

Title	繊維強化複合材料の損傷形態のモデル化とそれを用いたAEシミュレーション
Author(s)	上辻, 靖智
Citation	大阪大学, 1998, 博士論文
Version Type	VoR
URL	<a href="https://doi.org/10.11501/3144109">https://doi.org/10.11501/3144109</a>
rights	
Note	

*Osaka University Knowledge Archive : OUKA*

<https://ir.library.osaka-u.ac.jp/>

Osaka University

繊維強化複合材料の損傷形態のモデル化と  
それを用いたAEシミュレーション

平成10年 4月

上 辻 靖 智

纖維強化複合材料の損傷形態のモデル化と  
それを用いたA Eシミュレーション

平成10年 4月

上 辻 靖 智

# 目 次

<b>第 1 章 緒 論</b> .....	1
1.1 複合材料の特徴とその用途 .....	1
1.2 複合材料の力学と有限要素解析 .....	2
1.3 複合材料の試験的損傷評価の現状 .....	4
1.3.1 非破壊検査技術 .....	4
1.3.2 AE 法による損傷機構の解明 .....	6
1.4 本研究目的および本論文の構成 .....	8
<b>第 2 章 繊維強化複合材料の損傷進展解析手法</b> .....	12
2.1 緒言 .....	12
2.2 繊維強化複合材料の損傷 .....	12
2.2.1 一方向繊維強化複合材料 .....	13
2.2.2 織物複合材料 .....	17
2.3 損傷のモデル化 .....	19
2.3.1 損傷モードの分類 .....	20
2.3.2 損傷発生を検出 .....	23
2.3.3 異方損傷モデルにおけるモードの識別 .....	25
2.3.4 異方損傷モデルに対する損傷構成則 .....	30
2.4 有限要素法による損傷進展解析手法 .....	32
2.4.1 変位法に基づく三次元有限要素解析 .....	33
2.4.2 変位増分解法による非線形解析 .....	46
2.5 結言 .....	52
<b>第 3 章 損傷進展観察ならびにその解析</b> .....	53
3.1 緒言 .....	53
3.2 静的引張試験における損傷進展の観察 .....	53
3.2.1 試験片および試験装置 .....	54
3.2.2 試験結果と考察 .....	57



3.3 SEM 内静的引張試験における損傷進展の局所的観察 .....	64
3.3.1 試験片および試験装置 .....	65
3.3.2 試験結果と考察 .....	67
3.4 三次元有限要素法による損傷進展解析 .....	77
3.4.1 目抜平織材の力学的特性 .....	77
3.4.2 有限要素モデルの作成 .....	79
3.4.3 引張負荷時の損傷進展解析 .....	82
3.5 結言 .....	93
<b>第4章 繊維強化複合材料のAEシミュレーション .....</b>	<b>94</b>
4.1 緒言 .....	94
4.2 AEシミュレーション .....	94
4.2.1 AE試験と損傷評価 .....	94
4.2.2 AEシミュレーション手法 .....	99
4.3 中央ノッチを有する積層材への適用 .....	100
4.3.1 試験片および解析モデル .....	100
4.3.2 引張強度と損傷進展挙動 .....	104
4.3.3 AE振幅特性 .....	123
4.4 結言 .....	131
<b>第5章 結 論 .....</b>	<b>133</b>
<b>謝 辞 .....</b>	<b>137</b>
<b>参考文献 .....</b>	<b>138</b>
<b>研究実績 .....</b>	<b>149</b>

# 第1章 緒論

## 1.1 複合材料の特徴とその用途

材料の研究、開発はたゆまなく続けられ、優れた特性を有する新しい材料が続々と登場している。中でも、複合材料と呼ばれる材料分野が米国の航空宇宙機器の開発に伴って1960年代から急速な進歩を遂げ、注目されている。複合材料は、「二種類以上の材料を組み合わせ成形することによって、素材単独では持つことのできない性質を発揮し得るようにした材料」、さらに具体的には「素材を隔てる明瞭な界面を有する、少なくとも二つの化学的に異なった物質を組み合わせたもの」と定義されている[1]。この定義に適合する材料は、わらを混ぜた古代エジプトの土塀やイスラエルの煉瓦など古い時代にも見出せるが、工業材料として複合材料を一般化したのはガラス繊維強化プラスチック(Glass Fiber Reinforced Plastic : GFRP)である。GFRPは1940年代の第二次世界大戦中米国で開発され、ガラス繊維にポリエステル樹脂を含浸させた軽くて耐食性に優れた材料で、第一世代の先端複合材料(Advanced Composite Materials : ACM)に分類される。第二世代には、1960年代の宇宙開発競争の激化とともに、高強度、高剛性軽量材料の要求が高まり、炭素繊維強化プラスチック(Carbon Fiber Reinforced Plastic : CFRP)やボロン繊維強化プラスチック(Boron Fiber Reinforced Plastic : BFRP)が開発された。1970年代には耐熱性も付与された金属基複合材料(Fiber Reinforced Metals : FRM)が第三世代として出現し、その後さらに耐熱性を向上させたセラミックス基複合材料(Fiber Reinforced Ceramics : FRC)も開発された。現在では、身近な生活用品から宇宙機器に至る様々な分野で、多種多様な複合材料が利用されている。

宇宙機器の分野では、重量軽減のため積極的にACMの利用がなされている。特に、高い比剛性と低熱膨張率という特性から、CFRPが最も多く利用されており、軽量化と高精度化の要求を満たしている。宇宙空間では温度変化が大きく、形状精度が要求されるアンテナなどでは熱膨張、収縮などの変形は望ましくない。これに対して、炭素繊維やアラミド繊維は温度範囲があるものの熱膨張率が負であるため、適切なマトリックスとの複合化により熱変形を伴わない優れた材料の開発が可能である。また、21世紀初頭に運用が計画されている宇宙ステーションの主要構造部材にもCFRPの適用が想定

されているほか、宇宙往復機の量産化などにより飛躍的に ACM の需要が増大するものと考えられる。航空機分野では、ACM の適用は軍用機から始まり、現在では B777 のような民間機にも及んでいる。また、その適用部材も二次構造部材から垂直尾翼や水平尾翼などの一次構造部材へと適用が進んでいる。その主な適用材料は、CFRP などの積層材料で、衝撃損傷発生頻度が高く損傷後の疲労寿命が未知であるなどが問題視されている。自動車・鉄道車両分野でも、高機能化と省エネルギー化の要求から ACM が利用されている。特に自動車では、FRP の優れた衝撃吸収能に注目し、緩衝部材などへの適用があるほか、FRM をエンジン部品、FRC をターボチャージャーなどへの適用が報告されている。このほか、船舶、建設、圧力容器など FRP の優れた耐食性、成形性を利用した適用例があり、今後も ACM の利用の増大、材料開発が活発になるものと予想される。

以上のように ACM の需要および適用分野が増大するに伴い構造安全性の観点から、その材料評価は急務であるが、金属などの慣用材料と比較して多種多様な製造法と急速な材料開発のため十分な評価がなされていないのが現状である。特に、強度は著しい異方性を有することから、種々の損傷モードが併発することに加えて、比較的低負荷でもマトリックス破壊などの損傷発生の可能性が高く、損傷域も広範囲に及ぶなどの理由により複雑な損傷進展挙動を示すため、その損傷機構の把握は極めて困難となる場合が多い。

## 1.2 複合材料の力学と有限要素解析

金属など均質等方性材料に対しては、材料力学、弾性力学、破壊力学などの学問体系が発達し、実際の力学的挙動を十分に評価することができる。複合材料に対しても、工業材料としての需要が増大するに伴い、金属などの均質等方性材料に対する材料力学に加えて、新たな力学的学問の適用および拡張がなされている [2]。複合材料は金属材料などと比較して、力学的には次の三点の異なる特徴を有する。その一つは異方性を有することである。巨視的な弾性挙動は均質等方性材料の弾性論を異方性に拡張することにより、異方性材料特有のクロスエラスティシティ効果なども評価できる。直交異方性材料では従来の工学的弾性係数によりその特性を表現することが可能で、9 個の独立したコンプライアンス係数を有する。しかし、複雑な強化構造を有する織物複合材料など直交性を持たない材料では、その特性を工学的弾性係数により表現することは不可能となり、21 個の独立したコンプライアンス

係数による取扱いが必要である。第二は不均質性を有することである。巨視的な力学的特性、すなわち弾性係数や強度は複合則により計算されるほか、評価困難な弾性特性に対しては経験則を含む種々の近似計算が提案されている。第三は、多機能を発揮するため積層構造を有するものが多く、例えば非対称積層板では面内負荷に対して面外変形も伴うカップリング効果など複雑な力学的挙動を示すことである。このような積層板の力学的挙動は、キルヒホッフの仮定に基づく古典積層理論[3]などにより記述されている。複合材料の破壊挙動については、最終破断の予測を目的とした、最大応力説、最大ひずみ説、相互作用説などの破損則がある[4]。いずれの破損則も一方向繊維強化複合材料単層材に対して破壊の発生を予測するもので損傷モードなどは判別不可能である。また、複雑な織り構造を有する織物複合材料などに対する破損則は確立されていない。要約すると、繊維強化複合材料は構造物に積層状態で適用される場合が多く、力学的には不均質異方性体である。

一方、連続体問題である力学的挙動をその支配方程式に基づいて数学的に厳密な解を追求した場合、理想化された特定の問題だけに限定されることが多い。このため、工学的な観点から連続体問題を離散化した近似解法により有効な解を得ることが要求され、有限要素法に代表される離散化近似解法が誕生した。有限要素法は、コンピュータの強力な演算能力にも支援され、現在では構造力学をはじめ流体、熱、電磁場など種々の連続体力学に応用されている[5]。構造力学に注目すると、線形・非線形問題、静的・動的問題など複雑な現象にもその適用が進められ、CAE(Computer Aided Engineering)の有力なツールとして種々の材料や製品の開発・設計に利用されている。多くの設計変数を有する複合材料も例外ではなく、三次元物性値算出システム[6][7]、仮想試作システム[8]、振動解析プログラム[9]-[11]、熱応力・熱伝導解析プログラム[12][13]などが開発されている。複合材料の損傷進展解析に対しては、損傷異方性を無視した解析[14][15]、特定の損傷モードの進展だけを追従した解析[16]などが開発されている。しかし、いずれも種々の損傷モードの取扱いが不十分で織物複合材料への適用が不可能であるなど、複合材料に対する決定的な損傷進展解析手法は確立されていないのが現状である。

前述のように、不均質異方性材料である複合材料は、等方性材料と比較して複雑な力学的挙動を示すことが多く、その特性を表現するには多くの係数を必要とする。また、複合材料では、種々の損傷が併発し、それら損傷の相互干渉によってより複雑な損傷機構となるのに対して、破損則では最終破断の予測しか行えないほか、その適用も一方向繊維強化複合材料に限られる。

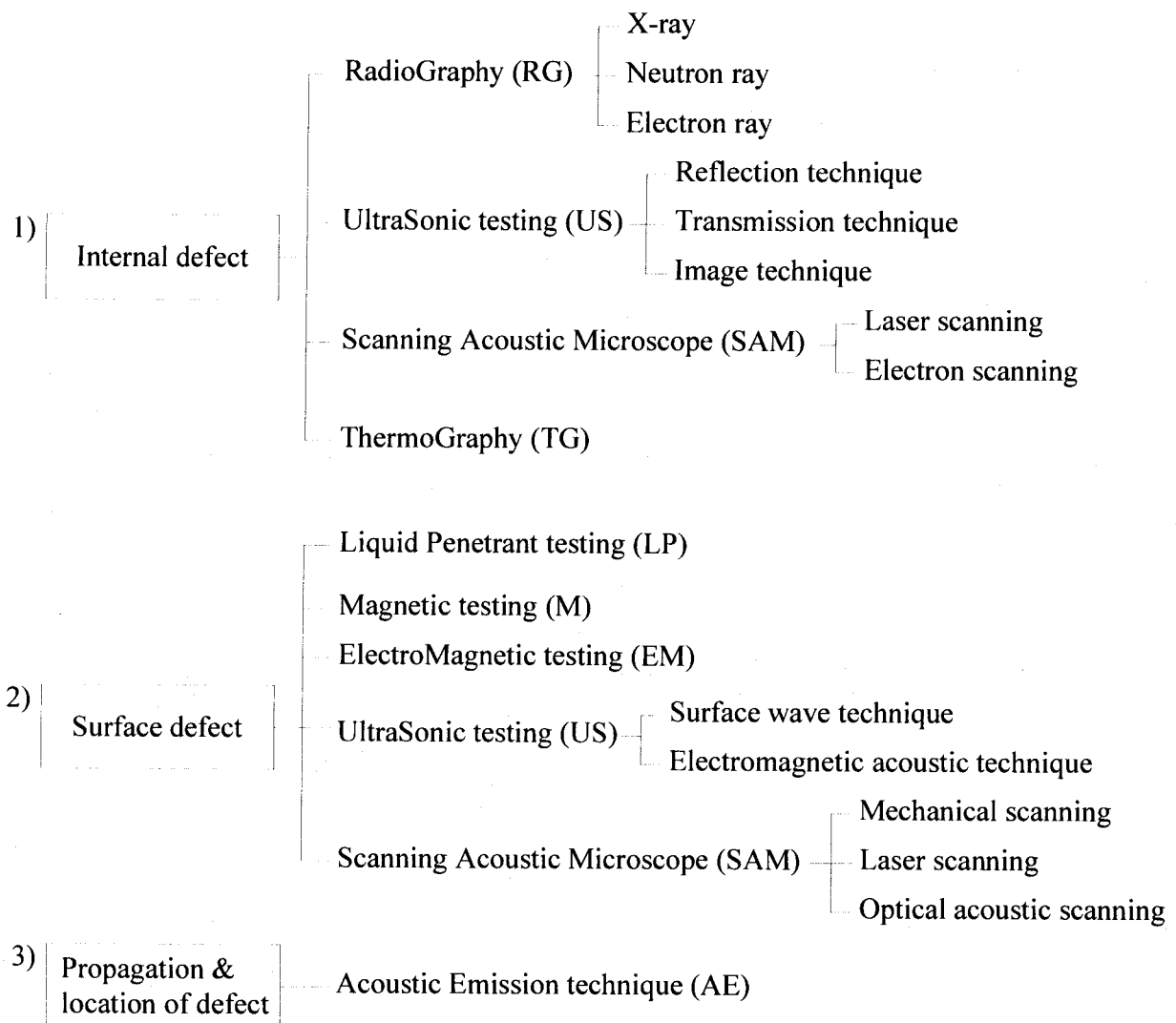
したがって、構造材として用いられる織物複合材料に対しては、損傷進展など発生機構も含めたその解明が望まれる。特に、損傷機構は、負荷条件、成形条件、設計パラメータに強く依存するため、すべての条件に対して試験を行うことが設計上要求されるが、それらすべての条件下の試験を行うのが困難であることから、コンピュータを用いた仮想試験による材料評価が切望されているのが現状である。

### 1.3 複合材料の試験的損傷評価の現状

#### 1.3.1 非破壊検査技術

複合材料は、力学的特性の異なるマトリックスと強化材で構成され、さらに積層構造を伴う場合もあるため、製造時にボイドなどの初期欠陥を有する可能性があり、これが力学的特性のばらつきにもなる。また、それら初期欠陥が低負荷レベルでも損傷を誘発するため損傷発生頻度が高く、その損傷形態も多種多様である。このため、これらの欠陥および損傷の検出が重要視され、種々の非破壊検査法が適用されている。**Fig. 1.1**にその代表的な非破壊検査法[17]を示す。また、**Table 1.1**に繊維強化複合材料に対する各検査法の損傷検出能[18]を示す。なお、表中の各検査法に対する略号は**Fig. 1.1**に従う。非破壊検査法は、表面、内部損傷を静的に検出する検査法と損傷発生およびその進展を動的に検出するAE試験法に大別される。

放射線透過試験法では、造影剤を用いてマトリックスと損傷の放射線吸収率の差を増加させることにより層間はく離などを明確に検出した結果が多く報告されている[19]-[22]。しかしながら、損傷進展挙動を左右する繊維破断の検出が不可能であるため、損傷機構を解明するには不十分である。一方、超音波探傷試験法は、**Table 1.1**に示す種々の損傷形態を検出可能であるため盛んに利用されている[23][24]。しかしながら、比弾性率の大きく異なる材料で構成された繊維強化複合材料では、超音波は損傷部だけでなく強化繊維やマトリックスの粗密箇所、ボイド、積層界面でも反射、散乱するため、信号対雑音比が低く、超音波の伝播減衰が大きいなどの問題がある。前述以外の静的検査法として、サーモグラフィや磁気探傷試験法などがあり、いずれも金属などの均質等方性材料に対しては有効であるが、不均質材料である繊維強化複合材料への適用には上記検査法と同様にそれぞれ問題があるため、検出対象とする損傷形態に最も適した方法を選択するか、いくつかの方法を併用した新たな検査法を開発する必要がある[18][25]。



**Fig. 1.1 Classification of typical non-destructive inspections**

繊維強化複合材料の損傷進展は、多くの初期欠陥の成長・合体により損傷域内を主き裂が進展する累積損傷過程となるほか、その強化構造により多種多様な損傷が連続的に併発するため、明確な損傷進展機構の解明には上記試験による進展後の静的な検査だけでは不十分であり、進展過程の動的な検出が必要不可欠である。このため、繊維強化複合材料の損傷機構評価に対して **Table 1.1**に示す種々の損傷が動的に検出可能な AE (Acoustic Emission) 法が大きく貢献するものと期待されている [26]。

**Table 1.1 Detectability of typical non-destructive inspections for damage in fiber reinforced composite materials**

Damage	Non-destructive inspection						
	RG	US	SAM	TG	LP	M & EM	AE
Fiber breaking	×	○	×	△	×	○	○
Matrix cracking	○	○	×	×	○	×	△
Debonding	○	○	○	○	×	×	○
Delamination	○	○	○	○	×	×	○
Fatigue damage	×	○	×	○	△	×	○
Impact damage	×	○	×	○	△	×	○

○ : Possible to detect

△ : Possible to detect under some conditions

×

### 1.3.2 AE法による損傷機構の解明

AE試験法の利用は、1938年に鉱道内の鉱柱に対する弾性波探査の実験における偶然の発見[27]から始まり、岩石の破壊機構を解明するため岩盤分野で盛んに研究がなされた。その後、地震発生の予知や発震機構の解明を目的として地震学の分野でも活発な研究がなされた[28]-[30]。材料研究におけるAE試験法の利用は、1953年に金属分野で始まり[31]、健全性評価のための検査規格[32]なども確立されているほか、航空機飛行中の金属疲労の検出に対する適用も研究されている。また、1959年からコンクリート分野でも盛んな研究[33]-[36]がなされ、コンクリート構造物の寿命診断などへも応用されている。現在、AE試験法は、弾性波の放出を伴う種々の損傷を検出できるほか、試験片表面にAEセンサを設置するだけで広い領域の微視的損傷の動的検出が可能であり、損傷発生位置の同定が可能であるなどの優れた特性を有することから、繊維破断、マトリクスき裂、層間はく離など種々の損傷が併発する複合材料の損傷機構解明に盛んに利用されている。

AE試験法による損傷評価は、損傷発生源からAEセンサへ伝播した検出波形の特性と損傷現象を直接対応づける定性的評価手法と検出波形からAEセンサの計測特性と伝播媒体の特性に依存する影響を除去した原波形に基づく定量的評価方法に大別される[37]。

検出波形に基づく定性的評価手法では、一般に検出波形に対して包絡線処理を施し種々の損傷評価パラメータを得る。これらのパラメータによる定性的損傷評価は、損傷発生頻度、損傷モードの識別、損傷発生位置の同定に集約される。損傷発生頻度の指標には、計測波形に対して包絡線処理を施した AE 信号の中でしきい値を越える信号を計数するイベント数が用いられる [40]-[60]。金属材料の塑性変形など AE 波が連続的に多数発生する試験では、しきい値を越える振幅に対してその回数を計数するカウント数（ヒット数）が代用される場合もある [38][39]。いずれのパラメータもその計測値の物理的な意味は不明であるため、評価基準となる基礎的データベースが必要である。AE 波発生源の損傷モードは、一般に振幅分布 [42]-[49] や周波数分布 [51]-[58] により識別される。いずれもイベント数またはカウント数と組み合わせた評価パラメータで、それぞれ AE 波の最大振幅、周波数に基づく頻度分布である。損傷モードが同一である場合、各分布は一つの分布関数で表されることから、複数の損傷モードをこの分布関数により分類することが可能である。しかしながら、各損傷モードと振幅および周波数レベルとの対応関係は不明であるため、単一損傷モードが支配的な予備的試験 [59][60] により損傷モードの振幅や周波数特性を評価することが必要である。また、材料や負荷形態によりその振幅特性も大きく異なり、各損傷モードに対する振幅の大小関係も変化する場合がある [37]。さらに、AE 波の周波数成分は試験片の物理的特性により異なるため、周波数分布は材料評価としての普遍性に乏しいほか、損傷進展に伴って供試体の固有振動数が変化するため、損傷進展過程に対する AE 波の発生時期によりその周波数特性は大きく異なる問題がある。損傷発生源の位置は、金属などの等方性材料では、AE 波到達時間差法により精度の高い同定が可能である。しかしながら、繊維強化複合材料では弾性波の伝播速度が方向により異なり、また、積層材料では各層での速度が異なるため、到達時間差法の適用が不可能である。このため、繊維強化複合材料では地域同定法や到達順位法によって AE 波発生地域しか同定できない問題がある。また、繊維強化複合材料では AE 波の伝播減衰が大きいほか、損傷モードによっては振幅が非常に小さい AE 波も発生するため、検出されたすべての AE 波に対してその発生位置を同定することは不可能で、金属材料と比較して同定率も低いのが現状である。このように検出波形に基づく損傷評価には種々の問題があるほか、検出波形はセンサおよび計測システムの電気的特性や伝播媒体の物理的特性の影響を大きく受けるため、信頼性および定量性に欠けるとの指摘がある。



検出波形に基づく定性的評価に対して、検出波形から AE センサの検出特性と AE 波の伝播特性に依存する影響を除去して損傷発生源の特性を定量的に評価する方法が試みられている [61]-[67]。この原波形解析は、最近のデジタル技術、コンピュータの目覚ましい発展により大量の AE 波形を高速で集録することが可能になったことから、活発に研究されている [68][69]。原波形解析では、AE 発生源を点音源と近似することにより、検出波形を試験片の物理的特性の影響による伝播媒体のグリーン関数、AE センサや計測システムの電気的特性の影響による計測系の応答関数、AE 波を放出した微視的損傷のモーメントテンソルにより表現した関係式に対して逆解析を行う。したがって、伝播媒体のグリーン関数や計測系の応答関数の決定が重要であり、特に後者を計算により得るのは極めて困難であることから、シャープペンシル芯の圧折などの疑似 AE 源により両関数を一括して実験的に得る方法が提案されている [70]。また、より正確な応答関数を得るため、疑似 AE 源として圧電セラミックスを用いる手法も検討されている [71][72]ほか、ニューラルネットワークを利用した研究もなされている [73]。等方性材料に対しては、検出された AE 波形から微視的損傷のモーメントテンソルを計算し、発生源の損傷モードを予測した研究が数多く報告されている [74]-[76]。しかしながら、原波形解析には正確な AE 波の位置同定が要求されるため、AE 波の伝播速度が異なる種々の材料から構成される繊維強化複合材料、特に積層材では正確な位置同定が困難であることから、原波形解析の適用には困難が伴う。また、伝播媒体のグリーン関数や計測系の応答関数は負荷前の健全材に対して決定されるため、損傷域を有する媒体での伝播特性は反映されておらず、損傷が広範囲に進展する繊維強化複合材料では特に問題となる。

以上のように、繊維強化複合材料の損傷機構を解明するため、金属に代表される等方性材料に有効である各種非破壊検査法の適用が試みられ、特定の材料や損傷形態に対してはその成果が報告されているが、材料評価の要求を完全に満足する検査手法は未だ確立されていないのが現状である。特に、AE 試験法は、弾性波の放出を伴う種々の損傷に対して動的な検出が可能である唯一の検査法として期待されているが、検出波形と損傷の明確な関係が不明であるためその評価指標が切望されている。

#### 1.4 本研究目的および本論文の構成

繊維強化複合材料は多くの設計変数を有することからその材料開発は目覚

ましく、様々な分野に適用されている。一方、顕著な異方性および異種材の複合化によりカップリングや特異な応力集中など予期せぬ力学的挙動を示すことから綿密な材料評価が要求され、特に繊維破断、マトリックスき裂、繊維-マトリックス界面および層間はく離など種々の損傷が併発し、その発生頻度も高いことから損傷機構の把握が最重要課題であることを前述した。損傷機構の解明には、従来の非破壊検査に基づく損傷観察とコンピュータを利用した数値解析に基づくシミュレーションがある。有限要素法に代表される数値解析は、コンピュータの高速化、大容量化に伴って、種々の線形・非線形問題や静的・動的問題などに対して適用されているが、上記繊維強化複合材料における異方損傷など特殊な問題に対してはその手法は確立されていない。このため、現状では引張試験などの応力-ひずみ関係の実験結果を基に非線形構成方程式を作成し、破壊点の力学的特性を評価しているに過ぎない。この手法では、損傷機構は異方性のため負荷方向に依存するため、二軸状態など負荷方向の変化に応じて数多くの実験が必要になるなど設計に必要なデータを得るには多大な労力を必要とする。また、損傷を検出する非破壊検査法では、種々の損傷を動的に検出可能な AE 試験法が有望視されているが、不均質材料である繊維強化複合材料への適用には多くの問題が残されている。

そこで、かかる現状を鑑み本研究では、繊維強化複合材料の損傷機構を解明するための有限要素解析手法ならびにそのプログラム開発を第一の目的とする。また、検出結果の評価指標が切望される AE 試験に対して、有限要素解析に基づく AE 特性評価手法の確立を第二の目的とする。

本論文は全 5 章で構成されており、その流れを **Fig. 1.2** に示す。

第 1 章では、本研究の背景および目的について述べるほか、本論文の構成を示す。

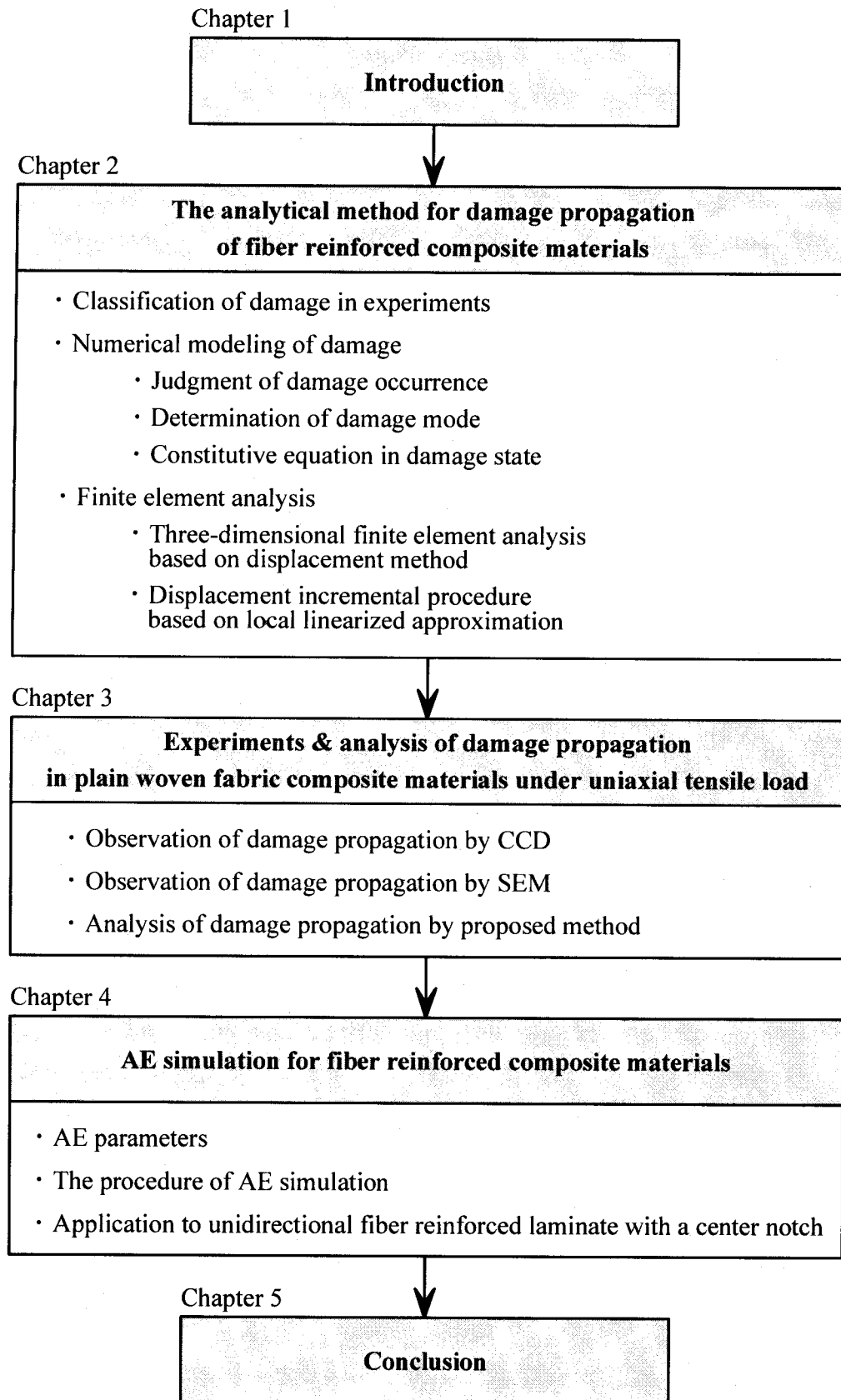
第 2 章では、繊維強化複合材料に対する損傷進展解析手法について述べる。最初に、一方向連続繊維強化複合材料および織物複合材料を解析対象として、損傷状態の観察結果に基づいて発生する損傷を異方損傷、界面損傷、等方損傷の三つの数値計算モデルに分類し、異方損傷モデルはさらに四つのモードに細分する。次に、損傷発生の検出方法ならびにモードの識別方法を提案し、損傷モード識別の有効性を斜交積層材の初期損傷から検討する。さらに、分類した各損傷モードに対する構成則を損傷力学により定式化し、これらを導入した非線形解析手法およびその計算手順を示す。

第 3 章では、提案手法と開発プログラムの妥当性を示すため、織物複合材料に対して一軸引張負荷時の試験結果と比較検討する。最初に、目抜平織単

層材の一軸引張試験に対して、AE 計測結果ならびに CCD カメラによる観察結果からその損傷進展挙動について考察する。次に、SEM 内引張試験時の試験片側面における局所的損傷観察結果を示し、繊維束内き裂、マトリックスき裂および繊維束-マトリックス界面はく離の進展挙動を明らかにする。最後に、開発プログラムから得られた応力-ひずみ曲線、初期損傷、損傷モードおよびその進展挙動を上記試験結果と比較するほか、解析結果から試験では把握できない内部の損傷進展やその発生機構について考察する。

第4章では、AE 試験による相対的損傷評価を支援することを目的として、有限要素解析に基づく AE 特性評価手法について述べる。最初に、AE 試験は、損傷発生頻度、損傷モードの識別、損傷発生位置の同定に集約されるため、これら評価項目の指標となるパラメータを提案する。次に、適用例として中央ノッチを有する対称積層材の一軸引張負荷時の損傷進展挙動ならびに AE 特性を解析し、AE 試験での損傷評価結果と比較検討すると同時に、提案する AE 特性評価手法の有効性を示す。

第5章では、各章で得られた成果を総括する。



**Fig. 1.2 Flow chart of this study**

## 第2章 繊維強化複合材料の損傷進展解析手法

### 2.1 緒言

繊維強化複合材料の工業用材としての需要が増大するに伴って、構造安全性の観点から、その材料評価は急務であるが、金属などの慣用材料と比較して多種多様な製造法と急速な材料開発のため十分な評価がなされていないのが現状である。特に、強度は著しい異方性を有することから、繊維破断、マトリックスき裂、はく離など種々の損傷モードが併発することに加えて、比較的 low 負荷でもマトリックス破壊などの損傷発生の可能性が高く、損傷域も広範囲に及ぶなどの理由により複雑な損傷進展挙動を示すため、その損傷機構の把握は極めて困難となる場合が多い。

一方、近年の急速なコンピュータの高速化、大容量化に伴い、有限要素法を代表とする数値解析が CAE(Computer Aided Engineering)の有力なツールとして大きく貢献している。特に、損傷機構は、負荷条件、成形条件、設計パラメータに強く依存するため、すべての条件に対して試験を行うことが設計上要求されるが、それら全ての条件下の試験を行うのが困難であることから、コンピュータを用いた仮想試験による材料評価が必修である。しかしながら、繊維強化複合材料で発生する多種多様な損傷の発生およびその進展を解明し得る解析手法は未だ確立されていないのが現状である。

