

# Impact behaviour of composite laminates

V. Lopresto, A. Langella, I. Papa - Università degli Studi di Napoli, Federico II



V. Lopresto

## ABSTRACT

Carbon fiber laminates in epoxy resin, clamped following the ASTM D7136, were impacted in the center by using a falling weight machine, Ceast Fractovis, by a cylindrical impactor with a hemispherical nose, 19,8 mm in diameter and a total mass of 3.6 kg. Dynamic tests were carried out at complete penetration of the specimens to obtain the complete load-displacement curves, useful to measure the penetration energy and the increasing energy values, necessary to investigate the damage start and propagation. The fundamental problem of the composites is that the damage is not always visible: it could be between internal plies but we don't have any information about it. To solve the problem, after the impact tests, non-destructive evaluation for damage investigations, were carried out by the ultrasonic technique (US) using a linear phased array probe. The delaminated area is correlated with both the impact energies and maximum loads. The results showed a very interesting threshold energy for the beginning of the internal damage and below which, no damage is observed.

Composite structures have been becoming increasingly popular especially in the aerospace industry because of their unique properties, such as excellent strength/weight ratio, corrosion resistance and a possibility of manufacturing elements of complicated shapes. However, in order to ensure a structural integrity and safety of composite elements of an aircraft,

they should be tested periodically during the operational life. Due to their complex internal structure, polymer composites, usually used for the manufacturing of different elements of aircraft, are subjected to different types of damage. Damages could be due, for example, to the manufacturing process of composites and they can be created during the maintenance

operations or in service. In these latter cases, damages are mainly caused by low velocity impacts like a drop tool or the debris during the takeoff and landing. These reduce the residual strength and the durability of the structure, leading potentially to a failure and jeopardizing the safety of the aircraft operation. The integrity of the composite structural

## Comportamento dei laminati compositi all'impatto

V. Lopresto, A. Langella, I. Papa - Università degli Studi di Napoli, Federico II

## ABSTRACT

*I laminati di fibra di carbonio in resina epossidica, fissati secondo la normativa ASTM7136 sono stati sottoposti ad impatto nel punto centrale con l'ausilio dell'attrezzatura per la caduta dei gravi Ceast Fractovis, mediante un maglio di forma cilindrica con estremità di forma emisferica, diametro 19,8 mm e massa totale pari a 3,6 kg. I test dinamici sono stati eseguiti dopo l'inserimento in profondità dell'utensile nei campioni, così da ottenere le curve del dislocamento totale del carico ai fini del calcolo, utili per la valutazione dell'energia di penetrazione e i valori degli incrementi di energia nell'analisi della fase iniziale e della propagazione del danneggiamento. Il problema principale dei compositi è rappresentato dal fatto che il danneggiamento non è sempre visibile: potrebbe verificarsi fra gli strati interni ma non sono disponibili dati certi al riguardo. Per risolvere il problema, dopo aver eseguito il test dell'impatto con la tecnica degli ultrasuoni (US) con l'ausilio di una sonda a fase lineare, è stata eseguita la valutazione non distruttiva per l'indagine del danneggiamento. L'area delaminata è correlata sia alle energie d'impatto che ai carichi massimi. I risultati presentano una soglia energetica molto interessante per l'insorgere del danneggiamento interno al di sotto del quale non si osserva alcun deterioramento.*

*Le strutture in composito sono sempre più conosciute, in particolare nell'ambito dell'industria aerospaziale, per le loro proprietà uniche come*

*l'eccellente rapporto tenacità/peso, resistenza alla corrosione e la possibilità di realizzare elementi con geometrie complesse.*

*Tuttavia, per garantire l'integrità strutturale e la sicurezza degli elementi in composito di un aeromobile, essi devono essere controllati*

components can severely be reduced after an impact, even if the visual damage is not so evident. This is mostly due to the non-homogeneous and anisotropic nature of the material, failing in a wide variety of damage modes like indentations, inter-laminar fractures (delaminations) caused by inter-laminar stresses, fiber cracks (in-tension fiber breakage and in-compression fiber buckling), and matrix cracks. The understanding of the damage initiation and

