

4. 研究テーマ 2 における研究成果

4-1. 炭素繊維強化プラスチックの損傷評価ーその 1

4-1-1. CFRP クロスプライ積層材の層内樹脂割れ損傷の発生・進展観察

(1) はじめに

炭素繊維強化プラスチック(Carbon Fiber Reinforced Plastics, CFRP)は一般的に用いられている金属材料と同程度の強度, 剛性を持ち, かつ軽量であるという特徴があり, 近年, 航空・宇宙分野を中心に自動車やスポーツ用品などにも広く適用されている. しかし, CFRP は異方性や積層構造といった一般的な金属材料であるアルミ合金などにはみられない特徴を有している. そのため, 層内樹脂割れ, 層間はく離, 繊維破断といった材料内に発生する損傷形態が多種・多様である. CFRP が今後さらなる用途拡大が目指されていく中で, CFRP における損傷の発生・進展などの挙動解明は重要であり, 層内樹脂割れや層間はく離の発生や進展について現在までに数多く研究が行われている. 特に本研究では, 検出することでその後の損傷の発生や材料の強度低下の予測が早期に行いやすくなる層内樹脂割れ損傷に着目する. 層内樹脂割れ損傷の研究として, Hashin(1)は直交積層板のマトリックスき裂の問題に対して変分法を用いることで, き裂の存在による応力の変動を決定する方法を提案した. この理論は Nairn(2)によって成形時の熱残留応力を含む形に拡張された. さらに, 元木ら(3)~(5)は Nairn の解析の拡張として, マトリックスき裂の発生によるエネルギー解放率を理論的および実験的に決定し, エネルギー解放率を用いてき裂損傷の発達則の定式化を行った. また, 東郷ら(6)は成形残留応力を有している直交積層板が, 面内多軸応力を受け 90° 層に層内樹脂割れ損傷が生じる場合を想定し, その応力-ひずみ関係および損傷密度を層内割れ破壊靱性(臨界ひずみエネルギー解放率)に基づいて予測する手法を提案した.

これらにとどまらず過去に多数の研究がなされているが, CFRP の直交対称積層材における研究では, 外層となる 0° 層の割合は変化させず 90° 層の割合を変化させ, 各積層構成で異なる厚さの積層材について研究が行われており, 0° 層の割合も変化させた際の影響について実験による評価を合わせて行われた研究例は意外に少ない. さらに, 有限要素法(Finite element method, FEM)を用いた 3 次元的なマイクロスケール数値モデルによるエネルギー解放率の評価が可能となった現在では, FEM 応力解析により過去の古典的な解析モデルを再評価する意義も少なからずあるものと考えられる. そこで本研究では, 厚さが一定で 0° 層と 90° 層の割合を変化させた積層構成の CFRP 直交対称積層材に対して静的引張試験を実施し, アコースティックエミッション(AE)による損傷導入時の損傷の発生の様子を観察する. さらに, 多様な損傷の中でも初期の損傷として発生する層内樹脂割れに注目し, 引張負荷による層内樹脂割れ損傷の発生・進展挙動をデジタルマイクロスコープによる供試体の側面観察から評価し, そこから導かれる層内樹脂割れ密度を用いて FEM 応力解析と仮想き裂進展法によるひずみエネルギー解放率評価結果を各積層構成において比較・考察し, 積層構成の違いによる層内樹脂割れの損傷挙動の変化を明らかにする.

(2) 試験方法

(2-1) 供試材料

本研究に用いた供試体は, 強化繊維である炭素繊維を供試体の長手方向に配向した層(0° 層)で幅方向に配向した層(90° 層)を挟み込む形で, サンドイッチ構造となるように UD 材のプリプレグを積層した CFRP 直交対称積層材(三菱レイヨン社製パイロフィル TR350C150S)である. 積層構成は 24ply で厚さを一定として, 0° 層と 90° 層の割合を変えた $[0_2/90_{10}]_s$, $[0_3/90_9]_s$, $[0_4/90_8]_s$, $[0_6/90_6]_s$, $[0_8/90_4]_s$ の 5 種類と

する。供試体の形状は、JIS K 7073に基づき、長さ 240mm、幅 18mm とし、加工による損傷の発生を防止するため供試体の切り出しにはパネルソーカットを適用する。プリプレグ 1 枚の厚さ 0.125mm より供試体の厚さは 3mm である。また、試験時に供試体が試験機との間ですべりを生じさせることを防止するため、供試体の両端部から 70mm の範囲に厚さ 2mm の GFRP のタブ(コウベライト積層板、ガラスエポキシ積層板 KEL-GEF)をエポキシ 2 液接着剤(デナタイト 2204SR)を用いて接着する。最後に、5 章で述べる試験時に供試体の側面を観察するため、耐水ペーパー(#600, 1200, 2000)を用いて側面の研磨する。図 4-1-1 に供試体の寸法を示す。

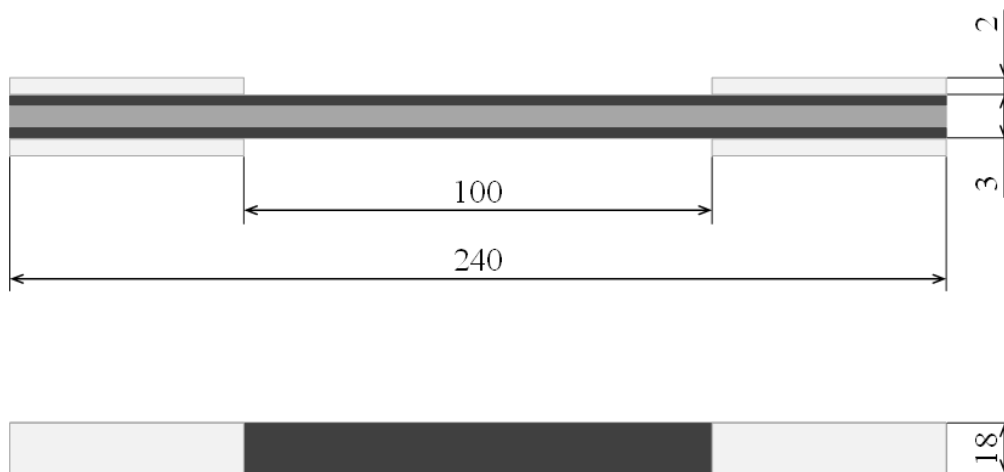


図 4-1-1 Configuration of cross-ply test coupon.

(2-2) 静的引張試験

静的引張試験は、インストロン製 5587 型ねじ式万能試験機(秤量 300 kN)を使用し、チャック間距離 100mm、試験速度 0.5 mm/min、室温にて実施した。本研究においては、クロスヘッド移動量をチャック間距離で除した値を公称ひずみとして、応力-ひずみ線図を描く。また、静的引張試験実施時に AE も測定した。AE 測定にはエヌエフ回路設計ブロック製の AE 信号処理モジュール As-712、ディスクリミネータ AE9922 を用いた。測定する周波数域は THRU~100kHz とした。本研究において AE によって測定した値はオシレーションカウント(以下、AE カウント)で、損傷発生による AE 波がディスクリレベルを越えた回数を記録した。静的引張試験の負荷荷重と合わせて記録し、荷重からひずみを読み取ることで応力-ひずみ線図の図中に第 2 軸として AE カウントを示した。

(2-3) 与損傷試験

続いて、供試体に層内樹脂割れ損傷を発生させ、その供試体側面の状態をデジタルマイクロスコープにより観察・記録するために引張負荷による与損傷試験を実施した。使用する試験機は静的引張試験と同様にインストロン製 5587 型ねじ式万能試験機(秤量 300kN)とし、供試体側面の観察用デジタルマイクロスコープはマイクロ・スクエア製の DS-300 を使用した。試験条件として負荷した荷重は各積層構成で異なり、 $[0_2/90_{10}]_s$ はおよそ 8kN~20kN 付近、 $[0_3/90_9]_s$ はおよそ 10kN~30kN 付近、 $[0_4/90_8]_s$ はおよそ 15kN~35kN 付近、 $[0_6/90_6]_s$ はおよそ 20kN~50kN 付近、 $[0_8/90_4]_s$ はおよそ 30kN~70kN 付近の範囲で 0.5kN~2.5kN ごととした。側面観察は各負荷荷重においてチャック間距離 100mm 全体にわたって実施し

た。試験は各積層構成において3本ずつ実施した。

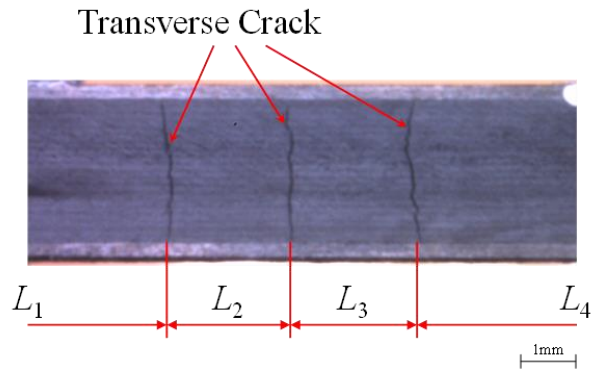
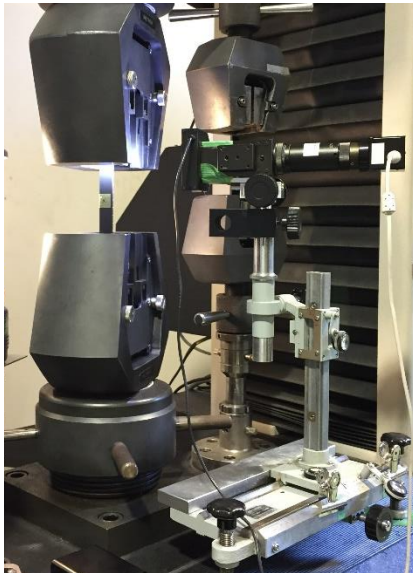


図 4-1-2 Configuration of damage introduction test.

観察した供試体側面の状態からチャック間 100mm の範囲での平均層内樹脂割れ密度を算出した。つまり各供試体の各負荷荷重において 10mm ごとに 10 枚撮影した画像をつなぎ合わせ、所定の負荷荷重における供試体の状態とする。また、面内ひずみは各層で共通であると仮定する古典積層理論より 90° 層応力を算出し、撮影した供試体の状態から層内樹脂割れ損傷の本数を記録、さらに層内樹脂割れ同士の間隔も測定し、層内樹脂割れ密度を算出することで、 90° 層応力と層内樹脂割れ密度との関係を横軸に 90° 層応力、縦軸に層内樹脂割れ密度としてグラフを作成する。層内樹脂割れ密度の求め方は、ある層内樹脂割れ間距離を L_i とすると、そこでの層内樹脂割れ密度 c_i は

$$c_i = \frac{1}{L_i} \quad [/\text{mm}] \quad (4-1-1)$$

となる。これらをすべての層内樹脂割れ間で求め、平均したものをその供試体の層内樹脂割れ密度とする。

$$c = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n c_i \quad [/\text{mm}] \quad (4-1-2)$$

(2-4) FEMによる数値シミュレーション方法

汎用有限要素法解析ソフト ANSYS 18.1 を用い、実験で発生した層内樹脂割れが供試体長さ方向に対して等間隔に発生すると仮定し、静的応力解析を実施する。層内樹脂割れが等間隔に発生する時のひずみエネルギー解放率 G_m を仮想き裂進展法により評価した。実際の解析モデルの例を図 4-1-3 に示す。解析モデルの x 方向の長さは層内樹脂割れ間隔長さの半分、 y 方向は供試体全体の厚さの半分であり、 0° 層と

90° 層に対称境界条件を設けることで解析範囲の 4 分の 1 モデルとした。メッシュ分割の粗密は、各積層構成で最適であることを確認している。表 4-1-1 に本解析に用いた CFRP の 1 層の材料特性を示す。それぞれ E はヤング率、 ν はポアソン比、 G はせん断弾性係数、 α は線膨張係数、 θ_r は室温、 θ_c は成形温度であり、下付き文字の L は繊維方向、 T は繊維と直交方向を示している。

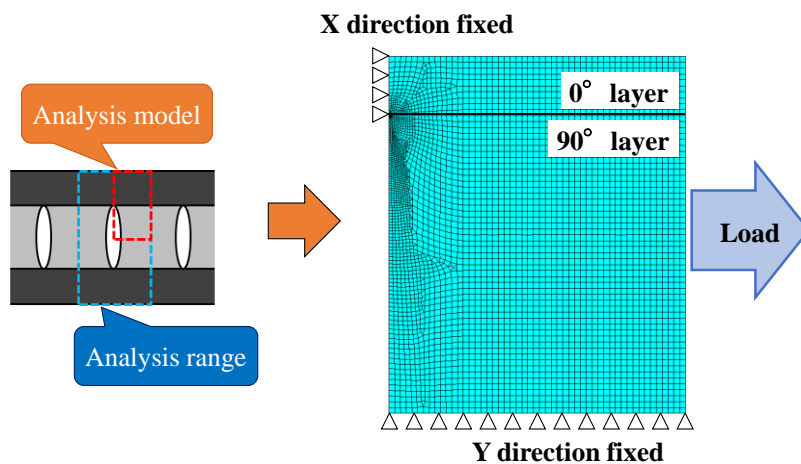


図 4-1-3 Configuration of FEM analysis models.

表 4-1-1 Material properties for FEM.

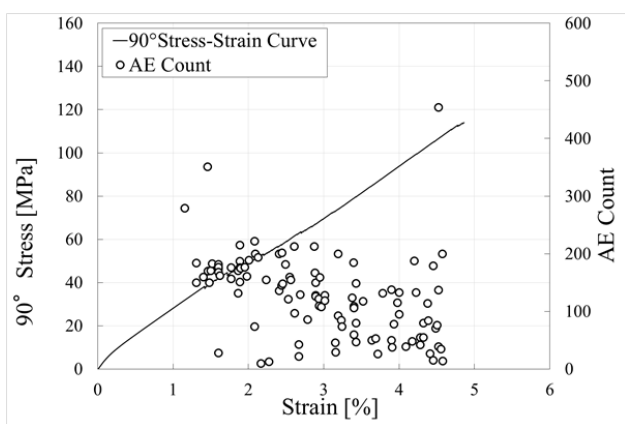
| | |
|-------------------|-----------|
| E_L [MPa] | 162700 |
| E_T [MPa] | 7586 |
| ν_{LT} | 0.25 |
| ν_{TL} | 0.0117 |
| ν_{TT} | 0.3 |
| G_{LT} [MPa] | 6000 |
| G_{TT} [MPa] | 2918 |
| α_L [1/°C] | -0.769E-6 |
| α_T [1/°C] | 24.5E-6 |
| θ_r [1/°C] | 23 |
| θ_c [1/°C] | 130 |

(3) 試験結果

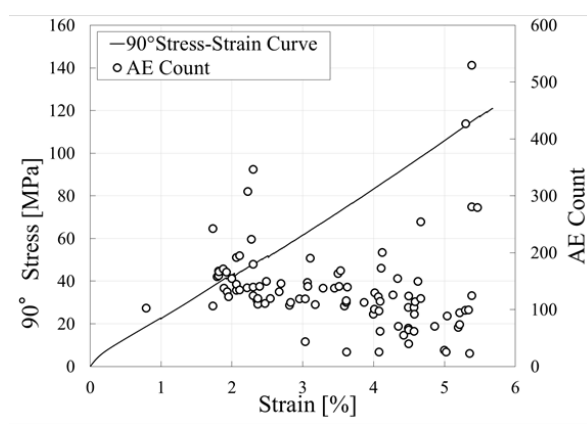
(3-1) 静的引張試験結果

図 4-1-4(a)~(e)に各積層構成の供試体の 90° 層応力-ひずみ線図を示す。さらに、応力-ひずみ線図が描かれたグラフ上に損傷発生時に検出される AE カウントを合わせて示す。図中では、縦軸の第 1 軸を応

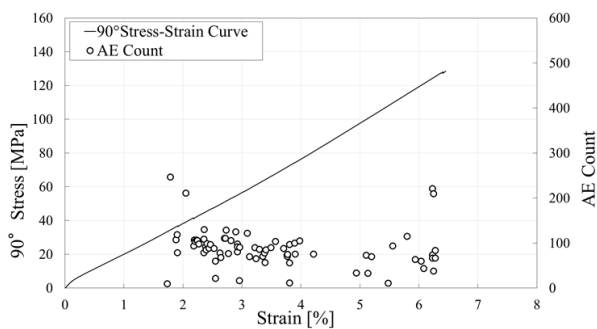
力, 第2軸を AE カウントとする. AE 試験においては, 応力-ひずみ線図中に最初にニーポイントが確認された点付近から AE カウントの検出が開始されていることから, 層内樹脂割れ損傷などの発生を AE によって検出できることが確認できる. AE カウントの検出頻度が検出開始点付近に多くみられる. 特に $[0_8/90_4]_s$ においては AE カウントの検出頻度が多い範囲と少ない範囲の差が顕著に表れている. このことから, 層内樹脂割れ損傷は損傷開始点から発生・進展が急速に進み, その後層内樹脂割れ損傷の飽和状態に収束する流れであると考えられる. また, AE カウントのみに着目して比較するため 90° 層応力に対しての AE カウントを 0° 層と 90° 層の割合が最も異なる $[0_2/90_{10}]_s$ と $[0_8/90_4]_s$ について AE カウント数の平均を積層構成で比較すると 0° 層が少なく, 90° 層が多いものにおいて平均値が高いことがわかる. これは発生する層内樹脂割れ損傷の断面積の関係により 90° 層が多いほど放出されるエネルギーが多いので, そのエネルギーの大小がそのまま反映されているからと考えられる.



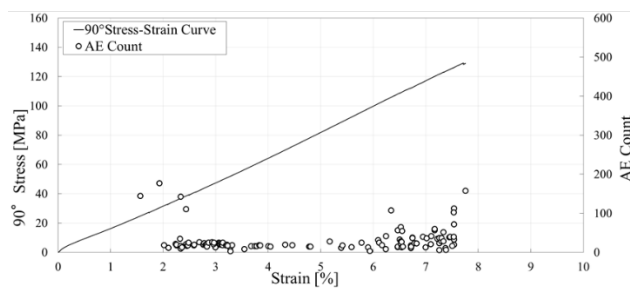
(a) $[0_2/90_{10}]_s$



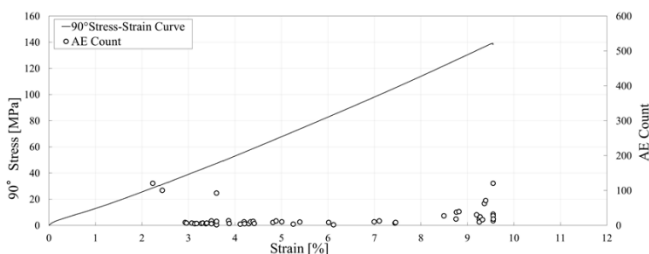
(b) $[0_3/90_9]_s$



(c) $[0_4/90_8]_s$



(d) $[0_6/90_6]_s$

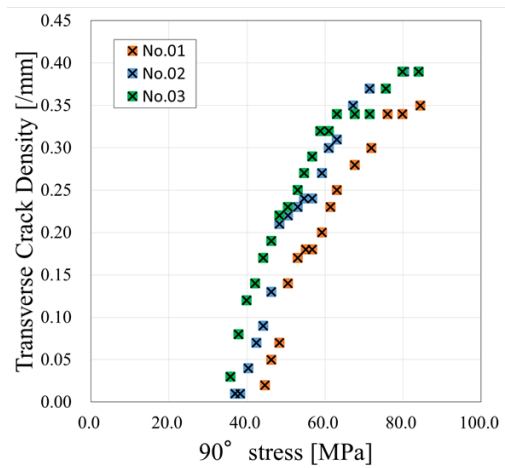


(e) $[0_8/90_4]_s$

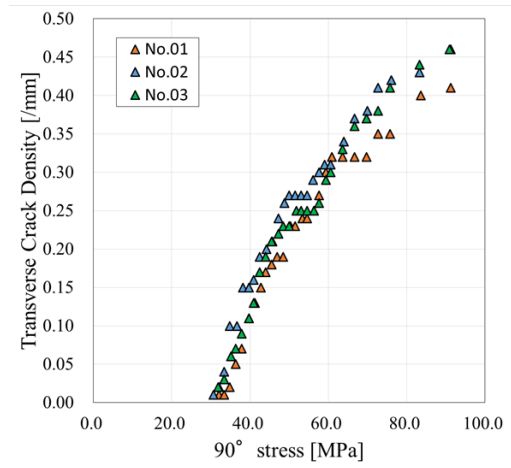
図 4-1-4 Stress-strain curves and AE counts.

(3-2) 与損傷試験結果

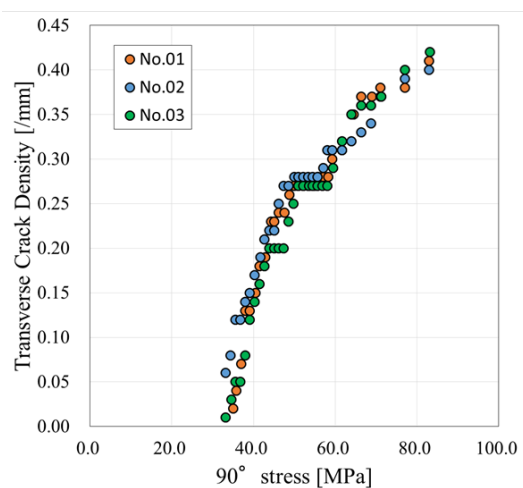
与損傷試験においては、所定の負荷荷重における層内樹脂割れ密度を取得し、 90° 層応力に対する層内樹脂割れ密度の関係をグラフに示した。供試体中に新たな層内樹脂割れ損傷が発生した際に積層材の応力伝達に変化が生じることで、連鎖的に層内樹脂割れ損傷が進展していく様子が観察できる。さらに、層内樹脂割れ損傷が多数発生することにより 0° 層が担う負荷が増加し、 90° 層にかかる負荷が減少することにより 90° 層に損傷が発生しにくい状態となり、層内樹脂割れ損傷が飽和状態に収束していく様子も観察された。また、各積層構成による比較を行うため、図 4-1-5(f)に各積層構成をまとめたグラフを示す。積層構成に関係なく 90° 層にかかる応力はおおよそ等しい点から損傷が発生している。しかし層内樹脂割れ密度が 0° 層が多く、 90° 層が少ないものの方がより高くなる傾向があることがわかる。これは層内樹脂割れ損傷の増加に伴い 0° 層が担う負荷も増加すると先ほど述べたが、ヤング率の高い 0° 層が多くなればなるほど 2 次的、3 次的な損傷である層間はく離や繊維破断への移行が遅れると予想されるため、層内樹脂割れ密度が高い値を示したのではないかと考えられる。



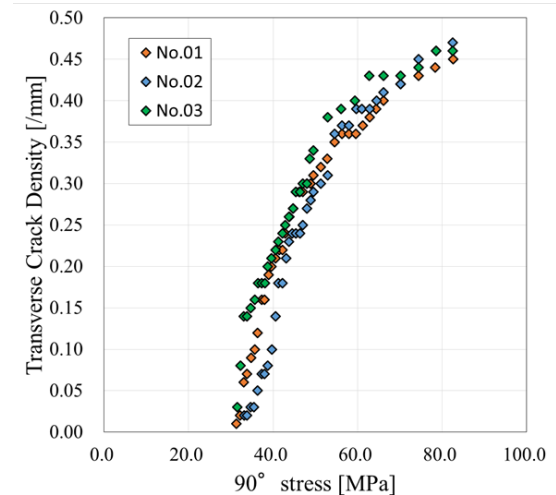
(a) $[0_2/90_{10}]_s$



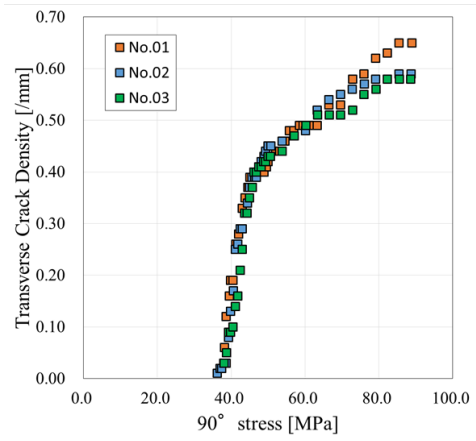
(b) $[0_3/90_9]_s$



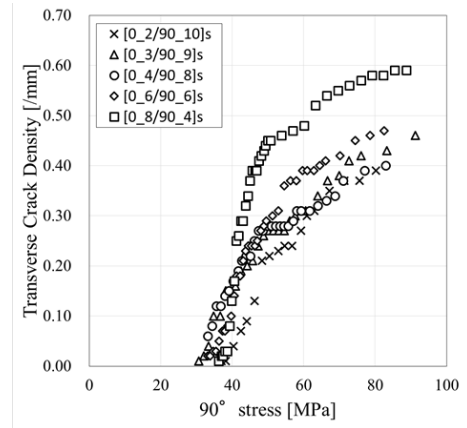
(c) $[0_4/90_8]_s$



(d) $[0_6/90_6]_s$



(e) $[0_8/90_4]_s$

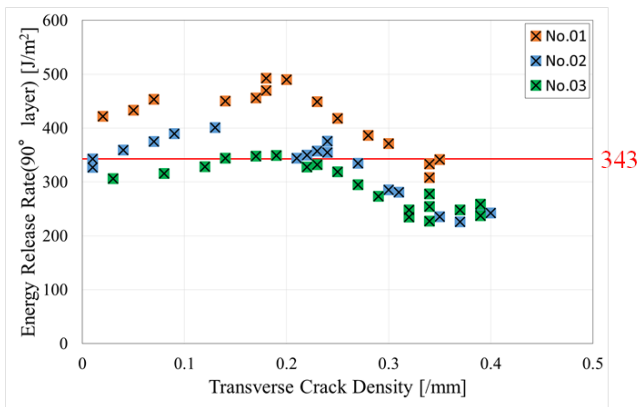


(f) all together

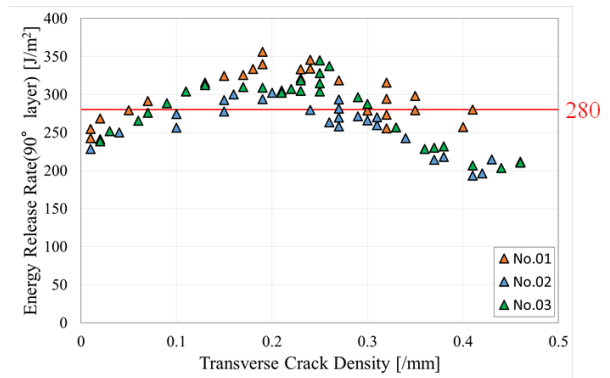
図 4-1-5 Stress-crack density curves.

(3-3) FEM による臨界ひずみエネルギー解放率評価結果

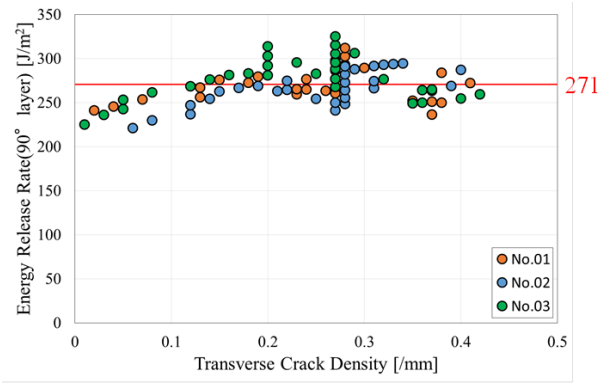
与損傷試験により観測された所定の負荷荷重における層内樹脂割れ密度から FEM 解析モデルの y 方向の長さを決定し、仮想き裂進展法より 90° 層のひずみエネルギー解放率を評価した。ひずみエネルギー解放率については平均値も図中に記し、ある 1 つの層内樹脂割れ損傷が発生するか否かのある種の破壊靱性値とする。各積層構成において 90° 層の臨界ひずみエネルギー解放率(層内樹脂割れ破壊靱性値)は $[0_2/90_{10}]_s$ では $343[\text{J}/\text{m}^2]$, $[0_3/90_9]_s$ では $280[\text{J}/\text{m}^2]$, $[0_4/90_8]_s$ では $271[\text{J}/\text{m}^2]$, $[0_6/90_6]_s$ では $222[\text{J}/\text{m}^2]$, $[0_8/90_4]_s$ では $149[\text{J}/\text{m}^2]$ となった。



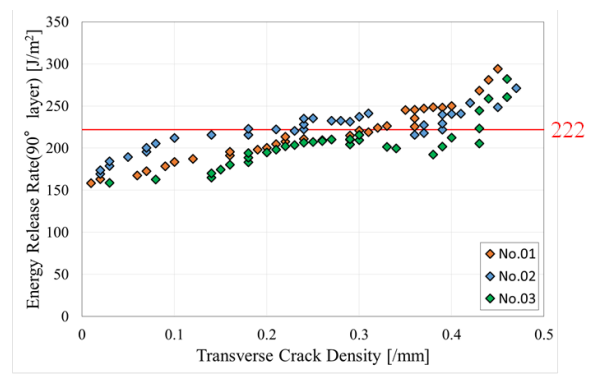
(a) $[0_2/90_{10}]_s$



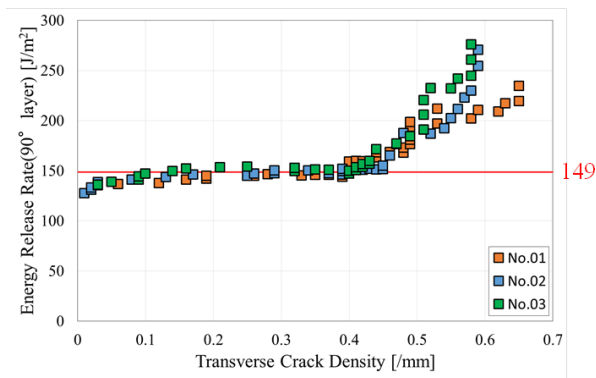
(b) $[0_3/90_9]_s$



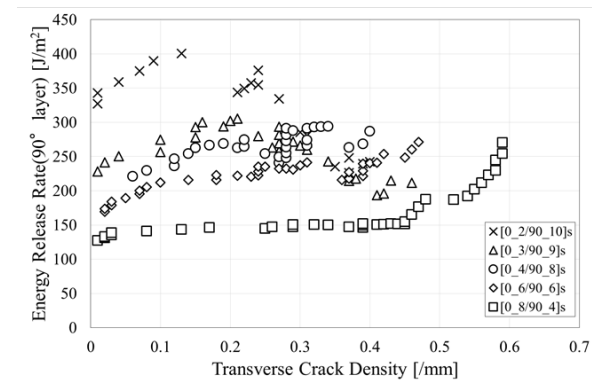
(c) $[0_4/90_8]_s$



(d) $[0_6/90_6]_s$



(e) $[0_8/90_4]_s$



(f) all together

図 4-1-6 Energy release rate against transverse crack density.

