高温環境下における CFRP 積層板の衝撃損傷*

梁 仁 榮^{*1}, 足立 忠 晴^{*2}, 松 本 浩 之^{*2}

Impact Damage in CFRP Laminates under High Temperature

In-Young YANG, Tadaharu ADACHI and Hiroyuki MATSUMOTO

In the present study, impact damage in CFRP laminates under high temperature is considered through experimentation. For carbon fiber/epoxy (type A) and carbon fiber/PEEK (type P) laminates having the stacking sequence $[0^\circ/90^\circ]_{\text{SYM}}$, the impact damage is generated under environments from room temperature to 150°C, by the collision of a steel ball launched from an air gun. The total area of delamination is proportional to impact energy for both laminates. When the environmental temperatures are higher, critical energies of generating delaminations are larger for type A specimens and constant for type P specimens, though energies of developing delaminations are constant up to the glass transition temperature for type A specimens, and lower for type P specimens. Residual strengths of impacted specimens are estimated by static three-point bending test. It is shown that the residual strengths are reduced with decreasing total area of delamination.

Key Words: Composite Material, Impact Strength, Delamination, CFRP Laminate, Foreign Object Damage, High Temperature, Nondestructive Inspection, Ultrasonic Microscope, Residual Strength

1. 結 言

複合材料は金属材料と比較して比剛性、比強度が大きいことから、構造軽量化が要求される航空宇宙分野をはじめ広い分野で構造材料として使用されている。特に、宇宙構造用材料として最も注目されている先進複合材料、なかでも炭素繊維強化樹脂(CFRP)は航空宇宙産業をはじめ軽量化が強く求められるさまざまな分野で活用が試みられている。

CFRP 積層板を航空機構造部材として用いるとき外板として利用されることが多く、飛行中の水粒の衝突や鳥との衝突などの種々の材質の衝撃体による損傷(Foreign Object Damage)⁽¹⁾が避け難い。このような損傷は外部からほとんど確認できず、部材の残留強度を著しく低下させる。このため衝撃による CFRP 積層板の損傷状態を把握しておくことは重要な課題である。例えば著者ら⁽²⁾、Hong および Lin ら⁽³⁾により衝撃エネルギーが等しくても衝撃体が異なれば発生する衝撃荷重が異なり、はく離面積は必ずしも等しくならな

いが、同じ衝撃体を用いればはく離面積と衝撃エネルギーには一次線形の関係があることが明らかになっている。

航空機構造および宇宙構造に要求される温度範囲はそれぞれ -70°C~150°C⁽⁴⁾ および -150°C~150°C⁽⁵⁾ である。このような背景から、温度変化に対する FRP 材料の静的な応力-ひずみ関係、強度などに関する研究が多く見られる。これに対して衝撃に関する研究では、Lee および Wilson ら⁽⁶⁾ による ARALL 積層板についての温度環境を考慮した衝撃損傷および残留引張強度の考察が見られる程度である。CFRP 積層板を対象とした衝撃問題の研究では、ほとんど室温環境下におけるものであり、温度環境を考慮したものは見当たらない。

そこで本研究では航空機、宇宙構造の強度部材が実際にさらされる高温環境下における CFRP 積層板の衝撃損傷について考察することを目的とする。炭素繊維/エポキシおよび炭素繊維/PEEK で製作された CFRP 積層板を高温環境下で鋼球を衝突させることにより損傷を発生させるものとする。このとき鋼球の衝突による衝撃エネルギーと層間のはく離との関係、衝撃後の三点曲げ試験による残留強度と内部損傷との関係などについて考察する。

* 原稿受付 平成5年5月31日。

^{*1} 正員, 朝鮮大学校工科大学 (579-759 韓国光州市東区瑞石洞375)。^{*2} 正員, 東京工業大学工学部 (152 東京都目黒区大岡山2-12-1)。