そこで、本研究ではこのような現状を鑑み、有限要素法による繊維強化複合材料の損傷進展解析手法を提案し、その解析プログラムを構築した。本章では、まず、繊維強化複合材料で発生する損傷形態を巨視的に分類し、各損傷形態に対する数値計算モデルを提案する。次に、損傷モードの識別方法ならびにその有効性を示し、各損傷モードに応じた損傷構成則を導出する。さらに、損傷構成則の有限要素解析への導入方法、ならびに変位増分解法に基づく非線形解析手法について述べる。

### 2.2 繊維強化複合材料の損傷

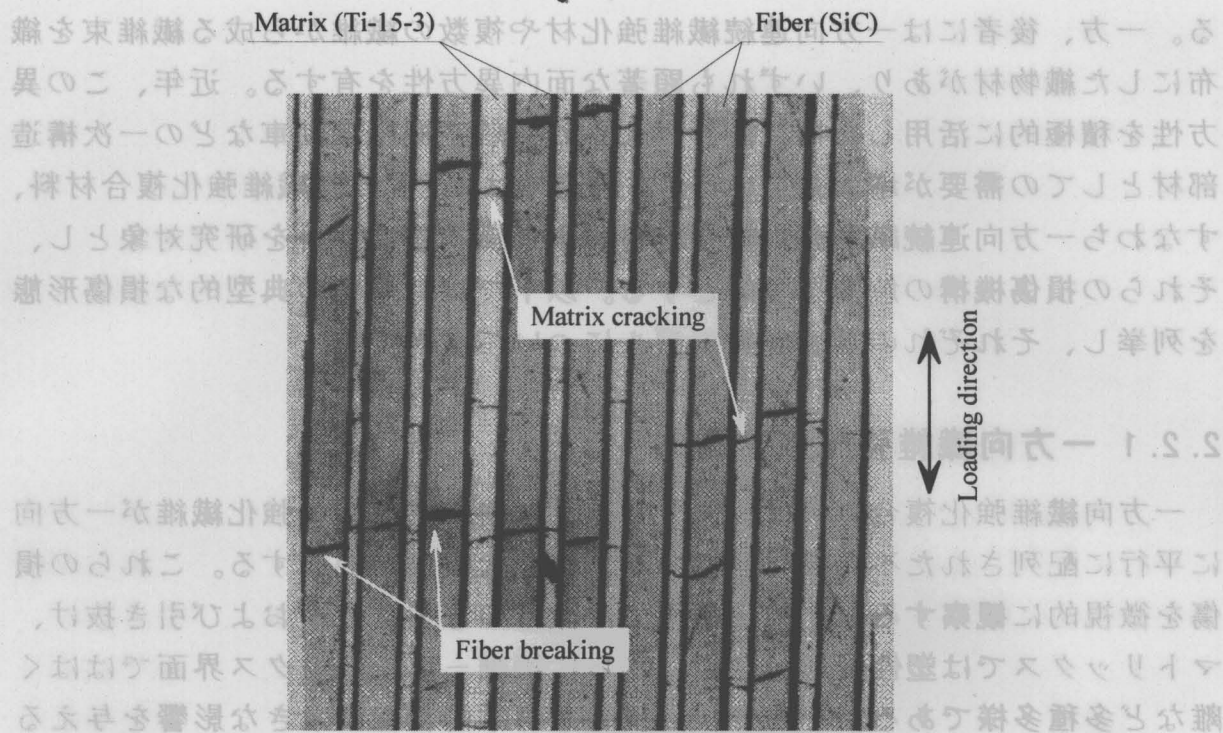
機械的特性を大きく左右する強化繊維の形態に着目すると、繊維強化複合材料は短繊維強化型と長繊維強化型に大別される。前者にはチョップドストランドマット、スワールマット、サーフェイシングマットなど繊維方向を無秩序に配向させたマット形態があり、巨視的には面内均質等方性材と見なせ

る。一方、後者には一方向連続繊維強化材や複数の繊維から成る繊維束を織布にした織物材があり、いずれも顕著な面内異方性を有する。近年、この異方性を積極的に活用した構造設計がなされ、航空機や自動車などの一次構造部材としての需要が増大している。本研究では、後者の長繊維強化複合材料、すなわち一方向連続繊維強化複合材料および織物複合材料を研究対象とし、それらの損傷機構の解明を目的とする。以下では、両者の典型的な損傷形態を列挙し、それぞれの数値計算モデルについて検討する。

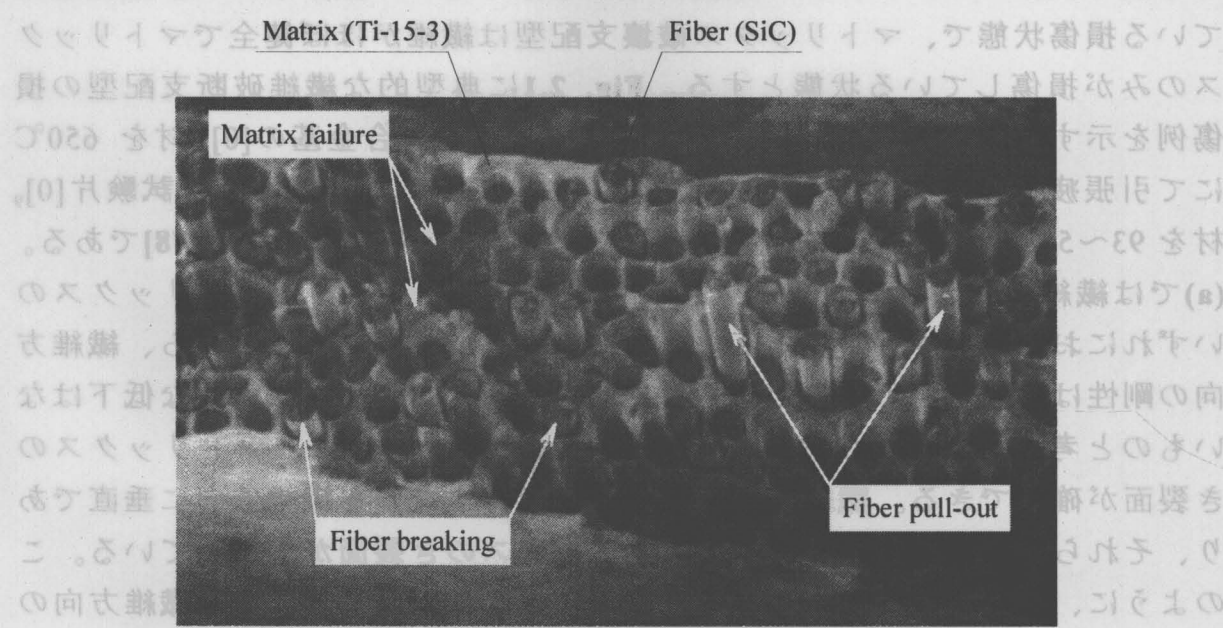
### 2.2.1 一方向繊維強化複合材料

一方向繊維強化複合材料は、マトリックス中にすべての強化繊維が一方向に平行に配列された不均質材料であり、様々な損傷が混在する。これらの損傷を微視的に観察すると、強化繊維では繊維のき裂、破断および引き抜け、マトリックスでは塑性変形、き裂、さらに繊維-マトリックス界面でははく離など多種多様である。そこで、巨視的な力学的特性に大きな影響を与える強化繊維の損傷程度に着目して、単層材で発生する損傷を繊維破断支配型とマトリックス破壊支配型に大別して考察する。繊維破断支配型はマトリックスき裂や繊維-マトリックス界面はく離を伴うものの繊維破断が多数発生している損傷状態で、マトリックス破壊支配型は繊維がほぼ健全でマトリックスのみが損傷している状態とする。**Fig. 2.1**に典型的な繊維破断支配型の損傷例を示す。**(a)**はシリコンカーバイト繊維-チタン合金基の $[0]_s$ 材を $650^{\circ}\text{C}$ にて引張疲労試験を行った際の損傷状態[77]である。**(b)**は同様の試験片 $[0]_s$ 材を $93\sim 538^{\circ}\text{C}$ の温度下にて引張疲労試験を行った際の損傷状態[78]である。**(a)**では繊維破断とマトリックスき裂が確認できる。繊維とマトリックスのいずれにおいてもき裂が繊維直角方向にのみ進展していることから、繊維方向の剛性は著しく低下するのに対して繊維直角方向の剛性に大きな低下はないものと考えられる。**(b)**では繊維の破断および引き抜け、マトリックスのき裂面が確認できる。繊維破断面はほぼ円形、すなわち繊維方向に垂直であり、それらの破断面を結ぶようにマトリックスのき裂面が広がっている。このように、繊維破断支配型の損傷は繊維に垂直なき裂を形成し、繊維方向の顕著な剛性低下を招く場合が多い。

次に、典型的なマトリックス破壊支配型の損傷を**Fig. 2.2**に示す。**(a)**は炭素繊維-エポキシ樹脂単層材( $V_f=60\%$ )に対する三点曲げ試験時の破断試験片である。**(b)**はガラス繊維-ポリエステル樹脂単層材の層内せん断き裂[79]



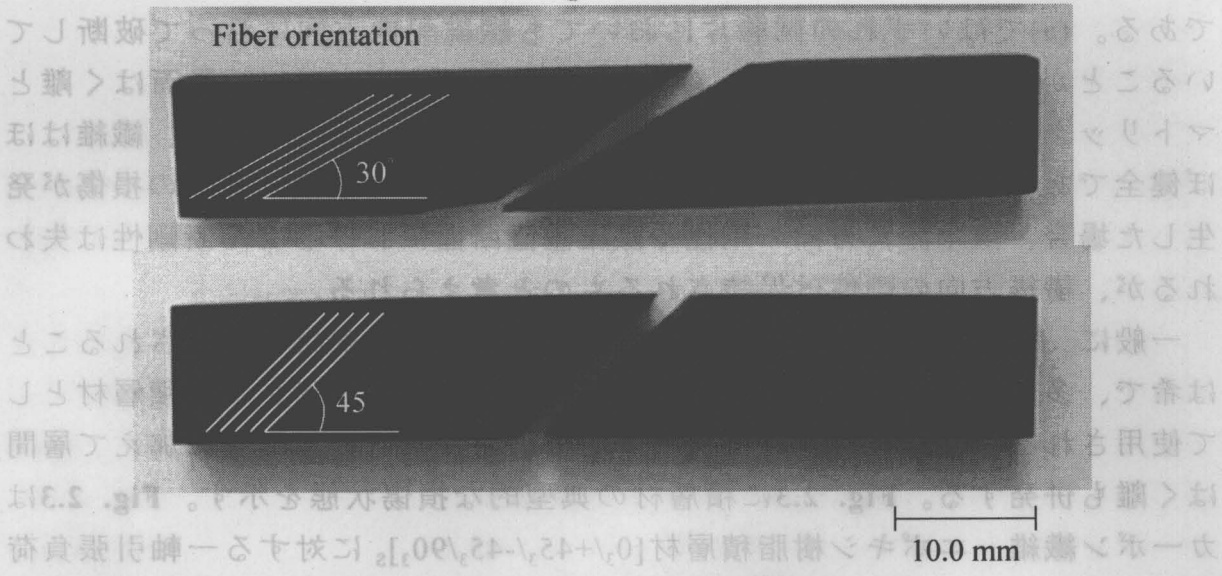
(a) Cross section parallel to fiber [77]



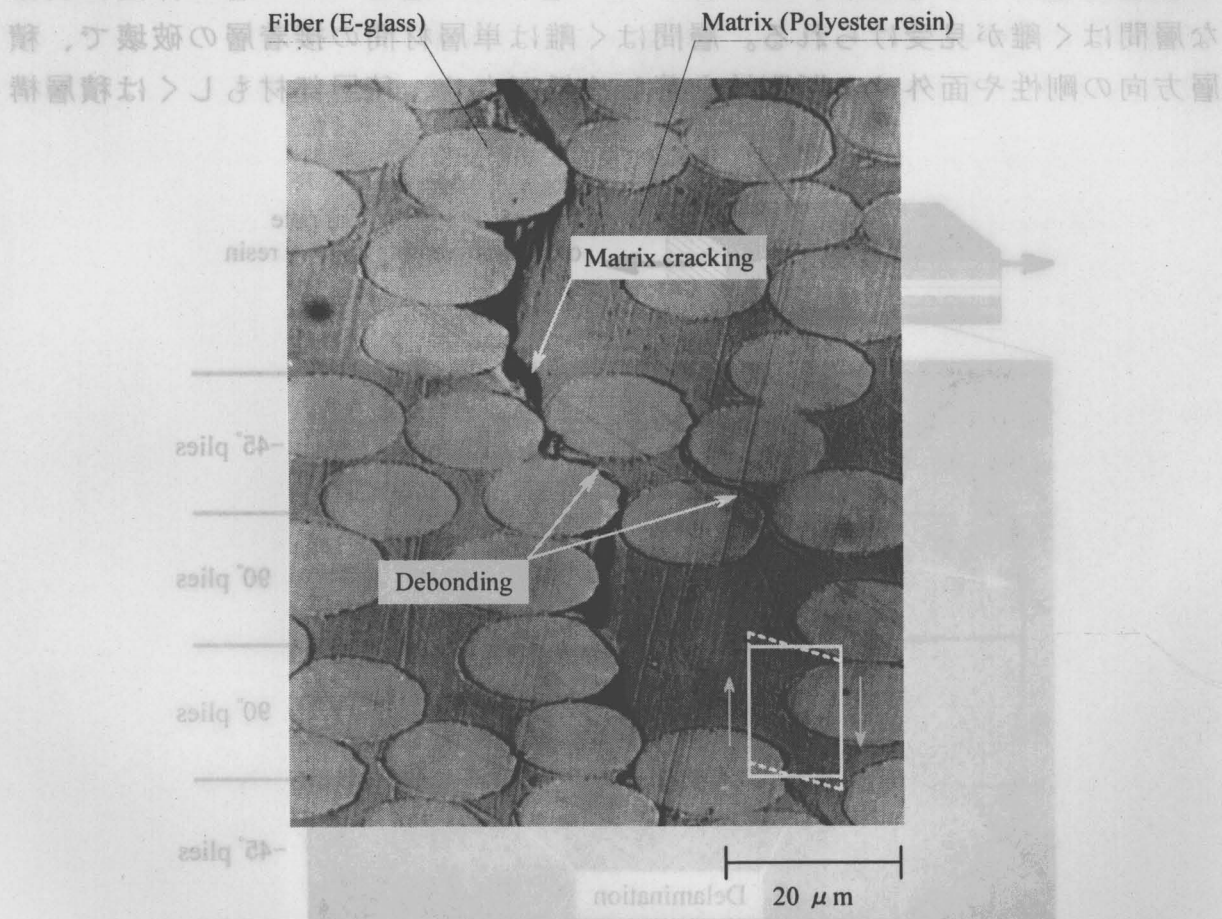
(b) Failure surface transverse to fiber [78]

Fig. 2.1 Typical examples of fracture dominated by fiber breaking for unidirectional lamina





(a) Surface parallel to fiber



(b) Surface transverse to fiber[79]

Fig. 2.2 Typical examples of fracture dominated by matrix cracking for unidirectional lamina



である。(a)ではいずれの試験片においても繊維配向方向に沿って破断していることが確認できる。また、(b)では繊維-マトリックスの界面はく離とマトリックスき裂が連結して繊維に平行なき裂を形成しているが、繊維はほぼ健全であることが判る。したがって、マトリックス破壊支配型の損傷が発生した場合、繊維直角方向の剛性や繊維垂直断面におけるせん断剛性は失われるが、繊維方向の剛性は保持されるものと考えられる。

一般に、一方向繊維強化複合材料はそれ単体で構造部材に使用されることは希で、多くの場合単層材を様々な角度に積み重ねて成形された積層材として使用される。積層材では、上述の単層材に発生する損傷形態に加えて層間はく離も併発する。Fig. 2.3に積層材の典型的な損傷状態を示す。Fig. 2.3はカーボン繊維-エポキシ樹脂積層材 $[0_3/+45_3/-45_3/90_3]_S$ に対する一軸引張負荷時の側面像[80]である。 $-45^\circ$ 層や $90^\circ$ 層においてマトリックス破壊支配型の損傷が確認できるほか、 $90^\circ$ 層と $90^\circ$ 層、 $90^\circ$ 層と $-45^\circ$ 層の界面に明確な層間はく離が見受けられる。層間はく離は単層材間の接着層の破壊で、積層方向の剛性や面外せん断剛性を著しく低下させ、積層部材もしくは積層構

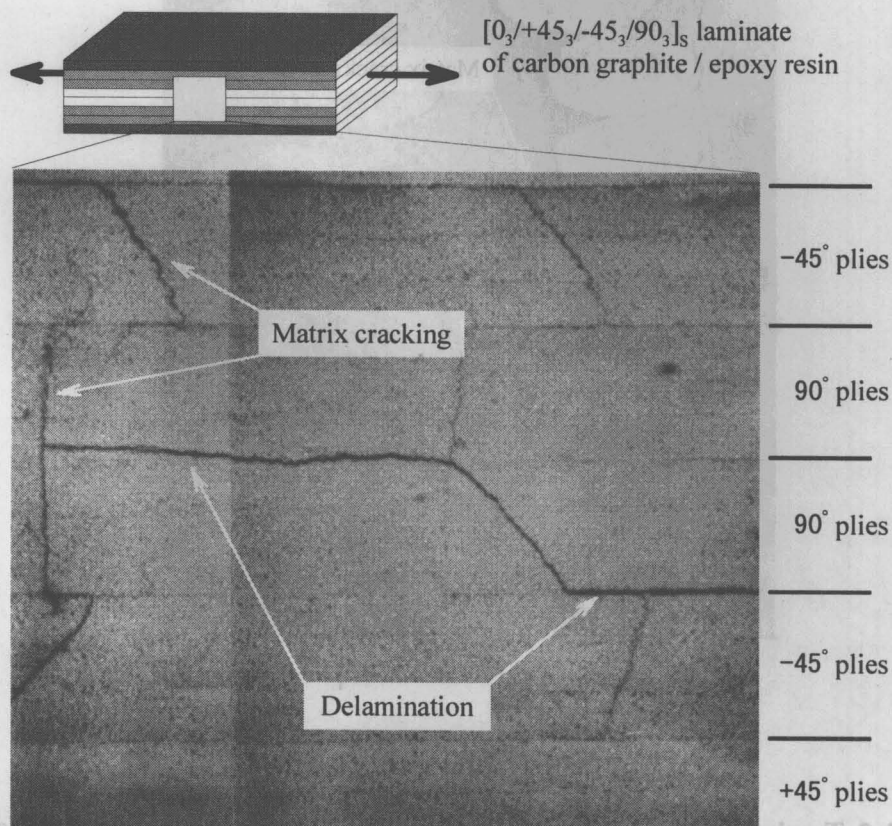


Fig. 2.3 Typical damages for laminate under tensile load[80]

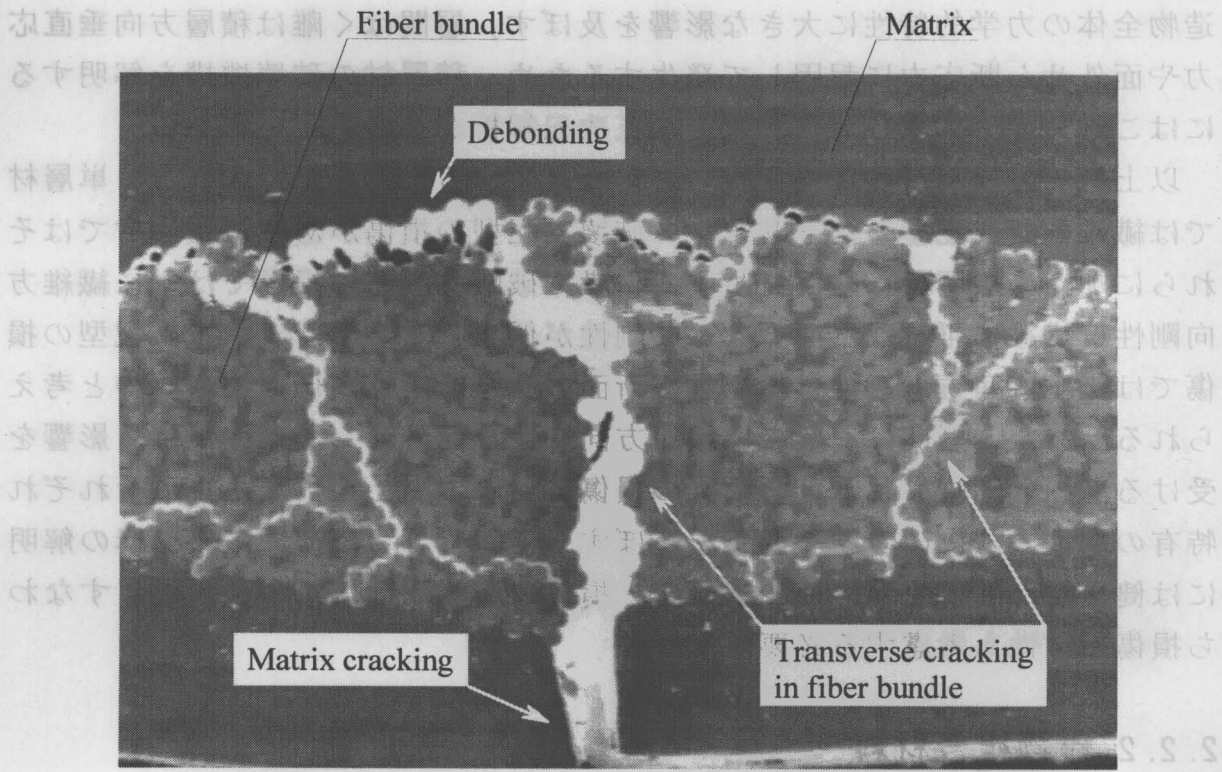
造物全体の力学的特性に大きな影響を及ぼす。層間はく離は積層方向垂直応力や面外せん断応力に起因して発生するため、積層材の破壊機構を解明するにはこれらの応力成分も評価可能な三次元解析が必要不可欠である。

以上、一方向連続繊維強化複合材料で発生する損傷を総括すると、単層材では繊維破断支配型とマトリックス破壊支配型の損傷があり、積層材ではそれらに加えて層間はく離が発生する。繊維破断支配型の損傷では主に繊維方向剛性と繊維に平行な平面のせん断剛性が低下し、マトリックス支配型の損傷では繊維直角方向剛性と繊維垂直断面のせん断剛性が低下するものと考えられる。また、層間はく離では積層方向剛性と面外せん断剛性が強く影響を受けるものと示唆される。いずれの損傷においても、損傷発生後にそれぞれ特有の剛性成分にのみ強く影響を及ぼすと考えられるため、破壊機構の解明には健全材が有する異方性に加えて、損傷による剛性低下の異方性、すなわち損傷異方性も考慮する必要がある。

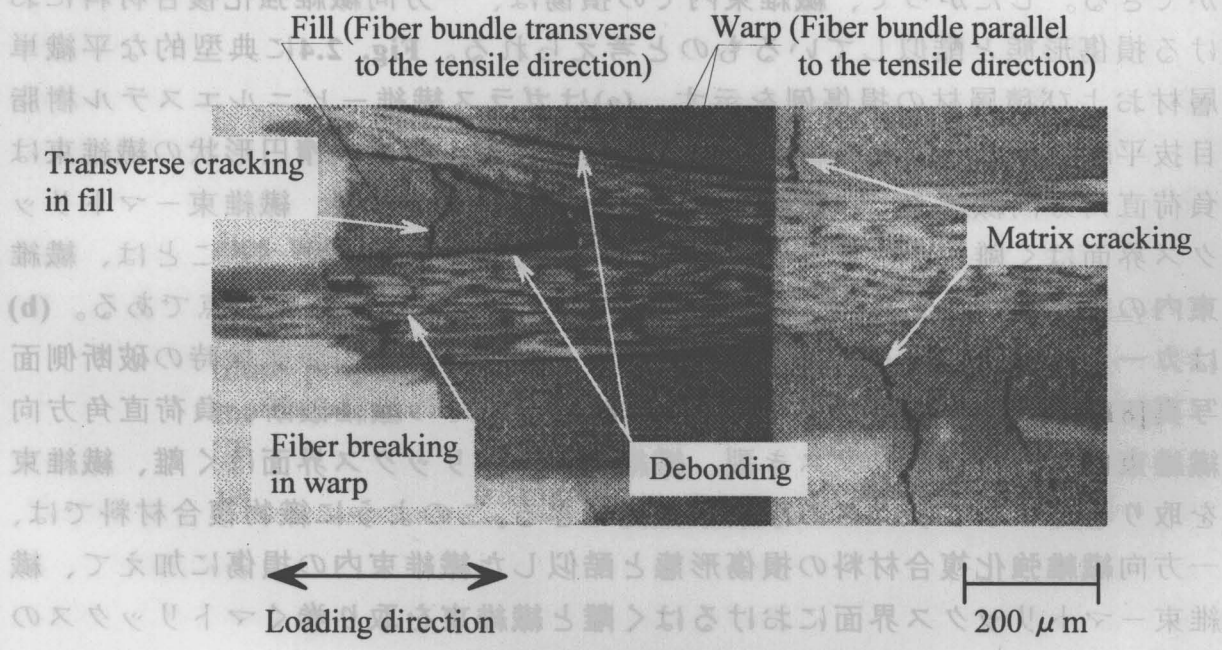
## 2.2.2 織物複合材料

織物複合材料は、繊維束を平織、朱子織、綾織など様々な織り構造の織布にしてマトリックスを強化した複合材料で、繊維束は複数の繊維を同一方向に束ねたものであることから、前項の一方向繊維強化複合材料とみなすことができる。したがって、繊維束内での損傷は、一方向繊維強化複合材料における損傷形態と酷似しているものと考えられる。**Fig. 2.4**に典型的な平織単層材および積層材の損傷例を示す。**(a)**はガラス繊維ービニルエステル樹脂目抜平織材の一軸引張負荷時の側面写真である。図中の楕円形状の繊維束は負荷直角方向繊維束で、繊維束内でのマトリックスき裂、繊維束ーマトリックス界面はく離、マトリックスき裂が確認できる。注目すべきことは、繊維束内の損傷が**Fig. 2.3**における $90^\circ$ 層内のき裂に酷似している点である。**(b)**はカーボン繊維ーポリアミド樹脂平織材に対する衝撃引張試験時の破断側面写真[81]である。ここでは、負荷方向繊維束内での繊維破断、負荷直角方向繊維束内でのマトリックスき裂、繊維束ーマトリックス界面はく離、繊維束を取り巻くマトリックスの破壊が確認できる。このように織物複合材料では、一方向繊維強化複合材料の損傷形態と酷似した繊維束内の損傷に加えて、繊維束ーマトリックス界面におけるはく離と繊維束を取り巻くマトリックスの破壊が発生する。

前項に述べた一方向繊維強化複合材料の損傷と比較すると、両者とも繊維



(a) E-glass/vinyl ester



(b) Carbon/polyamide[81]

Fig. 2.4 Typical damages for woven fabric composite

破断、マトリックスき裂、はく離が確認され発生損傷の種類に大きな差はない。しかしながら、一方向繊維強化複合材料では繊維が一方向に配向された単純な強化機構であることから、発生した損傷が一方向繊維強化複合材料の力学的特性に及ぼす影響は一方向繊維強化複合材料を均質体とした巨視的な取扱いでも予測可能である。一方、織物複合材料では繊維束が織り構造を有する複雑な強化機構であるため、同じ損傷形態であっても巨視的な力学的特性に及ぼす影響は一方向繊維強化複合材料の場合と大きく異なるものと考えられる。したがって、織物複合材料を均質体とみなした巨視的な取扱いでは、繊維束の織り構造に起因する複雑な損傷異方性を模擬することは困難であり、破壊機構の解明には繊維束の織り構造を加味した不均質体モデルの導入が必要であると考えられる。

## 2.3 損傷のモデル化

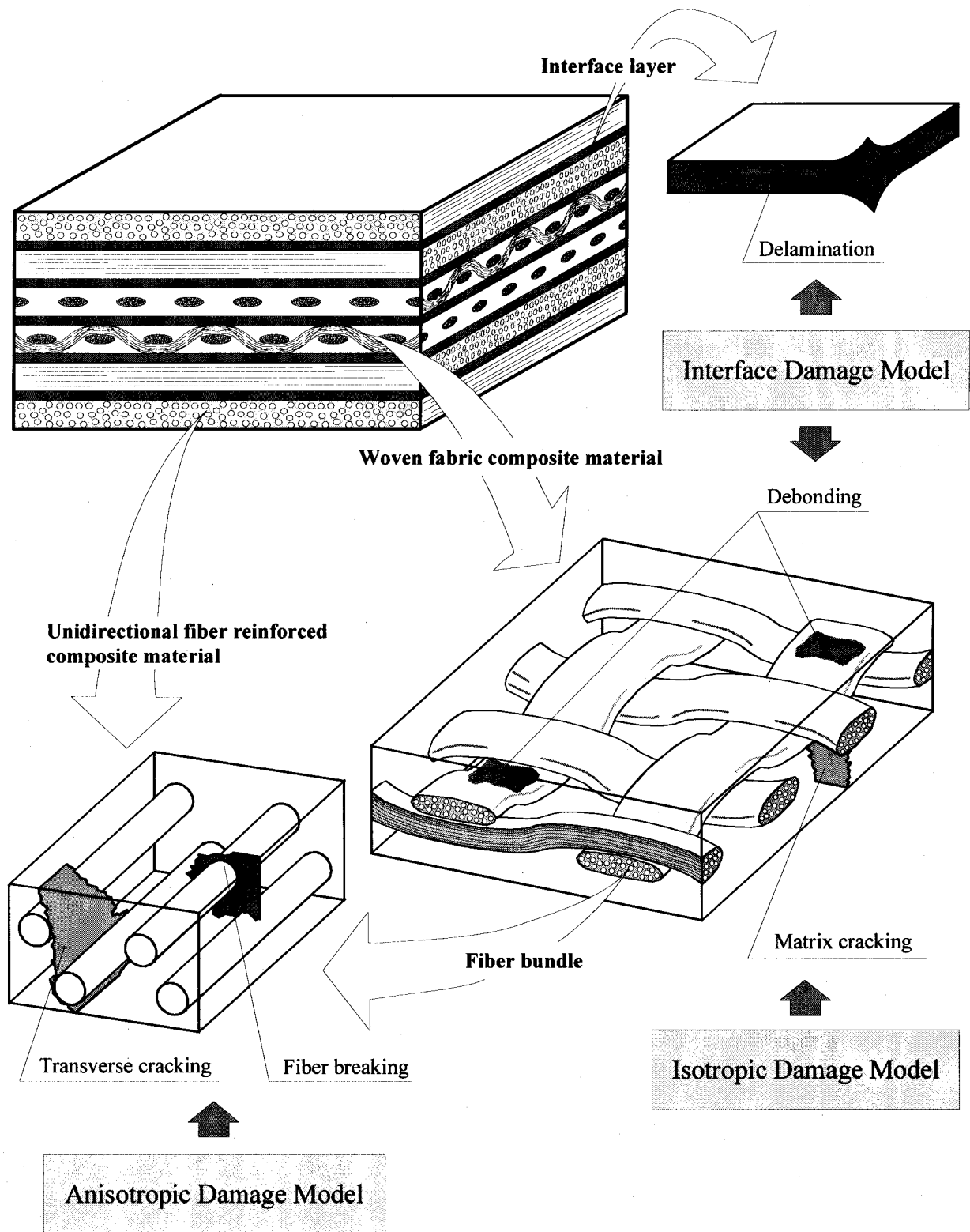
前節に述べたように繊維強化複合材料の損傷機構は複雑であり、力学的挙動を模擬するには繊維強化複合材料を単繊維とマトリックスから成る不均質体とみなした微視的なアプローチには限界がある。また、微視的な損傷過程は、強化繊維の配向角や体積含有率のばらつき、繊維-母材の接着不良、ボイドの介在などに強く依存するため、構造物の巨視的かつ普遍的な力学的評価のための構成則に結びつけるのは困難である。かかる理由から、前節に示した損傷形態に基づき一方向繊維強化複合材料単層材を均質直交異方性体とみなした巨視的なモデル化を行う。一方向繊維強化複合材料単層材の直交異方性は、いかなる負荷形態においても保持されることが報告されている[82]。一方、織物複合材料は材料主軸に沿った負荷に対しては直交異方性を示すが、せん断変形を伴う非軸荷重下では直交性を失うことが指摘されている[83]。また、繊維束の織り構造に起因する複雑な損傷異方性も有することから、織物複合材料を一方向繊維強化複合材料単層材と同様に均質直交異方性体とする取扱いは不可能である。そこで、織物複合材料に対して、繊維束を均質直交異方性体、繊維束を取巻くマトリックスを均質等方性体とみなし、繊維束の織り構造を考慮した不均質異方性体としてモデル化を行う。一方向繊維強化複合材料単層材と織物複合材料内の繊維束は強化機構が同じで損傷形態も酷似することから、両者に同様のモデルが適用可能であると考えられる。なお、非軸荷重下における織物複合材料の直交性の消失は、繊維束織り構造の変形によるもので、繊維束自体の直交異方性は保持されるものと考えられる。



