



UNIVERSITÀ DI PISA

UNIVERSITÀ DI PISA  
Facoltà di Ingegneria

Corso di Laurea Specialistica in INGEGNERIA AEROSPAZIALE

**Materiali compositi per impiego  
aeronautico e loro certificazione  
tramite prove sperimentali**

RELATORI:

CANDIDATO:

Prof. Ing. Giorgio CAVALLINI

Francesco DRAGONI

Ing. Roberta LAZZERI

Anno Accademico 2010/2011

# Indice

|   |            |
|---|------------|
| <b>Sommario</b>   | <b>vii</b> |
| <b>1 Introduzione</b>   | <b>1</b>   |
| 1.1 Sviluppo storico e affermazione dei compositi rinforzati con fibre in campo aeronautico . . . . . | 1          |
| 1.1.1 Primi impieghi . . . . .  | 1          |
| 1.1.2 Seconda guerra mondiale e corsa allo spazio . . . . .   | 2          |
| 1.1.3 Sviluppi recenti e applicazioni al settore civile . . . . .                                     | 3          |
| 1.2 Caratteristiche dei compositi . . . . .   | 5          |
| 1.2.1 Fibre di rinforzo . . . . .   | 6          |
| 1.2.2 Matrici . . . . .   | 7          |
| 1.3 Confronto tra compositi e metalli . . . . .   | 7          |
| 1.3.1 Vantaggi e svantaggi dei compositi sui metalli . . . . .  | 9          |
| 1.4 Progettazione di componenti in composito . . . . .  | 11         |
| 1.4.1 Approccio generale . . . . .  | 13         |
| 1.4.2 Scelta del materiale . . . . .  | 14         |
| 1.4.3 Analisi dei laminati . . . . .  | 14         |
| 1.4.4 Requisiti di progetto . . . . .   | 15         |
| 1.4.5 Progetto per produzione a basso costo . . . . .   | 18         |
| 1.5 Certificazione di strutture aeronautiche in composito . . . . .                                   | 23         |
| <b>2 Generalità e normative per la esecuzione di prove sui compositi</b>                              | <b>26</b>  |
| 2.1 Generalità . . . . .  | 27         |
| 2.1.1 Grandezze misurabili . . . . .  | 28         |
| 2.1.2 Tipi di test meccanici . . . . .  | 28         |
| 2.1.3 Requisiti particolari per i test sui compositi . . . . .  | 29         |
| 2.1.4 Obiettivi da raggiungere nell'ideazione di tecniche sperimentali                                | 31         |
| 2.2 Prove condotte a livello di coupon e normative in materia . . . . .                               | 32         |
| 2.2.1 Normative in materia di prove sui compositi . . . . .   | 32         |

---

|          |   |           |
|----------|---|-----------|
| 2.2.2    | Prova di trazione . . . . .   | 33        |
| 2.2.3    | Prova di compressione . . . . .                                       | 34        |
| 2.2.4    | Prove di taglio . . . . .   | 38        |
| 2.2.5    | Prove a flessione . . . . .   | 40        |
| 2.2.6    | Prove su provini intagliati e impattati . . . . .                     | 41        |
| 2.3      | Simulazione degli effetti ambientali . . . . .                        | 42        |
| 2.3.1    | Assorbimento di umidità accelerato . . . . .                          | 43        |
| 2.3.2    | Combinazione di carico e condizionamento climatico . . . . .          | 44        |
| 2.4      | Sviluppo degli ammissibili di progetto . . . . .                      | 45        |
| 2.4.1    | Resistenza statica . . . . .  | 45        |
| 2.4.2    | Resistenza a fatica . . . . .   | 46        |
| 2.4.3    | Influenza del danneggiamento sugli ammissibili . . . . .              | 47        |
| 2.5      | Prova di trazione e di taglio . . . . .                               | 48        |
| 2.5.1    | Prova di trazione . . . . .   | 48        |
| 2.5.2    | Prova di taglio $\pm 45^\circ$ <i>off-axis tensile test</i> . . . . . | 56        |
| <b>3</b> | <b>Attrezzature e strumentazione</b>                                  | <b>60</b> |
| 3.1      | Sviluppo storico . . . . .  | 60        |
| 3.1.1    | Le origini: Tinius OLSEN e la sua <i>Little Giant</i> . . . . .       | 60        |
| 3.1.2    | Sviluppi moderni . . . . .  | 61        |
| 3.2      | Macchine di prova . . . . .   | 62        |
| 3.2.1    | Macchine di prova <i>gear-driven</i> . . . . .                        | 63        |
| 3.2.2    | Macchine di prova servo-idrauliche . . . . .                          | 65        |
| 3.2.3    | Impiego dei microprocessori . . . . .                                 | 65        |
| 3.2.4    | Metodi di controllo . . . . .   | 67        |
| 3.3      | Sistemi di misura del carico . . . . .                                | 68        |
| 3.3.1    | Celle di carico . . . . .   | 68        |
| 3.3.2    | Calibrazione dei dispositivi di misura del carico . . . . .           | 69        |
| 3.4      | Sistemi di misura delle deformazioni . . . . .                        | 72        |
| 3.4.1    | Generalità . . . . .  | 72        |
| 3.4.2    | Estensometri a clip . . . . .   | 73        |
| 3.4.3    | Estensimetri . . . . .  | 75        |
| 3.4.4    | Sistemi ottici . . . . .  | 76        |
| 3.4.5    | Taratura, classificazione e verifica degli estensometri . . . . .     | 76        |
| 3.5      | Tecniche di afferraggio . . . . .                                     | 77        |
| 3.6      | Estensimetri resistivi . . . . .                                      | 78        |
| 3.6.1    | Generalità . . . . .  | 78        |
| 3.6.2    | Taratura degli estensimetri . . . . .                                 | 80        |

---

|          |  |            |
|----------|--|------------|
| 3.6.3    | Estensimetri e materiali compositi . . . . .                   | 84         |
| 3.6.4    | Scelta degli estensimetri . . . . .                            | 86         |
| 3.7      | Apparato sperimentale impiegato . . . . .                      | 89         |
| <b>4</b> | <b>Esecuzione delle prove e elaborazione dei dati</b>          | <b>91</b>  |
| 4.1      | Esecuzione delle prove di trazione sui compositi . . . . .     | 91         |
| 4.1.1    | Strumentazione dei provini . . . . .                           | 92         |
| 4.1.2    | Misura delle dimensioni dei provini . . . . .                  | 95         |
| 4.1.3    | Setup e svolgimento della prova . . . . .                      | 98         |
| 4.2      | Elaborazione dei dati di trazione . . . . .                    | 102        |
| 4.2.1    | Analisi secondo ASTM D3039 . . . . .                           | 102        |
| 4.2.2    | Analisi secondo EN 2561/2597 . . . . .                         | 104        |
| 4.2.3    | Normalizzazione delle proprietà dominate dalla fibre . . . . . | 105        |
| 4.3      | Elaborazione dei dati di taglio . . . . .                      | 107        |
| 4.3.1    | Analisi secondo ASTM D3518 . . . . .                           | 107        |
| 4.3.2    | Analisi secondo prEN 6031 . . . . .                            | 108        |
| 4.4      | Analisi statistica dei risultati . . . . .                     | 110        |
| <b>5</b> | <b>Conclusioni</b>   | <b>112</b> |
|          | <b>Riferimenti bibliografici</b>                               | <b>119</b> |

# Elenco delle figure

|      |   |    |
|------|---|----|
| 1.1  | Fusoliera dello <i>Spitfire</i> in <i>Gordon Aerolite</i> . . . . .   | 2  |
| 1.2  | Impiego di compositi su velivoli militari . . . . .   | 4  |
| 1.3  | Crescita dell'impiego di compositi avanzati in strutture aeronautiche . . . . .                                       | 4  |
| 1.4  | Rappresentazione schematica di una lamina unidirezionale . . . . .  | 9  |
| 1.5  | Livelli di scala presenti in un manufatto in composito . . . . .  | 12 |
| 1.6  | Diagramma a blocchi: approccio <i>Building Block</i> . . . . .  | 13 |
| 1.7  | Blocchi di base per l'analisi dei materiali compositi . . . . .   | 15 |
| 1.8  | Effetto della sequenza di impilamento sulla deformazione del laminato . . . . .                                       | 16 |
| 1.9  | Discipline coinvolte nel <i>Concurrent Engineering</i> . . . . .  | 20 |
| 1.10 | Sistema automatico per la produzione di recipienti cilindrici con la<br>tecnica del <i>filament winding</i> . . . . . | 22 |
| 1.11 | Macchina automatica per la stesura di nastri preimpregnati . . . . .  | 23 |
| 2.1  | Approccio <i>Building Block</i> ai test sperimentali di strutture composite . . . . .                                 | 27 |
| 2.2  | Sistemi di riferimento utilizzati nelle prove meccaniche . . . . .  | 28 |
| 2.3  | <i>Reduced sampling technique</i> . . . . .   | 30 |
| 2.4  | Geometria del provino di trazione secondo ASTM D3039 . . . . .  | 33 |
| 2.5  | <i>Celanese compression fixture</i> . . . . .   | 35 |
| 2.6  | Vista esplosa della <i>IITRI compression fixture</i> . . . . .  | 36 |
| 2.7  | <i>Compression fixtures</i> . . . . .   | 36 |
| 2.8  | <i>Modified ASTM D695 fixture</i> . . . . .   | 37 |
| 2.9  | Rappresentazione schematica della <i>Two-rail Shear Test fixture</i> . . . . .  | 38 |
| 2.10 | <i>Wyoming Iosipescu Shear Test</i> . . . . .   | 39 |
| 2.11 | Rappresentazione schematica della prova di flessione a 4 punti . . . . .  | 41 |
| 2.12 | Camera climatica servo-idraulica di ultima generazione . . . . .  | 43 |
| 2.13 | Rottura nella <i>gage region</i> di un provino munito di <i>tab</i> . . . . .   | 50 |
| 2.14 | Misura della curvatura di un provino . . . . .  | 53 |
| 2.15 | Provino EN 2561 di tipo A e B . . . . .   | 54 |
| 2.16 | Provino EN 2561 di tipo C . . . . .   | 55 |

---

|      |  |     |
|------|--|-----|
| 2.17 | Provino EN 2597 di tipo A . . . . .                                      | 56  |
| 2.18 | Provino EN 2597 di tipo B . . . . .                                      | 56  |
| 3.1  | Macchina universale per prove sperimentali <i>Little Giant</i> . . . . . | 61  |
| 3.2  | Macchina di prova completamente automatizzata . . . . .                  | 62  |
| 3.3  | Macchina di prova <i>gear-driven</i> . . . . .                           | 64  |
| 3.4  | Schema di funzionamento di una macchina di prova servo-idraulica . .     | 65  |
| 3.5  | <i>Servo-hydraulic UTM</i> . . . . .                                     | 66  |
| 3.6  | Cella di carico . . . . .  | 69  |
| 3.7  | Anello dinamometrico . . . . .   | 70  |
| 3.8  | Estensometro a clip . . . . .  | 73  |
| 3.9  | Due tipi di estensometri . . . . .                                       | 74  |
| 3.10 | Altri estensometri di impiego comune . . . . .                           | 75  |
| 3.11 | Dispositivi di afferraggio . . . . .                                     | 78  |
| 3.12 | Estensimetro soggetto ad uno stato di deformazione biassiale . . . . .   | 81  |
| 3.13 | Tipi di griglia per estensimetri . . . . .                               | 88  |
| 3.14 | Afferraggio impiegato nelle prove sperimentali . . . . .                 | 90  |
| 4.1  | Procedura di incollaggio dell'estensimetro . . . . .                     | 94  |
| 4.2  | Micrometro per esterni . . . . .   | 96  |
| 4.3  | Calibro a corsoio digitale . . . . .                                     | 97  |
| 4.4  | Strumentazione del coupon di allineamento . . . . .                      | 99  |
| 4.5  | Tipici andamenti delle curve sforzo deformazione . . . . .               | 103 |
| 4.6  | Tipico andamento della curva sforzo-deformazione tangenziale . . . . .   | 109 |

# Elenco delle tabelle

|     |  |    |
|-----|--|----|
| 1.1 | Valore economico corrispondente alla riduzione di ogni libbra di peso della struttura (espresso in 1990 USD) . . . . . | 10 |
| 1.2 | Costi indicativi delle fibre per compositi avanzati . . . . .  | 21 |
| 2.1 | Dimensioni raccomandate per la geometria dei provini (ASTM) . . . . .  | 52 |
| 2.2 | Dimensioni raccomandate per la geometria dei <i>tab</i> (ASTM) . . . . .   | 53 |
| 2.3 | Dimensioni prescritte per la geometria dei provini e dei <i>tab</i> (EN 2561) . . . . .                                | 54 |
| 2.4 | Dimensioni prescritte per la geometria dei provini e dei <i>tab</i> (EN 2597) . . . . .                                | 55 |
| 3.1 | Caratteristiche della macchina impiegata . . . . .   | 89 |
| 3.2 | Modelli di estensimetri adoperati . . . . .  | 90 |

# Sommario

Molte tecnologie moderne richiedono l'impiego di materiali che offrano peculiari combinazioni di diverse proprietà che non possono essere presenti contemporaneamente nei materiali di più tradizionale impiego, quali le leghe metalliche convenzionali, i ceramici ed i polimeri. Quanto ora affermato è particolarmente vero per i materiali impiegati nelle applicazioni aerospaziali, sottomarine, e nell'industria dei trasporti. Per esempio, gli ingegneri aeronautici sono alla continua ricerca di materiali strutturali che presentino basse densità e al contempo buona resistenza, buona rigidità, buona resistenza all'abrasione ed all'impatto e non siano facilmente soggetti a fenomeni di corrosione. In altre parole, viene ricercata una particolare combinazione di parecchie caratteristiche. Generalmente i materiali maggiormente resistenti sono anche relativamente densi, presentano cioè indici di bontà piuttosto bassi<sup>1</sup>; inoltre, spesso l'aumento di resistenza e di rigidità di un materiale porta anche alla diminuzione della sua capacità di resistenza agli impatti, [1].

La possibilità di combinare diverse proprietà in un unico materiale e di ampliarne il campo di impiego è stata ottenuta facendo uso dei cosiddetti *materiali compositi*. In generale un composito risulta caratterizzato da due o più fasi chimicamente distinte, insolubili e facilmente distinguibili in modo da sfruttare nel modo migliore le caratteristiche positive di tutti i costituenti.

Molti materiali compositi sono costituiti da due fasi: *matrice* e *fase dispersa* di rinforzo. Le proprietà finali di tali materiali dipendono strettamente dalle proprietà delle fasi costituenti, dalle loro quantità relative e dalla geometria delle fasi disperse, ossia forma, dimensione, distribuzione e orientamento degli elementi di rinforzo.

Una prima classificazione di questi materiali è legata alle dimensioni della fase di rinforzo; i compositi si possono quindi distinguere in:

**Compositi particellari** Sono rinforzati con particelle o microsfele, la cui funzione è quella di ridurre la quantità di matrice impiegata e, di conseguenza, il peso del sistema matrice.

---

<sup>1</sup> Un indice di bontà di un materiale è dato dal rapporto tra una data grandezza (ad esempio resistenza a rotture, rigidità, etc) e la densità del materiale preso in considerazione.

**Compositi fibro-rinforzati** La fase dispersa è costituita da fibre (lunghe o corte) che costituiscono l'elemento resistente del materiale composito, oltre a determinarne le proprietà elettriche e i coefficienti di espansione termica.

In campo aeronautico e spaziale, i compositi rinforzati con fibre lunghe sono quelli che trovano il maggiore impiego; ciò è dovuto ad una molteplicità di motivi, tra i quali spiccano la possibilità di ottenere una forte integrazione strutturale e l'introduzione di processi automatici nella fase di produzione e riduzioni dei pesi strutturali.

Nel primo capitolo di questo lavoro si fornisce un quadro generale sui compositi rinforzati con fibre; si vanno a caratterizzare i materiali compositi a matrice polimerica di più comune impiego aeronautico, soffermandosi sul confronto con i materiali metallici e sui requisiti di certificazione delle strutture aeronautiche realizzate in composito.

La progettazione di una struttura aeronautica richiede una continua valutazione della sua funzione strutturale in modo da determinare se i requisiti di progetto siano o meno stati soddisfatti. Le prestazioni previste in condizioni di esercizio devono essere verificate prima dell'entrata in servizio della struttura stessa; tale valutazione si ottiene grazie alle prove sperimentali *full-scale*<sup>2</sup>, le quali permettono di assicurare e dimostrare l'integrità strutturale. Il capitolo 2 affronta in dettaglio la problematica delle prove strutturali di certificazione, descrive le metodologie impiegate per tale scopo e illustra quali siano le normative in materia attualmente in vigore.

Per l'ottenimento della certificazione, le normative richiedono, nell'analisi di una struttura in composito, l'impiego dei cosiddetti *ammissibili di progetto*. Gli ammissibili vengono ricavati grazie ad un'analisi statistica dei dati sperimentali ricavati da una campagna di prove di caratterizzazione del materiale impiegato. Si tratta di più di 4000 prove di laboratorio condotte su provini del medesimo materiale per l'ottenimento delle proprietà a livello di lamina. Questa campagna costituisce soltanto il gradino più basso del complesso di prove richieste per la certificazione. Ogni minimo cambiamento apportato alla composizione del materiale<sup>3</sup>, alla stratificazione del laminato o alla procedura di fabbricazione vanifica tutte le prove svolte fino a quel momento e impone di iniziare da capo o di integrare la campagna di caratterizzazione.

Il presente lavoro di tesi, condotto presso il Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale "Lucio Lazzarino" dell'Università di Pisa, si è incentrato sullo svolgimento di una parte consistente di prove sperimentali per la caratterizzazione di due distinti

---

<sup>2</sup> I test *full-scale* sono prove condotte su parti strutturali di grandi dimensioni, quali la fusoliera, il cassone alare, il piano di coda, etc.

<sup>3</sup> Con questo termine si intendono il tipo di fibra, il tipo di resina, le loro proporzioni relative, etc.

materiali compositi. Nel capitolo 3 si fornisce una descrizione delle attrezzature e della strumentazione impiegata per la realizzazione delle prove sopradette.

Il capitolo 4 parla della conduzione delle prove di trazione e di taglio, delle metodologie per l'elaborazione dei dati secondo normativa e dell'analisi statistica effettuata sui dati sperimentali ottenuti.

Il capitolo 5 è dedicato alle conclusioni.

# Capitolo 1

## Introduzione

Un materiale composito può essere definito come un materiale costituito da due o più componenti, chiaramente identificabili, i quali conferiscono al prodotto finito delle proprietà diverse da quelle caratteristiche dei singoli componenti. I materiali compositi utilizzati in ingegneria sono tipicamente costituiti da fibre continue di elevato modulo tenute insieme da una matrice essenzialmente omogenea; a tali materiali si dà la denominazione di compositi avanzati. La funzione principale della matrice è quella di tenere unite le fibre le quali costituiscono l'elemento resistente.

### 1.1 Sviluppo storico e affermazione dei compositi rinforzati con fibre in campo aeronautico

#### 1.1.1 Primi impieghi

La prima applicazione nota e documentata dei materiali compositi in campo aeronautico risale al 1937, anno in cui *Douglas Aircraft Company* impiegò fibre di vetro in resina fenolica nella realizzazione di stampi per parti prototipali. Fino a quel momento gli stampi per prototipi erano realizzati in materiale metallico; ogni piccolo cambiamento al progetto strutturale del componente richiedeva la realizzazione di un nuovo stampo, con conseguente dispendio di risorse economiche e temporali. In un primo momento *Douglas* cercò di risolvere il problema ricorrendo a stampi realizzati per fusione in materiale plastico, che si mostrarono del tutto inefficaci a sopportare i carichi in gioco nel processo di stampaggio. La soluzione arrivò successivamente grazie ad una collaborazione con *Owens Corning Fiberglass* e vide l'impiego di fibra di vetro in resina fenolica, la quale si dimostrò molto più *cost effective* di quanto fosse la controparte metallica.

Questo materiale assunse rapidamente un ruolo predominante nella realizzazione di scali di montaggio e attrezzature per la costruzione di manufatti di impiego aeronautico, grazie alle capacità alto resistenziali, leggerezza e facilità di formatura che contraddistinguono i materiali compositi [2].

### 1.1.2 Seconda guerra mondiale e corsa allo spazio

Lo sviluppo dei materiali compositi fu accelerato dallo scoppio della seconda guerra mondiale. Si assisté non solo ad un aumento del numero di velivoli progettati e realizzati, ma anche all'affermazione di compositi di fibra di vetro in resina epossidica (inventata nel 1938) per la realizzazione di strutture secondarie, come superfici di controllo, allestimenti interni, etc. Si iniziarono a studiare in quegli anni anche possibili applicazioni a strutture primarie. A titolo di esempio, si può ricordare che per lo *Spitfire* fu costruita una fusoliera in *Gordon Aerolite*, [3], vedi fig. 1.1. Il progetto fu poi abbandonato a favore della soluzione metallica, facilmente industrializzabile in tempi brevi.

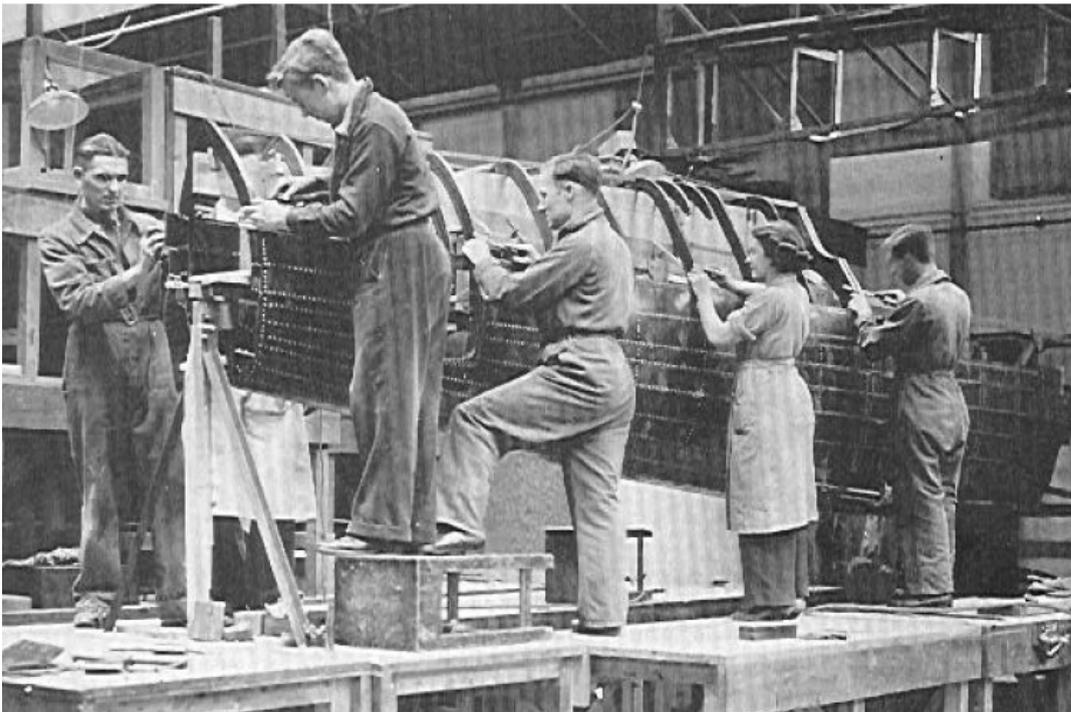


Figura 1.1: La fusoliera dello *Spitfire* progettata e realizzata in *Gordon Aerolite* dall'azienda *Aero Research Ltd* a Duxford nel 1940. Tale materiale è costituito da fibre di lino non attorcigliate immerse in resina fenolica e fu sviluppato da Norman DE BRUYNE e Malcolm GORDON, [4]

Durante questo periodo di forte sviluppo guidato dall'industria bellica, si svilupparono le prime strutture sandwich, i primi compositi resistenti ad alte tempera-

ture ed iniziarono ad essere commercializzati i *pre-preg*<sup>1</sup>. Comparvero anche altre tecnologie innovative di manifattura: lo *spray-up*<sup>2</sup> e il *filament winding*<sup>3</sup>.

Queste innovazioni furono continuamente migliorate durante la “corsa allo spazio” che iniziò negli anni immediatamente successivi alla fine della guerra. Il *filament winding* fu la tecnologia alla base della produzione di motori per razzi di grandi dimensioni.

Negli anni '60 furono messe a punto fibre di carbonio in Regno Unito (*Cortalds Limited* fu la prima azienda a commercializzare tali fibre) e fibre di boro negli Stati Uniti. Con queste fibre è stato possibile costruire strutture che fossero molto rigide, oltre che leggere e resistenti. Diversi velivoli militari americani, F-111, F-4, F-14, F-15 hanno parti strutturali in fibra di boro/resina epossidica.

### 1.1.3 Sviluppi recenti e applicazioni al settore civile

A partire dal 1975 anche negli Stati Uniti si imposero i compositi in fibra di carbonio/resina epossidica, Gr/Ep, principalmente a causa dell'elevato costo delle fibre di boro. Dagli anni '80 si è assistito ad un sempre maggiore impiego di compositi a matrice polimerica in strutture aeronautiche. Si pensi che nell'F-16 il 3% del peso della struttura è costituito da Gr/Ep; nell'F/A-18 tale percentuale sale al 9%, mentre nell'AV-8B (Harrier) arriva fino al 26% (vedi fig. 1.2). Nonostante il notevole risparmio in peso e gli altri vantaggi connessi all'utilizzo dei materiali compositi, il loro tasso di crescita non è stato così elevato come previsto in quegli anni. Ciò è dovuto principalmente agli alti costi dei componenti in composito se confrontati con quelli delle controparti in metallo. Altri fattori includono l'elevato costo di certificazione di nuovi componenti, la loro bassa resistenza al danno da impatto e limitazioni nel campo di temperature di utilizzo. La crescita nell'impiego di compositi in strutture aeronautiche negli anni è mostrata in fig. 1.3.

Nel settore civile, l'adozione di materiali compositi è avvenuta in tempi successivi, poiché il settore militare è in genere più disponibile a sopportare i costi di sviluppo di nuovi materiali e ad accettare i rischi connessi con la loro utilizzazione, [6]. L'interesse per tali materiali è in continua crescita: i progetti dei velivoli più avanzati dei due principali costruttori (*Boeing 787* e *Airbus A350*) fanno uso inten-

---

<sup>1</sup> I preimpregnati o *pre-preg* sono materiali compositi in cui le fibre, sotto forma di tessuto o nastro unidirezionale, vengono impregnate con la resina. Il materiale così trattato viene riscaldato in modo da ottenere una parziale polimerizzazione della resina.

<sup>2</sup> Lo *spray-up* è un processo di fabbricazione dei compositi in stampo aperto; consiste nello spruzzare le fibre e la resina su di uno stampo riutilizzabile.

<sup>3</sup> Il *filament winding* è un processo per la produzione di compositi avanzati; consiste nell'arrotolare delle fibre continue, combinate con il sistema di resina, su un mandrino ruotante, che viene rimosso dopo il ciclo di polimerizzazione del materiale.

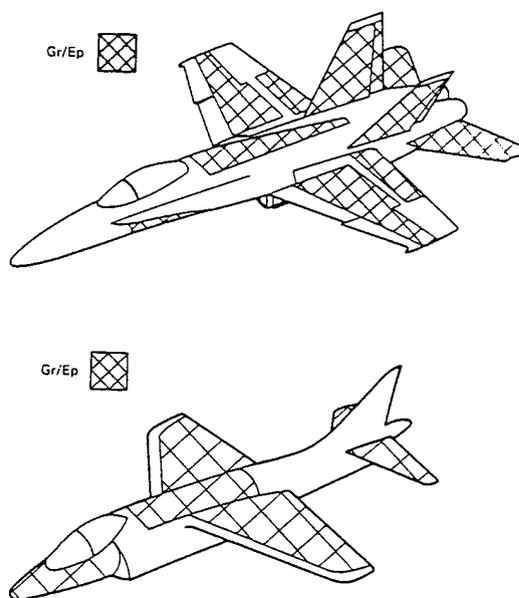


Figura 1.2: Impiego di compositi Gr/Ep sul F/A-18 (sopra) e sull'Harrier (sotto), [5]

sivo di questi materiali, tanto che più del 50% della struttura è realizzata in fibra di carbonio.

Lo sviluppo di nuove resine ha contribuito all'espansione del mercato dei compositi, specialmente in applicazioni ad alta temperature e laddove fosse necessaria una elevata resistenza a corrosione.

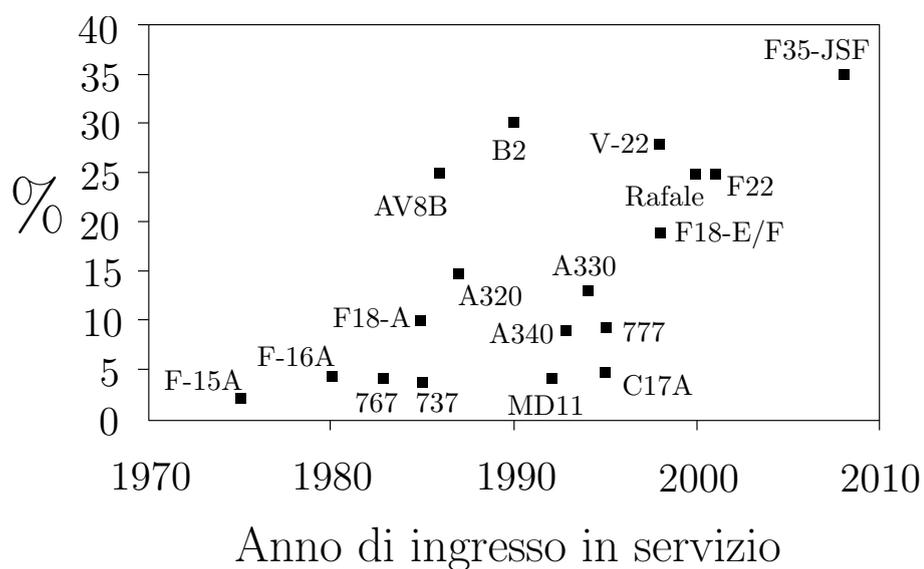


Figura 1.3: Crescita dell'impiego di compositi avanzati in strutture aeronautiche in percentuale del peso strutturale, [7]

## 1.2 Caratteristiche dei compositi

Le fibre più comunemente impiegate nei compositi avanzati sono le fibre di carbonio, grafite, Kevlar, vetro e boro. Una caratteristica generale sostanzialmente valida per tutti i tipi di fibre è la seguente: tanto maggiore è il modulo elastico della fibra, tanto minore è la sua resistenza a trazione. Le fibre di carbonio sono quelle più versatili e di maggiore impiego in campo aeronautico e spaziale; sono prodotte per pirolisi di un precursore organico come il *rayon*, il PAN (poliacrilonitrile) o la pece. Le fibre sono disponibili commercialmente sotto forma di nastri preimpregnati unidirezionali o tessuti. L'ampia varietà di prodotti a disposizione consente di adattare il materiale e le sue configurazioni quasi ad ogni possibile applicazione.

Le matrici per compositi avanzati sono altrettanto varie: si utilizzano materiali polimerici (termoindurenti e termoplastici), metallici e anche ceramici. Attualmente la resina epossidica rappresenta la matrice termoindurente di maggiore impiego nelle strutture aerospaziali. In tutti i materiali termoindurenti, la matrice viene polimerizzata in una struttura densa ed a basso contenuto di vuoti per effetto dell'esposizione a valori fissati di temperatura e pressione, per un determinato tempo.

Un elemento importante nella determinazione del comportamento di un dato composito è la composizione della matrice che tiene insieme le fibre. La formulazione scelta per la matrice determina il ciclo di cura e influisce su molte proprietà; tra queste: resistenza a taglio, a compressione e a creep, resistenza termica, sensibilità all'umidità e a raggi ultravioletti, caratteristiche queste che si ripercuotono sulla stabilità strutturale del materiale ottenuto.

Le proprietà meccaniche di un materiale composito sono proporzionali al quantitativo di fibre orientate nella direzione considerata. Caratteristiche resistenziali e di rigidità ridotte possono derivare dalla resistenza a taglio della matrice. Difatti, sia la resistenza sia il modulo elastico di un composito a livello di lamina si riducono in maniera considerevole quando la direzione di applicazione del carico devia dall'asse longitudinale di allineamento delle fibre. Quindi, a causa delle scarse proprietà in direzione normale a quella delle fibre, i laminati compositi necessitano di essere rafforzati o irrigiditi; ciò viene realizzato impilando più lamine (nastri unidirezionali o tessuti) con orientamenti differenti.

Le lamine vengono dunque sovrapposte secondo una sequenza, a formare un laminato. L'impilamento definisce le proprietà meccaniche del laminato e la particolare sequenza è funzione dell'applicazione a cui è destinato il composito; ad esempio, se il requisito di progetto è quello di fornire resistenza o rigidità in direzione assiale, una elevata percentuale di materiale dovrà essere orientata secondo questa direzione. È buona norma inserire un quantitativo nominale di lamine di rinforzo anche

in direzione trasversale per tener conto di eventuali disallineamenti nell'applicazione del carico.

I compositi avanzati ad elevate prestazioni sono spesso impiegati in applicazioni in cui il requisito fondamentale è rappresentato dalla rigidità. Di conseguenza, nello sviluppo di nuovi materiali, la tendenza è quella di massimizzare il modulo elastico longitudinale mantenendo al contempo livelli accettabili di resistenza statica, resistenza all'impatto, deformazione a rottura e *fracture toughness*. Le proprietà a trazione sono dominate dalle fibre; per questo motivo, la scelta del tipo di fibra è imposto dalla particolare applicazione.

Le proprietà a compressione nei laminati unidirezionali dipendono sia dalle fibre che dalla matrice. Mentre il modulo elastico a compressione è dovuto alla fibra, la resistenza a compressione è dettata prevalentemente dal modulo a taglio della matrice. Ma per un materiale omogeneo isotropo il modulo a taglio è legato anche al modulo di Young<sup>4</sup>. Perciò, impiegare una matrice di resistenza relativamente elevata minimizzerà il problema della rottura intralaminare in un composito soggetto ad un impatto e, inoltre, assicurerà livelli accettabili delle caratteristiche in direzione trasversale. La *fracture toughness* della matrice è una proprietà molto importante per rallentare la propagazione di fessure e difetti, soprattutto in prossimità delle interfacce tra le lamine.

Il mantenimento della resistenza a compressione dopo un impatto è una delle proprietà di maggior rilevanza nei compositi ad alte prestazioni. A questo proposito si deve sottolineare che, nonostante sia auspicabile prevenire la comparsa di danni, il contenimento e la capacità di lavorare in presenza di danneggiamenti rivestono un'importanza cruciale nelle strutture di impiego aeronautico e spaziale. Quindi, per impedire che fessure generate da urti portino a ingenti delaminazioni, è necessario che il composito in esame possieda sufficiente *fracture toughness* interlaminare.

Si va adesso ad analizzare in dettaglio quali siano le funzioni e le caratteristiche delle fibre di rinforzo e delle matrici.

### 1.2.1 Fibre di rinforzo

Le fibre di rinforzo, generalmente di sezione circolare, svolgono il compito fondamentale di portare il carico e conferiscono al materiale composito buone proprietà meccaniche.

La resistenza di un materiale fragile è dominata dalla eventuale presenza di difetti; la probabilità di trovare un difetto di dimensioni assegnate dipende dal volume

---

<sup>4</sup> Dato un materiale omogeneo isotropo, indicando con  $E$  il modulo elastico longitudinale, con  $G$  il modulo elastico tangenziale e con  $\nu$  il rapporto di Poisson, vale la seguente:  $G = \frac{E}{2(1+\nu)}$ .

di materiale esaminato, per cui una singola fibra, che ha un volume molto piccolo, appare molto più resistente rispetto alle caratteristiche nominali del materiale di cui è composta. In generale, tanto minore è il diametro della fibra quanto maggiore è la sua resistenza.

Per materiali cristallini la resistenza e il modulo elastico sono influenzati dall'orientamento dei cristalli nella fibra; ad esempio nelle fibre di carbonio i cristalli di grafite sono orientati nel senso della fibra e questo produce una maggior resistenza.

Anche la densità del materiale di cui sono composte le fibre è un parametro molto importante, se il risultato finale deve essere un composito di basso peso ed elevata resistenza. Fibre leggere si ottengono generalmente da elementi con basso numero atomico, come carbonio, azoto, ossigeno, berillio, boro e silicio; fra queste le fibre di vetro (formate principalmente da silicio e ossigeno), sono già considerate pesanti.

I valori di resistenza e modulo elastico delle fibre sono molto elevati; gli stessi valori relativi ai materiali compositi sono molto più bassi essendo presente la matrice e non potendo disporre tutte le fibre nella stessa direzione. I vantaggi che si possono ottenere rispetto ai materiali convenzionali sono comunque sempre considerevoli.

### 1.2.2 Matrici

La matrice ha il compito fondamentale di dare forma e consistenza al manufatto. Possiede inoltre le seguenti funzioni addizionali:

1. trasferisce il carico in maniera omogenea tra le fibre;
2. protegge le fibre dall'ambiente esterno, impedendo il contatto con umidità, agenti corrosivi e ossidanti, che possono portare all'infragilimento e alla rottura prematura del componente;
3. mantiene le fibre di rinforzo nel giusto orientamento e impedisce il loro contatto reciproco;
4. fornisce resistenza alla propagazione di fessure e al danno da impatto.

## 1.3 Confronto tra compositi e metalli

In passato, per un certo periodo di tempo sembrò che i compositi dovessero rimpiazzare le leghe di alluminio come materiali di scelta per il progetto di nuovi velivoli. Ciò spinse i produttori di materiali metallici a migliorare i loro prodotti e a svilupparne di nuovi: è in questo periodo che furono ad esempio create, tra le altre, le

leghe alluminio-litio<sup>5</sup>. Uno dei principali sforzi dei promotori delle leghe di alluminio fu quello di diminuire i pesi ed i costi rispetto agli stessi manufatti in composito e questo fu reso possibile grazie all'impiego dei macchinari, normalmente impiegati con le leghe di Al tradizionali, alle leghe alluminio-litio.

Le dimostrazioni del risparmio di peso del 25 – 35% ottenibile con i compositi e della riduzione del numero di parti necessarie per una data applicazione continuarono tuttavia ad attirare grande attenzione sui materiali compositi. Agli inizi degli anni '70 si presentarono una serie di ostacoli che ne ritardarono l'impiego nel settore dell'aviazione commerciale.

- Il primo problema era l'insicurezza generale sul modo di operare di questi materiali e sulle loro capacità di soddisfare i requisiti imposti dalle normative.
- Vi erano gli elevati costi di ricerca e sviluppo, mirati alla realizzazione di prototipi da poter sottoporre a prove di volo. A questi si aggiungevano, e sono tuttora presenti, gli alti costi di acquisizione dei costituenti rispetto all'alluminio, la necessità di tecniche di lavorazione eseguite da personale altamente qualificato e i considerevoli capitali investiti nell'acquisto di attrezzature per la produzione.
- Non vi era a disposizione alcun database contenente dati sulle capacità di resistenza a fatica e sui requisiti di manutenzione dei materiali compositi.

