necessario che le sollecitazioni applicate vengano trasferite tra di esse.

Un efficace trasferimento di sforzi richiede un'estesa superficie di contatto tra le fasi oltre che un'efficiente interfaccia. Da qui ne deriva che le migliori performance verranno ottenute con compositi a fibra lunga

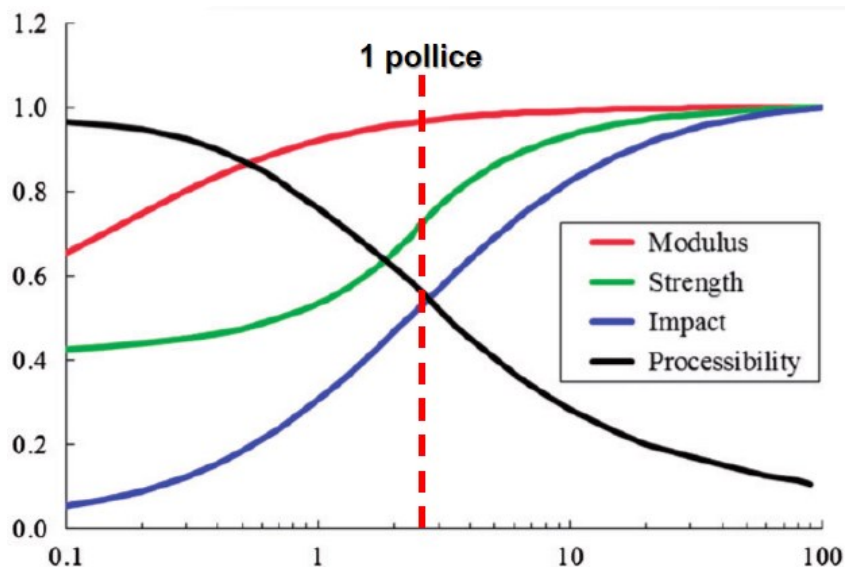


Figura 25 - Caratteristiche fibra al variare della lunghezza [2]

Tra i componenti in materiale composito a FIBRA LUNGA più diffusi, indipendentemente dal processo produttivo adottato per realizzarli, una larga diffusione è quella dei laminati.

Come la parola stessa suggerisce, i laminati sono quelli ottenuti dalla sovrapposizione di più strati o pelli, ovvero lamine.

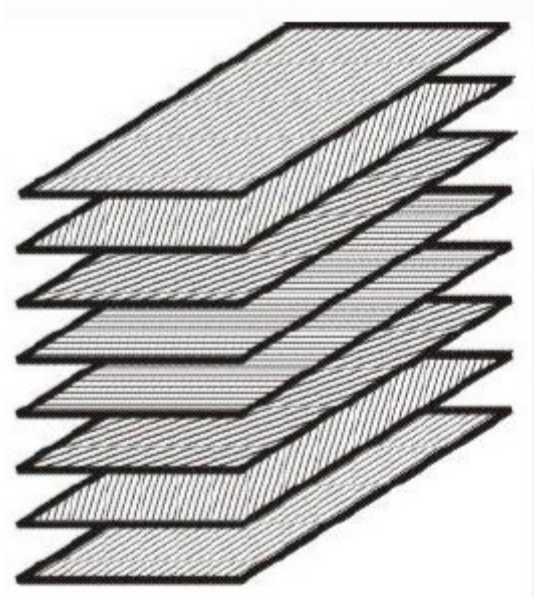


Figura 26 - Scomposizione lamina [2]

La lamina non è altro che un foglio piano assemblato mediante un intreccio o meglio ancora “tessitura” tra fibre lunghe di carbonio, vetro, aramidiche o una combinazione di queste.

Questo tessuto è tenuto insieme mediante due metodi: il primo deriva da un intreccio meccanico delle fibre stesse, mentre nel secondo caso si usa un materiale secondario per legare insieme le fibre e tenerle in posizione fornendo l’integrità sufficiente per maneggiare il tessuto.

I tipi di tessuto sono categorizzati dall’orientamento delle fibre utilizzate e dai vari metodi di costruzione utilizzati per tenere insieme le fibre.

Le principali tipologie e famigli di tessuti ed intrecci sono:

- Unidirezionale (UD)
- Biassiale
- Intrecciato
- Multi assiale
- MAT
- Altro/Casuale

Un tessuto unidirezionale (UD) è quello in cui la maggior parte delle fibre corre lungo una direzione. Una piccola quantità di fibra o altro materiale può correre in altre direzioni con la funzione principale di tenere le fibre primarie in posizione (trapuntura), sebbene le altre fibre possano anche offrire alcune proprietà strutturali. Gli unidirezionali solitamente hanno le loro fibre primarie nella direzione 0° (lungo la direzione di svolgimento del rotolo) ma possono anche averli a 90° rispetto alla lunghezza del rotolo. I veri tessuti unidirezionali offrono la possibilità di posizionare la fibra nel componente esattamente dove è richiesta la resistenza più elevata e nella quantità ottimale. Inoltre, le fibre UD sono dritte e non incrociate. Ciò si traduce nelle più alte proprietà di fibra possibili da un tessuto per la costruzione di componenti in composito. Per le proprietà meccaniche, i tessuti unidirezionali possono essere migliorati solo con un nastro unidirezionale pre preg , in cui non vi è alcun materiale secondario nel mantenere le fibre unidirezionali in posizione. In questi prodotti pre preg solo il sistema di resina (matrice) mantiene le fibre in posizione.

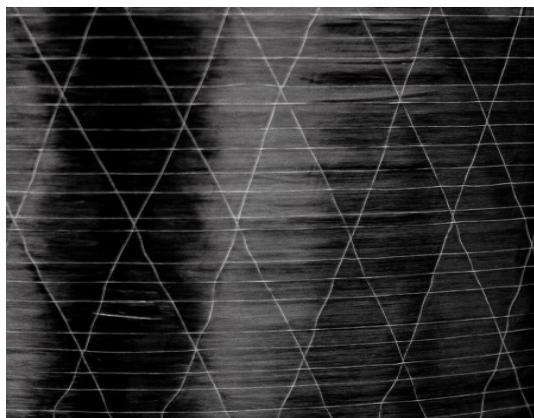


Figura 27 - Tessuto unidirezionale secco

Il tessuto biassiale non è altro che l'applicazione di due strati di unidirezionale, disposti tra di loro con un angolo, generalmente $0^{\circ}/90^{\circ}$, e dove nella maggior parte dei casi per far in modo che siano solidali tra loro, una qualche forma di trapuntatura è eseguita con un'altra fibra o filamento. Quest'ultimo aspetto, ne migliora la compattezza e se eseguita con elevata densità, ne peggiora la drappabilità. I tessuti sono prodotti dall'intreccio di fibre di ordito (0°) e fibre di trama (90°) secondo uno schema regolare o uno stile di trama. L'integrità del tessuto è mantenuta dall'interblocco meccanico generato delle fibre.

Il drappo (o drappabilità è la capacità di un tessuto di adattarsi a una superficie complessa), la levigatezza della superficie e la stabilità di un tessuto sono controllati principalmente dallo stile della trama. Il peso dell'area, la porosità e l'umidità sono determinati selezionando la combinazione corretta di fibra e il numero di fibre su centimetro quadrato. Più avanti vedremo quali sono le tipologie di tessitura più utilizzate.

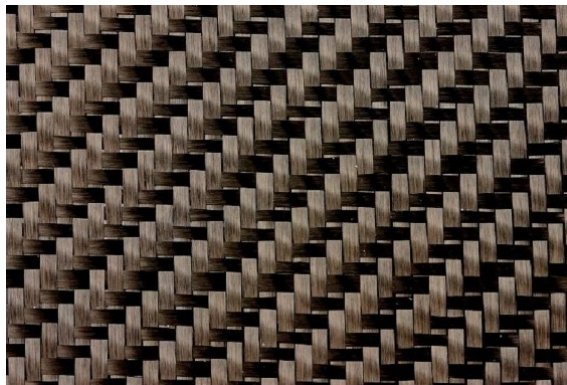


Figura 28 - Esempio di tessuto intrecciato

Le principali sequenze di intrecci che si possono trovare oggi sono:

➤ PLAIN

Ogni fibra di ordito passa alternativamente sotto e sopra ogni fibra di trama. Il tessuto è simmetrico, con buona stabilità e ragionevole porosità. Tuttavia, è la più difficile delle trame a drappare, e l'alto livello di curvatura della fibra conferisce proprietà meccaniche relativamente basse rispetto agli altri tipi di tessitura. Con fibre larghe (tex alto) questo stile di tessitura dà una curvatura eccessiva e quindi tende a non essere usato per tessuti molto pesanti.



Figura 29 - Tessuto con intreccio "plain" [2]

➤ **TWILL**

Una o più fibre di ordito si alternano di continuo su e sotto due o più fibre in modo ripetuto. Questo produce l'effetto visivo di una «costola» diagonale retta o rota al tessuto. L'impregnazione è superiore e l'intreccio in twill sopra la tessitura (tinta unita) ha solo una piccola riduzione della stabilità. Con una curvatura ridotta, il tessuto ha anche una superficie più liscia e proprietà meccaniche superiori



Figura 30 - Tessuto con intreccio "twill" [2]

➤ **SATIN**

Le tessiture Satin sono fondamentalmente tessuti twill modificati per produrre meno intersezioni di ordito e trama. Il numero di intrecci utilizzato nella designazione (in genere 4, 5 e 8) è il numero totale di fibre attraversate e passate sotto, prima che la fibra ripeta il modello. Le trame di satin sono molto piatte, hanno una buona impregnazione e un alto grado di drappeggio.

La bassa curvatura offre buone proprietà meccaniche. Le tessiture satin permettono alle fibre di essere intrecciate nella vicinanza minore e possono produrre tessuti con una trama stretta e compatta. Tuttavia, è necessario prendere in considerazione la bassa stabilità e l'asimmetria dello stile. L'asimmetria fa sì che una faccia del tessuto gestisca la fibra prevalentemente nella direzione dell'ordito, mentre l'altra faccia ha fibre che si muovono prevalentemente nella zona della trama. Bisogna fare attenzione nell'assemblare strati multipli di questi tessuti per garantire che la drappatura rispetti il plybook, altrimenti il vantaggio che conferisce in termini di performance meccaniche rischierebbe di annullarsi.

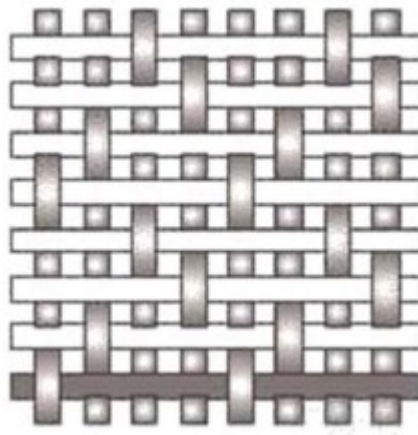


Figura 31 - Tessuto con intreccio "satin" [2]

Negli ultimi anni i tessuti **multi-assiali** hanno iniziato a trovare il favore nella costruzione di componenti compositi. Questi tessuti sono costituiti da uno o più strati di fibre lunghe trattenute da una trapuntatura secondaria non strutturale. Le fibre principali possono essere una qualsiasi delle fibre strutturali disponibili in qualsiasi combinazione. Il filo per cucitura è in genere di poliestere a causa della sua combinazione di proprietà di fibra appropriate (per legare insieme il tessuto) e costo. Il processo di cucitura consente nel combinare una varietà di orientamenti delle fibre, oltre il semplice $0^\circ/90^\circ$ dei tessuti, in un unico tessuto. I tessuti multi-assiali hanno le seguenti caratteristiche principali:

Vantaggi

I due miglioramenti chiave con tessuti multi-assiali cuciti su tessuto sono: Migliori proprietà meccaniche, principalmente dal fatto che le fibre sono sempre dritte e non arricciate e che sono disponibili più orientamenti di fibra dal numero maggiore di strati di tessuto. Migliorata la velocità di costruzione dei componenti in base al

fatto che i tessuti possono essere resi più spessi e con più orientamenti delle fibre in modo che sia necessario includere meno strati nella sequenza del laminato.

Svantaggi

La fibra di poliestere non aderisce molto bene ad alcuni sistemi di resina e quindi la cucitura può essere un punto di partenza per l'assorbimento o l'inizio di una cricca o difetto. Anche il processo di produzione del tessuto può essere lento e il costo dei macchinari elevato. Questo, insieme al fatto che le fibre tex più costose e per ottenere una buona copertura superficiale a basso peso, sono necessarie fibre più sottili; questo significa che il costo per avere una buona qualità, di tessuti cuciti, può essere relativamente alti rispetto ai tessuti. Tessuti estremamente pesanti, pur consentendo di incorporare rapidamente grandi quantità di fibra nel componente, possono anche essere difficili da impregnare con la resina senza un processo automatizzato. Infine, il processo di cucitura può raggruppare le fibre, in particolare nella direzione 0°, creando aree ricche di resina nel laminato

Spesso trovano anche vaste applicazioni tessuti non intrecciati di fibre corte definiti MAT o «nonwoven». In pratica si tratta di agglomerati di fibra corte disposte in maniera disordinata tra di loro, distribuite in rotoli o fogli. La loro diffusione è molto estesa più per il vetro che per il carbonio, anche se in commercio si trova anche la fibra di carbonio in MAT. I rotoli sono solitamente di tessuto secco, quindi non pre-impregnato, e questo ci riconduce a processi di tipo per infusione, RTM oppure manuali come con pennello, spatola o rullo. I costi sono bassi, e le applicazioni tipiche sono quelle da cantiere navale, magari con resine poliestere, dove l'impregnazione manuale deve tenere conto della possibilità di muovere la fibra durante l'applicazione. Si parla quindi di impregnazione mediante tamponamenti. Di sicuro il rapporto tra resina e fibra che ne deriva, sarà suscettibile di una enorme variabilità.



Figura 32 - Tessuto "MAT" [2]

Tornando alla discussione delle lamine, queste possono essere costituite da:

- **Pelli secche:** Di sola fibra, e la matrice addizionata in un secondo tempo (ad esempio nel processo RTM);
- **Pre-Preg:** altro metodo per ottenere un laminato è invece utilizzando delle lamine di fibre pre-impregnate.

La seconda tipologia di lamine è quella utilizzata in questo progetto. L'utilizzo di materiale Pre-Preg (Pre-Impregnato) prevede un processo di produzione schematizzato in *fig.31* Il tessuto a fibre lunghe viene impregnato nella matrice e successivamente ricoperto da una pellicola che isola il composto. Il tutto viene raccolto in un rotolo con cui viene stoccato.

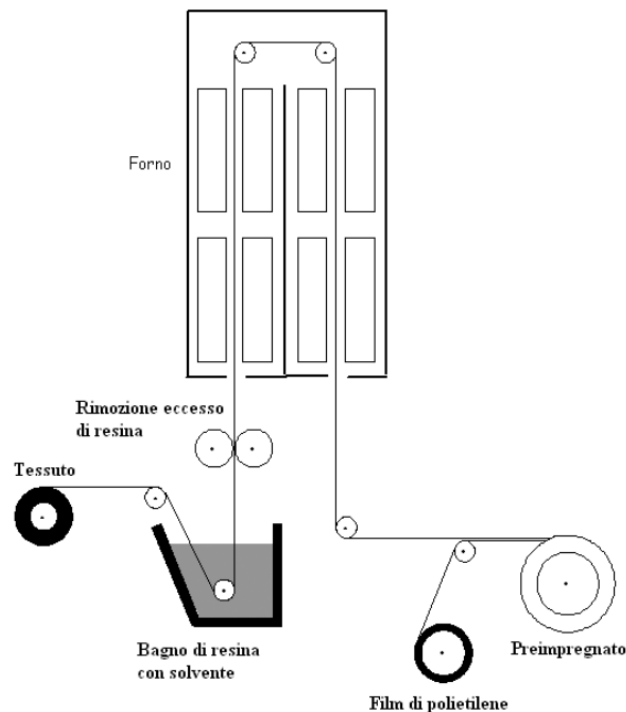


Figura 33 - Schema riassuntivo della produzione di tessuti Pre-Preg [2]

Generalmente, la matrice di resina nei Pre-Preg è parzialmente indurita (parzialmente polimerizzata) per facilitarne la manipolazione.

- Vengono conservati in un luogo fresco (-18°C) per impedire la polimerizzazione completa
- Questo Pre-Preg verrà poi riscaldato in autoclave o in forno per ottenere la completa polimerizzazione
- Il rinforzo in un Pre-Preg può essere fatto con fibre unidirezionali o tessuti

- Il Pre-Preg può essere realizzato tramite processo hot melt o in soluzione

Nel processo in soluzione le fibre o i tessuti vengono alimentati in un bagno di resina con solvente (30-40% di acetone o alcool nel caso delle epossidiche), che ha lo scopo di ridurre la viscosità e favorire la bagnatura del rinforzo

- Il tessuto impregnato è forzato in una serie di rulli che rimuovono l'eccesso di resina regolandone il contenuto
- Il tessuto saturo viene riscaldato mediante un forno di riscaldamento per l'eliminazione della maggior parte del solvente
- La temperatura del forno e la velocità di passaggio determinano la quantità di solvente rimosso e il grado di reticolazione della resina
- Il pre-impregnato viene avvolto in rotoli con un film di separazione che evita l'adesione tra i diversi strati e che deve essere rimosso prima della laminazione

Il processo a solvente presenta problemi ambientali e operativi derivanti dalla lavorazione con solvente volatile

- In più, il residuo di solvente può interferire con il processo di laminazione introducendo difetti di compattazione e/o vuoti
- Per questo, sono stati sviluppati processi di impregnazione hot melt
- Le fibre o i tessuti secchi sono convogliati tra due film continui di resina supportati da carta siliconata
- Si ha poi il passaggio attraverso un sistema di rulli di compattazione riscaldati che impongono pressione e regolano lo spessore del pre-impregnato
- A valle della compattazione il materiale passa attraverso rulli di raffreddamento prima della rimozione della carta di supporto e del taglio di regolazione della larghezza

4.2 Struttura sandwich

I pannelli sandwich costituiscono una classe speciale di materiali compositi che viene fabbricata incollando due pelli sottili e rigide ad un nucleo leggero e spesso. La struttura così composta ha un comportamento statico notevolmente migliore delle singole parti da cui è costituita.

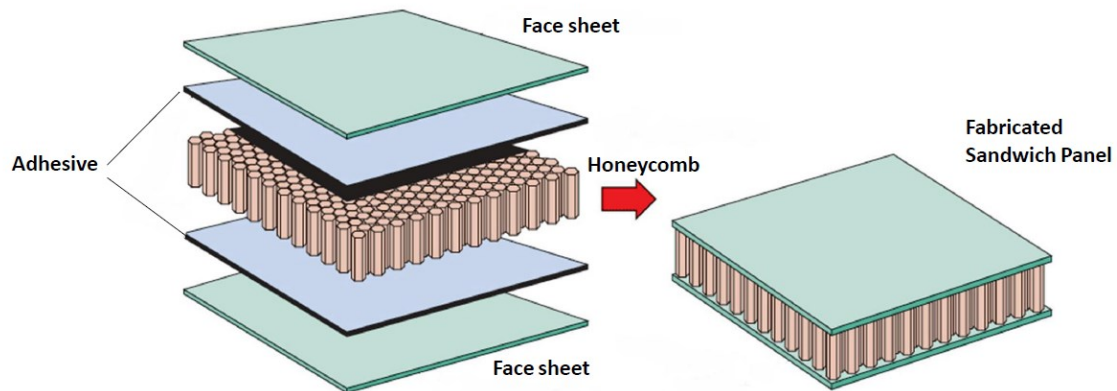


Figura 34 - Scomposizione struttura sandwich [2]

Il core è in genere un materiale leggero e poco resistente, che permette di distanziare le pelli, composte di materiale nobile e di spessore ridotto. Le pelli sono preposte alla distribuzione dei carichi nel piano, la presenza del core è invece utile ad aumentare il valore della rigidità flessionale del pannello, che dipende dalla distanza delle lamine dal piano neutro. L'impiego di tale struttura è quindi paragonabile al concetto della trave con sezione a doppia T, dove l'anima serve ad aumentare la rigidità flessionale nella direzione della stessa.

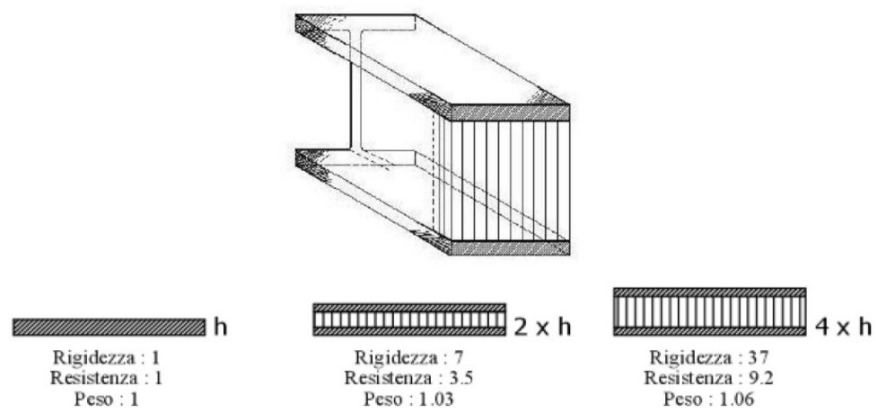


Figura 35 - Struttura trave a doppia "T" [2]

Distanziando le pelli si ottiene un incremento notevolissimo della rigidezza rispetto a un pannello costituito soltanto da uno spessore di materiale pari a quello delle due facce, con un incremento di peso ridottissimo. Per queste ragioni negli ultimi quaranta 'anni nell'industria aerospaziale si è sempre più consolidato l'impiego di pannelli sandwich.

Una trave composta da un pannello sandwich può essere equiparata ad una trave a doppia T dove le pelli rappresentano le flange della trave. Le flange sono sottoposte a trazione e compressione (come fanno le pelli del sandwich) mentre l'anima subisce i carichi di taglio (come fa il core del sandwich).

Sottoposta ad un carico di flessione la pelle superiore è sollecitata a compressione, mentre la pelle inferiore a trazione. Il core trasferisce gli sforzi di taglio derivanti dall'azione delle due facce superficiali, rendendo il suddetto pannello una struttura omogenea. Deve esserci una perfetta adesione tra core e pelli, altrimenti le tensioni tangenziali non avrebbero luogo e non si avrebbe aumento del momento d'inerzia.

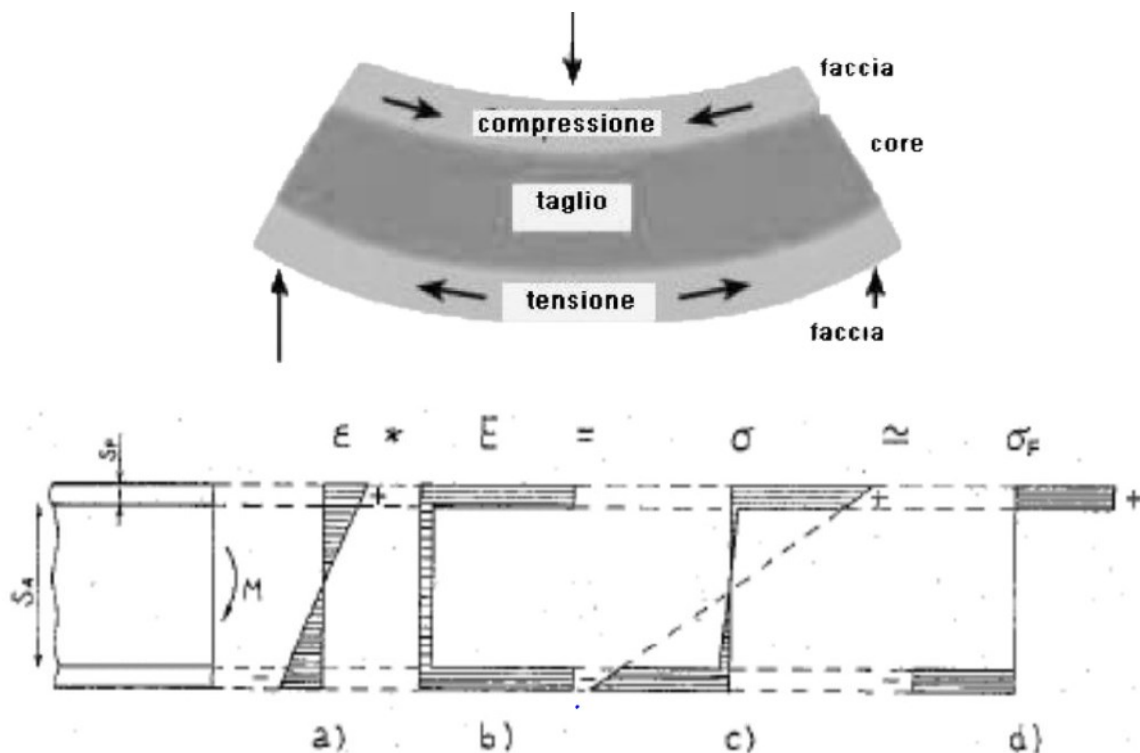


Figura 36 - Andamento delle tensioni nella struttura sandwich [2]

Esistono diverse tipologie di core come:

- Schiume
- Honeycomb
- Fibre Naturali

Ogni famiglia possiede le sue caratteristiche e proprietà che le distinguono dall'uso e dal campo di applicazione; tuttavia, queste possono essere racchiuse in dei grafici che ne mostrano le differenze.

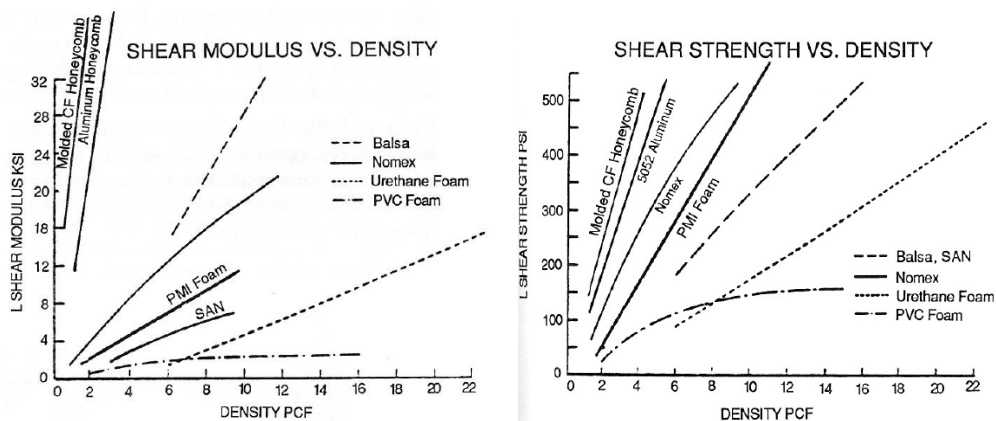


Figura 37 - Comparazione dei core più diffusi [2]

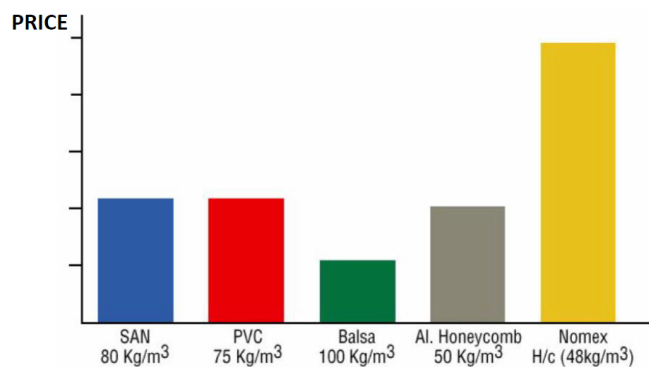


Figura 38 - Costo dei differenti core [2]

La scelta migliore risulta cadere sull'utilizzo di un core in alluminio 5052 con struttura a nido d'ape (honeycomb), più nello specifico quella con dimensioni della cella da 1/8 [inch] e spessore della parete di 0.001 [inch]. La motivazione che alimenta questa decisione risiede nel miglior rapporto prestazioni-costi.

Typical values for aluminium honeycomb Alloys 5052 – 5056 - 3003										
Type				Bare Compression		Plate Shear		Plate Shear		Crush PSI
Alloy	Cell inch	Sheet inch	Weight PCF	Strength PSI	Mod. KSI	Strength PSI"L" direc	Strength PSI"W" direc	Mod. KSI"L" direc	Mod. KSI"W" direc	
5052	1/8	.0007	3.1	270	75	210	130	45	22	130
5052	1/8	.001	4.5	520	150	340	220	70	31	260
5052	1/8	.0015	6.1	870	240	505	320	98	41	450
5052	1/8	.002	8.1	1400	350	725	455	135	54	750
5052	1/8	.003	10.0	2000	-	960	530	175	65	820

Figura 39 - Scheda tecnica Honeycomb [Appendice 1]

La tipica sequenza di operazioni che definisce un processo di produzione di materiali compositi mediante ciclo in autoclave, utilizzando materiale Pre-Preg con fibre di carbonio, può essere schematizzata nella figura seguente *fig 40*.



Figura 40 - Processo produttivo mediante ciclo in autoclave

Nei capitoli successivi verranno approfondite le varie fasi.

4.2.1 Film Adesivo

In una struttura di tipo sandwich in composito risulta di estrema importanza l'utilizzo di un adesivo adeguato. L'adesivo va interposto tra il riempitivo (core) e le pelli esterne del pannello al fine di garantire la perfetta adesione tra i diversi materiali. Senza una perfetta adesione degli strati del pannello la struttura non risulterebbe omogenea e si perderebbero i vantaggi ottenuti.

Qualsiasi tipo di adesivo utilizzato deve possedere buone proprietà meccaniche e deve essere in grado di deformarsi almeno nella stessa misura della fibra. Se così non fosse si verificherebbe una frattura dell'interfaccia tra pelli e core.

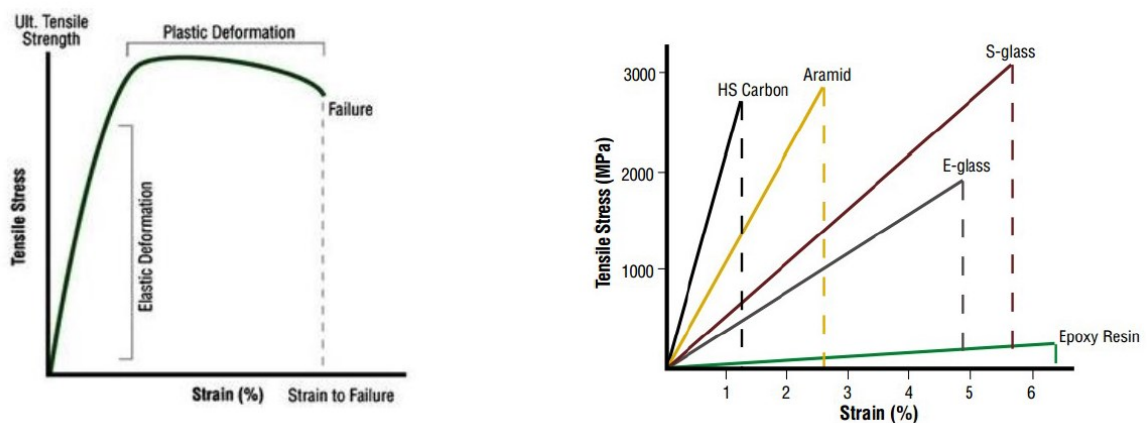


Figura 41 - Comparativa delle Curve "tensione - deformazione" [2]

Quindi essendo l'elemento che unisce tutto il laminato sandwich deve possedere buone capacità di assorbimento energetico e di deformazione prima della rottura; inoltre deve essere resistente agli agenti esterni, all'umidità e a cicli di stress costanti.

Le tipologie di adesivo sono:

- Resina Poliesteri (facile da usare e economica, ha modeste proprietà meccaniche ed elevato ritiro in fase di cura)
- Resina Vinilesteri (resistenza chimica e ambientale alta, proprietà meccaniche superiori al poliesteri, necessaria post-cura per ottenere buone proprietà, elevato costo, elevato ritiro durante la cura)

- Resina Epossidica (elevate proprietà meccaniche e resistenza all'acqua e alla temperatura, basso ritiro durante la cura; è più costosa del vinilestere e la sua manipolazione è corrosiva)

In *fig.42*, è mostrato il confronto tra le diverse famiglie di adesivo.

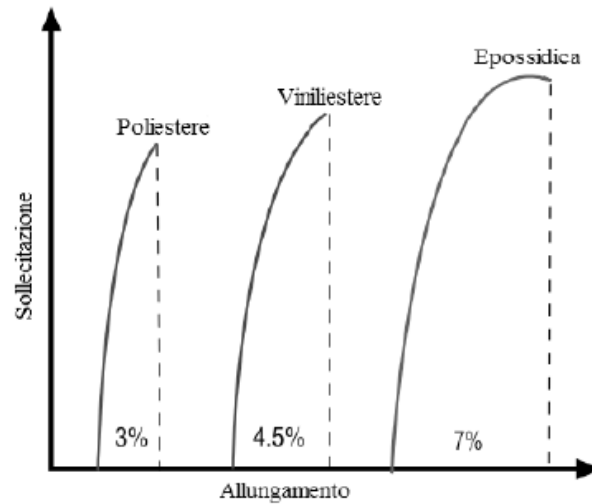


Figura 42 - Curva "tensione - deformazione" delle diverse tipologie di resine [2]

Sotto in figura viene invece mostrato in che modo lavora un pannello sandwich in composito. I due pannelli in carbonio sono quelli che lavorano e assorbono le tensioni della struttura, mentre come si può ben vedere il core mira sono ad aumentare l'inerzia della sezione resistente.

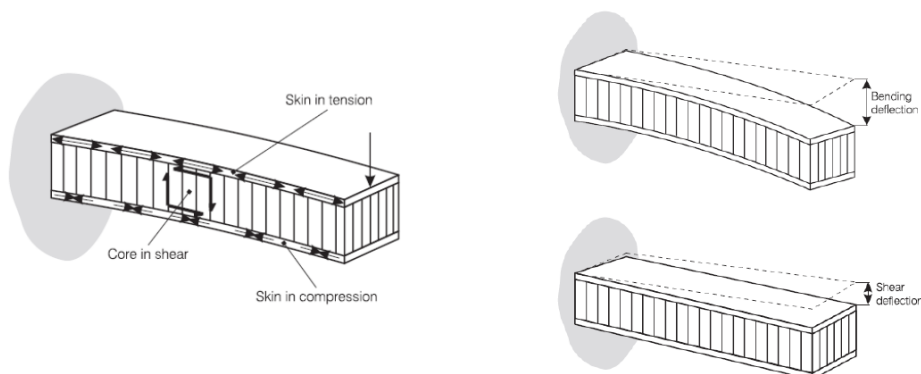


Figura 43 - Deformata a flessione di un pannello sandwich [2]

La scelta dell'adesivo da inserire nella struttura sandwich è stata presa con facilità grazie alla presenza di risultati di test già svolti negli anni precedenti.

Sono stati presi in considerazione 3 adesivi:

- Structil ST1035
- AF 120
- AX 003

Attraverso un "peel test" (figura 44), è stato mostrato come i risultati migliori a parimerito sono stati dati dallo Structil e dall'AF 120. Data la pericolosità chimica dello Structil per chi lo maneggia, è stato optato l'utilizzo dell'adesivo AF 120.



Figura 44 - "Peel Test" dei diversi tipi di adesivi

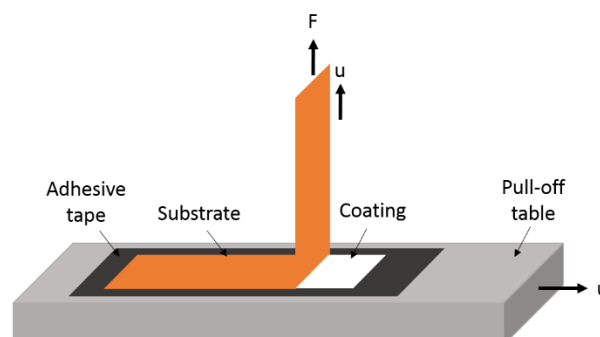


Figura 45 - Esempio di "Peel Test"

4.3 Inserti

La struttura sandwich presenta numerosi vantaggi ma presenta delle criticità nel momento in cui questa è soggetta a carichi e forze concentrati. L'alta rigidità del pannello, si riferisce ad una condizione di carico globale, ovvero su tutta la struttura mentre nel caso di carichi, per esempio di compressione locali, il pannello sandwich va incontro ad un cedimento dettato dalla presenza del core. Quest'ultimo, infatti, avendo come compito principale l'aumento dell'inerzia della sezione e il distanziamento delle pelli per un miglior comportamento meccanico, presenta delle prestazioni meccaniche molto contenute.

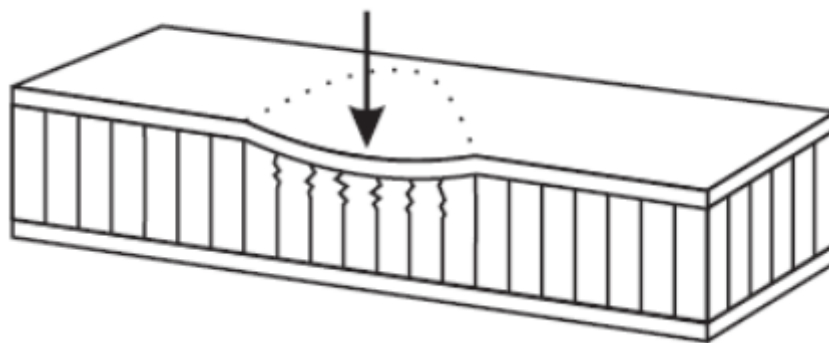


Figura 46 - Esempio di cedimento locale struttura sandwich [2]

Per risolvere queste criticità locali, legato all'insorgere di forze e carichi concentrati (come giunzioni bullonate) si utilizzano due tecniche:

- Riempimento locale delle celle mediante l'uso di resine caricate
- Utilizzo di inserti in metallo/Carbonio

Maggiore sarà il carico da sostenere e maggiore dovrà essere la superficie di pannello sandwich in cui agisce il riempitivo o l'inserto. In tal modo il carico viene ripartito su di una superficie più ampia per prevenire cedimenti.

Quindi un inserto va dimensionato in base a due fattori:

- Resistenza a compressione dell'inserto stesso per evitare il suo collasso
- Superficie inserto, affinché il carico subito localmente dal componente imbullonato non danneggi le pelli esterne del pannello sandwich sotto l'azione delle forze di taglio, che in questo caso sono inter-laminari.

Per dimensionare la superficie minima per evitare cedimenti da parte dell'area interessata dello sforzo si esegue un banale calcolo:

$$S = p_i \times t \quad (4.2)$$

$$S = \frac{F}{\tau_z} \quad (4.3)$$

Dove:

- p_i , perimetro dell'inserto
- t , spessore pelle
- S , superficie resistente
- F , Forza subita
- τ_z , resistenza a taglio fuori dal piano della lamina

Diversi sono i tipi di inserti disponibili in commercio, ma brevemente in *figura 47* si riportano i due principali tipi di inserti metallici utilizzati.

Per bassi carichi viene utilizzata una rondella con un'area di dimensioni estese in modo da smaltire la tensione generata dal collegamento bullonato su di una superficie sufficiente.

Per carichi elevati e normali alla superficie vengono co-laminate delle boccole passanti. Inoltre, localmente alla zona critica lo spessore del laminato viene intensificato mediante l'uso di patch di rinforzo visibile nella fig.



Figura 47 - tipologie di inserto usate nei compositi



Figura 48 - Patch di rinforzo posizionate in corrispondenza degli inserti

Attualmente nel telaio sono presenti degli inserti metallici in corrispondenza della maggior parte dei collegamenti bullonati. Le tipologie sono due:

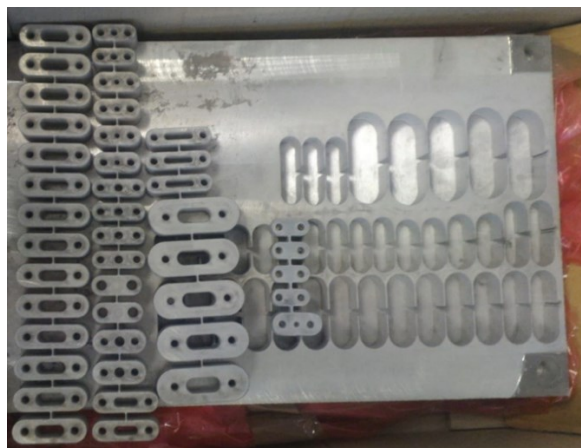


Figura 49 - Inserti metallici utilizzati nel telaio precedente

➤ **Inserto asolato**

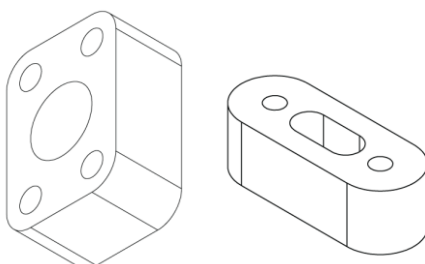


Figura 50 - inserti asolati

➤ Insetto cilindrico

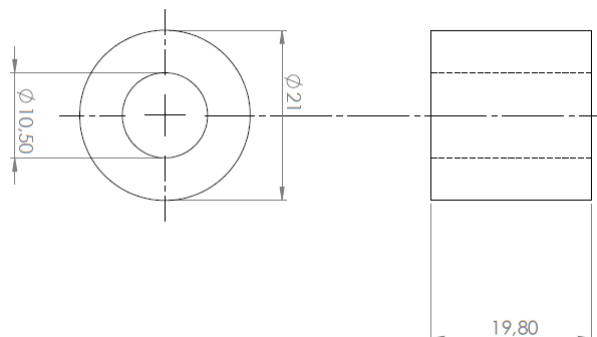


Figura 51 - Sezione inserti cilindrici

L'obiettivo è quello di diversificare materiale, forme e tipologia di inserti, introducendo l'uso degli inserti in carbonio e l'utilizzo di una resina riempitiva laddove l'inserto risulta essere non necessario.

Tipo	Quantità	Volume [mm ³]	Inserto in alluminio [g]	Inserto in CFRP [g]	Pasta riempitiva [g]
FRONT WING	4	1339	14.1	3.55	
REAR WING	4	2342	24.8	1.24	
ANTI PITCH	2	9154	48.5	24	
C-32 SUSPENSION	14	14694	545.1	273	
C-38 SUSPENSION	4	16420	174.0	87	
C STEERING BOX	4	1623	17.2	8.60	
BELT	4	6170	65.4	32.7	
DAMPER	1	2012	5.3	2.67	
DAMPER	2	2257	11.9	5.98	
ROCKER	4	5397	57.2	28.6	
ROCKER	4	3870	41.0	20	
SEAT	2	2342	12.4	621	
ENGINE SUPPORT	8	2655	56.2	28	
STEERING WHELL	4	1011	Non presente	5.36	
MAIN HOOP	16	2401	101	Inserto non necessario.	76.8
FRONT HOOP	6	2401	38	Sufficiente	28.8
PEDAL	14	1991	73	Pasta riempitiva	55.7
CLUTCH-LEVER-MAIN HOOP	3	8806	70		52.6
	2	1816	9		7.2

Tabella 7 - Comparazione inserti P4M/P4 Evoluzione (Evo)

PESO INSERTI P4M [g]	PESO INSERTI P4 Evo [g]	RIDUZIONE PESO
1367.09	760.10	44.40%

Tabella 8 - Comparazione peso inserti P4M/P4 Evoluzione (Evo)

Tuttavia, non verranno trattati in maniera approfondita non essendo di complicato dimensionamento.

In corrispondenza di ogni inserto che verrà piazzato durante la laminazione, per migliorare la stabilità locale, la distribuzione del carico e la resistenza locale sotto l'azione dei carichi esterni, gli inserti sono soliti essere ricoperti con una sorta di "cappuccio" e successivamente si applicano in prima e seconda pelle degli strati locali di rinforzo che vengono chiamati "patch"

	RINFORZO 1° PELLE			CAPPUCCI		H O N E Y C O M B	RINFORZO 2° PELLE		
	370	370	200	200	370		200	370	370
C SCATOLA STERZO (X4)		60x75	30x50	60x80	90x105		30x50	60x75	
C SOSPENSIONI 32 (X14)	105x150	75x120	45x90	95x150	125x170		45x90	75x120	105x150
C SOSPENSIONI 38 (X4)	105x150	75x120	45x90	95x150	125x185		45x90	75x120	105x150
ROCKER ANT (X4)		85x60	55x30	80x105	110x135		55x30	85x60	
ROCKER POST (X4)		60x80	30x50	90x105	110x135		30x50	60x80	
DAMPER ANT (X2)		60x80	30x50	60x80	90x110		30x50	60x80	
DAMPER POST (X2)		60x80	30x50	90x105	90x135		30x50	60x80	
ANTI PITCH (X2)		65x95	35x65	85x120	105x150		35x65	65x95	
ALA ANT (X4)			D30	D100			D30		
ALA POST (X6)		D60	D30	D110			D30	D60	
SUPPORTI MOTORE (X8)		D60	D30	D110	D140		D30	D60	
ATTENUATORE (X8)		D60	D30	D110			D30	D60	
SEDILE (X4)			D30	D110			D30		
CINTE (X4)	D90	D60	D30	D120	D150		D30	D60	D90
PEDALE FRENO (X1)		190x300	60x270				60x270	190x300	
SUPPORTO STERZO (X4)			D30	D110	D140		D30		

Tabella 9 - Lista e dimensioni patch di rinforzo per inserti

CAPITOLO 5

Tutti gli argomenti trattati in questo capitolo possono essere approfonditi con la lettura della tesi realizzata da Lorenzo Bongelli, membro del reparto telaio che mi ha affiancato durante tutta la fase di caratterizzazione dei materiali.

5.1 Tipologia stampi

Per quanto riguarda la realizzazione della monoscocca e gli stampi espongo le considerazioni che hanno portato all'utilizzo degli stampi in MDF

Le varie tecnologie confrontate sono:

- Modello in Raku-Tool e stampo in carbonio
- Modello in MDF e stampo in carbonio
- Stampi diretti in Raku-Tool
- Stampi diretti in MDF

	Qualità finale	Risparmio costi di produzione	Ripetibilità del processo	Tempo di realizzazione
Modello in Raku-Tool Model e stampo in carbonio	★★★★	★	★★★★	★
Modello in MDF e stampo in carbonio	★★★★	★★	★★★★	★★
Modello diretto in Raku-Tool	★★★	★★★	★★	★★★★
Modello diretto in MDF	★★	★★★★	★	★★★★

Tabella 10 - Tabella valutazione modello e stampi

Dalle seguenti considerazioni si è scelto come tecnologia per la produzione della monoscocca un assieme di modelli diretti in MDF in funzione del budget della

squadra e dei tempi stringenti. Inoltre, per semplificare il processo di estrazione della monoscocca si è scelto di suddividere lo stampo in 9 componenti connessi tra loro mediate viti e perni di centraggio.

In questo modo è stato possibile effettuare la laminazione contemporaneamente su più stampi

Sistema di assemblaggio stampi

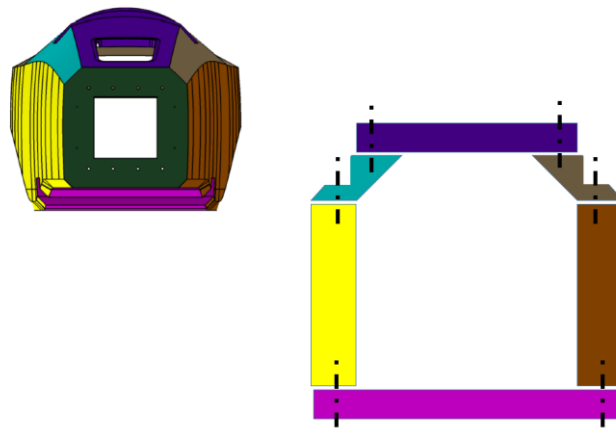


Figura 52 – Sezionamento frontale stampo

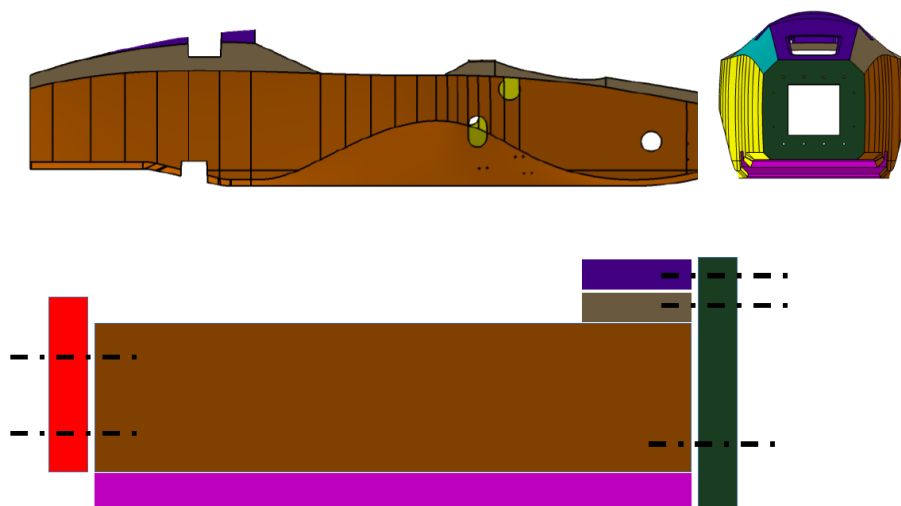


Figura 53 - Sezionamento laterale stampo

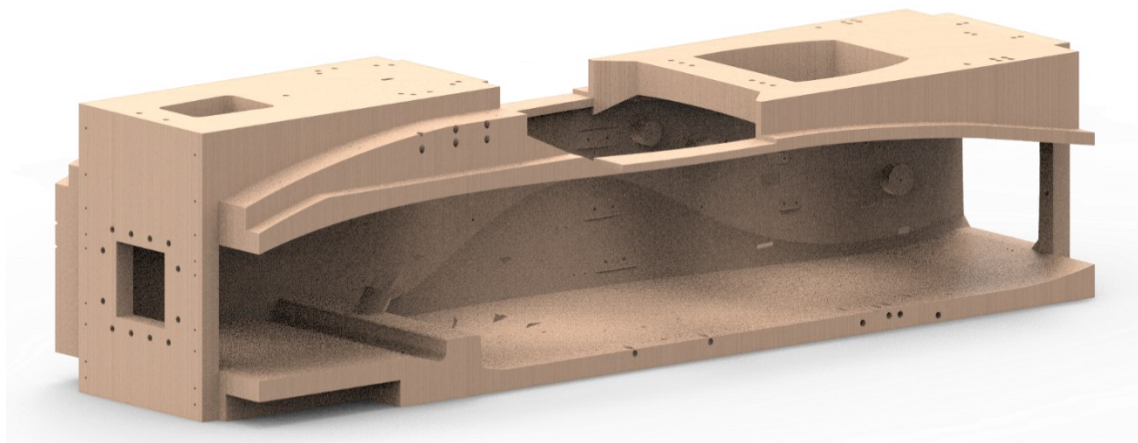


Figura 54 - Rendering dello stampo intero

In merito alle caratteristiche negative di tale tecnologia sono state effettuate le seguenti considerazioni:

- **Ripetibilità del processo:** trattandosi di una produzione prevista di 2 monoscocca in 2 anni tale fattore è poco influente sulla scelta finale
- **Qualità finale:** l'utilizzo di tale tecnologia presenta una serie di criticità legate alla temperatura e pressione di esercizio. Per sopperire a tale esigenza sono stati scelti materiali che avessero un ciclo di cura a basse temperature.

