

博士論文

層厚効果を考慮した複合材積層板の
静的・疲労損傷進展評価

青木 涼馬

東京大学大学院工学系研究科
航空宇宙工学専攻

指導教官 横関 智弘 准教授

目次

| | |
|-----------------------------------|-----------|
| 第1章 序論 | 1 |
| 1.1 研究背景 | 1 |
| 1.2 先行研究 | 4 |
| 1.2.1 薄層 CFRP と損傷・破壊における層厚の影響について | 4 |
| 1.2.2 複合材積層板の損傷解析・損傷モデル化について | 7 |
| 1.3 本研究の目的 | 10 |
| 1.4 本論文の構成 | 11 |
| 第2章 静的損傷進展評価とモデリング | 13 |
| 2.1 損傷評価試験 | 13 |
| 2.1.1 材料・試験片 | 13 |
| 2.1.2 実験手法 | 15 |
| 2.1.3 連続体損傷力学に基づく損傷評価 | 16 |
| 2.1.4 実験結果 | 18 |
| 2.2 損傷力学モデル | 25 |
| 2.2.1 応力・ひずみ構成則 | 25 |
| 2.2.2 損傷進展モデル | 26 |
| 2.2.3 塑性累積モデル | 30 |
| 2.3 損傷進展解析 | 31 |
| 2.3.1 有限要素解析モデル | 31 |
| 2.3.2 検証解析：クロスプライ積層板 | 32 |
| 2.3.3 検証解析：アングルプライ積層板 | 34 |
| 2.3.4 検証解析：擬似等方性積層板 | 36 |
| 2.4 第2章のまとめ | 41 |

| | | |
|------------|-----------------------------------|-----------|
| 第3章 | 有孔 CFRP 積層板の静的損傷進展の実験的評価 | 43 |
| 3.1 | 実験 | 43 |
| 3.1.1 | 試験片・試験手順 | 43 |
| 3.1.2 | 実験結果：強度と破壊モード | 46 |
| 3.1.3 | 実験結果：内部損傷観察 | 51 |
| 3.2 | 応力解析によるファスナ拘束の影響検討 | 56 |
| 3.2.1 | 有限要素解析モデル | 56 |
| 3.2.2 | 解析結果と考察 | 58 |
| 3.3 | 第3章のまとめ | 60 |
| 第4章 | 有孔 CFRP 積層板の静的損傷進展の数値解析的評価 | 61 |
| 4.1 | 損傷進展解析モデル | 61 |
| 4.1.1 | 層厚効果を考慮した損傷進展モデル | 61 |
| 4.1.2 | 有限要素解析モデル | 64 |
| 4.2 | OHT・FHT 損傷解析結果 | 67 |
| 4.2.1 | 損傷進展モデルの検証解析 | 67 |
| 4.2.2 | OHT・FHT 強度予測結果 | 71 |
| 4.2.3 | 内部損傷進展について | 76 |
| 4.3 | 第4章のまとめ | 88 |
| 第5章 | 有孔 CFRP 積層板の疲労損傷進展の実験的評価 | 89 |
| 5.1 | 試験片・疲労試験手法 | 89 |
| 5.2 | OHT 疲労試験結果 | 92 |
| 5.2.1 | 疲労荷重下における剛性低下挙動 | 92 |
| 5.2.2 | 内部損傷進展観察 | 96 |
| 5.3 | OHT 疲労後残留強度評価 | 103 |
| 5.3.1 | 試験手法 | 103 |
| 5.3.2 | 残留強度評価試験結果 | 104 |
| 5.4 | 第5章のまとめ | 111 |

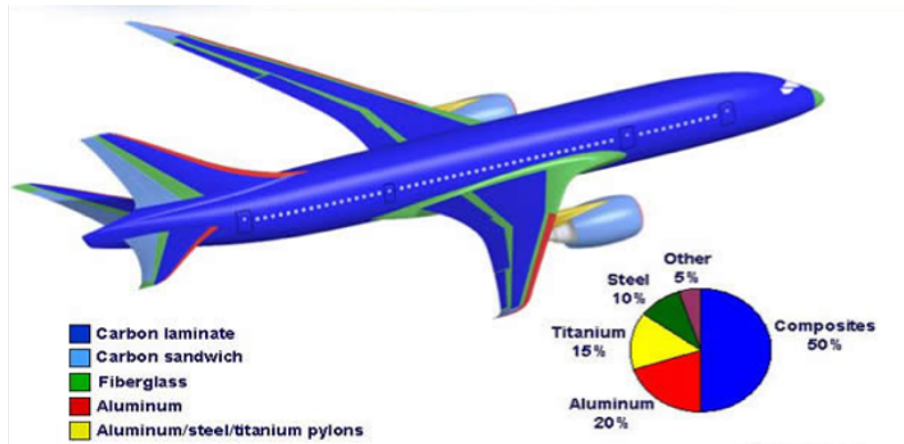
| | |
|---|------------|
| 第 6 章 有孔 CFRP 積層板の疲労損傷進展の数値解析的評価 | 113 |
| 6.1 層厚効果を考慮した疲労損傷モデル | 113 |
| 6.1.1 静的損傷進展モデル | 113 |
| 6.1.2 層内疲労損傷進展モデル | 115 |
| 6.1.3 層間疲労損傷進展モデル | 118 |
| 6.2 疲労損傷進展解析手法 | 119 |
| 6.2.1 疲労解析の流れ | 119 |
| 6.2.2 層内疲労損傷進展モデルのパラメータ同定 | 122 |
| 6.3 OHT 疲労損傷解析 | 126 |
| 6.3.1 疲労解析条件と有限要素モデル | 126 |
| 6.3.2 剛性低下・内部損傷進展予測 | 128 |
| 6.3.3 OHT 疲労後残留強度予測 | 137 |
| 6.4 第 6 章のまとめ | 140 |
| 第 7 章 結論 | 141 |
| 7.1 本研究の成果 | 141 |
| 7.2 今後の課題と展望 | 144 |
| 付 録 A FHT 強度における挿入ピン物性と面圧の影響の数値解析的検討 | 145 |
| 参考文献 | 147 |
| 学術論文および学会発表 | 161 |
| 謝辞 | 163 |

第1章 序論

1.1 研究背景

炭素繊維強化プラスチック（Carbon Fiber Reinforced Plastic: CFRP）は、高比強度・高比剛性といった優れた機械特性から、軽量化が必須となる航空宇宙分野での様々な構造部材への適用が拡大している。燃費性能向上が要求される航空機においては、主翼や胴体のような主に荷重を受け持つ1次構造にCFRPが適用されており、現在運用されている Boeing 社の Boeing 787 (Fig. 1.1 (a)) では、その使用が構造重量の 50%にも上っている。世界的に達成が叫ばれる低炭素社会の実現に向けては、航空機のみならず自動車も含む輸送機全般の構造軽量化による燃費向上の要求されているため、今後 CFRP の適用範囲は益々広がっていく。さらに将来的には、水素航空機 (Fig. 1.1 (b)) や燃料電池自動車などのタンク構造や再使用型の宇宙往還機の開発にも CFRP は必要不可欠となると考えられる。

CFRP は炭素繊維と樹脂からなり、微視的には非均質であり異方性という特性を持つ材料で、航空機構造などに適用される際は、炭素繊維を一方向に並べて樹脂を含浸させた中間基材であるプリプレグを多数あらゆる方向に重ねた積層板として使用される。CFRP 積層板は、完全に荷重を受け持つことができなくなるまでに、内部で様々な損傷が発生し、複雑な損傷過程を経て、最終破壊に至る。Fig. 1.2 に示すように、繊維・樹脂の微視構造を対象とするミクロスケールでは、樹脂中のマイクロクラックや繊維/樹脂間の界面はく離が発生し、積層板レベルのスケールでは、トランスバースクラック（層内き裂）、繊維破断、層間剥離など、スケールごとに多様な損傷モードが存在する。このようなスケールごとの損傷・破壊メカニズムが複雑であるがために、損傷発生による強度・剛性などの特性変化の予測を困難にしている。また、航空機等の輸送機では長期間の運用中に繰り返し荷重（疲労荷重）を受けるため、複合材を用いた構造内部には、先に述べた多岐にわたる損傷が同時的に、また混合した状態で発生・進展していく。疲労荷重による損傷は、複合材構造の剛性や強度の低下を引き起こすため、長期運用における構造健全性評価のために



(a)



(b)

Fig. 1.1 Application of carbon fiber reinforced plastics: (a) Boeing 787 [1] and (b) Hydrogen aircraft [2].

は、疲労損傷進展を適切に評価する必要がある。しかし、疲労荷重下においても、損傷・破壊挙動が非常に複雑であるため、疲労損傷のモデル化が困難であり、数値解析による予測の信頼性を落とす原因の一つとなっている。現状の CFRP を適用した航空機設計では、疲労荷重による損傷進展を許容しない設計となっており、CFRP の本来の性能が活かしきれていない。繊維強化複合材を適用した航空機構造設計においては、計算機による設計・開発や計算機援用仮想試験の需要が高まっている中、現状では、疲労損傷に対する数値シミュレーションによる評価手法はまだ確立されていない。

近年では、さらなる構造部材の軽量化に向けて、開繊技術により実現した CFRP の 1 層を薄くする薄層化技術が注目を集めている [5]。薄層 CFRP を用いた複合材積層板では、

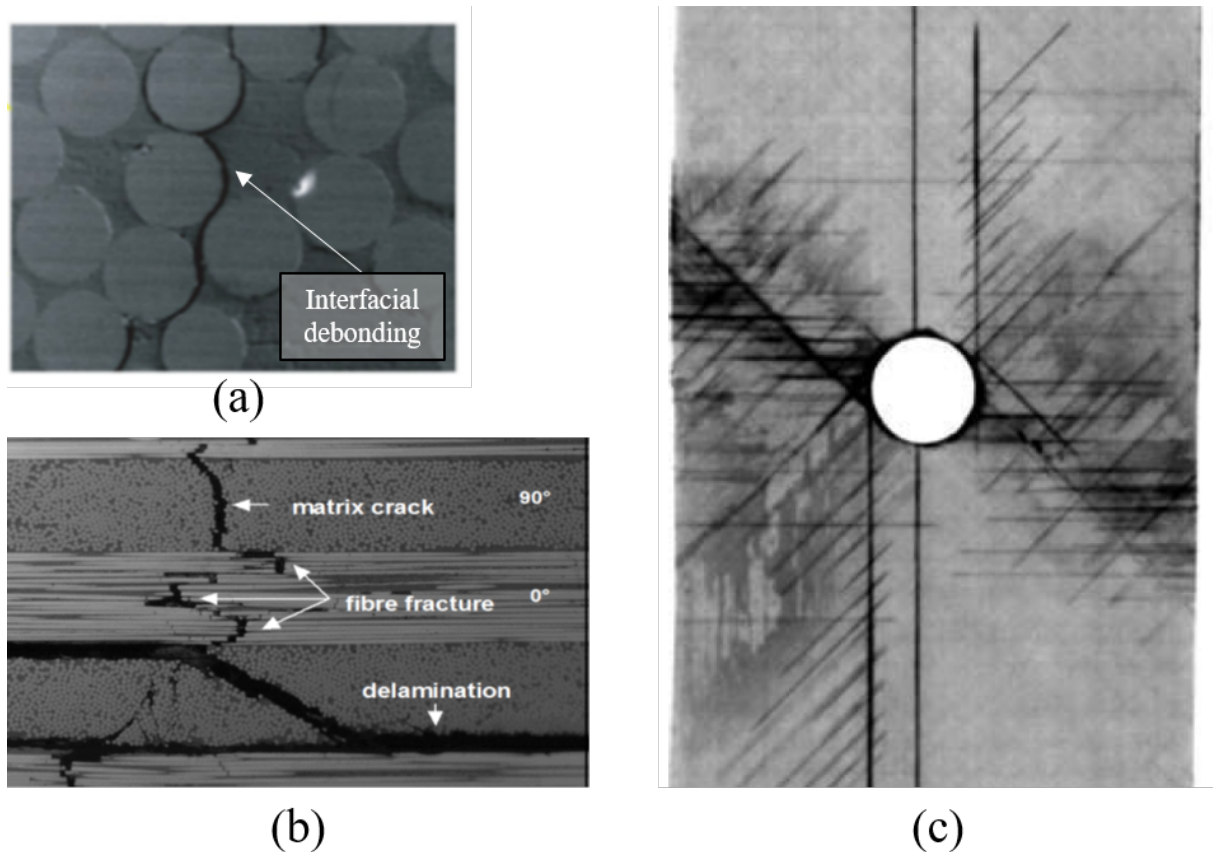


Fig. 1.2 Damage modes in CFRP laminates: (a) micro-scale, (b) laminate scale [3], and (c) in-plane hole tensile specimen [4].

層内き裂や層間剥離などの損傷の発生・進展を抑制し、高い最終強度を実現できることが、これまで多くの先行研究によって実験的に示されている [6–14]。疲労荷重下においても損傷抑制効果が示され、高い耐疲労特性を有することが知られている [6, 7, 11]。また、設計の観点からは、薄層 CFRP を用いることで、従来の CFRP プリプレグより、積層板の板厚当たりの積層数が増加するため、層厚や繊維配向を新たに設計変数とする自由度の高い構造設計が可能になると期待される。従来構造部材に適用されてきた 0 度、90 度、 ± 45 度層を同じ 25% の比率で積層した擬似等方性積層板だけでなく、 ± 22.5 度層、 ± 67.5 度層を含んだ擬似等方性積層板やより CFRP の異方性を活用した高 0 度層比率の積層板なども構造設計時の選択肢として挙げられる。さらには、薄層化技術と自動積層技術を組み合わせることで、連続的に層厚や繊維配向を変化させたような複合材構造も実現可能だと考えられている。しかし、設計自由度の向上から、実験のみによる評価では、設計コストが膨大になるため、益々数値解析による損傷・強度評価技術の確立が求められる。

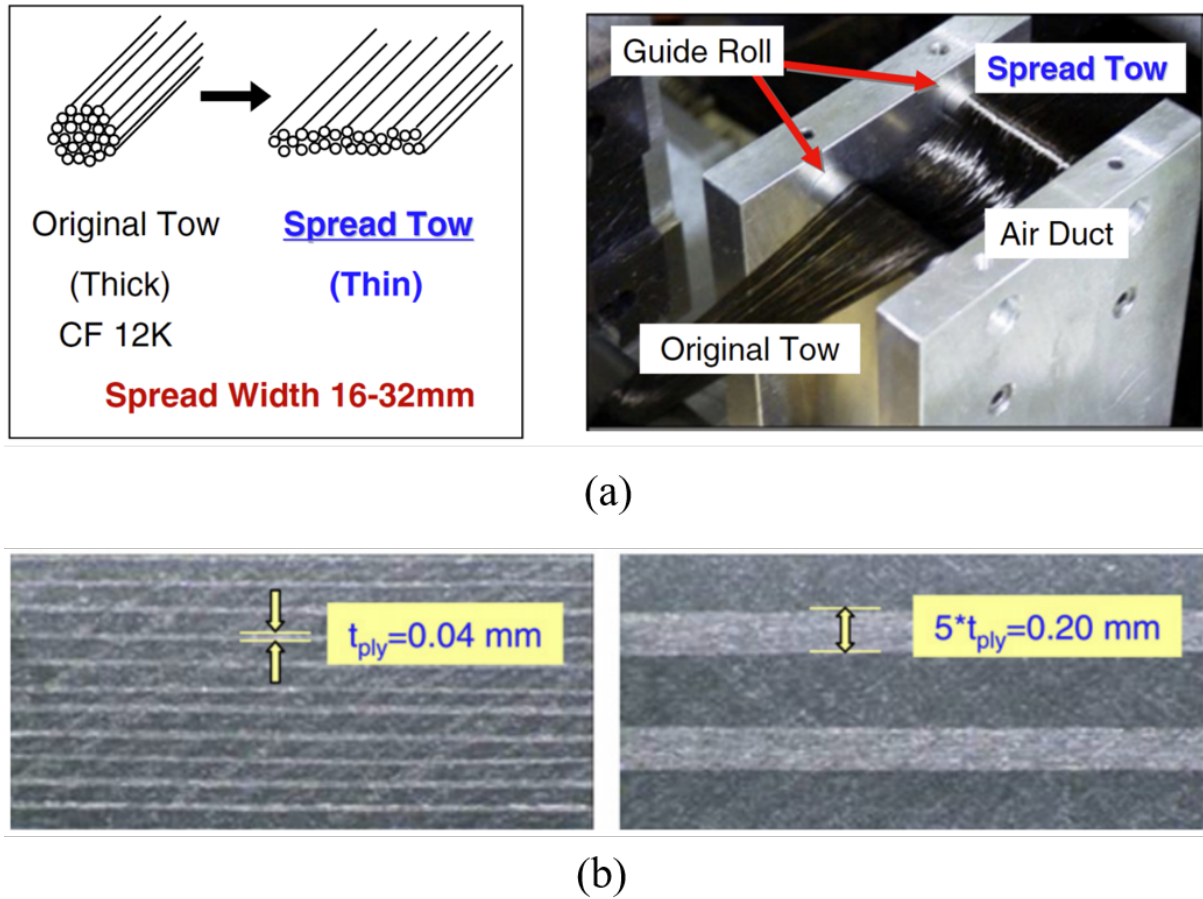


Fig. 1.3 Thin-ply technology: (a)tow-spreading method, and (b) laminates with thin-ply and thick-ply manufactured from thin-ply prepregs [6].

1.2 先行研究

1.2.1 薄層CFRPと損傷・破壊における層厚の影響について

薄層プリプレグを用いたCFRP積層板では、あらゆる荷重条件下での強度特性や損傷挙動について、様々な研究がなされている。Sihnらは、静的引張・疲労引張・面外衝撃荷重下において、薄層CFRP積層板は優れた耐損傷性を有することを示した [6]。Yokozekiらは薄層CFRPを用いた無孔・有孔圧縮試験を行い、圧縮荷重下での耐損傷性について薄層CFRP積層板の優位性を示し [7]、面外横荷重下においても層内き裂や層間剥離が抑制されることを明らかにした [8]。Fullerらは薄層プリプレグを用いたアングルプライ積層板における非線形挙動に関する研究において、自由端からの層間剥離の発生・進展が抑制されることを示した [9]。また、破壊力学に基づく理論的研究によっても、層厚が損傷累

積に大きく影響し、薄層 CFRP を使用することでその影響が大きくなることが示されている。Dvorak らは、破壊力学の観点から、積層板の層厚に依存する強度、いわゆる”その場強度”を導出した [15]。Camanho らは、面内せん断の非線形性を考慮し、面内横方向応力およびせん断応力下におけるその場強度の予測モデルを構築した [16]。その場強度の予測モデルにおいては、横方向引張応力下でのトランスバースクラック発生応力は層厚の平方根に反比例し、薄層になるほどき裂が発生しにくくなることが示されている。また、自由端から生じる層間剥離に対しても積層板の層厚を薄くすることで抑制できることが示されている [17–19]。

数値解析の上においても、き裂発生に関する層厚の影響が調査されている。近年では、繊維と樹脂を個別にモデル化するミクロスケール解析が、層厚効果を評価するために盛んに開発されている [20–23]。これらのミクロスケール解析では、繊維・樹脂界面の損傷や樹脂の非線形性などの損傷モデルを用いて、層内き裂形成に至る微視的な損傷挙動を解明しようと試みられている。Arteiro らは、CFRP の微視的構造を考慮した有限要素解析モデルを開発し、薄層のその場効果について数値解析的に評価した [20]。Higuchi らは、クロスプライ積層板の 0 度層の拘束を考慮したミクロスケール解析モデルを開発し、90 度層における損傷累積を数値的に評価した [21]。その結果、90 度層における界面剥離や樹脂の損傷などを含む拡散損傷の進展は層厚に依存せず、き裂発生時のひずみのみ層厚依存性を示すことを明らかにした。

以上の薄層の損傷抑制効果により、薄層 CFRP 積層板においては、無孔引張 (Non-hole tensile: NHT)、無孔圧縮 (Non-hole compressive: NHC) と有孔圧縮 (Open-hole compressive: OHC) 試験では強度が向上することが明らかになっている [5–7, 11, 24–28]。しかし一方で、薄層 CFRP を使用した積層板において、有孔引張 (Open-hole tensile: OHT) 試験片の強度が低下することが先行研究 [6, 11, 27–29] により報告されており、薄層 CFRP を適用する場合における問題点の一つである。Sihn らは、薄層と標準層厚の擬似等方性積層板を用いて、OHT 試験を行ったところ、標準層厚の積層板における破壊モードは円孔周辺での ± 45 度層のき裂や層間剥離を伴う破壊であったのに対し、薄層の積層板では、円孔周辺でき裂や層間剥離のない脆性破壊を示し、層厚によって破壊モードが大きく異なることを明らかにした [6]。層厚効果による円孔周辺における損傷進展の違いが破壊モードの遷移につながり、最終強度に大きな影響を与えている。

有孔試験片のようなノッチを有する複合材積層板に対しては、ノッチ部での応力集中は

損傷の複雑な相互作用を引き起こし、致命的破壊に至る可能性があるため、複合材料構造設計に不可欠であり、これまで数多くの研究がなされている。ノッチ強度は、積層板のサイズや板厚、ノッチのサイズ、積層構成、層厚など多くの要因に依存し、これらの要因は破壊モードを劇的に変化させ、複合材積層板の最終強度に大きな影響を与える [4,30–36]。また、数値解析においても、引張および圧縮荷重下でのノッチ付き試験片の破壊メカニズムが研究されている [37–44]。複合材積層板においては、OHT および OHC 試験片を用いて、これらの要因の影響に関する研究が行われてきた [4,30–32,37–42]。Green らは、円孔径、層厚、積層板の板厚の異なる試験片に対して OHT 試験を実施し、OHT 強度に対する寸法効果について実験的に調査した [30]。その結果、3つの特徴的な破壊メカニズム (Brittle failure, Pull-out failure, Delamination-dominated failure) と、破壊モードの遷移による OHT 強度の変化が報告されている。Sihn ら [6] によって報告された層厚の変化による破壊モードの遷移と薄層 CFRP の使用による OHT 強度低下もノッチ強度における寸法依存性の一例である。標準層厚の OHT 試験片では、最終破壊までに円孔部分にき裂や層間剥離が生じるため、円孔部の応力集中が緩和される。しかし、薄層 CFRP を使用した場合には、応力集中の発生する円孔部分においても、き裂や層間剥離が最終破壊までに生じにくいため、応力集中の緩和が起きず、結果としてき裂・剥離を伴わない脆性的破壊となり OHT 強度が低下すると考えられている。他にも多く研究で、層厚による破壊モードの遷移 [11,13,18,27] や引張荷重下における薄層 CFRP によるノッチ強度の低下 [11,27,28] が明らかにされている。

また、薄層 CFRP を用いた有孔試験片においては、Sihn ら [6] や Amacher ら [11] によって、疲労荷重に対しても損傷抑制効果があり、優れた疲労強度を有することが示されている。航空機構造は長期運用の際に受ける繰り返し荷重を受けるため、疲労損傷進展に対する層厚の影響の検討は重要課題である。長期運用における構造健全性評価においては、疲労荷重を受けた後に、どの程度強度が低下するかについて評価することが不可欠である。しかし、現状では、薄層 CFRP 積層板での疲労損傷進展の詳細な評価と疲労後の残留強度評価については十分検討されているとは言えない。したがって、疲労荷重下における損傷進展に対する層厚の影響、さらには、累積する疲労損傷と疲労後残留強度の関連性についてもより詳細に調査する必要がある。

以上より、複合材構造に薄層 CFRP を適用する際には、損傷進展や破壊強度に関する層厚依存性を十分評価しておく必要がある。また、前節で述べた高自由度複合材構造設計に

においては、層厚が薄くなるほど強度が低下するノッチ部分は層厚を厚くする、き裂や層間剥離が生じやすい自由端部分には層厚を薄くするなど、適材適所に層厚を連続的に変化させることで、構造全体の強度を向上させるような構造設計も可能であると考えられる。そのため、高自由度設計の実現に向けた数値解析による損傷・強度評価技術には、薄層だけでなく様々な層厚における損傷進展の影響を考慮した上で、最終強度等を予測することが求められる。

1.2.2 複合材積層板の損傷解析・損傷モデル化について

CFRP 積層板の損傷進展と強度を評価するための数値解析技術は、薄層 CFRP を活用した高自由度構造設計の開発コスト削減に大きく貢献する。CFRP 積層板の損傷解析においては、CFRP の微視的構造とそれに起因する微視的な損傷を考慮し、積層板全体の強度予測ができることが理想的であるが、積層板全体の損傷進展や強度の評価に前節で述べたようなミクロスケール解析を用いることは、計算コストの面から現実的ではない。近年では、より大きなスケール（メゾ・マクロ）の解析の中にミクロスケールの損傷を考慮したマルチスケール解析が注目されている。特に、繊維・樹脂・内部損傷を 1 層ごとに均質化して扱うメゾスケールにおける損傷解析が、複合材積層板の静的・疲労損傷進展予測には有効である [41, 42, 45, 46, 77]。本研究では、積層板レベルでの損傷進展を取り扱うため、メゾスケールの立場を取る。メゾスケール損傷解析では、積層板中の損傷をモデル化するために、結合力モデルと連続体損傷力学による損傷モデルが広く適用されてきた。

結合力モデル（Cohesive Zone Model: CZM）[47] は、トランスバースクラックや層間剥離の発生・進展挙動のモデル化として適用されている。CZM では、き裂先端に結合力が作用する領域を仮定することで、き裂先端の応力特異性を解消し、結合力とき裂面の相対変位を関係づけることにより、き裂進展をモデル化している。層内き裂と層間剥離の進展が支配的となって破壊する積層板に対しては、結合力モデルによる要素（結合力要素）を用いて、静的強度や破壊モードを予測できることが示されている。また、疲労荷重下での複合材積層板の解析でも有効で、層内き裂と層間剥離を結合力モデルでモデル化し、それらの疲労発展則が提案されている [48–52]。Yashiro らは、結合力要素に残留強度パラメータという状態変数を導入し、残留強度パラメータの疲労負荷による変化を定式化し、それらのモデルを用いて円孔を有する CFRP 積層板のき裂進展解析を行った。他にも、結

合力モデルに基づいた疲労き裂進展モデルには、疲労き裂進展速度をエネルギー解放率により記述する Paris 則を、結合力モデルと組み合わせモデルが提案されている [51–58]. Nixon-Pearson らは、Paris 則と結合力モデルを組み合わせた疲労モデルを用いて、疲労荷重下における有孔 CFRP 積層板の疲労解析を行った [52]. 層内き裂と層間剥離の疲労進展により破壊する積層板に対しては、疲労破壊のサイクル数や疲労負荷レベルに応じた疲労き裂進展を予測できることが示されている. 以上の結合力モデルによる有孔 CFRP 積層板の疲労解析では、層間剥離と円孔から進展する主要な数本のき裂を追うのみに留まっている. また、層内き裂や層間剥離を結合力要素により有限要素解析で解析する際には、あらかじめ結合力要素をき裂発生が発生する可能性がある位置に挿入しておく必要がある. 層間剥離をモデル化する際には、発生位置が分かり易く積層板の各層の間に結合力要素を挿入すれば良い. しかし、層内き裂は繊維と平行に発生し・進展していくことから、層内き裂を結合力要素を用いて模擬すると、積層板の配向角を変えるごとにき裂発生位置が変化するため、解析モデルも再度作成し直す必要があり、汎用性に欠ける. さらには、密に層内き裂が発生する場合には、メッシュを非常に細かくとる必要があり、計算コストの増大を引き起こす.

連続体損傷力学 (Continuum Damage mechanics: CDM) は、材料の損傷状態を損傷変数と呼ばれる状態変数によってモデル化し、損傷による材料の力学的特性の変化と損傷の発展則を記述するもので、Kachanov [59,60] によって初めて提唱された. Kachanov は金属材料のクリープ損傷挙動を連続体損傷力学の概念を用いて記述し、損傷発展モデルを提案した. その後、連続体損傷力学は、金属材料のクリープ損傷だけではなく、静的・疲労荷重下における損傷発展のモデルが提案され、その有用性が示されている. 複合材料に対しては、Allix や Ladeveze [61–64] らが、静的荷重に起因する損傷進展モデルを考案し、連続体損傷力学に基づく、複合材料の損傷進展の評価手法を確立した. Ladeveze により確立された CDM モデルでは、樹脂のマイクロクラックや繊維・樹脂界面のはく離を含む拡散損傷と厚さ方向に貫通する層内き裂のような離散損傷までモデル化することができる. 複合材積層板中の層内損傷に起因する剛性低下を評価することができ、静的荷重・衝撃荷重に対する損傷進展解析に多く適用されてきた. それらの解析では、層内損傷を連続体損傷力学により、層間剥離を結合力モデルでモデル化し、組み合わせた解析手法が適用されており、その有用性が示されている. したがって、微小き裂、繊維・樹脂間の界面損傷や層内き裂を含めた層内損傷は、連続体損傷力学に基づくモデル化、層間剥離は結合力モデ

ルによるモデル化が有効であり、それらを組み合わせた有限要素法による解析手法が良いと考えられる。

さらに近年では、トランスバースクラックを連続体損傷力学でモデル化する手法として、Okabe らは、トランスバースクラックを有する層の変位場を解くことにより、き裂密度の関数とした横方向損傷変数の解析モデルを導出している [65]。また、Onodera らは、Okabe ら手法に基づき、き裂密度の関数としてせん断損傷変数を提案し、それらの損傷変数の定式化を簡略化した [66, 67]。これらの CDM モデルでは、損傷変数に対して、き裂を含む層の層厚を明示的に考慮することができるが、き裂発生までに生じる拡散損傷については考慮されていない。前節で述べた Higuchi らによるミクロスケール解析 [21] においては、き裂発生前に生じる界面剥離を含む拡散損傷による剛性低下は無視できないことが指摘されている。したがって、CDM モデルにおいて、層内損傷をモデル化する場合、実験的観測に基づき層厚の影響を考慮し、かつ、拡散損傷と離散損傷の両方をモデル化する必要がある。

また、複合材の疲労荷重下の損傷進展に対しても連続体損傷力学をベースとしたモデル化が有用であり、これまでも疲労モデルが提案されている。Hwang と Han [68, 69] は、疲労負荷サイクルでの剛性変化を応力とひずみの関数として定義し、疲労剛性という概念として導入して、疲労損傷進展モデルを提案した。また、Sidoroff と Subagio は疲労サイクルに対する損傷の増加に対して、損傷進展速度 $d(D)/dN$ という形式を導入し、損傷変数と負荷ひずみを関数としたモデルを提案して、glass/epoxy 複合材料の 1 方向材の 3 点曲げ疲労解析を行った [70]。Paepegem は、 $d(D)/dN$ モデルを glass/epoxy 複合材料の 2 方向織物材を積層した積層板に対する疲労損傷進展モデルを提唱し、等方的な損傷に対して、微視的損傷による剛性低下挙動を反映させた現象論的な損傷進展則を定式化させた [71–75]。さらに、Paepegem らは疲労解析で常に発生する計算コスト増大の問題に対して、サイクルジャンプの概念を導入し、計算コストの低い疲労解析手法を提案した。サイクルジャンプの概念を用いた解析手法は、多くの疲労解析手法に適用されている [48, 51, 71, 76, 77]。さらに、Carrella-Payan らは 1 方向材を積層した CFRP 積層板に対して、繊維方向、せん断方向、横方向で 3 つの損傷変数を定義し、それらの疲労損傷進展則を提案した [76]。その進展則を用いた疲労解析手法により、3 点曲げ疲労試験での疲労荷重のサイクル数ごとの剛性低下を予測した。さらに Aoki らによって、連続体損傷力学モデルと結合力モデルを組み合わせた疲労解析手法が提案され、CFRP 積層板の剛性低下や破壊サイクル数が予

測可能なことが示されている [77]. しかし, これまでの連続体損傷力学に基づいた疲労モデルにおいては, 積層板の剛性低下等の実験データからフィッティングを行う必要があるものが多く, 層厚による疲労進展への影響に対しては, 層厚ごとに新たにデータを取得し, フィッティングを行う必要がある. 層厚の効果を明示的に考慮した CDM による疲労損傷モデルは筆者の知る限りでは報告されていない.

1.3 本研究の目的

本研究では, 薄層 CFRP を活用した高自由度複合材構造設計の実現に向けた, 層厚による損傷進展への影響を考慮した静的・疲労損傷進展解析手法の確立を目的とする. メゾスケールの立場を取り, 積層板レベルでの静的・疲労損傷進展を数値解析的に評価し, 静的強度・破壊モード, 疲労による剛性低下・疲労後残留強度の予測を試みる. CFRP 積層板の損傷のモデル化に際して, 積層板に発生する損傷を層内損傷と層間損傷に分けて, 層内損傷に対しては連続体損傷力学モデルを, 層間損傷に対しては結合力モデルを適用し, それらを組み合わせた手法を本論文では一貫して採用する. さらに層内損傷については, 樹脂の微小き裂や繊維・樹脂間の界面剥離などの層内き裂形成までに生じる微小な損傷を拡散損傷, 積層板の1層の厚さ方向を貫通したき裂を離散損傷と分類しモデル化を行う. 損傷進展モデルの構築に向けては, 薄層プリプレグを用いて, 様々な層厚・積層構成の積層板を用意し, 静的荷重下における損傷進展への層厚の影響を実験的に評価する. また, 層厚や積層構成を変えた有孔 CFRP 積層板にて静的・疲労引張荷重下における詳細な損傷観察を行い, 損傷メカニズムを明らかにし, 層厚による有孔引張強度や破壊モード, 疲労損傷進展などを実験的に評価する. 提案する層厚効果を考慮した静的・疲労損傷進展モデルの妥当性検証を行う.

1.4 本論文の構成

本論文は、全7章で構成される。各章の要約について以下に述べる。

第1章では、将来的に構造材料として期待されている薄層CFRPについて、設計の観点と材料特性の観点からその有効性と課題を示した。複合材の静的・疲労損傷進展と数値モデル化に関する先行研究と課題についてまとめ、本論文の研究目的と意義を述べた。

第2章では、層厚効果を考慮した静的損傷進展モデルの構築に向けて、層厚の異なる積層板を用いて負荷・除荷試験を行い、連続体損傷力学に基づく静的損傷進展評価を行う。特に層内損傷進展に対する層厚依存性を実験的に調査する。実験結果を踏まえて、層内の拡散損傷と離散損傷を考慮した損傷進展モデルを提案する。提案する損傷モデルを用いた静的損傷進展解析を実施し、強度・内部損傷進展の予測精度の検証を行う。

第3章では、様々な層厚・0度層比率の有孔CFRP積層板における静的強度特性や内部損傷進展について実験的に評価する。静的強度・破壊モードや内部損傷進展を比較することで、層厚・0度層比率が強度および損傷進展に及ぼす影響について明らかにする。さらにファスナーを施したFHT (Filled-hole tensile) 試験片に対しても、静的強度を取得し、内部損傷観察を行うことで、ファスナー拘束が円孔の損傷進展や静的強度に与える影響についても検討する。

第4章では、第2章で提案する損傷進展モデルを基に、有孔CFRP積層板の静的損傷進展解析を行う。本論文で提案する静的損傷モデルが、層厚の影響を考慮した上で、応力集中により円孔から進展する損傷や層厚・0度層比率によって変動する静的強度を数値解析的に評価が可能か予測を試みる。第3章の実験結果と比較することで、損傷解析モデルの妥当性検証を行う。また、第3章で実施するFHT試験についても、静的損傷解析を行い、ファスナー拘束による損傷進展への影響を調査する。

第5章では、層厚の異なる2種類の擬似等方性積層板のOHT試験片を対象に疲労試験を行い、層厚が疲労損傷進展に与える影響について実験的に評価する。疲労負荷による剛性低下や各疲労サイクルでの損傷進展を比較することで、円孔から生じる疲労損傷に対する層厚の影響を調査する。また、疲労試験後の試験片に対して残留強度評価試験を行い、円孔の疲労損傷が有孔引張強度に与える影響を評価する。

第6章では、静的損傷進展モデルに基づいて、層厚による疲労損傷進展への影響を考慮した疲労損傷進展モデルを提案する。提案する疲労モデルを用いて、有孔CFRP積層板の

第 1 章 序論

疲労解析を実施し，剛性低下や内部損傷進展を数値解析的に評価する．最後に，疲労後の静的損傷解析を実施し，第 5 章で評価する疲労後残留強度を数値解析上で予測が可能か検証する．

最後に第 7 章で各章の要約とそれぞれで得られた研究成果についてまとめ，本論文を総括する．

第2章 静的損傷進展評価とモデリング

本章では、メゾスケール損傷解析手法の構築に向けて、静的荷重下における層内損傷進展に対する層厚が与える影響を評価し、拡散・離散損傷を考慮した損傷力学モデルを提案する。静的損傷進展への層厚の影響を調査するために、3種類の異なる層厚を有するクロスプライ積層板・アングルプライ積層板・擬似等方性積層板を対象に、引張負荷・除荷試験を実施する。連続体損傷力学に基づいて、負荷・除荷試験から得られた応力ひずみ線図から剛性低下を算出し、損傷量を定量的に評価する。得られた実験結果を基に、層厚効果を考慮した損傷進展モデルを定式化する。さらに、本研究で提案する損傷モデルを有限要素解析と組み合わせた損傷解析モデルを構築し、静的荷重下における応力ひずみ応答予測・強度予測を実施して、提案モデルの妥当性検証を行う。

2.1 損傷評価試験

2.1.1 材料・試験片

用いる材料は、福井県工業センター製の薄層プリプレグ T800/epoxy で、厚さは 0.05 mm である。用いた材料の基礎材料特性を Table 2.1 にまとめた。材料特性は、0 度・90 度 1 方向材・ ± 45 度材の引張試験、DCB 試験、ENF 試験から取得した [78–82]。静的損傷進展に対する層厚の影響を評価するために、層厚の異なる下記の積層板を用いた。

- クロスプライ積層板 $[0_2/90_n]_S$ ($n = 0.5, 1, 2$)
- アングルプライ積層板 $[+45_m/-45_m]_n$ ($[m, n] = [1, 24], [2, 12], [4, 6]$)
- アングルプライ積層板 $[+67.5_m/-67.5_m]_n$ ($[m, n] = [1, 24], [2, 12], [4, 6]$)
- 擬似等方性積層板 $[+45_m/0_m/-45_m/90_m]_{nS}$ ($[m, n] = [1, 4], [2, 2], [4, 1]$)

クロスプライ積層板 $[0_2/90_n]_S$ は、3 種類とも 0 度層の層厚は 0.1 mm で、90 度層の層厚がそれぞれ 0.05 mm, 0.1 mm, 0.2 mm と異なっている。アングルプライ積層板と擬似等方性積層板は各層厚が 0.05 mm, 0.1 mm, 0.2 mm であり、擬似等方性積層板は中央の 90 度層

のみ，層厚が他の層の2倍になっている．アングルプライ積層板では，中央で層厚が2倍になるのを避けるため，非対称積層を用いた．ただし，非対称積層による引張－曲げ（あるいは引張－捩り）カップリングは，積層数が十分であるため，無視できると考えられる．積層板は，薄層プリプレグを用いて，オートクレーブで硬化温度 180°C で作製した．試験片サイズは，長さ 200 mm，幅 25.4 mm で，クランプ長さは 45 mm である．クロスプライ積層板の試験片には，GFRP タブを使用し，その他の試験片は，サンドペーパーを用いて試験機にクランプした．

Table 2.1 Material properties of thin-ply composites.

| | |
|---|-----------------------------|
| Longitudinal Young's modulus E_{11} | 139 [GPa] |
| Transverse Young's modulus E_{22} | 7.88 [GPa] |
| Out-of-plane Young's modulus E_{33} | 7.88 [GPa] |
| In-plane shear modulus G_{12} | 3.99 [GPa] |
| Out-of-plane shear modulus G_{23} | 2.96 [GPa] |
| Out-of-plane shear modulus G_{13} | 3.99 [GPa] |
| In-plane Poisson's ratio ν_{12} | 0.33 [-] |
| Out-of-plane Poisson's ratio ν_{23} | 0.36 [-] |
| Out-of-plane Poisson's ratio ν_{13} | 0.33 [-] |
| Coefficient of thermal expansion in the fiber direction α_{11} | -1.2×10^{-6} [1/K] |
| Coefficient of thermal expansion in the transverse direction α_{22}, α_{33} | 4.1×10^{-5} [1/K] |
| Fracture toughness for transverse crack G^C | 0.19 [kJ/m ²] |
| Interlaminar fracture toughness G_{Ic} | 0.16 [kJ/m ²] |
| Interlaminar fracture toughness G_{IIc}, G_{IIIc} | 0.81 [kJ/m ²] |
| Interlaminar maximum traction in Mode I $\tau_{I\max}$ | 40 [MPa] |
| Interlaminar maximum traction in Mode II & III $\tau_{II,III\max}$ | 70 [MPa] |

2.1.2 実験手法

引張負荷・除荷試験は、油圧駆動試験機 Instron 8802 を用いて、クロスヘッド速度 1.0 mm/min で変位制御で実施した。試験は室温（20 °C）で行った。荷重値は試験機のロードセルで測定し、ひずみは試験片中央の表裏に貼った 2 軸ひずみゲージにより測定した。引張荷重は、ひずみゲージで測定される縦ひずみが事前に設定した目標とするひずみレベルに達するまで負荷し、達したら荷重がゼロになるまで除荷する。目標とするひずみレベルは各積層板で、Table 2.2 の通りに設定した。試験片は除荷後に試験機から取り外し、光学顕微鏡を用いて試験片端面から損傷観察を行う。損傷観察後に、再び試験機に取り付けて、次の目標とするひずみレベルまで引張荷重を負荷する。この手順を 1 サイクルとして、試験片が破壊するまで繰り返す。今回、 $[+45_m/-45_m]_n$ 積層板ではせん断ひずみが約 15% に達しても破壊しなかったため、11 サイクルで負荷・除荷試験を終了した。

Table 2.2 Target strain level in loading and unloading tests.

| Laminate type | Target strain level | | | | |
|-------------------------------|---------------------|------|------|------|-----|
| $[0_2/90_n]_s$ | 0.3% | 0.5% | 0.7% | 0.9% | ... |
| $[+45_m/-45_m]_n$ | 0.5% | 1.0% | 1.5% | 2.0% | ... |
| $[+67.5_m/-67.5_m]_n$ | 0.2% | 0.3% | 0.4% | 0.5% | ... |
| $[+45_m/0_m/-45_m/90_m]_{nS}$ | 0.3% | 0.5% | 0.7% | 0.9% | ... |

2.1.3 連続体損傷力学に基づく損傷評価

CFRPの層内損傷は、連続体損傷力学に基づいて、負荷・除荷試験から得られる剛性低下量から定量的に評価する。Fig. 2.1 (a)に負荷・除荷過程における複合材積層板の応力ひずみ挙動を示す。CFRP積層板は、特に off-axis 層を有する場合、Fig. 2.1 (a)のように、顕著な非線形挙動を示す。この非線形挙動は、拡散損傷やトランスバースクラックのような損傷や塑性による効果に加えて、時間依存の粘弾性、粘塑性効果によるもので、多数の要因によりヒステリシスループを形成する。本章では準静的荷重下における非線形挙動のモデル化を目的に、これらの現象のうち、損傷による剛性変化と塑性累積のみを考慮し、CFRPをFig. 2.1 (b)に示す弾塑性損傷挙動として取り扱う。本モデルでは、損傷・塑性ひずみ発生後の除荷過程と再負荷過程では、損傷によって低下した剛性に沿った直線的な経路をたどる。Fig. 2.1 (b)に示すように、除荷・再負荷過程におけるヒステリシスループは再現されないに留意されたい。損傷の評価には、Ladeveze らによって提案された連続体損傷力学に基づく評価手法 [61] を採用する。Fig. 2.1 (a)の応力ひずみ線図が示すように、損傷発生時の剛性 E_{ij} を、各サイクルの最大応力の点と除荷の点を結ぶ直線の傾きと定義し、塑性ひずみは除荷時の残留ひずみと定義する。

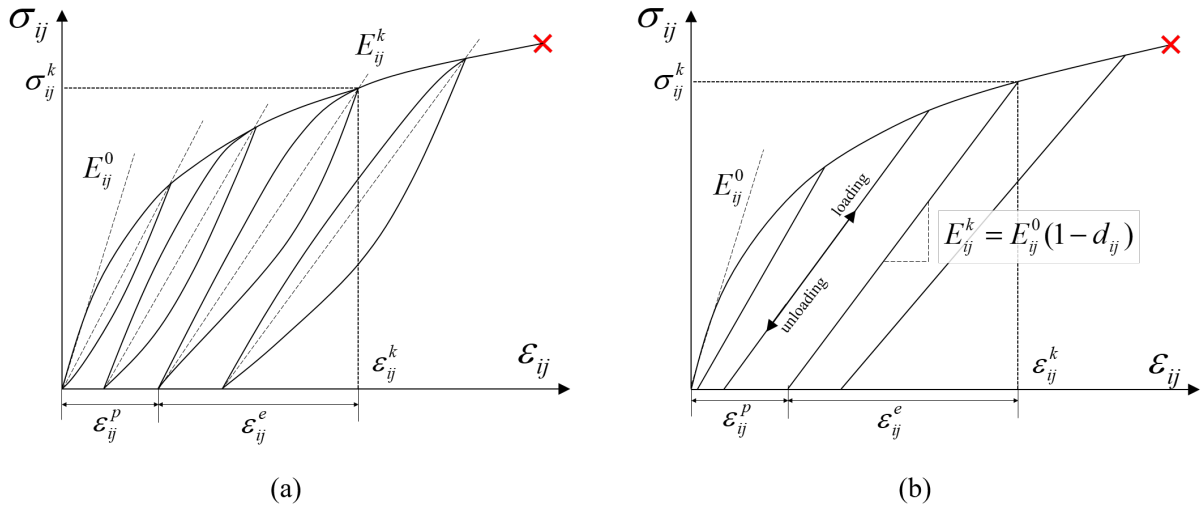


Fig. 2.1 Schematic of stress-strain curve: (a) loading-unloading test and (b) the response of elastic-plastic-damaged material.

損傷変数は無損傷時の初期剛性 E_{ij}^0 に対する損傷時の剛性 E_{ij} の変化量として、式 (2.1) を用いて算出できる [61]：

$$d_{ij} = 1 - E_{ij}/E_{ij}^0 \quad (2.1)$$

損傷変数は、0 から 1 まで取るパラメータで、 $d_{ij} = 0$ は無損傷を、 $d_{ij} = 1$ は完全に損傷し、荷重伝達能力を失った状態を表す。本研究では、複合材の面内の損傷挙動を記述するために、繊維方向 ($ij = 11$)、横方向 ($ij = 22$)、せん断方向 ($ij = 12$) の 3 つの損傷変数を定義する。連続体損傷力学では、損傷進展曲線（損傷進展則）は、損傷変数 d_{ij} を損傷変数と熱力学的に同伴な熱力学的共役力 Y_{ij} を関連付けることによって与えられる。ここで、損傷が発生している材料の面内ひずみエネルギーは下記のように記述できる [61–63]：

$$e^d = \frac{\sigma_{11}^2}{2E_{11}^0(1-d_{11})} + \frac{\langle\sigma_{22}\rangle^2}{2E_{22}^0(1-d_{22})} + \frac{\langle-\sigma_{22}\rangle^2}{2E_{22}^0} - \frac{1}{2} \left(\frac{\nu_{12}^0}{E_{11}^0} + \frac{\nu_{21}^0}{E_{22}^0} \right) \sigma_{11}\sigma_{22} + \frac{\sigma_{12}^2}{2G_{12}^0(1-d_{12})} \quad (2.2)$$

熱力学的共役力は上記の損傷時のひずみエネルギーを損傷変数で偏微分した量として定義される： $Y_{ij} = \partial e^d / \partial d_{ij}$

$$Y_{11} = \frac{\sigma_{11}^2}{2E_{11}^0(1-d_{11})^2}, Y_{22} = \frac{\langle\sigma_{22}\rangle^2}{2E_{22}^0(1-d_{22})^2}, Y_{12} = \frac{\sigma_{12}^2}{2G_{12}^0(1-d_{12})^2} \quad (2.3)$$

ここで、 ν_{12}^0 は無損傷時のポアソン比であり、 $\langle x \rangle$ は McCauley operator であり、 $\langle x \rangle = (|x| + x)/2$ と定義される。熱力学的共役力 Y_{ij} は上式を用いて各サイクルごとに損傷変数と応力から算出する。

複合材の面内応力ひずみ関係が下のよう書ける時、アングルプライ積層板 $[+\theta_m/-\theta_m]_n$ の各層における応力・ひずみ状態は古典積層理論により与えられる [83]：

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} \quad (2.4)$$

応力とひずみの横方向・せん断成分は

$$\sigma_{22} = \frac{\bar{Q}_{TT}(Q_{12} \cos^2 \theta + Q_{22} \sin^2 \theta) - \bar{Q}_{LT}(Q_{12} \sin^2 \theta + Q_{22} \cos^2 \theta)}{\bar{Q}_{LL}\bar{Q}_{TT} - \bar{Q}_{LT}^2} \sigma_L \quad (2.5)$$

$$\varepsilon_{22} = \varepsilon_L \sin^2 \theta + \varepsilon_T \cos^2 \theta$$

$$\sigma_{12} = \frac{2(\bar{Q}_{LT} + \bar{Q}_{TT})Q_{66} \cos \theta \sin \theta}{\bar{Q}_{LL}\bar{Q}_{TT} - \bar{Q}_{LT}^2} \sigma_L \quad (2.6)$$

$$\varepsilon_{12} = 2(\varepsilon_L - \varepsilon_T) \cos \theta \sin \theta$$

$$\begin{aligned} \bar{Q}_{LL} &= Q_{11} \cos^4 \theta + 2(Q_{12} + 2Q_{66}) \cos^2 \theta \sin^2 \theta + Q_{22} \sin^4 \theta \\ \bar{Q}_{TT} &= Q_{11} \sin^4 \theta + 2(Q_{12} + 2Q_{66}) \cos^2 \theta \sin^2 \theta + Q_{22} \cos^4 \theta \\ \bar{Q}_{LT} &= (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66}) \cos^2 \theta \sin^2 \theta + Q_{12}(\cos^4 \theta + \sin^4 \theta) \end{aligned} \quad (2.7)$$

と書くことができる．ここで， σ_L は長手方向（荷重方向）応力であり， ε_L と ε_T はそれぞれ，長手方向・横方向ひずみを表す．上式を用いることで， $[+45_m/-45_m]_n$ 積層板からせん断応力—せん断ひずみ曲線を得ることができ，せん断損傷変数 d_{12} が算出できる． $[+67.5_m/-67.5_m]_n$ 積層板の場合，横方向損傷変数 d_{22} とせん断損傷変数 d_{12} はそれぞれ， $\sigma_{22} - \varepsilon_{22}$ 曲線と $\sigma_{12} - \varepsilon_{12}$ 曲線から算出できる．クロスプライ積層板とアングルプライ積層板には，各層の熱膨張係数の差から，硬化温度と室温の差により，熱残留応力が発生する．温度差 -160°C での積層板中の熱残留応力は，Table 2.1 の材料定数を用いて，古典積層理論により算出し，熱力学的共役力は熱残留応力を考慮して計算する．

2.1.4 実験結果

Fig. 2.2 ～Fig. 2.5 にクロスプライ積層板，アングルプライ積層板，擬似等方性積層板で実施した負荷・除荷試験から得られた応力ひずみ線図を示す．Fig. 2.6 ～Fig. 2.9 に各積層板の損傷状態について取得した顕微鏡画像を示す．

まず，Fig. 2.2 に示す通り，クロスプライ積層板ではどの層厚の場合でも，負荷時と除荷時で応力ひずみ曲線がほとんど一致しており，剛性低下がほとんど起こっていないように見える．これは，0度層の非線形硬化弾性 [84] の影響が90度層のトランスバースクラック発生による積層板の剛性低下の影響を上回ったためだと考えられる．Fig. 2.2 の各層での剛性が異なるのは，積層板の板厚の違いによるものであることに注意されたい．

Fig. 2.6 は、最終破壊前のクロスプライ積層板の 90 度層のトランスバースクラックの様子を示している。層厚 0.05 mm の場合、破壊前までに、およそ層厚の半分の長さだけ進展したき裂のみしか確認されなかった。

Fig. 2.3 に示す $[+45_m/-45_m]_n$ 積層板の場合、層厚によって剛性低下挙動や塑性ひずみ進展が大きく変化することはなかった。 $[+45_m/-45_m]_n$ 積層板では、層厚によらず、およそ 7%せん断ひずみ程度で試験片の幅方向端部に層内き裂が確認された。さらに、Fig. 2.7 に示すように、約 10%せん断ひずみでは、多数の層内き裂が観察された。

Fig. 2.4 に示す $[+67.5_m/-67.5_m]_n$ 積層板の場合、破壊までの剛性低下挙動は層厚によってほとんど変わらなかったが、破壊応力は層厚が薄くなるほど、上昇する結果が得られた。 $[+67.5_m/-67.5_m]_n$ 積層板は、試験片の一箇所のみにき裂が発生して破断した。表面の層が他の層に比べてき裂が発生しやすいことから表面の層にき裂が発生した瞬間に最終破壊したと考えられる。層厚が薄くなるほど、き裂発生が遅れるため、結果として破壊応力が上昇した。Fig. 2.8 に示す通り、 $[+67.5_m/-67.5_m]_n$ 積層板では、破壊後に、破壊した箇所以外でき裂は確認されなかった。

Fig. 2.5 の擬似等方性積層板の結果は、層厚が薄くなるほど破壊応力が上昇することを示している。層厚 0.05 mm の場合、ほとんど剛性低下は生じず、損傷に関しては、Fig. 2.9 に示すように、積層板の中央の 90 度層に層内き裂が発生するのみだった。層厚 0.1 mm と 0.2 mm の場合は、90 度層だけではなく、45 度層にも層内き裂が生じ、層間剥離も発生していることが観察された。詳細は後述するが、この層間剥離の発生・進展が応力ひずみ線図上の剛性低下に大きく寄与している。

最後に、Fig. 2.10 , 2.11 にアングルプライ積層板から得られた損傷進展曲線を示す。損傷進展曲線では、縦軸に損傷変数、横軸に熱力学的共役力の平方根をプロットしている。この結果から、せん断方向の損傷進展には層厚依存性がないことが確認された。加えて、層内き裂が発生するまでは、横方向の損傷進展にも層厚依存性がないことが明らかになった。

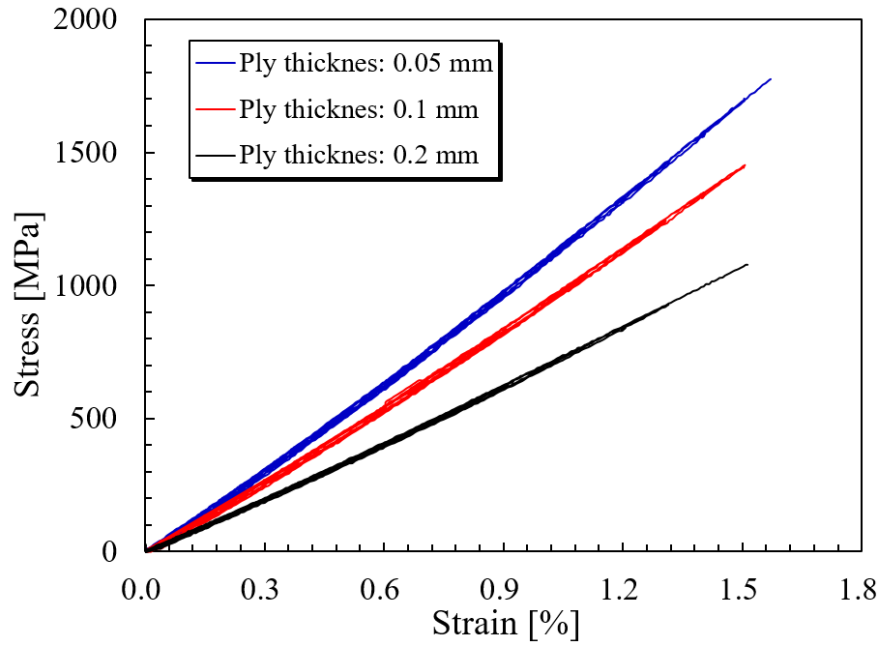


Fig. 2.2 Stress-strain curves: cross-ply $[0_2/90_n]_s$ laminates.

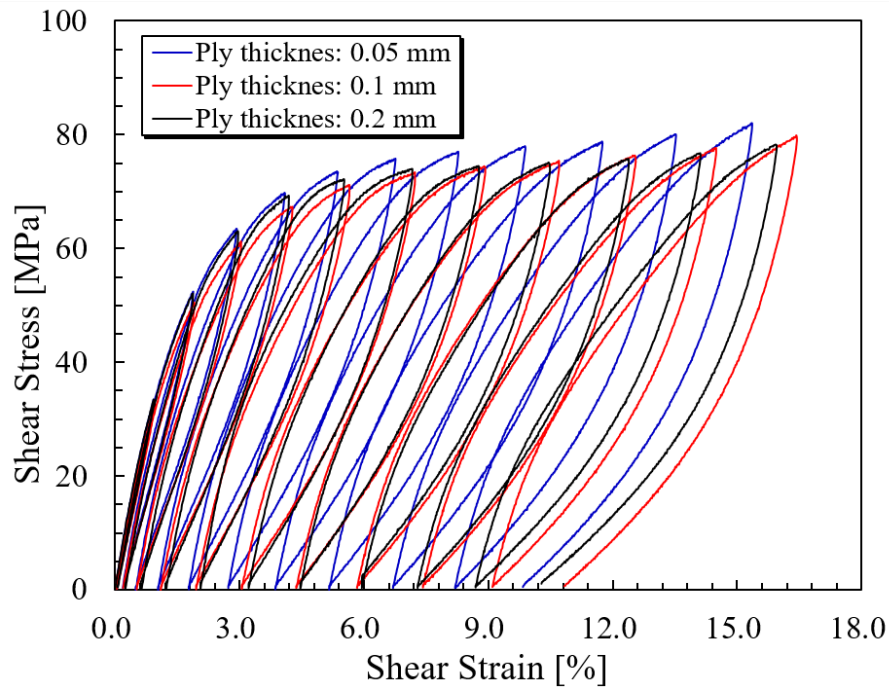


Fig. 2.3 Stress-strain curves: angle-ply $[+45_m/-45_m]_n$ laminates.

