横衝撃を受ける CFRP 板の損傷と残留曲げ強度^{*1}
Damage and Residual Bending Strength of Graphite/Epoxy
Composite Laminates Subjected to Normal Impact

田中吉之助^{*2}・黒川知明^{*2}
Kichinosuke TANAKA, Tomoaki KUROKAWA
藤永真治^{*3}・加藤光宏^{*4}
Shinji FUJINAGA and Mitsuhiro KATOU

Key Words: Composite Laminates, Graphite/Epoxy, Impact, Delamination, Residual Strength

Abstract

Damage and residual strength of $[0^\circ/90^\circ/45^\circ/-45^\circ]_s$ graphite/epoxy composite laminated plates subjected to normal impacts were investigated experimentally. A steel ball of 10 mm or 12 mm in diameter was collided with the composite plate with an air gun in the velocity range of 5 m/s~40 m/s. Delaminations were evaluated by two methods. One was a destructive inspection using fluorescent penetrant: the impacted plate was cut off, and placed in fluorescent liquid for one night. It was then dried and peeled off lamina by lamina and ultra violet rays were projected on it. The other method was SAM (Scanning Acoustic Microscopy) which made it possible to distinguish delamination portions on different interfaces non-destructively by adjusting the focus of the acoustic lens and the gate timing for the reflected wave history. The following results were obtained: delaminations were generated only on interfaces where neighboring fiber directions are orthogonal i. e. on 1/2, 3/4, 5/6, 7/8 interfaces, where the first lamina was the impact side and the 8th lamina was the back side. The delamination areas of the interfaces which were further from the impact side were larger, i. e. $1/2 < 3/4 < 5/6 < 7/8$. However, a damaged area distinguished on the outer surface of the 8th lamina was smaller than the delamination area on the 7/8 interface, therefore it is possible that some extent of delamination exists on the inner interface even though no damage can be recognized visually. The residual strength of impacted composite plates was evaluated by a four-point bending test. Bending

strength seemed to begin to decrease at the same time that the delamination started to be generated.

1. ま え が き

近年、航空機、宇宙機器などの軽量化が要求される構造物に対して CFRP 材はますます広く利用されるようになった。ところが CFRP 材の欠点の一つに衝撃に対して弱いことがしばしば指摘され、複合材料の衝撃問題は重要な問題となっている。衝撃問題にも種々の場合があり、これらについての分類、研究課題等は武田¹⁾やその他により解説されている。ここではとくに比較的低速の衝撃を受けた場合の CFRP 板の損傷と強度低下の問題を扱う。これは航空機の外板等が工具などの落下や離着陸時の小石の衝突といった軽量、低速度の飛来物の衝撃を受けた場合に相当する。こうした場合の損傷の発生と強度の低下が注意すべき問題^{2~4)}となっている。

横衝撃を受ける複合積層板における損傷発生機構を明らかにするためには、材料強度と板の動力的挙動の両方の側面から検討する必要がある。そのためにはまず、種々の衝撃条件のもとで発生する損傷状態を詳しく観察することが必要であると考えられる。従来より、包括的な最大剥離領域の観察のみならず Takeda⁵⁾らによる電子顕微鏡を用いた詳しい観察や、Joshi⁶⁾によるエッジレプリカ法による観察、また最近 Liu ら⁷⁾による X 線法、超音波イメージ法、エッジレプリカ法などを用いた総合的な観察がみられるが、さらに種々の角度からの詳しい観察が望まれている。こうした点に鑑み本報告では、蛍光浸透探傷剤を層間剥離部に浸透させこの積層板の層を 1 層 1 層剝すことにより、また超音波顕微鏡を用いてその焦点を板厚方向に調整することにより非破壊的に、層ごとの剥離の分

^{*1} 昭和 63 年 10 月 26 日原稿受理

^{*2} 京都大学工学部

^{*3} 三菱電機(株)

^{*4} 川崎重工業(株)