Inoltre, è stata adottata la scelta di utilizzare la tecnica ONE Shot, stampata unica di prima e seconda pelle, per ridurre il carico e il numero di cicli degli stampi per singola produzione della monoscocca, in modo da preservarne lo stato e l'integrità.

5.2 Scelta del Pre-Preg

Per quanto riguarda il materiale da usare come rinforzo, considerati i requisiti di leggerezza, ci si è concentrati sull'utilizzo di un composito formato da fibra di carbonio e resina epossidica. Essi hanno ottime proprietà meccaniche e ottime proprietà di processabilità.

Ci siamo orientati quindi verso l'utilizzo di un Pre-Preg (tessuto in fibra di carbonio già pre-impregnato).

L'utilizzo di stampi in MDF limita la temperatura massima applicabile durante il ciclo a valori circa 90°C; al di sopra di tale valore, infatti, lo stampo tende a deformarsi e deteriorarsi compromettendo il risultato e la qualità del componente finale. Tale vincolo obbliga l'utilizzo di un sistema di resina che possa curare a tali temperature.

Attraverso il nostro principale sponsor "HP COMPOSITES" sono state osservate le schede dei materiali offerti dai vari fornitori e tra i possibili la scelta è ricaduta su MicroTex. La scelta di tale fornitore è motivata oltre che dall'alto uso che la nostra azienda sponsor faceva dei materiali provenienti da MicroTex, sinonimo di affidabilità, disponibilità e background tecnico sul materiale, al costo del materiale stesso.

Per quanto riguarda la matrice è stato preso in considerazione soltanto il sistema di resina denominato E3-150, l'unico che da scheda tecnica era in grado di curare a 90°, la temperatura massima raggiungibile a causa della tipologia di stampi a disposizione.

Il tipo di rinforzo scelto risulta essere [Appendice 2]

- HS Carbon fabric 200 gsm twill 2/2 6K T800 Rc 44%
- HS Carbon fabric 380 gsm twill 2/2 12K T800 Rc 35%
- UD IMS60 E13 24K 830 Tex

La seconda (CF 380 gsm) tipologia di fibra non risultava disponibile come fornitura sotto forma di Pre-Preg insieme alla matrice scelta, entrambi presenti in scheda tecnica ma non forniti in combinazione tra quelli elencate dal fornitore.

La scelta della matrice è vincolata dalla tipologia di stampi utilizzati, ma la fibra invece no; ecco perché anche non essendo presente, ma essendo tra le fibre

proposte una delle più performanti è stato chiesto al fornitore la possibilità di ottenere tale combinazione.

Non essendo quindi reperibili i dati da scheda tecnica, partendo dalla conoscenza delle prestazioni disaccoppiate di matrice e rinforzo, usando i dati e le formule presenti in letteratura riguardo la micromeccanica dei compositi, si è potuto risalire con approssimazione alle proprietà del pre preg fabbricato ad hoc.

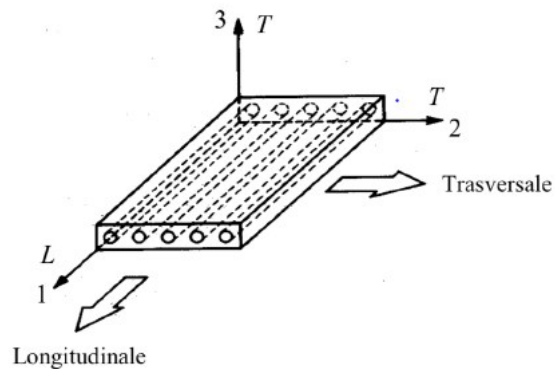


Figura 55 - Direzioni principali di un tessuto [2]

$$\frac{G_{LT}}{G_m} = \frac{1 + \eta V_f}{1 - \eta V_f} \quad \text{con} \quad \eta = \frac{(G_f/G_m) - 1}{(G_f/G_m) + 1} \quad \text{Relazione di Halpin-Tsai}$$

(5.1)

$$\frac{E_T}{E_m} = \frac{1 + \zeta \eta V_f}{1 - \eta V_f} \quad \text{con} \quad \eta = \frac{(E_f/E_m) - 1}{(E_f/E_m) + \zeta} \quad \text{Relazione di Halpin-Tsai}$$

(5.2)

$$E_c = E_f V_f + E_m V_m \quad \text{Regola delle miscele}$$

(5.3)

Con:

- G_{LT} Modulo elasticità tangenziale lamina
- G_m Modulo elasticità tangenziale matrice
- G_f Modulo elasticità tangenziale fibre
- V_m Rapporto volumetrico matrice
- V_f Rapporto volumetrico fibre
- E_m Modulo di Young matrice
- E_f Modulo di Young fibra
- E_c Modulo di Young composito
- ζ parametro empirico
 - $\zeta = 2$ Fibre a sezione quadrate o circolari
 - $\zeta = 2a/b$ Fibre a sezione (rettangolare ($a \times b$) con a nella direzione del carico

Si giunge così alla stima delle principali caratteristiche meccaniche nel piano del tessuto Pre-Preg realizzato su nostra richiesta

E_x	E_y	G_{xy}	ν_{xy}
77.8 [GPa]	77.8 [GPa]	4.1 [GPa]	0.029

Tecnica One Shot

A differenza dei processi di cura tradizionali, la tecnica One Shot prevede un unico ciclo di cura di prima e seconda pelle. Questo limita il valore massimo di pressione applicabile alla resistenza dell'honeycomb utilizzato, nel nostro caso circa 2 bar. L'efficacia di tale tecnica è stata avvalorata confrontandone le prestazioni con provini realizzati mediante un processo di produzione convenzionale.



Figura 57 - Test flessione a 3 punti

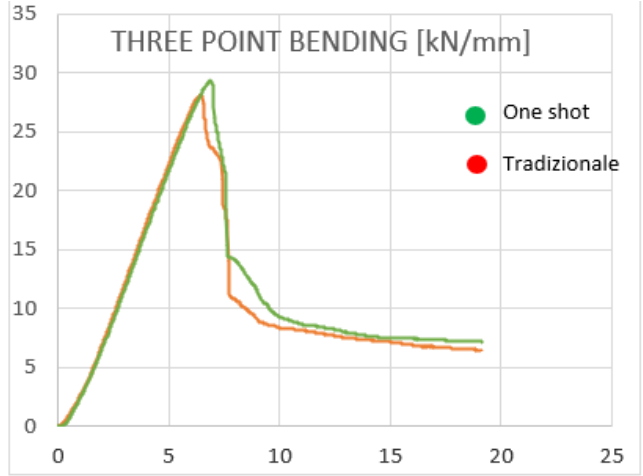


Figura 56 - Confronto tecniche di produzione nel test di flessione a 3 punti

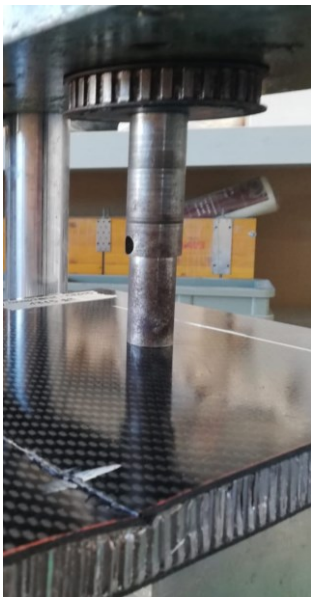


Figura 58 - Shear test

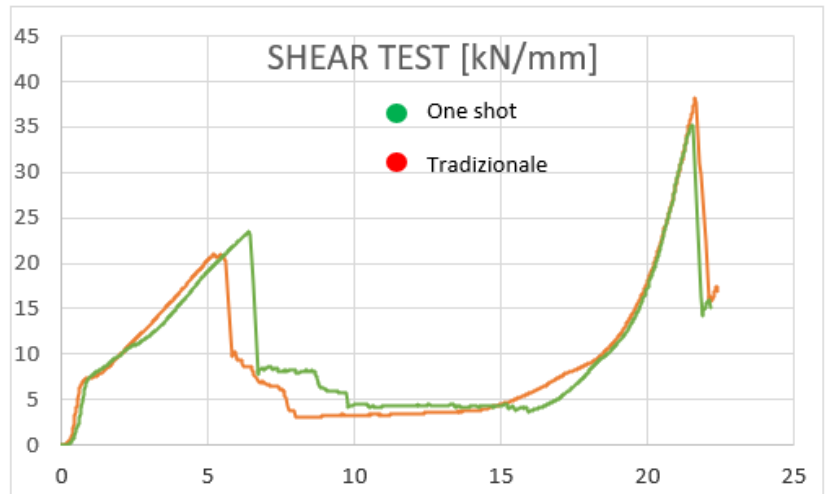


Figura 59 - Confronto tecniche di produzione nello shear test

5.3 Normative

La caratterizzazione di un materiale è un aspetto fondamentale da tenere in considerazione durante la progettazione dei componenti. Conoscere le proprietà di un materiale permette di individuarne i limiti di utilizzo.

Nella progettazione con i materiali compositi è prassi consolidata valutare le caratteristiche della singola lamina a partire da quelle dei singoli componenti, fibra e matrice, utilizzando le relazioni della micromeccanica. Tale approccio, specie utilizzando uno strumento di calcolo, ha il vantaggio di permettere una rapida valutazione delle proprietà della singola lamina e quindi del laminato utilizzando la teoria classica dei laminati.

Seppur stimabili con buona approssimazione le proprietà elastiche della lamina, meno attendibili risultano le previsioni teoriche circa la resistenza reale; è quindi buona norma per i materiali compositi fare riferimento a risultati sperimentali relativi allo stesso materiale o, in assenza di questi, a materiali simili. In particolare modo nel settore dei compositi, le prove di caratterizzazione sono necessarie poiché le proprietà del prodotto sono fortemente influenzate dal processo produttivo.

Le prove sperimentali sui compositi permettono di determinare sia le caratteristiche elastiche, sia la resistenza meccanica della lamina ortotropa. Per svolgere correttamente questa prova e rendere attendibili i risultati si fa riferimento alle normative di riferimento per materiali compositi.

In particolare, si fa riferimento alle seguenti normative ASTM (American Society for Testing and Materials):

- ASTM D3039 -Standard test method for tensile properties of polymer matrix composite materials [Appendice 3]

Questo metodo di prova determina le proprietà a trazione, nel piano, di materiali compositi a matrice polimerica rinforzati da fibre ad alto modulo. Le fibre del composito devono essere continue o discontinue e il laminato simmetrico e bilanciato rispetto alla direzione di applicazione di carico.

Un provino sottile a sezione rettangolare costante è montato tra gli afferraggi di una macchina per test meccanici di trazione e caricato mono assialmente mentre si registra la forza applicata fino alla rottura del provino stesso. La tensione di rottura può essere valutata a partire dalla forza massima registrata in corrispondenza della rottura del campione. Se la

deformazione del campione è monitorata costantemente durante la prova, da estensometro elettrico o da estensimetri incollati sulla superficie del provino, allora può essere determinata direttamente la correlazione fra tensione e deformazione

- ASTM D3518 – Standard test method for in-plane shear response of polymer matrix composite materials by tensile test of a $\pm 45^\circ$ laminate [Appendice 4]

Questo metodo determina la risposta a taglio, nel piano, di materiali compositi a matrice polimerica rinforzati da fibre ad alto modulo. Il composito in questione è un laminato a fibre continue disposte a $\pm 45^\circ$ rispetto alla direzione di carico.

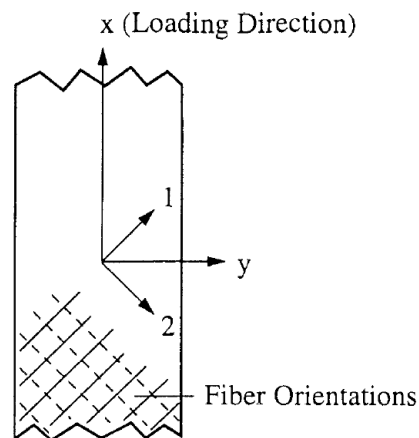


Figura 60 - Provino in composito [2]

Il laminato è sottoposto ad una prova di trazione in accordo con la medesima metodologia della normativa D3039, descritta precedentemente, con specifiche restrizioni riguardanti lo spessore del provino e la stratificazione del laminato. La resistenza a taglio è determinata direttamente, nel sistema di riferimento scelto e concorde con quello riportato nella *figura 60*, dal carico assiale applicato. Le deformazioni a taglio, invece, sono determinate a partire dai dati acquisiti da degli appositi sistemi di acquisizione durante la prova. In questa tipologia di prova si può verificare un eccessivo riallineamento delle fibre nel caso di matrice duttile, interfaccia matrice-fibre debole, eccessivo spessore del provino con stratificazione non conforme alla norma. È proposta una regola generale per cui avviene la rotazione della fibra di 1° ogni 2% di deformazione assiale. Tale fenomeno, se non controllato, porterebbe ad una violazione inaccettabile del principio su cui la prova si

basa, ovvero che le fibre siano disposte a $\pm 45^\circ$. Per questo motivo la prova viene fatta terminare quando si raggiunge il 5% della deformazione di taglio. Se la rottura non avviene entro questo intervallo, la prova può anche essere condotta fino a rottura ma i dati devono lo stesso essere troncati al raggiungimento di tale valore. La resistenza massima a taglio è quella corrispondente al valore di deformazione raggiunto.

- ASTM 2344 – Standard test method for short beam strenght of polymer matrix composite materials and their laminates [Appendice 5]

Questo metodo di prova determina la resistenza a flessione di una trave corta in materiale composito rinforzato da fibre ad alto modulo. Il provino è un laminato rettangolare fino a 6 mm di spessore, sottoposto a flessione a tre punti (Figura 23).



Il provino viene centrato tra i due supporti, di forma cilindrica di diametro pari a 3 mm, con le due estremità libere e sporgenti in modo da permettere eventuali spostamenti laterali durante la prova. Un punzone, anch'esso di forma cilindrica e di diametro pari a 6 mm, solidale ad un pistoncino mobile applica il carico a velocità costante di 1 mm/min e mette in flessione l'intero provino. Il punzone agisce perfettamente lungo l'asse di simmetria del provino.

La prova mira a definire il parametro ILSS (Inter Laminar Shear Strenght) parametro che indica il carico massimo sopportabile prima che avvenga il fenomeno di delaminazione. Tale parametro risulta indispensabile per la corretta stratificazione delle zone sottoposte ad alti carichi concentrati in cui andranno inseriti e dimensionati gli inserti.

I test relativi alle prime due normative sono stati svolti nei laboratori dell'Università Politecnica delle Marche utilizzando le macchine di prova e le attrezzature del dipartimento DIISM, mentre per la normativa ASTM 2344 i test sono stati affidati ad HP Composites per mancanza di attrezzatura idonea al corretto svolgimento della prova.

5.4 DSC

Di elevata importanza, quando si caratterizzano i compositi, è di studiare il materiale utilizzando lo stesso processo e parametri di processo che si intendono adottare per la realizzazione del componente in studio. Infatti, al variare del processo e dei suoi parametri, diverse sono le caratteristiche meccaniche che si otterranno dal materiale.

È fondamentale quindi, considerando i vincoli di processo a cui la realizzazione della monoscocca è soggetta a causa della tipologia di stampi utilizzati, andare a definire e mettere a punto il processo termico di cura al fine di replicare quest'ultimo per ricavare i provini da utilizzare per la caratterizzazione e rendere soprattutto coerenti i risultati rispetto alle caratteristiche meccaniche che otterremo nella monoscocca.

La calorimetria differenziale a scansione, nota anche con la sigla DSC (Differential Scanning Calorimetry), è, insieme all'analisi termica differenziale (DTA), la principale tecnica di analisi termica utilizzabile per caratterizzare molti tipi di materiali, tra cui polimeri, metalli e materiali ceramici.

Il principio di base di questa tecnica consiste nel ricavare informazioni sul materiale riscaldandolo o raffreddandolo in maniera controllata. In particolare, la tecnica DSC si basa sulla misura della differenza di flusso termico tra il campione in esame e uno di riferimento mentre i due sono vincolati a una temperatura variabile definita da un programma prestabilito.



Figura 61 - Macchina per analisi DSC [2]

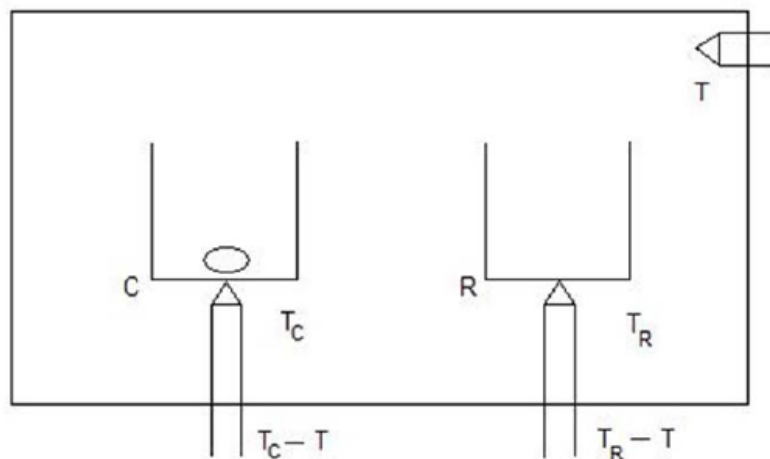


Figura 62 - Schema DSC [2]

La macchina viene predisposta mettendo sugli alloggiamenti due crogioli identici (detti coppelline) scelti in modo da resistere alle temperature di prova senza interagire con il campione in esame. Uno dei due crogioli rimarrà vuoto in quanto servirà come riferimento per la misura differenziale. Se la macchina a disposizione è fornita di bilancia è meglio caricare il materiale solo dopo aver tarato la bilancia con il peso dei crogioli vuoti in modo da avere una misura precisa della massa inserita del campione.

Tramite l'unità di controllo si chiude ermeticamente la fornace in modo da isolare l'ambiente di prova dall'esterno. Una volta inserito il programma termico (solitamente una rampa lineare di temperatura), all'interno della fornace contenente il materiale da analizzare viene creata un'atmosfera inerte con un flusso

continuo ed uniforme di Ar o N₂. Una volta iniziata la prova, il calore ceduto dalla fornace riscalda sia il campione che il provino di riferimento in egual modo. Ogni variazione di temperatura tra i due è dovuta a fenomeni che insorgono nel materiale da analizzare: una reazione esotermica innalzerà la temperatura del campione mentre una endotermica farà l'opposto.

Durante tutto l'arco dell'esperimento un sistema di termocoppie raccoglie i dati di temperatura e li invia ad un elaboratore che mediante un apposito software li elabora per generare l'uscita per l'utente. Una volta terminata la prova il sistema di raffreddamento permette all'operatore di aprire la macchina e rimuovere i crogioli.

Introducendo delle opportune approssimazioni, è possibile analizzare quantitativamente il meccanismo di funzionamento del calorimetro dimostrando che il flusso termico differenziale (dato dalla differenza tra il flusso di calore che dovrebbe essere erogato dallo strumento al campione e al provino di riferimento in modo da mantenerli in equilibrio termico secondo lo schema di temperature impostato per la prova) è direttamente proporzionale alla differenza di temperatura tra campione di riferimento e campione in analisi.

È quindi giustificato il principio di funzionamento dello strumento che misura tramite termocoppie la differenza di temperatura tra il campione e il riferimento per stimare il flusso termico delle reazioni che avvengono all'interno del materiale in quanto direttamente proporzionali tra loro.

L'obiettivo di questa prova è utilizzare i risultati per mettere a punto un processo di cura in grado di far raggiungere il corretto grado di reticolazione della matrice e la più alta temperatura di transizione vetrosa possibile. Il grado di reticolazione è direttamente collegato alle caratteristiche meccaniche raggiunte dalla matrice mentre la temperatura di transizione vetrosa rappresenta la temperatura alla quale il polimero che costituisce la matrice passa da uno stato amorfo vetroso ad uno stato amorfo gommoso, perdendo progressivamente le sue proprietà a seguito di un aumento di viscosità. Quest'ultimo aspetto è molto importante per cautelare e preservare l'integrità della monoscocca laddove questa sia sottoposta a flusso di calore continuo, come ad esempio il vano dove viene alloggiato il motore endotermico che spinge la vettura.

A seguito di numerosi test si riportano di seguito i risultati progressivi della messa a punto del ciclo di cura.

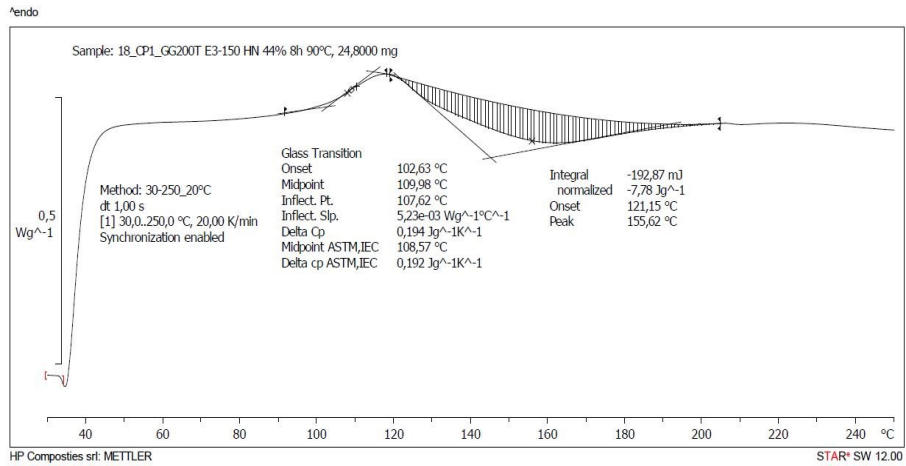


Figura 63 - Risultato DSC per ciclo di cura di 8h 90° - 2 bar

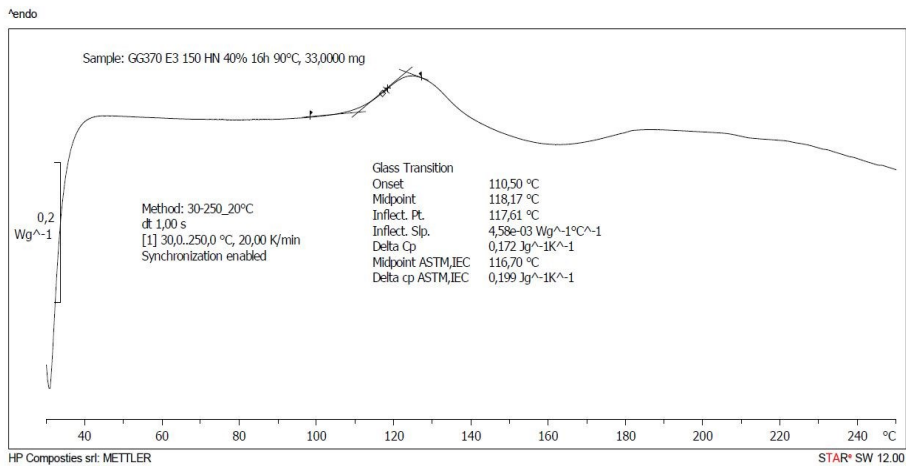


Figura 64 - Risultato DSC per ciclo di cura 16h 90°

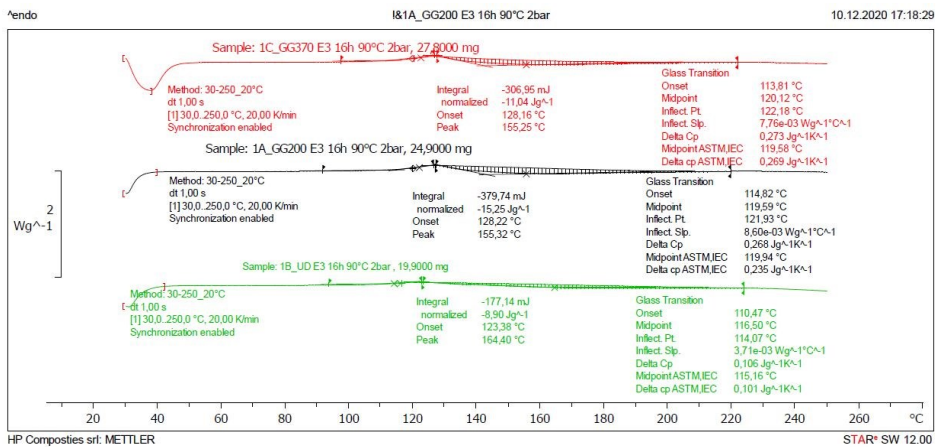


Figura 65 - Confronto risultato DSC per i diversi tessuti 16h 90° a 2 bar + post-cura di 2h 125°

La post cura è una tecnica di cura che si affianca e pospone alla cura principale del componente. Come nel nostro caso, se la temperatura raggiungibile durante il ciclo principale è limitata da cause esterne, è suggeribile eseguire questo ulteriore ciclo più breve ma ad una più alta temperatura.

Il componente viene estratto dallo stampo al termine del ciclo principale e vincolandolo opportunamente per prevenire deformazioni, a causa della temperatura di transizione vetrosa, lo si sottopone alla post cura che ha come scopo quello di aumentare e concludere il processo di reticolazione della matrice qual ora il ciclo principale non sia stato sufficiente e aumentare la temperatura di transizione vetrosa. Per prevenire difetti a seguito di questo ciclo è bene ponderare il tasso di salita di temperatura all'inizio del processo e vincolare opportunamente il componente per evitare deformazioni indesiderata.

Di seguito si riportano le immagini del ciclo impostato nell'autoclave.

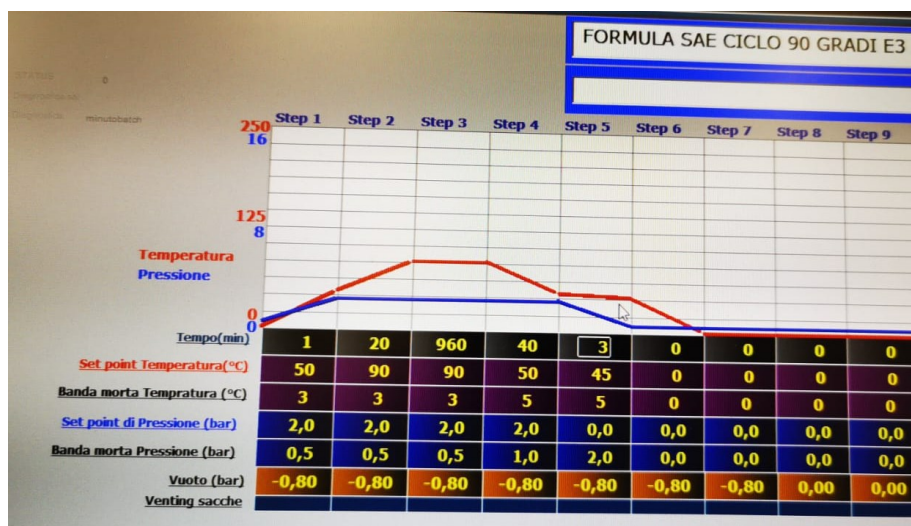


Figura 66 - Impostazione ciclo di cura all'interno del software di gestione dell'autoclave

Per ogni tipologia di componente realizzato per studiare le caratteristiche del materiale e dimensionare la monoscocca è stato svolto il ciclo riportato.

5.5 Dimensionamento dei provini e Tabs

Il passo successivo alla scelta del materiale, allo studio delle normative, alla messa a punto del ciclo di cura è il calcolo delle dimensioni di tutti i provini e la quantità con cui ogni tipologia verrà realizzata.

Durante il dimensionamento di un provino da sottoporre a test, due sono gli aspetti principali sui cui focalizzarsi:

- Dimensioni e rapporti tra queste, definiti dalle normative
- Carico massimo applicabile dalla macchina utilizzata nei test

Analizzando il primo punto si può constatare come per ogni normativa le dimensioni raccomandate del provino sono le seguenti:

ASTM D3039

Parameter	Requirement
Coupon Requirements:	
shape	constant rectangular cross-section
minimum length	gripping + 2 times width + gage length
specimen width	as needed ^A
specimen width tolerance	±1 % of width
specimen thickness	as needed
specimen thickness tolerance	±4 % of thickness
specimen flatness	flat with light finger pressure
Tab Requirements (if used):	
tab material	as needed
fiber orientation (composite tabs)	as needed
tab thickness	as needed
tab thickness variation between tabs	±1 % tab thickness
tab bevel angle	5 to 90°, inclusive
tab step at bevel to specimen	feathered without damaging specimen

Fiber Orientation	Width, mm [in.]	Overall Length, mm [in.]	Thickness, mm [in.]	Tab Length, mm [in.]	Tab Thickness, mm [in.]	Tab Bevel Angle, °
0° unidirectional	15 [0.5]	250 [10.0]	1.0 [0.040]	56 [2.25]	1.5 [0.062]	7 or 90
90° unidirectional	25 [1.0]	175 [7.0]	2.0 [0.080]	25 [1.0]	1.5 [0.062]	90
balanced and symmetric	25 [1.0]	250 [10.0]	2.5 [0.100]	emery cloth	—	—
random-discontinuous	25 [1.0]	250 [10.0]	2.5 [0.100]	emery cloth	—	—

Figura 67 - Specifiche normativa ASTM D3039

ASTM 3518

Le geometrie dei provini devono essere in accordo con quanto riportato nella normativa D3039; perciò, non verranno elencate qui di seguito. La larghezza raccomandata è di 25 mm e la lunghezza tra 200 e 300 mm. L'unica differenza sta nella sequenza di stratificazione del provino poiché va ad influenzare il comportamento a taglio. Per tale motivo, la normativa prevede la seguente sequenza di stratificazione: [+45/-45]

ASTM 2344

La normativa [19] regola le dimensioni dei provini da testare attraverso l'utilizzo di rapporti ben definiti tra lunghezza, larghezza e spessore. Di fondamentale importanza è lo spessore del provino (non trascurabile e pari ad almeno 2 mm), infatti da esso dipendono tutte le altre dimensioni.

In particolare, abbiamo:

Lunghezza = spessore \times 6

Larghezza = spessore \times 2

Tuttavia, per tale prova, ci si è limitati alla realizzazione della piastra da cui ricavare i campioni. I test sono stati svolti da HP Composites.

Il secondo punto è essenziale affinché le prove vengano svolte correttamente e terminino con la rottura del campione entro il carico massimo della macchina di test.

La macchina di prova presente nel dipartimento DIISM e utilizzata per queste prove è la Zwick/Roell Z050 (*fig.68*), capace di applicare un carico mono assiale di 50 [KN]. La sezione del provino dovrà essere dimensionata in base a tale carico.



Figura 68 - Zwick/Roell Z050

Per dimensionare la sezione dei provini si è utilizzata la seguente formula:

$$F^{tu} = \frac{p^{max}}{A}$$

(5.4)

Dove

- F^{tu} tensione massima generata dal materiale [Mpa]
- p^{max} Carico massimo raggiunto a rottura [N]
- A Area provino scomponibile in $b \times s$ [mm²]

È possibile quindi esplicitare la formula ricavando lo spessore:

$$s = \frac{p^{max}}{b \times F^{tu}}$$

(5.5)

Si riportano quindi gli spessori ricavati per ogni tipologia di provino

	Larghezza [mm]	Lunghezza [mm]	p ^{max} [N]	F ^{tu} [Mpa]	S [mm]
CF 200 GSM TWILL 2/2	20	250	40	1125	1.8
CF 370 GSM TWILL 2/2	20	250	40	1050	1.8
UD IMS65	20	250	40	6000	0.33

Tabella 11 - Caratteristiche provini per i diversi tessuti scelti

Il limite di carico applicabile è stato “limitato” a 40 [KN] per avere un margine di sicurezza rispetto al carico massimo erogabile dalla macchina di prova.

5.5 Realizzazione provini

Conclusa la fase di dimensionamento è necessario definire un numero di provini da realizzare per poter conferire una valenza statistica ai risultati estrapolati da ciascuna serie di prove e per ciascun materiale. In questo caso, l'unico vincolo da rispettare è quello del numero minimo di campioni da testare riportato nelle normative e pari a 5.

Nel nostro caso verranno prodotti:

Tipologia materiale	N° provini	Orientazione
200 gsm twill 2/2 6k T800	12	[0°/90°]
200 gsm twill 2/2 6k T800	7	[± 45°]
370 gsm twill 2/2 24k MR 60H	12	[0°/90°]
370 gsm twill 2/2 24k MR 60H	7	[± 45°]
UD IMS 65	7	[0°]

Tabella 12 - Tipi di provini da realizzare

identificato il corretto spessore con cui realizzare i provini per ciascun materiale si può determinare la stratificazione:

Materiale	Tipo di prova	Spessore prepreg [mm]	Dim. Piastra [mm]	Orientazione	Strati
370 gsm	ASTM D3039	0.37	300x450	[0°/90°]	6
	ASTM 2344				
	ASTM 3518	0.37	300x250	[± 45°]	6
200 gsm	ASTM D3039	0.2	300x450	[0°/90°]	10
	ASTM 2344				
	ASTM 3518	0.2	300x250	[± 45°]	10
UD	ASTM D3039	0.15	300x250	[0°/90°]	3

Tabella 13 - Stratificazione provini

Per la realizzazione è stato dapprima eseguito un disegno CAD per ogni tipologia di piastra. Ogni file è stato poi convertito in formato *dxf* necessario all'operatore che andrà ad impostare il percorso macchina per il taglio ad acqua da cui si ricaveranno i provini.

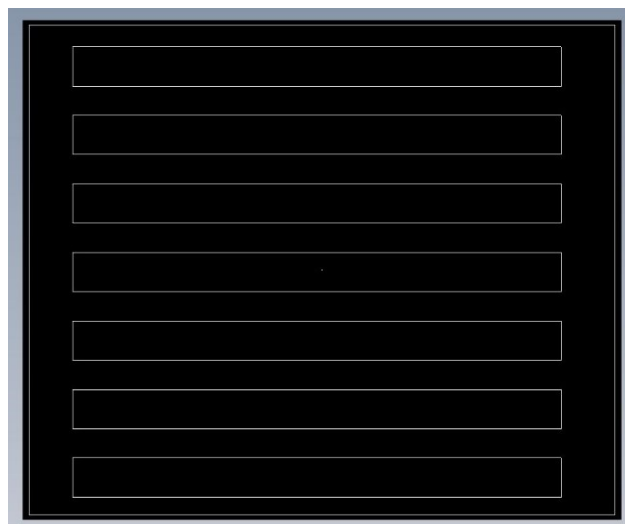


Figura 69 - Taglio .dxf per taglio provini



Figura 70 - Provini ricavati

Durante un test condotto sui materiali compositi, in presenza di un posizionamento tramite afferraggi, è bene dotare il provino di supporto definito “tabs” che aiuti a prevenire rotture anomale dovuto alla forza con cui le ganasce della macchina di prova sollecitano il provino.

I tabs sono delle piastrine realizzate, nel nostro caso, in alluminio che vanno incollate alle estremità del provino in corrispondenza delle zone di afferraggio.

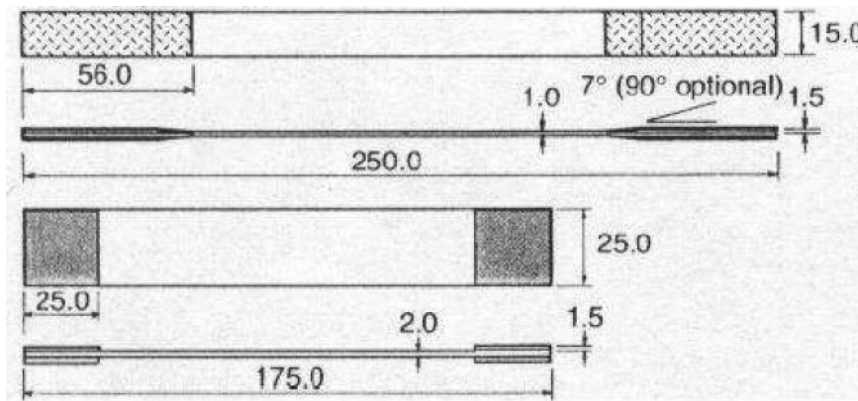


Figura 71 - Caratteristiche geometriche provino in composito [2]

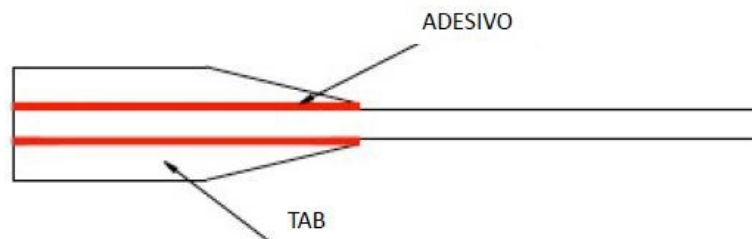


Figura 72 - Incollaggio tabs [2]

L'utilizzo di questi tabs è fortemente raccomandato in quanto l'elevata pressione di presa delle ganasce della macchina potrebbe danneggiare il provino, promuovendo e facilitando la rottura in quella specifica zona per via dell'elevata concentrazione di tensione

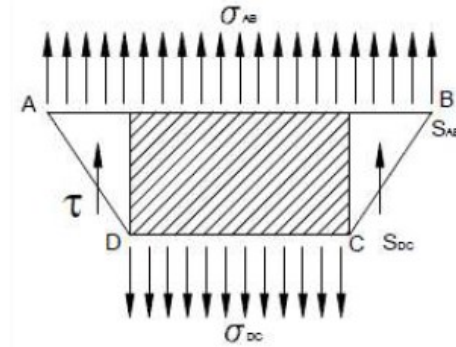


Figura 73 - Andamento delle tensioni nel provino [2]

Il carico assiale, durante la prova, è introdotto nel provino attraverso forze di taglio in corrispondenza della superficie. Poiché la resistenza a taglio è di gran lunga inferiore in questi provini, rispetto a quella di trazione, potrebbero verificarsi rotture premature, che renderebbero inutile la prova svolta. La forma del tab è rettangolare ed è preferibile realizzare uno smusso di 45° per rendere il trasferimento della tensione il più dolce possibile.

Il calcolo delle dimensioni del tab è stato effettuato considerando le indicazioni riportate nella normativa D3039

La normativa prevede il seguente calcolo da effettuare:

$$L_{min} = \frac{F_{tu} \times h}{2F_{su}}$$

Dove:

L_{min} = lunghezza minima del tab, [mm];

F_{tu} = tensione di rottura a trazione del materiale del provino, [Mpa];

h = spessore del provino, [mm];

F_{su} = massima tensione di taglio dell'adesivo, [Mpa].

In base al carico di rottura atteso, il tab deve avere lunghezza sufficiente affinché il suo incollaggio non ceda prima del provino. In pratica, il carico di taglio sull'adesivo deve essere minore del carico di rottura del provino.

Per quanto riguarda l'adesivo, nel seguente caso di studio è stato utilizzato un adesivo strutturale specifico per compositi in fibra di carbonio, ovvero l'Elantech AS 89.1/AW 89.2, del produttore Elantas. Il valore della resistenza massima a taglio, il quale dipende sia dai materiali su cui verrà applicato (nel nostro caso abbiamo un'interfaccia alluminio-carbonio) sia dal ciclo di cura a cui viene sottoposto, è stato ricavato dalla scheda tecnica e pari a 18 Mpa [Appendice 6]

200 gsm

Ultimate tensile strenght	1125	Mpa
Spessore provino	2	Mm
Shear adesivo	18	Mpa
Lunghezza minima Tab	56	mm

Tabella 14 - Dimensionamento tabs per 200 gsm

370 gsm

Ultimate tensile strenght	1100	Mpa
Spessore provino	2	Mm
Shear adesivo	18	Mpa
Lunghezza minima Tab	55	mm

Tabella 15 - Dimensionamento tabs per 370 gsm

UD IMS 65

Ultimate tensile strenght	6000	Mpa
Spessore provino	2	Mm
Shear adesivo	0.3	Mpa
Lunghezza minima Tab	50	mm

Tabella 16 - Dimensionamento tab per UD IMS 65

La preparazione dei provini si articola nelle seguenti fasi:

Molatura della superficie dei tabs e realizzazione dello smusso

La superficie dei tabs, inizialmente rettangolari con spigoli vivi, sulla quale va applicata la colla è stata irruvidita per favorire l'adesione dell'adesivo e massimizzare le prestazioni di tenuta dello stesso; è stato realizzato successivamente, lo smusso di 45°.



Figura 74 - Tab irruvidito e con smusso a 45°

Pulitura dei tabs

L'intero tab è stato pulito con alcool per eliminare le polveri, generate nell'operazione precedente, e tutte le impurità indesiderate che andrebbero a compromettere l'efficacia dell'incollaggio.

Levigatura delle estremità dei provini

Le estremità dei provini sono state levigate mediante l'utilizzo di carta vetrata al fine di preparare le superfici per l'incollaggio.

Incollaggio dei tabs

Applicazione dell'adesivo sulla superficie del tab e conseguente deposizione sul provino con l'imposizione di una minima pressione per favorire il contatto tra le due parti da incollare

Cura in forno

I provini, nella loro interezza, sono stati inseriti in un forno per permettere alla colla di indurire definitivamente, per un tempo di 2 ore a 80 °C come suggerito dalla scheda tecnica.

Il risultato del taglio dei provini, dei tabs secondo quanto stabilito e il loro relativo incollaggio è il seguente:



Figura 75 - Aspetto del provino finito

5.6 Modi di acquisizione

Durante l'esecuzione della prova, al fine di ricavare le proprietà meccaniche desiderate, è necessario acquisire costantemente sia i valori della forza applicata dalla macchina sia i valori corrispondenti di allungamento e, quindi, deformazione del provino.

Tra i vari metodi di acquisizione disponibili sul mercato, in questo caso di studio ne sono state adottate due e sono:

- Estensometro
- Correlazione Digitale di Immagini (DIC)

È necessario precisare che tali tecnologie permettono di registrare solamente i valori delle deformazioni e non quelli della forza, compito di apposite celle di carico integrate direttamente nella macchina.

Il seguito della trattazione è dedicato ad una breve descrizione del principio di funzionamento del metodo che sfrutta l'estensometro e a tutto il processo di preparazione del sistema prima dell'inizio della prova.

5.6.1 Estensometro

Durante un test di trazione di un provino, due sono i parametri principali da acquisire durante la prova:

- Forza [N]
- Spostamento [MM]

La forza viene acquisita mediante la cella di carico predisposta nella macchina di prova Zwick/Roell Z050, mentre per quanto riguarda lo spostamento i metodi a disposizione erano tre:

- Estensimetro
Strumento molto efficace ma ha lo svantaggio di acquisire soltanto i dati localmente alla sua posizione all'intero del provino.
- Traversa
Sistema molto facile e non occorre alcuna installazione dato che è integrato nella macchina di prova; tuttavia, non è un sistema molto sensibile
- Estensometro
Molto efficace e di facile installazione, deve essere ben tarato per prevenire errori di acquisizione

In seguito alla valutazione di questi 3 metodi di acquisizione si è deciso di utilizzare l'ultimo, ovvero l'estensometro.

Come si osserva nelle figure riportate, l'estensometro presenta due "bacchette" che vanno ad aggrapparsi alle estremità del provino. Dotate di un più gradi di libertà sono in grado di seguire la deformazione del provino durante la prova e soprattutto di registrare tutte le deformazioni che si verificano nello spazio che intercorre tra una bacchetta e l'altra. Potrebbe però succedere che il sistema, dotato di molle di richiamo per consentire la perfetta adesione tra le bacchette ed il provino, debbano essere tarate.

Per questo motivo prima di effettuare una prova con il materiale da testare, se ne svolge un'altra con un materiale metallico noto, con cui ricavare velocemente il parametro principale, ovvero il modulo di Young e verificare il corretto funzionamento del setup di prova.



Figura 76 - Estensometro

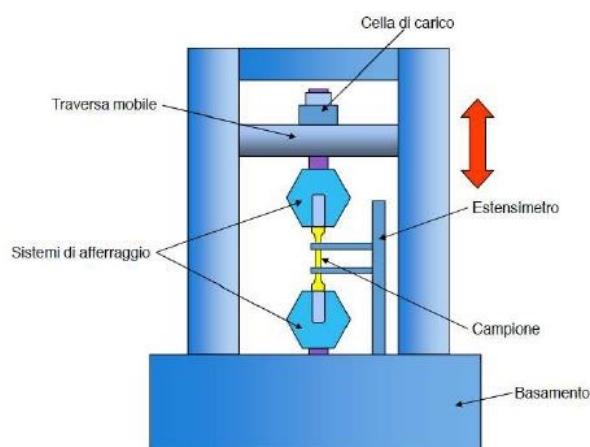


Figura 77 - Schema macchina di prova

Allestito il setup di prova, non rimane che svolgere le prove e analizzare i risultati. Il tipico output di una prova di trazione è riportato in *tabella 17*.

TRAZIONE 50 KN	
N° Provino	1
Sigla provino	1_E
Spessore	2.3 mm
Larghezza	19.9 mm
Area	45.77 mm ²
Lunghezza iniziale	50 mm
Forza standard[N]	Spostamento
3.79E+02	2.379714e-002
3.799825e+002	2.38E-02
3.811435e+002	2.379714e-002
3.822137e+002	2.379714e-002
3.829482e+002	2.379714e-002
3.837065e+002	2.379714e-002
3.844370e+002	2.379714e-002
3.854045e+002	2.379714e-002
3.863563e+002	2.469714e-002
3.871066e+002	2.469714e-002
3.878411e+002	2.469714e-002
3.887731e+002	2.469714e-002
3.896616e+002	2.469714e-002
3.905186e+002	2.469714e-002
3.912057e+002	2.469714e-002
3.919995e+002	2.469714e-002
3.928445e+002	2.469714e-002

Tabella 17 - Output della prova importato su Excel

Noti i dati di Forza – Spostamento e nota l’area, si ricava il grafico Tensione – Deformazione ($\sigma - \epsilon$)

5.6.2 DIC

Per quanto riguarda questo metodo di acquisizione delle immagini, non si tratterà in maniera approfondita per non ripetere l'elaborato di tesi di Lorenzo Bongelli, tuttavia verrà sommariamente esposto.

Il termine correlazione digitale di immagini (Digital Image Correlation) si riferisce a quella classe di metodi senza contatto che acquisiscono una sequenza di immagini di un oggetto, le immagazzinano in forma digitale e le analizzano ed elaborano in modo tale da estrarre e fornire misure di deformazioni dell'intero campo analizzato. Questo metodo fu introdotto per la prima volta all'inizio degli anni 80. L'acquisizione delle immagini avviene attraverso una o due fotocamere, posizionate su di una guida orizzontale solidale ad un treppiede. L'utilizzo di una fotocamera fornisce solamente spostamenti e deformazioni nel piano dell'oggetto interessato e in questo caso si parla di DIC-2D; due fotocamere, invece, permettono di ottenere anche spostamenti e deformazioni fuori dal piano nel campo tridimensionale, da qui il nome DIC-3D. La determinazione degli spostamenti avviene tramite il confronto delle immagini scattate del provino nello stato deformato con quelle dello stato non deformato iniziale, scattate prima dell'avvio della prova.

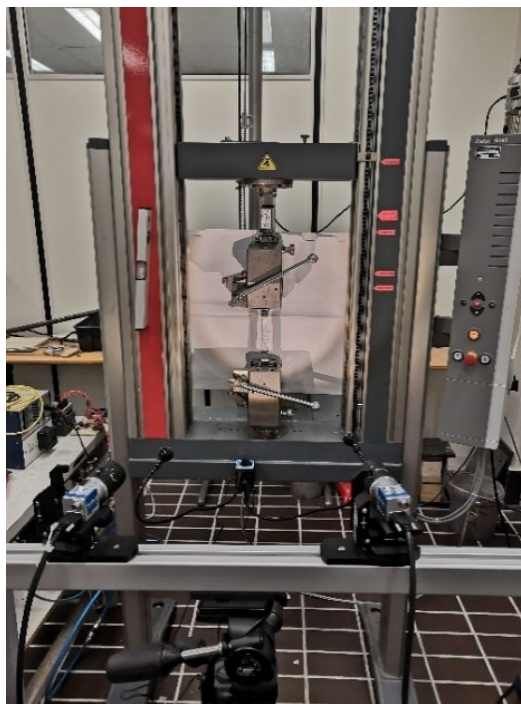


Figura 78 - Setup per acquisizione tramite DIC

Affinché il confronto avvenga è necessario realizzare sulla superficie del provino un pattern casuale di punti chiamato *Speckle*, di cui è riportato un esempio

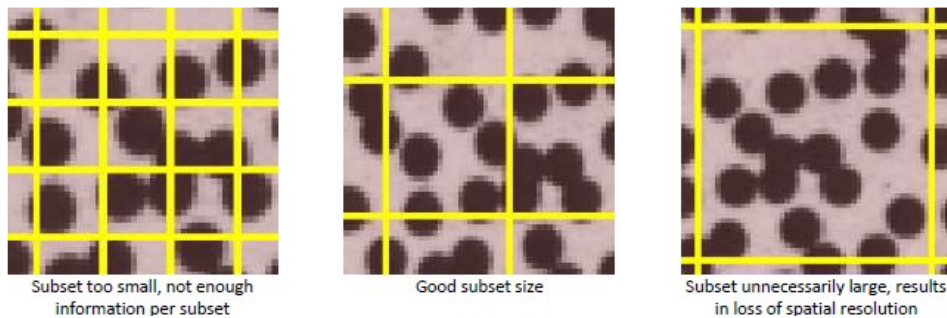


Figura 79 - Esempio di griglia speckle

Questi sono i punti di riferimento che le fotocamere utilizzano per calcolare le deformazioni, in quanto anch'essi subiranno delle distorsioni durante la prova. I dati vengono poi elaborati al computer tramite appositi software. L'accuratezza delle misurazioni DIC dipende da vari fattori tra cui:

- Qualità del sistema di acquisizione (fotocamere);
- Setup delle fotocamere (zoom, apertura, esposizione);
- Condizioni di illuminazione;
- Speckle.

È stato utilizzato il kit standard della Correlated Solutions in dotazione nei laboratori dell'Università Politecnica delle Marche, di cui fanno parte sia le fotocamere sia i software di configurazione ed acquisizione VIC-Snap e VIC-3D.

