研究論文

多方向強化複合材料積層板の初期破損に関する層厚さの影響

笹山 秀樹^{*1}, 川邊 和正^{*2}, 友田 茂^{*3}, 大澤 勇^{*4}, 影山 和郎^{*5}, 小形 信男^{*6}

(2003 年 7 月 31 日受付)

Effect of Lamina Thickness on First Ply Failure in Multidirectionally Laminated Composites

Hideki SASAYAMA,^{*1} Kazumasa KAWABE,^{*2} Shigeru TOMODA,^{*3} Isamu OHSAWA,^{*4}
Kazuro KAGEYAMA^{*5} and Nobuo OGATA^{*6}

(Received July 31, 2003)

Carbon fiber tows are generally used for the reinforcement of plastics. Recently, we have developed a method in which tow can be efficiently spread without causing any fiber damage (FUKUI method). By using this method, we prepared thin laminas about 0.05 mm in thickness, and produced quasi-isotropic laminates by stacking these laminas. Furthermore, we obtained the laminas having an arbitrary thickness by stacking the laminas with the same unidirectional prepregs. In this work, the effects of the lamina thickness on the first ply failure occurred in multidirectionally laminated composites have been studied. Tensile tests were performed on the samples and also acoustic emission was monitored during the tests. It is found that the initial failure stress increases with decreasing lamina thickness. This result can be predicted by Kageyama's study.

1. 緒 言

炭素繊維強化複合材料は、近い将来、航空関連だけでなく風力発電のブレードや自動車部材等への需要が拡大することが見込まれている。これに伴い、国内外の炭素繊維メーカーは、炭素繊維束の太繊維化等の低コスト化を進めながら増産、あるいは増産に向けた動きを強めている。

航空関連や風力発電関連等においては、擬似等方積層板が使用されるが、それらの安全性を確保するため、ボイドが入りにくく、樹脂の含浸性がよいプリプレグが求められている。航空関連等で使用されている一方向プリプレグは、生産性や安全性等の面から、厚さ 0.13 mm 前後のものが実用化されているが、0.1 mm 以下となるとコストの面などの観点から、利用されていないのが現状である。

川邊ら¹⁻³⁾は、無撚の炭素繊維束等を繊維に損傷を与えることなく連続的に幅広く開繊する新しい方法を開発している。この方法では、材料コストが比較的安い太繊維の繊維束を幅広く、薄く開繊することが可能であり、これを応用することによって、厚さ 0.1 mm 以下の極めて薄いプリプレグからなる繊維強化複合材料積層板を低

^{*1} 福井県工業技術センター化学・繊維部研究員 (910-0102 福井市川合鷺塚町 61 字北稲田 10)
Researcher, Department of Chemistry and Textile, Industrial Technology Center of Fukui Prefecture, 61-10 Kawaiwashizuka, Fukui, 910-0102, Japan

^{*2,*3} 福井県工業技術センター創造研究部
Department of Create and Advanced Research, Industrial Technology Center of Fukui Prefecture, 61-10 Kawaiwashizuka, Fukui, 910-0102, Japan

^{*2} 研究員 Researcher, ^{*3} 部長 Director

^{*4,*5} 東京大学大学院工学系研究科環境海洋工学専攻 (113-8656 東京都文京区本郷 7-3-1)

Department of Environmental and Ocean Engineering, School of Engineering, The University of Tokyo, 7-3-1 Hongo, Bunkyo-ku, Tokyo 113-8656, Japan

^{*4} 助手 Research Assistant, ^{*5} 教授 Professor

^{*6} 福井大学大学院工学研究科ファイバーアミニティ工学専攻教授 (910-8507 福井市文京 3-9-1)

Professor, Department of Fiber Amenity Engineering, Graduate School of Engineering, Fukui University, 3-9-1 Bunkyo, Fukui, 910-8507, Japan