Lo sviluppo delle tecnologie richieste per l'impiego industriale dei compositi divenne l'obiettivo del programma congiunto *USAF-NASA* conosciuto come *Long Range Planning Study for Composites (RECAST)* e che ebbe inizio nel 1972. Il successo ottenuto con questi studi portò la *NASA* ad includerlo nel programma *Aircraft Energy Efficiency (ACEE)* e fu rinominato *Composite Primary Aircraft Structures (CPAS)*.

L'obiettivo dichiarato del programma *CPAS* era quello di sviluppare le tecnologie e di dare confidenza ai costruttori dei velivoli dell'aviazione commerciale in modo da poter impiegare i compositi nei velivoli di nuova progettazione. Le prime includevano lo sviluppo di nuove filosofie di progetto e l'instaurazione di processi produttivi convenienti dal punto di vista economico. La confidenza nell'impiego di questi materiali si sarebbe raggiunta tramite prove sulla *durability* dei compositi e la certificazione della *FAA*, [8].

Il programma della *NASA* ebbe successo nell'introduzione dei compositi in strutture primarie e secondarie dei velivoli da trasporto commerciale. Come risultato, i

---

<sup>5</sup> La prima lega alluminio-litio, la 2020, fu sviluppata negli anni '50 per il *RA-5C Vigilante*, un bombardiere supersonico da porta-aerei della marina militare statunitense.

produttori di velivoli civili si sentirono rassicurati nell'impiego di questi materiali e investirono nello sviluppo di tecniche costruttive più efficienti; l'incremento nella domanda portò quindi ad un abbassamento dei costi dei materiali compositi.

### 1.3.1 Vantaggi e svantaggi dei compositi sui metalli

I materiali compositi hanno un comportamento meccanico fortemente direzionale, dovuto alla loro stessa natura, vedi fig. 1.4; questa è la principale differenza tra compositi e metalli, dal punto di vista della progettazione e dell'analisi strutturale.

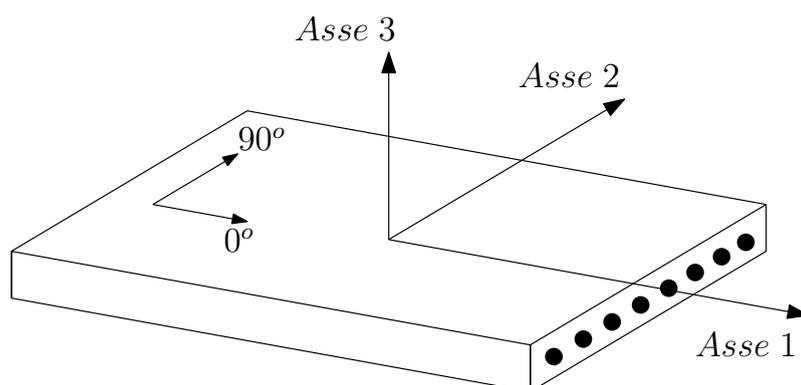


Figura 1.4: Rappresentazione schematica di una lamina unidirezionale: asse 1, direzione longitudinale; asse 2, direzione trasversale nel piano della lamina; asse 3, direzione trasversale fuori dal piano della lamina

I metalli sono per loro natura omogenei ed isotropi, possiedono cioè le medesime proprietà meccaniche in ogni punto e in tutte le direzioni; il loro comportamento in seguito all'applicazione di un carico è determinato una volta che siano note due sole costanti elastiche. D'altra parte, una lamina unidirezionale o un laminato simmetrico e bilanciato è assimilabile ad un materiale ortotropo, dotato cioè di tre piani di simmetria elastica mutuamente ortogonali. In alcune applicazioni, la sequenza di impilamento è tale che il laminato non è neppure ortotropo, bensì anisotropo. Per definire il comportamento di un materiale ortotropo e di uno anisotropo è necessaria la conoscenza, rispettivamente, di 9 e 21 costanti elastiche.

Di seguito si riportano i vantaggi e gli svantaggi dell'impiego dei materiali compositi rispetto ai materiali metallici.

#### Vantaggi

- I materiali compositi presentano proprietà strutturali molto elevate con indici di bontà (resistenza specifica, rigidità specifica, etc) molto superiori a quelli dei materiali metallici convenzionali. Queste caratteristiche permettono la

realizzazione di componenti con un risparmio in peso fino al 30%. Le strutture aeronautiche e spaziali sono estremamente sensibili al peso, peculiarità questa che emerge dalla tabella 1.1, in cui si riporta il risparmio economico corrispondente alla riduzione di ogni libbra di peso di una struttura.

|                                       |             |
|---------------------------------------|-------------|
| Velivolo civile di piccole dimensioni | 50 \$/lb    |
| Elicotteri                            | 300 \$/lb   |
| Caccia di ultima generazione          | 400 \$/lb   |
| Velivoli da trasporto commerciale     | 800 \$/lb   |
| Velivoli da trasporto supersonico     | 3000 \$/lb  |
| Satelliti di orbita bassa             | 6000 \$/lb  |
| Satelliti geostazionari               | 20000 \$/lb |
| <i>Space Shuttle</i>                  | 30000 \$/lb |

Tabella 1.1: Valore economico corrispondente alla riduzione di ogni libbra di peso della struttura (espresso in 1990 USD), [6]

- Offrono la possibilità di mettere il materiale nella direzione più confacente ai carichi applicati, evitando così che parte del materiale vada a rinforzare una direzione non sollecitata. Si va così a sfruttare maggiormente il materiale.
- Permettono di introdurre metodi di lavorazione automatica nel campo delle costruzioni aeronautiche, con conseguente riduzione dei costi di produzione connessi alla manifattura.
- Assicurano una forte integrazione strutturale che è latrice di due effetti positivi: riduzione del numero di componenti strutturali ed eliminazione di una parte o di tutti i rivetti. La chiodatura classica è un'operazione manuale, che risulta molto onerosa in termini di ore di lavoro e mal si presta ai processi automatici. L'installazione di rivetti crea una serie di effetti indotti, quali la fatica e la corrosione dei chiodi.
- Hanno una elevata resistenza a fatica e possono facilmente essere resi insensibili agli ambienti ossidanti.
- I materiali metallici sono giunti alla loro maturità metallurgica; ogni piccolo miglioramento di una proprietà è pagato con un forte aumento nel costo di realizzazione. Le possibilità di miglioramento delle prestazioni e dei processi

di fabbricazione dei compositi rappresentano un territorio ancora da esplorare e con possibili notevoli margini di miglioramento.

### Svantaggi

- Il costo dei materiali costituenti un composito è molto più elevato del costo dei materiali metallici convenzionali.
- I costi di progettazione di manufatti in composito sono più elevati di quelli della controparte in metallo; ciò è dovuto alle analisi strutturali maggiormente complicate e alle onerose campagne di prove necessarie per la caratterizzazione del materiale e l'ottenimento della certificazione del componente.
- La realizzazione delle infrastrutture prototipali e produttive richiede un investimento di capitale iniziale molto elevato.
- Il controllo qualità è molto costoso e presenta difficoltà nella corretta individuazione di eventuali difettologie presenti negli incollaggi.
- Hanno scarsa capacità di assorbimento di energia e sono molto sensibili al danneggiamento da impatto ed alla delaminazione. Il danno da impatto e la rottura per delaminazione devono essere studiati molto attentamente per applicazioni in strutture aeronautiche che devono risultare *damage tolerant*.
- Causano problemi di corrosione galvanica dovuti all'accoppiamento con metalli in presenza di umidità. Questo fenomeno può essere risolto isolando le zone di contatto tramite l'applicazione di rivestimenti protettivi su entrambi i materiali.
- Si assiste ad una rapida degradazione delle proprietà meccaniche dei compositi in presenza di umidità. L'umidità diffonde nella matrice e determina una diminuzione della temperatura di transizione vetrosa<sup>6</sup> e si assiste ad una forte riduzione delle proprietà del composito dominate dalla matrice.

## 1.4 Progettazione di componenti in composito

Le tecniche di progettazione per strutture in composito sono ben affermate e affondano le loro radici in più di 40 anni di esperienza e di sviluppo di strumenti di analisi. In generale, questi approcci hanno portato alla realizzazione di progetti affidabili ed

---

<sup>6</sup> La temperatura di transizione vetrosa  $T_g$  rappresenta il valore della temperatura al di sopra del quale una resina passa dallo stato cristallino alla stato *gommoso*.

efficaci. Nell'approccio *Building Block*, che verrà illustrato nel seguito, i progettisti hanno tratto beneficio dalla diffusione di computer sempre più potenti e dall'analisi agli elementi finiti. Lo sviluppo di più sofisticati modelli predittivi e di strategie di progetto che tengano conto delle modalità di rottura e di requisiti quali il *damage tolerance* costituisce la chiave per incrementare l'efficienza della progettazione di componenti in composito, [9].

L'eterogeneità e l'anisotropia dei compositi giocano, nel bene e nel male, un ruolo importante nel processo di progettazione. La risposta di strutture in composito è determinata dai meccanismi e dalle caratteristiche geometriche che sussistono a diversi livelli di scala e che contribuiscono al comportamento complessivo della struttura. Questi livelli di scala includono:

- diametro della fibra,
- spessore della lamina,
- spessore del laminato,
- lunghezza dei dettagli strutturali (cioè giunti, variazioni di spessore, intagli),
- dimensioni complessive del componente (ved fig. 1.5).

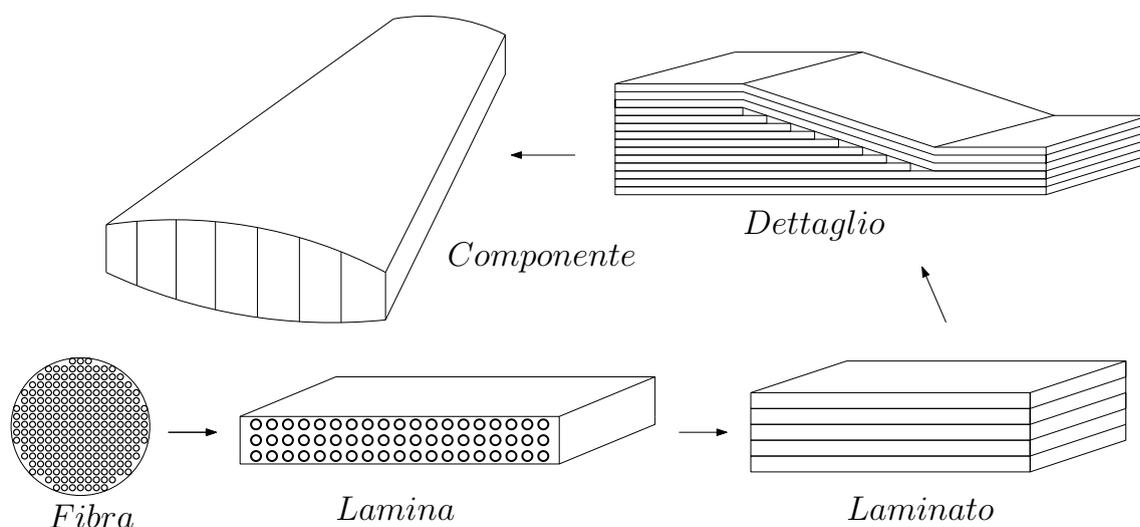


Figura 1.5: Livelli di scala presenti in un manufatto in composito

La capacità di progettare simultaneamente a diversi livelli di scala attraverso la scelta dei materiali costituenti, la disposizione delle fibre e la sequenza di impilamento del laminato offre la possibilità di ottenere soluzioni progettuali altamente ottimizzate.

Questo porta ad un processo progettuale che può rivelarsi complesso e potenzialmente molto costoso. Il progetto di una struttura in composito che risulti efficiente ed economicamente accessibile richiede la profonda comprensione delle problematiche in gioco e il tenere in considerazione ogni applicabile semplificazione. Inoltre, grande attenzione deve essere prestata al progetto per la producibilità, a causa della presenza di un'ampia scelta di tecniche di manifattura e della forte dipendenza delle proprietà meccaniche dal processo tecnologico impiegato.

### 1.4.1 Approccio generale

Il progetto di una struttura aeronautica in composito procede generalmente attraverso una o più fasi a partire dal progetto concettuale fino al progetto di dettaglio. Le modalità adottate in questo percorso dipendono fortemente dal livello di complessità della struttura e delle tecniche manifatturiere da impiegare.

In campo aerospaziale, l'approccio maggiormente affermato è costituito da un processo a stadi noto come *Building Block*. Questa metodologia, schematicamente illustrata in fig. 1.6, combina analisi, test e fabbricazione a ben definiti livelli di progetto. Ad ogni passo, le tecniche di analisi vengono impiegate per la definizione

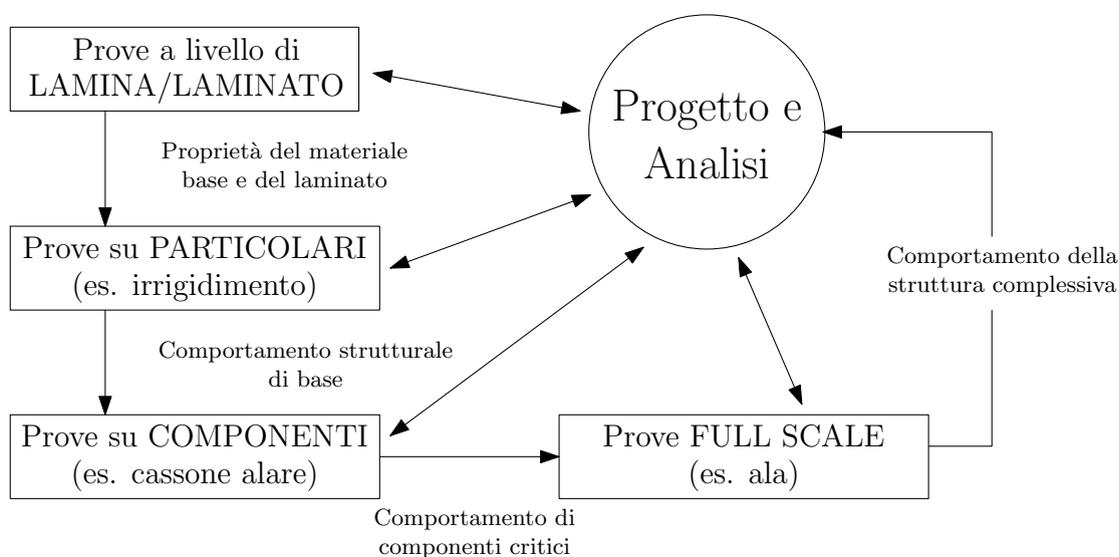


Figura 1.6: Diagramma a blocchi: approccio *Building Block* per il progetto/certificazione di strutture in materiale composito

dello stato di tensione e deformazione dell'elemento in esame, mentre gli ammissibili di progetto del materiale impiegato vengono determinati attraverso una campagna di prove sperimentali. Gli ammissibili ottenuti ad ogni passo vengono ridotti tramite opportuni fattori di sicurezza e diventano parametri di progetto per il livello successivo, permettendo la progettazione a livelli di complessità maggiore. L'entità dei

coefficienti di sicurezza si basa sull'esperienza accumulata nel tempo dal costruttore. È importante evidenziare che affinché l'approccio *Building Block* risulti efficace è necessario che i meccanismi di rottura e di deformazione si mantengano inalterati nel passaggio da un livello di scala al successivo.

L'efficacia del processo di progettazione è cresciuta nel tempo. Sfruttando strumenti informatici e computazionali sempre più potenti, i progettisti hanno oggi la possibilità di esaminare simultaneamente una grande varietà di materiali distinti e di configurazioni geometriche; in questa maniera è possibile identificare la soluzione ottima dal punto di vista economico.

### 1.4.2 Scelta del materiale

La scelta del materiale avviene generalmente durante la fase di progetto preliminare. Si tratta di una decisione chiave in quanto influisce sia sulla configurazione strutturale complessiva sia sulla tecnica di produzione impiegata; fattori questi da cui dipende fortemente il costo del componente.

Vale la pena osservare che la selezione di un composito rispetto ad un altro è basata sulla stima delle sue proprietà meccaniche direzionali, mentre il progetto di dettaglio successivo necessita di considerazioni sull'architettura data al materiale (ossia, pannello laminato, struttura sandwich, etc). Appare evidente che la stima della proprietà ottenibili per un laminato debba essere la più accurata possibile.

### 1.4.3 Analisi dei laminati

L'analisi degli elementi strutturali realizzati in laminato di materiale composito necessita di diversi elementi. Come mostrato in fig. 1.7, tale analisi richiede la conoscenza della teoria dell'elasticità di materiali anisotropi e delle teorie strutturali sui laminati (ossia, la cinematica di deformazione); a queste si devono aggiungere la padronanza di metodi analitici e computazionali per la soluzione delle equazioni che governano tali fenomeni e la disponibilità di teorie di rottura per prevedere le modalità di frattura e determinare i carichi in corrispondenza dei quali si manifesta il collasso. Questi elementi sono disponibili al progettista sotto forma di pacchetti *software* commerciali e di routine implementate in codici agli elementi finiti. Gli strumenti analitici sopraddetti permettono un'accurata previsione delle risposta elastica di strutture composite così come la determinazione della distribuzione di tensione lamina per lamina. Nella loro applicazione ai casi pratici, si deve assicurare che le ipotesi alla base del modello siano adeguate alla configurazione strutturale in esa-

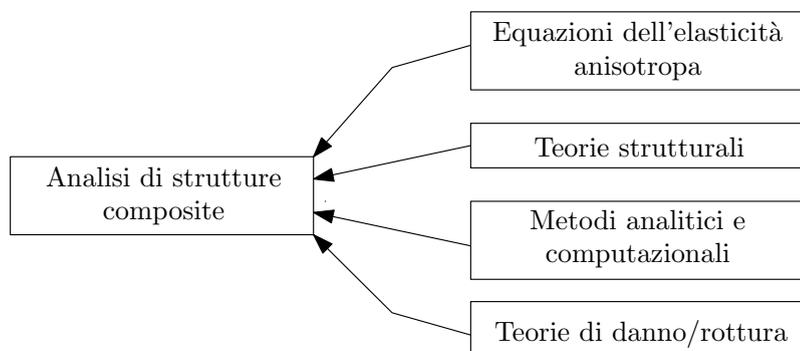


Figura 1.7: Blocchi di base per l'analisi di elementi strutturali realizzati in materiale composito, [10]

me. Per esempio, in alcuni casi è necessario sviluppare un modello tridimensionale mentre in altri è sufficiente impiegarne uno bidimensionale.

#### 1.4.4 Requisiti di progetto

Il progetto di una struttura di impiego aeronautico deve tenere in considerazione i 3 modi principali di rottura:

- Rottura sotto carico statico,
- Rottura dovuta a rigidità insufficiente (*buckling* o deformazioni superiori a quelle consentite),
- Rottura in presenza di fessure e delaminazione.

Un componente aeronautico deve soddisfare a tutti i requisiti sopra citati, che, vista la loro importanza, vengono ora esaminati separatamente.

##### Progetto di robustezza

La probabilità che una struttura integra collassi sotto l'applicazione di un carico statico è estremamente bassa. Questo è possibile grazie alle recenti migliorie apportate alle tecniche di analisi dei compositi, all'impiego del fattore di sicurezza pari a 1.5, alla verifica del componente e alla prove *full-scale*.

##### Progetto di rigidità

Si deve considerare un certo numero di problemi nella progettazione di compositi per applicazioni in cui la rigidità costituisca il parametro dimensionante. L'anisotropia caratteristica dei materiali compositi permette di poter adattare la rigidità strutturale ai requisiti imposti dal progetto.

La sequenza di impilamento può conferire ai laminati due proprietà:

**Laminato simmetrico**, un laminato in cui ogni lamina con un certo angolo ne ha una corrispondente rispetto al piano di simmetria

**Laminato bilanciato**, un laminato in cui per ogni lamina ad un angolo  $+\theta$ , ne esiste una orientata ad un angolo  $-\theta$ .

Nei laminati non simmetrici o non bilanciati, si assiste all'accoppiamento tra i modi di deformazione (ad esempio accoppiamenti flessione-torsione o trazione-taglio, vedi fig. 1.8(a)); ciò apre la strada a nuove soluzioni progettuali. Purtroppo, in questi laminati l'anisotropia nelle proprietà di dilatazione termica può portare ad indesiderate distorsioni termiche, vedi fig. 1.8(b). Di conseguenza, nella pratica ingegneristica si impiegano quasi unicamente laminati simmetrici e bilanciati; inoltre, per semplificare il processo di progettazione si utilizzano solo alcune orientazioni delle lamine, cioè quelle orientate a  $0^\circ$ , a  $\pm 45^\circ$  e a  $90^\circ$ . L'impiego di lamine arbitrariamente orientate è permesso solo quando il loro uso risulti cruciale per la riduzione del peso della struttura; tuttavia, il numero di lamine con orientazioni non standard deve essere mantenuto il più basso possibile.

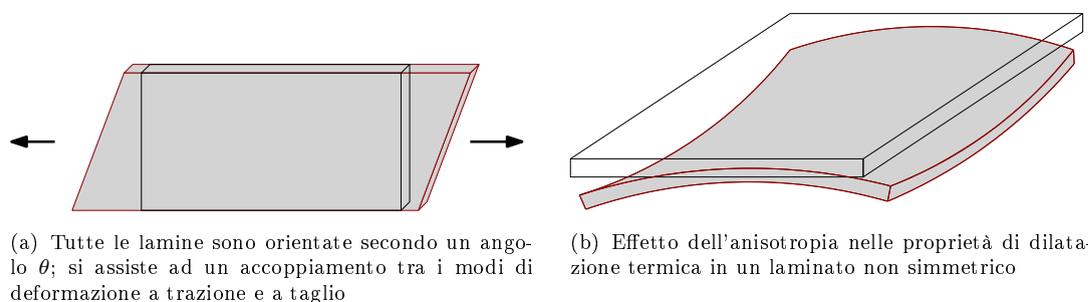


Figura 1.8: Effetto della sequenza di impilamento sulla deformazione del laminato

Imporre un limite alle orientazioni delle lamine permette l'impiego di metodi grafici per la progettazione e l'ottimizzazione della sequenza di impacchettamento più adeguata al componente in esame. Tra questi metodi si ricordano il *Carpet Plots Method* e l'*Angle Minus Longitudinal (AML) Plots Method*, [6].

### Progetto a *damage tolerance* e *durability*

Le capacità di progetto dei compositi a *damage tolerance* sono meno sviluppate e sono tuttora oggetto di ricerca e analisi. Numerose teorie sul collasso di materiali compositi a matrice polimerica sono state proposte, ma le previsioni risultanti mettono in luce l'inadeguatezza e la scarsa flessibilità di questi criteri ad adattarsi ai casi

di interesse pratico. Addirittura le previsioni effettuate con teorie distinte possono manifestare differenze fino al 570%, [11]; in ogni caso, si tratta di modelli sviluppati alla fine degli anni '90 e che sono stati successivamente raffinati. Per questi motivi, le previsioni vengono generalmente corrette sulla base di dati ricavati da prove sperimentali e si impiegano coefficienti di sicurezza di entità elevata.

Le problematiche chiave in questo tipo di progetto sono: la delaminazione, la presenza di bordi liberi e di gradienti di tensione, la minor capacità di sopportazione del carico di compressione rispetto a quello di trazione, gli effetti dell'applicazione di carichi fuori dal piano del laminato e l'importanza dei dettagli strutturali. In aggiunta, i compositi sono molto sensibili al danno da impatto e le loro capacità di *damage tolerance* dipendono dalla duttilità della matrice, dal legame fibra-matrice e dal *crack bridging*<sup>7</sup>. Tutti questi problemi dipendono dalla struttura eterogenea dei compositi e dalla risultante anisotropia delle proprietà elastiche.

Gli approcci progettuali per ridurre la sensibilità delle strutture in composito ai fenomeni sopradetti comprendono:

- minimizzare il numero di lamine adiacenti con la medesima orientazione per evitare la delaminazione;
- impiegare lamine di transizione per ridurre le tensioni di bordo libero;
- utilizzare, se possibile, fibre di rinforzo nella direzione dello spessore nelle zone suscettibili a carichi fuori dal piano del laminato.

In conclusione, non esiste alcun approccio analitico in grado di predire con sufficiente accuratezza il comportamento a rottura di un composito; il progetto non si può basare solamente su analisi teoriche/computazionali, ma deve far riferimento anche ai dati ottenuti con prove sperimentali. Questa è un forte limitazione dell'efficacia del processo complessivo di progettazione.

Inoltre, esistono altre problematiche nel progetto dei compositi che non sono riconducibili a trattazioni analitiche. Queste includono gli effetti dei carichi ciclici, l'assorbimento di umidità, gli effetti della temperatura e quelli ambientali. L'approccio utilizzato è dato dalla combinazione di prove sperimentali con conoscenze acquisite in attività precedenti. Per risolvere questi problemi aggiuntivi, si sono sviluppate matrici resistenti all'umidità e con un intervallo di temperature di impiego più ampio.

---

<sup>7</sup> Il *crack bridging* rappresenta un possibile meccanismo di redistribuzione dei carichi nei compositi in presenza di una fessura; consiste nel trasferimento del carico dalle fibre interrotte a quelle integre poste in vicinanza dell'apice della cricca.

### 1.4.5 Progetto per produzione a basso costo

La produzione a basso costo inizia progettando i componenti in modo che possano essere prodotti con tecniche praticabili e disponibili. Nella costruzione delle strutture aeronautiche in composito, i costi devono essere controllati alla stregua di quanto viene fatto per il progetto delle loro controparti in metallo.

Materiali e processi di nuova concezione possono nascondere numerose insidie. Le tecniche produttive convenzionali dovrebbero essere sempre prese in considerazione prima di andare alla ricerca di nuove tecnologie; ad esempio la formatura dei metalli per deformazione superplastica può essere impiegata per la fabbricazione di laminati compositi a matrice termoplastica. I processi di fabbricazione devono garantire il raggiungimento di un livello qualitativo il più uniforme possibile e i risparmi previsti sulla manodopera devono essere effettivi.

Si è visto che i materiali compositi permettono la riduzione del numero di componenti di una struttura e che le tecniche di giunzione impiegate possono abbassare drasticamente i tempi e i costi di assemblaggio. Si è in grado di produrre forme complesse in modo da racchiudere in un solo elemento più particolari che, se costruiti in metallo, verrebbero realizzati separatamente e poi collegati tramite chiodatura. Si riduce così il numero di rivetti impiegati per l'assemblaggio, il quale contribuisce per circa il 50% ai costi ricorrenti di una struttura in alluminio. In aggiunta, i particolari in composito non ancora polimerizzato possono essere messi in forma, uniti e consolidati in un'unica operazione, ottenendo un ulteriore risparmio economico.

Studi condotti in *Concurrent Engineering* dimostrano che un'elevata percentuale del costo finale del prodotto viene determinata nelle prime fasi del ciclo di vita del prodotto stesso. Molte delle proprietà legate ad un manufatto in composito sono legate alla tecnica di manifattura; di conseguenza, i progettisti devono prestare molta attenzione alle tecnologie produttive e ai costi ad esse connessi.

Per quanto detto finora, si può intervenire nelle seguenti aree per ridurre i costi di produzione di strutture in composito:

- progetto del componente;
- scelta del materiale;
- impiego di tecnologie di manifattura economicamente efficienti;
- introduzione di sistemi automatici.

È essenziale definire immediatamente gli obiettivi da perseguire, le strategie per il loro conseguimento e le tempistiche operative. Nel corto periodo, i progettisti devono

mostrare che le elevate prestazioni conferite dai compositi giustificano il loro costo elevato. A lungo termine, si devono sviluppare nuove tecnologie produttive di pari passo con tecniche progettuali innovative. Solo operando in questa maniera, sarà possibile compiere reali progressi verso l'abbassamento dei prezzi e la realizzazione di componenti strutturali ultra-leggeri.

Nelle prime fasi del progetto, vengono prese decisioni che influenzano il 90 – 95% del *life cycle cost* del componente in esame. Il progetto concettuale<sup>8</sup> offre al progettista la massima libertà decisionale nel tracciare il percorso che verrà seguito. Il progettista necessita di conoscere quali siano i reali *cost driver* in quanto il progetto è gestito dagli ambiti di manifattura, ispezione e manutenzione; inoltre, deve sviluppare la capacità di interagire con le altre discipline coinvolte nel progetto ed essere incisivo nel coordinarle.

Si vanno ora ad approfondire le tematiche fondamentali, per meglio evidenziare la loro importanza in ogni fase progettuale.

### *Concurrent Engineering*

Con il termine *Concurrent Engineering* si intende un insieme organico di metodologie, tecniche e strumenti che consente un approccio alla progettazione integrata di un progetto e del relativo processo produttivo. Tale approccio permette di ridurre drasticamente i tempi di sviluppo ed i costi connessi e consente inoltre una maggiore flessibilità nella progettazione e nella produzione, oltre che una migliore qualità dei prodotti. Le discipline coinvolte in questa logica di progettazione sono illustrate nello schema di fig. 1.9.

La caratteristica fondamentale del *Concurrent Engineering* è il coinvolgimento di più funzioni aziendali nell'analisi del ciclo di vita del prodotto fin dall'inizio del progetto. L'integrazione di più funzioni, attraverso la creazione di gruppi multidisciplinari, consente l'anticipazione dei vincoli generati da dinamiche industriali. Inoltre, viene radicalmente modificata la struttura base del progetto: da uno sviluppo di tipo sequenziale si passa ad una struttura ciclica grazie alla partecipazione simultanea di tutte le discipline coinvolte.

Il *Concurrent Engineering* porta il progettista ad un livello di più elevata comprensione delle problematiche emerse da ogni funzione aziendale e gli permette di

---

<sup>8</sup> Il progetto concettuale si colloca nelle prime fasi del processo di progettazione. Le decisioni prese in questa fase hanno una significativa influenza su fattori come costi, prestazioni, affidabilità, sicurezza ed in generale sul successo commerciale di un prodotto. Durante questa fase si operano la maggior parte delle scelte strategiche, si prendono decisioni importanti che successivamente, solo con difficoltà, possono essere cambiate. Sebbene una grande quantità di informazioni siano manipolate in un tempo relativamente ristretto, il progetto concettuale è la parte della progettazione meno supportata da strumenti dedicati.

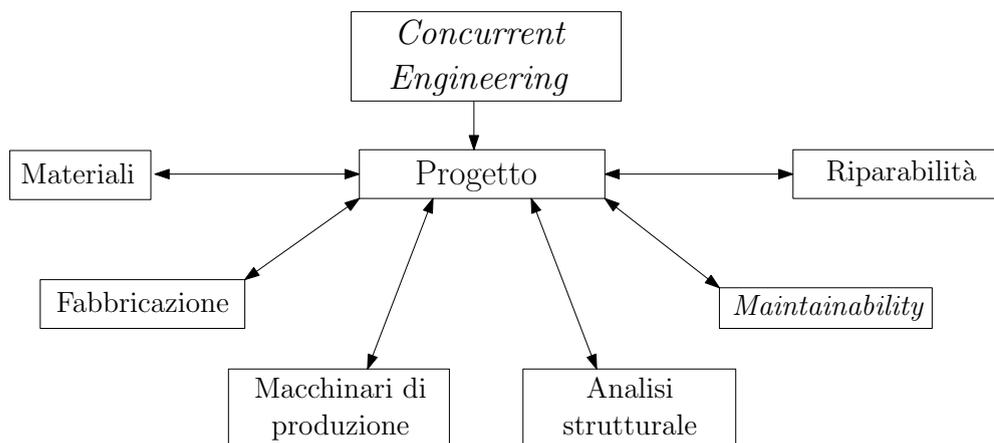


Figura 1.9: Discipline coinvolte nel *Concurrent Engineering*

affrontarle nella fase iniziale del progetto. Naturalmente, non è richiesto che il progettista prenda familiarità con tutte le discipline con cui si trova a lavorare, in quanto sarebbe un incarico impossibile. Tuttavia, ciò che si chiede è di inserire nel processo di progettazione tutte le discipline fin dall'inizio in modo da poter valutare le varie soluzioni man mano che si sviluppano.

In conclusione, i maggiori vantaggi derivanti da questo tipo di progettazione sono:

- maggior integrazione tra tutte le fasi del processo;
- ottimizzazione del prodotto finale in termini di tempo e costi;
- maggior produttività grazie all'integrazione tra progetto e produzione.

Mentre lo svantaggio principale è rappresentato dalla difficile applicabilità del *Concurrent Engineering* in realtà industriali di piccole dimensioni.

## Produzione

Progettare per la produzione significa progettare per la producibilità a livello industriale. Gli obiettivi del ciclo di sviluppo di un prodotto sono: ottenimento di elevata qualità, contenimento delle spese e riduzione dei tempi di produzione.

Gli ingegneri che si occupano della producibilità e della fabbricazione devono essere interpellati fin dalle prime fasi non solo per informare il progettista degli approcci produttivi che possano ottimizzare il progetto, ma anche perché individuino metodi migliori per la fabbricazione del componente. Anche il processo di assemblaggio ne trarrà giovamento: la dimensione dei dettagli da assemblare e la loro estensione influenzano direttamente il peso e il costo del prodotto. Se questo coinvolgimento non avviene sin dall'inizio, il programma di lavoro non consentirà di

apportare cambiamenti a quanto stabilito e il prodotto rimarrà vincolato alla tecnica produttiva scelta inizialmente, anche se giudicata meno efficace di altre.

Anche dopo aver definito la tecnica da impiegare, è necessario continuare a sviluppare e raffinare le tecnologie produttive che permettano la produzione su larga scala di compositi avanzati. Per il raggiungimento di questo obiettivo è necessario eliminare gradualmente tutti quei processi che richiedono un forte impiego di manodopera specializzata, aumentare il tasso di produzione e ridurre la quantità prodotta di scarti.

Per quanto riguarda i costi di manifattura, è possibile evidenziare una forte distinzione tra la produzione di elementi metallici e la realizzazione di strutture in composito. Le spese connesse alla produzione di manufatti in materiale metallico sono dominate dai costi dei macchinari; di conseguenza la loro analisi riveste grande importanza. La questione è differente nel caso dei materiali compositi. Il prezzo reale della manodopera e del materiale di ogni componente rappresenta la percentuale maggiore del suo costo, mentre l'ammortamento dei costi legati alle macchine produttive e all'ingegneria rivestono un ruolo secondario. Tuttavia, l'elevato costo di alcuni macchinari innovativi devono essere tenuti in conto nella fase di progetto, così come la capacità di tali strumenti di mantenere nel tempo la loro funzionalità. A titolo di esempio, si riportano in tab. 1.2 i costi indicativi delle fibre per compositi avanzati.

|                |          |
|----------------|----------|
| Boro           | 50       |
| Carbonio (PAN) | 25 – 135 |
| Carbonio (IM)  | 45 – 85  |
| Carbonio (HM)  | 650      |
| Kevlar         | 15 – 20  |
| Fibra di vetro | 3 – 5    |
| Quarzo         | 110      |

Tabella 1.2: Costi indicativi delle fibre per compositi avanzati in  $\mathcal{L}/lb$ , [6]

L'istinto dell'ingegnere è quello di creare e progettare sempre qualcosa di nuovo anziché impiegare componenti già esistenti o parti di esse, che potrebbero rivelarsi utili con semplici accorgimenti. È indispensabile abbattere questo tabù: un ingegnere industriale deve essere in grado di applicare elementi strutturali già in produzione a nuove sfide progettuali.

### Impiego di processi automatici

L'automazione è la chiave all'applicazione pratica delle tecnologie inerenti i compositi ed è già stata ampiamente applicata alla realizzazione di semplici strutture come tubi ed elementi rettilinei a sezione costante. I costruttori di queste strutture sono stati in grado di sfruttare efficacemente sia processi di poltrusione sia il *filament winding*. La fig. 1.10 illustra una macchina allo stato dell'arte nell'automazione della produzione di recipienti cilindrici mediante il *filament winding*. Altre tecniche facilmente automatizzabili sono il *braiding*<sup>9</sup> e l'*injection molding*<sup>10</sup>.

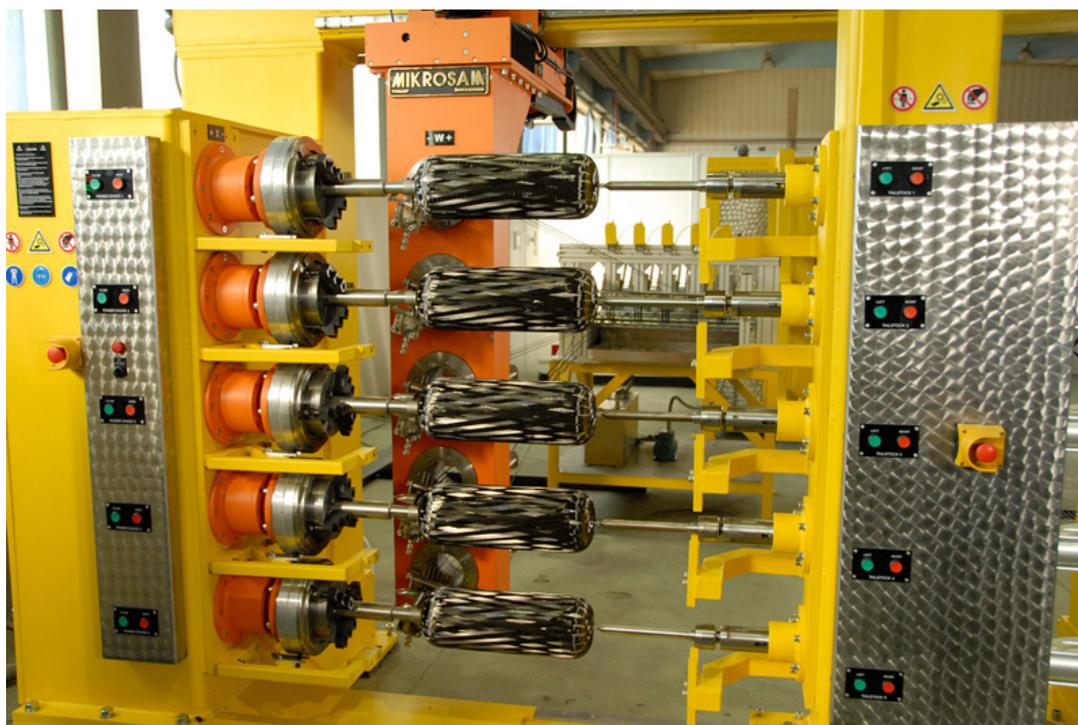


Figura 1.10: Sistema automatico per la produzione di recipienti cilindrici con la tecnica del *filament winding*

Le strutture laminate e sandwich della dimensione e complessità tipiche dell'industria aeronautica mal si prestano ad essere automatizzate. Questo si traduce in un elevato impiego di manodopera e, di conseguenza, in alti costi di acquisizione dell'elemento strutturale. Per alcuni componenti più semplici, molte aziende hanno attualmente sviluppato sistemi automatici di stesura dei nastri preimpregnati, come

<sup>9</sup> Il *braiding* è un processo produttivo adatto alla realizzazione di componenti tubolari; un elemento *braided* è ottenuto intessendo le fibre di rinforzo attorno ad un mandrino. Nella realizzazione di parti di forma complessa il *braiding* è, in genere, più economico del *filament winding* e per questo viene preferito.

<sup>10</sup> L'*injection molding* è una tecnica di produzione industriale in cui il sistema matrice-fibre corte viene iniettato all'interno di uno stampo chiuso, che viene aperto dopo il raffreddamento del manufatto.