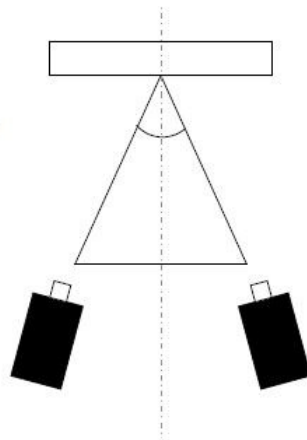


Figura 80 - Schema setup prova DIC

Di seguito si riporta una comparativa tra l'analisi svolta dal sistema DIC e il provino reale

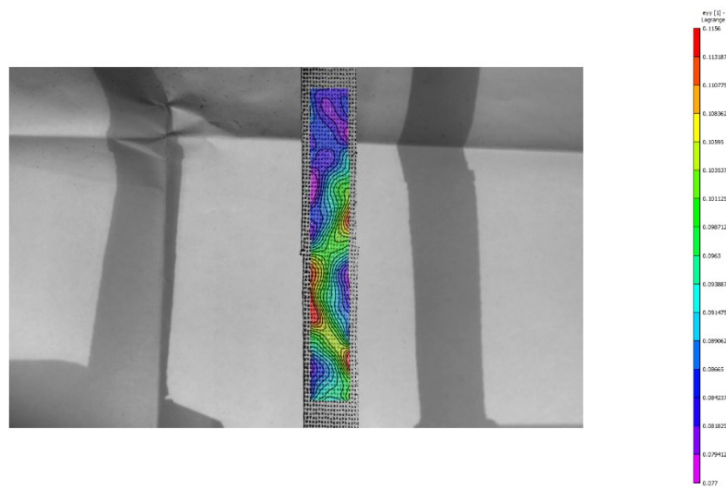


Figura 81 - Analisi in tempo reale delle tensioni nel provino

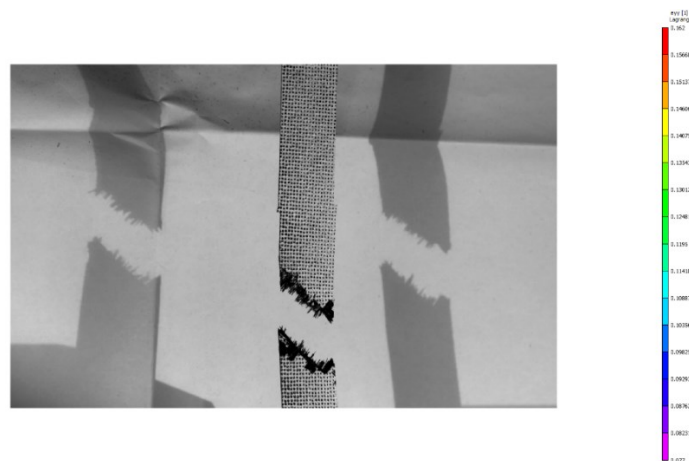


Figura 82 - Rottura localizzata nella zona con tensione più alta

Il sistema DIC è un metodo di acquisizione estremamente utile, permette infatti di trovare molti più parametri durante una prova rispetto ai sistemi di acquisizione convenzionali. I vantaggi risiedono quindi a parità di parametri da ottenere, un minor numero di prove, un minor costo e un minor impiego di tempo.

Essendo il primo uso in assoluto di questa tecnologia, si è scelto di sfruttarla non tanto per definire i parametri ricercati ma quanto per mettere a punto il setup, l'utilizzo e i post processing di tale sistema paragonando i risultati ottenuti con il sistema di prova con l'estensometro, che risulta essere più convenzionale ma estremamente affidabile e comprovato.

Il fine di tale scelta mira a utilizzare il sistema DIC come strumento principale di acquisizione per i prossimi anni.

5.7 Risultati test

Prima di analizzare i risultati è bene sottolineare che tutte le prove sono state condotte sino a rottura.

Ci sono tuttavia, alcune modalità di rottura che generalmente possono presentarsi. È necessario confrontare la reale rottura del provino con quelle indicate nella *figura 83*, poiché alcune non sono accettabili (LIT, GAT) e il loro verificarsi rende nulla la prova

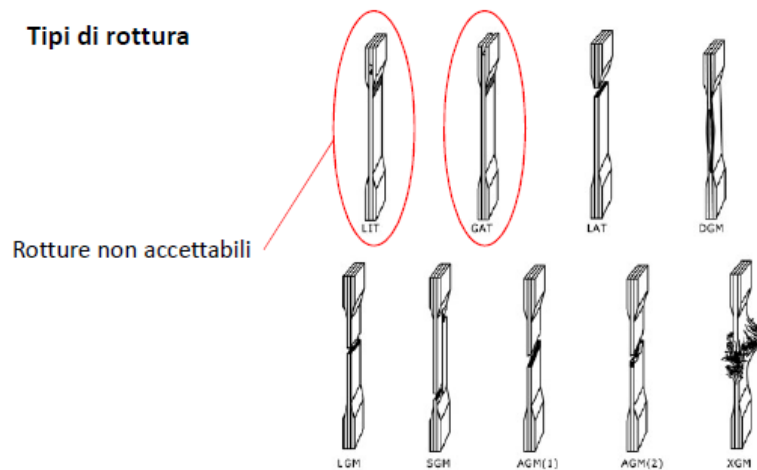


Figura 83 - Modi di rottura provino in composito [2]

Terminate tutte le prove, sono stati elaborati i dati secondo quanto previsto da ogni norma, al fine di ricavare le proprietà meccaniche corrette:

ASTM D3039

Tensile strength:

$$F_{tu} = \frac{P_{max}}{A}$$

(5.6)

$$\sigma_i = \frac{P_i}{A}$$

(5.7)

Dove:

F_{tu} = tensione di rottura, [Mpa];

P_{max} = carico massimo prima della rottura, [N];

σ_i = tensione all'istante i-esimo, [Mpa];

P_i = carico all'istante i-esimo, [N];

A = sezione del provino, [mm²].

Tensile Modulus:

per il calcolo del Modulo di Young, a partire dalla conoscenza della relazione tra tensione e deformazione, si segue l'equazione:

$$E^{chord} = \frac{\Delta\sigma}{\Delta\varepsilon}$$

(5.8)

Dove:

E^{chord} = Modulo di Young, [GPa];

$\Delta\sigma$ = differenza tra le tensioni in due punti, [Mpa];

$\Delta\varepsilon$ = differenza tra le deformazioni tra due punti.

Il modulo di Young può essere calcolato, alternativamente, come la pendenza del tratto lineare del grafico tensione-deformazione.

Per il calcolo del coefficiente di Poisson si segue l'equazione:

$$\nu = -\frac{\Delta\varepsilon_t}{\Delta\varepsilon_l}$$

(5.9)

Dove: ν = coefficiente di Poisson;

$\Delta\varepsilon_t$ = differenza tra la deformazione trasversale calcolata in due punti;

$\Delta\varepsilon_l$ = differenza tra la deformazione longitudinale calcolata in due punti.

ASTM 3518

Shear strength:

per il calcolo della massima tensione di taglio si utilizza l'equazione:

$$\tau_{12}^{max} = \frac{P_{max}}{2A}$$

(5.10)

Dove:

τ_{12}^{max} = massima tensione di taglio, [Mpa];

P_{max} = carico massimo entro il 5% della deformazione, [N];

A = sezione del provino, [mm²].

Shear strain:

per il calcolo della deformazione a taglio si utilizza l'equazione:

$$\gamma_{12} = \varepsilon_x - \varepsilon_y$$

(5.11)

Dove:

γ_{12} = deformazione di taglio;

ε_x = deformazione longitudinale (in accordo col sistema di riferimento della norma);

ε_y = deformazione trasversale (in accordo col sistema di riferimento della norma);

Shear modulus:

per il calcolo del modulo di taglio si utilizza l'equazione:

$$G_{12} = \frac{\Delta\tau_{12}}{\Delta\gamma_{12}}$$

(5. 12)

Dove:

G_{12} = modulo di taglio, [Gpa];

$\Delta\gamma_{12}$ = differenza tra i valori di deformazione calcolata tra due punti;

$\Delta\tau_{12}$ = differenza tra i valori di tensione calcolata tra due punti.

Come nel caso precedente, anche in questo caso il calcolo di G_{12} può essere effettuato dal grafico tensione-deformazione, come pendenza del tratto lineare iniziale.

ASTM 2344 (ILSS)

Per il calcolo della resistenza a taglio interlaminare si utilizza l'equazione:

$$F^{sbs} = 0.75 \times \frac{P_m}{b \times h}$$

(5. 13)

Dove:

F^{sbs} = ILSS, [Mpa];

P_m = carico massimo applicato durante il test, [N];

b = larghezza del provino, [mm];

h = spessore del provino, [mm].

ASTM D3039 200 gsm [0°/90°]

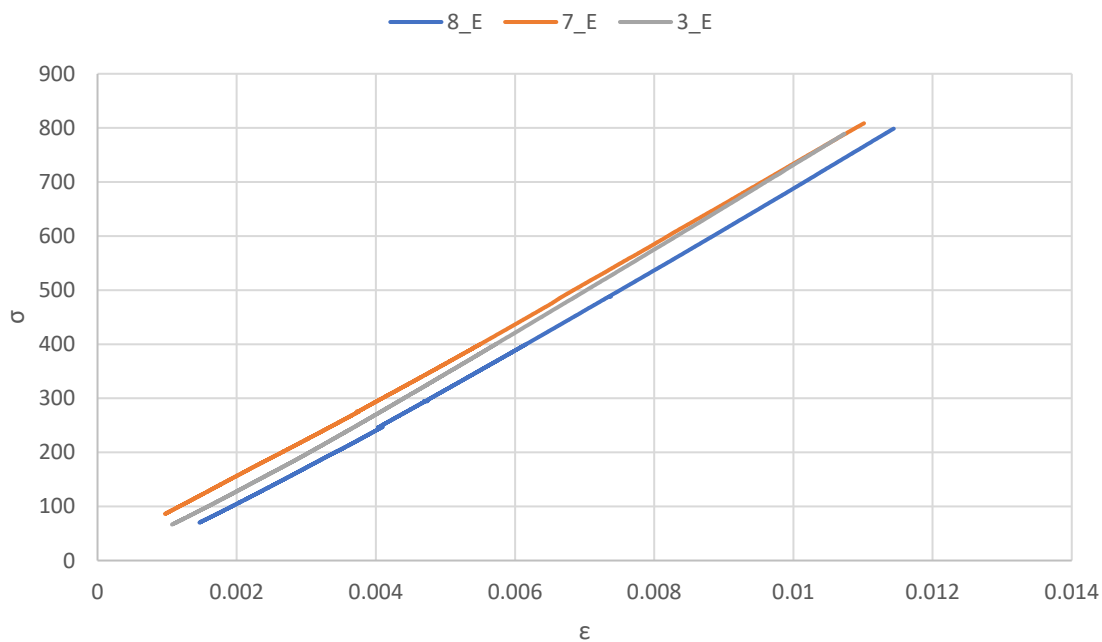


Figura 84 - Risultato test trazione ASTM per 200 gsm [0°/90°]

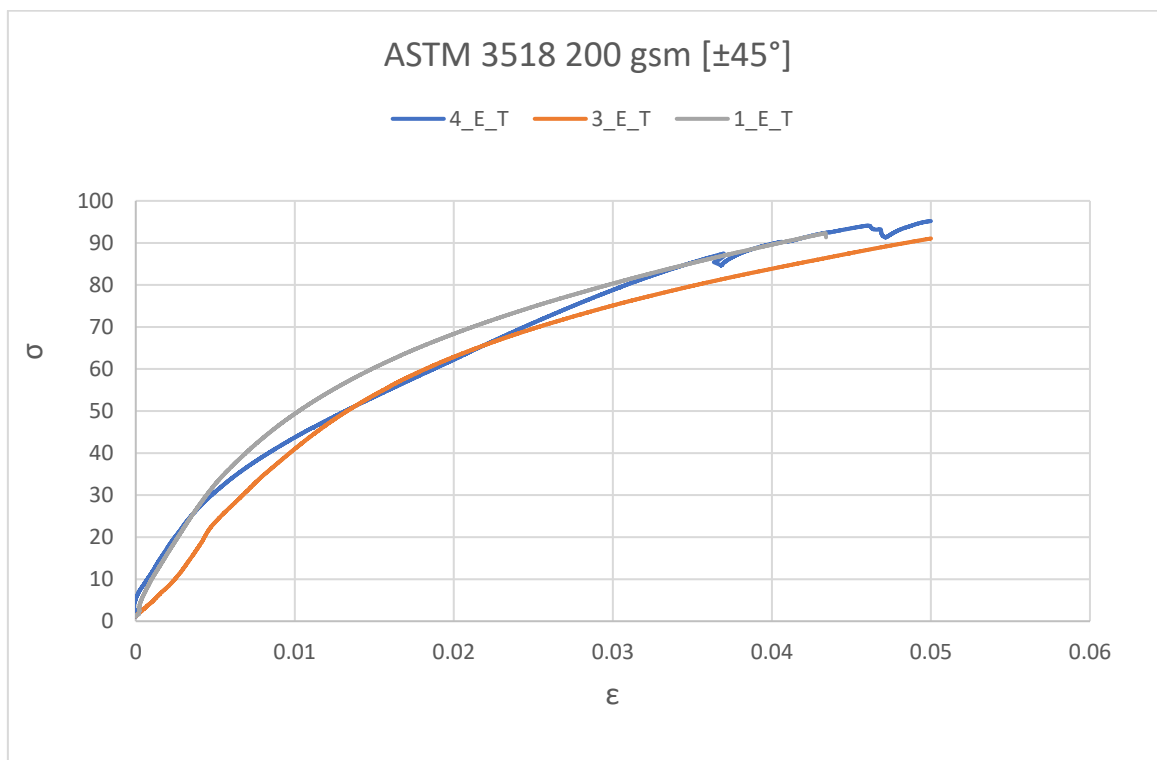


Figura 85 - Risultato test trazione ASTM per 200 gsm [±45°]

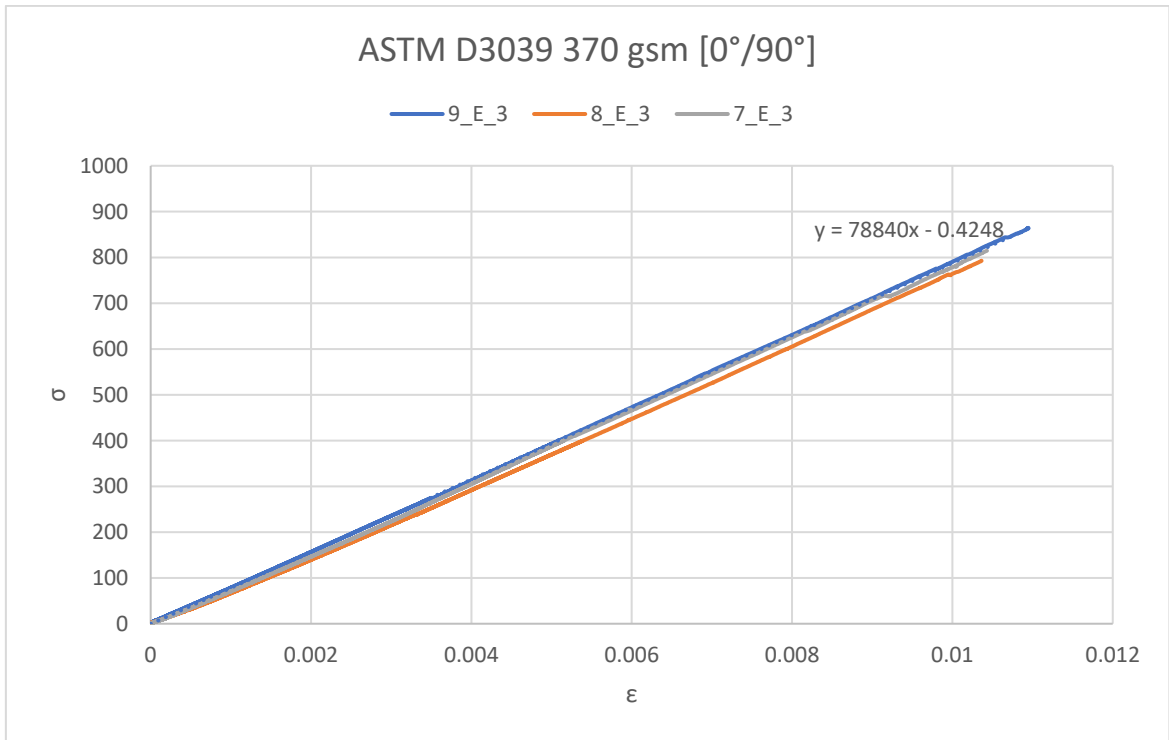


Figura 86 - Risultato test trazione ASTM per 370 gsm [0°/90°]

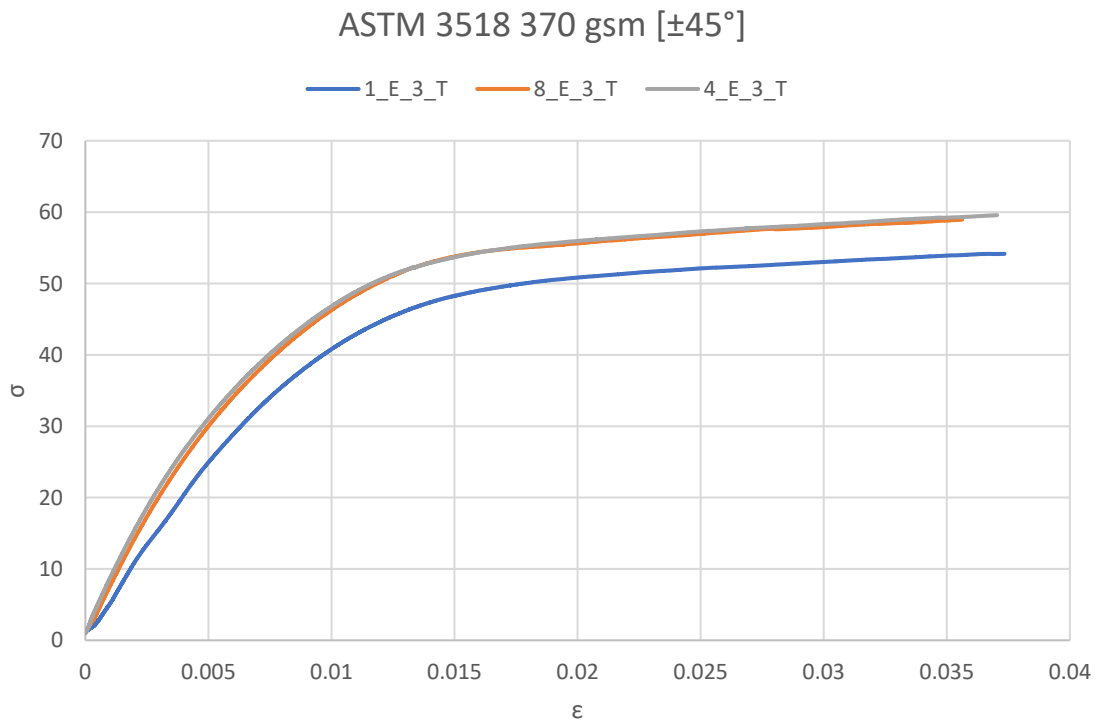


Figura 87 - Risultato test trazione ASTM per 370 gsm [±45°]

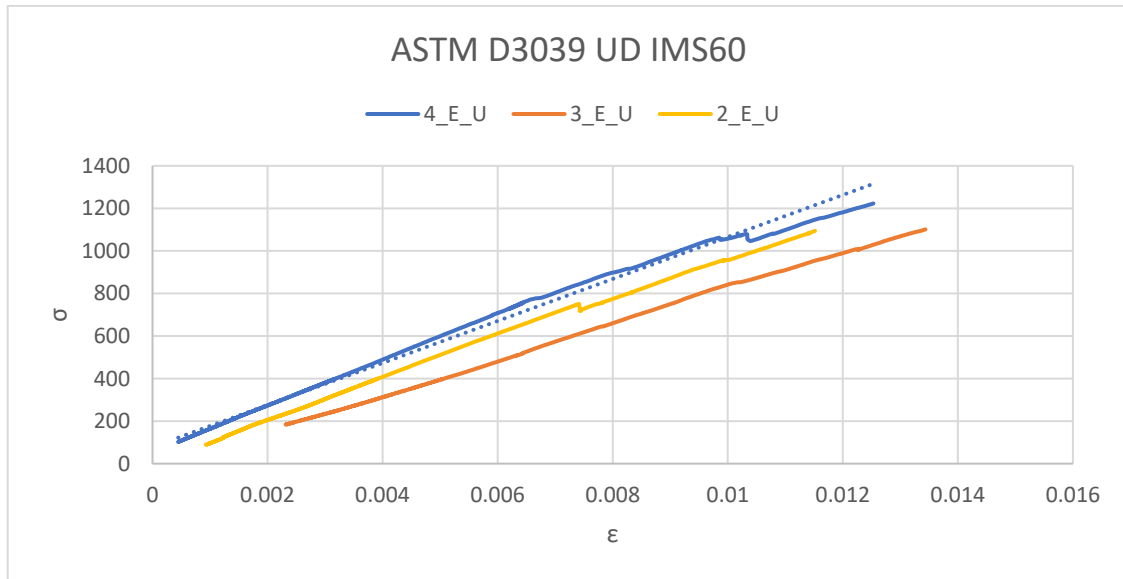


Figura 88 - Risultato test trazione ASTM per UD IMS60 [0°]

I dati così ricavati dalle prove precedenti svolte nei laboratori dell'università sono:

200 gsm

Parametro	Valore	Unità
Tensile modulus	73947	Mpa
Tensile strenght	798	Mpa
Shear modulus	5198	Mpa
Shear strenght	93	Mpa
Compressive strenght	-399.4	Mpa
Compressive shear strenght	-46.6	Mpa

Tabella 18 - Proprietà meccaniche 200 gsm

370 gsm

Parametro	Valore	Unità
Tensile modulus	80695	Mpa
Tensile strenght	811.6	Mpa
Shear modulus	6126	Mpa
Shear strenght	58.3	Mpa
Compressive strenght	-405	Mpa
Compressive shear strenght	-29.1	Mpa

Tabella 19 - Proprietà meccaniche 370 gsm

UD IMS60

Parametro	Valore	Unità
Tensile modulus	100053	Mpa
Tensile strenght	1149.3	Mpa

Tabella 20 - Proprietà meccaniche UD IMS60

Per quanto concerne il test ASTM 2344 per la determinazione dell'ILSS (Interlaminar Shear Strenght), si allegano i report del laboratorio di HP Composites dove sono stati svolti.

ASTM 2344 200 gsm

Leg	Identificativo provino	h mm	b mm	S ₀ mm ²	Span mm	F _{max} N	Fsbs N/mm ²	Tipo di rottura
■	1A_GG200 0°	2,28	4,80	10,94	10	956,1	65,5	Rottura di taglio
■	2A_GG200 0°	2,30	4,85	11,16		984,8	66,2	Rottura di taglio
■	3A_GG200 0°	2,25	4,85	10,91		947,7	65,1	Rottura di taglio
■	4A_GG200 0°	2,25	4,85	10,91		949,1	65,2	Rottura di taglio
■	5A_GG200 0°	2,25	4,85	10,91		930,7	64,0	Rottura di taglio

Longitudinale n = 5	F _{max} N	Fsbs N/mm ²
\bar{x}	953,7	65,2
s	19,74	0,8
v [%]	2	1,25

Grafico della serie:

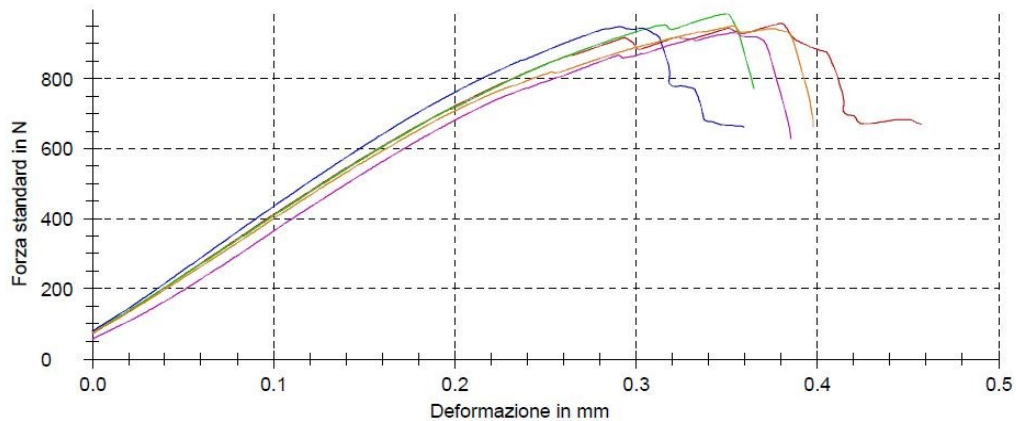


Figura 89 - ILSS 200 gsm

ASTM 2344 370 gsm

Leg	Identificativo provino	h mm	b mm	S ₀ mm ²	Span mm	F _{max} N	Fsbs N/mm ²	Tipo di rottura
■	1B_GG380 0°	2,05	4,80	9,84	10	706,1	53,8	Tipi di rottura misti
■	2B_GG380 0°	2,25	4,85	10,91		663,1	45,6	Rottura di taglio
■	3B_GG380 0°	2,25	4,85	10,91		599,3	41,2	Rottura di taglio
■	4B_GG380 0°	2,05	4,80	9,84		990,9	75,5	Tipi di rottura misti
■	5B_GG380 0°	2,05	4,80	9,84		623,7	47,5	Tipi di rottura misti
■	6B_GG380 0°	2,05	4,80	9,84		660,1	50,3	Rottura di taglio
■	7B_GG380 0°	2,05	4,80	9,84		665,6	50,7	Tipi di rottura misti
■	8B_GG380 0°	2,05	4,80	9,84		527,3	40,2	Tipi di rottura misti
■	8B_GG380 0°	2,05	4,80	9,84		605,7	46,2	Rottura di taglio
■	8B_GG380 0°	2,05	4,80	9,84	605,2	46,1	Rottura di taglio	

Longitudinale n = 9	F _{max} N	Fsbs N/mm ²
x	628,5	46,8
s	52,18	4,4
v [%]	8	9,40

Grafico della serie:

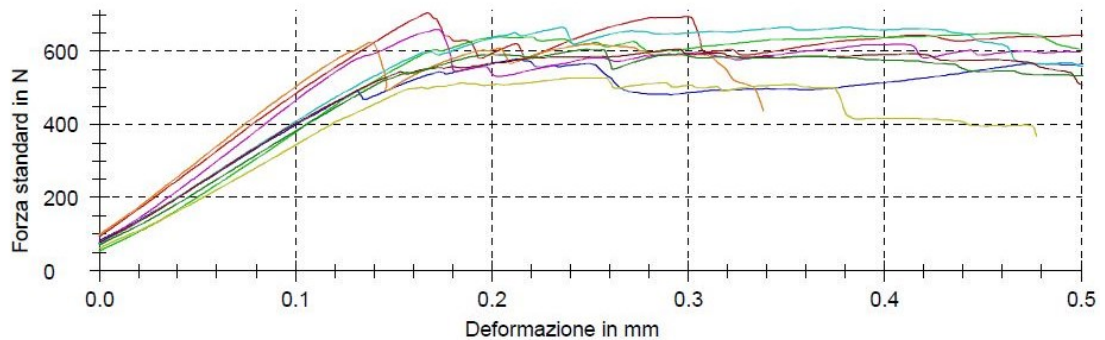


Figura 90 - ILSS 370 gsm

Materiale	ILSS
200 gsm	65,2 [Mpa]
370 gsm	46,8 [Mpa]

Tabella 21 - Riepilogo ILSS

I risultati si sono dimostrati in linea con le aspettative e mostrano un notevole passo avanti rispetto al materiale utilizzato nella vecchia monoscocca, soddisfacendo

così, l'analisi svolta nel *Capitolo 2* dove l'area del materiale veniva evidenziata come area da migliorare.

Parametro	T700	NEW T800	%
TENSILE MODULUS [Mpa]	45000	80695.8	44%
TENSILE STRENGTH [Mpa]	706	811.6	13%
SHEAR MODULUS [Mpa]	3500	6126	43%
SHEAR STRENGTH [Mpa]	40	58.3	31%
ILSS [Mpa]	35	50	30%

Tabella 22 - Miglioramento ottenuto dal cambio materiale

Noti tutti i parametri principali, si può intraprendere il dimensionamento della monoscocca.

L'argomento verrà trattato nel prossimo capitolo.

CAPITOLO 6

Dopo aver svolto tutte le prove che hanno permesso di determinare le caratteristiche meccaniche del materiale in relazione al metodo produttivo e al ciclo di cura determinato a seguito dei test DSC, si andranno a definire in questo capitolo, zona per zona, le migliori stratificazioni per ottenere il miglior compromesso performance – peso soddisfacendo tutti i requisiti minimi imposti dal regolamento

6.1 Regolamento

Nel regolamento FSAE, ogni zona della monoscocca deve soddisfare determinati requisiti minimi. Se questa nasce dall'uso di materiali e strutture composite allora le informazioni che devono essere incluse nel SES (vedi capitolo 2) devono essere:

- Material type(s)
- Cloth weights
- Resin type
- Fiber orientation
- Number of layers
- Core material
- Lay-up technique
- 3-point-bend test and shear test data

Le informazioni per soddisfare questi punti sono quasi complete, se non per gli ultimi due. In questo capitolo risponderemo alla richiesta di soddisfare i test di flessione a 3 punti e test a taglio, mentre nel prossimo capitolo verrà analizzata la tecnica di layup adottata.

Iniziamo con introdurre le zone soggette al regolamento per cui occorre svolgere e soddisfare i test sopracitati:

	Front Hoop Bracing (FHB)
	Front BulkHead (FBH)
	Front BulkHead Support (FBHS)
	Side Impact Structure Vertical (SIS V)
	Side Impact Structure Horizontal (SIS H)
	Main Hoop Bracing Support (MHBS)
	Shoulder Harness Bar (SHB)
	Roll Hoop Attachment (RHA)

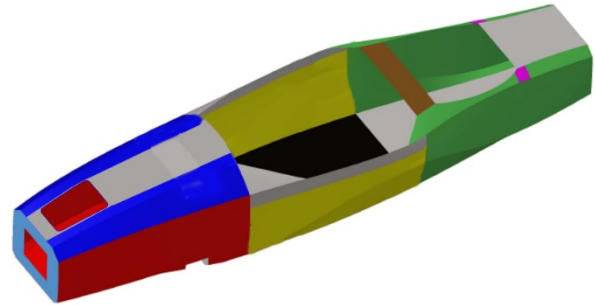


Figura 91 - Definizione aree telaio

Come riportato nel Capitolo 2, quando un telaio viene realizzato in materiale composito, deve esserne dimostrata l'equivalenza strutturale, in termini di rigidità e resistenza, rispetto ad un telaio convenzionale costituito da tubi in materiale metallico.

Pertanto, tale equivalenza viene dimostrata soddisfacendo i requisiti minimi imposti per ogni zona attraverso il test di flessione a 3 punti e test di taglio, entrambi trattati nel *Capitolo 2*.

6.2 Requisiti per le diverse aree della monoscocca

All'interno del SES, sono definiti le proprietà meccaniche che ogni zona deve avere, e a seguito dell'immissione dei dati relativi ai test di flessione a 3 punti (TPB, "Three Point Bending") e test di taglio (ST, "Shear test") il foglio di calcolo compila automaticamente i vari campi, decretando se il pannello testato soddisfa tutto i requisiti o meno.

I test richiesti per le varie zone sono:

TPB	SHEAR	TEST CINTE SHEAR
FBH	FBH	SISH
FBHS	FBHS	SHB
FHB	SISV	
SISV		
SISH		
MHBS		
SHB		

Tabella 23 - Test necessari per zona

Si elencano ora le proprietà richieste per ogni zona della monoscocca definendo i seguenti parametri:

- **OD**, Diametro esterno (OD, “Outer Diameter”)
- **Wall**, spessore parete
- **I**, inerzia polare
- **EI**, rigidezza equivalente
- **Area**
- **Yield tensile strenght**, resistenza a trazione in campo elastico
- **UTS**, tensione ultima a rottura
- **Yield tensile strenght as welded**, resistenza a trazione in campo elastico delle parti saldate
- **Max load at mid span**, Carico massimo in mezzzeria (riferito alla flessione a 3 punti)
- **Max deflection at baseline load**, freccia massima al carico base per un tubo base di 1 m
- **Energy absorbed**, energia assorbita
- **Perimeter shear**, resistenza a taglio del perimetro della zona in esame

FBH

OD, m	0.0254
Wall, m	0.0016
I, m ⁴	8.51E-09
EI	3.40E+03
Area, mm ²	239.3
Yield tensile strength, N	7.30E+04
UTS, N	8.73E+04
Yield tensile strength, N as welded	4.31E+04
UTS, N as welded	7.18E+04
Max load at mid span to give UTS for 1m long tube, N	1.96E+03
Max deflection at baseline load for 1m long tube, m	1.20E-02
Energy absorbed up to UTS, J	1.17E+01
Perimeter shear, N (monocoques only)	4.66E+05

Tabella 24 - Requisiti FBH

FBHS

OD, m	0.0254
Wall, m	0.0012
I, m ⁴	6.70E-09
EI	4.02E+03
Area, mm ²	273.7
Yield tensile strength, N	8.35E+04
UTS, N	9.99E+04
Yield tensile strength, N as welded	4.93E+04
UTS, N as welded	8.21E+04
Max load at mid span to give UTS for 1m long tube, N	2.31E+03
Max deflection at baseline load for 1m long tube, m	1.20E-02
Energy absorbed up to UTS, J	1.38E+01

Tabella 25 - Requisiti FBHS

FHB

OD, m	0.0254
Wall, m	0.0016
I, m ⁴	8.51E-09
EI	1.70E+03
Area, mm ²	119.6
Yield tensile strength, N	3.65E+04
UTS, N	4.37E+04
Yield tensile strength, N as welded	2.15E+04
UTS, N as welded	3.59E+04
Max load at mid span to give UTS for 1m long tube, N	9.78E+02
Max deflection at baseline load for 1m long tube, m	1.20E-02
Energy absorbed up to UTS, J	5.86E+00

Tabella 26 - Requisiti FHB

SIS (Vertical + Horizontal)

OD, m	0.0254
Wall, m	0.0016
I, m ⁴	8.51E-09
EI	5.11E+03
Area, mm ²	358.9
Yield tensile strength, N	1.09E+05
UTS, N	1.31E+05
Yield tensile strength, N as welded	6.46E+04
UTS, N as welded	1.08E+05
Max load at mid span to give UTS for 1m long tube, N	2.93E+03
Max deflection at baseline load for 1m long tube, m	1.20E-02
Energy absorbed up to UTS, J	1.76E+01

Tabella 27 - Requisiti SIS

MHBS

OD, m	0.0254
Wall, m	0.0012
I, m ⁴	6.70E-09
EI	2.68E+03
Area, mm ²	182.5
Yield tensile strength, N	5.57E+04
UTS, N	6.66E+04
Yield tensile strength, N as welded	3.28E+04
UTS, N as welded	5.47E+04
Max load at mid span to give UTS for 1m long tube, N	1.54E+03
Max deflection at baseline load for 1m long tube, m	1.20E-02
Energy absorbed up to UTS, J	9.22E+00

Tabella 28 - Requisiti MHBS

SHB

Shoulder Harness Attachment

Force at failure or maximum tested force (>= 13000N)

Lap Belt Attachment

Force at failure or maximum tested force (>= 13000N)

Anti-submarine Belt Attachment

Force at failure or maximum tested force (>= 6500N)

Combined Lap Belt & Anti-submarine Belt Attachment

Force at failure or maximum tested force (>= 19500N)

Tabella 29 - Requisiti SHB

RHA

Skin shear strength, MPa	218
Perimeter shear strength, kN	40
Perimeter shear strength, kN	67
Tearout strength, kN	66

Tabella 30 - Requisiti RHA

6.3 Analisi FEM 3PB e stima Shear

Tengo a precisare che il modello FEM utilizzato in questo studio è stato precedentemente sviluppato e validato da Leonardo Salutari, ex membro del reparto.

L'iter di sviluppo seguito in questo studio parte dalla determinazione della stratificazione minima sufficiente a soddisfare i requisiti della flessione a 3 punti. Successivamente si eseguirà la verifica del test a taglio, utilizzando la stratificazione e il corrispettivo ILSS complessivo per determinare il carico massimo sopportabile sotto l'azione del punzone.

Il criterio adottato per la scelta dei laminati che compongono la monoscocca ha come focus il soddisfacimento dei requisiti di resistenza e rigidezza richiesti dal SES; solo in un secondo momento sono state valutate numericamente le prestazioni del telaio con la stratificazione scelta.

Data la grande libertà progettuale offerta dalla fibra di carbonio, l'individuazione del laminato ottimale, ovvero quello che garantisce il raggiungimento delle prestazioni richieste con il minor peso, avrebbe richiesto la realizzazione di numerosi provini, con un notevole dispendio sia in termini economici sia in termini temporali.

L'utilizzo del metodo agli elementi finiti ha permesso di prevedere le caratteristiche di resistenza e rigidezza di un pannello da sottoporre a flessione a tre punti, in modo tale da procedere alla effettiva realizzazione solo nel caso in cui le prestazioni previste fossero state soddisfacenti.

Per quanto riguarda la modellazione dell'attrezzatura utilizzata per eseguire la prova, è stato possibile, grazie alla semplicità geometrica, utilizzare delle parti di tipo rigido analitico. Inoltre, essendo riconoscibili due piani di simmetria si è deciso di procedere alla realizzazione di un quarto di modello tenendo conto della presenza del materiale circostante con opportune condizioni a contorno.

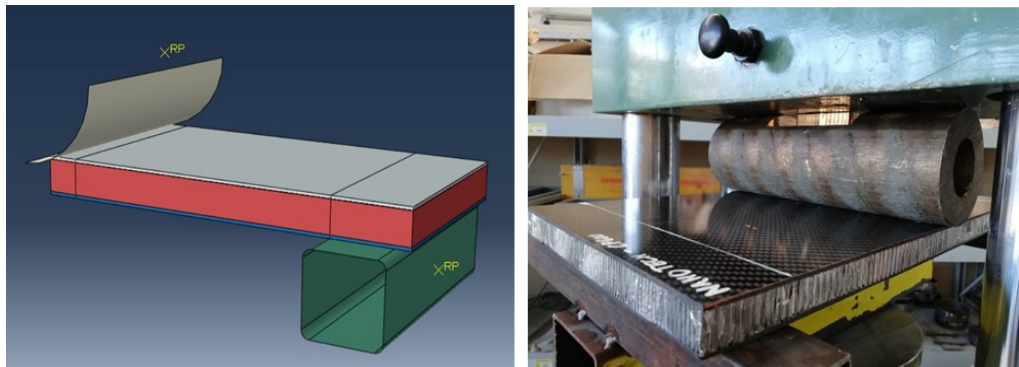


Figura 92 - Modellazione fem della prova di flessione a 3 punti

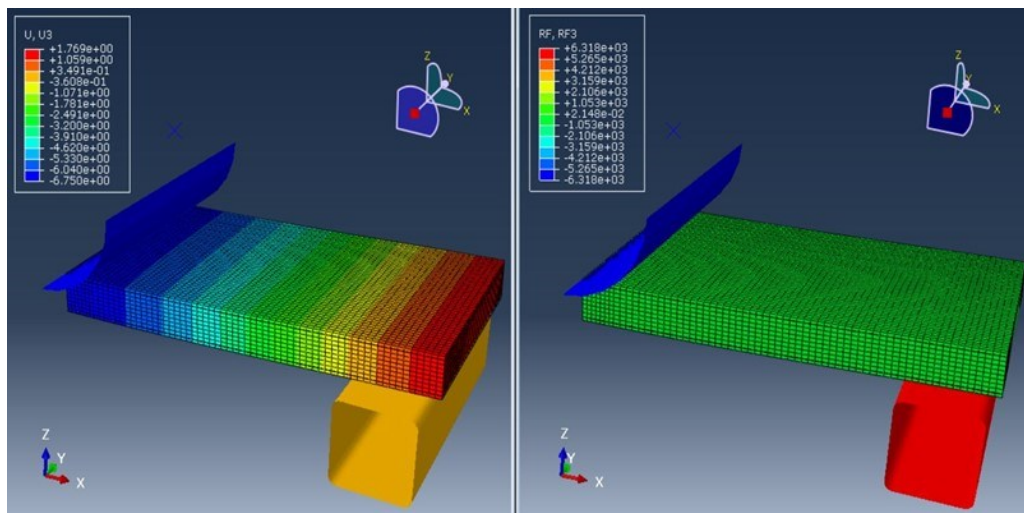


Figura 93 - Analisi fem della prova di flessione a 3 punti

Data l'estrema pesantezza che avrebbe assunto il modello andando a disegnare la geometria effettiva dell'honeycomb, si è preferito realizzare il core come un unico blocco solido a cui sono state assegnare le proprietà ortotrope del materiale.

Le nove costanti necessarie a definire il comportamento elastico lineare di un materiale ortotropo sono state ricavate combinando le informazioni del datasheet dell'honeycomb (*fig.39*) insieme alle formulazioni analitiche che permettono di calcolare le costanti elastiche meno “convenzionali”. I risultati di tale modello in termini di rigidezza e tensione ultima di rottura sono stati validati, ottenendo il seguente confronto rispetto ai test reali:

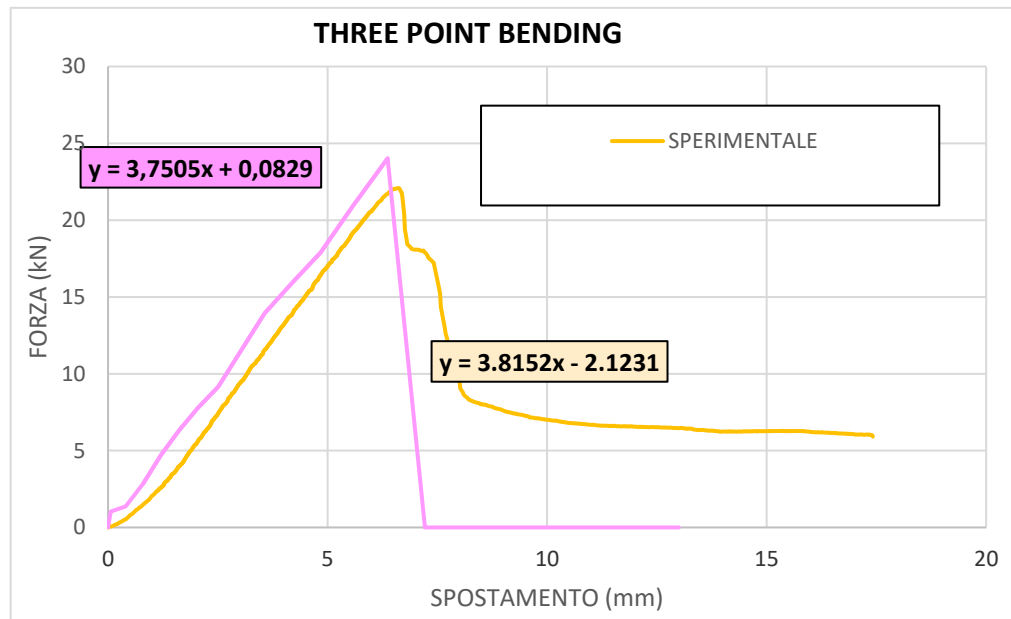


Figura 94 - Confronto da risultato analisi fem e test reale

Per quanto riguarda la prova di taglio, si sono utilizzate le formule presenti all'interno del SES per prevenire i risultati della prova, essendo alquanto difficile da mettere a punto un appropriato modello FEM.

Il setup di prova prevede, così come richiesto, un appoggio piano, con un foro interno di 32mm di diametro, che abbiamo replicato usando un grezzo metallico forato al centro e disposto coassialmente al punzone.

Il penetratore, chiamato punzone è un cilindro di materiale metallico con diametro 25 [mm].

Il setup di prova si presenta come mostrato in *figura 95*.

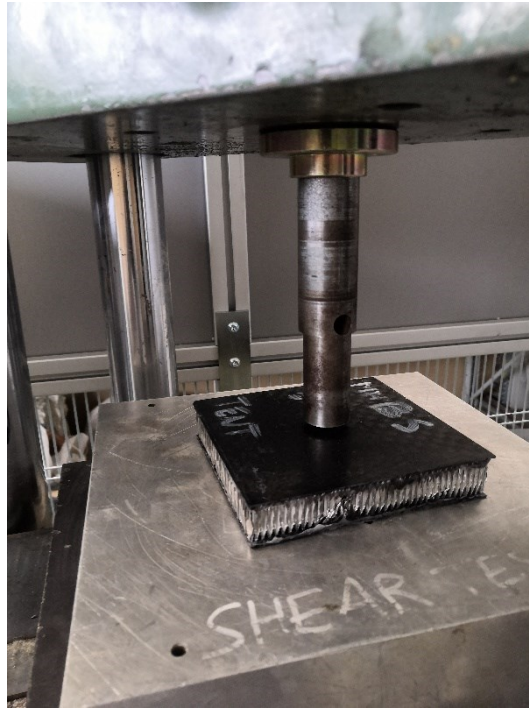


Figura 95 - Shear test

Il nostro regolamento è interessato a quantificare la tensione di taglio generata dal pannello in risposta al carico applicato.

Un esempio di prova è il seguente:

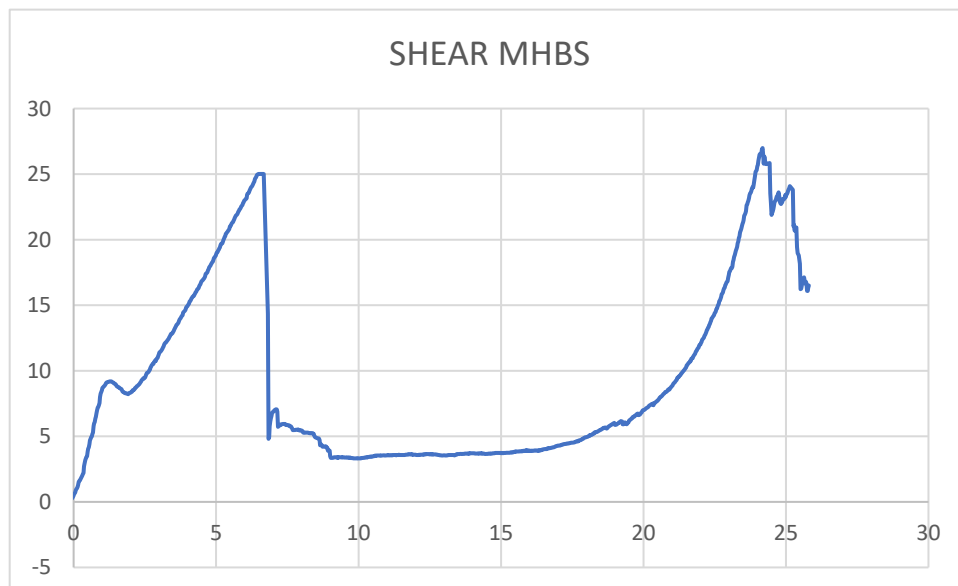


Figura 96 - Grafico della prova di shear test su pannello rappresentativo della stratificazione MHBS

$$\sigma_{shear} = \frac{F_{1^{\circ}picco}}{t \times p}$$

(6.1)

$F_{1^{\circ}picco}$; Forza [N] massima registrata al primo picco

t ; spessore pelle a contatto con il punzone

p ; perimetro punzone

Il regolamento impone dei requisiti di Forza di primo picco minime per superare la prova; invertendo la formula, considerando le 2 pelli, conoscendo il parametro ILSS che non è nient'altro che la σ_{shear} , e la resistenza dell'honeycomb che agisce sull'area del punzone è possibile stimare tale forza, conoscendo ovviamente la stratificazione delle pelli.

$$\tau_{23} \times 2t \times p + A_{punzone} \times \sigma_{HC} = F_{1^{\circ}picco}$$

(6.2)

Utilizzando quindi, tale modello e verificando se la stratificazione trovata soddisfacesse anche il test a taglio, sarebbero state definite le seguenti stratificazioni:

FHB	200g [0°/90°]; UD [0°];370g [0°/90°];100g [0°];200g [+45°-45°]	HC 20mm	200g [+45°-45°];UD [0°];370g [0°/90°];100g [0°];200g [0°/90°]
FBH	200g [0°/90°];370g [0°/90°;0°/90°;0°/90°] 200g [0°/90°]	HC 20mm	200g [0°/90°];370g [0°/90°;0°/90°;0°/90°] 200g [0°/90°]
FBHS	200g [0°/90°]; 370g [0°/90°;0°/90°]	HC 20mm	370g [0°/90°;0°/90°]; 200g [0°/90°];
SIS V	200g [0°/90°]; 370g [0°/90°;0°/90°]	HC 20mm	370g [0°/90°;0°/90°]; 200g [0°/90°];
SIS H	370g [0°/90°;+45°/-45°]	HC 20mm	370g [+45°/-45°;0°/90°]
MHBS	200g [0°/90°];370g [+45°/-45°;0°/90°]	HC 20mm	370g [0°/90°; +45°/-45°] 200g [0°/90°]
SHB	200g [0°/90°];370g [0°/90°;0°/90°;0°/90°] 200g [0°/90°]	HC 20mm	200g [0°/90°];370g [0°/90°;0°/90°;0°/90°] 200g [0°/90°]
RHA	200g [0°/90°];370g [0°/90°];UD[0°];370g[0°/90°];200g [+45°-45°]	HC 20mm	200g [+45°-45°];370g [0°/90°];UD[0°];370g[0°/90°];200g [0°/90°]

Figura 97 – Stratificazioni in riferimento a figura 91

Dove “HC 20 mm” indica lo spessore dello strato di honeycomb.

6.3 Preparazione test

Definite le stratificazioni, si passa quindi alla fase realizzativa dei pannelli e al loro conseguente test.

Per realizzare i pannelli con le dimensioni richieste, sono state utilizzate delle cornici apposite; il motivo risiede nel fatto che i pannelli devono essere prodotti utilizzando la tecnica one shot. Come detto precedentemente tale metodo produttivo prevede un'unica cura globale del pannello senza avere step intermedi, e così facendo senza adottare queste cornici, si rischierebbe di far collassare il core durante la cura a causa della pressione raggiunta in autoclave.



Figura 98 - Materiale di supporto per la laminazione dei pannelli

Per la produzione di tutti i pannelli sono state utilizzate le sopracitate cornici.

Ultimata la laminazione dei pannelli con conseguente cura degli stessi secondo il ciclo definito di 16 ore a 2 bar con post cura di 2 ore a 125 gradi, è stato preparato il setup di prova presso i laboratori pesanti della nostra facoltà.

Prima di svolgere le prove distruttive, sono state prese le dimensioni generali di tutti i pannelli, da riportare poi all'interno del SES.

