

博士論文

CR ステアリング補強層を用いた
CFRP ボルト接合継手の高強度化
(Strengthening of CFRP bolted joints using
C and R steered reinforcing layers)

2020年3月

立命館大学大学院理工学研究科
機械システム専攻 博士課程後期課程

藤井 俊史

立命館大学審査博士論文

CR ステアリング補強層を用いた
CFRP ボルト接合継手の高強度化
(Strengthening of CFRP bolted joints using
C and R steered reinforcing layers)

2020年3月

March 2020

立命館大学大学院理工学研究科

機械システム専攻 博士課程後期課程

Doctoral Program in Advanced Mechanical Engineering and Robotics

Graduate School of Science and Engineering

Ritsumeikan University

藤井 俊史

FUJII Toshifumi

研究指導教員： 日下 貴之 教授

Supervisor： Professor KUSAKA Takayuki

目次

1.1 航空機構造材としての CFRP	1
1.1.1 航空機への CFRP の適用状況	1
1.1.2 CFRP 航空機構造材の成形方法	1
1.1.3 CFRP 航空機構造材の接合方法	3
1.2 CFRP ボルト接合継手	3
1.2.1 CFRP ボルト接合継手の破壊メカニズム	3
1.2.2 CFRP ボルト接合継手の補強方法	4
1.3 本研究の目的と本論文の構成	7
参考文献	7
2. CR 補強層の提案と面圧強度試験	17
2.1 緒言	17
2.2 CR ステアリング補強層の提案	17
2.3 試験方法	18
2.4 面圧強度試験結果($e/d=3$)	20
2.4.1 面圧破壊プロセス	20
2.4.2 内部損傷観察 (初期臨界点近傍)	23
2.4.3 CR 補強効果 (初期臨界点)	26
2.4.4 内部損傷観察 (最大破壊点近傍)	28
2.4.5 CR 補強効果 (最大破壊点)	31
2.5 面圧強度試験結果($e/d=1$)	33
2.5.1 面圧破壊プロセス	33
2.5.2 内部損傷観察 (初期臨界点近傍)	34
2.5.3 CR 補強効果 (初期臨界点)	37

2.5.4 内部損傷観察 (最大破壊点近傍)	38
2.5.5 CR 補強効果 (最大破壊点)	41
2.6 結言	43
参考文献	44
3. 数値解析による CR 補強メカニズムの解明	46
3.1 緒言	46
3.2 数値解析方法	46
3.3 数値解析結果($e/d = 3$)	50
3.3.1 QI 試験片($e/d = 3$)の破壊プロセス	50
3.3.2 QI+C 試験片($e/d = 3$)の破壊プロセス	53
3.3.3 QI+R 試験片($e/d = 3$)の破壊プロセス	55
3.3.4 QI+CR 試験片($e/d = 3$)の破壊プロセス	57
3.3.5 CR 補強効果($e/d = 3$)	60
3.4 数値解析結果($e/d = 1$)	64
3.4.1 QI 試験片($e/d = 1$)の破壊プロセス	64
3.4.2 QI+C 試験片($e/d = 1$)の破壊プロセス	66
3.4.3 QI+R 試験片($e/d = 1$)の破壊プロセス	68
3.4.4 QI+CR 試験片($e/d = 1$)の破壊プロセス	71
3.4.5 CR 補強効果($e/d = 1$)	73
3.5 結言	77
参考文献	78
4. 結論	82
謝辞	87

1. 緒論

1.1 航空機構造材としての CFRP

1.1.1 航空機への CFRP の適用状況

炭素繊維と樹脂（主にエポキシ樹脂）で構成された複合材料である CFRP（Carbon fiber reinforced plastic, 炭素繊維強化プラスチック）は比強度，比剛性に優れるなどの特徴があり，主にスポーツ分野，航空宇宙分野，産業分野において幅広く利用されている^{1,2)}。中でも航空分野について，従来，構造材にはアルミニウム合金をはじめとする金属が主に用いられてきたが，輸送効率の向上や二酸化炭素の排出量の削減のために機体の軽量化が望まれていることから，CFRP をはじめとする複合材料が航空機構造材に適用されるようになった。CFRP の導入期とされる 1970 年代では，航空機に対しては二次構造材のみと限定的な適用であったが，1990 年前後ではエアバスの中型旅客機 A320，ボーイングの中型旅客機 B777 の尾翼などの一次構造材に適用されるようになり，これら航空機の複合材料の重量構成比は 10 %以上となった^{1,4)}。さらに，2000 年代ではエアバスの大型旅客機 A380 の主翼中央翼にも適用され，ボーイングの中型旅客機 B787 の主翼と胴体のすべてに CFRP が採用された。これら航空機の複合材料の重量構成比について，A380 では約 30%，B787 では約 50 %となり，航空機部材に対する複合材料の適用範囲は大幅に増加した^{1,4)}。

1.1.2 CFRP 航空機構造材の成形方法

航空機構造材における CFRP の成形には，主にオートクレーブ成形法が用いられる¹⁻¹⁰⁾。オートクレーブ成形法は，Fig. 1.1 に示すように，シート状に並べた炭素繊維に樹脂を付着し半硬化させた中間基材（プリプレグ）を積層および賦形し，積層の工程で層間に残留した空気を抜くため真空引きを行い，加圧炉（オートクレーブ）で加熱，加圧して樹脂を硬化させる成形法である。しかし，プリプレグの材料費用やオートクレーブの設備費用などが大きく，生産性もあまり優れない。そこで，脱プリプレグおよび脱オートクレーブ成形法として，VaRTM（Vacuum assisted resin transfer molding, 真空含浸成形）法が開発されてい

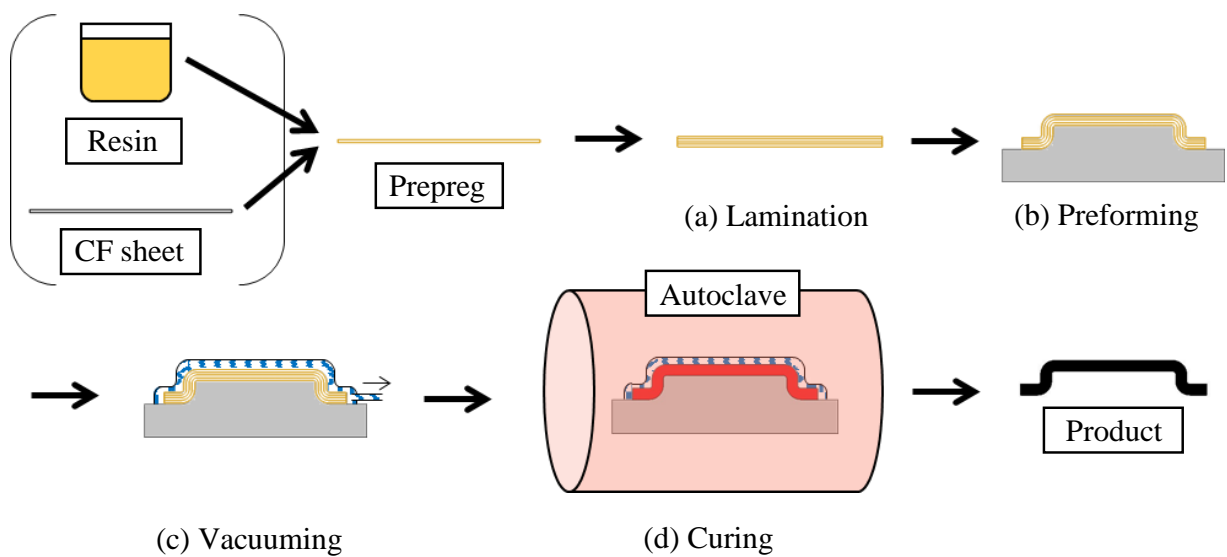


Fig. 1.1 Autoclave molding process

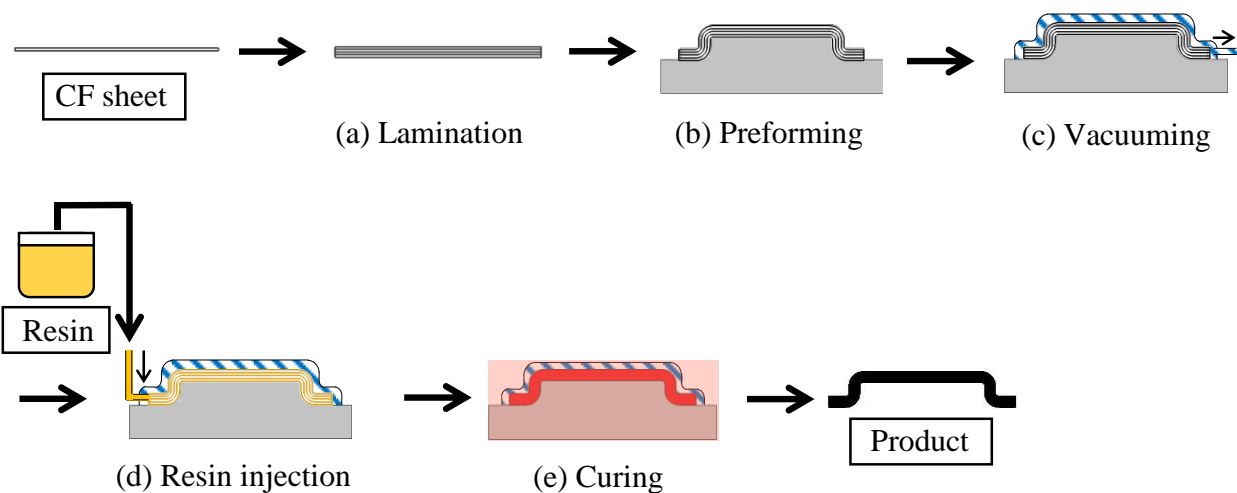


Fig. 1.2 VaRTM process

る¹⁻¹⁰⁾。VaRTM法は、Fig. 1.2に示すように、樹脂が含浸されていない炭素繊維基材を積層および賦形し、真空引きを行った後に樹脂を含浸して硬化させる成形法である。この方法では、プリプレグを必要とせず、オートクレーブのような高コストな設備を必要としないため、オートクレーブ成形法に対して成形の低コスト化、高効率化を実現できる。一般に、VaRTM法による成形品はオートクレーブ成形法に比べ、繊維体積含有率 V_f が低く、十分な力学特性が得られないため、航空機の主構造に用いることは困難とされてきた。しかし、

東レ、三菱重工業は VaRTM 法を改良した A-VaRTM (Advanced VaRTM) 法を共同開発し、この方法によりオートクレーブ成形法と同等の材料特性が得られることも明らかにした^{1,3,5-8)}。また、三菱重工業の小型旅客機である三菱スペースジェットの尾翼には、A-VaRTM 法による CFRP 構造材の適用が図られている^{1,3,5-8)}。

1.1.3 CFRP 航空機構造材の接合方法

CFRP はその成形性を活かし、航空機の主翼や尾翼を構成する部材同士を一体化して成型することで接合箇所を減らすことも可能である¹¹⁻¹³⁾。しかし、最終的に接合は不可避であり、これら接合部の設計、製造技術の重要性も高い。CFRP 構造材における主要な接合方法は、接着剤により構造材の表面同士を接合する接着接合と、リベット、ボルトなどのファスナを用いて接合する機械的接合の 2 種類に大別される^{3,11-14)}。接着接合は、ファスナの突出部のような突起がないため表面の平滑性が保たれることや、接着範囲全体で荷重を伝達するため応力集中が小さいなどの利点がある^{3,11-14)}。しかし、接着接合は信頼性に優れた非破壊検査方法が未だ確立されておらず、航空機製造における寸法公差への要求が厳しいことなどから、一般に一次構造材の接合方法としては採用されていない¹³⁻¹⁴⁾。一方、機械的接合は、信頼性の高い接合方法とされており、メンテナンスにおける分解性に優れるなどの利点がある^{3,11-14)}。中でも、ボルト接合継手は接合部に高負荷が掛かる場合に多く採用される。しかし、ボルト接合のような機械的接合継手の場合、ファスナ局部での荷重伝達となり、ボルト孔周りで応力集中が生じるため、この点も考慮した設計が必要となる¹²⁻¹⁴⁾。

1.2 CFRP ボルト接合継手

1.2.1 CFRP ボルト接合継手の破壊メカニズム

CFRP 積層材のボルト接合継手に関して多くの研究がなされており、破壊メカニズムや補強方法などが明らかになっている^{3,11,13,14-77)}。CFRP ボルト接合継手の主要な破壊モードは、Fig. 1.3(a)に示す面圧破壊モード (Bearing failure mode)、(b)に示すせん断破壊モード

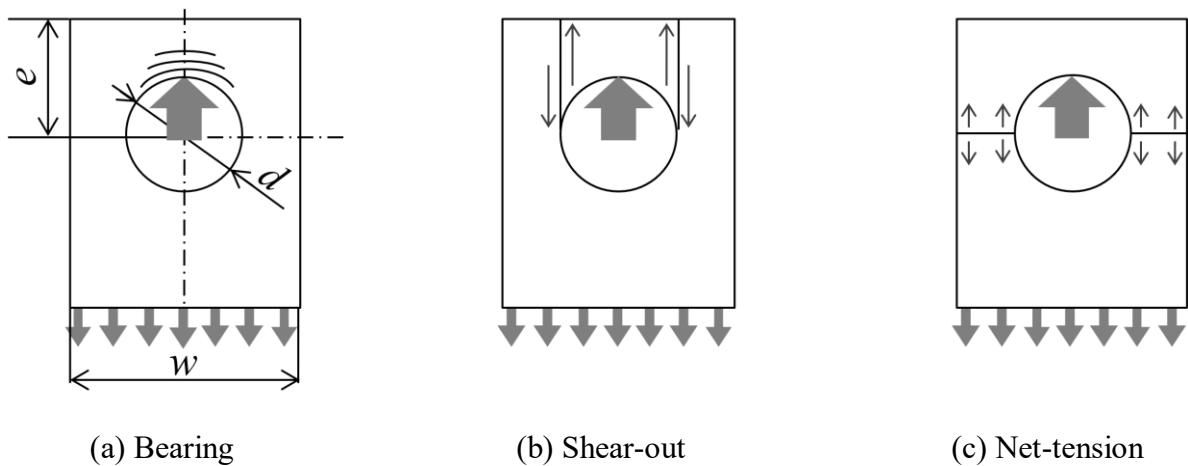


Fig. 1.3 Typical failure modes of mechanically fastening joints

(Shear-out failure mode), (c)に示す引張破壊モード (Net-tension failure mode) とされている^{11,13,18-32}。面圧破壊モードは、 e/d (ボルト孔径 d に対する板縁距離 e の比) と w/d (ボルト孔径 d に対する板幅 w の比) が十分に大きい場合に起こる破壊モードであり、せん断破壊モードは e/d が小さい場合に起こる破壊モード、引張破壊モードは w/d が小さい場合に起こる破壊モードである。面圧破壊モードは、ボルト孔周りで広範囲に荷重分担することによる安定破壊となるが、せん断、引張破壊モードは局所的に応力集中が発生することによる不安定破壊となることから、一般に、CFRP ボルト接合継手はせん断、引張破壊モードを避け、面圧破壊モードで破壊するよう設計される。

1.2.2 CFRP ボルト接合継手の補強方法

一般に、面圧破壊モードに対する十分な強度を得るためには、ボルト孔周りの板厚を増やす必要が生じ、当該領域周辺ではプライドロップが必要となる⁷⁸⁻⁸⁴。プライドロップは、Fig. 1.4 に示すように、厚板部から薄板部にかけて、積層数を徐々に減らしていく方法である。また、このとき生じた繊維間の隙間は樹脂で埋められ、この領域は樹脂ポケット (Resin pocket) と呼ばれる。樹脂ポケットの周辺では応力集中が生じやすくなるため、樹脂ポケットでのき裂発生やこの領域周辺での層間はく離発生といった早期破壊が起こる危険性がある。このような理由から、プライドロップのテーパ角は非常に小さくしなければならず、これに伴い構造材に占めるプライドロップ領域は大きくなるため、構造材全体の高重量化

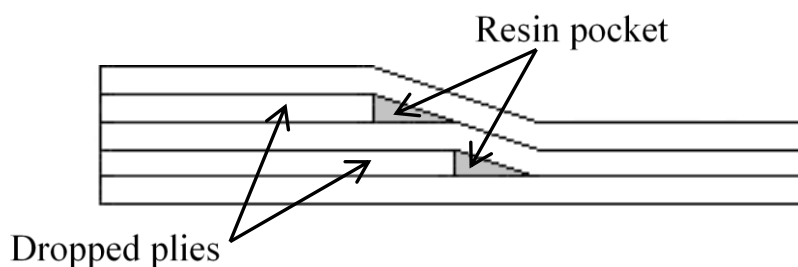


Fig. 1.4 Schematic drawing of ply-drops

は避けられない。以上のようなことから、形状設計とは別の観点からも面圧強度の改善を図ることで、ボルト孔周りの増厚を最小限に抑えることが望ましい。

CFRP ボルト接合継手の補強方法の一つに、薄板状のチタン合金とハイブリッド積層する方法があり、Fink らによって、ボルト接合継手に対する CFRP/チタンハイブリッド積層材の有効性は示されている⁶⁷⁻⁷¹⁾。しかし、チタン合金の比重は CFRP よりも大きいため、ボルト孔周りの増厚を低減できたとしても、構造材の十分な軽量化を図れない場合が考えられる。また、チタン合金も積層することで、VaRTM 法における積層基材への樹脂の含浸性が悪化することも考えられ、CFRP/チタンハイブリッド積層材ではこのような成形は困難と考えられる。このようなことから、CFRP 単独で十分な比強度を得られるようなボルト接合継手の設計が望まれる。

CFRP 積層材は、ボルト接合継手の場合も含め、繊維を一方向に配向したシートを積層することが一般的である。しかし、構造材の形状や応力の発生状況に応じて、繊維を曲げながら配向する繊維ステアリング (Fiber steering) と呼ばれる繊維配向方法も提案されている^{72-77,85-96)}。繊維ステアリングは、主にフィラメントワインディング成形法などにより製造される曲面状 CFRP 構造材の繊維配向方法のことを指すが、構造材の円孔や切り欠き周辺など応力集中部を持つ構造材の一部に繊維ステアリングを適用する場合もある。ボルト接合継手について、例えば Kelly らが繊維ステアリングによるボルト孔周りの最適設計の研究を行っている⁷²⁻⁷⁷⁾。この手法は、遺伝的アルゴリズムを活用し、Fig. 1.5 に示すようなボルト孔周りの最大、最小主応力分布に沿って繊維配向した方法であり、これら繊維ステアリング補強層によって面圧強度が上昇することも実験的に示された。また、このような繊維ステアリング補強層は、せん断、引張破壊モードで壊れるような形状の構造材に対しても

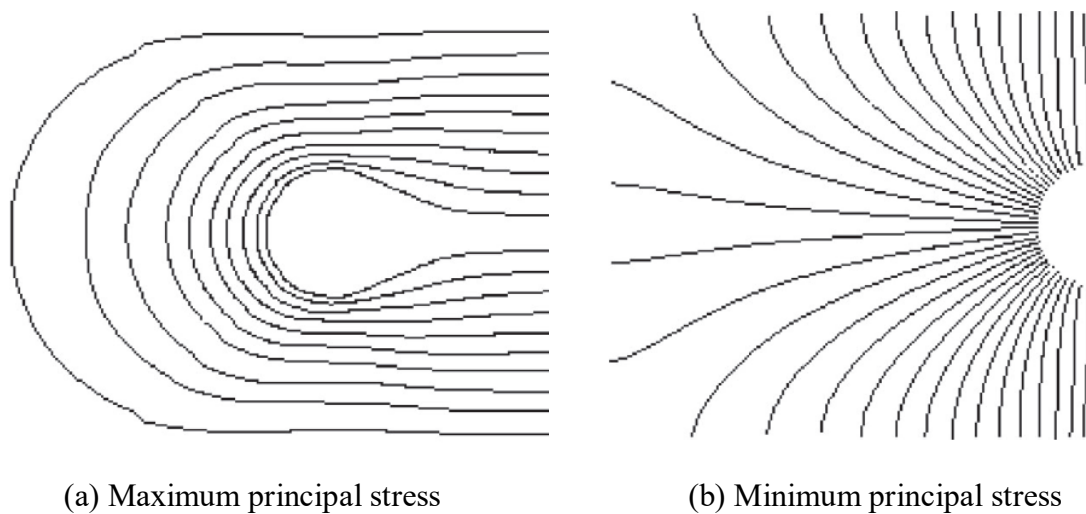


Fig. 1.5 Schematic drawing of fiber steering for bolted joints⁷⁴⁾

破壊プロセスの改善を図ることが期待できる。特に、せん断破壊モードを面圧破壊モードに遷移させることができれば、板厚増加の抑制だけでなく、 e/d を小さくすることによっても構造材重量の低減を図ることが可能となる。しかし、Fig. 1.5 から分かるように、このような繊維ステアリング補強層の繊維体積含有率 V_f は位置に応じて異なる。このような補強層を積層した積層基材の成形において真空引きを行う際、積層基材の位置ごとで等分布荷重による板厚変位に差が生じ、硬化後の成形物にヒケや反りが発生するなどの問題が生じることが考えられる。実際に、この先行研究で用いられた試験片は、このような問題が生じないような特殊な成形方法で作製された。この試験片は、5枚のサテン織りプリプレグを用いており、各プリプレグの片面もしくは両面に繊維ステアリング層を組み込み、これらプリプレグについて、繊維ステアリング層が試験片内部に積層されるようにフィルム接着材で張り合わせ、オートクレーブにて硬化した。このような成形方法は生産性に優れず、一般的な工業製品の製造には適さないと考えられる。また、VaRTM法では樹脂を含浸していない積層基材を真空引きするため、このような問題を回避することは容易ではない。しかし、1.1.2項で述べた通り、A-VaRTM法をはじめとしてVaRTM法の成形技術の改善が進められていることから、将来、CFRP航空構造材の主要な製造方法の一つとして、生産性に優れたVaRTM法が採用される可能性も考えられる。また、繊維ステアリングは構造材の重量の問題を解決することが期待できる方法であることから、VaRTM法でも繊維ステアリング技術を用いた構造材を成形できるようになることが望ましい。

1.3 本研究の目的と本論文の構成

本研究では CFRP ボルト 接合継手に対し, Kelly らのボルト孔周りの主応力分布に基づく最適設計の研究をもとに, 繊維体積含有率 V_f が一様となるような新たな補強層 Circular (C 層), Radial (R 層) を提案し, これら補強層による補強メカニズムを明らかにすることを試みた. なお, 本研究は, 航空機の一次構造材等に用いられるような板厚が 30 mm 程度である実構造材を対象としているが, 本論文では, まず一般的な油圧万能試験機で面圧強度試験が行える条件として, 積層数を実構造材の 1/10 とした薄板状の CFRP 試験片を用い, これに伴い, ボルト締付けトルクも 1/10 とした上で検討を行った.

第 2 章では, C, R 層の概要と面圧強度試験について示す. 面圧強度試験では, 擬似等方積層した試験片を基準とし, これに C および R 層を追加積層した試験片を用意した. また, これらの積層構成に対し, eld の異なる 2 種類の試験を実施し, Fig. 1.3 で示した破壊モードへの影響についても検討した. 各試験片について, 破壊の初期段階および面圧応力が最大となる段階に着目し, それぞれの段階における外観観察および内部損傷観察を行い, C, R 補強層が破壊プロセスに及ぼす影響を明らかにした. また, 各試験片のそれぞれの段階における面圧強度を比較検討した.

第 3 章では, 第 2 章で述べた面圧強度試験を模擬した有限要素法による数値解析について示す. 各試験片について, ボルト面圧により発生するボルト孔周りの応力分布から, 破壊の初期段階における損傷の発生プロセスを明らかにした. また, 各試験片のボルト孔周りの応力分布を比較することで, C, R 層が試験片の各層の応力分布に及ぼす影響を明らかにした. 以上より得られる数値解析結果から, C, R 層の補強メカニズムを明らかにした.

第 4 章では, 第 2, 3 章で得られた結論をまとめる.

参考文献

- 1) 京野哲幸, "炭素繊維複合材料の航空部材への展開", *日本航空宇宙学会誌*, Vol. 54, No. 635, pp. 356-360 (2006)

- 2) 北野彰彦, "航空機の軽量化を支える炭素繊維複合材料", *化学と教育*, Vol. 59, No. 4, pp. 226-229 (2011)
- 3) 東レリサーチセンター, "航空機技術 -安全・環境・材料技術-", *東レリサーチセンター調査研究部* (2014)
- 4) 北條正樹, 小笠原俊夫, "複合材料における高分子の役割と今後の展望", *高分子*, Vol. 57, No. 9, pp. 752-756 (2008)
- 5) 武田文人, 西山茂, 林賢吾, 子守康裕, 須賀康雄, 浅原信雄, "航空機複合材一次構造への VaRTM 適用化研究", *三菱重工技報*, Vol. 42, No. 5, pp. 220-225 (2005)
- 6) 岩堀豊, 永尾陽典, "VaRTM 成形技術の課題と展望", *日本航空宇宙学会誌*, Vol. 57, No. 668, pp. 262-270 (2007)
- 7) 山下満広, 坂川亨, 武田文人, 木俣文雄, 子守康裕, "MRJ 尾翼桁間構造適用に向けた A-VaRTM 技術開発", *三菱重工技報*, Vol. 45, No. 4, pp. 2-5 (2008)
- 8) 少路宏和, "JAXA 航空技術研究と国産旅客機開発 構造材料関連技術", *日本航空宇宙学会誌*, Vol. 57, No. 660, pp. 2-5 (2009)
- 9) 永尾陽典, 岩堀豊, 杉本直, 中村俊哉, 石川隆司, 倉谷泰成, 魚田直希, "VaRTM 成形を用いた JAXA における複合材主翼構造の開発について", *日本航空宇宙学会誌*, Vol. 57, No. 663, pp.91-95 (2009)
- 10) 強化プラスチック協会, "基礎からわかる FRP -繊維強化プラスチックの基礎から実用まで-, *コロナ社* (2016)
- 11) 福田博, 邊吾一, "複合材料の力学序説", *古今書院* (1989)
- 12) 山口泰弘, "複合材料の接合 (その 1) -繊維強化プラスチックの接合-", *溶接学会誌*, Vol. 65, No. 6, pp. 463-468 (1996)
- 13) "複合材と金属の接合技術", *(公財)航空機国際共同開発促進基金 解説概要*, 29-6 (2017)
- 14) 複合構造委員会・FRP と鋼の接合方法に関する調査研究小委員会, "FRP 部材の接合および鋼と FRP の接着接合に関する先端技術", *土木学会論文集 A1 (構造・地震工学)*, Vol. 70, No. 5, pp. II_120-II_133 (2014)
- 15) W.J. Quinn and F.L. Matthews, "The Effect of Stacking Sequence on the Pin-Bearing Strength in

- Glass Fibre Reinforced Plastic", *Journal of Composite Materials*, Vol. 11, No. 2, pp. 139-145 (1977)
- 16) E.W. Godwin and F.L. Matthews, "A review of the strength of joints in fibre-reinforced plastics: Part I. Mechanically fastened joints", *Composites*, Vol. 11, No. 3, pp.155-160 (1980)
- 17) C.M.S Wong and F.L. Matthews, "A Finite Element Analysis of Single and Two-Hole Bolted Joints in Fibre Reinforced Plastic", *Journal of Composite Materials*, Vol. 15, No. 5, pp. 481-490 (1981)
- 18) T.A. Collings, "The strength of bolted joints in multi-directional cfrp laminates", *Composites*, Vol. 8, No. 1, pp. 43-55 (1977)
- 19) L.J. Hart-Smith, "Mechanically-fastened joints for advanced composites - phenomenological considerations and simple analyses", *Fibrous Composites in Structural Design*, Springer, Boston, pp. 543-574 (1980)
- 20) L. J. Hart-Smith, "Design and analysis of bolted and riveted Joints in fibrous composite structures", *Recent Advances in Structural Joints and Repairs for Composite Materials*, Springer, Dordrecht, pp. 211-254 (2003)
- 21) G. Kretsis and F.L. Matthews, "The strength of bolted joints in glass fibre/epoxy laminates", *Composites*, Vol. 16, No. 2, pp. 92-102 (1985)
- 22) P.P. Camanho and F.L. Matthews, "Stress analysis and strength prediction of mechanically fastened joints in FRP a review", *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol. 28, No. 6, pp. 529-547 (1997)
- 23) P.P. Camanho, S. Bowron and F.L. Matthews, "Failure mechanisms in bolted CFRP", *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, Vol. 17, No. 3 pp. 205-233 (1998)
- 24) P.P. Camanho and F.L. Matthews, "A progressive damage model for mechanically fastened joints in composite laminates", *Journal of Composite Materials*, Vol. 33, No. 24, pp. 2248-2280 (1999)
- 25) P.P. Camanho and M. Lambert, "A design methodology for mechanically fastened joints in laminated composite materials", *Composites Science and Technology*, Vol. 66, No. 15, pp.3004-3020 (2006)

- 26) F.K. Chang and K.Y. Chang, "Post-failure analysis of bolted composite joints in tension or shear-out mode failure", *Journal of Composite Materials*, Vol. 21, No. 9, pp. 809-833 (1987)
- 27) K.I. Tserpes, P. Panikos and T.H. Kermanidis, "A three-dimensional progressive damage model for bolted joints in composite laminates subjected to tensile loading", *Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures*, Vol. 24, No. 10, pp. 663-675 (2001)
- 28) F. Sen, M. Pakdil, O. Sayman and S. Benli, "Experimental failure analysis of mechanically fastened joints", *Materials and Design*, Vol. 29, No. 6, pp. 1159-1169 (2008)
- 29) A. Atas and C. Soutis, "Subcritical damage mechanisms of bolted joints in CFRP composite laminates", *Composites Part B: Engineering*, Vol. 54, pp. 20-27 (2013)
- 30) S. Zhou, Z. Wang, J. Zhou and X. Wu, "Experimental and numerical investigation on bolted composite joint made by vacuum assisted resin injection", *Composites Part B: Engineering*, Vol. 45, No. 1, pp. 1620-1628 (2013)
- 31) A.M.G. Coelho and J.T. Mottram, "A review of the behaviour and analysis of bolted connections and joints in pultruded fibre reinforced polymers", *Materials and Design*, Vol. 74, No. 5, pp. 86-107 (2015)
- 32) Y. Xiao and T. Ishikawa, "Bearing strength and failure behavior of bolted composite joints (part I: Experimental investigation)", *Composites Science and Technology*, Vol. 65, No. 7-8, pp. 1022-1031 (2005)
- 33) Y. Xiao and T. Ishikawa, "Bearing strength and failure behavior of bolted composite joints (part II: modeling and simulation)", *Composites Science and Technology*, Vol. 65, No. 7-8, pp. 1032-1043 (2005)
- 34) W.J. Quinn and F.L. Matthews, "The effect of stacking sequence on the sin-bearing strength in glass fibre reinforced plastic", *Journal of Composite Materials*, Vol. 11, No. 2, pp. 139-145 (1977)
- 35) E.W. Godwin and F.L. Matthews, "A review of the strength of joints in fibre-reinforced plastics: Part1. Mechanically fastened joints", *Composites*, Vol. 11, No. 3, pp.155-160 (1980)
- 36) C.M.S Wong and F.L. Matthews, "A finite element analysis of single and two-hole bolted joints

- in fibre reinforced plastic", *Journal of Composite Materials*, Vol. 15, No. 5, pp. 481-490 (1981)
- 37) T.A. Collings, "On the bearing strengths of CFRP laminates", *Composites*, Vol. 13, No. 3, pp. 241-252 (1982)
- 38) P.A. Smith, K.J. Pascoe, C. Polak and D.O. Stroud, "The behaviour of single-lap bolted joints in CFRP laminates", *Composite Structures*, Vol. 6, No. 1-3, pp. 41-55 (1986)
- 39) P.A. Smith and K.J. Pascoe, "The effect of stacking sequence on the bearing strengths of quasi-isotropic composite laminates", *Composite Structures*, Vol. 6, No. 1-3, pp. 1-20 (1986)
- 40) I.H. Marshall, W.S. Arnold, J. Wood and R.F. Mousley, "Observations on bolted connections in composite structures", *Composite Structures*, Vol. 13, No. 2, pp. 133-151 (1989)
- 41) W.H. Chen, S.S. Lee and J.T. Yeh, "Three-dimensional contact stress analysis of a composite laminate with bolted joint", *Composite Structures*, Vol. 30, No. 3, pp. 287-297 (1995)
- 42) H.S. Wang, C.L. Hung and F.K. Chang, "Bearing failure of bolted composite joints. Part I: Experimental Characterization ", *Journal of Composite Materials*, Vol. 30, No. 12, pp. 1284-1313 (1996)
- 43) C.L. Hung and F.K. Chang, "Bearing failure of bolted composite joints. Part II: Model and Verification ", *Journal of Composite Materials*, Vol. 30, No. 12, pp. 1359-1400 (1996)
- 44) H. Hamada, Z. Maekawa and K. Haruna, "Strength prediction of mechanically fastened quasi-isotropic carbon/epoxy Joints", *Journal of Composite Materials*, Vol. 30, No. 14, pp. 1596-1612 (1996)
- 45) M. L. Dano, G. Gendron and A. Picard, "Stress and failure analysis of mechanically fastened joints in composite laminates", *Composite Structures*, "Vol. 50, No. 3, pp. 287-296 (2000)
- 46) H.J. Park, "Effects of stacking sequence and clamping force on the bearing strengths of mechanically fastened joints in composite laminates", *Composite Structures*, Vol. 53, No. 2, pp. 213-221 (2001)
- 47) K.I. Tserpes, G. Labeas, P. Papanikov and Y. Kermanidis, "Strength prediction of bolted joints in graphite-epoxy composite laminates", *Composites Part B: Engineering*, Vol. 33, No. 7, pp. 521-529 (2002)