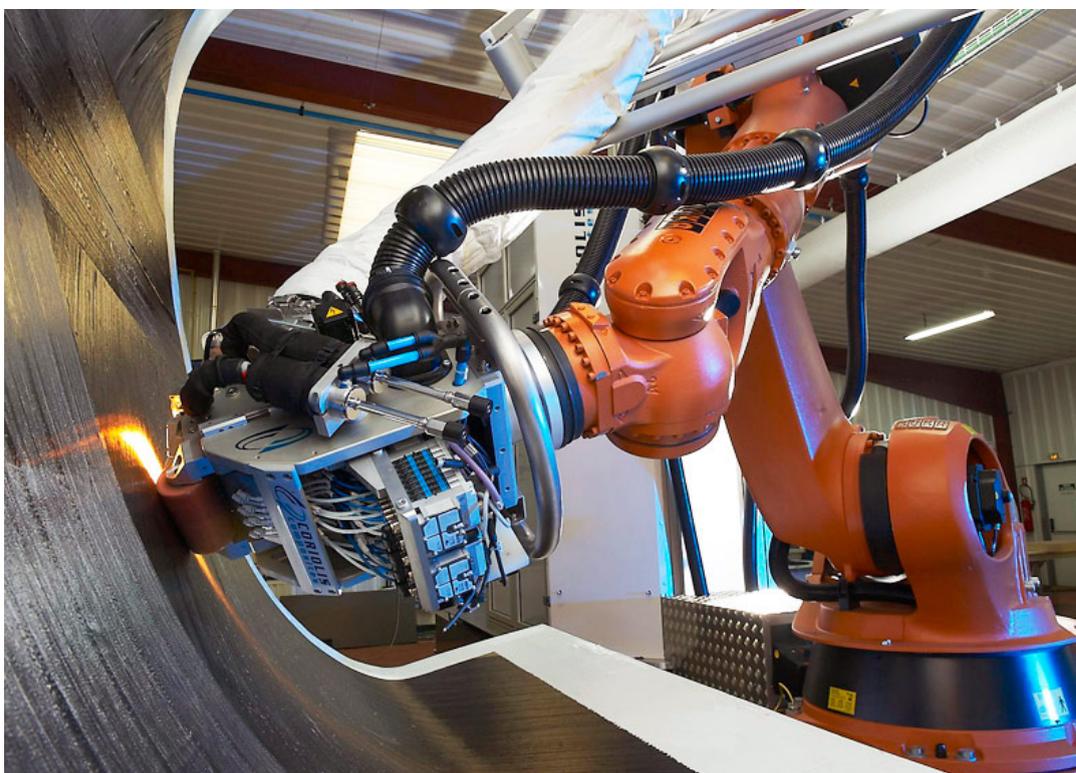


Figura 1.11: Macchina automatica per la stesura di nastri preimpregnati

quello mostrato in fig. 1.11. Tuttavia, queste macchine sono in grado di automatizzare soltanto una singola operazione del processo di fabbricazione dei compositi; già da tempo si avverte la necessità di sistemi altamente integrati che permettano la produzione di una struttura senza alcun intervento umano.

L'impiego di sistemi automatici ad alta velocità per il *lay-up* offre immediatamente elevati risparmi economici nella fabbricazione di strutture in composito. Un numero crescente di manufatti in composito viene ormai preparato in maniera automatica, tuttavia spesso risulta difficile sincronizzare le varie operazioni ottenendo costosi ed indesiderati fermi macchina.

## 1.5 Certificazione di strutture aeronautiche in composito

I requisiti di certificazione delle strutture aeronautiche sono sostanzialmente gli stessi qualunque sia il materiale impiegato per la loro realizzazione. La certificazione di manufatti in composito risulta più complessa di quella di elementi metallici (leghe di alluminio, di titanio e acciai); questa difficoltà è dovuta all'ampia variabilità delle proprietà dei compositi e alla attuale non totale padronanza delle tecniche di

progettazione con questi materiali. I compositi sono prodotti a partire da materie prime deteriorabili, ad esempio le resine polimeriche; per questo motivo necessitano di un maggiore controllo qualità. L'atteggiamento degli enti certificanti nei confronti di questi materiali è il seguente: le strutture realizzate in composito non devono sottoporre gli operatori aerei a rischi superiori a quelli che accettano affidandosi ai materiali metallici. È responsabilità del progettista garantire questi livelli di sicurezza.

Nel 1978 la *Federal Aviation Administration (FAA)* emanò l'*Advisory Circular AC20-107* sulla certificazione di strutture aeronautiche in materiale composito<sup>11</sup>. Si tratta di un breve documento nel quale si specifica che la progettazione in composito deve raggiungere un livello di sicurezza almeno pari a quello richiesto dalle strutture in metallo. L'*Advisory Circular* sottolinea la necessità di determinare le proprietà meccaniche del materiale preso in esame attraverso la conduzione di prove sperimentali mirate; questi test devono essere svolti in condizioni climatiche ed ambientali il più possibile vicine a quelle operative, [12].

I test tipicamente richiesti per la certificazione di una struttura in composito sono i seguenti:

- prova statica, in cui si sottopone la struttura al 150% del *Design Limit Load (DLL)*, cioè all'*Ultimate Load*;
- prove a fatica sulle strutture primarie;
- *damage tolerance compliance* e resistenza all'impatto delle strutture primarie.

I velivoli civili e militari vengono certificati seguendo modalità distinte. La certificazione avviene ad opera degli enti certificanti, i quali hanno dimensione nazionale o sovranazionale. Le normative emesse dagli enti statunitensi rivestono una maggiore importanza e sono considerate il punto di riferimento per tutti gli altri enti.

**Velivoli civili** Le normative federali richiedono che tutti i velivoli che operino in territorio statunitense ricevano un certificato di aeronavigabilità. Tale certificato viene emesso qualora la *FAA* stabilisca che il velivolo in esame è stato realizzato in accordo con i requisiti normativi. Le operazioni di ispezione, manutenzione e riparazione consentono al velivolo di mantenere lo status di aeronavigabilità, [6]. I regolamenti di interesse per i costruttori di velivoli sono le seguenti:

- (a) FAR 23 - *Normal, utility, acrobatic, and commuter category airplanes*

---

<sup>11</sup> Sullo stesso argomento, la *FAA* ha emesso due *Advisory Circular* successive, la AC20-107A nel 1984 e la AC20-107B nel 2009. Ogni normativa emessa abroga quelle precedenti.

- (b) FAR 25 - *Transport category airplanes*
- (c) FAR 27 - *Normal category rotorcraft*
- (d) FAR 29 - *Transport category rotorcraft*

**Velivoli militari** La certificazione di strutture aeronautiche in composito per velivoli di impiego militare richiede il soddisfacimento delle specifiche contenute principalmente nei seguenti documenti:

- (a) *Military Specs* MIL-A-8860A e MIL-A-8870A;
- (b) *Military Specs* MIL-A-8860B e MIL-A-8870B;
- (c) *Military Spec* MIL-A-87221, *General Specification for Aircraft Structures*;
- (d) *Military Standard* MIL-STD-1530A - *Aircraft Structural Integrity Program, Airplane Requirements*
- (e) *Joint Service Specification Guide* JSSG-2006 (1998) - *Aircraft Structures*

La certificazione di una struttura aeronautica militare è un processo caratterizzato da un continuo dibattito tra utente e costruttore e si basa prevalentemente sulle normative sopra elencate, [6].

Da quanto detto si intuisce l'importanza dell'esecuzione di prove sperimentali per la certificazione dei materiali e dei processi produttivi al fine di realizzare un velivolo che soddisfi i requisiti imposti dagli enti certificanti. Nel capitolo 2 vengono trattati le normative e le pratiche utilizzate per la caratterizzazione dei materiali compositi.

## Capitolo 2

# Generalità e normative per la esecuzione di prove sui materiali compositi

Il rapido sviluppo dei materiali compositi negli ultimi tre decenni e il loro impiego in campi come quello aeronautico nel quale i requisiti di sicurezza sono particolarmente stringenti ha fatto sorgere la necessità di una caratterizzazione accurata di questi materiali. Le prove meccaniche sui materiali e sui dettagli strutturali sono condotte per ottenere uno o più dei seguenti obiettivi:

1. caratterizzazione dei materiali o dei processi produttivi;
2. sviluppo degli ammissibili di progetto;
3. qualificazione dei materiali per applicazioni specifiche;
4. controllo qualità;
5. valutazione della resistenza e della *durability* tramite l'applicazione di carichi prolungati o ciclici;
6. stima dell'influenza del danneggiamento e della degradazione dovuta, ad esempio, alle condizioni ambientali sulla resistenza statica residua.

Le leghe metalliche prodotte per applicazioni aerospaziali sono disponibili in composizioni standard e le loro proprietà sono ormai ben caratterizzate. La fonte principale degli ammissibili di progetto, ottenuti su base statistica, per materiali metallici e giunti chiodati di interesse aerospaziale è rappresentata dal *Metallic Material Properties Development and Standardization (MMPDS) Handbook* emesso dalla *FAA* nel 2003, [13].

I materiali compositi, al contrario, sono prodotti contemporaneamente al componente strutturale e per questo motivo possono presentare un'ampia gamma di proprietà, che dipendono dal tipo di fibra, di resina e di processo impiegati. Si è visto che alcune caratteristiche dei compositi sono inoltre fortemente influenzate dalle condizioni ambientali. Di conseguenza, i requisiti per la certificazione di strutture in composito sono molto più stringenti rispetto a quelli richiesti per i metalli.

Questo capitolo presenta una panoramica globale sui test meccanici per i materiali compositi e fornisce una visione d'insieme sulle normative in materia di esecuzione delle prove su tali materiali. Particolare attenzione verrà dedicata alle prove di trazione e taglio, oggetto delle attività di prova svolte nel presente lavoro.

## 2.1 Generalità

Il progetto di una struttura aeronautica in materiale composito richiede una prima analisi strutturale eseguita di solito con modelli agli elementi finiti e, in secondo luogo, comporta lo svolgimento di una campagna di prove sperimentali su provini di complessità crescente. Questo approccio va sotto il nome di *Building Block* e ha una struttura piramidale come illustrato in fig. 2.1. La campagna di test sperimentali

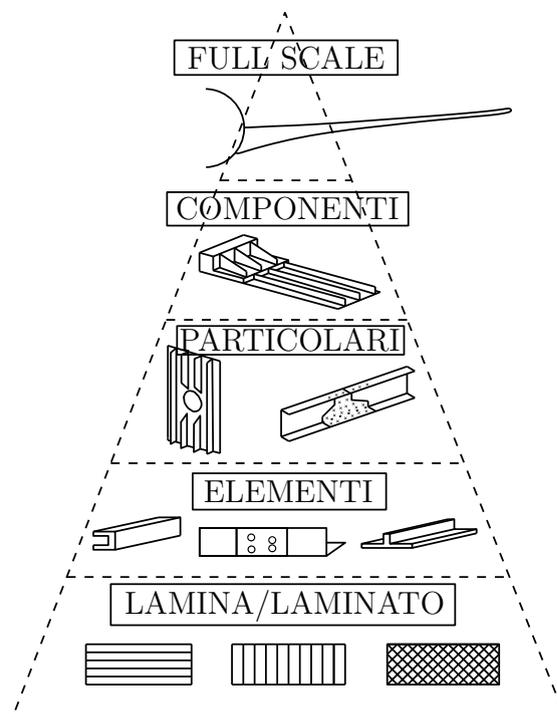


Figura 2.1: Approccio *Building Block* ai test sperimentali di strutture composite

deve essere stabilita nelle prime fasi di sviluppo del progetto, in quanto il processo di validazione delle strutture composite è fortemente dipendente da essa.

L'impiego dell'approccio *Building Block* è indispensabile a causa della spiccata direzionalità delle caratteristiche dei compositi e permette di ottenere tutte le proprietà di interesse del materiale in analisi. Tuttavia, i risultati dei test non sono utilizzabili dal progettista fintanto che i dati non siano stati analizzati su base statistica e quindi convertiti negli ammissibili di progetto.

### 2.1.1 Grandezze misurabili

Lo scopo principale delle prove meccaniche è quello di determinare le proprietà di resistenza e di rigidità di un materiale. Tuttavia, le grandezze direttamente misurabili sono i carichi, gli spostamenti e le deformazioni. Si impiega la teoria dell'elasticità per corpi anisotropi per trovare le proprietà desiderate a partire dalle quantità misurate. Nel caso dei compositi, è bene notare che termini convenzionali, quali tensione, compressione, taglio e flessione, sono privi di significato senza l'indicazione della direzione di carico e della sua orientazione rispetto agli assi di simmetria elastica del materiale stesso, [14]. Si vanno ad introdurre due sistemi di coordinate: il sistema di simmetria elastica del materiale (assi 123) e quello rispetto a cui si definisce l'applicazione del carico (assi  $xyz$ ), fig. 2.2. Nella pratica delle prove sperimentali si utilizzano metodi nei quali i due sistemi di riferimento sopra definiti coincidono.

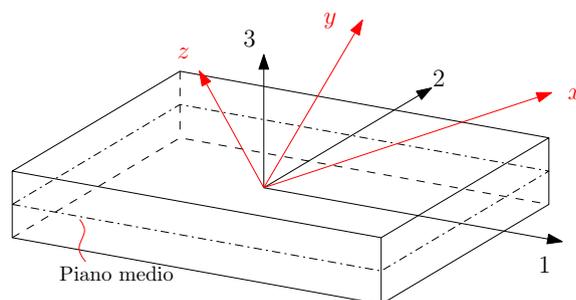


Figura 2.2: Sistemi di riferimento utilizzati nelle prove meccaniche

### 2.1.2 Tipi di test meccanici

**Test statici** La maggior parte delle prove è condotta sotto carico statico di trazione, compressione o taglio. È possibile anche applicare carichi flessionali, che sollecitano i provini a stati tensionali combinati di trazione, compressione e taglio. L'applicazione di carichi statici può essere o di breve durata (pochi minuti), come nelle prove di trazione per la misura di resistenza e rigidità, o prolungata per settimane e mesi, come nei test di resistenza a scorrimento

viscoso. Si fa uso di questi test, specie alle alte temperature, per valutare la resistenza e la stabilità dimensionale a lungo termine sottoponendo i campioni di materiale a percentuali più basse della tensione di rottura statica  $\sigma_u$  (tipicamente il 10 ÷ 50% di  $\sigma_u$ ).

**Test ciclici** Le sollecitazioni a carico ciclico permettono di misurare la resistenza alla degradazione e rottura dovute a carichi variabili nel tempo. La frequenza di applicazione è generalmente bassa per evitare un eccessivo riscaldamento dei provini: nel caso dei compositi è compresa tra 5 Hz e 10 Hz. I carichi ciclici possono essere ad ampiezza costante o seguire spettri di carico rappresentativi delle reali condizioni operative di una particolare struttura.

**Test dinamici** Sono prove impiegate per quantificare le capacità di resistenza del materiale all'impatto e alla penetrazione. I provini vengono impattati tramite penetratori e impattatori di varie dimensioni.

Le prove meccaniche devono essere condotte a diverse temperature e differenti livelli di umidità assorbita. Si vanno anche ad indagare gli effetti di un'ampia varietà di condizioni ambientali, come l'immersione in solventi e l'esposizione prolungata a raggi ultravioletti.

Le macchine per prove sperimentali presentano un telaio sul quale sono montati due bracci, uno fisso ed uno mobile azionato o da un martinetto elettromeccanico a vite o da un attuatore servo-idraulico. Il meccanismo a vite è più semplice ed economico di quello servo-attuato e permette di evitare i sovraccarichi connessi ad un accidentale rapido spostamento del braccio mobile. Tuttavia, le macchine servo-idrauliche sono insuperabili in termini di versatilità nell'applicazione del carico e, a parità di dimensioni, consentono il raggiungimento di sollecitazioni più elevate, [7].

### 2.1.3 Requisiti particolari per i test sui compositi

Le proprietà strutturali uniche dei materiali compositi fanno sorgere numerose difficoltà che devono essere costantemente tenute presenti.

Per la completa caratterizzazione del materiale, si deve determinare un elevato numero di proprietà resistenziali ed elastiche. Dal momento che il numero di grandezze misurabili dipende dallo stato di tensione e dal grado di anisotropia, si devono scegliere prove in cui vi sia un semplice legame tra i valori ottenibili sperimentalmente e le caratteristiche di interesse del materiale.

La scelta delle metodologie di elaborazione dei dati risulta critica, così come la valutazione del loro campo di validità. L'utilizzo della teoria dell'elasticità ren-

de necessario valutare l'errore commesso trattando un mezzo non omogeneo alla stregua di un mezzo continuo. Il numero di elementi sottoposti a test deve essere sufficientemente alto per supportare questa approssimazione.

I dati dei test sperimentali sui compositi sono affetti da elevata dispersione; per questo motivo, gli enti certificanti richiedono l'esecuzione di prove dello stesso tipo su lotti distinti di materiale. Il *MIL-HDBK 17-1F* raccomanda di testare un minimo di 36 provini provenienti da almeno 6 lotti diversi per ogni proprietà e per ogni condizione ambientale di interesse (6 provini per lotto). I lotti devono essere rappresentativi di almeno due *batch* distinti di fibra/matrice e di almeno due cicli di polimerizzazione separati, [15]. Questa tecnica prende il nome di *Reduced sampling technique*, vedi fig. 2.3. Nella pratica, di conseguenza, l'indagine di anche

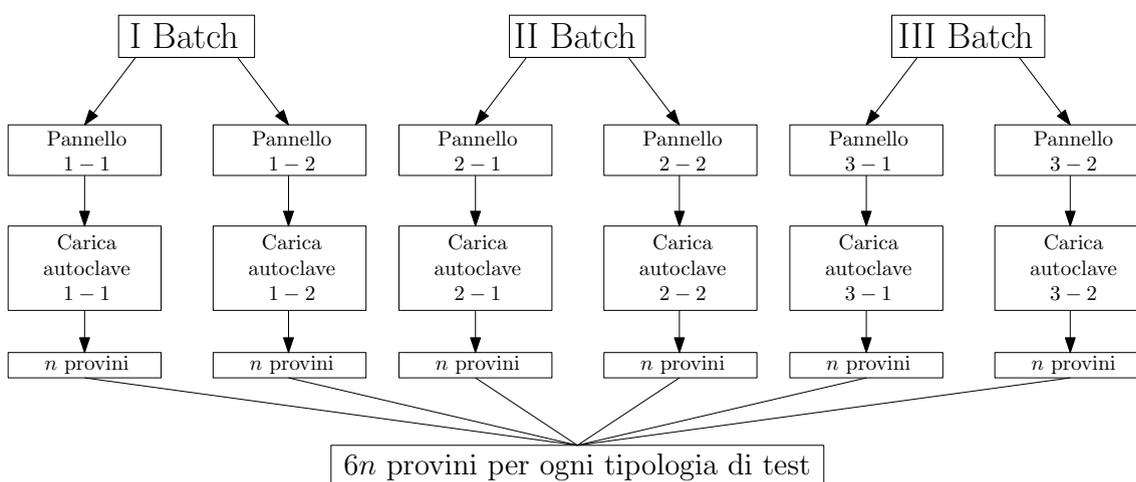


Figura 2.3: *Reduced sampling technique*

un minimo gruppo di proprietà del materiale richiede lo svolgimento di un numero molto elevato di prove sperimentali; si devono eseguire test su circa 4000 coupon per poter estrapolare gli ammissibili definitivi di base 'A' e 'B'<sup>1</sup>.

Una volta scelto il tipo di prova sperimentale, si devono definire la geometria del provino e i dettagli sull'introduzione del carico. Per i compositi rinforzati con fibre, le maggiori difficoltà risiedono nella creazione di un campo di tensione uniforme e nella sua introduzione in un volume rappresentativo del provino, cioè nell'eliminazione degli effetti di bordo e di estremità. Questa operazione è difficile anche nei test più semplici.

Gli effetti di estremità sono influenzati principalmente dal modo di fissaggio e di introduzione del carico nel provino, dalla lunghezza della regione serrata e dal-

<sup>1</sup> La definizione e l'impiego delle basi 'A' e 'B' sono riportate a pag. 46.

l'orientazione delle fibre. Tali effetti sono più accentuati nella direzione di massima rigidità e crescono all'aumentare del grado di anisotropia.

Gli effetti di bordo libero sono essenzialmente dovuti alla forma e alle dimensioni del provino e all'orientamento delle fibre. La larghezza dei provini deve essere tale da evitare la presenza di fibre tagliate in corrispondenza dei bordi liberi, caratteristica questa che deve essere garantita per i laminati di tipo *cross-ply* e *angle-ply*. Gli effetti di bordo si manifestano sotto forma di tensioni interlaminari, la cui intensità è funzione della sequenza di impilamento delle lamine; questi stati tensionali rendono i laminati più suscettibili alla delaminazione, alterando così i valori di resistenza misurati.

La qualità dei materiali costituenti, ossia fibra e matrice, è un altro requisito peculiare dei test sui compositi. Non è possibile trascurare questo aspetto in quanto il materiale e la struttura sono formati simultaneamente. A questo si aggiunge l'estrema sensibilità dei compositi alla storia meccanica e termica. Imperfezioni strutturali, porosità, ondulazione e disallineamento delle fibre rispetto alla direzione di applicazione del carico richiedono particolari attenzioni, in quanto, se non controllate, portano ad un'elevata dispersione nei dati. La presenza di porosità interessa la misura delle proprietà dominate dalla matrice, ad esempio la resistenza a taglio. Una seppur lieve ondulazione delle fibre può ridurre sensibilmente i valori ottenuti di resistenza e modulo elastico longitudinali, rispetto a quelli idealmente raggiungibili. L'ondulazione delle fibre modifica anche il coefficiente di espansione termica nella direzione delle fibre, mentre lascia inalterate le proprietà in direzione trasversale.

In conclusione, si deve prestare particolare attenzione nel progetto delle prove sperimentali sui compositi, assicurarsi della corretta introduzione del carico e dell'assenza di difettologie nei provini da testare.

#### **2.1.4 Obiettivi da raggiungere nell'ideazione di tecniche sperimentali**

Indipendentemente dal tipo di prova sperimentale, ci sono tre obiettivi base di cui si deve tener conto nel progetto di una metodologia di test sui materiali compositi.

1. I compositi sono molto costosi, specialmente nella prima fase di sviluppo di un nuovo materiale. È auspicabile l'impiego di laminati sottili e provini di piccole dimensioni.
2. La tecnica impiegata deve permettere la misura contemporanea delle proprietà elastiche e della resistenza a rottura. In quanto tale, lo stato di tensione deve essere il più possibile uniforme nella sezione di prova del provino.

3. La prova deve essere concepita in modo tale da poter utilizzare i macchinari per test normalmente disponibili in un laboratorio.

Spesso queste considerazioni eliminano l'uso di geometrie complicate e la necessità di avere a disposizione macchinari altamente specializzati [16].

## 2.2 Prove condotte a livello di coupon e normative in materia

I coupon sono laminati unidirezionali o tessuti in cui tutte le lamine sono orientate nella medesima direzione e permettono di ottenere sperimentalmente le caratteristiche meccaniche a livello di lamina. I coupon hanno forma generalmente rettangolare e sono di piccole dimensioni. Le proprietà delle *ply* che devono essere conosciute per la progettazione sono le seguenti:

- tensioni ultime a rottura (a trazione  $\sigma^{tu}$ , compressione  $\sigma^{cu}$ ; in ogni direzione  $\sigma_1^u$ ,  $\sigma_2^u$  e  $\sigma_3^u$ ; a taglio  $\sigma^{su}$ ),
- moduli di Young (in direzione longitudinale  $E_{11}$  e trasversale  $E_{22}$ ) e modulo elastico tangenziale ( $G_{12}$ ),
- coefficienti di Poisson ( $\nu_{12}$  e  $\nu_{21}$ ).

Prima dell'inizio della campagna di prove, è opportuno creare una tabella che riassuma i test da condurre per la determinazione delle proprietà a livello di lamina. Le misurazioni dei carichi sono eseguite tramite celle di carico mentre le misure delle deformazioni sono condotte attraverso l'impiego di estensometri e/o estensimetri resistivi.

Nel prossimo paragrafo si riportano i principali enti certificanti in materia di prove sperimentali sui compositi.

### 2.2.1 Normative in materia di prove sui compositi

Nei primi anni di sviluppo dei compositi, la caratterizzazione di questi materiali avvenne impiegando gran parte delle tecniche sperimentali utilizzate per i metalli e gli altri materiali omogenei isotropi. Tuttavia, si comprese in breve tempo che erano necessarie specifiche considerazioni per valutare le proprietà di materiali dalla natura così fortemente anisotropa. Inizialmente, la maggior parte dello sviluppo di nuove tecniche sperimentali venne portata avanti da organizzazioni private ottenendo due

effetti negativi: la standardizzazione di tali procedure era quasi impraticabile e molti dei metodi elaborati non risultavano adeguati a questi nuovi materiali.

A partire da quei primi tempi, si sono compiuti grossi sforzi sulla via della standardizzazione delle metodologie di test e, attualmente, vi è un certo numero di fonti di riferimento per l'identificazione delle tecniche più rilevanti. Le più importanti normative in materia di prove di certificazione dei compositi sono state emesse dall'*American Society for Testing and Materials (ASTM)*, che è la più importante organizzazione internazionale per l'emanazione di standard; a queste norme si aggiunge il *MIL-HDBK-17* pubblicato dallo *US Department of Defense*, che è specifico per i compositi di applicazione aerospaziale e viene generalmente usato per la scelta dei metodi di test. Altre organizzazioni, oltre a quelle sopra citate, che hanno promulgato standard sui compositi sono il *Comité européen de normalisation (CEN)* in Europa e la *Japanese Standards Association* in Asia orientale.

Nei paragrafi successivi si passano in rassegna le più comuni metodologie sperimentali per la caratterizzazione e la certificazione dei materiali compositi. Per ogni tipologia di prova si forniscono i dettagli delle norme *ASTM* di riferimento.

### 2.2.2 Prova di trazione

La prova di trazione permette la misurazione delle tensioni di rottura a trazione  $\sigma^{tu}$  e dei moduli di Young  $E^t$  sia in direzione longitudinale che in direzione trasversale. La realizzazione di queste prove può rivelarsi una sfida soprattutto per i laminati unidirezionali di elevata resistenza. Infatti, molto spesso l'introduzione del carico nel provino avviene per taglio e la resistenza a taglio dei compositi è spesso di un ordine di grandezza più bassa di quella a trazione. Di conseguenza, le possibili rotture negli afferraggi possono costituire un problema.

Le prove di trazione vengono condotte seguendo le indicazioni contenute nella norma ASTM D3039, che è lo standard di riferimento per questo tipo di prove. La normativa raccomanda l'impiego di provini rettangolari e rettilinei muniti di *tab* alle estremità, vedi fig. 2.4.

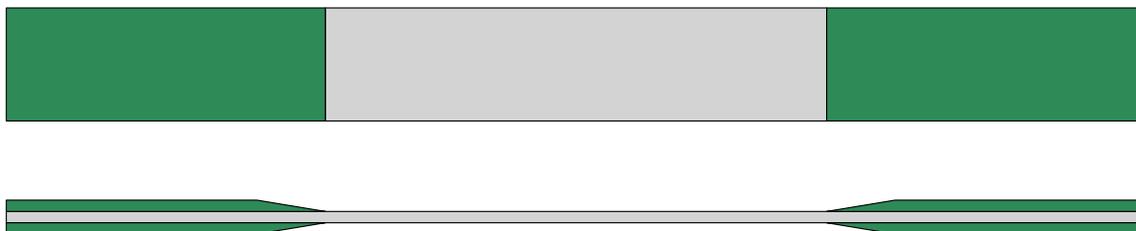


Figura 2.4: Geometria del provino di trazione secondo ASTM D3039

La trattazione della prova di trazione è contenuta nella sezione 2.5 di questo capitolo, a cui si rimanda per una più approfondita descrizione.

### 2.2.3 Prova di compressione

La prova di compressione consente di ottenere i valori delle tensioni di rottura  $\sigma^{cu}$  e dei moduli elastici  $E^c$  a compressione nelle direzioni di interesse. Queste prove sui compositi hanno ricevuto particolare attenzione e si sono dimostrate più complicate dei test a trazione. Vi è tuttora un profondo dibattito tra i ricercatori sulle modalità più appropriate per lo svolgimento delle prove a compressione e sulla possibilità di ottenere uno stato di tensione puro nel caso dei compositi, [17].

L'uso di provini di elevata snellezza può portare, nel caso di una lunghezza libera di inflessione troppo estesa, al collasso per instabilità euleriana, o dell'intera sezione trasversale o delle sole fibre. Di conseguenza, i test a compressione sono concepiti in maniera tale da ritardare il più possibile l'instaurarsi dell'instabilità e assicurare la rottura per reale compressione del materiale.

Molte metodologie e configurazioni di provini sono state proposte negli ultimi decenni nel tentativo di limitare il cedimento per instabilità, e alcune di queste sono diventate veri e propri standard. Le tecniche per l'introduzione del carico di compressione attualmente impiegate sono le seguenti:

1. carico introdotto per attrito attraverso i *tab* di estremità, ASTM D3410, [18];
2. introduzione diretta del carico ad un estremo, ASTM D695, [19];
3. carico introdotto per mezzo della flessione di un pannello sandwich, ASTM D5467, [20].

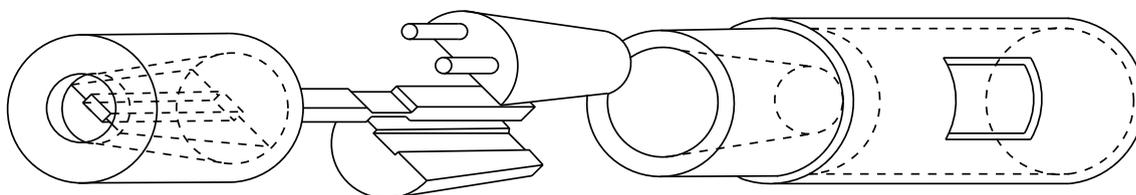
La terza metodologia elencata è usata molto raramente in quanto i provini sono di grandi dimensioni, di difficile manifattura e molto costosi. Inoltre, la comunità scientifica ritiene che la presenza dell'esteso incollaggio tra *core* e rivestimento innalzi eccessivamente il valore misurato della resistenza a compressione.

Si vanno ad analizzare separatamente gli altri due metodi.

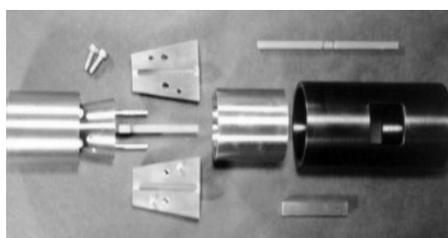
#### Trasmissione del carico per attrito (ASTM D3410)

L'introduzione del carico per attrito può avvenire tramite due differenti attrezzature di test: la *Celanese compression fixture* e la *IITRI compression fixture*. Entrambe prevedono l'impiego di provini con una *gage region* di 12.8 mm; per questo motivo, si deve prestare molta cura nel garantire la loro stabilità.

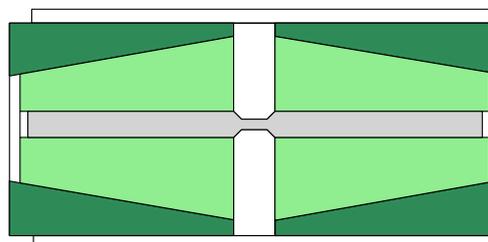
La *Celanese fixture* fu ideata nel 1971 da PARK della *Celanese Corporation* [21] e fu accettata dall'ASTM nel 1975. Gli afferraggi, di forma tronco-conica, sono realizzati in due metà che vengono serrate una volta inserito il campione tra di esse. L'allineamento complessivo della *fixture* è assicurato dalla presenza di un manicotto esterno, il quale viene fatto scorrere sugli afferraggi dopo il serraggio, vedi fig. 2.5. L'apparecchiatura *Celanese*, pur essendo molto compatta e leggera, è stata oggetto



(a) Rappresentazione schematica



(b) Parti della *fixture*



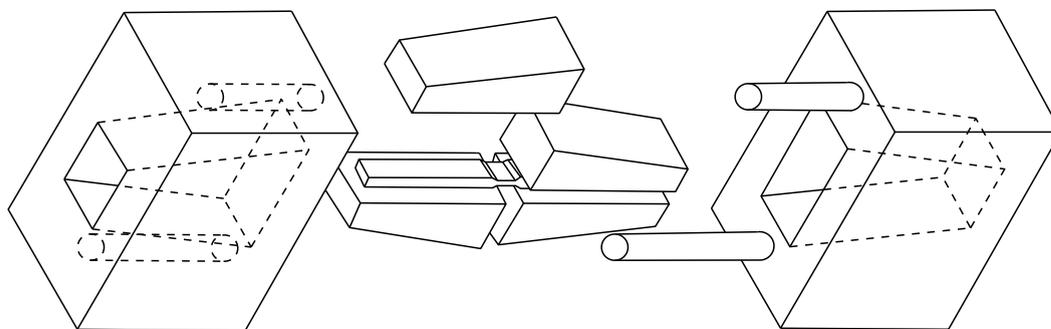
(c) Montaggio

Figura 2.5: *Celanese compression fixture*

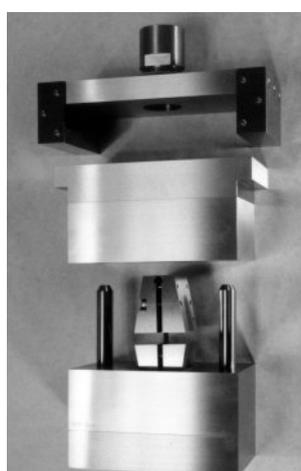
di numerose critiche per essere potenzialmente instabile: tale instabilità nasce dall'eventuale spostamento degli afferraggi cuneiformi nelle guide coniche, in quanto alcuni gradi di libertà non risultano ben vincolati. In più, può essere usata con campioni di larghezza massima pari a 6.4 mm; limitazione questa che esclude l'uso della *fixture* nel caso di compositi che presentino eterogeneità su larga scala.

La *IITRI fixture* fu introdotta dall'*IIT Research Institute* nel 1977 per eliminare i problemi di instabilità connessi con la *Celanese fixture*, [22]. Utilizza afferraggi trapezoidali che realizzano un pieno contatto superficiale con i blocchi di accoppiamento e, di conseguenza, minimizzano gli scorrimenti nella struttura; l'allineamento è realizzato tramite perni che scorrono lungo guide diritte, piuttosto che impiegando un involucro esterno, vedi fig. 2.6 e 2.7(a). Questa *fixture* consente di testare provini di maggiori dimensioni sia in larghezza che in spessore. Questa caratteristica viene pagata con un incremento degli ingombri e dei pesi, che ne riducono la maneggevolezza e ne aumentano il costo.

ADAMS e i suoi collaboratori della *University of Wyoming* hanno progettato la *Wyoming-modified Celanese compression fixture*, combinando gli aspetti positivi

Figura 2.6: Vista esplosa della *IITRI compression fixture*

delle due apparecchiature descritte sopra, [23]. Gli afferraggi, divisi in due metà, sono dei cunei rastremati a sezione cilindrica e sono in grado di svolgere la loro funzione indipendentemente dallo spessore dei campioni. In aggiunta, si è conservata la geometria circolare dei blocchi di estremità, tipica della *Celanese fixture*, che permette ingombri limitati ed è particolarmente efficiente a sopportare le elevate tensioni circonferenziali presenti. La *fixture* può alloggiare provini fino a 12.8 mm di larghezza e 7.6 mm di spessore, vedi fig. 2.7(b).

(a) *IITRI*(b) *Wyoming-modified Celanese*Figura 2.7: *Compression fixtures*

### Introduzione diretta del carico nelle estremità

Lo standard ASTM D695 definisce le caratteristiche delle prove di compressione condotte su campioni sostenuti lateralmente e caricati ad un'estremità. La metodologia comunemente adottata per lo svolgimento di questi test si serve della *modified ASTM D695 compression fixture*, che risulta schematicamente rappresentata in fig.

2.8(a). I campioni adoperati per questo tipo di test sono a lati paralleli e hanno

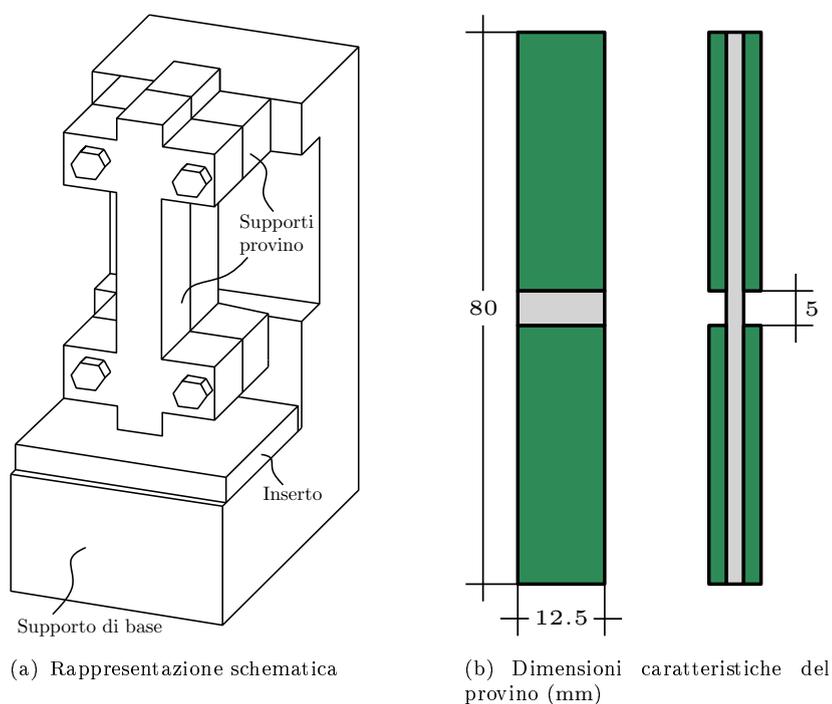


Figura 2.8: *Modified ASTM D695 fixture*

le seguenti dimensioni caratteristiche: 80 mm di lunghezza, 12.5 mm di larghezza e spessore variabile a seconda del materiale in esame. La misura della resistenza a compressione richiede l'impiego di *tab* ad entrambe le estremità, i quali lasciano una lunghezza libera di inflessione di 5 mm, vedi fig. 2.8(b). Di conseguenza, l'applicazione degli strumenti per la misura della deformazione è difficoltosa ed è necessaria una prova addizionale per la misurazione del modulo di elasticità. I *tab* di estremità accrescono la superficie di supporto e permettono di ottenere rotture nella porzione libera del provino.

### Osservazioni sulle prove a compressione

I *tab* non sono richiesti in maniera obbligatoria, anche se il loro uso è fortemente raccomandato per le prove su materiali con fibre unidirezionali. Il criterio principale per valutare la bontà delle prove è che la rottura avvenga nella *gage region*; se questo non accade, il dato sperimentale non dovrebbe essere considerato.

La qualità realizzativa dei provini e dei *tab* (parallelismo delle facce, tolleranze dimensionali, etc) condiziona sensibilmente le prove di compressione. Problemi negli afferraggi e possibili disallineamenti del sistema sono le maggiori cause di dispersione nei dati.