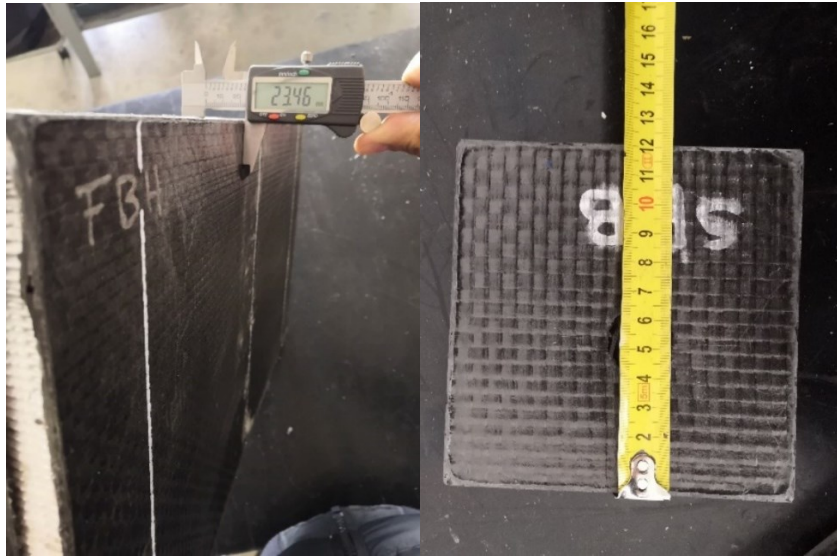


Figura 99 - Misurazione dimensioni pannelli per test

Shear test

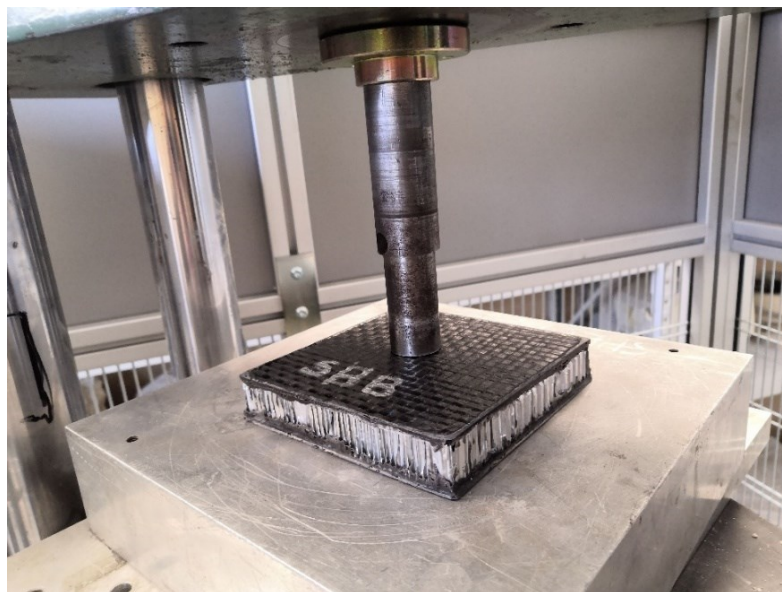


Figura 100 - Setup prova shear test

Flessione a 3 punti

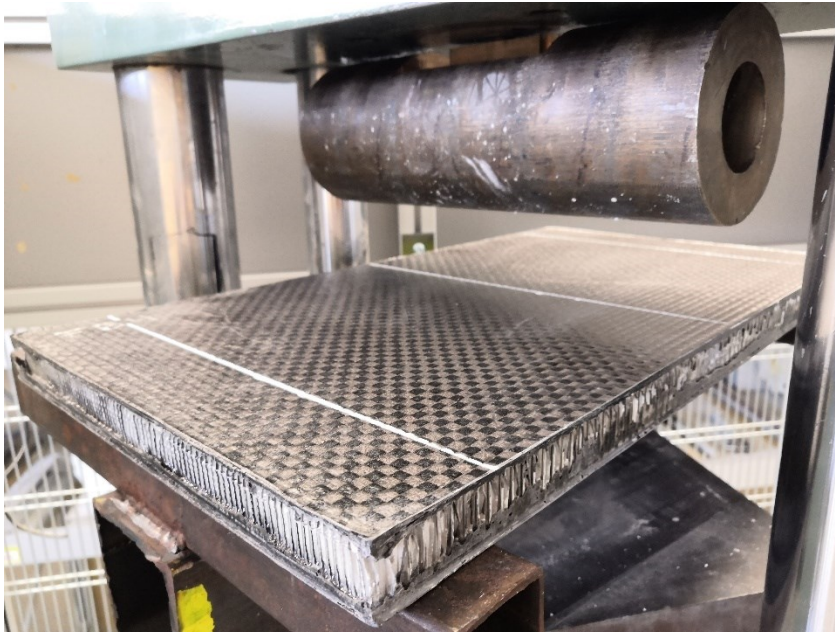


Figura 101 - Setup prova flessione a 3 punti

6.4 Analisi Risultati

Così come per la caratterizzazione del materiale, anche in queste prove, i dati in output sono Forza – Spostamento.

Prendendo come esempio la zona del FBHS (ricordando che la stessa stratificazione vale per il SIS Vertical), si riportano i risultati ottenuti dalla prova sperimentale paragonati ai dati ricavati dal FEM o ipotizzati.

Flessione a 3 punti

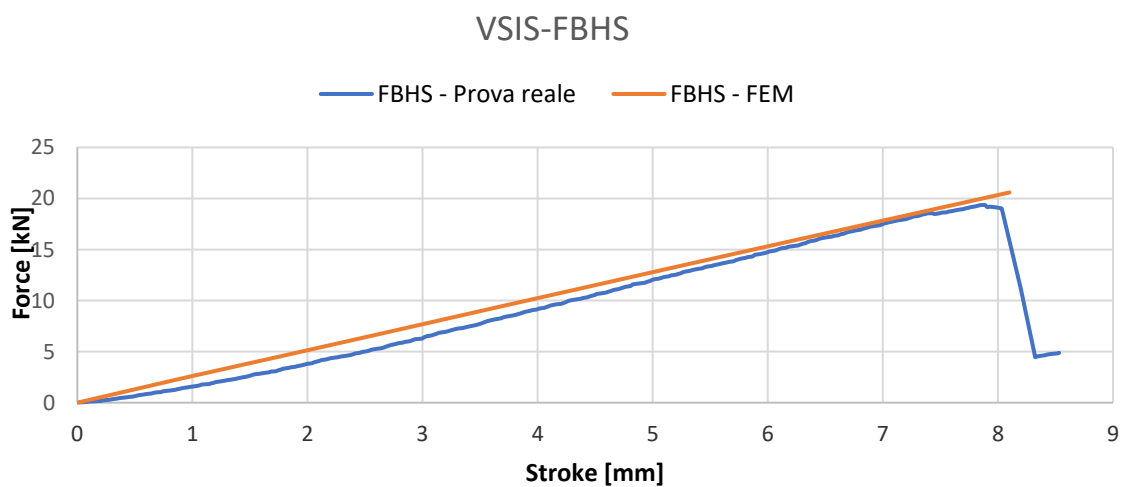


Figura 102 - Risultati test flessione a 3 punti

Shear Test

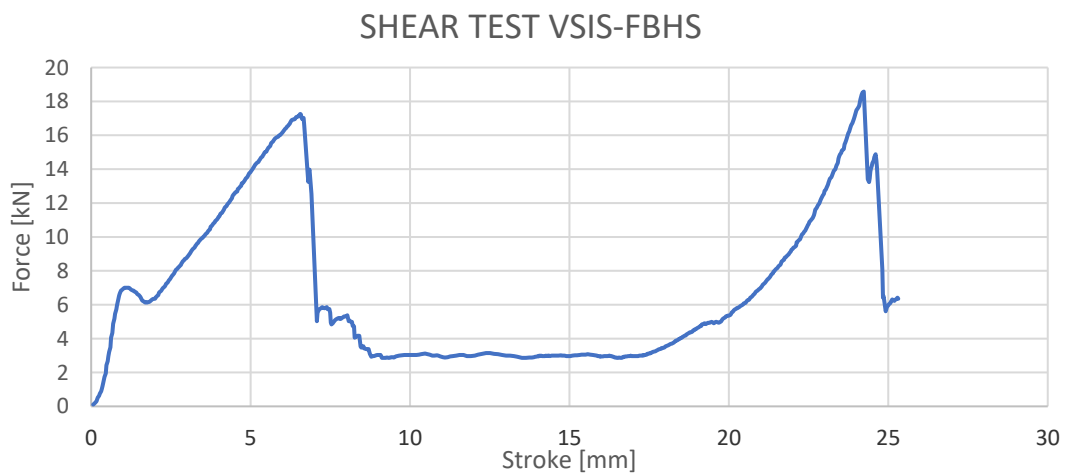


Figura 103 - Risultati shear test

Per questa stratificazione, le previsioni della forza del 1° picco di rottura era la seguente.

Parametri	Valori	Unità
Spessore 370 gms	0.39	mm
Spessore 200gsm	0.23	mm
ILSS 370 gsm	65.2	Mpa
ILSS 200 gsm	47	Mpa
Sigma z HC	4.2	Mpa
Diametro punzone	25	mm
Perimetro punzone	78.5	mm
Area punzone	1963	mm ²
F 1° picco	16760	N

Tabella 31 - Calcolo 1° picco di forza, con la formula (6.2)

Si può osservare come per l'analisi FEM la correlazione tra dati simulati e reali è molto stretta, anche considerando la tensione di rottura del pannello indicata nel FEM tramite il criterio di rottura Tsai-Wu. Per quanto riguarda il test di shear, le previsioni legate al calcolo tramite ILSS, risulta cautelativa.

Si precisa che non verranno riportati altri esempi, poiché del tutto analoghi a quello portato, ma si precisa che le prove legate a tutti gli altri pannelli replicativi delle varie zone hanno superato le prove con successo.

6.5 SES

Svolti i test, acquisiti i dati e comparati con quelli ipotizzati, si è passati alla compilazione del SES, per verificare tutti i requisiti minimi imposti oltre a quelli legati alle prove fatte.

Si potrà notare come per diversi requisiti la percentuale di superamento del target imposto sia notevolmente inferiore, ciò si riscontra con i requisiti legati alla rigidità. Purtroppo, tale risultato che ad un primo sguardo potrebbe far pensare ad un risultato non ottimizzato, in realtà è condizionato e correlato ad altri requisiti che coinvolgono soprattutto lo shear test; non solo quello richiesto dal regolamento,

ma anche quello attinente alle forze scambiate dalle sospensioni. Quest'ultimo aspetto verrà analizzato a fine di questa sezione.

FBH

Parametro	Requisito	Raggiunto	% Riuscita
I, m ⁴	8.51E-09	1.07E-07	
EI	3.40E+03	8.22E+03	241.6
Area, mm ²	239.3	457.3	NA
Yield tensile strength, N	7.30E+04	1.36E+05	186.7
UTS, N	8.73E+04	1.36E+05	156.0
Yield tensile strength, N as welded	4.31E+04	1.36E+05	316.4
UTS, N as welded	7.18E+04	1.36E+05	189.9
Max load at mid span to give UTS for 1m long tube, N	1.96E+03	1.12E+04	572.3
Max deflection at baseline load for 1m long tube, m	1.20E-02	4.96E-03	41.4
Energy absorbed up to UTS, J	1.17E+01	1.59E+02	1324
Perimeter shear, N (monocoques only)	4.66E+05	4.68E+05	100.3

Tabella 32 - Tabella riepilogativa performance FBH

Si nota come mentre per tutti i parametri di rigidità, il pannello è ampiamente sopra alle richieste, per quanto riguarda il "Perimeter shear" risulta al limite.

FBHS

Parametro	Requisito	Raggiunto	% Riuscita
I, m ⁴	6.70E-09	8.10E-08	
EI	4.02E+03	5.71E+03	142.1
Area, mm ²	273.7	732.4	NA
Yield tensile strength, N	8.35E+04	2.54E+05	304.0
UTS, N	9.99E+04	2.54E+05	254.0
Yield tensile strength, N as welded	4.93E+04	2.54E+05	515.1
UTS, N as welded	8.21E+04	2.54E+05	309.1
Max load at mid span to give UTS for 1m long tube, N	2.31E+03	1.02E+04	440.9
Max deflection at baseline load for 1m long tube, m	1.20E-02	8.43E-03	70.4
Energy absorbed up to UTS, J	1.38E+01	1.89E+02	1368.6
Perimeter shear, N (monocoques only)	4.66E+05	4.68E+05	100.3

Tabella 33 - Tabella riepilogativa FBHS

Anche in questo caso la rigidezza equivalente del pannello risulta essere più alta di quella richiesta, ma in realtà il dimensionamento del pannello è stato condizionato dalla presenza degli attacchi della sospensione.

SIS (Vertical + Horizontal)

Parametro	Requisito	Raggiunto	Raggiunto	Totale	% Riuscita
I, m ⁴	8.51E-09	7.26E-08	3.72E-08	1.10E-07	
EI	5.11E+03	5.11E+03	3.06E+03	8.17E+03	160.0
Area, mm ²	358.9	656.0	348.4	1.00E+03	NA
Yield tensile strength, N	1.09E+05	N/A	N/A	N/A	NA
UTS, N	1.31E+05	N/A	N/A	N/A	NA
Yield tensile strength, N as welded	6.46E+04	N/A	N/A	N/A	NA
UTS, N as welded	1.08E+05	N/A	N/A	N/A	NA
Max load at mid span to give UTS	2.93E+03	N/A	N/A	N/A	NA
Max deflection at baseline load	1.20E-02	N/A	N/A	N/A	NA
Energy absorbed up to UTS, J	1.76E+01	N/A	N/A	N/A	NA

Vincolante per la zona SIS è stato il soddisfacimento dei requisiti richiesti per l'attacco del rollbar "RHA", mentre per la rigidezza del pannello si è ampiamente sopra a quanto richiesto.

RHA (coincidente con SIS)

Attachment Status	PASS		PASS		PASS	
Fastener dia., mm	8	PASS	8	PASS	8	PASS
No. of fasteners	2	PASS	2	PASS	2	PASS
Proof for T3.7.4			16.8	PASS		
Bracket to hoop weld length, mm	98	PASS	98	PASS	98	PASS
Bracket thickness, mm	2	PASS	2	PASS	2	PASS
Bracket perimeter, mm	180		180		180	
Skin thickness, mm	1.0		1.0		1.0	
Insert Perimeter, mm	0		0		0	
Skin thickness, mm	1.0		1.0		1.0	
Backing plate thickness, mm	2	PASS	2	PASS	2	PASS
Backing plate perimeter, mm	302		302		302	
Edge distance, mm	74		342		220	
Skin shear strength, MPa	218		218		218	
Perimeter shear strength, kN	40	PASS	39	PASS	39	PASS
Perimeter shear strength, kN	67	PASS	66	PASS	66	PASS
Tearout strength, kN	66	PASS	298	PASS	191	PASS

Tabella 35 - Tabella riepilogativa RHA

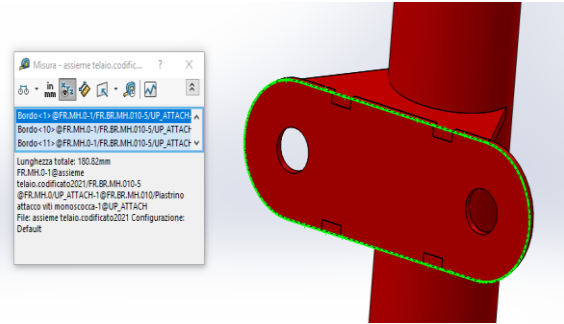


Figura 105 - Piastra ancoraggio main hoop

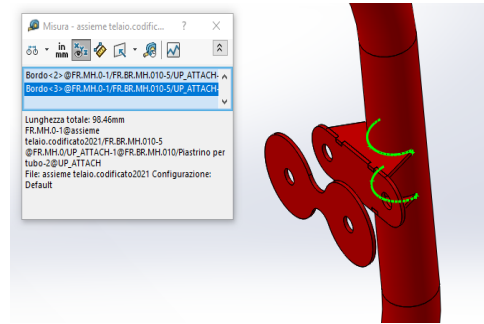


Figura 104 – Lunghezza saldatura tra piastra e tubo

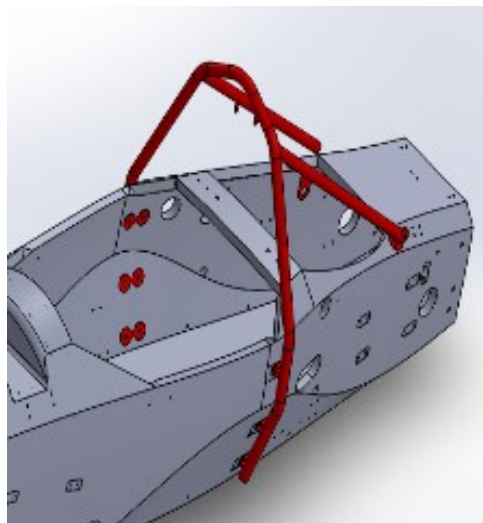


Figura 106 - Assieme main hoop

FHB

Parametro	Requisito	Raggiunto	% Riuscita
I, m^4	8.51E-09	1.86E-08	
EI	1.70E+03	1.79E+03	105.2
Area, mm^2	119.6	169.2	NA
Yield tensile strength, N	3.65E+04	7.31E+04	200.3
UTS, N	4.37E+04	7.31E+04	167.4
Yield tensile strength, N as welded	2.15E+04	7.31E+04	339.4
UTS, N as welded	3.59E+04	7.31E+04	203.7
Max load at mid span to give UTS for 1m long tube, N	9.78E+02	2.93E+03	299.7
Max deflection at baseline load for 1m long tube, m	1.20E-02	1.14E-02	95.0
Energy absorbed up to UTS, J	5.86E+00	5.00E+01	853.3

Tabella 36 - Tabella riepilogativa FHB

MHBS

Parametro	Requisito	Raggiunto	% Riuscita
I, m ⁴	6.70E-09	5.75E-08	
EI	2.68E+03	4.42E+03	164.9
Area, mm ²	182.5	531.3	NA
Yield tensile strength, N	5.57E+04	2.43E+05	437.2
UTS, N	6.66E+04	2.43E+05	365.4
Yield tensile strength, N as welded	3.28E+04	2.43E+05	740.9
UTS, N as welded	5.47E+04	2.43E+05	444.5
Max load at mid span to give UTS for 1m long tube, N	1.54E+03	9.75E+03	633.5
Max deflection at baseline load for 1m long tube, m	1.20E-02	7.26E-03	60.6
Energy absorbed up to UTS, J	9.22E+00	2.24E+02	2433.1

Tabella 37 - Tabella riepilogativa MHBS

Anche in questo caso, il dimensionamento del pannello è stato condizionato dalla presenza degli attacchi motore e sospensioni posteriori.

SHB

Parametro	Requisito	Raggiunto	% Riuscita
I, m ⁴	6.70E-09	5.75E-08	
EI	2.26E+03	2.51E+03	110.8
Area, mm ²	176.7	268.0	151.7
Yield tensile strength, N	5.39E+04	7.99E+04	148.2
UTS, N	6.45E+04	7.99E+04	123.8
Yield tensile strength, N as welded	3.18E+04	7.99E+04	251.1
UTS, N as welded	5.30E+04	7.99E+04	150.6
Max load at mid span to give UTS for 1m long tube, N	1.32E+03	3.21E+03	242.8
Max deflection at baseline load for 1m long tube, m	1.22E-02	1.10E-02	90.3
Energy absorbed up to UTS, J	8.04E+00	4.28E+01	532.4

Tabella 38 - Tabella riepilogativa SHB

Oltre ai test riportati, si sono dovuti svolgere altre tipologie di test come quelli legati agli attacchi cinte e all'attacco delle sospensioni:

Shoulder Harness Attachment

Enter value for force at failure or maximum tested force ($\geq 13000\text{N}$)

y_{\max} (N) **16427** **PASS**

Lap Belt Attachment

Enter value for force at failure or maximum tested force ($\geq 13000\text{N}$)

y_{\max} (N) **19551** **PASS**

Anti-submarine Belt Attachment

Enter value for force at failure or maximum tested force ($\geq 6500\text{N}$)

y_{\max} (N) **19551** **PASS**

Combined Lap Belt & Anti-submarine Belt Attachment

Enter value for force at failure or maximum tested force ($\geq 19500\text{N}$)

y_{\max} (N) **19551** **PASS**

Tabella 39 - Tabella riepilogativa Belt Attachment

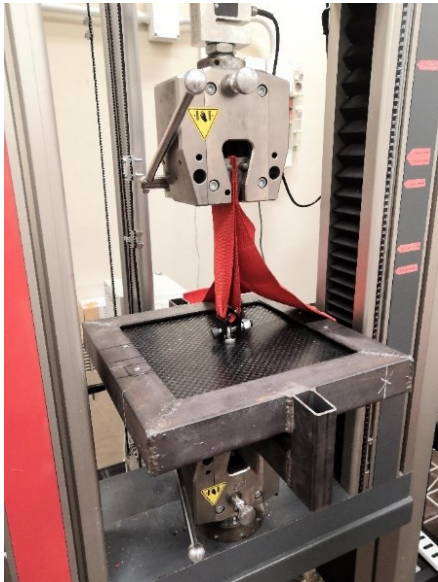


Figura 108 - Setup test cinture anti-submarine

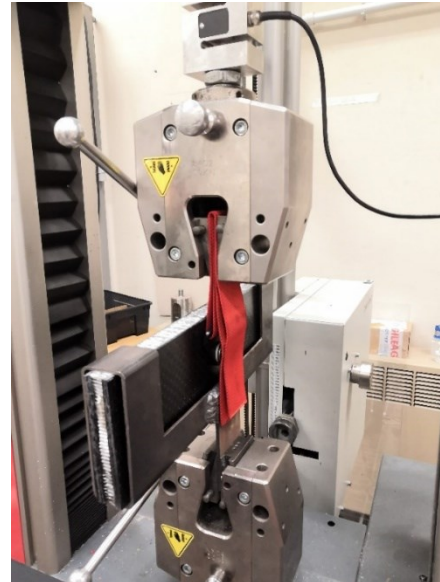


Figura 107 - Test attacco cinture SHB

Riguardo agli attacchi delle sospensioni, si è verificato il carico massimo sopportabile dal pannello, con la presenza di un inserto laminato in corrispondenza degli attacchi sospensione.

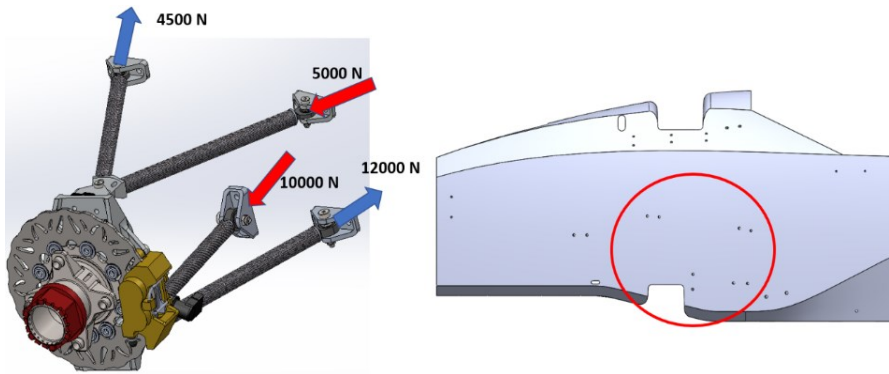


Figura 110 - Stima carichi generati sugli attacchi delle sospensioni anteriori in configurazione critica

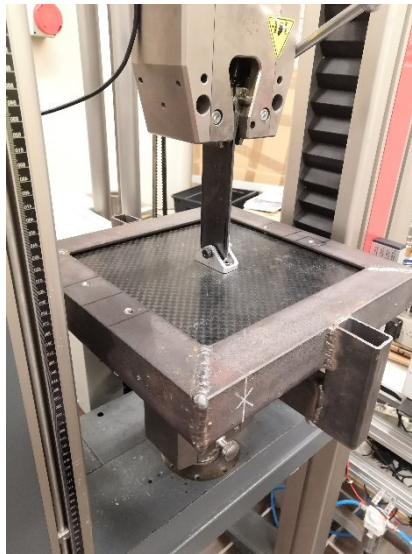


Figura 109 - Setup prova per test carico massimo attacco sospensione

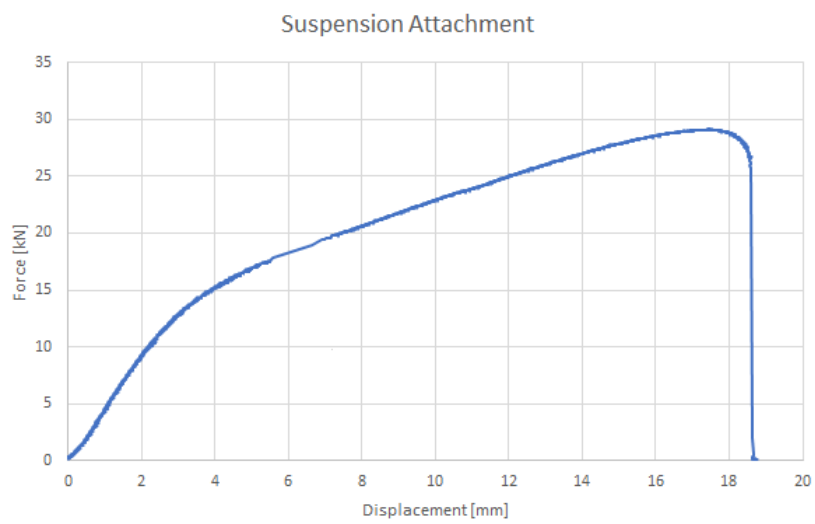


Figura 111 - Risultato test per carico massimo attacco sospensioni

Il pannello sorregge il carico subito dal sistema sospensivo con un coefficiente di sicurezza pari a 2. Il test è stato ritenuto sufficiente ed in linea con le aspettative.

6.6 FEM Rigidezza

Ora che è stato eseguito un primo dimensionamento, si può stimare la rigidezza con il layup sufficiente a soddisfare le richieste del SES.

Dalla Divisione Dinamica del Veicolo, sono state ricevute informazioni circa la rigidezza desiderata minima da parte della monoscocca per un corretto funzionamento del sistema sospensivo

$$\frac{1}{K_{eq}} = \frac{1}{K_F} + \frac{1}{K_{Chassis}} + \frac{1}{K_R} \implies K_{eq} = \frac{1}{\frac{1}{K_F} + \frac{1}{K_{Chassis}} + \frac{1}{K_R}} \quad (6.3)$$

La stima della K_{eq} è formata da tre contributi:

K_f : rigidezza sospensione frontale

$K_{chassis}$: rigidezza del telaio

K_r : rigidezza sistema sospensivo posteriore

La formula della K_{eq} non è altro che la classica formula per stimare la rigidezza globale di un sistema di molle disposte in serie.

Difatti il sistema sospensivo anteriore può essere schematizzato globalmente come una molla e la stessa cosa può esser fatta con il sistema sospensivo posteriore ed il telaio. La rigidezza del sistema globale non sarà altro che la rigidezza equivalente di un sistema che presenta tre molle disposte in serie.

Tramite i due successivi grafici, è stato eseguito un'analisi di sensibilità della rigidità globale rispetto a quella generata dal telaio; ovvero l'obiettivo è quello di trovare la rigidità sufficiente affinché un ulteriore aumento di questa non generi una variazione sufficientemente sensibile della rigidità del sistema.

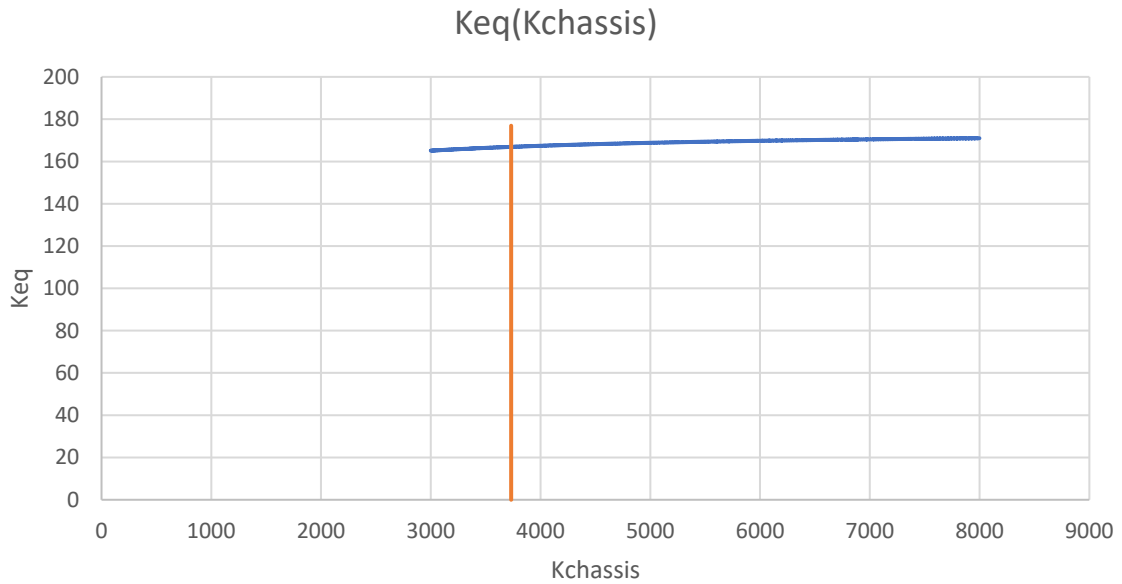


Figura 112 - Relazione tra K equivalente e K tel telaio

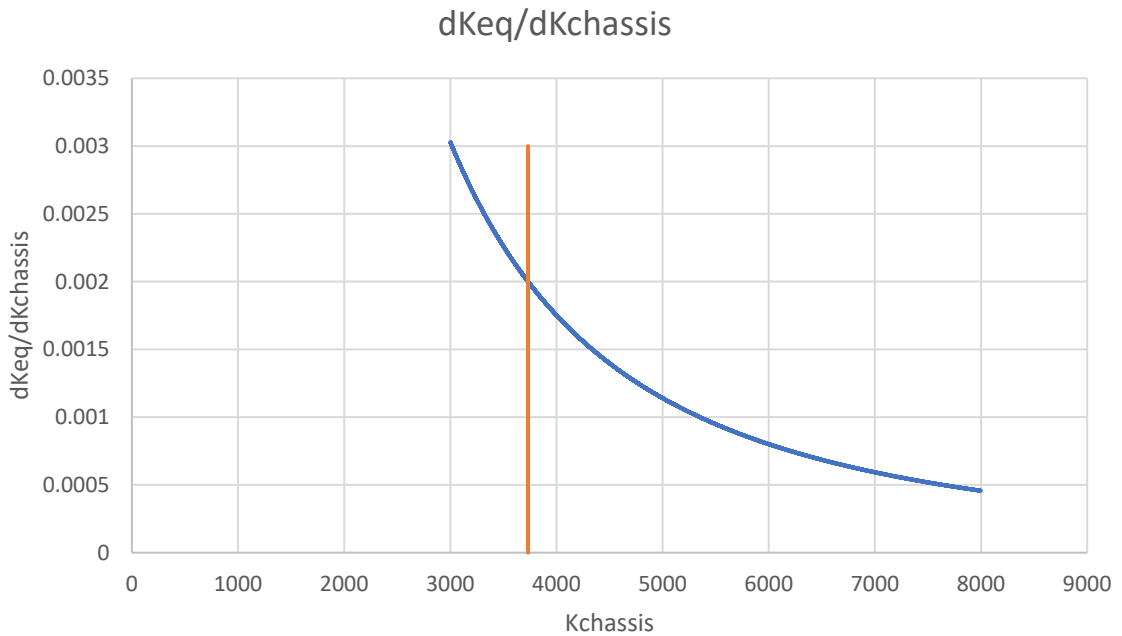


Figura 113 - Sensibilità della K equivalente rispetto alla K del telaio

Viene definita così la rigidità minima ideale del telaio, tramite lo studio della derivata del primo grafico. Un valore accettabile della derivata della rigidità globale del sistema rispetto a quella del telaio è stato fissato ad un valore di 0.002.

K'_{eq}	0.002	Valore derivata accettabile
$K_{chassis}$	3732.3	Nm/deg.

Tabella 40 - Target rigidità

Con questo valore, si esegue un'analisi FEM del telaio sottoposto alla torsione, utilizzando il modello FEM precedentemente analizzato.

Questa volta dato lo spessore minore dei pannelli rispetto al telaio precedente, la prova viene impostato applicando un carico di 1500 [N/m].

Setup di prova e modalità di svolgimento rimangono totalmente inalterate da quella svolta in precedenza. Ciò è permesso dal mantenimento della stessa geometria della monoscocca

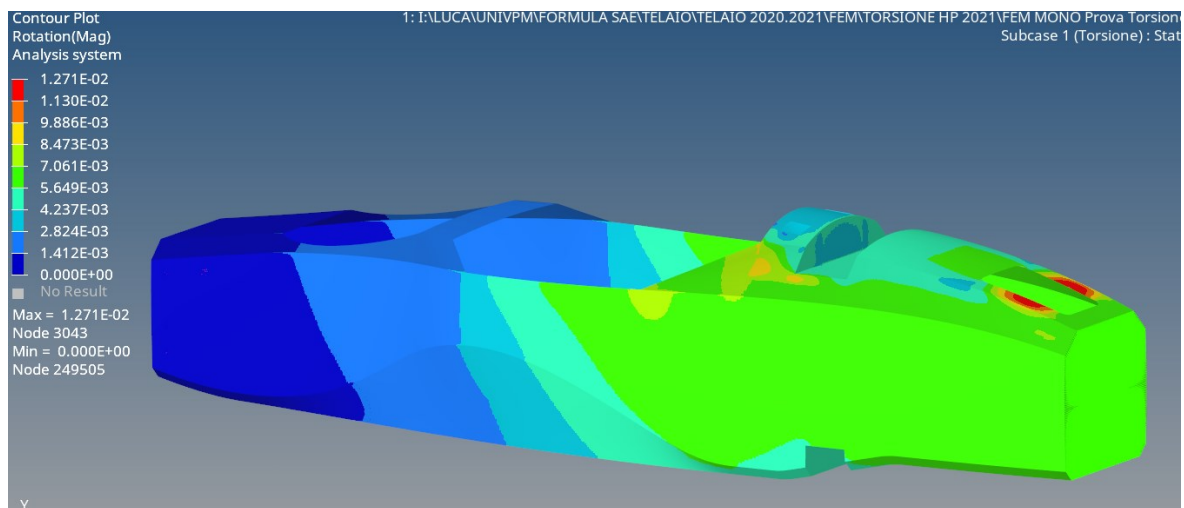


Figura 114 - Analisi fem della torsione del telaio P4 Evoluzione

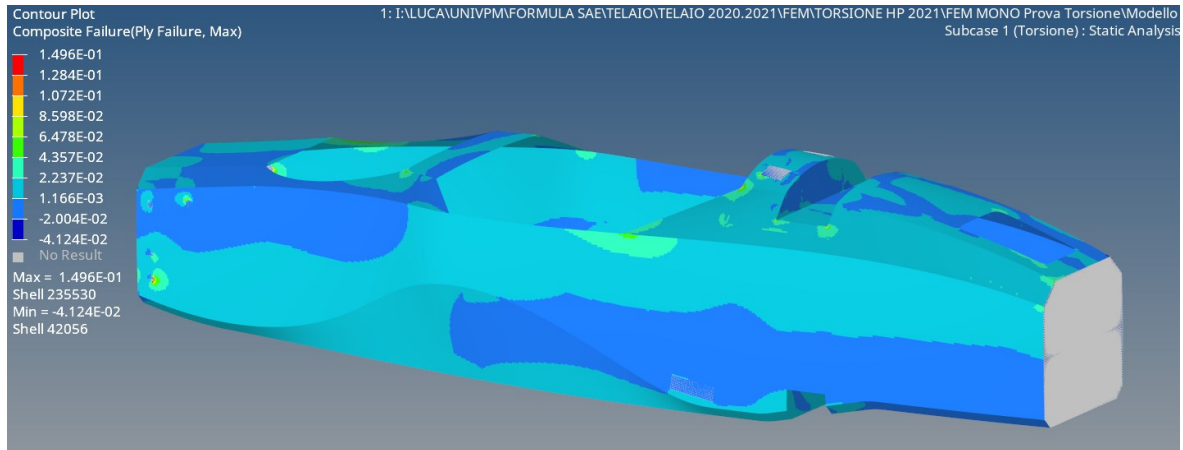


Figura 115 - Tsai-Wu dell'analisi fem della torsione telaio

$$\text{Rotazione in radianti} = 0.006 \text{ [Rad]}$$

(6.4)

$$\text{Rotazione in gradi} = 0.006 \text{ [Rad]} * \frac{180}{\pi} = 0.343 \text{ [Gradi]}$$

(6.5)

$$\text{Rigidezza Torsionale} = \frac{1500 \left[\frac{N}{m} \right]}{0.343 \text{ [°grado]}} = 4373 \left[\frac{N/m}{\text{°grado}} \right]$$

(6.6)

Si evince da tale prova che il telaio, nonostante il layup minimo per soddisfare il SES risulta essere ampiamente al di sopra della rigidezza richiesta da parte della dinamica del veicolo, anche tenendo conto l'errore previsto nell'analisi FEM, che si attesta sul 6% del valore trovato.

Togliendo quindi la percentuale di errore verificata nella simulazione, il valore ipotizzabile reale sarà:

$$4100 \left[\frac{N/m}{^\circ\text{grado}} \right]$$

(6.7)

La rigidezza verrà successivamente validata.

CAPITOLO 7

Prima di iniziare la fase produttiva, è stato necessario effettuare un calcolo approssimativo del consumo di materiale per coprire tutta la produzione del team delle parti in composito. A tal proposito si riporta il riepilogo dei consumi previsti per realizzare il telaio e tutte le parti di competenza del reparto. Tutti i valori hanno come unità di misura m² tranne la voce “nesting”

ZONA	200	370	UD
FBH	2.27	4.55	1
FBHS	2.09	4.18	1
FHB+SHB	6.03	9.04	3.01
SIS	1.71	10.3	8.6
MHBS	3.69	11.08	3.69
Totale monoscocca	15.79	39.21	17.36
Totale altro	4.96	10.22	0
Totale	20.75	49.43	17.36
Nesting	1.5		
Totale	31.13	74.14	26.04

Tabella 41 - Stima consumo materiale

Il valore della voce “nesting” è un fattore correttivo di sicurezza che prende in considerazione l’efficienza della fase di nesting e considera gli scarti di tessuti nella fase di taglio.

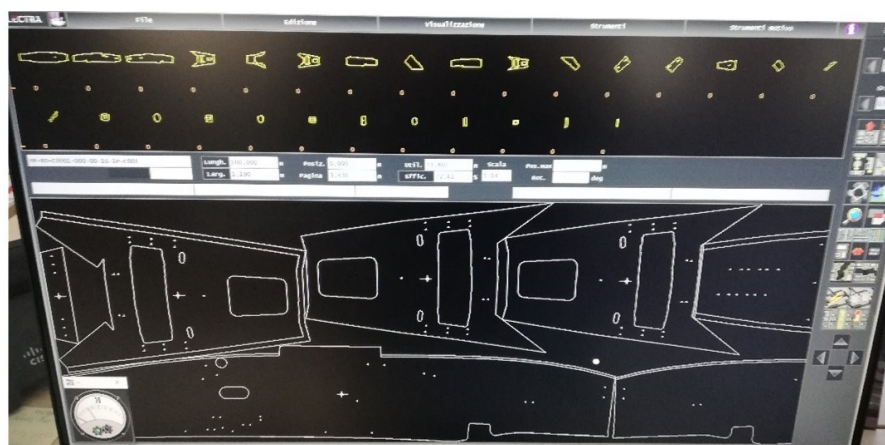


Figura 116 - Nesting

Considerando l'utilizzo di materiale da parte degli altri reparti, si è giunti al seguente totale con cui effettuare l'ordine di fornitura da parte di MicroTex

Materiale	200 gsm	370 gsm	UD
Consumi	43.29	83	26.37
Ordine	45	85	25

Tabella 42 - Ordine materiale

7.1 Preparazione stampi e inserti

Prima dell'inizio della fase produttiva della monoscocca, era di fondamentale importanza controllare gli stampi. Infatti avendo già affrontato un ciclo di cura ed essendo realizzati in MDF, quasi sicuramente avranno subito e accumulato delle deformazioni dovute allo scorso ciclo produttivo.

Proprio per questo ci siamo rivolti all'azienda che li aveva realizzati per eseguire un controllo dimensionale; di seguito si riporta un esempio di un solo pezzo dello stampo.

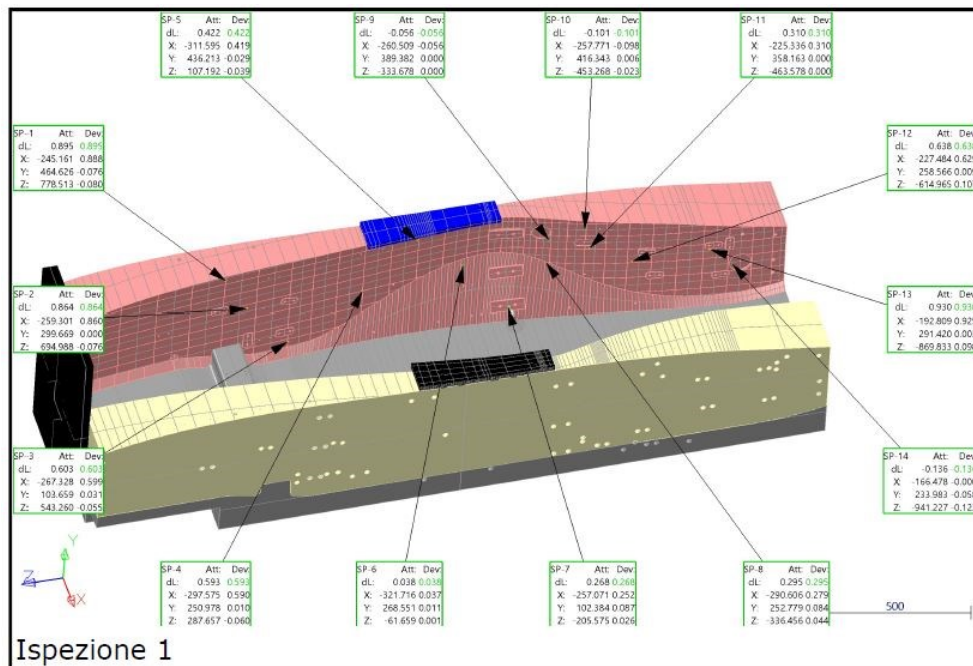
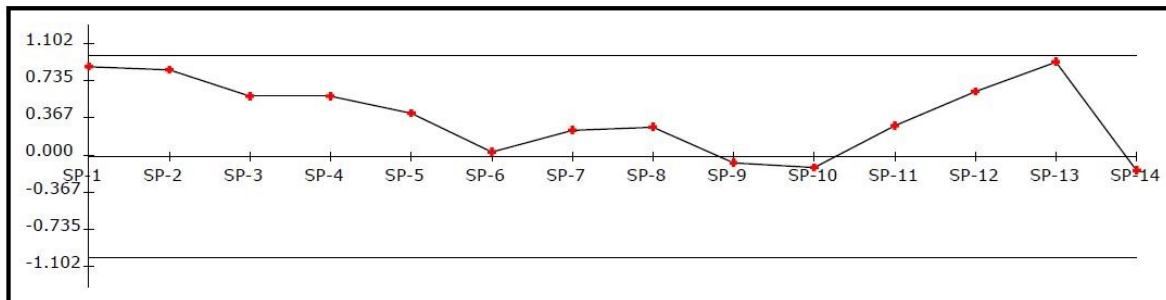


Figura 117 - Controllo dimensionale stampi

Ispezione 1

Riferimento - Best-fit 1										
Nome	Offset	Alt.tol.	Bas.tol.	X	Y	Z	dX	dY	dZ	DL
SP-1	0.000	-1.000	1.000	-246.050	464.702	778.593	0.888	-0.076	-0.080	0.895
SP-2	0.000	-1.000	1.000	-260.161	299.669	695.064	0.860	0.000	-0.076	0.864
SP-3	0.000	-1.000	1.000	-267.927	103.628	543.314	0.599	0.031	-0.055	0.603
SP-4	0.000	-1.000	1.000	-298.165	250.967	287.717	0.590	0.010	-0.060	0.593
SP-5	0.000	-1.000	1.000	-312.014	436.242	107.230	0.419	-0.029	-0.039	0.422
SP-6	0.000	-1.000	1.000	-321.753	268.540	-61.660	0.037	0.011	0.001	0.038
SP-7	0.000	-1.000	1.000	-257.323	102.298	-205.601	0.252	0.087	0.026	0.268
SP-8	0.000	-1.000	1.000	-290.885	252.695	-336.500	0.279	0.084	0.044	0.295
SP-9	0.000	-1.000	1.000	-260.454	389.382	-333.678	-0.056	0.000	0.000	-0.056
SP-10	0.000	-1.000	1.000	-257.673	416.337	-453.245	-0.098	0.006	-0.023	-0.101
SP-11	0.000	-1.000	1.000	-225.646	358.163	-463.578	0.310	0.000	0.000	0.310
SP-12	0.000	-1.000	1.000	-228.113	258.557	-615.072	0.629	0.009	0.107	0.638



Numero di punti	14	Media	0.397	Tolleranza superiore	1.000
Numero di insuccessi	0	Deviazione standard	0.371	Tolleranza inferiore	-1.000
Numero di punti entro la tolleranza	14	Valore massimo	0.930		
Numero di punti sotto la tolleranza	0	Valore minimo	-0.136		
Numero di punti sopra la tolleranza	0	Prestazioni	100%		

Figura 118 - Risultati controllo dimensionale

Come si può notare in seguito all'analisi dimensionale, gli stampi risultano essere deformati e fuori tolleranza.

Oltre al problema dimensionale ne sussiste un altro: il legno a media densità è un materiale piuttosto poroso e tende ad assorbire umidità. Quest'ultima soprattutto è molto deleteria durante la fase di cura poiché data la temperatura, l'acqua contenuta sotto forma di umidità tenderà ad includersi nella matrice del tessuto causando porosità non volute e difetti nel componente finale.

Per evitare tutto ciò quando si utilizzano questi materiali si esegue un processo definito "carrozzatura", ovvero un processo in cui il materiale dello stampo viene rivestito con un prodotto che crea uno starato protettivo e isolante.

Per questi motivi, gli stampi hanno subito dapprima un processo di fresatura per poter essere riportati in tolleranza e ristabilire così le geometrie di progetto e successivamente sono stati sottoposti alla carrozzatura.

Gli stampi, una volta arrivati in HP Composites sono stati scomposti



Figura 119 - Stampo scomposto per fase iniziale della produzione

Trattati con composti chimici come “turapori” e “distaccante”, atti ad eliminare definitivamente le porosità residue e a costituire una patina antiaderente per evitare un vero e proprio incollaggio degli stampi al telaio durante la fase di cura. Successivamente sono stati allestiti per la produzione.

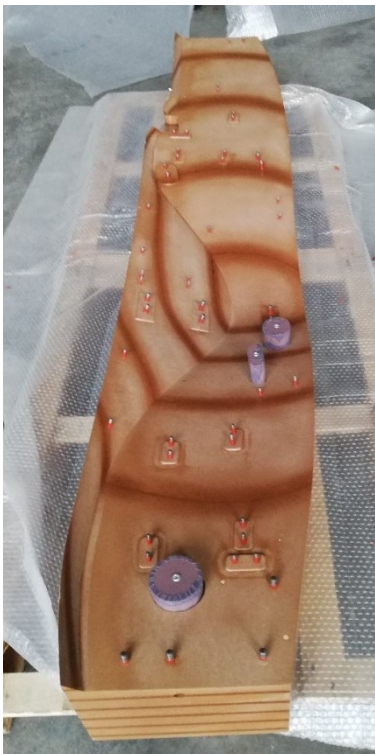


Figura 120 - Inserimento spine e trattamento superficiale



Figura 121 - Chiusura stampo per verifica assieme

Oltre agli stampi, la fase di preparazione alla produzione ha coinvolto anche la realizzazione degli inserti.



Figura 122 - Inserti in composito

Come accennato nel capitolo 3, gli inserti sono stati ricavati da una lastra in carbonio e il loro utilizzo è stato limitato solo alle zone soggette ai carichi più severi; per tutte le altre zone meno gravose è stato adottato l'utilizzo di una resina caricata con microsfere di vetro con cui riempire localmente le celle vuote di honeycomb al fine di conferire maggior resistenza locale alla compressione.

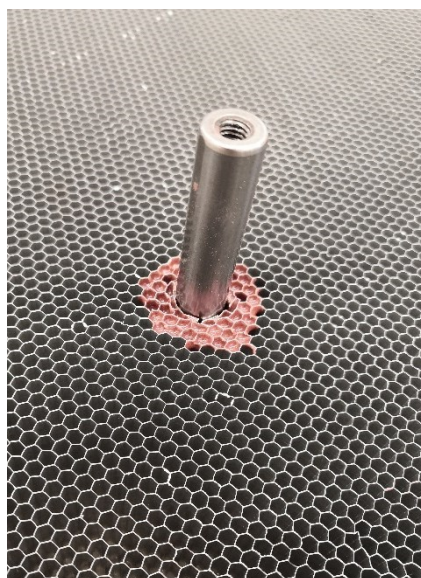


Figura 123 - Esempio di riempimento celle con pasta caricata con microsfere in sostituzione dell'inserto

I risultati di tale cambiamento saranno discussi in seguito.

Oltre a tutto ciò localmente alle zone dove era presente l'inserto, sono state aggiunte della patch di rinforzo. Altro non sono che degli strati locali aggiuntivi per conferire maggior ripartizione e distribuzione del carico locale, soprattutto per le zone gravose in corrispondenza degli attacchi delle sospensioni.



Figura 124 - Esempio di patch di rinforzo

7.1.1 Plybook e taglio dime

Ad ultimare la fase di preparazione c'è la stesura del plybook.

All'interno del plybook sono contenute le informazioni riguardo alla sequenza di laminazione e ciò vuol dire che vengono definite le grandezze delle dime, la sequenza di impilaggio delle stesse e la sequenza degli overlap.

Tutto questo processo nasce dal limite di drappabilità del tessuto in carbonio, ovvero la capacità da parte del tessuto di assumere la forma desiderata.

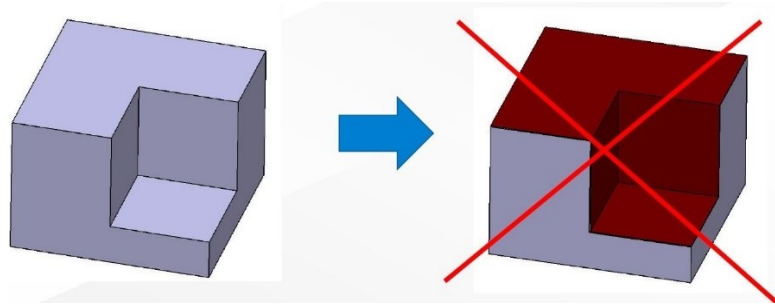


Figura 125 - Esempio di drappabilità

Così è necessario scomporre il tessuto, tagliarlo nelle zone non drappabili e generare così le zone definite di “overlap”.

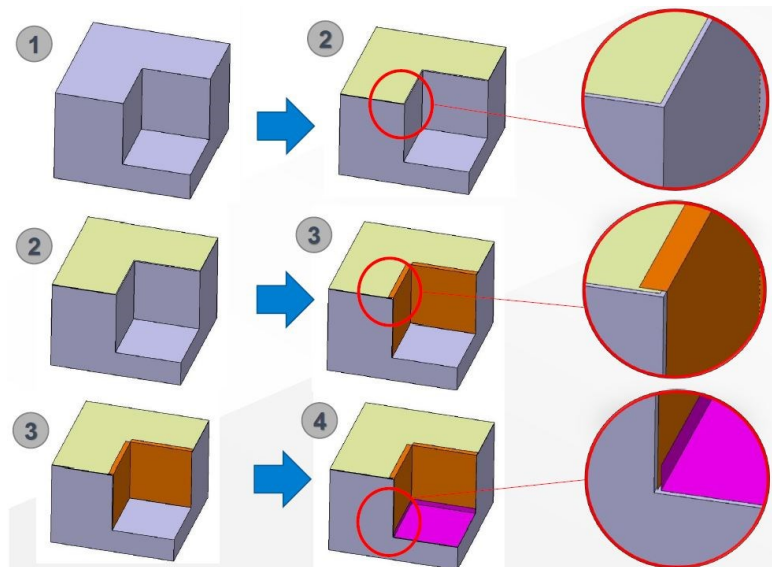


Figura 126 - Esempio di scomposizione del tessuto [2]

Tale tecnica permette di scomporre il tessuto e sovrapponendolo nelle zone di giunzione ristabilire la continuità di materiale. La lunghezza dell’overlap varia in base alle applicazioni del componente e agli sforzi a cui questo è sottoposto. Infatti, un overlap più lungo permette ai ply scomposti di scambiare e scaricare tra loro forze più grandi.

