

ALMA MATER STUDIORUM
UNIVERSITÀ DEGLI STUDI DI BOLOGNA

SCUOLA DI INGEGNERIA E ARCHITETTURA
-SEDE DI FORLÍ-

CORSO DI LAUREA MAGISTRALE
IN INGEGNERIA AEROSPAZIALE
Classe: LM-20

Tesi di laurea
in STRUTTURE E MATERIALI AEROSPAZIALI

**CARATTERIZZAZIONE MECCANICA
DI UN PANNELLO SANDWICH
PER L'INTERNO
DI UN AEROMOBILE**

Candidato:
Mattia Ionni

Relatore:
Ch.mo Prof. Enrico Troiani

Correlatore:
Dott. Ing. Vincenzo Massarelli

Controrelatore:
Ch.mo Prof. Alessandro Ceruti

Anno Accademico 2012/2013
Sessione II

A tutti i miei cari

Sommario

Il presente lavoro di tesi è stato realizzato presso l'azienda M.A.G (Mecaer Aviation Group) s.p.a. nella sede presente a Montepandone (AP) e descrive uno studio realizzato nell'ambito delle strutture in materiale composito.

Lo scopo della tesi è la caratterizzazione meccanica di pannelli sandwich realizzati con strutture in composito non metallico. Nello specifico si vanno a determinare le caratteristiche meccaniche mediante la realizzazione di prove di resistenza su pannelli sandwich di diversa tipologia. I pannelli vengono realizzati per applicazioni secondarie, quali gli interni dell'elicottero dove l'utilizzo del composito "classico" determina resistenza strutturale eccessiva rispetto alle reali necessità, in quanto il dimensionamento avviene per rigidità, al fine di resistere alle vibrazioni presenti, invece che per robustezza. Il modo di vibrare del sandwich deve essere al di fuori del range di frequenza delle vibrazioni presenti nella struttura dell'elicottero.

Si vuole verificare che il sacrificio di parte delle caratteristiche meccaniche sia contenuto entro certi limiti e sia giustificabile in termini di incremento del comfort acustico in cabina passeggeri.

Indice

1	Strutture in Materiale Composito	7
1.1	Generalità	7
1.2	Sistemi di rinforzo	9
1.3	Fibre	9
1.3.1	Fibre di Carbonio e loro Proprietà	11
1.3.2	Processo tecnologico di produzione Fibra di Carbonio	12
1.3.3	Fibra di carbonio in Ambito Aeronautico	14
1.4	Matrici	14
1.5	Analisi lamina ortotropa	15
1.5.1	Relazione tra le costanti elastiche e termini della matrice di rigidezza	18
2	Pannelli Sandwich	20
2.1	Funzione strutturale del core	21
2.2	Incremento del Momento d’Inerzia	22
2.3	Generalità sugli honeycomb	23
2.3.1	Meccanismi di deformazione	24
2.3.2	Instabilità elastica	27
2.3.3	Collasso Plastico	27
2.3.4	Frattura Fragile	28
2.3.5	Deformazione Fuori dal Piano	29
2.3.6	Materiali e confronti	30
2.4	Modalità di cedimento di un pannello sandwich	34

2.4.1	Rottura per resistenza	34
2.4.2	Rottura per insufficienza di rigidità	34
2.4.3	Rottura per instabilità del pannello (<i>Column Buckling</i>)	35
2.4.4	Rottura per sollecitazione di taglio deviata (<i>Shear Crimping</i>)	35
2.4.5	Rottura per corrugamento (<i>Wrinkling of Facings</i>) . .	36
2.4.6	Rottura per instabilità della lamina (<i>Dimpling of Facings</i>)	36
2.4.7	Rottura per cedimento locale	37
3	Caratteristiche Elastomeri	38
3.1	Transizione vetrosa	38
3.1.1	Viscosità	39
3.1.2	Modulo elastico	40
3.2	Elasticità della Gomme	41
3.2.1	Equazione di Mooney-Rivlin	42
3.3	Elementi di viscoelasticità lineare	44
3.3.1	Modello di Maxwell	45
3.3.2	Modello di Voigt	46
3.3.3	Modelli generalizzati e spettri	47
4	Caratterizzazione meccanica	49
4.1	Stratificazioni da testare	49
4.1.1	Prepreg in fibra di carbonio	51
4.1.2	Nido d'ape aramidico	52
4.1.3	Adesivo	53
4.1.4	Elastomeri	54
4.2	Realizzazione dei pannelli	54
4.2.1	Sacco da vuoto	56
4.2.2	Polimerizzazione in autoclave	58
4.2.3	Taglio provini	60
4.3	Esecuzione delle prove di resistenza meccanica	64
4.3.1	Documenti applicabili	64
4.4	Prove di Flessione a tre punti	65

INDICE

4.5	Prove di Flessione a quattro punti	66
4.6	Verifica dell'incollaggio	67
4.7	Prova di Compressione	68
4.8	Prova di Taglio	69
4.9	Prova di Resistenza alla Fiamma	70
5	Risultati delle prove	72
5.1	Risultati dei test di flessione a tre punti	72
5.1.1	Risultati relativi ai provini 001-101	73
5.1.2	Risultati relativi ai provini 002-101	75
5.1.3	Risultati relativi ai provini 003-101	77
5.2	Risultati dei test di flessione a quattro punti	79
5.2.1	Risultati relativi ai provini 001-102	79
5.2.2	Risultati relativi ai provini 002-102	81
5.2.3	Risultati relativi ai provini 003-102	83
5.3	Risultati dei test di verifica dell'incollaggio	85
5.3.1	Risultati provini 001-103	86
5.3.2	Risultati provini 002-103	88
5.3.3	Risultati provini 003-103	90
5.4	Risultati prove di compressione	92
5.4.1	Risultati provini 002-104	94
5.4.2	Risultati provini 003-104	96
5.5	Risultati prove di taglio	98
5.5.1	Risultati provini 001-105	99
5.5.2	Risultati provini 002-105	100
5.5.3	Risultati provini 003-105	102
5.6	Risultati prove di infiammabilità	104
6	Simulazione numerica	106
6.1	Definizione dei Materiali	106
6.2	Assegnazione proprietà alle sezioni	109
6.3	Realizzazione griglia degli elementi	110
6.4	Condizioni al contorno e di carico	112
6.5	Analisi statica	114

6.5.1	Simulazione prova di flessione a tre punti	115
6.5.2	Simulazione prova di flessione a quattro punti	116
6.5.3	Simulazione prova di compressione	117
6.5.4	Simulazione prova di taglio	118

Conclusioni e Sviluppi Futuri	120
--------------------------------------	------------

Capitolo 1

Strutture in Materiale Composito

1.1 Generalità

Le strutture in materiale composito sono ottenute dalla stretta unione di almeno due componenti, con caratteristiche fisiche e meccaniche molto differenti tra loro; lo scopo di questa unione è ottenere un materiale finale con caratteristiche superiori a quelle dei singoli componenti. Il composito è generalmente costituito da rinforzo e matrice, la cui unione dà luogo ad un materiale solido e continuo in grado di trasmettere e ridistribuire sforzi interni, dovuti alle sollecitazioni esterne. Il principale vantaggio di una struttura in composito è che mostra le qualità migliori dei costituenti e talvolta qualità che nessuno dei componenti possiede.

Alcune proprietà che possono essere migliorate formando un materiale composito sono:

- resistenza meccanica
- rigidità
- resistenza alla corrosione
- peso
- vita a fatica

- dipendenza dalla temperatura
- isolamento termico
- conducibilità termica
- isolamento acustico

Naturalmente tutte queste caratteristiche non possono essere migliorate nello stesso momento, visto che alcune risultano in conflitto tra di loro. Quando si studia la realizzazione di una struttura in composito l'obbiettivo è creare un materiale che abbia le sole proprietà necessarie a rispondere a determinati requisiti di progetto.

La definizione intrinseca di *materiale composito* deriva dal fatto che i costituenti sono legati a livello macroscopico, in modo tale che i materiali originali possano essere distinti ad occhio nudo dopo che sono stati uniti.

In definitiva possiamo affermare che i compositi sono materiali non omogenei e non isotropi¹ in cui i singoli costituenti sono legati tra loro in maniera insolubile al fine di ottenere un prodotto finale che combini le proprietà migliori dei componenti. Come si può facilmente immaginare esistono migliaia di diverse combinazioni di materiali che non sono di facile classificazione. Una classificazione basata sulla geometria dei componenti strutturali è la seguente :

- materiali fibrosi
- materiali a scaglie
- materiali a scheletro continuo
- materiali laminati e/o stratificati
- materiali particellari

Al fine di determinare le caratteristiche finali di un prodotto, sarà necessario conoscere quelle dei suoi costituenti, rinforzo e matrice, e conoscere il modo con cui interagiscono tra loro.

¹Un materiale si dice isotropo quando le sue proprietà fisiche non dipendono dalla direzione secondo cui lo si analizza

1.2 Sistemi di rinforzo

La costruzione di un materiale composito si basa sulla funzione che il rinforzo deve assolvere nel sistema che andrà a costituire. Una prima concezione era quella dei *materiali compositi a matrice rinforzata* secondo cui la presenza del rinforzo costituisce soltanto un "aiuto" per la matrice, che invece svolge il compito principale nella determinazione delle caratteristiche meccaniche di tutto il sistema. Si possono utilizzare *fibres corte*, *lamelle* o addirittura *polveri* di vari materiali per migliorare le caratteristiche della matrice.

Nella concezione attuale il sistema di rinforzo è costituito da *fibres lunghe* che svolgono il ruolo principale, mentre la matrice tiene insieme le fibre, le protegge dagli agenti esterni e garantisce il trasferimento degli sforzi alle fibre. L'utilizzo di fibre lunghe è vantaggioso in termini di resistenza², rigidità³ e tenacità⁴ nella direzione secondo cui vengono allineate, mentre sono ridotte notevolmente in tutte le altre. Per questo motivo si ricorre all'utilizzo di tessuti o più strati di fibre, diversamente allineate.

1.3 Fibre

Le fibre sono costituite da corpi solidi resistenti di forma allungata, avente la dimensione geometrica longitudinale prevalente su quella trasversale. La loro funzione è di fondamentale importanza, quella di fornire caratteristiche di resistenza e rigidità meccanica. Nei materiali fibrosi questi lunghi filamenti unidirezionali sono orientabili come tessuti nelle direzioni più convenienti per resistere ai carichi esterni. I rinforzi più utilizzati sono il vetro, il carbonio, il Kevlar, il boro, il carburo di silicio e i filamenti metallici. Quasi tutte le fibre utilizzate nell'industria aeronautica oggi sono solide e posseggono una sezione trasversale circolare o simile. Questi materiali di rinforzo sono molto più costosi dell'alluminio e il loro costo rappresenta una grossa percentuale dei costi ricorrenti dei componenti in composito.

²Proprietà meccanica che indica il massimo sforzo che un generico materiale è in grado di sopportare prima della rottura

³Capacità di un corpo di opporsi alla deformazione elastica provocata da un carico applicato

⁴Capacità di un materiale ad assorbire energia spendendola nella sua deformazione

Tra le funzioni dei rinforzi :

- svolgono il ruolo principale nel trasporto dei carichi nel composito
- conferiscono al composito rigidità e resistenza flessionale, a compressione e a trazione
- determinano le proprietà elettriche e il coefficiente di espansione termica

Le fibre più lunghe sono adatte alla realizzazione di componenti assialsimmetriche e sono molto peculiari nella trasmissione del carico dal punto in cui viene applicato al vincolo, mentre quelle corte consentono la modellazione di parti più complesse ma sono meno efficienti dal punto di vista del trasferimento delle sollecitazioni, in quanto viene coinvolta la matrice che per definizione presenta caratteristiche nettamente inferiori. La distribuzione dei rinforzi gioca un ruolo fondamentale nella determinazione delle proprietà meccaniche del prodotto finale, infatti la resistenza in una direzione è direttamente proporzionale al numero di fibre orientate secondo la stessa.

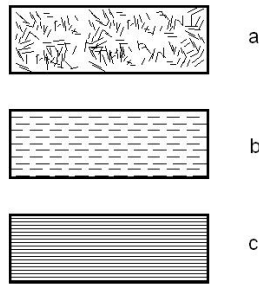


Figura 1.1: Compositi con fibre discontinue disposte casualmente a) fibre discontinue ordinate b) e fibre continue c)

1.3 Fibre

Nella Figura 1.2 sono messi a confronto le curve di sforzo-deformazione sotto carico di trazione dei principali materiali di cui sono costituiti i rinforzi longitudinali. Nel loro criterio di scelta è importante tener conto dei requisiti di progetto, perchè scegliere un tipo di fibra con caratteristiche superiori a quelle richieste potrebbe tradursi in un innalzamento generale dei costi di fabbricazione, e del peso complessivo della struttura.

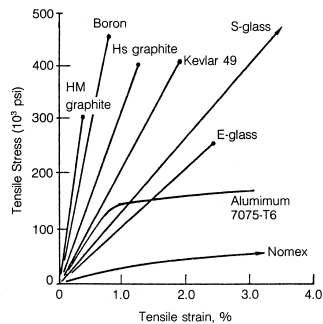


Figura 1.2: Curve di sforzo-deformazione di diversi sistemi fibra/resina epossidica

1.3.1 Fibre di Carbonio e loro Proprietà

Il loro componente fondamentale è il carbonio allo stato allotropico cristallino grafittico, nel quale gli atomi sono disposti come in Figura 1.3.

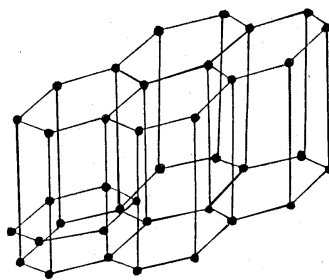


Figura 1.3: Struttura cristallina carbonio

Questi cristalli non presentano le medesime caratteristiche fisiche in tutte le direzioni dello spazio, assumendo quindi un comportamento anisotropo. Sono in grado di resistere bene alle sollecitazioni giacenti su piani paralleli

al piano atomico basale, e molto meno resistente alle sollecitazioni nel piano ortogonale al sopra descritto; conseguenza diretta consiste nel fatto per cui le fibre di rinforzo vanno orientate nella direzione di sollecitazione massima al fine di ottenere la resistenza meccanica desiderata.

Nonostante i nomi di *Carbonio* e *Grafite* siano usati in maniera intercambiabile quando descriviamo le fibre, dobbiamo distinguere che le fibre di carbonio sono costituite al 93% - 95% di carbonio mentre le fibre di grafite si compongono di più del 95% di carbonio. L'utilizzo indistinto della grafite (preferita dagli utilizzatori americani) o del carbonio (preferito dagli utilizzatori europei) è accettabile da un punto di vista ingegneristico. Le fibre di grafite combinate con resine adatte a strutture altamente performanti, danno luogo a materiali compositi tra i più resistenti e rigidi esistenti. Le eccezionali caratteristiche dei compositi carbonio/matrice consistono nell'elevato rapporto resistenza-peso e rigidità-peso. Con un'appropriata scelta e posizionamento delle fibre, le strutture in composito possono essere più forti e rigide delle stesse parti in acciaio e disporre di un peso inferiore anche alla metà. Tutte le fibre di carbonio derivano dalla lavorazione di un materiale base. Per molti anni sono state utilizzate, anche in programmi aeronautici e spaziali, solo fibre provenienti dal poliacrilonitrile (PAN) che offrono un'alta resistenza e il miglior equilibrio delle proprietà meccaniche nei compositi, sono disponibili in commercio con diversi gradi di rigidità specifica; di recente sono state introdotte fibre basate sulla pece che sebbene non siano resistenti quanto le fibre PAN, catturano l'attenzione per la facilità con cui possono essere elaborate fino ad un modulo più alto per applicazioni in cui la rigidità è critica.

1.3.2 Processo tecnologico di produzione Fibra di Carbonio

Il poliacrilonitrile in soluzione viene sottoposto al passaggio in una filiera che presenta fori di piccolo diametro, da cui escono i fili che vengono asciugati, stabilizzati e lavorati fino ad aumentarne la lunghezza di un ordine di grandezza. Segue un riscaldamento prolungato a $220^{\circ}C$ che modifica la struttura della catena polimerica rendendola ad anelli chiusi e allineati. Le fibre che a questo punto si presentano nere e rigide, sono poste in leggera trazione pri-

1.3 Fibre

ma al processo di carbonizzazione ad una temperatura di $1000^{\circ}C - 1500^{\circ}C$ in atmosfera inerte, che elimina acqua azoto e acido cianitrico, e successivamente a grafitizzazione a $2000^{\circ}C - 3000^{\circ}C$, al termine le fibre hanno caratteristiche meccaniche aumentate e lunghezza fino a 1000 metri.

Esistono diverse tipologie di prodotti finali ottenibili secondo la successione delle fasi svolte durante la lavorazione delle fibre. In particolare se il processo di grafitizzazione non avviene in quanto vengono applicati i trattamenti superficiali di finitura subito dopo la carbonizzazione, otteniamo fibre caratterizzate da *alta tenacità* (HT) e modulo elastico standard, al contrario quando il processo comprende anche la grafitizzazione e i trattamenti superficiali sono rimandati al termine, si ottengono fibre caratterizzate dall' *alto modulo elastico* (HM) , *altissimo modulo elastico*(UHM).

Riportiamo un confronto delle caratteristiche meccaniche e fisiche di alcune delle principali fibre di carbonio (Fig 1.4).

Caratteristiche	HTA	ST	IM 400	IM 600	HM 35	HM 40	HM 45	HMS 35	HM 540	HMS 545
Densità g/cm ³	1,78	1,78	1,76	1,8	1,79	1,83	1,9	1,79	1,84	1,87
Modulo a Traz. GPa	238	2,8	295	290	358	392	440	350	410	444
Resistenza a Traz. R GPa	3,4	4,3	4,1	5,4	2,35	2,25	2,15	3,5	3,0	2,1
ϵ Allungamento % a rottura	1,4	1,7	1,4	--	0,6	0,5	0,4	1,0	0,73	0,73
Calore Specifico J/Kg ^o K	710	710	--	--	710	--	--	--	--	--
Conducibilità Termica W/m ^o k	17	17	--	--	115	--	--	--	--	--
Coefficiente di dilataz. termica $10^{-6}/^{\circ}K$	-0,1	-0,1	--	--	-0,5	--	--	--	--	--
Resistenza elettrica Ωcm	$1,5 \cdot 10^{-3}$	$1,5 \cdot 10^{-3}$	$1,4 \cdot 10^{-3}$	--	$1 \cdot 10^{-3}$	$9 \cdot 10^{-4}$	$7,8 \cdot 10^{-4}$	--	--	--

Figura 1.4: Fibre di carbonio

I prodotti industriali che si trovano in commercio vengono forniti sottoforma di fasci chiamati Tows, ognuno composto da un numero molto vasto di singoli filamenti che può andare da 1000 fino a 24000. I fasci possono essere intrecciati secondo orditi e trame differenti in questo modo si danno luogo a nastri, trecce e tessuti di vario genere.

1.3.3 Fibra di carbonio in Ambito Aeronautico

Sicuramente le caratteristiche che ne hanno portato al vasto utilizzo in campo aeronautico sono l'alta resistenza meccanica, l'elevato modulo elastico, la bassa densità, bassa sensibilità alle cricche e alla fatica e la buona capacità di smorzare le vibrazioni; inoltre i coefficienti di dilatazione termica che diventano sempre più negativi con l'aumento del modulo ci consentono di avere strutture caratterizzate da stabilità dimensionale in presenza di grandi variazioni di temperatura. Il loro impiego visti i molteplici benefici che sono in grado di portare si estende da strutture primarie come cassoni alari e impennaggi verticali a componenti secondari come portelloni, carenature fino a componenti riguardanti l'arredamento degli abitacoli piloti e passeggeri; ma in ogni caso deve essere sempre conforme a norme specifiche in grado di garantire in ogni momento la sicurezza in tutti gli ambienti dell'aeromobile.

1.4 Matrici

Il compito delle matrici è quello di legare insieme le fibre di rinforzo, di trasferire i carichi ad esse e tra di esse, di proteggerle dagli urti esterni e dall'abrasione e prevenirne i difetti. La resina inoltre protegge le fibre dall'umidità ambientale, dalla corrosione chimica e dall'ossidazione che possono portare all'infrangimento e alla loro rottura prematura. Da un punto di vista ingegneristico alla matrice è affidato il compito di orientare le fibre secondo la corretta direzione, in modo tale da poter trasportare i carichi destinati; inoltre garantisce tolleranza al danno, si oppone alla propagazione delle cricche e fornisce resistenza agli sforzi di *taglio interlaminari nel composito*⁵. La scelta delle matrici viene effettuata in relazione ad alcune caratteristiche meccaniche trasversali e alla temperatura massima di impiego, inoltre il materiale deve essere chimicamente compatibile con le fibre. Le matrici in generale possono essere di natura plastica, metallica o ceramica e il materiale che costituisce il rinforzo può essere di natura diversa. Le matrici plastiche sono le più utilizzate per via della loro facilità di applica-

⁵Abbreviato ILSS è uno dei parametri di controllo della qualità per i laminati compositi avanzati, indica la tensione tangenziale massima esistente tra gli strati di un materiale laminato

1.5 Analisi lamina ortotropa

zione e del basso costo di produzione. Tra queste si distinguono 2 tipologie principali *resine termoindurenti*⁶ (epossidica, fenolica, poliesteri) e *resine termoplastiche*⁷ (poliammidiche, polifenilensolfuri, polisolfoni, poliimmidi, ecc.). Le resine termoindurenti, a causa della bassa temperatura di processo $120^{\circ}C - 200^{\circ}C$, sono costituite da molecole semplici e presentano bassa viscosità. Questa caratteristica ne consente l'impiego per oggetti di forma complesse, e di poter impregnare le fibre di rinforzo; il successivo indurimento (curing) è irreversibile in particolare provoca la formazione di legami chimici tra le catene dei polimeri, che andranno a costituire una unica macromolecola. Nello specifico la *resina epossidica* ha riscosso molto successo nel corso degli anni per via delle sue ottime proprietà ; infatti può essere impiegata in applicazioni a bassa temperatura di servizio (sotto i $93^{\circ}C$) è dotata di elevata resistenza chimica, consente un'adesione elevata tra le fibre, ed è compatibile con i principali tipi di fibre. I maggiori pericoli si presentano solo ad alte temperature, in tal caso queste matrici hanno tendenza ad assorbire l'umidità e di conseguenza a diminuire le proprietà meccaniche.

I materiali termoplastici d'altra parte mostrano caratteristiche meccaniche maggiori in termini di tenacità ed elevata resistenza all'urto, ma rammoliscono alle temperature di servizio $250^{\circ}C - 350^{\circ}C$, quindi nell'utilizzo aeronautico perdono il confronto con le termoindurenti che garantiscono stabilità dimensionale.

1.5 Analisi lamina ortotropa

Una lamina di composito con rinforzo unidirezionale o bidirezionale generalmente è un elemento di spessore troppo piccolo (tra 0.1 mm e 5 mm) per essere utilizzata nella produzione di componenti strutturali. Viene impiegata quindi per la costruzione dei laminati compositi, le cui caratteristiche di spessore, numero di lamine e orientamento sono determinate dalle specifiche

⁶Polimeri che una volta prodotti non possono essere fusi senza andare incontro a degradazione chimica, per via di un grado di reticolazione elevato

⁷Polimeri formati da catene lineari, non reticolate, che attraverso un aumento di temperatura si portano ad uno stato viscoso

esigenze di progetto. La lamina è il "mattoncino" fondamentale con cui sono costruiti i laminati.

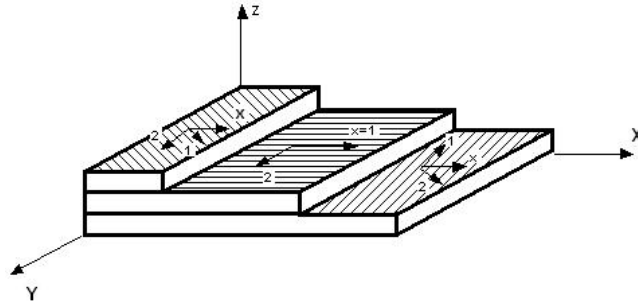


Figura 1.5: Esempio di laminato

I diversi strati di fibra e matrice, ognuno orientati secondo una particolare direzione rispetto al riferimento globale, vengono posti uno sopra l'altro e sono collegati mediante tecniche di fusione, saldatura e formatura a caldo. Per effettuare l'analisi di un laminato si presuppone la conoscenza del comportamento meccanico di tutte le singole lamine. Da un punto di vista macroscopico una lamina può essere considerata *omogenea* ed assume un comportamento anisotropo, in particolare *ortotropo*.

Un materiale viene definito ortotropo quando le sue caratteristiche variano a seconda della direzione considerata, ed esistono tre direzioni mutuamente ortogonali conosciute come *piani di ortotropia*, tali che l'applicazione di uno sforzo normale in una di queste produce deformazioni lineari nelle tre direzioni principali, mentre sono nulle le distorsioni nei piani individuati da queste. Se la direzione di applicazione del carico coincide con una direzione principale, ad uno sforzo normale semplice corrisponderà uno stato di deformazione uniforme senza scorrimenti, altrimenti si produrranno anche scorrimenti nel piano.

Dalla teoria dell'elasticità lo stato di deformazione presente nel materiale è univocamente determinato da 9 componenti di deformazione ϵ_{kl} ($k, l=1, 2, 3$), e lo stato di sforzo è descritto da 9 componenti di sforzo σ_{ij} ($i, j=1, 2, 3$).