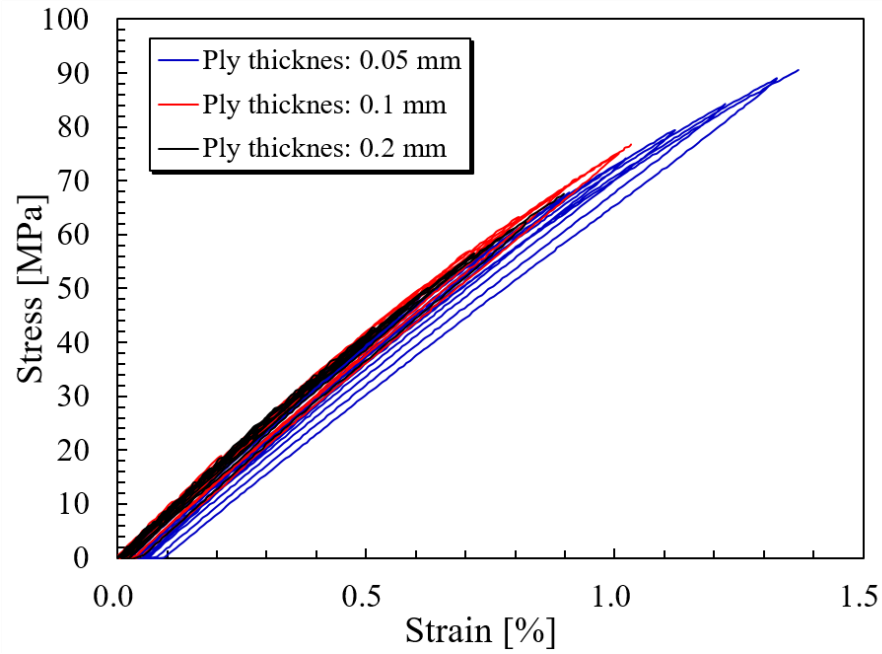


Fig. 2.4 Stress-strain curves: angle-ply $[+67.5_m/-67.5_m]_n$ laminates.

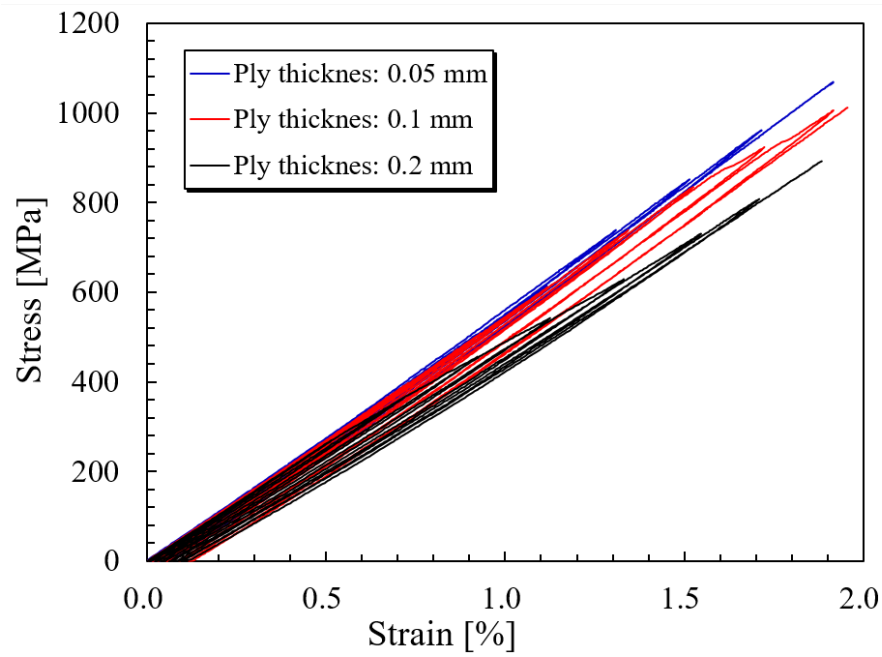


Fig. 2.5 Stress-strain curves: quasi-isotropic $[+45_m/0_m/-45_m/90_m]_{nS}$ laminates.

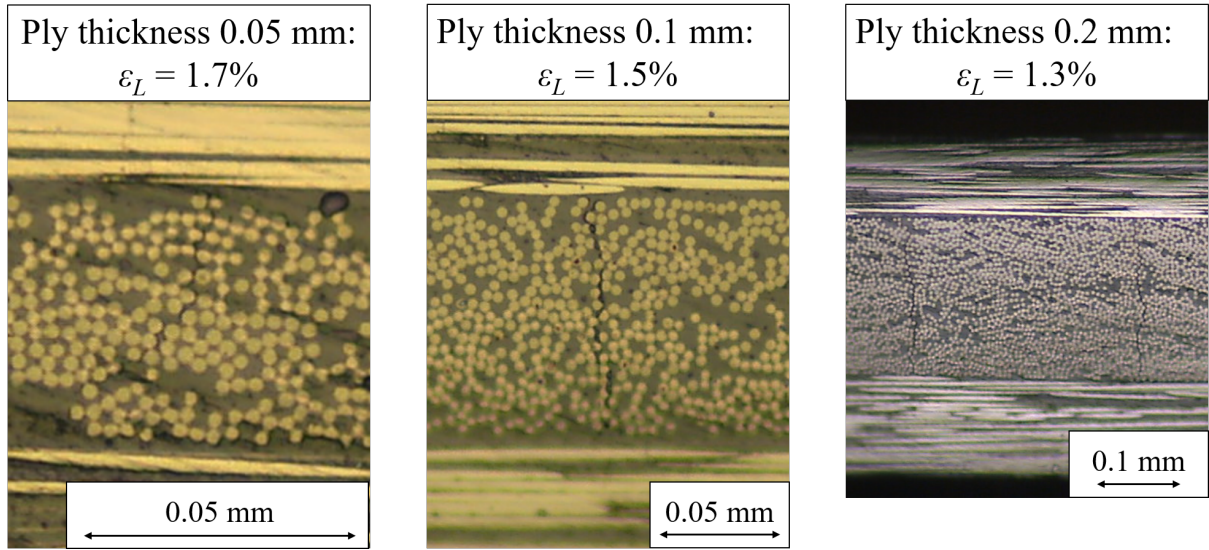


Fig. 2.6 Microscopic damage observation: cross-ply $[0_2/90_n]_s$ laminates.

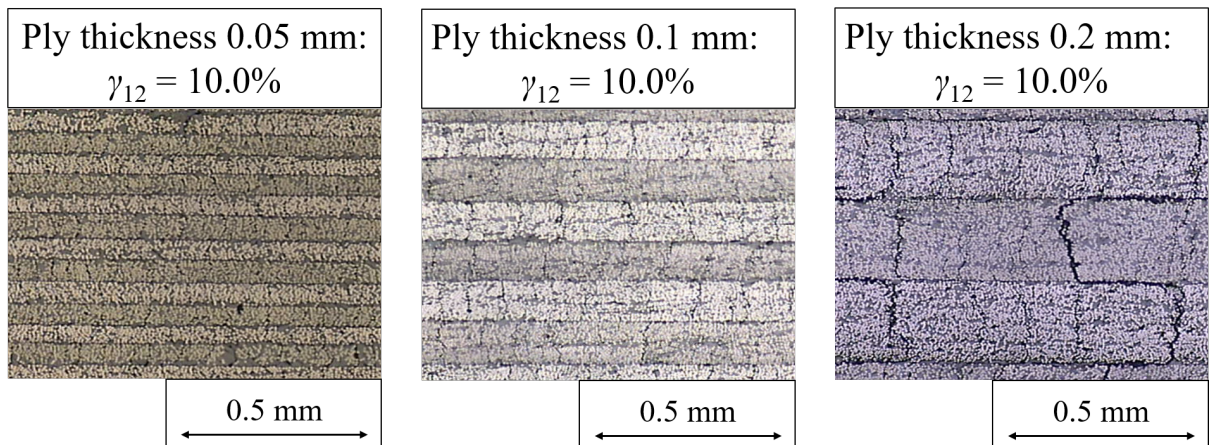


Fig. 2.7 Microscopic damage observation: angle-ply $[+45_m/-45_m]_n$ laminates.

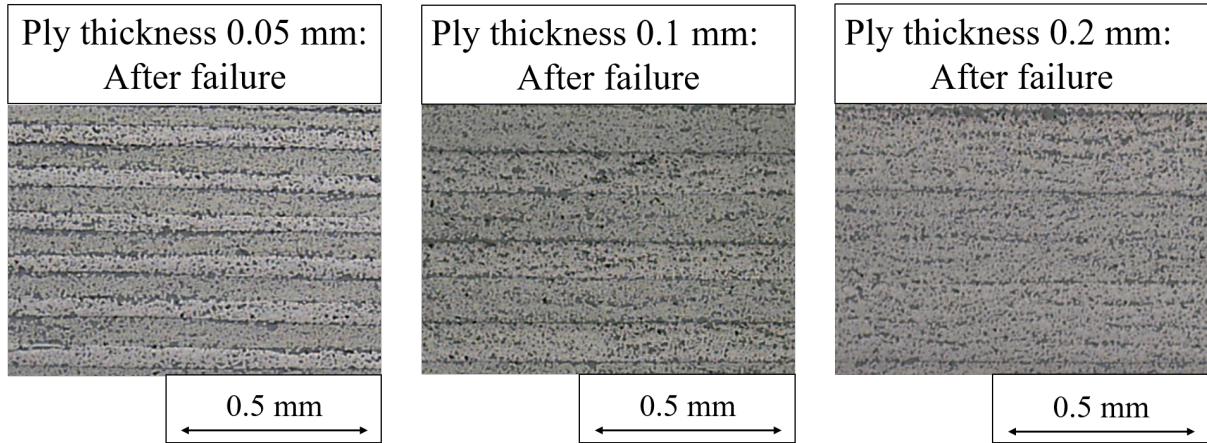


Fig. 2.8 Microscopic damage observation: angle-ply $[+67.5_m/-67.5_m]_n$ laminates.

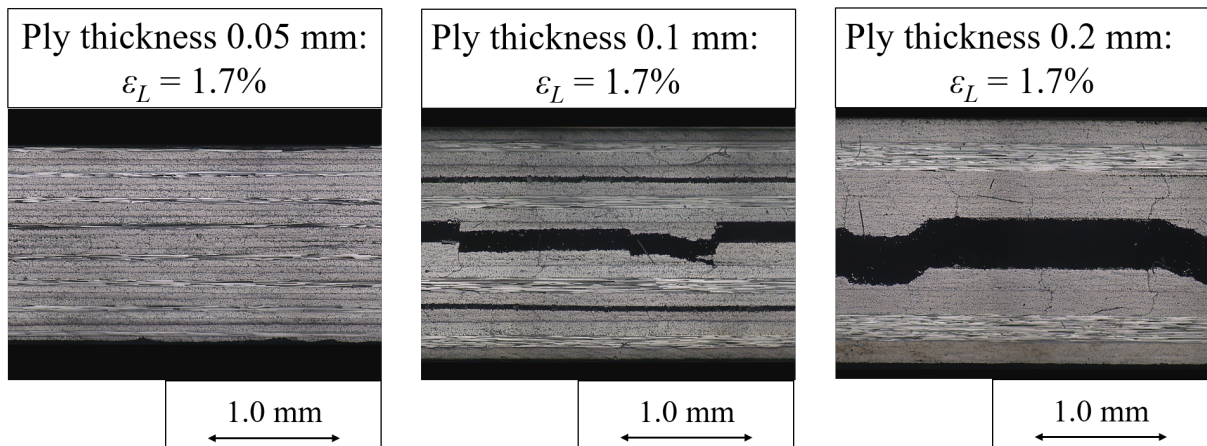


Fig. 2.9 Microscopic damage observation: quasi-isotropic $[+45_m/0_m/-45_m/90_m]_{nS}$ laminates.

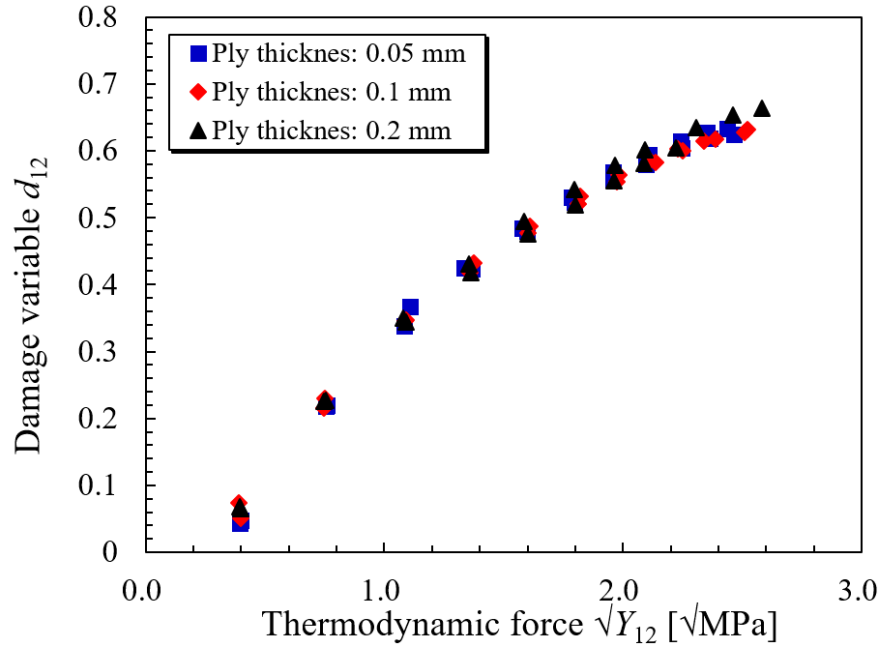


Fig. 2.10 Damage evolution curves in the shear direction from angle-ply $[+45_m/-45_m]_n$ laminates.

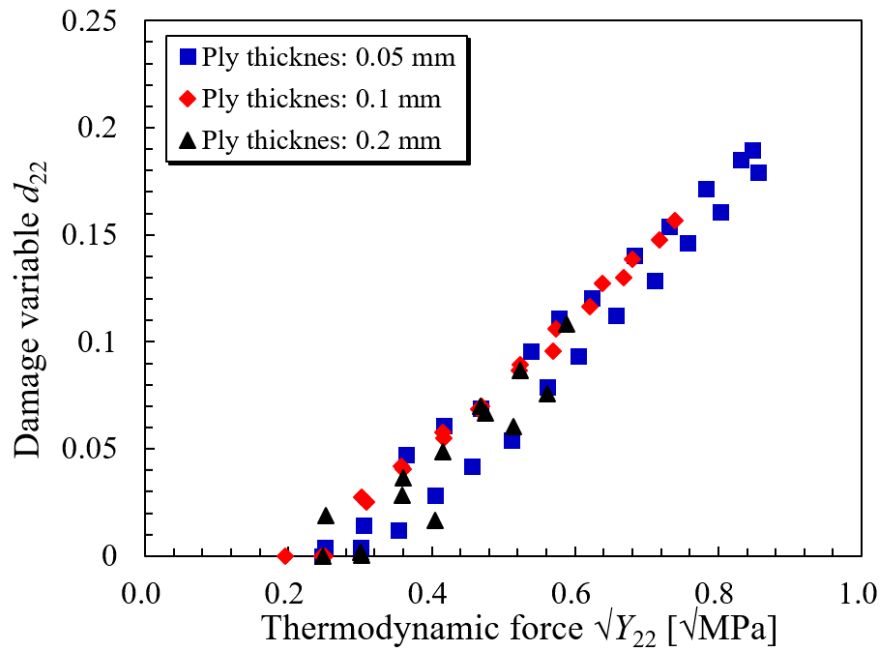


Fig. 2.11 Damage evolution curves in the transverse direction from angle-ply $[+67.5_m/-67.5_m]_n$ laminates.

2.2 損傷力学モデル

2.2.1 応力・ひずみ構成則

本研究では，CFRP は弾塑性損傷材料として，層内損傷による剛性低下を考慮した応力ひずみ構成則を適用する [61]．次に示す構成則は，損傷材料のひずみエネルギー e^d から導出することができる [83]：

$$\begin{pmatrix} \varepsilon_{11}^e \\ \varepsilon_{22}^e \\ \varepsilon_{33}^e \\ \gamma_{23}^e \\ \gamma_{31}^e \\ \gamma_{12}^e \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_1^0(1-d_{11})} & -\frac{\nu_{12}}{E_1^0} & -\frac{\nu_{13}}{E_1^0} & 0 & 0 & 0 \\ & \frac{1}{E_2^0(1-d_{22})} & -\frac{\nu_{23}}{E_2^0} & 0 & 0 & 0 \\ & & \frac{1}{E_3^0} & 0 & 0 & 0 \\ & & & \frac{1}{G_{23}^0} & 0 & 0 \\ & & & & \frac{1}{G_{13}^0} & 0 \\ & \text{sym.} & & & & \frac{1}{G_{12}^0(1-d_{12})} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \sigma_{23} \\ \sigma_{31} \\ \sigma_{12} \end{pmatrix} \quad (2.8)$$

塑性ひずみについては，面内せん断成分 γ_{12}^p にのみ生じると仮定する．また，実験で確認された繊維方向の非線形弾性を考慮するために，繊維方向のヤング率 E_1 は繊維方向応力 σ_{11} の一次関数だと仮定し，繊維方向応力に応じて上昇するようにモデル化した (Fig. 2.12)： $E_1 = 138.5 + 6.844\sigma_{11}$ [GPa]．各係数の数値は一方向0度材の引張破壊試験のデータから決定した．

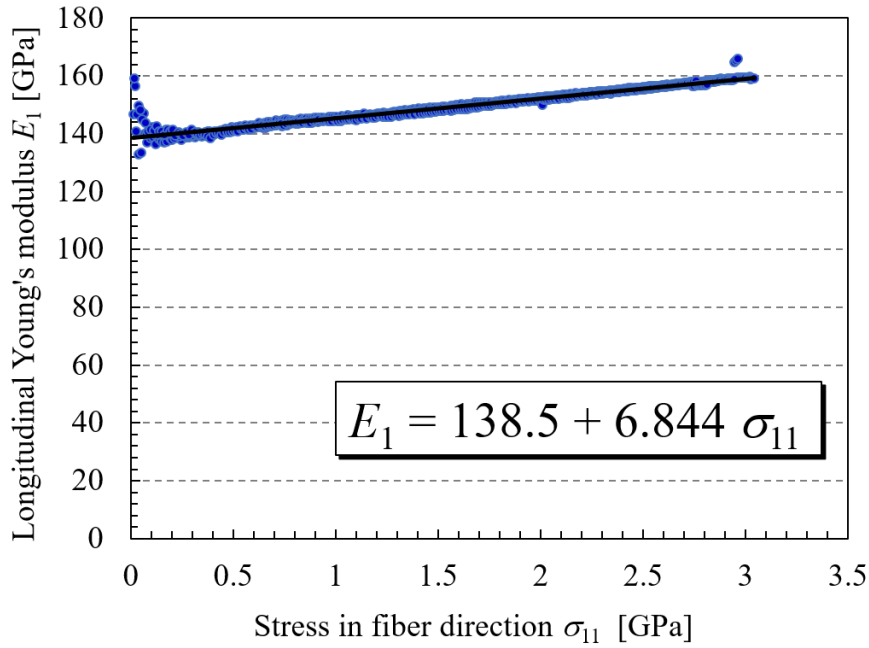


Fig. 2.12 Nonlinear-elastic properties E_1 obtained from 0° unidirectional tensile tests.

2.2.2 損傷進展モデル

層内の損傷挙動を記述するため、3つの損傷変数 d_{11} , d_{12} , d_{22} に対して、損傷進展則を下式のように定式化した：

$$d_{11} = \begin{cases} 0 & \text{if } Y_{11} < Y_{11}^s \\ 1 & \text{if } Y_{11} \geq Y_{11}^s \end{cases} \quad (2.9)$$

$$d_{12} = f_1 \left(\sqrt{Y_{12} + b_2 Y_{22}} \right)^2 + f_2 \sqrt{Y_{12} + b_2 Y_{22}} + f_3 \quad (2.10)$$

$$d_{22} = \begin{cases} b_2 d_{12} & \text{if } G < G^C \\ d_{22}^{\text{ini}} + (1 - d_{22}^{\text{ini}}) d_{22}^c & \text{if } G \geq G^C \end{cases} \quad (2.11)$$

$$\text{with } d_{22}^{\text{ini}} = b_2 d_{12} \quad \text{at } G \geq G^C \quad \text{and } \rho = 0$$

ここで、 d_{22}^c は層内き裂による損傷であり、 f_1, f_2, f_3 は材料パラメータで、 b_2, b_3 はカップリングパラメータである。

まず、繊維方向の損傷変数 d_{11} は繊維破断が起こった時に、ステップ的に0から1に増加するようにモデル化した。熱力学的共役力の臨界値 Y_{11}^s は一方向0度材の引張破壊試験から得られた繊維方向引張強度から決定した。

せん断方向損傷は、主に、樹脂のマイクロクラックや繊維/樹脂間の界面剥離を含む拡散損傷によって生じている。これらの損傷モードはせん断応力だけでなく、横方向応力によっても生じるため、式(2.10)に示すように、せん断損傷変数 d_{12} の進展則は、等価熱力学的共役力 $Y_{12} + b_2 Y_{22}$ の平方根の2次関数として定式化した。カップリングパラメータ b_2 , b_3 は、Fig. 2.13 のように、 $[+45_m/-45_m]_n$ 積層板から得られる $(d_{12}, Y_{12} + b_2 Y_{22})$ のデータ点と $[+67.5_m/-67.5_m]_n$ 積層板から得られるデータ点が同一曲線上に乗るようにパラメータフィッティングにより決定した。損傷進展則中のパラメータは Table 2.3 にまとめた。

横方向損傷進展は、トランスバースクラックの発生前と発生後に分けてモデル化した。き裂発生前の損傷進展は、主に拡散損傷によるものだとし、その進展則は、せん断損傷進展の定数 b_3 倍だとして定式化した。き裂発生後の損傷進展は、き裂発生までに生じた損傷 d_{22}^{ini} とトランスバースクラックによる損傷 d_{22}^c を組み合わせた形で定式化した。 d_{22}^{ini} はき裂発生までの拡散損傷を表している。本損傷モデルにおいては、き裂密度を連続値として扱うため、き裂発生以降では、拡散損傷は増加しないと仮定する。単調荷重下における実際のき裂累積挙動としては、まずは拡散損傷が増加し、最初のき裂が発生する。続いて、次のき裂発生までに再び拡散損傷が増加し、新たなき裂が発生する。このように実際には拡散損傷の増加とき裂発生が交互に繰り返し、き裂は離散的に増加する（き裂密度も離散的に増加）。本モデルにおいては、本来離散的に増加するき裂密度を連続的に取り扱うため、き裂発生の間隔は限りなく小さいと見なし、数値モデル上は最初のき裂発生以降、拡散損傷は増加しないと仮定した。

き裂発生による損傷 d_{22}^c には、Onodera らにより提案されているモデル [67] を適用する。

$$d_{22}^c(\rho) = \begin{cases} \frac{2\rho}{\beta} \tanh\left(\frac{\beta}{2\rho}\right) & \text{for embedded ply} \\ \frac{4\rho}{\beta} \tanh\left(\frac{\beta}{4\rho}\right) & \text{for surface ply} \end{cases} \quad (2.12)$$

$$\beta = \frac{\sqrt{3}}{\lambda t}, \quad \lambda = \sqrt{\frac{E_2 - G_{23}(\nu_{23} + \nu_{12}\nu_{21})}{G_{23}(1 - \nu_{12}\nu_{21})}}$$

ここで、 ρ はき裂密度であり、 t は層厚の半分である。上式のモデルでは、横方向損傷変数は層が内側にあるか表面にあるかで分けてモデル化されている。

き裂の発生と累積はトランスバースクラックの形成に伴うエネルギー解放率を用いて決

定する．エネルギー解放率を算出するために，次の仮定を導入する．

- Fig. 2.14 のように，平面ひずみ状態で2次元的なき裂を考え，既に存在する2つのき裂のちょうど中央に新たなき裂が生成する．
- 拡散損傷が層に均一に分布しており，拡散損傷によって剛性低下 $\bar{E}_2^0(1 - d_{22}^{\text{ini}})$ が生じる．
- 破壊靱性 G^C も拡散損傷により $G^C(1 - d_{22}^{\text{ini}})$ と低下する [85,86]．

これらの仮定に基づいて，エネルギー解放率は，Fig. 2.14 に示すように，き裂発生前後のひずみエネルギーの差分により，次式を用いて計算できる [87]：

$$G = \frac{U(\rho) - 2U(2\rho)}{2t} = \frac{\bar{E}_2^0(1 - d_{22}^{\text{ini}})\varepsilon_{22}^2}{2\rho} [d_{22}^c(2\rho) - d_{22}^c(\rho)] \quad (2.13)$$

ここで $U(\rho)$ は，Fig. 2.14 の代表体積要素のひずみエネルギーを表す． \bar{E}_2^0 は平面ひずみ状態での無損傷時の横方向剛性である．き裂密度 ρ はあるひずみ状態において低下した破壊靱性がエネルギー解放率と等価とすることで得られる．得られたき裂密度 ρ を式 (2.12) に適用することでき裂累積による損傷 d_{22}^c が算出でき，拡散損傷 d_{22}^{ini} と合わせることで，トータルの横方向損傷 d_{22} が得られる．また，表面の層のエネルギー解放率を計算する際は，表面き裂の自由端効果を考慮して，エネルギー解放率を 1.12^2 倍にする [88]．

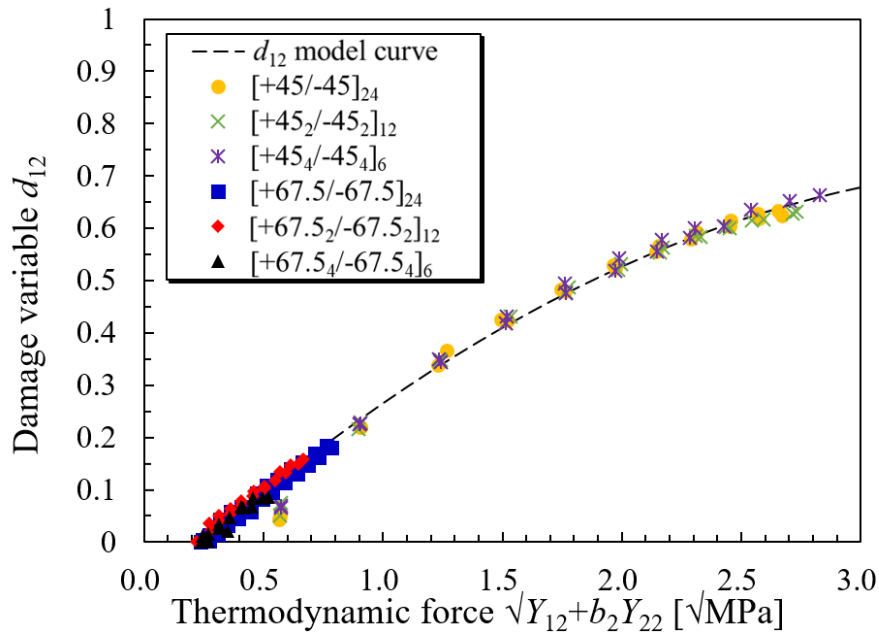


Fig. 2.13 Shear damage d_{12} model curve.

Table 2.3 Damage evolution model parameters.

| | |
|------------|-------------|
| f_1 | -0.0549 |
| f_2 | 0.426 |
| f_3 | -0.106 |
| b_2 | 0.75 |
| b_3 | 1.0 |
| Y_{11}^s | 29.67 [MPa] |

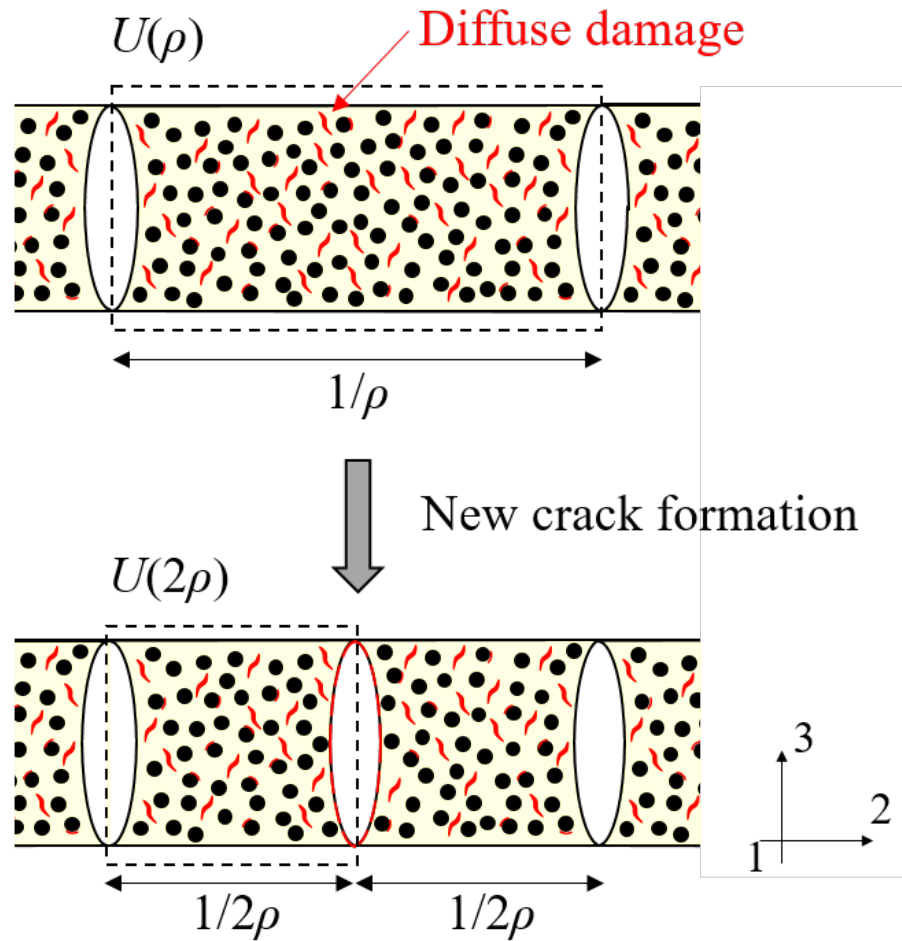


Fig. 2.14 Crack formation in the transverse ply with diffuse damage.

2.2.3 塑性累積モデル

面内せん断塑性ひずみの進展は、 $[+45_m/-45_m]_n$ 積層板の負荷・除荷試験結果からモデル化する。せん断塑性ひずみは、Fig. 2.1 に示すように、負荷除荷サイクルのせん断応力がゼロになるひずみを塑性ひずみとして得られる。塑性ひずみの進展は次式で定義する降伏関数に従うとする [61, 89]：

$$f = |\tilde{\sigma}_{12}| - \sigma_Y \quad (2.14)$$

ここで、 $\tilde{\sigma}_{12}$ は $\tilde{\sigma}_{12} = \sigma_{12}/(1 - d_{12})$ として定義される有効せん断応力で、 σ_Y は降伏応力である。降伏応力 σ_Y は、累積塑性ひずみ p のべき関数として定義する [61, 89]：

$$\sigma_Y = R_0 + Kp^\alpha \quad (2.15)$$

$$p = \int (1 - d_{12}) d\gamma_{12}^p \quad (2.16)$$

ここで、 R_0, K, α は、降伏応力—累積塑性ひずみ曲線を用いて同定されるパラメータである。Fig. 2.15 は、 $[+45_m/-45_m]_n$ 積層板から得られた降伏応力-累積塑性ひずみ曲線を示す。図が示すように、せん断塑性ひずみの進展は層厚によらなかったため、塑性モデルのパラメータは層厚に依存しない形で決定し、Table 2.4 にまとめた。

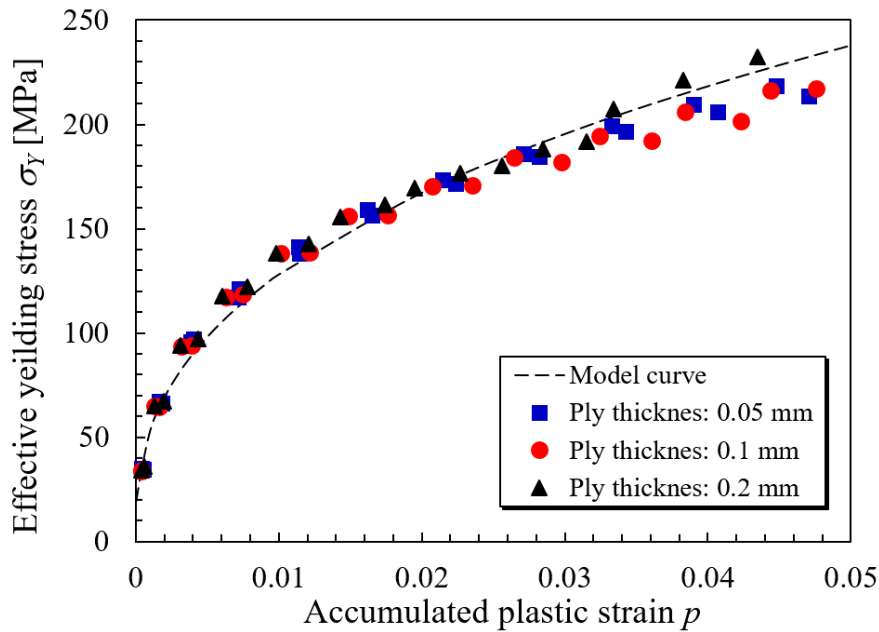


Fig. 2.15 Plastic strain model curve.

Table 2.4 Plastic strain model parameters.

| | |
|----------|--------|
| R_0 | 0.01 |
| K | 753.3 |
| α | 0.3847 |

2.3 損傷進展解析

2.3.1 有限要素解析モデル

本研究で提案する損傷モデルの妥当性検証のために、提案モデルを実装した損傷進展解析を実施する。損傷進展解析により、本提案モデルが横方向損傷進展の層厚依存性を再現できるかと3種類の層厚のアングルプライ・擬似等方性積層板での応力ひずみ応答を予測できるかを検証する。

有限要素解析には、汎用有限要素解析コード MSC Marc 2017 を使用し、損傷進展モデルと塑性累積モデルはユーザサブルーチン HYPELA2 [90] により実装した。積層板の有限要素モデルについては、試験片のクランプ部分を除いて、各層を8節点ソリッド要素によりモデル化し、層間剥離を捉えるために、各層間に8節点結合力要素を挿入した。例として、層厚 0.05 mm の擬似等方性積層板の FEM モデルを Fig. 2.16 に示す。自由端から生じる層間剥離を正確に捉えるために、積層板端部には細かくメッシュ分割を行った。端部のメッシュサイズは、文献 [91] に記載されている結合力長さより小さくなるように決定した。擬似等方性積層板の有限要素モデルでは、積層板の対称性を利用して、厚さ方向には積層板の半分のみをモデル化した。面内せん断塑性ひずみは、ソリッド要素の各積分点において、リターンマッピングアルゴリズム [92] を用いて計算した。境界条件は、一端を全自由度固定し、他端に荷重方向に変位増分を与えた。解析には Table 2.1 にある材料特性と Table 2.3, 2.4 の損傷進展モデルのパラメータを使用した。熱残留応力を考慮するために、荷重負荷前に、温度差 $\Delta T = -160^\circ\text{C}$ を与える熱解析を実施した。なお、熱解析中は、損傷変数はゼロに保っている。

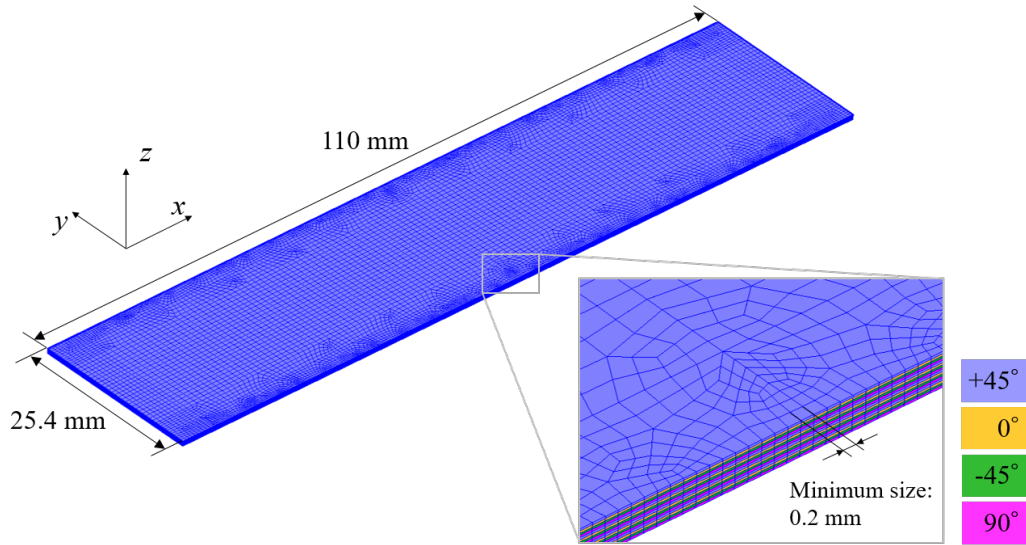


Fig. 2.16 FEM model of quasi-isotropic $[+45/0/-45/90]_4s$ laminate.

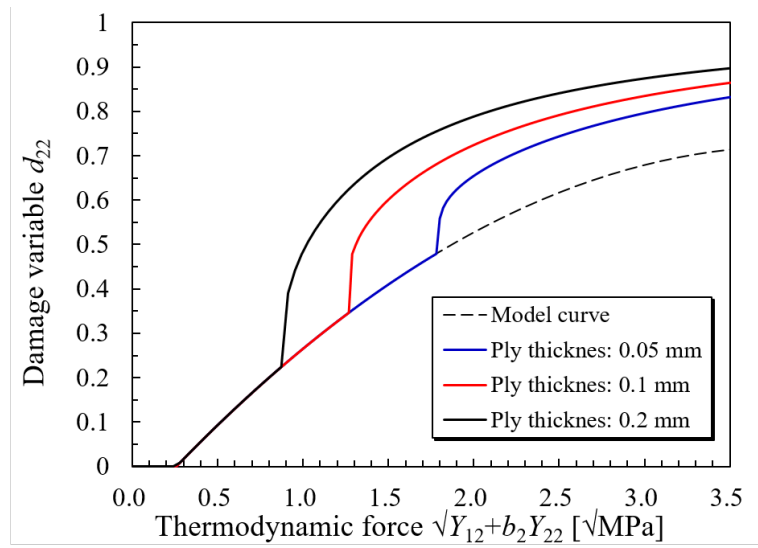
2.3.2 検証解析：クロスプライ積層板

本提案モデルで拡散損傷を考慮した影響を検証するために、本損傷モデルを用いた解析と、拡散損傷を考慮しない従来のモデルを用いた解析をクロスプライ積層板 $[0_2/90_n]_s$ とアングルプライ積層板 $[+67.5_m/-67.5_m]_n$ を対称に実施した。

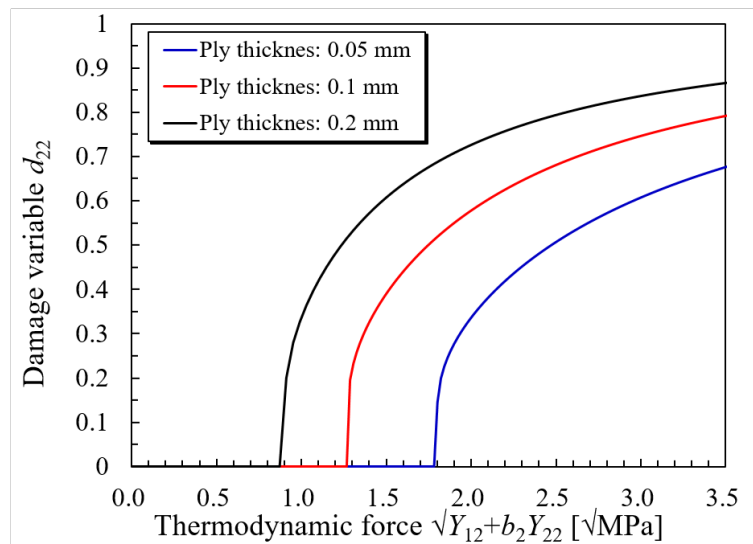
Fig. 2.17 に、クロスプライ積層板 $[0_2/90_n]_s$ の損傷解析から得られた横方向損傷進展曲線を示す。Fig. 2.17 (b) の拡散損傷を考慮しない解析では、き裂発生までに損傷は進展していないことが分かる。一方で、Fig. 2.17 (a) に示すように、き裂発生までは、横方向損傷は層厚によらず、損傷モデルの曲線 ($d_{22} = b_3 d_{12}$) に沿って増加し、き裂発生によって損傷が急激に増加している。さらに、本モデルでは、層厚が薄くなるほど、き裂発生が遅れ、き裂発生以降の損傷が薄層で抑制されており、層厚効果を再現可能であることを示している。Table 2.5 は、実験、本損傷モデルでの解析、拡散損傷を考慮しない解析から得られたき裂発生ひずみを示している。解析では、拡散損傷の有無によらず同じき裂発生ひずみが得られている。これは、本提案モデルでは、拡散損傷により横方向剛性と破壊靱性の両方の低下を考慮したためである。さらに、両者の解析で予測されているき裂発生ひずみは、薄層の場合に過大評価となった。損傷モデルでは、き裂は2次元的で、試験片の幅方向に全て貫通していると仮定していた。薄層の場合、実験では自由端から幅方向に向かって部分的なき裂しか発生していなかったことから、この仮定により解析での過大評価に繋がったと考えられる。

Table 2.5 Comparison of crack onset strain for cross-ply laminates.

| Ply thickness | Experiment | Simulation | Simulation w/o diffuse damage |
|---------------|------------|------------|-------------------------------|
| 0.05 mm | - | 2.68% | 2.68% |
| 0.1 mm | 1.3% | 1.74% | 1.74% |
| 0.2 mm | 1.1% | 1.11% | 1.11% |



(a)



(b)

Fig. 2.17 Transverse damage evolution curves in 90° layer of cross-ply $[0_2/90_n]_s$ laminates obtained from the simulation (a) with diffuse damage and (b) without diffuse damage.

2.3.3 検証解析：アングルプライ積層板

Fig. 2.18 と Fig. 2.19 にアングルプライ積層板での解析結果を実験結果と合わせて示す。Fig. 2.18 は $[+45/-45]_{24}$ 積層板でのせん断応力—せん断ひずみ曲線を示す。 $[+45/-45]_{24}$ 積層板での解析は、損傷進展と塑性ひずみ累積に関して、実験結果と良い一致を示している。Fig. 2.19 に実験、拡散損傷を考慮した本提案モデルでの解析、拡散損傷を考慮しない解析から得られた $[+67.5_m/-67.5_m]_n$ での応力ひずみ曲線を示す。どの層厚でも、拡散損傷を考慮しない解析では、積層板の剛性低下挙動を再現できていないことが分かる。一方で、拡散損傷を考慮した本解析は実験と比較して良い精度で応力ひずみ曲線を予測できていることが分かる。拡散損傷の有無によらず解析では、式 (2.13) にあるエネルギー解放率が臨界値に達してき裂が発生した瞬間に、横方向損傷 d_{22} が急激に増加し、結果として破壊に至った。この破壊モードは実験で確認された破壊モードと一致している。Fig. 2.20 に $[+67.5_m/-67.5_m]_n$ 積層板の強度比較を示す。この結果から、本提案モデルで拡散損傷を考慮することによって、3種類の層厚の積層板での強度予測が可能であることが示された。

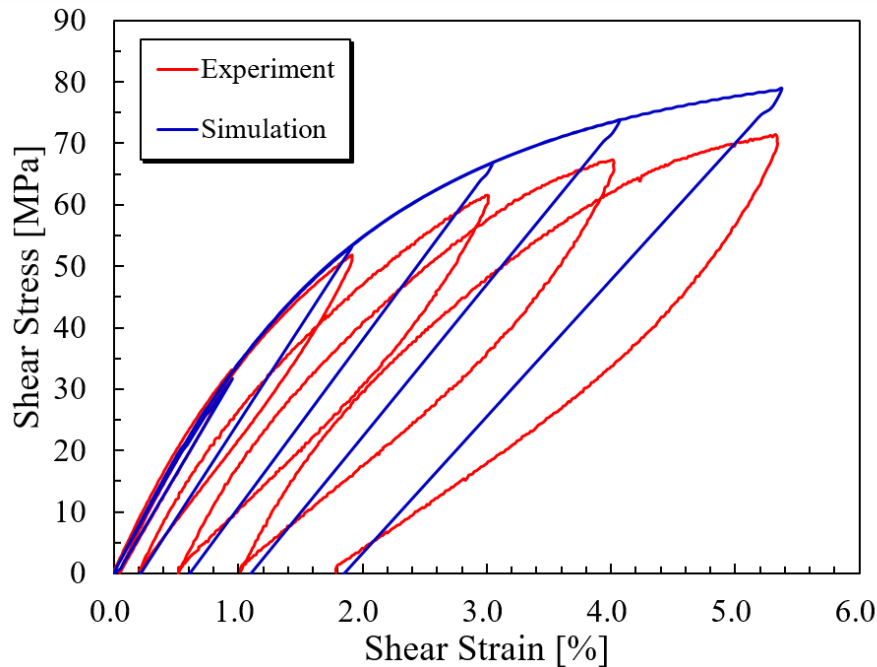


Fig. 2.18 Shear stress-shear strain curve obtained from the simulation and experiment on $[+45/-45]_{24}$ laminates.

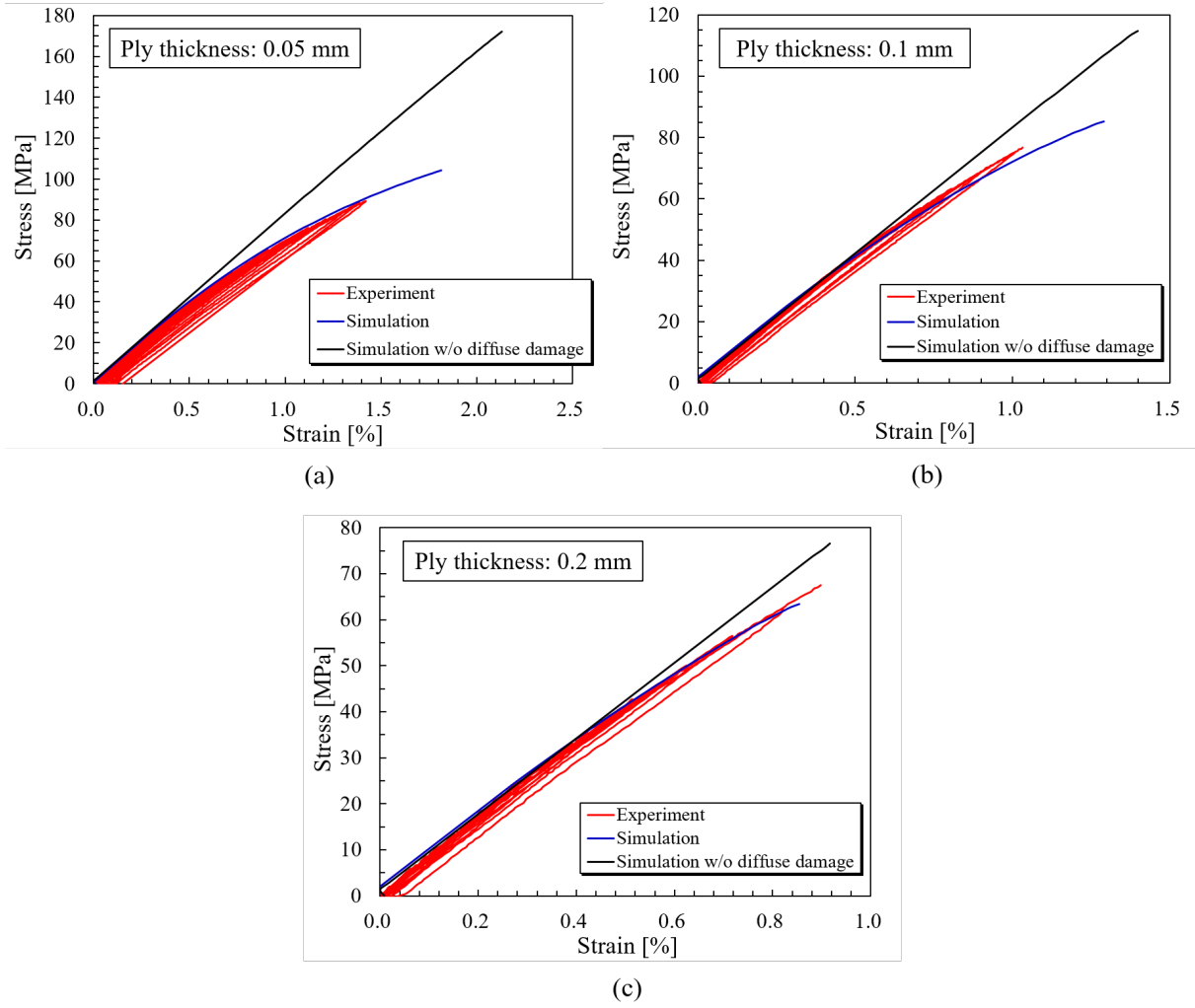


Fig. 2.19 Stress-strain curves obtained from simulation and experiment on $[+67.5_m/-67.5_m]_n$ laminates: ply thickness (a) 0.05 mm, (b) 0.1 mm, (c) 0.2 mm.

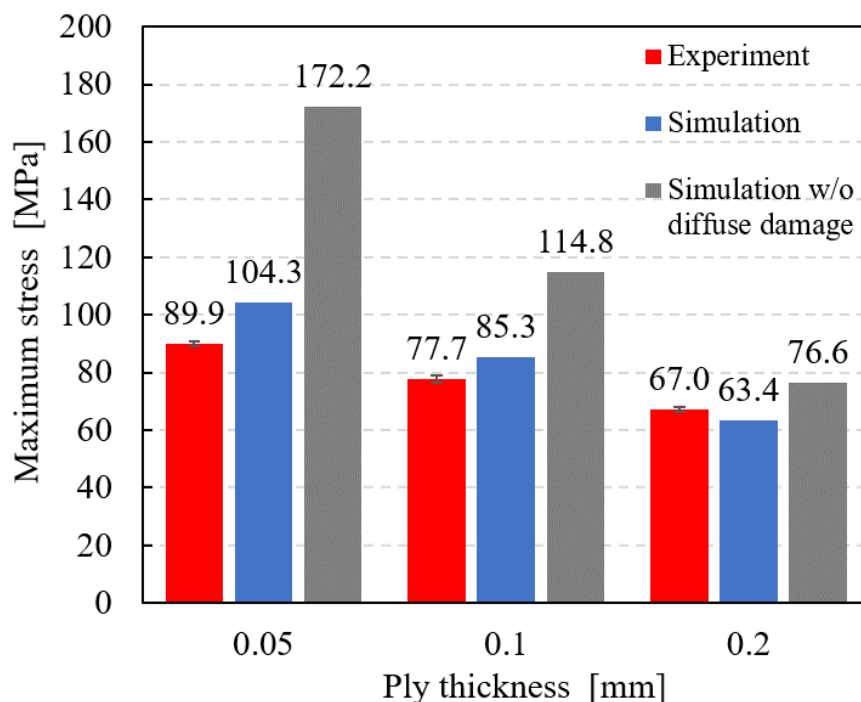


Fig. 2.20 Comparison of strength from simulation and experiment on $[+67.5_m/-67.5_m]_n$ laminates.

2.3.4 検証解析：擬似等方性積層板

Fig. 2.21 に解析と実験から得られた擬似等方性積層板 $[+45_m/0_m/-45_m/90_m]_{ns}$ の応力ひずみ曲線を示す。Fig. 2.22 に擬似等方性積層板の実験と解析から得られた破壊モードを示す。層厚 0.05 mm の場合では、解析での応力ひずみ曲線は、実験と良い一致を示した。解析での破壊モードは 0 度層の繊維破断 ($d_{11} = 1$) であり、破壊までに層間剥離は一切生じず、実験で確認された破壊モードと一致している (Fig. 2.22 を参照)。Fig. 2.22 (b) が示すように、解析では、90 度層に生じている拡散損傷は、破壊した部分を除くと、ほとんど一様に分布していた。破壊した部分では、最終破壊に伴うき裂生成により急激に損傷変数 d_{22} が増加していた。

層厚 0.1 mm の場合は、0 度層の繊維破断と層間剥離によって最終破壊した。層間剥離は $+45^\circ/0^\circ$ 層間と $-45^\circ/90^\circ$ 層間で 1.1% ひずみから生じ始め、1.5% から最終破壊まで大きく進展した。この層間剥離によって、1.5% 以降の剛性低下に繋がっている。

続いて、層厚 0.2 mm の解析で得られた、 $-45^\circ/90^\circ$ 層間の結合力要素の損傷分布を Fig. 2.23 に示す。層厚 0.2 mm の場合の解析では、1.2% ひずみ (Fig. 2.23 中の A) から 1.7%

ひずみ (B) までに急激に剛性が変化した。1.7%ひずみ以降はほとんど剛性が変わらず、1.86%ひずみ (C) で繊維破断と層間剥離により最終破壊した。1.2%ひずみ (A) では、幅方向に部分的に生じていた剥離が、1.7%ひずみにかけて幅方向の中央に向かって大規模に進展しており、これが急激な剛性変化に繋がっている。実験と解析で応力ひずみ挙動に乖離が生じているのは、この層間剥離の発生と進展が解析で正確に捉え切れていないことが要因であると考えられる。実験では、約0.7%ひずみで中央の90度層き裂を起点として層間剥離が生じ始めていた。本研究で構築した損傷解析モデルは、層ごとにモデル化を行っているため、実験で確認されたようなき裂を起因とする層間剥離を正確に捉えることは困難であり、本モデルの限界の一つである。

最後に、実験と損傷解析から得られた擬似等方性積層板の強度比較を Fig 2.24 に示す。損傷解析から、層厚が薄くなるほど、最終強度が上昇する結果が得られており、以上の解析結果から、本モデルにより、層厚が損傷進展および破壊強度に及ぼす影響を考慮した損傷解析が可能であることを示された。

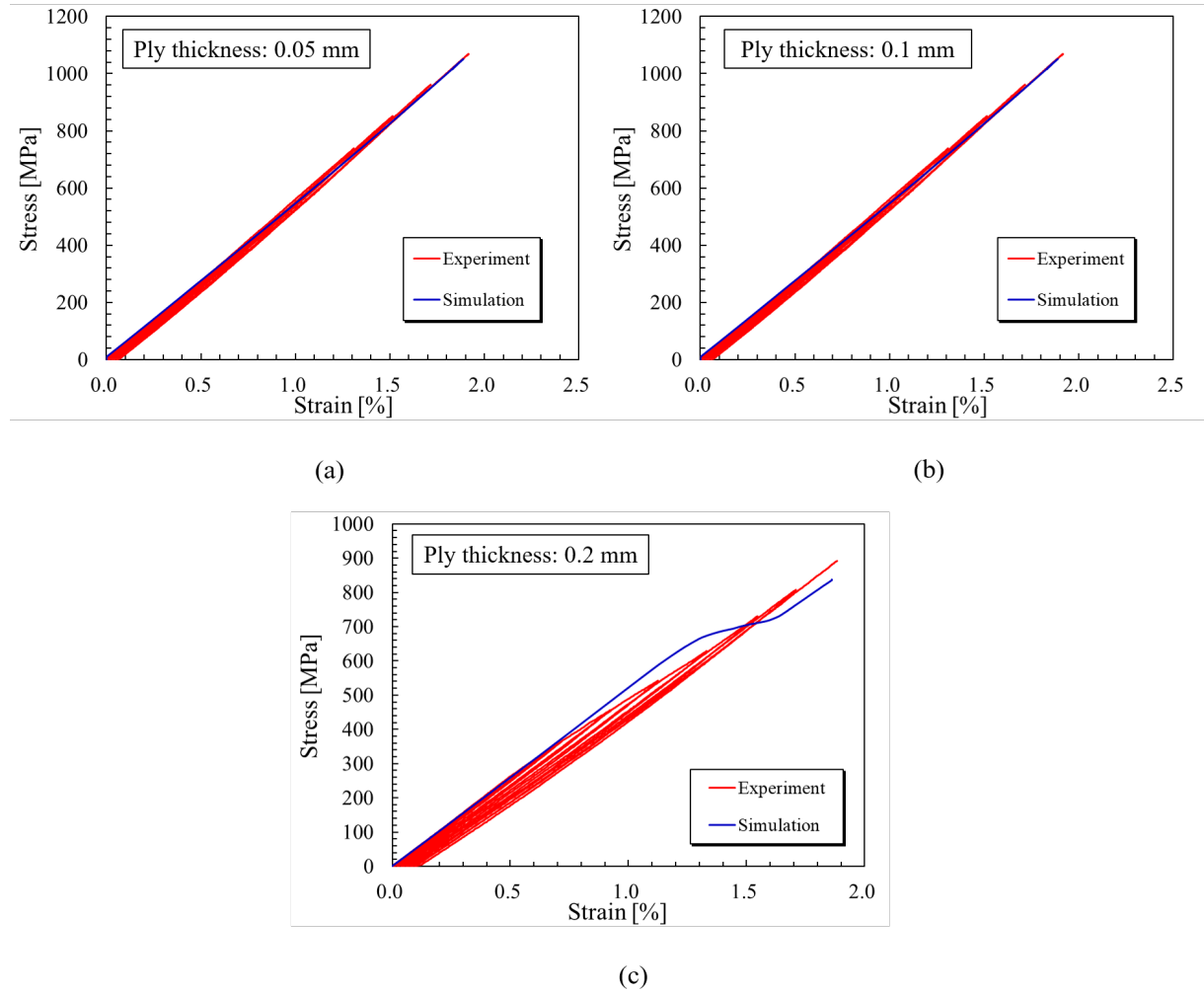


Fig. 2.21 Stress-strain curves obtained from simulation and experiment on $[+45_m/0_m/-45_m/90_m]_nS$ laminates: (a) ply thickness 0.05 mm, (b) 0.1 mm, (c) 0.2 mm.

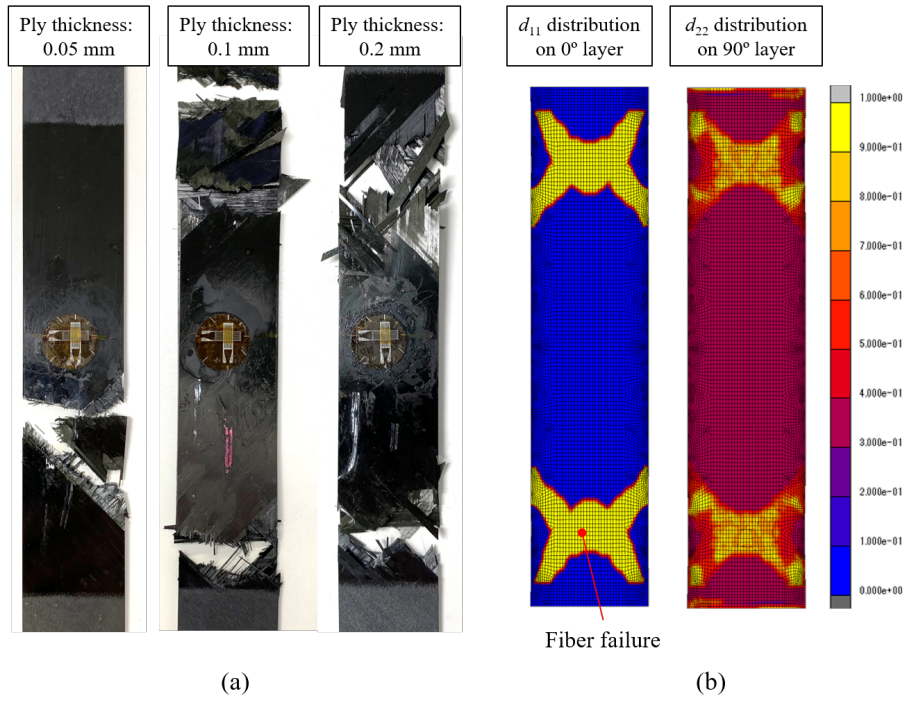


Fig. 2.22 Failure mode of quasi-isotropic laminates: (a) the experimental results and (b) damage distribution at failure in the simulation on $[+45/0/-45/90]_{4S}$.