コストでつくることが可能であると期待されている。

一方、理論的には、影山ら⁴⁾の多方向強化複合材料積層板の層内樹脂割れの研究がある。これによると、複合材料積層板の初期破損（層内樹脂割れ、トランスバースクラック等の発生）は、応力破壊条件とエネルギー破壊条件の両方を満たしたときに生じ、ある層厚さ以下では、それがエネルギー破壊条件のみで律則されることになるので、1層あたりの厚さが薄くなると初期破損応力が増大するとしている。例えば、Carbon/Epoxyの擬似等方積層板における層厚さに対する初期破損応力のシミュレーション結果⁴⁾では、最弱層である90°層の初期破損応力は、層厚さが約0.5 mm以下になると、エネルギー破壊条件のみで律則されるようになり、厚さの平方根に反比例して増大する。つまり、この場合、層厚さ約0.5 mm以下では、積層板の層厚さを薄くすればするほど、積層板内部の破損は起こりにくく、層厚さ0.5 mmに対して層厚さ0.25 mmにすると、初期破損応力は約1.4倍になることになる。すなわち、この領域では、層厚さを薄くすれば安全性が向上し、設計応力を高めに設定することが可能となるので、複合材料の軽量化、低コスト化が実現できることが示唆される。

本研究では、極めて薄層の一方向プリプレグを作製し、上述の多方向強化複合材料積層板の層内樹脂割れ理論を実験的に検証することを目的として、擬似等方性複合材料積層板の初期破損に及ぼす層厚さの影響の研究を行った。

2. 実験方法

2.1 試料

三菱レイヨン製の炭素繊維（TR50S, 12K）によるCarbon/Epoxy薄層の一方向プリプレグ（1プライ厚さ0.0481 mm（理論値））を用いて擬似等方積層板を作製した。積層板の板厚を約2 mmに揃えるため、積層板の総ply数を48枚とし、その中で同方向に重ねる積層数を1, 2, 3, 6とすることで、プライグループ厚さを変化させている。詳細をTable 1, 2に示す。Table 1に示した一方向材の繊維方向および90°方向の弾性率は、ひずみ0.1%と0.4%のポイントを結んだ直線の傾きから求めている。なお、積層コードについては、プライグループ厚さを示す同方向の積層枚数を n 、積層パターンの繰返し数を r と表記している。作製した試験片は、金属顕微鏡による断面観察の結果、炭素繊維の真直性が高く、ボイドがない、極めて安定した材料特性を示した。

Table 1 Material contents of UD-CFRP[0₂₄].

Material	Carbon/Epoxy
Fiber content	60 vol%
Longitudinal elastic modulus (0.1, 0.4%)	128.2 GPa
Transverse elastic modulus (0.1, 0.4%)	8.32 GPa
Ultimate longitudinal strain	1.66%
Ultimate transverse strain	1.30%
Ultimate longitudinal stress	2,397.4 MPa
Ultimate transverse stress	92.0 MPa

Table 2 Lay-up of the quasi-isotropic laminate.

$[(45_n/-45_n/0_n/90_n)_r]_s$, $[(45_n/0_n/-45_n/90_n)_r]_s$

Laminate code	ply	n	Apparent lamina thickness (theoretical) [mm]	r
$[(45/-45/0/90)_6]_s$	48	1	0.0481	6
$[(45_2/-45_2/0_2/90_2)_3]_s$	48	2	0.0962	3
$[(45_3/-45_3/0_3/90_3)_2]_s$	48	3	0.1443	2
$[45_6/-45_6/0_6/90_6]_s$	48	6	0.2886	1
$[(45/0/-45/90)_6]_s$	48	1	0.0481	6
$[(45_2/0_2/-45_2/90_2)_3]_s$	48	2	0.0962	3
$[(45_3/0_3/-45_3/90_3)_2]_s$	48	3	0.1443	2
$[45_6/0_6/-45_6/90_6]_s$	48	6	0.2886	1

Fig. 1 S-S curve of the $[(45_n/-45_n/0_n/90_n)_r]_s$ laminate.