(4) まとめ

本研究は損傷様式が特殊で損傷による影響や損傷自体を評価することが非常に困難な CFRP 積層材の損傷様式の中でも初期の損傷とされる層内樹脂割れ損傷に着目し、その発生・進展挙動を観察することで評価を行った。CFRP 直交積層材に対して引張試験および AE 測定を実施することで損傷の発生を観察した。また、与損傷試験を実施することで層内樹脂割れ損傷の発生・進展を評価した。最後に、与損傷試験により実測された層内樹脂割れ密度データに有限要素法解析と仮想き裂進展法を用いることでひずみエネルギー解放率および層内樹脂割れに関する破壊靱性値を評価した。

(5) 参考文献

- (1) Hashin.Z, Analysis of Cracked Laminates : A Variational Approach, Mechanics of Materials 4, (1985), 121-136.
- (2) Nairn.J.A., The Strain Energy Release Rate of Composite Microcracking : A Variational Approach, Journal of Composite Materials, Vol.23, (1989), 1106-24.
- (3) 元木信弥, 安田哲, 福田武人, FRP 直交積層板におけるマトリックスき裂損傷の発達(第 1 報, き裂発生によるエネルギー解放率の理論解析), 日本機械学会論文集(A 編), 63 巻, 615 号, (1997-11)
- (4) 元木信弥, 安田哲, 福田武人, FRP 直交積層板におけるマトリックスき裂損傷の発達(第 2 報, エネルギー解放率の測定), 日本機械学会論文集(A 編), 63 巻, 615 号, (1997-11)
- (5) 元木信弥, 安田哲, 福田武人, FRP 直交積層板におけるマトリックスき裂損傷の発達(第 3 報, き裂損傷の発達則の定式化), 日本機械学会論文集(A 編), 63 巻, 615 号, (1997-11)
- (6) 東郷敬一郎, 秋月健司, 杉山祐次, CFRP 直交積層板の層内樹脂割れ損傷理論と損傷挙動, 日本機械学会論文集(A 編), 64 巻, 621 号, (1998-5)

4-1-2. CFRP クロスプライ積層材の層内樹脂割れ損傷の評価とモニタリングの試み

(1) はじめに

炭素繊維強化プラスチック（Carbon Fiber Reinforced Plastics, 以下 CFRP）は、高い比強度、比剛性などの優れた特性を有している事から、航空宇宙分野、スポーツ・娯楽、自動車をはじめとする走行車両等への適用が今日ますます本格化している。しかしアルミ合金など従来の構造材料と比較してその損傷形態は複雑であり、CFRP 積層構造に損傷が導入されたことによる強度低下や構造強度信頼性を正しく見積もり、構造の安全性評価や構造・機能設計の礎の一つとすることが、今後ますます重要になる。ところで、CFRP 積層構造の主な損傷形態として層内樹脂割れ、層間はく離、繊維破断の3つが挙げられる。これらの損傷を検出する方法としては、軟 X 線透過試験や超音波探傷等の非破壊検査があるが、構造体のような大きなサイズには適さない事や運用を停止して分解し検査する必要があるなど問題がないわけではない。

そこで本研究では、CFRP 直交対称積層材に対して引張負荷によって導入した層内樹脂割れ損傷をマイクロフォーカス X 線 CT 撮像によって検出を試みる。さらに、層内樹脂割れ損傷を導入することにより、その固有振動数および損失係数がどのように変化するかを調べ、その結果から CFRP 積層構造の損傷状態をある程度定量的に推定する方法の提案を最終的な目標とし、本報では、特に、損傷導入前と損傷導入後の積層材に対して中央加振法による機械インピーダンス測定を行い考察する。

(2) 試験方法

(2-1) 供試材料

本研究では、供試体の材料は三菱レイヨン製パイロフィル TR350C150S を使用した。1ply 当たりの厚さが 0.125mm のプリプレグを 24ply 積層し総厚さ 3mm の積層材をオートクレーブ成形し、積層構成はクロスプライ積層材で $[0_2/90_{10}]_s$ とした。矩形状供試体を切り出すのには、ウォータージェット切断加工機を用い、寸法は長さ 240mm、幅 18mm とした。供試体の本数は 10 本準備した。

(2-2) 与損傷試験

本研究では、予損傷試験における負荷荷重範囲を決定するため、静的引張試験と同時に AE による損傷導入時のイベントの検出を実施した。静的引張試験に用いた試験機はインストロン製 5587 型ねじ式万能試験機（秤量 300kN）で、AE の測定にはエヌエフ回路設計ブロック製の AE 信号処理モジュール As-712、ディスクリミネータ AE9922 を用いた。静的引張試験は、秤量 300kN のロードセルを用い、チャック間距離 100mm、試験速度は 1.0mm/min とし、チャック間中央に評点間距離 50mm の伸び計を取り付けた。またひずみゲージも軸方向に裏表 2 枚貼った。AE の周波数域は 20kHz～100kHz とした。

つづいて、供試体に損傷を導入するため引張負荷による予損傷試験を行う。その時、同時にデジタルマイクロスコープを用いて供試体の側面観察を行い、損傷の導入された状態を記録した。引張負荷に用いた試験機は静的引張試験と同様にインストロン製 5587 型ねじ式万能試験機で、側面観察用のデジタルマイクロスコープはマイクロ・スクエア製の DS-300 を用いた。試験条件は静的引張試験の実施時に測定した AE の結果により損傷の入り始める荷重を取得したため、その荷重である 4kN から 5kN, 6kN, 7kN, 8kN, 9kN, 10kN, 12kN, 14kN, 16kN の 10 種類をそれぞれの供試体に負荷した。側面観察については各供試体に対して荷重負荷前の 0kN の状態と荷重負荷後の状態を観察した。観察した範囲は引張負荷による損傷の入り方が供試体中心から対称であると仮定し、チャック間距離 100mm の上側 50mm に生じた樹脂割れの個数を数え、単位当たりに換算した損傷密度を測定した。図 4-1-7 に層内樹脂割れ損傷の導入と

観察の概要を示す。

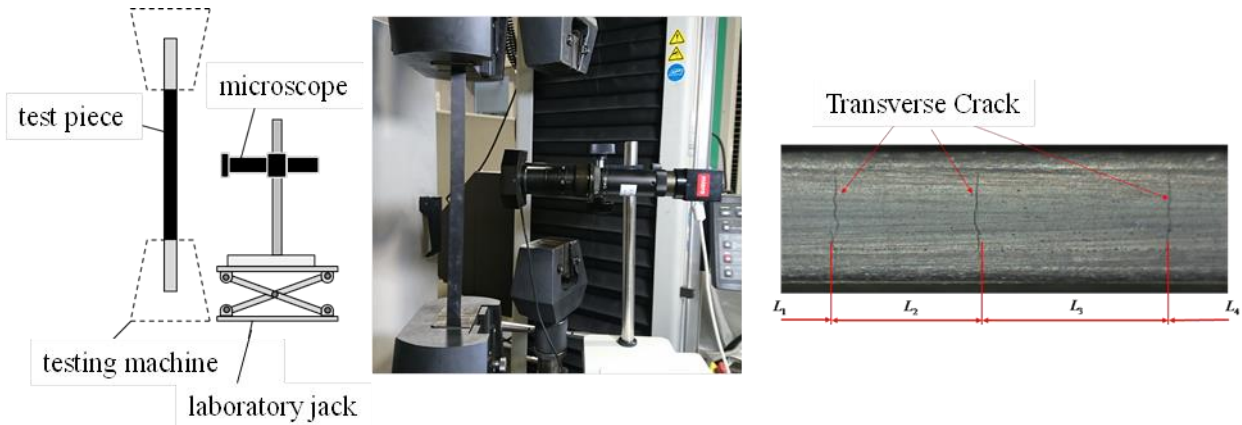


図 4-1-7 Configuration of damage introduction test.

(2-3) CT 撮像および振動特性評価

先に述べた供試体に対してマイクロフォーカス X 線 CT 撮像を実施した。撮像は損傷を導入する前の未損傷状態と損傷を導入した後の予損傷状態の 2 回行った。本研究における CT 装置(カールツァイス株 METROTOM800)は、最大管電圧 130kV、最大出力 39W、デテクタ 245×195mm、1,920×1,536pixel、ロータリーテーブルの面振れ 0.1μm、軸ぶれ 0.2μm、撮影範囲 Φ125mm×150mm および測定精度が 4.0+L/100μm の CT 撮像が可能なものを用いた。撮像条件は、空間解像度は損傷前が 34μm/pixel、損傷後が 30μm/pixel、管電圧は損傷前が 130kV、損傷後が 90kV、管電流は損傷前が 60μA、損傷後が 90μA、以下はどちらも同様で投影数 1550、再構成アルゴリズムには Feldkamp 法を用いた。さらに損傷導入前と損傷導入後の供試体の固有振動数および損失係数の変化を見るために、中央加振法による機械インピーダンス測定を行う。図 4-1-8 に中央加振装置の概要を示す。

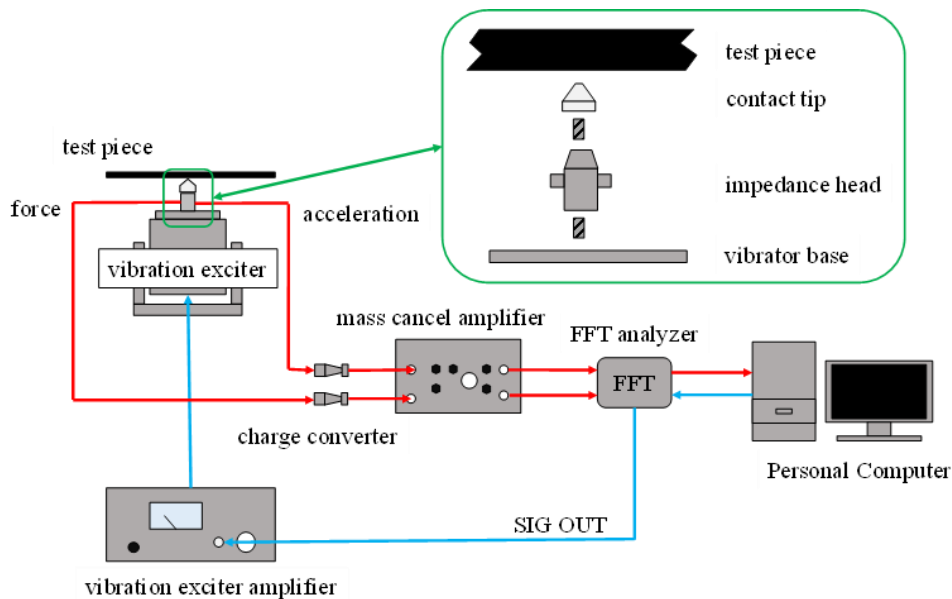


図 4-1-8 Mechanical impedance measurement set-up.

(3) 試験結果

(3-1) 与損傷試験結果

図 4-1-9 に応力-ひずみ曲線および AE カウントを, 図 4-1-10 に 90° 層応力とき裂密度の関係を示す. グラフからばらつきはあるものの近似曲線を引くことにより予損傷試験によって 90° 層応力の増加に伴いき裂密度も大きくなっていくことがわかる. 図 4-1-11 には実際の側面観察の画像の中から負荷荷重が 0kN(未損傷), 4kN, 8kN, 16kN のものを示す. 画像内の赤線は側面観察からわかるき裂の発生個所とした場所を表している.

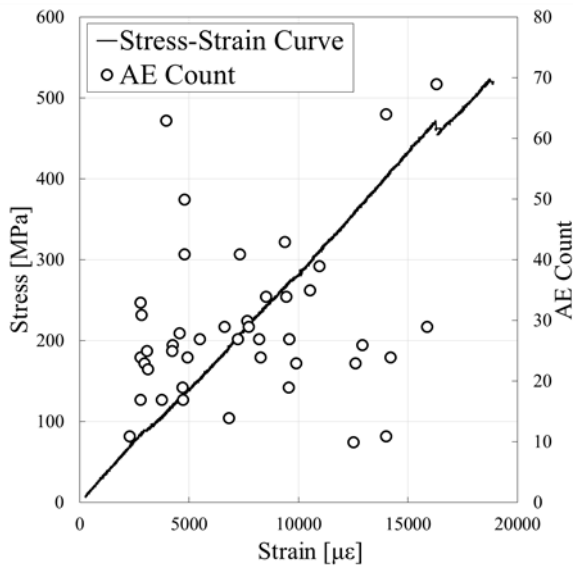


図 4-1-9 Stress-strain curve and AE count.

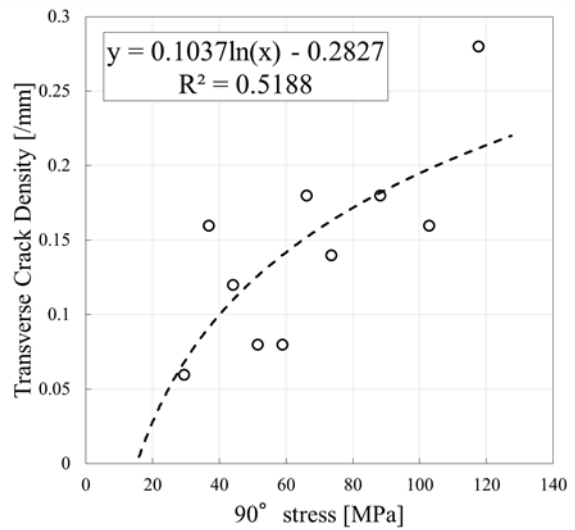


図 4-1-10 Stress crack density relation.

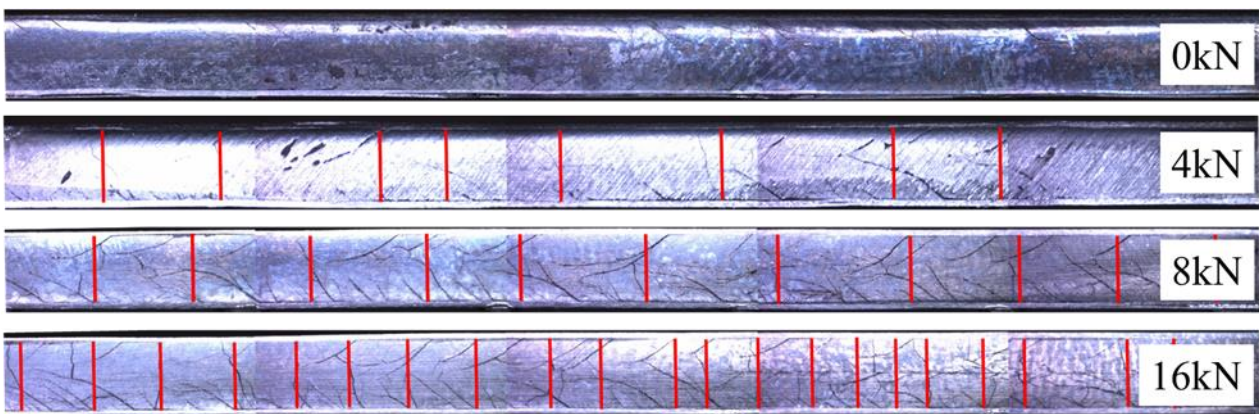


図 4-1-11 Crack observations of the specimens.

(3-2) X線 CT 解析結果

図 4-1-12 は, 画像解析ソフト (GOM Inspect) を用いて, CT 撮像した供試体の損傷導入前の状態と損傷導入後の状態を重ね合わせ, 損傷導入前に対しての損傷導入後の表面偏差を検査した結果の中から予

損傷試験と同様の負荷荷重のものを示す。この結果から、重ね合わせた範囲のおおよその範囲において 0.1mm 以内の偏差となった。

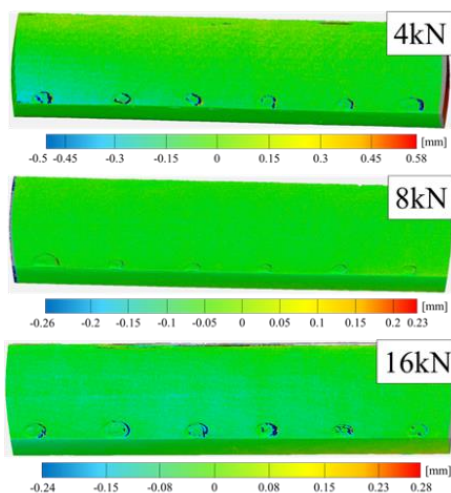


図 4-1-12 Surface deviations of the specimens.

(3-3) 機械インピーダンス測定結果

中央加振法による機械インピーダンス測定として、図 4-1-13 に各供試体の損傷前後の固有振動数の変化とき裂密度を同一のグラフに示し、同様に図 4-1-14 に損失係数の変化を示した。固有振動数の測定結果について、損傷前の供試体が同じ積層構成や寸法であるにも関わらずばらつきが生じているのは、各供試体の質量にばらつきが生じていたからだと考えられ、特に供試体 3, 5, 6 は他の供試体に比べて質量が小さいと考えられる。損傷前後での比較では、すべての試験片において損傷後の固有振動数が損傷前に比べて低い値を示している。これは、損傷が導入されることで供試体のヤング率が低下したことによる影響が最も大きいと考えられる。損失係数の測定結果について、固有振動数と同様に損傷前の値にばらつきが生じているのは、実験時に供試体に接着するナイフエッジの位置が供試体の中央からわずかにずれている状態で測定が行われるなど、測定精度が今回検出を目指している測定量と同程度であるからと考えられる。よって、損傷前後での比較では、規則的な変化を見出すことは今回できず、今後、測定精度を向上させていく必要性を確認するところまでにとどまることとなった。

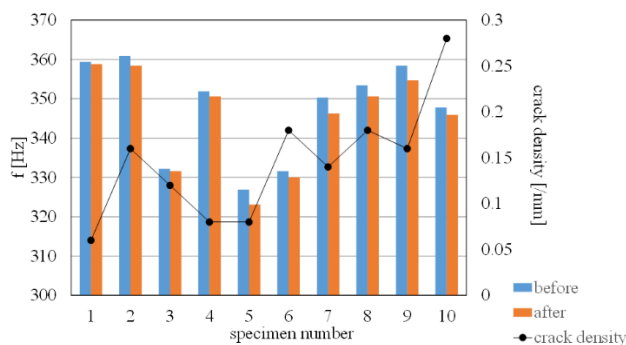


図 4-1-13 Resonant frequencies of the specimens.

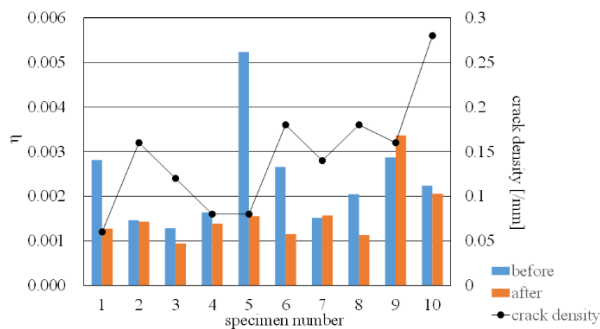


図 4-1-14 Loss factors of the specimens.

(4) まとめ

本研究では、CFRP 直交対称積層材の供試体に対して、引張負荷による層内樹脂割れ損傷の導入を行い、損傷導入前と導入後について中央加振法を適用して機械インピーダンスを測定することで損傷モニタリング可能かどうか検討した。その結果、損傷後には損傷前よりも固有振動数が低下することも分かった。マイクロフォーカス X 線 CT 撮像による損傷の検出は損傷前と損傷後の重ね合わせからは明確な指標を見出すことはできなかった。今後、供試体の状態や測定条件、測定環境などのわずかなずれをなくすことで新たな規則性を見出したいと考える。

(5) 参考文献

- (1) 森田幹郎, 金原勲, 福田博, 複合材料, 日刊工業新聞社 (1988).
- (2) 福田博, 邊吾一, 末益博志 監修, 新版 複合材料・技術総覧, 産業技術サービスセンター (2011).
- (3) 松崎亮介 他. 基礎からわかる FRP—繊維強化プラスチックの基礎から実用まで—. p1~p9, p102, 2016, コロナ社.
- (4) 松嶋正道 他. 複合材料の各種非破壊評価法. p513, p529, p566~p567, 2011, 一般社団法人日本非破壊検査協会.
- (5) 水谷義弘 他. 非破壊検査 検査と材料評価. p279~p289, 2017, 一般社団法人日本非破壊検査協会.

4-1-3. CFRP 積層材の低速衝撃損傷の評価とモニタリング

(1) はじめに

厚さにして 100~300 μ m 程度のプリプレグシートを、繊維配向角を適宜調整しながら多数枚積層し、真空加圧・加熱成形される炭素繊維強化プラスチック(Carbon fiber reinforced plastics : CFRP)積層複合材料をはじめとする先進複合材料(Advanced composite material, ACM)は、高力アルミ合金よりも軽量・高強度で、かつ圧延鋼板と同程度の剛性を有し、耐疲労特性や一体成形性にも優れており、航空宇宙、自動車分野やエネルギー分野などに革新的な軽量化や長寿命化をもたらすために欠くべからざる構造材料として、最も高い信頼性や安全性を要求される主構造部材への適用がこれまで精力的に試みられてきており、また今後ますますの用途拡大に向けて大きな期待がかけられている(1)~(3)。

ところで、この CFRP 積層複合材料に関して、成形過程での残留応力、二次加工部付近の応力集中、そして製造・運用中の突発的な低速・低エネルギーの外的面外衝撃などにより導入されうる、多くの場合目視が困難な内部にまでおよぶ損傷(Damage)の非破壊的な検出に関する新技術の創成や既存技術の高度化の必要性が依然として指摘されている(4),(5)。なかでも低速衝撃損傷(Low-velocity impact damages)については、エポキシ樹脂や不飽和ポリエステル樹脂など硬質な熱硬化性樹脂中に剛直な無機繊維が高密度に充填されている CFRP やガラス繊維強化プラスチック(GFRP)が本質的に脆性材料であることもあり、本構造材料の強度信頼性や設計基準を見極める上で要となるテーマとして、過去 40 年ほどの間に国内外で無数の研究や技術開発がなされてきた(6)~(9)。ここで CFRP 積層複合材料の損傷(Damage)は、鉄鋼やアルミ合金などとは根本的に異なり、層内樹脂割れ・トランスヴァースクラック(負荷方向と繊維方向とが一致しない層内に生じる割れ, Matrix crack, Transverse crack), 層間はく離(文字通り, 層間の割れ, Delamination)そして繊維引き抜け(Fiber pullout)や繊維破断(Fiber breakage)など多種・多様かつマルチスケールな破壊事象(Fracture events)の発生・蓄積と連成の結果である(10)~(11)。そのような繊維強化積層複合材料の複雑な破壊現象を的確に捉えながら、設計や検査といった実務に活用できる形で損傷量(Amount of damage)というものを非破壊検出したうえで、それに基づいた妥当な損傷指標(Damage index)を定量的に提示すること

が求められているわけで、複合材料が使われている限り尽きることのない研究テーマである。このように CFRP 積層材をはじめとする繊維強化積層複合材の面外低速衝撃損傷を扱った既存研究数は膨大である。その中のいくつかを以下挙げていく。永井ら(12)は汎用エポキシおよび高靱化エポキシを用いた擬似等方性 CFRP 積層板の低エネルギー衝撃実験を行い、Depley 法によって落錘衝撃損傷の進展を直接的に観察した。宇治橋ら(13)は低速域に重点をおいた CFRP の衝撃損傷の簡易評価法として、荷重 - たわみ線図および吸収エネルギーによる評価方法と荷重時刻歴の周波数応答関数による評価方法を検討した。一方、吉岡と高橋(14)は C/C 複合材の低速 3 点曲げ衝撃試験における荷重履歴にウェーブレット解析を適用し、高周波成分の処理および損傷状態の推定を試みた。また 2 次、3 次の衝撃負荷による面外剛性の低下を損傷指標(Damage index)として提案した。以上の既存研究は耐損傷性に着目しまた損傷量の定義と評価法も試行錯誤的であったが、超音波探傷技術(Ultra-sonic wave damage inspections)の実用化に伴い損傷量として投影はく離面積(Projected delamination area)が用いられ始める。栗山ら(15)は擬似等方 CFRP 積層材の計装化落錘衝撃試験を実施し超音波探傷装置により衝撃損傷の詳細な観察を行った。さらに、衝撃後曲げ試験(Bending after impact, BAI)を実施し、曲げ剛性の変化から損傷を定量化した。盛田と松本(16)は 4 種類の樹脂(従来形・高靱化・PEEK・PEEK+インターリーブ)と 3 種類の積層構成に対して CFRP 積層材に対する計装化落すい試験を実施し、損傷量として超音波探傷(C-scan)による投影はく離面積(Projected delamination area)を用い衝撃エネルギーとの比較から、材料の耐衝撃損傷性を評価した。小林ら(17)は平織 CFRP を用いて計装化落錘衝撃試験および静的横荷重試験を行い、走査超音波顕微鏡(Scanning acoustic microscope, SAM)および光学顕微鏡(Optical microscope, OM)による研磨断面の直接観察により微視的損傷の発生および進展について検討した。一方、倉敷ら(18)は低エネルギー域の衝撃損傷評価および残存強度評価の簡易化を目指し、衝撃負荷と静的負荷により生じる損傷を超音波探傷(C-scan, B-scan)および走査電子顕微鏡(Scanning electron microscope, SEM)により観察するとともに、衝撃後曲げ試験(BAI)により CFRP 積層材の残存強度を評価できることを示した。ところで、CFRP 積層材の低速衝撃損傷問題には、損傷許容性評価を本来の目的とした衝撃後残留圧縮強度 : CAI(Compression after impact)特性評価というテーマが活発に研究され、各種規格化(19),(20)もすでになされている。特徴としては寸法の規定された擬似等方積層試験片を規定された治具に固定し多軸落錘衝撃試験を実施し、その際の単位板厚当たりの衝撃エネルギーを主パラメータとし、飛躍的に性能の向上した超音波探傷装置(C-scan 投影および厚さ方向への B-scan)(21),(22)を非破壊検査およびはく離損傷量の定量化ツールとして多用し、さらに衝撃後の試験片に対して既定の治具による圧縮試験を実施し残留強度を評価するというものである(23)。航空機の複合材一次構造が損傷を受けた際の残存強度を評価することが CAI のそもそもの目的であったが、規格化されたこともあり、材料選定の際の靱性値の比較検討用として、また低速衝撃損傷研究における常套手段として、広く採用されることとなった。例えば、石川ら(24)は、CF/PEEK 補強平板と CF/エポキシ補強平板の CAI 挙動の実験的検討と初期座屈挙動の実験と解析の比較を行った。供試体層間はく離部分の投影面積はロボット式超音波探傷装置を用いている。荻原ら(25)は高靱化エポキシ CFRP 積層板の落錘衝撃試験を実施し、走査超音波顕微鏡(SAM)により層間はく離の投影像観察と損傷部厚さ方向研磨断面の光学顕微鏡(OM)観察よりトランスバースクラック発生の様子を調べた後、残留圧縮強度を測定した。駒井ら(26)は炭素繊維強化熱可塑性樹脂複合材(CFRTP)として CF/PEEK 積層材、アラミド繊維強化樹脂基複合材(ArFRP)として K-49/828 を取り上げ、それらの落すい衝撃試験と衝撃後圧縮試験を行い、吸水が損傷・圧縮破壊特性に及ぼす影響について検討した。走査超音波顕微鏡(SAM)を用いてはく離部を定量評価している。一