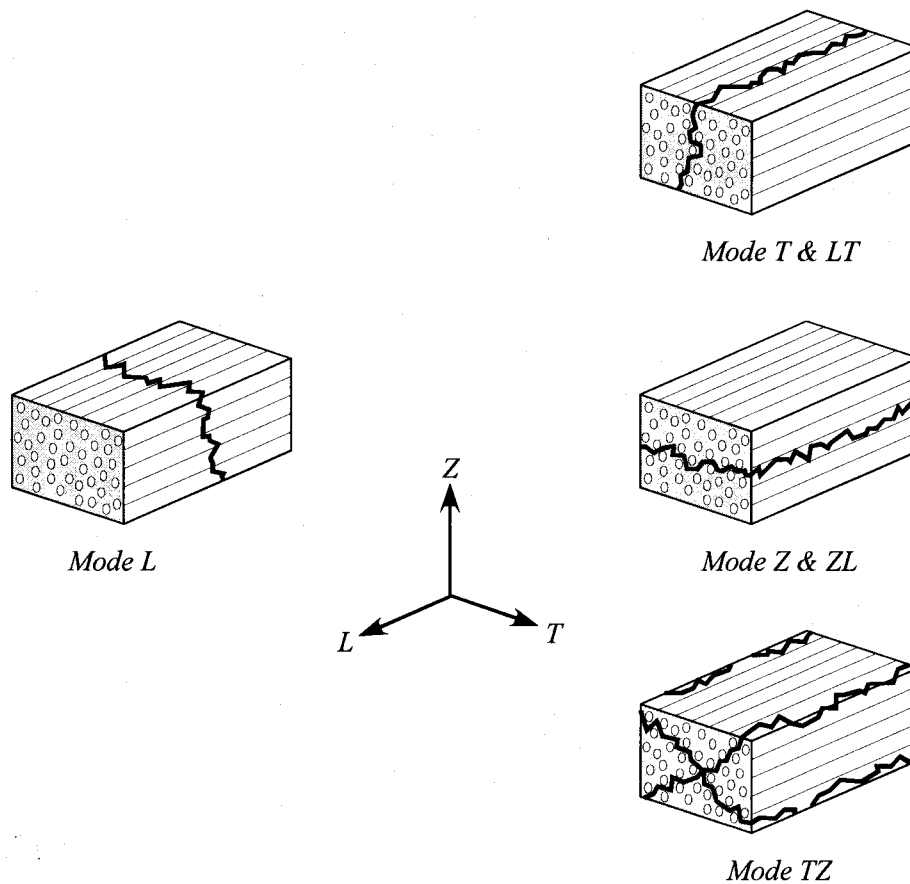
### 2.3.1 損傷モードの分類

本研究で取扱う繊維強化複合材料に対する数値計算モデルをFig. 2.5に示す。繊維強化複合材料を材料と損傷形態によって異方損傷モデル、界面損傷モデル、等方損傷モデルの三つに分類する。一方向繊維強化複合材料単層材と織物複合材料内の繊維束には均質直交異方性体と仮定した異方損傷モデル、積層材の層間や織物複合材料内の繊維束-マトリックス界面には均質等方性体と仮定した界面損傷モデル、織物複合材料の繊維束を取巻くマトリックスには均質等方性体と仮定した等方損傷モデルを導入する。

一方向繊維強化複合材料単層材と織物複合材料内の繊維束は、強化機構が同じで損傷形態も酷似することから、両者に均質直交異方性体と仮定した同一の損傷モデルを適用する。これら一方向に繊維強化された材料では、繊維破断支配型の損傷とマトリックス破壊支配型の損傷が発生し、それぞれの損傷が力学的特性に及ぼす影響は大きく異なる。そこで、一方向繊維強化複合材料単層材と織物複合材料の繊維束には、損傷による剛性低下の異方性を考慮した異方損傷モデルを適用する。この異方損傷モデルでは、強化繊維の配向方向が規則的であることから、巨視的なき裂進展状態は限られたモードに分類できる。前節に示した損傷形態の観察結果に基づき、異方損傷モデルで発生する損傷形態をFig. 2.6に示す四つの損傷モードに分類する。図中の  $L$  軸は繊維配向方向、 $T$  および  $Z$  軸は繊維直角方向を意味する。 $T$  軸と  $Z$  軸は力学的には等価であるが、繊維強化複合材料の多くが板状であることから便宜上  $Z$  軸を積層方向（板厚方向）とする。(a)はFig. 2.1に示した繊維破断支配型の損傷に対する数値計算モデルである。き裂は繊維配向方向に対して直角であることを仮定し、繊維方向垂直応力  $\sigma_L$  に起因して発生するものと考ええる。(b)の損傷モードはFig. 2.2に示したマトリックス破壊支配型の損傷を模擬するもので、き裂生成の支配的応力により三つのモードに細分する。*Mode Z & ZL* は垂直応力  $\sigma_Z$  またはせん断応力  $\tau_{ZL}$ 、*Mode T & LT* は垂直応力  $\sigma_T$  またはせん断応力  $\tau_{LT}$ 、*Mode TZ* はせん断応力  $\tau_{TZ}$  に起因して発生するものと考ええる。マトリックス破壊支配型の損傷では、き裂は繊維配向方向に対して平行であり、強化繊維が健全であることを仮定している。図中に示す損傷モデルでは、いずれも均質直交異方性材料の破壊の局所問題として微小な要素への適用を前提としているため、直交する材料主軸  $L$ - $T$ - $Z$  に基づいた理想的なき裂のみを想定する。また、損傷発生後も直交異方性体の挙動を示すものと仮定する。



**Fig. 2.5 Numerical models for each damage in fiber reinforced composite materials**



(a) Damage mode dominated by fiber breaking (b) Damage modes dominated by matrix cracking

**Fig. 2.6 Anisotropic damage model for unidirectional lamina**

繊維強化複合材料積層材では層間はく離、織物複合材料では繊維束-マトリックス界面はく離が発生し、損傷後の力学的特性に大きな影響を与える。これらの損傷は、接着層もしくはマトリックスの破壊であり、異材界面における応力集中に起因する。本研究では、これらのはく離損傷を模擬するため繊維強化複合材料積層材では層間に、織物複合材料では繊維束周りに界面損傷モデルを導入する。界面損傷モデルは均質等方性体と仮定し、界面損傷モデルで発生する損傷はすべてはく離とみなす。

織物複合材料では、強化繊維を含まないマトリックスのみから成る領域が存在する。そこで、このマトリックスのみから成る領域に対して、等方損傷モデルを導入し、均質等方性体として取扱う。また、損傷方向についても等方性概念から、損傷後のマトリックスのすべての要素剛性成分が低下した等

方性材料として取扱う。したがって、力学的挙動評価に有限要素法の適用を前提とすると、マトリックスにおけるき裂進展挙動は、解析対象の要素分割に強く依存することが懸念される。本研究では、マトリックス領域の要素分割を細かくし、要素サイズをほぼ均等にすることによりき裂進展挙動の要素分割依存性を軽減する。

### 2.3.2 損傷発生を検出

力学的に異方性を有する繊維強化複合材料では多軸応力状態となる場合が多く、例えば非主軸層を有する積層材に面内荷重が作用した場合、層の内部応力は二軸状態、自由端では三軸応力状態となる[84]-[86]。したがって、繊維強化複合材料に対する破損発生の評価には、組合せ応力の効果を考慮する必要がある。組合せ応力下での材料の破損を規定する破損則には、最大応力説、最大ひずみ説、相互作用説など種々の理論が提案されている。主荷重方向と繊維配向方向が一致している場合には、実用上最大応力説や最大ひずみ説で評価可能であるが、主荷重方向と繊維配向方向が異なる場合には妥当性に乏しい[87]。これに対して、相互作用説は各応力成分の相互干渉を考慮しているため、多軸応力状態下の強度予測でも試験結果との良い一致を示すことが報告されている[88][89]。相互作用説に基づく代表的な破損則として、Tsai-Hill 則、Hoffman 則、Tsai-Wu 則などの二次多項式の破損則が挙げられる。Tsai-Hill 則は Hill[90]の提案した直交異方性体に対する降伏条件に基づいて Tsai[91]によって導かれた破損則であり、Hoffman 則[92]は Tsai-Hill 則に引張強度と圧縮強度の違いを考慮した破損則である。さらに、Tsai-Wu 則[93]は Hoffman 則を一般化したもので、強度のカップリング項が自由な材料定数として考慮されている。繊維強化複合材料は、引張強度と圧縮強度が異なるものが多いため、これらの強度差が反映された Hoffman 則や Tsai-Wu 則の適用が望まれる。また、Tsai-Wu 則では正方向と負方向の純せん断強度や垂直応力成分間の相互干渉係数などの材料定数が必要であるが、これらの材料定数を評価する試験は困難である。かかる理由から、本研究では相互作用説に基づく Hoffman 則により、すべての損傷、すなわち異方損傷モデル、界面損傷モデルおよび等方損傷モデルの損傷発生を評価する。



Hoffman 則では、式(2-1)に示す計算値  $F$  が 1 を越えた時点で損傷発生と判定される。なお、材料は損傷に至るまで線形弾性挙動をなすものとする。

$$F = C_1(\sigma_T - \sigma_Z)^2 + C_2(\sigma_Z - \sigma_L)^2 + C_3(\sigma_L - \sigma_T)^2 + C_4\sigma_L + C_5\sigma_T + C_6\sigma_Z + C_7\tau_{TZ}^2 + C_8\tau_{ZL}^2 + C_9\tau_{LT}^2 \quad (2-1)$$

ここで、 $\sigma$  は垂直応力、 $\tau$  はせん断応力を意味し、添え字は応力の方向または面を示す。また、 $C_i$  ( $i=1\sim 9$ ) は次式のように材料強度により定まる。

$$\left. \begin{aligned} C_1 &= \frac{1}{2} \left( \frac{1}{F_T' F_T^c} + \frac{1}{F_Z' F_Z^c} - \frac{1}{F_L' F_L^c} \right) \\ C_2 &= \frac{1}{2} \left( \frac{1}{F_Z' F_Z^c} + \frac{1}{F_L' F_L^c} - \frac{1}{F_T' F_T^c} \right) \\ C_3 &= \frac{1}{2} \left( \frac{1}{F_L' F_L^c} + \frac{1}{F_T' F_T^c} - \frac{1}{F_Z' F_Z^c} \right) \\ C_4 &= \frac{1}{F_L'} - \frac{1}{F_L^c} \\ C_5 &= \frac{1}{F_T'} - \frac{1}{F_T^c} \\ C_6 &= \frac{1}{F_Z'} - \frac{1}{F_Z^c} \\ C_7 &= \left( \frac{1}{F_{TZ}^s} \right)^2 \\ C_8 &= \left( \frac{1}{F_{ZL}^s} \right)^2 \\ C_9 &= \left( \frac{1}{F_{LT}^s} \right)^2 \end{aligned} \right\} \quad (2-2)$$

ここで、 $F'$ 、 $F^c$ 、 $F^s$  は、それぞれ引張強度、圧縮強度、せん断強度を意味し、下添え字は応力と同様に強度の方向または面を示す。一般に、強度値は材料主軸に基づいた値が与えられることから、式中の座標系  $L-T-Z$  は Fig. 2.6 に示す座標系となる。

### 2.3.3 異方損傷モデルにおけるモードの識別

発生応力から破損則の適用によって、損傷の発生は検出できる。しかしながら、発生した損傷がどのような形態であるかを破損則により特定することは不可能である。そこで本項では、一方向繊維強化複合材料単層材と織物複合材料の繊維束に適用する異方損傷モデルに対して、**Fig. 2.6**に示す四つの損傷モードの識別方法について述べる。また、検証例として、斜交積層材に対する一軸引張試験時の初期損傷モードの予測結果と斜交積層材破断試験片の損傷状態の比較を行い、提案する識別方法の妥当性を示す。なお、界面損傷モデル、等方損傷モデルに関しては、それぞれの破壊により界面（層間）はく離損傷およびマトリックス破壊の発生および損傷形態が明らかとなる。

**Fig. 2.6**に示す四つの損傷モードは、いずれも損傷に支配的な応力成分によって特徴づけられる。すなわち、*Mode L*は繊維方向垂直応力  $\sigma_L$ 、*Mode T & LT*は繊維直角方向垂直応力  $\sigma_T$  または面内せん断応力  $\tau_{LT}$ 、*Mode Z & ZL*は積層方向垂直応力  $\sigma_Z$  または面外せん断応力  $\tau_{ZL}$ 、*Mode TZ*は面外せん断応力  $\tau_{TZ}$  が支配的となり発生した損傷であることから、各応力成分の大小関係が損傷モード識別の指標となる。そこで、強度の異方性を考慮して、各方向の強度に対する発生応力の比により損傷モードを予測する。本研究では、破損基準とする **Hoffman** 則に引張と圧縮の両強度が材料定数として用いられていることから、垂直応力成分の比に引張強度と圧縮強度を加味した式**(2-3)**に示す応力と強度の二乗比により損傷モードを予測する。

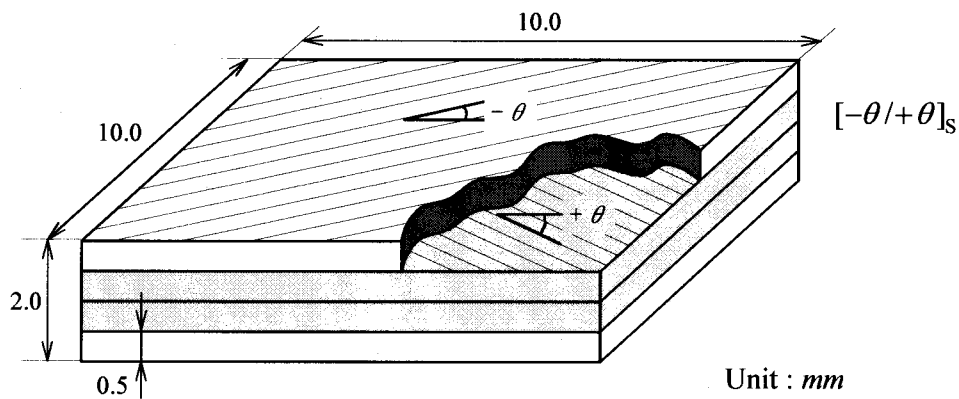
$$\frac{\sigma_L^2}{F_L^t F_L^c}, \frac{\sigma_T^2}{F_T^t F_T^c}, \frac{\sigma_Z^2}{F_Z^t F_Z^c}, \left( \frac{\tau_{TZ}}{F_{TZ}^s} \right)^2, \left( \frac{\tau_{ZL}}{F_{ZL}^s} \right)^2, \left( \frac{\tau_{LT}}{F_{LT}^s} \right)^2 \quad (2-3)$$

すなわち、発生応力と強度の二乗比が六成分中で最大となる応力成分を損傷に支配的な応力と判定し、損傷モードを決定する。**Table 2.1**に発生応力と強度の二乗比と対応する損傷モードの関係を示す。*Mode T & LT*と*Mode Z & ZL*の発生は、支配的な応力成分が二つ該当するため、どちらかの応力成分と強度の二乗比が最大となる場合とする。

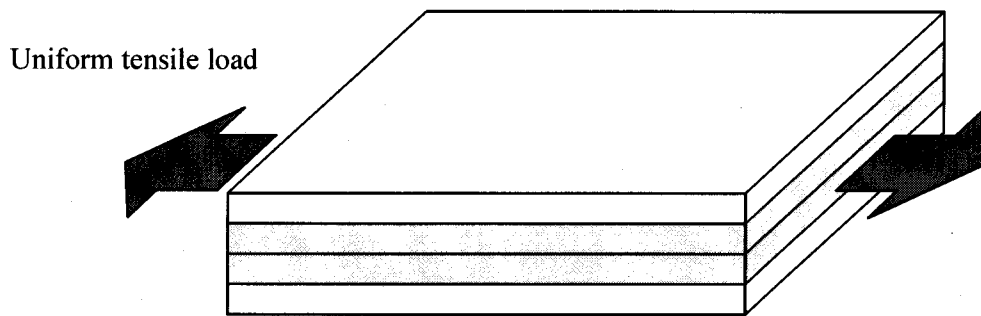
**Table 2.1**に示す損傷モードの識別方法の妥当性を検証するため、CFRP 斜交積層材 $[-\theta/+ \theta]_s$ に対する一軸引張負荷時の初期損傷モードを予測した。解析対象の寸法および荷重条件を**Fig. 2.7**に、解析に使用した CFRP 単層材の力学的特性を**Table 2.2**に示す。なお、繊維の体積含有率は 60.0%である。

**Table 2.1 Determination of damage mode for anisotropic damage model**

Maximum stress-to-strength ratio	Damage mode
$\frac{\sigma_L^2}{F_L^t F_L^c}$	Mode L
$\frac{\sigma_T^2}{F_T^t F_T^c}$ or $\left(\frac{\tau_{LT}}{F_{LT}^s}\right)^2$	Mode T & LT
$\frac{\sigma_Z^2}{F_Z^t F_Z^c}$ or $\left(\frac{\tau_{ZL}}{F_{ZL}^s}\right)^2$	Mode Z & ZL
$\left(\frac{\tau_{TZ}}{F_{TZ}^s}\right)^2$	Mode TZ



**(a) Dimensions and stacking configuration**



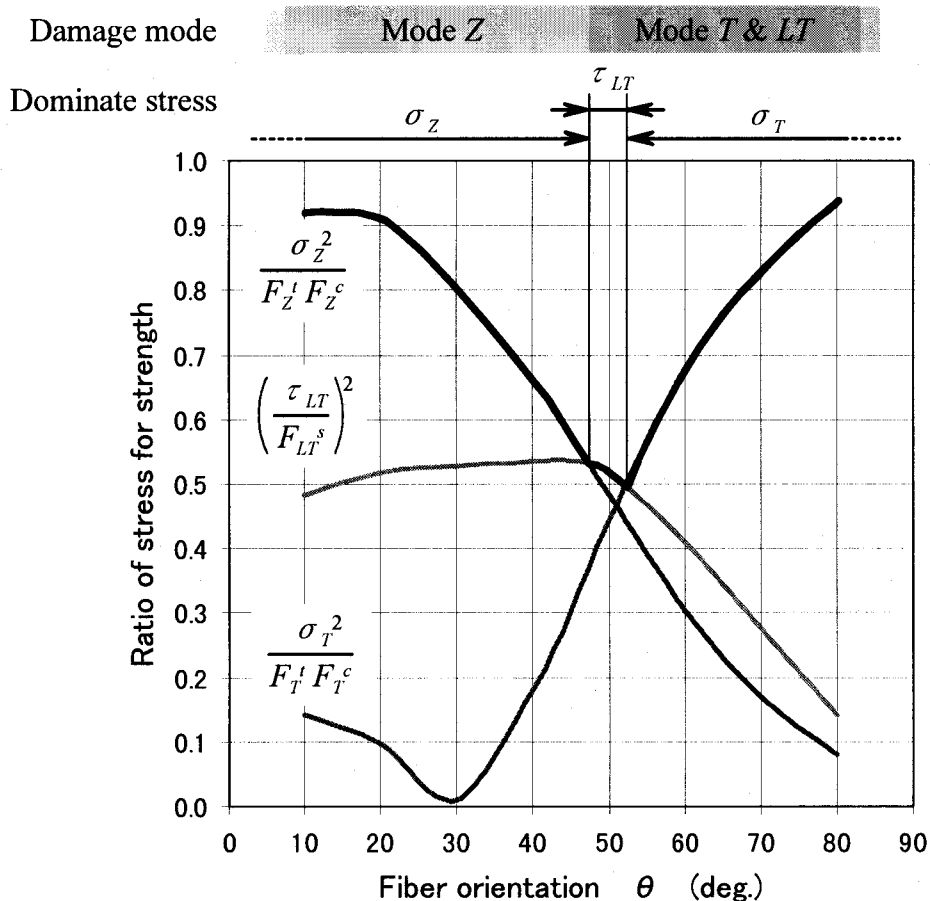
**(b) Loading condition**

**Fig. 2.7 Analytical model of angle-ply laminate**

**Table 2.2 Mechanical properties of T300/epoxy lamina**

Young's modulus (GPa)	$E_L$	132.0
	$E_T$	10.3
	$E_Z$	10.3
Shear modulus (GPa)	$G_{TZ}$	3.91
	$G_{ZL}$	6.50
	$G_{LT}$	6.50
Poisson's ratio	$\nu_{TZ}$	0.38
	$\nu_{ZL}$	0.0195
	$\nu_{LT}$	0.25
Tensile strength (MPa)	$F_L^t$	1240.0
	$F_T^t$	112.5
	$F_Z^t$	112.5
Compressive strength (MPa)	$F_L^c$	840.0
	$F_T^c$	140.0
	$F_Z^c$	140.0
Shear strength (MPa)	$F_{TZ}^s$	155.0
	$F_{ZL}^s$	155.0
	$F_{LT}^s$	155.0

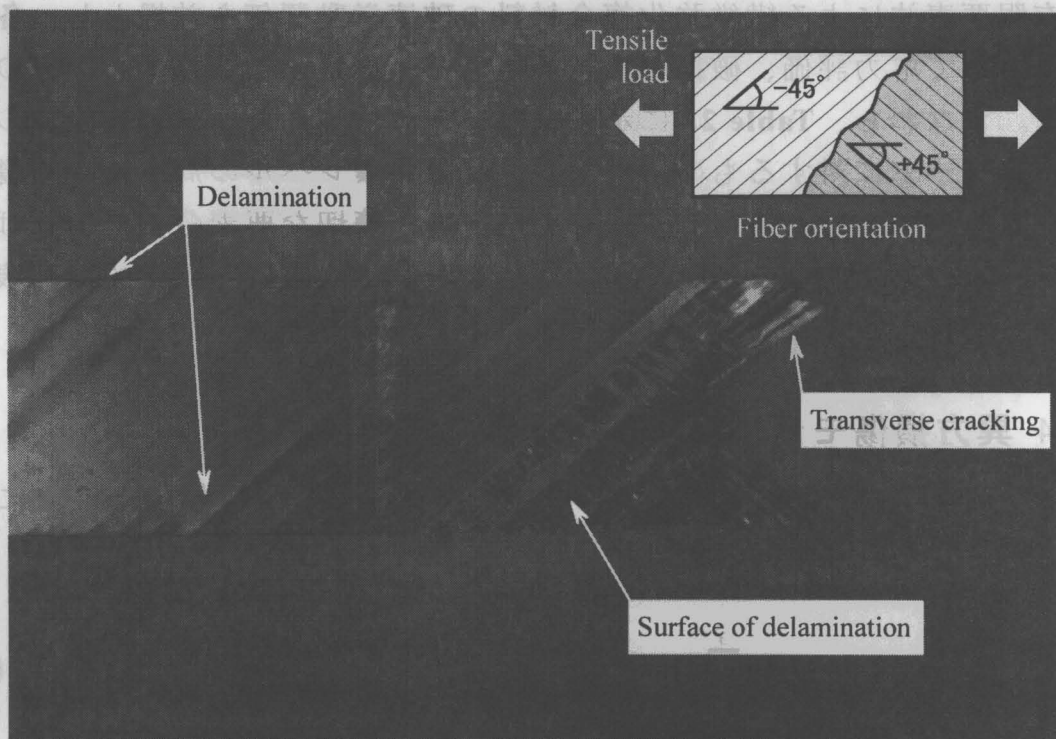
有限要素解析により算出した各層の内部発生応力を Hoffman 則に適用し、繊維配向角  $\theta$  に伴う初期損傷モードの推移を調査した。Fig. 2.8 に解析により得られた初期損傷モードの予測結果を示す。図中の縦軸は式(2-3)に示す発生応力と強度の二乗比で、横軸は斜交積層材の繊維配向角  $\theta$  を示す。なお、図中には繊維直角方向垂直応力  $\sigma_T$ 、積層方向垂直応力  $\sigma_Z$ 、面内せん断応力  $\tau_{LT}$  に関する比だけを示したが、残りの三成分に対する比はいずれも 0.1 以下であることから初期損傷にほとんど影響を及ぼさないものと予測される。Fig. 2.8 から考察すると、繊維配向角が  $10^\circ$  から  $45^\circ$  以下では積層方向垂直応力成分の比が最大であることから、層内では Mode Z、層間でははく離が発生するものと予測される。また、繊維配向角がおよそ  $45^\circ$  から  $55^\circ$  までは面内せん断応力、 $55^\circ$  以上では繊維直角方向垂直応力が支配的であることから、層内で Mode T & LT のマトリックスき裂が発生するものと考えられる。さらに、繊維配向角が  $10^\circ$  から  $55^\circ$  までの斜交積層材では、面内せん断応力も少なからず影響を及ぼすものと考えられる。



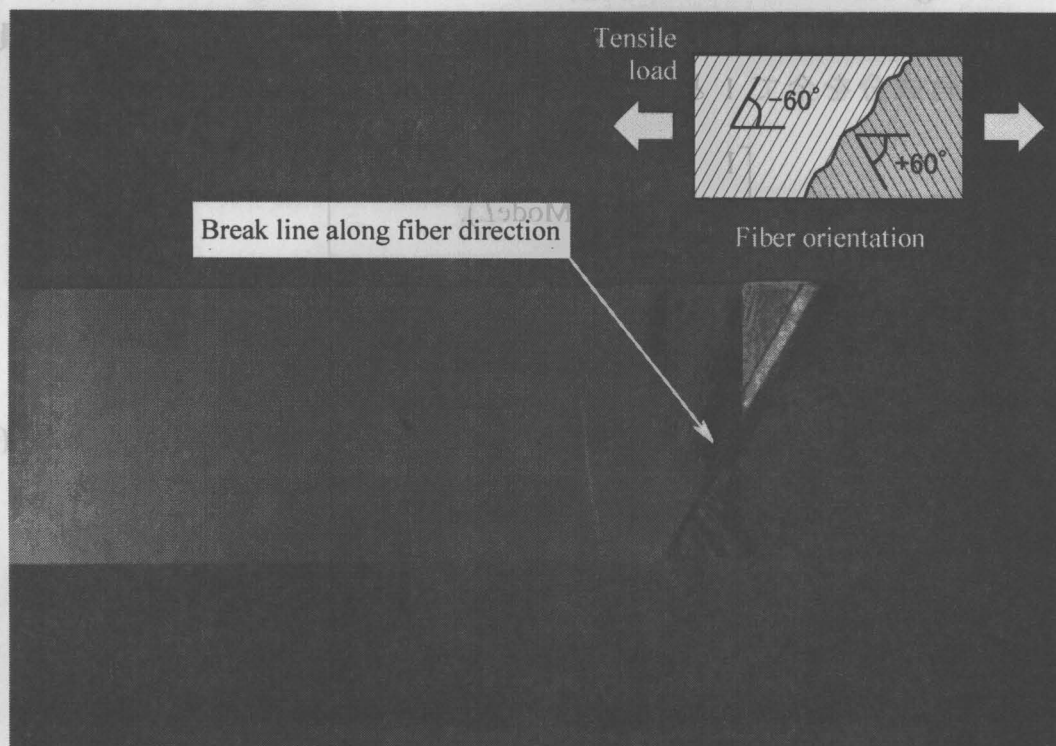
**Fig. 2.8 Relation between ratio of stress for strength and fiber orientation for angle-ply laminate  $[-\theta/+\theta]_s$**

**Fig. 2.8**の初期損傷モードの予想結果を検証するため、**Fig. 2.9**に CFRP 斜交積層材の一軸引張試験による破断試験片を示す。**(a)**は $\pm 45^\circ$ 材の破断試験片であり、表面全体にはく離損傷が確認でき、特に試験片端部で顕著に見られる。また、破断領域ではマトリックスき裂も若干確認できる。**(b)**は $\pm 60^\circ$ 材の破断試験片であり、 $\pm 45^\circ$ 材で見られたはく離損傷は全く発生しておらずいずれの層でも繊維配向方向に沿って破断していることが確認できる。これらの試験結果は、解析により得られた**Fig. 2.8**の損傷モードの予想結果とよく一致していることから、**Table 2.1**に示す損傷モードの識別方法が妥当であると考える。

なお、**Fig. 2.8**の繊維配向角がおおよそ $45^\circ$ から $55^\circ$ までの斜交積層材で見られたように損傷モードが推移する範囲では、各応力成分と強度の二乗比は近接するため損傷モードの識別には不明確さが伴う。しかしながら、本研究



(a)  $\pm 45^\circ$  laminate



(b)  $\pm 60^\circ$  laminate

Fig. 2.9 Fractured specimens during uniaxial tensile test for angle-ply laminate

では有限要素法による繊維強化複合材料の破壊挙動評価を前提とし、各有限要素に対して応力評価、破損則による損傷発生判定および損傷モードの識別を行う。すなわち、Table 2.1に示す損傷モードの識別は、試験片全体の巨視的な損傷モードに対するものではなく、有限要素レベルの局所的な損傷モードを決定するためのものである。したがって、適切な要素分割であれば有限要素レベルの局所的な損傷モードに対する離散化誤差は、巨視的な破壊挙動に大きな影響を与えるものではないと考える。

### 2.3.4 異方損傷モデルに対する損傷構成則

式(2-4)に示す村上らの損傷テンソル[94]を用いて、異方損傷モデルにおける各損傷モードの力学的特性を構成則に反映する。

$$\mathbf{D} = \sum_{i=1}^3 D_i \mathbf{n}_i \otimes \mathbf{n}_i = \begin{bmatrix} D_1 & 0 & 0 \\ 0 & D_2 & 0 \\ 0 & 0 & D_3 \end{bmatrix} \quad (2-4)$$

ここで、 $D_i$ は損傷テンソルの主値で、 $\mathbf{n}_i$ は損傷テンソルの主方向単位ベクトルである。Fig. 2.6に示す四つの損傷モードに対する損傷テンソルは、式(2-5)のように記述できる。なお、均質等方性体とする界面損傷および等方損傷モデルは、対角成分を全て1とした損傷テンソルにより表現できる。

$$\left. \begin{aligned} \mathbf{D} &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} && (\text{Mode } L), \\ \mathbf{D} &= \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} && (\text{Mode } T \text{ and } LT), \\ \mathbf{D} &= \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} && (\text{Mode } Z \text{ and } ZL), \\ \mathbf{D} &= \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} && (\text{Mode } TZ). \end{aligned} \right\} \quad (2-5)$$

損傷状態における構成則は、損傷状態における力学的特性が仮想非損傷状態において記述できるという Cordebois と Sidoroff による弾性エネルギー等価性

の仮説[95]を用いて導かれる。まず、村上らの損傷状態における実応力テンソル  $\sigma$  を用いて、仮想非損傷状態での有効応力テンソル  $\sigma^*$  を式(2-6)のように表す。

$$\sigma^* = \frac{1}{2} \left[ (I - D)^{-1} \sigma + \sigma (I - D)^{-1} \right] \quad (2-6)$$

ここで、 $I$  は二階単位テンソルである。上式を線形変換  $M(D)$  を用いて式(2-7)のように書き換える。

$$\sigma^* = M(D) \sigma \quad (2-7)$$

次に、損傷状態における構成則を次式で定義する。

$$\varepsilon = C(D) \sigma \quad (2-8)$$

ここで、 $\varepsilon$  は損傷状態での実ひずみテンソルであり、弾性エネルギー等価性の仮説から、

$$C(D) = (M(D))^T C_0 M(D) \quad (2-9)$$

を得る。ここに  $C_0$  は仮想非損傷状態における弾性係数テンソルである。得られた損傷状態における構成則をマトリックス・ベクトル表記すると次式を得る。

$$\{\sigma_{LIZ}\} = [Q_{LIZ}^*] \{\varepsilon_{LIZ}\} \quad (2-10)$$

式中の応力-ひずみマトリックス  $[Q_{LIZ}^*]$  を以下に示す。

$$[Q_{LIZ}^*] = \begin{bmatrix} d_L^2 Q_{11} & d_L d_T Q_{12} & d_Z d_L Q_{13} & 0 & 0 & 0 \\ d_L d_T Q_{12} & d_T^2 Q_{22} & d_T d_Z Q_{23} & 0 & 0 & 0 \\ d_Z d_L Q_{13} & d_T d_Z Q_{23} & d_Z^2 Q_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{4d_T^2 d_Z^2}{(d_T + d_Z)^2} Q_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{4d_Z^2 d_L^2}{(d_Z + d_L)^2} Q_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{4d_L^2 d_T^2}{(d_L + d_T)^2} Q_{66} \end{bmatrix} \quad (2-11)$$

ここで、 $Q_{ij}$  は初期非損傷状態の応力-ひずみマトリックスの成分で、 $d_L$ 、 $d_T$ 、 $d_Z$  は、次式のように損傷テンソルの主値により定まる。