### 2.2.4 Prove di taglio

Questa classe di prove permette di determinare le proprietà a taglio sia nel piano di laminazione (tensione di rottura  $\sigma^{su}$  e modulo elastico tangenziale  $G_{12}$ ) sia a livello interlaminare.

I test di taglio sono stati oggetto di numerosi studi negli ultimi anni; il problema maggiore risiede nel creare uno stato di tensione tangenziale puro ed uniforme utilizzando un provino piano. Sottoponendo a torsione elementi tubiformi in parete sottile, è possibile raggiungere l'uniformità del campo tensionale. Tuttavia, i provini in composito di forma cilindrica sono estremamente costosi e complicati da produrre, le macchine per le prove di torsione sono relativamente poco diffuse e l'estensione delle proprietà così ottenute ai laminati piani è piuttosto discutibile. Allo stato attuale, le tecniche comunemente sfruttate per la valutazione delle caratteristiche a taglio *in-plane* sono le seguenti:

1. il *Two-Tail Shear Test*, ASTM D4255, [24],
2. lo *Iosipescu Shear Test*, ASTM D5379, [25],
3. il  $\pm 45^\circ$  *Tensile Test*, ASTM D3518, [26].

Si esaminano ora i primi due metodi, mentre l'ultimo viene affrontato nella sezione 2.5 e si rimanda ad essa per una più approfondita descrizione.

#### *Two-rail Shear Test*

Il metodo *two-rail shear* è diventato uno standard nel 1983. Le tensioni di taglio sono introdotte per mezzo di due guide rettilinee alle quali il campione risulta vincolato meccanicamente; le estremità delle barre vengono poi collegate alla macchina di prova tramite opportuni giunti, vedi fig. 2.9. Il costo unitario dei campioni è

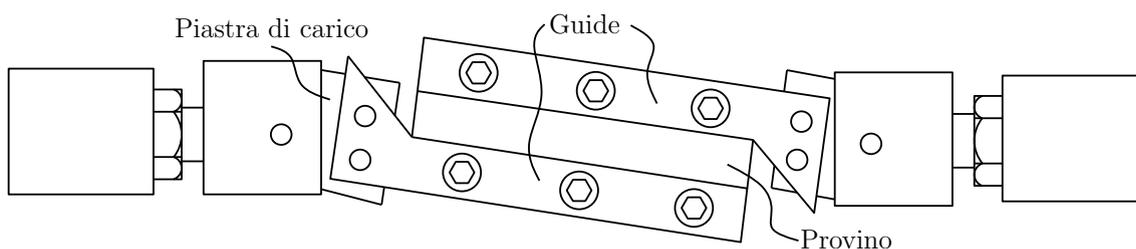


Figura 2.9: Rappresentazione schematica della *Two-rail Shear Test fixture*

sostanzialmente elevato, in quanto sono di grandi dimensioni ( $150 \text{ mm} \times 75 \text{ mm}$ ) e necessitano di fori di collegamento. I provini possono collassare per instabilità fuori

dal piano di laminazione, influenzando in maniera considerevole la misura dei valori di resistenza e deformazione. Gli attacchi alle guide sono potenziali punti di concentrazione delle tensioni e hanno bisogno di essere accuratamente progettati per evitare rotture ivi localizzate. Di conseguenza, i risultati conseguiti con questa tecnica sono spesso messi in dubbio.

### *Iosipescu Shear Test*

Lo *Iosipescu Shear Test* è il metodo di più largo uso per le prove di taglio sui compositi. Nei primi anni '60, Nicolai IOSIPESCU ideò questa tecnica per lo studio dei materiali isotropi; successivamente, ADAMS ne estese l'impiego ai materiali compositi e sviluppò una struttura di carico dedicata: la *Wyoming Iosipescu shear test fixture*. Questa *fixture*, mostrata in fig. 2.10, presenta le seguenti caratteristiche: può essere montata su ogni macchina di prova, distribuisce il carico per mezzo di morsetti a cuneo ed è dotata di guide verticali per il corretto allineamento.

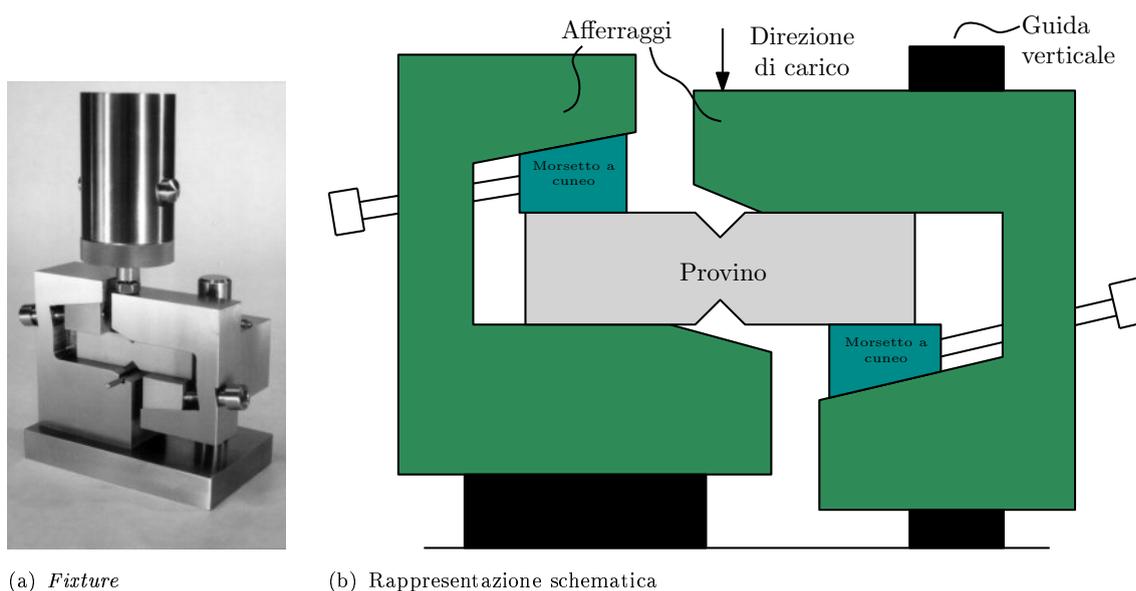


Figura 2.10: *Wyoming Iosipescu Shear Test*

Il provino Iosipescu è di piccole dimensioni e presenta due intagli a V, i quali permettono di concentrare la sollecitazione di taglio nella regione di prova. Gli intagli hanno due effetti: riducono la sezione trasversale in corrispondenza della *gage region* e producono uno stato di tensione tangenziale più uniforme. Questa caratteristica è determinata dall'angolo di intaglio e dall'ortotropia del materiale in esame. In generale, la tecnica Iosipescu viola uno dei prerequisiti alla base dei test sui materiali, ossia l'uniformità della sollecitazione. All'apice dell'intaglio, la

tensione tangenziale risulta nulla; man mano che ci si allontana dal bordo libero, la tensione cresce seguendo una distribuzione che è funzione dell'orientazione delle fibre e dell'angolo di intaglio. Per ristabilire l'equilibrio, si assiste alla nascita di sforzi normali. La loro intensità è piuttosto ridotta per cui il metodo Iosipescu mantiene la sua validità in quanto genera una distribuzione di tensioni e deformazioni tangenziali praticamente uniformi.

Un altro vantaggio di questo metodo è la possibilità di valutare le proprietà a taglio per ogni orientazione delle fibre. Si è così in grado di misurare le caratteristiche a taglio interlaminare, facendo in modo che il piano di laminazione del provino sia parallelo a quello della *gage region*. Quest'ultima deve contenere un numero sufficiente (almeno 3) di unità ripetitive dell'intessitura per garantire l'affidabilità dei dati ottenuti.

### Prove a taglio interlaminare

I laminati necessitano di essere qualificati anche a taglio interlaminare. La loro caratterizzazione in questo senso è ottenuta tramite lo *Short-Beam Shear Test*, ASTM D2344, [27]. Si tratta di una prova di flessione a tre punti di un laminato di piccole dimensioni: il rapporto tra la distanza dei supporti e lo spessore del campione è generalmente inferiore a 5. Questo metodo permette ottime stime comparative della resistenza a taglio interlaminare, ma non è in grado di fornire alcuna informazione sulle rigidezze o sulle deformazioni. Il *MIL-HDBK-17* ne sconsiglia l'uso per l'analisi quantitativa delle proprietà a taglio interlaminare, anche se, a volte, questa raccomandazione viene ignorata a causa della mancanza di altri dati.

### 2.2.5 Prove a flessione

Le prove di flessione costituiscono senza dubbio uno dei più semplici ed economici test da realizzare e per questo hanno acquisito notevole popolarità. Nonostante la loro diffusione, queste prove non permettono di ottenere alcuna proprietà intrinseca del materiale in esame poiché introducono nei provini un campo tensionale non puro. Il campo di sforzo è di trazione sul lato appoggiato e di compressione sul lato opposto, mentre il piano mediano del campione è soggetto a taglio puro. A seconda dell'intensità relativa di queste sollecitazioni, una qualsiasi di questa proprietà può essere misurata. Il rapporto tra la distanza degli appoggi e lo spessore del provino è sufficientemente grande (generalmente superiore a 32) per evitare il collasso per taglio, tuttavia non è possibile prevedere a priori se la rottura avvenga nella zona di trazione o in quella compressa.

Anche se non si ottengono dati sensibili con i test a flessione, il loro uso è ampiamente giustificato nel caso in cui il componente reale sia sottoposto a flessione. Questo argomento è valido a patto di essere capaci di ricreare condizioni di prova le più vicine possibili a quelle reali. Se ciò non avviene, il modo di rottura in servizio del componente può differire significativamente da quello registrato in laboratorio, rendendo inefficaci le prove eseguite.

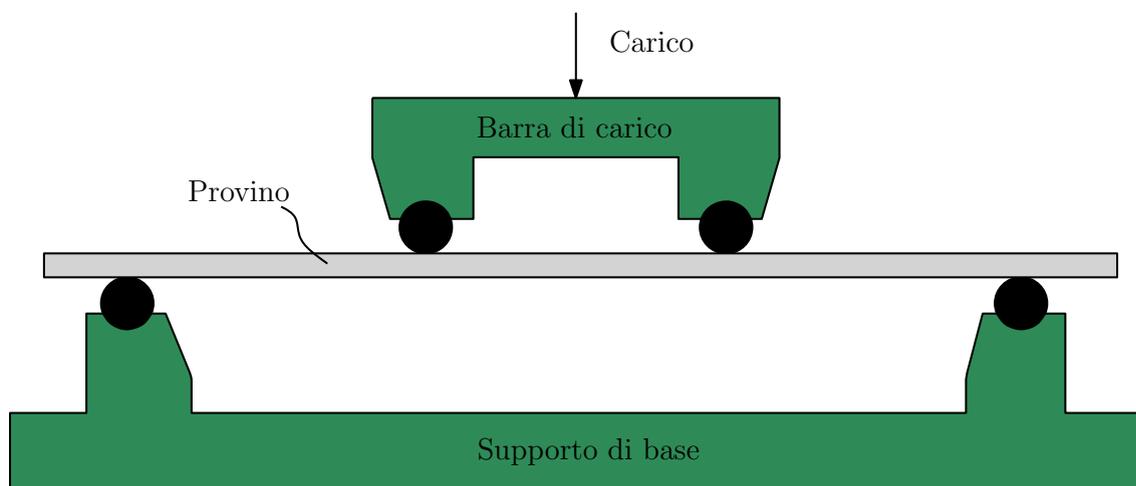


Figura 2.11: Rappresentazione schematica della prova di flessione a 4 punti

I dettagli sulla conduzione delle prove a flessione sono contenuti nello standard ASTM D790, [28]. Due possibili apparati sperimentali possono essere impiegati: il test di flessione a 3 punti e a 4 punti. Nonostante il primo richieda provini più piccoli, il test a 4 punti, mostrato in fig. 2.11, è in grado di produrre un momento flettente uniforme nel tratto di provino compreso tra i due punti di carico. Nel test a 3 punti le elevate sollecitazioni locali in corrispondenza del punto di introduzione delle forze influenzano profondamente il campo di tensione e il modo di rottura. Infine, si deve tener presente che l'eccessiva curvatura dei provini prima della rottura può invalidare la prova, per lo scorrimento del campione sui punti di appoggio. Questa problematica è discussa approfonditamente nella normativa di riferimento.

## 2.2.6 Prove su provini intagliati e impattati

### Provini intagliati

La presenza di intagli in laminati di composito interrompe la continuità delle fibre di rinforzo ed esige la valutazione del deterioramento delle loro caratteristiche resistenziali. L'effetto di un foro sulla resistenza statica residua, a trazione/compressione, viene determinato seguendo i requisiti imposti dalla normativa. Le prove sono

condotte per dimensioni del foro man mano crescenti: il diametro del foro di base è di 6.4 mm. Tutti i provini presentano il medesimo rapporto larghezza/diametro del foro, in genere pari a 6. I test vengono eseguiti nelle condizioni più gravose di temperatura e umidità, identificate per mezzo di prove su provini non intagliati.

### Provini impattati

Le prove di impatto a livello di coupon non danno accurate indicazioni sulle proprietà necessarie per la progettazione e sono adottate solamente per confrontare le caratteristiche dei materiali. I test di impatto per la determinazione degli ammissibili di progetto devono essere realizzati su componenti e strutture *full-scale*.

## 2.3 Simulazione degli effetti ambientali

Le proprietà dei materiali compositi sono condizionate dalla temperatura e dall'assorbimento di umidità dovuti all'esposizione all'ambiente operativo, per cui gli enti certificanti impongono di indagare tale influenza per mezzo di analisi teoriche e prove sperimentali. Il degrado delle proprietà strutturali deve essere valutato ai seguenti livelli:

**Livello di lamina** La valutazione delle capacità resistive dei laminati obbliga ad svolgere test su coupon condizionati. L'utilizzo di ammissibili opportunamente ridotti nell'analisi tensionale delle strutture permette di tener conto degli effetti di umidità e temperatura.

**Livello di elemento strutturale o componente** Gli effettivi valori resistenziali derivano dalla stratificazione impiegata e da eventuali elementi ridondanti della struttura aeronautica in esame. La resistenza deve essere dimostrata tramite prove sperimentali condotte su componenti ed elementi strutturali.

I coupon destinati ad essere condizionati devono essere conservati in una camera a controllo di umidità. È importante conoscere il contenuto esatto di fibra e l'eventuale presenza di porosità, poiché l'umidità assorbita è proporzionale alla percentuale di matrice nel composito. I provini da condizionare vengono pesati ad intervalli regolari fino al raggiungimento di uno stato di equilibrio. Tuttavia, misurare regolarmente tutti i provini non è un'operazione efficiente in termini di tempo; per questo motivo, per ogni *batch* da condizionare si impiega un *traveller*, ossia un campione di materiale estratto dal medesimo pannello e che accompagna gli altri coupon durante il condizionamento. Il quantitativo di umidità di questi campione è preso uguale a quello del loro *traveller*.

I livelli di umidità tipicamente trovati nelle strutture in composito dopo diversi anni di servizio possono essere simulati in laboratorio per mezzo di camere climatiche. Nonostante non si sia in grado di riprodurre l'esatta sequenza di assorbimento di umidità, si può ottenere una buona stima delle performance del materiale esponendo il composito a livelli di umidità rappresentativi delle reali condizioni di servizio. Secondo il *MIL-HDBK-17*, un livello di umidità dell'85% costituisce la peggiore condizione, la quale può essere incontrata operando a latitudini tropicali in modo prolungato.



Figura 2.12: Camera climatica servo-idraulica di ultima generazione

Attualmente sono disponibili macchinari che consentono l'esecuzione di prove che simulino la contemporanea presenza di sollecitazioni meccaniche e di umidità. Queste sono costituite dall'accoppiamento di una macchina servo-idraulica e di una camera climatica, vedi fig. 2.12.

### 2.3.1 Assorbimento di umidità accelerato

Il condizionamento dei materiali compositi ad un ben definito livello di umidità può rivelarsi un'operazione molto dispendiosa in termini temporali. Questo processo può essere accorciato apportando alcune modifiche alle condizioni di esposizione.

L'incremento della temperatura rappresenta lo strumento naturale per accelerare il condizionamento. Questo approccio è valido a patto che il modo di diffusione rimanga lo stesso e la matrice non venga danneggiata. Il *MIL-HDBK-17* racco-

manda che materiali con una temperatura di cura di 177°C vengano condizionati a temperature non superiori a 82°C in maniera da evitare questo problema.

Un altro metodo per forzare l'assorbimento di umidità è il condizionamento a due stadi, in cui il provino inizialmente è esposto ad un livello di umidità più elevato di quello di equilibrio. Il *MIL-HDBK-17* fa presente che questa pratica è accettabile purché l'umidità relativa del primo stadio non superi il 95%.

### 2.3.2 Combinazione di carico e condizionamento climatico

L'accoppiamento di carichi e di condizioni climatiche costituisce probabilmente il modo migliore per valutare in breve tempo gli effetti dell'ambiente sui compositi. Una di queste metodologie è il metodo *ENSTAFF - Environmental FalSTAFF*, nato da una collaborazione tra Germania, Olanda e Regno Unito. Basandosi su rilevazioni effettuate a bordo di aerei da combattimento, questo metodo associa le condizioni ambientali e le escursioni termiche ai diversi profili di missione e cicli di carico. Per ogni componente strutturale è definita una condizione di servizio, la quale viene applicata all'elemento in esame in maniera accelerata. Questo dà la possibilità di poter eseguire un numero molto elevato di cicli di carico in una finestra temporale piuttosto contenuta, ottenendo al contempo una stima delle performance che copre un arco di tempo maggiore. Lo standard è stato appositamente ideato per testare i materiali compositi impiegati nei velivoli militari europei. Le aziende aeronautiche europee hanno riconosciuto la completezza dell'*ENSTAFF* nel definire i criteri di progetto strutturale dei caccia di nuova generazione. Inoltre può essere applicato per prove sia a livello di coupon sia a livello di struttura complessiva [29].

La storia termica simulata tiene conto del riscaldamento per attrito aerodinamico, delle variazioni di temperatura con la quota e dell'irraggiamento solare. Nei campioni si mantiene un livello di umidità relativa pari all'85%; questo è possibile tramite il preconditionamento dei provini ed eventuali ricondizionamenti in caso di perdita dell'umidità assorbita. Le condizioni di servizio producono in realtà un contenuto di umidità più basso, per questo si può affermare che l'*ENSTAFF* fornisce un approccio conservativo.

Anche se l'*ENSTAFF* è un metodo per lo svolgimento di prove sperimentali accelerate, si deve evidenziare che non è in grado di rappresentare i meccanismi di degradazione a lungo termine, qualora siano presenti. L'esposizione a raggi ultravioletti, l'erosione e l'innescarsi di reazioni chimiche rientrano tra quei fenomeni che possono alterare le proprietà del materiale nel lungo periodo.

## 2.4 Sviluppo degli ammissibili di progetto

Gli ammissibili di progetto devono essere fissati nelle condizioni climatiche più invalidanti, ossia *Hot/Wet* e *Cold/Dry*. I provini e i dettagli strutturali sono di piccole dimensioni e, di conseguenza, non si hanno grandi difficoltà a condizionarli. Per essere conservativi, gli enti certificanti richiedono in genere che sia raggiunta la saturazione del livello di umidità in corrispondenza della massima temperatura prevista in condizioni operative (tipicamente si assiste ad un aumento di peso dell'1%). Si deve dare particolare attenzione ai modi di rottura dominati dalle proprietà della matrice, in quanto queste sono maggiormente soggette al deterioramento.

Un quantitativo sufficiente di coupon, rappresentativi degli impilamenti più comuni, viene provato sperimentalmente per determinare i valori degli ammissibili sia a temperatura ambiente sia per la combinazione di umidità/temperatura più dannosa. Questi test danno anche i fattori di riduzione (*knockdown factors*). Il confronto fra il valore ottenuto a temperatura ambiente in assenza di umidità e il valore in condizioni *hot/wet* fornisce un coefficiente di sicurezza di tipo ambientale. In modo simile, si ricava un fattore riduttivo di variabilità dalla comparazione fra il valor medio di una data proprietà e l'ammissibile ad essa associato.

Si testa poi un limitato numero di dettagli strutturali a conferma degli ammissibili ricavati. Queste prove includono test di compressione e di trazione su provini intagliati e test di *bearing*. Si devono verificare anche i dettagli strutturali che si prevede siano caricati fuori dal loro piano di laminazione, come, ad esempio, gli *stringer run out*, ossia i punti di interruzione degli irrigidimenti longitudinali.

Lo sviluppo degli ammissibili di progetto attraverso una campagna di prove è una componente molto importante e costosa del progetto e del processo di certificazione. Questo è particolarmente vero nel caso dei compositi a causa dell'elevata dispersione riscontrata nella maggior parte delle loro proprietà.

### 2.4.1 Resistenza statica

Il progetto statico di una struttura aeronautica si fonda sui dati, estratti da coupon e dettagli costruttivi, che tengono conto della variabilità sulla resistenza. Vi sono due livelli statistici differenti per gli ammissibili di progetto:

**Base A** Valore raggiunto dal 99% della popolazione con un livello di confidenza del 95%. Questo valore è utilizzato nella progettazione di strutture primarie, il cui collasso determinerebbe la perdita dell'integrità strutturale.

**Base B** Valore raggiunto dal 90% della popolazione con un livello di confidenza del 95%. Questo è impiegato nell'analisi di strutture ridondanti o *fail-safe*, nelle quali esistono percorsi alternativi per le linee di forza.

Come primo passo, è necessario individuare il modello statistico che meglio interpola la distribuzione della proprietà. Per i materiali metallici, la distribuzione è di solito quella normale o quella lognormale (nel caso della fatica). Quando si ha a che fare con i compositi, il modello che normalmente si prende in considerazione è la distribuzione di Weibull a due parametri, in quanto più rappresentativa del comportamento reale dei materiali.

Un importante aspetto economico nell'esecuzione di test è la valutazione del numero minimo di provini necessari per l'ottenimento di ammissibili accettabili. Questo dipende chiaramente dai parametri statistici, la cui conoscenza permette una forte riduzione della quantità complessiva di prove, [30].

La scelta di quale base impiegare scaturisce dalla particolare applicazione. Per materiali con una bassa dispersione, come le leghe di impiego aeronautico, si fa spesso uso dell'ammissibile di base A, poiché offre un maggior margine di sicurezza. Tuttavia, in caso di alta variabilità, questo può portare ad eccessive penalizzazioni ponderali. Per i compositi, che rientrano in questa categoria, si adotta la base B.

Il valore della tensione ultima adoperato deve essere diminuito tramite opportuni fattori di riduzione, se i requisiti operativi possono comportare un ulteriore abbassamento nella resistenza statica.

Questo approccio, intrinsecamente conservativo, consente di ridurre in maniera considerevole il numero di test che sarebbero necessari se si dovessero sviluppare gli ammissibili per ogni possibile applicazione e condizione di servizio.

## 2.4.2 Resistenza a fatica

Lo sviluppo degli ammissibili a fatica richiede la realizzazione di prove cicliche o ad ampiezza costante o secondo uno spettro di carico rappresentativo delle condizioni operative previste. Per simulare le condizioni ambientali più aggressive, alcuni test vengono eseguiti ad alta temperatura con i provini adeguatamente condizionati.

I test ad ampiezza costante forniscono i dati di base per valutare il comportamento in presenza di spettri di carico variabili e stabilire le soglie di discriminazione del carico, ossia quei livelli che possono essere scartati in quanto ininfluenti. In aggiunta, danno anche utili informazioni sull'effetto delle condizioni ambientali.

La caratteristica principale della fatica è che la dispersione dei dati è significativamente più grande che per altre proprietà meccaniche, per cui è necessario svolgere

molte più prove per ottenere i valori degli ammissibili. I compositi rinforzati con fibre presentano una curva S-N molto piatta rispetto a quella dei metalli, poiché hanno un'elevata resistenza ai fenomeni di fatica.

La crescita di un danno significativo si registra solo per deformazioni superiori al 60% del limite statico. Tuttavia, una volta innescata, la propagazione procede molto rapidamente fino alla rottura. Contrariamente ai metalli, la filosofia di progetto *slow crack growth* non è attuabile per i compositi, né si ricercano, se non raramente, dati sull'accrescimento delle fessure.

Le stesse considerazioni sono valide per i giunti incollati, per i quali il tasso di crescita del danno può essere rapido e si fanno prove per stabilire la soglia di crescita.

In generale, i valori degli ammissibili di progetto, risultanti dall'applicazione dei fattori di riduzione alla resistenza statica ottenuta dai dati sui coupon, sono sufficienti a fornire un adeguato margine nei confronti del deterioramento della proprietà meccaniche in presenza di carichi ciclici. Tuttavia, questo procedimento può rivelarsi inadeguato per alcuni tipi di giunti.

### 2.4.3 Influenza del danneggiamento sugli ammissibili

Il danneggiamento da impatto influenza in maniera considerevole le proprietà resistenziali dei compositi. Per realizzare un'efficace progettazione *damage-tolerance*, è necessario quantificare accuratamente questa riduzione, almeno per i tipi di impatto più probabili. Prove sperimentali dimostrano che la resistenza statica a compressione è la proprietà maggiormente influenzata dalla presenza di un impatto.

Sollecitazioni cicliche di elevata intensità possono abbassare ulteriormente la tensione ultima a compressione, per cui vi è anche la necessità di valutare il comportamento in presenza di carichi alternati.

Nel fissare gli ammissibili di progetto, è altresì importante valutare l'influenza del danno da impatto su dettagli strutturali quali l'interruzione di una lamina o di un pannello irrigidito, in quanto la posizione del danneggiamento è molto importante. Quando il danno da impatto è localizzato tra due irrigidimenti, il collasso si manifesta in due stadi, se si supera un soglia: la prima fase è data dalla rapida propagazione del danno verso il corrente a cui segue la rottura del medesimo. Danneggiare il *run-out* di un irrigidimento può significarne la rapida perdita.

## 2.5 Prova di trazione e di taglio

Si vanno adesso a descrivere le due tipologie di test che sono state oggetto del presente lavoro di tesi presso il Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale “Lucio Lazzarino” dell’Università di Pisa.

### 2.5.1 Prova di trazione

Le prove a trazione di compositi rinforzati con fibre vengono condotte al fine di determinare la resistenza uniassiale a trazione  $\sigma^{tu}$ , il modulo di elasticità longitudinale  $E^t$  e il rapporto di Poisson  $\nu$  relativi alle direzioni principali del materiale stesso. Le lamine unidirezionali o tessute costituiscono l’unità di base dei laminati multidirezionali; per questo la caratterizzazione delle proprietà del materiale a livello di lamina permette di prevedere il comportamento dei laminati.

#### Generalità

Il principio base è sostanzialmente lo stesso per tutte le tipologie di prove a trazione: un provino prismatico, dotato di una *gage section* a bordi rettilinei, è afferrato alle sue estremità e soggetto ad un carico di trazione uniassiale. Le differenze principali tra i coupon così testati risiedono nella forma della sezione trasversale e nel metodo di introduzione del carico. La sezione trasversale può essere rettangolare, circolare o tubolare; inoltre può essere uniforme per l’intera lunghezza del provino (coupon *straight-sided*) oppure può presentare una rastremazione dall’estremità verso la *gage region* (provini *dogbone* o *bow-tie*). Questa sezione descrive brevemente i metodi più comuni di prove a trazione, che sono diventati uno standard per materiali compositi fibro-rinforzati.

Cambiando la morfologia dei campioni, gran parte delle metodologie di test è in grado di valutare configurazioni di materiali differenti, tra le quali rientrano i laminati unidirezionali e i tessuti. Tuttavia, alcune di queste conformazioni risultano meno sensibili di altre al modo di preparazione dei provini e alla tecnica di prova. L’esempio più plateale di quanto appena affermato è fornito dai coupon unidirezionali: un disallineamento iniziale di solo 1° di un provino unidirezionale a 0°, dovuto ad esempio al processo di fabbricazione o a problemi insorti durante la prova, può causare una riduzione della resistenza fino al 30%. Per di più, anche se i *tab* incollati hanno la funzione di minimizzare le difficoltà connesse al trasferimento di carico, un loro impiego inappropriato può comportare la rottura prematura del provino. In virtù di questi e di altri problemi, le prove di trazione sono soggette ad una grande

quantità di prescrizioni in modo da poter ricavare validi dati sperimentali. Attualmente sono disponibili metodi alternativi a quelli più problematici, anche se si deve prestare particolare attenzione alle raccomandazioni riportate nelle corrispondenti specifiche di prova, [31].

### Normative di riferimento

Le normative di riferimento per le prove di trazione su coupon *straight-sided* sono le seguenti:

- ASTM D3039/D3039M, [32],
- EN 2561, [33] e EN 2597, [34].

L'ASTM D3039, rilasciato inizialmente nel 1971, fu il primo standard emesso per le prove di trazione su provini a sezione rettangolare e costituisce tuttora il metodo più comunemente impiegato. Le due normative EN si basano in maniera sostanziale sulla D3039 e, di conseguenza, sono abbastanza simili. Tuttavia, non si può pensare di sostituire un sistema con un altro, in quanto sussistono alcune sottili differenze tra di loro. In generale, lo standard ASTM è più dettagliato ed offre un miglior controllo su tutti quei particolari che potrebbero causare variabilità nelle prove. Per questo motivo è il procedimento favorito.

Tutti i metodi prima elencati prevedono l'applicazione di una sollecitazione di trazione al provino in esame per mezzo di interfacce meccaniche collegate alle estremità del coupon. Queste connessioni trasferiscono il carico per taglio e sono solitamente costituite da afferraggi a cuneo o idraulici. La risposta meccanica è misurata nella *gage region* del campione per mezzo di estensimetri o di estensometri, permettendo così di determinare le proprietà elastiche del materiale.

### Utilizzo dei *tab*

I *tab* di estremità, se impiegati, servono ad introdurre il carico dagli afferraggi nel provino minimizzando le concentrazioni delle tensioni. Un esempio del giusto modo di rottura di un campione dotato di *tab* di un laminato multidirezionale è mostrato in fig. 2.13. I coupon a sezione uniforme non possiedono alcuna discontinuità geometrica e, per questo motivo, la rottura si verifica spesso in corrispondenza delle estremità dei *tab* o degli afferraggi, possibili sedi di concentrazione delle tensioni. Nonostante questo modo di rottura non debba essere necessariamente considerato inaccettabile, si deve prestare molta cura nella valutazione dei dati sperimentali,

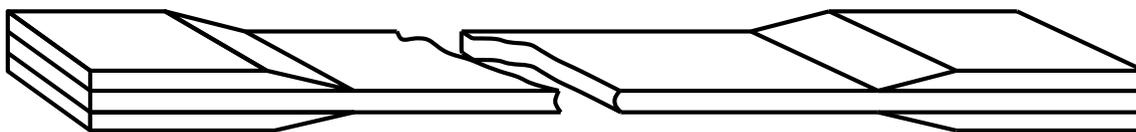


Figura 2.13: Rottura nella *gage region* di un provino munito di *tab*

per proteggersi da valori di resistenza irrealisticamente bassi risultanti da *tab* poco performanti o afferraggi troppo aggressivi.

I *tab* possono essere fabbricati in materiale metallico o composito (tipicamente tessuto in fibra di vetro immerso in resina epossidica). Il loro progetto richiede elevate competenze, poiché un'interfaccia realizzata con imperizia produce basse tensioni di rottura. Per questa ragione, l'ASTM non stabilisce dei criteri obbligatori per l'impiego dei *tab*, anche se i *tab* non smussati sono da preferire, [31]. Studi recenti hanno confermato che un progetto efficace dei *tab* dipende di più dall'uso di un adesivo sufficientemente duttile piuttosto che dall'angolo di smusso adottato. Un *tab* non smussato applicato con una colla duttile ha un resa molto migliore di un *tab* smussato incollato con una sostanza adesiva troppo rigida. Si evince quindi l'importanza della scelta del collante.

Il modo più semplice per evitare i problemi legati all'impiego dei *tab* è non utilizzarli. La maggior parte dei laminati, soprattutto quelli non unidirezionali, possono essere efficacemente testati con *tab* semplicemente appoggiati sui provini o senza di essi.

### Altri fattori

Altri importanti fattori che possono influenzare i risultati delle prove di trazione includono: il controllo della fabbricazione del provino, le tolleranze dimensionali del campione, l'eventuale condizionamento e la variabilità nell'assorbimento di umidità di lotti distinti del medesimo materiale. Tutti questi elementi sono descritti nelle normative.

### Limitazioni dei metodi di trazione

**Tab incollati** Il campo di tensione all'estremità dei *tab* incollati è sensibilmente tridimensionale e gli sforzi sono in grado di massimo. Si sono condotte molte ricerche al fine di minimizzare i picchi di tensione, ma risulta impossibile dare dei consigli di validità generale, che siano cioè adeguati per ogni materiale e configurazione possibile. Inoltre, *tab* progettati in maniera inappropriata possono influenzare negativamente i risultati ottenuti. Come risultato, si tende

ad utilizzare *tab* non incollati o a non impiegarli affatto, a patto che i modi di rottura si rivelino accettabili.

**Progetto dei provini** Le normative, in particolare l'ASTM D3039, forniscono un certo numero di scelte per la realizzazione dei campioni. Queste soluzioni progettuali sono necessarie per coprire l'ampia varietà di materiali e impilamenti che rientrano nell'ambito delle prove di trazione. Si deve aver molta cura nello scegliere la geometria più adatta per il materiale in esame.

**Fabbricazione dei coupon** La preparazione dei campioni riveste un ruolo cruciale per il conseguimento di risultati sperimentali affidabili. Questo principio è particolarmente importante per le prove eseguite sui laminati unidirezionali e i test di trazione non fanno eccezione. L'allineamento delle fibre e il controllo dello spessore del coupon costituiscono i passi più critici nella realizzazione dei provini. Per i materiali o le configurazioni che presentano una deformazione a rottura molto piccola (ad esempio, i laminati unidirezionali con fibre orientate a  $90^\circ$ ), anche il parallelismo delle facce del provino è una caratteristica importante. Inoltre le tecniche di lavorazione alle macchine utensili e di finitura superficiale condizionano pesantemente i valori di resistenza ottenuti da test su unidirezionali con fibre a  $90^\circ$ .

**Test su laminati unidirezionali** L'effetto dei fattori che sono causa di errore per le prove a trazione viene aggravato nel caso di test svolti su laminati unidirezionali, soprattutto nel caso di fibre orientate a  $0^\circ$ . Di conseguenza, è aumentato l'uso di coupon quasi-unidirezionali o *cross-ply* (cioè laminati simmetrici e bilanciati che alternano lamine a  $0^\circ$  e  $90^\circ$ ), dai quali si possono facilmente derivare le proprietà unidirezionali. Le prove su laminati *cross-ply*, se adeguatamente effettuate, producono risultati equivalenti a quelli raggiungibili con test sugli unidirezionali puri. Nonostante questi ultimi vengano tuttora impiegati e in certi casi siano preferibili o richiesti, si ritiene che i quasi-unidirezionali privi di *tab* costituiscano la configurazione più economica ed affidabile per le prove di trazione a livello di lamina dei materiali unidirezionali. Per di più, le rotture dei laminati *cross-ply*, di solito, non nascondono gli eventuali errori presenti nella tecnica di prova o nella preparazione dei provini, [35].

### La normativa ASTM D3039

Le normative ASTM garantiscono la completa ripetibilità dei test, in quanto consentono all'operatore di effettuare un numero minimo di scelte progettuali. La normativa ASTM D3039 fornisce in maniera estremamente dettagliata tutti i requisiti

e le raccomandazioni pratiche per il corretto svolgimento delle prove di trazione sui compositi fibro-rinforzati.

Si vanno ora ad analizzare le peculiarità di questa normativa.

**Numero di provini** È necessario testare almeno 5 provini per ogni condizione di prova, per ottenere un insieme di dati sperimentali che sia statisticamente rilevante.

**Geometria del provino** L'ASTM richiede il soddisfacimento di pochi requisiti obbligatori riguardanti la geometria del provino: la sezione trasversale deve essere rettangolare ed uniforme; il provino si deve presentare liscio ad un leggera pressione delle dita e deve avere una lunghezza minima dipendente dalla dimensione degli afferraggi, dal suo spessore e dalla *gage length*.

La normativa è ben consapevole che i requisiti minimi sono insufficienti per realizzare un provino ben dimensionato e con le giuste tolleranze. Per questo motivo, dà una minuziosa lista di raccomandazioni, basate sull'esperienza pregressa di laboratori specializzati in test sui compositi. La scelta di larghezza e spessore del provino deve essere tale da favorire la rottura nella *gage region* e assicurare che il campione contenga, nella sezione trasversale, un numero sufficiente di fibre per essere statisticamente rappresentativo del materiale base. Le dimensioni suggerite per i coupon sono riportate in tab. 2.1 per i diversi tipi di laminati. Le tolleranze imposte sulla larghezza e sullo spessore sono, rispettivamente, di  $\pm 0.3$  mm e di  $\pm 0.1$  mm.

| Tipo di laminato            | Larghezza (mm) | Lunghezza (mm) | Spessore (mm) |
|-----------------------------|----------------|----------------|---------------|
| Unidirezionale a $0^\circ$  | 15             | 250            | 1.0           |
| Unidirezionale a $90^\circ$ | 25             | 175            | 2.0           |
| Bilanciato e simmetrico     | 25             | 250            | 2.5           |
| Fibre discontinue           | 25             | 250            | 2.5           |

Tabella 2.1: Dimensioni raccomandate per la geometria dei provini (ASTM)

**Geometria dei *tab*** La normativa D3039 fornisce all'operatore degli utili consigli inerenti alla geometria dei *tab*, le cui dimensioni principali, per le configurazioni di maggior interesse, sono riportate in tab. 2.2. La scelta di un *tab* in grado di facilitare la rottura del provino in corrispondenza della *gage region* è funzione del materiale in esame, dell'orientazione delle fibre e del tipo di

afferraggi usati. In presenza di afferraggi idraulici, i *tab* non smussati sono molto efficaci, mentre, per gli afferraggi a cuneo, i *tab* con piccoli angoli di smusso (tra i 7° e i 10°) risultano più efficienti. Per il corretto allineamento del provino, è essenziale che la tolleranza sugli spessori dei *tab* sia di  $\pm 1\%$ .

| Tipo di laminato        | Lunghezza (mm)   | Spessore (mm) | Angolo di smusso |
|-------------------------|------------------|---------------|------------------|
| Unidirezionale a 0°     | 56               | 1.5           | 7° o 90°         |
| Unidirezionale a 90°    | 25               | 1.5           | 90°              |
| Bilanciato e simmetrico | tessuto abrasivo | —             | —                |
| Fibre discontinue       | tessuto abrasivo | —             | —                |

Tabella 2.2: Dimensioni raccomandate per la geometria dei *tab* (ASTM)

### La normativa EN 2561

Le normative EN, pur ispirandosi a quelle ASTM, sono molto meno dettagliate e, in questo modo, lasciano una maggiore libertà di scelta all'operatore. I provini devono essere estratti da pannelli preparati secondo quanto riportato nella norma EN 2565; in particolare devono avere una curvatura  $f/k \leq 0.002$ , dove con  $f$  si è indicata la freccia massima del pannello e con  $k$  la lunghezza di riferimento, come mostrato in fig. 2.14.