Applicando l'ipotesi di comportamento lineare elastico definiamo la legge di

1.5 Analisi lamina ortotropa

Hooke generalizzata:

$$\sigma_{ij} = \sum_{k,l} E_{ijkl} \epsilon_{kl}$$

In generale gli elementi che compongono la matrice di rigidezza, descrivendo il comportamento di un materiale, sono 36. Per un materiale definito come *anisotropo* le costanti elastiche si riducono a 21 dato che sulla base di considerazioni di natura termodinamica ci permettono di dimostrare che i tensori σ_{ij} e ϵ_{kl} sono simmetrici. Ricordando che U è l'energia potenziale elastica associata alla deformazione abbiamo:

$$\frac{\partial U}{\partial \epsilon_{ij}} = \sigma_{ij} = \sum_{k,l} E_{ijkl} \epsilon_{kl}$$

Derivando rispetto ad una generica componente di deformazione ϵ_{kl} e invertendo l'ordine di derivazione, utilizzando il *Teorema di Shwartz* :

$$E_{klij} = E_{ijkl}$$

Se il materiale anisotropo è in particolare ortotropo, presenta tre piani di simmetria mutuamente ortogonali, le leggi costitutive involgono soltanto 9 costanti elastiche, di cui 6 indipendenti:

$$\begin{bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \sigma_{12} \\ \sigma_{13} \\ \sigma_{23} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} E_{1111} & E_{1122} & E_{1133} & 0 & 0 & 0 \\ E_{1122} & E_{2222} & E_{2233} & 0 & 0 & 0 \\ E_{1133} & E_{2233} & E_{3333} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & E_{1212} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & E_{1313} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & E_{2323} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \epsilon_{11} \\ \epsilon_{22} \\ \epsilon_{33} \\ \epsilon_{12} \\ \epsilon_{13} \\ \epsilon_{23} \end{bmatrix}$$

La matrice $[E]$ così definita prende il nome di matrice di rigidezza del materiale ortotropo. Il numero di costanti elastiche che definiscono il tensore $[E]$ coincide con il numero di costanti ingegneristiche. Portandoci in uno stato di tensione piano ($\sigma_{33}, \sigma_{13}, \sigma_{23} = 0$) è possibile ridurre le costanti a 4 :

$$\begin{bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} E_{11} & E_{12} & 0 \\ E_{21} & E_{22} & 0 \\ 0 & 0 & E_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \epsilon_{11} \\ \epsilon_{22} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix}$$

dove $\tau_{12} = \sigma_{12}$ e $\gamma_{12} = \epsilon_{12}$.

1.5.1 Relazione tra le costanti elastiche e termini della matrice di rigidità

In uno stato di tensione biassiale il comportamento meccanico di una lamina ortotropa è descritto univocamente da 4 costanti elastiche ingegneristiche E_L, E_T, G_{LT} e ν_{LT}

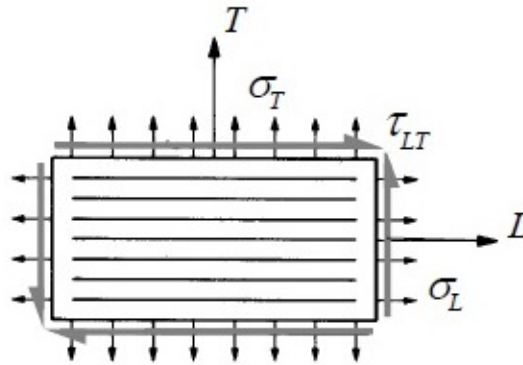


Figura 1.6: Lamina ortotropa caricata con tensioni nel riferimento naturale

Per una tensione monoassiale, lungo la direzione longitudinale si avrà:

$$\sigma_L = E_{11}\epsilon_L + E_{12}\epsilon_T$$

$$\sigma_T = E_{12}\epsilon_L + E_{22}\epsilon_T$$

quindi :

$$E_L = \frac{\sigma_L}{\epsilon_L} = \frac{E_{11}}{E_{22}} - \frac{E_{12}}{2E_{22}}$$

$$\nu_{LT} = -\frac{\epsilon_T}{\epsilon_L} = \frac{E_{12}}{E_{22}}$$

1.5 Analisi lamina ortotropa

con una tensione monoassiale in direzione trasversale si ottiene:

$$E_T = \frac{\sigma_T}{\epsilon_T} = \frac{E_{11}}{E_{22}} - \frac{E_{12}}{2E_{22}}$$

$$\nu_{TL} = -\frac{\epsilon_L}{\epsilon_T} = \frac{E_{12}}{E_{11}}$$

considerando il taglio puro:

$$G_{LT} = \frac{\tau_{TL}}{\gamma_{LT}} = E_{33}$$

In definitiva ricaviamo:

$$E_{11} = E_{L1} - \frac{\nu_{TL}}{\nu_{LT}}$$

$$E_{22} = E_{T1} - \frac{\nu_{TL}}{\nu_{LT}}$$

$$E_{12} = \frac{\nu_{TL}}{E_{L1}} - \frac{\nu_{TL}}{\nu_{LT}}$$

$$E_{33} = G_{LT}$$

e la matrice di elasticità diretta assume la forma:

$$\begin{bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{E_L}{1-\nu_{LT}\nu_{TL}} & \frac{\nu_{LT}E_T}{1-\nu_{LT}\nu_{TL}} & 0 \\ \frac{\nu_{LT}E_T}{1-\nu_{LT}\nu_{TL}} & \frac{E_T}{1-\nu_{LT}\nu_{TL}} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G_{LT}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \epsilon_{11} \\ \epsilon_{22} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix}$$

In una *lamina ortotropa tridimensionale* le costanti elastiche indipendenti sono 5: con E_L si intende il modulo di elasticità longitudinale, E_T il modulo di elasticità trasversale, G_{LT} modulo di resistenza allo scorrimento e ν_{LT} e ν_{TL} rapporti di Poisson principali.

Capitolo 2

Pannelli Sandwich

I pannelli sandwich sono strutture in composito costituite da tre parti distinte:

- le pelli o lamine superficiali, che assolvono la funzione strutturale di resistere alle sollecitazioni di trazione e flessione
- il core, o l'anima, più spesso e leggero che funge da collegamento tra le due lamine e garantisce il trasferimento dello sforzo di taglio tra di esse
- l'adesivo che svolge il compito fondamentale di resistere alle sollecitazioni tangenziali che intercorrono tra core e pelli. Nei pannelli sandwich di ultima generazione, il ruolo dell'adesivo viene assolto dalla resina presente nel tessuto preimpregnato

I pannelli sandwich rappresentano una delle più importanti innovazioni nel campo dei materiali compositi; mentre gli strati più esterni sono costituiti da laminati con buone caratteristiche di resistenza meccanica, il core è costituito da materiale leggero e strutturalmente debole che deve essere in grado di trasferire gli sforzi e mantenere inalterata la distanza tra i piani delle pelli, paralleli al piano contenente l' *asse neutro*⁸ del caso di flessione.

⁸Luogo geometrico dei punti in cui le tensioni normali sono nulle

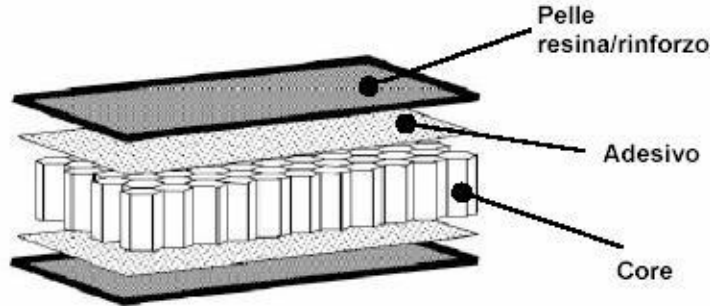


Figura 2.1: Pannello sandwich

2.1 Funzione strutturale del core

Una trave composta da un pannello sandwich può essere equiparata ad una trave a doppia T dove le pelli rappresentano le flange della trave.

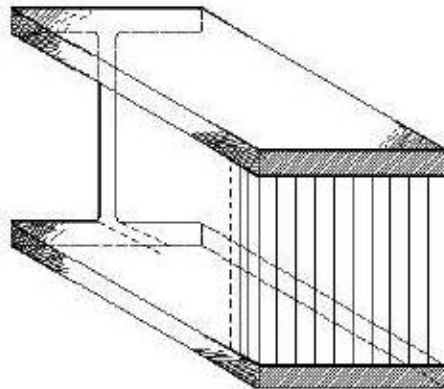


Figura 2.2: Pannello sandwich comparato trave doppia T

Sottoposto 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, che variano la loro lunghezza a causa dell'azione-reazione dei vincoli e dei carichi applicati sul pannello, rendendo il suddetto pannello una struttura omogenea. Il core inoltre assorbe gran parte dei carichi in direzione perpendicolare. Deve esserci una perfetta adesione tra core e pelli, altrimenti le tensioni tangen-

ziali non avrebbero luogo e non si avrebbe aumento del momento d'inerzia; l'incollaggio viene comunemente realizzato introducendo un film adesivo tra pelli e core, laddove la pelle non abbia caratteristiche di adesione sufficienti.

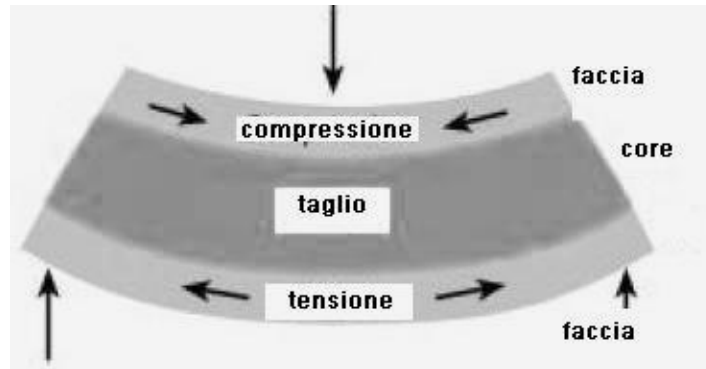


Figura 2.3: Pannello sandwich soggetto a flessione

2.2 Incremento del Momento d'Inerzia

Il core ha lo scopo di incrementare il *momento d'inerzia*⁹ del pannello aumentandone lo spessore. Funziona come l'anima di una trave a I. L'aumento del momento d'inerzia è direttamente proporzionale al cubo della distanza tra le lamine e avviene solo in presenza di una buona resistenza agli sforzi di taglio che si sviluppano nell'interfaccia, altrimenti le lamine sottoposte a sollecitazione si comporterebbero come due lamine separate invece di lavorare come se fossero solidali. Lo strato adesivo assolve la fondamentale funzione di resistere alle sollecitazioni tangenziali, senza subire alcun scorrimento, e sopportare gli sforzi normali che possono svilupparsi a causa di un carico esterno, per non avere il distacco del core dalle pelli.

Le strutture che compongono il core sono di tre tipologie fondamentali:

- Balsa : primo materiale a essere usato come core
- Schiume : richieste dall'evoluzione dell'industria nautica
- Honeycomb : moderne strutture a nido d'ape

⁹Misura della resistenza di un corpo a mutare la sua velocità rotazionale, inversamente proporzionale allo stato di tensione indotto da una sollecitazione di flessione

2.3 Generalità sugli honeycomb

L' Honeycomb non si presenta come blocco massivo unico, ma come struttura a nido d'ape capace di assolvere le funzioni del core e di minimizzare il peso della struttura. Le forme delle celle dell' honeycomb possono essere molteplici a seconda della specializzazione dello stesso, le più diffuse sono:

1. forma esagonale: forma più diffusa sia per cores metallici che non metallici

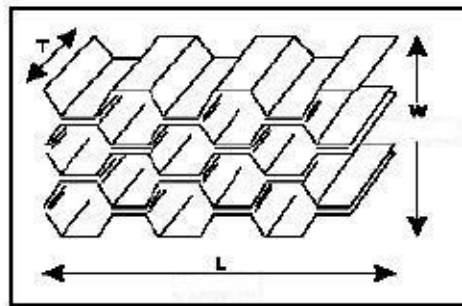


Figura 2.4: honeycomb a forma esagonale

2. forma Sovra-Espansa : celle rettangolari che facilitano la curvatura nella direzione L, aumenta la rigidezza al taglio in direzione W

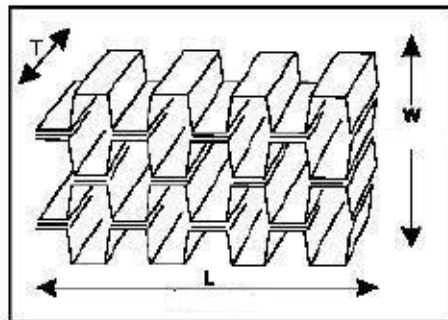


Figura 2.5: honeycomb a forma sovra-espansa in direzione W

3. Flex-core : configurazione che permette eccezionale formabilità e piegamento pannelli

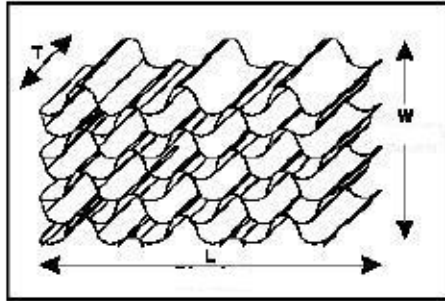


Figura 2.6: honeycomb flex-core

2.3.1 Meccanismi di deformazione

Lo studio dei meccanismi di deformazione che viene riportato è svolto su celle esagonali: le celle sono sollecitate sul loro piano, lungo gli assi X e Y, dove rigidità e la resistenza sono basse poichè le sollecitazioni hanno la tendenza a curvare le pareti cellulari. Mentre la rigidità e la resistenza nella direzione normale al piano XY, sono molto maggiori dato che richiedono compressione o estensione delle pareti delle cellule.

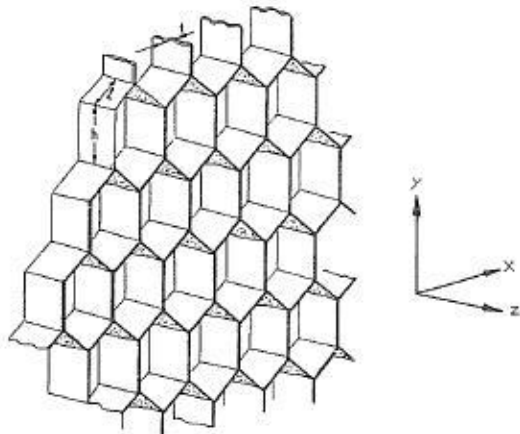


Figura 2.7: honeycomb a celle esagonali

Per questo distinguiamo tra *proprietà nel piano*, meccanismi con cui le celle si deformano e giungono a rottura e *proprietà fuori dal piano*, utili per progettare il core dei pannelli sandwich.

2.3 Generalità sugli honeycomb

Nel piano X-Y se l'esagono è regolare e le pareti hanno tutte lo stesso spessore, avremo un comportamento *isotropico* in cui si distinguono il modulo di elasticità longitudinale E e il modulo di elasticità tangenziale G. Se l'esagono è irregolare o alcune pareti sono più spesse di altre avremo 4 moduli di elasticità indipendenti: E_1, E_2, G_{12} e ν_{12} . Quando un honeycomb è caricato in direzione X o Y, si deforma in modo lineare e le pareti si incurvano.

Uno sforzo in direzione X provoca l'incurvatura di alcune parti cellulari, il momento M tende a incurvare le pareti $M = Pl \sin(\frac{\theta}{2})$ e avremo una deformazione $\delta = \frac{Pl^3}{12} \sin(\theta) EsI$.

Lo sforzo in direzione Y causa $M = Wl \cos(\frac{\theta}{2})$ e le pareti si deformano con $\delta = \frac{Wl^3}{12} \cos(\theta) EsI$.

Considerando che l'allungamento $\delta \sin(\theta)$ è parallelo a X e $\delta \cos(\theta)$ è parallelo a Y, possiamo ricavarci analiticamente i moduli di Young paralleli alle 2 direzioni. Se l'honeycomb viene caricato in direzione X o Y (Fig 2.8), i tratti inclinati dell'esagono portano carico assiale e di taglio, oltre al carico flessionale considerato, le cui deformazioni sono trascurabili per valori piccoli di t/l ma creano l'effetto trave colonna che ingrandisce il momento di flessione.

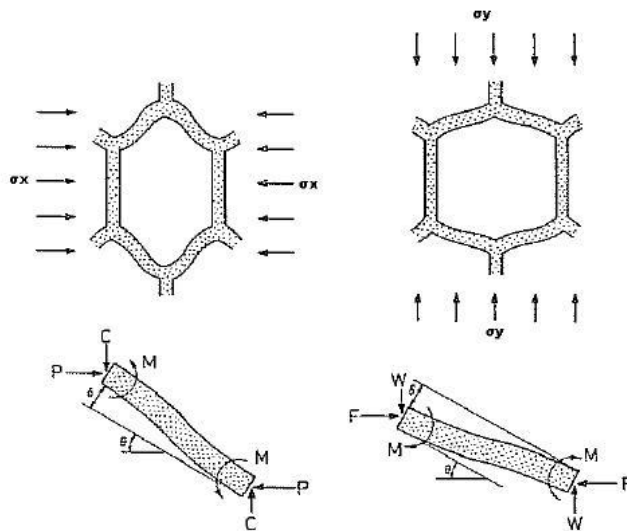


Figura 2.8: Honeycomb caricato in direzione X o in direzione Y

Quando le celle sono sollecitate a taglio (Fig 2.9):

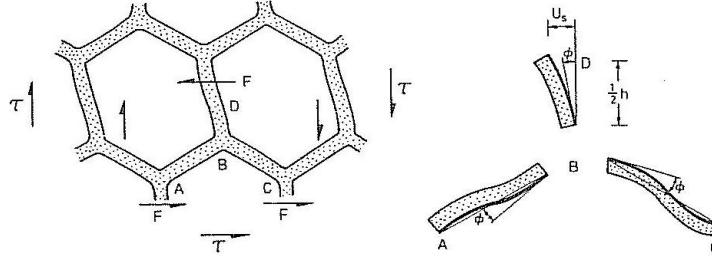


Figura 2.9: Honeycomb sollecitato a taglio

possiamo ricavarci il modulo di taglio G_{xy} considerando la curvatura della trave BD e della sua rotazione Φ attorno al punto B. Ora sommando i momenti in B si ottengono i momenti applicati ad AB e BC. La deformazione a taglio vale

$$\gamma = 2U_s h + l \text{sen}(\theta)$$

la tensione tangenziale

$$\tau = G_{xy} \gamma$$

quindi il modulo di taglio

$$G_{xy} = \frac{\tau}{\gamma}$$

2.3.2 Instabilità elastica

Le pareti cellulari dell'honeycomb, come una colonna, soffrono del fenomeno dell'instabilità al carico di punta così l'honeycomb tende all' *instabilità elastica* quando il carico applicato supera il carico limite, causa del *plateau* nella curva sforzo-deformazione in compressione per materiali elastomerici (Fig 2.10).

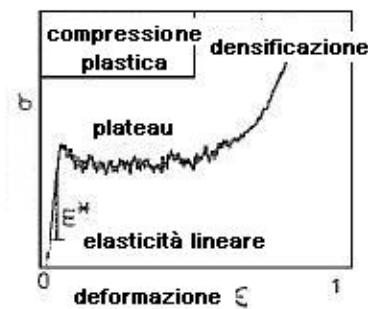


Figura 2.10: plateau nella curva sforzo-deformazione

2.3.3 Collasso Plastico

Gli honeycomb costituiti di materiale elasto-plastico collassano plasticamente quando il momento di curvatura delle pareti raggiunge il *momento plastico*. Quando viene raggiunta la tensione di collasso plastico σ_{pl} questi materiali presentano tutti un plateau nella curva sforzo-deformazione in compressione e trazione.

In regime di elasticità, la deformazione è omogenea nella sezione. Superata la tensione limite la deformazione inizia a localizzarsi, dentro all'intorno la cella collassa con la deformazione a taglio, fuori dall'intorno, la struttura continua a deformarsi uniformemente. Aumentando lo sforzo, la deformazione nelle celle adiacenti inizia ad essere asimmetrica fino a che le pareti, della prima riga di celle che collassano, entrano in contatto: assistiamo ad una ripresa circoscritta della risposta. Questi eventi si ripetono nelle righe adiacenti fino a che tutte le righe collassano, a questo punto avremo una netta ripresa della pendenza nella curva sforzo-deformazione.

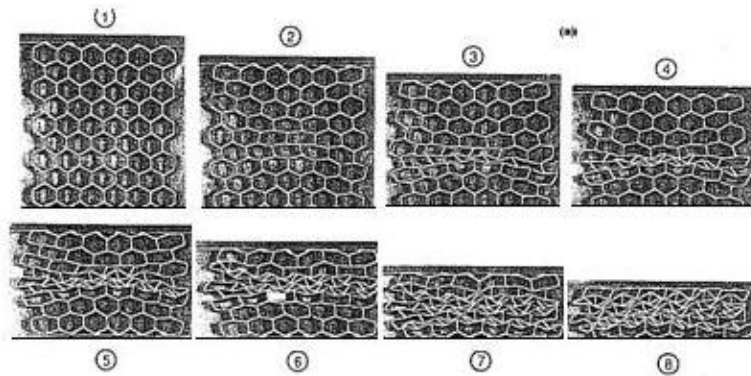


Figura 2.11: deformazione dell'honeycomb all'incremento dello sforzo in compressione monoassiale

2.3.4 Frattura Fragile

Gli honeycomb costituiti da materiale fragile, quali ceramica o vetro, si rompono in maniera fragile, in compressione la cella si schiaccia gradualmente e in trazione la cella si rompe velocemente in maniera fragile (Fig 2.12).

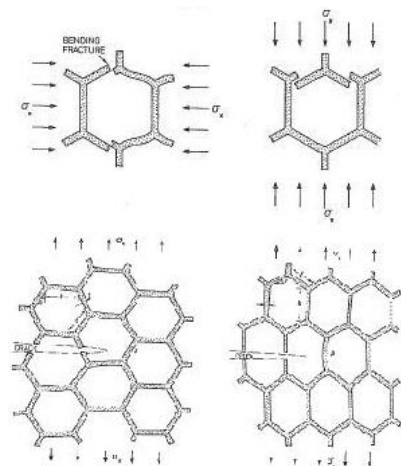


Figura 2.12: frattura fragile dell'honeycomb in compressione e trazione

2.3.5 Deformazione Fuori dal Piano

La funzione del Core in un pannello sandwich è portare carico normale e di taglio nel piano degli assi dei prismi esagonali. Quando viene caricato in questa direzione (Fig 2.13) le pareti cellulari vengono tirate o compresse, il loro modulo è molto maggiore rispetto a quello calcolato precedentemente, nel caso di sollecitazione nel piano. La resistenza al collasso plastico aumenta in maniera considerevole. L'aumento delle caratteristiche meccaniche si deve al fatto che, nel caso assiale, se le pareti cellulari si piegano le deformazioni sono coinvolte. Ipotizziamo:

- un honeycomb di bassa densità
- spessore cellulare e uniforme
- estensione alle pareti cellulari lineare

Per descrivere il comportamento di un honeycomb, sono necessari 9 moduli, di cui 4 già presentati in precedenza:

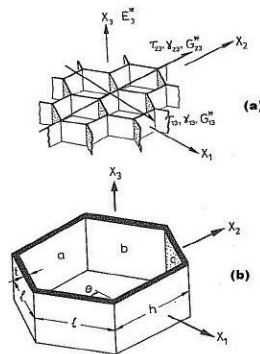


Figura 2.13: honeycomb caricato lungo X_3 e parete cellulare

Il modulo di Young E_3 per carichi paralleli a X_3 , i rapporti di Poisson $\nu_{31} = \nu_{32} = \nu_s$, i rapporti di Poisson $\nu_{13} = \nu_{23} = 0$, e i moduli di taglio G_{13}, G_{23} , il cui calcolo analitico è complicato poichè ogni superficie della cellula subisce una deformazione diversa, data la presenza dei vincoli delle celle vicine, ma può essere effettuato mediante metodi numerici.

Riassumendo gli honeycomb si deformano secondo molteplici modalità: quando vengono caricati nel loro piano, le pareti cellulari si piegano in modo

lineare elastico, comportandosi come una molla per un allungamento fino al 10%. Se caricati fuori dal piano le pareti cellulari sono tese, quindi compresse o sottoposte a taglio la struttura risulta molto più rigida. Se l'honeycomb è regolare, le costanti elastiche per descrivere il comportamento sono 5. Se l'elasticità lineare non è verificata, in presenza di materiali elastomerici o plastici, avremo grafici sforzo-deformazione caratterizzati da vasti plateau, con deformazioni permanenti, se le pareti sono sensibili allo scorrimento, gli honeycomb saranno sottoposti a creep, se fragili a rottura fragile. In caso di carico biassiale la risposta dell'honeycomb è anomala, poichè il momento che tende a piegare le pareti può essere compensato da un corretto bilanciamento delle tensioni nel piano. Gli honeycomb possono quindi cedere per *cedimento assiale*, e per *rottura fragile*.

2.3.6 Materiali e confronti

I principali materiali con cui gli honeycomb possono essere fabbricati sono:

- Alluminio
- Fibra di vetro
- Fibra aramidica

L'honeycomb in alluminio è il più diffuso, infatti lo si può utilizzare in svariate situazioni, grazie alla sua durata, resistenza e facilità di produzione. L'honeycomb in questione può assorbire una notevole quantità di energia durante la sua deformazione, unisce inoltre caratteristiche funzionali con la sicurezza. Vengono prodotti con la tecnica della corrugazione e sono impiegate 4 leghe diverse. La lega 5052 viene utilizzata in applicazioni aeronautiche di carattere generale e disponibile in vasta gamma, dimensioni e densità con celle di forma esagonale regolare od Ox. Lega 5056 che presenta caratteristiche superiori di circa il 20% rispetto alla precedente e utilizzata nel medesimo campo e reperibile secondo le medesime forme. Lega 3104, ACG, lega economica per applicazioni industriali e Lega 3003, ACG, usata per assorbitori di energia in campo industriale.

Le fibre di vetro sono le fibre di rinforzo più diffuse, i loro svantaggi sono :

2.3 Generalità sugli honeycomb

- modulo a trazione basso
- densità elevata
- sensibilità all'abrasione
- resistenza a fatica limitata
- durezza molto elevata

Mentre tra i loro vantaggi troviamo:

- basso costo
- alta resistenza a trazione
- alta resistenza ad aggressioni chimiche
- eccellenti proprietà di isolamento

Due tipi di fibre sono comunemente utilizzate come rinforzo di matrici polimeriche *E-glass*, *S-glass*. La prima è la fibra di rinforzo meno costosa, quindi una delle più diffuse mentre l' *S-glass* presenta la più alta resistenza a trazione delle fibre in uso, e si può trovare in versione economica *S-2-glass*, prodotta con specifiche meno stringenti.

La *fibra aramidica* è stata introdotta nel 1970 ed è una famiglia di fibre che include il nylon, il nomex ed il kevlar. Si caratterizzano per avere il più alto rapporto resistenza-peso rispetto alle fibre dell'epoca in cui uscirono. La prima fibra aramidica prese il nome di Kevlar e venne impiegata per rinforzare pneumatici e materie plastiche. Combina tenacità particolarmente alta e un'ottima capacità di assorbire energia che ne hanno permesso lo sviluppo in applicazioni riguardanti materiali compositi, cordami, come sostituto dell'amianto e in giubbotti antiproiettile.

