研究論文

L字型試験片を用いた4点曲げ試験による 炭素繊維強化複合材料の層間引張り強度の確率論的評価法

末益 博志^{*1}, 滝澤慎太郎^{*2}, 森本 哲也^{*3}, 北條 正弘^{*4}

(2015年1月20日受付)

Probabilistic Evaluation of Interlaminar Tensile Strength of a Carbon Fiber
Reinforced Composite Laminate Measured by
4-point Bending Test of L-shape Specimen

Hiroshi SUEMASU,^{*1} Shintaro TAKIZAWA,^{*2} Tetsuya MORIMOTO^{*3} and Masahiro HOJO^{*4}

(Received January 20, 2015)

Abstract: An interlaminar tensile strength of the CFRP laminates was measured following a test method (ASTM D 6415). L-shape specimens having three different corner curvatures were prepared and loaded by 4 point bending setup. The tested data were analyzed by supposing that the delamination started from a defect where the interfacial stress first exceeded its strength. The defect was assumed a spatial Poisson process. The expected number of the defects in a unit area which were weaker than an interlaminar tensile stress was assumed to follow a power form of the stress. By using the assumption, we were able to find two material properties under the condition that the failure might not occur at the highest stress interface. The probabilistic distributions of the strength based on the present assumption being expressed by maximum interlaminar tensile stress in the specimen and equivalent area calculated considering the nonuniform stress distribution became a Weibull distribution of the maximum interlaminar tensile stress. The experimental results were well agreed by the present probabilistic expression. The probabilistic expression of the interfacial strength is appropriate to assess the interfacial strength problem including volume effects and can be applied to the general interfacial failure problems with nonuniform arbitrary stress states.

Key words: Composite laminates, Interlaminar tensile strength, Weibull distribution, Volume effect

1. 緒 言

近年、炭素繊維複合材料 (CFRP) が、厚肉の構造や屈曲部を有する構造へも適用されるようになり、板厚方向の応力が面内応力に比べて十分小さいという条件が満た

されず、層間剥離を引き起こすことが危惧される状況が増えている。このような状況で複合材料積層板の板厚方向の力学特性、特に層間強度や層間破壊靱性を適切に評価することがますます必要となっている。

層間破壊進展問題に関しては層間破壊靱性値を用いて

^{*1} 上智大学理工学部機能創造理工学科 教授 (102-8554 東京都千代田区紀尾井町 7-1)

Professor, Department of Engineering and Applied Science, Faculty of Science and Technology, Sophia University, 7-1 Kioi-cho, Chiyoda-ku, Tokyo 102-8554, Japan

^{*2} 上智大学大学院理工学研究科 大学院生 (102-8554 東京都千代田区紀尾井町 7-1)

Graduate Student, Graduate School of Sophia University, 7-1 Kioi-cho, Chiyoda-ku, Tokyo 102-8554, Japan

^{*3} 国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構研究開発本部複合材グループ (181-0015 東京都三鷹市大沢 6-13-1)

Aerospace Research and Development Directorate, Japan Aerospace Exploration Agency, 6-13-1 Osawa, Mitaka, Tokyo 181-0015, Japan

^{*4} 国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構航空本部 AFJR プロジェクトチーム (181-0015 東京都三鷹市大沢 6-13-1)

Aeronautical Technology Directorate, Japan Aerospace Exploration Agency, 6-13-1 Osawa, Mitaka, Tokyo 181-0015, Japan

評価することが一般的になっているが、これに対して応力特異性のない一般部での層間剝離発生を判断するためには、層間の強度を知ることが要求される。層間強度試験法一般に関しては武田らの解説¹⁾に詳述されているのでこれを参照されたい。