布状態を調べ衝撃強さとの関連を調べた。

さらに4点曲げにより残留強度の低下を試験し、これと損傷状況との関連についても述べる。

2. 実験方法

2.1 試験材料 本実験に用いたCFRP積層板は、東レUD-P 305 (繊維: トレカ T 300, 樹脂: #2500, $V_f = 60\%$) を積層構成 $[0/90/45/-45]_8$ に8層積層し、ホットプレスにより $300 \times 300 \times 1.1$ mm に製作したものである。衝撃実験にはこれをさらに4枚に切断し150 mm 角としたものを用いた。なお、UD-P 305 の材料特性値はカタログによると第1表のとおりである。

2.2 衝撃実験の方法 圧縮空気を用いた発射装置により試験板に飛翔体を垂直に衝突させ衝撃を与えた。飛翔体は主として直径10 mm および12 mm の鋼球を用いたが、一部に質量および頭部形状が直径12 mm の鋼球に相当する (質量7.1 g, 頭部半径6 mm) ジュラルミン製半球頭円柱を用いた。たとえ飛翔体の直径、頭部形状が同じでも長さの影響を受けるという報告⁹⁾もあるが、ここではその影響は考慮していない。試験板は鋼製枠により四辺が単純支持となるよう保持された。飛翔体の衝突速度は主として試験板の前に設けた一組のフォトセルユニットにより測定した。一部ジュラルミン製半球頭円柱状発射体を用いた実験では、光学式変位計により衝突前後の発射体の変位履歴を測定し、それを時間微分することにより衝突前後の速度を測定することを行った。圧縮空気圧力を変えることにより種々の衝突速度の衝撃を与えた。本実験での衝突速度の範囲は5~40 m/s である。

2.3 損傷の観察 衝撃を与えたことにより試験板が受けた損傷の程度は外観観察のほか次の方法により観察を行った。すなわち主たる方法は蛍光浸透探傷剤を用いた破壊検査であり、一部の試験片については走査型超音波顕微鏡 (SAM) を用いた非破壊検査である。

以下、それぞれ蛍光探傷法、超音波探傷法と略称する。蛍光浸透探傷剤としてはマークテック社製スーパーグロー 2800 を用いた。板面を xy 面とし、表面繊維方向に x 軸、それと直角に y 軸、板厚方向に z 軸をとると、衝撃を受けた後の試験板を衝撃点を通る xz 面あるいは yz 面で切断した。切断した試験板を探傷剤中に約1昼夜浸した。板に層間剝離が存在する場合、切断面中のクラックを通して探傷剤が剝離部を浸染する。乾燥後、各層を1層1層剥すとき層間剝離部分は探傷剤に浸染されているのでこれを知ることができる。探傷剤は蛍光性であるので、浸染部は肉眼では判

第1図 4点曲げ試験装置概略図

第1表 UD-P 305 の材料特性値 (Torayca カタログより)

	0°	90°
引張強さ (kg/mm ²)	165	5
引張弾性率 (kg/mm ²)	13,500	1,000
破断伸び (%)	1.2	0.5

別し難くても紫外線を照射することにより発光し明瞭に判別できる。これを写真撮影し各層ごとの層間剝離部分の形状、面積を測定した。蛍光探傷法との比較のために行った超音波探傷は超音波顕微鏡オリンパスUH3を用いた。水中に浸した試験板に衝突側 (この衝突側の層を第1層、裏面の層を第8層とする) より超音波を入射させ反射波により探傷を行う。これのCスキニングをすることにより層間剝離の平面分布をとらえることができる。本法の特徴として超音波を音響レンズで収束させるため、深さ方向 (厚さ方向) に焦点を調整することが可能であり、また反射波の履歴 (A スキャン) にゲートをかける時刻を適切に選ぶことにより、各層ごとの層間剝離を画像処理により知りうる。用いた周波数は50 MHzであった。

