

第 3 章

縫合 CFRP 積層板の引張負荷下の損傷進展

3.1 緒言

板厚方向の縫合は、積層板の層間はく離を架橋することによって見かけの層間破壊靱性値を大きく向上させる [1-12] だけでなく、面内材料特性にも影響を与える。このため、縫合積層板の面内材料特性について、精力的に研究が行われてきた [6, 13-18]。これによれば、引張剛性、圧縮剛性については、多くの結果で、縫合積層板と非縫合積層板は、ほぼ同じ値を示した。一方で、引張強度や圧縮強度は縫合によって大きく影響を受ける。特に、後者は縫合積層板の方が非縫合積層板よりも 20 % 程度低下することが知られている。

この中で、Warrior ら [17] は、引張負荷中の縫合積層板の剛性が徐々に低下することを示し、この原因が積層板中に発生する損傷であることを示唆した。しかし、縫合積層板に対する既存の研究は、巨視的な材料特性にのみ注目しており、損傷の発生や進展についての考察はほとんどなされていない。引張負荷下の通常の (非縫合の)FRP 積層板には層内き裂や層間はく離などの損傷が発生する。これらの損傷は相互に影響を及ぼし合いながら進展し、積層板全体の破壊に至るという損傷プロセスが明らかにされている [19, 20]。このとき、損傷の進展によって剛性や強度といった材料特性が変化する。したがって、引張負荷下の損傷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必要不可欠である。

そこで本章では、引張負荷下の縫合積層板の損傷進展挙動を実験、解析の両面から調査す

る。本章の構成は以下の通りである。まず、第 3.2 節において、縫合積層板の引張試験を行い、損傷進展を観察した結果を示す。次に、第 3.3 節にて、引張負荷下の縫合積層板の損傷進展シミュレーションを実施し、結果を実験と比較する。これによって、第 2 章で提案した、縫合積層板の損傷進展解析モデルによって、縫合積層板中に発生する損傷を表現できていることを示すとともに、引張負荷下の損傷進展に対して縫合が果たしている役割を明らかにする。

3.2 縫合 CFRP 積層板平滑材の引張損傷観察

3.2.1 実験方法

本研究には、炭素繊維で縫合された CFRP 積層板 ((株) 豊田自動織機) を使用した。面内系として炭素繊維束 (T800H-12kf, 東レ (株)) を用い、積層構成は $[-45/45/0_3/90_4]_s$ とした。縫合系には炭素繊維束 (TR40-2kf, 三菱レイヨン (株)) を用い、付録 A に示した縫合方法 [21] で縫合した。縫合糸の送り方向は面内系の 0° 方向とした。母材にはビスマレイミド系樹脂 (Cycom5250-4RTM, Cytec Engineered Inc.) を用い、RTM (Resin Transfer Molding) 法によって成形した。また、縫合積層板との比較のため、縫合プロセスのみを省き、他は同条件で作製された非縫合積層板を用意した。以上の供試材を切断し、短冊状の試験片とした。Fig. 3.2 に試験片寸法を示す。縫合糸は 3.0 mm おきに配置し、縫合ピッチは 3.0 mm とした。試験片長手方向の両端には GFRP タブを接着した。このとき、タブ間の長さ (ゲージ長

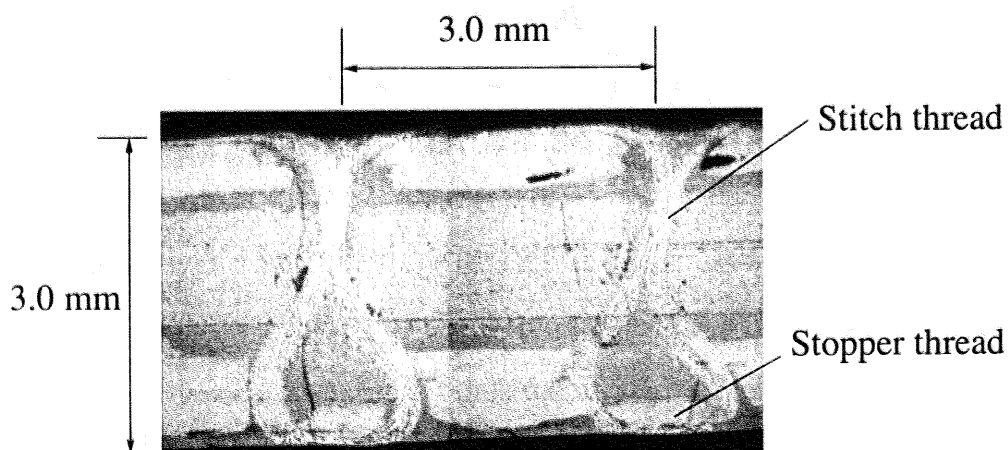


Fig. 3.1: Cross section of the laminate along a stitch thread.

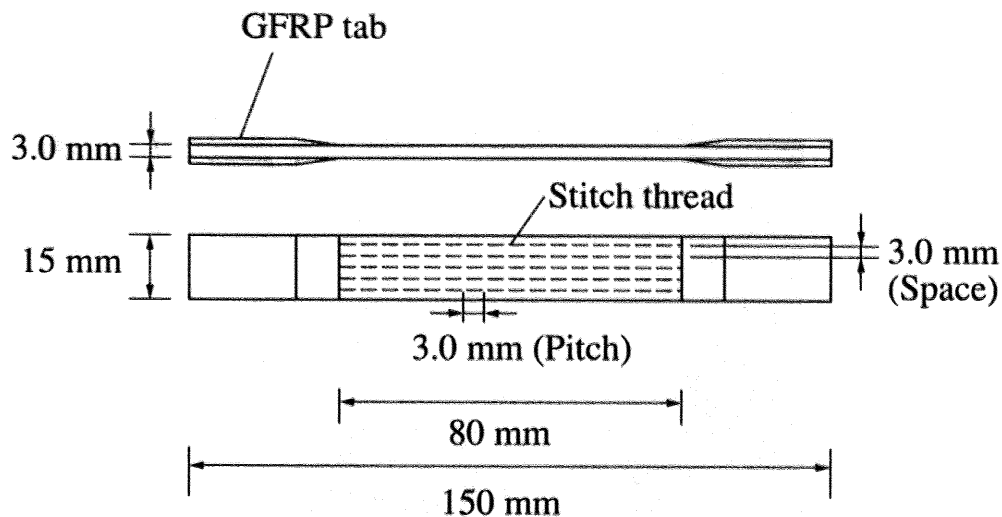


Fig. 3.2: Dimensions of the specimen. Stitch pitch and stitch space were both 3.0 mm.

さ) は、80 mm であった。

積層板の破断まで単調に引張負荷を与え、剛性と強度を得る引張試験を縫合試験片 7 本、非縫合試験片 5 本に対して室温環境下で実施した。また、損傷の観察を行う負荷除荷試験を縫合試験片、非縫合試験片それぞれ 3 本ずつに対して行った。試験には引張試験機 (Instron 5582, Instron Corp.) を用い、クロスヘッド速度は 0.1 mm/min とした。荷重はロードセルによって測定した。縫合試験片では、縫合糸の影響によって試験片表面のひずみに分布が生じる。そのため、各試験片に 4 枚のひずみゲージを貼付け、また、標点距離 50 mm の伸び計を装着した。これらによる測定値の平均を負荷ひずみ ε とした。

Fig. 3.3 に負荷除荷試験の様子を示す。負荷除荷試験においては、負荷ひずみ 0.05 % ごとに試験を停止し、デジタルマイクロスコープを用いて鏡面研磨した試験片端面に発生する損傷を観察した。また、負荷ひずみ 0.2 % ごとに荷重を完全に除荷して試験片を試験機から取り外し、超音波顕微鏡 (UH-3, OLYMPUS Corp.) を用いて C-Scan を行い、層間はく離の進展を観察した。このとき、超音波プローブの発振周波数は 30MHz であった。

3.2.2 実験結果

引張試験結果を Fig. 3.4(a) にまとめた。縫合試験片では、非縫合試験片と比較して初期剛性、強度ともに平均値が低く、また、ばらつきが大きい。本研究の積層構成では、 0° 層が大部分の荷重を負担する。ここで、縫合、非縫合試験片の 0° 方向繊維の体積含有率 V_{f0} はそ



Fig. 3.3: Load-unload test setup

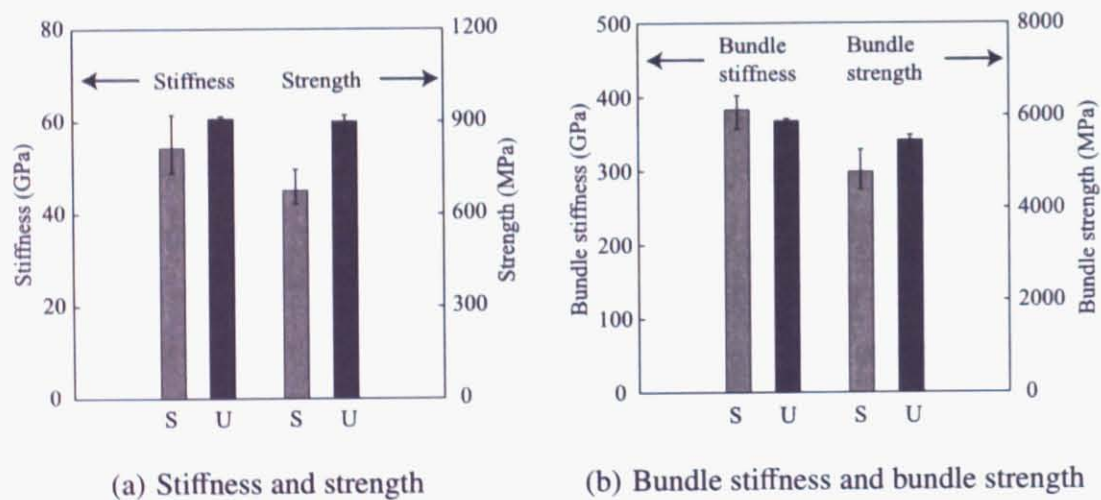


Fig. 3.4: Comparison of results in the static tensile tests between the stitched specimens (S) and the unstitched specimens (U).

れぞれ、 0.142 ± 0.020 、 0.165 ± 0.001 であり、大きな差があった。そこで、束応力 $\hat{\sigma}$ を定義し、 V_{f0} の影響を除去する。束応力とは、 0° 方向繊維がすべての荷重を負担していると仮定したとき、その繊維が負担している応力であり、以下の式から求められる。

$$\hat{\sigma} = \frac{\sigma}{V_{f0}} \quad (3.1)$$

ここで σ は試験片に加わる応力である。Fig. 3.4(b) に初期束剛性、束強度を示す。 V_{f0} の影響を除去した初期剛性は縫合によって変化しないものの、強度が低下していることがわかる。既存の研究でも、縫合による初期束剛性の変化よりも束強度の低下が著しく、この傾向と本実験結果は一致している。

試験片の端面から観察した各負荷ひずみにおける損傷状態を Fig. 3.5 に示す。縫合試験片、非縫合試験片のどちらにおいても、0.4 % ひずみ付近で 90° 層に層内き裂が複数発生し、負荷の増加に伴って、0.6 % ひずみでは $0^\circ/90^\circ$ 層界面に層間はく離が発生している。非縫合試験片においては層間はく離が非常に大きく開口したのに対し、縫合試験片では、はく離の開口量が小さいことがわかる。

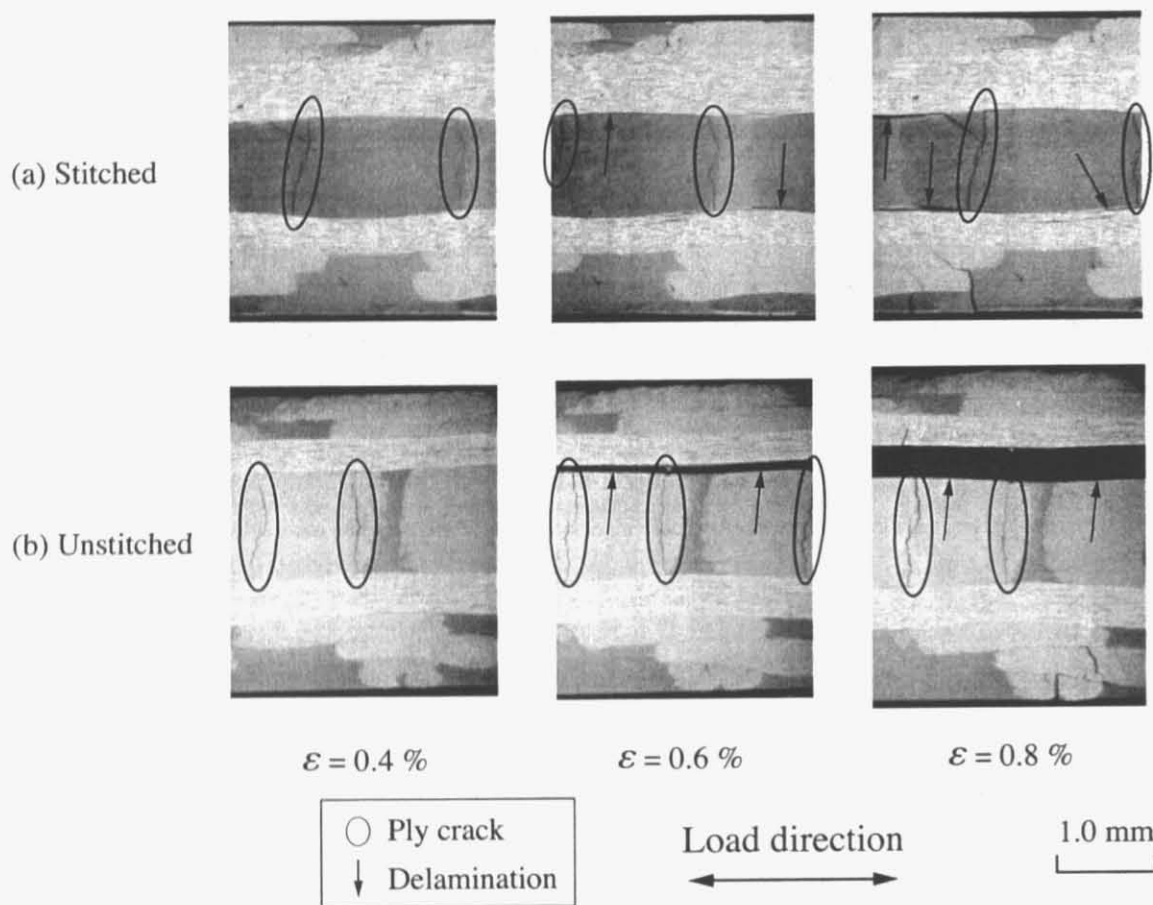


Fig. 3.5: Observed damage states. Ply cracks were observed in the 90° ply at 0.4 % strain, and delamination appeared at 0.6 % strain at the $0^\circ/90^\circ$ ply interface.

Fig. 3.6 に、 90° 層の層内き裂密度の変化を示す。ここで、ゲージ部に生じた層内き裂数をゲージ長さで除した値をき裂密度とする。縫合の有無にかかわらず、き裂密度は 0.5 % ひずみ付近から急激に増加し、0.7 % ひずみ以降の増加はゆるやかになった。なお、試験開始時においてき裂密度が 0 ではないのは、成形時の熱残留応力によってき裂が発生していたためである。

Fig. 3.7 に C-Scan にて層間はく離を観察した結果を示す。縫合、非縫合どちらの試験片でも、層間はく離は 0.6 % ひずみにおいては試験片の幅方向端面から発生しており、中央部へ向かって進展している。非縫合試験片では、負荷ひずみの増加に伴ってはく離が急速に拡大した。それに対し、縫合試験片では、縫合糸の位置ではく離の進展が一旦停止し (0.6 ~ 1.0 %)、その後、はく離が徐々に中央へ進展していることがわかる。負荷ひずみが 1.2 % であるとき、ゲージ部分全体の C-Scan 結果を Fig. 3.8 に示す。この図から、縫合試験片における層間はく離面積が非縫合試験片よりも明らかに縮小しており、縫合が層間はく離進展を抑制していることがわかる。なお、縫合試験片では、層間はく離が写真上側の端面からのみ進展している。これは、下側の端面の近傍に縫合糸が存在しているためである。

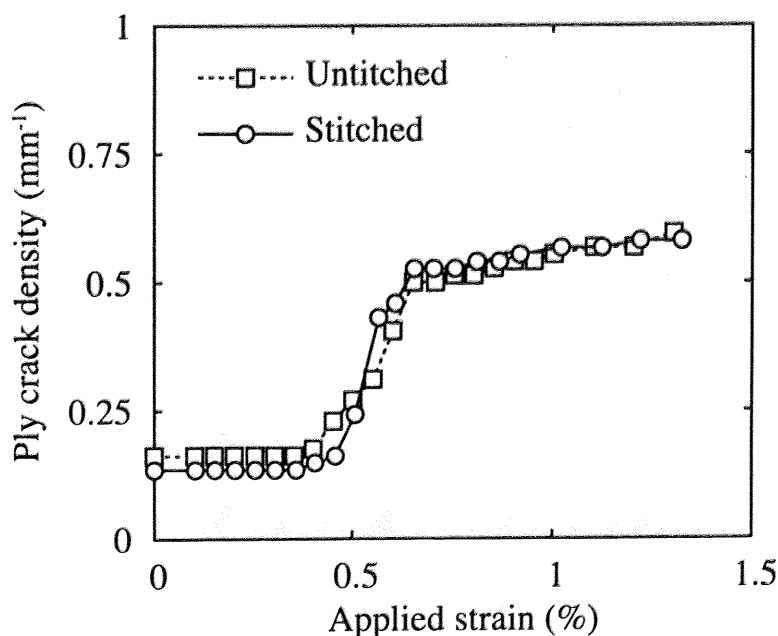


Fig. 3.6: Measured results of ply crack density as a function of the applied strain. Crack density started to increase sharply at about 0.5 % strain, and increased modestly after the applied strain reached at 0.7 %.