- 48) C.T. McCarthy and M.A. McCarthy, "Three-dimensional finite element analysis of single-bolt, single-lap composite bolted joints: Part II effects of bolt-hole clearance", *Composite Structures*, Vol. 71, No. 2, pp.159-175 (2005)
- 49) M.A. McCarthy, C.T. McCarthy, V.P. Lawlor and W.F. Stanley, "Three-dimensional finite element analysis of single-bolt, single-lap composite bolted joints: part I model development and validation", *Composite Structures*, Vol. 71, No. 2, pp. 140-158 (2005)
- 50) C.T. McCarthy, M.A. McCarthy and W.F. Stanley, V.P. Lawlor, "Experiences with modeling friction in composite bolted joints", *Journal of Composite Materials*, Vol. 39, No. 21, pp. 1881-1908 (2005)
- 51) C.T. McCarthy, M.A. McCarthy and V.P. Lawlor, "Progressive damage analysis of multi-bolt composite joints with variable bolt-hole clearances", *Composites Part B: Engineering*, Vol. 36, No. 4, pp. 290-305 (2005)
- 52) J.H. Kweon, J.W. Jung, T.H. Kim, J.H. Choi and D.H. Kim, "Failure of carbon composite-to-aluminum joints", *Composite Structures*, Vol. 75, No. 1-4, pp. 192-198 (2006)
- 53) M.L. Dano, E. Kamal and G. Gendron, "Analysis of bolted joints in composite laminates Strains and bearing stiffness predictions", *Composite Structures*, Vol. 79, No. 4, pp.562-570 (2007)
- 54) S.D. Thoppul, J. Finegan, R.F. Gibson, "Mechanics of mechanically fastened joints in polymer-matrix composite structures – A review" *Composites Science and Technology*, Vol. 69, No. 3-4, pp. 301-329 (2009)
- 55) V. Caccese, K.A. Berube, M. Fernandez, J.D. Melo and J.P. Kabche, "Influence of stress relaxation on clamp-up force in hybrid composite-to-metal bolted joints", *Composite Structures*, Vol. 89, No. 2, pp. 285-293 (2009)
- 56) C. Huhne, A.K. Zerbst, G. Kuhlmann, C. Steenbock and R. Rolfes, "Progressive damage analysis of composite bolted joints with liquid shim layers using constant and continuous degradation models", *Composite Structures*, Vol. 92, No. 2, pp. 189-200 (2010)
- 57) T. Katsumata, Y. Mizutani, A. Todoroki and R. Matsuzaki, "A fundamental study on static strength improvement of cfrp bolted joints by increasing friction force", *Journal of Solid*

Mechanics and Materials Engineering, Vol. 4, No. 6, pp. 711-719 (2010)

- 58) F.X. Irisarri, F. Laurin, N. Carrere and J.F. Marie, "Progressive damage and failure of mechanically fastened joints in CFRP laminates-part1: Refined Finite Element modelling of single-fastener joints", *Composite Structures*, Vol. 94, No. 8, pp. 2269-2277 (2012)
- 59) F.X. Irisarri, F. Laurin, N. Carrere and J.F. Maire, "Progressive damage and failure of mechanically fastened joints in CFRP laminates-Part2: Failure prediction of an industrial junction", *Composite Structures*, Vol. 94, No. 8, pp. 2278-2284 (2012)
- 60) C. Stocchi, P. Robinson and S.T. Pinho, "A detailed finite element investigation of composite bolted joints with countersunk fasteners", *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol. 52, pp. 143-150 (2013)
- 61) Z. Kapidzic, L. Nilsson and H. Ansell, "Finite element modeling of mechanically fastened composite aluminum joints in aircraft structures", *Composite Structure*, Vol. 109, pp. 198-210 (2014)
- 62) C. Sola, B. Castanie, L. Michel, F. Lachaud, A. Delabie and E. Mermoz, "On the role of kinking in the bearing failure of composite laminates", *Composite Structures*, Vol. 141, pp. 184-193 (2016)
- 63) K.C. Warren, R.A. Lopez-Anido, S.S. Vel and H.H. Bayraktar, "Progressive failure analysis of three-dimensional woven carbon composites in single-bolt, double-shear bearing", *Composites Part B: Engineering*, Vol. 84, pp. 266-276 (2016)
- 64) F. Nerilli and G. Vairo, "Progressive damage in composite bolted joints via a computational micromechanical approach", *Composites Part B: Engineering*, Vol. 111, No. 15, pp. 357-371 (2017)
- 65) E.V. Larve, K.H. Hoos, Y. Nikishkov and A. Makeev, "Discrete damage modeling of static bearing failure in laminated composites", *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol. 108, pp. 30-40 (2018)
- 66) S. Zhou, C. Yang, K. Tian, D. Wang, Y. Sun, L. Guo and J. Zhang, "Progressive failure modelling of double-lap of composite bolted joints based on Puck's criterion", *Engineering Fracture*

Mechanics, Vol. 206, pp. 233-249 (2019)

- 67) B. Kolesnicov, L. Herbech and A. Fink, "CFRP/titanium hybrid material for improving composite bolted joints", *Composite Structures*, Vol. 83, No. 4, pp. 368-380 (2008)
- 68) P.P. Camanho, A. Fink, A. Obst and S. Pimenta, "Hybrid titanium–CFRP laminates for high-performance bolted joints", *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol. 40, No. 12, pp. 1826-1837 (2009)
- 69) A. Fink, P.P. Camanho, J.M. Andres, E.Pfeiffer and, A. Obst, "Hybrid CFRP-titanium bolted joints Performance assessment and application to a spacecraft payload adaptor", *Composites Science and Technology*, Vol. 70, No. 2, pp. 305-317 (2010)
- 70) O. Sayman, R. Siyahkoc, F. Sen and R. Ozcan, "Experimental Determination of Bearing Strength in Fiber Reinforced Laminated Composite Bolted Joints under Preload ", *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, Vol. 26, No. 10, pp. 1051-1063 (2007)
- 71) G. Kolks and K.I. Tserpes, "Efficient progressive damage modeling of hybrid composite/titanium, bolted joints", *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol. 56, pp. 51-63 (2014)
- 72) N.W. Tosh and D.W. Kelly, "On the design, manufacture and testing of trajectorial fiber steering for carbon fiber composite laminates", *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol. 31, No. 10, pp. 1047-1060 (2000)
- 73) R. Li, D. Kelly and A. Crosky, "Strength improvement by fiber steering around a pin loaded hole", *Composite Structures*, Vol. 57, No. 1-4, pp. 377-383 (2002)
- 74) A. Crosky, D. Kelly, R. Li, X. Legrand, N. Huong and R. Ujjin, "Improvement of bearing strength of laminated composites", *Composite Structures*, Vol. 76, No. 3, pp. 260-271 (2006)
- 75) X. Legrand, D. Kelly, A. Crosky and D. Crepin, "Optimisation of fiber steering in composite laminates using a genetic algorithm", *Composite Structures*, Vol. 75, No. 1-4, pp. 524-531 (2006)
- 76) R. Li, D. Kelly, A. Crosky, H. Schoen and L. Smollich, "Improving the Efficiency of Fiber Steerd Composite Joints using Load Path Trajectories", *Journal of Composite Materials*, Vol. 40, No. 18, pp. 1645-1658 (2006)
- 77) A. Crosky, C. Grant, D. Kelly, X, Legrand and G. Pearce, "Fiber placement processes for

- composites manufacture", *Advances in Composites Manufacturing and Process Design*, Woodhead Publishing, pp. 79-92 (2015)
- 78) B. Varughese and A. Mukherjee, "A ply drop-off element for analysis of tapered laminated composites", *Composite Structures*, Vol. 39, No. 1-2, pp. 123-144 (1997)
- 79) D.S. Cairns, J.F. Mandell, M.E. Scott and J. Z. Maccagnano, "Design and manufacturing considerations for ply drops in composite structures", *Composites Part B: Engineering*, Vol. 30, No. 5, pp. 523-534 (1999)
- 80) A. Mukherjee and B. Varughese, "Design guidelines for ply drop-off in laminated composite structures", *Composites Part B: Engineering*, Vol. 32, No. 2, pp. 153-164 (2001)
- 81) B.R. Vidyashankar and A.V.K. Murty, "Analysis of laminates with ply drops", *Composites Science and Technology*, Vol. 61, No. 5, pp.749-758 (2001)
- 82) S.L. Donaldson, T.J. Stonecash and S. Sihm, "Transverse cracks at ply drops in fiberglass laminates" *Proceedings of the International Journal of Materials Engineering*, Vol. 2, No. 6, pp112-117 (2012)
- 83) F.X. Irisarri, A. Lasseigne, F.H. Leroy and R.L. Riche, "Optimal design of laminated composite structures with ply drops using stacking sequence tables", *Composite Structures*, Vol. 107, pp. 559-569 (2014)
- 84) F.X. Irisarri, D.M.J. Peeters and M.M. Abdalla, "Optimisation of ply drop order in variable stiffness laminates", *Composite Structures*, Vol. 152, pp. 791-799 (2016)
- 85) S. Setoodeh, M.M. Abdalla and Z. Gurdal, "Design of variable-stiffness laminates using lamination parameters", *Composites Part B: Engineering*, Vol. 37, No. 4-5, pp. 301-309 (2006)
- 86) C.S. Lopes, P.P. Camanho, Z. Gurdal, B.F. Tatting, "Progressive failure analysis of tow-placed variable-stiffness composite panels", *International Journal of Solids and Structures*, Vol. 44, No. 25-26, pp. 8493-8516 (2007)
- 87) A.W. Blom, S. Setoodeh, J.M.A.M. Hol and Z. Gurdal, "Design of variable-stiffness conical shells for maximum fundamental eigenfrequency", *Composites and Structures*, Vol. 86, No. 9, pp. 870-878 (2008)

- 88) Z. Gurdal, B.F. Tatting and C.K. Wu, "Variable-stiffness composite panels: Effects of stiffness variation on the in-plane and buckling response", *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol. 39, No. 5, pp. 911-922, (2008)
- 89) C.S. Lopes, Z. Gurdal, P.P. Camanho, "Variable-stiffness composite panels: buckling and first-ply failure improvements over straight-fibre laminates", *Computers and Structures*, Vol. 86, No. 9, pp.897-907 (2008)
- 90) S. Setoodeh, M.M. Abdalla, S.T. Ijsselmuiden and Z. Gurdal, "Design of variable-stiffness composite panels for maximum buckling load", *Composite Structures*, Vol. 87, No. 1, pp. 109-117 (2009)
- 91) J.M.J.F. van Campen, C. Kassapoglou and Z. Gurdal, "Generating realistic laminate fiber angle distributions for optimal variable stiffness laminates", *Composites Part B: Engineering*, Vol. 43, No. 2, pp. 354-360 (2012)
- 92) H. Ghiasi, D. Pasini and L. Lessard, "Optimum stacking sequence design of composite materials Part I : Constant stiffness design", *Composite Structures*, Vol. 90, No. 1, pp. 1-11 (2009)
- 93) H. Ghiasi, K. Fayazbakhsh, D. Pasini and L. Lessard, "Optimum stacking sequence design of composite materials Part II : Variable stiffness design", *Composite Structures*, Vol. 93, No. 1, pp.1-13, (2010)
- 94) K. Fayazbakhsh, M.A. Nik, D. Pasini and L. Lessard, "Defect layer method to capture effect of gaps and overlaps in variable stiffness laminates made by Automated Fiber Placement", *Composite Structures*, Vol. 97, pp. 245-251 (2013)
- 95) P.Y. Tabakov and M. Walker, "A technique for stiffness improvement by optimization of fiber steering in composite plates", *Composite Materials*, Vol. 17, pp. 453-461 (2010)
- 96) M. Rouhi, H. Ghayoor, S.V. Hoa and M. Hojjati, "Effect of structural parameters on design of variable-stiffness composite cylinders made by fiber steering", *Composite Structures*, Vol. 118, pp. 472-481 (2014)

2. CR 補強層の提案と面圧強度試験

2.1 緒言

1.2.2 項で述べたように、Kelly らはボルト接合継手に対し、繊維ステアリング技術による最適設計の研究を行い、その有効性も明らかにした¹⁻⁶⁾。ここで、Camanho や Xiao らにより、擬似等方材のような一方向材を積層した構造材のボルト面圧破壊によるボルト孔周りの破壊メカニズムが明らかにされたが⁷⁻¹²⁾、繊維ステアリングを施した試験片の場合の破壊メカニズムは未だ明らかにされていない。また、1.2.2 項で述べたように、このような繊維ステアリングによる補強層は繊維体積含有率 V_f が一様とならないため、このような補強層を用いた構造材を脱プリプレグ成形法である VaRTM 法で製造することは容易ではない。

以上のようなことから、本章では CFRP ボルト接合継手に対し、Kelly らのボルト孔周りの主応力分布に基づく繊維ステアリングを参考に、繊維体積含有率 V_f が一様となるような新たな補強層を提案することを試みた。また、提案した補強層が擬似等方積層板の各層の破壊発生や進展に与える影響を明らかにすることも試みた。

2.2 CR ステアリング補強層の提案

本研究では、CFRP ボルト接合継手に対し、Fig. 2.1 に示す新たな補強層 Circular (C 層)、Radial (R 層) を提案する。(a)に示すように、C 層はボルト継手における最大主応力分布をもとに、ボルト孔に対し同心円状に繊維を配向した補強層である。(b)に示すように、R 層はボルト継手における最小主応力分布をもとに、ボルト孔に対し放射状に繊維を配向した補強層である。また、それぞれの補強層について、繊維体積含有率 V_f がボルト孔周辺で一様になるように繊維配列した。

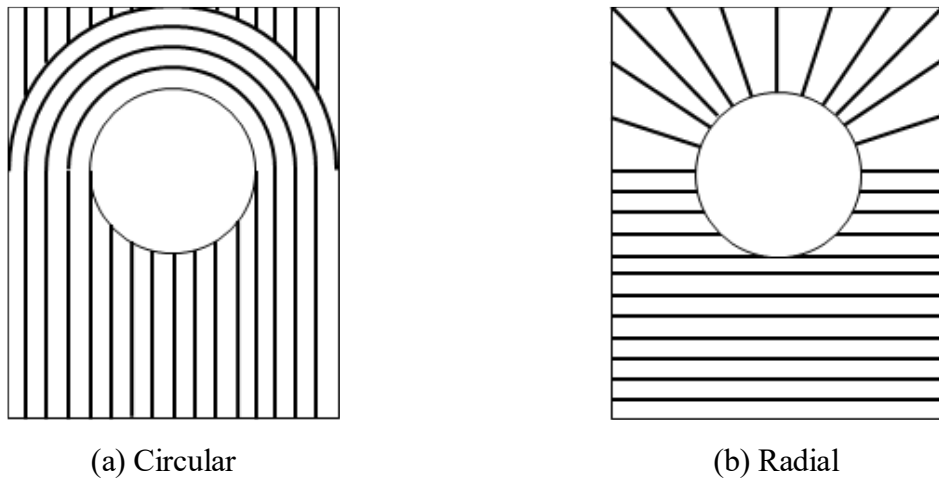


Fig. 2.1 Optimized fiber patterns for reinforcement

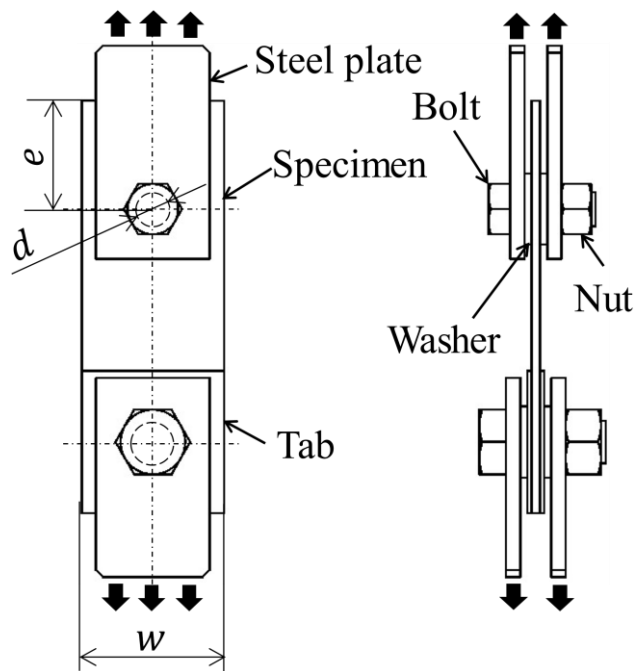


Fig. 2.2 Schematic drawing of double-lap joint

2.3 試験方法

Fig. 2.2 は、ダブルラップジョイント方式による面圧強度試験の模式図である。試験片を鋼板で挟み、M25.4 のボルトで締結した。このとき、ボルト締結による試験片の加圧面を一定にするため、試験片と鋼板の間にワッシャを挟んだ。ここで、本研究は航空機構造材

のような実構造材（ボルト孔径 $d=25.4$ mm, 板厚 $t \cong 30$ mm）への適用を想定しているが、このようなボルト孔径 d , 板厚 t を持つ試験片のボルト面圧に対する耐荷重は、一般の油圧万能試験機の負荷容量を大きく上回ることが考えられる。このことから、本研究では一般の油圧万能試験機でも試験が行えるよう、板厚 t が実構造材の $1/10$ （板厚 $t \cong 3$ mm）である試験片を用意した。ここで、実構造材のようなボルト孔径 d , 板厚 t を持つ試験片を厚板試験片、板厚 t を実構造材の $1/10$ とした試験片を薄板試験片と定義する。また、本試験で得られる試験荷重には、ボルト面圧荷重と、試験片とワッシャとの摩擦力 f が含まれるが、薄板試験片の場合、ボルト孔径 $d=25.4$ における所定のボルト締付けトルク（ $T=950$ kN）でボルト締付けを行うと、面圧荷重に対し、試験片とワッシャとの摩擦力 f は非常に大きいことが考えられる。このような場合、正確に面圧荷重を取得することは困難と考えられるため、薄板試験片の板厚 t を厚板試験片の $1/10$ にしたことに伴い、締付けトルク T も厚板試験片の $1/10$ （ $T=95$ kN）とすることで、この摩擦力 f の影響の低減を図った。ここで、厚板試験片の代わりに薄板試験片で試験を行うにあたり、これらの試験片においてボルト面圧により生じる力学状態が類似する必要がある。厚板試験片では、ボルトの変形による曲げモーメントが面圧荷重に影響を十分に及ぼすことが考えられるが、薄板試験片では、板厚 t がより小さいことから、この影響は小さくなる。また、ボルト締付けトルク T により、各試験片のボルト孔周りに軸力による板厚方向の垂直応力、試験片とワッシャの摩擦力による面外せん断応力が生じるが薄板試験片は厚板試験片に対し、ボルト締付けトルク T が小さいことから、これらの応力も小さくなる。厚板試験片と薄板試験片では、以上のように力学状態が異なるが、厚板試験片の代わりに薄板試験片で試験を実施するにあたり、ボルトは剛体であることと、試験片は脆性材料であることを仮定した。まず、ボルトは剛体であると仮定することで、ボルトは変形をしなくなる、すなわち厚板、薄板試験片はともにボルト孔周りで曲げモーメントが発生しなくなり、面圧荷重に対しても影響しなくなるといえる。また、試験片を脆性材料と仮定することで、厚板、薄板試験片における面圧強度は面圧荷重方向に生じる応力のみ依存し、面圧荷重方向と直交方向に作用する板厚方向の垂直応力（軸力）や面外せん断応力（摩擦力）に影響されないといえる。こ

Table 2.1 Nominal dimensions of specimens (unit : mm)

	e	d	w	t
QI ($e/d=3$)	76.20	25.40	100.00	2.56
QI+C ($e/d=3$)	76.20	25.40	100.00	3.20
QI+R ($e/d=3$)	76.20	25.40	100.00	3.20
QI ($e/d=1$)	25.40	25.40	100.00	2.56
QI+C ($e/d=1$)	25.40	25.40	100.00	3.20
QI+R ($e/d=1$)	25.40	25.40	100.00	3.20

のような仮定により，厚板，薄板試験片の面外成分における力学状態は異なるが，面内成分における力学状態は同じであるとし，以降では薄板試験片で検討を進めた．なお，試験は油圧万能試験機を使用し，試験は鋼板に引張負荷を試験速度 1 mm/min で与えることで行った．また，ボルト面圧負荷により生じる変位については，ボルト中心と試験片中心を標点とし，非接触変位計を使用して標点間距離の変位を計測した．

面圧強度試験に用いた試験片は，炭素繊維 T800SC(東レ)，エポキシ樹脂 RTM6-2(Hexcel) からなる CF/epoxy 積層板である．Table 2.1 に示すように，擬似等方積層した試験片 (QI 試験片[45/0/-45/90]_s) を基準に，C 層または R 層を単一補強した試験片 (QI+C [C/45/0/-45/90]_s，QI+R 試験片[R/45/0/-45/90]_s) の 3 種類の試験片を用意した．また，それぞれの積層構成の試験片に対し， e/d が十分に大きい試験片 ($e/d=3$) と e/d が小さい試験片 ($e/d=1$) の 2 種類の形状寸法の試験片を用意した．

2.4 面圧強度試験結果($e/d=3$)

2.4.1 面圧破壊プロセス

Fig. 2.3 は面圧強度試験結果の一例 (QI 試験片($e/d=3$)) である．縦軸は面圧応力 σ_{bear} であり，横軸は面圧ひずみ $\varepsilon_{\text{bear}}$ である．面圧応力 σ_{bear} ，面圧ひずみ $\varepsilon_{\text{bear}}$ は JIS K 7080-2 を参考に，それぞれ式(2.1)，(2.2)より定義した公称応力および公称ひずみである．

$$\sigma_{\text{bear}} = \frac{P - f}{td} \quad (2.1)$$

$$\varepsilon_{\text{bear}} = \frac{\delta}{d} \quad (2.2)$$

ここで、 P は試験荷重、 f は試験片とワッシャとの摩擦力、 t は試験片板厚、 d はボルト孔径、また δ は標点間の変位である。摩擦力 f はボルト孔周りに生じる摩擦係数 $\mu = 0.2$ から概算したものであり、試験片によらず 5.8 kN となる。なお、摩擦力 f は損傷発生時における試験荷重 P に比べて十分に小さいことから、このような概算による評価誤差は小さいものと判断した。実線は試験によって得られた面圧応力-面圧ひずみ曲線、破線は面圧応力-面圧ひずみ曲線の線形領域の最小二乗近似直線である。Fig. 2.3 に示すように、 $\varepsilon_{\text{bear}} < 2.5\%$ の領域では面圧応力 σ_{bear} は面圧ひずみ $\varepsilon_{\text{bear}}$ に対して線形的に増加した ($\varepsilon_{\text{bear}} < 1.0\%$ の領域の非線形性は、治具と試験片の接触の不安定性による)。一方、 $\varepsilon_{\text{bear}} > 2.5\%$ の領域では非線形な挙動を示した。後述する観察結果より、このような非線形領域ではボルト孔周辺に損傷が発生していることが確認できた。線形領域と非線形領域との境界を初期臨界点と定義し、この点における面圧応力 σ_{bear} を初期面圧強度 S_{ini} と表記する (図中の○印)。なお、初期損傷は線

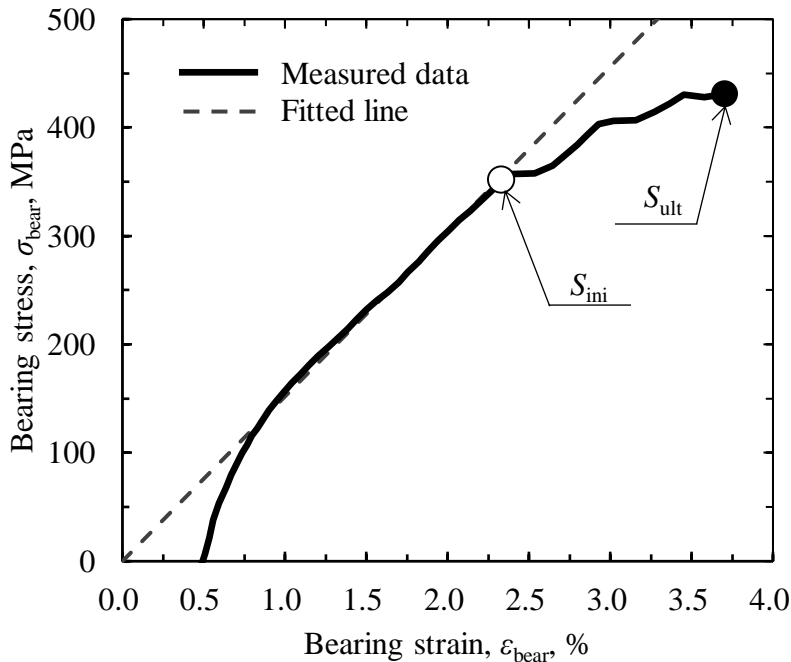


Fig. 2.3 Typical load-displacement response of the QI specimen ($e/d=3$)

形領域 ($\varepsilon_{\text{bear}} < 2.5\%$) で発生する可能性があるため、初期臨界点と初期損傷の発生開始は必ずしも一致しない。また、面圧応力 σ_{bear} の最大点を最大破壊点と定義し、この点における面圧応力 σ_{bear} を最大面圧強度 S_{ult} と表記する (図中の●印)。

Fig. 2.4 は初期臨界点における QI, QI+C および QI+R 試験片 ($e/d=3$) の損傷状態を染色浸透探傷法により可視化したものである。Fig. 2.4(a) に示すように、QI 試験片 ($e/d=3$) (表層は 45° 層) では、ボルト孔縁から 1mm の範囲内にボルト孔に沿った損傷が確認できた。Fig. 2.4(b) に示すように、QI+C 試験片 ($e/d=3$) (表層は C 層) では、QI 試験片 ($e/d=3$) と同様にボルト孔縁から 1mm の範囲内にボルト孔に沿った損傷が確認できた。一方、Fig. 2.4(c) に示すように、QI+R 試験片 ($e/d=3$) (表層は R 層) では、QI 試験片 ($e/d=3$) で確認されたようなボルト孔に沿った損傷に加えて、ボルト孔から離れた領域にも繊維直交方向に発生した損傷が確認できた。

Fig. 2.5 は最終破壊点における QI, QI+C および QI+R 試験片 ($e/d=3$) の損傷状態を染色浸透探傷法により可視化したものである。Fig. 2.5(a) に示すように、QI 試験片 ($e/d=3$) (表層は 45° 層) ではボルト孔縁から 1mm の範囲内にボルト孔に沿った損傷

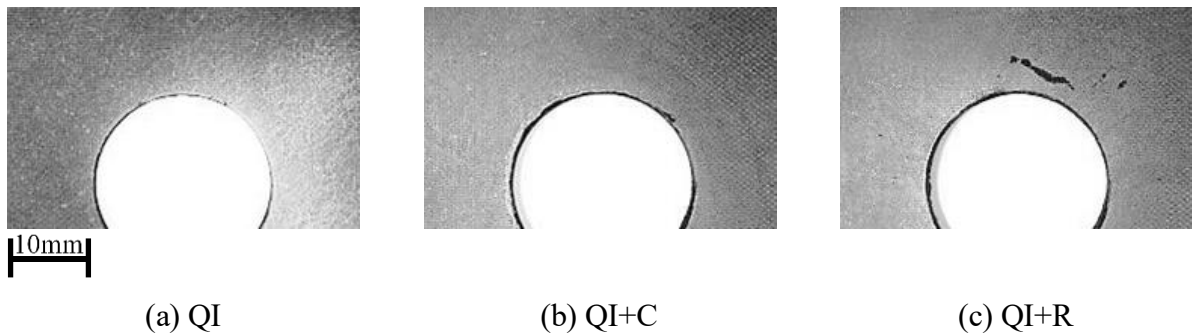


Fig. 2.4 Macroscopic failure of the specimens at the initial bearing strength, S_{ini} ($e/d=3$)

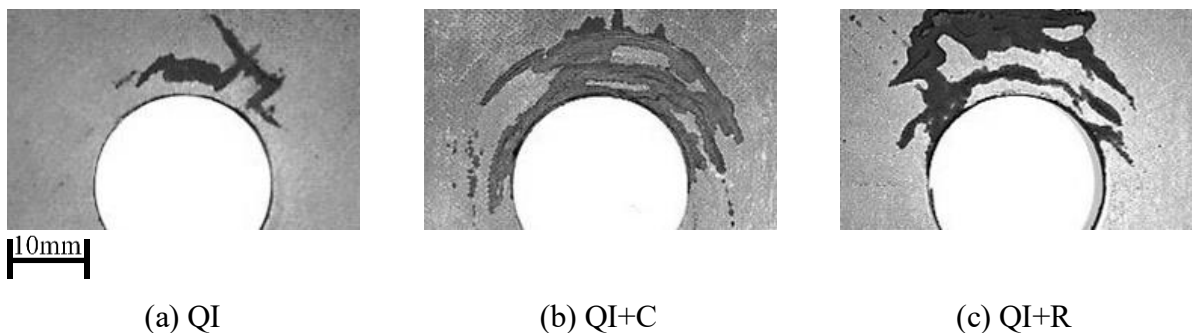


Fig. 2.5 Macroscopic failure of the specimens at the ultimate bearing strength, S_{ult} ($e/d=3$)

とそこから離れた領域に圧縮損傷が確認できた。このうち、ボルト孔縁部から離れた領域の損傷は、負荷直交方向および繊維直交方向に発生した。Fig. 2.5(b)に示すように、QI+C 試験片($e/d=3$) (表層は C 層) では、ボルト孔縁から 1mm の範囲内だけでなく、そこから離れた領域に圧縮損傷を確認でき、これらの損傷はボルト孔に沿うように発生した。また、Fig. 2.5(c)に示すように、QI+R 試験片($e/d=3$) (表層は R 層) では、ボルト孔縁から 1mm の範囲内だけでなく、そこから離れた領域に圧縮損傷を確認でき、この損傷状態は QI+C 試験片と類似した。

以上のようなことから、QI 試験片($e/d=3$)の破壊形態は、面圧破壊モード (Fig. 1.3(a)) に近いと考えられる。また、QI+C, QI+R 試験片($e/d=3$)の破壊形態も、QI 試験片($e/d=3$)と同様に面圧破壊モードに近いと考えられる。

2.4.2 内部損傷観察 (初期臨界点近傍)

Fig. 2.6 は QI, QI+C および QI+R($e/d=3, 1$)における面外断面観察の領域を示した概要図であり、以降で示す面外断面観察結果 (Fig. 2.7, 2.11, 2.17, 2.21) は領域 abcd の範囲を示す。Fig. 2.7 は初期臨界点における QI, QI+C および QI+R 試験片($e/d=3$)の面外断面観察結果である。発生した損傷について、キンクバンド (繊維の微小座

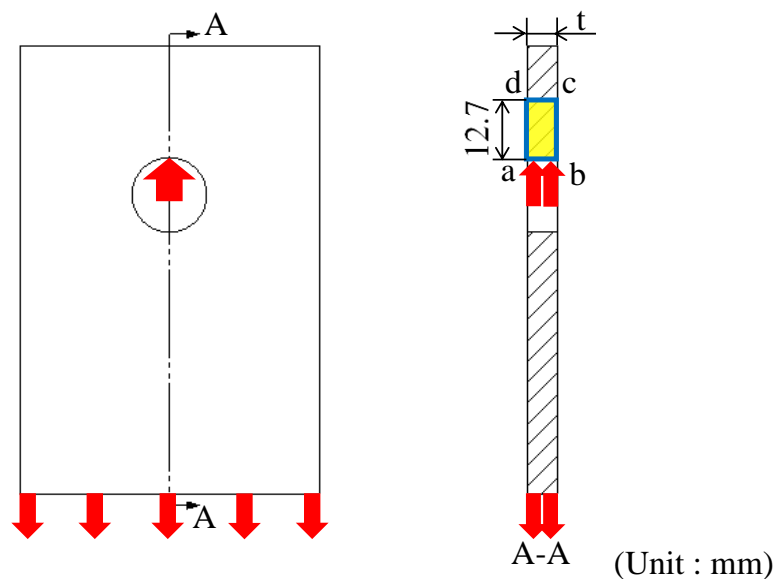


Fig. 2.6 Observation area of out-plane cross section

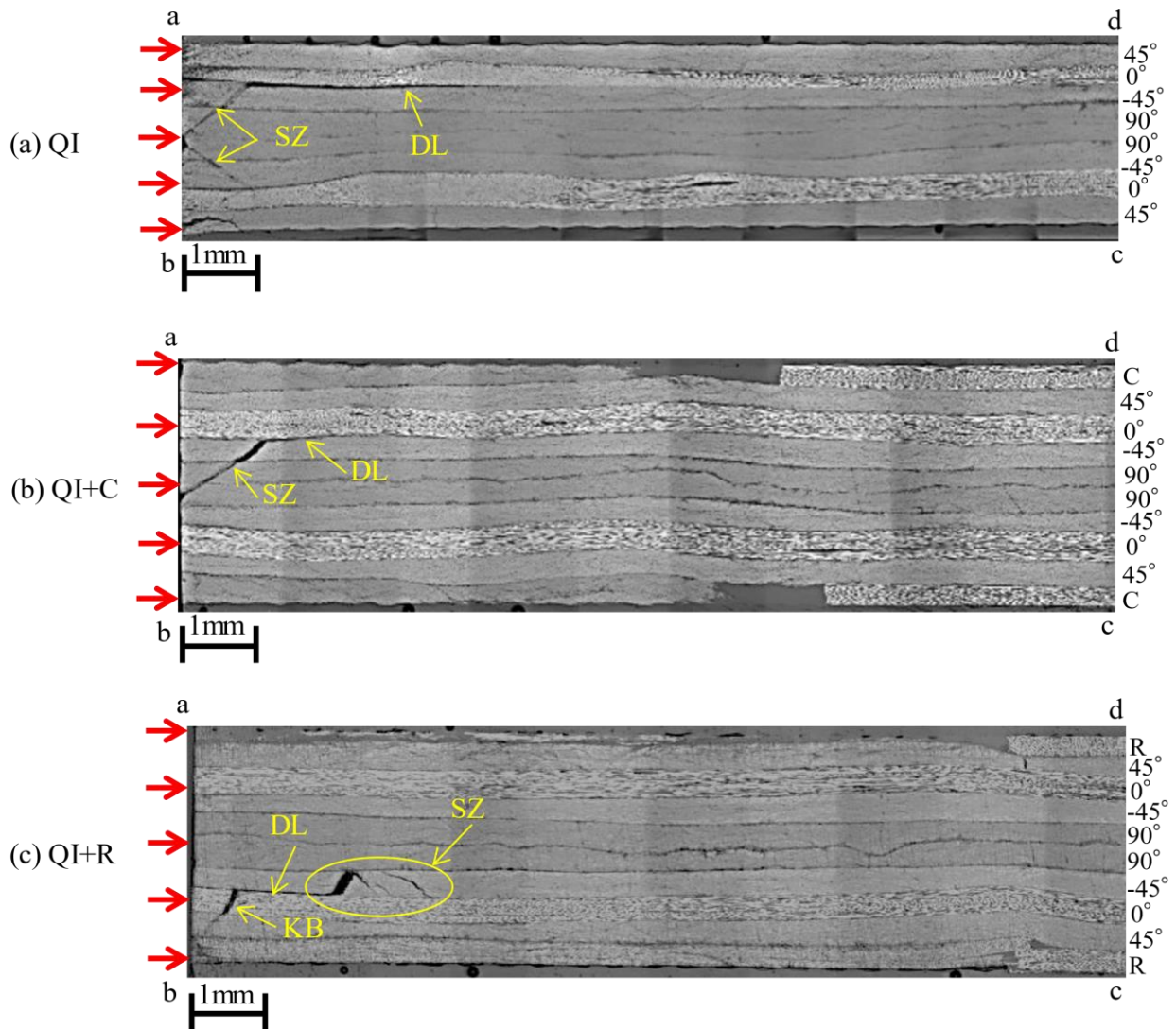


Fig. 2.7 Out-plane failure of the specimens at the initial bearing strength, S_{ini} ($e/d=3$)

屈)をKB, 面外せん断損傷をSZ, 層間はく離をDLと示す. また, Fig. 2.8は初期臨界点近傍におけるQI, QI+CおよびQI+R試験片($e/d=3$)の各層の面内断面の損傷状態を示した模式図である. これらは試験片の各層を研磨除去し, 光学顕微鏡により表面観察を行った結果をもとに作成したものである. 発生した損傷について, キンクバンドをKB, 面外せん断損傷をSZ, 繊維方向に沿ったマトリックスクラックをMCと示す.