層間引張り強度を測定する方法として、非常に板厚の大きな積層板を製作し、板厚方向を引張り方向とする円柱形状の試験片を製作し、ジグに接着して板厚方向に引張り荷重を直接与える方法²⁻⁴⁾と板厚方向に切り出した長方形板に3点曲げ試験を行い曲げによる引張り応力で破壊させ強度を測定する方法などが提案されている^{3,4)}。最初の直接引張り荷重を与える方法では、ジグとの接着部で破壊しないようにドッグボーン型の試験片に加工されるなどの工夫がなされているが、試験領域で繊維が試験片表面に垂直になっている箇所があり繊維レベルでの局所的な応力集中の影響が懸念される。3点曲げ試験では表面で応力が最大となるので自由面の影響が結果に強く影響することが考えられる。また100プライにも及ぶ厚板の試験片を作製することで通常の積層板に比べて成型中の層間の状態の制御が困難で実材料の材料特性と異なる可能性も否定できない。これに対して、はりの屈曲部を押し開くような荷重を与え、屈曲部の板厚方向に大きな引張り応力が発生することを利用して層間引張り強度を測定する間接的な試験方法が実施されている²⁻⁸⁾。本手法に関しては、ASTM D 6415 規格⁹⁾に実験手順と結果の取得方法が示されている。この方法では、屈曲部に発生する応力が一様でなく、また最大応力となる層間以外の層間で破壊が発生することもあるので、その結果の解釈に物理的な困難を伴うが、

- ・4点曲げ試験で試験を実施でき、試験が比較的容易である
- ・ゲージ領域のフリーエッジ部で繊維が境界に平行になって存在するので繊維レベルでの応力集中による影響が小さい

などの利点を持つ。また、層間引張り強度の実験結果は、上記に示した試験方法だけでなく試験領域の大きさにも影響されるという体積効果を有しており、層間引張り強度を体積効果を考慮してどう評価するのがよいのかを示すことも課題である。

本研究では、ASTM D 6415 に準拠した L 字型一方向 CFRP はりに 4 点曲げ試験を実施し、試験片内の応力分布が一様でない場合の層間引張り強度を確率論的に整理する方法を提案する。本方法を用いることにより、層間引張り強度の体積効果や様々な応力分布に対応した強度

を推定できる。本研究を進めるにあたっては先行研究である文献 10) を参照した手順で実験を実施した。

2. 実験

オートクレーブ成形法により、断面が L 字型形状の一方向積層板 (T800S/3900-2B, 32 層, 板厚 $t=6.07$ mm, 屈曲角約 90°) を作製し、1 枚の試験板から ASTM D 6415 規格⁹⁾に従って、25 mm 幅の試験片を 10 本切り出し、端から順に番号 1~10 を付けた。本積層板の繊維方向および繊維直角方向ヤング率は、それぞれ 153 GPa, 7.03 GPa である¹¹⁾。円弧部の内側曲率半径 r_i が 3.2 mm ($\alpha=0.35$), 6.4 mm ($\alpha=0.51$), 12.8 mm ($\alpha=0.68$) の 3 種類の異なる試験片を準備した。ここで、 $\alpha (=r_i/r_o)$ は屈曲部の内外半径の比である。これらをそれぞれ試験片 A, 試験片 B, 試験片 C と呼ぶ (ただし ASTM D 6415 規格では内側曲率半径が 6.4 ± 0.2 mm と記されており、試験片 A と試験片 C は、規格外の寸法である)。

試験片とその固定治具を Fig. 1 に示す。固定治具は、変形を抑えるために剛に作製され、試験片の軸方向に摩擦力が起きないように、直径 $D=10$ mm の圧子部は、ローラベアリングを介して治具本体に取り付けられている。この治具を用いることにより、屈曲部を含む上部ロッド間には一定の曲げモーメントが発生する。上部支点間隔は 75 mm が基準であるが、内半径の大きい試験片 C では、荷重に対して発生する層間応力が小さいので (第 3 章, 式 (4) 参照)、ロッドとの接触部での損傷を避けるため、荷重点間隔を 56 mm と狭くし、さらに圧子下にテフ

Fig. 1 L-shape specimen in the test apparatus.

Fig. 2 The relation between the applied load and the deformation of L-shape specimen.

