

東京大学 大学院新領域創成科学研究科
基盤科学研究系
先端エネルギー工学専攻

平成 18 年度

修士論文

板厚方向縫合が CFRP 積層板の面外衝撃損傷に
与える影響の評価

2007 年 2 月提出
指導教員 武田 展雄 教授

56213 仲尾 知晃

目次

第1章 序論	7
1.1. 研究背景	7
1.2. 縫合積層板に関する既存の研究	12
1.2.1. 積層板の層間破壊靱性値に関する研究	12
1.2.2. CAI 強度特性に関する研究	15
1.2.3. 実構造物への適用に関する研究	17
1.3. 本研究の目的及び論文構成	18
第2章 縫合 CFRP 積層板の衝撃試験及び損傷観察	20
2.1. 緒言	20
2.2. 試験片	20
2.3. 試験方法	22
2.4. 試験結果及び考察	28
2.5. 結言	36
第3章 集中荷重を受ける積層板の円形はく離先端におけるエネルギー解放率	37
3.1. 緒言	37
3.2. 仮想き裂閉口法によるエネルギー解放率の算出方法	37
3.3. 有限要素解析モデル	43
3.3.1. 積層板のモデル化	43
3.3.2. 縫合積層板モデルにおける縫合効果の導入	48
3.4. 解析結果及び考察	51
3.4.1. 各層間のエネルギー解放率分布	51
3.4.2. 最大エネルギー解放率の板厚方向分布	54
3.4.3. はく離面積の違いによるエネルギー解放率の変化	56
3.5. 結言	58
第4章 縫合パラメータが面外衝撃損傷に与える影響	59

4.1. 緒言.....	59
4.2. 縫合密度が面外衝撃損傷に与える影響の実験的観察.....	60
4.2.1. 異なる縫合密度を有する縫合 CFRP 積層板の面外衝撃試験及び損傷観察.....	60
4.2.2. 縫合密度による面外衝撃損傷変化に関する既存研究.....	69
4.3. 縫合密度及び縫合糸剛性を变化させた場合のはく離先端におけるエネルギー解放率	70
4.3.1. 縫合密度を变化させた場合のはく離先端エネルギー解放率.....	70
4.3.2. 縫合糸剛性を变化させた場合のはく離先端エネルギー解放率.....	76
4.4. はく離抑制効果の高い効果的な縫合方式.....	77
4.5. 結言.....	80
第5章 結論.....	81
付録A 縫合積層板の作製方法について.....	84
参考文献.....	86
本論文に関する学会発表.....	89
謝辞.....	90

图目录

Fig. 1.1	Structural weight consisting of advanced composites in the civil aircraft structure.....	7
Fig. 1.2	Structural materials of Boeing 787.....	8
Fig. 1.3	Future prospect of autoclave molding and RTM.....	9
Fig. 1.4	Comparison between the in-plane and out-of-plane mechanical properties of CFRP.....	11
Fig. 1.5	Effect of the out-of-plane impact energy on the compressive strength of the 2D CFRP laminates. The strength values are normalized by the strength without the impact damage.....	11
Fig. 1.6	Modes I and II R-curves from Dransfield et al. and Jain et al., respectively. The interlaminar toughness of the stitched composite are normalized by the toughness of the unstitched laminate.	13
Fig. 1.7	Schematic of bridging zone in a stitched laminate.....	14
Fig. 1.8	Relationships between CAI strength and stitch densities in various impact levels of stitched CFRP laminates using carbon stitch threads.	15
Fig. 1.9	Relationships between CAI strength and stitch densities in various impact levels of stitched CFRP laminates using Vectran or carbon stitch threads.....	16
Fig. 1.10	Wing root joint fitting made of stitched CFRP.	17
Fig. 2.1	Cross section of the laminate along a stitch thread.	21
Fig. 2.2	Schematic of the specimen. Stitch pitch and stitch space were both 3.0mm.....	21
Fig. 2.3	Drop-weight impact test machine.	22
Fig. 2.4	Fixture of the drop weight impact test.	23
Fig. 2.5	Schematic of the fixture of the drop weight impact test.....	23
Fig. 2.6	Soft X-ray apparatus.	25
Fig. 2.7	Micro-focus X-ray CT System.....	26
Fig. 2.8	An example of the micro-focus X-ray CT image.....	26
Fig. 2.9	Digital microscope system.	27
Fig. 2.10	An example of the digital microscope image.....	27
Fig. 2.11	Soft X-ray radiographs of the impacted specimens.....	29
Fig. 2.12	Projected area of measured impact damage as function of impact energy.	30

Fig. 2.13	The location of cross section observed by X-ray CT.	31
Fig. 2.14	X-ray CT images of the stitched specimens. White area denotes the crack penetrated by contrast medium (zinc iodide).	32
Fig. 2.15	X-ray CT images of the unstitched specimens.	33
Fig. 2.16	The location of cross section observed by digital microscope.	34
Fig. 2.17	Digital microscope image of the stitched specimens.	35
Fig. 3.1	Distributions of stress and displacement around crack tip.	39
Fig. 3.2	Finite element model around the crack tip.	41
Fig. 3.3	Arrangement of the spring elements around the crack tip.	42
Fig. 3.4	Overview of the model (The diameter of delamination is 22mm).	44
Fig. 3.5	Cross section of the specimen.	45
Fig. 3.6	Delamination area of the each model.	46
Fig. 3.7	Crack position of each layer (The diameter of delamination is 22mm).	47
Fig. 3.8	Load-displacement curves of each test.	49
Fig. 3.9	Arrangement of stitch threads.	50
Fig. 3.10	Calculated energy release rate distribution of each delamination ($d=22\text{mm}$).	52
Fig. 3.11	Maximum energy release rate distribution through the thickness ($d=22\text{mm}$).	55
Fig. 3.12	Energy release rate distribution of each deformation mode through the thickness ($d=22\text{mm}$).	55
Fig. 3.13	Energy release rate as a function of the crack diameter.	57
Fig. 4.1	Cross section of the material which has stitching of 6.0mm pitch.	61
Fig. 4.2	Soft X-ray radiographs of the impacted specimens (Impact energy = 0.8375 J/mm).	62
Fig. 4.3	Soft X-ray radiographs of the impacted specimens (Impact energy = 1.675 J/mm).	63
Fig. 4.4	Soft X-ray radiographs of the impacted specimens (Impact energy = 3.350 J/mm).	64
Fig. 4.5	Projected area of measured impact damage as a function of impact energy.	65
Fig. 4.6	X-ray CT images of the stitched and unstitched specimens.	67
Fig. 4.7	Digital microscope images of the stitched and unstitched specimens.	68
Fig. 4.8	Measured impact damage area as a function of stitching pitch and space.	69
Fig. 4.9	Definition of location of spring element and first delaminated area.	71
Fig. 4.10	Maximum energy release rate distribution of the models of various stitching densities.	73
Fig. 4.11	Energy release rate distribution of each deformation mode through the thickness.	73
Fig. 4.12	Arrangement of spring elements.	74

Fig. 4.13	Maximum energy release rate distribution of the models of each stitching location.	75
Fig. 4.14	Maximum energy release rate distribution of the models of various stitch stiffness.....	76
Fig. 4.15	Maximum energy release rate distribution through the thickness.....	79
Fig. 4.16	Energy release rate distribution of each deformation mode through the thickness.....	79
Fig. A.1	Illustrations showing the configuration of the stitch.	84
Fig. A.2	An example of the novel stitching technologies.....	85

表目次

Table 3.1 Material properties of a laminate used in energy release rate calculation.	51
---	----

第1章 序論

1.1. 研究背景

複合材料とは、2種類以上の互いに異なる材料要素を組み合わせることにより、各々の構成素材単体では実現できなかった特性を有する材料のことである。この複合材料の中で、特に繊維強化複合材料が近年注目を集めている。これは、引張荷重に強い繊維を、軽量な母材で固めた材料で、軽量、高剛性といった特性を有することができる。繊維強化複合材料は、その優れた特性から、航空機、自動車などの輸送機械や、釣竿、ゴルフクラブといったスポーツ用品などへの使用が進んでいる。特に、航空宇宙産業においては、構造軽量化の重要性が特に高いため、近年、急速に普及が進んでいる(Fig. 1.1)。

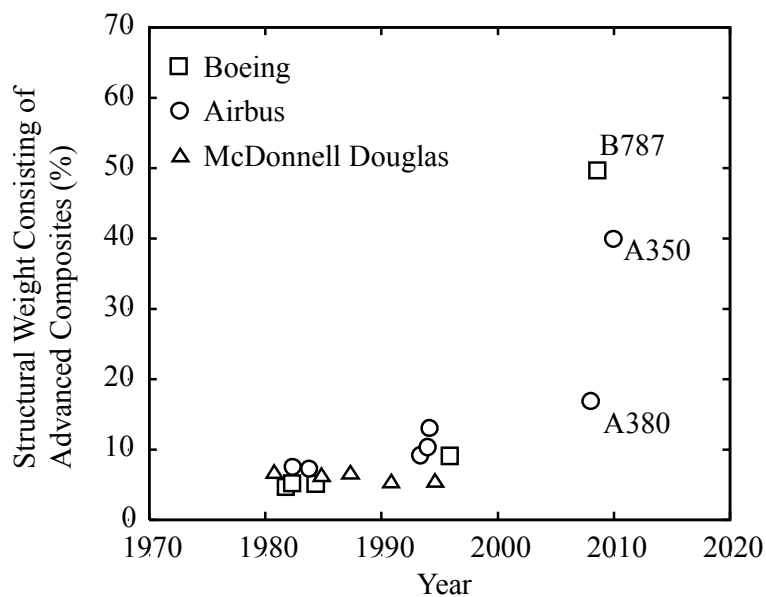


Fig. 1.1 Structural weight consisting of advanced composites in the civil aircraft structure[1].

繊維強化複合材料をはじめとした複合材料の航空機への適用は、補助翼や尾翼、ギアハッチなどの二次構造から始まり、近年では、主翼や胴体といった一次構造にも広がっている。複合材料の適用率においては、Boeing 787 では構造重量の 50%以上、Airbus 380 では 20%程度も複合材料が占めるようになっている。このように、航空宇宙分野において複合材料は必要不可欠な材料である。

最新の航空機構造に使用される複合材料の中で、熱硬化性樹脂を炭素繊維で強化した炭素繊維強化プラスチック(CFRP : Carbon Fiber Reinforced Plastic)が特に注目を浴びている。この CFRP は高比強度、高比剛性であり、疲労耐性や熱・電気伝導度にも優れ、高温での利用にも耐えうる。また、CFRP は、積層板として構造部材に使用されることが多く、その強化繊維の方向や積層枚数などを変えることで、所望の材料特性を自由に設計できる。そのため、たとえ形状が同じでも性質の異なる無数の部材を作ることが可能である。先ほど例に挙げた Boeing 787 では、主翼や胴体に CFRP が採用されている(Fig. 1.2)。この軽量材料は今後さらに適用が拡大されていくと考えられる。

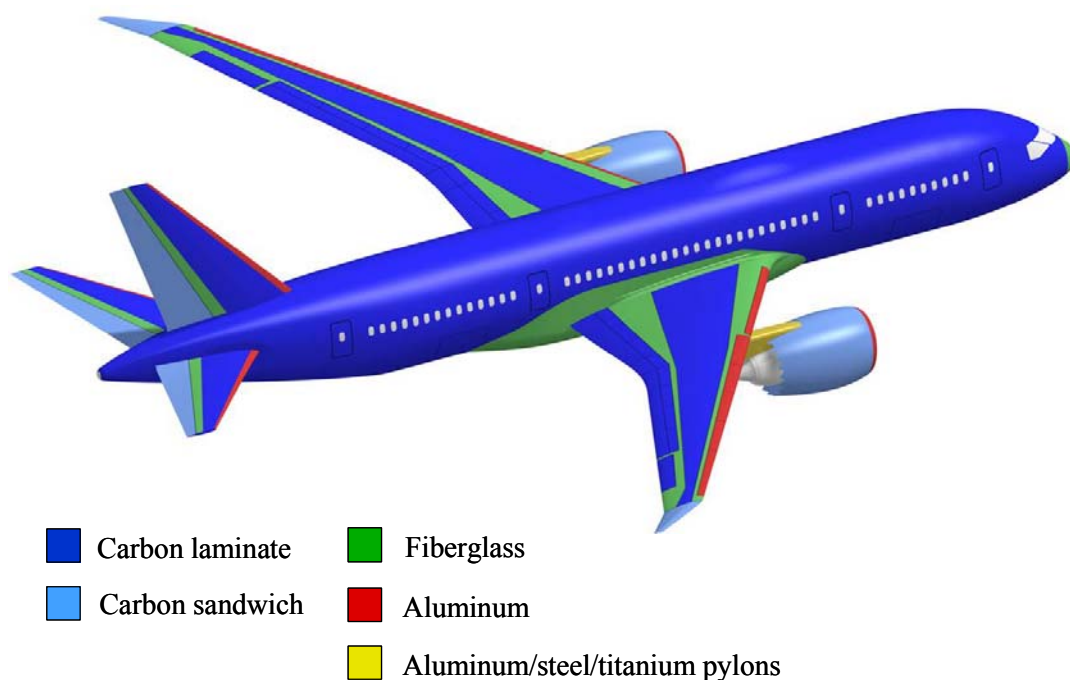


Fig. 1.2 Structural materials of Boeing 787[2].

現在、これらの航空宇宙構造へ適用される CFRP の製造は、プリプレグという中間素材を切断積層し、オートクレーブを用いて加熱硬化する手法が主流である。オートクレーブによる成型手法により、ボイド等の材料欠陥が少なく、成型精度の高い CFRP 積層板製作が可能である。しかし、オートクレーブ成型は、複合材料部材の大型化が予想される将来、技術的にコスト低減が困難な成型手法であり、複合材料の適用率増加を妨げる要因になりうる。そのため、成型された構造材料が高品質を保ち、しかもコスト競争力のある CFRP 製造手法の研究開発が望まれている。これらの要求を満たす成型手法として、近年、RTM(resin transfer molding)法などが有力視されている。RTM 法は、強化繊維プリフォームを型に収め、液相の母材樹脂を流し込むことによって含浸、硬化させる手法である。この手法により、将来的に低コスト条件下での成型が可能であると期待されている(Fig. 1.3)。

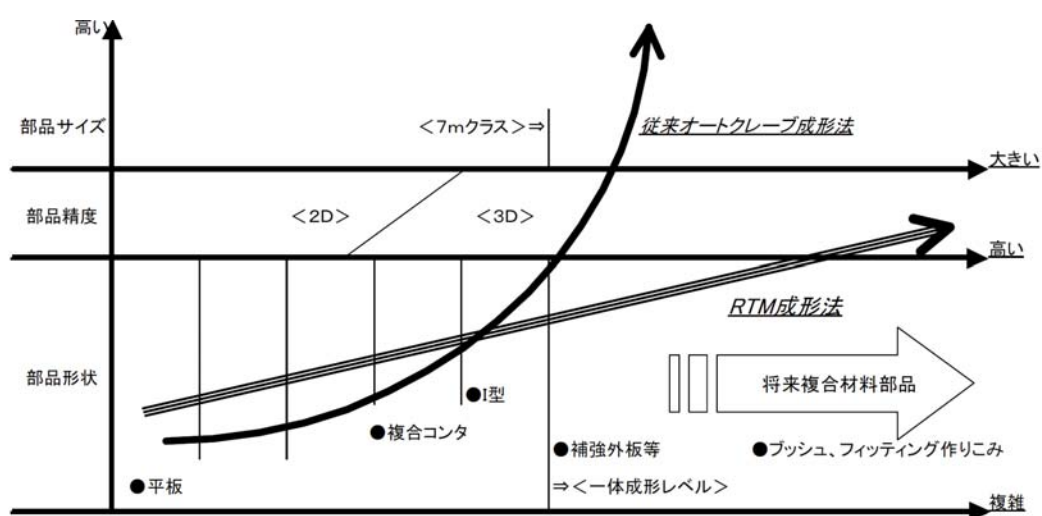


Fig. 1.3 Future prospect of autoclave molding and RTM[3].

ところで、通常の CFRP 積層板では面内繊維を有するプリプレグを積み重ねて成形硬化することから、面内方向の荷重に対して効率よく耐えることができる。しかし、CFRP 積層板は、強度の大半を受け持つ強化繊維が板厚方向にないので、板厚方向の剛性、強度は面内方向と比較して著しく低い(Fig. 1.4)。したがって、積層板は応力状態が3次元的な複雑形状部材への適応に適していない。また、積層板には各層の材料特性の不連続性が存在するため層間破壊靱性値が低く、面外衝撃により損傷が発生しやすい。そのため低速、低エネルギーの衝撃であっても比較的容易に損傷が生じる。例えば、積層板を航空機の翼の外板に使った際に機体の整備などで作業員が持っていた工具を翼の上に落とした場合、機体に滑走路上で跳ね上げた小石などが衝突した場合、あるいは航行中に機体に鳥が衝突した場合などに損傷が発生する。このような衝撃損傷における主な損傷は、層間はく離、トランスバースクラック、繊維破断などである。これらの損傷は積層板の表面から観察しにくいにもかかわらず、積層板の引張強度、疲労寿命など、様々な材料特性の悪化を引き起こす。なかでも、面外衝撃損傷発生後の圧縮強度(CAI 強度:Compression After Impact 強度)は大幅に低下し(Fig. 1.5)、無損傷時の半分以下にまで低下することもしばしばである。この CAI 強度は、現在の航空機構造設計時に重要視されている。このため、CFRP 積層板における CAI 強度低下が、複合材料の持ち味である高比剛性、高比強度を十分に生かした革新的な設計を妨げる原因のひとつとなっている。このような、面外荷重に対する材料特性の低さを克服する手法として、層間破壊靱性値を向上させる様々な手法が考えられた。これらの手法は、樹脂改善と層間繊維強化に大別される。樹脂改善による層間強化方法としては、熱可塑樹脂を用いる手法や、熱硬化性樹脂の中に熱可塑樹脂を混入するなどの手法がある。しかし、樹脂改善による層間強化方法では、高価な樹脂を使用し、さらに CFRP 積層板の成型をオートクレーブに頼らざるを得ず、今後、複合材料を普及させていくためのコスト低減が極めて難しい。一方、層間繊維強化による手法を用いて開発された材料として注目を浴びているものが、3次元的に強化繊維を配向した3次元繊維強化複合材料である[4]。3次元繊維強化複合材料では、強化繊維を束ねて繊維束とし、これを3次元的に組み合わせてファブリックを作成した後、RTM(resin transfer molding)法などによって成型する。このとき、強化繊維をファブリック内で適切に配向することによって3次元的な応力状態や、面外衝撃に対応し得る強化構造を持たせることができる。このような手法のもと、3次元繊維強化複合材料を製造すれば、将来的に、安価な樹脂を用いた低コスト条件下において、高い耐損傷許容能力を持った構造部材を製造できる可能性がある。

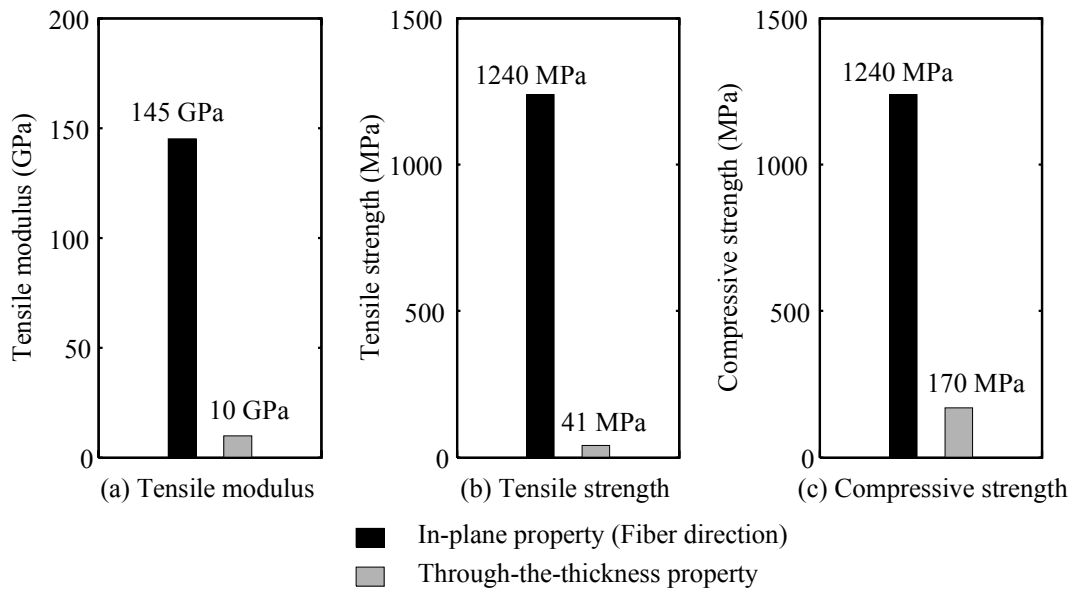


Fig. 1.4 Comparison between the in-plane and out-of-plane mechanical properties of CFRP[4]

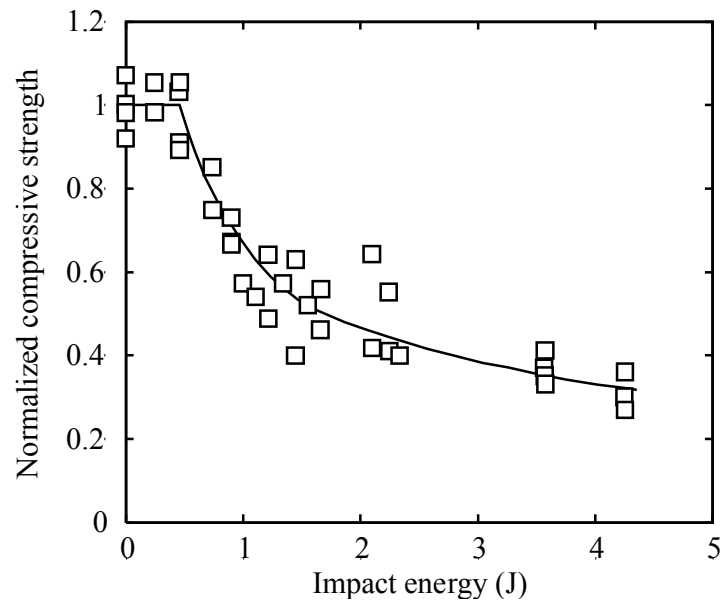


Fig. 1.5 Effect of the out-of-plane impact energy on the compressive strength of the 2D CFRP laminates[4]. The strength values are normalized by the strength without the impact damage

本研究では、これら3次元繊維強化複合材料の中でも、縫合CFRP積層板(Stitched CFRP laminate)を主な研究対象とした。縫合積層板とは、従来のCFRP積層板と同様に、面内方向に強化繊維束を層状に配向した後に、ケブラーや炭素繊維、ガラス繊維などを用いて板圧方向に縫合を施すことによって、層間を強化することを狙いとして開発された複合材料である。次節において、これまで縫合積層板の材料特性に関して行われた研究を概説する。

1.2. 縫合積層板に関する既存の研究

縫合CFRP積層板は、従来の積層板と同じように面内方向に層状に配向された面内糸を、層間破壊靱性値、CAI強度向上のために板厚方向に縫合することによって作製される。このため、縫合積層板については、層間破壊靱性値を計測する研究が精力的に行われてきた。また、縫合がCAI強度向上に与える影響を検討した例も少数ではあるが存在する。以下では、これらの2つの観点から縫合積層板に対して行われた研究の結果を概説した後、縫合積層板の材料特性を踏まえた、実構造への適用方法に関する研究について述べる。

1.2.1. 積層板の層間破壊靱性値に関する研究

従来、CFRP積層板の層間破壊靱性値は、モードI破壊とモードII破壊に分けて評価され、前者はDCB(Double Cantilever Beam)試験、後者はENF(End Notched Flexure)試験を用いて計測が行われてきた。縫合積層板においてもこれは踏襲され、多くの研究でDCB試験、ENF試験を用いた層間破壊靱性評価が精力的に行われてきた[4-11]。

Dransfieldら[10]は、縫合糸の径や種類、縫合の密度といった縫合パラメータを変化させてDCB試験を実施し、縫合によるモードI層間破壊靱性値の向上について評価した。これによれば、縫合パラメータによって結果が異なるものの、縫合積層板の層間破壊靱性値は、従来の非縫合積層板の数倍から、十数倍にまで向上する(Fig. 1.6)。このとき、高弾性で太い縫合糸を用いて密に縫合を施したほうが、層間破壊靱性値の向上は顕著であった。また、彼らはDCB試験中の縫合糸の働きについて詳細な観察を行い、層間破壊靱性値向上のメカニズムを明らかにした。まず、き裂が縫合糸の位置に到達した際、き裂は縫合糸を廻り込んで進展する。縫合糸はき裂先端の後方に破壊せずに残存し、き裂を架橋する。き裂開口量の増加に伴い、縫合糸は周囲の樹脂からはく離し、最終的には縫合糸の引張破

壊が発生する。以上のプロセスの間、縫合糸ははく離を閉口する方向への荷重を発生する。このとき、き裂先端の後方に、き裂が架橋され、き裂閉口荷重を受けている領域(架橋領域)が形成される(Fig. 1.7(a))。この架橋領域で発生しているき裂閉口荷重によって、き裂開口トラクションが緩和され、き裂進展の抑制効果が生じる。

一方、Jain ら[11]は、縫合糸の種類、太さ、縫合密度を変化させて ENF 試験を行い、縫合によってモードII層間破壊靱性値が向上することを明らかにしている。その向上の程度は、縫合パラメータによって変わるが、最大で4倍程度と、モードIに比べると向上率は低かった(Fig. 1.6)。また、彼らは縫合によるモードII層間破壊靱性値の向上メカニズムについても述べている。モードII変形においても、モードI変形と同様、き裂先端の後方に縫合糸がはく離を架橋する領域が形成される(Fig. 1.7(b))。この領域で生じているき裂閉口荷重が、き裂開口トラクションを緩和することにより、き裂進展が抑制される。

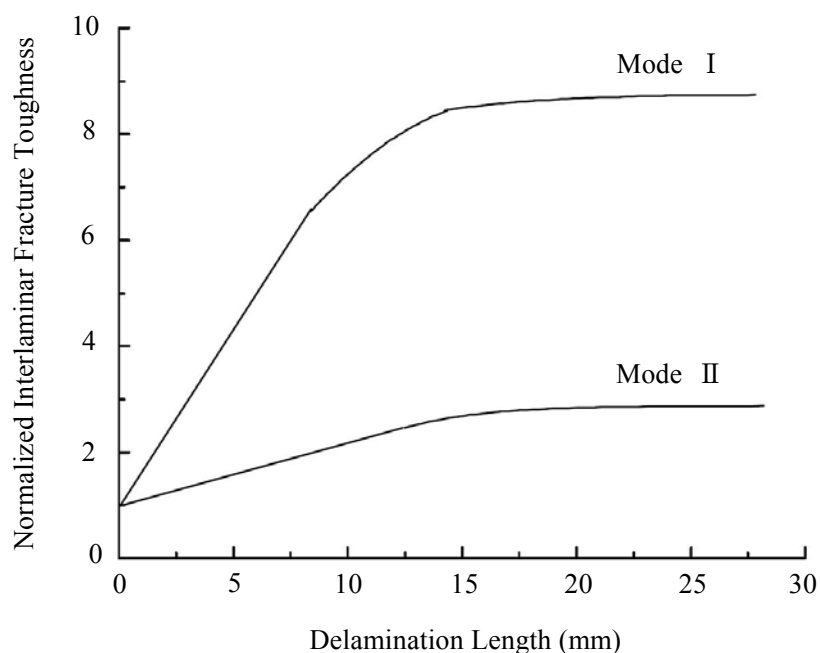
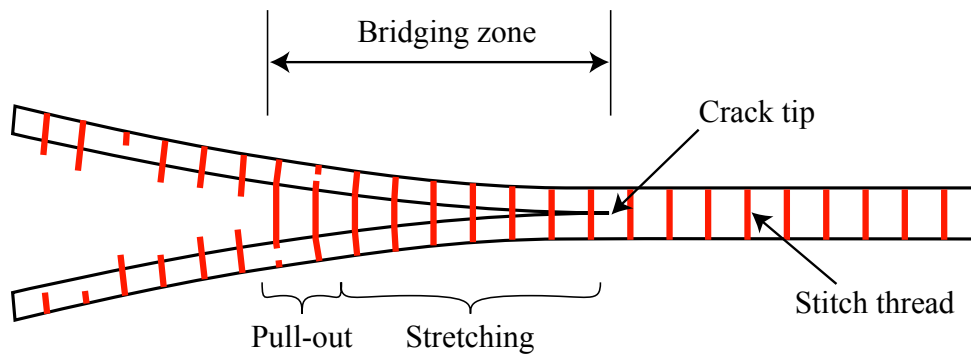
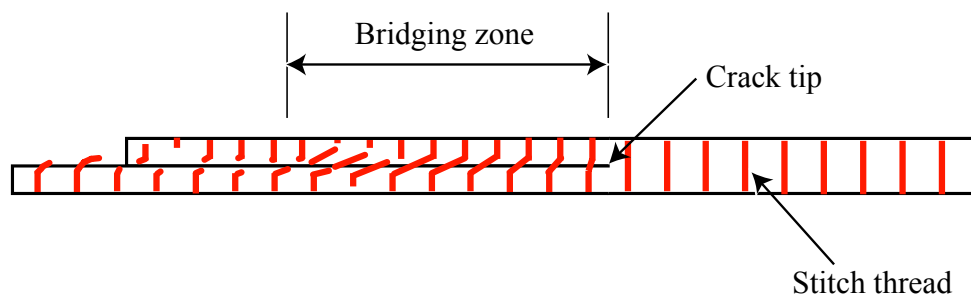


Fig. 1.6 Modes I and II R-curves from Dransfield et al. [10] and Jain et al. [12], respectively. The interlaminar toughness of the stitched composite are normalized by the toughness of the unstitched laminate.