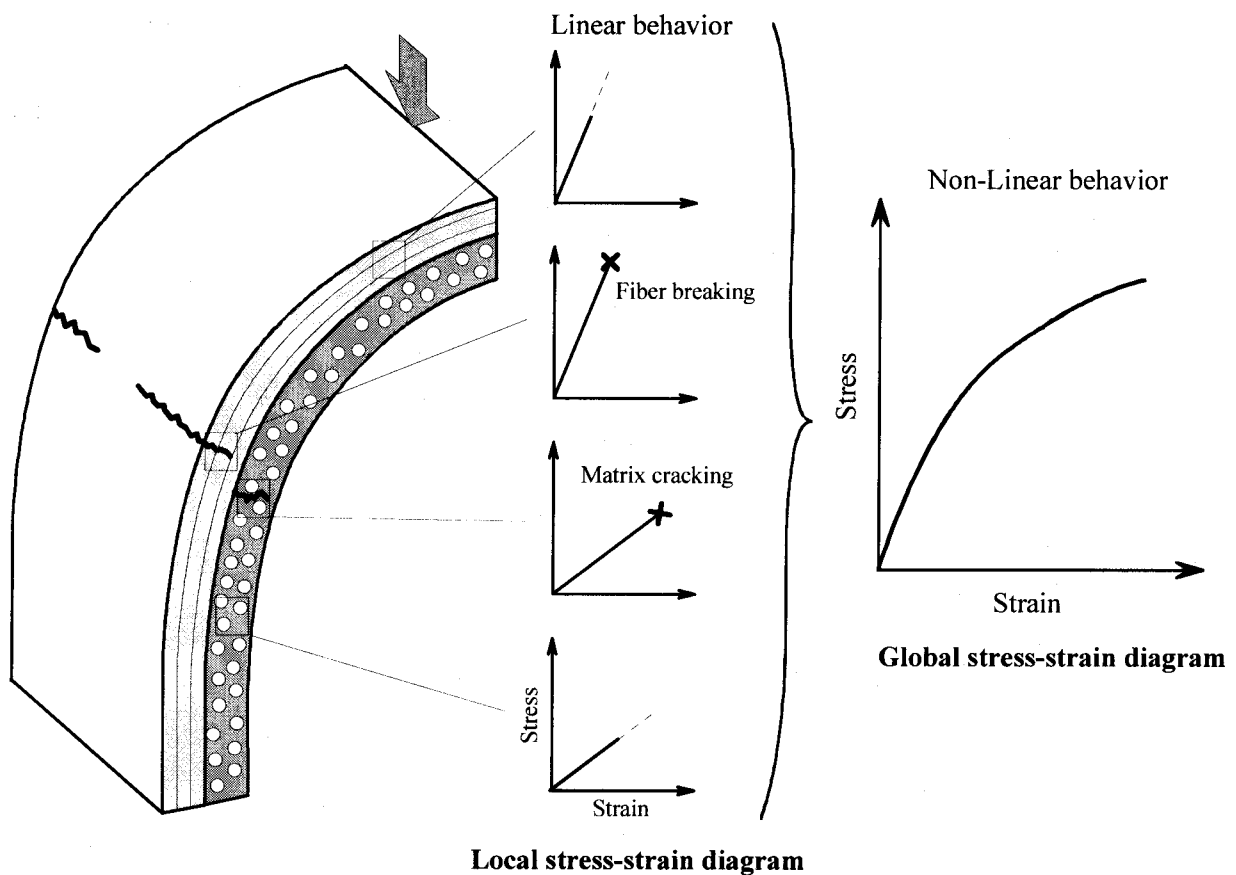


$$\left. \begin{aligned} d_L &= (1 - D_1) \\ d_T &= (1 - D_2) \\ d_Z &= (1 - D_3) \end{aligned} \right\} \quad (2-12)$$

本解析では、得られた応力-ひずみ関係式(2-10)を各有限要素に適用し、区間線形理論に基づく変位増分解析により損傷進展を追求する。なお、巨視的な破損則により材料内の損傷発生の有無しか把握できないため、有限要素内の損傷変数  $D_i$  は 0 (初期非損傷状態) または 1 (損傷状態) のいずれかと仮定した。

## 2.4 有限要素法による損傷進展解析手法

繊維強化複合材料構造物の応力-ひずみ線図には非線形性が現れる場合が多い。このような非線形性は、局所的な損傷の累積とマトリックスの塑性変形によるものである。しかしながら、繊維強化複合材料では損傷が目視によ



**Fig. 2.10 The Scheme for non-linear behavior of structures with fiber reinforced composite materials**

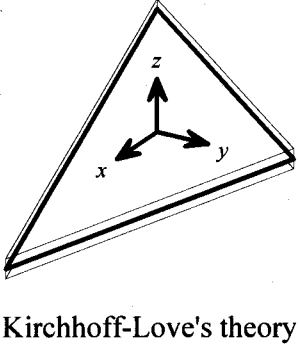
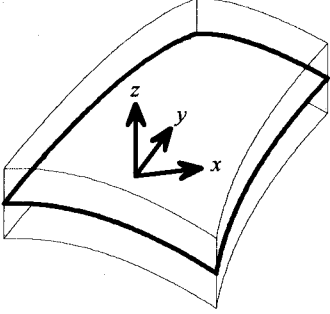
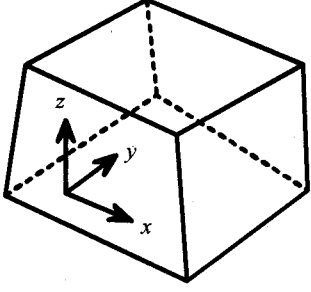
り観察されたり、損傷による特性劣化が大きいことから、非線形性の主因は損傷の累積であると考えられる。したがって、本研究では繊維強化複合材料の非線形挙動においてマトリックスの塑性変形による影響は無視できるものとし、**Fig. 2.10**のように繊維強化複合材料は破壊に至るまで局所的に線形弾性挙動を示すと仮定して微小変位問題とする。

#### 2.4.1 変位法に基づく三次元有限要素解析

三次元問題に適用可能な有限要素には、ビーム要素、シェル要素、ソリッド要素がある。本研究で解析対象とする繊維強化複合材料構造物は、一般に板状の部材から構成されていることから、シェル要素またはソリッド要素の選択が妥当である。**Table 2.3**にシェル要素とソリッド要素の比較を示す。シェル要素には解析対象に応じて数多くの要素が提案されているため、代表的な要素に対して薄肉シェルと厚肉シェルに大別して示す。なお、表中の  $z$  は中立面からの距離を意味する。薄肉シェル要素[96]-[101]は Kirchhoff-Love 理論[107]-[109]に基づく要素で、辺長に対する厚さの比が 0.1 以下であるシェル構造物を対象とする。変位成分として三軸方向の変位  $u, v, w$  と軸周りの回転角  $\theta_x, \theta_y, \theta_z$  を有するが、ひずみおよび応力は面内成分しか評価できない。一方、厚肉シェル要素[102]-[106]は Reissner-Mindlin 理論[110][111]に基づき面外せん断変形を考慮した要素で、辺長に対する厚さの比が 0.1~1.0 であるシェル構造物に適用できる。三軸方向の変位  $u, v, w$  と回転角  $\alpha, \beta$  を変位成分とし、ひずみおよび応力は面内成分と面外せん断成分が評価可能であるが板厚方向垂直成分は無視される。したがって、シェル要素による解析では板厚方向垂直応力に起因する層内き裂や積層材での層間はく離が評価できない。また、シェル要素による有限要素モデルでは積層材も均質体とされるため、各層内で様々なモードの損傷が併発した積層材の等価物性値の算出が困難であり、損傷発生による中立面の移動などの問題が挙げられる。さらに、繊維束とマトリックスからなる不均質異方性体として取扱う織物複合材料への適用が不可能であることは言及するまでもない。このようなシェル要素に対して、ソリッド要素では全成分のひずみおよび応力が評価できることから、**2.2**節に述べたすべての損傷モードの検出が可能である。また、積層材に対して層単位に要素分割した不均質体モデル、織物複合材料には繊維束とマトリックスの視点で要素分割した不均質体モデルを導入できることから、より詳細な損傷進展解析が可能となる。かかる理由から、本研究では

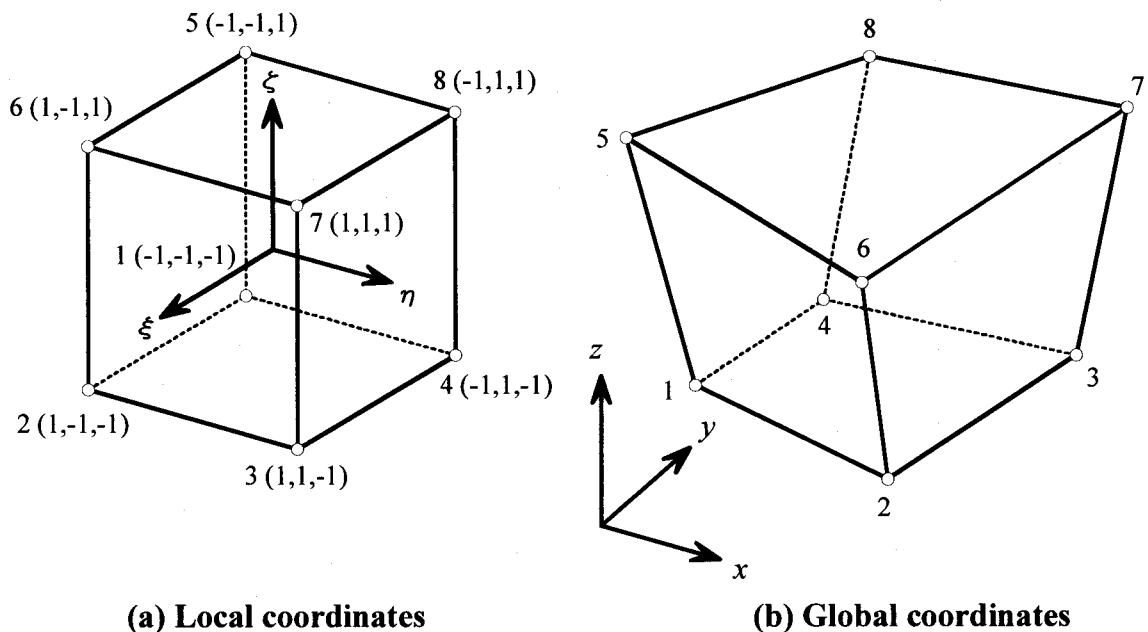
Kirchhoff の仮定により計算効率を高めたシェル要素ではなく、損傷モードの取扱いに必要な全応力成分の評価と不均質体有限要素モデルの取扱いが可能なソリッド要素を使用する。

**Table 2.3 Comparison between shell element and solid element**

Finite element	Displacement	Strain
<p style="text-align: center;"><b>Thin shell element</b></p>  <p style="text-align: center;">Kirchhoff-Love's theory</p>	$\{\delta\} = \begin{Bmatrix} u \\ v \\ w \\ \theta_x \\ \theta_y \\ \theta_z \end{Bmatrix}$	$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \frac{\partial u}{\partial x} - z \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \\ \frac{\partial v}{\partial y} - z \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} \\ \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} - 2z \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} \end{Bmatrix}$
<p style="text-align: center;"><b>Thick shell element</b></p>  <p style="text-align: center;">Reissner-Mindlin's theory</p>	$\{\delta\} = \begin{Bmatrix} u \\ v \\ w \\ \alpha \\ \beta \end{Bmatrix}$	$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{yz} \\ \gamma_{zx} \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \frac{\partial u}{\partial x} + z \frac{\partial \alpha}{\partial x} \\ \frac{\partial v}{\partial y} + z \frac{\partial \beta}{\partial y} \\ \frac{\partial w}{\partial y} + \beta \\ \frac{\partial w}{\partial x} + \alpha \\ \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} + z \left( \frac{\partial \beta}{\partial x} + \frac{\partial \alpha}{\partial y} \right) \end{Bmatrix}$
<p style="text-align: center;"><b>Solid element</b></p>  <p style="text-align: center;">Three-dimensional elastic theory</p>	$\{\delta\} = \begin{Bmatrix} u \\ v \\ w \end{Bmatrix}$	$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_z \\ \gamma_{yz} \\ \gamma_{zx} \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \frac{\partial u}{\partial x} \\ \frac{\partial v}{\partial y} \\ \frac{\partial w}{\partial z} \\ \frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z} \\ \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} \\ \frac{\partial z}{\partial x} + \frac{\partial x}{\partial y} \\ \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \end{Bmatrix}$

要素形状などが異なる様々なソリッド要素が提案されているが、なかでもセレンディピティ族アイソパラメトリック六面体要素の適用頻度が高く、アーチダム[114]、原子力用コンクリート圧力容器[115][116]、厚肉シェル構造物[102]など様々な三次元解析において良好な結果を与えることが報告されている。これらのアイソパラメトリック要素は、変位法に基づいた場合要素形状と要素内変位の両者をセレンディピティと名付けられた関数により補間する要素で、関数の次数により一次要素、二次要素などに分類される。要素形状関数の次数増加に伴って解析精度の向上が望めるが、一要素あたりの計算コストは増大する。本研究では、後述のように損傷進展の最小単位を有限要素とし、有限要素内の損傷進展を非損傷状態と損傷状態の二値問題により模擬する。このため、高次要素による粗い要素分割モデルよりも低次要素による細かい要素分割モデルの方が損傷進展解析に対して有利であると考えられる。かかる理由から、本研究ではセレンディピティ族アイソパラメトリック六面体一次要素（以下では、六面体一次要素と呼ぶ）を採用する。

セレンディピティ族の要素は、面の内部や立体の内部に節点を設けない要素であり、六面体一次要素ではFig. 2.11のように八つの頂点にのみ節点を有する。単純な六面体形状の要素に対して複雑な幾何的形狀を有する構造物への適用を容易にするため、Fig. 2.11に示す二つの座標系、すなわち要素の任



**Fig. 2.11 Coordinate systems for isoparametric hexahedral element with a linear shape function**

意形状を許容する全体実座標系  $(x, y, z)$  と数値計算に便利な理想形状となる局所座標系  $(\xi, \eta, \zeta)$  を導入する。これにより剛性マトリックスの体積積分など全体座標系で要素形状が異なる場合でも局所座標系ではすべて同じ取扱いが可能となる。

要素の節点  $i$  ( $i=1, 2, \dots, 8$ ) の全体座標系における節点座標を  $(x_i, y_i, z_i)$  として、要素の座標関数  $x, y, z$  は局所座標系で表される形状関数  $N_i(\xi, \eta, \zeta)$  により一義的に次式のように与えられる。

$$\left. \begin{aligned} x(\xi, \eta, \zeta) &= \sum_{i=1}^8 N_i(\xi, \eta, \zeta) x_i \\ y(\xi, \eta, \zeta) &= \sum_{i=1}^8 N_i(\xi, \eta, \zeta) y_i \\ z(\xi, \eta, \zeta) &= \sum_{i=1}^8 N_i(\xi, \eta, \zeta) z_i \end{aligned} \right\} \quad (2-13)$$

また、要素の節点  $i$  ( $i=1, 2, \dots, 8$ ) に対する節点変位を  $(u_i, v_i, w_i)$  として、要素の未知関数である変位関数  $u, v, w$  は要素の幾何的形状を表す座標関数式(2-13)と同様に形状関数  $N_i(\xi, \eta, \zeta)$  により一義的に次式のように与えられる。

$$\left. \begin{aligned} u(\xi, \eta, \zeta) &= \sum_{i=1}^8 N_i(\xi, \eta, \zeta) u_i \\ v(\xi, \eta, \zeta) &= \sum_{i=1}^8 N_i(\xi, \eta, \zeta) v_i \\ w(\xi, \eta, \zeta) &= \sum_{i=1}^8 N_i(\xi, \eta, \zeta) w_i \end{aligned} \right\} \quad (2-14)$$

**Table 2.4**に六面体一次要素の形状関数を示す。表中の節点番号  $i$  は**Fig. 2.11(a)**の並びに従う。**Table 2.4**の形状関数は、

$$\sum_{i=1}^8 N_i(\xi, \eta, \zeta) = 1 \quad (2-15)$$

を満足することから、要素の剛体運動や解の収束条件である要素内一定ひずみ状態[117]も表現できる。したがって、上記形状関数の変位関数への適用が妥当であることは言及するまでもない。

**Table 2.4 Shape functions for isotropic hexahedral element**

$i$	$N_i$
1	$\frac{1}{8}(1-\xi)(1-\eta)(1-\zeta)$
2	$\frac{1}{8}(1+\xi)(1-\eta)(1-\zeta)$
3	$\frac{1}{8}(1+\xi)(1+\eta)(1-\zeta)$
4	$\frac{1}{8}(1-\xi)(1+\eta)(1-\zeta)$
5	$\frac{1}{8}(1-\xi)(1-\eta)(1+\zeta)$
6	$\frac{1}{8}(1+\xi)(1-\eta)(1+\zeta)$
7	$\frac{1}{8}(1+\xi)(1+\eta)(1+\zeta)$
8	$\frac{1}{8}(1-\xi)(1+\eta)(1+\zeta)$

以下では、微小変形弾性問題に対する有限要素法の基礎方程式、すなわち要素剛性方程式、ひずみ－変位関係式および応力－ひずみ関係式について概説する。

三次元弾性体における応力の平衡方程式から仮想仕事の原理[118]により、有限要素における剛性（平衡）方程式は次式のように記述される。

$$[K]\{\delta\} = \{f\} \quad (2-16)$$

ここで、 $\{\delta\}$ および $\{f\}$ は、それぞれ節点変位ベクトル、節点荷重ベクトルであり、六面体一次要素では式(2-17)のように24成分を有する。

$$\{\delta\} = \begin{Bmatrix} u_1 \\ v_1 \\ w_1 \\ \cdot \\ \cdot \\ \cdot \\ u_8 \\ v_8 \\ w_8 \end{Bmatrix}, \quad \{f\} = \begin{Bmatrix} f_{x1} \\ f_{y1} \\ f_{z1} \\ \cdot \\ \cdot \\ \cdot \\ f_{x8} \\ f_{y8} \\ f_{z8} \end{Bmatrix} \quad (2-17)$$

また、 $[K]$ は $24 \times 24$ 成分を有する要素剛性マトリックスで、次式のように要素領域における体積積分により得られる。

$$[K] = \int [B]^T [Q] [B] dV \quad (2-18)$$

ここで、 $[B]$ はひずみ-変位マトリックスで、ひずみ-変位関係式と併せて後述する。 $[Q]$ は応力-ひずみマトリックスである。直交異方性材料の場合、材料主軸を三軸とする座標系 $L-T-Z$ の応力-ひずみマトリックス $[Q_{LTZ}]$ は、以下のように全36成分中12成分が非零となる。

$$[Q_{LTZ}] = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & Q_{13} & 0 & 0 & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & Q_{23} & 0 & 0 & 0 \\ Q_{13} & Q_{23} & Q_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & Q_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & Q_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \quad (2-19)$$

ここで、剛性成分 $Q_{ij}$ は、

$$\left. \begin{aligned} Q_{11} &= \frac{1}{E_T} \left( \frac{1}{E_Z} - \frac{\nu_{TZ}^2}{E_T} \right) / A \\ Q_{22} &= \frac{1}{E_Z} \left( \frac{1}{E_L} - \frac{\nu_{ZL}^2}{E_Z} \right) / A \\ Q_{33} &= \frac{1}{E_L} \left( \frac{1}{E_T} - \frac{\nu_{LT}^2}{E_L} \right) / A \\ Q_{12} &= \frac{1}{E_Z} \left( \frac{\nu_{ZL} \nu_{TZ}}{E_T} + \frac{\nu_{LT}^2}{E_L} \right) / A \\ Q_{13} &= \frac{1}{E_T} \left( \frac{\nu_{TZ} \nu_{LT}}{E_L} + \frac{\nu_{ZL}^2}{E_Z} \right) / A \\ Q_{23} &= \frac{1}{E_L} \left( \frac{\nu_{LT} \nu_{ZL}}{E_Z} + \frac{\nu_{TZ}^2}{E_T} \right) / A \\ Q_{44} &= G_{TZ} \\ Q_{55} &= G_{ZL} \\ Q_{66} &= G_{LT} \\ A &= \frac{1}{E_L E_T E_Z} \left( 1 - 2\nu_{LT} \nu_{TZ} \nu_{ZL} - \frac{E_L}{E_Z} \nu_{ZL}^2 - \frac{E_T}{E_L} \nu_{LT}^2 - \frac{E_Z}{E_T} \nu_{TZ}^2 \right) \end{aligned} \right\} \quad (2-20)$$

である。式中の $E$ は縦弾性係数、 $\nu$ はポアソン比、 $G$ はせん断弾性係数であ

る。なお、上記マトリックスは応力と工学ひずみを関係づけるものである。また、上記は健全な材料に対するマトリックスで、損傷材料には2.3.4項に示した損傷による剛性低下を反映した応力-ひずみマトリックス $[Q_{LTZ}^*]$ を適用する。

式(2-20)のように応力-ひずみマトリックスは、材料主軸を三軸とする座標系 $L-T-Z$ では九つの独立成分で構成され、マトリックスの作成が容易である。一方、要素剛性マトリックス $[K]$ は構造物全体の剛性方程式へ組込まれて全体座標系 $x-y-z$ で処理されるため、式(2-18)では全体座標系での応力-ひずみマトリックス $[Q_{xyz}]$ が必要となる。両座標系における応力-ひずみマトリックスは式(2-21)に示す関係を有する。

$$[Q_{xyz}] = [T_1]^{-1} [Q_{LTZ}] [T_2] \quad (2-21)$$

ここで、 $[T_1]$ および $[T_2]$ は、それぞれベクトル表記した応力、工学ひずみに対する座標変換マトリックスであり、全体座標系 $x-y-z$ から材料主軸を三軸とする座標系 $L-T-Z$ へ変換する。

$$[T_1] = \begin{bmatrix} a_{11}^2 & a_{12}^2 & a_{13}^2 & 2a_{12}a_{13} & 2a_{11}a_{13} & 2a_{11}a_{12} \\ a_{21}^2 & a_{22}^2 & a_{23}^2 & 2a_{22}a_{23} & 2a_{21}a_{23} & 2a_{21}a_{22} \\ a_{31}^2 & a_{32}^2 & a_{33}^2 & 2a_{32}a_{33} & 2a_{31}a_{33} & 2a_{31}a_{32} \\ a_{21}a_{31} & a_{22}a_{32} & a_{23}a_{33} & a_{22}a_{33} + a_{23}a_{32} & a_{23}a_{31} + a_{21}a_{33} & a_{21}a_{32} + a_{22}a_{31} \\ a_{31}a_{11} & a_{32}a_{12} & a_{33}a_{13} & a_{32}a_{13} + a_{33}a_{12} & a_{33}a_{11} + a_{31}a_{13} & a_{31}a_{12} + a_{32}a_{11} \\ a_{11}a_{21} & a_{12}a_{22} & a_{13}a_{23} & a_{12}a_{23} + a_{13}a_{22} & a_{13}a_{21} + a_{11}a_{23} & a_{11}a_{22} + a_{12}a_{21} \end{bmatrix} \quad (2-22)$$

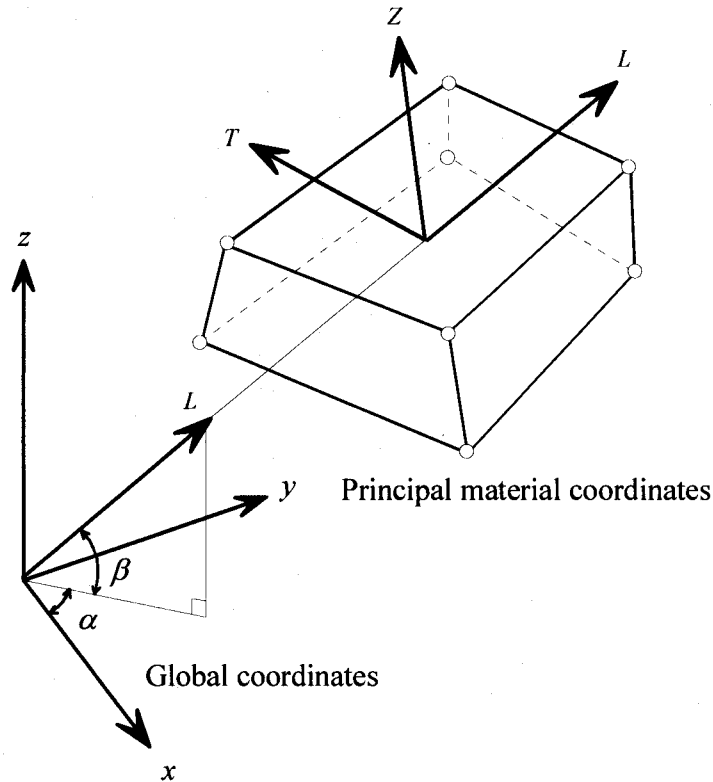
$$[T_2] = \begin{bmatrix} a_{11}^2 & a_{12}^2 & a_{13}^2 & a_{12}a_{13} & a_{11}a_{13} & a_{11}a_{12} \\ a_{21}^2 & a_{22}^2 & a_{23}^2 & a_{22}a_{23} & a_{21}a_{23} & a_{21}a_{22} \\ a_{31}^2 & a_{32}^2 & a_{33}^2 & a_{32}a_{33} & a_{31}a_{33} & a_{31}a_{32} \\ 2a_{21}a_{31} & 2a_{22}a_{32} & 2a_{23}a_{33} & a_{22}a_{33} + a_{23}a_{32} & a_{23}a_{31} + a_{21}a_{33} & a_{21}a_{32} + a_{22}a_{31} \\ 2a_{31}a_{11} & 2a_{32}a_{12} & 2a_{33}a_{13} & a_{32}a_{13} + a_{33}a_{12} & a_{33}a_{11} + a_{31}a_{13} & a_{31}a_{12} + a_{32}a_{11} \\ 2a_{11}a_{21} & 2a_{12}a_{22} & 2a_{13}a_{23} & a_{12}a_{23} + a_{13}a_{22} & a_{13}a_{21} + a_{11}a_{23} & a_{11}a_{22} + a_{12}a_{21} \end{bmatrix} \quad (2-23)$$

ここで、 $a_{ij} (i, j=1,2,3)$  は、

$$\begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \beta & \sin \alpha \cos \beta & \sin \beta \\ -\sin \alpha & \cos \alpha & 0 \\ -\cos \alpha \sin \beta & -\sin \alpha \sin \beta & \cos \beta \end{bmatrix} \quad (2-24)$$



である。式中の  $\alpha, \beta$  は、**Fig. 2.12**に示すように材料主軸の  $L$  軸について全体座標系に対する方向を定める角度であり、各有限要素に対して両角度を指定する。



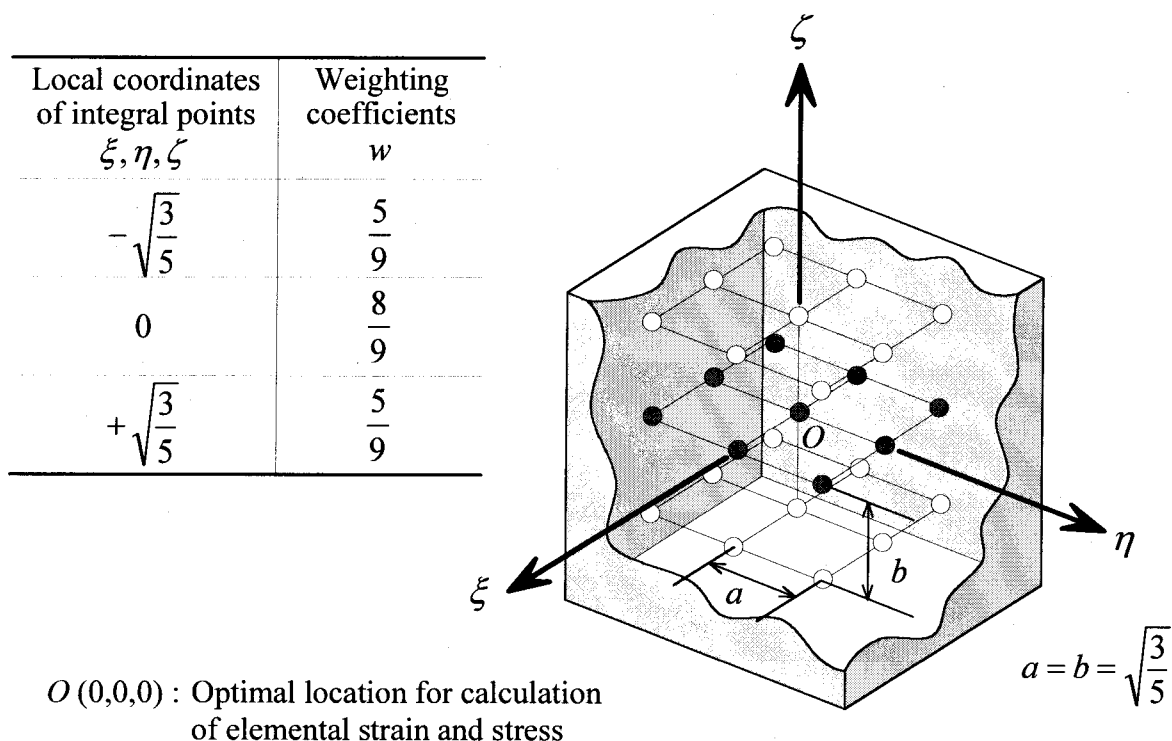
**Fig. 2.12 Relation between global and principal material coordinates**

式(2-18)に示す要素剛性マトリックスは、被積分関数の  $[B]^T [Q] [B]$  を陽な積分形で記述できないため数値積分による近似計算となる。代表的な数値積分法に Newton-Cotes 法と Gauss-Legendre 法がある [120][121]が、同じ積分点数で前者より高い積分精度を有する Gauss-Legendre 法により要素剛性マトリックスを算出する。また、積分点は六面体要素に対する数値的検証結果 [122]-[125]から **Fig. 2.13**に示す  $3 \times 3 \times 3$  の積分点とする。したがって、要素剛性マトリックスは次式により近似解を得る。

$$\begin{aligned}
 [K] &= \int_{-1}^1 \int_{-1}^1 \int_{-1}^1 [B(\xi, \eta, \zeta)]^T [Q] [B(\xi, \eta, \zeta)] \det[J(\xi, \eta, \zeta)] d\xi d\eta d\zeta \\
 &= \sum_{i=1}^3 \sum_{j=1}^3 \sum_{k=1}^3 w_i w_j w_k [B(\xi_i, \eta_j, \zeta_k)]^T [Q] [B(\xi_i, \eta_j, \zeta_k)] \det[J(\xi_i, \eta_j, \zeta_k)]
 \end{aligned}
 \tag{2-25}$$

ここで、 $w_1, w_2, w_3$  は Gauss-Legendre 法による一方向三点積分時の重み係数

で、積分点 $(\xi_i, \eta_j, \zeta_k)$ との関係および局所座標系要素内における積分点の位置を併せてFig. 2.13に示す。また、 $[J]$ は全体座標系と局所座標系における形状関数の偏微分を関係づけるマトリックスであり、 $\det[J(\xi, \eta, \zeta)]$ はその行列式を意味する。なお、Fig. 2.13には後述するひずみ・応力評価点も併せて示す。



**Fig. 2.13 Integral points and weighting coefficients of Gauss-Legendre quadrature for isoparametric hexahedral element**

Gauss-Legendre 法では、被積分関数を Lagrange の補間多項式により近似し、その積分誤差が零になるように積分点を選択されており、式(2-25)の場合には被積分関数が $\xi, \eta, \zeta$ に対して三次関数以下であれば厳密解を与える。したがって、被積分関数内の応力-ひずみマトリックス $[Q]$ が要素内で均一である場合だけでなく、有限要素内における損傷進展により応力-ひずみマトリックスが連続的に変化する場合でもその影響を要素剛性マトリックスに反映することが可能である。しかしながら、破損則によって非損傷または損傷の二つの状態判定しか不可能であるため、有限要素内で非損傷域と損傷域が混在することにより応力-ひずみマトリックスが不連続関数となることから、補間多項式による近似が困難となり式(2-25)の積分解の信頼性は失われる。かかる理由から、本研究では有限要素内の応力-ひずみマトリックスは均一、すなわち要素内の損傷進展は考慮せず、要素は非損傷または損傷のい

ずれかの状態にあるものとして取扱う。なお、損傷進展の最小単位を要素とする理由には、後述する六面体一次要素における応力評価点の問題も関係する。

式(2-18)に示す剛性マトリックスを全要素に対して計算し、得られた構造物全体の剛性方程式に境界条件処理を施す。連立一次方程式である構造物全体の剛性方程式の解法には、計算機における大規模な記憶容量と計算時間の短縮を期待して直接解法であるスカイライン法[119]を適用する。

次に、ひずみ-変位関係式について記述する。微小変位弾性問題では、変位成分の一階導関数が非常に小さく偏導微分の二乗および積が無視できるため、ひずみは次式のように近似される。

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_z \\ \gamma_{yz} \\ \gamma_{zx} \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \frac{\partial u}{\partial x} \\ \frac{\partial v}{\partial y} \\ \frac{\partial w}{\partial z} \\ \frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z} \\ \frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \\ \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \end{Bmatrix} \quad (2-26)$$

したがって、要素内の任意点 $(\xi, \eta, \zeta)$ におけるひずみは、節点変位から式(2-27)により得られる。

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x(\xi, \eta, \zeta) \\ \varepsilon_y(\xi, \eta, \zeta) \\ \varepsilon_z(\xi, \eta, \zeta) \\ \gamma_{yz}(\xi, \eta, \zeta) \\ \gamma_{zx}(\xi, \eta, \zeta) \\ \gamma_{xy}(\xi, \eta, \zeta) \end{Bmatrix} = [B(\xi, \eta, \zeta)] \begin{Bmatrix} u_1 \\ v_1 \\ w_1 \\ \cdot \\ \cdot \\ u_8 \\ v_8 \\ w_8 \end{Bmatrix} \quad (2-27)$$

