研究論文

二重端面切欠き引張試験による複合材料積層板の
モード II 層間破壊じん性評価法の提案と検証矢代 茂樹^{*1}, 安形 俊秀^{*2}, 吉村 彰記^{*3}

(2017 年 4 月 13 日受付)

New Test Method for Mode II Interlaminar Fracture Toughness
of Composite Laminates: Doubly End-Notched Tension MethodShigeki YASHIRO,^{*1} Toshihide AGATA^{*2} and Akinori YOSHIMURA^{*3}

(Received April 13, 2017)

Abstract: This study proposed and validated a new method to evaluate the mode II interlaminar fracture toughness both at the initial delamination onset and during the crack growth stage by using a doubly end-notched tension (DENT) specimen. The specimen configuration idealized the growth of two mode II cracks in a double-lap joint. Shear-lag analysis indicated that the energy release rate of the DENT specimen is independent of the crack length and that the crack growth is stable. The initial mode II fracture toughness obtained by quasi-static tensile tests of the proposed specimens largely agreed with that obtained by the end notched flexure (ENF) tests. This trend was also valid in the other CFRP unidirectional laminates with different Young's moduli. Furthermore, the present study demonstrated that the crack growth resistance curve (R-curve) of mode II delamination could be obtained by unloading-reloading tests of the proposed specimens.

Key words: Polymer-matrix composites (PMCs), Delamination, Fracture toughness, Mechanical testing

1. 緒 言

炭素繊維強化プラスチック (CFRP) は比強度・比剛性に優れ, 航空宇宙機をはじめさまざまな輸送機械の構造材料として適用が進められている。CFRP は積層板として使用されることが多く, 通常, 板厚方向に繊維強化されていないため, 容易に層間はく離が生じる。層間はく離は構造の安定性を劣化させ, 積層板の圧縮強度を大幅

に下げる。したがって, CFRP 積層板の層間破壊じん性の評価は重要である。

CFRP 積層板のモード I 層間破壊じん性値を評価するために双片持ちはり (double cantilever beam, DCB) 試験が標準化されている¹⁻⁴⁾。モード II 層間破壊じん性値の評価には端面切欠き曲げ (end notched flexure, ENF) 試験^{2,5,6)} が用いられることが多い。しかし, ENF 試験ではき裂進展が全域にわたって安定ではなく, モード II 層間破壊じん性の初期値しか得られない。そこで, 安定的なモード II き裂進展を得るための試験法が開発されてきたが, はく離面の摩擦などの問題があり, 国際的な合意を得るには至っていない^{1,7,8)}。安定化 ENF 試験⁹⁾ は, き裂せん断変位の制御や座標変換制御のための複雑な試験システムを要する。端面負荷割れ (end-loaded split, ELS) 試験¹⁰⁾ には試験片が水平にスライドする特殊な固定治具が必要である。4 点曲げ ENF 試験¹¹⁾ や over notched flexure 試験⁸⁾ では, き裂上に荷重点があるため摩擦の影響を考慮しなければならない。中谷ら¹²⁾ は, 繊維不連続部を有する一方向 CFRP 積層板の引張試験によ

^{*1} 九州大学大学院工学研究院航空宇宙工学部門 准教授 (819-0395 福岡県福岡市西区元岡 744 番地)

Associate Professor, Department of Aeronautics and Astronautics, Kyushu University

^{*2} 静岡大学大学院総合科学技術研究科工学専攻機械工学コース 修士課程

Graduate Student, Department of Mechanical Engineering, Graduate School of Integrated Science and Technology, Shizuoka University

^{*3} 宇宙航空研究開発機構航空技術部門 主任研究開発員 Associate Senior Researcher, Aeronautical Technology Directorate, Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA)

