

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 博士論文

題 目

**板厚方向に縫合した CFRP 積層板の
損傷進展に関する研究**

氏名
指導教官

吉村 彰記
武田 展雄 教授

目次

第 1 章	序論	1
1.1	本研究の背景	1
1.2	縫合積層板に関する既存の研究	4
1.3	本研究の目的	8
第 2 章	縫合積層板内の損傷進展解析手法	15
2.1	緒言	15
2.2	縫合が発生するき裂閉口トラクション	16
2.3	数値解析モデル	19
2.4	縫合糸が発生するき裂閉口トラクションの検証	28
2.5	結言	36
第 3 章	縫合 CFRP 積層板の引張負荷下の損傷進展	39
3.1	緒言	39
3.2	縫合 CFRP 積層板平滑材の引張損傷観察	40
3.3	損傷進展解析	49
3.4	結言	54
第 4 章	縫合積層板の円孔周辺の層間はく離進展	57
4.1	緒言	57
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	58
4.3	損傷進展解析	65
4.4	結言	74

第 5 章	縫合積層板の面外衝撃損傷	77
5.1	緒言	77
5.2	縫合積層板の面外衝撃損傷の実験的観察	78
5.3	面外押し込み荷重下の損傷進展解析	84
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	90
5.5	結言	96
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	99
6.1	緒言	99
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	100
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	108
6.4	最適な縫合方式の考察	112
6.5	結言	113
第 7 章	結論	115
7.1	各章の要約と結論	115
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	118
7.3	結言	120
付録 A	縫合積層板の作製方法について	121
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	125
付録 C	損傷解析モデルの妥当性の検証	127
C.1	等方性無限体中の円形き裂の進展	127
C.2	面外荷重を受ける円板中のき裂進展	129
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	133
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	139
	本研究に関連する公表論文、学会発表など	143
	謝辞	147

目次

1.1	Structural weight consisting of advanced composites in the civil aircraft structure	1
1.2	Comparison between the in-plane and out-of-plane mechanical properties of CFRP	2
1.3	Effect of the out-of-plane impact energy on the compressive strength of the 2D CFRP laminates	3
1.4	Mode I R-curves for a stitched and unstitched glass/vinyl ester composite	5
1.5	Scanning electron micrograph showing a stitch bridging a delamination crack	6
1.6	Schematic of bridging zone in a stitched laminate	6
1.7	Wing root joint fitting made of stitched CFRP	9
2.1	Scanning electron micrograph showing a stitch bridging a delamination crack	17
2.2	Schematic of crack displacement and bridging tractions	17
2.3	Typical load-displacement curve of single-thread tensile test	18
2.4	Load-displacement curves of shear tests	19
2.5	Concept of the damage extension simulation model	20
2.6	The deformations of Mindlin plate and Timoshenko beam	21
2.7	Schematic of a cohesive element	23
2.8	Relationship between relative displacement and cohesive force	24
2.9	Flowchart of the damage extension simulation	26
2.10	The model for calculation of the Mode-I traction of stitch thread	29
2.11	Schematic of debonding	29
2.12	Finite element models used in the present calculations	30

2.13	the model for calculation of the Mode-II traction of stitch thread	33
2.14	Schematic of debonding	34
2.15	Finite element models used in the present calculations	35
3.1	Cross section of the material	40
3.2	Dimensions of the specimen	41
3.3	Load-unload test setup	42
3.4	Comparison of the results between stitched and unstitched specimens	42
3.5	Observed damage states	44
3.6	Measured results of ply crack density	45
3.7	C-scanned images of the specimens	47
3.8	C-scanned images of the whole gauge area ($\varepsilon = 1.2\%$)	48
3.9	Layer-wise finite element model of a stitched laminate with cohesive elements	50
3.10	Comparison between measured and simulated results of ply crack density . . .	51
3.11	Simulated delamination propagation	53
4.1	Cross section of the laminate	58
4.2	Dimensions of the specimen with an open-hole	59
4.3	Micro-focus X-ray CT System	61
4.4	An example of the micro-focus X-ray CT image	61
4.5	Soft X-ray images of the specimens	62
4.6	Magnified X-ray images near the hole	63
4.7	Micro-focus X-ray CT images near the open-hole at 0.8 % strain	64
4.8	Layer-wise finite element model with an open-hole	66
4.9	Simulation results for the extension of the delamination in the stitched model with an open-hole	70
4.10	Simulation results for the extension of the delamination in the unstitched model with an open-hole	71
4.11	Comparison of the simulated results between the stitched and unstitched models	72
4.12	Tangential crack closure traction of the beam element	73

5.1	Cross section of the material for out-of-plane impact test	78
5.2	Drop-weight impact test machine	79
5.3	Fixture of the drop weight impact test	80
5.4	Schematic of the fixture of the drop weight impact test	80
5.5	Soft X-ray radiographs of the impacted specimens	82
5.6	Projected area of measured impact damage as a function of impact energy . .	83
5.7	Soft X-ray CT images of the stitched and unstitched specimens	83
5.8	Layerwise finite element model for the out-of-plane indentation analysis . . .	85
5.9	Simulation results for the delamination extension under out-of-plane indenta- tion loading	88
5.10	Projected delamination area as a function of the energy applied to the model .	89
5.11	Finite element model for calculation of the energy release rate of each interface of the laminate	91
5.12	Calculated energy release rate distribution of each delamination	93
5.13	Maximum energy release rate distribution through the thickness	95
5.14	Energy release rate distribution of each deformation mode through the thickness	96
6.1	Cross section of the material which has stitching of 6.0 mm pitch	101
6.2	Soft X-ray radiographs of the impacted specimens (Impact energy = 0.8375 J/mm)	102
6.3	Soft X-ray radiographs of the impacted specimens (Impact energy = 1.675 J/mm)	103
6.4	Soft X-ray radiographs of the impacted specimens (Impact energy = 3.350 J/mm)	104
6.5	Projected area of measured impact damage as a function of impact energy . .	105
6.6	Measured impact damage area as a function of impact energy	106
6.7	Measured impact damage area as a function of stitching pitch and space . . .	107
6.8	Arrangement of the beam elements	109
6.9	Simulation results for the delamination extension under out-of-plane indenta- tion loading	109
6.10	Arrangement of spring elements in the finite element model for calculation of the energy release rate	110

6.11	Maximum energy release rate distribution through the thickness	111
6.12	Energy release rate distribution of each deformation mode through the thickness	112
A.1	Illustrations showing the configuration of the stitch	121
A.2	An example of the novel stitching technologies	122
C.1	Infinite isotropic material with a circular crack	128
C.2	Calculated crack growth	129
C.3	A circular plate with an initial crack subjected to out-of-plane loading	130
C.4	Simulated results of the crack growth in a circular plate	131
D.1	Distributions of stress and displacement around crack tip	134
D.2	Finite element model around the crack tip (Mindlin plate elements)	135
D.3	Finite element model around the crack tip (20-node isoparametric elements) .	136
D.4	Arrangement of the spring elements around the crack tip	137
E.1	Finite element model to calculate the energy release rate	139
E.2	Energy release rate as a function of the crack radius	141

第 1 章

序論

1.1 本研究の背景

熱硬化性樹脂を炭素繊維で強化した複合材料である、炭素繊維強化プラスチック (CFRP : Carbon Reinforced Plastic) は、その軽量、高剛性という特性から、様々な工業分野において次世代の構造材料として期待されている [1]。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)。

航空宇宙分野などで用いられる CFRP において最も基本的なものは、炭素繊維を一方向に

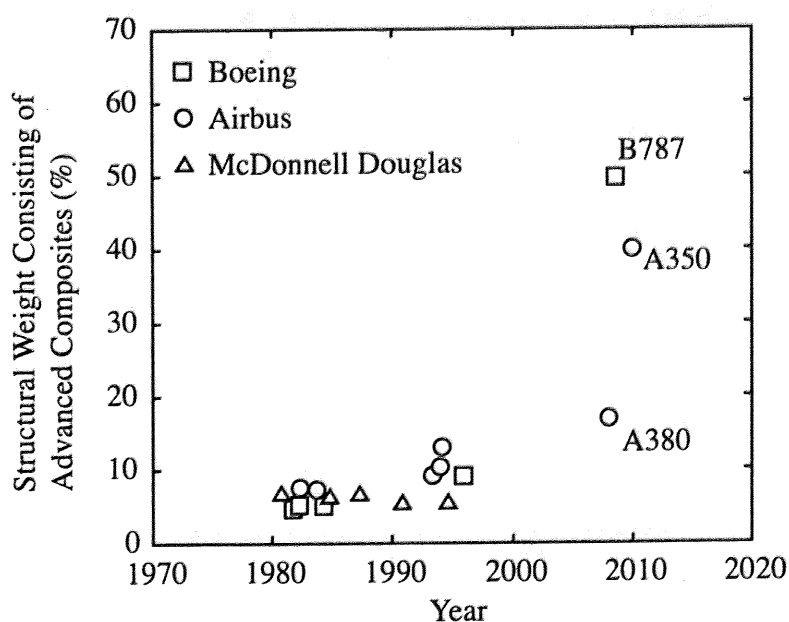


Fig. 1.1: Structural weight consisting of advanced composites in the civil aircraft structure [2].

配列した一方向強化材料である。しかし、CFRP 一方向材は、繊維の配向方向には非常に高い剛性・強度を持つ反面、それと直交する方向の剛性・強度は低い。この材料特性の異方性は非常に強いため、実構造に適用されるときには、CFRP は積層板という形態で用いられることが多い。CFRP 積層板とは、一方向強化材をシート状にし、様々な方向に積層することによって所望の材料特性を実現したものである。通常、CFRP 積層板は、一方向に配向した繊維を未硬化の樹脂でまとめた、プリプレグと呼ばれる前駆体を型の上に積層し、オートクレープ内で樹脂を熱硬化させる方法で製作される。プリプレグーオートクレープ法によって製作された CFRP 積層板は、成型精度が高く、さらに、ポイド等の材料欠陥が少ない。このように、CFRP 積層板は、材料としての性能、信頼性が高く、CFRP を実構造に適用する際の、事実上の標準になっている。

一方で、CFRP 積層板には、以下のような欠点も存在する。一つめの欠点は、面内方向にのみ繊維が配向していることに起因する、面外荷重に対する材料特性の低さである。板厚方向には強化繊維が全く配向されないため、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. 1.2)。このため、積層板は、薄肉の板状部材への使用に適する一方で、応力状態が3次元的な複雑形状部材への適用に適していない。また、層間破壊靱性値が低いため、面

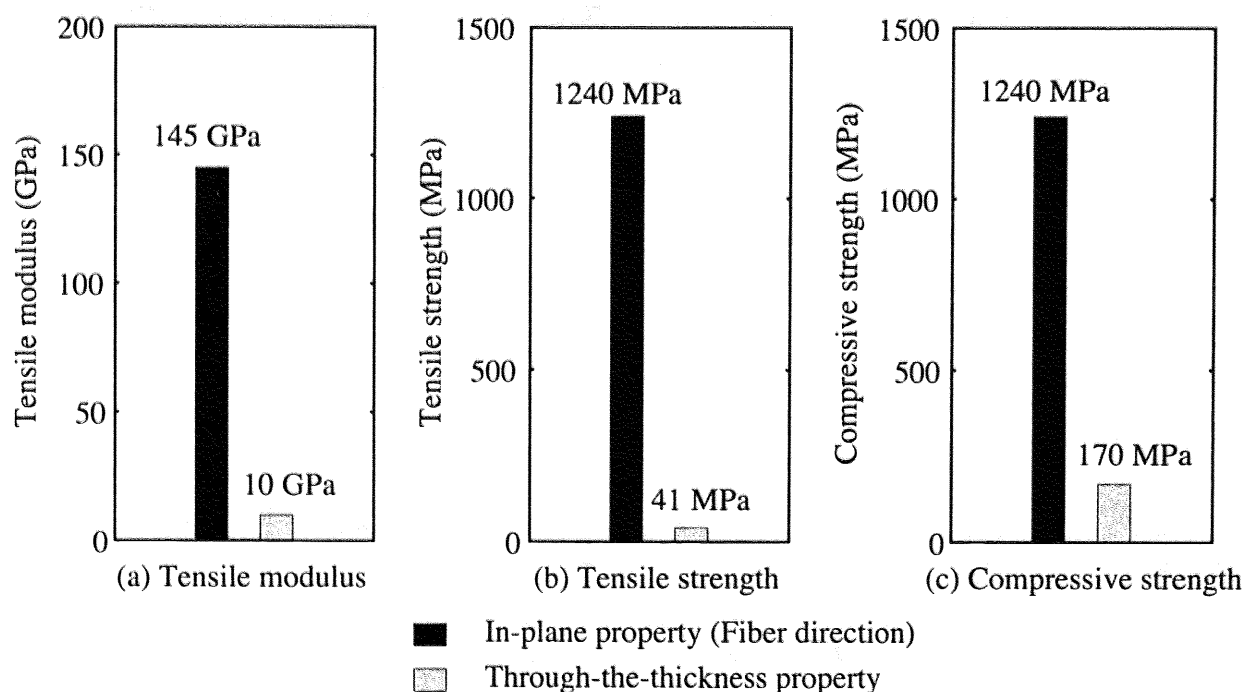


Fig. 1.2: Comparison between the in-plane and out-of-plane mechanical properties of CFRP [3].