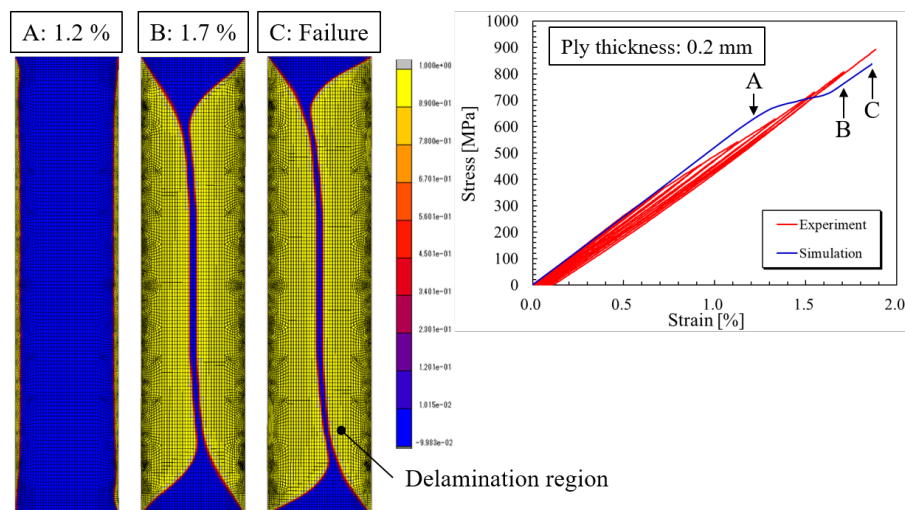


Fig. 2.23 Predicted damage distribution of $-45^\circ/90^\circ$ interlayer in the case of 0.2 mm.

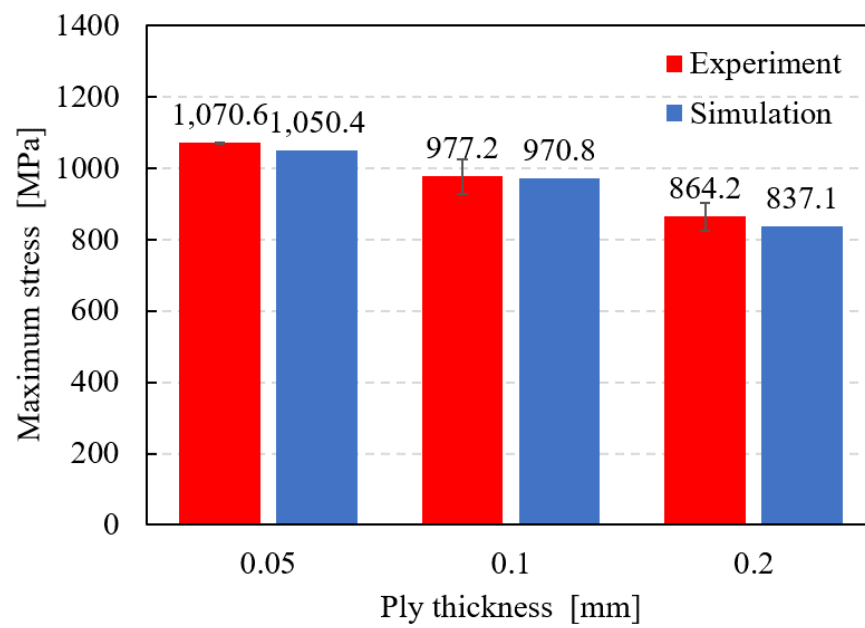


Fig. 2.24 Comparison of the strength of $[+45_m/0_m/-45_m/90_m]_{ns}$ laminates from the simulation and experiment.

2.4 第 2 章のまとめ

本章では、CFRP 積層板の層内に生じる拡散損傷と離散損傷のモデルを組み合わせた連続体損傷力学モデルを提案した。損傷進展の層厚依存性を考慮するために、まず、3 種類の異なる層厚を有するクロスプライ積層板、アングルプライ積層板、擬似等方性積層板において負荷除荷試験を実施した。連続体損傷力学の枠組みで、負荷除荷試験から得られた応力ひずみ線図から定量的に損傷進展を評価した。実験結果から、トランスバースクラックの発生は層厚に依存し、拡散損傷による損傷進展は、横方向・せん断方向ともに層厚依存性がないことが明らかになった。実験結果に基づいて、層厚効果を考慮した損傷進展モデルを構築した。特に、横方向損傷進展は、拡散損傷と離散損傷を組み合わせた形で定式化した。本損傷モデルと有限要素法を組み合わせたメゾスケール損傷解析を実施し、提案モデルが薄層 CFRP の損傷遅延・抑制効果を再現することができることを示した。今回考慮した拡散損傷の有無の比較を行い、拡散損傷を考慮することで、アングルプライ積層板、擬似等方性積層板の応力ひずみ応答と最終強度を精度で良く予測できることを示した。

第3章 有孔CFRP積層板の静的損傷進展 の実験的評価

本章では、CFRP 積層板の Open-Hole Tensile (OHT)・Filled-Hole Tensile (FHT) 試験片における、層厚と 0 度層比率が静的強度および静的損傷進展挙動に及ぼす影響について実験的に評価する。層厚・0 度層比率の異なる 6 種類の積層板を用いて、OHT・FHT 試験を行い、強度と破壊挙動を調査した。さらに、破断しない程度まで準静的荷重を与えて、軟 X 線探傷により内部損傷観察を行うことで、層厚や 0 度層比率が異なった場合の内部損傷進展を比較する。最後に、ファスナー拘束を模擬した有限要素解析により、円孔周りの応力解析を行い、ファスナー拘束が円孔の応力集中に与える影響について検討する。

3.1 実験

3.1.1 試験片・試験手順

OHT・FHT 試験片における層厚と 0 度層比率の影響を調べるために、次の層厚・0 度層比率の異なる 6 種類の積層板を用意した。

- 層厚 0.05 mm, 0.1 mm, 0.2 mm の擬似等方性積層板（積層タイプ QI-1, QI-2, QI-4）
- 高 0 度層比率の積層板（積層タイプ A, B）
- $\pm 22.5, \pm 67.5$ 度層を有する 8 方向に積層した擬似等方性積層板（積層タイプ C）

用いた積層板の積層構成、層厚と 0 度層比率は Table 3.1 にまとめた。試験片は全て、第 2 章と同じ厚さ 0.05 mm の T800/エポキシの薄層プリプレグを用いて作製した。

OHT および FHT 試験は、JIS K7094 [93] に準拠して実施した。OHT 試験片の形状と FHT 試験片に使用したファスナーをそれぞれ Fig. 3.1 と Fig. 3.2 に示す。FHT 試験片には、米国航空宇宙規格（National Aerospace Standard）で規格化されたファスナー（ボルト：NAS6204-4、ナット：NASM32042L4、ワッシャ：NAS1149）を用いて、締め付けト

ルクは 7.0 kN-mm で取り付けた。さらに、ファスナー拘束の影響を調べるために、積層タイプ A, B, C については、締め付けトルクのない FHT 試験片 (PIN-FHT 試験片と呼ぶ) を用意した。PIN-FHT 試験片は、ワッシャやナットで締めず、OHT 試験片の円孔にボルトを挿入したものである。ボルトは引張荷重負荷中になが円孔から抜け落ちないように、スポンジで軽く固定した (Fig. 3.2 (b) を参照)。引張試験は、油圧駆動試験機 Instron 8802 および電気機械式試験機 AG-250-X-plus (島津製作所) を用いて、変位制御のもと、1.0 mm/min の一定速度で行った。長手方向ひずみは、Fig. 3.1 に示す位置に試験片の表裏に貼った一軸ひずみゲージで測定した。

まず、それぞれの積層板において OHT・FHT 試験の強度取得のための引張破壊試験を行った。得られた強度値を基に目標荷重を設定し、破壊しない程度まで荷重を負荷する途中止め試験を行った。除荷後に軟 X 線透過探傷装置 (M-100, SOFTEX 社) を用いて、OHT・FHT 試験片の内部損傷を観察した。詳細は後述するが、各積層板の OHT 強度に対する割合で応力レベルを設定し、目標とする応力レベルに達するまで荷重を負荷した。損傷観察の際には、X 線のコントラストを高めるために、除荷後に試験片の円孔や端部にヨウ化亜鉛の造影剤を塗布した。X 線探傷では、試験片に 30kV, 1mA, 30 秒の X 線を照射し、X 線画像を取得した。なお、FHT 試験片はファスナーを取り外した上で X 線撮影を行った。

Table 3.1 List of laminate layups for OHT and FHT specimens.

| Type | Laminate layup | Ply thickness | 0°-layer ratio |
|------|--|---------------|----------------|
| QI-1 | [+45/0/-45/90] _{8S} | 0.05 mm | 25% |
| QI-2 | [+45 ₂ /0 ₂ /-45 ₂ /90 ₂] _{4S} | 0.1 mm | 25% |
| QI-4 | [+45 ₄ /0 ₄ /-45 ₄ /90 ₄] _{2S} | 0.2 mm | 25% |
| A | [+45/90 ₂ /-45/0 ₈ /+45/90/-45/0 ₈ /+45/90/-45/0 ₆] _S | 0.05 ~ 0.6 mm | 68.75% |
| B | [(+45 ₂ /90/-45 ₂ /0 ₄) ₂ /(+45/90/-45/0 ₄) ₂] _S | 0.05 ~ 0.4 mm | 50% |
| C | [+45/+67.5/90/-67.5/-45/-22.5/0/+22.5] _{4S} | 0.05 mm | 12.5% |

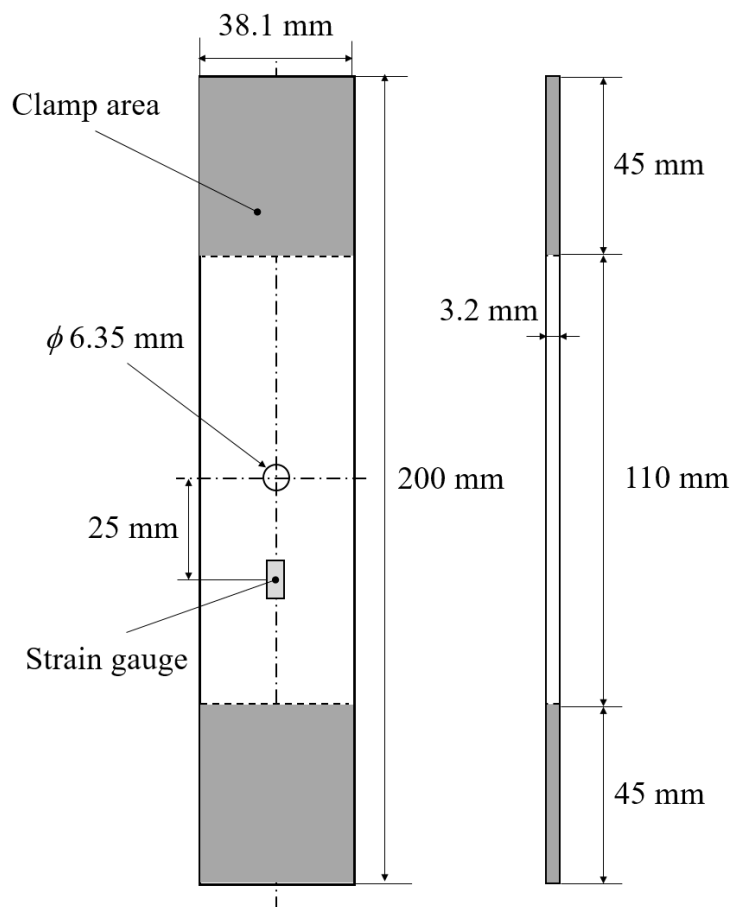


Fig. 3.1 Geometry of OHT specimen.

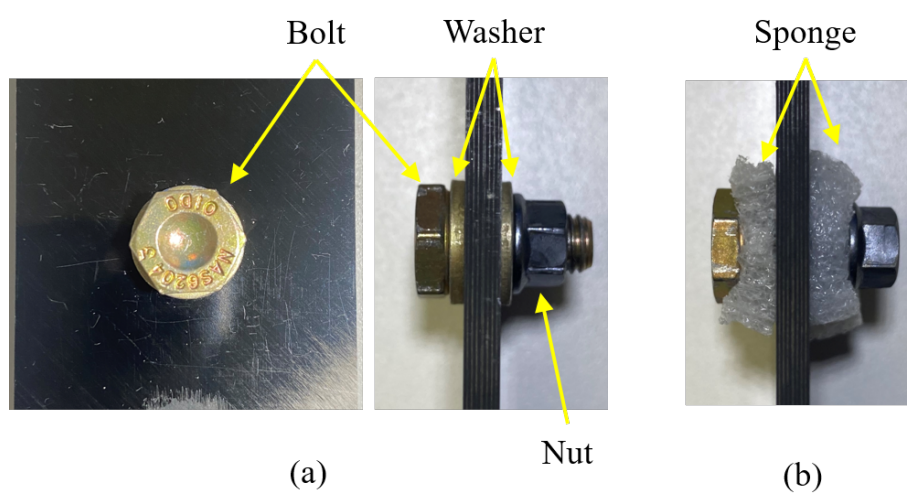


Fig. 3.2 Fastener used in (a) FHT specimen and (b) PIN-FHT specimen.

3.1.2 実験結果：強度と破壊モード

OHT, FHT, PIN-FHT 試験で得られた強度と破壊ひずみを Fig. 3.3, 3.4 に示す。ただし, Fig. 3.3 (b) に示すように, 積層タイプ A では, 荷重負荷中にひずみゲージ部分に損傷が生じ, ひずみゲージが破損したため, 破壊ひずみは得られなかった。OHT・FHT 試験で得られた 6 種類の積層板の応力ひずみ曲線を Fig. 3.5, 3.6 に示す。また, OHT・FHT 試験片の破壊モードを Fig. 3.7 に示す。

まず, 層厚を変えた 3 種類の擬似等方性積層板では, 先行研究 [6, 11, 27–29] で報告されているように, 層厚が薄くなるにつれて OHT 強度は低下した。これは, 層厚が厚い方が円孔周辺でき裂や剥離が生じやすく, 円孔での応力集中が緩和され, 結果として, 破壊が遅れたことによると考えられる。破壊の遅れは, 層厚が厚くなるにつれて, 破壊ひずみが大きくなっていることから分かる。また, Fig. 3.7 に示すように, 層厚が変わると破壊モードが遷移していることが分かる。層厚 0.05 mm の積層タイプ QI-1 では, き裂や剥離はほとんど観察されず, 繊維破断により脆性的な破壊となった。一方で, 積層タイプ QI-2 と QI-4 では, 表面 ± 45 度層のき裂や剥離などの損傷が円孔周りで確認でき, き裂や剥離, 繊維破断などの複合的な破壊となっている。

次に, 0 度層比率の影響 (積層タイプ A, B, C) については, 0 度層比率が高いほど, 積層体自体の剛性が高くなるため, OHT 強度が上昇する結果となった。Fig. 3.7 に示すように, 0 度層比率が 68.75% である積層タイプ A では, 円孔から 0 度層の縦のき裂であるスプリッティングが発生し, 試験片全体に進展した。積層タイプ A では, 円孔から発生したスプリッティングが試験片のクランプ部分に達した時, 最終破壊に至っていた。さらに, 90 度層と ± 45 度層にも, スプリッティング進展に伴うき裂と剥離が発生していた。積層タイプ A を除くすべての積層板は, Fig. 3.5 に示すように, 線形の応力ひずみ応答を示したが, 一方で, 積層タイプ A では, 約 0.6 % ひずみ以降で非線形応答が見られ, 試験片の最終破壊前にひずみゲージが破損した。続いて, 0 度層比率が 50% である積層タイプ B では, 従来の擬似等方性積層板よりも OHT 強度は高いが, 破壊ひずみ自体は低かった。積層タイプ B の破壊モードは, 表面の層厚が 0.1 mm であるため, 積層タイプ QI-2 や QI-4 と同様に, き裂や層間剥離が生じた複合的な破壊であった。最後に積層タイプ C の強度は, 積層タイプ QI-1 と同程度であり, 積層タイプ QI-1 と同様に層厚が 0.05 mm と薄いため, 脆性的破壊となった。積層タイプ C の剛性は, 他の擬似等方性積層板 (積層タイプ

QI-1, QI-2, QI-4)と同程度であるが、破壊ひずみはわずかに低い値となった。

最後に、FHT 強度に対する層厚と 0 度層比率の影響について述べる。層厚が薄いほど FHT 強度は低下し、0 度層比率が大きいほど FHT 強度が上昇したが、これは OHT 強度に対する影響と同じ傾向を示した。また、積層タイプ QI-2 と A を除く積層板では、FHT 強度が OHT 強度よりも高くなる傾向にあることがわかった。さらに、積層タイプ B および C の PIN-FHT 強度は、OHT 強度よりも高く、FHT 強度よりも低かった。積層タイプ A では、OHT、PIN-FHT、FHT の強度はほぼ同等であった。積層タイプ A は最終的な破壊が円孔から離れたところで起こっていたため、ファスナー拘束が最終破壊に与える影響はほとんどなかったと考えられる。一方で、円孔周辺で破壊した試験片に関しては、ボルトを挿入し、ワッシャとナットで締め付けることにより、強度が上昇した。Fig. 3.5, 3.6, 3.7 に示すように、FHT 試験片の応力ひずみ応答は、OHT 試験片とほとんど変わらず、試験片全体の破壊挙動も OHT 試験片と大きく異なることはなかった。これらの結果から、ファスナーの拘束は、試験片全体ではなく、応力場や損傷について円孔周辺にのみ影響を与えた可能性があることが分かる。

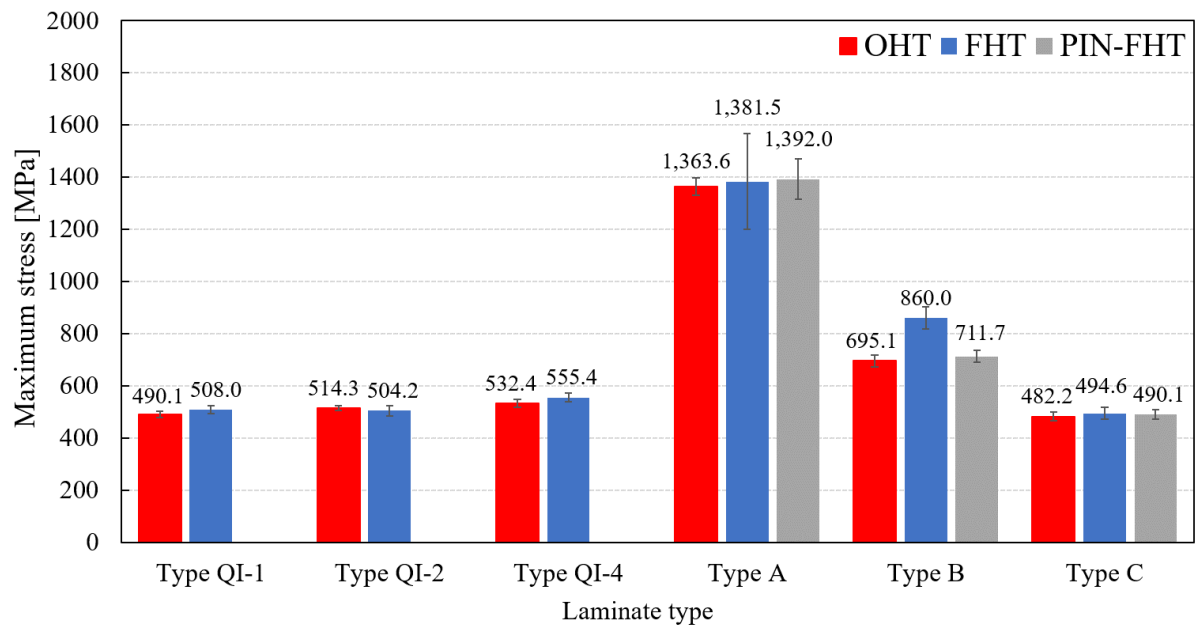


Fig. 3.3 Comparison of the strength from OHT, PIN-FHT, and FHT tests.

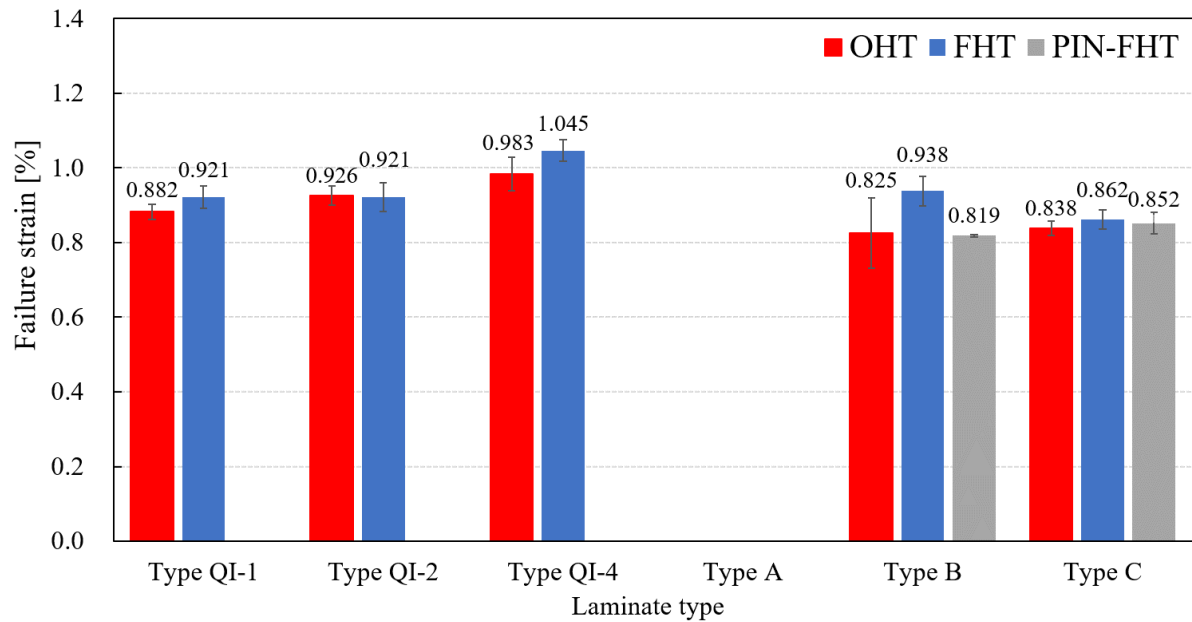


Fig. 3.4 Comparison of the failure strain from OHT, PIN-FHT, and FHT tests.

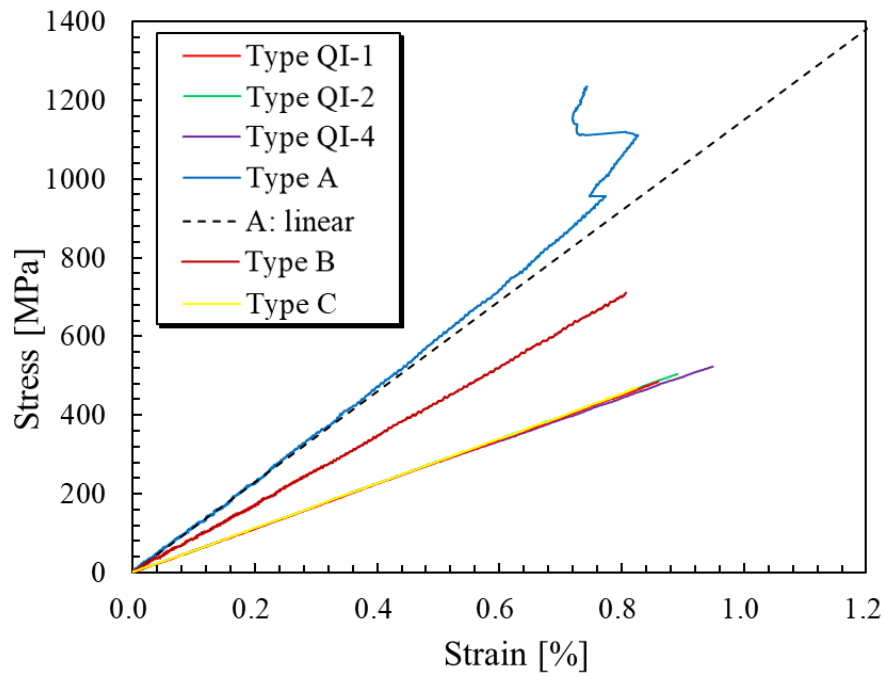


Fig. 3.5 Typical stress-strain curves of OHT specimens.

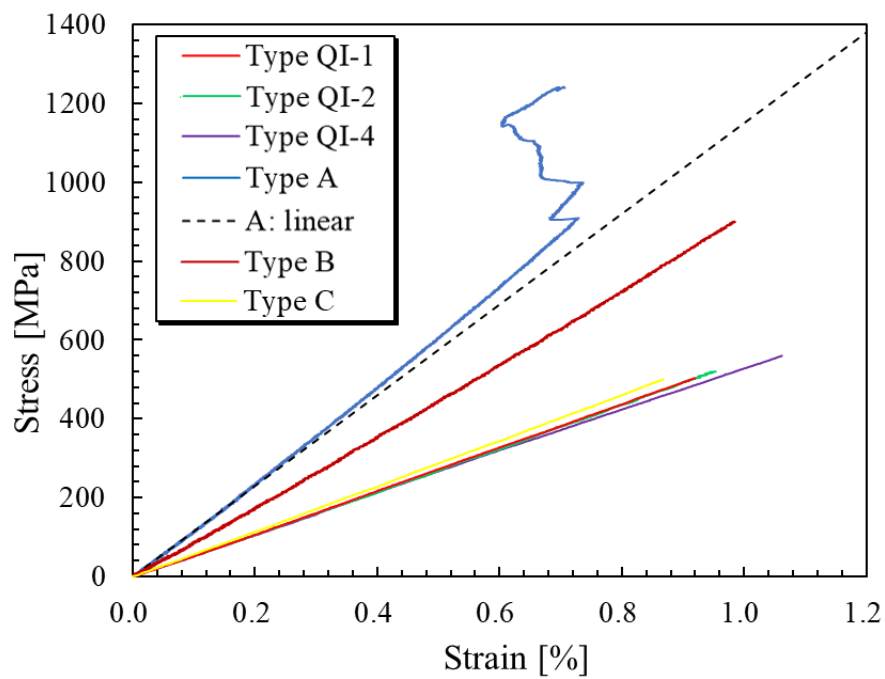


Fig. 3.6 Typical stress-strain curves of FHT specimens.

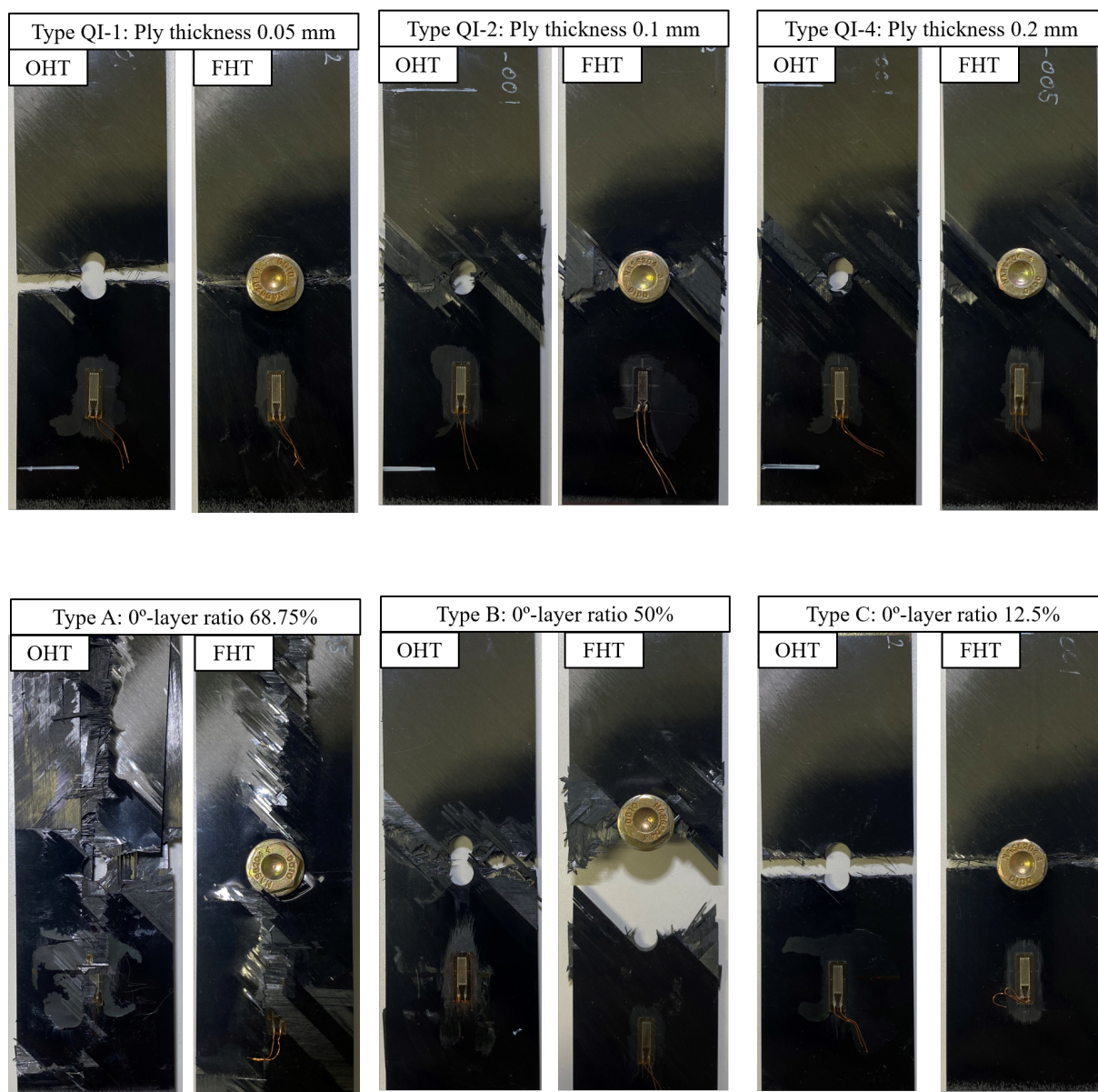


Fig. 3.7 Failure modes of OHT and FHT specimens.

3.1.3 実験結果：内部損傷観察

内部損傷進展に及ぼす層厚，0度層比率，ファスナー拘束の影響を調べるために実施した損傷観察について述べる．損傷観察は，事前に目標とする応力レベルを設定し，目標荷重に達するまで OHT・FHT 試験片に引張荷重を与え，その後損傷観察を行う．設定する応力レベルは，OHT・FHT 試験片の損傷を比較するために，OHT 試験片には OHT 強度に対する割合で応力レベルを設定して荷重を与え，FHT 試験片には，同じ積層構成の OHT 試験片に負荷した応力値になるまで引張荷重を負荷した．目標とする応力レベルは，破壊試験の結果から，積層タイプ A 以外の OHT・FHT 試験片では，OHT 強度の 95%とする．積層タイプ A では，応力ひずみ線図で非線形挙動が確認された 60%とひずみゲージが破損した 80%に設定した．

層厚を変えた積層板: 積層タイプ QI-1, QI-2, QI-4

まず，層厚を変えた 3 種類の擬似等方性積層板の損傷観察について述べる．Fig. 3.8 に積層タイプ QI-1, QI-2, QI-4 の OHT 試験片に OHT 強度の 90%, 95%応力まで荷重を負荷後に撮影した X 線画像 (Fig. 3.8 (a), (b)) と，OHT 強度の 95%応力負荷時の FHT 試験片の X 線画像 (Fig. 3.8 (c)) を示す．まず，Fig. 3.8 に示すように，層厚 0.05 mm である積層タイプ QI-1 では，強度 90%から破壊前の 95%にいたるまで，一切き裂や剥離が生じていなかった．一方で，積層タイプ QI-2, QI-4 では 90 度層， ± 45 度層のき裂や 0 度層のスプリットिंगが見られた． ± 45 度層のき裂は，90 度層き裂に伴って多数分散して発生していた．また，積層タイプ QI-4 では，試験片端部からの自由端剥離も観察された．Fig. 3.8 (b), (c) に OHT・FHT 試験片の損傷比較を示しているが，両者では内部損傷進展に大きな差はなかった．積層タイプ QI-1 では，FHT 試験片においても，強度 95%まで負荷してもき裂と剥離は発生していない．積層タイプ QI-2 と QI-4 では，0 度層スプリットिंगと多数分散していた ± 45 度層き裂がわずかに抑制されていた．

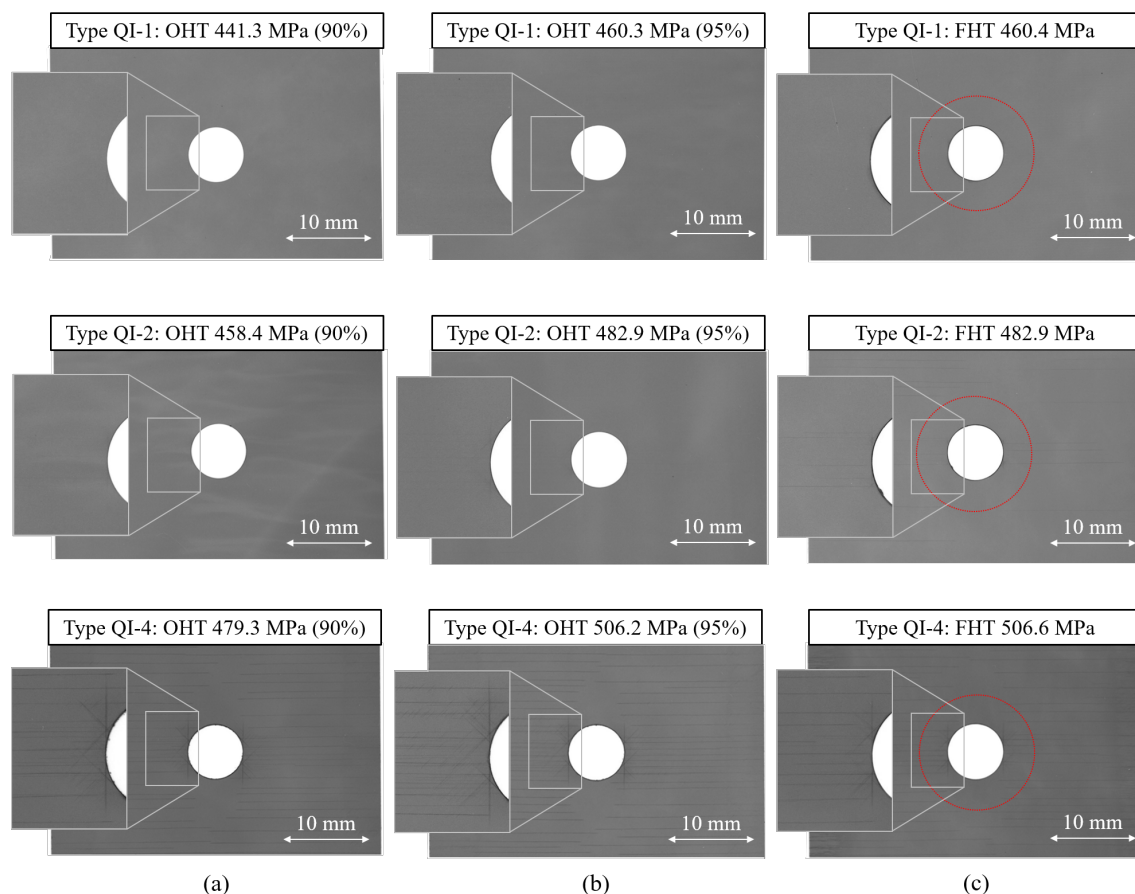


Fig. 3.8 Damage observation of Type QI-1, QI-2, and QI-4: (a) OHT specimen at 90% strength, (b) OHT specimen at 95% strength, and (c) FHT specimen (the red circles describe the fastened regions).

0 度層比率を変えた積層板：積層タイプ A, B, C

Fig. 3.9 に積層タイプ A の OHT・FHT 試験片の損傷観察結果を示す。積層タイプ A には、Fig. 3.5 で非線形応答が確認された OHT 強度の 60% 応力とひずみゲージが破損した強度の 80% で損傷観察を行った。積層タイプ A の強度 60% 時の主な損傷モードは円孔から進展した 0 度層スプリットングあり、この応力レベルでは、90 度層き裂や ± 45 度層き裂はほとんど発生していないことが分かる。これは、0 度層の層厚が 0.4 mm~0.6 mm と比較的厚いのに対して、0 度層に隣接する ± 45 度層の層厚が 0.05 mm と薄層であったためであると考えられる。OHT 試験片と FHT 試験片の損傷進展を比較すると、強度 60% ではスプリットング進展の長さにはほとんど差はなかったと見られる。一方、OHT 試験片では、強度 60% において表面の 45 度層で繊維破壊が見られたが、FHT 試験片には発生

していなかった。FHT 試験片においては、ファスナー拘束によって表面 45 度の繊維破壊が抑制されたと考えられる。続いて、積層タイプ A に強度 80% 応力を負荷した際の損傷モードは、0 度層スプリッティング進展が顕著で、ひずみゲージの位置まで進展していた。円孔から伸びたスプリッティングは、ひずみゲージ位置の局所的な応力緩和とそれに伴う局所的なひずみの減少を引き起こし、応力ひずみ線図の非線形応答の原因となったと考えられる。また、強度 80% になると大規模なスプリッティング進展に伴い、90 度層き裂や ± 45 度層に多数き裂が発生した。強度 80% では、FHT 試験片のファスナー拘束部分でも、表面の 45 度層で繊維破壊が確認された。強度 80% 負荷時の OHT と FHT 試験片では、スプリッティング進展長さに差異が確認された。この差異は、ファスナー拘束により、スプリッティングで分断された領域 (Fig. 3.9 (c) の灰色部分) の 0 度層の荷重伝達能力が低下せず、その結果、スプリッティング先端のせん断応力が緩和されたことを示唆している。しかし、強度 60% では差が見られなかったことから、ファスナー拘束によるスプリッティング進展への影響についてはさらなる検討が必要である。

Fig. 3.10 および Fig. 3.11 は、それぞれ、積層タイプ B および積層タイプ C の OHT 強度 95% における X 線画像である。積層タイプ B では、表面の 45 度層に数本のき裂が見られ、0 度層スプリッティングが顕著であった。OHT と FHT 試験片では、0 度層スプリッティングの進展長さにほとんど差がなく、この応力レベルでは、円孔周辺のき裂発生に対するファスナー拘束の影響はほとんどなかったと考えられる。同一の応力負荷時の損傷進展についてファスナー拘束の影響が確認されなかったため、積層タイプ B におけるファスナー拘束による強度向上メカニズムについてはさらなる調査が必要である。最後に、Fig. 3.11 に示すように、積層タイプ C は各層が 0.05 mm と薄層であるため、強度 95 % 応力を負荷しても、き裂や層間剥離はほとんど発生せず、OHT 試験片の中央 22.5 度層にわずかにき裂が発生したのみであった。これは、積層板中央部の 22.5 度層の層厚が他の層の 2 倍となっており、き裂が生じやすくなっていたためである。一方、FHT 試験片では中央 22.5 度層のき裂は観察されず、ファスナー拘束がき裂発生を抑制していたことが示唆された。

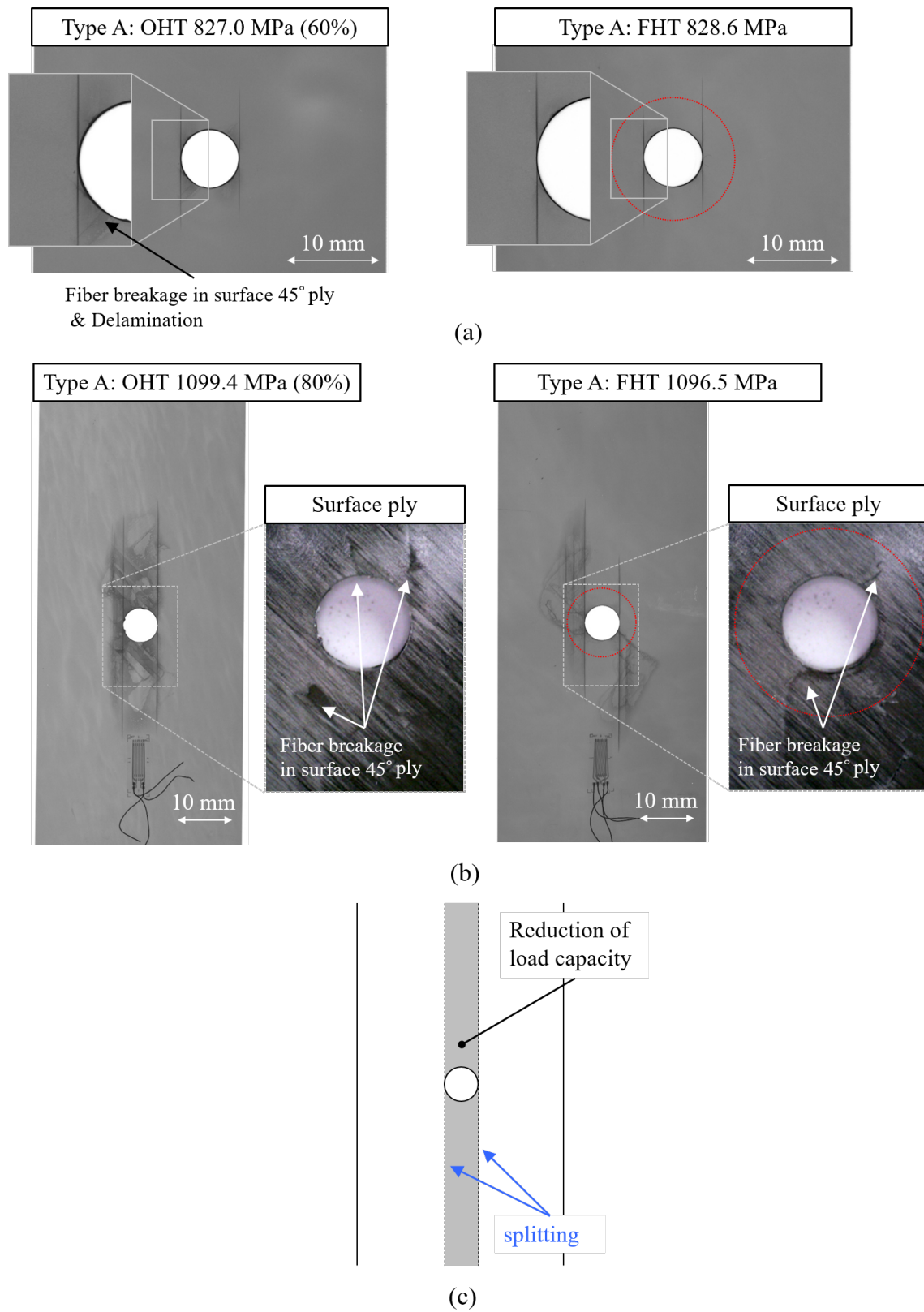


Fig. 3.9 Damage observation of Type A of (a) OHT and (b) FHT tests (the red circles describe the fastened regions), and (c) schematic of 0° splitting.

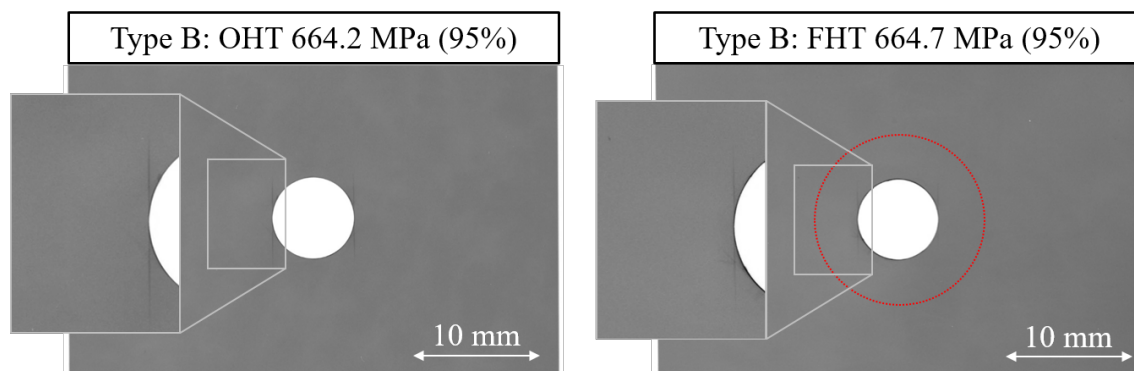


Fig. 3.10 Damage observation of Type B of OHT and FHT tests (the red circle describes the fastened region).

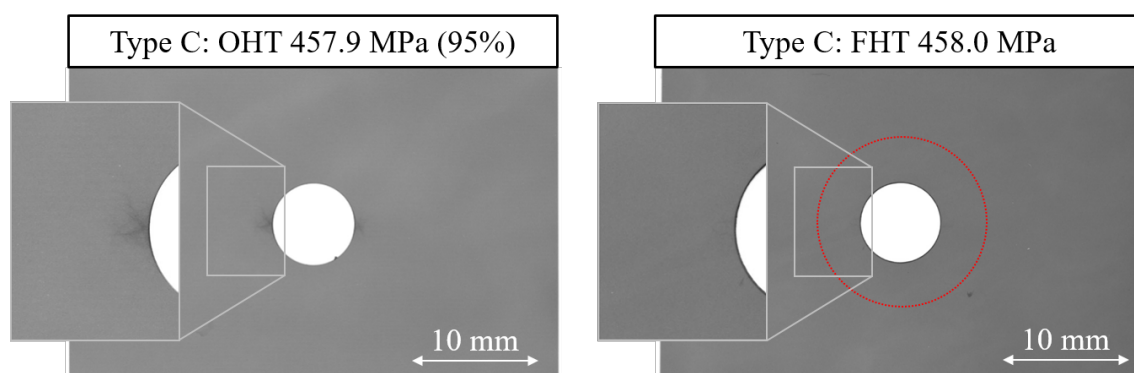


Fig. 3.11 Damage observation of Type C of OHT and FHT tests (the red circle describes the fastened region).

3.2 応力解析によるファスナ拘束の影響検討

3.2.1 有限要素解析モデル

ファスナー拘束の影響を調べるために、OHT 試験片と FHT 試験片を対象に有限要素法による応力解析を行った。汎用有限要素解析コード MSC Marc 2017 を用いて、Fig. 3.12 (積層タイプ QI-4) に示す OHT 試験片の有限要素モデルを作成した。厚さ方向の対称性から、積層板の半分のみを、8 節点ソリッド要素を用いてモデル化した。Fig. 3.12 に示すように、面内のメッシュ分割を行っている。各積層板で面内のメッシュ分割は同じで、厚さ方向には 1 要素の厚さが積層板の各層厚に一致するように分割した。応力解析には、Table 3.2 に示す材料特性を用いた。

FHT 試験片におけるファスナー拘束は、ボルトと試験片円孔との接触と、ワッシャと試験片表面との接触の 2 つに分けてモデル化した。ボルトとワッシャの形状は、それぞれ直径 6.325 mm の円柱と、内径 6.73 mm と外径 12.7 mm の円筒に簡略化し、ヤング率 200 GPa、ポアソン比 0.3 の合金鋼の等方性弾性体として、8 節点ソリッド要素を用いてモデル化した。Fig. 3.12 (b) に示すように、解析初期ではボルトは円孔の中心に配置され、ワッシャは試験片表面と接触している。引張荷重時には、試験片円孔が変形することで、ボルトと接触するため、接触条件を課した。また、ファスナーを試験片に取り付ける際には、ボルトを介してワッシャ上面に面圧が加わる。そのため、応力解析では、ワッシャ上面に対して締め付けトルクから算出した面圧 (41.8 MPa) を厚み方向 (Fig. 3.12 (b) の z 軸負方向) に与えた。ワッシャと試験片の間には、摩擦係数を 0.2 とする摩擦を考慮した接触条件を課している。さらに、積層板の各層に発生する熱残留応力を考慮するため、ファスナーを除いた積層板に -160°C の温度差を与えて熱解析を行った。ファスナー拘束の効果を比較するために、OHT 試験片を模擬したボルト無しとワッシャ無し、PIN-FHT 試験片を模擬したボルト有りとワッシャ無し、FHT 試験片を模擬したボルト有りとワッシャ有り、の 3 条件で応力解析を行った。

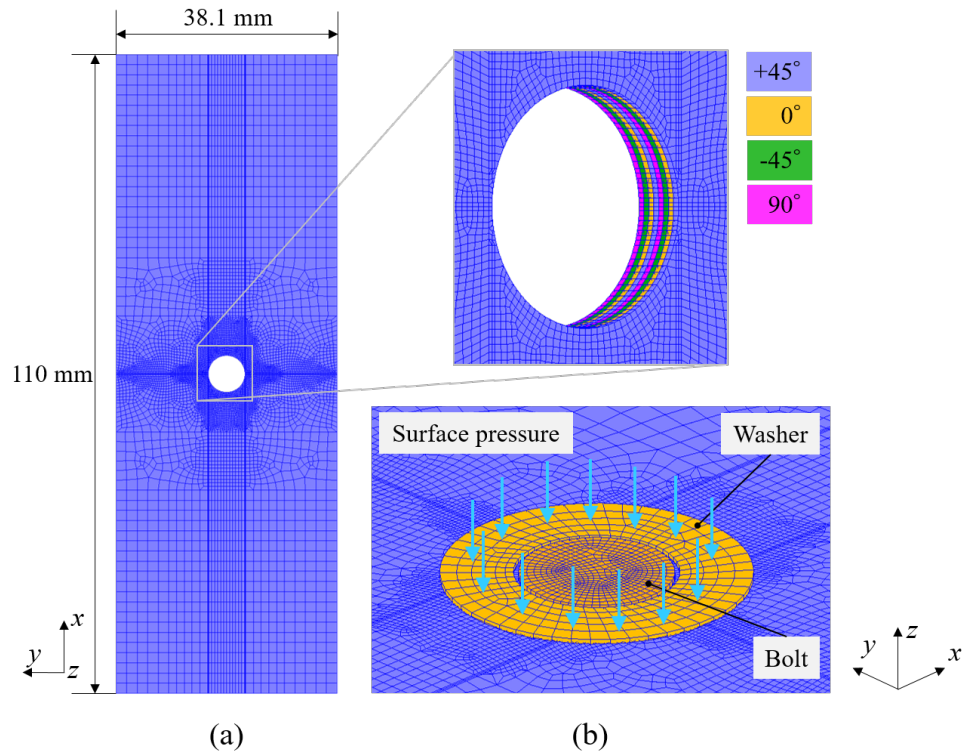


Fig. 3.12 FEM model of OHT specimen (a) and fastener in FHT specimen (b).

Table 3.2 Material properties used in the stress analysis.

| | |
|---|-----------------------------|
| Longitudinal Young's modulus E_{11} | 139 [GPa] |
| Transverse Young's modulus E_{22} | 7.88 [GPa] |
| Out-of-plane Young's modulus E_{33} | 7.88 [GPa] |
| In-plane shear modulus G_{12} | 3.99 [GPa] |
| Out-of-plane shear modulus G_{23} | 2.96 [GPa] |
| Out-of-plane shear modulus G_{13} | 3.99 [GPa] |
| In-plane Poisson's ratio ν_{12} | 0.33 [-] |
| Out-of-plane Poisson's ratio ν_{23} | 0.36 [-] |
| Out-of-plane Poisson's ratio ν_{13} | 0.33 [-] |
| Coefficient of thermal expansion in the fiber direction α_{11} | -1.2×10^{-6} [1/K] |
| Coefficient of thermal expansion in the transverse direction α_{22}, α_{33} | 4.1×10^{-5} [1/K] |

3.2.2 解析結果と考察

応力解析の一例として、OHT 強度と FHT 強度の差が最も大きかった積層タイプ B の応力分布について示す。中央の 0 度層の繊維方向応力とせん断方向応力の分布を、3 つの条件で解析して比較した結果を Fig. 3.13 に示す。図が示すように、ファスナー拘束によって応力分布の形状が大きく変化することはなかった。一方で繊維方向応力の最大値は、積層板に 440 MPa の応力を加えた時、OHT 条件で 2,987 MPa、PIN-FHT 条件で 2,836 MPa、FHT 条件で 2,778 MPa であった。この結果からファスナー拘束の条件を増やすことで、繊維方向の最大応力が減少していることが分かる。つまり、ファスナー拘束によって、円孔の応力集中の大きさが低減されることを示唆している。ボルトとの接触やワッシャとの摩擦により、円孔の変形が抑制され、0 度層の繊維方向の応力集中が緩和された。これらの効果により、大きな荷重を負担する 0 度層の破壊が遅れ、結果として FHT 強度が OHT 強度を上回ることになったと考えられる。

同様に、他の積層板についても 3 つの条件で応力解析を行った。それぞれの積層板に与えた応力は、OHT 条件下で繊維方向応力の最大値が繊維引張破断強度（およそ 3,000 MPa）[26] になるように決めた。0 度層の繊維方向の応力の最大値を Table 3.3 にまとめた。Table 3.3 から、OHT・PIN-FHT・FHT の 3 条件で同一の応力を積層板に与えた際の 0 度の繊維方向応力の最大値は、ファスナー拘束の条件が増えることで低減することが、本章で対象にした全ての積層タイプで確認することができる。この傾向は、FHT 強度が OHT 強度よりも高くなったという実験結果とも一致している。一方で、積層タイプ A では、円孔から離れた部分で最終破壊したため、ファスナー拘束は積層タイプ A の最終強度にほとんど影響を与えなかったものと考えられる。

Fig. 3.13 (b) のせん断応力分布を比較すると、0 度層のせん断応力の最大値はボルトとの接触によって増加し、ワッシャとの摩擦により減少することが分かる。0 度層のせん断応力の増加は、0 度層スプリットディングに影響を与え、ファスナー拘束によるスプリットディング進展の差異が 0 度層の繊維方向の応力緩和にさらに影響を与えた可能性がある。ただし、内部損傷観察の結果から、OHT 試験片と FHT 試験片の間でスプリットディング進展長さに大きな違いは見られなかった。そのため、詳細な損傷解析などを行って、ファスナー拘束がスプリットディング進展へ与える影響について、さらに検討する必要がある。

3.2. 応力解析によるファスナ拘束の影響検討

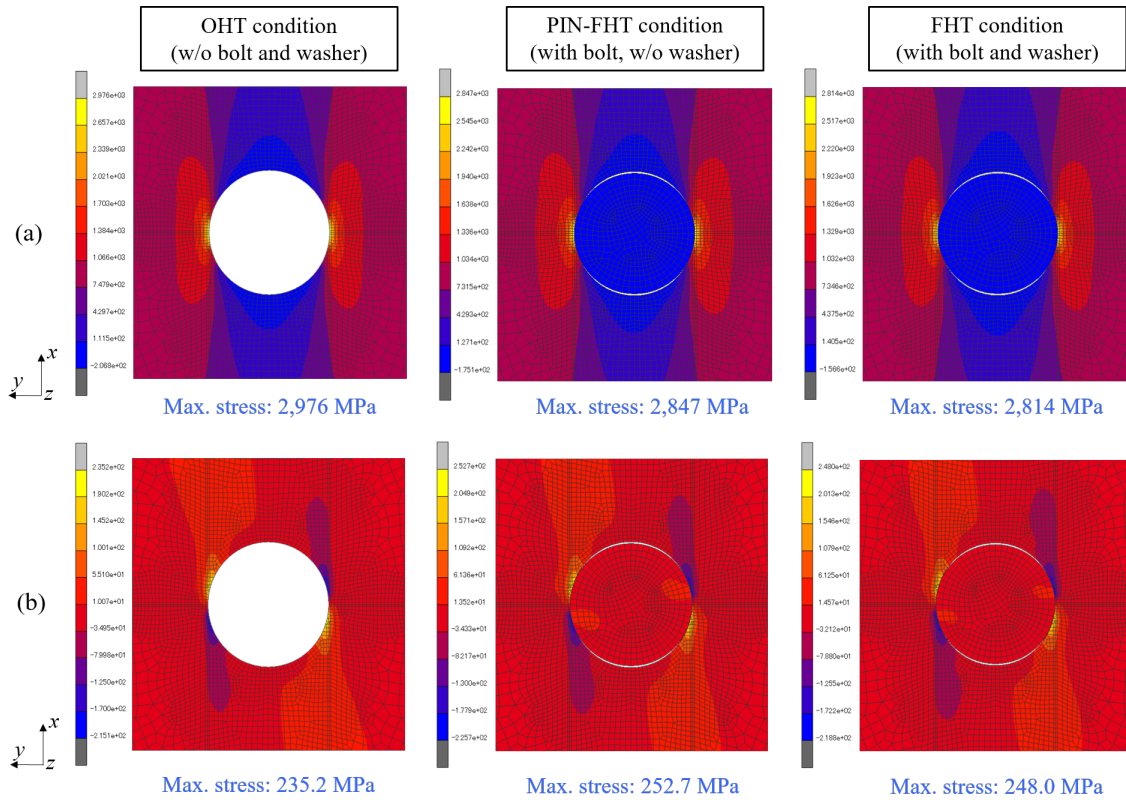


Fig. 3.13 The stress distributions in the fiber (a) and shear direction (b) on the mid-plane 0°-layer in the case of Type B.

