



Università di Pisa
Facoltà di Ingegneria

Corso di Laurea in INGEGNERIA AEROSPAZIALE

**Studio di attrezzature e realizzazione
di prove sperimentali per l'analisi del
comportamento a compressione di
materiali compositi in CFRP**

RELATORE:

Prof. Ing. GIORGIO CAVALLINI

Prof. Ing. ROBERTA LAZZERI

CANDIDATO:

STEFANO ILARIO

Anno Accademico 2010/2011

SOMMARIO

Il seguente lavoro di tesi ha come oggetto uno studio sperimentale sulla risposta a compressione di materiali compositi in CFRP (*Carbon Fiber Reinforced Polymer*), una classe di materiali di largo impiego nel settore aerospaziale e nell'ingegneria odierna in genere. Più che incentrarsi sulla caratterizzazione del materiale, questo studio si focalizza sull'analisi delle problematiche incontrate durante la realizzazione delle prove e sulle soluzioni adottate per il miglioramento delle stesse.

Dopo una breve introduzione sui materiali compositi e le principali applicazioni in campo aerospaziale, si illustra la prova di compressione e i suoi sviluppi. In seguito si mostrano i provini analizzati e la strumentazione utilizzata per l'esecuzione delle prove. Nell'ultimo capitolo si discutono in dettaglio, con l'ausilio di immagini ed opportuni grafici, le prove più interessanti sia dal punto di vista dell'esecuzione che dei risultati. Infine, si commenta la validità dei dati ottenuti e se ne dà una interpretazione statistica.

INDICE

| | |
|---|-----------|
| Introduzione | 6 |
| 1. I materiali compositi | 8 |
| 1.1 Generalità | 8 |
| 1.1.1. Fibre | 8 |
| 1.1.2. Matrici | 14 |
| 1.1.2.1 <i>Matrici polimeriche</i> | 15 |
| 1.1.2.2 <i>Matrici metalliche</i> | 18 |
| 1.1.2.3 <i>Matrici ceramiche</i> | 19 |
| 1.2 Proprietà principali dei materiali compositi | 19 |
| 1.3 Applicazioni nel settore aerospaziale | 25 |
| 1.3.1. Settore aeronautico | 26 |
| 1.3.2. Settore spaziale | 28 |
| 1.3.3. Strutture <i>sandwich</i> | 29 |
| 2. Prove di caratterizzazione: la prova di compressione | 31 |
| 2.1 Generalità sulle prove di caratterizzazione | 31 |
| 2.2 Preparazione dei provini | 33 |
| 2.3 La prova di compressione | 35 |
| 2.3.1. <i>Shear-loading test method</i> | 37 |
| 2.3.2. <i>End-loading test method</i> | 39 |
| 2.3.3. <i>CLC test method</i> | 41 |
| 3. Provini e strumentazione | 43 |
| 3.1 I provini | 43 |
| 3.2 La strumentazione | 46 |
| 3.2.1. La macchina di prova | 47 |
| 3.2.2. Strumenti di misura per i provini | 50 |
| 3.2.3. <i>LabVIEW® 6.1</i> | 52 |
| 4. Esecuzione delle prove ed elaborazione dei dati | 54 |
| 4.1 Setup dell'apparato sperimentale e preparazione della prova | 54 |
| 4.2 Esecuzione prove D1 | 57 |
| 4.3 Esecuzione prove D2 | 72 |
| 4.4 Elaborazione dei dati | 86 |
| 4.4.1. Calcolo dei risultati | 86 |

| | Indice |
|--------------------------------------|-----------|
| 4.4.2. Normalizzazione dei risultati | 87 |
| 4.4.3. Analisi statistica | 88 |
| Conclusioni | 90 |
| Bibliografia | 92 |
| Ringraziamenti | 94 |

*A chi sogna ancora,
nonostante tutto...*

*"I am the master of my fate:
I am the captain of my soul."
(W. H. Henley, "Invictus", 1875)*

*"Mi preparavo
al lungo viaggio
... in cui ci si perde."
(F. Battiato, "Via Lattea", 1985)*

INTRODUZIONE

La caratterizzazione di un materiale, ovvero la determinazione, tramite prove sperimentali, delle proprietà di interesse relativamente al settore di impiego, è una “sfida continua” che l'ingegneria e la tecnologia devono costantemente affrontare, se si vogliono ottenere valori sempre più affidabili e precisi, riducendo il più possibile gli errori di misura.

Le procedure di caratterizzazione prescindono dal materiale in esame. Per le leghe metalliche, ormai giunte alla loro maturazione metallurgica (nel senso i margini di miglioramento delle loro proprietà attualmente sembrano essere molto piccoli), non è più necessario investire in questa direzione. Lo stesso non si può dire per i compositi, materiali in continuo sviluppo, per i quali è necessaria una costante ricerca volta ad implementare nuove tecniche di analisi, senza escludere, soprattutto se economicamente più vantaggioso, miglioramenti a quelle già esistenti.

La sperimentazione oggetto di questa tesi coinvolge i provini di quattro differenti materiali compositi, gentilmente forniti dalla *Delta-Tech S.p.A.*, sui quali sono state effettuate prove di compressione con un duplice scopo. In prima istanza si è proposto di studiare l'influenza, su ogni singola prova, delle attrezzature utilizzate, di rilevare gli eventuali problemi connessi e di proporre ed attuare soluzioni utili a migliorare l'ormai datato “metodo del carico di punta” (*end-loading test method*) impiegato. In seconda analisi si sono elaborati i dati raccolti in termini di tensione di rottura e modulo elastico lineare, con l'ausilio di programmi informatici come *LabVIEW® 6.1* per il rilevamento dei segnali durante le prove e *Microsoft® Excel* per la discussione a posteriori di ogni singola prova e l'estrapolazione di risultati numerici. La validità o meno di questi risultati è il discriminante per giudicare l'efficacia delle metodologie alternative di cui si è fatto uso laddove il metodo “ufficiale”, ovvero quello descritto sulla normativa di riferimento, non ha fornito le risposte attese.

Il capitolo 1 consiste in una presentazione generale dei materiali compositi, illustrandone i principali componenti, le loro caratteristiche e la loro influenza sulle proprietà del materiale finale. A titolo di esempio viene presentata qualche loro applicazione nei settori aeronautico e spaziale.

Nel capitolo 2 si presentano le linee guida sulle prove di caratterizzazione, da quelle sui *coupons* o provini fino ai test *full-scale*; si focalizza l'attenzione sulla geometria e la preparazione dei provini, con riferimento alle più importanti normative in vigore.

Vengono descritti anche i tre metodi più utilizzati per la realizzazione delle prove di compressione e i macchinari associati.

Il capitolo 3 definisce gli obiettivi delle prove e tratta dei provini analizzati e delle attrezzature di cui si è fatto uso presso il Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale “Lucio Lazzarino” dell’Università di Pisa, sede di tutta l’attività sperimentale.

Tutta la parte pratica della sperimentazione è sintetizzata nel capitolo 4, dove si commentano alcune anomalie sul funzionamento degli strumenti e le più interessanti prove eseguite, tenendo inevitabilmente conto della sequenza di esecuzione, classificando i test in base a fattori comuni e confrontandoli tra loro. Si illustra infine il metodo, in accordo con la normativa, con cui si ottengono i dati sperimentali.

1. I MATERIALI COMPOSITI

1.1 Generalità

Un materiale composito può essere definito come un materiale costituito da più materiali diversi tra loro, chiaramente identificabili, che conferiscono al prodotto ultimo determinate proprietà differenti da quelle tipiche dei singoli componenti, complessivamente più idonee all'uso prefissato, [1]. Per le applicazioni ingegneristiche, alcuni di questi materiali sono costituiti da fibre continue annegate in una matrice. Quest'ultima ha lo scopo di tenere unite le fibre, che costituiscono l'elemento resistente.

Grazie alle loro caratteristiche di elevate resistenza e rigidità e di basso peso, i compositi si sono affermati in campo aerospaziale come principali concorrenti delle leghe metalliche e le loro applicazioni sono in continuo aumento.

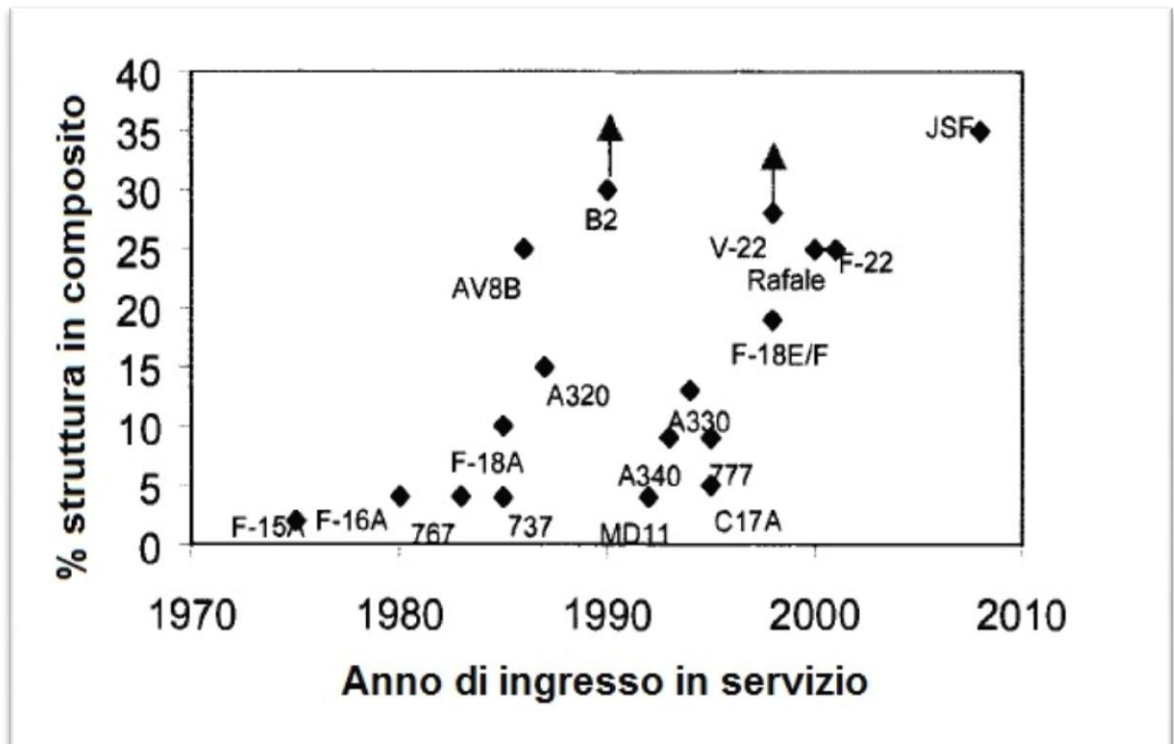


Fig. 1.1 – Crescita dell'impiego dei compositi nelle strutture aerospaziali, [2]

1.1.1. Fibre

Per analizzare i costituenti di un materiale composito si fa riferimento ad un pre-impregnato, un laminato in cui la matrice è rinforzata da uno o più strati di fibre o materiale fibroso. Ogni strato di fibre annegato nella matrice costituisce un *pre-preg*, una lamina che, per il suo ridotto spessore, non può essere analizzata singolarmente; più lamine sovrapposte formano il laminato, [3]. L'orientazione delle fibre può variare

da lamina a lamina e a differenti combinazioni corrispondono differenti caratteristiche finali.

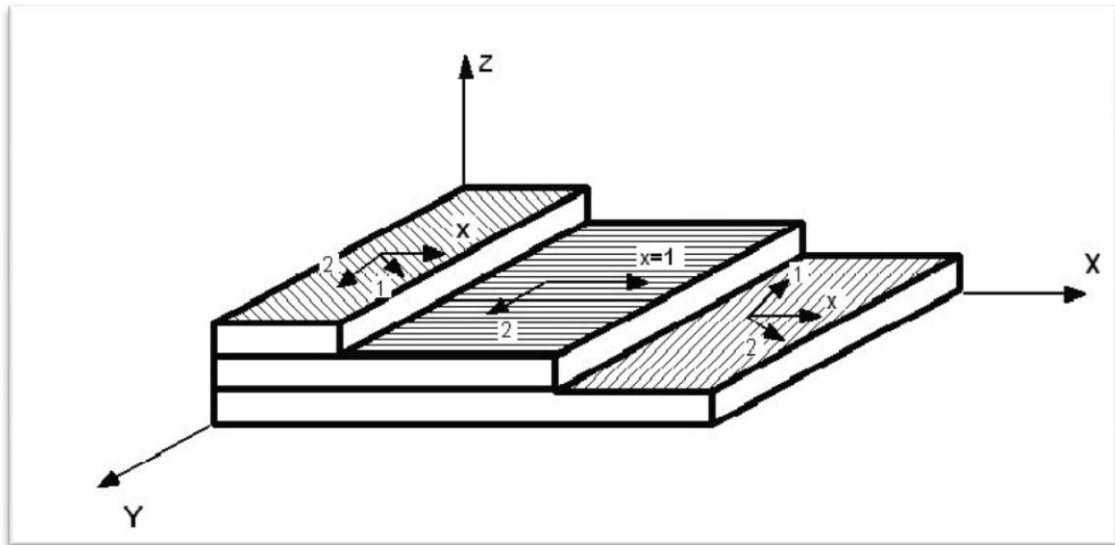


Fig. 1.2 – Laminato costituito da più lamine, [3]

Le fibre sono dei filamenti che vengono prodotti simultaneamente per poi essere disponibili sotto forma di nastri arrotolati (*rovings*) o attorcigliati a trefolo (*yarns*). In campo aeronautico, in particolare per le costruzioni automatizzate, si presentano in forma di nastri pre-impregnati (*tapes*), ovvero fibre immerse in una resina, allo scopo di preservare la forma e garantire l'assenza di difetti. In tal modo non è necessario aggiungere resina successivamente, perché ne contengono circa il 15% in più, la quale viene opportunamente drenata, [1]. Grande impiego nel campo spaziale trovano le fibre a cristallo singolo (*whiskers*), costituite da un solo cristallo di diametro compreso tra 1 e 10 μm e un rapporto lunghezza-diametro fino a 10000.

Le fibre fungono da materiale di rinforzo e conferiscono le proprietà meccaniche finali al composito, le quali saranno diverse a causa della consistente presenza di matrice, che può arrivare anche all'80% in volume del prodotto finale. Le proprietà meccaniche non sono le uniche di interesse nella struttura finale in composito e, sebbene risultino minori di quelle delle singole fibre, il prodotto finale vanta ulteriori caratteristiche che con l'impiego delle singole fibre sarebbe impossibile ottenere.

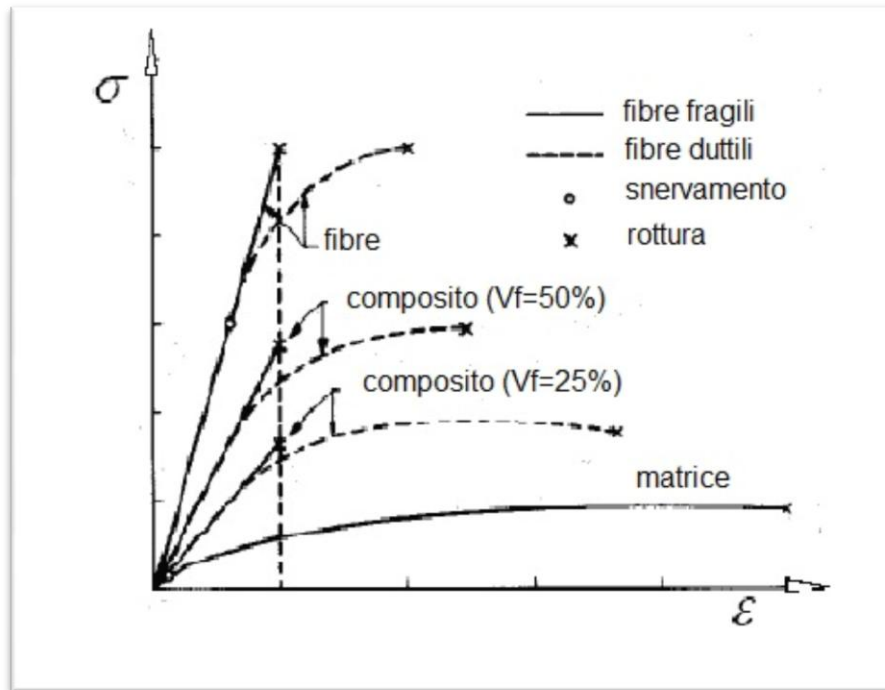


Fig. 1.3 – Curva sforzo-deformazione al variare del volume di fibre V_f , [3]

I principali parametri che influenzano le proprietà delle fibre sono:

- densità del materiale di cui sono composte le fibre;
- lunghezza delle fibre (ad es. lunghe o corte);
- struttura cristallina e orientamento dei cristalli;
- trattamenti superficiali delle fibre.

Le principali fibre impiegate in campo aeronautico sono:

- **Fibre di carbonio-grafite:** sono le più utilizzate nel settore grazie al loro basso peso, elevata resistenza (ad es. *HS*, *High Strength*) ed elevata rigidità (ad es. *HM*, *High Modulus*). La produzione avviene per pirolisi, un processo di decomposizione termochimica di materiali organici attraverso l'introduzione di calore in assenza di ossigeno e a temperature comprese tra i 400 e gli 800°C. I principali materiali usati per la produzione sono poliacrilonitrile (PAN), rayon e bitume. Carbonio e grafite non sono sinonimi e le rispettive fibre presentano delle differenze nella quantità di carbonio puro (93-95% nelle prime contro il 99% delle seconde) e nella temperatura di fabbricazione (la carbonizzazione avviene a 1000-1500°C contro i 1900-3000°C della grafitizzazione, con conseguenze sulla struttura cristallina). Ad una maggior percentuale di grafite corrisponde una miglior rigidità, ma anche una più bassa resistenza.

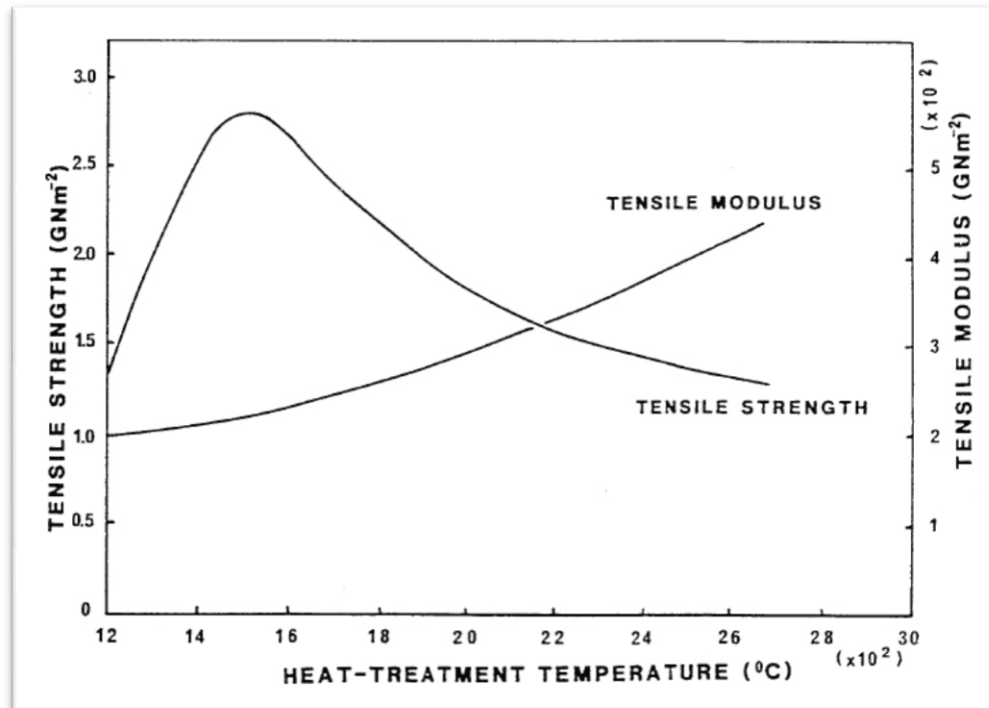


Fig. 1.4 – Resistenza e rigidezza delle fibre di carbonio al variare della temperatura, [2]

Gli inconvenienti principali dell'impiego di questo tipo di fibre sono il costo notevole (ma non il più elevato), dovuto all'elevato tempo di produzione, e la fragilità: unite ad una resina già di per sé fragile possono dare un composito a bassa resistenza all'impatto.

- **Fibre di vetro:** sono le più economiche e godono di buona resistenza e rigidezza e in particolare di ottima resistenza agli agenti chimici. Sono prodotte a partire dalla silice (SiO_2) con l'aggiunta di ossidi di calcio, sodio, boro e ferro e al variare del contenuto di questi composti ne esistono vari tipi. Il tipo E è quello standard, ma nel settore il più interessante è il tipo S, avente alta resistenza statica (circa il 30% maggiore di E), maggior modulo elastico (il 20% in più di E) e buona resistenza a fatica e alle alte temperature, [4]. Di costo molto maggiore sono le fibre più pure, costituite dal 99.5% di silice, e le fibre di quarzo (99.95% di SiO_2) che vantano ottime caratteristiche fino a 1500°C ed hanno trovato largo impiego in applicazioni spaziali come scarichi di razzi e scudi termici.

Il principale inconveniente è la "fatica statica", una notevole riduzione di resistenza (fino al 70-80%) in presenza di una sollecitazione applicata per un lungo periodo di tempo.

- **Fibre di boro:** hanno le migliori caratteristiche di resistenza e rigidezza e in più un'elevata resistenza a compressione, solitamente il punto debole dei

compositi, [1]. A causa della durezza e della fragilità del boro, non ne è permessa la stiratura, ovvero il processo che allenta i legami tra le catene polimeriche grazie ad un aumento di pressione e temperatura. La fibra è allora ottenuta per deposizione di vapori (CVD, *Chemical Vapour Deposition*) su un filo di tungsteno riscaldato. La scelta del carbonio come materiale precursore al posto del tungsteno produce una rigidità inferiore del 10% circa, [2].

A causa della complessità della produzione, tali fibre sono estremamente costose e sono state sostituite nel tempo con quelle di carbonio, limitandone l'applicazione come rinforzi per compositi a matrice metallica. Altro inconveniente è l'eccessiva sezione delle fibre: 125-140 μm di diametro contro i 10 μm del carbonio. Questa scelta è dovuta all'elevata densità del tungsteno che innalza notevolmente il peso della fibra.

- **Fibre in carburo di silicio:** molto simili nelle caratteristiche a quelle di boro, hanno un miglior comportamento alle alte temperature (fino a 1300°C). La loro stabilità, ovvero la capacità di mantenere inalterata la propria natura chimica, nei confronti di alluminio e titanio ne permette largo uso nei compositi a matrice metallica.
- **Fibre aramidiche:** sono quelle a più elevata resistenza specifica a trazione perché presentano la minor densità tra le fibre del settore. Inoltre vantano un'ottima tenacità, cioè una grande capacità di assorbire energia prima della rottura. Esse derivano da catene poliammidiche sintetiche successivamente aromatizzate, macromolecole caratterizzate dal gruppo ammidico CO-NH. Le prime furono brevettate dalla Du Pont all'inizio degli anni Sessanta sotto il nome di *Nomex*® e hanno trovato largo impiego nel settore automobilistico per la loro elevata resistenza alla fiamma (ad es. le tute dei piloti di Formula 1), [3]; successivamente, nel 1985, fu brevettato il *Kevlar*®, la fibra di maggior successo in campo aerospaziale. Grazie alla combinazione di rigidità e resistenza sorprendenti, elevata resistenza all'urto, alle vibrazioni e alla fiamma, è utilizzata per la realizzazione di carenature e anelli di contenimento dei motori; è inoltre la principale fibra per la costruzione in solo materiale composito delle strutture a nido d'ape, gli *honeycomb*, per pannelli *sandwich* (si veda par. 1.3.3). Largo impiego ha trovato inoltre nel settore della protezione balistica (ad es. giubbotti antiproiettile).

Tra gli aspetti negativi emergono l'elevato assorbimento di umidità, la degradazione all'esposizione ai raggi UVA e soprattutto la bassa resistenza a compressione che ne limita l'impiego a strutture secondarie. Il costo è molto variabile, ma pressoché intermedio tra le fibre di vetro e quelle in carbonio, [1].

| Fiber | Fiber diameter (μm) | Specific gravity | Stiffness (GPa) | Specific stiffness | Ultimate strain (%) | Strength (GPa) | Specific strength |
|---------------------------|----------------------------------|------------------|-----------------|--------------------|---------------------|----------------|-------------------|
| Glass | | | | | | | |
| E-Electrical | 5–20 | 2.6 | 73 | 1.1 | 3.5 | 3.5 | 11.2 |
| S-High strength | 8–14 | 2.5 | 87 | 1.3 | 4.5 | 4.6 | 15.3 |
| Carbon PAN based | | | | | | | |
| High strength* | 8 | 1.76 | 230 | 4.9 | 1.5 | 3.5 | 16.6 |
| Intermediate modulus | 5 | 1.80 | 294 | 6.1 | 2.4 | 5.9 | 32.9 |
| High modulus | 8 | 1.90 | 490 | 9.7 | 0.5 | 2.5 | 11.0 |
| High modulus | 6 | 1.94 | 588 | 14.3 | 0.7 | 3.9 | 16.8 |
| Carbon pitch based | | | | | | | |
| High modulus | 10 | 2.03 | 520 | 9.6 | 0.4 | 2.1 | 8.6 |
| High modulus | 10 | 2.15 | 725 | 12.7 | 0.3 | 2.2 | 8.5 |
| High modulus | 10 | 2.18 | 830 | 14.3 | 0.3 | 2.2 | 8.4 |
| Boron CVD | 140 | 2.50 | 400 | | 0.7 | 2.8 | 9.3 |
| Silicon carbide | | | | | | | |
| Monofilament | 140 | 2.50 | 430 | 6.5 | 0.8 | 3.4 | 11.3 |
| Multifilament | 15 | 2.60 | 200 | 2.9 | 1.5 | 2.8 | 9.0 |
| Aramid | | | | | | | |
| Ballistic | 12 | 1.43 | 80 | 2.1 | 3.6 | 2.9 | 9.7 |
| Structural | 12 | 1.45 | 120 | 3.1 | 2.8 | 2.9 | 9.7 |
| High modulus | 12 | 1.47 | 185 | 4.7 | 1.5 | 2.3 | 7.7 |

Tab. 1.1 – Proprietà meccaniche delle principali fibre di impiego aerospaziale, [2]

Al fine di ottenere opportune proprietà finali, è possibile annegare più tipi di fibre differenti nella stessa matrice: in questo caso si parla di compositi ibridi. I più interessanti sono gli ibridi fibra aramidica/fibra di carbonio: la prima riduce il peso specifico e aumenta la resistenza a frattura; la seconda innalza il modulo elastico e la resistenza a compressione.

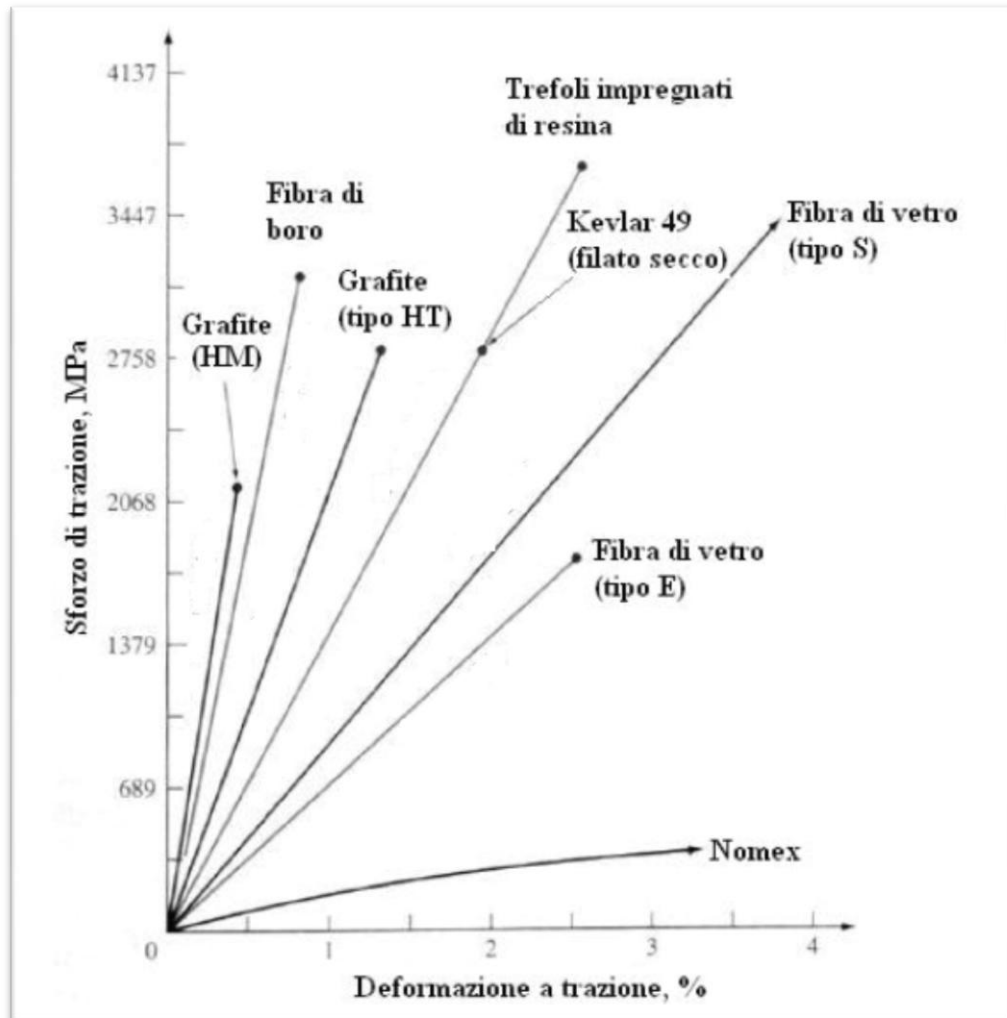


Fig. 1.5 – Curva sforzo-deformazione per le principali fibre in campo aerospaziale, [3]

1.1.2. Matrici

In un composito, la matrice ha la funzione di legare le fibre tra loro. Essa svolge i seguenti ruoli principali:

- distribuisce il carico tra le fibre;
- evita il contatto diretto tra le fibre, cosicché in caso di rottura di una di esse le fibre adiacenti ne risentono solo parzialmente;
- mantiene l'esatto orientamento delle fibre di rinforzo;
- protegge le fibre dall'ambiente esterno evitandone il contatto con l'umidità e con gli agenti chimici e ossidanti.

Le caratteristiche richieste alla matrice sono le stesse delle fibre, ma non è possibile raggiungere gli stessi valori. Inoltre, nella direzione ortogonale alle fibre, le proprietà del composito finale sono dominate da quelle della matrice, quindi bisogna evitare l'applicazione di carichi in questa direzione.

Il termine resina non è sinonimo di matrice, bensì ne è un sottogruppo, appartenente alla classe delle matrici polimeriche. Altre matrici utilizzate sono quelle ceramiche e quelle metalliche.

1.1.2.1 Matrici polimeriche

Comunemente dette resine, sono composte da catene polimeriche. Un polimero è una lunga catena molecolare generalmente con un'ossatura di atomi di carbonio legati tra loro con un legame covalente; i restanti legami si stabiliscono con altri atomi, gruppi e catene polimeriche, generando una struttura tridimensionale complessa, [2]. Si distinguono in resine termoindurenti (*thermosetting*) e resine termoplastiche (*thermoplastic*).

Le resine termoindurenti sono resine liquide che giungono allo stato solido se scaldate ad alta temperatura e rimangono tali a temperatura ambiente. Questa reazione è detta *curing* ed è un parametro fondamentale per ottenere le proprietà finali; inoltre influenza il costo del prodotto finito a causa della sua durata di alcune ore (recentemente sono state sviluppate resine "curabili" in pochi minuti). Caratteristiche principali sono l'elevata "bagnabilità" con le fibre a causa del legame chimico che si instaura con esse, una buona resistenza meccanica e un'ottima risposta all'attacco di solventi chimici; di contro, hanno basso allungamento a rottura e assorbono molta umidità. Le più importanti resine termoindurenti utilizzate in campo aerospaziale sono:

- **Resine epossidiche:** prendono il nome dal gruppo epossidico, il gruppo base nelle catene polimeriche di cui sono composte. Le caratteristiche principali sono buone proprietà meccaniche dovute ai forti legami tra fibre e matrice, basso ritiro durante il *curing*, buone stabilità termica e resistenza alla fiamma e agli agenti chimici. Sono quelle più largamente impiegate nel settore, grazie alle molteplici combinazioni di proprietà che possono essere ottenute modificando il processo di polimerizzazione e di *curing* tramite additivi. I più efficaci sono:
 - i flessibilizzanti, che riducono il modulo elastico a vantaggio dell'allungamento a rottura;
 - gli agenti resistenti, che rallentano la propagazione di eventuali difetti;
 - i diluenti, che migliorano la "bagnabilità" delle fibre a scapito della temperatura di esercizio, [1].

La temperatura suddetta è un parametro cruciale nella scelta di una resina e rappresenta per le epossidiche il maggior svantaggio: con *curing* a temperatura ambiente si ottiene un impiego fino a 50°C, con *postcuring* si arriva a 100°C e solo con l'uso di poliammidi aromatiche e anidridi come agenti di *curing* si arriva a temperature di 150-200°C, [1]. Altri svantaggi sono il costo elevato, i periodi di

curing (1-2 ore), la relativamente bassa “bagnabilità” e la sensibilità agli ambienti umidi.

- **Resine poliestere:** sono ottenute dalla polimerizzazione per addizione di monomeri di stirene. Possono essere impiegate solo fino a temperature di 80°C e vengono solitamente utilizzate con le fibre di vetro per formare la “vettoresina”, [3]. Caratteristiche principali sono il basso costo, la migliore “bagnabilità” con le fibre rispetto alle epossidiche, l’ottima resistenza all’ambiente esterno. Di contro, l’alta dispersione di calore durante il *curing* abbassa la resistenza del legame fibra-matrice e le rende fragili. Le applicazioni principali riguardano il settore navale e automobilistico; alcune resine ottimizzate in resistenza, rigidità e lunghezza a rottura sono disponibili per il settore aerospaziale.
- **Resine vinil-estere:** hanno caratteristiche intermedie tra le prime due e per questo coprono un ampio raggio di applicazione. Strutturalmente sono simili alle poliestere, ma si differenziano da queste per una miglior adesione fibra-matrice e un minor ritiro, pur sempre maggiore rispetto alle epossidiche, [2]. La maggior adesione comporta un miglioramento nella resistenza a rottura, ai solventi chimici e in ambienti umidi, che sono le proprietà più apprezzabili. Sono particolarmente adatte per fibre di vetro e *Kevlar®*.
- **Resine fenoliche:** sono concepite per applicazioni a temperature maggiori, in media fino a 180°C, ma con picchi di 200°C. L’elevata resistenza alla fiamma è da ricercarsi nella buona ablazione della resina, ovvero la capacità di carbonizzare velocemente se sottoposta ad una fiamma o ad elevati flussi di calore, proteggendo così il composito sottostante. Questa proprietà permette una vasta applicazione nel settore essendo tale resina il materiale ablativo a costo più basso.