ロンシートをおいて実験した。

Fig. 2 のように傾いた直線はり部に荷重を負荷すると、荷重増加に伴って試験片の傾きが減少するので、荷重 P とはりに垂直な力 P_1 の比 P_1/P および接触点間の距離 L が小さくなり、荷重 P に対して屈曲部に発生するモーメント M が次第に小さくなる幾何学的非線形性を示す。この関係を、幾何学的な考察により求める。

負荷前後のロッド中心間の鉛直方向距離を h_0 , h とすると、荷重点の変位 δ と初期の傾き角 $\phi_0 = \pi/4$, 変形後の傾き角 ϕ の関係は、

$$\begin{aligned}\delta &= h_0 - h \\ h_0 &= \frac{D+t}{\cos \phi_0} + d \tan \phi_0 = \sqrt{2} (D+t) + d \\ h &= \frac{D+t}{\cos \phi} + d \tan \phi\end{aligned}\quad (1)$$

と書けるので、 $\sin \phi$ は、変位 δ の関数として

$$\sin \phi = \frac{(h_0 - \delta) \sqrt{(h_0 - \delta)^2 + d^2 - (D+t)^2 - d(D+t)}}{(h_0 - \delta)^2 + d^2}\quad (2)$$

と与えられる。はりに沿った力は働かないと考えられるので、屈曲部にかかるモーメント M は、

$$M = P_1 L = \frac{P d}{2 \cos^2 \phi} \left(1 + \frac{D+t}{d} \sin \phi \right)\quad (3)$$

のように、荷重 P と $\sin \phi$ (すなわち変位 δ) の関数として与えられる。

本固定治具を万能試験機 (島津製作所製 AG-10TB) にセットし、0.5 mm/min の速度で負荷し、荷重、固定ジグ上部の変位および試験片の内側両ロッド位置に貼った

Fig. 3 Curved beam with cylindrical anisotropy subjected to pure bending.

ひずみゲージの出力を測定した。ひずみゲージデータの出力より、左右対称に負荷されているかを確認しながら試験を実施した。剥離は不安定に進展するので、剥離が発生するときの荷重と変位を測定し、屈曲部に作用する曲げモーメントを求めた。

3. 理 論

3.1 4点曲げを受ける L 字型はりに発生する応力

本実験は、円弧状の屈曲部の両側に直線はりが連続している L 字型はりに純粋曲げを与えて屈曲部に半径方向の応力を発生させて剥離を引き起こす実験である。曲りはりの幅、板厚、内半径および外半径をそれぞれ b , t , r_i , r_o とし、Fig. 3 のような極座標 r , θ をとる。両端で周方向変位を曲げモーメント M と適合するように与えると、半径方向応力 σ_r は、文献 12) より、無次元半径 $\rho = r/r_o$ を用いて

$$\sigma_r = -\frac{M}{b t^2} f(\rho|\alpha) = \sigma_{\max} \tilde{f}(\rho|\alpha)\quad (4)$$

と表される。ここで

$$\begin{aligned}f(\rho|\alpha) &= -\frac{(1-\alpha)^2 \{1 - \alpha^{2k} - (1 - \alpha^{k+1}) \rho^{k-1} - (\alpha^{k+1} - \alpha^{2k}) \rho^{-k-1}\}}{\frac{1}{2}(1-\alpha^2)(1-\alpha^{2k}) + \frac{k}{k-1}(\alpha - \alpha^k)^2 - \frac{k}{k+1}(1-\alpha^{k+1})^2} \\ \tilde{f}(\rho|\alpha) &= \frac{f(\rho|\alpha)}{f(\rho_{\max}|\alpha)} \\ \rho_{\max} &= \left\{ \left(\frac{k+1}{k-1} \right) \left(\frac{\alpha^{k+1} - \alpha^{2k}}{1 - \alpha^{k+1}} \right) \right\}^{1/2k}\end{aligned}$$

また、 $\alpha = r_i/r_o$, $k = \sqrt{E_\theta/E_r}$ である。 $\sigma_{\max}$, $\rho_{\max}$ は最大半径方向応力とその発生位置であり、 $\rho_{\max}$ は $df/d\rho = 0$ より得られる。式(4)より得られる半径方向応力分布を Fig. 4 に示す。ここで、横軸の 0 は、はり内表面、1 は外表面を表す。最大応力発生位置は中央面より若干内側になる。内外半径比 α が小さくなるに従って最大応力位置は内表面側に近づき、同じ曲げモーメントに対して発生

Fig. 4 Nondimensional radial normal stress distributions of curved beams with different internal curvatures.