以上より、層内き裂の発生とその増加は縫合の影響を受けない一方、縫合により層間はく離の進展が大きく抑えられることがわかった。

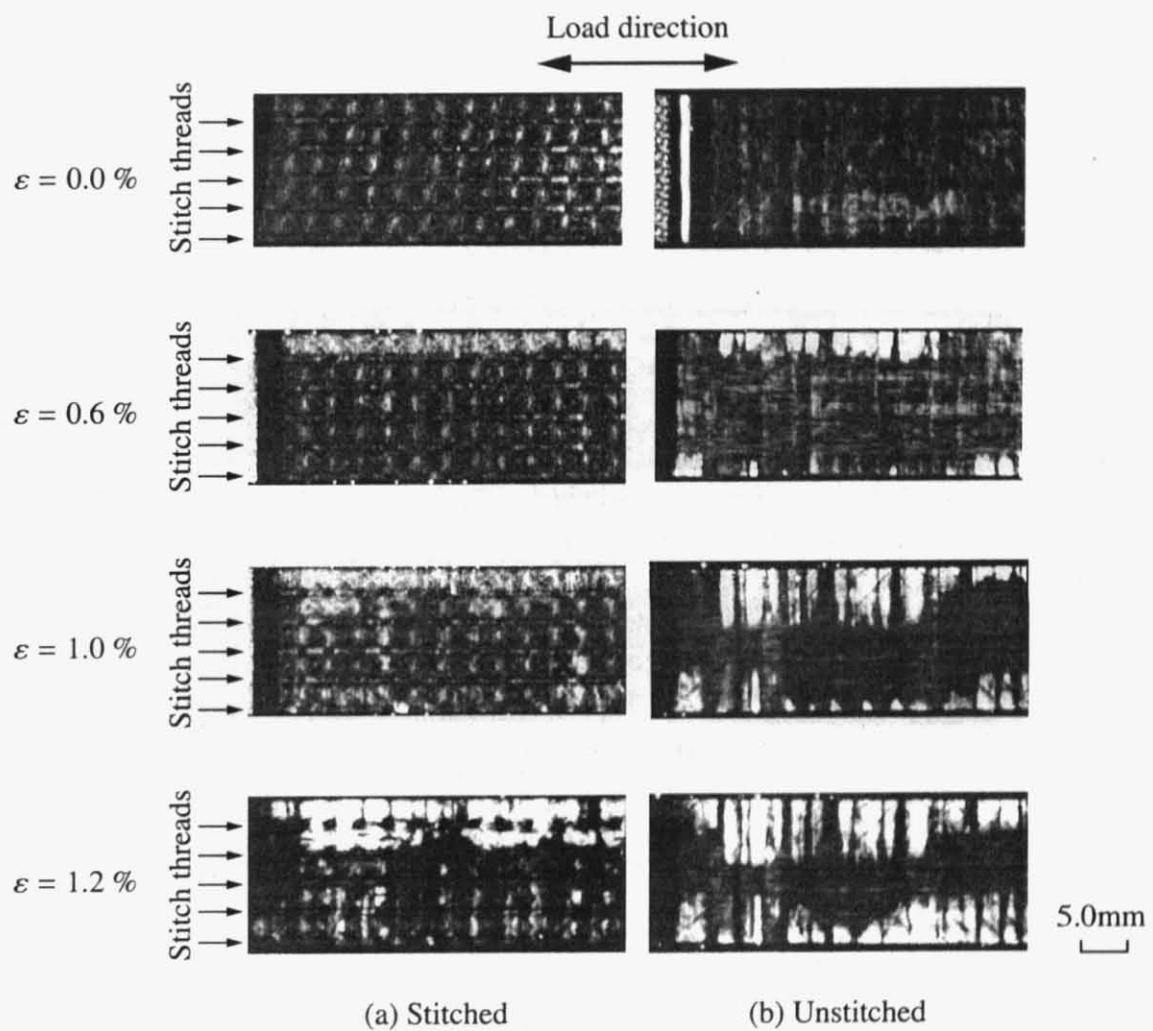


Fig. 3.7: C-scanned images of the specimens. Delamination in the stitched specimen was smaller than that of the unstitched one.

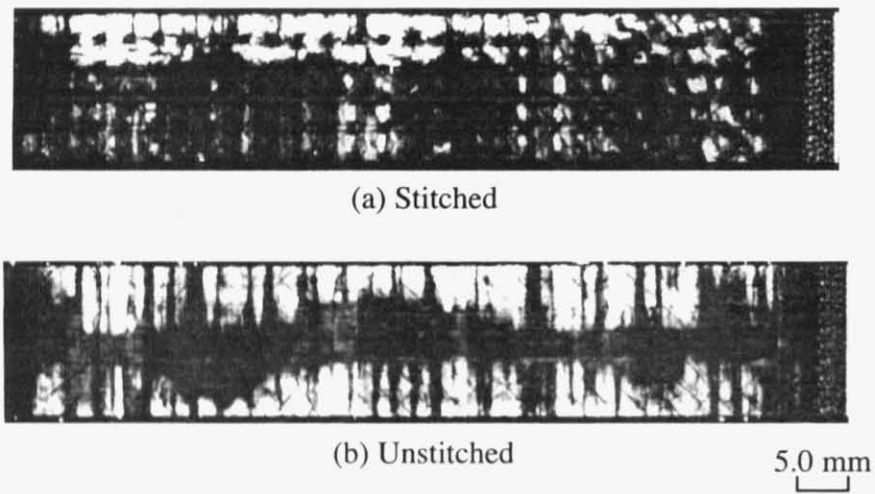
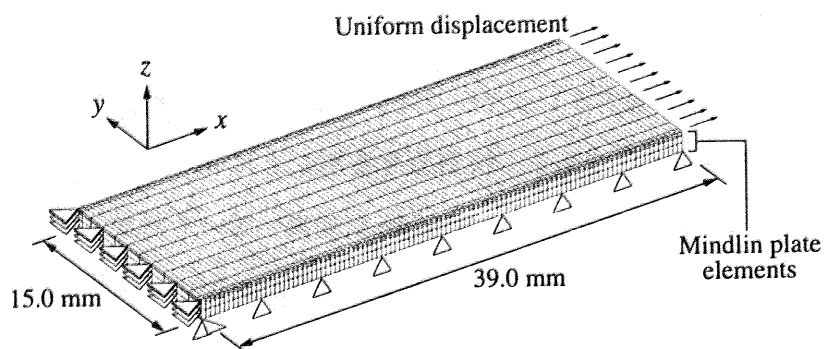


Fig. 3.8: C-scanned images of the whole gauge area ($\varepsilon = 1.2\%$).

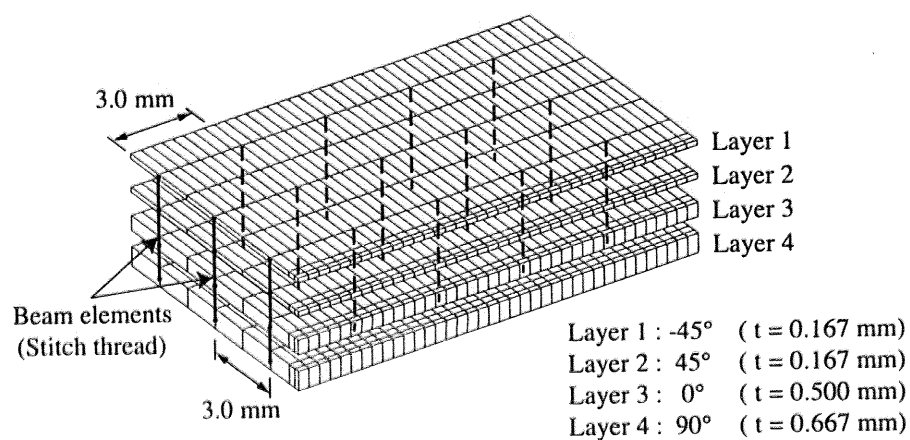
3.3 損傷進展解析

解析に用いた縫合積層板を表現するレイヤーワイズ有限要素モデル [22] を Fig. 3.9 に示す。積層構成は $[-45/45/0_3/90_4]_s$ である。積層板を各層ごとに 4 つのレイヤーに分割し、それぞれの層を 4 節点アイソパラメトリック Mindlin 板要素を用いて要素分割した。板厚方向の対称性を仮定し、縫合糸は隣接するレイヤーを 2 節点 Timoshenko はり要素で結ぶことによって表現した (Fig. 3.9(b))。このとき、はり要素の断面は円形とした。

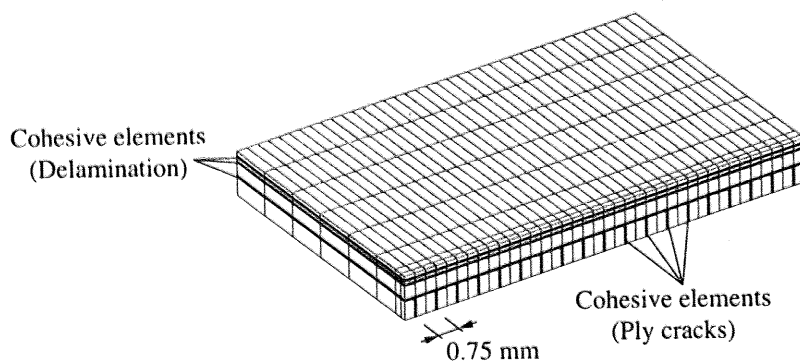
また、Fig. 3.9(c) に示すように、 90° 層の層内き裂を表す 4 節点結合力要素を、 x 方向に 0.75 mm おき、 y 方向全幅にわたって組み込んだ。さらに、全レイヤー境界に、レイヤー間を結ぶと同時に層間はく離を表現する 8 節点結合力要素を組み込んだ。以上の有限要素モデルの x 方向端面に一様引張変位を与えて第 2 章に示した手法で解析を行い、縫合 (はり要素) の有無による損傷進展を比較した。



(a) Overview of the mesh



(b) Beam elements (Magnified view)



(c) Cohesive elements (Magnified view)

Fig. 3.9: Layer-wise finite element model of a stitched laminate with cohesive elements.

解析に用いた物性値を Table 3.1 に、結合力要素の特性を Table 3.2 に示す。このとき、積層板の物性は、面内系に T800H を用いた非縫合積層板の物性値を参考に決定した。また、縫合系の物性は CFRP 一方向材の物性を参考に決定した。Table 3.2 における臨界エネルギー解放率の値は、縫合試験片の実験結果に対してフィッティングすることで決定した。

Fig. 3.10 にき裂密度の負荷ひずみに対する変化を示す。ここで、モデル幅の 7 割以上の長さになった層内き裂を貫通しているものとみなした。き裂密度は 0.5 % ひずみから急速に増加し、0.8 % ひずみ以降はゆっくりと増加した。また、き裂密度の変化において縫合の有無による差異は現れなかった。これらの解析結果は実験結果とよく一致しており、層内き裂の発生とその増加に対して縫合の影響は小さいという実験結果を確認した。なお、Fig. 3.10 では、モデル幅の 7 割の長さには達したき裂を貫通き裂とみなしたが、この基準を変化させた際にも結果に影響はない。

Fig. 3.11 に解析で得られた $0^\circ/90^\circ$ 層間のはく離を示す。図中の各点は、完全に破壊した結合力要素 (残留強度パラメータ $s = 0$) を表している。層間のはく離の発生ひずみは縫合の有無によらず 0.65 % であり、 90° 層の層内き裂先端を起点に幅方向端面から発生した。縫合モデルにおいては、はく離の進展が縫合糸の位置で一旦停止し、負荷の増加に伴って徐々に

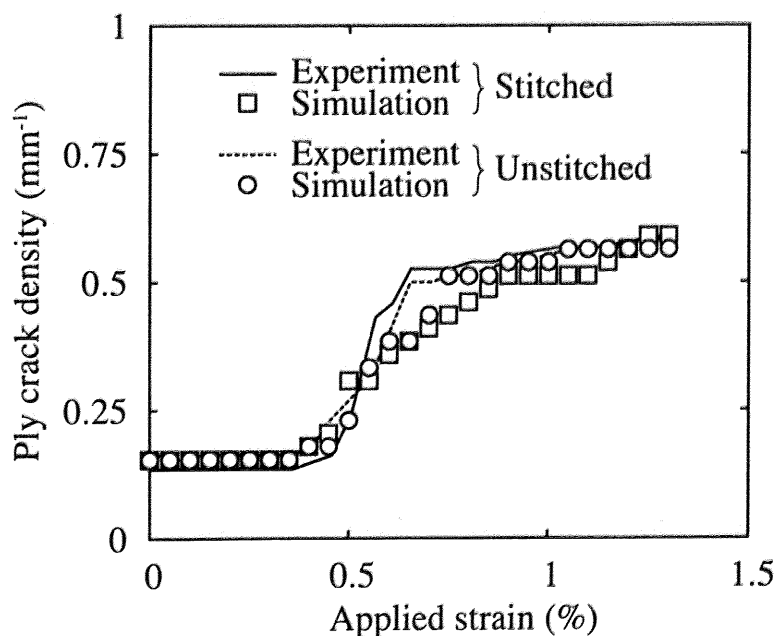


Fig. 3.10: Comparison between measured and simulated results of ply crack density as a function of the applied strain.

Table 3.1: Material properties of a stitched laminate.

(a) Laminate	
Longitudinal Young's modulus E_x (GPa)	144.65
Transverse Young's modulus $E_y = E_z$ (GPa)	9.57
Longitudinal shear modulus $G_{xy} = G_{xz}$ (GPa)	4.50
Transverse shear modulus G_{yz} (GPa)	3.50
Longitudinal Poisson's ratio $\nu_{xy} = \nu_{xz}$	0.356
Transverse Poisson's ratio ν_{yz}	0.49

(b) Stitch thread	
Longitudinal Young's modulus E_z (GPa)	148.0
Longitudinal shear modulus $G_{xz} = G_{yz}$ (GPa)	4.5
Diameter (mm)	1.5

Table 3.2: Parameters of the cohesive elements used in this study.

(a) Ply crack	
In-plane tensile strength (Mode I, MPa)	15.0
In-plane shear strength (Mode II, MPa)	40.0
Out-of-plane shear strength (Mode III, MPa)	40.0
Critical energy release rate (Mode I, J/m ²)	100.0
Critical energy release rate (Mode II, J/m ²)	500.0
Critical energy release rate (Mode II, J/m ²)	500.0

(b) Delamination	
In-plane tensile strength (Mode I, MPa)	30.0
In-plane shear strength (Mode II, MPa)	60.0
Out-of-plane shear strength (Mode III, MPa)	60.0
Critical energy release rate (Mode I, J/m ²)	150.0
Critical energy release rate (Mode II, J/m ²)	750.0
Critical energy release rate (Mode III, J/m ²)	750.0

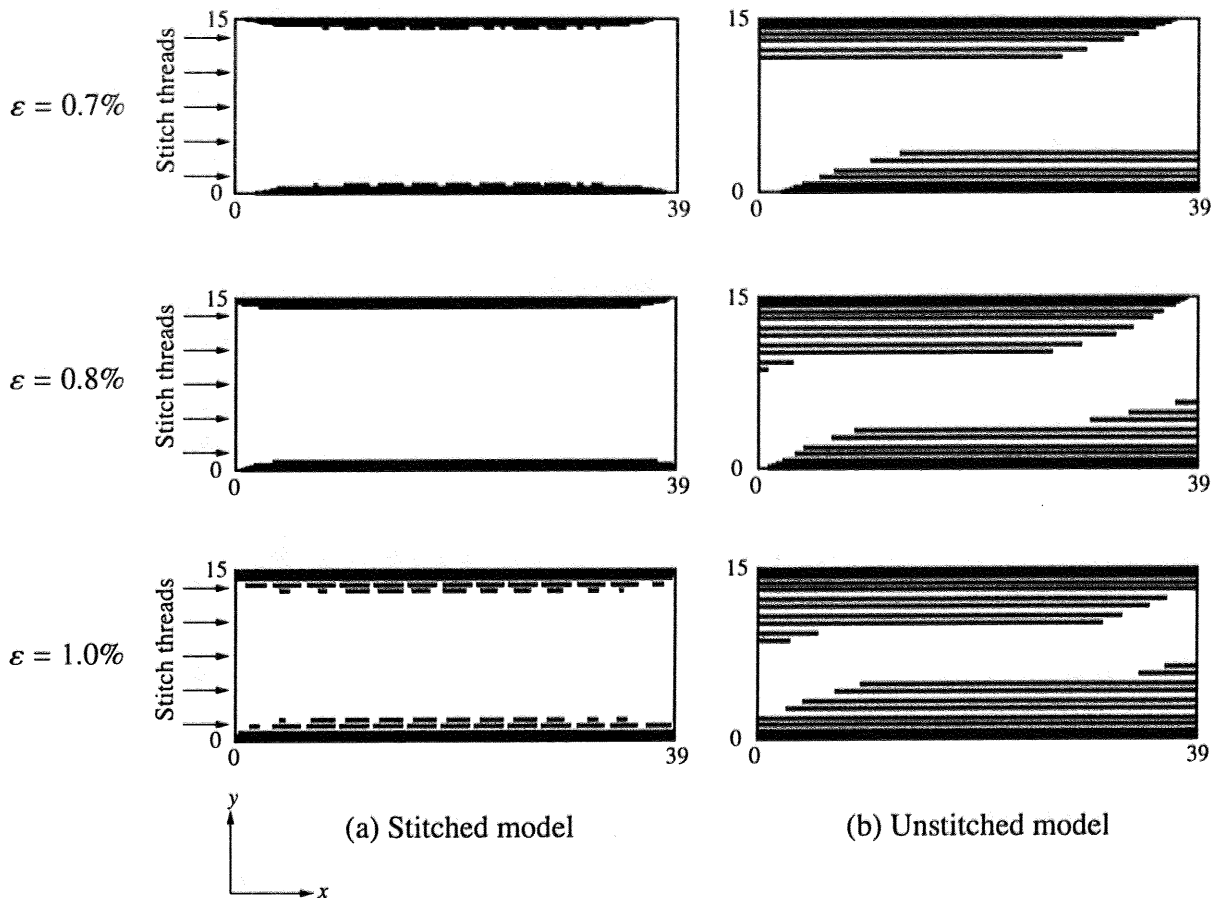


Fig. 3.11: Simulated delamination propagation at the 0°/90° ply interface.