Fig. 2.7(a)に示すように, QI試験片($e/d=3$)では, ボルト孔縁の 90° 層(上側)と 90° 層(下側)の間が起点と考えられる面外せん断損傷, 0° 層と -45° 層の間(上側)に層

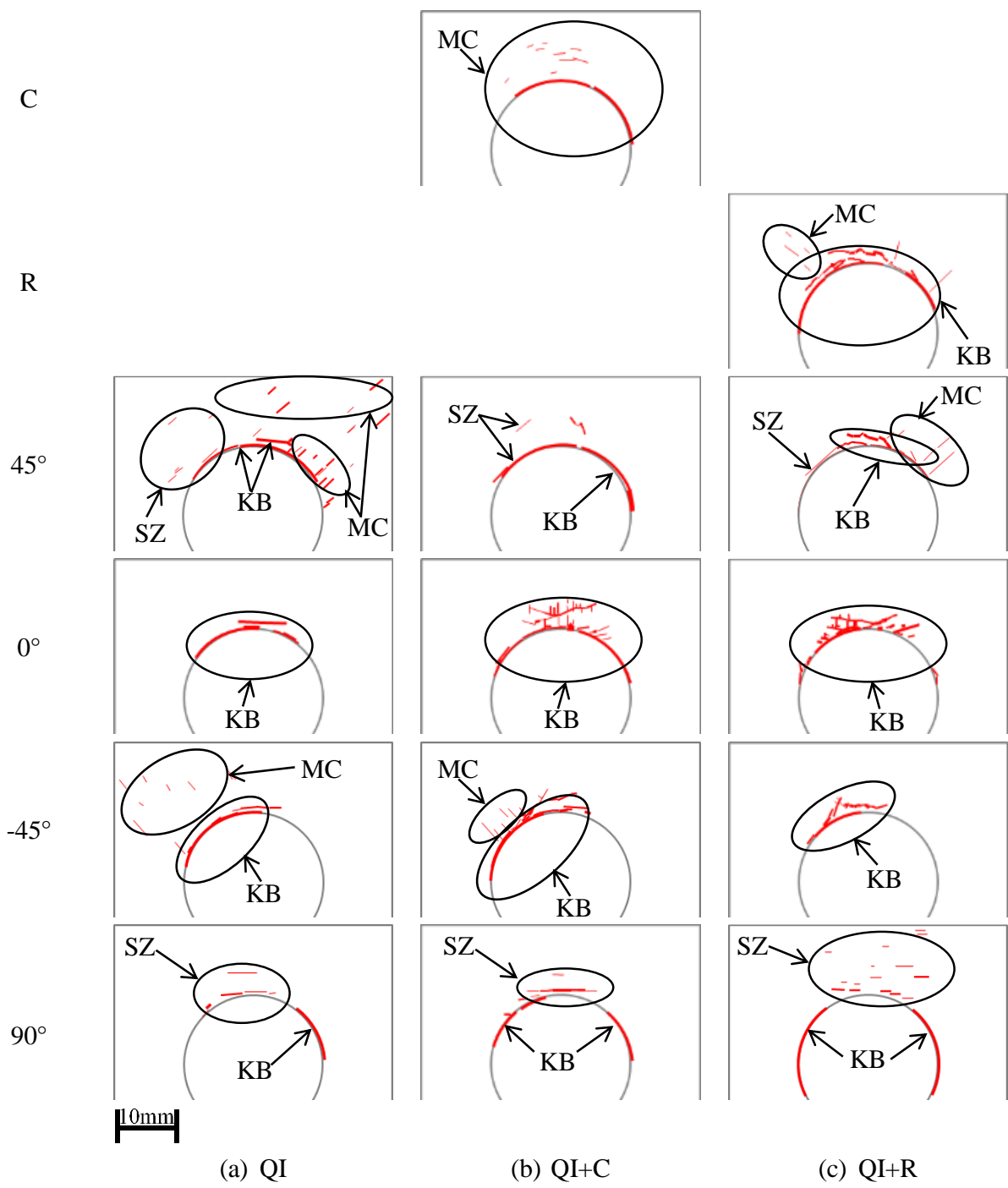


Fig. 2.8 Schematic of failure morphology at the initial bearing strength, S_{ini} ($e/d=3$)

間はく離が確認でき、これらの損傷は連続して発生したと考えられる。 Fig. 2.7(b)に示すように、QI+C 試験片($e/d=3$)では、QI 試験片($e/d=3$)と類似しており、ボルト孔縁の 90°層（下側）が起点と考えられる面外せん断損傷と 0°層と -45°層の間（上側）

に層間はく離が確認でき、これらの損傷は連続して発生したと考えられる。Fig. 2.7(c)に示すように、QI+R 試験片($e/d=3$)では、QI 試験片($e/d=3$)と異なり、ボルト孔縁から 1mm の範囲内の 0° 層（下側）にキックバンド、 0° 層と -45° 層の間（下側）に層間はく離、 -45° 層（下側）に面外せん断損傷が確認でき、これらの損傷は連続して発生したと考えられる。

Fig. 2.8(a)に示すように、QI 試験片($e/d=3$)では、各層でボルト孔縁から 1mm の範囲内にボルト孔に沿った損傷とそこから離れた領域に圧縮損傷が確認できた。これらの損傷について、 0° 層ではキックバンド、 90° 層では面外せん断破壊、 $\pm 45^\circ$ 層ではその両方であると考えられる。また、各層に繊維平行方向のクラックも確認できた。Fig. 2.8(b)に示すように、QI+C 試験片($e/d=3$)では、 0° 、 $\pm 45^\circ$ 、 90° 層の損傷状態は QI 試験片における各層の損傷状態と類似した。一方、C 層ではボルト孔縁から 1mm の範囲内にボルト孔に沿った損傷が確認できた。また、Fig. 2.8(c)に示すように、QI+R 試験片($e/d=3$)について、 0° 、 $\pm 45^\circ$ 、 90° 層の損傷状態は QI 試験片($e/d=3$)における各層の損傷状態と類似した。一方、R 層ではボルト孔縁から 1mm の範囲内にボルト孔に沿った損傷とそこから離れた領域にキックバンドと考えられる圧縮損傷が確認できた。

以上のようなことから、QI 試験片($e/d=3$)の初期臨界点近傍における損傷状態について、キックバンド、面外せん断損傷、層間はく離、繊維平行方向のクラックがボルト孔縁近傍に発生することが明らかになった。QI+C 試験片($e/d=3$)の初期臨界点近傍における損傷状態について、QI 試験片($e/d=3$)と同様に、キックバンド、面外せん断損傷、層間はく離、繊維平行方向のクラックがボルト孔縁近傍に発生することが明らかになった。QI+R 試験片($e/d=3$)の初期臨界点における損傷状態について、QI 試験片($e/d=3$)と同様に、キックバンド、面外せん断損傷、層間はく離、繊維平行方向のクラックがボルト孔縁近傍に発生することが明らかになった。

2.4.3 CR 補強効果（初期臨界点）

Fig. 2.9 は QI、QI+C および QI+R 試験片($e/d=3$)における初期面圧強度 S_{ini} の比較

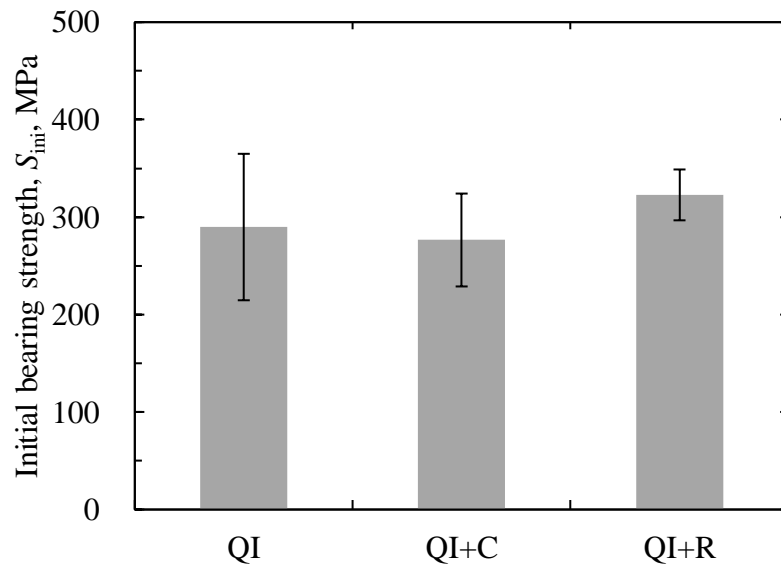


Fig. 2.9 Comparison of initial bearing strength, S_{ini} ($e/d=3$)

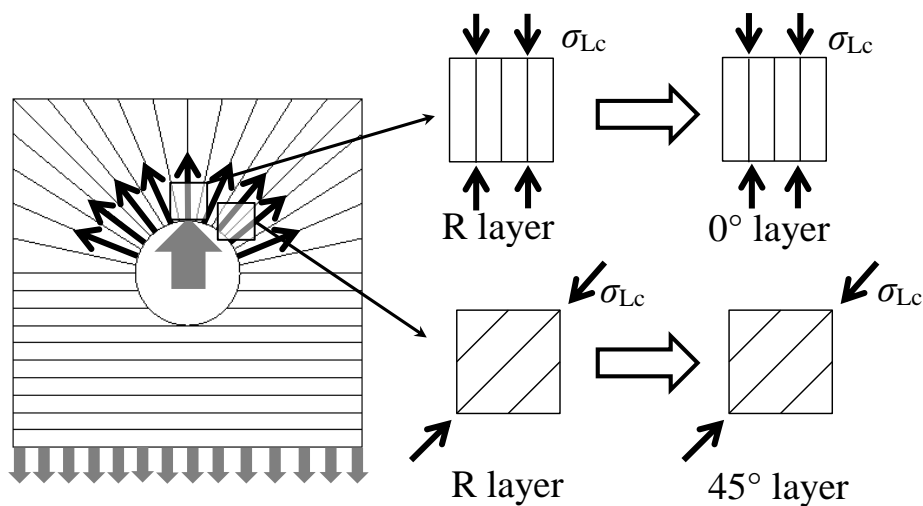


Fig. 2.10 Reinforced mechanism of R layer (Improvement of bearing strength)

結果であり、エラーバーは標準偏差を示す。なお、試験本数はそれぞれ6本である。QI+C試験片($e/d=3$)では、QI試験片($e/d=3$)に対して初期面圧強度 S_{ini} は上昇しなかった。また、2.4.2項より 0° , $\pm 45^\circ$, 90° 層の損傷状態はQI試験片($e/d=3$)における各層の損傷状態と類似しており、C層ではボルト孔縁から1mmの範囲内にボルト孔に沿った損傷のみが確認できた。一方、QI+R試験片($e/d=3$)では、QI試験片($e/d=3$)に対して初期面圧強度 S_{ini} は11%上昇した。また、2.4.2項より 0° , $\pm 45^\circ$, 90° 層の損傷

状態は QI 試験片($e/d=3$)における各層の損傷状態と類似しており、R 層ではキックバンドと考えられる繊維方向に圧縮損傷が確認できた。ここで、Fig. 2.10 に示すように、 0° 層と 45° 層における応力の等価性を考慮すると、R 層が繊維方向の圧縮応力 σ_{Lc} を分担することによって、 0° 層および 45° 層に生じる繊維方向の圧縮応力 σ_{Lc} が低下することになる。このことから、QI+R 試験片($e/d=3$)の初期面圧強度 S_{ini} の上昇は、R 層の補強繊維によって効果的に荷重が各層に分担されたことに起因すると考えられる。

以上のようなことから、 e/d が十分大きい場合の初期臨界点において、R 層は初期面圧強度 S_{ini} の上昇に寄与することが明らかになった。これは、R 層の補強繊維が圧縮荷重を分担するためであると考えられる。

2.4.4 内部損傷観察 (最大破壊点近傍)

Fig. 2.11 は最大破壊点近傍における QI, QI+C および QI+R 試験片($e/d=3$)の面外断面観察結果であり、観察領域は Fig. 2.6 に示す面外断面領域 abcd である。発生した損傷について、キックバンドを KB, 面外せん断損傷を SZ, 層間はく離を DL と示す。また、Fig. 2.12 は最終破壊点近傍における QI, QI+C および QI+R 試験片($e/d=3$)の各層の面内断面の損傷状態を示した模式図である。発生した損傷について、キックバンドを KB, 面外せん断損傷を SZ, 繊維方向に沿ったマトリックスクラックを MC, 繊維引張損傷を FT と示す。

Fig. 2.11(a)に示すように、QI 試験片($e/d=3$)では、ジグザグに連続した損傷が確認でき、このうち 0° 層 (上側, 下側) の損傷はキックバンド, $\pm 45^\circ$, 90° 層 (上側, 下側) の損傷は面外せん断損傷であった。また、 0° 層と -45° 層の間 (上側, 下側) に層間はく離が確認できた。Fig. 2.11(b)に示すように、QI+C 試験片($e/d=3$)では、QI 試験片($e/d=3$)の場合と同様に、ジグザグに連続した損傷が確認でき、このうち 0° 層の損傷はキックバンド, C, $\pm 45^\circ$, 90° 層の損傷は面外せん断損傷であった。また、 45° 層と 0° 層の間 (上側) および 0° 層と -45° 層の間 (上側) に層間はく離が確認できた。Fig. 2.11(c)に示すように、QI+R 試験片($e/d=3$)では、QI 試験片($e/d=3$)の場合と同様に、ジグザグに連続した損傷が確認でき、このうち R, 0° 層の損傷はキックバンド,

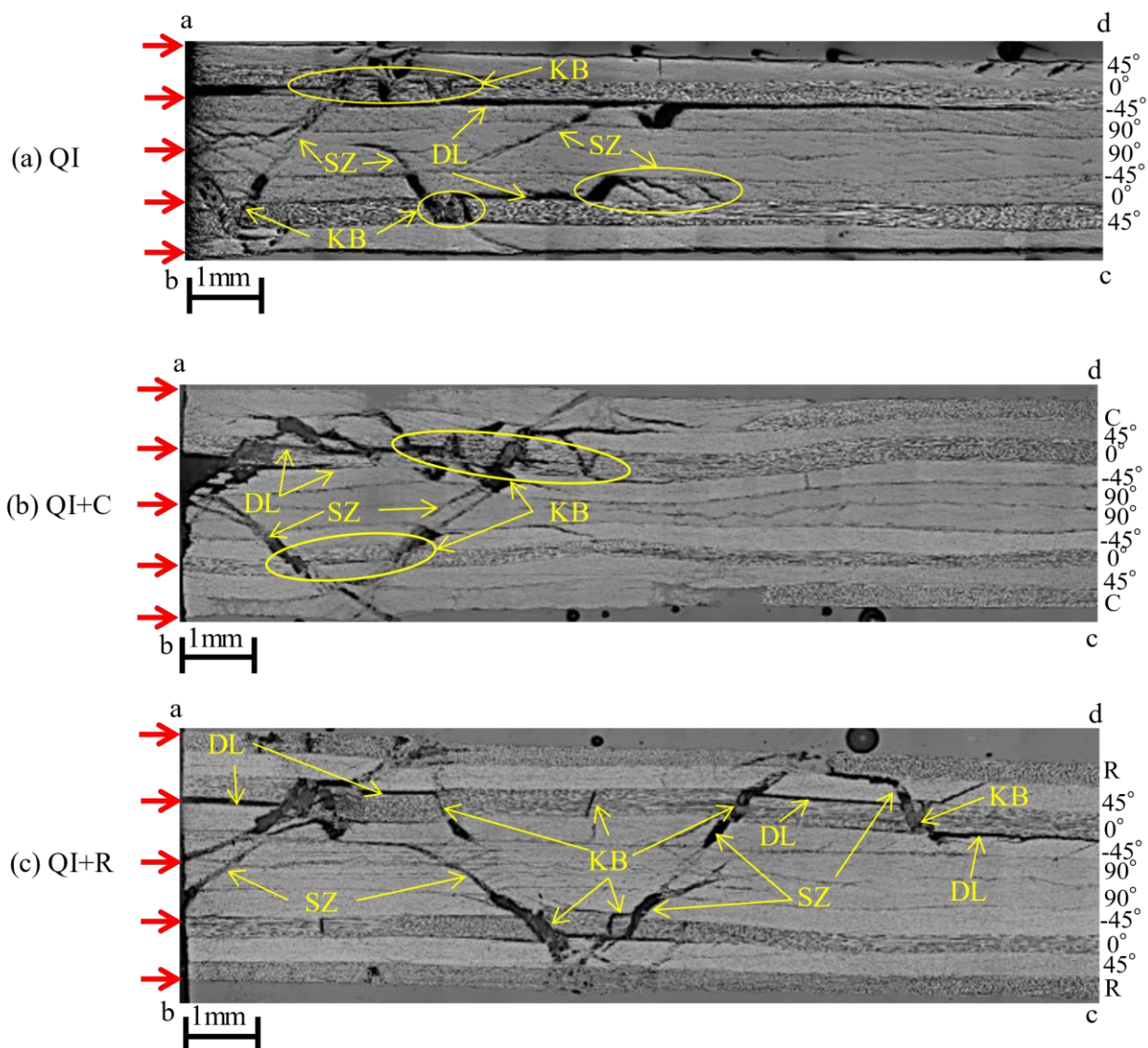


Fig. 2.11 Out-plane failure of the specimens at the ultimate bearing strength, $S_{ult}(e/d=3)$

$\pm 45^\circ$, 90° 層の損傷は面外せん断損傷であった。また、 0° 層と -45° 層の間（上側）に層間はく離が確認できた。

Fig. 2.12(a)に示すように、QI試験片では、各層にボルト孔縁部から広域に発生した圧縮損傷と、ボルト孔から板縁にかけて繊維平行方向に発生した損傷が確認できた。このうち、圧縮損傷について、初期臨界点で確認できたキンクバンドや面外せん断破壊が広域に発生したと考えられる。ボルト孔から板縁にかけて繊維平行方向に発生した損傷は、せん断破壊モードによる損傷に類似した。また、各層において繊維平行方向に発生したクラックは初期臨界点と比べ増加した。Fig. 2.12(b)に示すよ

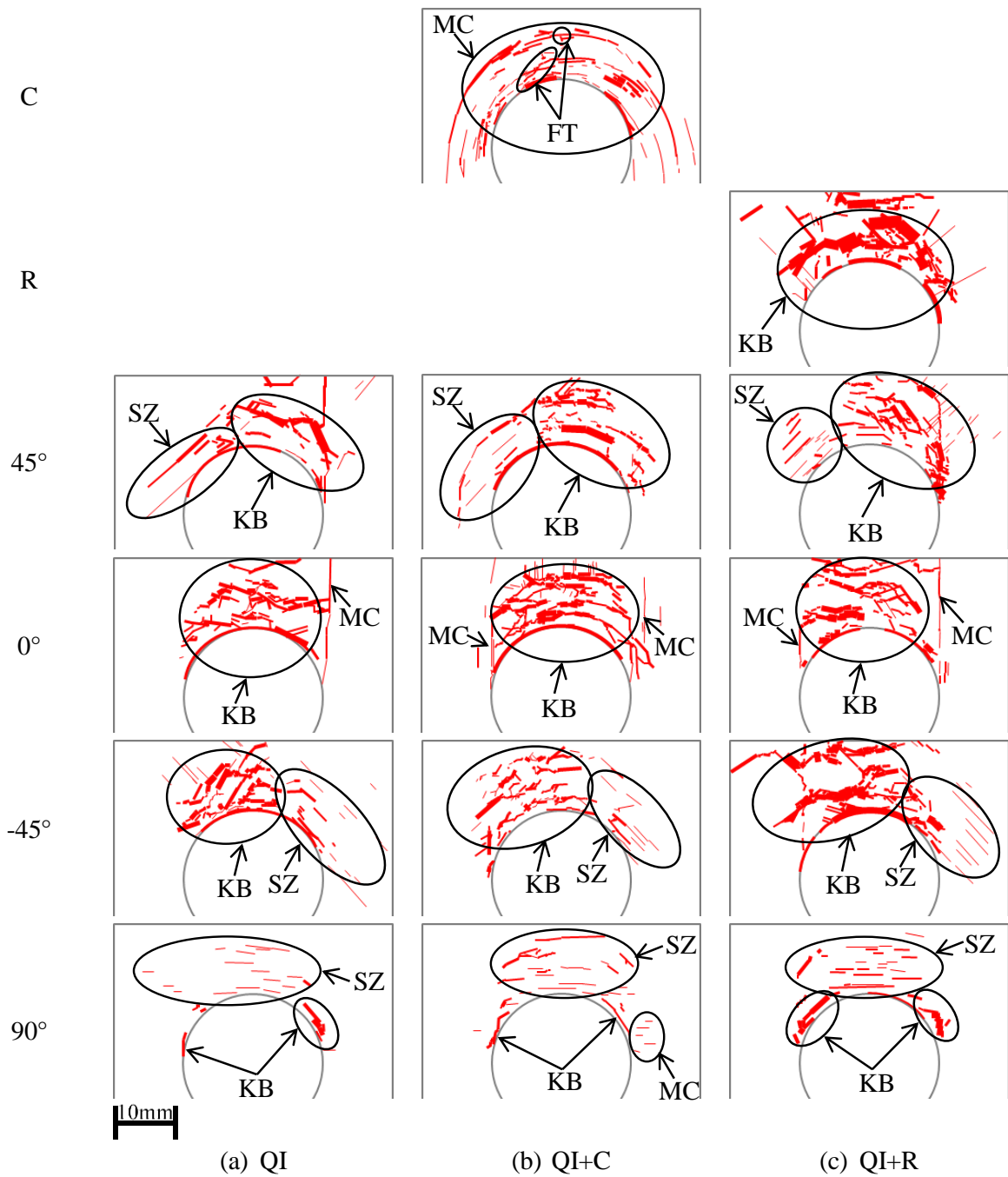


Fig. 2.12 Schematic of failure morphology at the ultimate bearing strength, S_{ult} ($e/d=3$)

うに，QI+C 試験片では， 0° ， $\pm 45^\circ$ ， 90° 層の損傷状態は QI 試験片の各層の損傷状態と類似した．一方，C 層では繊維直交方向の圧縮損傷が広域に確認でき，さらに繊維平行方向の引張損傷も観察された．また，Fig. 2.12(c)に示すように，QI+R 試験片

について、 0° 、 $\pm 45^\circ$ 、 90° 層の損傷状態は QI 試験片における各層の損傷状態と類似した。一方、R 層ではキンクバンドと考えられる損傷が広域に確認できた。

以上のようなことから、QI 試験片($e/d=3$)の最大破壊点近傍における損傷状態について、キンクバンド、面外せん断損傷、層間はく離、繊維平行方向のクラックがボルト孔縁から板縁にかけて広範囲に発生することが明らかになった。QI+C 試験片($e/d=3$)の最大破壊点近傍における損傷状態について、QI 試験片($e/d=3$)と同様に、キンクバンド、面外せん断損傷、層間はく離、繊維平行方向のクラックがボルト孔縁から板縁にかけて広範囲に発生することが明らかになった。QI+R 試験片($e/d=3$)の最大破壊点近傍における損傷状態について、QI 試験片($e/d=3$)と同様に、キンクバンド、面外せん断損傷、層間はく離、繊維平行方向のクラックがボルト孔縁から板縁にかけて広範囲に発生することが明らかになった。

2.4.5 CR 補強効果 (最大破壊点)

Fig. 2.13 は QI、QI+C および QI+R 試験片($e/d=3$)における最大面圧強度 S_{ult} の比較結果であり、エラーバーは標準偏差を示す。なお、試験本数はそれぞれ 4 本である。

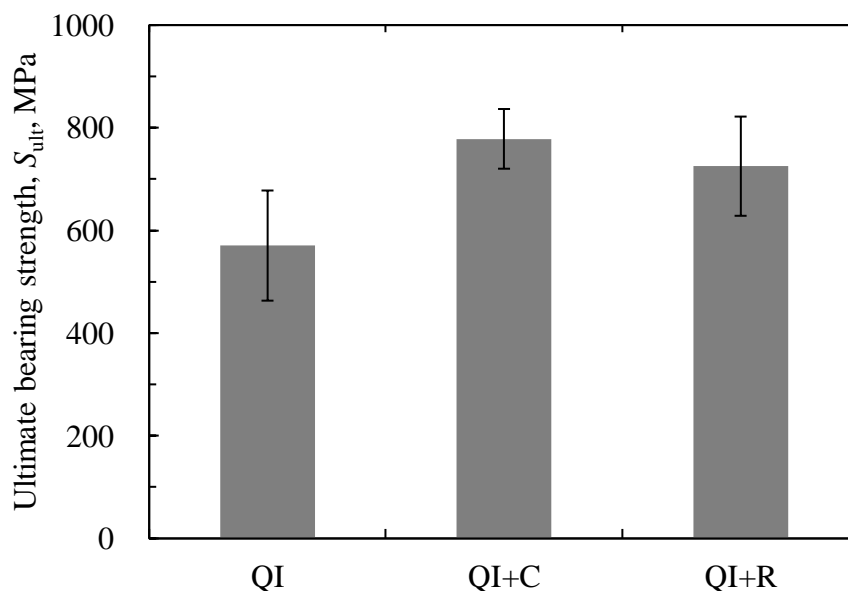


Fig. 2.13 Comparison of ultimate bearing strength, S_{ult} ($e/d=3$)

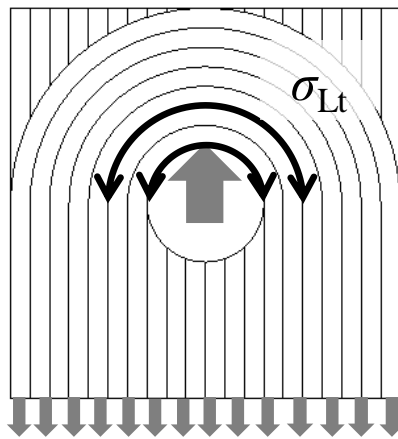


Fig. 2.14 Reinforced mechanism of C layer (Improvement of bearing strength)

QI+C 試験片 ($e/d=3$) では、QI 試験片 ($e/d=3$) に対して最大面圧強度 S_{ult} は 36 % 上昇した。また、2.4.4 項より、 0° 、 $\pm 45^\circ$ 、 90° 層の損傷状態は QI 試験片 ($e/d=3$) における各層の損傷状態と類似しており、C 層は繊維直交方向の圧縮損傷と繊維平行方向の引張損傷が確認できた。ここで、Fig. 2.14 に示すように、C 層ではボルト接触負荷により、繊維方向の引張応力 σ_{Lt} が作用することになる。このことから、QI+C 試験片 ($e/d=3$) の最大面圧強度 S_{ult} の上昇は、C 層の補強繊維によって効果的に荷重が各層に分担されたことに起因すると考えられる。このように、C 層に繊維の引張応力が作用することによる補強効果をフープ効果と定義する。ただし、2.4.3 項に示したように初期面圧強度 S_{ini} が上昇しなかったことから、破壊が進行する過程でフープ効果が有効になったと考えられる。一方、QI+R 試験片 ($e/d=3$) について、QI 試験片に対して最大面圧強度 S_{ult} は 27 % 上昇した。また、2.4.4 項より、 0° 、 $\pm 45^\circ$ 、 90° 層の損傷状態は QI 試験片 ($e/d=3$) における各層の損傷状態と類似しており、R 層ではキンクバンドを伴う圧縮損傷が確認できた。Fig. 2.10 より、QI+R 試験片の最大面圧強度 S_{ult} の上昇は、R 層の補強繊維によって効果的に荷重が各層に分担されたことに起因すると考えられる。

以上のようなことから、 e/d が十分大きい場合の最大破壊点において、C 層は最大面圧強度 S_{ult} の上昇に寄与することが明らかになった。これは、破壊が進行する過程で C 層のフープ効果が作用するためであると考えられる。一方、R 層は最大面圧強度 S_{ult} の上昇に寄与することが明らかになった。これは、R 層の補強繊維が圧縮荷

重を分担するためと考えられる。

2.5 面圧強度試験結果($e/d=1$)

2.5.1 面圧破壊プロセス

Fig. 2.15 は初期臨界点における QI, QI+C および QI+R 試験片($e/d=1$)の損傷状態を染色浸透探傷法により可視化したものである。Fig. 2.15(a)に示すように、QI 試験片(表層は 45° 層)ではボルト孔縁から 1mm の範囲内にボルト孔に沿った損傷が確認できた。Fig. 2.15(b)に示すように、QI+C 試験片(表層は C 層)では QI 試験片と同様に、ボルト孔縁から 1mm の範囲内にボルト孔に沿った損傷が確認できた。一方、Fig. 2.15(c)に示すように、QI+R 試験片(表層は R 層)でも QI 試験片と同様に、ボルト孔縁から 1mm の範囲内にボルト孔に沿った損傷が確認できた。

Fig. 2.16 は最終破壊点における QI, QI+C および QI+R 試験片($e/d=1$)の損傷状態を染色浸透探傷法により可視化したものである。Fig. 2.16(a)に示すように、QI 試験片(表層は 45° 層)ではボルト孔から板縁にかけて 45° 方向に発生した損傷が確認でき

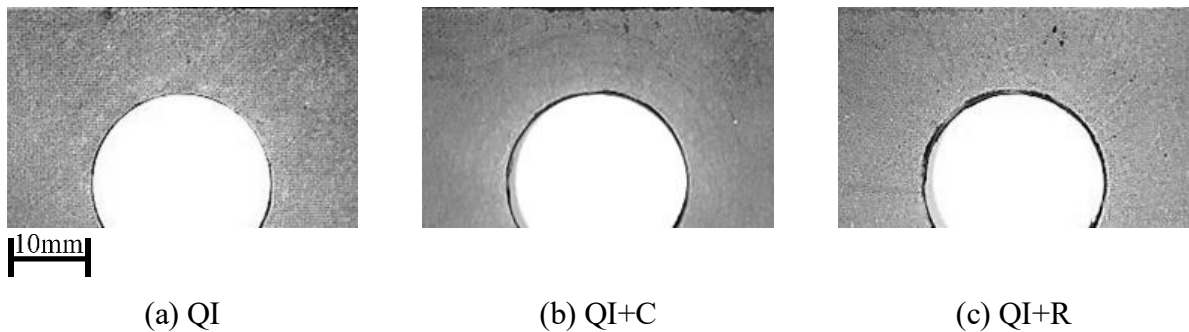


Fig. 2.15 Macroscopic failure of the specimens at the initial bearing strength, S_{mi} ($e/d=1$)

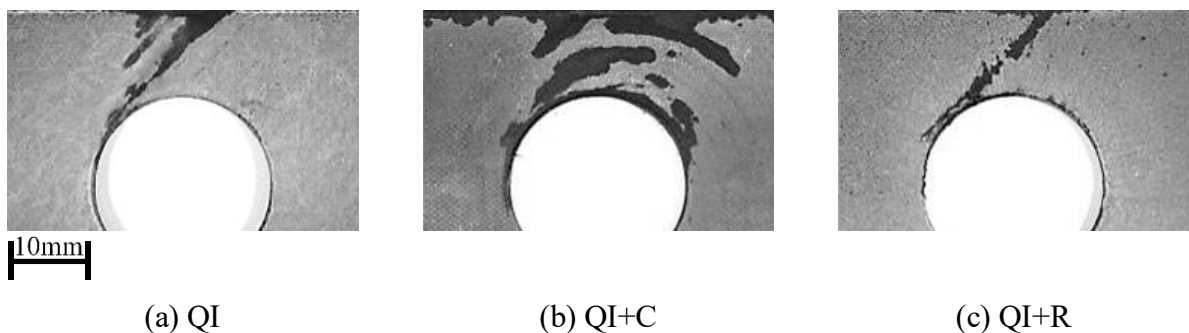


Fig. 2.16 Macroscopic failure of the specimens at the ultimate bearing strength, S_{ult} ($e/d=1$)