La bassa resistenza alla compressione è uno dei punti deboli del kevlar, ma laddove fosse richiesta alta resistenza a compressione protrebbero essere impiegati ibridi di kevlar e fibre di carbonio. Le fibre aramidiche sono fibre poliammidiche aromatiche, nelle lunghe catene di molecole i gruppi amminici sono separati da gruppi parafenilenici. Le ammidi sono composti organici

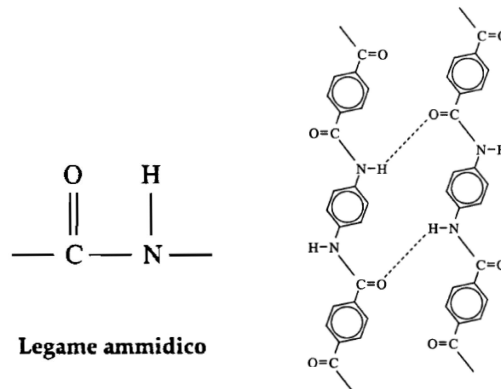


Figura 2.14: catene poliamminiche e legami

che possono derivare dall'ammoniaca per sostituzione di uno o più atomi di idrogeno con radicali di acidi carbossilici.

Le varie catene di molecole risultano collegate tra loro da legami a idrogeno, che insieme ai legami covalenti, interni alle catene, sono il fattore principale delle elevate proprietà di resistenza meccanica in trazione, buona stabilità dimensionale e resistenza chimica alla maggior parte degli agenti.

Il materiale inoltre ha un massa volumica decisamente bassa, motivo per cui viene utilizzato in campo aerospaziale, automobilistico e navale. Le fibre aramidiche vengono prodotte da lunghe catene polimeriche (poliammidiche) con opportune tecniche di filatura, sottoforma di fibre ritorte o non ritorte, fibra corta e tessuto. Il diametro di un singolo filamento usualmente è dell'ordine di $12\mu\text{m}$. Nel Kevlar (Fig 2.15) i gruppi amminici si attaccano agli anelli fenilici, negli atomi di Carbonio 1 e 4, mentre nel Nomex (Fig 2.16) nelle posizioni 1 e 3.

Le ammidi hanno la capacità di mostrare due conformazioni diverse, *conformazione trans* e *conformazione cis*. Quando il kevlar prova a passare nella conformazione cis, gli idrogeni sui gruppi aromatici fanno da impedimento, il kevlar pertanto rimane sempre nella trans-conformazione. Vengono riportate in tabella le caratteristiche meccaniche delle fibre aramidiche più comunemente utilizzate.

2.3 Generalità sugli honeycomb

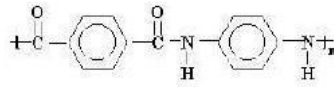


Figura 2.15: Kevlar

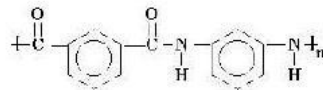


Figura 2.16: Nomex

		Kev 29	Kev 49	Kev 119 He	Kev 129 Ht	Kev 149
densità	[g/cm ³]	1.4	1.4	1.4	1.4	1.5
deformazione	%	3.6	1.9	4.5	3.6	1.6
modulo Young	[Gpa]	60	130	45	75	140
tensione rottura	[Mpa]	2900	2900	2900	3300	2400
diametro filam	[μm]	12	12	12	12	12

Tabella 2.1: caratteristiche Kevlar

		Nomex 430	Nomex 450	Nomex 462
densità	[g/cm ³]	1.38	1.37	○
tenacità	[gr/den]	5.0	2.9	2.6
deformazione a rottura	%	31	22	21
modulo Young	[gr/den]	94	○	○
coeff espansione lineare	[1/C°]	1.8	1.8	1.8

Tabella 2.2: caratteristiche Nomex

2.4 Modalità di cedimento di un pannello sandwich

Di seguito vengono descritte le modalità di deformazione-cedimento dei pannelli sandwich convenzionali. Questo studio si è rivelato molto importante, in quanto dall'osservazione del tipo di rottura si è giunti alla determinazione di alcune caratteristiche, che il pannello deve possedere se sottoposto a determinate sollecitazioni, per non giungere al cedimento.

2.4.1 Rottura per resistenza

Si ha nel caso di cedimento delle lamine esterne sottoposte a carico (Fig 2.17) :

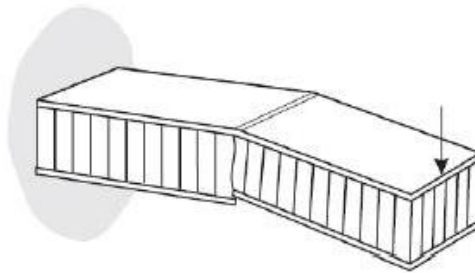


Figura 2.17: Rottura pannello sandwich per resistenza

2.4.2 Rottura per insufficienza di rigidità

L'eccessiva deformazione è provocata da scarsa rigidità, che può essere dovuto allo scorrimento del core rispetto alla lamina (adesivo non svolge adeguatamente il suo compito), il momento d'inerzia iniziale è troppo ridotto rispetto al carico oppure il problema può risiedere nel core che non distribuisce gli sforzi tra le lamine (Fig 2.18).

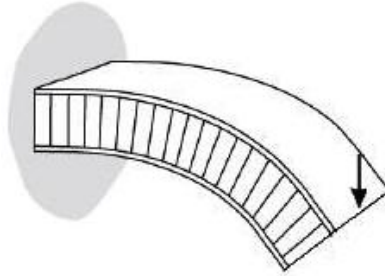


Figura 2.18: Rottura pannello sandwich per scarsa rigidezza

2.4.3 Rottura per instabilità del pannello (*Column Buckling*)

Il pannello cede per instabilità ai carichi di punta. Il problema si risolve abbassando il carico di punta oppure aumentando lo spessore del pannello (Fig 2.19).



Figura 2.19: Rottura pannello per instabilità

2.4.4 Rottura per sollecitazione di taglio deviata (*Shear Crimping*)

Se caricato di punta può verificarsi uno sbandamento della trave, la sollecitazione di taglio che compare provoca cedimento del pannello (Fig 2.20).

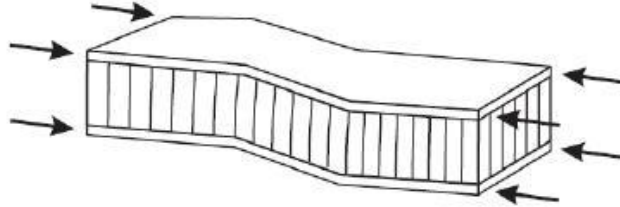


Figura 2.20: Rottura pannello per taglio deviato

2.4.5 Rottura per corrugamento (*Wrinkling of Facings*)

Il carico di punta, agente su una o entrambe le lamine, può provocare il corrugamento della lamina e lo schiacciamento del core, che ha insufficiente resistenza a sopportare il carico di schiacciamento (Fig 2.21).

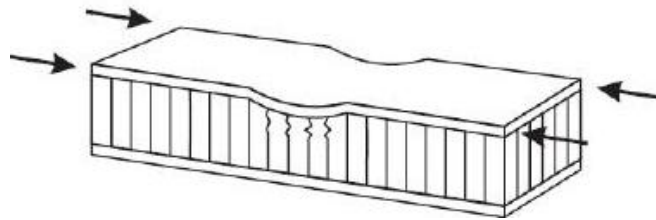


Figura 2.21: Cedimento pannello per corrugamento

2.4.6 Rottura per instabilità della lamina (*Dimpling of Facings*)

Causato dallo scorrimento della lamina rispetto al core, come nel cedimento per corrugamento si ha una notevole deformazione della lamina e del core (Fig 2.22).

2.4 Modalità di cedimento di un pannello sandwich

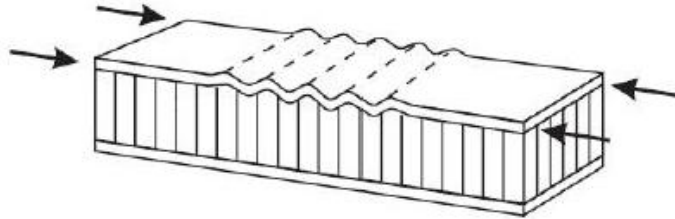


Figura 2.22: Rottura pannello per instabilità della lamina

2.4.7 Rottura per cedimento locale

Questo tipo di cedimento è dovuto alla presenza di carichi localizzati trasversalmente al pannello, la cui presenza si rivela molto dannosa per la struttura sandwich (Fig 2.23).

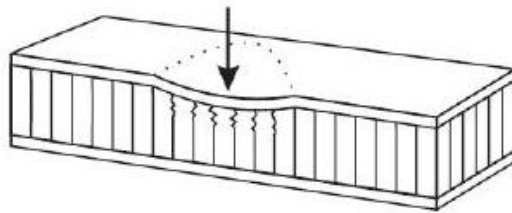


Figura 2.23: Cedimento locale del pannello

Capitolo 3

Caratteristiche Elastomeri

Con il termine *elastomero* si intendono le sostanze naturali o sintetiche, che hanno le proprietà chimico fisiche tipiche del caucciù, la più importante delle quali è la capacità di subire grosse deformazioni elastiche, potendo essere allungati più volte e riassumendo la propria dimensione quando viene ricreata la situazione di riposo. Quando un solido cristallino viene riscaldato, all'aumentare della temperatura aumenta l'energia di ogni elemento strutturale, le vibrazioni attorno alle posizioni di equilibrio del reticolo cristallino acquisiscono ampiezza crescente. Si ha la fusione quando l'energia dovuta alla vibrazione diventa tale da consentire il superamento dei vincoli che legano gli elementi strutturali tra loro.

I liquidi sono amorfi, caratterizzati dalla mancanza di ordine strutturale a lunga distanza. Tale caratteristica può essere mantenuta, attraverso particolari accorgimenti, anche al di sotto della temperatura di fusione: è il caso del liquido sottoraffreddato.

3.1 Transizione vetrosa

Una proprietà particolarmente importante del liquido sottoraffreddato è la *viscosità*¹⁰. Questa aumenta considerevolmente abbassando la temperatura: l'aumento è dapprima lento poi è molto rapido in un ristretto intervallo di valori e tende asintoticamente all'infinito quando la temperatura scende al di

¹⁰Grandezza fisica che quantifica la resistenza dei fluidi allo scorrimento

3.1 Transizione vetrosa

sotto di un valore critico che è caratteristico di ogni materiale. Tale fenomeno è detto *transizione* dallo stato di liquido sottoraffreddato allo stato solido amorfo dalle caratteristiche vetrose. La principale caratteristica di questa transizione è la diversa possibilità di movimento degli elementi strutturali al di sopra o sotto della temperatura critica.

Mentre nel liquido ci sono le condizioni affinché gli elementi strutturali si possano spostare all'interno del sistema, quindi sono possibili rotazioni attorno ai legami di valenza e movimenti traslazionali, nel solido vetroso gli elementi strutturali risultano bloccati, infatti sono possibili solo i movimenti di vibrazione attorno alle posizioni di equilibrio senza la possibilità di traslazione all'interno del sistema, congelato in una situazione di non equilibrio. La transizione è un fenomeno prettamente cinetico.

3.1.1 Viscosità

Attorno alla temperatura di transizione vetrosa alcune caratteristiche fisiche del materiale subiscono variazioni ragguardevoli. Abbiamo già accennato alla viscosità η , che tende all'infinito quando la temperatura scende sotto T_g :

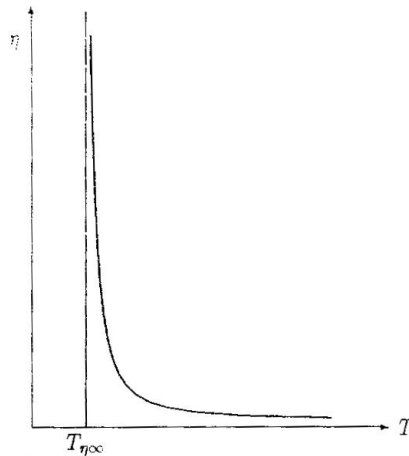


Figura 3.1: Andamento viscosità di un liquido in funzione della temperatura

3.1.2 Modulo elastico

L'andamento del modulo elastico in funzione della temperatura è interessante, in quanto i polimeri vetrosi, che hanno un valore del modulo di Young E , dell'ordine di $10^{12} \text{ dine/cm}^2$ nel passaggio allo stato viscoelastico scende a 10^7 dine/cm^2 , e infine crolla a valori bassissimi nel liquido.

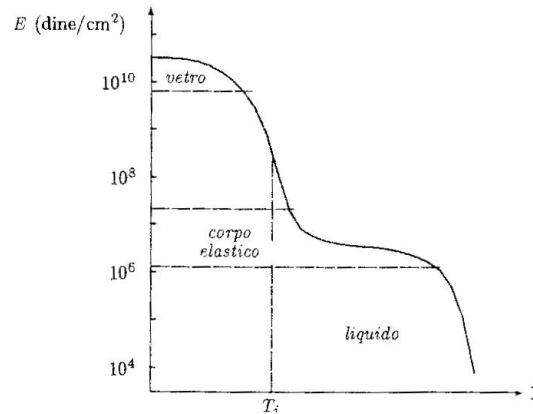


Figura 3.2: Andamento del modulo elastico E in funzione della temperatura

Numerosi sono i parametri che concorrono a determinare il valore numerico della temperatura di transizione di un polimero. Vengono suddivisi in *parametri interni*, di tipo molecolare, e *parametri esterni*, sui quali si può intervenire. Tra i parametri interni più importanti troviamo la flessibilità della catena principale e le forze intermolecolari. I polimeri con alta mobilità interna hanno bassi valori di T_g . T_g aumenta con il *parametro di solubilità* δ :

$$\delta = \left(\frac{\lambda^{vap} - RT}{\frac{M_0}{\rho}} \right)^{\frac{1}{2}}$$

definito da λ^{vap} calore latente di vaporizzazione, M_0 peso molecolare dell'unità strutturale e ρ densità del polimero. Tra i parametri esterni invece ricordiamo la massa molecolare, infatti la temperatura di transione vetrosa di un polimero varia con essa, prima velocemente poi lentamente fino a raggiungere un valore costante al di sopra di $M = 3 \cdot 10^4$. Secondo Fox e Flory :

$$T_g = T_g^\infty - \frac{K}{M}$$

Dove T_g^∞ è la temperatura di transizione di un polimero con massa molecolare molto alta e K una costante empirica.

3.2 Elasticità della Gomme

Si definisce *gomma* un materiale capace di subire deformazioni rilevanti sotto l'azione di sforzi relativamente piccoli, e di recuperare appena viene rimosso il carico la forma e le dimensioni originali. Mentre un materiale cristallino ha un modulo di Young dell'ordine di 10^6Kg/cm^2 e una deformazione a rottura del 10%, nei materiali elastomerici avremo un modulo di elasticità dell'ordine di 10Kg/cm^2 e una deformazione del $10^3 - 10^4\%$.

La causa dell'elevata estensibilità della gomma è da ricercarsi nel fatto che la catena della singola macromolecola, in assenza di sollecitazioni esterne, assume la conformazione media del gomito statistico, che è notevolmente deformabile attraverso una trazione di modesta entità.

In un materiale polimerico *viscoelastico*, al di sopra della T_g i segmenti delle catene macromolecolari, sottoposte ad agitazione termica, hanno una conformazione casuale raggomitolata. Applicando una trazione, le stesse assumono una conformazione meno raggomitolata e gli assi delle catene si orientano nella stessa direzione dello stiro. Se la forza non viene rimossa la struttura ha la possibilità di evolversi, ne risulta un materiale macroscopicamente deformato ma in condizioni di equilibrio, infatti togliendo il carico applicato non si attiva alcuna forza motrice, il provino rimane deformato in modo permanente, l'energia è stata dissipata nello scorrimento viscoso delle catene. Queste considerazioni ci permettono di concludere che per avere un elastomero è necessario che :

- il materiale sia costituito da lunghe molecole a catena
- il materiale non sia cristallino
- le catene siano flessibili
- tra le macromolecole agiscono basse forze di coesione, in modo da consentire ampia libertà di movimento tra i tratti delle catene

- siano presenti punti di giunzione tra le macromolecole, che impediscano lo scorrimento viscoso

Il fenomeno dell' *elasticità nella gomma* ha una natura completamente diversa da quella che riscontriamo nei solidi cristallini. In queste ultime l'elasticità è legata a deformazioni piccole del reticolo cristallino, gli elementi strutturali sotto l'azione di un carico vengono spostati dalle posizioni di equilibrio ma non a tal punto da andare a occupare posizioni contigue equivalenti nel reticolo, in questo modo si genera una forza di retrazione, direttamente proporzionale alla deformazione che fa tornare l'elemento strutturale nella posizione iniziale. Questa forma di elasticità è di origine prettamente energetica, mentre nelle gomme al contrario il fenomeno è di natura prevalentemente entropica.

La diversa natura dell'elasticità si traduce in un diverso andamento del fenomeno con l'aumentare della temperatura : mentre nei solidi cristallini diminuisce lo sforzo necessario per ottenere una deformazione prefissata, quindi diminuisce il modulo di Young con l'aumentare della temperatura, negli elastomeri macromolecolari è necessario un aumento dello sforzo per via del fatto che la macromolecola tende ad assumere una conformazione più raggomitolata.

3.2.1 Equazione di Mooney-Rivlin

L'analisi delle curve sforzo/deformazione condotto in condizioni isoterme è più facile da eseguire in condizioni di forza ridotta τ^* . L'equazione che governa il comportamento meccanico di un elastomero è descritta dalla relazione di Mooney-Rivlin :

$$\tau^* = 2C_{10} + \frac{2D_1}{\lambda}$$

dove C_{10} e D_1 sono costanti indipendenti dalla deformazione. Quest'equazione è valida solo nelle regioni di allungamento moderato, la quantità C_{10} è una costante proporzionale al grado di reticolazione e alla temperatura a cui è condotta la misura sforzo/deformazione. Se D_1 è uguale a zero, ossia se la forza è ridotta a τ^* , non è funzione della deformazione a cui è sottoposto il provino. In tal caso si dice che l'elastomero mostra un comportamento

3.2 Elasticità della Gomme

ideale. La costante D_1 quantifica la deviazione della teoria statistica. Sperimentalmente si è trovato, che in prove di allungamento, $D_1 = 0$ solo quando il polimero è stato reticolato in presenza di grandi quantità di diluente. D_1 dipende dalle seguenti variabili:

- intervallo di tempo tra le misure
- orientamento delle catene
- effetto della temperatura
- effetto del diluente

Si suppone che la deviazione dal comportamento ideale della D_1 sia dovuta ad interazioni intermolecolari e anche alla presenza di aggrovigliamenti.

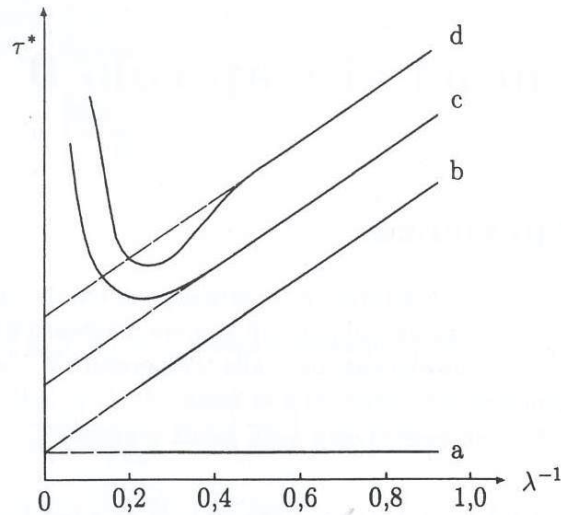


Figura 3.3: Curva sforzo/deformazione secondo l'equazione di Mooney-Rivlin

Dal grafico (in Fig 3.3) si evince che la curva : a) si ottiene con l'elastomero ideale $D_1 = 0$, mentre le altre curve rappresentano elastomeri reali con estensibilità finita c) o con effetti di cristallizzazione d).

3.3 Elementi di viscoelasticità lineare

La teoria della viscoelasticità lineare costituisce la base fondamentale per la comprensione del comportamento *reologico* e *meccanico* dei polimeri. Essa è una generalizzazione della meccanica dei corpi perfettamente elastici e di quella dei fluidi puramente viscosi. La viscosità η è quella grandezza fisica che quantifica la resistenza dei fluidi allo scorrimento, quindi la coesione interna del fluido. Ricordiamo che flusso viscoso è un processo di deformazione nel quale l'energia meccanica applicata ad un materiale, tutta o in parte, viene irreversibilmente trasformata in calore. La grandezza che caratterizza il fenomeno è detta *viscosità*, ovvero la resistenza opposta dal materiale a fluire sotto l'azione dello sforzo. Essa viene espressa attraverso due parametri fondamentali quali lo sforzo e la velocità di deformazione. Applicando alla superficie superiore A di un fluido ideale puramente viscoso una forza tangenziale F , che mette in moto il sistema nella direzione x .

Definiamo il gradiente di viscosità :

$$\eta = \frac{F}{A} \left(\frac{du}{dy} \right)^{-1} = \frac{\tau}{\dot{\gamma}}$$

dove $\gamma = \frac{dx}{dy}$, $\dot{\gamma} = \frac{d\gamma}{dt}$ e $\tau = \frac{F}{A}$. Se η è costante, il liquido viene detto *newtoniano*. Conducendo un esperimento dove deformiamo istantaneamente al tempo t_0 un corpo elastico e uno viscoelastico, misurando la forza necessaria per mantenere costante nel tempo la deformazione, osserviamo che nel corpo elastico lo sforzo è costante ed indipendente dal tempo di applicazione della deformazione. Nel viscoelastico osserviamo che lo sforzo decade nel tempo, quindi non è più possibile definirne in modo univoco i coefficienti di proporzionalità tra sforzo e deformazione, il loro valore dipende dal tempo di osservazione. Definendo le grandezze $G(t)$ il *modulo di rilassamento* e $J(t)$ il *modulo di cedevolezza* vale la relazione :

$$G(t)J(t) \leq 1$$

Il segno di uguaglianza infatti vale solo in un corpo elastico ideale, che ne rappresenta il caso limite.

Il comportamento meccanico di un corpo viscoelastico può essere rappresentato mediante modelli meccanici composti da molle elastiche ideali e ammortizzatori contenenti fluidi newtoniani. I modelli più noti sono quelli di

3.3 Elementi di viscoelasticità lineare

Maxwell e quello di Voigt. Il primo è costituito da una molla perfettamente elastica di rigidità G , elemento di *Hooke*, posta in serie con uno smorzatore contenente fluido ideale con viscosità η , elemento di *Newton* e descrive il comportamento di un liquido viscoelastico. Il secondo da una molla di rigidità $G = 1/J$ e un ammortizzatore posti in parallelo, che si accosta al comportamento di un solido viscoelastico.

3.3.1 Modello di Maxwell

La velocità di deformazione del modello di Maxwell è la somma delle velocità di deformazione della molla e dello smorzatore:

$$\left(\frac{d\gamma}{dt}\right)_{Maxwell} = \left(\frac{d\gamma}{dt}\right)_{Hooke} + \left(\frac{d\gamma}{dt}\right)_{Newton}$$

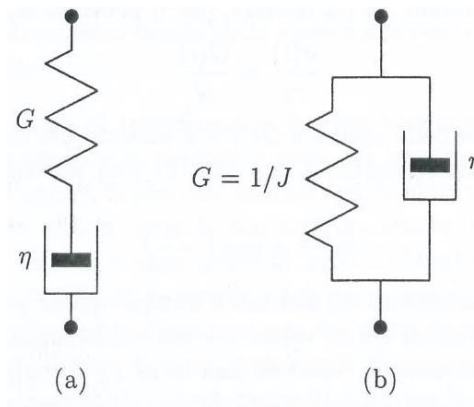


Figura 3.4: Modello di Maxwell a) e modello di Voigt b)

Dalla conoscenza delle leggi di Hooke e Newton:

$$\left(\frac{d\gamma}{dt}\right)_{Hooke} = \frac{1}{G} \frac{d\sigma}{dt}$$

$$\left(\frac{d\gamma}{dt}\right)_{Newton} = \frac{\sigma}{\eta}$$

quindi la relazione differenziale tra sforzo e deformazione:

$$\frac{d\gamma}{dt} = \frac{1}{G} \frac{d\sigma}{dt} + \frac{\sigma}{\eta}$$

Definiamo il rapporto tra la viscosità η dell'ammortizzatore e la rigidezza G della molla il *tempo di rilassamento* λ del modello.

3.3.2 Modello di Voigt

Nel modello di Voigt lo sforzo globale insistente sul sistema viene ripartito tra molla e ammortizzatore:

$$\sigma_{Voigt} = \sigma_{Hooke} + \sigma_{Newton}$$

dove:

$$\sigma_{Hooke} = G\gamma = \frac{\gamma}{J}$$

e

$$\sigma_{Newton} = \eta \frac{d\gamma}{dt}$$

La relazione differenziale tra sforzo e deformazione è data da:

$$\sigma = \frac{\gamma}{J} + \eta \frac{d\gamma}{dt}$$

Per il modello di Voigt la grandezza $\eta J = \lambda$ è chiamato *tempo di ritardo* del sistema.

Nelle figure seguenti sono riportati gli andamenti del modulo di rilassamento $G(t)$ e della cedevolezza $J(t)$ per i modelli meccanici di Maxwell ($G = 10^9$ Pa, $\lambda = 1$ s) e di Voigt ($J = 10^{-5}$ Pa⁻¹, $\lambda = 1$ s) e per alcuni polimeri, rappresentativi dei polimeri reali.