Table 3 The initial failure stress of the $[(45_n/-45_n/0_n/90_n)_r]_s$ laminate.

	n	Onset AE [MPa]	Delamina- tion [MPa]
$[45_6/-45_6/0_6/90_6]_s$	6	287	287
$[(45_3/-45_3/0_3/90_3)_2]_s$	3	503	544
$[(45_2/-45_2/0_2/90_2)_3]_s$	2	685	761
$[(45/-45/0/90)_6]_s$	1	855	None

2.2 引張り試験

作製した擬似等方積層板から、幅 20 mm、長さ 250 mm の短冊形試験片を切り出し、引張り試験を行った。引張り試験には、材料万能試験機 AUTOGRAPH (ロードセル 10 トン) 島津製作所製を、ひずみはゲージ長さ 100 mm の MTS 製軸伸び計を用いた。引張り試験機の引張り速度は 1 mm/min に設定した。また、引張り試験において、試験片に AE センサを上下 2 個取り付け、破損により発生する AE を計測することで初期破損応力を測定し、積層板のプライグループ厚さの違いによって初期破損応力がどのように変化していくかを検証した。AE センサは、共振周波数 150 kHz (日本フィジカルアコースティック製) のものを用いた。センサから検出された AE 信号は、20 dB に設定したプリアンプと 100~300 kHz のバンドパスフィルタに通した。しきい値は 45 dB とした。

3. 実験結果および考察

3.1 応力-ひずみ曲線の結果と考察

$[(45_n/-45_n/0_n/90_n)_r]_s$ の応力-ひずみ曲線を Fig. 1 に、AE の発生点および層間はく離が発生したと思われ

Fig. 2 Photograph of the $[(45_n/-45_n/0_n/90_n)_r]_s$ laminate at failure due to the tensile test.

る時点 (応力) を Table 3 に、試験片の損傷の状態を Fig. 2 に示す。AE の発生点は、AE 振幅がノイズレベルよりも高くなった時点、層間はく離の開始点は、大振幅の AE によって大きなエネルギー解放が検出された時点としている。引張りによる損傷は、1 プライが厚い $n=6$ の場合、応力が 285 MPa 付近で初期破損による AE が発生すると同時にゲージ全体にわたって大きな層間はく離を起こし、S-S 曲線の傾きを低下させながら最終破断に至っている。しかし、1 プライが薄くなる (n が小さくなる) と、初期破損による AE は最終破断付近まで検出されず、S-S 曲線の傾きの低下も見られなくなることから、初期破損応力は増大していくことがわかる。これは、1 プライが薄くなると、最弱層の 90° 層も薄くなるので、 90° 層におけるトランスバース・ラミナ・クラック (以下、層内樹脂割れと呼ぶ) は小さく、それによって解放される破壊エネルギーも非常に小さくなる。よって、層内樹脂割れが発生しても、隣り合う 0° 層によって損傷は抑制され、損傷が進展しにくくなっているものと思われる。それゆえ 1 プライが薄いときは、最終破断まで破損が発生せず、最終破断において繊維破断とともに一気に損傷が進展するものと考えられる。また、破断伸度について

Fig. 3 S-S curve of the $[(45_n/0_n/-45_n/90_n)_r]_s$ laminate.

Table 4 The initial failure stress of the $[(45_n/0_n/-45_n/90_n)_r]_s$ laminate.

n	Onset AE [MPa]	Delamina- tion [MPa]
$[(45_6/0_6/-45_6/90_6)_s]$	282	282
$[(45_3/0_3/-45_3/90_3)_2]_s$	541	617
$[(45_2/0_2/-45_2/90_2)_3]_s$	545	854
$[(45_1/0_1/-45_1/90_1)_6]_s$	541	884

