

## 第 6 章

# 縫合の種類および縫合密度が面外衝撃損傷に与える影響

### 6.1 緒言

本研究では、板厚方向に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を明らかにしてきた。この際、縫合糸は炭素繊維に固定し、また、縫合のピッチとスペースも 3.0 mm に固定して検討を行ってきた。しかしながら、縫合積層板には、縫合糸として、炭素繊維のほかにアラミド繊維 (Kevlar®)、ポリアクリレート繊維 (Vectran®)、ガラス繊維など、様々な繊維を用いることができる。また、これらの繊維の太さを変更することも可能であるし、縫合のピッチ、スペースを変化させることによって縫合密度を変化させることも可能である。したがって、縫合積層板を実構造に適用する際には、パラメータのトレードオフを行い、用途に応じて縫合糸の材料、太さ、縫合密度を適切に決定する必要がある。

これまでに行われた研究の中では、Dransfield, Jain, Mai らによって、Kevlar を縫合糸として用いた縫合積層板について、縫合の径、および縫合の密度を変化させ、DCB 試験によるモード I 層間破壊靱性値、および ENF 試験によるモード II 層間破壊靱性値の測定 [1,2] が行われている。これらの結果によると、縫合密度が向上するほど、また、縫合糸の径が大きくなるほど、モード I およびモード II 層間破壊靱性値が向上していることがわかる。しかし、縫合の密度、種類、径などの縫合パラメータを、損傷進展プロセスに基づいて検討し、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、本章では、第 5 章で観察した、縫合による面外衝撃損傷の抑制効果に関して、縫合パラメータを変化させ、損傷抑制効果の変化を定性的に調べ、縫合パラメータの決定指針を示すことを目的とした。本章の構成は以下の通りである。まず、第 6.2 節において、縫合密度を変化させた際の面外衝撃損傷の抑制効果について実験を行った結果を述べる。また、ここでは、縫合密度を変化させた際の損傷の変化について調べている既存の研究の結果もあわせて述べる。次に、第 6.3 節において、第 5 章で行った 2 種類の解析モデルを用いて、縫合密度および縫合の剛性を変化させた際の面外衝撃損傷特性の変化について数値解析を行う。最後に、第 6.4 節で、数値解析結果と実験とを比較し、面外衝撃損傷の抑制を効果的に発揮するための縫合密度および縫合系の種類について考察を行う。

## 6.2 異なる縫合密度を持つ縫合積層板に対する面外衝撃損傷

### 試験

本節では、まず異なる縫合密度を持った縫合 CFRP 積層板に対する面外衝撃試験を行った結果を述べる。次に、過去に行われた研究から、縫合密度、および縫合糸の材料と、面外衝撃損傷の関係を扱っているものの結果を紹介する。

本試験では、縫合密度の影響を見るため、面内糸やその積層構成、および母材には、第 5.2 節で用いたのと全く同じ、(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]<sub>3s</sub>, 縫合糸:TR40-2kf, 母材樹脂:Araldite LY5052 / Aradur 5052)。縫合は付録 A に示した方法 [3] 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 3.0 mm に固定し、縫合ピッチを 6.0 mm, 9.0 mm 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. 6.1 に、縫合ピッチ 6.0 mm の試験片の断面写真を示す。

実験は、第 5.2 節と同様、Ishikawa ら [4,5] 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 5.2 節にてすでに説明したため、ここでは説明を割愛する。与えた衝撃エネルギーは、第 5.2 節と同様、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 線透視写真によって観察した。

Fig. 6.2 から 6.4 に、衝撃試験後の試験片軟 X 線透視写真を、第 5.2 節で示した、非縫合積層板、および 3.0 mm かける 3.0 mm で縫合を施した縫合積層板の結果と合わせて示す。

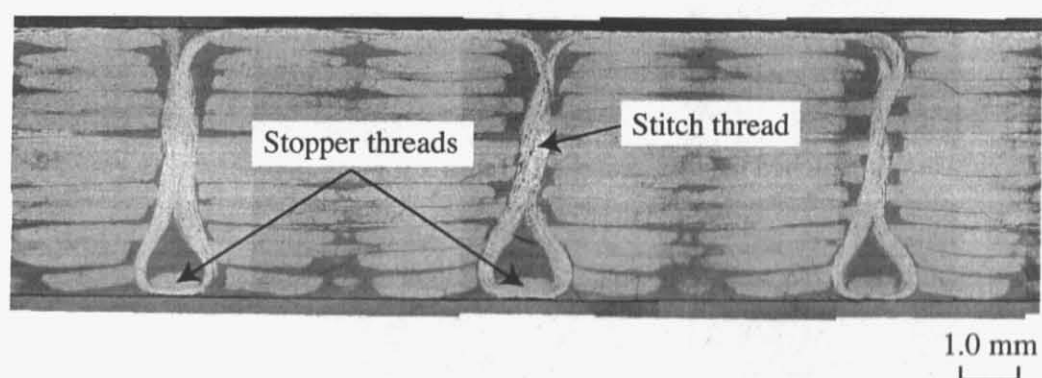


Fig. 6.1: Cross section of the material which has stitching of 6.0 mm pitch.

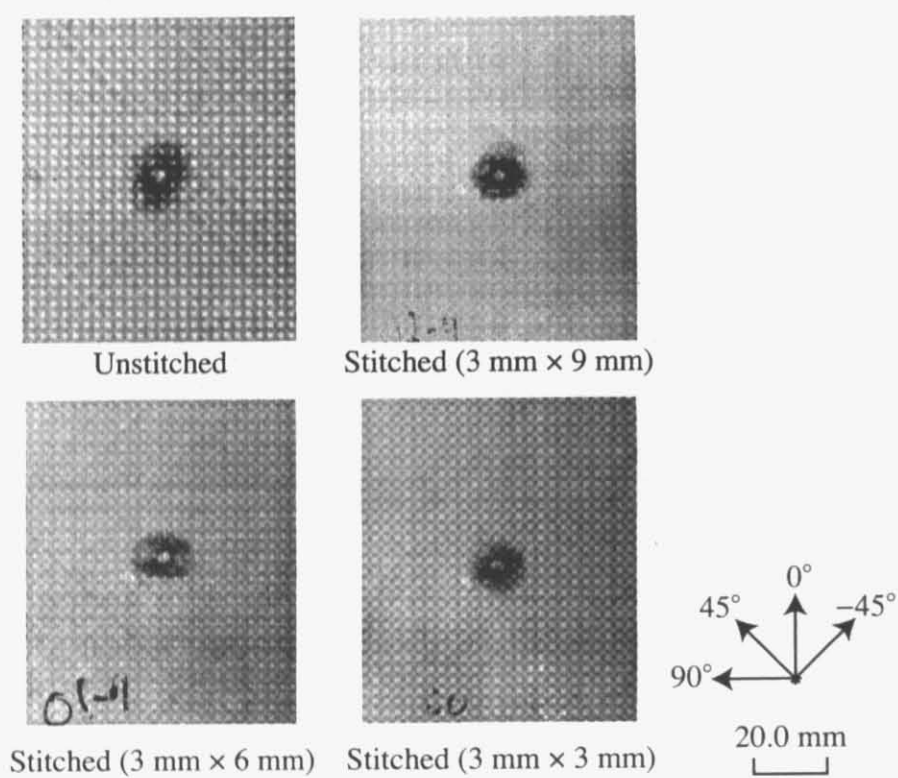


Fig. 6.2: Soft X-ray radiographs of the impacted specimens (Impact energy = 0.8375 J/mm).

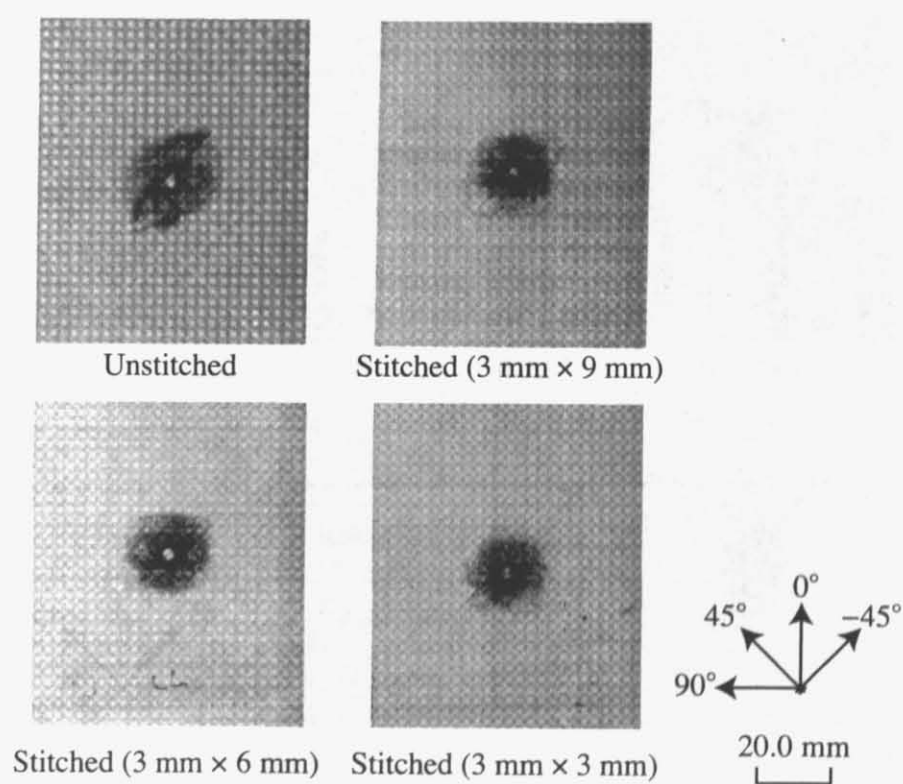


Fig. 6.3: Soft X-ray radiographs of the impacted specimens (Impact energy = 1.675 J/mm).

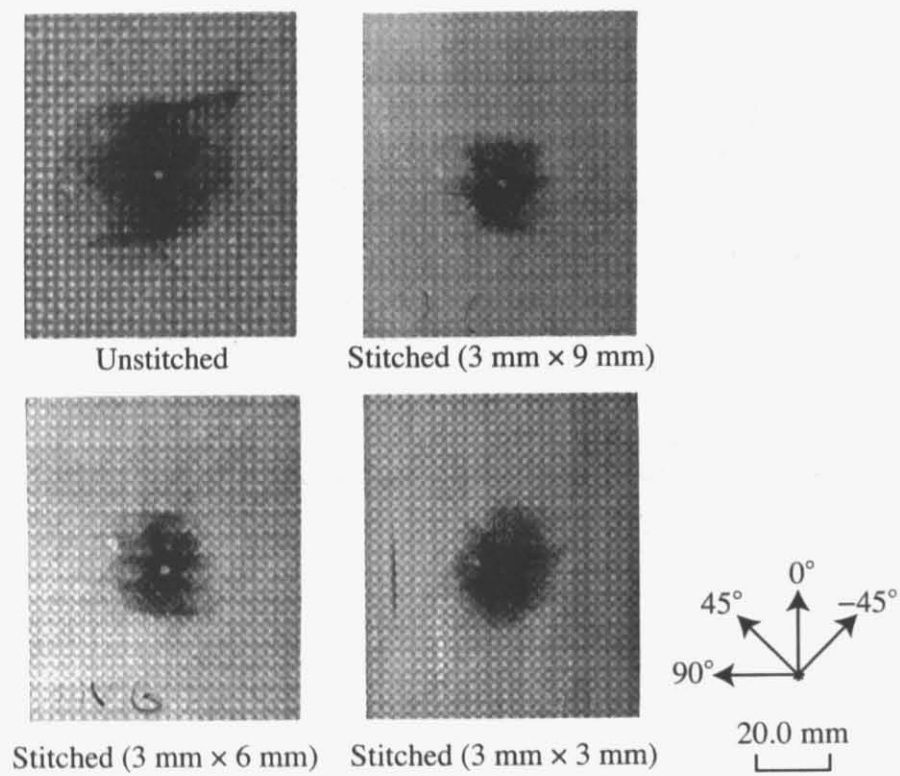


Fig. 6.4: Soft X-ray radiographs of the impacted specimens (Impact energy = 3.350 J/mm).