2.4 曲げ試験 衝撃による損傷を受けた板の強度を評価するために4点曲げ試験を行った。試験装置の概略を第1図に示す。曲げ試験片は衝撃を与えた板より衝撃点を中心に含むよう幅25 mm、長さ75 mm に切り出し用いた。試験片長さ方向を x 軸方向にとる場合 (L 方向) と y 軸方向にとる場合 (T 方向)、および衝突による剝離が大きい衝撃点裏面を曲げ試験の上側 (up) に置くか下側 (lw) に置くかで4通りの組合せができる。これは後に3.4節で述べるように、T-lw の場合が最も損傷による影響を示す結果を得たので、主として T-lw の組合せを用いた。またクロスヘッド速度は主として2 mm/min、一部1 mm/minを用いた。

3. 実験結果および考察

3.1 探傷の外観観察結果 試験板が受けた損傷の外観の典型的な例を第2図および第3図に示す。第2図は10 φ 鋼球、衝突速度 $v_0 = 35.5$ m/s の場合であ

第2図 試験片の損傷外観 (10φ 鋼球, $v_0=35.5$ m/s)

第3図 試験片の損傷外観 (12φ 鋼球, $v_0=35.6$ m/s)

第4図 試験片の損傷外観模式図

第5図 衝撃速度と損傷面積との関係 (第8層表面)

り、第3図は12φ 鋼球、35.6 m/s の場合を示す。いずれの場合も(a)が衝突側、(b)が衝突裏面である。衝撃速度が小さい場合、外観上なら損傷が認められない。衝撃速度がある程度の大きさに達すると、第2図にみられるように衝突側では円形の圧痕がみられ((a))、衝突裏面ではx軸方向を長軸とするそろばん珠状に突出した破損部分がみられる((b))。衝撃速

第6図 衝撃エネルギーと損傷面積との関係 (第8層表面)

度が大きくなるとこの破損部分の面積は大きくなり、さらに衝撃速度が大きくなると、第3図に示すように表面層の一部が細い短冊状に分離し破断しているのが明らかにみられる。本実験範囲では貫通は生じていない。そろばん珠状の破損部分を第4図に示すように、長軸長さを a 、短軸長さを b とし、便宜上損傷面積を $ab/2$ で表わすものとし、衝撃速度 v_0 に対してプロットすると第5図のようになる。12φ 鋼球では v_0 が18 m/s 以下、10φ 鋼球では22 m/s 以下では外観上損傷が認められない。衝撃速度とともに損傷面積が増大すること、また当然ながら同じ衝撃速度では10φ 鋼球より12φ 鋼球の場合のほうが損傷面積が大きいことが明らかである。これを衝撃速度 v_0 ではなく飛翔体のもつ衝突直前の運動エネルギー $E_i=mv_0^2/2$ (ただし m は鋼球質量)でプロットしたものが第6図である。実験範囲では10φ 球のほうがやや高くでているが、両者はよく似た関係で整理されることがわかる。

3.2 層間剝離状態の観察結果 10φ 鋼球の $v_0=31.4$ m/s の衝撃を与えた試験片の層間剝離状態を第7図(I)、(II)に示す。第7図(I)は蛍光探傷法によるものである。試験板は衝撃点を含む yz 面(表面繊維方向と直角に)で切断したものであり、各図の中央約2 mm 幅のスリットは切断代を示している。まず損傷の大きい第8層(衝撃側裏面)を剝し、第7層に残された探傷剤浸染部を撮影したものが第7図(I)(d)の7/8層間剝離部である。以下第7図(I)の(c)、(b)および(a)は5/6、3/4、1/2層間剝離部を順次同

(I) 蛍光探傷法による (II) 超音波探傷による
第7図 試験片の層間剝離状態 (10φ鋼球, $v_0=31.4$ m/s)

様にして求めたものである。層間剝離が観察されたのは(a)~(d)に示した1/2, 3/4, 5/6, 7/8層間のみであり、2/3, 4/5, 6/7層間にはなんら層間剝離が認められなかった。層間剝離の生じた7/8層間などは相隣り合う層の繊維方向が互いに直交している層であって、このことは従来から指摘されている⁹⁾ように、層間剝離が異方性による層間応力に大きく影響されることを示唆しているものと思われる。