中央部へと進展した。このとき、はく離は層内き裂に沿って縫合糸を回り込むように進展した。それに対し、非縫合モデルにおいては、層間はく離は発生と同時に試験片中央に向かって急速に進展した。これらの損傷進展挙動は、損傷観察結果 (Figs. 3.5, 3.7) と良く一致しており、第2章で提案した損傷進展解析モデルによって、縫合積層板内の損傷をシミュレートできることがわかる。

ただし、非縫合モデルにおけるはく離の形状は実験結果と若干異なっており、層間はく離はモデルの長手方向端部付近で、長手方向に対して斜めに進展している。実験では試験片のタブ部 (Fig. 3.7 写真左側端部) をグリップしており、この部分が厚さ方向に拘束されている。この拘束条件の違いが、実験と解析のはく離形状の相違の原因である。

非縫合モデルにおいては、層内き裂先端から発生したはく離が $\pm 45^\circ$ 層の面外変位によって開口し、小さい負荷の増加ではく離が大きく進展した。一方、縫合モデルでは縫合糸によって $\pm 45^\circ$ 層の面外変位が抑えられる。よって、はく離は層内き裂先端における層間せん

断変形によって進展する。さらに、この層間せん断変形も縫合の位置で抑制されるため、縫合を回り込むようにはく離が進展していくことがわかった。

3.4 結言

本研究では、引張負荷下の縫合 CFRP 積層板の損傷進展挙動を実験、解析両面から調査し、以下の結論を得た。

1. 縫合の有無にかかわらず、引張負荷下の積層板には層内き裂と層間はく離が観察された。層内き裂の発生とその増加には、縫合による差異は見られなかった。一方、縫合積層板には、非縫合積層板よりも小さい層間はく離が観察された。
2. 縫合積層板に対する損傷進展解析で得られた層内き裂と層間はく離の発生や進展は、損傷観察結果に一致した。これによって、第2章で提案した数値解析モデルによって、縫合積層板の損傷進展をシミュレートできることがわかった。
3. 損傷進展解析モデルの結果から、縫合は、積層板が面外方向へめくれ上がる変形を抑制することによって、自由端から発生するはく離を抑制していることがわかった。

第3章に関する参考文献

- [1] L. Tong, A.P. Mouritz and M.K. Bannister, 3D Fiber Reinforced Polymer Composites, Elsevier Science Ltd., Oxford (2002).
- [2] 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.
- [3] 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.
- [4] L. Jain and Y.W. Mai, Determination of mode II delamination toughness of stitched laminated composites: Compos. Sci. Technol. 55, 3 (1995), 241–253.
- [5] 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.

- [6] F. Larsson, Damage tolerance of a stitched carbon/epoxy laminate: *Composites Part A* 28A, 11 (1997), 923–934.
- [7] 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.
- [8] 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.
- [9] 岩堀豊, 石川隆司, 林洋一, 渡辺直行, 縫合した CFRP 積層板のモード I 層間破壊靱性値の向上に関する研究: *日本複合材料学会誌* 26, 3 (2000), 90–100.
- [10] A.P. Mouritz, Ballistic impact and explosive blast resistance of stitched composites: *Composites Part B* 32B, 5 (2001), 431–439.
- [11] L. Chen, P.G. Ifju and B.V. Sankar, Analysis of mode I and mode II tests for composites with translaminar reinforcements: *J. Compos. Mater.* 39, 15 (2005), 1311–1333.
- [12] 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.
- [13] A.P. Mouritz, K.H. Leong and I. Herszberg, A review of the effect of stitching on the in-plane mechanical properties of fibre-reinforced polymer composites: *Composites Part A* 28A, 12 (1997), 979–991.
- [14] F. Aymerich, P. Priolo and C.T. Sun, Static and fatigue behaviour of stitched graphite/epoxy composite laminates: *Compos. Sci. Technol.* 63, 6 (2003), 907–917.
- [15] M.Z. Shah Khan and A.P. Mouritz, Fatigue behaviour of stitched GRP laminates: *Compos. Sci. Technol.* 56, 6 (1996), 695–701.
- [16] F. Pang, C.H. Wang and R.G. Bathgate, Creep response of woven-fibre composites and the effect of stitching: *Compos. Sci. Technol.* 57, 1 (1997), 91–98.
- [17] N.A. Warrior, C.D. Rudd and S.P. Gardner, Experimental studies of embroidery for the local reinforcement of composites structures 1. stress concentrations: *Compos. Sci. Technol.* 59, 14 (1999), 2125–2137.
- [18] A.P. Mouritz and B.N. Cox, A mechanistic approach to the properties of stitched laminates: *Composites Part A* 31, 1 (2000), 1–27.
- [19] N. Takeda and S. Ogihara, In situ observation and probabilistic prediction of microscopic failure processes in CFRP cross-ply laminates: *Compos. Sci. Technol.* 52, 2 (1994), 183–

195.

- [20] T. Okabe, H. Sekine, J. Noda, M. Nishikawa and N. Takeda, Characterization of tensile damage and strength in GFRP cross-ply laminates: *Mat. Sci. Eng. A-Struct* 383, 2 (2004), 381–389.
- [21] 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.
- [22] S. Yashiro, N. Takeda, T. Okabe and H. Sekine, A new approach to predicting multiple damage states in composite laminates with embedded fbg sensors: *Compos. Sci. Technol.* 65, 3-4 (2005), 659–667.

第4章

縫合積層板の円孔周辺の層間はく離進展

4.1 緒言

縫合積層板では、縫合糸が層間はく離を架橋するため、破壊靱性試験で得られる見かけの層間破壊靱性値は通常の積層板の値より大幅に高い [1-5]。さらに、縫合積層板には面外衝撃による圧縮強度低下が小さいという利点があるため [6]、航空機外板などへの適用が期待されている。このような大規模構造では、構造部材同士の接合が不可欠である。FRP 部材の接合には、硬化前の前駆体を縫合する縫合接合など、FRP に独特な方法を用いることも可能である [7-9]。しかし、取り扱いの容易さや、他の材料との接合を考えた場合、ボルトを用いた機械的接合が最も有効である。

これまでに、ボルト孔を模擬した円孔などの応力集中部を有する通常の (非縫合) FRP 積層板における引張負荷下の損傷進展に関する研究が、精力的に行われてきた [10, 11]。それらでは、応力集中部を起点として層内き裂と層間はく離が相互に影響を及ぼし合いながら進展するプロセスが明らかにされている。また、損傷の形態や進展と強度との関係も詳細に調べられている。

前章で明らかになったように、板厚方向に縫合を施すことによって、層間はく離損傷を抑制することが可能である。このため、接合部の周辺に縫合を施すことにより、円孔周辺に発生する損傷が抑制可能であると考えられる。円孔を有する縫合積層板に関する研究例としては、Thuis ら [12] による、引張強度に関する報告がある。また、Warrier ら [13] は、円孔周

囲にパッチを縫合することによって部分的に強化する方法を提案した。しかし、これらの研究は、縫合による強度や剛性の変化のみに着目しており、縫合が損傷進展プロセスに及ぼす影響を解明したものではない。

そこで、本章では、円孔を有する縫合積層板の引張負荷下の損傷、特に層間はく離の進展を、実験と解析の両面から明らかにし、板厚方向に縫合を施すことによる、円孔周囲の層間はく離抑制効果を検討する。本章の構成は以下の通りである。第4.2節で、円孔を有する縫合積層板に対して引張負荷除荷試験を行い、円孔近傍の損傷を観察した結果を述べる。第4.3節では、結合力要素を用いた縫合積層板の有限要素モデルを示した後、損傷進展解析を実施し、縫合積層板の円孔近傍における層間はく離進展過程を明らかにする。

4.2 縫合積層板の円孔周囲に発生する損傷の実験的観察

4.2.1 実験方法

本実験には、縫合糸に炭素繊維束を用いた縫合 CFRP 積層板 ((株) 豊田自動織機) を使用した。面内糸には炭素繊維束 (T800H-12kf, (株) 東レ) を用い、積層構成は $[-45/0/45/90]_{2s}$ なる擬似等方構成とした。縫合糸には炭素繊維束 (TR40-2kf, (株) 三菱レイヨン) を用い、付録 A に示した方法 [14] によって縫合を施した。供試材の断面写真を Fig. 4.1 に示す。縫合糸は 3.0 mm おきに配置し、縫合ピッチは 3.0 mm とした。母材樹脂にはエポキシ系樹脂

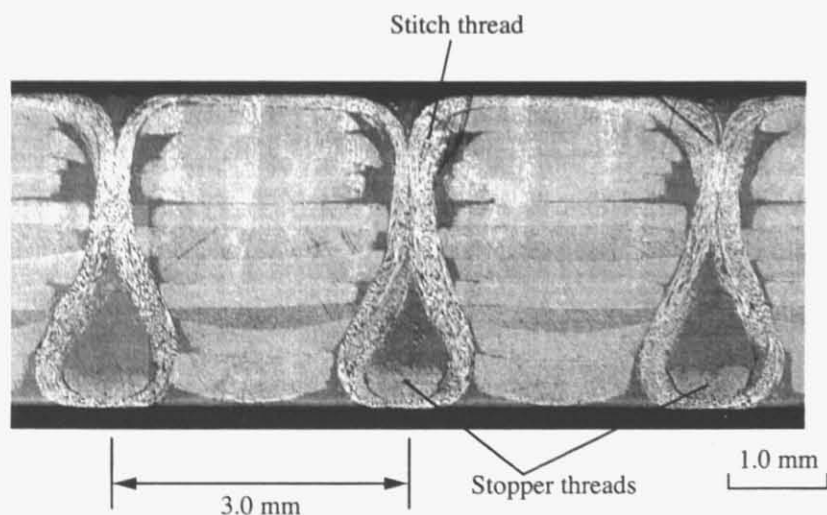


Fig. 4.1: Cross section of the laminate along a stitch thread.

(Araldite LY564 / Aradur 22962) を用い、RTM (Resin Transfer Molding) 法によって成形を行った。縫合積層板との比較のため、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。

以上の供試材を短冊状に加工し、試験片とした。試験片寸法を Fig. 4.2 に示す。試験片中央部には、ボール盤を用いて直径 5.0 mm の円孔を設けた。試験片の長手方向両端には、テーパ加工を施した GFRP タブを接着した。これらの試験片に対し、室温環境にて引張負荷除荷試験を行った。試験には引張試験機 (Instron 5250, Instron Corp.) を用い、クロスヘッド速度を 0.25 mm/min とした。荷重はロードセルを用いて計測した。試験片長手方向に円孔から 50 mm、幅方向中央の位置にひずみゲージを貼付し、この計測値を負荷ひずみ ε とした。最大負荷ひずみを 0.2 % から 0.1 % 刻みで増加させ、0.9 % まで、8 回の負荷除荷試験を行った。

荷重を完全に除荷した後、ヨウ化亜鉛を主成分とする造影剤を試験片端部および円孔周辺に塗布し、損傷に浸透させた。次に、汎用軟 X 線フィルム撮影装置 (M-100S, ソフテックス (株)) によって試験片の透視画像を撮影し、試験片全体に発生する層内き裂と層間はく離を観察した。さらに、試験終了後の縫合試験片を、(株) 東芝 製マイクロフォーカス X 線 CT 装置、TOSCANER-30000 μ hd (Fig. 4.3) 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. 4.4 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. 4.4 の

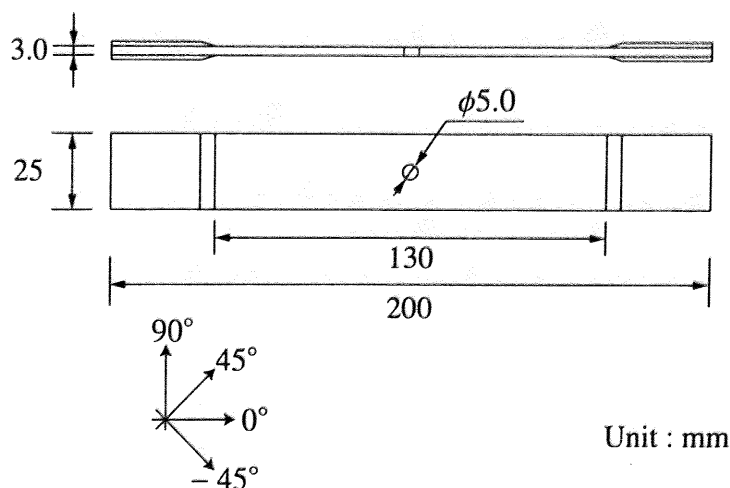


Fig. 4.2: Dimensions of the specimen with an open-hole. Stacking configuration was $[-45/0/45/90]_{2s}$.

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。本実験においては、造影剤を浸透させた試験片に対し、長手方向に垂直な断面を撮影し、損傷の厚さ方向の分布を観察した。



Fig. 4.3: Micro-focus X-ray CT System.

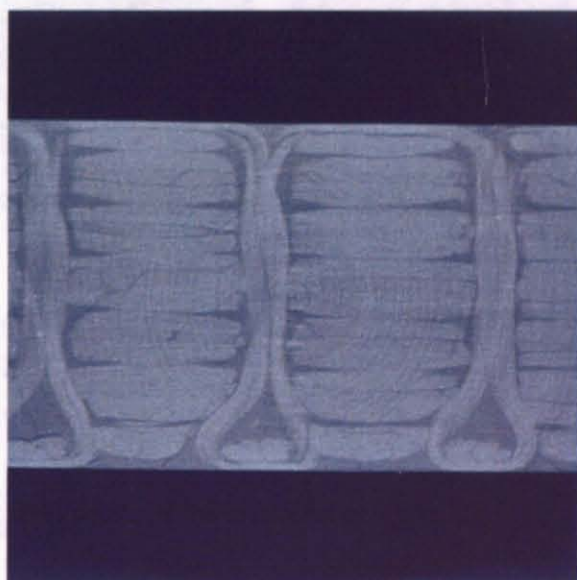


Fig. 4.4: An example of the micro-focus X-ray CT image.

4.2.2 実験結果

Fig. 4.5 に得られた軟 X 線写真を示す。縫合試験片、非縫合試験片ともに、負荷ひずみの増加に伴い、90° 層内のき裂は試験片全域にわたって発生した。 $\pm 45^\circ$ 層内のき裂は円孔縁および自由端から発生したが、幅方向に貫通するものはみられなかった。0° 層内のき裂は円孔縁から発生したものの、ほとんど進展しなかった。以上のような層内き裂の進展過程に関して、縫合試験片と非縫合試験片で大きな違いは見られなかった。

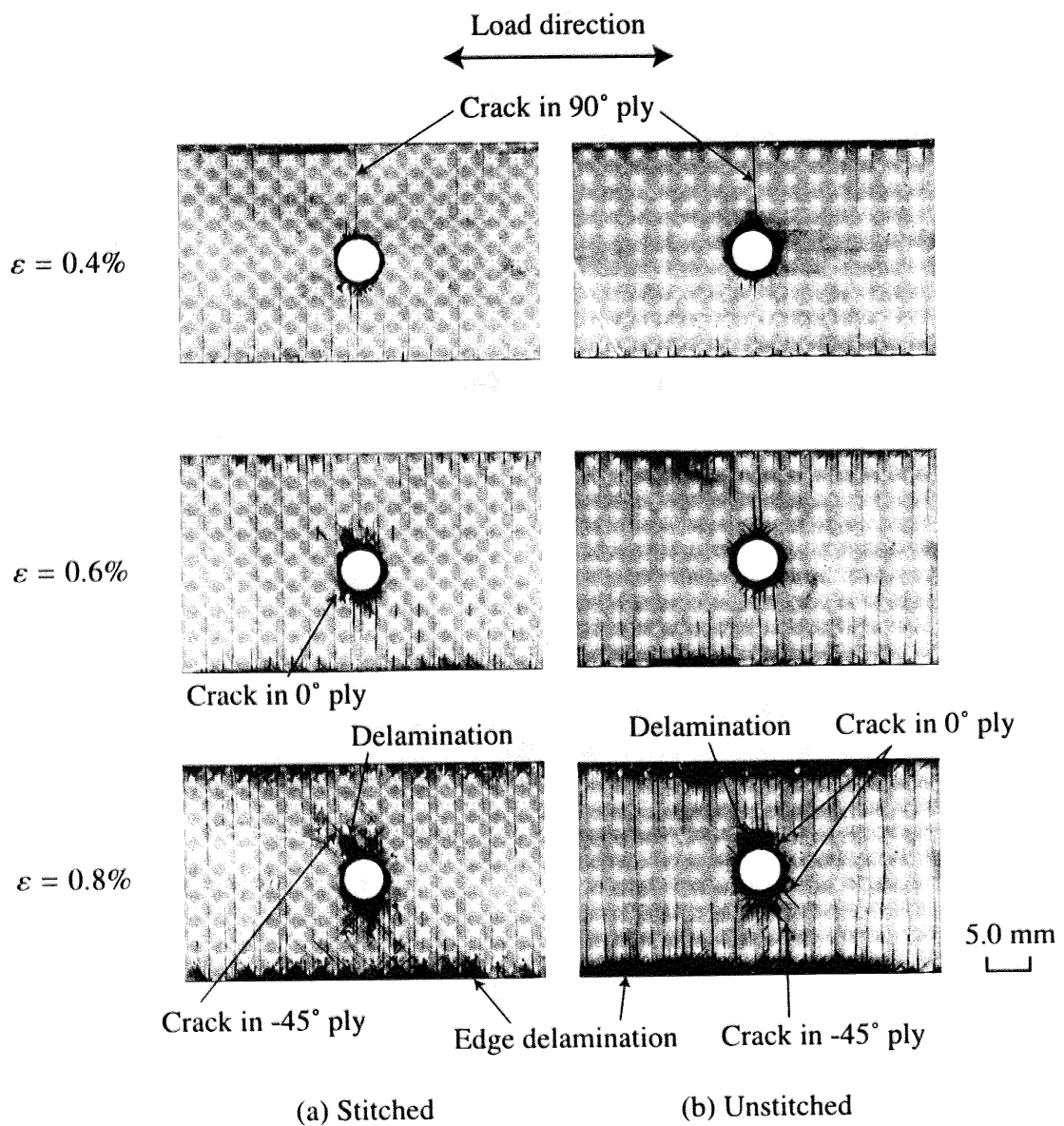


Fig. 4.5: Soft X-ray images of the specimens.