Durante la polimerizzazione questa resina produce acqua ed altre sostanze volatili che lasciano vuoti e cavità con conseguenti basse proprietà meccaniche. Altri svantaggi sono l’alta pressione richiesta durante la polimerizzazione per limitare i vuoti, con conseguente aumento del costo del processo e il caratteristico colore grigio-nero. Inoltre i recenti sviluppi delle resine termoplastiche hanno reso obsolete alcune loro applicazioni.

Un particolare composito derivante da queste resine è il *carbon-carbon*: pirolisi di una matrice fenolica sotto pressione, che produce carbonio amorfo, rinforzata con fibre di carbonio, [1]. I risultati sono eccellenti proprietà meccaniche e un comportamento unico a temperature elevatissime, fino a circa 2700°C, [5], con resistenza agli shock termici e stabilità dimensionale; il processo di produzione

dura almeno sei mesi e i costi aumentano non meno del 500%. Sono utilizzati per vaste applicazioni spaziali e per i freni dei velivoli (si veda il par. 1.3).

| PROPRIETA' | RESINE EPOSSIDICHE | | | RESINE POLIESTERE | RESINE FENOLICHE |
|---------------------------------------|-----------------------|------------------|----------|-------------------|------------------|
| | "Curing" a T ambiente | "Curing" a caldo | Avanzate | | |
| Densità (g/cm ³) | 1.1 - 1.3 | 1.2 - 1.4 | 1.3 | 1.2 | 1.2 - 1.3 |
| Resistenza a trazione (MPa) | 50 - 70 | 70 - 90 | 60 | 50 - 60 | 50 - 60 |
| Modulo elastico di trazione (Gpa) | 2 - 3 | 2.5 - 3 | 3.5 | 2 - 3 | 5 - 11 |
| Allungamento a rottura (%) | 2 - 6 | 2 - 5 | 2 | 2 - 3 | 1 - 2 |
| Resistenza a compressione (MPa) | 80 - 100 | 120 - 130 | 300 | 120 - 140 | 70 - 200 |
| Massima temperatura di esercizio (°C) | 70 - 100 | 100 - 180 | 180 | 60 - 80 | 180 - 200 |

Tab. 1.2 – Alcune proprietà di resine di comune impiego in campo aerospaziale, [1,2]

Esistono altre resine termoindurenti, come le poliammidi e le bismelamidiche, il cui costo molto elevato ne giustifica l'applicazione solo in casi in cui sono richieste proprietà meccaniche notevoli ad elevate temperature di esercizio, ad esempio nel settore militare e nelle applicazioni spaziali più critiche.

Le matrici termoplastiche sono resine solide che vengono fuse, formate e poi raffreddate a temperatura ambiente per conferire la forma finale. Non è richiesto un ciclo di *curing* e si differenziano dalle termoindurenti per la presenza di un grado di cristallinità, una misura della percentuale di materiale che si dispone in una struttura ordinata alla fine del raffreddamento. Si parla di termoplastiche amorfe o semi-cristalline, mentre le termoindurenti sono essenzialmente amorfe, [2]. Il grado di cristallinità è un parametro fondamentale per le proprietà finali. I vantaggi rispetto alle resine termoindurenti sono una maggior deformazione a rottura (fino al 10% contro l'1-2% delle termoindurenti), miglior tenacità e resistenza alla frattura e all'impatto, oltre ad un minor assorbimento di umidità. Inoltre l'assenza di *curing* abbassa i tempi di produzione a pochi minuti. Gli svantaggi principali sono la bassa resistenza alle alte temperature e ai solventi, che ne limitano le applicazioni nel settore. Inoltre il processo di fusione avviene ad elevate pressioni e temperature, circa 300-400°C, e ciò comporta maggiori costi di produzione.

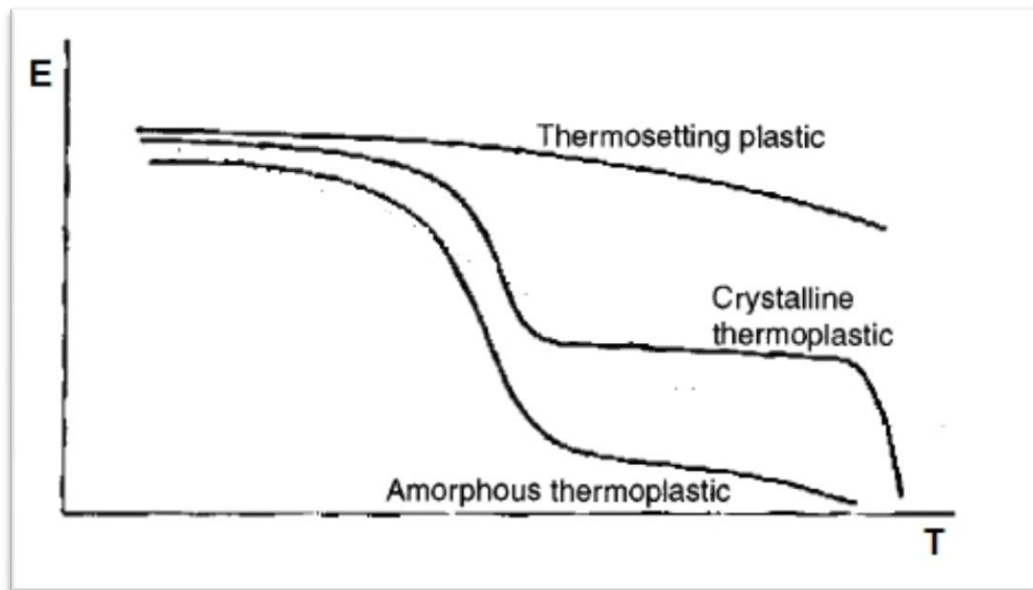


Fig. 1.6 – Modulo di Young al variare della temperatura per le matrici polimeriche, [2]

Per le applicazioni nei compositi le resine termoplastiche, non essendo modificate chimicamente, instaurano solo un legame meccanico con le fibre, quindi presentano “bagnabilità” ridotta. Il risultato è un composito con caratteristiche non opportune in campo aerospaziale. Fanno eccezione le *high-performance thermoplastic matrices* come il polietere-etero-chetone (PEEK): le loro caratteristiche meccaniche sono superiori alle comuni termoplastiche grazie ad un grado di cristallinità del 30-40%; inoltre godono di una resistenza ad alta temperatura paragonabile alle resine epossidiche e di un’ottima risposta all’attacco chimico e ambientale, [5].

1.1.2.2 Matrici metalliche

Le più recenti ricerche si concentrano sul settore delle matrici metalliche, principalmente composte da alluminio, magnesio e titanio, per le loro elevate caratteristiche meccaniche e il basso peso. Unite alle fibre danno origine ai *metal-matrix composites* (MMCs), che presentano globalmente migliori caratteristiche di quelli a matrice polimerica, eccetto per la duttilità e la resistenza a fatica.

Gli svantaggi principali risiedono nell’interfaccia fibra-matrice: la matrice deve essere liquida per “bagnare” le fibre e alcuni metalli fondono a temperature troppo elevate, che danneggerebbero le fibre stesse; anche una distribuzione uniforme delle fibre è difficile da garantire, più nei compositi continui (fibre lunghe) che in quelli discontinui (*whiskers*).

Nel settore aerospaziale il primo impiego risale all’utilizzo del composito alluminio-boro, per un componente dello Space Shuttle nel 1974.

1.1.2.3 Matrici ceramiche

Ancora in fase sperimentale, i compositi da esse derivanti si distinguono per la capacità, tipica dei materiali ceramici, di resistere a temperature molto elevate, come quelle che si possono incontrare durante voli trans-atmosferici (anche 1600°C). Altre caratteristiche di tali matrici sono la resistenza all'ossidazione e alla corrosione; l'estrema fragilità di questi materiali viene mitigata con le fibre, che hanno lo scopo di aumentare la tenacità e la duttilità del composito finale e, più in generale, innalzare resistenza e rigidità, [2].

Le applicazioni sono limitate a parti non strutturali nel settore spaziale: ugelli di razzi, dischi di freni, camere di combustione e parti di post-bruciatori.

1.2 Proprietà principali dei materiali compositi

Classificare le principali proprietà dei materiali compositi in maniera schematica non è semplice. Molti dei valori numerici riportati in letteratura risultano leggermente discordi tra loro, a causa dello *scatter* o dispersione dei dati, dovuta alle differenti modalità con le quali possono essere eseguite le prove di caratterizzazione. La branca della scienza dei materiali che si occupa della definizione di un modello matematico per descrivere analiticamente e prevedere il comportamento statico e dinamico di un materiale è la meccanica, la cui trattazione quantitativa specifica per i compositi esula dagli scopi di questo lavoro di tesi.

Nello studio della meccanica dei compositi possiamo individuare due sottoinsiemi:

- **Micromeccanica:** il composito è considerato come una lamina isolata con fibre perfettamente parallele tra loro e le sue proprietà sono calcolate a partire da quelle dei singoli componenti;
- **Macromeccanica:** il composito è considerato come un laminato in cui l'orientazione delle fibre varia di lamina in lamina. Un caso particolare è il laminato unidirezionale, in cui le fibre di tutte le lamine sono orientate in un'unica direzione. Le caratteristiche sono calcolate a partire da quelle delle singole lamine tramite la "teoria della laminazione".

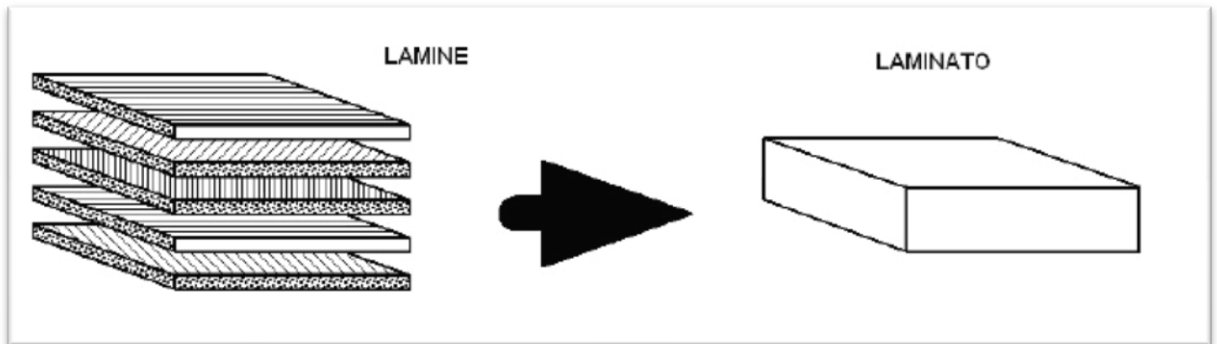


Fig. 1.7 – Schema semplificato di un laminato, [3]

La micromeccanica presenta limitazioni teoriche, perché l'ipotesi di completa unione tra fibre e matrice è ideale, mentre dal punto di vista applicativo si parte dall'analisi di una singola lamina, le cui proprietà non sono quelle richieste in fase di progetto, per determinare quelle del laminato (nei programmi di simulazione le proprietà a livello di lamina costituiscono l'input per ottenere quelle del laminato).

Due sono le caratteristiche associabili a tutti i compositi: l'anisotropia, ovvero la dipendenza delle proprietà meccaniche dalla direzione delle fibre, e la disomogeneità (o eterogeneità), cioè la variazione delle proprietà puntuali del prodotto finale a causa della presenza di più materiali differenti. Di contro, i metalli sono omogenei e isotropi.

Per i compositi unidirezionali, in prima approssimazione, le caratteristiche meccaniche nella direzione delle fibre sono proporzionali alla percentuale di volume di fibre nel composito, essendo trascurabili le caratteristiche della matrice. Tali proprietà crollano drasticamente se misurate lungo una direzione non preferenziale e raggiungono un minimo lungo la direzione normale a quella delle fibre nel piano delle lamine. Tuttavia è sempre previsto l'inserimento di alcune lamine di rinforzo aventi fibre nella direzione trasversale per motivi di sicurezza, ad esempio nel caso in cui si teme un disallineamento del carico applicato, [6].

| Property | Graphite/ Epoxy ($V_f = 60\%$) | Boron/ Epoxy ($V_f = 50\%$) | Glass/ Epoxy ($V_f = 45\%$) | Aramid/ Epoxy ($V_f = 60\%$) |
|------------------------|--|-------------------------------------|-------------------------------------|--------------------------------------|
| Strength, GPa | | | | |
| Longitudinal | | | | |
| Tensile | 1.1 | 1.3 | 1.1 | 1.4 |
| Compressive | 0.7 | 2.5 | 0.6 | 0.2 |
| Transverse | | | | |
| Tensile | 0.02 | 0.06 | 0.03 | 0.01 |
| Compressive | 0.13 | 0.20 | 0.12 | 0.05 |
| Modulus, GPa | | | | |
| Longitudinal | 130 | 200 | 40 | 80 |
| Transverse | 7 | 19 | 8 | 6 |
| Shear | 6 | 6 | 4 | 2 |
| Shear strength, GPa | 0.06 | 0.07 | 0.07 | 0.03 |
| Poisson's ratio, ν | 0.28 | 0.23 | 0.26 | 0.34 |

Tab. 1.3 – Tipiche proprietà di compositi unidirezionali in resina epossidica, [2]

Riguardo la resistenza a compressione, essa dipende fortemente anche dalle caratteristiche della matrice, in particolare dal modulo di taglio, [6].

Di maggior interesse nel settore aerospaziale sono gli *high-performance composites*, laminati le cui lamine hanno fibre solitamente orientate ad angoli di 0° , $\pm 45^\circ$ e 90° (con la possibilità di angoli intermedi come $\pm 15^\circ$, $\pm 30^\circ$, $\pm 60^\circ$, $\pm 75^\circ$). Grazie ai progressi tecnologici e alla ricerca degli ultimi anni, questi sono i principali candidati a sostituire in futuro le leghe di alluminio e titanio anche per applicazioni strutturali. Le proprietà di interesse sono:

- Elevata resistenza e rigidezza specifica a trazione, fino a 6 volte superiore alle leghe metalliche nella direzione preferenziale, [4]; lungo le altre direzioni le lamine di rinforzo provvedono a raggiungere il valore stabilito in fase di progetto;

| Material | Specific Gravity (g/cm ³) | Tensile Strength, GPa | Tensile Modulus, GPa | Specific Tensile Strength, GPa | Specific Tensile Modulus, GPa |
|-------------------------|---------------------------------------|-----------------------|----------------------|--------------------------------|-------------------------------|
| Boron/epoxy | 2.0 | 1.49 | 224 | 0.73 | 110 |
| Graphite/epoxy, type I | 1.6 | 0.93 | 213 | 0.58 | 133 |
| Graphite/epoxy, type II | 1.5 | 1.62 | 148 | 1.01 | 92 |
| Aramid/epoxy | 1.45 | 1.38 | 58 | 0.95 | 40 |
| Glass/epoxy | 1.9 | 1.31 | 41 | 0.69 | 22 |
| Steel | 7.8 | 0.99 | 207 | 0.13 | 21 |
| Aluminium alloy | 2.8 | 0.46 | 72 | 0.17 | 26 |
| Titanium | 4.5 | 0.93 | 110 | 0.21 | 24 |

Tab. 1.4 – Confronto tra le proprietà di alcuni compositi unidirezionali e leghe metalliche, [1]

- Frattura di tipo fragile con assenza di una fase plastica del materiale; il comportamento di tali compositi è quindi lineare. L'allungamento a rottura è dell'1-2% circa, mentre le leghe metalliche grazie alla loro duttilità hanno un allungamento minimo del 10%. Questa caratteristica è negativa per i componenti strutturali perché l'eventuale frattura sarebbe catastrofica e costituisce una grande limitazione dei compositi per motivi di sicurezza;

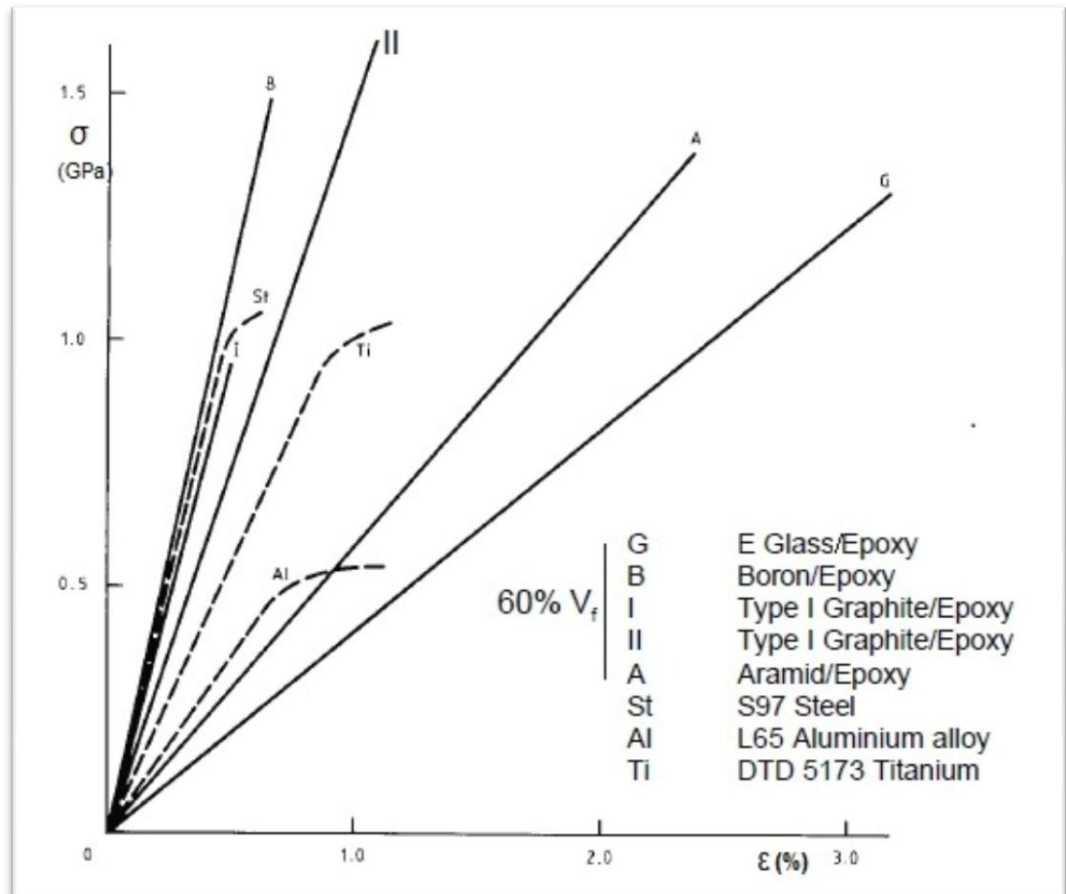


Fig. 1.8 – Curve sforzo-deformazione di alcuni compositi e leghe metalliche, [1]

- Bassa resistenza a compressione: le fibre sono concepite per rispondere a sollecitazioni di trazione e per questo sono realizzate in modo tale da avere il minor diametro possibile; fanno eccezione, come già visto, le fibre di boro.
- Ottime proprietà termiche, variabili in base all'orientamento delle fibre e al processo di produzione. Il coefficiente di dilatazione termica α è positivo per le fibre di vetro, mentre *Kevlar*® e fibre di carbonio hanno un α minore di zero; opportune combinazioni permettono di ottenere la *zero thermal expansion*, ovvero stabilità dimensionale al variare delle temperatura di esercizio, cosa impossibile con le leghe metalliche, [5].

Altre caratteristiche termiche sono la capacità di isolamento e l'ablazione (con migliori resistenze alla fiamma e alle alte temperature).

- Minore resistenza all'impatto rispetto alle leghe metalliche, a causa della bassa tenacità. La resistenza all'impatto è una misura delle proprietà meccaniche residue dopo che il materiale ha subito un danneggiamento. E' una caratteristica che va valutata attentamente dovendo le strutture aeronautiche essere *damage tolerant*.

- Resistenza a fatica superiore alle leghe di alluminio: queste ultime, tra i 10^6 e i 10^8 cicli, mostrano problemi di fatica ad un carico pari a circa il 10% di quello statico di rottura; i compositi possono arrivare a sopportare un carico di fatica pari al 60% di quello di rottura prima di presentare problemi di delaminazione, ovvero di separazione tra le lamine. La risposta finale dipende principalmente dalle lamine con fibre dirette nella direzione di applicazione del carico ciclico, se il carico è di trazione. Infatti (si veda la fig. 1.9):
 - nella prima fase si verifica la rottura delle lamine poste a 90° rispetto alla direzione del carico e l'indebolimento di quelle poste ad angoli intermedi;
 - nella seconda fase avvengono le delaminazioni e tutto il carico si concentra sulle fibre delle lamine poste a 0° ;
 - nell'ultima fase aumenta drasticamente il numero delle fibre che si rompono, fino alla completa frattura del materiale, [2].

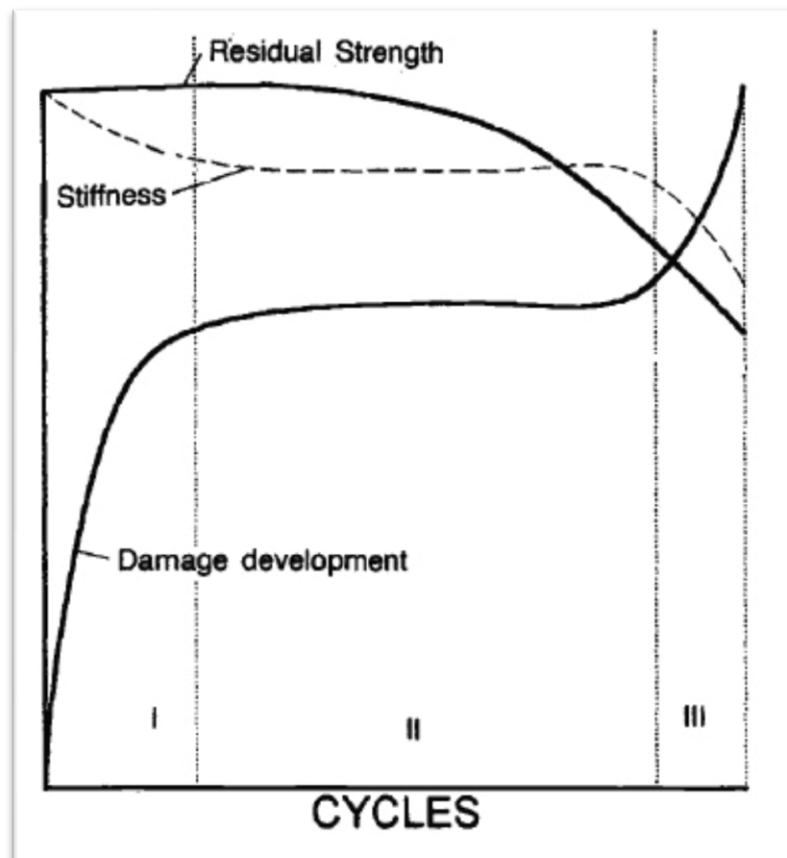


Fig. 1.9 – Variazione di resistenza residua e rigidezza all'aumentare del danneggiamento per fatica, [2]

Per carichi ciclici di compressione il comportamento peggiora perché è influenzato anche dalla matrice, che deve mantenersi ad una temperatura

notevolmente minore di quella di transizione vetrosa (T_g , è la temperatura al di sopra della quale un materiale polimerico non si comporta da solido vetroso, guadagnando elasticità, ma diventando troppo morbido). Carichi ciclici misti di trazione-compressione sono da evitare. In tutti i casi la bassa resistenza all'impatto ha un'influenza negativa sulla risposta.

- Assenza di problemi di corrosione, a differenza dei metalli. Fanno eccezione gli MMCs, i quali possono risentire di corrosione galvanica all'interfaccia fibra-matrice in presenza di ambienti umidi.
- Assorbimento di umidità: è il principale effetto ambientale negativo che un composito può incontrare. L'umidità viene assorbita principalmente dalla matrice (ma anche dalle fibre aramidiche) e va ad abbassare tutte le caratteristiche meccaniche del composito, in particolare quelle influenzate dalla matrice, come la resistenza a compressione. Il peggior ambiente che un componente in composito può trovare è quello caldo-umido: se per le alte temperature sono disponibili materiali opportunamente concepiti, la stessa cosa non si può dire per la presenza di umidità che si può definire come il problema equivalente alla corrosione nelle leghe metalliche.

Per quanto riguarda i costi, la progettazione in composito richiede un compromesso: un maggior investimento iniziale al fine di un costante risparmio nel tempo. Infatti il costo dei materiali compositi sul mercato è superiore a quello delle leghe, a causa di maggiori costi nei processi produttivi, nelle analisi strutturali dei componenti, nelle campagne di prove per la caratterizzazione del materiale e nella certificazione del prodotto finale. Ma grazie agli elevati indici di "bontà" (proprietà/densità) dei prodotti finali, il risparmio del peso finale di un componente in composito (fino al 30% rispetto all'equivalente in lega metallica) comporta minori costi di manutenzione nel tempo, [6], come si evince dalla tab. 1.5.

| | |
|---------------------------------------|-------------|
| 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 |

Tab. 1.5 – Valore economico corrispondente alla riduzione di ogni libbra di peso della struttura (espresso in dollaro statunitense/libbra, 1990), [6]

1.3 Applicazioni nel settore aerospaziale

La prima applicazione documentata di un composito è datata 1940, in campo militare: la fusoliera dello *Spitfire* fu realizzata in *Gordon Aerolite*, un materiale costituito da fibre di lino non ritorte in resina fenolica. La soluzione fu accantonata in favore di quella in lega metallica per la più facile industrializzazione di quest'ultima, [1].

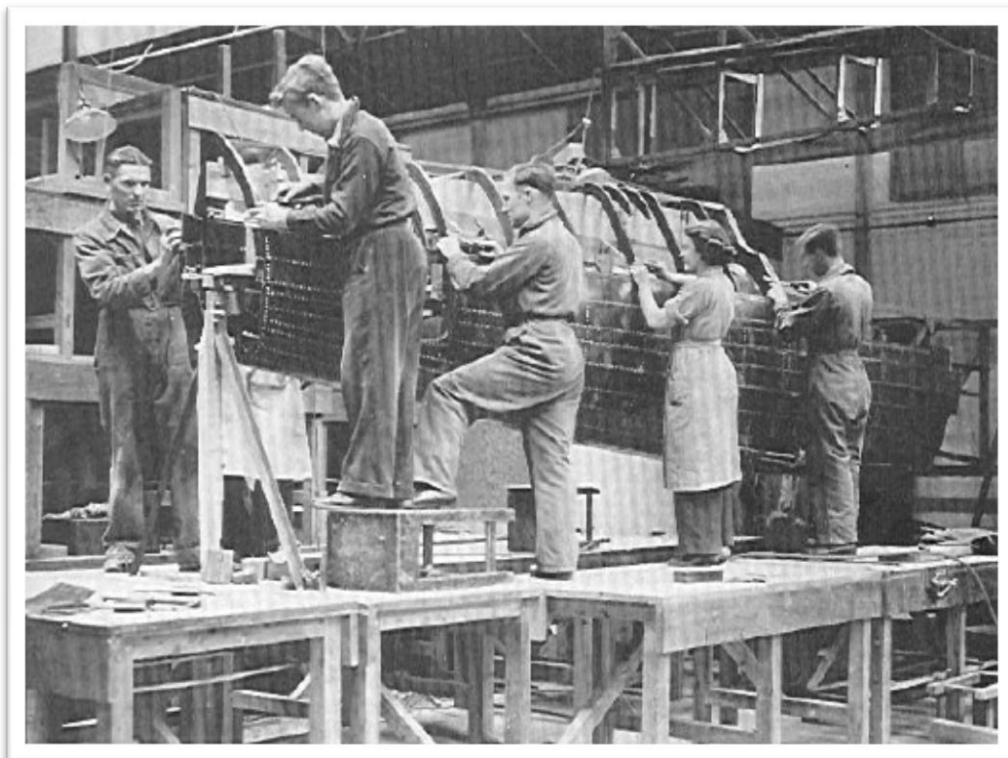


Fig. 1.10 – La fusoliera dello *Spitfire* realizzata in *Gordon Aerolite* a *Duxford*, Stati Uniti, nel 1940, [1]

La Seconda Guerra Mondiale e la successiva “corsa allo spazio” hanno incentivato la ricerca su tali materiali, che si è tradotta nello sviluppo di nuove tecnologie di produzione come il *filament winding* (processo produttivo che consiste nell'avvolgere delle fibre continue, combinate col sistema di resina, su un mandrino rotante che viene rimosso dopo il ciclo di *curing*). Questa tecnologia è fondamentale nella produzione di motori per razzi di grandi dimensioni. L'avvento negli anni Sessanta delle fibre di boro e carbonio e delle resine epossidiche ne ha ampliato l'impiego anche a parti strutturali: alcuni velivoli americani, F-111, F-4 e F-14, fanno uso di fibre di boro/resina epossidica (1975), altri velivoli prodotti negli anni Ottanta utilizzano prevalentemente fibre di carbonio-grafite, più economiche rispetto a quelle di boro, [1]. E' in questo periodo che anche il settore civile, incoraggiato dai buoni risultati in campo militare, decide di investire sui compositi: case produttrici come *Boeing* e *Airbus* sono giunti a produrre velivoli aventi più del 50% della struttura in materiale composito.

1.3.1. Settore aeronautico

I più comuni componenti in composito realizzati su un velivolo sono: cappottature, superfici di controllo, portelli del carrello di atterraggio, pannelli del bordo di attacco e di uscita di ali e stabilizzatori, interni delle cabine, applicazioni elicotteristiche come pale d'elica. Una struttura tipicamente usata è il pannello *sandwich* (si veda par. 1.3.3), ma siccome non è consigliabile per componenti di piccole dimensioni, recentemente sono state sviluppate valide alternative strutturali.

| VELIVOLO | APPLICAZIONE |
|-------------------------|--|
| F-14 | Rivestimento piano orizzontale in boro/epossidico |
| F-15 | Rivestimento piano orizzontale e verticale in boro/epossidico |
| F-16 | Rivestimento piano orizzontale e verticale in grafite/epossidico e superfici di controllo |
| F/A-18 | Rivestimento dell'ala, dei piani di coda e superfici di controllo in grafite epossidico |
| AV-8B | Ala, piano orizzontale, fusoliera anteriore e superfici di controllo in grafite/epossidico |
| X-29 | Rivestimento dell'ala in grafite/epossidico |
| Boeing 757 e Boeing 767 | Superfici di controllo in grafite/epossidico |
| Learn Fan 2100 | Struttura in grafite/epossidico |

Tab. 1.6 – Utilizzo di compositi su alcuni velivoli, [3]

A titolo di esempio, la figura seguente fornisce dettagli sui componenti in composito di un A310 della *Airbus*.

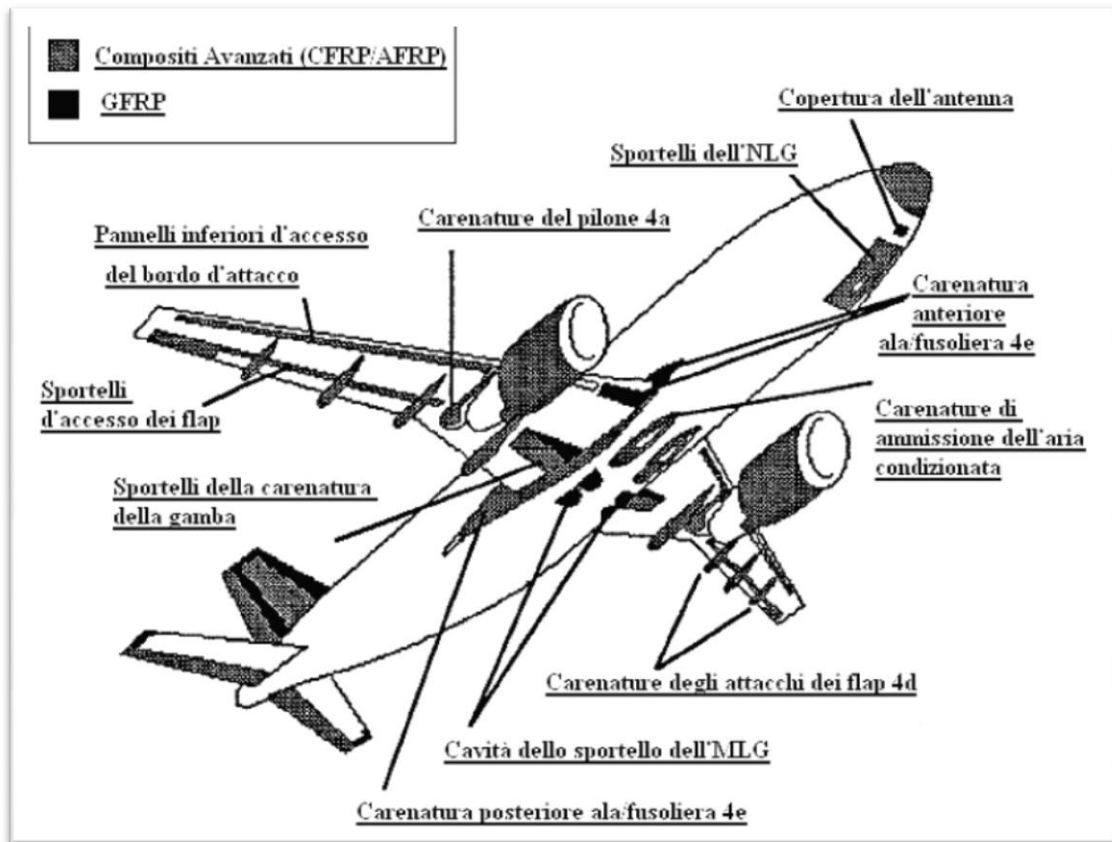


Fig. 1.11 – Componenti in composito di un A310, [3]

Un esempio di come i compositi rappresentano il futuro nel settore è fornito dal *Beech Starship* della *Beech Aircraft Corporation*, un velivolo la cui struttura è interamente in composito. Il materiale è un *sandwich* avente pelli in fibra di carbonio/resina epossidica e un'anima in *honeycomb*. La progettazione dal principio di una struttura in composito permette di utilizzare tecniche di produzione uniche tra cui la costruzione *one-shot*, ovvero "a pezzo unico", con assenza di rivetti ed eliminazione di molte giunzioni, che sono una delle cause principali della notevole sensibilità ai fenomeni di fatica dei materiali metallici.



Fig. 1.12 – Il Beech Starship, la cui struttura è tutta in composito, [1]

1.3.2. Settore spaziale

Se nel settore aeronautico i compositi rappresentano un miglioramento, in quello spaziale sono l'unica scelta, per i motivi di peso e variazioni termiche analizzati precedentemente e soprattutto per i costi di mantenimento ad essi connessi (si veda la tab. 1.5). Un altro motivo è rappresentato dall'ostile ambiente spaziale: resistenza alle variazioni estreme di temperatura, alle elevate radiazioni e alle alte concentrazioni di ossigeno molecolare sono tutti requisiti ai quali i compositi possono soddisfare. Le applicazioni più frequenti sono superfici esterne, vani motore, serbatoi pressurizzati, ugelli, telai e rinforzi di stabilizzazione.

