

研究論文

CF/PA6 積層板における熱融着を利用した 衝撃損傷修復と圧縮強度の回復

金崎 真人^{*1}, 内城 千翔^{*2}, 田中 基嗣^{*3}, 斉藤 博嗣^{*4},
西川 雅章^{*5}, 北條 正樹^{*6}, 金原 勲^{*7}

(2014 年 4 月 23 日受付)

Repair of Impact Damage by Thermal Fusion Bonding and Recovery of Residual Compressive Strength on CF/PA6 Laminates

Manato KANESAKI,^{*1} Chika UCHIJO,^{*2} Mototsugu TANAKA,^{*3} Hiroshi SAITO,^{*4}
Masaaki NISHIKAWA,^{*5} Masaki HOJO^{*6} and Isao KIMPAPA^{*7}

(Received April 23, 2014)

Abstract: The effect of repair using thermal fusion bonding (TFB) on residual compressive strength was investigated in carbon fiber reinforced polyamide 6 (CF/PA6) cross-ply laminate with several impact damage. Cross-ply laminates with different ply-thickness (0.04 mm and 0.12 mm) were prepared in order to investigate the influence of the different impact damage due to ply thickness. Here, cross-ply laminates used for specimens was made of CF/PA6 unidirectional semi-prepreg, which had 54% in fiber volume fraction. The experimental results indicated that TFB was shown as one of the effective methods to repair the impact damage caused by matrix failure and to recover the compressive strength. In addition, fiber and matrix did not flow out from the specimen during TFB. On the other hand, TFB was not effective to decrease in compressive strength caused by fiber breakage due to buckling before reaching compressive strength of intact specimen.

Key words: CFRTP, Impact damage, Repair, Thermal fusion bonding, Fiber breakage

1. 緒 言

近年, 炭素繊維強化プラスチック (carbon fiber reinforced plastics: CFRPs) のマトリクスに熱可塑性樹脂をもちいた, 炭素繊維強化熱可塑性樹脂 (carbon fiber

reinforced thermoplastics: CFRTPs) が, 航空機だけでなく自動車の構造材料として有望視されている¹⁻⁴⁾.

CFRTP は, 現在航空機の一次構造用途等で主流となっているエポキシなどの熱硬化性樹脂と連続炭素繊維を使用した炭素繊維強化熱硬化性樹脂 (carbon fiber rein-

^{*1} 京都大学大学院工学研究科機械理工学専攻 博士後期課程, 日本学術振興会特別研究員 DC2 (615-8540 京都府京都市西京区京都大学桂 C3 棟)

Graduate Student, Department of Mechanical Engineering and Science, Graduate School of Engineering, Kyoto University/Research Fellow of Japan Society for the Promotion of Science

^{*2} 信越化学工業株式会社国際事業本部

Shin-Etsu Chemical Co., Ltd., International Division

^{*3,*4} 金沢工業大学機械工学科

Department of Mechanical Engineering, Kanazawa Institute of Technology

^{*3} 准教授 Associate Professor, ^{*4} 講師 Assistant Professor

^{*5,*6} 京都大学大学院工学研究科機械理工学専攻

Department of Mechanical Engineering and Science, Graduate School of Engineering, Kyoto University

^{*5} 准教授 Associate Professor, ^{*6} 教授 Professor

^{*7} 金沢工業大学ものづくり研究所 教授

Professor, Research Laboratory for Integrated Technological Systems, Kanazawa Institute of Technology

forced thermosets : CFRTSs) 積層板と比較して、種々の利点が期待されている。まず、熱可塑性樹脂は固相-液相間の相転移が可逆的であることから、CFRTP は成形速度の高速化が可能である³⁾。また、樹脂の熱可塑性を利用した折り曲げ等の二次加工も可能である³⁾。さらに、これらの特性を生かして、構造物同士の接合^{1,5,6)}、き裂の融着に関する検討もおこなわれており⁷⁾、積層板に発生した内部損傷の修復も期待できる⁸⁾。また、CFRTS のプリプレグの保管に必要となる冷凍庫などの設備が不要であり、運用コストの削減につながる^{2,3)}。

一般に、CFRP 積層板は面外からの衝撃によって内部に層間はく離、層内樹脂割れなどの損傷や打痕などの面外変形が発生し、面内圧縮強度が低下する^{9~11)}。したがって、衝撃後圧縮 (compression after impact : CAI) 強度はCFRP 製構造物における重要な材料選択の指針の一つとなっている。CFRTP にもちいられる熱可塑性樹脂は、一般に熱硬化性樹脂よりもじん性が高い¹²⁾。このため、CFRTP はCFRTS と比較しCAI 強度が高い傾向にある(例えば¹³⁾) が、依然として圧縮強度の低下は免れない問題である。

CAI 強度を向上させる方法の一つとして、CFRTS においては積層板の薄層化が知られている^{14~16)}。そこで、著者らはCFRTP の衝撃損傷とCAI 強度に対する薄層化の影響について検討した。これにより、衝撃時の層内樹脂割れの抑制、ならびにそれにとまう層間はく離の著しい減少によって、CFRTP においても薄層化によってCAI 強度が向上することを示した¹⁷⁾。

一方で、CFRTP のマトリクスの熱可塑性を利用することで、衝撃後の力学物性を回復させる研究もおこなわれている。例えばReyes ら⁸⁾は、衝撃による内部損傷を熱融着で接着し、接着強度を4点曲げによって修復の程度を評価した。また著者らの研究¹⁸⁾では、層間はく離の投影面積が圧縮破壊前にはく離部の座屈を励起しないほど小さな場合、熱融着をおこなうことなく面外変形量を減少させることで、健全材と同程度まで圧縮強度が回復することがわかった。さらに、熱融着手法による内部損傷の修復により、CAI 強度が向上する可能性が示された。一方で、内部損傷がそれより大きな場合では融着による内部損傷の修復が必要であることも示された。しかしながら、CAI 強度の回復に対する熱融着による修復の有効性を、繊維破断を含め系統的に検討した例は、著者の知る限りない。

そこで本研究では、様々な衝撃エネルギーを負荷したCFRTP 積層板に熱融着による修復をほどこし、修復後

の面内圧縮強度を健全材の圧縮強度およびCAI 強度と比較した。これにより、CAI 強度の回復に対する修復の有効性を検討した。本研究では、様々な衝撃損傷形態の積層板を得るために、薄層化したCFRTP と通常厚のCFRTP 積層板を用意した。前報¹⁷⁾では、同じエネルギーを負荷した際、前者と後者とは損傷形態が大きく異なることが示されている。すなわち、層厚の薄い積層板は板厚方向中央に一つの層間はく離を生じその投影面積も小さく、試験片表面に繊維破断を生じやすい。一方層厚の厚い積層板では、多層に渡る層間はく離が生じ、その投影面積も大きい。表面に繊維破断を生じなかった。これらの積層板の損傷形態の違いを利用することで、繊維破断を含む様々な衝撃損傷形態に対する、CAI 強度の回復における熱融着手法の有効性を検討した。