るモード II 層間にはく離の擬似 R カーブの評価法を提案した。しかし、層間にはく離の進展は不安定的で、R カーブの取得に複数の試験を要する。

以上より、簡易な試験で安定的なモード II 層間にはく離の進展を実現する試験法の確立は極めて有用である。本研究ではダブルラップ継手に着目した。ダブルラップ継手の引っ張りによって生じるラップ部とベース部のはく離は、理想的には純粋なモード II で進展する。また、試験片板厚方向に外力を作用させないため、接触による摩擦の影響は小さい。

本研究は、ダブルラップ継手に生じる 2 つのき裂の進展を模擬する二重端面切欠き引張 (doubly end-notched tension, DENT) 試験を示す。本試験法によって、モード II 層間破壊じん性値の初期値 G_{IIC} ならびにき裂進展抵抗値 G_{IIR} を評価できることを実証するとともに、異なる材料系によって本試験法を検証する。第 2 節では二重端面切欠き引張試験と、層間破壊じん性値を評価するためのシアラグ解析を概説する。この理論により、エネルギー解放率が初期き裂長さに依存しないことと、安定的なき裂進展が得られることが帰結される。第 3 節では、材料および初期き裂長さの異なる二重端面切欠き試験片の静的引張試験によって G_{IIC} を評価し、ENF 試験との比較によって試験法の妥当性を検証する。さらに、除荷再負荷試験によって、き裂進展過程における層間破壊じん性値を得られることを示す。

2. 二重端面切欠き引張 (DENT) 試験片

著者らの研究¹³⁾において二重端面切欠き引張試験片を提案しているが、完全のため、本報でもその概要を示す。Fig. 1 (a) に、ダブルラップ継手における 2 つのはく離を理想化した二重端面切欠き引張試験片を模式的に示す。左端は 2 枚のラップ板領域に、座標 $x \geq -a$ はダブルラップ継手の接着領域に相当する。重なり端部から長さ a の 2 本の初期き裂を導入し、引張荷重を与えることで純粋なモード II 層間にはく離の進展を実現できる。なお、本研究では 2 本のき裂長さが等しい理想的な場合を対象とする。2 本のき裂の進展挙動が異なる場合、その影響を調査する必要がある。

Fig. 1 (a) に示すように、き裂先端を座標 x の原点とする。中央層の長手方向引張応力は $-a \leq x \leq 0$ の範囲でゼロであり、 $x > 0$ 領域における応力回復を 1 次元シアラグ解析¹⁴⁾によって求める。上表層と中央層の層間せん断応力 τ_u および下表層と中央層の層間せん断応力 τ_l は次式で書ける。

(a) Schematic illustration

(b) Infinitesimal element in the middle layer

Fig. 1 Configuration of the doubly end-notched tension specimen.

$$\tau_u = \mu \frac{u_1 - u_2}{t}, \quad \tau_l = \mu \frac{u_2 - u_1}{t} \quad (1)$$

μ はせん断層のせん断弾性率、 t はせん断層厚さ、 u_1 と u_2 は表層と中央層の x 方向変位である。 $x > 0$ の中央層の微小要素における力のつり合い (Fig. 1 (b)) より、

$$\frac{d\sigma_2}{dx} = \frac{\tau_l - \tau_u}{h_2} = -\frac{2\mu(u_1 - u_2)}{h_2 t} \quad (2)$$

を得る。 σ_2 は中央層の応力、 h_2 は中央層の厚さである。式(2)を x で微分すると次式を得る。

$$\frac{d^2\sigma_2}{dx^2} = -\frac{2\mu}{Eh_2 t} (\sigma_1 - \sigma_2) \quad (3)$$

ここで、 E は長手方向ヤング率、 σ_1 は表層の応力である。引張荷重 P を 2 枚の表層と中央層で負担することから、表層の応力 σ_1 は

$$\sigma_1 = \frac{P}{2h_1 B} - \frac{h_2}{2h_1} \sigma_2 \quad (4)$$

である。ここで、 h_1 は表層の厚さ、 B は試験片幅である。式(3)、(4)より、次の微分方程式を得る。

$$\frac{d^2\sigma_2}{dx^2} = \frac{\mu H}{Eh_1 h_2 t} \left(\sigma_2 - \frac{P}{HB} \right) \quad (5)$$