た。この損傷は、せん断破壊モードにおける破壊形態に類似した。Fig. 2.16(b)に示すように、QI+C 試験片（表層は C 層）では QI 試験片と異なり、ボルト孔縁から 1mm の範囲内とそこから離れた領域にボルト孔に沿った損傷を確認できた。この損傷状態は、Fig. 2.5(b)に示す $e/d=3$ の場合と類似した。一方、Fig. 2.16(c)に示すように、QI+R 試験片（表層は R 層）では QI 試験片と損傷状態は類似し、ボルト孔から板縁にかけて 45° 方向に発生した損傷が確認できた。

以上のようなことから、QI 試験片($e/d=1$)の破壊形態は、せん断破壊モード (Fig. 1.3(b)) に近いと考えられる。また、QI+C 試験片($e/d=1$)の破壊形態は QI 試験片($e/d=1$) と異なり、面圧破壊モード (Fig. 1.3(a)) に近いと考えられる。一方、QI+R 試験片($e/d=1$)の破壊形態は、QI 試験片と同様にせん断破壊モードに近いと考えられる。

2.5.2 内部損傷観察 (初期臨界点近傍)

Fig. 2.17 は初期臨界点における QI, QI+C および QI+R 試験片($e/d=1$)の面外断面観察結果であり、観察領域は Fig. 2.6 に示す面外断面領域 abcd である。発生した損傷について、面外せん断損傷を SZ, 層間はく離を DL と示す。また、Fig. 2.18 は初期臨界点における QI, QI+C および QI+R 試験片 ($e/d=1$) の各層の面内断面の損傷状態を示した模式図である。発生した損傷について、キンクバンドを KB, 面外せん断損傷を SZ, 繊維方向に沿ったマトリックスクラックを MC と示す。

Fig. 2.17(a)に示すように、QI 試験片($e/d=1$)では、ボルト孔縁の 90° 層（上側）と 90° 層（下側）の間が起点と考えられる面外せん断損傷、ボルト孔縁の 0° 層と -45° 層の間（上側，下側）および板縁の 0° 層と 45° 層の間（下側）が起点と考えられる層間はく離が確認できた。(b)に示すように、QI+C 試験片($e/d=1$)では、QI 試験片($e/d=1$)と類似しており、ボルト孔縁の 90° 層（上側，下側）に面外せん断損傷とボルト孔縁に 0° 層と -45° 層の間（下側）および板縁の C 層と 45° 層の間（上側）が起点と考えられる層間はく離が確認できた。(c)に示すように、QI+R 試験片($e/d=1$)では、QI 試験片($e/d=3$)と異なり、ボルト孔縁に損傷を確認できず、板縁の 45° 層（下側）と R 層（下側）が起点と考えられる層間はく離が確認できた。

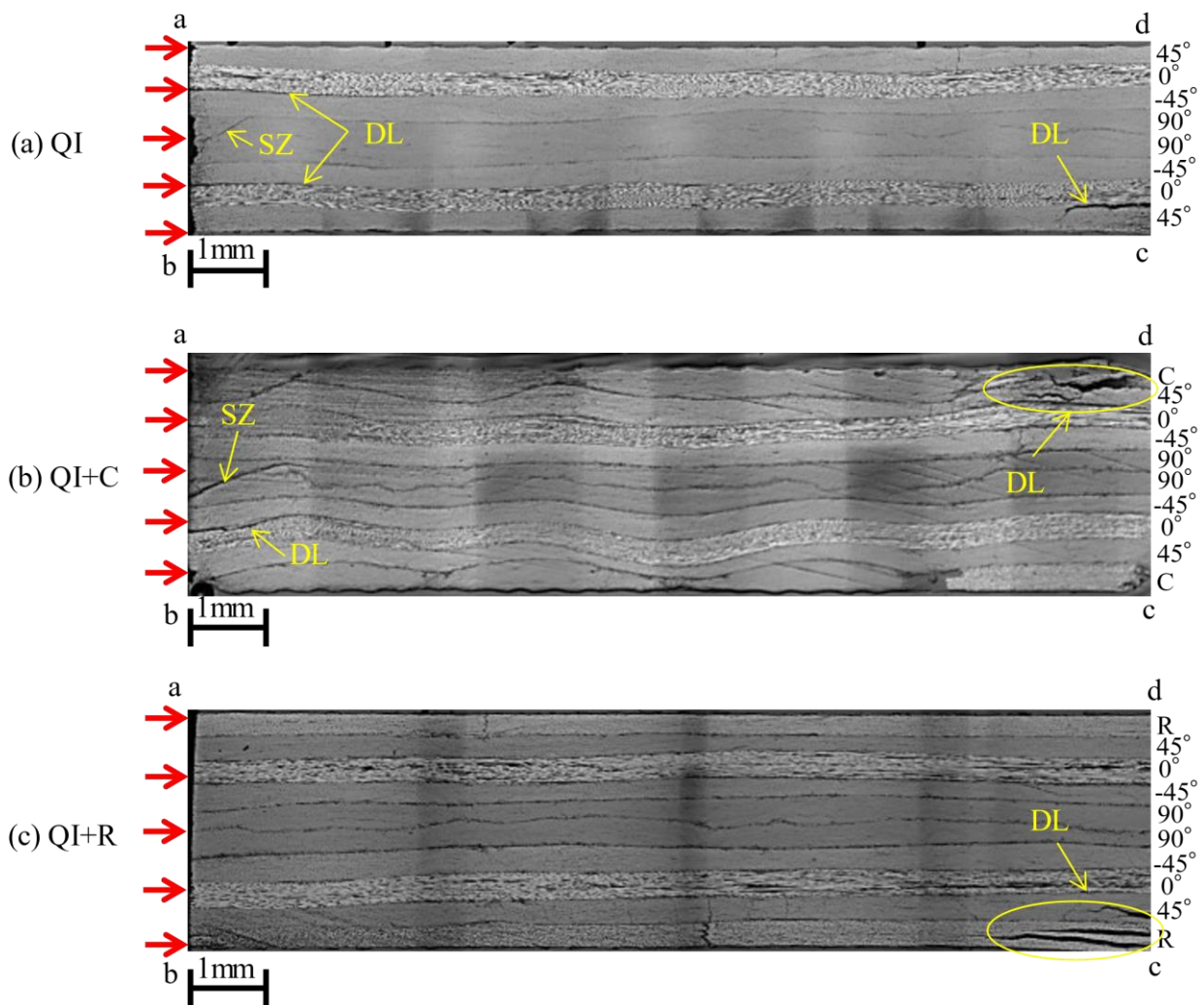


Fig. 2.17 Out-plane failure of the specimens at the initial bearing strength, $S_{ini}(e/d=1)$

Fig. 2.18(a)に示すように、QI 試験片($e/d=1$)では、 0° 、 -45° 層においてボルト孔縁部に圧縮損傷が確認できた。これらの損傷について、いずれもキックバンドと考えられる。また、各層に繊維平行方向のクラックも確認できた。Fig. 2.18(b)に示すように、QI+C 試験片($e/d=1$)では、C、 0° 、 $\pm 45^\circ$ 、 90° 層において、ボルト孔縁から 1mm の範囲内とそこから離れた箇所に圧縮損傷が確認できた。これらの損傷について、C 層では繊維方向に沿ったマトリックスクラック、 45° 層、 0° 層ではキックバンド、 -45° 層、 90° 層ではキックバンドと面外せん断損傷の両方が発生したと考えられる。Fig. 2.18(c)に示すように、QI+R 試験片($e/d=1$)について、 0° 、 $\pm 45^\circ$ 、 90° 層の損傷状態は QI 試験片($e/d=1$)における各層の損傷状態と類似した。R 層ではボルト孔縁から

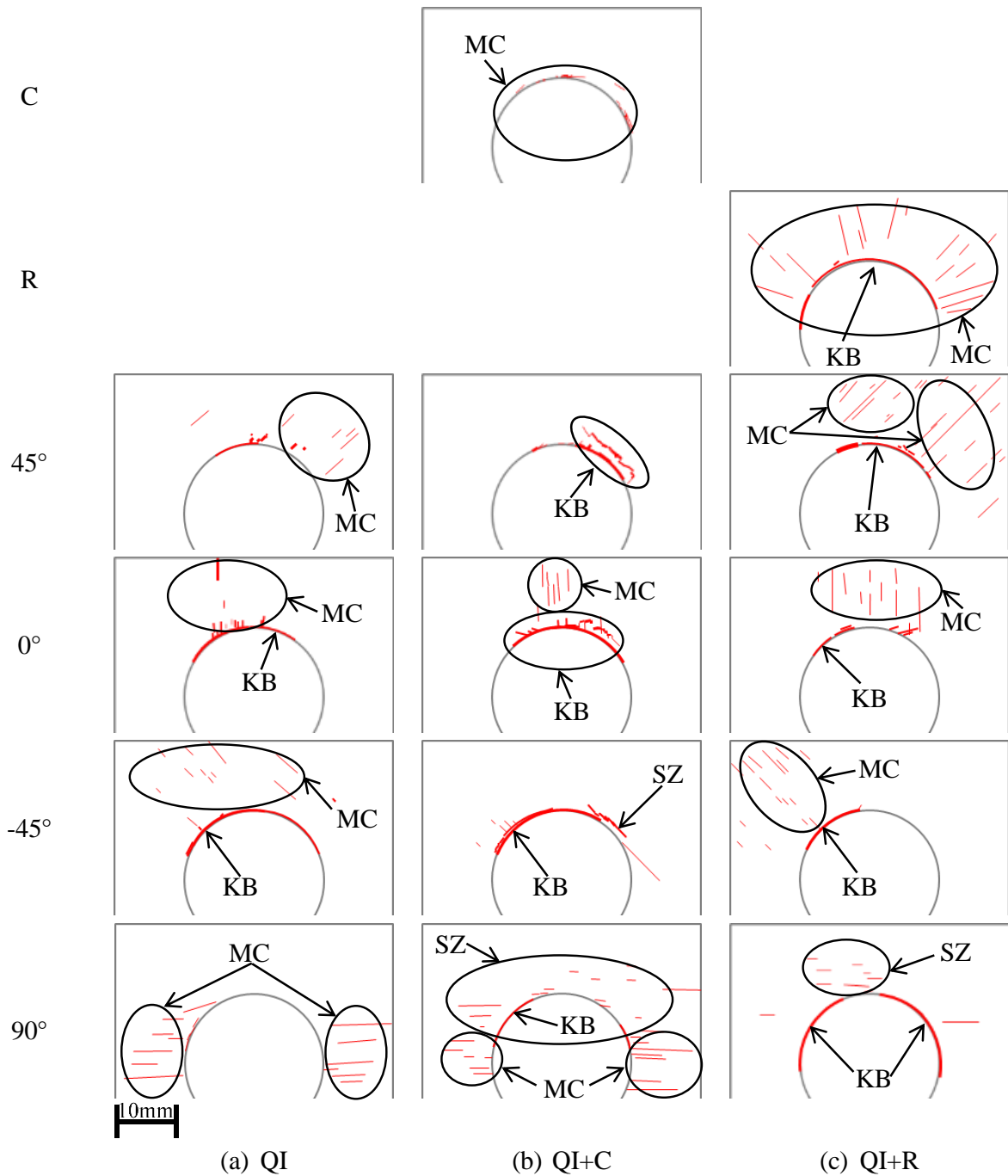


Fig. 2.18 Schematic of failure morphology at initial bearing strength, S_{ini} ($e/d=1$)

1mm の範囲内にボルト孔に沿った損傷が確認できた。これらの損傷について、いずれもキックバンドと考えられる。

以上のようなことから、QI 試験片($e/d=1$)の初期臨界点近傍における損傷状態について、キックバンド、面外せん断損傷、層間はく離、繊維平行方向のクラックがボ

ルト孔縁部に発生することが明らかになった。QI+C 試験片($e/d=1$)の初期臨界点近傍における損傷状態について、QI 試験片($e/d=1$)と同様に、キックバンド、面外せん断損傷、層間はく離、繊維平行方向のクラックがボルト孔縁部に発生することが明らかになった。QI+R 試験片($e/d=1$)の初期臨界点における損傷状態について、QI 試験片($e/d=1$)と同様に、キックバンド、面外せん断損傷、層間はく離、繊維平行方向のクラックがボルト孔縁部に発生することが明らかになった。

2.5.3 CR 補強効果 (初期臨界点)

Fig. 2.19 は QI, QI+C および QI+R 試験片($e/d=1$)における初期面圧強度 S_{ini} の比較結果であり、エラーバーは標準偏差を示す。なお、試験本数はそれぞれ 6 本である。Fig. 2.19 に示すように、QI+C 試験片では、QI 試験片に対して初期面圧強度 S_{ini} はほぼ同程度であった。一方、2.5.2 項より 0° , $\pm 45^\circ$, 90° 層の損傷状態は QI 試験片($e/d=1$)における各層の損傷状態と類似しており、C 層ではボルト孔縁から 1mm の範囲内にボルト孔に沿った損傷のみが確認できた。一方、QI+R 試験片では、QI 試験片に対して初期面圧強度 S_{ini} は上昇しなかった。また、2.5.2 項より 0° , $\pm 45^\circ$, 90° 層の損傷状態は QI 試験片($e/d=1$)における各層の損傷状態と類似しており、R 層ではキックバ

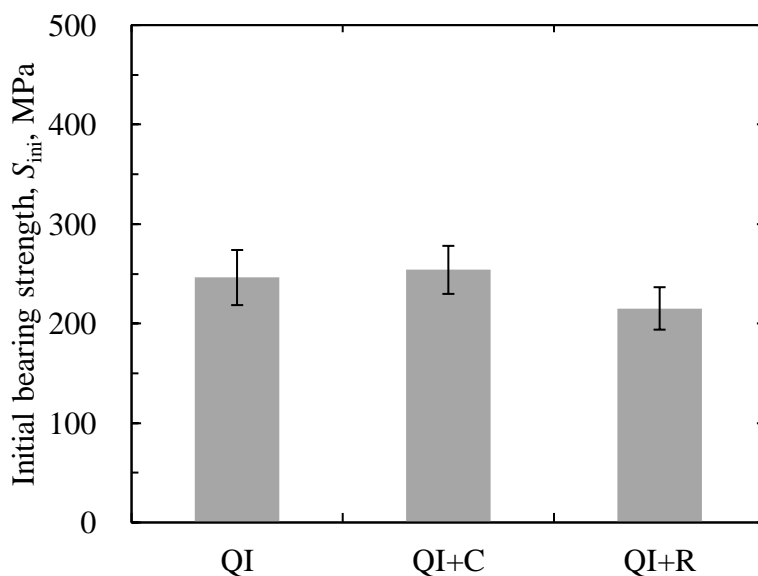


Fig. 2.19 Comparison of initial bearing strength, S_{ini} ($e/d=1$)

ンドと考えられる繊維方向に圧縮損傷が確認できた。すなわち、R層の補強繊維は圧縮荷重を分担したこと（Fig. 2.10）が考えられるが、このことは初期面圧強度 S_{ini} に寄与しなかった。

以上のようなことから、 e/d が小さい場合の初期臨界点において、C、R層はいずれも初期面圧強度 S_{ini} の上昇に寄与しないが、R層の補強繊維は圧縮荷重を分担すると考えられる。

2.5.4 内部損傷観察（最大破壊点近傍）

Fig. 2.20 は最大破壊点近傍における QI, QI+C および QI+R 試験片($e/d=1$)の面外断面観察結果であり、観察領域は Fig. 2.6 に示す面外断面領域 abcd である。発生した損傷について、キंकバンドを KB, 面外せん断損傷を SZ, 層間はく離を DL と示す。Fig. 2.21 は最終破壊点近傍における QI, QI+C および QI+R 試験片($e/d=3$)の各層の面内断面の損傷状態を示した模式図である。発生した損傷について、キंकバンドを KB, 面外せん断損傷を SZ, 繊維方向に沿ったマトリックスクラックを MC, 繊維引張損傷を FT と示す。

Fig. 2.20(a)に示すように、QI 試験片($e/d=3$)では、 0° 層と -45° 層の間（上側，下側）のボルト孔縁および板縁が起点と考えられる層間はく離が確認できた。Fig. 2.20(b)に示すように、QI+C 試験片($e/d=3$)では、QI 試験片($e/d=1$)と異なり、ジグザグに連続した損傷が確認でき、このうち 0° 層の損傷はキंकバンド、C, $\pm 45^\circ$, 90° 層の損傷は面外せん断損傷であった。このような損傷発生状態は Fig. 2.11 に示す $e/d=3$ の各試験片と類似した。また、 45° 層と 0° 層の間（上側，下側）に板縁が起点と考えられる層間はく離が確認できた。Fig. 2.20(c)に示すように、QI+R 試験片($e/d=3$)では、QI 試験片($e/d=1$)と類似しており、 0° 層と -45° 層の間（上側，下側）のボルト孔縁および 0° 層と 45° 層の間（下側）、 45° 層と R層の間（下側）が起点と考えられる層間はく離が確認できた。

Fig. 2.21(a)に示すように、QI 試験片では、各層にボルト孔縁部から広域に発生した圧縮損傷と、ボルト孔から板縁にかけて繊維平行方向に発生した損傷が確認でき

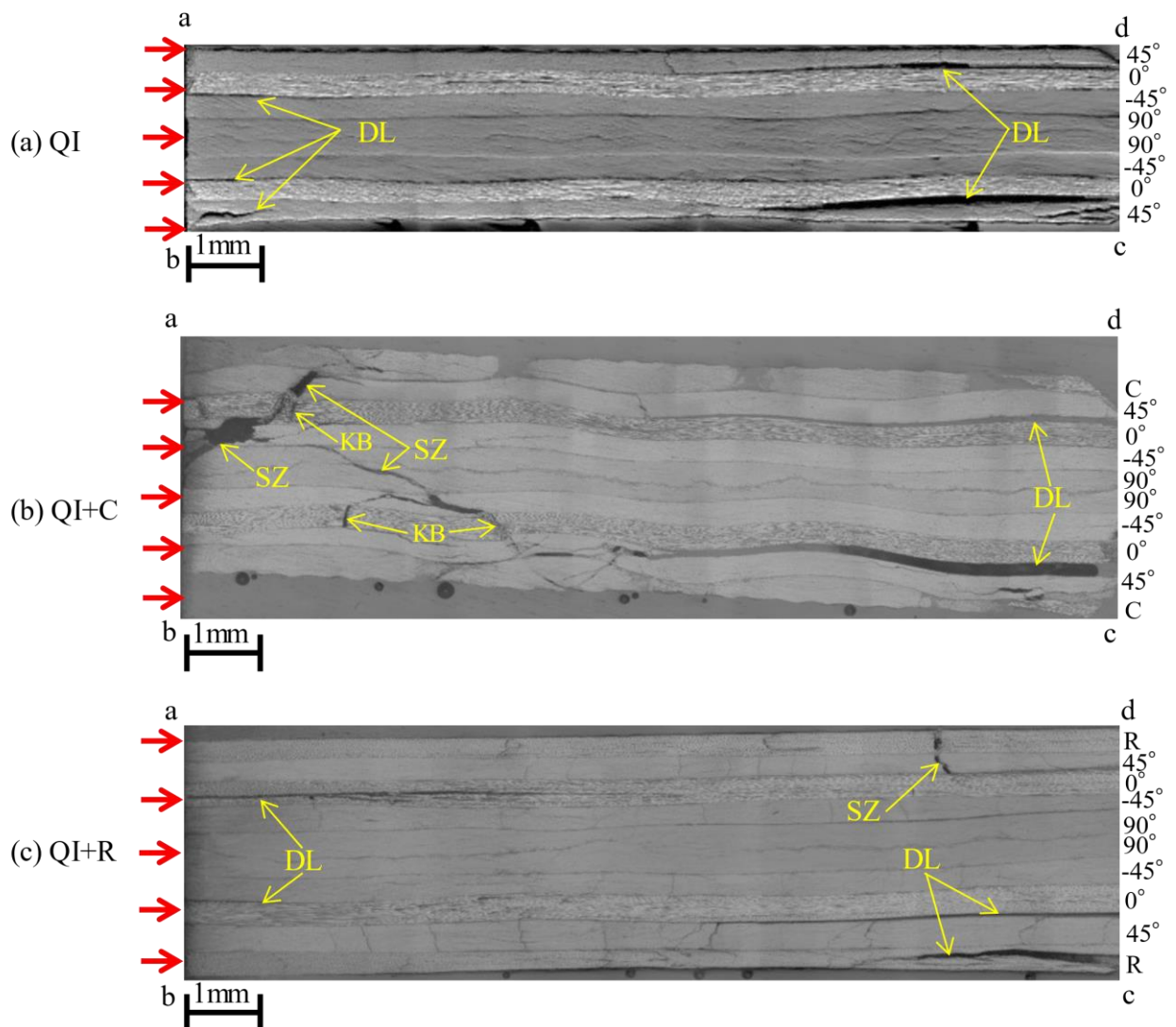


Fig. 2.20 Out-plane failure of the specimens at the ultimate bearing strength, $S_{ult}(e/d=1)$

た。このうち、圧縮損傷については、初期臨界点で確認できたキックバンドや面外せん断破壊が広域に発生したと考えられる。ボルト孔から板縁にかけて繊維平行方向に発生した損傷は、せん断破壊モードによる損傷に類似した。また、各層において繊維平行方向に発生したクラックは初期臨界点と比べ増加した。Fig. 2.21(b)に示すように、QI+C試験片では、0°, ±45°, 90°層の損傷状態はQI試験片の各層の損傷状態と類似した。一方、C層では繊維直交方向の圧縮損傷が広域に確認でき、さらに繊維平行方向の引張損傷も観察された。また、Fig. 2.21(c)に示すように、QI+R試験片について、0°, ±45°, 90°層の損傷状態はQI試験片における各層の損傷状態と類

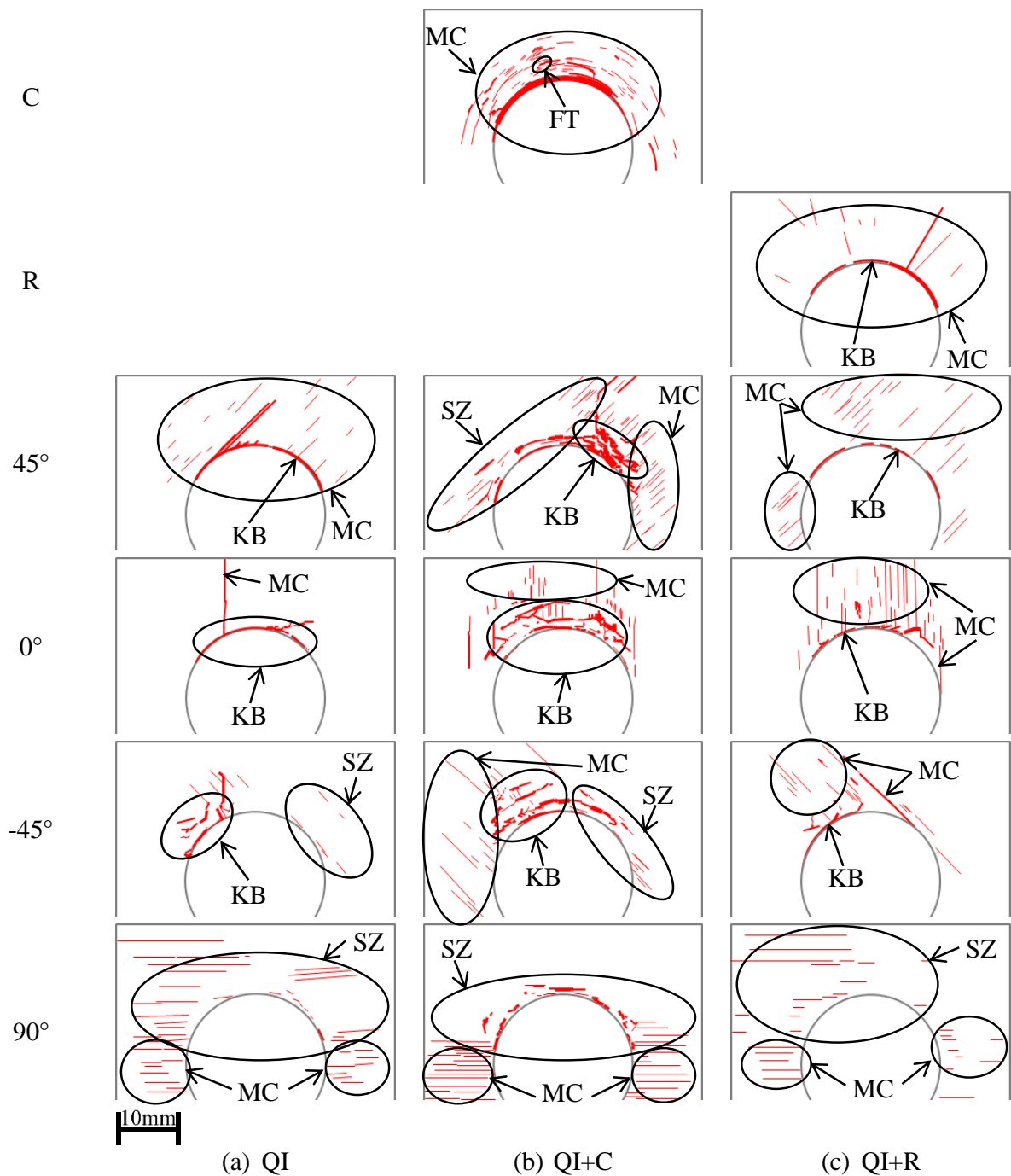


Fig. 2.21 Schematic of failure morphology at the ultimate bearing strength, S_{ult} ($e/d=1$)

似した。一方，R層ではキンクバンドと考えられる損傷が広域に確認できた。

以上のようなことから，QI試験片($e/d=3$)の最大破壊点近傍における損傷状態について，キンクバンドはボルト孔縁近傍で発生し，面外せん断損傷，層間はく離，繊維平行方向のクラックがボルト孔縁部から板縁にかけて広範囲に発生することが明

らかになった。QI+C 試験片($e/d=3$)の最大破壊点近傍における損傷状態について、QI 試験片($e/d=1$)と異なり、キックバンド、面外せん断損傷、層間はく離、繊維平行方向のクラックがボルト孔縁から板縁にかけて広範囲に発生することが明らかになった。このような損傷状態は、 $e/d=3$ の各試験片に類似した。QI+R 試験片($e/d=3$)の最大破壊点近傍における損傷状態について、QI 試験片($e/d=1$)と同様に、キックバンドはボルト孔縁近傍で発生し、面外せん断損傷、層間はく離、繊維平行方向のクラックがボルト孔縁から板縁にかけて広範囲に発生することが明らかになった。

2.5.5 CR 補強効果 (最大破壊点)

Fig. 2.22 は QI, QI+C および QI+R 試験片($e/d=1$)における最大面圧強度 S_{ult} の比較結果であり、エラーバーは標準偏差を示す。なお、試験本数はそれぞれ 4 本である。QI+C 試験片では、QI 試験片に対して最大面圧強度 S_{ult} は 27% 上昇した。また、2.5.4 項より、QI 試験片では損傷はボルト孔縁部でしか確認できなかったのに対し、QI+C 試験片ではボルト孔縁部での圧縮損傷に加えて、ボルト孔から離れた領域にキックバンドを伴う圧縮損傷も確認できた。これは、Fig. 2.12 に示す $e/d=3$ の各試験片の損傷状態に類似した。ここで、Fig. 2.23 に示すように、負荷方向に面内せん断応力

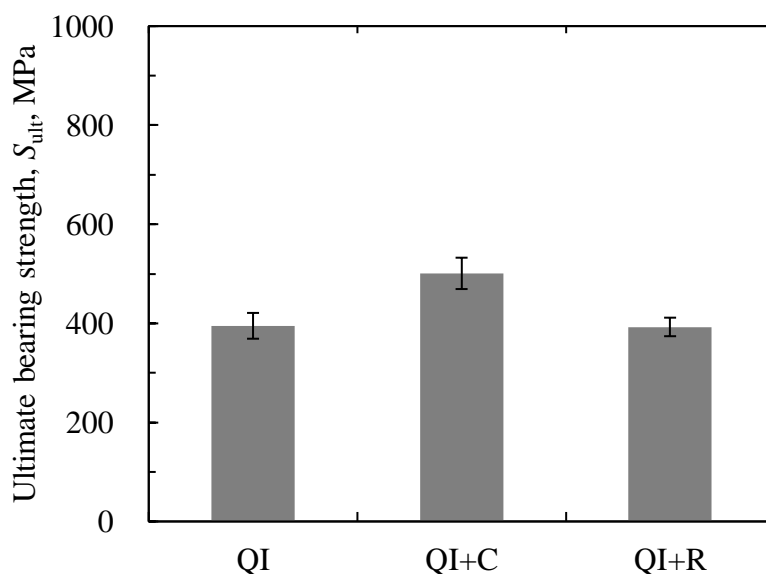


Fig. 2.22 Comparison of ultimate bearing strength, S_{ult} ($e/d=1$)

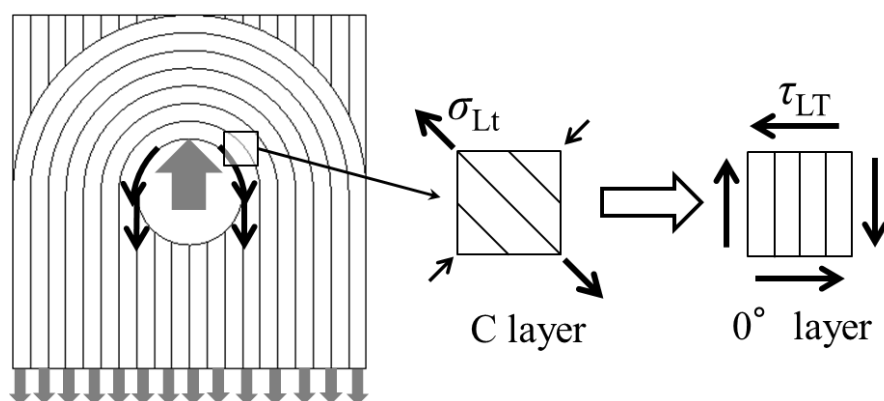


Fig. 2.23 Reinforcement mechanism of C layer for shear-out mode failure of 0° layer

τ_{LT} が作用する領域において、C層上では繊維に引張応力 σ_{Lt} が作用することになる。このことから、C層の補強繊維によって各層のせん断応力が抑制され、QI試験片で発生したせん断破壊モードが QI+C試験片では面圧破壊モードに遷移したと考えられる。また、QI試験片に対して QI+C試験片の最大面圧強度 S_{ult} が向上したことについて、破壊が進行する過程でフープ効果 (Fig. 2.14)も発揮されたことが考えられる。一方、QI+R試験片について、QI試験片に対して最大面圧強度 S_{ult} はほぼ同程度であった。また、2.5.4項より 0°、±45°、90°層の損傷状態は QI試験片における各層の損傷状態と類似しており、R層ではボルト孔縁から 1mmの範囲内にボルト孔に沿った損傷と繊維平行方向のクラックが確認できた。すなわち、R層の補強繊維は圧縮荷重を分担したこと (Fig. 2.10)が考えられるが、このことは最大面圧強度 S_{ult} に寄与しなかった。

以上のようなことから、 e/d が小さい場合の最大破壊点において、C層はせん断破壊モードから面圧破壊モードに遷移させることが明らかになった。これは、C層の補強繊維が引張荷重を分担するためと考えられる。また、C層は最大面圧強度 S_{ult} の上昇に寄与することも明らかになった。これは、C層の補強繊維が引張荷重を分担することに加え、破壊が進行する過程でフープ効果も作用するためであると考えられる。一方、R層は最大面圧強度 S_{ult} の上昇に寄与しないが、R層の補強繊維が圧縮荷重を分担することが考えられる。

2.6 結言

本章では CFRP ボルト接合継手に対し、繊維体積含有率 V_f が一様となるような新たな補強層 (C, R 層) を提案することを試みた。また、提案した補強層が擬似等方積層板の各層の破壊発生や進展に与える影響を明らかにすることも試みた。得られた知見は以下の通りである。

- QI 試験片 ($e/d=3$) の破壊形態は、面圧破壊モード (Fig. 1.3(a)) に近いと考えられる。また、QI+C, QI+R 試験片 ($e/d=3$) の破壊形態も、QI 試験片 ($e/d=3$) と同様に面圧破壊モードに近いと考えられる。
- e/d が十分大きい場合の初期臨界点において、R 層は初期面圧強度 S_{ini} の上昇に寄与することが明らかになった。これは、R 層の補強繊維が圧縮荷重を分担するためであると考えられる。
- e/d が十分大きい場合の最大破壊点において、C 層は最大面圧強度 S_{ult} の上昇に寄与することが明らかになった。これは、破壊が進行する過程で C 層のフープ効果が作用するためであると考えられる。一方、R 層も最大面圧強度 S_{ult} の上昇に寄与することが明らかになった。これは、R 層の補強繊維が圧縮荷重を分担するためと考えられる。
- QI 試験片 ($e/d=1$) の破壊形態は、せん断破壊モード (Fig. 1.3(b)) に近いと考えられる。また、QI+C 試験片 ($e/d=1$) の破壊形態は QI 試験片 ($e/d=1$) と異なり、面圧破壊モード (Fig. 1.3(a)) に近いと考えられる。一方、QI+R 試験片 ($e/d=1$) の破壊形態は、QI 試験片と同様にせん断破壊モードに近いと考えられる。
- e/d が小さい場合の初期臨界点において、C, R 層はいずれも初期面圧強度 S_{ini} の上昇に寄与しないが、R 層の補強繊維は圧縮荷重を分担すると考えられる。
- e/d が小さい場合の最大破壊点において、C 層はせん断破壊モードから面圧破壊モードに遷移させることが明らかになった。これは、C 層の補強繊維が引張荷重を分担するためと考えられる。また、C 層は最大面圧強度 S_{ult} の上昇に寄与することも明らかになった。これは、C 層の補強繊維が引張荷重を分担することに加え、破壊が進行する過程でフープ効果も作用するためであると考えられる。一方、