非縫合積層板においては、 $-45^\circ$  方向の層内き裂が長く進展し、損傷形状が $-45^\circ$  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. 6.5 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縮小しているが、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。

本研究で行った実験と同様、縫合密度を変化させ、面外衝撃損傷面積の変化を調査した実験は、これまでにいくつかの研究で行われている。縫合密度や種類の検討の参考とするため、ここでは 2 種類の結果を紹介する。まず、一つめとして、財団法人日本航空機開発協会による、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」成果報告書から、炭素繊維縫合 CFRP 積層板に対する CAI 試験の結果を示す。この研究で用いられた試験片は、炭素繊維速 TR40-2kf を縫合糸として用い、面内糸としては T700G-12kf、母材樹脂としてエポキシ樹脂 TR-A31 を用いており、本研究と同じ、付録 A に示した縫合方式 [3] で縫合がなされた。縫合スペースおよびピッチがともに 3.0 mm の試験片と、縫合スペースおよびピッチがともに 6.0 mm の試験片の 2 種類の試験片が使用された。また、縫合糸を Kevlar® -49 の 200D ヤーン 3 本撚りとし、縫合スペース、縫合ピッチ

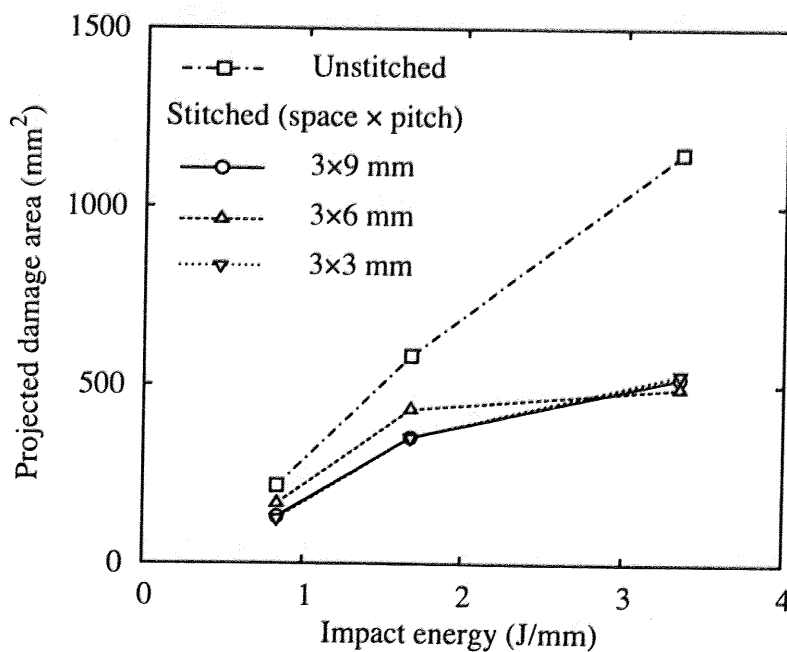


Fig. 6.5: Projected area of measured impact damage as a function of impact energy.

を 3.0 mm とした試験片も同時に試験されている。面外衝撃試験は SACMA 方法に基づいて行われ、衝撃エネルギーは、500 lbs · in/in (=2.224 J/mm) から 1500 lbs · in/in (=6.672 J/mm) まで変化させている。結果をまとめたグラフを Fig. 6.6 に示す。ここで、損傷面積は超音波探傷によって測定されている。図中、'Carbon 2' は、縫合ピッチ、縫合スペースともに 3.0 mm の縫合方式を、また、'Carbon 1' は、縫合ピッチ、スペースを 6.0 mm とした実験結果である。また、'Kevlar®' は、縫合糸に Kevlar を用いた試験片である。このとき、縫合密度が低くなることによって、縫合による面外衝撃損傷の抑制効果が小さくなっていることがわかる。また、Kevlar の結果は Carbon に比べてばらつきが大きいものの、同じ縫合密度の Carbon よりも損傷抑制効果が低くなり、縫合密度が低い場合の Carbon とほぼ同等となっている。ここで、Carbon 繊維 TR40-2kf と Kevlar49-200D の 3 本撚りの引張剛性をカタログ値から比較すると、後者は前者の 1/3 程度である。以上から、剛性の高い縫合糸を使った方が、面外衝撃損傷を抑制する効果は高くなることがわかる。

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」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。ここでは、面内糸は T700G-12kf、母材樹脂はエポキシ樹脂 TR-A31

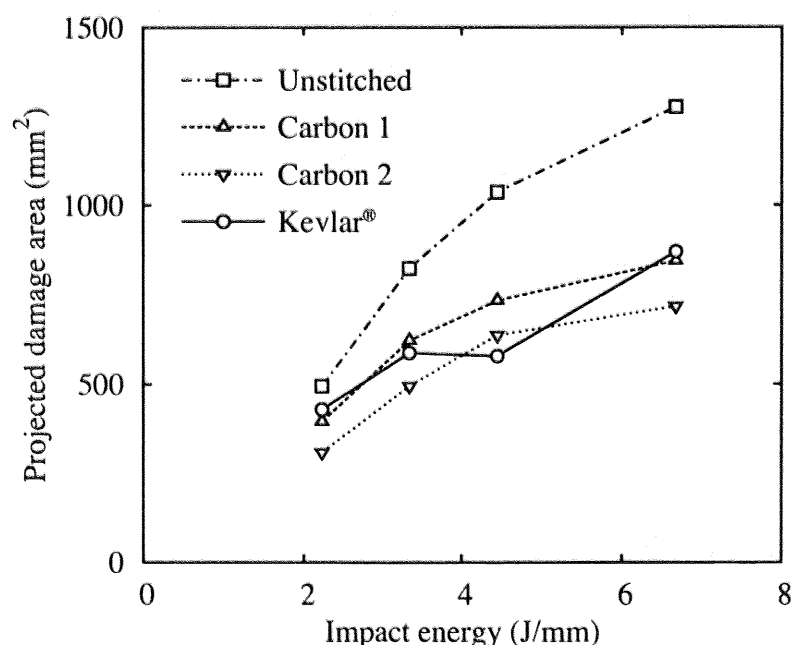


Fig. 6.6: Measured impact damage area as a function of impact energy (data from [6]).



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、(6.0 mm × 9.0 mm), (6.0 mm × 6.0 mm), (3.0 mm × 9.0 mm), (3.0 mm × 6.0 mm), (3.0 mm × 3.0 mm) 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 (=6.672 J/mm) に固定されている。結果のまとめを Fig. 6.7 に示す。ここで、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ことがわかる。

以上の実験データおよび文献データをまとめると、縫合の種類と密度に関して、以下のような定性的性質が得られた。

- 縫合密度が高いほど面外衝撃損傷抑制効果が高い
- 縫合糸の剛性が高いほど面外衝撃損傷の抑制効果が高い

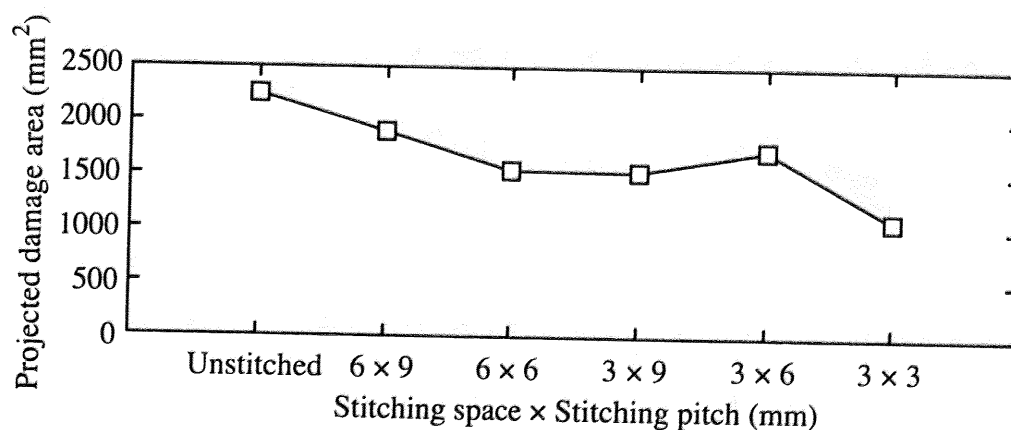


Fig. 6.7: Measured impact damage area as a function of stitching pitch and space (data from [7])

### 6.3 縫合密度および縫合の剛性を変化させた際の数値解析結果

前節における結果から、縫合系には、剛性に優れるものを用いた方が損傷抑制効果が高く、また、縫合を密に施した方が損傷抑制効果が高くなることが示された。

しかし、同体積の縫合系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縫合糸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、縫合の剛性 (縫合糸の径) と、縫合密度のいずれを優先するべきかを決めなければならない。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の 2 種類のモデルに対して、レイヤーワイズ有限要素モデルを用いた損傷進展解析と、仮想き裂閉口法によるエネルギー解放率計算を行い、より良い縫合方式がどちらであるかを検討する。

#### 6.3.1 面外押し込み荷重下の損傷進展解析

まず、第 5.3 節で用いた、レイヤーワイズ有限要素解析モデルに基づく損傷進展解析において、縫合のパラメータを変化させた。モデル化の方法は、縫合糸を除いては第 5.3 節に示したものと全く同じモデルなので、ここでは説明を割愛する。ここでは、縫合糸の材料特性は、Table 5.1 に述べた値とし、縫合密度を 1/4 (縫合ピッチ、縫合スペースをともに 6.0 mm) にしたモデル (Low-density) と、縫合ピッチ、スペースはともに 3.0 mm のままとし、縫合糸を表現した Timoshenko はり要素の直径を Table 5.1 の値の半分にしたモデル (Thin-thread) の 2 種類のモデルの損傷進展解析を行った。それぞれのモデルの縫合糸位置を示した図を Fig. 6.8 に示す。

解析によって得られた損傷面積増加の様子を Fig. 6.9 に示す。Fig. 6.9 には、第 5.3 節で行った解析の結果も併せて示した。このとき、すべての縫合モデルにおいて、面外荷重による仕事が増加するにつれ、面外衝撃損傷の抑制効果が発揮されていることがわかる。このとき、縫合糸の直径を小さくし、高い縫合密度で縫合を施したモデル (Thin-thread) の方が、低い縫合密度で、縫合糸径を大きくしたモデル (Low-density) よりも損傷抑制効果が高いことがわかる。このとき、縫合密度が低いモデルにおいては、損傷抑制効果が発現し始めるエネルギー (Fig. 6.9 中の矢印部付近) が、縫合密度が高い 2 種類のモデルよりも高くなっている

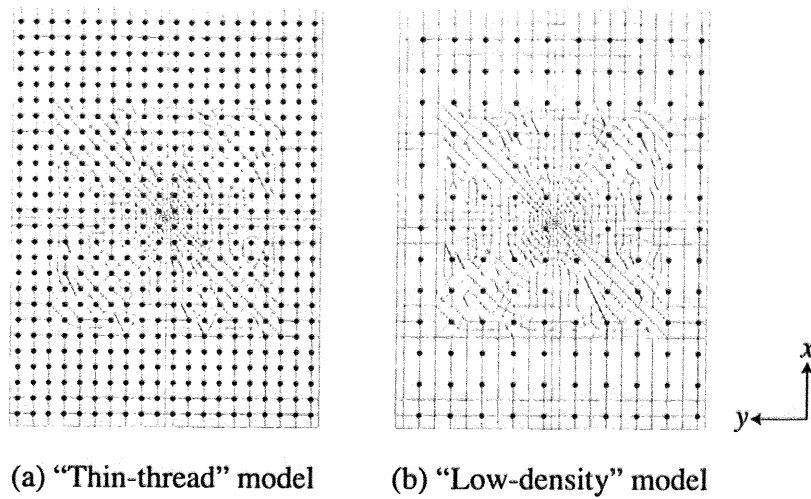


Fig. 6.8: Arrangement of the beam elements in (a) Thin-thread model and (b) Low-density model.