Fig. 5 Mechanical model of the 4-point bending test and the finite element discretization.

する半径方向垂直応力 σ_r は大きくなる。

L字型試験片に生じる板厚方向応力を、有限要素法 (ABAQUS 6) を用いて求めた。有限要素モデルと要素分割図を Fig. 5 に、 $\delta=4\text{ mm}$ のときの応力分布を Fig. 6 に示す。荷重と変位の間にはかなり強い非線形性があるが、屈曲部の応力分布は、ほぼ曲げモーメントに比例し曲げモーメントと屈曲部の応力の間にはほぼ線形関係が成り立つ。半径方向引張り応力は、屈曲部中央では理論解 (式 (4)) とよく一致するが、屈曲部と直線部の境界に近づくに従って小さくなり、直線部でゼロ (真直はりの場合の理論解) になる。内半径を 3 通りに変えたときの $r=r_{\max}$ 上の応力分布を Fig. 7 に示した。どの結果も直線部と境界部で無次元応力が約 0.5 となるが、内半径を小さくすると、式 (4) の理論解からの乖離が早く始まり、内半径が大きいと理論解に近い値の領域が広がる。この周方向の応力変化を関数

Fig. 6 Radial stress distribution σ_r in the L-shaped beam subjected to 4 point bending load ($r_i=6.4\text{ mm}$).

Fig. 7 Comparison of the FEM solutions and the approximation curves along the circumference of $r=r_{\max}$.

$$g(\theta|\alpha) = \frac{1}{2} \left[1 - \tanh \left\{ A(\alpha) \left(\theta - \frac{\pi}{4} \right) \right\} \right] \quad (5)$$

を用いると、係数 A を適切に選ぶことにより、精度よく表せる (Fig. 7)。次節で説明する等価層間面積の算定時に真直はりとの境界に近づくに従って応力が減少することを考慮する必要があるので、屈曲部の応力を式 (5) を用いて、

$$\sigma_r(\rho, \theta) \approx \sigma_{\max} \tilde{f}(\rho|\alpha) g(\theta|\alpha) \quad (6)$$

と変数分離した形で近似する。

3.2 強度特性の確率論的な取り扱い

本論文で用いる試験法では、求められる強度は試験片ごとにはばらつきがあるだけでなく、最大応力の発生する層間以外で破損する場合もある。このような試験法で得

られた結果を統一的に整理することが要求される。次章で示されるように層間引張り破壊は塑性変形を示すことなく脆性的に壊れるので、層間には強度の弱い破壊起点となる部分が確率的に分布すると仮定する。さらにそれらの破壊起点は、大きさが試験領域に比べて十分小さく、その強度は他の破壊起点の存在に独立でその影響を受けないという空間的なポアソン過程に従うと仮定する。第4章の実験結果で、破壊時の最大応力 $\sigma_{\max}$ の確率分布がワイブル分布となることを考慮して、層間で垂直応力が σ_r で破壊する破壊起点の単位面積当たりの期待個数 λ が、 σ_r のべき関数で

$$\lambda = \left(\frac{\sigma_r}{\bar{\sigma}} \right)^{\gamma} \quad (7)$$

と表せると仮定する。ここで、 $\bar{\sigma}$ と γ は層間引張強度の確率特性を表す材料固有の材料定数と考えられる。応力分布が一様な場合には、このモデルで表される材料の強度がワイブル分布になる。第 j 層間の θ の点で応力が $\sigma_r(r, \theta)$ のとき、この層間の微小面積 $br_j d\theta$ で破壊する欠陥の期待個数 $d\Lambda_j$ は、

$$\begin{aligned} d\Lambda_j &= \lambda br_j d\theta = br_o \left(\frac{\sigma_r(\rho_j, \theta)}{\bar{\sigma}} \right)^{\gamma} \rho_j d\theta \\ &= br_o \left(\frac{\sigma_{\max}}{\bar{\sigma}} \right)^{\gamma} \rho_j \{ \tilde{f}(\rho_j | \alpha) \}^{\gamma} \{ g(\theta | \alpha) \}^{\gamma} d\theta \end{aligned} \quad (8)$$