Un esempio di utilizzo è fornito dagli ugelli di scarico dei razzi, dove in alcune zone si raggiungono temperature di circa 1700°C. Il materiale composito è *carbon-carbon*, che, come già detto, deriva da un particolare processo di "distruzione" della resina fenolica (nel senso che di tale resina non rimane nulla e il prodotto finale ha caratteristiche del tutto differenti) e si presenta come il più economico tra i materiali ablativi, [5]. Altro esempio di applicazione sono i *rocket nose cones*, ovvero i bordi d'attacco dei razzi, che devono resistere alle radiazioni solari, all'attacco dell'ossigeno atomico e al forte stress termico derivante rapido passaggio dai -130°C nello spazio ai 1650°C durante il rientro nell'atmosfera.



Fig. 1.13 – Nose cone in composito carbon-carbon per razzi spaziali

1.3.3. Strutture sandwich

Il *sandwich* è un particolare tipo di laminato costituito da tre componenti principali: due pelli o rivestimenti (*skins*) e un'anima centrale (*core*), [3].

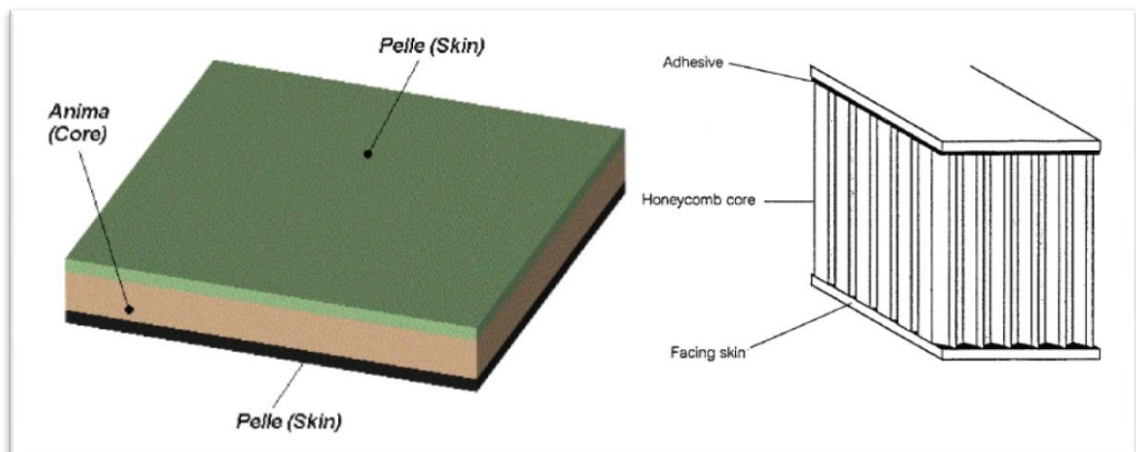


Fig. 1.14 – Elementi costitutivi di una struttura sandwich

Tale struttura nasce dalla necessità di ottenere il miglior rapporto rigidità/peso pagando un prezzo modesto in termini di ingombri e di costi di produzione. Dalla Scienza delle Costruzioni è noto che un elemento-trave sottoposto a carico di flessione risulta maggiormente sollecitato nelle parti a maggior distanza dall'asse neutro, cioè l'asse della sezione trasversale a sollecitazione nulla. Queste parti sono proprio le pelli, che devono essere resistenti e rigide, a differenza dell'anima che può essere realizzata con un materiale a bassa densità.

Le pelli sono compositi resistenti a trazione e compressione che garantiscono rigidità in più direzioni. L'anima deve resistere bene al taglio e deve essere leggera: per tali scopi due materiali sono utilizzati:

- “solidi cellulari”, ovvero strutture con alta percentuale di vuoti come gli *honeycomb*, le cui celle esagonali sono principalmente realizzate in alluminio;
- schiume polimeriche, leggerissime (50-100 kg/m³ contro i 2700 kg/m³ dell'alluminio), con discrete proprietà meccaniche e un ampio intervallo di temperature di esercizio. La più famosa è il *Rohacell*®.

Per avere un'idea delle caratteristiche di queste strutture, basti pensare che ad un aumento di peso del 6% circa dovuto ad un'anima più spessa corrisponde un aumento di rigidità complessivo del 3700% e di resistenza a flessione del 920%, [1].

2. PROVE DI CARATTERIZZAZIONE: LA PROVA DI COMPRESSIONE

La crescente progettazione in composito richiede un'analisi quantitativa sempre più accurata delle proprietà di questi materiali. Le caratteristiche di anisotropia e disomogeneità dei compositi, unite alla forte sensibilità all'ambiente di esercizio, rendono più ampia e complessa questa caratterizzazione. Mentre le leghe metalliche in campo aerospaziale sono disponibili in forme standard (in base al componente che si vuole realizzare si scelgono la lega e le forme più indicate, che si uniscono tra loro con varie giunzioni) e le loro proprietà sono ben definite, i compositi sono prodotti contemporaneamente al componente strutturale, quindi le proprietà finali dipendono da un'ampia gamma di fattori, già discussi nel capitolo precedente, [6]. Si capisce come i requisiti per le prove di caratterizzazione di tali materiali siano molto più stringenti di quelli metallici.

2.1 Generalità sulle prove di caratterizzazione

Le prove meccaniche sui materiali hanno i seguenti scopi principali:

- caratterizzare il materiale e il processo produttivo;
- ottenere i valori massimi ammissibili di progetto;
- qualificare il materiale per applicazioni specifiche;
- controllarne la qualità;
- valutarne il danneggiamento e la degradazione sotto particolari carichi e in varie condizioni ambientali, [2].

Il progetto di una struttura aerospaziale in composito richiede una serie di campagne di prove sperimentali che vanno dall'elemento più semplice, il provino o *coupon*, al componente più complesso e infine al test *full-scale*. Questo approccio è noto come *Building Block* o "test a piramide", [2]. Grazie agli sviluppi informatici odierni, tale approccio è corredato dall'analisi FEM (*Finite Element Method*), un'analisi strutturale simulata che fa uso del metodo agli elementi finiti, ovvero una tecnica numerica in grado di trovare soluzioni approssimate di problemi descritti da sistemi di equazioni differenziali per le quali non esiste una soluzione in forma chiusa. Tale analisi si applica a partire dal terzo gradino della scala (si veda la fig. 2.1), ovvero dalla realizzazione dei dettagli di un componente: i dati di input relativi al comportamento del materiale sono forniti dalle prove relative ai primi due scalini.

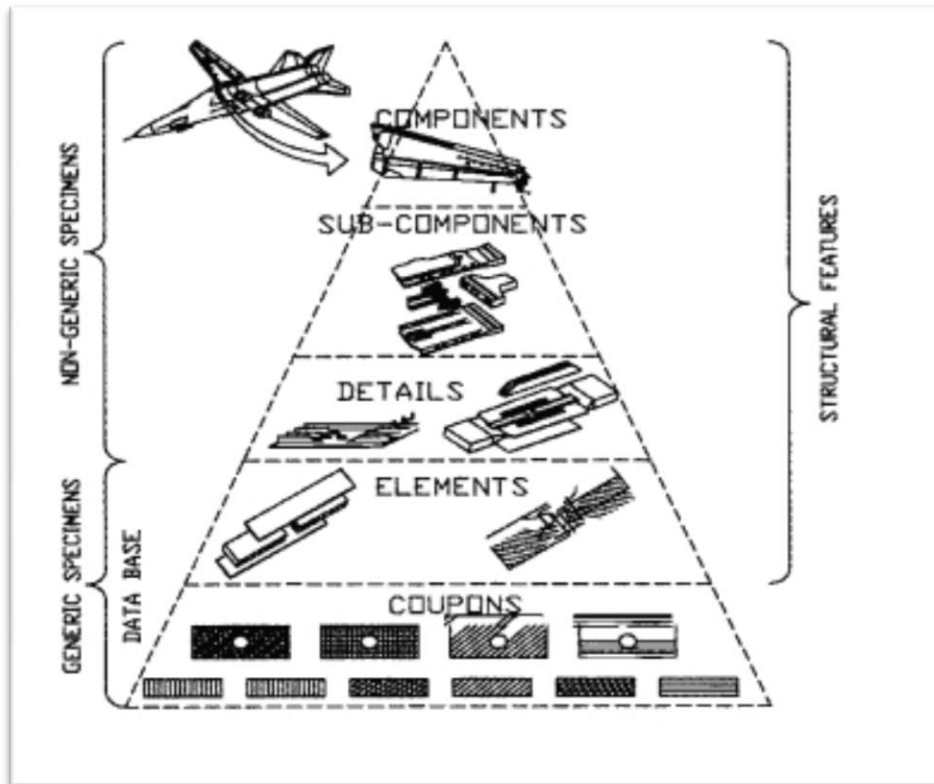


Fig. 2.1 – Approccio Building Block per strutture in composito, [2]

Tale approccio è indispensabile vista l'anisotropia dei compositi. Per ogni elemento, la singola prova ha senso solo se è definita una direzione di applicazione del carico, di solito parallela o perpendicolare a quella delle fibre di rinforzo. I valori ottenuti dalle prove sui provini non significano nulla se presi singolarmente: essi vanno analizzati su base statistica e forniscono infine una caratteristica del materiale, da utilizzare in sede di confronto con la risposta di altri materiali alle stesse condizioni meccaniche e ambientali. Il progettista si basa su tali valori per stabilire, per ogni componente, quali sono gli ammissibili di progetto, ovvero quelle caratteristiche che il componente deve avere per soddisfare ad ulteriori requisiti, in primis la sicurezza.

I provini sono laminati unidirezionali in cui le lamine o *plies* sono orientate tutte nella medesima direzione. Le caratteristiche che si ottengono sono quelle a livello di lamina (una singola lamina non può essere testata a causa del suo ridotto spessore). I principali test ai quali sono sottoposti si dividono in due categorie:

- **Test meccanici:** prova di trazione, di compressione, di flessione, di taglio, di fatica, etc.;
- **Test ambientali:** prove al variare dell'umidità e della temperatura, prove di corrosione per gli MMCs, di combinazione di carico e condizioni climatiche.

Il problema comune a tutte le prove è la loro standardizzazione, ovvero la realizzazione di un metodo universale di esecuzione delle prove in cui i risultati non siano influenzati

dal metodo utilizzato per effettuare la prova. Nel caso delle prove meccaniche, il metodo utilizzato permette di ottenere lo stato di tensione desiderato nella zona del provino di cui si vogliono analizzare le proprietà.

Le più importanti standardizzazioni a livello mondiale sono state pubblicate da enti come l'*American Society for Testing and Materials* (ASTM) e la *Suppliers of Advanced Composite Materials Association* (SACMA). A questi si affianca il *Military Handbook 17* (MIL-HDBK-17) pubblicato dallo *US Department of Defense*, che è specifico per i compositi di applicazione aerospaziale ed è il riferimento principale per la scelta dei metodi di esecuzione. A livello europeo, il *Comité Européen de Normalisation* (CEN) è l'ente più prestigioso. Le normative forniscono indicazioni anche sui macchinari da utilizzare, sui mezzi e le modalità di misura, sulla validità delle prove e sull'analisi statistica finale da eseguire.

2.2 Preparazione dei provini

La preparazione dei provini è un'operazione delicata. I materiali compositi adibiti alle prove vengono forniti in pannelli ed è necessaria molta attenzione durante il taglio dei provini, onde evitare una riduzione delle caratteristiche del materiale, [7]. Non esiste un procedimento standard da seguire, l'operazione è affidata all'esperienza del personale di laboratorio.

Un primo problema è la generazione di calore nella zona di taglio. Al fine di limitare l'innalzamento della temperatura locale, la velocità dello strumento di taglio deve essere adeguatamente selezionata, lo strumento stesso necessita di essere cambiato dopo un tempo prefissato e bisogna utilizzare un fluido refrigerante. Quest'ultimo, solitamente a base di acqua, introduce il problema dell'assorbimento di umidità, inevitabile nei compositi a matrice polimerica. Precauzioni da prendere a tal proposito sono esporre brevemente il pannello al fluido durante il processo, asciugare la superficie bagnata del provino dopo il taglio e successivamente metterlo in un essiccatore.

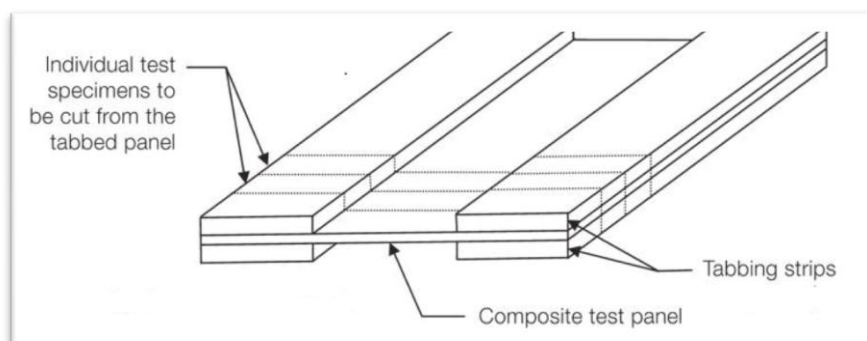


Fig. 2.2 – Pannello di un laminato composito, fornito di tabs

Per ogni combinazione fibra/resina è indicato un particolare strumento di taglio. In generale frese, trapani e mole sono un buon punto di partenza, considerato il loro basso costo e il buon lavoro svolto. E' importante che alla fine dell'operazione di taglio il provino venga ispezionato per avere indicazioni su eventuali danni superficiali che possono degradarne le proprietà, [7].

Prove come quella di trazione e di compressione richiedono l'uso dei *tabs*, solitamente placchette di alluminio o di fibra di vetro/resina epossidica, ma anche di altri materiali compositi, che servono a minimizzare le concentrazioni di tensioni sul provino durante l'introduzione del carico e a proteggere il provino stesso dal danneggiamento dovuto ad eventuali afferraggi. Se un *tab* si rompe prima della rottura del provino, la prova è da scartare. I *tabs* in composito sono da preferirsi per la loro minor rigidità e le più strette tolleranze in termini di spessore, caratteristica di rilievo nei materiali da utilizzare per l'esecuzione di *tabs*. Effetti negativi sono l'introduzione di errori nelle misurazioni e la possibile rottura del provino al limite tra la *gage region*, la regione centrale libera, e il *tab*. Tali rotture devono preoccupare, ma sono da valutarsi a fine campagna di prove. Si fa notare che il modo più sicuro per evitare errori legati ai *tabs* è non usarli, ma, come spiegato in seguito, a volte sono inevitabili.

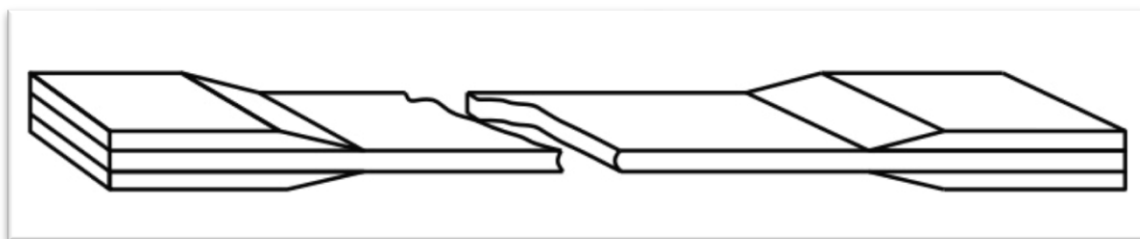


Fig. 2.3 – Rottura nella *gage region* di un provino munito di *tabs* rastremati, [3]

L'introduzione dei *tabs* è solitamente eseguita sull'intero pannello in composito, che è successivamente tagliato. Essa avviene per incollaggio tramite un adesivo che viene applicato sia sul pannello che sulle strisce di materiale per *tabs* e il tutto viene "curato" in una pressa riscaldata. Da questo punto di vista si giustifica la scelta in alcuni casi dei *tabs* in alluminio, materiale che ha una più bassa conducibilità termica, piuttosto che in composito. Nei vari modi di incollaggio, il processo di *curing* e la temperatura sono fattori importanti per la correttezza dell'operazione: da questi dipendono eventuali disallineamenti ed eccessivi spessori causati dalla fuoriuscita di adesivo dall'interfaccia provino-*tab*. Assolutamente da evitare è la presenza di adesivo nella *gage region*. E' possibile applicare i *tabs* anche ai singoli provini, ma è un processo molto più lento e soggetto ad errori di allineamento.

2.3 La prova di compressione

L'interesse per la risposta a compressione dei compositi emerse all'inizio degli anni Settanta, quando il settore industriale comprese che l'assunzione che il modulo elastico di trazione fosse uguale a quello di compressione non sempre era accettabile e che la stessa cosa non valeva per i carichi di rottura. In particolare la resistenza a compressione σ_c può risultare molto inferiore a quella di trazione σ_t ; questo punto debole dei compositi ha spinto la ricerca verso la standardizzazione di un metodo di prova a compressione fino ad allora limitato alla norma ASTM D695, *Compressive Properties of Rigid Plastics*, datata 1942, [7].

La prima standardizzazione risale al 1975, quando la *Celanese Corporation* brevettò un macchinario per i test, la *Celanese compression test fixture*, accettata nella norma ASTM D3410, [6]. Il provino fornito di *tabs* è inserito tra due afferraggi tronco-conici, che vengono serrati. Una boccola cilindrica esterna garantisce l'allineamento. Il problema fondamentale di tale apparecchiatura era l'instabilità dovuta al moto relativo degli afferraggi nelle loro sedi; inoltre la dimensione massima dei provini inseribili era limitata, quindi cadde in disuso ed è stata definitivamente eliminata nel 2003.

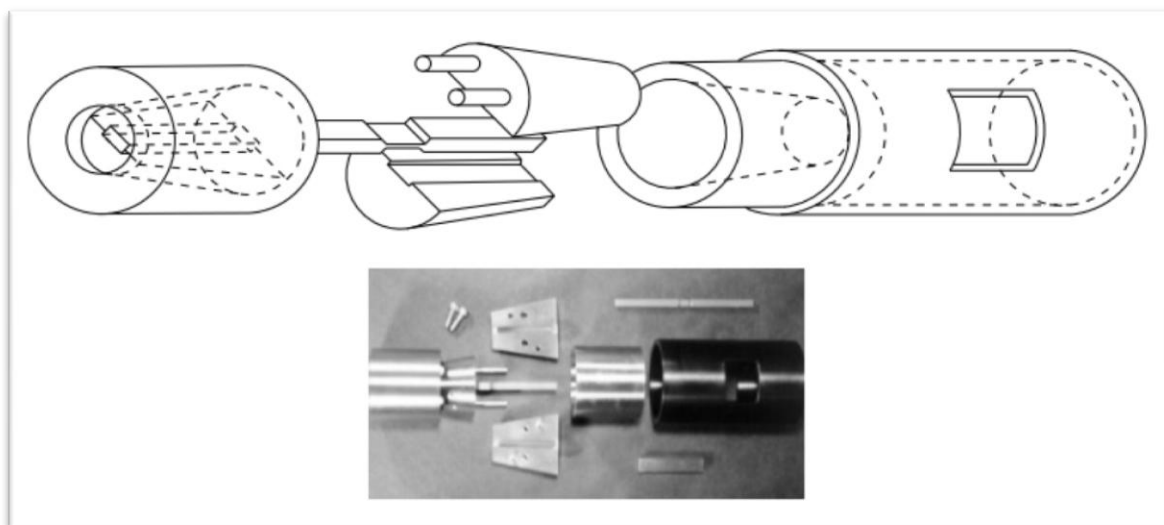


Fig. 2.4 – Rappresentazione schematica e foto della Celanese fixture, [6,7]

La difficoltà principale nella realizzazione di una prova a compressione è il *buckling*, o instabilità di Eulero: una trave incastrata ad una estremità e soggetta ad un carico di compressione all'altra estremità tende ad inflettersi e raggiunge un carico di rottura inferiore a quello che il materiale di cui è composta è in grado di sopportare. Se si verifica questo fenomeno durante una prova, essa è falsata perché le proprietà misurate non sono caratteristiche del materiale e si ottiene un valore di resistenza a

compressione inferiore. L'insorgenza del *buckling* non è completamente eliminabile, ma può essere ritardata ad esempio evitando l'uso di provini troppo snelli.

Un altro problema, sperimentalmente comprovato, è la dipendenza che può esistere dei risultati dal particolare metodo utilizzato, a parità di materiale, [8]. La tab. 2.1 si riferisce ad uno studio del 2004 in cui i principali metodi in vigore vengono applicati a differenti materiali: i valori riportati sono la media statistica su 5-8 provini per ogni materiale. In maniera molto generale, esiste un metodo "più indicato" in dipendenza del modulo di elasticità a compressione del materiale.

| | Carbon/Epoxy Prepreg | EGlass/Epoxy Prepreg | EGlass/Vinyl Ester Infusion |
|-----------------|-------------------------|-------------------------|-----------------------------------|
| ASTM D695 | 644.5 | 345.6 | 331.9 |
| ASTM D3410 | 703.8 | 337.1 | - |
| ASTM D5467 | - | - | 443.1 |
| ASTM D6641 | - | 377.1 | - |
| SACMA SRM 1R | 811.8 | 378.2 | 423.4 |

Tab. 2.1 – Valori di σ_c (MPa) al variare del metodo impiegato per alcuni materiali compositi, [8]

Ulteriori fattori che influiscono sulla prova sono il modo in cui il carico si trasmette, il processo di preparazione del provino, la sua geometria e finitura superficiale, il parallelismo delle superfici, in particolare quelle su cui è applicato il carico, la presenza o meno dei *tabs* e l'allineamento delle fibre nella matrice.

Il primo criterio per stabilire se una prova è andata a buon fine è l'accettabilità o meno della rottura. In teoria la rottura accettabile è quella che avviene all'interno della *gage region*, mentre le rotture di estremità o eventuali scollamenti dei *tabs* invalidano la prova. Nella pratica, la cosa da evitare è che si verifichi il *buckling*; la rottura di estremità è accettabile in casi particolari (si veda il par. 2.3.2.) mentre tutte le rotture tra i *tabs* sono da valutare in ultima analisi. Nella figura seguente vengono presentati i più comuni tipi di rottura, [2]. Tra quelli accettabili, da sinistra a destra si distingue tra:

- rottura di taglio nel piano: è dovuta ad una microinstabilità locale delle fibre che non va confusa col *buckling*;
- rottura complessa: è la più preferibile e la più "estetica";

- rottura per delaminazione;
- rottura per *splitting*, ovvero la matrice esplode lateralmente.

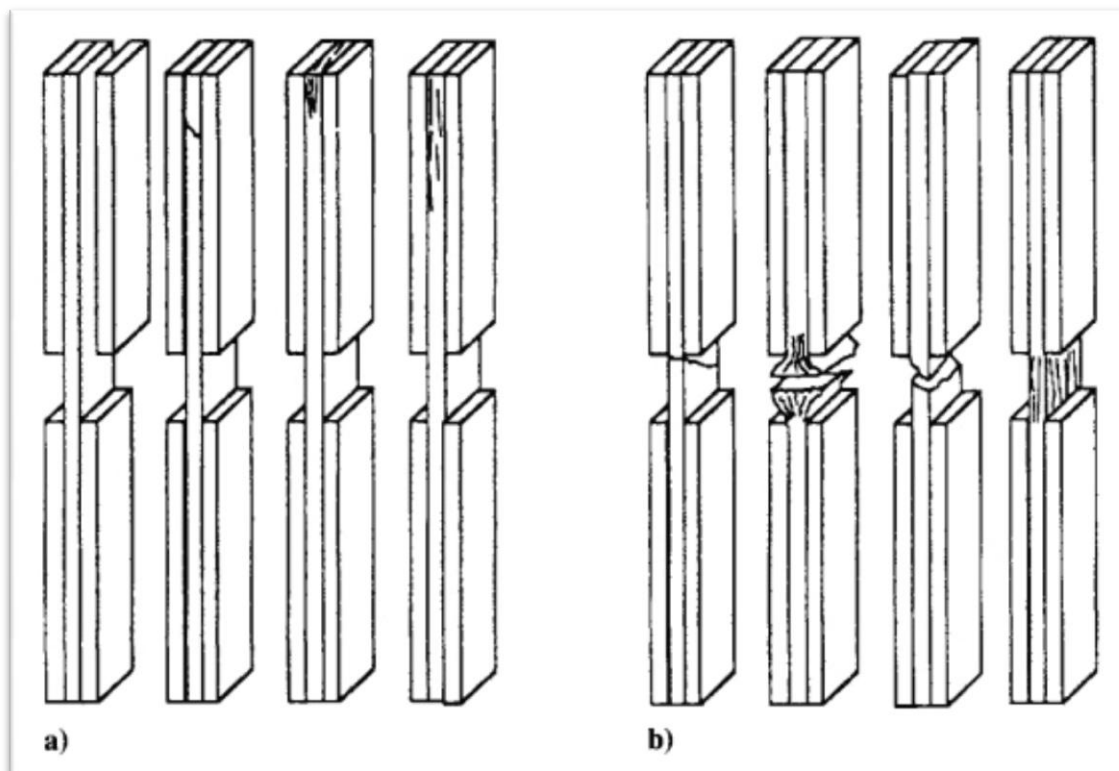


Fig. 2.5 – Possibili rotture di un provino caricato a compressione: a) non accettabili; b) accettabili, [2]

I principali metodi odierni di prova si classificano in base al modo di trasmissione del carico dalla macchina al provino, ovvero:

- *shear-loading test method*, ovvero il carico è introdotto per azione di taglio degli afferraggi laterali caricati a compressione;
- *end-loading test method*, ovvero il carico è introdotto direttamente ad un estremo;
- *Combined Loading Compression (CLC) test method*, una combinazione tra i primi due.

Nei capitoli 3 e 4 ci si sofferma sul secondo metodo, a cui si è fatto riferimento per l'attività sperimentale oggetto del presente lavoro di tesi.

2.3.1. *Shear-loading test method*

La *Celanese fixture* suddetta è un esempio di questo metodo. Nel 1987 l'*Illinois Institute of Technology Research Institute* (IITRI) brevettò un apparecchio che inizialmente affiancò il precedente nell'ASTM D3410 come metodo B e che oggi è rimasto l'unico metodo, [9]. Utilizza afferraggi trapezoidali che realizzano un contatto

2. Prove di caratterizzazione: la prova di compressione

completo con i blocchi esterni, senza possibilità di moto reciproco. L'allineamento è garantito da perni che scorrono lungo guide dritte.

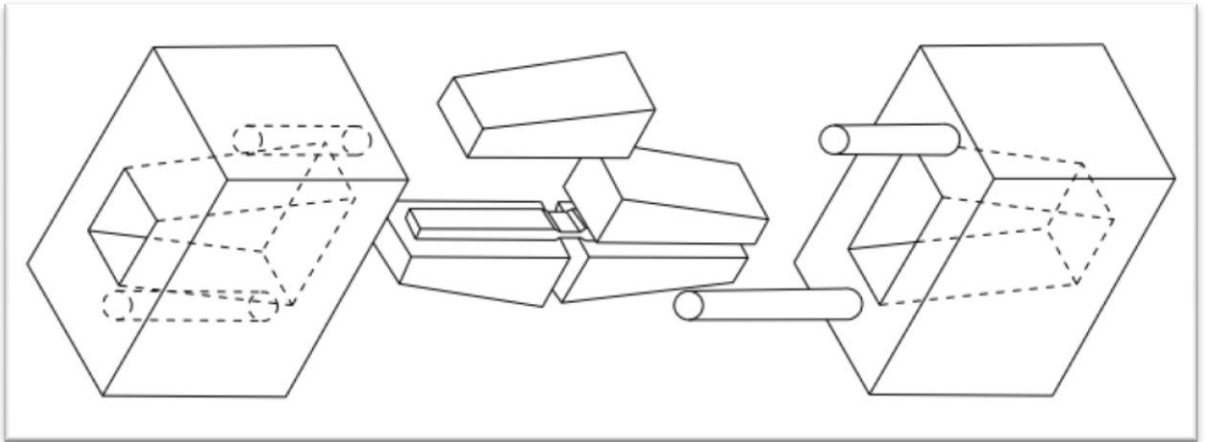


Fig. 2.6 – Vista esplosa della IITRI fixture, [6]



Fig. 2.7 – La IITRI fixture per la ASTM D3410, [8]

I provini possono essere testati con o senza *tabs*, ma l'uso è raccomandato per proteggerli dagli elevati serraggi degli afferraggi, [7]. E' una macchina molto versatile perché permette l'uso di provini di varia geometria e c'è spazio a sufficienza per

l'installazione di estensimetri nella *gage region* per la misurazione della deformazione locale. La lunghezza nominale del provino è 140 mm con una *gage region* di 12.7 mm, mentre lo spessore varia tra 4 e 5 mm. Il principale svantaggio risiede nel peso, minimo 40 Kg, e negli ingombri, quindi nei costi.

2.3.2. End-loading test method

La prima normativa su tale metodo risale al 1942 ed è la ASTM D695 (la versione D695-10 è stata approvata nel 2010). Il metodo più famoso è però una sua variante, la *Modified ASTM D695*, sviluppata ad inizio anni Ottanta per i compositi ad alte prestazioni; essa non è mai stata inglobata né approvata dalla ASTM, ma è entrata a far parte della normativa SACMA come *SACMA Recommended Method (SRM) 1R-94*. Le due norme hanno in comune l'apparecchiatura utilizzata. Il macchinario deve essere in grado di controllare la velocità di movimento di un pistone o una traversa e di registrare istantaneamente le forze e gli spostamenti in gioco. La *fixture* consiste in due supporti collegati con viti tra i quali viene inserito il provino, in modo che esso sporga di circa 3 mm all'estremità di applicazione del carico. Il supporto inferiore è fissato ad un supporto base; un inserto (si veda fig. 2.8) provvede al contatto del provino all'altra estremità.

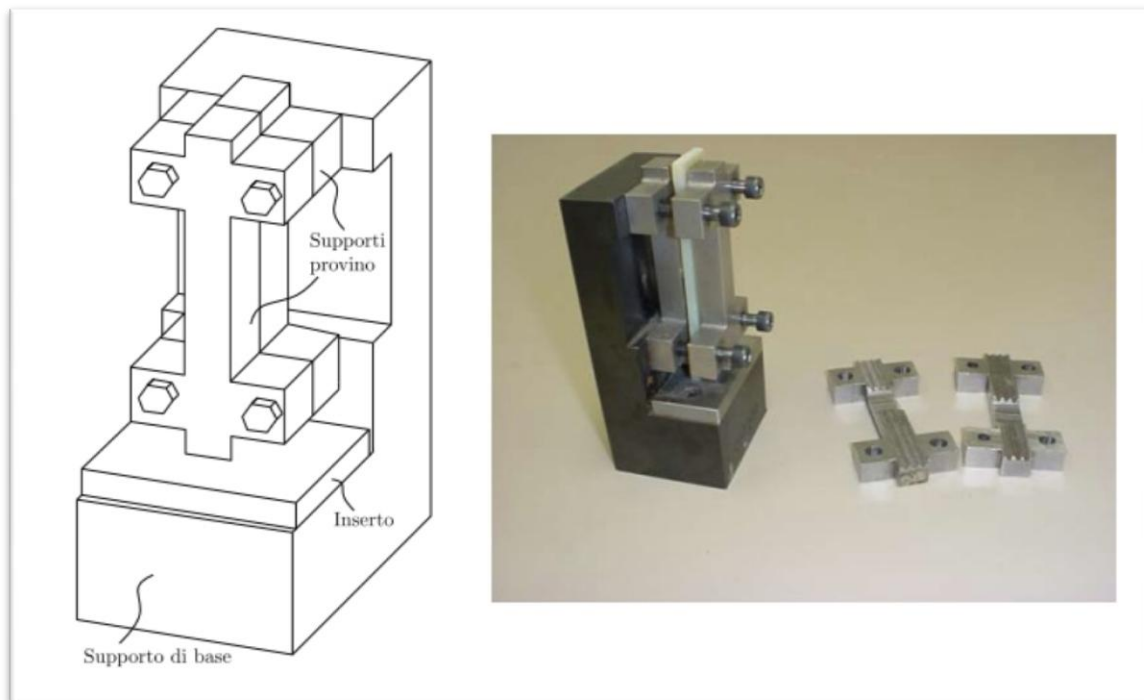


Fig. 2.8 – Rappresentazione schematica e foto della ASTM D695 fixture, [6,8]

La differenza sostanziale tra le due normative è la geometria dei provini. Nella prima, per spessori inferiori a 3.2 mm, il provino ha la forma ad osso di cane senza *tabs*; tale

2. Prove di caratterizzazione: la prova di compressione

forma permette di aumentare l'area di contatto con la traversa riducendo le probabilità di *endcrushing*, ovvero di rottura del provino all'estremità. Nella seconda il provino ha forma prismatica a sezione rettangolare ed è munito di *tabs* per aumentare l'area all'estremità. La lunghezza nominale dei provini è di 80 mm.