2. 試験片

本研究で用いた試験片は炭素繊維/エポキシ(東レ製, トレカ P 3051-15, 炭素繊維: T 300, エポキシ樹脂: #2500)および炭素繊維/PEEK(化成ファイバライト APC-2/AS 4)の一方方向プリプレグを積層して作製された。繊維配向は炭素繊維/エポキシ(TYPE A)に対して $[0^\circ_6/90^\circ_6]_{\text{SYM}}$ であり, 炭素繊維/PEEK(TYPE P)に対しては $[0^\circ_4/90^\circ_4]_{\text{SYM}}$ である。形状はいずれも長さ180 mm, 幅40 mmであり, 板厚についてはTYPE AおよびPはそれぞれ3.75 mmおよび2.20 mmである。また繊維の 0° 方向が試験片の長手方向と一致するようにした。

それぞれの試験片のマトリックス樹脂のガラス転移温度をDifferential Scanning Calorimeter(デュボン社)を用いて求めた。この結果, エポキシ樹脂およびPEEK樹脂のガラス転移温度はそれぞれ 95°C および 137°C であった。

3. 実験方法

3.1 高温衝撃試験方法 高温環境下においてCFRP試験片に衝撃損傷を発生させるために図1に示されるような装置を用いた。この装置は電気炉(東京理化, WFO-450 SD)内に設置された試験片を加熱した後, エアーガンで直径5 mm(0.5 g)の鋼球を発射, 衝突させ損傷を発生させるものである。直径150 mm

の穴をあけた厚さ10 mmの2枚の鋼板で両端を挟み込んで鉛直に試験片が支持されている。なお鋼球は試験片の中心から長手方向に30 mm離れた位置に衝突させた。これは衝撃試験後に行われる三点曲げ試験の荷重圧子が鋼球の衝撃点と一致しないようにするためである。以下で示される衝撃エネルギーは衝突直前の鋼球の運動エネルギーを示す。なお試験片の縁の影響が見られない衝撃損傷を発生させるように鋼球の衝突速度を調整した。

衝撃実験を行った温度は室温から試験片のガラス転移温度以上までを考慮して表1に示されるものとした。なお中心, 中心から左右45 mm離れた試験片の裏表の点の内, 5箇所温度ゲージ(共和電業, KTG-7-50-A 7)を接着して温度の測定を行った。加熱条件は設定温度まで約 $200^\circ\text{C}/\text{h}$ の速度で加熱し, 5箇所測定される試験片の表面温度が電気炉の設定温度に対して $\pm 1.5^\circ\text{C}$ 以内となった時間で平衡状態となったものとして衝撃実験を行った。室温から平衡状態になるまでの加熱時間を表1に合わせて示す。

衝撃後のCFRP試験片の層間はく離を超音波顕微鏡(オリンパス, UH Pulse 100, レンズ周波数30 MHz)によって観察した。

3.2 三点曲げ試験方法 衝撃試験による内部損傷を評価するために室温で図2(a)のように静的三点曲げ試験により残留強度を測定した。試験片の幅を除

表1 試験片の加熱条件

	Temperature of Impact Test	Heating Time
Carbon/Epoxy $[0^\circ_6/90^\circ_6]_{\text{SYM}}$ TYPE A	22°C	—
	60°C	28min.
	90°C	52min.
	120°C	87min.
	140°C	90min.
Carbon/PEEK $[0^\circ_4/90^\circ_4]_{\text{SYM}}$ TYPE P	15°C	—
	70°C	35min.
	120°C	55min.
	150°C	74min.