また、Fig. 4.5 からは 0.8 % ひずみにおいて、縫合試験片、非縫合試験片ともに円孔近傍と自由端に層間はく離が生じていることがわかる。Fig. 4.6 に、円孔周辺の拡大写真と、観察された損傷の模式図を示す。縫合積層板においては層間はく離が縫合糸を回り込むように発生していることがわかる。しかし、軟 X 線写真からは、どの層間にどのような形状のはく離が発生しているかを明瞭に特定することはできなかった。

Fig. 4.7 にマイクロフォーカス X 線 CT 装置を用いて、円孔近傍の長手方向に垂直な断面を 1.5 mm おきに観察した結果を示す。円孔の周囲には複数の層間にはく離が発生し、それらが層内き裂によって板厚方向に連結されていることがわかる。

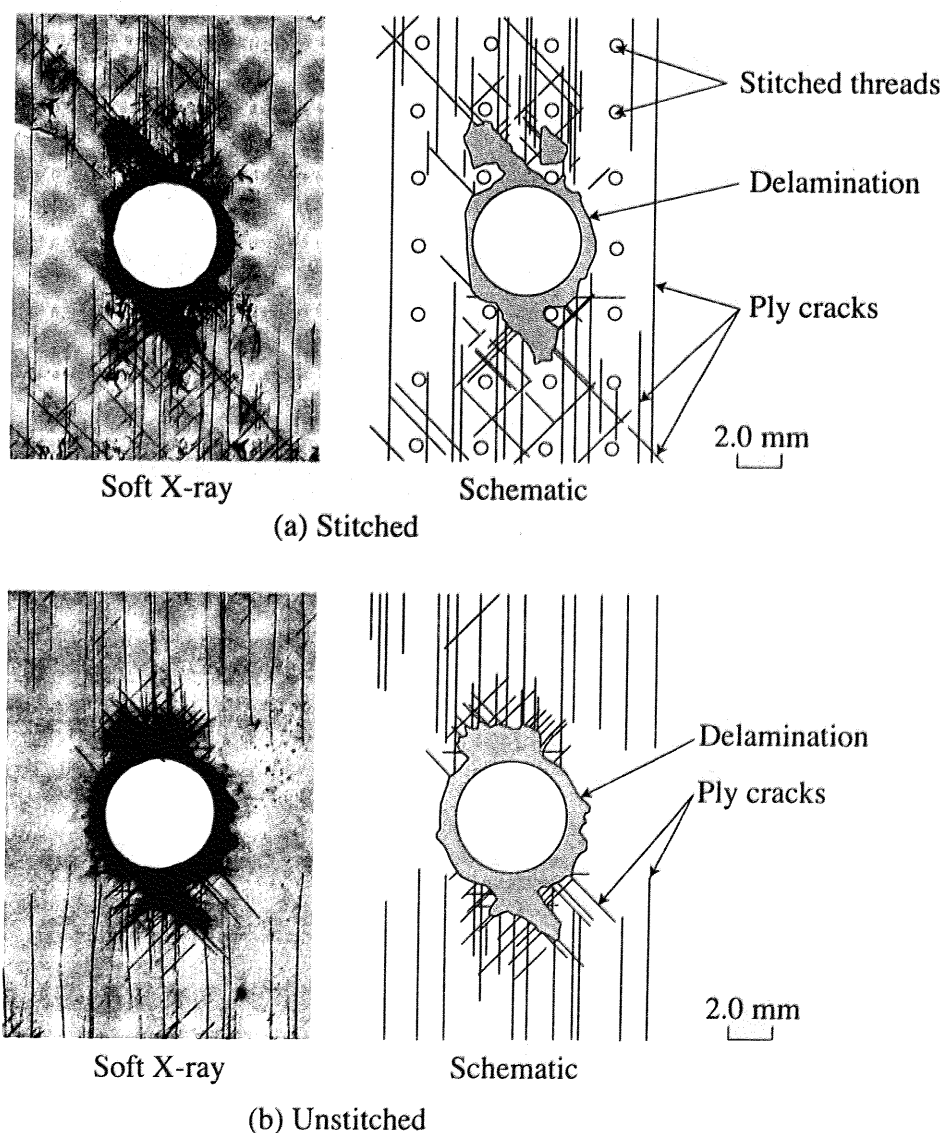


Fig. 4.6: Magnified X-ray images near the hole at 0.8% strain.

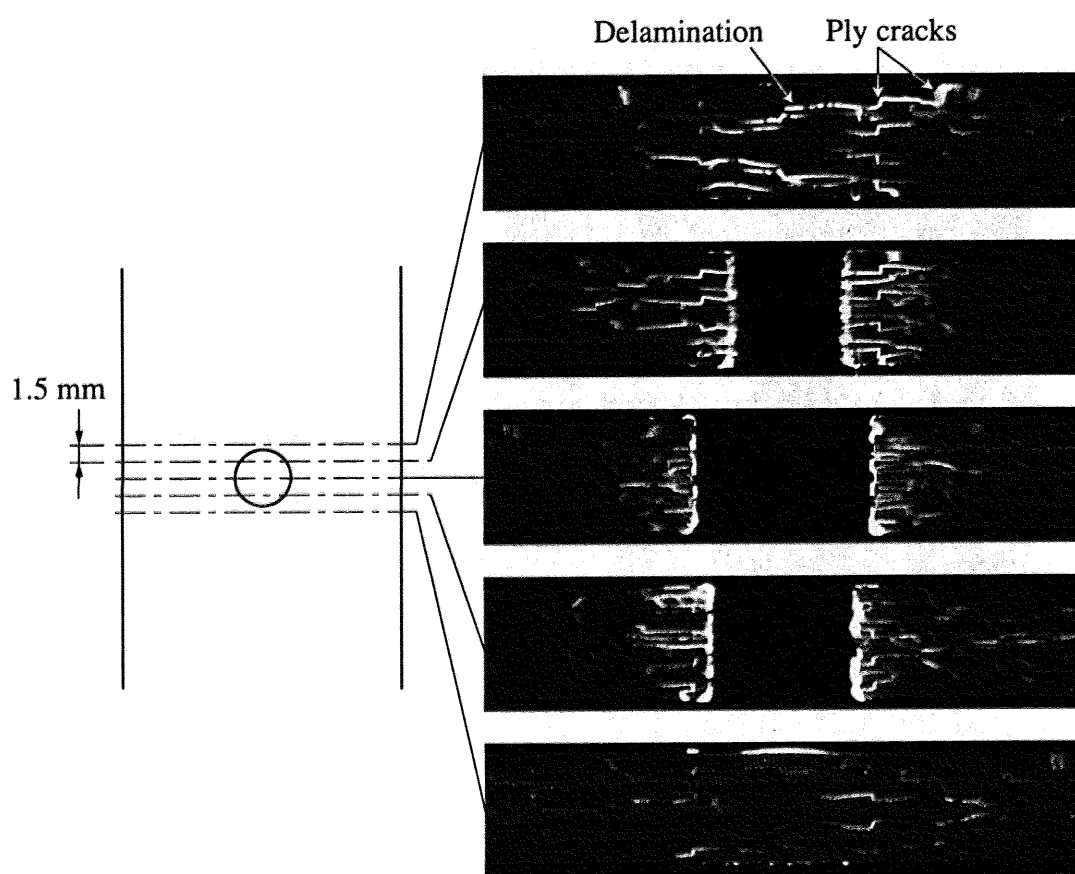
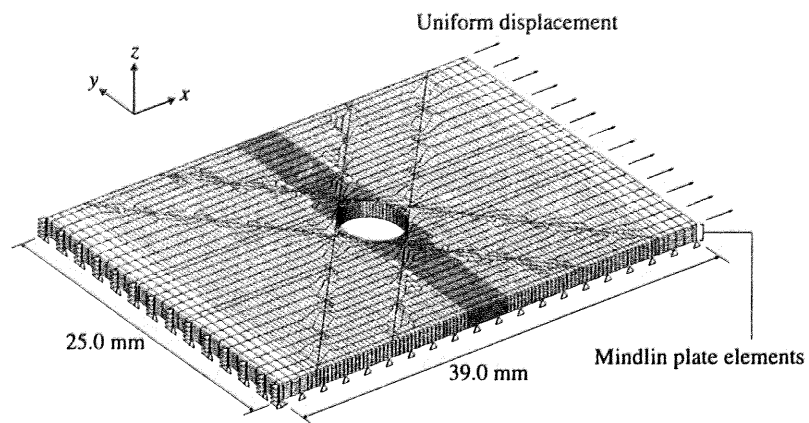


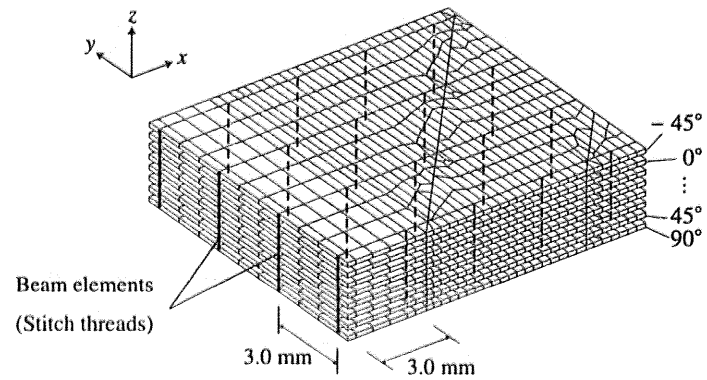
Fig. 4.7: Micro-focus X-ray CT images near the open-hole at 0.8 % strain. The ply cracks connected the delamination of each interface.

4.3 損傷進展解析

Fig. 4.7 に見られる複雑な損傷形態、ならびに層間はく離の進展プロセスを、損傷進展解析によって調べる。解析には、第2章で提案した、レイヤーワイズ有限要素モデルに基づく損傷進展解析法を用いた。Fig. 4.8(a) に、本解析に用いたレイヤーワイズ有限要素モデル [15] を示した。積層構成は $[-45/0/45/90]_{2s}$ である。本解析では厚さ方向の対称性を仮定し、試験片厚さ方向の半分をモデル化している。モデルを各層ごとに8つのレイヤーに分割し、それぞれのレイヤーを4節点および3節点の Mindlin 板要素を用いて要素分割した。縫合糸は、隣接するレイヤーを2節点 Timoshenko はり要素で結ぶことによって表現している (Fig. 4.8(b))。ここで、はり要素の断面は円形とした。各レイヤーには、層内き裂を表現する4節点結合力要素を組み込んだ。 $\pm 45^\circ$ 層および 0° 層に組み込んだ結合力要素の位置を Fig. 4.8(c) に示す。実験では $\pm 45^\circ$ 層には円孔縁に多数のき裂が発生したが、本解析では、大きく進展した円孔に接する2本のき裂のみを考慮した。 0° 層については、実験で観察した円孔縁からの2本のき裂を考慮した。また 90° 層にはモデル全域にわたって x 方向に 0.75 mm おきに結合力要素を配置した。さらに、各レイヤーを結ぶとともに層間はく離を表現するため、全レイヤー境界に8節点および6節点の結合力要素を組み込んでいる。



(a) Overview of the model



(b) Beam elements (Magnified view)

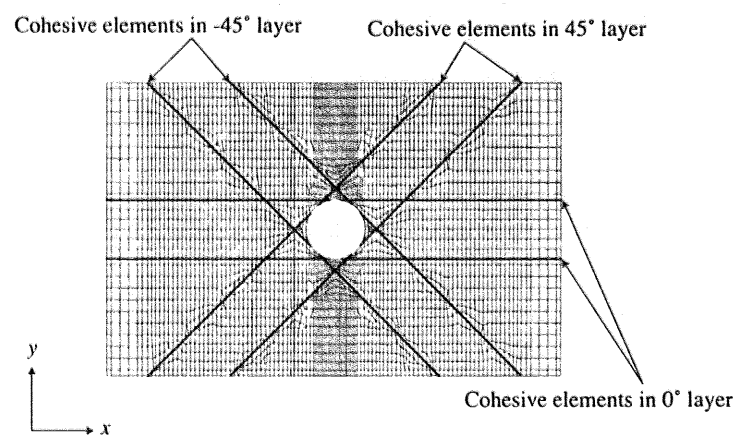
(c) Cohesive elements (0° , -45° , 45° layer)

Fig. 4.8: Layer-wise finite element model of the stitched laminate with an open-hole.

解析に用いた物性値を Table 4.1 に、結合力要素の特性を Table 4.2 に示す。ここで、積層板および縫合糸の物性は、面内系に T800H を用いた非縫合積層板の物性値を参考に決定した。また、層内き裂の結合力要素の臨界エネルギー解放率は、非縫合モデルにおける 90° 層内き裂数を実験結果にフィッティングすることで決定した。層間はく離の結合力要素の臨界エネルギー解放率は、縫合の影響をより明瞭にするため、低い臨界エネルギー解放率を設定した。

解析によって得られた、0.8 % ひずみにおける各層間のはく離と隣接する層の層内き裂を、縫合モデルについては Fig. 4.9 に、非縫合モデルについては Fig. 4.10 に示す。図中、灰色の点は結合力を完全に失った層間の結合力要素 (パラメータ $s = 0$) を表している。また、黒線は、隣接する層内でき裂となった結合力要素を表し、Fig. 4.9 中の白抜き丸は縫合糸を示している。縫合の有無にかかわらず、円孔縁からは多数の 90° 層内き裂とともに、 $\pm 45^\circ$ 層内および 0° 層内のき裂も発生した。これらの層内き裂は負荷ひずみの増加につれて進展するものの、モデル幅 (または長手) 方向に貫通せずに停止した。き裂長さや 90° 層内き裂数を縫合モデルと非縫合モデルで比較すると、縫合は層内き裂の発生、進展にほとんど影響を及ぼさないことがわかり、観察結果と同様であることが確認できた。また、縫合モデル、非縫合モデルともに、全ての層間において、はく離は隣接する層内のき裂と円孔縁で囲まれた領域に進展した。これより、層間はく離形状は、隣接する層のき裂方向で決定されることがわかる。

最後に、Fig. 4.11 に、縫合モデルと非縫合モデルの層間はく離進展を比較する。ここでは最も典型的な結果として、表面の -45° 層と隣接する 0° 層間のはく離の進展を示す。ここで、Figs. 4.9, 4.10 と同様、図中の灰色の点は結合力を完全に失った層間の結合力要素 (パラメータ $s = 0$) を表し、黒線は、隣接する層内でき裂となった結合力要素を表している。また、白抜き丸と黒塗りの丸はともに縫合糸を示している。このとき、はく離が縫合糸に到達するまでは、はく離形状は縫合の有無でほとんど違いが見られない。しかし、縫合モデルでは層間の変形が縫合糸によって抑制され、はく離が縫合糸の位置に到達すると、はく離は縫合糸を回り込むように進展した。この結果は、観察結果 (Fig. 4.6) とも良く一致している。このとき、黒塗りで示した位置のはり要素が発生しているせん断方向のき裂閉口トラクションを、各ひずみに対してプロットした図を Fig. 4.12 に示す。このとき、縫合糸が発生する力 (き裂閉口トラクション) は、縫合糸にはく離前縁が到達する 0.5 から 0.6% ひずみ以降に急激に増加していることがわかる。このことから、縫合糸は、はく離が縫合糸の位置に到達する前には、はく離進展に顕著な影響を与えないが、はく離が縫合糸の位置に到達して以降

は、強いはく離進展抑制効果を発揮する。このため、縫合糸の位置ではく離進展が抑制され、はく離が縫合を回り込む。この結果、縫合モデルにおけるはく離面積は非縫合モデルのものよりも小さくなる。

したがって、応力集中部から発生する層間はく離をより効率的に抑制したい場合、縫合を応力集中部のより近傍に施すことが有効であることがわかる。

Table 4.1: Material properties of a stitched laminate.

(a) Laminate	
Longitudinal Young's modulus E_x (GPa)	120.83
Transverse Young's modulus $E_y = E_z$ (GPa)	9.57
Longitudinal shear modulus $G_{xy} = G_{xz}$ (GPa)	4.50
Transeverse shear modulus G_{yz} (GPa)	3.50
Longitudinal Poisson's ratio $\nu_{xy} = \nu_{xz}$	0.356
Transeverse Poisson's ratio ν_{yz}	0.49
(b) Stitch thread	
Longitudinal Young's modulus E_z (GPa)	148.0
Longitudinal shear modulus $G_{xz} = G_{yz}$ (GPa)	4.5
Diameter (mm)	1.5

Table 4.2: Properties of the cohesive elements used in the damage simulation.

