衝撃を受けた CFRP 積層板の超音波映像および残存強度†

栗 山 卓* 成 澤 郁 夫*
佐 藤 淳** 阿 部 利 彦***

Acoustic Microscopy and Residual Strength of Impacted CFRP Laminates

by

Takashi KURIYAMA*, Ikuo NARISAWA*, Atsushi SATOU**
and Toshihiko ABE***

The impact damage behaviour by low velocity impact of graphite/epoxy laminated composites was studied and residual mechanical properties tests were conducted after impact. The laminates were fabricated into 8 ply sheets of ($0^\circ/\pm 45^\circ/90^\circ$)s with about 2mm thickness from commercially available prepregs (Besfight, Toho Rayon). The falling impact tests were carried out varying the drop height and the weight diameter. Impact damage of the specimens was inspected using a new type of ultrasonic imaging system and the three point bending tests were performed with an Instron type machine. The maximum bending stress decreased due to the impact delamination. The residual maximum bending stress showed lower values with a larger weight diameter as impact energy was increased. The impact reduced the residual elastic modulus. The residual elastic modulus by the back face loading was larger than that by the front face loading in lower impact energy. On the contrary, residual elastic modulus by the back face loading was lower than that by the front face loading in the larger impact energy. Therefore, residual elastic modulus depends on impact energy.

Key words: Graphite/epoxy laminated composite, Low velocity impact, C-scan, Delamination, Residual strength

1 緒 言

航空機の一次構造材あるいは二次構造材として使用される炭素繊維強化複合材料の多くは、積層形複合材料である。しかしながら、その構造に起因して、比較的軽量な物体による低速度の衝撃を受けた時、外見上損傷が見えなくとも内部に損傷が生じる。この内部損傷には、層間はく離、樹脂内クラックなどがあげられるが、とくに層間はく離による剛性および強度の低下が著しい。その中で、残存引張強度に比較して残存圧縮強度の著しい低下が問題となる。このために従来より、多くの研究が行なわれてきているが、薄板の圧縮強度試験は治具に工夫を要し、また未損傷の圧縮強度が高いため、試験片板幅が限られ通常 25 mm 程度で行なった例が多い。他方、衝撃体の寸法としては点検用工具を模擬するため、その先端半径は 5 mm ~ 20 mm 程度となる。したがって、試験片板幅と衝撃体先端半径の相対的な寸法関係が近接するため、多くの場合内部の層間はく離が試験片板幅全体に及び、層間はく離による残存強度低下について明確な結果が得られ

にくくなる。そのため、衝撃体寸法を小さくする方法²⁾あるいは衝撃を与えた大型試験片 (150 mm × 150 mm) を小さく分割する方法^{3), 5)}が取られている。しかし、前者については衝撃体先端半径が小さくなるほど、突抜け破壊がより低い衝撃エネルギー条件下で発生するため、問題にする点と異なる現象を対象にすることになる。また、後者については、もとの試験片の残存強度特性は得られにくいこともあるが、積層材ではエッジ効果による影響も無視できない。そこで、本研究では、炭素繊維強化複合材料 (グラファイト/エポキシ) について、試験片板幅を従来の二倍の 50 mm としたときの衝撃体形状寸法の影響による、内部損傷発生状況を超音波探査映像装置 (C-scan) により各層間ごとに観察し、その結果をもとに曲げ試験による簡便な試験方法を考え、残存引張強度および残存圧縮強度特性と衝撃体形状寸法との関係について検討した。さらに、C-scan による観察結果と残存強度試験後に得られた層間はく離面の SEM 観察結果の比較も行なった。

2 試料および実験方法

† 原稿受理 平成元年 5 月 26 日 Received May 26, 1989

* 正 会 員 山形大学工学部 米沢市城南, Faculty of Engineering, Yamagata University, Jonan, Yonezawa

** 山形大学学生 米沢市城南, Student, Yamagata University, Jonan, Yonezawa

*** 東北工業技術試験所 仙台市宮城野区若竹, Government Industrial Research Institute, Tohoku, Negatake, Miyagino-ku, Sendai

2.1 試料

試料は、一方向プリプレグテープ（東邦レーヨン、ベスファイト Q-4132）を用いて、ホットプレス法により作製した。プレス圧は、 3 kg/cm^2 とし硬化温度、硬化時間は、それぞれ 180°C 、2 時間とした。積層構成は $[0^\circ/\pm 45^\circ/90^\circ]_s$ とした。試料の厚さは $2.0 \pm 0.05 \text{ mm}$ であった。また、繊維体積含有率は 63% である。得られた試料を $80 \text{ mm} \times 50 \text{ mm}$ の矩形に切出し試験片とした。