Table 3.3 Maximum stresses in the fiber direction in 0°-layer obtained from the stress analysis.

| Type | Applied stress [MPa] | Max. stress in the fiber direction in 0°-layer [MPa] | | |
|------|-------------------------|--|-------------------|---------------|
| | | OHT condition | PIN-FHT condition | FHT condition |
| QI-1 | 365 | 2,991 | 2,848 | 2,772 |
| QI-2 | 361 | 2,992 | 2,947 | 2,764 |
| QI-4 | 340 | 2,956 | 2,924 | 2,764 |
| A | 367 | 2,939 | 2,903 | 2,770 |
| B | 440 | 2,987 | 2,836 | 2,778 |
| C | 330 | 2,992 | 2,931 | 2,839 |

3.3 第3章のまとめ

本章では、層厚・0度層比率の異なる6種類のCFRP積層板を用いて、OHTおよびFHT試験を行い、層厚・0度層比率・ファスナー拘束が静的強度および破壊モードに及ぼす影響について実験的に評価した。さらに、破壊しない程度に荷重を負荷する途中止め試験を行い、軟X線透過探傷を用いた損傷観察により、静的損傷進展を比較した。最後に、有限要素法による応力解析を実施し、FHT試験片の円孔周りの応力場に及ぼすファスナー拘束の影響を検討した。実験と数値解析から得られた知見を以下にまとめる。

- OHT・FHT強度はともに、層厚が薄くなるほど低下した。薄層の場合には、円孔周辺でもき裂や剥離はほとんど見られず、破壊に至った。一方で、厚層の場合には、90度層および ± 45 度層のき裂だけでなく、0度層スプリッティングも顕著に進展した。円孔周辺の損傷が応力集中の減少に大きく寄与し、厚層での破壊の遅れに繋がっていることを確認した。
- 0度層比率が高くなると、積層板の剛性が高くなるため、OHT・FHT強度は共に増加した。0度層比率が70%近くになると、試験片全体での0度層スプリッティングが主な破壊メカニズムであることが明らかになった。一方で、0度層比率が50%以下の場合、円孔周辺で破断した。内部損傷観察から、0度層比率が高い積層板ほど円孔から発生する0度層スプリッティングが顕著になることが分かった。
- ファスナー拘束はFHT試験の破壊モードに大きな影響を与えなかったが、FHT試験片の強度と破壊ひずみはOHT試験片よりも高くなる傾向であった。また、X線画像から、一部の積層板では、FHT試験片の方がOHT試験片よりもき裂やスプリッティングの長さが短くなっているものが確認され、ファスナー拘束によって円孔での損傷が抑制されている可能性が示唆された。さらに、数値解析の結果、円孔周辺の応力集中がボルトとの接触やワッシャによる摩擦によって緩和されたことが明らかになった。ファスナー拘束によってFHT試験片の損傷進展と破壊が遅れた可能性も示唆された。

第4章 有孔CFRP積層板の静的損傷進展 の数値解析的評価

本章では、本研究で提案する損傷進展モデルを用いて、層厚・0度層比率の異なる6種類のCFRP積層板のOHT・FHT試験の損傷進展解析を実施する。損傷進展解析には、有限要素解析を用いて、第2章で提案した連続体損傷力学モデルと結合力モデルにより、CFRP積層板の損傷をモデル化する。まず、本提案モデルにより、層厚による影響を考慮した上でOHT試験片の強度と損傷進展の予測が可能であるか検証を行う。続いて、層厚・0度層比率の異なる6種類のCFRP積層板を対象にOHT損傷解析を実施し、静的損傷評価と強度予測を試みる。さらに、ファスナー拘束を模擬した有限要素モデルを用いてFHT試験片を模擬し、FHT損傷解析も同様に実施する。OHT・FHT損傷解析結果の比較を行い、ファスナー拘束の有無による円孔周辺の損傷進展への影響と第3章で確認されたOHT・FHTの強度差の要因について検討する。

4.1 損傷進展解析モデル

本章においては、第2章で提案した損傷進展モデルに対して、せん断方向損傷も拡散損傷と離散損傷を考慮した形に修正した損傷モデルを提案する。まず、修正した損傷進展モデルについて述べたのち、OHT・FHT試験片の有限要素モデルについて述べる。

4.1.1 層厚効果を考慮した損傷進展モデル

本解析では、第2章と同様にCFRPは弾塑性損傷材料として振る舞うとして、複合材積層板中の層内損傷は連続損傷力学モデルを適用する。層内損傷を記述するために繊維方向・横方向・せん断方向に損傷変数 d_{ij} ($ij = 11, 22, 12$) を定義し、応力ひずみ構成則には

層内損傷による剛性低下を考慮した下記の構成則を適用する [83].

$$\boldsymbol{\varepsilon}^e = \tilde{\boldsymbol{S}} : \boldsymbol{\sigma} \quad (4.1)$$

$$\tilde{\boldsymbol{S}} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_1^0(1-d_{11})} & -\frac{\nu_{12}}{E_1^0} & -\frac{\nu_{13}}{E_1^0} & 0 & 0 & 0 \\ & \frac{1}{E_2^0(1-d_{22})} & -\frac{\nu_{23}}{E_2^0} & 0 & 0 & 0 \\ & & \frac{1}{E_3^0} & 0 & 0 & 0 \\ & & & \frac{1}{G_{23}^0} & 0 & 0 \\ & \text{sym.} & & & \frac{1}{G_{13}^0} & 0 \\ & & & & & \frac{1}{G_{12}^0(1-d_{12})} \end{bmatrix} \quad (4.2)$$

$\boldsymbol{\sigma}, \boldsymbol{\varepsilon}$ はそれぞれ応力テンソル, ひずみテンソルであり, $\tilde{\boldsymbol{S}}$ は直交異方性材料の損傷時のコンプライアンステンソルである.

せん断方向損傷進展について, 第2章で提案した横方向損傷進展モデル(式(2.11))と同様に, 拡散損傷と離散損傷を考慮した形に修正する. 本章で適用する損傷変数 d_{11}, d_{12}, d_{22} の発展則は以下の通りである.

$$d_{11} = \begin{cases} 0 & \text{if } Y_{11} < Y_{11}^s \\ 1 & \text{if } Y_{11} \geq Y_{11}^s \end{cases} \quad (4.3)$$

$$d_{12} = \begin{cases} f_1 \left(\sqrt{Y_{12} + b_2 Y_{22}} \right)^2 + f_2 \sqrt{Y_{12} + b_2 Y_{22}} + f_3 & \text{if } G_{\text{index}} < 1 \\ d_{12}^{\text{ini}} + (1 - d_{12}^{\text{ini}}) d_{12}^c(\rho) & \text{if } G_{\text{index}} \geq 1 \end{cases} \quad (4.4)$$

$$d_{22} = \begin{cases} b_3 d_{12} & \text{if } G_{\text{index}} < 1 \\ d_{22}^{\text{ini}} + (1 - d_{22}^{\text{ini}}) d_{22}^c(\rho) & \text{if } G_{\text{index}} \geq 1 \end{cases} \quad (4.5)$$

$$\text{with } d_{12}^{\text{ini}} = f_1 \left(\sqrt{Y_{12} + b_2 Y_{22}} \right)^2 + f_2 \sqrt{Y_{12} + b_2 Y_{22}} + f_3, \quad d_{22}^{\text{ini}} = b_3 d_{12}^{\text{ini}}$$

$$\text{at } G_{\text{index}} \geq 1 \quad \text{and} \quad \rho = 0$$

ここで, 式(4.4)中の d_{12}^{ini} は, き裂発生までに生じた拡散損傷であり, 第2章と同様に, き裂発生して以降は, 増加しないと仮定する. また, G_{index} は混合モード下におけるき裂進

展条件である．また， $d_{22}^c(\rho)$, $d_{12}^c(\rho)$ はそれぞれき裂累積による横方向損傷変数，せん断方向損傷変数であり，Onodera らによって提案された下記のモデル [67] を適用する．

$$d_{22}^c(\rho) = \begin{cases} \frac{2\rho}{\beta} \tanh\left(\frac{\beta}{2\rho}\right) & \text{for embedded ply} \\ \frac{4\rho}{\beta} \tanh\left(\frac{\beta}{4\rho}\right) & \text{for surface ply} \end{cases} \quad (4.6)$$

$$d_{12}^c(\rho) = \begin{cases} \frac{2\rho}{\beta_{12}} \tanh\left(\frac{\beta_{12}}{2\rho}\right) & \text{for embedded ply} \\ \frac{4\rho}{\beta_{12}} \tanh\left(\frac{\beta_{12}}{4\rho}\right) & \text{for surface ply} \end{cases} \quad (4.7)$$

$$\beta = \frac{\sqrt{3}}{\lambda t}, \quad \beta_{12} = \frac{\sqrt{3}}{t}, \quad \lambda = \sqrt{\frac{E_2 - G_{23}(\nu_{23} + \nu_{12}\nu_{21})}{G_{23}(1 - \nu_{12}\nu_{21})}}$$

き裂の発生と累積は，第2章と同様にき裂形成に伴うエネルギー解放率を用いて決定する．き裂が発生する層において，既存の2つのき裂の中央に新たなき裂が形成すると仮定し，き裂発生前後のひずみエネルギーの差分により，エネルギー解放率を導出する．本章においては，混合モード（モードⅠとモードⅡ）状態におけるき裂進展を取り扱うために，モードⅠとモードⅡのエネルギー解放率を，それぞれ純横方向応力状態，純面内せん断応力状態から導出できるとする．ただし，エネルギー解放率を導出する際には，各剛性が $\bar{E}_2^0(1 - d_{22}^{\text{ini}})$, $G_{12}^0(1 - d_{12}^{\text{ini}})$ のように，拡散損傷により低減されると仮定する．以上より，第2章と同様の考え方を用いると，エネルギー解放率は下記のように記述される [87]．

$$G_I = \frac{\bar{E}_2^0(1 - d_{22}^{\text{ini}})\varepsilon_{22}^2}{2\rho} [d_{22}^c(2\rho) - d_{22}^c(\rho)] \quad (4.8)$$

$$G_{II} = \frac{G_{12}^0(1 - d_{12}^{\text{ini}})\gamma_{12}^2}{2\rho} [d_{12}^c(2\rho) - d_{12}^c(\rho)] \quad (4.9)$$

混合モード下のき裂進展条件は，下記の形式を採用する．

$$G_{\text{index}} = \frac{G_I}{G_I^C} + \frac{G_{II}}{G_{II}^C} \geq 1 \quad (4.10)$$

ただし，モードⅠとモードⅡの臨界エネルギー解放率は，それぞれ拡散損傷 d_{22}^{ini} と d_{12}^{ini} により低減されるとし， $G_I^C = G_I^{C0}(1 - d_{22}^{\text{ini}})$, $G_{II}^C = G_{II}^{C0}(1 - d_{12}^{\text{ini}})$ の形式を取ることとする．

横方向損傷変数 d_{22} とせん断方向損傷変数 d_{12} は、第2章と同様に、上記のき裂進展条件を用いて計算される。つまり、あるひずみ状態において、き裂進展条件を満たすき裂密度 ρ を式 (4.4), (4.5) に適用することで横方向・せん断方向損傷 d_{22} , d_{12} が算出する。

4.1.2 有限要素解析モデル

用いる OHT 試験片の有限要素モデルと FHT 試験片のファスナー拘束のモデル化は、第3章に示した応力解析で用いたものと同じであるが、改めてここで概要を示す。OHT 試験片の有限要素モデル（積層タイプ QI-4）と FHT 試験片のファスナー拘束のモデルをそれぞれ Fig. 4.1 と Fig. 4.2 に示す。OHT 試験片は、試験片のクランプ部を除いて、積層板の厚さ方向の半分を8節点ソリッド要素を用いてモデル化した。面内は Fig. 4.1 に示すようにメッシュ分割し、厚さ方向は積層板の各層厚と要素厚さが同じになるように分割した。面内のメッシュ分割の際には、円孔周辺で細くなるように分割し、さらに、連続体損傷力学モデルで0度層スプリッティング進展を捉えるために、スプリッティングが生じる箇所について長手方向に細かいメッシュを導入した。層間剥離を模擬するために、各層間に結合力要素を挿入した。境界条件は、一端を全自由度固定し、他端に荷重方向に変位増分を与えた。OHT・FHT 損傷解析においては、荷重ピーク点を最終破壊と見なし、その点で積層板に負荷されている応力を強度値とする。

続いて、FHT 試験片におけるファスナー拘束のモデル化について述べる。FHT 損傷解析では、ファスナー拘束を試験片の円孔とボルトの接触・試験片表面とワッシャの接触の2つに分けてモデル化する。ボルトとワッシャは形状を単純化させ、それぞれを外径 6.325 mm の円柱と内径 6.73 mm, 外径 12.7 mm の円筒とする。また有限要素モデル化の際には、8節点ソリッド要素を用いてメッシュ分割を行い、ヤング率 200 GPa, ポアソン比 0.3 の等方弾性体としてモデル化した。Fig. 4.2 に示すように解析初期にボルトは試験片円孔の中心に位置させ、ワッシャは試験片表面に接するように配置させた。ボルトと試験片は引張荷重負荷中に円孔が変形することにより接触するため、これらの間に接触条件を課す。また、ワッシャはファスナーを締結した時に、ボルトを介して面圧がかかる。そこで、締め付けトルクから算出した面圧を Fig. 4.2 に示すようにワッシャ上面に板厚方向 (Fig. 4.2 中 z 軸負方向) に課した。ワッシャと試験片表面には、摩擦係数 0.2 で接触摩擦を考慮した。本研究では、上記のボルトとワッシャを考慮した解析を FHT 条件とし、ボ

ルトとワッシャを考慮しない OHT 条件との比較を行う。

有限要素解析には汎用有限要素解析コード MSC Marc2017 を使用し、損傷進展モデルは、HYPERLA2 [90] に実装した。本損傷解析に用いた材料定数と損傷モデルのパラメータは、それぞれ Table 4.1 と Table 4.2 にまとめた。

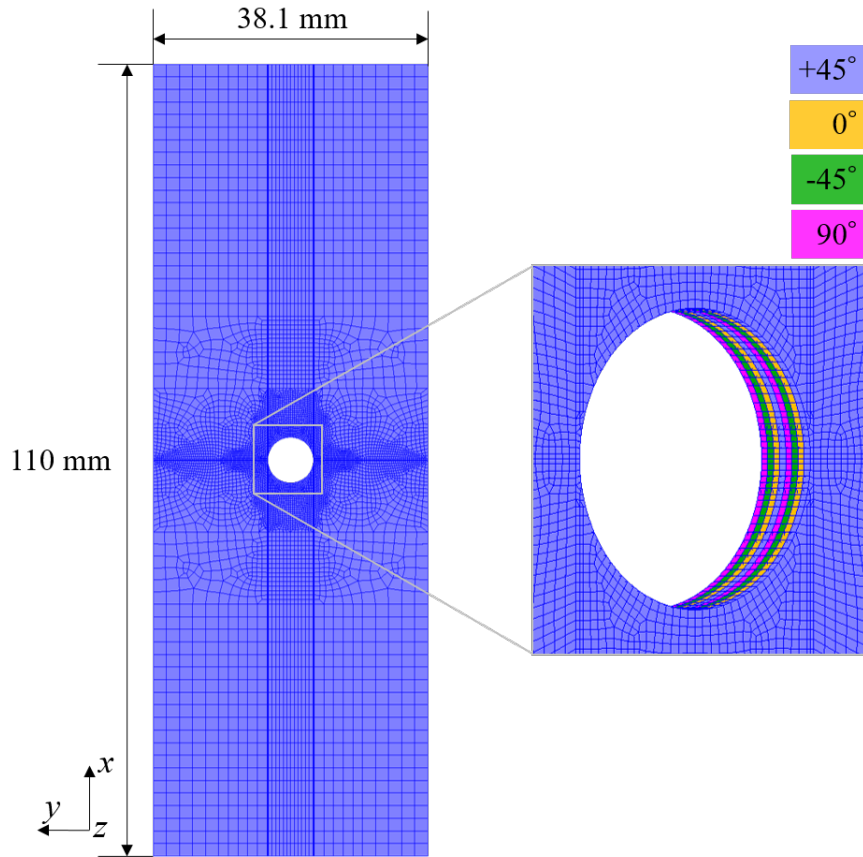


Fig. 4.1 FEM model of OHT specimen.

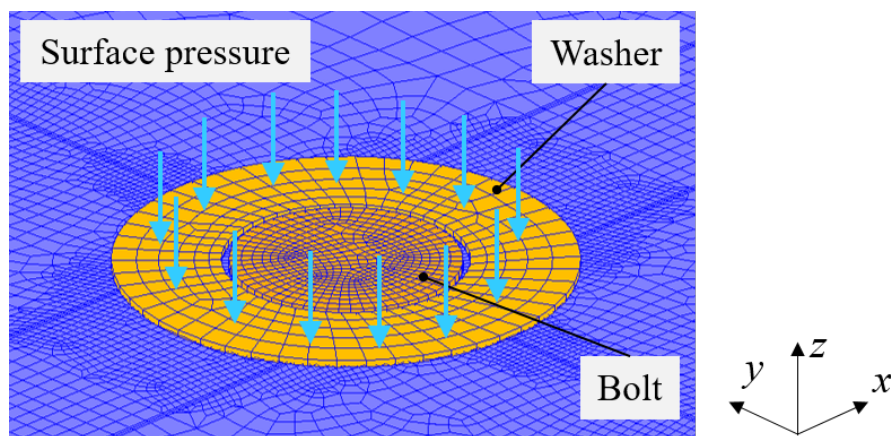


Fig. 4.2 FEM model of fastener of FHT specimen.

Table 4.1 Material properties of thin-ply composites.

| | |
|---|-----------------------------|
| Longitudinal Young's modulus E_{11} | 139 [GPa] |
| Transverse Young's modulus E_{22} | 7.88 [GPa] |
| Out-of-plane Young's modulus E_{33} | 7.88 [GPa] |
| In-plane shear modulus G_{12} | 3.99 [GPa] |
| Out-of-plane shear modulus G_{23} | 2.96 [GPa] |
| Out-of-plane shear modulus G_{13} | 3.99 [GPa] |
| In-plane Poisson's ratio ν_{12} | 0.33 [-] |
| Out-of-plane Poisson's ratio ν_{23} | 0.36 [-] |
| Out-of-plane Poisson's ratio ν_{13} | 0.33 [-] |
| Coefficient of thermal expansion in the fiber direction α_{11} | -1.2×10^{-6} [1/K] |
| Coefficient of thermal expansion in the transverse direction α_{22}, α_{33} | 4.1×10^{-5} [1/K] |
| Mode I fracture toughness for intra-laminar crack G_I^{C0} | 0.19 [kJ/m ²] |
| Mode II fracture toughness for intra-laminar crack G_{II}^{C0} | 0.81 [kJ/m ²] |
| Interlaminar fracture toughness G_{Ic} | 0.16 [kJ/m ²] |
| Interlaminar fracture toughness G_{IIc}, G_{IIIc} | 0.81 [kJ/m ²] |
| Interlaminar maximum traction in Mode I $\tau_{I\max}$ | 40 [MPa] |
| Interlaminar maximum traction in Mode II & III $\tau_{II,III\max}$ | 70 [MPa] |

Table 4.2 Damage model parameters.

| Damage model evolution parameters | | | | Plastic model parameters | |
|-----------------------------------|---------|------------|-------------|--------------------------|--------|
| f_1 | -0.0549 | b_2 | 0.75 | R_0 | 0.01 |
| f_2 | 0.426 | b_3 | 1.0 | K | 753.3 |
| f_3 | -0.106 | Y_{11}^s | 29.67 [MPa] | α | 0.3847 |

4.2 OHT・FHT 損傷解析結果

4.2.1 損傷進展モデルの検証解析

本章で提案した層厚効果を考慮した損傷進展モデルについて、応力集中の発生する円孔材の強度・内部損傷進展予測に適用可能か検証する。層厚を変えた際の損傷進展の差異，それによる強度差といった層厚効果を反映できるかを確認する。解析対象とするのは，擬似等方性積層板で層厚 0.05 mm（積層タイプ QI-1）と 0.2 mm（積層タイプ QI-4）である $[+45/0/-45/90]_{8S}$ と $[+45_4/0_4/-45_4/90_4]_{2S}$ の OHT 試験である。

Fig. 4.3 に強度予測結果を実験結果と合わせて示す。図が示すように，両者の場合とも，実験値との誤差 2%以内とよい精度で強度が予測できていることが確認できる。損傷解析においても，薄層の場合に強度が低下する結果が得られており，本損傷モデルにより円孔材における層厚効果を反映できていると言える。

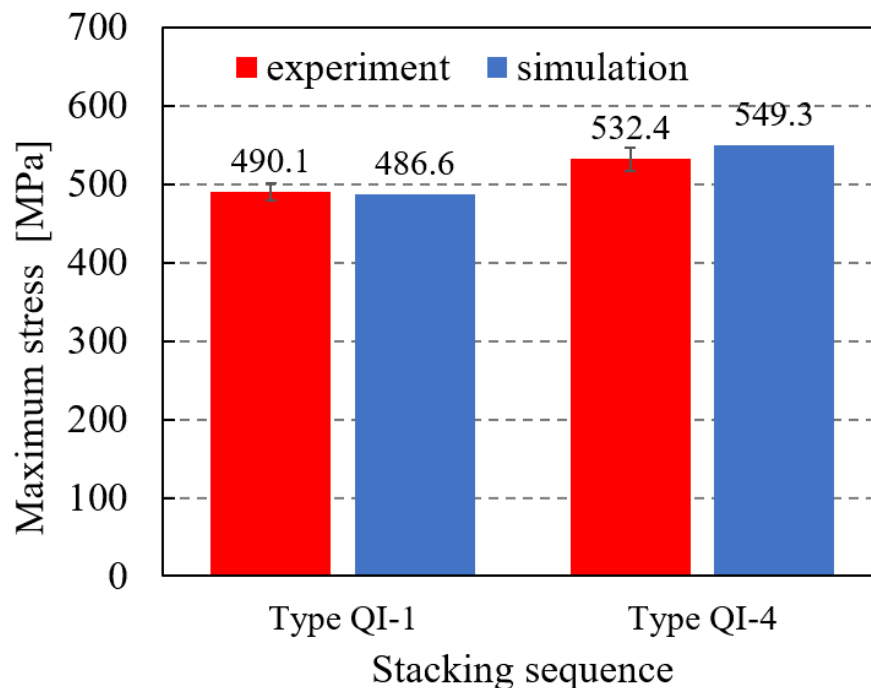


Fig. 4.3 Comparison of OHT strengths obtained from the damage simulation and the experiments on $[+45/0/-45/90]_{8S}$ and $[+45_4/0_4/-45_4/90_4]_{2S}$ laminates.

続いて、最終破壊時の損傷分布について、層厚 0.05 mm（積層タイプ QI-1）の結果を Fig. 4.4 に示す。層厚 0.05 mm である薄層の場合（積層タイプ QI-1）では、ピーク荷重時点で、表面 45 度層や 90 度層の損傷（き裂）は、繊維破断に伴う箇所以外はほとんど発生していなかった。さらに層間剥離もほとんど生じず、脆性的な破壊モードが予測されており、実験で確認された破壊モードと一致している。

続いて、層厚 0.2 mm（積層タイプ QI-4）での損傷分布を Fig. 4.5 に示す。層厚 0.2 mm では、薄層の場合（積層タイプ QI-1）と比べて、表面 45 度層の損傷が顕著に出ており、き裂が発生している。層間剥離も、薄層の場合に比べ、各層間で円孔周辺で大きく進展した。0 度層の繊維損傷が円孔から幅方向に伸び、層間剥離や表面き裂を伴う円孔周りの複合的な損傷による破壊となり、解析での破壊モードは実験結果と一致した。

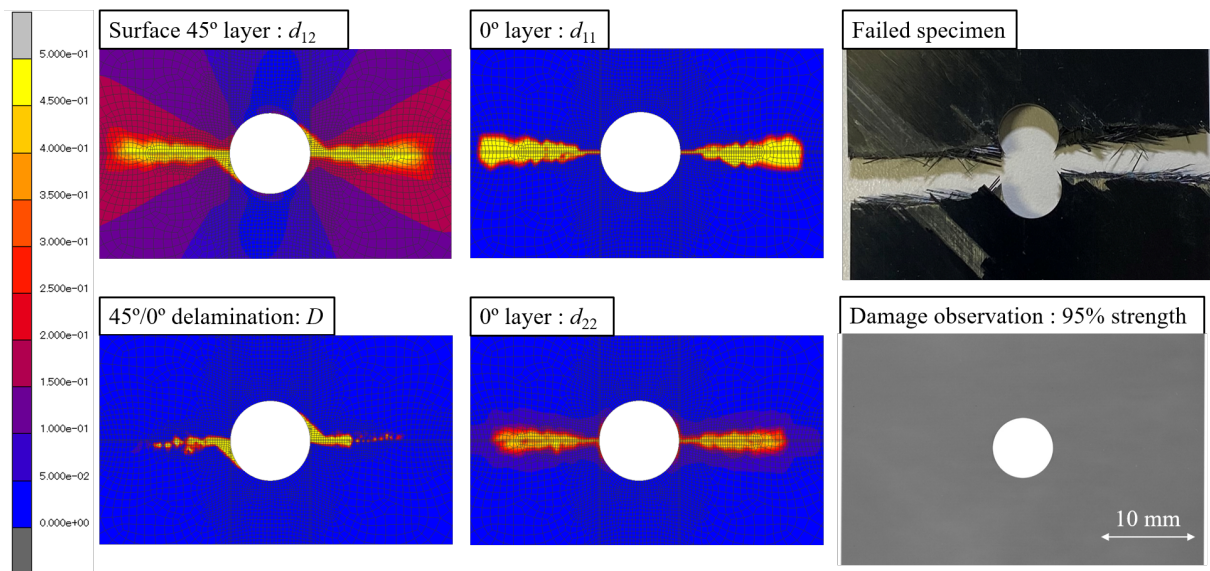


Fig. 4.4 Damage distribution from OHT simulation on Type QI-1 at failure.

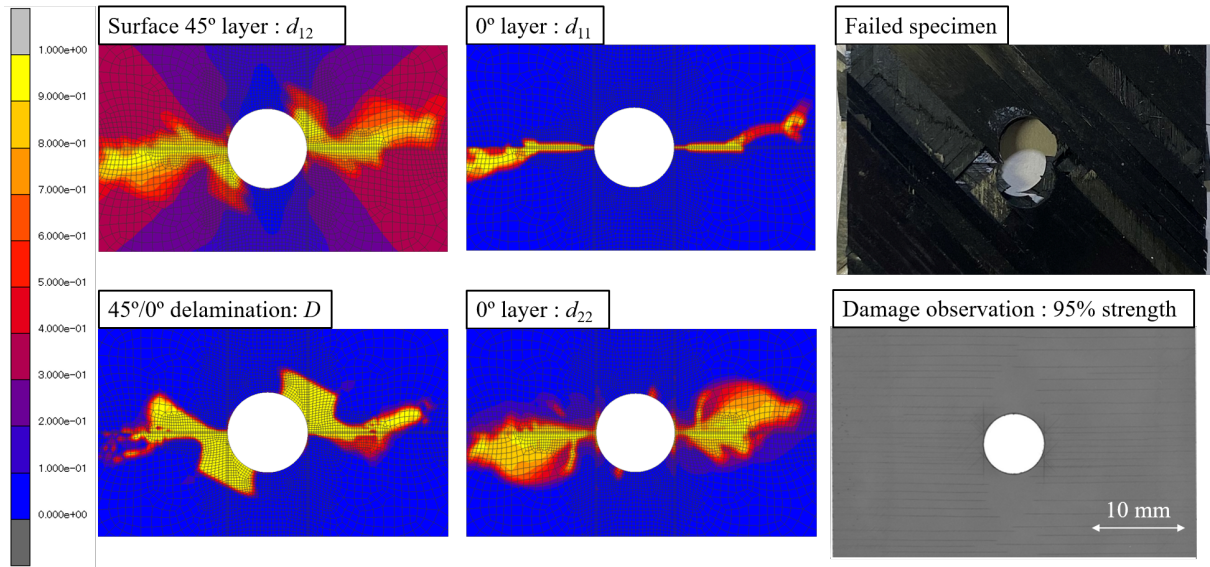


Fig. 4.5 Damage distribution from OHT simulation on Type QI-4 at failure.

拡散損傷の考慮の有無による OHT 強度予測への影響

続いて、有孔 CFRP 積層板の静的損傷進展解析による強度予測における拡散損傷の考慮の有無による影響について検討する。本章では、横方向・せん断方向の損傷進展について拡散・離散損傷に分けてモデル化を行い、第 2 章において、特にアングルプライ積層板での静的荷重負荷下での剛性低下挙動予測には、拡散損傷の考慮が必要であることを示した。ここでは OHT 強度予測における拡散損傷の考慮の必要性を検討するため、第 2 章と同様に、拡散損傷を考慮しない損傷解析により OHT 強度予測を行う。具体的には、本章の提案モデル（式 (4.4), (4.5)）における拡散損傷の項 d_{12}^{ini} と d_{22}^{ini} を 0 として、損傷解析を行い、拡散損傷を考慮した解析結果と比較する。拡散損傷を考慮しない損傷解析は、層厚 0.2 mm の擬似等方性積層板 $[+45_4/0_4/-45_4/90_4]_{2s}$ （積層タイプ QI-4）を対象に実施する。解析に用いる有限要素モデルと材料定数、損傷モデル中のパラメータは全て同じものを用いる。

拡散損傷を考慮しない損傷解析から得られた強度を、本提案モデルによる予測値と実験値と合わせて Fig. 4.6 に示す。赤色が実験値、青色が拡散損傷を考慮した解析による予測値、灰色が拡散損傷を考慮しない解析による予測値を示している。Fig. 4.6 が示す通り、拡散損傷を考慮しない解析による強度値は、実験値と拡散損傷を考慮した予測値を大幅に上回り、過大評価となった。また、拡散損傷を考慮しない解析から得られた最終破壊

時の損傷分布を Fig. 4.7 に示す．拡散損傷を考慮しない解析においても，0 度層の繊維破断が幅方向に進展して荷重ピークを迎え，最終破壊となった．破壊時には表面 45 度層にき裂による損傷が生じ，層間剥離も大きく生じた．一方で，拡散損傷を考慮した解析から得られた結果（Fig. 4.5）と比較して，拡散損傷が無い場合は，表面 45 度層の損傷はき裂部以外の損傷がなく，特に 45 度層の非線形挙動を捉えることができなかったことにより，OHT 強度が過大評価されたと考えられる．以上の拡散損傷の考慮の有無の比較により，OHT 強度予測においても本論文で提案したように，拡散損傷を考慮する必要があることが分かる．

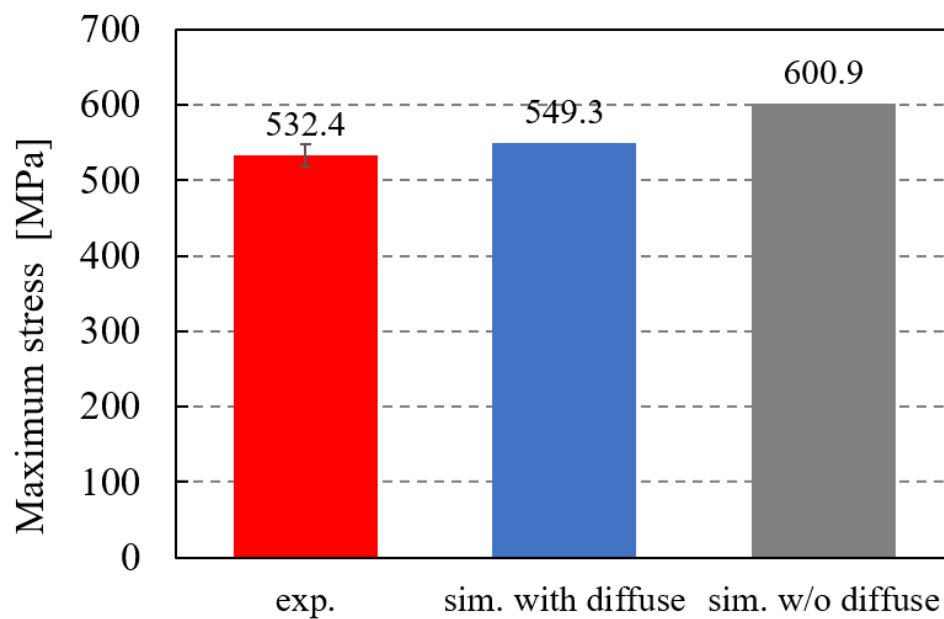


Fig. 4.6 Comparison of OHT strength of Type QI-4 obtained from the experiments and the simulations with diffuse damage and without diffuse damage.

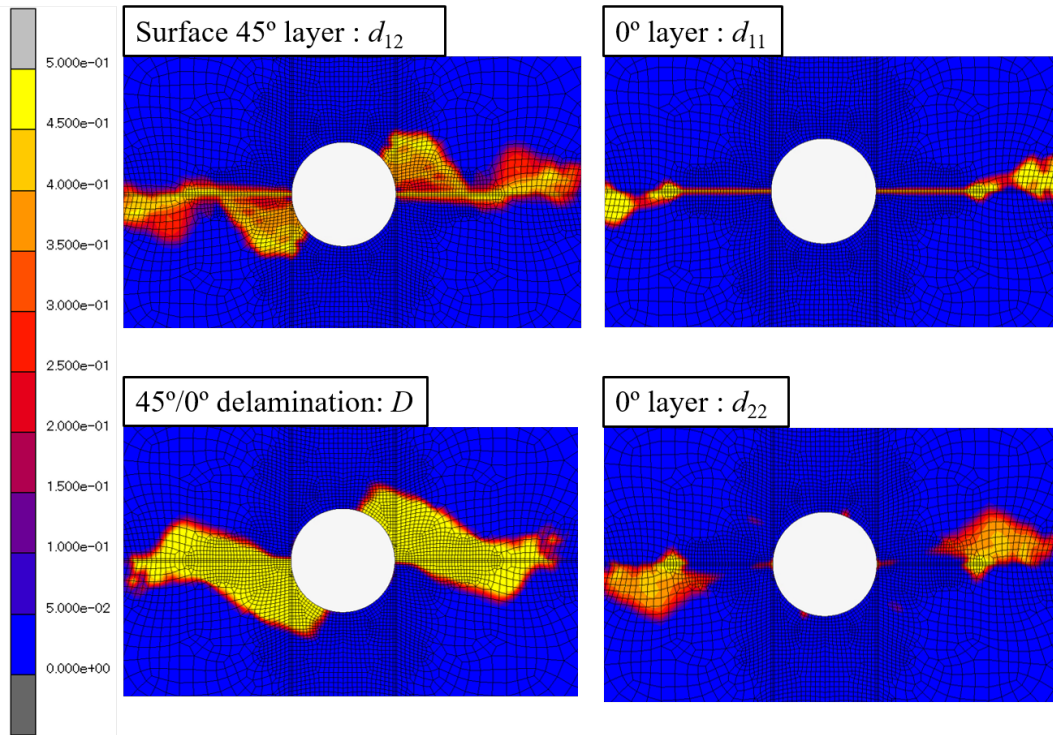


Fig. 4.7 Damage distributions of Type QI-4 obtained from the simulation without diffuse damage.

以上の結果より，従来の擬似等方性積層板で2種類の層厚でOHT試験の強度や破壊モード，内部損傷進展の予測が可能であることが確認された．これより，第3章で示した層厚・0度層比率の異なる6種類のCFRP積層板のOHT・FHT試験の損傷解析を実施し，本損傷進展モデルの適用可能性について検討するとともに，OHT・FHT試験の内部損傷進展の差異について検討する．

4.2.2 OHT・FHT強度予測結果

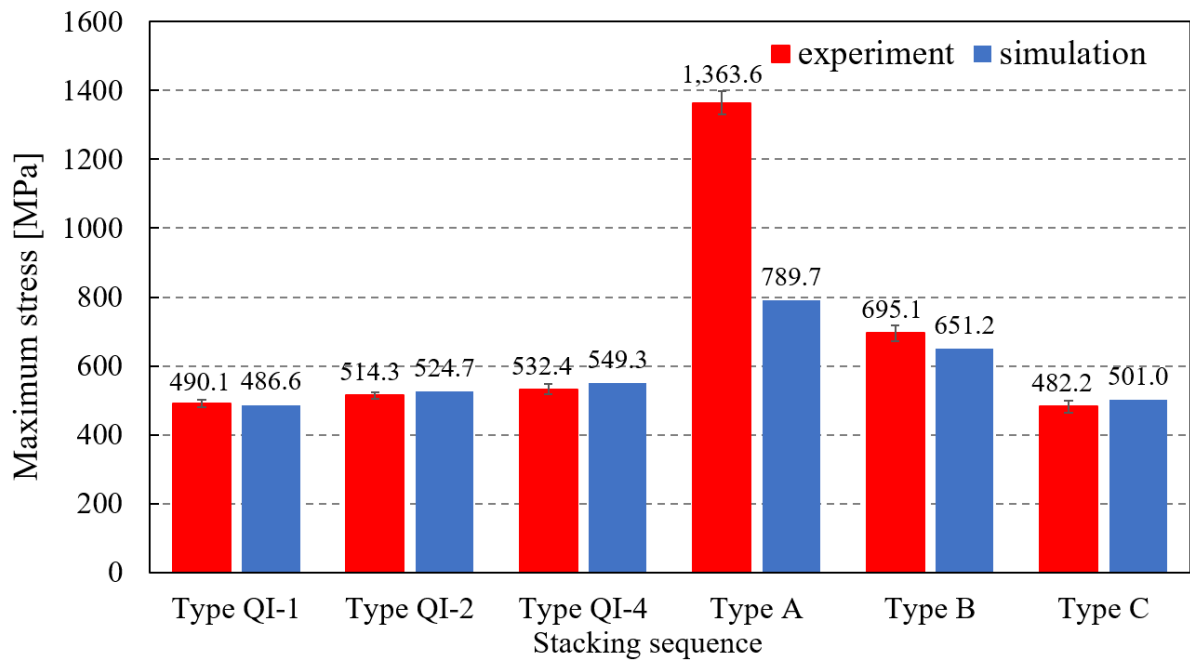
今回OHT・FHT損傷解析を実施した6種類の積層板の積層構成をTable 4.3に再掲する．OHT・FHTの強度予測結果について，それぞれFig. 4.8 (a), Fig. 4.8 (b)に示す．青が実験で得られた強度値で，赤が解析による予測値を示している．強度予測に関しては，0度層比率68.75%と50%以外では，誤差5%以内で予測できており，実験とよい一致を示した．解析結果だけに着目すると，層厚を変えた3種類の擬似等方性積層板（積層タイプQI-1, QI-2, QI-4）については，層厚が薄くなるほど，強度が低下する結果が得られ，0度層比率を高くした2種類（積層タイプA, B）については，0度層比率が高いほど，強度が

上昇する結果が得られている。また、OHT 強度予測と FHT 強度予測の比較では、全て積層板において、FHT 強度が上回る結果となっている。したがって、本損傷解析モデルを用いることで、OHT・FHT 試験における層厚や0度層比率、さらには、ファスナー拘束が強度に与える影響に関する傾向を捉えられていることが確認できた。

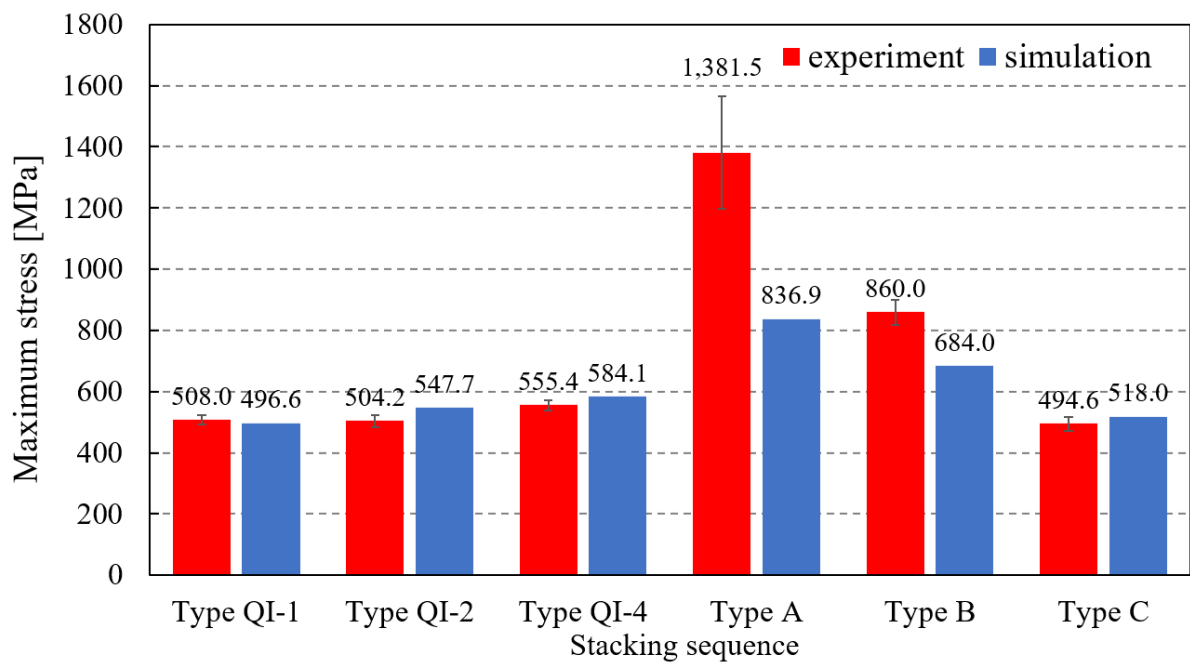
また、OHT・FHT 損傷解析から得られた応力ひずみ線図を実験結果と合わせて Fig. 4.9, 4.10 に示す。Fig. 4.9 では、層厚を変えた3種類である積層タイプ QI-1, QI-2, QI-4 の結果を示しており、確認しやすくするため、QI-2 と QI-4 の応力ひずみ線図は、それぞれ 0.1%, 0.2% ひずみ分オフセットしてプロットしている。これら積層タイプ QI-1, QI-2, QI-4 では、損傷解析においても、実験結果と同様に、最終破壊までは、線形に応力が上昇し、荷重ピークを迎えた。後に示す内部損傷分布でも、特に層厚が厚い積層タイプ QI-4 では、層内損傷や層間剥離も著しく発生しているが、それらの損傷による応力ひずみ線図上での応力の低下などは見られなかった。Fig. 4.10 に示す積層タイプ A, B, C の結果を見ると、積層タイプ B, C は実験結果と良い一致を示しており、こちらも最終破壊まで線形な応力ひずみ応答となっている。積層タイプ A は 0.2% 程度の損傷がほとんど発生していない初期の弾性域においては良い一致を示す一方で、それ以降には実験との乖離が見られる。

Table 4.3 List of laminate layups for OHT and FHT specimens.

| Type | Laminate layup | Ply thickness | 0°-layer ratio |
|------|--|---------------|----------------|
| QI-1 | [+45/0/−45/90] _{8S} | 0.05 mm | 25% |
| QI-2 | [+45 ₂ /0 ₂ /−45 ₂ /90 ₂] _{4S} | 0.1 mm | 25% |
| QI-4 | [+45 ₄ /0 ₄ /−45 ₄ /90 ₄] _{2S} | 0.2 mm | 25% |
| A | [+45/90 ₂ /−45/0 ₈ /+45/90/−45/0 ₈ /+45/90/−45/0 ₆] _S | 0.05 ~ 0.6 mm | 68.75% |
| B | [(+45 ₂ /90/−45 ₂ /0 ₄) ₂ /(+45/90/−45/0 ₄) ₂] _S | 0.05 ~ 0.4 mm | 50% |
| C | [+45/+67.5/90/−67.5/−45/−22.5/0/+22.5] _{4S} | 0.05 mm | 12.5% |

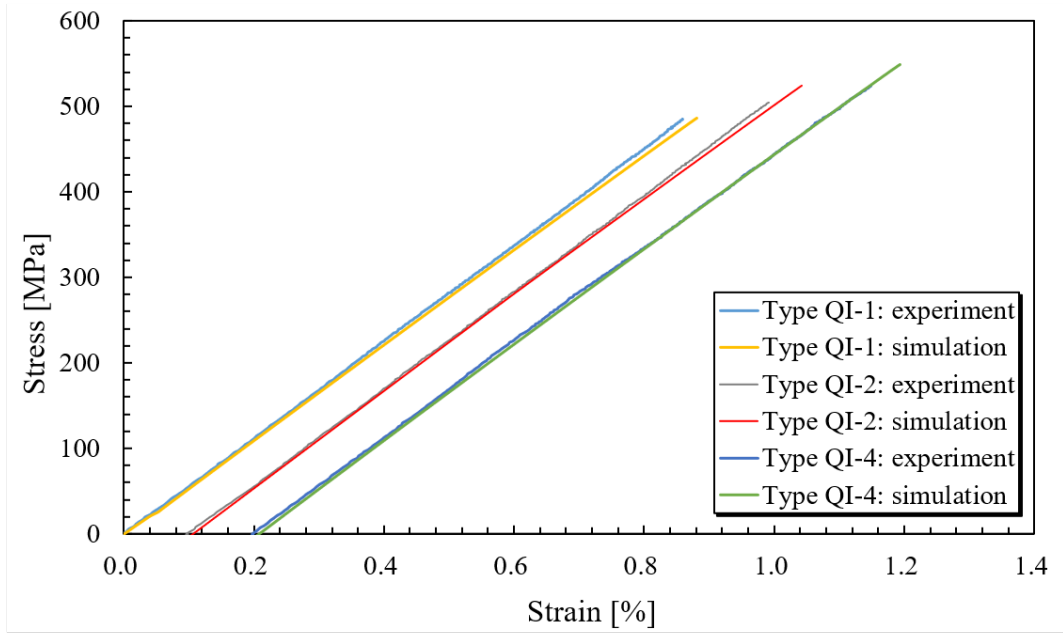


(a)

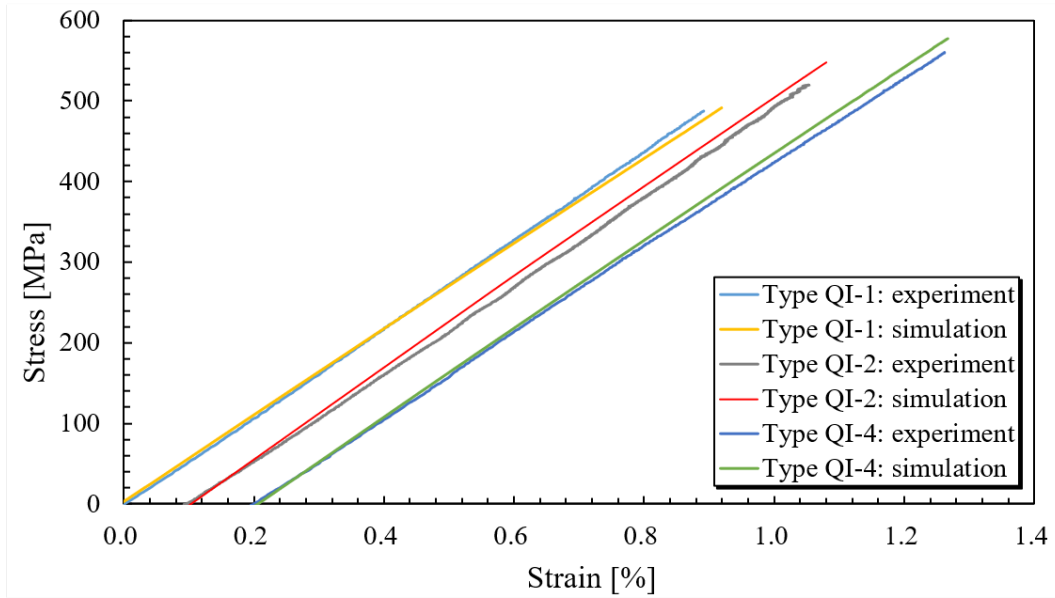


(b)

Fig. 4.8 Comparison of strength obtained from the simulations and the experiments: (a) OHT strength and (b) FHT strength.

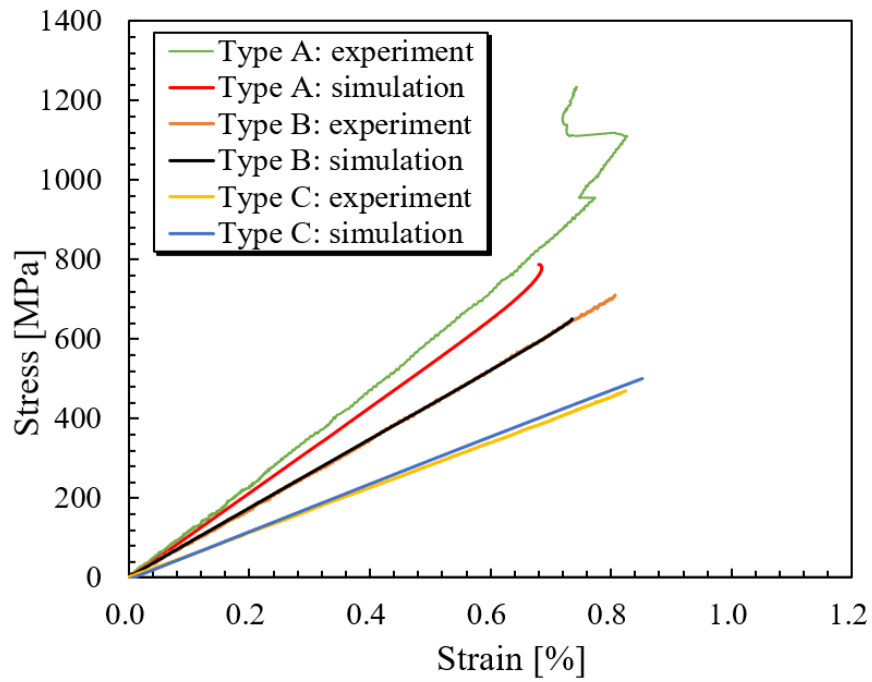


(a)

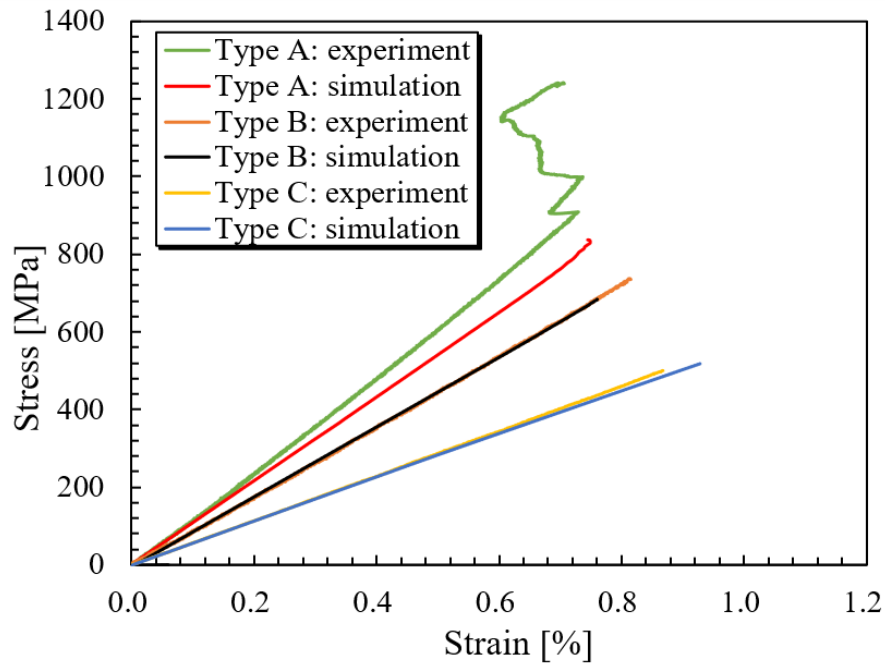


(b)

Fig. 4.9 Stress-strain curves obtained from (a) OHT and (b) FHT simulations on Type QI-1, QI-2, and QI-4 with the experimental results.



(a)



(b)

Fig. 4.10 Stress-strain curves obtained from (a) OHT and (b) FHT simulations on Type A, B, and C with the experimental results.

4.2.3 内部損傷進展について

OHT・FHT 解析の内部損傷進展について、各積層板ごとに詳細に見ていく。各損傷解析で得られた最終破壊時の損傷分布について、それぞれの積層板において代表的なものをまとめた。

層厚を変えた積層板: 積層タイプ QI-1, QI-2, QI-4

層厚を変えた3種類の擬似等方積層板(QI-1, QI-2, QI-4)を対象に OHT・FHT 損傷解析を実施し、得られた最終破壊時の損傷分布について述べる。Fig. 4.11 に積層タイプ QI-1 の FHT 解析, Fig. 4.12, 4.13 に積層タイプ QI-2 の OHT・FHT 解析, Fig. 4.14 に積層タイプ QI-4 の FHT 解析から得られた損傷分布を示す。

まず、従来擬似等方性積層で層厚が 0.05 mm である積層タイプ QI-1 では、OHT 解析では、Fig. 4.4 に示す検証解析でも確認したようにピーク荷重まで繊維破断に伴う箇所以外はき裂と剥離は一切生じなかった。FHT 解析においても Fig. 4.11 に示すように、ピーク荷重時点での損傷分布は、繊維破断に伴うき裂・剥離以外に損傷は発生せず、脆性的な破壊モードが予測され、実験での破壊モードも一致している。OHT 試験片と FHT 試験片では破壊モードがほとんど変わらない点についても、実験結果と整合している。

続いて、層厚 0.1 mm である積層タイプ QI-2 も、OHT・FHT 両者の条件で、同様に 0 度層の繊維破断が幅方向に進展し、最終破壊に至っている。層厚 0.05 mm の場合に比べて、表面の損傷が拡大しており、表面 45 度層のき裂が発生していることが分かる。さらに、45°/0° 層間の層間剥離は、繊維破断に伴う箇所以外にも 45 度層のき裂に伴い進展していることが分かる。層厚が 0.1 mm の場合においても、OHT 解析と FHT 解析で損傷分布や最終破壊形態に大きな変化はなかった。

最後に、層厚 0.2 mm では、OHT 解析結果については、前節で述べた通り、層厚 0.05 mm と 0.1 mm の場合と比較して、表面 45 度層のき裂が顕著に発生しており、さらに、そのき裂に伴う層間剥離も大幅に進展している。FHT 解析結果は、OHT と同様に、円孔周辺での 45 度層き裂や層間剥離を伴った 0 度層の繊維破断による最終破壊となっており、実験で確認された破壊モードが予測されている。OHT と FHT 解析結果の比較では、両者に最終破壊時の損傷分布・破壊モードにほとんど差異はなかったが、FHT 解析の方が、より高い荷重まで達したため、最終破壊時にはより損傷が進展していた。

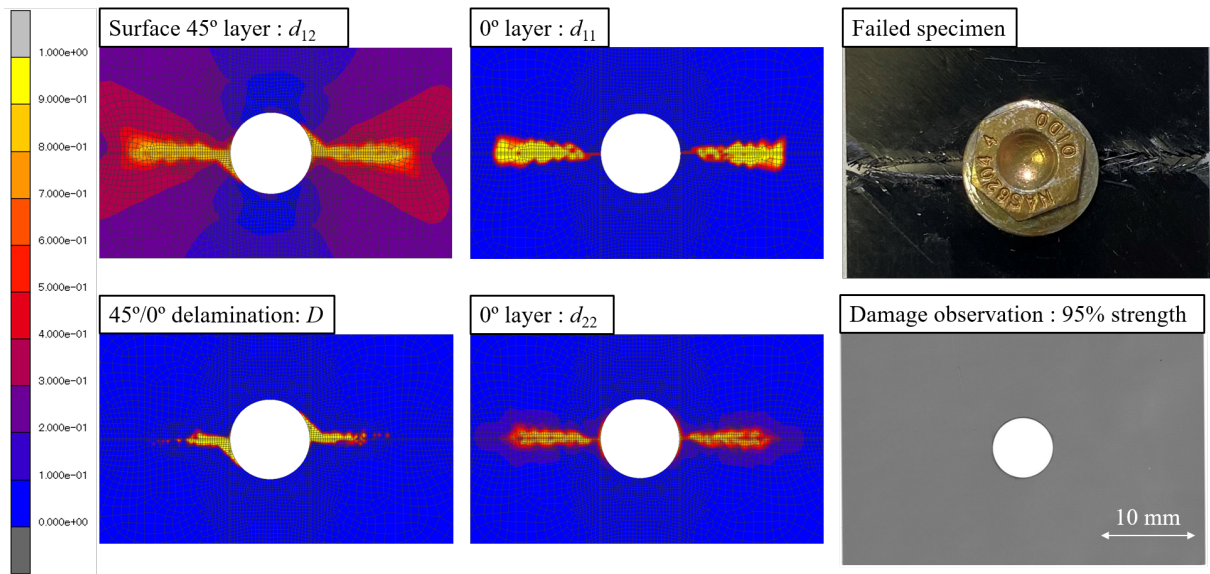


Fig. 4.11 Damage distribution from FHT simulation on Type QI-1 at failure.

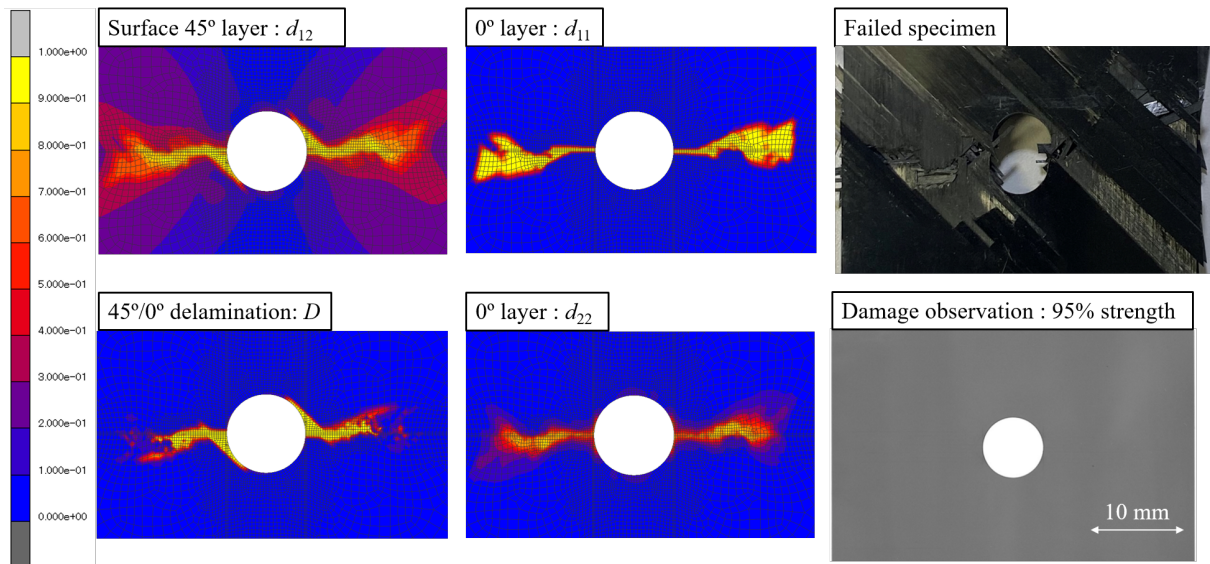


Fig. 4.12 Damage distribution from OHT simulation on Type QI-2 at failure.

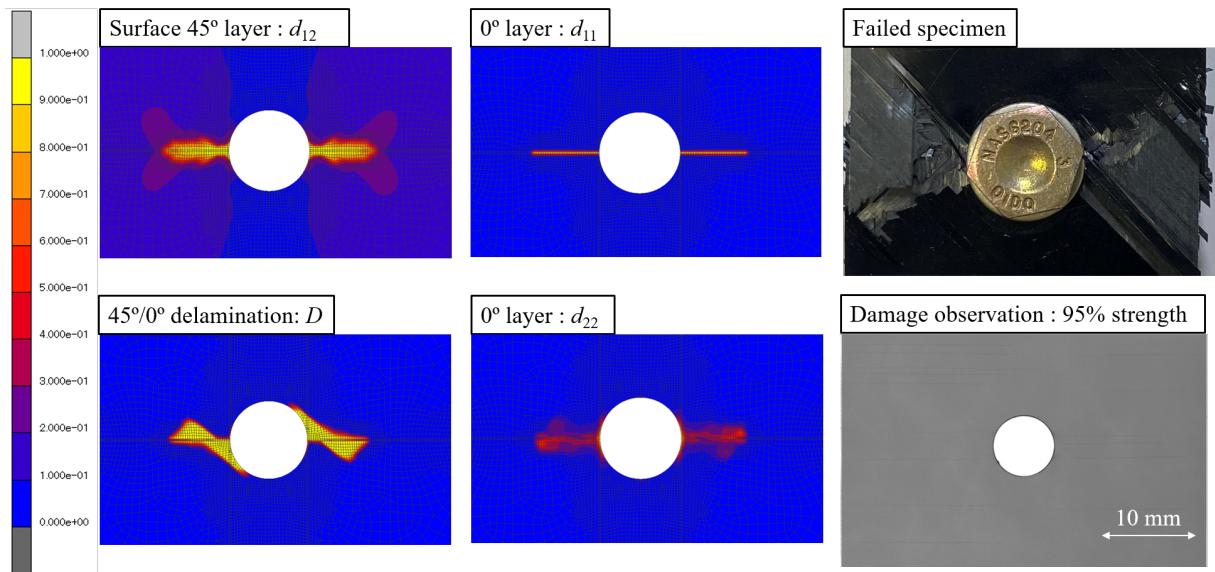


Fig. 4.13 Damage distribution from FHT simulation on Type QI-2 at failure.