は、1 プライが厚いものほど大きくなっている。これは、1 プライが厚いと、最弱層の 90° 層が激しく損傷しても隣接する 0° 層が厚いので、 0° 層の破損には至らず、破断伸びが大きくなるものと思われる。また、目視により試験片の端面からの損傷過程を観察すると、1 プライが一番厚い $n=6$ の場合、AE が発生すると同時に、厚さ方向中央の 90° 層の破損と層間はく離が発生し、ゲージ間全域にわたって激しく損傷するが、1 プライが薄くなるにつれて損傷が入りにくくなり、 $n=2$ になると、ゲージ間全域にわたる層間はく離が発生しなくなっていた。さらに、 $n=1$ では、層間はく離そのものが見られなくなり、最終破断において繊維破断と同時に、最外層の 45° 層までが荷重方向と垂直に脆性的に破壊しているのが観察された。

$[(45_n/0_n/-45_n/90_n)_r]_s$ の応力-ひずみ曲線を Fig. 3 に、AE の発生点および層間はく離が発生したと思われる時点を Table 4 に、試験片の損傷の状態を Fig. 4 に示す。引張りによる破損は、 $[(45_n/-45_n/0_n/90_n)_r]_s$ と同様、1 プライが厚い $n=6$ の場合、応力が 280 MPa を越えるあたりから AE が発生すると同時に、大きな層間はく離を起こして S-S 曲線の傾きを低下させながら最終

Fig. 4 Photograph of the $[(45_n/0_n/-45_n/90_n)_r]_s$ laminate at failure due to the tensile test.

破断に至っている。1 プライが薄くなると、初期破損応力は約 540 MPa 付近まで増大するが、 $[(45_n/-45_n/0_n/90_n)_r]_s$ とは異なり、それ以上、初期破損応力は増大しない。また、目視による試験片の端面からの損傷過程を観察では、1 プライが一番厚い $n=6$ の場合、ゲージの両端で厚さ方向中央部の端面からの層内樹脂割れ、層間はく離がほぼ同時に発生して激しく損傷するとともに、 $[(45_n/-45_n/0_n/90_n)_r]_s$ では見られなかった面外変形によってゲージの両端で繊維破断が生じる。 $n=3$ では、損傷の度合いが小さいが、 $n=6$ とほぼ同様の傾向を示した。 $n=2$ では、目視による AE 発生初期の層内樹脂割れは確認できなかったが、最終破断付近で、ゲージ中央の厚さ方向中央部における端面からの激しい層内樹脂割れと同時に、試験片表面が盛り上がるような大きな面外変形が発生して損傷が急激に拡大した。 $n=1$ においても、目視による AE 発生初期の層内樹脂割れは確認できなかったが、最終破断付近で、ゲージ両端の厚さ方向中央部における端面からの層内樹脂割れとともにゲージ全体にわたって大きな層間はく離が発生した。また、ゲージ部両端の表面には面外変形が原因と見られる損傷が発生し

Fig. 5 AE signals of the $[(45_n/-45_n/0_n/90_n)_r]_s$ laminate in the tensile test.

たが、その度合いは小さく、最終的には、試験片は繊維破断によって、最外層の 45° 層までが荷重方向と垂直に脆性的に破壊した。破断伸びについては、1 プライが一番厚い $n=6$ が一番小さくなっている。 $[(45_n/0_n/-45_n/90_n)_r]_s$ においては、初期破損が 90° 層の層内樹脂割れだけでなく、隣接する -45° 層を含んだ計 4 プライにわたって層内樹脂割れが発生するので、損傷が大きくなり、荷重に耐えられず、繊維破断に至りやすくなるのではないかと考えられる。

3.2 AE測定の結果と考察

多方向強化積層複合材料の損傷・破壊モードは、層内樹脂割れ、層間はく離、繊維破断の 3 つの微視的模式に大別でき、それにより発生する AE は、それぞれの振幅分布をもっている。これを基に、AE 測定から損傷を分析した。

$[(45_n/-45_n/0_n/90_n)_r]_s$ の結果を Fig. 5 に示す。グラフの横軸は時間で、縦軸は上から、AE イベント数、単位時間あたりの解放エネルギー、AE の振幅を示している。 $n=6$ のとき、初期破損により発生する AE は、イベント数は少ないが大きなエネルギー解放が見られることから、