2.2 実験方法

2.2.1 落錘衝撃試験 落錘衝撃試験には、既報⁷⁾の試験機の落錘重量を 6.3 kg から 1.07 kg に軽量化した計装化落錘衝撃試験機を使用した⁶⁾。試験片は直径 40 mm の円筒形の支持台にのせた単純支持条件とした。試験条件としては、落下高さを、 0.3 m 、 0.5 m および 1.0 m に変化させ、各衝撃条件において先端が半球状の落錘の直径 $2R$ を 10 mm および 20 mm に変えた。さらに、衝撃を与えたのち外部損傷のみられない試験片については、変位速度 0.1 m/s の条件で三点曲げ試験（スパン間距離： 70 mm ）を行なった。試験環境は室温、大気中である。なお、荷重-変位曲線より得られる最大曲げ応力 $\sigma_{\max}$ および曲げ弾性率 E は式 (1) および式 (2) より算出した。

$$\sigma_{\max} = 3P_{\max}L/2bh^2 \quad (1)$$

$$E = PL^3/4\delta bh^3 \quad (2)$$

ここで、 $P_{\max}$ ：最大荷重、 L ：スパン間距離、 b ：試験片板幅、 h ：試験片厚さ、 δ ：変位である。

2.2.2 衝撃損傷観察 衝撃損傷観察には超音波探査映像装置（日立建機製、AT5000 型）を使用した^{8),9)}。測定は、周波数 25 MHz の収束型探触子を用いて水浸法で行なった。この装置は、反射超音波波形の中の欠陥波にゲートをかけて探触子を走査して像を得るものであるが、この際にゲート位置と幅を調節することにより、任意の深さの厚さの部分を観察できる点の特徴である。また、衝撃後に三点曲げ試験を行なった試験片については、はく離面の SEM 観察も行なった。

3 結果および考察

3.1 落錘衝撃下の荷重-変位曲線

落錘衝撃における荷重-変位曲線の典型例として、落下高さ H の影響について Fig. 1 に示し、落錘直径 $2R$ の影響について Fig. 2 に示す。これらの結果のうち $2R=20 \text{ mm}$ 、 $H=1 \text{ m}$ の条件において打撃面に損傷（繊維切断）が観察されている。図からわかるように外部損傷が観察される場合は、最大荷重 $P_{\max}$ を示したのち 2～3 の減衰ピークを示す。この $P_{\max}$ は、同一落下高さでは落錘直径により大きな変化は見られない。それに対し、衝撃吸収エネルギーに相当する

Fig. 1. The effect of falling height on load-displacement relation.

Fig. 2. The effect of striker diameter on load-displacement relation.

$P-\delta$ 曲線の囲む面積は、同一落下高さでは落錘直径が大きくなるほど増加し、同一落錘径では落下高さが高くなるほど、増加することがわかる。

3.2 衝撃損傷観察結果

Fig. 3 に超音波探査映像装置による衝撃後の内部損傷の観察結果を示す。図中の白くピーナッツ状の部分（はく離）が層間はく離に相当する。他の各繊維配向方向に点在する部分の原因は不明である。打撃面方向および背面方向より超音波を入射して得られた、図中 (a) および (b) から明らかなように、はく離は打撃面から下方にいくのにしたがい大きく発達し、試験片厚さ中心を境に非対称となることがわかる。さらに、ゲート位置と幅を調節することにより得られた、試験片厚さ中央部付近の $45^\circ/-45^\circ$ 層間および $90^\circ/-45^\circ$ 層間に発生したはく離が図中 (c) および (d) である。このように、各積層ごとのはく離をそれぞれ分離して観察できる。落下高さおよび落錘径を変えた条件でののはく離像を、各積層間ごとに分離し重ねて示した結果が Fig. 4 である。ここで、矩形は試験片寸法を示し、円形は支持台を示しており、図中の斜線は、打撃面を上方とした各層間（はく離部の下側の層の繊維配向）に相当する。落錘径の大きい $2R=20 \text{ mm}$ については、いずれの落下高さにおいても、打撃面直下の $0^\circ/45^\circ$ 層間および $90^\circ/90^\circ$ 層間でははく離はまったく観察されず、 $-45^\circ/45^\circ$ 層間でははく離がもっとも大きくなる。また、落下高さの増加にしたがい各層間のはく離は斜線方向にひろがる。

Fig. 3. A typical delamination in a impacted ($0^\circ/\pm 45^\circ/90^\circ$)s graphite/epoxy laminate obtained by ultrasonic imaging.