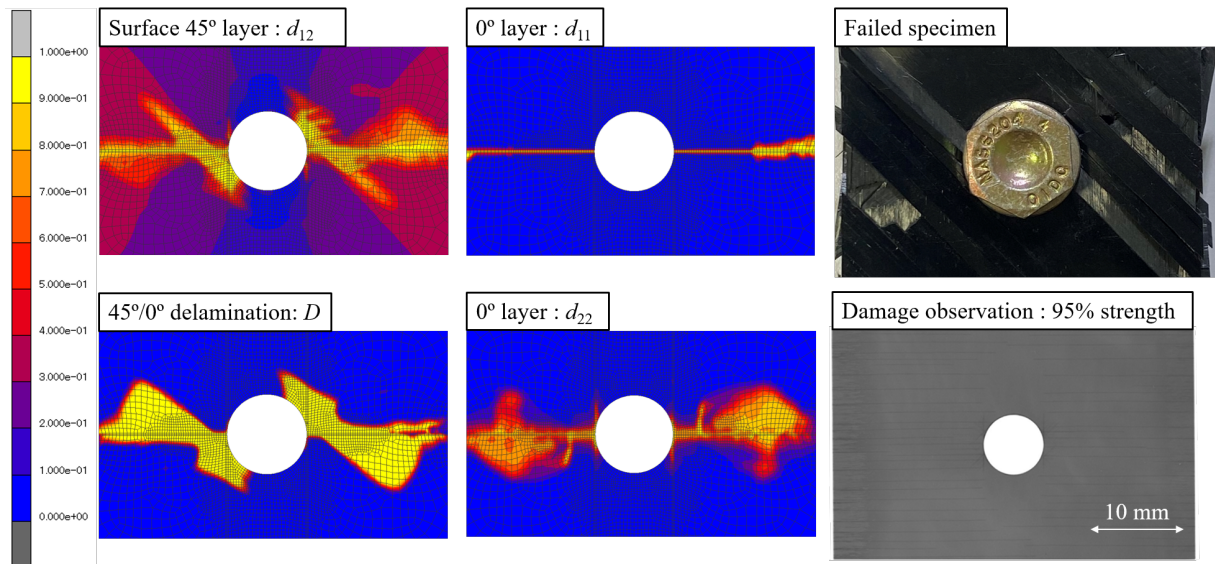


Fig. 4.14 Damage distribution from FHT simulation on Type QI-4 at failure.

0 度層比率を変えた積層板：積層タイプ A, B, C

0 度層比率を変えた 3 種類の積層板（積層タイプ A, B, C）に対して実施した OHT・FHT 損傷解析から得られた最終破壊時の損傷分布を Fig. 4.15 ～ 4.20 にまとめた。

0 度層比率 68.75%の積層板 A について、Fig. 4.15, 4.16 に OHT 条件と FHT 条件における最終破壊時の損傷分布を示す。まず、解析結果の最終破壊は、OHT 解析では、円孔から 0 度層で繊維破断が発生し、幅方向に進展して荷重がピークに達していた。第 3 章での引張破断試験と内部損傷観察試験結果から、積層 A では円孔周りの破壊ではなく、0 度層スプリッティング進展による破壊であることが確認されていることから、予測された破壊モードは実験結果と一致しなかった。第 3 章の Fig. 3.9 に示すように、解析で予測された強度値 820 MPa 程度においては、実験では繊維破断による破壊は生じていなかったことから、早期に繊維破断が幅方向に進んだことが、強度の大幅な過小評価に繋がったと考えられる。0 度層スプリッティング進展によって応力集中の緩和状態が変化するため、繊維破断はスプリッティングに大きく影響を受ける。損傷解析では、実際よりもスプリッティングによる応力緩和が起きず、繊維破断の早期進行に繋がったと考えられる。本損傷解析においては、スプリッティング等のき裂を連続体モデルでモデル化しており、本来スプリッティングにより分断される箇所が分離していないことと、き裂が発生して横方向・せん断方向剛性が大幅に落ちている要素がき裂発生後にも繊維方向剛性を有していることの 2 点が、円孔での応力集中が緩和し切らなかった要因だと推察される。早期に 0 度層の繊維破断が生じたことによって、内部損傷観察結果と比べ、スプリッティングも伸びなかった。一方で、積層タイプ A の FHT 解析では、OHT 解析と比べてより高い荷重まで達したため、Fig. 4.16 に示す通り、最終破壊時において表面 45 度層でき裂が生じており、FHT 解析においても 0 度層の繊維破断の進行により荷重ピークを迎えた。

実験では 0 度層にスプリッティングが発生することで空間的に分離され、スプリッティングが十分円孔から離れた部分まで進展していくと円孔による応力集中が完全に緩和され则认为られる。スプリッティングが試験タブ部分まで進展すると、第 3 章の Fig. 3.9 (c) のようにスプリッティングで分断されている灰色の部分が荷重を受け持たないと考えられる。つまり、円孔による応力集中が完全に緩和され、スプリッティングで分断された部分を除いた無孔引張試験片と同等な状態となっていると考えられる。ここで、スプリッティングで分断された部分を除いた積層板の内、仮に 0 度層のみで荷重を受け持つと仮定する。積層タイプ A の OHT 破壊強度 1363.6 MPa が積層板に負荷している時、0 度層の応

力は 2330.2 MPa となる。つまり、繊維方向引張強度 2867 MPa を下回っていることから、繊維破断が起これる応力に達する前に、スプリッティング進展により破壊したことが分かる。仮に、スプリッティング進展による破壊が起これず、0 度層の応力が繊維方向引張強度 2867 MPa に達するまで、線形に荷重増加すると仮定した場合、その時の積層タイプ A に負荷される応力は 1677.7 MPa となり、この値が積層タイプ A の受け持てる最大の応力値だと考えられる。以上より、積層タイプ A のようにスプリッティングが支配的な損傷モードとなる積層板は、無孔引張試験片で繊維破断が起これると仮定することで、破壊強度の上限を簡易的に推算することができる。

続いて、0 度層比率 50% の積層板での OHT の損傷分布を Fig. 4.17 に示す。積層タイプ B においても、最も荷重を負担している中央の 0 度層で繊維破断が円孔部から幅方向に向かって伸びて破断に至っていた。表面 45 度層には、実験でみられた表面き裂も数値解析上で生じていた。層間剥離は、表面直下の 45°/90° 層間で一番進展していたが、隣接層の層厚が薄いためか、あまり進展していない結果となった。続いて、Fig. 4.18 に示す FHT の最終破壊時の損傷分布を見ると、中央の 0 度層の損傷はほとんど変わらず、最終破壊は 0 度層の繊維破断によるものであった。表面 45 度層のせん断損傷は、OHT 条件と比べて、損傷量が小さい結果となっている。表面 45 度層のせん断損傷は、ファスナーの摩擦拘束によって、応力が軽減し、損傷が抑制されたと考えられる。一方で、表面直下の 45°/90° 層間の層間剥離は OHT 解析と比較してより進展していた。OHT 解析では、最も進展していた 45°/90° 層間に剥離が発生し進展すると、表面 45 度層は面外方向に変形していた。一方で、FHT 解析ではファスナー拘束により円孔周辺の面外変形が抑制されているため、表面 45 度層は面外には変形せず、押さえつけられる。その結果、モード II のエネルギー解放率が上昇し、層間剥離がより進展したと考えられる。

最後に、8 方向に積層した擬似等方性積層板（積層タイプ C, 0 度層比率 12.5%）での OHT・FHT の破壊時の損傷分布を Fig. 4.19, 4.20 に示す。積層タイプ C は OHT・FHT 条件ともに、0 度層の繊維破断によって最終破壊した。図に示すように、積層タイプ C は中央を除く各層厚が 0.05 mm と薄いため、繊維破断に伴う部分以外に損傷はほとんど生じず、層間剥離も円孔周辺にわずかに生じているだけであった。損傷解析で予測された破壊モードについても、実験で確認されたように脆性的な破壊で一致している。繊維破断が生じている箇所以外では、Fig. 4.19 に示すように、中央 22.5 度層にき裂が生じている。第 3 章の損傷観察でも確認されたように、中央の 22.5 度層は他の層に比べて層厚が 2 倍と

なっており、き裂が生じやすく、損傷解析においても、22.5 度方向にき裂が発生していることが確認された。OHT と FHT の損傷分布では最終破壊時には、ほとんど差異はなく、この積層板でも他と同様に 0 度層の繊維破断がファスナー拘束により低減されることで、FHT 強度が OHT 強度を上回っていた。

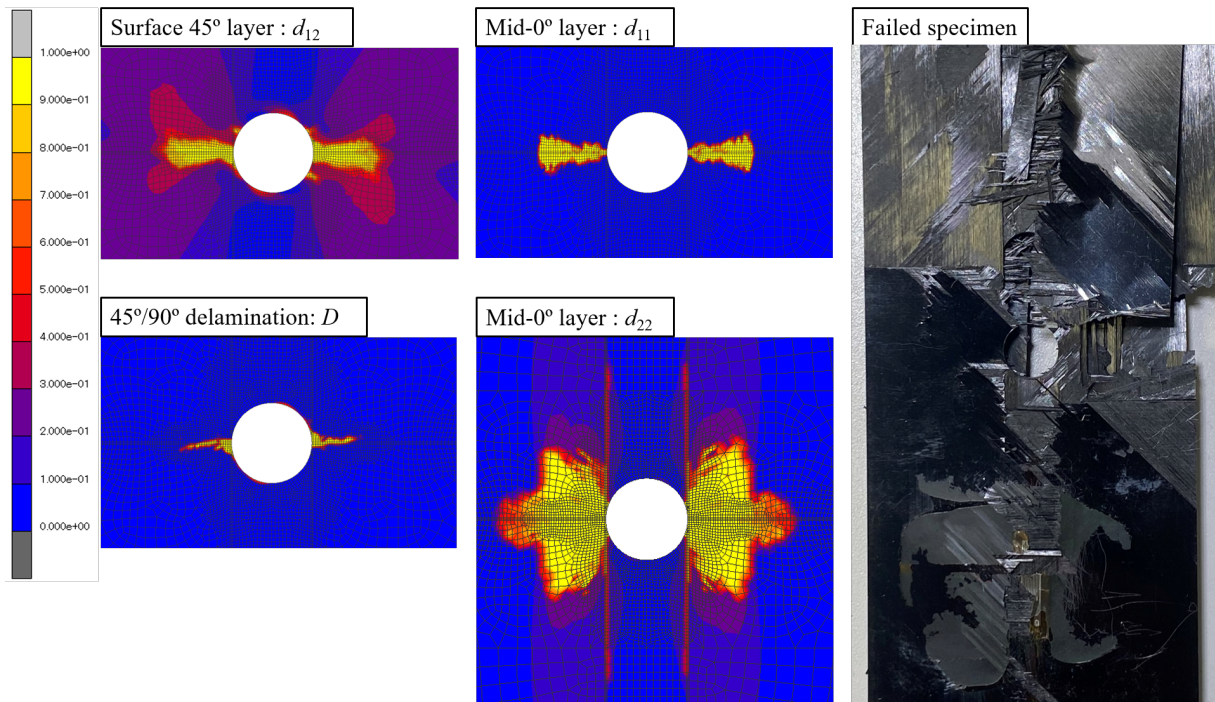


Fig. 4.15 Damage distribution from OHT simulation on Type A at failure.

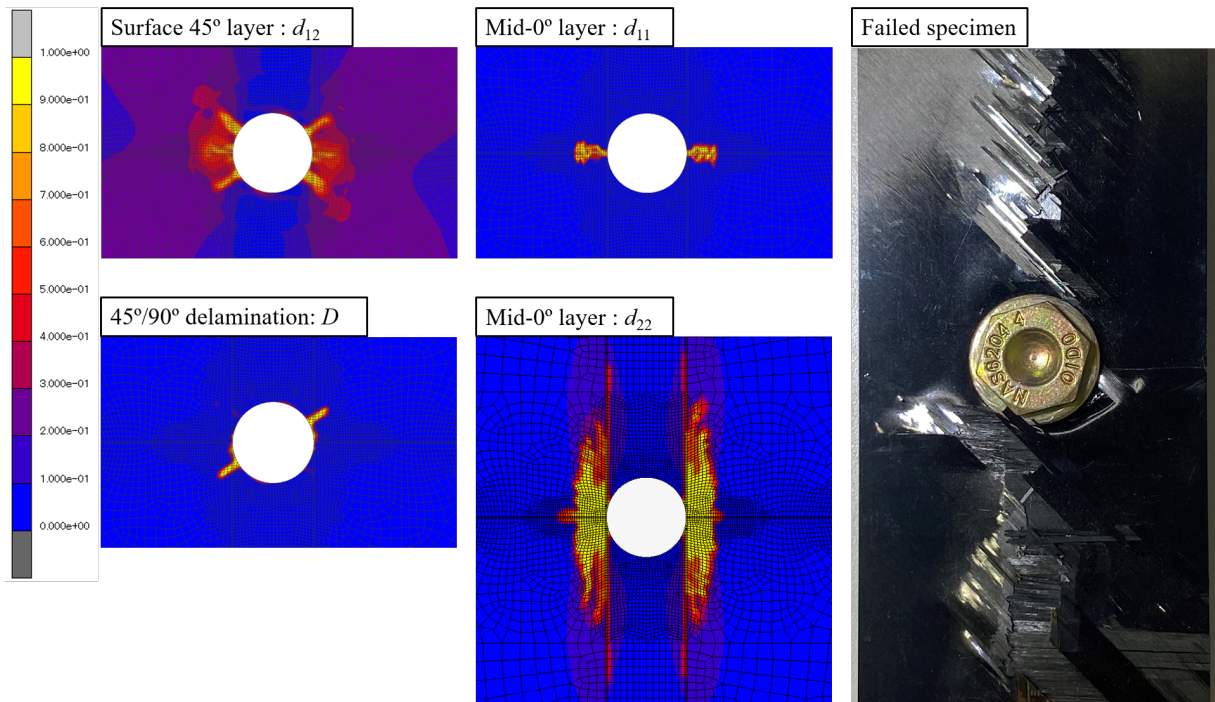


Fig. 4.16 Damage distribution from FHT simulation on Type A at failure.

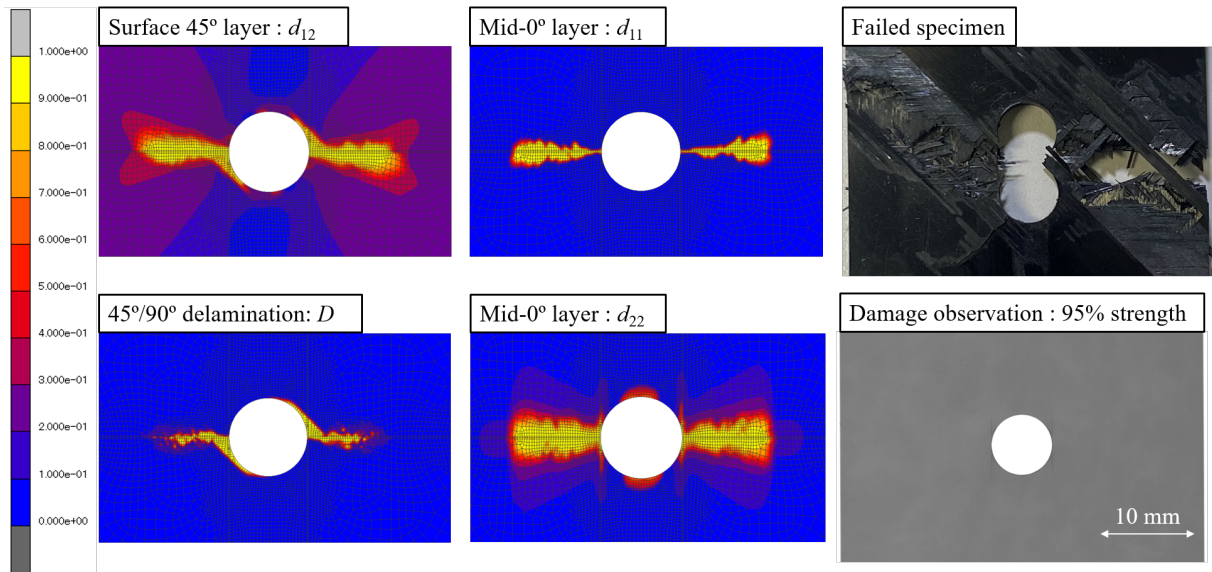


Fig. 4.17 Damage distribution from OHT simulation on Type B at failure.

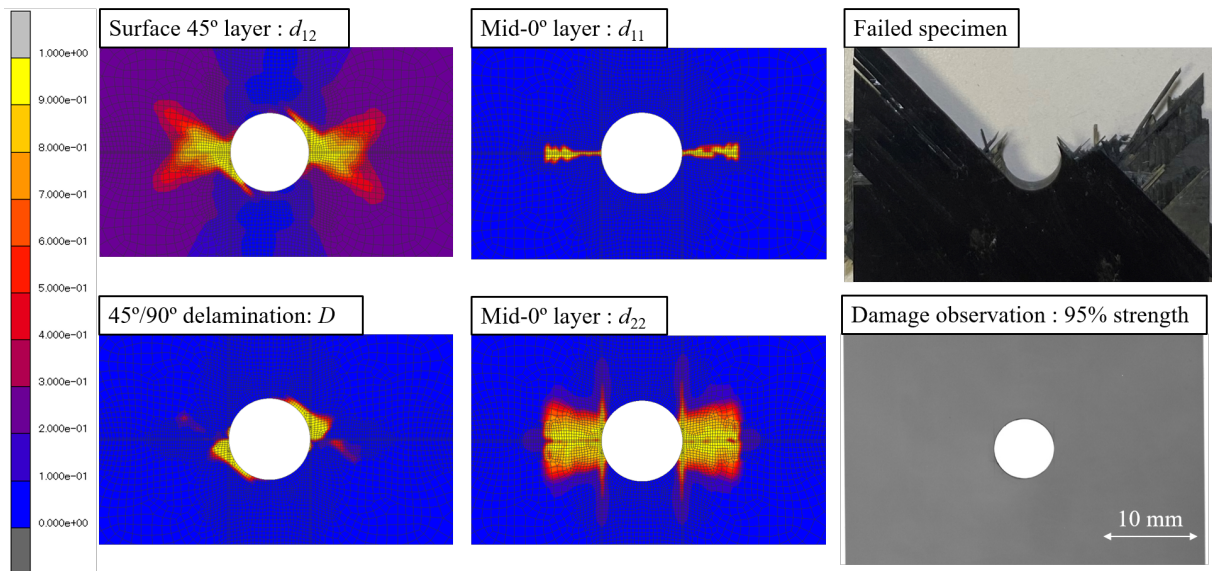


Fig. 4.18 Damage distribution from FHT simulation on Type B at failure.

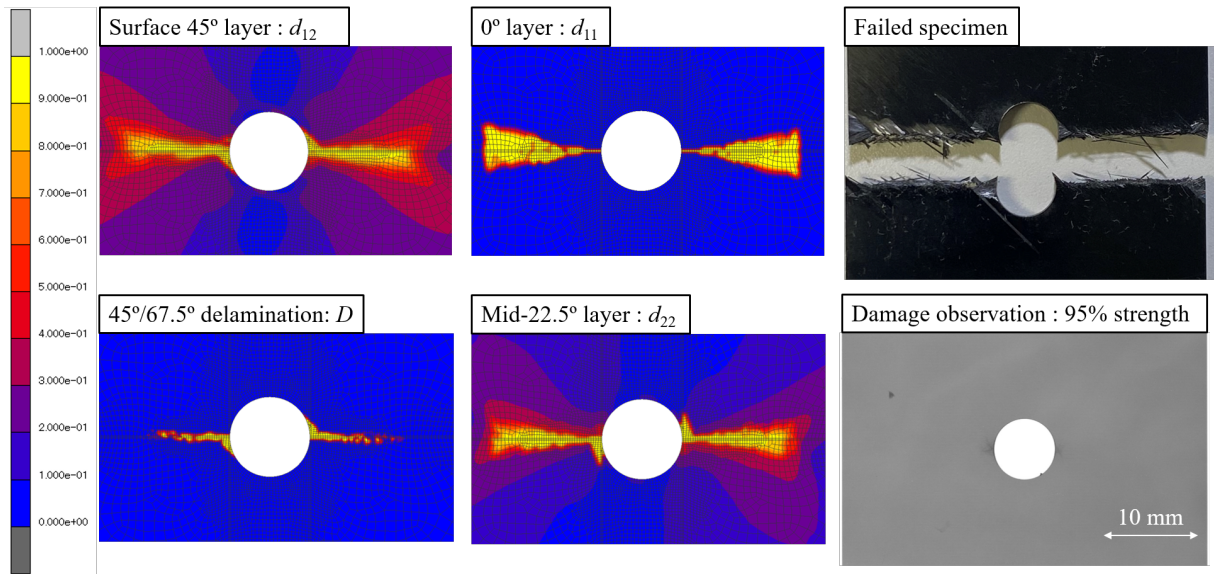


Fig. 4.19 Damage distribution from OHT simulation on Type C at failure.

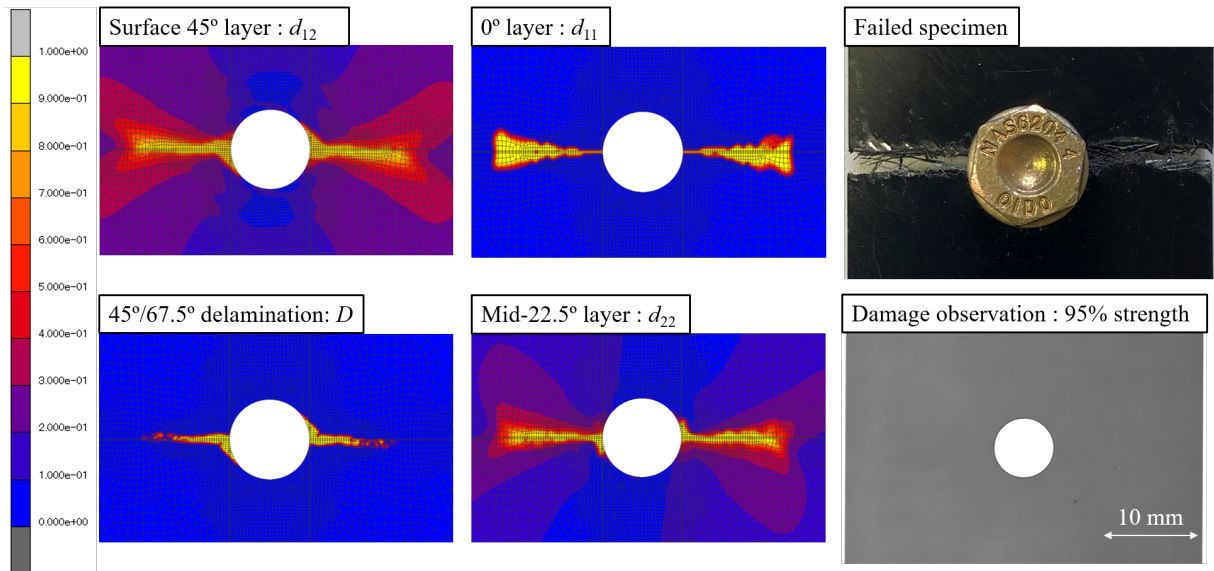


Fig. 4.20 Damage distribution from FHT simulation on Type C at failure.

OHT・FHT 損傷分布：同一応力負荷時の比較

積層タイプ QI-4 と B に同一応力負荷時の OHT・FHT の損傷分布の比較を行う。まず、積層タイプ QI-4 について、OHT・FHT 損傷解析で、積層板に 549.3 MPa の応力（OHT 強度の予測値）が負荷された時の表面 45 度層のせん断方向損傷 d_{12} 、0 度層の繊維方向損傷 d_{11} と横方向損傷 d_{22} の分布を Fig. 4.21 に示す。同一応力負荷時で比較した際には、FHT 解析で表面 45 度層の損傷が減少しており、ファスナーによる拘束、特にワッシャの摩擦による表面の応力低減が損傷抑制に繋がっている。また、0 度層の損傷も抑制されていることが確認でき、破壊の起点となる繊維方向損傷も軽減されていることが分かる。続いて、積層タイプ B の OHT・FHT 損傷解析において、651.2 MPa（OHT 強度の予測値）負荷時の OHT・FHT の損傷分布の比較を Fig. 4.22 に示す。Fig. 4.22 には、表面 45 度層のせん断方向損傷 d_{12} 、中央 0 度層の繊維方向損傷 d_{11} と横方向損傷 d_{22} の分布を示している。積層タイプ B においても、同一応力負荷時で比較すると、FHT 損傷解析では、表面 45 度層のせん断方向損傷、中央 0 度層における繊維方向損傷 d_{11} と横方向損傷 d_{22} がともに、OHT 条件に比べて進展していない結果になっている。これはボルトとの接触による円孔の変形抑制とファスナ拘束による表面摩擦によって、円孔の応力集中が OHT 条件より緩和されていることを示唆している。以上により、最も荷重を受け持つ 0 度層の損傷進展・破壊が抑制されることにより、FHT 条件で強度が向上するということが確認された。

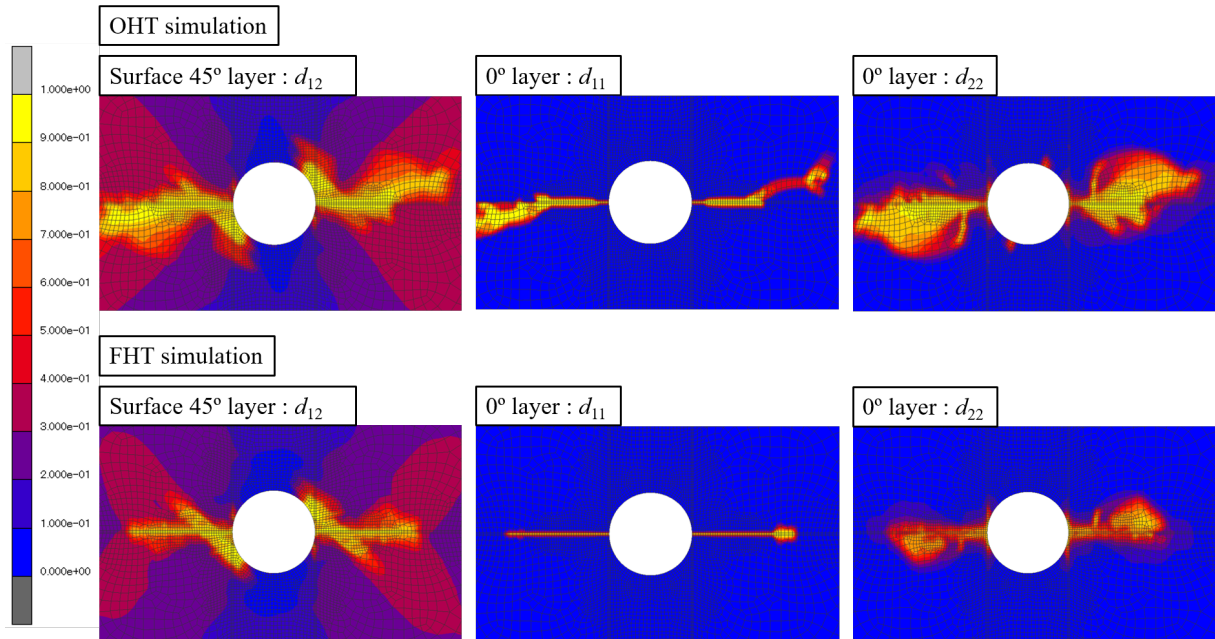


Fig. 4.21 Comparison of damage distribution from OHT and FHT simulations on Type QI-4 at 549.3 MPa (OHT strength).

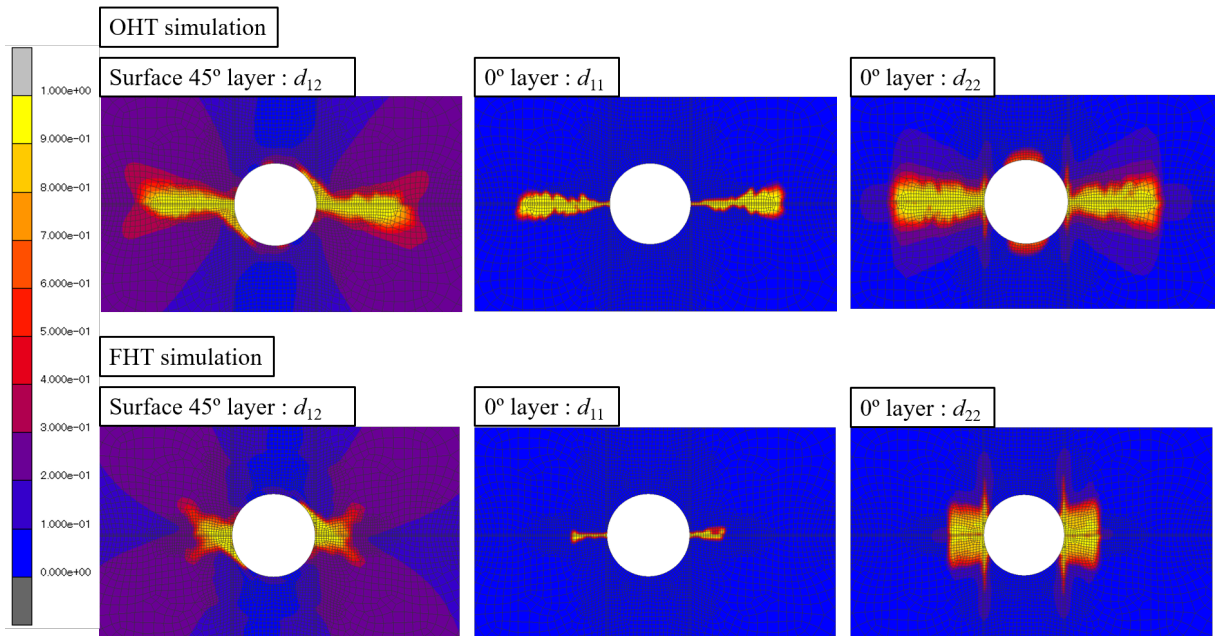


Fig. 4.22 Comparison of damage distribution from OHT and FHT simulations on Type B at 651.2 MPa (OHT strength)

0 度層繊維破壊発生応力

OHT・FHT 損傷解析から得られた各積層板の破壊時の損傷分布と第 3 章で確認された破壊モードから、積層タイプ A 以外は 0 度層の繊維破断が起因となり最終破壊になっていると考えられる。そこで、OHT・FHT 損傷解析から得られる各積層板の 0 度層に繊維破壊 ($d_{11} = 1$) が発生した応力を Fig. 4.23 にまとめた。応力は積層板に負荷されている平均応力を算出している。

まず、Fig. 4.23 に示す繊維破壊発生応力は全ての積層構成において FHT 条件の方が OHT 条件より高かった。これは、内部損傷比較でも確認したように、ファスナー拘束によって円孔の応力集中が緩和されたためである。層厚を変えた 3 種類の積層構成で比較すると、層厚が薄くなるほど、繊維破断発生応力が高くなる傾向になる。これは、第 3 章で示した応力解析の結果と、傾向は一致している。層厚が厚い場合は、繊維破断の発生は早いですが、0 度層の繊維破断が幅方向に進行し、荷重ピークを迎えるのが遅れることが確認できる。さらに、積層タイプ C についても、同じ層厚を有する積層タイプ QI-1 と比較して、繊維破断の発生応力は低くなっているが、Fig. 4.8 に示す破壊強度の予測値が高くなっている。よって、 ± 22.5 、 ± 67.5 度層の影響により、繊維破断の幅方向への進行が QI-1 より遅くなっていることが分かる。

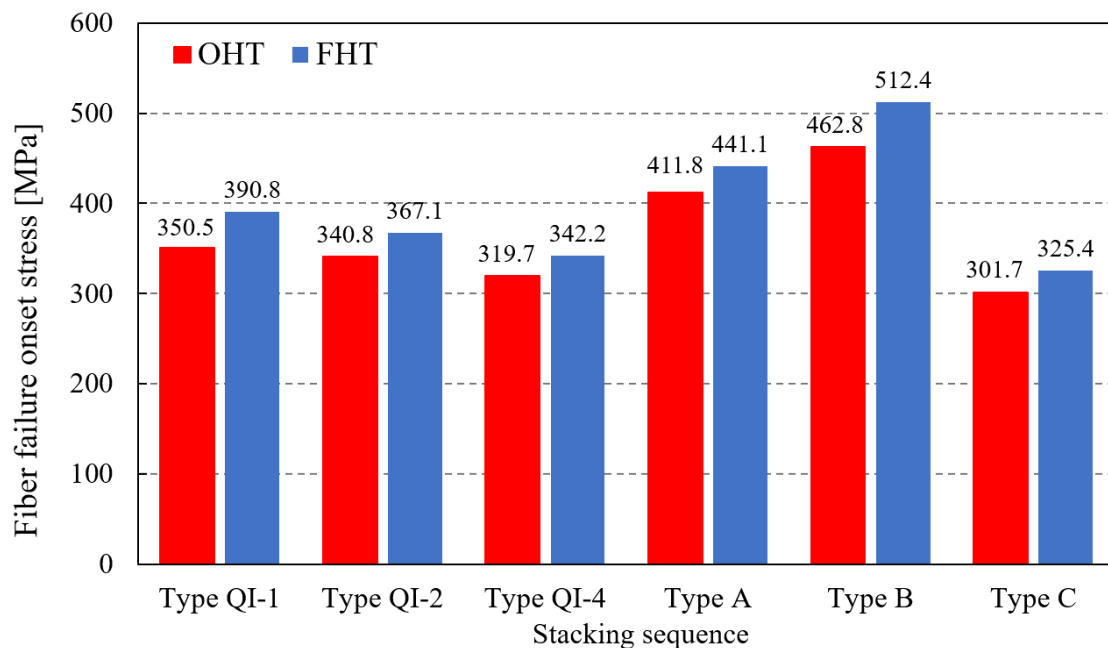


Fig. 4.23 Applied stresses at the onset of fiber breakage on 0° layers.

4.3 第4章のまとめ

本章では、第3章で示した6種類の異なる層厚・0度層比率を有する CFRP 積層板において、OHT・FHT 損傷進展解析を実施し、破壊強度・内部損傷進展の予測を試みた。第2章で提案した損傷進展モデルに対して、せん断方向損傷についても拡散損傷と離散損傷に分けたモデルに拡張した。本章で提案した損傷進展モデルを用いて、層厚 0.05 mm と 0.2 mm の擬似等方性積層板の OHT 損傷解析を行い、層厚による損傷進展への影響を考慮した上で、OHT 強度・破壊モードが予測可能か検証を行った。その結果、十分な精度で OHT 強度を予測することができ、層厚による破壊モードの違いも数値解析上で予測できた。

さらに、その他の積層板についても OHT・FHT 損傷解析を行い、数値解析上でも層厚・0度層比率が破壊強度に与える影響を捉えることが可能であることを確認した。また、FHT 強度が OHT 強度を上回る傾向についても損傷解析で予測できることを確認した。強度予測については、層厚を変えた3種類の従来擬似等方性積層板（積層タイプ QI-1, QI-2, QI-4）と8方向擬似等方性積層板（積層タイプ C）は、誤差 $\pm 5\%$ 以内と高精度な予測結果が得られた。一方で、高0度層比率の2種類（積層タイプ A, B）については、損傷解析で破壊強度は過小評価となった。特に、実験で0度層スプリッティング進展による破壊が確認された0度層比率 68.75%の積層板では、実験で得られた破壊強度よりかなり低い負荷応力で0度層の繊維破断が生じ、早期に円孔周りで破断する予測結果となった。0度層スプリッティング進展による応力集中の緩和を本提案モデルでは正確に捉えられていないことが要因だと考えられ、本損傷解析で採用した連続体損傷力学モデルの限界の一つであることが示唆された。

円孔部の繊維破断が発生する応力や同一の応力負荷時の OHT・FHT 条件での損傷分布を比較することで、ボルトとの接触とワッシャの摩擦により、円孔周辺の損傷抑制効果、特に0度層の繊維破断が抑制されることが明らかになった。その結果、FHT 解析において繊維破断が遅れ、最終破壊強度が向上したと考えられる。

第5章 有孔CFRP積層板の疲労損傷進展 の実験的評価

本章では、層厚の異なる2種類の有孔CFRP積層板を対象に疲労試験を行い、層厚が円孔部から発生する疲労損傷進展に与える影響について実験的に評価する。第3章で実施した有孔引張試験片の内、従来の擬似等方性積層板で層厚0.05 mmと0.2 mmのものを対象に有孔引張疲労試験を実施する。各疲労サイクルにおける内部損傷をX線透過探傷により観察し、剛性低下量や破壊サイクル数などに対する層厚の影響を評価する。また、複数の応力レベルで疲労試験を行い、それぞれの条件で発生するき裂や剥離の進展状況を比較する。最大疲労サイクルまでに最終破壊しなかった試験片を対象に、準静的荷重を破断まで与える残留強度評価試験を行い、円孔に生じる疲労損傷が有孔試験片の引張強度に与える影響について評価する。

5.1 試験片・疲労試験手法

疲労試験を実施するOHT試験片は $[+45/0/-45/90]_{8S}$ と $[+45_4/0_4/-45_4/90_4]_{2S}$ の2種類である。積層板に用いる材料は第2章と第3章に示すものと同じである。疲労試験の実施に際しては、Fig. 5.1に示すように、OHT試験片に長さ45 mm、厚さ2 mmのアルミタブを接着させた。引張疲労試験はInstron 8802を用いて、設定する最大荷重と最小荷重を一定とする荷重制御にて実施した。試験機のロードセル荷重を荷重値として測定し、変位は試験機で計測されるクロスヘッドの位置から測定した。

続いて疲労試験の試験条件について述べる。疲労試験では準静的試験から得られた静的破壊強度に基づき応力レベルを設定し、疲労荷重の最大応力を決定した。実施した疲労試験の応力レベルおよび疲労荷重の最大応力をTable 5.1にまとめた。今回は、それぞれの積層構成で各応力レベルごとに2本ずつ実施した。実際に試験片に負荷する最大荷重は、Table 5.1の応力値に試験片の断面積をかけて算出する。最小荷重は応力比 $R (= P_{\min}/P_{\max})$

を 0.1 として決定した。疲労波形の加振周波数は 5Hz とする。疲労試験では層間剥離や繊維破壊などの損傷により、最大荷重に対する変位が疲労負荷の 1 サイクル目の変位の倍以上となった時を最終破壊とする。最大繰り返し負荷サイクル数を 500,000 サイクルとして、最終破壊に至るまで繰り返し荷重を与えた。

2 本実施する疲労試験の内、1 本は 500,000 サイクルまで連続で疲労荷重を負荷する。もう 1 本は内部損傷観察を行うため、途中止め試験を行う。1, 100, 1,000, 5,000, 10,000, 50,000, 100,000, 200,000, 300,000, 400,000, 500,000 サイクル時点で疲労試験を一度止め、除荷する。除荷後に軟 X 線透過探傷装置 (M-100, SOFTEX 社) を用いて、試験片の損傷観察を行った。損傷観察には、試験片の円孔や端部にヨウ化亜鉛の造影剤を塗布した。試験片に 30kV, 1mA, 30 秒の X 線を照射し、X 線画像を取得した。X 線画像取得後に、再度試験機に取り付け、疲労荷重を負荷する。

本研究では、OHT 試験片に累積する疲労損傷により変化する積層板の剛性を各疲労サイクルごとに評価し、疲労荷重による剛性低下量の層厚による差異を比較する。本試験で評価する剛性は、疲労荷重の最大荷重 P_{\max} 、最小荷重 P_{\min} とそれらに応じた変位 δ_{\max} と δ_{\min} を用いて、次式のように定義する。

$$\text{Stiffness} = \frac{P_{\max} - P_{\min}}{\delta_{\max} - \delta_{\min}} \quad (5.1)$$

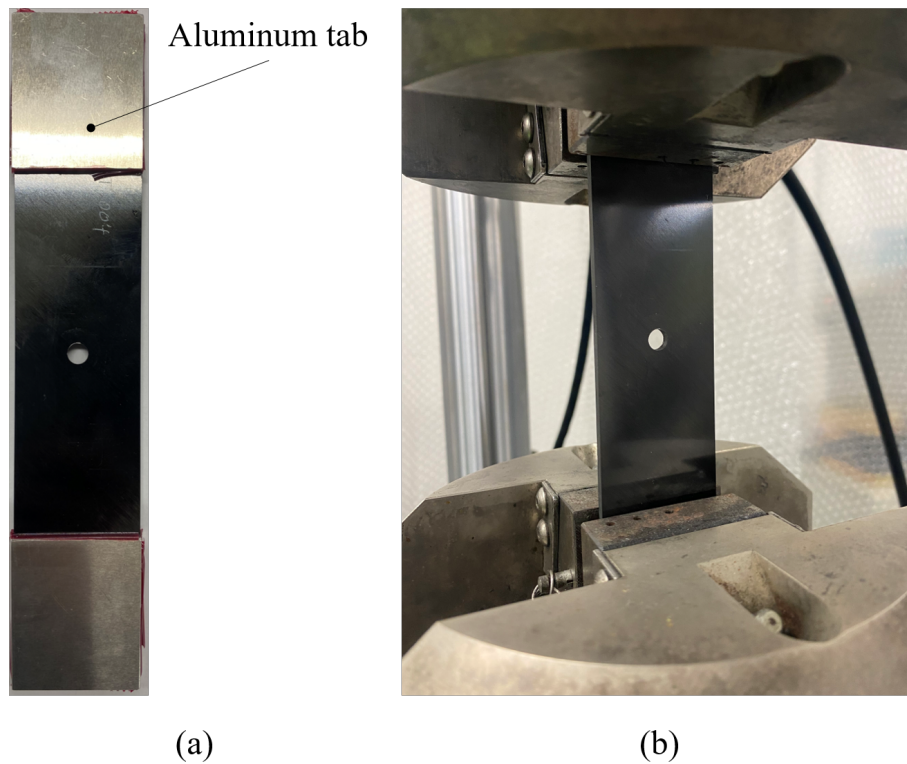


Fig. 5.1 OHT fatigue test set up: (a) OHT specimen with aluminum tab for fatigue tests and (b) testing machine.

Table 5.1 OHT fatigue test conditions.

| Type | Laminate layup | Target stress level, Max. Stress | | | |
|------|-------------------------------|----------------------------------|-------------------|-------------------|-------------------|
| QI-1 | $[+45/0/-45/90]_{8S}$ | 90%, 441.1 MPa | 80%, 392.1 MPa | 70%, 343.1 MPa | 50%, 245.1 MPa |
| QI-4 | $[+45_4/0_4/-45_4/90_4]_{2S}$ | 90%, 479.2 MPa | 80%, 426.0 MPa | 70%, 372.7 MPa | 50%, 266.2 MPa |

5.2 OHT 疲労試験結果

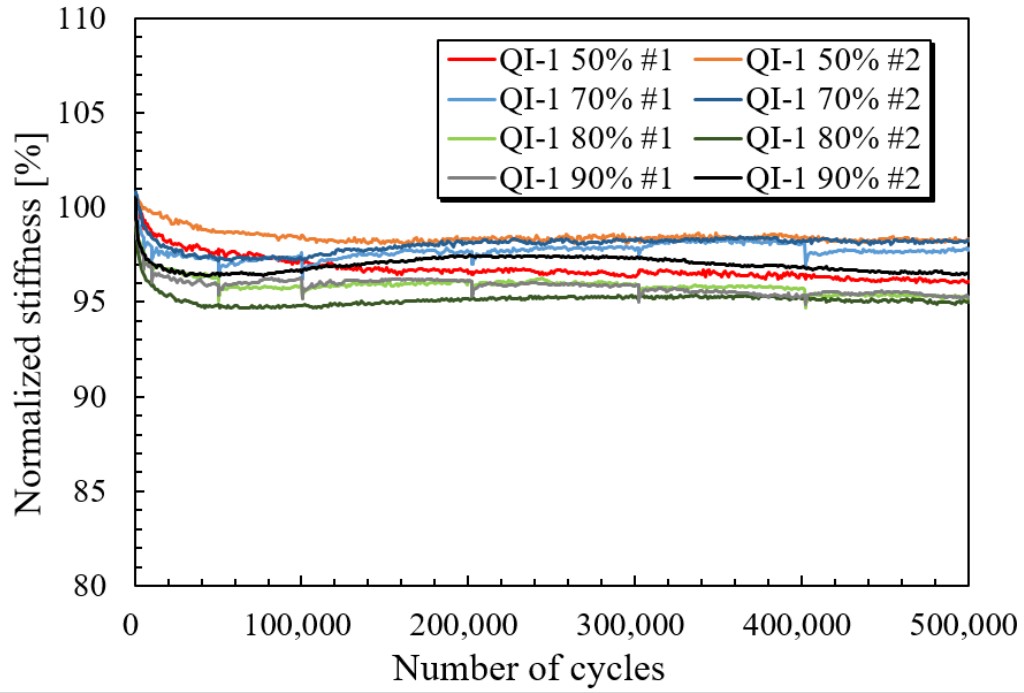
5.2.1 疲労荷重下における剛性低下挙動

まず、層厚 0.05 mm, 0.2 mm である積層タイプ QI-1, QI-4 の疲労試験から得られた各サイクルでの剛性を Fig. 5.2 に示す。横軸が疲労サイクル数、縦軸に各疲労サイクルでの剛性を 1 サイクル目の剛性で正規化させた正規化剛性を百分率でプロットしている。また、最大 500,000 サイクルで破断しなかった試験片について、最大サイクル時点での剛性値を Table 5.2 にまとめている。500,000 サイクルまでに破断した試験片については、破断直前に取得した剛性値を載せている。Fig. 5.2 と Table 5.2 で、#1 が損傷観察用に途中止めを行った試験結果で、#2 が最大 500,000 サイクルまで連続で行った試験結果である。

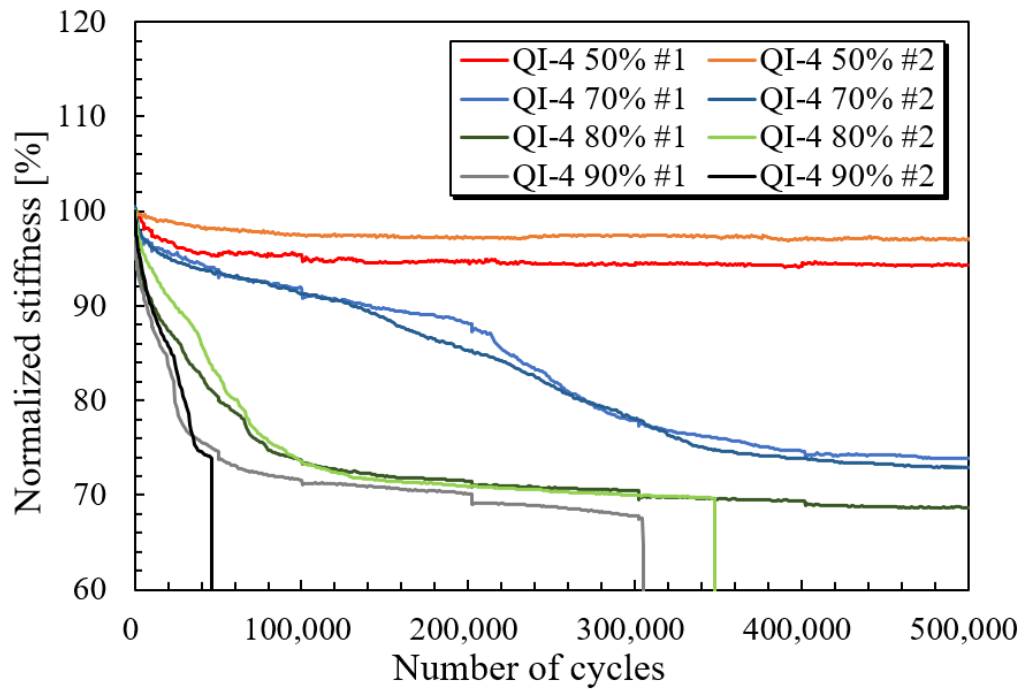
まず、層厚 0.05 mm の積層板 QI-1 の結果について述べる。Fig. 5.2 (a) が示すように、今回実施した全ての応力レベルで最終破壊しなかった。剛性低下挙動を見ると、50,000 サイクル程度までに剛性が急激に落ちており、以降は、ほとんど剛性低下がないような挙動となっている。各応力レベルで比較すると、応力レベルが高くなるにつれて、100,000 サイクルまでの急激な剛性低下量が大きくなる傾向が確認できる。最も高い応力レベル 90% で疲労負荷を与えても剛性低下量は 5% 程度であった。

続いて、層厚 0.2 mm の積層板 QI-4 の結果について述べる。Fig. 5.2 (b) に示すように、応力レベル 90% では 2 本とも、80% では 1 本が最大サイクルまでに破断した。90% では、305,000 サイクルと 46,000 サイクルで破断、80% では、348,000 サイクルで破断した。破断した試験片の画像を Fig. 5.3 に示す。図に示す通り、破断した試験片はいずれも、0 度層にも繊維破断が見られ、表面 45 度層にはき裂が試験片全体に渡って生じており、層間剥離も大規模に進展した状態で破断に至った。剛性低下挙動は、応力レベル 50% では、薄層の場合と同様に、50,000 サイクル程度までに剛性が急激に落ちており、以降は、ほとんど剛性低下がないような挙動となっている。一方で、応力レベル 70% 以上の条件では、500,000 サイクル時点で 25% 以上と大幅に剛性低下した。応力レベル 70% では、およそ 350,000 サイクルまで剛性が大幅に減少していき、以降では、剛性低下が収束して、ゆるやかに減少していく挙動となった。応力レベル 80% と 90% では 100,000 サイクルまでは剛性が急激に減少し、以降では最大サイクル数あるいは破断までは数% の剛性低下で、両応力レベルの条件でもおおよそ剛性値が初期から 70% 程度に収束していた。100,000 サイクルまでの急激な剛性低下は応力レベルの高い 90% の方がより早く剛性が低下していた。

層厚の違いによる疲労荷重下の剛性低下挙動としては、薄層の場合は応力レベルを上げても、初期の剛性低下挙動に差があったのみで、最終的な剛性低下量に差はほとんどなかった。一方で、層厚 0.2 mm の場合は応力レベル 70% 以上では、急激に剛性低下する挙動が確認され、25% 以上も低下していた。薄層の場合には、応力レベルを 90% まで上げても、剛性低下は 5% 程度で層厚 0.2 mm と比べて大幅に剛性低下を抑えられた結果となった。



(a)



(b)

Fig. 5.2 Normalized stiffness-cycle histories of (a) $[+45/0/-45/90]_{8S}$ laminates and (b) $[+45_4/0_4/-45_4/90_4]_{2S}$ laminates.

Table 5.2 Normalized stiffness of Type QI-1 and QI-4 at 500,000 cycles.

| Type | Load level | stiffness #1 [%] | stiffness #2 [%] |
|------|------------|------------------|------------------|
| QI-1 | 90% | 95.3 | 96.5 |
| | 80% | 95.2 | 95.0 |
| | 70% | 97.9 | 98.2 |
| | 50% | 96.2 | 98.3 |
| QI-4 | 90% | 64.7 (failure) | 73.9 (failure) |
| | 80% | 68.7 | 69.7 (failure) |
| | 70% | 73.8 | 72.9 |
| | 50% | 94.3 | 97.0 |

Fig. 5.3 Failure specimens of $[+45_4/0_4/-45_4/90_4]_{2S}$ laminates : 80% and 90% fatigue conditions.

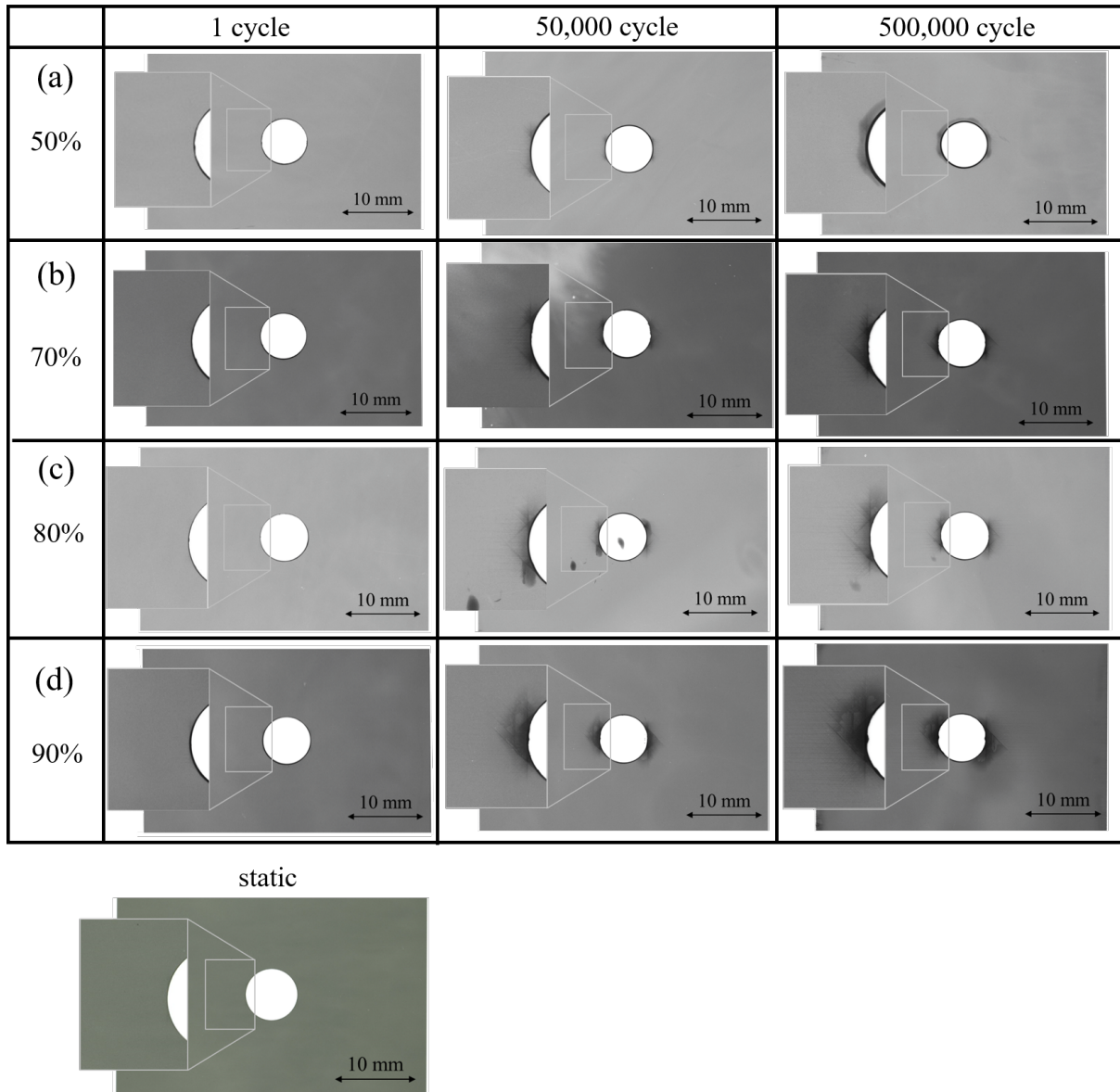
5.2.2 内部損傷進展観察

続いて、各サイクルにおいて取得した X 線画像による内部損傷観察について述べる。

層厚 0.05 mm の場合: $[+45/0/-45/90]_{8S}$

層厚 0.05 mm での損傷観察について、各応力レベルに撮影した X 線画像を Fig. 5.4 に示す。Fig. 5.4 (a), (b), (c), (d) がそれぞれ、応力レベル 50%, 70%, 80%, 90% 条件で疲労試験をした試験片について、1, 50,000, 500,000 サイクル時点で取得した X 線画像である。また、比較として第3章で示した静的荷重負荷時（強度の 95% 負荷）の X 線画像も合わせて示す。まず、1 サイクル時点では全ての応力レベルの条件でき裂・剥離は発生しておらず、第3章で示した静的荷重下での結果と同様である。50,000 サイクルになると 90 度層に多数にき裂が生じており、 ± 45 度層き裂や 0 度層スプリットディングも進展していることが分かる。応力レベルの上昇に伴って、それらのき裂がより顕著に進展していることが確認できる。50,000 サイクルから 500,000 サイクルで、き裂進展長さに大きな変化はなく、剛性低下が飽和する 50,000 サイクルまでにき裂が進展しきっていたことが分かる。さらに、応力レベル 80%, 90% の方では、500,000 サイクル時点で円孔周りのき裂に伴い、層間剥離も発生・進展している様子が確認できる。静的荷重下で強度の 95% まで荷重を負荷した試験片の損傷状態と比較しても、静的荷重下では、破壊直前の強度 95% までかけても、き裂・剥離は確認されなかった。一方、疲労荷重下では、最も低い応力レベル 50% であったとしても多数の 90 度・ ± 45 度層き裂や 0 度層スプリットディングも進展しており、損傷形態が大きく変化した。応力レベル 70% 以上では、層間剥離も進展しており、疲労荷重下においては、薄層の場合でもき裂が円孔部分に多数発生することが明らかとなった。

さらに、Fig. 5.5 に、応力レベル 80% と 90% 条件で試験した試験片の 500,000 サイクルでの試験片全体の X 線画像を示す。図が示すように、両応力レベルにおいて、き裂や剥離の発生は円孔部分に集中していた。また 80% 条件では、試験片端部を拡大してもき裂や剥離は確認されなかった一方で、90% 条件では、多数の端部き裂や層間剥離が発生していた。

Fig. 5.4 Damage observation by X-ray radiography of Type QI-1 $[+45/0/-45/90]_{8S}$ laminates.