外方向荷重によって容易に層間はく離が発生する。層間はく離によって引張強度、疲労寿命など、様々な材料特性が悪化する。なかでも、圧縮強度は大幅に低下し (Fig. 1.3)、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。このため、面外衝撃によって損傷が発生した際の圧縮強度 (CAI 強度: Compression After Impact 強度) は、CFRP を用いた構造設計の際の重要な指標となっている。現在、大型航空機で実際に用いられている CFRP 積層板では、層間に熱可塑性樹脂を挟み込むことによって層間破壊靱性値を向上させ、CAI 強度を向上させるなどの工夫を行っている。

CFRP 積層板の持つもう一つの弱点は、製造コストの問題である。プリプレグーオートクレーブ法では、製作部材が複雑化、大型化した際に、製造コストの削減に技術的限界があるとされている。石川ら [2] による、今後 20 年の航空宇宙材料・構造の動向の予測によれば、製作過程の大幅なコスト削減が達成されるか否かが、航空宇宙材料への CFRP の適用量増加の鍵になるとされている。このため、今後、高コストなプリプレグーオートクレーブ成型法を補完する、低コスト CFRP 成型法の必要性が高まっていくことが予想される。現在のところ、将来の低コスト化のポテンシャルが高い成型法の候補には、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、RTM(Resin Transfer

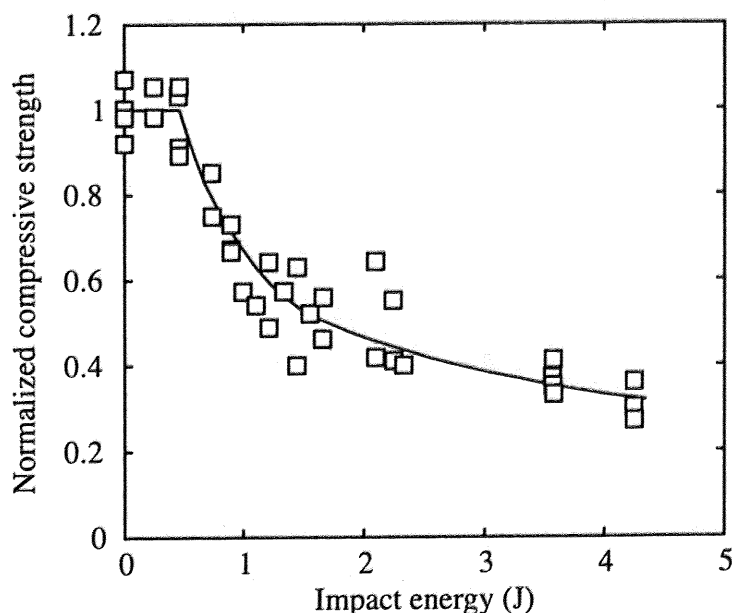


Fig. 1.3: Effect of the out-of-plane impact energy on the compressive strength of the 2D CFRP laminates [3]. The strength values are normalized by the strength without the impact damage.

Molding) 法などが有力視されている。しかし、一般的に、低コスト成型法によって作製される CFRP には、プリプレグオートクレープ法で使用される CAI 強度向上法を適用することは困難である。このため、低コスト成型法においても適用可能な CAI 強度向上法が求められている。

以上の問題の解決法の候補として、強化繊維を 3 次元的に配向した 3 次元繊維強化複合材料が注目されている [3]。3 次元繊維強化複合材料では、強化繊維を束ねて繊維束 (Tow あるいは Yarn) とし、これを 3 次元的に組み合わせてファブリックを作製した後、RTM 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。

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、板厚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。縫合糸には、炭素繊維、アラミド繊維 (Kevlar®)、ガラス繊維など、様々なものを使用することができる。縫合積層板の製作プロセスは他の 3 次元繊維強化複合材料よりも比較的簡易であり (詳細は付録 A を参照)、プリフォームを低コストで製作することができる。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板厚方向に縫合することによって作製される。板厚方向の縫合は CFRP 積層板の層間破壊靱性値の向上を狙って行われることが多いため、縫合後の積層板の層間破壊靱性値を計測する研究が数多く行われてきた。また、縫合プロセスによって層間破壊靱性値以外の各種材料特性がどのように変化するかについての検討も精力的に行われてきた。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を述べる。

1.2.1 縫合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行われてきた [3-13]。

特に DCB 試験を用いたモード I 層間破壊靱性値は多くの研究者によって測定されている [5, 7-9, 11-13]。これらによれば、縫合の種類や密度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ことがわかった (Fig. 1.4)。この中で、Dransfield ら [9] は、DCB 試験中の縫合系の働きについて詳細な観察を行い、また、岩堀ら [13, 14] は、一本の縫合のみを有する試験片を用いて、モード I 変形時の一本の縫合系の働きを観測した。これらの研究によって、縫合によるモード I 層間破壊靱性値向上の発現機構が明らかにされた。まず、き裂が縫合系の位置に到達した際、き裂は縫合系を廻り込んで進展する。縫合系はき裂先端の後方に破壊せずに残存し、き裂を架橋する (Fig. 1.5)。き裂開口量の増加に伴い、縫合系は周囲の樹脂からはく離し、最終的には縫合系の引張破壊が発生する。このとき、破壊発生点は縫合系の種類や太さ、縫合方式に

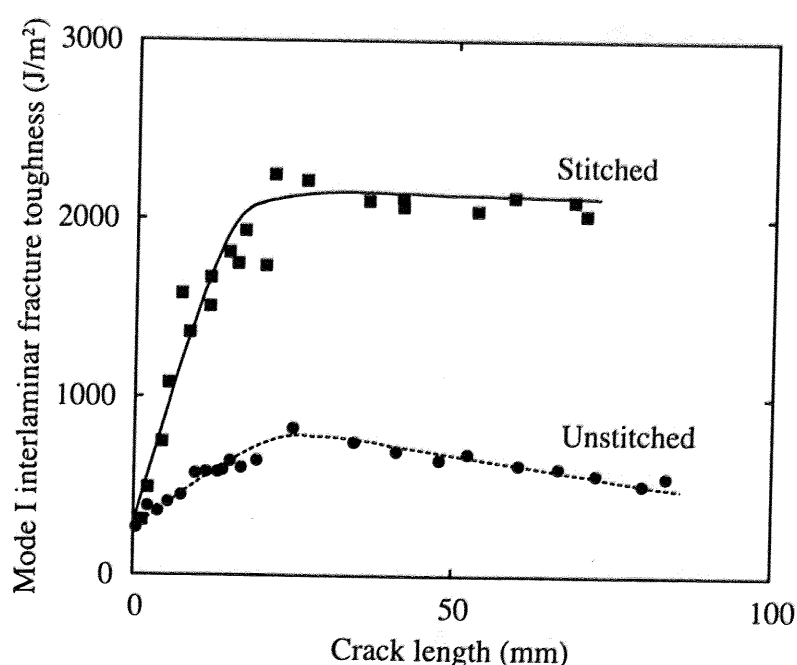


Fig. 1.4: Mode I R-curves for a stitched and unstitched glass/vinyl ester composite [12].

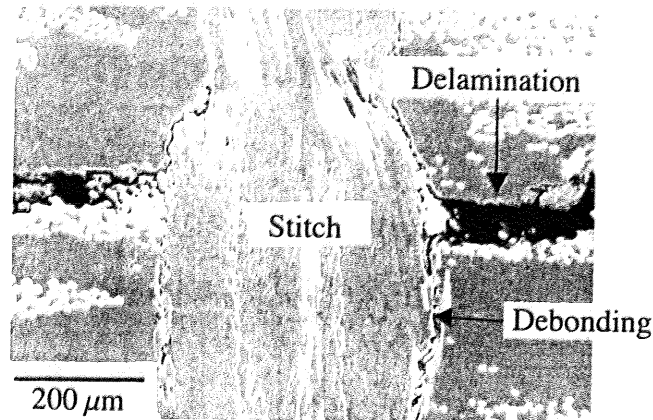


Fig. 1.5: Scanning electron micrograph showing a stitch bridging a delamination crack [15].

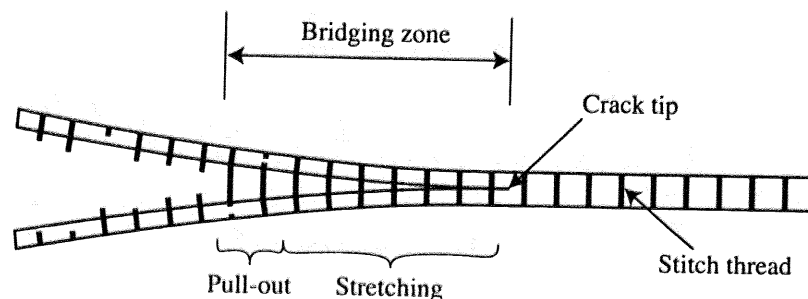


Fig. 1.6: Schematic of bridging zone in a stitched laminate.