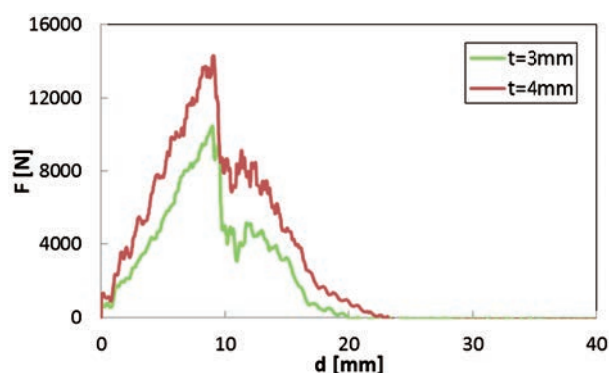


Fig. 1 Load-displacement curve up to complete penetration of CFRP;  $t=3\text{mm}$ ,  $t=4\text{mm}$   
Curva di dislocamento del carico fino alla penetrazione totale del CFRP;  $t=3\text{mm}$ ,  $t=4\text{mm}$

propagation<sup>[1]</sup> and of the complex interaction between the failure modes, is very important. A lot of efforts have already been done<sup>[2, 3]</sup> to investigate the influence of a large number of parameters involved in the dynamic phenomena, on the different modes of impact failures, but a lot of questions remain unanswered yet.

The most crucial, really important information, is the residual compression strength of a laminate after an impact load<sup>[4-5]</sup>. It is due to the importance to know if the damaged panel in service, mounted on a structure, can continue to work or if it is necessary to replace the part. The problem related to composite materials is due to the not simple internal damage mechanisms and their complex interaction. Moreover, the damage is not always visible: it could be between internal plies but it is not visible<sup>[6]</sup>. One of the most potentially dangerous aspect in the impact response of composite structures for practical applications, is the

difficulty to detect damage by visual inspection, even when considerable strength and rigidity losses have occurred. A valid and simple tool to investigate the internal impact damage, and to correlate it with the residual strength, could, in fact, help to better understand the problem.

## RESULTS

In figure 1, two load displacement curves, recorded during a low velocity impact test up to complete penetration on CFRP sample, are compared for two different thicknesses. The complete curve is very important since it represents a map of the behaviour of the material under loading conditions. For example, the slope of the first increasing part represents the rigidity of the laminate, whereas the load drops denote something that is happening inside the material in terms of damage.

In figure 1, it is possible to note a higher initial rigidity, maximum impact load,  $F_{max}$ , and penetration energy,  $U_p$ , the latter measured as the area under the load-deflection curve, for the laminate 4mm in thickness. It means that, higher energies are necessary, at the increasing of the thickness, to damage the laminate, and the increasing of the thickness higher the rigidity of

periodicamente nel corso della loro vita utile. Per via della loro struttura interna complessa, i compositi polimerici solitamente utilizzati per la produzione di vari elementi di un velivolo, sono soggetti a varie tipologie di danneggiamento.

I danneggiamenti possono essere dovuti, per esempio al processo produttivo dei compositi e possono essere provocati durante le operazioni di manutenzione oppure durante il loro servizio utile. In questi ultimi casi, i danneggiamenti sono causati principalmente dagli impatti a velocità ridotta come un oggetto in caduta oppure da frammenti d'impatto durante le operazioni di decollo e atterraggio. Questi stessi riducono la resistenza residua e la durabilità della struttura, causando il deterioramento potenziale o mettendo a rischio la sicurezza delle operazioni dell'aereo.

L'integrità dei componenti strutturali in composito può essere severamente ridotta a seguito di un

impatto, pur non essendo evidente il danno a occhio nudo. Ciò è dovuto principalmente alla natura non omogenea e anisotropa del materiale, che si deteriora con svariate modalità di degrado come l'incisione, la frattura interlaminare (delaminazioni) causate da sollecitazioni interlaminari, screpolature delle fibre (frattura fibre in tensione e deformazione della fibra in compressione) oltre che fratture della matrice. La percezione dell'esordio del danneggiamento e la sua propagazione<sup>[1]</sup> così come dell'interazione complessa fra le modalità di deterioramento è essenziale. Molti sforzi sono già stati compiuti<sup>[2,3]</sup> per comprendere l'influsso esercitato da molti parametri coinvolti nel fenomeno dinamico sulle varie modalità di degradazione da impatto, eppure molti quesiti attendono ancora risposta.