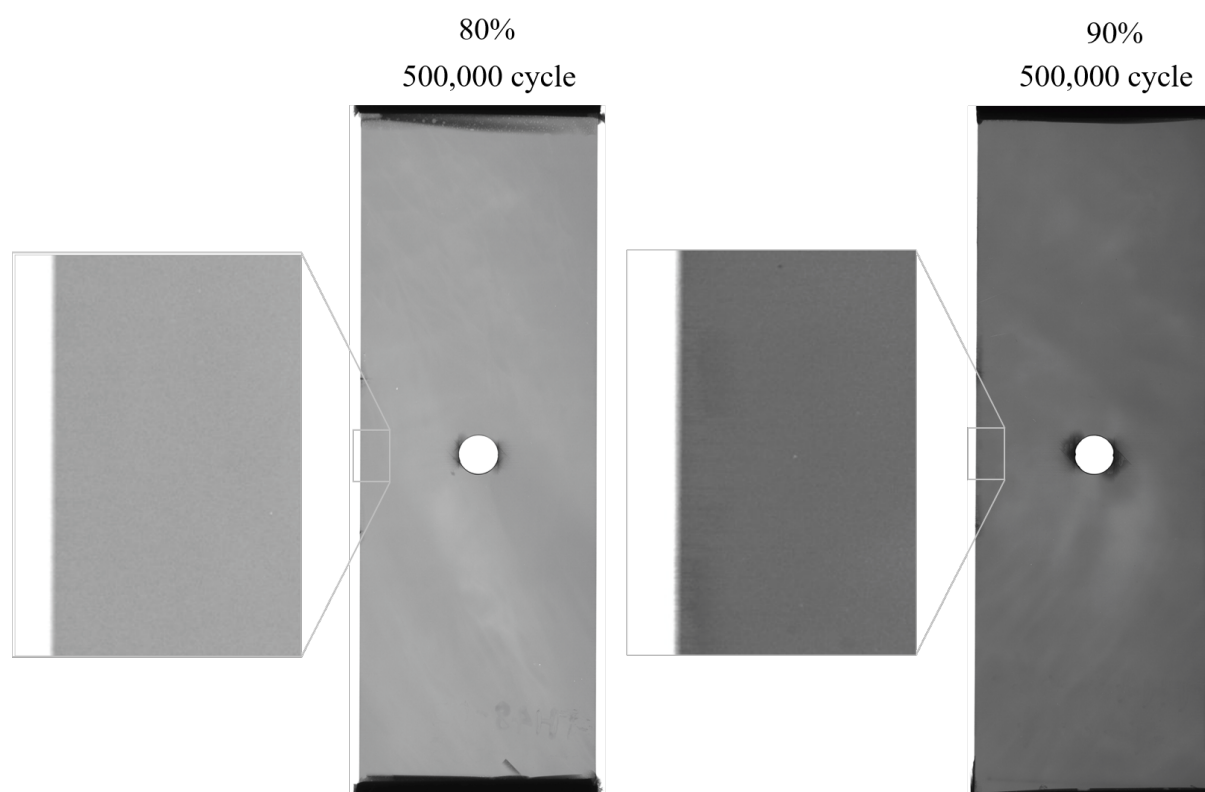


Fig. 5.5 Damage observation of entire specimens of Type QI-1 $[+45/0/-45/90]_8$ s laminates.

層厚 0.2 mm の場合:[+45₄/0₄/−45₄/90₄]_{2S}

層厚 0.2 mm での損傷観察について、各応力レベルの X 線画像を Fig. 5.6 に示す。層厚 0.2 mm の場合では、全て応力レベルで 1 サイクルから 90 度、±45 度層き裂、0 度層スプリッティングが発生していた。そこから疲労サイクルが増えていくと、き裂が大幅に進展しており、一本伸びたき裂の先で、新たに隣接層のき裂が分散して発生している様子も確認できる。応力レベル 50% と 70% 条件では、50,000 サイクル時点では、±45 度層のき裂は端部に達しておらず、50% 条件では、500,000 サイクル時点でもき裂は幅端部に達していなかった。100,000 サイクルまでに剛性が急激に落ちていた 80%、90% 条件では、50,000 サイクル時点でき裂と剥離は円孔から端まで試験片全体にわたって進展しており、最終的には、ほとんどき裂が入りきったような状態になっていた。静的荷重下では、多数き裂は発生しているものの、円孔周辺では剥離はあまり見られなかった。一方で、疲労荷重下では、応力レベル 50% 条件でもそれぞれのき裂は静的荷重下より進展しており、それに伴い剥離も円孔周辺で進展していた。

続いて、応力レベル 70% と 80% 条件で疲労試験した試験片の全体の X 線画像を Fig. 5.7 に示す。それぞれの条件で試験片の端部からも 90 度層き裂や層間剥離が進展している様子が確認できる。応力レベル 70% では 0 度層スプリッティング進展や 45 度層き裂が大幅に進展しているが、100,000 サイクル時点では端部には達していなかった。300,000 サイクルで 45 度層き裂が幅端部まで達し、500,000 サイクルで 0 度層スプリッティングがタブ部まで進展した。一方で、応力レベル 80% では 100,000 サイクルですでに 0 度層スプリッティングがタブ部まで到達しており、以降は 45 度層・90 度層き裂の数が増加していた。また、0 度層スプリッティングが円孔から十分離れた箇所まで進展して以降は、円孔部から発生したスプリッティング以外にも 0 度層の縦き裂が生じている様子も見られた。90% 条件でも剛性が 70% 程度まで減少した 100,000 サイクル時点でスプリッティングがタブ部まで進展している様子が確認できた。

応力レベル 70% 以上の条件でスプリッティング進展が試験片タブ部に到達した時のサイクル数は、取得した X 線画像から、応力レベル 70% では 300,000～400,000 サイクル、80% では 100,000 サイクル、90% では、50,000～100,000 サイクルであった。Fig. 5.2 に示す剛性変化と対応づけると、いずれの応力レベルでもスプリッティングがタブ部に到達したサイクルの時点で剛性低下が飽和した状態であったことが分かる。以上から 0 度層スプ

リッピングがタブ部に到達するまで剛性が大きく減少することが示唆された。損傷の度合いが積層板の全体の剛性に大きく影響する0度層で、特に円孔から進展するスプリッシングの長さが剛性低下の支配要因になっていると考えられる。0度層のスプリッシングが円孔から十分離れた所まで進展すると、円孔に発生する応力集中はほとんど緩和されている状態だと考えられる。特にタブ部分まで進展すると、スプリッシングで分断されている部分については、ほとんど荷重を受け持っておらず、無孔引張試験片と同等な状態となっていると考えられる。今回実施した応力レベル70%では、スプリッシングで分断されている箇所を除いた部分に疲労の最大荷重が負荷されているとすれば、最大応力はおおよそ447 MPaであり、無孔引張強度の約50%に相当している。無孔引張疲労では、この程度の応力レベルでは破壊しなかったと考えられる。

今回実施した2種類の層厚の積層板で、層厚0.05 mmでは全ての応力レベルで、層厚0.2 mmでは応力レベル70%以下では、最大500,000サイクルまで疲労荷重を負荷しても最終破壊には至らなかった。そこで、それぞれの疲労試験後の試験片に準静的荷重を破断するまで負荷し、疲労後の残留強度を取得する。疲労荷重によって生じた損傷が有孔試験片の強度に与える影響について評価する。

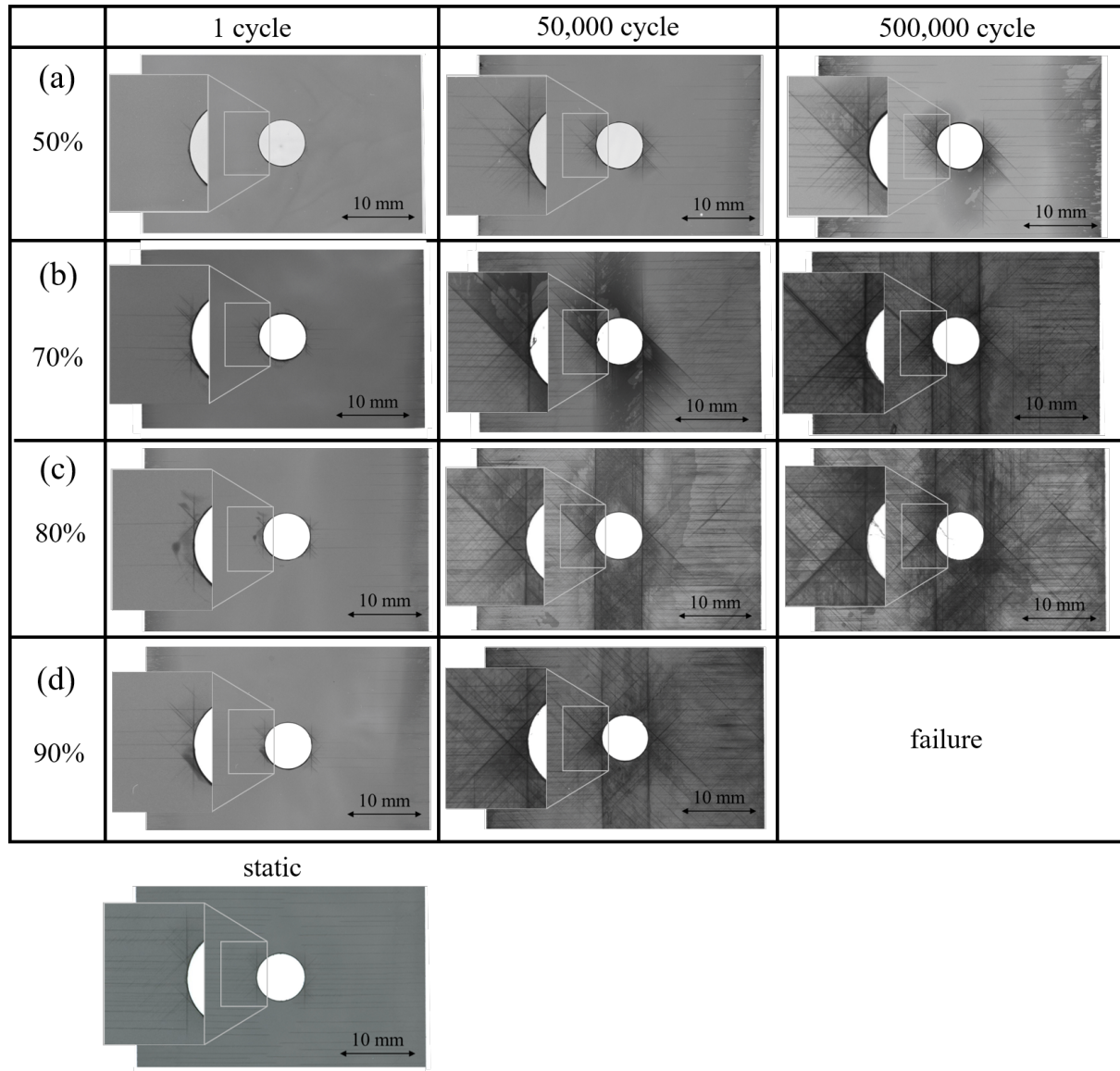


Fig. 5.6 Damage observation by X-ray radiography of Type QI-4 $[+45_4/0_4/-45_4/90_4]_{2S}$ laminates.

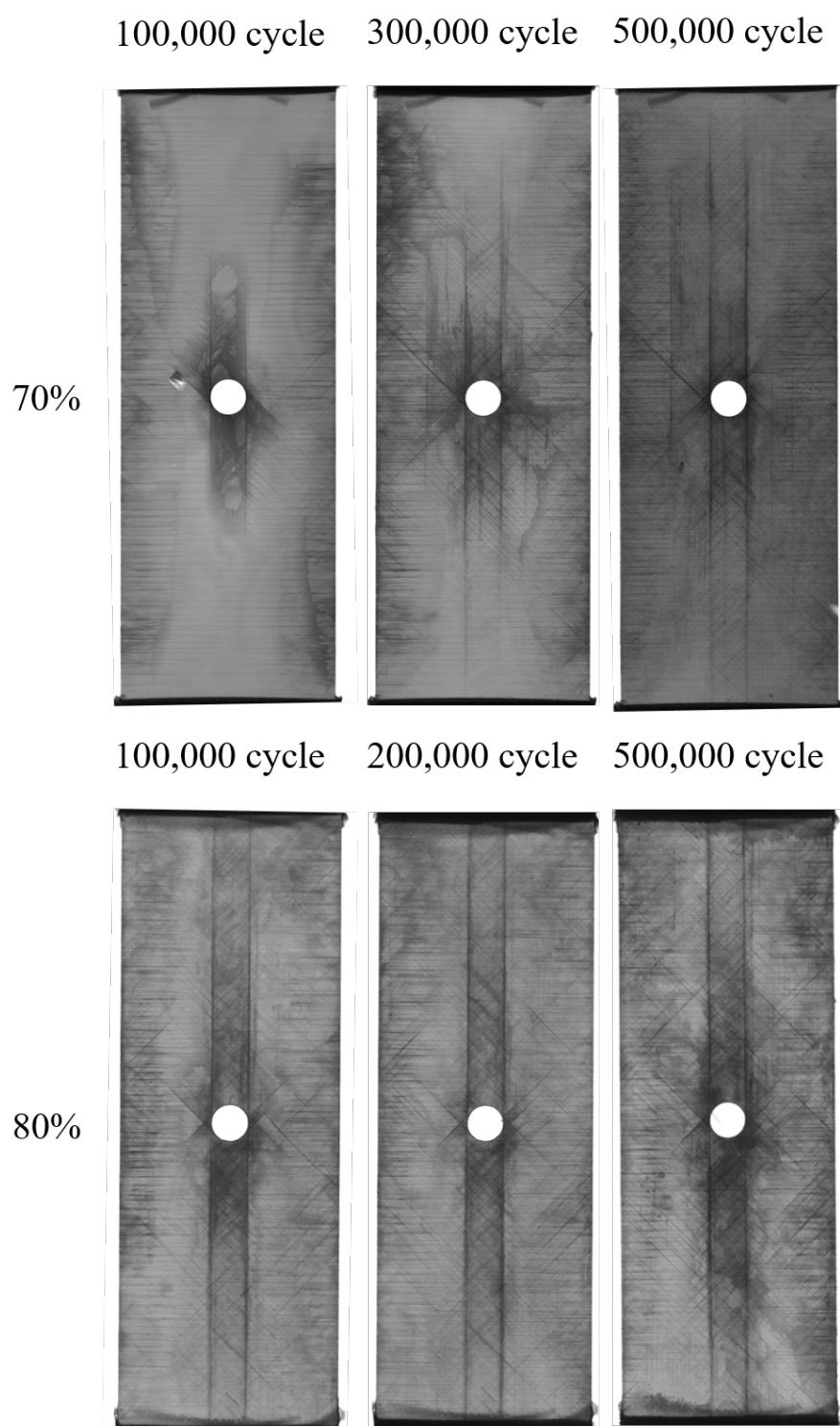


Fig. 5.7 Damage observation of entire specimens of Type QI-4 $[+45_4/0_4/-45_4/90_4]_{2S}$ laminates.

5.3 OHT 疲労後残留強度評価

5.3.1 試験手法

前節で示した破壊しなかった試験片を対象に、準静的荷重を負荷し、疲労後残留強度を取得する。試験手法は、第3章で実施した OHT 静的試験と同様に、一定の変位速度 1.0 mm/min で変位制御のもと試験を実施した。疲労試験後の試験片には、静的強度試験と同様に、円孔中心から 25 mm 離れた箇所に一軸ひずみゲージを表裏に貼り、長手方向のひずみを測定する (Fig. 5.8 (a) を参照)。ただし、疲労後の準静的試験で計測するひずみは、疲労後の試験片が無負荷にひずみゲージのゼロ点を取っていることに注意されたい。また、層厚 0.2 mm で応力レベル 70%, 80% の条件で疲労試験を行った試験片については、Fig. 5.8 (b) に示すように、表面 45 度層のき裂がひずみゲージ貼付箇所に及んでいたため、ひずみゲージでひずみ値を測定することはできなかった。また、今回の残留強度評価の破壊試験と第3章の静的試験との違いは、アルミタブの有無であり、タブ部を除いた評価部で破壊すれば、取得する強度値に与える影響はほとんど無視できると考えられる。

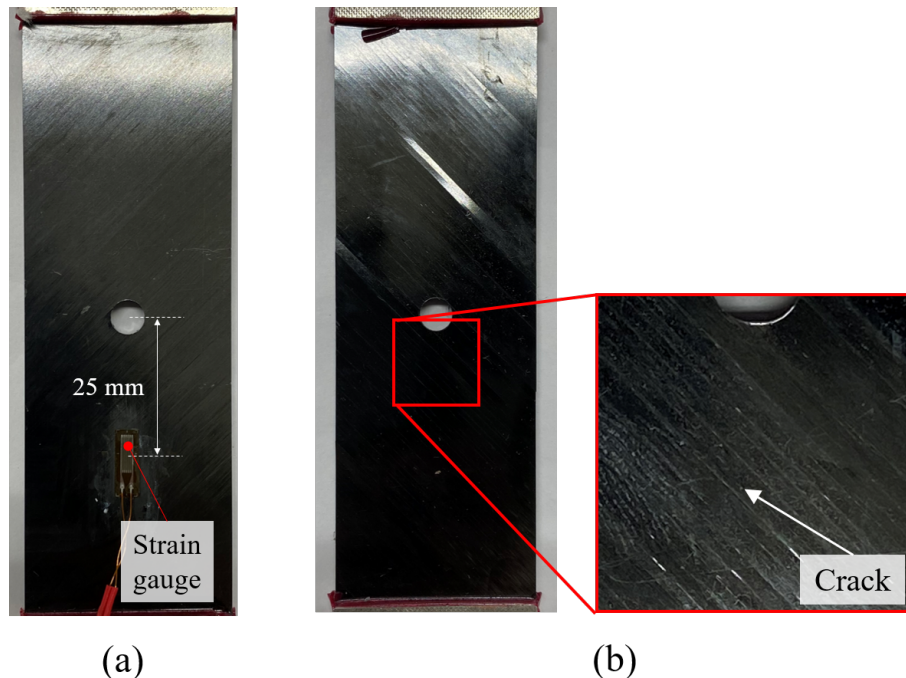


Fig. 5.8 Set up for OHT residual strength evaluation tests (a) and damage on the surface ply of Type QI-4 after fatigue tests (b).

5.3.2 残留強度評価試験結果

Fig. 5.9 と Fig. 5.10 に層厚 0.05 mm と 0.2 mm の積層板の疲労後残留強度と破断ひずみを第3章で示した静的強度・破断ひずみと合わせて示す。また、Fig. 5.11 に応力ひずみ曲線を静的試験で取得したものも合わせて示す。ただし、前述の通り、層厚 0.2 mm で応力レベル 70%, 80% についてのひずみデータは測定していないことに注意されたい。

まず、層厚 0.05 mm の残留強度は、Fig. 5.9 に示す通り、どの応力レベルの条件でも静的引張試験の強度値と同程度であった。今回実施した疲労試験で最も応力レベルが高かった 90% の条件であっても残留強度は上昇も低下もしなかった。そのため、Fig. 5.4 に示したような疲労荷重によって進展した円孔周辺のき裂や剥離は OHT 強度にはほとんど影響しなかったと考えられる。また、Fig. 5.11 に示す応力ひずみ線図においても、大きく剛性が下がっている様子は見られず、破断ひずみも静的試験時と同程度だった。また、残留強度評価試験後に撮影した試験片の画像を第3章で示した静的試験のものと合わせて Fig. 5.12 に示す。Fig. 5.12 が示す通り、疲労後に破断試験を行った試験片の破壊モードとしては、どの応力レベルでも、き裂や剥離が発生することがなく、脆性的であった。本来、円孔にき裂や剥離が発生することで、円孔の応力集中が緩和され、破壊が遅れて、強度が上昇することが考えられる。しかし、薄層の場合は、発生した疲労き裂が準静的な破壊挙動に影響を及ぼすことはほとんどなく、円孔のき裂が OHT 強度上昇を寄与するほどではなかったことが明らかになった。最後に、Fig. 5.13 に、応力レベル 90% の疲労条件で試験した試験片の残留強度試験前に取得した X 線画像と試験後に取得した X 線画像を示す。図が示すように、疲労試験で生じたスプリッティングなどのき裂は、疲労後の準静的荷重によって、さらに進展することはなく、破断に至っていたことが分かる。

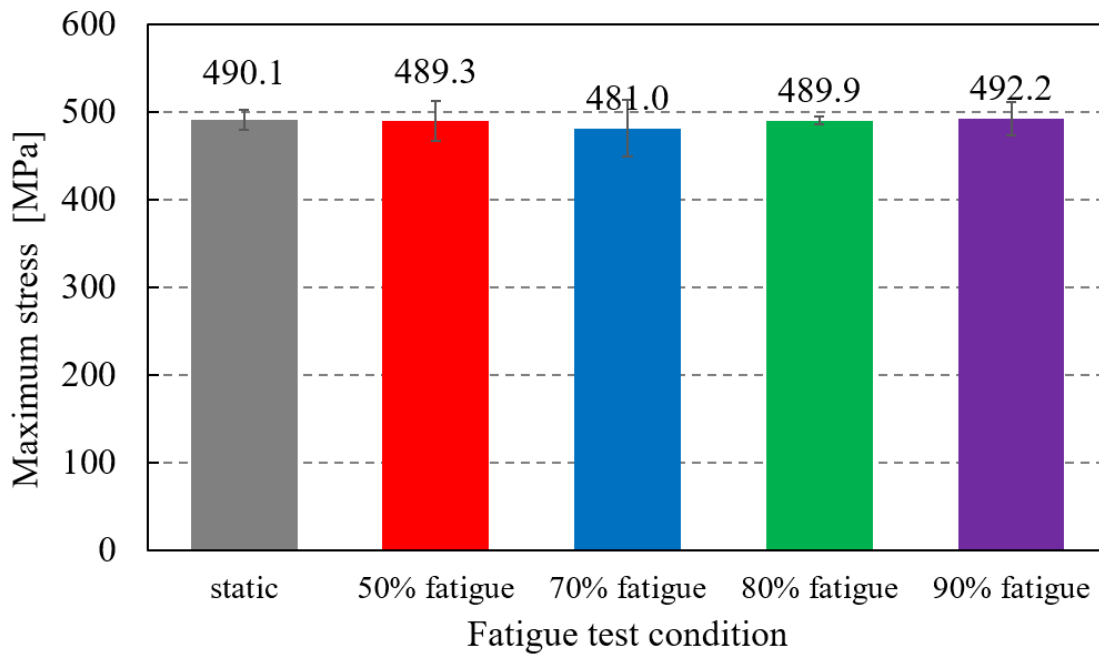
続いて、層厚 0.2 mm の場合の疲労後残留強度は、応力レベル 50% 条件では、静的引張試験の強度値を上回り、70% 条件では同程度、80% 条件では低下した結果となった。特に応力レベル 50% 条件では、OHT 強度は約 10% 上昇していた。応力レベル 50% 条件での強度上昇は Fig. 5.6 に示したような円孔の疲労損傷が応力集中を緩和させたことによるものと推察される。50% 条件でも疲労荷重が負荷されることにより、疲労負荷の無い静的試験時での破断直前よりも円孔の損傷が進んでいたため、破壊が遅れ、結果として強度が上昇したと考えられる。破壊が静的試験時よりも遅れたことについては、Fig. 5.10 (b) に示す破断ひずみが上昇していたことから分かる。疲労後の応力ひずみ応答については、

Fig. 5.11 に示す通り、応力レベル 50%条件で疲労後に試験した 2 本とも静的試験の結果より剛性が低くなっていた。これはひずみゲージを貼った箇所で 90 度層き裂が多数発生していたためだと考えられる。

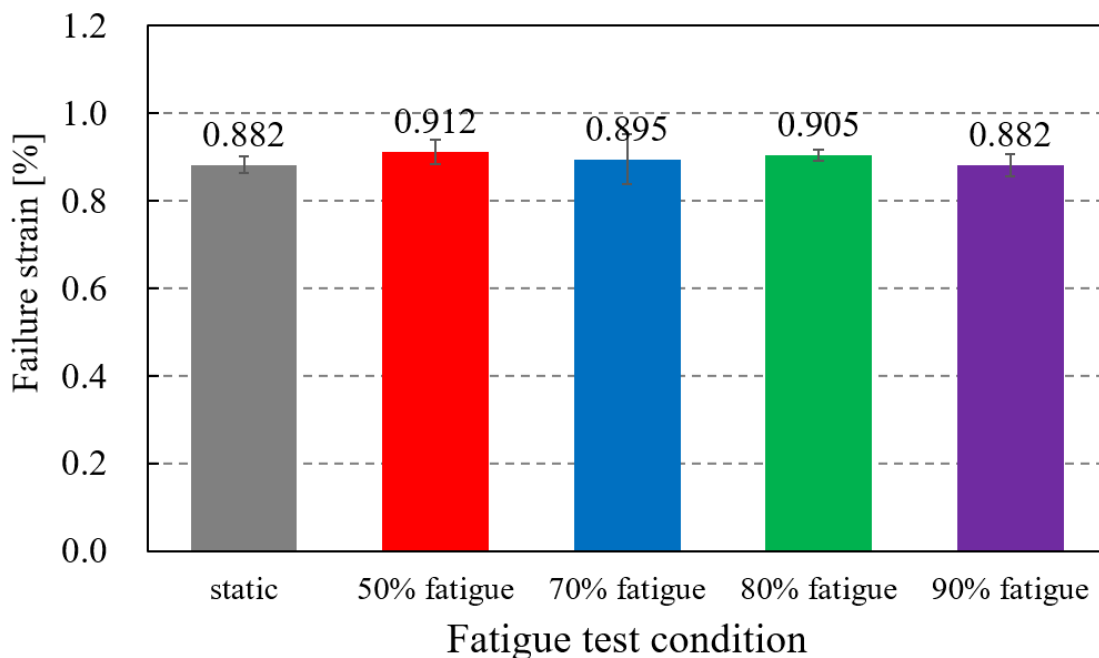
残留強度評価試験の破壊した試験片を静的試験のものと合わせて Fig. 5.14 に示す。疲労後の破壊挙動については、応力レベル 50%条件ではほとんど変わらず、円孔部分で多数のき裂や層間剥離を伴い繊維破断により破壊した。70%と 80%条件では試験片全体にき裂や層間剥離などが及んでいたため、試験片全体が破断した。Fig. 5.15 に残留強度評価試験前に取得した X 線画像を示す。前節でも述べたが、応力レベル 50%条件では疲労試験終了後にはき裂が端部やタブ部まで進展しておらず、円孔周辺に留まっていた一方で、70%、80%条件では 0 度層スプリットリングはタブ部まで進展していた。50%条件では、疲労によるき裂進展が円孔周辺に留まっていたため、疲労後の準静的荷重による破断が円孔での破壊になったと考えられる。70%、80%条件ではスプリットリングがタブ部まで到達していたことから Fig. 5.15 (d) に示すスプリットリングにより分断された灰色の部分では、ほとんど荷重負担がなく、無孔引張試験と同等の状態だったと考えられる。そこで、灰色の部分を除いた断面積で残留強度を換算すると、応力レベル 70%では、641 MPa となる。第 2 章で示した層厚 0.2 mm の擬似等方性積層板の無孔引張強度 864 MPa より低いことから、灰色を除いた箇所についても強度低下していることが分かる。さらに、灰色を除いた部分で 0 度層のみで荷重負担していたと仮定すれば、残留強度評価試験で破断時の 0 度層にかかる応力は、2564 MPa である。これは繊維方向引張強度より低いことから、疲労荷重により 0 度層の引張強度も低下していたことが分かる。応力レベル 80%で 70%条件より残留強度が低下していたのは、積層板に高い応力負荷がかかった状態で疲労試験をしたため、0 度層の強度がより低下していたためだと考えられる。

今回残留強度評価を行った結果、薄層である層厚 0.05 mm の場合では、疲労後でも強度が疲労が無い場合と変わらない一方で、厚層である層厚 0.2 mm の場合は残留強度が上昇するケースが確認された。厚層の場合に残留強度が上昇したことは、薄層に対する優位性を示すものでないことに留意する必要がある。厚層の応力レベル 50%のケースでは、円孔から多数のき裂が進展しており、今回の荷重方向とは異なる方向から荷重を受けた場合、進展したき裂によって強度を損なう可能性がある。さらに応力レベルが高いものだと、疲労後に剛性が 30%程度低下しており、すでに構造健全性は失われて、残留強度も低下していた。一方で、薄層の場合は静的強度の 90%の応力で疲労試験を行った後でも強度が本

来と同等であったことから、疲労荷重を受けた後でも強度が担保されている。剛性低下量も薄層の場合には5%程度に抑えられており、疲労荷重に対する耐損傷性や疲労後の有孔強度特性においては、薄層を用いた積層板に優位性があると言える。

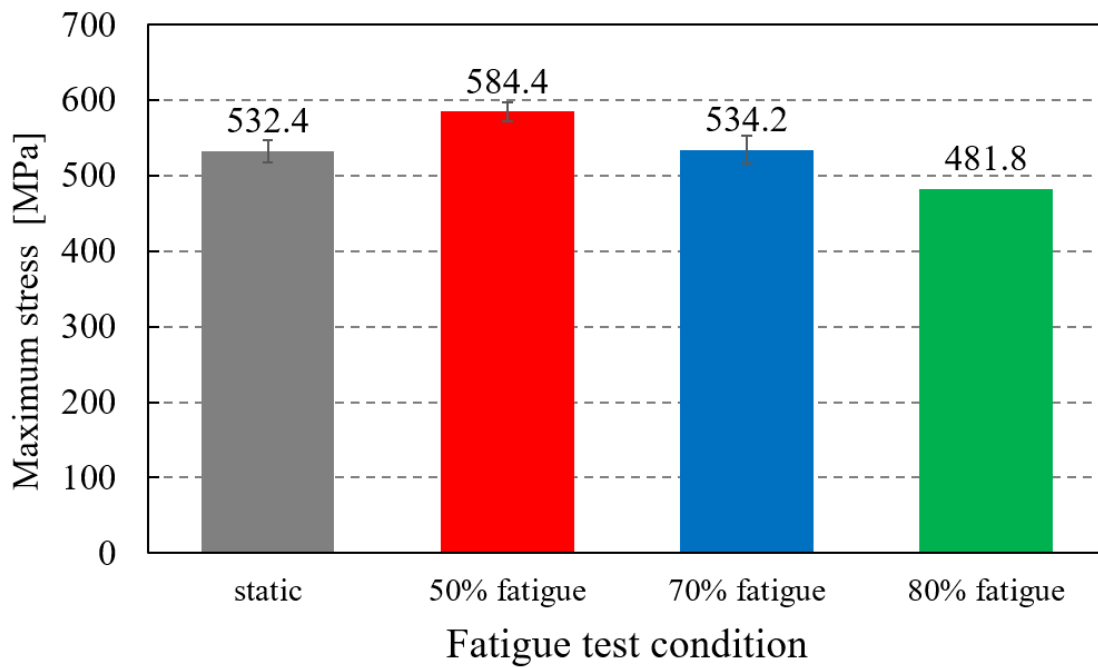


(a)

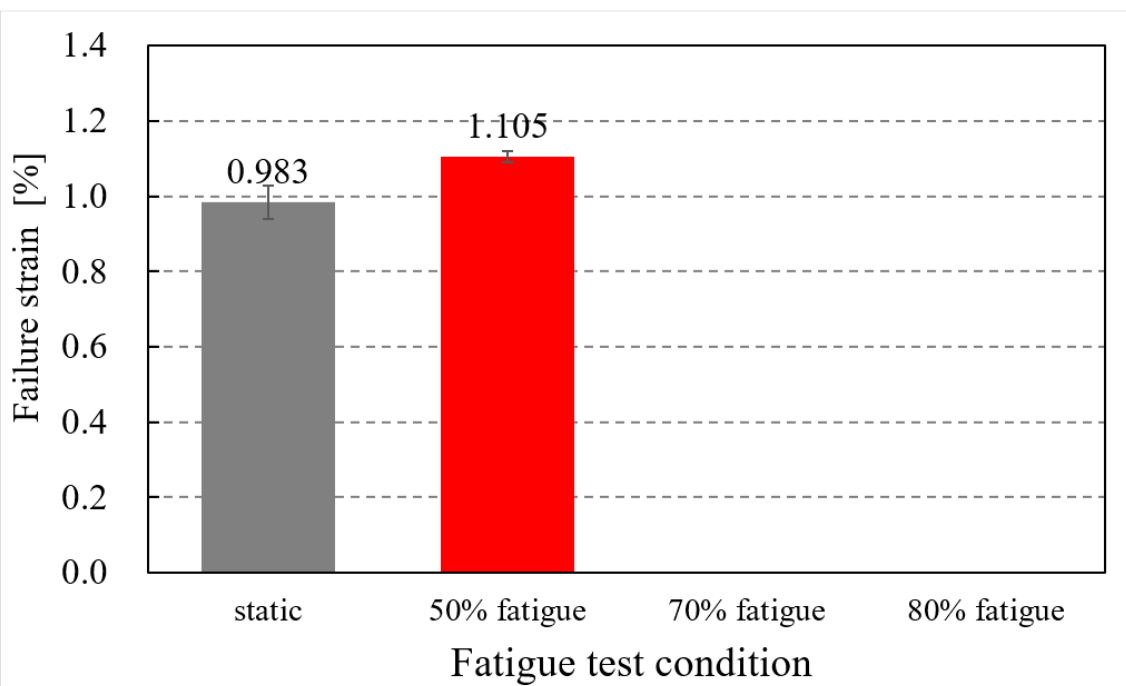


(b)

Fig. 5.9 Residual strength after fatigue (a) and failure strain (b) of Type QI-1.

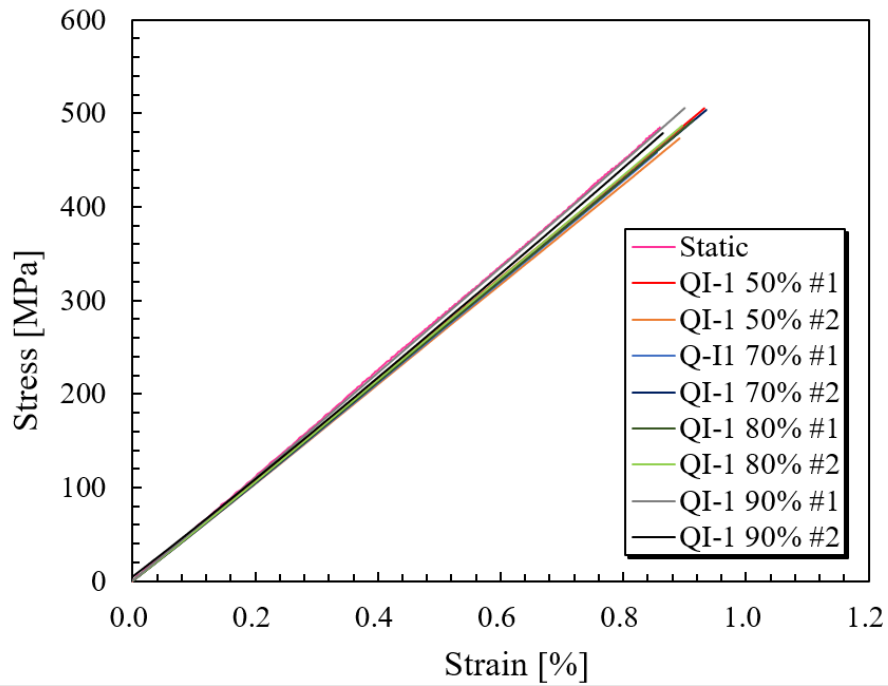


(a)

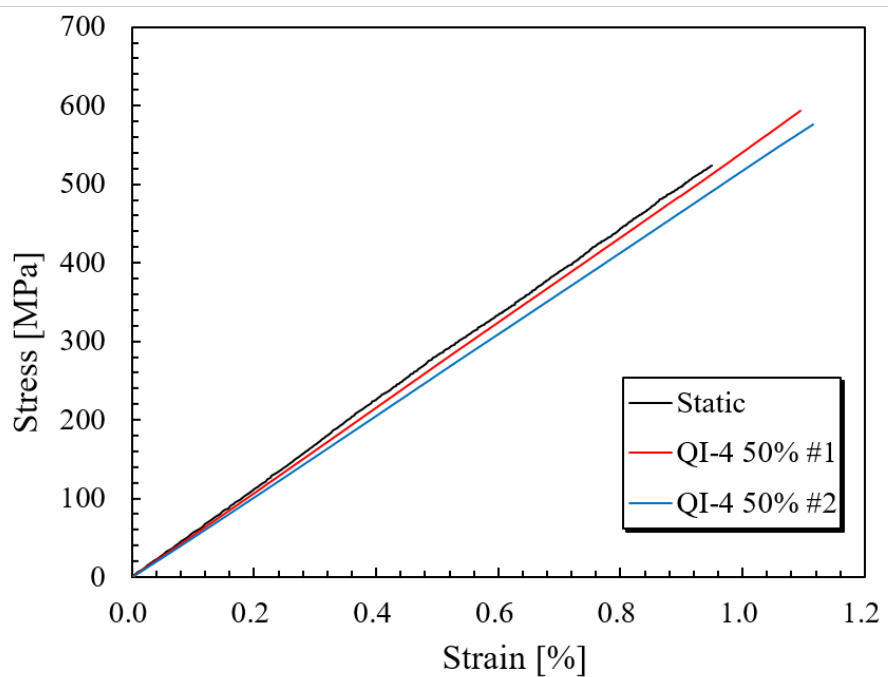


(b)

Fig. 5.10 Residual strength after fatigue (a) and failure strain of (b) Type QI-4.



(a)



(b)

Fig. 5.11 Stress-strain curves of (a) Type QI-1 and (b) Type QI-4 obtained from residual strength evaluation tests.

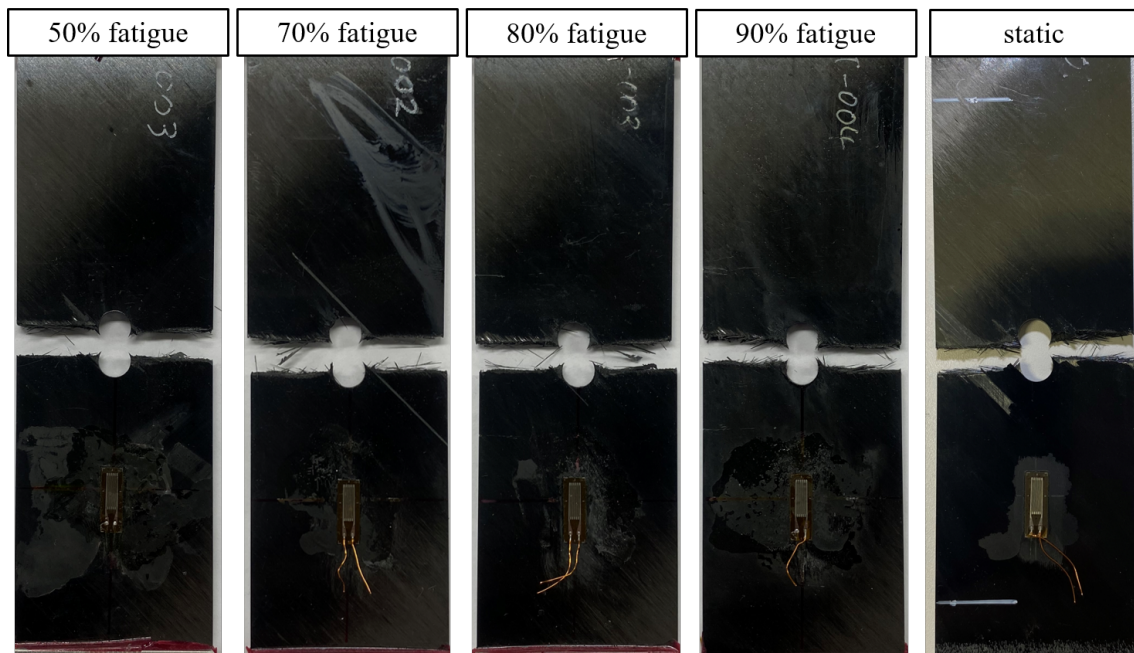


Fig. 5.12 Failure specimens of Type QI-1 on residual strength evaluation tests.

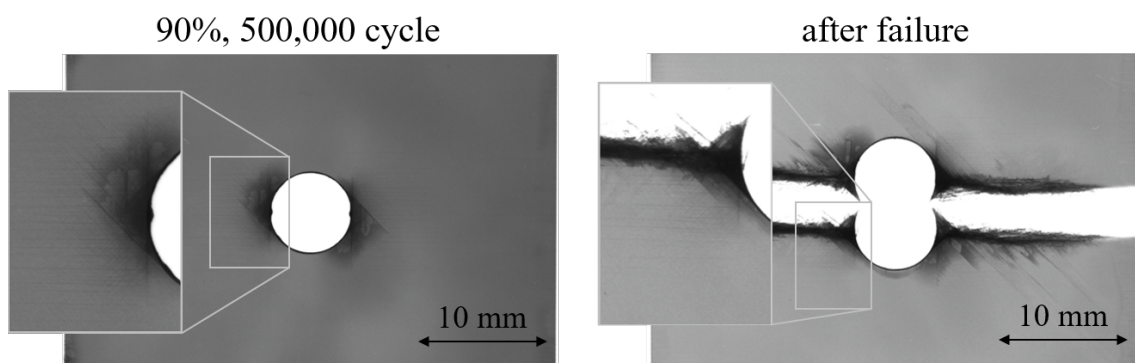


Fig. 5.13 Damage observation of Type QI-1, 90% fatigue condition before and after residual strength evaluation test.

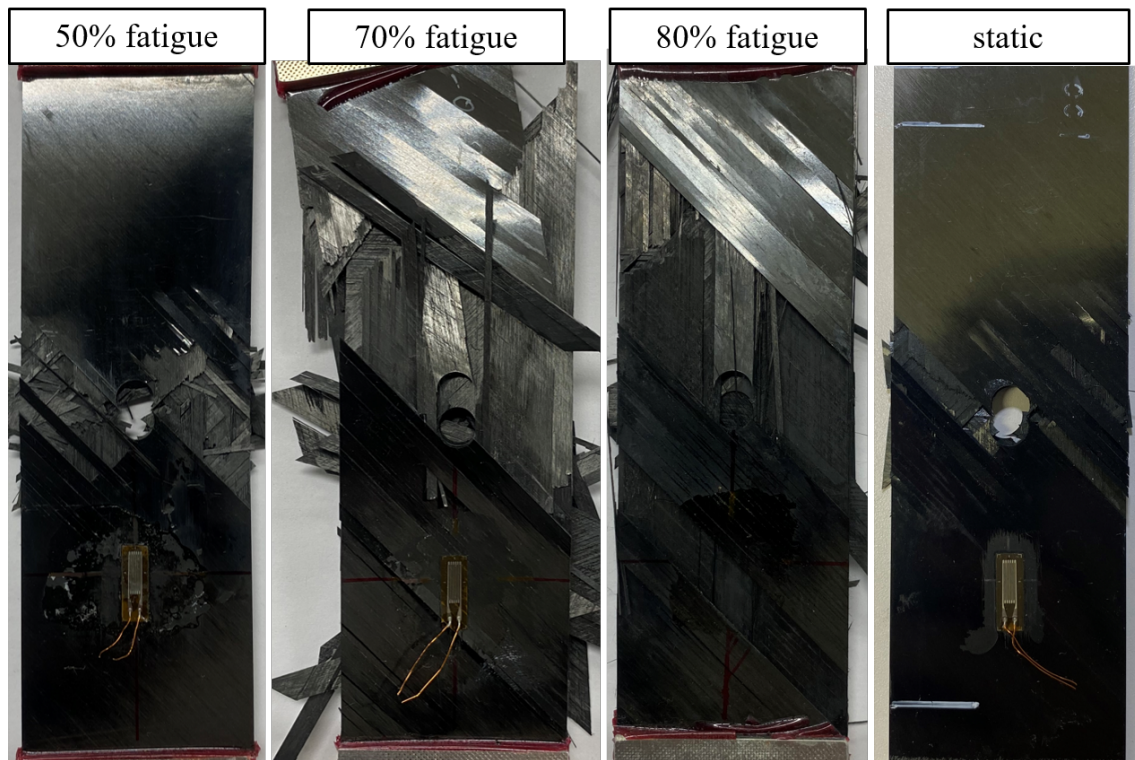


Fig. 5.14 Failure specimens of Type QI-4 on residual strength evaluation tests.

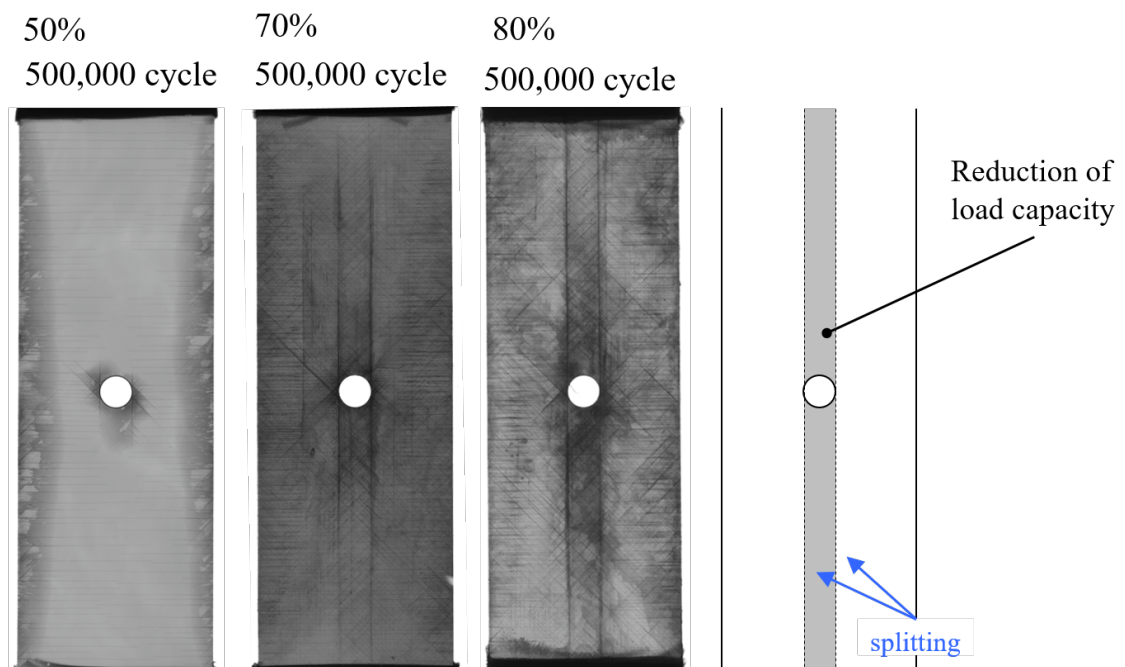


Fig. 5.15 Damage observation of Type QI-4, 50%, 70%, and 80% fatigue condition before residual strength evaluation test.

5.4 第5章のまとめ

本章では、層厚の異なる2種類の擬似等方性積層板のOHT試験片を対象に疲労試験を実施した。疲労負荷による剛性低下量の評価や内部損傷進展の観察を行い、層厚が疲労損傷進展に与える影響を実験的に調査した。OHT静的強度の50%~90%の応力レベルで、最大500,000サイクルとして疲労試験を実施し、各疲労試験において疲労サイクルごとの剛性値を取得した。また、軟X線探傷による内部損傷観察から、各応力レベルや層厚による疲労損傷進展の差異について比較を行った。最後に500,000サイクル時点で破断しなかったOHT試験片に対して、準静的引張破壊試験を行い、疲労後の残留強度を評価した。OHT疲労試験と疲労後残留強度評価試験から得られた知見を以下にまとめる。

- 剛性低下挙動について：疲労負荷による剛性低下は、層厚0.05 mmの場合は、どの応力レベルでも50,000サイクル程度までに急激に生じ、以降はほとんど低下しなかった。最も高い応力レベルである90%条件でも、500,000サイクル時点で剛性低下量は5%程度であった。また、全て応力レベルで500,000サイクルまでに破壊しなかった。一方で、層厚0.2 mmの場合は、応力レベル70%条件以上では、剛性が70%~75%まで急激に低下し、80%、90%条件では、剛性が減少し切ったところで破断する試験片もあった。以上より、薄層の場合には剛性低下量が大幅に低減されることが分かった。
- 内部損傷進展について：層厚0.05 mmの場合は、全ての応力レベルで円孔周辺にき裂と層間剥離の進展が確認された。応力レベルが上がることで疲労損傷進展の程度は増加したが、剛性低下に大きく寄与するものではなかった。層厚0.2 mmの場合は、応力レベル50%では、き裂や剥離の進展は円孔周辺に留まっていたが、70%以上ではき裂が試験片全体に渡って発生・進展した。剛性低下挙動と損傷観察から0度層スプリットングがタブ部に到達したとき剛性低下が飽和していたことが明らかになった。
- 疲労後残留強度について：層厚0.05 mmの場合は、疲労後残留強度は静強度と同程度で、疲労損傷が最も進展した90%疲労後でも強度と破壊モードは変わらず、薄層では円孔の疲労損傷が応力集中の緩和に大きく影響を及ぼすことはなかった。層厚0.2 mmの場合は、50%条件での疲労試験後で残留強度は静的強度より大幅に上昇し、円孔の疲労損傷が応力緩和に大きく寄与したと考えられる。70%以上の条件で

の疲労試験後には、すでに試験片全体に損傷が渡っていたため、準静的引張試験では、試験片全体が破断した。80%条件の疲労後では、0 度層にも多数の縦き裂が発生しており、残留強度は低下していた。以上より、薄層の場合には、高応力レベルで高サイクル疲労後にも、残留強度が保たれている結果が得られ、薄層の疲労損傷進展抑制効果と残留強度特性についての優位性が確認された。

第6章 有孔CFRP積層板の疲労損傷進展 の数値解析的評価

本章では、第2章と第4章で提案した静的損傷進展モデルに基づいて、層厚による疲労損傷進展への影響を考慮した疲労損傷進展モデルを提案する。さらに、層間損傷に対する疲労進展モデルを組み合わせた疲労解析手法を提案する。提案手法により、OHT疲労解析を実施し、円孔周辺に発生する疲労損傷進展を数値解析的に評価し、剛性低下・内部損傷進展の予測を試みる。最後に、疲労後の静的損傷解析を実施し、第5章で評価した疲労後残留強度を本損傷解析手法で予測が可能か検証する。

6.1 層厚効果を考慮した疲労損傷モデル

6.1.1 静的損傷進展モデル

第4章で示した静的損傷進展モデルについて改めてここで示す。本章の疲労損傷解析でも、CFRPは弾塑性損傷材料とし、積層板中の層内損傷に対しては連続体損傷力学モデルを、層間剥離に対しては結合力モデルを適用する。まず、複合材の単層としての損傷挙動をモデル化するため、連続体損傷モデルに基づいて、繊維方向・横方向・せん断方向に3つの損傷変数 d_{ij} ($ij = 11, 22, 12$) を定義し、応力ひずみ構成則は層内損傷による剛性低下を考慮した第2章と第4章で示した構成則（式(2.8), (4.2)）を適用する。損傷変数 d_{11} , d_{12} , d_{22} に対する静的荷重下の損傷発展則は、以下の通りである。

$$d_{11} = \begin{cases} 0 & \text{if } Y_{11} < Y_{11}^s \\ 1 & \text{if } Y_{11} \geq Y_{11}^s \end{cases} \quad (6.1)$$

$$d_{12} = \begin{cases} f_1 \left(\sqrt{Y_{12} + b_2 Y_{22}} \right)^2 + f_2 \sqrt{Y_{12} + b_2 Y_{22}} + f_3 & \text{if } G_{\text{index}} < 1 \\ d_{12}^{\text{ini}} + (1 - d_{12}^{\text{ini}}) d_{12}^c(\rho) & \text{if } G_{\text{index}} \geq 1 \end{cases} \quad (6.2)$$

$$d_{22} = \begin{cases} b_3 d_{12} & \text{if } G_{\text{index}} < 1 \\ d_{22}^{\text{ini}} + (1 - d_{22}^{\text{ini}}) d_{22}^c(\rho) & \text{if } G_{\text{index}} \geq 1 \end{cases} \quad (6.3)$$

$$\text{with } d_{12}^{\text{ini}} = f_1 \left(\sqrt{Y_{12} + b_2 Y_{22}} \right)^2 + f_2 \sqrt{Y_{12} + b_2 Y_{22}} + f_3, \quad d_{22}^{\text{ini}} = b_3 d_{12}^{\text{ini}}$$

$$\text{at } G_{\text{index}} \geq 1 \quad \text{and} \quad \rho = 0$$

ここで, $d_{22}^c(\rho), d_{12}^c(\rho)$ は下記の通りで, Onodera らにより提案されたモデル [67] を適用する.

$$d_{22}^c(\rho) = \begin{cases} \frac{2\rho}{\beta} \tanh\left(\frac{\beta}{2\rho}\right) & \text{for embedded ply} \\ \frac{4\rho}{\beta} \tanh\left(\frac{\beta}{4\rho}\right) & \text{for surface ply} \end{cases} \quad (6.4)$$

$$d_{12}^c(\rho) = \begin{cases} \frac{2\rho}{\beta_{12}} \tanh\left(\frac{\beta_{12}}{2\rho}\right) & \text{for embedded ply} \\ \frac{4\rho}{\beta_{12}} \tanh\left(\frac{\beta_{12}}{4\rho}\right) & \text{for surface ply} \end{cases} \quad (6.5)$$

$$\beta = \frac{\sqrt{3}}{\lambda t}, \quad \beta_{12} = \frac{\sqrt{3}}{t}, \quad \lambda = \sqrt{\frac{E_2 - G_{23}(\nu_{23} + \nu_{12}\nu_{21})}{G_{23}(1 - \nu_{12}\nu_{21})}}$$

ここで, ρ はき裂密度, t は層厚の半分である.

損傷進展解析中のき裂密度 ρ は第4章に示した下記のき裂進展条件とエネルギー解放率を用いて算出する.

$$G_{\text{index}} = \frac{G_{\text{I}}}{G_{\text{I}}^c} + \frac{G_{\text{II}}}{G_{\text{II}}^c} \geq 1 \quad (6.6)$$

$$G_{\text{I}} = \frac{E_2^0 (1 - d_{22}^{\text{ini}}) \varepsilon_{22}^2}{2\rho} [d_{22}^c(2\rho) - d_{22}^c(\rho)] \quad (6.7)$$

$$G_{\text{II}} = \frac{G_{12}^0 (1 - d_{12}^{\text{ini}}) \gamma_{12}^2}{2\rho} [d_{12}^c(2\rho) - d_{12}^c(\rho)] \quad (6.8)$$

6.1.2 層内疲労損傷進展モデル

前節で提示した静的損傷進展モデルでは、熱力学的共役力の増加に対して損傷変数が単調に増加するように定式化されているため、疲労負荷のように、荷重履歴中で最大応力、あるいは、最大ひずみが一定な状態では、損傷が進展しない定式化となっている。複合材料は疲労負荷中、最大応力が一定であっても損傷進展するため、静的損傷進展モデルをそのまま疲労損傷解析に適用することはできない。そこで本研究では、層内損傷の疲労荷重による損傷進展をモデル化するにあたって、疲労負荷に対する損傷進展速度 $d(d_{ij})/dN$ という形で定式化する。

疲労損傷進展モデル：繊維方向

疲労損傷進展においても、熱力学的共役力の増加に伴い、損傷変数が増加していくとして、繊維方向損傷の損傷進展速度 $d(d_{11})/dN$ は損傷変数 d_{11} と熱力学的共役力 Y_{11} の関数として定義する。CFRP は、一般的に Fig. 6.1 (a) に示すように負荷サイクル数の増加に応じて、次の3つの段階を経て剛性低下していくことが知られているため、これらの3段階を再現できるように、モデル化する必要がある：Stage I, 母材の微小クラックや繊維・樹脂間の界面剥離の発生による初期の剛性低下が起こる領域、Stage II, 負荷サイクル数は増加するも、損傷はほとんど進展せず、安定的に剛性が低下する領域、Stage III, 急激に剛性が低下し、最終破壊に至る領域、の3段階である [71, 72, 94–99]。この剛性低下挙動をモデル化するために、繊維方向の疲労損傷モデルには、Aoki らにより提案された疲労モデル [77] を適用する。

$$\frac{d(d_{11})}{dN} = c_{1,11} \tilde{Y}_{11} \exp\left(-c_{2,11} \frac{d_{11}}{\sqrt{\tilde{Y}_{11}}}\right) + c_{3,11} d_{11} \tilde{Y}_{11}^2 \quad (6.9)$$

ここで、 $c_{i,11}$ ($i = 1, 2, 3$) は疲労試験結果から同定する材料パラメータで、 \tilde{Y}_{11} は熱力学的共役力 Y_{11} を臨界値 Y_{11}^s (繊維破断時の熱力学的共役力) で正規化した熱力学的共役力である。

$$\tilde{Y}_{11} = \frac{Y_{11}}{Y_{11}^s} \quad (6.10)$$

また、上式で定式化された疲労損傷発展則では、損傷変数 d_{11} が 0 に近い値をとるとき、式 (6.9) の指数部は 1 に近く、第 2 項は 0 に近い値をとる。この時、第 1 項の係数 $c_{1,11}$ が

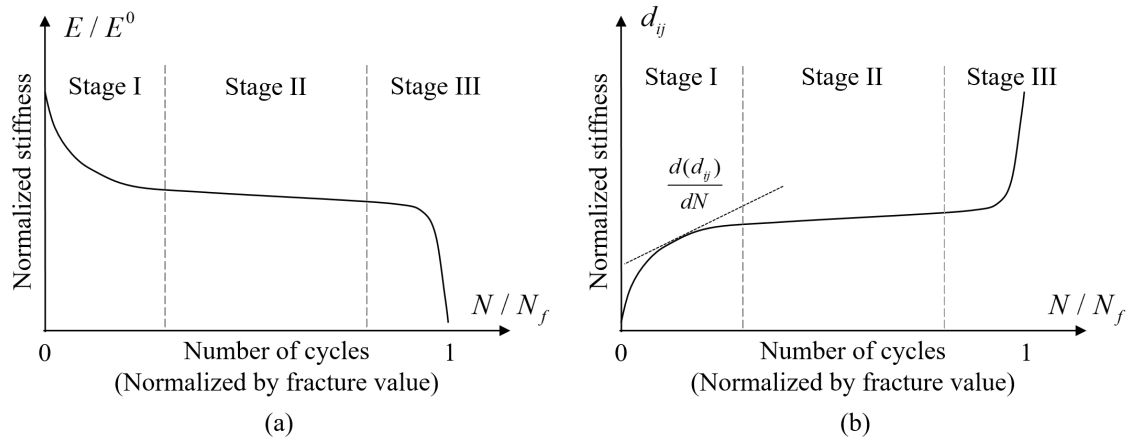


Fig. 6.1 Schematic of (a) stiffness degradation behavior of CFRP laminates and (b) the evolution rate of damage variable under fatigue loading.