方、加藤ら(27)は当時新開発の炭素繊維/耐熱ポリイミド樹脂複合材 MR50K/PETI5 に対して、衝撃損傷挙動および衝撃後圧縮強度を調べた。試験法は SACMA SRM2R-94(19)に準拠し、超音波探傷(C-scope, B-scope)により損傷量を定量化している。Saito and Kimpara(28)は VaRTM 法で成形した多軸ニットファブリック CFRP 積層材の衝撃後圧縮特性を評価した。衝撃損傷観察方法として、超音波探傷(C-scope)および損傷部研磨断面の直接観察を用いることで、層間はく離およびトランスヴァースクラックの発生挙動を詳細に検討している。青木ら(29)は高硬化エポキシ CFRP 積層板の衝撃後残留圧縮強度特性に及ぼす吸水・環境温度の影響について調べている。超音波探傷(C-scope, B-scope)および損傷部研磨断面の光学顕微鏡(OM)による直接観察により、はく離およびトランスヴァースクラックの両者を定量的に評価している。横関ら(30)は標準プリプレグと薄厚プリプレグから積層した擬似等方積層板を用い、面外衝撃負荷下における損傷挙動と CAI 強度に関する実験的評価を行い、薄厚プリプレグによる CAI 強度の増加を確認した。やはり超音波探傷(C-scope, B-scope)および光学顕微鏡(OM)による直接観察が損傷量評価法として採用されている。星ら(31)は CFRP 構造修理部を模擬したスカーフ継手の衝撃後引張・圧縮残留強度試験を実施した。損傷観察には、超音波探傷(C-scope, B-scope)と光学顕微鏡(OM)が用いられた。また金崎ら(32)は炭素繊維強化熱可塑性樹脂複合材(CFRTP)として薄層化した CF/PA6 積層材を取り上げ、その熱融着を利用した衝撃損傷修復と圧縮強度の回復について調べた。損傷観察にはやはり超音波探傷(C-scope, B-scope)と研磨断面の光学顕微鏡(OM)による直接観察が用いられている。以上のような実験的研究の蓄積から、低速衝撃を受ける積層材中には“トランスヴァースクラックを伴った多重層間はく離が発生・進展し、残留圧縮強度を決めている”ことが分かってきている。そこでこの極めて複雑な一連の力学的破壊現象を理解するための有効なアプローチの1つとして、繊維強化積層材の低速衝撃負荷中および衝撃後圧縮負荷中に発生・進展する破壊事象(層間はく離とトランスヴァースクラックが主要なものとなる)を有限要素法(Finite element method, FEM)など用いて数値モデル化し、現象を詳しくコンピュータシミュレーションする研究もこれまで精力的になされてきた(33),(34)。末益と Wang(35)はラグランジェの乗数法を使って層間剥離を有する複合材料板の座屈後挙動の解析に適合する変分原理を導き、Rayleigh-Ritz 法を用いて近似解析を行った。大上ら(36)は厚肉シェル要素を用いた動的破壊解析手法を用いて、アラミド/ガラスハイブリッド積層板の衝撃破壊解析を実施し、実測値との比較から解析モデルの妥当性を示した上で、衝撃損傷の発生・進展について考察した。末益ら(37)は多重層間剥離を有するクロスプライ積層板の圧縮特性劣化及び破壊メカニズムに関して Gap 要素を用いた非線形有限要素解析を用いて検討した。間島と末益(38)は複合材料積層板中の多重層間剥離の不安定伝播挙動に関して幾何学的非線形性を考慮した有限要素解析によりシミュレーションした。一方、倉敷ら(39)は損傷力学に基づき、低エネルギー衝撃による FRP 中の層間はく離ならびにトランスヴァースクラックの連鎖破壊を評価しうる損傷進展解析手法を構築し、BAI(Bending after impact)試験による残存強度評価について実験的結果との比較を行った。前場ら(40)は応力基準の層内損傷モデルとアダプティブコヒーシブ要素による層間はく離モデルを用いて、SACMA SRM2R-94(19)に準拠した 32 プライ擬似等方性 CFRP 試験片の落錘衝撃試験を準静的問題として数値解析し、層間はく離進展解析結果を超音波探傷(C-scope)による実測結果と比較して、解析モデルの精度の高さを示した。吉村ら(41)は炭素繊維縫合 CFRP 積層板に関して面外の低速衝撃荷重によって縫合積層板内に発生する損傷を実験、解析の両面から調べ、縫合が面外損傷耐性に与える効果を明らかにした。解析には有限要素法(FEM)を用い、仮想き裂閉口法(Virtual crack closure technique, VCCT)にてはく離先端のエネルギー解放率を計算した。また実験における非破壊検査には超音波探傷ではなく、造影剤を用いた軟 X 線

撮影装置およびマイクロフォーカス軟 X 線 CT を用いている。そして市来と末益(42),(43)は二重らせん状の衝撃損傷が生じた 32 層擬似等方性積層板の圧縮荷重下での損傷進展過程を準静的および陽解法による動的な損傷解析をそれぞれ実施し、CAI 強度劣化メカニズムの解明を目指した。Caputo ら(44)は層内損傷に Hashin 損傷モデル、層間はく離には bilinear cohesive モデルを用いて、ASTM D7136/D7137 に準拠した CFRP 積層材の落錘衝撃試験および衝撃後圧縮試験を陽解法汎用 FEM 解析コード Abaqus Explicit を用いてシミュレーションした。同様に Panettieri ら(45),(46)も ASTM 規格の落錘衝撃試験および衝撃後圧縮試験の汎用 FEM 解析コード Abaqus による数値モデル化と数値シミュレーションの精度の検討を行っている。比較対象の実測データには超音波探傷(C-scope, B-scope)を用いている。

ところで、ここで、近年、材料観察技術と画像解析/数値モデル化シミュレーションの組み合わせとして注目されているものの 1 つとして、マイクロフォーカス X 線コンピュータ・トモグラフィ (Computed tomography, CT) により撮られた供試体の高分解能断層デジタル 3D イメージに対する解析が、いわゆるリヴァースエンジニアリングという分野において発達している(47)~(53)。これまで複合材料工学の分野では、X 線透過能が比較的高いグラファイト系素材である CFRP の明瞭な軟 X 線透過像を捕らえるにはヨウ化亜鉛など造影剤が併用されてきた(54)が、今日の CT 技術や画像処理技術の飛躍的な向上により(55)、X 線 CT 装置によって CFRP 積層材損傷の断層イメージの取得が可能であり、この技術とこれまで積み上げられてきた損傷した CFRP 積層複合材の解析モデル化への試みとを融合させることで、当該分野の進展に寄与できるとして、超音波探傷などこれまで CFRP 積層材非破壊検査手法の主流であった手法を補うほどのレベルでの本格的な活用が活発化している(56)~(58)。

以上のような背景の下、本報では、CFRP 積層複合材料平板へ比較的低速の落錘衝撃負荷による損傷を導入する。そしてそれらのマイクロフォーカス X 線 CT 撮像を損傷導入の前後で取得し、画像解析ソフトによりその内部損傷状態を定量的に評価することを試みる。

(2) 試験方法

(2-1) 供試体

本研究における供試体の材料は三菱レイヨン製パイロフィル TR350C150S を使用した。供試体は 32ply で構成される擬似等方積層材で、積層構成は $[45/0/-45/90]_{4s}$ とし、寸法は長さ 150mm、幅 100mm、1ply 当たりの厚さが 0.125mm のため総厚さは 4mm とした。

表 4-1-2 供試体について

| | |
|------------|--|
| 材質 | CFRP(Carbon Fiber Reinforced Plastics) |
| 積層構成 | $[45/0/-45/90]_{4s}$ |
| 寸法(縦×横×厚さ) | 150[mm]×100[mm]×4[mm] |
| 供試枚数 | 9枚 |

表 4-1-3 供試体製作素材について

| Type | 品番 | FAW [g/mm ²] | RC [wt%] | TAW [g/m ²] | Ply Thickness [mm] |
|------|-------------|--------------------------|----------|-------------------------|--------------------|
| UD | TR 350C150S | 150 | 25 | 200 | 0.124 |

(2-2) 落錘衝撃試験

ASTM D3763 を参考に製作した落錘型衝撃試験装置にて供試体に衝撃負荷を与えた。総質量 4.346kg のストライカから供試体までの落下高さを $h_0 = 100\text{mm}$ (位置エネルギー $U_0 = 4.26\text{J}$, 衝突時速度 $v_0 = 1.40\text{m/s}$ に相当), $h_0 = 200\text{mm}$ (同 $U_0 = 8.53\text{J}$, $v_0 = 1.98\text{m/s}$) および $h_0 = 300\text{mm}$ (同 $U_0 = 12.79\text{J}$, $v_0 = 2.43\text{m/s}$) に設定して試験を実施した。衝突中の荷重はストライカ部に組み込んだロードセル(秤量 20kN)からの出力を動ひずみアンプ(東京測器 DC-204Ra, $\Delta t = 10\mu\text{s}$)により処理しパソコンに取り込んだ。荷重点変位の時刻歴はストライカの運動方程式を修正オイラー法により刻み幅 $\Delta t = 10\mu\text{s}$ で時間積分して求めた。加えて、ハイスピードカメラ(カシオ, EX-F1, 1200fps)により落下後のストライカを高速ビデオ撮影し, 画像追跡ソフト(フォトロン, TEMA Lite 3.4)により, ストライカの跳ね上がり高さ h_1 を測定した。以上により得られた荷重-荷重点変位曲線の囲む面積を台形則により数値積分することで, 衝撃損傷時に使用された吸収エネルギー量を求めた。

(2-3) X線CT解析

内部監察を行うために X 線 CT (解像度 $0.091\mu\text{m}$) を衝撃試験前後, CAI 後の 3 回行った。また, 観察には my VGL (VOLUME GRAPHICS 社) で行い, リヴァースエンジニアリングには GOM Inspect (GOM 社) を使用し, 衝撃試験前後での損傷の確認を行った。また, 成形方向を X 軸とし, そこから 90 度を Y 軸方向とし, 厚さ方向を Z 軸方向とする。

(2-4) インパルスハンマリング試験

本研究においてはインパルスハンマ, 加速度センサ, AD コンバータ, 解析ソフト(Modal VIEW)を使用して試験を行う。図のように試験片の縦, 横の中間に釣り糸を接着剤にて接着し, 試験片を斜めにつるし設置する。試験はこの試験片に 1 点から 176 点を加振し, インパルスハンマの加振信号と加振点 176 点に取り付けた加速度センサの加速度信号を AD コンバータによりアナログデータをデジタルデータに変換し, 解析ソフトにより FFT を行なう。FFT のデータを加速度信号/加振信号で周波数応答関数(FRF)を測定する。これをモーダル解析することでモード形状, 減衰比, 固有振動数といったモーダルパラメータを導き出すことができる。

本研究では, PCB PIEZOTRONICS 社のインパルスハンマ (感度は $23.91(\text{mV/N})$, ヘッド部はハードチップ, 持ち手はアルミハンドル) を用い, 加速度センサとしては PCB PIEZOTRONICS 社製モデル 352A24 (小型一軸, 感度 $9.75(\text{mV/EU})$, 測定範囲は $\pm 500(\text{m/s}^2)$, 周波数範囲 $0.8\sim 10000\text{Hz}$) を用いる。AD コンバータ (NATIONAL INSTRUMENTS 社製の NI USB.4431) の加速度センサとインパルスハンマを接続し, 入出力信号をコンピュータに取り込む。そして, ABSignal 社製のモーダル解析ソフト(Modal VIEW)を用いて, モーダルパラメータを測定する。

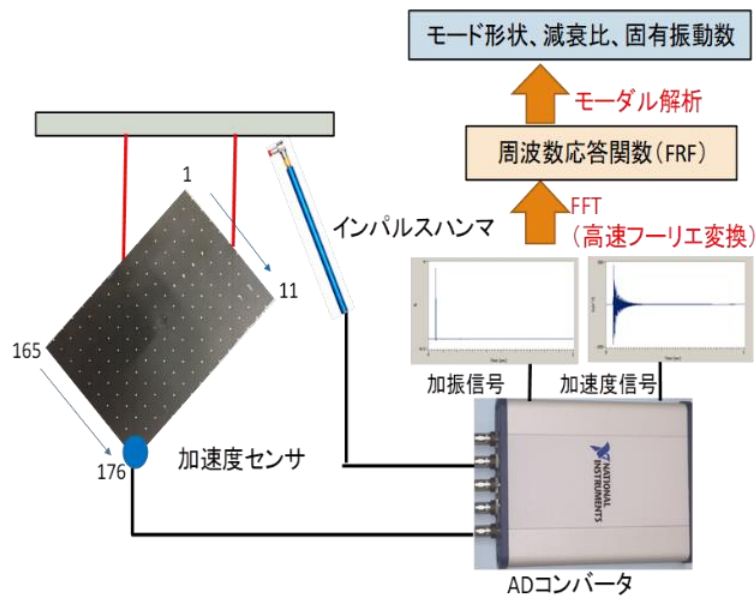


図 4-1-15 Modal testing set-up.

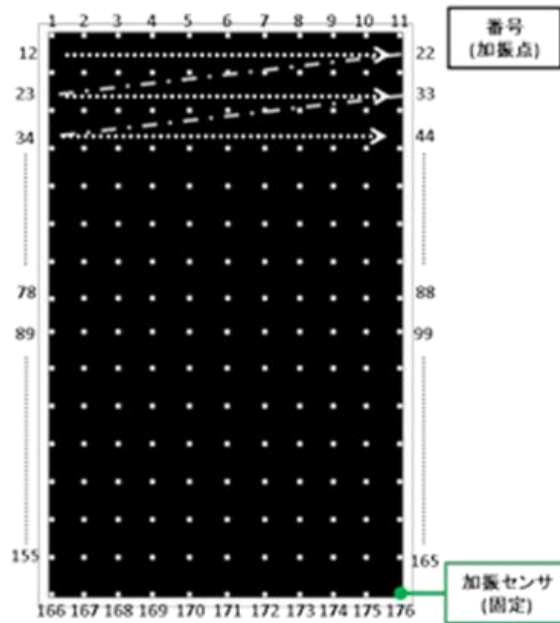


図 4-1-16 Impact and sensing points on the specimen.

(3) 試験結果

(3-1) 落錘衝撃試験結果

本研究では、単位板厚当たりの位置エネルギーが 3 パターン(6.67J/mm, 9.26J/mm, 11.7J/mm)設定され、それぞれ供試体 3 枚ずつに対して落錘衝撃試験が実施された。

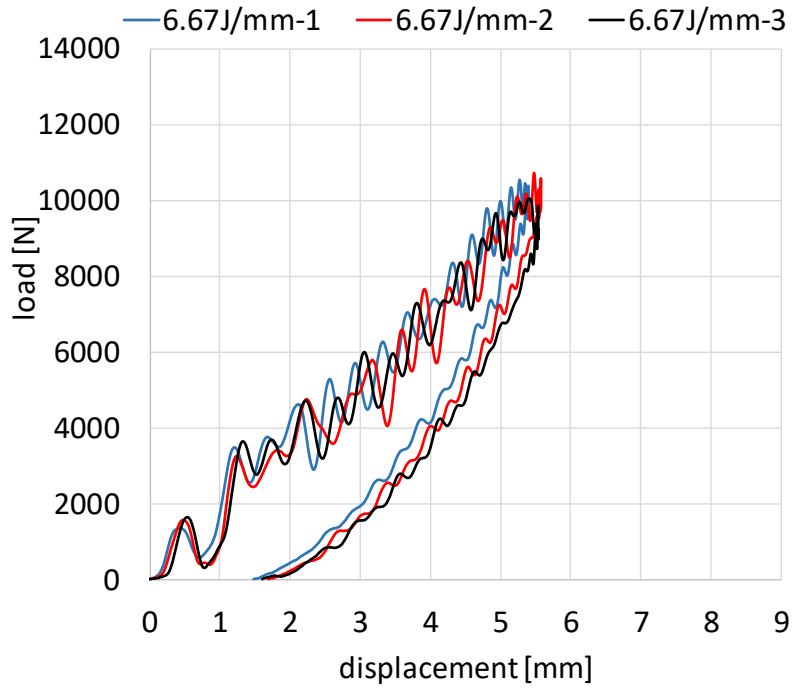


图 4-1-17 Load-displacement curves in low-velocity impact test of 6.67J/mm impact energy.

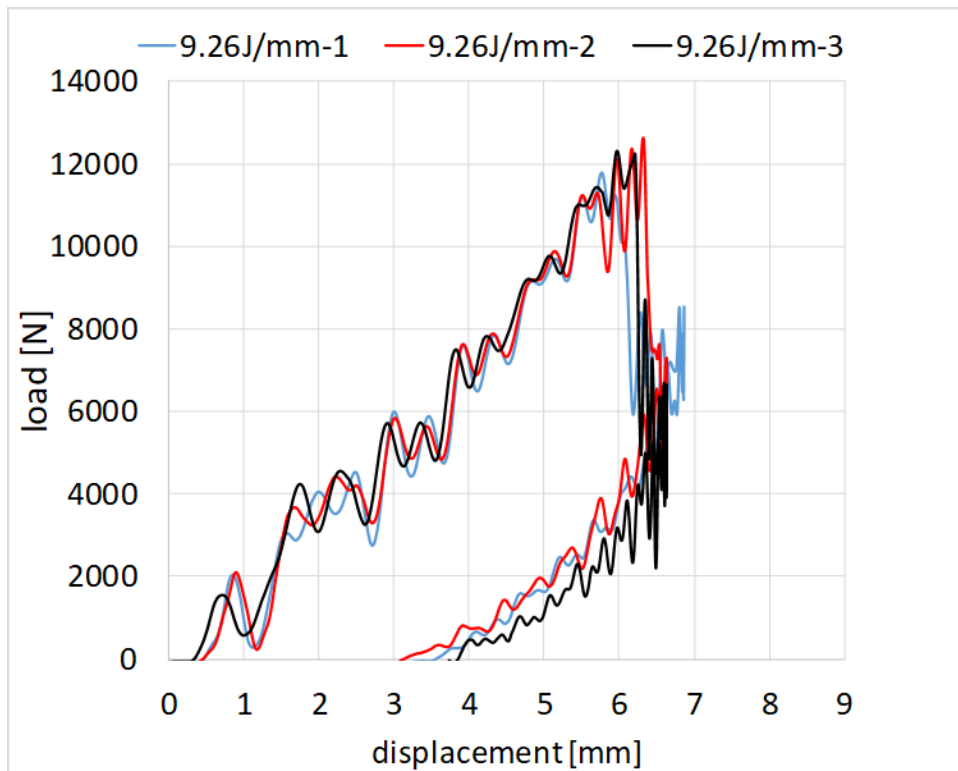


图 4-1-18 Load-displacement curves in low-velocity impact test of 9.26J/mm impact energy.

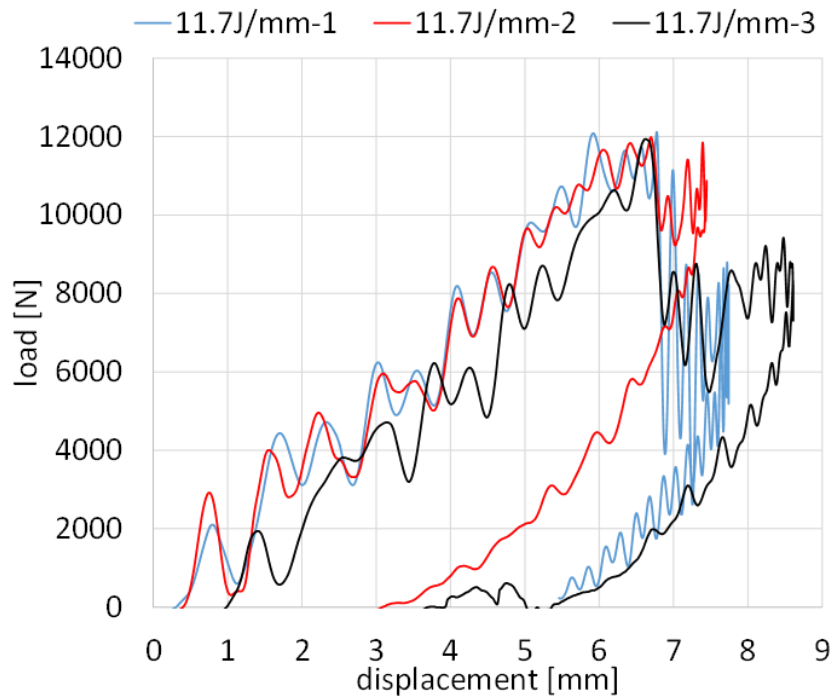


图 4-1-19 Load-displacement curves in low-velocity impact test of 11.7J/mm impact energy.

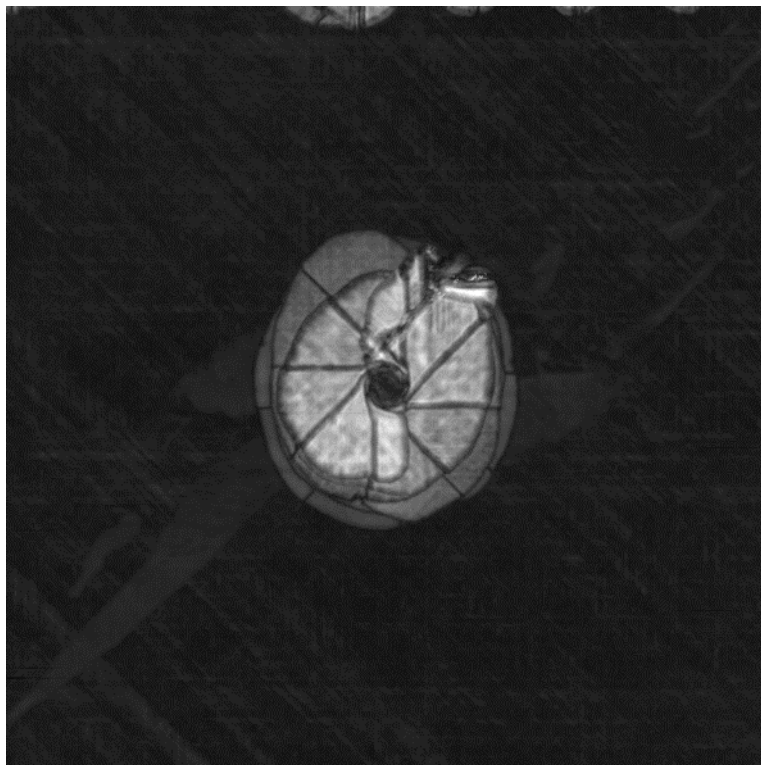


图 4-1-20 Delaminations in the damaged specimen of 6.67J/mm impact energy.

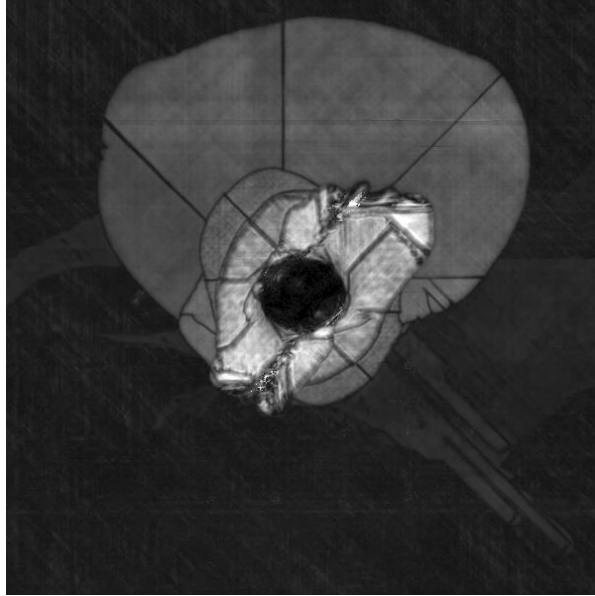


图 4-1-21 Delaminations in the damaged specimen of 9.26J/mm impact energy.

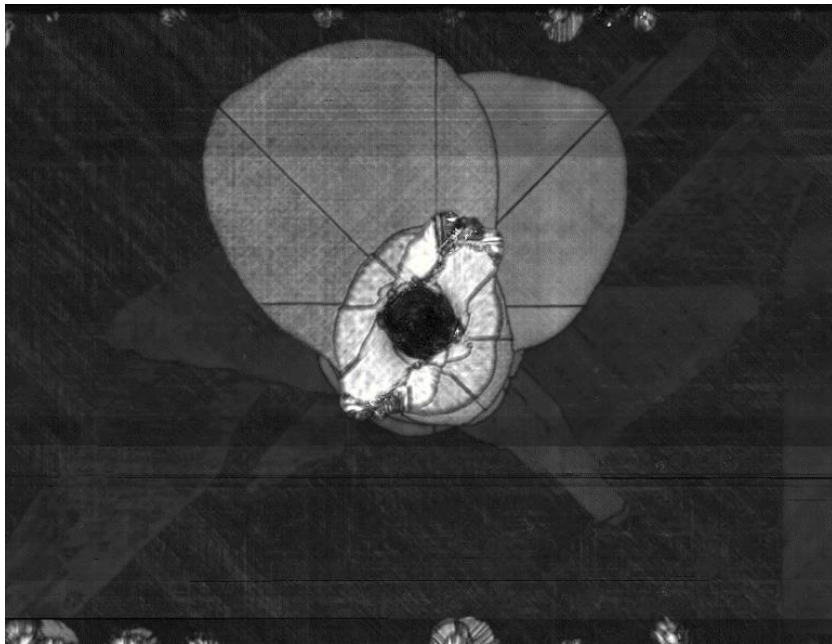


图 4-1-22 Delaminations in the damaged specimen of 11.7J/mm impact energy.

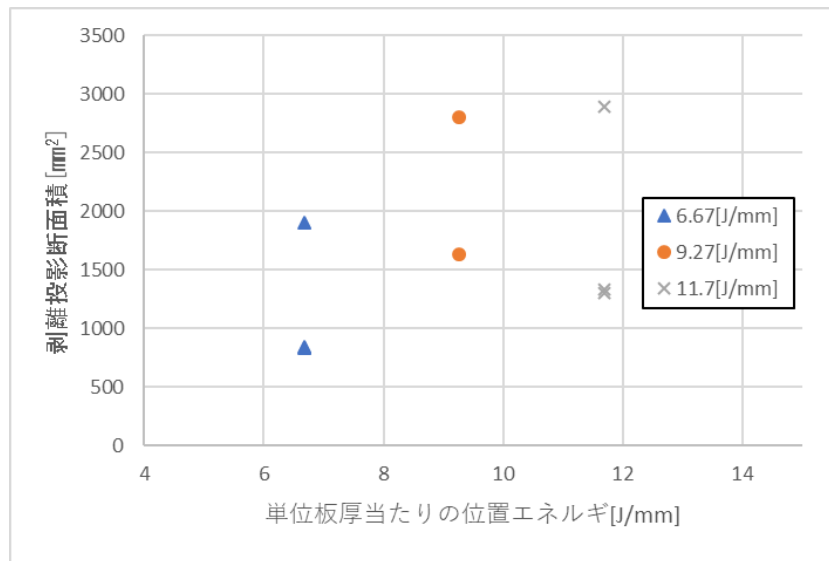


図 4-1-23 Delamination areas against the impact energy.

(3-2) X線 CT 解析結果

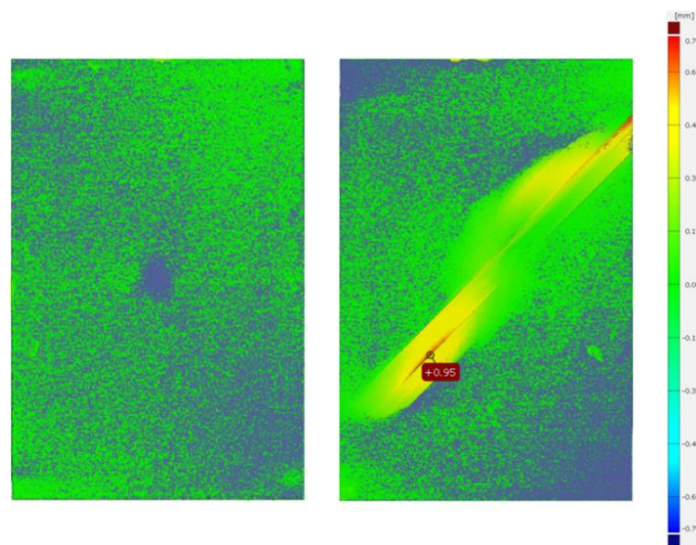


図 4-1-24 Surface deviations of the specimen of 6.67J/mm impact energy.

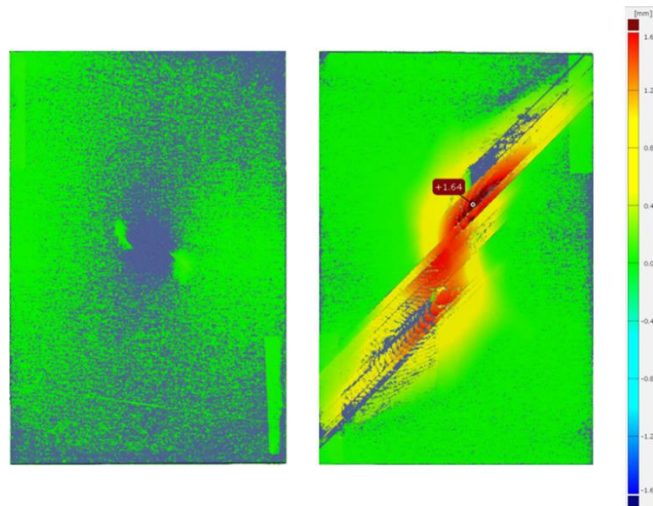


図 4-1-25 Surface deviations of the specimen of 9.26J/mm impact energy.

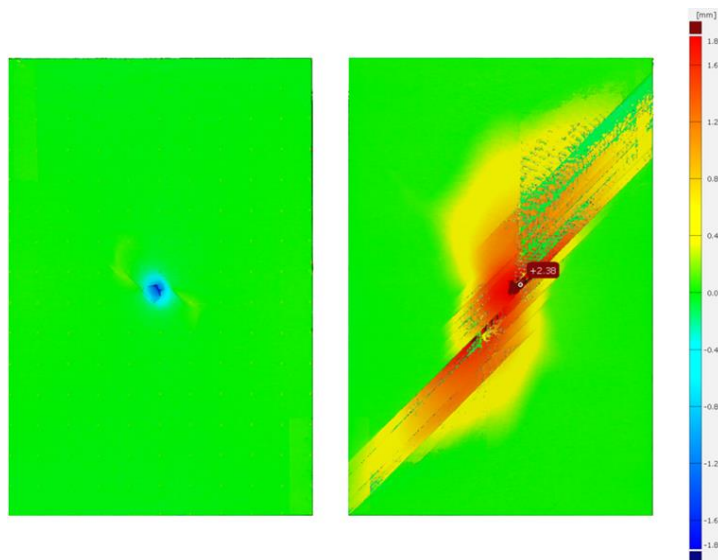


図 4-1-26 Surface deviations of the specimen of 11.7J/mm impact energy.