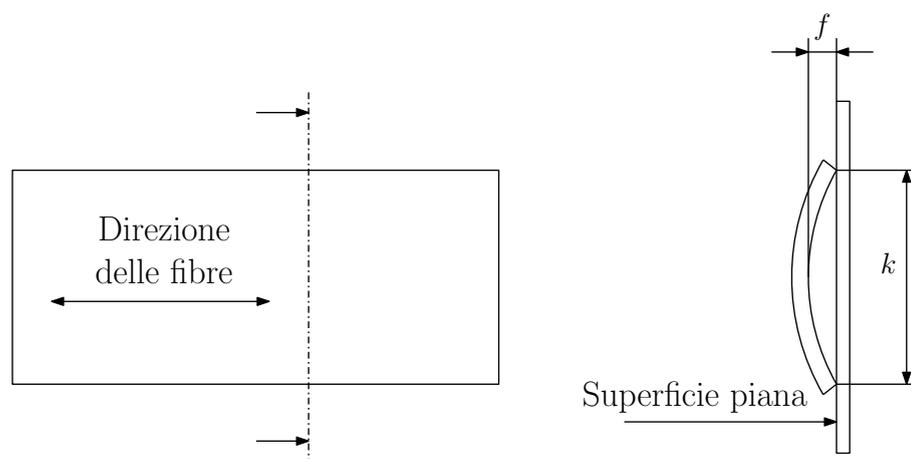


Figura 2.14: Misura della curvatura di un provino

La normativa EN 2561 è specifica per le prove di trazione parallelamente alla direzione delle fibre. Si vanno ora a indagare quali sono le sue caratteristiche.

**Numero di provini** La normativa si limita a specificare che è necessario un minimo di 5 provini.

**Geometria dei provini e dei *tab*** La EN 2561 definisce 3 tipologie di provini a sezione rettangolare ed uniforme: tipo A e B muniti di *tab* e tipo C privo di essi. Le loro dimensioni caratteristiche con relative tolleranze sono riportate in tab. 2.3 e rappresentate nelle fig. 2.15 e 2.16.

| Grandezza                     | Tipo A         | Tipo B         | Tipo C         |
|-------------------------------|----------------|----------------|----------------|
| Lunghezza (mm)                | $250 \pm 1$    | $250 \pm 1$    | $250 \pm 1$    |
| Larghezza $b$ (mm)            | $10.0 \pm 0.5$ | $15.0 \pm 0.5$ | $15.0 \pm 0.5$ |
| Spessore $h$ (mm)             | $2.0 \pm 0.2$  | $1.0 \pm 0.2$  | $1.0 \pm 0.2$  |
| Lunghezza dei <i>tab</i> (mm) | $65 \pm 15$    | $65 \pm 15$    | —              |
| Spessore dei <i>tab</i> (mm)  | $0.5 \div 1.0$ | $0.5 \div 1.0$ | —              |

Tabella 2.3: Dimensioni prescritte per la geometria dei provini e dei *tab* (EN 2561)

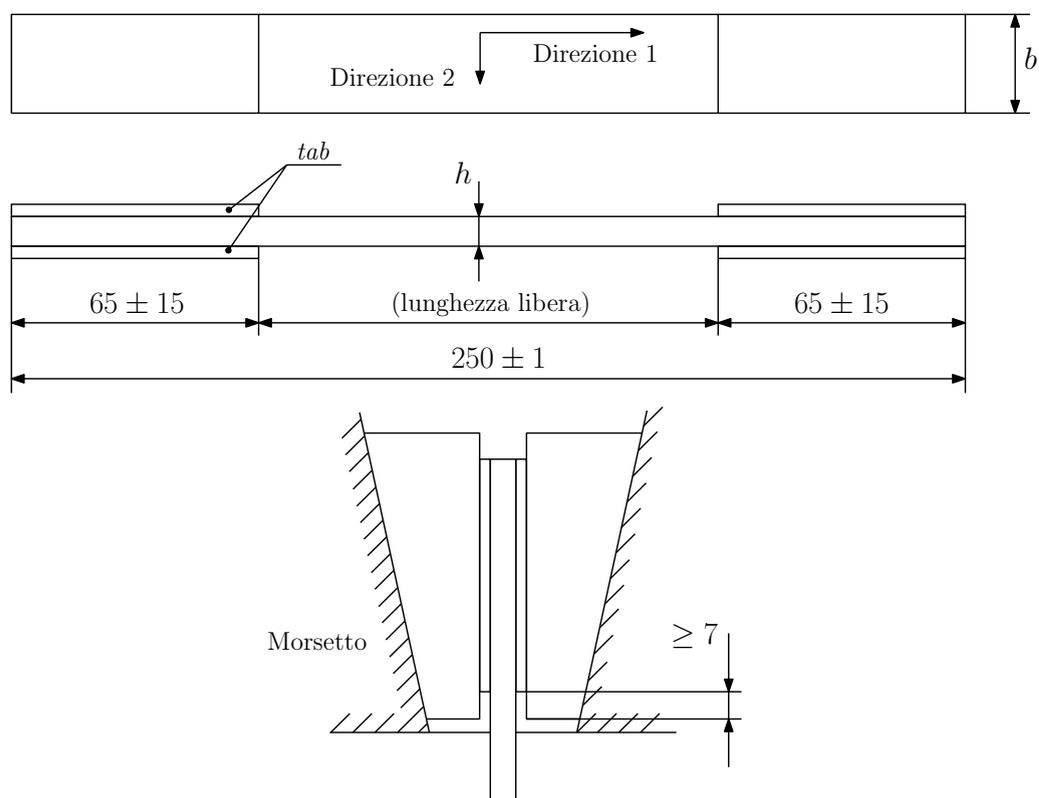


Figura 2.15: Provino EN 2561 di tipo A e B, [33]

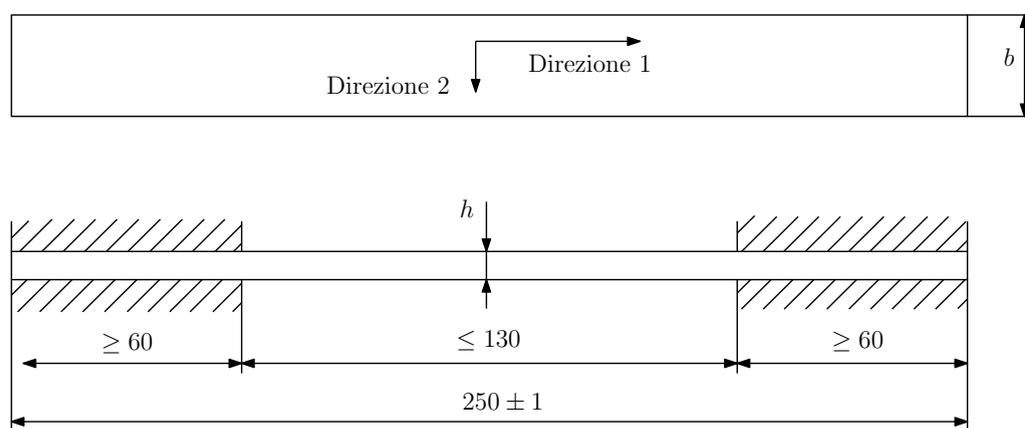


Figura 2.16: Provino EN 2561 di tipo C, [33]

### La normativa EN 2597

La normativa EN 2597 si occupa delle prove di trazione perpendicolarmente alla direzione delle fibre. Si vanno ad esaminare le sue peculiarità.

**Numero di provini** La normativa sancisce che è necessario un numero minimo di 10 provini, a causa dell'elevata dispersione nei risultati ottenuti da questo tipo di prove.

**Geometria dei provini e dei *tab*** La EN 2597 fissa 2 tipologie di provini, entrambe dotate di *tab*. Le loro dimensioni caratteristiche con le relative tolleranze sono riportate in tab. 2.4 e rappresentate nelle fig. 2.17 e 2.18.

| Grandezza                         | Tipo A         | Tipo B         |
|-----------------------------------|----------------|----------------|
| Lunghezza $L$ (mm)                | $250 \pm 1$    | $250 \pm 1$    |
| Larghezza $b$ (mm)                | $25.0 \pm 0.5$ | $25.0 \pm 0.5$ |
| Spessore $h$ (mm)                 | $2.0 \pm 0.2$  | $2.0 \pm 0.2$  |
| Lunghezza dei <i>tab</i> $t$ (mm) | $120 \pm 1$    | $60 \pm 1$     |
| Spessore dei <i>tab</i> (mm)      | $0.5 \div 1.0$ | $0.5 \div 1.0$ |
| Lunghezza libera $g$ (mm)         | $10 \pm 1$     | $130 \pm 1$    |
| Lung. regione afferrata (mm)      | $50 \pm 1$     | $60 \pm 1$     |

Tabella 2.4: Dimensioni prescritte per la geometria dei provini e dei *tab* (EN 2597)

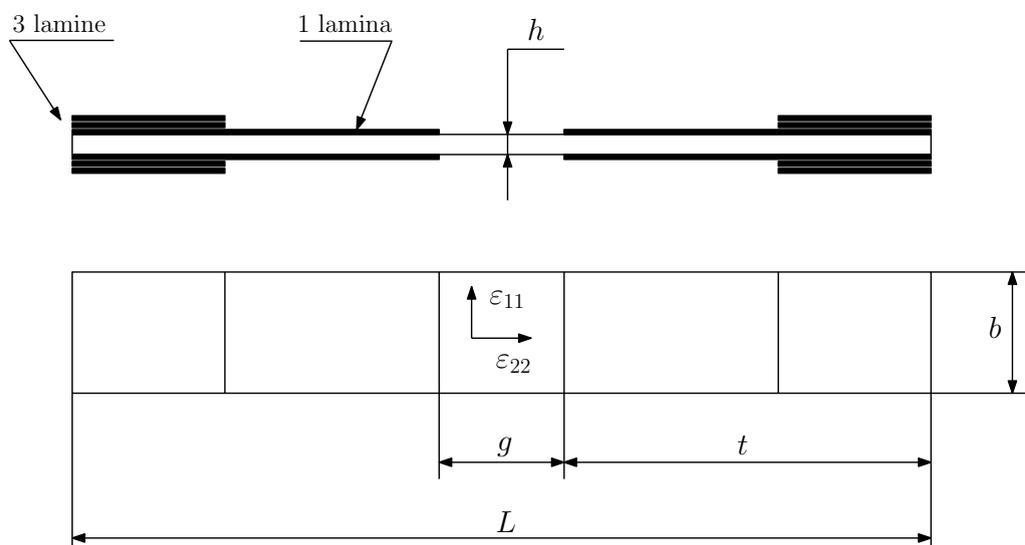


Figura 2.17: Provino EN 2597 di tipo A, [34]

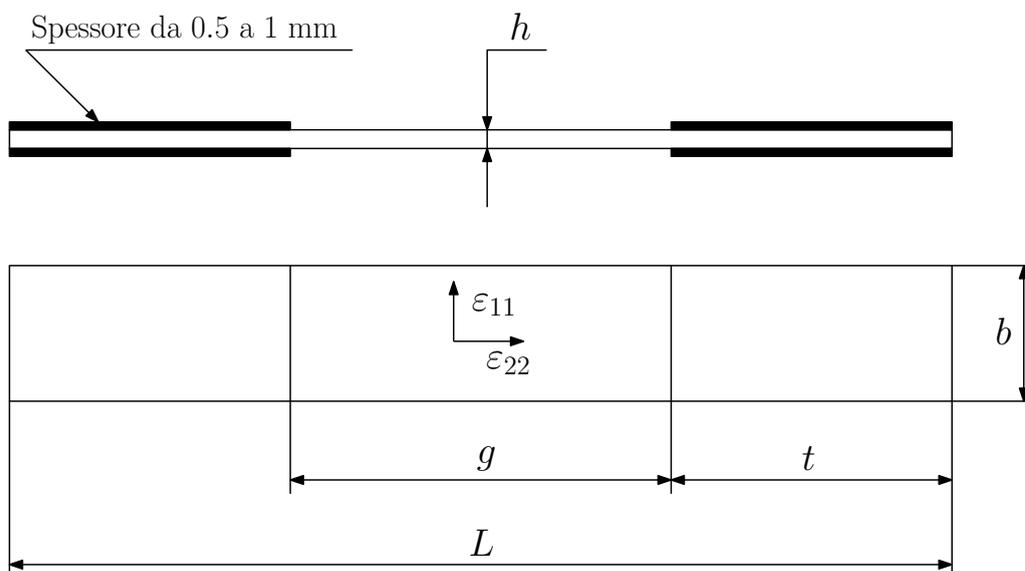


Figura 2.18: Provino EN 2597 di tipo B, [34]

### 2.5.2 Prova di taglio $\pm 45^\circ$ *off-axis tensile test*

Le prove di taglio *in-plane* hanno lo scopo di determinare le proprietà di resistenza e di rigidità nel piano di laminazione dei materiali compositi fibro-rinforzati. Ogni metodo di realizzazione di questi test deve essere in grado di creare una zona caratterizzata da un stato di tensione tangenziale uniforme. In aggiunta, deve sussistere una relazione di corrispondenza biunivoca tra il carico applicato e l'intensità delle sollecitazioni di taglio presenti nella sezione di prova. Uno dei metodi più diffusi

per l'esecuzione di prove di taglio è il  $\pm 45^\circ$  *off-axis tensile test*, che viene di seguito esposto.

### Generalità

Il metodo consiste nel sottoporre a prove di trazione uniassiale coupon simmetrici e bilanciati con fibre orientate a  $\pm 45^\circ$  rispetto alla direzione di applicazione del carico. Si tratta di una metodologia semplice ed economica in quanto non richiede la realizzazione di provini dalla geometria complessa, né l'impiego di *fixture* specifiche; inoltre, la misurazione delle deformazioni può essere eseguita con semplici estensimetri o estensometri. I risultati ottenuti con questa tecnica sono in buona correlazione con quelli ricavati con altre procedure.

Questo tipo di test fu proposto originariamente da PETIT nel 1969 durante la prima conferenza, organizzata dall'ASTM, dal titolo *Composite Materials: Testing and Design*, [36]. Fu poi perfezionato da ROSEN, che fece uso della teoria della laminazione per il calcolo diretto, a partire dal valore dei carichi applicati, delle tensioni tangenziali nel sistema di coordinate materiali. Le corrispondenti deformazioni a taglio vengono calcolate tramite la misura delle deformazioni in direzione longitudinale e trasversale. In questa maniera è possibile costruire la curva sforzo-deformazione a taglio, [37].

### Normative di riferimento

Le normative in materia di prove di taglio di tipo  $\pm 45^\circ$  *off-axis tensile* sono:

- ASTM D3518/D3518M, [26],
- prEN 6031, [38].

Anche in questo caso, la normativa ASTM fu il primo standard ad essere emesso per le prove di taglio su provini a sezione rettangolare uniforme con lamine orientate a  $\pm 45^\circ$ . Lo standard prEN è stato scritto sulla falsariga della D3518 e, di conseguenza, presenta simili prescrizioni.

### Limitazioni del metodo

**Materiale impiegato** Si possono impiegare soltanto laminati perfettamente simmetrici e bilanciati con lamine orientate a  $\pm 45^\circ$ . La sequenza di impilamento, il numero di *ply* e il loro spessore sono parametri che devono essere minuziosamente controllati, poiché hanno diretta influenza sulla resistenza dei provini.

**Impurità nel campo tensionale** Il materiale nella *gage region* non si trova in stato puro di tensione tangenziale a causa della presenza, nella medesima zona, di una componente di sollecitazione normale. In più vi è un complesso stato tensionale in corrispondenza dei bordi liberi del provino. Nonostante questo metodo di prova sia in grado di produrre risultati affidabili e sia capace di caratterizzare le non linearità presenti, i valori calcolati della tensione ultima a taglio non rappresentano la reale resistenza del materiale e devono essere utilizzati con cautela. Malgrado i numerosi tentativi volti a minimizzare questi effetti, le tensioni di rottura possono derivare da modalità di collasso differenti, anche nel caso di materiali identici che differiscano solo per il processo di cura. Di conseguenza, i valori misurati possono non rappresentare un campione statisticamente rilevante.

**Effetti dovuti a grandi deformazioni** Vi sono numerosi parametri che possono causare lo *scissoring* delle fibre; tra i più importanti si ricordano: la duttilità della matrice, la debolezza dell'interfaccia fibra/matrice e lo spessore dei provini. Generalmente, si assiste ad una rotazione di  $1^\circ$  delle fibre per ogni 2% di deformazione longitudinale. Questo fenomeno, se non controllato, fa cadere una delle ipotesi fondamentali del metodo, ossia che le fibre mantengano costantemente la loro orientazione iniziale. In questa maniera si giustifica la necessità di interrompere il test in presenza di grandi deformazioni, anche se il provino non ha esaurito la sua capacità di sopportazione del carico. La normativa ASTM prescrive di sospendere l'acquisizione dei dati, una volta raggiunto il 5% di deformazione a taglio. Questo valore corrisponde grossolanamente al limite tecnologico degli attuali estensimetri e consente di limitare il disallineamento delle fibre a circa  $1.5^\circ$ .

### La normativa ASTM D3518

La normativa D3518 stabilisce un numero minimo di 5 provini per ogni condizione di interesse. Per quanto riguarda la geometria e la preparazione dei coupon, l'ASTM impone all'operatore di riferirsi alle prescrizioni e alle raccomandazioni contenute nella norma D3039, a cui devono essere apportate le seguenti modifiche:

- il numero minimo di *ply* per ogni provino è pari a 16 per i materiali unidirezionali e ad 8 per i tessuti;
- le dimensioni consigliate dei coupon sono di 25 mm in larghezza e 200 ÷ 300 mm in lunghezza.

L'impiego di *tab* non è obbligatorio, anche se permette una più graduale introduzione del carico.

### **La normativa prEN 6031**

La normativa EN di riferimento impone quasi tutte le stesse prescrizioni della corrispondente normativa ASTM. Si differenzia in parte da essa per quanto riguarda le dimensioni dei coupon: la larghezza e la lunghezza dei provini devono essere, rispettivamente, pari a  $25.00 \pm 0.25$  mm e  $230 \pm 1$  mm.

# Capitolo 3

## Attrezzature e strumentazione

L'attrezzatura per le prove di trazione è costituita da dispositivi che hanno la funzione di supportare il provino, mantenerlo allineato con gli afferraggi e introdurre in esso carichi di intensità controllata fino a rottura. Questi sistemi sono in grado di variare la velocità di applicazione del carico e sono dotati della strumentazione necessaria per misurare accuratamente le forze, le deformazioni e gli allungamenti a cui sono soggetti i campioni.

### 3.1 Sviluppo storico

#### 3.1.1 Le origini: Tinius OLSEN e la sua *Little Giant*

Le apparecchiature commerciali per le prove di trazione divennero disponibili solo verso la fine del XIX secolo. Negli Stati Uniti, subito dopo la fine della Guerra Civile, si assistette ad un'ampia diffusione dell'industrializzazione e al fiorire di nuove attività edili. Cominciò così a farsi sentire la necessità di nuovi mezzi per meglio caratterizzare i materiali impiegati nell'edilizia e nella costruzione di macchine utensili.

A partire dalla metà del 1800, vari dispositivi furono sviluppati in quest'ottica, ma l'obiettivo di realizzare una macchina universale per l'esecuzione di prove sperimentali non fu raggiunto fino al 1880, quando l'ingegnere, di origini norvegesi, Tinius OLSEN ideò e brevettò la *Little Giant*. All'epoca, la maggior parte dei test sui materiali richiedeva l'impiego di differenti macchine di prova, ognuna delle quali era utilizzabile per un solo tipo di test. L'invenzione di OLSEN incorporava in un'unica struttura le capacità di eseguire accuratamente prove di trazione, di compressione e di taglio. In aggiunta, si presentava compatta, facile da gestire e piuttosto economica.

La *Little Giant*, mostrata in fig. 3.1, era costituita da un telaio verticale, dotato di due afferraggi che mantenevano il provino in posizione ed erano responsabili della corretta introduzione del carico. Un insieme di ingranaggi azionati a manovella permetteva di cambiare il verso di applicazione delle forze, la cui massima intensità era di 180 kN. Le innovazioni introdotte da OLSEN non si limitavano al progetto della

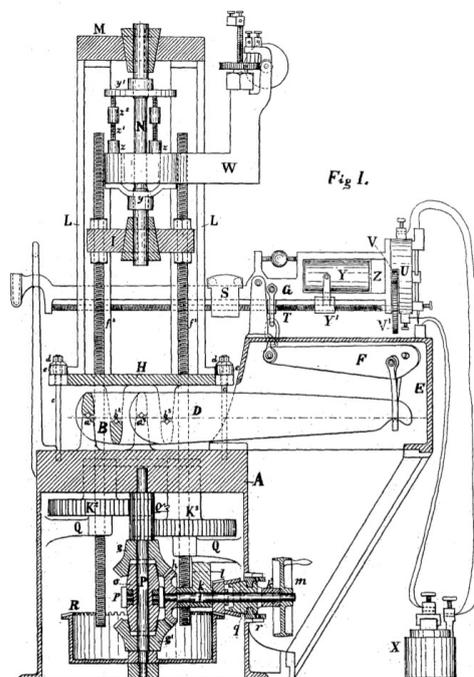


Figura 3.1: Macchina universale per prove sperimentali *Little Giant*, [39]

struttura di carico: il sistema di misura delle forze consentiva un'elevata accuratezza ed forniva un resoconto grafico delle misurazioni condotte. Per questi motivi, la *Little Giant* si rivelò di grande successo e fu insignita di prestigiosi riconoscimenti.

Negli anni a seguire, OLSEN potenziò ulteriormente le proprie invenzioni, arrivando a costruire la prima macchina "autografa", capace di generare in maniera automatica il diagramma sforzo-deformazione del campione in esame. In questa maniera, gettò le basi delle moderne tecniche di prova, [40].

### 3.1.2 Sviluppi moderni

L'avvento dell'elettronica avanzata e dei microprocessori ha permesso l'evoluzione delle apparecchiature per le prove sui materiali: i moderni dispositivi ad attuazione elettro-meccanica o servo-idraulica hanno gradualmente rimpiazzato le macchine di prova puramente meccaniche. I sistemi elettronici e i calcolatori hanno aumentato

l'affidabilità dei dati sperimentali, riducendo al contempo il tempo necessario per la loro elaborazione. Questo passaggio ha reso possibile l'ottenimento, in modo rapido e preciso, delle proprietà meccaniche per tutti i materiali di interesse. Attualmente, le maggiori case costruttrici di queste attrezzature hanno lanciato sul mercato *work-station* in grado di svolgere i test in maniera completamente automatizzata, vedi fig. 3.2.



Figura 3.2: Macchina di prova completamente automatizzata

Le macchine di maggior uso per la misura delle proprietà meccaniche sono le cosiddette *Universal Testing Machine (UTM)*. Questi impianti permettono di testare i materiali a trazione, compressione e flessione e sono capaci di eseguire prove a carico sia statico che ciclico. Il termine *universal* si riferisce alla grande varietà di stati tensionali che si può ottenere. Le altre macchine di prova possono essere utilizzate in un solo tipo di test; di conseguenza, risultano molto meno versatili, anche se sono più economiche e necessitano di una minor manutenzione, [41].

Questo capitolo passa in rassegna le tecnologie di uso comune ed esamina in dettaglio i metodi di applicazione del carico, di misura delle forze e delle deformazioni. Le geometrie dei provini per test di trazione sono state ampiamente discusse nell'ultima sezione del capitolo 2, a cui si rimanda.

## 3.2 Macchine di prova

Le macchine di prova introducono il carico nei provini per poter ottenere le proprietà di resistenza e di rigidità del materiale in esame. Indipendentemente dal metodo di applicazione delle forze, questi apparecchi mettono in movimento, ad una velocità controllata, un supporto meccanico che pone il campione in trazione o in compressione.

Uno dei possibili meccanismi di attuazione è costituito da un martinetto idraulico allacciato ad un opportuno circuito di alimentazione (*servohydraulic machine*). In altro modo, il carico può essere trasferito per mezzo di viti di alta precisione messe in moto, alla velocità richiesta, da un motore elettrico; il collegamento con quest'ultimo è realizzato tramite un apposito riduttore (*gear-driven machine*). Nei casi in cui sia richiesta una bassa capacità di carico, si può ricorrere all'impiego di un martinetto ad aria compressa. I sistemi meccanici consentono di applicare carichi fino a 600 kN, mentre quelli idraulici sono in grado di raggiungere i 4500 kN.

A prescindere dal tipo di sistema impiegato, ciascuna macchina di prova presenta una velocità limite di carico. Nei meccanismi *gear-driven*, la velocità di attuazione dipende dalle caratteristiche del motore e dai parametri di progetto del riduttore; invece, per i sistemi servo-idraulici, il limite è imposto dalla portata massima della pompa. In linea di massima, quest'ultima tipologia di macchine è in grado di raggiungere velocità maggiori; tuttavia, le macchine ad ingranaggi forniscono un miglior controllo e possono rivelarsi addirittura più versatili di quelle idrauliche.

I sistemi *gear-driven* convenzionali hanno, di solito, una velocità di attuazione compresa tra 0.001 e 500 mm/min, perciò risultano particolarmente adatti alla realizzazione di test quasi-statici. Le macchine servo-idrauliche sono caratterizzate da un range più ampio di velocità di prova. I valori limite possono servire per applicazioni particolari, come, ad esempio:

- 1  $\mu\text{m/h}$  per prove di resistenza a creep e a *stress-corrosion cracking*;
- 1  $\mu\text{m/min}$  per testare i materiali fragili;
- 10 m/s per test dinamici di componenti, [31].

Si vanno ad analizzare i due tipi di macchine di prova sopra descritte, per poi soffermarsi sulle loro principali caratteristiche operative.

### 3.2.1 Macchine di prova *gear-driven*

Una macchina *gear-driven* o *screw-driven*, mostrata in fig. 3.3, è un dispositivo elettro-meccanico che utilizza un attuatore filettato di grandi dimensioni per spostare il blocco mobile in alto o in basso, a seconda del senso di rotazione della vite. Questo movimento permette di caricare il provino a trazione o compressione, in base al tipo di prova da effettuare.

Le macchine *screw-driven* di attuale impiego sono commercialmente disponibili in configurazioni a uno, due o quattro elementi filettati. Nei sistemi a più viti si impiega un ugual numero di filettature levogire e destrógire per eliminare le possibili

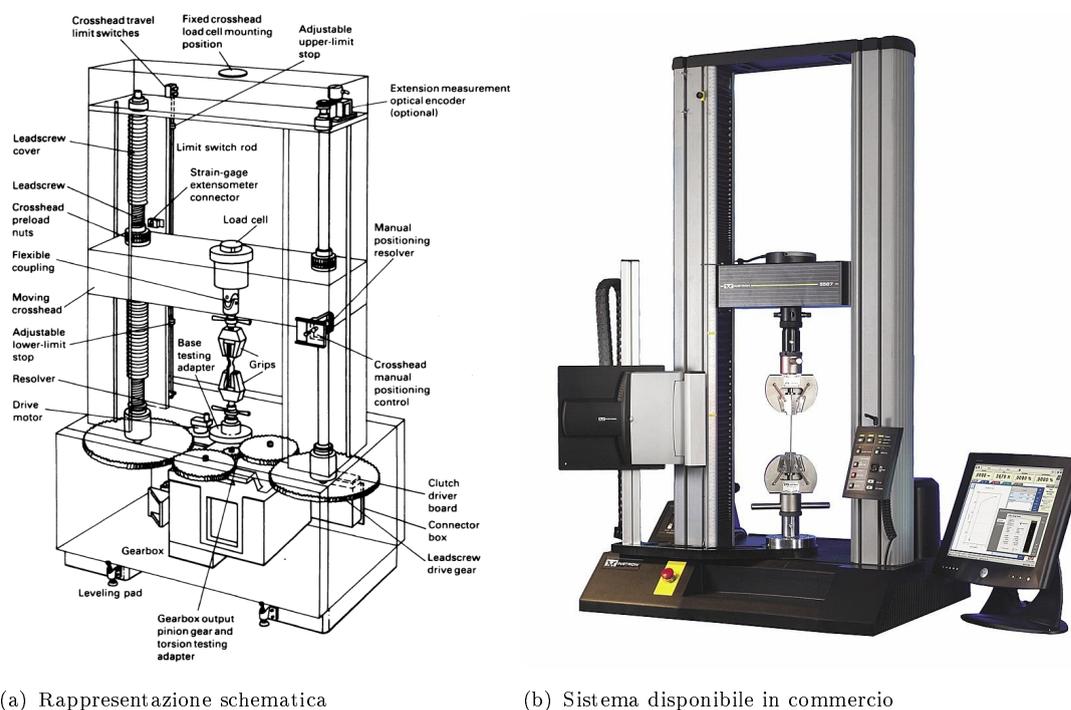


Figura 3.3: Macchina di prova *gear-driven*

sollecitazioni di torsione introdotte nei provini. L'allineamento e la stabilità laterale sono garantiti dalla presenza di supporti di estremità. In alcuni casi, i blocchi di carico vengono allineati grazie a binari di guida verticali.

Si può modificare la velocità di attuazione del sistema o variando la velocità di rotazione del motore elettrico o cambiando il rapporto di riduzione. Un sistema di controllo in circuito chiuso assicura che la velocità si mantenga costante. Il servo-mecanismo esercita un controllo posizionale sul blocco in movimento in modo da eliminare l'eventuale errore che intercorre tra il valore impostato dall'utente e il segnale misurato. I sistemi di controllo più avanzati si servono di sensori ottici di precisione montati direttamente su supporti a ricircolo di sfere e sono in grado di misurare gli spostamenti con un'accuratezza dello 0.125%.

Le apparecchiature *gear-driven* sono tipicamente progettate per velocità di  $1 \div 20$  mm/min e sono adoperate in prove di natura quasi-statica; tuttavia, si possono ottenere velocità maggiori a scapito di una diminuzione della forza massima applicabile al campione in esame. Le più moderne macchine elettro-meccaniche possono operare in maniera efficace fino a 500 mm/min, [42]; queste velocità di prova sono utilizzate in alcuni test di trazione condotti sugli elastomeri e sulle gomme vulcanizzate, [43].

Le forze in gioco sono piuttosto elevate; di conseguenza, si deve prestare particolare attenzione nella realizzazione dei supporti verticali e degli ingranaggi al fine

di ridurre gli attriti e l'usura. Le tolleranze dimensionali rivestono un ruolo fondamentale, in quanto è necessario minimizzare i giochi tra i vari elementi. Per questo motivo, diversi componenti sono precaricati in maniera da distribuire uniformemente il carico tra gli elementi filettati e i blocchi della macchina.

### 3.2.2 Macchine di prova servo-idrauliche

Una macchina servo-idraulica si avvale di una pompa idraulica servoassistita per mettere in moto un pistone collegato meccanicamente ad un'estremità del provino. Il moto del martinetto consente di eseguire test di trazione o compressione, di natura sia statica sia ciclica. Lo schema di funzionamento di un tale dispositivo è mostrato in fig. 3.4.

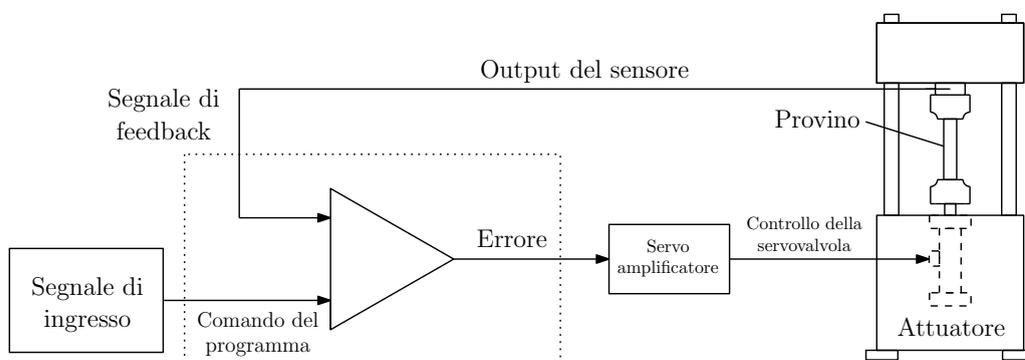


Figura 3.4: Schema di funzionamento di una macchina di prova servo-idraulica

Le macchine servo-idrauliche sono caratterizzate da velocità di prova che, in genere, vanno da un minimo di  $4.5 \times 10^{-12}$  m/s ad un massimo di 10 m/s. Il campo utile di velocità è funzione di diversi parametri, quali la dimensione dell'attuatore, la portata della servovalvola e il livello di disturbo presente nei dispositivi elettronici. Un tipico sistema *UTM* servo-idraulico è mostrato in fig. 3.5.

Gli attuatori idraulici, disponibili in commercio in un'ampia varietà di modelli, permettono di applicare forze fino a 4500 kN. In confronto, le macchine *screw-driven* presentano minori capacità di carico, dovute alla bassa rigidità del sistema, all'alto costo e alle difficoltà tecnologiche di fabbricazione di ingranaggi di grandi dimensioni.

### 3.2.3 Impiego dei microprocessori

Allo stato attuale, le macchine di prova universali sono controllate da un microprocessore elettronico, il quale è progettato per eseguire compiti specifici. Questi



Figura 3.5: *Servo-hydraulic UTM*

dispositivi sono in genere corredati di un *monitor* di controllo e gestiti da un certo numero di funzioni preimpostate. Il microprocessore invia i segnali di manovra all'apparato sperimentale e si occupa di ricevere le informazioni dai vari sensori; i dati ricevuti vengono poi trasmessi ad un computer per essere visualizzati e immagazzinati. I risultati sperimentali devono essere successivamente elaborati per lo studio del comportamento del materiale in esame. L'analisi necessita della conoscenza dei fattori di conversione che permettono il passaggio dalle quantità misurate, ad esempio le differenze di potenziale, alle grandezze di interesse, quali i carichi e gli spostamenti.

Una seconda classe di controllori è rappresentata dai *personal computer*, i quali sono dotati di un'interfaccia elettronica di collegamento gestita da un *software* dedicato. Il programma richiede all'operatore i dati sulla tipologia di test da svolgere e sulla geometria del provino e, una volta ottenuti, è in grado di elaborare i segnali di controllo da inviare all'apparato sperimentale. Ad intervalli regolari durante l'esecuzione della prova, il computer supervisiona il corretto andamento del test ed è responsabile della visualizzazione, analisi e memorizzazione dei dati sperimentali. Uno dei vantaggi derivanti dall'impiego del calcolatore è la riduzione del tempo necessario alla produzione dei risultati grafici e dei resoconti. Un altro aspetto positivo è rappresentato dall'eliminazione di alcuni errori procedurali, in quanto il *software* semplifica enormemente le operazioni di interfaccia tra l'utente e la macchina di prova. Sul mercato sono abbastanza diffusi i dispositivi provvisti di entrambi i sistemi

di controllo, caratteristica questa che conferisce loro massima flessibilità, [44].

### 3.2.4 Metodi di controllo

I circuiti elettronici e i servo-meccanismi rilevano e controllano continuamente i parametri chiave del test, ossia il carico, le deformazioni del provino e la posizione del blocco mobile della macchina. L'importanza di queste grandezze deriva dal fatto che la loro analisi fornisce i valori delle proprietà meccaniche di interesse. Le prove sperimentali possono essere condotte con le modalità illustrate nel seguito.

**Prova in controllo di forza** Un test in controllo di forza può essere facilmente realizzato equipaggiando un sistema *UTM* con appropriati moduli di espansione. Dal confronto tra il segnale di *feedback* proveniente dalla cella di carico e quello di riferimento, questi moduli sono capaci di regolare automaticamente il moto della traversa. Di conseguenza, la macchina di prova si comporta come se fosse un dispositivo a tasso di crescita costante del carico.

**Prova in controllo di deformazione** Sono stati recentemente sviluppati e commercializzati alcuni dispositivi per l'esecuzione di test in controllo di deformazione. Questi sistemi fanno affidamento sulle misurazioni condotte con estensometri, grazie alle quali si può ricavare l'andamento temporale delle deformazioni. Il segnale risultante viene poi elaborato per determinare il tasso di deformazione istantaneo; allorché venga trovato differente dal valore impostato, il servomeccanismo va a modificare adeguatamente la velocità di spostamento del blocco di carico.

**Prova in controllo di spostamento** Le macchine in controllo di spostamento sono caratterizzate da un moto della traversa di carico a velocità costante e indipendente dall'intensità delle forze applicate. Consentono di condurre test senza che vi sia alcuna variazione di velocità che potrebbe alterare i risultati sperimentali. Quanto detto è di particolare importanza qualora si testino i compositi, i quali sono molto sensibili al rateo di applicazione del carico. Il controllo in spostamento non ha bisogno di alcun dispositivo accessorio, è di facile realizzazione e garantisce la ripetibilità delle prove sperimentali. Per questi motivi rappresenta il metodo di più comune impiego in sede di laboratorio.

### 3.3 Sistemi di misura del carico

Prima dello sviluppo delle celle di carico, i produttori delle macchine di prova utilizzavano una vasta gamma di dispositivi per la misura dei carichi applicati. I primi sistemi di misura documentati adoperavano semplici bilance a braccio, altri sfruttavano lo spostamento di un pendolo. I dispositivi a pendolo possono essere applicati sia alle macchine *screw-driven* sia a quelle servo-idrauliche e garantiscono un buon livello di affidabilità e stabilità; di conseguenza, hanno avuto un'ampia diffusione. Attualmente, le apparecchiature per prove sperimentali fanno uso di celle di carico e di sensori di pressione. Nei paragrafi successivi si vanno ad esaminare nel dettaglio questi dispositivi.

#### 3.3.1 Celle di carico

Una cella di carico o *load cell*, vedi fig. 3.6(a), è un dispositivo elettronico utilizzato per misurare la forza su un componente meccanico; si tratta di un trasduttore in grado di convertire la forza applicata in un segnale elettrico, legato alla deformazione prodotta dal carico stesso. Questo dispositivo è generalmente costituito da un elemento elastico, lavorato ad alta precisione, sul quale sono applicati degli estensimetri<sup>1</sup>. Il tutto è poi alloggiato in una cassa provvista delle prese elettriche necessarie e predisposto per la misura degli sforzi meccanici di trazione e compressione, vedi fig. 3.6(b). La cella di carico può essere messa in diretto contatto con il campione oppure venire caricata indirettamente da un elemento della macchina di prova. Il meccanismo di misura deve essere opportunamente tarato per fornire in output un preciso valore di tensione quando una forza di data intensità viene percepita. I trasduttori di pressione sono delle varianti delle celle di carico che si attivano in presenza di una pressione idraulica.

Gli estensimetri, le celle di carico e i trasduttori di pressione sono prodotti a diversi livelli di precisione; tuttavia, quando impiegati come meccanismi di misura nelle macchine per prove sperimentali devono soddisfare i requisiti imposti dagli enti certificanti, oltre naturalmente agli standard qualitativi del produttore. Le celle di carico sono classificate in base alla massima forza che possono misurare nel loro campo operativo, al cui interno non si devono mai avere delle deformazioni permanenti che potrebbero compromettere la funzionalità di questi dispositivi. Lavorando sempre in campo elastico, si possono misurare sia le forze di trazione sia quelle di compressione.