よって異なる [14] が、破壊発生点があく離面から離れている場合は、破壊後に縫合糸の積層板からの引き抜きが起こる。以上のプロセスの間、縫合糸はあく離を閉口する方向へのトラクションを発生する。このとき、き裂先端の後方に縫合がき裂を架橋している領域 (架橋領域) が形成され (Fig. 1.6)、き裂進展が抑制される。

一方、ENF 試験を行った研究 [6, 10, 12] によれば、縫合積層板のモード II 層間破壊靱性値も、非縫合積層板に対して向上するという結果が得られている。しかし、その向上の程度はモード I の場合ほど劇的ではなく、最大の例でも等価な非縫合積層板の 5 倍程度である*1。

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研究が行われており、モード II 変形時においても、き裂後方で縫合糸がき裂を架橋し、き裂閉口トラクションを発生していることが示唆されている。しかし、一本の縫合糸が果たす役割については、モー

*1 なお、少数ではあるが、縫合積層板のモード II 層間破壊靱性値が、非縫合積層板よりも低いとしている例 [7] も存在する。

ドI変形の場合ほど明らかにはされていない。Cartieら[16]は、様々な角度で樹脂中に埋め込んだ金属や樹脂製のロッドに対してせん断荷重を加え、その際に発生するトラクションを調べた。その結果、き裂のずれ量が少ない際には、ロッドが発生するき裂閉口荷重はずれに対して線形に増加することが報告されている。その後、ずれ量の増加に伴い、ロッドが母材からはく離し、引き抜けが開始される。このとき、き裂閉口荷重には非線形挙動が現れる。引き抜きが進行するに従って、き裂閉口荷重は減少に転じる^{*2}。また、Cox[17]、Massaboら[18]も異なるアプローチによってこの問題に取り組んでいる。ずれ量—き裂閉口荷重の関係はそれぞれ異なっているものの、いずれも、ずれ量が少ない場合にはき裂閉口荷重は線形に増加し、ずれ量の増加に伴って非線形挙動が発生する点は共通している。

1.2.2 縫合積層板の面内特性に関する研究

板厚方向の縫合プロセスは、積層板の層間破壊靱性値だけではなく、面内材料特性にも影響を与える。このため、縫合積層板の面内方向特性も、精力的に研究されてきた[8,19–24]。

その結果、引張剛性、圧縮剛性については、多くの結果で、非縫合積層板とほぼ同じ値を示した。ただし、値にはばらつきが存在し、非縫合積層板に対して剛性が向上したもの、低下したものも少数ながら存在した。このとき、少数の例外を除いて、非縫合積層板の値からの変化の幅は15から20%程度の範囲に収まっていた。また、全体の平均値はほとんど非縫合積層板に対して変化していない。以上から、縫合プロセスは引張、圧縮の剛性にはほとんど影響を与えないとして構わないと考えられる。

縫合積層板の引張強度については、報告によって値のばらつきが非常に大きく、非縫合積層板に対して低下しているものと、向上しているものの両方が存在する。このとき、強度が向上している原因としては、縫合によって面内強化繊維が圧縮され、繊維体積含有率が上がっていることが考えられる。一方、強度が低下している原因としては、縫合プロセスによって面内糸の配向が乱されていること、および面内糸が局所的に破壊されていることが考えられる。

縫合積層板の面内圧縮強度は、一般に非縫合積層板よりも15-20%程度低下することが知

^{*2} ただし、縫合積層板では、板厚方向の縫合は母材の上端と下端で隣接する縫合と連結しているため、この部分で母材に固定されていると見なされるのに対し、この研究で使用されたロッドは母材とは固定されていない(Zピンを表現したものであるため)。このため、実際の縫合積層板とは引き抜き挙動が異なる可能性がある点に注意を要する。

られている。これは、縫合が面内糸の配向を乱すことにより、kink-band の発生荷重が低くなるためである。

以上のように、縫合積層板の面内方向の材料特性は、従来の非縫合積層板には及ばない(ただし、他の多くの3次元強化複合材料よりは良好である)。このため、積層板に対する面外方向の縫合は、面内材料特性の若干の低下と引き換えに層間破壊靱性値を大幅に向上する技術であるといえる。

1.2.3 実構造物への適用に関する研究

板厚方向への縫合は、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利点がある。この特性を利用し、縫合を接着接合部にのみ施し、接合を強化する方法が研究されている [25–27]。このとき、面内糸に対してごく少量の縫合を施すことによって、接合の疲労寿命が大幅に向上することがわかった。このことから、スキーンストリンガー構造等、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、あるいは、従来使用されてきたボルト接合を置き換える方法として縫合接合を用いることも検討されている。

以上の特性を活かして、縫合積層板を実際の構造物へ適用する研究・開発もいくつか行われている。最も大規模に行われたのは、米国 NASA による、ACT(Advanced Composite Technology) プログラムである。ここでは、まず、Kevlar® 縫合糸を用いた縫合積層板についての基礎的な物性取得が行われた後、スキーンストリンガ構造の接着部に縫合を施す方法による一体成型パネルの試作等を経て、最終的には民間航空機主翼パネルを想定した、縫合 CFRP 積層板製パネルを製作している [28,29]。また、近年、日本において、板状の構造部材のみならず、翼胴結合金具のような、従来は複合材料化が困難であるとされてきた複雑な形状を持つ金具部材を、縫合積層板を用いて製作する試みも行われている (Fig. 1.7) [30,31]。このように、縫合積層板は、面外からの衝撃を受けやすい板材や、接着部のようにはく離が発生しやすい部分、また、結合金具のように応力状態が複雑になる部分などを複合材料化する際に特に有効な材料である。

1.3 本研究の目的

前節で概観したように、これまで、縫合積層板に関しては層間破壊靱性値や面内特性といった、材料特性に関する研究が多く行われてきた。一方で、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とが良く知られている。また、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ふ損傷プロセスが明らかにされている [32,33]。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。また、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わかっている [34,35]。したがって、様々な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必要不可欠である。また、縫合積層板においては、縫合糸の種類、縫合糸の径、縫合の密度など、縫合のパラメータを設計することができる。したがって、損傷進展プロセスに基づき、縫合パラメータを適切に決定することが必要である。

そこで本研究では、さまざまな荷重条件下で縫合積層板に発生する損傷について、実験と解析の両面から調査を行い、縫合糸が損傷進展に与える影響を明らかにすることを目的とした。また、損傷進展プロセスに基づき、損傷を抑制するために最適な縫合方法の指針を検討した。荷重条件としては、無孔引張、円孔引張、低速面外衝撃の 3 種類の荷重条件を選定した。

実験においては、各荷重条件での損傷進展を非破壊検査によって観察した。解析においては、縫合積層板に発生する損傷進展をシミュレートする数値解析モデルを提案し、これを用いて縫合積層板内の損傷進展過程を詳細に検討した。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、損傷抑制に最適な縫合方法の指針を検討した。

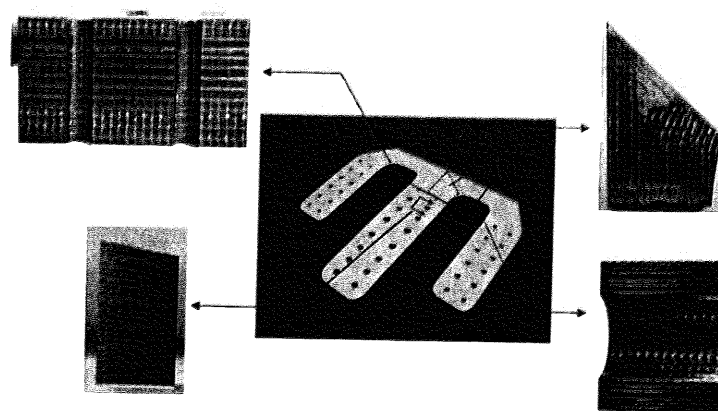


Fig. 1.7: Wing root joint fitting made of stitched CFRP [31].

本論文は、序論である本章を含み、7つの章と付録から構成される。序論を除く6章の構成は以下の通りである。まず、第2章では、縫合積層板内の損傷進展を模擬するための数値解析モデルの提案を行い、モデルの詳しい解説を行う。第3章では、縫合積層板の平滑材の引張負荷下の損傷進展を実験的に観察した後、第2章で構築した損傷進展モデルを用いて損傷進展を解析し、数値解析モデルによって縫合積層板の損傷進展を表現できることを示す。第4章では、円孔を有する縫合積層板の引張負荷下での損傷進展を実験的に観察する。その後、第2章で構築した、縫合積層板の損傷進展モデルを使用し、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。第5章では、縫合 CFRP 積層板に低速面外衝撃を与えた際に発生する損傷を実験的に観察し、縫合によって面外衝撃損傷が抑制されることを示す。次に、第2章で提案した損傷進展解析モデルと、仮想き裂閉口法に基づく有限要素解析の2種類の数値解析を用いて、板厚方向からの押し込み荷重による、縫合積層板内部の損傷挙動を解析し、面外衝撃によるはく離抑制に対して、縫合が果たす役割を調べる。第6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定性的に検討する。これにより、縫合の種類、およ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7章では、各章での結論をまとめるとともに、本研究を通じて得られた知見から、縫合積層板の実構造物への適用に関する将来展望を述べる。

第 1 章に関する参考文献

- [1] D. Hull and T.W. Clyne, 複合材料入門, 倍風館, 東京 (2003).
- [2] 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.
- [3] L. Tong, A.P. Mouritz and M.K. Bannister, 3D Fiber Reinforced Polymer Composites, Elsevier Science Ltd., Oxford (2002).
- [4] 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.
- [5] 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.
- [6] L. Jain and Y.W. Mai, Determination of mode II delamination toughness of stitched laminated composites: Compos. Sci. Technol. 55, 3 (1995), 241–253.

- [7] 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.
- [8] F. Larsson, Damage tolerance of a stitched carbon/epoxy laminate: *Composites Part A* 28A, 11 (1997), 923–934.
- [9] 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.
- [10] 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.
- [11] 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.
- [12] A.P. Mouritz, Ballistic impact and explosive blast resistance of stitched composites: *Composites Part B* 32B, 5 (2001), 431–439.
- [13] 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.
- [14] 岩堀豊, 石川隆司, 渡辺直行, 伊藤光, 林洋一, Kevlar®縫合 CFRP 積層板層間強度特性の実験的研究: *日本複合材料学会誌* 32, 6 (2006), 244–253.
- [15] A. Watt, A.A. Goodwin and A.P. Mouritz, Thermal degradation of the mode I interlaminar fracture properties of stitched glass fibre / vinyl ester composites: *J. Mater. Sci.* 33, 10 (1998), 2629–2638.
- [16] 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.
- [17] B.N. Cox, Constitutive model for a fiber tow bridging a delamination crack: *Mech. Compos. Mater. Struct.* 6, 2 (1999), 117–138.
- [18] R. Massabo, D.R. Mumm and B.N. Cox, Characterizing mode II delamination cracks in stitched composites: *Int. J. Fract.* 92, 1 (1998), 1–38.
- [19] 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.
- [20] 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.
- [21] M.Z. Shah Khan and A.P. Mouritz, Fatigue behaviour of stitched GRP laminates: *Compos. Sci. Technol.* 56, 6 (1996), 695–701.
- [22] 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.
- [23] 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.
- [24] A.P. Mouritz and B.N. Cox, A mechanistic approach to the properties of stitched laminates: *Composites Part A* 31, 1 (2000), 1–27.
- [25] 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.
- [26] 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.
- [27] 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.
- [28] H.B. Dexter, Development of textile reinforced composites for aircraft structures: *Proceeding of 4th International Symposium for Textile Composites* (1998).
- [29] 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).
- [30] 三宅司朗, 伊藤真, 田中豊己, 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).
- [31] 月々瀬元美, 西山茂, 田中豊己, 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).
- [32] 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.
- [33] 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.
- [34] 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.
- [35] 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.

第 2 章

縫合積層板内の損傷進展解析手法

2.1 緒言

本研究では、縫合積層板内に発生する損傷を取り扱う。このとき、有限要素法に基づいて、様々な荷重条件下で積層板に発生する損傷の進展をシミュレートする数値解析モデルを作成し、解析結果と実験による観察結果を比較することによって損傷進展を議論することにした。

有限要素法を用いて複合材料の破壊進展を扱う場合、損傷力学的な方法と、破壊力学的な方法の 2 種類のアプローチが考えられる。前者では、有限要素分割した各要素ごと、あるいは積分点ごとの応力、ひずみに対して、複合材料の破壊クライテリオンを適用し、破壊した要素の剛性を低下させることによって破壊の進展を表現する。一方、後者では、複合材料内部のき裂一つ一つに着目し、線形破壊力学を考慮したき裂進展条件を満たしたき裂を進展させることによって破壊を表現する。一般的に、試験片全体に損傷が発生し、進展するような問題を解析する場合には、前者の方が数値計算的な負荷が小さく、有利である。しかし、縫合積層板では、DCB や ENF を用いた研究例 [1-4] から、縫合糸がき裂進展後も残存し、き裂を架橋することがわかっている。この縫合糸はき裂進展に影響を与えるため、縫合積層板に対して、従来の積層板と同様の破壊クライテリオンを適用できるか否かは明らかでない。このため、本研究では、縫合がき裂に与える影響を考慮しつつ、破壊力学的な立場で解析を行う。

本研究の目的から、損傷進展解析モデルは、以下のような要求を満たさなければならない。

- き裂進展を、破壊力学と矛盾しないように表現する必要がある。

- 縫合糸が損傷に与える効果を表現する必要がある。このとき、最適な縫合方式の検討のため、縫合糸の物性を考慮できることが必要である。
- 試験片の全領域にわたる損傷を表現するため、縫合積層板を、必要最小限の自由度数でモデル化しなければならない。