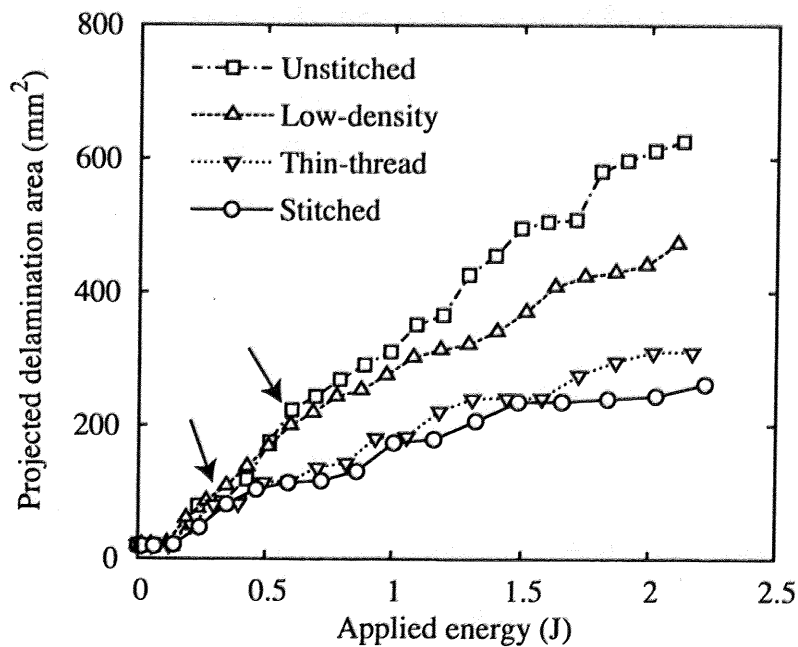


Fig. 6.9: Simulation results for the delamination extension under out-of-plane indentation loading.

ことがわかる。これは、縫合が疎であるために、十分なはく離架橋領域が形成されるためには、より広い層間のはく離が必要とされることが原因である。一方、細い縫合糸を用いて高い縫合密度で縫合したモデルでは、十分なはく離架橋領域の形成に必要な層間のはく離面積が狭いため、早い段階から損傷抑制効果が発現する。

### 6.3.2 仮想き裂閉口法を用いたエネルギー解放率計算

つぎに、第5.4節で用いた仮想き裂閉口法を用いて、各層間のエネルギー解放率が縫合密度や縫合の剛性によってどのように変化するかを調べた。解析の対象にしたのは、前節と同様、縫合密度を  $1/4$ (縫合ピッチ、縫合スペースをともに  $6.0\text{ mm}$ ) にしたモデル (Low-density) と、縫合ピッチ、スペースはともに  $3.0\text{ mm}$  のままとし、縫合糸を表現したバネ要素の剛性の値を、第5.4節の計算の  $1/4$ ( $k = 1.25 \times 10^5\text{ N/m}$ ) にしたモデル (Thin-thread) の2種類のモデルのエネルギー解放率計算を行った。計算に用いたモデルの縫合糸位置を Fig. 6.10 に示す。解析は ABAQUS6.6-1(ABAQUS,Inc) によって行った。中心部に  $4\text{ kN}$  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。

計算によって求めた各層のエネルギー解放率の最大値を厚さ方向に対してプロットしたグラフを Fig. 6.11 に示す。ここには、第5.4節の結果も併せて示した。モデルの  $z$  方向座標を

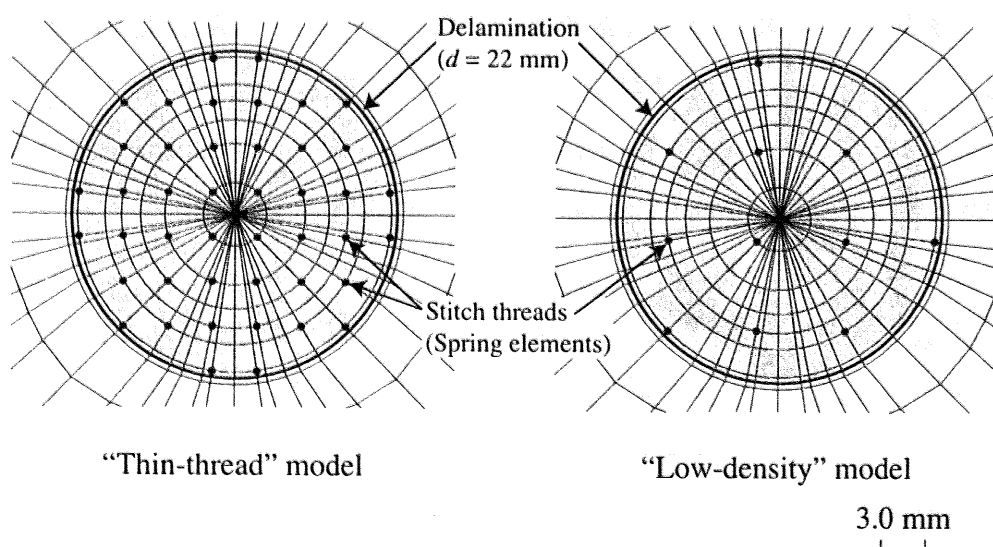


Fig. 6.10: Arrangement of spring elements in the finite element model for calculation of the energy release rate.

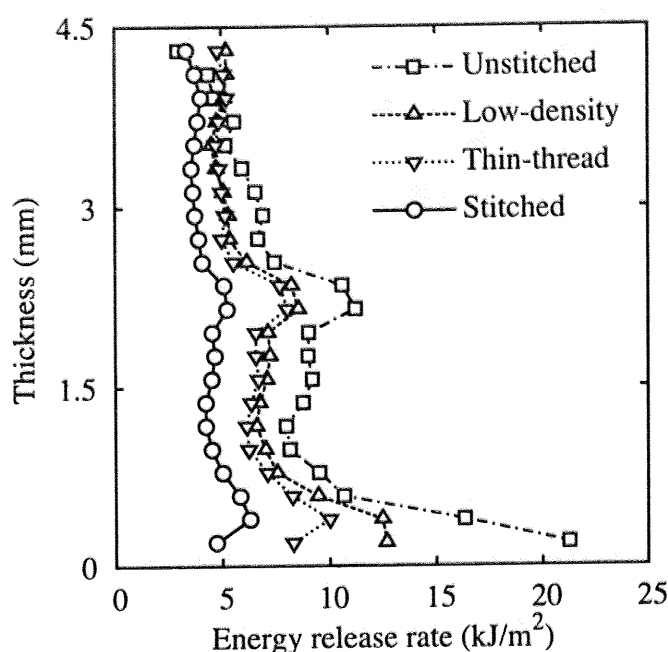


Fig. 6.11: Maximum energy release rate distribution through the thickness.

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  $z = 4.5$  (mm) である。すべての縫合方式においてエネルギー解放率が縮小していることがわかる。このとき、低い縫合密度で強いはいく離架橋パネを持つモデルと、高い縫合密度で弱いはいく離架橋パ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 5.4.2 節で行ったと同様に、エネルギー解放率をモード I (はいく離開口方向) とモード II (せん断方向) に分けて Fig. 6.12 に示す。このとき、高い縫合密度で弱いはいく離架橋パネを持つモデル (Thin-thread) と、低い縫合密度で強いはいく離架橋パネを持つモデル (Low-density) のモデルのモード 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、Low-density 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、Thin-thread 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 Thin-thread モデルと Low-density モデルで比較すると、全域にわたって Thin-thread 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いく離架橋パ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いく離架橋パネを持つモデルよりも有利である。

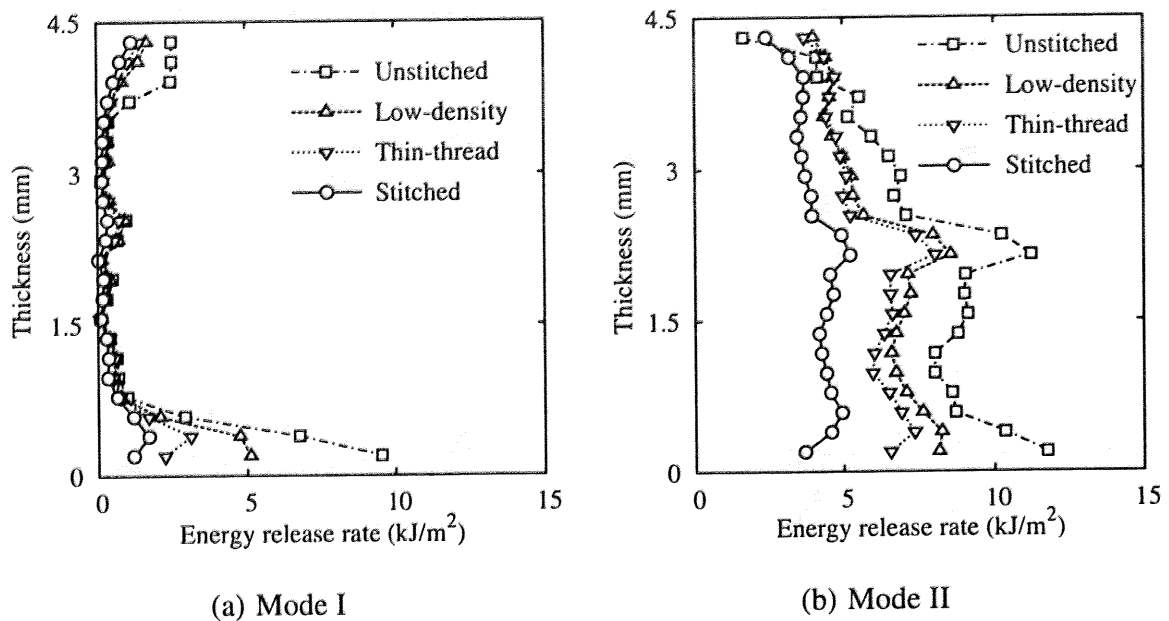


Fig. 6.12: Energy release rate distribution of each deformation mode through the thickness.