L'informazione più determinante e importante riguarda la tenacità di compressione residua di un

laminato a seguito dell'impatto del carico<sup>[4-5]</sup>. Ciò è dovuto all'importanza di sapere se il pannello danneggiato in uso, montato su una struttura può continuare a espletare la sua funzione o se risulta indispensabile sostituire la parte. Il problema legato ai materiali compositi è dato dai complessi meccanismi di danneggiamento interno e dalla loro interazione complessa. Inoltre, il danno non è sempre visibile: potrebbe insorgere fra gli strati interni ma non è visibile<sup>[6]</sup>. Uno degli aspetti potenzialmente più critici della risposta all'impatto delle strutture in composito per applicazioni pratiche è la difficoltà di rilevare il danno mediante ispezione visiva anche quando si verificano perdite consistenti di tenacità e di rigidità.

Uno strumento valido e semplice per studiare il danno da impatto interno e per correlarlo alla resistenza residua potrebbe infatti contribuire a comprendere meglio il problema.

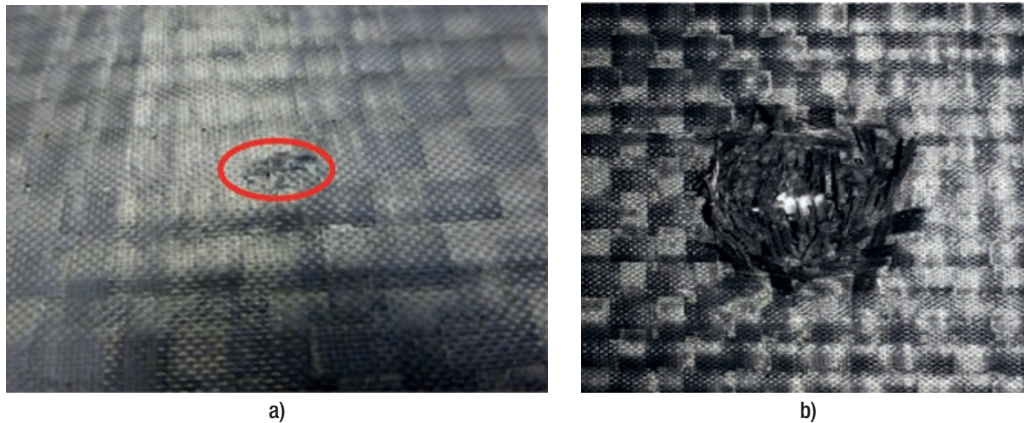


Fig. 2 Impacted samples: a) U=10J; b) Penetration  
Campioni impattati: a) U=10J; b) Penetrazione

the material. It was observed that<sup>[7]</sup> the dynamic response of a laminate is different as a function of the rigidity, since, for example, the bending effect, and so the energy stored for bending, is more relevant for thin specimens. Since the anisotropic nature of composites and the subsequent particular mechanism of damage formation, function also of the thickness as well as of the stacking sequence, the impact performance of structural components made of fiber-reinforced plastic, is often one of the

limiting properties during the design. Even a low-energy impact can lead to a severe weakening of the load capacity, as a result of delamination caused by the concentrated out-of-plane loads. In particular, a low-velocity impact loading can cause damages inside the laminate, which are difficult to detect by visual inspections if it doesn't penetrate the laminate. In Figure 2, an example of impacted samples by an energy U=10J (a) and at penetration (b), is shown.

As it is possible to note, the low impact energy

causes a non visible (on the impacted side, not reported) or a small visible (back side Fig. 2a) damage. However, the specimen is internally largely damaged, as it was possible to observe by US. After the impact tests, in fact, the damaged areas, A, were measured by the ultrasonic technique described above. In figure 3, an example of the C-scan acquisition carried out on a specimen loaded by a low impact energy, is reported: C-scan inspections provided a plane view of the specimens and the dark area corresponds to the internal delamination.