H は試験片厚さである。式(5)の一般解は次式で与えられる。

$$\sigma_2 = \frac{P}{HB} + C_1 \sinh(kx) + C_2 \cosh(kx) \quad (6)$$

$$k = \sqrt{\frac{\mu H}{Eh_1 h_2 t}} \quad (7)$$

次の二つの境界条件を考える：(i) き裂先端 $x=0$ におい

て $\sigma_2 = 0$; (ii) 試験片端部 $x = L - a$ において $\sigma_2 = \sigma_1 = P/HB$ (完全な応力回復). これらを式(6)に適用すると次の解を得る.

$$\sigma_2 = -\frac{P}{HB} \left\{ 1 - \cosh(kx) + \frac{\cosh[k(L-a)]}{\sinh[k(L-a)]} \sinh(kx) \right\} \quad (8)$$

なお, $-a \leq x \leq 0$ の領域では

$$\sigma_2 = 0, \quad \sigma_1 = \frac{P}{2h_1B} \quad (9)$$

である.

以上の解析に基づきエネルギー解放率を求める. き裂上の $-a \leq x \leq 0$ における表層の伸び δ_1 とシアラグ解析領域 $0 \leq x \leq L - a$ における表層の伸び δ_2 は次式で表される.

$$\delta_1 = \frac{Pa}{2h_1BE} \quad (10)$$

$$\delta_2 = \frac{P(L-a)}{2h_1BE} \left(1 - \frac{h_2}{H} \right) - \frac{h_2P}{2h_1HBEk} \frac{1 - \cosh[k(L-a)]}{\sinh[k(L-a)]} \quad (11)$$

試験片の伸びは $\delta = \delta_1 + \delta_2$ であり, コンプライアンス C は

$$C = \frac{a}{2h_1BE} + \frac{L-a}{2h_1BE} \left(1 - \frac{h_2}{H} \right) + \frac{h_2P}{2h_1HBEk} \tanh \left[\frac{k}{2}(L-a) \right] \quad (12)$$

と書ける. したがって, エネルギー解放率は

$$G_{II} = \frac{P^2}{2} \frac{dC}{dA} = \frac{h_2P^2}{8h_1HB^2E} \times \left(1 - \frac{1}{2\cosh^2 \left[\frac{k}{2}(L-a) \right]} \right) \quad (13)$$

より求めることができる. ここで A はき裂面の面積である. 完全に応力が回復する程度に a が L より小さければ, 式(13)は近似的に

$$G_{II} = \frac{h_2P^2}{8h_1HB^2E} \quad (14)$$

と書くことができ, き裂長さに依存しない.

なお, CFRP 一方向強化材で次節に示す試験片形状の場合, 中央層の応力が一様な引張応力に回復する長さはき裂先端から 10 mm 程度である¹³⁾. 一方, Fig. 1 (a) に示すゲージ領域の右端は試験片つかみ部の影響がなくなり一様な引張応力が生じる位置であり, つかみ部の先端から $-x$ 方向に数 mm の位置だろう. したがって, き裂先端がつかみ部先端から 10 mm 程度に近づいたときに

Fig. 2 Dimensions of the doubly end-notched tension specimen.

はシアラグ解析の境界条件(ii)を満足できず, 式(13)は成立しない. ゲージ領域 (ゲージ長さ L) を厳密に定義できないことから, つかみ部先端の近くまでき裂が進展したときのデータは使用すべきでないとと言える.