R 層は最大面圧強度 S_{ult} の上昇に寄与しないが、R 層の補強繊維が圧縮荷重を分担することが考えられる。

参考文献

- 1) N.W. Tosh and D.W. Kelly, "On the design, manufacture and testing of trajectorial fiber steering for carbon fiber composite laminates", *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol. 31, No. 10, pp. 1047-1060 (2000)
- 2) R. Li, D. Kelly and A. Crosky, "Strength improvement by fiber steering around a pin loaded hole", *Composite Structures*, Vol. 57, No. 1-4, pp. 377-383 (2002)
- 3) A. Crosky, D. Kelly, R. Li, X. Legrand, N. Huong and R. Ujjin, "Improvement of bearing strength of laminated composites", *Composite Structures*, Vol. 76, No. 3, pp. 260-271 (2006)
- 4) X. Legrand, D. Kelly, A. Crosky and D. Crepin, "Optimisation of fiber steering in composite laminates using a genetic algorithm", *Composite Structures*, Vol. 75, No. 1-4, pp. 524-531 (2006)
- 5) R. Li, D. Kelly, A. Crosky, H. Schoen and L. Smollich, "Improving the Efficiency of Fiber Steered Composite Joints using Load Path Trajectories", *Journal of Composite Materials*, Vol. 40, No. 18, pp. 1645-1658 (2006)
- 6) A. Crosky, C. Grant, D. Kelly, X. Legrand and G. Pearce, "Fiber placement processes for composites manufacture", *Advances in Composites Manufacturing and Process Design*, Woodhead Publishing, pp. 79-92 (2015)
- 7) P.P. Camanho, S. Bowron and F.L. Matthews, "Failure mechanisms in bolted CFRP", *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, Vol. 17, No. 3 pp. 205-233 (1998)
- 8) P.P. Camanho and M. Lambert, "A design methodology for mechanically fastened joints in laminated composite materials", *Composites Science and Technology*, Vol. 66, No. 15, pp.3004-3020 (2006)
- 9) Y. Xiao and T. Ishikawa, "Bearing strength and failure behavior of bolted composite joints (part □: Experimental investigation)", *Composites Science and Technology*, Vol. 65, No. 7-8, pp. 1022-

1031 (2005)

- 10) B.O. Baba, "Behavior of Pin-loaded Laminated Composites ", *Experimental Mechanics*, Vol. 46, pp. 589-600 (2006)
- 11) F. Sen, M. Pakdil, O. Sayman and S. Benli, "Experimental failure analysis of mechanically fastened joints", *Materials and Design*, Vol. 29, No. 6, pp. 1159-1169 (2008)
- 12) C. Sola, B. Castanie, L. Michel, F. Lachaud, A. Delabie amd E. Mermoz, "On the role of kinking in the bearing failure of composite laminates", *Composite Structures*, Vol. 141, pp. 184-193 (2016)

3. 数値解析による CR 補強メカニズムの解明

3.1 緒言

2章では、Kelly らの提案手法¹⁻⁷⁾を単純化した C, R 補強層を提案した。また、このような補強層がボルト孔周りの損傷状態に影響を及ぼし、面圧強度の上昇に寄与することを面圧強度試験により明らかにした。具体的には、せん断破壊モードで破壊する試験片に対して C 層は面圧破壊モードに遷移させ、R 層は面圧破壊モードで破壊する試験片に対して面圧強度を上昇させることが明らかになった。また、このような試験結果に基づき、C, R 層の補強メカニズムを推測したが、明確にするには至らなかった。これらの補強メカニズムを解明するためには、数値解析を用いて、C, R 層が試験片の各層のボルト孔周りに発生する応力分布に及ぼす影響を明らかにする必要がある。

CFRP ボルト接合継手において、有限要素法による数値解析を用いた研究が多数行われており、実証試験結果と数値解析結果の整合性が取れることも報告されている⁷⁻³⁰⁾。また、CFRP のような複合材料の損傷を示す指標として、Hoffman³¹⁾や Hashin³²⁾の破壊則などが考案されており、このような破壊則を用いて CFRP ボルト接合継手の破壊について有限要素解析を行った研究も行われている²⁶⁻³⁰⁾。

以上のようなことから、本章では有限要素法による数値解析を用いて、C, R 層による補強メカニズムを明らかにすることを試みた。しかし、初期臨界点近傍までについては数値解析結果と 2章で示した面圧強度試験結果の整合性を得られたが、最大破壊点近傍については現状の計算技術では面圧強度試験結果との整合性を得ることは困難であったため、検討にあたっては、初期臨界点にのみ着目した。また、面圧強度試験では C, R 層の単一補強について検討を行ったが、本章では C, R 層の組合せ補強についても検討を行った。

3.2 数値解析方法

Fig. 3.1 は Fig. 2.2 で示した面圧強度試験の数値解析モデルである。問題の対称性を考慮し、試験片や治具のモデルを 1/2 とした。 δ_{bolt} はボルトに生じる軸力相当の強制変位、 δ_{bear}

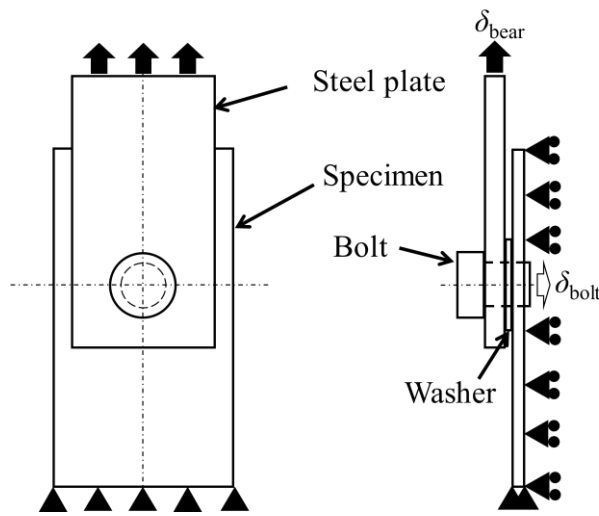


Fig. 3.1 Numerical model of double-lap joint

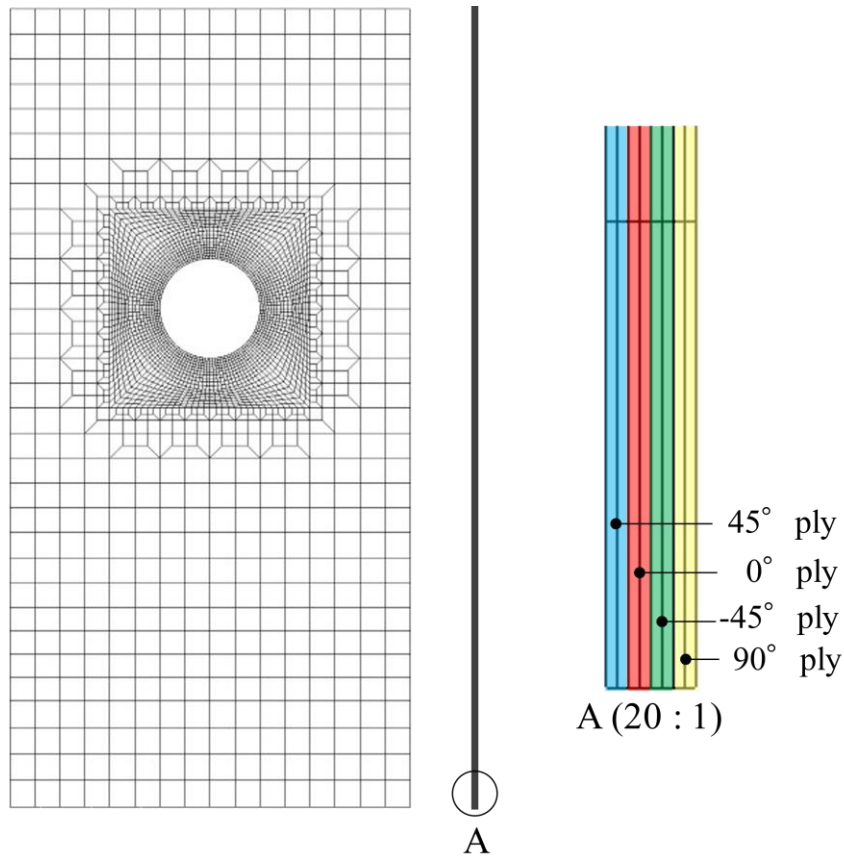


Fig. 3.2 Finite element model of QI specimen ($e/d=3$)

は鋼板に与えた引張負荷相当の強制変位である。試験片とボルトおよびワッシャの間にクーロン摩擦（摩擦係数は0.2）を適用した。なお、本解析は、有限要素コード MARC2013 を

用いた。Fig. 3.2 は QI 試験片 ($e/d=3$) の有限要素モデルである。試験片の離散化にあたり、板厚方向については、1層あたり2プライとした。このように試験片をはじめ、ボルト、ワッシャ、鋼板を離散化するにあたり、各要素のアスペクト比は大きくなるため、それぞれを8節点ソリッドシェル要素を用いてモデル化した。なお、ボルト孔周りの離散化については、応力分布の収束性をもとに決定した。

本報では、初期損傷の発生開始から初期臨界点までについて解析を行った。破壊判定には Hashin の破壊則を用いた。Hashin 則では、繊維引張モードの損傷指標 FI_{Lt} 、繊維圧縮モードの損傷指標 FI_{Lc} 、母材引張モードの損傷指標 FI_{Tt} 、母材圧縮モードの損傷指標 FI_{Tc} は次式のように定義される。

$$FI_{Lt} = \left(\frac{\sigma_L}{S_{Lt}} \right)^2 + \frac{1}{T_{LT}^2} (\tau_{LT}^2 + \tau_{ZL}^2) \quad (3.1)$$

$$FI_{Lc} = \frac{|\sigma_L|}{S_{Lc}} \quad (3.2)$$

$$FI_{Tt} = \frac{1}{S_{Tt}^2} (\sigma_T + \sigma_Z)^2 + \frac{1}{T_{TZ}^2} (\tau_{TZ}^2 - \sigma_T \sigma_Z) + \frac{1}{T_{LT}^2} (\tau_{LT}^2 + \tau_{ZL}^2) \quad (3.3)$$

$$FI_{Tc} = \frac{1}{S_{Tc}} \left\{ \left(\frac{S_{Tc}}{2T_{TZ}} \right)^2 - 1 \right\} (\sigma_T + \sigma_Z) + \frac{1}{4T_{LT}^2} (\sigma_T + \sigma_Z)^2 + \frac{1}{T_{TZ}^2} (\tau_{TZ}^2 - \sigma_T \sigma_Z) + \frac{1}{T_{LT}^2} (\tau_{LT}^2 + \tau_{ZL}^2) \quad (3.4)$$

σ_L は繊維方向の垂直応力、 σ_T は繊維直交方向の垂直応力、 σ_Z は板厚方向の垂直応力、 τ_{LT} は LT 成分（繊維方向-繊維直交方向の面内成分）のせん断応力、 τ_{TZ} は TZ 成分（繊維直交方向-板厚方向の面内成分）のせん断応力、 τ_{ZL} は ZL 成分（板厚方向-繊維方向の面内成分）のせん断応力、 S_{Lt} は繊維方向の引張強度、 S_{Lc} は繊維方向の圧縮強度、 S_{Tt} は繊維直交方向および板厚方向の引張強度、 S_{Tc} は繊維直交方向および板厚方向の圧縮強度、 T_{LT} は LT および ZL 成分のせん断強度、 T_{TZ} は TZ 成分のせん断強度である。また、式(3.1)~(3.2)のいずれかが $FI = 1$ となった要素について、短冊状試験片による圧壊試験結果や2章の面圧強度試験結果を総合的に判断し、破壊後の剛性を初期の剛性に対して10%とした。

Table 3.1 Dimensions of specimens (unit : mm)

	e	d	w	t
QI ($e/d=3$)	76.20	25.40	100.00	2.56
QI+C ($e/d=3$)	76.20	25.40	100.00	3.20
QI+R ($e/d=3$)	76.20	25.40	100.00	3.20
QI+CR ($e/d=3$)	76.20	25.40	100.00	3.84
QI ($e/d=1$)	25.40	25.40	100.00	2.56
QI+C ($e/d=1$)	25.40	25.40	100.00	3.20
QI+R ($e/d=1$)	25.40	25.40	100.00	3.20
QI+CR ($e/d=1$)	25.40	25.40	100.00	3.84

Table 3.2 Material properties of lamina

T800SC/ RTM6-2			
(Elasticity)			
	E_L	164.00	[GPa]
Young modulus	E_T	8.30	[GPa]
	E_Z	8.30	[GPa]
	G_{LT}	3.90	[GPa]
Shear modulus	G_{TZ}	2.50	[GPa]
	G_{ZL}	3.90	[GPa]
	ν_{LT}	0.33	
Poisson's ratio	ν_{TZ}	0.50	
	ν_{ZL}	0.02	
	(Strength)		
Longitudinal tension	S_{Lt}	2965	[MPa]
Longitudinal compression	S_{Lc}	900	[MPa]
Transverse tension	S_{Tt}	90	[MPa]
Transverse compression	S_{Tc}	214	[MPa]
In-plane shear	T_{LT}	75	[MPa]
Out-plane shear	T_{TZ}	97	[MPa]

本解析では、Table 3.1, 3.2 に示す試験片モデルの寸法および一方向材の材料物性を適用し、擬似等方積層した試験片（QI 試験片[45/0/-45/90]_s）を基準に、C 層または R 層を単一補強した試験片（QI+C [C/45/0/-45/90]_s, QI+R 試験片[R/45/0/-45/90]_s）および C, R 層を組

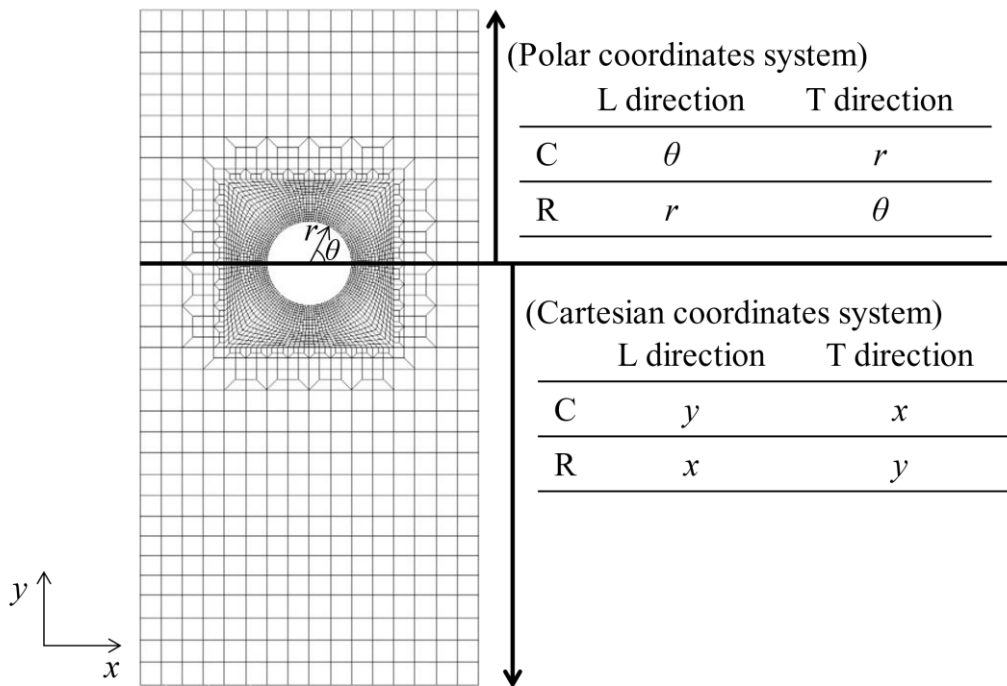


Fig. 3.3 Coordinates system of C and R layers on finite element model

合せ補強した試験片 (QI+CR 試験片[C/R/45/0/-45/90]_s) について検討を行った. なお, 各層の材料方向の入力条件について, 45°, 0°, -45°, 90°層は直交座標系で入力した. Fig. 3.3 は C, R 層の有限要素モデルの座標系を示しており, y 軸においてボルト孔中心を境に面圧負荷が生じる側をボルト孔中心を原点とした極座標系, その反対側を直交座標系で入力した. また, 2章で示した面圧強度試験片の作製条件に合わせ, 有限要素モデルでは C, R 層のボルト孔周りの繊維体積含有率 V_f を一様とした. 試験片形状について, 2章で述べた面圧強度試験と同様に, e/d が十分に大きい試験片 ($e/d=3$) と e/d が小さい試験片 ($e/d=1$) について検討を行った.

3.3 数値解析結果($e/d=3$)

3.3.1 QI 試験片($e/d=3$)の破壊プロセス

Fig. 3.4, 3.5 は QI 試験片($e/d=3$)の数値解析結果である. Fig. 3.4 について, 縦軸は式(2.1)より定義した面圧応力 σ_{bear} であり, 横軸は式(2.2)より定義した面圧ひずみ $\varepsilon_{\text{bear}}$ であ

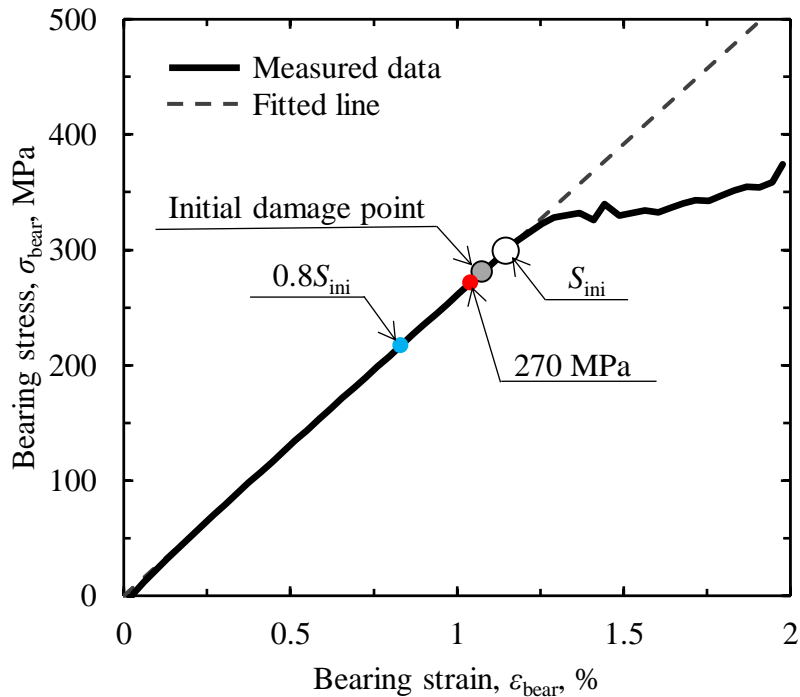


Fig. 3.4 Bearing stress–bearing strain response of the QI specimen ($e/d=3$)

る．実線は試験によって得られた面圧応力-面圧ひずみ曲線，破線は面圧応力-面圧ひずみ曲線の線形領域の最小二乗近似直線である．図中の○印は初期臨界点（初期面圧強度 S_{ini} ），グレー丸印は初期損傷発生時，青丸印は $\sigma_{bear} = 0.8S_{ini}$ となる時点，赤丸印は $\sigma_{bear} = 270\text{MPa}$ となる時点を示す．Fig. 3.5 について，(a)~(c)は初期損傷発生前 ($\sigma_{bear} = 0.8S_{ini}$) (Fig. 3.2 の青丸) での応力分布であり，(a)は繊維方向応力 σ_L ，(b)は繊維直交方向応力 σ_T ，(c)は面内せん断応力 τ_{LT} である．また，図中のアルファベットは高応力の領域を示す．(d)は初期臨界点 ($\sigma_{bear} = S_{ini}$) (Fig. 3.4 の○印) での損傷分布であり，Hashin の破壊則に基づいて，繊維引張モードによる損傷を青，繊維圧縮モードによる損傷を赤，母材引張モードによる損傷を緑，母材圧縮モードによる損傷を黄で示す．また，図中の番号は損傷が発生した順番を示し，白丸は初期臨界点前 ($\sigma_{bear} < S_{ini}$) に発生した損傷，赤丸は初期臨界点 ($\sigma_{bear} = S_{ini}$) で発生した損傷を示す．また，Fig. 3.5 の図中のボルト孔周りに示す数値は，ボルト孔上端を 0° とした偏角 θ であり，矢印は繊維方向 (L) を示す．

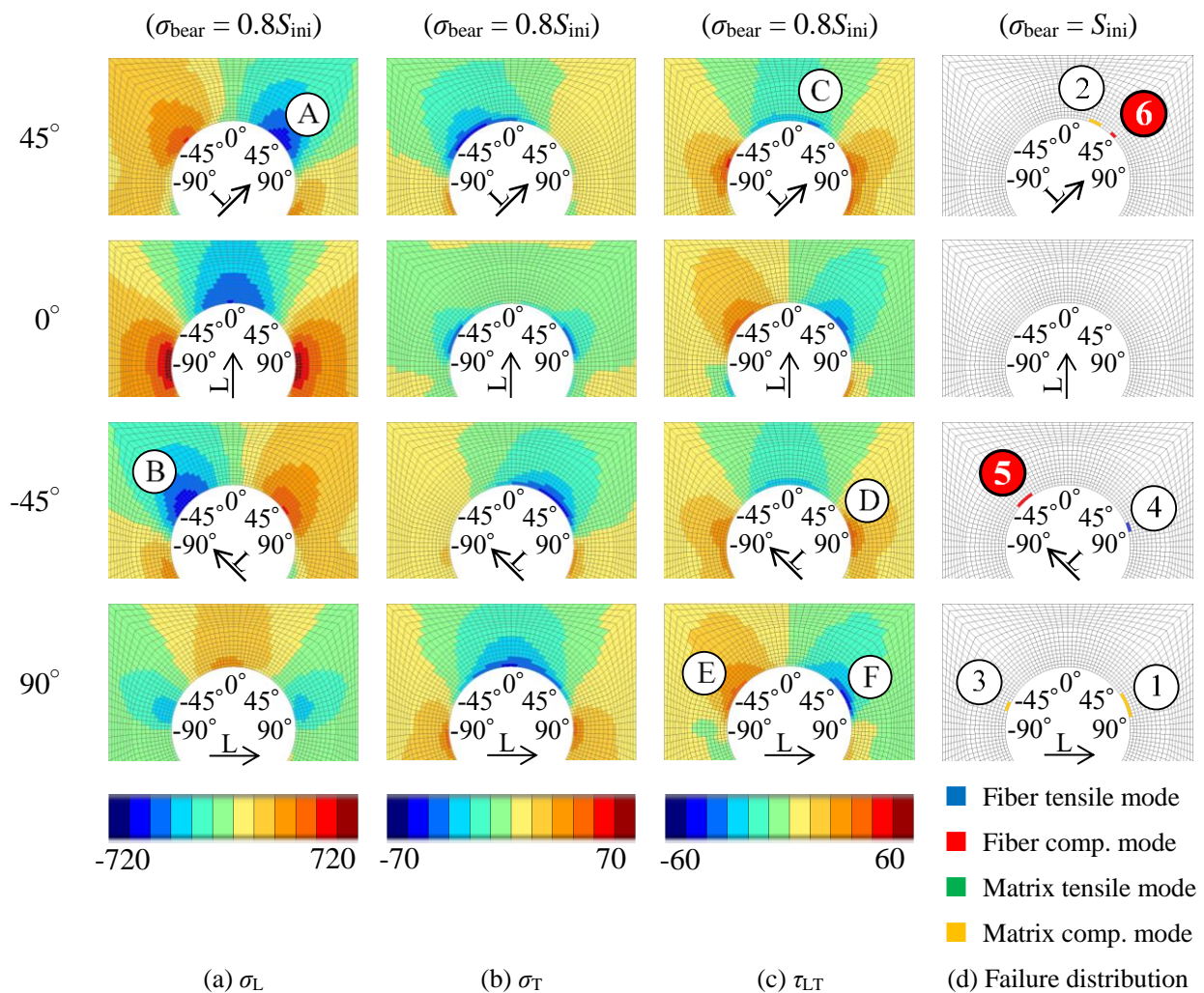


Fig. 3.5 Stress and failure distribution of QI specimen ($e/d=3$) around initial failure

Fig. 3.5 からわかるように、QI 試験片($e/d=3$)の初期臨界点($\sigma_{\text{bear}} = S_{\text{ini}}$)では、⑤、⑥に示す繊維圧縮モードによる損傷が順に発生した。しかし、これらの損傷発生は近接しており、実構造物では発生順の逆転もありうるため、ほぼ同時に発生したと考えられる。これらの損傷はそれぞれ⑧、④に示す繊維方向の圧縮応力 σ_{Lc} が高い位置と同位置であった。すなわち、QI 試験片($e/d=3$)の初期面圧強度 S_{ini} の支配因子は繊維方向の圧縮応力 σ_{Lc} である。一方、QI 試験片($e/d=3$)の初期臨界点前($\sigma_{\text{bear}} < S_{\text{ini}}$)では、④に示す繊維引張モードによる損傷、①、②、③に示す母材圧縮モードによる損傷が発生した。これら損傷のうち、繊維引張モードによる損傷 (④) は④に、母材圧縮モードによる損傷 (①, ②, ③) はそれぞれ⑥, ③, ⑤に示す面内せん断応力 τ_{LT} が高い位置と同位置であった。

以上のようなことから、QI試験片($e/d=3$)の初期臨界点($\sigma_{\text{bear}} = S_{\text{ini}}$)では、 45° 層の $\theta = 45^\circ$ および -45° 層の $\theta = -45^\circ$ に繊維圧縮モードによる損傷(支配因子は繊維方向の圧縮応力 σ_{Lc})が発生することがわかった。一方、QI試験片($e/d=3$)の初期臨界点前($\sigma_{\text{bear}} < S_{\text{ini}}$)では、 -45° 層に繊維引張モードおよび $45^\circ, 90^\circ$ 層に母材圧縮モードによるサブクリティカルな損傷(支配因子は面内せん断応力 τ_{LT})が発生した。

3.3.2 QI+C試験片($e/d=3$)の破壊プロセス

Fig. 3.6, 3.7はQI試験片($e/d=3$)の数値解析結果である。Fig. 3.6について、縦軸は式(2.1)より定義した面圧応力 σ_{bear} であり、横軸は式(2.2)より定義した面圧ひずみ $\varepsilon_{\text{bear}}$ である。なお、初期損傷発生時は○印に示す初期臨界点(初期面圧強度 S_{ini})と同時であった。Fig. 3.7について、(a)~(c)は初期損傷発生前($\sigma_{\text{bear}} = 0.8S_{\text{ini}}$) (Fig. 3.6の青丸印)での応力分布であり、(a)は繊維方向応力 σ_L 、(b)は繊維直交方向応力 σ_T 、(c)は面内せん断応力 τ_{LT} である。(d)は初期臨界点($\sigma_{\text{bear}} = S_{\text{ini}}$) (Fig. 3.6の○印)での損傷分布

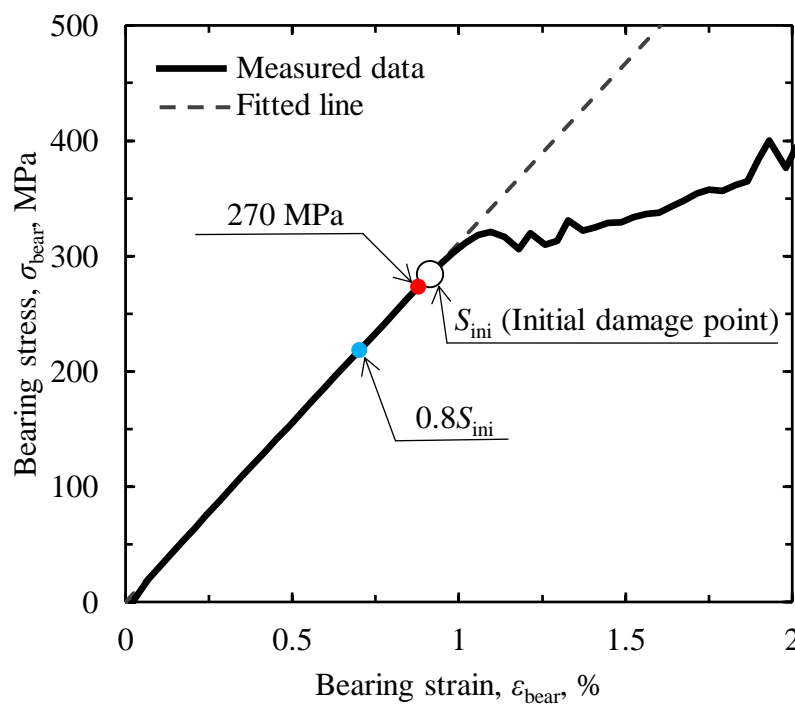


Fig. 3.6 Bearing stress–bearing strain response of the QI+C specimen ($e/d=3$)

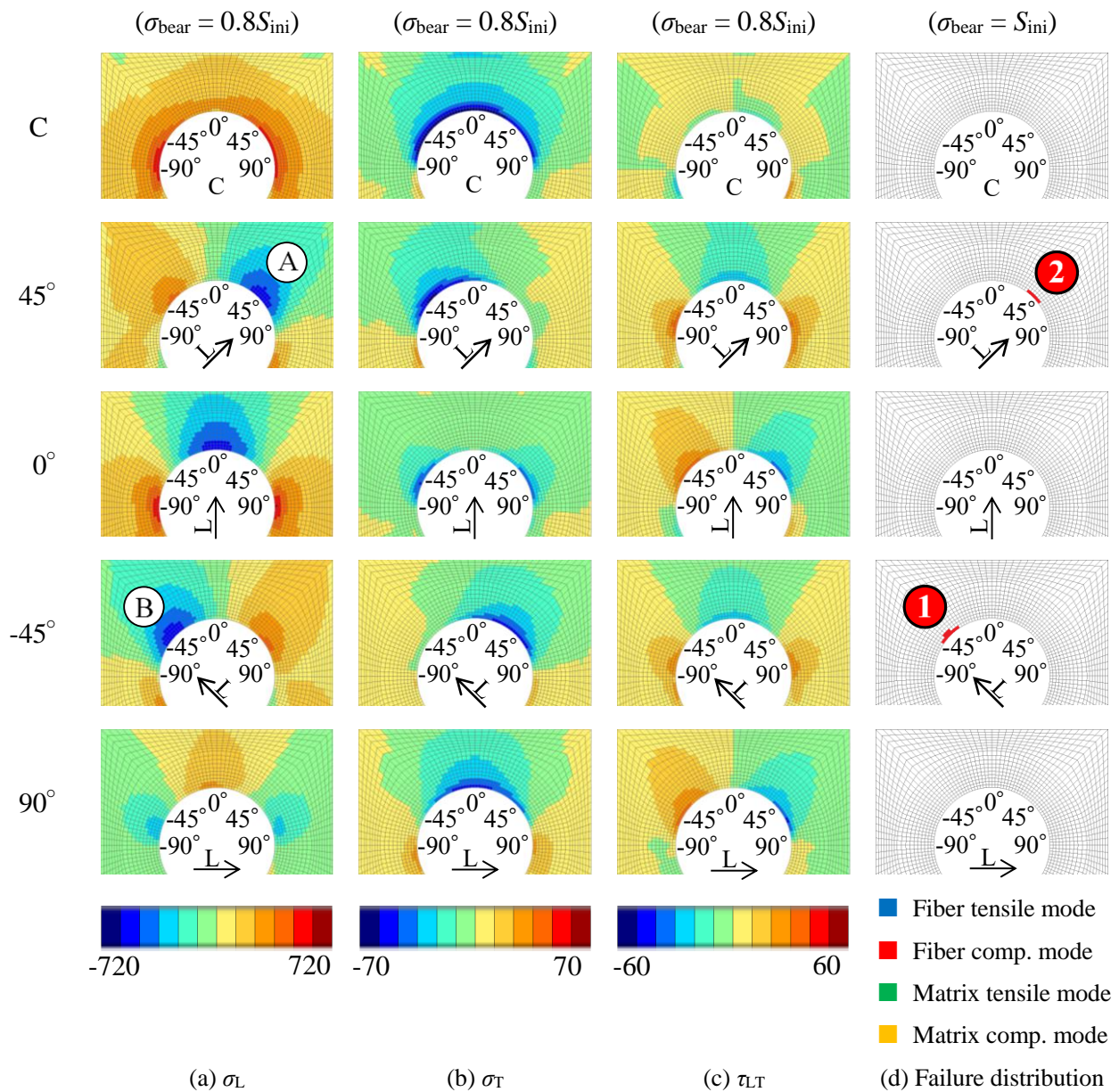


Fig. 3.7 Stress and failure distribution of QI+C specimen ($e/d=3$) around initial failure

である。

Fig. 3.7 からわかるように、QI+C 試験片($e/d=3$)の初期臨界点($\sigma_{\text{bear}} = S_{\text{ini}}$)では、①、②に示す繊維圧縮モードによる損傷が順に発生した。しかし、これらの損傷発生は近接しており、実構造材では発生順の逆転もありうるため、ほぼ同時に発生したと考えられる。これらの損傷はそれぞれ②、①に示す繊維方向の圧縮応力 σ_{Lc} が高い位置と同位置であった。すなわち、QI+C 試験片($e/d=3$)の初期面圧強度 S_{ini} の支配因子は、QI 試験片($e/d=3$)と同様に、

繊維方向の圧縮応力 σ_{Lc} である。一方, QI+C 試験片($e/d=3$)の初期臨界点前($\sigma_{bear} < S_{ini}$)では, QI 試験片($e/d=3$)と異なり, 損傷は発生しなかった。