<sup>1</sup>Gli estensimetri o *strain gage* sono reticoli di piccole dimensioni in materiale conduttivo che cambiano il valore della propria resistenza quando deformati. A causa della loro importanza sono trattati approfonditamente nella sezione 3.6, a cui si rimanda.

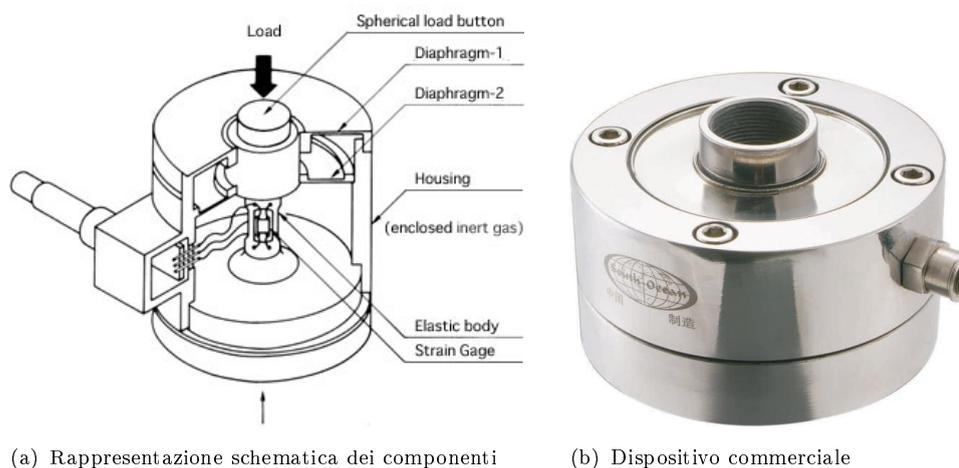


Figura 3.6: Cella di carico

La risoluzione del segnale di output della cella di carico è migliorata dall'elettronica in gioco, in grado di elaborare numericamente tali segnali. L'impiego di estensimetri a compensazione di temperatura permette di ridurre gli errori di misura connessi alle variazioni termiche ambientali. Inoltre, la conoscenza a priori di alcune proprietà del materiale in esame risulta utile al raggiungimento della completa ottimizzazione dei segnali di output.

Ogni cella di carico può essere provvista di blocchi meccanici di fine corsa per minimizzare i possibili danni causati da un sovraccarico accidentale. In aggiunta, può essere munita di guide e supporti per ridurre gli effetti di eventuali carichi laterali e per fornire alla struttura la necessaria rigidità.

### 3.3.2 Calibrazione dei dispositivi di misura del carico

Il termine calibrazione si riferisce alla procedura di valutazione dell'entità dell'errore commesso nella misura. Nella taratura e nella verifica delle macchine di prova universali si devono impiegare solamente le strumentazioni conformi con gli standard di calibrazione.

La taratura dei dispositivi di misurazione del carico da impiegare in macchine per prove meccaniche è descritta nelle normative emesse dagli enti certificanti. Le più importanti sono le seguenti:

- ASTM E74, *Standard Practice of Calibration of Force-Measuring Instruments for Verifying the Force Indication of Testing Machines*, [45];
- EN ISO 376, *Metallic Materials - Calibration of Force-Proving Instruments Used for the Verification of Uniaxial Testing Machines*, [46].

La calibrazione dei dispositivi di misura del carico può essere ottenuta mediante l'impiego di pesi standard, bilance meccaniche o sistemi elastici di taratura. Questi ultimi presentano il minor numero di problemi e costituiscono, quindi, il metodo di maggior impiego. I due principali sistemi elastici di taratura sono gli anelli dinamometrici e le celle di carico di calibrazione.

### Anelli dinamometrici

L'anello dinamometrico o *proving ring* è un anello in acciaio forgiato caratterizzato da un'ottima finitura superficiale e da strette tolleranze dimensionali, vedi fig. 3.7. Questi dispositivi sono progettati per lavorare principalmente in compressione, tuttavia, alcuni modelli speciali sono capaci di operare anche in trazione.



Figura 3.7: Anello dinamometrico

I *proving ring* hanno un comportamento elastico in tutto il loro campo di applicazione e la loro deformazione è misurata tramite un micrometro di precisione. Sono disponibili commercialmente con capacità di misura variabili da 5 kN fino a più di 5000 kN. In osservanza della procedura di verifica contenuta nella ASTM E74, il loro campo di impiego deve essere compreso almeno tra il 10 e il 100% della capacità di carico massima.

Gli anelli dinamometrici sono facilmente trasportabili e di semplice impiego. Dopo la loro certificazione iniziale, la normativa impone che siano nuovamente tarati e ricertificati ad intervalli temporali non superiori a 2 anni.

È importante distinguere i *proving ring* dagli anelli di carico. Nonostante i due dispositivi siano molto simili dal punto di vista progettuale e realizzativo, soltanto gli anelli dinamometrici fanno uso di un micrometro di precisione e possono essere adoperati per le operazioni di taratura. Gli anelli di carico misurano gli spostamenti

per mezzo di un comparatore e, di solito, presentano maggiori difficoltà a soddisfare i requisiti della ASTM E74, [31].

### Celle di carico di calibrazione

Le celle di carico di calibrazione sono costituite da elementi in acciaio finemente lavorati e progettati per avere sotto carico una deformazione predeterminata ed uniforme. L'elemento elastico del dispositivo presenta una o più sezioni di dimensioni ridotte, sulle quali sono attaccati degli *strain gage* a formare un circuito in grado di compensare eventuali variazioni di temperatura.

Le celle di carico estensimetriche a fini di taratura lavorano o in semplice compressione o in trazione/compressione e, tipicamente, hanno una portata compresa tra i 0.4 e i 4000 kN. In generale, il campo di impiego va dal 5 al 100% della loro capacità di carico con una sensibilità di  $\pm 0.05\%$ . Queste caratteristiche assicurano il soddisfacimento dei requisiti imposti dalle normative.

### Confronto fra i sistemi elastici di taratura

I circuiti elettrici delle celle di carico forniscono una lettura diretta del carico in N; al contrario, gli anelli dinamometrici richiedono il calcolo del valore della forza a partire dallo spostamento misurato. Di conseguenza, le celle di carico sono più pratiche ed affidabili dei *proving ring*, in quanto vanno ad eliminare gli eventuali errori di calcolo.

Gli anelli dinamometrici e le celle di carico di bassa capacità possiedono circa lo stesso peso (dai 2 ai 5 kg) e i medesimi ingombri; nel caso in cui siano richieste elevate capacità di carico, le *load cell* sono circa la metà, per dimensioni e peso, dei *proving ring*. Questi ultimi costituiscono un'unità monoblocco ed indipendente, mentre un kit di taratura a celle di carico consiste di due parti: la bilancia elastica e l'indicatore di misura. Anche se i *display* sono progettati per lavorare con una qualsiasi cella di carico, possono essere impiegati solamente con quelle per cui hanno ricevuto la certificazione.

La leggerezza e le dimensioni contenute delle *load cell* giustificano il loro largo impiego. Nonostante abbiano bisogno di tempi di *setup* più lunghi, consentono una più rapida lettura delle misure, che velocizza le operazioni di taratura e successiva documentazione.

Entrambe le tipologie di dispositivi di taratura sono certificati in conformità con le prescrizioni imposte dagli standard. Negli Stati Uniti la calibrazione a fini certificativi è effettuata dal *National Institute of Standards and Technology (NIST)*. Il *NIST Force Group* fornisce questo servizio impiegando dei calibratori standard

che sono mantenuti in condizioni di umidità e temperature controllate. I calibratori standard impiegano ciascuno un certo numero di pesi, la cui massa è nota con un'accuratezza non superiore a  $\pm 0.005\%$ , [47].

## 3.4 Sistemi di misura delle deformazioni

La deformazione del provino può essere determinata in vari modi, in funzione delle dimensioni del campione, delle condizioni ambientali e dei requisiti di accuratezza e precisione. Uno dei metodi più semplici fa uso della velocità istantanea della traversa di carico e dell'andamento temporale di applicazione della forza. Per ogni coppia di dati, si possono così calcolare la tensione e la deformazione a cui è soggetto il provino. Tuttavia, supponendo che lo spostamento della blocco di carico sia uguale a quello del campione, si commette un errore dovuto al fatto che il telaio della macchina non possiede rigidità infinita e quindi si deforma sotto carico. Si ricorre quindi a sistemi di misura più affidabili ed accurati.

### 3.4.1 Generalità

L'allungamento del provino durante la prova può essere misurato direttamente per mezzo di dispositivi di vario tipo. I più noti sono gli estensometri a clip, gli estensometri resistivi e gli apparati ottici. Questi sistemi sono largamente impiegati e permettono il raggiungimento di un alto grado di accuratezza nella misura delle deformazioni. Sono disponibili in commercio anche strumentazioni più avanzate, quali gli interferometri laser e i video estensometri.

La scelta di un dispositivo per la misurazione delle deformazioni dipende da diversi fattori. I principali sono:

- il campo di utilizzo e la precisione dello strumento,
- la tecnica di montaggio,
- le dimensioni del provino,
- la configurazione e l'analisi del circuito elettronico per l'acquisizione e l'elaborazione numerica dei dati.

L'ultima voce include la taratura del dispositivo estensometrico in tutto il suo campo di impiego. Quando si utilizzano apparecchi che lavorano a contatto, è importante assicurare la corretta adesione ai provini; infatti, nel caso in cui vi siano scorrimenti durante la prova, il segnale risultante è falsato. I metodi di uso più comune sono descritti nel seguito.

### 3.4.2 Estensometri a clip

Gli estensometri a clip, vedi fig. 3.8, sono collegati ai campioni di prova per misurarne l'allungamento e le deformazioni dovuti all'applicazione del carico. Queste grandezze sono di particolare rilevanza per i metalli, i compositi e tutti i materiali di elevata rigidità. Gli estensometri hanno tipicamente una *gage length* di 25 o 50 mm e sono classificati in base al massimo allungamento percentuale che possono rilevare; ad esempio, l'unità con lunghezza di misura di 25 mm può misurare una deformazione massima del 10, 50 o 100%. Questi dispositivi sono impiegati per valutare quantitativamente la deformazione assiale dei provini, anche se esistono dei modelli capaci di determinare la riduzione in larghezza o in diametro del campione in esame.

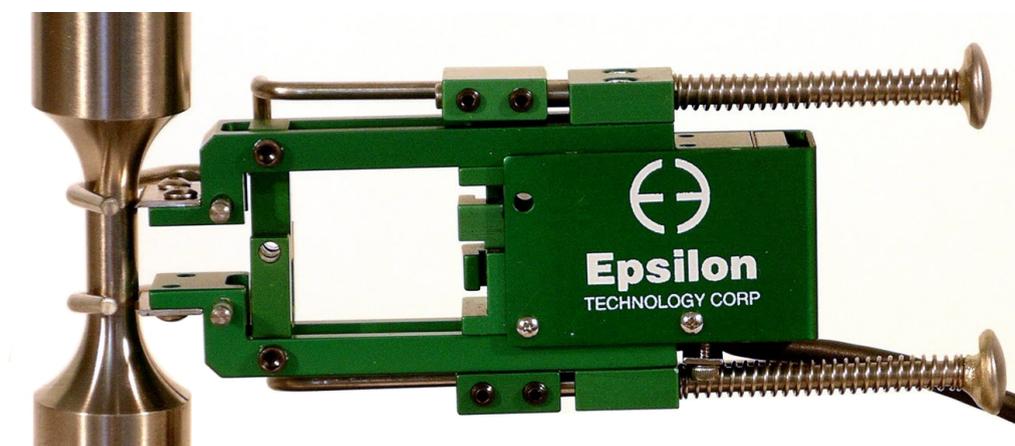


Figura 3.8: Estensometro a clip

I primi modelli commercialmente disponibili sono stati gli estensometri a quadrante. Attualmente, i due tipi più comuni sono gli estensometri a trasduttore di posizione (*LVDT*) e quelli che fanno uso di estensimetri.

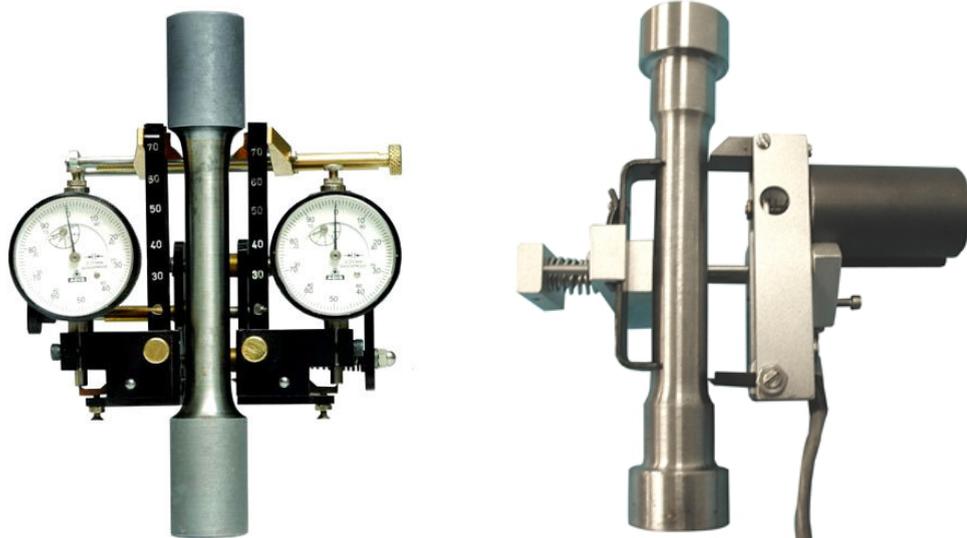
#### I primi estensometri

I primissimi estensometri erano fissati al provino tramite due punzonature realizzate in corrispondenza della *gage length*; l'allungamento tra questi due punti era mostrato in un quadrante analogico, da cui la denominazione *dial extensometer*. A causa dei problemi meccanici associati a questi primi dispositivi, la maggior parte degli estensometri a quadrante è stata successivamente realizzata con estremità a lama di coltello, in cui il contatto con il provino era mantenuto per mezzo di molle a balestra. Un esempio di questo tipo di estensometro è rappresentato in fig. 3.9(a). L'indicatore è dotato di una scala graduata, la cui più piccola divisione è, in genere,

dell'ordine di  $2.5 \mu\text{m}$  ed è in grado di quantificare l'allungamento fra i due punti di misura.

### Estensometri a LVDT

Questa classe di estensometri impiega un trasduttore di segnale o *Linear Variable Differential Transformer*. Il nucleo dell'*LVDT* si muove man mano che il provino si deforma e il trasduttore produce un segnale elettrico proporzionale allo spostamento del nucleo stesso. Gli estensometri a *LVDT*, mostrati in fig. 3.9(b), sono di piccole dimensioni, leggeri e facili da usare. I contatti a lama di coltello garantiscono un buon collegamento con il campione e la loro distanza è pari alla *gage length*. A meno che la documentazione della prova non richieda l'allungamento totale, non è necessario realizzare delle punzonature per definire il campo di misura. Questi estensometri sono disponibili con *gage length* variabili tra 10 e 2500 mm e sono capaci di adattarsi alle più varie configurazioni. Di conseguenza, si possono utilizzare su provini sia di piccole dimensioni, come un trefolo o una fibra di carbonio, sia di ingombro elevato, come un elemento strutturale, [31].



(a) Dial extensometer

(b) Estensometro a LVDT

Figura 3.9: Due tipi di estensometri

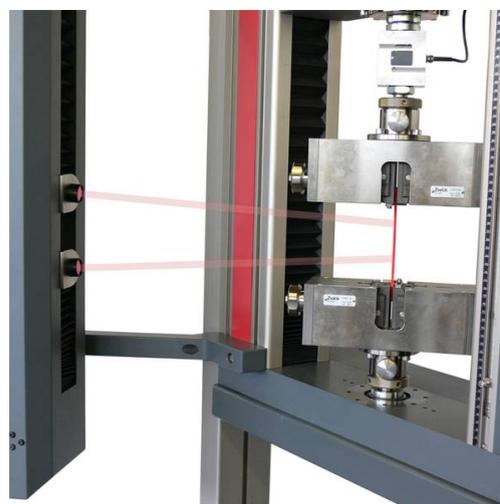
Il range di temperature di lavoro è generalmente compreso tra  $-75$  e  $120^\circ\text{C}$ . Tuttavia, l'introduzione di alcune modifiche consente di effettuare misurazioni nel vuoto e per temperature fino a  $1200^\circ\text{C}$ .

### Estensometri a *strain gage*

Alcuni estensometri fanno uso di estensimetri al posto del trasduttore di posizione; anche se gli *strain gage* sono più delicati degli *LVDT*, questo tipo di strumenti ha avuto un'ampia diffusione grazie alla sua leggerezza e compattezza. Gli estensimetri sono di solito montati su una trave orientabile che è parte integrante del dispositivo di misura, vedi fig. 3.10(a). La deflessione della trave, dovuta alla deformazione del provino, modifica la resistenza dell'estensimetro e produce un segnale elettrico di output. Questo segnale viene amplificato e filtrato prima di essere mostrato su di un display digitale o passato ad un computer. Il circuito elettronico del dispositivo permette di ottenere vari livelli di sensibilità, così che un solo trasduttore può essere impiegato in una vasta gamma di applicazioni.



(a) Estensometro a *strain gage*



(b) Macchina *UTM* dotata di un sistema ottico di misura delle deformazioni

Figura 3.10: Altri estensometri di impiego comune

### 3.4.3 Estensimetri

In molti casi, gli estensimetri sono montati direttamente sugli elementi meccanici da testare. Quando impiegati in questa maniera, si comportano in maniera diversa dagli estensometri in quanto misurano la deformazione media della *gage length* anziché l'allungamento complessivo tra i due punti di contatto. In prove sperimentali particolari, si fa un uso congiunto di *strain gage* e di estensometri.

La facilità di applicazione degli estensimetri li ha resi la tecnica di misura di più largo impiego nella pratica sperimentale. Come accennato in precedenza, la sezione

3.6 è interamente dedicata alla trattazione degli estensimetri e si rimanda ad essa per maggiori approfondimenti.

### 3.4.4 Sistemi ottici

I laser e altri sistemi ottici possono essere sfruttati per misurare le deformazioni lineari. Gli estensometri ottici sono particolarmente utili nel caso di prove su gomma, pellicole sottili e altri materiali che sarebbero deformati dal peso dei tradizionali dispositivi di misura. In passato, queste apparecchiature erano molto costose e si adoperavano soltanto in contesti di ricerca e sviluppo. Attualmente stanno diventando sempre più accessibili per le campagne di test convenzionali: sono ormai commercialmente disponibili macchine *UTM* dotate di sistemi ottici, come quella mostrata in fig. 3.10(b). Gli estensometri laser permettono inoltre la misura delle deformazioni nei test che richiedono l'impiego di camere climatiche, ossia in quelle applicazioni in cui non è praticabile un contatto diretto con il provino.

### 3.4.5 Taratura, classificazione e verifica degli estensometri

Tutti i tipi di estensometri per prove sperimentali devono essere verificati, classificati e tarati in conformità con gli standard vigenti. La calibrazione costituisce la procedura per la determinazione dell'entità dell'errore compiuto nella misurazione delle deformazioni. La verifica è una taratura particolare che mira ad accertare se gli errori di misura rientrino o meno in un prefissato intervallo. Questa operazione comporta anche che l'estensometro soddisfi i requisiti di accuratezza, opportunamente classificati dagli enti certificanti.

Si possono impiegare diversi strumenti di calibrazione, tra i quali si ricordano gli interferometri, i blocchetti piano-paralleli standard e le viti micrometriche. Le principali normative attualmente in vigore per la taratura o la verifica degli estensometri sono le seguenti:

- ASTM E83, *Standard Practice for Verification and Classification of Extensometer Systems*, [48];
- EN ISO 9513, *Metallic Materials - Calibration of Extensometers Used in Uniaxial Testing*, [49].

La normativa ASTM E83 suddivide gli estensometri in sei classi in base alla massima deviazione ammissibile per le misurazioni condotte. Questo standard stabilisce anche una possibile procedura di verifica per accertare la classe di appartenenza dello strumento in esame. In aggiunta, impone che ogni apparato di taratura abbia una

sensibilità cinque volte maggiore rispetto a quella massima consentita dalla classe in cui si desidera inserire l'estensometro.

### 3.5 Tecniche di afferraggio

L'impiego di supporti ed afferraggi adeguati è di importanza cruciale per l'ottenimento di buoni risultati nelle prove di trazione. Le prove di trazione della maggior parte dei provini convenzionali possono essere realizzate con morsetti a vite, a cuneo o pneumatici. I cavi ed altre geometrie di prova particolari richiedono l'impiego di morsetti specifici, come il tipo *Capstan* o *Snubber*. Lo standard ASTM E8 descrive le varie tipologie di dispositivi di afferraggio utilizzabili per trasferire il carico ai provini di trazione. Questi apparecchi possono essere classificati in base alla loro forma e al loro principio di funzionamento; quelli di impiego comune sono:

**Morsetti a vite** I morsetti a vite, vedi fig. 3.11(a), sono economici e disponibili con capacità di carico fino a 2000 N; la forza di serraggio è applicata per mezzo di viti filettate. Questo tipo di afferraggi, normalmente impiegato per campioni di sezione rettangolare, è in genere corredato di supporti intercambiabili che permettono di testare campioni di differente spessore.

**Morsetti a cuneo** I morsetti a cuneo, vedi fig. 3.11(b), sono auto-serranti e realizzati con capacità di carico fino a 300 kN. La forza di preserraggio è fornita da una molla, mentre, durante la prova, l'afferraggio è garantito dall'effetto cuneo. Alcuni morsetti possono essere stretti senza che la posizione verticale delle facce venga alterata, rendendo così possibile la scelta del punto di afferraggio del provino. In aggiunta, i morsetti a cuneo evitano l'introduzione di forze di compressione di entità sufficiente a causare instabilità dell'elemento in esame.

**Morsetti pneumatici** I morsetti pneumatici, vedi fig. 3.11(c), sono disponibili in vari modelli con capacità fino a 10 kN. Afferrano il provino per mezzo di bracci che sono attuati da cilindri ad aria compressa alloggiati nella cassa dei morsetti stessi. Il mantenimento di una forza costante compensa le eventuali riduzioni dovute allo scorrimento del campione. Un altro vantaggio di questa tecnica è dato dalla possibilità di ottimizzare la forza di serraggio onde evitare rotture del provino in zone indesiderate.

**Morsetti a testa filettata** I morsetti a mandrino permettono un rapido inserimento del provino e hanno capacità di carico fino a 250 kN. Possono essere

azionati manualmente o tramite un circuito pneumatico a seconda del tipo di materiale e delle condizioni di prova.

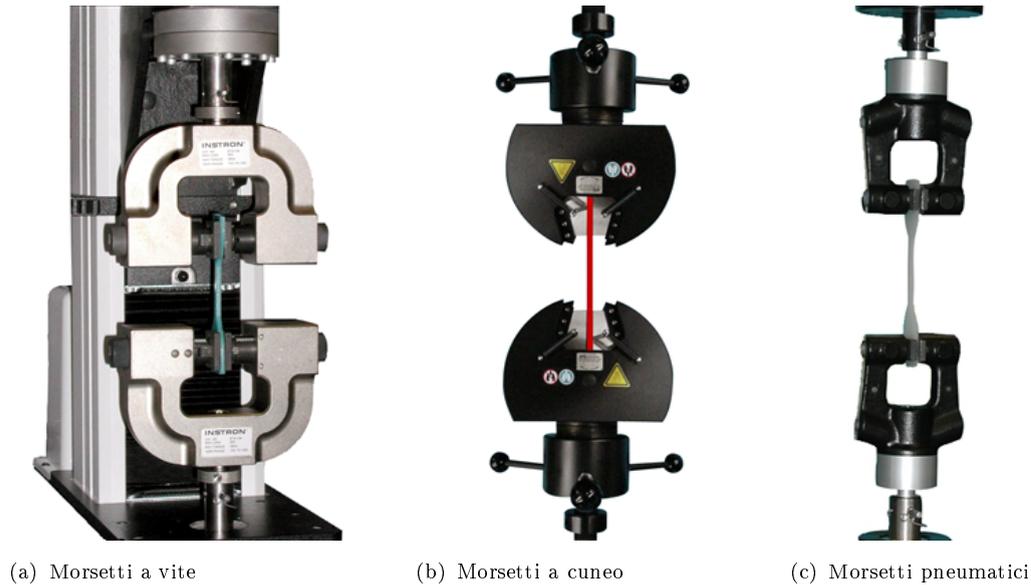


Figura 3.11: Dispositivi di afferraggio

Indipendentemente dal tipo di afferraggio impiegato, il provino deve essere ben allineato con la cella di carico. Ogni eventuale disallineamento determina la perdita dello stato di tensione uniassiale, in quanto il campione è soggetto alla combinazione di carico assiale e flessione. Mentre gli effetti flessionali sono ininfluenti nel caso di materiali duttili, assumono particolare importanza durante i test condotti sui compositi. Infatti, l'incremento di deformazione dovuto alla flessione può portare alla rottura a valori di tensione inferiori rispetto a quelli reali. Il corretto allineamento è dunque necessario per l'ottenimento di dati sperimentali affidabili.

### 3.6 Estensimetri resistivi

Gli estensimetri resistivi o *strain gage* rappresentano, attualmente, il metodo sperimentale di più largo impiego nella misura delle deformazioni meccaniche. Questa sezione delinea gli aspetti fondamentali legati all'utilizzo degli *strain gage* e si sofferma sulla loro applicazione ai materiali compositi.

#### 3.6.1 Generalità

Nel 1856 THOMSON osservò e documentò che l'applicazione di una tensione di trazione ad un filo metallico ne incrementa la resistenza elettrica, [50]; la scoperta di

questo comportamento ha portato allo sviluppo dei moderni estensimetri resistivi. Nel 1936 RUGE e SIMMONS, lavorando indipendentemente, dettero vita ai primissimi esemplari di estensimetri a filo. Il principio di funzionamento di questi strumenti è piuttosto semplice: un filo conduttore viene accuratamente incollato alla struttura di interesse per poi monitorare l'andamento temporale della sua resistenza man mano che il componente è caricato. Dato che il filo è saldamente vincolato alla struttura, quest'ultima induce nel cavo una deformazione della stessa intensità di quella sperimentata. La variazione della resistenza del filo viene quindi impiegata come misura indiretta della deformazione dell'elemento meccanico, [51].

Anche se il principio di funzionamento risulta piuttosto semplice, si deve prestare particolare attenzione a tutte le varie fonti di errore che possono falsare le misurazioni effettuate. Si riporta, qui di seguito, una loro classificazione.

- L'estensimetro non deve rinforzare localmente il componente, altrimenti il campo di deformazione nelle sue vicinanze risulterebbe disturbato e la misura condotta non rispecchierebbe il reale andamento delle deformazioni.
- Il filo metallico deve essere elettricamente isolato dalla struttura sottostante.
- La variazione di resistenza elettrica per ogni  $\mu\varepsilon$  di deformazione è molto piccola; ad esempio, per un estensimetro a  $350\ \Omega$  si ha una variazione di soli  $0.7\ \text{m}\Omega/\mu\varepsilon$ .
- La struttura può essere deformata da meccanismi diversi rispetto alla semplice applicazione di un carico esterno. L'esempio più comune è rappresentato da una variazione di temperatura: un componente in materiale omogeneo ed isotropo va incontro ad una deformazione uniforme qualora sia sottoposto ad un innalzamento o una diminuzione di temperatura. Questo meccanismo dà origine alle cosiddette deformazioni termiche apparenti che devono essere adeguatamente compensate.
- La presenza di ambiente corrosivo ed umidità può portare all'ossidazione del filo metallico, modificando la sua resistenza e, di conseguenza, la bontà della misura.

La maggior parte degli studi condotti e delle tecnologie sviluppate ha l'obiettivo di minimizzare una o più di queste fonti di errore, [52].

Gli estensimetri ideati da RUGE e SIMMONS erano realizzati con un semplice filo metallico, opportunamente sagomato per aumentare l'accuratezza della misura. Successivamente, gli *strain gage* a filo sono stati rimpiazzati dagli estensimetri a

griglia, introdotti a partire dalla metà degli anni '50. Il modello moderno è ottenuto mediante fotoincisione di una griglia di materiale conduttore sostenuta da un supporto in materiale isolante. Gli estensimetri a griglia sono solitamente preferiti a quelli a filo, poiché presentano una maggior sensibilità, uno spessore piuttosto contenuto e possono essere facilmente prodotti in serie tramite processi automatici di fotoincisione. Tuttavia, gli *strain gage* a filo sono tuttora prodotti per impieghi ad alte temperature e per applicazioni speciali.

### 3.6.2 Taratura degli estensimetri

La calibrazione degli estensimetri viene svolta dalle case produttrici stesse e ha il compito di determinare le grandezze di interesse per l'utente: la resistenza della griglia, il *gage factor*, il coefficiente di sensibilità trasversale e il numero di compensazione termica. Questi parametri sono misurati per un campione statistico estratto da ogni lotto prodotto e vengono riportati nella documentazione che accompagna ogni confezione di estensimetri venduta. La loro corretta valutazione è critica per il corretto impiego degli *strain gage* e per una misurazione affidabile. Alcuni enti internazionali hanno emesso delle specifiche al fine di uniformare i metodi di raccolta e documentazione delle caratteristiche estensimetriche, [53]. I due documenti principali sono:

- ASTM E251, *Standard Test Methods for Performance Characteristics of Metallic Bonded Resistance Strain Gages*, [54].
- VDI/VDE 2635, *Experimental Structure Analysis - Metallic Bonded Resistance Strain Gages - Characteristics and Test Conditions*, [55].

#### La resistenza elettrica

Durante il processo di misurazione, una tensione di eccitazione è applicata alle estremità dell'estensimetro, generando così un flusso di corrente elettrica al suo interno. La maggior parte della potenza fornita viene dissipata sotto forma di calore, che deve essere asportato dalla zona di incollaggio dello strumento. In generale, tanto più elevato è il valore della tensione, tanto maggiore è la sensibilità dello *strain gage*. Tuttavia la potenza data non può superare un livello massimo, altrimenti l'eccessivo calore prodotto non potrebbe essere adeguatamente smaltito dal substrato e il comportamento dell'estensimetro ne risulterebbe pesantemente influenzato. Il livello di potenza più appropriato dipende da molte variabili, quali il tipo di lega impiegata nella griglia, il materiale costituente il supporto isolante e l'adesivo utilizzato

nell'incollaggio. Per un assegnato valore di potenza erogata, è desiderabile che la resistenza dell'estensimetro sia relativamente alta in modo tale da ridurre l'intensità di corrente e la quantità di calore generato, [56].

Gli estensimetri di resistenza pari a 120, 350 e 1000  $\Omega$  sono quelli di più comune utilizzo e più facilmente disponibili. Per uno *strain gage* a 350  $\Omega$ , la tensione di eccitazione sta nell'intervallo compreso fra 2 e 4 V. La scelta degli estensimetri da applicare in maniera specifica ad elementi in composito è trattata nel seguito.

***Gage factor* e coefficiente di sensibilità trasversale**

Gli estensimetri sono sensibili alle deformazioni sia longitudinali sia trasversali rispetto alla direzione dell'asse della griglia metallica. Il *gage factor* e il coefficiente di sensibilità trasversale sono i parametri che misurano l'influenza della direzione di carico sulla risposta dello strumento. In molte applicazioni, uno *strain gage* è impiegato per valutare le deformazioni lungo il suo asse principale di misura, motivo per cui è auspicabile che la sensibilità trasversale sia la più bassa possibile. Le relazioni che intercorrono fra le due grandezze caratteristiche sono discusse nel seguito e rivestono un'importanza chiave per poter interpretare correttamente le misurazioni ottenute.

Si consideri un estensimetro soggetto ad uno stato di deformazione biassiale, vedi fig. 3.12. Ipotizzando che la temperatura rimanga costante, la variazione relativa di

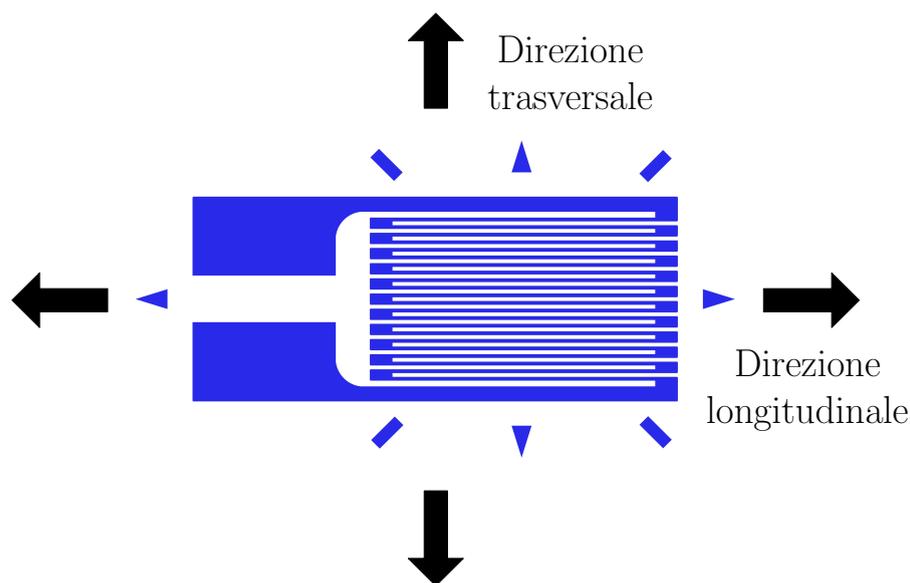


Figura 3.12: Estensimetro soggetto ad uno stato di deformazione biassiale

resistenza nell'estensimetro è data da:

$$\frac{\Delta R}{R} = F_a \varepsilon_a + F_t \varepsilon_t \quad (3.1)$$

dove  $\varepsilon_a$  e  $\varepsilon_t$  rappresentano, rispettivamente, le deformazioni assiale e trasversale, mentre  $F_a$  e  $F_t$  indicano i fattori di proporzionalità corrispondenti. Il coefficiente di sensibilità trasversale  $K_t$  è definito come il rapporto tra le due costanti di proporzionalità, ossia:

$$K_t = \frac{F_t}{F_a} \quad (3.2)$$

Il valore di  $K_t$  è solitamente compreso nell'intervallo tra  $-0.05$  e  $0.05$ . La sensibilità trasversale è quindi piuttosto bassa; tuttavia, non si può trascurare se si desiderano ottenere misurazioni accurate. L'equazione 3.1 può essere riscritta in termini di  $K_t$  come segue:

$$\frac{\Delta R}{R} = F_a(\varepsilon_a + K_t \varepsilon_t) \quad (3.3)$$

Durante il processo di taratura, l'estensimetro è applicato ad un materiale di riferimento e soggetto ad un campo di deformazione uniassiale. Supponendo che l'asse della griglia estensimetrica sia orientato secondo questa direzione, la deformazione trasversale è data dal solo effetto Poisson e si può scrivere  $\varepsilon_t = -\nu_0 \varepsilon_a$ , dove  $\nu_0$  è il rapporto di Poisson del materiale standard. L'equazione 3.3 può essere scritta nella seguente maniera:

$$\frac{\Delta R}{R} = F_a \varepsilon_a (1 - \nu_0 K_t) = F \varepsilon_a \quad (3.4)$$

dove  $F = F_a(1 - \nu_0 K_t)$  rappresenta il *gage factor* fornito dal produttore.

La deformazione assiale  $\varepsilon_a$  è pari a quella misurata  $\varepsilon_m$  solamente se sussistono tutte le ipotesi fatte per ricavare la 3.4. Tuttavia, è praticamente impossibile che i materiali da caratterizzare abbiano lo stesso rapporto di Poisson del materiale impiegato per la taratura. In tutti i quei casi in cui  $K_t$  è non nullo, si deve quantificare l'errore introdotto dalla sensibilità trasversale per correggere il valore di deformazione misurato. Tale errore è di solito indicato con  $\varphi_\varepsilon$  e può essere espresso da:

$$\varphi_\varepsilon = \frac{(\varepsilon_t/\varepsilon_a + \nu_0)}{1 - \nu_0 K_t} K_t \quad (3.5)$$

Si evince dalla 3.5 che è richiesta almeno una coppia di estensimetri fra loro ortogonali per poter valutare  $\varphi_\varepsilon$ . Nel caso in cui  $|\varepsilon_t/\varepsilon_a|$  sia minore di 0.2, l'errore è sufficientemente piccolo da poter essere trascurato, [57].

### Numero di compensazione termica

Ogni struttura soggetta ad una variazione di temperatura si espande o si contrae; nascono così le deformazioni termiche apparenti che si sovrappongono a quelle dovute all'applicazione di carichi. L'entità di queste deformazioni è piuttosto elevata (circa  $200 \mu\epsilon/^\circ\text{C}$ ) e il fenomeno, se non adeguatamente compensato, può nascondere il segnale associato alla presenza di tensioni nella struttura.

Le deformazioni termiche sono dovute ai seguenti fattori:

- (a) le differenze tra i coefficienti di espansione termica del materiale testato, del supporto dell'estensimetro e della lega con cui è realizzata la griglia conduttrice;
- (b) i cambiamenti delle proprietà elettriche della griglia dovute alla variazione di temperatura.

Un possibile modo di eliminare questi problemi potrebbe essere quello di impiegare una lega per estensimetri che abbia lo stesso coefficiente di dilatazione termica del materiale in esame; in aggiunta, le sue proprietà elettriche dovrebbero essere indipendenti dalla temperatura. Questa strada non è chiaramente percorribile. Utilizzando leghe speciali e opportuni trattamenti termici, sono stati tuttavia sviluppati *strain gage* con un coefficiente di dilatazione sostanzialmente pari a quello del materiale in prova. Questo approccio si è dimostrato efficace nell'intervallo di temperatura compreso tra  $-50$  e  $200^\circ\text{C}$ . In questo range di temperature si ottiene una forte riduzione delle deformazioni termiche apparenti ( $\pm 100 \mu\epsilon$ ).

Uno *strain gage*, prodotto in questa maniera, si dice a *compensazione termica* e viene indicato con un numero che rappresenta il suo effettivo coefficiente di dilatazione termica (noto come *Self Temperature Compensated number*). Nella pratica sperimentale, si va a scegliere il numero *STC* che più si avvicina a quello del materiale in esame. Ad esempio, il coefficiente di espansione termica dell'alluminio è di circa  $13 \mu\epsilon/^\circ\text{C}$  e l'estensimetro che meglio si accoppia ad esso ha il numero di compensazione termica pari a 13.

Anche se questa tecnica di compensazione termica è ampiamente utilizzata nel caso di materiali isotropi, il metodo mal si adatta ai compositi. Le principali difficoltà che si incontrano sono le seguenti:

- L'espansione termica dei materiali compositi ha una natura fortemente anisotropa. A titolo di esempio, il coefficiente di espansione termica di un unidirezionale in Gr/Ep è di circa  $-1.8 \mu\epsilon/^\circ\text{C}$  nella direzione delle fibre, mentre è di  $+27 \mu\epsilon/^\circ\text{C}$  nella direzione trasversale. Quindi, la scelta del numero *STC* dello *strain gage* dipende sia dal tipo di materiale sia dall'orientazione della griglia rispetto alla direzione delle fibre.