2. 試験片および試験方法

2.1 材料および試験片

試験片の材料および試験片の作製方法は著者らの前報^{17,18)}と同じである。試験片の材料として、開繊PA6-CF 一方向セミプレグシート ((株)ミツヤ) をもちいた。このセミプレグのマトリクスは熱可塑性樹脂であるポリアミド6 (Polyamide 6 : PA6) であり、そのガラス転移点と融点はそれぞれ約333 K および483 K である。強化材の炭素繊維はTR50S (三菱レイヨン(株)) である。また、セミプレグの厚さおよび繊維体積含有率は、それぞれ0.043 mm および54% である。

本研究では、層厚約0.04 mm の $[0/90]_{18s}$ の積層板(薄層化した積層板 : 以降, Thin-ply)、および層厚約0.12 mm の $[0_3/90_3]_{6s}$ の積層板(通常厚の積層板 : 以降, Thick-ply)を、ホットプレス成形にて作製した。ここでThick-ply は、前述の開繊セミプレグシートを3枚同じ方向に積層することで、Thin-ply に対し擬似的に3倍の層厚をもたせた積層板である。また、ホットプレス成形をおこなうにあたって、母材樹脂の水分をできる限り取り除くために、積層後のセミプレグシートは最低2日デシケータに保管したのち成形にもちいた。成形圧力はThin-ply では2 MPa、Thick-ply では1 MPa とした。これは、予備検討においてThin-ply を1 MPa の圧力で成形すると、積層板表面に含浸不良が見られたためである。また、成形圧力の違いによるThick-ply とThin-ply の内部構造や繊維体積含有率に与える影響は極めて軽微である¹⁷⁾。ホットプレスの温度を常温から553 K まで昇温し、その状態を2時間保持した。最後に、圧力を保持したまま6時間徐冷した。同条件で作製された積層板内にボイド

などの初期不正は確認できず、良好な試験片を作製できたと判断した¹⁷⁾。圧縮試験にもちいるすべての試験片寸法は、長さ (0°方向)、幅 (90°方向)、厚さをそれぞれ約 120 mm, 40 mm, 3 mm とした。なお、すべての試験に関して試験片本数は 3 本とした。

2.2 衝撃試験

試験片に対する衝撃試験は、JIS K7089 の参考に記載されている小型試験法¹⁹⁾に準拠しておこなった。具体的には、試験片を直径 30 mm の円孔を有するステンレス製の治具に固定し、その中央に直径 16 mm の球形の圧子を持つ 0.998 kg のステンレス製の落錘子を自由落下させることで衝撃を与えた。本研究では、内部損傷の形態にかかわらず熱融着による修復が有効であることを示すために、衝撃エネルギーを 1.0, 1.5, 2.0 J/mm とした。この小型試験法によれば、 E を試験片に与える衝撃エネルギー、 b を試験片の幅、 w を試験片の厚さとしたとき、 E/bw の値が小型試験片と JIS K7089 本体の試験法とで同じ場合、小型試験法と JIS 本体の CAI 強度が経験的に一致する¹⁹⁾。すなわち、本試験条件 (板厚 3 mm, 幅 40 mm) に対して 1.5 J/mm の衝撃エネルギーを与えることは、JIS K7089 の本体に示された試験条件 (板厚 5 mm, 幅 100 mm の試験片に対して 6.67 J/mm の衝撃エネルギーを与える) と対応する。

衝撃後、試験片に発生した損傷を観察するために、超音波探傷と断面観察をおこなった。前者には、3D 超音波検査装置 (東芝 (株), Matrixeye (64ch タイプ)) をもちいた。このとき、幅、長さ、厚さ方向のメッシュサイズを、それぞれ 0.5 mm, 0.4 mm, 0.0181 mm とした。後者の断面観察では、まず断面観察用の試験片を別途用意し前述したように衝撃を与えた。次に打痕中央を 0° 方向に切断し、断面を研磨した後に光学顕微鏡をもちいて損傷を観察した。

2.3 衝撃損傷の修復

本研究では、簡便のために融点まで昇温することで樹脂を融解させ面外変形ならびに樹脂の熱融着によって衝撃損傷を取り除く修復処理を、単に熱融着処理と呼ぶ。具体的な手法については付録に示した。ここで、本研究では、熱融着の温度を 483 K とした。Yang ら⁵⁾の報告では、炭素繊維とポリエーテルエーテルケトン (AS4/PEEK) をもちいた融点以下の実験条件において、融点に近いほど接着面積が増大していることから、PA6 の融点で温度を保持することで熱融着による内部損傷の接着を期待した。また、北口ら²⁰⁾の研究では、CF/PA6 積層板において PA6 の融点 (483 K) 以上の温度である 488 K

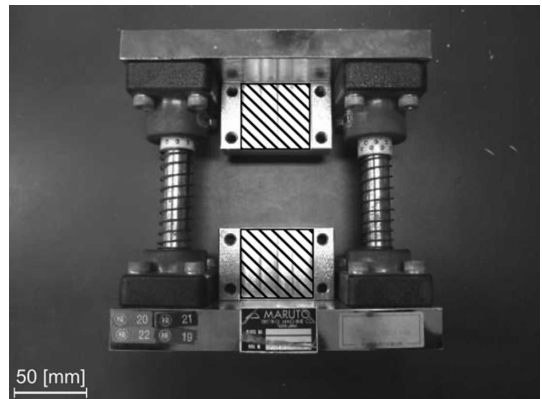


Fig. 1 Fixture for compression test.¹⁸⁾

から、試験片表面からの樹脂の流出が観察されている。したがって、本研究の熱融着処理では試験片から樹脂の流出を抑え、寸法を変化させずに熱融着ができると考えられる条件で実験をおこなった。なお、過熱によって樹脂や繊維が試験片外に流出した条件での試験片の様子は、前述した熱融着の手法とともに付録に示す。

上記の修復後試験後には、2.2 節で示したように超音波探傷をおこない、内部損傷の形態の変化を調べた。

2.4 圧縮試験

本研究では、Fig. 1 に示す Kimpara ら²¹⁾の提案した治具をもちいて面内圧縮試験をおこなった。ここで、ゲージ間隔は 20 mm とした。この条件は、ゲージ間での全体座屈による破壊をおこさない条件として、予備検討により実験的に求めたものである¹⁷⁾。すなわち、本試験で座屈が発生した場合、それは衝撃損傷に起因して発生したと考えることができる。試験には油圧式サーボ試験機 (株式会社島津製作所製 EHF-EB100[kN]-20L) を使用し、変位制御下で試験中の荷重を測定した。ここで試験速度は、JIS K7089¹⁹⁾に準拠し 1 mm/min とした。また、試験中の試験片の座屈挙動を測定するために、試験片の両側面から 10 mm 内側、ゲージ間中央の荷重方向にひずみゲージを表裏 2 枚ずつ貼った。