3. 実験

3.1 材料および試験片

Fig. 2 に二重端面切欠き引張試験片の形状を示す. 本研究では, 汎用タイプのCFRP (以降, 材料 A と記載) と高強度タイプのCFRP (以降, 材料 B と記載) を用いた. 積層構成は $[0_6//0_{12}/0_6]$ で, 試験片の厚さは 3.0 mm である. 初期き裂導入のため, 厚さ $12.5 \mu\text{m}$ のポリイミドフィルムを二つ折したものを第 6/7 層間, 第 18/19 層間の 2 か所に挿入した. フィルム挿入長さ a_{ini} は 25 mm および 50 mm の 2 条件である. 材料 A, B とともに真空ホットプレスを用いて加熱加圧成形した. 成形の際, 第 7 層から第 18 層にできる空間には, 厚さ 1.5 mm の PTFE シートを挿入した. ダイヤモンドカッターを用い, 積層板を幅 10 mm, 長さ 160 mm で短冊状試験片を切り出した. また, カッターナイフを用いてポリイミドフィルムの折り目を切断した. この際, き裂は数 mm ほど進展し, フィルム挿入長さより大きくなった. 最後に厚さ 1.5 mm の GFRP 板をスペーサーとして第 7-18 層の端部に挿入し, 試験片両端にタブとして GFRP 板を接着した. き裂の観察を容易にするため, 試験片側面に白塗りを施した.

また, 同じ成形条件で一方向強化材を作製し, 静的引張試験を実施し, 応力-ひずみ線図の初期勾配からヤング率を測定した. 材料 A, B の平均ヤング率は, それぞ

Fig. 3 Overview of the experiment system.

Fig. 4 Load-displacement curves of the quasi-static tensile tests for the material A.

れ 132 GPa および 150 GPa だった。

3.2 初期モード II 破壊じん性値 G_{IIC} の評価

二重端面切欠き引張試験片の準静的引張試験を行い、初期モード II 層間破壊じん性値 G_{IIC} を評価した。試験数は各条件につき 3 本である。油圧式環境疲労試験機 (VH-5, 日本製鋼所) を用い、変位制御で試験を実施した。Fig. 3 に試験の概観を示す。クロスヘッド速度は 0.5 mm/min である。荷重と、標点間 (タブ間) 距離の代替としてクロスヘッド変位を記録した。き裂が試験片端に達した時点で試験を終了した。

材料 A の荷重-荷重線変位線図を Fig. 4 に示す。また、初期限界荷重 P_c を図中に示す。本研究では、DCB 試験²⁾に準拠して初期限界荷重 P_c を決定した。すなわち、曲線と初期勾配の 5% オフセット線の交点 P_s 、最大荷重 P_{max} 、最初のピーク荷重 P_{peak} のうち最小の荷重を P_c とした。Fig. 4 より、荷重が P_c に達した後に急激な荷重低下がないことから、不安定なき裂進展は発生しないことがわかる。また、試験の間、読取り顕微鏡でき裂進展を観察し、き裂が安定的に進展していることを確認した。な

Table 1 Measured initial mode II fracture toughness.
(a) Material A

Specimen	DENT (kJ/m ²)		ENF (kJ/m ²)
	$a_{ini}=25$ mm	$a_{ini}=50$ mm	
#1	1.029	1.274	1.139
#2	1.170	1.380	1.101
#3	0.979	1.140	0.944
Average	1.059	1.265	1.061

(b) Material B

Specimen	DENT (kJ/m ²)		ENF (kJ/m ²)
	$a_{ini}=25$ mm	$a_{ini}=50$ mm	
#1	0.827	1.138	1.292
#2	0.804	1.228	1.008
#3	0.855	1.230	1.046
Average	0.829	1.199	1.115

Fig. 5 Load-displacement curves of the quasi-static tensile tests for the material B.