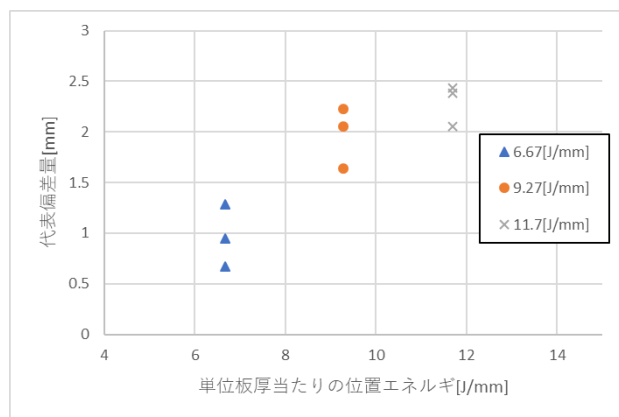


図 4-1-27 Maximum surface deviations against impact energy.

(3-3) インパルスハンマリング試験結果

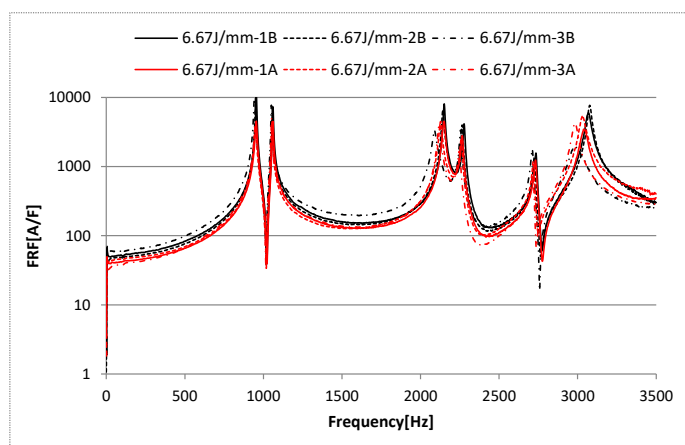


図 4-1-28 Frequency response changes of the specimens of 6.67J/mm impact energy at #1.

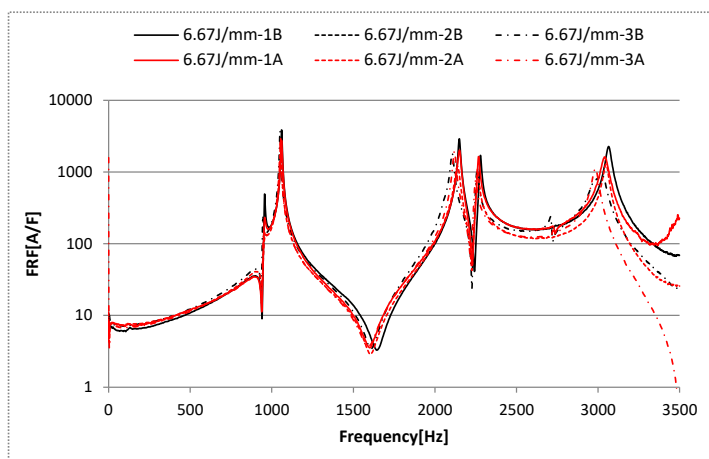


図 4-1-29 Frequency response changes of the specimens of 6.67J/mm impact energy at #83.

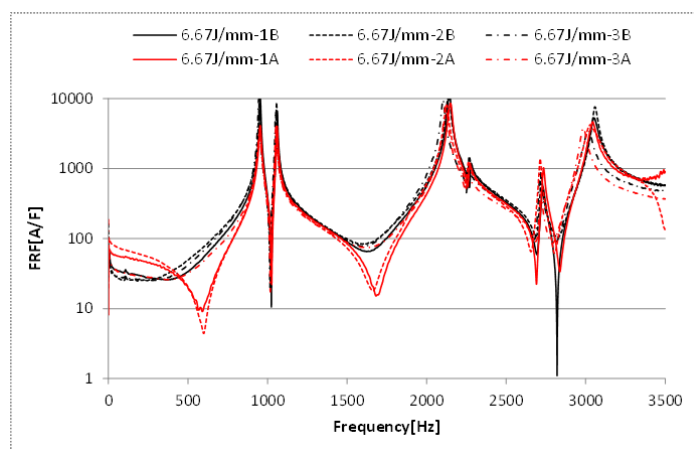


図 4-1-30 Frequency response changes of the specimens of 6.67J/mm impact energy at #179.

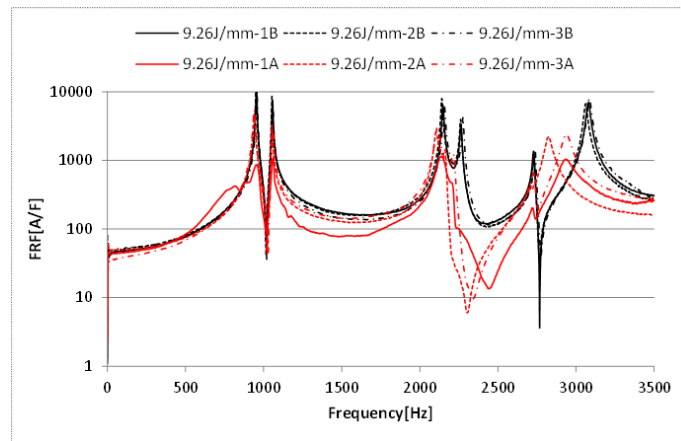


图 4-1-31 Frequency response changes of the specimens of 9.26J/mm impact energy at #1.

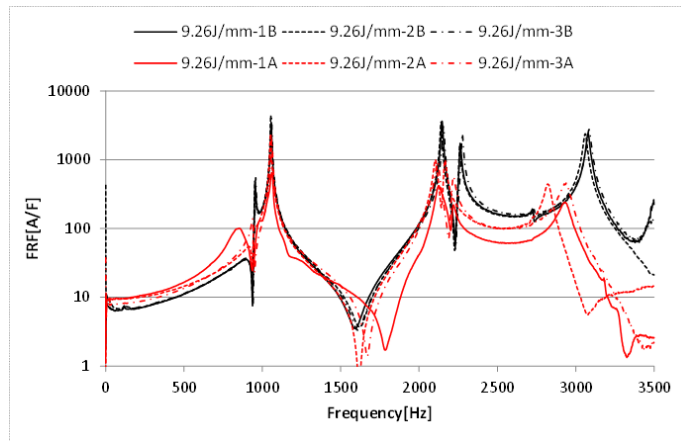


图 4-1-32 Frequency response changes of the specimens of 9.26J/mm impact energy at #83.

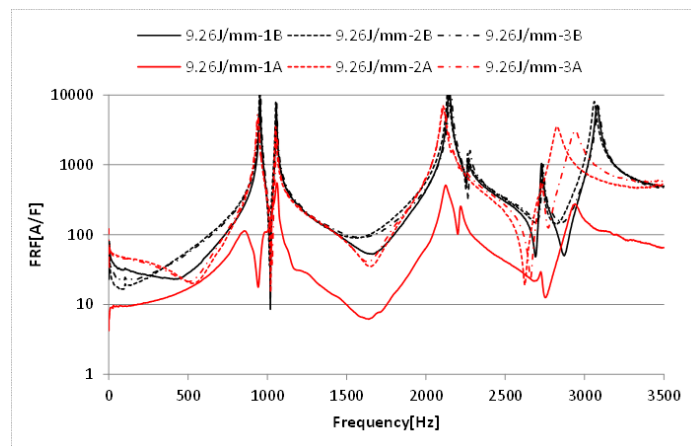


图 4-1-33 Frequency response changes of the specimens of 9.26J/mm impact energy at #179.

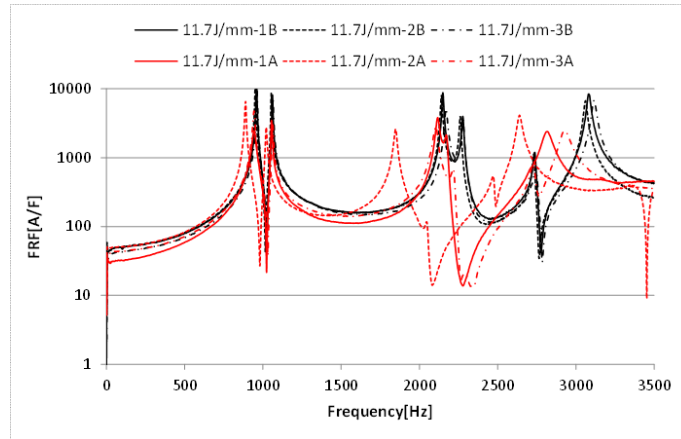


图 4-1-34 Frequency response changes of the specimens of 11.7J/mm impact energy at #1.

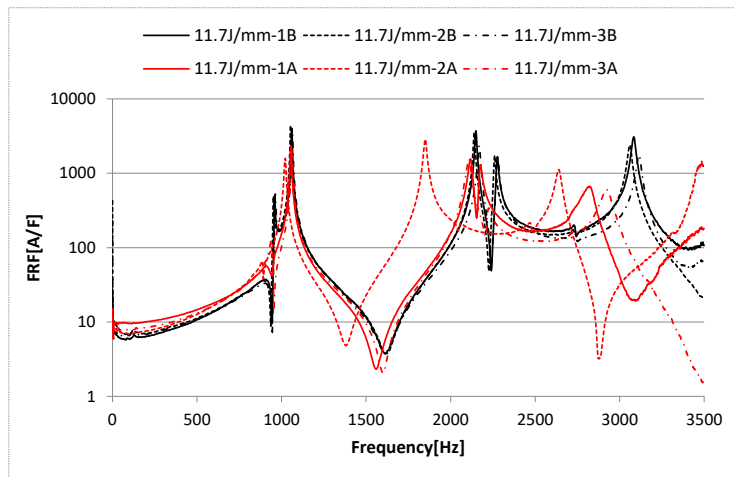


图 4-1-35 Frequency response changes of the specimens of 11.7J/mm impact energy at #83.

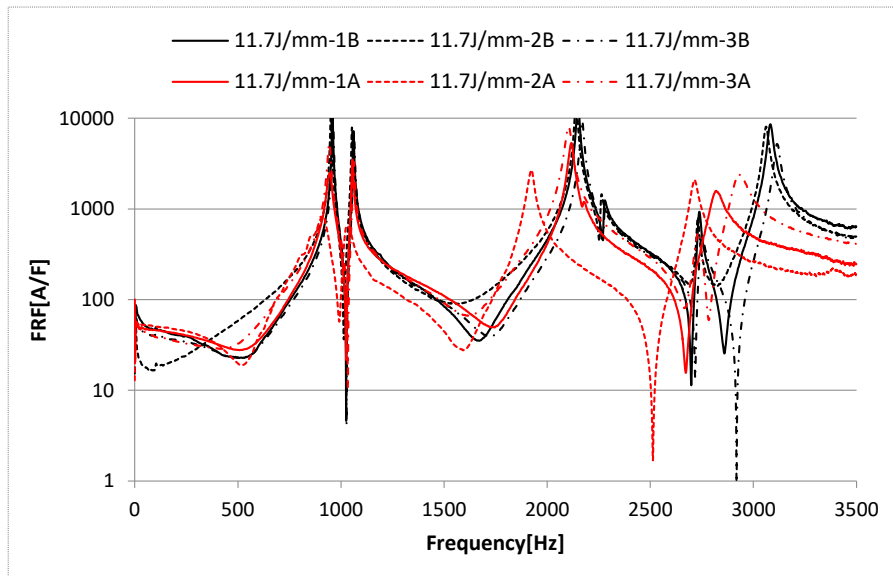


图 4-1-36 Frequency response changes of the specimens of 11.7J/mm impact energy at #179.

(4) まとめ

本研究(CFRP 積層板に対する超音波探傷試験結果と過去の研究で得られていた X 線 CT 撮像試験結果に、画像解析ソフトウェア・形状解析ソフトウェアを用い実施した非破壊試験法の比較・考察)により、検査対象に対し衝撃荷重が負荷された場合、衝撃負荷部の単位板厚当たりの衝撃エネルギーが検査対象の衝撃吸収エネルギーを超えた場合、超音波探傷試験で得られる剥離投影断面積は単位板厚当たりの位置エネルギーと比例関係が不安定となるが、X 線 CT 撮像試験より得られた検査対象衝撃負荷部の表面損傷形状(表層剥離の元の寸法に対する偏差量)を計測することで、負荷された衝撃量と損傷形状のより安定した比例関係を得る事が可能であると確認された。

検査対象に対して、超音波探傷試験を実施した際に、投影剥離断面積による損傷評価のみではなく、X 線 CT 撮像試験による検査対象衝撃負荷部の表面損傷形状(表層剥離の現寸法に対する偏差量)の形状解析も併せて実施する事で、検査対象内部・外表面の損傷検出・評価の精度向上に寄与できる事が確認できた

(5) 参考文献

- (1) 森田幹郎, 金原勲, 福田博, 複合材料, 日刊工業新聞社 (1988).
- (2) 福田博, 邊吾一, 末益博志 監修, 新版 複合材料・技術総覧, 産業技術サービスセンター (2011).
- (3) 松崎亮介 他. 基礎からわかる FRP—繊維強化プラスチックの基礎から実用まで—. p1~p9, p102, 2016, コロナ社.
- (4) 松嶋正道 他. 複合材料の各種非破壊評価法. p513, p529, p566~p567, 2011, 一般社団法人日本非破壊検査協会.
- (5) 水谷義弘 他. 非破壊検査 検査と材料評価. p279~p289, 2017, 一般社団法人日本非破壊検査協会.
- (6) 武田展雄, 複合材料の衝撃応答と破壊 (IV), 日本複合材料学会誌, Vol.12, No.2 (1986), pp.80-90.
- (7) Abrate, S., Impact on laminated composite materials, Applied Mechanics Reviews, Vol.44, No.4 (1991), pp.155-190.
- (8) Abrate, S., Impact on laminated composite materials: Recent advances, Applied Mechanics Reviews, Vol.47, No.11 (1994), pp.517-544.
- (9) Richardson, M.O.W. and Wisheart, M.J., Review of low-velocity impact properties of composite materials, Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, Vol.27, No.12 (1996), pp.1123-1131.
- (10) 北條正樹, 影山和郎, 複合材料の設計と評価の最前線 — 5. 破壊力学とその特性評価, 材料, Vol.46, No.5 (1997), pp.568-574.
- (11) 影山和郎, 複合材料のマクロメカニクス・損傷解析の最新動向-I: 破壊力学は複合材料強度設計に使えるか, 日本複合材料学会誌, Vol.31, No.1 (2005), pp.6-12.
- (12) 永井功, 田中利光, 松川真美, 小牧和夫, 北條正樹, 擬似等方性カーボン/エポキシ積層板の落錘衝撃損傷進展, 日本機械学会論文集 A 編, Vol.61, No.590 (1995), pp.2176-2184.
- (13) 宇治橋貞幸, 田中克典, 松本浩之, 足立忠晴, 落錘試験による繊維強化プラスチックの衝撃強度評価法, 日本機械学会論文集 A 編, Vol.63, No.616 (1997), pp. 2560-2567.
- (14) 吉岡孝和, 高橋一郎, 落錘試験による C/C 複合材料の衝撃損傷評価 (C/C 複合材料における吸収エネルギーと剛性低下), 日本機械学会論文集 A 編, Vol.77, No.781 (2011), pp.1490-1499.
- (15) 栗山卓, 成澤郁夫, 佐藤淳, 阿部利彦, 衝撃を受けた CFRP 積層板の超音波映像および残存強度, 材料 Vol.39, No.438 (1990), pp.247-253.
- (16) 盛田 英夫, 松本 浩之, 落すい試験による CFRP 積層板の耐衝撃損傷性評価, 日本機械学会論文集 A 編, Vol.61, No.581 (1995), pp. 127-132.
- (17) 小林昭, 荻原慎二, 粕谷聡, 石山和義, 平織 CFRP 積層板の落錘衝撃による微視的損傷, 材料 Vol.46, No.5 (1997), pp.539-543.
- (18) 倉敷哲生, 座古勝, 櫻田訓名理, CFRP 積層材の低エネルギー衝撃損傷評価に関する研究 (第 1 報, 損傷発生後静的曲げ試験法による残存強度評価), 日本機械学会論文集 A 編, Vol.71, No.704 (2005), pp.656-662.
- (19) Suppliers of Advanced Composite Materials Association (SACMA): Recommended Method SRM 3R-94 (1994).
- (20) 日本規格協会: 日本工業規格 JIS K 7089 “炭素繊維強化プラスチックの衝撃後圧縮試験方法” (1996).
- (21) 座古勝, 廣瀬貞雄, 裏垣博, 高橋浩, 超音波による複合材料中の欠陥検出ならびに画像化に関する研究, 日本機械学会論文集 A 編, Vol.61, No.592 (1995), pp.2648-2654.
- (22) Gao, S.-L. and Kim, J.-K., Scanning acoustic microscopy as a tool for quantitative characterisation of damage in CFRPs, Composites Science and Technology, Vol.59, No.3 (1999), pp.345-354.
- (23) 石川隆司, 松嶋正道, 林洋一, 従来型 CF/エポキシ積層材の衝撃後残留圧縮強度(CAI)試験時の力学的挙動,

- 日本複合材料学会誌, Vol.26, No.4 (2000), pp.141-151.
- (24) 石川隆司, 林洋一, 松嶋正道, CF/PEEK 材と CF/エポキシ材を用いた補強平板構造の衝撃後残留圧縮強度, 日本航空宇宙学会誌, Vol.42, No.484 (1994), pp.319-328.
- (25) 荻原慎二, 小林昭, 田中知樹, CFRP 積層板の落錘衝撃による微視的損傷と残留圧縮強度, 日本機械学会論文集 A 編, Vol.63, No.611 (1997), pp.1505-1510.
- (26) 駒井謙治郎, 箕島弘二, 田中和人, 繊維強化樹脂基複合材料の衝撃・圧縮破壊特性と水環境効果, 日本機械学会論文集 A 編, Vol.63, No.610 (1997), pp.1198-1204.
- (27) 加藤久弥, 下河利行, 上田享, 濱口泰正, 小林大祐, 炭素繊維/高靱性ポリイミド樹脂複合材料 MR50K/PETI5 の衝撃後圧縮(CAD)強度特性について, 日本複合材料学会誌, Vol.31, No.1 (2005), pp.21-30.
- (28) Saito, H. and Kimpara I., Evaluation of impact damage mechanism of multi-axial stitched CFRP laminate, *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol.37, No.12 (2006), pp.2226-2235.
- (29) 青木雄一郎, 山田健, 石川隆司, 邊吾一, CFRP 積層板の衝撃後残留圧縮強度特性に及ぼす吸水・環境温度の影響, 日本複合材料学会誌, Vol.32, No.4 (2006), pp.163-170.
- (30) 横関智弘, 青木雄一郎, 小笠原俊夫, 薄厚層を有する高靱性 CFRP 積層板の面外衝撃損傷挙動及び CAI 特性, 日本航空宇宙学会誌, Vol.55, No.643 (2007), pp.388-395.
- (31) 星光, 中野啓介, 岩堀豊, 石川隆司, 矢島浩, CFRP スカーフ接着継手の衝撃後強度特性, 日本複合材料学会誌, Vol.33, No.3 (2007), pp.104-115.
- (32) 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, 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, 日本複合材料学会誌, Vol.41, No.1 (2015), pp.33-44.
- (33) 末益博志, 青木雄一郎, 複合材料のマクロメカニクス・損傷解析の最新動向-VI: 層間はく離進展問題と cohesive 要素を用いた解析, 日本複合材料学会誌, Vol.32, No.1 (2006), pp.3-11.
- (34) 胡寧, 複合材料のマクロメカニクス・損傷解析の最新動向-VII: 面外低速衝撃による積層複合材料の損傷進展シミュレーションの最新動向, 日本複合材料学会誌, Vol.32, No.2 (2006), pp.51-60.
- (35) 末益博志, Wang, S.S., 層間剥離を有する複合材料板の座屈後挙動の解析手法, 日本複合材料学会誌, Vol.14, No.1 (1988), pp.26-35.
- (36) 大上俊光, 金原勲, 影山和郎, 鈴木敏夫, 大沢勇, アラミド/ガラスハイブリッド積層板の衝撃破壊解析, 材料, Vol.41, No.462 (1992), pp.382-388.
- (37) 末益博志, 小俣孝司, 間島理, 林邦夫, 多重層間で剥離したクロスプライ積層板の圧縮挙動と剥離クラックの不安定問題に関する有限要素解析, 日本航空宇宙学会誌, Vol.43, No.500 (1995), pp.513-519.
- (38) 間島理, 末益博志, 複合材料積層板中の多重層間剥離伝播挙動の非線形有限要素解析, 日本複合材料学会誌, Vol.26, No.6 (2000), pp.219-226.
- (39) 倉敷哲生, 座古勝, 椎野努, 林禎彦, CFRP 積層材の低エネルギー衝撃損傷評価に関する研究 (第 2 報, 損傷力学に基づく数値解析手法の適用), 日本機械学会論文集 A 編, Vol.71, No.704 (2005), pp.663-669.
- (40) 前場豊, 胡寧, 原栄一, 福永久雄, 低速衝撃荷重下における CFRP 擬似等方性板の損傷進展予測, 日本航空宇宙学会誌, Vol.56, No.652 (2008), pp.220-227.
- (41) 吉村彰記, 仲尾知晃, 武田展雄, 板厚方向の縫合による CFRP 積層板の面外衝撃損傷抑制効果, 日本複合材料学会誌, Vol.34, No.5 (2008), pp.182-188.
- (42) 市来誠, 末益博志, 青木雄一郎, 衝撃損傷を有する CFRP 積層板の圧縮挙動と破壊現象に関する考察, 日本複合材料学会誌, Vol.38, No.6 (2012), pp.254-261.
- (43) 市来誠, 末益博志, 二重らせん損傷を有する複合材料積層板の圧縮荷重下における衝撃損傷進展メカニズム, 日本機械学会論文集, Vol.81, No.826 (2015), DOI:10.1299/transjsme.14-00380.
- (44) Caputo, F., A. De Luca, A., Lamanna, G., Borrelli, R. and Mercurio, U., Numerical study for the structural analysis of composite laminates subjected to low velocity impact, *Composites Part B: Engineering*, Vol.67 (2014), pp.296-302.
- (45) Panettieri, E., Fanteria, D., Montemurro, M. and Froustey, C., Low-velocity impact tests on carbon/epoxy composite laminates: A benchmark study, *Composites Part B: Engineering*, Vol.107 (2016), pp.9-21.
- (46) Panettieri, E., Fanteria, D. and Danzi, F., Delaminations growth in compression after impact test simulations: Influence of cohesive elements parameters on numerical results, *Composite Structures*, Vol.137 (2016), pp.140-147.
- (47) 松浦滋男, 藤井正司, 産業用 X 線 CT スキャナ, 日本複合材料学会誌, Vol.12, No.1 (1986), pp.2-7
- (48) 藤井正司, マイクロ CT, 非破壊検査, Vol.54, No.5 (2005), pp.228-232.
- (49) 平井秀和, 村越厚志, マイクロフォーカス CT における X 線装置と検出器の組み合わせと適用事例, 非破壊検査, Vol.54, No.5 (2005), pp.248-251.
- (50) 佐藤充男, 産業用 X 線 CT データ解析の現状と今後の展望, 精密工学会誌, Vol.82, No.6 (2016), pp.529-532.
- (51) 廣野哲朗, 西村征洋, 多田井修, 林為人, マイクロフォーカス X 線 CT 装置における階調値の精度の検証および CT 値への規格化について, *JAMSTEC Report of Research and Development*, Vol.8 (2008), pp.29-36.
- (52) 藤本弘之, 佐藤理, 佐藤真, 岸武人, X 線 CT 装置の精度評価法標準化と高度化, 精密工学会誌, Vol.82, No.6 (2016), pp.502-505.
- (53) DXCT の非破壊検査の解説論文, 2017
- (54) Van Daele, R., Verpoest, I. and De Meester, P., Detection of damage in composite materials using radiography, *Manual*

on Experimental Methods for Mechanical Testing of Composites, Society for Experimental Mechanics, Section VI A (1989), pp.115-127.

- (55) 西川幸宏, 堀川慶多, 西浦雄祐, 三嶋良輔, 高橋雅興, 高分子複合材料の射出成形品に局在するキャビテーションについての考察, 材料, Vol.64, No.1 (2015), pp.7-10.
- (56) 吉村 解説 論文, 非破壊検査, 2017.
- (57) 中野亮, 塩田忠弘, 開本亮, 滝克彦, 高塩創, 千容星, X線CTによる繊維配向観察とシュミレーション, 成形加工, Vol.20, No.4 (2008), pp.237-241.
- (58) Jeon, S.Y., Na, W.-J., Choi, Y.-O., Lee, M.-G., Kim, H.-E. and Yu, W.-R., In situ monitoring of structural changes in nonwoven mats under tensile loading using X-ray computer tomography, Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, Vol.63 (2014), pp.1-9.

4-1-4. 柔軟層挿入 CFRTS 積層材の低速衝撃損傷の評価とモニタリング

(1) はじめに

軽量で耐疲労特性にも優れた炭素繊維強化プラスチック(Carbon Fiber Reinforced Plastic, CFRP)積層複合材をはじめとする先進複合材料は、構造材料として今後ますますの用途拡大が期待される一方、成形過程での残留応力や運用中の突発的な外的衝撃などにより導入されうる内部損傷の非破壊的な検出に関する新技術の創成や既存技術の高度化の必要性が指摘されている。特に、その取り扱いの容易さから、固有振動数、振動モード形状およびモード減衰特性の変化からはく離や樹脂割れといった損傷を検出する試みが、損傷した積層複合材料の解析モデルの提案とともに、少なからずなされてきた(Ramkumar, et al., 1979), (Wang, et al., 1982), (Lee, et al., 1987), (Tracy and Pardoen, 1989), (Grady and Meyn., 1989), (Shen and Grady, 1992), (金原他, 1994), (Luo and Hanagud, 1995), (邊他, 1996), (Zou, et al., 2000). しかしこれまでの研究をより実用的な損傷検出や非破壊検査の基盤技術として発展させていくためには、さらにより高精度な損傷観察を実施し、結果として発現する動特性変化との関係付けをより精密に行い、逆同定技術として独り立ちさせる必要があるものと思われる。ここで、近年、材料観察技術と画像解析/数値モデル化シミュレーションの組み合わせとして注目されているものの1つとして、X線コンピュータ・トモグラフィ(CT)により撮られた供試体の高分解能断層デジタルイメージから直接的に3次元有限要素法(FEM)などの数値解析モデルを生成し変形・応力解析する試みが挙げられる。著者らも歯科用X線コーンビームCT(CBCT)によるDICOM断層画像を用いたヒト顎骨周辺部のFEM(ANSYS 14.5)解析を実施した(鈴木, 浅海, 2013)。これまで複合材料工学の分野では、きわめて高いX線透過能を示すグラファイト系素材であるCFRPの明瞭なX線透過像を捕らえるにはヨウ化亜鉛など造影剤の併用が必要であった(Van Daele, et al., 1989)が、今日のCT技術や画像処理技術の飛躍的な向上により、X線CT装置によってCFRP積層材損傷の断層イメージの取得が可能であり、この技術とこれまで積み上げられてきた損傷したCFRP積層複合材の解析モデル化への試みとを融合させることで、当該分野の伸展に寄与できる可能性がある。

そこで本報では、各種の積層構成を有するCFRP積層複合材料平板および層間に柔軟シート(柔軟減衰層)を挿入した耐衝撃損傷型CFRP積層複合材料平板へ比較的低速の落錘衝撃負荷による損傷をそれぞれ導入する。そしてそれらのマイクロフォーカスX線CT撮像を損傷導入の前後で取得し、画像解析ソフトによりその内部損傷状態を定量的に評価することを試みる。またCFRP積層複合材料平板への柔軟減衰層導入による耐損傷効果について定量的に検討する。

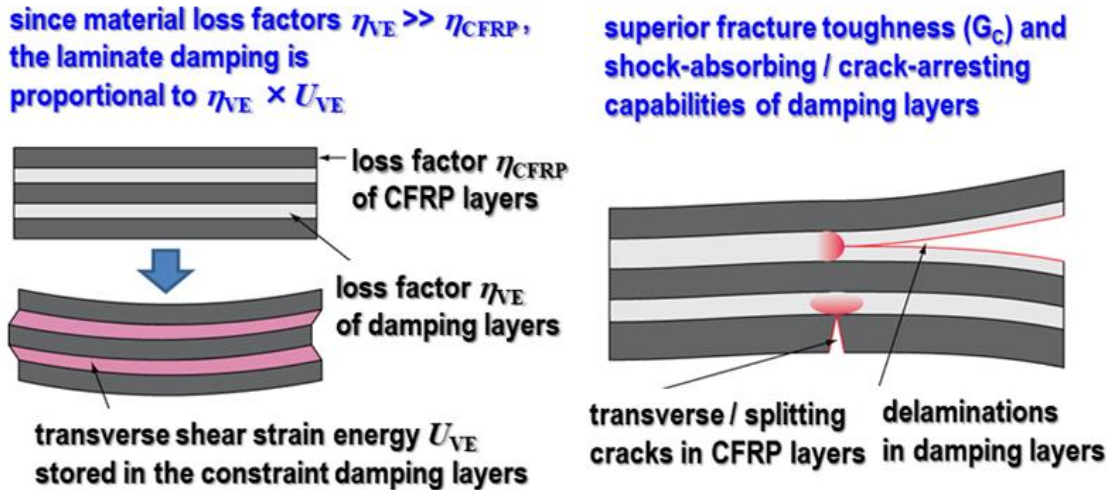


図 4-1-37 Flexible layers insert for CFRP laminates.