図1 高温衝撃試験装置

(a) 三点曲げ試験ジグ

(b) 衝撃面が圧縮を受ける場合

(c) 衝撃面が引張りを受ける場合

図2 静的三点曲げ試験

いて、ASTM D 790 M Method I⁽⁷⁾に準拠した寸法、ジグを用いた。衝撃により生じる層間はく離およびトランスバースクラックが厚さ方向に非対称になることから衝撃面が図2(b)のように圧縮を受ける場合と図2(c)のように引張りを受ける場合とに区別した。

三点曲げ試験においてたわみが最大でも支持点間距離の15%以下であったことから、最大荷重 P から次式により破壊曲げ応力 σ を求めた⁽⁷⁾。

$$\sigma = \frac{3PL}{2bd^2} \dots\dots\dots (1)$$

(a) 環境温度 22°C, 衝撃エネルギー: 1.71 J

(b) 環境温度 60°C, 衝撃エネルギー: 1.79 J

(c) 環境温度 90°C, 衝撃エネルギー: 1.65 J

(d) 環境温度 120°C, 衝撃エネルギー: 1.86 J

(e) 環境温度 140°C, 衝撃エネルギー: 1.72 J

図3 鋼球の衝突による TYPE A 試験片の層間はく離 (衝撃面からの観察, □: 衝撃面に近い層間はく離, □: 衝撃面に遠い層間はく離)

ここで b , d および L はそれぞれ試験片の幅, 厚さおよび支持点間距離である。

比較のため鋼球の衝突を受けていない試験片の曲げ応力を求めた。ただし曲げ試験前に衝撃試験と同じ条件で試験片を加熱した。

4. 実験結果

4・1 超音波顕微鏡による層間はく離の観察 図3に超音波顕微鏡にて観察された衝撃による TYPE A 試験片の層間はく離のスケッチを示す。90°Cまで温度の上昇とともに各層のはく離は相似な形状で面積が小さくなる傾向が見られた。しかし 120°C以上の温度では衝撃面に遠い側の層間はく離が温度の上昇とともに著しく小さくなることがわかった。また図4に示されるように TYPE P の試験片では実験を行った温度範囲では層間はく離の形状は、ほぼ相似であり温度の上昇とともに面積が小さくなることがわかった。

(a) 環境温度 15°C, 衝撃エネルギー: 1.04 J

(b) 環境温度 70°C, 衝撃エネルギー: 0.99 J

(c) 環境温度 120°C, 衝撃エネルギー: 1.11 J

(d) 環境温度 150°C, 衝撃エネルギー: 1.10 J

図4 鋼球の衝突による TYPE P 試験片の層間はく離 (衝撃面からの観察, □: 衝撃面に近い層間はく離, □: 衝撃面に遠い層間はく離)

そこで衝撃エネルギーと生じた層間はく離の総面積の関係を TYPE A および TYPE P について、それぞれ図 5 (a) および (b) に示す。TYPE A および P の試験片とも温度が上昇するに従い、はく離面積が小さくなる傾向があることがわかる。同じ温度環境であれば衝撃エネルギーと層間はく離面積との間には、ほぼ線形関係が見られる。そこで、それぞれの温度に対して衝撃エネルギーと層間はく離面積との関係を最小二乗法により一次関数で近似した。この結果を図 5 に実線で示す。図 5 において実線を外捜して求められた横軸との交点は層間はく離を発生させるための臨界エネルギーの程度を示す。TYPE A の試験片ではガラス転移点付近までは温度の上昇に伴い臨界エネルギーが増加する。これに対して TYPE P の試験片では温度による臨界エネルギーの変化は少ないことがわかる。また実線の傾きの逆数は層間はく離を進展させるのに要するエネルギーと考えられる。TYPE A では進展エネルギーはガラス転移点以下の温度範囲ではほぼ一定である。TYPE P では進展エネルギーが温度の

(a) TYPE A 試験片の場合

(b) TYPE P 試験片の場合

図 5 衝撃エネルギーと層間はく離面積との関係

上昇とともに著しく上昇することがわかる。

4・2 三点曲げ試験による残留強度評価 衝撃後の CFRP 試験片の残留強度を三点曲げ試験により測定した。図 6 に層間はく離面積と破壊曲げ応力の関係を示す。図 6 (a) の TYPE A でははく離面積が増加するにつれて破壊曲げ応力が大きく低下する傾向が見られ、衝撃面が引張りおよび圧縮となる場合ともほぼ同程度の残留強度となる。このような傾向は三点曲げ試験による残留強度は衝撃により生じたトランスバースクラックの挙動に支配される⁽⁸⁾ためである。また衝撃時の温度に関係なく、層間はく離面積と残留強度の関係は 1 本の直線で近似することができる。したがって実験を行った温度範囲では、残留強度に及ぼす損傷の状況は、衝撃試験時の温度にはあまり大きな影響がないことが予想される。