以上のようなことから, QI+C 試験片($e/d=3$)の初期臨界点($\sigma_{bear} = S_{ini}$)では, 45° 層の $\theta \doteq 45^\circ$ および -45° 層の $\theta \doteq -45^\circ$ に繊維圧縮モードによる損傷 (支配因子は繊維方向の圧縮応力 σ_{Lc}) が発生することがわかった。一方, QI+C 試験片($e/d=3$)の初期臨界点前($\sigma_{bear} < S_{ini}$)では, サブクリティカルな損傷は発生しなかった。

3.3.3 QI+R 試験片($e/d=3$)の破壊プロセス

Fig. 3.8, 3.9 は QI 試験片($e/d=3$)の数値解析結果である。Fig. 3.8 について, 縦軸は式(2.1)より定義した面圧応力 σ_{bear} であり, 横軸は式(2.2)より定義した面圧ひずみ ε_{bear} である。Fig. 3.9 について, (a)~(c)は初期損傷発生前($\sigma_{bear} = 0.8S_{ini}$) (Fig. 3.8 の青丸印)での応力分布であり, (a)は繊維方向応力 σ_L , (b)は繊維直交方向応力 σ_T , (c)は面内せん断応力 τ_{LT} である。(d)は初期臨界点($\sigma_{bear} = S_{ini}$) (Fig. 3.8 の○印)での損傷分布で

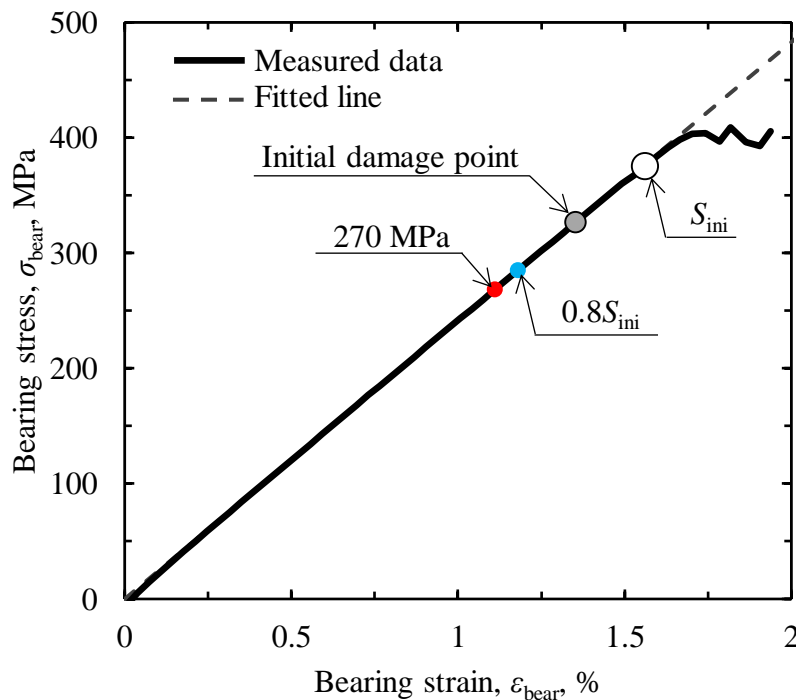


Fig. 3.8 Bearing stress–bearing strain response of the QI+R specimen ($e/d=3$)

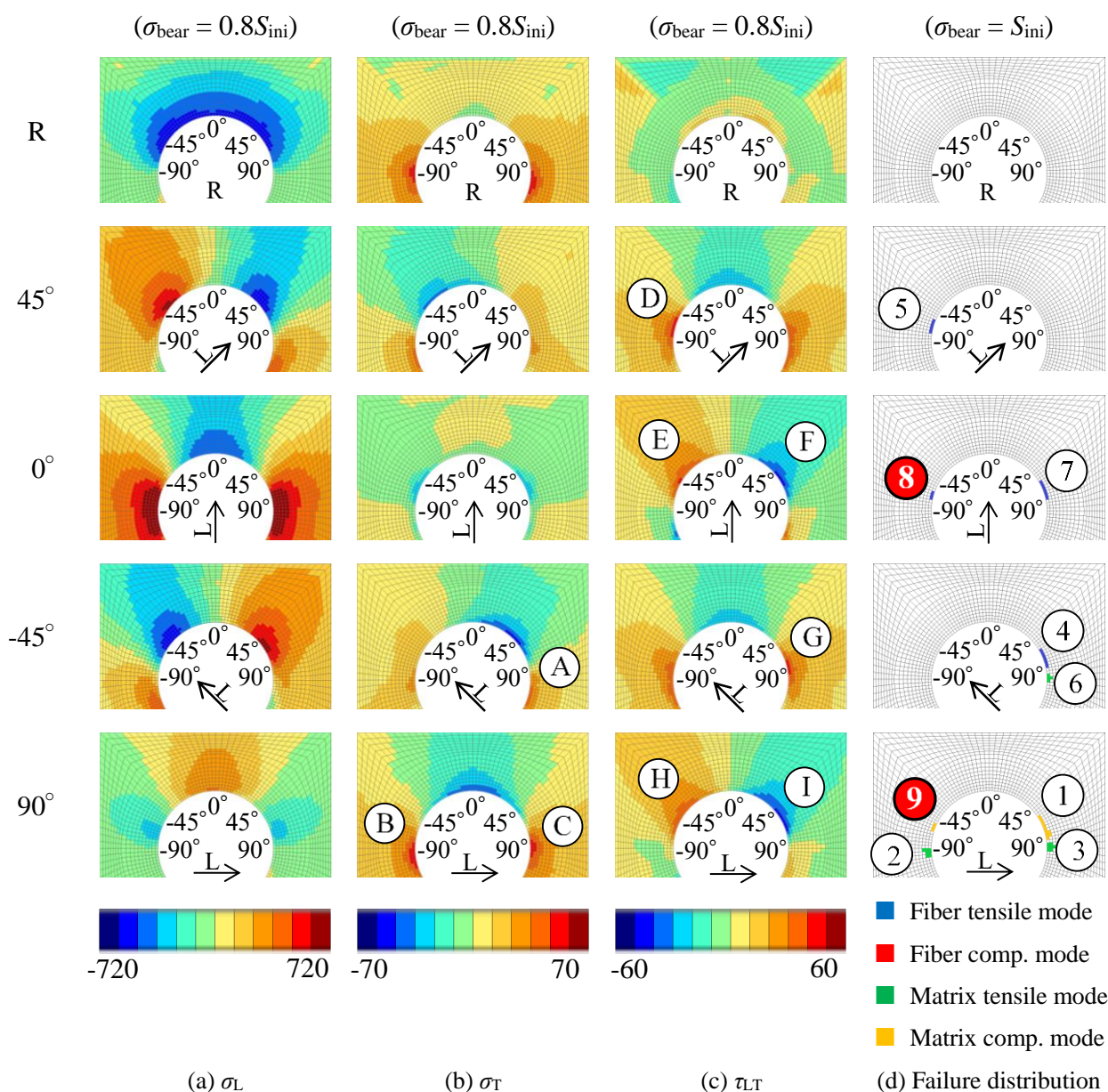


Fig. 3.9 Stress and failure distribution of QI+R specimen ($e/d=3$) around initial failure

ある。

Fig. 3.9 からわかるように、QI+R 試験片($e/d=3$)の初期臨界点($\sigma_{\text{bear}} = S_{\text{ini}}$)では、⑧に示す繊維引張モードによる損傷、⑨に示す母材圧縮モードによる損傷が順に発生した。しかし、これらの損傷発生は近接しており、実構造材では発生順の逆転もありうるため、ほぼ同時に発生したと考えられる。これらの損傷はそれぞれ⑤、⑥に示す面内せん断応力 τ_{LT} が高い位置と同位置であった。すなわち、QI+R 試験片($e/d=3$)の初期面圧強度 S_{ini} の支配因子は、QI 試験片($e/d=3$)と異なり、面内せん断応力 τ_{LT} であると考えられる。一方、QI+R 試験片

($e/d=3$)の初期臨界点前($\sigma_{\text{bear}} < S_{\text{ini}}$)では、④、⑤、⑦に示す繊維引張モードによる損傷、②、③、⑥に示す母材引張モードによる損傷および①に示す母材圧縮モードによる損傷が発生した。これら損傷のうち、繊維引張モードによる損傷(④、⑤、⑦)はそれぞれ⑥、④、⑦に、母材圧縮モードによる損傷(①)は①に示す面内せん断応力 τ_{LT} が高い位置と同位置であった。さらに、母材引張モードによる損傷(②、③、⑥)は、それぞれ③、②、⑥に示す繊維直交方向の引張応力 σ_{Tt} が高い位置と同位置であった。また、これらの損傷は QI 試験片($e/d=3$)に比べ、広範囲に発生した。

以上のようなことから、QI+R 試験片($e/d=3$)の初期臨界点($\sigma_{\text{bear}} = S_{\text{ini}}$)では、 0° 層の $-90^\circ < \theta < -45^\circ$ に繊維引張モードおよび 90° 層の $-90^\circ < \theta < -45^\circ$ に母材圧縮モードによる損傷(支配因子は面内せん断応力 τ_{LT})が発生することがわかった。一方、QI+R 試験片($e/d=3$)の初期臨界点前($\sigma_{\text{bear}} < S_{\text{ini}}$)では、 $\pm 45^\circ$ 、 0° 層に繊維引張モード、 90° 層に母材圧縮モードによるサブクリティカルな損傷(支配因子は面内せん断応力 τ_{LT})および -45° 、 90° 層に母材引張モードによるサブクリティカルな損傷(支配因子は繊維直交方向の引張応力 σ_{Tt})が広範囲に発生した。

3.3.4 QI+CR 試験片($e/d=3$)の破壊プロセス

Fig. 3.10, 3.11 は QI 試験片($e/d=3$)の数値解析結果である。Fig. 3.10 について、縦軸は式(2.1)より定義した面圧応力 σ_{bear} であり、横軸は式(2.2)より定義した面圧ひずみ $\varepsilon_{\text{bear}}$ である。Fig. 3.11 について、(a)~(c)は初期損傷発生前($\sigma_{\text{bear}} = 0.8S_{\text{ini}}$) (Fig. 3.10 の青丸印)での応力分布であり、(a)は繊維方向応力 σ_{L} 、(b)は繊維直交方向応力 σ_{T} 、(c)は面内せん断応力 τ_{LT} である。(d)は初期臨界点($\sigma_{\text{bear}} = S_{\text{ini}}$) (Fig. 3.10 の○印)での損傷分布である。

Fig. 3.11 からわかるように、QI+CR 試験片($e/d=3$)の初期臨界点($\sigma_{\text{bear}} = S_{\text{ini}}$)では、③、④に示す繊維圧縮モードによる損傷が順に発生した。しかし、これらの損傷発生は近接しており、実構造材では発生順の逆転もありうるため、ほぼ同時に発生したと考えられる。これらの損傷はそれぞれ④、③に示す繊維方向の圧縮応力 σ_{Lc} が高い位置と同位置であった。すなわち、QI+CR 試験片($e/d=3$)の初期破壊荷重 P_{ini} の支配因子は、QI 試験片($e/d=3$)と同様

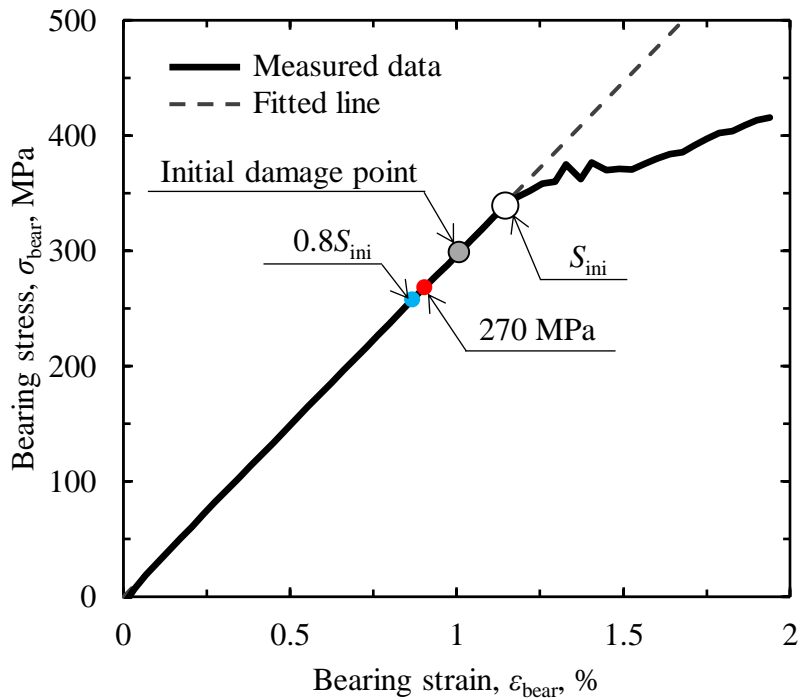


Fig. 3.10 Bearing stress–bearing strain response of the QI+CR specimen ($e/d=3$)

に、繊維方向の圧縮応力 σ_{Lc} である。一方、QI+CR 試験片 ($e/d=3$) の初期臨界点前 ($\sigma_{bear} < S_{ini}$) では、①、②に示す繊維圧縮モードによる損傷が発生した。これらの損傷はそれぞれの④、⑤に示す繊維方向の圧縮応力 σ_{Lc} が高い位置と同位置であった。

以上のようなことから、QI+CR 試験片 ($e/d=3$) の初期臨界点 ($\sigma_{bear} = S_{ini}$) では、 45° 層の $\theta \cong 45^\circ$ および -45° 層の $\theta \cong -45^\circ$ に繊維圧縮モードによる損傷（支配因子は繊維方向の圧縮応力 σ_{Lc} ）が発生することがわかった。一方、QI+CR 試験片 ($e/d=3$) の初期臨界点前 ($\sigma_{bear} < S_{ini}$) では、R 層に繊維圧縮モードによるサブクリティカルな損傷（支配因子は繊維方向の圧縮応力 σ_{Lc} ）が発生した。

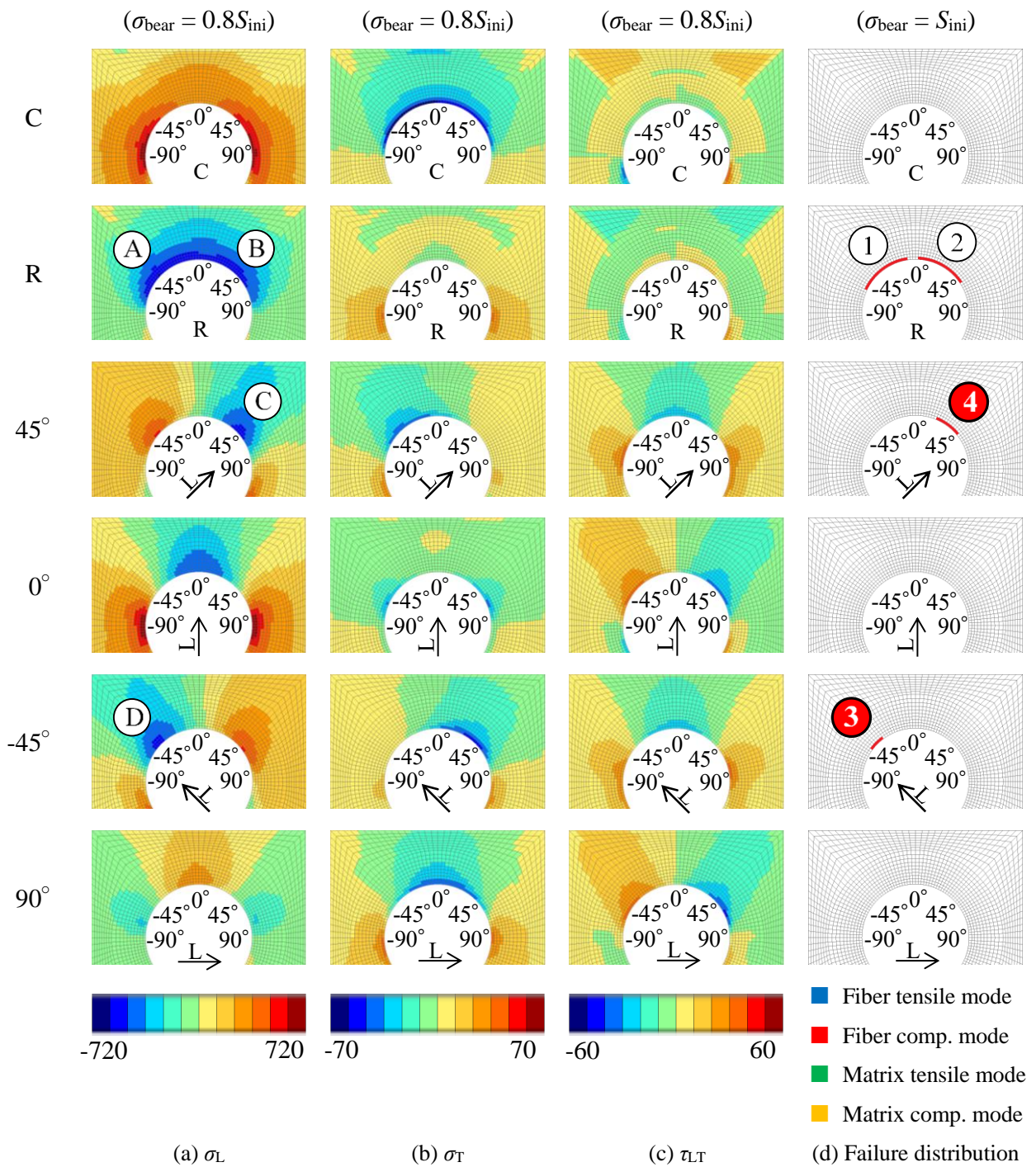


Fig. 3.11 Stress and failure distribution of QI+CR specimen ($e/d=3$) around initial failure

3.3.5 CR 補強効果($e/d=3$)

3.3.1 項で述べたように、QI 試験片($e/d=3$)は初期臨界点($\sigma_{\text{bear}} = S_{\text{ini}}$)では繊維圧縮モードによる損傷が、初期臨界点前($\sigma_{\text{bear}} < S_{\text{ini}}$)では繊維引張モードおよび母材圧縮モードによるサブクリティカルな損傷が発生した。Fig. 3.12, 3.13 はこれら損傷のうち、繊維引張モードにおける損傷指標 FI_{Lt} および繊維圧縮モードにおける損傷指標 FI_{Lc} の QI, QI+C, QI+R および QI+CR 試験片($e/d=3$)の比較結果である。Fig. 3.12 は 0° 層のボルト孔縁部における繊維引張モードの損傷指標 FI_{Lt} 、Fig. 3.13 は -45° 層のボルト孔縁部における繊維圧縮モードの損傷指標 FI_{Lc} の分布である。横軸はボルト孔縁部の偏角 θ 、縦軸はそれぞれ繊維引張モードの損傷指標 FI_{Lt} 、繊維圧縮モードの損傷指標 FI_{Lc} である。太実線 (グレー線) は QI 試験片、細破線は QI+C 試験片、細点線は QI+R 試験片、細実線は QI+CR 試験片を示す。これらの結果はいずれも式(2.1)で定義した面圧応力 $\sigma_{\text{bear}} = 270\text{MPa}$ (Fig. 3.4, 3.6, 3.8, 3.10 の赤丸印) における結果である。

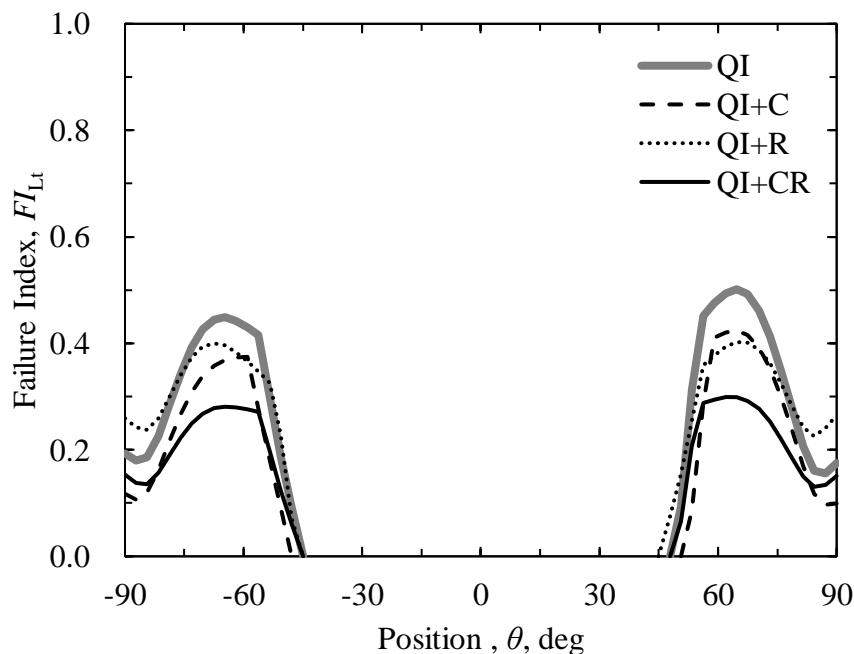


Fig. 3.12 Distribution of FI_{Lt} on 0° layer ($e/d=3$, $\sigma_{\text{bear}} = 270\text{ MPa}$)

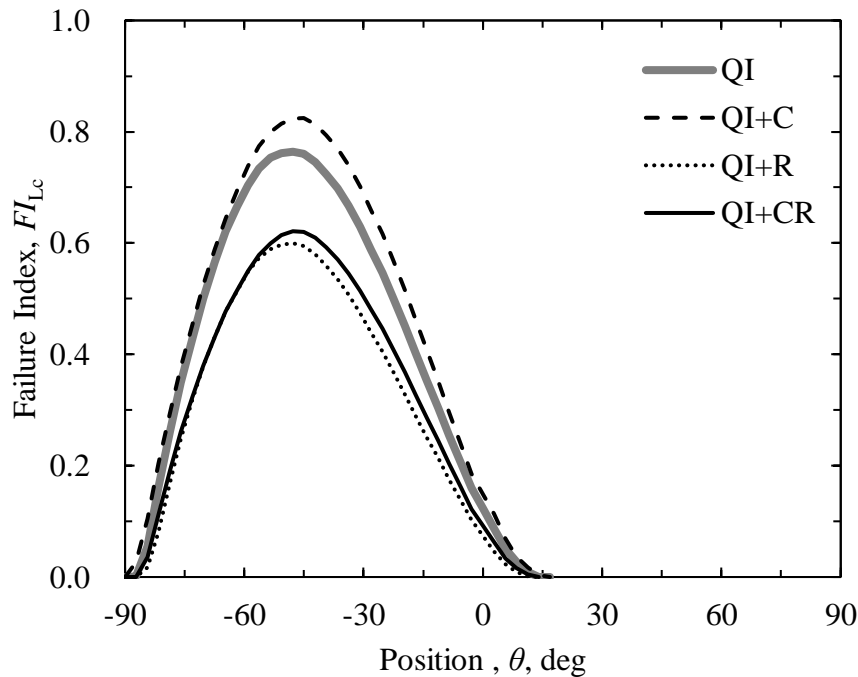


Fig. 3.13 Distribution of FI_{Lc} on -45° layer ($e/d=3$, $\sigma_{bear} = 270$ MPa)

Fig. 3.12 からわかるように、各試験片の 0° 層の繊維引張モードの損傷指標 FI_{Lt} は、 $\theta = \pm 65^\circ$ で極大となった。QI+C 試験片($e/d=3$)の 0° 層の $\theta = 65^\circ$ での繊維引張モードの損傷指標 FI_{Lt} は、QI 試験片($e/d=3$)に対して 15%低下した。ここで、Fig. 2.23 に示すように、C 層と 0° 層における応力の等価性を考慮すると、C 層の繊維が引張応力 σ_{Lt} を分担することによって、 0° 層の $\theta = \pm 45^\circ$ に生じる面内せん断応力 τ_{LT} が低下することになる。このことは、 $\theta = \pm 45^\circ$ で発生するせん断破壊モード (Fig. 1.3(b)) による損傷発生を抑制する効果を生むと考えられる。一方、QI+R 試験片($e/d=3$)の 0° 層の $\theta = 65^\circ$ での繊維引張モードの損傷指標 FI_{Lt} は、QI 試験片($e/d=3$)に対して 20%低下した。ここで、Fig. 3.14 に示すように、R 層と 0° 層における応力の等価性を考慮すると、R 層の繊維が圧縮応力 σ_{Lc} を分担することによって、 0° 層の $\theta = \pm 45^\circ$ に生じる面内せん断応力 τ_{LT} が低下することになる。このことは、 $\theta = \pm 45^\circ$ で発生するせん断破壊モードによる損傷発生を抑制する効果を生むと考えられる。さらに、QI+CR 試験片($e/d=3$)の 0° 層の $\theta = 65^\circ$ での繊維引張モードの損傷指標 FI_{Lt} は、QI 試験片($e/d=3$)に対して 40%低下した。すなわち、QI+CR 試験片($e/d=3$)では、C 層と R 層との相乗効果によって、面内せん断応力 τ_{LT} をより効果的に低減できると考えられる。

Fig. 3.13 からわかるように、各試験片の -45° 層の繊維圧縮モードの損傷指標 FI_{Lc} は、 $\theta \cong -45^\circ$ で極大となった。QI+C 試験片($e/d=3$)の -45° 層の $\theta \cong -45^\circ$ での繊維圧縮モードの損傷指標 FI_{Lc} は、QI 試験片($e/d=3$)に対して低下しなかった。すなわち、C層は $e/d=3$ の試験片に対し、繊維圧縮モードの損傷指標 FI_{Lc} に影響を及ぼさないと考えられる。一方、QI+R 試験片($e/d=3$)の -45° 層の $\theta \cong -45^\circ$ での繊維圧縮モードの損傷指標 FI_{Lc} は、QI 試験片($e/d=3$)に対して20%低下した。ここで、Fig. 2.10 に示すように、 0° 層と 45° 層における応力の等価性を考慮すると、R層の繊維が圧縮応力 σ_{Lc} を分担することによって、 0° 層の $\theta \cong 0^\circ$ および 45° 層の $\theta \cong 45^\circ$ に生じる繊維方向の圧縮応力 σ_{Lc} が低下することになる。このことは、 $-45^\circ \leq \theta \leq 45^\circ$ で発生する面圧破壊モード (Fig. 1.3(a)) による損傷発生を抑制する効果を生むと考えられる。さらに、QI+CR 試験片($e/d=3$)の -45° 層の $\theta \cong -45^\circ$ での繊維圧縮モードの損傷指標 FI_{Lc} は、QI 試験片($e/d=3$)に対して20%低下した。すなわち、QI+CR 試験片($e/d=3$)では、R層の補強効果 (Fig. 2.10) によって、繊維方向の圧縮応力 σ_{Lc} を低減できると考えられる。

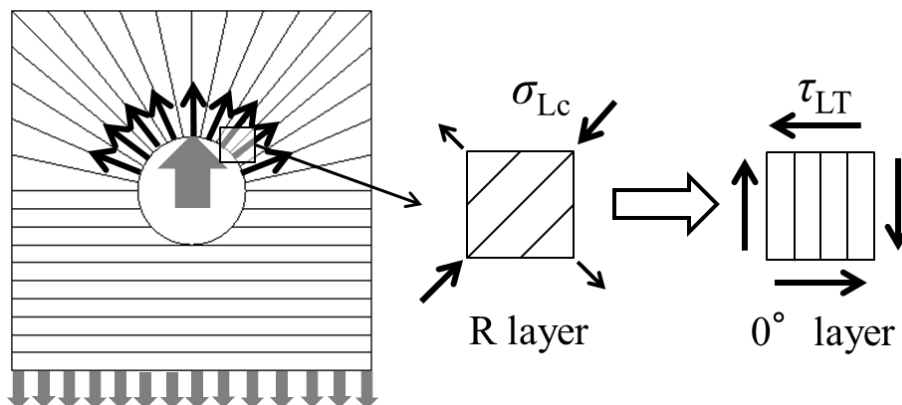


Fig. 3.14 Reinforcement mechanism of R layer for shear-out mode failure of 0° layer

Fig. 3.15 は, QI, QI+C, QI+R および QI+CR 試験片($e/d=3$)における初期面圧強度 S_{ini} の比較結果である. QI+C 試験片($e/d=3$)は QI 試験片($e/d=3$)に対し, 初期面圧強度 S_{ini} は上昇しなかった. しかし, 3.3.2 項で述べたように, QI+C 試験片($e/d=3$)の初期面圧強度 S_{ini} の支配因子は, QI 試験片($e/d=3$)と同様に, 繊維方向の圧縮応力 σ_{Lc} であった. すなわち, QI 試験片($e/d=3$)に対して, C 層は初期面圧強度 S_{ini} の上昇に寄与しないが, 面内せん断応力 τ_{LT} を低減する効果 (Fig. 2.23) があり, せん断モード破壊を抑制すると考えられる. 一方, QI+R 試験片($e/d=3$)は QI 試験片($e/d=3$)に対し, 初期面圧強度 S_{ini} は 25%上昇した. また, 3.3.3 項で述べたように, QI+R 試験片($e/d=3$)の初期面圧強度 S_{ini} の支配因子は, QI 試験片($e/d=3$)と異なり, 面内せん断応力 τ_{LT} であった. すなわち, QI 試験片($e/d=3$)に対して, R 層は繊維方向の圧縮応力 σ_{Lc} を低減する効果 (Fig. 2.10) があり, 初期面圧強度 S_{ini} の上昇に寄与すると考えられる. さらに, QI+CR 試験片($e/d=3$)は QI 試験片($e/d=3$)に対し, 初期面圧強度 S_{ini} は 13%上昇した. また, 3.3.4 項で述べたように, QI+CR 試験片($e/d=3$)の初期面圧強度 S_{ini} の支配因子は, QI 試験片($e/d=3$)と同様に, 繊維方向の圧縮応力 σ_{Lc} であった. すなわち, QI 試験片($e/d=3$)に対する C, R 層の組合せ補強について, C, R 層の面内せん断応力 τ_{LT} を低減する効果 (Fig. 2.23, 3.14) はせん断モード破壊を抑制し, R 層の繊維方向の圧縮応力 σ_{Lc} を低減する効果 (Fig. 2.10) は初期面圧強度 S_{ini} を上昇させると考えられる.