Procedendo con tale tecnica si ottiene tale risultato

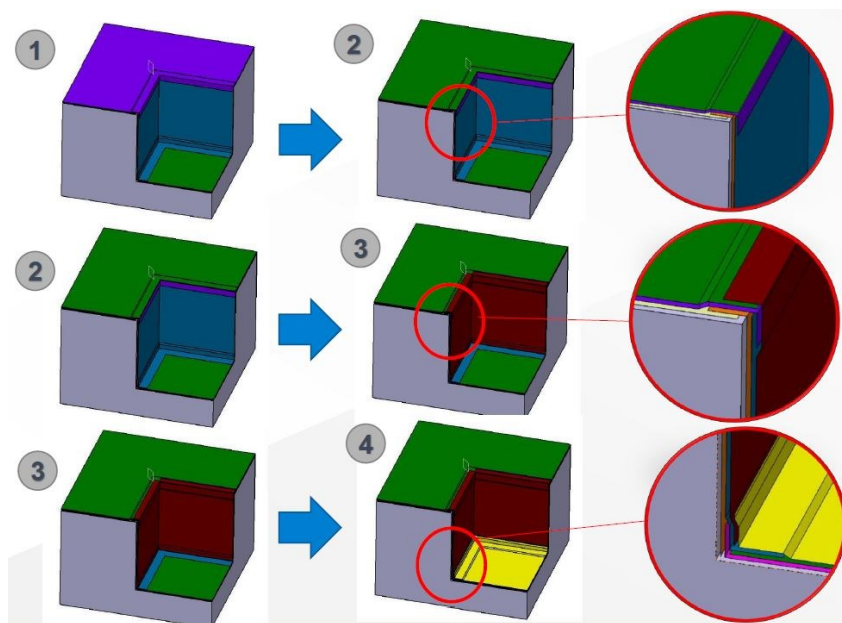


Figura 127 - Esempio di "overlap" [2]

È buona norma, come mostrato in figura, alternare il verso degli overlap nel caso di una stratificazione che coinvolga più strati di tessuto, in tal modo si evitano insorgere di problemi legati a criticità locali. Il risultato è uno spessore raddoppiato in corrispondenza delle giunzioni.

Quindi senza aver stilato un opportuno plybook è impossibile svolgere il taglio delle dime per la laminazione. Grazie agli strumenti e al personale di HP Composites, è stato redatto il plybook, ma per motivi di riservatezza mostrerò una copia redatta personalmente estremamente semplificata ma riferita ad un altro componente laminato in composito.

FASE	N. Strati	Angolo	Materiale	TIPO LAM	Note
10	1	0/90°	GG 200T T800 E3-150 44%	GENERALE	RIFILARE A ZERO
20	-	-	VUOTO A TEMPERATURA AMBIENTE	-	
30	1	±45°	GG 370P MR60 E3-150 38%	GENERALE	RIFILARE A ZERO
40	1	0/90°	GG 370P MR60 E3-150 38%	GENERALE	RIFILARE A ZERO
50	-	-	VUOTO A TEMPERATURA AMBIENTE	-	

Figura 128 - Esempio plybook

FASE	N. Strati	Angolo	Materiale	TIPO LAM	Note
60	1	$\pm 45^\circ$	GG 370P MR60 E3-150 38%	GENERALE	RIFILARE A ZERO
70	1	$0/90^\circ$	GG 200T T800 E3-150 44%	GENERALE	RIFILARE A ZERO
75	-	-	VUOTO A TEMPERATURA AMBIENTE	-	
80	1	$\pm 45^\circ$	GG 370P MR60 E3-150 38%	RINFORZO	RIFILARE A ZERO

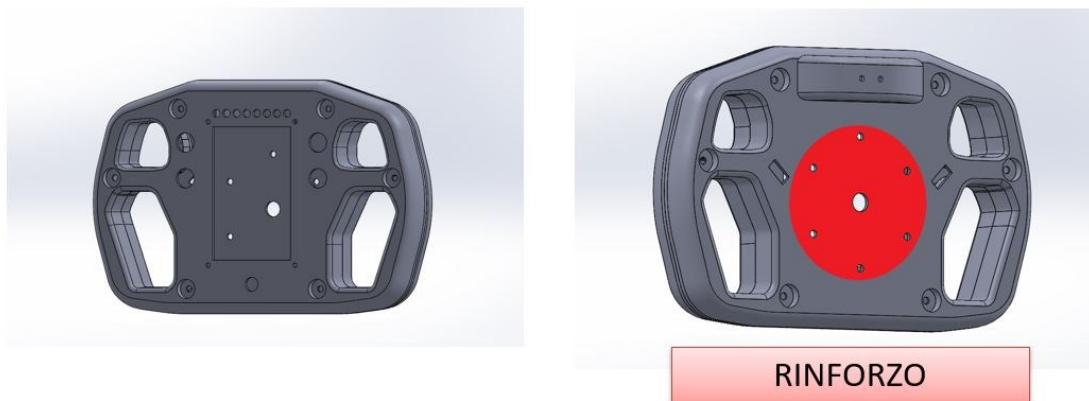


Figura 129 - Esempio presentazione plybook

Definita la sequenza di laminazione, utilizzando un'altra sezione del medesimo software si sono estrapolate le superfici dei modelli e realizzate le dime, come visibile nella figura sottostante.

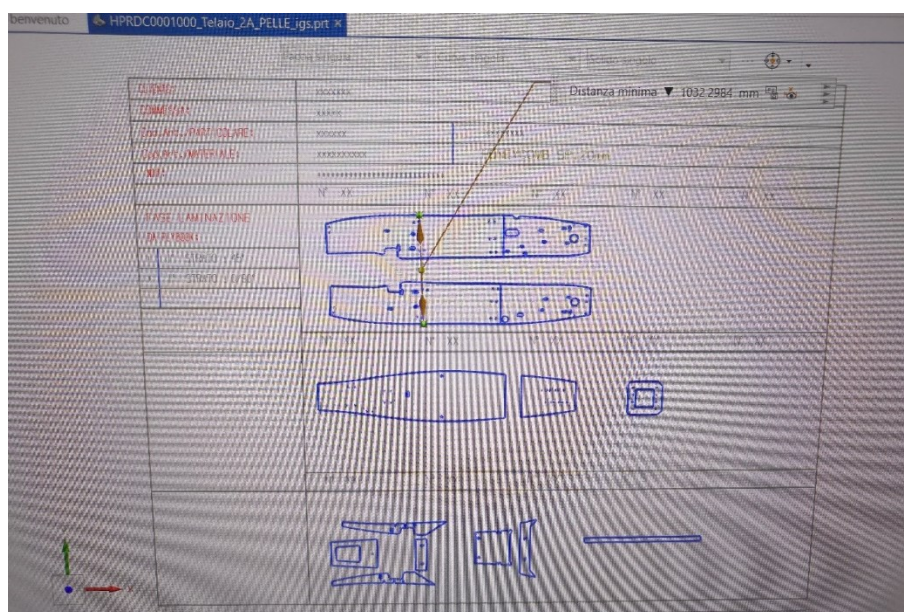


Figura 130 - Creazione dime per taglio rotolo di tessuto

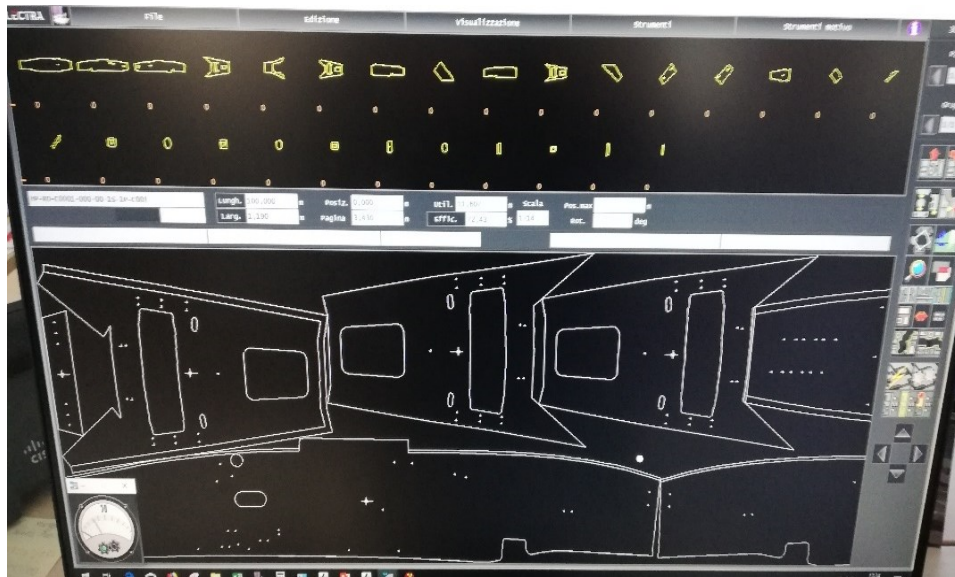


Figura 131 - Nesting per ottimizzazione consumo tessuto

7.2 Laminazione su stampo

Dopo aver ultimato i preparativi, si inizia così la laminazione della monoscocca.

Il processo di laminazione prevede la scomposizione degli stampi in tre pezzi:

- Vasca inferiore

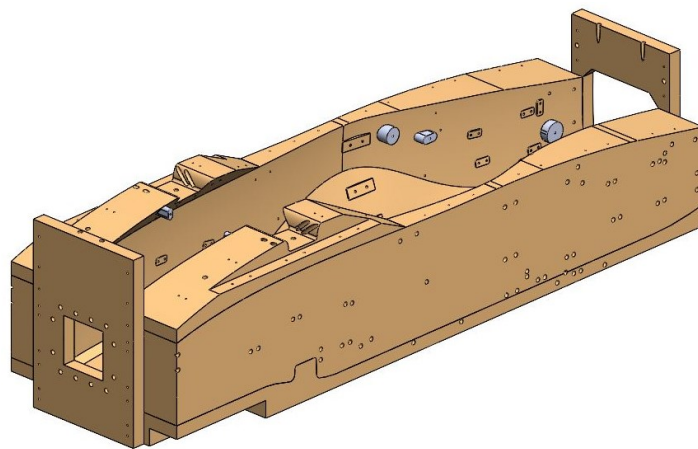


Figura 132 - Vasca inferiore stampo

➤ Semi stampo anteriore superiore

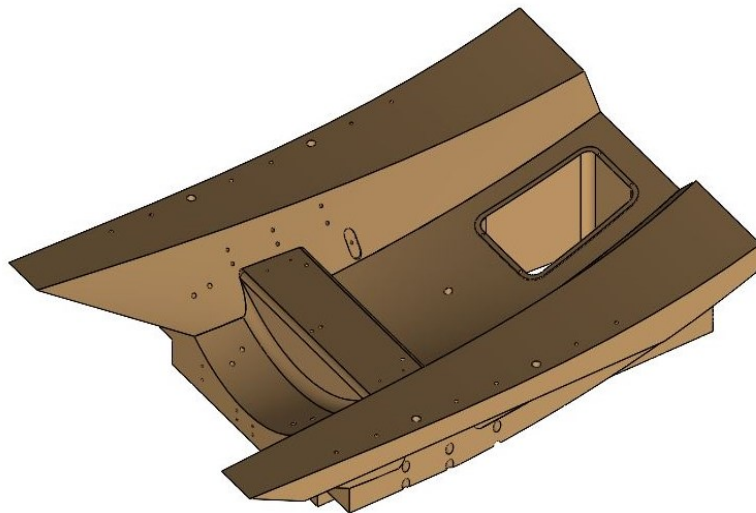


Figura 133 - Semistampo anteriore

➤ Semi stampo posteriore superiore

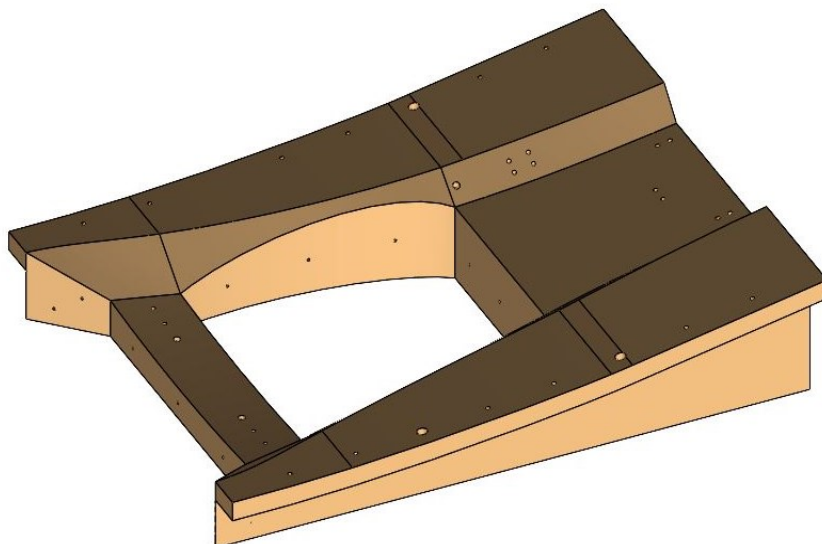


Figura 134 - Semistampo posteriore

Si riporta per miglior comprensione l'immagine degli stampi assemblati:

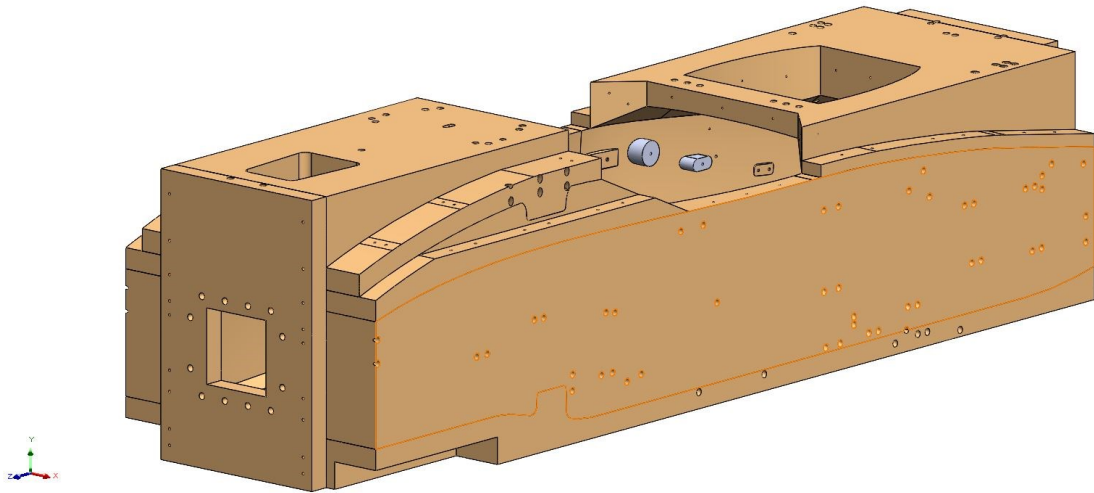


Figura 135 - Assieme stampo P4 Evoluzione

Si inizia così con la stesura della prima pelle sui vari stampi, con la realizzazione di vuoti intermedi, ovvero si esegue e si chiude in un sacco gli stampi dove successivamente viene aspirato il vuoto con l'intento di compattare gli strati ed eliminare inclusioni di bolle d'aria. Ogni 1 o 2 strati depositi, compreso l'honeycomb e la seconda pelle, si esegue questa operazione.



Figura 136 - Laminazione prima pelle



Figura 137 - Compattazione prima pelle



Figura 138 - Prima pelle compattata

Si continua con la deposizione degli inserti, dell'honeycomb e della pasta riempitiva a sostituzione degli inserti.

Oltre a quella appena citata, in questa fase è stata utilizzata un'altra pasta riempitiva denominata "Araldite 204". Questa pasta viene utilizzata per riempire le cavità formatesi da un taglio e adesione dell'honeycomb allo stampo non perfetta,

soprattutto in corrispondenza degli inserti. Questa pasta durante il ciclo di cura si espande e sigilla gli spazi vuoti formatesi.



Figura 139 - Laminazione semistampo posteriore



Figura 140 - Laminazione semistampo anteriore



Figura 141 - Taglio e rifila del core

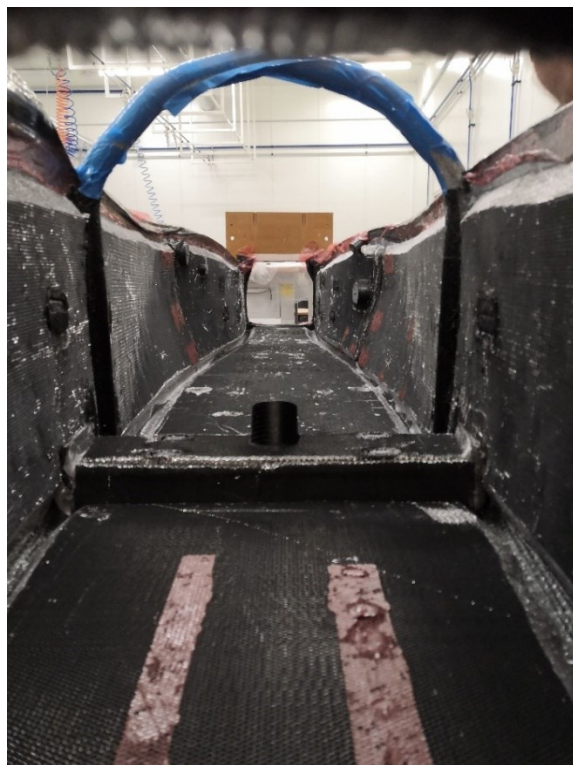


Figura 142 - Deposizione honeycomb e front hoop

Successivamente si depono il film adesivo e le patch di rinforzo.



Figura 143 - Deposizione core e film adesivo

Si prosegue poi con la stesura della seconda pelle



Figura 144 - Deposizione seconda pelle

Lembi di pelle per overlap con semi stampi superiori



Figura 145 - Termine laminazione vasca inferiore

Al termine della laminazione dei singoli stampi, si arriva al laborioso processo di giunzione.

Quest'ultimo passaggio risulta molto delicato e lungo da essere svolto. Bisogna infatti congiungere i semi stampo inferiore con i semi stampi superiori lungo tutti i bordi e soprattutto bisogna farlo, creando overlap alternati con tutte le pelli provenienti dagli stampi che sono state lasciate più lunghe appositamente per questo passaggio.

La peculiarità di questa laminazione è il differente modo di affrontare la laminazione dei giunti. Mentre nella scorsa scocca, si mirava a dare continuità di core e ridurre l'afflusso di overlap, quest'anno si è deciso di fare l'opposto.

Il core non è stato usato nelle giunzioni e non è stato sostituito da nessun'altro materiale. Questa idea, ripresa da componenti recing prodotti per alto livello, mira ad uno snellimento del processo produttivo pur mantenendo inalterate le caratteristiche meccaniche della giunzione. Infatti tutte le pelli che costituiscono le stratificazioni di prima e seconda pelle vengono overlappate creando uno spigolo ed una giunzione con alto spessore di carbonio; ed è ciò che contribuisce al mantenimento delle caratteristiche meccaniche pur essendo priva la zona del core.

Tuttavia per far ciò ci sono degli accorgimenti pratici da tenere come la svasatura dell' HC in prossimità dl bordo in modo da non creare discontinuità alla fibra, evitando l'insorgere di zone critiche.



Figura 147 - Giunzione stampi telaio P4M

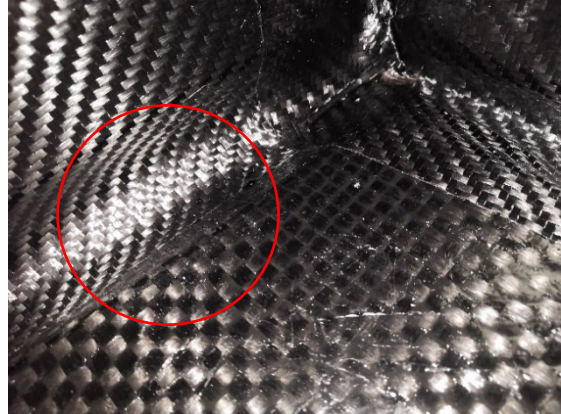


Figura 146 - Nuova tecnica di giunzione stampi, senza presenza di core

Quindi con tale tecnica di giunzione, si uniscono gli stampi superiori e inferiori.



Figura 148 - Giunzione stampo anteriore



Figura 149 – Chiusura degli stampi

7.3 Cura e estrazione

Al termine della laminazione, il risultato è il seguente:



Figura 150 - Termine della laminazione

Si procede così alla fase di preparazione del sacco da vuoto finale.

In questa fase siamo stati seguiti da un operatore, poiché uno scoppio o un danneggiamento del sacco da vuoto durante il ciclo di cura potrebbe compromettere irrimediabilmente il pezzo.



Figura 151 - Preparazione per sacco da vuoto



Figura 152 - Preparazione sacco da vuoto per cura in autoclave



Figura 153 - Sistemazione sacco



Figura 154 - Posizionamento stampi in autoclave

Il ciclo di cura è stato monitorato grazie al piazzamento di numerose termocoppie nei punti più ostici del telaio dal punto di vista termodinamico. Sono state inserite quindi termocoppie all'interno dello stampo a contatto con il carbonio, e all'interno dello stampo in corrispondenza del foro.

Dopo aver concluso il ciclo di cura definito nei capitoli precedenti, il pezzo è stato estratto dagli stampi. Questi ultimi ormai a fine vita sono stati smaltiti.

Il ciclo di cura è stato sensibilmente allungato dal fatto che sino a che l'ultima termocoppia non ha raggiunto la temperatura definita di ciclo, il timer di 16 ore non è partito.

Durante il ciclo in tabella sono riportati i valori registrati dalle termocoppie sparse lungo il pezzo e dei sensori di pressione. Valori che sono stati continuamente controllati dagli operatori addetti all'autoclave per assicurarsi il corretto svolgimento del ciclo.

Legend	Trend Name	Comment	Min.	Max.	Avg.	Min. Scale	Max. Scale	Eng. Units
	Cluster01.TIC101H_SP	SET POINT RISCALDAMENTO	42,51	91,0	89,79	-4650	4950	°C
	Cluster01.MINTEAIR	MIN TEMPERATURA ARIA	32,10	90,6	89,16	-4650	4950	°C
	Cluster01.MAXTEAIR	MAX TEMPERATURA ARIA	32,20	91,1	89,79	-4650	4950	°C
	Cluster01.MINTEPIECES	MIN TEMPERATURA PEZZI	0,000	88,24	81,89	-4650	4950	°C
	Cluster01.MAXTEPIECES	MAX TEMPERATURA PEZZI	0,000	89,73	87,13	-4650	4950	°C
	Cluster01.PIC101P_SP	SET POINT DI PRESSIONE	0,000	2,452	1,974	-248,0	264,0	bar
	Cluster01.PIC101P_PV	PRESSIONE AUTOCLAVE	0,246	2,460	1,955	-248,0	264,0	bar
	Cluster01.PT200	VUOTO SERBATOIO	-0,811	-0,751	-0,779	-63,00	65,00	BAR

Figura 155 - Monitoraggio temperatura ciclo di cura

Il telaio, appena uscito dall'autoclave si presentava così:



Figura 156 - Estrazione telaio da stampi



Figura 157 - Aspetto del telaio dopo la cura

Subito dopo l'estrazione, con il minimo di intervento per eliminare bave ed imperfezioni simili, la monoscocca è stata subito testata a torsione, utilizzando il medesimo portale adoperato per svolgere il primo test. Tuttavia, se ne parlerà nel prossimo capitolo.

I difetti estetici, seppur avendo adoperato tutti gli accorgimenti possibili, erano presenti in tutto il telaio. Per evitare di compromettere il risultato estetico della monoscocca e prepararla alla verniciatura, è stato affrontato un processo di rifinitura.



Figura 158 - Rifinitura estetica



Figura 159 - Carteggiatura telaio epr rifinimento estetico

CAPITOLO 8

Una volta prodotto il nuovo telaio, il primo obiettivo è quello di verificarne la bontà di progetto e di riuscita dello stesso. Per questo motivo sono stati affrontati test, verifiche e analisi.

8.1 Analisi rigidità e pesatura

Il primo test è stato quello della rigidità torsionale.

Allestendo il medesimo portale, utilizzato per testare la vecchia monoscocca è stato eseguito un nuovo test nelle medesime condizioni.

L'unica differenza è il verso in cui la coppia è applicata, ma dato che il telaio è costituito da una stratificazione simmetrica delle pelli di carbonio, questo non produce alcun effetto.



Figura 160 - Test rigidità torsionale telaio P4 Evoluzione

Il risultato del test viene mostrato nel grafico seguente:

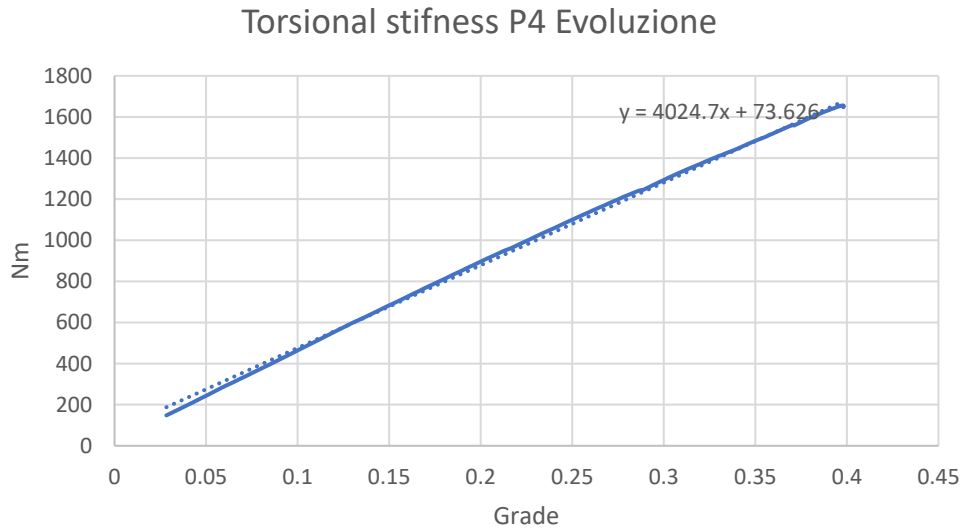


Figura 161 - Rigidezza torsionale P4 Evoluzione

La rigidezza rilevata a seguito del test è di 4024 Nm/grado, inferiore a quella ottenuta dall'analisi FEM, come ci si aspettava.

Il grafico di seguito mostra la comparativa tra la rigidezza del vecchio e del nuovo telaio. Come si evince dai risultati, nell'analisi FEM, considerando l'errore, la previsione è in linea con la richiesta di rigidezza da parte della dinamica del veicolo.

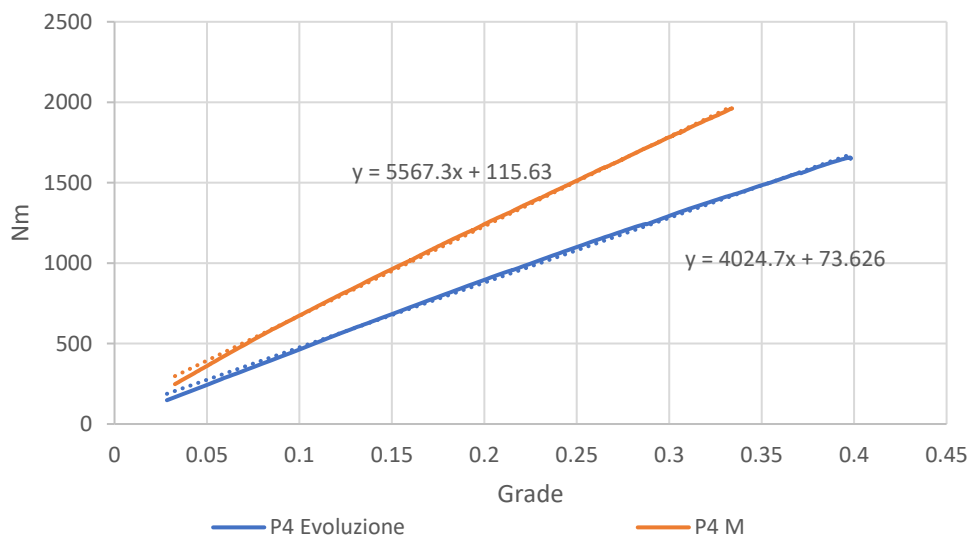


Figura 162 - Confronto tra la rigidezza P4M e P4 Evoluzione

P4 M	Nm/grade	ERRORE
Rigidezza FEM	4373	
Rigidezza prevista	4100	6%
Rigidezza Reale	4024	1,8%

Tabella 43 - Risultato target rigidezza

L'errore rispetto alla previsione è solo 1,8%. Un risultato ottimo, pensando ovviamente alla vettura e al suo target rigidezza pienamente raggiunto.

Per quanto riguarda il peso, a seguito della prova a torsione la monoscocca è stata adagiata su di una bilancia ed il risultato è il seguente:

Monoscocca	Kg
2019	33
2021	28.9
Riduzione	4.1

Tabella 44 - Confronto peso telaio P4M e P4 Evoluzione

Il telaio, grazie all'uso di materiale più performante, dell'utilizzo di inserti in composito e alla riduzione dell'utilizzo delle resine riempitive a causa della tecnica di cura one shot, alla diversa giunzione dei bordi, ha raggiunto una riduzione apprezzabile di peso.

8.2 Controllo dimensionale DEA

L'ultimo controllo non distruttivo che completa il quadro per definire la riuscita del telaio è l'analisi dimensionale.

Attraverso questo test un tastatore, ovvero un braccio robotico con all'estremità un utensile atto al rilevamento delle coordinate spaziali, verifica gli scostamenti geometrici del pezzo ottenuto rispetto al modello 3D disegnato attraverso software CAD.



Tabella 45 - Controllo dimensionale DEA

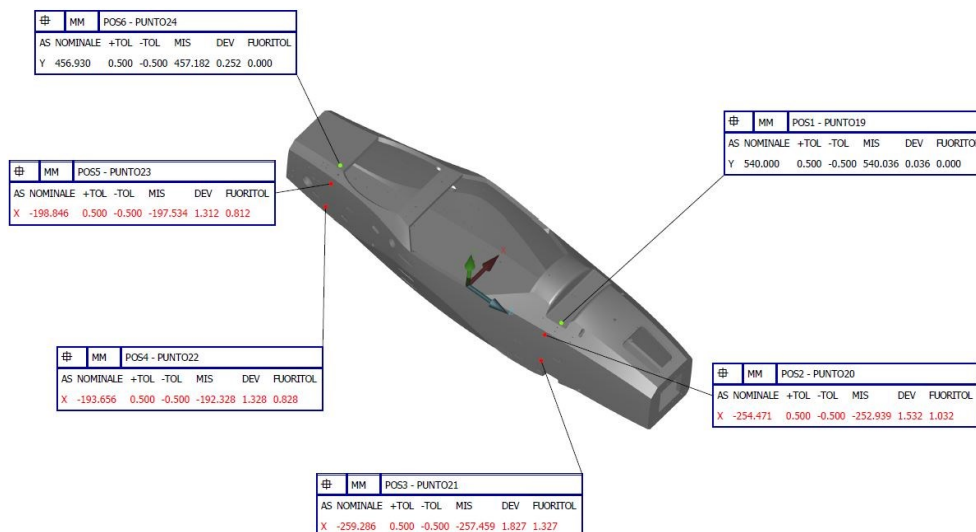


Figura 163 - Report controllo DEA

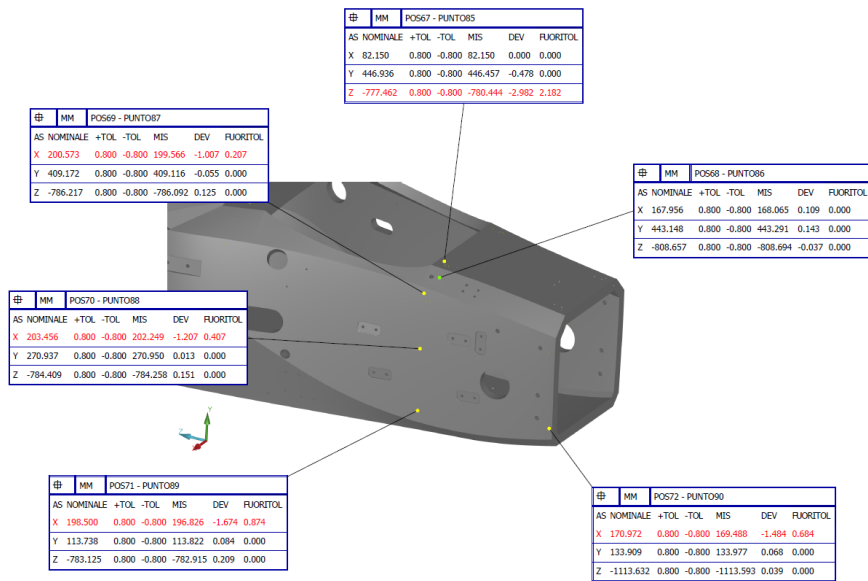


Figura 164 - Risultato controllo DEA

Le misure prese e comparate sono molteplici e non vengono riportate poiché non sarebbe utile.

Lo scostamento massimo è rappresentato nell'ultima immagine e consiste in una deviazione dalla quota definita di 1 [mm] in corrispondenza della zona centrale che si frappone tra gli attacchi sospensioni anteriori. Tuttavia, la deformazione massima interessa solo tale zona e non gli attacchi sospensioni.

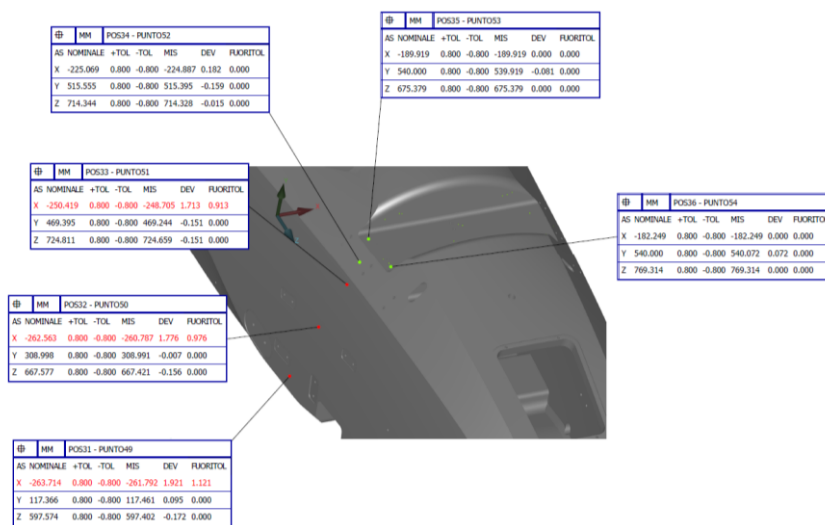


Figura 165 - Risultati controllo DEA

Queste deformazioni sono da attribuirsi alle proprietà del materiale usato per gli stampi e alla combinazione di temperatura e pressione che si genera in autoclave, oltre a questo c'è da considerare che con la tecnica one shot, non si ottiene un perfetto compattamento della prima pelle durante il ciclo di cura a causa della difficoltà a distribuire una pressione omogenea al tessuto a contatto con lo stampo.

Contando tutto ciò, la monoscocca non presenta criticità geometriche legate a zone fuori tolleranza e laddove queste compaiono, molto spesso sono associate a difetti estetici.

CAPITOLO 9

9.1 Migliorie

Assieme alla realizzazione del telaio, molteplici sono stati gli interventi che hanno portato considerevoli migliorie.

A conclusione di questo lavoro si riprende la tabella (2) mostrata nel capitolo 2

Sotto assiemi	Peso	Voto	Punteggio	Punteggio massimo	Margine di Sviluppo
Rigidità Torsionale	10	40	400	1000	9.5%
CFRP	8	50	400	800	6.3%
Honeycomb	7	80	560	700	2.2%
Adesivo	7	90	630	700	1.1%
Inserti	7	30	210	700	7.8%
Hoop	6	30	180	600	6.7%
Ergonomia pilota	4	10	40	400	5.7%
Volante	6	50	300	600	4.8%
Sistema sterzo	8	50	400	800	6.3%
Packaging	6	20	120	600	7.6%
	Totale Peso		Punteggio	Punteggio max.	
	63		3240	6300	

Tabella 46 - Analisi aree di miglioramento P4M

Come imposto dall'inizio, le aree con maggior margine di sviluppo erano la rigidità torsionale, la tipologia di fibra di carbonio usata, gli inserti, i Rollbar (anteriore e posteriore), il sistema di sterzo, l'ergonomia pilota ed il packaging.

Per quanto concerne la monoscocca e la sua realizzazione, in questa trattazione si è parlato di:

- Rigidità torsionale
- CFRP
- Honeycomb
- Inserti
- Adesivo

Tuttavia, tutte le voci della tabella sono state analizzate e studiate al fine di introdurre miglioramenti. Il lavoro dietro queste voci ha influenzato seppur in minima parte lo studio del telaio, ma per motivi di lunghezza di questa trattazione non sono stati analizzati.

Mi limito ora a riportare e trattare in maniera sommaria tutte le modifiche apportate, oltre a quelle già mostrate:

➤ Front Hoop

Come è stato possibile osservare dalle foto della laminazione, il Front Hoop (Rollbar anteriore) è stato inglobato nella struttura, essendo concesso dal regolamento.



Tabella 47 - Front Hoop integrato nel laminato

Come anticipato nel capitolo 2, per poter inglobare il RollBar nella struttura, è stato necessario mostrare l'equivalenza tra l'incapsulamento e la resistenza di 6 attacchi equivalenti a 2 viti M8 per ciascun attacco. In altre parole, bisognava dimostrare come gli strati di carbonio in cui era immerso il rollbar lo avrebbero sorretto in tutte le direzioni a seguito di un'applicazione di un carico.



Figura 166 - Tecnica di lamianzione front hoop

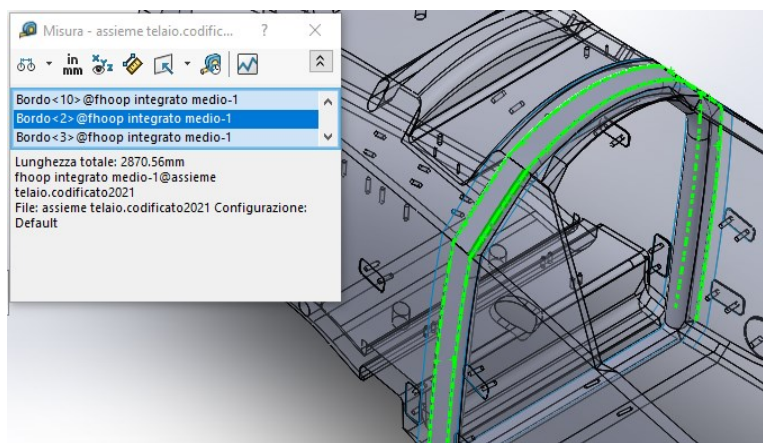


Figura 167 - Lunghezza perimetro di shear del front hoop

Layup FBHS	Valore	Unità
Skin thickness	1.02	mm
Tube projection length	2870	mm
Skin shear strenght	217	Mpa
Perimeter shear strenght	635.2	kN
Minimum shear strenght required	120	kN
Safety factor	5.2	

Tabella 48 - Calcolo resistenza a strappo del front hoop

➤ Main Hoop

Per quanto riguarda il Main Hoop è stato possibile realizzare dei miglioramenti andando a ridurre al minimo richiesto i parametri geometrici riguardo gli ingombri degli attacchi per ancorare l'hoop alla monoscocca

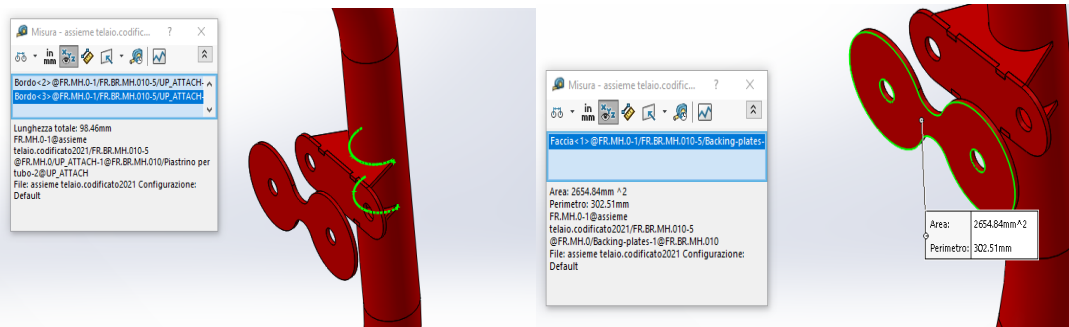


Figura 168 - Ottimizzazione attacchi main hoop

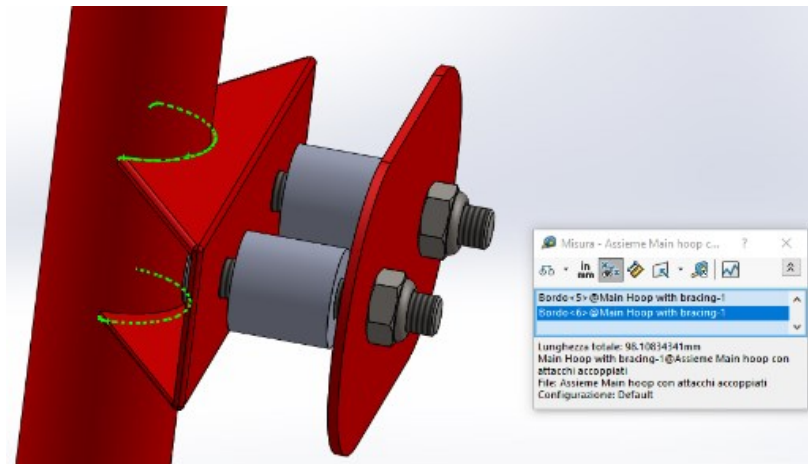


Figura 169 - Attacco main hoop della precedente P4M

Come si può vedere dal confronto tra il “vecchio” ed il “nuovo”, la geometria è stata ottimizzata e gli inserti in corrispondenza degli attacchi del Main Hoop non sono presenti. Questo comporta un notevole vantaggio poiché vengono rimossi 12 inserti, uno per ogni vite richiesta dal regolamento.

➤ Volante

L’aggiornamento del volante è stato dettato da un miglioramento delle performance meccaniche di ergonomia e di interfaccia.



Figura 170 - Riprogettazione del volante in composito



Figura 171 - Volante in composito per la P4 Evoluzione

Sotto in foto si può constatare l'upgrade rispetto alla versione precedente del volante.

Rimangono inalterati il numero di pulsanti con cui eseguire determinati comandi, si aggiunge l'integrazione di una dashboard personalizzabile e di un selettore per controllare l'erogazione di potenza e coppia del motore.



Figura 172 - Confronto tra volante P4M e P4 Evoluzione

➤ Sistema sterzo

In principio il sistema sterzo era così pensato:



Figura 173 - Front Hoop e sistema sterzo P4M

A seguito dell'integrazione del front hoop al laminato della scocca, il sistema sterzo ha subito una profonda revisione circa la geometria e il sistema di fissaggio al telaio, ottenendo così una nuova geometria:

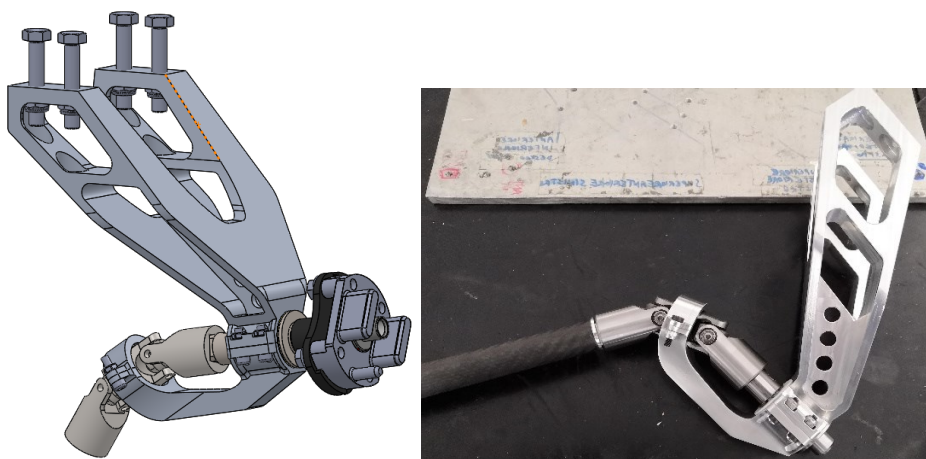


Figura 174 - Riprogettazione del sistema di sterzo

➤ Ergonomia Pilota

Per migliorare l'ergonomia del pilota è stato aggiunto un sedile più confortevole del precedente, un sistema di pedali regolabili a seconda dell'altezza e comodità del pilota e un volante con la dashboard integrata capace di fornire un feedback al pilota sullo stato generale dell'auto.



Figura 175 - Aggiunta di un nuovo sedile più ergonomico

L'uso di molteplici fori e di asole in corrispondenza della base pedale freno e acceleratore, permette l'utilizzo di moltissime configurazioni in base alle diverse altezze ed esigenze dei piloti.

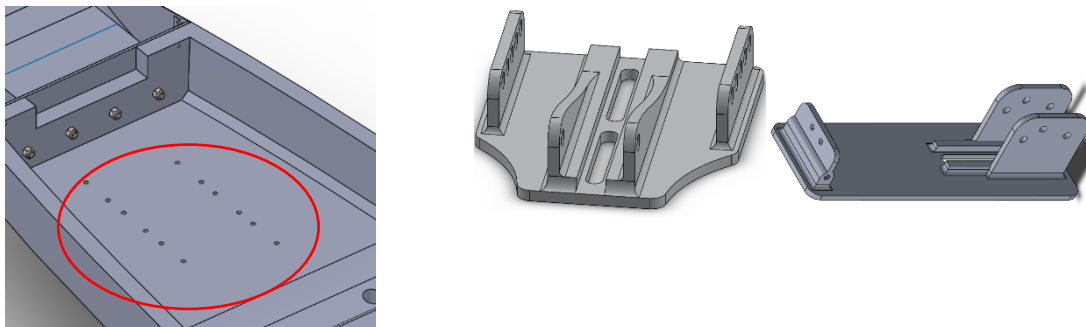


Figura 176 - Riprogettazione della pedaliera

➤ **Packaging:**

Per quanto riguarda il packaging, è stato aumentato lo spazio a disposizione delle componenti elettroniche, grazie alla presenza di un serbatoio più compatto ed è stato studiato un nuovo cablaggio grazie ad un ricollocamento delle parti elettroniche che ha favorito maggior pulizia, ordine, facilità di accesso e manutenzione al vano motore.

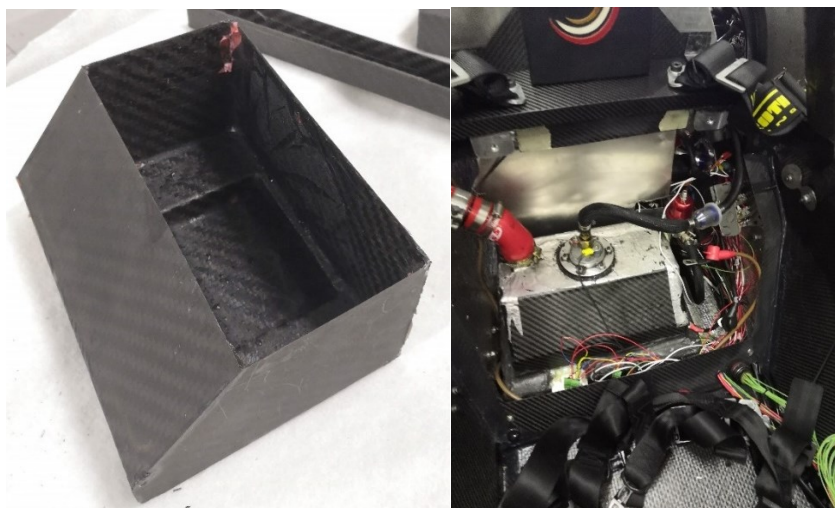


Figura 177 - Miglioramento del packaging

9.2 Assemblaggio vettura

Si riportano delle immagini rappresentative della sequenza di assemblaggio.