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。

## 6.4 最適な縫合方式の考察

第6.2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、剛性の高い縫合糸を用いた方が良く、また、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6.3節で行った2種類の解析から、縫合糸の体積を一定としたとき、縫合糸の径を太くして、低い縫合密度で縫合を施すよりも、縫合糸の径を細くして、高い縫合密度で施す方が有利であることがわかった。

さらに、(社)日本航空宇宙工業会による Vectran 縫合積層板における引張試験、圧縮試験 [7] では、縫合密度を固定して、縫合糸の径を変化させ、引張強度、圧縮強度を測定している。これによれば、縫合糸が太くなるに従って、引張強度、圧縮強度ともに低下している。Steeves らによる Z ピンを有する積層板の引張、圧縮試験の結果などから [8]、このような、面内方向の強度低下は、縫合糸が面内糸の配向を乱すことが原因である。縫合糸が太い場合、縫合糸による面内糸の歪みが大きくなり、面内強度がより低下する。以上の理由から、面外衝撃損傷の観点からも、また、面内圧縮強度の観点からも、縫合糸の径は小さい方が望ましいことがわかる。

したがって、面外衝撃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べきである\*<sup>1</sup>。

- 縫合糸には高弾性の材料を使用し、径はなるべく大きくする
- 衝撃を受けやすい部分になるべく密に縫合を施す
- 縫合密度と縫合糸剛性のどちらかを優先する必要がある場合、縫合密度を優先する

## 6.5 結言

本章では、縫合の剛性、縫合密度といった縫合パラメータが、面外衝撃損傷抑制効果に与える影響を実験、数値解析から調査し、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、縫合パラメータの決定指針について定性的な検討を加えた。本章で得られた結論は以下の通りである。

1. 文献から得た既存の衝撃試験結果のまとめから、縫合糸の剛性が高い方が縫合による面外損傷抑制効果が高いことがわかった。
2. 縫合密度を変化させた低速面外衝撃試験結果、および文献から得られた既存の衝撃試験結果から、縫合密度が高い方が面外衝撃損傷の抑制効果が高いことがわかった。
3. 縫合密度、および縫合の剛性を変化させ、面外押し込み荷重下の損傷進展解析、エネルギー解放率計算を行った。解析結果から、同体積の縫合糸を使って縫合を施す場合、縫合糸径を大きくして縫合糸剛性を向上するよりも、縫合糸径を小さくして、縫合密度を向上した方が損傷抑制効果が高くなることがわかった。

## 第6章に関する参考文献

- [1] 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.

---

\*<sup>1</sup> ただし、以上の議論では、解析において縫合糸の架橋効果を線形として扱っている点に注意を要する。細い縫合糸を選定することにより、縫合糸がせん断荷重を負荷された際、架橋トラクションの非線形挙動がより早く発生してしまう可能性がある。

- [2] 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.
- [3] 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.
- [4] 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 US-Japan conference on composite materials 9* (2000), 133–140.
- [5] E. Hara, T. Ishikawa, M. Matsubara and G. Ben, Comparison and discussion about comparession after impact (CAI) properties obtained by several test method: *Proceedings of the 9th US-Japan conference on composite materials 9* (2000), 801–808.
- [6] 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).
- [7] 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).
- [8] C.A. Steeves and N.A. Fleck, In-plane properties of composite laminates with through-thickness pin reinforcement: *Int. J. Solids Struct.* 43, 10 (2006), 3197–3212.



## 第7章

# 結論

近年、民間の大型旅客機に対する炭素繊維強化プラスチック (CFRP) 積層板の適用が急速に進んでいる。航空機等の構造への CFRP の適用は今後も増加して行くと考えられるが、この際、CFRP の製作コストが問題となり、現在行われている、プリプレグーオートクレーブ法に代わる、CFRP の低コスト成型法の適用が必要となる。板厚方向への縫合は、低コスト成型法においても適用が可能である上、CFRP 積層板の弱点の一つである層間破壊靱性値を大幅に向上させることができる。板厚方向に縫合された CFRP 積層板については、これまで DCB 試験や ENF 試験によって測定する層間破壊靱性値や、面内剛性・強度といった、材料特性については精力的に研究されていた。しかし、縫合積層板には様々な荷重条件下で、層内き裂、層間はく離といった損傷が発生し、材料特性に対して大きな影響を与える。したがって、様々な荷重条件下で縫合積層板に発生する損傷の発生、進展プロセスを理解することは、縫合積層板を用いた構造物の信頼性を確保する上で必要不可欠である。そこで、本研究では、縫合積層板の損傷の進展プロセスを、実験・解析の両面から検討した。以下に、本論文の各章で得られた結論をまとめて示した後、本研究によって得られた知見を踏まえ、縫合積層板の実構造物への適用についての将来展望について述べる。

### 7.1 各章の要約と結論

第2章では、結合力要素を用いた有限要素解析に基づいて、縫合積層板の損傷進展を解析する数値解析モデルの提案を行った。このとき、結合力要素を用いた際に発生する非線形性を、線形解析の反復によって求めることとした。また、一本の縫合糸が発生するき裂閉口ト

ラクションが、提案した数値解析モデルで表現可能であることを検証した。第2章にて得られた結論を以下に示す。

1. 結合力要素を用いた、レイヤーワイズ有限要素モデルに基づく、縫合積層板の損傷進展解析モデルを提案した。このとき、積層板はレイヤーに分割し、各レイヤーは Mindlin 板要素で要素分割した。各レイヤー内とレイヤー間には損傷を表現するために結合力要素を配置した。縫合糸の効果は Timoshenko はり要素でレイヤー同士を結合することによって表現した。
2. 結合力要素を導入することによって問題に導入される非線形性を、線形解析の連続によって解を求める手法を示した。
3. Mindlin 板要素と Timoshenko はり要素を組み合わせることによって、縫合糸が発生するき裂閉口トラクションを表現することが可能であることを示した。

第3章では、最も基本的な荷重状態として、縫合積層板に一軸引張荷重を加え、このとき縫合積層板内に発生する損傷を、目視と超音波顕微鏡による C スキャンによって実験的に観察した。次に、第2章で提案した、縫合積層板内の損傷進展解析モデルを用いて、一軸引張負荷下の損傷進展をシミュレートし、結果を実験と比較した。第3章で得られた結論を以下に示す。

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。したがって、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4章では、ボルト孔を模擬した円孔を有する縫合積層板について引張負荷を加え、縫合積層板内に発生する損傷を、実験と解析の両面から調べた。実験においては、円孔を有する縫合積層板に引張負荷除荷試験を行い、発生した損傷を、軟 X 線写真とマイクロフォーカス X 線 CT 装置を用いて非破壊観察した。数値解析においては、第2章で提案した、縫合積層

板内の損傷進展解析モデルを用いて数値解析を行い、結果を実験と比較した。第4章で得られた結論を以下に示す。

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効果的に抑制できることを数値解析によって実証した。

第5章では、低速面外衝撃荷重を受けた際に縫合積層板内に発生する損傷について、実験と解析の両面から調べた。実験においては、Half-SACMA 試験の試験片に対し、落錘衝撃試験機によって低速衝撃を加え、損傷を軟 X 線写真、マイクロフォーカス X 線 CT によって調べた。数値解析においては、第2章で提案した損傷進展解析モデルによる損傷進展解析と、仮想き裂閉口法によるはく離先端のエネルギー解放率計算の両方を用いて、縫合が損傷に与える効果を検討した。第5章から得られた結論を以下に示す。

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。

縫合積層板においては、縫合糸として様々な材料の糸を使用することができる。また、縫合糸太さや縫合の密度を変更することができ、損傷を効果的に抑制するためには、これらの縫合パラメータを適切に決定する指針が必要である。第6章では、第5章で観察した、縫合による面外衝撃損傷の抑制に関して、縫合パラメータを変化させ、損傷抑制効果の変化を定性的に調べ、縫合パラメータの適切な決定方法の指針を検討した。実験では、縫合密度を減少させた試験片に低速面外衝撃荷重を加え、損傷の観察を行った。また、既存の研究の中から、縫合の種類や密度を変化させた場合の結果を参照し、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5章で行った2種類の解析について、縫合パラメータを変化させ、損傷進展とエネルギー解放率の検討を行った。第6章で得られた結論を以下に示す。

1. 文献から得た既存の衝撃試験結果のまとめから、縫合糸の剛性が高い方が縫合による面外損傷抑制効果が高いことがわかった。
2. 縫合密度を変化させた低速面外衝撃試験結果、および文献から得られた既存の衝撃試験結果から、縫合密度が高い方が面外衝撃損傷の抑制効果が高いことがわかった。
3. 縫合密度、および縫合の剛性を変化させ、面外押し込み荷重下の損傷進展解析、エネルギー解放率計算を行った。解析結果から、同体積の縫合糸を使って縫合を施す場合、縫合糸径を大きくして縫合糸剛性を向上するよりも、縫合糸径を小さくして、縫合密度を向上した方が損傷抑制効果が高くなることがわかった。

以上の結論から、本研究では、縫合積層板内に発生する損傷に関して、板厚縫合の縫合を適切に施すことによって、CFRP 積層板に発生する層間はく離を効果的に抑制できることがわかった。また、本研究によって確立した、縫合積層板の損傷の数値解析手法は、様々な荷重条件下でも使用が可能な、強力な解析手段であることを示した。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、損傷抑制効果を議論することによって、損傷抑制に最適な縫合パラメータを、損傷プロセスに基づいて決定できることを示した。

## 7.2 縫合積層板の実構造物への適用についての将来展望

本研究で得られた、縫合積層板の損傷に関する様々な知見と、縫合積層板に関する既存の研究の結果から、縫合積層板の基本的な特性について以下のことが言える。

- 板厚方向の縫合によって、面内方向の材料物性 (特に圧縮強度) は、等価な非縫合積層板よりも悪化してしまう。
- 板厚方向の縫合は、様々な荷重下において、層間はく離の進展を効果的に抑制することができる。
- 一方、板厚方向の縫合は、はく離が縫合糸の位置に達するまでははく離抑制効果を発揮しないため、層間はく離の発生そのものを抑制することは難しい。

面内方向の材料物性の悪化が発生することから、筆者は、適材適所の原則により、板厚方向の縫合は、その優れた損傷抑制効果を効果的に発揮できる場所に限定して用い、構造物の主要な部分は非縫合積層板を用いて作成するべきであると考え。本研究で得られた知見から、縫合積層板の長所が活用できる部材は、以下のような部分である。航空機構造を例にとって、具体的な部材を例示する。

**■層間はく離が不可避免的に発生する部材** 応力集中等によって、使用中に層間はく離が不可避免的に発生してしまう部材では、縫合積層板の層間はく離進展抑制能力を最大限に発揮することができる。航空機の部材としては、ボルト接合部、接着接合部、あるいは板材の自由端部分などが相当する。

**■層間はく離が構造に致命的な悪影響をもたらす部材** 通常は層間はく離が発生しないが、何らかのトラブルによってはく離が発生してしまった際に構造に致命的な悪影響がある場合、縫合を施すことによって層間はく離進展を抑制することによって、悪影響を最小限に抑えることができる。航空機の部材としては、スキーンストリング接着部、主翼スキンなどがこれにあたる。

**■3次元的な応力状態が予想される部材** 3次元的な応力状態が予想される、形状が複雑な部材は、作成が難しく、また、板厚方向の荷重は層間はく離を発生させるため、従来のCFRP積層板縫合積層板は適用が難しい。縫合積層板は、比較的複雑な形状のプリフォームも作成可能であり、また、層間はく離を抑制するため、このような部材にも適用が可能である。航空機の部材としては、翼胴結合部など、従来は金具が使用されている部分がこれにあたる。

### 7.3 結言

本論文では、縫合積層板の損傷進展プロセスに着目して、縫合による損傷抑制効果の詳細を明らかにした。本論文によって得られた知見が、将来の縫合積層板の実構造物への適用に寄与することを強く望む。

## 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 [1]。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 [2]。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