となる。本試験片のように屈曲角が 90° の場合、 j 層間に存在する破壊起点の期待個数は、

$$\begin{aligned} \Lambda_j &= \int_{-\pi/4}^{\pi/4} d\Lambda_j \\ &= br_o \left(\frac{\sigma_{\max}}{\bar{\sigma}} \right)^{\gamma} \rho_j \tilde{f}(\rho_j | \alpha)^{\gamma} \int_{-\pi/4}^{\pi/4} g(\theta | \alpha)^{\gamma} d\theta \end{aligned}$$

となり、全 $n-1$ 層間での期待個数 Λ は、

$$\Lambda = \sum_{j=1}^{n-1} \Lambda_j = S_{eq} \left(\frac{\sigma_{\max}}{\bar{\sigma}} \right)^{\gamma} \quad (9)$$

$$S_{eq} = 2br_o \left(\sum_{j=1}^{n-1} \rho_j \{ \tilde{f}(\rho_j | \alpha) \}^{\gamma} \right) \int_0^{\pi/4} \{ g(\theta | \alpha) \}^{\gamma} d\theta \quad (10)$$

と表せる。ここで、 S_{eq} は、すべての層間で $\sigma_r = \sigma_{\max}$ となしたときの、本試験片の試験領域の等価層間面積である。したがって、最大応力が $\sigma_{\max}$ 以下で破壊が生じる確率（確率分布関数） $P(\sigma_{\max})$ は、

$$P(\sigma_{\max}) = 1 - \exp(-\Lambda) = 1 - \exp \left\{ -S_{eq} \left(\frac{\sigma_{\max}}{\bar{\sigma}} \right)^{\gamma} \right\} \quad (11)$$

と求まる。応力分布が荷重とともに変化しない場合、 $\sigma_{\max}$ で整理した確率分布関数がワイブル分布型の確率分布を

示す。すなわち、試験領域での応力が一定でない試験の場合も代表応力 $\sigma_{\max}$ とそれに対応する等価面積 S_{eq} を用いて強度分布関数を導くことができる。また同じ材料特性を持つ場合、平均強度は、 $S_{eq}^{1/\gamma}$ に反比例し、強度の体積効果が陽に表されることが分かる。ただし、べき関数で期待個数を近似できる応力範囲は、試験結果で得られた応力の範囲であり、それを外れた広範囲の応力を考慮しなければならないときは他の近似式を用いる必要があることは述べるまでもない。

4. 実験結果および考察

得られた荷重と試験機の変位の関係と層間剥離状況の一例を Fig. 8 に示す。変形するに従って硬化型の非線形性を示し、破壊と同時に荷重が大きく低下する。このとき、剥離は曲線部だけでなく圧子点下まで伝播することもある。さらに変位を加えると他の層間にも剥離が発生する。剥離位置が最大応力位置とずれる試験片もある。荷重と変形の間には非線形性があるので、屈曲部に発生する曲げモーメントを測定荷重と変位から算出し、式(1)により最大層間引張り応力 $\sigma_{\max}$ を求めた。

5枚の試験板から得られた試験片Bの破壊時の試験片に生じていた最大層間引張り応力 $\sigma_{\max}$ (49個の試験結果)を Fig. 9 に示す。横軸の番号は試験片切り出し前の試験板内の位置を表す。大部分の試験片で $\sigma_{\max}$ が 100 MPa 程度であるが、試験板の端から切り出された試験片の一部で極端に低い強度を示した。これらの試験片は応力の小さいところで壊れるなど、試験片に予期せぬ損傷が始めから存在して層間強度の特性を得られていないと考え、図中に楕円で囲んだ5個の試験データを除いて整理した。Fig. 10 と Fig. 11 に試験片AおよびCの試験結果を同様に示した。大部分の試験片で $\sigma_{\max} = 100$ MPa 近

Fig. 8 A relationship between the load and the displacement of the loading fixture.