縫合積層板に関する既存の研究の中には、はく離の進展や縫合の効果を破壊力学的に数値解析モデル化した例がいくつか存在する。たとえば、Jain, Mai ら [2]、あるいは岩堀ら [5,6] は、縫合一本をトラス要素としてモデル内に導入して、J 積分等によりはく離先端のエネルギー解放率を計算して DCB 試験を模擬している。また、Jain, Mai ら [3,4] は、ENF 試験での縫合によるき裂架橋をトラクションが縫合糸のストレッチングで表現できるとして、ENF 試験の模擬を行った。これらのモデルは、DCB, ENF 試験の模擬については良好な結果を得ているが、これらのモデルでは様々な荷重下において、試験片全域に発生する損傷を取り扱うことは難しい。

一方で、近年、(非縫合)CFRP 積層板内のき裂進展を、結合力要素 (Cohesive element) を使用して表現する研究が行われてきている [7,8]。結合力要素は、複数のき裂進展や、それらの相互作用についての解析を比較的簡易に行うことができる。このため、本研究では、結合力要素を用いた、レイヤーワイズ有限要素解析に基づく損傷解析手法を縫合積層板に適用することとした。本章では、まず第 2.2 節で、縫合糸が発生するき裂閉口トラクションについて既存の研究結果を参照し、解析モデルが表現すべき性質を述べた後、第 2.3 節で数値解析モデルの説明を行う。最後に、第 2.4 節にて、提案した数値解析モデルが、縫合によって発生するき裂閉口トラクションを表現できることを検証する。

2.2 縫合が発生するき裂閉口トラクション

これまで、Watt ら [9] をはじめとした、縫合積層板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 (Fig. 2.1)。このとき、縫合糸は、き裂の相対変位に応じて、直方向とせん断方向のき裂閉口するトラクションを発生する (Fig. 2.2)。このとき、一本の縫合糸が発生するき裂閉口トラクションについては、これまで複数の研究者によって実験的、解析的な検討がなされてきた [1-6, 10-12]。

なかでも、岩堀ら [5,6] は、Kevlar® 縫合糸一本のみを含んだ試験片の面外方向に引張荷

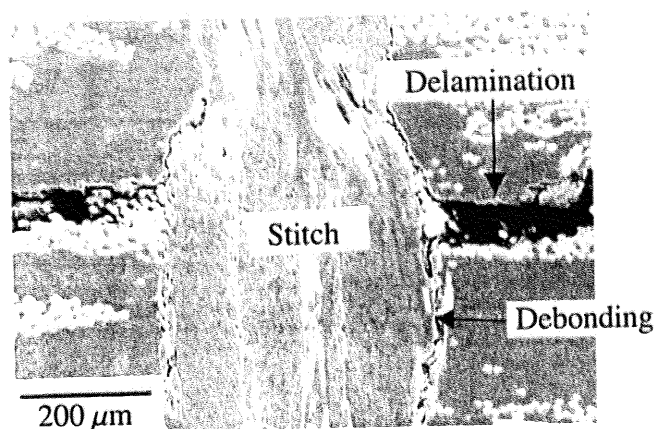


Fig. 2.1: Scanning electron micrograph showing a stitch bridging a delamination crack [9].

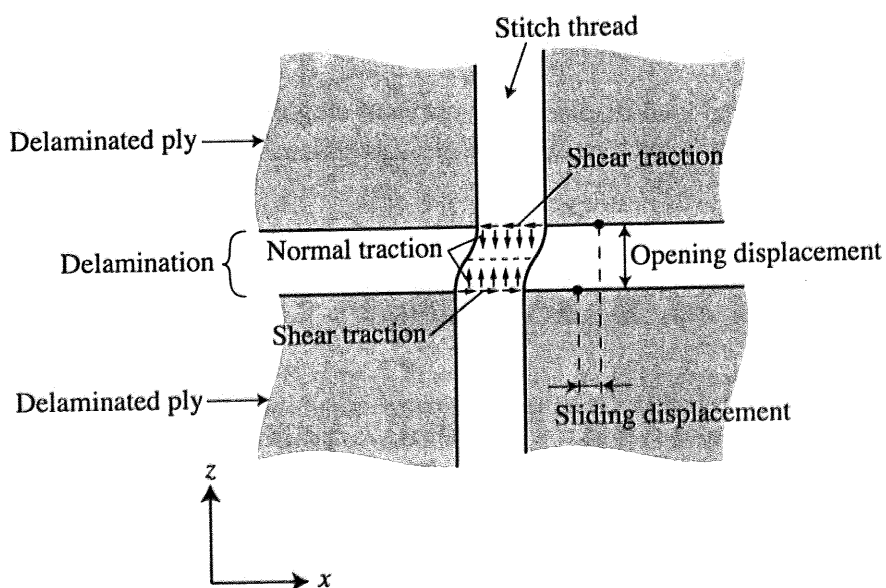


Fig. 2.2: Schematic of crack displacement and bridging tractions.

重を加え、そのときの荷重を計測する実験を行った。試験片には初期状態でははく離が入っておらず、荷重を加えることによって、試験片中央部にはく離を生ずるようになっている。典型的な結果の例を Fig. 2.3 に示す。ここで、最初の荷重低下 (グラフ中の A の位置) は、試験片にはく離が進展したことを示している。はく離が進展した後は、縫合糸が荷重を負担することによって、荷重がほぼ線形に増加している。荷重が増加するに従い、縫合糸の引張破壊が発生 (グラフ中 B の位置) し、その後、縫合の引き抜けが発生する。このとき、最初の荷重低下 (位置 A) から、縫合糸の引張破壊 (位置 B) までは、引張荷重を縫合糸が負担し、

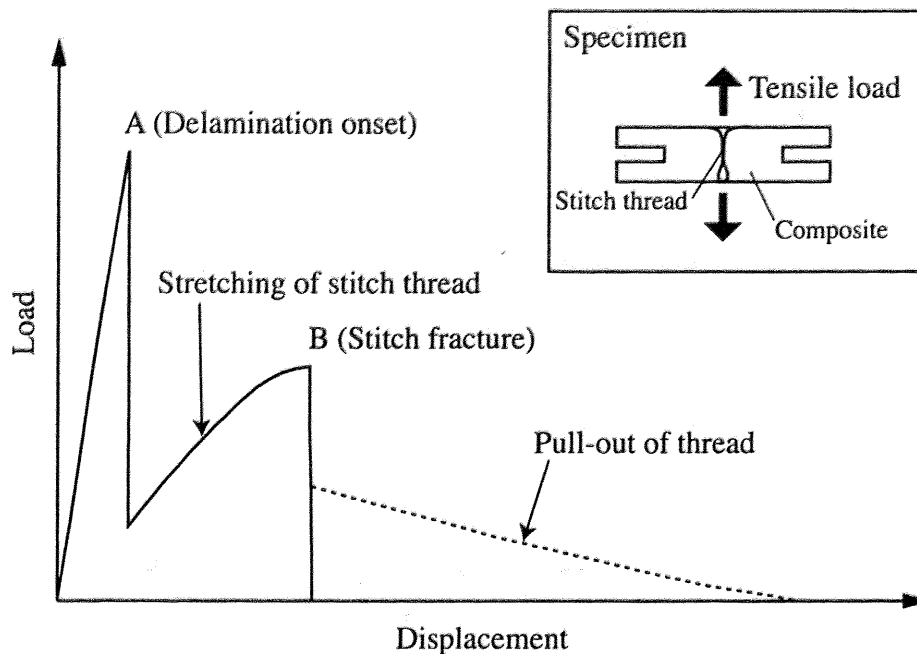


Fig. 2.3: Typical load-displacement curve of single-thread tensile test [6].

縫合糸が引き延ばされていると解釈できる。このため、モード I 変形に対して縫合糸が発生するき裂閉口トラクションは、縫合糸の引張変形によってモデル化が可能である。

一方、Cox [11]、Cartie ら [12] は、ポリカーボネートおよび CFRP 一方向材を 2 枚を重ね、ここに一本の炭素繊維複合材製ロッドを埋め込んだ試験片に対し、せん断荷重を加える実験を行った。このとき、試験片にかかる荷重とせん断変位を測定することによって、ロッドが発生するせん断方向き裂閉口トラクションを測定している。結果の例を Fig. 2.4 に示す。ここで、荷重は初めはせん断変位に対して線形に増加した後、非線形挙動を生ずる。その後、トラクションは減少し、ロッドが最終的に引き抜けることによってトラクションが消失する。このとき、ロッドが同一であっても、母材の違い (UD, PC) によって、荷重が大きく異なっていることがわかる。これは、試験片がせん断変形する際に、ロッドのせん断変形とともに、母材のせん断変形が同時に発生していることが原因である。このため、縫合積層板においても、モード II 変形に対して縫合糸が発生するき裂閉口トラクションは、縫合糸のせん断変形と母材のせん断変形を同時に考慮してモデル化する必要がある。

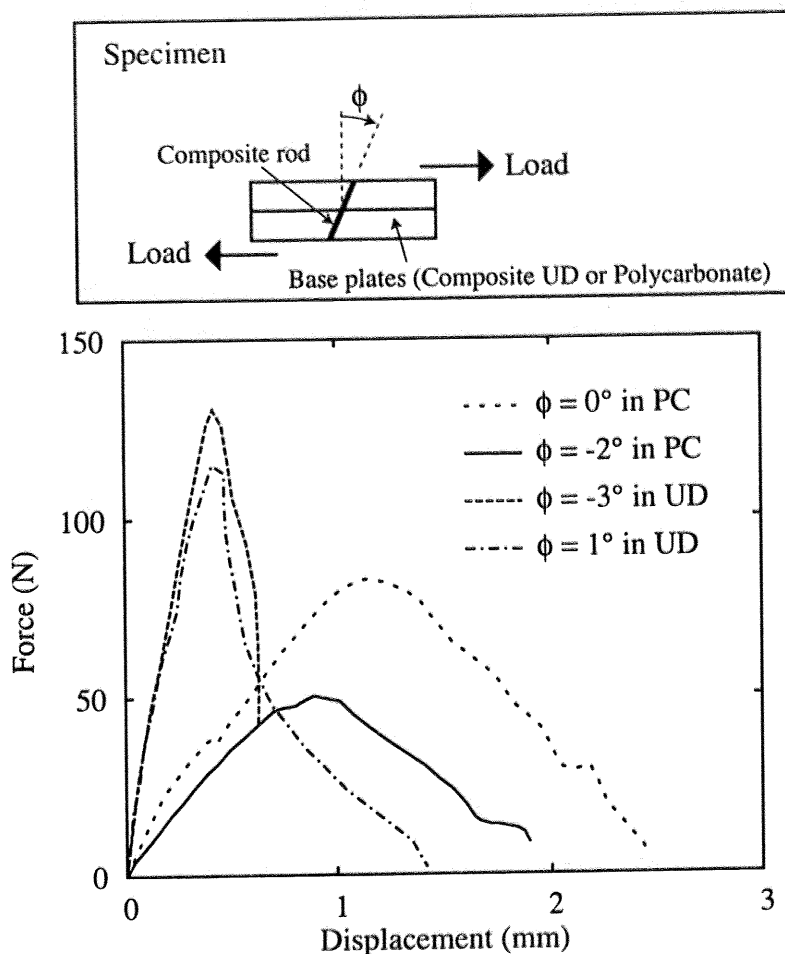


Fig. 2.4: Load-displacement curves of shear tests [12].