以降の議論では、熱融着処理後の試験片を CAR_TFB と呼ぶ。

3. 試験結果および考察

3.1 衝撃試験

1 章に記述したとおり、本研究では繊維破断を含む様々な損傷形態を持つ積層板を得るために、層厚さの異なる Thick-ply と Thin-ply の試験片を用意し、それらに

対して3通りの衝撃エネルギーを負荷した。以降の議論においては簡便のために、衝撃エネルギーの大きさを指す場合、“衝撃エネルギー”を省略する。すなわち、単位

に J/mm と付く数値は、その試験片に負荷された衝撃エネルギーの大きさを示す。

Fig. 2 に、衝撃エネルギーを負荷された Thick-ply および Thin-ply 試験片の、代表的な超音波探傷結果を示す。これらの図から、内部損傷の投影面積は、衝撃エネルギーの増加とともに増大していることがわかる。特に、1.5 J/mm と 2.0 J/mm の Thick-ply、ならびに 2.0 J/mm の Thin-ply 試験片では、内部損傷の投影面積が衝撃試験機の治具の円孔 ($\phi 30$ mm) よりも大きい。ここで、2.0 J/mm の Thin-ply 試験片 3 本中に、内部損傷が治具の円孔よりも小さな場合が 2 本、大きな場合が 1 本見られた。このような同一の衝撃条件下における破壊形態の違いの原因については、後述する試験片表面および断面観察と合わせて議論する。以降では、特に前報^{17,18)}で報告されていない 2.0 J/mm の試験片の破壊形態について詳細に述べるが、Table 1 にすべての試験条件における内部損傷と試験片表面の損傷形態をまとめて示す。Thick-ply の 1.0, 1.5 J/mm の試験片に関しては多層に渡る層間はく離が生じ、打痕背面に繊維破断が生じていないのに対して、Thin-ply の 1.0, 1.5 J/mm の試験片では板厚中央一層に小さな層間はく離が生じ、特に 1.5 J/mm からは打痕背面に繊維破断が見られるようになるのが特徴である。

Fig. 3a および Fig. 3b に、2.0 J/mm を負荷された Thick-ply の代表的な試験片表面を示す。打痕側には 90° 方向に複数本の（この試験片の場合 3 本の）座屈痕が伸びていることがわかる。一方、打痕の反対側の表面では繊維破断は観察されなかったが、打痕による凸部の中央を通るように、0° 方向に樹脂割れが見られた。衝撃による 0° 層内の 90° 方向引張によって樹脂が破断したものと考えられる。Fig. 3c および Fig. 3d に、代表的な断面観察の結果を示す。この試験片では 5 本の層間はく離と 1 本の層内樹脂割れが確認できる。このような打痕背面に繊維破断を生じず、層内樹脂割れをとまなう複数の層間には

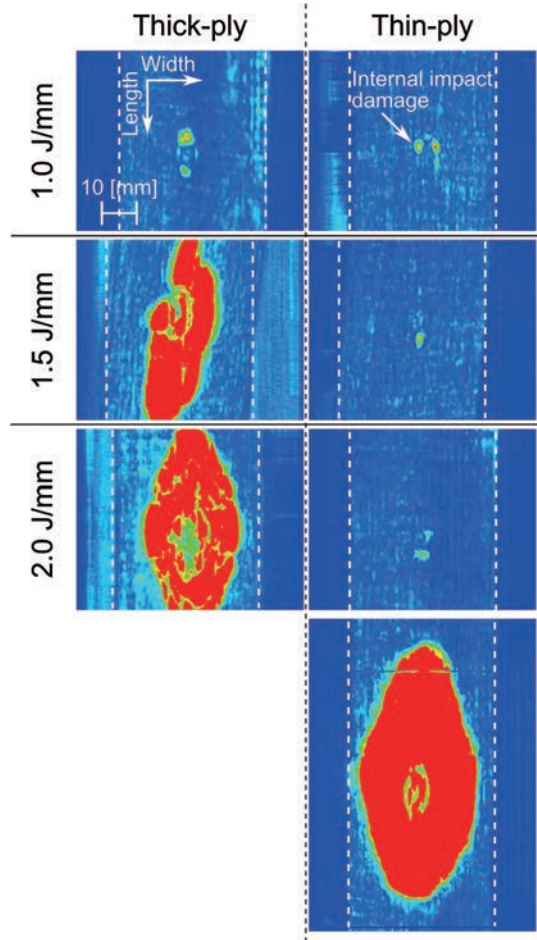


Fig. 2 Typical image obtained by ultrasonic inspection of internal damage, shown as a warm color and indicated by arrow.

Table 1 Morphologies of impact damages in specimens after impact test.

Stacking sequence	Impact energy [J/mm]	Delamination morphology	Delamination length [mm]	Impact-side surface	Backside surface
Thick-ply [0 ₃ /90 ₃] _{6s}	1.0	Multi-layer	<GL	Fiber buckling	—
	1.5	Multi-layer	>GL	Fiber buckling	—
	2.0	Multi-layer	>GL	Fiber buckling	—/Matrix cra
Thin-ply [0/90] _{18s}	1.0	Single layer	<GL	—	—
	1.5	Single layer	<GL	Fiber buckling	—/Fiber breakage
	2.0	Single layer	>GL/<GL	—/Fiber buckling	—/Fiber breakage

GL: Gauge length in compression test (20 mm).

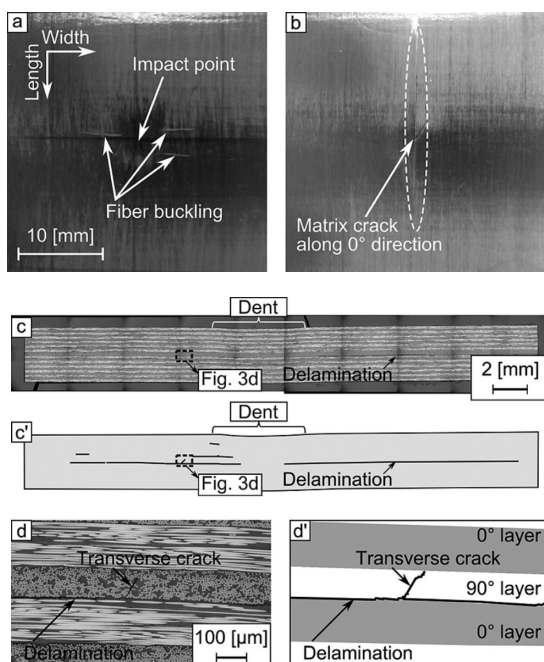


Fig. 3 Typical surface and cross-section of specimen for Thick-ply laminates subjected to impact energy of 2.0 J/mm: Fig. 3a and 3b show the impact side and backside surface. Fig. 3c represents cross-sectional observation of specimen. Fig. 3d is the enlargement of dashed box in Fig. 3c. Fig. 3c' and Fig. 3d' are schematic images of Fig. 3c and Fig. 3d, respectively.