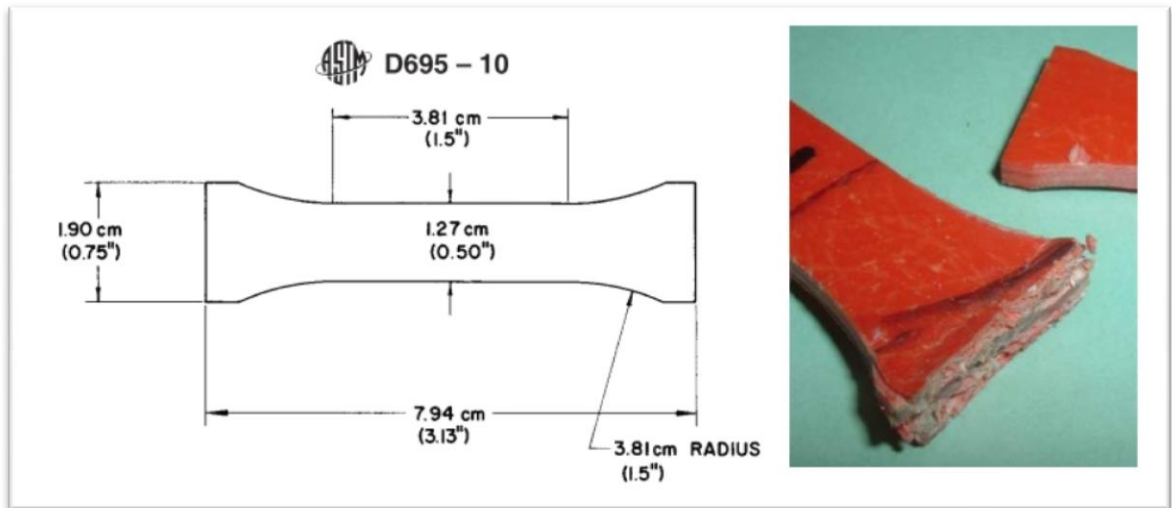


Fig. 2.9 – Geometria ed *endcrushing* di un provino ad osso di cane secondo la ASTM D695, [8,9]

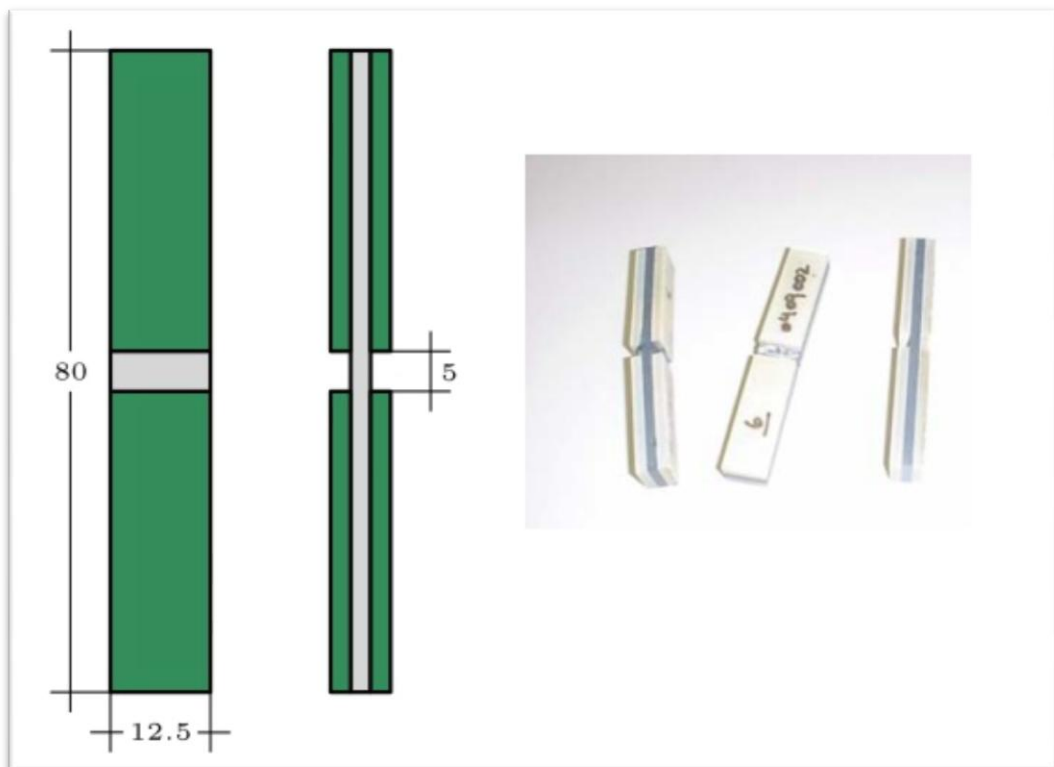


Fig. 2.10 – Geometria e foto di provini secondo la Modified ASTM D695, [6,8]

Un primo inconveniente della norma SRM 1R-94 è la troppo ristretta *gage region*, che non permette l'installazione di estensimetri per la misurazione delle deformazioni e

quindi del modulo elastico. La conseguenza è che questa seconda prova va fatta a parte senza l'uso dei *tabs*, raddoppiando però tempi e costi rispetto alla stessa prova col metodo IITRI. Viceversa, misurare la resistenza a compressione con provini senza *tabs* dà un risultato più basso perché la rottura di estremità si ha a valori più bassi di carico. Un altro problema legato alla *fixture* è il *redundant load path*, ovvero il trasferimento di carico, [7]: provino e supporti devono necessariamente essere a contatto diretto tra loro per evitare instabilità euleriana, ma ciò produce attrito, che sul provino si manifesta come una forza avente stessa direzione e verso del carico applicato. Il risultato è una resistenza a compressione e un modulo elastico maggiori rispetto a quelli effettivi del materiale, perché parte del carico passa attraverso le guide. L'unico modo per minimizzare tale effetto è agire sulla coppia di serraggio delle viti dei supporti, stringendole in modo tale da garantire il minimo fissaggio reciproco. La normativa prevede coppie di serraggio di 0.5-1.2 Nm.

Di contro, la *fixture* risulta molto compatta, economica e leggera (circa 2 kg).

2.3.3. CLC test method

Allo scopo di combinare le migliori caratteristiche di ambedue i metodi suddetti, all'inizio degli anni 2000 la *University of Wyoming* ha brevettato un'attrezzatura per questo metodo che poi è stato standardizzato nella ASTM D6641-01. Essa consiste in due supporti laterali, ognuno diviso in due metà, fissati con viti e aventi superfici di contatto col provino ad elevato coefficiente di attrito, che garantisce la componente di taglio del carico applicato. Il carico di punta è introdotto direttamente poiché ambedue le estremità del provino sono a livello con le superfici esterne dei supporti. Il rapporto tra carico di taglio e di punta è controllato tramite la coppia di serraggio delle viti. L'obiettivo è quello di ottenere abbastanza trasmissione di carico per taglio per evitare l'*endcrushing*. Siccome le coppie di serraggio sono molto più basse rispetto al caso della IITRI, le concentrazioni degli sforzi indotte sono minori; inoltre l'assenza di *tabs* minimizza le concentrazioni geometriche degli sforzi.

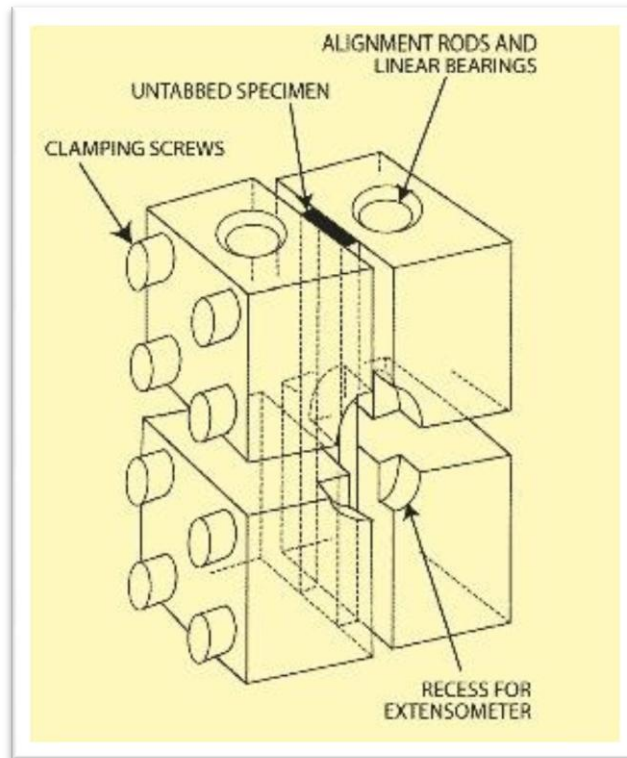


Fig. 2.11 – Rappresentazione schematica della CLC fixture

L'allineamento è garantito da opportune aste inserite nei fori dei supporti; la particolare forma di questi ultimi permette il montaggio di un estensometro per misurare la deformazione contemporaneamente alla resistenza.

I test su laminati unidirezionali richiedono i *tabs*, che introdurrebbero concentrazioni degli sforzi indesiderate. Un'alternativa, non ancora standardizzata, consiste nell'utilizzo di provini senza *tabs*, ma raccordati nei pressi della sezione centrale, al fine di aumentare l'area all'estremità e ridurre la componente di punta del carico.

Grazie ad una *fixture* piuttosto leggera (massimo 5 kg) ed ai prezzi paragonabili a quelli della SRM 1R-94, questo metodo si sta affermando oggigiorno ed è destinato a sostituire definitivamente gli altri due a causa delle elevate possibilità di introdurre miglioramenti senza eccedere nei costi.

3. PROVINI E STRUMENTAZIONE

Le prove oggetto di questo lavoro sono le seguenti:

- **Prova D1:** prova di resistenza a compressione, ovvero si calcola la tensione massima nominale a compressione σ_c che il provino raggiunge al momento della rottura, [9];
- **Prova D2:** prova di rigidezza elastica, ovvero si calcola il modulo elastico a compressione E_c inteso come il rapporto tra la tensione nominale e la corrispondente deformazione, al di sotto del limite di proporzionalità (cioè nel tratto lineare del grafico tensione-deformazione), [9]. Analiticamente parlando, E_c corrisponde alla derivata, costante, del tratto lineare suddetto.

L'esecuzione delle prove è identica, cambiano solo i risultati sui quali l'operatore si concentra.

Le normative di riferimento sono quelle discusse nel paragrafo relativo al metodo *end-loading*, con l'aggiunta della normativa prEN 2850 pubblicata dalla *Association Européen des Constructeurs de Matériel Aérospatial* (AECMA) nel 1997 e accettata dal CEN.

In questo capitolo si discutono forme e dimensioni dei provini analizzati e le attrezzature di base utilizzate per lo svolgimento delle prove presso il Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale (DIA) "Lucio Lazzarino" dell'Università di Pisa. Ulteriori strumenti utilizzati con minor frequenza sono presentati nell'ultimo capitolo. Il materiale è di proprietà della *Delta-Tech S.p.A.*, un'azienda con sede ad Altopascio (LU), che opera nell'ambito dell'industria dei materiali compositi.

3.1 I provini

Per le prove suddette sono stati analizzati 4 materiali differenti, indicati nel seguito con la lettera M e un numero progressivo da 1 a 4, tutti compositi in fibra di carbonio/resina epossidica con le fibre disposte nella direzione dell'ordito, cioè quella parallela all'applicazione del carico (la trama è invece quella perpendicolare). Inizialmente sono stati preparati 6 provini per ogni materiale, per un totale di 48, ma visto l'esito negativo di molte prove, a causa dell'utilizzo delle attrezzature mano a mano introdotte, globalmente ne sono stati analizzati 96, di cui 59 per la prova D1 e 37 per la D2.

Tali provini sono stati forniti in lastre, tagliati e standardizzati dal personale del laboratorio; non sono note le caratteristiche microstrutturali e chimiche, ma di ogni pannello è a disposizione la quantità di fibre in volume, necessaria per la normalizzazione dei dati. L'applicazione dei *tabs*, tutti in alluminio quando presenti, è

avvenuta singolarmente su ogni provino tramite colla. Successivamente i provini sono stati spianati per togliere il più possibile i residui di colla fuoriusciti.

Un provino è unicamente identificato da una sigla **DX-MY-Z** con:

- X=1,2 indica la prova eseguita;
- Y=1,2,3,4 indica il materiale di cui è fatto;
- Z=1,2... è un numero progressivo che indica il provino analizzato.

La differenza tra i provini D1 e D2 è la lunghezza nominale della *gage region*: 5 mm per la D1, 30 mm per la D2. Nel capitolo precedente si è detto che le prove D2 non richiedono i *tabs*, ma questo comporta l'*endcrushing*. Il loro utilizzo vuole rappresentare un tentativo di miglioramento del metodo *end-loading* sulla falsariga del CLC, ma non sempre è risultato vincente.

Riguardo la geometria, con riferimento alla fig. 2.10, la lunghezza totale nominale è 80 mm eccetto alcuni casi in cui è stata accorciata di alcuni millimetri (a tal proposito la normativa prevede in alternativa provini di lunghezza compresi tra 75-80 mm), [9]. E' una misura importante perché, nota la lunghezza dei supporti dell'*anti-buckling*, permette di sapere di quanto il provino sporge dalla *fixture*. Non tutte le dimensioni sono state misurate per tutti i provini perché, al fine dei risultati, alcune misure non si sono rese necessarie; complessivamente si è ottenuto che:

- la larghezza nominale di 12.5 mm nella *gage region* varia tra 12.4-12.7 mm;
- lo spessore della *gage region* varia tra 1.8-2.2 mm, in particolare per i provini M2 è risultata quasi sempre uguale al valore nominale di 2 mm;
- lo spessore della regione fornita di *tabs* varia tra 5.1-5.5 mm.

La larghezza della regione con i *tabs* non ha molto interesse, va comunque fatto notare che tale misura è molto incerta e affetta da errori dovuti in molti casi alla fuoriuscita di colla dai *tabs* durante la loro applicazione.



Fig. 3.1 – Provino per prove D2; i provini per le prove D1 sono gli stessi della fig. 2.10

Per i provini D1 e per quelli senza *tabs* D2, si riporta in figura 3.2 un estratto della normativa prEN 2850, che prevede due metodi per effettuare la prova di compressione: il metodo A è lo *shear-loading*, il B è l'*end-loading*, quello che è stato utilizzato, [10]. Si nota come le misurazioni sono in linea con tali standard. Particolare attenzione è posta sul parallelismo tra le facce di estremità dei provini.

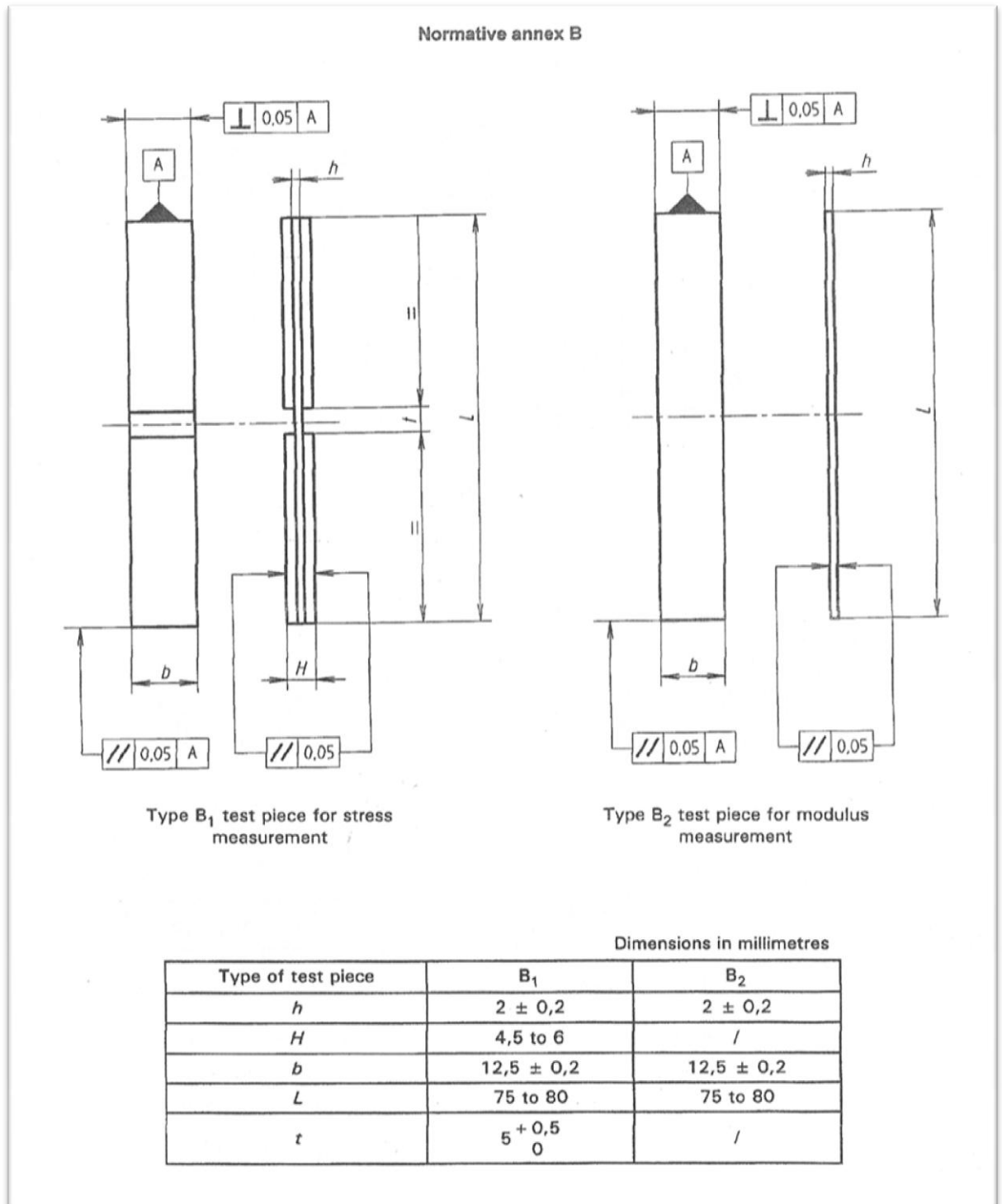


Fig. 3.2 – Geometria dei provini secondo la normativa prEN 2850, [10]

3.2 La strumentazione

L'attrezzatura per le prove di compressione è costituita da una serie di dispositivi in grado di supportare il provino e imprimervi un carico di intensità controllata fino a rottura. La velocità di attuazione è anch'essa controllata e può essere variata; opportune strumentazioni permettono la misurazione accurata di forze, spostamenti e deformazioni in gioco.

La normativa ASTM D695 illustra l'apparato necessario per effettuare una prova:

- **Macchina di prova:** una traversa, o un pistone attuatore, si muove a velocità costante grazie ad un dispositivo di controllo. La traversa (elemento mobile) si muove rispetto alla base (elemento fisso) per mezzo di un meccanismo di guida; indicatori di carico e di spostamento di tipo elettronico mostrano il carico complessivo applicato al provino e lo spostamento di quest'ultimo istante per istante, avvalendosi di trasduttori.
- **Estensometro:** strumento per il calcolo della distanza tra due punti fissi del provino in ogni istante della prova. E' preferibile che questa distanza venga registrata automaticamente in funzione del carico applicato.
- **Strumento di compressione:** elemento, collegato al pistone, che entra a diretto contatto col provino, al quale trasferisce il carico (sono i dischi di fig. 3.4, si veda in seguito);
- **Dispositivo di supporto:** è l'*anti-buckling* che viene vincolato alla macchina.
- **Micrometri:** per misurare il provino; sono previsti il micrometro di tipo meccanico, che è più preciso, e il calibro digitale, più comodo e versatile.



Fig. 3.3 – Postazione di lavoro del laboratorio del DIA

Per le misurazioni, a parte i primi provini testati, è stato utilizzato esclusivamente il calibro digitale.

3.2.1. La macchina di prova

Con riferimento alla fig. 3.3, la macchina sulla destra è una *Universal Testing Machine* (UTM), un macchinario in grado di eseguire prove di trazione, compressione e flessione con carichi statici o ciclici. E' di tipo servo-idraulico, ovvero una pompa idraulica è allacciata ad un circuito di alimentazione dal quale viene fatto fluire del fluido in pressione. Controllando la portata del fluido tramite una servovalvola, si applica la forza desiderata all'attuatore, collegato meccanicamente ad un afferraggio con viti di precisione, [11]. Un modo di classificare tali macchine è in base alla forza massima in grado di sviluppare: nella foto è rappresentata la macchina principalmente usata, da 25 kN; per le prime prove è stata utilizzata quella da 50 kN. Quest'ultima si è rivelata molto più "rumorosa", ovvero affetta da una vibrazione di fondo più elevata, come dimostra un confronto tra i grafici delle prove effettuate.

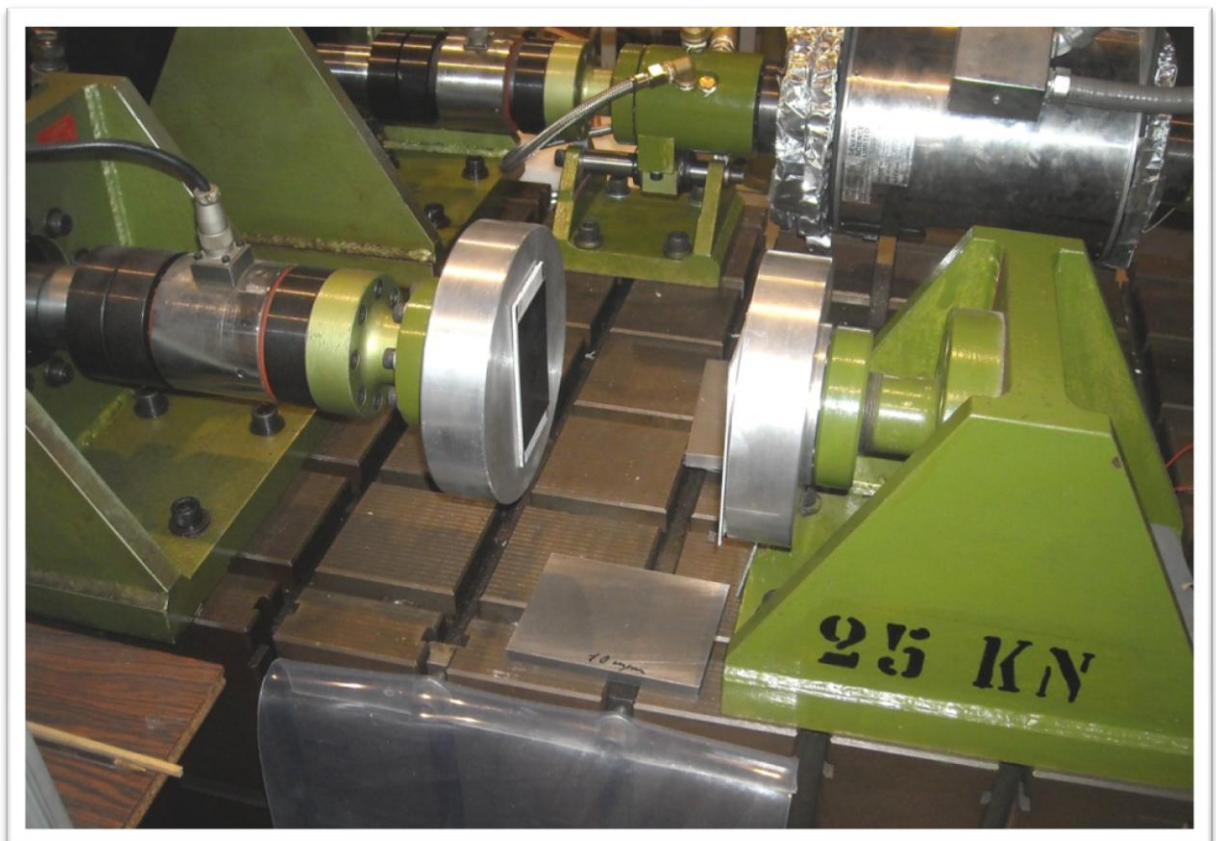


Fig. 3.4 – La macchina di prova da 25 kN del DIA

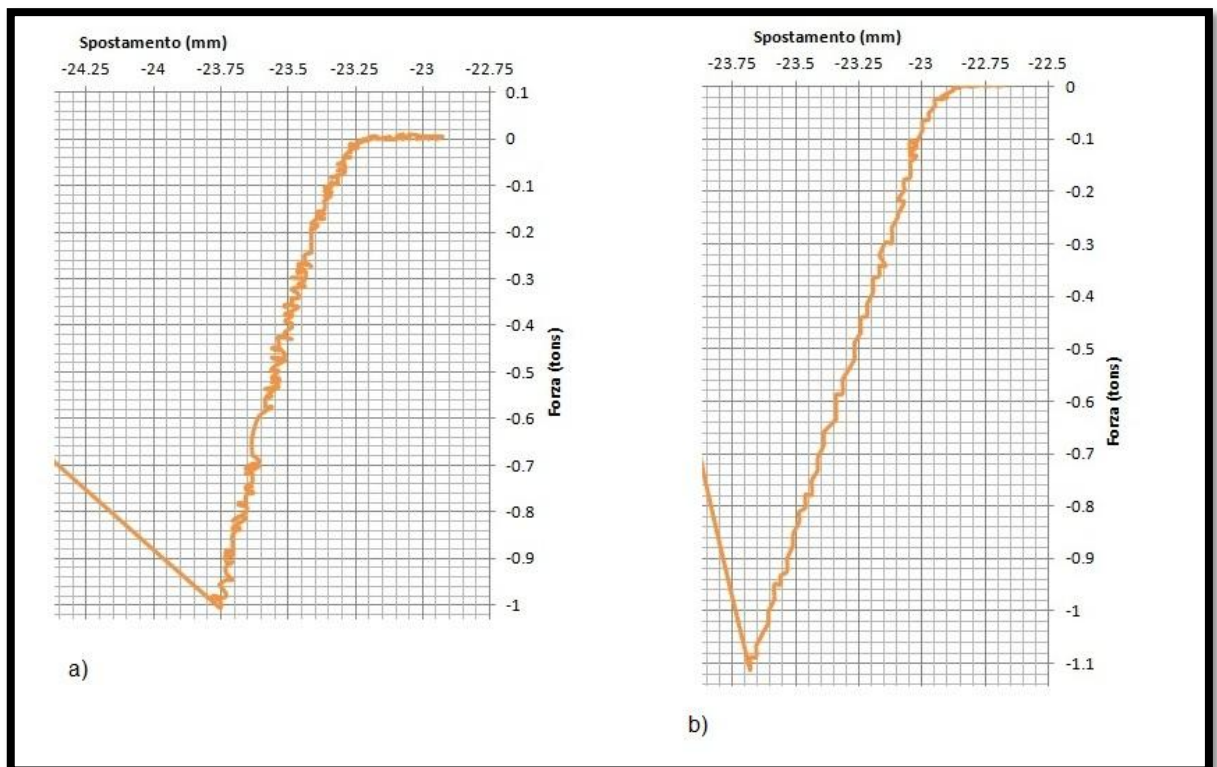


Fig. 3.5 – Effetto delle vibrazioni dell'attuatore sulle prove: a) macchina da 50 kN; b) macchina da 25 kN

Nella fig. 3.4 la macchina presenta in primo piano due dischi: il primo fa da strumento di compressione, il secondo da appoggio per il supporto base. Quasi tutte le prove sono state effettuate senza i dischi, con l'attuatore a diretto contatto col provino e la *fixture* vincolata direttamente all'altro afferraggio.

La misurazione della forza avviene tramite una cella di carico, un trasduttore che, per mezzo di un elemento elastico di alta precisione ed estensimetri ad esso vincolati, misura il carico attraverso la loro deformazione e lo converte in un segnale elettrico. Similmente lo spostamento dell'attuatore è misurato da un trasduttore LVDT (*Linear Variable Differential Transformer*) in cui vengono misurati dei segnali di tensione elettrica. Le più moderne celle di carico commettono un errore dello 0.03%, mentre gli LVDT arrivano ad un errore dello 0.25%. Tali errori sono influenzati anche dal montaggio del provino e degli afferraggi.

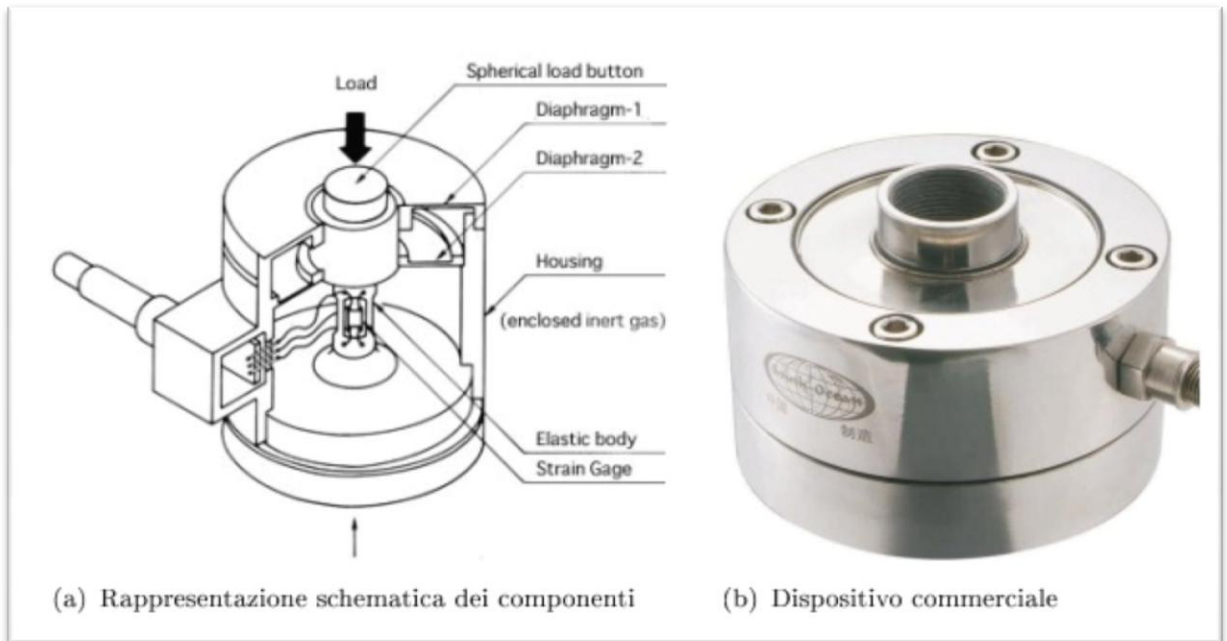


Fig. 3.6 – Esempio di cella di carico, [6]

Questi trasduttori sono collegati ad un componente elettronico, la *workstation*, che elabora numericamente tali segnali. Un buon componente elettronico permette di attutire gli errori dei trasduttori. Questo componente permette di comandare la macchina, dall'accensione tramite i comandi di bassa e alta potenza all'impostazione di carichi statici o ciclici tramite i comandi "Ampiezza" e "Frequenza". Nella fig. 3.7 si ponga l'attenzione in alto a destra: opportune manopole permettono di regolare forza e spostamento del pistone. I due segnali digitali sono delle tensioni elettriche espresse in mV:

- il numero in alto rappresenta la forza F impressa dal pistone al provino; per conoscerla nella corretta unità di misura la relazione è $1 \text{ mV} = 0,5 \text{ kgf} \approx 5 \text{ N}$ per la macchina da 25 kN;
- il numero in basso rappresenta lo spostamento S del pistone; $200 \text{ mV} = 1 \text{ mm}$.

Opportune viti di regolazione permettono di azzerare, quando necessario, tali segnali. Il pistone può muoversi entro un intervallo di 5 cm, ovvero 10000 mV. In teoria il pistone a fondo corsa dovrebbe occupare la posizione -5000 mV, ma poiché la macchina ha qualche imperfezione nella taratura, arriva a circa -5320 mV. È fondamentale sapere quando il pistone si trova a fondo corsa perché, se il provino è troppo distante, la prova si interrompe prima della rottura; inoltre far lavorare la macchina a fondo corsa è controproducente.



Fig. 3.7 – La workstation: in alto a destra i controlli in forza e spostamento. I due segnali sono di forza in alto e di spostamento in basso, espressi in mV

Si parla di controllo in spostamento (MCS) quando il moto del pistone segue una fissata legge del tempo. Come previsto dalla normativa ASTM D695, la prova deve avvenire alla velocità costante di $1,3 \pm 0,3$ mm/min; in questa attività sperimentale tutte le prove sono state condotte alla velocità di 1 mm/min, [10]. Altri tipi di controlli sono in forza e in deformazione.

Il controllore è un computer collegato alla *workstation* tramite cavi. Sfruttando un *software* dedicato, *LabVIEW® 6.1*, il computer funge sia da ingresso che da uscita della prova. In ingresso il programma crea una rampa in mV corrispondente all'intervallo ΔS entro il quale il pistone è in grado di muoversi; in uscita raccoglie i risultati in termini di F ed S del pistone ed elabora grafici S-t (spostamento-tempo) e F-t (forza-tempo). Il campionamento dei dati è discreto, di periodo 2,5 ms. L'avvento dei *software* ha automatizzato maggiormente le operazioni e migliorato l'interfaccia utente-macchina, da sempre la principale fonte di errori a causa della ripetitività delle prove, che è oggetto di distrazione per l'operatore.

3.2.2. Strumenti di misura per i provini

La misurazione dei provini è stata eseguita con un calibro digitale, uno strumento costituito da una parte fissa, il corpo, sul quale scorre un corsoio. Un indicatore elettronico digitale ne rileva lo spostamento, con una precisione di 0.01 mm. Sul corpo

è presente una scala millimetrata che, a dispositivo spento, permette di eseguire misure grossolane.



Fig. 3.8 – Calibro digitale

L'estensometro è un dispositivo elettro-meccanico in grado di misurare una deformazione globale del provino sotto carico (a differenza degli estensimetri che misurano la deformazione del tratto di provino sui quali sono applicati), quindi è impiegato solo per le prove D2. Il montaggio è effettuato attorno all'*anti-buckling* in modo tale da poter estrarre e inserire i provini senza che l'estensometro venga smontato. Con riferimento alla figura 3.9, gli elementi fondamentali sono i quattro coltelli o lame: le due in primo piano sono rese mobili quando le levette rosse sono aperte, le altre due in ombra sono fisse. Le lame fisse sono solidali al provino, quelle mobili ne permettono lo scorrimento. Alle lame mobili sono collegati due componenti elettrici in cui un circuito e alcuni estensimetri misurano, nel caso della compressione, l'accorciamento del provino e inviano un segnale in mV al trasduttore LVDT al quale sono collegati. L'LVDT provvede a convertire il segnale in mm. Opportune molle regolate da dadi garantiscono il minimo di elasticità per poter posizionare l'estensometro sul provino. E' fondamentale che le lame non tocchino il provino nelle parti munite di *tabs*. A tal fine le due coppie di lame hanno una distanza standard inferiore alla *gage region*, ovvero di 1 pollice (25,4 mm). Solo qualche provino è stato analizzato con una distanza differente.



Fig. 3.9 – Estensometro e relativo trasduttore LVDT

3.2.3. LabVIEW® 6.1

LabVIEW® 6.1 è un programma sviluppato dalla *National Instruments* per l'analisi e l'acquisizione di dati, il controllo di processi e tutto ciò che riguarda l'automazione industriale. L'interfaccia di tale programma sul monitor del computer per le prove D2 è rappresentata nella fig. 3.10. Nelle prove D1 si usa una versione senza la voce "Estensometro". I principali comandi di ingresso sono:

- **Macchina di prova:** seleziona la macchina che si usa per effettuare la prova, espressa in tonnellate (1 tons=10 kN);
- **Costante di wait per ciclo:** è il tempo in cui si percorre uno scalino della rampa; più tale valore è piccolo, maggiore è la velocità del pistone.
- **Valore finale (in V.):** è l'ampiezza della rampa, ovvero il ΔS nel quale il pistone si muove dal suo punto di partenza. Ad esempio, se questo valore fosse 1 V il pistone si muoverebbe di 5 mm dalla posizione di partenza.
- **Step (in V.):** è impostato sul valore minimo, 0.0025 V, e rappresenta l'ampiezza del singolo scalino della rampa.

- **Numero di gradini:** è calcolato automaticamente sapendo che il convertitore elettronico è un DAC (*Digital to Analog Converter*) a 12 bit e rappresenta il numero degli scalini della “rampa”.
- **Avvio/Stop:** dà/vieta la possibilità di avviare una prova.

Quando il LED di quest’ultimo comando è verde, si può avviare la prova cliccando sulla freccetta (comando **Run**) in alto a sinistra e seguendo le successive istruzioni. In uscita otteniamo istante per istante (e con qualche secondo di ritardo dovuto all’elettronica) i valori e i grafici di forza e spostamento del pistone nel tempo, e il valore dell’accorciamento del provino. Quando si stoppa la prova, il file di testo generato viene automaticamente salvato in una cartella specifica.