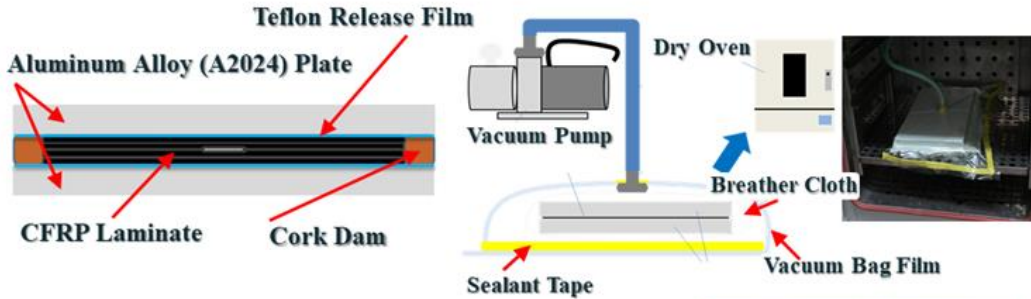
(2) 試験方法

(2-1) 供試体とその成形について

本研究で用いた供試体は、図 4-1-38 に示すように、PAN 系高強度タイプの汎用 CFRP プリプレグシート(三菱レーヨン Pyrofill, 厚さ約 0.25mm)を 8 枚積層し、真空バク成形法(1atm / 135 °C で 120min 加熱)にて CFRP 積層複合材料平板(500mm×500mm)を成形した。積層構成としては、一方向材：UD([0_s]), クロスプライ積層：CRS([0/90]_{2s})および擬似等方積層：QIS([0/45/90/-45]_s)の 3 種類を選んだ。またこれら 3 種類の積層構成の中央層間に柔軟ダンピングシート(PIEZON, 木曾興業㈱)をおのおの挿入した制振 CFRP 積層複合材料平板として、一方向材：UD+D([0₄][D][0₄]), クロスプライ積層：CRS+D([0/90]₂[D][90/0]₂)および擬似等方積層：QIS+D([0/45/90/-45][D][-45/90/45/0])も成形した。図 4-1-39 に成形した各種積層材の積層構成を示す。特にダンピングシートを挿入した成形板について、反りなどの目立った面外変形は今回見られなかった。成形板の厚さは通常の CFRP 積層材(UD, CRD および QSI)についてはおよそ 2.19mm, ダンピングシート挿入 CFRP(UD+D, CRS+D および QSI+D)についてはおよそ 2.51mm となった。その後、それら 6 種類の 500mm×500mm の CFRP 積層複合材料平板からウォータージェット切断加工機により、およそ 145mm×145mm の供試体を 9 枚ずつ切り出した。得られた供試体に対する非破壊検査から切断加工時の目立った損傷導入は確認されなかった。

● **CFRP Laminates Processing: Vacuum Bag Laminating Method**

- Under atmospheric air pressure (1atm)
- Pre-heat: 80°C 1h, Cure: 135°C 3h, After-cure: Room temperature 24h



● **Specimens Preparation:**

Water-Jet Machining

- Dimension: 150mm × 150mm
- Sample size: Three specimens each

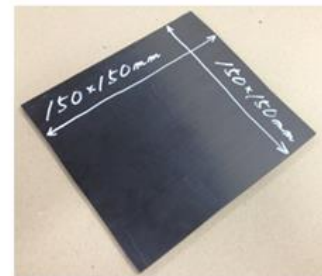
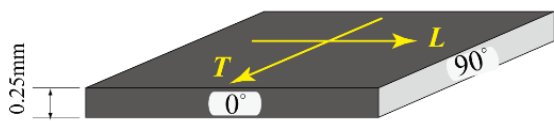
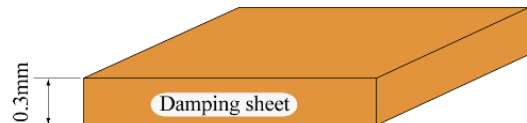


图 4-1-38 Specimen preparation.



$E_L = 125 \text{ GPa}$, $E_T = 12 \text{ GPa}$, $G_{LT} = 5.4 \text{ GPa}$
 $\nu_{LT} = 0.25$, $\nu_{TT} = 0.3$, $G_{TT} = 4.8 \text{ GPa}$
 $\rho = 1.56$

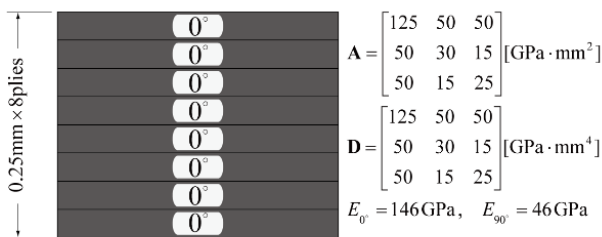
CFRP Layer (PYROFIL TR380G250S)



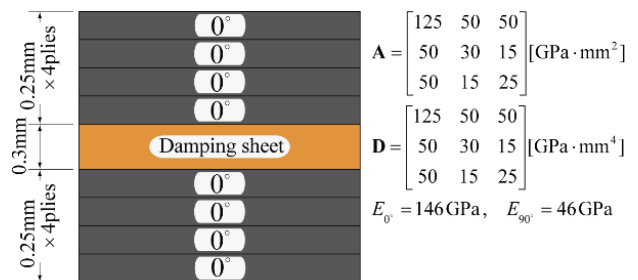
$E_D = 2.2 \text{ GPa}$, $\nu_D = 0.3$, $G_D = 1.0 \text{ GPa}$
 $\rho_D = 1.5$
 $\tan \delta = 0.15$ (at 100Hz)

Damping Layer (PIEZON)

(a) CFRP single layer and damping sheet layer

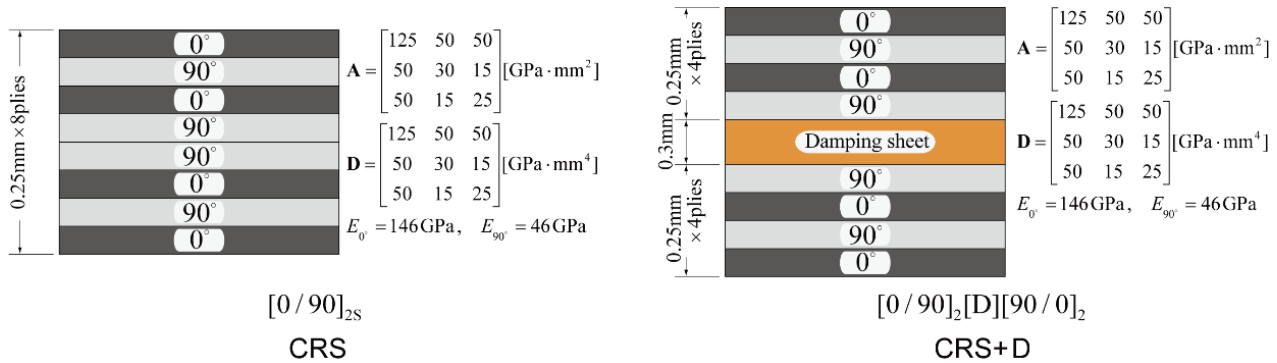


$[0_8]$
UD

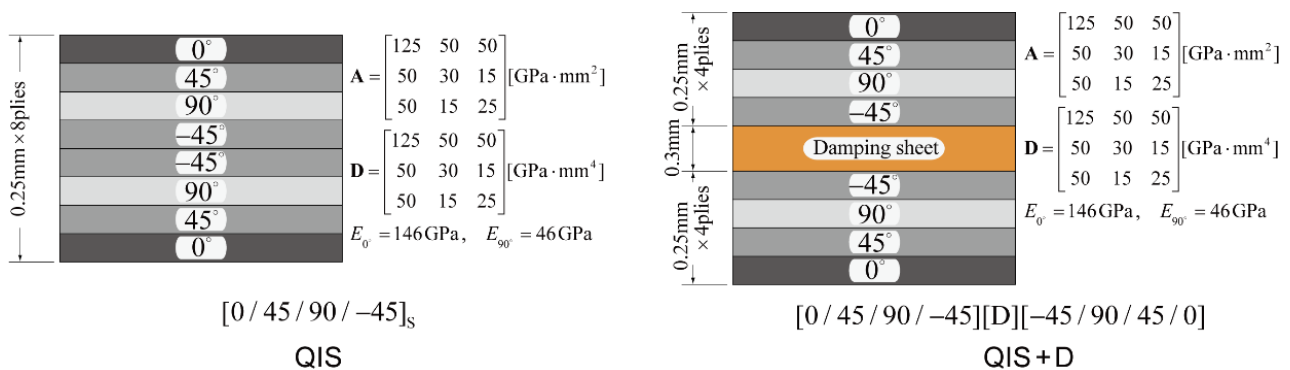


$[0_4][D][0_4]$
UD+D

(b) unidirectional CFRP laminates with or without a damping sheet layer



(c) cross-ply CFRP laminates with or without a damping sheet layer



(d) quasi-isotropic CFRP laminates with or without a damping sheet layer

図 4-1-39 The three different stacking sequences prepared in the present study of typical carbon fiber reinforced plastic (CFRP) composite laminates and their damping enhanced ones with a sheet of flexible and high-loss-factor material (PEZON®) inserted into the central lamina interface.

(2-2) 落錘衝撃試験による供試体への損傷導入について

図 4-1-40 に示すような ASTM D3763 を参考に製作した落錘型衝撃試験装置にて供試体に衝撃負荷を与えた。総質量 4.346kg のストライカから供試体までの落下高さを $h_0 = 100\text{mm}$ (位置エネルギー $U_0 = 4.26\text{J}$, 衝突時速度 $v_0 = 1.40\text{m/s}$ に相当), $h_0 = 200\text{mm}$ (同 $U_0 = 8.53\text{J}$, $v_0 = 1.98\text{m/s}$) および $h_0 = 300\text{mm}$ (同 $U_0 = 12.79\text{J}$, $v_0 = 2.43\text{m/s}$) に設定して試験を実施した。衝突中の荷重はストライカ部に組み込んだロードセル(秤量 20kN)からの出力を動ひずみアンプ(東京測器 DC-204Ra, $\Delta t = 10\mu\text{s}$)により処理しパソコンに取り込んだ。荷重点変位の時刻歴はストライカの運動方程式を修正オイラー法により刻み幅 $\Delta t = 10\mu\text{s}$ で時間積分して求めた。加えて、ハイスピードカメラ(カシオ, EX-F1, 1200fps)により落下後のストライカを高速ビデオ撮影し, 画像追跡ソフト(フォトロン, TEMA Lite 3.4)により, ストライカの跳ね上がり高さ h_1 を測定した。以上により得られた荷重—荷重点変位曲線の囲む面積を Simpson 則により数値積分することで, 衝撃損傷時に使用された吸収エネルギー量を求めた。

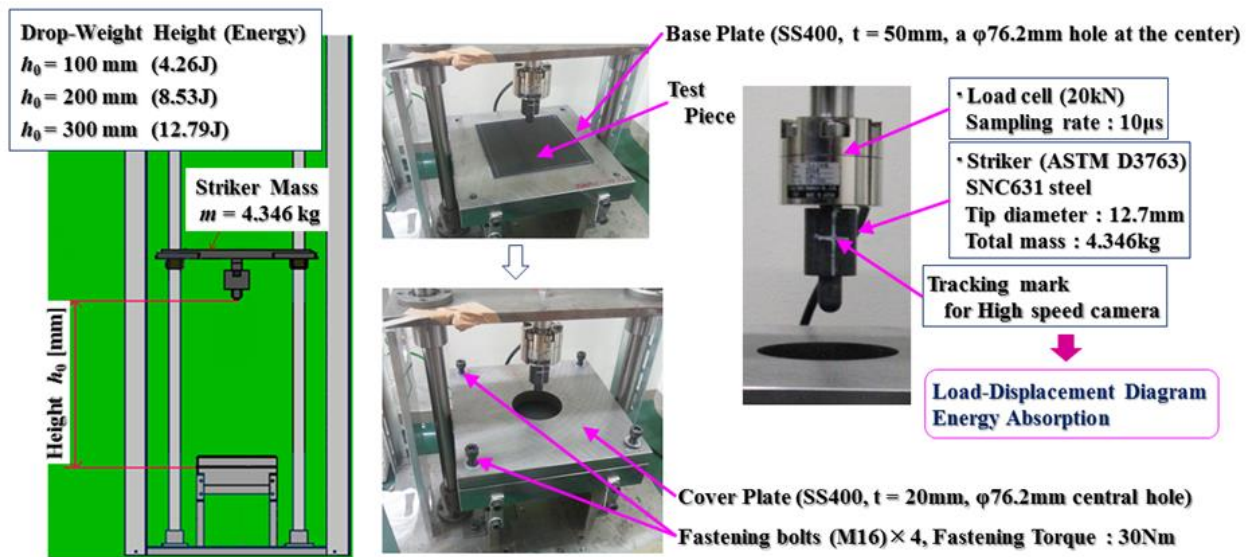


図 4-1-40 Low-velocity impact test set-up.

(2-3) 供試体へのマイクロフォーカス X 線 CT 撮像について

供試体のマイクロフォーカス X 線 CT 撮像(空間分解能 $89 \mu\text{m}$)を取得した。CT 撮像にあたり、スライス画像サイズは $1024 \text{ pixel} \times 1024 \text{ pixel}$ とした。さらに CT 画像解析ソフト(株JSOL, simpleware ver.7)を用いて供試体部をグレイスケール値に閾値を設けて抽出し、損傷形態の観察および損傷導入前後の表面積変化(ΔS)を求めた。この表面積増加量 ΔS と衝撃試験時に測定された衝撃荷重-変位線図から求められた衝撃吸収エネルギー $U[\text{J}]$ にどのような関係があるか本研究で検討することにする。続いて、衝撃試験機にて損傷の導入された供試体の損傷部($42 \text{ mm} \times 42 \text{ mm}$)の高分解能 X 線 CT 撮像(分解能 $5 \mu\text{m}$)を取得した。CT 撮像にあたり、スライス画像解像度は $512 \text{ pixel} \times 512 \text{ pixel}$ で、スライスピッチは 0.082 mm/pixel であり、アベレーシング回数は 8 とした。さらに CT 画像解析ソフト(株JSOL, simpleware ver.6)を用いて損傷部分をグレイスケール値に閾値を設けて抽出し、損傷形態の観察および損傷部体積の算出を実施した。

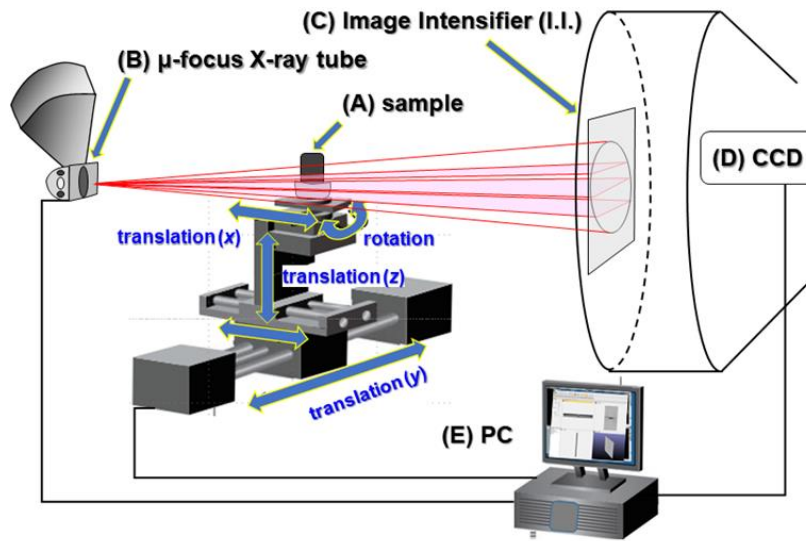


図 4-1-41 Micro-focus X-ray CT imaging.

(2-3) インパルスハンマ加振実験モーダル解析

本研究は、損傷の無い供試体と落錘衝撃損傷させた供試体それぞれに対し図 4-1-42 のようにハンマリング加振による実験モーダル解析を実施し、供試体の周波数応答関数を取得し、モーダル解析によって得られる固有振動数やモード減衰比、振動モード形状を比較することで、損傷により振動特性に何らかの変化を見出せないか検討する。

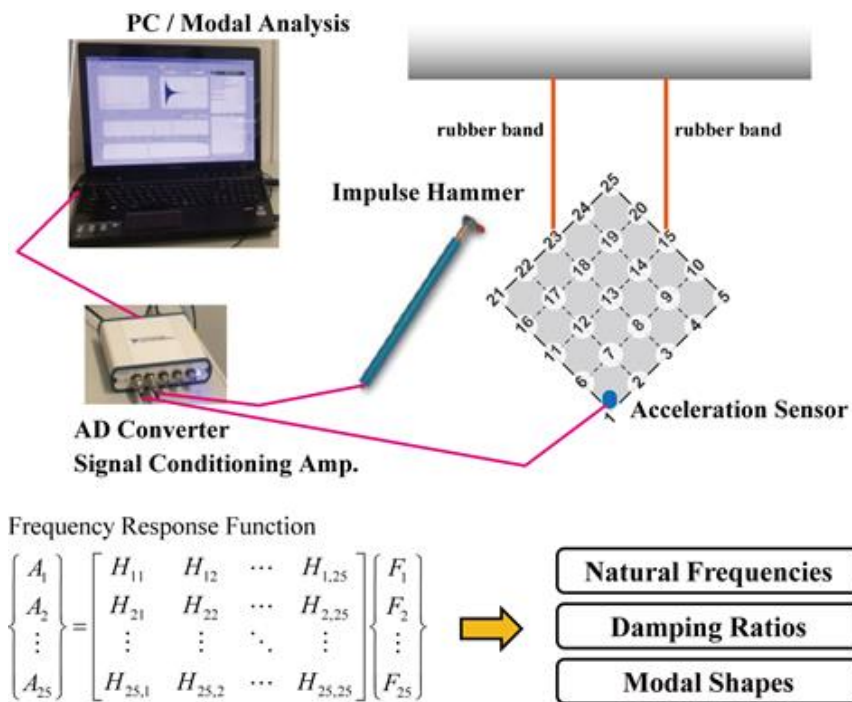
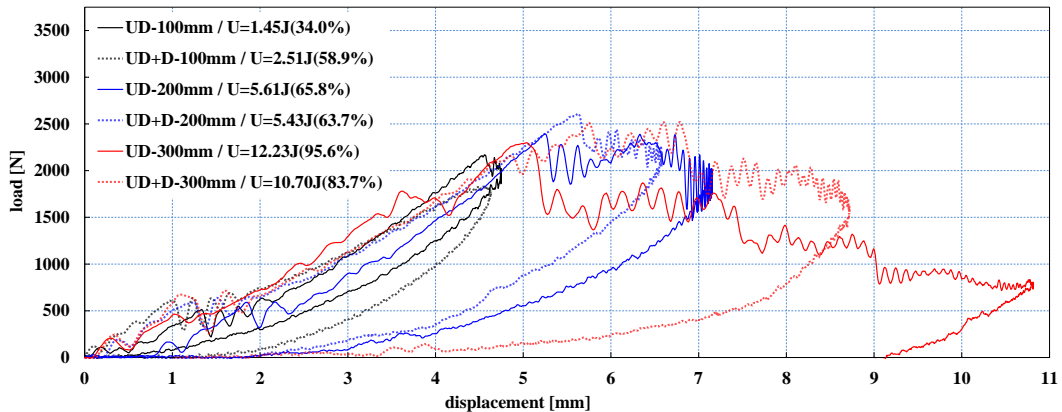


図 4-1-42 Modal testing set-up.

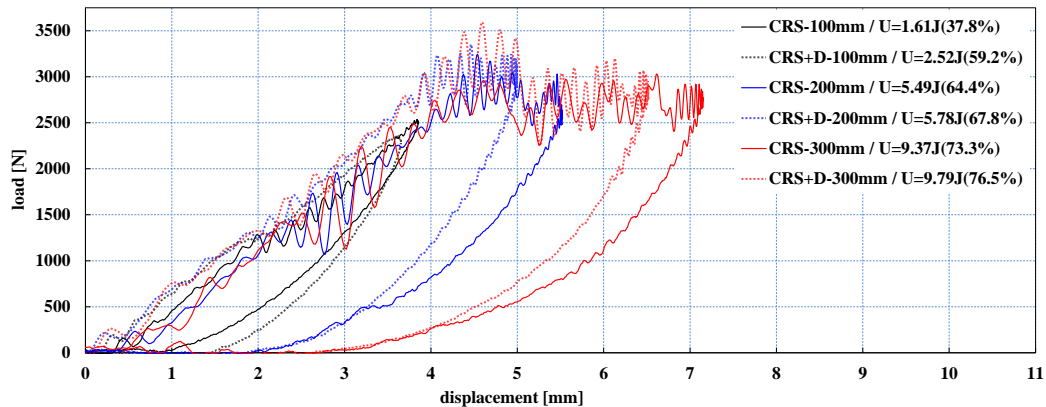
(3) 試験結果

(3-1) 落錘衝撃試験結果

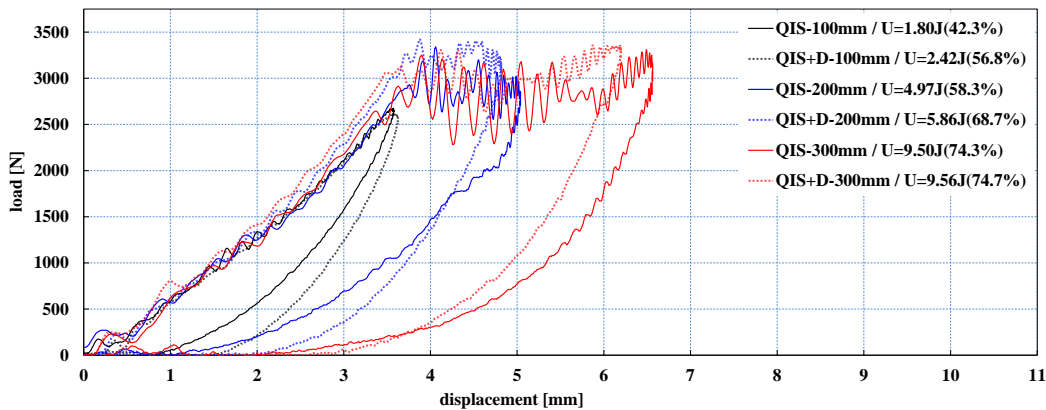
図 4-1-43 は、落下高さ $h_0 = 100 \text{ mm}$ (4.26 J), 200 mm (8.53 J) および 300 mm (12.79 J) の場合の荷重-荷重変位線図である。衝撃エネルギーの低い場合には楕円に近い滑らかなループとなっており、損傷発生によるエネルギー消費よりも粘弾性や内部摩擦などによる熱への変換が高いことがわかる。一方、衝撃エネルギーが高くなると、実際に損傷発生による変位量の増加が見られ、それに伴うエネルギー消費が見て取れる。



(a) unidirectional CFRP laminates with or without a damping sheet layer



(b) cross-ply CFRP laminates with or without a damping sheet layer

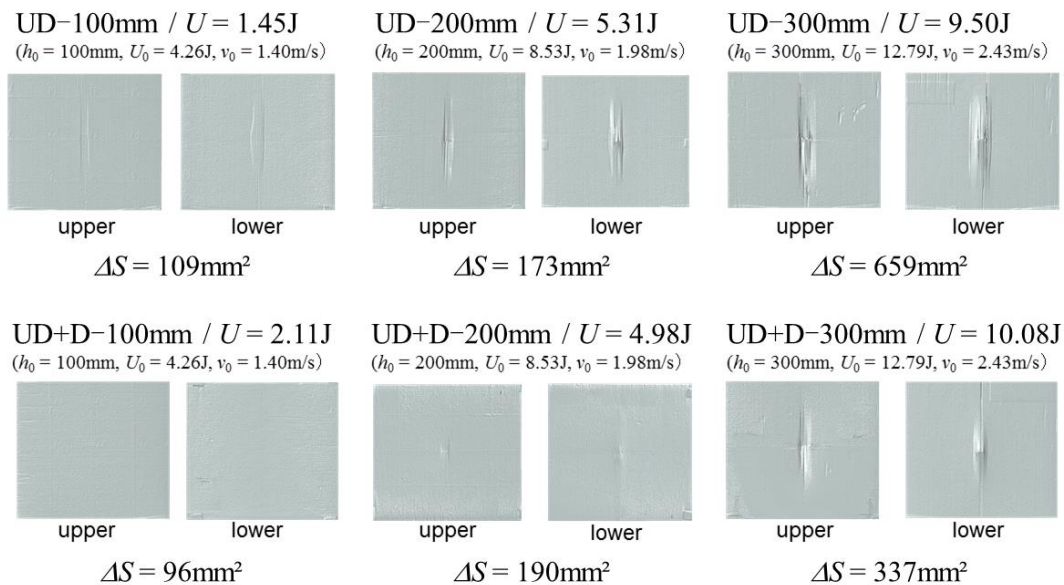


(c) quasi-isotropic CFRP laminates with or without a damping sheet layer

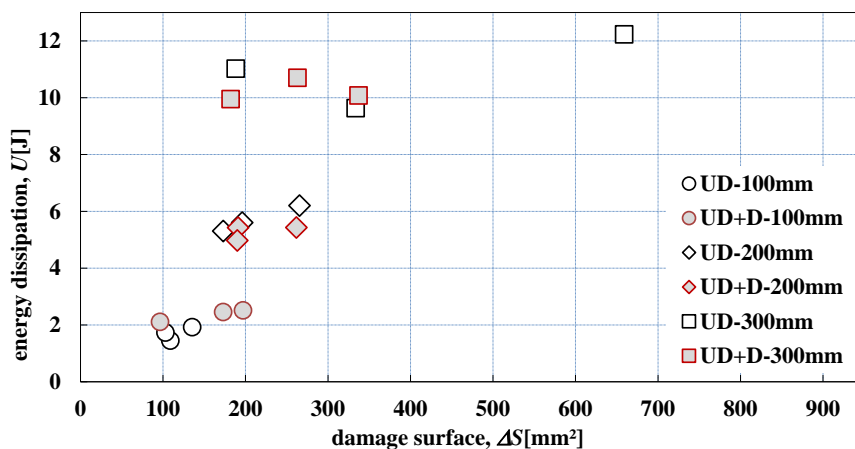
図 4-1-43 Impact test results.

(3-2) マイクロフォーカス X 線 CT 撮像結果

図 4-1-44(a)~4-1-46(a)に各種 CFRP 積層材の CT 撮像結果を示す。すべての積層構成で衝撃エネルギーが増すと損傷状態も激しくなることがわかる。また、一方向材はスプリッティングが打撃面 (upper) と裏面 (lower) とに共通して見られたが、クロスプライと擬似等方では、打撃面には丸く打痕 (dent) が生じ、裏面にはスプリッティングを伴っての縦長の表面損傷が見られた。また粘弾性ダンピングシートを挟んだ供試体はそうでないものに比べて損傷表面積が小さくなっている。粘弾性ダンピングシートを挟むことにより供試体の損傷が抑えられたことがわかる。また図 4-1-44(b)~4-1-46(b)に衝撃吸収エネルギー (U) - 損傷表面積 (ΔS) 線図をおのおの示す。ダンピングシートを挿入することにより、衝撃吸収エネルギーが向上し、また、損傷表面積量が低下していることがわかる。また衝撃エネルギーが大きくなるにつれてサンプル間でのばらつきが大きくなる傾向が見られる。これは高い衝撃エネルギーを与えると、供試体の損傷発生・進展プロセスが複雑になるためなのではないかと考えられるが、今後さらなる検討が必要である。

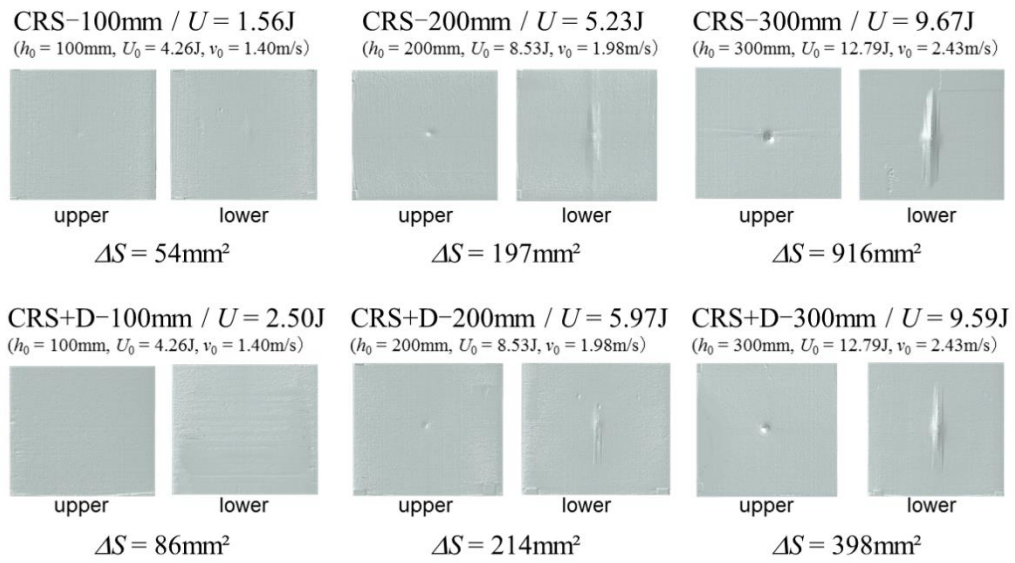


(a) overall CT images for unidirectional CFRP laminates with damage of three different impact energy levels

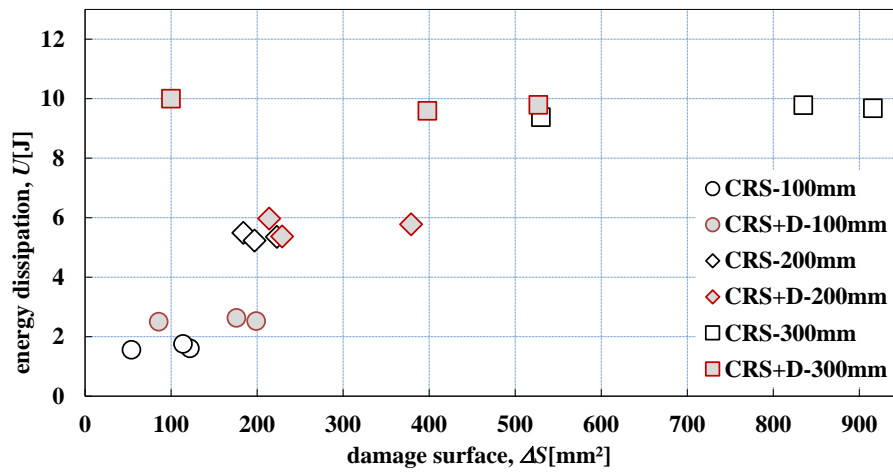


(b) energy dissipation v.s. damage surface for unidirectional CFRP laminates

図 4-1-44 Unidirectional CFRP laminates.