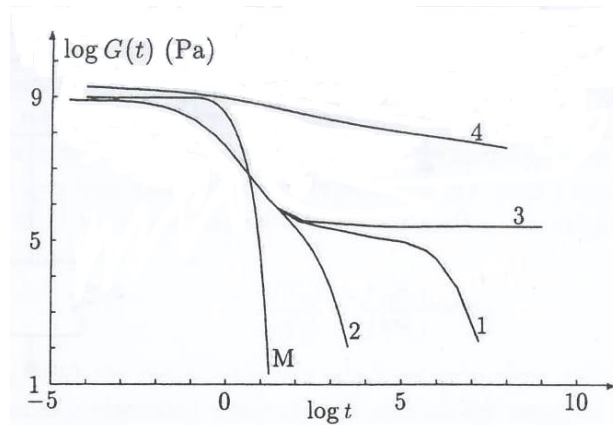


Figura 3.5: Confronto tra il modulo di rilassamento $G(t)$ di un modello di Maxwell (M) e quello di polimeri reali (1),(2),(3),(4)

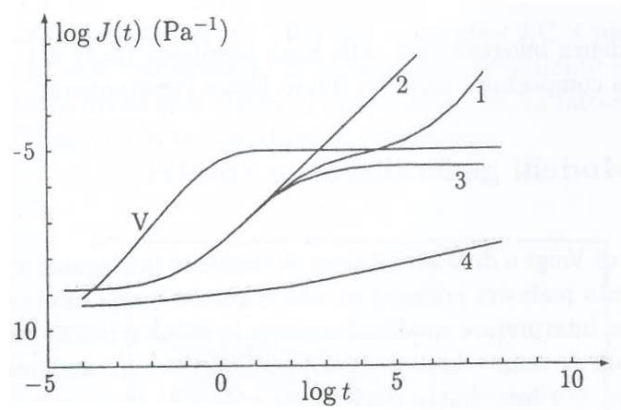


Figura 3.6: Confronto tra cedevolezza di taglio $J(t)$ di un modello di Voigt (V) e quella di polimeri reali (1),(2),(3),(4)

Considerando intervalli di tempo molto brevi tutti i polimeri sono molto rigidi, $G(t)$ e $J(t)$ sono indipendenti dal tempo ed uno il reciproco dell'altro, è chiamata *zona vetrosa*, all'aumentare del tempo di esperienza si trova la *zona di transizione* nella quale i valori del modulo e della cedevolezza variano di 35-40 volte. Oltre questa, troveremo la *zona di elasticità gommosa* dove modulo e cedevolezza dipenderanno poco dal tempo e a tempi sufficientemente elevati si osserva la *zona di flusso* dove il modulo di rilassamento tende rapidamente a zero, il sistema si comporta come un liquido.

3.3.3 Modelli generalizzati e spettri

I modelli sopraelencati sono inadeguati per descrivere il comportamento reale dei polimeri su scala di tempi ampia. Sono utili per interpretare qualitativamente le caratteristiche viscoelastiche in un intervallo di tempi limitati, ma per conoscere l'andamento di $G(t)$ e $J(t)$ in esperimenti di rilassamento degli sforzi e creep, condotti su un ampia scala di tempi è conveniente ricorrere ai *modelli generalizzati*, ottenuti collegando in parallelo un certo numero di modelli di Maxwell o un certo numero di modelli di Voigt in serie. Per trovare un accordo tra le curve calcolate e le curve sperimentali, sarà necessario lavorare con alti valori di n , ma determinare un numero troppo grande di parametri può diventare molto complicato. Diventa conveniente introdurre

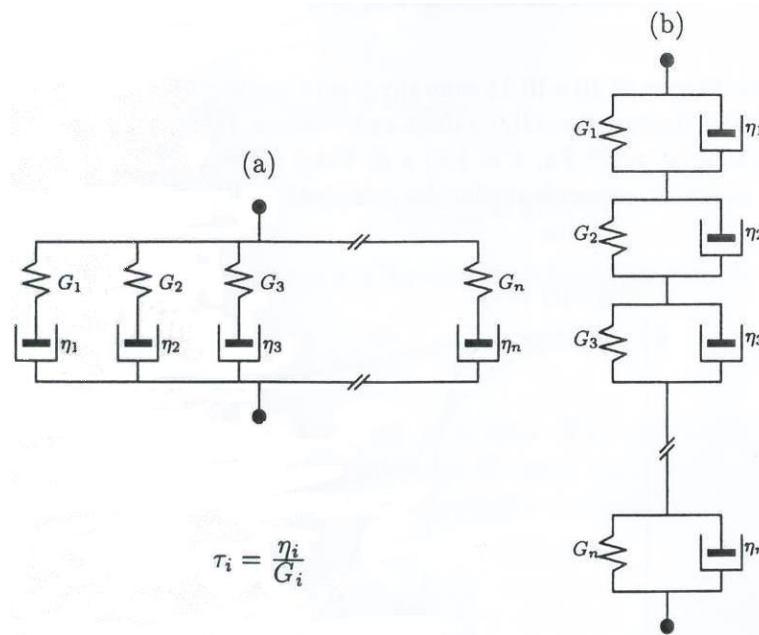


Figura 3.7: Modelli generalizzati di Maxwell (a) e Voigt (b)

distribuzioni continue, o *spettri*, per i tempi di rilassamento e ritardo:

$$G(t) = G_e + \int_0^\infty G(\lambda) \exp\left(-\frac{t}{\lambda}\right) d\lambda$$

e

$$J(t) = \frac{t}{\eta} + \int_0^\infty J(\lambda) \left[1 - \exp\left(-\frac{t}{\lambda}\right)\right] d\lambda$$

in cui G_e e $\frac{t}{\eta}$ tengono conto di una eventuale componente elastica o viscosa. Tutte le proprietà meccaniche e di flusso di un materiale viscoelastico possono essere definite in un' unica funzione di spettro, in maniera indipendente dalla storia meccanica.

Lo spettro presenta le generalità di un materiale viscoelastico, rappresentandone la *memoria*.

Capitolo 4

Caratterizzazione meccanica

4.1 Stratificazioni da testare

Nel capitolo seguente viene descritto il metodo di realizzazione dei provini che saranno destinati alle prove di resistenza meccanica, che serviranno a caratterizzare il comportamento dei pannelli sandwich di nostro interesse e una breve descrizione delle caratteristiche dei materiali utilizzati. Nell'azienda Mecaer Aviation Group s.p.a. si utilizza il metodo di *laminazione manuale con sacco a vuoto in autoclave* per la produzione di pannelli sandwich, con la quale si provvede all'inserimento di prepreg in fibra di carbonio, honeycomb aramidico, ed elastomeri nella sequenza di lay-up, viene poi effettuata la polimerizzazione in autoclave, secondo specifici cicli di cura, con velocità di salita e discesa della temperatura e pressione controllata. In una precedente fase si era scelto di focalizzare l'attenzione su tre tipologie di pannelli sandwich, con diversa sequenza di stratificazione:

1. pannelli sandwich standard

livello nella sequenza	funzione	angolo	materiale
1	faccia	0°	prepreg in fibra di carbonio
2	core	0°	honeycomb aramidico
3	core	-	adesivo strutturale
4	core	0°	honeycomb aramidico
5	faccia	0°	prepreg in fibra di carbonio

2. pannelli sandwich con core in honeycomb e gomma siliconica

livello nella sequenza	funzione	angolo	materiale
1	faccia	0°	pregreg in fibra di carbonio
2	core	0°	honeycomb aramidico
3	core	-	adesivo strutturale
4	core	-	gomma siliconica
5	core	-	adesivo strutturale
6	core	0°	honeycomb aramidico
7	faccia	0°	pregreg in fibra di carbonio

3. pannelli sandwich con core in honeycomb e neoprene

livello nella sequenza	funzione	angolo	materiale
1	faccia	0°	pregreg in fibra di carbonio
2	core	0°	honeycomb aramidico
3	core	-	adesivo strutturale
4	core	-	neoprene
5	core	-	adesivo strutturale
6	core	0°	honeycomb aramidico
7	faccia	0°	pregreg in fibra di carbonio

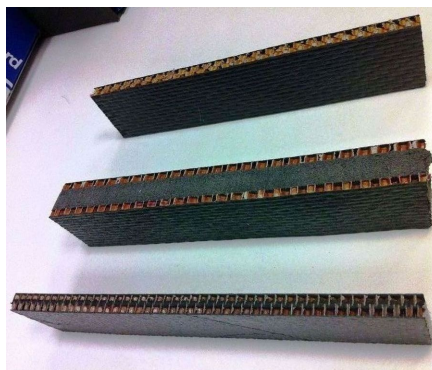


Figura 4.1: provini delle tre tipologie di pannello sandwich

4.1.1 Prepreg in fibra di carbonio

Il prepreg in fibra di carbonio è costituito da un tessuto di fibra di carbonio rinforzato con resina epossidica. Le fibre di ordito ¹¹ sono disposte secondo la direzione di srotolamento, mentre le fibre di trama ¹² sono orientate nella direzione della larghezza del rotolo. Il tessuto presenta una trama denominata *5 harness satin* secondo cui 1 fibra di ordino viene fatta passare in maniera ripetitiva prima sopra a 4 fibre di trama e successivamete sotto 1 fibra trama successiva (Fig 4.1).

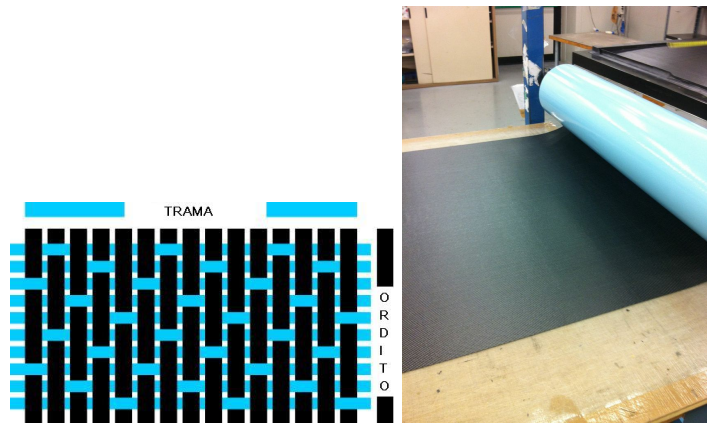


Figura 4.2: a) configurazione 5H-Satin b) rotolo di preimpregnato

Nella tabella 4.1 sono riportate le proprietà della resina polimerizzata a $130^{\circ}C$. Questo tipo di preimpregnato presenta diversi vantaggi tra i quali una temperatura di polimerizzazione di $120^{\circ}C$, bassa pressione di stampaggio 0.8-3 bar, autoadesione sull'honeycomb e sulla schiuma, buona resistenza all'urto ed ecologico. Tali preimpregnati devono essere conservati, appena ricevuti, ad una temperatura prossima ai $-18^{\circ}C$; e prima di aprire il sacchetto di polietilene al materiale dovrebbe essere consentito di raggiungere la temperatura ambiente. Mentre le proprietà meccaniche fornite dal produttore

del prepreg sono le seguenti :

¹¹L'ordito è costituito dalle fibre parallele al lato più lungo di un rotolo di materiale rinforzato con tessuto

¹²La trama è costituita dalle fibre perpendicolari all'ordito del tessuto

Temperatura transizione vetrosa	dry 105°C, wet 90°C
Densità dopo la cura	1.29g/cm ³
Entalpia AH	270 J/g

Tabella 4.1: proprietà preimpregnato

Warp tensile strenght at RT	790 MPa
Warp tensile strenght at 80°C	780 MPa
Warp tensile modulus at RT	65 GPa
Warp tensile modulus at 80°C	64 GPa
Warp flexural strenght at RT	900 MPa
Warp flexural strenght at 80°C	580 MPa
Warp flexural modulus at RT	18 GPa
Warp flexural modulus at 80°C	16.5 GPa
Warp compression strenght at RT	700 MPa
Warp compression modulus at RT	62 GPa
Warp ILSS at -55°C	92 Mpa
Warp ILSS at RT	71 Mpa
Warp ILSS at 80°C	45 Mpa
Drum peel at RT (on HRH10-3/16-6.0)	55 mN/m
Fiber volume content	55%

Tabella 4.2: Proprietà Meccaniche preimpregnato oggetto della tesi

4.1.2 Nido d'ape aramidico

L'honeycomb utilizzato come core nei pannelli sandwich è un nido d'ape costituito da fibre aramidiche, immerse in una resina fenolica che resiste al calore. Il nido d'ape oggetto di questa tesi viene identificato con HRH-78 - 3/16 - 3.0, e come indicato nel nome commerciale è costituito da celle di forma esagonale, della grandezza di 3/16 *in* (0.48 *cm*) e con una densità di 48 *Kg/m³* (3 *lb/ft³*). Questo prodotto viene fornito in diversi spessori, per la costruzione dei nostri pannelli sandwich abbiamo utilizzato core in honeycomb alto 3.18 *mm*. Le proprietà dai pannelli a nido d'ape utilizzati, fornite dal produttore, sono riassunte in tabella 4.3:

4.1 Stratificazioni da testare

Bare Compression Strenght	1.86 MPa
Stabilized Compression Strenght	2.28 MPa
Stabilized Compression Modulus	125.48 MPa
Ribbon direction Shear Strength	0.85 MPa
Ribbon direction Shear Modulus	31.72 MPa
Transverse direction Shear Strength	0.56 MPa
Transverse direction Shear Modulus	24.13 MPa

Tabella 4.3: Proprietà Meccaniche honeycomb HRH-78 - 3/16 - 3.0 a temperatura ambiente

L'utilizzo di questo tipo di honeycomb fornisce alcuni vantaggi quali una buona resistenza meccanica con densità ridotta, celle di piccolo taglio (Fig 4.3) con densità ridotta che aiutano ad avere un'alta formabilità, buona resistenza all'infiammabilità e buone proprietà di isolamento termico ed elettrico.

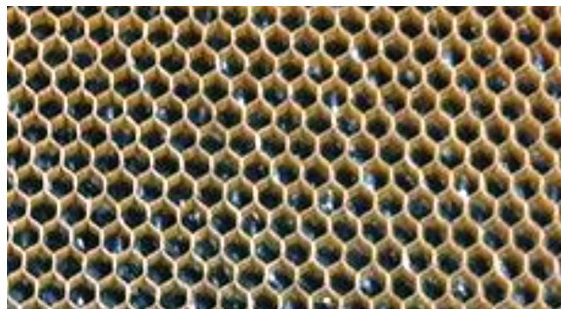


Figura 4.3: Honeycomb HRH-78 - 3/16 - 3.0

4.1.3 Adesivo

L'utilizzo dell'adesivo è reso necessario in quanto sono stati accoppiati due strati di honeycomb che non presentano caratteristiche adesive. La funzione svolta è di primaria importanza, perchè se non fosse assicurata la perfetta adesione tra due strati nella sequenza di lay-up, le tensioni tangenziali non avrebbero luogo e non si avrebbe l'aumento del momento d'inerzia. L'incollaggio è assicurato da un film di adesivo strutturale, tale materiale

ha bisogno di essere polimerizzato in autoclave per 60 minuti a $120^{\circ}C$. Si presenta alla vista di colore rosso e con uno spessore di 0.14 mm .

4.1.4 Elastomeri

Il materiale elastomerico è stato scelto per essere inserito tra i due strati di cores, per creare una nuova configurazione di pannello sandwich di cui si vogliono riscontrare le caratteristiche meccaniche e le proprietà di abbattimento acustico; in modo da poter essere utilizzati nelle cabina passeggeri di elicotteri, al fine di incrementarne il confort.

La scelta è ricaduta su :

- Gomma Siliconica
- Neoprene

Nelle tabelle sono riportate caratteristiche più rilevanti dei due elastomeri:

Compressione - Deviazione	da 41.3 a 96.5 kPa
Densità, massimo spessore nominale a $25 \pm 5^{\circ}C$	0.69 g/cm^3 sotto 6.35 mm
Densità, massimo spessore nominale a $25 \pm 5^{\circ}C$	0.55 g/cm^3 sopra 6.35 mm
Percentuale della deviazione iniziale , massimo	60%
Temperatura di fragilità, massimo	$-55^{\circ}C$

Tabella 4.4: Proprietà degli elastomeri

4.2 Realizzazione dei pannelli

In questa fase, con la quale si conclude l'attività di preparazione alla tesi, ho assistito in prima persona alle varie fasi della *laminazione* ed ha avuto sede nei locali di produzione M.A.G. nella sede di Monteprandone (AP). All'interno della *Clean Room*, un'area a temperatura, pressione e % di polveri controllate. nella quale vengono svolte le operazioni di preparazione, stesura del preimpregnato, incollaggio, assemblaggio e preparazione del sacco da vuoto dei componenti. L'ambiente deve essere a temperatura controllata compresa tra i $18^{\circ}C$ e i $27^{\circ}C$ e umidità relativa che non deve superare il 55%. E' stato preso un piano di lavoro in alluminio, il quale è stato

4.2 Realizzazione dei pannelli

opportunamente pulito e trattato con liquido distaccante, che costituirà lo stampo del composito. Successivamente è stato ricavato un foglio preimpregnato, dalle dimensioni $1200 \times 1200 \text{ mm}$, che è stato disposto sulla superficie, facendo coincidere la direzione dell'ordito con il lato più lungo del piano di lavoro. Sono state adottate le suddette dimensioni per il prepreg, che coincideranno con le dimensioni del pannello sandwich, in base al fatto che su di esso si dovranno ricavare tutti i provini per effettuare i vari test, il cui ritaglio viene effettuato seguendo uno specifico schema. Questo foglio di preimpregnato rappresenta la prima e l'unica ply che costituisce la prima faccia del pannello sandwich, successivamente è stato ritagliato un foglio di nido d'ape con le stesse dimensioni del foglio di preimpregnato e adagiato semplicemente sopra di esso, facendo risultare la *direzione del ribbon* la stessa dell'ordito del tessuto in fibra di carbonio. Sopra quest'ultimo viene disposto il film adesivo, contraddistinto dal colore rosso, prestando particolare attenzione a non creare grinze e bolle d'aria. Con la stessa meticolosità si va a disporre quello che costituisce la parte centrale del core del nostro pannello, ovvero il neoprene o la gomma siliconica. Dato le elevate dimensioni del pannello, si è stati costretti ad effettuare giunzioni del materiale elastomerico, avvicinando semplicemente le estremità, adagiando ogni foglio di gomma vicino all'altro fino a coprire tutta la superficie degli strati sottostanti senza lasciare alcuna zona scoperta e senza mai sovrapporre due strati. La sequenza di layup del pannello sandwich prevede ora un secondo strato adesivo, successivamente un nuovo foglio di honeycomb e uno strato di prepreg, questi ultimi delle stesse dimensioni delle precedenti e con direzione di ordito e delle celle in accordo con quelle dei livelli sottostanti. Si giunge così alla realizzazione del laminato finale, che è pronto per essere sottoposto al processo di polimerizzazione.



Figura 4.4: laminazione manuale

4.2.1 Sacco da vuoto

La fase successiva ha riguardato la realizzazione del sistema a sacco (Fig 4.5) , la cui funzione è quella di stabilizzare tutti gli strati del laminato in composito, in modo tale da assicurarne il mantenimento della posizione

4.2 Realizzazione dei pannelli

per la fase successiva di cura. Prima dell' inserimento in autoclave, viene aspirata l'aria presente all'interno del sacco mediante delle pompe che si agganciano a determinate valvole, che ne assicurano la chiusura ermetica. Il primo passo è stato disporre un nastro di materiale sigillante che circonda tutto il perimetro del laminato, successivamente è stato disposto sopra al laminato uno strato di materiale distaccante, di colore *blu trasparente*, che serve ad evitare l'adesione del materiale con gli altri strati e a prevenire che la resina fluisca all'interno del materiale traspirante, in fibra di vetro o materiale sintetico, che favorisce in maniera importante la formazione del vuoto, facendo fuoriuscire le particelle d'aria intrappolate nel laminato durante il processo di cura. A questo punto si posiziona la base delle valvole nelle posizioni desiderate, e si dispone un'ultima pellicola trasparente di nylon, di colore *verde*, facendola aderire meticolosamente al materiale sigillante disposto in precedenza, in modo da non lasciare zone aperte. Segue una fase molto importante, in cui dopo aver posizionato le valvole sulle proprie basi, e realizzato un piccolo taglio del nylon in corrispondenza di esse, viene aspirata una buona parte di aria presente all'interno del sistema a sacco, e si possono sistemare gli strati applicati e di verificare che non ci siano perdite di aria, soprattutto in corrispondenza degli spigoli o zone critiche. Ora si applica un secondo livello di vuoto, per essere sicuri del buon esito delle precedenti operazioni, e si lascia riposare per qualche tempo tutto il sistema prima del processo di polimerizzazione.

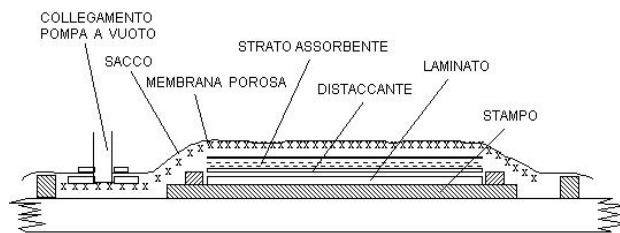


Figura 4.5: schema applicazione sacco da vuoto

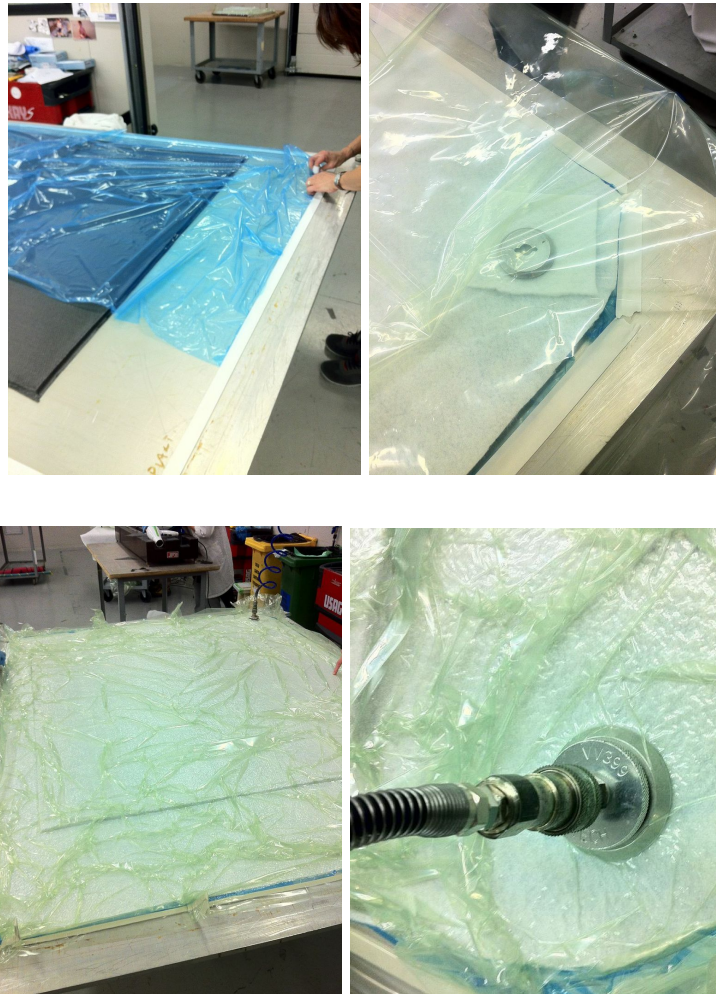


Figura 4.6: Realizzazione sacco da vuoto

4.2.2 Polimerizzazione in autoclave

Il processo di polimerizzazione, detto anche di *cura*, riguarda la trasformazione irreversibile delle proprietà chimiche e fisiche della resina dei materiali compositi. Questa variazione è dettata dalle variazioni di pressione e temperatura, realizzate all'interno di un *autoclave*, alle quali è sottoposto il materiale termoindurente, resina epossidica nel nostro caso, che ne migliorano nettamente le caratteristiche meccaniche. Il processo avviene seguendo un determinato percorso (nel quale sono specificati il rateo del riscaldamento-

4.2 Realizzazione dei pannelli

to, periodo, temperatura e pressione di cura e rateo di raffreddamento) che prende il nome di *ciclo di cura* per il prodotto da realizzare (Fig 4.7).

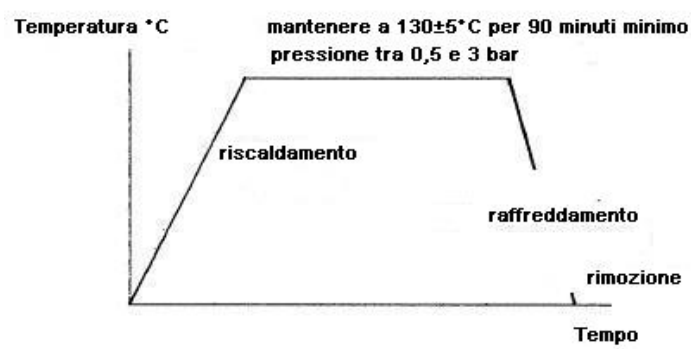


Figura 4.7: ciclo di cura

L'autoclave (Fig.4.8) è un impianto pressurizzato attraverso aria e CO_2 , isolato termicamente, e riscaldato a vapore. Mediante la presenza del calore, si innescano nella resina le reazioni chimiche che portano alla formazione di legami, quindi alle catene polimeriche. Contemporaneamente la pressione provoca la fuoriuscita dell'eccesso di resina dal materiale ed elimina le bolle di gas rimaste intrappolate all'interno del composito.



Figura 4.8: autoclave

Le condizioni di pressione e temperatura all'interno dell'autoclave influenzano fortemente le caratteristiche del prodotto finale, a tale scopo è importante stabilire opportunamente il *ciclo di cura* per la realizzazione dei materiali di nostro interesse.