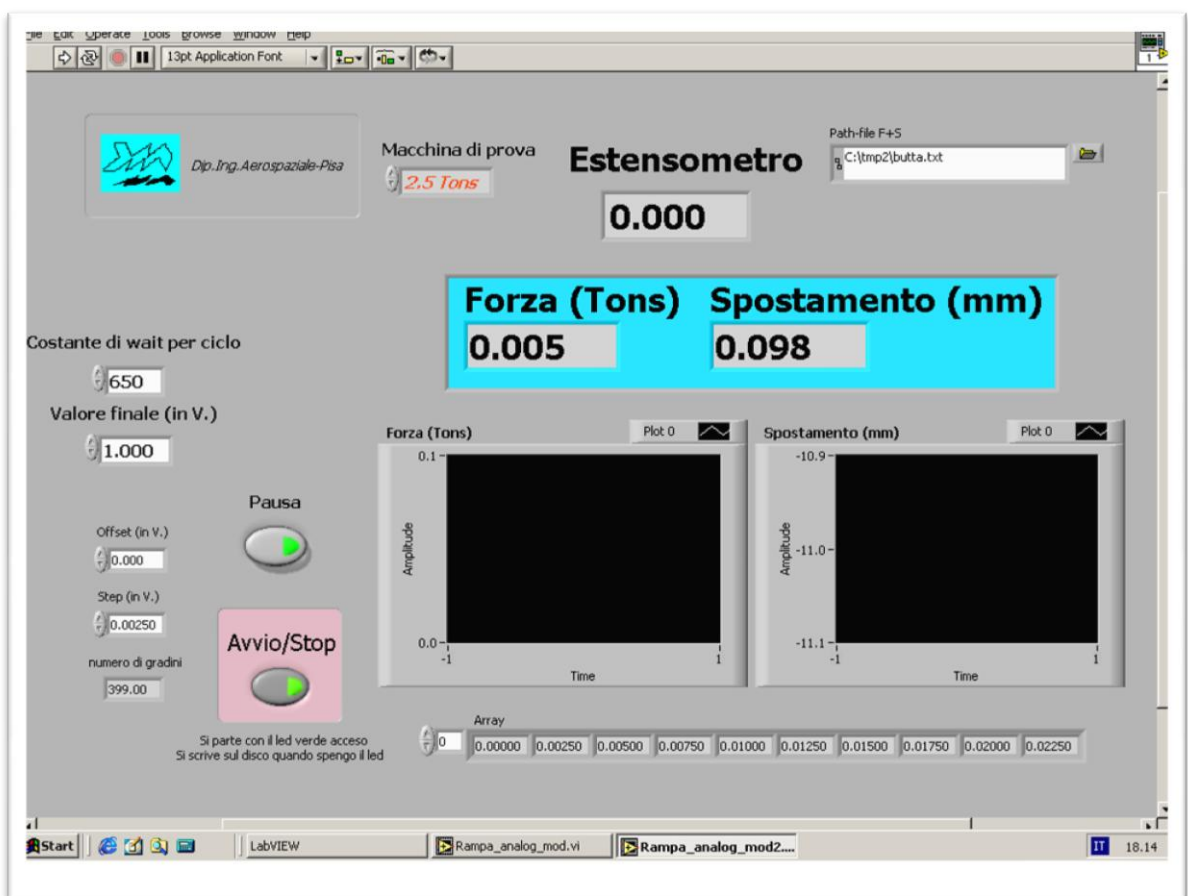


Fig. 3.10 – Interfaccia di LabVIEW® 6.1 per le prove D2

4. ESECUZIONE DELLE PROVE ED ELABORAZIONE DEI DATI

L'esecuzione delle prove è la parte pratica dell'attività sperimentale svolta. Essa consta di una serie di procedure da seguire e di accorgimenti da utilizzare al fine di ottenere un risultato veritiero e il più possibile esente da errori. In questo capitolo si illustrano le più interessanti prove svolte, gli inconvenienti incontrati e i metodi applicati per cercare di risolverli. Infine, si presentano i metodi di elaborazione dei dati previsti dalla normativa prEN 2850 e la loro analisi statistica. I grafici mostrati e i dati ottenuti sono stati elaborati tramite l'utilizzo del programma *Microsoft® Excel*.

4.1 Setup dell'apparato sperimentale e preparazione della prova

Prima di mettere mano ai provini, è necessario predisporre l'apparato sperimentale in dotazione. Come descritto nel capitolo precedente, il macchinario di base è una macchina servo-idraulica collegata ad una *workstation* che preleva segnali di forza e spostamento del pistone rispettivamente da una cella di carico e da un trasduttore. I principali passi da compiere, fatte alcune eccezioni, sono i seguenti:

1. si dà pressione alla macchina, azionando un'opportuna leva;
2. si controlla che tutti i cavi di collegamento siano scollegati;
3. sulla *workstation* si premono, nell'ordine, i pulsanti di "Bassa potenza" e "Alta potenza" per portare al valore di pressione corretto il fluido nel circuito di alimentazione;
4. si accende il computer e si apre il programma *LabVIEW® 6.1*;
5. si collegano i cavi per la conversione dei segnali statici di forza e spostamento dalla *workstation* al computer; nella prova D2 si collega e si accende l'LVDT dell'estensometro;
6. sulla schermata del programma (fig. 3.10) si seleziona la macchina utilizzata, si inseriscono i valori indicati nella figura stessa e si controlla che il LED del comando "Avvio/Stop" sia verde;
7. una volta bloccato l'*anti-buckling* con il provino sulla macchina (la procedura di installazione del provino è descritto nel seguito), si collega il cavo del controllo MCS dalla *workstation* al computer: il programma è ora in grado di rilevare il segnale dinamico.

Per una migliore riuscita della prova, è bene che la leva della pressione sia azionata alcuni minuti prima affinché il fluido idraulico raggiunga le condizioni di regime nel circuito di alimentazione, e che si effettui qualche prova "a vuoto", ovvero si faccia partire la prova senza che provino e supporti siano montati. Dall'analisi di alcune prove

a vuoto successive si deduce che, nella prima prova, la macchina registra più spostamenti “a scatti” rispetto alle altre, a conferma del fatto che la macchina deve “scaldarsi” per funzionare al meglio.

Un primo problema è quello di stabilire la corretta costante di *wait* (indicata in seguito con C) per far sì che il pistone si muova alla velocità di 1 mm/min. La prima prova è stata effettuata sul provino **D1-M1-1** con C=500 ms, valore di default della macchina, ed ha fornito un risultato soddisfacente. La successiva prova a vuoto condotta con la C suddetta ha però mostrato che la velocità del pistone era superiore a quella fissata.

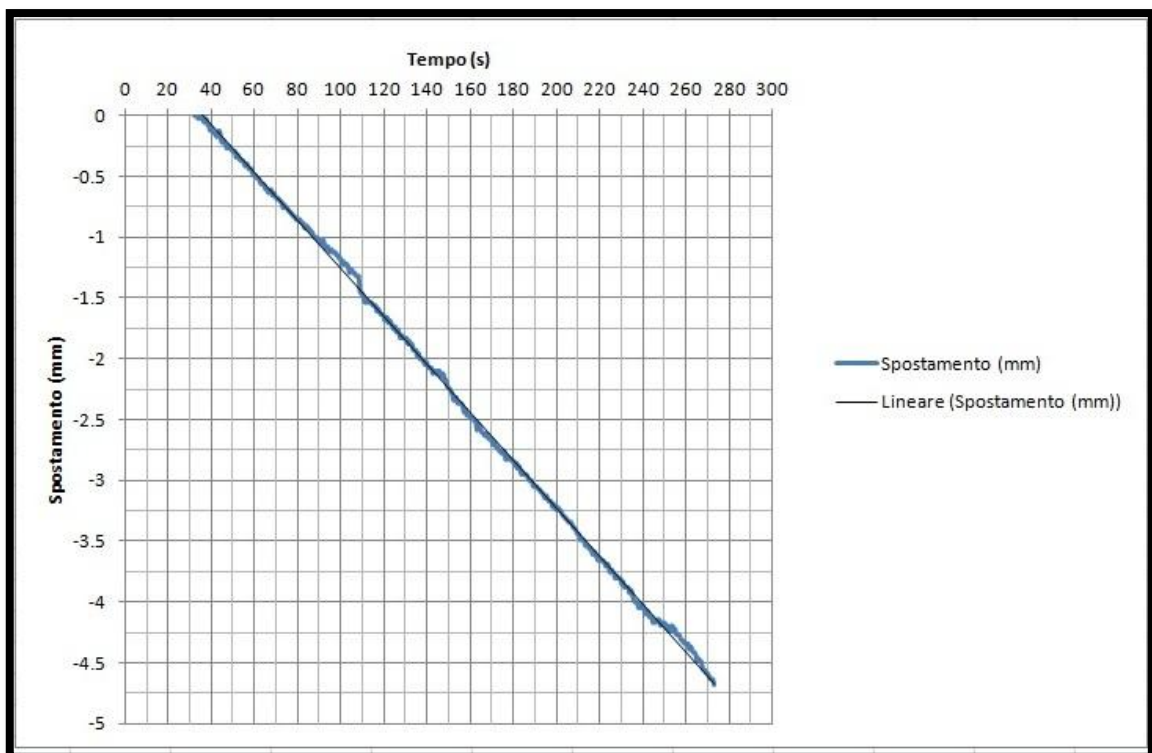


Fig. 4.1 – Curva S-t per prova a vuoto con C=500 ms

Volendo stimare la velocità media durante la prova, per uno spostamento complessivo di circa 5 mm si ottiene:

$$v_m = \frac{S(fin) - S(in)}{t(fin) - t(in)} \approx \frac{(4.687 - 0) \text{ mm}}{(273.305 - 32.417) \text{ s}} = \frac{4.687 \text{ mm}}{240,888 \text{ s}} \approx \frac{4.687 \text{ mm}}{4.019 \text{ min}} \approx 1.21 \frac{\text{mm}}{\text{min}}$$

Il valore teorico corretto di C, note le caratteristiche del DAC e usando l'approssimazione nota in ambito elettronico $2^{12} \approx 10^3$, è 750 ms, ma questa volta la prova risulta troppo lenta e la velocità va al di fuori dell'intervallo di accettabilità. Ciò è dovuto soprattutto ai ritardi delle linee di trasmissione tra *workstation* e computer piuttosto che all'approssimazione fatta. Procedendo per tentativi, si ottiene C=650 ms come miglior valore.

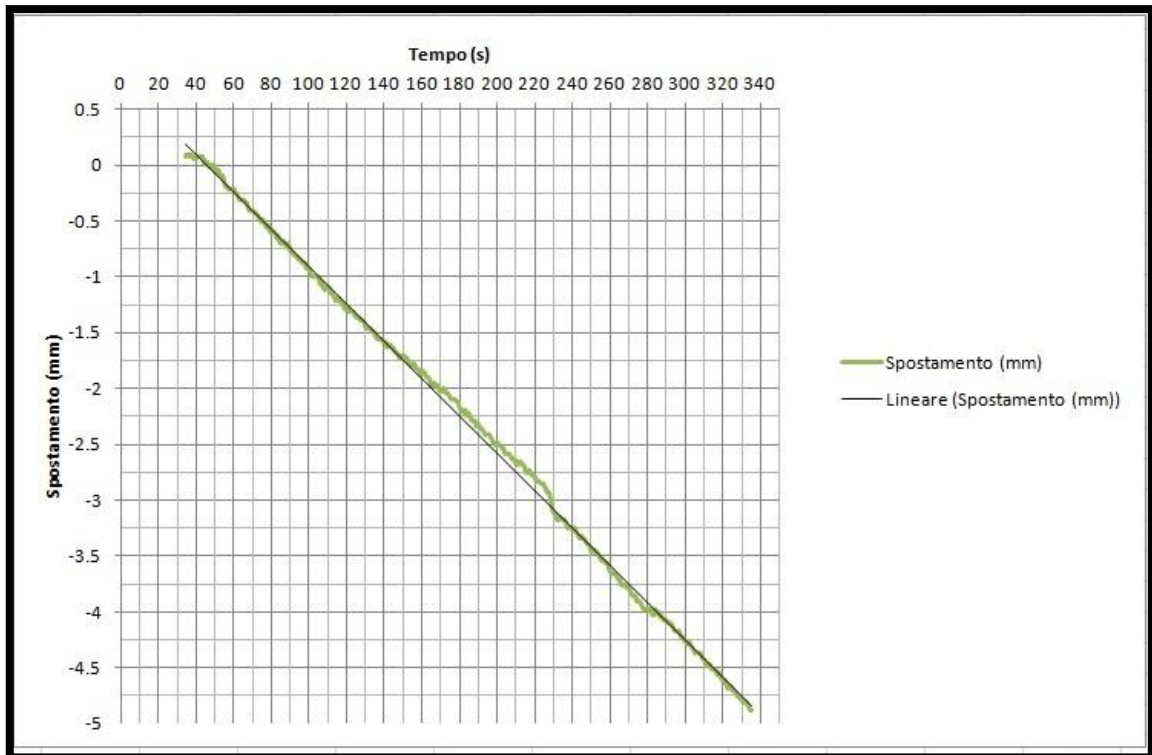


Fig. 4.2 - Curva S-t per prova a vuoto con C=650 ms

Infatti, ripetendo lo stesso calcolo si ottiene:

$$v_m = \frac{S(fin) - S(in)}{t(fin) - t(in)} \approx \frac{(4.883 - (-0.073)) \text{ mm}}{(335.487 - 34.652) \text{ s}} = \frac{4.956 \text{ mm}}{300,835 \text{ s}} \approx \frac{4.956 \text{ mm}}{5.014 \text{ min}} \approx 1 \frac{\text{mm}}{\text{min}}$$

Un altro problema che si è verificato, seppur raramente, riguarda lo spostamento impulsivo del pistone. Un esempio è la prova sul provino **D1-M2-4**: il pistone rimane fermo nei primi istanti della prova, per poi partire quasi istantaneamente e raggiungere il valore di spostamento che avrebbe dovuto avere se si fosse mosso a velocità costante, “recuperando” quanto perso e procedendo successivamente alla velocità stabilita inizialmente. La spiegazione più plausibile è un iniziale malfunzionamento della macchina: una probabile caduta di pressione iniziale o un’errata trasmissione del segnale nella servovalvola. Poiché il pistone non era ancora a contatto con il provino, la prova non ne ha risentito.

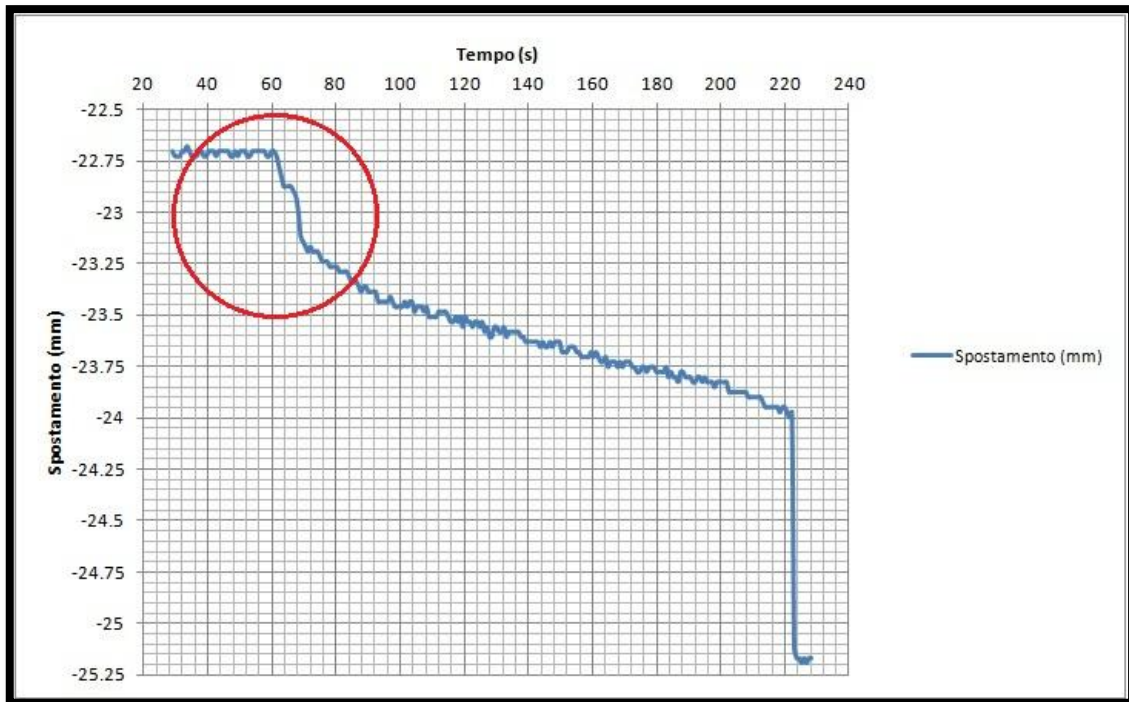


Fig. 4.3 – Spostamento impulsivo del pistone

Riguardo l'ampiezza della rampa, il valore 1 V garantisce uno spostamento di 5 mm, di gran lunga sufficiente a portare a rottura il provino (che sporge di massimo 3 mm dalla *fixture*) a patto che il pistone si trovi adiacente al provino nella posizione iniziale.

4.2 Esecuzione prove D1

La procedura per l'esecuzione delle prove D1, in accordo con le normative, è la seguente:

1. si misurano lo spessore h e la larghezza b del provino nella *gage region* (fig. 3.2) e si registra il minimo di tali valori;
2. si controlla l'*anti-buckling*, rimuovendo eventuali residui di prove precedenti e verificando che le strisce di *Teflon®*, che minimizzano l'attrito tra provino e *fixture*, siano ben aderenti alle superfici dei due supporti;
3. si inserisce accuratamente il provino tra i supporti fisso e mobile, facendo attenzione ad allineare l'asse longitudinale con quello dei supporti affinché il provino sporga lateralmente in misura eguale da ambedue i lati e assicurandosi che un'estremità sia a contatto con l'insero di fondo e l'altra sia parallela alla sezione trasversale del pistone;
4. si inseriscono le rosette e le viti e si stringono "*finger tight*", ovvero manualmente fino a quando raggiungono una posizione oltre la quale è necessario "sforzarsi" per stringere ulteriormente, [9]. Le viti risultano così

“appoggiate”. In maniera equivalente, si può dare una coppia di serraggio di intensità pari a 0.5 Nm, [10];

5. si vincola l'*anti-buckling* alla macchina e si avvicina il pistone all'estremità sporgente del provino fino a sfiorarlo (il valore della forza, che deve rimanere di 0 mV, è controllato sulla *workstation*); la prova è ora pronta per essere avviata;
6. dopo aver collegato il cavo del segnale dinamico, si clicca su **Run** e appare una finestra di dialogo: bisogna prima assicurarsi che il regolatore del dinamico (fig. 3.7, la manopola in alto a destra) sia chiuso e poi aprirlo completamente. Cliccando sulla finestra di dialogo, la prova inizia;
7. dopo la rottura del provino, si arresta la prova tramite il programma, si chiude il regolatore dinamico e si salva il file di testo generato.

A questo punto si può estrarre il provino e si possono fare valutazioni qualitative dall'analisi della tipologia di rottura e quantitative dal grafico F-S.

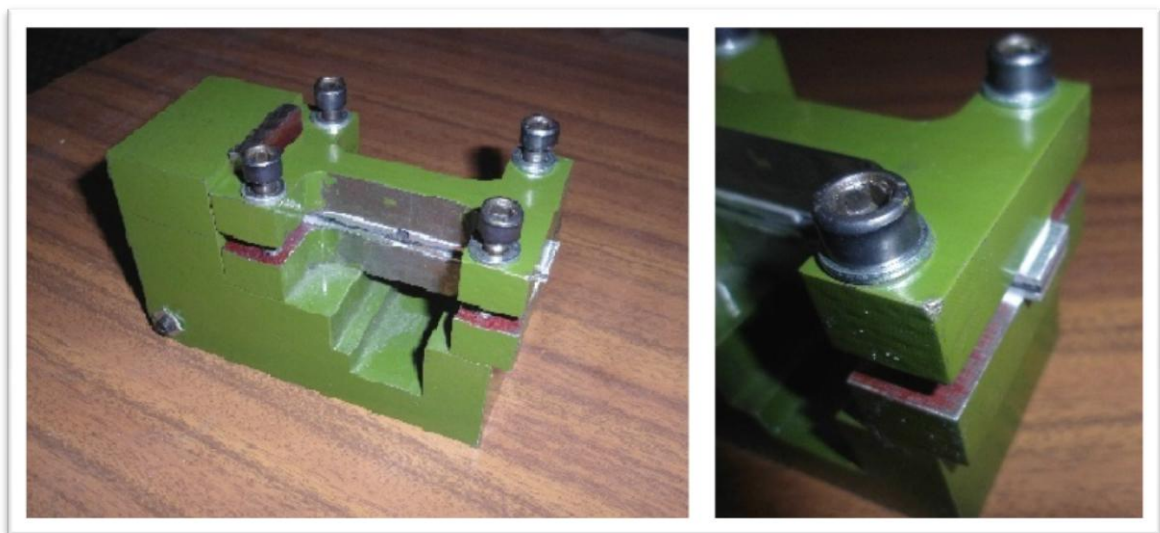


Fig. 4.4 – Montaggio del provino nell'*anti-buckling*

La procedura suddetta non sempre è stata seguita alla lettera, a causa di inconvenienti incontrati durante la sperimentazione. Il primo di questi è l'inesperienza, che ha condotto a casi come il **D1-M2-1**, che è stato rotto manualmente per aver accidentalmente forzato il pistone contro il provino già in posizione. E' richiesta molta sensibilità durante l'uso dei comandi di spostamento statico perché basta qualche millimetro in più per danneggiare o rompere il provino, a conferma del fatto che una rampa di 5 mm è più che sufficiente per portare a termine una prova.

Durante la campagna, i provini M1 ed M2 non hanno dato particolari problemi di instabilità, mentre è stato alquanto ostico estrapolare dei risultati validi dagli M3 e M4: i primi sei di questi ultimi si sono tutti rotti alle estremità, nonostante varie soluzioni

adottate. Un caso tipico è quello del **D1-M1-3** in cui si è verificato anche lo scollamento del *tab* dal lato dell'inserto. Le tre ipotesi più accreditate sulle cause sono state la presenza di attrito tra provino e supporti, un errato incollaggio del *tab* o il fatto che la resistenza della colla sia stata vinta dalle forze di taglio indotte dalle differenti deformazioni di provino e *tab*, di materiali differenti. Stessa situazione per il **D1-M4-1** per il quale si è notato che le due viti all'estremità rottasi erano molto più difficili da svitare, a testimoniare il "rigonfiamento" subito dal provino all'estremità.



Fig. 4.5 – Scollamento dei tabs; è evidenziato il “rigonfiamento” del provino all'estremità

Il grafico tipico di una rottura per instabilità è quello del **D1-M3-8** che è rappresentativo di tutti i provini che hanno subito rottura di estremità: il carico raggiunge un picco, il provino emette dei leggeri scricchiolii, ma non si rompe del tutto, quindi la forza impressa dal pistone diminuisce; subito dopo il carico torna a salire e la prova già può considerarsi conclusa negativamente (al più si può valutare il risultato del carico di primo picco a campagna conclusa). Solitamente si usa arrestare la prova dopo due o tre scricchiolii se la diminuzione di carico non è significativa, cosa che può essere valutata istantaneamente dai valori letti sulla *workstation*.

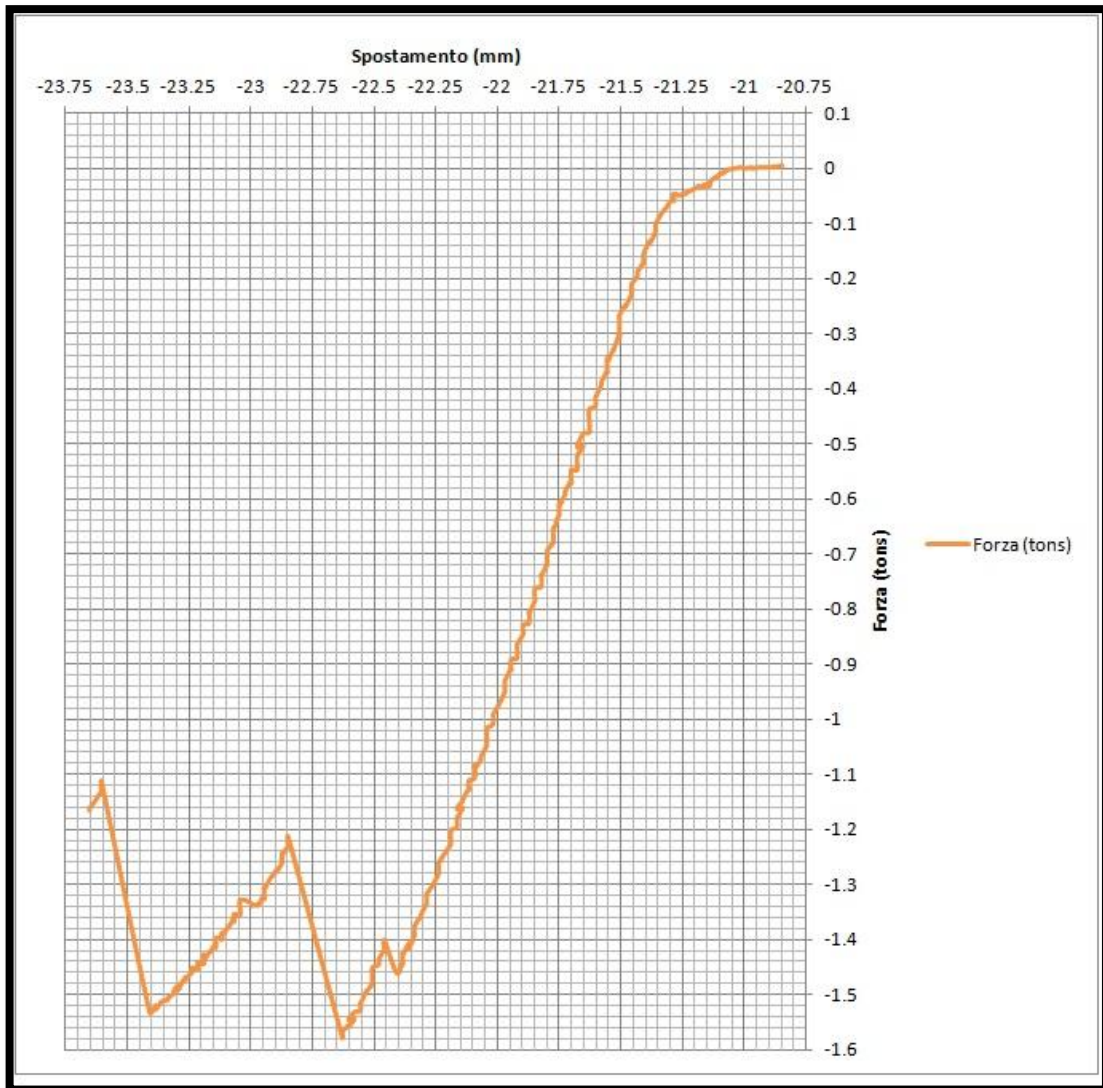


Fig. 4.6 – Tipico grafico F-S di un provino rottosi per instabilità

La necessità di apportare accorgimenti è emersa dopo l'esecuzione della prova del **D1-M3-4**: la prova è stata interrotta perché il provino ha raggiunto un picco di carico senza neanche rompersi, ma accorciandosi a vista d'occhio senza far rumore.

Il primo rimedio adottato è stato togliere le strisce di *Teflon*® dai supporti e ungere l'interfaccia *tabs*-supporti con del grasso. Il *Teflon*® è un ottimo anti-aderente e uno dei materiali a più basso coefficiente di attrito, ma è un solido e infatti sono stati rilevati dei graffi in alcuni tratti dovuti all'attrito sviluppatosi nel contatto con i *tabs*. Il grasso si presenta come liquido viscoso e, se utilizzato nelle dovute quantità, riduce drasticamente l'attrito tra le parti e al contempo fa da cuscinetto nel contatto tra *tabs* e supporti. La successiva prova non ha mostrato miglioramenti, quindi l'ipotesi sull'attrito è stata abbandonata.

Il secondo rimedio si basa sull'ipotesi che il provino possa sporgere troppo dalla *fixture* e che quindi l'instabilità possa avvenire già nella regione sporgente e non

necessariamente in quella libera. Il provino è allora stato accorciato di 1 mm ad ogni estremità e, siccome la prova seguente sul **D1-M1-6** ha avuto successo, il problema si è ritenuto risolto. Al fine di ottimizzare la prova si sono utilizzate le seguenti accortezze:

- si spalma il grasso sui *tabs* oltre che sui supporti;
- anziché accorciare tutti i provini, si usa un inserto di minor spessore (si veda la fig. 4.7);
- si stringono le viti dei supporti in modo tale da lasciare al provino un minimo di movimento nella sua sede, per evitare che il carico di compressione imposto possa essere scaricato lateralmente, innalzando i valori finali;
- si precarica il provino con una forza di 1.5-2 kN allo scopo di stabilizzarlo, poi lo si scarica e si fa partire la prova normalmente.

In realtà il rimedio proposto non ha avuto successo per gli M3 ed M4. Il provino **D1-M3-6** è da considerarsi disastroso dal punto di vista dell'esecuzione: al raggiungimento di forze superiori ai 20 kN, di gran lunga superiori rispetto alla media, si è notato che il provino non sporgeva più dai supporti e che il pistone era a diretto contatto con l'*anti-buckling*, con il serio rischio di provocare danni ai componenti. Nessuna grave conseguenza si è verificata sia per la breve durata del contatto che per il fatto che 20 kN sono un valore di carico piuttosto insignificante se applicato ad un componente in acciaio. La prova ha però fornito uno spunto per determinare uno spostamento "critico" del pistone, $S_{cr} = -5050$ mV, ovvero il valore massimo che può essere letto sulla *workstation* senza che il pistone entri in contatto con la *fixture* e al raggiungimento del quale la prova va immediatamente interrotta.

Nella prova suddetta, l'*endcrushing* si è verificato all'estremità a contatto con l'inserto. Come emerge dalla successiva figura 4.7, nella *fixture* utilizzata l'inserto è a contatto con il supporto mobile solo lateralmente, quindi esiste un piccolo tratto di provino che rimane "scoperto" sulle superfici superiore ed inferiore, attraverso le quali la forza di compressione può essere scaricata.

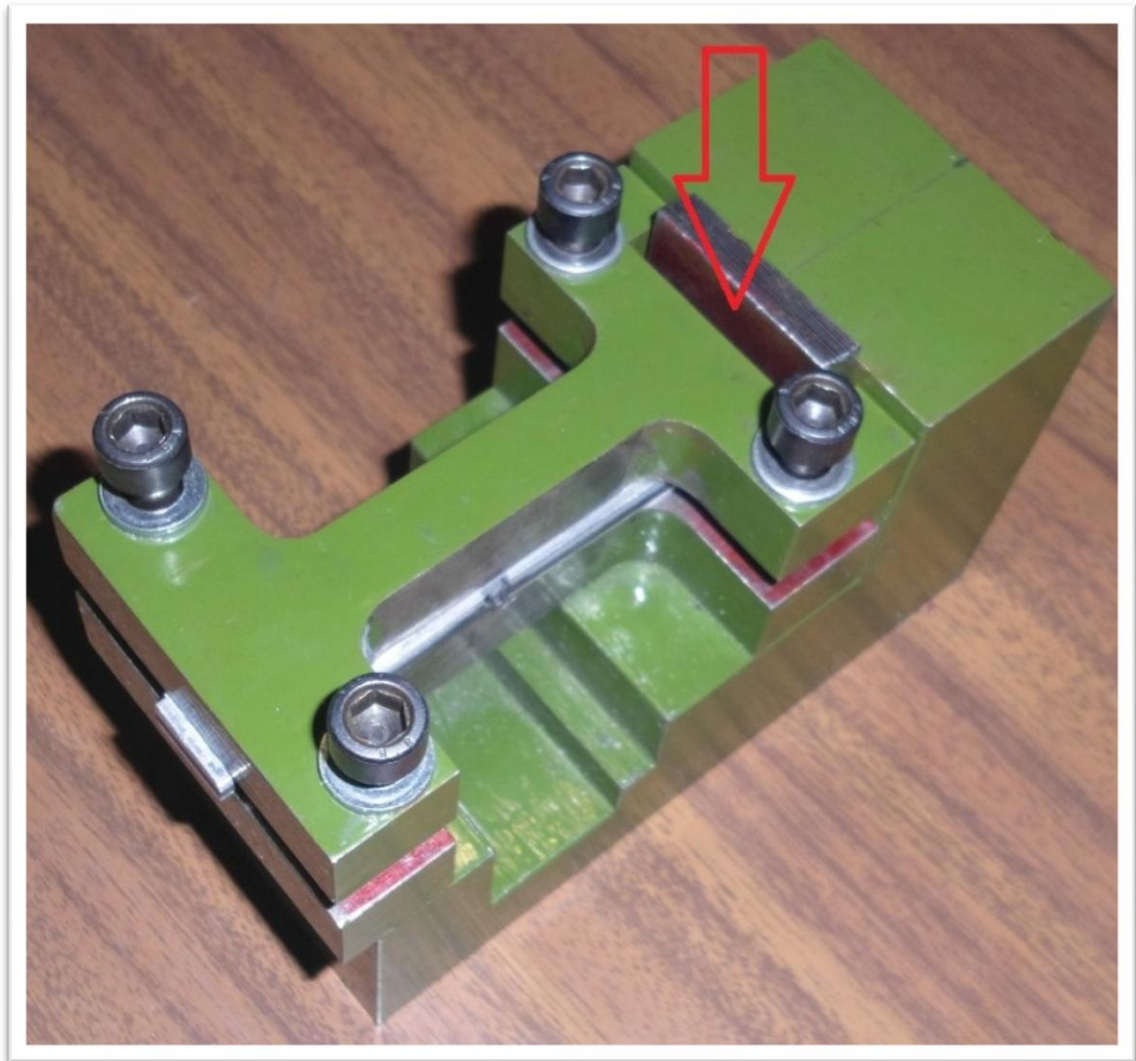


Fig. 4.7 – Luce tra inserto e supporto mobile: la freccia indica la superficie “scoperta” del provino

Al fine di evitare ciò, la soluzione più economica e banale è quella di provvedere il provino di due piastrine in alluminio, dello spessore di 2-3 mm, tra *tabs* e supporti. Le piastrine rivestono il provino in tutta la sua lunghezza eccetto la parte sporgente (si veda la fig. 4.8). Anche questo accorgimento si è rivelato inutile e il **D1-M4-4** è risultato inaccettabile.