(a) Mode I



(b) Mode II

Fig. 1.7 Schematic of bridging zone in a stitched laminate.

1.2.2. CAI 強度特性に関する研究

縫合糸は積層板の層間破壊靱性値を効果的に向上させることができる。しかしながら、縫合積層板を実構造に適用する際、CAI 強度が構造設計の決定的な指標となっているため、縫合が層間破壊靱性値に与える影響だけでなく、CAI 強度にもたらす効果を調べることも非常に重要である。ここでは、縫合密度や種類と CAI 強度の関係を調べた研究例を 2 例紹介する。

岩堀ら[12]は、板厚方向強化繊維に炭素繊維を使用した縫合 CFRP 積層板を用いて、様々な縫合密度、衝撃エネルギーの条件のもと CAI 強度特性を調べ、CAI 強度と縫合密度の関係を明らかにした(Fig. 1.8)。これによれば、縫合を施すことによって、無損傷時の面内圧縮強度は非縫合積層板と比べて最大で 10%程度下がる。これは、縫合糸が、整然と配列した面内糸を歪めることによるものである。しかしながら、損傷時は縫合を密にすればするほど、CAI 強度低下は抑制され、縫合積層板は非縫合積層板と比べて最大で 1.5 倍程度の CAI 強度を保持できることが明らかになった。

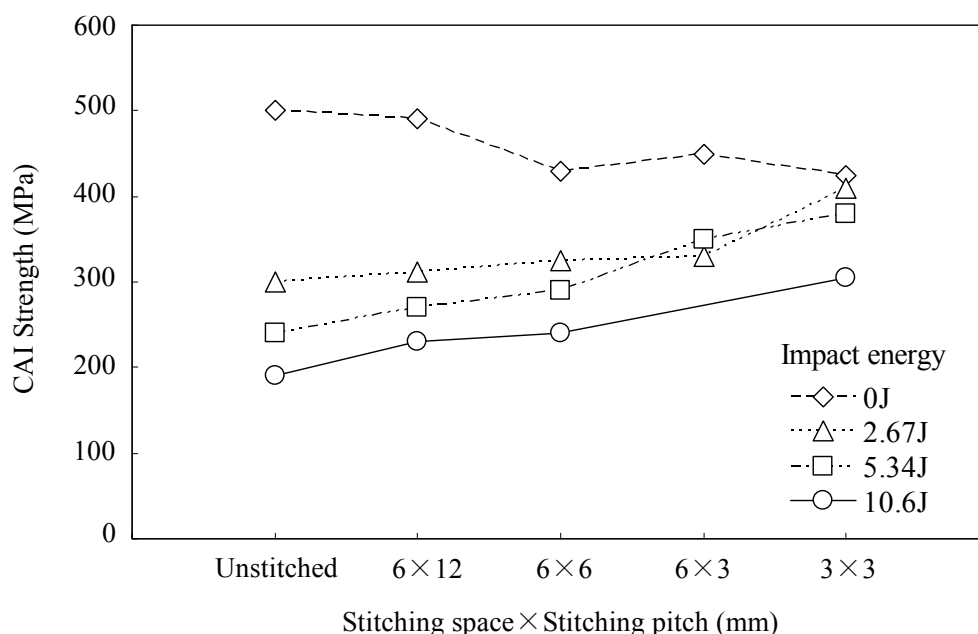


Fig. 1.8 Relationships between CAI strength and stitch densities in various impact levels of stitched CFRP laminates using carbon stitch threads[12].

次に、社団法人日本航空宇宙工業会、革新航空機技術開発センターによる、航空機工業の競争力強化に関する調査研究・成果報告書「Vectran スティッチ複合材料の研究」[22]から、Vectran(高強度ポリアリレート繊維)または炭素繊維を板厚方向強化繊維に使用した縫合 CFRP 積層板の CAI 強度特性を調べた例を紹介する(Fig. 1.9)。Vectran®は炭素繊維よりも弾性率が低く、繊維束も細い。このため、縫合による面内糸の歪などを低減し、面内糸のよれによる面内強度低下を抑制することが可能と考えられた。この結果によると、CAI 強度は、炭素繊維よりも Vectran®を用いて縫合を施した場合の方が低くなっていた。しかしながら、縫合密度を上げるほど、CAI 強度が向上するという事は、どちらの縫合糸を用いた場合でも共通していた。

以上2つの既存研究の結果から、縫合を施すことによって、積層板の CAI 強度は向上すると言える。

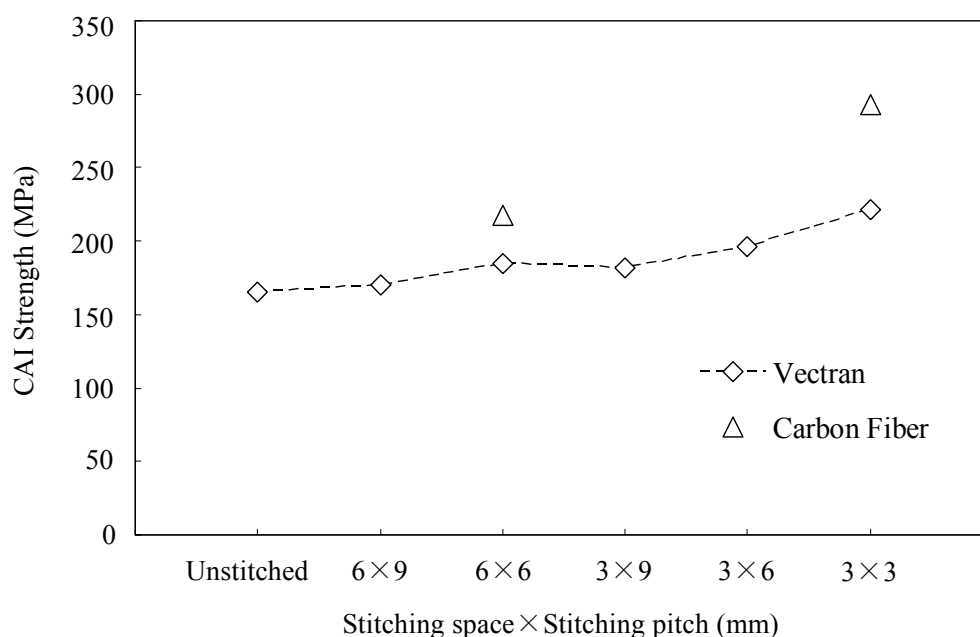


Fig. 1.9 Relationships between CAI strength and stitch densities in various impact levels of stitched CFRP laminates using Vectran or carbon stitch threads[22].

1.2.3. 実構造物への適用に関する研究

縫合積層板は、層間破壊靱性値向上、CAI 強度向上といった特性を有するだけでなく、以下に示すような、実構造物への適応に対する 2 つの利点も有している。1 つめは、3 次元的に繊維配向していることによって、板状の構造部材だけでなく、立体的で複雑な形状の部材を作製できるという点である。近年、日本において、翼胴結合金具といった、これまで金属材料でしか作製できなかった部材を、縫合積層板を用いて制作する試みが行われている(Fig. 1.10) [13, 14]。その結果、部材として十分な性能を保持しつつ、金属材料よりも 30%以上軽量化された翼胴結合部材の開発に成功している。

縫合積層板の 2 つめの利点は、プリフォームやプリプレグに対して付加的に施すことができるという点である。この特性を生かし、スキーンストリング構造等、接着接合によって組み立てられる部材に縫合を施すことが検討されている。その一例として、米国 NASA の ACT(advanced composite technology)プログラムがある。このプログラムでは、Kevlar 縫合糸による縫合積層板による損傷後圧縮強度向上確認や、一連の基礎的な強度特性取得を行った。その後、スキーンストリングパネルの接着部を Kevlar 糸により縫合し、一体成型した部分構造供試体などを試作して、縫合技術を航空機構造へ適用するための基礎技術の確立及び構造要素での実証を行っている。さらに、最終的には民間航空機主翼を想定した、長さ 42ft の縫合 CFRP 積層板パネルを成型試作し、主翼構造を模擬した破壊試験を実施している[15, 16]。このように、縫合積層板は結合金具のように応力状態が 3 次元的になる部分や、面外からの衝撃を受けやすい板材、接着部のようにはく離が発生しやすい部分などに特に有効な材料である。

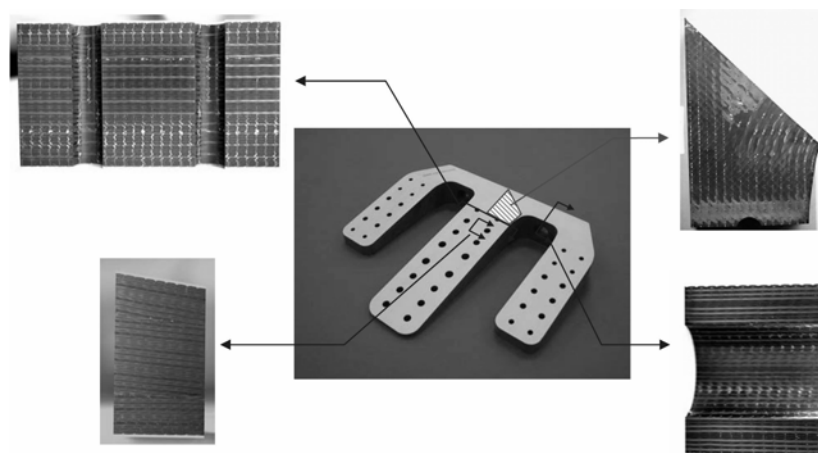


Fig. 1.10 Wing root joint fitting made of stitched CFRP[14].

1.3. 本研究の目的及び論文構成

縫合積層板に関しては、これまで、層間破壊靱性値や、CAI 強度特性といった材料特性に関する研究が行われてきた。これらにより、縫合を施すことによって、層間破壊靱性値や、CAI 強度特性は向上するということが明らかになった。ここで、従来の(非縫合)CFRP 積層板の CAI 強度の研究からは、一般に、面外衝撃によって発生した損傷の面積や形状が、CAI 強度と強い相関関係を持っていることが知られている[17]。したがって、面外衝撃荷重下で積層板に発生する損傷のプロセスを理解することは、縫合積層板においても、これを用いた構造物の設計や信頼性を確保する上で重要である。これまで、多くの研究者によって縫合積層板、非縫合積層板に対して面外衝撃試験が行われ、縫合の効果が検討されてきた。しかしながら、縫合が衝撃損傷を抑制するという報告[3, 9, 18-22]が多くなされている中、少数ながら衝撃損傷は縫合によって抑制されない、という報告[8, 19]も挙げており、縫合効果の詳細は明らかにされていない。また、縫合積層板では、縫合糸の種類、縫合糸の径、縫合糸の密度などの縫合パラメータを設計することができる。したがって、縫合積層板を実構造に適用する際には、それらの縫合パラメータと損傷抑制効果の関係を明らかにし、パラメータを適切に決定する必要がある。しかしながら、縫合の密度、種類、径などの縫合パラメータと衝撃損傷抑制効果の関係を明らかにし、縫合パラメータの決定指針を示した例はこれまでなかった。

以上から、本研究では、面外衝撃荷重によって縫合積層板内に発生する損傷を実験、解析の両面から詳細に調査し、縫合が衝撃損傷に与える影響を明らかにすることを目的とした。また、縫合糸の種類や太さ、縫合の密度といった縫合パラメータに着目し、損傷抑制効果の高い効果的な縫合方式の検討を行った。実験においては、縫合積層板、非縫合積層板に対して衝撃試験を実施し、損傷を破壊検査、非破壊検査によって観察した。数値解析においては、面外押し込み荷重下において仮想き裂閉口法によって各層間のエネルギー解放率を調べた。また、この結果を用いて、低速面外衝撃下の縫合積層板について、縫合の種類や縫合密度に対するパラメトリックスタディを行い、損傷抑制に効果的な縫合方式の指針を検討した。

本論文は、序論である本章を含み、5つの章と付録から構成される。序論を除く4章の構成は以下のとおりである。まず、第2章では、非縫合積層板、縫合積層板の衝撃荷重下における損傷を実験的に観察し、縫合によって損傷が抑制されること、損傷の厚さ方向分布が変化することを示す。第3章では、積層板各層間のエネルギー解放率を仮想き裂閉口法

に基づく有限要素解析によって調べ、縫合による損傷抑制効果、及び損傷の板厚方向分布変化の原因を明らかにする。第4章では、面外衝撃荷重下の縫合積層板に対し、縫合パラメータを変化させ、損傷抑制効果の変化を調べる。これにより、縫合の種類、及び縫合の密度といった縫合パラメータの選定に関する指針を与える。第5章では、各章での結論をまとめる。

第2章 縫合 CFRP 積層板の衝撃試験及び 損傷観察

2.1. 緒言

これまで行われてきた非縫合積層板に関する研究から、面外衝撃によって発生した損傷の面積や形状が、CAI 強度と強い相関関係を持っていることが知られている[17]。したがって、縫合積層板においても、面外衝撃荷重下で積層板に発生する損傷を詳細に理解することは、構造物の設計や信頼性を確保する上で非常に重要である。これまで、多くの研究者が縫合積層板に対する面外衝撃試験を行い、縫合が衝撃損傷に何らかの影響を与えることは明らかにされている。しかしながら、縫合が衝撃損傷に及ぼす影響の詳細は理解されていない。したがって、縫合積層板内の面外衝撃損傷については、より詳細な観察が必要とされている。

以上から、本章では縫合積層板に低速面外衝撃を与えた際の損傷を詳細に観察し、はく離抑制に対して縫合が及ぼす影響を調べた。第2.2節では、本試験に用いた試験片の説明を行う。第2.3節では衝撃試験の方法、及び損傷の観察手法について述べる。第2.4節では、本試験で得られた結果、及び考察を示した。

2.2. 試験片

本試験で使用した供試体は、(株)豊田自動織機において RTM 法によって作製された、炭素繊維縫合 CFRP 積層板である。面内糸には、炭素繊維束(T800-12kf, (株)東レ)を用い、縫合糸には炭素繊維束(TR40-2kf, (株)三菱レイヨン)を用いた。母材樹脂はエポキシ樹脂 Araldite LY5052/Aradur5052 を使用した。試験片寸法は 102mm×76mm とした。このとき、試験片の長手方向が面内糸の 0°方向と平行になるようにした。試験片の厚さは、約 4.5mm であり、試験片ごとに若干ばらつきが見られた。積層構成は[-45/0/45/90]_{3S}なる擬似等方構成とした。縫合は付録 A に示した方法[23]によって施した。縫合糸の送り方向は 0°方向と平行になるようにした。このとき、縫合ピッチ、縫合スペースはともに 3.0mm とした。また、面外衝撃損傷の比較のため、縫合プロセスのみを省き、他は同じ条件で作成した非縫

合積層板も用意した。供試体の断面写真を Fig. 2.1 に、Fig. 2.2 に試験片形状をそれぞれ示す。

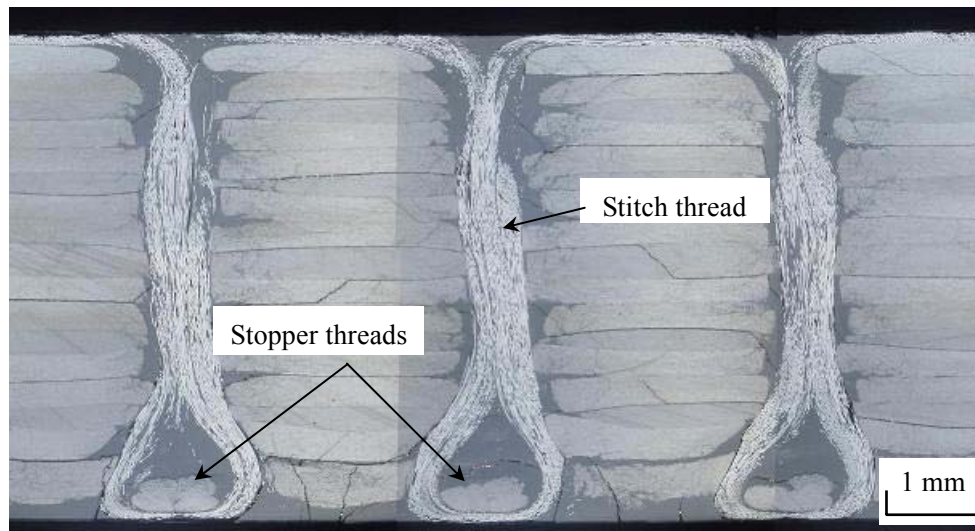


Fig. 2.1 Cross section of the laminate along a stitch thread.

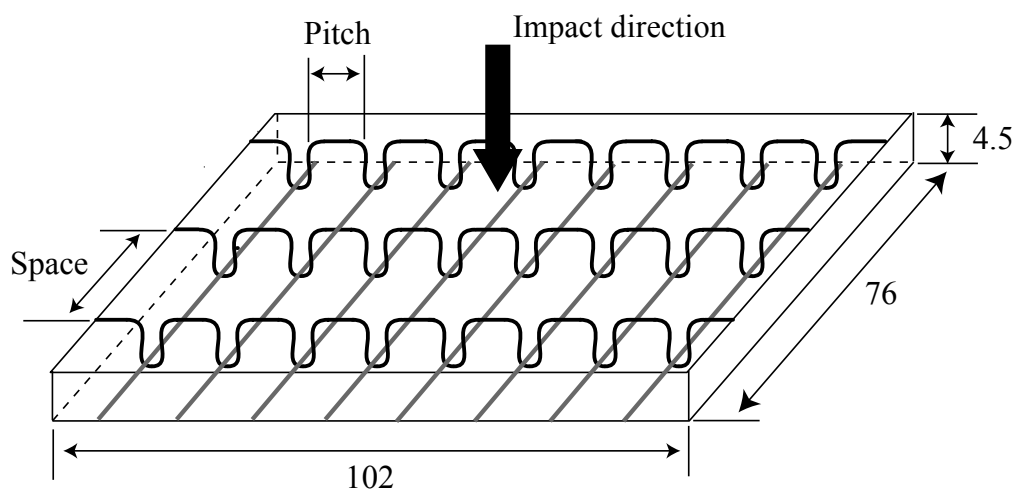


Fig. 2.2 Schematic of the specimen. Stitch pitch and stitch space were both 3.0mm.

2.3. 試験方法

前節で説明した縫合積層板、非縫合積層板を用いて落錘衝撃試験を行った。落錘衝撃試験の方法は、Ishikawa らによって提案された[24]、Half-SACMA 法に基づいて行った。この方法は、試験片の大きさが NASA 法、SACMA 法の半分のサイズで済むので、低コスト条件下で試験が可能である。また、衝撃試験時の境界条件が、NASA 法、SACMA 法よりも明快であることもこの方法の特徴である。

衝撃試験には、落錘衝撃試験機、Instron/Dynatup9250HV(Fig. 2.3)を用いた。このとき、インパクタは、質量が 5.07kg で、先端形状が直径 12.7mm の半球形のものを用いた。インパクタと治具の写真を Fig. 2.4 に示す。本試験で使用した固定治具の形状を Fig. 2.5 に示す。支持板及び固定板には 80mm×60mm の長方形孔が設けられており、それらの間に試験片を固定した。試験片固定の際には、支持板と固定板を4本のボルトで固定し、試験片は 80mm×60mm の長方形部分で完全固定されているとみなすことができる。インパクタは長方形孔の中心に落下するものとした。衝撃エネルギーに対する衝撃損傷の変化を観察するため、試験片には、試験片単位厚さあたり 0.8375、1.675、3.35J の3種類のレベルの衝撃エネルギーを与えた。



Fig. 2.3 Drop-weight impact test machine.



Fig. 2.4 Fixture of the drop weight impact test.

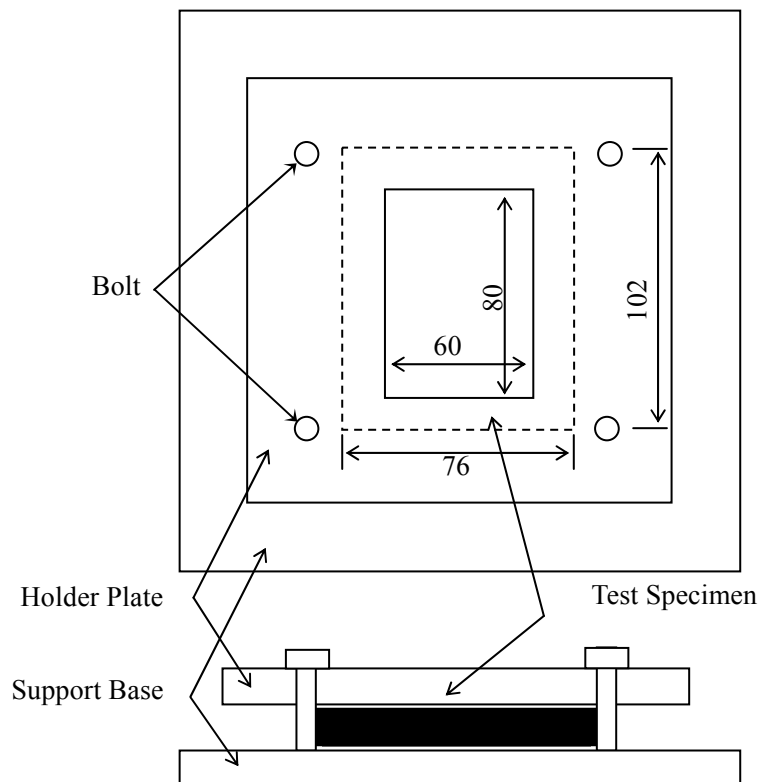


Fig. 2.5 Schematic of the fixture of the drop weight impact test.

試験後、X線を用いた2種類の非破壊検査、及び切断面研磨による断面観察によって、低速衝撃試験によって発生した損傷を調べた。

軟X線を用いた検査方法では、損傷観察を容易にするために、衝撃試験後の試験片を、ヨウ化亜鉛を主成分とする造影剤に十分な時間浸し、損傷内に浸透させた。その後、Fig. 2.6に示した汎用軟X線フィルム撮影装置(M-100S, ソフテックス(株))を用いて、縫合試験片、非縫合試験片の透視画像を撮影した。これにより、非破壊で面内方向の損傷の広がりを観察することが可能である。また、衝撃エネルギー 1.675J/mm を加えた縫合試験片、非縫合試験片を、(株)東芝製マイクロフォーカスX線CT装置、TOSCANER-30000 μ hd(Fig. 2.7)によって撮影した。マイクロフォーカスX線CT装置は、試料の各方向のX線吸収量を測定し、それを計算機によって再構成することで、Fig. 2.8に示すような、試料断面の詳細なX線画像を取得することができる。なお、Fig. 2.8の画像中心部から同心円状の像がみられるが、これはアーティファクトと呼ばれる偽信号である。マイクロフォーカスX線CT装置を利用した検査手法は、これまで繊維強化複合材料の繊維束のよれや、疲労き裂の進展などを観察するために使用されている[25, 26]。本研究においては、非破壊で複数断面を観察することが可能であると考え、この検査手法を採用した。なお、観察断面は0°方向に垂直な断面とした。

切断面の観察においては、試験後の縫合試験片を切断し、端面を研磨した後、Fig. 2.9に示したデジタルマイクロスコープによって端面を観察した。得られた画像の例をFig. 2.10に示した。この手法は、試験片切断時、あるいは研磨中に試験片に損傷を与える恐れがあり、また、画像を取得するまでにX線CTによる検査手法よりも多くの時間を要する。しかし、取得した画像は、Fig. 2.8に示した、マイクロフォーカスCTによるX線画像よりも、鮮明に損傷の様子を表している。この手法により、断面の損傷を詳細に調べることができる。本実験においては、90°方向に垂直な面で切断し、損傷を観察した。



Fig. 2.6 Soft X-ray apparatus.



Fig. 2.7 Micro-focus X-ray CT System.

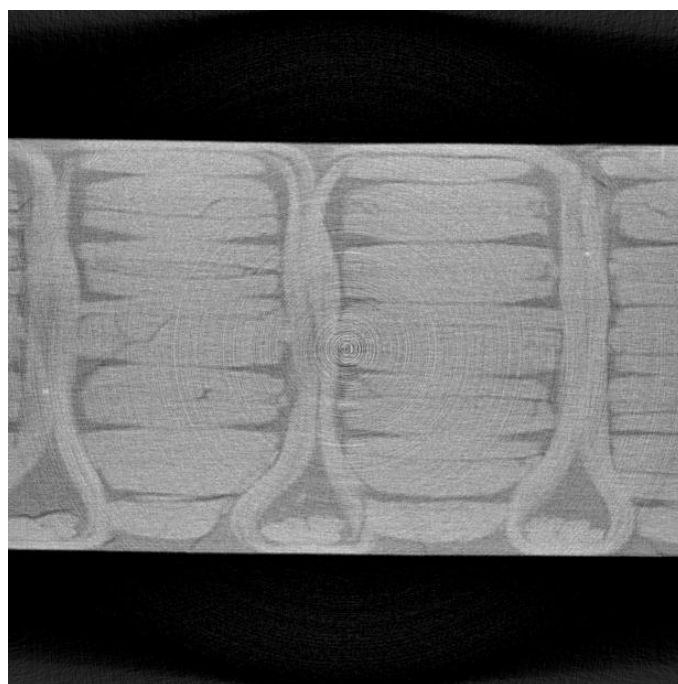


Fig. 2.8 An example of the micro-focus X-ray CT image.



Fig. 2.9 Digital microscope system.