第7図(II)は同図(I)と同じ試験板を蛍光探傷するに先立って超音波探傷した各層間の超音波頭微鏡写真である。こちらは損傷の小さい第1層側から観察した。したがって第7図(I)と一見左右対称に見える。両図を比較すると、超音波頭微鏡写真において第1層表面のへこみ部の影響が現れている1/2層間を除いて、両者はよく一致しているといえる。このことは蛍

第8図 7/8層間の剝離状態

第9図 7/8層間の剝離状態の模式図

光法については、剝離部へ探傷剤が十分浸透していること、また層を剝す際に逆に探傷剤が広がることのないことを示しており、この方法が有効であるといえる。また超音波頭微鏡を用いてある程度層ごとの探傷も可能であることを示している。ただし超音波法では検査面のみならず音波の通過する手前の面に剝離がある場合、その影響を受けることは避け難く、第7図(II)にもその影響がみられる。また、ここに示さなかったが、蛍光法では剝離の認められなかった2/3, 4/5, 6/7層間の超音波頭微鏡写真には手前の層の剝離の影響の像がみられた。この意味から超音波頭微鏡のみで完全に層間剝離の分布を求めるには問題点が残されている。

剝離部の形状は1/2層間を除くとほぼ長円状であるが、その長軸方向は番号の大きい層の繊維方向に一致する。たとえば、7/8層間剝離部の長軸は第8層の繊維方向である。また第7図(I)の(b), (c)によくみられるように、中央部短軸方向には帯状の剝離の生じていない部分が存在し、ここでは番号の大きいほうの繊維を破断する亀裂がみられる。これはCristescuら⁹⁾がいうジェネレータ・ストリップに対応するようにも見えるが、本実験は彼らの実験に比し低速、薄板であるので、同じ損傷発生機構かどうかさらに検討を要する。

さらに3/4, 5/6, 7/8層間の剝離部の状況を詳しく観察すると、長円部を二つの領域に区分することができる。第8図は $v_0=23.5$ m/sの衝撃を受けた7/8層

第10図 衝撃エネルギーと剝離面積の関係

第12図 層間ごとにみた A, C 領域の剝離面積の相違

第11図 全層間総和剝離面積の領域 A, C 間の比較

間剝離部の右半分を示したものであるが、内側の濃く見える部分 (A 領域) とその外側の薄く見える部分 (B 領域) の二つの領域が区別できる。それぞれは第9図に模式的に示すように、A 領域では番号の小さいほうの層 (第7層) の繊維方向がみられ、B 領域では大きい番号の層 (第8層) の繊維方向がみられる。デラミネーションとトランスバースクラックが相互に作用し合っていることは Takeda ら⁹⁾により明らかにされているので、上述の界面における繊維方向の筋はトランスバースクラックであることも考えられる。また、単に繊維とマトリックスの界面剝離とみることでもできるが、断定するには断面のミクロ観察により確認する必要がある。

3.3 層間剝離面積の測定結果 次に、主として蛍光法により剝離面積を各層ごとに測定した結果につい

第13図 損傷部の模式図

第14図 衝突速度と外表面損傷面積および7/8層間剝離面積との関係

て述べる。第10図は上に述べた A 領域と B 領域を合せた領域 (これを C 領域とする。C=A+B) の剝離面積を各層間ごとに衝撃の強さ E_i に対して図示したものである。第7図(I), (II)にもみられるように、衝突裏面 (第8層) に近いほど剝離面積が大きいことがわかる。このことは、前述のジェネレータストリップによるデラミネーション発生機構⁹⁾によれば当然であるが、そのほか本実験に用いた板は薄板であり曲げ