支配的になり、初期の剛性低下率を決定することになる。そこから、損傷変数がある程度増加すると、指数部が支配的になるため、2つ目のパラメータ $c_{2,11}$ がステージ I の終了領域の剛性低下率を決定する。損傷変数がさらに増加すると、指数部がゼロに近づき、第2項が支配的になり、3つ目のパラメータ $c_{3,11}$ がステージ II の剛性低下率を制御する。以上より $c_{1,11}$, $c_{2,11}$ が Stage I を、 $c_{3,11}$ が Stage II を支配するパラメータとなっており、各 Stage での剛性低下挙動を再現できるようパラメータフィッティングによりパラメータを同定する。本研究では、Aoki らが用いた値 $c_{1,11} = 2.0 \times 10^{-5}$, $c_{2,11} = 120$, $c_{3,11} = 3.0 \times 10^{-5}$ を使用する。パラメータ決定の詳細は文献 [77] を参照されたい。

疲労損傷進展モデル：横方向・せん断方向

横方向・せん断方向損傷に対しては、静的損傷進展モデルの式 (6.2), (6.3) 中のき裂密度に着目し、疲労荷重によるき裂密度の増加率を定式化することで、疲労損傷進展をモデル化する。ただし、本疲労解析においては、疲労荷重による拡散損傷（式 (6.2), (6.3) 中の d_{12}^{ini} , d_{22}^{ini} ）の進展はないと仮定する。疲労負荷サイクルに対するき裂密度の増加率 $d(\rho)/dN$ をモデル化することで、静的損傷進展モデルを介し、疲労負荷サイクルが増加するごとに横方向・せん断方向損傷変数が増加するモデルとなる。疲労荷重によるき裂密度の増加には、下記の修正パリス則を適用する [100]。

$$\frac{d\rho}{dN} = C \left(\frac{\Delta G}{G^c} \right)^m \quad (6.11)$$

ここで、 ΔG は疲労荷重中のエネルギー解放率の振幅、 G^C は臨界エネルギー解放率（破壊靱性）であり、 C, m は材料パラメータである。疲労荷重によるき裂密度の増加率がエネルギー解放率の振幅の累乗形で表されるモデルである。ここで、エネルギー解放率の振幅は、荷重制御で最大荷重と最小荷重が一定だとすれば、疲労荷重中の最大エネルギー解放率 G_{\max} と応力比 $R = (P_{\min}/P_{\max})$ を用いると

$$\Delta G = (1 - R^2)G_{\max} \quad (6.12)$$

と表すことができる。本研究では、混合モード下におけるき裂密度の増加を取り扱うため、下記の形を仮定して用いる。

$$\frac{\Delta G}{G^C} = \frac{\Delta G_I}{G_I^C} + \frac{\Delta G_{II}}{G_{II}^C} \quad (6.13)$$

各モードのエネルギー解放率は静的損傷解析においても適用した下式で評価する。

$$G_I = \frac{\bar{E}_2^0(1 - d_{22}^{\text{ini}})\varepsilon_{22}^2}{2\rho} [d_{22}^c(2\rho) - d_{22}^c(\rho)] \quad (6.14)$$

$$G_{II} = \frac{G_{12}^0(1 - d_{12}^{\text{ini}})\gamma_{12}^2}{2\rho} [d_{12}^c(2\rho) - d_{12}^c(\rho)] \quad (6.15)$$

また、各モードの破壊靱性（臨界エネルギー解放率）は、これまでと同様に拡散損傷により低減するとし、 $G_I^C = G_I^{C0}(1 - d_{22}^{\text{ini}})$, $G_{II}^C = G_{II}^{C0}(1 - d_{12}^{\text{ini}})$ とする。

ここで、あるサイクル数 N^k における横方向・せん断方向損傷変数を d_{22}^k, d_{12}^k とし、き裂密度を ρ^k とした時、 ΔN^k サイクル後のサイクル数 N^{k+1} における損傷変数 $d_{22}^{k+1}, d_{12}^{k+1}$ は、き裂密度の増加率と静的損傷進展モデルの定式化を用いることで、

$$\rho^{k+1} = \rho^k + \left. \frac{d(\rho^k)}{dN} \right|_{N^k} \times \Delta N^k \quad (6.16)$$

$$d_{22}^{k+1} = d_{22}^{\text{ini}} + (1 - d_{22}^{\text{ini}})d_{22}^c(\rho^{k+1}) \quad (6.17)$$

$$d_{12}^{k+1} = d_{12}^{\text{ini}} + (1 - d_{12}^{\text{ini}})d_{12}^c(\rho^{k+1}) \quad (6.18)$$

のように表すことができる。つまり、き裂密度の増加率をモデル化したことによって、疲労サイクル中の損傷変数の増加を表現できるようになっている。

6.1.3 層間疲労損傷進展モデル

本研究では、Yashiro らが提案した損傷力学に基づく疲労損傷則 [48] を基に、Aoki らにより修正されたモデル [77] を用いる。層間損傷に対する疲労進展則は以下の通りである。

$$\frac{d(D)}{dN} = \alpha_m \frac{F^{\beta_m}}{(1-D)^{\gamma_m}} \quad (6.19)$$

$$F = \sqrt{\left(\frac{\tau_I}{\tau_{I\max}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{II}}{\tau_{II\max}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{III}}{\tau_{III\max}}\right)^2} \quad (6.20)$$

ここで、 F は結合力領域における応力状態を表す無次元パラメータである。また、 $\alpha_m, \beta_m, \gamma_m$ はき裂進展速度を支配する材料パラメータである。上式の損傷進展則では、損傷変数の負荷サイクルに対する速度 $d(D)/dN$ を、損傷変数 D と無次元パラメータ F の関数として定義している。無次元パラメータ F は、混合モードでの損傷進展を扱うために、各モードの結合力と層間強度（結合力の最大値）の楕円則による形式を取っている。モード I とモード II での損傷進展速度が異なることが考えられることから、き裂進展速度を支配する材料パラメータである $\alpha_m, \beta_m, \gamma_m$ はモードに依存する形式をとることとしている。以下の式で定義する混合モードでの等価相対変位 Δ_m の関数として、モード I での値とモード II での値で線形補間する。

$$\Delta_m = \sqrt{\langle \Delta_I \rangle^2 + \Delta_{II}^2 + \Delta_{III}^2} \quad (6.21)$$

ただし、 $\langle x \rangle$ は Macaulay operator であり、 $\langle x \rangle = (|x| + x)/2$ と定義される。モード I では $\alpha_I, \beta_I, \gamma_I$ 、モード II では $\alpha_{II}, \beta_{II}, \gamma_{II}$ となるように線形補間すると、 α_m は以下の式のようになる。

$$\alpha_m = \frac{\alpha_{II} - \alpha_I}{\Delta_{II} - \Delta_I} (\Delta_m - \Delta_I) + \alpha_I \quad (6.22)$$

ここで、 α_I はモード I での値、 α_{II} はモード II での値とする。また、 β_m, γ_m に関しても上式と同様の形式をとるとする。本研究では、Aoki らにより同定されたパラメータ $\alpha_i, \beta_i, \gamma_i$ ($i = I, II$) を用いる。

6.2 疲労損傷進展解析手法

6.2.1 疲労解析の流れ

本研究で解析対象とするような高サイクルでの疲労解析においては、与える疲労荷重の全負荷履歴を追従し、疲労損傷を数値的に評価するような解析は計算コストの面から非現実的である。そこで、疲労荷重の1回の負荷サイクルによる損傷進展は微小であることを考慮し、負荷経路を全て追従するのではなく、一定数の負荷サイクルごとに疲労損傷を評価する手法を採用する。本疲労解析では、疲労による損傷は疲労荷重による最大応力がかかる点で進展すると仮定し、疲労荷重の最大荷重を与える解析を繰り返す手法を適用する [77]。本手法は、"cycle jump strategy"と呼ばれ、Turon ら [51] や Paepegem ら [71] によっても提案されており、高サイクル疲労の解析手法として有効な手段である。Fig. 6.2 に解析の概念図を、Fig. 6.3 に解析のフローチャートを示す。

具体的な疲労解析の流れを下記にまとめた。

1. $N = 1$ をはじめとして、全てのソリッド要素、結合力要素での損傷変数を初期値 $d_{ij}^1 = 0$, $\rho^1 = 0$, $D^1 = 0$ として設定し、損傷進展解析を行う。ただし熱残留応力を考慮するため、荷重を与える前に全ての損傷変数をゼロに保ったまま、熱解析を行う。熱解析後に、疲労荷重の最大荷重に達するまで静的損傷進展モデルを用いて損傷進展解析を行い、最大荷重の点で変位場を収束させる。
2. 以降の計算するサイクル N^k では、各ソリッド要素での損傷変数 d_{ij}^k とき裂密度 ρ^k , 各結合力要素での損傷変数 D^k を初期値として、剛性マトリックスを作成し、損傷進展解析を行い、変位場を収束させる。疲労損傷進展により応力の再配分が起こり、損傷が1サイクル内で進展する可能性があるため、静的損傷進展モデルを用いて、最大荷重を与える間も損傷を逐次更新する。
3. 収束させた状態での応力場・損傷状態から、疲労損傷進展モデルにより損傷進展速度 $d(d_{11}^k)/dN$, $d(D^k)/dN$ とき裂密度増加率 $d(\rho^k)/dN$ を計算する。計算した損傷進展速度から ΔN^k サイクル後の損傷変数 d_{ij}^{k+1} , D^{k+1} とき裂密度 ρ^{k+1} をそれぞれ以下

の式のように更新する.

$$d_{11}^{k+1} = d_{11}^k + \left. \frac{d(d_{11}^k)}{dN} \right|_{N^k} \times \Delta N^k \quad (6.23)$$

$$D^{k+1} = D^k + \left. \frac{d(D^k)}{dN} \right|_{N^k} \times \Delta N^k \quad (6.24)$$

$$\rho^{k+1} = \rho^k + \left. \frac{d(\rho^k)}{dN} \right|_{N^k} \times \Delta N^k \quad (6.25)$$

$$d_{22}^{k+1} = d_{22}^{\text{ini}} + (1 - d_{22}^{\text{ini}})d_{22}^c(\rho^{k+1})$$

$$d_{12}^{k+1} = d_{12}^{\text{ini}} + (1 - d_{12}^{\text{ini}})d_{12}^c(\rho^{k+1})$$

4. 次に計算する $N^{k+1} = N^k + \Delta N^k$ サイクルにて, 更新した損傷変数 d_{ij}^{k+1}, D^{k+1} とし裂密度 ρ^{k+1} を入力として, 再び損傷進展解析を行う.
5. 上記の手順を目的のサイクル数に到達するまで繰り返す.

以上が解析の手順である.

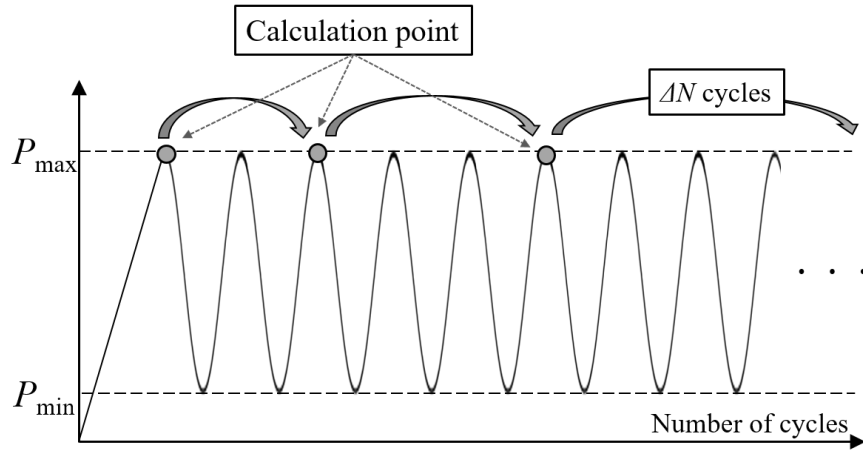


Fig. 6.2 Schematic of cycle jump strategy for high-cycle fatigue simulation.

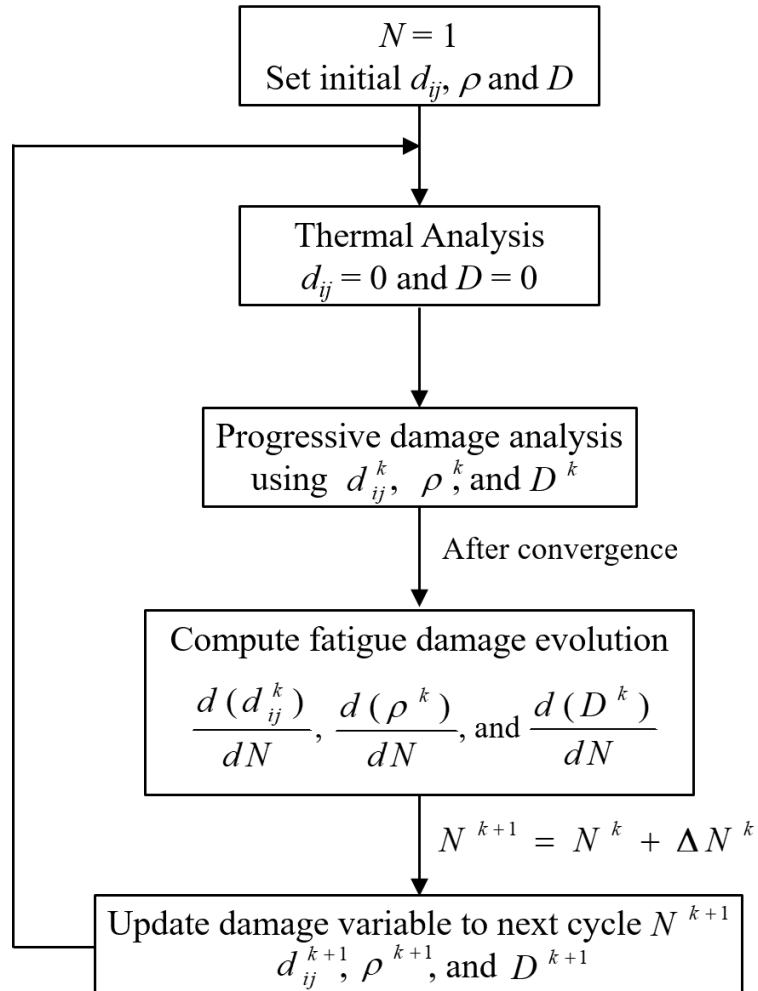


Fig. 6.3 Flow of progressive fatigue damage simulation.

6.2.2 層内疲労損傷進展モデルのパラメータ同定

ここで前節で定義した損傷進展モデルの内、修正パリス則中のパラメータを同定する。パラメータ決定には、90度層厚が0.2 mmのクロスプライ積層板 $[0_2/90_2]_S$ でのき裂密度累積データを用いた。修正パリス則のパラメータ C , m を、疲労解析から得られるき裂密度が、実験データと一致するようにパラメータフィッティングを行い決定する。

疲労荷重によるき裂密度累積の実験データを取得するために、90度層厚0.2 mmのクロスプライ積層板 $[0_2/90_2]_S$ を対象に、実施した疲労試験の概要を述べる。用いた試験片は、第2章で示したクロスプライ積層板と同じである。疲労試験は、油圧駆動試験機 Instron 8802 を用いて、荷重制御にて実施した。第2章の静試験で確認されたき裂発生荷重 (7,500 N) を疲労荷重の最大荷重 P_{\max} として、最小荷重 P_{\min} は応力比 R を0.1として決定した。疲労荷重の波形は正弦波で加振周波数を5 Hzとした。疲労試験は100,000サイクルまでに、1, 100, 500, 1,000, 5,000, 10,000, 20,000, 50,000サイクル時点で試験を止め、試験機から試験片を取り外し、損傷観察を行った。光学顕微鏡を用いて、試験片端部から、試験片中心から長手方向に ± 30 mmの範囲にあるき裂の本数を数え、き裂密度を算出した。

疲労解析では、第2章で用いた有限要素モデルを使用する。引張疲労試験を模擬するため、一端を全自由度固定し、他端に疲労荷重の最大荷重を与える境界条件を設定した。与える最大荷重は、実験と同じ7,500 Nとし、応力比は0.1とした。まず、パラメータ同定にあたって、修正パリス則中のパラメータ C , m を変えた際にき裂密度曲線がどのように変化するかについて検討する。始めにパラメータ m の感度を確認するために、 $C = 0.80$ と固定し、 $m = 20.0, 30.0, 40.0$ と変えて疲労解析を行った。疲労解析から得られたき裂密度曲線を Fig. 6.4 に示す。解析結果より、パラメータ m については、値が大きくなるほどき裂密度の増加が遅れ、曲線の形状を大きく変化させることが分かる。続いて、パラメータ C の感度について、 $m = 30.0$ と固定し、 $C = 0.20, 0.40, 0.80, 1.60, 3.20$ と変えて疲労解析を実施した。疲労解析から得られたき裂密度曲線を Fig. 6.5 に示す。パラメータ C については、曲線の形状を大きく変えることはないが、値が大きくなるにつれて、き裂密度の増加が早期に始まることが確認できる。以上の感度解析結果を踏まえて、フィッティングを行う。

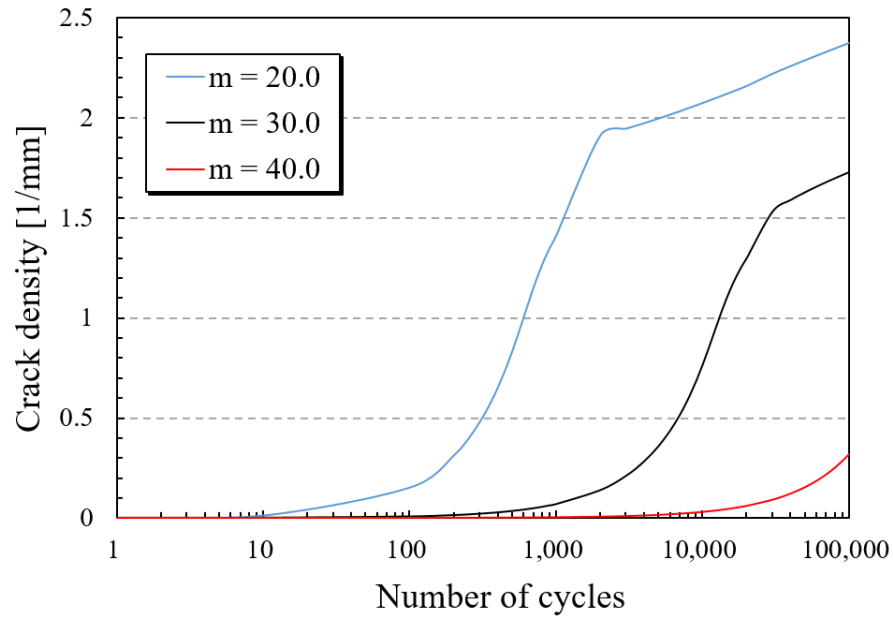


Fig. 6.4 Crack density-cycle histories obtained from the simulations: $C = 0.80$, $m = 20.0, 30.0, 40.0$.

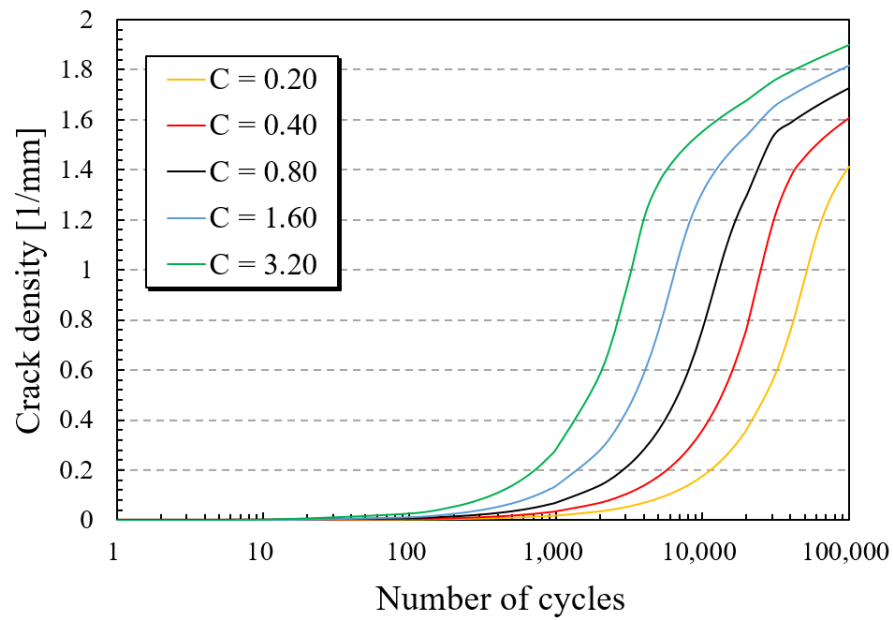


Fig. 6.5 Crack density-cycle histories obtained from the simulations: $m = 30.0$, $C = 0.20, 0.40, 0.80, 1.60, 3.20$.

パラメータフィッティング結果について述べる．疲労解析により計算する 90 度層のき裂密度が各疲労サイクルで一致するようにパラメータを決定した．フィッティングで得られた修正パリズ則のパラメータは $C = 0.83$, $m = 27.5$ である．疲労解析から得られた各疲労サイクルでのき裂密度と各サイクルの正規化剛性を実験データと合わせて、それぞれ Fig. 6.6 , Fig. 6.7 に示す．疲労解析では、各サイクルでの剛性値を最大荷重をそれに応じた変位で割ったものとして評価し、初期剛性で正規化させている．これらの図が示す通り、本疲労モデルのパラメータフィッティングにより各疲労サイクルに対するき裂密度の増加挙動が良い精度で予測可能で、疲労初期の剛性低下が良い精度で予測可能となっていることが分かる．

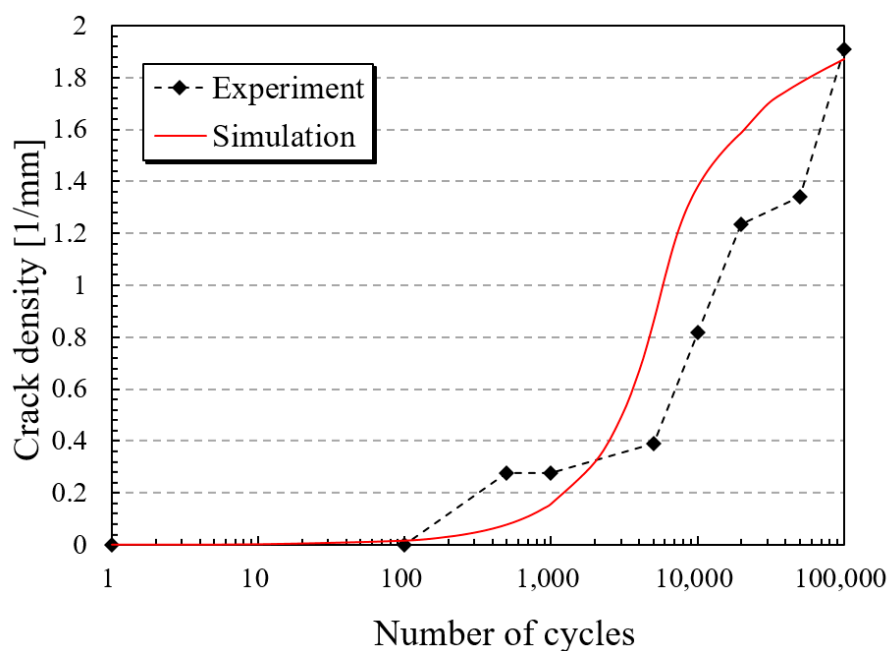


Fig. 6.6 Crack density-cycle histories obtained from the simulation and the experiment on $[0_2/90_2]_S$ laminates.

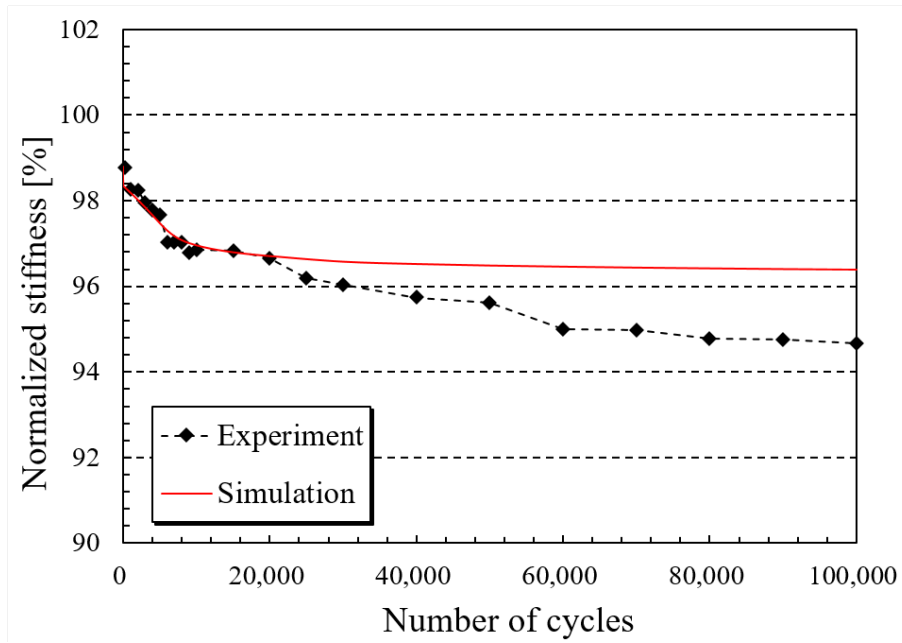


Fig. 6.7 Normalized stiffness-cycle histories obtained from the simulation and the experiment on $[0_2/90_2]_S$ laminates.

6.3 OHT 疲労損傷解析

6.3.1 疲労解析条件と有限要素モデル

今回実施する OHT 疲労解析は、応力レベル 50%, 80% の 2 条件を対象とし、積層板に負荷する最大荷重（最大応力）は、第 4 章で示した数値解析で得られた OHT 強度に対する割合で決定する。解析条件と、負荷応力を Table 6.1 にまとめた。

OHT 試験片の有限要素モデルは、第 4 章と同じくクランプ部を除いた部分をモデル化し、積層板の対称性から厚さ方向に半分のみをモデル化した（Fig. 4.1 を参照）。積層板の各層を 8 節点ソリッド要素を用いてモデル化し、層間に 8 節点結合力要素を挿入している。また、境界条件は、引張疲労試験を想定して、長手方向の一端の節点を全自由度固定し、他端の節点に長手方向に荷重増分を疲労荷重の最大荷重に達するまで与える。有限要素解析には汎用有限要素解析ソフトウェア MSC.Marc2017 を使用し、層内損傷モデルはユーザーサブルーチン HYPELA2 に、層間損傷モデルは UCOHESIVE により実装した [90]。有限要素解析モデルに用いた材料特性は第 4 章と同じであるが、Table 6.2 に再掲する。また、疲労解析に用いるパラメータを Table 6.3 にまとめた。

Table 6.1 OHT fatigue simulation conditions.

| Laminate type | Max. Stress in fatigue | |
|--|------------------------|-----------|
| Type QI-1 | 80%, | 50%, |
| [+45/0/-45/90] _{8S} | 389.3 MPa | 243.3 MPa |
| Type QI-4 | 80%, | 50%, |
| [+45 ₄ /0 ₄ /-45 ₄ /90 ₄] _{2S} | 439.4 MPa | 274.7 MPa |

Table 6.2 Material properties of thin-ply composites.

| | |
|---|-----------------------------|
| Longitudinal Young's modulus E_{11} | 139 [GPa] |
| Transverse Young's modulus E_{22} | 7.88 [GPa] |
| Out-of-plane Young's modulus E_{33} | 7.88 [GPa] |
| In-plane shear modulus G_{12} | 3.99 [GPa] |
| Out-of-plane shear modulus G_{23} | 2.96 [GPa] |
| Out-of-plane shear modulus G_{13} | 3.99 [GPa] |
| In-plane Poisson's ratio ν_{12} | 0.33 [-] |
| Out-of-plane Poisson's ratio ν_{23} | 0.36 [-] |
| Out-of-plane Poisson's ratio ν_{13} | 0.33 [-] |
| Coefficient of thermal expansion in the fiber direction α_{11} | -1.2×10^{-6} [1/K] |
| Coefficient of thermal expansion in the transverse direction α_{22}, α_{33} | 4.1×10^{-5} [1/K] |
| Mode I fracture toughness for intra-laminar crack G_I^{C0} | 0.19 [kJ/m ²] |
| Mode II fracture toughness for intra-laminar crack G_{II}^{C0} | 0.81 [kJ/m ²] |
| Interlaminar fracture toughness G_{Ic} | 0.16 [kJ/m ²] |
| Interlaminar fracture toughness G_{IIc}, G_{IIIc} | 0.81 [kJ/m ²] |
| Interlaminar maximum traction in Mode I $\tau_{I\max}$ | 40 [MPa] |
| Interlaminar maximum traction in Mode II & III $\tau_{II,III\max}$ | 70 [MPa] |

Table 6.3 Fatigue model parameters.

(a) $d(d_{11})/dN$ model

| | |
|------------|--------------------|
| $c_{1,11}$ | 2×10^{-5} |
| $c_{2,11}$ | 120 |
| $c_{3,11}$ | 3×10^{-5} |

(b) $d(\rho)/dN$ model

| | |
|-----|------|
| C | 0.83 |
| m | 27.5 |

(c) $d(D)/dN$ model

| | | | |
|------------|----------------------|---------------|----------------------|
| α_I | 4.0×10^{-3} | α_{II} | 5.0×10^{-3} |
| β_I | 10.5 | β_{II} | 11.0 |
| γ_I | 10.5 | γ_{II} | 11.0 |

6.3.2 剛性低下・内部損傷進展予測

剛性低下予測：層厚 0.05 mm の場合

層厚 0.05 mm の OHT 疲労損傷解析から得られた各疲労サイクルでの剛性値を実験結果と合わせて Fig. 6.8 に示す。剛性値は、1 サイクル目の剛性で正規化してプロットしている。図が示すように、両応力レベルにおける剛性低下挙動をおおむね捉えることができた。疲労解析では、両応力レベル共に、10,000 サイクルまでに急激に剛性が減少しており、以降は 500,000 サイクルまでなだらかな低下となって、実験結果と同じく、最終破壊に至らなかった。500,000 サイクル時点での剛性値は、応力レベル 50% 条件では 97.7%，応力レベル 80% 条件では 94.2% で、実験結果とよい精度一致している（Table 5.2 を参照）。

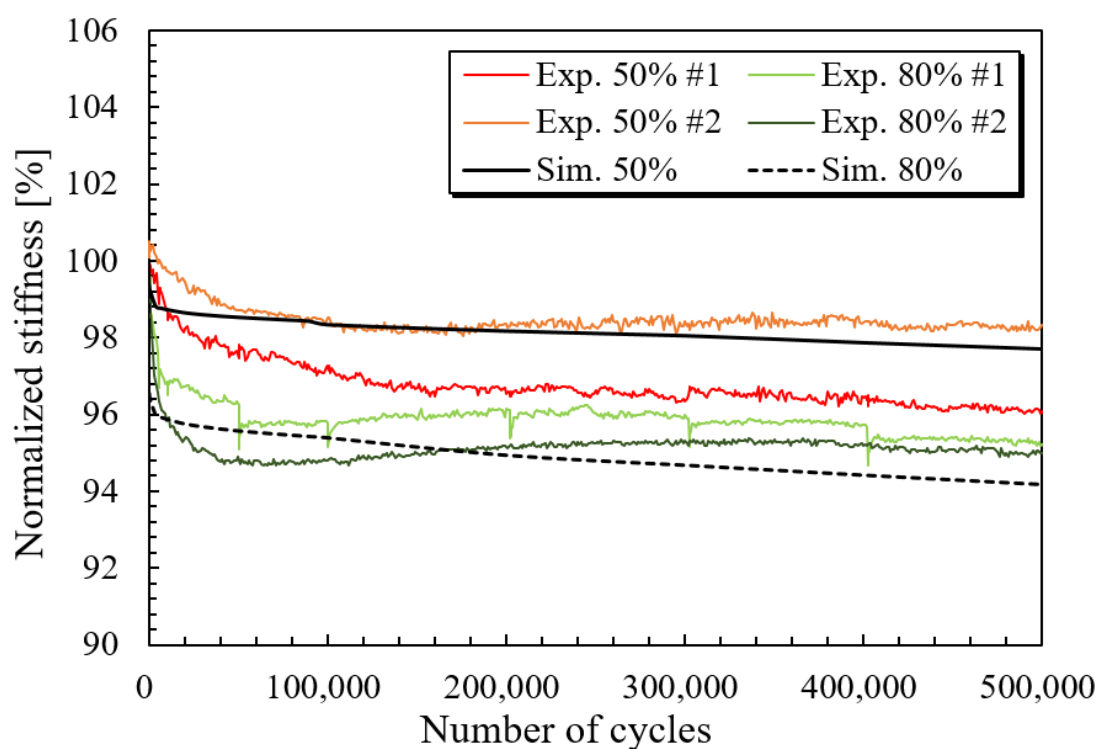


Fig. 6.8 Normalized stiffness-cycle histories obtained from the fatigue simulations and the experiments on Type QI-1.

剛性低下予測：層厚 0.2 mm の場合

層厚 0.2 mm の OHT 疲労損傷解析から得られた各疲労サイクルでの剛性値を実験結果と合わせて Fig. 6.9 に示す。疲労解析結果は、両応力レベルで 10,000 サイクルまでに剛性が低下し、以降はほとんど剛性が減少せず、最大サイクル時点で最終破壊には至らなかった。実験結果と比較すると、応力レベル 50%での解析結果は、500,000 サイクル時点で剛性値が 97.5%と良い一致を示した。一方で、応力レベル 80%条件では 500,000 サイクル時点で剛性値が 91.7%と予測されており、30%以上も剛性低下していた実験とは大きく乖離する結果となった。疲労解析では、10,000 サイクルまでに剛性が低下しきっており、実験で確認されたような 100,000 サイクルまでの急激な剛性低下を予測することはできなかった。

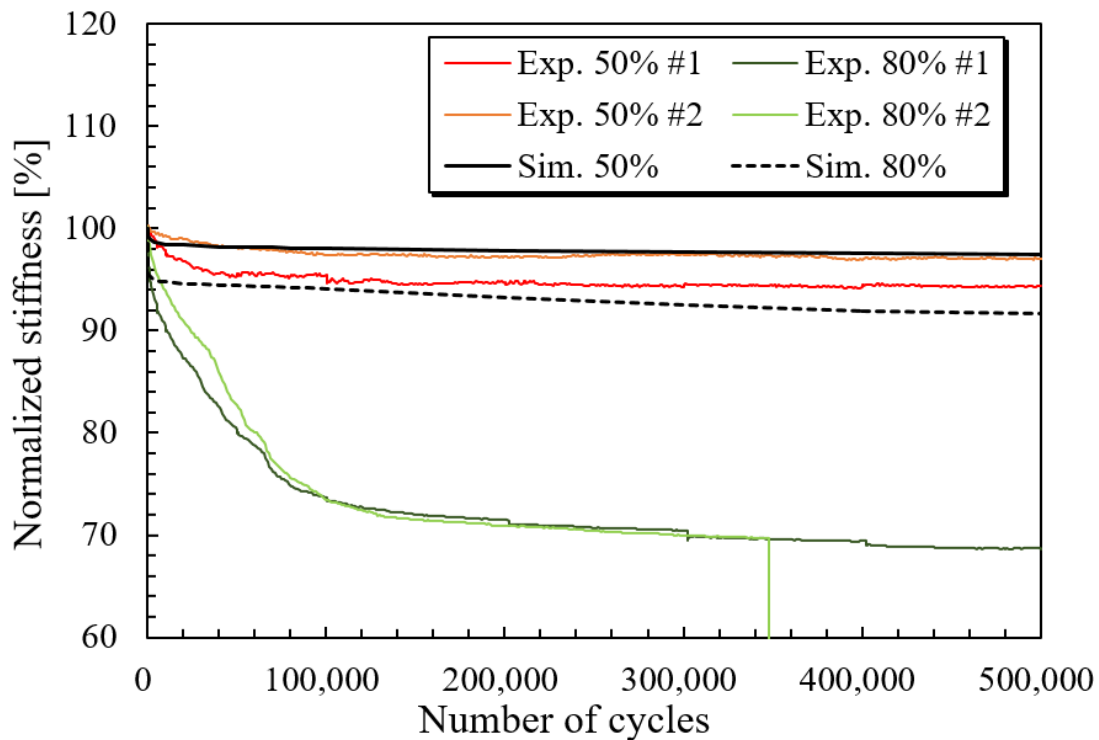


Fig. 6.9 Normalized stiffness-cycle histories obtained from the fatigue simulations and the experiments on Type QI-4.

損傷進展予測：層厚 0.05 mm の場合

層厚 0.05 mm での疲労解析から得られた損傷分布を Fig. 6.10 と Fig. 6.11 に示す．それぞれの図において，表面 45 度層，0 度層，中央 90 度層の横方向損傷 d_{22} ，45°/0° 層間の損傷 D の分布について，1，50,000，500,000 サイクル目での結果を第 5 章で得られた X 線画像と合わせて示している．

まず，応力レベル 50%での結果を Fig. 6.10 に示す．1 サイクル目では，実験でも確認されたように円孔部には，ほとんど損傷が発生しておらず，表面 45 度層で，円孔周辺に拡散損傷が生じているのみであった．続いて，50,000 サイクルになると，表面き裂，0 度層スプリットイング，90 度層き裂がわずかに円孔部に発生した．各層の損傷は 50,000 サイクルまでに円孔で進展したのみで，以降から 500,000 サイクルまでにほとんど進展しなかった．実験においても，50,000 サイクルまでにき裂が円孔周辺に発生し，500,000 サイクルまでにわずかなき裂進展が確認されており，実験と整合する結果が得られている．

続いて，Fig. 6.11 に示す応力レベル 80%の結果について，1 サイクル目では，90 度層にわずかにき裂が発生したのみで，表面 45 度層と 0 度層は円孔周辺で拡散損傷が分布していた．50,000 サイクル時点で，表面 45 度層と 0 度層で円孔のわずかな部分にき裂発生による損傷拡大を確認した．90 度層は，1 サイクル目で発生した損傷が円孔周りで拡大している様子が確認できる．以降では，応力レベル 50%と同様に，500,000 サイクルまでに損傷はほとんど進展しなかった．応力レベル 80%の内部損傷観察では，500,000 サイクルで 0 度層スプリットイングは 3.2 mm 程度進展していたが，疲労解析ではき裂発生からほとんど進展せず，0 度層スプリットイングの疲労進展は予測できなかった．

両応力レベルにおいて，特に 0 度層のスプリットイング進展が過小評価となったのは，本モデル上で用いたエネルギー解放率導出の仮定に起因すると考えられる．第 2 章でも述べたように，本モデルのエネルギー解放率は導出の際に，2 次元的で幅方向に全て貫通するき裂を仮定していたため，薄層の場合にき裂発生ひずみの実験値よりも高く予測されていた．つまり，本モデルの仮定において，エネルギー解放率が実際にき裂が発生するよりも，過小に評価されてしまうため，本疲労モデルにおいてき裂発生以降に損傷が進展しなかったと考えられる．

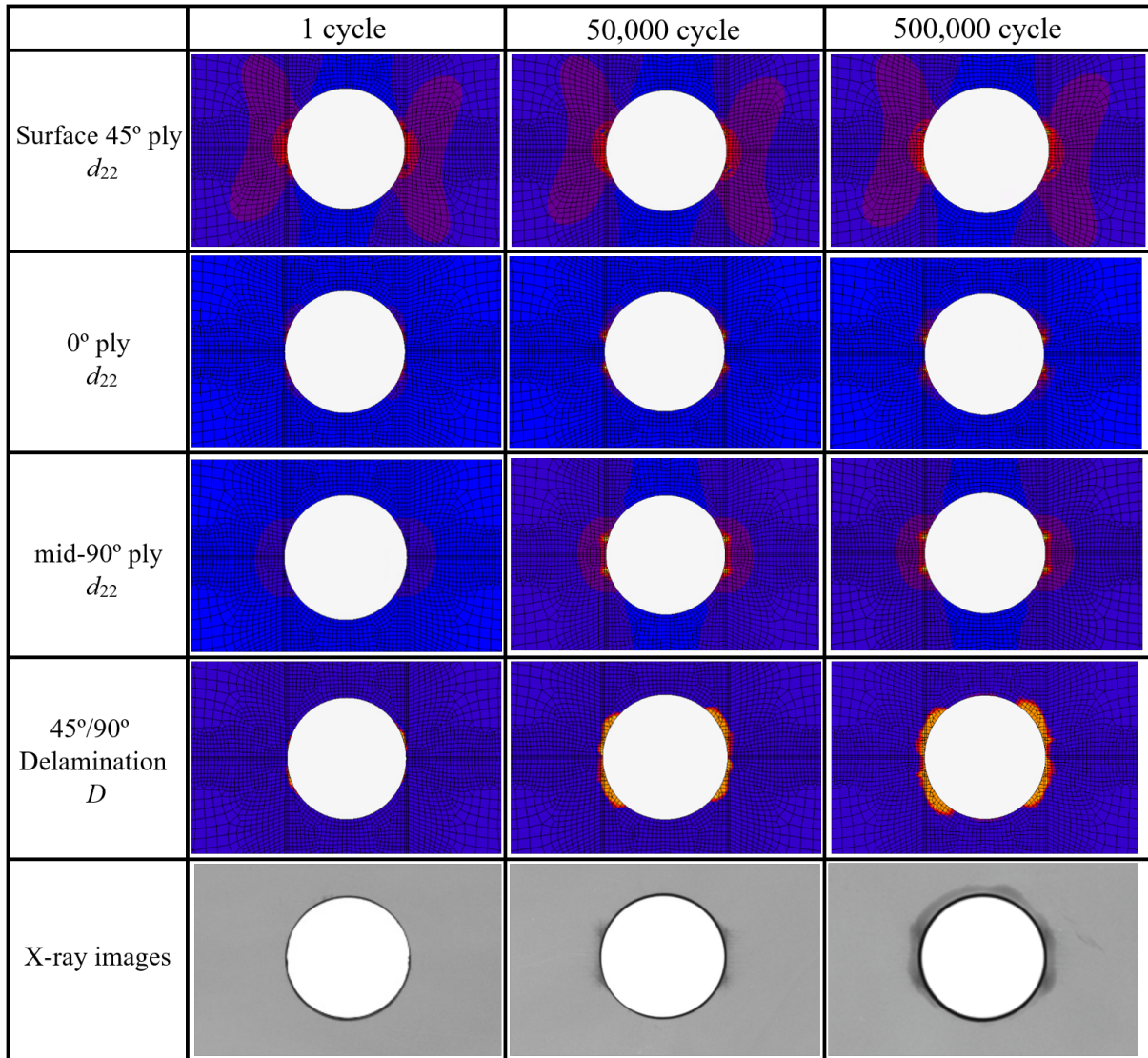


Fig. 6.10 Damage distribution of Type QI-1 at 1, 50,000, and 500,000 cycles from the simulation with 50% condition.

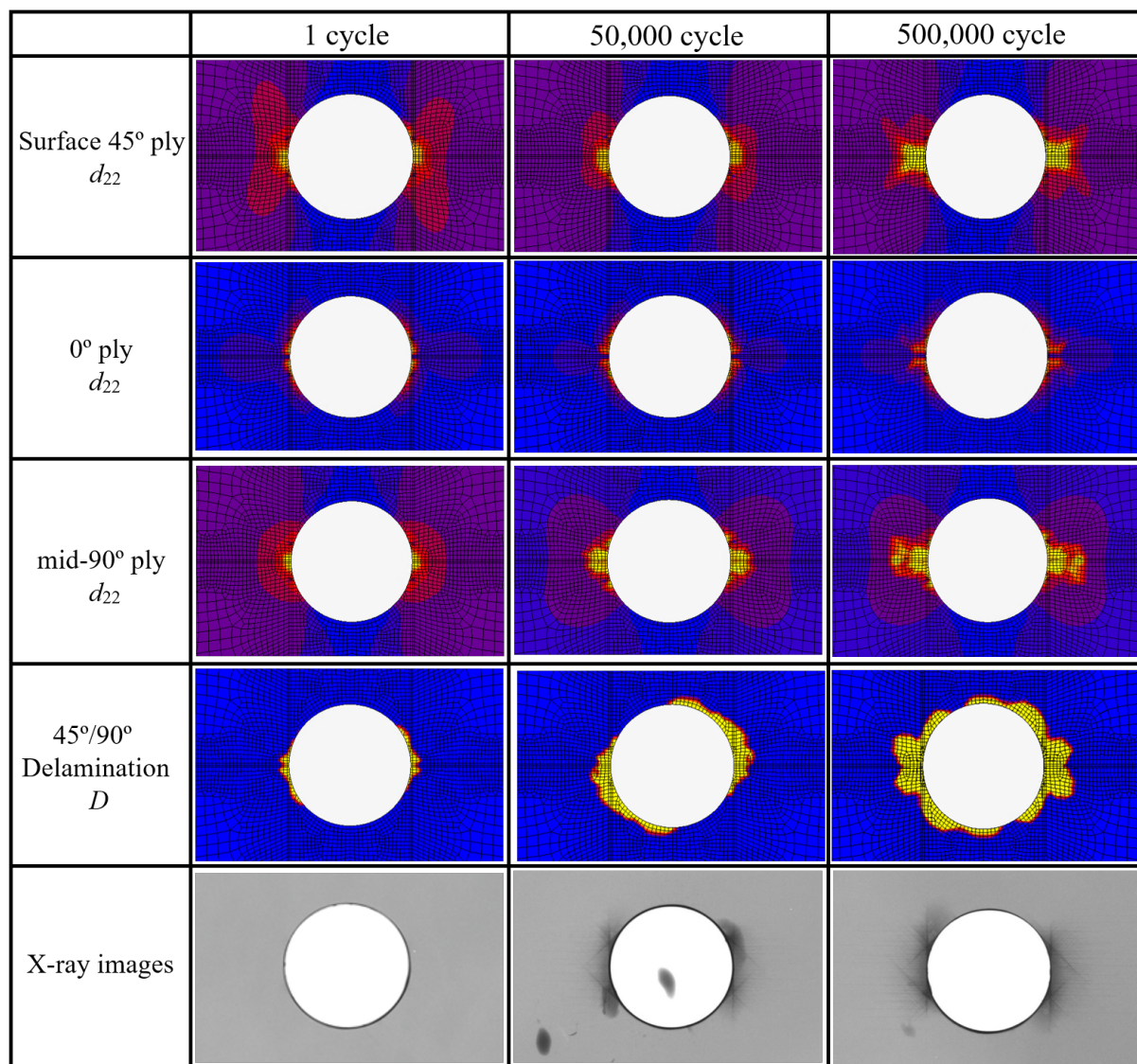


Fig. 6.11 Damage distribution of Type QI-1 at 1, 50,000, and 500,000 cycles from the simulation with 80% condition.

損傷進展予測：層厚 0.2 mm の場合

層厚 0.2 mm での疲労解析から得られた損傷分布を Fig. 6.12 と Fig. 6.13 に示す．それぞれの図において，表面 45 度層，0 度層，中央 90 度層の横方向損傷 d_{22} ，45°/0° 層間の損傷 D の分布について，1，50,000，500,000 サイクル目での結果を，第 5 章で得られた X 線画像と合わせて示している．

Fig. 6.12 に応力レベル 50%での結果について述べる．層厚 0.2 mm の場合は，薄層の場合と比べて，1 サイクル目から，実験でも確認されたように，円孔部に 0 度層スプリッティングと 90 度層き裂が発生した．50,000 サイクル目で各層のき裂が大幅に進展していることが確認できる．実験で取得した X 線画像と比較しても，表面 45 度層のき裂や 0 度層スプリッティングなどの特徴的な疲労き裂進展を捉えることが可能であることを示している．また，各層の損傷は 50,000 サイクルから 500,000 サイクルではほとんど進展しておらず，50,000 サイクルまでにき裂は大きく進展し，以降に進展しない様子は実験結果と一致している．ただし，500,000 サイクルでのき裂進展長さは実験結果より過小評価になっている．これは，き裂等の損傷を連続体モデルで取り扱っているため，き裂先端の応力集中が捉えることができないことが要因であると考えられる．

続いて，Fig. 6.13 に応力レベル 80%での結果について述べる．応力レベル 80%では，1 サイクル時点で，表面 45 度層，0 度層や 90 度層のき裂による損傷が発生した．50,000 サイクルでは，表面 45 度層と中央 90 度層の損傷領域が大幅に拡大した．特に 90 度層については，横方向応力が低くなる円孔の上下の部分以外には，損傷が渡っており，90 度層の全面にわたってき裂が生じている状態が予測されている．0 度層の損傷はき裂発生により損傷量は増加しているが，スプリッティング進展は円孔周辺に留まっていおり，実験で確認されたような円孔を大幅に超えた進展とはならなかった．500,000 サイクルでは，表面 45 度層と中央 90 度層の損傷は，50,000 サイクルで損傷が飽和していたため，それ以上損傷進展することはなかった．0 度層の損傷については，50,000 サイクルの結果と比べて，スプリッティングは進展しなかった．応力レベル 80%での疲労解析結果を 50%のものと比較すると，各層の損傷は，それぞれのサイクルで 80%の方が損傷が進んでおり，応力レベルが高いほど，疲労損傷がより進展する結果が得られている．一方で実験では，第 5 章で確認されたように，100,000 サイクル時点でき裂や層間剥離を含む損傷は試験片全体に及んでいた．特に 0 度層スプリッティングは，100,000 サイクル時点で，試験片のタブ部

分まで到達していたが、これを本疲労解析で捉えることができなかった。0度層スプリッティングの疲労進展の予測については、応力レベル 50%と同様に、き裂先端の応力集中が捉えることができないため、スプリッティングが Fig. 5.7 に示した以上に進展しなかったと考えられる。試験片全体に渡る疲労損傷進展を捉えることができなかったことが、応力レベル 80%での剛性低下挙動の予測が実験結果と大きく乖離する要因だったことが分かる。

以上で得られた解析結果から、本章で実施した有孔 CFRP 積層板の疲労損傷進展解析について総括する。まず、剛性低下挙動の予測については、試験全体に及ぶ疲労き裂進展が起こる場合（層厚 0.2 mm・応力レベル 80%の場合）を除くと、100,000 サイクルまでの急激な剛性低下や以降のなだらかな剛性低下の予測が可能であることを示した。一方で、層厚 0.2 mm、応力レベル 70%以上の条件での内部損傷観察で見られたような大規模な疲労き裂進展に伴う大幅な剛性低下挙動は予測できず、実験結果と大幅な乖離が見られた。また、内部損傷進展の予測については、層厚 0.2 mm・応力レベル 50%の場合では、表面 45 度層のき裂や 0 度層スプリッティング発生による損傷を捉えることができていた。薄層の場合は、表面 45 度層や 90 度層の密に多数発生するき裂による損傷の進展を捉えることはできた一方で、0 度層スプリッティングはき裂発生からほとんど進展しない結果となった。本疲労解析モデルは、層内損傷を連続体損傷力学モデルで取り扱っているため、き裂先端の応力集中が捉えることができないこと、さらには薄層の場合にエネルギー解放率が過小に評価されることから、疲労き裂進展長さを正確に予測することが困難であることが明らかになった。また、層間剥離の疲労進展についても、層内き裂に沿った剥離進展まで数値解析上で再現することはできなかった。これは第2章でも述べたように、本損傷解析モデルでは、層ごとにモデル化を行っているためであり、層内き裂に沿った剥離進展を正確に捉えることが困難であった。

本疲労解析で予測ができなかった大規模なスプリッティングの疲労進展や層内き裂に沿った剥離進展も捉えた上で、結合力要素によるモデル化が難しい多数分散したき裂の損傷進展を予測するためには、円孔に接する主要なき裂のみに対しては結合力要素による疲労き裂進展モデル [51–58] を適用し、その他の密に多数分散したき裂に対して本疲労モデルを適用するような、両者の疲労モデルを組み合わせるような手法が考えられる。

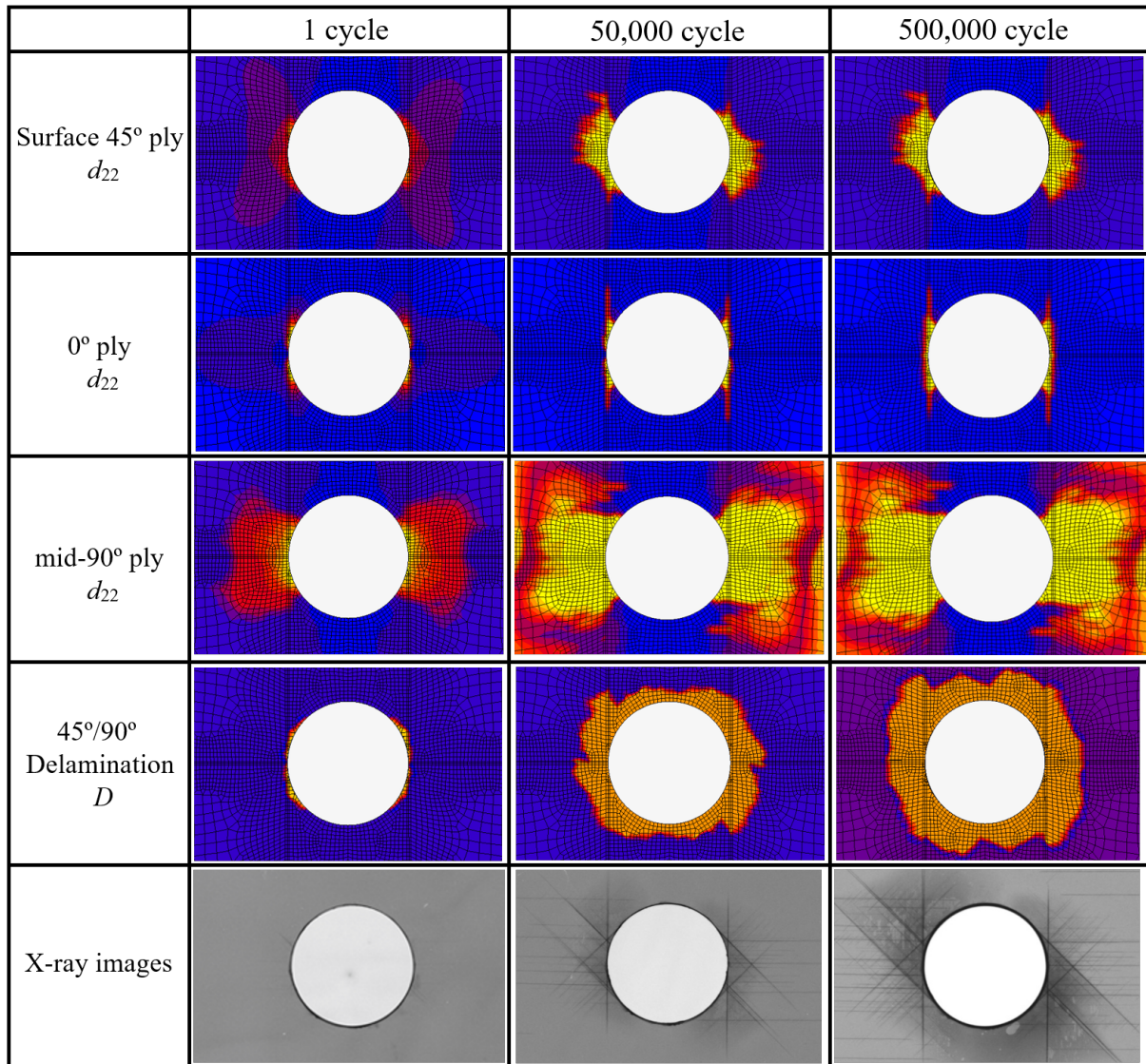


Fig. 6.12 Damage distribution of Type QI-4 at 1, 50,000, and 500,000 cycles from the simulation with 50% condition.

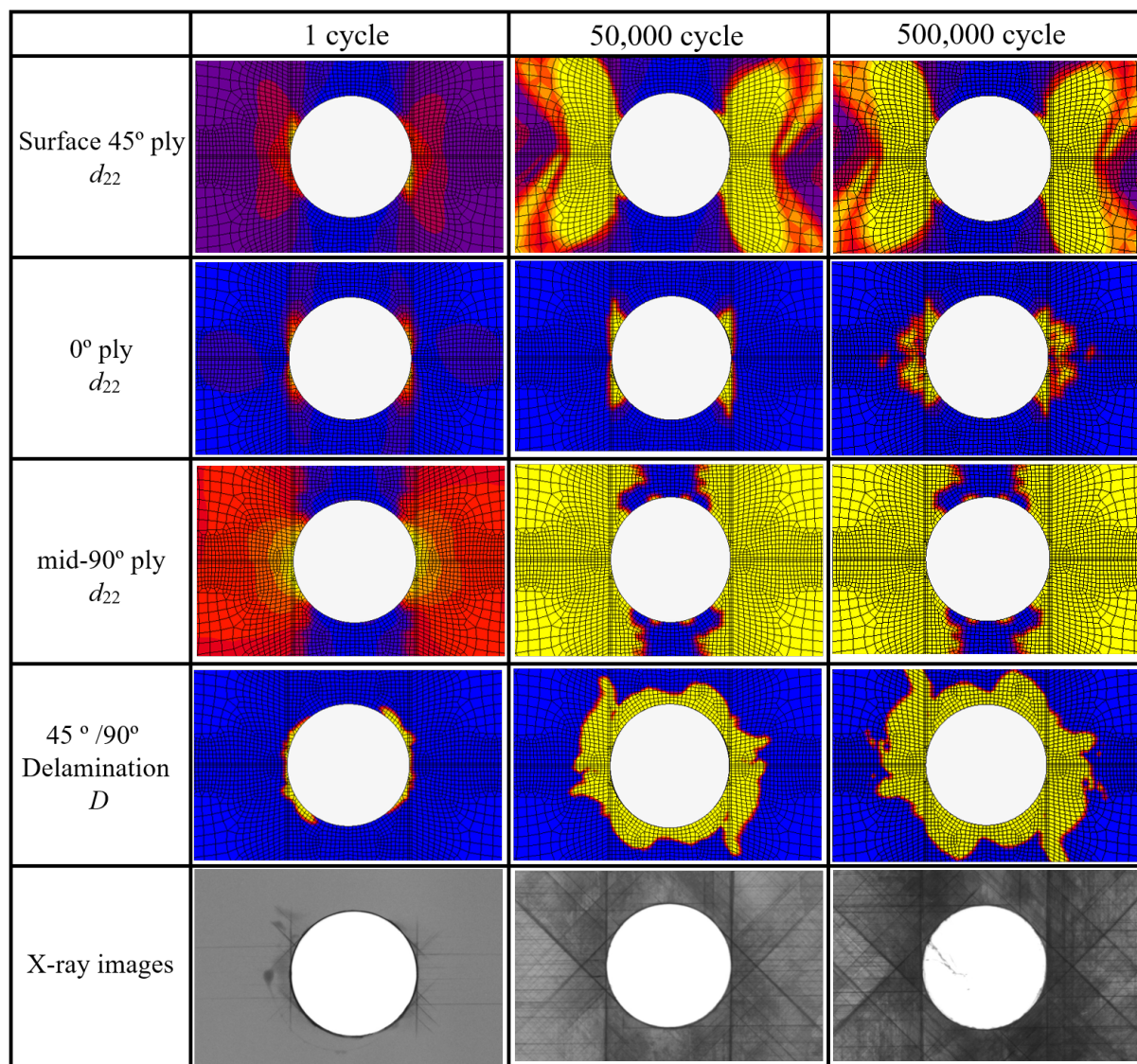


Fig. 6.13 Damage distribution of Type QI-4 at 1, 50,000, and 500,000 cycles from the simulation with 80% condition.