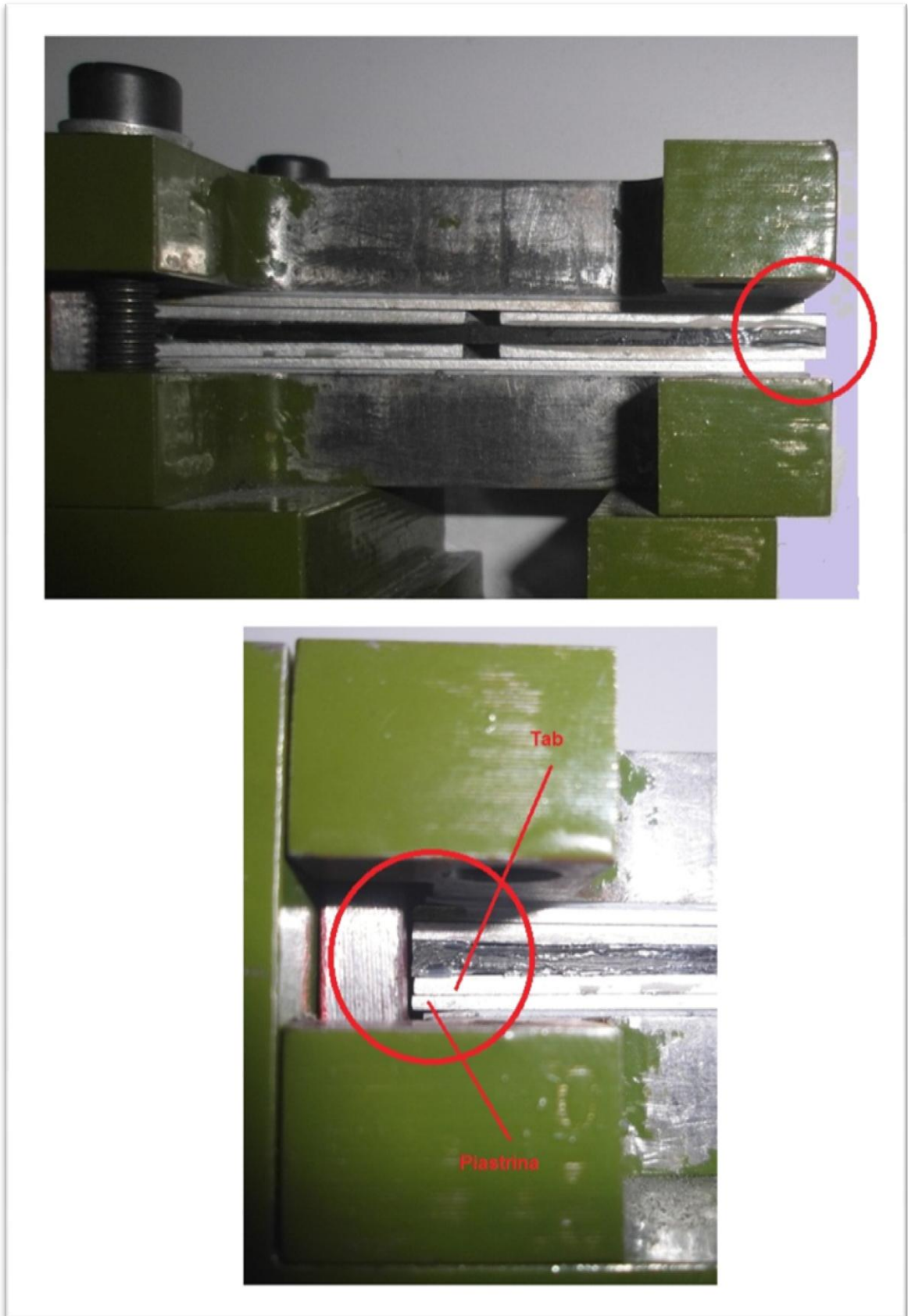


Fig. 4.8 – Rottura del provino D1-M4-4; in evidenza piastrine e tabs alle estremità

Le notevoli difficoltà che presenta la realizzazione delle prove sugli M3 e M4 hanno portato ad una riflessione di tipo qualitativo: questi due materiali, a differenza degli M1 e M2, oppongono una resistenza tale da richiedere la preparazione di un dispositivo *anti-buckling* “ad hoc” per portarli ad una rottura accettabile. Infatti i risultati confermano che M3 e M4 sono più resistenti di M1 e M2.

Ulteriori modifiche alla geometria dei provini sono state eseguite senza però aver successo. Tra queste le principali sono:

- un ulteriore accorciamento del provino fino ad una lunghezza nominale di 77.5 mm, con l'eliminazione delle piastrine suddette e l'utilizzo di un inserto più spesso che non lasci luce; si è rivalutato anche lo spostamento critico del pistone;
- lo svasamento degli spigoli corti alle estremità dei provini, al fine di farli rientrare nei *tabs* ed evitare il contatto diretto con pistone ed inserto (si veda la fig. 4.9). A tal proposito si fa notare che la trasmissione del carico al provino avviene esclusivamente per forze di taglio dei *tabs* e non direttamente per compressione, quindi è improprio parlare in questo caso di *end-loading method*.

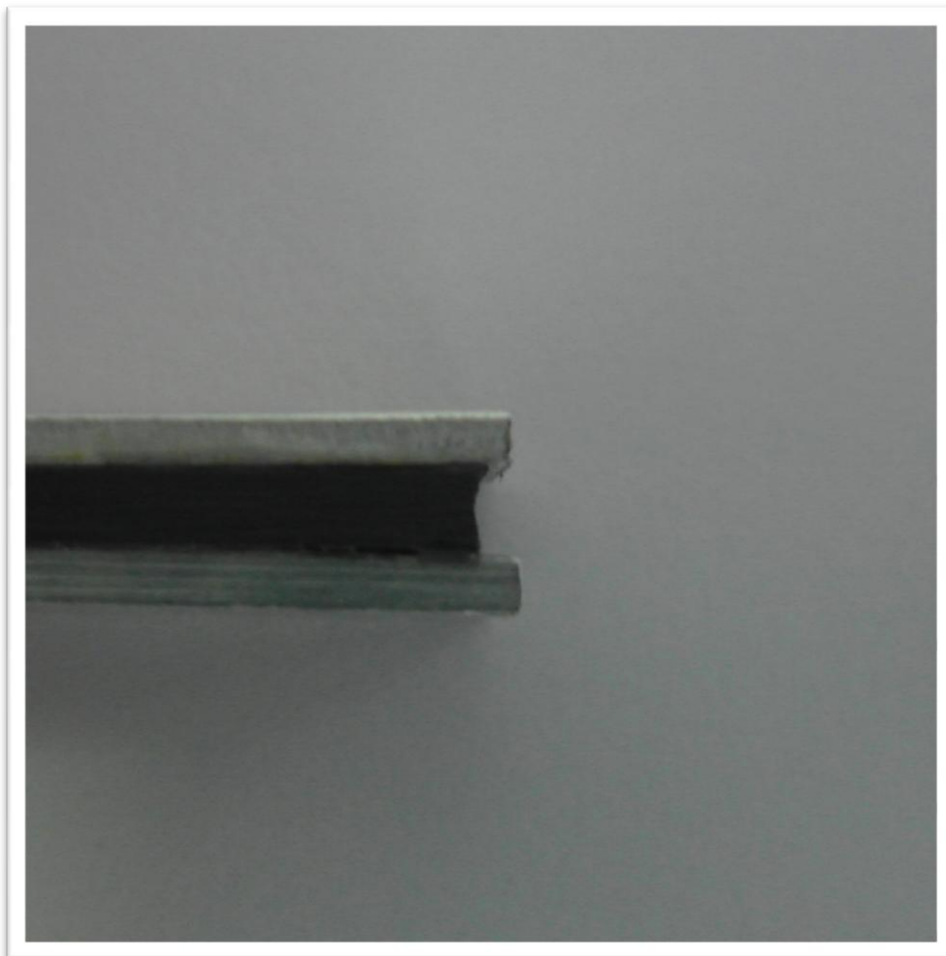


Fig. 4.9 – Estremità di un provino svasato

Di interesse è solo la prova **D1-M4-2**: i *tabs* si sono scollati e il provino si è rotto come nella seconda immagine da sinistra della figura 2.5; la rottura non ha interessato tutta la sezione, quindi è possibile che sia dovuta ad un non ottimale svasamento o ad un non omogeneo incollaggio del *tab*.

Una soluzione alternativa consiste nel lasciare invariata la geometria del provino e agire sulla strumentazione, provvedendo il provino di dispositivi esterni in grado di minimizzare il rischio di *buckling*. In un caso il provino è dotato di due supporti in acciaio alle estremità (si veda la fig. 4.10), ognuno dei quali è ancorato ai *tabs* tramite viti a testa svasata con intaglio a croce ben strette a mano. Nel montaggio bisogna avere l'accortezza di allineare i supporti alle estremità del provino. I supporti sono leggermente più corti dei *tabs* affinché non interagiscano con la *gage region*. A supporti montati, lo spessore finale del provino è più che raddoppiato, quindi si è adeguata la *fixture* sostituendo le viti di afferraggio con altre più lunghe.

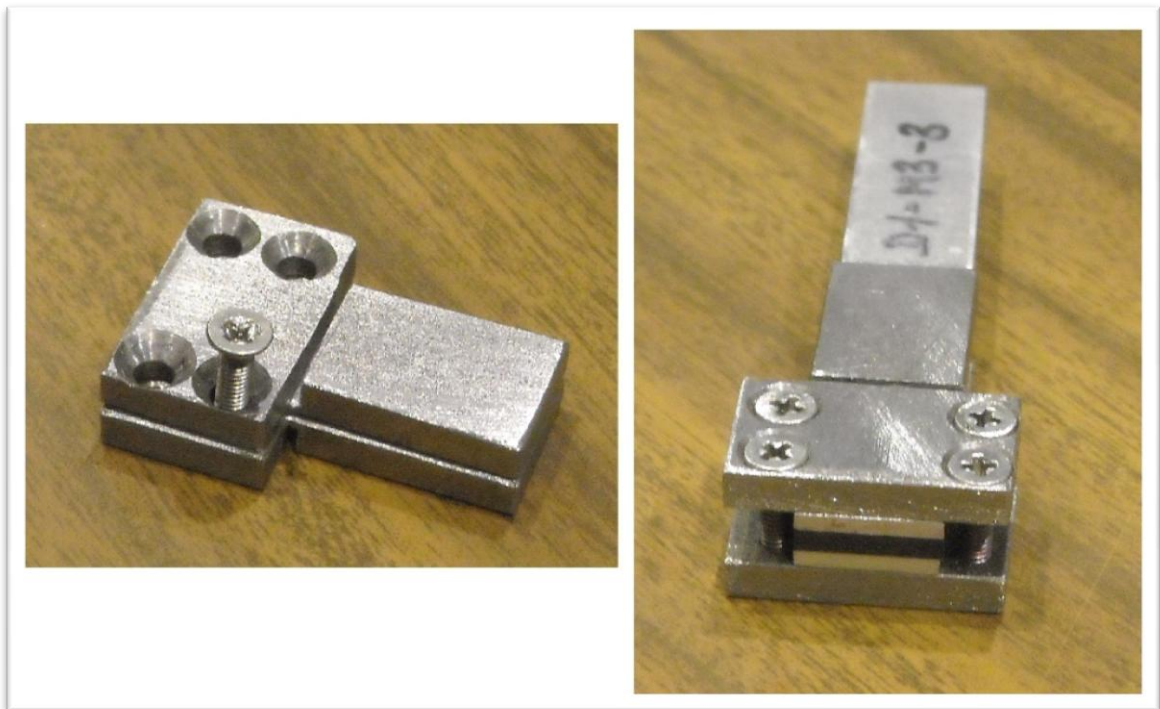


Fig. 4.10 – Supporti in acciaio con viti a testa svasata con intaglio a croce

Con questo montaggio è stata effettuata la prova **D1-M4-5** che ha mostrato ancora problemi di instabilità laterale, testimoniati dallo scollamento di tutti i *tabs* e da una rottura “a zig-zag”, con spezzate inclinate a 45° circa, che parte dall'estremità a contatto col pistone e converge verso la *gage region*, ma si arresta con la frattura del provino.

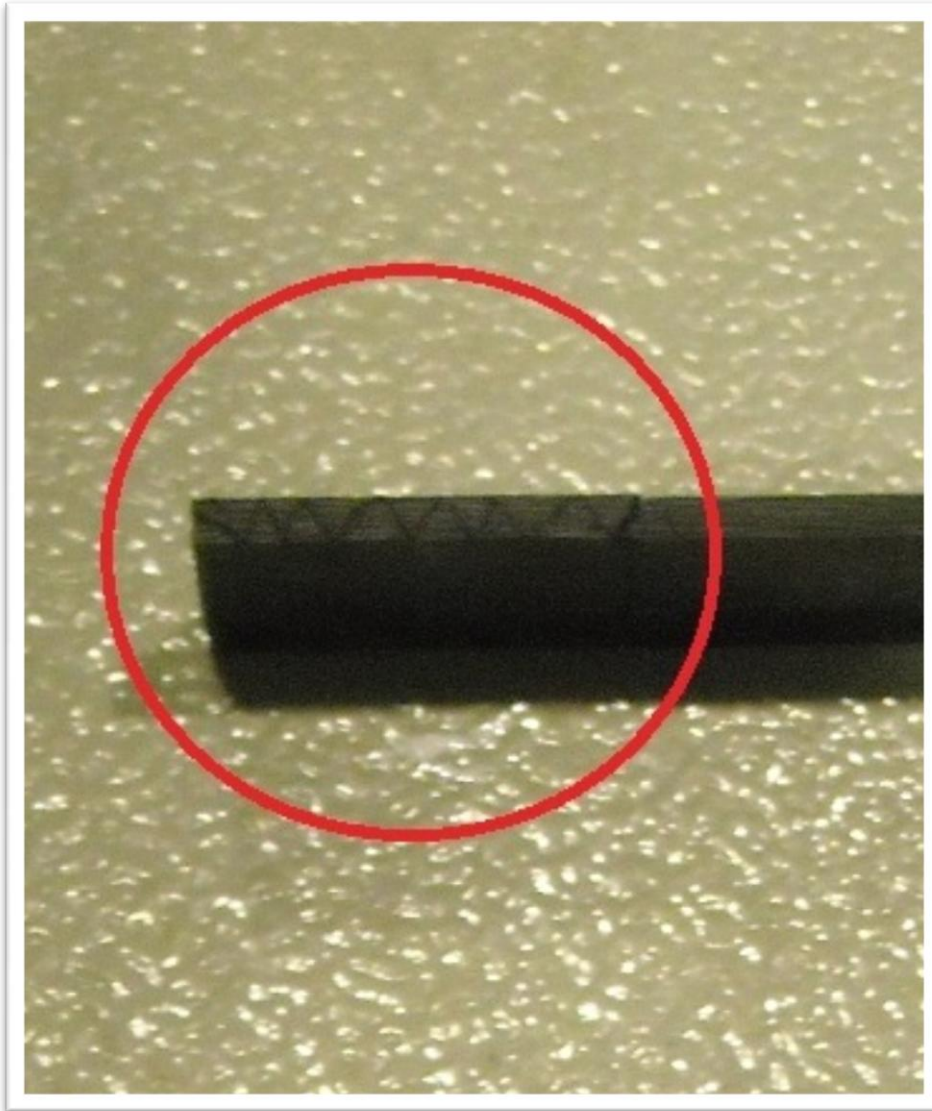


Fig. 4.11 – Rottura “a zig-zag” per instabilità laterale

La soluzione definitiva è rappresentata dalle piastrine in alluminio di figura 4.12. I provini sono forniti con una lunghezza standard di 80 mm e senza *tabs*, sostituiti completamente dalle piastrine. Il serraggio attorno al provino avviene inizialmente tramite viti a testa circolare con intaglio a croce, ma poi sono state sostituite con quelle a testa circolare con incavo esagonale per poter utilizzare una chiave dinamometrica. Anche qui è necessario un corretto allineamento di provino e piastrine, eseguibile tramite le superfici piane ai lati del macchinario, che hanno un’ottima finitura superficiale. Con questo montaggio è fondamentale regolare il serraggio delle piastrine, mentre perde di valore quello del supporto, le cui viti devono essere strette giusto il necessario per garantire l’appoggio al provino.



Fig. 4.12 – Piastrine in alluminio con viti a testa cilindrica con incavo esagonale

I risultati ottenuti con questo montaggio in termini di validità delle rotture si sono rivelati abbastanza soddisfacenti. Tutte le successive prove D1 sono state eseguite con questa metodologia, con l'aggiunta di opportuni accorgimenti per migliorare le prove. Ad esempio il provino **D1-M3-7** si è rotto al limite dell'accettabilità, cioè in una sezione della *gage region* quasi all'inizio della zona di contatto tra il provino e la piastrina su cui tocca il pistone. La ragione sta nell'elevata concentrazione degli sforzi all'interfaccia tra la regione libera e l'inizio della piastrina. Un altro caso interessante è quello fornito dal **D1-M4-9** (si veda la fig. 4.13), che si è rotto per delaminazione tra le piastrine. Stando alla normativa non sarebbe accettabile, ma le piastrine, a differenza dei *tabs*, sopportano carichi molto maggiori e non sono previste dalla normativa seguita. Si valutano quindi tali rotture a fine campagna di prove, anche da un punto di vista quantitativo, confrontandole con gli altri dati a disposizione.



Fig. 4.13 – Rottura per delaminazione tra le piastrine del provino **D1-M4-9**

Un primo miglioramento delle prove è stato apportato dopo il *buckling* del provino **D1-M3-8**, che a fine prova è stato trovato sporgente dalle piastrine. Quasi sicuramente la causa è stata un errato montaggio delle piastrine, ma la prova ha fornito lo spunto per investigare su come ridurre il più possibile lo scorrimento reciproco di piastrine e provino. Si è deciso di grattare le superfici interne delle piastrine a contatto col provino, al fine di aumentarne la rugosità e di conseguenza l'attrito. Il risultato è stato che il provino **D1-M4-10** ha subito una rottura complessa, ma sempre tra le piastrine.

Il secondo miglioramento, quello decisivo per acquisire continuità di risultati, è stato introdurre un procedimento univoco di serraggio delle viti delle piastrine, utilizzando una chiave dinamometrica. Questo strumento si usa tutte le volte che si vuole garantire una precisa coppia di serraggio a viti e dadi, più in generale quando si vuole garantire l'omogeneità del carico in una parte meccanica tenuta da più viti o bulloni, cosa impossibile da fare con un normale cacciavite. La chiave utilizzata è del tipo a scatto; l'unica accortezza da avere è evitare di svitare le viti con tale chiave, pena il possibile danneggiamento della stessa.



Fig. 4.14 – Chiave dinamometrica con massima coppia di serraggio pari a 20 Nm

La prima prova così effettuata è stata la **D1-M4-11**: tutte le viti sono state serrate con una coppia di 2 Nm e la rottura è avvenuta nella regione in prossimità delle piastrine, quindi è valida. L'unico inconveniente è stato la rottura di una piastrina, dovuta non tanto all'alto carico raggiunto durante la prova, quanto al fatto che le piastrine sono state già abbastanza sollecitate dalla lavorazione per ingrandire i fori ed utilizzare le viti con incavo esagonale. Le piastrine sono state sostituite da altre di spessore leggermente maggiore.

Da manuale della Scienza dei Materiali è la rottura del **D1-M4-12**, riportata in figura 4.15: di tipo complesso e perfettamente al centro della regione libera. La prova è stata eseguita nel seguente modo: si sono strette le viti prima con una coppia di 2 Nm seguendo l'ordine di figura 4.16a, poi con una di 3 Nm (fig. 4.16b). La necessità di procedere in due passi è dettata dal fatto che una singolo serraggio di 3 Nm su una vite potrebbe danneggiare localmente il provino o indurre concentrazioni di sforzo talmente elevate da provocare rottura precoce, come accaduto in altri casi.

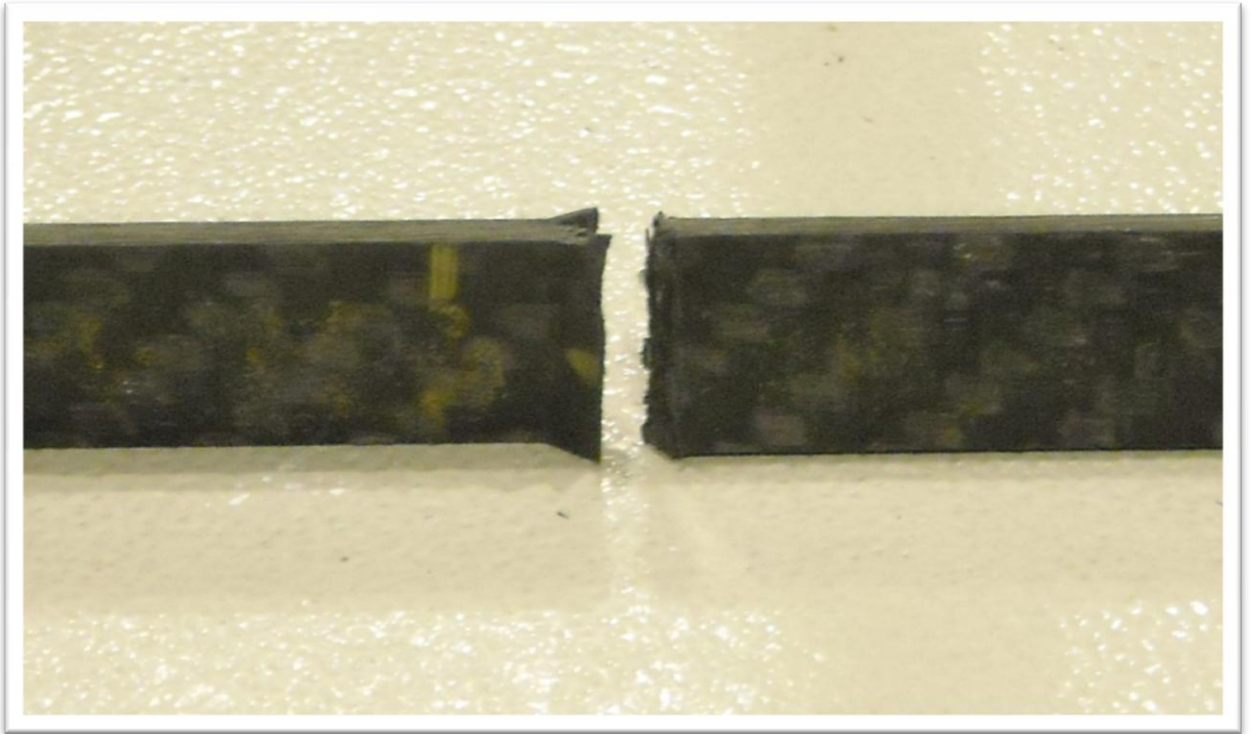


Fig. 4.15 – Rottura complessa del provino D1-M4-12

La maggior parte degli M4 ha mostrato una rottura complessa; negli M3 è invece prevalsa la rottura per delaminazione (fig. 4.17).

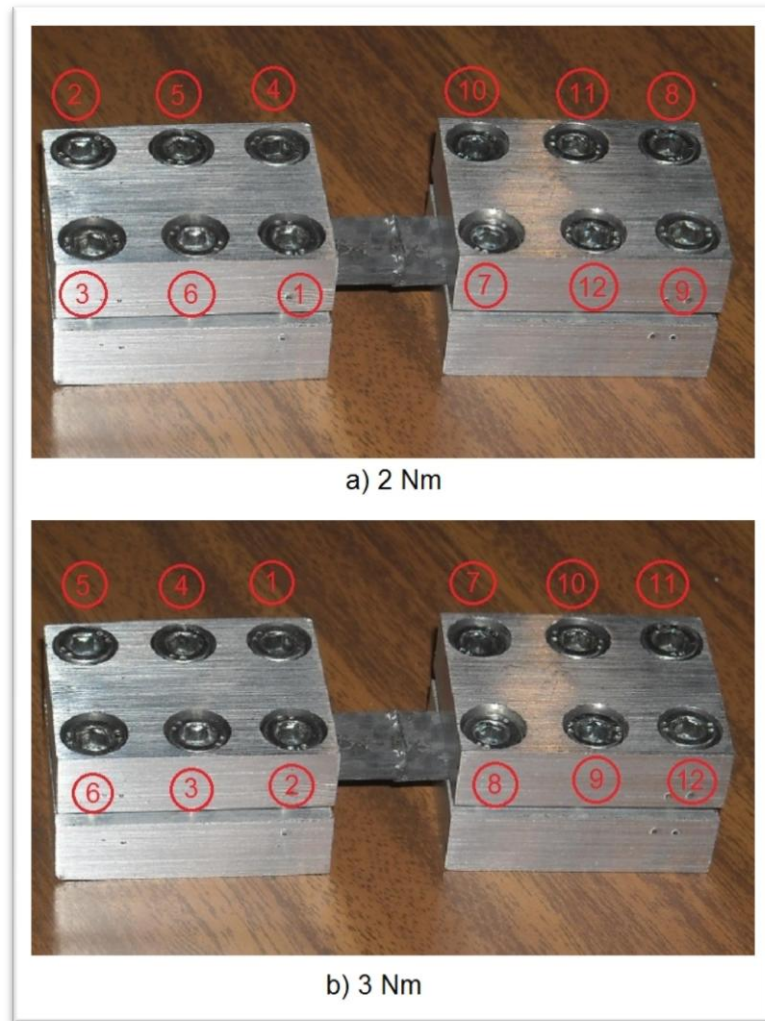


Fig. 4.16 – Ordine di serraggio delle viti delle piastrine



Fig. 4.17 – Tipica rottura per delaminazione

Alcuni tra gli ultimi provini M3 e M4 hanno mostrato delle rotture a valori molto più bassi rispetto alla media. E' il caso del **D1-M3-15** (fig. 4.18), in cui la rottura è avvenuta nella sezione centrale, ma in maniera estremamente silenziosa e di conseguenza la prova è durata molto più a lungo. Visti i successi delle prove precedenti, l'indagine per capirne le cause si è rivolta verso la preparazione dei provini e si è inizialmente ipotizzato che queste prove "difettose" fossero dovute alla posizione dei provini sui pannelli dai quali sono stati tagliati. Successivamente gli operatori del laboratorio hanno scoperto che i provini che si sono rotti ai carichi più bassi erano collocati alle estremità dei pannelli e quindi, oltre ad essere più poveri di resina, avevano già risentito di sollecitazioni durante il taglio degli stessi. Per tentare di recuperare i provini suddetti, si è preferito testarli abbassando i valori della coppia di serraggio e portandoli ad 1 Nm e 2 Nm rispettivamente, lasciando intatto l'ordine di serraggio. I valori di carico massimo, nonostante si siano innalzati, sono rimasti sotto la media.

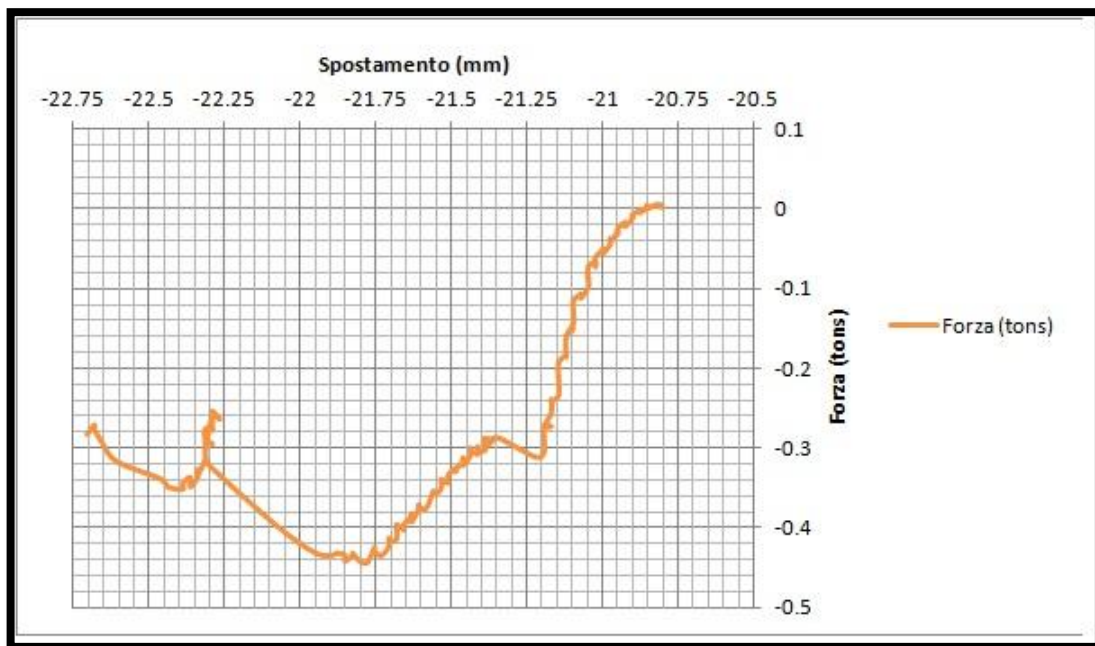


Fig. 4.18 – Grafico F-S della prova **D1-M3-15**

Le prove conclusive sono servite per raggiungere il numero minimo di 5 prove valide per ogni materiale, [10]. L'utilizzo dei dischi nella macchina, come già anticipato nel capitolo precedente, ha ridotto ulteriormente le vibrazioni della stessa a causa del loro peso. Anche gli ultimi provini M1 ed M2 sono stati testati con l'ultimo metodo descritto, quindi senza *tabs*. Avendo a disposizione solo risultati ottenuti con *tabs* e quindi nessun termine di paragone, essi sono stati testati al variare della coppia di serraggio tra 1 Nm e 2 Nm, ma il valore del carico di rottura è rimasto con buona approssimazione costante.

4.3 Esecuzione prove D2

La procedura di esecuzione delle prove D2 è identica a quelle D1 con l'aggiunta del montaggio dell'estensometro, operazione che si colloca tra i punti 5 e 6 della sequenza descritta all'inizio del paragrafo precedente.

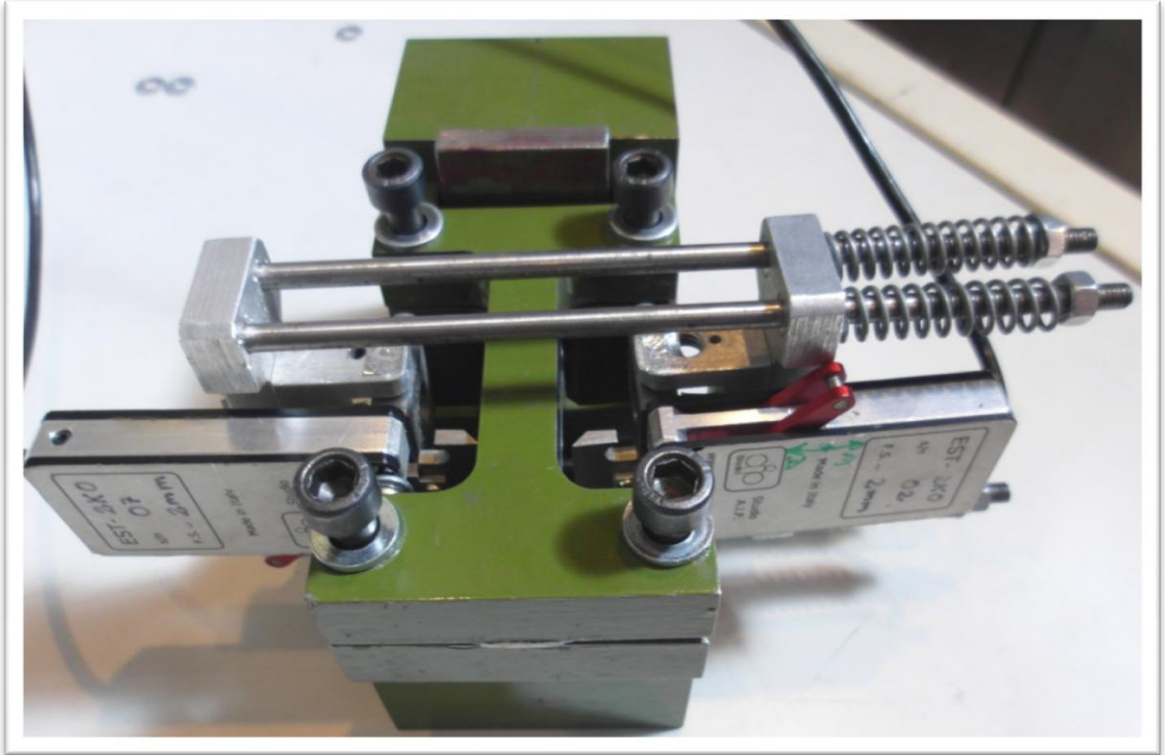


Fig. 4.19 – Estensometro montato sulla fixture

Per velocizzare le operazioni, l'estensometro è montato sulla *fixture* una volta per tutte. Agendo sui dadi si può stringere o allentare la morsa dell'estensometro sul provino, rispettivamente comprimendo o estendendo i quattro elementi elastici; a molle estese il provino si infila e si sfila manualmente. Ai fini di una buona riuscita della prova, è bene assicurarsi che le molle abbiano il giusto precarico, ovvero quanto basta per mantenere le lame fisse dell'estensometro solidali al provino. E' indispensabile che le lame mobili vengano aperte prima dell'avvio della prova tramite le opportune levette, altrimenti l'LVDT non registra alcuna deformazione del provino e la prova non è valida. A fine prova è necessario avere l'accortezza di chiudere le lame prima di sfilare il provino, onde evitare danni all'estensometro. Inoltre, per meglio stabilizzare il provino, si è scelto di dare in tutte le prove un precarico di circa 0.2 kN, che viene tolto prima dell'avvio della prova.

A differenza delle prove D1, l'attenzione si concentra sulla deformazione del provino e non sullo spostamento del pistone; essendo una prova di compressione, si parla di

accorciamento del provino, ma nelle immagini in seguito si usa il termine “allungamento” intendendo i valori con segno, quindi sempre negativi. I grafici di interesse sono F-All (forza-allungamento) e σ - ϵ (tensione-estensione, dove per estensione si intende quella negativa, ovvero la compressione). Si fa notare che per tali prove, pur essendo importante, non è decisivo il modo di rottura per l'accettabilità o meno, perché per la determinazione di E_c interessa il tratto lineare del grafico σ - ϵ .

Il primo provino di ogni materiale, come già accennato nel capitolo 3, non è stato testato con una distanza tra le lame a norma. Infatti, successivamente è stato notato che la distanza suddetta era di 22.3 mm e non di 25.4 mm come previsto dalla normativa, ma ciò non ha inciso molto sui risultati finali. Ciò nonostante, due di questi provini hanno rivelato delle anomalie. Il **D2-M3-1** ha presentato difficoltà nell'estrapolazione dei dati a causa di un comportamento tutt'altro che lineare nella curva F-All (fig. 4.20); poiché il grafico σ - ϵ e i risultati sono accettabili, è probabile che tale effetto sia da imputare all'instabilità dell'estensometro, in particolare ad una non perfetta aderenza delle lame mobili al provino. Il **D2-M4-1** (fig. 4.21), la cui rottura in figura 4.22 è in linea con gli standard previsti, ha presentato una regione di transizione prima della rottura in cui la pendenza della curva sforzo-deformazione diminuisce sensibilmente; il fenomeno si è ripetuto solo in altre due prove ed è possibile che a dettare tale comportamento sia stata l'eccessiva presenza di colla nei pressi dei *tabs*, la quale ha opposto resistenza alla rottura. I successivi provini sono stati adeguatamente spianati.