- I coefficienti di espansione termica dei compositi a matrice polimerica sono fortemente influenzati da piccole variazioni nel processo di cura, dalla quantità di umidità assorbita e dalla particolare sequenza di impilamento.

I fattori sopra elencati restringono molto il campo di applicazione del metodo *STC* ai materiali compositi. È interessante notare che anche se queste difficoltà venissero superate, la compensazione termica non risulterebbe necessariamente efficace a causa della presenza degli effetti di sensibilità trasversale. Infatti, gli estensimetri a compensazione di temperatura vengono calibrati assumendo una dilatazione/contrazione di tipo isotropo, mentre i compositi si deformano termicamente in maniera ortotropa. Si presenta dunque la necessità di impiegare altre tecniche di compensazione termica, che verranno descritte nel seguito.

Fino ad adesso le variazioni di temperatura si sono considerate uniformi e si è supposto che la struttura fosse priva di vincoli, cioè libera di deformarsi. Quando una di queste ipotesi viene meno, si vengono a generare delle tensioni termiche che vanno a sommarsi a quelle derivanti dal carico esterno. È importante che le tecniche di compensazione lascino inalterato il campo di deformazione dovuto alle tensioni, qualunque sia la loro origine, [58].

### 3.6.3 Estensimetri e materiali compositi

L'esperienza ingegneristica si basa principalmente sui corpi omogenei e isotropi. Di conseguenza, gran parte della letteratura in materia di prove sperimentali si limita a descrivere l'impiego di estensimetri ed altri dispositivi di misura per questo tipo di materiali. Al contrario, i compositi avanzati sono eterogenei e anisotropi e, a volte, manifestano un comportamento non prevedibile, che può portare a commettere errori nella valutazione dei risultati sperimentali. Per i compositi sussiste un certo numero di considerazioni particolari e di procedure che devono essere seguite per garantire l'accuratezza e la ripetibilità delle misurazioni condotte. Le principali osservazioni riguardano i seguenti ambiti:

- il disallineamento degli estensimetri,
- la sensibilità trasversale,
- la compensazione termica.

#### Disallineamento degli estensimetri

Il montaggio degli estensimetri costituisce un'operazione molto delicata; gli eventuali disallineamenti, rispetto alla direzione di carico o alla geometria del com-

ponente, possono introdurre errori e portare ad interpretazioni sbagliate dei dati sperimentali.

Si consideri un singolo estensimetro soggetto ad un campo di deformazione biassiale; l'entità dell'errore di misura dipende da tre fattori, [59]:

- il valore dell'errore di disallineamento  $\beta$ , dove  $\beta$  è l'angolo tra l'asse estensimetrico e la direzione di misurazione voluta,
- il rapporto tra la massima e la minima deformazione principale,
- l'angolo  $\phi$  tra il primo asse principale di deformazione e l'asse di misura previsto.

Per i materiali isotropi, disallineamenti dell'ordine di  $1-2^\circ$  sono di solito tollerati, in quanto incidono marginalmente sulle misure condotte. In una prova di trazione su una barra di acciaio munita di un coppia di estensimetri, un disallineamento di  $4^\circ$  porta ad errori di  $-0.63\%$ , nello *strain gage* assiale, e dello  $2.2\%$ , in quello trasversale.

Per i compositi, in particolare gli unidirezionali, i disallineamenti possono produrre errori significativi a causa della deleteria interazione tra la direzione di carico e l'ortotropia del materiale. Per una prova a trazione su un laminato unidirezionale in carbonio, lo stesso disallineamento di  $4^\circ$  degli estensimetri conduce ad errori fino al  $17\%$ , in direzione assiale, e fino al  $65\%$ , in direzione trasversale. Nel caso dei compositi, risulta quindi ampiamente giustificato l'impiego di procedure speciali per garantire il corretto allineamento degli *strain gage*, [60].

### Sensibilità trasversale

Gli errori dovuti alla sensibilità trasversale sono spesso così piccoli da poter essere trascurati; dunque, la maggior parte degli operatori si limita ad ignorare questa potenziale fonte di errore di misura. Tuttavia, i compositi hanno un'inclinazione naturale ad amplificare gli effetti di sensibilità trasversale a causa della loro natura ortotropa. A questo proposito, si consideri un rosetta biassiale montata su un provino in Gr/Ep e si supponga che sia perfettamente allineata. L'eventuale presenza di errori di misura è quindi dovuta alla sola sensibilità trasversale. L'errore in direzione assiale risulta di solito piuttosto contenuto (inferiore all' $1\%$ ); per contro, quello in direzione trasversale può arrivare fino al  $130\%$  in corrispondenza di  $K_t = 2\%$ . Questo semplice esempio permette di affermare che le misurazioni estensimetriche condotte sui compositi devono sempre tener bene in considerazione gli effetti di sensibilità trasversale, [61].

### Compensazione termica

Le tecniche di compensazione termica applicabili ai compositi sono principalmente il metodo *dummy gage* e la pretaratura.

Il primo metodo fa uso di due estensimetri: l'*active gage*, che necessita di essere compensato, e il *dummy gage*, che svolge questa funzione. Si devono soddisfare tre condizioni affinché la tecnica risulti efficace. In primo luogo, entrambi gli estensimetri devono provenire dal medesimo lotto. Il *dummy gage* deve poi essere montato su un provino del medesimo materiale, avente circa le stesse dimensioni, e allineato come l'*active gage*. Infine si deve garantire che i due provini siano nelle stesse condizioni termiche e vengano posti in prossimità l'uno dell'altro. L'inosservanza di uno qualsiasi di questi requisiti può causare grandi errori. I due estensimetri sono poi connessi in serie in maniera tale da eliminare il segnale termico.

È possibile anche eseguire una prova di precalibrazione per separare la deformazione termica da quella meccanica. Questa operazione viene effettuata su provini da testare meccanicamente a diversi valori di temperatura. Il provino, sul quale è stato montato l'estensimetro, è sottoposto a cicli puramente termici e si registra l'andamento della deformazione in funzione della temperatura. Una volta terminata questa fase, il provino può essere sottoposto alle prove meccaniche nel medesimo intervallo di temperatura. Per ottenere la deformazione meccanica è sufficiente sottrarre alla deformazione totale quella dovuta agli effetti termici. Affinché la tecnica si riveli efficace è richiesta un'accurata misura della temperatura e una precisa elaborazione finale dei dati, [62].

#### 3.6.4 Scelta degli estensimetri

La scelta del giusto modello di estensimetro rappresenta il primo passo verso la corretta riuscita di una prova sperimentale. Le caratteristiche operative e di installazione di un estensimetro dipendono dai seguenti parametri, che devono essere adeguatamente fissati:

- la dimensione della griglia,
- il tipo di griglia,
- la lega sensibile alla deformazione,
- la resistenza e il numero di compensazione termica.

In sostanza, il processo di selezione consiste nella determinazione di una combinazione di parametri che risulti il più possibile compatibile con le condizioni operative

e ambientali e che allo stesso tempo soddisfino i vincoli di installazione e accuratezza imposti a priori. Il costo dell'estensimetro non viene considerato in prima battuta, in quanto rappresenta soltanto una piccola frazione del costo complessivo di installazione. In molti casi, la scelta di un particolare modello o l'aggiunta di caratteristiche accessorie, nonostante aumentino il prezzo dell'estensimetro, portano ad una diminuzione del costo complessivo di montaggio. Questa operazione richiede spesso il ricorso a compromessi: la scelta di alcuni parametri che soddisfino un dato vincolo può infatti impedire il raggiungimento di un altro requisito, [63].

### **Dimensione della griglia**

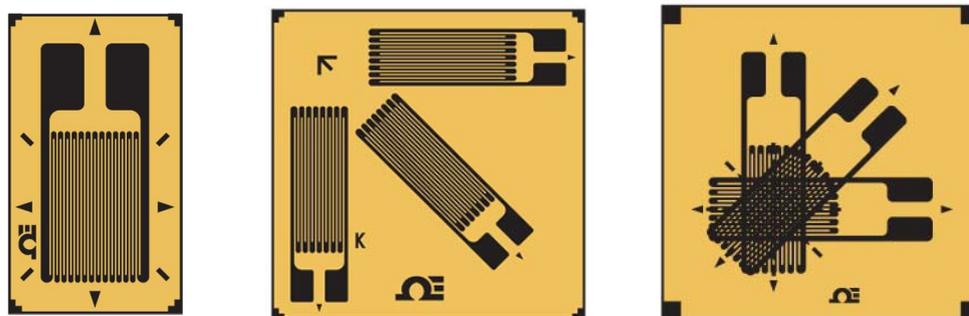
La dimensione della griglia di misura rappresenta la prima caratteristica da scegliere e senza dubbio la più importante. Questo è particolarmente vero nel caso dei compositi dal momento che la scala di misura associata all'omogeneità delle loro proprietà meccaniche è sensibilmente più grande di quella dei materiali tradizionali. In generale, gli estensimetri più piccoli (lunghezza di misura inferiore a 1.5 mm) producono una maggiore dispersione nei dati sperimentali; di conseguenza dovrebbero essere evitati, a meno che non si debbano misurare forti gradienti di deformazione in prossimità di punti di concentrazione delle tensioni. Qualora si desideri ottenere il valor medio di una distribuzione di deformazione altamente disuniforme, gli estensimetri con una griglia di 5 – 10 mm sono i più adeguati. Gli studi condotti da BURR e IFJU sui tessuti compositi hanno mostrato che l'impiego di estensimetri più piccoli dell'unità ripetitiva della trama del materiale introduce una forte dispersione nella misura delle proprietà meccaniche, [64].

### **Tipo di griglia**

La scelta del tipo di griglia dipende fortemente dallo scopo della prova sperimentale, dal numero di assi di misura e dal tipo di deformazione di interesse. Tipicamente la scelta ricade o su un estensimetro singolo o su una rosetta, a geometria planare o impilata, vedi fig. 3.13. Nelle prove sperimentali in cui siano presenti elevati gradienti di tensione e il materiale si presenti eterogeneo, si preferiscono le rosette a geometria impilata. Questa configurazione risulta tuttavia più costosa e può dare problemi di rinforzo locale e di eccessivo riscaldamento.

### **Tipo di lega**

Le possibili scelte sul tipo di lega riguardano l'intervallo di temperatura di impiego e le caratteristiche a fatica del materiale della griglia. Le leghe più comunemente



(a) Estensimetro singolo

(b) Rosetta a geometria planare

(c) Rosetta a geometria impilata

Figura 3.13: Tipi di griglia per estensimetri

impiegate nel caso dei materiali compositi sono la costantana e la lega Karma. Entrambe sono caratterizzate da buona sensibilità, stabilità termica e resistenza alla fatica. La lega Karma è più stabile a temperatura superiori a  $65^\circ$ , ma presenta maggiori difficoltà ad essere saldata. Anche il materiale isolante di supporto ha un suo ruolo; generalmente si impiegano pellicole poliammidiche o fenoliche che offrono una miglior adesione e adattabilità al substrato.

### Resistenza e numero di compensazione termica

La densità di potenza assorbita dall'estensimetro necessita di un'attenta riflessione nel caso dei compositi, a causa della loro bassa conduttività termica. Il calore generato dallo *strain gage* è smaltito con difficoltà e può introdurre tensioni locali alterando le proprietà del materiale sottostante. Questo effetto può essere tenuto sotto controllo scegliendo opportunamente la resistenza dell'estensimetro. SLAMINKO suggerisce di impiegare *strain gage* di resistenza pari o superiore a  $350\Omega$ ; questo valore di resistenza è in genere utilizzato nella maggior parte delle prove sperimentali condotte sui manufatti in composito.

Da quanto visto in precedenza, il numero *STC* non costituisce di solito un parametro rilevante per applicazioni sui compositi. Ogni valore di questo numero risulta adeguato e la scelta, in questo senso, dipende dalla disponibilità nei magazzini delle case produttrici, [65].

### 3.7 Apparato sperimentale impiegato

#### Macchina di prova

Si è fatto uso di una delle due macchine di prova da 100 kN presenti presso il laboratorio di strutture e materiali del dipartimento di ingegneria aerospaziale di Pisa. Il dispositivo è dotato di un martinetto idraulico servocontrollato ed è interfacciato ad un calcolatore di gestione; una cella di carico e un *LVDT* consentono, rispettivamente, di misurare la forza applicata e lo spostamento della trasversa di carico. Le specifiche caratteristiche dell'attuatore sono riportate in tab. 3.1.

|                                   |                  |
|-----------------------------------|------------------|
| Capacità di carico                | 100 kN           |
| Corsa massima dell'attuatore      | 50 mm            |
| Spazio di prova verticale         | 1800 mm          |
| Sensibilità della cella di carico | $\pm 100$ N      |
| Sensibilità dell' <i>LVDT</i>     | $\pm 10$ $\mu$ m |

Tabella 3.1: Caratteristiche della macchina impiegata

#### Afferraggi

I morsetti impiegati sono due elementi cilindrici in acciaio che permettono di trasferire il carico per attrito, fig. 3.14. Ogni afferraggio ha un'estremità filettata per il collegamento con i blocchi della macchina di prova; l'altra estremità è dotata di un'apertura per l'inserimento del provino ed è elasticizzata per mezzo di due opportuni scavi. Si utilizzano due piastrine in acciaio per adattare l'afferraggio alla particolare geometria del campione; in ogni morsetto, 4 viti mordenti garantiscono il corretto serraggio del coupon.

#### Estensimetri

Nelle prove di trazione, la valutazione del modulo di Young e del rapporto di Poisson richiede la misura delle deformazioni longitudinali e trasversali del provino; anche le prove di taglio secondo ASTM D3518 necessitano di entrambe le misurazioni di deformazione. Per questi motivi, tutti i provini in esame sono stati strumentati con rosette estensimetriche bidimensionali o, nel caso in cui queste non fossero disponibili, con una coppia di estensimetri unidirezionali. Tutti i modelli di *strain gage*



Figura 3.14: Afferraggio impiegato nelle prove sperimentali

adoperati sono realizzati con il filamento di costantana e il supporto in materiale poliammidico; in tab. 3.2 ne sono riportate le caratteristiche principali fornite dall'*HBM*.

| Modello      | Resistenza   | Dimensioni della griglia | Voltaggio massimo |
|--------------|--------------|--------------------------|-------------------|
| 1-LY83-6/120 | 120 $\Omega$ | 6 mm $\times$ 6 mm       | 10V               |
| 1-XY33-6/120 | 120 $\Omega$ | 6 mm $\times$ 6.3 mm     | 11V               |
| 1-XY33-6/350 | 350 $\Omega$ | 6 mm $\times$ 6.5 mm     | 20V               |

Tabella 3.2: Modelli di estensimetri adoperati

# Capitolo 4

## Esecuzione delle prove e elaborazione dei dati

L'esecuzione delle prove rappresenta la parte pratica di una campagna sperimentale e consta di una serie di procedure da seguire ed accorgimenti da adottare per l'ottenimento di dati attendibili e il più possibile esenti da errore. Le successive fasi di elaborazione e analisi statistica permettono di valutare la bontà delle prove svolte e di ottenere i valori delle proprietà meccaniche da impiegare in sede di progetto. Il presente lavoro di tesi si è incentrato sulla caratterizzazione di due distinti materiali compositi, entrambi tessuti di fibra di carbonio in resina epossidica. A tali materiali sono state applicate tutte le procedure di seguito delineate.

### 4.1 Esecuzione delle prove di trazione sui compositi

La realizzazione delle prove di trazione consiste nelle operazioni necessarie per determinare il comportamento del provino sotto questo tipo di carico e portarlo a rottura in maniera controllata. Le principali fasi di una prova di trazione sui compositi sono le seguenti:

1. preparazione e strumentazione dei provini,
2. misura delle dimensioni dei campioni,
3. setup dell'apparato sperimentale,
4. svolgimento della prova.

Questi procedimenti sono fortemente ripetitivi ed è possibile che l'operatore commetta inavvertitamente degli errori anche dopo aver acquisito sufficiente esperienza.

Di conseguenza, si deve prestare molta attenzione nel seguire fedelmente tutte le istruzioni e nello svolgere le dovute verifiche per minimizzare l'impatto di un eventuale errore umano. Alla preparazione dei coupon è stata dedicata la sezione 2.5, a cui si rimanda; nei paragrafi successivi si vanno a descrivere tutte le altre operazioni.

### 4.1.1 Strumentazione dei provini

I campioni di ogni lotto<sup>1</sup> sono stati strumentati con estensimetri bidirezionali per misurarne le deformazioni assiali e trasversali rispetto alla direzione di applicazione del carico. In corrispondenza della mezzeria di ogni provino, si è applicata una coppia di estensimetri; in aggiunta, seguendo le indicazioni delle normative, un coupon per ogni lotto è stato dotato di *strain gage* in configurazione *back-to-back*, per valutare l'entità di possibili effetti di flessione.

I metodi e le procedure impiegati per l'installazione degli estensimetri possono influenzare in maniera significativa le prestazioni di questi sensori. Una misura ottimale e riproducibile delle deformazioni richiede un'adeguata preparazione superficiale, il corretto incollaggio dell'estensimetro e il controllo delle operazioni effettuate, [66].

#### Preparazione superficiale

Gli estensimetri possono essere incollati su quasi tutti i materiali solidi, a patto di preparare adeguatamente la loro superficie. La presenza di tracce di vernice o altre sostanze untuose nella *gage region* può portare ad una cattiva adesione tra il sensore e il materiale sottostante. Una situazione analoga si viene a creare quando la superficie del provino risulta eccessivamente liscia. La preparazione superficiale è dunque un'operazione necessaria attraverso la quale si ottengono:

- una superficie priva di agenti chimici contaminanti e dotata della sufficiente rugosità per il montaggio dei sensori,
- un pH superficiale neutro,
- il tratteggio di linee di riferimento per il posizionamento e l'orientazione degli *strain gage*.

Il primo passo consiste nello sgrassare la zona in cui verrà installato l'estensimetro in maniera tale da eliminare olii, grassi, agenti organici ed altri residuati chimici solubili. Per i materiali di interesse in questa tesi, compositi a matrice epossidica, si

---

<sup>1</sup> Un lotto consiste nell'insieme dei coupon ricavati dal medesimo pannello.

impiega l'alcool isopropilico che permette una corretta pulizia senza alcun deterioramento della resina. In seguito, la *gage region* è stata lavorata con attenzione con carta vetrata molto fine per rimuovere i depositi di vernice e ossidi e renderla sufficientemente rugosa per l'incollaggio. I campioni sono ricchi di matrice in superficie e questa impedisce alla carta abrasiva di danneggiare l'integrità delle fibre di rinforzo. Si procede a tracciare due linee di riferimento, tra loro ortogonali, nel punto in cui si desidera eseguire la misura delle deformazioni. La pulitura finale viene eseguita con un tampone di cotone imbevuto di solventi chimici specifici. Queste sostanze consentono inoltre di neutralizzare eventuali fonti acide o alcaline portando il pH ad un valore compreso tra 7.0 e 7.5. Le eventuali impurità residue vanno rimosse per mezzo di pinzette, in quanto l'operatore, soffiando sopra la *gage region*, potrebbe contaminare nuovamente la zona con il suo respiro.

### Posizionamento e incollaggio dell'estensimetro

Le scelte della corretta tecnica di incollaggio e dell'adesivo da impiegare riveste particolare importanza. In particolare, il collante impiegato entra a far parte del sistema di misura e, di conseguenza, si deve considerare la sua compatibilità sia con il materiale sotto studio sia con le condizioni ambientali di prova. Per i materiali in esame si fa uso del collante *HBM Z70*, specificatamente sviluppato per l'installazione degli estensimetri. Lo *Z70* è una colla monocomponente fluida a base di cianoacrilato; il suo indurimento avviene a freddo in pochi minuti, impiegando come catalizzatore l'umidità assorbita dall'aria circostante. Questa sua caratteristica lo rende adatto all'impiego con i compositi avanzati, le cui proprietà sono fortemente condizionate dalla temperatura.

Gli estensimetri forniti dalle case produttrici vengono lavorati e confezionati in ambienti inerti e devono essere maneggiati con pinzette pulite per evitare successive contaminazioni. Poiché il collante *Z70* ha un brevissimo tempo di polimerizzazione, lo *strain gage* non può essere allineato dopo l'inizio del processo di incollaggio. Si procede con il seguente metodo:

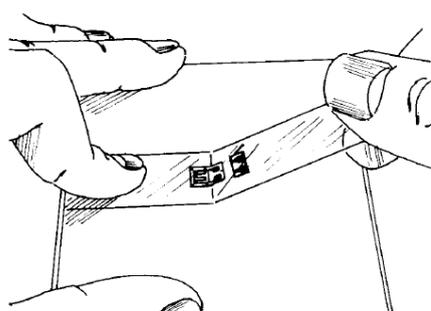
Passo 1 Si rimuove l'estensimetro dal suo involucro e lo si deposita, con la superficie da incollare verso il basso, su di una base in vetro, preventivamente pulita. Si posiziona una striscia di 10 – 15 cm di nastro adesivo sopra il sensore e la basetta. Si solleva con cautela lo scotch al quale rimane incollato l'estensimetro.

Passo 2 Si posiziona l'insieme nastro/sensore in modo da allineare i segni di riferimento dell'estensimetro con le linee tracciate in precedenza sul provino.

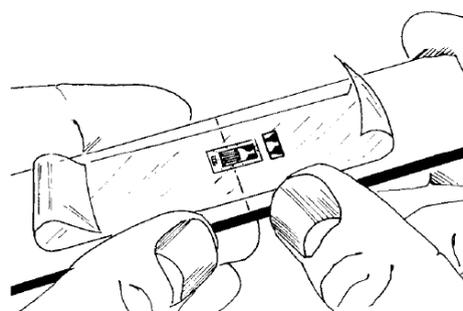
Passo 3 Si solleva un'estremità del nastro adesivo fintanto che l'estensimetro non si distacca completamente dalla superficie del campione. Mantenendo ben fermo il lembo libero, si versano una o due gocce di collante sulla giunzione tra lo scotch e il provino.

Passo 4 Si ruota immediatamente il nastro di circa  $30^\circ$  in modo che l'estensimetro si trovi sopra l'area dove deve essere installato. Tenendo con una mano il nastro, lentamente ma con fermezza, si passa sopra l'insieme scotch/estensimetro con una garza facendo aderire il sensore alla pellicola di adesivo. Subito dopo essere passati con la garza, si applica una lieve pressione con il pollice per almeno un minuto.

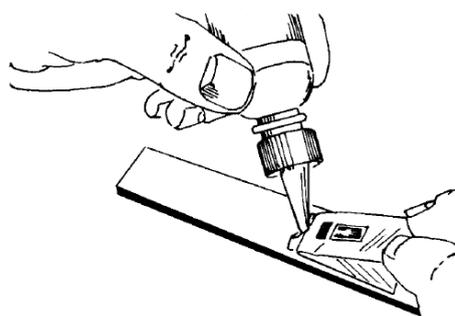
Eseguendo con massima attenzione tutte le operazioni sopra descritte, si realizza un solido incollaggio tra il coupon e lo *strain gage*. Non è necessario rimuovere il nastro adesivo subito dopo l'applicazione del sensore; infatti è in grado di proteggere la griglia di misura da eventuali danneggiamenti meccanici. L'intero processo è illustrato in fig. 4.1.



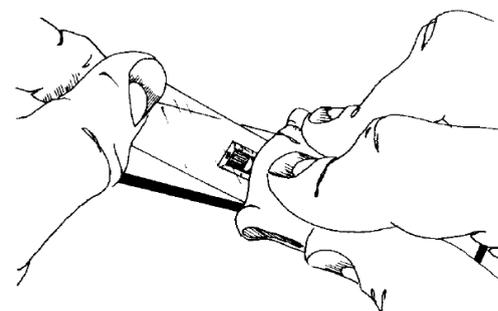
(a) Passo 1



(b) Passo 2



(c) Passo 3



(d) Passo 4

Figura 4.1: Procedura di incollaggio dell'estensimetro

### Verifica, cablaggio e rivestimento protettivo

Si esegue il controllo della corretta installazione del sensore. In primo luogo, si verifica che l'estensimetro sia accuratamente posizionato e allineato secondo le linee di riferimento; gli eventuali disallineamenti influenzano negativamente la precisione della misura. Per confermare la completa adesione al provino, è importante che un piccolo quantitativo di collante in eccesso sia visibile in corrispondenza della periferia dello *strain gage*. Se ritenuto necessario, dopo l'asciugatura si può pulire questa zona dalla colla in eccesso.

Si procede quindi con l'installazione dei cavi elettrici; il cablaggio richiede particolare cura per prevenire il surriscaldamento del sensore che lo renderebbe inutilizzabile. È buona norma evitare un contatto prolungato tra la punta del saldatore e i terminali dell'estensimetro; l'operazione di saldatura può essere facilitata interponendo tra i due della pasta stagnante. Seguono un esame visivo della superficie saldata di collegamento, che deve essere liscia e priva di impurità, e la verifica della continuità elettrica tra i fili elettrici e il sensore.

Infine si applica un rivestimento protettivo sull'estensimetro e la zona circostante. Si deve ricoprire anche il mantello dei fili di collegamento per una lunghezza di circa 10 – 20 mm. Si è fatto uso del protettivo *HBM SG250*; si tratta di una gomma al silicone trasparente che indurisce a temperatura ambiente per assorbimento dell'umidità atmosferica. Questo materiale costituisce un ottimo isolante elettrico e protegge l'estensimetro sia da danni meccanici che dall'umidità.

### 4.1.2 Misura delle dimensioni dei provini

L'analisi dei dati per la determinazione delle proprietà meccaniche richiede la misura delle dimensioni fisiche dei provini. In aggiunta, prima di ogni test, è importante verificare che tutti i campioni soddisfino i requisiti dimensionali fissati in sede di progetto della prova sperimentale. La precisione delle misurazioni si basa sui livelli di accuratezza fissati dalle normative.

I provini in esame presentano una sezione trasversale uniforme e di forma rettangolare. Le normative ASTM D3039 e EN 2561/2597 richiedono di misurare lo spessore e la larghezza di ciascun coupon in corrispondenza di tre sezioni distinte nell'intorno della *gage section*. Ai fini dell'elaborazione dati, il valore impiegato di larghezza e spessore è dato dalla media delle misurazioni condotte. La D3039 specifica anche il tipo di apparato sperimentale da impiegare e rimanda alla norma ASTM D5947, che delinea i metodi standard di misura delle dimensioni di elementi in composito, [67].

La sensibilità dello strumento usato per le misure deve essere sufficientemente elevata per valutare le dimensioni trasversali del provino con una precisione di  $\pm 1\%$ . Per la geometria dei coupon in prova, questi requisiti si traducono in una precisione di  $\pm 2.5 \mu\text{m}$ , per lo spessore, e di  $\pm 25 \mu\text{m}$ , per la larghezza.

### Misura dello spessore

Le misurazioni dello spessore sono state condotte impiegando un micrometro per esterni con una sensibilità di  $\pm 2.5 \mu\text{m}$ . Il suo principio di funzionamento è basato sull'avanzamento di una vite che spinge un cilindro mobile contro uno fisso, tra cui viene posto l'oggetto da misurare, vedi fig. 4.2. Una scala graduata solidale alla vite è suddivisa in tacche, in modo da poter apprezzare le frazioni del passo della vite stessa. Ad esempio, se la vite ha un passo di 0.25 mm e la scala è suddivisa in cento parti, la precisione dello strumento è di  $\pm 2.5 \mu\text{m}$ . La presenza di una seconda scala fissa rispetto alla vite consente di effettuare la misura macroscopica. Ogni moderno

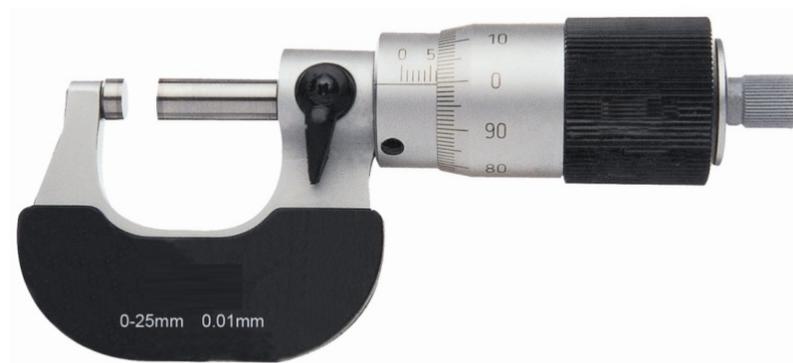


Figura 4.2: Micrometro per esterni

micrometro è dotato di un meccanismo (noto come frizione) che limita la forza di serraggio applicabile al pezzo in esame; si evita così un eventuale danneggiamento dello strumento di misura o del provino. Le operazioni necessarie per eseguire una misurazione con il micrometro sono le seguenti:

Passo 1 si colloca il provino tra le due estremità libere dei cilindri, avendo cura di pulire la sua superficie da eventuali impurità che potrebbero falsare la misura;

Passo 2 per mezzo della frizione, si stringe la vite fino al completo serraggio del coupon;

Passo 3 si leggono le componenti di misura sulle scale fissa e mobile.

### Misura della larghezza

Le misure di larghezza si sono svolte facendo uso di un calibro digitale con una precisione di  $\pm 10 \mu\text{m}$ . Il calibro a corsoio è costituito da un regolo graduato realizzato in due parti che scorrono assialmente tra loro ed è dotato di due aste che servono da battuta per le quote da misurare, vedi fig. 4.3. Di solito, la parte fissa è definita *corpo* e quella mobile *corsoio*. In un calibro digitale, sul corsoio viene montato un indicatore digitale che ne rileva lo spostamento, mentre sul corpo viene normalmente incisa una scala millimetrata, usata però solo per la verifica grossolana dello strumento elettronico.



Figura 4.3: Calibro a corsoio digitale

La procedura di misura è la seguente:

Passo 1 si pulisce adeguatamente la superficie del campione e lo si posiziona tra le due aste del calibro;

Passo 2 si avvicina il corsoio ad una sezione avente larghezza simile a quella del punto di misura e in vicinanza di essa;

Passo 3 si fa scorrere il provino sul calibro fino a raggiungere la sezione di interesse;

Passo 4 si porta il corsoio a contatto con il campione e si effettua la lettura della misura sul display digitale.

### 4.1.3 Setup e svolgimento della prova

Il setup dell'apparato sperimentale per l'esecuzione dei test prevede l'allineamento del sistema di trazione e la configurazione delle periferiche di acquisizione dati. Infine, si va a serrare il provino negli afferraggi della macchina e, dopo un ultimo controllo di sicurezza, si dà inizio alla prova.

#### Verifica dell'allineamento del sistema

Il corretto allineamento del sistema di prova costituisce un fattore determinante nel ridurre la dispersione dei dati sperimentali e nell'evitare rotture premature dei provini. Soltanto idealmente gli assi degli afferraggi risultano perfettamente allineati sia tra di loro che con la mezzeria degli altri elementi del sistema di carico; in più, il provino deve essere simmetrico rispetto al proprio asse longitudinale, anch'esso allineato al resto della struttura. La violazione di anche una sola di queste condizioni porta al disallineamento dell'apparato sperimentale. Nei casi pratici, l'impiego di tolleranze dimensionali non adeguate e l'imperizia nell'assemblaggio della macchina costituiscono le principali cause di questo fenomeno.

Numerosi autori hanno affrontato il problema e proposto metodi per misurare l'influenza del disallineamento sull'attendibilità dei risultati. La *Standard Practice E1012* fornisce le linee guida per la verifica del sistema di misura, [68]. L'allineamento del sistema è effettuato durante l'installazione della macchina, dei suoi equipaggiamenti e ogniqualvolta venga cambiata la sua configurazione operativa. La presenza di variazioni impulsive del carico trasmesso e dei fenomeni di usura richiede la continua valutazione dell'allineamento dell'apparato, che, qualora si dimostri insoddisfacente, è necessario ripristinare. In letteratura sono riportate numerose procedure per valutare il grado di allineamento presente nella struttura di prova; una possibile tecnica atta a valutare l'entità del momento flettente dovuto al disallineamento è illustrata nel seguito.

Il metodo consiste nel testare un provino a sezione rettangolare avente dimensioni e rigidità simili a quelle del materiale di interesse. Il coupon di allineamento viene dotato di tre estensimetri longitudinali: due posizionati sulla faccia anteriore ed uno in quella posteriore, come mostrato in fig. 4.4.

Ogni differenza nelle deformazioni da essi rilevate quantifica l'entità del momento flettente presente nei piani di spessore ( $B_y$ ) e larghezza ( $B_z$ ). È opportuno eseguire il controllo dell'allineamento con il coupon inserito in ogni possibile orientazione; in questa maniera, si ottiene un'indicazione su quale possa essere la fonte del problema. Momenti flettenti di elevata intensità possono causare rotture durante il serraggio e

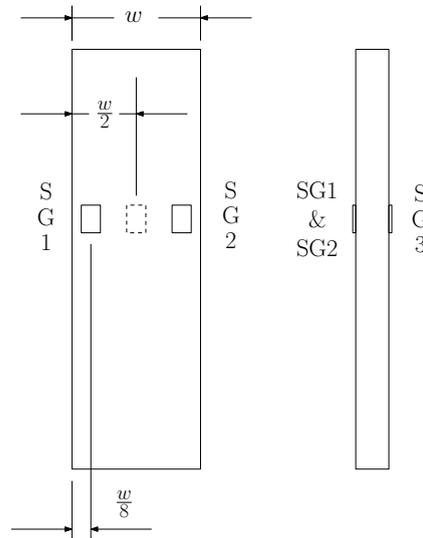


Figura 4.4: Strumentazione del coupon di allineamento

generare un'alta dispersione nei dati sperimentali. È quindi necessario monitorare l'andamento delle deformazioni nel corso delle operazioni di serraggio e di applicazione del carico. Le seguenti equazioni permettono di valutare i rapporti percentuali tra le deformazioni flessionali e quella media longitudinale:

$$B_y = 100 \times \frac{\varepsilon_{ave} - \varepsilon_3}{\varepsilon_{ave}} \quad B_z = 100 \times \frac{2(\varepsilon_2 - \varepsilon_1)}{3\varepsilon_{ave}}$$

dove  $B_y$  e  $B_z$  sono degli indici percentuali proporzionali, rispettivamente, al momento flettente attorno all'asse  $y$  e all'asse  $z$ ;  $\varepsilon_{ave}$  rappresenta la deformazione media nella direzione longitudinale ed è pari a

$$\varepsilon_{ave} = \frac{(\varepsilon_1 + \varepsilon_2)/2 + \varepsilon_3}{2}$$

Un sistema di prova adeguatamente progettato dovrebbe essere in grado di limitare queste quantità in un range compreso tra il 3% e il 5% per piccole deformazioni ( $\approx 1000 \mu\varepsilon$ ).

### Acquisizione dei dati

Il dispositivo *HBM Spider8* è stato impiegato come periferica di acquisizione dei dati sperimentali. Si tratta di un'unità di misura digitale messa in comunicazione con un calcolatore che immagazzina i dati acquisiti. Ogni canale dello *Spider8*

fornisce l'alimentazione per i trasduttori passivi (ponti estensimetrici<sup>2</sup> e *LVDT*), l'amplificatore, i filtri e il suo proprio convertitore A/D.

L'apparecchiatura è gestita dal *software* proprietario *Catman Professional*, che permette la configurazione dei parametri di prova, la visualizzazione in tempo reale dei dati e il loro salvataggio. Il setup dello *Spider8* necessita della regolazione delle seguenti grandezze:

**Canali attivi** Il numero di canali attivi dipende dal tipo di prova e dalla strumentazione di cui è dotato l'apparato sperimentale. Nel caso in esame, si riservano due canali per la misura della forza applicata e dello spostamento della traversa di carico, a cui si aggiunge un canale per ogni estensimetro montato sul provino. In definitiva, si impiegano 4 o 6 canali a seconda che il campione sia strumentato, rispettivamente, con 2 o 4 *strain gage*.

**Sensibilità di misura** L'acquisizione dei dati avviene attraverso la misura della differenza di potenziale tra due punti opportuni del trasduttore. La sensibilità di misura rappresenta la massima risoluzione con cui può essere percepita una variazione di tensione ed è di solito espressa in mV/V. Per i trasduttori della cella di carico e di spostamento è sufficiente impostare un'accuratezza di 12 mV/V, mentre per i ponti estensimetrici è necessario utilizzare una sensibilità di 3 mV/V.

**Parametri di conversione** È necessario specificare i coefficienti di conversione, i quali consentono il passaggio dalle tensioni misurate alle quantità di interesse. In particolare, si deve fornire il valore del *gage factor* di ogni estensimetro impiegato.

**Frequenza di acquisizione** Per le prove sui compositi, le normative raccomandano di utilizzare una frequenza di campionamento di almeno 2 – 3 Hz e di raccogliere almeno 100 dati per ogni prova. Per tutti i test svolti, si è fatto uso di una frequenza di acquisizione di 25 Hz.

### Serraggio del provino

Una volta strumentato e misurato, il campione viene adeguatamente fissato agli afferraggi. Come visto in precedenza, il provino è munito di *tab* non rastremati in acciaio e di due *cravatte* metalliche per permettere una più graduale introduzione

---

<sup>2</sup> Il ponte estensimetrico, inventato da Samuel CHRISTIE e perfezionato da Charles WHEATSTON, è un circuito elettrico che permette di misurare in modo preciso il valore della resistenza elettrica di un estensimetro.

delle forze. I morsetti mantengono in posizione i *tab* durante la prova e introducono il carico per attrito. Le operazioni da eseguire per una corretta installazione del provino sono:

Passo 1 Si avvia il calcolatore di controllo della macchina e si fornisce pressione al martinetto idraulico. Agendo sul comando di spostamento, si porta la traversa di carico nella posizione che consente l'inserimento del coupon.

Passo 2 Si passa con delicatezza della carta abrasiva sulle estremità del provino per aumentarne la rugosità. In seguito, con due strisce di nastro adesivo si fissano provvisoriamente i *tab* al coupon.

Passo 3 Si inserisce il provino nell'afferraggio superiore e lo si blocca stringendo a mano le viti di serraggio. Si posizionano le due piastrine metalliche nella cavità dell'afferraggio inferiore.

Passo 4 Si introducono le viti di serraggio e si stringono fin quando non iniziano ad opporre resistenza alla rotazione. A questo punto, si rimuove il nastro adesivo e si procede con il montaggio delle cravatte alle estremità del campione.

Passo 5 Facendo uso di chiavi dinamometriche, si serrano le viti delle cravatte e degli afferraggi. Per tutte le prove condotte, si è impostata una coppia di serraggio di 8 Nm per le cravatte e di 65 Nm per gli afferraggi.

### Esecuzione del test

L'operazione di serraggio introduce nei provini una lieve sollecitazione di compressione, che deve essere eliminata per evitare una sovrastima del carico ultimo a rottura. A questo scopo, è sufficiente allontanare i due afferraggi fintanto che la cella di carico non segnali la presenza di una forza di trazione di piccola intensità.

Si collegano poi i cavi elettrici degli estensimetri alla basetta di misura in maniera da chiudere i circuiti a ponte. Il collegamento avviene per saldatura, che rappresenta l'unico metodo in grado di garantire un contatto elettrico diretto. A questo punto, si azzerano tutti i canali di misura dello *Spider8* e si fa partire un'acquisizione dati di verifica per controllare la corretta trasmissione dei dati. Eventuali malfunzionamenti possono essere causati o dalla mancanza di continuità elettrica nella connessione del trasduttore o, nelle circostanze peggiori, dalla rottura dell'estensimetro.