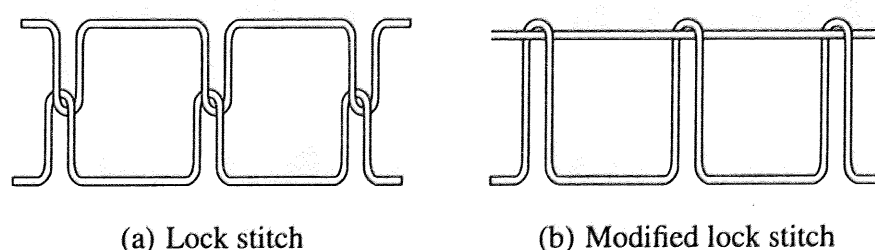
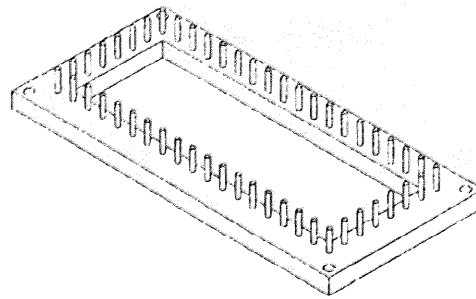
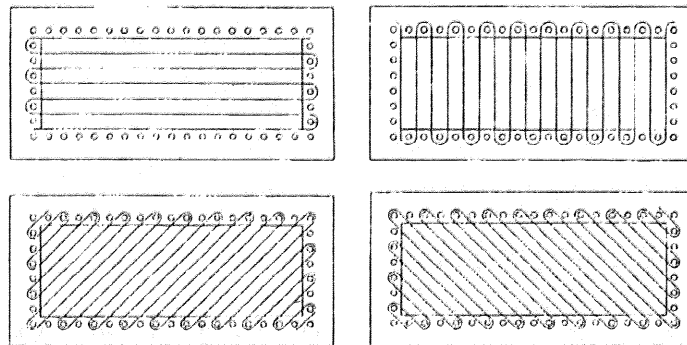


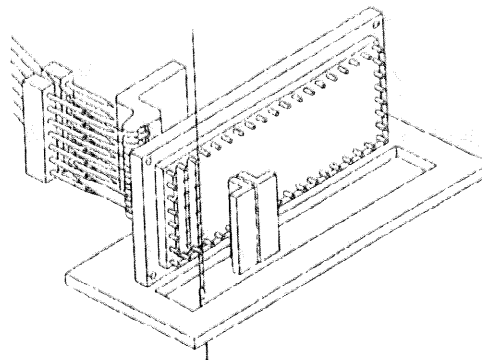
Fig. A.1: Illustrations showing the configuration of the stitch.



(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 [2].

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。

## 付録 A 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] 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.

## 付録 B

# 結合力要素による非線形性を増分解析で解く際の問題点

等価節点力ベクトル  $\underline{Q}(= \underline{F})$  の時間微分 ( $\dot{\cdot}$ ) をとり、微小時間  $dt$  における増分を考えれば、時刻  $t$  から  $t + dt$  間の線形化された方程式が得られる。

$$\dot{\underline{Q}}dt = \left( \frac{\partial \underline{Q}}{\partial \underline{U}} \right) \dot{\underline{U}}dt = \dot{\underline{F}}dt \quad (\text{B.1})$$

$$(\tilde{\underline{K}} + \tilde{\underline{K}}_{coh}) \underline{U} = \underline{F} \quad (\text{B.2})$$

$\tilde{\underline{K}}$  は固体要素の接線剛性であり、アンダーバーは増分値であることを示す。結合力要素の接線剛性  $\tilde{\underline{K}}_{coh}$  は、

$$\tilde{\underline{K}}_{coh} = \int_{S_{coh}} (\underline{LN})^T \frac{\partial \underline{T}}{\partial \underline{\Delta}} (\underline{LN}) dS \quad (\text{B.3})$$

であり、行列  $\partial \underline{T} / \partial \underline{\Delta}$  は以下のように書ける。

$$\frac{\partial \underline{T}}{\partial \underline{\Delta}} = \begin{bmatrix} \frac{s}{1-s} \frac{\sigma_{n \max}}{\Delta_{nc}} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{s}{1-s} \frac{\sigma_{t \max}}{\Delta_{tc}} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{s}{1-s} \frac{\sigma_{b \max}}{\Delta_{bc}} \end{bmatrix} \quad (s = s_{ini} = \text{const.}) \quad (\text{B.4a})$$

$$\frac{\partial \underline{T}}{\partial \underline{\Delta}} = \begin{bmatrix} \left( \frac{s}{1-s} - \frac{\Delta_n^2 / \Delta_{nc}^2}{(1-s)^3} \right) \frac{\sigma_{n \max}}{\Delta_{nc}} & -\frac{\Delta_n \Delta_t / \Delta_{tc}^2}{(1-s)^3} \frac{\sigma_{n \max}}{\Delta_{nc}} & -\frac{\Delta_n \Delta_b / \Delta_{bc}^2}{(1-s)^3} \frac{\sigma_{n \max}}{\Delta_{nc}} \\ -\frac{\Delta_t \Delta_n / \Delta_{nc}^2}{(1-s)^3} \frac{\sigma_{t \max}}{\Delta_{tc}} & \left( \frac{s}{1-s} - \frac{\Delta_t^2 / \Delta_{tc}^2}{(1-s)^3} \right) \frac{\sigma_{t \max}}{\Delta_{tc}} & -\frac{\Delta_t \Delta_b / \Delta_{bc}^2}{(1-s)^3} \frac{\sigma_{t \max}}{\Delta_{tc}} \\ -\frac{\Delta_b \Delta_n / \Delta_{nc}^2}{(1-s)^3} \frac{\sigma_{b \max}}{\Delta_{bc}} & -\frac{\Delta_b \Delta_t / \Delta_{tc}^2}{(1-s)^3} \frac{\sigma_{b \max}}{\Delta_{bc}} & \left( \frac{s}{1-s} - \frac{\Delta_b^2 / \Delta_{bc}^2}{(1-s)^3} \right) \frac{\sigma_{b \max}}{\Delta_{bc}} \end{bmatrix} \quad (s \neq \text{const.}) \quad (\text{B.4b})$$

したがって、増分解析では、式 (B.4) の場合分けが行われる時間増分を  $R_{\min}$  法 [1] など探索するとともに、収束計算においてこの場合分けの処理を工夫しなければ安定な解析は行え

ない。また式 (B.4b) には軟化挙動 (負の剛性) が含まれており、数値解析上不安定であることも指摘されている [2]。

## 付録 B に関する参考文献

- [1] Y. Yamada, N. Yoshimura and T. Sakurai, Plastic stress-strain matrix and its application for the solution of elastic-plastic problems by the finite element method: *Int. Mech. Sci.* 10, 5 (1968), 343–354.
- [2] M.A. Crisfield, G. Jelenic, Y. Mi, H.G. Zhong and Z. Fan, Some aspects of the non-linear finite element method: *Finite Elem. Anal. Des.* 27, 1 (1997), 19–40.

## 付録 C

# 損傷解析モデルの妥当性の検証

第2章で行った損傷のモデル化は、線形計算の反復によって非線形方程式の求解を行うという点で、増分解析を用いた通常の非線形解析手法とは大きく異なる。そこで本節では、間島ら [1] のアプローチに従い、第2章の手法で得られる2種類のき裂進展を線形破壊力学による理論解と比較することにより、解析手法の妥当性を検証する。

## C.1 等方性無限体中の円形き裂の進展

等方性無限体中に半径  $a$  の円形き裂が存在し、その内面の一部 (半径  $b$  の円内) に一様な内圧  $\sigma_0$  が働いている問題を考える (Fig. C.1(a))。理論解 [2] では、荷重一定のもとにおいて、き裂の進展に従ってエネルギー解放率が減少するため、き裂は安定に成長する。また、この際のき裂進展は純粋にモード I である。

き裂進展解析に用いた有限要素モデルの一例を Fig. C.1(b) に示す。本問題は軸対称であるため、4 節点軸対称アイソパラメトリック要素を用い、モデル全体を正方形の要素で分割した。き裂を表現する結合力要素を  $z = 0$  mm、 $r \leq 60$  mm の固体要素境界に組み込んだ。半径 8 mm の初期き裂を仮定し、 $r \leq 4$  mm の領域に内圧を与えた。

等方性弾性体のヤング率を 70 GPa、ポアソン比を 0.3 とした。結合力要素のモード I の強度  $\sigma_{n\max}$  を 100 MPa とし、モード I 臨界エネルギー解放率  $G_{Ic} = 0.2, 1.0, 5.0$  kJ/m<sup>2</sup> という3つの条件で解析を行った。なお、本解析では、モード I のみによるき裂の進展を考慮し、モード II の強度および臨界エネルギー解放率には十分に大きな値を与えた。また、要素の一辺が 1 mm, 2 mm, 4 mm という3種類のモデルについて解析を行い、き裂進展への要素分割の

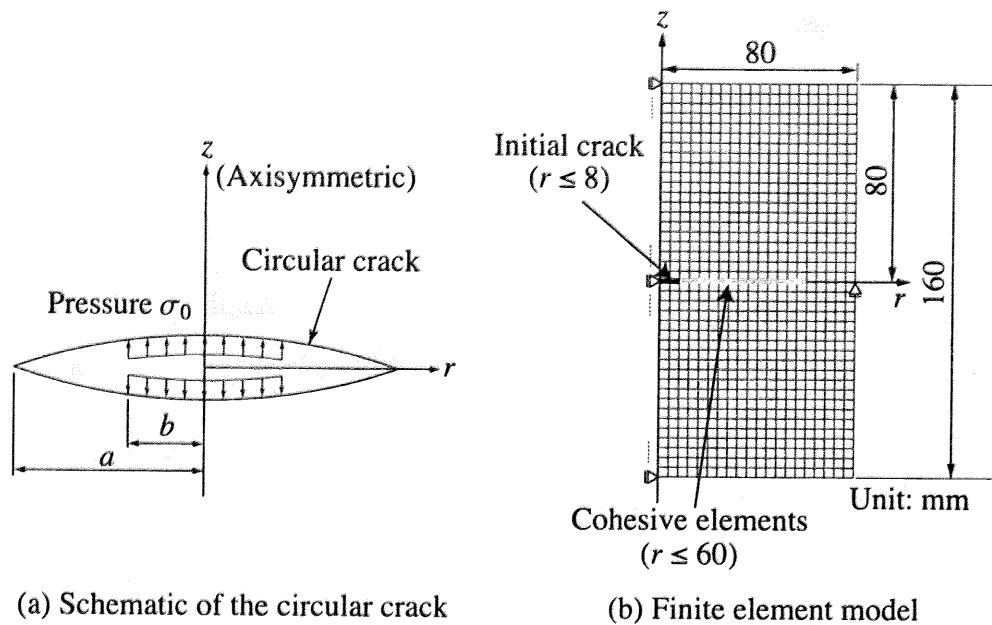


Fig. C.1: Infinite isotropic material with a circular crack. (a) Schematic of the model. (b) Finite element model.