(a), (c): irradiated from impacted face. (b), (d): irradiated from back face.

すなわち、曲げ剛性の変化のもっとも大きい直交積層間で層間はく離が優先的に発生、成長し、各層間でのはく離の発生、成長方向は各層間のはく離部の下側の層の影響を受けることがわかる。他方、同一落下高さでの落錐径の小さい $2R=10\text{ mm}$ では各々の層間のはく離発達方向は 20 mm と同様な傾向となるが、はく離面積は試験片板厚上層部が 20 mm に比較し大きくなり、逆に試験片板厚下層部が小さくなる点で異なる。したがって、落錐先端半径が小さくなるほど曲げ変形の寄与が低下することがわかる。これは、落錐先端半径が小さいほど低い落下高さ、すなわち、低衝撃エネルギーで打撃面損傷（繊維切断）が発生し、試験片板厚断面のとくに、繊維のせん断（切断）強度の関与が大きいとした別報⁶⁾の結果と相補関係になることがわかる。

3・3 落錐衝撃後の三点曲げ試験

前節より落錐衝撃損傷規模は試験片厚さ中心を境に非対称となることがわかった。衝撃後の三点曲げ試験では、そのことを考慮に入れて打撃面を圧縮側（Front Face loading）および引張側（Back Face loading）とする二種類の負荷条件で行なった。したがって、前者の F, F 試験片では、大部分の層間のはく離部が引張負荷条件となり、後者の B, F 試験片では大部分の層間のはく離部が圧縮負荷条件となる。それらの結果の一例として、落下高さ $H=0.5\text{ m}$ 、落錐直径 $2R=20\text{ mm}$ の衝撃条件後の荷重-変位曲線を未衝撃条件の結果とあわせて Fig. 5 に示す。本結果よりわかるように、未衝撃条件では最大荷重まで直線的にたち上がり急激な荷重低下を示す。この条件での破壊は圧縮側で繊維座屈が観察される。F, F 試験片では未衝撃条件と類似した荷重-変位曲線となるが、直

線の傾きは小さくなり最大荷重後の荷重低下が大きくなる。この場合、破壊は $-45^\circ/45^\circ$ 層間のはく離による。それらに対し、B, F 試験片では破壊挙動は複雑である。すなわち、Fig. 6 に示すように、負荷直後に圧縮側にある 0° 層が浮上がる座屈変形が観察され、荷重-変位曲線は最大荷重に近づくにつれて傾きが小さくなり、それに対応して座屈変形をともなう $0^\circ/45^\circ$ 層間のはく離が開始する。最大荷重後はスティックスリップを示し、おのおのの荷重低下に対応して $0^\circ/45^\circ$ 層間のはく離が不連続に進展し、変位が 5 mm を過ぎるようになると、 $45^\circ/-45^\circ$ 層間のはく離進展もみられるようになる。未衝撃条件および衝撃条件より得られた最大曲げ応力 $\sigma_{\max}$ および曲げ弾性率 E をそれぞれ落錐径に対して示した結果が Fig. 7

Fig. 4. The effects of falling height and striker diameter on the delamination of impacted specimens.

および Fig. 8 である。Fig. 7 からわかるように、衝撃後では $\sigma_{\max}$ は低下し、B, F 試験片においてその効果が著しい。また、落錘径の小さい $2R=10$ mm では、F, F 試験片および B, F 試験片とも落下高さによらず同一値を取り、落下高さによる影響がみられない。

Fig. 5. A typical load-displacement curve for three points bending tests.

それに対し、落錘径の大きい $2R=20$ mm では、F, F 試験片および B, F 試験片とも、 $\sigma_{\max}$ は落下高さの低い $H=0.3$ m において $2R=10$ mm とほぼ一致するものの、落下高さが増加すると $\sigma_{\max}$ は低下し、落下高さによる影響がみられる。他方、Fig. 8 に示す曲げ弾性率 E は、B, F 試験片の $H=0.3$ m, $2R=10$ mm の条件が未衝撃条件とほぼ一致し、衝撃による影響が認められない他はすべて未衝撃条件より低下し、落下高さが増加するとその効果が大きく、また、落錘径が大きくなるほど顕著である。ところで、いずれの落錘径においても曲げ弾性率 E は、落下高さが低い条件では F, F 試験片が B, F 試験片より低い値となるが、落下高さが高くなると逆に B, F 試験片が

Fig. 6. A typical fracture behaviour of back face loading specimen after impact.