4.2.3 Taglio provini

Ricavati i tre pannelli sandwich di dimensioni 1200x1200 *mm* , si deve provvedere a ricavare da essi i singoli provini, che poi verranno sottoposti alle prove specifiche. Attenendosi ad un determinato schema, si sono realizzati i tagli mediante l'utilizzo di una *sega sagomatrice*, di una *sega a nastro*, e di un *sistema di taglio mediante getto d'acqua ad alta pressione*. L'utilizzo di questa tecnologia speciale si è rivelata necessaria per il pannello sandwich contenente gomma siliconica, per via del fatto che questo materiale sminuzato è indotto ad ingombrare tutti gli spazi vuoti vicini presenti e provoca una occlusione allo scorrimento delle lame metalliche delle seghe convenzionali. Per quanto riguarda le altre due tipologie di pannello, si è potuto procedere con sistemi di taglio classici menzionati in precedenza. Tutti i tagli sono stati effettuati dal personale di produzione M.A.G. , tranne il getto d'acqua ad alta pressione, per il quale ci si è dovuti rivolgere ad un' azienda esterna. In un primo momento si sono ricavati 6 *macropannelli*, ognuno dei quali include un numero variabile di provini, che devono essere soggetti alla stessa prova. Lo schema di taglio dei *subpannelli* è riportato in Figura 4.9 :

4.2 Realizzazione dei pannelli

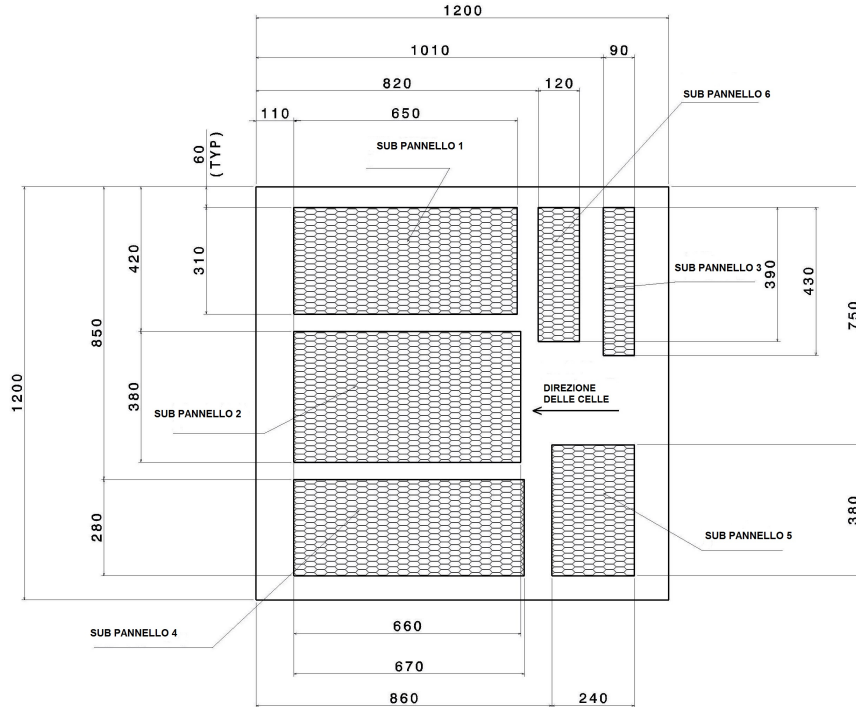


Figura 4.9: schema taglio subpannelli

Il passo successivo riguarda il ritaglio dei singoli provini dai subpannelli 1, 2, 3, 4, 5 e 6. Dal subpannello 1 si ritagliano 7 provini, di dimensioni $30 \times 300 \text{ mm}$, che verranno sottoposti a prova di flessione a 3 punti e 7 provini $30 \times 300 \text{ mm}$, per la prova di flessione a 4 punti (Fig 4.10).

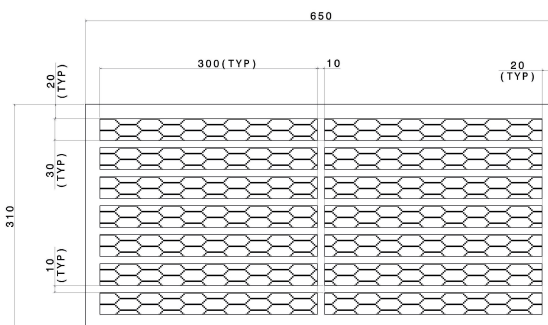


Figura 4.10: subpannello 1

Dall subpannello 2 otteniamo 8 provini, di dimensioni $76 \times 305 \text{ mm}$, che verranno sottoposti a prova di verifica incollaggio, mentre il subpannello 3 include 7 provini di dimensioni $50 \times 50 \text{ mm}$, che verranno sottoposti alla prova di compressione (Fig 4.11).

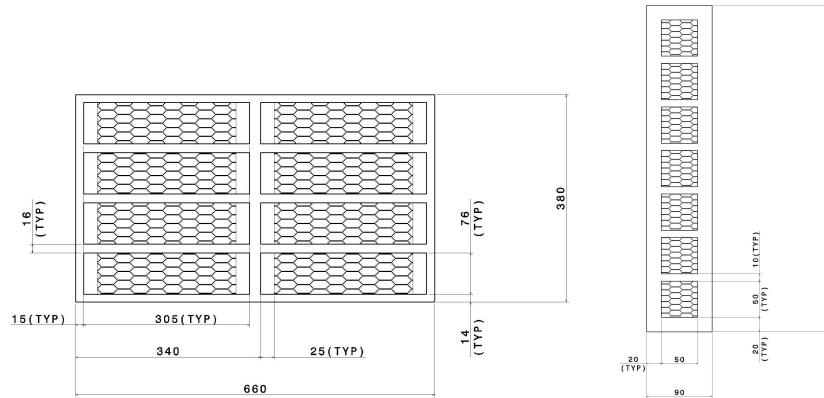


Figura 4.11: subpannello 2, subpannello 3

Dal subpannello 4 si ricavano 8 provini $50 \times 300 \text{ mm}$ destinati alle prove di taglio (Fig 4.12).

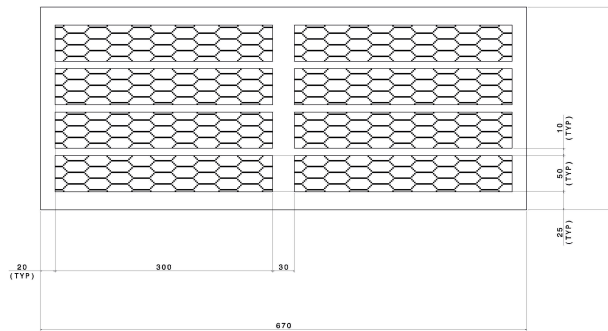


Figura 4.12: subpannello 4

Dai subpannelli 5,6 si ritagliano rispettivamente 2 e 1 provino $350 \times 100 \text{ mm}$ destinati alla prova di infiammabilità (Fig 4.13).

4.2 Realizzazione dei pannelli

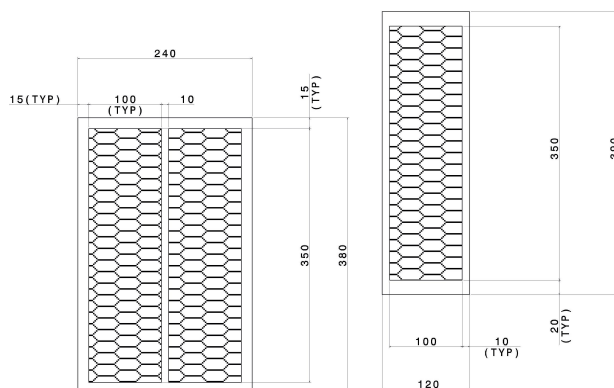


Figura 4.13: subpannello 5, subpannello 6

Per ogni tipologia di pannello sono stati ricavati un totale di 40 provini, ad ognuno di essi è stato assegnato un numero identificativo.

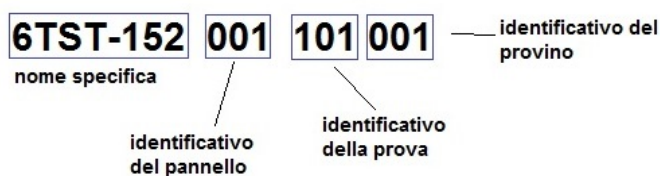


Figura 4.14: nomenclatura utilizzata per individuare i provini

L'identificativo del pannello : 001 sta ad indicare la categoria di provini costituiti da pannello sandwich convenzionale, 002 indica i provini del pannello contenente neoprene mentre il 003 definisce i provini di pannello contraddistinto da gomma siliconica.

L'identificativo della prova : 101 descrive quella categoria di provini che devono essere sottoposti a flessione su 3 punti, il 102 i provini che devono essere caricati attraverso flessione su 4 punti, il 103 i provini che saranno sottoposti a prova di spellamento, il 104 i provini che verranno sottoposti a compressione, il 105 i provini che devono essere testati mediante carico di taglio e 106 i provini di cui si vuole verificare l'inflammabilità.

L'identificativo del provino infine ci permette di distinguere i provini che sono costituiti dello stesso materiale, che devono essere sottoposti alla me-

desima prova ; presentano numero progressivo da 001 a 00X¹³.

4.3 Esecuzione delle prove di resistenza meccanica

In questa sezione viene descritta la procedura dello svolgimento dei test sui provini. Tutte le prove sono di tipo *convenzionale*, e sono state eseguite nei laboratori di prova Centrolab s.r.l. nella sua sede di San Benedetto del Tronto, e nel laboratorio di materie plastiche dell'Istituto Tecnico Tecnologico "E.Fermi" di Ascoli Piceno. Le prove in questione sono di natura statica e riguardano la flessione a trave corta, flessione a trave lunga, il taglio, la compressione, la resistenza allo spellamento e l'infiammabilità.



Figura 4.15: macchinari utilizzati per l'esecuzione dei test

4.3.1 Documenti applicabili

I test di caratterizzazione meccanica e di infiammabilità saranno eseguiti su pannelli sandwich di diversi tipi. Lo scopo delle prove è quello di determinare le proprietà meccaniche e di resistenza alla fiamma delle tre tipologie di provini. Al fine di garantire le stesse condizioni di carico e di vincolo per

¹³il valore X coincide con il numero totale di provini, dello stesso materiale, da sottoporre alla medesima prova

4.4 Prove di Flessione a tre punti

tutti i provini, i test sono eseguiti in base alle norme dettate dalle specifiche ASTM per *strutture sandwich*. che regolano i metodi di prova convenzionali sulle strutture sandwich per la determinazione delle proprietà flessionali, di taglio, di compressione, di resistenza allo spellamento e di resistenza alla fiamma.

4.4 Prove di Flessione a tre punti

Attraverso questa prova ci proponiamo di determinare la resistenza e rigidità flessionale dei pannelli sandwich, la resistenza al taglio del core. I metodi sono descritti dalla specifica ASTM C393-00 "Metodi di prova standard per le proprietà flessionali delle costruzioni in sandwich". Di seguito viene descritto lo schema (Fig 4.16) per l'applicazione del carico sul provino. La direzione longitudinale del provino coincide con la direzione delle celle di honeycomb.

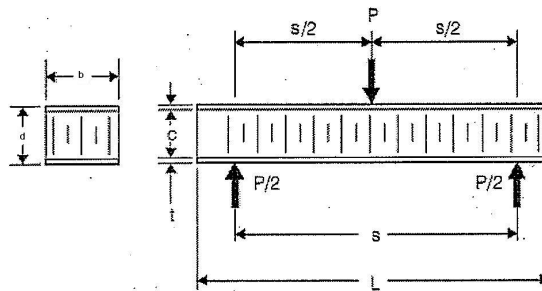


Figura 4.16: schema di flessione a 4 punti secondo ASTM C393-00

I valori ottenibili con la suddetta prova sono:

Sforzo di taglio nel core

$$\tau = \frac{P}{(d+c)b}$$

Sforzo flessionale sulle facce :

$$\sigma = \frac{PL}{2t(d+c)b}$$

Dove:

- τ = sforzo di taglio nel core [Mpa]
- P è il carico [N]
- d è lo spessore di tutto il provino [mm]
- c è lo spessore del core [mm]
- b è la larghezza del provino [mm]
- σ è lo sforzo flessionale sulle facce [Mpa]
- L è la lunghezza del provino [mm]
- t è lo spessore delle facce [mm]

La prova viene eseguita imponendo una velocità di avanzamento della macchina di 2 mm/s .

4.5 Prove di Flessione a quattro punti

Questo tipo prova prevede l'applicazione di un carico di flessione su due punti del provino, in accordo allo schema (Fig 4.17).

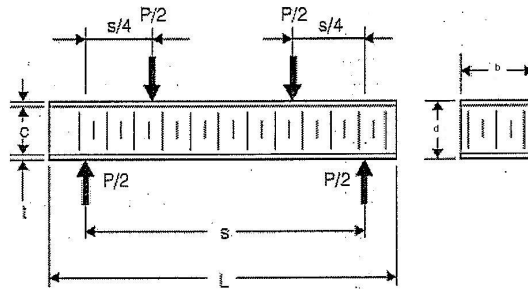


Figura 4.17: schema di flessione a 4 punti secondo ASTM C393-00

I valori ottenibili dalla prova sono: Sforzo di taglio nel core

$$\tau = \frac{P}{(d + c)b}$$

e sforzo flessionale sulle pelli

$$\sigma = \frac{PL}{4t(d + c)b}$$

4.6 Verifica dell'incollaggio

Dove:

- τ = sforzo di taglio nel core [Mpa]
- P è il carico [N]
- d è lo spessore di tutto il provino [mm]
- c è lo spessore del core [mm]
- b è la larghezza del provino [mm]
- σ è lo sforzo flessionale sulle facce [Mpa]
- L è la lunghezza del provino [mm]
- t è lo spessore delle facce [mm]

La prova viene eseguita imponendo la velocità di avanzamento della macchina di 2 mm/s.

4.6 Verifica dell'incollaggio

La prova ha lo scopo di verificare la resistenza dell'incollaggio tra le pelli e il core del pannello sandwich. In accordo con la specifica ASTM D1781-98 R04 "Metodi di prova convenzionale per la verifica dell'incollaggio dei pannelli sandwich" eseguiamo la prova secondo lo schema indicato (Fig 4.18).

La specifica permette di definire il calcolo della coppia media di scollamento:

$$\vec{T} = \frac{[(r_o - r_i)(F_p - F_0)]}{W}$$

dove:

- T coppia media di scollamento [Nm/m]
- r_o è il raggio della flangia, include metà dello spessore della cinghia di carico [mm]
- r_i è il raggio del tamburo più metà dello spessore dello strato aderente che si sta scollando [mm]

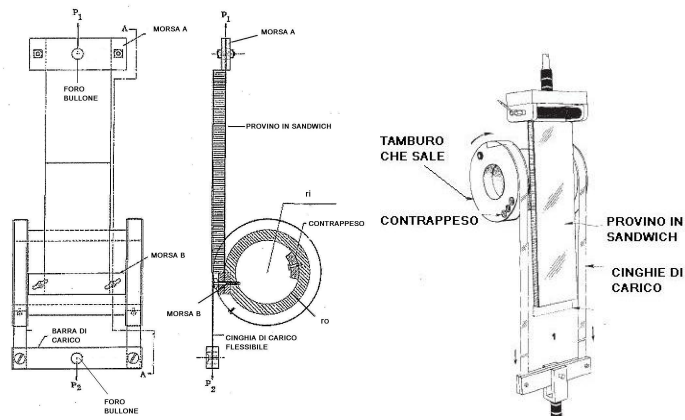


Figura 4.18: schema verifica incollaggio ASTM D1781-98 R04

- F_p carico medio richiesto per piega e scollare gli strati aderenti più la forza necessaria a vincere la coppia resistente [N]
- F_o carico medio richiesto per superare la coppia resistente [N]
- W è lo spessore del provino [mm]

La prova viene eseguita imponendo la velocità di avanzamento della macchina di 2 mm/s .

4.7 Prova di Compressione

Questa prova ci permette di determinare la resistenza a compressione dell'anima dei pannelli sandwich, i metodi di test sono dati dalla specifica ASTM C365-03 "Metodo di prova convenzionale per le proprietà di compressione fuoripiano dei pannelli sandwich". Il test viene eseguito in accordo con lo schema in Fig 4.19.

Il calcolo della resistenza a compressione fuoripiano è dato dalla seguente relazione:

$$\sigma = \frac{P}{A}$$

dove :

- σ è la resistenza a compressione del core [Mpa]

4.8 Prova di Taglio

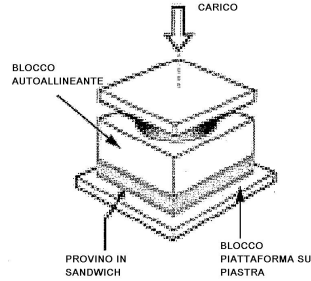


Figura 4.19: schema prova di compressione ASTM C365-03

- P è il carico ultimo [N] e A è l'area della sezione [mm]

La prova viene eseguita imponendo la velocità di avanzamento della macchina di 5 mm/s .

4.8 Prova di Taglio

Il test permette di determinare le proprietà di taglio dei materiali che costituiscono il core delle strutture in sandwich, e devono essere svolti seguendo le direttive della specifica ASTM C273-00 "Metodi di prova convenzionale per le proprietà di taglio dei materiali che costituiscono l'anima dei pannelli sandwich". Lo schema dell'applicazione del carico è il seguente in Fig 4.20:

Lo sforzo di taglio del core si calcola come segue:

$$\tau = \frac{P}{Lb}$$

dove

- τ taglio del core [Mpa]
- P è il carico agente sul provino [N]
- L è la lunghezza del provino [mm]
- b è lo spessore del provino [mm]

La prova viene eseguita imponendo la velocità di avanzamento della macchina di 5 mm/s .

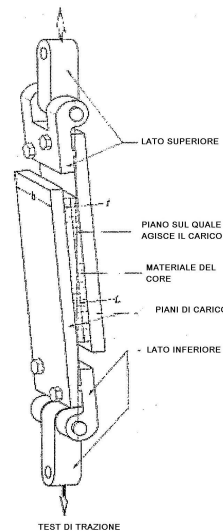


Figura 4.20: schema prova di taglio in accordo alla ASTM C273-00

4.9 Prova di Resistenza alla Fiamma

In ambito aeronautico tutti i materiali impiegati nei pannelli di soffitto interno, pareti interne, pareti divisorie, struttura della cucina, pareti armadio, pavimento strutturale e materiali utilizzati nella costruzione di vani di stivaggio devono presentare determinate caratteristiche di resistenza alla fiamma, presentate nel "Certification Specification for Large Rotorcraft".

Tutti i provini saranno testati verticalmente in accordo con CS-29.853 paragrafo (a)(1), nell'intento di verificare la conformità con i requisiti richiesti. Durante la prova la fiamma viene collocata in corrispondenza del primo strato nella sequenza di stratifica, che è sempre il primo strato visibile dall'interno della cabina. La normativa prevede che un numero minimo di tre provini debbano essere testati e ne venga calcolata la media sui risultati. Il test viene considerato superato se:

4.9 Prova di Resistenza alla Fiamma

	Prova verticale 12 sec	prova verticale 60 sec
Tempo medio estinzione fiamma	15 sec(massimo)	15 sec(massimo)
T. medio estinzione sgocciolamento	5 sec(max)	3sec (max)
Lunghezza media	203 mm	152mm

Tabella 4.5: Requisiti superamento test infiammabilità

Capitolo 5

Risultati delle prove

In questo capitolo saranno illustrati i risultati delle prove. In particolare basandoci sull'osservazione dei dati, riportiamo gli andamenti delle curve di carico (kN) - allungamento (mm), verrà indicato il valore del carico di rottura, inoltre verranno effettuati brevi confronti tra i provini di materiale diverso e laddove necessario saranno riportati commenti relativi alla differenza di comportamento. Le prove di compressione e taglio sono state effettuate con la macchina presente nella sede Centrolab, mentre per quelle di flessione e verifica dell'incollaggio è stata utilizzata la macchina situata nell' istituto tecnico di Ascoli in giornate differenti. Per un'individuazione più diretta del tipo di provino in considerazione facciamo riferimento alla nomenclatura utilizzata in precedenza (Fig 4.14). Per una maggiore immediatezza non si prende in considerazione il nome della specifica (sempre uguale) , in questo modo ogni provino verrà individuato soltanto da tre blocchi di cifre.

5.1 Risultati dei test di flessione a tre punti

Per lo svolgimento della prova di flessione a tre punti, si è stati costretti a ricorrere al dimezzamento della lunghezza prestabilita dei provini (da 300 mm a da 150 mm), a causa della geometria della macchina.

5.1 Risultati dei test di flessione a tre punti

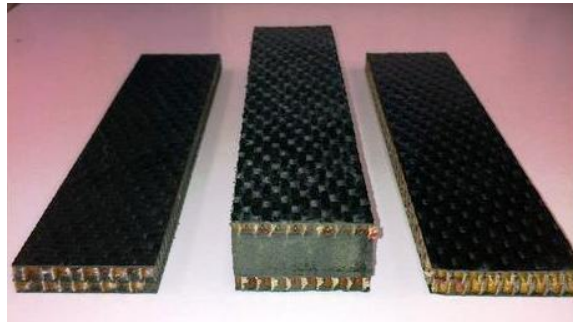


Figura 5.1: provini per le prove di flessione

5.1.1 Risultati relativi ai provini 001-101

I provini costituiti di pannello sandwich convenzionale, hanno un comportamento pressochè identico, tranne il provino 001 che per via di un difetto di fabbricazione (strato disomogeneo dell'adesivo tra i due strati di honeycomb) presenta una rigidezza flessionale minore degli altri provini ed un carico di rottura inferiore, pari a circa 200 N. Per via di questi motivi si considera inattendibile il comportamento di questo e se ne scarta il risultato.

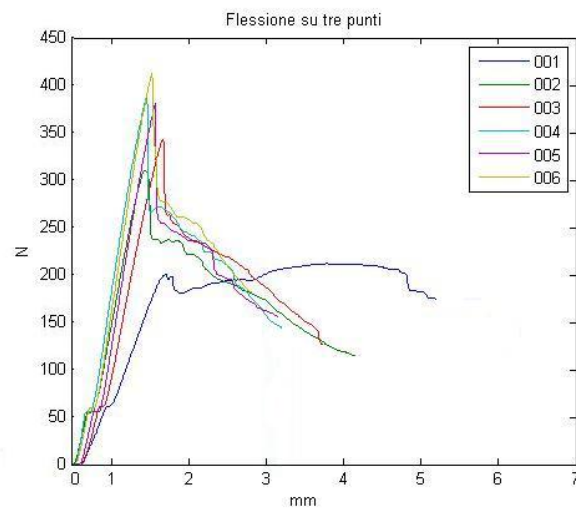


Figura 5.2: comportamento famiglia provini 001-101



Figura 5.3: provino sottoposto al carico

In tabella 5.1 sono riportati i singoli valori dei carichi di rottura:

num provino	P max [N]	sforzo taglio nel core [Mpa]	sforzo sulle pelli [Mpa]
001	209.82	0.56	93.25
002	307.10	0.82	136.49
003	338.68	0.90	150.52
004	383.25	1.02	170.33
005	376.63	1.01	167.34
006	407.95	1.09	181.31

Tabella 5.1: tensioni di cedimento famiglia provini 001-101

I 5 provini presentano tutti un piccolo flesso poco dopo i 50 N di carico, dovuto ad un assestamento del provino sul supporto di prova; nel secondo tratto il provino trasferisce il carico in maniera lineare dalla prima ply attraverso il nido d'ape fino all'ultima ply. La rottura, che si manifesta mediamente intorno a valori di 350 N , avviene per *wrinkling* tra la ply di carbonio e l'honeycomb. Osservando la curva di tendenza rappresentativa di questa famiglia di provini (Fig 5.2) si verifica quanto detto.

5.1 Risultati dei test di flessione a tre punti

5.1.2 Risultati relativi ai provini 002-101

Tutti i provini di pannello sandwich contenente gomma siliconica presentano un comportamento molto meno efficace rispetto ai precedenti.

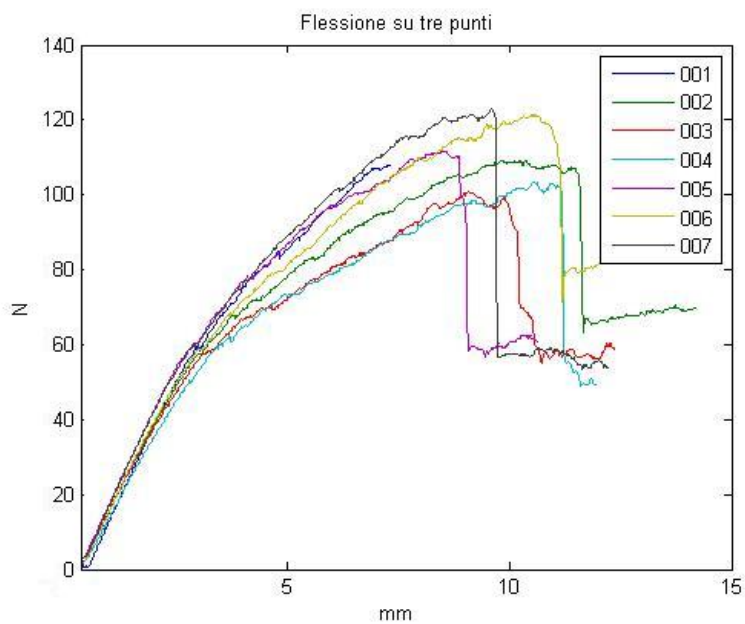


Figura 5.4: comportamento famiglia provini 002-101



Figura 5.5: provino sottoposto al carico

In tabella 5.2 sono elencati i valori dei carichi di rottura relativi ad ogni provino

num provino	P max [N]	sforzo taglio nel core [Mpa]	sforzo sulle pelli [Mpa]
001	119.69	0.12	20.46
002	107.98	0.11	18.46
003	99.83	0.10	17.06
004	102.37	0.11	17.50
005	110.53	0.11	18.89
006	120.20	0.12	20.55
007	121.73	0.12	20.80

Tabella 5.2: tensioni di cedimento famiglia provini 002-101

Il gradino, di assestamento del provino sul sostegno, risulta poco evidente perchè avviene a bassissimi valori di carico. Dal grafico si evince un comportamento *monolitico* del materiale fino a 60 N circa di carico, deformazione elastica lineare con pendenza della curva ridotta, nel secondo tratto fino al cedimento si ha un comportamento ibrido piastra e membrana. Il carico di rottura in generale risulta basso, confrontato con la tipologia di sandwich precedente, per via degli alti valori di deformazione tipici dell'elastomero. Dopo il cedimento il comportamento dei provini si accosta alla membrana, infatti lavorerà solo la gomma in quanto le plies non trasferiscono carico. Dal crollo della curva si deduce che la gomma siliconica utilizzata non è in grado di lavorare a flessione. I provini 003 e 004 presentano un carico di rottura più basso di circa il 10% rispetto al valore medio calcolato (111,75 N), ma si può considerarli attendibili ai fini della prova. La curva di tendenza rappresentativa della famiglia di provini è riportata in Figura 5.8.

5.1 Risultati dei test di flessione a tre punti

5.1.3 Risultati relativi ai provini 003-101

Dall'osservazione del comportamento dei pannelli sandwich caratterizzati da neoprene, si nota immediatamente una pendenza della curva molto più consistente rispetto ai provini in gomma siliconica, e valori del carico di rottura più elevati. Nel provino 001, il modulo di resistenza alla flessione raggiunge un valore più elevato, probabilmente dovuto ad un difetto dello stesso che ne falsa il risultato. Per questo motivo si esclude il provino dal nostro interesse ai fini della caratterizzazione. Nel primo tratto di ogni curva è possibile osservare uno scalino, dovuto all'assestamento del provino sul supporto di prova.