これに対して図 6 (b) の TYPE P では実験データにばらつきがかなり大きい、層間はく離が大きくなっても破壊曲げ応力の低下は TYPE A に比較して小

(a) TYPE A 試験片の場合

(b) TYPE P 試験片の場合

図 6 層間はく離面積と残留強度との関係
(白抜き印：衝撃面が引張りの場合、黒印：衝撃面が圧縮となる場合)

さいことがわかる。また衝撃面が圧縮となる場合のほうが強度低下が若干大きい。TYPE P の試験片では衝撃面裏側において層間はく離部が膨らむような変形が衝撃により生じる。衝撃後、この部分が三点曲げにより圧縮されるように荷重を受ける(衝撃面が引張りとなる)場合には局部座屈による残留強度低下が大きくなると思われる。また、この場合も層間はく離面積と残留強度の関係は、一つの直線で近似することができる。

5. 結 言

本研究では室温から 150°C において鋼球を衝突させたときの炭素繊維/エポキシおよび炭素繊維/PEEK の積層板に発生する損傷について考察した。さらに室温にて衝撃後の試験片に対して三点曲げにより残留強度を測定した。得られた結果をまとめると次のようになる。

- (1) 検討された温度範囲であれば層間はく離面積と衝撃エネルギーには線形関係が認められる。
- (2) 炭素繊維/エポキシ積層板では温度の上昇とともに衝撃損傷発生の臨界エネルギーが高くなる。炭素繊維/PEEK 積層板ではほぼ一定となった。
- (3) 炭素繊維/エポキシ積層板では、はく離進展エネルギーはガラス転移点まではほぼ一定である。炭素繊維/PEEK 積層板では高温になるにつれて進展エネルギーは増加する。
- (4) いずれの積層板とも衝撃時の温度によらず衝

撃損傷の大きさにのみ残留強度が支配される。炭素繊維/PEEK 積層板はエポキシの場合に比べて残留強度の低下は小さい。

文 献

- (1) Greszczuk, L., G., *Foreign Object Impact Damage to Composite Materials*, ASTM STP 568 (1973).
- (2) Matsumoto, H., Adachi, T. and Ujihashi, S. (Homma, H. and Kanto, Y. 編), Static and Impact Induced Damage to CFRP Laminates, *Dynamic Fracture*, (1989), 174-182, Chuo Technical Drawing Co. Ltd.
- (3) Hong, S. and Lin, D., On the Relationship between Impact Energy and Delamination Area, *Exp. Mech.*, 29-2(1988), 115-120.
- (4) 横田・平原, 複合材料を適用した民間旅客機の水平尾翼構造, 日本航空宇宙学会誌, 34-394 (1986), 608-613.
- (5) 新素材編集委員会編, 新素材 Hand Book, (1988), 45, 丸善.
- (6) Lee, T. C. and Wilson, D. A., An Investigation of the Effects of Temperature on the Impact Behavior and Residual Tensile Strength of an ARamid Aluminum Laminate (ARALL-2 Laminate), *Composite Materials: Fatigue and Fracture* (Third Volume), ASTM STP 1110 (1991), 806-821.
- (7) D 790 M-86 Standard Test Methods for Flexural Properties of Unreinforced and Reinforced Plastics and Electrical Insulating Materials (Metric), *ASTM Standards and Literature for Composite Materials*, (1987), 360-371.
- (8) 足立・岡崎・宇治橋・松本, 衝撃後の CFRP 積層板の損傷進展メカニズム, 日本機械学会第 70 期通常総会講演会講演論文集 (I), No. 930-9 (1993-3), 608-610.