くの値で破壊しているが、試験片 A では、楕円で囲んだ 5 個の結果は統計的にありえないほど小さな強度を示したので、試験片 B のときと同様にこの結果を除外して整理する。各試験片の平均強度および変動係数を Table 1 に示した。

試験片 B の $49-5=44$ 個の試験結果を Weibull 確率紙にプロットすると Fig. 12 のようになり、傾きが約

16.23, すなわち、式 (7) の $\gamma=16.23$ になる。このとき、試験片 B の屈曲部の最大層間引張り応力 $\sigma_{\max}$ に対応する等価面積 S_{eq} は 1354.2 mm^2 となる。単位面積 (1 mm^2) 当たりの破壊起点の期待個数を表す式 (7) 中の $\bar{\sigma}$ は、

$$\begin{aligned}\bar{\sigma} &= \mu_{\sigma_{\max}} S_{\text{eq}}^{1/\gamma} \left\{ \Gamma \left(1 + \frac{1}{\gamma} \right) \right\}^{-1} \\ &= 101.6 \times 1354.2^{1/16.23} / 0.968 = 163.7 \text{ MPa}\end{aligned}\quad (12)$$

Fig. 9 Interlaminar tensile strengths and the positions of the specimens in the laminated plate for specimen B.

Fig. 10 Interlaminar tensile strengths and the positions of the specimens in the laminated plate for specimen A.

Fig. 11 Interlaminar tensile strengths and the positions of the specimens in the laminated plate for specimen C.

Fig. 12 The interlaminar tensile strength of specimen B plotted in a Weibull probability paper.

Table 1 Average strength $\sigma_{\max}$, coefficient of variation and equivalent area of interlaminar surface.

	Specimen A	Specimen B	Specimen C
Average strength	101.3 MPa	101.6 MPa	97.3 MPa
Coefficient of variation	6.4%	7.5%	5.7%
Equivalent area of interlaminar surface (at $\gamma=16.23$)	578.4 mm^2	1354.2 mm^2	3090.0 mm^2

Fig. 13 Probability distribution function of inter-laminar tensile strength of specimen B.

Fig. 14 Cumulative distribution of failed position for specimen B.

となる。この σ と γ を使って得られる試験片 B の層間強度の確率分布関数と実験結果の比較を Fig. 13 に示す。実験で得られる層間引張り強度の確率分布関数がワイブル型の分布を持ち本理論結果とよく対応している。また破壊する層間の位置の内半径側から示した期待累積関数の比較を Fig. 14 に示した。実験で得られた破壊層間は最大応力を示す第 12 層間だけでなく、第 5 層間から第 16 層間まで分布しているが、本仮定に基づき推定される破壊層間の位置の分布とよく対応している。強度の弱いところが層間に独立に存在するとして強度を整理することの妥当性が示された。

試験片 A および試験片 C の等価試験領域面積は、 $\gamma = 16.23$ とすると、それぞれ、 578.4 mm^2 および 3090.0 mm^2 となり、 $\gamma = 16.23$ と $\bar{\sigma} = 163.7 \text{ MPa}$ を用いて推定した試験片 A および試験片 C の期待平均強度は、それぞれ、 107.1 MPa および 96.6 MPa 、変動係数は試験片 B と同

Fig. 15 Comparison between the test data for specimens A and C and the derived probabilistic distributions based on the probabilistic quantities obtained from the test data of B.