お、荷重-変位線図における最後の荷重増加は、き裂がゲージ領域の端部に到達した後の挙動である。Table 1 (a) に、式 (14) より得られた初期モード II 層間破壊じん性値 G_{IIC} を、ENF 試験の結果 (付録) とともに示す。異なる初期き裂長さにでも破壊じん性値はおおよそ同じ値を示し、ENF 試験の結果とほぼ一致した。

材料 B に対する準静的引張試験の荷重-変位線図を Fig. 5 に示す。高強度タイプでも、汎用タイプと同様に安定的なき裂進展であることがわかる。得られた G_{IIC} を、ENF 試験の結果とともに Table 1 (b) に示す。本試験法による G_{IIC} は ENF 試験とおおむね一致した。

以上より、異なる材料でも、 G_{IIC} が初期き裂長さに依存せず ENF 試験とおおむね一致するという傾向が得られ、本試験法が妥当であることを実証した。なお、個々の結果を詳しく見ると、試験片ごとのばらつきが大きい、

Fig. 6 Load-displacement curve of the quasi-static unloading-reloading test for the material A. Unloading was repeated before reaching the critical load P_c .

材料 B の $a_{ini}=25$ mm の G_{IIC} は $a_{ini}=50$ mm や ENF 試験の結果より小さいといった問題があり、今後、詳細に検討する必要がある。

3.3 き裂進展過程の G_{IIR} の評価

き裂進展過程におけるモード II 層間破壊じん性値 G_{IIR} を調べるため、除荷再負荷試験を行った。試験速度は、負荷、除荷ともに 0.5 mm/min であり、除荷過程に読み取り顕微鏡を用いてき裂長さを測定した。荷重 1 kN で除荷を停止し、再び負荷を開始した。荷重とクロスヘッド変位を記録した。き裂長さが試験片端に到達した時点で試験を終了した。

材料 A の $a_{ini}=25$ mm の試験片に対して除荷再負荷試験を行った。荷重-変位線図を Fig. 6 に示す。本試験では、負荷中に初期限界荷重 P_c を検出できない。また、3.2 節の準静的引張試験において小さいクロスヘッド変位でき裂が大きく進展する様子を観察した。そこで、荷重が P_c に到達する前から除荷を行った。き裂長さ・コンプライアンス-変位線図を Fig. 7 に示す。実測したコンプライアンスは理論と一致しなかった。これは、シアラグ理論が 1 次元解析であることと、標点間距離をクロスヘッド変位で代替したこととに起因すると考える。しかし、破壊じん性値の評価に必要なコンプライアンスの変化率は同じであることがわかる。

き裂進展過程の破壊じん性値 G_{IIR} とき裂進展量 Δa の関係 (R カーブ) を Fig. 8 に示す。ここで、除荷開始直前の荷重 P_R を、破壊じん性値を算出する際の荷重とした。図中には、Table 1 に示した G_{IIC} も表示した。荷重が P_c に到達する前から除荷したため、 $\Delta a=10$ mm 付近の勾配が大きかった。初期の破壊じん性値に達した

Fig. 7 Relationship between the crack length, compliance and displacement.

Fig. 8 Crack growth resistance curve of the material A ($a_{ini}=25$ mm) obtained by the present test method. Three triangles at $\Delta a=0$ are the initial fracture toughness (Table 1).

後、き裂進展量が増加しても破壊じん性値はおおよそ一定となった。 G_{IIC} に到達した後のデータ数が少なく、繊維のブリッジングの影響などを考察するには至らなかったが、本試験法によってき裂進展抵抗特性を評価可能であることを示した。

4. 結 言

本研究では、二重端面切欠き引張試験とシアラグ理論に基づくモード II 層間破壊じん性値評価法を示し、実験により検証した。本試験法では、エネルギー解放率がき裂長さに依存しないこと、ならびに、安定的なモード II 層間はく離の進展を得られることが解析的に示される。本研究により得られた結論を以下に示す。

1. 2 つの材料で、二重端面切欠き引張試験片の準静的引張試験により取得した初期モード II 層間破壊じん性値 G_{IIC} は ENF 試験の結果とおおむね一致した。ただ

Fig. 9 Load-displacement curves of the end notched flexure tests.