影響も調べた。

Fig. C.2 にき裂面に加えた外力に対するき裂半径を示す。数値解析結果におけるき裂半径は、完全に破壊した結合力要素 (パラメータ  $s = 0$ ) の半径とした。Fig. C.2 には実線で理論解を示した。臨界エネルギー解放率が小さい場合、解析結果は要素サイズに依存せず、理論解とほぼ一致している。また、臨界エネルギー解放率が高いほど、あるき裂長さに達するまでに理論解よりも大きい荷重を要している。一般に、小規模降伏するき裂先端の塑性域寸法は、応力拡大係数の 2 乗、すなわちエネルギー解放率に比例する [2]。したがって、臨界エネルギー解放率が高いほど結合力領域の寸法は大きく、き裂先端に強い非弾性変形が現れる。このため、数値解析結果と線形破壊力学による解に差が生じる。

以上より、本解析手法は、モード I が支配的なき裂進展において、要素分割に依存せず、線形破壊力学と等価なき裂進展を再現できることがわかった。

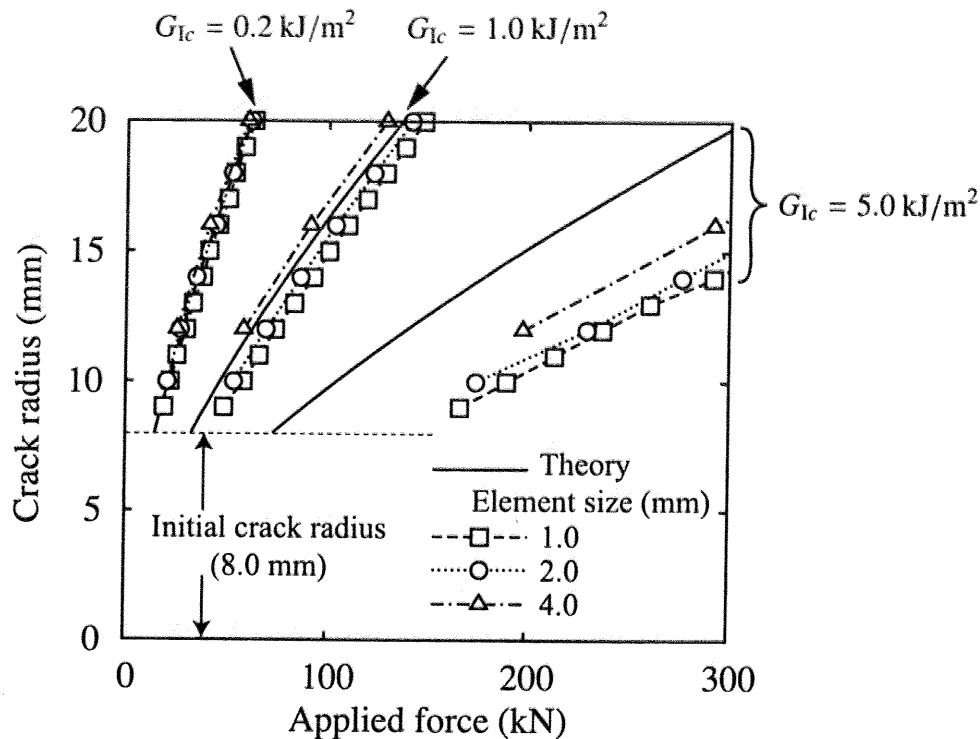


Fig. C.2: Comparisons of the crack growth among various element sizes and fracture toughnesses.

## C.2 面外荷重を受ける円板中のき裂進展

周囲が固定され、中央部に円形き裂を有する円板に面外負荷を与えた際のき裂進展を考える (Fig. C.3(a)). 理論解 [3] では、き裂進展によるエネルギー解放率が、荷重一定のもとでき裂半径によらず一定となり、き裂の進展が開始する荷重は臨界エネルギー解放率と板の曲げ剛性によって定まる。また、この際のき裂進展は純粋にモード II のみである。

き裂進展解析に用いた有限要素モデルの一例を Fig. C.3(b) に示す。4 節点軸対称アイソパラメトリック要素を用い、全体を正方形の要素で分割した。結合力要素は、 $z = 0 \text{ mm}$ 、 $r \leq 20 \text{ mm}$  の固体要素境界に組み込んだ。半径 2 mm の初期き裂を仮定し、板上部 ( $z = 2 \text{ mm}$ ) の  $r \leq 0.5 \text{ mm}$  に存在する節点に、一様な下 ( $-z$ ) 向き強制変位を与えた。このとき、それらの節点における反力の総和を荷重値とした。

円板は面内等方性の均質材料とし、Table C.1 に示す物性を用いた。結合力要素の強度、臨界エネルギー解放率も合わせて示した。要素の一辺が 0.25 mm, 0.125 mm, 0.0625 mm という

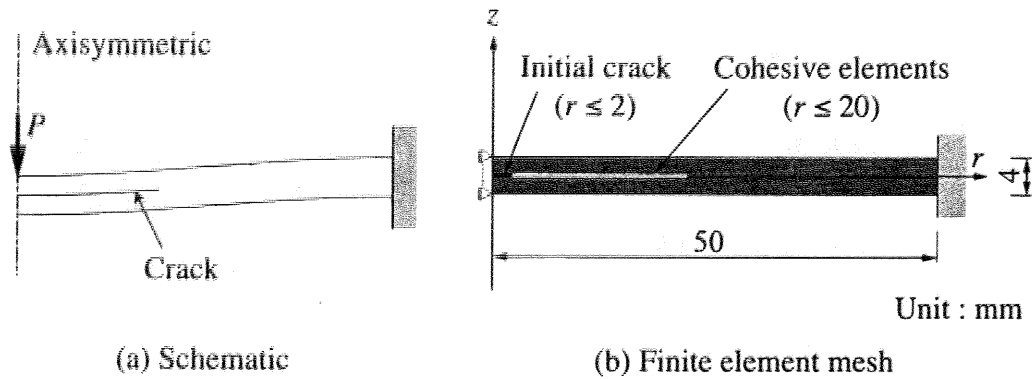


Fig. C.3: A circular plate with an initial crack subjected to out-of-plane loading.

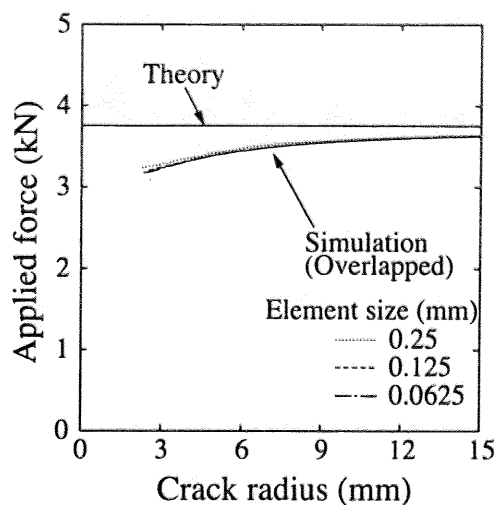
Table C.1: Material properties used in the simulation for the crack growth in the circular plate.

In-plane Young's modulus $E_x = E_y$ (GPa)	56.5
Out-of-plane Young's modulus $E_z$ (GPa)	9.15
In-plane Poisson's ratio $\nu_{xy}$	0.316
Out-of-plane Poisson's ratio $\nu_{xz} = \nu_{yz}$	0.262
Out-of-plane shear modulus $G_{xz} = G_{yz}$ (GPa)	4.18
Mode-I cohesive strength $\sigma_{n \max}$ (MPa)	32.6
Mode-II cohesive strength $\sigma_{t \max}$ (MPa)	85.0
Mode-I critical energy release rate $G_{Ic}$ (J/m <sup>2</sup> )	200
Mode-II critical energy release rate $G_{IIc}$ (J/m <sup>2</sup> )	400

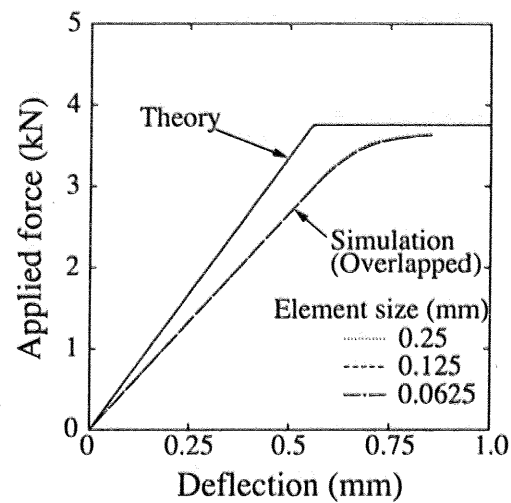
3 種類のモデルで解析を行い、要素分割による結果の依存性も調べた。

与えた面外荷重に対するき裂半径を理論解とともに Fig. C.4(a) に示す。き裂は理論値よりも低い荷重で進展を開始し、き裂半径が長くなるにつれ、進展に要する荷重は理論値に漸近した。このとき、き裂進展が開始する荷重、および進展に要する荷重の変化には、要素サイズへの依存性は見られなかった。Fig. C.4(b) に荷重－たわみ曲線を示す。ここで、強制変位を加えた面とは反対側の面の中心  $(r, z) = (0, -2)$  における  $z$  方向変位をたわみとした。理論解は Kirchhoff 平板に基づいているため、初期勾配が実際の値から 20% 程度ずれる [1] ことを考慮すれば、本解析は要素分割に依存せずに妥当な結果を示しているといえる。

第 C.1 節の結果と合わせ、第 2 章に示した解析手法を用いることで、引張、せん断の双方によるき裂進展において、破壊力学と等価な解析が可能であることを示した。



(a) Crack propagation



(b) Load - deflection relation

Fig. C.4: Simulated results of the crack growth in a circular plate.

## 付録 C に関する参考文献

- [1] 間島理, 末益博志, 複合材料積層板中の層間剥離伝播挙動の有限要素解析: 日本複合材料学会誌 25, 4 (1999), 140–148.
- [2] 岡村弘之, 線形破壊力学入門, 倍風館, 東京 (1976).
- [3] 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.



## 付録 D

# 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、第 5 章、第 6 章にて使用した、仮想き裂閉口法 (Virtual Crack Closure Technique : VCCT 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。

エネルギー解放率はクラック面積の微小増加  $\Delta A$  に対する、系全体のポテンシャルエネルギー  $\Pi$  の解放率である [1] から、

$$G = - \lim_{\delta A \rightarrow 0} \frac{\Delta \Pi}{\Delta A} = - \frac{\partial \Pi}{\partial A} \quad (D.1)$$

ここで、全ポテンシャルエネルギーはひずみエネルギー  $U$  と外力のポテンシャル  $\Pi_F$  の和である。

$$\Pi = U + \Pi_F \quad (D.2)$$

荷重一定のとき、クライペロンの定理より、

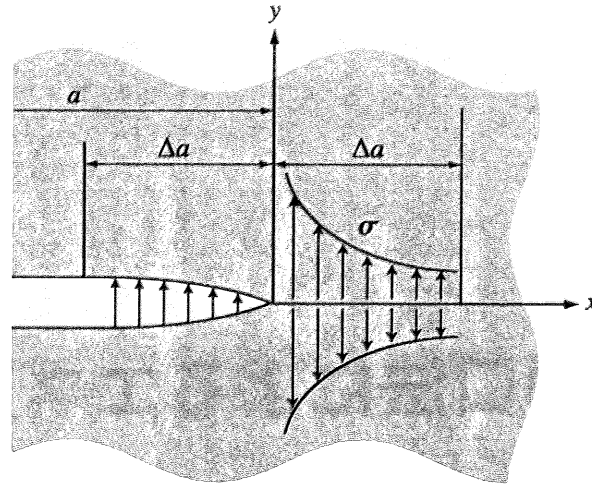
$$\Pi_F = -2U \quad (D.3)$$

なる関係が成立する。式 (D.3) と (D.2) を式 (D.1) に代入すれば、

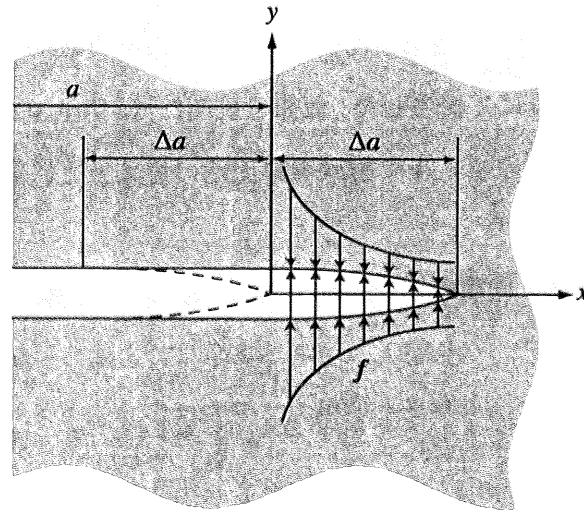
$$G = \frac{\partial U}{\partial A} \quad (D.4)$$

が得られる。これは、エネルギー解放率は、荷重一定の条件下では、はく離が微小増加した際の弾性エネルギー変化に等しいことを意味している。

ここで、Fig. D.1 に示す、弾性体中のき裂を考える。このとき、き裂進展前の状態 (Fig.