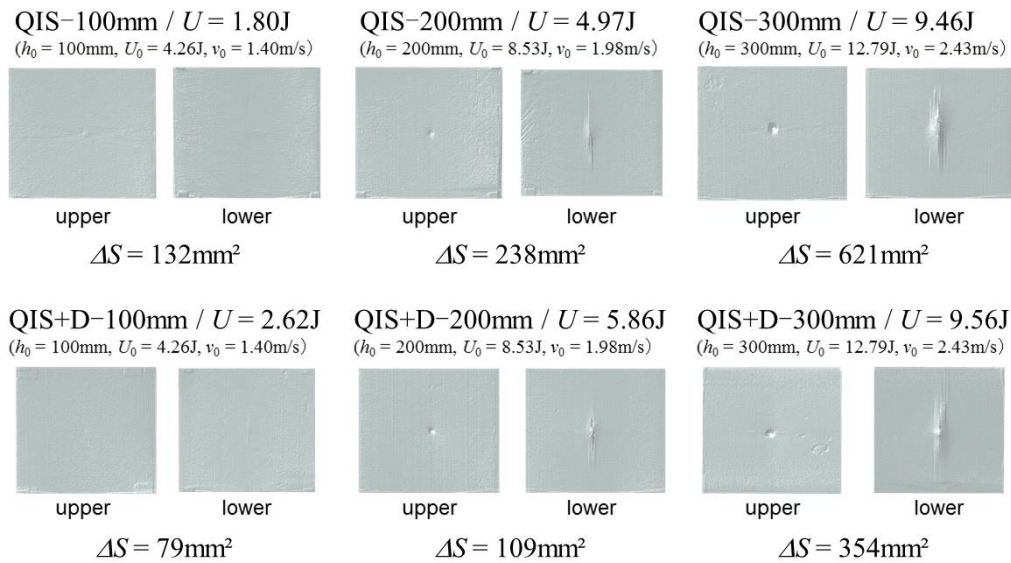


(a) overall GT images for cross-ply CFRP laminates with damage of three different impact energy levels

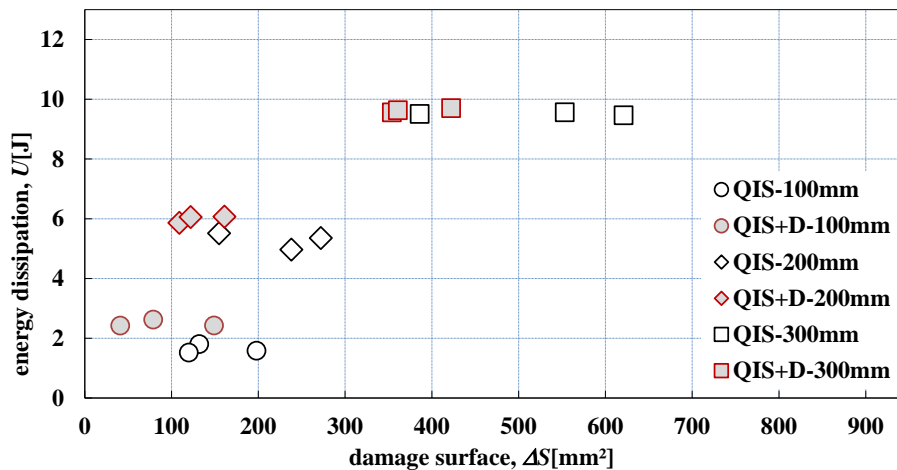


(b) energy dissipation v. s. damage surface for cross-ply CFRP laminates

☒ 4-1-45 Cross-ply CFRP laminates.



(a) overall CT images for quasi-isotropic CFRP laminates with damage of three different impact energy levels



(b) energy dissipation v.s. damage surface for quasi-isotropic CFRP laminates

図 4-1-46 Quasi-isotropic CFRP laminates.

図 4-1-47~4-1-49 は、各供試体の CT 像と CT 像解析ソフト(株)JSOL, simpleware ver.6)による損傷部分の抽出結果をまとめたものである。まず、一方向材(UD, UD+D)の場合、強化繊維に沿ってのスプリッティング損傷および衝撃部における繊維の引き抜けと繊維破断が目立つ結果となった。その一方で、クロスプライ積層(CRS, CRS+D)および擬似等方積層(QSI, QSI+D)では、全般的に損傷量が減少し、また、特に層間はく離型の損傷が衝撃部から層間に沿って広がっていく様子が見られる。さらに、今回試験した全ての供試体について、損傷量(体積)と供試体衝撃時に消費されたエネルギーとの関係を図 4-1-50 に示す。本報では損傷形態の区別はせずに損傷と認められる部分の全体積量を用いた。衝撃時消費エネルギーは、荷重-変位ヒステリシスを、サンプリング点すべてを用いた台形則にて求積することで算出した。この消費エネルギーには、実際に供試体が損傷することで吸収された分および供試体固定部での摩擦熱として消費された分の合計となるが、固定部摩擦熱によるエネルギー散逸量はすべての供試体で同一と仮定すれば、本エネルギー量をもって、供試体損傷に要したエネルギー量として、少なくとも相対的な比較は可能と考えら

れる。このように積層構成によらず消費エネルギー量が大きくなると損傷量も増える傾向があることがわかる。

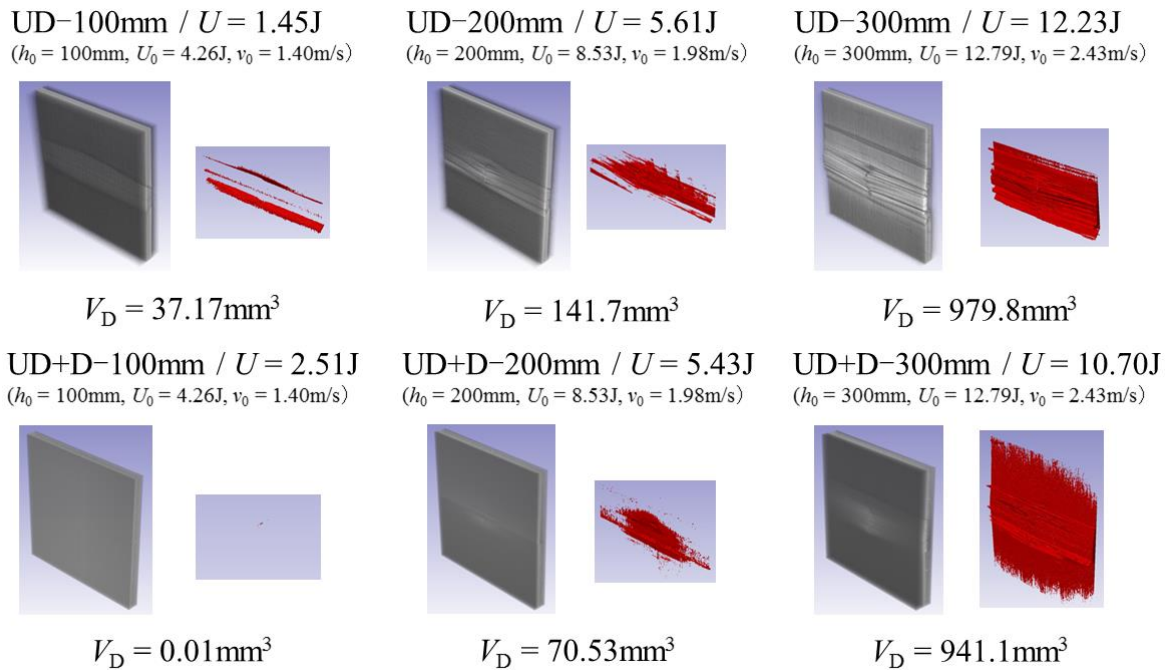


図 4-1-47 Zoomed CT images for unidirectional CFRP laminates with damage of three different impact energy levels.

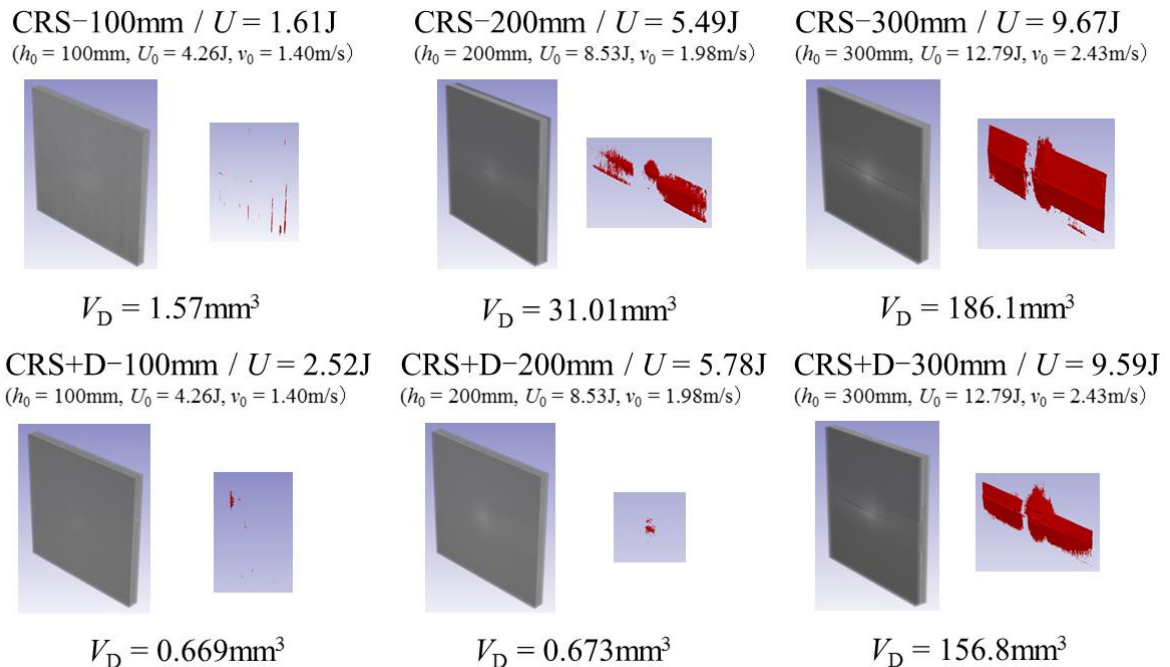


図 4-1-48 Zoomed CT images for cross-ply CFRP laminates with damage of three different impact energy levels.

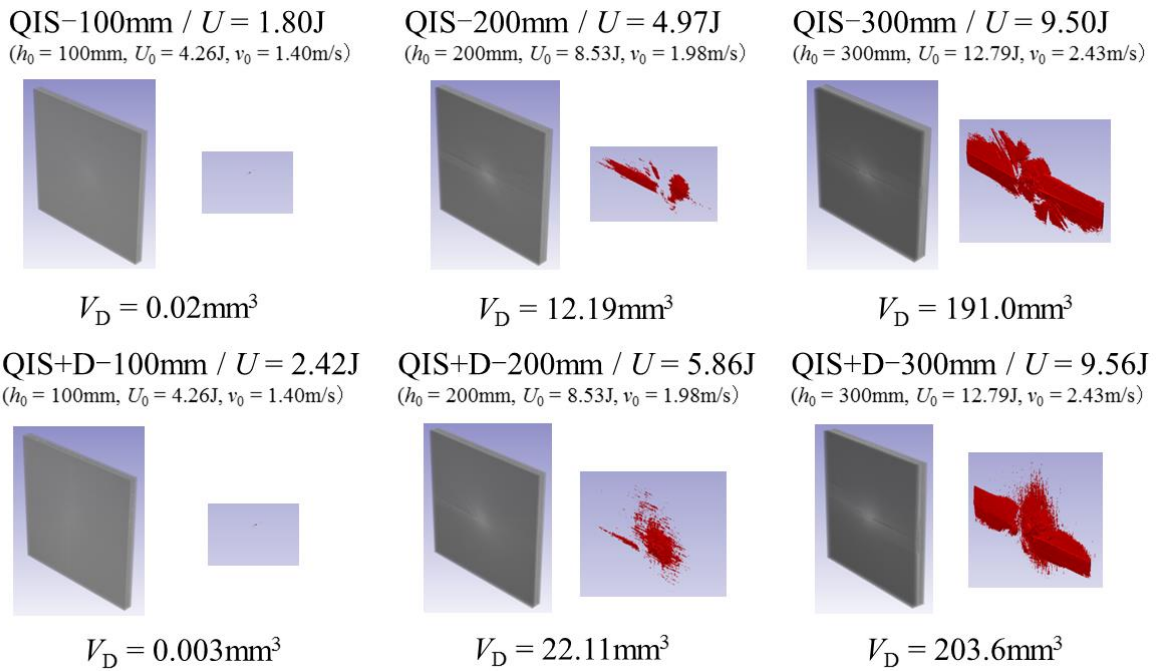


図 4-1-49 Zoomed CT images for quasi-isotropic CFRP laminates with damage of three different impact energy levels

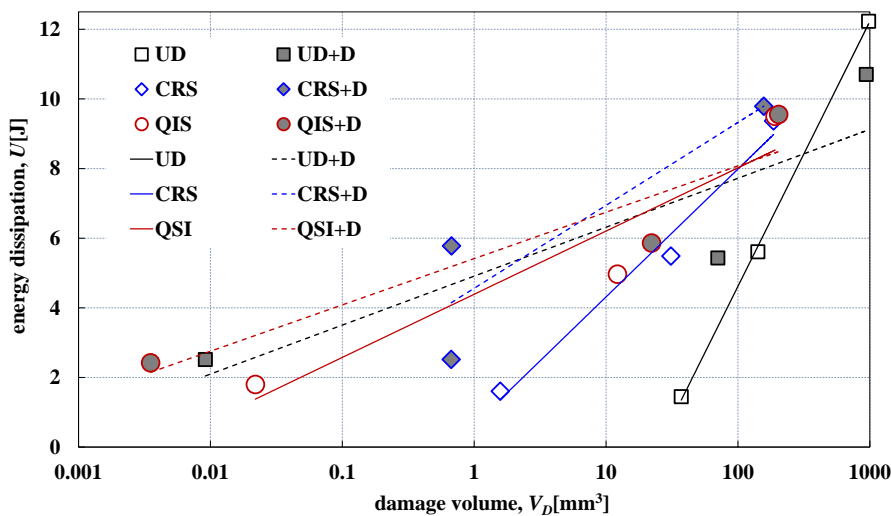
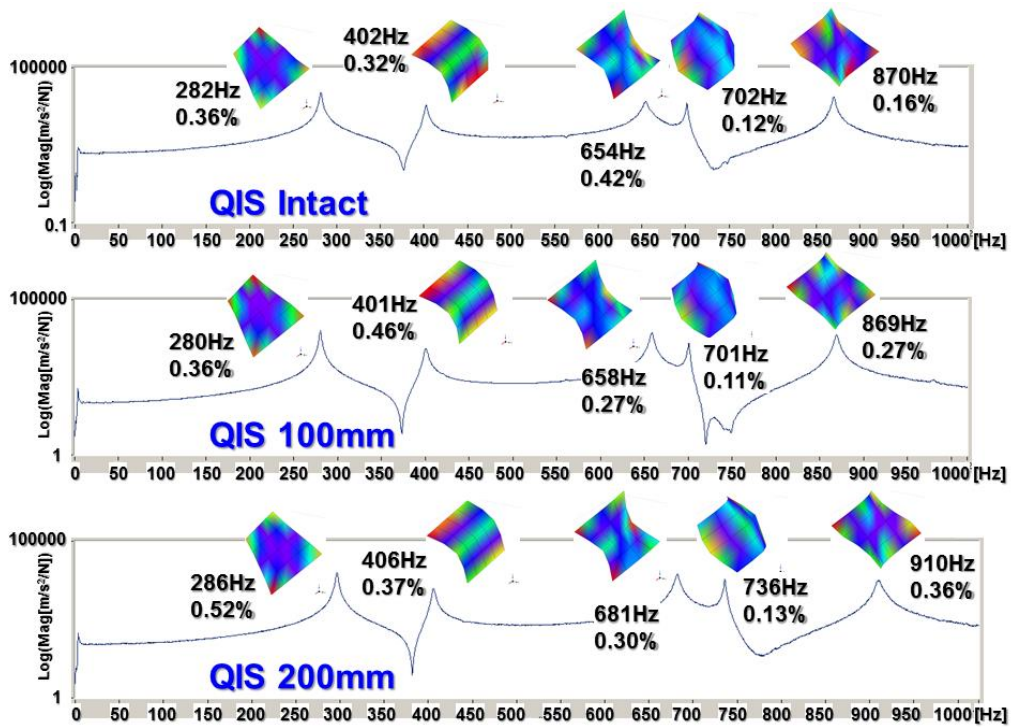


図 4-1-50 Relations between damage volumes and energy dissipations for impact-damaged CFRP laminates.

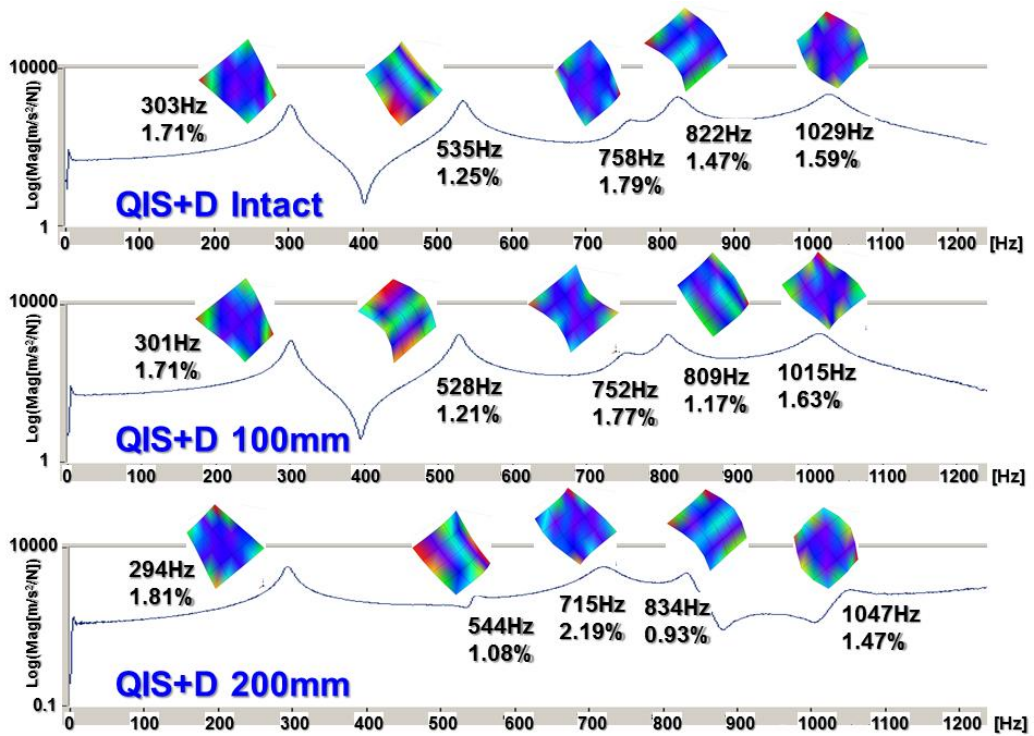
(3-3) 実験モーダル解析結果

図 4-1-51(a)および(b)に実験モーダル解析にて得られた擬似等方 CFRP 積層板およびそれにダンピングシートを挿入したものの周波数応答関数および対応するモード形状，固有振動数，モード減衰比を 5 次まで示す。損傷を導入した CFRP 積層板のモード形状，固有振動数および減衰比に損傷の有無による有意な変化や差は見られなかった。また，供試体に損傷が導入されると一般に剛性が低下して，共振点は低周波側にシフトすると予想していたが，ほとんど変化は見られなかった。なおダンピングシートを挿入した場合はそうでない場合よりも減衰が全般的に向上していることが明らかであるが，それは予想通り

であった。



(a) QIS



(b) QIS+D

図 4-1-51 Frequency response functions, along with modal shapes, natural frequencies, and damping ratios.

(4) まとめ

本報では、各種の積層構成を有する炭素繊維強化プラスチック（CFRP）積層構造および層間にダンピングシートを挿入した制振 CFRP 積層構造に対して、落垂衝撃損傷を導入し、その X 線 CT 撮像からその内部損傷観察を実施した。その結果、衝撃時に消費されたエネルギー量と CT 撮像を画像解析ソフト（simpleware）を用いて解析することで得た損傷量（損傷体積）との間の関係を示すことができた。また、実験モデル解析も実施し、固有振動数や振動モードなど動特性変化から内部損傷量を定量的に推定する可能性の一端を示すことができた。今後、固有振動数や振動モード形状だけでなく、例えば、減衰特性のように、内部損傷のようなローカルな変化により敏感な特性値に注目して、さらに詳しく検討していくことも有効と思われる、引き続き検討を進めていく必要がある。

(5) 参考文献

- (1) Hashin.Z, Analysis of Cracked Laminates : A Variational Approach, Mechanics of Materials 4, (1985), 121-136.
- (2) Nairn.J.A., The Strain Energy Release Rate of Composite Microcracking : A Variational Approach, Journal of Composite Materials, Vol.23, (1989), 1106-24.

4-1-5. 3D プリンタ成形 CFRTTP の層間破壊靱性評価

(1) はじめに

炭素繊維強化プラスチック（Carbon fiber reinforced plastics, CFRP）は、通常、エポキシ樹脂や不飽和ポリエステル樹脂など熱硬化性樹脂を母材とした複合材であり、鉄鋼やアルミ合金などの金属材料に比べ、高い比剛性や比強度を有し、航空宇宙分野や自動車分野等での利用が進められている(1)。また母材にナイロン(Polyamide 6, PA6)やポリプロピレン(polypropylene, PP)など熱可塑性樹脂を採用した炭素繊維強化熱可塑性プラスチック（Carbon fiber reinforced thermoplastics, CFRTTP）が生産性やリサイクル性が良いなどの利点を有し、自動車分野を筆頭に多種多様な適用分野への開拓が試みられており、その成形手法の開発や特性評価が現在精力的に進められている(2)。

ところで近年、PA6 やポリ乳酸(Polylactic acid, PLA)など熱可塑性樹脂フィラメントを用いた熱溶解積層造形（Fused deposition modeling, FDM）方式などの付加製造（Additive manufacturing, AM）技術いわゆる 3D プリンタ成形技術が、除去加工による金型が必要な従来の製造法に比べ、廃棄物や残存物が少なく低環境負荷であることやより複雑な形状の成形が容易であることといった利点を有しているため、従来型とは異なる新たな製造技術として定着していくのではないかと期待とともにその基礎研究および応用技術開発が進められている(3)～(10)。そしてこの新たな製造技術の研究開発の大きな潮流の中の分流の一つとして、CFRTTP 成形や自動積層など先行する他の技術研究開発分野で得られた知見やノウハウの蓄積を取り込みつつ、3D プリンタで複合材料を成形しようとの着想が生まれることはごく自然なことと思われる(11)～(13)。複合材料のなかでも特に繊維強化熱可塑樹脂を FDM 方式 3D プリンタにより成形したものは短繊維強化型(13)～(21)と連続繊維強化型(22)～(32)の 2 つに大別できる。前者は、FDM 方式 3D プリンタ成形に用いられるフィラメントの製造に射出成形と基本的に同じ樹脂ペレットを使用することも可能なことから、短繊維強化熱可塑樹脂ペレットの熱溶解混練とそれから成形装置本体へフィードするフィラメントを熱溶解押出などにより製造するプロセスの装置調整および製造条件最適化が主な研究開発テーマであり、成形装置そのものは既存のものが転用可能であったため、3D プリンタ成形がまだ高速試作(Rapid prototyping, RP)と呼ばれていた時期からその試作と特性評価が開始され、機械的特性が短炭素繊維強化形態といえども未だ不十分であることなど今後の研究開発の余地が多分に残されながらも

現在ではごく普通のフィラメント製品として市場にも出回っている。一方、後者は既存装置の転用が可能であった前者と異なり、専用の成形装置や連続繊維強化フィラメントを新規開発する必要があったため、2014年にNamikiら(22)による制御コードの書き換えが可能な既存のFDM型3Dプリンタに母材であるPLA樹脂フィラメントとは別系統で1k炭素繊維束のフィード&カット機構を追加し、ノズル吐出部付近でその場合侵させる成形技術の試みが報告されるまで長く手つかずであった。この成果を皮切りにいくつかの研究ループでこのその場合侵方式により成形された連続CFRTPの研究開発が実施され現在に至っている(22)~(29)。その一方で、Namikiらの2014年の報告とほぼ同時期に米国MITのスピノフベンチャーであるMarkforged社が1k炭素繊維束をナイロン系樹脂に予備含浸させたCFRTPフィラメントおよびそれをフィード&カット可能な専用のFDM型3Dプリンタ成形装置に関する特許(30),(31)を取得し、それをもとに予備含浸型の連続繊維強化ナイロンをフィードフィラメントとして用いた3DプリンタMark Oneおよびその後継機種Mark Twoを市場投入した。なお、予備含浸方式のFDM型3Dプリンタ成形用連続CFRTPフィードフィラメントに関する研究開発はHuら(32)も試みており、今後の展開が大変興味深い。

ところでCFRP積層材構造の典型的な損傷の一つに層間はく離があり、この種の損傷形態に対する発生・進展抵抗値である層間破壊靱性値は、CFRP積層材の設計において重要な特性値の一つである。熱硬化性樹脂母材の繊維強化プラスチックは、層間はく離を起こしやすいという問題がある。これを改善するため、母材に破壊靱性の高い高靱化熱硬化性樹脂や、熱可塑性樹脂を採用したCFRTPの開発や研究が行われている。これまでにこのように母材に熱可塑性樹脂を用いたCFRTPの層間破壊じん性についていくつか研究がすでに行われている(33),(34)。たとえば影山ら(33)はホットプレス成形された一方向カーボン/ナイロン積層板のモードI層間破壊靱性評価を行い、層間き裂進展挙動について考察している。その中で、き裂進展過程において発生したブリッジングによって見かけ上高い靱性値を示すことを有限要素法(finite element method, FEM)数値解析によって確認している。一方東郷ら(34)は同じくホットプレスにより成形された繊維配向角の異なる4種類の接着改質ナイロンCFRP積層板についてモードI層間はく離破壊靱性試験を行っており、層間はく離成長中にはく離先端部に層厚さを超える大きな塑性域・損傷域が形成されることに起因した大規模な架橋の発達を観察し、結果的に高い靱性値を有する熱可塑性樹脂を母材としたCFRTP積層材にみられる層間はく離進展中のスティック・スリップ挙動の発生機構を提案している。

前述したFDM型3Dプリンタにより積層造形されたCFRTP積層材では、影山らや東郷らの研究で扱われたホットプレス成形体とは異なり、熱溶解後に冷却固化して大気中に剥き出し状態となっている部分積層材の上にプリンタノズルより溶解物を吐出しながら走査し次層を成形していくため、射出成形におけるウェルドラインにみられるような層間接着性能の低下が危惧され、したがって層間破壊靱性値など層間特性を評価したり、層間き裂損傷の発生・進展挙動を詳しく調べたりすることが、本材料の成形条件や構造材料としての適用範囲などの検討に非常に有用であると思われる。しかしこれまでFDM型3Dプリンタによって成形されたCFRTP積層材の破壊靱性に関する研究事例は著者の知る限り皆無である。

そこで本研究では、FDM型3Dプリンタ(Markforged社Mark Two)により成形された繊維体積含有率30%の連続炭素繊維強化アモルファスナイロン(c-CF/PA6I-6T)積層複合材の双片持ちはり(double cantilever beam, DCB)試験(JIS K7086)によるモードI層間破壊靱性評価を実施する。また、き裂先端近傍における本CFRTP積層複合材料の層間き裂状損傷の静的進展挙動をX線コンピュータトモグラフィ

(Computer Tomography, CT) 撮像および走査電子顕微鏡(Scanning Electron Microscopy, SEM)により観察し、本 CFRTP 積層材の層間靱性発現機構について考察する。

(2) 試験方法

(2-1) 供試体とその成形について

試験片の成形には Markforged 社製 Mark Two を用いた。Mark Two は連続 CFRTP 複合材の成形が可能な FDM 型 3D プリンタの一種であり、Nylon フィラメント (直径 2.00mm)、FRP フィラメント (直径 0.374mm) をそれぞれ専用の吐出ノズルから出力し、FRP 層の最上下層及び外郭に Nylon が出力された複合体を形成する。FRP フィラメントは連続炭素繊維にアモルファスナイロン (PA6T/6I) を含浸させたもので、CFRTP 複合材の成形を可能としている。FRP フィラメントの繊維体積含有率は約 30%である。

Mark Two は FRP 層を直接ベッドに積層できず成形物の最下層にナイロン層を積層しなければならない。しかし本研究では FRP 層のみの試験片を使用するため、ナイロン層を除去する必要がある。図 4-1-52 のように、ナイロン層を積層後にポリイミドフィルムを被せ、その上から FRP 層を積層することにより、ナイロン層と FRP 層を完全に分離させる。積層中央 12 層目まで FRP 層を積層後、試験片端部 40mm×20mm 範囲に厚さ 12.5 μ m のポリイミドフィルムを 2 枚重ねで被せ、再び積層することで、人工はく離き裂を導入した。24 層目まで積層させた後、積層を停止させ、ナイロン層と FRP 層を分離させるためのポリイミドフィルムとともにベッドから剥がすことで FRP 層のみの複合材を得た。成形した試験片は、積層ピッチ 0.125 mm、ノズル温度 252°C で積層し、寸法は長さ 140mm×幅 20mm であり、繊維方向が長手方向を 0° とした [0° 12//0° 12] の積層構成で、24 層積層し板厚は 3mm である。また、本研究と並行して実施した弾性特性評価試験で得られた本材料の弾性特性を表 4-1-4 に示す。

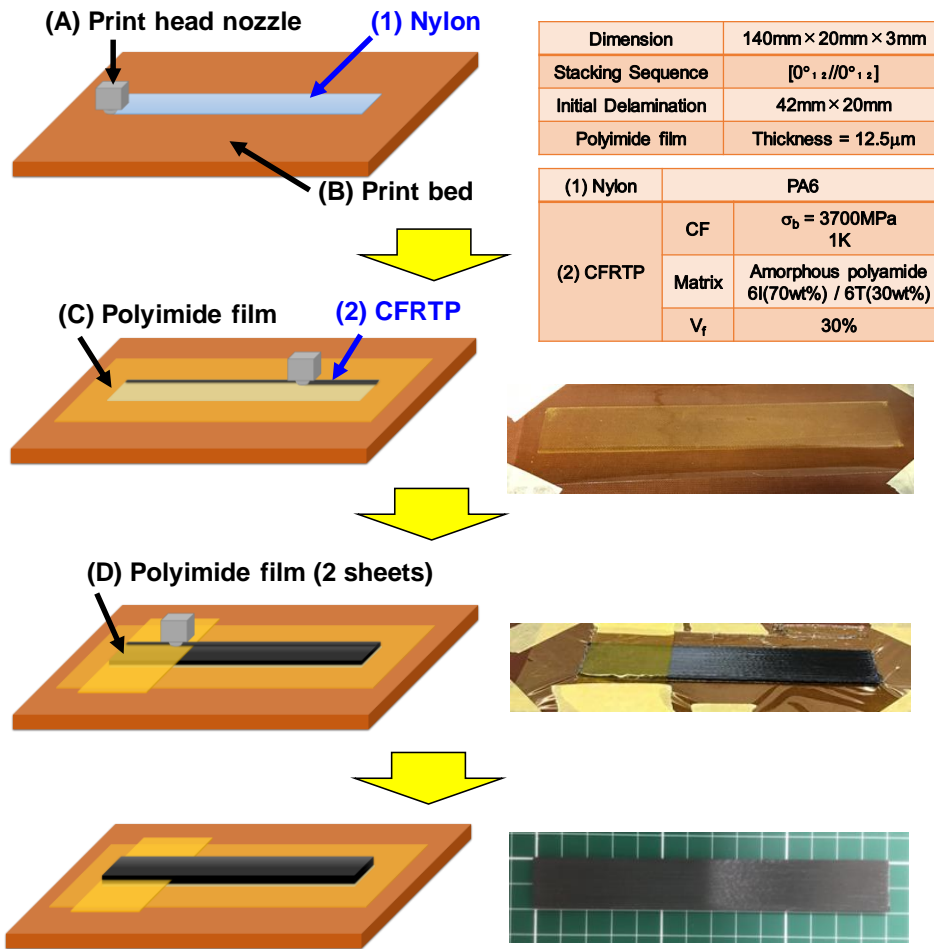


図 4-1-52 Schematic of the molding procedure.