し、層間破壊じん性値のばらつきや初期き裂長さ依存性の有無については、さらなる実験によって検証する必要がある。

2. 二重端面切欠き引張試験片の除荷再負荷試験により、き裂進展過程におけるモード II 層間破壊じん性値 G_{IIR} を取得できることを実証した。

付録 ENF 試験

提案する試験法で取得するモード II 層間破壊じん性値 G_{IIC} の妥当性を検証するため、JIS K7086²⁾ に準拠して ENF 試験を実施した。材料 A, B を用い、積層構成 $[0_{11}/0_{11}]$ で積層板を成形した。初期き裂導入のため、厚さ $12.5 \mu\text{m}$ のポリイミドフィルムを二つ折したものを積層中央面に挿入した。試験片は、長さ 140 mm、幅 20 mm、厚さ 3.0 mm であり、初期き裂長さは 25 mm である。カッターナイフでポリイミドフィルムの折り目を切断した。以上の試験片に対し、試験速度 0.5 mm/min にて三点曲げ試験を行った。

得られた荷重-荷重線変位図を Fig. 9 に示す。不安定

にき裂が進展したため、初期限界荷重 P_c は最大荷重とした。き裂進展初期のモード II 層間破壊じん性値は次式によって算出した。

$$a_1 = \left[\frac{c_1}{c_0} a_0^3 + \frac{2}{3} \left(\frac{c_1}{c_0} - 1 \right) L^3 \right]^{\frac{1}{3}} \quad (15)$$

$$G_{IIC} = \frac{9a_1^2 P_c^2 C_1}{2B(2L^3 + 3a_1^3)} \quad (16)$$

a_0 は初期き裂長さ、 C_0 は初期コンプライアンス、 C_1 は初期限界荷重におけるコンプライアンス、 a_1 は初期限界荷重におけるき裂長さの推定値、 L は荷重点と支持点の間の距離、 B は試験片幅である。得られた層間破壊じん性値 G_{IIC} を Table 1 (ENF) に示す。

参考文献

- 1) 影山和郎：日本複合材料学会誌，**24** (1998)，205-211.
- 2) JIS K7086：炭素繊維強化プラスチックの層間破壊じん（靱）性試験方法 (1993).
- 3) ASTM D5528：Standard test method for mode I interlaminar fracture toughness of unidirectional fiber-reinforced polymer matrix composites (2013).
- 4) ISO 15024：Fibre-reinforced plastic composites—Determination of mode I interlaminar fracture toughness, GIC, for unidirectionally reinforced materials (2001).
- 5) L.A. Carlsson, J.W. Gillespie & R.B. Pipes：*J. Compos. Mater.*, **20** (1986)，594-604.
- 6) ASTM D7905：Standard test method for determination of the mode II interlaminar fracture toughness of unidirectional fiber-reinforced polymer matrix composites (2014).
- 7) A.J. Brunner & B.R.K. Blackman：*Eng. Fract. Mech.*, **75** (2008)，2779-2794
- 8) W.-X. Wang, M. Nakata, Y. Takao & T. Matsubara：*Composites Part A*, **40** (2009)，1447-1455.
- 9) K. Tanaka, K. Kageyama & M. Hojo：*Composites*, **26** (1995)，257-267.
- 10) B.R.K. Blackman, A.J. Brunner & J.G. Williams：*Eng. Fract. Mech.*, **73** (2006)，2443-2455.
- 11) C. Schuecker & B.D. Davidson：*Compos. Sci. Technol.*, **60** (2000)，2137-2146.
- 12) 中谷隼人, 逢坂勝彦：第 41 回複合材料シンポジウム講演要旨集 (2016)，2A-04.
- 13) S. Yashiro, T. Agata & A. Yoshimura：*Adv. Compos. Mater.*, in press, DOI: 10.1080/09243046.2017.1373384.
- 14) D. Hull & T.W. Clyne：*An Introduction to Composite Materials* (2nd Ed.), Cambridge University Press, Cambridge (1996)，p. 05.