厚さ方向中央部の 90° 層の層内樹脂割れと同時に、隣り合う 0° 層との層間はく離を引き起こしているものと考えられる。層間はく離は、1 イベントあたりの破面形成面積が大きく、少ないイベント数でも大きな破壊エネルギーが解放されていると考えられるからである。その後は、90 dB を超える大振幅の AE が多数発生することから、厚さ方向中央部の 90° 層が次々と激しくマトリックス破損しているものと思われる。これは、目視による試験片端面の観察によっても確認できる。以上は、擬似等方性積層板に見られる典型的な破壊形態である。 $n=3$ のとき、初期破損は、 $n=6$ と同じように、層内樹脂割れと層間はく離がほぼ同時に発生しているものと考えられる。しかし、その後の破損は、AE イベント数が多く、エネルギー解放も大きい、90 dB を越えるような大きな振幅の AE ではなく、ほとんどが 80 dB までの中振幅であることから、 90° 層の激しいマトリックス破損よりも、 90° 層と 0° 層との層間はく離が主に発生していると考えられる。 $n=2$ の時も、初期破損は層内樹脂割れと層間はく離がほぼ同時に発生すると考えられるが、最終破断に近くなるまで AE イベント数が増加せず、エネルギー解放も見

 Fig. 6 AE signals of the $[(45_n/0_n/-45_n/90_n)_r]_s$ laminate in the tensile test.

られないが、50～60 dB までの小振幅の AE が見られることから、主となる破損は、90° 層の層内樹脂割れであると推定できる。 $n=1$ になると、最終破断付近まで AE は検出されない。つまり、最終破断まで層内樹脂割れさえも発生しないことを示している。以上、これらの結果は、Fig. 2 の写真とよく一致している。

$[(45_n/0_n/-45_n/90_n)_r]_s$ の結果を Fig. 6 に示す。 $n=6$ のとき、 $[(45_n/-45_n/0_n/90_n)_r]_s$ と同様、破損の初期では、最弱層における層内樹脂割れと同時に、層間はく離を引き起こし、次に、厚さ方向中央部の 90° 層が次々と激しくマトリックス破損しているものと思われるが、AE イベント数が全体的に多いことから、 $[(45_n/-45_n/0_n/90_n)_r]_s$ よりも損傷の度合いが大きいと思われる。 $n=3$ においても、破損の初期段階から、層間はく離に起因すると見られる、大きなエネルギー解放を伴う AE イベントが検出されている。特徴的なのは、イベントの初期段階から 90～100 dB の大振幅の AE が連続的に検出されている。目視により試験片を観察すると、ゲージ部の中央で面外に盛り上がるような損傷が見られることから、これは、引張りとカップリング変形に伴って 90° 層がマト

リックス破損しているものと考えられる。 $n=2, 1$ では、 $[(45_n/-45_n/0_n/90_n)_r]_s$ に比較すると AE イベント数は多く検出されているが、エネルギー解放は検出されていない。AE の振幅も 60 dB 付近までの小振幅であるので、破損は、エネルギー解放が極めて小さい層内樹脂割れが主に発生していると考えられる。最終破断では大きなエネルギー解放が検出されているが、試験片の損傷の観察から、最終破断では、層間はく離と繊維破断が同時に発生していると考えられる。

3.3 $[(45_n/-45_n/0_n/90_n)_r]_s$ と $[(45_n/0_n/-45_n/90_n)_r]_s$ の破損の比較

本研究では、Carbon/Epoxy を対象に実験を行ったが、マトリックスに一般的な 130°C 硬化型の Epoxy を使用しているため、マトリックスの伸度が小さく、Table 1 からわかるように、 $V_f=60\%$ の場合、0° 方向の引張り破断伸度よりも、90° 方向の引張り破断伸度の方が低い値を示す。よって初期破損は、90° 層の層内樹脂割れが起点となり、そこから損傷が進展していくものと考えられることができる。

$[(45_n/-45_n/0_n/90_n)_r]_s$ と $[(45_n/0_n/-45_n/90_n)_r]_s$ の

Fig. 7 Edge view of quasi-isotropic laminate.