表 4-1-4 Elastic properties

| | |
|----------------|-------|
| E_L [GPa] | 60.2 |
| E_T [GPa] | 3.32 |
| G_{LT} [GPa] | 2.15 |
| ν_{LT} | 0.438 |

(2-2) DCB 試験

モード I 層間破壊靱性試験として DCB 試験 (JIS K7086) を実施し、層間破壊靱性評価を行った。図 5-2 に DCB 試験片の概要を示す。3D プリンタで成形した試験片の人工はく離部に対しアルミ製のウェッジを用いて予き裂 2mm を導入し初期き裂とした。また、試験片側面を研磨し白く塗装したのち、き裂長さ測定のための目印線を初期き裂から 10mm ごとに引いた。ピン負荷方式の試験片とするため、試験片端上下面にアルミニウムブロックを接着し、DCB 試験片とした。実験には、島津製作所製卓上型万能試験機 EZ-test (ロードセル: 100N) を用いた。図 4-1-53 に DCB 試験方法の概要を示す。試験片の長手方向にき裂を進展させ、10mm 進展するごとに、荷重、き裂開口変位 (COD)、き裂長さを測定した。き裂長

さ測定には読み取り顕微鏡を使用した. JIS K 7086 から式 (1), (2) によって, き裂開始点及び進展過程の破壊靱性値 G_{IC} , G_{IR} [kJ/m²]を求めた.

$$G_{IC} = \frac{3}{2(2H)} \left(\frac{P_C}{B} \right)^2 \frac{(B\lambda_0)^2}{\alpha_1} \quad (4-1-3)$$

$$G_{IR} = \frac{3}{2(2H)} \left(\frac{P_R}{B} \right)^2 \frac{(B\lambda)^2}{\alpha_1} \quad (4-1-4)$$

$$\frac{a}{2H} = \alpha_1 (B\lambda)^{\frac{1}{3}} + \alpha_0 \quad (4-1-5)$$

ここで, $2H$: 板幅[mm], B : 試験片幅[mm], P : 限界荷重[N], λ : COD コンプライアンス[mm/N], a : き裂長さ, α_1 : 式 (3) で表されるき裂長さと COD コンプライアンスの測定値を近似した傾き, α_0 : 切片とする.

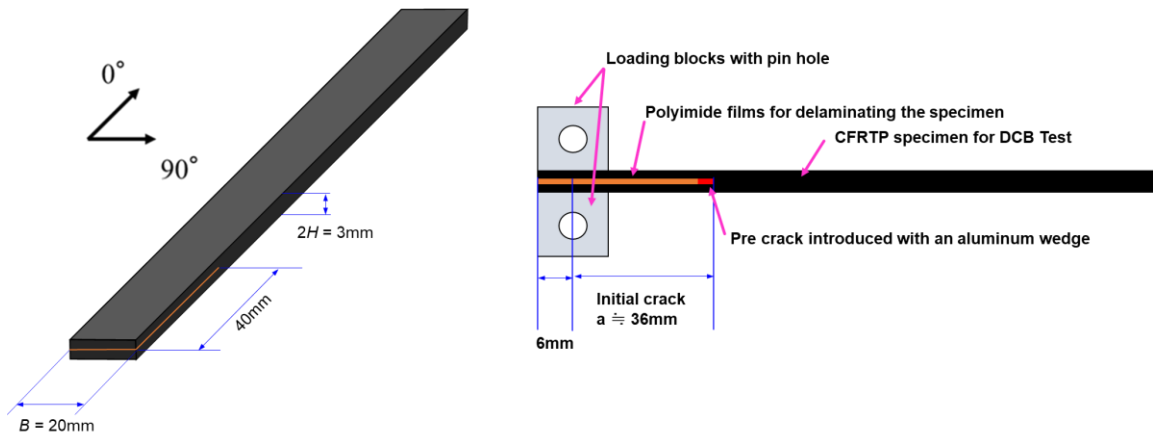


図 4-1-53 DCB specimen.

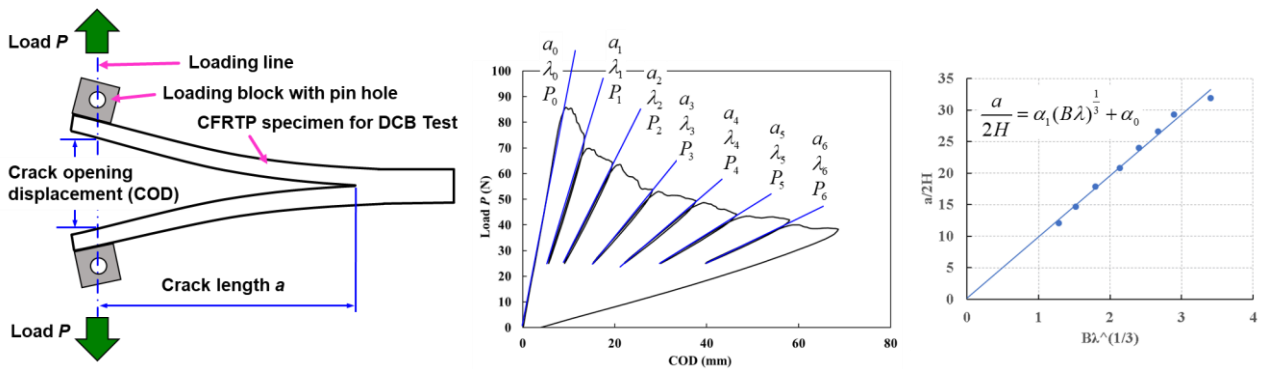


図 4-1-54 DCB test method.

(2-3) X線 CT および SEM による観察

前節で述べた DCB 試験片のき裂先端近傍における材料の状態を X 線 CT 撮像及び走査電子顕微鏡（日立卓上 SEM, TM-1000 形 Miniscope）により観察した。DCB 試験後の試験片のはく離先端部を挟んで 45mm×4mm（長手方向にき裂が進展している状態）をダイヤモンドカッター（リトク RC-150）で切り出したものを観察用の試験片とし、X 線 CT 撮像にはヤマト科学 TDM1000H-II (2K) を使用した。この CT 装置は最小焦点寸法 5 μm の反射型密封管マイクロフォーカス X 線発生装置（タングステンフィラメント、最大管電圧 100kV）および 4 inch 検出器（60mm×60mm I.I/12bit ADC 2048×2048 CCD）から構成されている。撮影視野 Φ 1mm~45mm（空間分解能 0.5~22.5 $\mu\text{m}/\text{pixel}$ ）の CT 撮像が可能で解像度は 1.934 μm である。撮像条件は SID=506.8mm, SOD=16.115mm, X 線管電圧：40kV, X 線管電流：0.09mA とした。

(3) 試験結果

(3-1) DCB 試験

図 4-1-55 に層間破壊靱性値とき裂進展量の関係を表すグラフを示す。き裂進展過程での層間破壊靱性値 G_{IR} の平均は 2.07[kJ/m²]であるが、各試験片の破壊靱性値にばらつきがあった。これは、後述する試験片中に存在するボイドによって、各試験片の均一性に差が生じたことが原因だと考えられる。

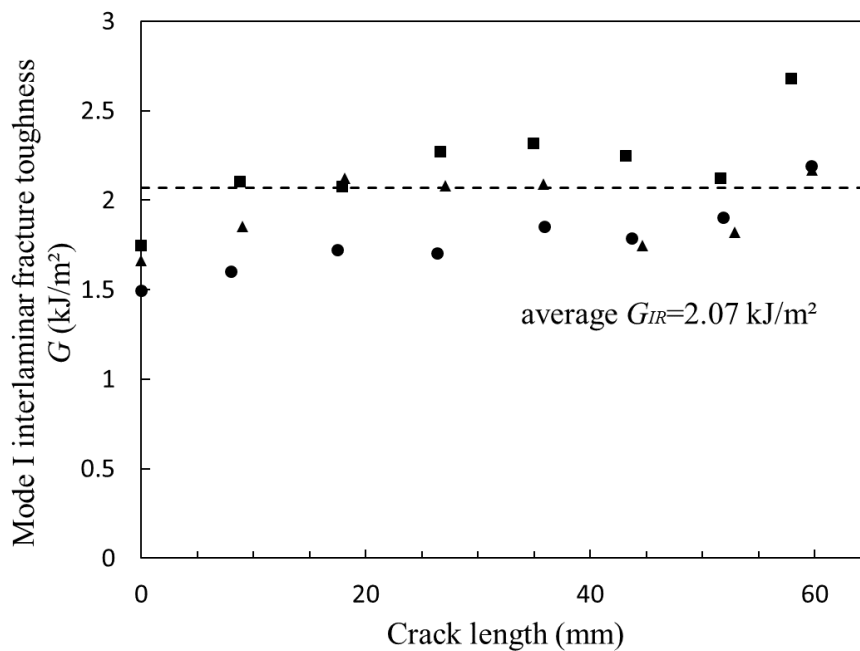


図 4-1-55 Relationship between crack length and Mode I interlaminar fracture toughness.

(3-2) X線 CT 撮像及び SEM 観察

図 4-1-56 に試験片のき裂先端近傍を 0.5mm 間隔で 12 分割した断面 X 線 CT 画像を示す。図.5 の a~g では主き裂（試験片の中央の層を進展しているき裂）が確認できる。また、全ての画像においてボイドが多く観察された。このボイドは FDM 型 3D プリンタ特有の成形精度によるもので、個々の試験片の層間破壊靱性値に影響を及ぼしていると思われる。図 4-1-57 には、本研究に用いた DCB 試験片 (CFRTP) と、一般に広く用いられている熱硬化性樹脂のエポキシ樹脂を母材とした CFRP の主き裂断面 X 線 CT 画像

との比較を示す。比較に用いた CFRP は、三菱ケミカル TR350C150S プリプレグをオートクレーブ成形した試験片で、積層構成は $[0^\circ/12^\circ/0^\circ/12^\circ]$ である。CFRP に比べ CFRTP の主き裂断面は非常に粗く、画像の中央付近では主き裂層に隣接する層内ではく離が起きている。図 4-1-58 は試験片側面のき裂先端近傍の SEM 画像と、読み取り顕微鏡から撮影したブリッジングの画像を示す。SEM 画像からは、主き裂先端付近にき裂の飛び移りがあるのが分かる。この飛び移ったき裂が、読み取り顕微鏡で観察されたような繊維束によるブリッジングに発展したことが考えられる。図 4-1-59 には層間はく離き裂破面の SEM 観察結果を示す。エポキシ樹脂母材の CFRP の破面は平滑であるのに対し、CFRTP は粗い面が多く繊維破断や繊維と樹脂界面のはく離、母材樹脂がフィブリン状に引き延ばされたような破面が観察された。これらから、き裂は不安定に進展し延性的な破壊が起きたことが考えられる。

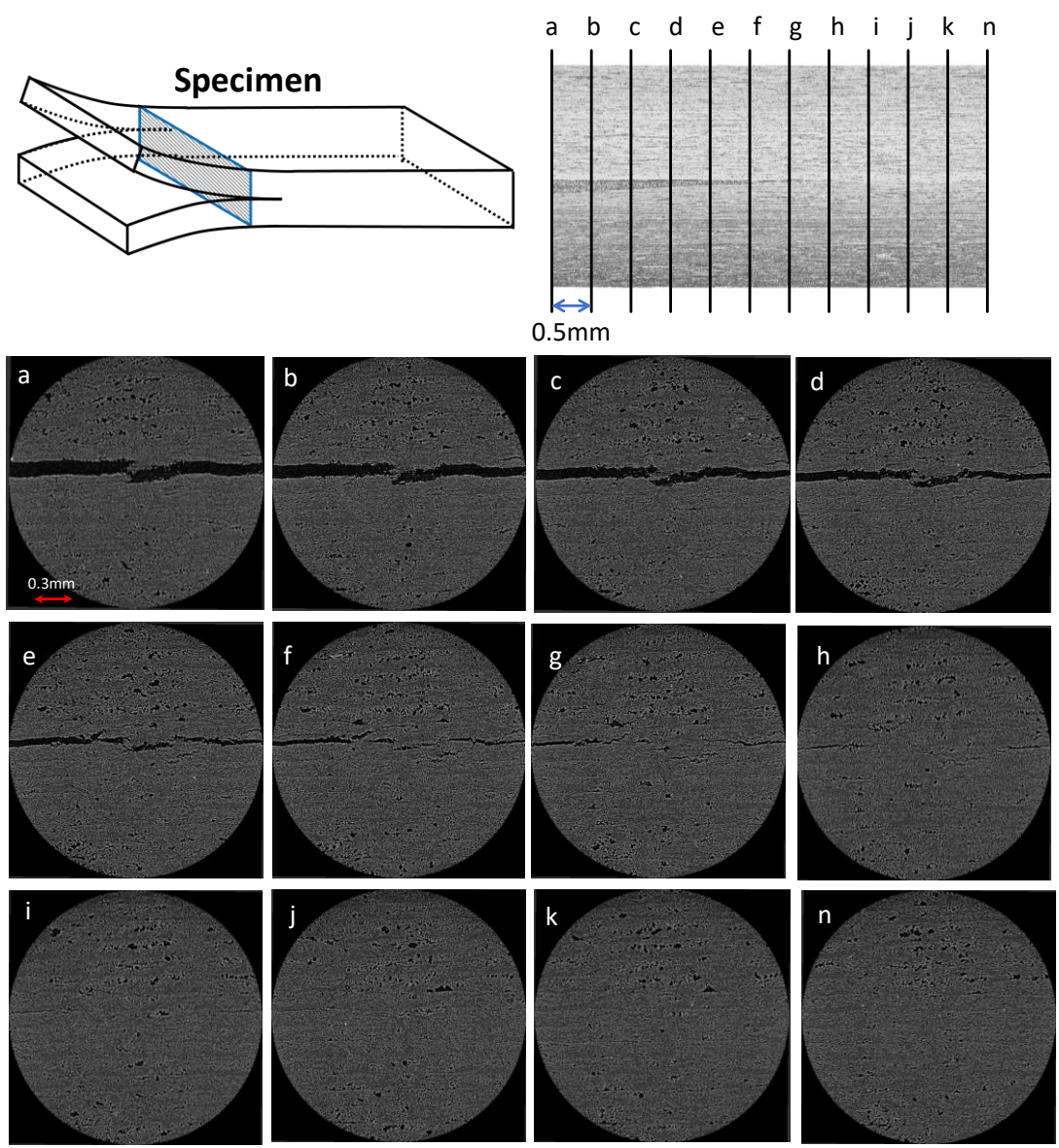


図 4-1-56 X-ray CT images of the cross of CFRTP laminates.

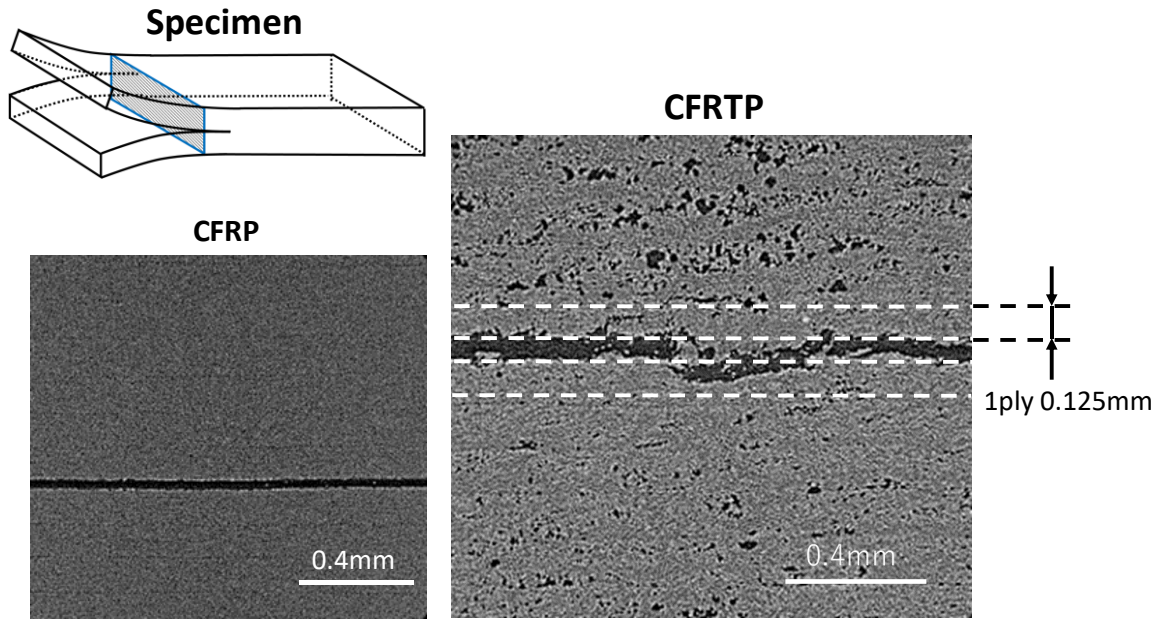


图 4-1-57 X-ray CT images of the cross of CFRP and CFRTTP laminates (comparison of CFRP and CFRTTP).

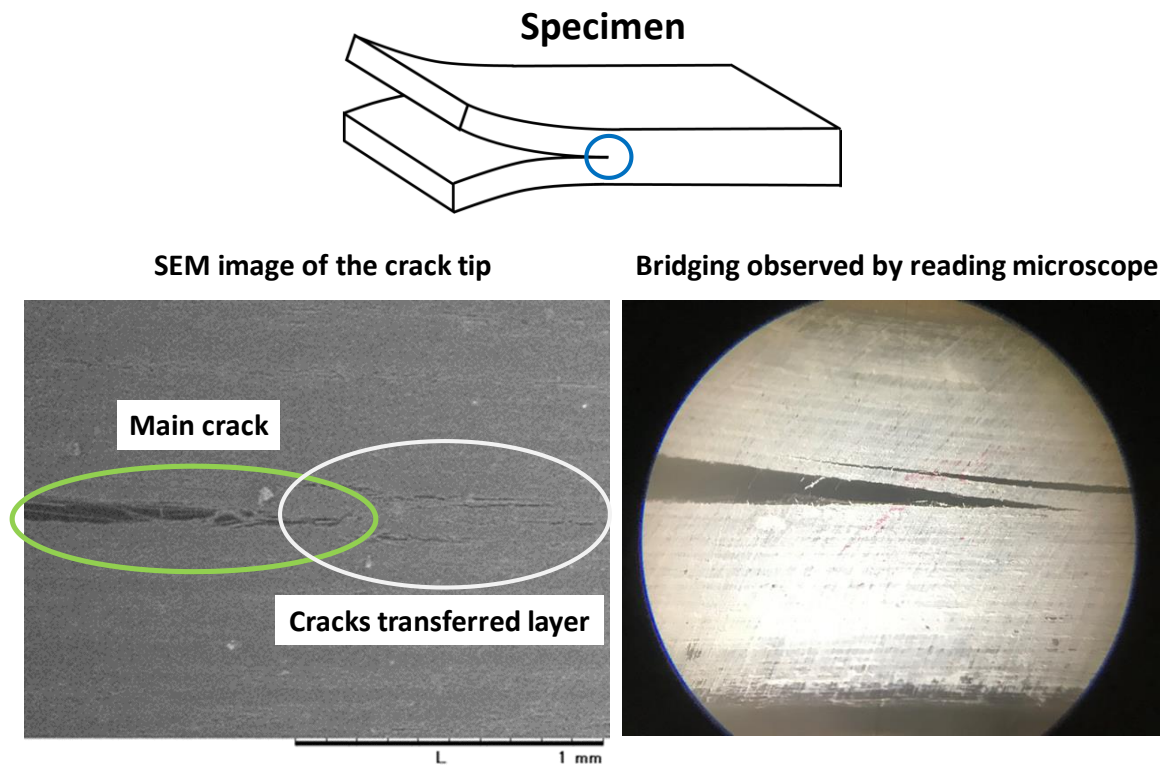


图 4-1-58 Comparison of in situ observation and SEM image of crack tip.

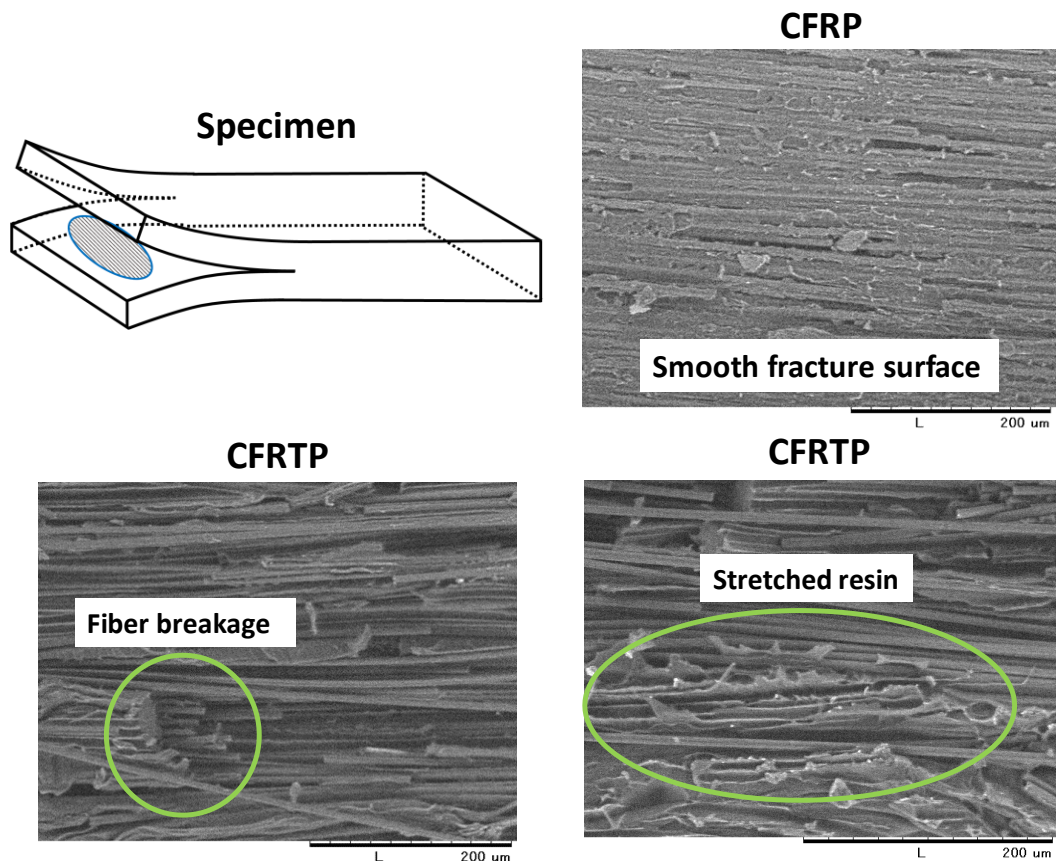


図 4-1-59 SEM images of fracture surface (CFRP and CFRTP).