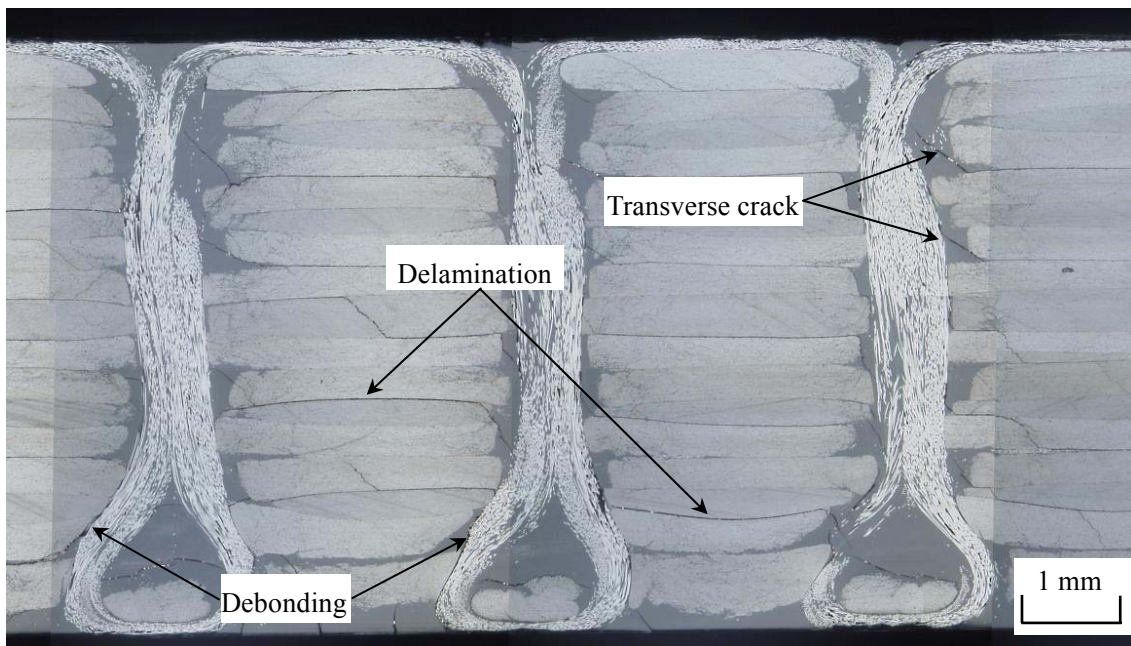


Fig. 2.10 An example of the digital microscope image.

2.4. 試験結果及び考察

Fig. 2.11 に、軟 X 線撮影装置によって撮影された、試験片の透視画像を示す。画像の黒色が濃い部分は、軟 X 線の吸収が大きかった部分であり、損傷を意味している。非縫合試験片の場合は衝撃エネルギーによらず衝撃点の裏側表面の 45° 層に長いクラックが発生し、層間はく離も 45° 方向に引き伸ばされた形状となった。一方、縫合試験片では、衝撃エネルギーの違いによらず、層内き裂は特に長いものではなく、損傷形状は衝撃点を中心とした円形に近い形をしていた。また、全てのエネルギーにおいて、縫合積層板では非縫合積層板よりも損傷面積が小さいことがわかる。Fig. 2.12 に、Fig. 2.11 を画像処理して算出した投影損傷面積と衝撃エネルギーとの関係を示す。縫合試験片における投影損傷面積は、衝撃エネルギーが低い場合には、非縫合積層板に近い値だが、衝撃エネルギーの増加に伴い、非縫合積層板よりも増加が抑制されている。以上から、縫合によって層間はく離は抑制されることがわかった。また、衝撃エネルギーが大きい方が、縫合による損傷抑制効果は高いことがわかった。

Fig. 2.13 にマイクロフォーカス X 線 CT 装置を用いて撮影した断面の位置、Fig. 2.14, Fig. 2.15 に得られた断面写真を示す。ここで、試験片断面中に存在する白いラインが X 線吸収の大きかった部分を示しており、この場合はき裂に浸透した造影剤を示している。ここで見られるように、縫合試験片、非縫合試験片どちらの場合においても、層間に剥離が発生し、長く進展していることがわかる。しかし、非縫合の場合、層間はく離は衝撃面側から衝撃面逆側に向かって大きくなっている(図中の矢印方向)のに対し、縫合を施した場合は、層間はく離は試験片中央部で最も広く、表面および裏面に近づくにつれ狭くなっていることがわかる。また、Fig. 2.14(b), Fig. 2.14(e)より、縫合糸までき裂が進展している場合、縫合糸周りは一部、母材からはく離していることもわかる。

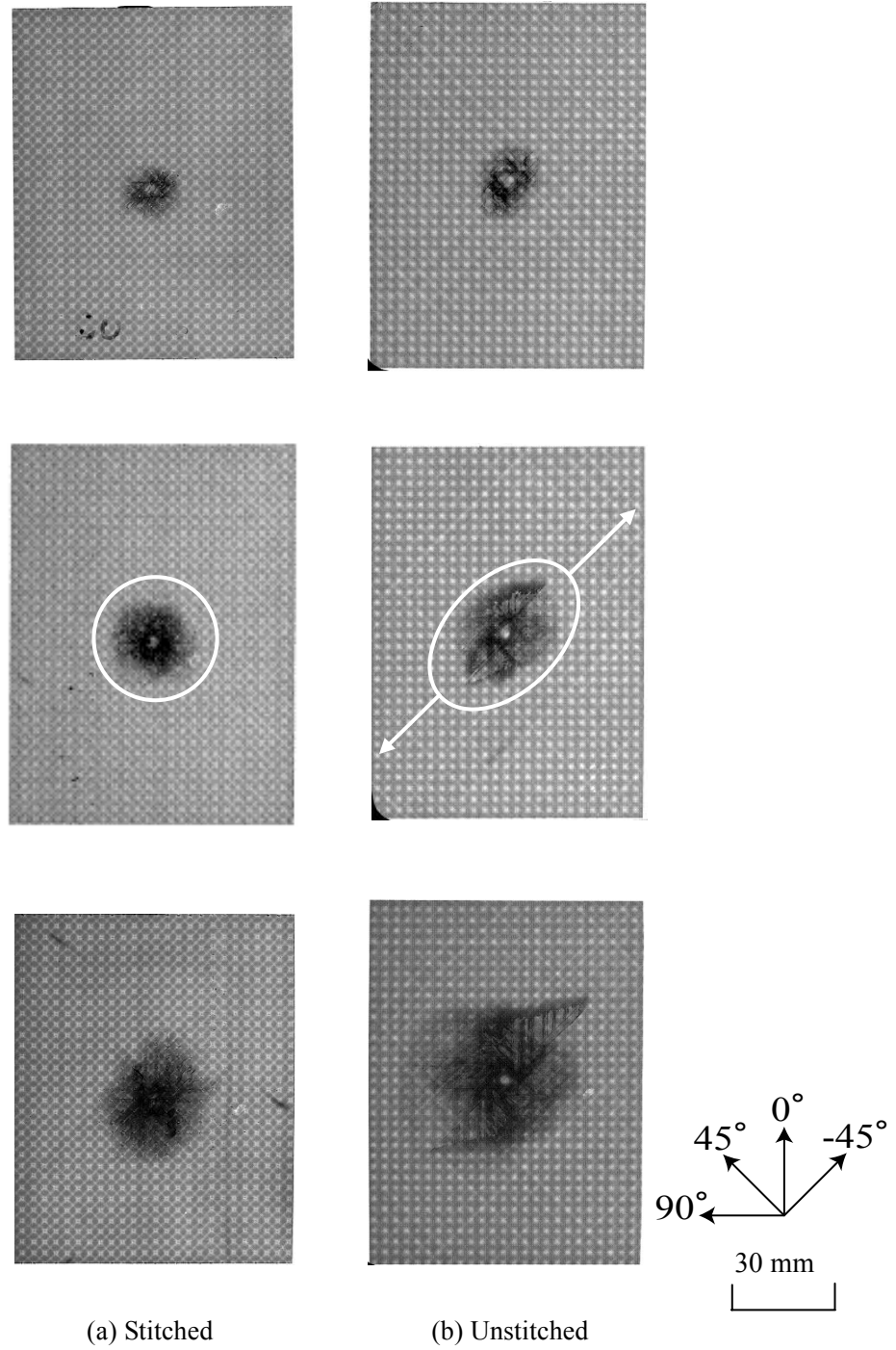


Fig. 2.11 Soft X-ray radiographs of the impacted specimens.

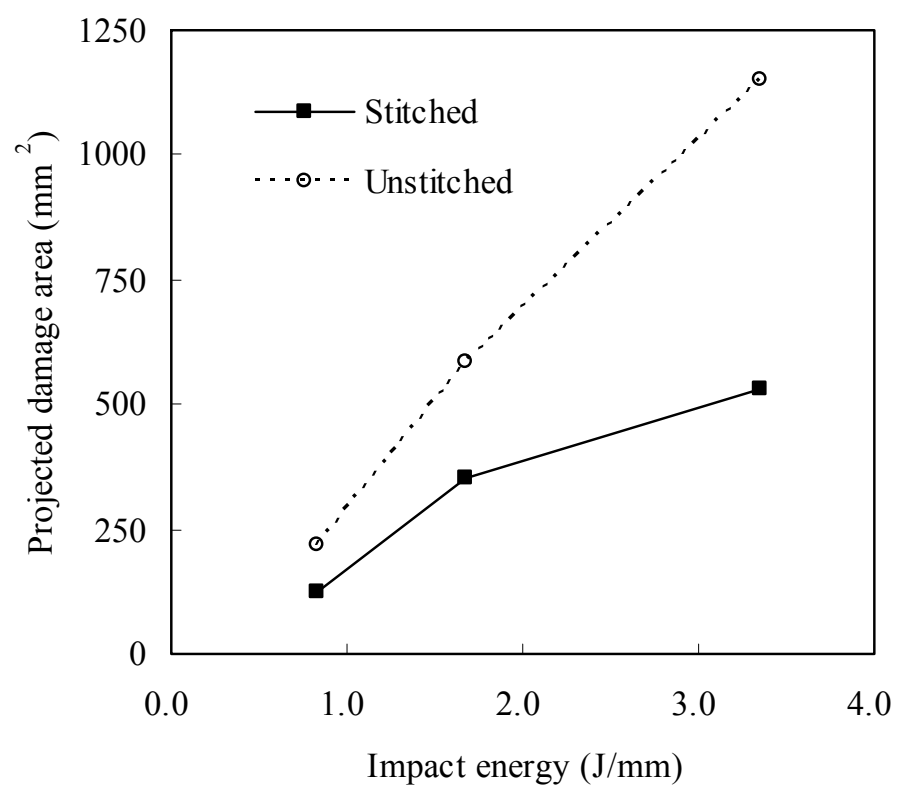


Fig. 2.12 Projected area of measured impact damage as function of impact energy.

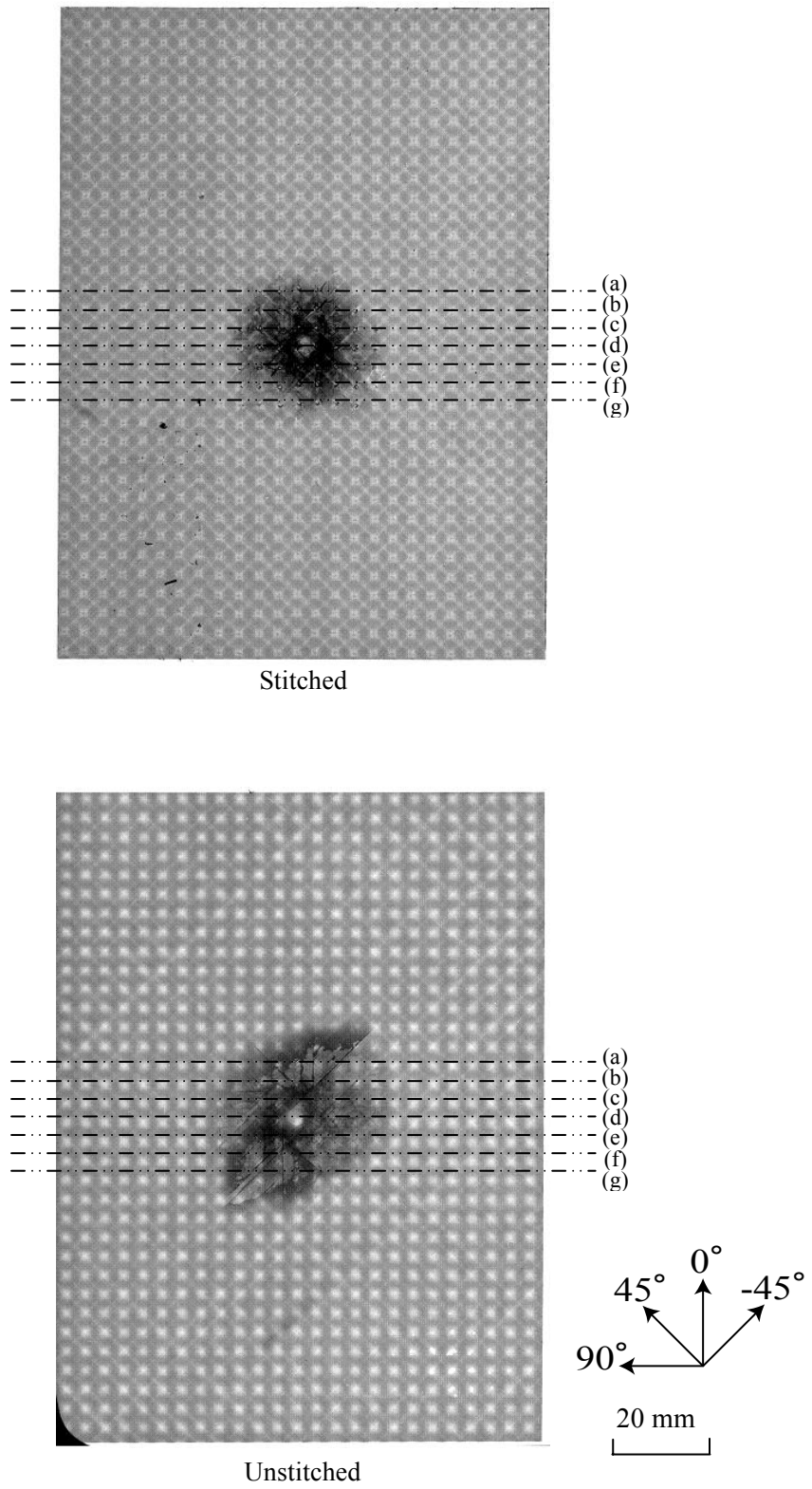


Fig. 2.13 The location of cross section observed by X-ray CT.

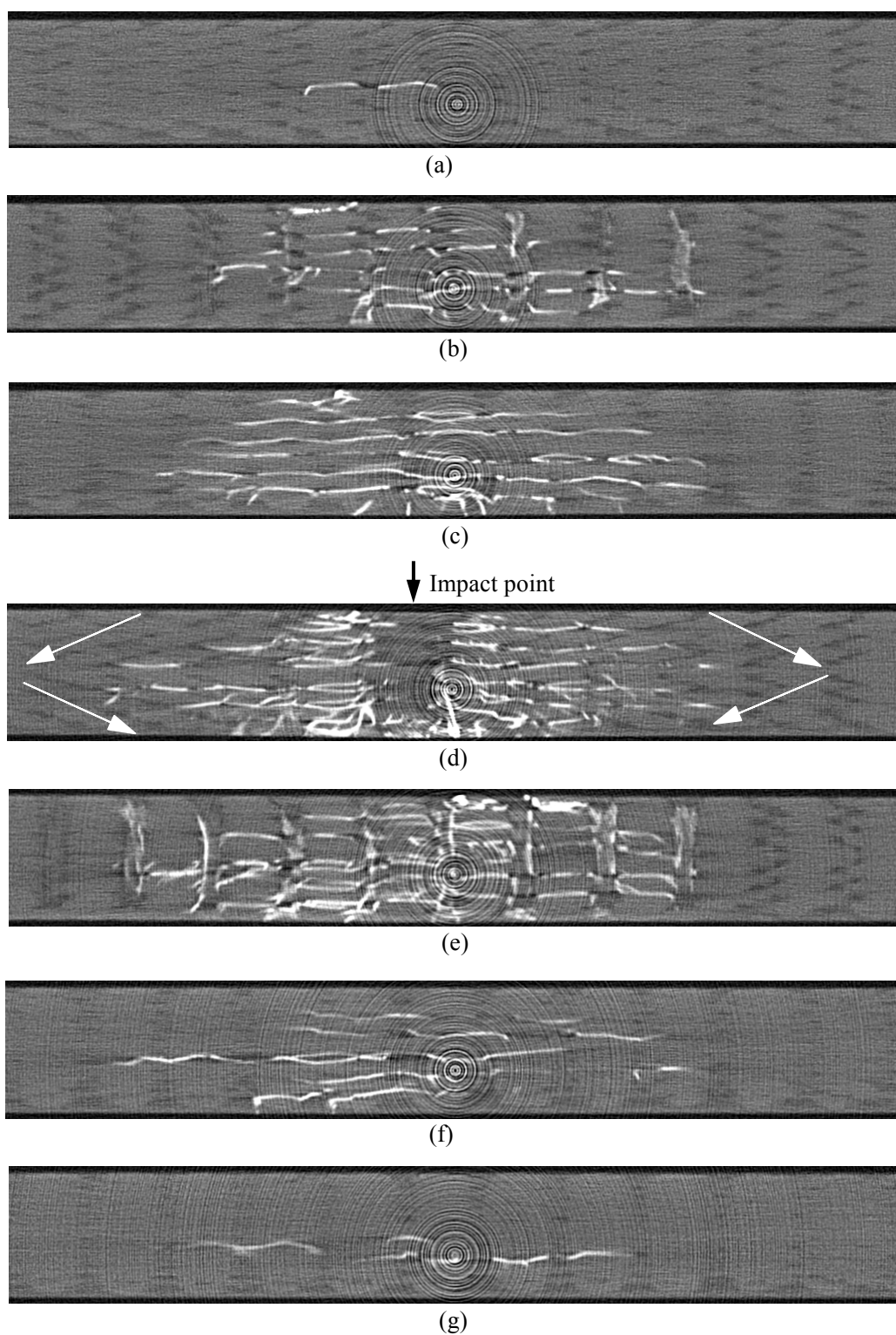


Fig. 2.14 X-ray CT images of the stitched specimens. White area denotes the crack penetrated by contrast medium (zinc iodide).

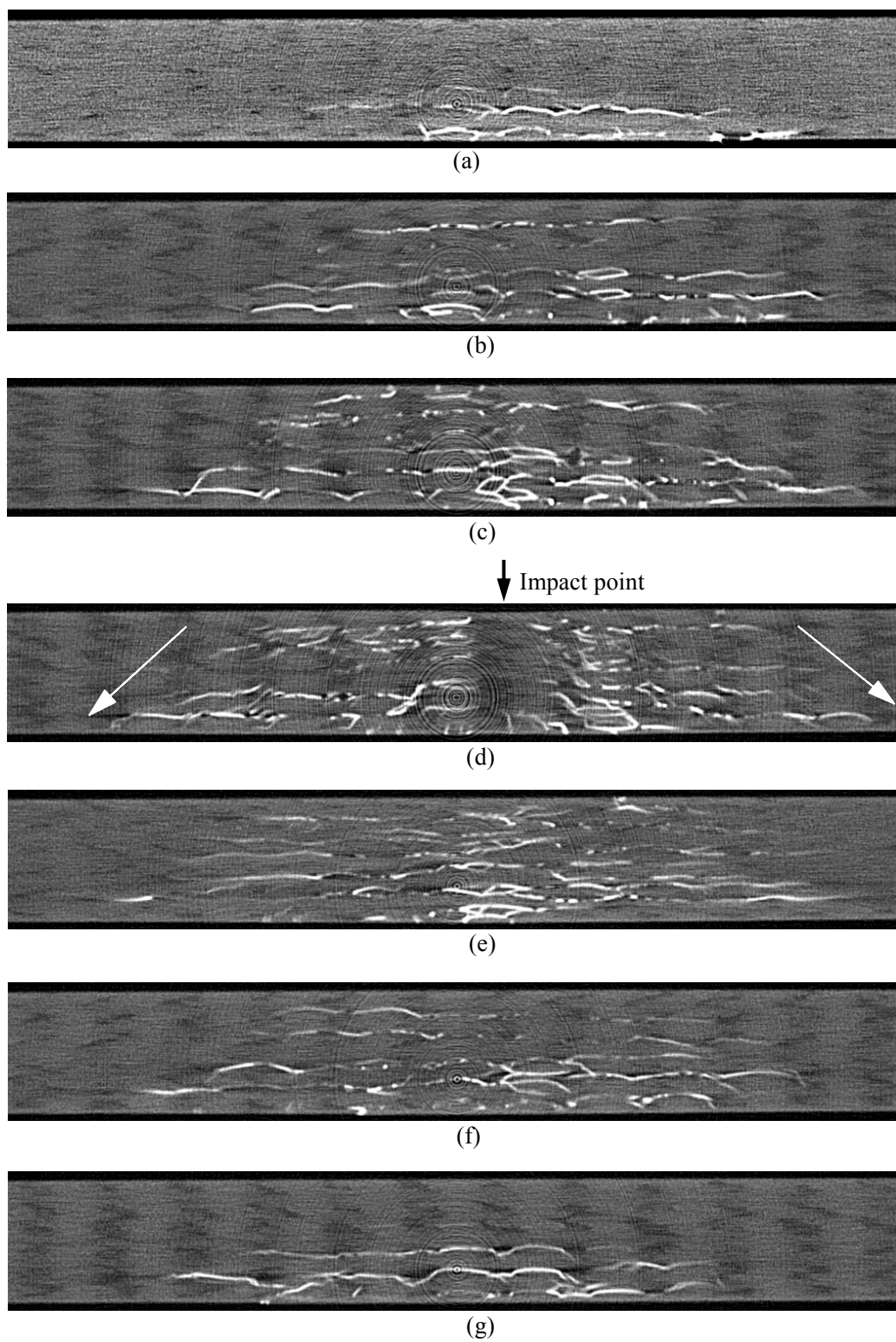


Fig. 2.15 X-ray CT images of the unstitched specimens.

縫合積層板の衝撃点付近での観察断面の位置を Fig. 2.16 に示した。前に示した Fig. 2.10 は、得られた断面写真の拡大図である。この写真から、積層板に層間はく離、層内き裂等の損傷が生じていることがわかる。損傷観察を容易にするために損傷を赤線で示した断面写真を Fig. 2.17 に示す。Fig. 2.17 においても、Fig. 2.14 において観察されたように、層間はく離は試験片中央部で最も広く、表面および裏面に近づくにつれ狭くなっている。また、Fig. 2.17(c), Fig. 2.17(f)で見られるように、縫合糸の周辺では層内き裂が板厚方向に対して 45° 程度傾いて発生しており、縫合糸と縫合糸の間には、層内き裂の端部を基点とした層間はく離が伸びていた。損傷内の縫合糸に関しては、縫合糸のループ部や、層間はく離及び層内き裂が縫合糸に到達している部分では、部分的に縫合糸が母材からはく離している部分が見られたが、縫合糸自体は破断することなく残存していることがわかった。

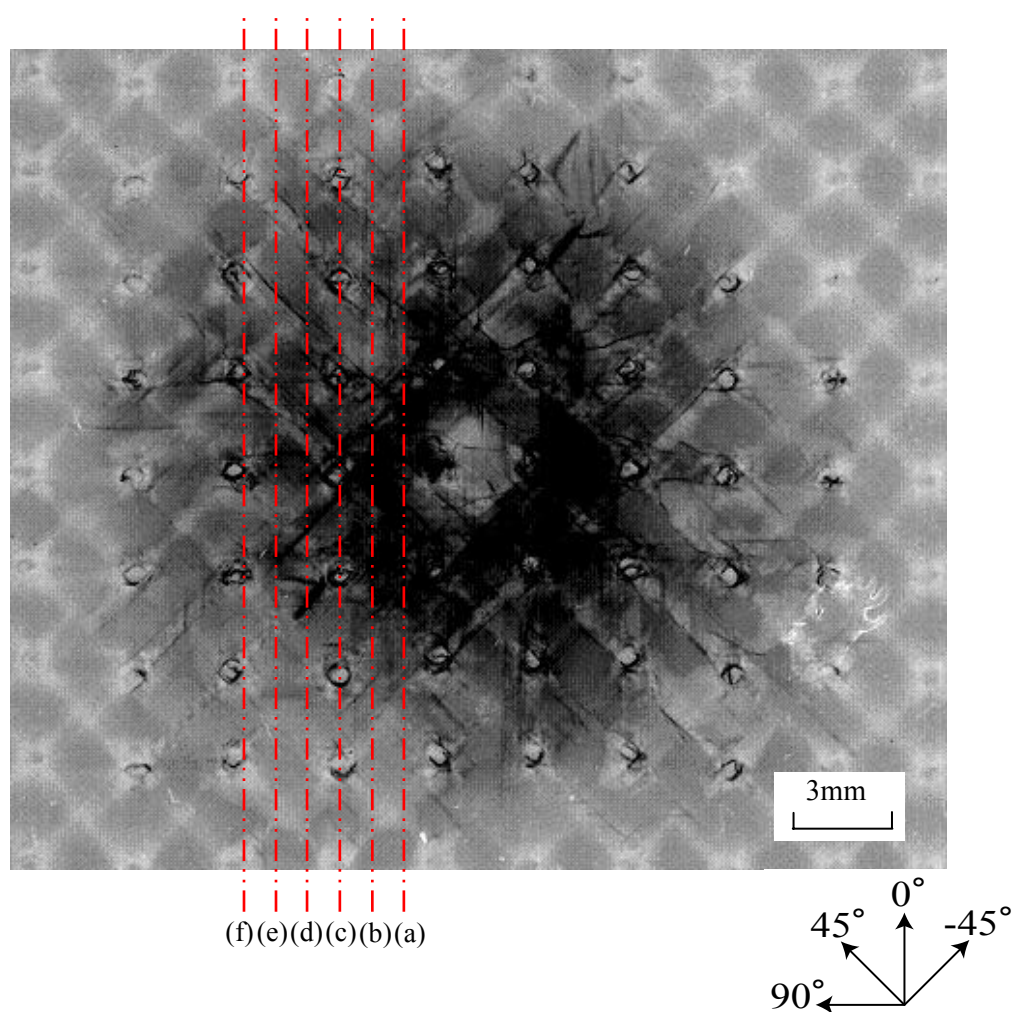


Fig. 2.16 The location of cross section observed by digital microscope.