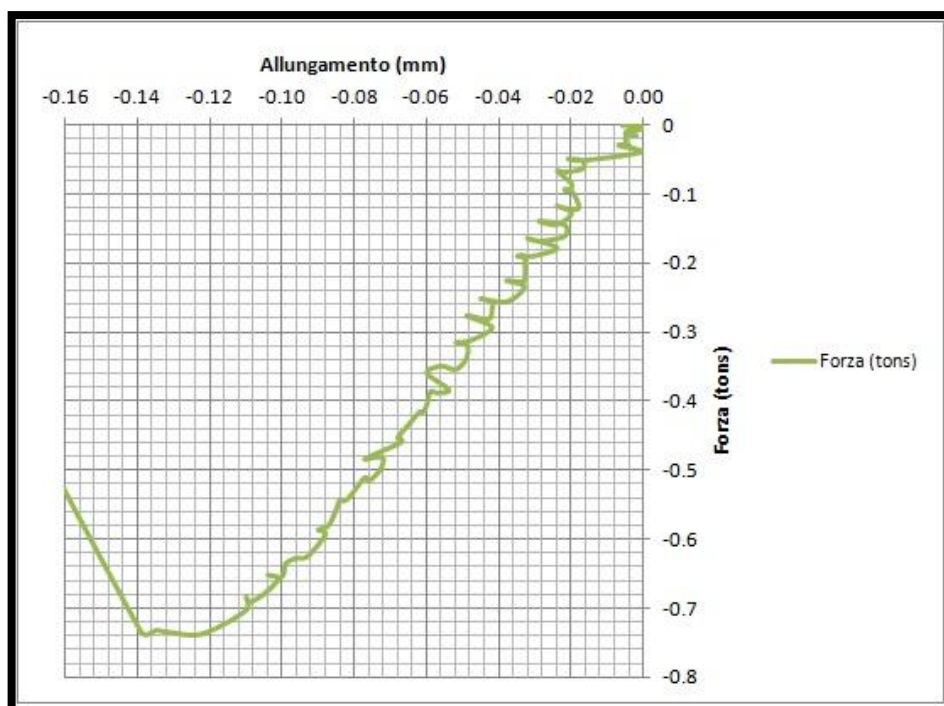


Fig. 4.20 – Grafico F-All per la prova **D2-M3-1**

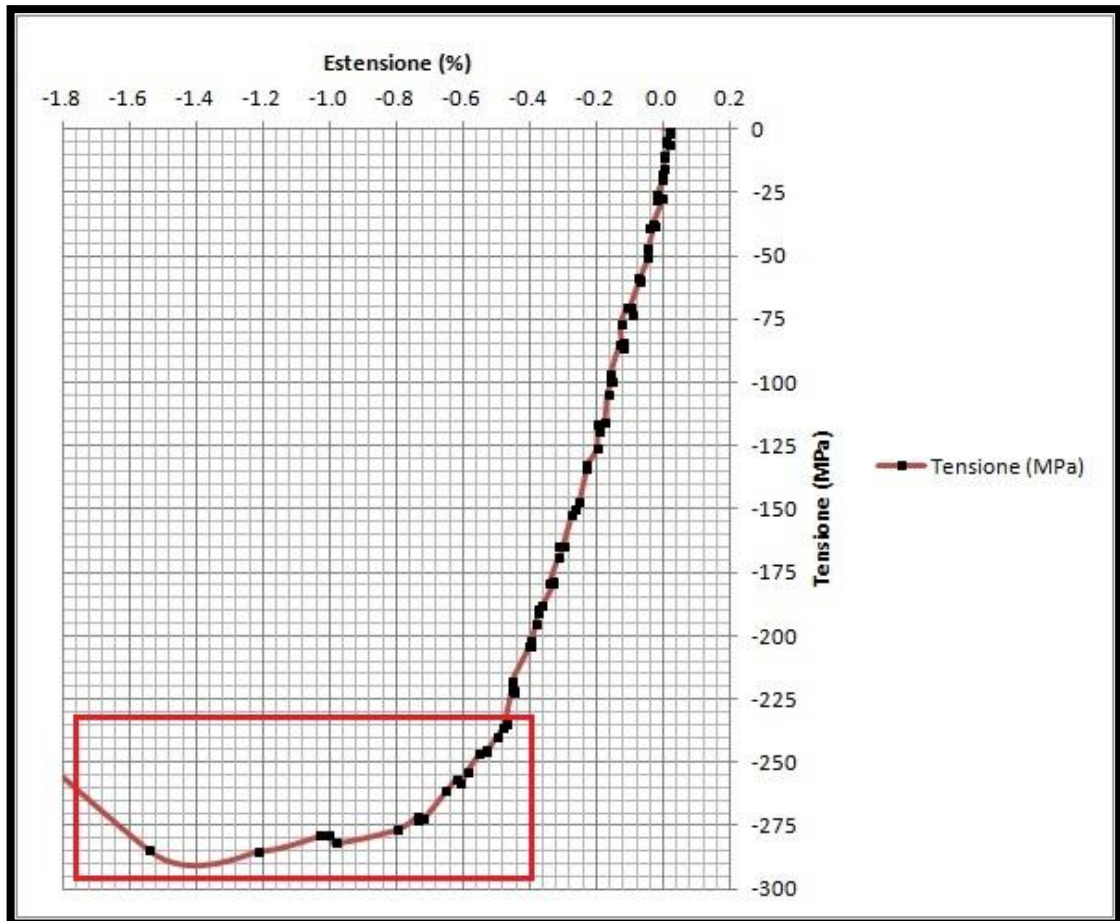


Fig. 4.21 – Grafico σ - ϵ per la prova D2-M4-1; in evidenza la regione di transizione prima della rottura



Fig. 4.22 – Rottura del provino D2-M4-1

Alcuni provini sono andati persi ancora a causa dell'inesperienza: il **D2-M3-6** è stato rotto manualmente per non aver controllato tutti i comandi sulla *workstation*, in particolare il comando "Ampiezza" che era impostato su un valore non nullo. La conseguenza è stata che durante l'apertura della manopola del dinamico è stato inviato un carico ciclico di trazione-compressione che ha rotto all'istante il provino. Il **D2-M1-9** ha presentato un allungamento nullo nonostante i valori di forza e spostamento variassero: la prova è stata interrotta perché all'avvio non sono state aperte le lame mobili.

Per poter portare un provino a rottura, il macchinario ha bisogno di usufruire di tutta la potenza disponibile. Nel caso del provino **D2-M1-2** ciò non è avvenuto perché non è stato attivato il comando "Alta potenza" e il provino, dopo aver raggiunto il limite massimo di carico applicabile, ha iniziato a vibrare attorno alla posizione di equilibrio. All'accensione del comando suddetto, il provino si è rotto all'istante, ma la prova era già stata interrotta. Viste le eccessive vibrazioni e una deformazione troppo piccola, non è stato possibile estrapolare dei dati.

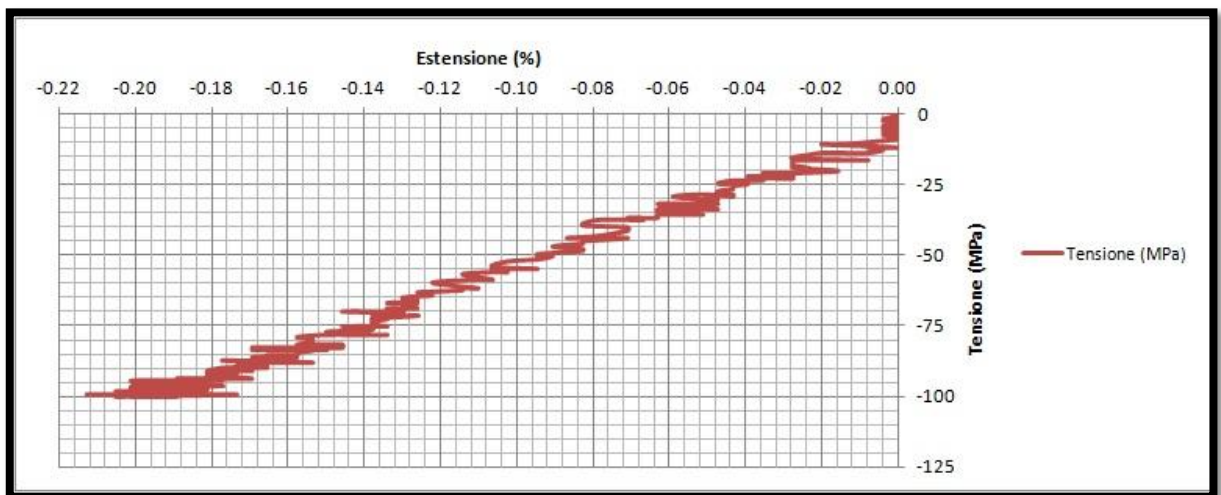


Fig. 4.23 – Grafico σ - ϵ per la prova **D2-M1-2**

A dimostrazione del fatto che il modo di rottura non è un indice di qualità della prova, si riporta il grafico del provino **D2-M4-3**, una delle migliori prove, nonostante la rottura sia avvenuta all'interfaccia tra *gage region* e *tabs*. Il grafico è globalmente lineare fino alla rottura, che avviene ad un valore di carico nella media, come mostra la figura 4.24.

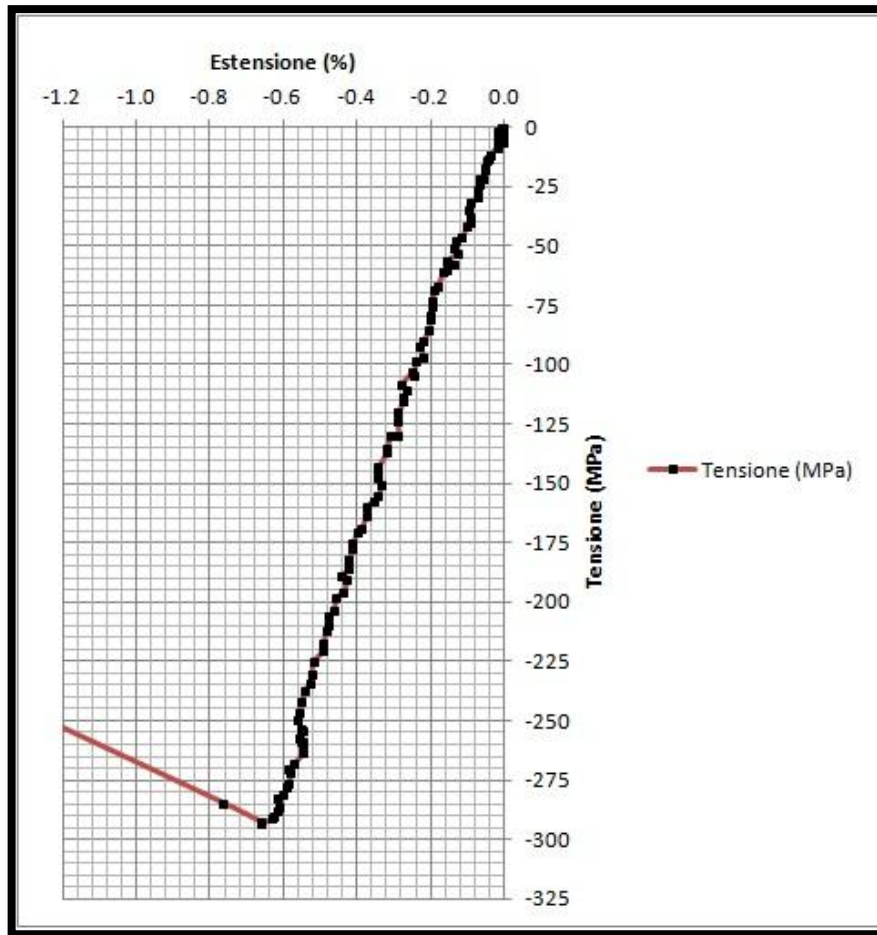


Fig. 4.24 – Grafico σ - ϵ per la prova **D2-M4-3**

I principali problemi incontrati in tali prove sono legati all'estensometro, in particolare al suo montaggio e funzionamento. Molte sono le prove che hanno presentato anomalie nei grafici; per avere conferma che il problema è l'estensometro si è reso necessario realizzare un grafico tensione-deformazione ausiliario, indicato con σ^* - ϵ^* , in cui ϵ^* è definito come il rapporto tra lo spostamento del pistone, variabile, e la lunghezza nominale del provino. Quindi ϵ^* non ha nulla a che vedere con il termine "deformazione" utilizzato in questo contesto e l'andamento di σ^* - ϵ^* ha il solo scopo di mostrare il comportamento del macchinario e di permettere un confronto con il grafico σ - ϵ della prova (a tal proposito si è scelto di sovrapporre, dove necessario, le due curve sullo stesso grafico). Se σ^* - ϵ^* è lineare, il problema non risiede né nel provino né nel macchinario.

In alcuni casi si annovera un comportamento anomalo dell'estensometro nei pressi della rottura o dopo di essa. Leggendo il grafico del provino **D2-M3-2** si direbbe che, poco prima del carico di rottura, il provino smette di comprimersi ed inizia ad estendersi, nonostante il carico continui ad essere di compressione! Una situazione del genere è fisicamente impossibile e la spiegazione sta nel fatto che l'estensometro non

rimane solidale al provino e acquisisce una velocità relativa rispetto ad esso, in verso opposto a quella assoluta del pistone. Più che un errore di montaggio, in questo caso ha giocato un ruolo decisivo la qualità delle parti meccaniche dell'estensometro che, come altre volte, non si è rivelata adeguata (giochi troppo elevati nella struttura danno alle lame fisse l'opportunità di traslare rispetto al provino e l'estensometro non fa più presa).

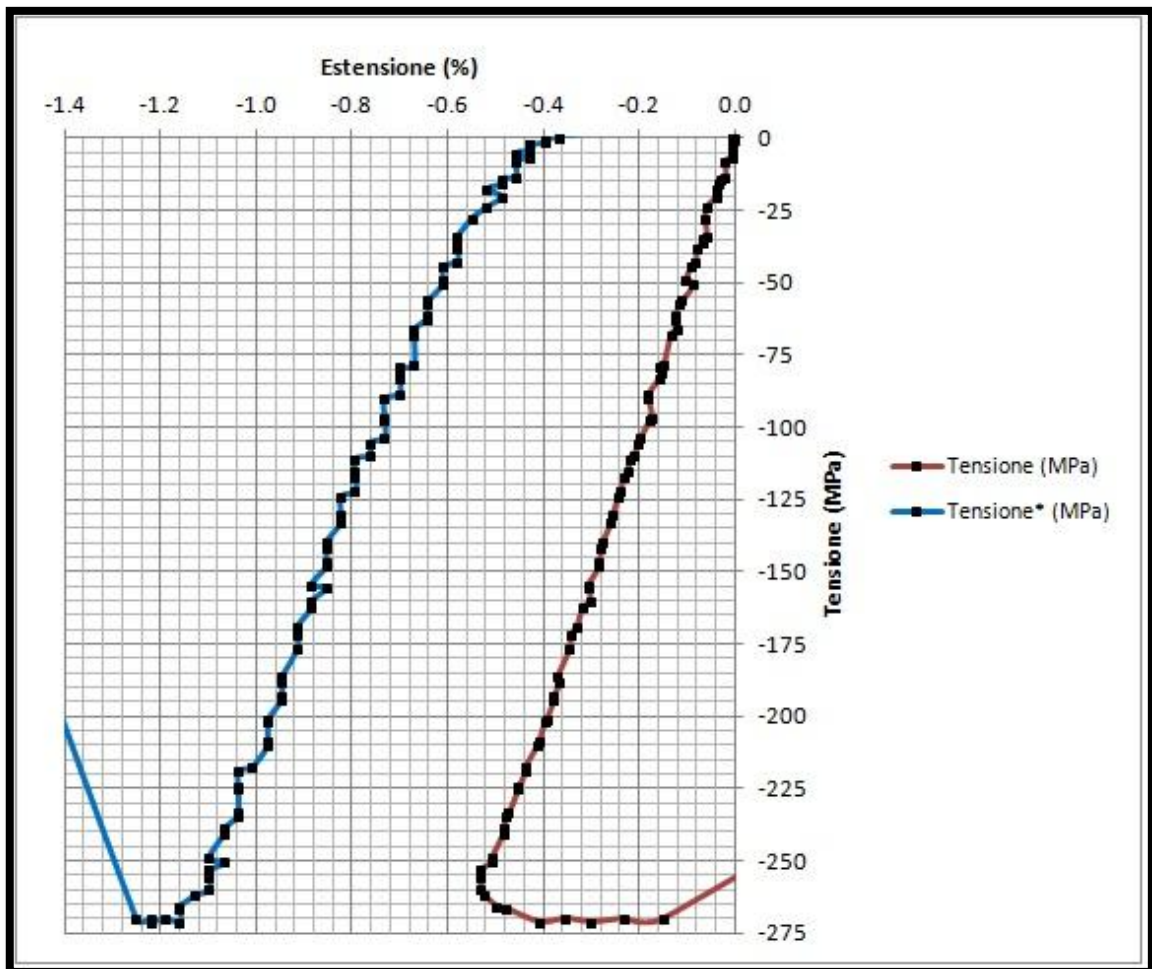


Fig. 4.25 – Grafici $\sigma-\epsilon$ e $\sigma^*-\epsilon^*$ per la prova D2-M3-2; si nota l'inversione del grafico $\sigma-\epsilon$

Il provino D2-M3-3 (fig. 4.26) mostra un *loop* nel grafico, come se durante la prova si comprimesse, poi si estendesse e di nuovo tornasse a comprimersi. La causa è la stessa del provino precedente, con la differenza che l'estensometro ha un moto relativo in un periodo di tempo antecedente la rottura, per poi tornare ad essere solidale al provino (tratto perfettamente rettilineo del grafico).

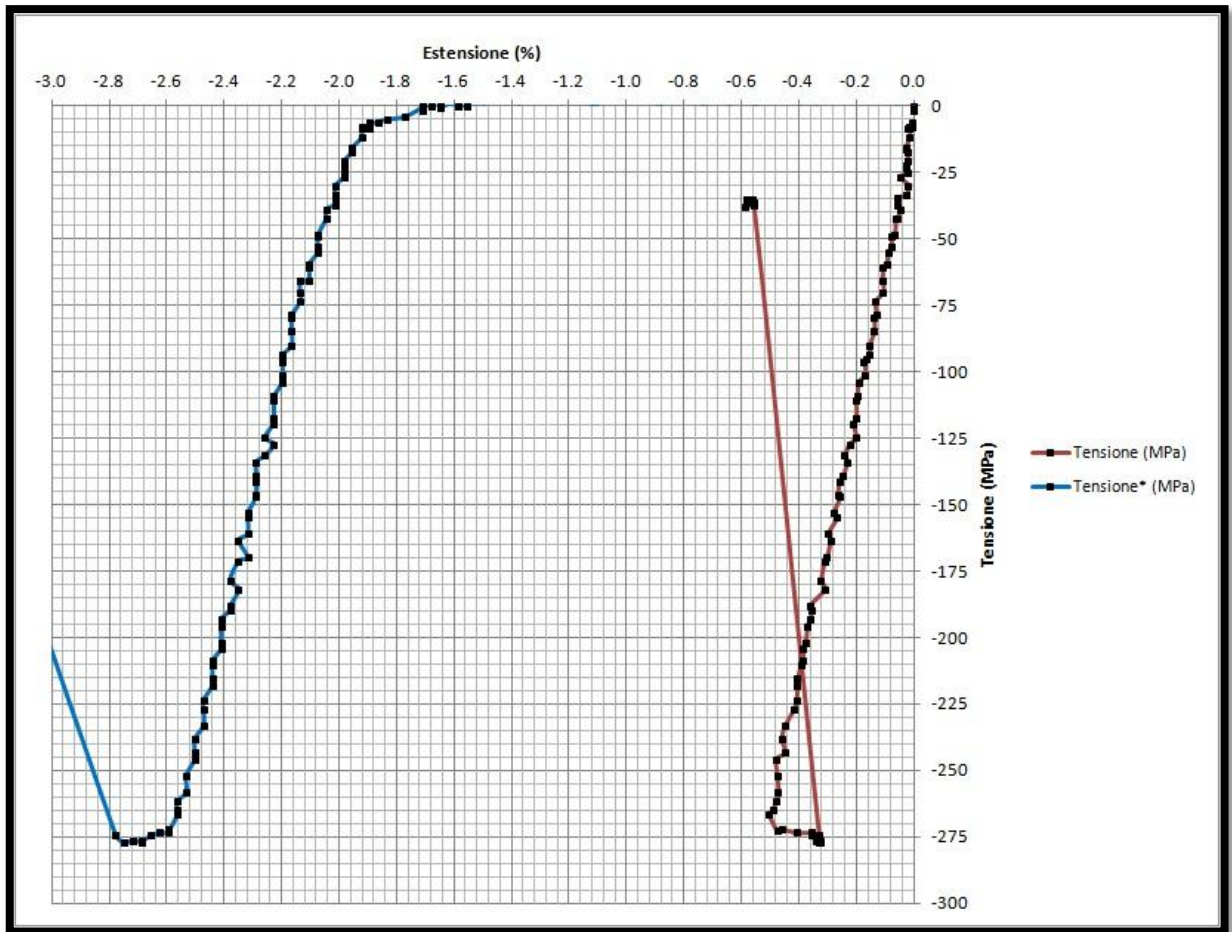


Fig. 4.26 – Grafici σ - ε e σ^* - ε^* per la prova **D2-M3-3**; si noti il loop nella curva di destra

Se nei casi suddetti l'elaborazione dei dati è stata possibile, in altre situazioni la conseguenza è stata la perdita della prova. Nel provino **D2-M3-4** (fig. 4.27) uno scorrimento iniziale dell'estensometro, quasi sicuramente dovuto ad un montaggio impreciso, ha falsato la prova. Nonostante essa sia proceduta correttamente, l'anomalia interessa la parte iniziale del tratto lineare di grafico e quindi i dati non sono attendibili. Nel caso della prova **D2-M4-8**, per un errore di montaggio, l'estensometro si è inclinato subito dopo l'avvio e l'LVDT ha iniziato a registrare valori positivi, anticipando la fine della prova.

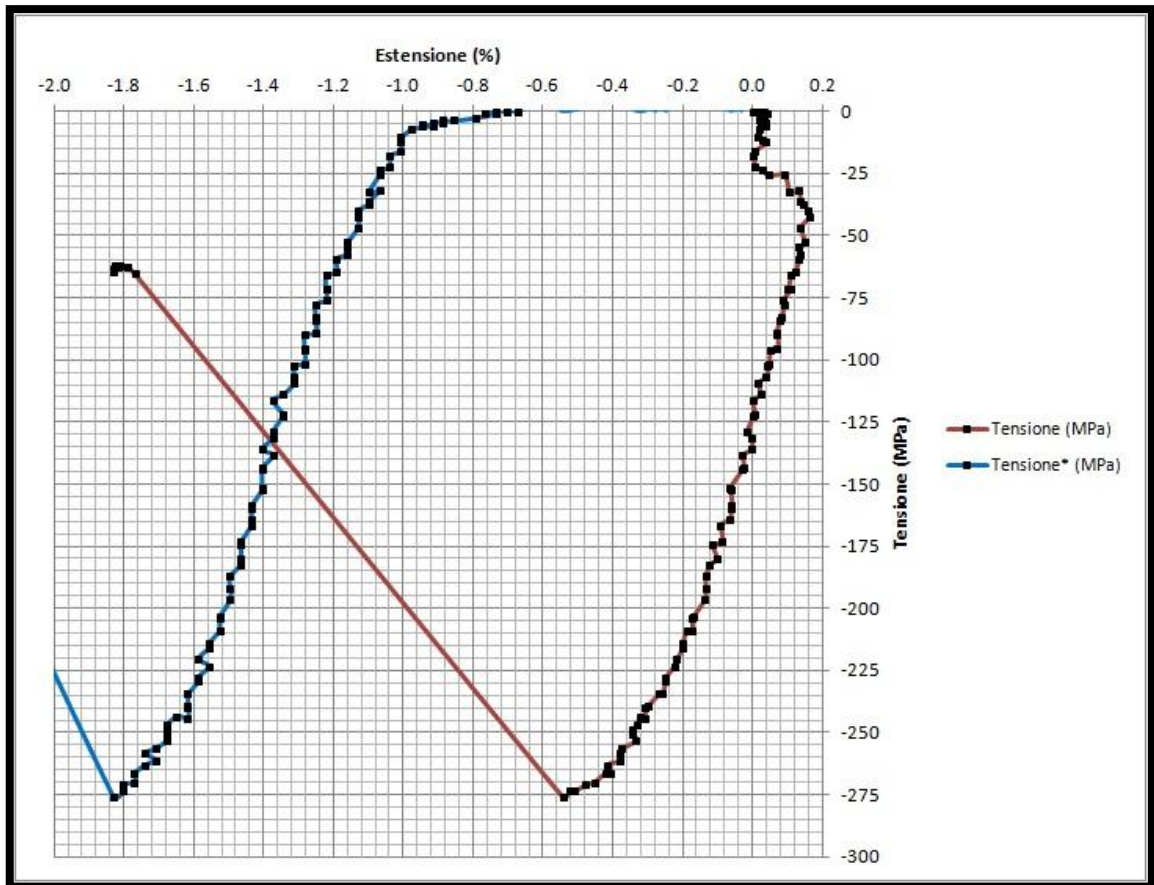


Fig. 4.27 – Grafici σ - ε e σ^* - ε^* per la prova **D2-M3-4**; in evidenza la deformazione iniziale positiva

Dall'analisi della prova **D2-M4-4** si deduce che è una combinazione di fattori ad aver reso la prova inaccettabile. In prima istanza si potrebbe associare l'andamento del grafico a quello del **D2-M3-2** (fig. 4.25), ma qui si può parlare di tratto lineare fino ad una tensione di circa 125 MPa in modulo, dopo la quale il grafico diventa convesso (mentre solitamente è lineare o concavo, se presenta una zona di transizione notevole nei pressi della rottura). Osservando le piccole increspature del grafico σ^* - ε^* è probabile che a qualche spostamento impulsivo del pistone si affianchi qualche difetto del materiale, che potrebbe provenire da una parte di estremità del pannello, come già accaduto per le prove D1. Ipotesi confermata anche dal grafico F-All (fig. 4.28).

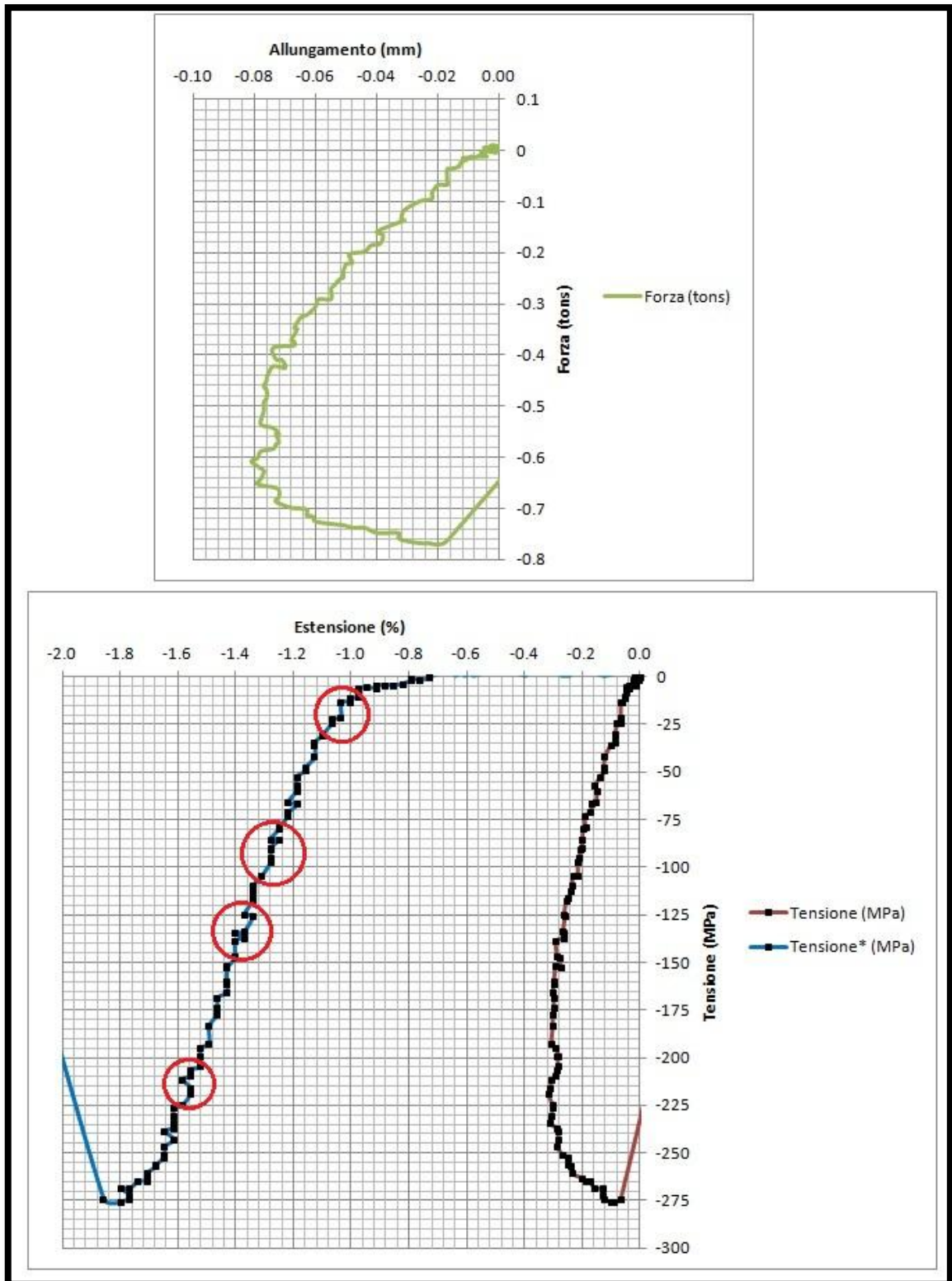


Fig. 4.28 - Grafici F - All , σ - ϵ e σ^* - ϵ^* per la prova **D2-M4-4**; in evidenza le irregolarità del grafico ausiliario

Alcuni provini hanno dato problemi di instabilità che potrebbero aver influito sui risultati. Ad esempio il provino **D2-M3-5** si è rotto all'estremità ad un carico al di sopra della media; esso è stato avviato con un precarico notevole, circa 3.5 kN, che non ha influito

sull'andamento della prova perché è rimasto in campo lineare. A causa dell'ampia *gage region* i provini D2 sono molto soggetti ad instabilità euleriana, quindi si è cercato di limitarla introducendo delle guide in *Teflon*® sulla parte centrale dei due supporti dell'*anti-buckling* al fine di limitare l'inflessione del provino. Come per le prove D1, si è pensato di accorciare il provino di qualche millimetro e di usare un inserto più piccolo al fine di limitare la sporgenza dalla *fixture*, ma la rottura è avvenuta sempre all'estremità, con distacco dei *tabs* in qualche caso. Ciò nonostante i migliori risultati sono stati ottenuti proprio da queste prove, come si nota dal grafico del **D2-M4-6**, a ribadire la relativa importanza del modo di rottura.

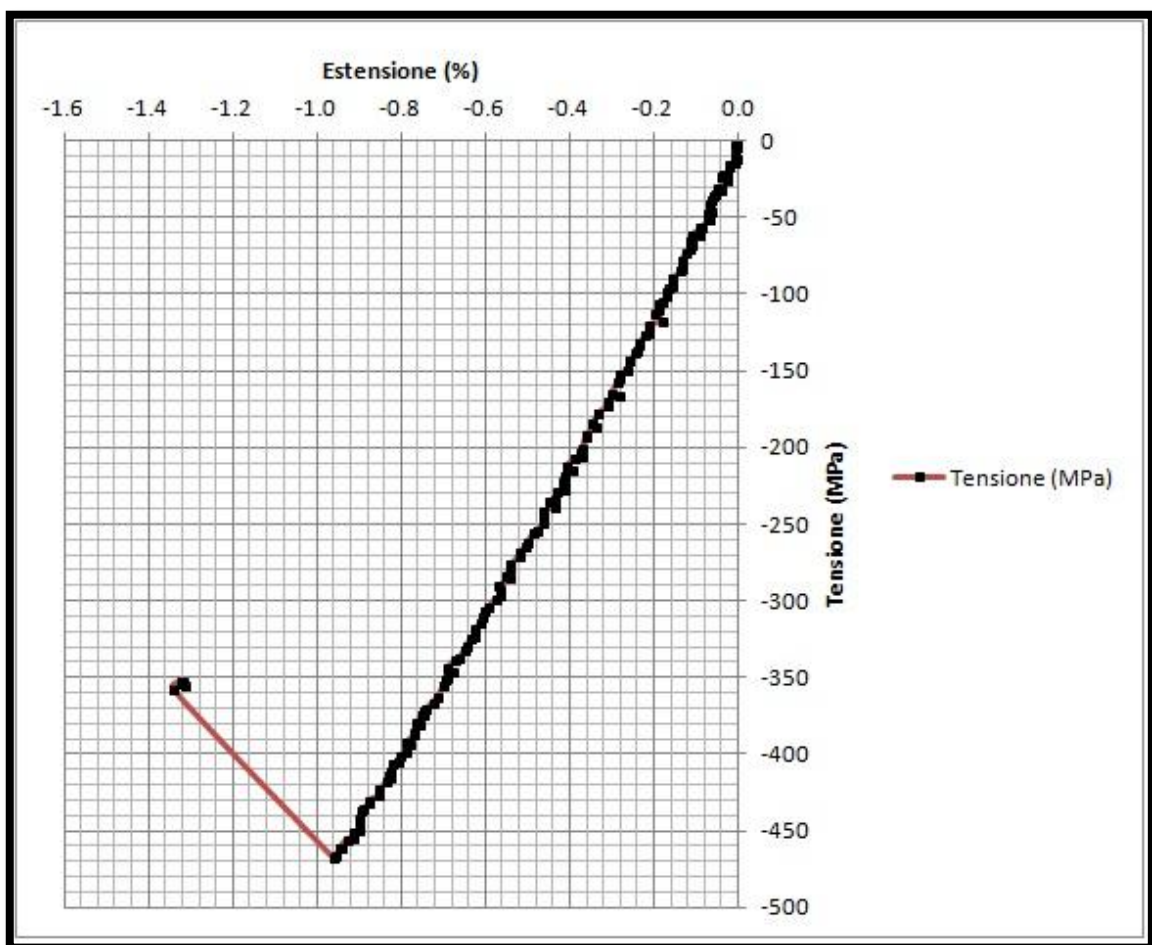


Fig. 4.29 – Grafico σ - ϵ esemplare per la prova D2-M4-6

Il carico massimo è un valore importante per l'analisi dei dati (si veda par. 4.4). Per ottenere dei valori nella media, si è provato ad agire sulla coppia di serraggio delle viti della *fixture*. La normativa prevede un valore di 0.5 Nm, ma la chiave dinamometrica a disposizione parte da un valore minimo di 1 Nm, quindi si è proceduto dando il serraggio di 1 Nm e diminuendolo manualmente fino a lasciare al provino un minimo di libertà. Non è possibile valutare esattamente tale valore, ma al variare di esso sono

stati ottenuti risultati differenti e difficilmente classificabili. Ad esempio i provini **D2-M1-5/6** hanno fornito carichi ultimi in linea con le prove precedenti pur senza instabilità, ma moduli elastici più bassi. La causa sta nell'eccessiva libertà di movimento del provino nella sua sede, con conseguente minore resistenza del materiale alla deformazione. Per invertire la tendenza e tornare a fare in modo che i provini si rompano all'estremità, situazione più desiderabile dal punto di vista dei risultati finali, tutti i provini sono stati privati dei *tabs* ed è stato rimosso il *Teflon®* dai supporti. Con questa procedura l'instabilità è evitata e, anche se i carichi ultimi sono più bassi, i moduli elastici sono migliori, a volte anche troppo come per il **D2-M1-8** che ha risentito dell'eccessiva coppia di serraggio impressa e del conseguente trasferimento di carico (le viti sono state trovate particolarmente strette a fine prova). A causa del maggior attrito tra *fixture* e provino, i grafici risultano più disturbati.