破損の入り方をモデル化した図を Fig. 7 に示す。 $[(45_n/-45_n/0_n/90_n)_r]_s$ では、初期破損は、厚さ方向中央の 90° 層の層内樹脂割れ、 90° 層と 0° 層の層間はく離の順に破損が進展すると考えられるが、厚さ方向の破損は、 0° 層により妨げられており、それ以上、破損は進展せず、積層板の対称性が保たれる。しかし、 $[(45_n/0_n/-45_n/90_n)_r]_s$ では、中央の 90° 層に隣接して -45° 層があるので、初期破損は 90° 層の層内樹脂割れ、 90° 層と -45° 層の層間はく離、 -45° 層の層内樹脂割れ、 -45° 層と 0° 層の層間はく離の順に破損が進展すると考えられ、厚さ方向中央部の損傷は大きくなる。また、 -45° 層が破損すると、積層板の対称性が失われてしまうので、カップリング効果による面外変形が発生すると考えられる。面外変形は、1 プライが厚い場合ほど大きくなり、 $[(45_n/0_n/-45_n/90_n)_r]_s$ の $n=6$ では、ゲージ部の両端で最終破断したと考えられる。 $[(45_n/0_n/-45_n/90_n)_r]_s$ において、初期破損応力 (AE の発生点) が約 550 MPa 以上にはならないのは、このカップリング変形が原因ではないかと考えられる。

4. 結 言

本研究では、1 プライが約 0.05 mm の薄層 UD プリプレグを用いて、プライグループ厚さを変えた擬似等方積層板を作製し、損傷により発生する AE を測定しながら引張り試験を行うことで、多方向強化複合材料積層板の損傷の様子を実験的に確かめた。これにより、以下のこ

とが明らかになった。

層内樹脂割れ理論で予測されている、ある層厚さ以下では、層厚さの減少に伴い初期破損応力が増大することが、実験的に証明された。これは、1 プライが薄くなるに伴い初期破損の大きさは小さくなるので、それ以上、破損が進展しないことに起因する。しかし、 $[(45_n/0_n/-45_n/90_n)_r]_s$ の場合、厚さ方向中央部の 90° 層だけでなく隣接する -45° 層にも層内樹脂割れ、および層間はく離が発生する。損傷が -45° 層にまで及ぶと積層板の対称性が失われ、カップリング効果による面外変形が発生し、さらなる損傷の拡大を引き起こし、強度の低下を招く。よって、損傷しにくいという点では、 $[(45_n/-45_n/0_n/90_n)_r]_s$ の方に優位性があると言える。

飛行機の設計では、設計ひずみを 0.4% に抑えていると言われており、最弱層破断まで 2 倍程度の余裕を見た設計になっている⁵⁾。このことから、極めて層厚さが薄いプリプレグによる複合材料積層板においては、設計ひずみを飛躍的に向上させることができ、構造部材の安全性の向上、軽量化、省エネルギーが実現できることが期待される。

本研究の一部は、経済産業省「地域新生コンソーシアム研究開発事業（テーマ名：開織技術を用いた薄層ボイドレス MAP (Multi Axial & Ply) シートの開発)」の一環として、(財)福井県産業支援センターの委託を受けて実施したものである。

参 考 文 献

- 1) WO97/41285 (1997).
- 2) 川邊和正, 友田 茂, 松尾達樹: 日本繊維機械学会, **50**, T68-75 (1997).
- 3) 川邊和正, 松尾達樹, 前川善一郎: 材料, **47** (1998), 727-734.
- 4) 影山和郎, 加藤哲二, 阿部 聡: 日本複合材料学会誌, **28**, 1 (2002), 11-20.
- 5) 植村益次, 福田 博 (監修): ハイブリッド複合材料 (普及版), シーエムシー出版 (2002), p. 116.