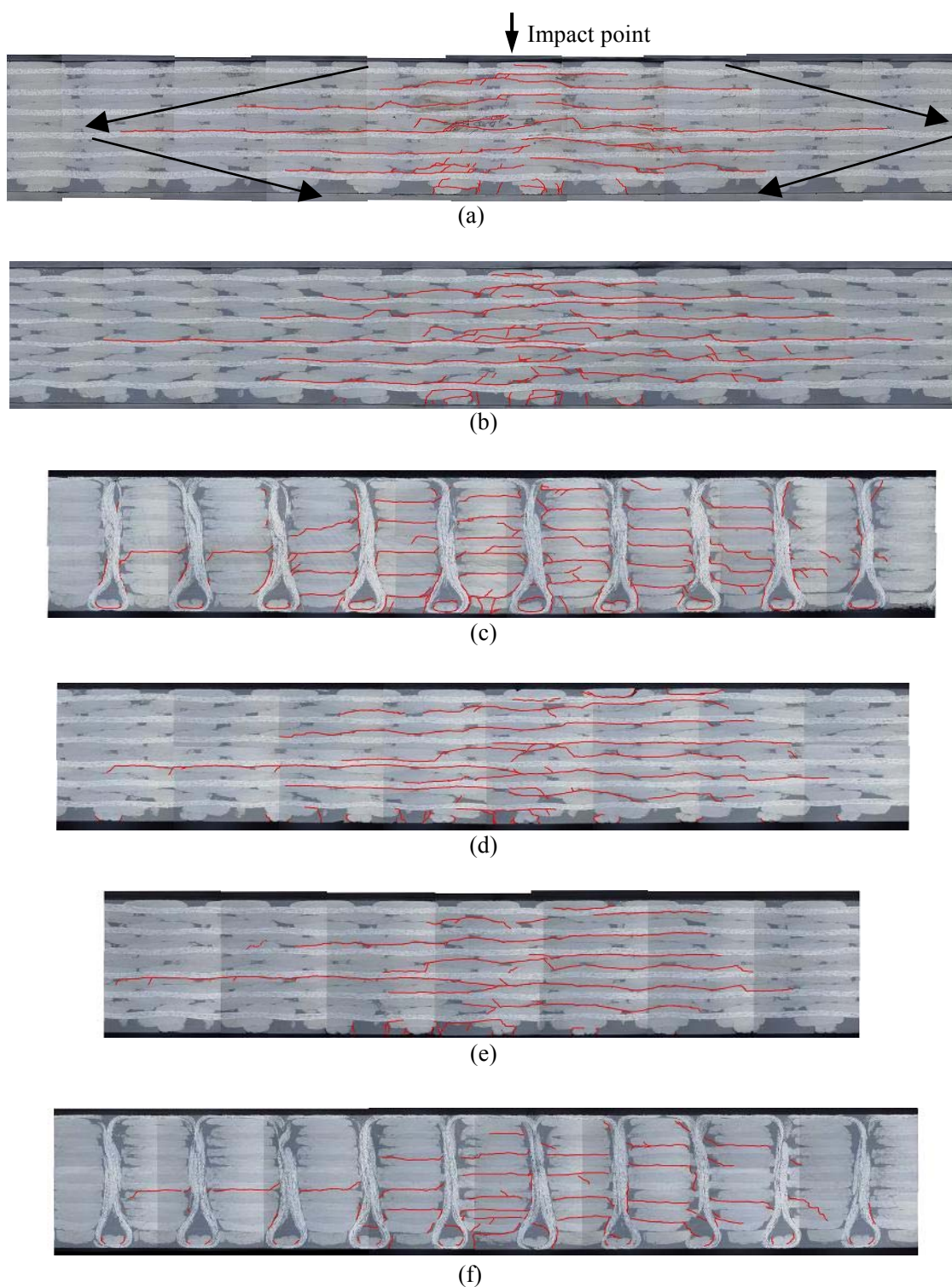


Fig. 2.17 Digital microscope image of the stitched specimens.

2.5. 結言

本章では、縫合積層板、非縫合積層板に対して低速面外衝撃試験を実施した後、生じた面外衝撃損傷を詳細に観察し、はく離抑制に対して縫合が損傷に与える影響を調べた。得られた結論は以下のとおりである。

1. 縫合を施すことによって面外衝撃損傷を抑制することができることがわかった。また、衝撃エネルギーが大きいほど損傷抑制効果は大きいことがわかった。
2. 面外衝撃損傷の厚さ方向分布は、非縫合積層板においては、衝撃面の逆側に近づくとつれて損傷が拡大しているのに対し、縫合積層板では、厚さ方向中央部で損傷が最も拡大していることがわかった。
3. 低速衝撃時に、縫合糸は母材から一部はく離するが、破断せずに残存しており、はく離を架橋していることが確認できた。

第3章 集中荷重を受ける積層板の円形はく離先端におけるエネルギー解放率

3.1. 緒言

第2章の衝撃損傷観察から、縫合によって面外衝撃損傷、特に層間はく離が抑制されるということを明らかにした。また、縫合を施すことによって面外衝撃損傷の形状が変化するということがわかった。このとき、損傷中に残存する縫合糸は破断することなく、はく離を架橋していることを示した。しかしながら、これらの縫合が衝撃損傷に及ぼす影響の原因は、損傷の実験的観察によって明らかにすることはできなかった。したがって、縫合が衝撃損傷に与えた影響の原因を明らかにするため、有限要素法に基づく数値解析を実施し、各層間のエネルギー解放率を仮想き裂閉口法(Virtual Crack Closure Technique)によって調べた。第3.2節では、仮想き裂閉口法によるき裂先端のエネルギー解放率算出法の考え方と、実際の計算方法について述べる。第3.3節では、青木ら[27]の提案した解析モデルを本研究に適用させて作製した有限要素モデルについて説明する。第3.4節では、本解析によって得られた結果を示し、縫合が衝撃損傷に与える影響を考察する。

3.2. 仮想き裂閉口法によるエネルギー解放率の算出方法

本節では、エネルギー解放率の定義を示した後、仮想き裂閉口法によるエネルギー解放率の算出方法、及び実際の計算方法について述べる。

面積 A のクラックを有する弾性体を考える。荷重条件を変えないまま、クラックが進展して面積が ΔA だけ増加したとする。その際、全ポテンシャルエネルギー Π の変化を $\Delta \Pi$ とし、 Π のクラック面積 A に対する変化率を用いてエネルギー解放率は以下のように定義される。

$$G = - \lim_{\Delta A \rightarrow 0} \frac{\Delta \Pi}{\Delta A} = - \frac{\partial \Pi}{\partial A} \quad (3.1)$$

ここで、全ポテンシャルエネルギーはひずみエネルギー U と外力ポテンシャル Π_F であるから、

$$\Pi = U + \Pi_F \quad (3.2)$$

が成り立つ。とくに力学的負荷が荷重一定の場合は、クラペイロンの定理より、

$$\Pi_F = -2U \quad (3.3)$$

となるので、式(3.2), (3.3)を(3.1)に代入して、

$$G = \frac{\partial U}{\partial A} \quad (\text{荷重一定}) \quad (3.4)$$

が得られる。

エネルギー解放率 G は、クラック進展に伴って得られるポテンシャルエネルギー、つまり系全体のエネルギー変化である。したがって、エネルギー解放率は、クラック進展に伴う全エネルギーの変化を、逆にクラック面に仮想的な力を加えてこれを閉じさせるために要する仕事として求めることが可能である。荷重条件を一定にしたまま、Fig. 3.1(b)のクラック面積 $A + \Delta A$ (クラック長さ $a + \Delta a$) の状態で、 ΔA のクラック面(長さ Δa) に仮想的にクラックを閉じるための表面力 $f_i = (f_x, f_y, f_z)$ を加える。ここで、 f_i はクラックが閉じている状態ではクラック面積 ΔA に対応する部分に作用している内力 $\sigma_i = (\tau_{xy}, \sigma_y, \tau_{yz})$ である。クラックを閉じるまでにこの f_i がなす仕事 ΔW は、これを変位で積分して

$$\Delta W = \int_{\Delta A} \int_0^{u_i^{a+\Delta a}} f_i du_i dA \quad (3.5)$$

である。ここで、 $u_i^{a+\Delta a}$ はクラック長さが $a + \Delta a$ のときの Δa の部分の上下クラック表面間の相対変位である。これを用いるとエネルギー解放率 G は、

$$G = \lim_{\Delta A \rightarrow 0} \frac{\Delta W}{\Delta A} = \frac{\partial W}{\partial A} \quad (3.6)$$

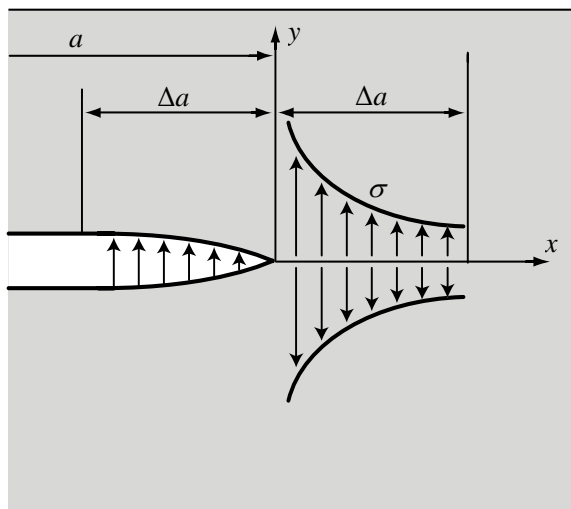
と書ける。ここで、弾性体中のき裂を考えているので、 f は $u_i^{a+\Delta a}$ に線形な関数となる。またき裂進展量が微少のとき、き裂は相似形を保ったまま進展すると考えられるので、

$$u^{a+\Delta a}(x) = u^a(x - \Delta a) \quad (3.7)$$

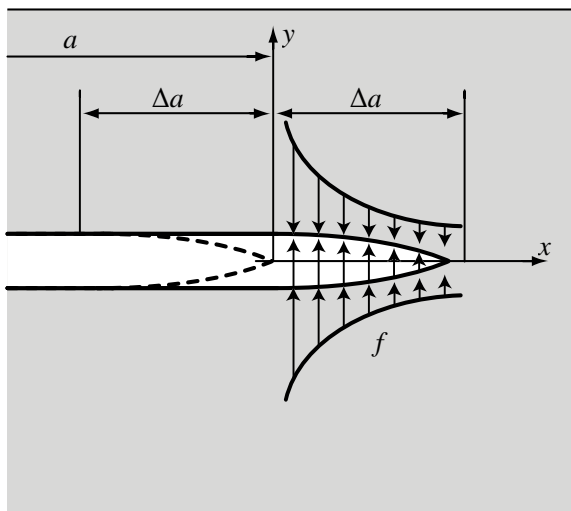
としてよい。これと(3.6)を利用し、 f の線形性を考慮すればエネルギー解放率は

$$G = \lim_{\Delta A \rightarrow 0} \frac{1}{\Delta A} \frac{1}{2} \int_0^{\Delta a} \{ \tau_{xy}(x) 2u(x - \Delta a) + \sigma_y(x) 2v(x - \Delta a) + \tau_{yz}(x) 2w(x - \Delta a) \} \quad (3.8)$$

となる。



(a) Before propagation



(b) After propagation

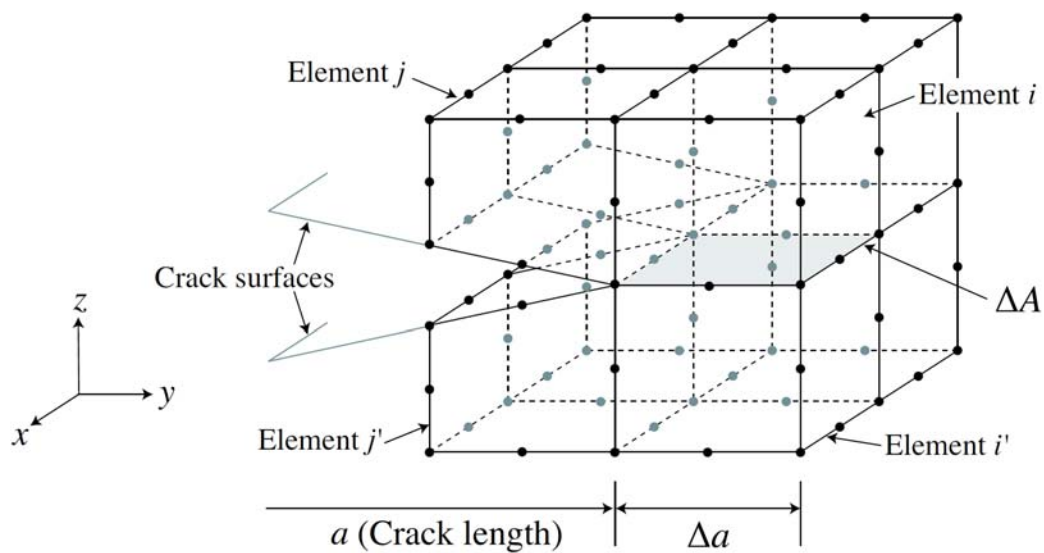
Fig. 3.1 Distributions of stress and displacement around crack tip.

ここで、はく離進展に伴うエネルギー解放率を求めることは、単純な形状に対しては適切な2次元モデルを用いることにより可能である。しかし、3次的に形状が変化するモデルや荷重条件が複雑な場合、例えば複数の層間はく離が発生する積層板などを考えた場合、理論的な扱いは非常に困難となり有限要素解析などの数値解析方法が必要となる。本研究では青木ら[27]のアプローチに従い、エネルギー解放率がクラック先端での仕事から計算できることを利用して、3次的に拡張された仮想き裂閉口法を用いて層間はく離先端のエネルギー解放率を直接求める。Fig. 3.2はき裂先端付近の要素分割と節点を示したものである。ここで、き裂面は要素 j と要素 j' の間、また、要素 i と要素 i' の間にあるものとし、き裂先端は、要素 i と j の境界にある。はく離は Δa だけ進展する状態を考える。ただし、 Δa は a に比べて十分小さいものとする。図中に示した x, y, z は全体座標系を示す。要素 i のエネルギー解放率は要素 i のはく離面積 ΔA_i を閉じるのに要する仮想仕事から計算される。 δ_x^k を、要素 j と要素 j' の間の各節点 k におけるき裂上下面の相対変位、 f_x^k, f_y^k, f_z^k を要素 i と要素 i' の間の節点 k' の、各方向の節点力(内力)として、式(3.8)から、この部分の全エネルギー解放率は、

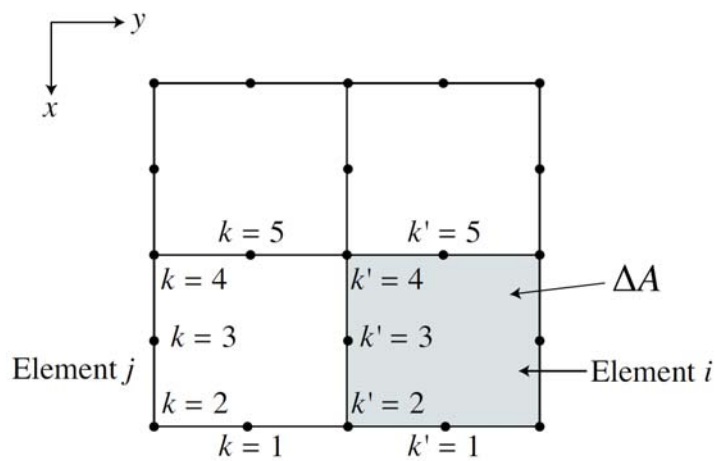
$$G = \frac{\Delta W}{\Delta A} = \frac{1}{2\Delta A_i} \sum_{k,k'} (f_x^{k'} \delta_x^k + f_y^{k'} \delta_y^k + f_z^{k'} \delta_z^k) \quad (3.9)$$

と、モード成分まで含めて求めることができる。ここで、各節点の節点力は、隣接している要素と分け合う必要がある。したがって、節点力は要素幅に比例すると仮定し、エネルギー解放率を計算する。

このように、有限要素解析に仮想き裂閉口法を適用することにより3次的に形状が変化するモデルや荷重条件が複雑なモデルであっても、き裂先端のエネルギー解放率を求めることができる。この手法を用いて、複合材料積層板の層間などの異種界面上に発生するき裂先端の全エネルギー解放率を求めた場合、その値は一定の値に収束することが示されている[28]。



(a) 3d view



(b) 2d view

Fig. 3.2 Finite element model around the crack tip.

エネルギー解放率を求める際に必要となる節点力は通常有限要素解として求まるが、本解析で用いる有限要素解析プログラムである ABAQUS6.6-1(ABAQUS, Inc.)では要素節点力を直接出力させる機能が用意されていない。このため、必要となるクラック先端要素間の節点力 f_i 及び相対変位 δ_i はそれぞれ対応する 2 重節点間に非常に剛なバネ要素と、ほとんど抵抗のない柔らかなバネ要素を x, y, z 方向に挿入する(Fig. 3.3)。ここで、このバネ要素を導入することによるき裂先端の変形に与える影響は無視できるほど小さいことを確認した。それらのバネ要素から出力される荷重、及び変位は、節点間に働く力、及び相対変位と等価であり、エネルギー解放率を求めることができる。

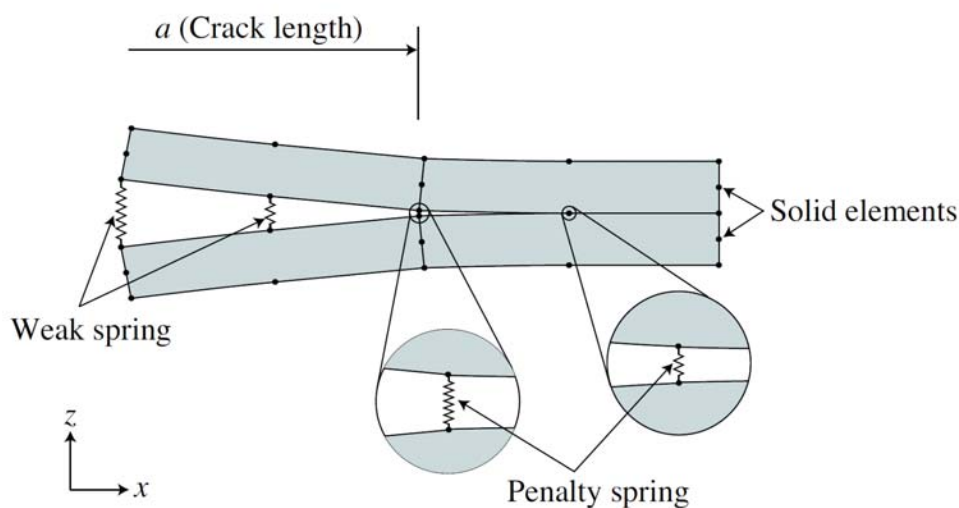


Fig. 3.3 Arrangement of the spring elements around the crack tip.

3.3. 有限要素解析モデル

これまで行われてきた積層板に対する低速衝撃試験、及び静的押込み試験の結果から、低速衝撃下で発生する損傷は、静的押込み下において発生する損傷と類似していることが明らかになっている[29]。したがって、ここでは、縫合積層板に対し、静的な押し込み荷重を加え、エネルギー解放率の計算を行う。

3.3.1. 積層板のモデル化

本解析では、縫合によるはく離抑制効果、損傷の厚さ方向分布変化の原因を調べるため、多重円形はく離を有する解析モデルを用い、はく離先端におけるエネルギー解放率を計算する。ここで、衝撃エネルギー拡大に伴うエネルギー解放率変化を明らかにするため、はく離面積の異なる5つのモデルを用意した。はく離の大きさは、直径4mm, 4.6mm, 11mm, 16.5mm, 22mmである。Fig. 3.4に、解析モデルの代表例として、はく離直径22mmのモデルを示す。モデルのサイズは、実験で使用した治具の固定境界条件に合わせて、80mm×60mm×4.5mmとした。また、積層構成は、実験で使用した供試体の積層構成と同様、[-45/0/45/90]_{3s}とした。ここで、実際の試験片の厚さ方向中央部では、90°層が2層連続して存在するが、Fig. 3.5に示したように、中央90°層の繊維束2束(図中赤)はそれ以外の層の繊維束1束(図中黄)とほぼ等しい厚さとなっている。したがって、板厚方向中央の2つの90°層は、他の層と等しい厚さで、繊維含量が他の1層の2倍、つまり剛性が2倍の1層として表現することにした。要素分割は、中心部では複雑な要素分割を避けるため15節点アイソパラメトリック要素とし、それ以外は20節点アイソパラメトリック要素とした。また、各層については厚さ方向に1つずつの要素で分割した。このとき、各モデル中央部付近の要素分割はFig. 3.6に示した通りである。はく離先端ではエネルギー解放率を求める必要があるため、はく離先端の特異性が表れない程度に要素サイズを小さくした。モデル中央部の全層間には大きさの等しい初期はく離を導入した。さらに、各層には、初期はく離の直径と等しい長さの層内き裂を導入した。一般に、衝撃試験時には層間はく離だけでなく、衝撃体によるデントよりもわずかに外側の位置で、各層の繊維方向に2本、もしくはそれ以上の本数で板厚方向に45°程度ずれて層内き裂が発生することが知られている[30]。本研究の損傷観察においても、衝撃点の外側で複数の層内き裂が観察された(Fig. 2.15(d))。しかしながら、青木ら[27]の研究報告によると、数値解析ではこれらの層内き裂を層内垂直方向に1本だけとして解析を行っても、実験結果を説明するのに十分な結果が得られるということがわかっている。

したがって、本解析では層内き裂を各層1本ずつ、衝撃点直下を通り、各繊維方向に沿うように導入した(Fig. 3.7)。これらの層間はく離、及び層内き裂は破面上に二重節点を配置することによって表現した。はく離部では、はく離面での接触を表現するため、はく離面上の全ての2重節点間に接触が生じる方向、つまり Fig. 3.4 の z 方向のみに働く非線形バネ要素を導入した。このバネ要素に作用する力と相対変位の関係は以下の式で表される。

$$f = \begin{cases} k\delta & (\delta < 0) \\ 0 & (\delta \geq 0) \end{cases} \quad (3.10)$$

ここで、 f はバネに働く z 方向反力、 k はバネ定数で十分に大きな値(本解析では $k=1.0 \times 10^{10} \text{N/m}$)を与える。 δ ははく離に隣接した上下層の2重節点間の z 方向の相対変位である。つまり、引張荷重(相対変位が正の時)では抵抗を持たず圧縮荷重(相対変位が負の時)では非常に大きな反力が働く長さゼロのバネ要素を組み込み、はく離面での接触問題を近似的に満足させた。ただし、問題の取り扱いを簡単にするために、各層間には摩擦がないとした。固定条件は、衝撃試験時と同様の境界条件とするためモデル周縁部完全固定とした。以上のような条件の下、モデル中央部に静的押し込み荷重(4.0 kN)を加え、第 3.2 節に示した仮想き裂閉口法によってはく離先端のエネルギー解放率を計算する。

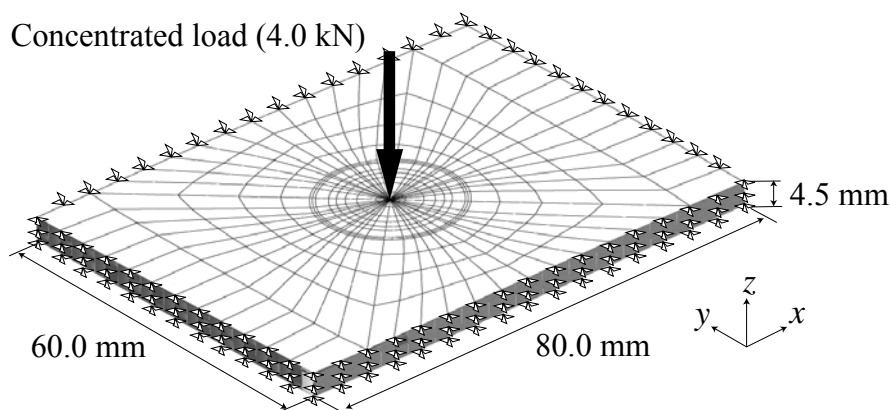


Fig. 3.4 Overview of the model (The diameter of delamination is 22mm).

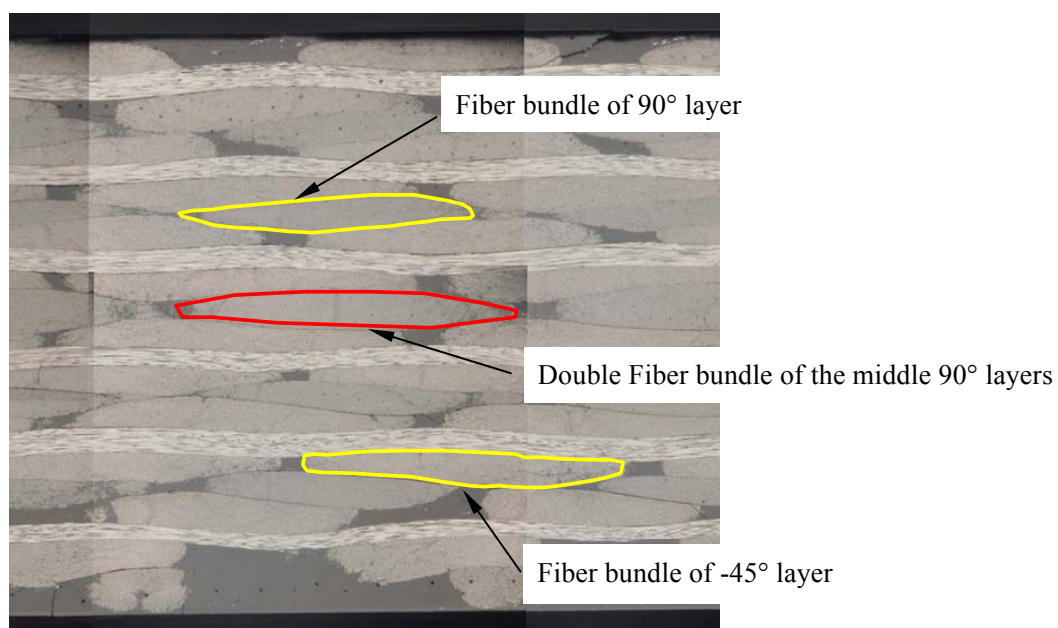


Fig. 3.5 Cross section of the specimen.

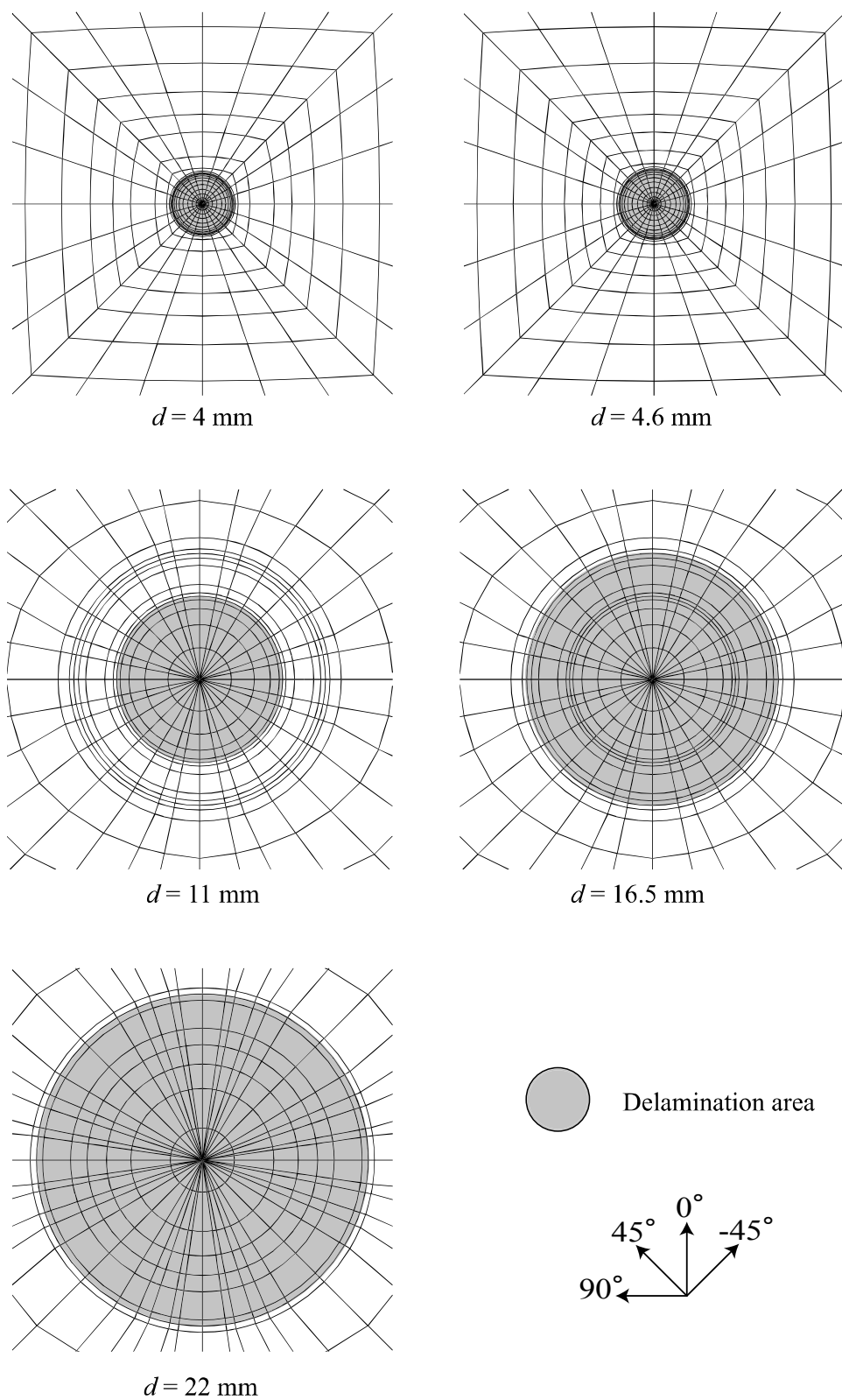


Fig. 3.6 Delamination area of the each model.