(a) Before propagation



(b) After propagation

Fig. D.1: Distributions of stress and displacement around crack tip.

D.1(a)) からはき裂進展後 (Fig. D.1(b)) に状態が変化する際の弾性エネルギー変化は、き裂進展後の状態から、外力  $f = (f_x, f_y, f_z)$  を加えて仮想的にき裂を閉じ、き裂進展前の状態に戻す際に外力がする仕事に等しい。ここで、クラックが完全に閉口している際の  $f$  は、クラック面積  $\Delta A$  に対応する部分に作用している内力  $\sigma = (\tau_{yx}, \sigma_y, \tau_{yz})$  に等しい。ここで、クラックを閉じるのに必要に必要な仕事  $\Delta W$  は、これを変位で積分して、

$$\Delta W = \int_{\Delta A} \int_0^{u_i^{a+\Delta a}} f_i du_i dA \quad (D.5)$$

となる。ここで、 $u_i^{a+\Delta a}$  は、クラック進展後の状態のときのき裂の上下面相对変位を意味している。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、

$$u_i^{a+\Delta a}(x) = u^a(x - \Delta a) \quad (D.6)$$

なる近似が可能である。

式 (D.5) から、荷重一定の条件下でのエネルギー解放率は、

$$G = \lim_{\delta A \rightarrow 0} \frac{\Delta W}{\Delta A} = \frac{\partial W}{\partial A} \quad (D.7)$$

と表すことができ、これに式 (D.6) を代入し、 $f$  の線形性を考慮すれば、

$$G = \lim_{\Delta a \rightarrow 0} \frac{1}{\Delta a} \frac{1}{2} \int_0^{\Delta a} \left\{ \tau_{xy}(x) 2u(x - \Delta a) + \sigma_y(x) 2v(x - \Delta a) + \tau_{yz}(x) 2w(x - \Delta a) \right\} \quad (D.8)$$

となる。

ここで、有限要素モデルのき裂先端の一部を Figs. D.2(Mindlin 板要素の場合), D.3(20 節点アイソパラメトリック要素の場合) に示す。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。ここで、式 (D.8) から、この部分のエネルギー解放率は、

$$G = \frac{\Delta W}{\Delta A} = \frac{1}{2\Delta A_i} \sum_{k,k'} (f_x^{k'} \delta_x^k + f_y^{k'} \delta_y^k + f_z^{k'} \delta_z^k) \quad (D.9)$$

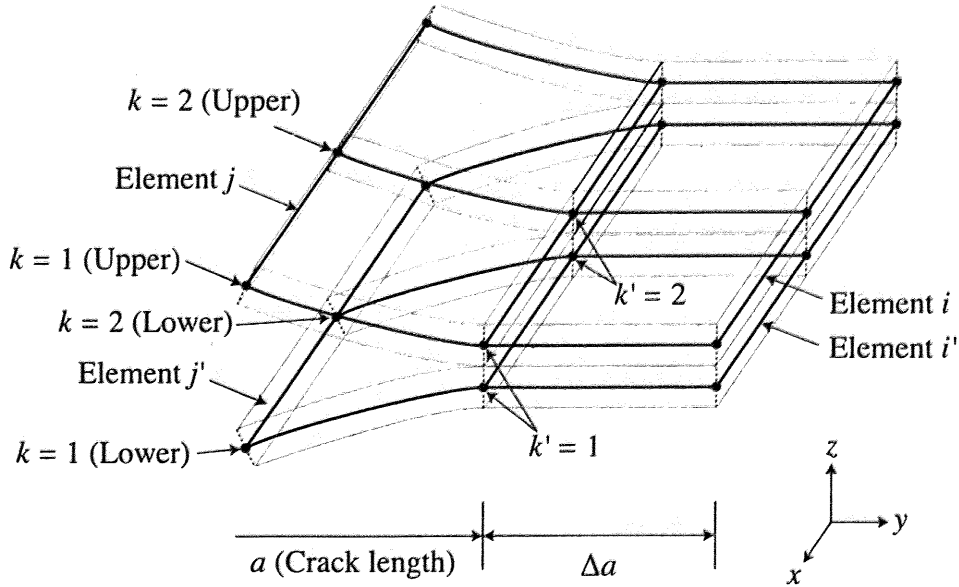
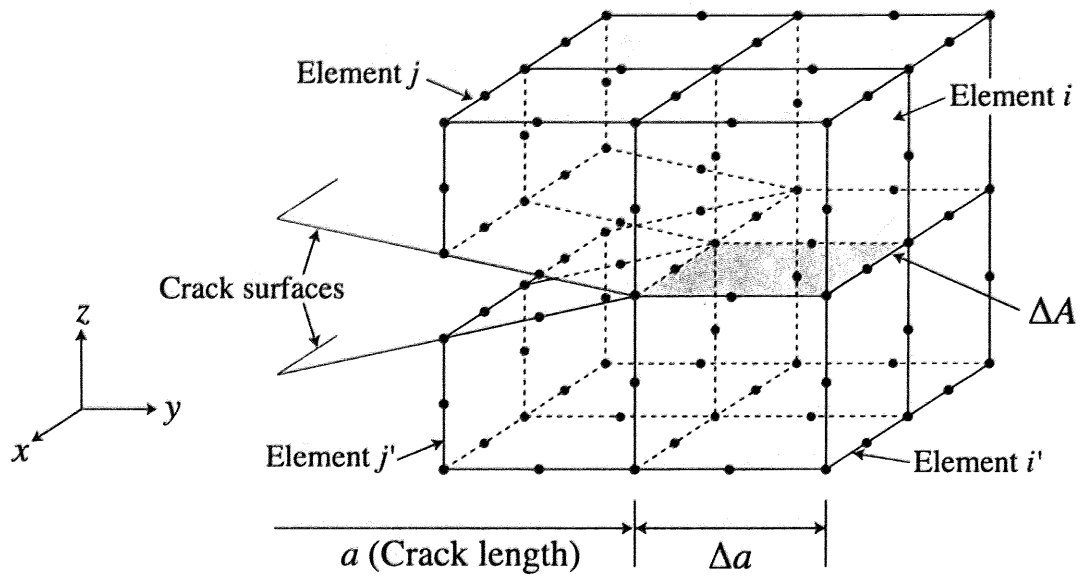
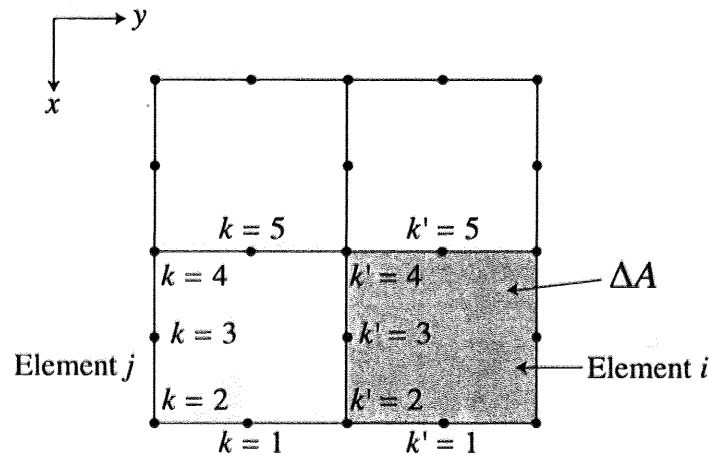


Fig. D.2: Finite element model around the crack tip (Mindlin plate elements).



(a) 3d view

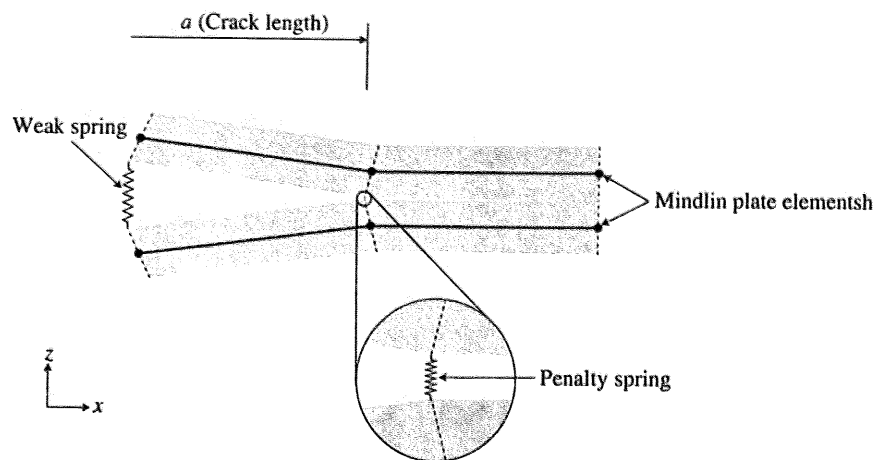


(b) 2d view

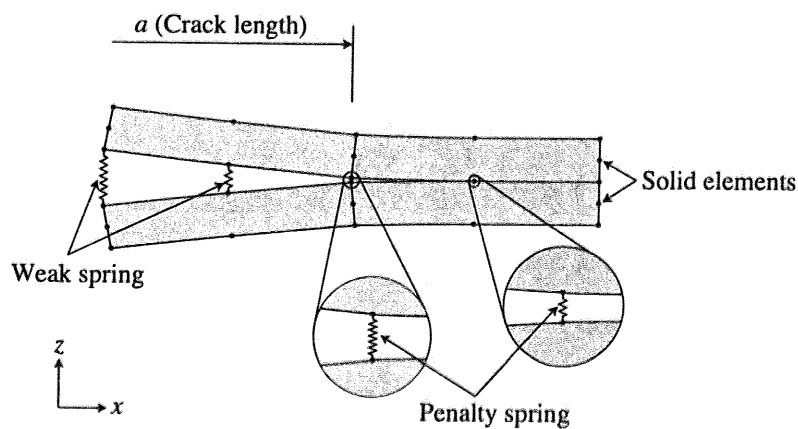
Fig. D.3: Finite element model around the crack tip (20-node isoparametric elements).

と求めることができる。ここで、 $\Delta A_i$  は要素  $i$  と  $i'$  間にき裂が進展することによって増加するき裂面の面積を、 $\delta_x^k$  は、要素  $j$  と  $j'$  間の各節点  $k$  におけるき裂上下面の相対変位を、 $f_x^k, f_y^k, f_z^k$  は、要素  $i$  と  $i'$  の間の節点  $k'$  の、各方向の節点力 (内力) を表している。ここで、節点  $k$  と  $k'$  の位置は、Figs. D.2, D.3 に示した。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。ここで、節点力は要素幅に比例すると仮定して、エネルギー解放率を計算した。

ここで、き裂先端近傍には、変形に影響を与えない程度に十分に剛性の低い線形バネ要素 (Fig. D.4 内の "Weak spring") と、ペナルティバネ要素 (同 "Penalty spring") を、 $x, y, z$  方向そ



(a) Mindlin-plate element



(b) 20-node isoparametric element

Fig. D.4: Arrangement of the spring elements around the crack tip.

れぞれに導入した。剛性の低い線形バネの変位から、各方向のき裂上下面の相対変位を、ペナルティバネの変位から各方向の節点力を算出した [2]。

## 付録 D に関する参考文献

- [1] 岡村弘之, 線形破壊力学入門, 倍風館, 東京 (1976).
- [2] 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).