Figura 178 - Assemblaggio sistema sospensivo

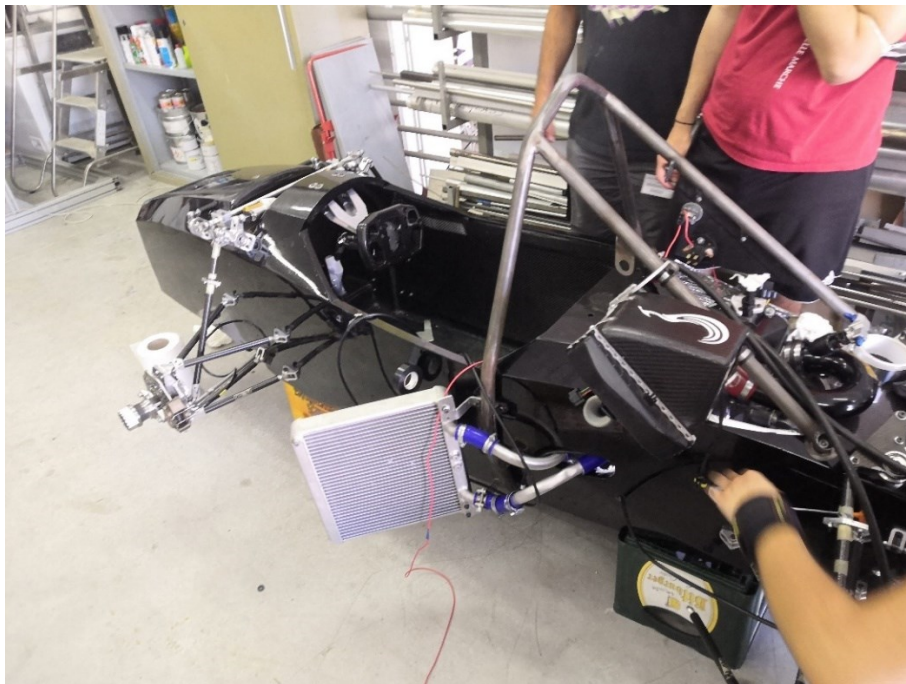


Figura 179 - Assemblaggio motore endotermico

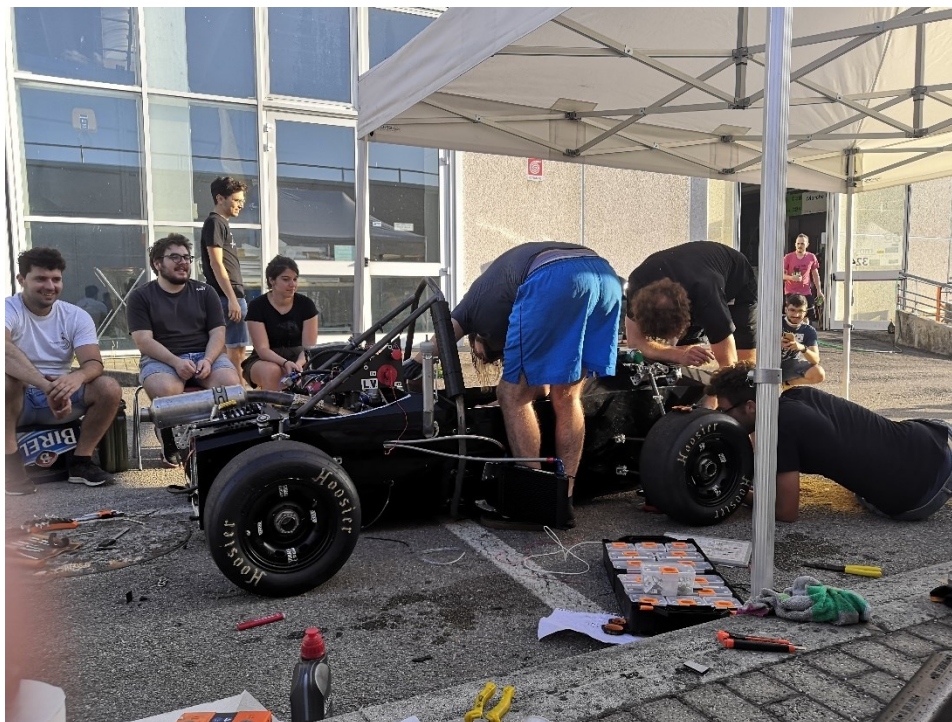


Figura 180 - Assemblaggio del cablaggio vettura



Figura 181 – La P4 Evoluzione

CAPITOLO 10 CONCLUSIONI

Si è giunti al termine di questa trattazione e si riepilogano quindi gli argomenti trattati e i risultati ottenuti.

Partendo dalla precedente monoscocca attraverso un'autovalutazione si sono individuate le aree di miglioramento in cui intervenire e attraverso le valutazioni delle performance del telaio si sono definiti i target per quello nuovo, validando inoltre il modello per studiare e ottimizzare la rigidità torsionale.

La selezione del materiale, la determinazione del ciclo di cura ideale per le nostre esigenze e la sua caratterizzazione sono il cuore di questo studio, essendo queste le basi di partenza su cui costruire e dimensionare tutto il lavoro. Analizzando le performance del materiale, si sono definite le stratificazioni per ogni zona del telaio e dopo una valutazione attraverso analisi FEM, sono stati realizzati e testati dei provini con successo.

In parallelo a questo lavoro gli inserti, il rollbar anteriore, il sistema sterzo ed il volante hanno subito una profonda trasformazione a seguito dell'inglobamento del roll bar anteriore all'interno del laminato.

Definiti e superati i test per soddisfare le richieste del regolamento, è stata pianificata la produzione e sono stati controllati e risistemati gli stampi in vista del loro secondo ed ultimo ciclo di cura.

Nel frattempo che gli stampi venissero ultimati si è redatto il plybook, definendo le sequenze di operazioni da svolgere durante il processo di laminazione e sono stati prodotti tutte le attrezzature e le componenti necessarie da utilizzare durante il processo di produzione.

Ultimati i preparativi, è iniziato il lungo e laborioso processo di laminazione terminato con la cura, l'estrazione e la rifinitura della nuova monoscocca.

Per comprendere la bontà del lavoro svolto si sono condotti dei test non distruttivi come analisi dimensionale tramite DEA, la pesatura e il test rigidità per verificare qualità e performance finali del componente.

Parallelamente al telaio, altri sono stati gli interventi portati avanti dal reparto sempre in un'ottica di miglioramento delle performance.

A tal fine si riepilogano la lista degli interventi e la loro ottimizzazione in un'ottica di peso sottratto alla macchina, paragonato alla sua funzionalità. Per ogni gruppo tecnico viene comparato il peso della vecchia e della nuova configurazione.

Un netto miglioramento si concentra nelle zone in cui gli interventi sono stati più radicali come il rollbar anteriore, il sistema sterzo, il volante e gli inserti.

Gruppo tecnico	P4M	P4 Evoluzione	% Guadagno peso
Front Hoop e sistema sterzo	4000 [g]	1700 [g]	58%
Inserti	1367 [g]	760 [g]	44.4%
Main Hoop	5800 [g]	5800 [g]	0%
Piastrini Main Hoop	956 [g]	552 [g]	42%
Front Hoop	771 [g]	0 [g]	100%
Cinte	2541 [g]	2541 [g]	0%
Poggiatesta	783 [g]	700 [g]	11%
Firewall e sedile	2640 [g]	3295 [g]	-25%
Volante e dashboard	1128 [g]	670 [g]	41%
cava tripode destra	505 [g]	505 [g]	0%
cava tripode sinistra	600 [g]	600 [g]	0%
semiasse dx	1096 [g]	1096 [g]	0%
semiasse sx	1030 [g]	1030 [g]	0%
tripode con seeger	164 [g]	164 [g]	0%
cuffie con fascette	306 [g]	306 [g]	0%
Totale	18.6[Kg]	15.2 [Kg]	

Tabella 49 - Riepilogo miglioramenti

Gli ultimi sei gruppi sono rimasti invariati e nessun miglioramento è stato apportato.

Riepilogando, viene ora mostrato il risultato finale di questo elaborato considerando i target imposti ad inizio di questa trattazione.

Per quanto riguarda la monoscocca il risultato di peso e prestazione è il seguente:

Monoscocca	Kg	K (Nm/°)
2019	33	5567
2021	28.9	4024
Ottimizzazione	12.4%	27%

Tabella 50 - Confronto prestazioni telaio P4M e P4 Evoluzione

Per quanto riguarda invece tutto l'assieme telaio, questo è il risultato:

Assieme Telaio	Kg
2019	51.619
2021	44.158
Ottimizzazione	14.5%
Riduzione	7.461

Tabella 51 - Confronto Assieme telaio P4M e P4 Evoluzione

L'ottimizzazione della rigidità della monoscocca e la conseguente ottimizzazione del peso dell'assieme telaio può essere apprezzato quantificando il vantaggio pratico ottenuto in tempo sul giro.

Per far ciò è stato usato "Optimum Lap" in cui è stato ricavato il modello dell'autovettura simulandone il tempo sul giro nel circuito dell'evento "autocross" di Formula Student Germany 2012 (disponibile nella libreria del software).

FSAE Autocross Germany 2012 - Speed (4)



Figura 182 - Simulazione performance su tracciato FSG

Parameter	P4 M	P4 Evoluzione	Sensitivity	Δt [ms]
Mass [Kg]	51,6	44,1	+53 [ms/Kg]	-300 [ms]

Tabella 52 - Vantaggio ottenuto dai cambiamenti introdotti

Il lavoro svolto ha permesso alla vettura di guadagnare tre decimi per ogni giro.

Questo vantaggio seppur simulato, è di facile immaginazione dato che la vettura perde nel suo complessivo 7.5 [Kg].

Con quest'ultima analisi e considerazione si conclude questa trattazione.

Grazie dell'attenzione.

BIBLIOGRAFIA E SITOGRAFIA

[1] F.S. Rules_2020_V1.0, Formula Student Germany

[2] Università Politecnica delle Marche, Corso di perfezionamento ingegneria dei materiali compositi

[3] Gianni Caligiana – Francesco Cesari, I materiali compositi, Ed. Pitagora, 2002

[4] Wikipedia.org

[5] Politecnico di Torino, Comportamento meccanico dei materiali (slides)

APPENDICE 1



Typical values for aluminium honeycomb Alloys 5052 – 5056 - 3003										
Type				Bare Compression		Plate Shear		Plate Shear		Crush PSI
Alloy	Cell inch	Sheet inch	Weight PCF	Strength PSI	Mod. KSI	Stength PSI"L" direc	Strength PSI"W" direc	Mod. KSI"L" direc	Mod. KSI"W" direc	
5052	1/8	.0007	3.1	270	75	210	130	45	22	130
5052	1/8	.001	4.5	520	150	340	220	70	31	260
5052	1/8	.0015	6.1	870	240	505	320	98	41	450
5052	1/8	.002	8.1	1400	360	725	455	135	54	750
5052	1/8	.003	10.0	2000	-	980	530	175	65	820
5052	3/16	.0007	2.0	150	34	110	60	80	46	60
5052	3/16	.001	3.1	270	75	210	125	45	22	130
5052	3/16	.0015	4.4	510	145	330	215	68	30	250
5052	1/4	.001	2.3	175	45	140	85	32	16	75
5052	1/4	.002	4.2	490	140	320	200	66	29	230
5052	1/4	.0025	5.2	680	190	410	265	82	35	335
5056	1/8	.001	4.5	620	185	440	255	70	28	320
5056	3/16	.001	3.1	380	97	265	150	45	20	170
5056	3/16	.0015	4.4	620	180	425	245	68	27	310
3003	1/4	.003	5.2	610	148	345	215	63	31	245
3003	1/4	.002	4.2	440	110	305	178	57	28	165
3003	3/8	.003	3.6	325	92	200	130	40	20	120
3003	3/8	.002	2.7	220	58	165	110	35	17	80
3003	1/2	.003	2.4	165	40	125	70	25	15	60
3003	2/3	.003	2.1	125	28	95	60	18	10	50
3003	3/4	.003	1.8	110	24	85	55	16	8	45

The above data are indicative

Denomination of types of aluminium alloy honeycomb

Alloy – cell – sheet - weight

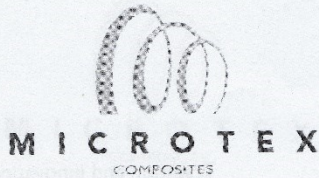
Alloy: type of aluminium alloy used

Cell: cell size in inches – e.g. 1/8 inch = (1/8 x 25,4) = 3.175 mm

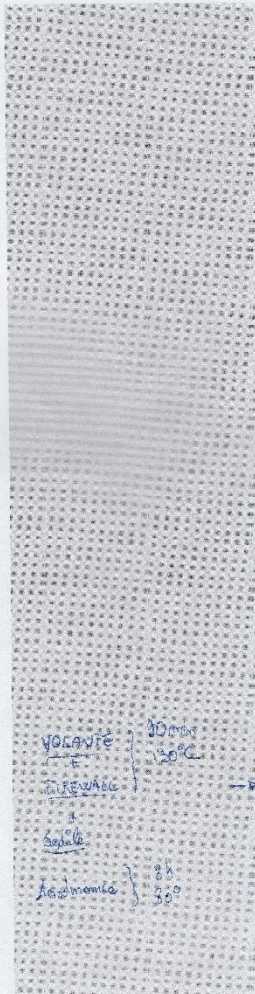
Sheet: Sheet thickness in inches – e.g. .001 inch = (.001 x 25,4) = 0.0254mm

Weight: density in pounds per cubic foot – e.g. 3.1 pcf = (3.1 x 16) = 49.6 kg / m³

APPENDICE 2



Tradition and innovation



Matrix Properties (cure cycle: 1h @ 120 °C + 2h @ 140 °C; E3-150)
Density@RT (average Value): 1,18g/cm³

Environmental Cycles E3-150N: PV1200 (20 Cycles): Pass²

Matrix Properties (cure cycle: 1h @ 120 °C; E3-122)
Density@RT (average Value): 1,20g/cm³

Laminate Mechanical Properties (E3-150HM)

Cure cycle: 90 minutes at 130°C, 6.0 bar Room temperature, dry Ramp rate = 2°C/min Cool rate = 3°C/min - Test conditions: 23°C

	Test Reference	GG63PWS-45 ³
0° Tensile strength (MPa)	ASTM D3039 (Vf 45.8%)	930
0° Tensile modulus (GPa)		54
90° Tensile strength (MPa)		847
0° Compressive strength (MPa)	ASTM D6641 (Vf 45.8%)	670
90° Compressive strength (MPa)		592
In-Plane Shear Strength (MPa)	ASTM D3518 (Vf 45.8%)	88
0° Interlaminar shear strength (ILSS)	ASTM D2344 (Vf 45.8%)	56

Laminate Mechanical Properties (E3-150)

Cure cycle: 90 minutes at 130°C, 6.0 bar Room temperature, dry Ramp rate = 2°C/min Cool rate = 3°C/min - Test conditions: 23°C

	Test Reference	GG200T800-44 ⁴
0° Flexural Strength (MPa)	ASTM D790	1070.00 MPa
0° Flexural Modulus (GPa)		66.30 GPa
0° Tensile Strength (MPa)	ASTM D3039 (Normal. Vf 55%)	1125.00 MPa
0° Tensile modulus (Gpa)		75.20 GPa

² Carbon PAN fiber / E3-150N - Cure cycle 90' @ 130°C (Autoclave cure)

³ HS Carbon 63 gsm T600 Sakai Ovex Rc 45%

⁴ HS Carbon fabric 200 gsm twill 2/2 6K T800 HB

Note: All technical information contained in this document are given in good faith and are based on test believed to be reliable, but their accuracy and completeness are not guaranteed. They do not constitute an offer to any person and shall not be deemed to form the basis of any contract. Accordingly, the user shall determine the suitability of the products for their intended use prior to purchase and shall assume all risk and liability in connection therewith. The information contained herein is under constant review and liable to be modified. All products are sold subject to Microtex Composites Srl terms and conditions of sale.

Copyright 2019 - Microtex Composites Srl. All rights reserved worldwide. All trademarks or registered trademarks are the property of their respective owners.

Issued: 29/01/2019

MICROTEx COMPOSITES SRL
Via Toscana, 59
59100 Prato
info@microtexcomposites.com

Datashcoet Prepreg E3 Series ENGrev6.7
4 of 15

200 gr
il 2° è buono

Laminate Mechanical Properties (E3-150HM)

Cure cycle: 90 minutes at 135°C , 6.0 bar Room temperature, dry Ramp rate = 2°C/min Cool rate = 3°C/min - Test conditions: 23°C

	Test Reference	GG380T SYT49-36 ¹⁶
0° Tensile strength (MPa)	ASTM D3039 (Normal. Vf 55%)	1050
0° Tensile modulus (GPa)		61
90° Tensile strength (MPa)		1129
90° Tensile modulus (GPa)		59
0° Compressive strength (MPa)	ASTM D3410 (Normal. Vf 55%)	647
0° Compressive Modulus (GPa)		55
90° Compressive strength (MPa)		648
90° Compressive Modulus (GPa)		54
0° Interlaminar shear strength (ILSS)	ASTM D2344	69
0° Flexural Strength (MPa)	ASTM D790	975
0° Flexural modulus (GPa)		58

→ Questo

¹⁶ HS Carbon fabric 380 gsm twill 2/2 12K SYT49S Rc 35%

Note: All technical information contained in this document are given in good faith and are based on test believed to be reliable, but their accuracy and completeness are not guaranteed. They do not constitute an offer to any person and shall not be deemed to form the basis of any contract. Accordingly, the user shall determine the suitability of the products for their intended use prior to purchase and shall assume all risk and liability in connection therewith. The information contained herein is under constant review and liable to be modified. All products are sold subject to Microtex Composites Srl terms and conditions of sale

Copyright 2019 - Microtex Composites Srl. All rights reserved worldwide. All trademarks or registered trademarks are the property of their respective owners

RECOMMENDED STORAGE AND SHELF LIFE

A. IMS Carbon Fiber Properties

Filament tensile strength, modulus of elasticity, coefficient of expansion, electric and thermal conductivities and yield are inherent properties of the IMS fiber and have indefinite shelf life.

B. IMS Carbon Fiber Processing

Typically, the original processing characteristics of E13 and E23 sized yarn will be essentially constant for at least one year from date of delivery. The product should be stored indoors. The recommended storage conditions are 40°F-77°F (5°C-25°C) and less than 50 percent RH. Direct exposure to sunlight or rain should be avoided. The shrink wrap should not be removed until immediately prior to use.

If the roving is stored at high temperatures and/or high humidity conditions, it may become difficult to process. Roving that stiffens during storage should still be useable. However, a thorough evaluation of the processing characteristics (e.g., resin wet out, spreadability) relative to the customer's operation is strongly recommended.

STANDARD PACKAGING AND SPOOL BUILD

Spool designation	"B"		"Z"		"H"	
	Inch-Pound	Metric	Inch-Pound	Metric	Inch-Pound	Metric
Net Weight	4.41 lb	(2 kg)	< 4.4 lb	(< 2 kg)	8.82 lb	(4 kg)
Tube Length*	11.0 in	(27.9 cm)	11.0 in	(27.9 cm)	11.0 in	(27.9 cm)
Tube I.D.	3.0 in	(7.6 cm)	3.0 in	(7.6 cm)	3.0 in	(7.6 cm)
Tube weight	6.0 oz	(170g)	6.0 oz	(170g)	6.0 oz	(170g)
Stroke	10.0 in	(25.4 cm)	10.0 in	(25.4 cm)	10.0 in	(25.4 cm)
Outside dia. (OD)	5.0±0.25 in	(12.7±0.6 cm)	Varies		6.4±0.3 in	(16.3±0.8 cm)
Pallet Type	Carton		Carton		Carton	
Nominal length	2600 yd	(2377 m)	Non-metered		5400 yd	(4938 m)
No. spools/carton	12		Varies		6	
Carton weight	52.9 lb	24 kg	Varies		52.9 lb	24 kg
Carton dimensions (LxWxH)	24.8 x 20.1 x 11.6 in	63 x 51 x 29.5 cm	Same		21.7 x 14.6 x 11.6 in	55 x 37 x 29 cm
Pallet dimensions (LxWxH)	40.6 x 50.8 x 41.5 in	103 x 129 x 105 cm	Same		44.9 x 31.9 x 37.2 in	114 x 81 x 94 cm
Approx. Pallet weight	635 lb	288 kg	Varies		635 lb	288 kg

Notes:

- "B" spool is standard for IMS60/MS65 24K, "Z" spool is un-metered. Other spool sizes may be available to special order. Please consult your sales representative.
- 12-14 cartons per pallet. Height of pallet included in dimensions. The pallet size may be changed without notice.
- Tube length for Tenax®-E products is 11.4 in (29 cm) long

AMERICAS
Toho Tenax America, Inc
121 Cardiff Valley Road
Rockwood, TN 37854-4134
Tel (800) 252-3001 or (865) 354-8408
<http://www.tohotenaxamerica.com>

ASIA
Toho Tenax Co. Ltd.
Kasumigaseki Common Gate West Tower
3-2-1 Kasumigaseki, Chiyoda-ku
Tokyo 100-8585 Japan
Tel +81 (3) 3506-6506
<http://www.tohotenax.com>

EUROPE
Toho Tenax Europe GmbH
Kasinostraße 19-21
Wuppertal 42103
Germany
Tel +49 (202) 322339
<http://www.tohotenax-eu.com>

To the best of Toho Tenax's knowledge the information contained in this publication is accurate; however, we do not assume any liability whatsoever for the accuracy or completeness of such information. Moreover, there is a need to reduce human exposure to many materials to the lowest practical limits in view of possible long-term adverse effects. To the extent that any hazards may have been mentioned in this publication, we neither suggest nor guarantee that such hazards are the only ones which exist. Final determination of the suitability of any information or product for the use contemplated by any user, the matter of that use and whether any infringement of patents is the sole responsibility of the user. We recommend that anyone intending to rely on any recommendation or to use any equipment or processing technique or material mentioned in this publication should satisfy himself as to such suitability and that he can meet all applicable safety and health standards. We strongly recommend that users seek and adhere to the manufacturers' or suppliers' current instructions for handling each material they use.

APPENDICE 3



Designation: D 3039/D 3039M – 00^{ε1}

Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials¹

This standard is issued under the fixed designation D 3039/D 3039M; the number immediately following the designation indicates the year of original adoption or, in the case of revision, the year of last revision. A number in parentheses indicates the year of last reapproval. A superscript epsilon (ϵ) indicates an editorial change since the last revision or reapproval.

This standard has been approved for use by agencies of the Department of Defense.

^{ε1} NOTE—Eq 5 was revised editorially in December 2002.

1. Scope

1.1 This test method determines the in-plane tensile properties of polymer matrix composite materials reinforced by high-modulus fibers. The composite material forms are limited to continuous fiber or discontinuous fiber-reinforced composites in which the laminate is balanced and symmetric with respect to the test direction.

1.2 The values stated in either SI units or inch-pound units are to be regarded separately as standard. Within the text, the inch-pound units are shown in brackets. The values stated in each system are not exact equivalents; therefore, each system must be used independently of the other. Combining values from the two systems may result in nonconformance with the standard.

1.3 *This standard does not purport to address all of the safety concerns, if any, associated with its use. It is the responsibility of the user of this standard to establish appropriate safety and health practices and determine the applicability of regulatory limitations prior to use.*

2. Referenced Documents

2.1 ASTM Standards:

- D 792 Test Methods for Density and Specific Gravity (Relative Density) of Plastics by Displacement²
- D 883 Terminology Relating to Plastics²
- D 2584 Test Method for Ignition Loss of Cured Reinforced Resins³
- D 2734 Test Method for Void Content of Reinforced Plastics³
- D 3171 Test Methods for Constituent Content of Composites Materials⁴
- D 3878 Terminology for Composite Materials⁴
- D 5229/D 5229M Test Method for Moisture Absorption

¹ This test method is under the jurisdiction of ASTM Committee D30 on Composite Materials and is the direct responsibility of Subcommittee D30.04 on Lamina and Laminate Test Methods.

Current edition approved April 10, 2000. Published July 2000. Originally published as D 3039 – 71T. Last previous edition D 3039 – 95a.

² Annual Book of ASTM Standards, Vol 08.01.

³ Annual Book of ASTM Standards, Vol 08.02.

⁴ Annual Book of ASTM Standards, Vol 15.03.

Properties and Equilibrium Conditioning of Polymer Matrix Composite Materials⁴

- E 4 Practices for Force Verification of Testing Machines⁵
- E 6 Terminology Relating to Methods of Mechanical Testing⁵
- E 83 Practice for Verification and Classification of Extensometers⁵
- E 111 Test Method for Young's Modulus, Tangent Modulus, and Chord Modulus⁵
- E 122 Practice for Choice of Sample Size to Estimate a Measure of Quality for a Lot or Process⁶
- E 132 Test Method for Poisson's Ratio at Room Temperature⁵
- E 177 Practice for Use of the Terms Precision and Bias in ASTM Test Methods⁶
- E 251 Test Methods for Performance Characteristics of Metallic Bonded Resistance Strain Gages⁵
- E 456 Terminology Relating to Quality and Statistics⁶
- E 691 Practice for Conducting an Interlaboratory Study to Determine the Precision of a Test Method⁶
- E 1012 Practice for Verification of Specimen Alignment Under Tensile Loading⁵
- E 1237 Guide for Installing Bonded Resistance Strain Gages⁵

3. Terminology

3.1 *Definitions*—Terminology D 3878 defines terms relating to high-modulus fibers and their composites. Terminology D 883 defines terms relating to plastics. Terminology E 6 defines terms relating to mechanical testing. Terminology E 456 and Practice E 177 define terms relating to statistics. In the event of a conflict between terms, Terminology D 3878 shall have precedence over the other standards.

3.2 *Definitions of Terms Specific to This Standard:*

NOTE—If the term represents a physical quantity, its analytical dimensions are stated immediately following the term (or letter symbol) in fundamental dimension form, using the following ASTM standard symbology for fundamental

⁵ Annual Book of ASTM Standards, Vol 03.01.

⁶ Annual Book of ASTM Standards, Vol 14.02.

dimensions, shown within square brackets: $[M]$ for mass, $[L]$ for length, $[T]$ for time, $[\Theta]$ for thermodynamic temperature, and $[nd]$ for nondimensional quantities. Use of these symbols is restricted to analytical dimensions when used with square brackets, as the symbols may have other definitions when used without the brackets.

3.2.1 *nominal value, n* —a value, existing in name only, assigned to a measurable property for the purpose of convenient designation. Tolerances may be applied to a nominal value to define an acceptable range for the property.

3.2.2 *transition region, n* —a strain region of a stress-strain or strain-strain curve over which a significant change in the slope of the curve occurs within a small strain range.

3.2.3 *transition strain, $\epsilon^{\text{transition}}$ $[nd]$, n* —the strain value at the mid range of the transition region between the two essentially linear portions of a bilinear stress-strain or strain-strain curve.

3.2.3.1 *Discussion*—Many filamentary composite materials show essentially bilinear behavior during loading, such as seen in plots of either longitudinal stress versus longitudinal strain or transverse strain versus long longitudinal strain. There are varying physical reasons for the existence of a transition region. Common examples include: matrix cracking under tensile loading and ply delamination.

3.3 *Symbols:*

3.3.1 A —minimum cross-sectional area of a coupon.

3.3.2 B_y —percent bending for a uniaxial coupon of rectangular cross section about y axis of the specimen (about the narrow direction).

3.3.3 B_z —percent bending for a uniaxial coupon of rectangular cross section about z axis of the specimen (about the wide direction).

3.3.4 CV —coefficient of variation statistic of a sample population for a given property (in percent).

3.3.5 E —modulus of elasticity in the test direction.

3.3.6 F^{tu} —ultimate tensile strength in the test direction.

3.3.7 F^{su} —ultimate shear strength in the test direction.

3.3.8 h —coupon thickness.

3.3.9 L_g —extensometer gage length.

3.3.10 L_{min} —minimum required bonded tab length.

3.3.11 n —number of coupons per sample population.

3.3.12 P —load carried by test coupon.

3.3.13 P^f —load carried by test coupon at failure.

3.3.14 P^{max} —maximum load carried by test coupon before failure.

3.3.15 s_{n-1} —standard deviation statistic of a sample population for a given property.

3.3.16 w —coupon width.

3.3.17 x_i —test result for an individual coupon from the sample population for a given property.

3.3.18 \bar{x} —mean or average (estimate of mean) of a sample population for a given property.

3.3.19 δ —extensional displacement.

3.3.20 ϵ —general symbol for strain, whether normal strain or shear strain.

3.3.21 ϵ —indicated normal strain from strain transducer or extensometer.

3.3.22 σ —normal stress.

3.3.23 ν —Poisson's ratio.

4. Summary of Test Method

4.1 A thin flat strip of material having a constant rectangular cross section is mounted in the grips of a mechanical testing machine and monotonically loaded in tension while recording load. The ultimate strength of the material can be determined from the maximum load carried before failure. If the coupon strain is monitored with strain or displacement transducers then the stress-strain response of the material can be determined, from which the ultimate tensile strain, tensile modulus of elasticity, Poisson's ratio, and transition strain can be derived.

5. Significance and Use

5.1 This test method is designed to produce tensile property data for material specifications, research and development, quality assurance, and structural design and analysis. Factors that influence the tensile response and should therefore be reported include the following: material, methods of material preparation and lay-up, specimen stacking sequence, specimen preparation, specimen conditioning, environment of testing, specimen alignment and gripping, speed of testing, time at temperature, void content, and volume percent reinforcement. Properties, in the test direction, which may be obtained from this test method include the following:

5.1.1 Ultimate tensile strength,

5.1.2 Ultimate tensile strain,

5.1.3 Tensile chord modulus of elasticity,

5.1.4 Poisson's ratio, and

5.1.5 Transition strain.

6. Interferences

6.1 *Material and Specimen Preparation*—Poor material fabrication practices, lack of control of fiber alignment, and damage induced by improper coupon machining are known causes of high material data scatter in composites.

6.2 *Gripping*—A high percentage of grip-induced failures, especially when combined with high material data scatter, is an indicator of specimen gripping problems. Specimen gripping methods are discussed further in 7.2.4, 8.2, and 11.5.

6.3 *System Alignment*—Excessive bending will cause premature failure, as well as highly inaccurate modulus of elasticity determination. Every effort should be made to eliminate excess bending from the test system. Bending may occur as a result of misaligned grips or from specimens themselves if improperly installed in the grips or out-of-tolerance caused by poor specimen preparation. If there is any doubt as to the alignment inherent in a given test machine, then the alignment should be checked as discussed in 7.2.5.

6.4 *Edge Effects in Angle Ply Laminates*—Premature failure and lower stiffnesses are observed as a result of edge softening in laminates containing off-axis plies. Because of this, the strength and modulus for angle ply laminates can be drastically underestimated. For quasi-isotropic laminates containing significant 0° plies, the effect is not as significant.

7. Apparatus

7.1 *Micrometers*—A micrometer with a 4- to 5-mm [0.16- to 0.20-in] nominal diameter double-ball interface shall be

used to measure the thickness of the specimen. A micrometer with a flat anvil interface shall be used to measure the width of the specimen. The accuracy of the instruments shall be suitable for reading to within 1% of the sample width and thickness. For typical specimen geometries, an instrument with an accuracy of $\pm 2.5 \mu\text{m}$ [$\pm 0.0001 \text{ in.}$] is adequate for thickness measurement, while an instrument with an accuracy of $\pm 25 \mu\text{m}$ [$\pm 0.001 \text{ in.}$] is adequate for width measurement.

7.2 Testing Machine—The testing machine shall be in conformance with Practices E 4 and shall satisfy the following requirements:

7.2.1 Testing Machine Heads—The testing machine shall have both an essentially stationary head and a movable head.

7.2.2 Drive Mechanism—The testing machine drive mechanism shall be capable of imparting to the movable head a controlled velocity with respect to the stationary head. The velocity of the movable head shall be capable of being regulated as specified in 11.3.

7.2.3 Load Indicator—The testing machine load-sensing device shall be capable of indicating the total load being carried by the test specimen. This device shall be essentially free from inertia lag at the specified rate of testing and shall indicate the load with an accuracy over the load range(s) of interest of within $\pm 1\%$ of the indicated value. The load range(s) of interest may be fairly low for modulus evaluation, much higher for strength evaluation, or both, as required.

NOTE 1—Obtaining precision load data over a large range of interest in the same test, such as when both elastic modulus and ultimate load are being determined, place extreme requirements on the load cell and its calibration. For some equipment, a special calibration may be required. For some combinations of material and load cell, simultaneous precision measurement of both elastic modulus and ultimate strength may not be possible and measurement of modulus and strength may have to be performed in separate tests using a different load cell range for each test.

7.2.4 Grips—Each head of the testing machine shall carry one grip for holding the test specimen so that the direction of load applied to the specimen is coincident with the longitudinal axis of the specimen. The grips shall apply sufficient lateral pressure to prevent slippage between the grip face and the coupon. If tabs are used the grips should be long enough that they overhang the beveled portion of the tab by approximately 10 to 15 mm [0.5 in.]. It is highly desirable to use grips that are rotationally self-aligning to minimize bending stresses in the coupon.

NOTE 2—Grip surfaces that are lightly serrated, approximately 1 serration/mm [25 serrations/in.], have been found satisfactory for use in wedge-action grips when kept clean and sharp; coarse serrations may produce grip-induced failures in untabbed coupons. Smooth gripping surfaces have been used successfully with either hydraulic grips or an emery cloth interface, or both.

7.2.5 System Alignment—Poor system alignment can be a major contributor to premature failure, to elastic property data scatter, or both. Practice E 1012 describes bending evaluation guidelines and describes potential sources of misalignment during tensile testing. In addition to Practice E 1012, the degree of bending in a tensile system can also be evaluated using the following related procedure. Specimen bending is considered separately in 11.6.1.

7.2.5.1 A rectangular alignment coupon, preferably similar in size and stiffness to the test specimen of interest, is instrumented with a minimum of three longitudinal strain gages of similar type, two on the front face across the width and one on the back face of the specimen, as shown in Fig. 1. Any difference in indicated strain between these gages during loading provides a measure of the amount of bending in the thickness plane (B_1) and width plane (B_2) of the coupon. The strain gage location should normally be located in the middle of the coupon gage section (if modulus determination is a concern), near a grip (if premature grip failures are a problem), or any combination of these areas.

7.2.5.2 When evaluating system alignment, it is advisable to perform the alignment check with the same coupon inserted in each of the four possible installation permutations (described relative to the initial position): initial (top-front facing observer), rotated back to front only (top back facing observer), rotated end for end only (bottom front facing observer), and rotated both front to back and end to end (bottom back facing observer). These four data sets provide an indication of whether the bending is due to the system itself or to tolerance in the alignment check coupon or gaging.

7.2.5.3 The zero strain point may be taken either before gripping or after gripping. The strain response of the alignment coupon is subsequently monitored during the gripping process, the tensile loading process, or both. Eq 1-3 use these indicated strains to calculate the ratio of the percentage of bending strain to average extensional strain for each bending plane of the alignment coupon and the total percent bending, B_{total} . Plotting percent bending versus axial average strain is useful in understanding trends in the bending behavior of the system.

7.2.5.4 Problems with failures during gripping would be reason to examine bending strains during the gripping process in the location near the grip. Concern over modulus data scatter would be reason to evaluate bending strains over the modulus evaluation load range for the typical transducer location. Excessive failures near the grips would be reason to evaluate bending strains near the grip at high loading levels. While the

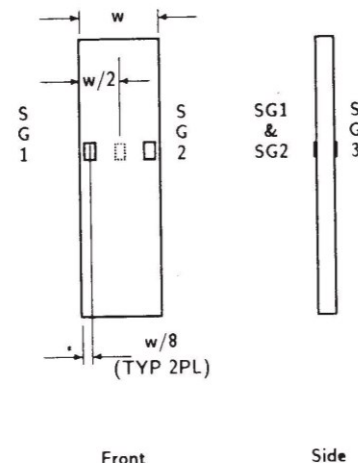


FIG. 1 Gage Locations for System Alignment Check Coupon

maximum advisable amount of system misalignment is material and location dependent, good testing practice is generally able to limit percent bending to a range of 3 to 5 % at moderate strain levels (>1000 $\mu\epsilon$). A system showing excessive bending for the given application should be readjusted or modified.

$$B_y = \frac{\epsilon_{ave} - \epsilon_3}{\epsilon_{ave}} \times 100 \quad (1)$$

$$B_z = \frac{4/3 (\epsilon_2 - \epsilon_1)}{\epsilon_{ave}} \times 100 \quad (2)$$

where:

B_y = percent bending about system y axis (about the narrow plane), as calculated by Eq 1, %;

B_z = percent bending about system z axis (about the wide plane), as calculated by Eq 2, %;

$\epsilon_1, \epsilon_2, \text{ and } \epsilon_3$ = indicated longitudinal strains displayed by Gages 1, 2, and 3, respectively, of Fig. 1, $\mu\epsilon$; and

ϵ_{ave} = $(|\epsilon_1 + |\epsilon_2|)/2 + |\epsilon_3|/2$.

The total bending component is:

$$B_{total} = |B_y| + |B_z| \quad (3)$$

7.3 Strain-Indicating Device—Load-strain data, if required, shall be determined by means of either a strain transducer or an extensometer. Attachment of the strain-indicating device to the coupon shall not cause damage to the specimen surface. If Poisson's ratio is to be determined, the specimen shall be instrumented to measure strain in both longitudinal and lateral directions. If the modulus of elasticity is to be determined, the longitudinal strain should be simultaneously measured on opposite faces of the specimen to allow for a correction as a result of any bending of the specimen (see 11.6 for further guidance).

7.3.1 Bonded Resistance Strain Gage Selection—Strain gage selection is a compromise based on the type of material. An active gage length of 6 mm [0.25 in.] is recommended for most materials. Active gage lengths should not be less than 3 mm [0.125 in.].⁷ Gage calibration certification shall comply with Test Methods E 251. When testing woven fabric laminates, gage selection should consider the use of an active gage length that is at least as great as the characteristic repeating unit of the weave. Some guidelines on the use of strain gages on composites follow. A general reference on the subject is Tuttle and Brinson.⁸

7.3.1.1 Surface preparation of fiber-reinforced composites in accordance with Practice E 1237 can penetrate the matrix material and cause damage to the reinforcing fibers resulting in improper coupon failures. Reinforcing fibers should not be exposed or damaged during the surface preparation process.

The strain gage manufacturer should be consulted regarding surface preparation guidelines and recommended bonding agents for composites pending the development of a set of standard practices for strain gage installation surface preparation of fiber-reinforced composite materials.

7.3.1.2 Consideration should be given to the selection of gages having larger resistances to reduce heating effects on low-conductivity materials. Resistances of 350 Ω or higher are preferred. Additional consideration should be given to the use of the minimum possible gage excitation voltage consistent with the desired accuracy (1 to 2 V is recommended) to reduce further the power consumed by the gage. Heating of the coupon by the gage may affect the performance of the material directly, or it may affect the indicated strain as a result of a difference between the gage temperature compensation factor and the coefficient of thermal expansion of the coupon material.

7.3.1.3 Consideration of some form of temperature compensation is recommended, even when testing at standard laboratory atmosphere. Temperature compensation is required when testing in nonambient temperature environments.

7.3.1.4 Consideration should be given to the transverse sensitivity of the selected strain gage. The strain gage manufacturer should be consulted for recommendations on transverse sensitivity corrections and effects on composites. This is particularly important for a transversely mounted gage used to determine Poisson's ratio, as discussed in Note 11.

7.3.2 Extensometers—For most purposes, the extensometer gage length should be in the range of 10 to 50 mm [0.5 to 2.0 in.]. Extensometers shall satisfy, at a minimum, Practice E 83, Class B-1 requirements for the strain range of interest and shall be calibrated over that strain range in accordance with Practice E 83. For extremely stiff materials, or for measurement of transverse strains, the fixed error allowed by Class B-1 extensometers may be significant, in which case Class A extensometers should be considered. The extensometer shall be essentially free of inertia lag at the specified speed of testing, and the weight of the extensometer should not induce bending strains greater than those allowed in 6.3.

NOTE 3—It is generally less difficult to perform strain calibration on extensometers of longer gage length as less precision in displacement is required of the extensometer calibration device.

7.4 Conditioning Chamber—When conditioning materials at nonlaboratory environments, a temperature/vaporlevel-controlled environmental conditioning chamber is required that shall be capable of maintaining the required temperature to within $\pm 3^\circ\text{C}$ [$\pm 5^\circ\text{F}$] and the required relative vapor level to within $\pm 3\%$. Chamber conditions shall be monitored either on an automated continuous basis or on a manual basis at regular intervals.

7.5 Environmental Test Chamber—An environmental test chamber is required for test environments other than ambient testing laboratory conditions. This chamber shall be capable of maintaining the gage section of the test specimen at the required test environment during the mechanical test.

⁷ A typical gage would have a 0.25-in. active gage length, 350- Ω resistance, a strain rating of 3 % or better, and the appropriate environmental resistance and thermal coefficient.

⁸ Tuttle, M. E. and Brinson, H. F., "Resistance-Foil Strain-Gage Technology as Applied to Composite Materials," *Experimental Mechanics*, Vol 24, No. 1, March 1984; pp. 54–65; errata noted in Vol 26, No. 2, June 1986, pp. 153–154.

8. Sampling and Test Specimens

8.1 *Sampling*—Test at least five specimens per test condition unless valid results can be gained through the use of fewer specimens, such as in the case of a designed experiment. For statistically significant data, the procedures outlined in Practice E 122 should be consulted. Report the method of sampling.

NOTE 4—If specimens are to undergo environmental conditioning to equilibrium, and are of such type or geometry that the weight change of the material cannot be properly measured by weighing the specimen itself (such as a tabbed mechanical coupon), then use another traveler coupon of the same nominal thickness and appropriate size (but without tabs) to determine when equilibrium has been reached for the specimens being conditioned.

8.2 *Geometry*—Design of mechanical test coupons, especially those using end tabs, remains to a large extent an art rather than a science, with no industry consensus on how to approach the engineering of the gripping interface. Each major composite testing laboratory has developed gripping methods for the specific material systems and environments commonly encountered within that laboratory. Comparison of these methods shows them to differ widely, making it extremely difficult to recommend a universally useful approach or set of approaches. Because of this difficulty, definition of the geometry of the test coupon is broken down into the following three levels, which are discussed further in each appropriate section:

Purpose	Degree of Geometry Definition
8.2.1 <i>General Requirements</i>	Mandatory Shape and Tolerances
8.2.2 <i>Specific Recommendations</i>	Nonmandatory Suggested Dimensions
8.2.3 <i>Detailed Examples</i>	Nonmandatory Typical Practices

8.2.1 *General Requirements:*

8.2.1.1 *Shape, Dimensions, and Tolerances*—The complete list of requirements for specimen shape, dimensions, and tolerances is shown in Table 1.

8.2.1.2 *Use of Tabs*—Tabs are not required. The key factor in the selection of specimen tolerances and gripping methods is the successful introduction of load into the specimen and the prevention of premature failure as a result of a significant discontinuity. Therefore, determine the need to use tabs, and specification of the major tab design parameters, by the end

result: acceptable failure mode and location. If acceptable failure modes occur with reasonable frequency, then there is no reason to change a given gripping method (see 11.10).

8.2.2 *Specific Recommendations:*

8.2.2.1 *Width, Thickness, and Length*—Select the specimen width and thickness to promote failure in the gage section and assure that the specimen contains a sufficient number of fibers in the cross section to be statistically representative of the bulk material. The specimen length should normally be substantially longer than the minimum requirement to minimize bending stresses caused by minor grip eccentricities. Keep the gage section as far from the grips as reasonably possible and provide a significant amount of material under stress and therefore produce a more statistically significant result. The minimum requirements for specimen design shown in Table 1 are by themselves insufficient to create a properly dimensioned and toleranced coupon drawing. Therefore, recommendations on other important dimensions are provided for typical material configurations in Table 2. These geometries have been found by a number of testing laboratories to produce acceptable failure modes on a wide variety of material systems, but use of them does not guarantee success for every existing or future material system.

8.2.2.2 *Gripping/Use of Tabs*—There are many material configurations, such as multidirectional laminates, fabric-based materials, or randomly reinforced sheet-molding compounds, which can be successfully tested without tabs. However, tabs are strongly recommended when testing unidirectional materials (or strongly unidirectionally dominated laminates) to failure in the fiber direction. Tabs may also be required when testing unidirectional materials in the matrix direction to prevent gripping damage.

8.2.2.3 *Tab Geometry*—Recommendations on important dimensions are provided for typical material configurations in Table 2. These dimensions have been found by a number of testing laboratories to produce acceptable failure modes on a wide variety of material systems, but use of them does not guarantee success for every existing or future material system. The selection of a tab configuration that can successfully produce a gage section tensile failure is dependent upon the coupon material, coupon ply orientation, and the type of grips being used. When pressure-operated nonwedge grips are used with care, squared-off 90° tabs have been used successfully. Wedge-operated grips have been used most successfully with tabs having low bevel angles (7 to 10°) and a feathered smooth transition into the coupon. For alignment purposes, it is essential that the tabs be of matched thickness.

8.2.2.4 *Friction Tabs*—Tabs need not always be bonded to the material under test to be effective in introducing the load into the specimen. Friction tabs, essentially nonbonded tabs held in place by the pressure of the grip, and often used with emery cloth or some other light abrasive between the tab and the coupon, have been successfully used in some applications. In specific cases, lightly serrated wedge grips (see Note 2) have been successfully used with only emery cloth as the interface between the grip and the coupon. However, the abrasive used

TABLE 1 Tensile Specimen Geometry Requirements

Parameter	Requirement
Coupon Requirements:	
shape	constant rectangular cross-section
minimum length	gripping + 2 times width + gage length
specimen width	as needed ^A
specimen width tolerance	±1 % of width
specimen thickness	as needed
specimen thickness tolerance	±4 % of thickness
specimen flatness	flat with light finger pressure
Tab Requirements (if used):	
tab material	as needed
fiber orientation (composite tabs)	as needed
tab thickness	as needed
tab thickness variation between tabs	±1 % tab thickness
tab bevel angle	5 to 90°, inclusive
tab step at bevel to specimen	feathered without damaging specimen

^A See 8.2.2 or Table 2 for recommendations.

TABLE 2 Tensile Specimen Geometry Recommendations^a

Fiber Orientation	Width, mm [in.]	Overall Length, mm [in.]	Thickness, mm [in.]	Tab Length, mm [in.]	Tab Thickness, mm [in.]	Tab Bevel Angle, °
0° unidirectional	15 [0.5]	250 [10.0]	1.0 [0.040]	56 [2.25]	1.5 [0.062]	7 or 90
90° unidirectional	25 [1.0]	175 [7.0]	2.0 [0.080]	25 [1.0]	1.5 [0.062]	90
balanced and symmetric	25 [1.0]	250 [10.0]	2.5 [0.100]	emery cloth	—	—
random-discontinuous	25 [1.0]	250 [10.0]	2.5 [0.100]	emery cloth	—	—

^a Dimensions in this table and the tolerances of Fig. 2 or Fig. 3 are recommendations only and may be varied so long as the requirements of Table 1 are met.

must be able to withstand significant compressive loads. Some types of emery cloth have been found ineffective in this application because of disintegration of the abrasive.⁹

8.2.2.5 Tab Material—The most consistently used bonded tab material has been continuous E-glass fiber-reinforced polymer matrix materials (woven or unwoven) in a [0/90]_ns laminate configuration. The tab material is commonly applied at 45° to the loading direction to provide a soft interface. Other configurations that have reportedly been successfully used have incorporated steel tabs or tabs made of the same material as is being tested.

8.2.2.6 Bonded Tab Length—When using bonded tabs, estimate the minimum suggested tab length for bonded tabs by the following simple equation. As this equation does not account for the peaking stresses that are known to exist at the ends of bonded joints. The tab length calculated by this equation should normally be increased by some factor to reduce the chances of joint failure:

$$L_{\min} = F^{tu}h/2F^{sa} \quad (4)$$

where:

- L_{\min} = minimum required bonded tab length, mm [in.];
- F^{tu} = ultimate tensile strength of coupon material, MPa [psi];
- h = coupon thickness, mm [in.]; and
- F^{sa} = ultimate shear strength of adhesive, coupon material, or tab material (whichever is lowest), MPa [psi].

8.2.2.7 Bonded Tab Adhesive—Any high-elongation (tough) adhesive system that meets the environmental requirements may be used when bonding tabs to the material under test. A uniform bondline of minimum thickness is desirable to reduce undesirable stresses in the assembly.

8.2.3 Detailed Examples—The minimum requirements for specimen design discussed in 8.2.1 are by themselves insufficient to create a properly dimensioned and toleranced coupon drawing. Dimensionally toleranced specimen drawings for both tabbed and untabbed forms are shown as examples in Fig. 2 (SI) and Fig. 3 (inch-pound). The tolerances on these drawings are fixed, but satisfy the requirements of Table 1 for all of the recommended configurations of Table 2. For a specific configuration, the tolerances on Fig. 2 and Fig. 3 might be able to be relaxed.

8.3 Specimen Preparation:

8.3.1 Panel Fabrication—Control of fiber alignment is critical. Improper fiber alignment will reduce the measured

properties. Erratic fiber alignment will also increase the coefficient of variation. The specimen preparation method shall be reported.

8.3.2 Machining Methods—Specimen preparation is extremely important for this specimen. Mold the specimens individually to avoid edge and cutting effects or cut from them plates. If they are cut from plates, take precautions to avoid notches, undercuts, rough or uneven surfaces, or delaminations caused by inappropriate machining methods. Obtain final dimensions by water-lubricated precision sawing, milling, or grinding. The use of diamond tooling has been found to be extremely effective for many material systems. Edges should be flat and parallel within the specified tolerances.

8.3.3 Labeling—Label the coupons so that they will be distinct from each other and traceable back to the raw material and in a manner that will both be unaffected by the test and not influence the test.

9. Calibration

9.1 The accuracy of all measuring equipment shall have certified calibrations that are current at the time of use of the equipment.

10. Conditioning

10.1 Standard Conditioning Procedure—Unless a different environment is specified as part of the experiment, condition the test specimens in accordance with Procedure C of Test Method D 5229/D 5229M and store and test at standard laboratory atmosphere (23 ± 3°C [73 ± 5°F] and 50 ± 10 % relative humidity).

11. Procedure

11.1 Parameters To Be Specified Before Test:

11.1.1 The tension specimen sampling method, coupon type and geometry, and conditioning travelers (if required).

11.1.2 The tensile properties and data reporting format desired.

NOTE 5—Determine specific material property, accuracy, and data reporting requirements before test for proper selection of instrumentation and data-recording equipment. Estimate operating stress and strain levels to aid in transducer selection, calibration of equipment, and determination of equipment settings.

11.1.3 The environmental conditioning test parameters.

11.1.4 If performed, the sampling method, coupon geometry, and test parameters used to determine density and reinforcement volume.

11.2 General Instructions:

11.2.1 Report any deviations from this test method, whether intentional or inadvertent.

⁹ E-Z Flex Metalite K224 cloth, Grit 120-J, available from Norton Company, Troy, NY 12181, has been found satisfactory in this application. Other equivalent types of emery cloth should also be suitable.

ASTM D 3039/D 3039M - 00^{e1}

- DRAWING NOTES:
1. INTERPRET DRAWING IN ACCORDANCE WITH ANSI Y14.5M-1982, SUBJECT TO THE FOLLOWING:
 2. ALL DIMENSIONS IN MILLIMETRES WITH DECIMAL TOLERANCES AS FOLLOWS:
NO DECIMAL | X | XX
± 3 | ± 1 | ± .3
 3. ALL ANGLES HAVE TOLERANCE OF ± .5°.
 4. PLY ORIENTATION DIRECTION TOLERANCE RELATIVE TO [-A-] WITHIN ± .5°.
 5. FINISH ON MACHINED EDGES NOT TO EXCEED 1.6√ (SYMBOLGY IN ACCORDANCE WITH ASA B46.1, WITH ROUGHNESS HEIGHT IN MICROMETRES.)
 6. VALUES TO BE PROVIDED FOR THE FOLLOWING, SUBJECT TO ANY RANGES SHOWN ON THE FIELD OF DRAWING: MATERIAL, LAY UP, PLY ORIENTATION REFERENCE RELATIVE TO [-A-], OVERALL LENGTH, GAGE LENGTH, COUPON THICKNESS, TAB MATERIAL, TAB THICKNESS, TAB LENGTH, TAB BEVEL ANGLE, TAB ADHESIVE.
 7. NO ADHESIVE BUILDUP ALLOWED IN THIS AREA.