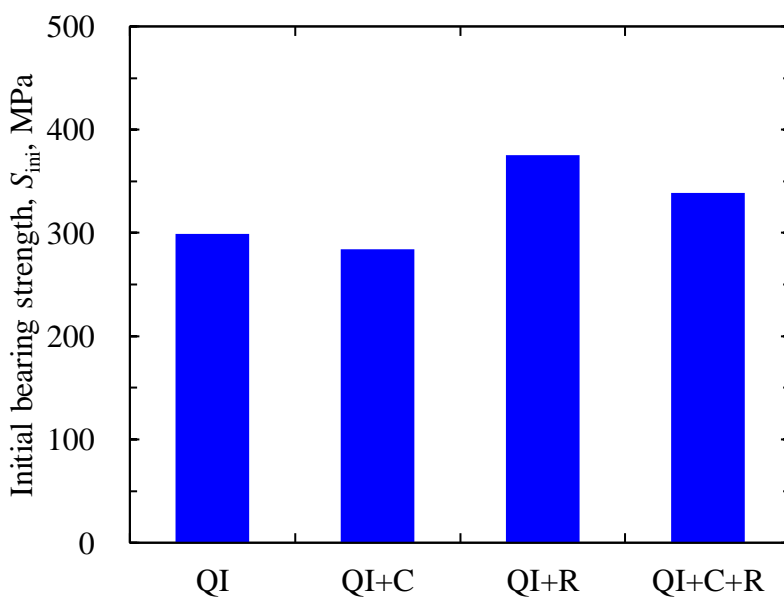


Fig. 3.15 Comparison of initial bearing strength, S_{ini} ($e/d=3$)

以上のようなことから、 e/d が十分大きい場合、R層は 45° 層の $\theta \cong 45^\circ$ および -45° 層の $\theta \cong -45^\circ$ の繊維方向の圧縮応力 σ_{Lc} を低減するため、面圧破壊モードの臨界値を上昇させることが明らかになった。

3.4 数値解析結果($e/d=1$)

3.4.1 QI 試験片($e/d=1$)の破壊プロセス

Fig. 3.16, 3.17 は QI 試験片($e/d=1$)の数値解析結果である。Fig. 3.16 について、縦軸は式(2.1)より定義した面圧応力 σ_{bear} であり、横軸は式(2.2)より定義した面圧ひずみ ε_{bear} である。実線は試験によって得られた面圧応力-面圧ひずみ曲線、破線は面圧応力-面圧ひずみ曲線の線形領域の最小二乗近似直線である。図中の○印は初期臨界点（初期面圧強度 S_{ini} ）、グレー丸印は初期損傷発生時、青丸印は $\sigma_{bear} = 0.8S_{ini}$ となる時点、赤丸印は $\sigma_{bear} = 175\text{MPa}$ となる時点を示す。Fig. 3.17 について、(a)~(c)は初期損傷発生前($\sigma_{bear} = 0.8S_{ini}$) (Fig. 3.16 の青丸)での応力分布であり、(a)は繊維方向応力 σ_L ,

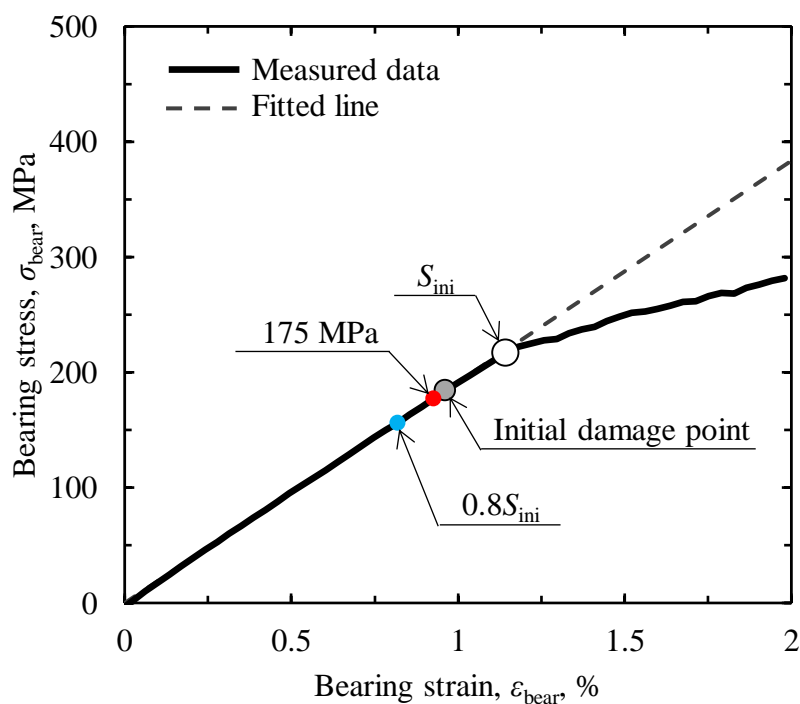


Fig. 3.16 Bearing stress-bearing strain response of the QI specimen ($e/d=1$)

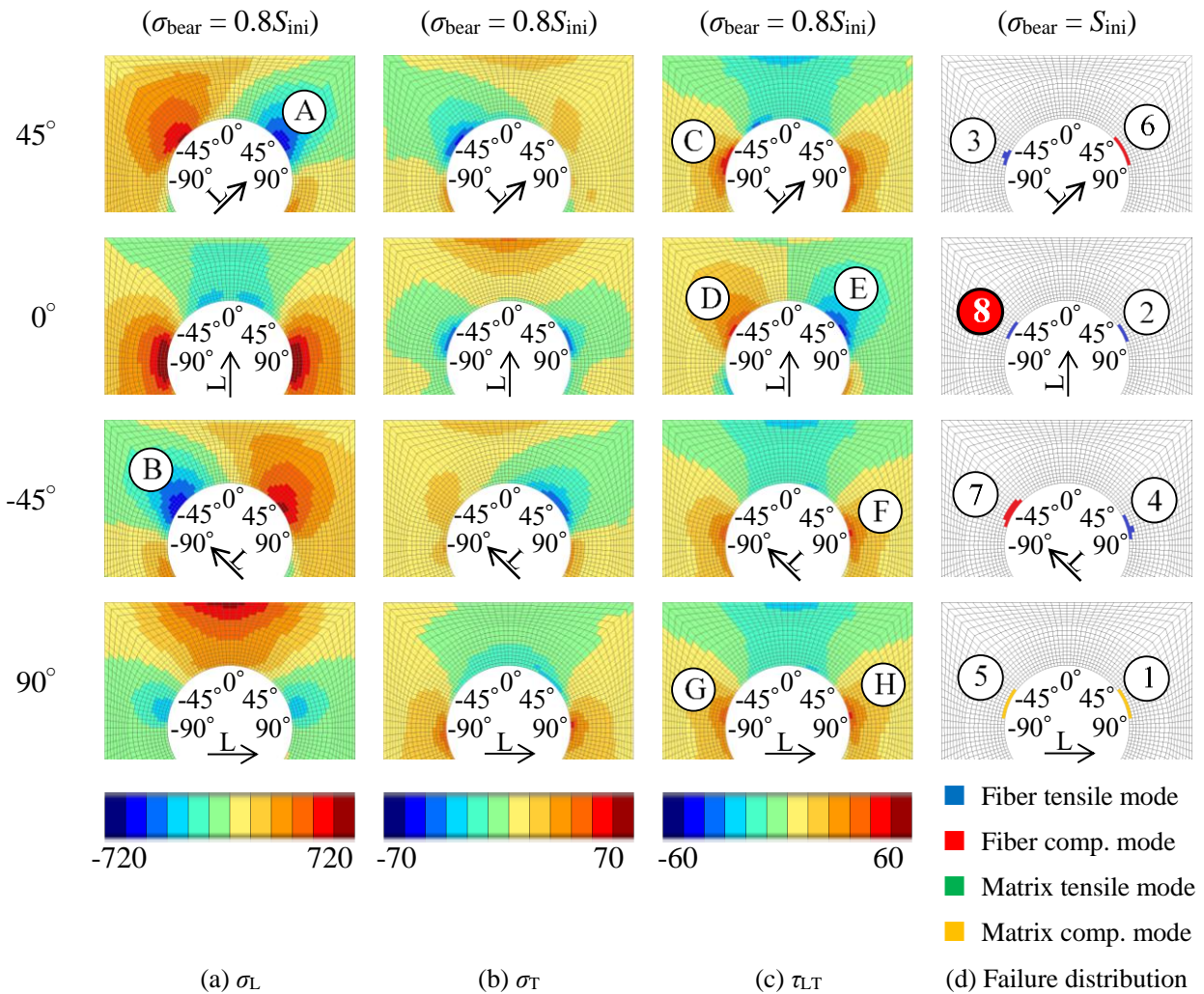


Fig. 3.17 Stress and failure distribution of QI specimen ($e/d=1$) around initial failure

(b)は繊維直交方向応力 σ_T ，(c)は面内せん断応力 τ_{LT} である．また，図中のアルファベットは高応力の領域を示す．(d)は初期臨界点($\sigma_{bear} = S_{ini}$) (Fig. 3.16 の○印)での損傷分布であり，Hashinの破壊則に基づいて，繊維引張モードによる損傷を青，繊維圧縮モードによる損傷を赤，母材引張モードによる損傷を緑，母材圧縮モードによる損傷を黄で示す．また，図中の番号は損傷が発生した順番を示し，白丸は初期臨界点前($\sigma_{bear} < S_{ini}$)に発生した損傷，赤丸は初期臨界点($\sigma_{bear} = S_{ini}$)で発生した損傷を示す．また，Fig. 3.17の図中のボルト孔周りに示す数値は，ボルト孔上端を 0° とした偏角 θ であり，矢印は繊維方向 (L) を示す．

Fig. 3.17からわかるように，QI試験片($e/d=1$)の初期臨界点($\sigma_{bear} = S_{ini}$)では，⑧に示す繊維引張モードによる損傷が発生した．この損傷は⑩に示す面内せん断応力 τ_{LT} が高い位置と

同位置であった。すなわち、QI 試験片($e/d=1$)の初期面圧強度 S_{ini} の支配因子は、QI 試験片($e/d=3$)と異なり、面内せん断応力 τ_{LT} であると考えられる。一方、QI 試験片($e/d=1$)の初期臨界点前($\sigma_{bear} < S_{ini}$)では、②, ③, ④に示す繊維引張モードによる損傷, ⑥, ⑦に示す繊維圧縮モードによる損傷, ①, ⑤に示す母材圧縮モードによる損傷が発生した。これら損傷のうち、繊維引張モードによる損傷(②, ③, ④)はそれぞれ⑤, ③, ⑥に、母材圧縮モードによる損傷(①, ⑤)はそれぞれ⑧, ⑥に示す面内せん断応力 τ_{LT} が高い位置と同位置であった。また、繊維圧縮モードによる損傷(⑥, ⑦)はそれぞれ④, ⑤に示す繊維方向の圧縮応力 σ_{Lc} が高い位置と同位置であった。

以上のことから、QI 試験片($e/d=1$)の初期臨界点($\sigma_{bear} = S_{ini}$)では、 0° 層の $\theta = -45^\circ$ に繊維引張モードによる損傷(支配因子は面内せん断応力 τ_{LT})が発生することがわかった。一方、QI 試験片($e/d=1$)の初期臨界点前($\sigma_{bear} < S_{ini}$)では、 $\pm 45^\circ$, 0° 層に繊維引張モード, 90° 層に母材圧縮モードによるサブクリティカルな損傷(支配因子は面内せん断応力 τ_{LT})および $\pm 45^\circ$ 層に繊維圧縮モードによるサブクリティカルな損傷(支配因子は繊維方向の圧縮応力 σ_{Lc})が発生した。

3.4.2 QI+C 試験片($e/d=1$)の破壊プロセス

Fig. 3.18, 3.19 は QI+C 試験片($e/d=3$)の数値解析結果である。Fig. 3.18 について、縦軸は式(2.1)より定義した面圧応力 σ_{bear} であり、横軸は式(2.2)より定義した面圧ひずみ ε_{bear} である。Fig. 3.19 について、(a)~(c)は初期損傷発生前($\sigma_{bear} = 0.8S_{ini}$) (Fig. 3.18 の青丸印)での応力分布であり、(a)は繊維方向応力 σ_L , (b)は繊維直交方向応力 σ_T , (c)は面内せん断応力 τ_{LT} である。(d)は初期臨界点($\sigma_{bear} = S_{ini}$) (Fig. 3.18 の○印)での損傷分布である。

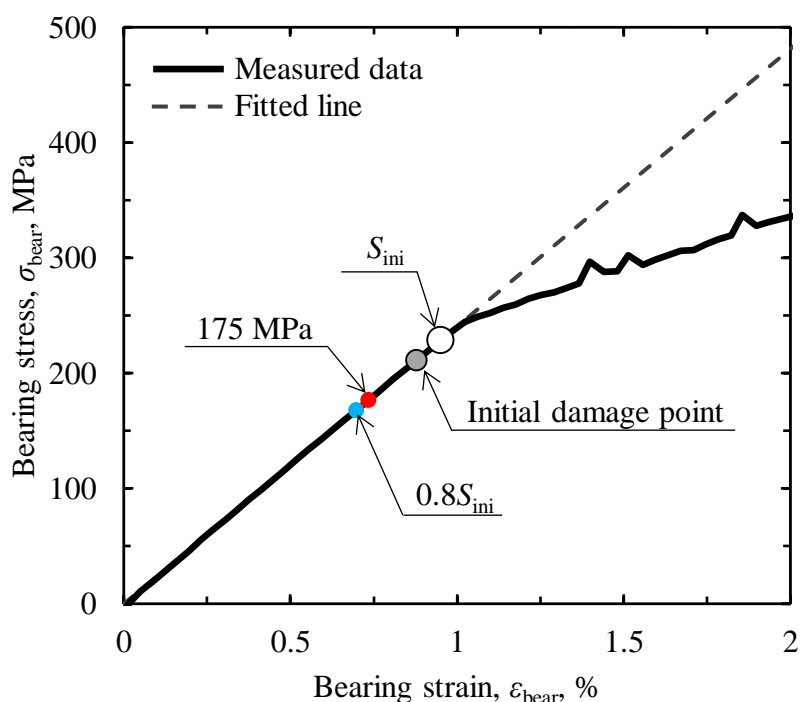


Fig. 3.18 Bearing stress–bearing strain response of the QI+C specimen ($e/d=1$)

Fig. 3.19 からわかるように、QI+C 試験片($e/d=1$)の初期臨界点($\sigma_{\text{bear}} = S_{\text{ini}}$)では、②、③に示す繊維圧縮モードによる損傷が順に発生した。しかし、これらの損傷発生は近接しており、実構造物では発生順の逆転もありうるため、ほぼ同時に発生したと考えられる。これらの損傷はそれぞれ⑥、④に示す繊維方向の圧縮応力 σ_{Lc} が高い位置と同位置であった。すなわち、QI+C 試験片($e/d=1$)の初期面圧強度 S_{ini} の支配因子は、QI 試験片($e/d=1$)と異なり、繊維方向の圧縮応力 σ_{Lc} である。また、この支配因子は QI 試験片($e/d=3$)と同様であった。一方、QI+C 試験片($e/d=1$)の初期臨界点前($\sigma_{\text{bear}} < S_{\text{ini}}$)では、①に示す母材圧縮モードによる損傷が発生した。この損傷は⑤に示す面内せん断応力 τ_{TL} が高い位置と同位置であった。

以上のようなことから、QI+C 試験片($e/d=1$)の初期臨界点($\sigma_{\text{bear}} = S_{\text{ini}}$)では、 45° 層の $\theta = 45^\circ$ および -45° 層の $\theta = -45^\circ$ に繊維圧縮モードによる損傷（支配因子は繊維方向の圧縮応力 σ_{Lc} ）が発生することがわかった。一方、QI+C 試験片($e/d=1$)の初期臨界点前($\sigma_{\text{bear}} < S_{\text{ini}}$)では、 90° 層に母材圧縮モードによるサブクリティカルな損傷(支配因子は面内せん断応力 τ_{LT})が発生した。

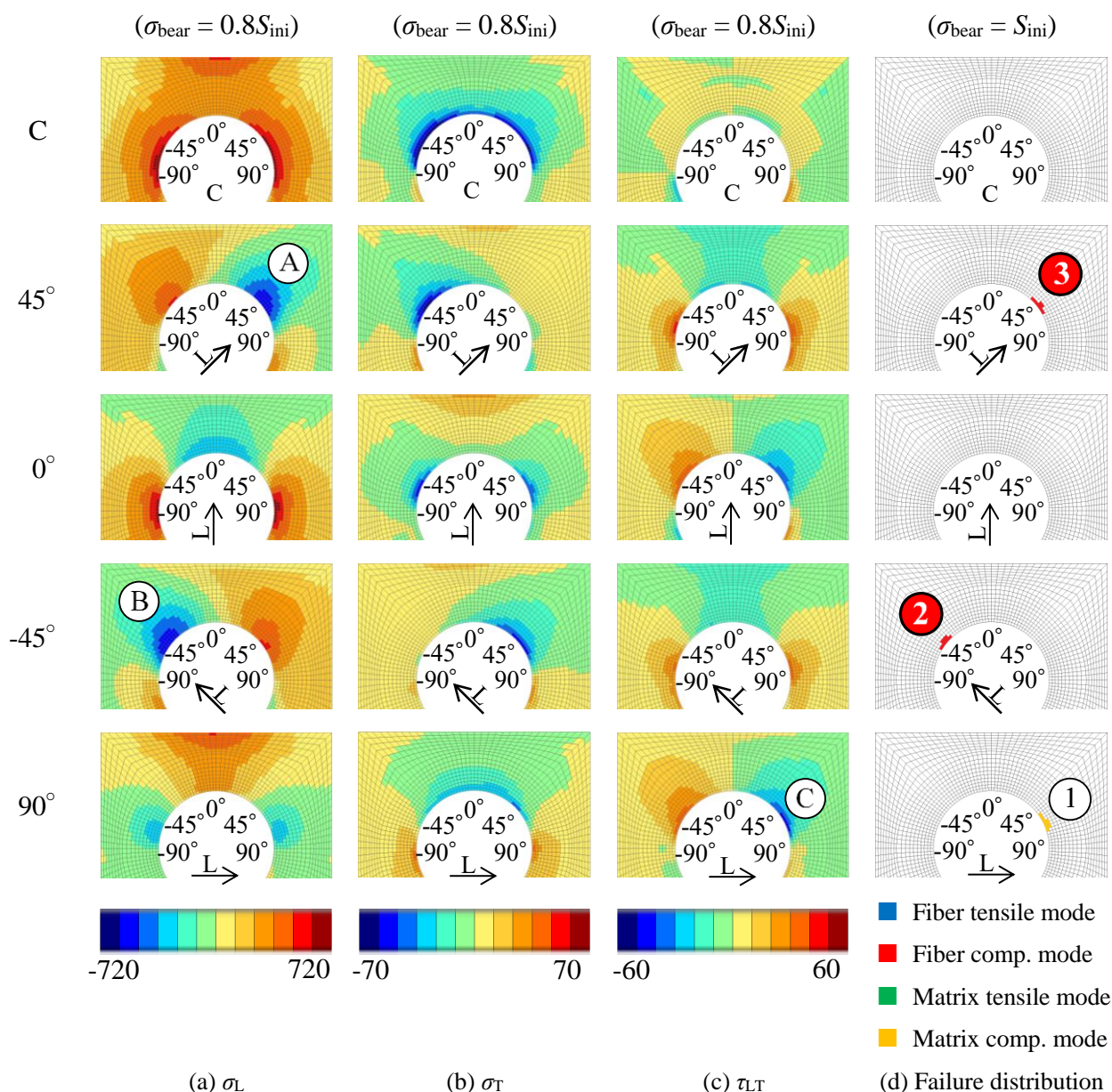


Fig. 3.19 Stress and failure distribution of QI+C specimen ($e/d=1$) around initial failure

3.4.3 QI+R 試験片($e/d=1$)の破壊プロセス

Fig. 3.20, 3.21 は QI+R 試験片($e/d=1$)の数値解析結果である. Fig. 3.20 について, 縦軸は式(2.1)より定義した面圧応力 σ_{bear} であり, 横軸は式(2.2)より定義した面圧ひずみ $\varepsilon_{\text{bear}}$ である. Fig. 3.21 について, (a)~(c)は初期損傷発生前($\sigma_{\text{bear}} = 0.8S_{\text{ini}}$) (Fig. 3.20 の青丸印)での応力分布であり, (a)は繊維方向応力 σ_L , (b)は繊維直交方向応力 σ_T , (c)

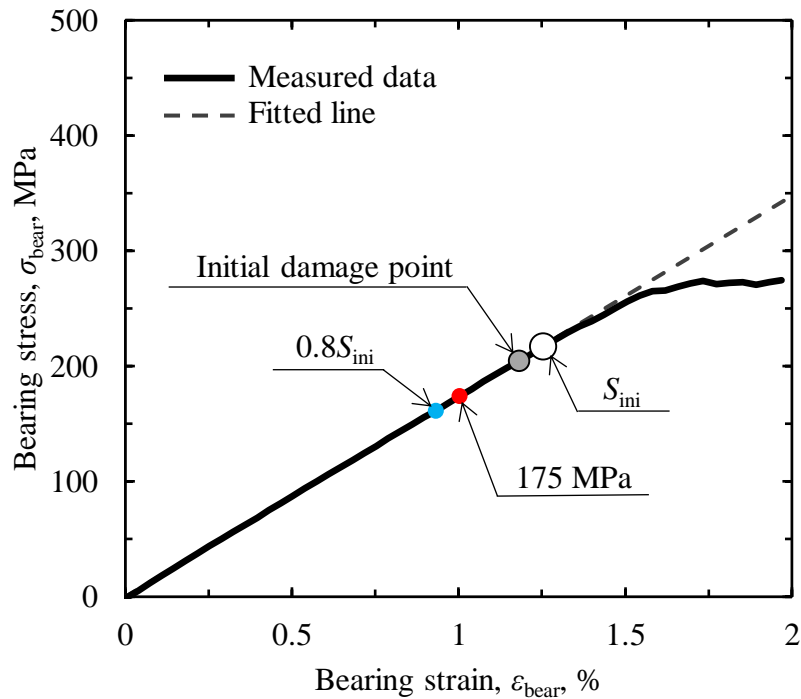


Fig. 3.20 Bearing stress–bearing strain response of the QI+R specimen ($e/d=1$)

は面内せん断応力 τ_{LT} である．(d)は初期臨界点($\sigma_{bear} = S_{ini}$) (Fig. 3.20 の○印)での損傷分布である．

Fig. 3.21 からわかるように、QI+R 試験片($e/d=1$)の初期臨界点($\sigma_{bear} = S_{ini}$)では、⑤、⑥に繊維引張モードによる損傷が順に発生した．しかし、これらの損傷発生は近接しており、実構造材では発生順の逆転もありうるため、ほぼ同時に発生したと考えられる．これらの損傷はそれぞれ③、④に示す面内せん断応力 τ_{LT} が高い位置と同位置であった．すなわち、QI+R 試験片($e/d=1$)の初期面圧強度 S_{ini} の支配因子は、QI 試験片($e/d=1$)と異なり、面内せん断応力 τ_{LT} であると考えられる．一方、QI+R 試験片($e/d=1$)の初期臨界点前($\sigma_{bear} < S_{ini}$)では、①、③に示す繊維引張モードによる損傷、②に示す母材引張モードによる損傷および④に示す母材圧縮モードによる損傷が発生した．これら損傷のうち、繊維引張モードによる損傷(①、③)はそれぞれ⑥、⑤に、母材圧縮モードによる損傷(④)は⑦に示す面内せん断応力 τ_{LT} が高い位置と同位置であった．また、母材引張モードによる損傷(②)は、⑧に示す繊維直交方向の引張応力 σ_{Tt} が高い位置と同位置であった．

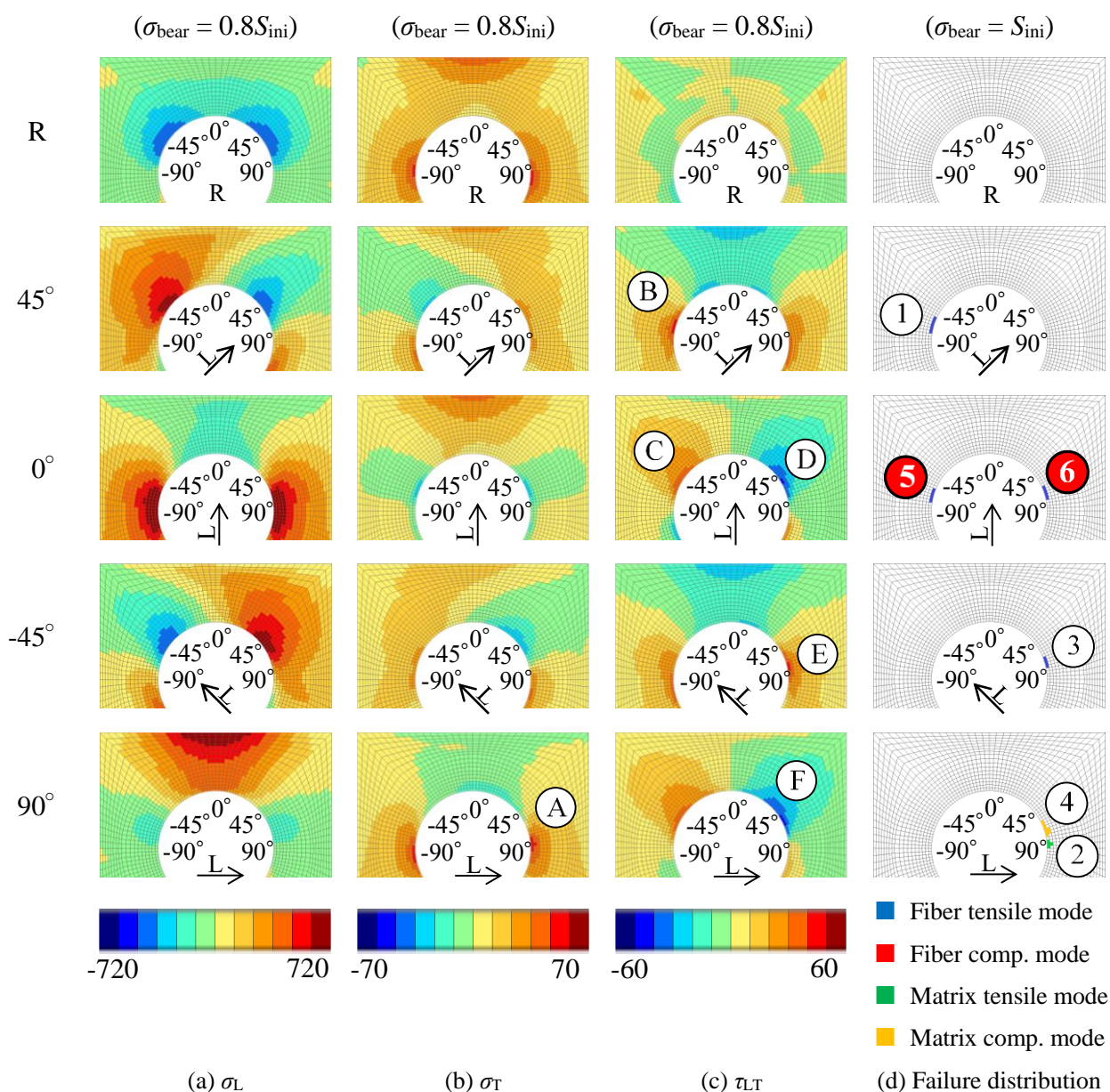


Fig. 3.21 Stress and failure distribution of QI+R specimen ($e/d=1$) around initial failure

以上のようなことから、QI+R 試験片($e/d=1$)の初期臨界点($\sigma_{\text{bear}} = S_{\text{ini}}$)では、 0° 層の $-90^\circ < \theta < -45^\circ$, $45^\circ < \theta < 90^\circ$ に繊維引張モードによる損傷（支配因子は面内せん断応力 τ_{LT} ）が発生することがわかった。一方、QI+R 試験片($e/d=1$)の初期臨界点前($\sigma_{\text{bear}} < S_{\text{ini}}$)では、 $\pm 45^\circ$ 層に繊維引張モード、 90° 層に母材圧縮モードによるサブクリティカルな損傷（支配因子は面内せん断応力 τ_{LT} ）および 90° 層に母材引張モードによるサブクリティカルな損傷（支配因子は繊維直交方向の引張応力 σ_{Ti} ）が発生した。

3.4.4 QI+CR 試験片($e/d=1$)の破壊プロセス

Fig. 3.22, 3.23 は QI 試験片($e/d=3$)の数値解析結果である。Fig. 3.22 について、縦軸は式(2.1)より定義した面圧応力 σ_{bear} であり、横軸は式(2.2)より定義した面圧ひずみ $\varepsilon_{\text{bear}}$ である。Fig. 3.23 について、(a)~(c)は初期損傷発生前($\sigma_{\text{bear}} = 0.8S_{\text{ini}}$) (Fig. 3.22 の青丸印)での応力分布であり、(a)は繊維方向応力 σ_L 、(b)は繊維直交方向応力 σ_T 、(c)は面内せん断応力 τ_{LT} である。(d)は初期臨界点($\sigma_{\text{bear}} = S_{\text{ini}}$) (Fig. 3.22 の○印)での損傷分布である。

Fig. 3.23 からわかるように、QI+CR 試験片($e/d=1$)の初期臨界点($\sigma_{\text{bear}} = S_{\text{ini}}$)では、⑧に示す繊維圧縮モードによる損傷が発生した。この損傷は③に示す繊維方向の圧縮応力 σ_{Lc} が高い位置と同位置であった。すなわち、QI+CR 試験片($e/d=1$)の初期面圧強度 S_{ini} の支配因子は、QI 試験片($e/d=1$)と同様に、繊維方向の圧縮応力 σ_{Lc} である。また、この支配因子は QI 試験片($e/d=3$)と同様であった。一方、QI+CR 試験片($e/d=1$)の初期臨界点前($\sigma_{\text{bear}} < S_{\text{ini}}$)では、③、⑦に示す繊維引張モードによる損傷、①、②、④に示す繊維圧縮モードによる損傷および⑤、⑥に示す母材圧縮モードによる損傷が発生した。これら損傷のうち、繊維引

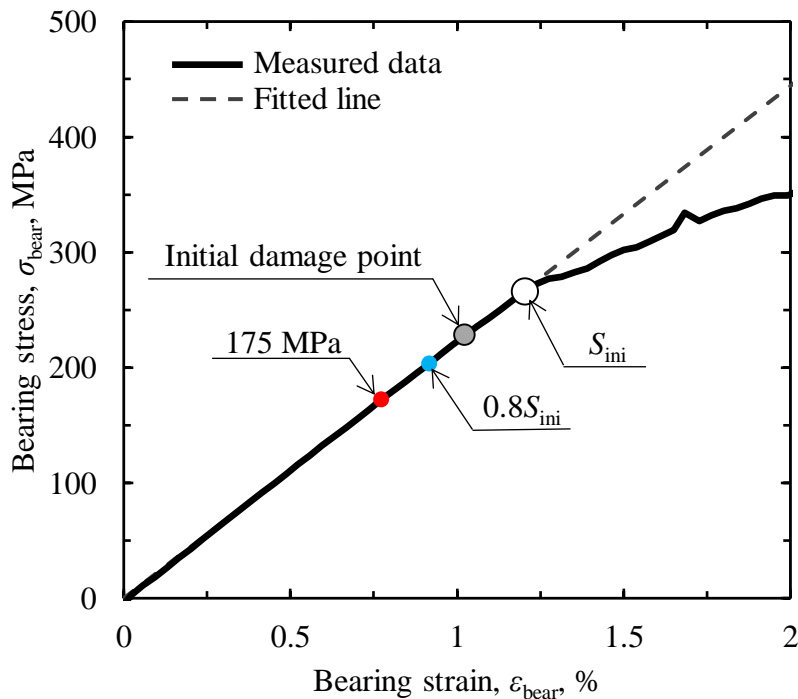


Fig. 3.22 Bearing stress-bearing strain response of the QI+CR specimen ($e/d=1$)

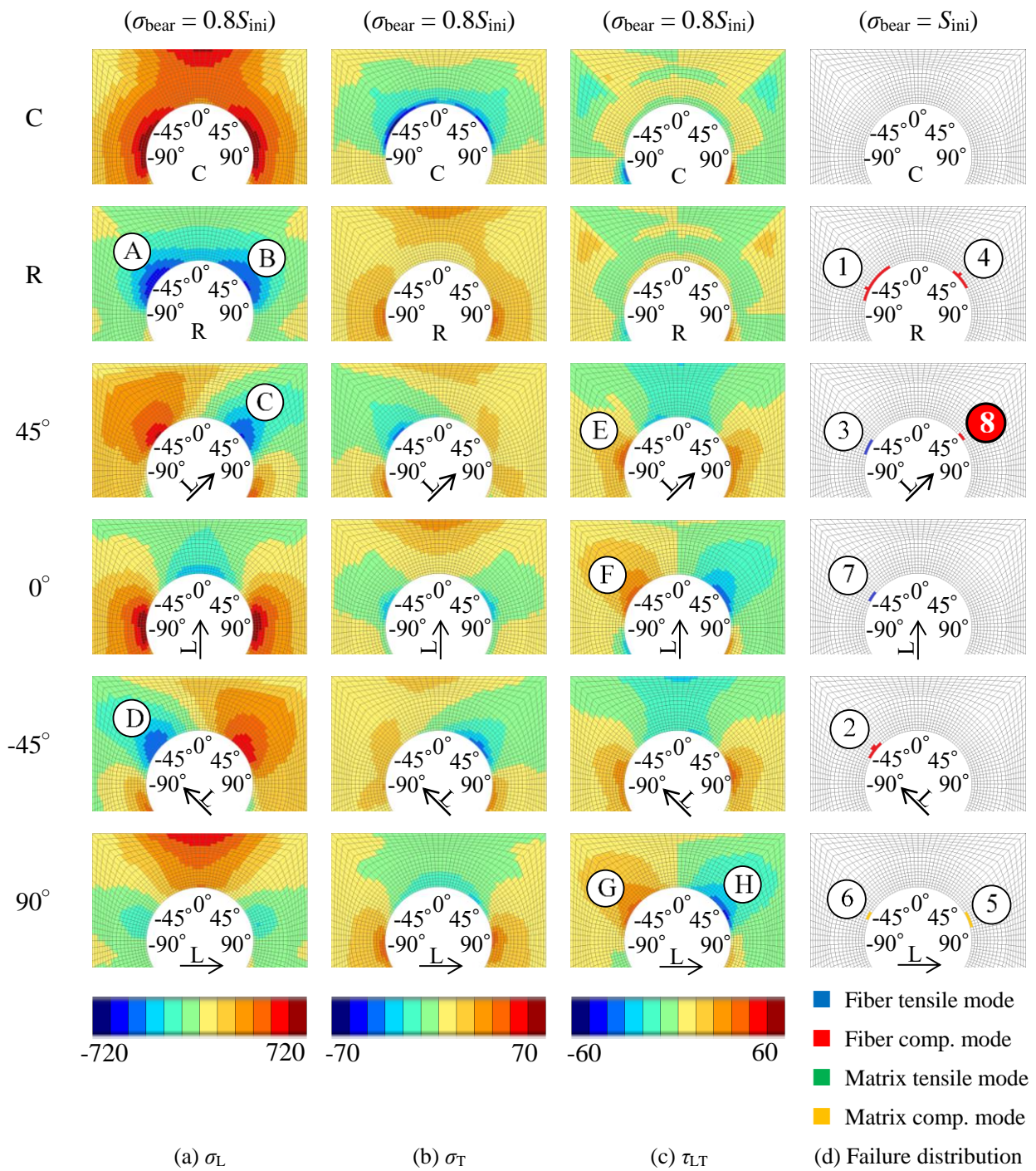


Fig. 3.23 Stress and failure distribution of QI+CR specimen ($e/d=1$) around initial failure

張モードによる損傷 (③, ⑦) はそれぞれ⑤, ⑥に, 母材圧縮モードによる損傷 (⑤, ⑥) はそれぞれ⑧, ⑨に示す面内せん断応力 τ_{LT} が高い位置と同位置であった。また, 繊維圧縮

モードによる損傷 (①, ②, ④) はそれぞれ④, ⑤, ⑥に示す繊維方向の圧縮応力 σ_{Lc} が高い位置と同位置であった。

以上のようなことから, QI+CR 試験片($e/d=1$)の初期臨界点($\sigma_{bear} = S_{ini}$)では, 45° 層の $\theta = 45^\circ$ に繊維圧縮モードによる損傷 (支配因子は繊維方向の圧縮応力 σ_{Lc}) が発生することがわかった。一方, QI+CR 試験片($e/d=1$)の初期臨界点前($\sigma_{bear} < S_{ini}$)では, 45° , 0° 層に繊維引張モード, 90° 層に母材圧縮モードによるサブクリティカルな損傷 (支配因子は面内せん断応力 τ_{LT}) および R, -45° 層に繊維圧縮モードによるサブクリティカルな損傷 (破壊因子は繊維方向の圧縮応力 σ_{Lc}) が発生した。