変形もかなり大きいので、面内力も影響していることが考えられる。また衝撃の強さ E_i が大きくなると剝離面積が増大するのは当然であるが、その増大の仕方は加速度的であることがわかる。全層間の総和の剝離面積の増大の仕方を領域 A と C (したがって A と B) に区分して示したものが第11図である。領域 A の剝離が衝撃の強さに対してほぼ直線的に増大するのに対し、C の剝離が急激に増大していることがわかる。すなわち衝撃の強さが大きくなり剝離面積が加速度的に広がるのは A よりむしろ B の部分である。第11図における A 領域の面積と第10図における 5/6 層間のデラミネーションの面積を比較すると、両者がほぼ等しいという興味ある事実がわかる。このことより、第6層に生じたジェネレータストリップ (これは 7/8 層間の A 領域にほぼ対応する) が 7/8 層間のデラミネーションを生起するというものも考えうる。90° 以外の斜交層間でのジェネレータストリップによるデラミネーション発生機構が Takeda ら¹⁰⁾により示されており、このことと矛盾しない。ただし、なぜ 6/7 層間にデラミネーションを生じず 1 層跳んだ 7/8 層間にデラミネーションを生じるかという問題が残る、今後の検討を要する。さらに A と C の剝離面積の相違を層間ごとにみたものが第12図である。これは第11図中の衝撃の大きい二つの実験点 ($E_i=4.23$ J) について示したものである。衝撃が強くなって急激に広がる剝離は、ことに 7/8 層間の B の剝離であることがわかる。これらのことより、A 領域と B 領域で剝離の発生機構が異なることが予想される。A 領域がモード II の剪断破壊であるのに対し、B 領域はモード I の引張り型の破壊であると考えられる。このことは、後に第14図で述べるように、7/8 層間の剝離面積 C が前述の外表面にみられるそばん珠状突出部の面積に近く相関があることから、第8層が第7層から第13図のように引き離されることが推測されるからである。第14図は外表面の損傷面積と 7/8 層間の剝離部 C の面積を衝突速度に対して示したものである。この図においては、外表面損傷面積は前述の

第15図 運動エネルギーの損失と全剝離面積の関係

$ab/2$ ではなく層間剝離と同様にして求めたものを用いた。両者は強い相関があることがわかる。また外観から観察される外表面損傷面積より、7/8 層間剝離面積のほうがやや大きいことが注目される。

第15図は各層間の剝離部 C の総和である全剝離面積を、衝突により飛翔体が失った運動エネルギー E_i に対して示したものである。 E_i は衝突前の運動エネルギーより衝突後の運動エネルギーを差し引いて求めたものである。したがってこの実験では、飛翔体は半球頭円柱を用いた。この図の傾きより単位面積あたりの剝離

第16図 処女材の4点曲げ試験における荷重-たわみ曲線

第17図 組合せの異なる試験片の衝撃速度と残留強度の相違

第18図 種々の衝撃速度と残留強度の関係

第19図 種々の運動エネルギーと残留強度の関係

に要するエネルギーを試算すると $2,500 \text{ J/m}^2$ となる。これは Malvern ら¹¹⁾のグラス・エポキシに対する結果 $3,150 \text{ J/m}^2$ に近く、Takeda ら¹²⁾のグラス・エポキシに対する結果 $7,500 \text{ J/m}^2$ に比べると小さいが、Ramkumar ら¹³⁾の CFRP に対する値 $456 \sim 876 \text{ J/m}^2$ に比べると大きい。

3.4 曲げ試験結果 第16図は衝撃を与えていない処女材の曲げ試験の荷重-たわみ曲線である。曲げ試験片の長手方向を表面の繊維方向にとる場合(L)と直角方向にとる場合(T)の各々4本の試験片の結果を、それぞれ破線と実線で示す。当然ながらL方向のほうがT方向より荷重が高くなる。残留強度を表わす指標として最大荷重 $W_{\max}$ が考えられるが、曲げ試験片の寸法のばらつき(幅 $24.7 \sim 25.6 \text{ mm}$ 、厚さ $1.06 \sim 1.14 \text{ mm}$)を消去するためにも、 $W_{\max}$ から弾性