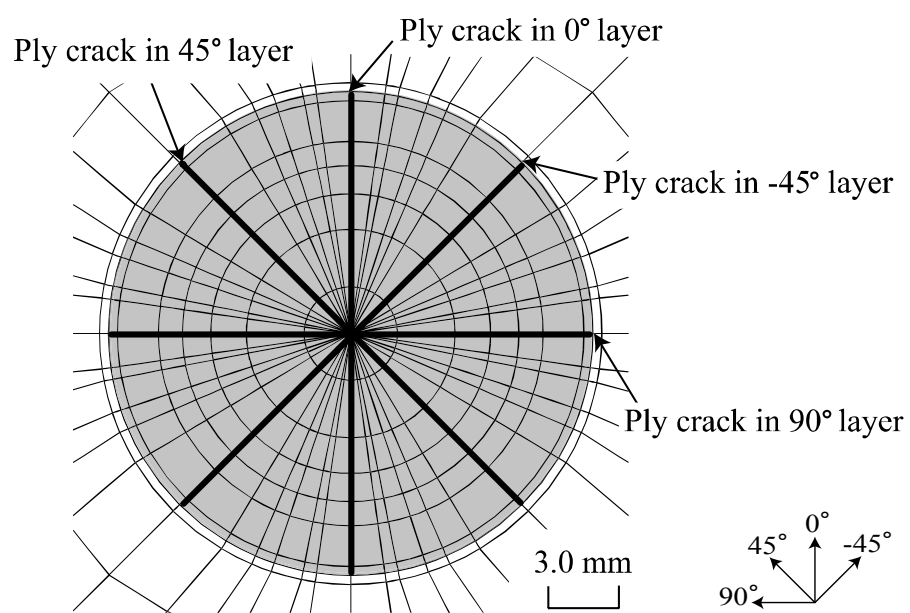


Fig. 3.7 Crack position of each layer (The diameter of delamination is 22mm).

3.3.2. 縫合積層板モデルにおける縫合効果の導入

縫合積層板の数値解析を行う際には縫合の効果モデル化する必要がある。積層板に縫合を施すことによって積層板に生じる効果は、積層板の厚さ方向の剛性向上効果と層間はく離の架橋効果の2つがあり、本解析では、その2つの効果を分けて表現した。

まず、縫合系による積層板厚さ方向の剛性向上について説明する。積層板は繊維配向が面内方向のみであるため、板厚方向の剛性は面内方向に比べて大幅に低い。しかし、剛性の高い強化繊維束を板厚方向に施すことで、積層板における板厚方向の剛性が向上する。このとき、縫合を施すことによる、面内方向の繊維束のよれはないものとする、積層板の面内方向の剛性は変化しないと考えられる。したがって、本解析では、縫合糸(直径1mm)が積層板に占める割合を計算し、縫合糸剛性を積層板の板厚方向剛性に組み込んだ。

次に、層間はく離の架橋効果の表現であるが、はく離を架橋している縫合の観察結果によれば、き裂が縫合糸に到達した後も縫合糸は残存し、き裂を架橋することが知られている[31]。本研究における損傷観察結果からもその様子は観察できた(Fig. 2.10)。このとき、縫合糸は、はく離の相対変位に対して、引張方向(はく離開口方向)とせん断方向のき裂閉口トラクションを発生する。Cartieら[32]は一本の炭素繊維複合材製ロッドを埋め込んだ母材に直方向の荷重、及びせん断荷重を加える実験を行っている。このとき、試験片にかかる荷重(引張荷重またはせん断荷重)と変位を測定し、ロッドが発生する引張方向、またはせん断方向のき裂閉口トラクションを測定した。試験片の母材は、CFRP一方向材を2枚重ねたものである。結果の例をFig. 3.8に示す。引張試験、せん断試験の両試験の結果から、荷重は、初期の段階では変位量の増加に伴い線形に増加していき、その後、非線形挙動を生じることがわかる。また、さらに変位量を増加させると、荷重は減少し、ロッドが引き抜けるに従い、最終的に荷重はゼロとなっている。以上のような縫合糸が発生するトラクションの性質を、本解析では、線形バネ要素を層間はく離部の二重節点間に導入することによって表現した。このとき、バネ要素の剛性はFig. 3.8の荷重-変位曲線の線形部分から決定し、バネ定数はモードI方向(はく離開口方向)を $k_I=2.25 \times 10^5 \text{N/m}$ 、モードII方向(せん断方向)を $k_{II}=3.75 \times 10^5 \text{N/m}$ とした。尚、縫合ピッチ、縫合スペースは実験と同様、ともに3.0mmとし、Fig. 3.9の黒丸で示した位置にバネ要素を導入した。ただし、直径4mmのはく離は縫合糸を含まないはく離サイズなので、解析モデルにこの効果は導入しないものとした。

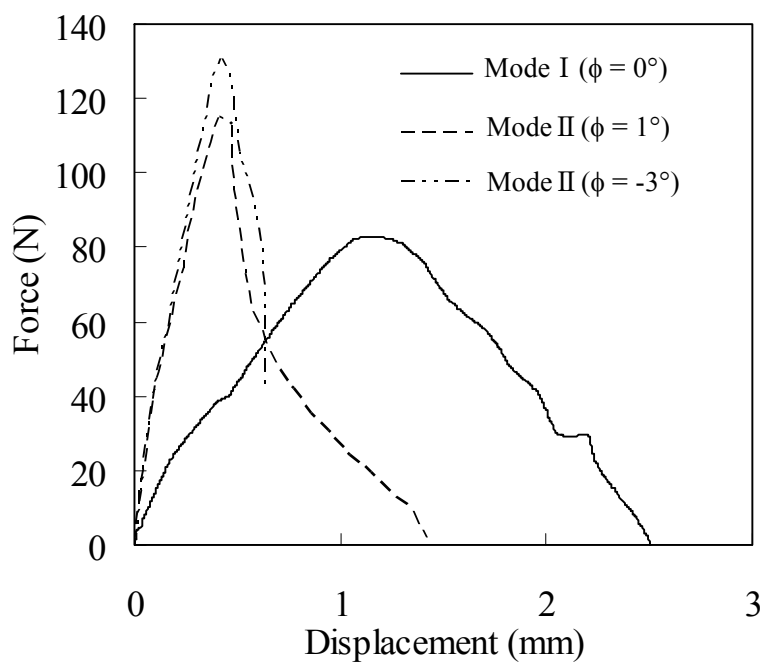
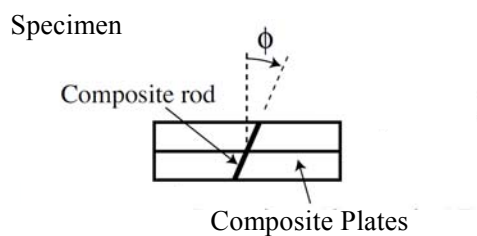


Fig. 3.8 Load-displacement curves of each test[32].

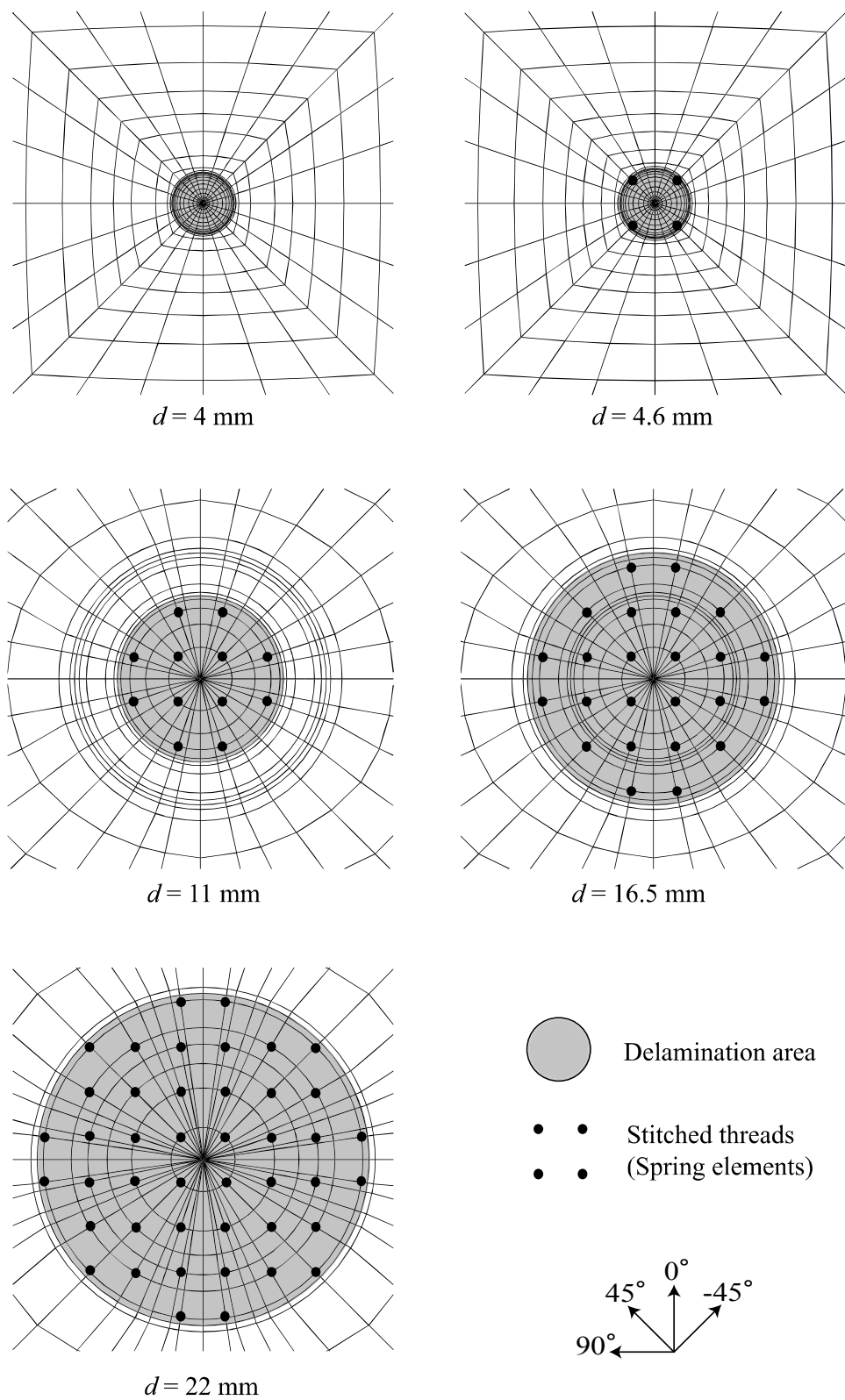


Fig. 3.9 Arrangement of stitch threads.

3.4. 解析結果及び考察

本節では、解析より得られた結果と、その結果に基づく考察を示す。まず、第 3.4.1 節では実験で示された縫合の損傷抑制効果を調べるため、はく離先端のエネルギー解放率分布を各層について示し、エネルギー解放率に与える縫合の効果を検討する。次に、第 3.4.2 節では、はく離先端最大エネルギー解放率の板厚方向分布を示し、縫合による損傷の厚さ方向分布変化の原因を明らかにした。最後に、第 3.4.3 節では、衝撃エネルギーの増加による損傷抑制効果の向上について考察するため、異なるはく離面積を有するモデルを利用してはく離先端エネルギー解放率分布を求め、はく離面積による縫合効果の違いを調べた。尚、解析の際に用いた積層板の物性を Table. 3.1 に示した。

3.4.1. 各層間のエネルギー解放率分布

直径 22mm のはく離を有するモデルを用いた解析によって得られた、各層間、各方向のエネルギー解放率を、円周方向(θ)にはく離先端の位置、半径方向(r)にエネルギー解放率の大きさとして Fig. 3.10 に表した。Interface の番号は上(荷重点)から順に 1 から 22 とした。Fig. 3.10 を見ると、縫合モデルのエネルギー解放率は非縫合モデルに比べておおむね減少している。このことから、縫合糸がはく離進展を抑制していることがわかる。このとき、他のはく離サイズのモデルでも同様の傾向が見られた。また、非縫合モデルでは、衝撃面の逆側 (Interface 22) に近い部分で、はく離の下側の層の繊維方向に、エネルギー解放率が非常に大きくなっていることがわかる。これは、各層の剛性の異方性の影響と、各層に入っている層内き裂の影響であり、本研究の実験結果(Fig. 2.15)とも良く一致している。

Table. 3.1 Material properties of a laminate used in energy release rate calculation.

Longitudinal Young's modulus E_x (GPa)	149.83
Transverse Young's modulus E_y (GPa)	7.65
Out-of-plane Young's modulus E_z (GPa)	27.49
In-plane shear modulus (GPa)	3.25
Out-of-plane shear modulus (GPa)	2.57
In-plane Poisson's ratio	0.281
Out-of-plane Poisson's ratio	0.177

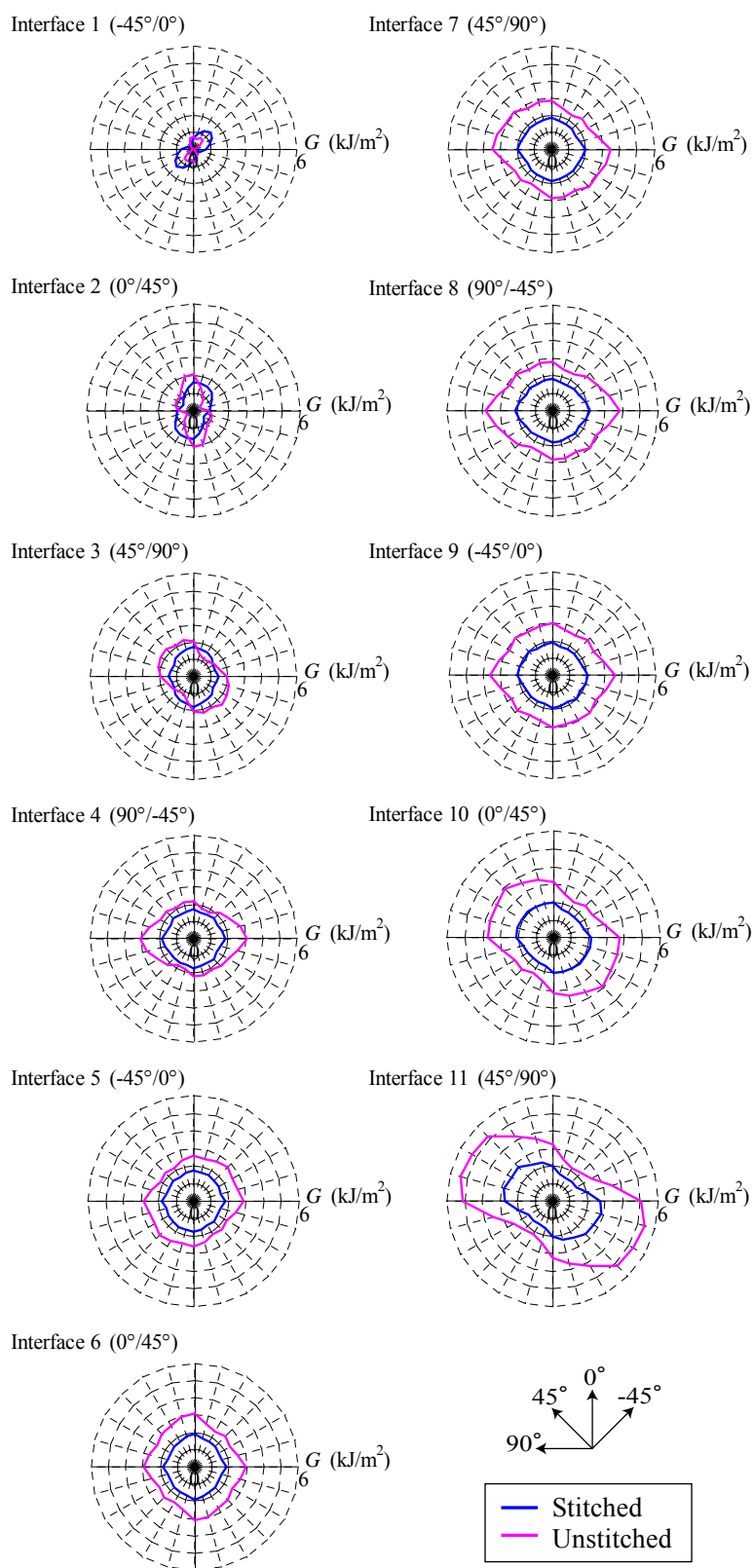


Fig. 3.10 Calculated energy release rate distribution of each delamination ($d=22\text{mm}$).

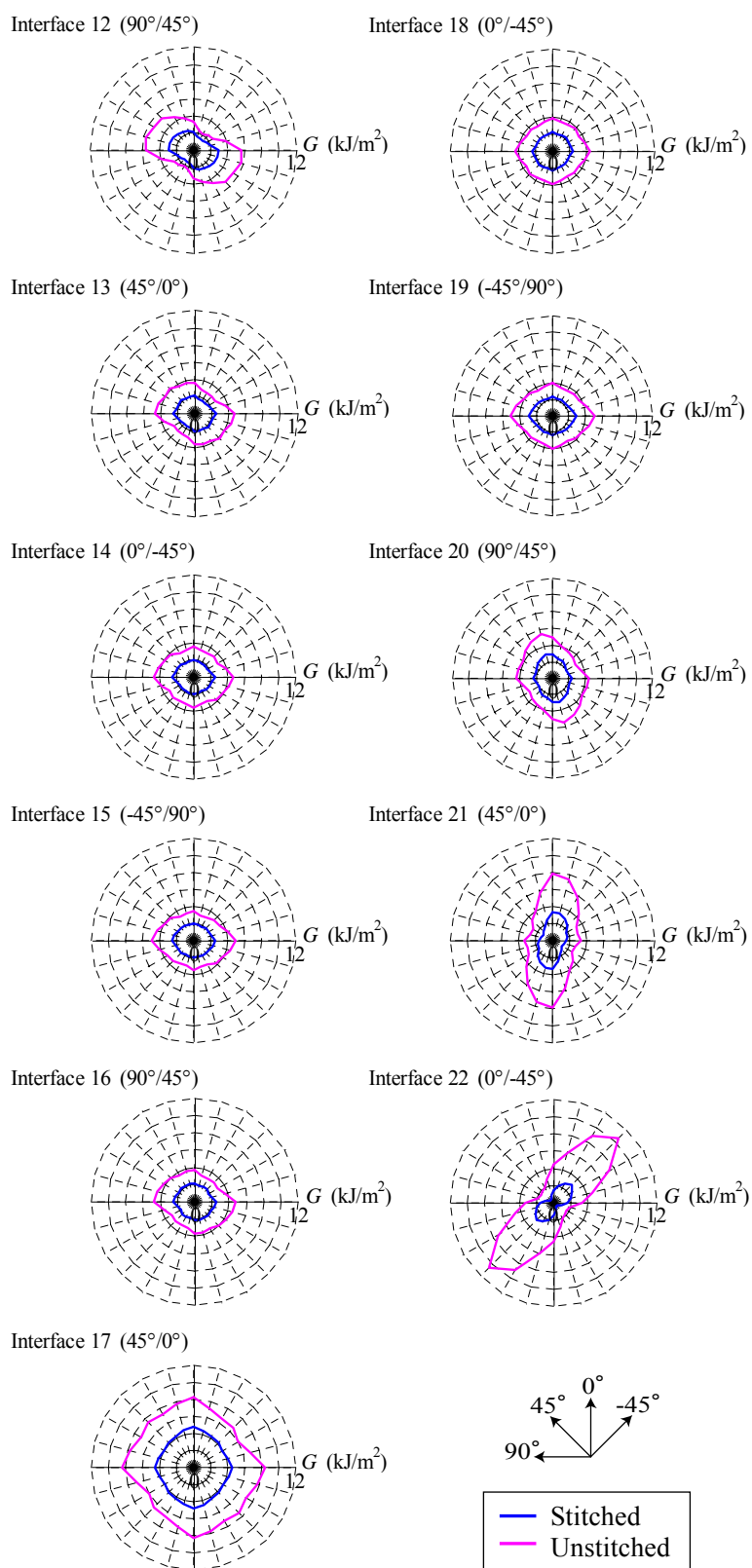


Fig. 3.10 Continued.

3.4.2. 最大エネルギー解放率の板厚方向分布

Fig. 3.10 で示した、各層間のエネルギー解放率の最大値をモデル厚さ方向に対してプロットしたグラフを Fig. 3.11 に示す。ここで、モデルの z 方向座標を縦軸、最大エネルギー解放率を横軸にとった。衝撃面は $z = 4.5\text{mm}$ の面である。縫合積層板においては、エネルギー解放率は厚さ方向中央部付近、及び底面付近で小さなピークを成している。一方、非縫合積層板においては、衝撃面から離れるにしたがって、縫合積層板よりも急激に増加し、厚さ方向中央付近で小さなピークを成す。その後、一旦減少し、底面側に近づくにつれ急激に増加していき、最も底面に近い層で大きなピークを成している。Fig. 2.14, Fig. 2.15 に示した実験結果では、縫合積層板では厚さ方向中央部、非縫合積層板では底面付近で層間はく離が長く進展していた。本解析で得られた板厚方向エネルギー解放率分布では、縫合モデルにおいては厚さ方向中央付近でピークを成し、非縫合モデルでは底面付近で大きなピークを成していた。したがって、本解析によって得られた板厚方向エネルギー解放率分布は実験結果と良く合っているとと言える。

ここで、縫合モデル、非縫合モデルにおいて厚さ方向のエネルギー解放率分布が異なる理由を考察するため、エネルギー解放率をモード I (板厚方向)、モード II (面内方向) に分割して計算した結果を Fig. 3.12 に示す。Fig. 3.12(a) より、非縫合モデルではモード I 方向のエネルギー解放率が底面付近で急激に増加していることがわかる。一方、縫合モデルにおいても底面付近でのエネルギー解放率は若干増加しているが、非縫合モデルよりも顕著に小さい。この違いは、面外方向の押し込み荷重と層内き裂の影響により生じる底面層のめくれ上がりを、縫合モデルでは縫合が抑制した結果、はく離先端(特に層内き裂先端付近)における応力集中が緩和されるために生じるものである。また、モード II エネルギー解放率は、縫合積層板のほうが、非縫合積層板よりもおおむね小さくなっている。これは縫合が、はく離を架橋することによって層と層とのせん断変形が抑制され、はく離先端で応力集中が緩和されることが原因である。以上のように、厚さ方向のエネルギー解放率分布の異なる原因は、縫合によって、モード II 変形が抑制されるだけでなく、モデル底面近くでモード I 変形が強く抑制されることによるものであるとわかった。

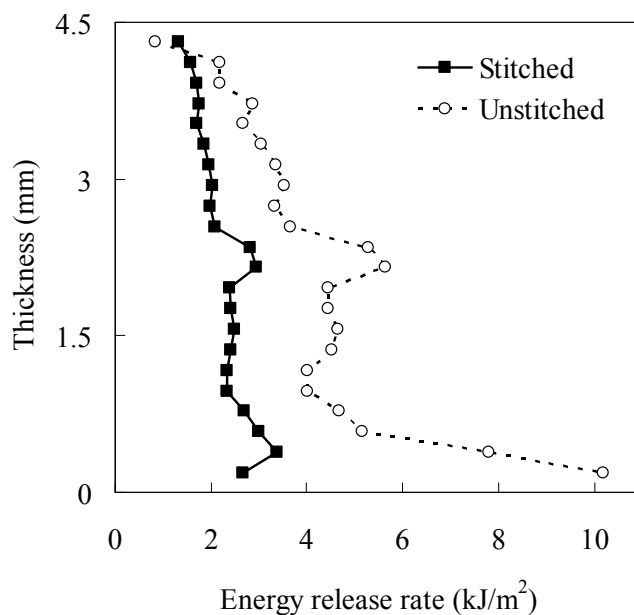


Fig. 3.11 Maximum energy release rate distribution through the thickness ($d=22\text{mm}$).

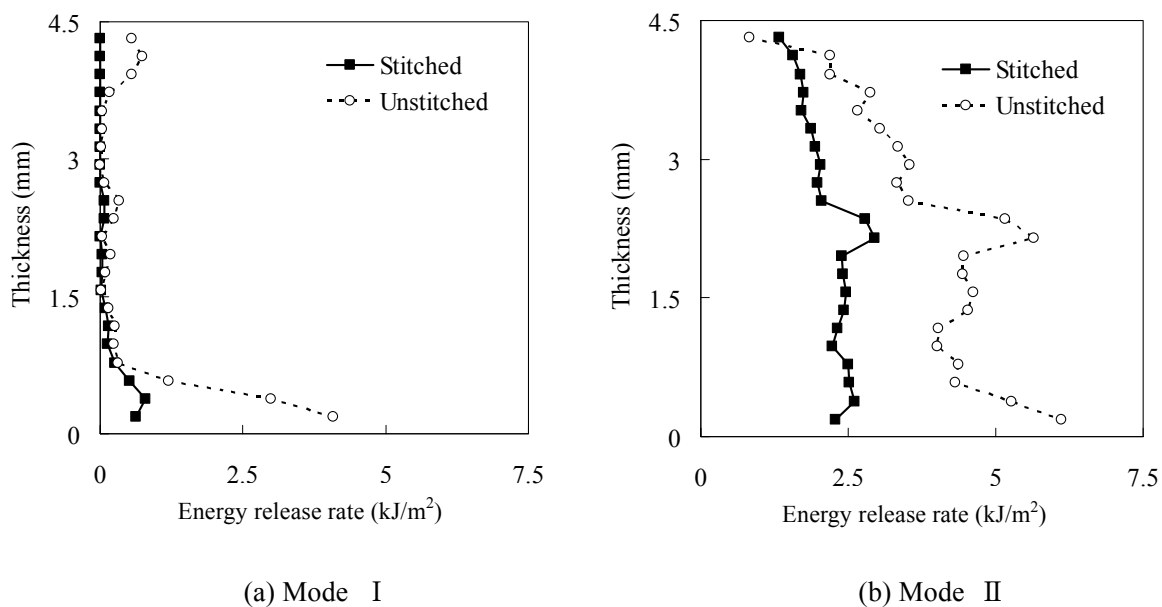


Fig. 3.12 Energy release rate distribution of each deformation mode through the thickness ($d=22\text{mm}$).