Fig. 7. The relationship between residual maximum bending stress and striker diameter.

F, F 試験片より低い値をとるようになる。この点は、 σ_{max} と異なり、衝撃後の残存弾性率の負荷条件依存性は落下高さにより変化することがわかる。この弾性率の低下原因として、積層構造では二つのことが考えられる。すなわち、層間はく離により層間のせん断応力の伝達がなくなり、コンプライアンスが増加する重ねはり効果と、層間はく離部の座屈変形により、実際に弾性率に関係する試験片板厚が減少しコンプライアンスが増加する板厚減少効果がある。ここで、F, F 負荷条件では、前者の機構が主に働き、B, F 負荷条件では後者の機構が主に働くものと考えられる。今回の結果は、低い衝撃エネルギー、すなわち、はく離面積の小さいとき、重ねはり効果が優先し、高い衝撃

Fig. 8. The relationship between residual elastic modulus and diameter of striker.

エネルギーすなわちはく離面積が大きくなると、板厚減少効果が優先することを示すものと思われる。ただし、はく離層位置による各効果の寄与の程度、さらに外部損傷の発生した時はまだ不明である。この点は、はく離面積の定量的な評価とともに今後の課題とした。

3・4 層間はく離面の SEM 観察

衝撃後の三点曲げ試験を行なった試験片の層間はく離面を観察した結果を Fig. 9 から Fig. 15 に示す。衝撃条件としては、落下高さ $H=0.5$ m, 落錘直径 $2R=20$ mm である。Fig. 9 に示す $45^\circ/-45^\circ$ 層間の -45° 層側の観察結果よりわかるように、衝撃試験およびその後の三点曲げ試験により生じたはく離面は明確に異なり、その境界は Fig. 10 に示す超音波による

Fig. 9. A typical delamination surface of $-45^\circ/45^\circ$ interlaminar under front face loading after impact.

Fig. 10. A typical delamination of $-45^\circ/45^\circ$ interlaminar in an impacted specimen obtained from ultrasonic imaging.

Fig. 11. Fracture surface of impact delamination of $-45^{\circ}/45^{\circ}$ interlaminar.

内部損傷観察の結果とよく一致する。衝撃によるはく離面を拡大した Fig. 11 に示すように、層間はく離は繊維と樹脂の界面に発生し、また、繊維間に Serration¹²⁾が観察される。したがって、落錘衝撃条件による層間はく離は、曲げ変形から誘発されるせん断破壊であることがわかる。それに対し、衝撃後の三点曲げ試験において、層間はく離部の大部分が引張負荷条件となる F, F 試験片では、Fig. 12 ($45^{\circ}/-45^{\circ}$ 層間) に示すように繊維はわずかに観察されるだけで、

Fig. 12. Fracture surface of bending delamination of $-45^{\circ}/45^{\circ}$ interlaminar under front face loading after impact.

Fig. 13. Fracture surface of bending delamination of $0^{\circ}/45^{\circ}$ interlaminar under front face loading after impact.

樹脂破壊が多数起きることがわかる。ただし、この場合も Serration が観察されることからせん断破壊が支配的である。また、Fig. 13 に示す最下層の $45^{\circ}/0^{\circ}$ 層間の 0° 層側のはく離面においても、Serration の方向は変化するものの、繊維の周りに樹脂の付着が多く、 $45^{\circ}/-45^{\circ}$ 層間と同様な破壊形態である。しかしながら、層間はく離部の大部分が圧縮負荷条件となる B, F 試験片の場合、Fig. 14 に示す最下層の $45^{\circ}/0^{\circ}$ 層間の 45° 層側では、F, F 試験片と同様に樹脂破壊が支配的であるが、明確な Serration は観察されない。これは層の浮上がる座屈変形により、はく離破壊の進行が開口モードとなることとよく対応する。また、Fig. 15 に示す $45^{\circ}/-45^{\circ}$ 層間においても、同様に明確な

Fig. 14. Fracture surface of bending delamination of $0^{\circ}/45^{\circ}$ interlaminar under back face loading after impact.

Fig. 15. Fracture surface of bending delamination of $-45^{\circ}/45^{\circ}$ interlaminar under back face loading after impact.