2.3 数値解析モデル

2.3.1 解析モデルの概要

本研究では、第 2.2 節で述べた縫合トラクションの性質を考慮しつつ、損傷進展解析を行うモデルを作成した。解析モデルの概念図を Fig. 2.5 に示す。本モデルでは、積層板を、各繊維方向ごとに複数のレイヤーに分割し、それぞれのレイヤーを Mindlin 板要素を用いて要素分割する。このとき、各レイヤー内には、層内き裂を表現するための結合力要素 (Cohesive elements) を配置する。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に、全レイヤー境界に結合力要素を組み込む。このように、各繊維方向の層ごとに積層板をモデル化し、結合して作成したモデルをレイヤーワイズモデル [8] という。縫合糸の効果に

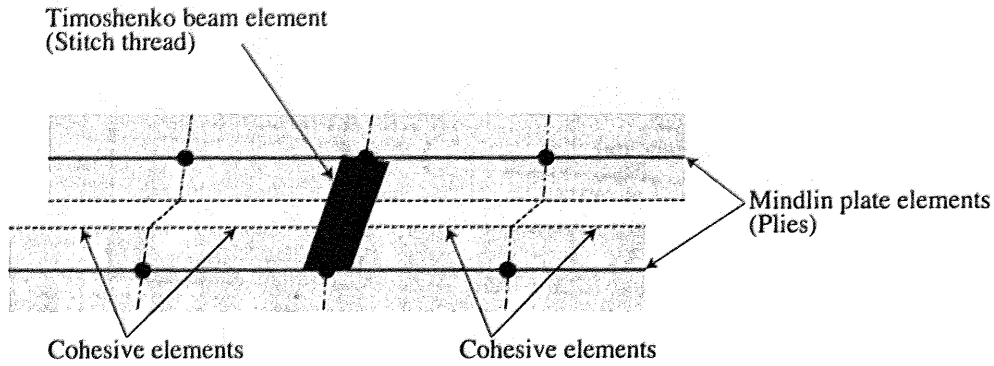


Fig. 2.5: Concept of the damage extension simulation model.

については、隣接するレイヤーの節点同士を Timoshenko はり要素で結ぶことによって表現する^{*1}。以下では、まず、Mindlin 板要素と Timoshenko はり要素の組み合わせによる縫合糸が発生するき裂閉口トラクションの表現について述べる。次に、結合力要素によって、エネルギー基準によるき裂進展を表現する方法について説明する。最後に、作成された非線形方程式の解法について述べる。

2.3.2 縫合が発生するトラクションの表現

Mindlin 板要素は、せん断変形を考慮した最も簡単な平板理論である Mindlin-Reissner 理論に基づいて定式化される板要素である。本モデルでは、Mindlin 板要素は xy 平面に平行に配置されているものとする。このとき、板内の任意の点の変位場を以下のように表す。

$$\begin{aligned} u(x, y, z) &= u_0(x, y) + z\psi_x(x, y) \\ v(x, y, z) &= v_0(x, y) + z\psi_y(x, y) \\ w(x, y, z) &= w_0(x, y) \end{aligned} \quad (2.1)$$

ここで、 u, v, w はそれぞれ x, y, z 方向の変位を示す。また、 u_0, v_0, w_0 は、中立面における u, v, w を、 ψ_x は x 方向 (y 軸まわり) の回転を、 ψ_y は y 方向 (x 軸まわり) の回転をそれぞれ示している (Fig. 2.6(a))。したがって、節点一つに対する自由度は $\{u_0, v_0, w_0, \psi_x, \psi_y\}$ の5つ

^{*1} なお、ここでは、縫合が試験片全域の損傷進展に与える影響に注目しているため、ループ部分など、一本の縫合糸の詳細な形状は考慮していない。

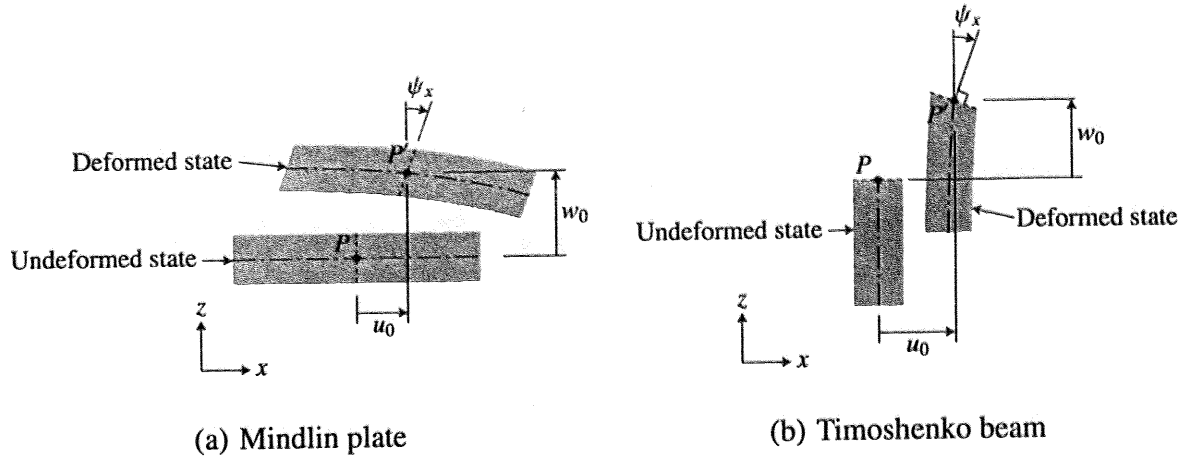


Fig. 2.6: The deformations of Mindlin plate and Timoshenko beam.

である。このとき、工学的ひずみは、以下のように表される。

$$\begin{aligned}
 \varepsilon_x(x, y, z) &= \frac{\partial u}{\partial x} = \frac{\partial u_0}{\partial x} + z \frac{\partial \psi_x}{\partial x} \\
 \varepsilon_y(x, y, z) &= \frac{\partial v}{\partial y} = \frac{\partial v_0}{\partial y} + z \frac{\partial \psi_y}{\partial y} \\
 \gamma_{xy}(x, y, z) &= \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} = \frac{\partial u_0}{\partial y} + \frac{\partial v_0}{\partial x} + z \left\{ \frac{\partial \psi_x}{\partial y} + \frac{\partial \psi_y}{\partial x} \right\} \\
 \varepsilon_z(x, y, z) &= \frac{\partial w}{\partial z} = 0 \\
 \gamma_{xz}(x, y, z) &= \frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} = \psi_x + \frac{\partial w_0}{\partial x} \\
 \gamma_{yz}(x, y, z) &= \frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} = \psi_y + \frac{\partial w_0}{\partial y}
 \end{aligned} \tag{2.2}$$

したがって、Mindlin 板要素では、積層板の面内方向の引張圧縮変形 ($\varepsilon_x, \varepsilon_y$)、面内せん断変形 (γ_{xy})、面外せん断変形 (γ_{xz}, γ_{yz}) を考慮している。本研究では、Mindlin 板要素の形状および材料特性は、積層板の特性に合わせて設定する。

Timoshenko はり要素は、「変形前に中立軸に対して垂直な線は、変形後も直線を保つ」という仮定をもとに定式化された、せん断変形を考慮に入れたはり要素である。本研究では、はり要素は z 軸方向に向いているものとし、両端の節点は Mindlin 板要素と共有されているものとする。このとき、はり中の任意点の変位場は以下のように表せる。

$$\begin{aligned}
 u(x, y, z) &= u_0(z) \\
 v(x, y, z) &= v_0(z) \\
 w(x, y, z) &= w_0(z) - x\psi_x(z) - y\psi_y(z)
 \end{aligned} \tag{2.3}$$

ここで、 $\{u_0, v_0, w_0, \psi_x, \psi_y\}$ の定義は Mindlin 板の場合と同じである (Fig. 2.6(b))。このとき、

Mindlin 板の回転に伴い、はり要素の断面も一緒に回転する。本研究では、はり要素の断面特性、および材料物性は、縫合系のものに合わせて設定する。Timoshenko はり要素で考慮する変形は、縫合系の軸方向の引張圧縮変形 (ε_z) および、縫合系の軸方向せん断変形 (γ_{xz}, γ_{yz}) であり、それぞれ以下のように計算できる。

$$\begin{aligned}\varepsilon_z &= \frac{\partial w}{\partial z} = \frac{\partial w_0}{\partial z} - x \frac{\partial \psi_x}{\partial z} - y \frac{\partial \psi_y}{\partial z} \\ \gamma_{xz} &= \frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} = \frac{\partial u_0}{\partial z} - \psi_x \\ \gamma_{yz} &= \frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} = \frac{\partial v_0}{\partial z} - \psi_y\end{aligned}\quad (2.4)$$

第 2.2 節で述べた、縫合によるき裂閉口トラクションの既存の研究結果では、モード I 変形に対するトラクションは、縫合系の引張変形によって生じていた。本モデルではこれを Timoshenko はりの引張変形によって表現している。一方、モード II 変形時のトラクションは、縫合系のせん断変形と母材のせん断変形の両方によって生じていた。本モデルではこれを、Mindlin 板の面外せん断変形と Timoshenko はりの軸方向せん断変形を足し合わせることで表現している。本論文では、このようなモデル化によって縫合系が発生するき裂閉口トラクションが表現可能であることを、第 2.4 節にて確認している。

2.3.3 結合力要素

結合力要素とは、き裂先端の応力特異性を解消しながらき裂面を表現するために固体要素間に導入される結合力領域モデルである。本解析モデルでは、結合力要素を縫合積層板内の損傷進展を表現するために用いた。

結合力要素は 2 つの固体要素間の相対変位 Δ に抵抗する結合力 T を発生する。本研究で用いた結合力要素の結合力と相対変位の関係は、パラメータ s を用いて次式で表される [7]。

$$T_i = \frac{s}{1-s} \frac{\Delta_i}{\Delta_{ic}} \sigma_{i\max} \quad (i = n, t, b) \quad (2.5)$$

ここで添字 n, t, b はそれぞれ垂直引張型、面内せん断型、面外せん断型の変形を表している (Fig. 2.7)。 Δ_{ic} は臨界相対変位であり、結合力要素が完全に結合力を消失する際の相対変位を表す。また、 $\sigma_{i\max}$ は各変形モードに対する強度である。式 (2.5) 中のパラメータ s は

$$s = \max(0, \min(s_{ini}, 1 - D)) \quad (2.6)$$

$$D = \sqrt{(\Delta_n/\Delta_{nc})^2 + (\Delta_t/\Delta_{tc})^2 + (\Delta_b/\Delta_{bc})^2} \quad (2.7)$$

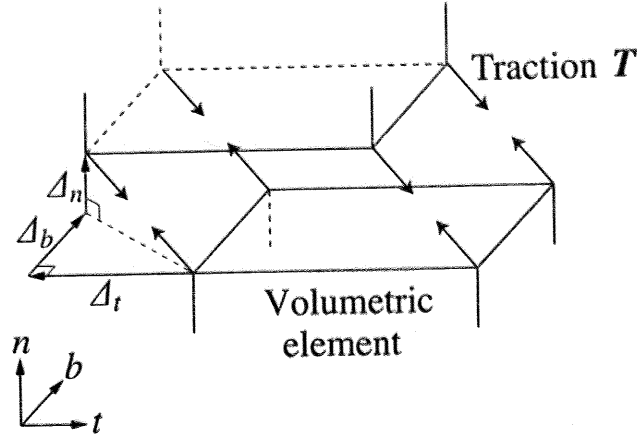


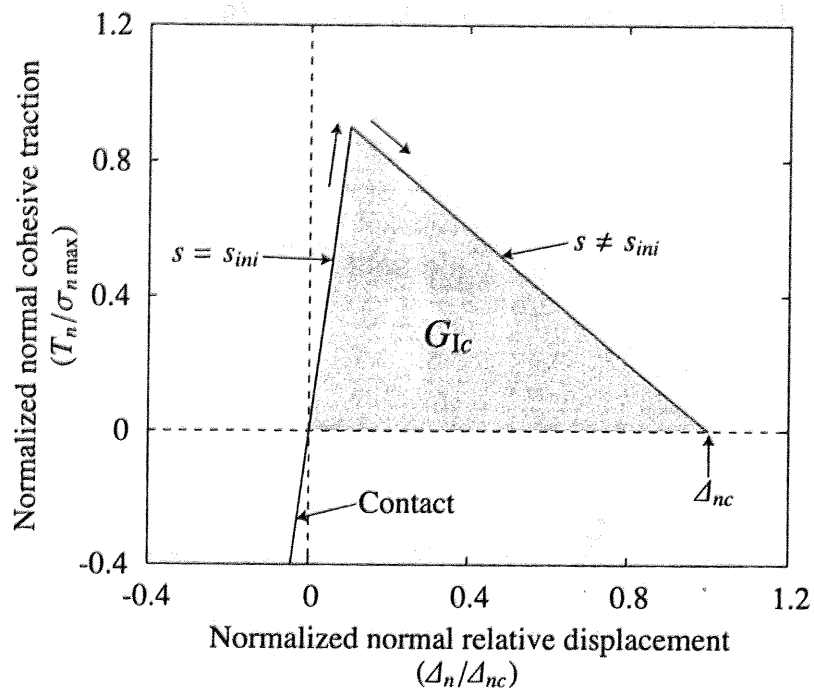
Fig. 2.7: Schematic of a cohesive element.