3.4.3. はく離面積の違いによるエネルギー解放率の変化

はく離面積の違いによるエネルギー解放率の変化を調べるため、はく離面積のみを変化させたモデルを用いて、はく離先端のエネルギー解放率を計算した。設定したはく離の大きさは直径 4mm, 4.6mm, 11mm, 16.5mm, 22mm である(Fig. 3.6)。

得られた数値解析結果を Fig. 3.13 に示す。縦軸に全層間に渡るはく離先端エネルギー解放率の最大値、横軸にはく離直径をとった。非縫合モデルでは、はく離直径が 4mm, 4.6mm の場合は、エネルギー解放率はほぼ等しい値をとり、はく離直径が 11mm に増加するとエネルギー解放率は急激に増加する。しかし、はく離直径が 16.5mm, 22mm とさらに拡大しても、エネルギー解放率にはそれ以上の顕著な増加は見られず、はく離直径 11mm の場合とほぼ等しい値をとった。はく離の大きさに関わらずエネルギー解放率が一定となるという点は、この問題に対する理論解[33]ともよく合っている。一方、縫合モデルでは、はく離直径が 4mm の場合を除いて、はく離直径が大きくなるに従って、エネルギー解放率が低下していることがわかる。これは、はく離進展に伴って、縫合による架橋領域が増加し、架橋によるき裂閉口荷重によってはく離進展トラクションが緩和されることが原因であり、ENF 試験とその解析による知見[7]ともよく合っている。この結果によれば、はく離の拡大に伴い、縫合積層版におけるはく離先端のエネルギー解放率は低下し、はく離が進展しにくくなっていることがわかる。第2章で示した面外衝撃エネルギーと投影損傷面積の結果(Fig. 2.12)において、衝撃エネルギーの増大にともない、投影損傷面積の差が増大した現象は、以上のような、はく離面積拡大に伴うエネルギー解放率の減少によって説明が可能である。

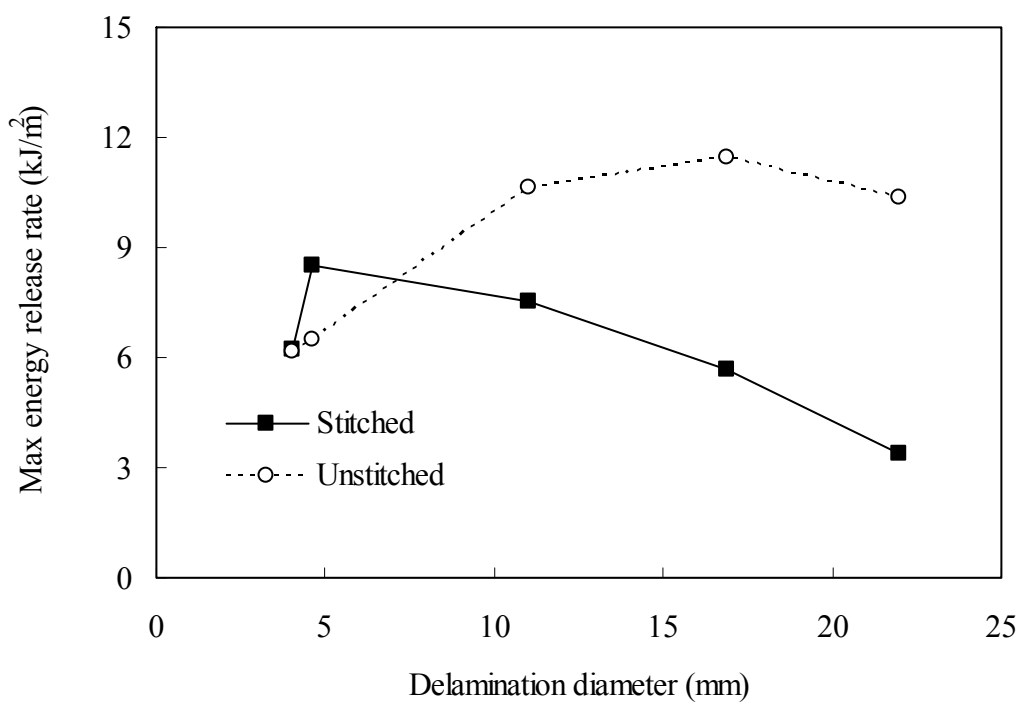


Fig. 3.13 Energy release rate as a function of the crack diameter.

3.5. 結言

本章では、実験と同様の境界条件を有する積層板モデル内に存在する複数の円形はく離に対して、仮想き裂閉口法に基づく数値解析によってはく離先端エネルギー解放率を調べ、以下の結論を得た。

1. 縫合モデルのはく離先端エネルギー解放率は、非縫合モデルよりも全層間に渡っておおむね減少していることを示した。
2. 縫合が、衝撃面の逆側でのめくれ上がりによるモード I エネルギー解放率の増大を強く抑制していることを示した。これが、縫合積層板と非縫合積層板で面外衝撃損傷の厚さ方向分布特性が異なっていた原因である。
3. はく離面積を変化させた場合の数値解析結果より、非縫合モデルでは、はく離面積が増加してもエネルギー解放率の最大値がほぼ一定の値をとるのに対して、縫合モデルにおいてはその値は減少することが示された。これが、縫合積層板と非縫合積層板で衝撃エネルギー増加に伴い、投影損傷面積の差が広がった原因である。

第4章 縫合パラメータが面外衝撃損傷に与える影響

4.1. 緒言

本研究では、積層板に板厚方向縫合を施すことによって、CFRP 積層板に発生する損傷、特に層間はく離が抑制できること、また、損傷の板厚方向分布が変化することを明らかにしてきた。このとき、縫合糸は炭素繊維のみとし、また、縫合のピッチとスペースも 3.0mm に固定して検討を行ってきた。しかしながら、縫合積層板においては、縫合糸に、炭素繊維のほかにアラミド繊維(Kevlar®)、ポリアクリレート(Vectran®)、ガラス繊維など、様々な繊維を使用することができる。このとき、縫合糸の太さを変化させることも可能である。また、縫合を施す際には、縫合のピッチやスペースを変えることで、縫合密度を変化させることもできる。したがって、縫合積層板を実構造に適用する際には、縫合糸の種類、太さ、縫合の密度などの縫合パラメータを、用途に合わせて適切に決定する必要がある。しかしながら、これまで、縫合の密度、種類などの縫合パラメータと衝撃損傷抑制効果の関係を明らかにし、縫合パラメータの決定指針を示した例はなかった。

以上から、本章では、縫合が面外衝撃損傷に与える損傷抑制効果に関して、縫合パラメータを変化させ、縫合パラメータと損傷抑制効果の関係を調べた。これにより、縫合パラメータの決定指針を示した。第 4.2 節では、縫合密度を変化させた場合の面外衝撃損傷の変化について実験結果を述べる。また、縫合密度が面外衝撃損傷に与える影響について過去に調べられた研究の結果について説明する。第 4.3 節では、第 3 章で説明した解析モデルを用いて、縫合密度、及び縫合糸の剛性を変化させた際の損傷抑制効果の変化を数値解析によって調べる。第 4.4 節では第 4.2 節、第 4.3 節で示した結果をもとに、面外衝撃損傷を効果的に抑制するための縫合方式の検討を行う。

4.2. 縫合密度が面外衝撃損傷に与える影響の実験的観察

本節では、まず、異なる縫合密度を有する縫合 CFRP 積層板に対する面外衝撃試験の結果について述べる。次に、縫合密度と面外衝撃損傷の関係を調べた既存研究の結果を紹介する。

4.2.1. 異なる縫合密度を有する縫合 CFRP 積層板の面外衝撃試験及び損傷観察

本試験では、縫合密度が面外衝撃損傷に与える影響を調べるため、面内糸やその積層構成、および母材には、第2章で用いたものと全く同じ、(株)豊田自動織機によって作成された、炭素繊維縫合 CFRP 積層板を用いた(面内糸:T800-12kf, 積層構成:[-45/0/45/90]_{3S}, 縫合糸:TR40-2kf, 母材樹脂:AralditeLY5052/Aradur5052)。縫合は付録Aに示した方法[23]によって施し、縫合糸の送り方向は0°方向と平行とした。ただし、ここでは、縫合のスペースを3.0mmに固定し、縫合ピッチを6.0mm, 9.0mmと変化させた2種類の縫合密度を持つ材料を準備した。Fig. 4.1に、縫合ピッチ6.0mmの試験片の断面写真を示す。実験は、第2章と同様、Ishikawaら[24]によって提案されたHalf-SACMA法に基づいて行った。試験治具については第2章にて既に説明したため、ここでは説明を割愛する。与えた衝撃エネルギーは、第2章と同様、試験片単位厚さあたり0.8375、1.675、3.35 Jの3種類のレベルとした。発生した損傷は、試験片に造影剤を浸透させ、軟X線透視写真、マイクロフォーカスX線CTによる断面写真を用いて観察した後、試験片を切断し、端面研磨を行ってデジタルマイクロスコープで観察した。

Fig. 4.2からFig. 4.4に、衝撃試験後の試験片軟X線透視写真を、第2章で示した非縫合積層板、および3.0mm×3.0mmで縫合を施した縫合積層板の結果と合わせて示す。非縫合積層板においては、-45°方向の層内き裂が長く進展し、損傷形状が-45°方向へ引き延ばされている。一方、縫合積層板においては、面外衝撃損傷の形状は、損傷点を中心とした円形に近い形状をしている。Fig. 4.5に、これらの軟X線透視写真から求めた損傷の平面投影面積を、面外衝撃エネルギーに対してプロットしたグラフを示す。このとき、縫合によって面外衝撃損傷が減少しているが、損傷抑制特性は、本研究で調べた縫合密度の範囲では、ほとんど変化がないことがわかる。

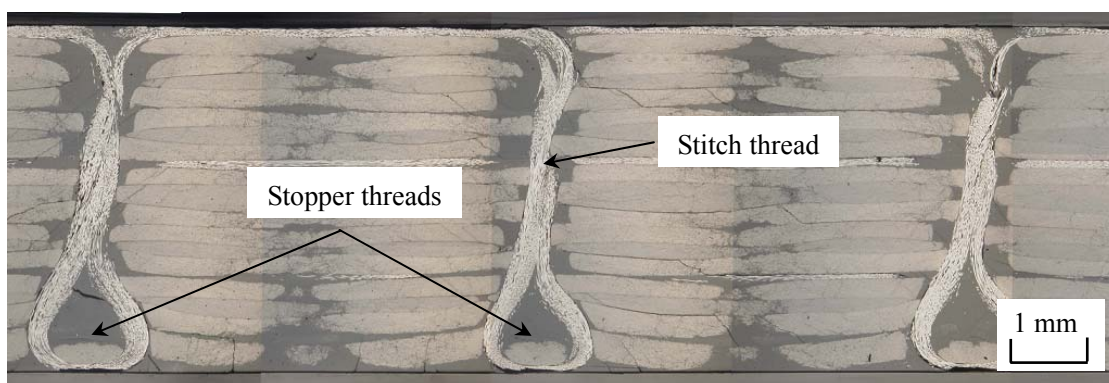


Fig. 4.1 Cross section of the material which has stitching of 6.0mm pitch.

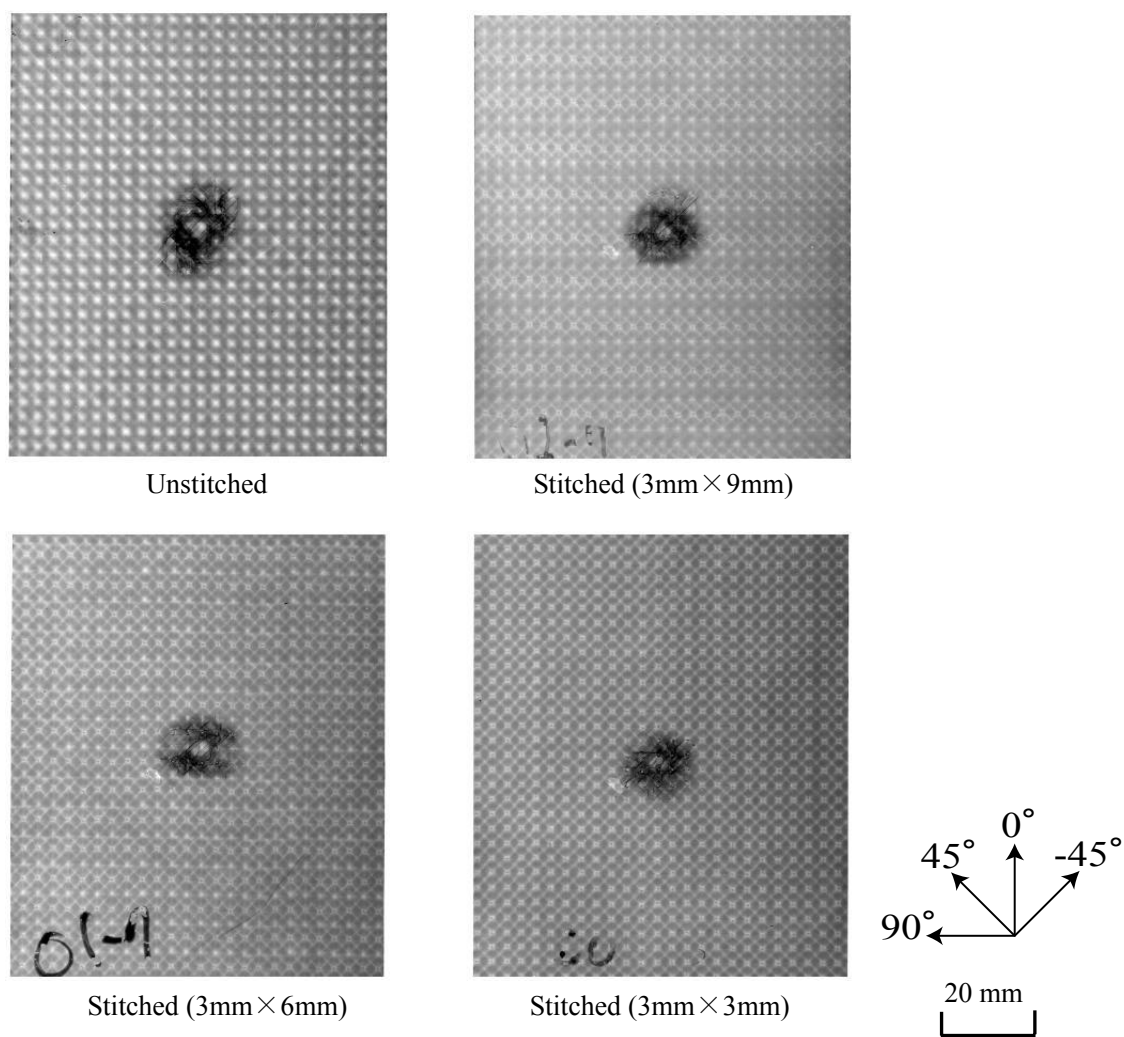


Fig. 4.2 Soft X-ray radiographs of the impacted specimens (Impact energy = 0.8375 J/mm).

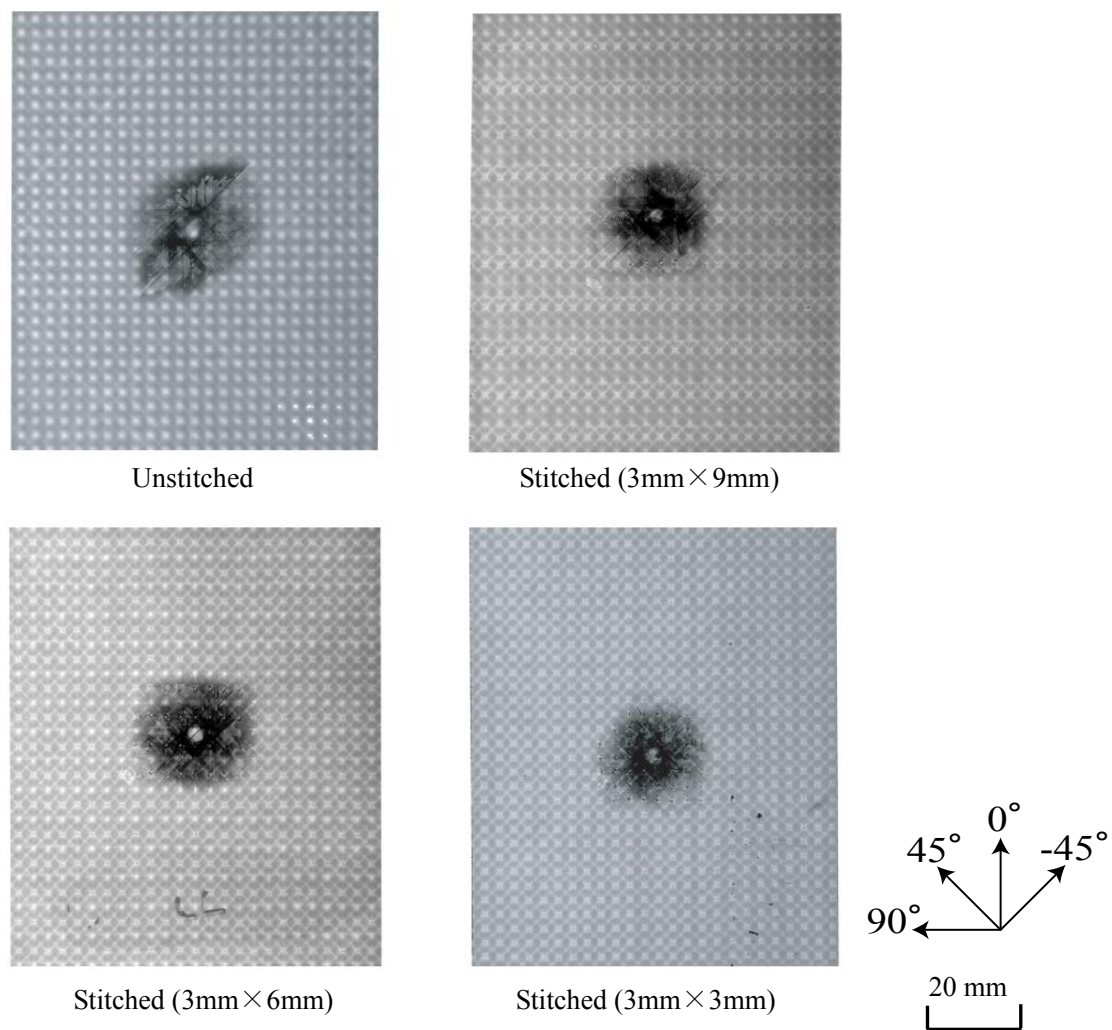


Fig. 4.3 Soft X-ray radiographs of the impacted specimens (Impact energy = 1.675 J/mm).

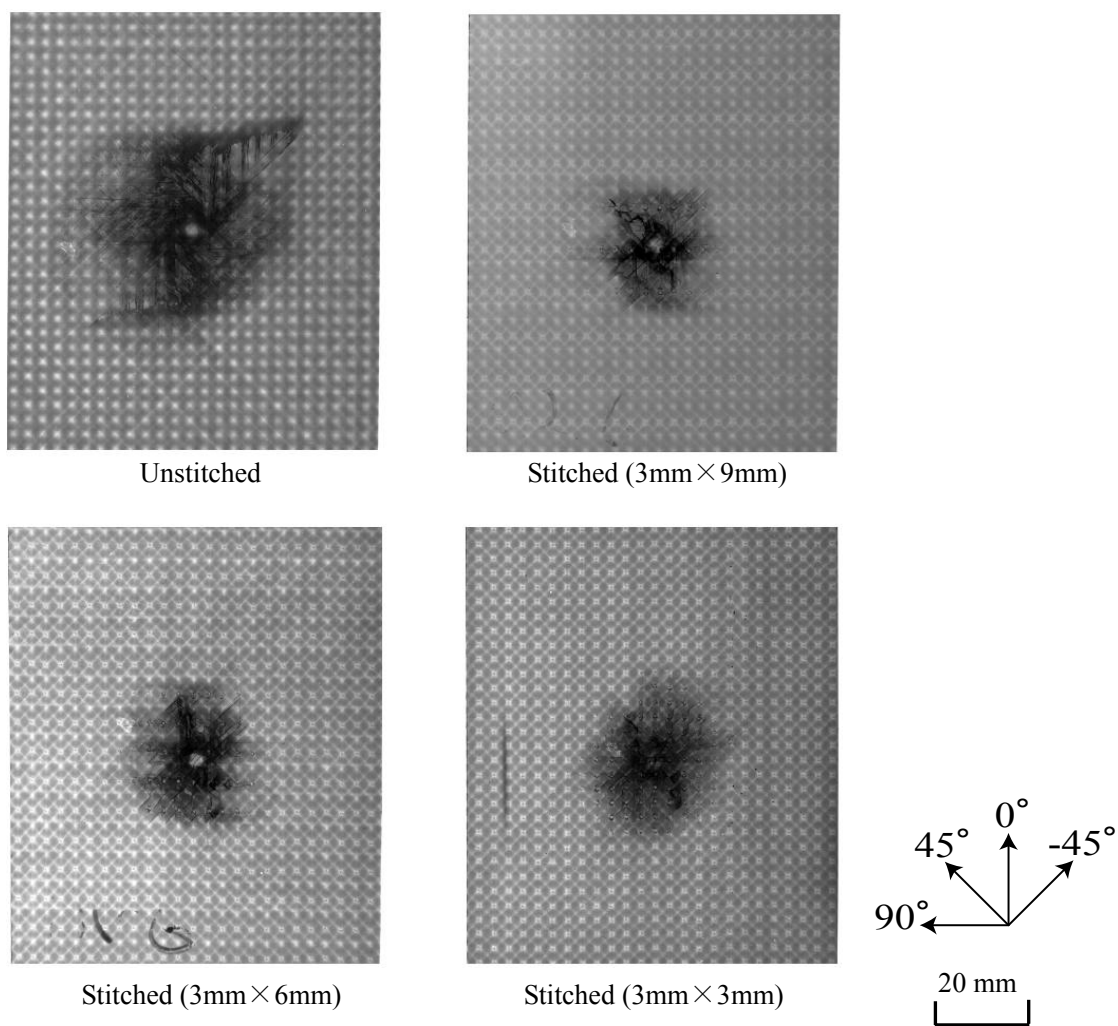


Fig. 4.4 Soft X-ray radiographs of the impacted specimens (Impact energy = 3.350 J/mm).

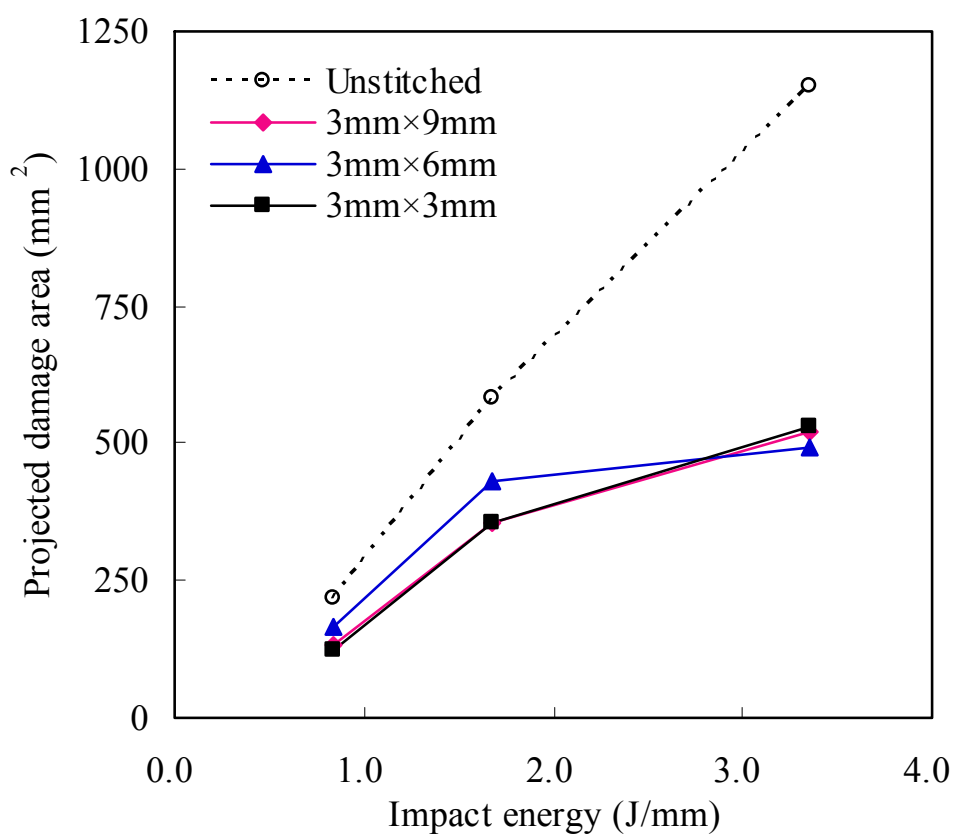
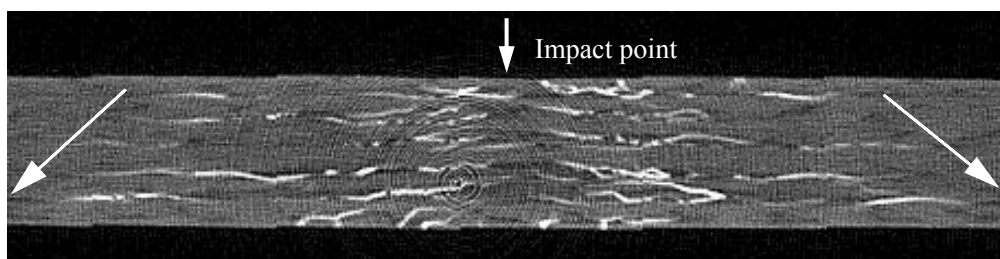


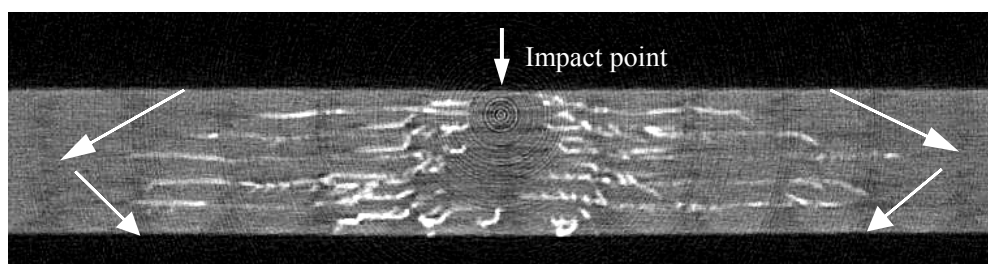
Fig. 4.5 Projected area of measured impact damage as a function of impact energy.

Fig. 4.6 に、非縫合積層板と、スペースとピッチの組み合わせが、(3.0mm×3.0mm), (3.0mm×6.0mm)である縫合積層板のマイクロフォーカス X 線 CT による断面写真を示す。また、(3.0mm×3.0mm), (3.0mm×6.0mm), (3.0mm×9.0mm) の縫合が施された縫合積層板の、衝撃点直下において切断して観察した端面写真を Fig. 4.7 に示す。損傷を見えやすくするために、観察された損傷を赤線で示した。どちらも、衝撃エネルギーは 1.875J/mm とした場合の結果である。ここで、マイクロフォーカス X 線 CT によって観察した断面は 0°方向に垂直な面であり、試験後に実際に切断して観察した面は 90°方向に垂直な面である。Fig. 4.6 から分かるように、縫合試験片、非縫合試験片どちらの場合においても、層間にはく離が発生し、長く進展している。ここで、非縫合試験片の場合、衝撃面の逆側に非常に近い位置で、層間にはく離は最も長く進展している。一方、縫合試験片の場合、衝撃面の逆側の層間にはく離は抑制され、試験片中央付近で層間にはく離が最も進展している。特に、(3.0mm×6.0mm) 縫合の試験片より(3.0mm×3.0mm) 縫合の試験片の方が、衝撃面の逆側における層間にはく離は抑制されている。Fig. 4.7 においては、縫合が密なほど、衝撃面逆側から離れた位置に最も長く伸びた層間にはく離が存在していることが分かる。

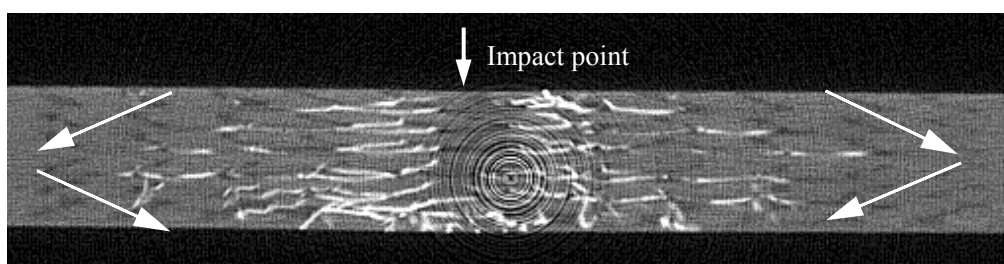
以上から、縫合密度の違いにより、発生する衝撃損傷の板厚方向分布が変化するということがわかった。



Unstitched



Stitched (3mm×6mm)



Stitched (3mm×3mm)

Fig. 4.6 X-ray CT images of the stitched and unstitched specimens.