く離が散見される破壊形態は、Table 1 に示すように Thick-ply の 1.0, 1.5 J/mm の場合と共通である。

Fig. 4a および Fig. 4b に、2.0 J/mm を負荷された Thin-ply の、内部損傷が小さい場合の試験片表面を示す。この試験片では、打痕側に座屈痕、打痕背面に繊維破断が観察された。Fig. 4c および Fig. 4d に、代表的な断面観察の結果を示す。この断面では層間はく離は観察されなかったが、衝撃による曲げの引張側で複数層にわたる繊維破断および層間はく離、層内樹脂割れが見られる。このような小さな内部損傷と繊維破断を呈する破壊形態は、Table 1 に示すように Thin-ply の 1.5 J/mm の場合と共通である。

Fig. 5a および Fig. 5b に、2.0 J/mm を負荷された Thin-ply の、内部損傷が大きく拡大した試験片表面を示す。この試験片では、試験片表面には繊維破断が見られなかった。Fig. 5c および Fig. 5d に、断面観察の結果を示

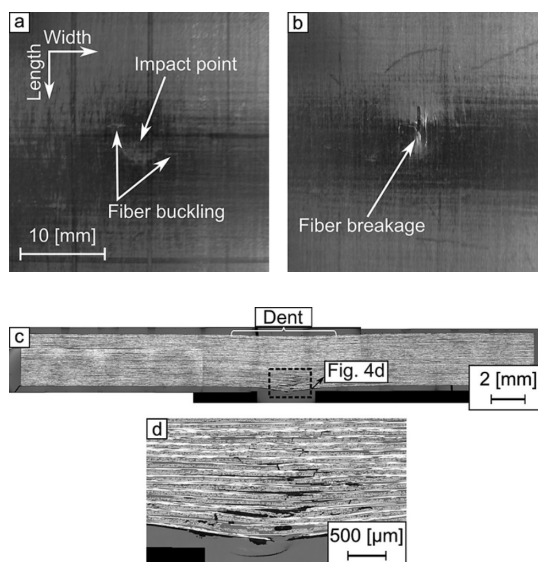


Fig. 4 Typical surface and cross-section of specimen with fiber breakage for Thin-ply laminates subjected to impact energy of 2.0 J/mm: Fig. 4a and 4b show the impact side and backside surface. Fig. 4c represents cross-sectional observation of specimen after impact, Fig. 4d is the enlargement of dashed box in Fig. 4c.

す。板厚方向中央に長い層間はく離が生じている。このような破壊形態は Table 1 に示すように Thin-ply の 1.0, 1.5 J/mm の場合と共通であるが、打痕背面の繊維破断がなく、代わりに層間はく離の投影面積が衝撃試験の治具の円孔 ($\phi 30$ mm) を超えるほど大きく拡大しているのが特徴である。なお、Fig. 5d に示すように層間はく離の途中に層内樹脂割れが観察できたが、これが層間はく離を励起したかについては不明である。

以上のように、2.0 J/mm を負荷された Thick-ply 試験片では 1 種類の、Thin-ply では 2 種類の破壊形態が確認された。後者の破壊形態が 2 種類に分かれる原因に関しては、セミプレグそのものの不均質性や落錘子の衝突角度の違いなどが考えられるが、詳細は不明である。しかし、内部損傷の大きなものには試験片表面の破壊はなく、逆に内部損傷の小さいものには繊維破断を始めた試験片表面の破壊が観察されている。よって、衝撃時に表面の繊維破断か内部損傷のどちらか一方が優先的に発生、進展したことで、このようなトレードオフ的な破壊形態を呈したものと考えられる。

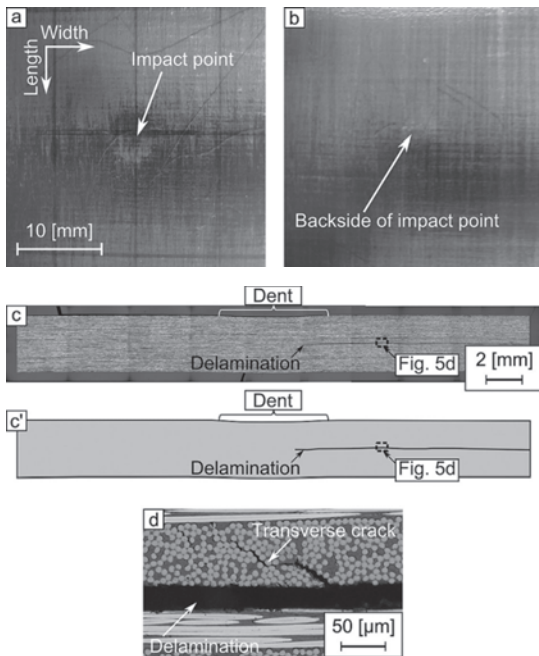


Fig. 5 Typical surface and cross-section of specimen with no fiber breakage for Thin-ply laminates subjected to impact energy of 2.0 J/mm: Figure 5a and 5b show the impact side and backside surface. Figure 5c represents cross-sectional observation of specimen after impact. Figure 5d is the enlargement of dashed box in Fig. 5c. Figure 5c' is schematic image of Fig. 5c.

3.2 熱融着による衝撃損傷修復

Fig. 6 および Fig. 7 に、2.0 J/mm を負荷された Thick-ply および Thin-ply 試験片の熱融着処理前後の超音波探傷結果をそれぞれ示す。ここで、Fig. 7 に示した試験片には、打痕背面に繊維破断がなかった。熱融着処理後には、どちらの試験片においても内部損傷からの反射波は消えている。また、他の衝撃試験条件の試験片、繊維破断の存在した Thin-ply 試験片についても、Fig. 6 および Fig. 7 と同様に、熱融着処理後には内部損傷からの反射波は消えていた。このことから、層間はく離や層内樹脂割れといった樹脂の破壊に起因する損傷は、層間はく離の本数や面積といった内部損傷の形態や層厚の違いにかかわらず、少なくとも幾何学的には接着されたといえる。加えて、打痕による面外変形も熱融着の過程で平滑になった。

Table 2 に衝撃前の試験片、および熱融着処理後の試

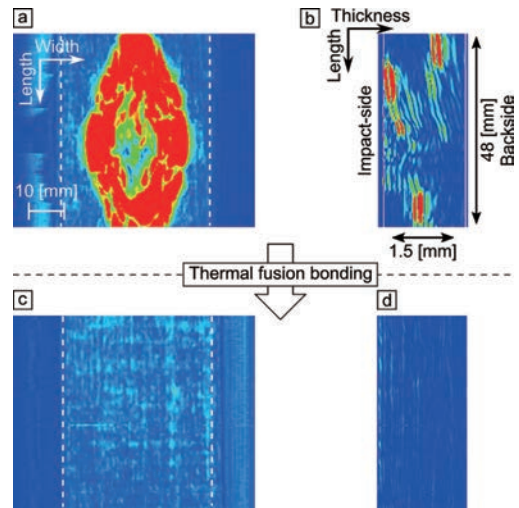


Fig. 6 Repair of internal impact damage in Thick-ply laminates subjected to impact energy of 2.0 J/mm by TFB; multi-layer delaminations in thickness direction is shown as a warm color in image a and b obtained by ultrasonic inspection. The internal damage completely disappeared after repair by TFB, as shown in image c and d.