曲げの仮定を用いて次式で計算される引張り最大応力 $\sigma_{\max}$ を用いた。

$$\sigma_{\max} = \frac{W_{\max} l}{6Z} \quad (1)$$

ただし、 l : スパン長 51 mm 、 Z : 断面係数

第16図の結果について $\sigma_{\max}$ の平均値 $\bar{\sigma}_v$ を計算すると、L方向について $1,059 \text{ MPa}$ 、T方向について 685 MPa であった。

次に、衝撃を受けた材料の曲げ試験では損傷の大きい衝突裏面(第8層)を上側にするか(up)、下側にするか(lw)と、上のL、T方向の組合せにより4通りの場合が考えられる。10φの鋼球の衝撃を受けた板の中で、第5図より損傷が発生し始める限界と思われる $v_0 = 24 \text{ m/s}$ 近傍の衝撃を受けた板の残留強度を上記4通りの組合せ T-lw、T-up、L-lw、L-up について比較したものを第17図に示す。残留強度として $\sigma_{\max}$ を処女材の $\bar{\sigma}_v$ に対する比率で表わした。図において右下りの傾向があり、かつ左下(原点の方向)に寄っているものが損傷を敏感に表わすものと考えられるので、この意味で T-lw の組合せを採用し以下の試験を行った。

第18図と第19図は、5~40 m/sの種々の速度の衝撃を受けた板の残留強度の結果を示す。第18図から12φ球では衝撃速度19 m/s程度から、また10φ球では衝撃速度23 m/s程度から強度が低下し始め、衝撃速度の増大とともに残留強度は減少するのが見られる。これは第5図の衝撃速度の増加とともに損傷面積が増大する事実と対応し、また強度が低下し始める臨界速度もほぼ外観の損傷の発生し始める臨界速度と一致する。第19図は衝撃の強さとして衝突速度に代り飛翔体の衝突前の運動エネルギー E_i でプロットしたものであり、第6図に対応する。横軸を E_i で整理した場合、飛翔体の質量にかかわらず残留強度の低下はほぼ同一の関係で表わされるが、やや10φ鋼球のほうが損傷の程度が大きいように見える。この傾向も第6図の場合と同様である。これは接触部半径が小さいために局所変形が大きくなるなどの要因が考えられるが、今後の検討を要する。

4. 結 論

積層構成 $[0/90/45/-45]_s$ の CFRP 積層板が、10φあるいは12φの鋼球の衝撃速度40 m/sまでの横衝撃を受けた場合の損傷と残留強度に関して次のことが明らかとなった。

(1) 層間ごとの剝離状態は蛍光浸透探傷剤を用いた方法により明瞭に検出できる。また超音波顕微鏡によっても非破壊的にある程度推定できる。

(2) 層間剝離は相隣接する層の繊維方向が互いに直交する層間, すなわち 1/2, 3/4, 5/6, 7/8 層間のみで生じる。かつ衝突裏面(衝突側を第1層とすると第8層)に近いほど剝離面積は大きい, すなわち $1/2 < 3/4 < 5/6 < 7/8$ である。

(3) 第8層外表面で認められる損傷部形状は7/8層間の剝離部形状と類似であるが, 7/8層間剝離部面積より小さい。

(4) 各層間の剝離部形状は, ほぼ裏面側層の繊維方向を長軸とする長円形であるが, 中央部短軸を含む帯状の部分には剝離が見られない。また長円の中心部と外周部では見える繊維方向が異なり, 外周部では長軸方向の, 中心部では短軸方向の繊維が観察される。

(5) 各層間剝離面積の総和と飛翔体が衝突により失った運動エネルギーから単位面積当りの剝離に要するエネルギーを求めると約 $2,500 \text{ J/mm}^2$ となる。