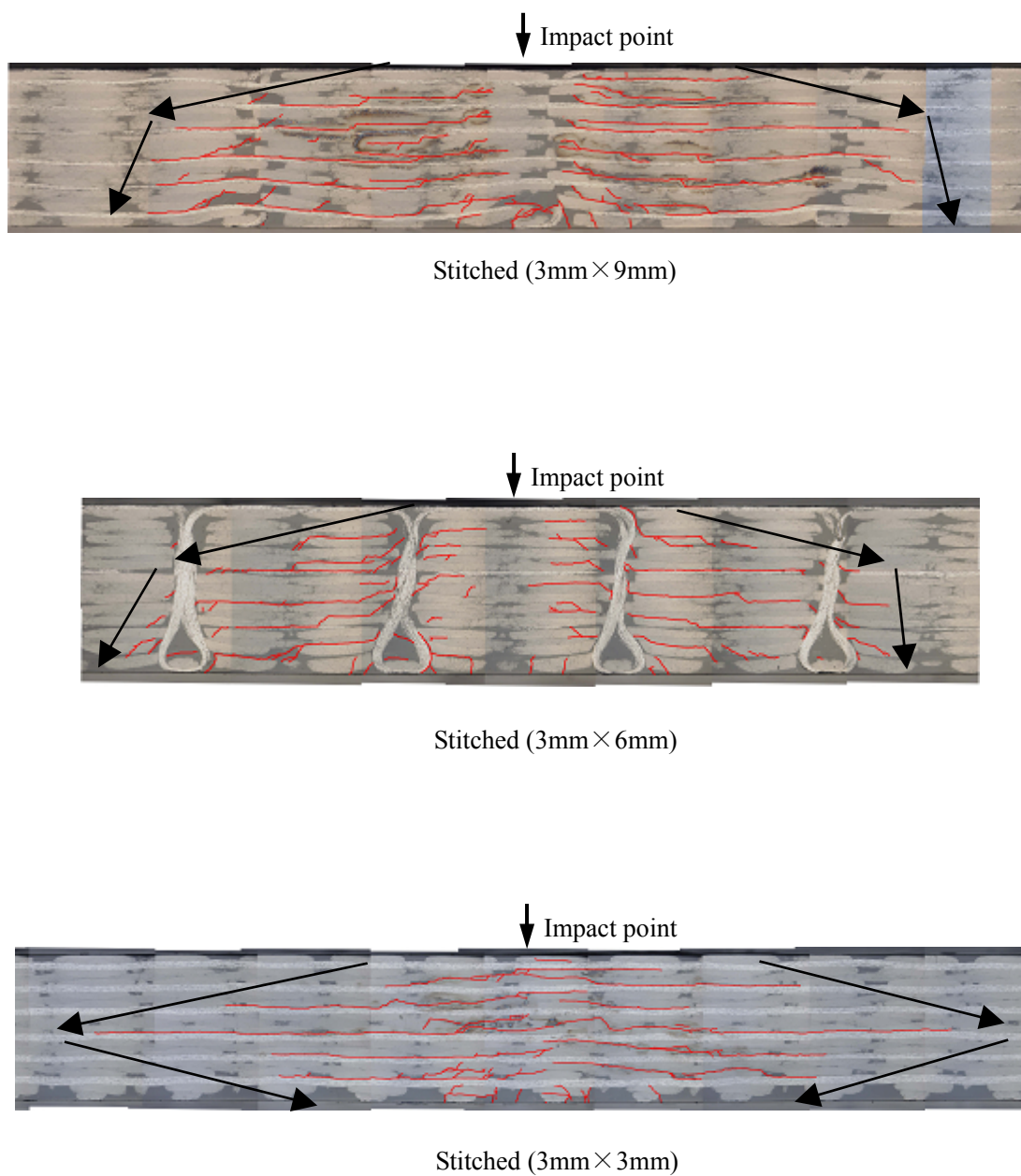


Fig. 4.7 Digital microscope images of the stitched and unstitched specimens.

4.2.2. 縫合密度による面外衝撃損傷変化に関する既存研究

本研究で行った実験のように、縫合の密度を変化させ、面外衝撃損傷の変化を調べた研究例はいくつか存在する。その中から、社団法人日本航空宇宙工業会・革新航空機技術開発センターによる、航空機工業の競争力強化に関する調査研究・成果報告書「Vectran スティッチ複合材料の研究」から、ポリアクリレート繊維、Vectran®を縫合糸に用いて、縫合密度を変化させた際の面外衝撃損傷面積の比較を紹介する。この研究では、面内糸はT700G-12kf、母材樹脂はエポキシ樹脂 TR-A31 を用いている。また、縫合糸は、Vectran(HT)の200D に固定され、スペースとピッチの組み合わせが、(6.0mm×9.0mm), (6.0mm×6.0mm), (3.0mm×9.0mm), (3.0mm×6.0mm), (3.0mm×3.0mm) である試験片と、非縫合試験片の6種類の試験片に対して試験が行われた。衝撃試験はSACMA規格に基づいて行われ、衝撃エネルギーは1500 lbs・in/in (=6.672J/mm) に固定されている。結果のまとめをFig. 4.8に示す。これからわかるように、多少のばらつきはあるものの、縫合の密度が上がるに従って、はく離抑制効果が高くなっている。

以上の実験データおよび文献データから、縫合密度を上げた方が面外衝撃損傷抑制効果は大きくなるということがわかった。また、縫合密度によって、損傷の板厚方向分布が変化するということがわかった。

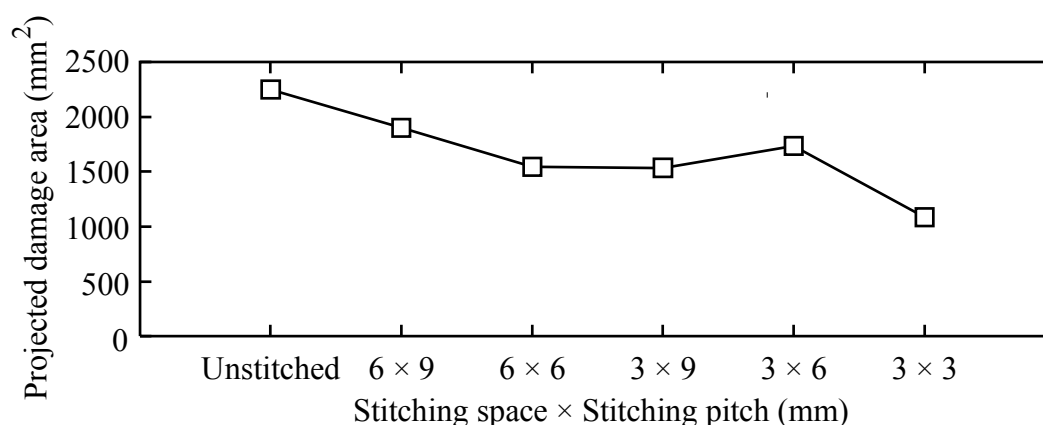


Fig. 4.8 Measured impact damage area as a function of stitching pitch and space (data from[22]).

4.3. 縫合密度及び縫合糸剛性を変化させた場合のはく離先端におけるエネルギー解放率

縫合を施す際に設計できる縫合パラメータは、縫合密度、縫合糸の種類、太さの3つである。第4.2節において、縫合パラメータの1つである縫合密度が衝撃損傷に与える影響について実験的に調べ、縫合密度は大きいほど損傷抑制効果は高いことを示した。しかしながら、縫合密度による面外衝撃損傷抑制効果の変化の原因は、損傷の実験的観察によって明らかにすることはできなかった。したがって、本節では、縫合の密度が面外衝撃損傷に与えた損傷抑制効果の変化の原因を明らかにするため、仮想き裂閉口法によるエネルギー解放率計算を行う。また、はく離抑制効果の高い効果的な縫合方式を考察するためには、縫合糸の種類、太さといった縫合密度以外の縫合パラメータが衝撃損傷に与える影響についても調べる必要がある。よって、これらの縫合パラメータを変化させた場合のはく離先端におけるエネルギー解放率も調べる。

4.3.1. 縫合密度を変化させた場合のはく離先端エネルギー解放率

縫合密度を変化させて行う数値計算では、縫合のスペースとピッチの組み合わせを(3.0mm×3.0mm), (6.0mm×6.0mm), (9.0mm×9.0mm)と設定した。計算に用いたモデルのはく離領域、縫合糸位置を Fig. 4.9 に示す。数値計算モデルの初期はく離は直径 22mm とした。バネ要素のバネ定数は第3章と同様に、 $k_I=2.25 \times 10^5 \text{N/m}$ (モード I 方向)、 $k_{II}=3.75 \times 10^5 \text{N/m}$ (モード II 方向)とした。解析は ABAQUS6.6-1(ABAQUS, Inc.) によって行った。中心部に 4 kN の面外押し込み荷重を加え、はく離先端に発生する荷重と変位からはく離先端に沿ったエネルギー解放率を各層について計算した。

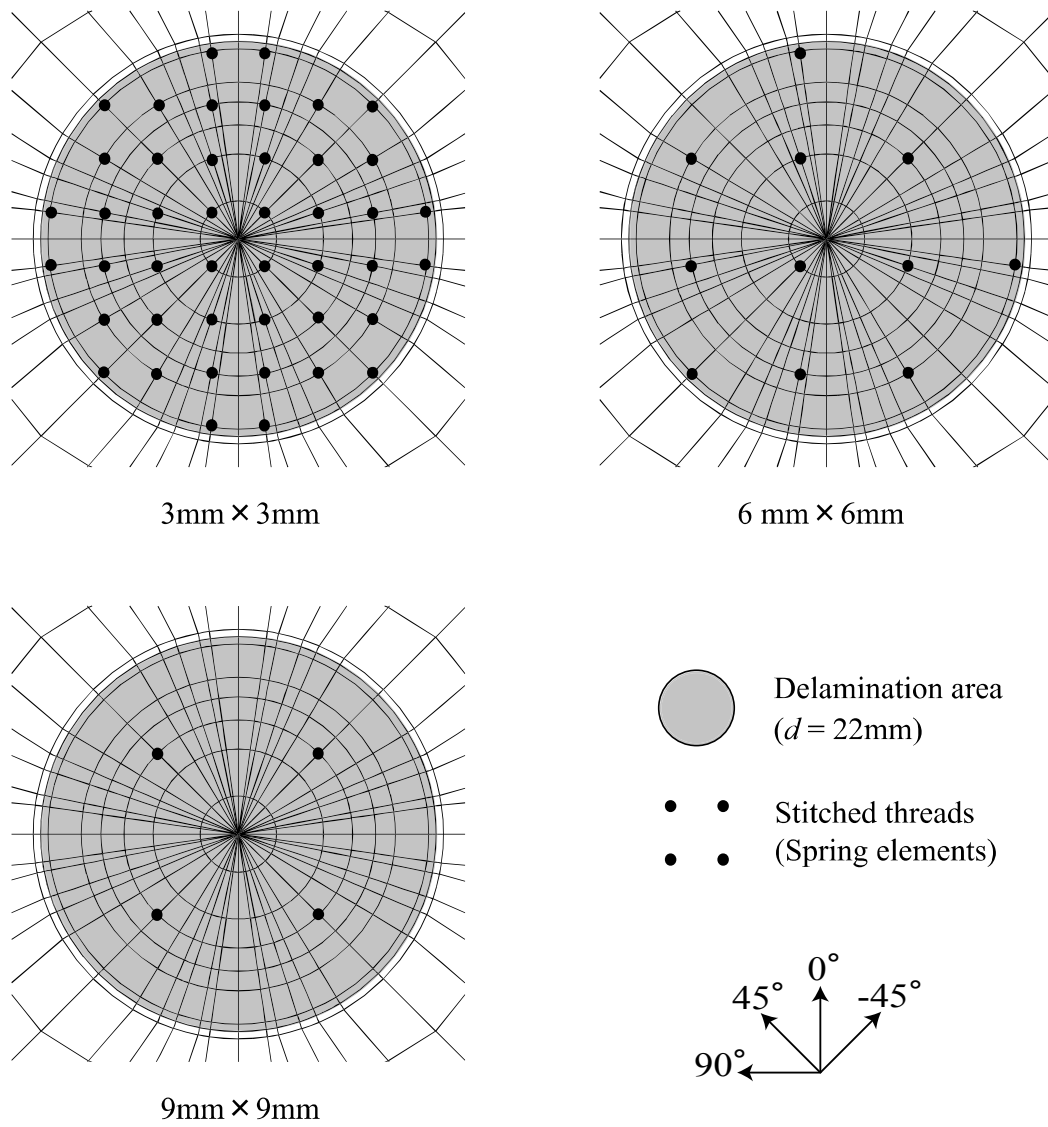


Fig. 4.9 Definition of location of spring element and first delaminated area.

Fig. 4.10 に数値解析から得られた、縫合密度を変化させた場合の板厚方向最大エネルギー解放率の分布を示す。モデルの z 方向座標をグラフの縦軸に、エネルギー解放率を横軸に取った。なお、押し込み荷重を加えた面は $z=4.5(\text{mm})$ である。全ての縫合モデルで、非縫合モデルよりもエネルギー解放率は減少している。これにより、面外衝撃試験の結果(Fig. 4.8)において、縫合密度が高いほど面外衝撃損傷が抑制されていた原因は、はく離先端でのエネルギー解放率の減少であると示された。また、エネルギー解放率の減少は、衝撃面と逆側の部分において、縫合密度が高いほど顕著である。ここで、第 3.4.2 節で行ったと同様に、エネルギー解放率をモード I(はく離開口方向) とモード II(せん断方向) に分けて Fig. 4.11 に示す。まず、モード I エネルギー解放率について、縫合モデルと非縫合モデルとでは、縫合モデルの方が減少しており、特に、縫合のスペースとピッチの組み合わせが $(3.0\text{mm} \times 3.0\text{mm})$ のモデルでは、 $(6.0\text{mm} \times 6.0\text{mm})$, $(9.0\text{mm} \times 9.0\text{mm})$ のモデルより、押し込み荷重を加えた逆側の面でのエネルギー解放率の減少傾向が強い。また、 $(6.0\text{mm} \times 6.0\text{mm})$, $(9.0\text{mm} \times 9.0\text{mm})$ のモデルでのモード I エネルギー解放率の減少傾向は類似している。これらの傾向の違いは、面外方向の押し込み荷重と層内き裂の影響により生じる底面層のめくれ上りを、縫合密度の高いモデルでは縫合が効果的に抑制した結果、はく離先端における応力集中が緩和されるために生じるものである。次に、モード II エネルギー解放率について、縫合モデルと非縫合モデルとでは、全域にわたって縫合モデルの方が減少している。特に、 $(3.0\text{mm} \times 3.0\text{mm})$ のモデルで最も大幅に減少しており、 $(6.0\text{mm} \times 6.0\text{mm})$ のモデルは $(9.0\text{mm} \times 9.0\text{mm})$ のモデルより若干減少していることがわかる。これは縫合が、はく離を架橋することによって層と層とのせん断変形が抑制され、はく離先端で応力集中が緩和されることが原因である。以上のように、縫合の粗密によって厚さ方向のエネルギー解放率分布の異なる原因は、縫合を密に施したほうが、モード II 変形を抑制するだけでなく、モデル底面近くでモード I 変形をより強く抑制することによるものであるとわかった。

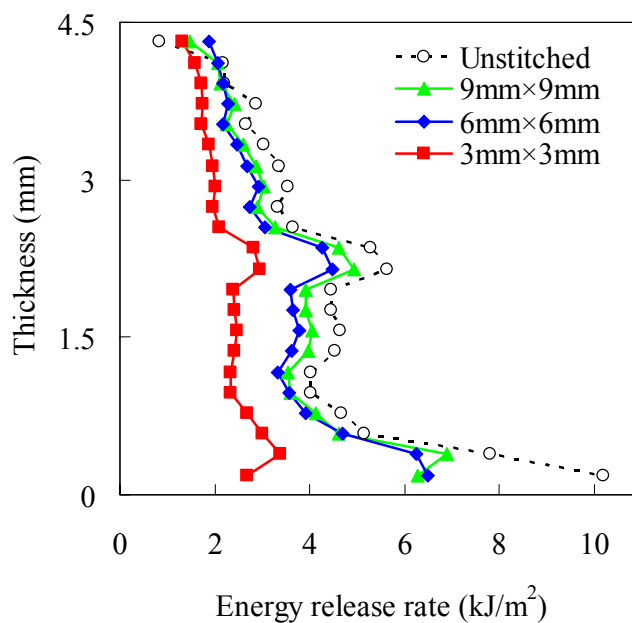


Fig. 4.10 Maximum energy release rate distribution of the models of various stitching densities.

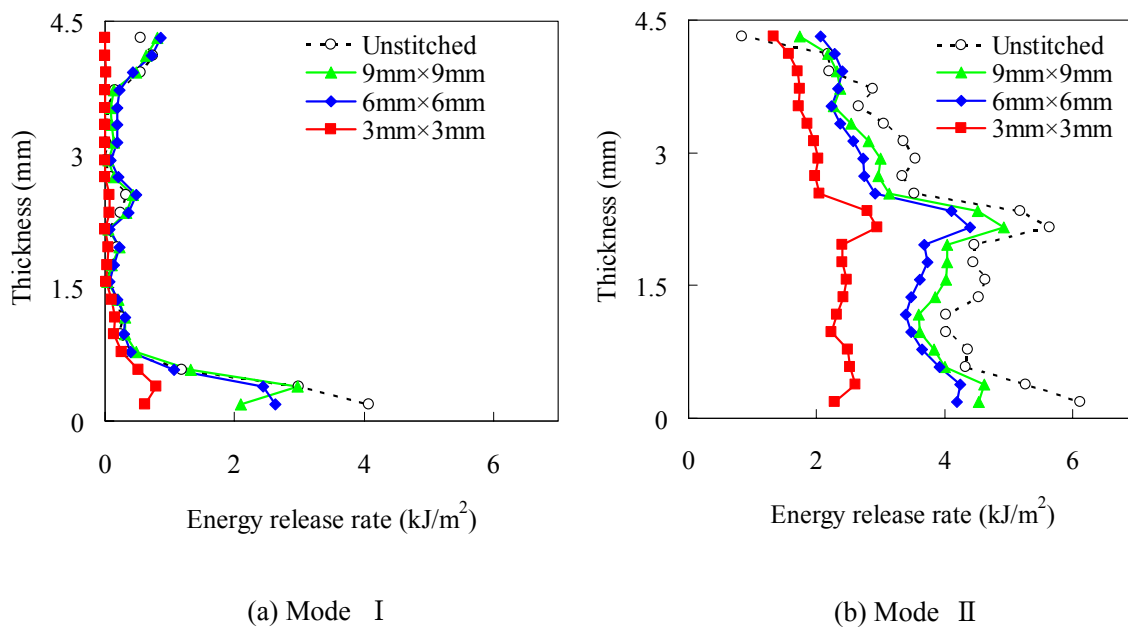


Fig. 4.11 Energy release rate distribution of each deformation mode through the thickness.

ここで、縫合のスペースとピッチが 6.0mm のモデルは、縫合糸の位置がモデル中心点に関して非対称であり、この縫合糸位置の違いは損傷抑制効果に何らかの影響を与える可能性がある。したがって、損傷抑制効果と縫合糸位置の関係を調べるため、(6.0mm×6.0mm)の縫合間隔のモデルにおいては、Fig. 4.12 に示した、縫合糸位置の異なる 2 パターンのモデルを用意して、前述と同様の条件下で数値解析を行い、両者の結果を比較した。

数値解析によって得られた、縫合糸位置の異なるモデルでの板厚方向最大エネルギー解放率の分布を Fig. 4.13 に示す。この結果から Model (a)と Model (b)では、板厚方向位置によって多少エネルギー解放率の違いはあるが、ほぼ等しいと言える。これにより、縫合を施す位置によって面外衝撃抑制効果が大きく変化することはないということが明らかになった。

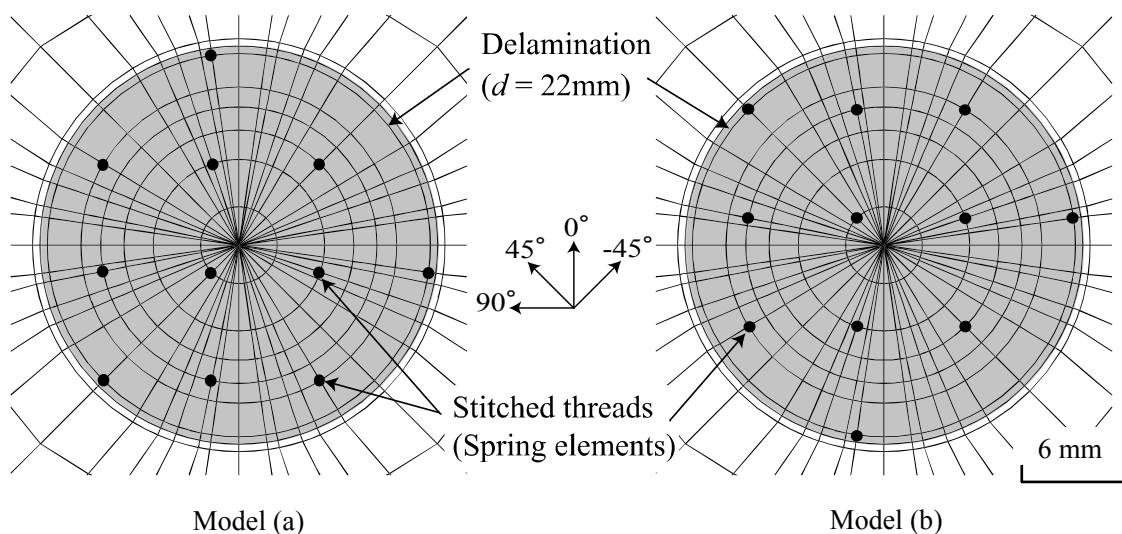


Fig. 4.12 Arrangement of spring elements.

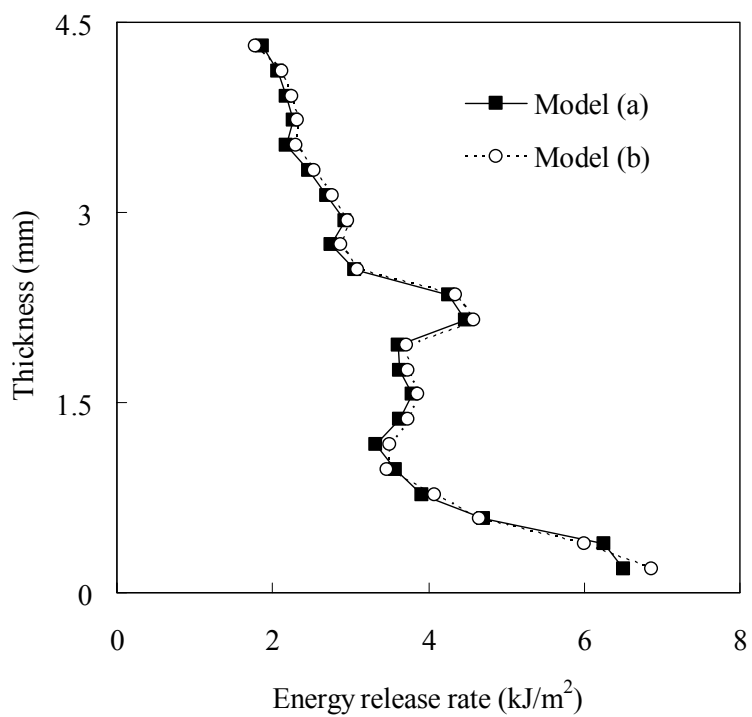


Fig. 4.13 Maximum energy release rate distribution of the models of each stitching location.

4.3.2. 縫合糸剛性を変化させた場合のはく離先端エネルギー解放率

縫合積層板においては、縫合糸の径や種類を変化させると、縫合糸の剛性をはじめとした、様々な物性が変化する。それらの物性の中でも、縫合糸の径や種類の変化によって最も大きく影響を受けるものは、縫合糸の剛性であると考えられる。したがって、本研究では、縫合糸の径や種類の変化を、縫合糸剛性の変化と見なして数値計算を実施する。用いたバネ要素のバネ定数は、 $k_I=5.625 \times 10^4 \text{ N/m}$, $k_{II}=9.375 \times 10^4 \text{ N/m}$ (Model 1), $k_I=2.25 \times 10^5 \text{ N/m}$, $k_{II}=3.75 \times 10^5 \text{ N/m}$ (Model 2), $k_I=4.5 \times 10^5 \text{ N/m}$, $k_{II}=7.5 \times 10^5 \text{ N/m}$ (Model 3)の3パターンとした。縫合間隔は(3.0mm×3.0mm)、初期はく離は直径 22mm とした。以上の条件のもと、数値解析を行い、はく離先端エネルギー解放率を計算した。

Fig. 4.14 に数値解析から得られた、縫合糸剛性を変化させた場合の板厚方向最大エネルギー解放率の分布を示す。モデルの z 方向座標をグラフの縦軸に、エネルギー解放率を横軸に取った。なお、押し込み荷重を加えた面は $z=4.5(\text{mm})$ である。これにより、縫合糸剛性の大きいモデルほど、はく離先端におけるエネルギー解放率は減少し、縫合糸のはく離抑制効果は大きいということがわかった。

以上の解析結果から、縫合の密度と縫合糸の剛性に関して、得られた結果を以下に示す。

- 縫合密度が高くなるほど面外衝撃損傷抑制効果が高くなる
- 縫合糸の剛性が高い方が面外衝撃損傷の抑制効果が高い

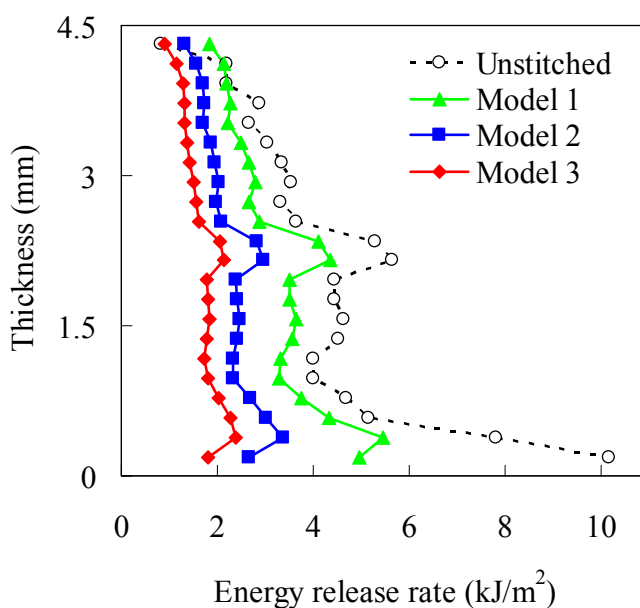


Fig. 4.14 Maximum energy release rate distribution of the models of various stitch stiffness.