(a) Ply crack	
In-plane tensile strength (Mode I, MPa)	50.0
In-plane shear strength (Mode II, MPa)	70.0
Out-of-plane shear strength (Mode III, MPa)	70.0
Critical energy release rate (Mode I, J/m ²)	75.0
Critical energy release rate (Mode II, J/m ²)	140.0
Critical energy release rate (Mode III, J/m ²)	140.0
(b) Delamination	
In-plane tensile strength (Mode I, MPa)	40.0
In-plane shear strength (Mode II, MPa)	60.0
Out-of-plane shear strength (Mode III, MPa)	60.0
Critical energy release rate (Mode I, J/m ²)	150.0
Critical energy release rate (Mode II, J/m ²)	200.0
Critical energy release rate (Mode III, J/m ²)	200.0

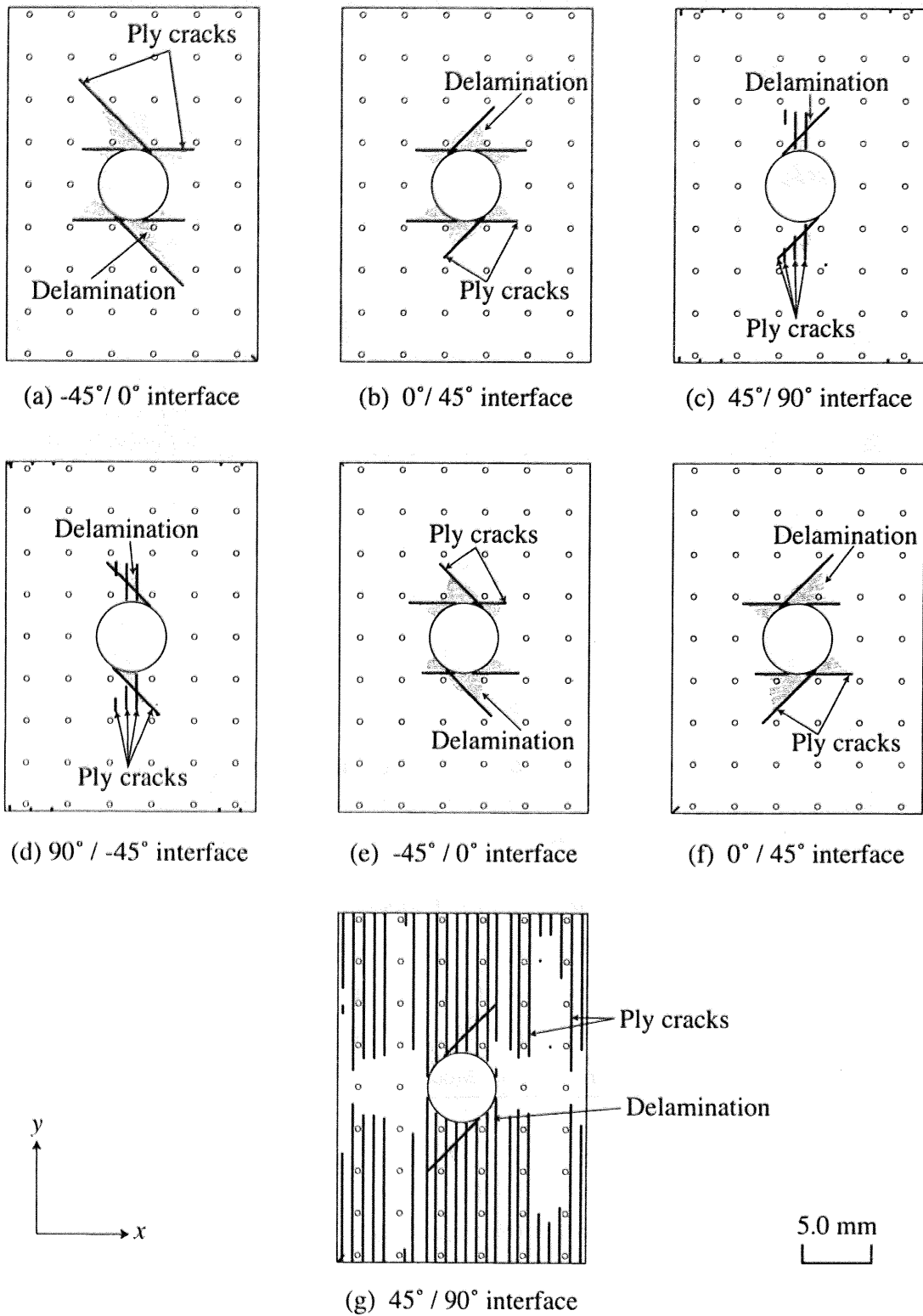


Fig. 4.9: Simulation results for the extension of the delamination in the stitched model at 0.8 % strain. Delamination extended on the area surrounded by the ply cracks in the neighboring two layers and the edge of the open-hole.

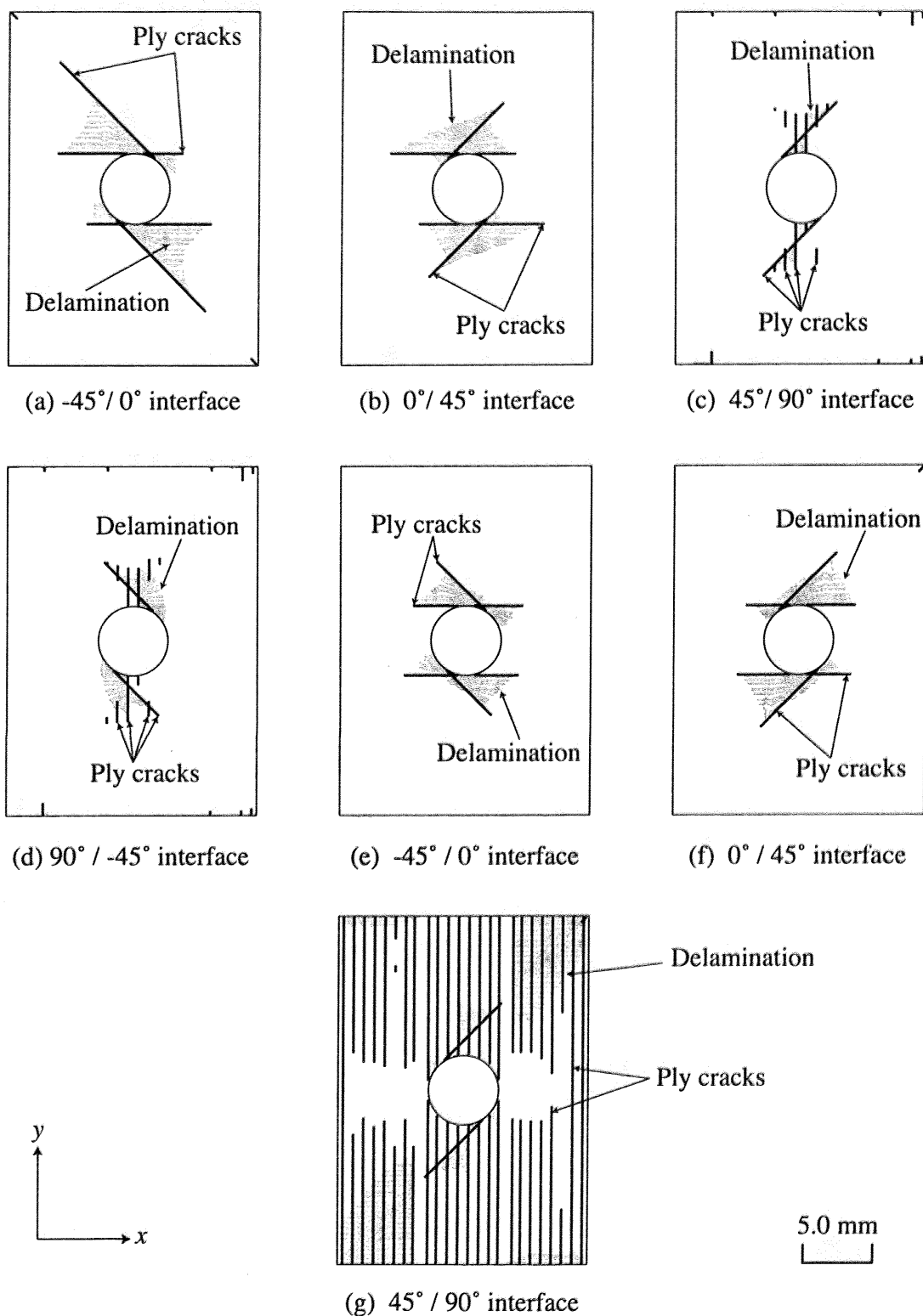


Fig. 4.10: Simulation results for the extension of the delamination in the unstitched model at 0.8 % strain. The delaminated area of each ply interface was larger than that in the stitched model.

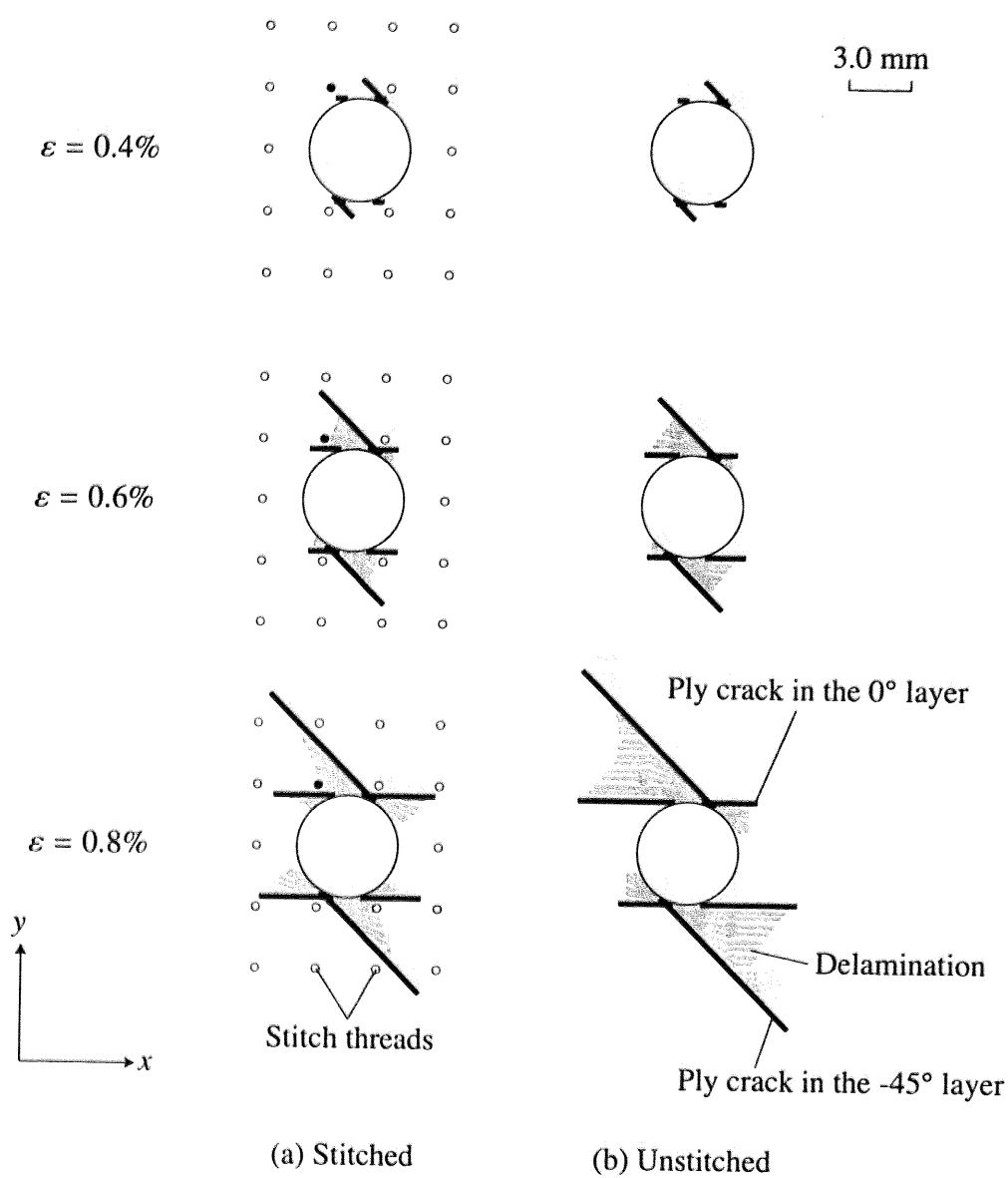


Fig. 4.11: Comparison of the simulated delamination extension at the $-45^\circ/0^\circ$ interface between the stitched and unstitched models.

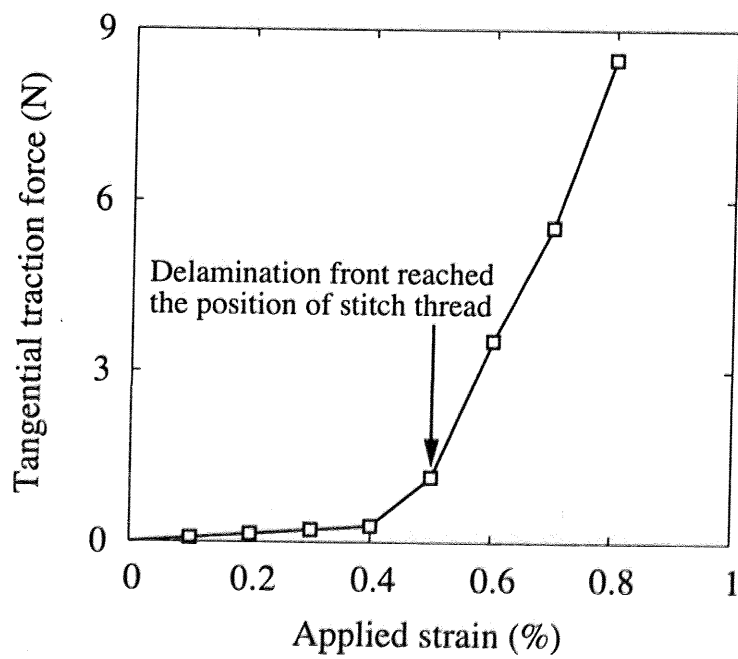


Fig. 4.12: Tangential crack closure traction of the beam element which is plotted as black circle in Fig. 4.11.

4.4 結言

本章では、円孔を有する縫合積層板の引張負荷下の損傷進展を、実験および数値解析によって調べ、以下の結論を得た。

1. 縫合積層板の円孔縁を起点として、全ての層で層内き裂が発生した。これらの層内き裂の発生、進展に、縫合はほとんど影響を及ぼさないことがわかった。
2. 円孔縁から発生した層間はく離は、隣接する2つの層の層内き裂に挟まれる領域に進展することを、数値解析によって明らかにした。
3. 円孔近傍に縫合を施すことにより、円孔縁に発生する層間はく離の進展を抑制できることを数値解析によって実証した。

第4章に関する参考文献

- [1] L. Jain and Y.W. Mai, Determination of mode II delamination toughness of stitched laminated composites: *Compos. Sci. Technol.* 55, 3 (1995), 241–253.
- [2] 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.
- [3] 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.
- [4] 岩堀豊, 石川隆司, 林洋一, 渡辺直行, 縫合した CFRP 積層板のモード I 層間破壊靱性値の向上に関する研究: *日本複合材料学会誌* 26, 3 (2000), 90–100.
- [5] L. Chen, P.G. Ifju and B.V. Sankar, Analysis of mode I and mode II tests for composites with translaminal reinforcements: *J. Compos. Mater.* 39, 15 (2005), 1311–1333.
- [6] E. Wu and J. Wang, Behavior of stitched laminates under in-plane tensile and transverse impact loading: *J. Compos. Mater.* 29, 17 (1995), 2254–2279.
- [7] F. Aymerich, Effect of stitching on the static and fatigue performance of co-cured composite single-lap joints: *J. Compos. Mater.* 38, 3 (2004), 243–257.
- [8] F. Aymerich, R. Onnis and P. Priolo, Analysis of the fracture behaviour of a stitched single-

- lap joint: *Composites Part A* 36A, 5 (2005), 603–614.
- [9] F. Aymerich, R. Onnis and P. Priolo, Analysis of the effect of stitching on the fatigue strength of single-lap joints: *Compos. Sci. Technol.* 66, 2 (2006), 166–175.
- [10] K.Y. Chang, S. Liu and F.K. Chang, Damage tolerance of laminated composites containing an open hole and subjected to tensile loadings: *J. Compos. Mater.* 25, 3 (1991), 274–301.
- [11] M.T. Kortschot and P.W.R. Beaumont, Damage mechanics of composite materials : I – measurements of damage and strength: *Compos. Sci. Technol.* 39, 4 (1990), 289–301.
- [12] H.G.S.J. Thuis and E. Bron, The effect of stitching density and laminate lay-up on the mechanical properties of stitched carbon fabrics: Report NLR CR96126L (1996).
- [13] N.A. Warrior, C.D. Rudd and S.P. Gardner, Experimental studies of embroidery for the local reinforcement of composites structures 1. stress concentrations: *Compos. Sci. Technol.* 59, 14 (1999), 2125–2137.
- [14] 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.
- [15] S. Yashiro, N. Takeda, T. Okabe and H. Sekine, A new approach to predicting multiple damage states in composite laminates with embedded fbg sensors: *Compos. Sci. Technol.* 65, 3-4 (2005), 659–667.