(4) まとめ

本研究では、熱溶解積層造形 FDM 型の付加製造装置、いわゆる 3D プリントにより成形された繊維体積含有率 30% の連続炭素繊維強化アモルファスナイロン積層複合材の DCB 試験によるモード I 層間破壊靱性評価を実施した。また、き裂先端近傍における本 CFRTP 積層複合材料の層間き裂状損傷の静的進展挙動を X 線 CT 撮像および SEM により観察し、本 CFRTP 積層材の層間靱性発現機構について考察した。その結果、以下の結論を得た。

(1) DCB 試験結果より、き裂進展過程におけるモード I 層間破壊靱性値 $GIR=2.07[kJ/m^2]$ を得た。また試験片毎のばらつきがみられた。

(2) 一方き裂先端部付近の X 線 CT 撮像観察より、試験片中には多数のボイドが成形時に生じていることが分かった。また主き裂面上のはく離き裂に加え、隣接する他層間においても副次的なはく離き裂が誘起されつつ層間のはく離が進展していくことが分かった。

(3) さらにき裂面上の SEM 観察結果より、繊維破断や繊維と樹脂のはく離が観察された。また樹脂がフィブリル状に引き延ばされた破面が観察され、延性的な破壊が発生し、結果として高い層間破壊靱性を示したということが分かった。

(5) 参考文献

- (1) 森田幹郎，金原勲，福田博：複合材料，日刊工業新聞社（1988）。
- (2) 邊吾一：連続繊維 FRTP の成形法と特性，日刊工業新聞社（2015）。

- (3) N.Guo & M.C. Leu: *Front. Mech. Eng.*, 8, 3 (2013), 215-243.
- (4) X. Wang, M. Jiang, Z. Zhou, J. Gou & D. Hui: *Compos. Part B*, 110 (2017), 442-458.
- (5) W. Zhong, F. Li, Z. Zhang, L. Song, and Z. Li: *Materials Science and Engineering*, 301 (2001), 125–130.
- (6) H.L. Tekinalp, V. Kunc, G.M. Velez-Garcia, C.E. Duty, L.J. Love, A.K. Naskar, C.A. Blue, and S. Ozcan: *Composites Science and Technology*, 105 (2014), 144–150.
- (7) F. Ning, W. Cong, J. Qiu, J. Wei, and S. Wang: *Composites Part B*, 80 (2015), 369–378.
- (8) R.T.L. Ferreira, I.C. Amatte, T.A. Dutra, and D. Bürger: *Composites Part B*, 124 (2017), 88–100.
- (9) M. Namiki, M. Ueda, A. Todoroki, Y. Hirano, and R. Matsuzaki: *Proc. of the Society of the Advancement of Material and Process Engineering (SAMPE)* (2014).
- (10) R. Matsuzaki, R., M. Ueda, M. Namiki, T. K. Jeong, H. Asahara, K. Horiguchi, T. Nakamura, A. Todoroki, and Y. Hirano: *Scientific Reports*, 6 (2016), 23058.
- (11) C. Yang, X. Tian, T. Liu, Y. Cao, and D. Li: *Rapid Prototyping Journal*, 23, 1 (2017), 209–215.
- (12) 山脇正雄, 河野洋輔: 3D プリンタによる連続炭素繊維強化プラスチックの積層造形と機械的特性評価, *日本複合材料学会誌*, 45, 3 (2017), 97-103.
- (13) 小林訓史, 安永航, 長田稔子: 3D プリントされた連続炭素繊維強化複合材料の機械的特性に及ぼすプロセスパラメータの影響, *日本複合材料学会誌*, 45, 4 (2019), 127-134.
- (14) F. van der Klift, Y. Koga, A. Todoroki, M. Ueda, Y. Hirano, and R. Matsuzaki: *Open Journal of Composite Materials*, 6 (2016), 18–27.
- (15) L.G. Blok, M.L. Longana, H. Yu, and B.K.S. Woods: *Additive Manufacturing*, 22 (2018), 176–186.
- (16) G.D. Goh, V. Dikshit, A.P. Nagalingamb, G.L. Goha, S. Agarwala, S.L. Sing, J. Wei, and W.Y. Yeong: *Materials and Design*, 137 (2018), 79–89.
- (17) M.A. Caminero, J.M. Chacón, I. García-Moreno, J.M.Reverte: *Polymer Testing*, 68 (2018) 415-423.
- (18) Yentl Swolfs, Silvestre Pinho: *Proceedings of the American Society for Composites, Thirtyfirst Technical Conference*, (2016).
- (19) 轟章, 大浅田樹, 水谷義弘, 鈴木良郎, 上田政人, 松崎亮介, 平野義鎮: 3D プリントされた連続炭素繊維強化熱可塑複合材料の引張試験特性, *日本複合材料学会誌*, 45, 4 (2019), 141-148.
- (20) 市原稔紀, 上田政人, 漆山雄太, 轟章, 松崎亮介, 平野義鎮: 3D プリントによる曲線繊維配向を有する連続炭素繊維強化熱可塑プラスチックの連続体損傷力学に基づく損傷進展シミュレーション, *日本複合材料学会誌*, 45, 4 (2019), 155-163.
- (21) 石井康貴, 轟章, 水谷義弘, 鈴木良郎, 古賀洋一郎, 松崎亮介, 上田政人, 平野義鎮: 3D プリントした湾曲連続炭素繊維複合材の曲げ破壊則, *日本複合材料学会誌*, 45, 4 (2019), 164-170.
- (22) 影山和郎, 小林孝行, 柳沢昇, 菊池正紀, 宮本博: 一方向カーボン/ナイロン積層板のモード I 層間破壊特性, *日本機械学会論文集(A編)*, 53 巻 496 号(1987-12), No.87-0156A,2386-2393.
- (23) 東郷敬一郎, 平子豊, 石井仁, 佐野一教: 炭素繊維強化熱可塑性樹脂積層板におけるモード I 層間はく離破壊靱性, *日本機械学会論文集(A編)*, 61 巻 586 号(1995-6), No.94-1439, 1273-1279
- (24) JIS K 7086 :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, 日本規格協会(1993).

4-1-6. 3D プリンタ成形 CFRTP の低速衝撃損傷観察と CAI 評価

(1) はじめに

近年、複雑形状を容易に成形可能という特徴を持つ熱溶解積層造形(Fused deposition modeling : FDM)型 3D プリンタを用いた連続炭素繊維強化熱可塑プラスチック (Continuous carbon fiber reinforced thermoplastic : CFRTP)の成形に注目が集まっている(1)。しかし、3D プリンタ成形 CFRTP は繊維強化プラスチック積層材としては比較的新しいタイプであり、そもそも CFRTP と呼べるほどの機械的特性を備えているのか詳しく評価する必要がある。そこで例えば轟らは 3D プリンタ成形連続炭素繊維強化熱可塑複合材の引張強度特性を詳細に検討している(2)。しかし、一次構造部材としての用途開発を念頭において、衝撃負荷後の層間はく離や層内損傷および損傷後残留強度に関する詳細な検討結果は未だ報告されていない。

そこで、本研究では FDM 型 3D プリンタを使用して成形した連続 CFRTP 疑似等方積層材へ低速衝撃損傷を与え、その耐衝撃特性を評価するとともに、X 線 CT および光学顕微鏡によりその損傷状態を詳しく観察する。さらに衝撃後圧縮(Compression after impact : CAI)強度試験も実施しその残留圧縮強度を評価

する。

(2) 試験方法

(2-1) 供試体とその成形について

供試体は, Markforged 社製の FDM 型 3D プリント Mark Two と 1k の PAN 系炭素繊維束を直径約 0.37mm のアモルファスナイロン(PA6I/6T)中に含浸させたフィラメント状プリプレグ(繊維体積含有率 30%)を用いて成形した。図 4-1-60 に示すように供試体寸法が縦 100mm, 横 150mm, 厚さ 4mm, $[45/0/-45/90]_{4S}$ の 32 プライ疑似等方積層構成である。供試体は損傷観察用も含め 6 枚成形した。

| Length | Width | Thickness | Fiber volume fraction | Stacking sequence | Number of specimens |
|--------|-------|-----------|-----------------------|----------------------|---------------------|
| 100mm | 150mm | 4mm | 30% | $[45/0/-45/90]_{4S}$ | 6 |

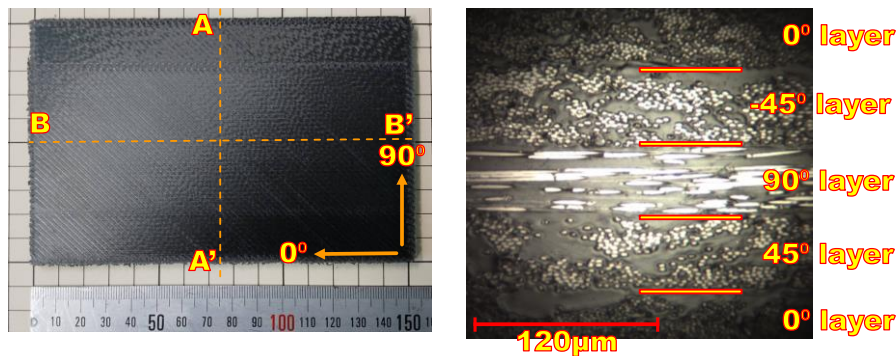


図 4-1-60 FDM-3D printed continuous CFRTP quasi-isotropic laminate specimen for low-velocity impact / CAI tests.

(2-2) 落錘衝撃試験による供試体への損傷導入について

JIS K7089 を参照し, 自作の落錘衝撃試験装置を使用して試験を実施した。JIS K7089 では 1mm 当たり 6.67J の衝撃エネルギーを設定することになっているが, 通常の CFRP では 60~70%の繊維体積含有率が本供試体では 30%であることを考慮し, 3.88J/mm の衝撃エネルギーを設定した。ひずみゲージ式ロードセルにて鋼製ストライカが衝撃時に受ける供試体からの反力を動ひずみ測定器(ローパスフィルタ 10kHz, サンプル速度 5µs)により記録した。さらに打撃部に関するニュートン第二法則を用いて荷重-荷重点たわみ線図を作成するとともに, 台形則を用いてこの線図のヒステリシスループを数値積分することで衝撃吸収エネルギーを求めた。

(2-3) CAI 試験

JIS K7089 に準拠して図 4-1-61 に示すような治具に衝撃負荷後の供試体を取り付け CAI 試験を行った。油圧式万能試験機(東京衡機試験機製 秤量 300kN)にて圧縮力を負荷した。負荷速度は, 規格通り 1 ± 0.5 mm/min とした。また, 試験中の供試体の座屈挙動を測定するために, ひずみゲージを供試体表面に, 上端と側端からそれぞれ 25mm ずつ内側の 2 箇所に貼り付けた。JIS では両面に貼り付けるように定められている, 今回の供試体は裏面にナイロン層が被覆されているため, 打撃面のみにひずみゲージを貼り付けた。また, レーザー変位計を両側面から 50mm, 長手方向端から 60mm の箇所に設置した。また比較

のために、衝撃損傷を導入した供試体に加え健全材 2 体に対しても同様の圧縮試験を実施した。

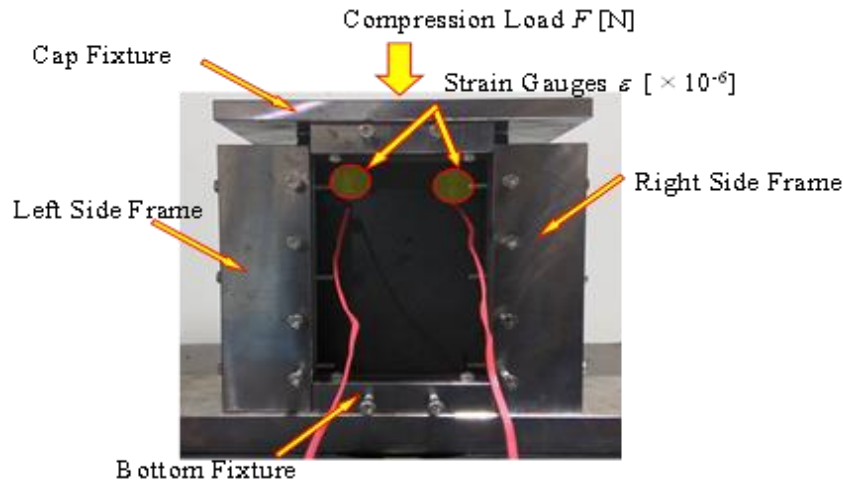


図 4-1-61 Apparatus around fixture of the present CAI test.

(2-4) 供試体へのマイクロフォーカス X 線 CT 撮像について

内部の 3D プリント成形由来ポイドや衝撃負荷中および CAI 試験中に生じた損傷を 3 次元かつ非破壊で観察するため、X 線 CT(空間解像度 91 μm)を供試体ごとに衝撃試験前後、CAI 試験後の 3 回実施した。健全材の CAI 試験前後の CT も比較のために取得した。CT 断層画像観察には myVGL(ボリュームグラフィックス社)を用いた。さらに myVGL から CT データを一旦 tiff 形式の画像スタックに変換後、3 次元画像解析ソフト simpleware (株式会社 JSOL, Ver.O-2018.12-SP2)を介して供試体ボリュームを二値化し、さらにボリューム表面に対する STL 形式ポリゴンデータを取得した。最後に GOM Inspect(丸紅情報システムズ)を用い、リヴァースエンジニアリングの手法を参考に、CT から得た同一供試体の衝撃試験前後での表面形状を重ね合わせて供試体表面の形状偏差分布を定量的に可視化することで衝撃負荷による損傷状態の把握および損傷指標としての圧痕深さの測定を実施した。

(2-5) 光学式顕微鏡による断面観察

空間解像度が 90 μm 程度の CT 撮像では確認できない成形時内部欠陥および層間や界面における微小損傷を観察するため、衝撃試験後の供試体 1 体について、衝撃負荷点を含む幅方向(図.6-1 中の AA')に供試体をダイヤモンドカッターにて切断し、エポキシ樹脂中に包埋後に、卓上研磨機を用いて切断面をエミリペーパー(#80~#2000)およびバフ(3 μm ダイヤモンドペースト)により研磨した後に、デジタル光学式顕微鏡(DOM)により観察した。積層材全体を観察する低倍率 DOM(マイクロスクエア DS-3UXL-III)および繊維/樹脂界面まで観察できる高倍率 DOM(マイクロスクエア DS-300)を使用した。

(3) 試験結果

(3-1) 落錘衝撃試験結果

落錘衝撃試験により得られた荷重-たわみ線図を図 4-1-62 に示す。また、荷重-荷重点たわみ線図の描くヒステリシスループを数値積分することで算出した衝撃吸収エネルギーおよびその衝撃エネルギーに対する割合(衝撃吸収率)を表 4-1-7 に示す。荷重-たわみ線図ではループが閉じていないことがわかるが、

これは衝撃によって供試体に永久変形として圧痕(dent)ができたことによるものであると考えられる。表中に示すように、衝撃吸収エネルギーは平均 14195J/mm で、それは衝撃吸収率に換算すると平均 80.9%であった。なお、変動率は 2.34%であった。

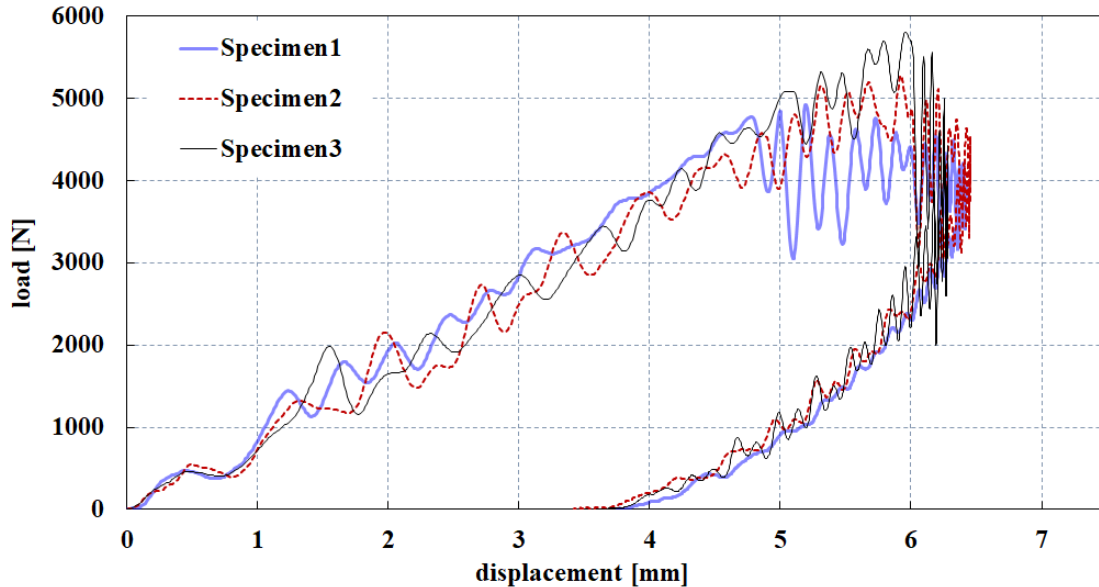


図 4-1-62 Impact load-deflection diagrams.

表 4-1-7 Impact absorbed energy and absorption rate.

| Specimen | Impact absorbed energy [J/mm] | Absorption rate [%] |
|-----------|-------------------------------|---------------------|
| 1 | 14324 | 81.6 |
| 2 | 13817 | 78.7 |
| 3 | 14443 | 82.3 |
| average | 14195 | 80.9 |
| std. dev. | 332 | 1.91 |
| C.V.(%) | 2.34 | |

(3-3) CAI 試験結果

衝撃を与えた供試体および衝撃を与えていない健全材の典型的な圧縮応力 - ひずみ線図を図 4-1-63 に示す。この例では健全材の最大圧縮応力は 105MPa、最大圧縮ひずみは 0.00559 となり、衝撃を与えた供試体の最大圧縮応力は 77.0MPa、最大圧縮ひずみは 0.00449 となった。衝撃を与えた供試体の最大圧縮応力は健全材の最大圧縮応力と比較し 26.3%、最大圧縮ひずみは 19.7%低下していることがわかる。

衝撃後圧縮強さおよび衝撃後圧縮弾性率を図 4-1-64 に示す。CAI 強度は平均 81.3MPa、変動率 6.06%で、健全材圧縮強度は 130MPa となり、CAI 強度は健全材圧縮強度と比較し、約 37%低くなった。一方、衝撃後圧縮弾性率は平均 21.8GPa、変動率 3.71%で、健全材の圧縮弾性率は 20.4GPa となり、両者にほぼ有意な差が今回みられなかった。今後、サンプルサイズをより大きくして再検討する必要があると思われる。

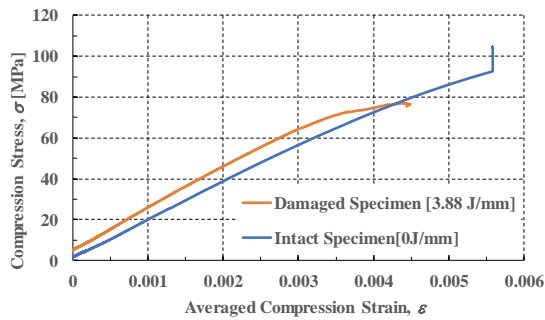


図 4-1-63 Typical compression stress-strain diagrams in CAI test.

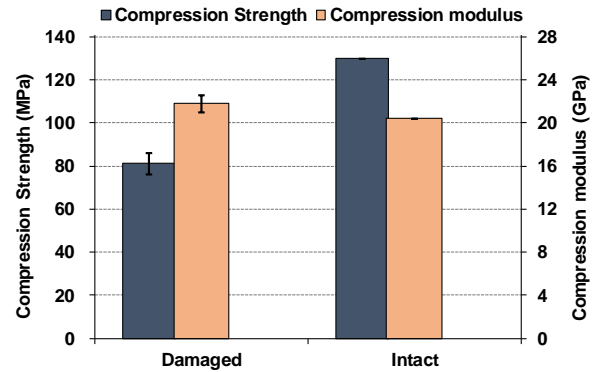


図 4-1-64 Comparison of compression strength and modulus for CAI and intact specimens.

(3-4) マイクロフォーカス X 線 CT 撮像

図 4-1-65(a)~(c)に同一供試体の同一切断面(図 4-1-60 中の BB'切断面)での衝撃試験前, 衝撃試験後および CAI 試験後の X 線 CT 断層画像をおのおの示す. まず, 衝撃試験前(図 4-1-65(a))の観察結果に関しては供試体内部に解像度 91 μ m の CT 像でも確認できる規則的に配置されたボイド(空隙)を観察することができた. これは, FDM 型 3D プリンタ成形特有の内部積層痕であり, 本 CFRTP 積層材の機械的特性発現機構を考察する際に無視しえないファクターであると考えられる. 衝撃試験後(図 4-1-65(b))では, 衝撃負荷点に鋼製ストライカによる圧痕(dent)が確認され, さらに内部に試験前にはなかった衝撃部表面から裾野状に広がっていく層間はく離を多数確認することができた. このはく離は一般的な CFRP 疑似積層材のはく離損傷の生じ方に似たものとなったが, 板の中立面にあたる層間にも大きな層間はく離も観察された. なお, 裏側最外層の大きなはく離は CFRTP とナイロン層との間に生じたものである. 一方, CAI 試験後(図 4-1-65(c))では, 圧痕部を中心として局所的なブルーミング圧壊が起きていたことが確認できる. このような圧痕部付近の局所的な圧壊は健全材の場合にはみられないものであり, この違いが図.5 に示した衝撃後圧縮強さの差となって表れたものと考えられる.

図 4-1-66 に衝撃負荷前後の供試体表面形状偏差分布を示す. ここで形状偏差とは CT 撮像に関して供試体部を関心領域として二値化処理した上でそのボリューム表面のみを STL 形式ポリゴンデータへ変換したもの同士を重ね合わせつつ点群間距離偏差の総和が最小となるように最小二乗法により位置合わせ処理が施された後での距離偏差のことである. そのため, 偏差は常に正の値である. 打撃部側表面の形状偏差分布を示している図 4-1-66(a)では, 打撃点における圧痕(dent)部に高い形状偏差の集中がみられ, この形状偏差集中部での最大値をもって圧痕(dent)深さを定義すれば, この供試体の場合には 1.16mm であり, 全サンプルの圧痕深さの平均値は 1.10mm で標準偏差が 0.144mm であった. なお, この形状偏差に基づく圧痕深さと供試体の吸収エネルギーとの間には正の相関が今回確認された. なお, これら圧痕深さに対応するものとして, 図.6-3 の荷重 - 荷重点たわみヒステリシスループ線図の横軸切片があるが, 前者の方が後者に比べて 31.7%程度にとどまっていることが分かった. これは, 衝撃後の供試体のスプリングバック (弾性回復) 効果によるものと考えられる. 同じく図 4-1-66(a)では最表面層である 45° 層の繊維配向方向を向く形で楕円状の高偏差領域があることがわかる. 一方, 図 4-1-66(b)に示す裏面側については, 最外層はナイロン被覆層であり, 板中央打撃部の形状偏差が比較的低い値を示し, その他の領域につ

いては全体的に形状偏差が均一に分布していることがわかる。これはナイロン被覆層が衝撃により広域にわたって CFRTP 本体からはく離したことによると考えられる。

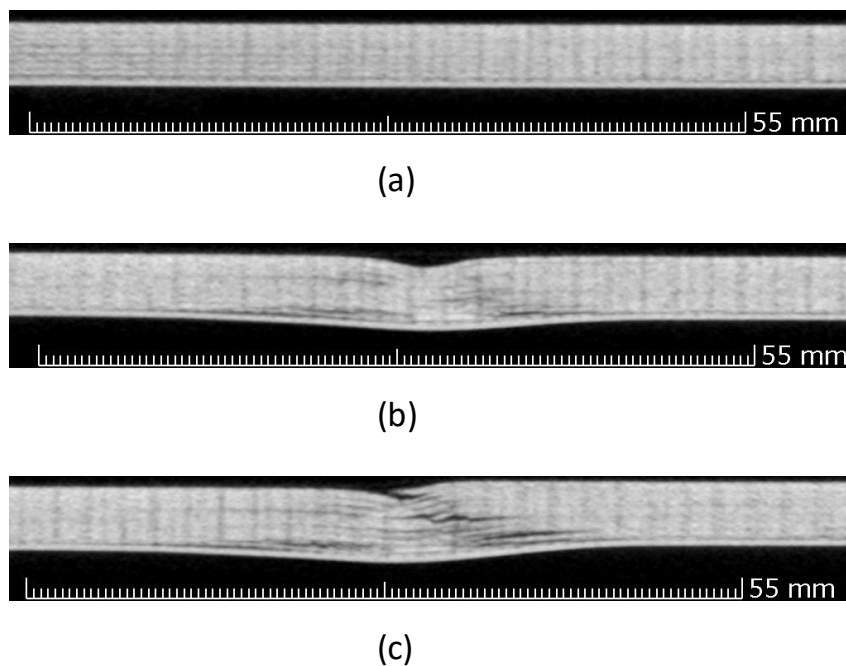


図 4-1-65 Typical X-ray CT images for one of the CAI specimens.

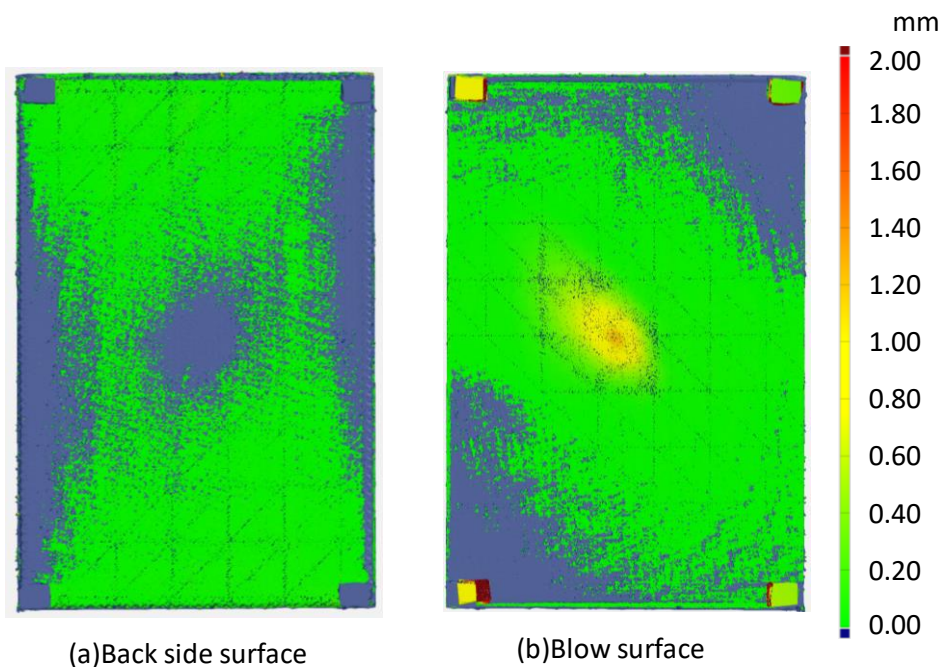


図 4-1-66 Typical shape deviation before and after impact test.

(3-5) 光学式顕微鏡による断面観察結果

低速衝撃負荷(衝撃エネルギー 3.88J/mm)を与えた供試体の負荷点直下の低倍率 DOM 像を図 4-1-67(a)に

示す。CTでも観察されたように鋼製ストライカ(0.5in.径)による打痕が切断面上部になだらかな曲率の永久変形として確認でき、また積層材全体としての曲げおよび面外せん断変形にさらに局所的に加わる圧縮力が重加された複合的な極限負荷状態を反映し上面側から下面側に向けて台形状に層間はく離が広がっていく様子が確認された。断面中央の中立面付近に確認できる大きな層間および層内はく離は主として面外せん断応力により誘発されたものと推測される。図 4-1-67(b)は(a)中の矩形で示した下面部付近を低倍率 DOM の拡大率を 4 倍高めて観察した結果である。図中に散見される白光沢箇所は切断研磨された炭素繊維の密度が高いことを示している。大域的な引張曲げ変形および局所的な圧縮が支配的な本箇所では 0° 層や $\pm 45^{\circ}$ 層といった off-axis 層内に横断面線から 45° ほどの傾斜でトランスヴァースクラック損傷が生じていた。またこの観察領域において高い曲げ応力を分担している 90° 層が最外層側より順次繊維破断して曲げ荷重分担機能を消失していった様子が観察された。この繊維破断部を高倍率 DOM にてさらに拡大観察したものが図 4-1-67(c)である。上述の 90° 層の繊維破断が明瞭に観察できるとともに、off-axis 層内トランスヴァースクラックのより詳細な様子も観てとれる。特に注目される点として、ノズルから吐出されるビード状 CFRTP(1k 束の CF が体積含有率 30%で樹脂中に含浸)の堆積により積層材が形成されてゆく 3D プリント成形では、ビード間空隙の応力集中と樹脂リッチ部塑性変形が関係するビード分離が母材/繊維間はく離よりも優勢となりながらトランスヴァースクラックを形成している可能性があることである。

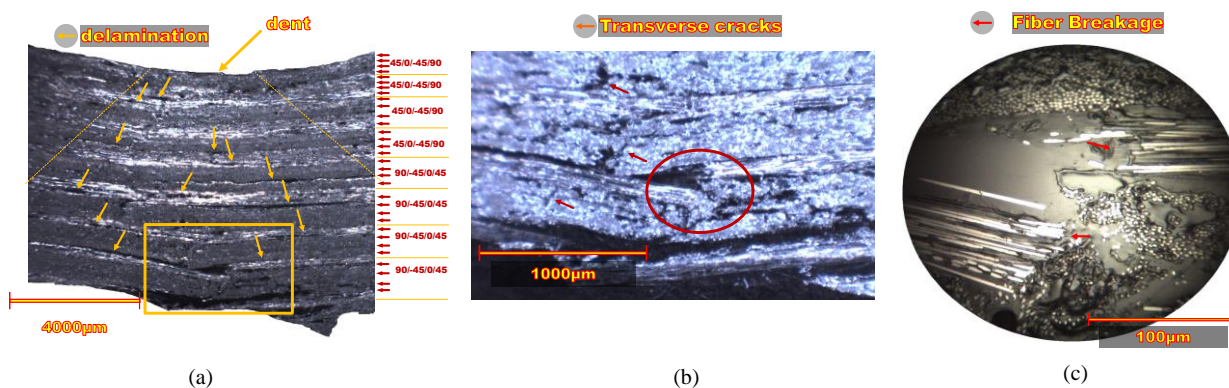


図 4-1-67 Specimen's internal damage states observed with digital optical microscopes.

(4) まとめ

本研究では FDM 型 3D プリントを使用して成形した連続 CFRTP 疑似等方積層材へ低速面外衝撃損傷を与え、その耐衝撃特性を評価するとともに、X 線 CT および光学顕微鏡によりその損傷状態を詳しく観察した。さらに、衝撃後圧縮(Compression after impact : CAI)強度試験も実施し、その残留圧縮強度を評価した。その結果、落錘衝撃試験により得られた衝撃吸収エネルギーは平均 14195J/mm で、それは衝撃吸収率に換算すると平均 80.9%であった。なお、変動率は 2.34%であった。一方、CAI 強度は 81.3MPa、健全材圧縮強度は 130MPa となり、CAI 強度は健全材圧縮強度と比較し、約 37%低くなった。また、衝撃後圧縮弾性率は 21.8GPa、健全材圧縮弾性率は 20.4GPa となり、両者にほぼ有意な差が今回みられなかった。X 線 CT 観察では、衝撃前供試体に 3D プリント成形特有の初期ボイドが確認された。また、衝撃後の CT および低倍率 DOM 観察結果より、衝撃負荷面から裏側面に向けて裾野を広げるような層間はく離の分

布に加え，中立面付近に面外せん断応力により増長された大きな層間はく離が確認できた．引張の曲げ応力の作用する裏表面付近の off-axis 層内に横断面線から 45° ほどの傾斜でトランスヴァースクラック損傷を低倍率および高倍率 DOM により確認でき，さらに曲げ荷重を分担していた 90° 層が引張側最外層から順次の繊維破断していった痕跡も確認された．特にトランスヴァースクラックの形成について，3D プリンタ特有の初期ボイドおよび樹脂リッチ部塑性変形が繊維/母材デボンディングの伝播機構よりも優先的に生じていることが示唆される観察結果となった．最後に CAI 後では圧痕部を中心としたブルーミング圧壊を確認できた．

(5) 参考文献

- (1) 轟章，大浅田樹，水谷義弘，鈴木良郎，上田政人，松崎亮介，平野義鎮，日本複合材料学会誌，45，pp.141-148 (2019).