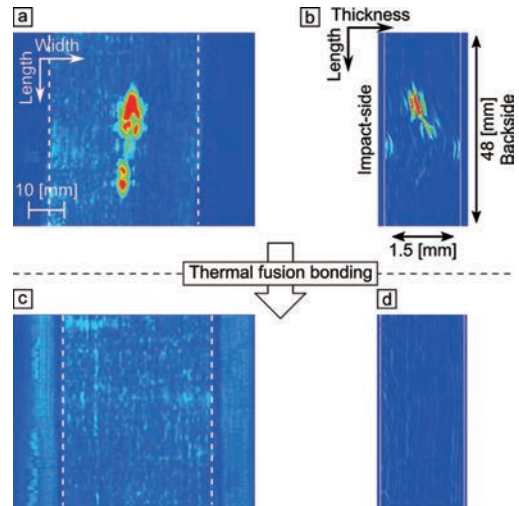
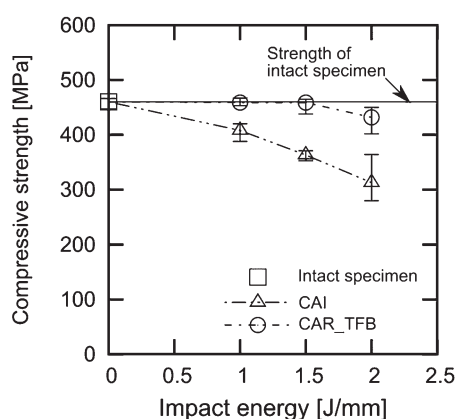


Fig. 7 Repair of internal impact damage in Thin-ply laminates subjected to impact energy of 2.0 J/mm by TFB; single layer delamination in thickness direction is shown as a warm color in image a and b obtained by ultrasonic inspection. The internal damage completely disappeared after repair by TFB, as shown in image c and d.

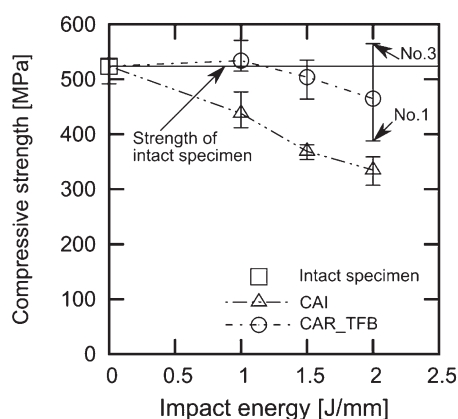
Table 2 Results of compression tests and the thickness of specimen before and after TFB.

Stacking sequence	Specimen name	Impact energy [J/mm]	Thickness [mm]		Compressive strength [MPa]
			Before impact	After TFB*	
Thick-ply [0 _s /90 ₃] _{6s}	Intact	—	3.149 (0.015)	—	460 (7.8)
	CAI	1.0	3.033 (0.049)	—	408 (17)
		1.5	3.125 (0.034)	—	363 (9.4)
		2.0	3.118 (0.034)	—	313 (45)
	CAR_TFB	1.0	3.019 (0.052)	3.018 (0.053)	459 (7.4)
		1.5	3.167 (0.019)	3.163 (0.018)	459 (18)
		2.0	3.091 (0.041)	3.090 (0.043)	432 (25)
Thin-ply [0/90] _{18s}	Intact	—	3.069 (0.026)	—	524 (19)
	CAI	1.0	2.913 (0.073)	—	438 (34)
		1.5	3.008 (0.017)	—	369 (14)
		2.0	2.959 (0.059)	—	335 (26)
	CAR_TFB	1.0	2.956 (0.064)	2.961 (0.066)	535 (36)
		1.5	3.024 (0.022)	3.024 (0.026)	504 (36)
		2.0	2.959 (0.063)	2.964 (0.061)	465 (91)

* Thermal Fusion Bonding. Standard deviations are in parentheses.



(a) Thick-ply laminates



(b) Thin-ply laminates

Fig. 8 CAI and CAR_TFB strength in average comparing with the strength of intact specimen: Each error bars represent minimum and maximum value of the test condition.

験片の厚さを示す。融着後の試験片の厚さは、もとの試験片の厚さとはほぼ同一である。よって、試験片外へ樹脂や繊維を流出させることなく熱融着による衝撃損傷の融着ができたといえる。

3.3 圧縮試験

3.3.1 CAI強度とCAR_TFB強度の比較

Table 2 に圧縮試験で得られた各条件での試験片の強度の平均値を示す。ここで、前報¹⁸⁾と同じ試験条件で得られた圧縮試験の結果については、その試験片の強度、

および修復前後の厚さの値を示している。また、CAI強度およびCAR_TFB強度の平均値の対比を、Fig. 8aおよびFig. 8bに示す。ここで、Fig. 8aはThick-ply、Fig. 8bはThin-plyのCAI強度およびCAR_TFB強度の平均値をそれぞれ示しており、各図中のエラーバーは各試験条件で得られた強度の最大値と最小値を示している。全体的な傾向として、まず、どちらの図からもCAI強度は衝撃エネルギーを大きくするにしたがって減少していることがわかる。また、Thick-ply、Thin-plyそれぞれの