Each delaminated area was, then, imported in a cad software where it was bordered and measured. Figure 4 shows the correlation between the damaged area, A, and the impact energy, U, for two different thicknesses: a linear relationship was obtained in the range of the considered impact energies. As expected, the thicker specimens showed a larger delaminated area since the effect of the rigidity, contrary to what happens for the thinner laminates where most of the energy is mainly stored for bending. The linear trend is very interesting for knowing the threshold

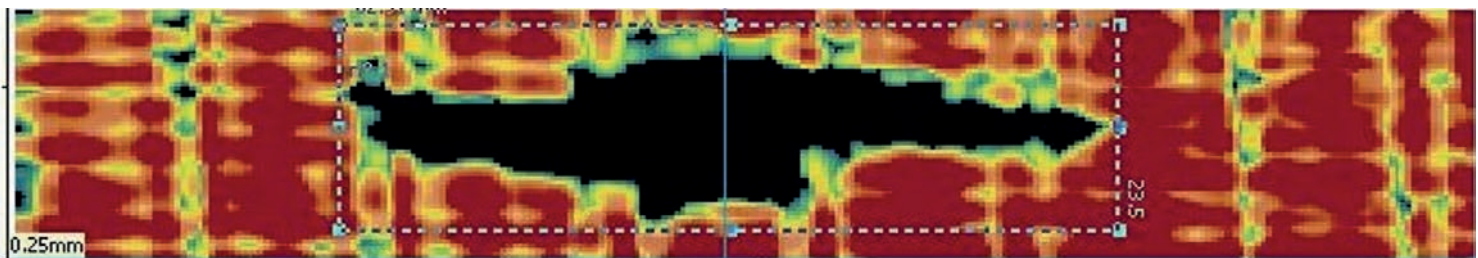


Fig. 3 C-scan after impact load, U=20J, t=3mm  
Scansione C a seguito dell'impatto del carico, U=20J, t=3mm

### RISULTATI

In figura 1 due curve di dislocamento del carico, registrate durante il test dell'impatto a velocità ridotta fino a completo inserimento nel campione CFRP, sono comparate per due spessori differenti. La curva completa è molto importante in quanto rappresenta la mappatura della risposta del materiale in condizioni di carico. Per esempio, la curva della prima parte in incremento rappresenta la

rigidità del laminato, mentre le riduzioni del carico denotano qualche accadimento all'interno del materiale, in termini di danneggiamento.

In figura 1 è possibile notare una rigidità iniziale più elevata, massimo impatto da carico Fmax e di energia di penetrazione Up dove quest'ultima rappresenta l'area misurata secondo la curva di deviazione del carico per il laminato con spessore di 4 mm. Ciò significa che per danneggiare il

laminato è richiesto un carico di energie superiore con l'aumentare dello spessore e che quanto più alto è lo spessore tanto maggiore risulta essere la rigidità del materiale. Si è osservato che<sup>[7]</sup> la risposta dinamica di un laminato è differente in funzione della rigidità poiché, ad esempio, l'effetto della flessione e quindi l'energia immagazzinata per la flessione riveste maggiore importanza per campioni di spessore ridotto.

limit for the impact energy and maximum load values, below which no damage occurs inside the laminates. In this way, a prediction of the visible and non-visible delaminated area could be possible, knowing the impact energy, as well as to have information about the minimum energy value to create internal damage. Since the final aim of the researches on composite laminates under loading conditions is to investigate their residual properties, to find relationships between the residual strength and damaged area, as well as impact energy, will be a useful tool for the prediction of the residual life of a component made by composite laminates.

#### REFERENCES

[1] Liu S, Kutlu Z and Chang F K 1993 Matrix cracking and delamination propagation in laminated composites subjected to transversely concentrated loading J. Compos. Mater. 27 436–70

- [2] Schoeppner G and S Abrate 2000 Delamination threshold loads for low velocity impact on composite laminates Composites A 31 903–15
- [3] Zhang Y, Zhu P and Lai X M 2006 Finite element analysis of low-velocity impact damage in composite laminated plates Mater. Des. 27 513–19
- [4] S. Abrate, Impact on laminated composites: recent advances, Appl. Mech. Rev., Vol. 47, No. 11, 1994, pp. 517-544.

- [5] G. Caprino, Residual strength prediction of impacted CFRP laminates, J. Compos. Mater., Vol. 18, 1984, pp. 508-518.
- [6] W. J. Cantwell and J. Morton, The impact resistance of composite materials - A review, Composites, Vol. 22, No. 5, 1991, pp. 347-362.
- [7] G. Caprino, V. Lopresto, C. Scarponi, G. Briotti 'Influence of material thickness on the response of carbon-fabric/epoxy panels to low-velocity impact' Composites Science and Technology, Vol. 59 (1999), pp. 2279-2286.