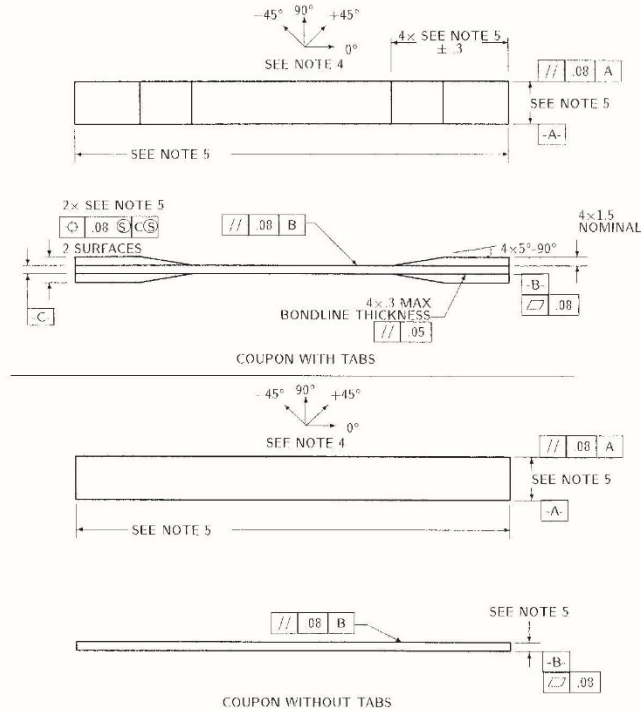


FIG. 2 Tension Test Specimen Drawing (SI)

11.2.2 If specific gravity, density, reinforcement volume, or void volume are to be reported, then obtain these samples from the same panels being tension tested. Specific gravity and density may be evaluated by means of Test Methods D 792. Volume percent of the constituents may be evaluated by one of the matrix digestion procedures of Test Method D 3171, or, for certain reinforcement materials such as glass and ceramics, by the matrix burn-off technique of Test Method D 2584. The void content equations of Test Methods D 2734 are applicable to both Test Method D 2584 and the matrix digestion procedures.

11.2.3 Following final specimen machining and any conditioning, but before the tension testing, determine the specimen area as $A = w \times h$, at three places in the gage section, and report the area as the average of these three determinations to the accuracy in 7.1. Record the average area in units of mm^2 (in^2).

11.3 *Speed of Testing*—Set the speed of testing to effect a nearly constant strain rate in the gage section. If strain control is not available on the testing machine, this may be approximated by repeated monitoring and adjusting of the rate of load application to maintain a nearly constant strain rate, as mea-

sured by strain transducer response versus time. The strain rate should be selected so as to produce failure within 1 to 10 min. If the ultimate strain of the material cannot be reasonably estimated, initial trials should be conducted using standard speeds until the ultimate strain of the material and the compliance of the system are known, and the strain rate can be adjusted. The suggested standard speeds are:

11.3.1 *Strain-Controlled Tests*—A standard strain rate of 0.01 min^{-1} .

11.3.2 *Constant Head-Speed Tests*—A standard head displacement rate of 2 mm/min [0.05 in./min].

NOTE 6—Use of a fixed head speed in testing machine systems with a high compliance may result in a strain rate that is much lower than required. Use of wedge grips can cause extreme compliance in the system, especially when using compliant tab materials. In some such cases, actual strain rates 10 to 50 times lower than estimated by head speeds have been observed.

11.4 *Test Environment*—Condition the specimen to the desired moisture profile and, if possible, test under the same conditioning fluid exposure level. However, cases such as

ASTM D 3039/D 3039M – 00^{ε1}

DRAWING NOTES:

1. INTERPRET DRAWING IN ACCORDANCE WITH ANSI Y14.5M-1982, SUBJECT TO THE FOLLOWING:
2. ALL DIMENSIONS IN INCHES WITH DECIMAL TOLERANCES AS FOLLOWS:

.X	.XX	.XXX
±.1	±.03	±.01
3. ALL ANGLES HAVE TOLERANCE OF $\pm 5^\circ$.
4. PLY ORIENTATION DIRECTION TOLERANCE RELATIVE TO [-A-] WITHIN $\pm 5^\circ$.
5. FINISH ON MACHINED EDGES NOT TO EXCEED 64 $\sqrt{\text{ }}$ (SYMBOLOLOGY IN ACCORDANCE WITH ASA B46.1, WITH ROUGHNESS HEIGHT IN MICROINCHES.)
5. VALUES TO BE PROVIDED FOR THE FOLLOWING, SUBJECT TO ANY RANGES SHOWN ON THE FIELD OF DRAWING: MATERIAL, LAY-UP, PLY ORIENTATION REFERENCE RELATIVE TO [-A-], OVERALL LENGTH, GAGE LENGTH, COUPON THICKNESS, TAB MATERIAL, TAB THICKNESS, TAB LENGTH, TAB BEVEL ANGLE, TAB ADHESIVE.
6. NO ADHESIVE BUILDUP ALLOWED IN THIS AREA.

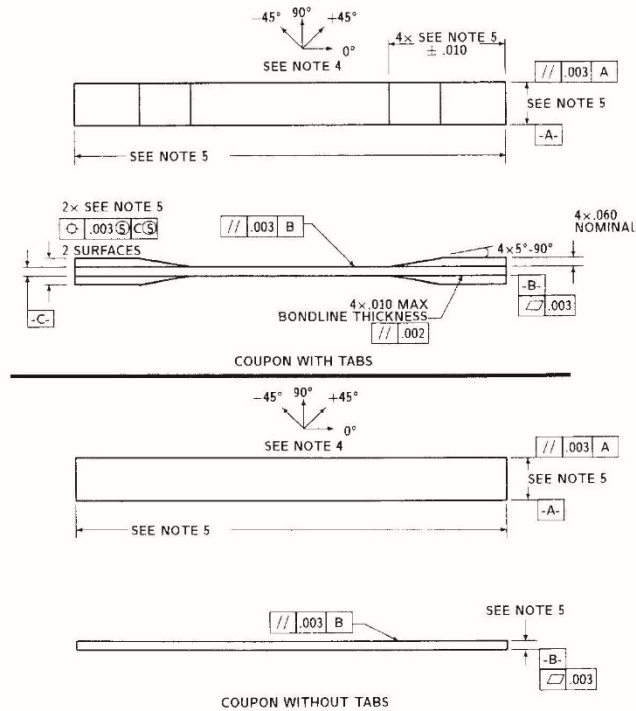


FIG. 3 Tension Test Specimen Drawing (inch-pound)

elevated temperature testing of a moist specimen place unrealistic requirements on the capabilities of common testing machine environmental chambers. In such cases, the mechanical test environment may need to be modified, for example, by testing at elevated temperature with no fluid exposure control, but with a specified limit on time to failure from withdrawal from the conditioning chamber. Modifications to the test environment shall be recorded.

11.4.1 Store the specimen in the conditioned environment until test time, if the testing area environment is different than the conditioning environment.

11.5 *Specimen Insertion*—Place the specimen in the grips of the testing machine, taking care to align the long axis of the gripped specimen with the test direction. Tighten the grips, recording the pressure used on pressure controllable (hydraulic or pneumatic) grips.

NOTE 7—The ends of the grip jaws on wedge-type grips should be even with each other following insertion to avoid inducing a bending moment that results in premature failure of the specimen at the grip. When using

untabbed specimens, a folded strip of medium grade (80 to 150 grit) emery cloth between the specimen faces and the grip jaws (grit-side toward specimen) provides a nonslip grip on the specimen without jaw serration damage to the surface of the specimen. When using tabbed specimens, insert the coupon so that the grip jaws extend approximately 10 to 15 mm [0.5 in.] past the beginning of the tapered portion of the tab. Coupons having tabs that extend beyond the grips are prone to failure at the tab ends because of excessive interlaminar stresses.

11.6 *Transducer Installation*—If strain response is to be determined attach the strain-indication transducer(s) to the specimen, symmetrically about the mid-span, mid-width location. Attach the strain-recording instrumentation to the transducers on the specimen.

11.6.1 When determining modulus of elasticity, it is recommended that at least one specimen per like sample be evaluated with back-to-back axial transducers to evaluate the percent bending, using Eq 5, at the average axial strain checkpoint value (the mid range of the appropriate chord modulus strain range) shown in Table 3. A single transducer can be used if the

TABLE 3 Specimen Alignment and Chord Modulus Calculation Strain Ranges

Tensile Chord Modulus Calculation Longitudinal Strain Range		Longitudinal Strain Checkpoint for Bending
Start Point	End Point	
$\mu\epsilon^A$	$\mu\epsilon$	$\mu\epsilon$
1000 ^B	3000	2000

^A 1000 $\mu\epsilon$ = 0.001 absolute strain.
^B This strain range is to be contained in the lower half of the stress/strain curve. For materials that fail below 6000 $\mu\epsilon$, a strain range of 25 to 50 % of ultimate is recommended.

percent bending is no more than 3 %. When bending is greater than 3 % averaged strains from back-to-back transducers of like kind are recommended.

$$B_y = \frac{|\epsilon_f - \epsilon_b|}{|\epsilon_f + \epsilon_b|} \quad (5)$$

where:

- ϵ_f = indicated strain from front transducer, $\mu\epsilon$;
- ϵ_b = indicated strain from back transducer, $\mu\epsilon$; and
- B_y = percent bending in specimen.

11.7 *Loading*—Apply the load to the specimen at the specified rate until failure, while recording data.

11.8 *Data Recording*—Record load versus strain (or transducer displacement) continuously or at frequent regular intervals. If a transition region or initial ply failures are noted, record the load, strain, and mode of damage at such points. If the specimen is to be failed, record the maximum load, the failure load, and the strain (or transducer displacement) at, or as near as possible to, the moment of rupture.

NOTE 8—Other valuable data that can be useful in understanding testing anomalies and gripping or specimen slipping problems includes load versus head displacement data and load versus time data.

11.9 *Failure Mode*—Record the mode and location of failure of the specimen. Choose, if possible, a standard description using the three-part failure mode code that is shown in Fig. 4.

11.10 *Grip/Tab Failures*—Reexamine the means of load introduction into the material if a significant fraction of failures in a sample population occur within one specimen width of the tab or grip. Factors considered should include the tab alignment, tab material, tab angle, tab adhesive, grip type, grip pressure, and grip alignment.

12. Calculation

12.1 *Tensile Stress/Tensile Strength*—Calculate the ultimate tensile strength using Eq 6 and report the results to three significant figures. If the tensile modulus is to be calculated, determine the tensile stress at each required data point using Eq 7.

$$F^{tu} = P^{max}/A \quad (6)$$

$$\sigma_i = P_i/A \quad (7)$$

where:

- F^{tu} = ultimate tensile strength, MPa [psi];
- P^{max} = maximum load before failure, N [lbf];
- σ_i = tensile stress at *i*th data point, MPa [psi];
- P_i = load at *i*th data point, N [lbf]; and
- A = average cross-sectional area from 11.2.3, mm² [in.²].

12.2 *Tensile Strain/Ultimate Tensile Strain*—If tensile modulus or ultimate tensile strain is to be calculated, and material response is being determined by an extensometer, determine the tensile strain from the indicated displacement at each required data point using Eq 8 and report the results to three significant figures.

$$\epsilon_i = \delta_i/L_g \quad (8)$$

where:

- ϵ_i = tensile strain at *i*th data point, $\mu\epsilon$;
- δ_i = extensometer displacement at *i*th data point, mm [in.]; and
- L_g = extensometer gage length, mm [in.].

12.3 Tensile Modulus of Elasticity:

NOTE 9—To minimize potential effects of bending it is recommended that the strain data used for modulus of elasticity determination be the average of the indicated strains from each side of the specimen, as discussed in 7.3 and 11.6.

12.3.1 *Tensile Chord Modulus of Elasticity*—Select the appropriate chord modulus strain range from Table 3. Calculate the tensile chord modulus of elasticity from the stress-strain data using Eq 9. If data is not available at the exact strain range end points (as often occurs with digital data), use the closest available data point. Report the tensile chord modulus of elasticity to three significant figures. Also report the strain range used in the calculation. A graphical example of chord modulus is shown in Fig. 5.

12.3.1.1 The tabulated strain ranges should only be used for materials that do not exhibit a transition region (a significant change in the slope of the stress-strain curve) within the given strain range. If a transition region occurs within the recommended strain range, then a more suitable strain range shall be used and reported.

$$E^{chord} = \Delta\sigma/\Delta\epsilon \quad (9)$$

where:

- E^{chord} = tensile chord modulus of elasticity, GPa [psi];
- $\Delta\sigma$ = difference in applied tensile stress between the two strain points of Table 3, MPa [psi]; and
- $\Delta\epsilon$ = difference between the two strain points of Table 3 (nominally 0.002).

12.3.2 *Tensile Modulus of Elasticity (Other Definitions)*—Other definitions of elastic modulus may be evaluated and reported at the user's discretion. If such data is generated and reported, report also the definition used, the strain range used,

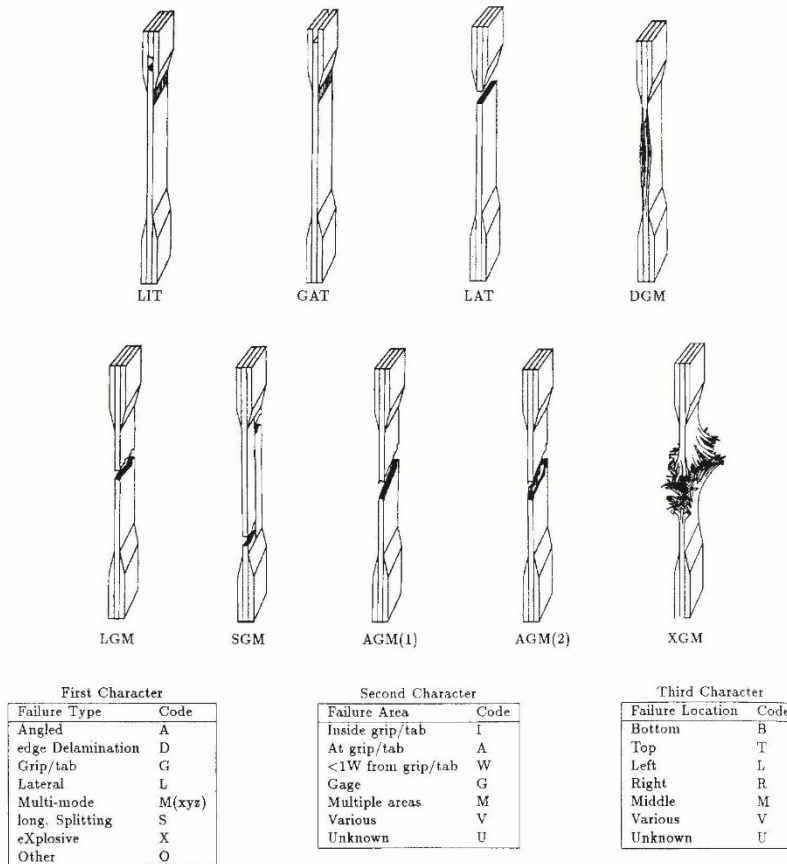


FIG. 4 Tensile Test Failure Codes/Typical Modes

and the results to three significant figures. Test Method E 111 provides additional guidance in the determination of modulus of elasticity.

NOTE 10—An example of another modulus definition is the secondary chord modulus of elasticity for materials that exhibit essentially bilinear stress-strain behavior. An example of secondary chord modulus is shown in Fig. 5.

12.4 Poisson's Ratio:

NOTE 11—If bonded resistance strain gages are being used, the error produced by the transverse sensitivity effect on the transverse gage will generally be much larger for composites than for metals. An accurate measurement of Poisson's ratio requires correction for this effect. The strain gage manufacturer should be contacted for information on the use of correction factors for transverse sensitivity.

12.4.1 Poisson's Ratio By Chord Method—Select the appropriate chord modulus longitudinal strain range from Table 3. Determine (by plotting or otherwise) the transverse strain (measured perpendicular to the applied load), ϵ_t , at each of the two longitudinal strains (measured parallel to the applied load), ϵ_l , strain range end points. If data is not available at the exact strain range end points (as often occurs with digital data), use

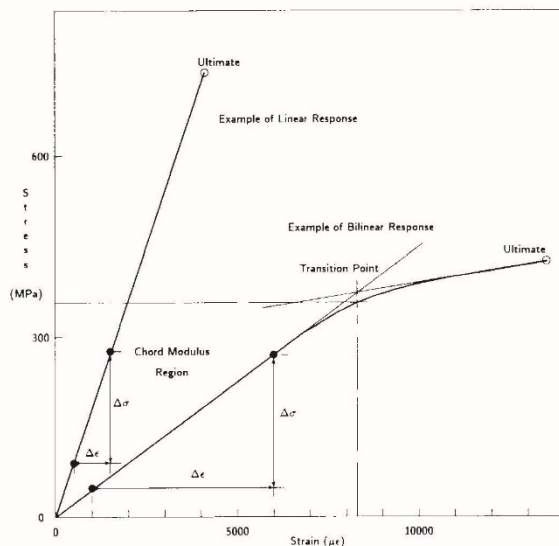


FIG. 5 Typical Tensile Stress-Strain Curves

the closest available data point. Calculate Poisson's ratio by Eq 10 and report to three significant figures. Also report the strain range used.

$$\nu = -\Delta\epsilon_t/\Delta\epsilon_l \quad (10)$$

where:

- ν = Poisson's ratio;
- $\Delta\epsilon_t$ = difference in lateral strain between the two longitudinal strain points of Table 3, $\mu\epsilon$; and
- $\Delta\epsilon_l$ = difference between the two longitudinal strain points of Table 3 (nominally either 0.001, 0.002, or 0.005).

12.4.2 *Tensile Poisson's Ratio (Other Definitions)*—Other definitions of Poisson's ratio may be evaluated and reported at the user's direction. If such data is generated and reported, report also the definition used, the strain range used, and the results to three significant figures. Test Method E 132 provides additional guidance in the determination of Poisson's ratio.

12.5 *Transition Strain*—Where applicable, determine the transition strain from either the bilinear longitudinal stress versus longitudinal strain curve or the bilinear transverse strain versus longitudinal strain curve. Create a best linear fit or chord line for each of the two linear regions and extend the lines until they intersect. Determine to three significant digits the longitudinal strain that corresponds to the intersection point and record this value as the transition strain. Report also the method of linear fit (if used) and the strain ranges over which the linear fit or chord lines were determined. A graphical example of transition strain is shown in Fig. 5.

12.6 *Statistics*—For each series of tests calculate the average value, standard deviation and coefficient of variation (in percent) for each property determined:

$$\bar{x} = (\sum_{i=1}^n x_i)/n \quad (11)$$

$$s_{n-1} = \sqrt{(\sum_{i=1}^n x_i^2 - n\bar{x}^2)/(n-1)} \quad (12)$$

$$CV = 100 \times s_{n-1}/\bar{x} \quad (13)$$

where:

- \bar{x} = sample mean (average);
- s_{n-1} = sample standard deviation;
- CV = sample coefficient of variation, in percent;
- n = number of specimens; and
- x_i = measured or derived property.

13. Report

13.1 Report the following information, or references pointing to other documentation containing this information, to the maximum extent applicable (reporting of items beyond the control of a given testing laboratory, such as might occur with material details or panel fabrication parameters, shall be the responsibility of the requestor):

- 13.1.1 The revision level or date of issue of this test method.
- 13.1.2 The date(s) and location(s) of the test.
- 13.1.3 The name(s) of the test operator(s).

13.1.4 Any variations to this test method, anomalies noticed during testing, or equipment problems occurring during testing.

13.1.5 Identification of the material tested including: material specification, material type, material designation, manufacturer, manufacturer's lot or batch number, source (if not from manufacturer), date of certification, expiration of certification, filament diameter, tow or yarn filament count and twist, sizing, form or weave, fiber areal weight, matrix type, prepreg matrix content, and prepreg volatiles content.

13.1.6 Description of the fabrication steps used to prepare the laminate including: fabrication start date, fabrication end date, process specification, cure cycle, consolidation method, and a description of the equipment used.

13.1.7 Ply orientation stacking sequence of the laminate.

13.1.8 If requested, report density, volume percent reinforcement, and void content test methods, specimen sampling method and geometries, test parameters, and test results.

13.1.9 Average ply thickness of the material.

13.1.10 Results of any nondestructive evaluation tests.

13.1.11 Method of preparing the test specimen, including specimen labeling scheme and method, specimen geometry, sampling method, coupon cutting method, identification of tab geometry, tab material, and tab adhesive used.

13.1.12 Calibration dates and methods for all measurement and test equipment.

13.1.13 Type of test machine, grips, jaws, grip pressure, alignment results, and data acquisition sampling rate and equipment type.

13.1.14 Results of system alignment evaluations, if any such were done.

13.1.15 Dimensions of each test specimen.

13.1.16 Conditioning parameters and results, use of travelers and traveler geometry, and the procedure used if other than that specified in the test method.

13.1.17 Relative humidity and temperature of the testing laboratory.

13.1.18 Environment of the test machine environmental chamber (if used) and soak time at environment.

13.1.19 Number of specimens tested.

13.1.20 Speed of testing.

13.1.21 Transducer placement on the specimen and transducer type for each transducer used.

13.1.22 If strain gages were used, the type, resistance, size, gage factor, temperature compensation method, transverse sensitivity, lead-wire resistance, and any correction factors used.

13.1.23 Stress-strain curves and tabulated data of stress versus strain for each specimen.

13.1.24 Percent bending results for each specimen so evaluated.

13.1.25 Individual strengths and average value, standard deviation, and coefficient of variation (in percent) for the population. Note if the failure load was less than the maximum load before failure.

13.1.26 Individual strains at failure and the average value, standard deviation, and coefficient of variation (in percent) for the population.

13.1.27 Strain range used for chord modulus and Poisson's ratio determination.

13.1.28 If another definition of modulus of elasticity is used in addition to chord modulus, describe the method used, the resulting correlation coefficient (if applicable), and the strain range used for the evaluation.

13.1.29 Individual values of modulus of elasticity, and the average value, standard deviation, and coefficient of variation (in percent) for the population.

13.1.30 If another definition of Poisson's ratio is used in addition to the chordwise definition, describe the method used, the resulting correlation coefficient (if applicable), and the strain range used for the evaluation.

13.1.31 Individual values of Poisson's ratio, and the average value, standard deviation, and coefficient of variation (in percent) for the population.

13.1.32 If transition strain is determined, the method of linear fit (if used) and the strain ranges over which the linear fit or chord lines were determined.

13.1.33 Individual values of transition strain (if applicable), and the average value, standard deviation, and coefficient of variation (in percent) for the population.

13.1.34 Failure mode and location of failure for each specimen.

14. Precision and Bias

14.1 Precision:

14.1.1 The precision and bias of tension test strength and modulus measurements depend on strict adherence to the Test Method D 3039/D 3039M and are influenced by mechanical and material factors, specimen preparation, and measurement errors.

14.1.2 Mechanical factors that can affect the test results include: the physical characteristics of the testing machine (stiffness, damping, and mass), accuracy of loading and displacement/strain measurement, speed of loading, alignment of test specimen with applied load, parallelism of the grips, grip pressure, and type of load control (displacement, strain, or load).

14.1.3 Material factors that can affect test results include: material quality and representativeness, sampling scheme, and specimen preparation (dimensional accuracy, tab material, tab taper, tab adhesive, and so forth).

14.1.4 The mean tensile strength for a strain rate sensitive, glass/epoxy tape composite testing in the fiber direction was found to increase by approximately two standard deviations with decreasing time to failure tested at the limits of the recommended time to failure prescribed in Test Method D 3039/D 3039M. This result suggest that caution must be used when comparing test data obtained for strain rate sensitive composite materials tested in accordance with this standard.

14.1.5 Measurement errors arise from the use of specialized measuring instruments such as load cells, extensometers and strain gages, micrometers, data acquisition devices, and so forth.

14.1.6 Data obtained from specimens that fracture outside the gage are should be used with caution as this data may not be representative of the material. Failure in the grip region indicates the stress concentration at the tab is greater than the

natural strength variation of the material in the gage section. A tapered tab, bonded with a ductile low-modulus adhesive has a relatively low-stress concentration and should result in the lowest frequency of grip failures. Low-strength bias increases with the frequency of grip failures by an amount proportional to the stress concentration at the tab.

14.1.7 An interlaboratory test program was conducted where an average of five specimens each, of six different materials and lay-up configurations, were tested by nine different laboratories.¹⁰ Table 4 presents the precision statistics generated from this study as defined in Practice E 691 for tensile strength, modulus, and failure strain. All data except that for Material B (90° lay-up) was normalized with respect to an average thickness. The materials listed in Table 15 are defined as:

- A IM-6/3501 6 uni-tape (0)n
- B IM-6/3501 6 uni-tape (90)n
- C IM-6/3501-6 uni-tape (90/0)n
- F Glass/epoxy fabric (7781 glass/Ciba R 7376 Epoxy)-warp aligned
- G Carbon/epoxy fabric (66108 carbon/Ciba R 6376

TABLE 4 Precision Statistics

Material	\bar{x}	s	S_r	S_R	$S_r/\bar{x}, \%$	$S_R/\bar{x}, \%$
Strength, ksi						
A	342.69	8.49	10.68	12.78	3.12	3.73
B	8.52	0.52	0.85	0.92	9.94	10.84
C	156.37	3.84	10.85	10.85	6.94	6.94
F	66.18	3.20	1.52	3.48	2.30	5.26
G	121.52	1.59	3.92	3.92	3.23	3.23
Modulus, Msi						
A	23.57	0.65	0.63	0.86	2.69	3.66
B	1.30	0.05	0.04	0.06	3.12	4.57
C	12.38	0.29	0.37	0.44	2.98	3.54
F	3.95	0.08	0.04	0.09	1.01	2.28
G	9.47	0.16	0.12	0.20	1.29	2.06
Failure Strain, %						
A	1.36	0.06	0.07	0.08	4.95	6.15
B	0.66	0.04	0.08	0.09	12.47	13.02
C	1.22	0.03	0.06	0.06	5.25	5.27
F	2.04	0.15	0.07	0.16	3.19	8.03
G	1.27	0.03	0.05	0.05	3.83	4.13

14.1.8 The averages of the coefficients of variation are in Table 5. The values of S_r/\bar{X} and S_R/\bar{X} represent the repeatability and the reproducibility coefficients of variation, respectively. These averages permit a relative comparison of the repeatability (within laboratory precision) and reproducibility (between laboratory precision) of the tension test parameters. Overall, this indicates that the failure strain measurements exhibit the least repeatability and reproducibility of all the parameters measured while modulus was found to provide the highest repeatability and reproducibility of the parameters measured.

¹⁰ International Harmonization of Composite Materials—Phase 1: Harmonization of ASTM D 3039/D 3039M and ISO 527-5, Final Report, ASTM Institute for Standards Research, April 1997.

APPENDICE 4



Designation: D 3518/D 3518M – 94 (Reapproved 2001)

Standard Test Method for In-Plane Shear Response of Polymer Matrix Composite Materials by Tensile Test of a $\pm 45^\circ$ Laminate¹

This standard is issued under the fixed designation D 3518/D 3518M; the number immediately following the designation indicates the year of original adoption or, in the case of revision, the year of last revision. A number in parentheses indicates the year of last reapproval. A superscript epsilon (ϵ) indicates an editorial change since the last revision or reapproval.

This standard has been approved for use by agencies of the Department of Defense.

1. Scope

1.1 This test method determines the in-plane shear response of polymer matrix composite materials reinforced by high-modulus fibers. The composite material form is limited to a continuous-fiber-reinforced composite $\pm 45^\circ$ laminate capable of being tension tested in the laminate χ direction.

1.2 *This standard does not purport to address all of the safety concerns, if any, associated with its use. It is the responsibility of the user of this standard to establish appropriate safety and health practices and determine the applicability of regulatory limitations prior to use.*

1.3 The values stated in either SI units or inch-pound units are to be regarded separately as standard. Within the text the inch-pound units are shown in brackets. The values stated in each system are not exact equivalents; therefore, each system must be used independently of the other. Combining values from the two systems may result in nonconformance with the standard.

2. Referenced Documents

2.1 ASTM Standards:

- D 883 Terminology Relating to Plastics²
- D 3039/D 3039M Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials³
- D 3878 Terminology for High-Modulus Reinforcing Fibers and Their Composites³
- D 5229/D 5229M Test Method for Moisture Absorption Properties and Equilibrium Conditioning of Polymer Matrix Composite Materials³
- E 6 Terminology Relating to Methods of Mechanical Testing⁴
- E 111 Test Method for Young's Modulus, Tangent Modulus, and Chord Modulus⁴
- E 177 Practice for Use of the Terms Precision and Bias in

ASTM Test Methods⁵

- E 456 Terminology Relating to Quality and Statistics⁵
- E 1309 Guide for Identification of Composite Materials in Computerized Material Property Databases³
- E 1313 Guide for Recommended Formats for Data Records Used In Computerization of Mechanical Test Data for Metals⁶
- E 1434 Guide for Development of Standard Data Records for Computerization of Mechanical Test Data for High-Modulus Fiber-Reinforced Composite Materials³
- E 1471 Guide for Identification of Fibers, Fillers, and Core Materials in Computerized Material Property Databases³

3. Terminology

3.1 *Definitions*—Terminology D 3878 defines terms relating to high-modulus fibers and their composites. Terminology D 883 defines terms relating to plastics. Terminology E 6 defines terms relating to mechanical testing. Terminology E 456 and Practice E 177 define terms relating to statistics. In the event of a conflict between terms, Terminology D 3878 shall have precedence over the other standards.

3.2 Definitions of Terms Specific to This Standard:

NOTE 1—If the term represents a physical quantity, its analytical dimensions are stated immediately following the term (or letter symbol) in fundamental dimension form, using the following ASTM standard symbology for fundamental dimensions, shown within square brackets: $[M]$ for mass, $[L]$ for length, $[T]$ for time, $[\Theta]$ for thermodynamic temperature, and $[nd]$ for nondimensional quantities. Use of these symbols is restricted to analytical dimensions when used with square brackets, as the symbols may have other definitions when used without the brackets.

3.2.1 $\pm 45^\circ$ laminate—in laminated composites, a balanced, symmetric lay-up composed only of $+45^\circ$ plies and -45° plies. (See also *ply orientation*.)

3.2.2 *balanced, adj*—in laminated composites, having, for every off-axis ply oriented at $+\theta$, another ply oriented at $-\theta$ that is of the same material system and form.

3.2.3 *lamina, n—pl. laminae, in laminated composites, a single, thin, uniform layer that is the basic building block of a laminate. (Syn. ply).*

¹ This test method is under the jurisdiction of ASTM Committee D30 on Composite Materials and is the direct responsibility of Subcommittee D30.04 on Lamina and Laminate Test Methods.

Current edition approved Nov. 15, 1994. Published January 1995. Originally published as D 3518 – 76. Last previous edition D 3518 – 91.

² Annual Book of ASTM Standards, Vol 08.01.

³ Annual Book of ASTM Standards, Vol 15.03.

⁴ Annual Book of ASTM Standards, Vol 03.01

⁵ Annual Book of ASTM Standards, Vol 14.02.

⁶ Annual Book of ASTM Standards, Vol 14.01.

3.2.4 *material coordinate system, n*—in laminated composites, a 123 Cartesian coordinate system describing the principle material coordinate system for a laminated material, where the 1-axis is aligned with the ply principal axis, as illustrated in Fig. 1. (See also *ply orientation, ply principal axis, and principal material coordinate system*.)

3.2.5 *nominal value, n*—a value, existing in name only, assigned to a measurable property for the purpose of convenient designation. Tolerances may be applied to a nominal value to define an acceptable range for the property.

3.2.6 *off-axis, adj*—in laminated composites, having a ply orientation that is neither 0 nor 90°.

3.2.7 *ply, n*—in laminated composites, synonym for lamina.

3.2.8 *ply orientation, n, 0*—in laminated composites, the angle between a reference direction and the ply principal axis. The angle is expressed in degrees, greater than -90° but less than or equal to +90°, and is shown as a positive quantity when taken from the reference direction to the ply principal axis, following the right-hand rule.

3.2.8.1 *Discussion*—The reference direction is usually related to a primary load-carrying direction.

3.2.9 *ply principal axis, n*—in laminated composites, the coordinate axis in the plane of each lamina that defines the ply orientation. (See also *ply orientation and material coordinate system*.)

3.2.9.1 *Discussion*—The ply principal axis will, in general, be different for each ply of a laminate. The angle that this axis makes relative to a reference axis is given by the ply orientation. The convention is to align the ply principal axis with the direction of maximum stiffness (for example, the fiber direction of unidirectional tape or the warp direction of fabric reinforced material).

3.2.10 *principal material coordinate system, n*—a coordinate system having axes that are normal to planes of symmetry within the material. (See also *material coordinate system*.)

3.2.10.1 *Discussion*—Common usage, at least for Cartesian coordinate systems (for example, 123 or $x_1y_1z_1$), aligns the first axis of the principal material coordinate system with the direction of highest property value; for elastic properties, the axis of greatest elastic modulus is aligned with the 1 or x axes.

3.2.11 *symmetric, adj*—in laminated composites, when the constituents, material form, and orientation for the plies located on one side of the laminate midplane are the mirror image of the plies on the other side of the midplane.

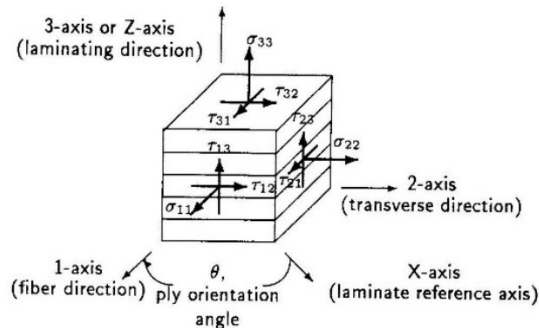


FIG. 1 Material Coordinate System

3.2.12 *transition region, n*—a strain region of a stress-strain or strain-strain curve over which a significant change in the slope of the curve occurs within a small strain range.

3.2.12.1 *Discussion*—Many filamentary composite materials exhibit a nonlinear stress/strain response during loading, such as seen in plots of either longitudinal stress versus longitudinal strain or transverse strain versus longitudinal strain. In certain cases, the nonlinear response may be conveniently approximated by a bilinear fit. There are varying physical reasons for the existence of a transition region. Common examples include matrix cracking under tensile loading and ply delamination.

3.3 *Symbols:*

3.3.1 A —cross-sectional area of a coupon.

3.3.2 CV —coefficient of variation statistic of a sample population for a given property (in percent).

3.3.3 F_{12}^o (*offset*)—the value of the τ_{12} shear stress at the intersection of the shear chord modulus of elasticity and the stress stress curve, when the modulus is offset along the shear strain axis from the origin by the reported strain offset value.

3.3.4 G_{12} —in-plane shear modulus of elasticity.

3.3.4.1 *Discussion*—Indices 1 and 2 indicate the fiber direction and transverse to the fiber direction in the plane of the ply, respectively, as illustrated in Fig. 2.

3.3.5 n —number of coupons per sample population.

3.3.6 P —load carried by test coupon.

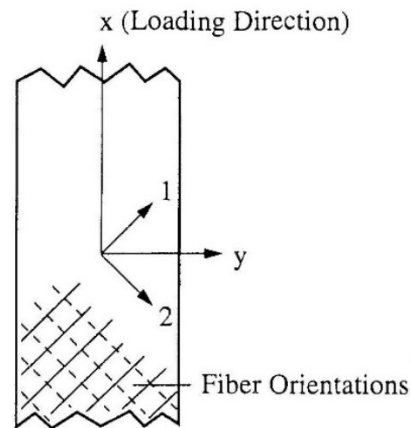
3.3.7 P^m —the load carried by test coupon that is the lesser of the (1) maximum load before failure or (2) load at 5 % shear strain.

3.3.8 s_{n-1} —standard deviation statistic of a sample population for a given property.

3.3.9 χ_c —test result for an individual coupon from the sample population for a given property.

3.3.10 $\bar{\chi}$ —mean or average (estimate of mean) of a sample population for a given property.

3.3.11 ϵ —general symbol for strain, whether normal strain or shear strain.



x and y represent the Specimen or Reference Axes, while 1 and 2 represent the Material or Local Axes

FIG. 2 Definition of Specimen and Material Axes

3.3.12 ϵ —indicated normal strain from strain transducer or extensometer.

3.3.13 τ_{12} —shear stress on the plane perpendicular to the 1-axis that acts parallel to the 2-axis.

3.3.14 τ_{12}^m —the calculated value of the τ_{12} shear stress taken at the lesser of (1) maximum shear stress before failure or (2) shear stress at 5 % shear strain.

3.3.15 γ_{12} —shear strain on the plane perpendicular to the 1-axis that acts parallel to the 2-axis.

3.3.16 γ_{12}^m —the value of the γ_{12} shear strain at the maximum shear stress before failure, or 5 %, whichever is less.

4. Summary of Test Method

4.1 A uniaxial tension test of a $\pm 45^\circ$ laminate is performed in accordance with Test Method D 3039, although with specific restrictions on stacking sequence and thickness. Use of this test for evaluation of in-plane shear response was originally proposed by Petit⁷ and was later improved by Rosen.⁸ Using expressions derived from laminated plate theory, the in-plane shear stress in the material coordinate system is directly calculated from the applied axial load, and the related shear stress is determined from longitudinal and transverse normal strain data obtained by transducers. This data is used to create an in-plane shear stress-shear strain curve.

5. Significance and Use

5.1 This test method is designed to produce in-plane shear property data for material specifications, research and development, quality assurance, and structural design and analysis. Factors that influence the shear response and should therefore be reported include the following: material, methods of material preparation and lay-up, specimen stacking sequence and overall thickness, specimen preparation, specimen conditioning, environment of testing, specimen alignment and gripping, speed of testing, time at temperature, void content, and volume percent reinforcement. Properties that may be derived from this test method include the following:

- 5.1.1 In-plane shear stress versus shear strain response,
- 5.1.2 In-plane shear chord modulus of elasticity,
- 5.1.3 Offset shear properties,
- 5.1.4 Maximum in-plane shear stress for a $\pm 45^\circ$ laminate, and
- 5.1.5 Maximum in-plane shear strain for a $\pm 45^\circ$ laminate.

6. Interferences

6.1 *Impurity of Stress Field*—The material in the gage section of this specimen is not in a state of pure in-plane shear stress, as an in-plane normal stress component is present throughout the gage section and a complex stress field is present close to the free edges of the specimen. Although this test method is believed to provide reliable initial material

response and can establish shear stress-shear strain response well into the nonlinear region, the calculated shear stress values at failure do not represent true material strength values and should only be used with caution. Despite attempts to minimize these effects, the shear stress at failure obtained from this test method, even for otherwise identical materials that differ only in cured ply thickness or fabric areal weight, may have differing failure modes and may not be able to be statistically pooled. The technical basis for the further discussion below is taken from the paper by Kellas et al.⁹

6.1.1 *Effects of In-Plane Normal Stress Field*—Of particular concern is the in-plane stress component normal to the fiber direction. This component of stress is present in all plies and throughout the gage section of the specimen. The effect of this stress on a given ply is minimized by the fiber reinforcement of the neighboring plies. Since the ply constraint is reduced with increasing ply thickness, the thickness of the individual plies is an important parameter that influences both the shear stress-shear strain response and the ultimate failure load of this specimen.¹⁰ Moreover, the surface plies of a given specimen, being constrained by only one neighboring ply (as opposed to interior plies, which are constrained by a ply on each side), represent the weakest link in a $\pm 45^\circ$ specimen. During the tensile loading of this test coupon, the first ply failures consist primarily of normal stress (or mixed mode) failures, rather than pure shear failures. Because of this, the actual material shear strength cannot be obtained from this test. Except for the case of materials capable of sustaining large axial test coupon strains (greater than about 3.0 %), the shear stress at failure is believed to underestimate the actual material shear strength.

6.1.2 *Total Thickness Effects*—As a result of the failure processes discussed above, the shear stress-shear strain response at higher strain levels depends upon the total number of plies. As the total number of plies in the specimen configuration is increased, the relative contribution of the two weak surface plies to the total load-carrying capacity is decreased. After the surface plies of the laminate fail, their portion of the load is redistributed to the remainder of the intact plies. The higher the total number of plies, the greater the chance that the remaining plies will be able to carry the load without immediate ultimate failure of the coupon. However, with each successive ply matrix failure the number of remaining intact plies diminishes, to the point where the applied load can no longer be carried. Because of this process, higher ply count specimens tend to achieve higher failure loads. To minimize these effects, this test method requires the use of a homogeneous stacking sequence and requires a fixed number of plies, for which the only repeating plies are the two required for symmetry on opposite sides of the laminate mid plane.

6.1.3 *Effects of Large Deformation*—Note that extreme fiber scissoring can occur in this specimen for the cases of ductile

⁷Petit, D. H., "A Simplified Method of Determining the In-plane Shear Stress/Strain Response of Unidirectional Composites," *Composite Materials: Testing and Design, ASTM STP 460*, American Society for Testing and Materials, 1969, pp. 83–93.

⁸Rosen, B. W., "A Simple Procedure for Experimental Determination of the Longitudinal Shear Modulus of Unidirectional Composites," *Journal of Composite Materials*, October 1972, pp. 552–554.

⁹Kellas, S., Morton, J., and Jackson, K. E., "Damage and Failure Mechanisms in Scaled Angled-Ply Laminates," *Fourth Composites Symposium on Fatigue and Fracture, ASTM STP 1156*, W. Stinchcomb and Ashbaugh, N. E., Eds., American Society for Testing and Materials, 1993, pp. 257–280.

¹⁰Repeating plies (adjacent plies at the same ply orientation) have an effect similar to thick plies, therefore, this test method prohibits constructions with repeating plies.

matrices, weak fiber/matrix interfaces, thick specimens with a large number of repeated plies, or a combination of the above. Kellas et al suggest that a general rule of thumb for this specimen is that a fiber rotation of 1° takes place for every 2 % of axial strain (or every 3.5 % shear strain for commonly tested materials). Such fiber scissoring, if left unbounded, would lead to an unacceptable violation of the assumption in this test method of a nominal ±45° laminate. This is the principal rationale for terminating this test at a large strain level, even if load is still increasing on the specimen. This test method terminates data reporting at 5 % calculated shear strain; this limits fiber scissoring to about 1.5°, is approximately the limit of foil strain gage technology (if used), and is also well beyond the strain levels required for common engineering practice. Further details of the effects of stacking sequence, specimen geometry, and, in particular, specimen and ply thickness, are presented in the reference by Kellas et al.

6.1.4 *Effects of Edge Stresses*—Even though interlaminar stresses reach a maximum value near the free edges of this laminate, the effect of interlaminar stresses on the failure process of ±45° laminates is insignificant when compared to the effect of the normal stress component transverse to the fiber direction in the plane of the specimen. Therefore, the effect of specimen width is much less important than stacking sequence and specimen thickness effects.

6.1.5 *Effect of Axial Stress Nonuniformity*—Both the shear stress and the shear modulus calculations depend upon the uniformity of the applied axial stress. Since the average applied load is used to calculate the shear stress this will not necessarily correspond to the stress in the vicinity of the measured shear strain, unless the axial stress is uniform throughout the volume of the stressed material. Therefore, the greater the degree of material inhomogeneity, such as with coarsely woven fabrics or materials with significant resin-rich regions, the greater the potential for inaccuracies in the measured response.

6.2 *Other*—Additional sources of potential data scatter in testing of composite materials are described in Test Method D 3039.

7. Apparatus

7.1 Apparatus shall be in accordance with Test Method D 3039. However, this test method requires that load-normal strain data be measured in both the longitudinal and transverse directions of the coupon.

8. Sampling and Test Specimens

8.1 *Sampling*—Sampling shall be in accordance with Test Method D 3039.

8.2 *Geometry*—The coupon geometry shall be in accordance with Test Method D 3039, as modified by the following:

8.2.1 The stacking sequence shall be [45/-45]_ns, where 4 ≤ n ≤ 6 for unidirectional tape (16, 20, or 24 plies) and 2 ≤ n ≤ 4 for woven fabric (8, 12, or 16 plies). The recommended coupon width is 25 mm [1.0 in.], and the recommended coupon length range is 200 to 300 mm [8 to 12 in.], inclusive.

NOTE 2—Tabs, which are optional for the Test Method D 3039/D 3039M test coupon, are normally not required for successful conduct of this Practice.

8.3 *Specimen Preparation*—Specimen preparation shall be

in accordance with Test Method D 3039/D 3039M.

9. Calibration

9.1 Calibration shall be in accordance with Test Method D 3039/D 3039M.

10. Conditioning

10.1 Conditioning shall be in accordance with Test Method D 3039/D 3039M.

11. Procedure

11.1 Perform a tension test on the ±45° laminate coupon in accordance with Test Method D 3039/D 3039M, with normal strain instrumentation in both longitudinal and transverse directions and continuous or nearly continuous load-normal strain data recording. If ultimate failure does not occur within 5 % shear strain, the data shall be truncated to the 5 % shear strain mark (see 6.1.3 for the explanation). When the data is truncated, for the purpose of calculation and reporting, this 5 % shear strain point shall be considered the maximum shear stress. Any truncation of data shall be noted in the report.

12. Calculation

12.1 *Maximum Shear Stress/Shear Stress*— Calculate the maximum in-plane shear stress for the ±45° laminate using Eq 1 and report the results to three significant figures. If the shear modulus is to be calculated, determine the shear stress at each required data point using Eq 2.

$$\tau_{12}^m = \frac{P^m}{2A} \tag{1}$$

$$\tau_{12i} = \frac{P_i}{2A} \tag{2}$$

where:

- τ_{12}^m = maximum in-plane shear stress, MPa [psi];
- P^m = maximum load at or below 5 % shear strain, N [lbf];
- τ_{12i} = shear stress at *i*-th data point, MPa [psi];
- P_i = load at *i*-th data point, N [lbf]; and
- A = cross-sectional area in accordance with Test Method D 3039/D 3039M, mm² [in.²].

12.2 *Shear Strain/Maximum Shear Strain*— If shear modulus or maximum shear strain is to be calculated, determine the shear strain at each required data point using Eq 3. The maximum shear strain is determined from Eq 4. Report the results to three significant figures.

$$\gamma_{12i} = \epsilon_{xi} - \epsilon_{yi} \tag{3}$$

$$\gamma_{12}^m = \min\{\gamma_{12i} \text{ at maximum shear stress} \}_{5\%} \tag{4}$$

where:

- γ_{12i} = shear strain at *i*-th data point, $\mu\epsilon$;
- ϵ_{xi} = longitudinal normal strain at *i*-th data point, $\mu\epsilon$; and
- ϵ_{yi} = lateral normal strain at *i*-th data point, $\mu\epsilon$; and
- γ_{12}^m = maximum shear strain, $\mu\epsilon$.

12.3 *Shear Modulus of Elasticity*:

12.3.1 *Chord Shear Modulus of Elasticity*—Calculate the chord shear modulus of elasticity using Eq 5, applied over a 4000 ± 200 $\mu\epsilon$ shear strain range, starting with the lower strain

D 3518/D 3518M

point in the range of 1500 to 2500 $\mu\epsilon$, inclusive. Report the chord shear modulus of elasticity to three significant figures. Also report the shear strain range used in the calculation. A graphical example of chord shear modulus is shown in Fig. 3.

NOTE 3—The shear strain range of 2000 to 6000 $\mu\epsilon$ for shear modulus determination was selected, based on the shear response of a $\pm 45^\circ$ tensile coupon with a Poisson ratio near 1.0, to correspond approximately to the normal strain range of 1000 to 3000 $\mu\epsilon$ used to report the tensile chord modulus of elasticity in Test Method D 3039/D 3039M.

12.3.1.1 A different strain range must be used for materials that fail or exhibit a transition region (a significant change in the slope of the stress-strain curve) before 6000 $\mu\epsilon$. In such cases, the upper strain range value for the sample population shall be determined after testing; defined as 90 % of the average value of the upper limit of the essentially linear region, rounded downward to the nearest 500 $\mu\epsilon$. Any presence of a transition region shall be reported, along with the strain range used.

$$G_{12}^{\text{chord}} = \frac{\Delta\tau_{12}}{\Delta\gamma_{12}} \quad (5)$$

where:

- G^{chord} = shear chord modulus of elasticity, GPa [psi];
- $\Delta\tau_{12}$ = difference in applied shear stress between the two shear strain points, MPa [psi]; and
- $\Delta\gamma_{12}$ = difference between the two shear strain points (nominally 0.004).

12.3.2 *Shear Modulus of Elasticity (Other Definitions)*—Other definitions of elastic modulus may be evaluated and reported at the user's discretion. If such data is generated and reported, report also the definition used, the shear strain range used, and the results to three significant figures. Test Method E 111 provides additional guidance in the determination of modulus of elasticity.

NOTE 4—An example of another modulus definition is the secondary

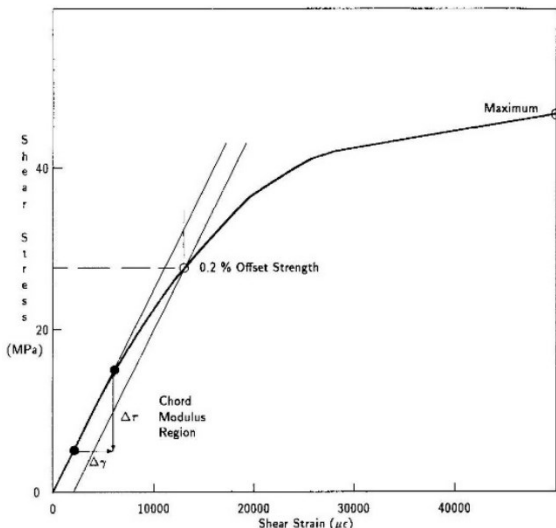


FIG. 3 Illustration of Modulus and Offset Strength Determination

chord modulus of elasticity for materials that exhibit essentially bilinear stress-strain behavior.

12.4 *Offset Shear Strength*—If desired, an offset shear strength may be determined from the shear stress versus shear strain curve. Translate the shear chord modulus of elasticity line along the strain axis from the origin by a fixed strain value and extend this line until it intersects the stress-strain curve. Determine the shear stress that corresponds to the intersection point and report this value, to three significant digits, as the offset shear strength, along with the value of the offset strain, as in:

$$F_{12}^{\circ} (0.2\% \text{ offset}) = 70 \text{ MPa} \quad (6)$$

A graphical example of offset shear strength is shown in Fig. 3.

NOTE 5—In the absence of evidence suggesting the use of a more appropriate value, an offset strain value of 0.2 % is recommended.

12.5 *Statistics*—For each series of tests calculate the average value, standard deviation, and coefficient of variation (in percent) for each property determined:

$$\bar{\chi} = \left(\sum_{i=1}^n \chi_i \right) / n \quad (7)$$

$$s_{n-1} = \sqrt{\left(\sum_{i=1}^n \chi_i^2 - n\bar{\chi}^2 \right) / (n-1)} \quad (8)$$

$$CV = 100 \times s_{n-1} / \bar{\chi} \quad (9)$$

where:

- $\bar{\chi}$ = sample mean (average),
- s_{n-1} = sample standard deviation,
- CV = sample coefficient of variation, in percent,
- n = number of specimens, and
- χ_i = measured or derived property.