(6) 衝撃の強さを衝突速度または飛翔体の運動エネルギーで表わすとき, 衝撃の強さと外表面の損傷面積の関係は, 衝撃強さと曲げ試験による残留強度の関係とよく対応し, 損傷の発生し始める限界と残留強度が低下し始める限界はほぼ一致する。また飛翔体の運動エネルギーを用いて衝撃のエネルギーを表わした場合, 損傷面積や残留強度は飛翔体の質量にほとんど依らないが, 小径の飛翔体のほうがやや損傷が大きい傾向がみられる。

終わりに, 超音波顕微鏡による観察に関してオリンパス光学工業の協力を得た。ここに謝意を表す。

また, 本研究は文部省科学研究費補助金(一般研究B, 課題番号 61460078)によって行った。

参考文献

- 1) 武田展雄: 複合材料の衝撃応答と破壊(I)~(IV), 日本複合材料学会誌, 11 (1985), pp. 151~161; 11 (1985), pp. 287-296; 12 (1986), pp. 23-37; 12 (1986), pp. 80-90.
- 2) Greszczuk, L. B. and Chao, H.: Impact Damage in Graphite-Fiber-Reinforced Composites, ASTM STP 617, ASTM, Philadelphia, 1977, pp. 389-408.
- 3) 高松聖司, 木村順一, 中神雄三, 平原 誠: CFRPの耐衝撃特性について, 第15回航空宇宙材料シンポジウム講演集(1985), pp. 91-95.
- 4) 内本徹雄, 永田佐登司, 川瀬矩成, 野尻邦夫, 平原 誠: 衝撃損傷をうけたCFRP複合材料の圧縮残存強度, 第16回航空宇宙材料シンポジウム講演集(1986), pp. 54-58.
- 5) Takeda, N., Sierakowski, R. L. and Malvern, L. E.: Microscopic Observation of Cross Sections of Impacted Laminates, Composites Technol. Rev., 4 (1982), pp. 40-44.
- 6) Joshi, S. P. and Sun, C. T.: Impact Induced Fracture in a Laminated Composite, J. Compos. Mater., 19 (1985), pp. 51-66.
- 7) Liu, D., Lillycrop, L. S., Malvern, L. E. and Sun, C. T.: The Evaluation of Delamination—An Edge Replication Study, Exp. Tech., 11 (1987), pp. 51-66.
- 8) Chaturvedi, S. K. and Sierakowski, R. L.: Effects of Impactor Size on Impact Damage-Growth and Residual Properties in an SMC-R50 Composite, J. Compos. Mater., 19 (1985), pp. 100-113.
- 9) Cristescu, N., Malvern, L. E. and Sierakowski, R. L.: Failure Mechanisms in Composite Plates Impacted by Blunt-Ended Penetrators, ASTM STP 568, ASTM Philadelphia, 1975, pp. 159-172.
- 10) Takeda, N., Sierakowski, R. L. and Malvern, L. E.: Studies of Impacted Glass Fiber-Reinforced Composite Laminates, SAMPE Quart., 12 (1981), pp. 9-17.
- 11) Malvern, L. E., Sierakowski, R. L. and Ross, C. A.: Impact Failure Mechanisms in Fiber-Reinforced Composite Plates, High Velocity Deformation of Solids (IUTAM Symp., Tokyo 1977), ed. by Kawata, K. and Shioiri, J., Springer-Verlag, Berlin, 1978, pp. 120-131.
- 12) Takeda, N., Sierakowski, R. L., Ross, C. A. and Malvern, L. E.: Delamination-Crack Propagation in Ballistically Impacted Glass/Epoxy Composite Laminates, Exp. Mech., 22 (1982), pp. 19-25.
- 13) Ramkumar, R. L. and Whitcomb, J. D.: Characterization of Mode I and Mixed-Mode Delamination Growth in T300/5208 Graphite/Epoxy, ASTM STP 876, ASTM Philadelphia, 1983, pp. 315-335.

1) 武田展雄: 複合材料の衝撃応答と破壊(I)~(IV), 日本複