じ(7.5%)になる。この結果を確率分布関数で表すと Fig. 15 のようになる。試験片 C に対しては、実験で得られる平均強度 (Table 1) は試験片 B より小さく、層間引張り強度特性が悪くなったように見えるが、本確率的な取り扱いで体積効果を考慮すると両者がほぼ等しい層間引張り強度特性を有していると判断できる。試験片 A に関しては実験で得られる平均値は、試験片 B の強度の平均値とほぼ等しいが、体積効果を考慮した本手法に従って得られる期待強度値より大分小さくなっているため、試験片 A の層間引張り特性が試験片 B より低いという判断をすることができる (屈曲部の曲率半径が小さい試験板を製作することが困難であったために層間特性が低くなったと考えると実験値が予測より小さくなったことを説明できる)。

本論文で提案する確率的な評価指標 ($\bar{\sigma}$ と γ) を取得することにより、体積効果を考慮した層間特性を表すことができる。さらに、任意の寸法や応力分布を有する構造の層間引張り破壊強度の期待値や標準偏差を推定するために本評価方法を使うことができる。

5. 結 言

航空機用 CFRP (T800/3900-2B) に関して、ASTM D 6415 に準拠した L 字型試験片の 4 点曲げ試験を実施して層間引張り強度を間接的に測定し、結果を確率論的に整理した。ASTM に準拠した試験片を用いた場合、層間は脆性的に破壊し、最大引張り応力の発生する層間で必ずしも破壊しないことが示された。得られた平均層間引張り強度は 101.6 MPa 、変動係数が 7.5% であり、本試験

法が層間引張り強度測定に有効であることが分かる。屈曲部の内半径の異なる試験片の層間引張り強度を測定した実験結果は、曲率半径の大きい試験片では層間引張り強度の平均が若干小さくなるという体積効果を示した。

脆性的に破壊する層間引張り強度の確率的な特性を表すために、破壊する破壊起点の単位面積当たりの期待個数が応力のべき関数で表せるという仮定を用いて試験結果を整理した。これにより、体積効果を含めて層間引張り強度の確率的特性を2つのパラメタ(σ と γ)で表すことができる。またこのパラメタを用いると内半径の大きい試験片の層間引張り強度の確率特性をよく推定できたが、内半径の小さい試験片の結果は推定値より小さくなった。曲率半径の小さい試験片を作製することが難しいことを考えると、この結果は物理的に妥当な結果を示していると考えることができる。ここで提案する確率的な評価法を用いることにより、一様応力分布の場合を含め任意の応力分布や寸法の試験に関して層間引張り強度の期待値や標準偏差を推定でき、実構造の期待強度やその標準偏差を導出する場合などに応用できる。

本研究の成果の一部は JSPS 科学研究費 C 24560111 の助成を受けたものである。

参 考 文 献

- 1) 武田展雄, 高坂達郎: 日本複合材料学会誌, **24**, 5 (1998), 163-168.
- 2) J.H. Weaver, J. Yang, A.G. Evans & F.W. Zok: *Compos. Sci. Technol.*, **68** (2008), 10-16.
- 3) 原 栄一, 横関智弘, 八田博志, 石川隆司: 宇宙航空研究開発機構研究開発報告, JAXA-RR-06-025 (2007).
- 4) E. Hara, T. Yokozeki, H. Hatta, Y. Iwahori & T. Ogasawara: *Composites A*, **43** (2012), 1828-1836.
- 5) W. Cui, T. Liu, J. Len & R. Ruo: *Composite A*, **27A** (1996), 1097-1105.
- 6) M.R. Wisnom, Z.R. Petrossian & M.I. Jones: *Composites A*, **27A** (1996), 921-929.
- 7) G.Y. Cui & C. Ruiz: *Compos. Sci. Technol.*, **53** (1995), 253-258.
- 8) A. Makeev, G. Seon, Y. Nikishkov & E. Lee: *J. Compos. Mater.* (2015), in press.
- 9) Standard test method for measuring the curved beam strength of a fiber-reinforced polymer-matrix composite, ASTM D 6415, American Society for Testing Materials (2007).
- 10) 福田翔平: 4点曲げ試験による CFRP の層間強度測定制度の向上, 東京大学工学部航空宇宙工学科卒業論文, 2012 年 11 月.
- 11) JAXA-acdb Ver.06-1, <http://www.jaxa-acdb.com/>
- 12) S.G. Lekhnitskii: *Anisotropic Plates*, Gordon & Breach Science Publisher (1968).