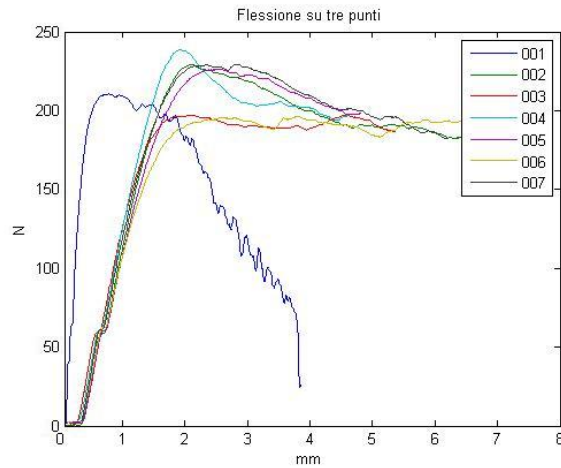


Figura 5.6: comportamento famiglia provini 003-101

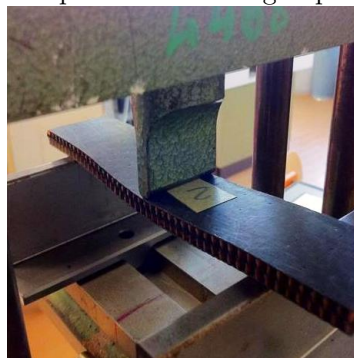


Figura 5.7: provino sottoposto al carico

Nella Figura 5.6 si può osservare il comportamento. Nella tabella 5.3 sono riportati i carichi di rottura nel dettaglio.

num provino	P max [N]	sforzo taglio nel core [Mpa]	sforzo sulle pelli [Mpa]
001	208.83	0.53	88.56
002	226.65	0.58	96.12
003	195.28	0.50	82.82
004	236.28	0.60	100.20
005	224.06	0.57	95.02
006	194.01	0.49	82.28
007	227.37	0.58	96.42

Tabella 5.3: tensioni di cedimento famiglia provini 003-101

In generale si può attribuire alla famiglia di provini in questione proprietà maggiori in termini di tenacità rispetto alla famiglia di provini contraddistinti dalla gomma siliconica. I provini vanno in crisi per taglio interlaminare interno al neoprene, la rottura è dolce, nonostante i provini non siano più integri, il neoprene riesce egualmente ad assorbire il carico fino alla sua completa separazione.

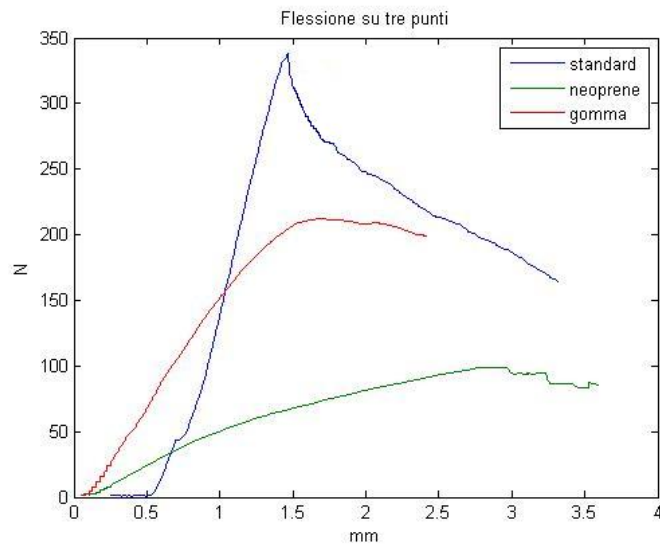


Figura 5.8: tendenza famiglie di provini 001 002 003

5.2 Risultati dei test di flessione a quattro punti

Per lo svolgimento della prova di flessione a 4 punti si è reso ancora necessario cambiare le dimensioni di tutti i provini, rispetto a quelle inizialmente stabilite. La dimensione caratteristica dei nuovi provini sarà di nuovo 150 mm. Questo tipo di prova è molto importante infatti serve per determinare il valore dell' *ammisibile a taglio*.

5.2.1 Risultati relativi ai provini 001-102

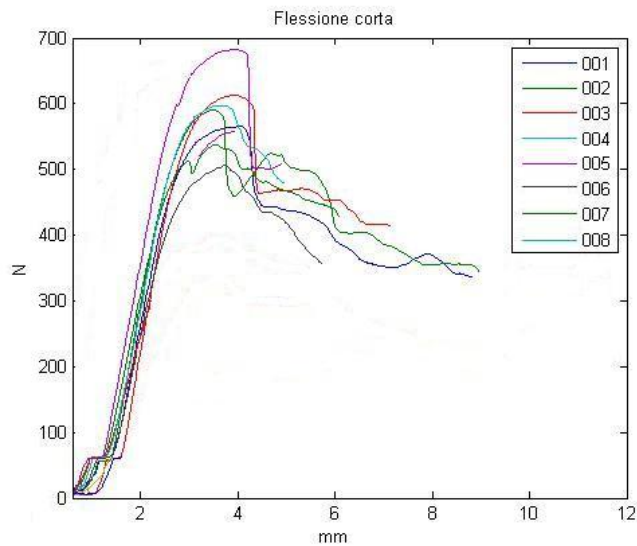


Figura 5.9: comportamento famiglia provini 001-102



Figura 5.10: provino sottoposto a carico

Nella tabella 5.4 sono riportati i carichi di rottura nel dettaglio.

num provino	P max [N]	sforzo taglio nel core [Mpa]	sforzo sulle pelli [Mpa]
001	565.34	1.51	125.63
002	590.97	1.58	131.33
003	612.5	1.63	136.11
004	656.64	1.75	145.92
005	507.35	1.35	112.75
006	537.61	1.43	119.47
007	392.95	1.05	87.33
008	683.29	1.82	151.84

Tabella 5.4: tensioni di cedimento famiglia provini 001-102

Si esclude il risultato del provino 007 (Fig 5.9) che ,a causa di evidenti difetti di produzione, si discosta dal comportamento generale. La zona di deformazione lineare elastica, nel comportamento medio, si estende per buona parte della prova come possiamo osservare in Fig 5.15. In generale il comportamento di questa famiglia di provini a questo tipo i sollecitazione somiglia molto alla risposta della stessa tipologia di pannello sandwich alla prova di flessione a tre punti.

5.2 Risultati dei test di flessione a quattro punti

5.2.2 Risultati relativi ai provini 002-102

Nella Figura 5.11 sono riportate le curve carico- spostamento per questa famiglia di provini:

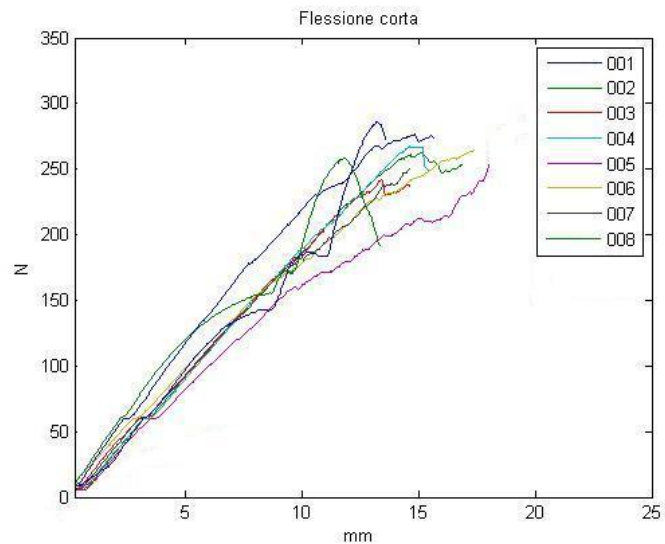


Figura 5.11: comportamento famiglia provini 002-102



Figura 5.12: provino sottoposto a carico

Nella pagina seguente la tabella 5.5 con i singoli valori di cedimento :

num provino	P max [N]	sforzo taglio nel core [Mpa]	sforzo sulle pelli [Mpa]
001	277.02	0.28	23.68
002	262.65	0.27	22.49
003	242.13	0.25	20.69
004	267.27	0.27	22.84
005	307.28	0.32	26.26
006	264.70	0.27	22.62
007	250.34	0.26	21.39
008	286.25	0.29	24.45

Tabella 5.5: tensioni di cedimento famiglia provini 002-102

Le prestazioni a flessione di questa tipologia di pannello sandwich sono nettamente inferiori rispetto ad un pannello convenzionale. Difatti si assiste al cedimento dell'interfaccia honeycomb-gomma a carichi ridotti (50% del pannello standard), la causa risiede nell' insufficienza della presa dell'adesivo tra il nido d'ape e lo strato di gomma siliconica. L'elastomero di conseguenza risulta incapace di trasferire le sollecitazioni di taglio che si generano al pannello sandwich.

5.2.3 Risultati relativi ai provini 003-102

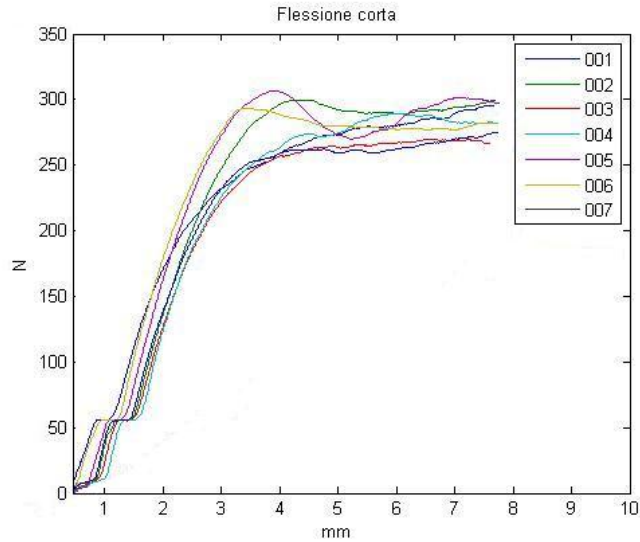


Figura 5.13: comportamento famiglia provini 003-102

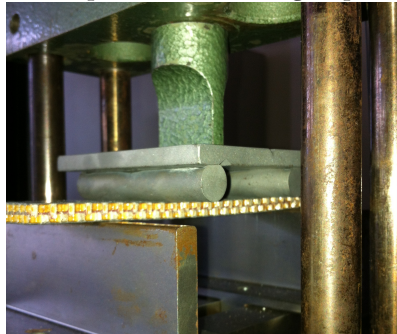


Figura 5.14: provino sottoposto a carico

Si può considerare il risultato di questa famiglia di provini molto attendibile (Fig 5.13), infatti soltanto il provino 007 si discosta il suo carico di rottura è inferiore rispetto alla media. Le grandi deformazioni che si generano rendono i pannelli sandwich del tipo 002 e 003 scarsamente dotati di rigidità flessionale, ed incapaci di resistere ad alti valori di carico di questo tipo. I provini lavorano lungo il loro asse neutro, per cui il neoprene riesce a trasferire i carichi di taglio puro. Nonostante la perdita di integrità dei provini, essi riescono ad assorbire le sollecitazioni per grandi deformazioni.

Nella tabella 5.6 sono riportati i valori relativi ai singoli provini:

num provino	P max [N]	sforzo taglio nel core [Mpa]	sforzo sulle pelli [Mpa]
001	295.48	0.75	62,65
002	299.58	0.76	63.52
003	275.98	0.70	58.52
004	289.84	0.74	61.46
005	306.77	0.78	65.05
006	293.43	0.75	62.22
007	271.89	0.69	57.65

Tabella 5.6: tensioni di cedimento famiglia provini 003-102

In Figura 5.15 sono riportate le curve di tendenza delle tre diverse famiglie di provini, su cui è possibile osservare le diverse pendenze e la capacità di subire deformazioni di diversa entità.

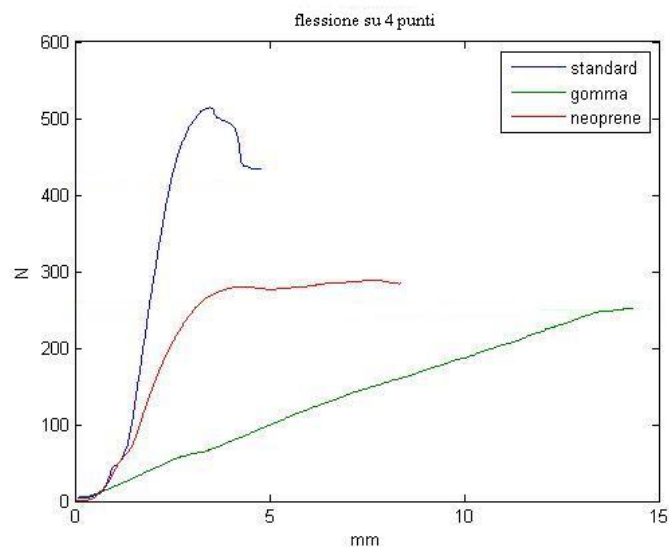


Figura 5.15: curva tendenza famiglia provini 001 002 003

5.3 Risultati dei test di verifica dell'incollaggio

La prova di *drum peel* consiste nella verifica dell'incollaggio delle pelli al core del pannello sandwich. La superficie laterale di un tamburo dalla forma cilindrica viene fissata ad una faccia del provino, attraverso un movimento rototraslatorio tira la pelle fino al distacco. In ogni diagramma vengono riportate due curve che corrispondono rispettivamente alla forza di carico e scarico. Per fissare i provini sul tamburo si è dovuta ricavare una superficie di attacco, lavorando il provino secondo lo schema in Fig 5.16.

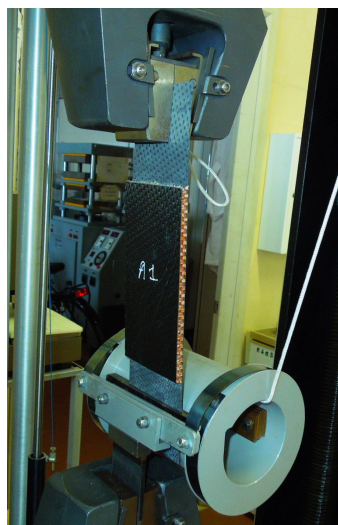
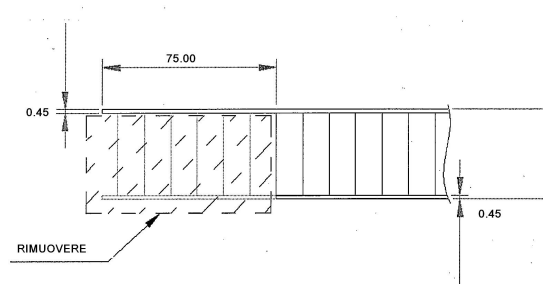


Figura 5.16: provino per verifica incollaggio

Solo per questa prova si illustrano le curve relative ad ogni singolo provino.

5.3.1 Risultati provini 001-103

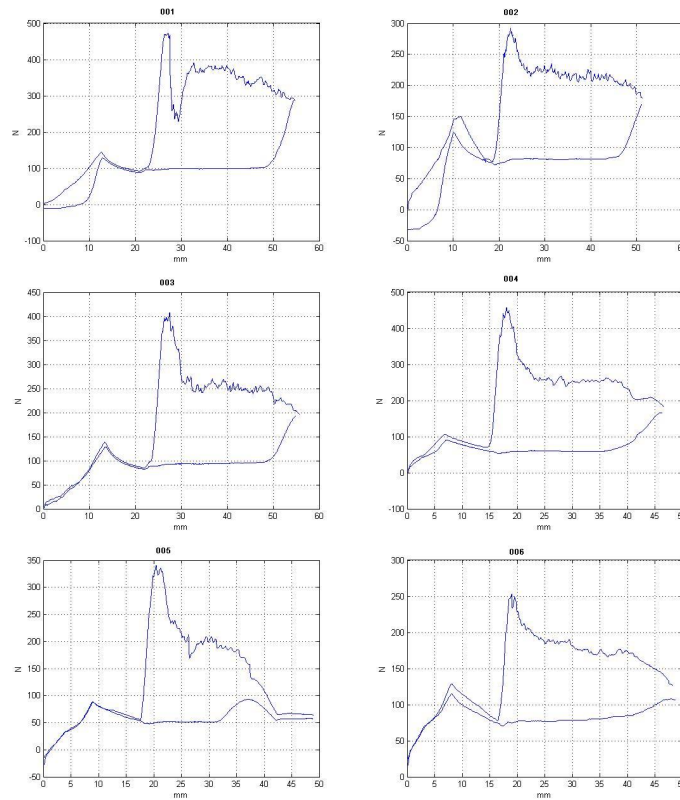


Figura 5.17: comportamento a drum peel famiglia provini 001-103

In tabella 5.7 sono riportati i valori del carico massimo, carico minimo e resistenza allo spellamento:

num provino	P max [N]	P min [N]	\vec{T} [Nm/m]
001	391	287.5	40.03
002	235	178	20.96
003	270.7	197.2	23.3
004	267.6	184	27.7
005	212	63.6	14.5
006	192.1	126.9	13.4

Tabella 5.7: tensioni di cedimento famiglia provini 001-103

5.3 Risultati dei test di verifica dell'incollaggio

Nella prima parte delle curve si evidenzia un picco del carico e un seguente crollo dovuto alla sistestemazione del tamburo. Il comportamento dei provini del pannello sandwich in questione è irregolare ed evidenzia una scarsa tenuta dell'interfaccia honeycomb-honeycomb, dopo lo spellamento del primo tratto del provino la curva di carico rimane circa costante fino al termine della prova solo nel caso di provini "sani". Difatti si possono considerare falsati i risultati della prova, a causa dei difetti di fabbricazione inerenti ai provini del pannello 001.

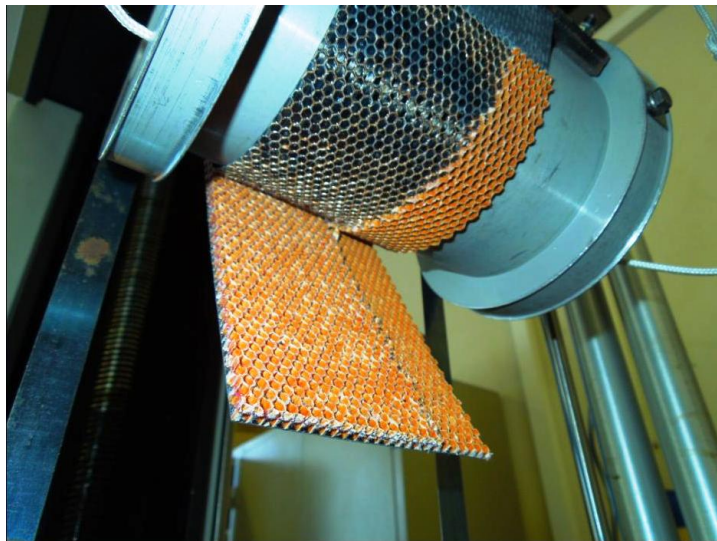


Figura 5.18: effetto mancanza adesivo tra i due strati di nidi d'ape

Nella figura 5.18 viene mostrato il difetto di fabbricazione e il cedimento dell' interfaccia honeycomb-prepreg che si avvicina a quello honeycomb-honeycomb.

5.3.2 Risultati provini 002-103

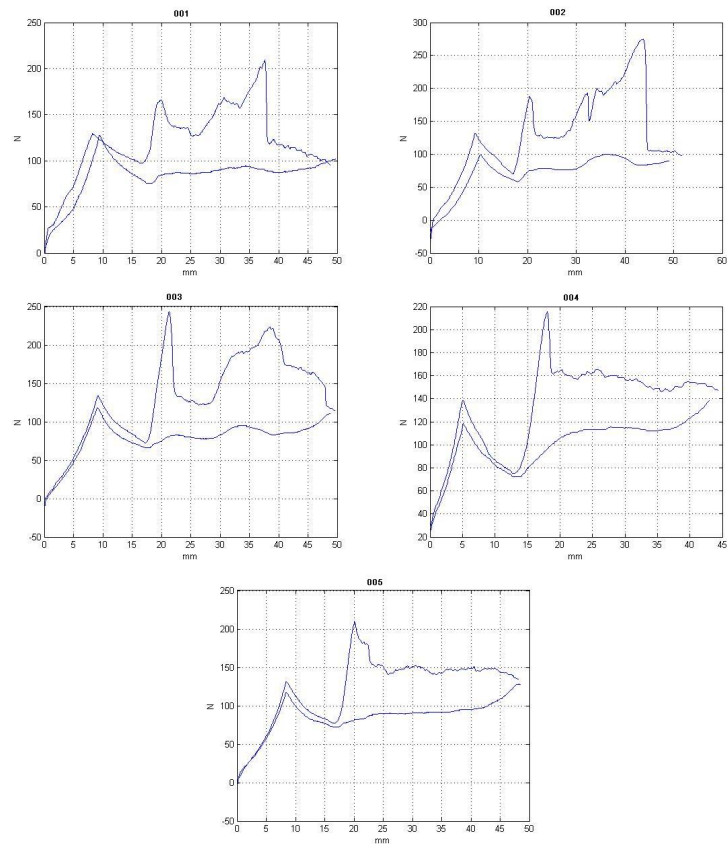


Figura 5.19: comportamento a drum peel famiglia provini 002-103

In tabella 5.8 sono riportati i valori del carico massimo, carico minimo e resistenza allo spellamento:

num provino	P max [N]	P min [N]	\vec{T} [Nm/m]
001	114.2	95.3	2.9
002	105.1	97.9	4
003	165.2	145.8	7.2
004	151.9	134.6	8.8
005	223.4	114.2	14.3

Tabella 5.8: tensioni di cedimento famiglia provini 002-103

5.3 Risultati dei test di verifica dell'incollaggio

I valori di resistenza allo spellamento per questa famiglia di provini risultano bassissimi, a causa della fragilità dell'interfaccia gomma-honeycomb. La curva di carico presenta un picco nel momento in cui il provino inizia spellarsi, successivamente si evidenzia un andamento fluttuante fino ad arrivare alle estremità dove l'incollaggio risulta migliore e notiamo una ascesa dei valori nella curva.

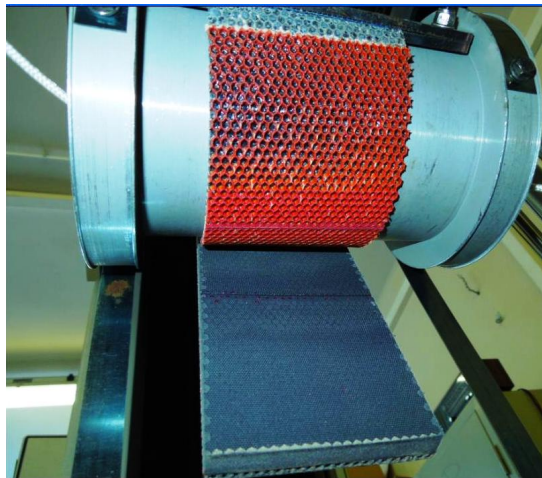


Figura 5.20: cedimento interfaccia gomma-honeycomb

Nella figura 5.20 è riportata la modalità di cedimento dei provini, in particolare è evidenziato il fatto che l'adesivo utilizzato non riesce a esercitare la sua presa sullo strato di elastomero, rendendo di fatto instabile l'interfaccia honeycomb-gomma.

5.3.3 Risultati provini 003-103

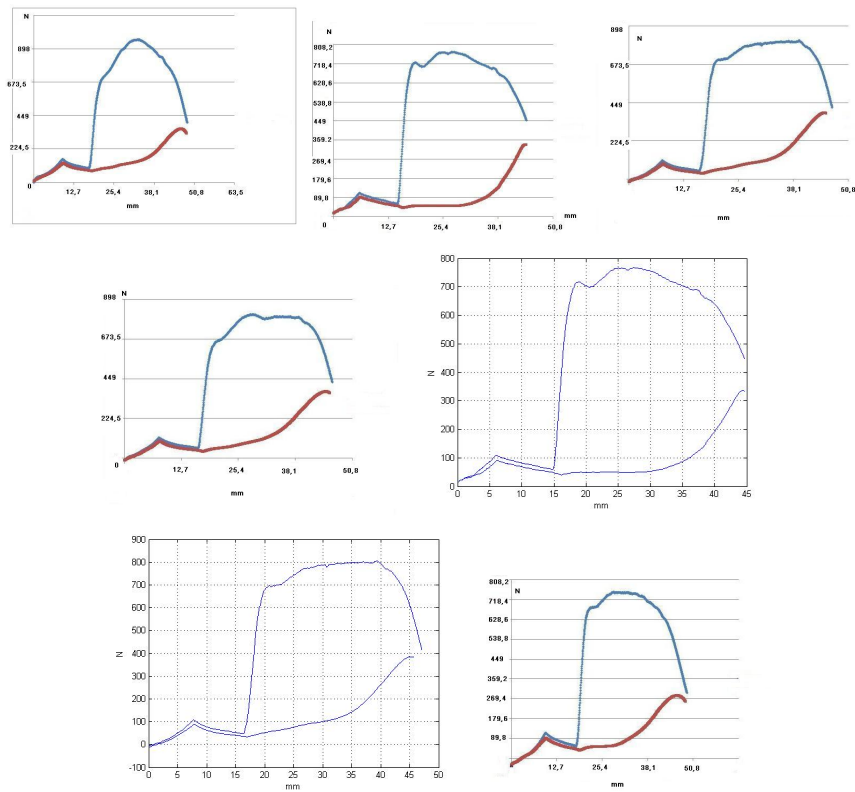


Figura 5.21: comportamento a drum peel famiglia provini 003-103

In tabella 5.9 sono riportati i valori :

num provino	P max [N]	P min [N]	\vec{T} [Nm/m]
001	912.4	392.5	95.7
002	771.3	342.2	92.3
003	783.4	415.7	88.9
004	780.1	409.3	84.6
005	728.6	449.1	63.9
006	804.2	390.3	88.9
007	758.6	288.9	71.8

Tabella 5.9: tensioni di cedimento famiglia provini 003-103

5.3 Risultati dei test di verifica dell'incollaggio

Questa famiglia di provini riporta i risultati migliori in termini di resistenza allo spellamento. Nella figura 5.22 viene illustrato un particolare del comportamento del neoprene quando sollecitato secondo la prova. In generale si ottengono valori più alti di resistenza allo spellamento. L'elastomero non permette il cedimento dell'interfaccia honeycomb- honeycomb in quanto continua ad assorbire la deformazione nonostante i provini perdano la loro integrità.