で決定され、結合力要素の残留強度を表すパラメータである。ここで s_{ini} は解析開始時の s の値であり、十分に 1 に近い値とする (本研究では $s_{ini} = 0.999$)。結合力要素が完全に破壊するまでに吸収する単位面積あたりのエネルギーが臨界エネルギー解放率に等しいという条件から、臨界相対変位を次式で決定する。

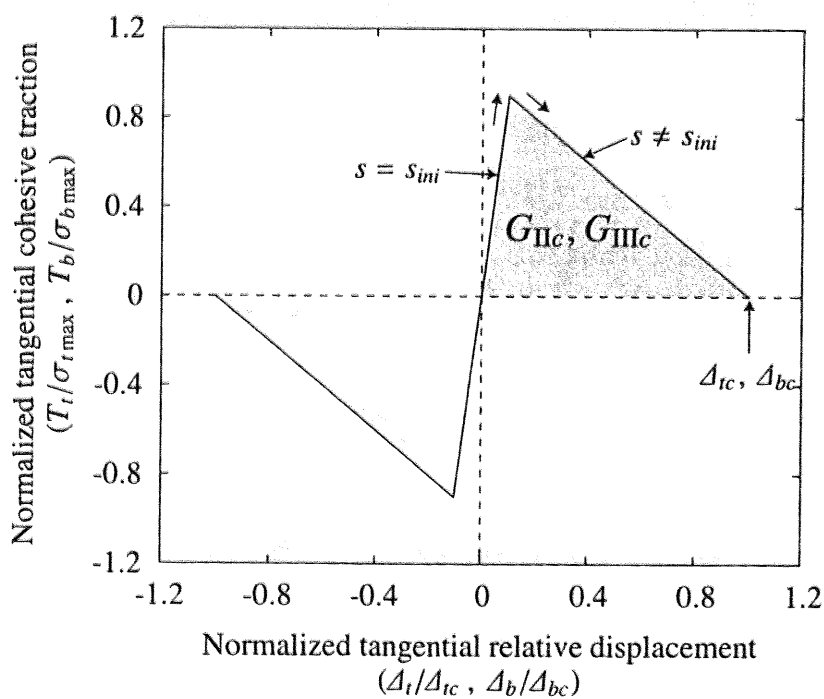
$$\Delta_{nc} = \frac{2G_{Ic}}{\sigma_{n \max} s_{ini}}, \Delta_{Ic} = \frac{2G_{IIc}}{\sigma_{t \max} s_{ini}}, \Delta_{bc} = \frac{2G_{IIIc}}{\sigma_{b \max} s_{ini}} \quad (2.8)$$

G_{ic} ($i = I, II, III$) は各き裂モードの臨界エネルギー解放率である。以上で定義された結合力要素は、相対変位が小さく $s = s_{ini}$ ではペナルティ要素として働く。相対変位の拡大に伴って、パラメータ s ならびに結合力が減少し、最後に $s = 0$ において、結合力要素は臨界エネルギー解放率と等しいエネルギーを吸収し、き裂面を生成する。以上の相対変位—結合力関係を、単一モードの場合について Fig. 2.8 に示す。

以上のような、結合力要素を用いることによって、エネルギー基準による、固体要素境界のき裂進展を表現することが可能となる。本研究では、結合力要素を、層内き裂の表現のために各レイヤー内に、層間はく離の表現のために各レイヤー間に配置した。



(a) Normal direction



(b) Tangential direction

Fig. 2.8: Relationship between relative displacement and cohesive force.

2.3.4 方程式の解法

以下に本解析で使用する仮想仕事の原理を示す。

$$\int_{V_{plate}} \mathbf{S} : \delta \mathbf{E} dV + \int_{V_{beam}} \mathbf{S} : \delta \mathbf{E} dV + \int_{S_{coh}} \mathbf{T} \cdot \delta \mathbf{A} dS = \int_{S_t} \mathbf{f} \cdot \delta \mathbf{u} dS \quad (2.9)$$

ここで、 \mathbf{S} , \mathbf{E} は応力テンソルとひずみテンソル、 \mathbf{T} と \mathbf{A} は結合力要素の結合力ベクトルおよび相対変位ベクトル、 \mathbf{f} , \mathbf{u} は外力ベクトルおよび変位ベクトルである。また、 V_{plate} は板要素の体積、 V_{beam} ははり要素の体積を表している。 S_{coh} は結合力要素を導入した領域であり、 S_t は力学的境界条件が与えられている領域である。

式 (2.9) を離散化すると、仮想仕事の原理を次式のように行列形式で書ける。

$$(\mathbf{K}_{plate} + \mathbf{K}_{beam} + \mathbf{K}_{coh}) \mathbf{U} = \mathbf{F} \quad (2.10)$$

ここで、 \mathbf{K}_{plate} , \mathbf{K}_{beam} , \mathbf{K}_{coh} は板要素、はり要素、および結合力要素の剛性マトリクス、 \mathbf{U} は節点自由度ベクトル、 \mathbf{F} は節点力ベクトルである。

ここで、本モデルでは、微小変形を仮定した。また、縫合積層板は線形弾性体として扱うことが可能であり、板要素、はり要素について、材料非線形を考慮しなかった。したがって、板要素、はり要素の剛性マトリクス \mathbf{K}_{plate} , \mathbf{K}_{beam} は節点自由度ベクトル \mathbf{U} に関わらず一定である。いっぽう、結合力要素の剛性マトリクス \mathbf{K}_{coh} は、

$$\mathbf{K}_{coh} = \int_{S_{coh}} (\mathbf{L}\mathbf{N})^T \mathbf{D}_{coh} (\mathbf{L}\mathbf{N}) dS \quad (2.11)$$

$$\mathbf{D}_{coh} = \begin{bmatrix} \frac{s}{1-s} \frac{\sigma_n^{max}}{\Delta_{nc}} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{s}{1-s} \frac{\sigma_t^{max}}{\Delta_{tc}} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{s}{1-s} \frac{\sigma_b^{max}}{\Delta_{bc}} \end{bmatrix} \quad (2.12)$$

と書くことができる。ただし、 \mathbf{L} は相対変位ベクトル \mathbf{A} と結合力要素の上下面との変位との関係を記述する行列、 \mathbf{N} は形状関数を並べた行列である。このとき、節点自由度 \mathbf{U} に応じて各結合力要素におけるパラメータ s 、すなわち \mathbf{K}_{coh} が変化する。このため、式 (2.10) は非線形方程式である。

このような非線形方程式に対しては、通常は増分解析が行われている (詳細は付録 B を参照)。しかし、式 (2.10) では非線形性が方程式の一部 (\mathbf{K}_{coh}) にしか現れない。よって、線形解析の反復による直接反復法 [13] で十分に非線形方程式 (2.10) の解が求まる。解析のフローチャートを Fig. 2.9 に示す。

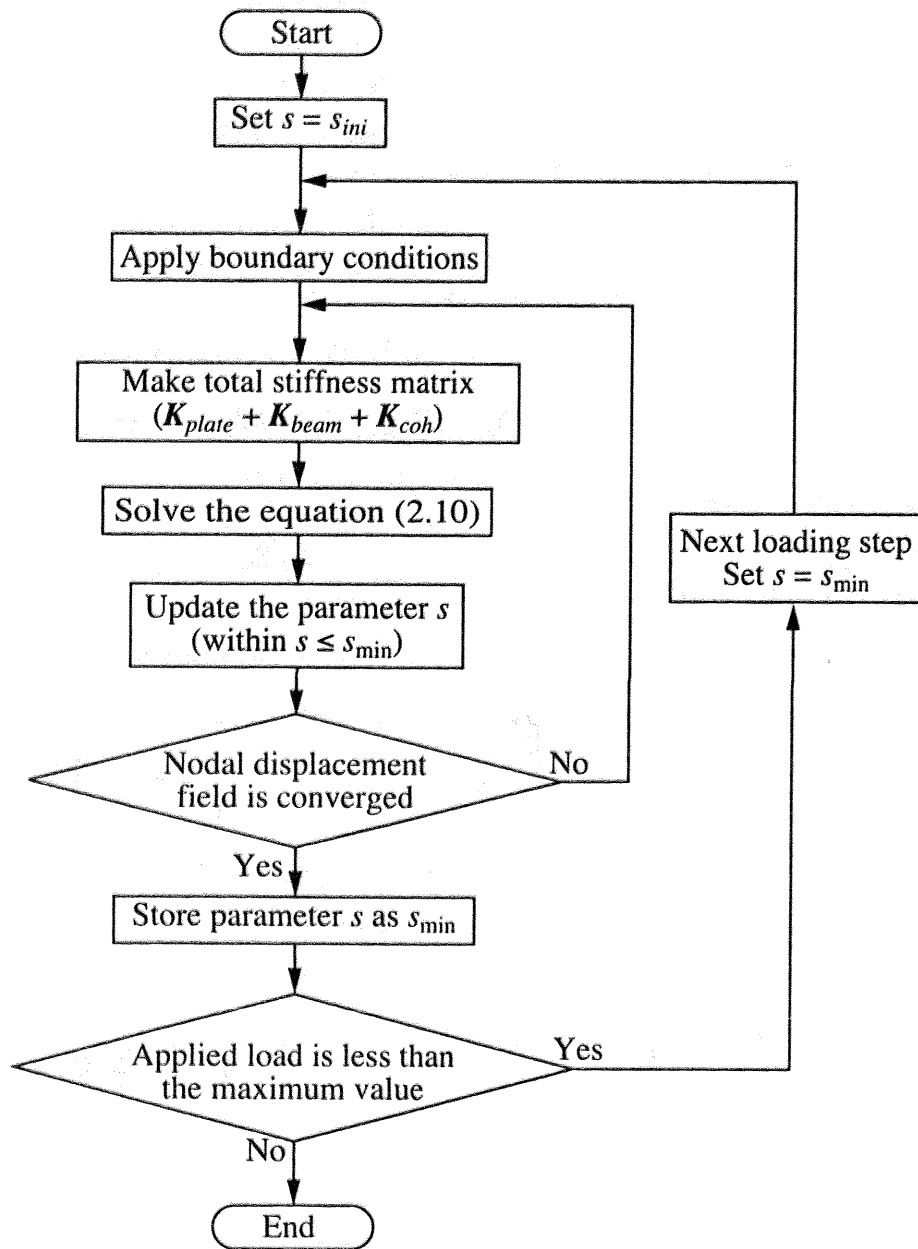


Fig. 2.9: Flowchart of the damage extension simulation.