第 5 章

縫合積層板の面外衝撃損傷

5.1 緒言

CFRP は比強度、比剛性が高いという長所を持つ一方で、層間破壊靱性値が低いという短所を持っている。このため、面外衝撃損傷に対して容易に層間はく離が発生する。層間はく離の発生によって、引張強度、圧縮強度、疲労寿命などの各種材料物性は大きく低下することが知られている。なかでも、特に問題になるのは衝撃後の残留圧縮強度 (CAI 強度: Compression After Impact 強度) であり、コンベンショナルな積層板では無損傷時の圧縮強度の半分以上にまで低下してしまうこともしばしばである。このため、CAI 強度は、航空機設計に積層板を適用する場合に最も重要なパラメータであり、事実上 CAI 強度が設計を規定してしまう。一般に、CFRP 積層板の CAI 強度は、面外衝撃によって発生した損傷の面積や形状と強い相関関係を持っている [1,2] ため、縫合積層板における面外衝撃損傷の面積、形状を詳細に検討することは重要である。

これまで、様々なタイプの縫合積層板に対して面外衝撃試験が行われ、非縫合積層板との比較がなされてきた。これらの研究では、縫合によって面外衝撃損傷が抑制されたとした結果が多く報告されている [3-12]。一方、まったく反対に、面外衝撃損傷は縫合によって抑制されない、という報告も少数ながら存在する [9,13]。また、縫合によって面外衝撃損傷が抑制されるとした例でも、非縫合積層板との損傷面積の差は実験条件によってバラついて

いる。

以上から、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。本章では、縫合積層板に低速面外衝撃を与えた際の損傷進展過程を実験と解析の両面か

ら調べ、はく離抑制に対して縫合が果たす役割を調べた。本章では、まず、第5.2節にて炭素繊維縫合 CFRP 積層板の低速衝撃試験を行い、面外衝撃損傷を非破壊検査によって詳細に観察した結果を示す。次に、第5.3節にて、面外押し込み荷重下の縫合積層板内の損傷進展解析を行い、縫合がはく離進展に及ぼす影響を明らかにする。また、第5.4節にて、はく離面積が固定されているときのエネルギー解放率の検討を行い、第5.3節の補足を行う。

5.2 縫合積層板の面外衝撃損傷の実験的観察

5.2.1 実験方法

本実験には、(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。面内糸の積層構成は $[-45/0/45/90]_{3s}$ なる擬似等方構成とした。縫合は付録 A に示した方法 [14] によって施した。縫合糸の送り方向は 0° 方向と平行とした。このとき、縫合ピッチ、縫合スペースはともに 3.0 mm とした。また、面外衝撃損傷の比較のため、縫合プロセスを省いた、非縫合プリフォームも準備した。用意されたプリフォームに対し、RTM(Resin Transfer Molding) 法によって母材樹脂含浸、成型を行った。母材樹脂には、エポキシ樹脂 (Araldite LY5052 / Aradur 5052) を用いた。作成された供試材の断面写真を Fig. 5.1 に示す。

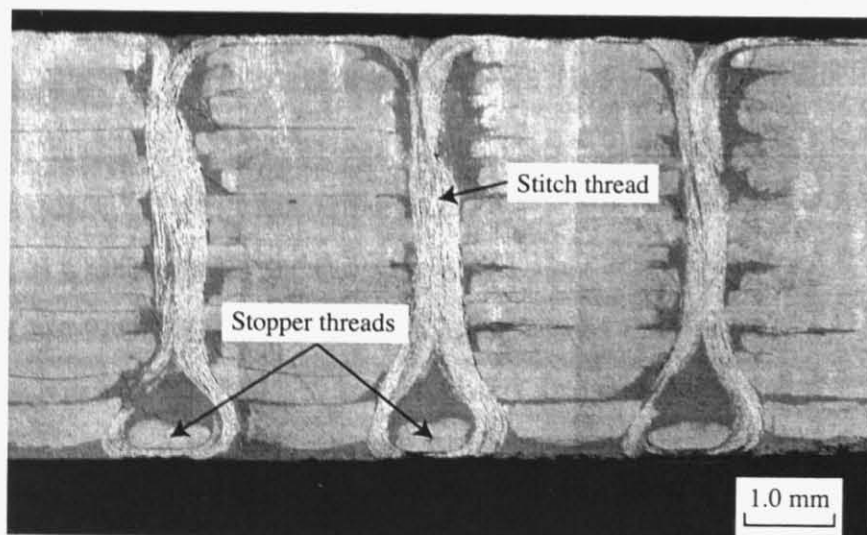


Fig. 5.1: Cross section of the material for out-of-plane impact test.

落錘衝撃試験の方法は、NASA 法や SACMA 法よりも低コストな CAI 強度測定規格として、Ishikawa らによって提案された [1, 15]、Half-SACMA 法に基づいて行った。この方法を選択した理由は、NASA 法や SACMA 法に比べ、衝撃試験の境界条件が明快であること、また、試験片の大きさが NASA 法、SACMA 法の約半分で済むことによる。以下、試験法について詳しく述べる。

Half-SACMA 法に従い、試験片寸法は、102 mm かける 76 mm 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 4.5 mm であり、試験片ごとに若干のばらつきが見られた。低速面外衝撃は、落錘衝撃試験機、Instron/Dynatup9250HV(Fig. 5.2) を用いて与えた。このとき、インパクトの質量は 5.07 kg とした。インパクトの先端形状は、直径 12.7 mm の半球形のものをを用いた。

治具とインパクトの写真を Fig. 5.3 に、試験片の固定治具の形状を Fig. 5.4 に示す。試験片は支持板と固定板の間に挟むことによって固定した。このとき、支持板と固定板には、80 mm かける 60 mm の長方形孔が設けられており、孔の中央部にインパクトが落下するものとした。支持板と固定板はボルト固定され、試験片は 80 mm かける 60 mm の長方形部分で



Fig. 5.2: Drop-weight impact test machine.



Fig. 5.3: Fixture of the drop weight impact test.

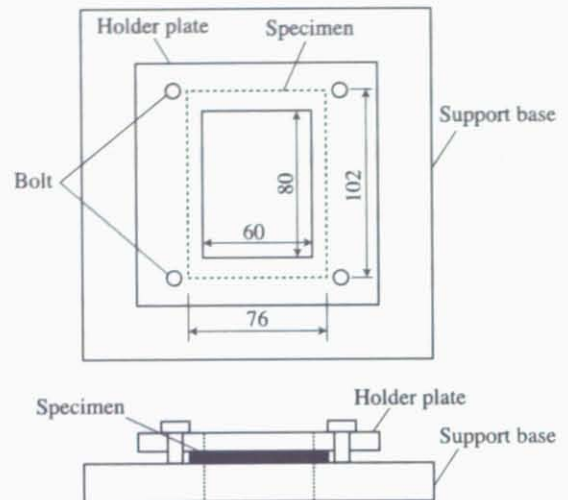


Fig. 5.4: Schematic of the fixture of the drop weight impact test.

完全固定されていると見なすことができる。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、3.35 J の 3 種類のレベルの衝撃エネルギーを与えた。

低速衝撃試験によって発生した損傷は、軟 X 線を用いた 2 種類の非破壊検査によって観察を行った。衝撃試験後の試験片に、ヨウ化亜鉛を主成分とする造影剤を塗布して十分な時間放置し、損傷内に浸透させた。この後、汎用軟 X 線フィルム撮影装置 (M-100S, ソフテックス (株)) を用いて試験片の透視画像を撮影した。また、衝撃エネルギー 1.675 J/mm を加えた試験片に対しては、X 線マイクロフォーカス Computed Tomography (CT) 装置 (TOSCANER-30000 μ hd, (株) 東芝) を用いて、試験片長手方向に垂直な断面の観察を行った。

5.2.2 実験結果

Fig. 5.5 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。非縫合積層板においては、 -45° 方向の層内き裂が直線的に長く進展し、これに引っ張られるように、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も、層内き裂の発生が見られるものの、非縫合積層板ほど長く進展しておらず、面外衝撃損傷の形状は、衝撃点を中心とした円形に近い形状をしている。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領域が狭いことがわかる。透視写真を画像処理し、損傷の平面投影面積を取得した。面外衝撃エネルギーに対して損傷の平面投影面積をプロットしたグラフを Fig.

5.6 に示す。ここで、衝撃エネルギーが小さいときには損傷面積の差が小さいのに対し、衝撃エネルギーが高くなるに従って差が拡大していることがわかる。

Fig. 5.7 に、マイクロフォーカス X 線 CT 装置によって撮影された、試験片の衝撃点直下の断面写真を示す。ここで、試験片断面中に存在する白いラインがき裂に浸透した造影剤を示している。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とがわかる。しかし、はく離の板厚方向の分布は縫合積層板と非縫合積層板で異なっており、非縫合積層板では層間にはく離が衝撃面から裏側の面へ向かって徐々に長くなっていくのに対し、縫合積層板では衝撃面と裏側の面の近傍では短く、試験片厚さ方向の中央付近で最も長くなっていることがわかる。

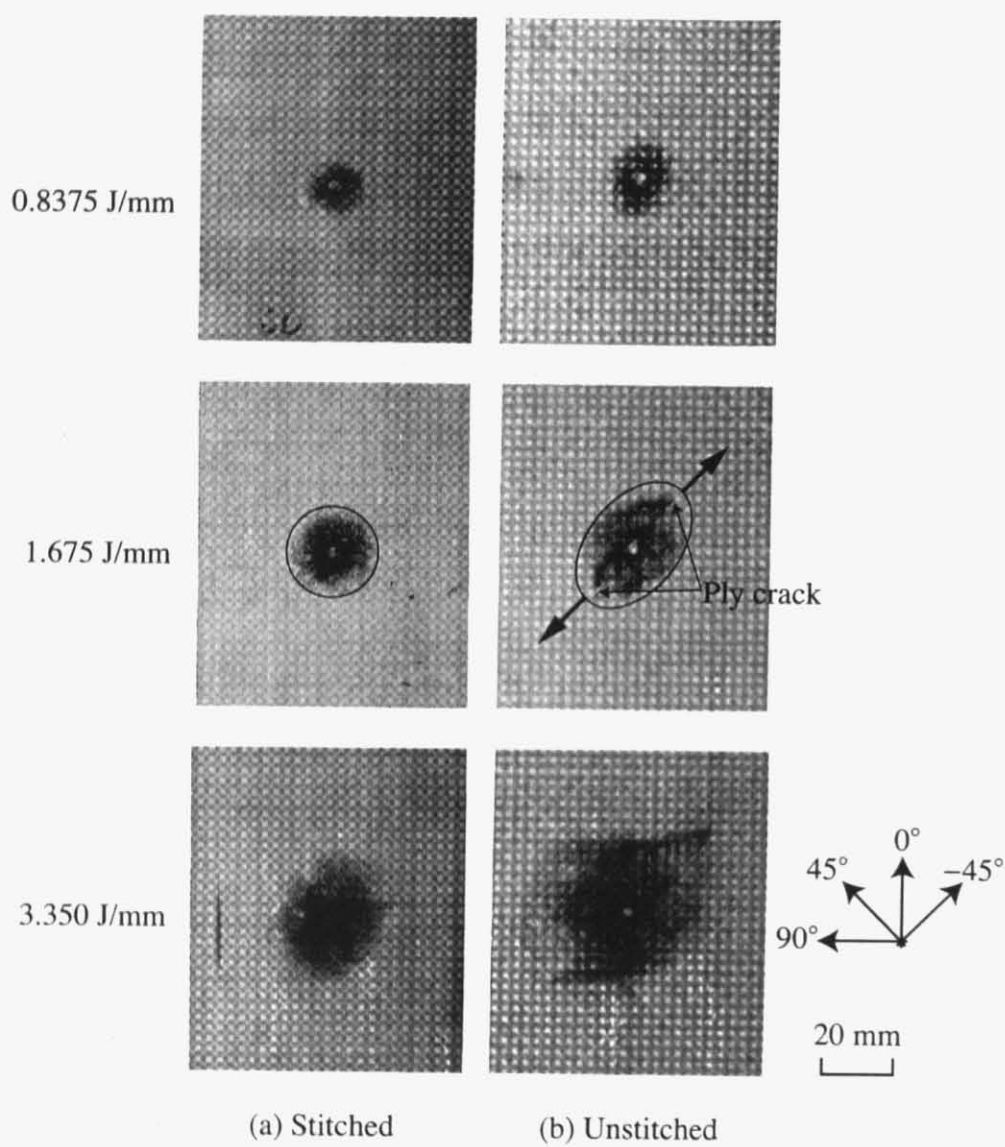


Fig. 5.5: Soft X-ray radiographs of the impacted specimens.

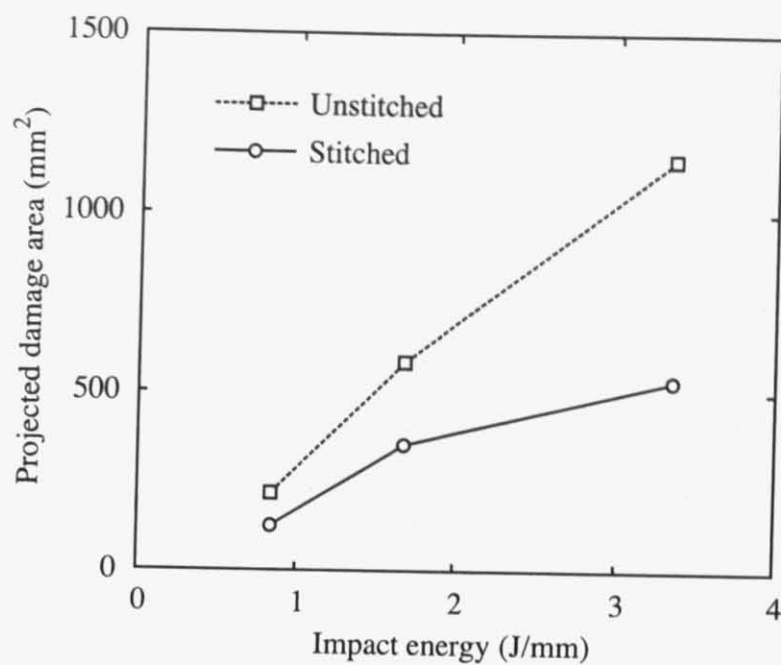


Fig. 5.6: Projected area of measured impact damage as a function of impact energy.

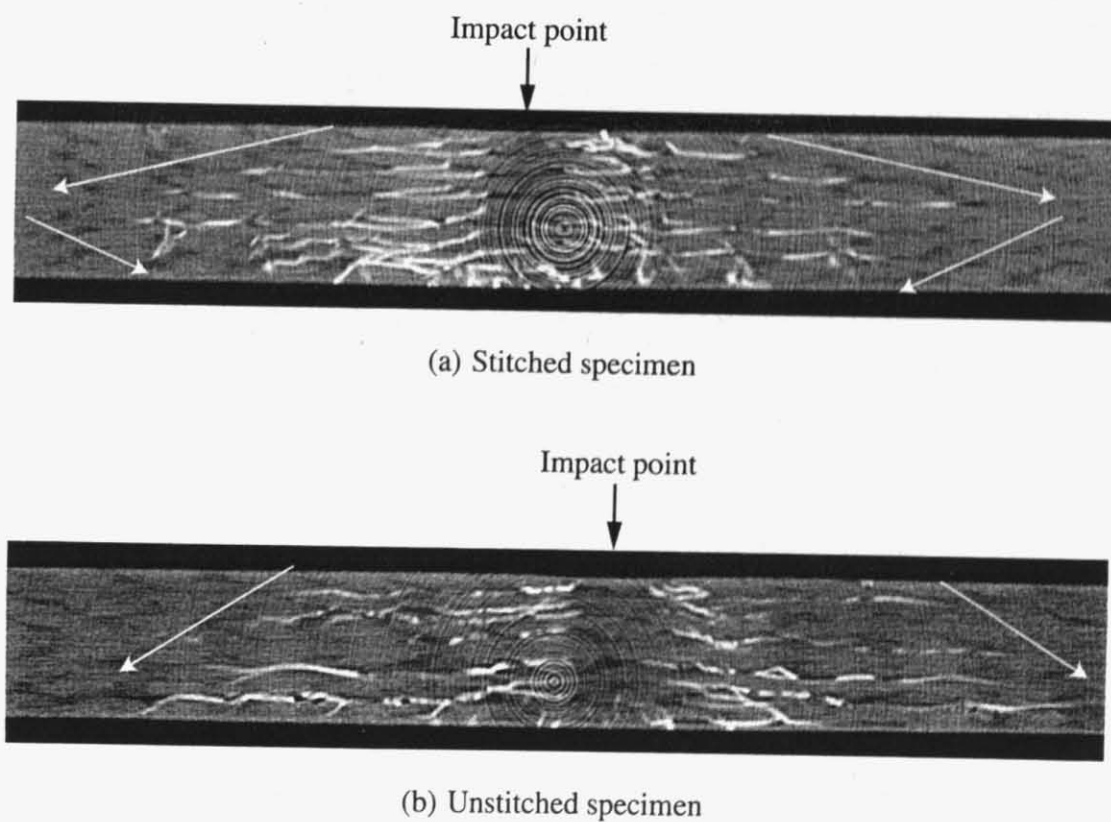


Fig. 5.7: Soft X-ray CT images of the stitched and unstitched specimens. White area denotes the crack penetrated by contrast medium (zinc iodide).

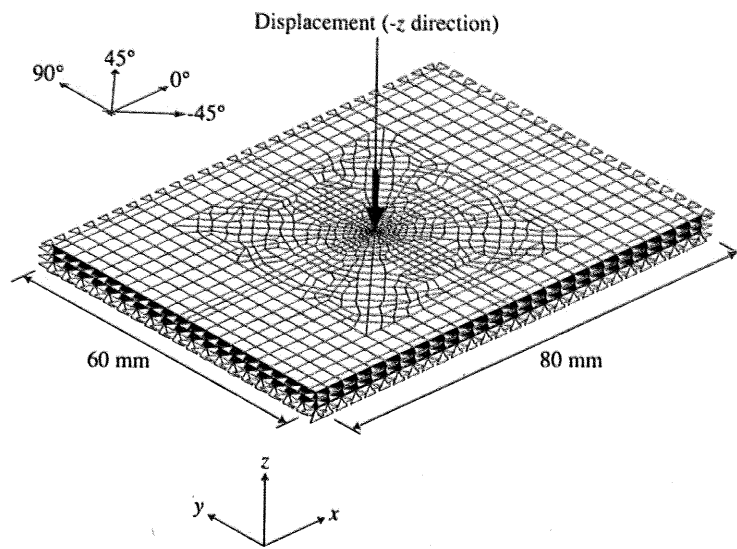
5.3 面外押し込み荷重下の損傷進展解析

第5.2節で述べた面外衝撃損傷の特性を説明するため、第2章で述べたレイヤーワイズ有限要素モデルを用い、損傷進展解析を行った。一般に、低速面外衝撃荷重と準静的押し込み荷重では、ほぼ同じ損傷が発生するとされている [16]。低速面外衝撃の「低速」の定義は若干曖昧である [17] が、本研究でのインパクトの衝突速度は $1 \sim 3 \text{ m/s}$ 程度であり、どの定義であっても問題なく低速衝撃と見なして良い。したがって、本研究では、低速面外衝撃荷重による損傷進展は、準静的面外押し込み荷重に等しいと考え、面外押し込み荷重時における解析を行った。

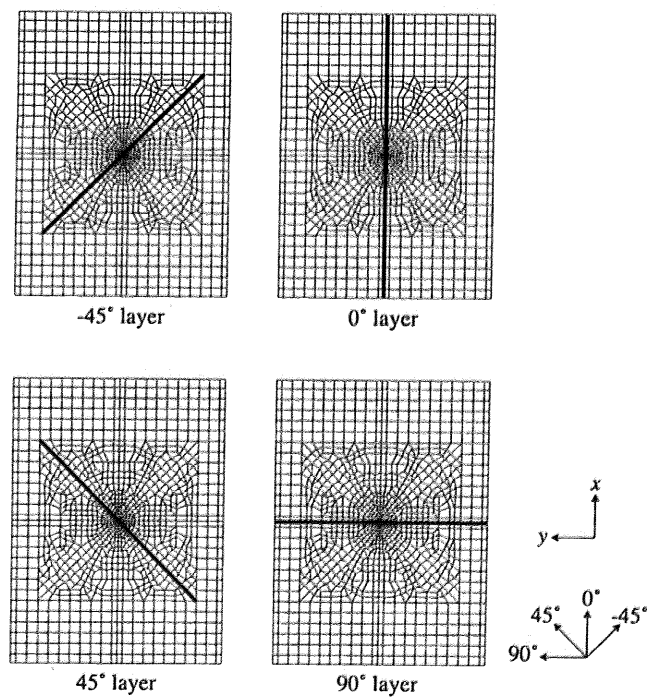
5.3.1 解析モデル

損傷進展解析に用いた有限要素メッシュを Fig. 5.8 に示す。モデルのサイズは、実験における境界条件を再現するため、 80 mm かける 60 mm とし、境界に完全固定境界条件を適用した。ここで、積層構成は $[-45/0/45/90]_{2s}$ なる疑似等方構成とした。各プライを1枚のレイヤーで表現し、各レイヤーを3節点および4節点のアイソパラメトリック Mindlin 板要素を用いて要素分割した。縫合糸は円形断面の Timoshenko はり要素で表現し、隣接するレイヤーをつなぐことによって表現した。はり要素は x 方向、 y 方向に 3.0 mm ずつのスペースをとって配置した。層内き裂を表現するための結合力要素は、各レイヤーに一本ずつのき裂を仮定し、Fig. 5.8(b) に示した位置に導入した。また、各レイヤーを結合するとともに、層間はく離を表現するため、各レイヤー間に結合力要素を導入した。以上のようなモデルの中心部に静的に押し込み変位を加え、損傷進展をシミュレートした。

また、このとき、数値計算上の不安定性を回避するため、モデルの中央部の全層間に直径 3.0 mm の初期はく離を導入した。



(a) Overview of the finite element model.