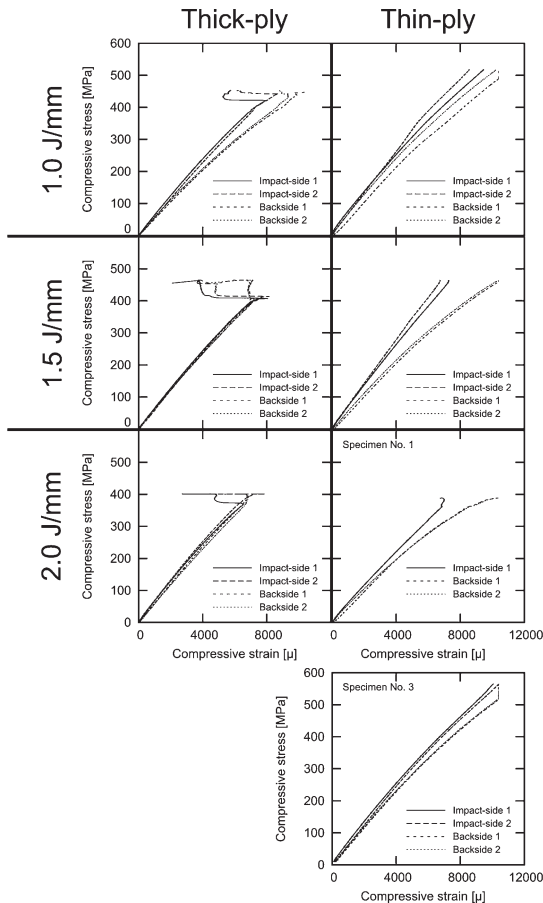


Fig. 9 Stress-strain curve of CAR_TFB specimens on compression test: There were no data of "Impact-side 2" in Specimen No. 1 with Thin-ply laminates subjected to impact energy of 2.0 J/mm because the strain gauge was broken at the initial stage of the test.

CAR_TFB 強度は, CAI 強度を上回り, 少なくとも 1.5 J/mm までは健全材の強度とほぼ同等まで回復している. 以降では, 2.0 J/mm の Thick-ply および Thin-ply における CAR_TFB 強度の低下の原因について, それらの破壊形態と合わせて検討する. なお, Thick-ply の 1.5 J/mm と 2.0 J/mm, Thin-ply の 2.0 J/mm では, 内部損傷がゲージ間隔 (20 mm) よりも大きく, それを超える部分は圧縮試験の治具によって面外方向の変形を拘束されている. このため, これらの試験片の CAI 強度は, 実際にはより低い可能性がある.

3.3.2 Thick-ply の CAR_TFB 強度とその破壊形態

Fig. 9 の左列に, 各衝撃エネルギー条件での代表的な

Thick-ply の CAR_TFB 試験片の応力-ひずみ線図を示す. なお, Fig. 9 の応力-ひずみ線図で使用した試験片と, Fig. 2 の超音波探傷結果で使用した試験片は同一のものである.

Fig. 9 の左列から, すべての Thick-ply における CAR_TFB 試験において, 最終破壊前に Impact-side 1 と Impact-side 2 のいずれか, あるいは両方で圧縮ひずみの低下が見られた. また, 2.0 J/mm の試験片ではその他の試験片と比較し, より低い応力でひずみが減少した. 一方, 3.1 節で示したように, Thick-ply 試験片では板厚方向中央から打痕側にかけて層間はく離が生じている. これらの実験事実を統合すると, 最終破壊前に打痕側で層はく離することによって座屈を生じていることがわかる. これはく離した層は, 熱融着によって融着した層であると考えられる. また, 2.0 J/mm の試験片ではその他の試験片と比較し, より大きな層間はく離を生じている (Fig. 2) ため, その他の試験片より低い応力で座屈を生じたと考えられる.

ここで Fig. 10a および Fig. 10b に, 1.0 J/mm および 2.0 J/mm の油圧式サーボ試験機のカロスヘッドの変位とひずみの関係を示す (1.5 J/mm は割愛する). 圧縮試験の速度は 1 mm/min であるから, この変位の値は直接時間 [min] の値と読み替えることができる. Fig. 10 の両者の線図から, Fig. 9 で示した座屈から最終破壊までの試験片の破壊挙動は瞬間的に発生するのではなく, 与えられた衝撃エネルギーにかかわらず 5 秒程度の時間差をもって段階的に生じていることがわかる. すなわち, 打痕側で発生したと考えられる座屈後に, 試験片内で荷重の再分配がおこなわれることで, 最終破壊まで圧縮荷重を保持していたことが示された.

以上の議論から, Thick-ply の CAR_TFB 試験片においては, 最終破壊前に層はく離することで打痕側に座屈を生じつつも, 試験片内で応力を再分配しながら圧縮荷重を保持し, 最終破壊に至ることがわかった.

3.3.3 Thin-ply の CAR_TFB 強度とその破壊形態

2.0 J/mm を負荷された Thin-ply の CAR_TFB 試験片に関しては明らかに最大値 (565 MPa) と最小値 (389 MPa) の差が大きい. ここで Table 3 に, 2.0 J/mm を与えた Thin-ply 試験片の打痕背面の繊維破断の有無と圧縮試験の内訳を示す. 最大値の圧縮強度を示した No. 3 は, 3.1 節および Fig. 2 で示した層間はく離の投影面積が大きく, 打痕背面に繊維破断のなかった試験片である. また, それ以外の 2 本の試験片はともに, 内部損傷が小さく打痕背面に複数層にわたる繊維破断を有する試験片で

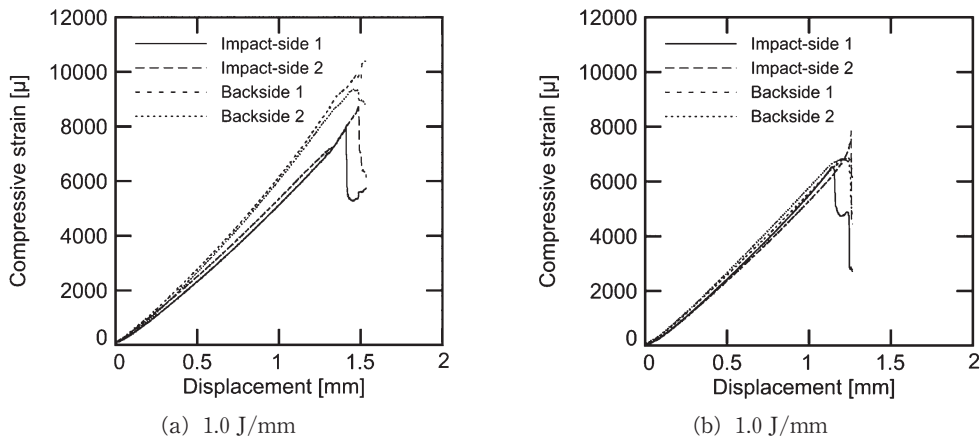


Fig. 10 Strain-displacement curve of CAR_TFB specimens with Thick-ply laminates subjected to impact energy of (a) 1.0 J/mm and (b) 2.0 J/mm in Fig. 10: The value of displacement [mm] was equal to the value of time [min] during the test because the cross-head speed of testing machine was 1 mm/min and the test was carried out under displacement control.