13. Report

13.1 The data reported with this test method include mechanical testing data, material identification data, fiber filler, and core material identification data and shall be in accordance with Guides E 1434, E 1309, and E 1471, respectively. Each

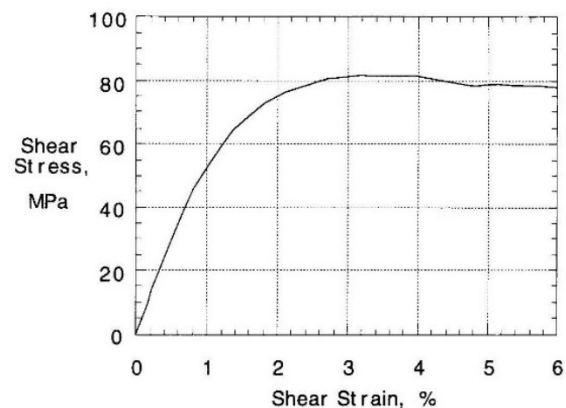


FIG. 4 Typical Shear Stress-Shear Strain Curve for PMC with Low-Ductility Matrix

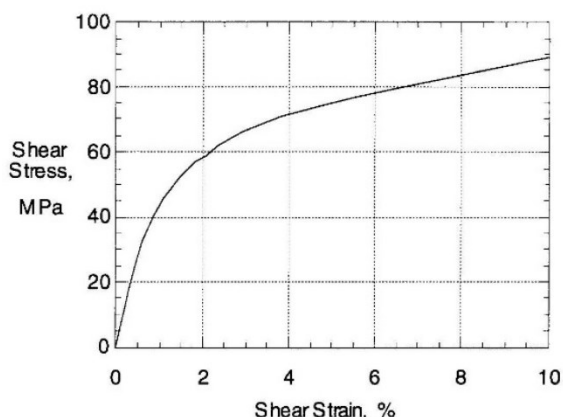


FIG. 5 Typical Shear Stress-Shear Strain Curve for PMC with Ductile Matrix

data item discussed is identified as belonging to one of the following categories: (VT) required for reporting of a valid test result, (VM) required for valid material traceability, (RT) recommended for maximum test method traceability, (RM) recommended for maximum material traceability, or (O) for optional data items. At a minimum, the report shall include all (VT) category items from Guide E 1434.

13.1.1 Clarification of Guide E 1434 Responses for This Test Method:

13.1.1.1 Field A1, Test Method—The response shall be either “D 3518 – 94” or “D 3518M – 94,” as appropriate.

13.1.1.2 Field A5, Type of Test—The response shall be “in-plane shear.”

13.1.1.3 Field B2, Specimen Orientation—The response shall be “0.0.”

13.1.1.4 Block E, Transducer Block—Used twice; once for each transducer.

13.1.1.5 Block F, Specimen Geometry Block—F6 (reinforcement volume) may be actual values, or it may be the average value for a sample. F7 (overall length) and F8 (gage length) may be actual values, or they may be the nominal or average value for the sample. F9 (area) is the actual area in accordance

with Test Method D 3039/D 3039M. F10 must also satisfy Test Method D 3039/D 3039M.

13.1.1.6 H32/K58, Progressive Damage Parameter—The response shall be “0.2 % offset strength.”

13.2 In addition to the data reported in accordance with Test Method D 3039/D 3039M, the report shall include the following information:

13.2.1 The revision level or date of issue of this test method.

13.2.2 Shear strain range used for chord shear modulus determination.

13.2.3 If another definition of shear modulus of elasticity is used in addition to chord shear modulus, describe the method used, the resulting correlation coefficient (if applicable), and the shear strain range used for the evaluation.

13.2.4 Individual values of shear modulus of elasticity, and the average, standard deviation, and coefficient of variation (in percent) values for the population.

13.2.5 Individual values of offset shear strength with the value of the offset strain, along with the average, standard deviation, and coefficient of variation (in percent) values for the population.

13.2.6 Individual maximum shear stresses, and the average, standard deviation, and coefficient of variation (in percent) values for the population. Note any test in which the failure load was less than the maximum load before failure.

13.2.7 Individual maximum shear strains, and the average value, standard deviation, and coefficient of variation (in percent) for the population. Note any test that was truncated to 5 % shear strain.

14. Precision and Bias

14.1 Precision—The data required for the development of a precision statement is not available for this test method. Committee D30 is currently planning a round-robin test series for this test method to determine precision.

14.2 Bias—Bias cannot be determined for this test method as no acceptable reference standard exists.

15. Keywords

15.1 composite materials; shear modulus; shear properties; shear strength

APPENDIX

(Nonmandatory Information)

X1. SIGNIFICANT POINTS OF MAJOR REVISIONS TO THIS TEST METHOD

X1.1 1991 Revision:

X1.1.1 Updated the format to conform to 1989 Form and Style for ASTM Standards.

X1.1.2 Changed the title and clarified the scope.

X1.1.3 Transformed the document from an inch-pound standard to a dual-units standard.

X1.1.4 Updated the Terminology section.

X1.1.5 Added a new Interferences section.

X1.1.6 Added a new Calibration section.

X1.2 1994 Revision:

X1.2.1 Updated the format to conform to current practices of Committee D30.

X1.2.2 Relaxed the scope to allow usage of this test method on material forms reinforced by woven fabrics.

X1.2.3 Extensively updated the Interferences section to

D 3518/D 3518M

discuss difficulty with this test method in obtaining reliable values for ultimate shear strength, and generally replaced the modifier ultimate with the term maximum throughout the text, as appropriate.

X1.2.4 Added to the coupon geometry, limitations on the stacking sequence of the test specimen laminate, and provided recommended values for coupon length and width.

X1.2.5 Indirectly incurred several procedural changes, through changes to Test Method D 3039/D 3039M, including the approach to standard conditioning described by Test Method D 5229/D 5229M.

X1.2.6 Added the determinations and reporting of an offset shear strength.

X1.2.7 Shear modulus reporting now includes, at a minimum, a strain-range-based chord shear modulus and also requires documentation of the strain range used for any other modulus definitions reported.

X1.2.8 Shear stress/shear strain data has been truncated at 5 % shear strain.

X1.2.9 Ultimate shear strength has been removed from this practice, replaced by reporting of maximum shear stress, determined as the maximum shear stress not exceeding 5 % shear strain.

X1.2.10 New illustrations have been included.

X1.2.11 Data reporting now follows Guide E 1434.

The American Society for Testing and Materials takes no position respecting the validity of any patent rights asserted in connection with any item mentioned in this standard. Users of this standard are expressly advised that determination of the validity of any such patent rights, and the risk of infringement of such rights, are entirely their own responsibility.

This standard is subject to revision at any time by the responsible technical committee and must be reviewed every five years and if not revised, either reapproved or withdrawn. Your comments are invited either for revision of this standard or for additional standards and should be addressed to ASTM Headquarters. Your comments will receive careful consideration at a meeting of the responsible technical committee, which you may attend. If you feel that your comments have not received a fair hearing you should make your views known to the ASTM Committee on Standards, at the address shown below.

This standard is copyrighted by ASTM, 100 Barr Harbor Drive, PO Box C700, West Conshohocken, PA 19428-2959, United States. Individual reprints (single or multiple copies) of this standard may be obtained by contacting ASTM at the above address or at 610-832-9585 (phone), 610-832-9555 (fax), or service@astm.org (e-mail); or through the ASTM website (www.astm.org).

APPENDICE 5



Standard Test Method for Short-Beam Strength of Polymer Matrix Composite Materials and Their Laminates¹

This standard is issued under the fixed designation D 2344/D 2344M; the number immediately following the designation indicates the year of original adoption or, in the case of revision, the year of last revision. A number in parentheses indicates the year of last reapproval. A superscript epsilon (ϵ) indicates an editorial change since the last revision or reapproval.

^{ε1} NOTE—The title has been editorially corrected in November 2000.

1. Scope

1.1 This test method determines the short-beam strength of high-modulus fiber-reinforced composite materials. The specimen is a short beam machined from a curved or a flat laminate up to 6.00 mm [0.25 in.] thick. The beam is loaded in three-point bending.

1.2 Application of this test method is limited to continuous- or discontinuous-fiber-reinforced polymer matrix composites, for which the elastic properties are balanced and symmetric with respect to the longitudinal axis of the beam.

1.3 *This standard does not purport to address all of the safety concerns, if any, associated with its use. It is the responsibility of the user of this standard to establish appropriate safety and health practices and determine the applicability of regulatory limitations prior to use.*

1.4 The values stated in either SI units or inch-pound units are to be regarded separately as standard. The values stated in each system may not be exact equivalents; therefore, each system must be used independently of the other. Combining values from the two systems may result in nonconformance with the standard.

2. Referenced Documents

2.1 ASTM Standards:

- D 792 Test Methods for Density and Specific Gravity (Relative Density) of Plastics by Displacement²
- D 883 Terminology Relating to Plastics²
- D 2584 Test Method for Ignition Loss of Cured Reinforced Resins³
- D 2734 Test Method for Void Content of Reinforced Plastics³
- D 3171 Test Method for Fiber Content of Resin-Matrix Composites by Matrix Digestion⁴
- D 3878 Terminology for High-Modulus Reinforcing Fibers and Their Composites⁴

¹ This test method is under the jurisdiction of ASTM Committee D-30 on Composite Materials and is the direct responsibility of Subcommittee D30.04 on Lamina and Laminate Test Methods.

Current edition approved March 10, 2000. Published June 2000. Originally published as D 2344 – 65 T. Last previous edition D 2344 – 84 (1995).

² Annual Book of ASTM Standards, Vol 08.01.

³ Annual Book of ASTM Standards, Vol 08.02.

⁴ Annual Book of ASTM Standards, Vol 15.03.

D 5229/D 5229M Test Method for Moisture Absorption Properties and Equilibrium Conditioning of Polymer Matrix Composite Materials⁴

D 5687/D 5687M Guide for Preparation of Flat Composite Panels with Processing Guidelines for Specimen Preparation⁴

E 4 Practices for Force Verification of Testing Machines⁵

E 6 Terminology Relating to Methods of Mechanical Testing⁵

E 18 Test Methods for Rockwell Hardness and Rockwell Superficial Hardness of Metallic Materials⁵

E 122 Practice for Choice of Sample Size to Estimate a Measure of Quality for a Lot or Process⁶

E 177 Practice for Use of the Terms Precision and Bias in ASTM Test Methods⁶

E 456 Terminology Relating to Quality and Statistics⁶

E 1309 Guide for Identification of Composite Materials in Computerized Material Property Databases⁴

E 1434 Guide for Development of Standard Data Records for Computerization of Mechanical Test Data for High-Modulus Fiber-Reinforced Composite Materials⁴

E 1471 Guide for Identification of Fibers, Fillers, and Core Materials in Computerized Material Property Databases⁴

3. Terminology

3.1 *Definitions*—Terminology D 3878 defines the terms relating to high-modulus fibers and their composites. Terminology D 883 defines terms relating to plastics. Terminology E 6 defines terms relating to mechanical testing. Terminology E 456 and Practice E 177 define terms relating to statistics. In the event of a conflict between definitions, Terminology D 3878 shall have precedence over the other documents.

NOTE 1—If the term represents a physical quantity, its analytical dimensions are stated immediately following the term (or letter symbol) in fundamental dimension form, using the following ASTM standard symbology for fundamental dimensions, shown within square brackets: $[M]$ for mass, $[L]$ for length, $[T]$ for time, $[\Theta]$ for thermodynamic temperature, and $[nd]$ for nondimensional quantities. Use of these symbols is restricted to analytical dimensions when used with square brackets, as the symbols may have other definitions when used without the brackets.

⁵ Annual Book of ASTM Standards, Vol 03.01.

⁶ Annual Book of ASTM Standards, Vol 14.02.

3.2 Definitions of Terms Specific to This Standard:

3.2.1 *balanced laminate, n*—a continuous fiber-reinforced laminate in which each +θ lamina, measured with respect to the laminate reference axis, is balanced by a -θ lamina of the same material (for example, [0/+45/-45/+45/-45/0]).

3.2.2 *short-beam strength, n*—the shear stress as calculated in Eq 1, developed at the specimen mid-plane at the failure event specified in 11.6.

3.2.2.1 *Discussion*—Although shear is the dominant applied loading in this test method, the internal stresses are complex and a variety of failure modes can occur. Elasticity solutions by Berg et al (1)⁷, Whitney (2), and Sullivan and Van Oene (3) have all demonstrated inadequacies in classical beam theory in defining the stress state in the short-beam configuration. These solutions show that the parabolic shear-stress distribution as predicted by Eq 1 only occurs, and then not exactly, on planes midway between the loading nose and support points. Away from these planes, the stress distributions become skewed, with peak stresses occurring near the loading nose and support points. Of particular significance is the stress state local to the loading nose in which the severe shear-stress concentration combined with transverse and in-plane compressive stresses has been shown to initiate failure. However, for the more ductile matrices, plastic yielding may alleviate the situation under the loading nose (1) and allow other failure modes to occur such as bottom surface fiber tension (2). Consequently, unless mid-plane interlaminar failure has been clearly observed, the short-beam strength determined from this test method cannot be attributed to a shear property, and the use of Eq 1 will not yield an accurate value for shear strength.

3.2.3 *symmetric laminate, n*—a continuous fiber-reinforced laminate in which each ply above the mid-plane is identically matched (in terms of position, orientation, and mechanical properties) with one below the mid-plane.

3.3 Symbols:

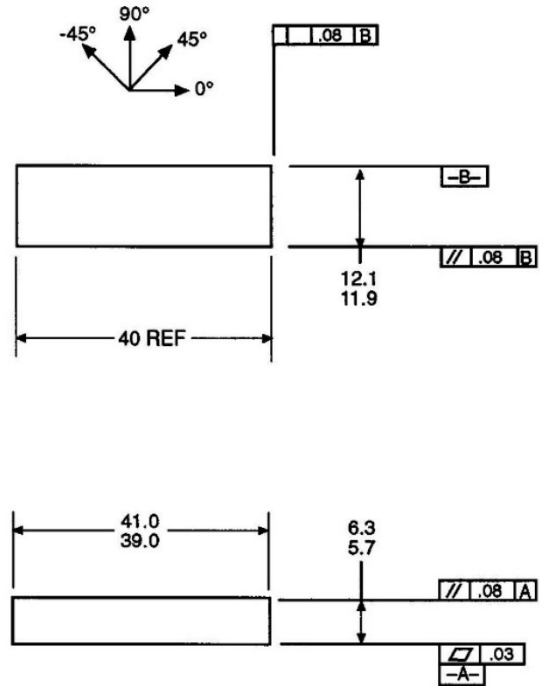
- b*—specimen width.
- CV*—sample coefficient of variation (in percent).
- F^{sb}*—short-beam strength.
- h*—specimen thickness.
- n*—number of specimens.
- P_m*—maximum load observed during the test.
- x_i*—measured or derived property for an individual specimen from the sample population.
- \bar{x} —sample mean (average).

4. Summary of Test Method

4.1 The short-beam test specimens (Figs. 1-4) are center-loaded as shown in Figs. 5 and 6. The specimen ends rest on two supports that allow lateral motion, the load being applied by means of a loading nose directly centered on the midpoint of the test specimen.

5. Significance and Use

5.1 In most cases, because of the complexity of internal stresses and the variety of failure modes that can occur in this



NOTE 1—Drawing interpretation per ANSI Y14.5-1982 and ANSI/ASM B46.1-1986.

NOTE 2—Ply orientation tolerance ±0.5° relative to -B-.

FIG. 1 Flat Specimen Configuration (SI)

specimen, it is not generally possible to relate the short-beam strength to any one material property. However, failures are normally dominated by resin and interlaminar properties, and the test results have been found to be repeatable for a given specimen geometry, material system, and stacking sequence (4).

5.2 Short-beam strength determined by this test method can be used for quality control and process specification purposes. It can also be used for comparative testing of composite materials, provided that failures occur consistently in the same mode (5).

5.3 This test method is not limited to specimens within the range specified in Section 8, but is limited to the use of a loading span length-to-specimen thickness ratio of 4.0 and a minimum specimen thickness of 2.0 mm [0.08 in.].

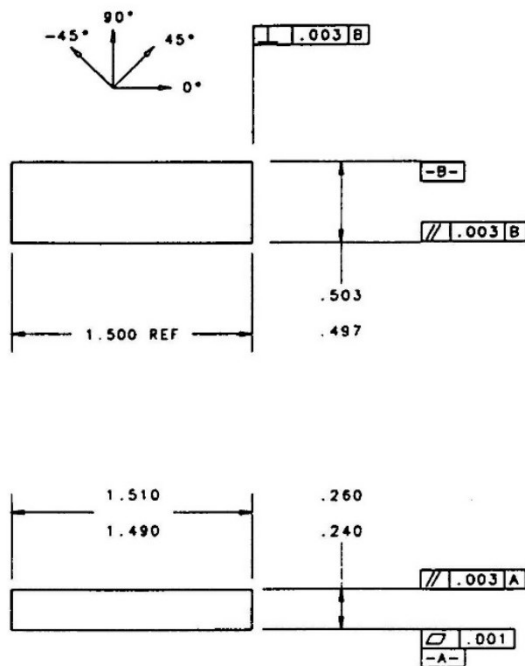
6. Interferences

6.1 Accurate reporting of observed failure modes is essential for meaningful data interpretation, in particular, the detection of initial damage modes.

7. Apparatus

7.1 *Testing Machine*, properly calibrated, which can be operated at a constant rate of crosshead motion, and which the error in the loading system shall not exceed ±1%. The load-indicating mechanism shall be essentially free of inertia

⁷ Boldface numbers in parentheses refer to the list of references at the end of this standard.



NOTE 1—Drawing interpretation per ANSI Y14.5-1982 and ANSI/ASME B46.1-1986.

NOTE 2—Ply orientation tolerance $\pm 0.5^\circ$ relative to -B-.

FIG. 2 Flat Specimen Configuration (Inch Pound)

lag at the crosshead rate used. Inertia lag may not exceed 1 % of the measured load. The accuracy of the testing machine shall be verified in accordance with Practices E 4.

7.2 *Loading Nose and Supports*, as shown in Figs. 5 and 6, shall be 6.00-mm (0.250-in.) and 3.00-mm (0.125-in.) diameter cylinders, respectively, with a hardness of 60 to 62 HRC, as specified in Test Methods E 18, and shall have finely ground surfaces free of indentation and burrs with all sharp edges relieved.

7.3 *Micrometers*—For width and thickness measurements, the micrometers shall use a 4- to 5-mm (0.16- to 0.2-in.) nominal diameter ball interface on an irregular surface such as the bag side of a laminate and a flat anvil interface on machined edges or very smooth tooled surfaces. A micrometer or caliper with flat anvil faces shall be used to measure the length of the specimen. The accuracy of the instrument(s) shall be suitable for reading to within 1 % of the sample dimensions. For typical section geometries, an instrument with an accuracy of ± 0.002 mm (± 0.0001 in.) is desirable for thickness and width measurement, while an instrument with an accuracy of ± 0.1 mm (± 0.004 in.) is adequate for length measurement.

7.4 *Conditioning Chamber*, when conditioning materials at nonlaboratory environments, a temperature/vapor-level-controlled environmental conditioning chamber is required that shall be capable of maintaining the required temperature to within $\pm 3^\circ\text{C}$ ($\pm 5^\circ\text{F}$) and the required vapor level to within $\pm 3\%$. Chamber conditions shall be monitored either on an

automated continuous basis or on a manual basis at regular intervals.

7.5 *Environmental Test Chamber*, an environmental test chamber is required for test environments other than ambient testing laboratory conditions. This chamber shall be capable of maintaining the test specimen at the required test environment during the mechanical test method.

8. Sampling and Test Specimens

8.1 *Sampling*—Test at least five specimens per test condition unless valid results can be gained through the use of fewer specimens, as in the case of a designed experiment. For statistically significant data, consult the procedures outlined in Practice E 122. Report the method of sampling.

8.2 Geometry:

8.2.1 *Laminate Configurations*—Both multidirectional and pure unidirectional laminates can be tested, provided that there are at least 10 % 0° fibers in the span direction of the beam (preferably well distributed through the thickness), and that the laminates are both balanced and symmetric with respect to the span direction of the beam.

8.2.2 *Specimen Configurations*—Typical configurations for the flat and curved specimens are shown in Figs. 1-4. For specimen thicknesses other than those shown, the following geometries are recommended:

$$\begin{aligned} \text{Specimen length} &= \text{thickness} \times 6 \\ \text{Specimen width, } b &= \text{thickness} \times 2.0 \end{aligned}$$

NOTE 2—Analysis reported by Lewis and Adams (6) has shown that a width-to-thickness ratio of greater than 2.0 can result in a significant width-wise shear-stress variation.

8.2.2.1 For curved beam specimens, it is recommended that the arc should not exceed 30° . Also, for these specimens, the specimen length is defined as the minimum chord length.

8.3 *Specimen Preparation*—Guide D 5687/D 5687M provides recommended specimen preparation practices and should be followed where practical.

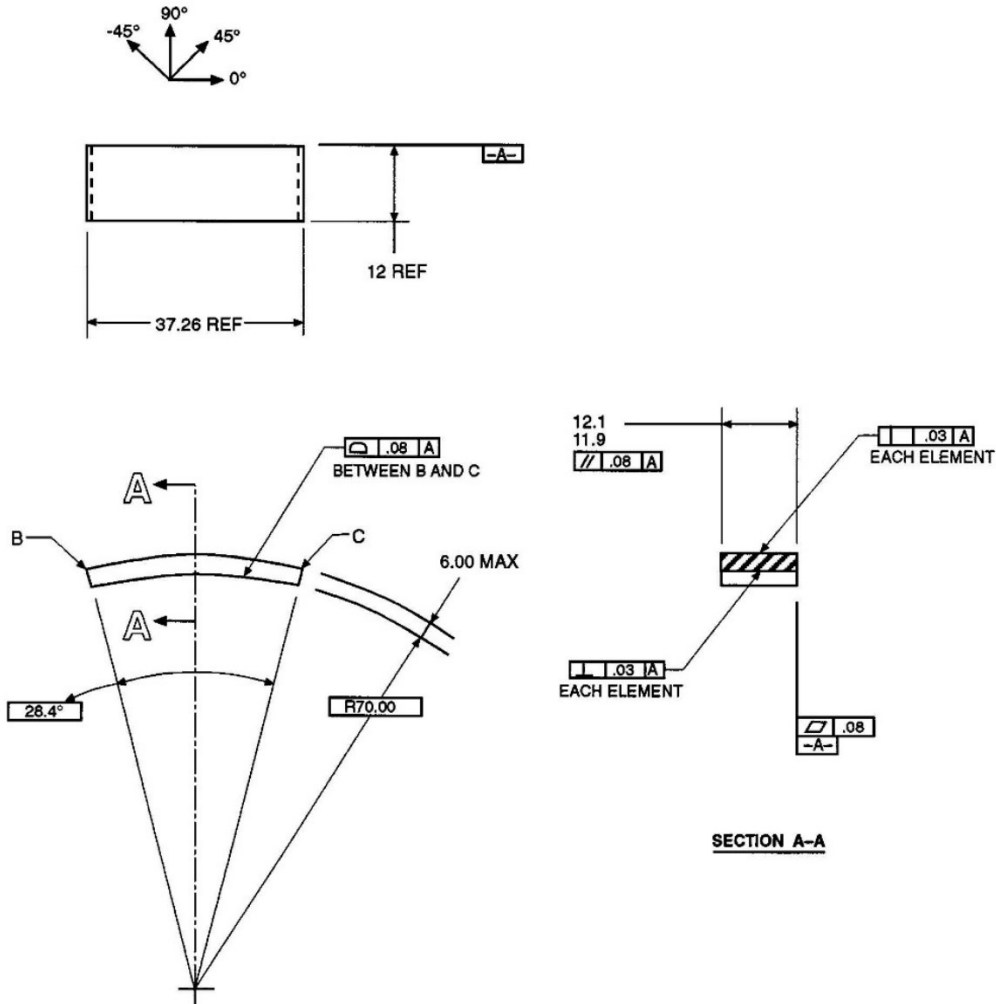
8.3.1 *Laminate Fabrication*—Laminates may be hand-laid, filament-wound or tow-placed, and molded by any suitable laminating means, such as press, bag, autoclave, or resin transfer molding.

8.3.2 *Machining Methods*—Specimen preparation is important for these specimens. Take precautions when cutting specimens from the rings or plates to avoid notches, undercuts, rough or uneven surfaces, or delaminations as a result of inappropriate machining methods. Obtain final dimensions by water-lubricated precision sawing, milling, or grinding. The use of diamond tooling has been found to be extremely effective for many material systems. Edges should be flat and parallel within the specified tolerances.

8.3.3 *Labeling*—Label the specimens so that they will be distinct from each other and traceable back to the raw material, in a manner that will both be unaffected by the test method and not influence the test method.

9. Calibration

9.1 The accuracy of all measuring equipment shall have certified calibrations that are current at the time of use of the equipment.



NOTE 1—Drawing interpretation per ANSI Y14.5-1982 and ANSI/ASM B46.1-1986.
 NOTE 2—Ply orientation tolerance $\pm 0.5^\circ$ relative to -A-.

FIG. 3 Curved Specimen Configuration (SI)

10. Conditioning

10.1 *Standard Conditioning Procedure*—Unless a different environment is specified as part of the test method, condition the test specimens in accordance with Procedure C of Test Method D 5229/D 5229M, and store and test at standard laboratory atmosphere ($23 \pm 3^\circ\text{C}$ ($73 \pm 5^\circ\text{F}$) and $50 \pm 10\%$ relative humidity).

11. Procedure

11.1 *Parameters to Be Specified Before Test:*

11.1.1 The specimen sampling method and coupon geometry.

11.1.2 The material properties and data-reporting format desired.

NOTE 3—Determine specific material property, accuracy, and data-reporting requirements before test for proper selection of instrumentation and data-recording equipment. Estimate operating stress levels to aid in calibration of equipment and determination of equipment settings.

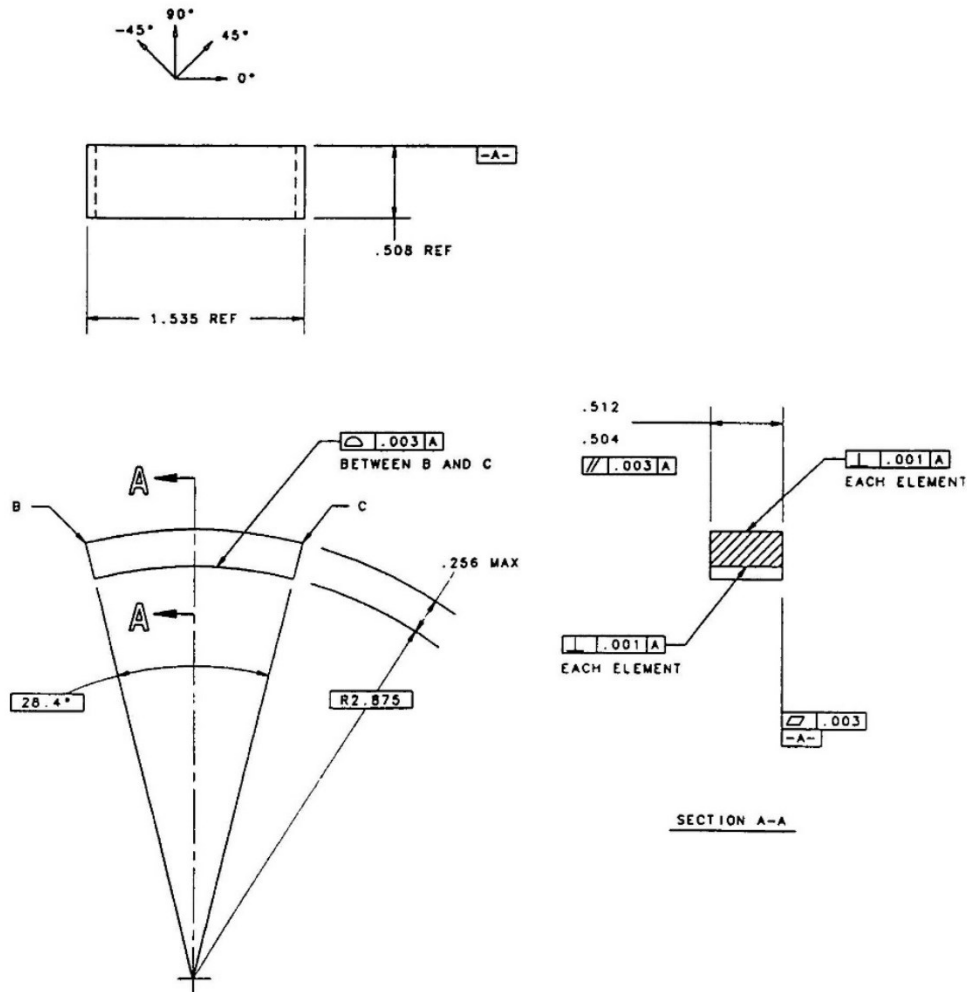
11.1.3 The environmental conditioning test parameters.

11.1.4 If performed, the sampling test method, coupon geometry, and test parameters used to determine density and reinforcement volume.

11.2 *General Instructions:*

11.2.1 Report any deviations from this test method, whether intentional or inadvertent.

11.2.2 If specific gravity, density, reinforcement volume, or void volume are to be reported, then obtain these samples from the same panels as the test samples. Specific gravity and



NOTE 1—Drawing interpretation per ANSI Y14.5-1982 and ANSI/ASME B46.1-1986.
 NOTE 2—Ply orientation tolerance $\pm 0.5^\circ$ relative to A-A.

FIG. 4 Curved Specimen Configuration (Inch Pound)

density may be evaluated by means of Test Methods D 792. Volume percent of the constituents may be evaluated by one of the matrix digestion procedures of Test Method D 3171, or for certain reinforcement materials such as glass and ceramics, by the matrix burn-off technique of Test Method D 2584. Void content may be evaluated from the equations of Test Method D 2734 and are applicable to both Test Methods D 2584 and D 3171.

11.2.3 Condition the specimens as required. Store the specimens in the conditioned environment until test time, if the test environment is different from the conditioning environment.

11.2.4 Following final specimen machining and any conditioning, but before testing, measure and record the specimen width and thickness at the specimen midsection and the specimen length to the accuracy specified in 7.3.

11.3 *Speed of Testing*—Set the speed of testing at a rate of crosshead movement of 1.0 mm (0.05 in./min).

11.4 *Test Environment*—If possible, test the specimen under the same fluid exposure level as that used for conditioning. However, if the test temperature places too severe requirements upon the testing machine environmental chamber, test at a temperature with no fluid exposure control. In this case, a restriction must be placed upon the time from removal of the specimen from the conditioning chamber until test completion to inhibit nonrepresentative fluid loss from the specimen. Record any modifications to the test environment and specimen weight change after removal from conditioning until test completion.

11.4.1 Monitor the test temperature by placing an appropriate thermocouple at specimen mid-length to be located on the

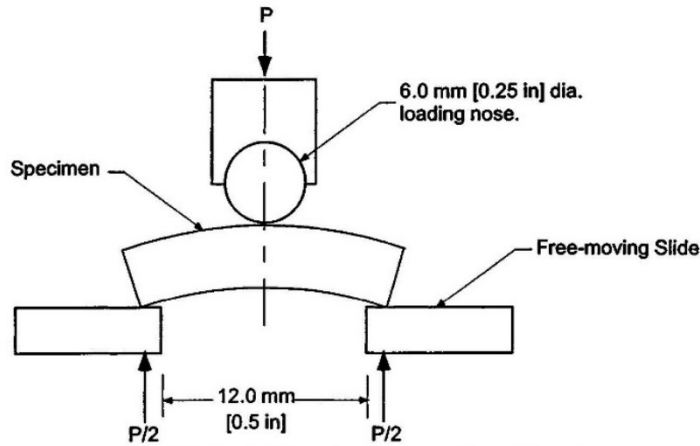


FIG. 5 Horizontal Shear Load Diagram (Curved Beam)

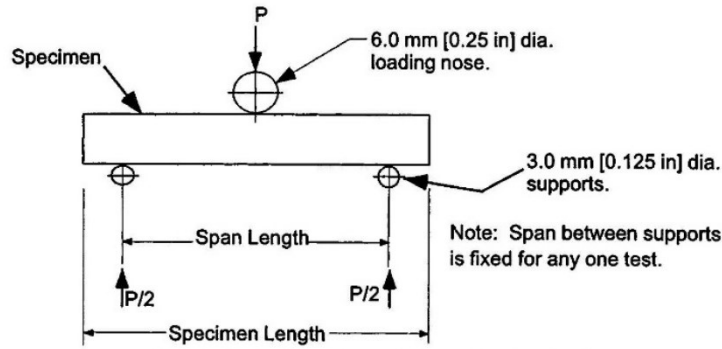


FIG. 6 Horizontal Shear Load Diagram (Flat Laminate)

underside of the beam.

11.5 *Specimen Insertion*—Insert the specimen into the test fixture, with the tool side resting on the reaction supports as shown in Fig. 5 or Fig. 6. Align and center the specimen such that its longitudinal axis is perpendicular to the loading nose and side supports. Adjust the span such that the span-to-measured thickness ratio is 4.0 to an accuracy of ± 0.3 mm (0.012 in.). The loading nose should be located equidistant between the side supports to within ± 0.3 mm (0.012 in.). Both the loading nose and side supports should overhang the specimen width by at least 2 mm (0.08 in.) at each side. In the case of the flat laminate test, each specimen end should overhang the side support centers by at least the specimen thickness.

11.6 *Loading*—Apply load to the specimen at the specified rate while recording data. Continue loading until either of the following occurs:

11.6.1 A load drop-off of 30 %,

11.6.2 Two-piece specimen failure, or

11.6.3 The head travel exceeds the specimen nominal thickness.

11.7 *Data Recording*—Record load versus crosshead displacement data throughout the test method. Record the maxi-

mum load, final load, and the load at any obvious discontinuities in the load-displacement data.

11.8 *Failure Mode*—Typical failure modes that can be identified visually are shown in Fig. 7. However, these may be preceded by less obvious, local damage modes such as transply cracking. Record the mode and location of failure, if possible identifying one or a combination of the modes shown.

12. Calculation

12.1 *Short-Beam Strength*—Calculate the short-beam strength using Eq 1 as follows:

$$F^{sbs} = 0.75 \times \frac{P_m}{b \times h} \quad (1)$$

where:

F^{sbs} = short-beam strength, MPa (psi);

P_m = maximum load observed during the test, N (lbf);

b = measured specimen width, mm (in.), and

h = measured specimen thickness, mm (in.).

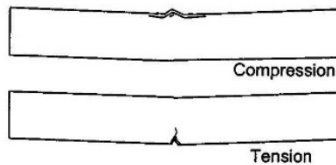
12.2 *Statistics*—For each series of test methods, calculate the average value, standard deviation, and coefficient of variation (in percent) for each property determined as follows:

ASTM D 2344/D 2344M

1. Interlaminar Shear



2. Flexure



3. Inelastic Deformation



FIG. 7 Typical Failure Modes in the Short Beam Test

$$\bar{x} = \left(\sum_{i=1}^n x_i \right) / n \quad (2)$$

$$s_{n-1} = \sqrt{\left(\sum_{i=1}^n x_i^2 - n(\bar{x})^2 \right) / (n-1)} \quad (3)$$

$$CV = 100 \times s_{n-1} / \bar{x} \quad (4)$$

where:

- \bar{x} = sample mean (average);
- s_{n-1} = sample standard deviation;
- CV = sample coefficient of variation, %;
- n = number of specimens; and
- x_i = measured or derived property.

13. Report

13.1 Report the following information, or references pointing to other documentation containing this information, to the maximum extent applicable (reporting of items beyond the control of a given testing laboratory, such as might occur with material details or panel fabrication parameters, shall be the responsibility of the requester):

NOTE 4—Guides E 1309, E 1434, and E 1471 contain data reporting recommendations for composite materials and composite materials mechanical testing.

- 13.1.1 This test method and revision level or date of issue.
- 13.1.2 Whether the coupon configuration was standard or variant.
- 13.1.3 The date and location of the test.
- 13.1.4 The name of the test operator.
- 13.1.5 Any variations to this test method, anomalies noticed during testing, or equipment problems occurring during testing.
- 13.1.6 Identification of the material tested including: material specification, material type, material designation, manufacturer, manufacturer's batch or lot number, source (if not from manufacturer), date of certification, expiration of certification, filament diameter, tow or yarn filament count and twist, sizing, form or weave, fiber areal weight, matrix type, prepreg matrix content, and prepreg volatiles content.
- 13.1.7 Description of the fabrication steps used to prepare the laminate including: fabrication start date, fabrication end date, process specification, cure cycle, consolidation method, and a description of the equipment used.
- 13.1.8 Ply orientation and stacking sequence of the laminate.
- 13.1.9 If requested, report density, volume percent reinforcement, and void content test methods, specimen sampling method and geometries, test parameters, and test results.
- 13.1.10 Average ply thickness of the material.
- 13.1.11 Results of any nondestructive evaluation tests.
- 13.1.12 Method of preparing the test specimen, including specimen labeling scheme and method, specimen geometry, sampling method, and coupon cutting method.
- 13.1.13 Calibration dates and methods for all measurements and test equipment.
- 13.1.14 Details of loading nose and side supports including diameters and material used.
- 13.1.15 Type of test machine, alignment results, and data acquisition sampling rate and equipment type.
- 13.1.16 Dimensions of each test specimen.
- 13.1.17 Conditioning parameters and results.
- 13.1.18 Relative humidity and temperature of the testing laboratory.
- 13.1.19 Environment of the test machine environmental chamber (if used) and soak time at environment.
- 13.1.20 Number of specimens tested.
- 13.1.21 Speed of testing.

turer, manufacturer's batch or lot number, source (if not from manufacturer), date of certification, expiration of certification, filament diameter, tow or yarn filament count and twist, sizing, form or weave, fiber areal weight, matrix type, prepreg matrix content, and prepreg volatiles content.

13.1.7 Description of the fabrication steps used to prepare the laminate including: fabrication start date, fabrication end date, process specification, cure cycle, consolidation method, and a description of the equipment used.

13.1.8 Ply orientation and stacking sequence of the laminate.

13.1.9 If requested, report density, volume percent reinforcement, and void content test methods, specimen sampling method and geometries, test parameters, and test results.

13.1.10 Average ply thickness of the material.

13.1.11 Results of any nondestructive evaluation tests.

13.1.12 Method of preparing the test specimen, including specimen labeling scheme and method, specimen geometry, sampling method, and coupon cutting method.

13.1.13 Calibration dates and methods for all measurements and test equipment.

13.1.14 Details of loading nose and side supports including diameters and material used.

13.1.15 Type of test machine, alignment results, and data acquisition sampling rate and equipment type.

13.1.16 Dimensions of each test specimen.

13.1.17 Conditioning parameters and results.

13.1.18 Relative humidity and temperature of the testing laboratory.

13.1.19 Environment of the test machine environmental chamber (if used) and soak time at environment.

13.1.20 Number of specimens tested.

13.1.21 Speed of testing.

D 2344/D 2344M

13.1.22 Maximum load observed during the test, for each specimen.

13.1.23 Load-displacement curves for each specimen.

13.1.24 Failure mode of each specimen, identified if possible from Fig. 7.

14. Precision and Bias

14.1 *Precision*—The data required for the development of a precision statement is not currently available for this test method.

14.2 *Bias*—Bias cannot be determined for this test method as no acceptable reference standard exists.

15. Keywords

15.1 composite materials; resin and interlaminar properties; short-beam strength

REFERENCES

- (1) Berg, C. A., Tirosh, J., and Israeli, M., "Analysis of Short Beam Bending of Fiber Reinforced Composites," in *Composite Materials: Testing and Design (Second Conference)*, ASTM STP 497, ASTM, 1972, pp. 206-218.
- (2) Whitney, J. M., and Browning, C. E., "On Short-Beam Shear Tests for Composite Materials," *Experimental Mechanics*, Vol 25, 1985, pp. 294-300.
- (3) Sullivan, J. L., and Van Oene, H., "An Elasticity Analysis for the Generally and Specially Orthotropic Beams Subjected to Concentrated Loads," *Composites Science and Technology*, Vol 27, 1986, pp. 182-191.
- (4) U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration, "Test Methods for Composites a Status Report: Volume III Shear Test Methods," Report No. DOT/FAA/CT-93/17, III, FAA Technical Center, Atlantic City, 1993.
- (5) Cui, W., Wisnom, M. R., and Jones, M., "Effect of Specimen Size on Interlaminar Shear Strength of Unidirectional Carbon Fibre-Epoxy," *Composites Engineering*, Vol 4, No. 3, 1994, pp. 299-307.
- (6) Adams, D. F. and Lewis, E. Q., "Current Status of Composite Material Shear Test Methods," *SAMPE*, Vol 31, No. 6, 1994, pp. 32-41.

The American Society for Testing and Materials takes no position respecting the validity of any patent rights asserted in connection with any item mentioned in this standard. Users of this standard are expressly advised that determination of the validity of any such patent rights, and the risk of infringement of such rights, are entirely their own responsibility.

This standard is subject to revision at any time by the responsible technical committee and must be reviewed every five years and if not revised, either reapproved or withdrawn. Your comments are invited either for revision of this standard or for additional standards and should be addressed to ASTM Headquarters. Your comments will receive careful consideration at a meeting of the responsible technical committee, which you may attend. If you feel that your comments have not received a fair hearing you should make your views known to the ASTM Committee on Standards, at the address shown below.

This standard is copyrighted by ASTM, 100 Barr Harbor Drive, PO Box C700, West Conshohocken, PA 19428-2959, United States. Individual reprints (single or multiple copies) of this standard may be obtained by contacting ASTM at the above address or at 610-832-9585 (phone), 610-832-9555 (fax), or service@astm.org (e-mail); or through the ASTM website (www.astm.org).

APPENDICE 6



IT Product Information

Elan-tech®
AS 89.1/AW 89.2 **100:45**

Kit in cartucce ADH 891.892
Adesivo strutturale per compositi in carbonio
Eccellente resistenza al Peeling

ELANTAS EUROPE Sales offices:

Strada Antolini n°1 loc. Lemignano
43044 Collecchio (PR)
Italy
Tel +39 0521 304777
Fax +39 0521 804410

Grossmannstr. 105
20539 Hamburg
Germany
Tel +49 40 78946 0
Fax +49 40 78946 349

info.elantas.europe@altana.com
www.elantas.com

A member of  ALTANA

AS 89.1/AW 89.2

CARATTERISTICHE TIPICHE DEL SISTEMA FINALE

Proprietà determinate su provini induriti: 2hrs at 80°C

			Nero	
Colore			1,04	1,08
Densità 25°C		IO-10-54 (ASTM D 792) g/ml	1,04	1,08
Durezza 25°C		IO-10-58 (ASTM D 2240) Shore D/15	80	85
Transizione vetrosa (Tg)	24h at RT	IO-10-69 (ASTM D 3418) °C	52	58
	2h at 80°C	°C	75	80
Resistenza al taglio per trazione:				
- Alluminio cured 24hrs at 25°C (tested at RT)		IO-10-80 (ASTM D 1002) MPa	18,0	22,0
- Alluminio cured 2hrs at 80°C (tested at RT)		MPa	27,0	33,0
- Acciaio inox AISI 316 cured 24hrs at 25°C (tested at RT)		MPa	20,0	24,0
- Acciaio inox AISI 316 cured 2hrs at 80°C (tested at RT)		MPa	29,5	36,5
Resistenza a flessione		IO-10-66 (ASTM D 790) MN/m ²	75	85
Deformazione massima		IO-10-66 (ASTM D 790) %	4,5	7,0
Deformazione a rottura		IO-10-66 (ASTM D 790) %	6,0	10,0
Modulo di elasticità a flessione		IO-10-66 (ASTM D 790) MN/m ²	1.900	2.300
Resistenza a trazione		IO-10-63 (ASTM D 638) MN/m ²	50	60
Allungamento a rottura		IO-10-63 (ASTM D 638) %	4,5	7,0
Resistenza a compressione		IO-10-72 (ASTM D 695) MN/m ²	60	70
Resistenza al peeling:				
- Alluminio cured 2hrs at 80°C under press		ASTM D 1876 N/cm	50	60

IO-00-00 = metodo interno ELANTAS Europe. Ove corrispondente è riportato il riferimento alla norma internazionale.

nd = non determinato na = non applicabile TA = RT = temperatura ambiente di laboratorio (23±2°C)

Fattori di conversione: 1mPas = 1cPs 1MN/m² = 10 Kg/cm² = 1MPa

(*) per masse maggiori i tempi si riducono ed il picco aumenta

(**) il segno di parentesi indica la facoltatività

(***) La temperatura di esercizio consigliata è fornita sulla base delle informazioni di laboratorio disponibili essendo essa funzione delle condizioni di indurimento utilizzate e del tipo di materiali accoppiati. Per eventuali ulteriori indicazioni si veda il paragrafo post-indurimento.

Adesivo strutturale	Resina AS 89.1	Indurente AW 89.2	Rapporto in peso 100:45
Kit in cartucce	ADH 891.892		Rapporto in volume 100:50

Applicazioni: Incollaggio strutturale termoresistente. Adesivo per incollaggio di materiali compositi, metalli, componentistica auto, articoli sportivi.

Metodo di utilizzo: Applicazione a pennello, a spatola o mediante macchine dosatrici/miscelatrici. Indurimento a TA o a caldo. Post-indurimento a caldo necessario per ottenere la resistenza termica indicata. Disponibile anche la versione in cartucce.

Descrizione: Sistema epossidico bicomponente non caricato. Tissotropico. Eccellente resistenza al Peeling. Esente da solventi. Elevata tenacità. Buona resistenza allo shock termico. Facile rapporto d'impiego 2:1 in volume. Il sistema è conforme alla normativa RoHS (Direttiva europea 2002/95/CE) e alla nuova Direttiva RoHS 2011/65/EU (RoHS 2) entrata in vigore il 21 luglio 2011, la quale impone agli Stati Membri di recepire le disposizioni nelle legislazioni nazionali entro il 2 gennaio 2013.

SPECIFICHE DI SISTEMA

Resina

Viscosita' a:	25°C	IO-10-95 (ISO3219)	mPas	300.000	500.000
---------------	------	--------------------	------	---------	---------

Indurente

Viscosita' a:	25°C	IO-10-95 (ISO3219)	mPas	300.000	420.000
---------------	------	--------------------	------	---------	---------

CARATTERISTICHE TIPICHE DEL SISTEMA

Dati di lavorazione

Colore resina				Lattescente
Colore indurente				Nero
Rapporto in peso		per 100 g resina	g	100:45
Rapporto in volume		per 100 ml resina	ml	100:50
Densita' 25°C Resina		IO-10-51 (ASTM D 1475)	g/ml	1,11 1,15
Densita' 25°C Indurente		IO-10-51 (ASTM D 1475)	g/ml	0,96 1,00
Tempo di utilizzo 25°C (40mm;100ml)		IO-10-53 (*)	min	15 25
Picco esotermico 25°C (40mm;100ml)		IO-10-53 (*)	°C	125 145
Viscosita' miscela iniziale a: 25°C		IO-10-50 (ISO3219)		- tix
Tempo di gelificazione 15°C (1mm)		IO-10-88 (ASTM D5895-03)	h	4,5 5,5
25°C (1mm)			h	2,0 2,5
Tempo di presa 25°C 0,1 mm		(*)	min	200 - 220
Cicli di indurimento consigliati		(**)		2hrs at 80°C

ADH 891.892

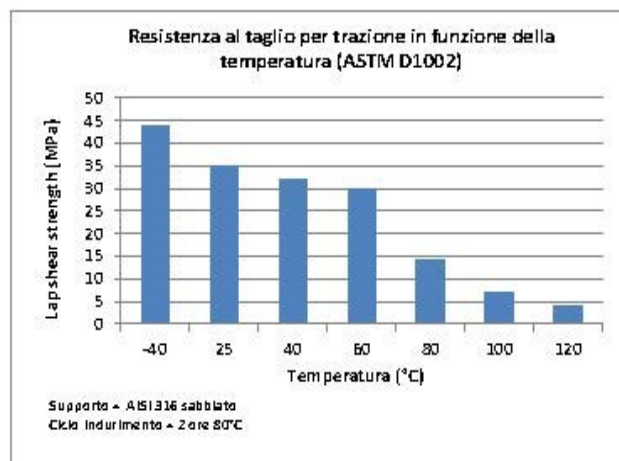
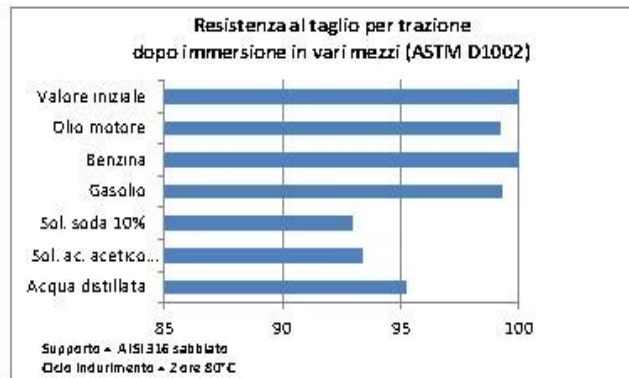
- Istruzioni:** Preparare le superfici da incollare eliminando la polvere, l'umidità, lo sporco e le parti friabili o incoerenti. Per i metalli generalmente è sufficiente un'abrasione meccanica o sabbiatura seguita da uno sgrassaggio con acetone. Nell'incollaggio di manufatti in compositi non occorre nessuna preparazione specifica, fatto salvo la pulizia con acetone. Nel caso di superfici plastiche è importante verificare la resistenza al solvente che si intende utilizzare. Generalmente è consigliabile una leggera abrasione al fine di eliminare il gloss e successiva pulizia con alcool. Trattamenti con plasma o effetto corona migliorano le caratteristiche dell'incollaggio e sono consigliate in caso di specifiche necessità. Aggiungere al componente resina l'opportuno quantitativo di indurente e mescolare accuratamente. Avvalersi allo scopo di miscelatori meccanici lenti o miscelare manualmente con una spatola. Applicare l'adesivo in modo omogeneo garantendo una pressione di contatto uniforme sul giunto. L'adesivo appena applicato è sensibile all'umidità e all'anidride carbonica, ricoprire quindi la giunzione al più presto oppure indurire a caldo. Ulteriori informazioni di carattere generale sono disponibile nella brochure "Elantech Adhesives & Sealants".
- Indurimento/Post-indurimento:** Il post-indurimento, sempre consigliato per stabilizzare e conferire le migliori caratteristiche, è necessario quando il manufatto opera in temperatura.
- Stoccaggio:** La resina epossidica ed il relativo indurente amminico sono conservabili per due anni nei contenitori originali sigillati mantenuti in ambiente fresco ed asciutto.
- Precauzioni:** Consultare la scheda di sicurezza ed attenersi alle disposizioni relative all'igiene industriale ed allo smaltimento dei rifiuti.

data di emissione
revisione n° 00

Maggio

2017

Tutte le informazioni fornite nel presente bollettino sono considerate accurate al meglio delle conoscenze tecniche disponibili ma è a cura dell'utilizzatore la verifica dell'idoneità del prodotto per la specifica applicazione considerata.



Ringraziamenti

Ai miei genitori, ai miei fratelli, ai miei zii, ai miei nonni e a nonna Olivia che purtroppo non ho avuto la fortuna di avere qui con me oggi per condividere questi momenti. A tutti loro devo quello che oggi sono.

Ai compagni di corso Marco e Paride, con la quale ho condiviso molti degli ultimi anni e con cui ho stretto un legame splendido. A loro devo tutti i momenti più belli del periodo universitario.

Ai miei amici della Nuova Zelanda e a quelli di Pasquale. A loro devo le amicizie più belle e sincere che spero mi accompagnino per il resto della vita.

A Francesca. A lei le più belle parole che mi potrebbero mai venire in mente.

Infine, agli amici del Polimarche Racing Team ma in particolare ad Alessia, Marco, Amos, Lupo, Paolino, Alessandro, Gianluca, Giacomo, Enrico, Abbo, Riccardo e Leonardo. A loro devo le emozioni più belle che io abbia mai provato e a loro devo una delle parti della mia vita di cui vado più fiero.



Formula Student East - 10 Agosto 2021, Hungaroring F1 circuit

“Per aspera ad astra!”