(b) Arrangement of cohesive elements in each layer.

Fig. 5.8: Layerwise finite element model for the damage extension simulation under the out-of-plane indentation load.

5.3.2 数値解析結果

Table 5.1 に、解析に用いた積層板の物性値を、Table 5.2 に、結合力要素の特性を示す。ここで、層内き裂の特性は、第4章と同様の値を用い、層間はく離の特性は、縫合の影響をより明瞭にするため、低い臨界エネルギー解放率を設定した。

解析によって得られた層間はく離進展の様子を Fig. 5.9 に示す。ここで、グラフ中の各点は完全に破壊した結合力要素の位置を示している。また、点の色によってはく離が存在する層間を表している。縫合モデルに発生したはく離は、非縫合モデルのはく離よりも面積が縮小していることがわかる。このとき、非縫合モデルで特にはく離面積が広がっている、 $0^\circ/45^\circ$ 層間や、 $45^\circ/90^\circ$ 層間のはく離が縫合モデルでは抑制されていることがわかる。一方、非縫合モデルにおいて最もはく離が小さい、 $-45^\circ/0^\circ$ 層間のはく離は、縫合モデルではむしろ面積が広がっている。また、非縫合モデルにおいては、各層間のはく離が隣接する層の繊維方向に引き延ばされた形状になっているのに対して、縫合モデルでは、この傾向は弱い。

解析によって得られたはく離面積を $x-y$ 平面に投影した際の面積を、面外押し込み荷重のした仕事に対してプロットしたグラフを Fig. 5.10 に示す。このとき、縫合モデル、非縫合モデル両方において、はく離進展が始まるエネルギーに変化がないことがわかる。また、はく離進展開始後、エネルギーが低い間は、はく離面積増加の割合は縫合、非縫合モデルでほとんど変化がなかったのに対し、エネルギーが増大するにつれて、縫合モデルのはく離面積増加の割合が低くなっている。これに伴い、エネルギーが高くなるにつれて、非縫合と縫合モデルの間の、はく離面積の差が増大していることがわかる。この結果は実験結果 (Figs. 5.5, 5.6) ともよく合っている^{*1}。

^{*1} Fig. 5.6 の横軸のエネルギーは、インパクタの高さと質量から計算されたエネルギーであり、試験片に実際に与えられたエネルギーではないことに注意。

Table 5.1: Material properties of a stitched laminate.

(a) Laminate	
Longitudinal Young's modulus E_x (GPa)	120.83
Transverse Young's modulus $E_y = E_z$ (GPa)	9.57
Longitudinal shear modulus $G_{xy} = G_{xz}$ (GPa)	4.50
Transverse shear modulus G_{yz} (GPa)	3.50
Longitudinal Poisson's ratio $\nu_{xy} = \nu_{xz}$	0.356
Transverse Poisson's ratio ν_{yz}	0.49
(b) Stitch thread	
Longitudinal Young's modulus E_z (GPa)	148.0
Longitudinal shear modulus $G_{xz} = G_{yz}$ (GPa)	4.5
Diameter (mm)	1.5

Table 5.2: Parameters of the cohesive elements used in the simulation.

(a) Ply crack	
In-plane tensile strength (Mode I, MPa)	50.0
In-plane shear strength (Mode II, MPa)	70.0
Out-of-plane shear strength (Mode III, MPa)	70.0
Critical energy release rate (Mode I, J/m ²)	75.0
Critical energy release rate (Mode II, J/m ²)	140.0
Critical energy release rate (Mode III, J/m ²)	140.0
(b) Delamination	
In-plane tensile strength (Mode I, MPa)	40.0
In-plane shear strength (Mode II, MPa)	60.0
Out-of-plane shear strength (Mode III, MPa)	60.0
Critical energy release rate (Mode I, J/m ²)	150.0
Critical energy release rate (Mode II, J/m ²)	200.0
Critical energy release rate (Mode III, J/m ²)	200.0

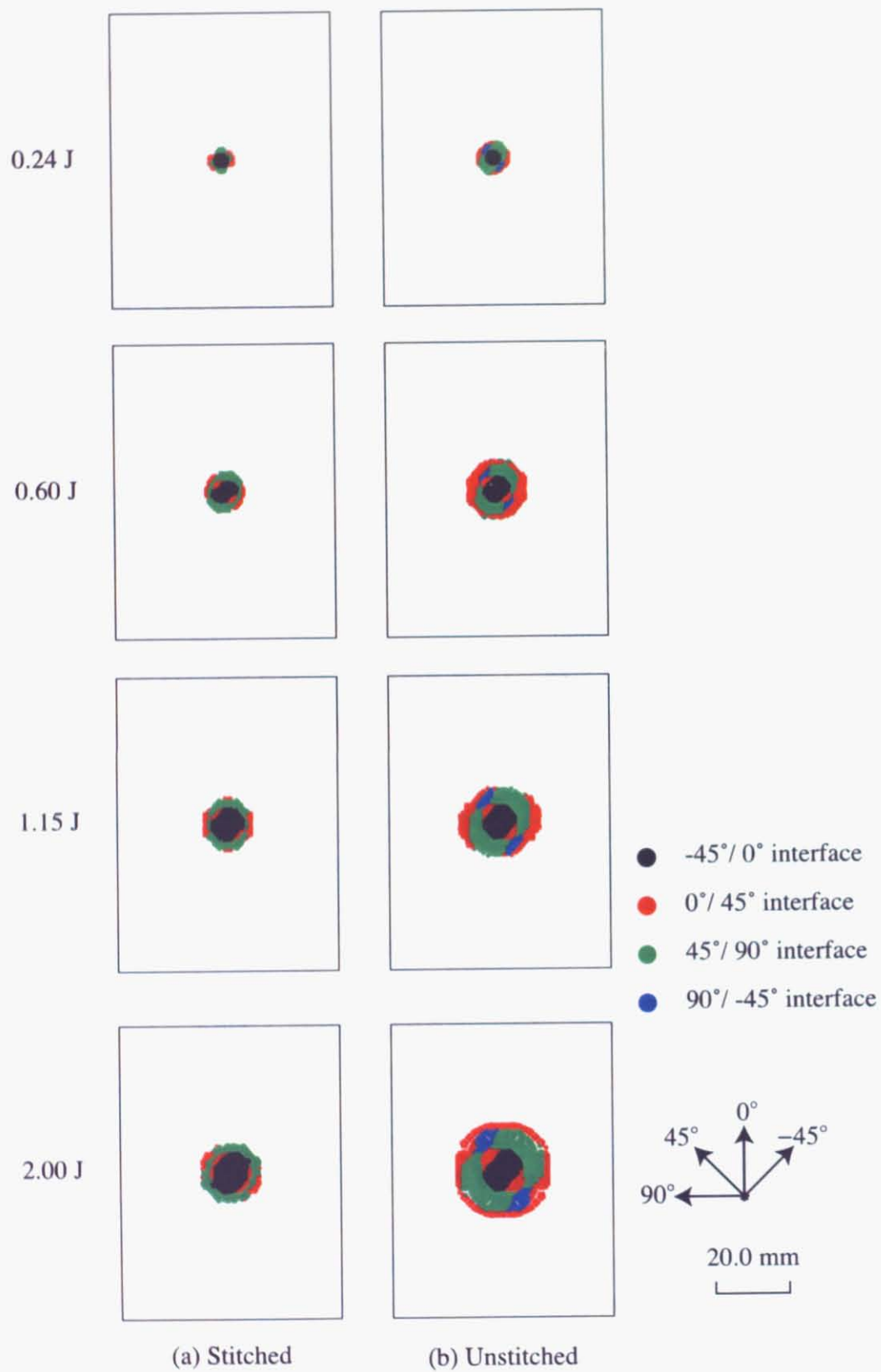


Fig. 5.9: Simulation results for the delamination extension under out-of-plane indentation loading.

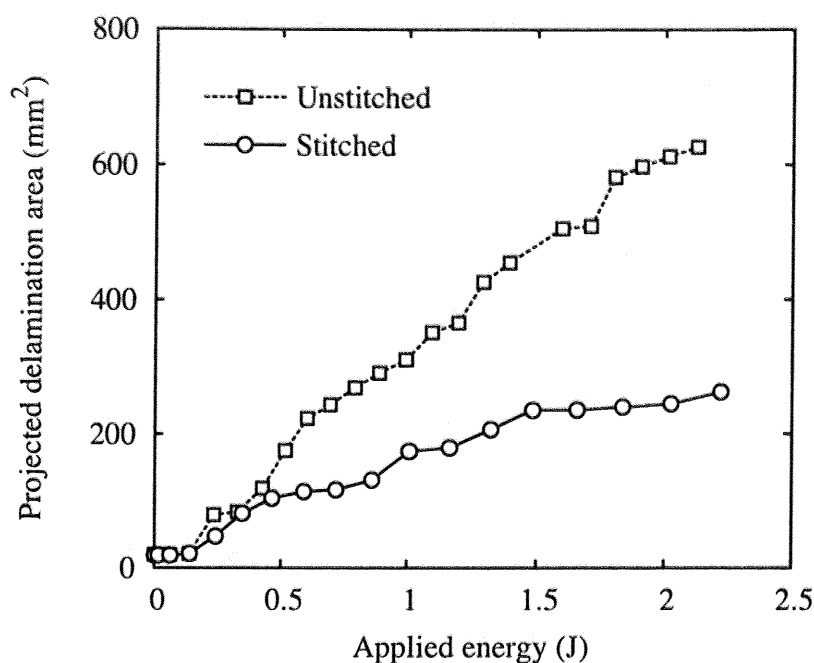


Fig. 5.10: Projected delamination area as a function of the energy applied to the model.

第 4.3 節で述べたように、縫合糸が発生するはく離閉口トラクションは、はく離が縫合糸の位置に到達した後に急激に増加する。したがって、縫合積層板においては、はく離を架橋している縫合糸のみが大きなトラクションを発生することになる。このとき、はく離の進展に伴って、はく離を架橋する縫合糸の数が増加し、き裂閉口トラクションが増加する。このため、縫合積層板では、層間はく離が長く進展するに従って、はく離のエネルギー解放率が減少する（本研究では、付録 E にて、縫合を有する円板中に存在する円形はく離のエネルギー解放率について解析し、このことを確認した）。このため、モデルに与えられたエネルギーが高くなるにつれてはく離進展が鈍化する (Fig. 5.10)。

また、複数の層間にはく離が発生した場合、ある層間のはく離だけが長く進展すると、長く進展したはく離のエネルギー解放率は低下し、他の層間のはく離のエネルギー解放率よりも低くなる。したがって、特定のはく離だけが長く進展する状態が発生しにくくなる。非縫合モデルではく離が長く進展していた層間のはく離が縫合モデルでは抑制され、逆に非縫合モデルではあまり進展していなかった層間のはく離が縫合モデルでは比較的広がった (Fig. 5.9) 現象は、以上のような、はく離進展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。

5.4 面外押し込み荷重下の円形はく離先端のエネルギー解放率

第5.3節では、本研究で提案した損傷進展解析モデルを用いた解析を行うことによって、縫合積層板のはく離面積増加について様々な知見が得られた。しかし、第5.3節の解析では、第5.2節で述べた、はく離の厚さ方向分布の変化については説明していない。そこで本節では、第5.3節を補足し、はく離の厚さ方向分布を説明するための数値解析を行うこととした。ここでは、青木ら[18]のアプローチに従って、固体要素を用いた有限要素法において、層間はく離先端に仮想き裂閉口法を適用し、縫合積層板の複数の層間のエネルギー解放率を計算することにより、実験事実の説明を行った。

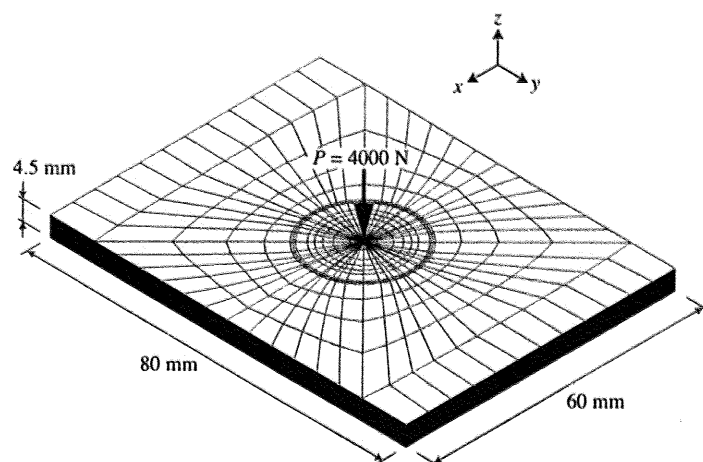
5.4.1 解析モデル

本解析に用いたモデルを Fig. 5.11 に示す。モデルのサイズは、実験で固定境界条件が課された部分と同サイズの、80 mm かける 60 mm とした。積層構成は $[-45/0/45/90]_{3s}$ とした。積層板は 20 節点および 15 節点アイソパラメトリックソリッド要素を用いて、各層について厚さ方向に 1 つずつの要素で分割した。

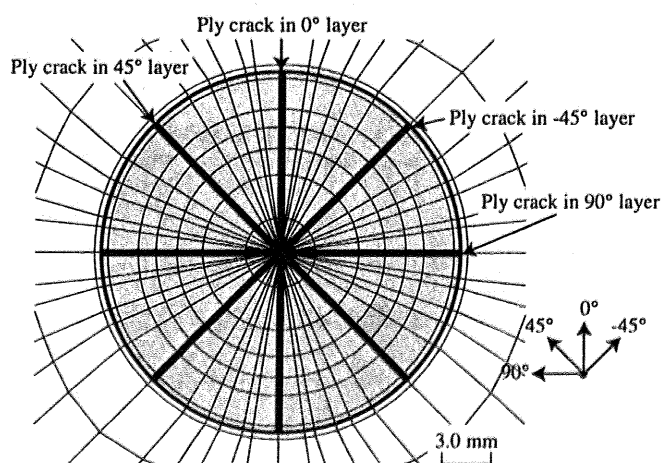
モデル中央部の全層間には直径 20mm のはく離を仮定した。また、各層には、衝撃点直下を通り、各繊維方向に沿った層内き裂を導入した (Fig. 5.11(b))。層間はく離および層内き裂は、破面上に二重節点を配置することによって表現した^{*2}。はく離領域では、接触を表現するため、各層がオーバーラップする方向の相対変位に対してのみ大きな反力を発生する非線形バネを二重節点間に配置した。モデル周縁部を固定し、モデル中央部に $-z$ 方向の集中荷重 (4 kN) を静的に加えた。

本解析では、縫合糸の効果を、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 つに分けて表現した。まず、縫合糸による積層板厚さ方向の剛性向上を表現するため、縫合糸の剛性を積層板の剛性に組み込んだ。解析に用いた積層板の物性値を Table 5.3 に示す。次に、縫合糸によるはく離架橋効果を表現するため、Fig. 5.11(c) 内の、黒点に示した場所の各層間に、はく離上下面の相対変位に対してはく離閉口方向に架橋荷重を発生するようなバネ要素を導入した。このとき、バネ要素の剛性は、積層板に埋め込まれた縫合糸

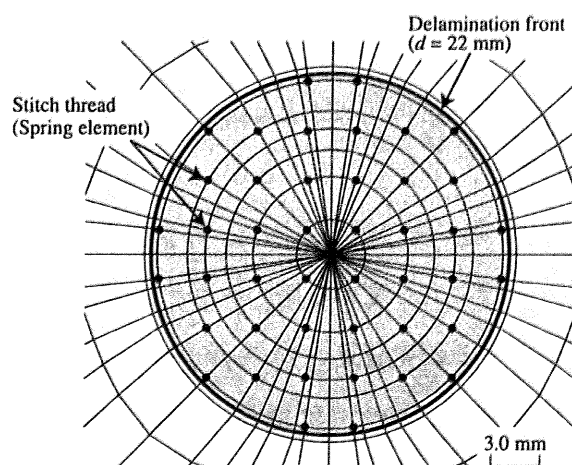
^{*2} 本解析ではき裂の進展を扱わないため、結合力要素を用いず、単なる二重節点であることに注意



(a) Overview of the mesh



(b) Crack position of each layer



(c) Delamination area and arrangement of stitch threads

Fig. 5.11: Finite element model for calculation of the energy release rate of each interface of the laminate.