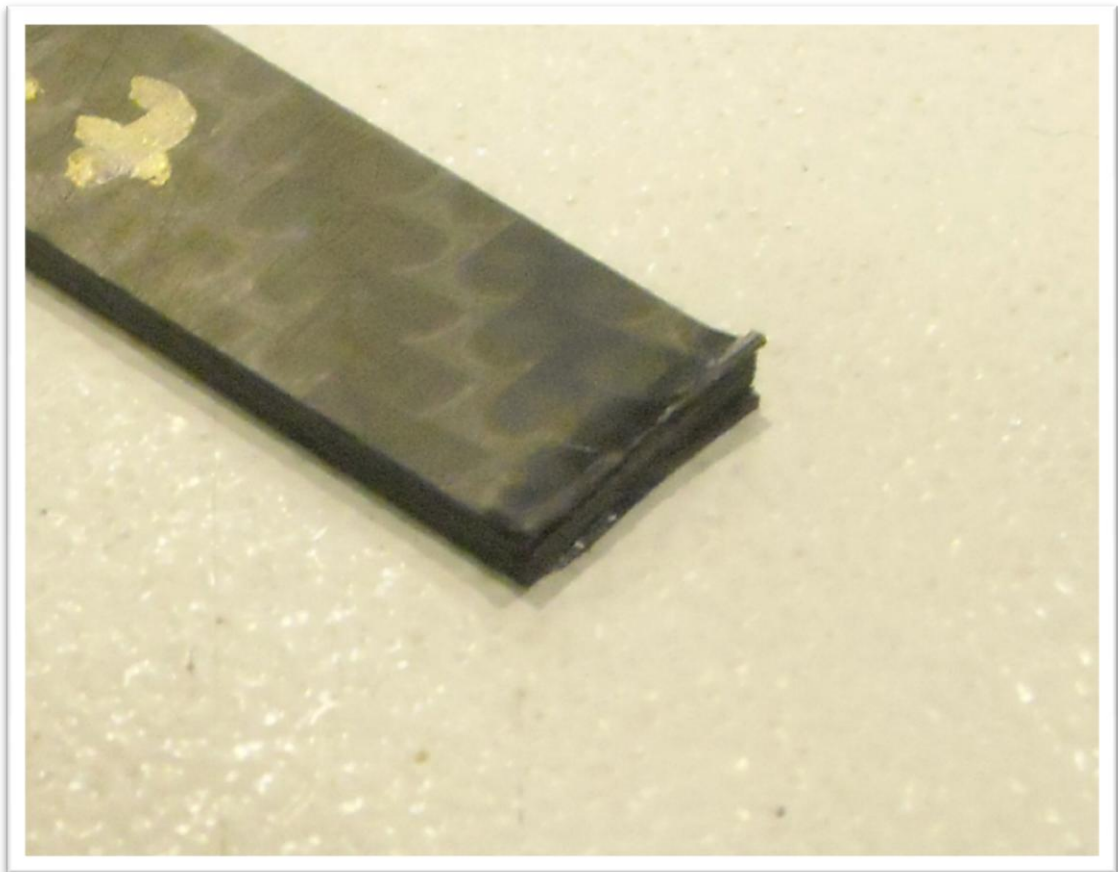


Fig. 4.30 – Tipica rottura di estremità “a scopa” per prove D2 senza tabs

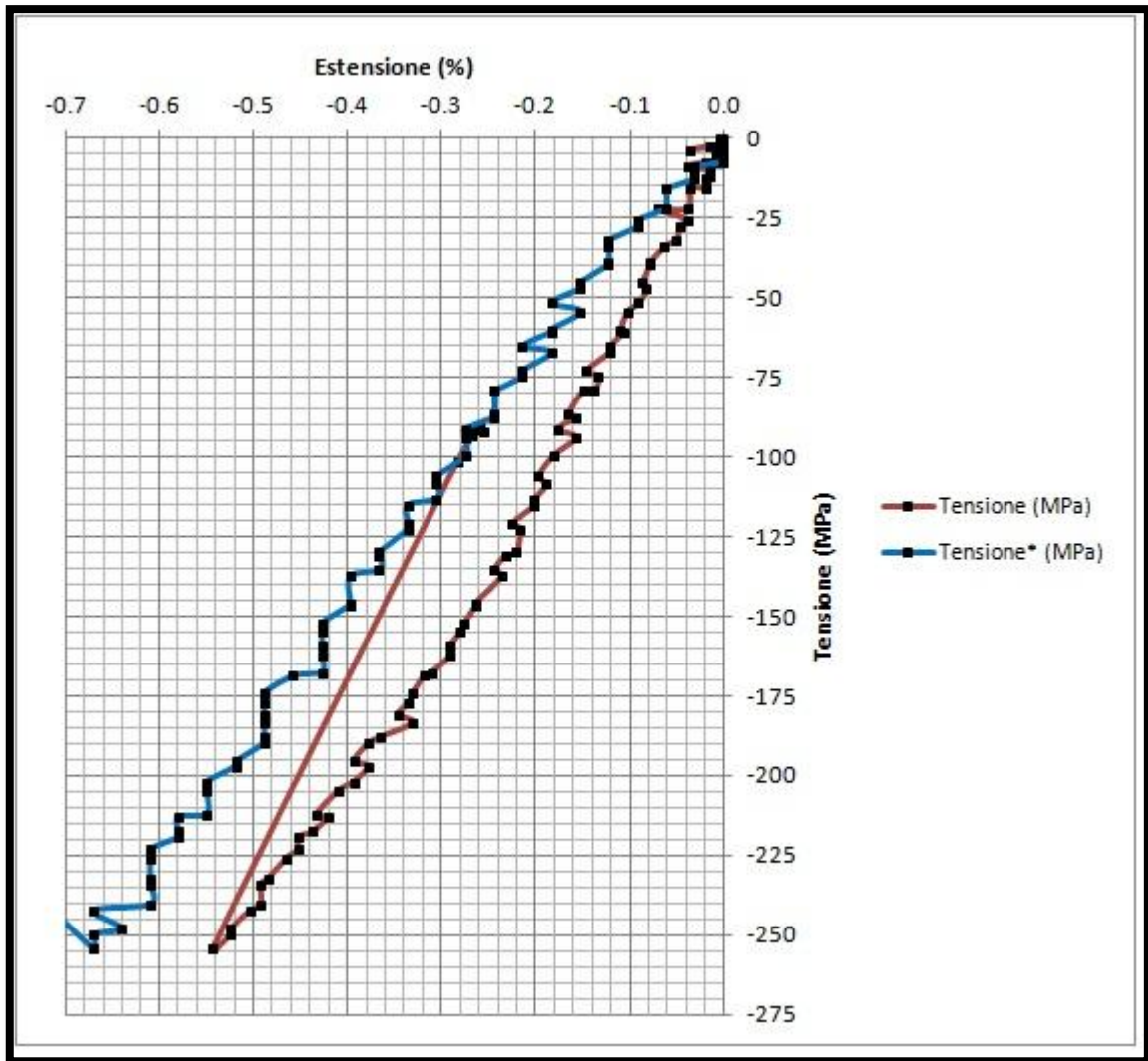


Fig. 4.31 – Grafici σ - ε e σ^* - ε^* per un provino senza tabs

Un tentativo di riduzione dell'attrito è stato aggiungere degli spessori tra i supporti superiore ed inferiore della *fixture*, in modo da poter stringere le viti con la chiave dinamometrica a coppie elevate senza bloccare il provino. A tale scopo la differenza tra la distanza tra i supporti e lo spessore del provino deve essere non maggiore di 100 μm . In un paio di prove sono state impiegate delle comuni rosette in acciaio, ma la strada è stata presto abbandonata per la disponibilità solo di rosette di spessore fisso, non compatibili con tutti i provini, in particolare con gli M2 che, essendo più sottili, godevano di troppa libertà nella loro sede.

L'esito nefasto di alcune prove è imputabile alla geometria del provino, in particolare all'imperfetto parallelismo tra le facce di estremità dei provini, dovuto ad una lavorazione di spianatura poco precisa. Nel provino **D2-M2-5** era visibile ad occhio nudo la luce presente tra provino e pistone, una volta avvicinato quest'ultimo. Infatti, durante l'apertura del dinamico, sulla *workstation* si è registrato un notevole incremento

del precarico (fino a 1.1 kN) perché, per far sì che tutta la superficie del provino fosse a contatto, parte di essa iniziava già a comprimersi. Il provino **D2-M4-7**, oltre ad avere questa imperfezione, ha registrato un'anomalia probabilmente imputabile alla macchina: un abbassamento di carico improvviso durante la prova, visibile dal grafico $\sigma^*-\varepsilon^*$ (fig. 4.32). In casi come questi ultimi due, i risultati vanno valutati attentamente.

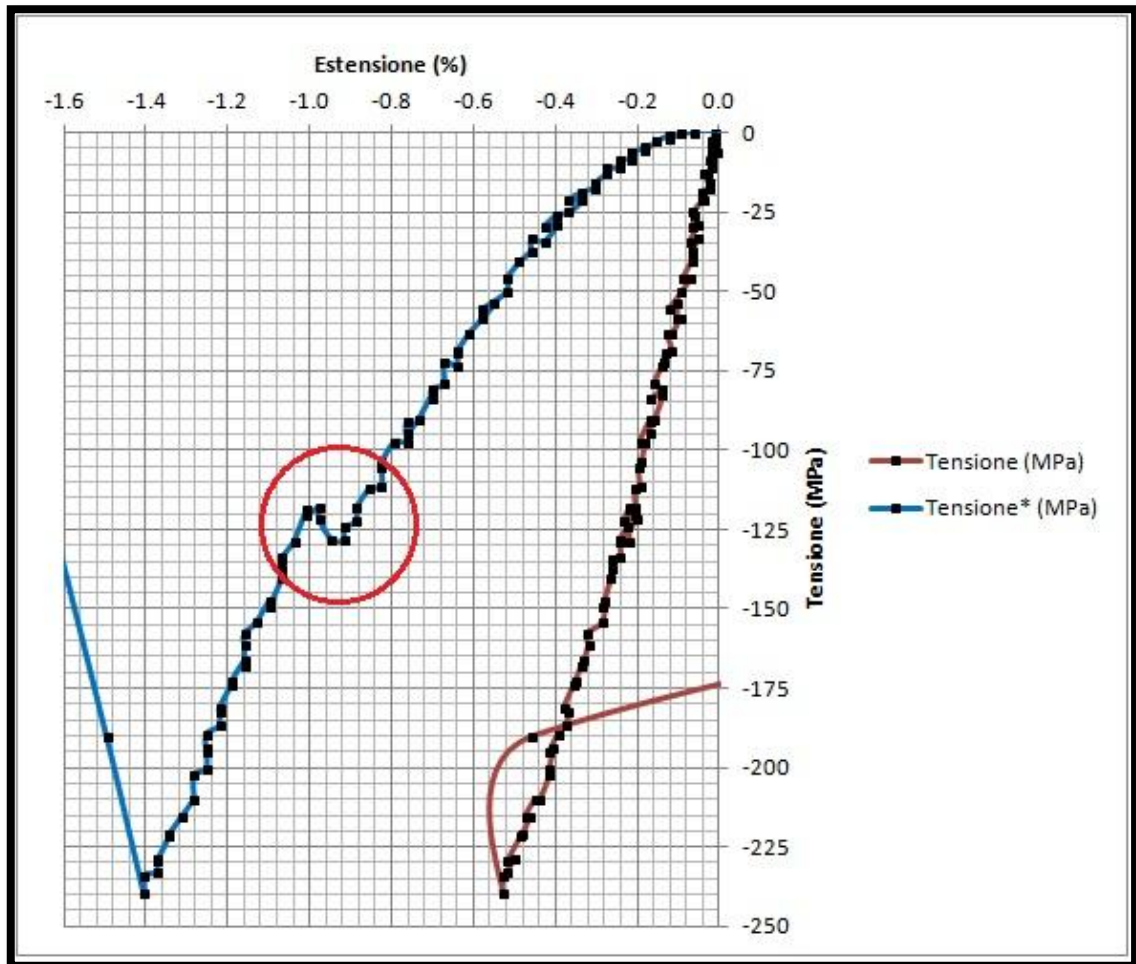


Fig. 4.32 - Grafici $\sigma-\varepsilon$ e $\sigma^*-\varepsilon^*$ per la prova **D2-M4-7**; in evidenza l'anomalia nel carico impresso dal pistone

In qualche caso la prova è stata condizionata dalle vibrazioni del macchinario adiacente, quello da 50 kN, utilizzato per effettuare prove di fatica e funzionante a frequenze dell'ordine di 30-50 Hz. Il provino **D2-M2-7** ha risentito di una vibrazione di fondo notevole, come mostra la figura 4.33, che sommata a quella propria del macchinario ha reso disastrosa la prova. Inoltre anche il segnale statico è stato condizionato perché si è rilevato che, prima dell'avvio della prova, il valore del carico aumentava di qualche decimo di kN. Nel caso del **D2-M1-11** tali vibrazioni hanno influito direttamente sulla stabilità dell'estensometro, che non ha misurato valori corretti di deformazione.

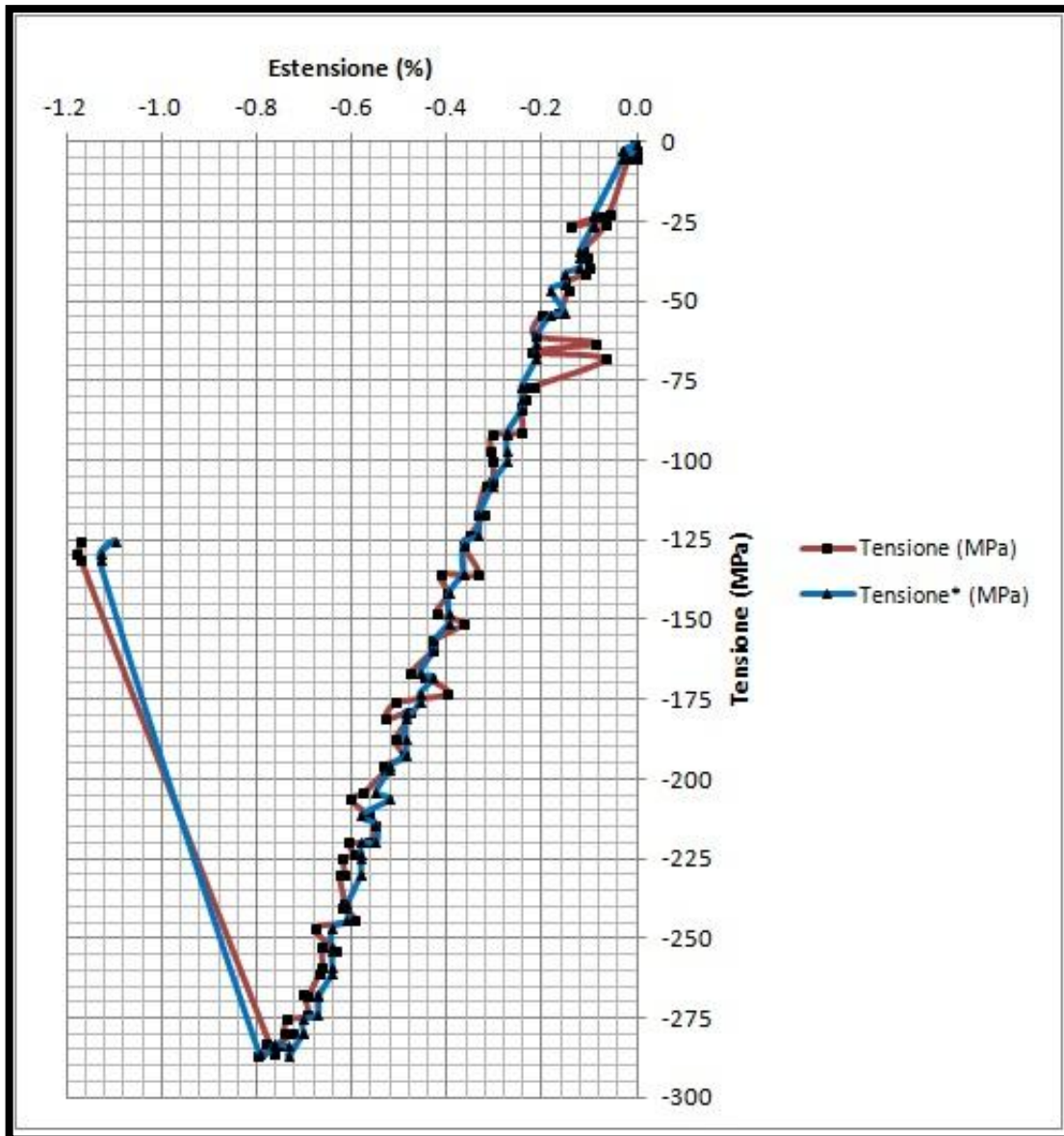


Fig. 4.33 - Grafici σ - ϵ e σ^* - ϵ^* per la prova **D2-M2-7**; eccessive vibrazioni rendono la prova inaccettabile

Infine nella prova **D2-M2-4** si è rilevata una particolarità che ha falsato il risultato finale: una variazione della velocità di deformazione del provino nella fase iniziale della prova (fig. 4.34). E' possibile che ciò dipenda da qualche difetto nel materiale, o da un malfunzionamento dell'elettronica connessa all'estensometro.

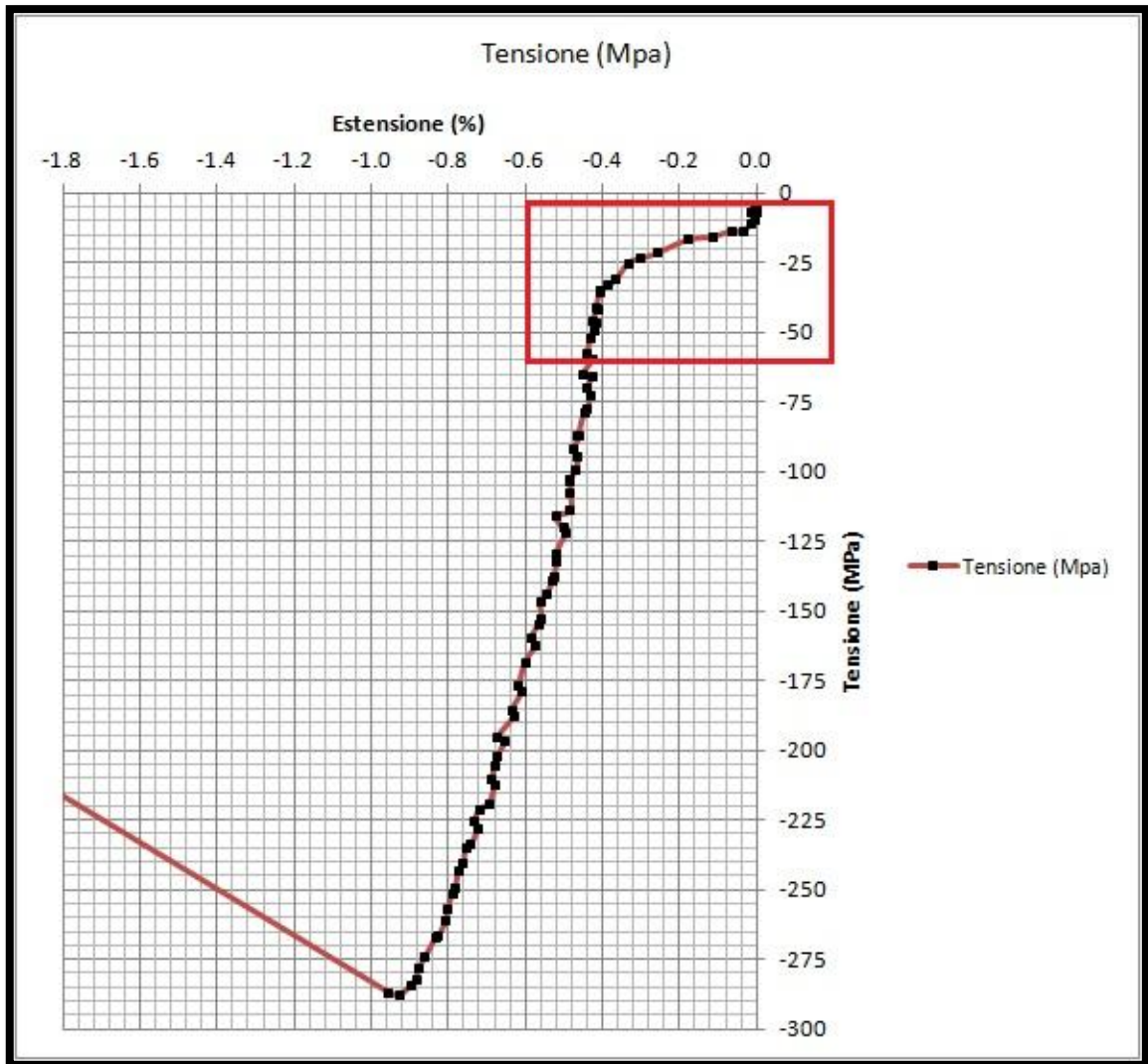


Fig. 4.34 – Grafico σ - ϵ della prova D2-M2-4; in evidenza l'anomalia sulla deformazione

4.4 Elaborazione dei dati

4.4.1 Calcolo dei risultati

Il calcolo della tensione massima nominale a compressione per le prove D1 considerate accettabili è dato da:

$$\sigma_c = \frac{P_{max}}{bh}, [\text{MPa}] \quad (4.1)$$

dove P_{max} [N] è il carico massimo registrato durante la prova e b e h [mm] sono rispettivamente la larghezza e lo spessore misurati nella sezione centrale della *gage region* (fig. 3.2).

Per le prove D2, il modulo di elasticità lineare si ottiene calcolando in due modi differenti il modulo elastico secante, ovvero la pendenza del segmento che unisce due punti distinti del tratto lineare della curva σ - ϵ .

Nel primo modo, definiti due valori di riferimento $\alpha=0.1\%$ e $\beta=0.5\%$, corrispondenti alle relative deformazioni percentuali, il modulo si calcola da:

$$E_{c1} = \frac{P_{\beta} - P_{\alpha}}{bh(\varepsilon_{\beta} - \varepsilon_{\alpha})} = \frac{\sigma_{\beta} - \sigma_{\alpha}}{\varepsilon_{\beta} - \varepsilon_{\alpha}}, [\text{GPa}] \quad (4.2)$$

dove ε_{α} e ε_{β} sono i valori non percentuali (quindi adimensionali) di deformazione più vicini ai valori di riferimento suddetti, P_{α} e P_{β} [N] sono i valori dei carichi corrispondenti, σ_{α} e σ_{β} [MPa] sono i valori di tensione ottenuti dai carichi secondo la formula (4.1). Laddove non è stata raggiunta una deformazione dello 0.5%, si è preso come valore di riferimento la deformazione corrispondente al carico massimo. Si è soliti utilizzare come unità di misura del modulo elastico il GPa, per il quale vale l'identità 1 GPa=1000 MPa.

Nel secondo modo i valori di riferimento sono i carichi $\gamma=P_{max}/10$ e $\delta=P_{max}/2$, misurati in N. Il modulo è dato da:

$$E_{c2} = \frac{\delta - \gamma}{bh(\varepsilon_{\delta} - \varepsilon_{\gamma})} = \frac{0.4P_{max}}{bh(\varepsilon_{\delta} - \varepsilon_{\gamma})}, [\text{GPa}] \quad (4.3)$$

dove ε_{γ} e ε_{δ} sono le deformazioni adimensionali calcolate ai valori di riferimento.

Per prove non ottimali, dove alcuni valori di riferimento sono stati tabulati più volte nel file di testo relativo alla prova, si è scelto un valore medio tra quelli corrispondenti. I risultati ottenuti sono approssimati alla seconda cifra decimale.

4.4.2 Normalizzazione dei risultati

La normalizzazione è, in senso lato, un processo che permette di modificare un oggetto al fine di rendere alcune sue caratteristiche "più normali", ovvero il più vicine possibili alle caratteristiche medie. Nello specifico, con questo termine si intende un processo di elaborazione dei risultati finalizzato a ridurre la dispersione degli stessi, dovuta al differente contenuto di fibre nei provini dello stesso materiale.

Le cause principali per cui provini dello stesso materiale, ottenuti dallo stesso pannello, hanno quantità di fibra differente sono la quantità di resina variabile nel laminato e la presenza di porosità. Le proprietà meccaniche calcolate in precedenza sono dipendenti dalle fibre, quindi è necessario aggiustare il risultato ad un preciso volume di fibre, al fine di evitare conclusioni errate. La normativa prEN 3783 seguita consta di due passi:

1. si misura o si calcola il contenuto in volume di fibre di ogni provino con uno dei metodi proposti;
2. si aggiustano i risultati delle prove meccaniche, i quali dipendono dal volume di fibre secondo una relazione lineare.

Tra i metodi proposti è stato utilizzato il metodo C; come valore di riferimento si è scelto un contenuto nominale di fibre pari al 50% in volume ($V_{50\%}$) e si è fatto uso della regola delle misture, [12]. Per ogni materiale sono noti:

- n , numero delle *plies* o strati;
- m_p , massa delle fibre per unità di area/*ply* in g/m^2 ;
- ρ_f , densità media delle fibre in g/cm^3 .

Si pensi di suddividere lo spessore del provino in un contributo delle fibre e uno della resina. Il contributo delle fibre h_f è dato da:

$$h_f = \frac{nm_p}{\rho_f \times 1000}, [\text{mm}] \quad (4.4)$$

e sapendo che il volume di fibre è proporzionale al loro contributo in spessore si trova:

$$V_f = \frac{h_f}{h} \times 100, [\%] \quad (4.5)$$

dove h [mm] è lo spessore del provino. Per la linearità la generica proprietà normalizzata $G_{50\%}$ (nello specifico tensione di rottura o modulo elastico) è valutata come:

$$G_{50\%} = \frac{V_{50\%}}{V_f} \times G_f \quad (4.6)$$

dove G_f è il valore ottenuto dalle formule del paragrafo precedente. Il rapporto $K = V_{50\%}/V_f$ è il fattore di correzione.

4.4.3 Analisi statistica

Una volta ottenuti i valori normalizzati, il passo finale è caratterizzare il materiale in maniera quantitativa. In questo contesto si inserisce l'analisi statistica, che permette di stimare il grado di dispersione e la ripetibilità delle prove effettuate per ogni campione rappresentativo della popolazione. Indicata con G_i la proprietà meccanica di un provino, si calcolano:

- il valore medio, ovvero la media aritmetica tra i valori di G_i per i provini scelti per ogni campione, secondo la formula:

$$G_m = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n G_i \quad (4.7)$$

dove n è il numero di provini per ogni campione ed è uguale a 5 in questa campagna di prove;

- la deviazione standard, ovvero un indice di dispersione delle misure sperimentali attorno ad un valore di posizione, che è il “valore atteso” o una stima di esso e coincide col valore medio, tramite la formula:

$$S_{n-1} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (G_i - G_m)^2}{n - 1}} \quad (4.8)$$

che solitamente si usa quando è disponibile un solo campione per ogni popolazione e il numero di dati è relativamente basso (altrimenti si avrebbe n al posto di $n-1$ al denominatore sotto radice).

E' impossibile adottare un criterio univoco per stabilire la rilevanza statistica di ogni provino all'interno di un campione; ogni provino è da valutarsi in maniera critica prima individualmente, analizzando l'esecuzione della prova, la modalità di rottura ed eventuali imperfezioni, poi in relazione all'intera campagna, confrontandolo con le altre prove, e infine quantitativamente. I provini dai valori più simili costituiscono un valido campione a patto che non vengano violate le linee guida sull'accettabilità descritte in dettaglio nei capitoli 3 e 4.

In quest'ottica si inquadra anche l'importanza della normalizzazione: essa rende direttamente confrontabili tra loro le grandezze di ogni lotto, può “reintegrare” provini in precedenza ritenuti non validi o dubbi e può “bocciare” prove dai valori troppo ottimistici, se non in linea con la media.

CONCLUSIONI

Le prove sperimentali sui *coupons* sono solo il primo passo verso la determinazione degli ammissibili di progetto e, successivamente, l'analisi delle strutture. In virtù del fatto che i dati ottenuti rappresentano il punto di partenza, è doveroso far sì che siano il più possibilmente veritieri e rappresentativi del materiale. La dipendenza dei risultati dai metodi di esecuzione delle prove è un ostacolo sempre presente, e la standardizzazione di procedure di caratterizzazione dei materiali è costante oggetto di sviluppo da parte di organismi e consorzi internazionali.

Senza presunzione di completezza, il presente lavoro di tesi mostra il percorso, tutt'altro che banale, che normalmente si segue nella caratterizzazione di un materiale. Non sempre basarsi sulle normative di riferimento, l'ASTM e l'EN, è stato sufficiente per portare a termine una prova in maniera accettabile. Alcune volte è stato necessario combinare le direttive di ambedue i testi; in altri casi sono state introdotte delle modifiche che, pur non essendo previste dalle normative, hanno reso possibile l'esecuzione delle prove con miglioramenti dei risultati ottenuti.

Nulla si può dire sulla validità generale dei dati, almeno a questo livello di sperimentazione, per due motivi fondamentali. Il primo motivo riguarda la scelta del campione analizzato, che da normativa deve essere composto da provini che siano stati testati con la stessa procedura. Questo è stato fatto, relativamente alla prova D1, solo per i materiali M1 e M2 che si sono dimostrati "meno problematici" degli altri, mentre gli altri campioni raccolti sono formati dai provini che hanno dato i valori numerici "più desiderabili", ovvero quelli più attesi. Il secondo motivo risiede nella scelta del metodo di esecuzione: l'*end-loading test method* ha mostrato limiti notevoli nei materiali più resistenti a compressione (è stato necessario eseguire 21 prove D1-M3 e 20 prove D1-M4 per ottenere complessivamente 2 campioni di 5 dati ciascuno). Un ruolo non meno importante ha giocato la strumentazione a disposizione: nell'analisi delle prove D2 si fa più volte riferimento all'influenza dell'estensometro sull'elaborazione finale dei dati, in contrasto con l'esigenza di avere un dato che sia il più indipendente possibile dagli strumenti di misura.

I risultati raccolti in questa campagna saranno rivalutati in futuro. Nell'ambito della collaborazione tra *Delta-Tech S.p.A.* e l'Università di Pisa sono già in esecuzione altre attività sperimentali sugli stessi materiali; nella caratterizzazione a compressione, l'uso del più recente *CLC test method* darà quasi sicuramente dati più attendibili, dai quali potranno essere dedotti i valori di tensione massima e modulo elastico lineare

caratteristici del materiale. Un confronto tra questi e i valori ottenuti definirà l'attendibilità o meno di quanto ricavato in questa attività.

Indipendentemente dall'esito di quest'ultimo passaggio, dall'esecuzione delle prove il lavoro svolto dà un esempio di come sia possibile "riciclare" opportunamente e rendere ancora valide attrezzature considerate in alcuni casi già superate. Una maggiore disponibilità di strumenti ausiliari (con riferimento alle prove D2, una chiave dinamometrica adeguata o un set di rosette di spessore variabile) e la necessaria accortezza nell'effettuare le dovute modifiche all'attrezzatura potrebbero concorrere a mantenere ancora all'altezza questo metodo di analisi, con un investimento monetario molto accessibile.

BIBLIOGRAFIA

- [1] LANCIOTTI A., *Dispense di Tecnologia delle Costruzioni Aeronautiche II*, Università Degli Studi Di Pisa – Facoltà di Ingegneria, 2011
- [2] BAKER A., DUTTON S., KELLY D., *Composite Materials for Aircraft Structures*, AAIA Education Series, 2nd Edition, Virginia Polytechnic Institute and State University, Blacksburg, 1998
- [3] GRASSO F., CALABRETTA C., *I materiali compositi nei mezzi di trasporto*, Università Degli Studi Di Catania – Facoltà di Ingegneria, 2011
- [4] HULL D., CLYNE T. W., *An Introduction to Composite Materials*, Cambridge University Press, 2nd Edition, New York, 1996
- [5] BRENT STRONG A., *Fundamentals of Composites Manufacturing: Materials, Methods, and Applications*, SME, Dearborn, 1989
- [6] DRAGONI F., *Materiali compositi di impiego aeronautico e loro certificazione tramite prove sperimentali*, Tesi di Laurea Specialistica in Ingegneria Aerospaziale, Università Degli Studi Di Pisa – Facoltà di Ingegneria, 2011
- [7] ADAMS D. F., CARLSSON L. A., BYRON PIPES R., *Experimental Characterization of Advanced Composite Materials*, CRC Press, Florida, 2003
- [8] WOLFE A. R., WEINER M., *Compression Testing – Comparison of Various Test Methods*, American Composite Manufacturer Association, Tampa, FL, 2004
- [9] ASTM, D695-10, *Standard Test Method for Compressive Properties of Rigid Plastics*, ASTM International, West Conshohocken, PA, 2010
- [10] AECMA, prEN 2850, *Aerospace series - Carbon fibre thermosetting resin unidirectional laminates - Compression test parallel to fibre direction*, AECMA, Edition P 2, Bruxelles, 1997

- [11] PETRUCCI G., *Lezioni di Costruzioni di Macchine*, Università Degli Studi Di Palermo – Facoltà di Ingegneria, 2011
- [12] AECMA, prEN 3783, *Aerospace series - Fibre composite materials - Normalisation of fibre dominated mechanical properties*, AECMA, Issue P 1, Bruxelles, 1992

RINGRAZIAMENTI

La buona riuscita di questo lavoro di tesi è necessariamente frutto di un “gioco di squadra” che va oltre il singolo rapporto tra relatore e studente.

Desidero ringraziare innanzitutto la prof.ssa Roberta Lazzeri per la costante disponibilità durante i molteplici problemi incontrati nell’attività sperimentale, durata complessivamente 10 mesi (ma con intervalli di anche 2 mesi a causa della chiusura estiva), e per la particolare attenzione mostrata nei momenti più delicati.

Un ringraziamento particolare va al personale di laboratorio, tra cui Mauro Romagnoli, che si è dimostrato sempre presente e tempestivo nel prestare aiuto a superare ogni ostacolo incontrato; per la parte informatica, prezioso è stato l’aiuto del collega Filippo Santini, che ha collaborato nell’automatizzare i dati tramite *Microsoft® Excel* e che è il mio successore nella continuazione della sperimentazione dei materiali analizzati.

Ringrazio infine la società *Delta-Tech S.p.A.* per la fornitura dei provini e per l’interesse mostrato verso questo lavoro di tesi e l’Università di Pisa per la disponibilità dei locali e della strumentazione.