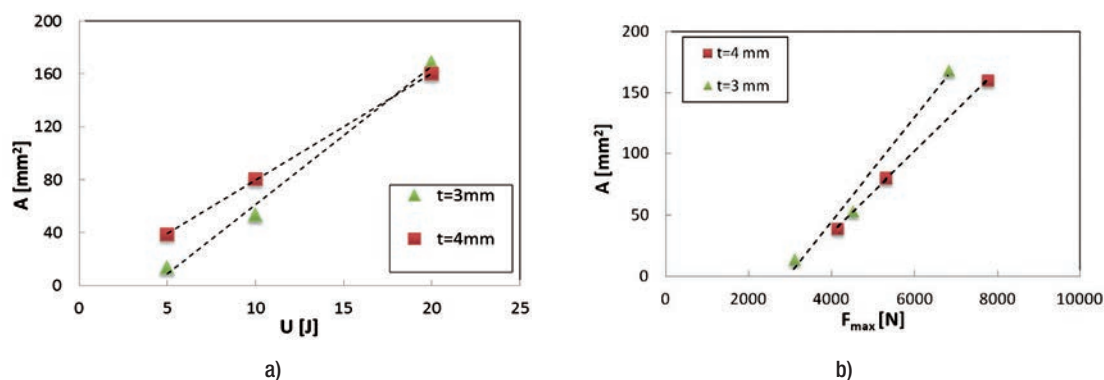


Fig. 4 Damaged area, A, correlated to a) impact energy, U; b) maximum load, Fmax (t=3mm, t=4mm)  
Area danneggiata, A correlata a) energia di impatto, U; b) carico massimo, Fmax (t=3mm, t=4mm)

Dal momento che la natura anisotropa dei compositi e il conseguente meccanismo particolare dell'insorgere del danno dipendono anche dallo spessore e dalla sequenza di laminazione, la prestazione all'impatto dei componenti strutturali realizzati con vetroresina è spesso una delle proprietà limite durante la progettazione. Anche un impatto ad energia ridotta può causare un indebolimento severo della capacità di carico, come conseguenza della delaminazione causata dai carichi fuori asse concentrati. In particolare un carico d'impatto a velocità ridotta può causare danni all'interno del laminato, difficili da rilevare ad occhio nudo se esso non penetra nel laminato. Nella figura 2 è dato un esempio di campioni impattati da un'energia U=10J (a) e da penetrazione (b).

Come si evince dalle immagini, l'energia ridotta d'impatto causa un danneggiamento non visibile (sul lato urtato, non riportato) oppure un piccolo

danneggiamento visibile (lato retrostante fig. 2a). Tuttavia, il campione è molto danneggiato all'interno, come è stato possibile osservare da US. Dopo aver eseguito il test dell'impatto, infatti, le aree danneggiate A, sono state misurate con la tecnica degli ultrasuoni descritta sopra. In fig. 3 è riportato un esempio dell'acquisizione C-scan eseguita su un campione caricato con minima energia d'impatto: le indagini C-scan hanno fornito una visione in piano dei campioni dove l'area scura corrisponde alla delaminazione interna.

Ogni area delaminata è stata poi importata in un software CAD dove è stata evidenziata e misurata. La figura 4 presenta la correlazione fra l'area danneggiata, A, e l'energia di impatto U per due differenti spessori: la relazione lineare è stata ottenuta nel range delle energie di impatto considerate. Come previsto, i campioni con spessore più alto presentavano un'area delaminata di estensione

maggiore per effetto della rigidità, diversamente da quel che accade per i laminati di spessore inferiore, dove la maggior parte dell'energia viene immagazzinata per la flessione. L'andamento lineare è molto interessante per conoscere i valori della soglia limite dell'energia di impatto e di carico massimo, al di sotto dei quali non ha luogo alcun danneggiamento all'interno del laminato. In questo modo, è possibile prevedere l'area delaminata visibile e non, conoscendo i valori dell'energia d'impatto e quelli dell'apporto minimo di energia in vista dell'insorgere del danneggiamento interno. Poiché la finalità ultima delle attività di ricerca sui laminati compositi in condizioni di carico è quella di studiare le proprietà residue, di trovare le relazioni fra la tenacità residua e l'area danneggiata e dell'energia di impatto, questa si rivelerà utile per elaborare le previsioni della vita utile residua di un componente realizzato con i laminati compositi.