ここで、 $[B(\xi, \eta, \zeta)]$ は、式(2-28)のように形状関数の全体座標系での偏微分を成分とするマトリックスである。ひずみ-変位マトリックス $[B(\xi, \eta, \zeta)]$ は、前述のように要素剛性マトリックスの作成時にも必要となる。

$$\begin{aligned}
[B(\xi, \eta, \zeta)] &= \begin{bmatrix} \frac{\partial}{\partial x} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{\partial}{\partial y} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{\partial}{\partial z} \\ 0 & \frac{\partial}{\partial z} & \frac{\partial}{\partial y} \\ \frac{\partial}{\partial z} & 0 & \frac{\partial}{\partial x} \\ \frac{\partial}{\partial y} & \frac{\partial}{\partial x} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} N_1 & 0 & 0 & \cdots & N_8 & 0 & 0 \\ 0 & N_1 & 0 & \cdots & 0 & N_8 & 0 \\ 0 & 0 & N_1 & \cdots & 0 & 0 & N_8 \end{bmatrix} \\
&= \begin{bmatrix} \frac{\partial N_1}{\partial x} & 0 & 0 & \cdots & \frac{\partial N_8}{\partial x} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{\partial N_1}{\partial y} & 0 & \cdots & 0 & \frac{\partial N_8}{\partial y} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{\partial N_1}{\partial z} & \cdots & 0 & 0 & \frac{\partial N_8}{\partial z} \\ 0 & \frac{\partial N_1}{\partial z} & \frac{\partial N_1}{\partial y} & \cdots & 0 & \frac{\partial N_8}{\partial z} & \frac{\partial N_8}{\partial y} \\ \frac{\partial N_1}{\partial z} & 0 & \frac{\partial N_1}{\partial x} & \cdots & \frac{\partial N_8}{\partial z} & 0 & \frac{\partial N_8}{\partial x} \\ \frac{\partial N_1}{\partial y} & \frac{\partial N_1}{\partial x} & 0 & \cdots & \frac{\partial N_8}{\partial y} & \frac{\partial N_8}{\partial x} & 0 \end{bmatrix} \tag{2-28}
\end{aligned}$$

$N_i (i=1,2,\dots,8)$ はTable 2.4に示す局所座標 $\xi, \eta, \zeta$ で記述された関数であるため、式(2-28)中の全体座標系 $(x, y, z)$ での偏微分を局所座標系 $(\xi, \eta, \zeta)$ で表現する必要がある。形状関数に対する両座標系の偏微分は、式(2-29)により関係づけられる。

$$\begin{aligned}
\begin{bmatrix} \frac{\partial N_1}{\partial \xi} & \frac{\partial N_2}{\partial \xi} & \cdots & \frac{\partial N_8}{\partial \xi} \\ \frac{\partial N_1}{\partial \eta} & \frac{\partial N_2}{\partial \eta} & \cdots & \frac{\partial N_8}{\partial \eta} \\ \frac{\partial N_1}{\partial \zeta} & \frac{\partial N_2}{\partial \zeta} & \cdots & \frac{\partial N_8}{\partial \zeta} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} \frac{\partial x}{\partial \xi} & \frac{\partial y}{\partial \xi} & \frac{\partial z}{\partial \xi} \\ \frac{\partial x}{\partial \eta} & \frac{\partial y}{\partial \eta} & \frac{\partial z}{\partial \eta} \\ \frac{\partial x}{\partial \zeta} & \frac{\partial y}{\partial \zeta} & \frac{\partial z}{\partial \zeta} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \frac{\partial N_1}{\partial x} & \frac{\partial N_2}{\partial x} & \cdots & \frac{\partial N_8}{\partial x} \\ \frac{\partial N_1}{\partial y} & \frac{\partial N_2}{\partial y} & \cdots & \frac{\partial N_8}{\partial y} \\ \frac{\partial N_1}{\partial z} & \frac{\partial N_2}{\partial z} & \cdots & \frac{\partial N_8}{\partial z} \end{bmatrix} \\
&= [J] \begin{bmatrix} \frac{\partial N_1}{\partial x} & \frac{\partial N_2}{\partial x} & \cdots & \frac{\partial N_8}{\partial x} \\ \frac{\partial N_1}{\partial y} & \frac{\partial N_2}{\partial y} & \cdots & \frac{\partial N_8}{\partial y} \\ \frac{\partial N_1}{\partial z} & \frac{\partial N_2}{\partial z} & \cdots & \frac{\partial N_8}{\partial z} \end{bmatrix} \tag{2-29}
\end{aligned}$$

ここで、 $[J]$ はヤコビのマトリックスであり、形状関数の局所座標系での偏微分と要素の節点座標値から次式のように求められる。

$$[J] = \begin{bmatrix} \frac{\partial N_1}{\partial \xi} & \frac{\partial N_2}{\partial \xi} & \dots & \frac{\partial N_8}{\partial \xi} \\ \frac{\partial N_1}{\partial \eta} & \frac{\partial N_2}{\partial \eta} & \dots & \frac{\partial N_8}{\partial \eta} \\ \frac{\partial N_1}{\partial \zeta} & \frac{\partial N_2}{\partial \zeta} & \dots & \frac{\partial N_8}{\partial \zeta} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 & y_1 & z_1 \\ x_2 & y_2 & z_2 \\ \cdot & \cdot & \cdot \\ \cdot & \cdot & \cdot \\ x_8 & y_8 & z_8 \end{bmatrix} \quad (2-30)$$

局所座標系における形状関数の偏微分を **Table 2.5**に示す。なお、表中の節点番号  $i$  は、**Table 2.4**と同様に **Fig. 2.11(a)**の並びに従う。

**Table 2.5 Partial derivatives of shape function with respect to local coordinates**

$i$	$\frac{\partial N_i}{\partial \xi}$	$\frac{\partial N_i}{\partial \eta}$	$\frac{\partial N_i}{\partial \zeta}$
1	$-\frac{1}{8}(1-\eta)(1-\zeta)$	$-\frac{1}{8}(1-\zeta)(1-\xi)$	$-\frac{1}{8}(1-\xi)(1-\eta)$
2	$\frac{1}{8}(1-\eta)(1-\zeta)$	$-\frac{1}{8}(1-\zeta)(1+\xi)$	$-\frac{1}{8}(1+\xi)(1-\eta)$
3	$\frac{1}{8}(1+\eta)(1-\zeta)$	$\frac{1}{8}(1-\zeta)(1+\xi)$	$-\frac{1}{8}(1+\xi)(1+\eta)$
4	$-\frac{1}{8}(1+\eta)(1-\zeta)$	$\frac{1}{8}(1-\zeta)(1-\xi)$	$-\frac{1}{8}(1-\xi)(1+\eta)$
5	$-\frac{1}{8}(1-\eta)(1+\zeta)$	$-\frac{1}{8}(1+\zeta)(1-\xi)$	$\frac{1}{8}(1-\xi)(1-\eta)$
6	$\frac{1}{8}(1-\eta)(1+\zeta)$	$-\frac{1}{8}(1+\zeta)(1+\xi)$	$\frac{1}{8}(1+\xi)(1-\eta)$
7	$\frac{1}{8}(1+\eta)(1+\zeta)$	$\frac{1}{8}(1+\zeta)(1+\xi)$	$\frac{1}{8}(1+\xi)(1+\eta)$
8	$-\frac{1}{8}(1+\eta)(1+\zeta)$	$\frac{1}{8}(1+\zeta)(1-\xi)$	$\frac{1}{8}(1-\xi)(1+\eta)$

全体座標系における応力-ひずみ関係式を式(2-31)に示す。式(2-27)におけるひずみ評価点  $(\xi, \eta, \zeta)$ での応力が得られる。

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x(\xi, \eta, \zeta) \\ \sigma_y(\xi, \eta, \zeta) \\ \sigma_z(\xi, \eta, \zeta) \\ \tau_{yz}(\xi, \eta, \zeta) \\ \tau_{zx}(\xi, \eta, \zeta) \\ \tau_{xy}(\xi, \eta, \zeta) \end{Bmatrix} = [Q_{xyz}] \begin{Bmatrix} \varepsilon_x(\xi, \eta, \zeta) \\ \varepsilon_y(\xi, \eta, \zeta) \\ \varepsilon_z(\xi, \eta, \zeta) \\ \gamma_{yz}(\xi, \eta, \zeta) \\ \gamma_{zx}(\xi, \eta, \zeta) \\ \gamma_{xy}(\xi, \eta, \zeta) \end{Bmatrix} \quad (2-31)$$

ここで、 $[Q_{xyz}]$ は式(2-21)により得られた全体座標系での応力-ひずみマトリックスである。2.3.2項で述べた破損則による要素に対する損傷発生の検出に必要な材料主軸の座標系  $L-T-Z$  における応力は、式(2-22)のマトリックス  $[T_1]$ を用いた次式の座標変換により得られる。

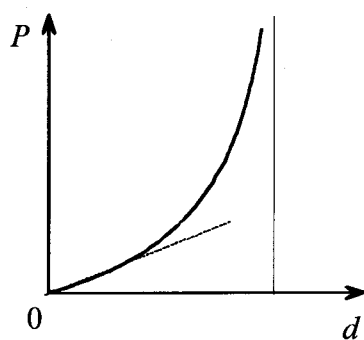
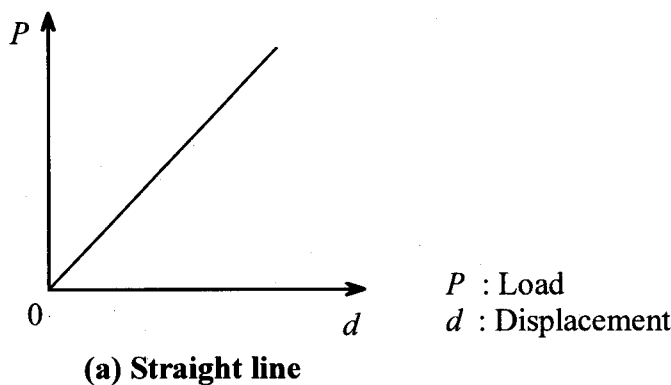
$$\begin{Bmatrix} \sigma_L(\xi, \eta, \zeta) \\ \sigma_T(\xi, \eta, \zeta) \\ \sigma_Z(\xi, \eta, \zeta) \\ \tau_{TZ}(\xi, \eta, \zeta) \\ \tau_{ZL}(\xi, \eta, \zeta) \\ \tau_{LT}(\xi, \eta, \zeta) \end{Bmatrix} = [T_1] \begin{Bmatrix} \sigma_x(\xi, \eta, \zeta) \\ \sigma_y(\xi, \eta, \zeta) \\ \sigma_z(\xi, \eta, \zeta) \\ \tau_{yz}(\xi, \eta, \zeta) \\ \tau_{zx}(\xi, \eta, \zeta) \\ \tau_{xy}(\xi, \eta, \zeta) \end{Bmatrix} \quad (2-32)$$

式(2-27)および式(2-31)から、理論上要素内の任意点におけるひずみ・応力が評価できる。しかしながら、ひずみ・応力など変位関数の一階偏微分に基づく計算値に対しては最適な評価点が報告されており[126]-[130]、要素形状関数の次数や連続性などによってその評価点は異なる。本解析に用いる六面体一次要素では最適な評価点は一点だけ存在し、その位置はFig. 2.13に示す要素の重心点  $(\xi, \eta, \zeta) = (0, 0, 0)$  である。ひずみ・応力評価位置が解析精度に及ぼす影響は負荷形態によって異なる。一様応力場に対しては要素内のいずれの位置においても顕著な精度低下はないが、片持ちはりにおけるせん断応力に対しては最適な評価点以外の位置では厳密解の10倍近い計算値が得られる場合もあり、複雑な応力場に対する解析精度の低下が著しい。複合材料では、例えば積層材では一軸引張負荷時でも一様応力場にはならず、また損傷進展に伴って応力が再分配されるなど、複雑な応力場になることは必須である。そこで、本研究では六面体一次要素に対して最適な評価点である要素重心点でのみ応力評価ならびに損傷判定を行い、破壊と判定された場合にはその要素領域のすべてが損傷したものとみなす。なお、損傷進展の最小単位を要素とすることにより解析結果が要素分割に強く依存する危険性がある。本解析では、六面体要素において最も計算負荷が小さい一次要素を用いるこ

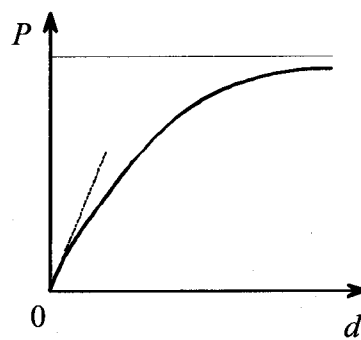
とからより細かい要素分割モデルの導入が可能であり、要素分割の影響が小さい良好な結果が得られるものと考ええる。

## 2.4.2 変位増分法による非線形解析

本研究では、繊維強化複合材料の安定で静的な損傷進展に伴う非線形挙動を対象とする。静的安定問題における荷重－変位曲線は、**Fig. 2.14**のように**(a)直線型**、**(b)荷重漸増型**、**(c)変位漸増型**に大別される。繊維強化複合材料では、直線型と変位漸増型の荷重－変位曲線を示す場合が多く、例えば一方向繊維強化材は主軸引張負荷に対して直線型、非主軸引張負荷では変位漸増型の荷重－変位曲線を示す[131][132]。



(b) Curved line gradually approaching to a line parallel to the load



(c) Curved line gradually approaching to a line parallel to the displacement

**Fig. 2.14 Typical load-displacement curves**

このような非線形挙動に対する数値解析では、一般に区間線形化による増分法が有効であり、局所的な増分区間を線形近似した折れ線により荷重－変位曲線を模擬する。荷重増分法では荷重を、変位増分法では変位を逐次増分

して、増分区間における剛性方程式から荷重または変位増分に対する解を求める。荷重増分法ではFig. 2.14(c)に示す変位漸増型の荷重-変位曲線が変位軸平行線に漸近した荷重増加の小さい領域、変位増分法では(b)の荷重軸平行線に漸近した変位増加の小さい領域において各増分値を小さく設定する必要がある。したがって、変位漸増型の多い繊維強化複合材料に対しては、変位増分法の方がより効率的な非線形挙動の計算が可能である。また、非軸引張負荷時の織物複合材料は(c)の変位漸増型で極限值を示す場合[133]もあり、荷重増分法では荷重が低下する極限值以降の非線形挙動を追従することは不可能である。かかる理由から、本研究では、変位増分解法に基づく繰返し計算により繊維強化複合材料の損傷進展における非線形挙動を模擬する。

変位増分法に基づいた一般的な非線形解析により得られる荷重-変位曲線をFig. 2.15に示す。  $i-1$  点までの損傷進展により低下した増分区間  $[i-1, i]$  での剛性マトリックスを  $[K^i]$  とすると、この増分区間における剛性方程式

$$[K^i]\{\Delta\delta^i\} = \{\Delta f^i\} \quad (2-33)$$

から節点変位増分  $\{\Delta\delta^i\}$  を得る。また、区間  $[i-1, i]$  でのひずみ-変位マトリックスを  $[B^i]$ 、応力-ひずみマトリックスを  $[Q^i]$  とすると、ひずみ増分  $\{\Delta\varepsilon^i\}$

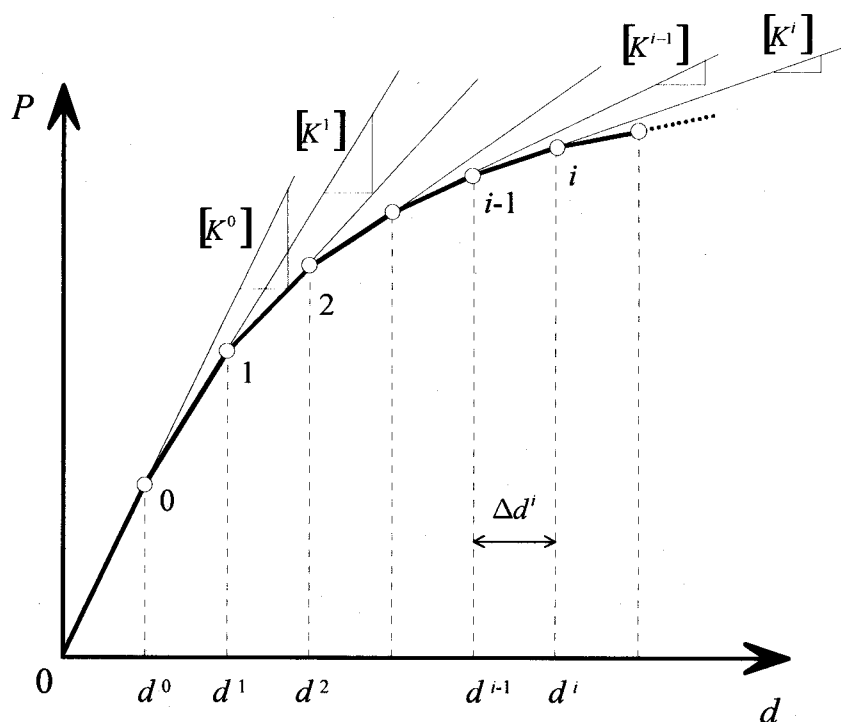


Fig. 2.15 Load-displacement curve calculated by incremental displacement method



および応力増分  $\{\Delta\sigma^i\}$  は、次式により与えられる。

$$\{\Delta\varepsilon^i\} = [B^i]\{\Delta\delta^i\} \quad (2-34)$$

$$\{\Delta\sigma^i\} = [Q^i]\{\Delta\varepsilon^i\} \quad (2-35)$$

したがって、 $i$  点における全ひずみ  $\{\varepsilon^i\}$ 、全応力  $\{\sigma^i\}$  は、

$$\{\varepsilon^i\} = \{\varepsilon^{i-1}\} + \{\Delta\varepsilon^i\} \quad (2-36)$$

$$\{\sigma^i\} = \{\sigma^{i-1}\} + \{\Delta\sigma^i\} \quad (2-37)$$

となる。特筆すべき点は、 $i-1$  点における損傷発生の有無に関わらず変位が増分されて  $i$  点に移行することである。このため、 $i-1$  点で発生した損傷による剛性低下は  $[K^i]$  に反映され、剛性低下による応力の再分配の影響は、節点変位増分、ひずみ増分を経て最終的に式(2-37)の右辺第二項の応力増分  $\{\Delta\sigma^i\}$  にだけ現れる。したがって、これまでに発生した応力  $\{\sigma^{i-1}\}$  は損傷後も解放されずに蓄積されるため、損傷要素における応力の解放および周辺要素への再分配の影響が十分に反映されない問題がある。そこで、この損傷要素における全応力の解放および周辺要素への再分配の影響を損傷進展挙動に反映するため、**Fig. 2.16**に示す行程に従って変位増分解析を進める。

まず、初期状態から順次増分変位を加え、得られた応力状態から破損則によって各有限要素の損傷発生を判定する。**Fig. 2.16**に示すC点のように損傷が発生しない場合はさらに変位を増分する。一方、AまたはD点のように損傷が発生した場合には、2.3.4項で定式化した損傷構成則により低下した剛性マトリックス  $[K^{i(j)}]$  を計算する。次に、得られた損傷後の剛性方程式に対して、変位を増分せずに損傷発生時と同じ変位  $d^i$  を再び負荷し損傷発生後の再配分された応力状態を以下のように計算する。

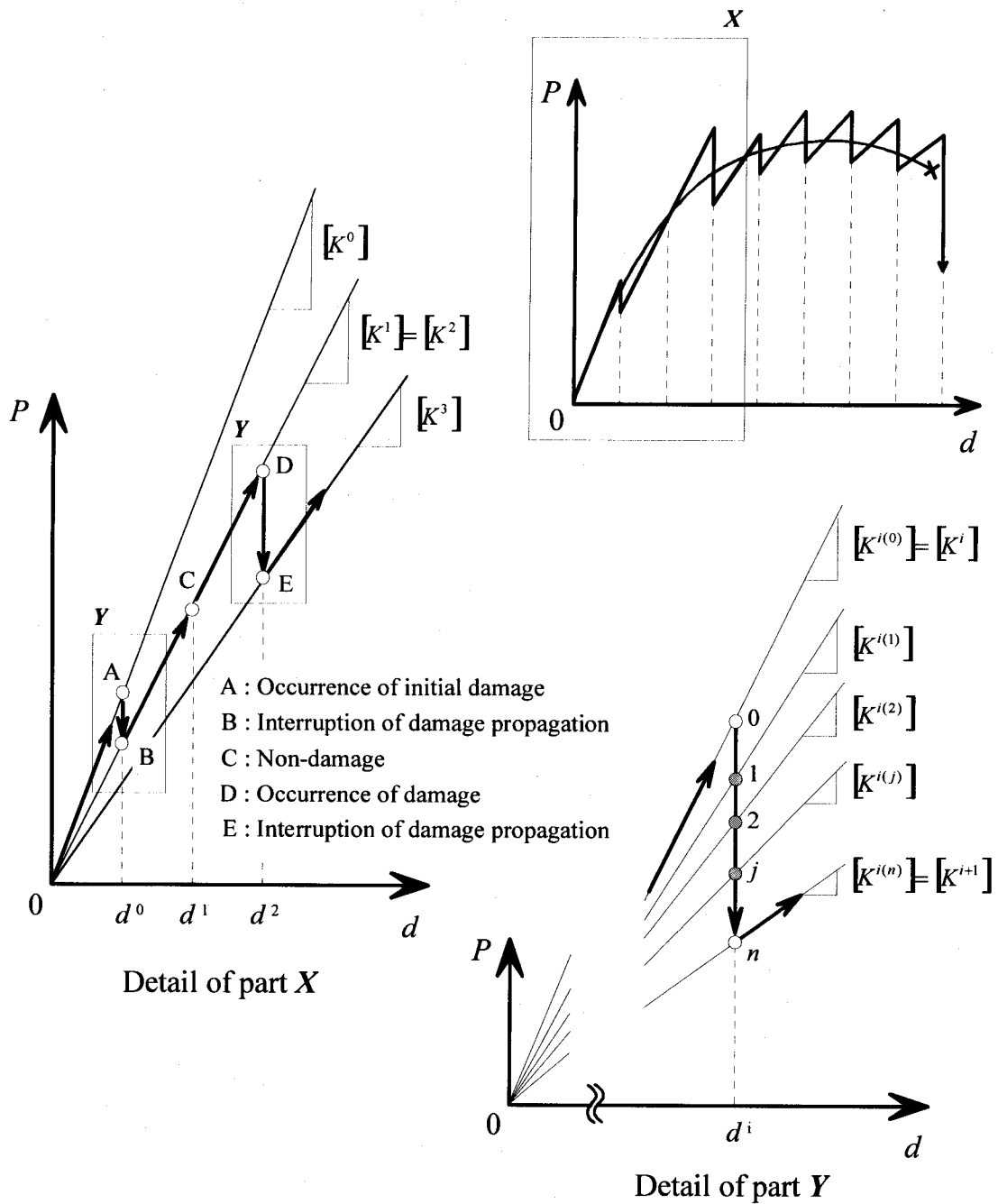
$$[K^{i(j)}]\{\delta^{i(j)}\} = \{f^{i(j)}\} \quad (2-38)$$

$$\{\varepsilon^{i(j)}\} = [B^{i(j)}]\{\delta^{i(j)}\} \quad (2-39)$$

$$\{\sigma^{i(j)}\} = [Q^{i(j)}]\{\varepsilon^{i(j)}\} \quad (2-40)$$

上記の計算では、損傷要素の剛性低下を反映した剛性方程式(2-38)により、式(2-33)～(2-37)のように増分区間における応力増分を計算するのではなく、全応力を直接解とするため、損傷要素における全応力の解放および周辺要素への再配分が考慮される。この応力再分配により新たな要素が損傷する可能

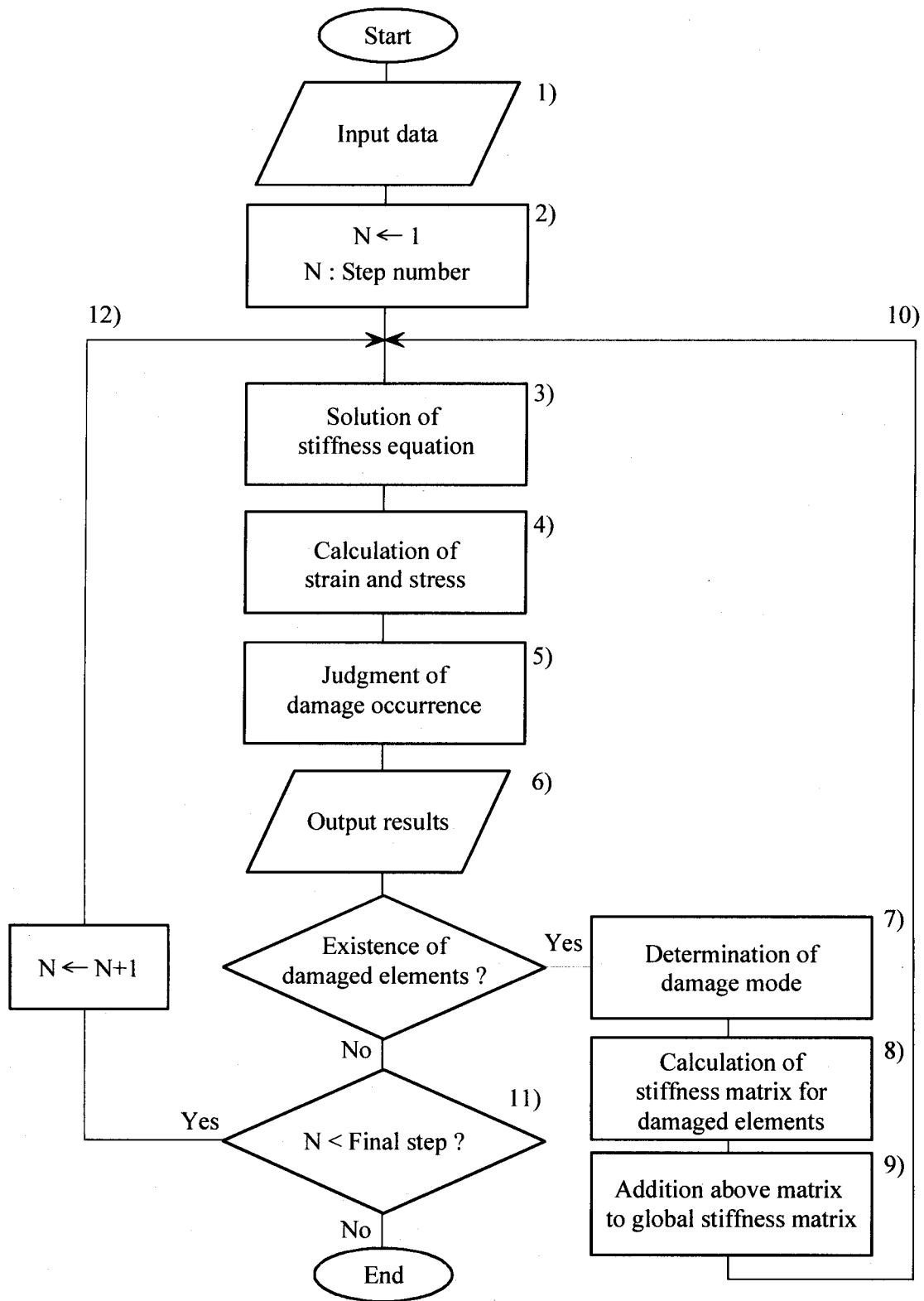
性があるため、再分配された応力状態に対して損傷発生の有無を判定する。新たに損傷があった場合には、損傷要素の剛性を低下させて同様の計算を行い、新たな損傷が発生しなくなるまで同様の処理を繰り返す。損傷の発生が無くなった時点 ( $j=n$ ) で変位  $d$  における損傷進展の停止と判断し、剛性マトリックスを  $[K^{i+1}] = [K^{i(n)}]$  として更なる変位を増分して解析を進める。



**Fig. 2.16 Proposed procedure based on incremental displacement method for non-linear behavior caused by damage propagation**

開発した三次元有限要素解析プログラムのフローチャートを**Fig. 2.17**に示す。以下に解析の手順を箇条書きにする。

- 1) 有限要素メッシュ、境界条件、材料特性値、最終ステップ数（繰返し解析数）、1ステップあたりの増分変位量を入力する。
- 2) ステップ数を初期化する。
- 3) 剛性方程式を解き、節点変位および節点反力を計算する。
- 4) 節点変位から要素重心におけるひずみ・応力を計算する。
- 5) 得られた応力から破損則により要素の損傷発生を判定する。
- 6) 節点変位、節点反力、要素重心のひずみ・応力、損傷状態などの計算結果を出力する。
- 7) 損傷要素がある場合、強度に対する発生応力の比から損傷に支配的な応力成分を決定し、そのモードを特定する。損傷発生がない場合には、手順 11)に移る。
- 8) 損傷構成則に基づいて損傷要素の剛性マトリックスを計算する。
- 9) 手順 8)で得られた損傷要素剛性マトリックスを構造物全体の剛性方程式に組込む。
- 10) 手順 3)に戻り、再計算する。ここで、ステップ数の更新および変位の増分は実行せず、新たな損傷発生がなくなるまで手順 3)~10)までの計算を繰返し行う。
- 11) 新たに損傷が発生しなくなった場合、ステップ数が最終ステップ数未満であるかを確認する。ステップ数が最終ステップ数以上であれば解析を終了する。
- 12) ステップ数が最終ステップ数未満である場合、ステップ数を更新し変位を指定された増分量だけ増加して手順 3)に戻る。



**Fig. 2.17 Flow chart of finite element analysis for non-linear behavior with damage propagation**

## 2.5 結言

本章では、一次構造部材としての需要が多い長繊維強化複合材料、すなわち一方向連続繊維強化複合材料および織物複合材料を対象として、三次元有限要素法に基づく損傷進展解析手法について述べた。

長繊維複合材料で発生する損傷の観察により、発生する損傷を異方損傷、界面損傷および等方損傷に大別した。異方損傷は一方向繊維強化複合材料や織物複合材料内の繊維束で発生する繊維破断やマトリックスき裂であり、均質直交異方性体モデルの適用を提案した。また、界面損傷は積層材での層間はく離や織物複合材料における繊維束-マトリックス界面はく離、等方損傷は織物複合材料内の繊維束を取巻くマトリックスの破壊とし、いずれも均質等方性体モデルを導入することにした。

異方損傷モデルでは、損傷モードにより損傷後の力学的特性が大きく異なることから、異方損傷をさらに四つのモードに分類し、各損傷モードに対して損傷力学に基づく損傷構成則を定式化した。これにより損傷進展に重要となる剛性低下の異方性が均質直交異方性体モデルにより取扱うことが可能となった。また、発生応力と強度の二乗比による損傷モードの識別方法を提案し、一軸引張負荷における斜交積層材の初期損傷モードの予測結果と試験結果の一致からその有効性を示した。

以上の損傷モデルを三次元有限要素解析に導入するため、損傷発生後の応力再分配の影響を考慮した変位増分法に基づく非線形解析手法を提案し、損傷進展解析プログラムを構築した。これにより繊維強化複合材料構造物に対して様々な損傷モードが併発する複雑な損傷進展挙動が解明できるものと考えられる。

## 第3章 損傷進展観察ならびにその解析

### 3.1 緒言

一方向繊維強化複合材料は、層間はく離が容易に発生し衝撃後の圧縮強度が著しく低下する欠点を有する。これに対して、織物複合材料はこれらの改善が可能であることからその需要が増大している。例えば、炭素繊維により強化された平織材では、層間はく離破壊じん性値が一方向繊維強化複合材料と比較して 40~70%向上する。また、層間はく離強度のさらなる向上を図るため積層方向にも繊維束を織り込んだステッチ複合材料がある。さらに、H字型などの断面形状を有する立体的な多次元織物構造物で、弱軸方向を無くす工夫がされている。しかしながら、強化構造の複雑化に伴ってその力学的挙動も複雑となり、その損傷進展挙動については内部損傷観察が困難であるため破断強度やひずみなど巨視的な特性しか評価できない問題がある。したがって、このような織り構造を有する材料にも一方向繊維強化複合材料と同様、提案する損傷進展解析手法の適用が可能であれば、内部で発生する損傷の詳細な進展挙動が解明され、材料評価に大きく貢献できるものと考ええる。