Infine, si azzerano nuovamente tutti i canali, si dà inizio all'acquisizione dati e si fa eseguire alla macchina una rampa di carico alla velocità fissata fino alla rottura del

provino. I test sono svolti in controllo spostamento ad una velocità del martinetto pari a 2 mm/min, come prescritto dalle normative. Dopo la rottura del provino, si ferma la macchina, si interrompe l'acquisizione dati e si procede al salvataggio dei dati registrati per la successiva elaborazione.

La durata del test varia a seconda del provino in esame: un coupon per prove di trazione collassa in 2 – 3 min, mentre un provino per prove di taglio può impiegare anche più di 10 min a rompersi. Durante l'applicazione del carico è importante che l'operatore sia vigile in ogni momento per reagire prontamente nell'eventualità di imprevisti o incidenti.

## 4.2 Elaborazione dei dati di trazione

I dati sperimentali acquisiti nelle prove di trazione sono elaborati per ricavare le proprietà meccaniche dei materiali in esame. La derivazione di queste grandezze è condotta secondo le procedure descritte nelle normative ASTM D3039 e EN 2561/2597. Per ogni provino si sono ottenute le seguenti proprietà:

- la tensione di rottura a trazione,  $\sigma^{tu}$ ;
- la deformazione longitudinale a rottura,  $\varepsilon^{tu}$ ;
- il modulo secante di elasticità longitudinale,  $E^t$ ;
- il rapporto di Poisson,  $\nu$ .

Le deformazioni dei provini strumentati con 4 estensimetri (2 longitudinali e 2 trasversali) sono date dalla media delle misure condotte in direzione longitudinale e trasversale. La deformazione a rottura si ottiene considerando il valore della deformazione longitudinale in corrispondenza del collasso del coupon.

### 4.2.1 Analisi secondo ASTM D3039

#### Tensione di rottura a trazione

La tensione di trazione in corrispondenza dell' $i$ -esimo punto di misura è data da:

$$\sigma_i = \frac{P_i}{A}, \text{ [MPa]} \quad (4.1)$$

dove  $P_i$  [N] è il valore della forza applicata all'istante  $i$ -esimo e  $A$  [mm<sup>2</sup>] rappresenta l'area media della sezione del provino. La tensione di rottura a trazione si calcola

con la seguente formula:

$$\sigma^{tu} = \frac{P^{max}}{A}, \text{ [MPa]} \quad (4.2)$$

dove si è indicato con  $P^{max}$  [N] il massimo carico applicato prima della rottura. La resistenza a rottura, valutata tramite la 4.2, deve essere arrotondata alla terza cifra significativa.

### Modulo secante di elasticità longitudinale

L'andamento della curva sforzo-deformazione dei compositi è di solito lineare fino a rottura. Qualche volta, tale curva presenta una regione di transizione, caratterizzata da un cambiamento significativo della pendenza del grafico. In questi casi si dice che il materiale manifesta un comportamento bilineare, vedi fig. 4.5.

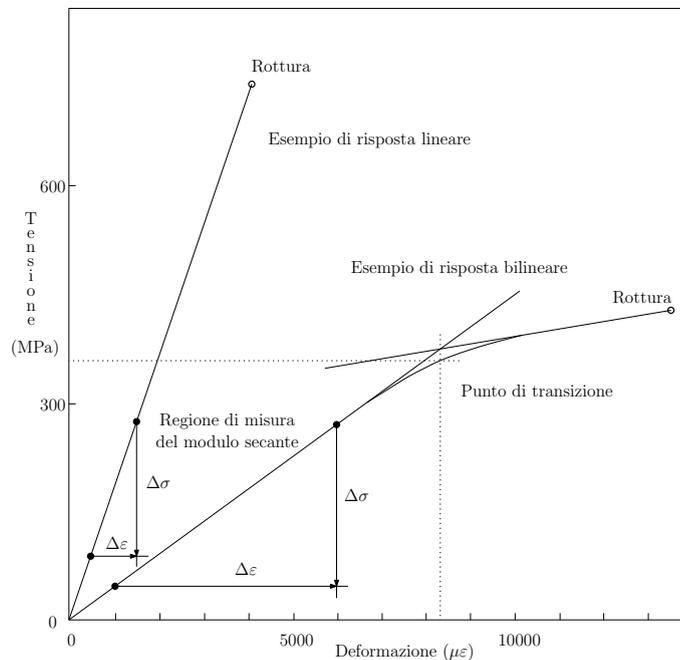


Figura 4.5: Tipici andamenti delle curve sforzo deformazione

Il modulo secante di elasticità è dato dalla pendenza del segmento che unisce due punti distinti del diagramma sforzo-deformazione longitudinale. Il suo calcolo viene effettuato fissando un intervallo di deformazione di riferimento compreso fra  $1000 \mu\epsilon$  e  $3000 \mu\epsilon$ . Se i dati acquisiti non sono disponibili in corrispondenza degli estremi dell'intervallo, si fa uso dei due valori che più si avvicinano ad essi. Il modulo elastico secante è dato da:

$$E^{chord} = \frac{\sigma_2 - \sigma_1}{\epsilon_{l2} - \epsilon_{l1}}, \text{ [GPa]} \quad (4.3)$$

dove  $\varepsilon_{l1}$  e  $\varepsilon_{l2}$  sono, rispettivamente, le deformazioni longitudinali che più si avvicinano a  $1000 \mu\varepsilon$  e  $3000 \mu\varepsilon$ ; mentre  $\sigma_1$  e  $\sigma_2$  in [MPa] sono, rispettivamente, i valori delle tensioni misurate in corrispondenza di  $\varepsilon_{l1}$  e  $\varepsilon_{l2}$ . Il modulo così calcolato deve essere arrotondato alla terza cifra significativa.

Nel caso in cui il materiale mostri un comportamento bilineare, si può usare la procedura prima descritta soltanto se la zona di transizione non cade nell'intervallo di deformazioni prescritto dalla normativa. Nell'eventualità in cui questo dovesse succedere, è opportuno utilizzare un intervallo distinto e maggiormente adatto alla valutazione del modulo elastico longitudinale.

### Rapporto di Poisson

Nello stesso intervallo di riferimento, si prendono in considerazione le deformazioni trasversali  $\varepsilon_t$  corrispondenti alle  $\varepsilon_l$  di estremità dell'intervallo stesso. Il rapporto di Poisson è stimato con la seguente equazione:

$$\nu = -\frac{\varepsilon_{t2} - \varepsilon_{t1}}{\varepsilon_{l2} - \varepsilon_{l1}} \quad (4.4)$$

con chiaro significato dei simboli impiegati. Anche il rapporto di Poisson deve essere approssimato alla terza cifra significativa.

## 4.2.2 Analisi secondo EN 2561/2597

### Tensione di rottura a trazione

La tensione di rottura a trazione,  $\sigma^{tu}$ , è calcolata con la stessa procedura della normativa ASTM D3039.

### Modulo secante di elasticità longitudinale

Le normative EN prescrivono un intervallo di riferimento sulle tensioni anziché sulle deformazioni. I punti del grafico sforzo-deformazione longitudinale da considerare sono quelli corrispondenti ai valori di tensione pari a  $\sigma^{tu}/10$  e  $\sigma^{tu}/2$ . Indicando le relative deformazioni longitudinali, rispettivamente, con  $\varepsilon_{lA}$  e  $\varepsilon_{lB}$ , il modulo secante di elasticità longitudinale si calcola con la seguente relazione:

$$E^{chord} = \frac{0.4 \sigma^{tu}}{\varepsilon_{lB} - \varepsilon_{lA}} \quad [\text{GPa}] \quad (4.5)$$

### Rapporto di Poisson

Il rapporto di Poisson è calcolato tramite la seguente relazione:

$$\nu = \left| \frac{\varepsilon_{tB} - \varepsilon_{tA}}{\varepsilon_{lB} - \varepsilon_{lA}} \right| \quad (4.6)$$

dove  $\varepsilon_{tA}$  e  $\varepsilon_{tB}$  sono, rispettivamente, le deformazioni trasversali corrispondenti a  $\varepsilon_{lA}$  e  $\varepsilon_{lB}$ .

### 4.2.3 Normalizzazione delle proprietà dominate dalla fibre

La normalizzazione è un processo di elaborazione dei dati che ha lo scopo di ridurre la dispersione dei risultati sperimentali causata dalla variazione del contenuto in fibra dei provini. Questa procedura viene applicata a tutte le proprietà meccaniche che dipendono dalle fibre.

#### Generalità

Dal punto di vista teorico, le proprietà *fiber-dominated* del provino variano linearmente con il suo contenuto percentuale in fibra. I fattori che possono modificare la frazione volumetrica di fibra in un laminato sono principalmente la quantità di resina presente e la presenza di porosità. Questi elementi danno origine a forti differenze nel contenuto in fibra sia tra pannelli distinti sia tra campioni provenienti dallo stesso lotto. Affinché l'elaborazione dati svolta sia consistente, è necessario che le proprietà meccaniche dominate dalle fibre vengano normalizzate rispetto al valore nominale del contenuto in fibra. Se questa operazione non dovesse essere svolta, i dati elaborati sarebbero affetti da un'ulteriore fonte di dispersione, che può portare a trarre conclusioni erranee. La normalizzazione cerca di ridurre o di rimuovere questa causa di variabilità.

#### Procedura di normalizzazione

La procedura di normalizzazione è descritta dalla normativa prEN 3783 ed è costituita da due fasi successive. In primo luogo, si determina il contenuto volumetrico in fibra dei provini o dei laminati in esame. Dopo aver fissato un valore nominale di normalizzazione, si correggono i risultati facendo uso della regola della mistura, [69].

**Determinazione del contenuto in fibra  $V_f$**  La normativa prevede l'impiego di 3 metodi differenti per la determinazione del contenuto in fibra.

**Metodo A** Il contenuto percentuale di fibra è misurato per digestione<sup>3</sup> di un campione di materiale rappresentativo del lotto in esame. La procedura da seguire è illustrata nelle normative ASTM D3171 e EN 2564, a cui si rimanda.

**Metodo B** Per mezzo di un micrometro di precisione, si effettuano le misure dello spessore in 10 punti equidistanziati del laminato in esame. Si calcola il valor medio,  $t_1$  [mm], di tali misurazioni e si divide per il numero di lamine costituenti il materiale. Si ottiene così lo spessore medio di lamina,  $t_p$  [mm] dopo il processo di cura. Il contenuto percentuale in fibra,  $V_f$  [%] è dato da:

$$V_f = \frac{t_n}{t_p} V_n \quad [\%]$$

dove  $t_n$  [mm] e  $V_n$  [%] sono, rispettivamente, lo spessore di lamina e il contenuto in fibra nominali riportati nella specifica del materiale.

**Metodo C** Il metodo B manca di accuratezza in quanto i valori riportati nelle specifiche possono variare in range piuttosto ampi. Questa variabilità può essere eliminata valutando direttamente la massa delle fibre prima della laminazione. Tale misura è condotta in accordo con le norme ASTM D3171, EN 2329 e EN 2564 e permette di ricavare la massa per unità di superficie delle fibre,  $M_f$  [g/m<sup>2</sup>]. Il valore dello spessore teorico di una singola lamina,  $t_2$ , è quindi calcolato tramite la relazione:

$$t_2 = \frac{M_f}{10 \rho_f V_n}, \quad [\text{mm}]$$

dove con  $\rho_f$  [g/cm<sup>3</sup>] si è indicata la densità media delle fibre del lotto in esame. Valutando  $t_p$  [mm] con la stessa procedura del metodo B, il contenuto volumetrico in fibra,  $V_f$  [%], è fornito da:

$$V_f = \frac{t_2}{t_p} V_n \quad [\%]$$

**Correzione dei risultati** La correzione deve essere applicata a tutte le proprietà dominate dalla fibre di rinforzo; nel caso in esame, si tratta della tensione di rottura e del modulo elastico. Ogni risultato viene moltiplicato per il fattore

---

<sup>3</sup> Il processo di digestione consiste nella separazione del sistema fibra dalla matrice per mezzo di solventi chimici. Per la valutazione del contenuto percentuale di fibra, occorre pesare il pannello prima e dopo lo scioglimento della matrice.

di correzione  $k$  dato da:

$$k = \frac{V_n}{V_f}$$

dove  $V_f$  e  $V_n$  sono, rispettivamente, il contenuto percentuale di fibra calcolato e nominale del laminato in prova. La correzione è valida solo se  $V_f$  differisce per meno del 20% da  $V_n$ .

### 4.3 Elaborazione dei dati di taglio

I dati acquisiti nelle prove di taglio sono elaborati per ricavare le proprietà dei materiali in esame. La derivazione di queste grandezze è condotta secondo le normative ASTM D3518 e prEN 6031. Per ogni provino si sono ottenute le seguenti proprietà:

- la tensione tangenziale di rottura *in-plane*,  $\tau_{12}^u$ ;
- la deformazione tangenziale massima,  $\gamma_{12}^m$ .
- il modulo secante di elasticità tangenziale,  $G_{12}^{chord}$ ;

Le deformazioni dei provini strumentati con 4 estensimetri (2 longitudinali e 2 trasversali) sono date dalla media delle misure condotte in direzione longitudinale e trasversale. La deformazione tangenziale per l' $i$ -esimo punto di misura si valuta con la seguente relazione:

$$\gamma_{12i} = \varepsilon_{xi} - \varepsilon_{yi} \quad [\mu\varepsilon] \quad (4.7)$$

dove  $\varepsilon_{xi} [\mu\varepsilon]$  e  $\varepsilon_{yi} [\mu\varepsilon]$  sono, rispettivamente, le deformazioni misurate in direzione normale e trasversale all'istante  $i$ -esimo.

#### 4.3.1 Analisi secondo ASTM D3518

La normativa ASTM prescrive di sospendere l'acquisizione dei dati, qualora non si abbia la rottura del provino una volta raggiunto il 5% di deformazione a taglio. In questi casi, si deve considerare come carico massimo quello corrispondente al 5% di deformazione tangenziale. La deformazione di taglio massima è quindi data da:

$$\gamma_{12}^m = \min \left\{ \begin{array}{l} \gamma_{12} \text{ al carico massimo} \\ 5\% \end{array} \right. \quad (4.8)$$

### Tensione tangenziale di rottura *in-plane*

La tensione di taglio *in-plane* relativa all'*i*-esimo punto di misura è data da:

$$\tau_{12i} = \frac{P_i}{2A}, \text{ [MPa]} \quad (4.9)$$

dove  $P_i$  [N] è il valore della forza di trazione applicata all'istante *i*-esimo e  $A$  [mm<sup>2</sup>] rappresenta l'area media della sezione del provino, valutata in accordo con la normativa ASTM D3039. La tensione tangenziale di rottura *in-plane* si calcola con la seguente formula:

$$\tau_{12}^u = \frac{P^m}{2A}, \text{ [MPa]} \quad (4.10)$$

dove si è indicato con  $P^m$  [N] il massimo carico al di sotto o in corrispondenza del 5% di deformazione a taglio. La resistenza a taglio deve essere arrotondata alla terza cifra significativa.

### Modulo secante di elasticità tangenziale

Il modulo secante di taglio è dato dalla pendenza del segmento che unisce due punti distinti del diagramma sforzo-deformazione tangenziale. Il suo calcolo viene effettuato fissando un intervallo di deformazione a taglio avente ampiezza pari a  $4000 \pm 200 \mu\epsilon$  e estremo inferiore nel range  $1500 - 2500 \mu\epsilon$ . Il modulo secante tangenziale è dato da:

$$G_{12}^{chord} = \frac{\tau_{12u} - \tau_{12l}}{\gamma_{12u} - \gamma_{12l}}, \text{ [GPa]} \quad (4.11)$$

dove  $\gamma_{12l}$  e  $\gamma_{12u}$  sono, rispettivamente, le deformazioni tangenziali prese come estremo inferiore e superiore dell'intervallo di riferimento; mentre  $\tau_{12l}$  e  $\tau_{12u}$  in [MPa] sono, rispettivamente, i valori delle tensioni tangenziali relative a  $\gamma_{12l}$  e  $\gamma_{12u}$ . Il modulo così calcolato deve essere arrotondato alla terza cifra significativa e si deve indicare l'intervallo impiegato per il suo ottenimento. Per i provini di taglio in esame si sono presi  $\gamma_{12l} = 2000 \mu\epsilon$  e  $\gamma_{12u} = 6000 \mu\epsilon$ . In fig. 4.6 sono riportati l'andamento tipico della curva sforzo-deformazione tangenziale e una possibile procedura per la determinazione del modulo secante.

## 4.3.2 Analisi secondo prEN 6031

### Tensione tangenziale di rottura *in-plane*

La normativa EN definisce il carico di rottura del provino,  $P^{max}$  [N], come il massimo valore della forza di trazione registrato durante il test. In questo modo, si differenzia in maniera significativa dalla corrispondente normativa ASTM. La tensione

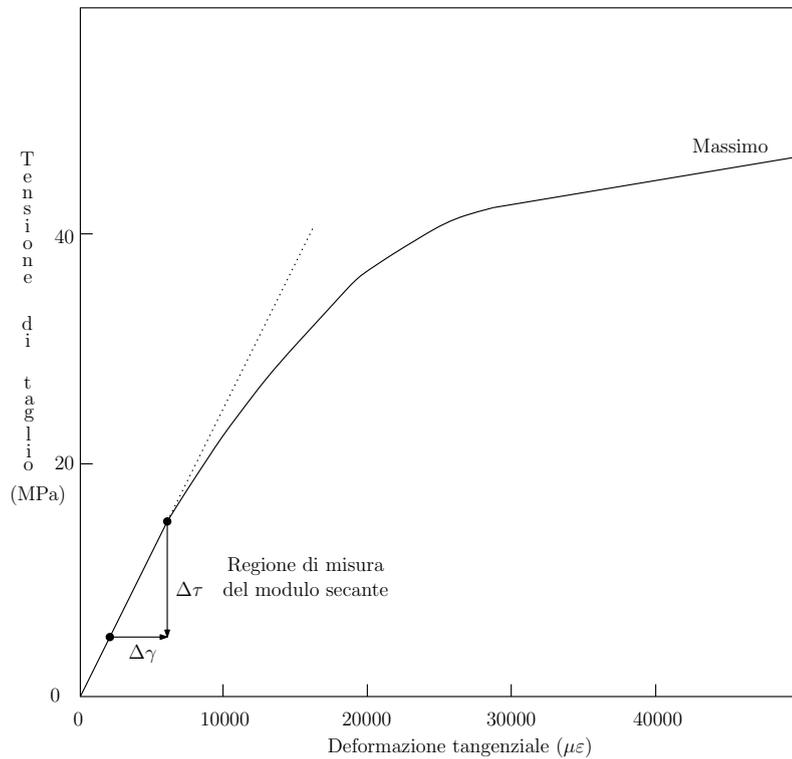


Figura 4.6: Tipico andamento della curva sforzo-deformazione tangenziale

tangenziale di rottura *in-plane* è quindi data da:

$$\tau_{12}^u = \frac{P^{max}}{2A}, \text{ [MPa]} \quad (4.12)$$

### Modulo secante di elasticità tangenziale

Le normative EN prescrivono un intervallo di riferimento sulle deformazioni longitudinali anziché su quelle tangenziali. Gli estremi inferiore e superiore di tale intervallo sono, rispettivamente,  $\epsilon_{l1} = 500 \mu\epsilon$  e  $\epsilon_{l2} = 2500 \mu\epsilon$ . Con  $\epsilon_{t1}$  e  $\epsilon_{t2}$  si indicano, rispettivamente, le deformazioni in direzione trasversale corrispondenti a  $\epsilon_{l1}$  e  $\epsilon_{l2}$ . Il modulo secante di taglio si calcola con la seguente relazione:

$$G_{12}^{chord} = \frac{\tau_{12u} - \tau_{12l}}{\Delta\epsilon_l - \Delta\epsilon_t}, \text{ [GPa]} \quad (4.13)$$

dove  $\Delta\epsilon_l = \epsilon_{l2} - \epsilon_{l1}$  e  $\Delta\epsilon_t = \epsilon_{t2} - \epsilon_{t1}$ ; mentre  $\tau_{12l}$  e  $\tau_{12u}$  in [MPa] sono, rispettivamente, i valori delle tensioni tangenziali relative a  $\epsilon_{l1}$  e  $\epsilon_{l2}$ .

## 4.4 Analisi statistica dei risultati

Uno degli aspetti sicuramente critici nella pratica di laboratorio consiste nella gestione dei dati numerici risultanti dalle misure sperimentali. Da una corretta manipolazione e soprattutto da una giusta rappresentazione degli stessi si possono ottenere informazioni estremamente utili sull'esito del test. È inoltre indiscutibile che una chiara e sintetica presentazione dei risultati costituisce una prerogativa irrinunciabile nella comunicazione scientifica, [70].

In questo contesto si inserisce l'indagine statistica delle proprietà ricavate per ogni lotto; questa analisi permette di valutare il grado di dispersione e la ripetibilità dei test svolti. All'interno di ogni campione statistico, si calcolano il valor medio, la deviazione standard e il coefficiente di variazione per ogni caratteristica meccanica determinata. Indicando con  $x_i$  il valore della proprietà dell' $i$ -esimo provino e con  $n$  il numero di coupon in ogni campione, valgono le seguenti relazioni:

$$\begin{aligned} \text{Valor medio} & \quad \bar{x} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n x_i \\ \text{Deviazione standard} & \quad s_{n-1} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n x_i^2 - n\bar{x}^2}{n-1}} \\ \text{Coefficiente di variazione} & \quad CV = 100 \frac{s_{n-1}}{\bar{x}} \end{aligned}$$

Nelle prove in esame, ogni campione statistico è costituito da 6 provini; è quindi importante individuare dei criteri per stabilire la rilevanza statistica di ogni dato al suo interno. Risulta impossibile definire una procedura che si adatti ad ogni possibile situazione e la valutazione deve essere eseguita caso per caso. Si possono tuttavia dare delle linee guida generali.

- Le proprietà a rottura di provini che si rompono in corrispondenza di imperfezioni o difetti evidenti non devono essere considerate.
- I dati ottenuti da rotture negli afferraggi o nella *gage region* devono essere accuratamente esaminati, in quanto potrebbero non essere rappresentativi delle reali proprietà del materiale. Un possibile metodo consiste nel confrontare la deformazione a rottura di questo coupon con quella di un provino collassato nella *gage region*. Qualora vi siano differenze significative, i dati sotto esame non dovrebbero essere utilizzati nella statistica.
- I moduli di elasticità vengono stimati basandosi sul tratto iniziale della curva sforzo-deformazione; per questo motivo, si possono considerare statisticamente

rilevanti anche se il coupon si rompe per un basso valore del carico o al di fuori della *gage region*.

# Capitolo 5

## Conclusioni

La crescente diffusione dell'impiego dei materiali compositi nell'industria aerospaziale e, più in generale, in tutte le applicazioni industriali richiede la continua valutazione delle loro proprietà meccaniche attraverso prove sperimentali di caratterizzazione. I risultati ottenuti sono la base di partenza per la determinazione degli ammissibili di progetto, i quali, a loro volta, costituiscono i dati di input delle analisi delle strutture in materiale composito.

Pur non avendo alcuna presunzione di completezza, il presente lavoro di tesi fornisce, in unico elaborato, un'esauriente rappresentazione della caratterizzazione dei materiali compositi e delle attrezzature e tecniche di misurazione attualmente impiegate. Nel corso della trattazione si sono richiamati i principali regolamenti ASTM e EN in materia di test.

In generale, le normative ASTM rappresentano un punto di riferimento per le altre organizzazioni; non si può però pensare di sostituire una procedura ASTM con una EN o viceversa poiché spesso vi sono delle differenze tra le due norme, a volte anche di carattere sostanziale. Gli standard ASTM e EN per le prove di taglio  $\pm 45^\circ$  *off-axis tensile test* forniscono un chiaro esempio di quanto asserito. La normativa ASTM 3518 considera come carico di rottura quello al di sotto o in corrispondenza del 5% di deformazione a taglio; per contro, la norma prEN 6031 lo definisce come il massimo valore della forza di trazione registrato durante il test. Una volta raggiunto il 5% di deformazione tangenziale, il provino non ha esaurito la sua capacità di sopportazione del carico, anzi è circa a metà della forza che può sopportare. Tuttavia, superata la soglia del 5% le deformazioni sono di così ingente entità da far cadere una delle ipotesi fondamentali alla base del metodo, ossia che le fibre continuino a mantenere la loro orientazione iniziale. Per di più, il massimo carico sopportabile si raggiunge per allungamenti superiori a 10 mm, in una condizione, quindi, di totale compromissione delle tolleranze dimensionali. Ne risulta che questo

dato sperimentale, pur essendo stato ricavato seguendo una procedura standard, è di difficile applicazione nella pratica progettuale. In questa maniera si è evidenziata una significativa differenza tra le due normative.

Le normative si distinguono dunque per la procedure di elaborazione dei dati sperimentali e consentono di ottenere valori distinti delle proprietà meccaniche dello stesso materiale. Come regola di validità generale, le valutazioni ottenute con le norme ASTM sono più conservative rispetto a quelle degli standard EN: le normative ASTM garantiscono un maggior margine di sicurezza nei risultati delle analisi condotte sui manufatti in composito ma portano, contemporaneamente, ad una penalizzazione ponderale della struttura stessa.

Gli standard ASTM affrontano in maniera dettagliata i principali aspetti e le più frequenti problematiche inerenti all'esecuzione dei test; in particolare, offrono uno stretto controllo su quei dettagli che sono possibili cause di variabilità nelle prove e descrivono accuratamente le informazioni da riportare nella documentazione di riferimento di ogni test. Le normative EN, pur ispirandosi a quelle ASTM, sono molto meno minuziose e lasciano una maggiore libertà di scelta all'operatore; questa caratteristica è piuttosto indesiderabile in quanto può seriamente compromettere la tracciabilità e la ripetitività, requisiti che sono alla base delle campagne sperimentali. Di conseguenza, è opportuno fare riferimento alle pratiche e ai consigli illustrati nelle norme ASTM, anche qualora sia prescritto l'uso di standard emessi da altre organizzazioni.

La creazione di organizzazioni e consorzi sovranazionali ha permesso di fare grandi passi in avanti sulla strada della standardizzazione delle procedure di caratterizzazione. Si è messo in evidenza che il percorso verso una completa uniformazione internazionale presenta ancora alcuni ostacoli che devono essere superati grazie ad ulteriori investigazioni e sviluppi.

# Bibliografia

- [1] CALLISTER JR, W. *Materials Science and Engineering: An Introduction*. Wiley-VCH, 7th edition, 2006.
- [2] LEE, S. Historical Perspectives of Composites. In *International Encyclopedia of Composites*. VCH Publishers, 1990.
- [3] DE BRUYNE, N.A. Plastic Progress. *Flight*, pages a–c, 12 January 1939.
- [4] KINLOCH, A. Norman Adrian de Bruyne. 8 november 1904-7 march 1997. *Biographical Memoirs of Fellows of the Royal Society*, 46:127–143, 2000.
- [5] LANCIOTTI, A. *Dispense di Tecnologia delle Costruzioni Aeronautiche II*. Università degli Studi di Pisa - Facoltà di Ingegneria, 2010.
- [6] NIU, M. *Composite airframe structures: practical design information and data*. Adaso Aadastra Engineering Center, 1993.
- [7] BAKER, A., DUTTON, S., AND KELLY, D. *Composite materials for aircraft structures*. AIAA (American Institute of Aeronautics & Astronautics), 2004.
- [8] BOWLES, M.D. *The Apollo of aeronautics : NASA's Aircraft Energy Efficiency Program 1973-1987*. Library of Congress, 2010.
- [9] MORTENSEN, A. *Concise encyclopedia of composite materials*. Elsevier Science, 2007.
- [10] REDDY, J. *Mechanics of laminated composite plates and shells: theory and analysis*. CRC Press, 2nd edition, 2004.
- [11] SODEN, P., HINTON, M., AND KADDOUR, A. A comparison of the predictive capabilities of current failure theories for composite laminates. *Composites Science and Technology*, 58(7):1225–1254, 1998.
- [12] FAA. AC20-107B Composite Aircraft Structure, September 2009.

- 
- [13] RICE, R., GOODE, R., BAKUCKAS JR, J., AND THOMPSON, S. Development of MMPDS handbook aircraft design allowables. In *Proceedings of the 7th Joint DoD/FAA/NASA Conference on Aging Aircraft, New Orleans, Louisiana*. 2003.
- [14] TARNOPOL'SKII, Y. AND KULAKOV, V. Mechanical test. In S. Peters, editor, *Handbook of composites*, chapter 34, pages 778–793. Chapman & Hall, 2nd edition, 1998.
- [15] US DEPARTMENT OF DEFENSE. MIL-HDBK-17-1F - Composite Materials Handbook - Guidelines for Characterization of Structural Materials, 17 June 2002.
- [16] IFJU, P. Composite Materials. In W. Sharpe Jr, editor, *Springer Handbook of Experimental Solid Mechanics*, chapter 4, pages 97–124. Springer, 2008.
- [17] WELSH, J. AND ADAMS, D. Current Status of Compression Test Methods for Composite Materials. *SAMPE Journal*, 33, 1997.
- [18] ASTM. D3410, 2003 (2008): Standard Test Method for Compressive Properties of Polymer Matrix Composite Materials with Unsupported Gage Section by Shear Loading. *ASTM International, West Conshohocken, PA*, 2008.
- [19] ASTM. D695, 2010: Standard Test Method for Compressive Properties of Rigid Plastics. *ASTM International, West Conshohocken, PA*, 2010.
- [20] ASTM. D5467, 1997 (2010): Standard Test Method for Compressive Properties of Unidirectional Polymer Matrix Composites Using a Sandwich Beam. *ASTM International, West Conshohocken, PA*, 2010.
- [21] PARK, I. Tensile and Compressive Test Methods for High-Modulus Graphite Fibre-Reinforced Composites. In *Proceedings of the International Conference on Carbon Fibres, Their Composites and Applications, Paper 23*. The Plastics Institute, London, 1971.
- [22] HOFER, K. AND RAO, P. A new static compression fixture for advanced composite materials. *Journal of Testing and Evaluation*, 5(1):278–283, 1977.
- [23] IRION, M. AND ADAMS, D. Compression creep testing of unidirectional composite materials. *Composites*, 12(2):117–123, 1981.
- [24] ASTM. D4255, 2001 (2007): Standard Test Method for In-Plane Shear Properties of Polymer Matrix Composite Materials by the Rail Shear Method. *ASTM International, West Conshohocken, PA*, 2007.

- [25] ASTM. D5379, 2005: Standard Test Method for Shear Properties of Composite Materials by the V-Notched Beam Method. *ASTM International, West Conshohocken, PA*, 2005.
- [26] ASTM. D3518, 1994 (2007): Standard Test Method for In-Plane Shear Response of Polymer Matrix Composite Materials by Tensile Test of a  $\pm 45^\circ$  Laminate. *ASTM International, West Conshohocken, PA*, 2007.
- [27] ASTM. D2344, 2000 (2006): Standard Test Method for Short-Beam Strength of Polymer Matrix Composite Materials and Their Laminates. *ASTM International, West Conshohocken, PA*, 2006.
- [28] ASTM. D790, 2010: Standard Test Methods for Flexural Properties of Unreinforced and Reinforced Plastics and Electrical Insulating Materials. *ASTM International, West Conshohocken, PA*, 2010.
- [29] VODICKA, R. Accelerated environmental testing of composite materials. Technical Report 657, Defence Science and Technology Organization, Canberra, 1998.
- [30] PARK, W. On estimation of sample size for testing composite materials. *Journal of Composite Materials*, 13:219–224, 1979.
- [31] DAVIS, J. *Tensile Testing*. ASM International, Materials Park, OH, 2nd edition, 2004.
- [32] ASTM. D3039, 2008: Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials. *ASTM International, West Conshohocken, PA*, 2008.
- [33] CEN. EN 2561, 1995: Aerospace Series - Carbon Fibre Reinforced Plastics - Unidirectional Laminates - Tensile Test Parallel to the Fibre Direction. *Comité Européen de Normalisation, Bruxelles, Belgium*, 1995.
- [34] CEN. EN 2597, 1998: Aerospace Series - Carbon Fibre Reinforced Plastics - Unidirectional Laminates - Tensile Test Perpendicular to the Fibre Direction. *Comité Européen de Normalisation, Bruxelles, Belgium*, 1998.
- [35] WISHART, R. Lamina and Laminate Mechanical Testing. In *Composites*, volume 21 of *ASM Handbook*, pages 1765–1794. ASM International, 2001.

- [36] PETIT, P. A simplified method of determining the in-plane shear stress-strain response of unidirectional composites. In *Composite Materials: Testing and Design, ASTM STP 460*, pages 83–93. American Society for Testing and Materials, 1969.
- [37] ROSEN, B. A Simple Procedure for Experimental Determination of the Longitudinal Shear Modulus of Unidirectional Composites. *Journal of Composite Materials*, 6(4):552–554, 1972.
- [38] CEN. prEN 6031, 1995: Aerospace Series - Fibre Reinforced Plastics - Test Method - Determination of In-plane Shear Properties ( $\pm 45^\circ$  Laminate Tensile Test). *Comité Européen de Normalisation, Bruxelles, Belgium*, 1995.
- [39] OLSEN, T. Testing-machine, 1 June 1880. US Patent 228,214.
- [40] BAUMGARTNER, H. Tinius Olsen and his Little Giant. *Mechanical Engineering*, 119(2):80–81, 1997.
- [41] DAVIS, H., TROXELL, G., AND HAUCK, G. *The Testing of Engineering Materials*. McGraw-Hill, 1982.
- [42] HAN, P. *Tensile Testing*. ASM International, 1st edition, 1992.
- [43] ASTM. D412 - 2006ae2: Standard Test Methods for Vulcanized Rubber and Thermoplastic Elastomers - Tension. *ASTM International, West Conshohocken, PA*, 2006.
- [44] HOUSE, J. AND GILLIS, P. Testing Machines and Strain Sensor. In *Mechanical Testing and Evaluation*, volume 8 of *ASM Handbook*, pages 195–229. ASM International, 2000.
- [45] ASTM. E74, 2006: Standard Practice of Calibration of Force-Measuring Instruments for Verifying the Force Indication of Testing Machines. *ASTM International, West Conshohocken, PA*, 2006.
- [46] CEN. EN ISO 376, 2011: Metallic Materials - Calibration of Force-Proving Instruments Used for the Verification of Uniaxial Testing Machines. *Comité Européen de Normalisation, Bruxelles, Belgium*, 2011.
- [47] BARTEL, T., YANIV, S., AND SEIFARTH, R. Force Measurement Services at NIST: Equipment, Procedures, and Uncertainty. In *Proceedings of NCSL Workshop & Symposium*, pages 421–431. Washington, DC, 1997.

- [48] ASTM. E83, 2010a: Standard Practice for Verification and Classification of Extensometer Systems. *ASTM International, West Conshohocken, PA*, 2010.
- [49] CEN. EN ISO 9513, 2002: Metallic Materials - Calibration of Extensometers Used in Uniaxial Testing. *Comité Européen de Normalisation, Bruxelles, Belgium*, 2002.
- [50] THOMSON, W. On the Electro-Dynamic Qualities of Metals: Effects of Magnetization on the Electric Conductivity of Nickel and of Iron. *Proceedings of the Royal Society of London*, 8:546–550, 1856.
- [51] DALLY, J. AND RILEY, W. *Experimental Stress Analysis*. McGraw-Hill Book Co., New York, NY, 1978.
- [52] PERRY, J. AND LISSNER, H. *The Strain Gage Primer*. McGraw-Hill Book Co., New York, NY, 2nd edition, 1962.
- [53] WATSON, R. Bonded Electrical Resistance Strain Gages. In W. Sharpe, editor, *Springer Handbook of Experimental Solid Mechanics*, chapter 12, pages 283–334. Springer, 2008.
- [54] ASTM. E251, 1992 (2009): Standard Test Methods for Performance Characteristics of Metallic Bonded Resistance Strain Gages. *ASTM International, West Conshohocken, PA*, 2009.
- [55] VDI/VDE. GESA 2635, 2007: Experimental Structure Analysis - Metallic Bonded Resistance Strain Gages - Characteristics and Test Conditions. *Verein Deutscher Ingenieure, Düsseldorf*, 2007.
- [56] MICRO-MEASUREMENTS. Optimizing Strain Gage Excitation Levels. Technical Report TN-502, Vishay Micro-Measurements, 2010.
- [57] MICRO-MEASUREMENTS. Error Due to Transverse Sensitivity in Strain Gages. Technical Report TN-509, Vishay Micro-Measurements, 2011.
- [58] TUTTLE, M. Fundamental Strain-Gage Technology. In R. Pendleton and M. Tuttle, editors, *Manual on Experimental Methods of Mechanical Testing of Composites*, pages 17–26. Elsevier, Amsterdam, 1989.
- [59] MICRO-MEASUREMENTS. Error Due to Misalignment of Strain Gages. Technical Report TN-511, Vishay Micro-Measurements, 2010.

- [60] TUTTLE, M. AND BRINSON, H. Resistance Foil Strain Gage Technology as Applied to Composite Materials. *Experimental Mechanics*, 24(1):54–65, 1984.
- [61] TUTTLE, M. Error in Strain Meas Obtained Using Strain Gages on Composites. In *Proceedings of 1985 SEM Fall Meeting*, pages 170–179. Society for Experimental Mechanics, 1985.
- [62] SLAMINKO, R. Strain Gage on Composites - Temperature Compensation. In R. Pendleton and M. Tuttle, editors, *Manual on Experimental Methods of Mechanical Testing of Composites*, pages 31–34. Elsevier, Amsterdam, 1989.
- [63] MICRO-MEASUREMENTS. Strain Gage Selection: Criteria, Procedures, Recommendations. Technical Report TN-505, Vishay Micro-Measurements, 2010.
- [64] BURR, S., IFJU, P., AND MORRIS, D. Optimizing Strain Gage Size for Textile Composites. *Experimental Techniques*, 19(5):25–27, 1995.
- [65] SLAMINKO, R. Strain Gage on Composites - Gage-Selection Criteria. In R. Pendleton and M. Tuttle, editors, *Manual on Experimental Methods of Mechanical Testing of Composites*, pages 27–29. Elsevier, Amsterdam, 1989.
- [66] ASTM. E1237, 1993 (2009): Standard Guide for Installing Bonded Resistance Strain Gages. *ASTM International, West Conshohocken, PA*, 2009.
- [67] ASTM. D5947, 2006: Standard Test Methods for Physical Dimensions of Solid Plastics Specimens. *ASTM International, West Conshohocken, PA*, 2006.
- [68] ASTM. E1012, 2005: Standard Practice for Verification of Test Frame and Specimen Alignment Under Tensile and Compressive Axial Force Application. *ASTM International, West Conshohocken, PA*, 2005.
- [69] CEN. prEN 3783, 1992: Aerospace Series - Fibre Composite Materials - Normalisation of Fibre Dominated Mechanical Properties. *Comité Européen de Normalisation, Bruxelles, Belgium*, 1992.
- [70] DAPOR, M. AND ROPELE, M. *Elaborazione dei dati sperimentali*. Springer-Verlag, Milano, 2005.