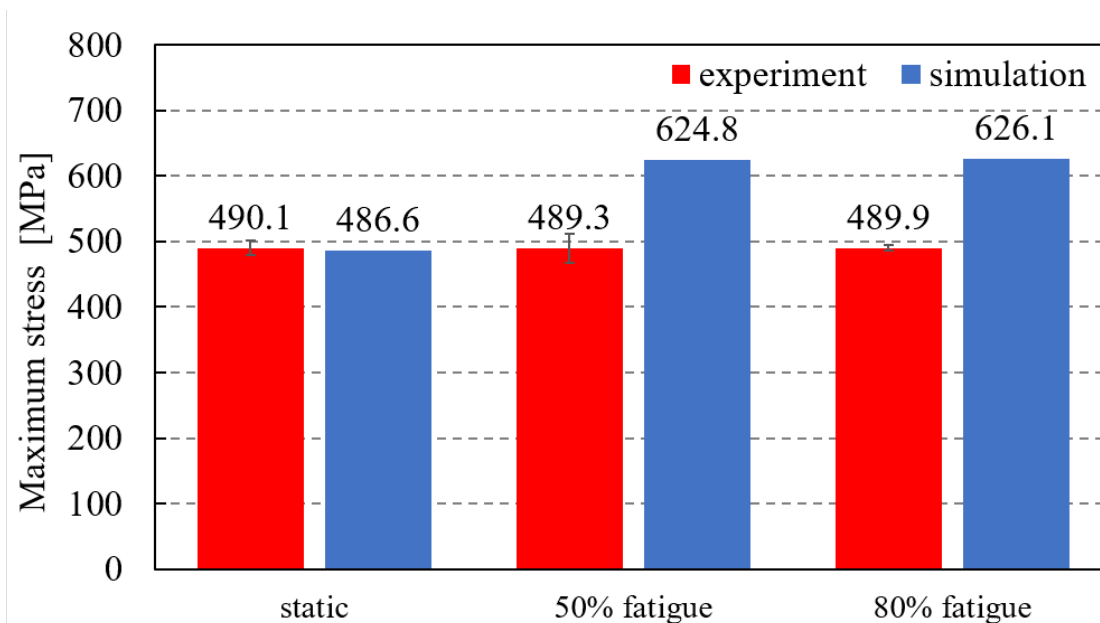
6.3.3 OHT 疲労後残留強度予測

第5章でも実施した OHT 試験片の疲労後残留強度について、数値解析的にも評価する。500,000 サイクル時点のすべての損傷変数 d_{ij} , D , き裂密度 ρ を引張解析の初期値として入力する。熱解析時には、損傷変数はゼロとして熱残留応力を考慮する。第4章での損傷解析と同様に、一端を全自由度固定し、他端に変位増分を荷重ピークに達するまで与える。

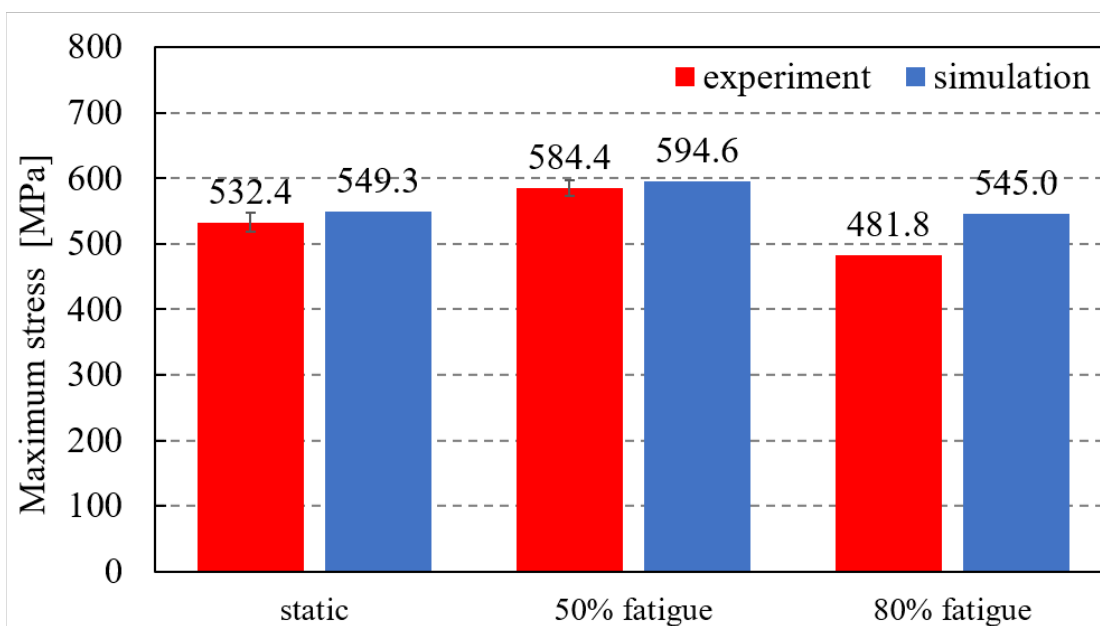
疲労解析後の損傷進展解析から得られた強度値を、第4章で示した静的損傷解析結果と第5章で示した実験結果と合わせて、Fig. 6.14 示す。また、疲労解析後の損傷進展解析から得られた最終破壊時の損傷分布を Fig. 6.15, Fig. 6.16 に示す。

まず、Fig. 6.14 (a) に示す層厚 0.05 mm の残留強度の予測については、数値解析による残留強度評価では、実験結果とは異なり、静的損傷解析で得られた強度値より大幅に残留強度が上昇する結果となった。前節の疲労解析での損傷分布結果が示すように、層内損傷はほとんど進展しておらず、破壊の起点となる 0 度層の応力集中の緩和にほとんど寄与しなかったと推察される。よって、疲労解析においては、層間剥離が実験よりも大きく進展し、その結果応力緩和に寄与したため、残留強度が過大評価となった可能性がある。

続いて、Fig. 6.14 (b) に示す層厚 0.2 mm での残留強度予測は、疲労解析でも損傷分布を捉えることができていた応力レベル 50% では、実験結果と良い一致を示した。残留強度が実験値と良い一致を示したことから、層間剥離の疲労進展については疲労解析で概ね捉えることができていたと推察される。応力レベル 50% での残留強度予測では、静的損傷解析結果より上昇しており、疲労損傷による円孔の応力集中緩和とそれによる強度上昇が数値解析上でも捉えられることが示唆された。一方で、応力レベル 80% では、疲労解析時に試験片全体に渡る損傷を予測できていなかったため、実験結果より過大評価となった。特に第5章で確認されたように、0 度層には円孔から伸びるスプリッティング以外にも多数の縦き裂が発生しており、0 度層の繊維方向引張強度が大きく低下していたと考えられる。本残留強度解析においては、静的損傷解析で用いた繊維方向引張強度を使用しており、より精度の高い残留強度評価とするためには、疲労負荷による強度低下モデルを適用する必要があるが、今後の課題としたい。



(a)



(b)

Fig. 6.14 Comparison of residual strength after fatigue of (a) Type QI-1 and (b) Type QI-4.

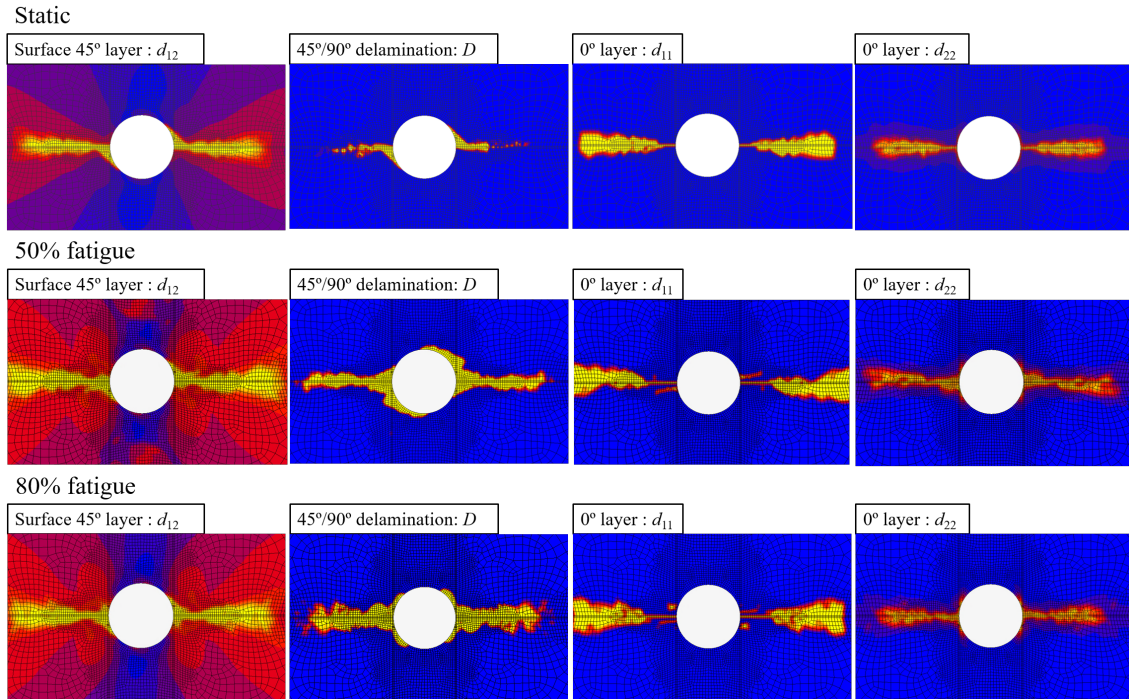


Fig. 6.15 Damage distribution of Type QI-1 at failure: Static, 50% fatigue, 80% fatigue.

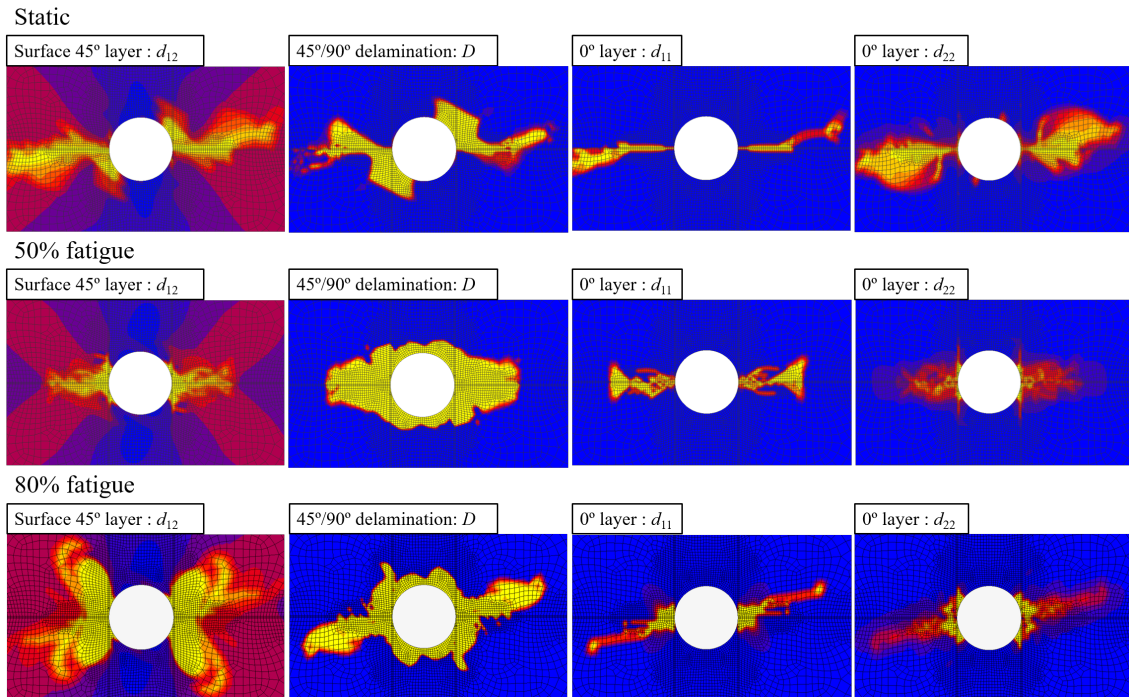


Fig. 6.16 Damage distribution of Type QI-4 at failure: Static, 50% fatigue, 80% fatigue.

6.4 第6章のまとめ

本章では、層厚が疲労損傷進展に与える影響を考慮した疲労損傷モデルを構築し、数値解析的に有孔 CFRP 積層板の疲労損傷進展を評価した。疲労損傷モデルでは、横方向損傷とせん断方向損傷の疲労進展に対して、き裂密度の増加率を定式化することでモデル化した。疲労解析では、高サイクル疲労解析における計算コスト増大の問題を回避するために、サイクルジャンプ手法を採用し、提案した疲労損傷モデルと有限要素解析を組み合わせた解析手法を提示した。

構築した疲労解析モデルにより、異なる2種類の層厚を有する CFRP 積層板を対象に、2つの応力レベルで疲労解析を実施した。疲労解析の結果、応力レベルが低い場合には、剛性低下挙動を良い精度で予測できており、2種類の層厚における両者の特徴的な疲労損傷進展を捉えることができ、本疲労解析モデルの有用性を示すことができた。一方で、層厚 0.2 mm の場合、応力レベル 80% の場合に、試験片全体に及ぶき裂の発生は再現することができなかった。連続体損傷力学に基づく本疲労モデルでは、き裂先端の応力集中が捉えることが難しく、薄層の場合にエネルギー解放率が過小評価となるため、疲労き裂進展長さを正確に予測することが困難であることが分かった。

最後に、第5章でも実施した疲労後残留強度評価について、本疲労解析手法により数値解析的に評価を試みた。最大サイクル時点で疲労解析において損傷分布を追うことが出来ていた層厚 0.2 mm ・ 応力レベル 50% の場合には、残留強度の予測も実験結果と良い精度で一致しており、本疲労解析手法により残留強度予測も可能であることを示した。

第7章 結論

7.1 本研究の成果

本研究では、薄層 CFRP を活用した高自由度複合材構造設計の実現に向けて、層厚効果を考慮したメゾスケール静的・疲労損傷解析手法の確立に取り組んだ。本論文では、複合材積層板中の層内損傷には連続体損傷力学モデルを、層間剥離には結合力モデルを適用し、それぞれの静的・疲労荷重下における損傷進展モデルを構築した。まず、静的損傷進展モデルの構築に向けて、薄層プリプレグを用いた層厚の異なる様々な積層板を対象に準静的引張負荷・除荷試験を行い、損傷進展を実験的に評価した。静的損傷進展モデルには、拡散損傷と離散損傷を組み合わせたモデルを定式化し、層厚効果を考慮した上で層厚の異なる積層板の応力ひずみ応答や静的強度予測が可能であることを示した。また、様々な層厚・0度層比率の有孔 CFRP 積層板において、引張破壊試験や内部損傷観察を行い、それぞれの層厚・0度層比率における静的損傷進展特性・静的強度特性について実験的に評価した。有孔 CFRP 積層板に対しても、静的損傷進展モデルを用いて解析を行い、様々な層厚における有孔引張強度の予測が可能であることを示した。さらに、疲労荷重下における有孔試験片の損傷進展についても、層厚の異なる積層板を用いて疲労試験を行い、層厚による疲労損傷進展への影響を実験的に評価した。最後に、層厚の影響を考慮した疲労損傷進展モデルを提案し、有孔 CFRP 積層板の疲労損傷進展を数値解析的に評価した。層厚の異なる2種類の積層板における特徴的な疲労損傷進展を捉えることが可能であることを示した。各章で得られた知見と研究成果について以下にまとめる。

第2章では、層厚効果を考慮した CFRP 積層板のメゾスケール静的損傷解析手法の構築に向けて、静的荷重下の損傷進展に対する層厚の影響を実験的に評価し、拡散・離散損傷を考慮した損傷力学モデルを提案した。静的損傷解析モデルの構築に向けて、異なる3種類の層厚を有する積層板を対象に負荷・除荷試験を行い、連続体損傷力学に基づく損傷進展の定量的評価を行った。負荷・除荷試験での損傷観察及び応力ひずみ線図から得られた

損傷進展曲線から、トランスバースクラックや層間剥離のような離散損傷は層厚依存性があり、樹脂のマイクロクラックや繊維/樹脂間の界面剥離を含む拡散損傷は層厚依存性がないことを実験的に示した。得られた実験結果を基に定式化した損傷進展モデルについて、有限要素法と組み合わせた損傷進展解析を実施し、妥当性検証を行った。層厚の異なる積層板において応力ひずみ挙動・強度予測が可能であり、層厚による損傷進展の差異を予測できることを示した。

第3章では、有孔CFRP積層板の静的強度・破壊モード・損傷進展に層厚・0度層比率が与える影響について実験的に評価した。層厚・0度比率の異なる6種類のCFRP積層板を用いて有孔引張破壊試験を実施し、軟X線透過探傷により破壊までの内部損傷進展の観察を行った。強度試験と内部損傷観察から、薄層による円孔でのき裂・層間剥離抑制効果が円孔の応力集中緩和に繋がらず、層厚を薄くした場合には強度が低下することを確認した。また、0度層比率を高くした場合、強度は高くなるが損傷・破壊モードは0度層スプリッティングが支配的になっていき、破壊モードが大きく変化することを明らかにした。さらに、有孔試験片はボルト等のファスナーを施した状態で構造体を使用されることを想定し、ファスナー拘束を適用したFHT試験片についても同様に、層厚・0度層比率の影響について調査した。内部損傷観察でのOHT試験片との比較や応力解析の結果から、ファスナー拘束には損傷抑制効果や破壊遅延による強度向上効果があることを示した。

第4章では、第2章で提案した静的損傷進展モデルを用いて、第3章で示した6種類のCFRP積層板のOHT・FHT損傷進展解析を実施した。まず、本論文で示す静的損傷モデルが、応力集中の発生する有孔CFRP積層板に対しても、層厚による損傷進展への影響を考慮した上で、静的破壊強度や内部損傷進展が数値解析的に評価可能か検証を行った。検証解析の結果から、層厚の異なる2種類の擬似等方性積層板では、高精度な静的強度予測が可能で、層厚による破壊モードの違いも再現できることを示した。他の種類の積層板についてもOHT・FHT損傷解析を行い、静的強度・損傷進展予測を試みた。解析結果から、高0度層比率の積層板では、0度層スプリッティング進展が過小評価されたことで、静的強度も実験と比して大幅に過小評価となったが、その他の積層板では、OHT・FHTともに静的強度・損傷進展を高精度に予測することができ、本損傷進展モデルの有用性を示した。また、OHT・FHT解析結果の比較から、試験片とボルトの接触及びワッシャの摩擦により、最終破壊の起点となる0度層の繊維破断が抑制されることで、FHT試験片で静的強度が上昇することを明らかにした。

第5章では、層厚の異なる2種類の有孔CFRP積層板を対象に疲労試験を行い、円孔部から発生する疲労損傷進展に対する層厚の影響について実験的に評価した。複数の応力レベルでの疲労試験により、剛性低下量の評価と内部損傷観察を行い、疲労き裂・層間剥離進展を比較した。薄層の場合は、どの応力レベルでも50,000サイクル程度までに内部でき裂と層間剥離が発生・進展しており、それらの損傷による剛性低下が確認された。応力レベルが上がることで疲労損傷進展の程度は増加したが、剛性低下に大きく寄与するものではなかった。厚層の場合は、ある応力レベル以上では、試験片全体に渡るき裂・層間剥離が発生・進展した。特に0度層スプリッティングは試験片タブ部まで到達し、それに伴う大幅な剛性低下が確認された。さらに、疲労試験で破断しなかった試験片を対象に、疲労後の残留強度を評価した。薄層の場合は、疲労後残留強度は静的強度と同程度で破壊モードも変わることはなく、円孔に発生した疲労損傷が応力集中の緩和にほとんど寄与しなかった。厚層では、疲労後にき裂・剥離が円孔周辺で留まっていたものは、疲労後残留強度は上昇し、円孔の疲労損傷が応力緩和に寄与したことが明らかになった。一方で、疲労後に試験片全体に損傷が渡っていたものは、0度層にも多数の縦き裂が発生しており、残留強度が低下した。OHT疲労試験と残留強度評価試験から、薄層では、高応力レベルで高サイクル疲労後においても残留強度が保たれ、疲労損傷進特性と残留強度特性における薄層材の優位性が示唆された。

第6章では、第2章で提案した静的損傷進展モデルに基づいて、層厚による疲労損傷進展への影響を考慮した疲労損傷進展モデルを提案した。横方向損傷とせん断方向損傷に対して、き裂密度の増加率を定式化することで疲労損傷進展をモデル化した。提案手法により、OHT疲労解析を実施し、円孔周辺に発生する疲労損傷進展を数値解析的に評価した。第5章で確認された試験片全体に及ぶ損傷進展は再現することができず、連続体損傷力学に基づく本モデルでは、き裂先端の応力集中が捉えることが難しく、疲労き裂進展長さの予測精度に課題が見つかった。一方で、低応力レベル条件では、層厚による疲労損傷進展の差異を捉えられ、疲労荷重による剛性低下も良い精度で予測することができ、本疲労解析モデルの有用性を示した。最後に、疲労解析で得られた最大サイクルでの損傷分布を入力とした静的損傷解析を実施し、第5章で実験的に評価した疲労後残留強度の予測を試みた。OHT疲労解析において、損傷分布を精度よく予測できていたものについては、残留強度評価解析でも実験結果と良い一致を示し、本解析モデルで疲労後残留強度予測も可能であることを示した。

7.2 今後の課題と展望

本論文では一貫して、複合材積層板に発生する層内損傷を連続体損傷力学モデルにより、層間損傷を結合力モデルで取り扱い、それぞれのモデルで静的・疲労損傷進展則を定式化し、静的・疲労損傷進展解析を行った。第2, 4, 6章での各静的・疲労損傷解析から、本モデルの課題が浮き彫りになった。まず、無孔引張試験片の静的損傷解析では、異なる層厚を有する積層板において強度予測ができたが、層内き裂を起因とする層間剥離の発生・進展を捉えることができなかった。また、応力集中により損傷が局所的に進展する有孔引張試験片での静的損傷解析では、円孔で破壊する積層板では、強度や損傷進展を精度よく予測できていたが、大規模に進展する0度層スプリッティング等は予測できなかった。有孔引張試験片での疲労損傷解析においても、試験片全体に渡るき裂進展は再現することができず、剛性低下を著しく過小評価する結果となった。本解析モデルでは層内損傷を連続体モデルで取り扱っているため、き裂先端の応力集中が捉えることが難しく、大規模なき裂進展を正確に捉えられない。層内き裂に起因する層間剥離進展や大規模なき裂進展を捉えるためには、層内き裂に対しても結合力要素によりモデル化する手法が有効であるが、第5章で見られたような薄層材における密に多数発生する全てのき裂を、結合力要素のみでモデル化するのは非常に困難となる。そこで、本解析モデルで取り扱えなかった大規模なスプリッティング進展や層内き裂に沿った剥離進展も捉えた上で、多数分散したき裂を考慮するには、主要な層内き裂に対してにのみ、結合力要素に基づく疲労き裂進展モデル [51–58] を適用し、その他の層内損傷に対して本モデルを適用するなど、両者を組み合わせるような手法が考えられる。また、繊維方向損傷の疲労モデルには剛性低下のみをモデル化していたが、疲労荷重による繊維方向引張強度の低下モデルなどの導入も、疲労後残留強度の数値解析的評価の精度向上には不可欠であると考えられる。

また、本論文では薄層材を用いた積層板において静的強度特性、静的・疲労損傷観察、疲労後残留強度特性について詳細な調査を行い、内部損傷挙動と強度特性の関連性などの考察を行った。本論文のように様々な層厚や積層構成での損傷進展・破壊に関する実験結果を示せたことは、複合材の複雑な破壊メカニズムの解明に一定の貢献ができたと言える。これらの実験結果も今後の損傷解析技術の向上に役立てられることを望むものである。

付 録 A FHT 強度における挿入ピン物性 と面圧の影響の数値解析的検討

本項では、第 4 章で実施した FHT 強度予測における挿入ピン物性（ボルトのヤング率）とワッシャに負荷した面圧の影響を数値解析により検討する．ここでの検討は、層厚 0.2 mm の擬似等方性積層板 $[+45_4/0_4/-45_4/90_4]_{2S}$ （積層タイプ QI-4）を対象に実施する．まず、面外拘束のない FHT 試験片（第 3 章における PIN-FHT 条件）についても静的損傷解析を実施し、強度予測を試みる．使用する OHT 試験片の FEM モデルと材料特性、損傷モデルのパラメータは第 4 章と同じものを使用する．PIN-FHT 条件は、ボルト（ピン）のみモデル化し、試験片とピンとの間に接触条件を課す．ここでのピンの物性はヤング率 200 GPa、ポアソン比 0.3 を用いた．

PIN-FHT 条件での損傷解析から得られた破壊強度を、OHT 条件、FHT 条件での解析結果と合わせて Fig. A.1 に示す．3 条件での損傷解析から得られた破壊強度は、FHT 強度 > PIN-FHT 強度 > OHT 強度となった．この結果は、第 3 章で示した応力解析から得られた、ファスナー拘束の条件を増やすごとに繊維方向応力の最大値が減少する傾向と一致している．損傷解析においてもピンとの接触により 0 度層の繊維破壊が遅れたことで OHT 強度を上回ったと考えられる．以上より PIN-FHT 条件においても、妥当な強度予測が可能であることが確認できる．

ピン物性と面圧を変えた際の強度の推移について検討する．まず、ピン物性の影響は、PIN-FHT 条件での損傷進展解析において、ピンのヤング率を 50, 100, 200 GPa とした時の強度予測結果から評価する．ポアソン比は 0.3 とした．3 種類のピン物性で実施した PIN-FHT 損傷解析から得られた強度を Fig. A.2 に示す．Fig. A.2 に示す通り、ピンのヤング率が高くなるほど、PIN-FHT 強度は低くなる傾向にあることを分かる．続いて、面圧の影響は、FHT 条件での損傷進展解析において、ワッシャに負荷する面圧を 20.9, 41.8, 93.6 MPa とした時の強度予測結果から評価する．ピンとワッシャはヤング率 200 GPa、ポアソン比 0.3 として解析を行った．負荷する面圧を変えて実施した FHT 損傷解析から得

られた強度を Fig. A.3 に示す．図が示すように，面圧を高くするほど，FHT 強度は高くなる傾向となることが確認できる．ただし，第 4 章で用いた面圧 41.8 MPa から 2 倍にしても，強度は微増でほとんど変わらなかった．

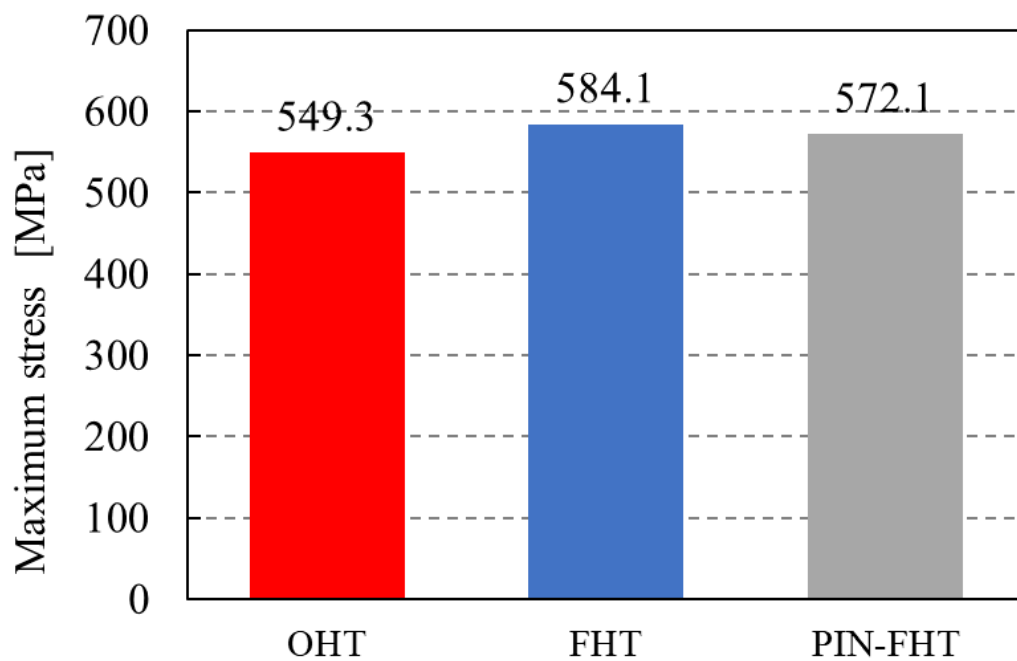


Fig. A.1 Predicted strength obtained from the OHT, FHT, and PIN-FHT simulations.

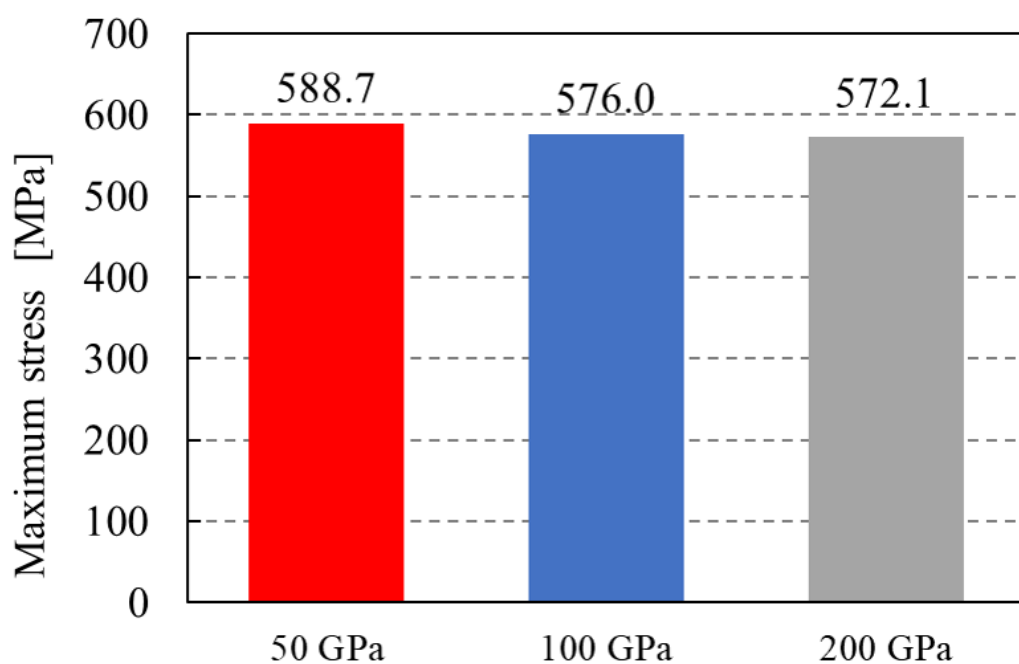


Fig. A.2 Comparison of PIN-FHT strength: $E = 50$ GPa, 100 GPa, 200 GPa.

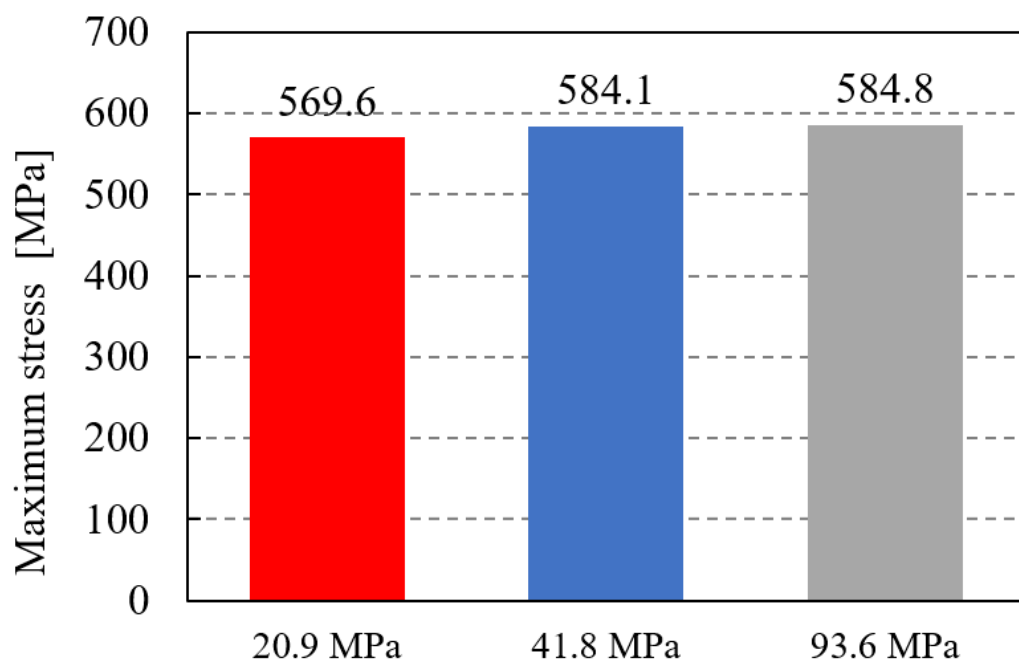


Fig. A.3 Comparison of FHT strength: Surface pressure 20.9 MPa, 41.8 MPa, 93.6 MPa.

参考文献

- [1] Griffiths B. Boeing sets pace for composite usage in large civil aircraft, *High Performance Composites* 5(1) 2005.
- [2] 水素社会に向けた航空機に関する研究会. 水素社会に適応する航空機の検討: 水素社会に向けた航空機に関する研究会報告書. 宇宙航空研究開発機構特別資料, 2016, JAXA-SP-16-006, 1-65.
- [3] Davila CG, Rose CA. Lecture note: Progressive damage analysis of composites, In: *Aircraft Aging and Durability Project*, NASA, Brussels, Belgium, 2007.
- [4] Hallett SR, Green BG, Jiang WG, Wisnom MR. An experimental and numerical investigation into the damage mechanisms in notched composites. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 2009;40:613–24.
- [5] Kawabe K, Tomoda S, Matsuo T. A pneumatic process for spreading reinforcing fiber tow. In: *Proceedings of the 42nd International SAMPE symposium & exhibition*; 1997 May 4–8; Anaheim (CA): SAMPE 1997. p.65–76.
- [6] Sihm S, Kim RY, Kawabe K, Tsai SW. Experimental studies of thin-ply laminated composites. *Composites Science and Technology* 2007;67:996–1008.
- [7] Yokozeki T, Aoki Y, Ogasawara T. Experimental characterization of strength and damage resistance properties of thin-ply carbon/fiber toughened epoxy laminates. *Composite Structures* 2008;82:382–389.
- [8] Yokozeki T, Kuroda A, Yoshimura A, Ogasawara T. Damage characterization in thin-ply composite laminates under out-of-plane transverse loadings. *Composite Structures* 2010;93:49–57.

参考文献

- [9] Fuller JD, Wisnom MR. Pseudo-ductility and damage suppression in thin ply CFRP angle-ply laminates. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 2015;69:64–71.
- [10] Yuan Y, Yao X, Liu B, Yang H, Imtiaz H. Failure modes and strength prediction of thin ply CFRP angle-ply laminates. *Composite Structures* 2017;176:729–735.
- [11] Amacher R, Cugnoni J, Botsis J, Sorensen L, Smith W, Dransfeld C. Thin ply composites: Experimental characterization and modeling of size-effects. *Composites Science and Technology* 2014;101:121–132.
- [12] Arteiro A, Gatalanotti G, Xavier J, Linde P, Camanho PP. A strategy to improve the structural performance of non-crimp fabric thin-ply laminates. *Composite Structures* 2018;188: 438–449.
- [13] Kötter B, Yamada K, Körbelin J, Kawabe K, Nishikawa M, Hojo M, Fiedler B. Steel foil reinforcement for high performance bearing strength in Thin-Ply composites. *Composites Part C: Open Access* 2021;4:100085.
- [14] Fotouhi M, Fuller JD, Longana M, Jalavand M, Wisnom MR. The high strain rate tension behavior of pseudo-ductile high performance thin ply composites. *Composite Structures* 2019;215: 365–376.
- [15] Dvorak GJ, Laws N. Analysis of progressive matrix cracking in composite laminates II. First ply failure. *Journal of Composite Materials* 1987;21: 309–329.
- [16] Camanho PP, Davila CG, Pinho ST, Lorenzo I, Paul R. Prediction of in situ strengths and matrix cracking in composites under transverse tension and in-plane shear. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 2006;37(2):165–176.
- [17] O’ Brien TK. Characterization of delamination onset and growth in a composite laminate. *NASA Technical Memorandum*, 1981.
- [18] Guillaumet G, Turon A, Costa J, Renart J, Linde P, Mayugo JA. Damage occurrence at edges of non-crimp-fabric thin-ply laminates under off-axis uniaxial loading. *Composites Science and Technology* 2014;98:44–50.

- [19] Hajikazemi M, Paepegem WV. A variational model for free-edge interlaminar stress analysis in general symmetric and thin-ply composite laminates. *Composite Structures* 2018;184:443–451.
- [20] Arteiro A, Catalanotti G, Melro AR, Linde P, Camanho PP. Micro-mechanical analysis of the in situ effect in polymer composite laminates. *Composite Structures* 2014;116:827–840.
- [21] Higuchi R, Aoki R, Yokozeki T, Okabe T. Evaluation of the in-situ damage and strength properties of thin-ply CFRP laminates by micro-scale finite element analysis. *Advanced Composite Materials* 2020;29(5):475–493.
- [22] Naderi M, Iyyer N. Micromechanical analysis of damage mechanisms under tension of 0° – 90° thin-ply composite laminates. *Composite Structures* 2020;234:111659.
- [23] Herraiez M, Mora D, Naya F, Lopes CS, Gonzalez C, LLorca J. Transverse cracking of cross-ply laminates: A computational micromechanics perspective. *Composites Science and Technology* 2015;110:196–204.
- [24] Kötter B, Endres J, Körbelin J, Bittner F, Endres HJ, Fiedler B. Fatigue and fatigue after impact behaviour of Thin- and Thick-Ply composites observed by computed tomography. *Composites Part C: Open Access* 2021;5:100139.
- [25] Körbelin J, Goralski P, Kötter B, Bittner F, Endres H-J, Fiedler B. Damage tolerance and notch sensitivity of bio-inspired thin-ply Bouligand structures. *Composites Part C: Open Access* 2021;5:100146.
- [26] Takamoto K, Ogasawara T, Kodama H, Mikami T, Oshima S, Aoki K, et al. Experimental and numerical studies of the open-hole compressive strength of thin-ply CFRP laminates. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 2021;145:106365.
- [27] Huang C, Ju S, He M, Zheng Q, He Y, Xiao J, et al. Identification of failure modes of composite thin-ply laminates containing circular hole under tension by acoustic emission signals. *Composite Structures* 2018;206:70–9.

- [28] Arteiro A, Catalanotti G, Xavier J, Linde P, Camanho PP. Effect of tow thickness on the structural response of aerospace-grade spread-tow fabrics. *Composite Structures* 2017;179:208–23.
- [29] Körbelin J, Kötter B, Voormann H, Brandenburg L, Selz S, Fiedler B. Damage tolerance of few-layer graphene modified CFRP: From thin-to thick-ply laminates. *Composites Science and Technology* 2021;209: 108765.
- [30] Green BG, Wisnom MR, Hallett SR. An experimental investigation into the tensile strength scaling of notched composites. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 2007;38:867–78.
- [31] Wisnom MR, Hallett SR. The role of delamination in strength, failure mechanism and hole size effect in open hole tensile tests on quasi-isotropic laminates. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 2009;40:335–42.
- [32] Erçin GH, Camanho PP, Xavier J, Catalanotti G, Mahdi S, Linde P. Size effects on the tensile and compressive failure of notched composite laminates. *Composite Structures* 2013;96:736–44.
- [33] Suemasu H, Akagi K, Okushi K, Sugimoto S. Failure behavior of notched CFRP laminates subjected to tensile load. *Advanced Composite Materials* 2020;29:259–71.
- [34] Arteiro A, Catalanotti G, Xavier J, Camanho PP. Notched response of non-crimp fabric thin-ply laminates. *Composites Science and Technology* 2013;79:97–114.
- [35] Furtado C, Arteiro A, Catalanotti G, Xavier J, Camanho PP. Selective ply-level hybridisation for improved notched response of composite laminates. *Composite Structures* 2016;145:1–14.
- [36] Lee J, Soutis C. Measuring the notched compressive strength of composite laminates: Specimen size effects. *Composites Science and Technology* 2008;68:2359–66.
- [37] Camanho PP, Maimí P, Dávila CG. Prediction of size effects in notched laminates using continuum damage mechanics. *Composites Science and Technology* 2007;67:2715–27.

- [38] O' Higgins RM, McCarthy MA, McCarthy CT. Comparison of open hole tension characteristics of high strength glass and carbon fibre-reinforced composite materials. *Composites Science and Technology* 2008;68:2770–8.
- [39] Bao H, Liu G. Progressive failure analysis on scaled open-hole tensile composite laminates. *Composite Structures* 2016;150:173–80.
- [40] Su ZC, Tay TE, Ridha M, Chen BY. Progressive damage modeling of open-hole composite laminates under compression. *Composite Structures* 2015;122:507–17.
- [41] Higuchi R, Okabe T, Nagashima T. Numerical simulation of progressive damage and failure in composite laminates using XFEM/CZM coupled approach. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 2017;95:197–207.
- [42] Higuchi R, Warabi S, Yoshimura A, Nagashima T, Yokozeki T, Okabe T. Experimental and numerical study on progressive damage and failure in composite laminates during open-hole compression tests. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 2021;145:106300.
- [43] Bao H, Liu G. Progressive failure analysis on scaled open-hole tensile composite laminates. *Composite Structures* 2016;150:173–80.
- [44] Chen BY, Tay TE, Baiz PM, Pinho ST. Numerical analysis of size effects on open-hole tensile composite laminates. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 2013;47:52–62.
- [45] Higuchi R, Okabe T, Yoshimura A, Tay TE. Progressive failure under high-velocity impact on composite laminates: Experiment and phenomenological mesomodeling. *Engineering Fracture Mechanics* 2017;178:346–361.
- [46] Mahboob Z, Chemisky Y, Meraghni F, Bougherara H. Mesoscale modelling of tensile response and damage evolution in natural fiber reinforced laminates. *Composites Part B: Engineering* 2017;119:168–183.
- [47] Elices M, Guinea GV, Planas J. The cohesive zone model: advantages limitations and challenges. *Engineering Fracture Mechanics* 2002;69:137–163.

- [48] Yashiro S, Okabe T. Numerical prediction of fatigue damage progress in holed CFRP laminates using cohesive elements. *Journal of Solid Mechanics and Materials Engineering* 2009;3:1212-1221.
- [49] Okabe T, Yashiro S. Numerical simulation for predicting fatigue damage progress in notched CFRP laminates by using cohesive elements. *Journal of Solid Mechanics and Materials Engineering* 2009;3:1202-1211.
- [50] Yamaguchi T, Okabe T, Yashiro S. Fatigue simulation for titanium/CFRP hybrid laminates using cohesive elements. *Composites Science and Technology* 2009;69:1968-1973.
- [51] Turon A, Costa J, Camanho P P, Dávila C G. Simulation of delamination in composites under high-cycle fatigue. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 2007;38:2270-2282.
- [52] Nixon-Pearson OJ, Hallett SR, Harper PW, Kawashita LF. Damage development in open-hole composite specimens in fatigue. Part 2: Numerical modelling. *Composite Structures* 2013;106:890-898.
- [53] PW Harper, SR Hallett, A fatigue degradation law for cohesive interface elements development and application to composite materials, *International Journal of Fatigue* 2010;32(11):1774-1787.
- [54] Harper P W, Hallett S R. A fatigue degradation law for cohesive interface elements—development and application to composite materials. *International Journal of Fatigue* 2010;32:1774-1787.
- [55] Landry B, LaPlante G. Modeling delamination growth in composites under fatigue loadings of varying amplitudes. *Composites Part B: Engineering* 2012;43:533-541.
- [56] Kawashita L F, Hallett S R. A crack tip tracking algorithm for cohesive interface element analysis of fatigue delamination propagation in composite materials. *International Journal of Solids and Structures* 2012;49:2898-2913.
- [57] Tao C, Qiu J, Yao W, Ji H. A novel method for fatigue delamination simulation in composite laminates. *Composites Science and Technology* 2016;128:104-115.

- [58] Kaushik V, Ghosh A. Experimental and numerical investigation of Mode-I & Mode-II fatigue crack growth in unidirectional composites using XIGA-CZM approach. *International Journal of Fatigue* 2020;134:105461.
- [59] Kachanov M. Time of the rupture process under creep conditions. *Izvestiya Akademii Nauk SSSR, Otdelenie Tekhnicheskikh Nauk* 1958;8:26-31.
- [60] Kachanov M. Elastic solids with many cracks: a simple method of analysis. *International Journal of Solids and Structures* 1987;23:23-43.
- [61] Ladeveze P, LeDantec E. Damage modelling of the elementary ply for laminated composites. *Composites Science and Technology* 1992;43:257–267.
- [62] Ladeveze P, Lubineau G. On a damage mesomodel for laminates: micro-meso relationships, possibilities and limits. *Composites Science and Technology* 2001;61:2149–2158.
- [63] Ladeveze P, Lubineau G. An enhanced mesomodel for laminates based on micromechanics. *Composites Science and Technology* 2002;62:533–541.
- [64] Allix O, Bahlouli N, Cluzel C, Perret L. Modelling and identification of temperature-dependent mechanical behaviour of the elementary ply in carbon/epoxy laminates. *Composites science and technology* 1996;56:883-888.
- [65] Okabe T, Onodera S, Kumagai Y, Nagumo Y. Continuum damage mechanics modeling of composite laminates including transverse cracks. *International Journal of Damage Mechanics* 2017;27(6):877–895.
- [66] Onodera S, Okabe T. Three-dimensional analytical model for effective elastic constants of transversely isotropic plates with multiple cracks: Application to stiffness reduction and steady-state cracking of composite laminates. *Engineering Fracture Mechanics* 2019;219:106595.
- [67] Onodera S, Okabe T. Analytical model for determining effective stiffness and mechanical behavior of polymer matrix composite laminates using continuum damage mechanics. *International Journal of Damage Mechanics* 2020;29(10):1512–1542.

- [68] Hwang W, Han K S. Cumulative damage models and multi-stress fatigue life prediction. *Journal of Composite Materials* 1986;20:125-153.
- [69] Hwang W, Han K S. Fatigue of composites—fatigue modulus concept and life prediction. *Journal of Composite Materials* 1986;20:154-165.
- [70] Sidoroff F, Subagio B. Fatigue damage modelling of composite materials from bending tests. *Proceedings of 6th International Conference on Composite Materials, London, UK, July 1987.*
- [71] Van Paepegem W, Degrieck J, De Baets P. Finite element approach for modelling fatigue damage in fibre-reinforced composite materials. *Composites Part B: Engineering* 2001;32:575-588.
- [72] Van Paepegem W, Degrieck J. Coupled residual stiffness and strength model for fatigue of fibre-reinforced composite materials. *Composites Science and Technology*, 2002;62:687-696.
- [73] Van Paepegem W, Degrieck J. Experimental set-up for and numerical modelling of bending fatigue experiments on plain woven glass/epoxy composites. *Composite Structures* 2001;51:1-8.
- [74] Van Paepegem W, Degrieck J. A new coupled approach of residual stiffness and strength for fatigue of fibre-reinforced composites. *International Journal of Fatigue* 2002;24:747-762.
- [75] Van Paepegem W, Degrieck J. Fatigue degradation modelling of plain woven glass/epoxy composites. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 2001;32:1433-1441.
- [76] Carrella-Payan D, Magneville B, Hack M, Lequesne C, Naito T, Urushiyama Y, Yamazaki W, Yokozeki T, Van Paepegem W. Implementation of fatigue model for unidirectional laminate based on finite element analysis: theory and practice. *Frattura ed Integrità Strutturale* 2016;10:184-190.

- [77] Aoki R, Higuchi R, Yokozeki T. Fatigue simulation for progressive damage in CFRP laminates using intra-laminar and inter-laminar fatigue damage models. *International Journal of Fatigue* 2021;143:106015.
- [78] ASTM D3039-17. Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials. American Society for Testing and Materials, ASTM international; 2017.
- [79] ASTM D3518-18. In-Plane Shear Response of Polymer Matrix Composite Materials by Tensile Test of a $\pm 45^\circ$ Laminate. American Society for Testing and Materials, ASTM international; 2018.
- [80] ASTM D5528-13. Standard Test Method for Mode I Interlaminar Fracture Toughness of Unidirectional Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composites. American Society for Testing and Materials, ASTM international; 2013.
- [81] ASTM D7905-14. Determination of the Mode II Interlaminar Fracture Toughness of Unidirectional Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composites. American Society for Testing and Materials, ASTM international; 2014.
- [82] JIS K7086. Test methods for interlaminar fracture toughness of carbon fibre reinforced plastics. Tokyo: Japanese Standards Association; 1993.
- [83] Gerrit RT, Kokubo S, Yokozeki T. Identification of damage parameters for intralaminar damage modeling in laminated composites considering transverse stress effects. *Open Journal of Composite Materials* 2017;7(4):185–196.
- [84] Yokozeki T, Ogasawara T, Ishikawa T. Nonlinear behavior and compressive strength of unidirectional and multidirectional carbon fiber composite laminates. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 2006;37:2069–2079.
- [85] Lubineau G, Ladeveze P, Violeau D. Durability of CFRP laminates under thermomechanical loading: A micro-meso damage model. *Composites Science and Technology* 2006;66:983–992.

参考文献

- [86] Llobet J, Maimi P, Essa Y, Martin de la Escalera F. Progressive matrix cracking in carbon/epoxy cross-ply laminates under static and fatigue loading. *International Journal of Fatigue* 2019;119:330–337.
- [87] Onodera S, Nagumo Y, Okabe T. Prediction for progression of transverse cracking in CFRP cross-ply laminates using Monte Carlo method. *Advanced Composite Materials* 2017;26(5):477–491.
- [88] Tada H, Paris PC, Irwin GR. *The stress analysis of cracks handbook*. New York: American Society of Mechanical Engineers; 2000.
- [89] Herakovich CT, Schroedter RD, Gasser A, Guitard L. Damage evolution in $[\pm 45]_S$ laminates with fiber rotation. *Composites Science and Technology* 2000;60:2781–2789.
- [90] MSC Marc Documentation. Volume D: User Subroutines and Special Routines. MSC Software, 2017.
- [91] Harper PW, Hallet SR. Cohesive zone length in numerical simulations of composite delamination. *Engineering Fracture Mechanics* 2008;75(16):4774–4792.
- [92] Simo JC, Hughes TJ. *Computational inelasticity*. Vol.7 Springer Science & Business Media;1998.
- [93] JIS K7094. Test method for open-hole tensile strength of carbon fibre reinforced plastic. Tokyo: Japanese Standards Association; 2012.
- [94] Reifsnider K L, Jamison R. Fracture of fatigue-loaded composite laminates. *International Journal of Fatigue* 1982;4(4):187-197.
- [95] Jamison R, Schulte K, Reifsnider K, Stinchcomb W. Characterization and analysis of damage mechanisms in tension-tension fatigue of graphite/epoxy laminates. In *Effects of Defects in Composite Materials*, ASTM STP 836, 1984:21-55.
- [96] Talreja R. Fatigue of composite materials: damage mechanisms and fatigue-life diagram. *Proceedings of the Royal Society of London, A. Mathematical and Physical Sciences* 1981;378:461-475.

- [97] Spearing S M, Beaumont P W. Fatigue damage mechanics of composite materials. I: Experimental measurement of damage and post-fatigue properties. *Composite Science and Technology* 1992;44:159-168.
- [98] Fujii T, Amijima S, Okubo K. Microscopic fatigue processes in a plain-weave glass-fibre composite. *Composites Science and Technology* 1993;49:327-333.
- [99] Carraro P A, Maragoni L, Quaresimin M. Characterisation and analysis of transverse crack-induced delamination in cross-ply composite laminates under fatigue loadings. *International Journal of Fatigue* 2019;129:105217.
- [100] Hosoi A, Sakuma S, Fujita Y, Kawada H. Prediction of initiation of transverse cracks in cross-ply CFRP laminates under fatigue loading by fatigue properties of unidirectional CFRP in 90° direction. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 2015;68:398–405.

学術論文および学会発表

査読付き論文

1. R. Aoki, R. Higuchi, T. Yokozeki, K. Aoki, S. Uchiyama, T. Ogasawara. “Effects of ply thickness and 0° -layer ratio on failure mechanism of open-hole and filled-hole tensile tests of thin-ply composite laminates” , Composite Structures, 280, 114926, 2022.
2. R. Aoki, R. Higuchi, T. Yokozeki, K. Aoki, S. Uchiyama, T. Ogasawara. “Damage-mechanics mesoscale modeling of composite laminates considering diffuse and discrete ply damages: Effects of ply thickness” , Composite Structures, 277, 114609, 2021.
3. R. Aoki, R. Higuchi, T. Yokozeki. “Fatigue simulation for progressive damage in CFRP laminates using intra-laminar and inter-laminar fatigue damage models” , International Journal of Fatigue, 143, 106015, 2021.

国際会議発表

1. R. Aoki, R. Higuchi, T. Yokozeki. “Numerical Prediction of Stiffness Degradation of Thin-ply CFRP Laminates under Fatigue Loading” , ASC 36th Technical Conference, 2021/9.
2. R. Aoki, R. Higuchi, T. Yokozeki, K. Aoki, S. Uchiyama, T. Ogasawara. “Numerical and Experimental Evaluation of the Effects of Ply Thickness on Progressive Damage in CFRP Laminates” , ASC 35th Technical Conference, 2020/9.
3. R. Aoki, R. Higuchi, T. Yokozeki. “Mesoscale modeling of intra-laminar fatigue damage in composite laminates considering ply thickness” , 44th ICACC, Florida, US, 2020/1.

4. R. Aoki, R. Higuchi, T. Yokozeki. “Numerical model of fatigue damage in composite laminates considering ply thickness effects” , 16th JISSE, Tokyo, Japan, 2019/9.
5. R. Aoki, R. Higuchi, T. Yokozeki. “Numerical study on fatigue progressive damage in composite laminates: Effects of ply thickness” , 5th ICMC, Lisbon, Portugal, 2019/7.

国内会議発表

1. 青木涼馬, 樋口諒, 横関智弘, 青木一行, 内山重和, 小笠原俊夫. “CFRP 積層板 Filled Hole Tension 試験の内部損傷進展に及ぼす層厚・0 度層比率の影響” , 第 63 回構造強度に関する講演会, 2021 年 8 月.
2. 青木涼馬, 樋口諒, 横関智弘, 青木一行, 内山重和, 小笠原俊夫. ” 薄層 CFRP 積層板 Filled Hole 引張試験の損傷進展解析” , 第 26 回計算工学講演会, 2021 年 5 月.
3. 青木涼馬, 樋口諒, 横関智弘, 青木一行, 内山重和, 小笠原俊夫. “薄層 CFRP 積層板の Open Hole・Filled Hole 引張強度と破壊挙動” , 第 12 回日本複合材料会議, 2021 年 3 月.
4. 青木涼馬, 樋口諒, 横関智弘, 青木一行, 内山重和, 小笠原俊夫. “層厚を考慮した薄層 CFRP 積層板のメゾスケール損傷進展解析” , 第 62 回構造強度に関する講演会, 2020 年 8 月.
5. 青木涼馬, 樋口諒, 横関智弘. “層厚の影響を考慮した CFRP 積層板のメゾスケール疲労損傷解析” , 第 11 回日本複合材料会議, 2020 年 3 月.
6. 青木涼馬, 樋口諒, 横関智弘. ” 層厚が CFRP 積層板の層内疲労損傷に与える影響に関する数値解析的検討” , 第 44 回複合材料シンポジウム, 岡山, 2019 年 9 月.
7. 青木涼馬, 樋口諒, 横関智弘. “層内・層間疲労モデルを用いた複合材積層板の損傷シミュレーション” , 第 61 回構造強度に関する講演会, 長野, 2019 年 8 月.
8. 青木涼馬, 内藤正志, 樋口諒, 横関智弘. ” 層内・層間疲労損傷モデルによる CFRP 積層板の剛性低下予測” , 第 24 回計算工学講演会, 埼玉, 2019 年 5 月.

謝辞

本論文を纏めるにあたり、多くの方々にご協力、ご助言を賜り、大変お世話になりました。ここに、深く御礼申し上げます。

指導教員の横関智弘准教授には、学部、修士課程、博士課程と6年間の中で、何不自由のない研究環境をご提供いただき、数多くのご指導、ご鞭撻を賜りました。深く御礼申し上げます。ご多忙の中、研究相談をさせていただいた際には、研究の指針を示していただき、学会での発表練習や論文執筆の指導まで、数多くの研究のご指導をいただきました。さらに、研究者としての道を示していただき、感謝と敬服の念でいっぱいです。ここに心より感謝申し上げます。

青木隆平教授には、連絡会や輪講の場で研究に関する鋭いご指摘、ご助言をいただきました。また宴会の席では、研究者としての意義を教えていただき、研究室での6年間の中で数多くの厳しくも温かいお言葉をいただきました。深く感謝いたします。

樋口諒特任准教授には、数値解析技術の基本から研究の核となる部分について、何度も研究相談をさせていただき、数多くのご助言をいただきました。論文投稿の際には、論文構成や内容の細部、査読対応にいたるまでご指導をいただき、大変感謝しております。

本論文の審査を頂きました青木隆平教授、東京農工大学 工学研究院 小笠原俊夫教授、宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所 後藤健准教授、樋口諒特任准教授には、審査を通して数多くの有意義な御助言を賜りました。ご多忙の中、審査の労を取って頂いた先生方に感謝申し上げます。

また、株式会社 SUBARU の青木一行様、内山重和様には、薄層材を使用した数多くの試験片をご提供いただき、大変感謝申し上げます。また、小笠原俊夫教授には、有孔試験片の試験実施の際に、東京農工大学 小笠原研究室の試験機を借用させていただき、深く感謝いたします。試験のお手伝いを頂いた小笠原研究室の学生の皆様にも感謝申し上げます。

青木・横関研究室の小林やよい技官には、何も知らなかった著者に一から試験機の使用法などの実験手法を教えていただき、数多くの実験の準備までお手伝い頂きました。無事

全ての実験を完遂することができ、感謝の念に堪えません。

青木・横関研究室の学生には、日頃の研究活動の中で、多くのご助言、ご支援を頂きました。博士課程の梶原君、曾根田君とは、勉強会などの場で様々な研究に関する議論を交わし、共に有意義な研究生活を過ごすことができました。2人の研究に対する姿勢も勉強になり、多くの刺激を頂きました。修士課程、学部4年生の皆様にも研究室での生活の中で、他愛ない雑談などで楽しく過ごすことができました。大変ありがとうございました。

本研究は、日本学術振興会特別研究員奨励費（20J13151）の助成を受けて遂行されました。また、本研究の一部は内閣府総合科学技術・イノベーション会議の戦略的イノベーション創造プログラム（SIP）「統合型材料開発システムによるマテリアル革命」の支援を受けました。ここに記して感謝の意を表します。

最後に私事ではありますが、日頃より精神面で支えてくれた両親、祖父母、姉と弟に心から感謝の意を表して、謝辞の結びとさせていただきます。

2022 年

青木 涼馬