4.4. はく離抑制効果の高い効果的な縫合方式

第4.2節で行った実験、および既存の研究のまとめから、より高い面外損傷抑制効果を得るためには、縫合密度が高い方が面外損傷抑制効果が高いことが明らかになった。また、第4.3節で行った数値解析の結果から、より効果的に損傷を抑制するには、縫合糸の剛性を上げる、すなわち、弾性率が高く、太い糸を密に縫合したほうが良いということがわかった。

しかし、同体積の縫合糸を用いて縫合を施す際には、一本あたりの縫合糸の径を大きくして一本あたりの剛性を向上させ、低い縫合密度で縫合する方法と、逆に、一本あたりの縫合糸を細くし、高い縫合密度で縫合する方法の2種類が考えられる。この際、縫合糸の径と縫合密度のどちらをより優先すべきかを調べる必要がある。そこで、本節では、縫合糸剛性が高く、縫合密度が低いモデルと、縫合糸剛性が低く、縫合密度が高いモデルとのエネルギー解放率の比較を行い、より良い縫合方式がどちらであるかを明らかにした。

Fig. 4.16は縫合糸剛性を $k_I=2.25 \times 10^5 \text{ N/m}$, $k_{II}=3.75 \times 10^5 \text{ N/m}$ 縫合密度を(6.0mm×6.0mm)とした場合の結果(Stiffer stitch threads)と、縫合糸の径を半分に、つまり剛性を1/4倍($k_I=5.625 \times 10^4 \text{ N/m}$, $k_{II}=9.375 \times 10^4 \text{ N/m}$)にし、縫合密度を4倍の(3.0mm×3.0mm)にした場合の結果(Higher stitching density)である。モデルの z 方向座標をグラフの縦軸に、エネルギー解放率を横軸に取った。ここには、第3.4.2節の結果も併せて示した。なお、押し込み荷重を加えた面は $z=4.5\text{mm}$ である。高い縫合密度で弱いはく離架橋バネを持つモデルでエネルギー解放率を比較すると、縫合密度が高い方がわずかにエネルギー解放率が低くなっていることがわかる。特に、押し込み荷重を加えた逆側の面でこの傾向が顕著である。ここで、第3.4.2節で行ったと同様に、エネルギー解放率をモードI(はく離開口方向)とモードII(せん断方向)に分けてFig. 4.16に示す。このとき、高い縫合密度で弱いはく離架橋バネを持つモデル(Higher stitching density)と、低い縫合密度で強いはく離架橋バネを持つモデル(Stiffer stitch threads)のモードIエネルギー解放率を比較すると、押し込み荷重を加えた逆側の面で、Stiffer stitch threadsモデルのエネルギー解放率が、非縫合モデルと同様に急激に増加していることがわかる。一方、Higher stitching densityモデルではこの傾向は小さく、モードIエネルギー解放率が縫合によって大きく抑制されていることがわかる。次に、モードIIエネルギー解放率をStiffer stitch threadsモデルとHigher stitching densityモデルで比較すると、全域にわたってHigher stitching densityモデルの方がわずかに小さくなっていることがわかる。これらより、高い縫合密度で弱いはく離架橋バネを持つモデルの方が、モードI、モードII

変形による損傷をより効果的に抑制することができ、低い縫合密度で強いはく離架橋バネを持つモデルよりも有利であるということがわかった。

以上から、同種類、同体積の縫合糸を用いて縫合する場合には、縫合糸径を小さくし、縫合密度を高くした方が、面外衝撃損傷の抑制効果が高くなることがわかる。

第4.3節、及び本節で述べた縫合の損傷抑制効果における性質から、面外衝撃損傷を受けやすい部分に縫合積層板を適用する場合、以下のように、縫合を施すと効果的であると思われる。

- 高剛性の縫合糸を使用する
- 損傷の発生しやすい部分には、できる限り密に縫合する
- 縫合糸の剛性と縫合密度のどちらかを優先する必要がある場合は、縫合密度を優先する

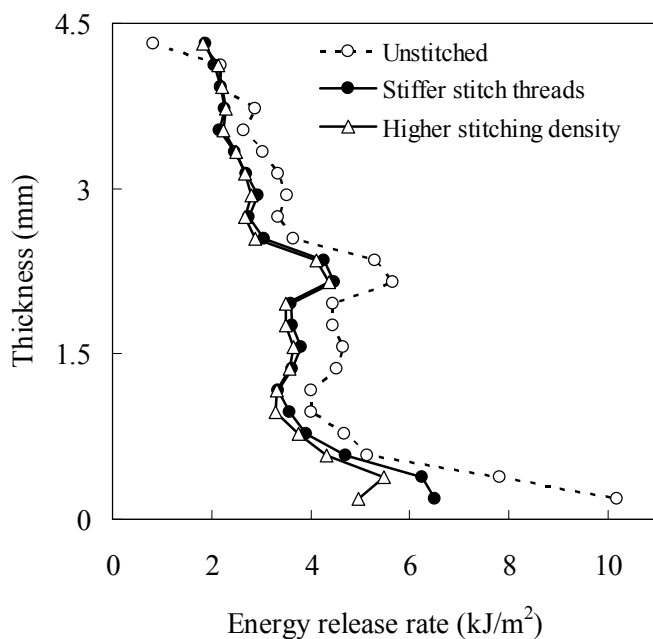


Fig. 4.15 Maximum energy release rate distribution through the thickness.

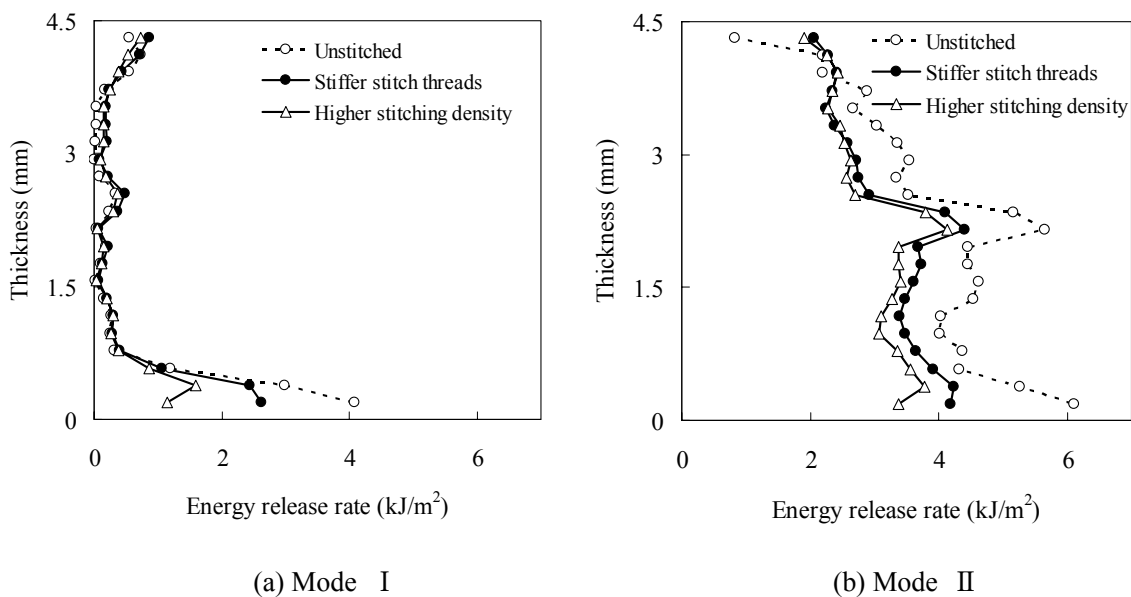


Fig. 4.16 Energy release rate distribution of each deformation mode through the thickness.

4.5. 結言

本章では、縫合の剛性や縫合密度が、面外衝撃損傷抑制効果に与える影響を実験、数値解析から明らかにした。また、面外衝撃損傷を受けやすい部材に縫合積層板を適用する際の、縫合パラメータの選定に関して指針を示した。本章で得られた結論は以下の通りである。

1. 縫合密度を変化させた面外衝撃試験による損傷観察結果、および、文献から得た、既存の衝撃試験結果から、縫合密度が高いほど、縫合による面外損傷抑制効果が高いことがわかった。また、縫合密度の変化により、面外衝撃損傷の板厚方向分布が変化することが明らかになった。
2. 縫合密度、および縫合糸の太さを変更してエネルギー解放率計算を行った。それらの解析結果から、弾性率が高く、太い糸を密に縫合したほうが、はく離抑制効果が高いことを示した。また、縫合密度変化に関する解析結果により、縫合密度変化にともなう面外衝撃損傷の板厚方向分布変化の原因を明らかにした。
3. 同材料、同体積の縫合糸を用いて積層板に縫合を施す場合、縫合糸の径より縫合密度を優先したほうが、はく離抑制効果の高い効果的な縫合方式となることを示した。

第5章 結論

比強度、非剛性に優れた炭素繊維強化プラスチック(CFRP)は、近年、航空宇宙分野において適用が加速している。しかしながら、CFRP は、製作コストの高さや層間破壊靱性の低さといった欠点を有しており、これらの欠点が、CFRP のさらなる適用を妨げる要因になり得る。これらの欠点を克服するものとして開発されたのが、積層板板厚方向に縫合を施した縫合積層板である。縫合積層板は、非縫合積層板よりも層間破壊靱性値が大幅に向上する上、低コスト成型法による作製が可能である。これまで、縫合積層板については、層間破壊靱性値や CAI 強度特性に関する研究が精力的になされてきた。ここで、従来の非縫合 CFRP 積層板の CAI 強度の研究からは、面外衝撃損傷の面積や形状が、CAI 強度と強い相関関係を持っていることが知られている。したがって、面外衝撃荷重下で積層板に生じる損傷を詳細に理解することは、縫合積層板においても、これを用いた構造物の設計や信頼性を確保する上で重要である。しかしながら、縫合が衝撃損傷に与える影響はこれまで明らかにされていなかった。そこで、本研究では、縫合積層板に生じる衝撃損傷を実験・解析の両面から調査した。以下に、本論文の各章で得られた結論をまとめて示す。

第2章では、Half-SACMA 試験の縫合積層板、非縫合積層板に対して落錘衝撃試験を実施した。その後、損傷を軟 X 線写真、マイクロフォーカス X 線 CT、及びデジタルマイクロスコプによって観察し、縫合が衝撃損傷に与える影響を調べた。第2章から得られた結論を以下に示す。

1. 縫合を施すことによって面外衝撃損傷を抑制することができることがわかった。また、衝撃エネルギーが大きいほど損傷抑制効果は大きいことがわかった。
2. 面外衝撃損傷の厚さ方向分布は、非縫合積層板においては、衝撃面の逆側に近づくにつれて損傷が拡大しているのに対し、縫合積層板では、厚さ方向中央部で損傷が最も拡大していることがわかった。
3. 低速衝撃時に、縫合糸は母材から一部はく離するが、破断せずに残存しており、はく離を架橋していることが確認できた。

第3章では、縫合が衝撃損傷に及ぼす影響の原因を、有限要素法に基づく数値解析によって明らかにした。数値解析では、集中荷重を受ける積層板の円形はく離先端のエネルギー解放率を仮想き裂閉口法によって調べ、縫合が損傷に与える影響を検討した。第3章で得られた結論を以下に示す。

1. 縫合モデルのはく離先端エネルギー解放率は、非縫合モデルよりも全層間に渡っておおむね減少していることを示した。
2. 縫合が、衝撃面の逆側でのめくれ上がりによるモードIエネルギー解放率の増大を強く抑制していることを示した。これが、縫合積層板と非縫合積層板で面外衝撃損傷の厚さ方向分布特性が異なっていた原因である。
3. はく離面積を変化させた場合の数値解析結果より、非縫合モデルでは、はく離面積が増加してもエネルギー解放率の最大値がほぼ一定の値をとるのに対して、縫合モデルにおいてはその値は減少することが示された。これが、縫合積層板と非縫合積層板で衝撃エネルギー増加に伴い、投影損傷面積の差が広がった原因である。

積層板に縫合を施す際、縫合糸には様々な材料の糸を使用することができ、縫合糸の太さや縫合の密度を変更することができる。したがって、損傷を効果的に抑制するためにはこれらのパラメータを適切に決定する指針が必要である。第4章では、縫合が面外衝撃損傷に与える損傷抑制効果に関して、縫合パラメータを変化させ、縫合パラメータと損傷抑制効果の関係を調べ、縫合パラメータの決定指針を示した。実験では、縫合密度を減少させた場合の面外衝撃損傷の変化を観察した。また、縫合密度と面外衝撃損傷の関係を調べた既存研究の結果を参照し、面外衝撃損傷の変化について検討した。数値解析においては、第3章で行った解析について、縫合パラメータを変化させ、エネルギー解放率の検討を行った。第4章から得られた結論を以下に示す。

1. 縫合密度を変化させた面外衝撃試験による損傷観察結果、および、文献から得た既存の衝撃試験結果から、縫合密度が高いほど、縫合による面外損傷抑制効果が高いことがわかった。また、縫合密度の変化により、面外衝撃損傷の板厚方向分布が変化することが明らかになった。
2. 縫合密度、および縫合糸の太さを変更してエネルギー解放率計算を行った。それらの解析結果から、弾性率が高く、太い糸を密に縫合したほうが、はく離抑制効果が高いと

いうことを示した。また、縫合密度変化に関する解析結果により、縫合密度変化にともなう面外衝撃損傷の板厚方向分布変化の原因を明らかにした。

3. 同材料、同体積の縫合糸を用いて積層板に縫合を施す場合、縫合糸の径より縫合密度を優先したほうが、はく離抑制効果の高い効果的な縫合方式となることを示した。

以上の結論から、本研究では、縫合積層板内に発生する面外衝撃損傷に関して、板厚方向の縫合が衝撃損傷に与える影響を明らかにした。また、本研究で用いた解析モデルで、縫合パラメータを変化させて損傷抑制効果を検討することにより、より効果的な損傷抑制が可能な縫合方式の決定指針を示した。

付録 A 縫合積層板の作製方法について

本節では、縫合積層板の実際の作製方法と、縫合方式について述べる。積層板の厚さ方向に縫合を施す方法はいくつか存在するが、もっともコンベンショナルな方法は、工業用ミシンを用いる方法である[4]。この方法では、ミシン針に取り付けられた糸(上糸 : Needle thread)が積層されたプリプレグ、あるいはプリフォームを貫通し、裏側で下糸(Bobbin thread) と交差し、縫い目を形作る。この際、縫い目の形状としては、Lock stitch (Fig. A.1 (a)), Modified lock stitch (Fig. A.1(b)) などがある。本論文中に挙げた、過去の研究例のほとんどはこれらの縫合方式を用いて作成されている。この縫合方式は、プリプレグ、あるいはプリフォームをミシン針が貫通するため、面内糸が傷つけられてしまうことが避けられないという欠点が存在する。

そこで近年、縫合プロセスによる面内繊維束の損傷を避けるため、新たな縫合方式が開発されている[23]。Fig. A.2 に、近年新たに開発された、縫合積層プリフォームの製織方法の例を示す。まず、ガイドピンの配列されたベッド(Fig. A.2(a)) に、面内繊維束を積層構成に応じて配列する(Fig. A.2(b))。つぎに、配列された面内繊維束に、板厚方向から縫合糸を挿入し、縫合糸のループ部に止め糸を通し、縫合糸を固定する(Fig. A.2(c))。このとき、止め糸は縫合糸の送り方向とは直交している。面内繊維束はガイドピンによって配列されているため、縫合針は面内繊維束の隙間に挿入され、面内繊維束に与える損傷を最小にすることができる。本研究で用いた縫合積層板は、すべてこの方式によって縫合が施され、RTM (Resin Transfer Molding) 法によって成型を行った。

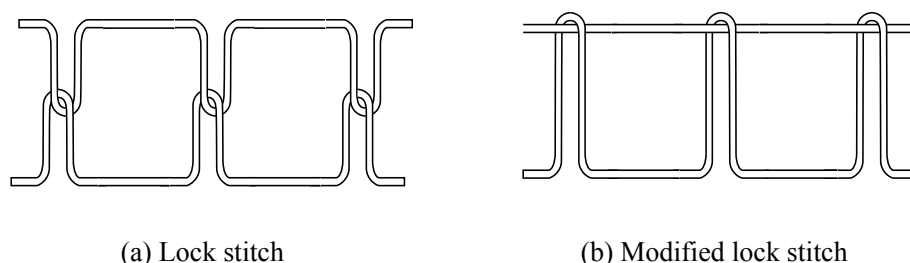
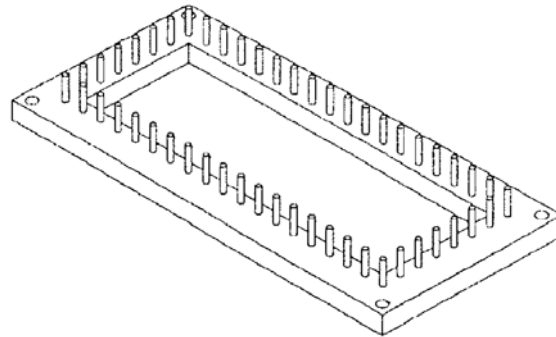
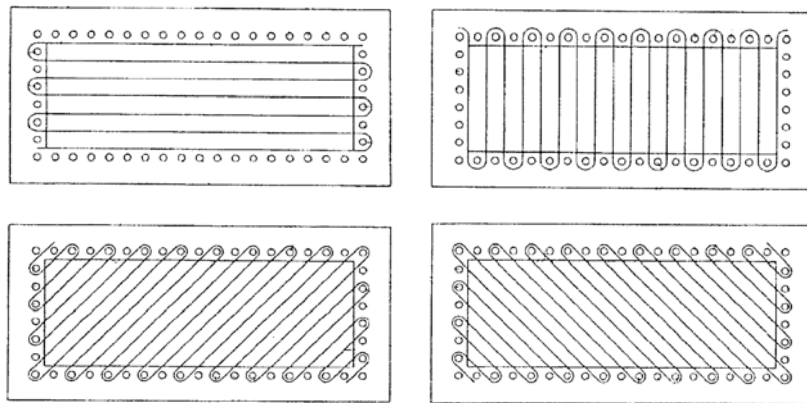


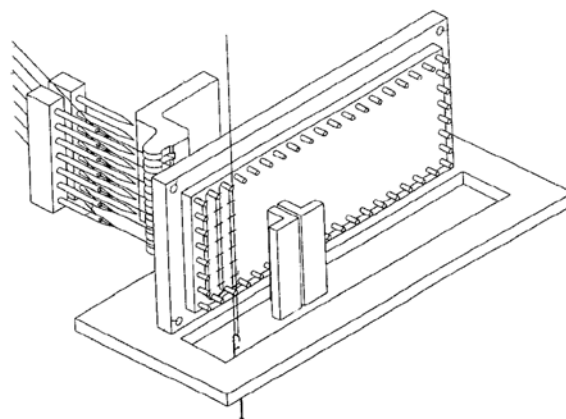
Fig. A.1 Illustrations showing the configuration of the stitch.



(a) A base frame system



(b) Arrangement of in-plane tows around the guide pins



(c) Insertion process of Z-direction threads

Fig. A.2 An example of the novel stitching technologies.

参考文献

- [1] 石川隆司, 小笠原俊夫, 岩堀豊, 構造・材料分野の今後20年の展望: 日本航空宇宙学会誌54, 630 (2006), 18-23.
- [2] 邊吾一, 石川隆司: 先進複合材料工学, 培風館(2005)
- [3] 平成11年度材料関連知的基盤整備委託 複合材料耐久性・耐環境性データベースの整備 成果報告書, 財団法人日本航空機開発協会(2001).
- [4] L. Tong, A.P. Mouritz and M.K. Bannister, 3D Fiber Reinforced Polymer Composites, Elsevier Science Ltd., Oxford (2002).
- [5] K. Dransfield, C. Baillie and Y.M. Mai, Improving the delamination resistance of CFRP by stitching - a review: Compos. Sci. Technol. 50, 3 (1994), 305-317.
- [6] L. Jain and Y.W. Mai, On the effect of stitching on mode I delamination toughness of laminated composites: Compos. Sci. Technol. 51, 3 (1994), 331-345.
- [7] L. Jain and Y.W. Mai, Determination of mode II delamination toughness of stitched laminated composites: Compos. Sci. Technol. 55, 3 (1995), 241-253.
- [8] A.P. Mouritz, J. Gallagher and A.A. Goodwin, Flexural strength and interlaminar shear strength of stitched grp laminates following repeated impacts: Compos. Sci. Technol. 57,5 (1997), 509-522.
- [9] F. Larsson, Damage tolerance of a stitched carbon/epoxy laminate: Composites Part A28A, 11 (1997), 923-934.
- [10] K.A. Dransfield, L.K. Jain and Y.W. Mai, On the effects of stitching in CFRPs - I. Mode I delamination toughness: Compos. Sci. Technol. 58, 6 (1998), 815-827.
- [11] L.K. Jain, K.A. Dransfield and Y.W. Mai, On the effects of stitching in CFRPs -II. Mode II delamination toughness: Compos. Sci. Technol. 58, 6 (1998), 829-837.
- [12] Y. Iwahori, CFRP Strengths improvement by carbon fiber stitching: Proceeding of SAMPE CD-ROM (2004)
- [13] 三宅司朗, 伊藤真, 田中豊巳, 真杉京一, 縄田久仁夫, 三次元複合材構造の開発概要: 第43回飛行機シンポジウム講演集CD-ROM (2005).
- [14] 月ヶ瀬元美, 西山茂, 田中豊巳, 村木俊宣, 三宅司朗, 伊藤真, 横山映, 三次元複合材

- 構造の開発・翼胴結合金具の設計・成形加工: 第 43 回飛行機シンポジウム講演集 CD-ROM(2005).
- [15] H.B. Dexter, Development of textile reinforced composites for aircraft structures: Proceeding of 4th International Symposium for Textile Composites (1998).
- [16] M.B. Dow and H.B. Dexter, Development of Stitched, Braided and Woven Composite Structures in the ACT Program and at Langley Research Center (1985 to 1997), NASA TP-97-206234 (1997).
- [17] 石川隆司, 松嶋正道, 林洋一, 従来型 CF/エポキシ積層材の衝撃後残留強度(CAI) 試験時の力学的挙動: 日本複合材料学会誌 26, 4 (2000), 141-151.
- [18] A.P. Mouritz, Ballistic impact and explosive blast resistance of stitched composites: Composites Part B 32B, 5 (2001), 431-439.
- [19] A.P. Mouritz, Comment on the impact damage tolerance of stitched composites: J. Mater.Sci. Letters 22, 7 (2003), 519-521.
- [20] M.V. Hosur, M. Adya, J. Alexander, S. Jeelani, U. Vaidya and A. Mayer, Studies on impact damage resistance of affordable stitched woven/epoxy composite laminates: J. Reinf. Plast. Compos. 22, 10 (2003), 927-952.
- [21] I. Herszberg and T. Weller, Impact damage resistance of buckled carbon/epoxy panels: Compos. Struct. 73, 2 (2006), 130-137.
- [22] 航空機工業の競争力強化に関する調査研究・成果報告書 「Vectran ステッチ複合材料の研究」, 社団法人日本航空宇宙工業会 革新航空機技術開発センター(2006).
- [23] R. Kamiya, B.A. Cheeseman, P. Popper and C.T.Wei, Some recent advantages in the fabrication and design of three-dimensional textile preforms: a review: Compos. Sci. Technol. 60, 1 (2000), 33-47.
- [24] T. Ishikawa, M. Matsushima, E. Hara and G. Ben, Cost reuduction in compression-after impact(CAI) tests: proposal of half-SACMA specimen size: Proceedings of the 9th USJapan conference on composite materials 9 (2000), 133-140.
- [25] Baaklini GY, Bhatt RT, Eckel AJ, Engler P, Castelli MG, Rauser RW. X-ray microtomography of ceramic and metal-matrix composites: Mater Eval 9 (1995), 1040-4.
- [26] Mcdonald SA, Preuss M, Maire E, Buffiere JY, Mummery PM, Withers PJ. X-ray tomographic imaging of Ti/SiC composites: J Micros - Oxford Part 209, (2003), 102-12.
- [27] 青木雄一郎, 繊維強化複合材料積層板の衝撃損傷問題に関する研究, 上智大学博士学

位論文(2002).

- [28] C. T. Sun and C. J. Jih, On strain energy release rates for interfacial cracks in Bi-material media: Eng. Fracture Mech Vol. 28, (1987), 13-22
- [29] A.T. Nettles and M.J. Douglas, A comparison of quasi-static indentation to low-velocity impact: NASA TP-2000-210481 (2000).
- [30] H. Y. Choi, and F. K. Chang, A Model for Predicting Damage in Graphite/Epoxy Laminated Composites Resulting from Low-Velocity Point Impact: J. Compos. Mater. 26, (1992), 2134-2169.
- [31] 岩堀豊, 杉本直, 林洋一, 堀川晋, 石川隆司, 福田博, 縫合 CFRP 積層板の縫合部引張試験による面外方向強度特性の研究: 日本複合材料学会誌 32, 1 (2006), 22-31.
- [32] D.D.R. Cartie, B.N. Cox and N.A. Fleck, Mechanisms of crack bridging by composite and metallic rods: Composites Part A 35, 11 (2004), 1325-1336.
- [33] H. Suemasu and O. Majima, Multiple delaminations and their severity in circular aximmetric plates subjected to transverse loading: J. Compos. Mater. 30, 4 (1996), 441-453.

本論文に関する学会発表

仲尾知晃, 吉村彰記, 武田展雄, ”縫合積層板の衝撃荷重下における損傷進展“, 日本機械学会 2006 年度年次大会, 熊本県, 2006-9

吉村彰記, 仲尾知晃, 武田展雄, ”縫合の密度及び種類が CFRP 積層板の面外衝撃損傷に及ぼす影響の評価“, JCOM-36-材料・構造の複合化と機能化に関するシンポジウム, 京都府, 2007-3(予定)

Akinori Yoshimura Tomoaki Nakao, Nobuo Takeda, “*CHARACTERIZATION OF OUT-OF-PLANE IMPACT DAMAGE IN STITCHED CFRP LAMINATES*”, 16th International Conference on Composite Materials, Kyoto, 2007-7(予定)

謝辞

本論文を完成させるに当たり、多くの方から多大なるご支援をいただきました。

指導教官である武田展雄教授は、非常に未熟な学生であった私に対して、快く、熱心にご指導してくださいました。また、大変興味深くやりがいのあるテーマを与えてくださいました。心より感謝いたします。

岡部洋二助教授には、学会発表の際に引率していただき、安心して発表することができました。大変感謝しております。

吉村彰記氏(東大・院)には、研究の進め方、論理的でわかりやすい文章の書き方といった基本事項から非常に丁寧に教えていただきました。とても感謝しております。また、学会原稿の締め切りが迫ったときには、ご自身の研究で多忙の中、私の研究を夜通し手伝ってください、より良い研究成果を挙げることができました。来年度からのさらなるご活躍を心よりお祈りいたします。2年間本当にありがとうございました。

さらに、武田研究室の皆様には、研究を進めていく上で数多くの有用な助言をいただきました。また、皆様とはサッカーをしたり、登山をしたりと、研究意外でも時間を共有する部分が多く、おかげで楽しく充実した2年間を過ごすことができました。本当にありがとうございました。

同期の新井健夫氏(東大・院)、白石信夫氏(東大・院)には、公私共にいろいろとお世話になりました。新井氏とは6年来の友人で、この6年間、様々な経験を共有し、ともに成長してきました。彼の、非常に素直で、愚直に努力をする性格は、私が憧れを抱く部分であると同時に、常に私に癒しと刺激を与えてくれました。本当にありがとうございました。白石氏には実験装置の使用法を教えていただき、また、研究が行き詰ったときの相談相手になっていただきました。加えて、研究室行事では常に幹事として行事を取り仕切っていただきました。大変感謝いたします。

その他、私をご支援くださいました多くの方々、友人に感謝いたします。

最後に私事ながら、24年間、常に支え続けてくれた両親への感謝の気持ちを記し、謝辞といたします。本当にどうもありがとうございました。

2006年2月

仲尾知晃