Table 5.3: 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

の引き抜き試験の結果 [19] を参考に決定した。縫合系の発生するトラクションは、相対変位が小さい場合は、相対変位に対して線形に増加し、相対変位が大きくなると非線形挙動を生じる。本解析では線形部分のみを考慮し、はく離架橋バネは線形バネとし、バネ定数は $k = 5.0 \times 10^5$ N/m とした。

解析は ABAQUS6.6-1(ABAQUS,Inc) によって行った。以上の条件の下で、荷重負荷時にはく離先端に発生する荷重と変位から、付録 D に示した手法によって、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。

5.4.2 解析結果

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、エネルギー解放率の大きさを r 座標に、はく離進展方向を θ 座標に (紙面上方向が $\theta = 0$) プロットした図を Fig. 5.12 に示す。Interface の番号は、上から順に 1 から 22 とした。各層間のエネルギー解放率は、おおむね、隣接する層の繊維方向に大きくなっていることがわかる。特に、衝撃面の逆側 (Interface 22) に近い部分では、はく離の下側の層の繊維方向に、非常に大きくなっている。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、実験結果 (Fig. 5.5)、および既存の非縫合積層板に対する研究結果 [18] と良く合っている。このとき、各層間で、縫合モデルにおけるエネルギー解放率 (実線) は非縫合モデルのエネルギー解放率 (破線) よりも減少していることがわかる。

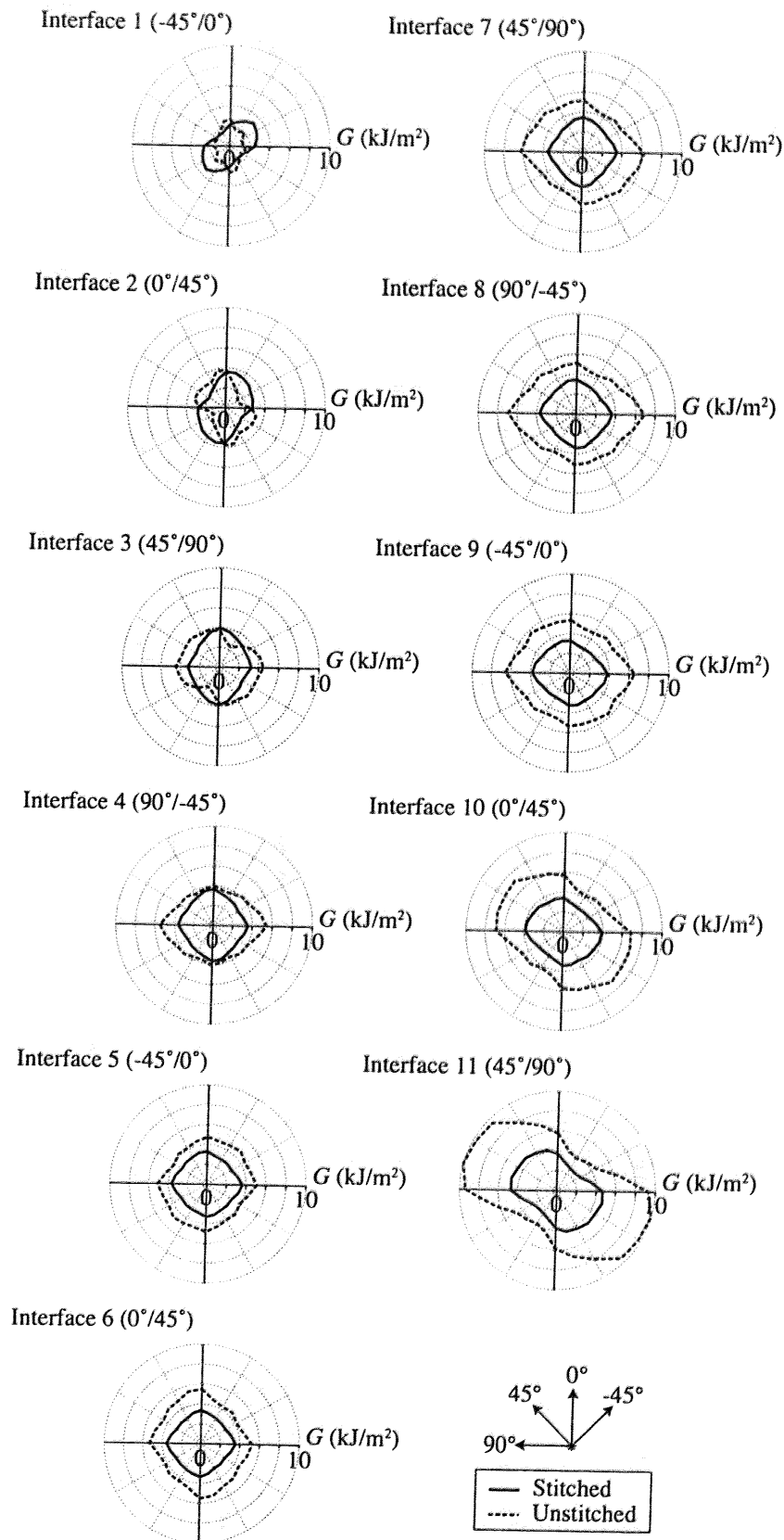


Fig. 5.12: Calculated energy release rate distribution of each delamination.

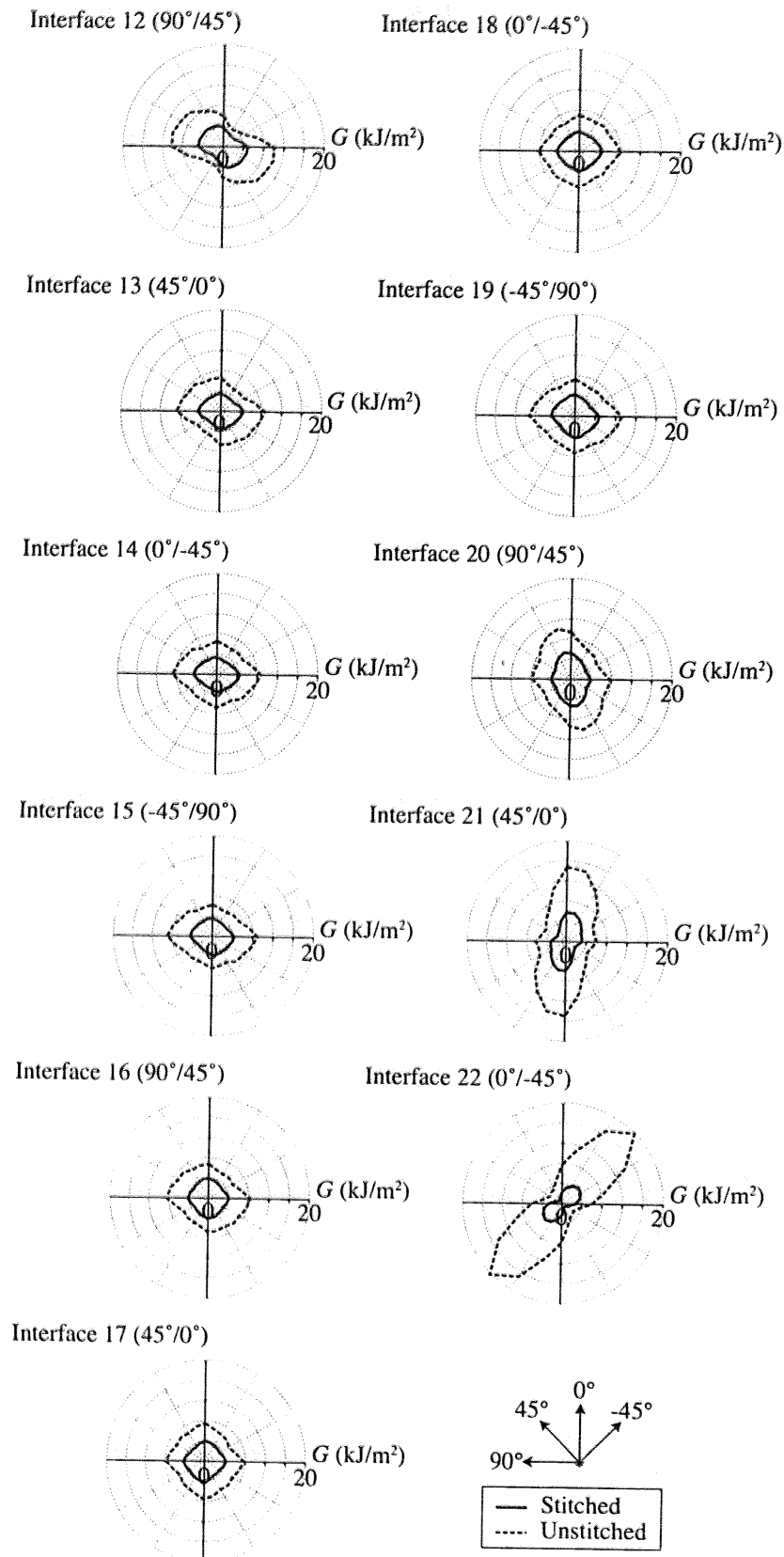


Fig. 5.12: Continued.

また、各層間のエネルギー解放率の最大値を、モデルの板厚方向に対してプロットしたグラフを Fig. 5.13 に示す。ここで、モデルの z 方向座標を縦軸、横軸に最大エネルギー解放率をとった。衝撃を受けた面は $z = 4.5\text{mm}$ の面である。縫合積層板においては、エネルギー解放率は衝撃面から離れるに従って徐々に増加し、厚さ方向中央部付近で小さなピークを成した後、一旦減少し、衝撃面の逆側に近づくとき再び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従って、縫合積層板よりも急激に増加し、厚さ方向中央部でピークを成す。その後一旦減少した後、衝撃面の逆側に近づくとき急激に増加し、衝撃面の逆側で大きなピークを成している。実験結果 (Fig. 5.7) では、縫合積層板では厚さ方向中央部ではく離が長く進展しているのに対して、非縫合積層板では試験片裏面の近くで長くはく離が進展していた。本計算によって求められたエネルギー解放率の厚さ方向分布では、縫合モデルにおいては厚さ方向中央部付近のエネルギー解放率がピークを成し、非縫合モデルでは衝撃面の逆側で大きなピークを成していた。したがって、本計算によって求められたエネルギー解放率分布は、実験事実と良く合っていると見える。

厚さ方向のエネルギー解放率分布の変化が縫合と非縫合で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(はく離開口方向)、モード II(せん断方向) に分けてして計算した際の値を Fig. 5.14 に示す。ここで、モード I 方向のエネルギー解放率 (Fig. 5.14(a)) が、非縫合モ

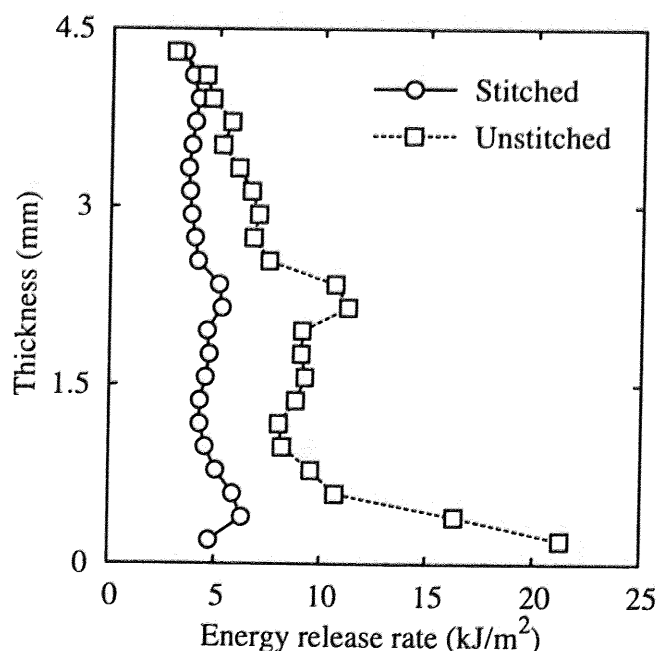


Fig. 5.13: Maximum energy release rate distribution through the thickness.

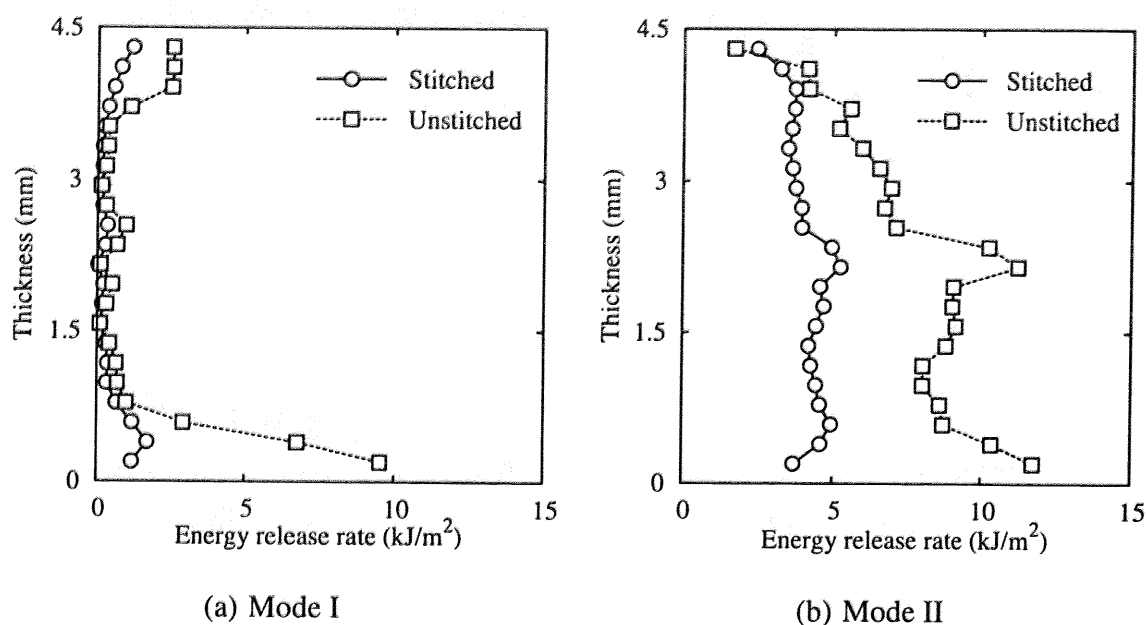


Fig. 5.14: Energy release rate distribution of each deformation mode through the thickness.

デルにおいては衝撃面の逆側で急激に増加していることがわかる。これは、面外方向の押し込み荷重と、層内き裂の影響により、モデル裏面の層がめくれ上がる (Peel) 変形が発生するためである。一方、縫合モデルにおいては、この Peel 変形が縫合糸によって抑制され、モード I エネルギー解放率増加が抑えられる。一方、モード II エネルギー解放率は、縫合モデルでは厚さ方向全域にわたって非縫合モデルよりも小さくなっている。以上のように、縫合の影響でモデル裏面のモード I 変形が強く抑制されるのに加えて、モード II 変形も抑制されることが、縫合試験片と非縫合試験片で板厚方向の層間はく離分布が異なっている原因である。

5.5 結言

本節では、面外衝撃荷重下における縫合積層板の損傷進展について、実験、解析の両面から調べ、以下の結論を得た。

1. 実験によって、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可能であることがわかった。また、縫合を施すことによって損傷の板厚方向分布が異なることがわかった。すなわち、非縫合積層板においては、被衝撃面の反対側の面に近づくにつれて、長い層間はく離が発生するのに対し、縫合積層板では、厚さ方向中央部で最も広いはく離が発生した。

2. 面外押し込み荷重下の損傷進展解析を行うことによって、縫合による損傷抑制効果は、与えられたエネルギーが大きいほど高くなることを示した。また、この現象は、はく離面積の増加に応じて架橋領域が増加し、縫合糸によるはく離閉口トラクションによって、はく離のエネルギー解放率が低下することが原因であることを示した。
3. 縫合積層板の各層間のエネルギー解放率を仮想き裂閉口法によって計算することによって、縫合が、衝撃面と逆側での Peel によるモード I エネルギー解放率の増大を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が異なっていた原因である。

第 5 章に関する参考文献

- [1] T. Ishikawa, M. Matsushima, E. Hara and G. Ben, Cost reduction in compression-after-impact (CAI) tests: proposal of half-SACMA specimen size: Proceedings of the 9th US-Japan conference on composite materials 9 (2000), 133–140.
- [2] 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.
- [3] D. Liu, Delamination resistance in stitched and unstitched composite plates subjected to impact loading: J. Reinf. Plast. Compos. 9, 1 (1990), 59–69.
- [4] E. Wu and J. Liao, Impact of unstitched and stitched laminates by line loading: J. Compos. Mater. 28, 17 (1994), 1640–1658.
- [5] E. Wu and J. Wang, Behavior of stitched laminates under in-plane tensile and transverse impact loading: J. Compos. Mater. 29, 17 (1995), 2254–2279.
- [6] F. Larsson, Damage tolerance of a stitched carbon/epoxy laminate: Composites Part A 28A, 11 (1997), 923–934.
- [7] A.P. Mouritz, Ballistic impact and explosive blast resistance of stitched composites: Composites Part B 32B, 5 (2001), 431–439.
- [8] 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).
- [9] A.P. Mouritz, Comment on the impact damage tolerance of stitched composites: J. Mater.

- Sci. Letters 22, 7 (2003), 519–521.
- [10] 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.
- [11] I. Herszberg and T. Weller, Impact damage resistance of buckled carbon/epoxy panels: Compos. Struct. 73, 2 (2006), 130–137.
- [12] 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」, 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).
- [13] 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.
- [14] 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.
- [15] E. Hara, T. Ishikawa, M. Matsubara and G. Ben, Comparison and discussion about compression after impact (CAI) properties obtained by several test method: Proceedings of the 9th US-Japan conference on composite materials 9 (2000), 801–808.
- [16] A.T. Nettles and M.J. Douglas, A comparison of quasi-static indentation to low-velocity impact: NASA TP-2000-210481 (2000).
- [17] M.O.W. Richardson and M.J. Wisheart, Review of low-velocity impact properties of composite materials: Composite Part A 27A, 12 (1996), 1123–1131.
- [18] 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).
- [19] 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.