Serration は観察されない。したがって、層間はく離が圧縮負荷を受けるときは試験片板厚内部においても、せん断応力より座屈変形より生じる引張応力の働きが大きいことがわかる。

4 結 論

積層複合材料（グラファイト／エポキシ）について落錐衝撃試験、内部損傷観察、衝撃後の三点曲げ試験およびはく離面の SEM 観察を行った結果以下のような結論を得た。

(1) 外部損傷の発生しない条件において、衝撃吸収エネルギーは、同一落下高さでは落錐直径が大きくなるほど増加し、同一落錐径では落下高さが高くなるほど増加する。

(2) 衝撃後の層間はく離は、打撃面直下の $0^{\circ}/45^{\circ}$ 層間および中心部の $90^{\circ}/90^{\circ}$ 層間では観察されず、打撃面から下方にいくのにしたがって大きく発達し、 $-45^{\circ}/45^{\circ}$ 層間のはく離がもっとも大きくなる。すなわち、曲げ剛性の変化のもっとも大きい積層間に層間はく離が優先的に発生する。

(3) はく離は、落下高さの増加にしたがい各層間にはく離部の下層の繊維配向方向にひろがる。

(4) 同一落下高さにおいて落錐径を小さくすると、層間はく離発達方向は変化しないが、はく離面積は試験片板厚上層部が大きくなり、逆に試験片板厚下層部が小さくなる。

(5) 落錐衝撃損傷分布を考慮し、打撃面を圧縮側 (Front Face loading) および、引張側 (Back Face loading) とする衝撃後の三点曲げ試験を提案した。その結果、負荷条件により異なる破壊挙動が観察され

た。

(6) 衝撃損傷により最大曲げ応力 $\sigma_{\max}$ は低下し、B, F 試験片において低下が著しい。また、落錐径の小さい条件では、落下高さにより $\sigma_{\max}$ は変化しないのに対し、落錐径を大きくすると、落下高さの増加にしたがい $\sigma_{\max}$ は低下する。

(7) 衝撃損傷により、一部の条件を除いて、曲げ弾性率 E は低下し、落下高さの増加にしたがいその効果が大きく、また、落錐径が大きくなるほど顕著である。この衝撃後の残存弾性率は、落錐径によらず、落下高さが低い条件では F, F 試験片が B, F 試験片より低い値となり、落下高さが高くなると逆に B, F 試験片が F, F 試験片より低い値をとる。

(8) 衝撃試験およびその後の三点曲げ試験により生じたはく離面形態は異なり、前者の層間にはく離は繊維と樹脂の界面に発生し、後者は繊維の周りに樹脂の付着が多く樹脂破壊が多数起きる。

(9) 衝撃はく離面および衝撃後の F, F 試験片のはく離面とも、繊維間に Serration が観察され、曲げ変形から誘発されるせん断破壊が支配的である。それらに対し衝撃後の B, F 試験片のはく離面は、Serration は観察されず、座屈変形より生じる引張応力の影響が大きい。

最後に、本研究に用いた試料を提供していただきました東邦レーヨン(株)に対し深く感謝致します。

(平成元年 3 月 16 日 第 18 回 FRP シンポジウムにて講演)

参 考 文 献

- 1) M. D. Rodes, J. G. Williams and J. H. Starnes Jr., Polymer Composites, 2, 36 (1981).
- 2) G. Caprino, Journal of Composite Materials, 18, 508 (1984).
- 3) S. K. Chaturvedi and R. L. Sherakoeski, Journal of Composite Materials, 19, 100 (1985).
- 4) 石川春雄, 村上恭一, 材料, 36, 236 (1987).
- 5) D. A. Wyrick and D. F. Adams, Journal of Composite Materials, 22, 749 (1988).
- 6) 栗山 卓, 成澤郁夫, 高分子学会予稿集, 37, 1244 (1988).
- 7) 成澤郁夫, 石川 優, 佐藤勝義, 高分子論文集, 44, 845 (1987).
- 8) 阿部利彦, 荒砥孝二, 青嶋 勇, 鷺見新一, 水谷芳樹, 高橋利夫, 東北工業試験所報告, 22, 21 (1989).
- 9) 阿部利彦, 栗山 卓, 戸袋邦朗, 日本複合材料学会誌, 15-4 (1988) 174.
- 10) D. Liu, L. S. Lillycrop, L. E. Malvern and C. T. Sun, Experimental Technics, 11, 20 (1987).
- 11) D. Liu, Journal of Composite Materials, 22, 675 (1988).
- 12) T. Johannesson, P. S. Joblom and R. Selden, Journal of Materials Science, 19, 1171 (1984).