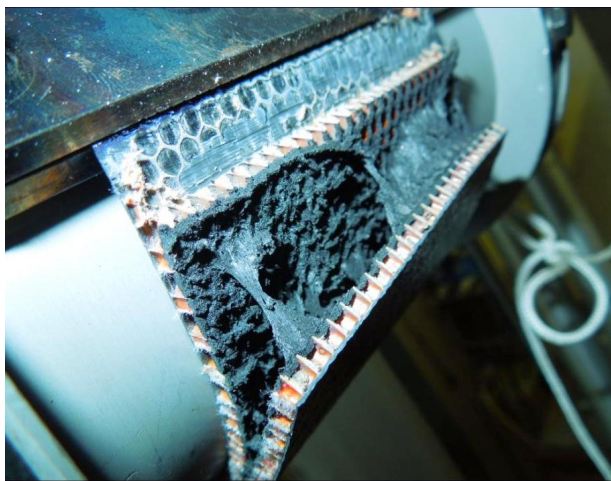


Figura 5.22: provino con neoprene sottoposto a prova di drumpeel

5.4 Risultati prove di compressione

Per effettuare la prova si è avuto bisogno di piatti di pressione paralleli e centrati, così da avere una compressione perfettamente centrata, e non incorrere in errori dovuti ad eccentricità del carico. A tal proposito si sono ricavate piastre d'acciaio della dimensione di $70 \times 70 \text{ mm}$ ben levigate superficialmente, da utilizzare come piatti di pressione. Successivamente si è provveduto al centraggio delle stesse manualmente, con l'aiuto di una squadra.

Risultati provini 001-104

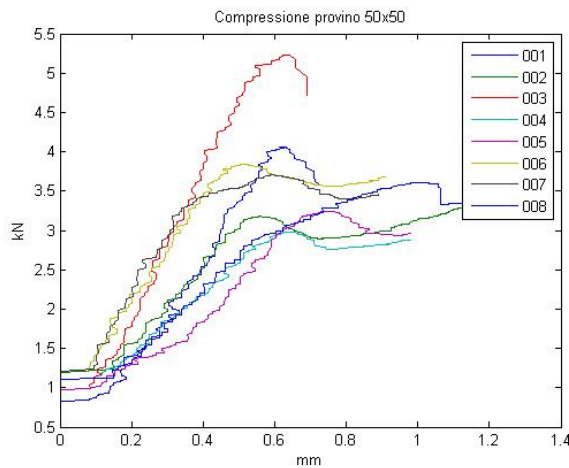


Figura 5.23: comportamento a compressione provini pannello 001

In tabella 5.10 sono riportati i valori di rottura dei singoli provini:

Una prima analisi visiva evidenzia una rottura a valori di carico non molto elevati, con conseguente flessione della resistenza di compressione e successivamente una ripresa più lenta delle prestazioni fino al cedimento definitivo a valori di carico compresi tra i $3,5$ e i 7 kN . Nell'analisi si prenderanno in considerazione solo il primo tratto di curva, fino al primo cedimento. Il provino 003 presenta un valore di rottura superiore rispetto agli altri, a fronte di questo non se ne prende in considerazione il risultato. Il comportamento comune della famiglia di provini viene rappresentato nella curva (Fig 5.23), nella quale si individua una zona di deformazione elastica lineare.

5.4 Risultati prove di compressione

num provino	P max [kN]	sforzo di compressione [Mpa]
001	4.06	1.63
002	3.17	1.27
003	5.22	2.09
004	2.97	1.19
005	3.24	1.30
006	3.84	1.54
007	3.70	1.48

Tabella 5.10: tensioni di cedimento famiglia provini 001-104

Il carico medio di rottura è calcolato in $3,6 \text{ kN}$, corrispondente ad una pressione di $1,44 \text{ Mpa}$, e una deformazione massima di 1 mm . In tabella 5.10 sono riportati i valori di rottura dei singoli provini:



Figura 5.24: curva media provini famiglia 001

Il comportamento disomogeneo evidenziato in alcuni provini sono dovuti a difetti nella preparazione del sandwich. In generale la rottura avviene per il collasso delle celle di honeycomb, che non riescono ad assorbire più carico. I valori dei carichi di rottura confrontati con il pannello sandwich convenzionale (core costituito da un solo strato di honeycomb) risultano più bassi, questo è dovuto all'accoppiamento tra i due strati di nido d'ape che interrompe la continuità del core.

5.4.1 Risultati provini 002-104

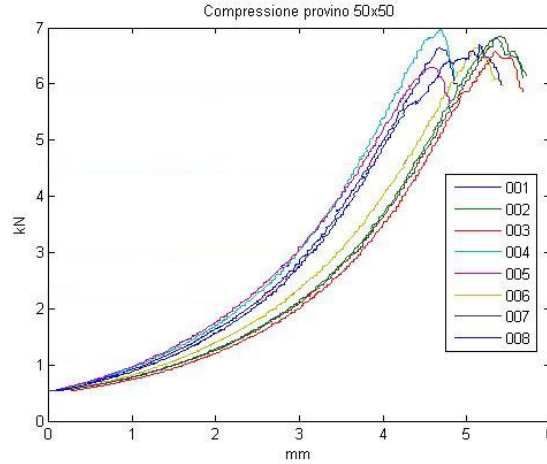


Figura 5.25: comportamento a compressione provini pannello 002

In tabella 5.11 sono riportati i valori relativi ai singoli provini :

num provino	P max [kN]	sforzo di compressione [Mpa]
001	6.65	2.66
002	6.80	2.72
003	6.57	2.63
004	6.98	2.79
005	6.30	2.52
006	6.65	2.66
007	6.85	2.74

Tabella 5.11: tensioni di cedimento famiglia provini 002-104

I provini di questa tipologia di pannello sandwich rispondono tutti , senza eccezioni, allo stesso comportamento, con valori di rottura molto simili. La caratteristica più evidente risiede nella forte non linearità della deformazione, infatti non è individuabile alcuna zona di deformazione elastica lineare nelle curve del carico. E' soltanto la gomma, con spessore consistente, ad assorbire il carico senza poterlo trasferire alle due facce.

5.4 Risultati prove di compressione

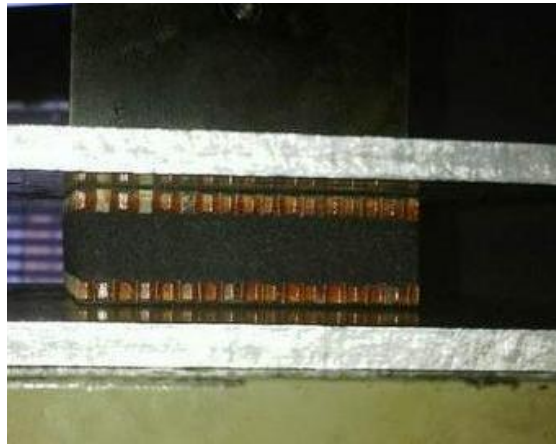


Figura 5.26: curva media provini famiglia 002

Dalla curva di carico media (Fig 5.30) si può ricavare il valore del carico di cedimento $6,5 \text{ kN}$ ($2,6 \text{ Mpa}$ di pressione) unitamente ad una deformazione elevata di 5 mm . I provini di questa famiglia presentano una rigidità alla compressione inesistente.

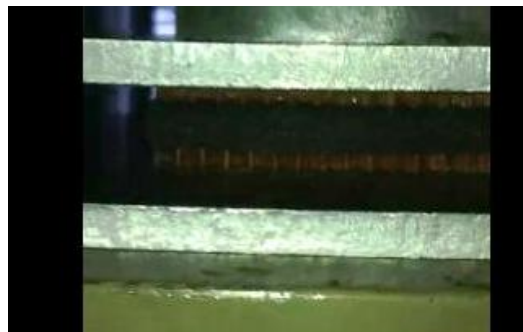


Figura 5.27: la gomma assorbe il carico senza trasferirlo alle facce

5.4.2 Risultati provini 003-104

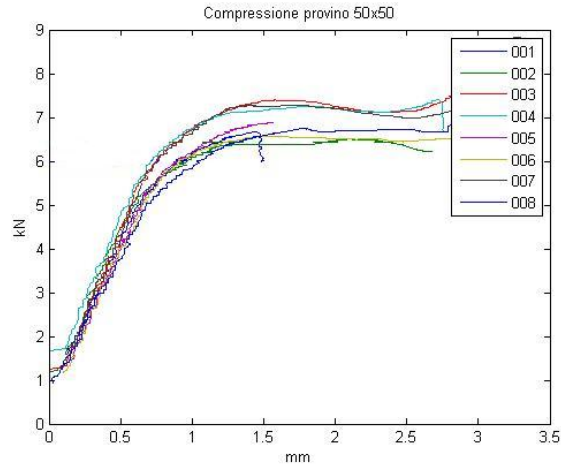


Figura 5.28: comportamento a compressione provini pannello 003

In tabella 5.12 sono riportati i valori relativi di alla tensione di cedimento :

num provino	P max [kN]	sforzo di compressione [Mpa]
001	6.67	2.67
002	6.50	2.60
003	8.26	3.30
004	7.42	2.97
005	6.96	2.79
006	6.97	2.79
007	8.84	3.54

Tabella 5.12: tensioni di cedimento famiglia provini 003-104

Anche questa famiglia di provini sottoposti alla prova offre buona resistenza fino ad alti valori di carico, ma a fronte di grandi deformazioni. Nella curva media (Fig 5.30) si individua una zona di deformazione elastica lineare per la prima parte dell'applicazione del carico, con una pendenza della retta maggiore rispetto ai provini in pannello sandwich convenzionale. Dopo aver raggiunto i 6,5 kN la resistenza al carico si stabilizza, rimanendo costante per un tratto; successivamente si assiste ad una breve ripresa delle presta-

5.4 Risultati prove di compressione

zioni prima del cedimento definitivo. Il carico medio di rottura è di $7,2 \text{ kN}$ unitamente ad una deformazione di circa $3,1 \text{ mm}$.

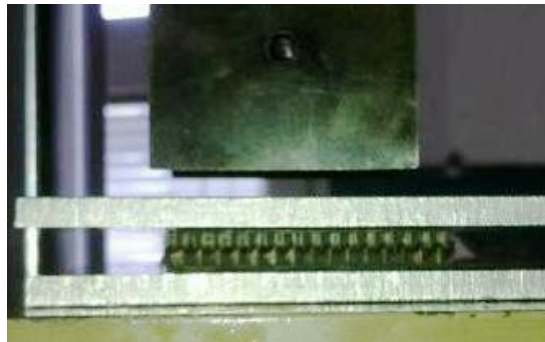


Figura 5.29: provino famiglia 003

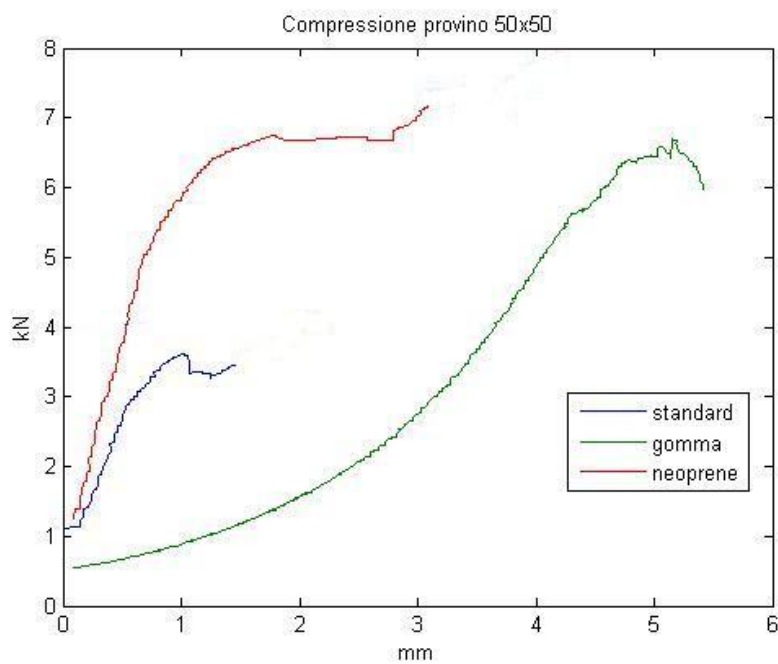


Figura 5.30: curva media provini per test di compressione

La rigidezza maggiore è offerta dalla famiglia di provini in neoprene, che si deformano in maniera elastica fino a valori elevati di carico e inizia a subire deformazioni di carattere non lineare molto tardi. Per la famiglia di provini

001 (pannello standard) il cedimento avviene per valori di tensione prossimi ai $1,4 \text{ Mpa}$. I provini contenenti gomma siliconica, presentano una curva media in cui notiamo deformazioni di grandi entità che lasciano trasparire una bassa rigidità di questa struttura.

5.5 Risultati prove di taglio

Per la prova a carico di taglio sono stati utilizzati provini con larghezza 50 mm , ma di diversa lunghezza. La normativa prevede che i provini abbiano lunghezza pari almeno a 12 volte lo spessore dello stesso. Per questa ragione verrà utilizzata una dimensione di 90 mm per i provini ricavati dai pannelli 001 e 003, mentre una dimensione longitudinale di 210 mm per i provini del pannello 002. Su ogni singola faccia sono state applicate, mediante l'ausilio di una colla, delle piastre d'acciaio secondo la schematizzazione seguente (Fig 5.31) :

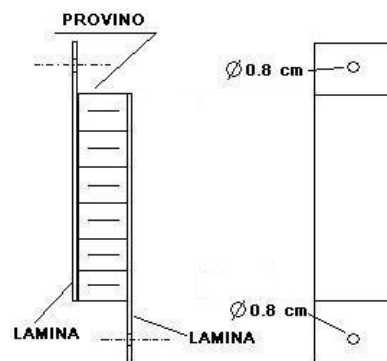


Figura 5.31: schema applicazione piastre acciaio

Dopo l'applicazione della colla si lascia asciugare tutti i provini per un tempo non inferiore a 12 ore. La piastra sporge di 30 mm sulla faccia; mentre la sua corrispondente, applicata sull'altra faccia del medesimo provino, si estende nella direzione opposta.

I fori sono stati realizzati mediante utensili per l'acciaio e sono necessari ai fini della prova per l'applicazione di vincolo e carico.

5.5 Risultati prove di taglio

5.5.1 Risultati provini 001-105

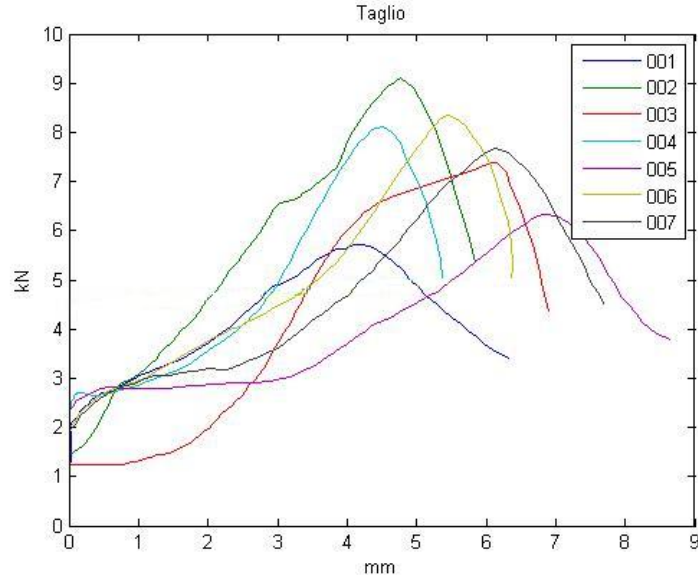


Figura 5.32: comportamento famiglia provini 001-105

In tabella 5.13 sono riportati i singoli valori:

num provino	P max [kN]	sforzo di taglio core [Mpa]
001	5.71	1.27
002	9.09	2.02
003	7.38	1.64
004	8.11	1.80
005	6.33	1.41
006	8.36	1.86
007	7.69	1.71

Tabella 5.13: tensioni di cedimento famiglia provini 001-105

Il provino 001 presenta un carico di rottura basso (Fig 5.32) , per via degli stessi problemi che hanno colpito molti provini dello stesso tipo di pannello. La zona di deformazione elastica lineare è pressoché inesistente come

possiamo notare dalla curva media (Fig 5.38), il valore medio di rottura è calcolato di 6,9 *kN*.



Figura 5.33: provino sottoposto alla prova

5.5.2 Risultati provini 002-105

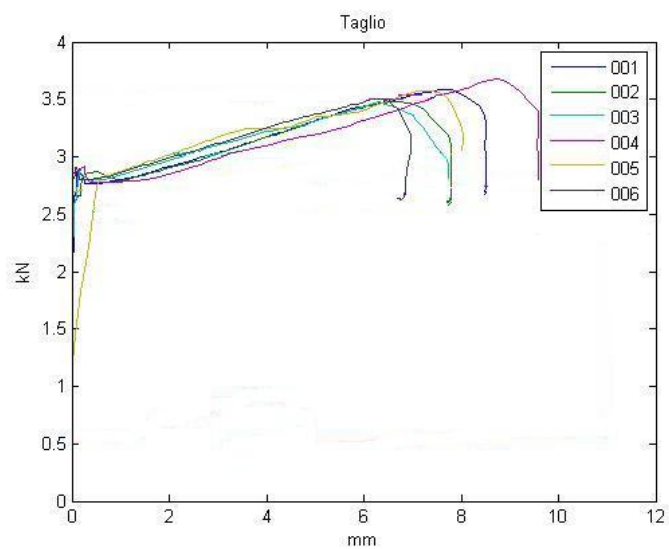


Figura 5.34: comportamento famiglia provini 002-105

5.5 Risultati prove di taglio

In tabella 5.14 sono presentati i valori:

num provino	P max [kN]	sforzo di taglio core [Mpa]
001	3.58	0.36
002	3.47	0.35
003	0.95	0.09
004	3.47	0.35
005	3.68	0.37
006	3.58	0.36
007	3.50	0.35

Tabella 5.14: tensioni di cedimento famiglia provini 002-105

Il provino 003 presenta una resistenza alla sollecitazione di taglio quasi inesistente, a causa dell'instabilità dello strato adesivo che provoca uno distacco dell' honeycomb dalla gomma siliconica, e non permette di trasferire gli sforzi tra core e facce. Escludendo questo risultato, nella la curva carico-deformazione media (Fig 5.38) dal quale si osserva un carico di cedimento medio di 3,4 *kN*. In generale i provini costituiti da questa tipologia di pannello sandwich offre risultati abbastanza scarsi quando sollecitati a prova di taglio. Il motivo risiede nell'incompatibilità dell'adesivo utilizzato tra l'elastomero in questione e il nido d'ape, da luogo a fenomeni locali e talvolta anche globali di separazione dei materiali (Fig 5.35).



Figura 5.35: fenomeni separazione dell'elastomero dall'honeycomb

5.5.3 Risultati provini 003-105

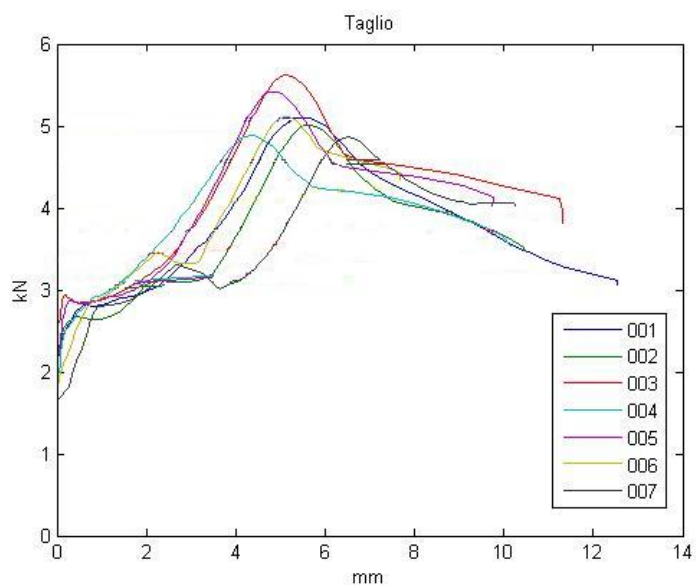


Figura 5.36: comportamento a taglio provini pannello 003

Nella tabella 5.15 sono riportati i valori dei carichi di cedimento per questa famiglia di provini:

num provino	P max [kN]	sforzo di taglio core [Mpa]
001	5.09	1.13
002	5.01	1.11
003	5.62	1.25
004	4.88	1.08
005	5.42	1.20
006	5.11	1.14
007	4.85	1.08

Tabella 5.15: tensioni di cedimento famiglia provini 003-105

Anche per questa famiglia di provini (Fig 5.36) , si manifesta un comportamento fortemente non lineare che non è riconducibile al campo delle deformazioni elastiche. Dalla curva di carico media si osserva una più robusta

5.5 Risultati prove di taglio

resistenza al taglio di questi provini in confronto con il pannello sandwich contenente gomma siliconica. Il neoprene non da luogo ad alcun fenomeno locale, si dimostra un materiale capace di assorbire alti carichi di questo tipo di sollecitazione. Il carico medio di rottura è calcolato in circa $4,5\text{ kN}$ a fronte di una deformazione di 6 mm .

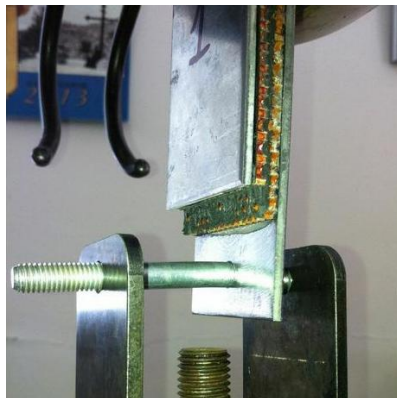


Figura 5.37: comportamento provini famiglia 003-105

Comportamento generale :

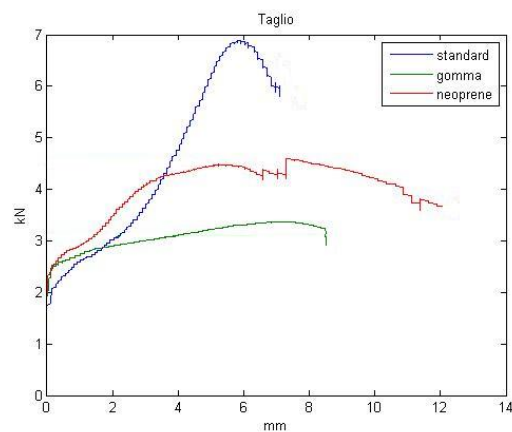


Figura 5.38: curve tendenza famiglie provini 001 002 003

Le curve in Fig 5.38 ci permettono di effettuare un confronto diretto del comportamento delle diverse tipologie di provino. Com'era auspicabile la prestazione migliore è offerta dal pannello sandwich "standard" che riesce a

sopportare i carichi più elevati mantenendo sempre una deformazione contenuta. I provini caratterizzati da neoprene subiscono grandi deformazioni prima della rottura, a causa della natura del materiale. Mentre i provini con gomma siliconica dimostrano insufficienti capacità di resistere a sollecitazioni di questa natura.

5.6 Risultati prove di infiammabilità

Parametri operativi:

	Parametri	Requisito
Temperatura fiamma	850°C	min 843°C
D_{int} becco Bunsen	9.5 mm	9.5 mm
Altezza fiamma	38 mm	38 mm
Distanza Bunsen provino	19 mm	19 mm
Posizione fiamma	Verticale asse provino	Verticale asse provino
Tempo applicazione fiamma	60 s	-

Tabella 5.16: parametri

Provini Pannello sandwich convenzionale.

Rilevamenti	Provino 001	Provino 002	Provino 003	media
Tempo spegnimento	0	0	0	0
Tempo sgocciolamento	0	0	0	0
Lunghezza bruciata	4	6	8	6

Tabella 5.17: resistenza alla fiamma famiglia provini 001-106

Esito della prova : *SUPERATA*

5.6 Risultati prove di infiammabilità

Provini Pannello sandwich con presenza di gomma siliconica nel core.

Rilevamenti	Provino 001	Provino 002	Provino 003	media
Tempo spegnimento	0	2	5	2.3
Tempo sgocciolamento	0	0	0	0
Lunghezza bruciata	6	9	5	6.7

Tabella 5.18: resistenza alla fiamma famiglia provini 002-106

Esito della prova : *SUPERATA*

Provini Pannello sandwich con presenza di neoprene nel core.

Rilevamenti	Provino 001	Provino 002	Provino 003	media
Tempo spegnimento	20	25	20	21.6
Tempo sgocciolamento	0	0	0	0
Lunghezza bruciata	8	9	8	8.3

Tabella 5.19: resistenza alla fiamma famiglia provini 003-106

Esito della prova : *NON SUPERATA*

Capitolo 6

Simulazione numerica

In questo capitolo vengono riportati i risultati delle simulazioni numeriche effettuate per verificare i dati sperimentali. Il modello per l'analisi agli elementi finiti è stato realizzato mediante il software DS Abaqus/CAE 6.10, e l'analisi è stata eseguita mediante il codice di calcolo in esso contenuto che è in grado di eseguire anche simulazioni di comportamenti non lineari.

6.1 Definizione dei Materiali

Per la simulazione del comportamento dei materiali che sono stati utilizzati, si è attribuito un comportamento ortotropo tridimensionale per il nido d'ape e per il preimpregnato in fibra di carbonio che costituisce le facce dei pannelli sandwich (valori caratteristici riportati in Tab 6.1).

Per la definizione delle proprietà meccaniche e la descrizione del comportamento della gomma siliconica e del neoprene, la scelta è ricaduta su un comportamento *iperelastico* (tipico per gli elastomeri), governato dall'equazione di Mooney-Rivlin (cap 3, par 2.1), nella quale vanno definiti due parametri C_{01} e D_1 . I valori dei parametri utilizzati per la modellazione sono stati ricavati dalle specifiche aziendali, e in letteratura.

dove:

$$C_{10} = \frac{\mu}{2}$$
$$D_1 = \frac{\kappa}{2}$$

μ è il modulo di taglio e κ è il modulo di compressione.