本章では、前章の解析手法の展開を図るため織物複合材料において最も使用頻度の高い目抜平織材に対する静的一軸引張負荷時の損傷進展挙動観察と解析について述べる。織物複合材料では、一軸引張荷重に対しても内部では繊維束の織り構造により多軸応力場となるほか、繊維束での異方損傷、繊維束-マトリックス界面ではく離、マトリックス破壊など種々の損傷が混在する複雑な損傷進展挙動を示す。したがって、その力学的挙動を解析することにより、構築した損傷モデルの全てを活用できるほか、損傷観察結果との比較から提案する解析手法の妥当性が示せるものと考ええる。まず、巨視的な損傷進展挙動を把握するため、一軸引張試験により応力-ひずみ曲線を得ると同時に発生した損傷を AE(Acoustic Emission) 計測と CCD(Charge Coupled Device) カメラにより観察した。次に、微視的な損傷進展を解明するため、SEM (Scanning Electron Microscope) 内で一軸引張試験を行い試験片側面から局所的な損傷進展を観察した。さらに、提案手法により目抜平織単層材に対して一軸引張負荷時の損傷進展解析を行い、上記の試験結果との比較により解析手法の妥当性を示すと同時に、試験時に観察された損傷の発生機構について考察する。

### 3.2 静的引張試験における損傷進展の観察

製造工程における繊維の局所的屈曲や破断、ボイドや介在物など微視的な因子による影響が無視できる巨視的な損傷進展挙動の把握を目的として、目抜平織材の静的一軸引張試験を行った。以下では、試験方法およびその結果について記述する。

#### 3.2.1 試験片および試験装置

試験片材料は、CCD カメラによる損傷観察を可能とするため、強化繊維をFig. 3.1に示すガラス繊維の目抜平織材（旭ファイバーグラス製、MS250）とし、マトリックスを熱硬化性のビニルエステル樹脂（昭和高分子製、リポキシ R-806）とした。強化繊維に使用した目抜平織材の組成はEガラスで、比強度、加工性、生産性に優れた最も汎用的な材料である。また、マトリックスに用いたビニルエステル樹脂は、優れた機械的強さ、電気特性、耐食性を有することからタンクやパイプなどに使用されている。両材料ともに透光性に優れ、目視による損傷観察も可能である。特に、目抜平織材は柔軟性や含浸性を高めるため織目が粗く、損傷進展の観察が比較的容易である。成形は、繊維表面に潤滑性を与えボイドの介在を軽減し、また繊維-マトリックス界面の接着性を高めるため、ガラス繊維目抜平織材に対して表面処

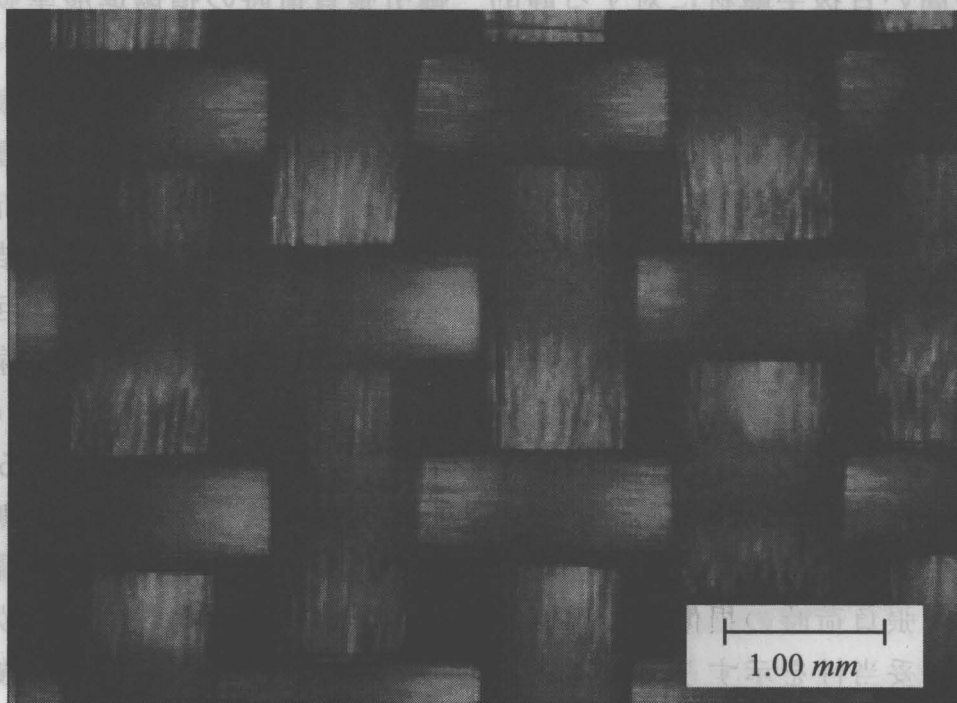
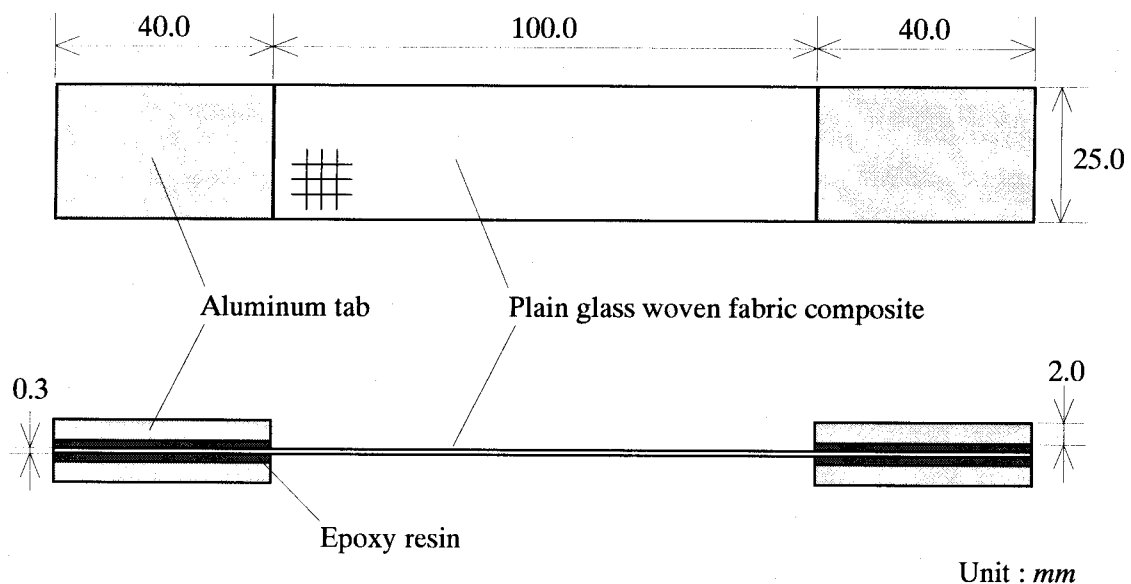


Fig. 3.1 Glass fabric in plain woven fabric composite

理を施した後、ハンドレイアップ法により施行した。損傷進展に及ぼす界面強度の影響も把握するため、表面処理は繊維と樹脂の化学反応により高い接着強度を与えるアクリルシラン処理とそれに劣るエポキシシラン処理を行い、界面強度の異なる二種類の試験片を作成した。

**Fig. 3.2**に試験片形状を示す。試験片は、透光性を維持するため単層材とし、治具接触領域にはエポキシ系接着剤によりアルミタブを接着した。これによりチャック部損傷による AE 計測ノイズも軽減されるものとする。なお、平織材の一方の繊維束は試験片長手（引張負荷）方向に一致している。



**Fig. 3.2 Dimension of specimen for uniaxial tensile test**

試験装置の全景を **Fig. 3.3** に示す。試験システムは、以下の機器から構成される。

- 1) 引張試験機（SHIMAZU 製 AG-10TD）
- 2) ロードセル（SBL-1kN）
- 3) CCD カメラ機器（KEYENCE 製 VH-6200）
- 4) ズームレンズ（KEYENCE 製 VH-Z25）
- 5) AE 計測器（NF 回路設計ブロック製 9501 AE tester）
- 6) AE センサ（NF 回路設計ブロック製 AE-901S）

損傷進展観察のための CCD カメラは、最高倍率 175 倍で静止デジタル画像



とビデオ画像の両出力が可能である。また、AE 計測機器は相対的な損傷発生頻度を示す AE ヒット数のみ計測可能で、AE センサの共振周波数は 140kHz である。

試験装置に試験片を装着した様子ならびに AE 測定機器を Fig. 3.4 に示す。AE センサは、AE 波の減衰を軽減するためグリースを塗布した後、ビニール

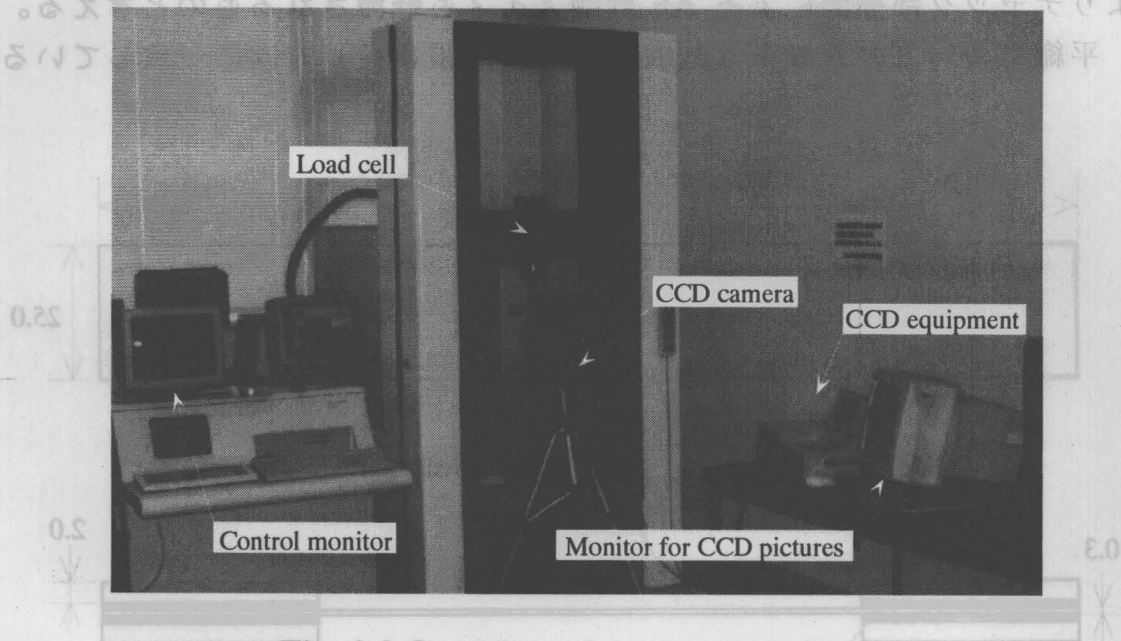


Fig. 3.3 Overview of testing apparatus

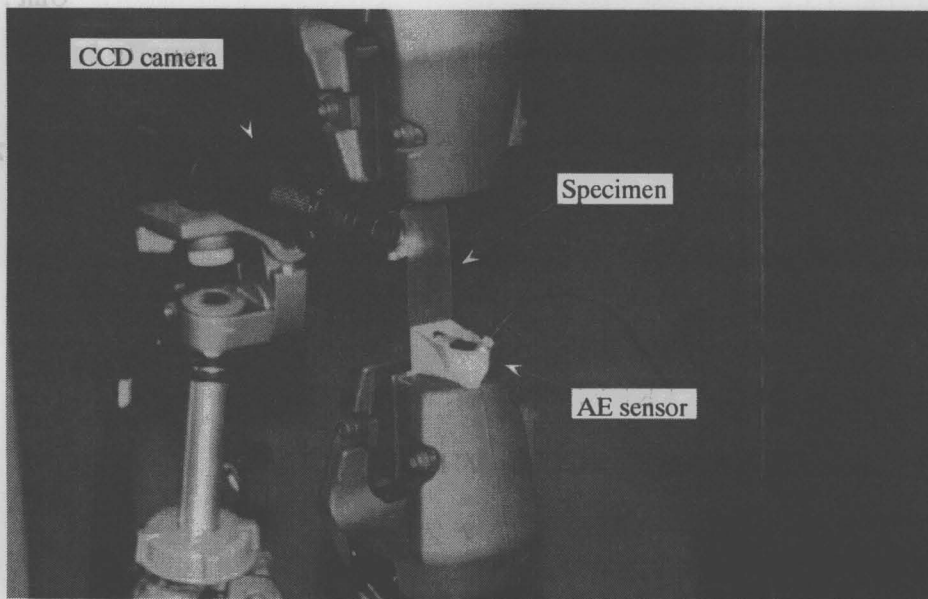


Fig. 3.4 Specimen in test fixture

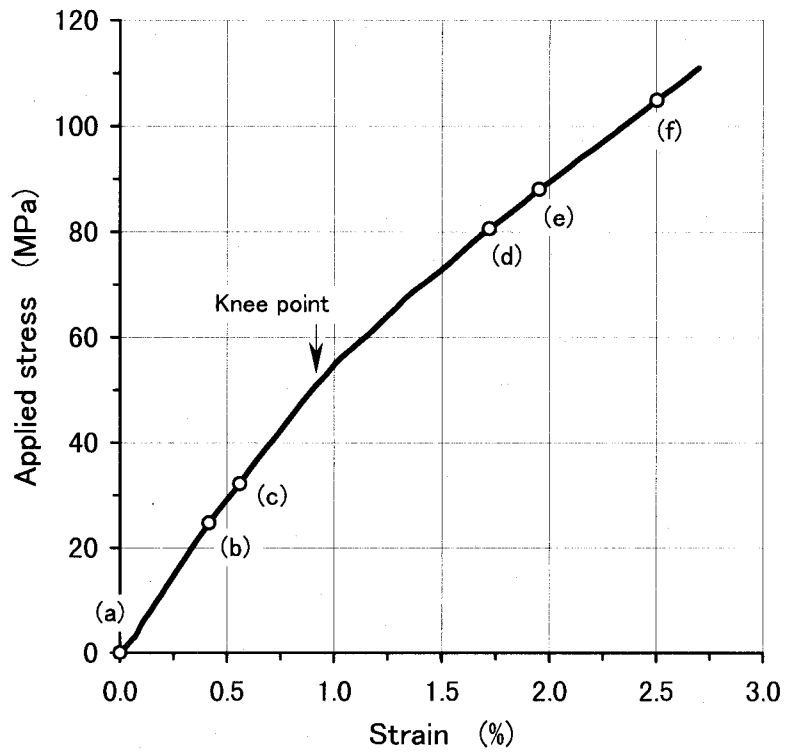
ルテープにより試験片に固定した。試験片には一定速度 0.1mm/min の準静的引張負荷を与え、サンプリング間隔を 0.2 秒として AE 波を計測した。

### 3.2.2 試験結果と考察

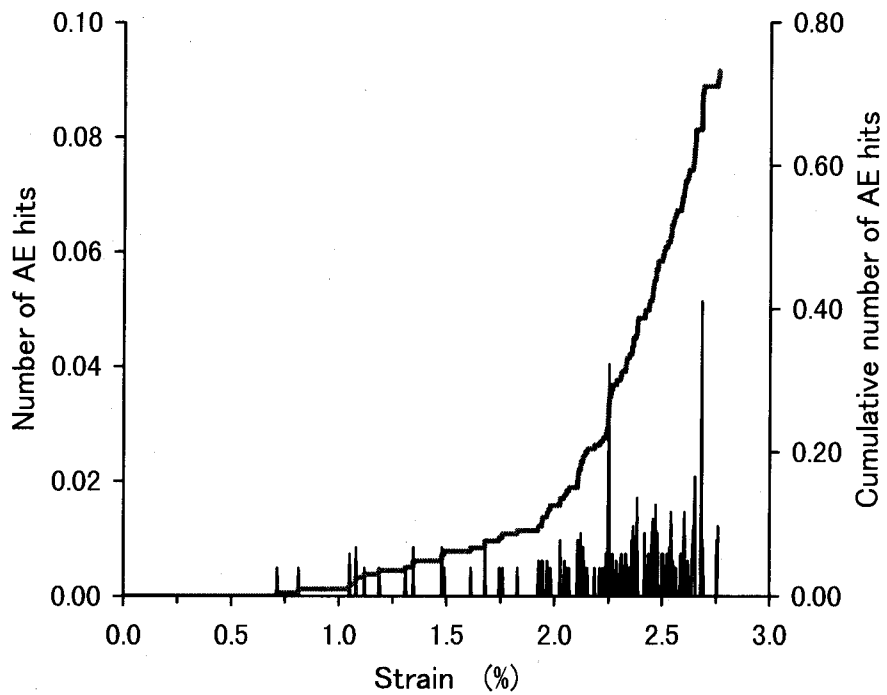
最初に、低い界面強度を有するエポキシシラン処理材に対する試験結果について述べる。Fig. 3.5に試験により得られた主軸方向引張負荷時の応力-ひずみ曲線を示す。破断応力は 110.8MPa、破断ひずみは 2.76%であり、引張ひずみが 0.8%に達する時点で Knee 点を確認できる。

Fig. 3.6に引張ひずみに対する AE ヒット数およびその累積値を示す。引張ひずみがおよそ 0.7%で初期 AE 波が検出され、応力-ひずみ曲線における Knee 点の出現と良い対応関係が確認できる。

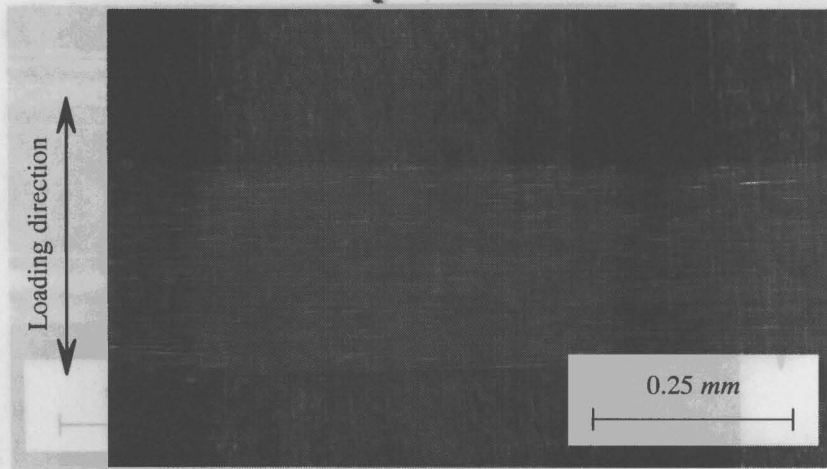
Fig. 3.5の応力-ひずみ曲線に示す各負荷レベル(a)~(f)における CCD カメラによる損傷観察結果を Fig. 3.7に示す。Fig. 3.7(a)は負荷前の試験片観察画像で、負荷方向繊維束および負荷直角方向繊維束が明確に撮影されている。(b)は引張ひずみが 0.4%に達したときで、負荷直角方向繊維束において繊維方向と平行に進展する白いき裂が確認できる。(c)では、この負荷直角方向繊維束におけるき裂が繊維方向に連結した様子が確認できる。Fig. 3.6に示す AE 計測結果においては、この段階でのき裂発生が AE 波として検出され始めていることから、(c)以前に発生した損傷による AE 波はエネルギーレベルが低いため、検出されなかったものと考えられる。(d)は引張ひずみが 1.7%に達した状態で、負荷方向繊維束では顕著な損傷が未だ発生しておらず、負荷直角方向繊維束におけるき裂本数が増加しており、試験片全域において同様の損傷状態が確認された。また、(c)から(d)の過程において、負荷直角方向のき裂が白く霞むことから、マトリックス破壊も併発しているものと考えられる。したがって、Fig. 3.6の AE 計測結果において、引張ひずみが 0.6~1.7%で検出された AE 波は負荷直角方向繊維束におけるき裂とこれに誘発したマトリックス破壊に起因すると言える。(e)および(f)では、負荷直角方向繊維束におけるき裂の顕著な増加は見られず、繊維束交差部において負荷方向に平行なき裂が多数発生しているのが確認できることから、引張ひずみが 2.25%以上での AE 波の急増は繊維束交差部における負荷方向に平行なき裂によるものと推察される。これらのき裂は、引張荷重が負荷方向繊維束のうねりの平滑化に作用するが、交差部では負荷直角方向繊維束によりその作用が抑制されるため、負荷方向繊維束内に発生したき裂であると考えられる。



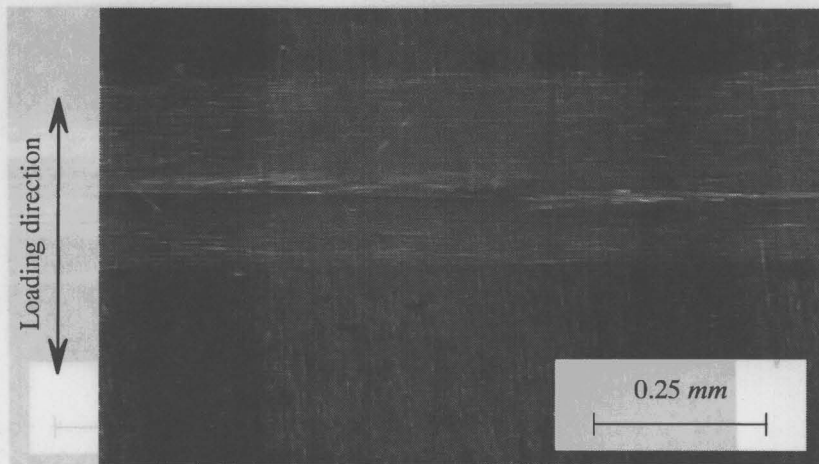
**Fig. 3.5 Stress-strain curve of epoxy silane-treated specimen under tensile load**



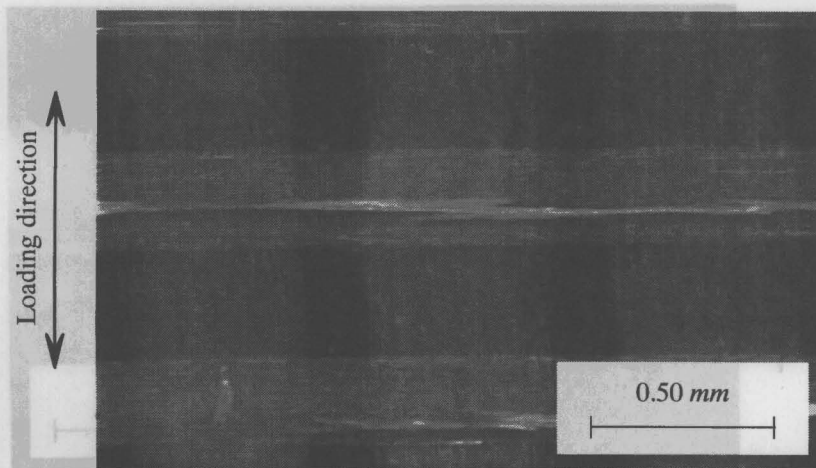
**Fig. 3.6 Number of AE hits and their cumulation versus strain for epoxy silane-treated specimen under tensile load**



(a)  $\varepsilon = 0.0 \%$

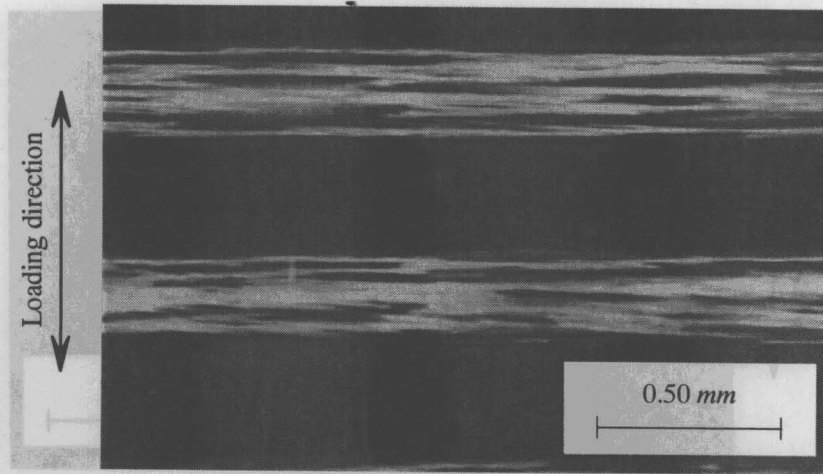


(b)  $\varepsilon = 0.4 \%$

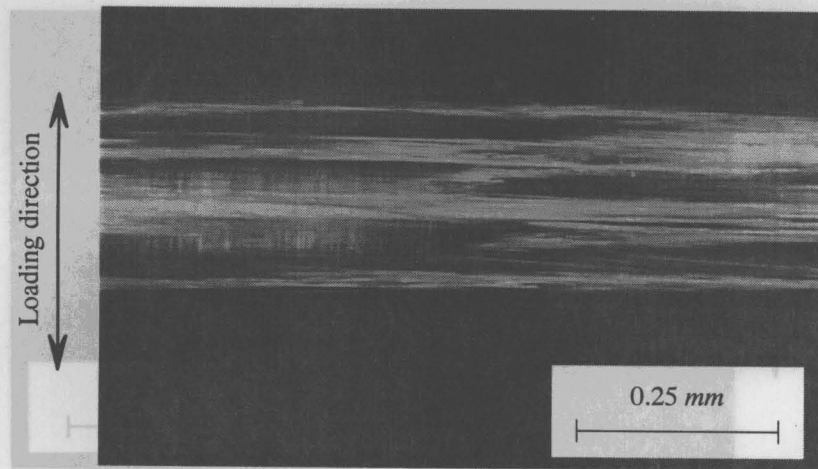


(c)  $\varepsilon = 0.6 \%$

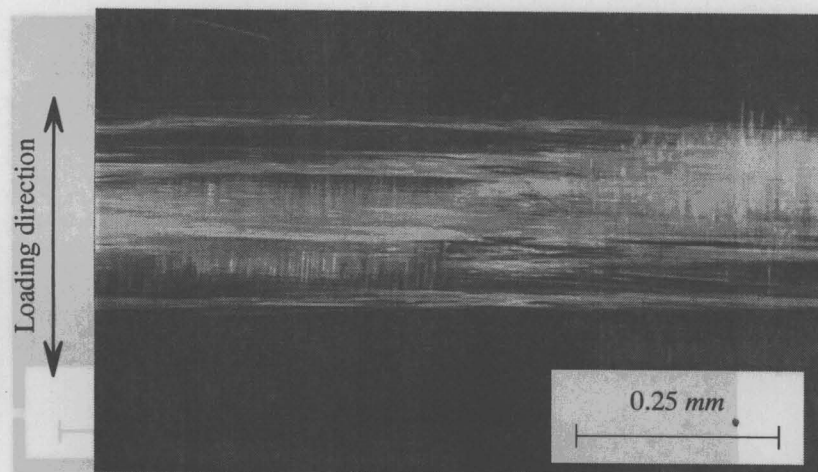
**Fig. 3.7 CCD images of epoxy silane-treated specimen under tensile load at different strain levels**



(d)  $\varepsilon = 1.7\%$



(e)  $\varepsilon = 1.9\%$



(f)  $\varepsilon = 2.5\%$

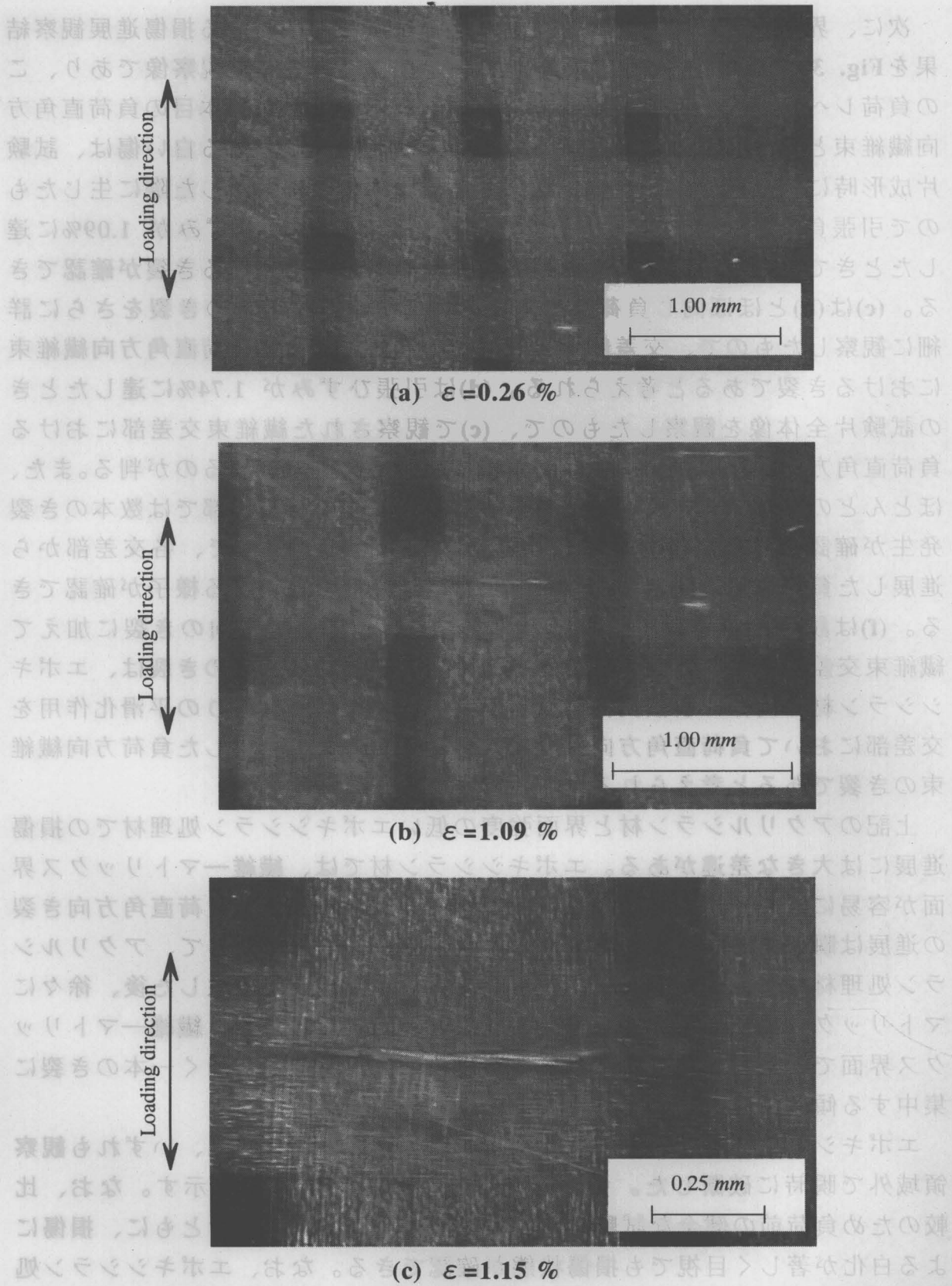
**Fig. 3.7 CCD images of epoxy silane-treated specimen under tensile load at different strain levels (Continued)**



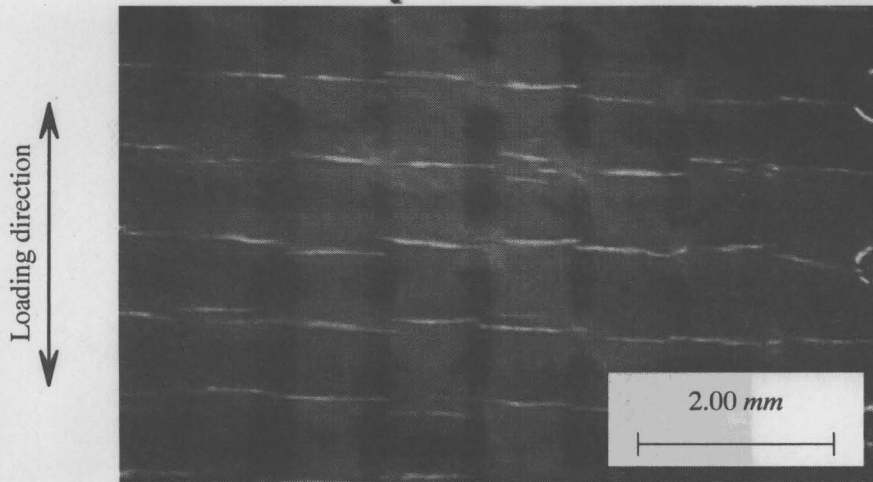
次に、界面強度の高いアクリルシラン処理試験片に対する損傷進展観察結果をFig. 3.8に示す。(a)は引張ひずみが0.26%での低倍率観察像であり、この負荷レベルでは損傷発生は見られない。なお、上から三本目の負荷直角方向繊維束と左から三本目の負荷方向繊維束の交差部における白い傷は、試験片成形時に張り付けたテフロンシートを樹脂硬化後に剥がした際に生じたもので引張負荷により発生した損傷ではない。(b)は引張ひずみが1.09%に達したときで、繊維束交差部において、負荷直角方向に伸びるき裂が確認できる。(c)は(b)とほぼ同じ負荷レベルにおいて繊維束交差部のき裂をさらに詳細に観察したもので、交差部のき裂はその進展方向から負荷直角方向繊維束におけるき裂であると考えられる。(d)は引張ひずみが1.74%に達したときの試験片全体像を観察したもので、(c)で観察された繊維束交差部における負荷直角方向のき裂がすべての交差部において発生しているのが判る。また、ほとんどの交差部でき裂は一つであるが、いくつかの交差部では数本のき裂発生が確認できる。(e)はさらに引張負荷増加後の観察像で、各交差部から進展した負荷直角方向き裂がマトリックス過多部で連結する様子が確認できる。(f)は試験片が破断する直前の観察像で、負荷直角方向のき裂に加えて繊維束交差部で負荷方向のき裂発生も確認できる。これらのき裂は、エポキシシラン材と同様に引張負荷による負荷方向繊維束のうねりの平滑化作用を交差部において負荷直角方向繊維束が抑制するために発生した負荷方向繊維束のき裂であると考えられる。