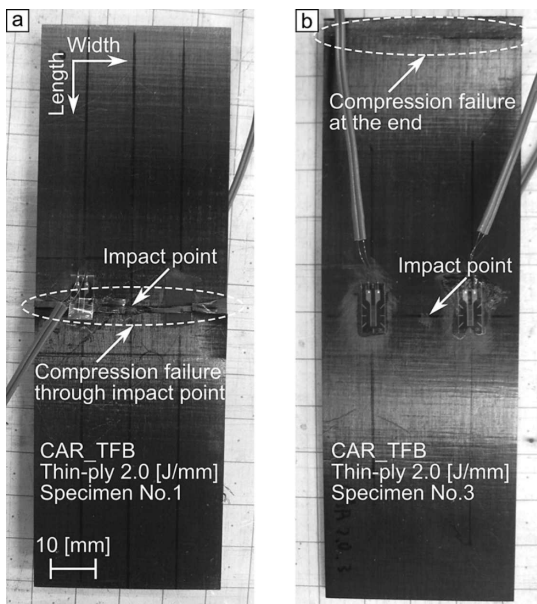


Fig. 11 Fracture morphologies of specimens with Thin-ply laminates subjected to impact energy of 2.0 J/mm after compression test: Photo a and b represent specimen No. 1 (with fiber breakage) and 3 (no fiber breakage), respectively.

あった。最小値の圧縮強度を示した No. 1 の試験片の超音波探傷結果は、Fig. 2 で示した層間はく離の小さいものである。

2.0 J/mm を負荷された Thin-ply 試験片に関して、Fig. 11a および Fig. 11b に圧縮試験後の試験片の様子を示す。No. 1 では、Fig. 11a のように打痕を通るように幅方向に進展したき裂が観察された。一方、No. 3 では Fig. 11b のように端部での破壊が観察された。これは健全材でもよく見られる破壊形態である。ここで、Fig. 9 の右列に、Thin-ply における各衝撃エネルギー条件での応力-ひずみ線図を示す。Fig. 9 の右列および Table 3 から、2.0 J/mm を負荷された Thin-ply 試験片に関しては、No. 1 および No. 2 を除いて圧縮試験中に座屈は認められなかった。

以上の議論から、内部損傷が小さく打痕背面に複数層にわたる繊維破断を有する試験片では、圧縮強度が Thin-ply の健全材の強度まで回復しなかった。これは繊維破断によって損傷部の繊維方向の剛性が回復せず、座屈を生じたためだと考えられる。

3.4 熱融着が圧縮強度に与える影響

3.1 節から、少なくとも繊維破断以外の衝撃損傷は熱融着によって修復され、幾何学的にはき裂は接着したと考えられる。また、3.3 節から、Thick-ply, Thin-ply にかかわらず、少なくとも 1.5 J/mm の試験片までは熱融着によって健全材の強度と同等にまで圧縮強度が回復したことが示された。したがって、2.4 節で述べたように健全材で座屈を生じないゲージ間隔 (20 mm) の条件下においては、層厚や与えたエネルギー、内部損傷の形態にかかわらず、樹脂破壊に起因する衝撃損傷とそれによる圧縮強度の低下は熱融着により回復できた。ただし、3.3.2

Table 3 Compressive strength and buckling stress of specimens with Thin-ply laminates subjected to impact energy of 2.0 J/mm with/without fiber breakage on the backside surface of the specimens.

Stacking sequence	Test conditions	Specimen No.	Backside surface	Buckling stress [MPa]	Compressive strength [MPa]
Thin-ply [0/90] _{18s}	CAR TFB 2.0 [J/mm]	1	Fiber breakage	384	389
		2	Fiber breakage	439	441
		3	No fiber breakage	—	565

に示したように、Thick-ply 試験片では最終破壊前に融着部のはく離と考えられる座屈が生じている。したがって、融着部の強度は完全に回復していないことが示唆された。また、3.3.3で述べたように2.0 J/mmを負荷された Thin-ply 試験片のうち、圧縮破壊より前に座屈を引き起こすような規模にまで繊維破断が拡大した場合には、熱融着のみによる損傷修復では圧縮強度が十分に回復しないことが示された。

本研究では、健全材で座屈を起こさない条件下での圧縮試験をおこない、衝撃損傷後のCFRTP積層板の圧縮強度回復に対する熱融着の有効性を示した。一方、著者らの過去の検討²²⁾では、この熱融着の条件では融着部の力学物性は完全には回復していないことが示唆されている。すなわち、本研究と同じ条件で作製した Thin-ply において、熱融着による修復後に修復前と同じ衝撃を与えたところ、修復後の衝撃損傷のほうがより大きな層間のはく離を生じた。このような融着部の力学物性の不完全な回復は、本報の3.3.2と共通する。よって、融着条件と接着部の力学物性がどのような関係にあるかを詳細に検討していくことが急務である。実際、実構造部材では、航空機の外板など座屈を許容する設計がなされる場合も多い^{例えば1)}。このようなポストバックリング設計下においては試験片内の融着部に曲げによるせん断が負荷されることが想定されるため、幾何学的な接着だけでなく、融着部の強度がどれだけ保持されているかも重要な問題である。また、熱融着では繊維破断は修復することができないため、このような場合において構造体としての物性をどのように担保するかも重要な課題である。

4. 結 言

本研究では、1.0 J/mm から2.0 J/mm までの衝撃を与えたCF/PA6直交積層板に対して熱融着をほどこすことで、積層板のCAI強度の回復を試みた。その結果以下の知見が得られた。

1. 熱融着処理後における超音波探傷の結果から、融点

での熱融着によって、試験片から繊維や樹脂を流出させることなく樹脂の破壊に起因する衝撃損傷を融着することができた。これは積層板の層間のはく離の大きさや本数といった樹脂破壊に起因する内部損傷の形態、層厚に依存しない。

2. 本研究では、健全材で座屈を生じない条件下において圧縮試験をおこなった。その結果、樹脂破壊に起因する衝撃損傷が熱融着により接着したため、それによって低下していた圧縮強度は回復した。ただし Thick-ply 積層板においては、最終破壊前に打痕側の融着部のはく離と考えられる座屈を生じた。

3. 衝撃によって生じた繊維破断が、圧縮破壊を生じる前に座屈を引き起こすような規模にまで拡大した場合には、熱融着のみによる損傷修復では十分な修復をおこなうことができない。

以上の結果は、CFRTP 構造材の熱融着による修復とそれによる長寿命化に貢献する。

本研究はJSPS 科研費25・1110の助成を受けておこなった。

付録 熱融着の具体的な手法

この手法は前報¹⁸⁾の熱融着の手法と同じであるが、ここではそれをより具体的に詳述する。衝撃試験後の熱融着による内部損傷修復は、ホットプレスをもちいておこなった。まず、1) 試験片表面の打痕をガラス転移点以上で平滑にした後、2) 熱融着による樹脂破壊の接着をおこなう。

1) まず、試験片表面にできた打痕のみを修復する。これは熱融着をおこなう際、打痕が優先的に加圧されるのを防ぎ、試験片全体を均一に加圧するためである。試験片を、離型処理をほどこした東レ・デュボン(株)製カプトン[®]フィルム300 V (以降、カプトンフィルム) およびスペーサー (積層板成形時と同じ厚さのもの) と共に金型に挟み込み、常温から加圧した状態で373 Kまで昇温