6.1 Definizione dei Materiali

	Laminato fibra di carbonio	nido d'ape
E_x [Mpa]	61200	0.01
E_y [Mpa]	61200	0.01
E_z [Mpa]	0	138
ν_{xy}	0.125	0.3
ν_{yz}	0	0
ν_{zx}	0	0
G_{xy} [Mpa]	4200	0.01
G_{yz} [Mpa]	4200	25
G_{zx} [Mpa]	4200	40

Tabella 6.1: materiali ortotropi

	Gomma siliconica	neoprene
C_{10} [Mpa]	10	0.0136
D_1 [Mpa]	750	6.79546

Tabella 6.2: materiali iperelastici

Per i materiali non isotropi Abaqus possiede un comando *MAT9*, che consente la modellazione generale di un materiale anisotropo. Si ricorda che la matrice di rigidezza di un materiale ortotropo è:

$$C = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix}$$

MAT9 ci dice che :

$$C_{11} = \frac{1 - \nu_{yz}\nu_{zy}}{E_y E_z \Delta} C_{22} = \frac{1 - \nu_{xz}\nu_{zx}}{E_x E_z \Delta}$$

$$C_{33} = \frac{1 - \nu_{xy}\nu_{yx}}{E_x E_y \Delta} C_{12} = \frac{\nu_{yx} + \nu_{zx}\nu_{yz}}{E_y E_z \Delta}$$

$$C_{13} = \frac{\nu_{xz} + \nu_{xy}\nu_{yz}}{E_x E_y \Delta} C_{23} = \frac{\nu_{yz} + \nu_{yz}\nu_{xz}}{E_x E_y \Delta}$$

$$C_{44} = G_{yz}$$

$$C_{55} = G_{zx}$$

$$C_{66} = G_{xy}$$

e

$$\Delta = \frac{1 - \nu_{xy}\nu_{yx} - \nu_{xy}\nu_{zy} - \nu_{zx}\nu_{xz} - 2\nu_{yx}\nu_{zy}\nu_{xz}}{E_x E_y E_z}$$

A questo punto con i dati in possesso si possono calcolare tutti gli elementi della matrice di rigidezza.

6.2 Assegnazione proprietà alle sezioni

Nella definizione del modello per la verifica dei risultati delle prove sperimentali, si è deciso di seguire l'idea di base, secondo cui l'assegnazione degli elementi di diverso materiale va effettuata previa messa in evidenza dei diversi strati che compongono il provino. In particolare si vuole sezionare il modello, in direzione Z, in molteplici parti e assegnare a ciascuna di esse un diverso materiale che compone la sequenza di stratifica utilizzando la funzione *section assignments*. Per ogni regione selezionata si è effettuata l'assegnazione del materiale di competenza, si è scelto di attribuire il tipo *solido omogeneo* a tutti gli strati del pannello sandwich.

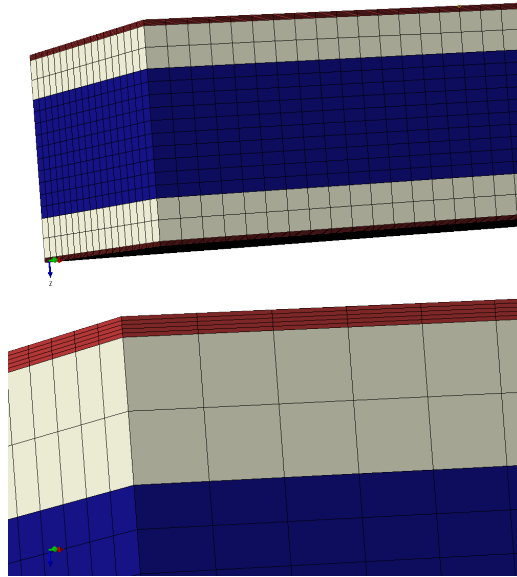


Figura 6.1: Provino sezionato

Nella Figura 6.1 sono evidenziate in rosso le sezioni a cui sono state attribuite le caratteristiche del prepreg in fibra di carbonio, in bianco le sezioni a cui sono state attribuite le caratteristiche dell' honeycomb aramidico, mentre in blu la sezione a cui è stata assegnata la gomma siliconica. Utilizzando questa configurazione si è potuto tener conto delle non linearità geometriche dovute alla presenza dell' elastomero.

6.3 Realizzazione griglia degli elementi

Per la tipologia di elementi in esame, utilizzare elementi tridimensionali ad 8 nodi è risultata la scelta più conveniente, vista la semplicità della geometria dei modelli da discretizzare. Al fine di ottenere risultati accettabili dal punto di vista dell'accuratezza e non avere un modello troppo oneroso per i tempi di elaborazione, si è scelto di lavorare con elementi cubici di lato 1.59 mm in modo che lo spessore dell'honeycomb sia definito precisamente da 2 elementi. Per approssimare il comportamento del tessuto in fibra di carbonio si è andati a dividere lo spessore della lamina in 5 elementi, dello strato di neoprene in 3 elementi, mentre quello della gomma siliconica in 9 elementi distinti come si può osservare nella Figura 6.2.

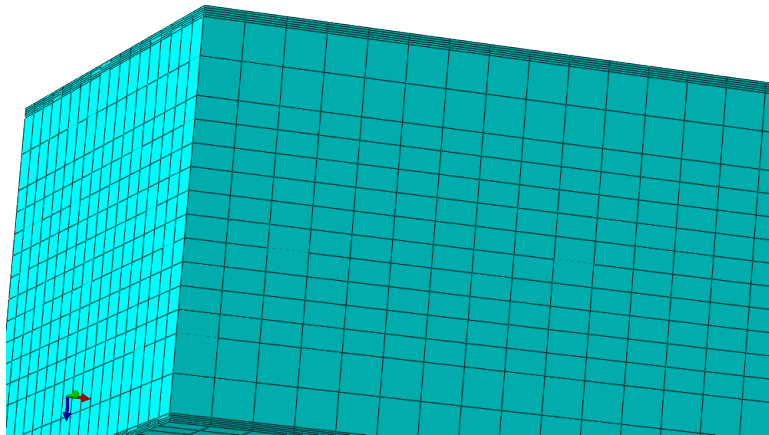


Figura 6.2: esempio di un modello meshato

Seguendo questo metodo abbiamo realizzato i modelli per ogni famiglia di provino:

- provino di pannello sandwich convenzionale per prova di flessione (tre e quattro punti) costituito da 25004 elementi Hex
- provino di pannello sandwich contenente neoprene per prova di flessione (tre e quattro punti) costituito da 30685 elementi Hex
- provino di pannello sandwich contenente gomma siliconica per prova di flessione (tre e quattro punti) costituito da 42864 elementi Hex

6.3 Realizzazione griglia degli elementi

- provino di pannello sandwich convenzionale per prova di compressione costituito da 13454 elementi Hex
- provino di pannello sandwich contenente neoprene per prova di compressione costituito da 16337 elementi Hex
- provino di pannello sandwich contenente gomma siliconica per prova di compressione costituito da 23064 elementi Hex

Per il modello delle prove di taglio si è scelto di utilizzare elementi cubici con lati di 1.59 mm, ne è risultato:

- provino di pannello sandwich convenzionale per prova di taglio costituito da 24738 elementi Hex
- provino di pannello sandwich contenente gomma siliconica per prova di taglio costituito da 98208 elementi Hex
- provino di pannello sandwich contenente neoprene per prova di taglio costituito da 30039 elementi Hex

6.4 Condizioni al contorno e di carico

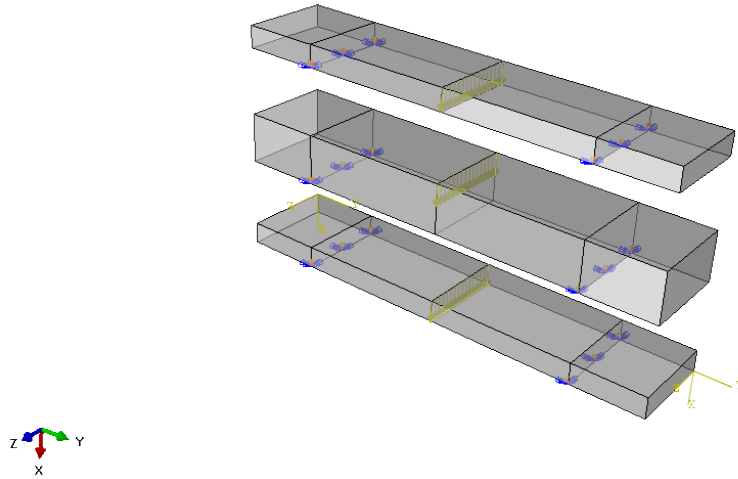


Figura 6.3: condizioni al contorno e carico della prova di flessione a tre punti

Sui tre provini è stato applicato un carico totale di 120 N, diretto secondo l' *asse X* del sistema di riferimento. Il carico è concentrato sui 20 nodi (6 N su ognuno), presenti sulla linea di mezzeria del provino, individuati dalla discretizzazione effettuata nello step precedente. Per vincolare i provini abbiamo imposto uno spostamento nullo in direzione X e Y a tutti i nodi presenti lungo linee di appoggio del provino.

Le stesse condizioni di vincolo sono state imposte ai modelli della prova di flessione a quattro punti. Su questa simulazione il carico agisce lungo due linee, è applichiamo una forza concentrata (8 N) su ogni nodo che ne fa parte, per un totale di 320N lungo la direzione X del sistema di riferimento.

Per la prova di compressione sono stati impediti gli spostamenti lungo tutte le direzioni a tutti i nodi presenti sulla faccia inferiore dei provini. Mentre su ogni faccia superiore è stata applicata una forza distribuita sulla superficie e orientata positivamente secondo la direzione X, per un carico totale di 1 kN.

Infine per simulare la prova di taglio ad una delle due superfici sono stati

6.4 Condizioni al contorno e di carico

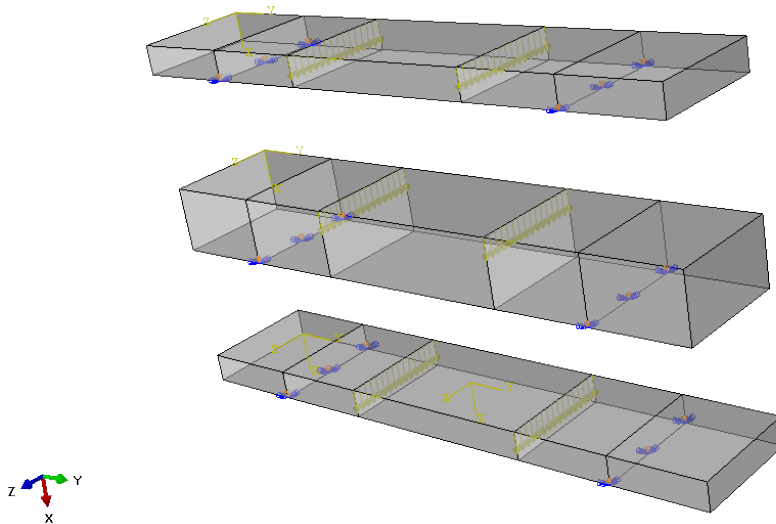


Figura 6.4: condizioni al contorno e carico della prova di flessione a quattro punti

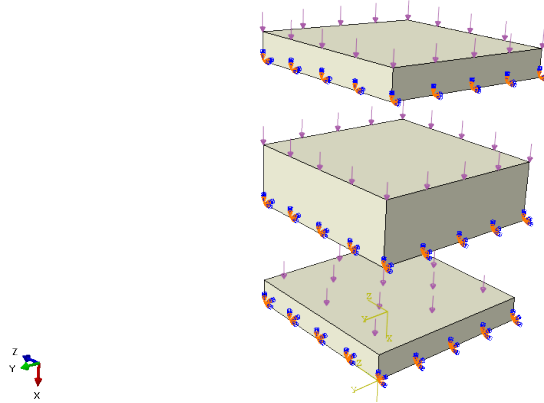


Figura 6.5: condizioni al contorno e carico della prova di compressione

impediti tutti gli spostamenti (attraverso vincolo di incastro) ; mentre sull'altra viene applicata una forza superficiale, diretta secondo la direzione Y, pari a 2 kN per il modello di pannello standard mentre di 1 kN per i modelli contenenti gli elastomeri.

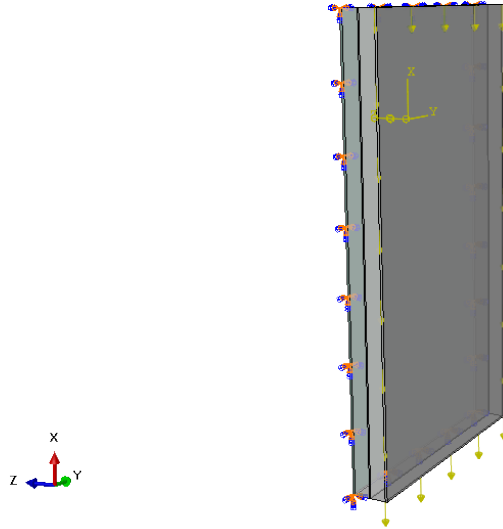


Figura 6.6: condizioni al contorno e carico della prova di taglio

6.5 Analisi statica

In Abaqus è possibile definire un'analisi lineare (campo delle piccole deformazioni) o non lineare (campo delle grandi deformazioni). Nel primo caso viene ignorata la *non linearità* geometrica in questo modo tutte le equazioni che regolano la cinematica sono linearizzate e il modello viene studiato nella configurazione originale, usando quindi le coordinate nodali prima dell'applicazione del carico. Nell'analisi in grandi spostamenti, il nostro caso, gli elementi vengono calcolati usando la posizione dei nodi conseguente all'applicazione del carico. Gli elementi risulteranno distorti con l'aumentare delle deformazioni e il software riduce gli incrementi di tempo prima di iterare i nuovi risultati. Abaqus risolve le equazioni di equilibrio non lineari mediante il *metodo di Newton*, è una tecnica di analisi numerica che permette di affinare la convergenza alla soluzione. Lo stesso metodo non viene impiegato nella maggior parte dei software per il calcolo FEM a causa dell'onere che genera sul calcolo. Gli incrementi temporali devono essere presi ridotti per assicurare una giusta modellazione dell'effetto dovuto al tempo, e per non andare fuori dal raggio di convergenza del modello di Newton.

6.5 Analisi statica

Nella definizione dello step per l'applicazione di carichi e vincoli si specifica *Nlgeom ON*. A questo punto si dà il via alle simulazioni.

6.5.1 Simulazione prova di flessione a tre punti

Su ogni provino viene esercitato un carico di 120 N, dall'alto verso il basso sono rappresentati in ordine i modelli dei provini di pannello sandwich contenente neoprene, pannello sandwich contenente gomma siliconica e pannello sandwich convenzionale.

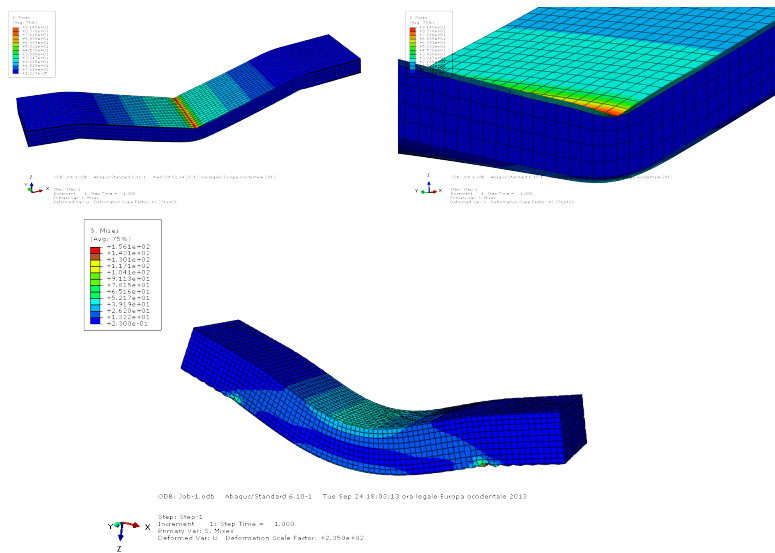


Figura 6.7: risultati simulazione prova flessione a tre punti

	σ faccia [Mpa]	τ core [Mpa]	σ attesa	τ attesa
pannello standard	91.3	1	40.8	0.24
pannello gomma	131.5	0.13	20.4	0.12
pannello neoprene	65.7	0.2	47.28	0.28

Tabella 6.3: tensioni da FEM

6.5.2 Simulazione prova di flessione a quattro punti

Su ogni provino viene applicato un carico di circa 320 N. Dall'alto verso il basso sono rappresentati in ordine i modelli dei provini di pannello sandwich contenente neoprene, pannello sandwich contenente gomma siliconica e pannello sandwich convenzionale.

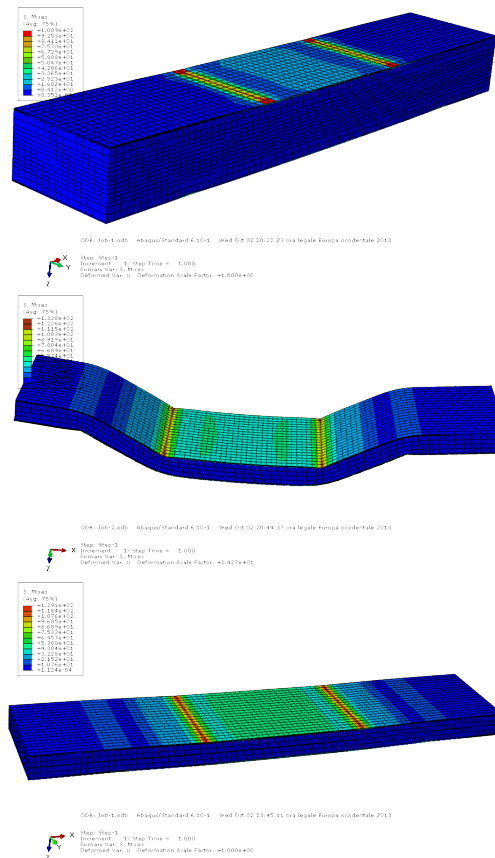


Figura 6.8: risultati simulazione prova flessione 4 punti 320 N di carico

	σ faccia [Mpa]	τ core [Mpa]	σ attesa	τ attesa
pannello standard	111.3	1.4	65.4	0.78
pannello gomma	75.7	0.24	27.19	0.33
pannello neoprene	107.6	0.3	47.28	0.28

Tabella 6.4: valori sforzo analisi FEM

6.5 Analisi statica

6.5.3 Simulazione prova di compressione

Sui modelli è stato applicato un carico superficiale di 1 kN .

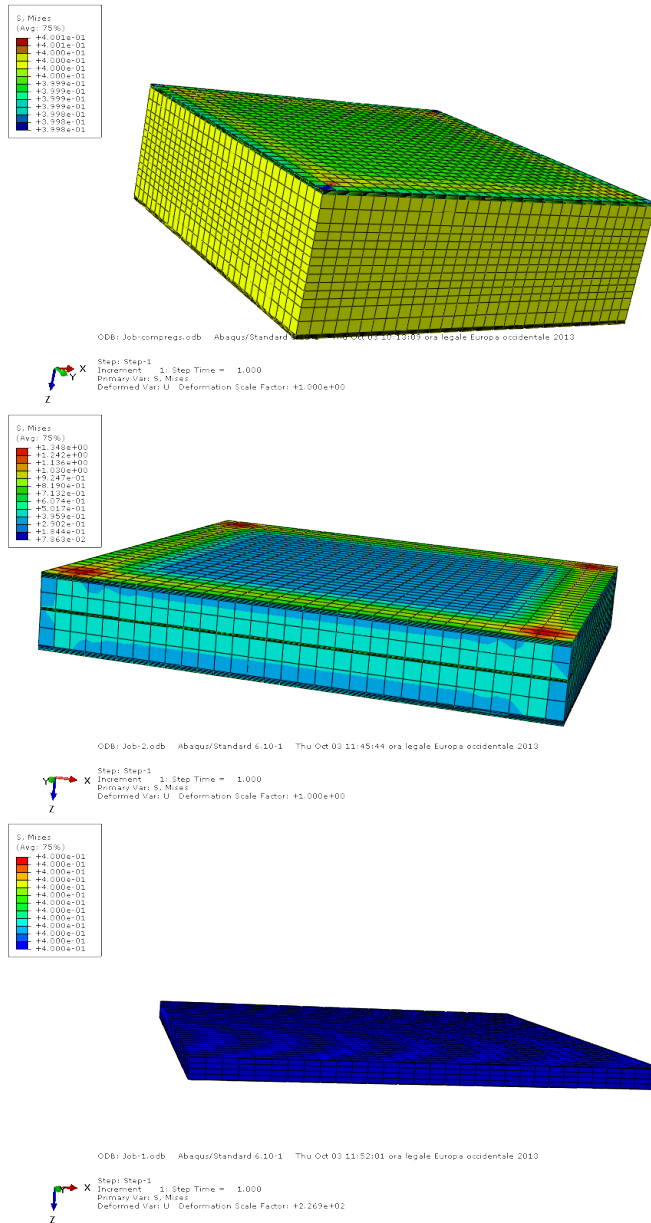


Figura 6.9: simulazione prova di compressione carico 1000 N

	σ core [Mpa]	σ attesa
pannello standard	0.4	0.4
pannello gomma	0.4	0.4
pannello neoprene	0.4	0.4

Tabella 6.5: valori sforzi analisi FEM

6.5.4 Simulazione prova di taglio

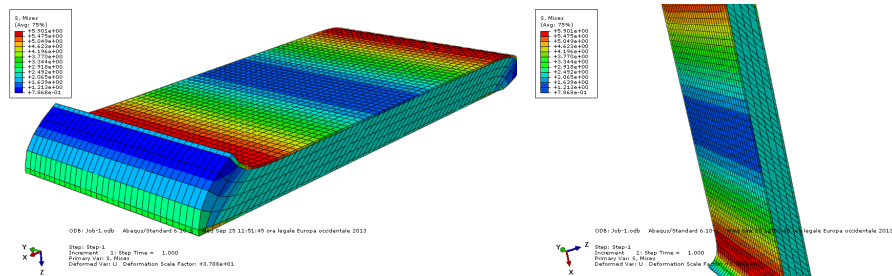


Figura 6.10: simulazione prova di taglio provino standard

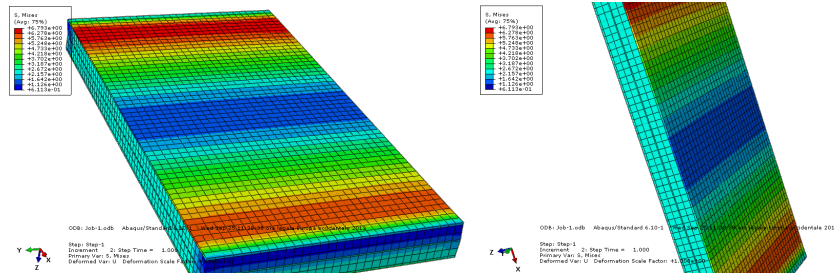


Figura 6.11: simulazione prova di taglio provino neoprene

	τ core [Mpa]	τ attesa
pannello standard	0.6	0.44
pannello neoprene	0.7	0.22

Tabella 6.6: valori sforzi analisi FEM

La simulazione della prova di taglio del provino contenente gomma siliconica non ha fornito risultati, in quanto il metodo di calcolo non è arrivato a

6.5 Analisi statica

convergere secondo le impostazioni date. Date le geometrie in gioco ed i limiti di cui soffre l'analisi numerica non lineare, non si possono ancora ritenere accettabili i modelli costruiti, per via dell'eccessiva lontananza dai valori ricavati sperimentalmente.

Conclusioni e Sviluppi Futuri

I test sono stati realizzati per confrontare il comportamento meccanico di tre diverse tipologie di pannello sandwich. Sono stati evidenziati i problemi relativi all'impossibilità di effettuare il ritaglio, con gli utensili a disposizione, del pannello sandwich contenente la gomma siliconica e la difficoltà in fase di produzione che ha portato alla realizzazione di provini difettosi per assenza dello strato adesivo nel core. Tutte le rotture risultano giustificabili a conferma del buon esito delle prove. La natura non strutturale della finalità dei pannelli sandwich in questione, è la ragione per cui consideriamo i valori dei carichi e le modalità di cedimento dei provini complessivamente soddisfacenti. In generale i risultati delle prove sperimentali confermano il comportamento meccanico ipotizzato in partenza, con le rigidzze maggiori alle sollecitazioni nei pannelli sandwich convenzionali, e con neoprene mentre i valori minori si sono registrati per i provini contraddistinti da gomma siliconica, in particolare non sono in grado di lavorare efficacemente a taglio. Sono stati realizzati modelli agli elementi finiti, con opportune ipotesi, per simulare le diverse tipologie di provino, nel campo delle grandi e piccole deformazioni. Abaqus permetterà di verificare i risultati ottenuti sperimentalmente, e ci permetterà di definire nuovi modelli che approssimeranno in maniera migliore la curva carico spostamento dell'analisi sperimentale. In futuro si potranno effettuare le prove di natura acustica sui pannelli sandwich considerati, per confermare e cercare di ottimizzare la prestazione in termini di abbattimento del rumore.

Bibliografia

- [1] *Composite Airframe Structures* Niu M. C. Y.; Niu M. Adaso
Adastra Engineering Center, 1992.
- [2] *Airframe Structural Design* Niu M. C. Y.; Hong Kong Conmilit
Press LTD, 1988.
- [3] *Airframe Stress Analysis and Sizing* Niu M. C. Y.; Hong Kong
Conmilit Press LTD, 1997.
- [4] *Tecnologia dei Materiali Compositi Meccanici ed Aeronautici*
Ciampaglia G.; IBN Editore, 2003.
- [5] *Handbook of Composites* Peters S.T.; Chapman e Hall, Second
Edition, 1998.
- [6] *Finite Element Analysis of Composite Laminates* Ochoa O.O.
Reddy J. N.; Kluwer Academic Publishers, 1992.
- [7] *Analisi della Lamina Ortotropa e Teoria Classica dei laminati*
Appunti preparati dall' Ing. R. Pecora.
- [8] *Mechanics of Composite Materials* Jones R.M.; Taylor &
Francis, 1999.
- [9] *Comportamento Meccanico dei Materiali Compositi* Dispensa
preparata dal Professor R. Frassine .
- [10] *Fondamenti di Scienza dei Polimeri* Guaita M Ciardelli F. La
Mantia E. Pedemonte E., Nuova Cultura, 2006.