上記のアクリルシラン材と界面強度の低いエポキシシラン処理材での損傷進展には大きな差違がある。エポキシシラン材では、繊維—マトリックス界面が容易にはく離するため、負荷直角方向繊維束における負荷直角方向き裂の進展は瞬時であり、またそのき裂本数も多い。これに対して、アクリルシラン処理材では、繊維束交差部から負荷直角方向き裂が発生した後、徐々にマトリックス過多部に進展し隣接のき裂と連結する。また、繊維—マトリックス界面での強固な接着によりき裂は複数に分散することなく一本のき裂に集中する傾向がある。

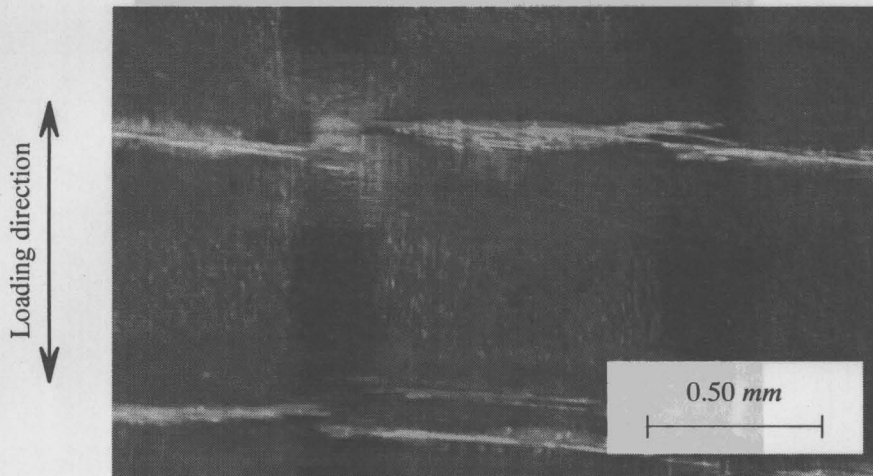
エポキシシラン処理およびアクリルシラン処理両試験片は、いずれも観察領域外で瞬時に破断した。各破断試験片の様子をFig. 3.9に示す。なお、比較のため負荷前の健全な試験片も併せて示す。両破断試験片ともに、損傷による白化が著しく目視でも損傷状態が確認できる。なお、エポキシシラン処理破断試験片の変色域はAEセンサの装着領域で、変色はAE波の減衰を軽減するためのグリースによるものである。



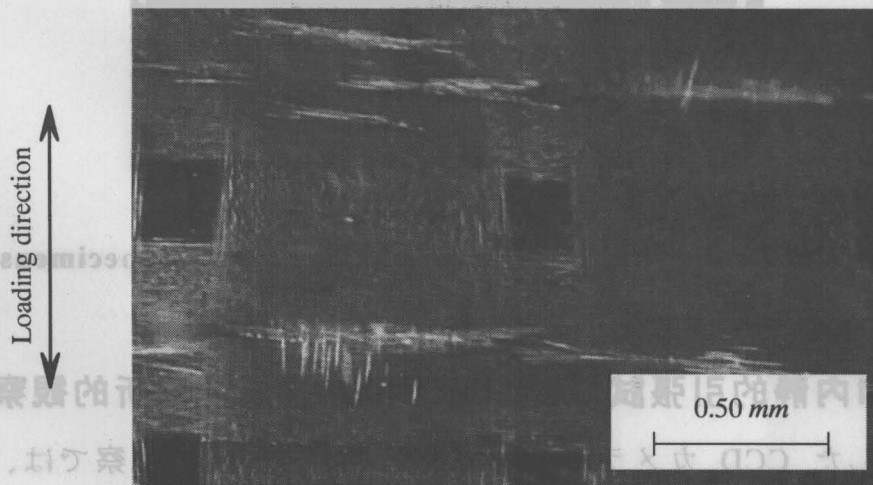
**Fig. 3.8 CCD images of acrylic silane-treated specimen under tensile load at different strain levels**



(d)  $\varepsilon = 1.74 \%$



(e)  $\varepsilon = 2.14 \%$



(f)  $\varepsilon = 2.23 \%$

**Fig. 3.8 CCD images of acrylic silane-treated specimen under tensile load at different strain levels (Continued)**



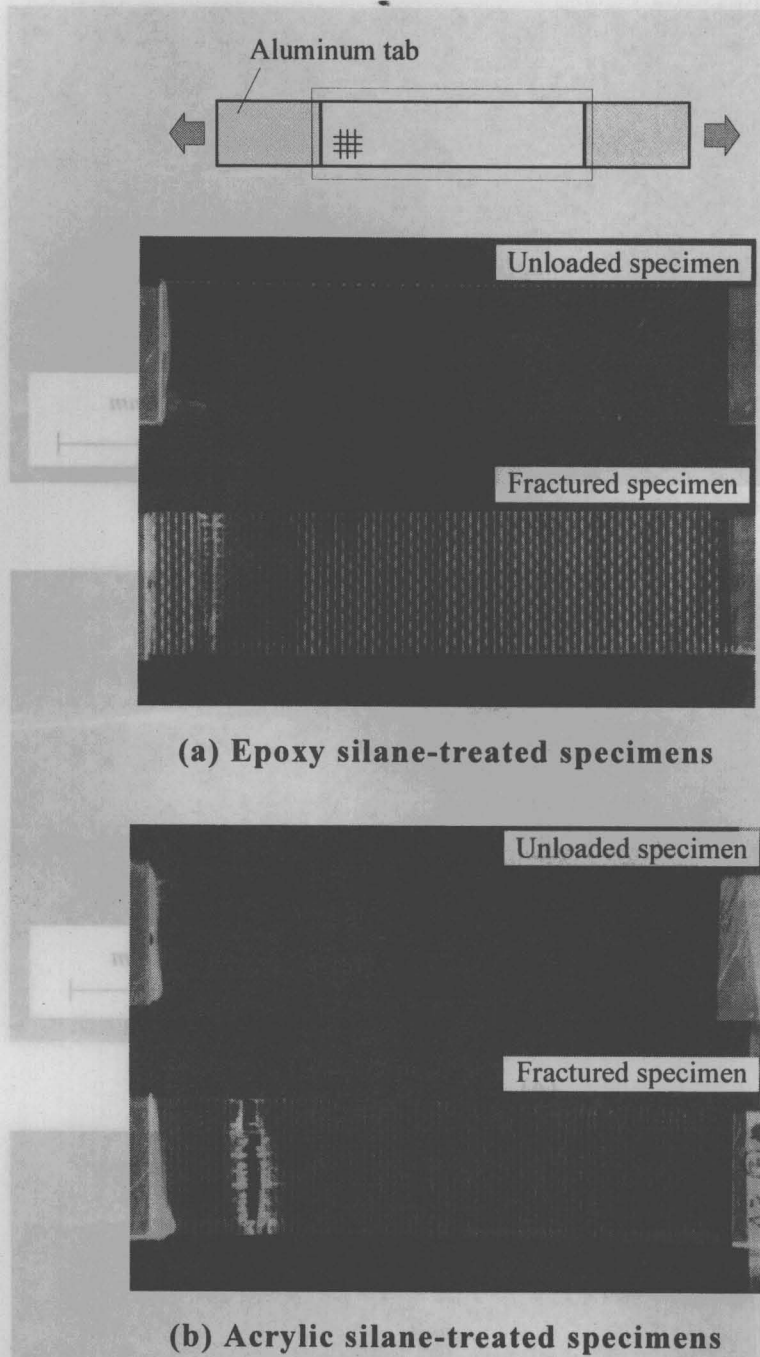


Fig. 3.9 Photographs of fractured and unloaded specimens

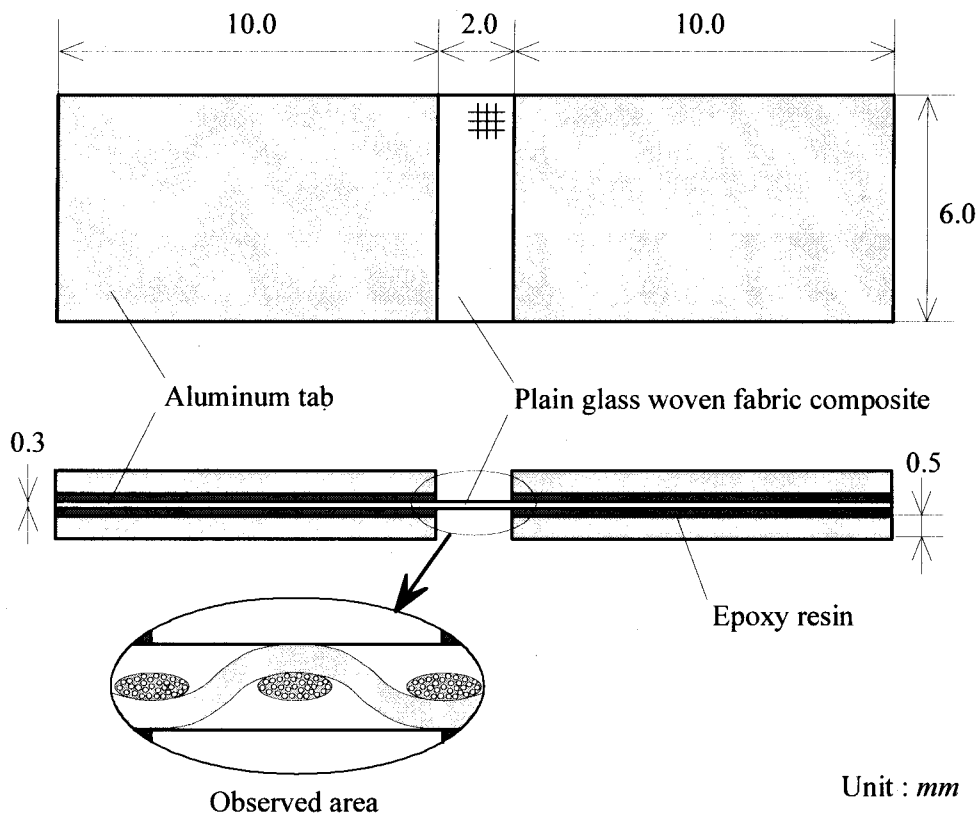
### 3.3 SEM内静的引張試験における損傷進展の局所的観察

前節に示した CCD カメラによる試験片平面内の損傷観察では、負荷直角方向に進展するき裂が明確に確認できたが、その発生部位は不明であった。本節では、前節と同様の目抜平織単層材に対する SEM 内静的引張試験に基づいて、試験片側面における微視的な損傷進展について検討する。

### 3.3.1 試験片および試験装置

試験片材料は、前節と同様に強化繊維をガラス繊維、マトリックスをビニルエステル樹脂とする目抜平織単層材とし、繊維表面にアクリルシラン処理またはエポキシシラン処理を施した後ハンドレイアップ法により成形した。

試験片の寸法ならびに構成を **Fig. 3.10** に示す。平織材の一方の繊維束が試験片長手（引張負荷）方向に一致している。SEM により観察する試験片側面には、ハブ研磨 ( $\text{Al}_2\text{O}_3$ 、 $0.3\ \mu\text{m}$ ) を施した後、イオンスパッター装置（日立製作所製、E-1010）により Pt（約 20nm 厚）を被覆し導電性を付与した。



**Fig. 3.10 Dimension of specimen for tensile test in SEM**

SEM 内引張試験システムの構成を **Fig. 3.11** に示す。試料引張装置に半導体ロードセルを取り付けた引張ステージを **Fig. 3.12** に示す。引張ステージは SEM 内に設置し、SEM 外部に送信されたロードセル信号を直流増幅器により増幅した後、引張荷重信号として記録した。また、SEM により観察した損傷状態の映像は動画として 8mm ビデオに記録した。荷重条件は、SEM 外

部から引張ステージの回転ノブ（0.1 mm/r）を原動機により一定速度（3.0 r/min）で回転させ、試験片に  $5\mu\text{m/s}$  の引張負荷を与えた。

以下に、試験に使用した主な機器を示す。

- 1) SEM（日立製作所製 S-2460N）
- 2) 試料引張装置（日立製作所製）
- 3) 半導体ロードセル（豊田工業製 WMS-12B-200）
- 4) 直流増幅器（豊田工業製 AA6010）
- 5) 引張装置用原動機（ツカサモーター製 TG-21A-DM-75-KA）
- 6) 定電源電圧装置（METRONIX 製 MSV18A-20）
- 7) X-Y RECORDER（YOKOGAWA ELECTRIC WORKS 製 3036）

SEM の分解能は 4nm であり、20~200,000 倍での観察が可能である。また、試料引張装置は、最高引張距離が 5mm で最大 2000N の引張および圧縮負荷が可能である。

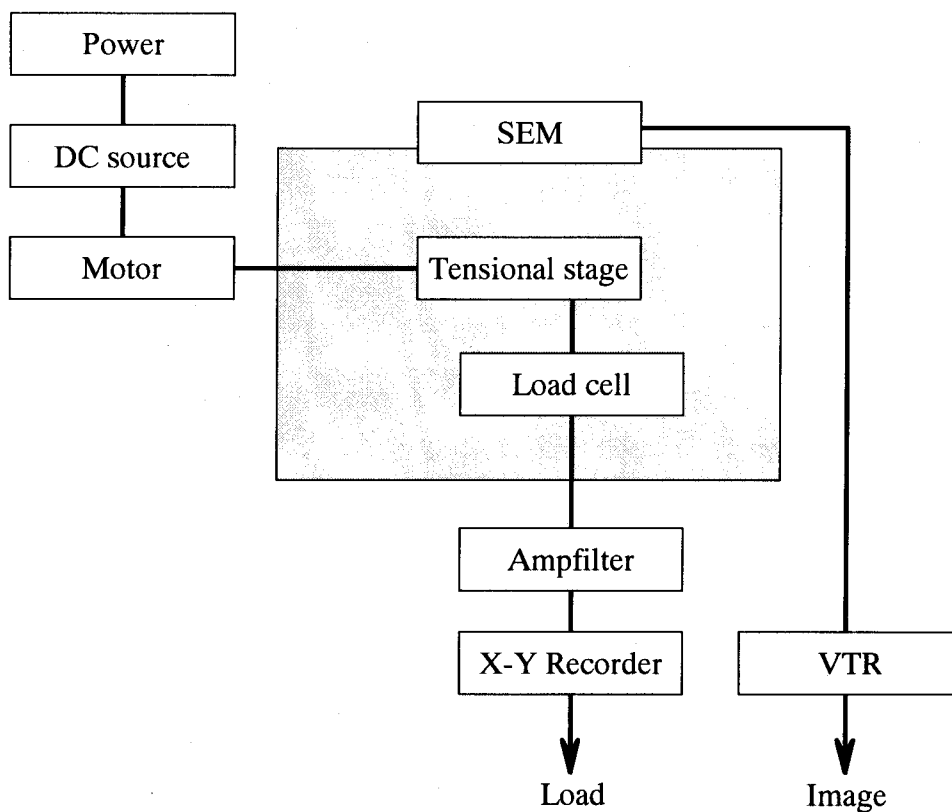


Fig. 3.11 Instruments for tensile test in SEM

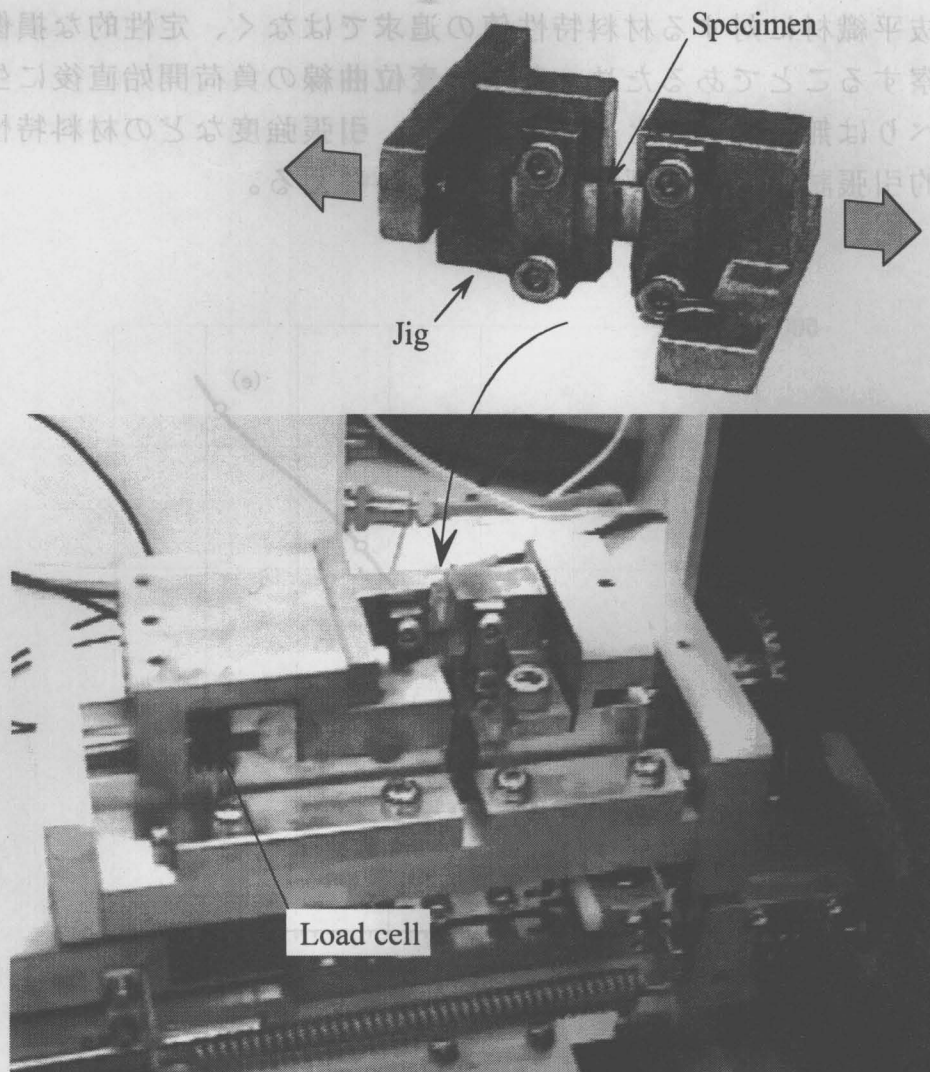
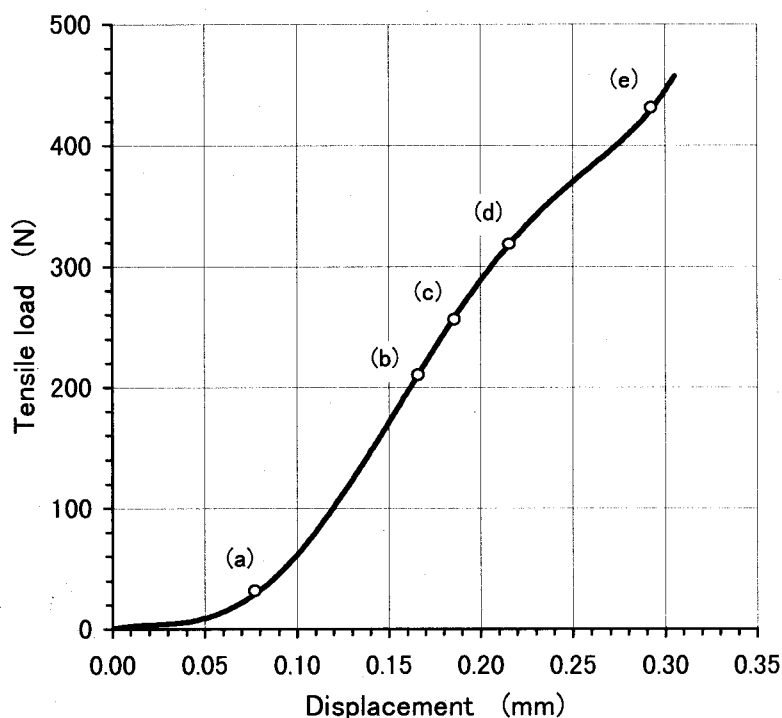


Fig. 3.12 Overview of tensional stage in SEM and specimen in test fixture

### 3.3.2 試験結果と考察

最初に、界面強度に劣るエポキシシラン処理材に対する試験結果について述べる。Fig. 3.13に試験により得られた主軸方向引張負荷時の荷重-変位曲線を示す。負荷開始直後の変位が 0.075mm 以下での著しい伸びは、試験片のすべりに起因するものである。すべりの原因には、SEM 内では試験片寸法が制限されるため、治具に固定するための十分なタブ接着領域の確保が困難であること、ボイドなどによる局所的なタブ接着不良でも微小な試験片には大きな影響を与えること、治具による試験片の過剰な締め付けは想定しない応力場を生じるほかタブ内破壊を引き起こすため、すべりを防止するための十分な治具締め付けが不可能であることなどが挙げられる。本試験の主目

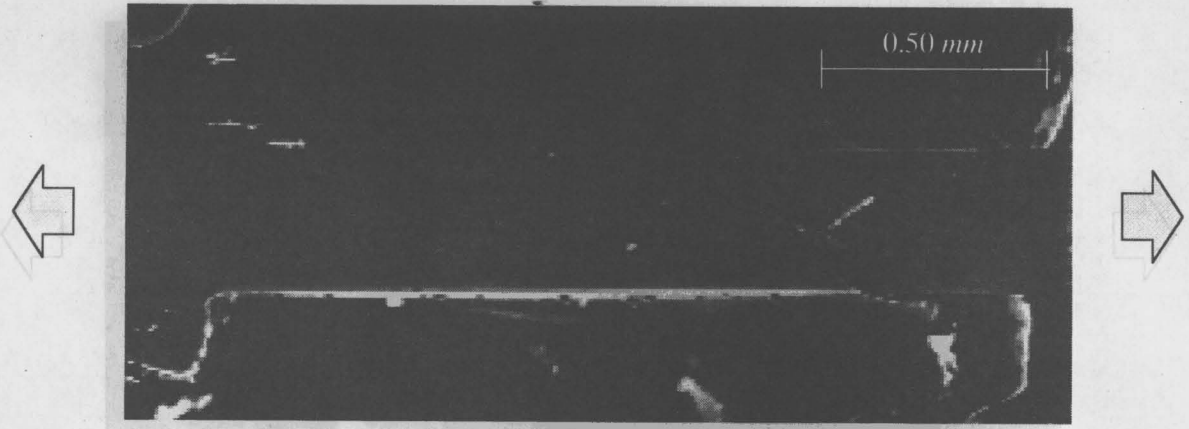
的は、目抜平織材に対する材料特性値の追求ではなく、定性的な損傷進展を詳細に観察することであるため、荷重-変位曲線の荷重開始直後に生じる試験片のすべりは無視することとした。なお、引張強度などの材料特性値は、前節の静的引張試験により評価できたものとする。



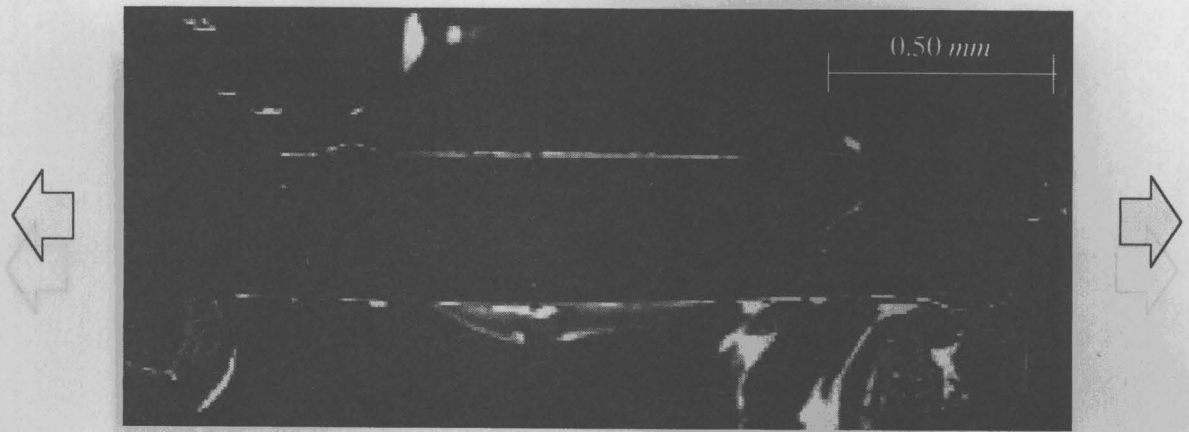
**Fig. 3.13 Load versus displacement curve of epoxy silane-treated specimen under tensile load**

試験片の変形モードを確認するため、荷重-変位曲線に示す各負荷レベル(a)~(e)における低倍率の観察像をFig. 3.14に示す。Fig. 3.14では楕円形をした負荷直角方向繊維束の繊維垂直断面と負荷方向繊維束の繊維方向断面が観察できる。負荷方向繊維束で白い傷が見られるが、これは観察面研磨時に生じたものである。(b)では負荷直角方向繊維束内部でき裂が発生しており、(d)では繊維束からマトリックスへき裂が伝播した様子が確認できる。また、引張荷重増加に伴い負荷方向繊維束のうねりが平滑化され、(e)ではほぼ直線状に変形している様子が確認できる。この負荷方向繊維束の変形挙動により負荷直角方向繊維束のき裂開口が促進され、単層材は波打つような面外変形を呈する。さらに、(d)および(e)では面外変形により試験片平面内の損傷進展も観察でき、き裂が自由端から進展している様子が確認できる。

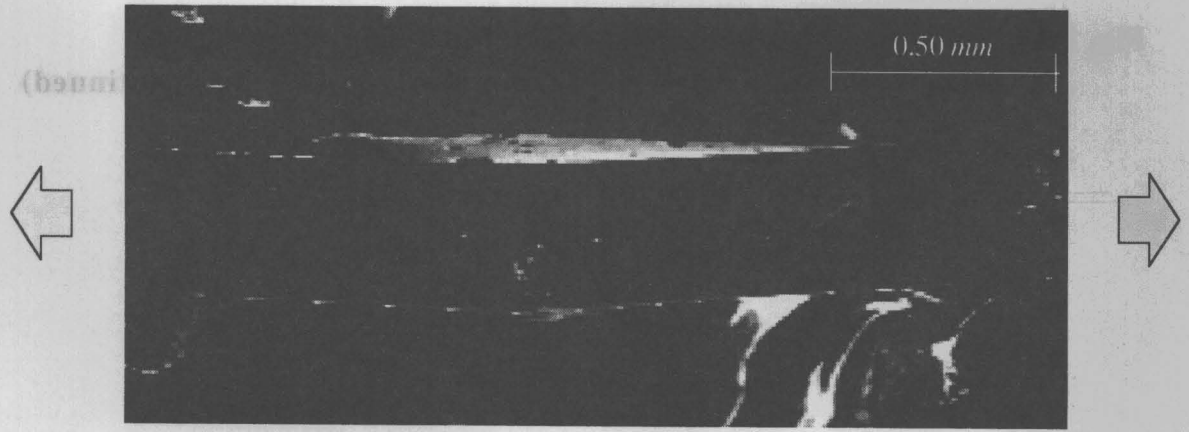




(a)  $P/P_f=0.06$



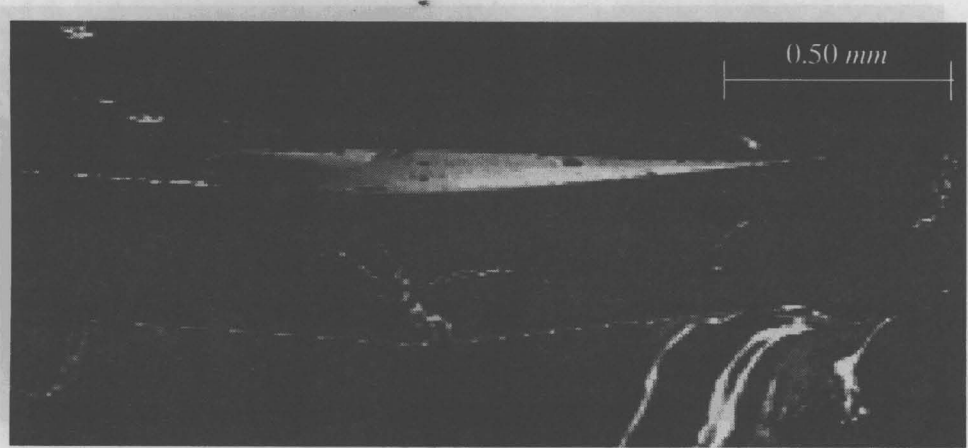
(b)  $P/P_f=0.46$



(c)  $P/P_f=0.56$

( $P$  : Applied tensile load,  $P_f$  : Fractured tensile load)

**Fig. 3.14 SEM low-magnified images of out-of-plane deformation of epoxy silane-treated specimen under tensile load**



(d)  $P/P_f=0.70$



(e)  $P/P_f=0.95$

**Fig. 3.14 SEM low-magnified images of out-of-plane deformation of epoxy silane-treated specimen under tensile load (Continued)**

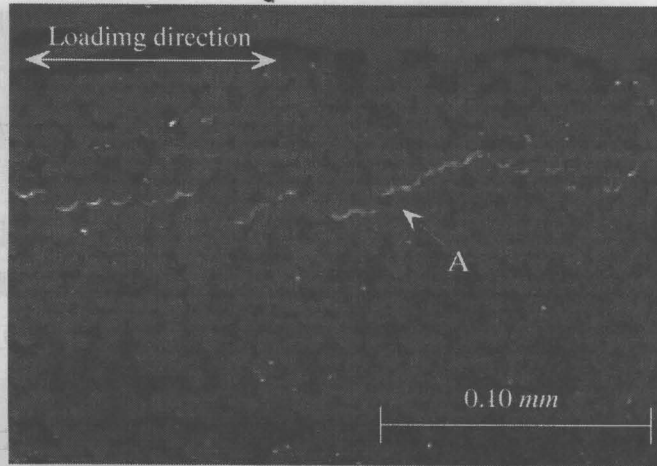


(c)  $P/P_f=0.50$

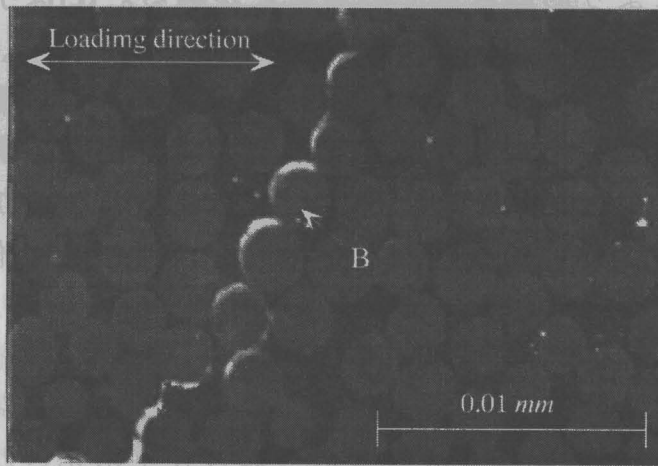
Fig. 3.14 SEM low-magnified images of out-of-plane deformation of epoxy silane-treated specimen under tensile load (P : Applied tensile load, P<sub>f</sub> : Fractured tensile load)

引張荷重下における目抜平織単層材のより詳細な損傷進展を把握するため、**Fig. 3.15**に高倍率の損傷進展観察像を示す。**(a)**は負荷直角方向繊維束断面の初期状態の観察像で、負荷方向に伸びる繊維束内き裂 **A** が確認できる。これは、目抜平織単層平板から試験片を切り出した際または SEM 観察のため試験片側面を研磨した際に発生したもので、引張負荷に起因するき裂ではない。試験片製作時のき裂はいずれのエポキシシラン処理試験片でも発生し、界面強度が低いため損傷のない健全な試験片の製作は不可能であった。**(b)**は**(a)**からおよそ 70N 引張荷重増加後の負荷直角方向繊維束断面をさらに高倍率で観察したもので、負荷方向にほぼ垂直な板厚方向に進展するき裂 **B** が確認できる。き裂の起点は不明であるが、繊維-マトリックス界面におけるはく離の連結により形成されていることが判る。**(c)**は引張荷重が破断荷重の半分に達した際の負荷直角方向繊維束断面の観察像で、試験片製作時の初期き裂 **A** を除外するといずれのき裂も負荷方向にほぼ垂直に進展していることが判る。**(d)**はさらに引張荷重増加後の繊維束交差部を観察したもので、**(c)**と比較すると繊維束界面近傍のき裂 **C** の開口が増加していることが判る。**(e)**は試験片全体像を観察したもので、負荷方向繊維束のうねりが平滑化されるに伴って負荷直角方向繊維束内き裂 **B** がマトリックスに伝播して大きく開口している様子が確認できる。また、負荷方向繊維束においても繊維方向に平行なき裂 **D** が発生していることが判る。負荷直角方向繊維束内き裂 **D** はその進展方向から繊維束のうねりが平滑化される変形によって発生したせん断応力が支配的な損傷であると推察される。これに対して、前節の静的引張試験では、き裂 **D** のような損傷は観察されなかった。これは、前節の試験では、試験片幅が繊維束の織り構造に対して十分大きく、自由端の影響をほとんど受けないためであると考えられる。すなわち、前節の試験では負荷方向繊維束のうねりが平滑化される変形は負荷直角方向繊維束により強く抑制されるのに対して、SEM 内試験では試験幅が小さく負荷直角方向繊維束の拘束力が小さいため、負荷方向繊維束はうねりを失って大きく変形するためき裂 **D** のようなせん断損傷が発生したものと考える。**(f)**は最終負荷段階の負荷方向繊維束を高倍率で観察したもので、二本の繊維が破断している様子が確認できる。**(f)**の観察後まもなく試験片が瞬時に破断した。