まず、結合力要素のパラメータ s の初期値と境界条件を与える。その上で、全体剛性マトリクスを作成して式 (2.10) を解き、得られる節点変位を用いてパラメータ s を更新する。直接反復法では、変位場が収束するまでこれを繰り返す。収束した変位場におけるパラメータ s の値を計算し、次の負荷ステップにおける初期値として用いる。ここで、破壊のプロセスが回復するのを防ぐため、パラメータ s の更新の際に、前ステップにおける s の値よりも増加しない ($s \leq s_{\min}$) という条件を付加している。

なお、付録 C において、この反復解法によって、メッシュ分割によらず、破壊力学と等価な解析が可能であることを示し、解法の検証を行っている。

2.4 縫合糸が発生するき裂閉口トラクションの検証

第2.3節で提案した数値解析モデルは、縫合積層板を小さな自由度で表現するために、縫合積層板を大胆に単純化している。したがって、本数値解析モデルによって縫合積層板が正しくモデル化されているか否かを検証する必要がある。本節では、提案した数値解析モデルで、縫合が発生するき裂閉口トラクションを正しく表現できることを確認するため、検証計算を行った。

ここでは、固体要素を用いて詳細に要素分割したモデル(以下、本節では固体要素モデルと呼ぶ)によって算出されたトラクションと、本研究で提案した Mindlin 板と Timoshenko はりを組み合わせたモデル(以下、本節では Mindlin-Timoshenko モデルと呼ぶ)で算出されたトラクションを比較した。検証計算は、き裂開口変形(モード I)、き裂せん断変形(モード II)のそれぞれの変形様式に対して別々に行った。以下では、検証計算の詳細について順に述べる。

2.4.1 モード I 変形に対するトラクションの検証

モード I 変形に対する検証用モデルの概念図を Fig. 2.10 に示す。モデルは $100\text{ mm} \times 12.5\text{ mm} \times 3.0\text{ mm}$ の直方体とした。このとき、モデルは厚さが等しい4つの層を重ね合わせて構成されているとする。本解析では、各層は面内等方性($x-y$ 面内で等方)の材料で構成されているとした。モデル長手方向の片方の端部から 50 mm の第2層と第3層の間には、あらかじめはく離が存在しているものとする。また、端部から長手方向に 30 mm 離れた位置の幅方向中央に、直径 1.0 mm の円柱形の縫合糸が存在するものとした。既存の研究結果から、縫合糸が層間はく離を架橋した際、はく離の近傍では縫合糸が母材からはがれる (Debonding) ことが知られている (Fig. 2.1) [9]。本研究では、Debonding クラックは常に一定の長さで進展しないものとし、はく離に隣接した層の半分までの長さとした (Fig. 2.11)^{*2}。

以上のモデルに対し、層間はく離の存在する方の端部下面を固定し、上面を z 方向に一様に強制変位させることによりはく離を開口させた。このとき、縫合糸には、ほぼ引張荷重の

^{*2} Mindlin-Timoshenko モデルでは、この仮定は自動的に満足される

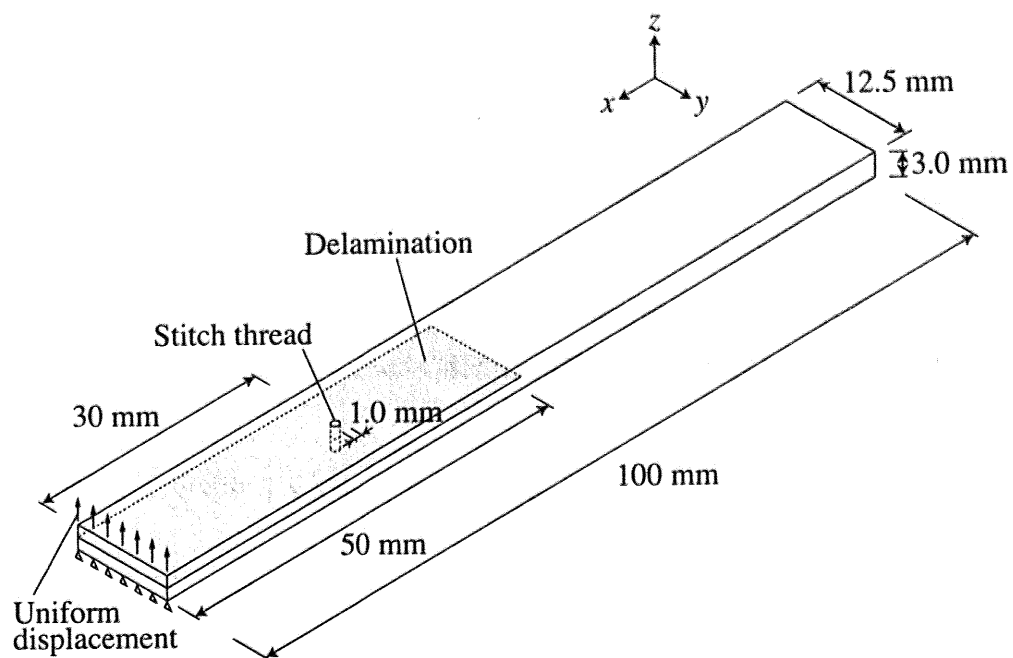


Fig. 2.10: Schematic showing the model for calculation of the Mode-I traction of stitch thread.

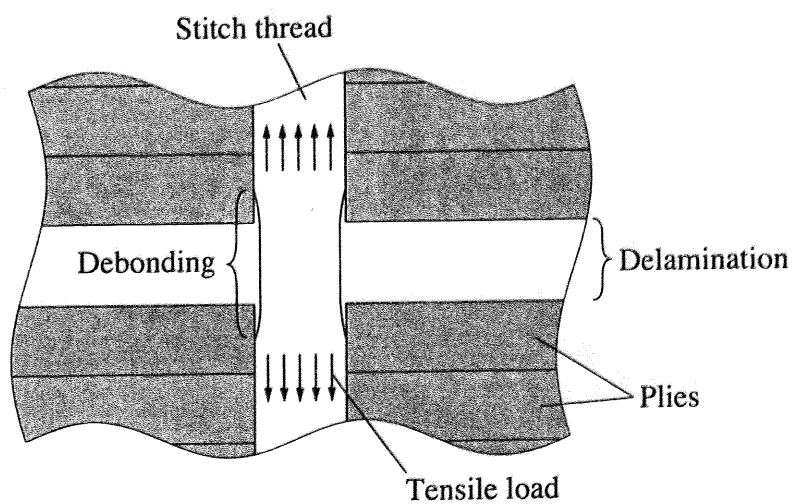
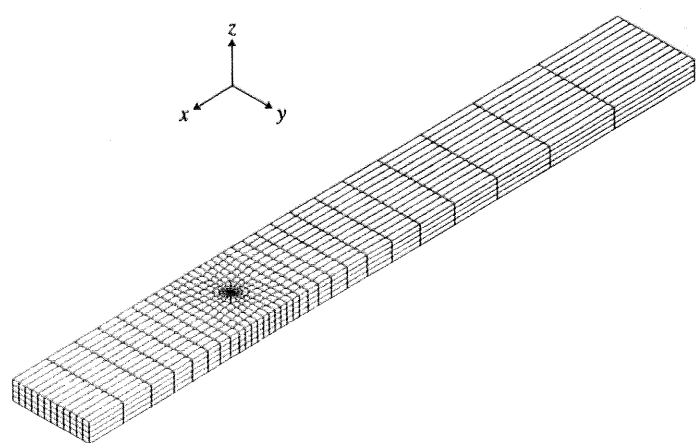


Fig. 2.11: Schematic of debonding between the stitch thread and the laminate.

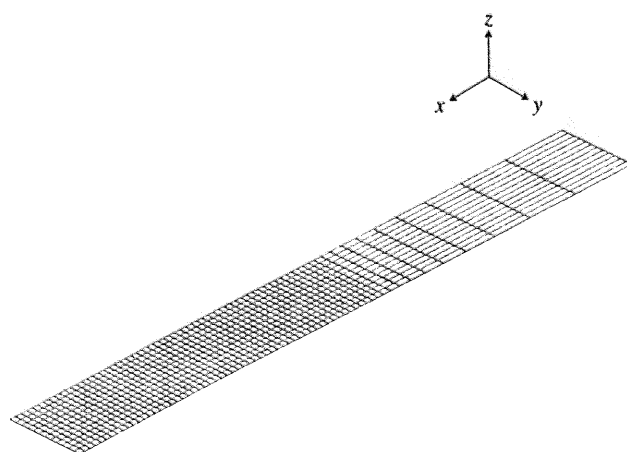
みがかかる。以上のモデルにおいて、固体要素モデルと Mindlin-Timoshenko モデルで縫合糸が発生する、層間はく離閉口トラクションを比較した。

固体要素モデルでは 20 節点アイソパラメトリック要素を用いて、厚さ方向には一層あたり一つの要素を用いて有限要素分割を行った。メッシュ図を Fig. 2.12(a) に示す。ここで、固体要素モデルでは、メッシュが縫合糸境界を通るように分割し、また、縫合糸周囲では、縫合糸形状に合わせて要素分割を詳細にしている。縫合糸境界の内側の固体要素には縫合糸の物性を与え、境界の外側の要素には母材の物性を与えた。固体要素モデルの自由度は 30519 自由度であった。計算は、汎用有限要素解析パッケージ、ABAQUS6.6-1(ABAQUS Inc.) を用いて行った。

一方、Mindlin-Timoshenko モデルでは、4 節点アイソパラメトリック Mindlin 板要素を



(a) Solid element model



(b) Mindlin-Timoshenko model

Fig. 2.12: Finite element models used in the present calculations.

用いて要素分割を行った。Mindlin-Timoshenko モデルでは、縫合糸周辺で要素分割を詳細にするなどの特別な考慮をせず、一様になるようにした。このとき、縫合糸周辺の要素サイズが一辺約 1 mm のモデルと、一辺約 2 mm のモデルの、2 種類のモデルを作成した。Fig. 2.12(b) に、一辺約 1 mm のモデルの一層のみの要素分割を示した。Mindlin-Timoshenko モデルの自由度は、一辺 1 mm のモデルでは 17160 自由度、一辺 2 mm のモデルでは 5460 自由度であった。計算は、筆者自身が作成した有限要素コードを用いて行った。

計算に用いた母材と縫合糸の物性値を Table 2.1 に示す。ここで、母材については疑似等方積層された CFRP を、縫合糸は z 方向に配向された CFRP 一方向材を参考に物性を決定した。層間はく離の開口量が 0.1 mm であるとき、縫合糸が発生していたき裂閉口荷重を、それぞれのモデルについて Table 2.2 に示した。このとき、3 つのモデルで、縫合糸が発生しているき裂閉口トラクションはほぼ等しくなっていることがわかる。このとき、一辺が約 2 mm の Mindlin-Timoshenko モデルでは、固体要素モデルと比べて自由度は約 1/5 であり、小さな計算負荷で、かつメッシュ分割に特別の考慮を払うことなく、縫合糸によるモード I 変形時の架橋効果を表現できていることがわかる。

Table 2.1: Material properties used in the Mode-I traction calculation.