3.4.5 CR 補強効果($e/d=1$)

3.4.1 項で述べたように, QI 試験片($e/d=1$)は初期臨界点($\sigma_{bear} = S_{ini}$)では繊維引張モードによる損傷が, 初期臨界点前($\sigma_{bear} < S_{ini}$)では繊維引張モード, 繊維圧縮モードおよび母材圧縮モードによるサブクリティカルな損傷が発生した。Fig. 3.24, 3.25 はこれら損傷のうち, 繊維引張モードにおける損傷指標 FI_{Lt} および繊維圧縮モードにおける損傷指標 FI_{Lc} の QI, QI+C, QI+R および QI+CR 試験片($e/d=1$)の比較結果である。Fig. 3.24 は 0° 層のボルト孔縁部における繊維引張モードの損傷指標 FI_{Lt} , Fig. 3.25 は -45° 層のボルト孔縁部における繊維圧縮モードの損傷指標 FI_{Lc} の分布である。横軸はボルト孔縁部の偏角 θ , 縦軸はそれぞれ繊維引張モードの損傷指標 FI_{Lt} , 繊維圧縮モードの損傷指標 FI_{Lc} である。太実線 (グレー線) は QI 試験片, 細破線は QI+C 試験片, 細点線は QI+R 試験片, 細実線は QI+CR 試験片を示す。これらの結果はいずれも式(2.1)で定義した面圧応力 $\sigma_{bear} = 175\text{MPa}$ (Fig. 3.16, 3.18, 3.20, 3.22 の赤丸印) における結果である。

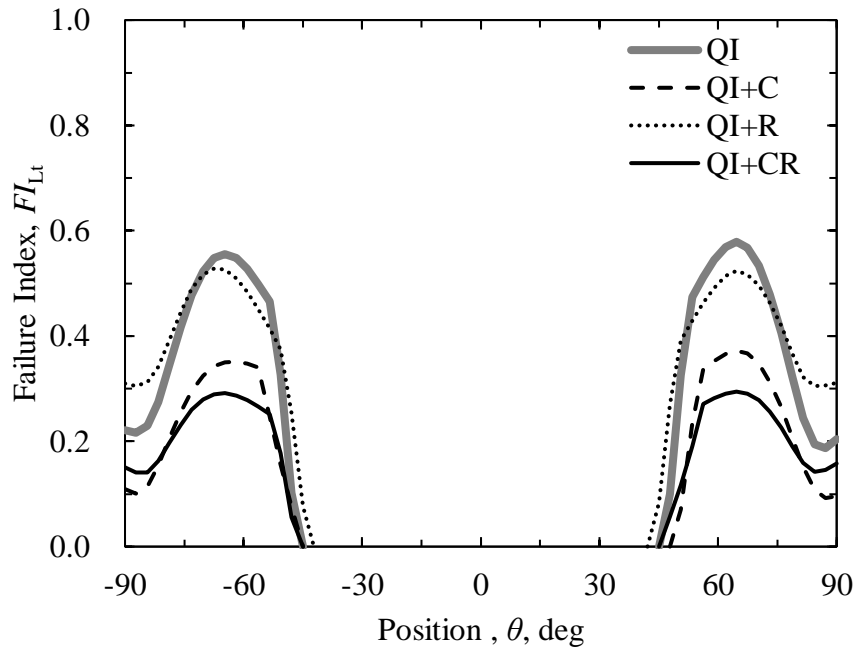


Fig. 3.24 Distribution of FI_{Lt} on 0° layer ($e/d=1$, $\sigma_{bear} = 175$ MPa)

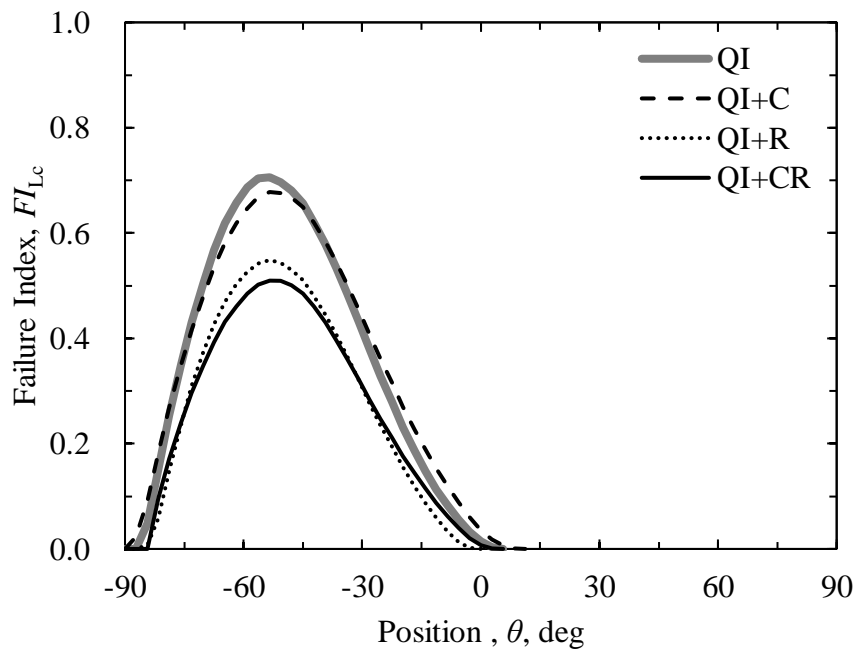


Fig. 3.25 Distribution of FI_{Lc} on -45° layer ($e/d=1$, $\sigma_{bear} = 175$ MPa)

Fig. 3.24 からわかるように、各試験片の 0° 層の繊維引張モードの損傷指標 FI_{Lt} は、 $\theta = \pm 65^\circ$ で極大となった。QI+C 試験片($e/d=1$)の 0° 層の $\theta = 65^\circ$ での繊維引張モードの損傷指標 FI_{Lt} は、QI 試験片($e/d=1$)に対して 35%低下した。このことから、C 層は $e/d=1$ の試験片に対し、 0° 層の $\theta = \pm 45^\circ$ 層で発生する面内せん断応力 τ_{LT} を低減する効果 (Fig. 2.23) を生み、その効果は $e/d=3$ の試験片の場合よりも大きいと考えられる。一方、QI+R 試験片($e/d=1$)の 0° 層の $\theta = 65^\circ$ での繊維引張モードの損傷指標 FI_{Lt} は、QI 試験片($e/d=1$)に対して 10%低下した。このことから、R 層は $e/d=1$ の試験片に対し、面内せん断応力 τ_{LT} を低減する効果 (Fig. 3.14) を生むが、その効果は $e/d=3$ の試験片の場合よりも小さいと考えられる。また、QI+CR 試験片($e/d=1$)の 0° 層の $\theta = 65^\circ$ での繊維引張モードの損傷指標 FI_{Lt} は、QI 試験片($e/d=1$)に対して 50%低下した。すなわち、QI+CR 試験片($e/d=1$)では、C 層と R 層との相乗効果によって、面内せん断応力 τ_{LT} をより効果的に低減できると考えられる。

Fig. 3.25 からわかるように、各試験片の -45° 層の繊維圧縮モードの損傷指標 FI_{Lc} は、 $\theta = -45^\circ$ で極大となった。QI+C 試験片($e/d=1$)の -45° 層の $\theta = -45^\circ$ での繊維圧縮モードの損傷指標 FI_{Lc} は、QI 試験片($e/d=1$)に対して同程度であった。すなわち、C 層は $e/d=1$ の試験片に対し、繊維圧縮モードの損傷指標 FI_{Lc} に影響を及ぼさないと考えられる。一方、QI+R 試験片($e/d=1$)の -45° 層の $\theta = -45^\circ$ での繊維圧縮モードの損傷指標 FI_{Lc} は、QI 試験片($e/d=1$)に対して 20%低下した。すなわち、R 層は $e/d=1$ の試験片に対し、繊維方向の圧縮応力 σ_{Lc} を低減する効果 (Fig. 2.10) を生み、その効果は $e/d=3$ の試験片の場合と比べて同程度であると考えられる。また、QI+CR 試験片($e/d=1$)の -45° 層の $\theta = -45^\circ$ での繊維圧縮モードの損傷指標 FI_{Lc} は、QI 試験片($e/d=1$)に対して 25%低下した。すなわち、QI+CR 試験片($e/d=1$)では、R 層の補強効果 (Fig. 2.10) によって、繊維方向の圧縮応力 σ_{Lc} を低減できると考えられる。

Fig. 3.26 は、QI、QI+C、QI+R および QI+CR 試験片($e/d=1$)における初期面圧強度 S_{ini} の比較結果である。QI+C 試験片($e/d=1$)は QI 試験片($e/d=1$)に対し、初期面圧強度 S_{ini} はほとんど上昇しなかった。しかし、3.4.2 項で述べたように、QI+C 試験片($e/d=1$)の初期面圧強度 S_{ini} の支配因子は、QI 試験片($e/d=1$)と異なり、繊維方向の圧縮応力 σ_{Lc} であった。また、この支配因子は QI 試験片($e/d=3$)と同様であった。すなわち、QI 試験片($e/d=1$)に対して、C 層は初期面圧強度 S_{ini} 上昇に寄与しないが、面内せん断応力 τ_{LT} を低減する効果 (Fig. 2.23) が

あり、せん断破壊モード (Fig. 1.3(b)) から面圧破壊モード (Fig. 1.3(a)) に遷移させると考えられる。一方、QI+R 試験片($e/d=1$)は QI 試験片($e/d=1$)に対し、初期面圧強度 S_{ini} は上昇しなかった。また、3.4.3 項で述べたように、QI+R 試験片($e/d=1$)の初期面圧強度 S_{ini} の支配因子は、QI 試験片($e/d=1$)と同様に、面内せん断応力 τ_{LT} であった。すなわち、QI 試験片($e/d=1$)に対して、R 層はせん断破壊モードによる損傷を十分に抑制しないため、R 層の繊維方向の圧縮応力 σ_{Lc} を低減する効果 (Fig. 2.10) による初期面圧強度 S_{ini} の上昇に寄与しないと考えられる。さらに、QI+CR 試験片($e/d=1$)は QI 試験片($e/d=1$)に対し、初期面圧強度 S_{ini} は 22%上昇した。3.4.4 項で述べたように、QI+CR 試験片($e/d=1$)の初期面圧強度 S_{ini} の支配因子は、QI 試験片($e/d=1$)と異なり、繊維方向の圧縮応力 σ_{Lc} であった。また、この支配因子は QI 試験片($e/d=3$)と同様であった。すなわち、QI 試験片($e/d=1$)に対する C, R 層の組合せ補強について、C, R 層の面内せん断応力 τ_{LT} を低減する効果 (Fig. 2.23, 3.14) はせん断破壊モードから面圧破壊モードに遷移させ、R 層の繊維方向の圧縮応力 σ_{Lc} を低減する効果 (Fig. 2.10) は初期面圧強度 S_{ini} を上昇させると考えられる。

以上のようなことから、 e/d が小さい場合、C 層は 0° 層の $-90^\circ < \theta < -45^\circ$, $45^\circ < \theta < 90^\circ$ の面内せん断応力 τ_{LT} を低減するため、破壊形態をせん断破壊モードから面圧破壊モードに遷

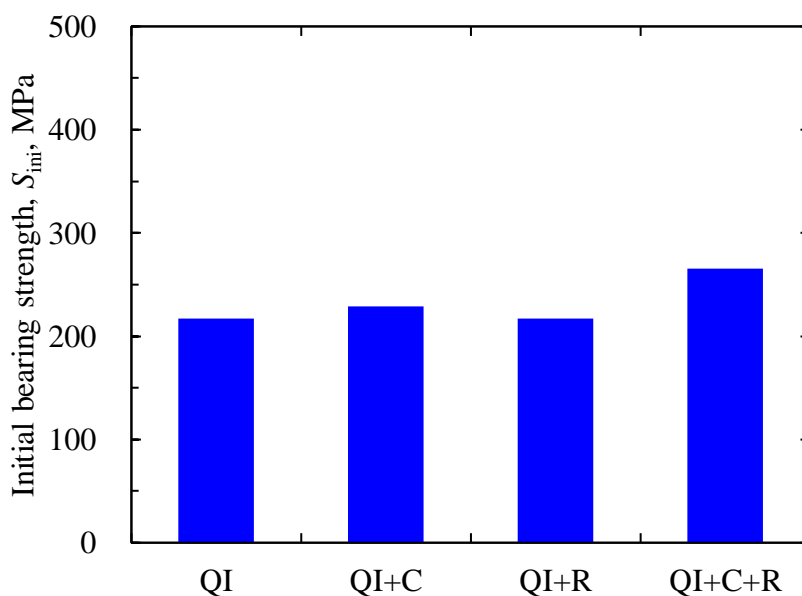


Fig. 3.26 Comparison of initial bearing strength, S_{ini} ($e/d=1$)

移させることが明らかになった。一方、R層は45°層の $\theta \cong 45^\circ$ および-45°層の $\theta \cong -45^\circ$ の繊維方向の圧縮応力 σ_{Lc} を低減するため、C層と組み合わせて補強することで、面圧破壊モードの臨界値を上昇させることが明らかになった。

3.5 結言

本章では有限要素法による数値解析を用いて、C、R層による補強メカニズムを明らかにすることを試みた。また、検討にあたっては、初期臨界点にのみ着目した。得られた知見は以下の通りである。

- QI試験片($e/d=3$)の初期臨界点($\sigma_{\text{bear}} = S_{\text{ini}}$)では、45°層の $\theta \cong 45^\circ$ および-45°層の $\theta \cong -45^\circ$ に繊維圧縮モードによる損傷（支配因子は繊維方向の圧縮応力 σ_{Lc} ）が発生することがわかった。
- QI+C試験片($e/d=3$)の初期臨界点($\sigma_{\text{bear}} = S_{\text{ini}}$)では、45°層の $\theta \cong 45^\circ$ および-45°層の $\theta \cong -45^\circ$ に繊維圧縮モードによる損傷（支配因子は繊維方向の圧縮応力 σ_{Lc} ）が発生することがわかった。一方、QI+R試験片($e/d=3$)の初期臨界点($\sigma_{\text{bear}} = S_{\text{ini}}$)では、0°層の $-90^\circ < \theta < -45^\circ$ に繊維引張モードおよび90°層の $-90^\circ < \theta < -45^\circ$ に母材圧縮モードによる損傷（支配因子は面内せん断応力 τ_{LT} ）が発生することがわかった。さらに、QI+CR試験片($e/d=3$)の初期臨界点($\sigma_{\text{bear}} = S_{\text{ini}}$)では、45°層の $\theta \cong 45^\circ$ および-45°層の $\theta \cong -45^\circ$ に繊維圧縮モードによる損傷（支配因子は繊維方向の圧縮応力 σ_{Lc} ）が発生することがわかった。
- e/d が十分大きい場合、R層は45°層の $\theta \cong 45^\circ$ および-45°層の $\theta \cong -45^\circ$ の繊維方向の圧縮応力 σ_{Lc} を低減するため、面圧破壊モードの臨界値を上昇させることが明らかになった。
- QI試験片($e/d=1$)の初期臨界点($\sigma_{\text{bear}} = S_{\text{ini}}$)では、0°層の $\theta \cong -45^\circ$ に繊維引張モードによる損傷（支配因子は面内せん断応力 τ_{LT} ）が発生することがわかった。
- QI+C試験片($e/d=1$)の初期臨界点($\sigma_{\text{bear}} = S_{\text{ini}}$)では、45°層の $\theta \cong 45^\circ$ および-45°層の $\theta \cong -45^\circ$ に繊維圧縮モードによる損傷（支配因子は繊維方向の圧縮応力 σ_{Lc} ）が発生することがわかった。一方、QI+R試験片($e/d=1$)の初期臨界点($\sigma_{\text{bear}} = S_{\text{ini}}$)では、0°層の $-90^\circ < \theta < -45^\circ$ 、 $45^\circ < \theta < 90^\circ$ に繊維引張モードによる損傷（支配因子は面内せん断応力 τ_{LT} ）が発生することがわかった。さらに、QI+CR試験片($e/d=1$)の初期臨界点($\sigma_{\text{bear}} = S_{\text{ini}}$)では、

45°層の $\theta = 45^\circ$ に繊維圧縮モードによる損傷（支配因子は繊維方向の圧縮応力 σ_{Lc} ）が発生することがわかった。

- e/d が小さい場合、C層は0°層の $-90^\circ < \theta < -45^\circ$, $45^\circ < \theta < 90^\circ$ の面内せん断応力 τ_{LT} を低減するため、破壊形態をせん断破壊モードから面圧破壊モードに遷移させることが明らかになった。一方、R層は45°層の $\theta = 45^\circ$ および-45°層の $\theta = -45^\circ$ の繊維方向の圧縮応力 σ_{Lc} を低減するため、C層と組み合わせて補強することで、面圧破壊モードの臨界値を上昇させることが明らかになった。

参考文献

- 1) N.W. Tosh and D.W. Kelly, "On the design, manufacture and testing of trajectorial fiber steering for carbon fiber composite laminates", *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol. 31, No. 10, pp. 1047-1060 (2000)
- 2) R. Li, D. Kelly and A. Crosky, "Strength improvement by fiber steering around a pin loaded hole", *Composite Structures*, Vol. 57, No. 1-4, pp. 377-383 (2002)
- 3) A. Crosky, D. Kelly, R. Li, X. Legrand, N. Huong and R. Ujjin, "Improvement of bearing strength of laminated composites", *Composite Structures*, Vol. 76, No. 3, pp. 260-271 (2006)
- 4) X. Legrand, D. Kelly, A. Crosky and D. Crepin, "Optimisation of fiber steering in composite laminates using a genetic algorithm", *Composite Structures*, Vol. 75, No. 1-4, pp. 524-531 (2006)
- 5) R. Li, D. Kelly, A. Crosky, H. Schoen and L. Smollich, "Improving the Efficiency of Fiber Steered Composite Joints using Load Path Trajectories", *Journal of Composite Materials*, Vol. 40, No. 18, pp. 1645-1658 (2006)
- 6) A. Crosky, C. Grant, D. Kelly, X. Legrand and G. Pearce, "Fiber placement processes for composites manufacture", *Advances in Composites Manufacturing and Process Design*, Woodhead Publishing, pp. 79-92 (2015)
- 7) C.M.S Wong and F.L. Matthews, "A finite element analysis of single and two-hole bolted joints in fibre reinforced plastic", *Journal of Composite Materials*, Vol. 15, No. 5, pp. 481-490 (1981)

- 8) W.H. Chen, S.S. Lee and J.T. Yeh, "Three-dimensional contact stress analysis of a composite laminate with bolted joint", *Composite Structures*, Vol. 30, No. 3, pp. 287-297 (1995)
- 9) H. Hamada, Z. Maekawa and K. Haruna, "Strength prediction of mechanically fastened quasi-isotropic carbon/epoxy joints", *Journal of Composite Materials*, Vol. 30, No. 14, pp. 1596-1612 (1996)
- 10) N.K. Hassan, M.A. Mohamedien and S.H. Rizkalla, "Finite element analysis of bolted connections for PFRP composites", *Composites Part B: Engineering*, Vol. 27, No. 3-4, pp. 339-349 (1996)
- 11) P.P. Camanho and F.L. Matthews, "A progressive damage model for mechanically fastened joints in composite laminates", *Journal of Composite Materials*, Vol. 33, No. 24, pp. 2248-2280 (1999)
- 12) K.I. Tserpes, G. Labeas, P. Papanikov and Y. Kermanidis, "Strength prediction of bolted joints in graphite-epoxy composite laminates", *Composites Part B: Engineering*, Vol. 33, No. 7, pp. 521-529 (2002)
- 13) C.T. McCarthy, M.A. McCarthy and V.P. Lawlor, "Progressive damage analysis of multi-bolt composite joints with variable bolt-hole clearances", *Composites Part B: Engineering*, Vol. 36, No. 4, pp. 290-305 (2005)
- 14) C.T. McCarthy and M.A. McCarthy, "Three-dimensional finite element analysis of single-bolt, single-lap composite bolted joints: Part II effects of bolt-hole clearance", *Composite Structures*, Vol. 71, No. 2, pp.159-175 (2005)
- 15) Y. Xiao and T. Ishikawa, "Bearing strength and failure behavior of bolted composite joints (part I: modeling and simulation)", *Composites Science and Technology*, Vol. 65, No. 7-8, pp. 1032-1043 (2005)
- 16) C.T. McCarthy, M.A. McCarthy and W.F. Stanley, V.P. Lawlor, "Experiences with modeling friction in composite bolted joints", *Journal of Composite Materials*, Vol. 39, No. 21, pp. 1881-1908 (2005)
- 17) F.X. Irisarri, F. Laurin, N. Carrere and J.F. Marie, "Progressive damage and failure of mechanically fastened joints in CFRP laminates-part1: Refined Finite Element modelling of

- single-fastener joints", *Composite Structures*, Vol. 94, No. 8, pp. 2269-2277 (2012)
- 18) F.X. Irisarri, F. Laurin, N. Carrere and J.F. Maire, "Progressive damage and failure of mechanically fastened joints in CFRP laminates-Part2: Failure prediction of an industrial junction", *Composite Structures*, Vol. 94, No. 8, pp. 2278-2284 (2012)
- 19) S. Zhou, Z. Wang, J. Zhou and X. Wu, "Experimental and numerical investigation on bolted composite joint made by vacuum assisted resin injection", *Composites Part B: Engineering*, Vol. 45, No. 1, pp. 1620-1628 (2013)
- 20) Z. Kapidzic, L. Nilsson and H. Ansell, "Finite element modeling of mechanically fastened composite aluminum joints in aircraft structures", *Composite Structure*, Vol. 109, pp. 198-210 (2014)
- 21) N.M. Chowdhury, W.K. Chiu, J. Wang and P. Chang, "Experimental and finite element studies of bolted, bonded and hybrid step lap joints of thick carbon fibre/epoxy panels used in aircraft structures", *Composites Part B: Engineering*, Vol. 100, No. 1, pp. 68-77 (2016)
- 22) N.M. Chowdhury, J. Wang, W.K. Chiu and P. Chang, "Experimental and finite element studies of thin bonded and hybrid carbon fibre double lap joints used in aircraft structures", *Composites Part B: Engineering*, Vol. 85, pp. 233-242 (2016)
- 23) F. Nerilli and G. Vairo, "Progressive damage in composite bolted joints via a computational micromechanical approach", *Composites Part B: Engineering*, Vol. 111, No. 15, pp. 357-371 (2017)
- 24) E.V. Larve, K.H. Hoos, Y. Nikishkov and A. Makeev, "Discrete damage modeling of static bearing failure in laminated composites", *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol. 108, pp. 30-40 (2018)
- 25) S. Zhou, C. Yang, K. Tian, D. Wang, Y. Sun, L. Guo and J. Zhang, "Progressive failure modelling of double-lap of composite bolted joints based on Puck's criterion", *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 206, pp. 233-249 (2019)
- 26) M. L. Dano, G. Gendron and A. Picard, "Stress and failure analysis of mechanically fastened joints in composite laminates", *Composite Structures*, "Vol. 50, No. 3, pp. 287-296 (2000)

- 27) K.I. Tserpes, P. Panikos and T.H. Kermanidis, "A three-dimensional progressive damage model for bolted joints in composite laminates subjected to tensile loading", *Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures*, Vol. 24, No. 10, pp. 663-675 (2001)
- 28) M.A. McCarthy, C.T. McCarthy, V.P. Lawlor and W.F. Stanley, "Three-dimensional finite element analysis of single-bolt, single-lap composite bolted joints: part I model development and validation", *Composite Structures*, Vol. 71, No. 2, pp. 140-158 (2005)
- 29) M.L. Dano, E. Kamal and G. Gendron, "Analysis of bolted joints in composite laminates Strains and bearing stiffness predictions", *Composite Structures*, Vol. 79, No. 4, pp.562-570 (2007)
- 30) C. Huhne, A.K. Zerbst, G. Kuhlmann, C. Steenbock and R. Rolfes, "Progressive damage analysis of composite bolted joints with liquid shim layers using constant and continuous degradation models", *Composite Structures*, Vol. 92, No. 2, pp. 189-200 (2010)
- 31) O. Hoffman, "The brittle strength of orthotropic materials", *Journal of Composite Materials*, Vol. 1, No. 2, pp. 200-206 (1967)
- 32) Z. Hashin, "Failure Criteria for Unidirectional Fiber Composites", *Journal of Applied Mechanics*, Vol. 47, No. 2, pp. 329-334 (1980)

4. 結論

本研究では CFRP ボルト接合継手に対し，繊維体積含有率 V_f が一様となるような新たな繊維ステアリング補強層 Circular (C 層)，Radial (R 層) を提案し，これら補強層の補強メカニズムを明らかにすることを試みた．なお，本研究は，航空機の一次構造材等に用いられるような板厚が大きい実構造材を対象としているが，本論文では，まず一般的な油圧万能試験機で面圧強度試験が行える条件として，積層数を実構造材の 1/10 とした薄板状の CFRP 試験片を用い，これに伴い，ボルト締付けトルクも 1/10 とした上で検討を行った．

第 2 章では，C, R 層の概要と面圧強度試験について示した．C 層はボルト継手における最大主応力分布をもとに，ボルト孔に対し同心円状に繊維を配向した補強層 (Fig. 2.1(a))，R 層はボルト継手における最小主応力分布をもとに，ボルト孔に対し放射状に繊維を配向した補強層 (Fig. 2.1(b)) である．面圧強度試験はダブルラップジョイント方式で行い，擬似等方積層した試験片 (QI 試験片) を基準に，C 層または R 層を単一補強した試験片 (QI+C, QI+R 試験片) の 3 種類の試験片を用意した．また，それぞれの積層構成の試験片に対し， e/d が十分に大きい試験片 ($e/d=3$) と e/d が小さい試験片 ($e/d=1$) の 2 種類の形状寸法の試験片を用意した．面圧強度試験結果より，QI 試験片 ($e/d=3$) の破壊形態は，面圧破壊モード (Fig. 1.3(a)) に近いと考えられ，QI+C, QI+R 試験片 ($e/d=3$) の破壊形態も，QI 試験片 ($e/d=3$) と同様に面圧破壊モードに近いと考えられる． e/d が十分大きい場合の初期臨界点 ($\sigma_{\text{bear}} = S_{\text{ini}}$) において，R 層は初期面圧強度 S_{ini} の上昇に寄与することが明らかになった．これは，R 層の補強繊維が圧縮荷重を分担するためであると考えられる． e/d が十分大きい場合の最大破壊点 ($\sigma_{\text{bear}} = S_{\text{ult}}$) において，C 層は最大面圧強度 S_{ult} の上昇に寄与することが明らかになった．これは，破壊が進行する過程で C 層のフープ効果が作用するためであると考えられる．一方，R 層も最大面圧強度 S_{ult} の上昇に寄与することが明らかになった．これは，R 層の補強繊維が圧縮荷重を分担するためと考えられる．また，QI 試験片 ($e/d=1$) の破壊形態は，せん断破壊モードに近いと考えられるが，QI+C 試験片 ($e/d=1$) の破壊形態は QI 試験片 ($e/d=1$) と異なり，面圧破壊モードに近いと考えられる．一方，QI+R 試験片 ($e/d=1$) の破壊形態は，QI 試

験片($e/d=1$)と同様にせん断破壊モードに近いと考えられる。 e/d が小さい場合の初期臨界点において、C、R層はいずれも初期面圧強度 S_{ini} の上昇に寄与しないが、R層の補強繊維は圧縮荷重を分担すると考えられる。 e/d が小さい場合の最大破壊点において、C層はせん断破壊モードから面圧破壊モードに遷移させることが明らかになった。これは、C層の補強繊維が引張荷重を分担するためであると考えられる。また、C層は最大面圧強度 S_{ult} の上昇に寄与することも明らかになった。これは、C層の補強繊維が引張荷重を分担することに加え、破壊が進行する過程でフープ効果も作用するためであると考えられる。一方、R層は最大面圧強度 S_{ult} の上昇に寄与しないが、R層の補強繊維が圧縮荷重を分担するためであると考えられる。

第3章では、第2章で述べた面圧強度試験を模擬した有限要素法による数値解析について示した。本解析では、擬似等方積層した試験片(QI試験片)を基準に、C層またはR層を単一補強した試験片(QI+C, QI+R試験片)およびC, R層を組合せ補強した試験片(QI+CR試験片)について検討を行った。また、 e/d が十分に大きい試験片($e/d=3$)と e/d が小さい試験片($e/d=1$)について検討を行った。数値解析結果より、QI試験片($e/d=3$)の初期臨界点($\sigma_{bear} = S_{ini}$)では、 45° 層の $\theta = 45^\circ$ および -45° 層の $\theta = -45^\circ$ に繊維圧縮モードによる損傷(支配因子は繊維方向の圧縮応力 σ_{lc})が発生することがわかった。また、QI+C試験片($e/d=3$)の初期臨界点では、 45° 層の $\theta = 45^\circ$ および -45° 層の $\theta = -45^\circ$ に繊維圧縮モードによる損傷(支配因子は繊維方向の圧縮応力 σ_{lc})が発生し、QI+R試験片($e/d=3$)の初期臨界点では、 0° 層の $-90^\circ < \theta < -45^\circ$ に繊維引張モードおよび 90° 層の $-90^\circ < \theta < -45^\circ$ に母材圧縮モードによる損傷(支配因子は面内せん断応力 τ_{LT})が発生することがわかった。さらに、QI+CR試験片($e/d=3$)の初期臨界点では、 45° 層の $\theta = 45^\circ$ および -45° 層の $\theta = -45^\circ$ に繊維圧縮モードによる損傷(支配因子は繊維方向の圧縮応力 σ_{lc})が発生することがわかった。また、 e/d が十分大きい場合、R層は 45° 層の $\theta = 45^\circ$ および -45° 層の $\theta = -45^\circ$ の繊維方向の圧縮応力 σ_{lc} を低減するため、面圧破壊モードの臨界値を上昇させることが明らかになった。一方、QI試験片($e/d=1$)の初期臨界点では、 0° 層の $\theta = -45^\circ$ に繊維引張モードによる損傷(支配因子は面内せん断応力 τ_{LT})が発生することがわかった。QI+C試験片($e/d=1$)の初期臨界点では、 45° 層の $\theta = 45^\circ$ および -45° 層の $\theta = -45^\circ$ に繊維圧縮モードによる損傷(支配因子は繊維方

向の圧縮応力 σ_{Lc}) が発生し, QI+R 試験片($e/d=1$)の初期臨界点では, 0° 層の $-90^\circ < \theta < -45^\circ$, $45^\circ < \theta < 90^\circ$ に繊維引張モードによる損傷 (支配因子は面内せん断応力 τ_{LT}) が発生することがわかった. さらに, QI+CR 試験片($e/d=1$)の初期臨界点では, 45° 層の $\theta = 45^\circ$ に繊維圧縮モードによる損傷 (支配因子は繊維方向の圧縮応力 σ_{Lc}) が発生することがわかった. また, e/d が小さい場合, C 層は 0° 層の $-90^\circ < \theta < -45^\circ$, $45^\circ < \theta < 90^\circ$ の面内せん断応力 τ_{LT} を低減するため, 破壊形態をせん断破壊モードから面圧破壊モードに遷移させることが明らかになった. 一方, R 層は 45° 層の $\theta = 45^\circ$ および -45° 層の $\theta = -45^\circ$ の繊維方向の圧縮応力 σ_{Lc} を低減するため, C 層と組み合わせて補強することで, 面圧破壊モードの臨界値を上昇させることが明らかになった.

以上のようなことから, CFRP ボルト接合継手に対する C, R 層の補強について, C 層はせん断破壊モードで壊れるような形状寸法の構造材に対し, その破壊形態を面圧破壊モードに遷移させることが明らかになった. また, C 層はボルト孔周りでの破壊が進行する過程でフープ効果が有効になり, 最大破壊点における面圧強度を上昇させることが明らかになった. 一方, R 層は面圧破壊モードで壊れるような構造材に対し, 初期臨界点および最大破壊点における面圧強度を上昇させることが明らかになった. すなわち, CFRP ボルト接合継手に対し, C, R 層のような繊維ステアリング補強層を用いることで, 優れた強度特性をもたらす設計が可能になることを示唆した.

今後の本研究について, 本論文における数値解析では, 強度設計において特に重要と考えられる初期臨界点にのみ着目したが, 初期破壊発生後の安全のマーヅンを見るうえで最大破壊点に着目することも重要であるため, 最大破壊点に対しても C, R 層による補強メカニズムを明らかにすることが望まれる. また, 本論文では実構造材に対し, 1/10 とした薄板状の試験片を用い, これに伴いボルト締付けトルクを 1/10 とした. このような試験片により検討を進めるにあたり, ボルトは剛体であり変形しないことと, 試験片は脆性材料であることを仮定した. しかし, 実構造材のように板厚が大きい場合, ボルトはある程度変形し, その影響は避けられないと考えられる. また, このような構造材は積層構成の自由度が大きくなるため, C, R 層を用いたボルト孔周りの設計においては, このような影響

を考慮する必要があると考えられる。すなわち、実構造材を模擬した厚板状の試験片に対する C, R 層による補強の影響を明らかにし、C, R 層の最適な積層数、積層箇所を示唆することで実構造材のボルト孔周りの設計の一助となることが望まれる。本研究が今後も発展し、CFRP 構造材のボルト接合箇所に対して、C, R 層をはじめとする繊維ステアリング補強層が有効に活用されることを期待する。

謝辞

立命館大学理工学部 教授 日下貴之先生には指導教官として本研究実施の機会を与えていただき、またその遂行にあたり終始かわらぬご指導・ご鞭撻を受け賜りました。ここに深く感謝の意を表します。

京都大学工学部 教授 北條正樹先生，立命館大学理工学部 助教 森直樹先生には本研究を行うにあたり，大変有益なご助言を賜りましたことを厚く御礼申し上げます。

水野裕貴氏，島田優弥氏をはじめとする構造強度学（日下）研究室の皆様には，共に研究活動に取り組んでいただきましたことを深く御礼を申し上げます。

シキボウ株式会社 田那村武司執行役員，同 中央研究所 岩崎康彦所長，中島和夫課長には博士課程後期課程への進学を快くご了承くださいました。このような機会をいただきましたことを深く感謝いたします。また，同氏をはじめとする職場の同僚の皆様にはご多忙にもかかわらず，研究活動を支えていただきましたことを心より感謝を申し上げます。