## 付録 E

# 円形はく離を有する円形縫合積層板 のはく離先端のエネルギー解放率

第 5.3.2 節で述べた、はく離進展に関する諸現象を考察するため、中央に円形はく離を有する面内等方性円板に縫合を施し、これに面外押し込み荷重を加えたときの、エネルギー解放率の計算を行った。計算モデルの概念図を Fig. E.1(a) に示す。モデルは半径 40 mm の円形とし、周囲が完全固定されているものとした。はく離は円板中心部に存在するとした。縫合を考慮しない場合、この問題には理論解が存在し、はく離の大きさを変化させてもエネルギー解放率が一定になることがわかっている [1]。なお、本解析では、対称性を考慮し、モデルの 1/4 のみをモデル化した。

モデルは 2 層のレイヤーで構成され、各レイヤーを Mindlin 板要素で要素分割した。縫合

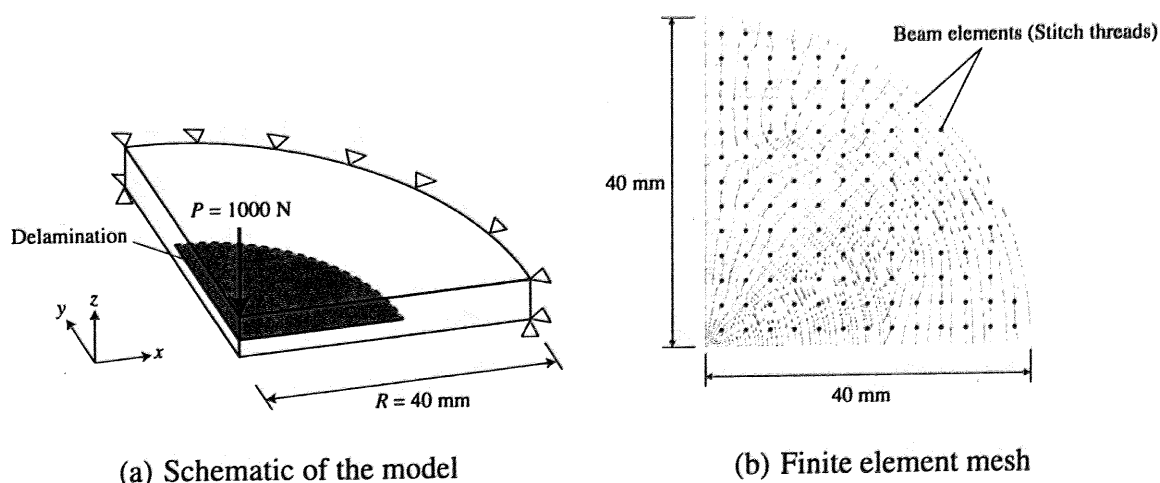


Fig. E.1: Finite element model to calculate the energy release rate.

は円形断面の Timoshenko はりで隣接するレイヤーを連結することによってモデル化した。はり要素は  $x$  方向、 $y$  方向に 3.0 mm おきに配置した。また、縫合の効果を明らかにするため、はり要素を持たない非縫合モデルも準備した。メッシュの一例を Fig. E.1(b) に示す。Fig. E.1(b) の黒点は縫合糸を表現するはり要素の位置を示している。はく離していない領域では、 $x, y, z$  方向すべてに対してペナルティを組み込み、2 枚のレイヤーを連結した。一方、はく離領域では、 $z$  方向の、上下の節点の相対変位が負になる方向にのみペナルティを組み込み、接触を表現した。層間はく離半径は、1.5, 4, 6, 10, 16, 20 mm と変化させ、それぞれの場合のエネルギー解放率を VCCT 法 (計算方法は付録 D を参照) を用いて算出した。

本解析に用いた物性値を Table E.1 に、解析の結果得られた、はく離半径に対するエネルギー解放率の値を Fig. E.2 に示す。非縫合の場合、はく離半径に関わらずエネルギー解放率は一定である。これは、この問題に対する理論解 [1] ともよく合っている。一方、縫合ありのモデルでは、はく離半径が大きくなるに従って、エネルギー解放率がほぼ線形に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 [2, 3] ともよく合っている。この結果によれば、はく離が長くなればなるほど、はく離進展が抑制されることになる。

Table E.1: Material properties used in the present simulation

(a) Plate	
In-plane Young's modulus $E_x = E_y$ (GPa)	56.5
In-plane shear modulus $G_{xy}$ (GPa)	3.50
Out-of-plane shear modulus $G_{xz} = G_{yz}$ (GPa)	4.18
In-plane Poisson's ratio $\nu_{xy}$	0.316
Out-of-plane Poisson's ratio $\nu_{xz} = \nu_{yz}$	0.262
(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

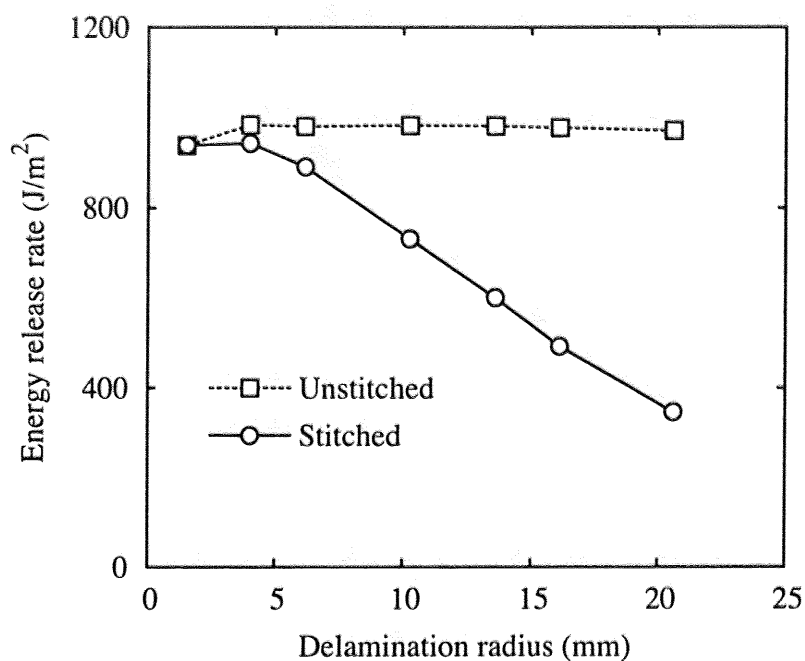


Fig. E.2: Energy release rate as a function of the crack radius.

## 付録 E に関する参考文献

- [1] 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.
- [2] L. Jain and Y.W. Mai, Determination of mode II delamination toughness of stitched laminated composites: Compos. Sci. Technol. 55, 3 (1995), 241–253.
- [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.



# 本研究に関連する公表論文、学会発表など

## 査読論文

1. 吉村 彰記, 矢代 茂樹, 岡部 朋永, 武田 展雄, “縫合 CFRP 積層材の引張負荷下における損傷進展挙動”, 日本複合材料学会誌, Vol. 32, No. 5, pp198-207
2. 吉村 彰記, 矢代 茂樹, 武田 展雄, “円孔を有する縫合 CFRP 積層板の損傷進展”, 日本複合材料学会誌, 査読中 (2006 年 6 月投稿)
3. Akinori Yoshimura, Shigeki Yashiro, Tomonaga Okabe, Nobuo Takeda, “*Characterization of Tensile Damage Progress in Stitched CFRP Laminates*”, Advanced Composite Materials, (in-press)

## 国際学会発表

1. Akinori Yoshimura, Tomonaga Okabe, Nobuo Takeda, “*Damage Analysis of Three Dimensional Woven Composites Using the Finite Element Method*”, 8th Japan International SAMPE Symposium & Exhibition, Tokyo, 2003-11, pp.553-556
2. Akinori Yoshimura, Tomonaga Okabe, Nobuo Takeda, “*Fracture Process of the Three Dimensional Woven Composites Under the Uniaxial Tensile Load*”, 11th US-Japan Conference on Composite Materials and International Conference on Textile Composites,

Yamagata, 2004-9, No. Textile-14

3. Akinori Yoshimura, Kichoul Bae, Nobuo Takeda, "*Numerical and Experimental Study of Compression after Impact Strength of Stitched CFRP Laminates*", JSME/ASME International Conference on Materials and Processing 2005, Seattle (USA), 2005-6, No. PMC-34
4. Akinori Yoshimura, Kichoul Bae, Nobuo Takeda, "*Numerical simulation of the improvement characteristics of the compression after impact strength of CFRP laminates by through-the-thickness stitching*", The American Society for Composites 20th Annual Technical Conference, Philadelphia (USA), 2005-9, No.119
5. Akinori Yoshimura, Tomonaga Okabe, Nobuo Takeda, "*Damage process of the stitched CFRP laminate composite under tension*", International Conference on Computational and Experimental Engineering and Sciences 2005, Chennai (India), 2005-12, No. IC-CES0520050805587 [D10] (招待講演)

## 国内学会発表

1. 吉村 彰記, 岡部 朋永, 武田展雄, “**引張負荷下における 3 次元織物複合材料の損傷進展挙動**”, 日本複合材料学会 2004 年度研究発表講演会, 神奈川県, 2004-5
2. 吉村 彰記, 武田 展雄, “**引張負荷下における Stitched Laminate Composites の内部損傷進展**”, 日本機械学会第 12 回 機械材料・材料加工技術講演会, 熊本県, 2004-11
3. 吉村 彰記, ベ キチョル, 武田 展雄, “**縫合による CFRP 積層板の衝撃後圧縮強度向上特性の数値シミュレーション**”, 日本複合材料学会 2005 年度研究発表講演会, 東京都, 2004-5
4. 吉村 彰記, 矢代 茂樹, 武田 展雄, “**円孔を有する縫合積層板の引張負荷下の**

損傷進展挙動”, 日本航空宇宙学会第 48 回構造強度に関する講演会, 兵庫県, 2006-7

5. 吉村 彰記, 矢代 茂樹, 武田 展雄, “**縫合積層板の面外衝撃損傷進展過程のモデリング**”, 日本複合材料学会第 31 回複合材料シンポジウム, 長野県, 2006-10

## 受賞歴

日本複合材料学会第 31 回複合材料シンポジウムにおいて優秀学生賞を受賞した。

# 謝辞

指導教官の武田 展雄教授には、全研究を通じ、さまざまな御示唆、御指導をいただき、また、非常に充実した研究環境を与えていただきました。深く感謝の意を表します。

東京大学工学部の岡部 洋二助教授には、輪講などを通じて、さまざまな研究上の御示唆をいただきました。深く感謝致します。

東北大学工学部の岡部 朋永助教授には、研究の具体的な方針などに対し貴重な御示唆をいただきました。深く感謝いたします。

独立行政法人産業技術総合研究所の矢代 茂樹博士には、論文の書き方、修正など、細かい点まで丁寧に指導していただき、深く感謝いたします。

宇宙航空研究開発機構、石川 隆司先生、岩堀 豊先生には、本研究の実験について、様々な機器を快く使わせていただき、また、様々なご教示をいただきました。本当にありがとうございました。

ベ キチョル君 (現・韓国軍)、仲尾 知晃君 (東大・院) のお二人には、研究を通じて、実験、解析について本論文の作成に欠かせない役割をしてくださいました。本当にありがとうございました。

また、本論文は、東京大学武田研究室の雰囲気がなければ完成できなかったと思います。武田研に所属しているすべての学生の皆さんにお礼を申し上げます。

また、私事ではありますが、私をここまで育ててくれた両親と家族にこの場を借りて感謝を述べたいと思います。

本論文を完成することができたのは皆様のおかげだと思います。本当にありがとうございました。

2006.12.15

吉村 彰記