(a) Base plates	
In-plane Young's modulus $E_x = E_y$ (GPa)	56.5
Transverse Young's modulus E_z (GPa)	9.15
In-plane shear modulus G_{xy} (GPa)	3.25
Out-of-plane shear modulus $G_{xz} = G_{yz}$ (GPa)	4.18
In-plane Poisson's ratio ν_{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
Transeverse Young's modulus $E_x = E_y$ (GPa)	7.65
Longitudinal shear modulus $G_{xz} = G_{yz}$ (GPa)	4.5
Transeverse shear modulus G_{xy} (GPa)	3.18
Longitudinal Poisson's ratio $\nu_{zx} = \nu_{zy}$	0.282
Transeverse Poisson's ratio ν_{xy}	0.44
Diameter (mm)	1.0

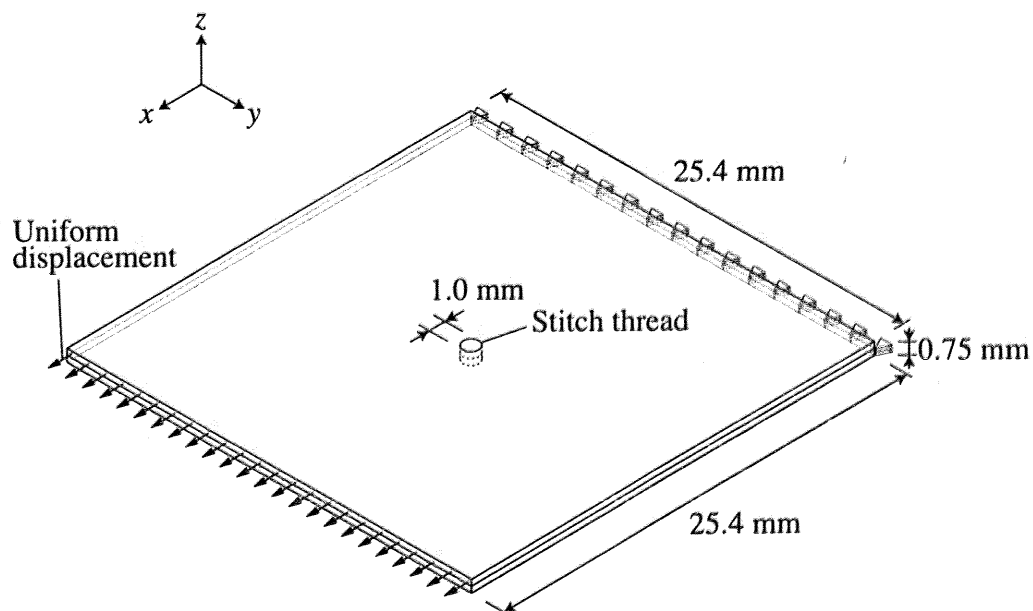
Table 2.2: Results of the calculations of Mode-I traction.

Solid element model (ABAQUS)	5.4475 N
Mindlin-Timoshenko model (1 mm)	5.3043 N
Mindlin-Timoshenko model (2 mm)	5.8099 N

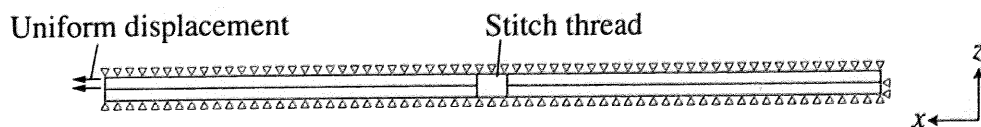
2.4.2 モード II 変形に対するトラクションの検証

モード II 変形に対する検証用モデルの概念図を Fig. 2.13 に示す。モデルは $25.4\text{ mm} \times 25.4\text{ mm} \times 0.75\text{ mm}$ の直方体とし、厚さの等しい 4 つの層を重ねて構成されているものとした。このとき、各層は $x-y$ 面内等方性の材料で構成されているものとした。モデル全体で、第 2 層と第 3 層の間にはく離が生じているものとした。モデルの中央には直径 1.0 mm の縫合糸が存在し、はく離した層同士を架橋しているものとした。このモデルの下側の 2 層を固定し、上側の 2 層の端部に x 方向に強制変位を加えることによって縫合糸をせん断変形させた (Fig. 2.13(b))。この際、モデルの上側、下側の境界は z 方向に固定されているものとした。

モード I の解析の時と同様、縫合糸は母材からはがれているものとし、Debonding 長さは、層間にはく離に隣接する層の半分までの長さであるものとした。また、固体要素モデルの解析



(a) Overview of the model



(b) Boundary conditions

Fig. 2.13: Schematic showing the model for calculation of the Mode-II traction of stitch thread.

では、縫合糸と母材の接触を考慮して解析を行った (Fig. 2.14)^{*3}。

以上のモデルについて固体要素モデルと Mindlin-Timoshenko モデルの両方において、縫合糸が発生するき裂開口トラクションを比較した。固体要素モデルでは、8 節点アイソパラメトリック要素を用い、厚さ方向に一層を 2 つずつの要素を用いて要素分割した。メッシュ図を Fig. 2.15(a) に示す。固体要素モデルでは、メッシュが縫合糸境界を通るように分割し、また、縫合糸周囲のメッシュ分割を詳細にした。固体要素モデルの自由度は 15246 自由度であった。計算は汎用有限要素コード、ABAQUS 6.6-1(ABAQUS Inc.) を用いて行った。一方、Mindlin-Timoshenko モデルでは、4 節点アイソパラメトリック Mindlin 板要素を用いて、モデル全体を一様な要素サイズで分割した。要素サイズは、一辺が約 1 mm、約 2 mm、約 3 mm の 3 種類のモデルを用意し、解析を行った。Fig. 2.15(b) に、要素サイズが約 2 mm のモデル図を示す。Mindlin-Timoshenko モデルの自由度は、要素サイズが約 1 mm のモデルでは 12500 自由度、約 2 mm のモデルでは 3380 自由度、約 3 mm のモデルでは 1620 自由度であった。

計算に用いた積層板と縫合糸の物性は、前節のモード I の場合と同じであり、Table 2.1 に示した通りである。計算の結果、境界条件として加えた強制変位が 0.001 mm のとき、縫合が発生したせん断方向トラクションを、それぞれのモデルについて Table 2.3 に示す。4 つ

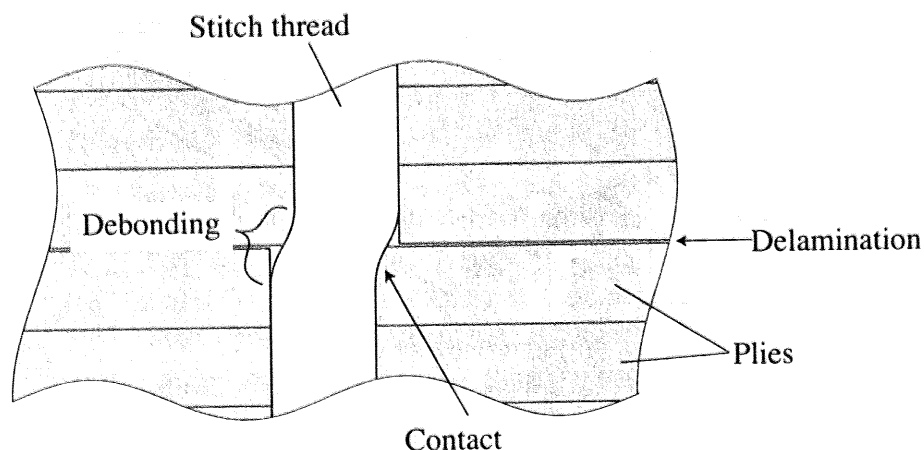
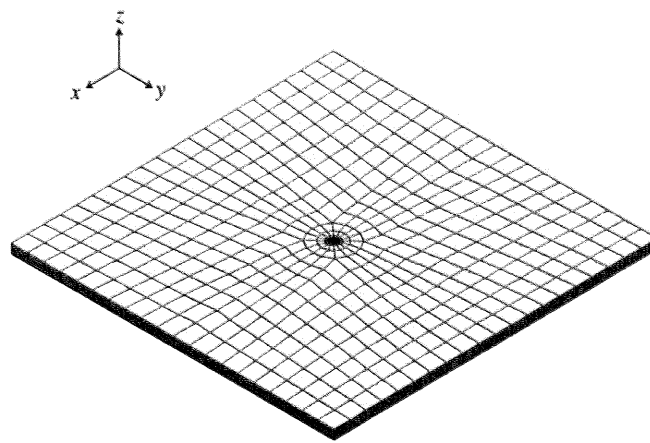
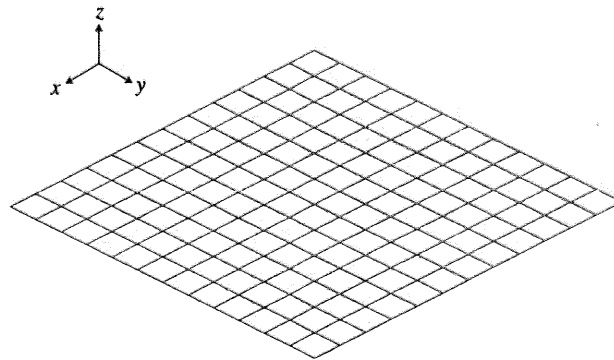


Fig. 2.14: Schematic of debonding between the stitch thread and the laminate.

^{*3} Mindlin-Timoshenko モデルでは、Mindlin 板と Timoshenko はりが回転方向自由度を共有しているため、縫合糸と母材の接触を考慮する必要はない



(a) Solid element model



(b) Mindlin-Timoshenko model

Fig. 2.15: Finite element models used in the present calculations.

のモデルで、縫合糸が発生しているき裂閉口トラクションが良く合っていることがわかる。このとき、一辺の要素サイズが 3 mm の Mindlin-Timoshenko モデルの自由度は、固体要素モデルの自由度の 1/9 程度であることに注目されたい。また、固体要素モデルでは、縫合糸周辺のメッシュ分割に気を配る必要があるが、Mindlin-Timoshenko モデルでは、メッシュ分割に特別の工夫を要しない。

Table 2.3: Results of the calculation of Mode-II traction.

Solid element model (ABAQUS)	3.334 N
Mindlin-Timoshenko model (1 mm)	3.006 N
Mindlin-Timoshenko model (2 mm)	3.441 N
Mindlin-Timoshenko model (3 mm)	3.761 N

以上より、本研究で提案した Mindlin 板要素と Timoshenko はり要素の組み合わせによる有限要素解析モデルが、少ない自由度で、かつ、メッシュ分割に特別な考慮を払うことなく、モード I、モード II の両方の変形に対して縫合が発生するき裂閉口トラクションを表現できることがわかった。本研究で提案したモデルでは、これに結合力要素を組み合わせることによって、試験片全域のき裂進展に、縫合が発生するき裂閉口トラクションが与える影響を表現することができる。次章では、縫合積層板の平滑材の引張荷重下で試験片全域に発生する損傷の進展を本解析モデルで計算し、結果を実験と比較することによって、本モデルが縫合積層板の損傷進展を表現できることを確認する。

2.5 結言

本章では、本研究で用いる損傷進展解析モデルについて述べた。本章の結論は以下の通りである。

1. Mindlin 板要素、Timoshenko はり要素、結合力要素を組み合わせ、縫合積層板の損傷進展を表現する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され、各レイヤーは Mindlin 板要素で要素分割された。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。縫合系の効果は 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剛性方程式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と、その妥当性を示した。
3. Mindlin 板要素と Timoshenko はり要素を組み合わせることによって、縫合系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。

なお、本研究では、Timoshenko はり要素は線形弾性体のみで構成されるとき、引張方向、せん断方向のトラクションの非線形挙動は考慮していない。しかし、Timoshenko はり要素の材料特性に非線形性を導入し、一本の縫合系の実験結果とフィッティングさせることによって、トラクションの非線形性は容易に表現可能である。

第2章に関する参考文献

- [1] 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.
- [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. Jain and Y.W. Mai, Determination of mode II delamination toughness of stitched laminated composites: *Compos. Sci. Technol.* 55, 3 (1995), 241–253.
- [4] 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.
- [5] 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.
- [6] 岩堀豊, 石川隆司, 渡辺直行, 伊藤光, 林洋一, Kevlar®縫合 CFRP 積層板層間強度特性の実験的研究: *日本複合材料学会誌* 32, 6 (2006), 244–253.
- [7] P.H. Geubelle and J.S. Baylor, Impact-induced delamination of composites: a 2D simulation: *Composites Part B* 29, 5 (1998), 589–602.
- [8] 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.
- [9] A. Watt, A.A. Goodwin and A.P. Mouritz, Thermal degradation of the mode I interlaminar fracture properties of stitched glass fibre / vinyl ester composites: *J. Mater. Sci.* 33, 10 (1998), 2629–2638.
- [10] R. Massabo, D.R. Mumm and B.N. Cox, Characterizing mode II delamination cracks in stitched composites: *Int. J. Fract.* 92, 1 (1998), 1–38.
- [11] B.N. Cox, Constitutive model for a fiber tow bridging a delamination crack: *Mech. Compos. Mater. Struct.* 6, 2 (1999), 117–138.
- [12] 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.
- [13] D.R.J. Owen, *Finite Elements in Plasticity*, Pineridge Press, Swansea (1980).