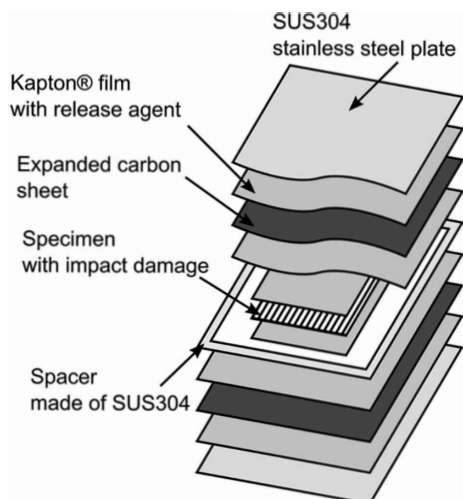


Fig. 12 Schematic image of repair to impact damage by thermal fusion bonding.

し、5分間その状態を保持した。圧力は Thick-ply では 1 MPa, Thin-ply では 2 MPa とした。この圧力は積層板成形時の圧力と同一である。その後、徐冷はおこなわずにホットプレスから取り出す。

PA6 のガラス転移点は、333 K であり、ガラス転移点を超えると樹脂は軟化する。そのため、373 K の状態で加圧しても、表面の打痕を十分に平滑にすることができる。

2) 熱融着をおこなう場合は、離型処理をほどこしたカプトンフィルム、スペーサーに加え、膨張黒鉛シートおよび試験片より長さ・幅共に 10 mm 程度大きなカプトンフィルムも共に金型に挟み込む。Fig. 12 に模式図を示す。膨張黒鉛シートは指圧すると指の跡が残る程度の柔らかいシートであり、これによって試験片の厚さの差による片当たりを防ぐことができる。また、試験片より一回り大きいカプトンフィルムを挿入することで、試験片とそのカプトンフィルムの厚さの合計がスペーサーの厚さよりも大きくなり、所定の圧力を試験片にのみ与えることができる。1) の打痕修復後、素早く膨張黒鉛シートとこのカプトンフィルムを挟み込み、ホットプレスに戻す。その後温度を 483 K まで昇温し、15 分その条件を保持した。この時の圧力条件は 1) と同じである。この後、圧力を保持したまま徐冷する。

熱融着の温度に関しては PA6 の融点である 483 K でおこなった。過熱すると樹脂が流出し、試験片寸法が変化した。一例として Fig. 13 に、修復温度を 498 K として修復した試験片を示す。

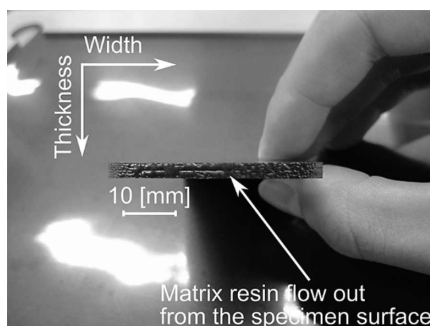


Fig. 13 Repaired specimen at 498 K: Matrix resin flow out from the specimen surface.

参考文献

- 1) A. Offringa : 12th Japan International SAMPE Symposium (JISSE12), Tokyo, Japan (2011), PL2.
- 2) A. Yousefpour, M. Hojjati & J-P. Immarigeon : *J. Thermoplast. Compos. Mater.*, **17**, 4 (2004), 303-341.
- 3) 社団法人日本機械工業連合会, 財団法人次世代金属・複合材料研究開発協会 : 平成 20 年度熱可塑性樹脂複合材の航空機分野への適用に関する調査報告書, 社団法人日本機械工業連合会 (2009).
- 4) J. Takahashi & T. Ishikawa : *COMPOSITES WEEK*, **9** (2013), Leuven, Kingdom of Belgium (Paper in USB memory).
- 5) F. Yang & R. Pitchumani : *Polym. Eng. Sci.*, **42**, 2 (2002), 424-438.
- 6) C. Ageorges, L. Ye & M. Hou : *Composites Part A*, **32**, 6 (2001), 839-857.
- 7) 石川隆司, 野口義男, 松嶋正道 : 日本複合材料学会誌, **13**, 2 (1987), 63-71.
- 8) G. Reyes & U. Sharma : *Compos. Struct.*, **92**, 2 (2010), 523-531.
- 9) (財)高分子素材センター : 石油代替電源用新素材の試験・評価方法の標準化に関する調査研究成果報告書, JHPC 5-2 (1993).
- 10) (財)高分子素材センター : 石油代替電源用新素材の試験・評価方法の標準化に関する調査研究成果報告書, JHPC 6-2 (1994).
- 11) S. Abrate : *Appl. Mech. Rev.*, **44**, 4 (1991), 155-190.
- 12) 成澤郁夫 : プラスチック材料強度シリーズ II プラスチックの破壊靱性 (初版), シグマ出版, 東京 (1993), p. 60.
- 13) J.C. Prichard & P.J. Hogg : *Composites*, **21**, 6 (1990), 503-511.
- 14) S. Sihn, R.Y. Kima, K. Kawabe & S.W. Tsai : *Compos. Sci. Technol.*, **67**, 6 (2007), 996-1008.
- 15) T. Yokozeki, Y. Aoki & T. Ogasawara : *Compos. Struct.*, **82** (2008), 382-389.
- 16) H. Saito, M. Morita, K. Kawabe, M. Kanesaki, H.

- Takeuchi, M. Tanaka & I. Kimpara : *J. Reinf. Plast. Comp.*, **30**, 13 (2011), 1097-1106.
- 17) 金崎真人, 斉藤博嗣, 田中基嗣, 北條正樹, 金原 勲 : 日本複合材料学会誌, **39**, 3 (2013), 89-98.
- 18) 金崎真人, 内城千翔, 田中基嗣, 斉藤博嗣, 西川雅章, 北條正樹, 金原 勲 : 日本複合材料学会誌, **40**, 3 (2014), 106-117.
- 19) JIS K 7089, 日本規格協会 (1996).
- 20) 北口尚紀, 金崎真人, 西川雅章, 北條正樹 : 第5回日本複合材料会議 (JCCM-5), 京都 (2014), Paper ID : 2C-05 (Paper in USB memory).
- 21) I. Kimpara, K. Kageyama, T. Suzuki & I. Ohsawa : *Key Eng. Mater.*, **141-143** (1998), 19-34.
- 22) 金崎真人, 内城千翔, 田中基嗣, 斉藤博嗣, 西川雅章, 北條正樹, 金原 勲 : 第4回日本複合材料合同会議 (JCCM-4), 東京 (2013), Paper ID : 3B-04 (Paper in USB memory).