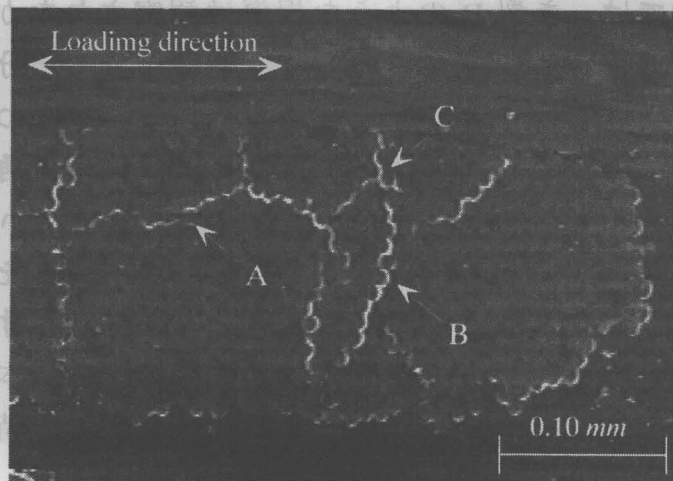




(a)  $P/P_f=0.13$

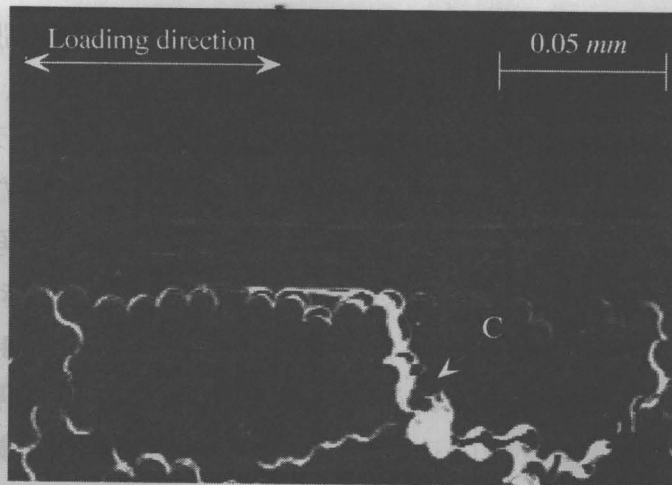


(b)  $P/P_f=0.28$

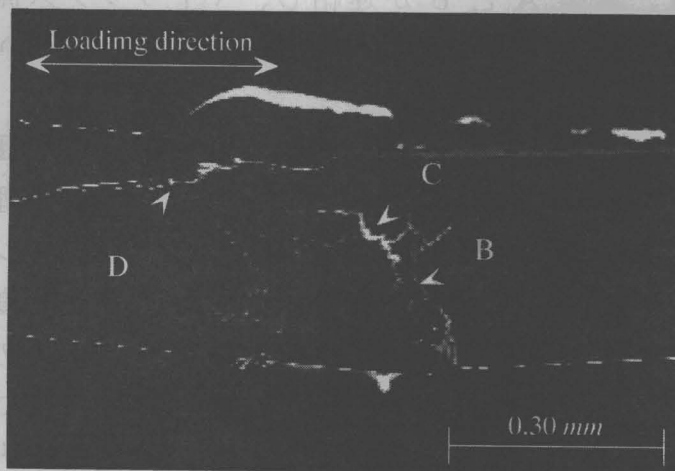


(c)  $P/P_f=0.50$

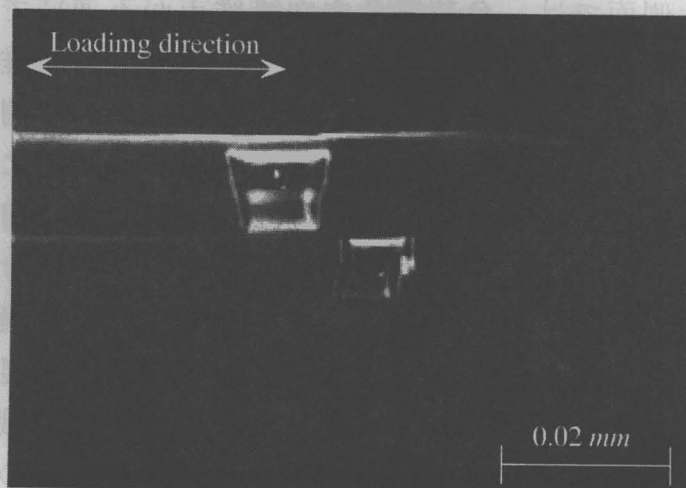
**Fig. 3.15 SEM high-magnified images of damage state of epoxy silane-treated specimen under tensile load**



(d)  $P/P_f=0.60$



(e)  $P/P_f=0.62$

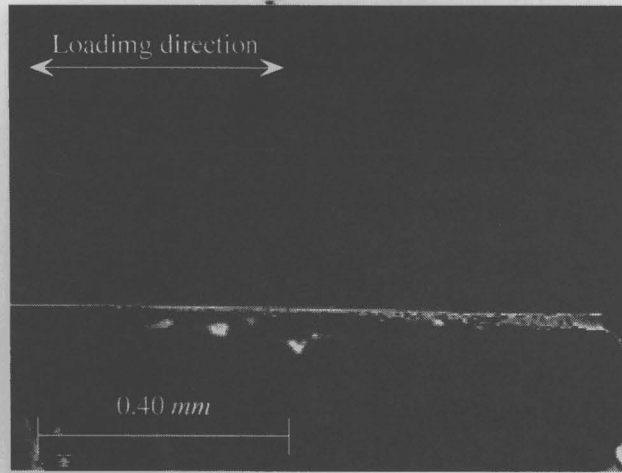


(f)  $P/P_f=0.81$

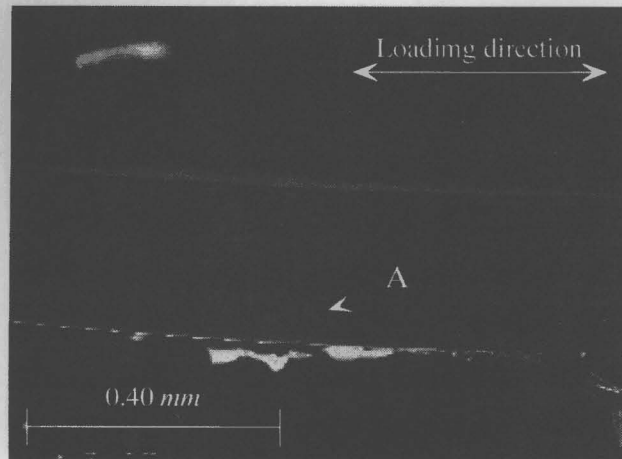
**Fig. 3.15 SEM high-magnified images of damage state of epoxy silane-treated specimen under tensile load (Continued)**

次に、高い界面強度を有するアクリルシラン処理材の引張荷重下での損傷進展状態を **Fig. 3.16** に示す。(a)は引張荷重直後の観察像で、負荷方向繊維束と負荷直角方向繊維束垂直断面が確認できる。アクリルシラン処理材は、高い界面強度を有することからエポキシシラン処理材とは異なり観察面の研磨では損傷は発生しないことが確認できる。(b)では負荷直角方向繊維束断面で初期き裂 A の発生が確認できる。(c)では(b)で発生したき裂 A が繊維束内およびマトリックスへ板厚方向に進展する様子が判る。(d)では負荷直角方向繊維束内におけるき裂進展は負荷方向繊維束との界面で停止し、マトリックス側ではき裂は試験片表面に達しておらず依然進展中であることが判る。また、負荷直角方向繊維束でき裂 A と平行に並ぶ新たなき裂 B の発生が確認できる。(e)では、き裂 A と B が連結し、マトリックス側でき裂が表面に達した様子が確認できる。(f)では、き裂開口が増加している様子が確認できる。

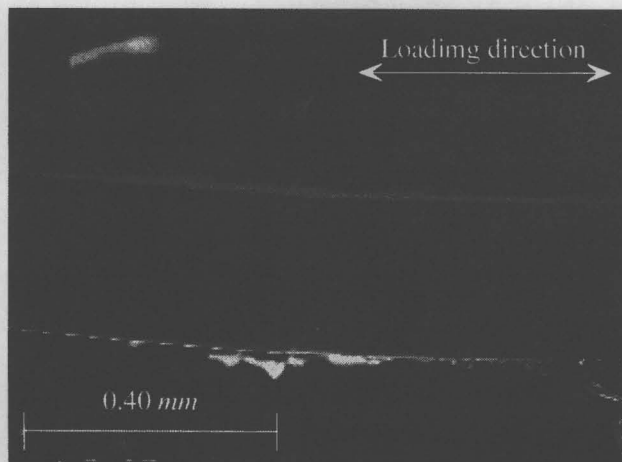
エポキシシラン処理材とアクリルシラン処理材の損傷進展を比較すると、繊維-マトリックス界面の接着性が劣るエポキシシラン処理材では、負荷直角方向繊維束内でのき裂が多発するのに対して、アクリルシラン処理材では初期き裂が成長して開口の大きなき裂を形成する。界面強度の差によってき裂密度に大きな差があるものの、試験片破断に至るまでの進展順序はほぼ同じである。すなわち、負荷直角方向繊維束において負荷に垂直な初期き裂が発生し、負荷直角方向繊維束を分断する。次に、繊維束内き裂がマトリックスへ進展してき裂開口を増加した後、試験片の破断を誘発する。また、観察を行った試験片側面では、負荷直角方向繊維束が不連続であることから負荷方向繊維束に対する変形の拘束力が小さく、負荷方向繊維束が容易にうねり形状を喪失して大きく変形するため、初期き裂は試験片側面の自由端で発生する。負荷方向繊維束の変形により負荷方向繊維束断面には局所的な曲げ負荷が作用する。このため、負荷直角方向繊維束断面の負荷方向繊維束側では圧縮、反対のマトリックス側では引張状態となり、初期き裂は引張状態下のマトリックス側で発生する。さらに、アクリルシラン処理材では負荷方向繊維束が瞬時に破断するため観察できなかったが、損傷進展が比較的緩やかなエポキシシラン処理材では **Fig. 3.15(e)** のように負荷方向繊維束のうねりが平滑化され直線状に変形する過程にはマトリックス過多部の負荷方向繊維束内でせん断による損傷を伴う。



(a)  $P/P_f=0.01$



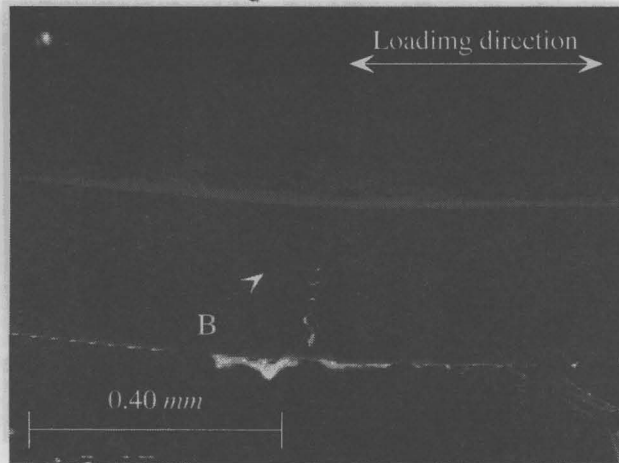
(b)  $P/P_f=0.21$



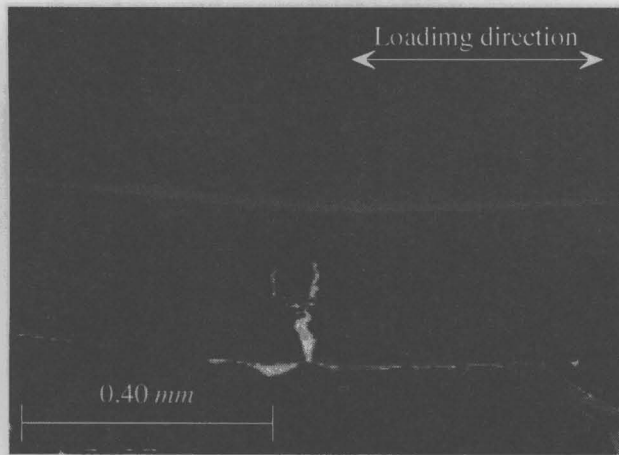
(c)  $P/P_f=0.24$

Fig. 3.16 SEM high-magnified images of damage state of acrylic silane-treated specimen under tensile load

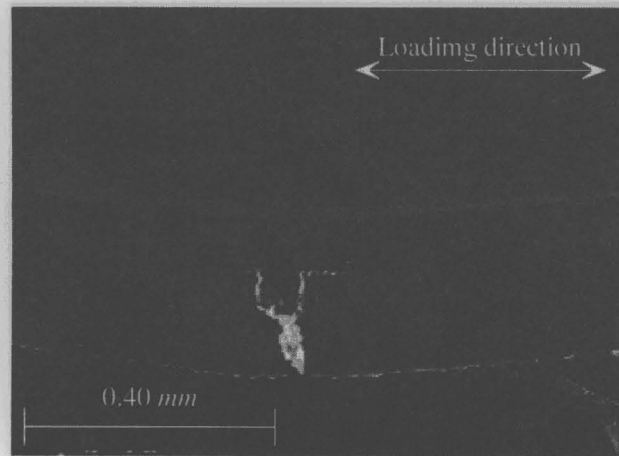




(d)  $P/P_f=0.33$



(e)  $P/P_f=0.53$



(f)  $P/P_f=0.92$

**Fig. 3.16 SEM high-magnified images of damage state of acrylic silane-treated specimen under tensile load (Continued)**

### 3.4 三次元有限要素法による損傷進展解析

本節では、主軸引張負荷時の目抜平織単層材の損傷進展解析について述べる。3.2節では目抜平織単層材の応力-ひずみ曲線、AE 特性および試験片平面内の損傷状態が明らかとなり、3.3節では試験片側面の自由端における詳細な損傷進展が把握できたことから、これら試験結果との比較により解析手法の妥当性を評価する。また、解析結果から試験では観察できなかった試験片内部での損傷進展や試験時に観察された損傷の発生機構について検討する。以下に目抜平織材の力学的特性、有限要素モデルの作成方法ならびに損傷進展解析結果を示す。

#### 3.4.1 目抜平織材の力学的特性

提案する損傷進展解析手法では、織物複合材料を繊維束とマトリックスからなる不均質異方性材料として取扱うため、繊維束とマトリックスの力学的特性を必要とする。繊維束は、その強化形態から局所的に一方向繊維強化複合材料としての近似が可能である。一方向繊維強化複合材料の力学的特性は、強化繊維およびマトリックスの力学的特性、繊維体積含有率により決定される[134][135]。試験片に用いた目抜平織材は、強化繊維が E ガラス、マトリックスがビニルエステル樹脂であり、繊維束の力学的特性はTable 3.1に示す両等方性材料の力学的特性[136][137]から決定される。ここで、繊維束における繊維体積含有率は不明であるため、Fig. 3.17に示す繊維束垂直断面のSEM 画像から観測した。すなわち、SEM 画像に対して繊維とマトリックスの画素に二値化し、その画素数の比から計算した結果、繊維束における繊維体積含有率は57.0%と判明した。

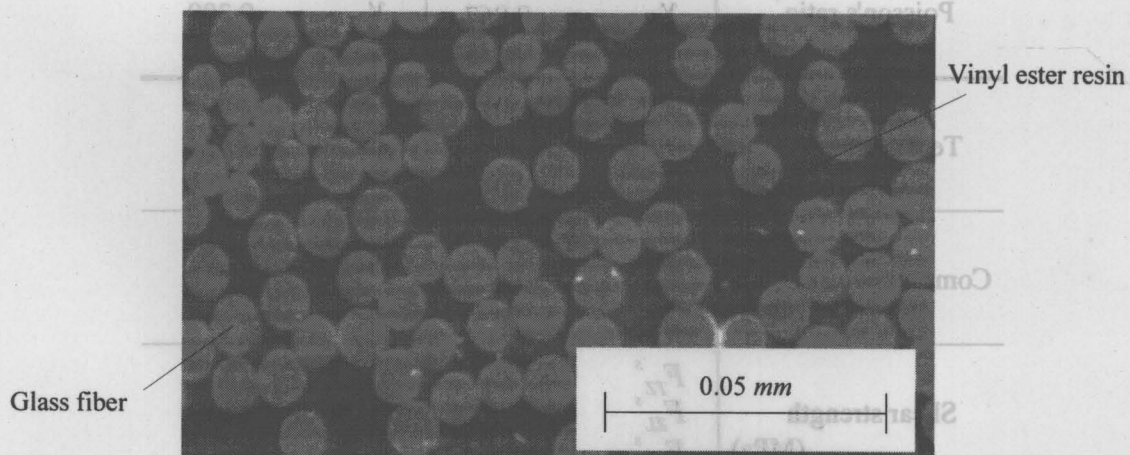


Fig. 3.17 SEM image of cross section of fiber bundle

**Table 3.1 Mechanical properties of fiber and matrix resin[136][137]**

Mechanical properties \ Material		Fiber		Matrix resin	
		E-glass		Vinyl ester	
Young's modulus	(GPa)	$E_f$	73.035	$E_m$	3.334
Shear modulus	(GPa)	$G_f$	30.110	$G_m$	1.282
Poisson's ratio		$\nu_f$	2.156	$\nu_m$	0.300
Tensile strength	(MPa)	$s_f$	2480.380	$s_m^t$	68.65
Compressive strength	(MPa)	—		$s_m^c$	68.65

**Table 3.2 Mechanical properties of fiber bundle and matrix in plain woven fabric composite**

Mechanical properties \ Material		Fiber bundle		Matrix resin	
		E-glass/Vinyl ester ( $V_f=0.57$ )		Vinyl ester	
Young's modulus (GPa)		$E_L$	42.80	$E$	3.334
		$E_T$	12.22		
		$E_Z$	12.22		
Shear modulus (GPa)		$G_{TZ}$	4.872	$G$	1.282
		$G_{ZL}$	4.775		
		$G_{LT}$	4.775		
Poisson's ratio		$\nu_{TZ}$	0.254	$\nu$	0.300
		$\nu_{ZL}$	0.067		
		$\nu_{LT}$	0.233		
Tensile strength (MPa)		$F_L^t$	2024.0	$F^t$	68.65
		$F_T^t$	108.0		
		$F_Z^t$	108.0		
Compressive strength (MPa)		$F_L^c$	2982.0	$F^c$	68.65
		$F_T^c$	242.0		
		$F_Z^c$	242.0		
Shear strength (MPa)		$F_{TZ}^s$	121.0	$F^s$	68.65
		$F_{ZL}^s$	121.0		
		$F_{LT}^s$	121.0		

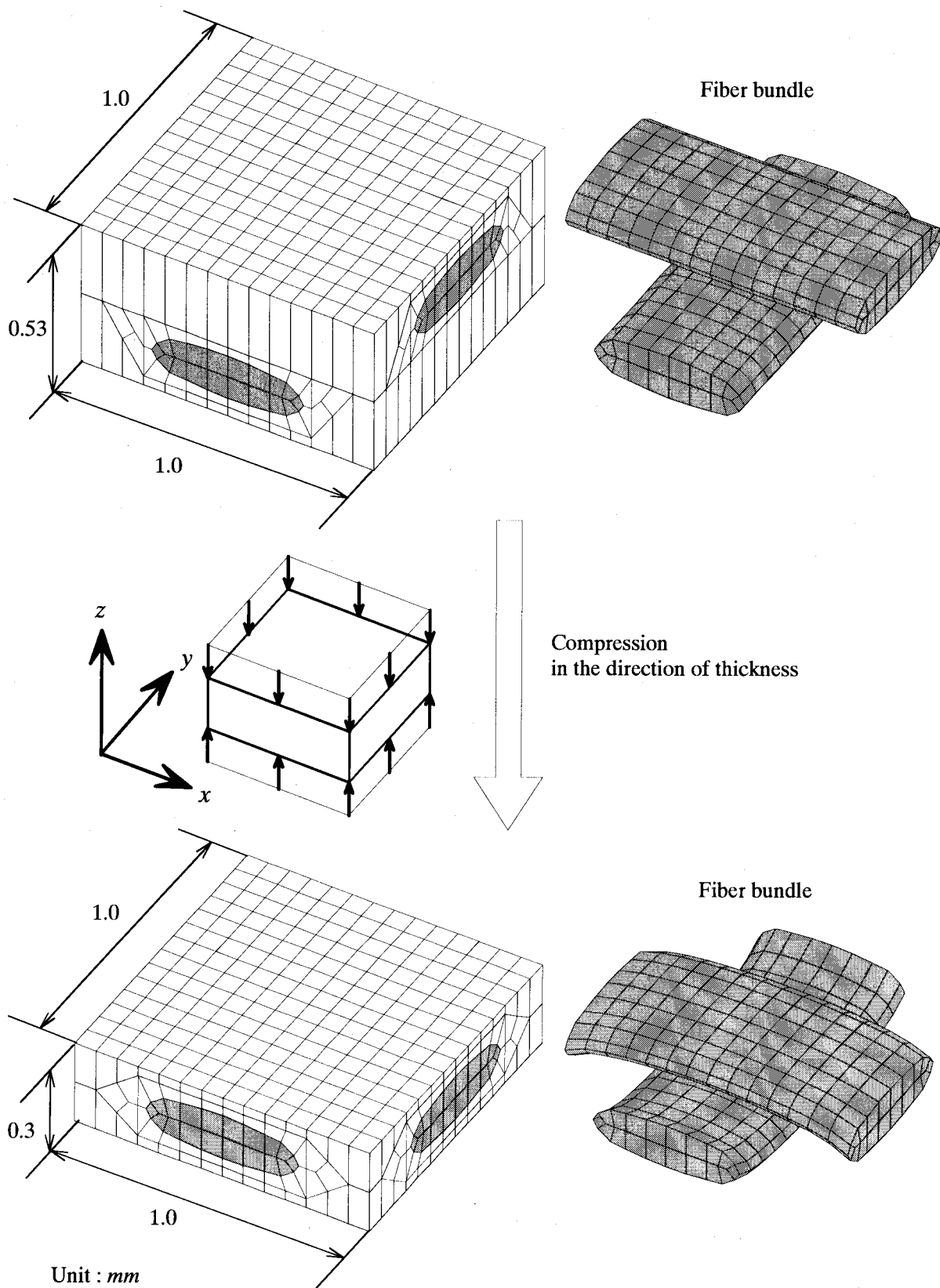
得られた繊維体積含有率と **Table 3.1** の力学的特性から、三次元物性値算出システム [6] により一方向繊維強化複合材料とみなした繊維束の力学的特性を算出した。上記システムでは、繊維方向の縦弾性係数を複合則により算出し、繊維直角方向縦弾性係数、せん断弾性係数およびポアソン比を平均化近似解法 [138] に基づいた定式 [139] により算出する。また、繊維方向引張強度は複合則に基づき、繊維直角方向引張および圧縮強度はマトリックス破壊に大きく依存することから繊維とマトリックスの完全接着を仮定したマトリックス特性に基づく定式により算出する。繊維方向圧縮強度は繊維の座屈強度やマトリックスのせん断破壊に関係することから繊維およびマトリックスのせん断特性から計算される [140]。せん断強度は、圧縮試験結果 [141] に基づいて繊維直角方向繊維束の 0.5 倍とされる。システムにより得られた繊維束の力学的特性を **Table 3.2** に示す。なお、比較のためマトリックスの力学的特性も併せて示す。

### 3.4.2 有限要素モデルの作成

提案する損傷進展解析手法では、織物複合材料の織り構造を考慮した有限要素分割モデルを使用する。目抜平織材内部の繊維束は、**Fig. 3.1** のように縦方向と横方向の繊維束が交互に織り込まれているため、繊維束の局所的な繊維配向角は周期的に変化している。また、繊維束交差部とマトリックス過多部での繊維束断面形状は微少ながら異なり、マトリックス過多部に比べ交差部では扁平率のより大きい楕円形状を有する傾向がある。そこで、このような繊維束の三次元形状を有限要素分割モデルに反映するため、**Fig. 3.18** に示す手順で有限要素分割モデルを作成する。

まず、上図のように直線状の繊維束が直交する有限要素分割モデルを作成する。ここで、繊維束の断面形状は、SEM による観察像から測定したマトリックスが支配的な部分における平均形状、すなわち長軸半径が 0.259mm、端軸半径が 0.082mm である楕円とする。次に、この直線繊維束直交モデルに対して、有限要素解析により板厚方向に圧縮変形を負荷する。ここで、作成する有限要素分割モデルは織り構造の単位構造とするため、周期性を維持する必要がある。そこで、 $xy$  平面ならびに横方向の拡がりを拘束しつつ  $z$  方向に圧縮し、直方体側面に位置するマトリックス過多部の繊維束断面形状は測定した平均形状を保持させる。この圧縮変形により下図に示すうねり形状の繊維束を内部に秘めた単位構造の有限要素分割モデル（総節点数 1995、総要素数 1624）が生成される。得られた単位構造の有限要素分割モデルを





**Fig. 3.18 Procedure of generating finite element mesh for plain woven fabric composite**

規則的に配列することにより試験片レベルの有限要素分割モデルを作成する。なお、圧縮変形を負荷する際の有限要素解析にはTable 3.2に示す繊維束とマトリックスの力学的特性を使用する。なお、Fig. 3.18に示す数値計算処理は、目抜平織材の成形工程を模擬したものではなく、繊維束の複雑な三次元形状を効率的に有限要素分割モデルに反映するためのものである。

Fig. 3.19に有限要素分割モデルにおける繊維束の主軸（繊維配向）方向の  $x$  もしくは  $y$  軸に沿った変化を示す。なお、有限要素分割モデルの妥当性を確認するため、SEM 観察像から測定した繊維束の主軸方向も併せて示す。目抜平織材の繊維束主軸方向は、測定領域によってばらつきを有するため、その測定値の最大・最小値ならびに平均値を示す。有限要素分割モデルにおける繊維束の主軸方向は、測定結果と良く一致していることが判り、目抜平織材に対する妥当な有限要素分割モデルが作成できたものと考えられる。実際の繊維束はマトリックス過多部から徐々に細くなり、交差部中央で最小断面積となる傾向を有するので、その傾向を確認するため有限要素分割モデルにお

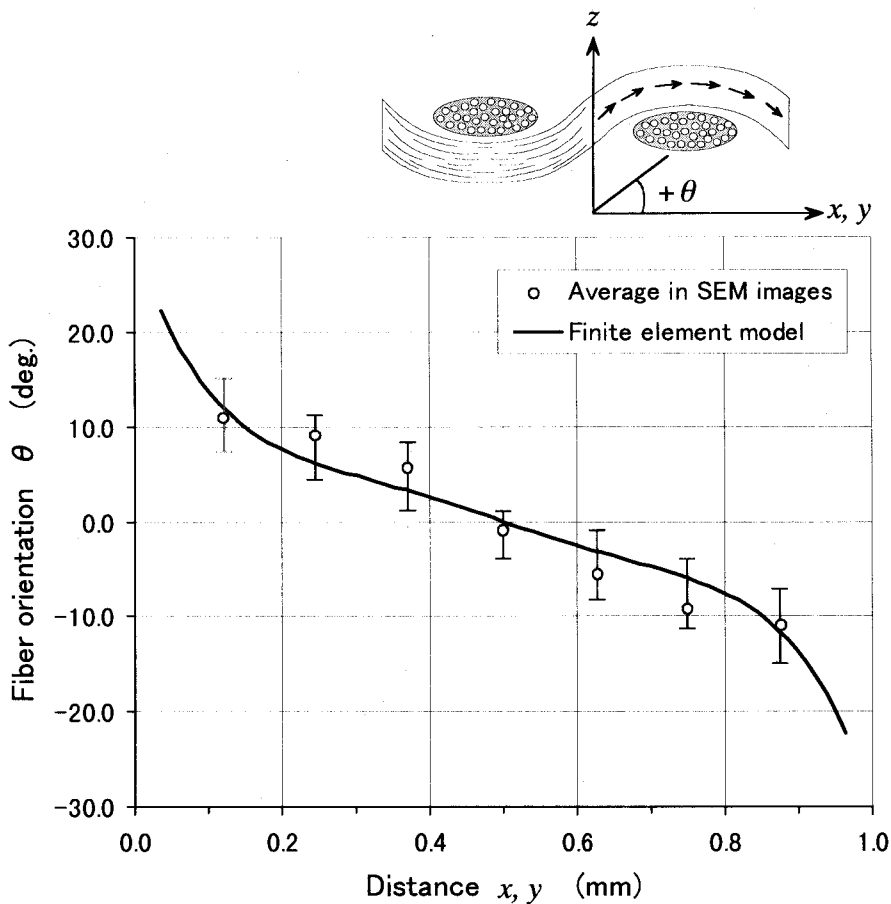
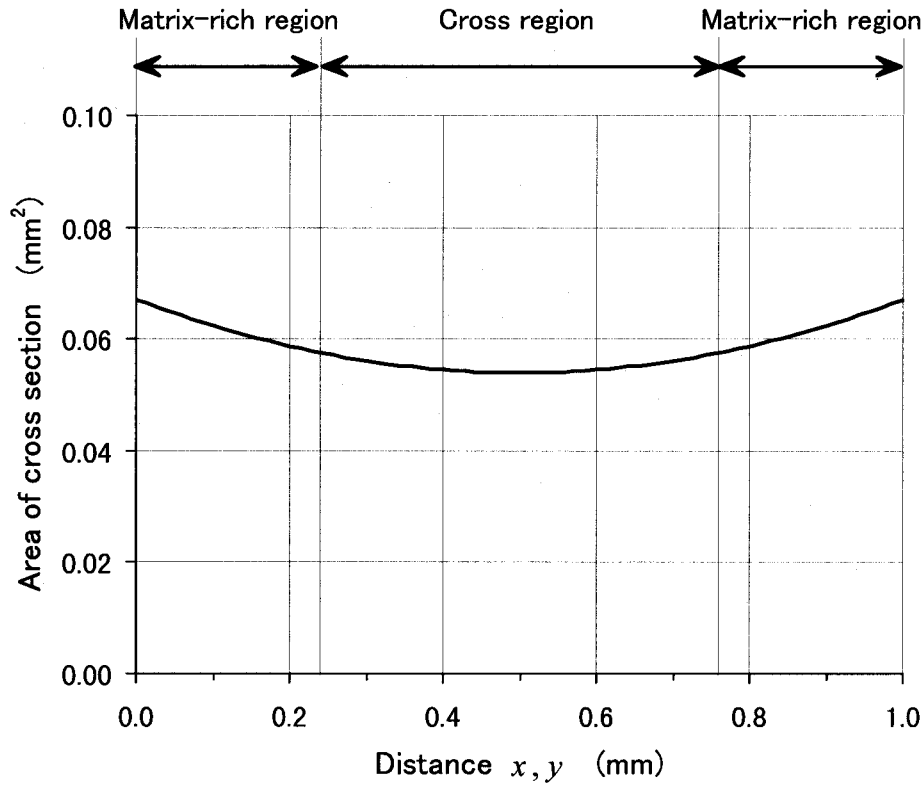


Fig. 3.19 Comparison of fiber orientation in finite element model with average value measured from SEM images



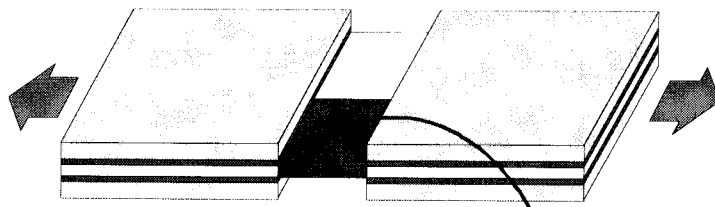
**Fig. 3.20 Area of cross section of fiber bundle in finite element model for plain woven fabric composite**

ける繊維束の垂直断面積をFig. 3.20に示す。このように、わずかながら断面積変化の状態も模擬できたものとする。

### 3.4.3 引張負荷時の損傷進展解析

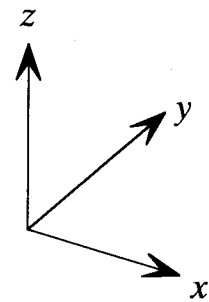
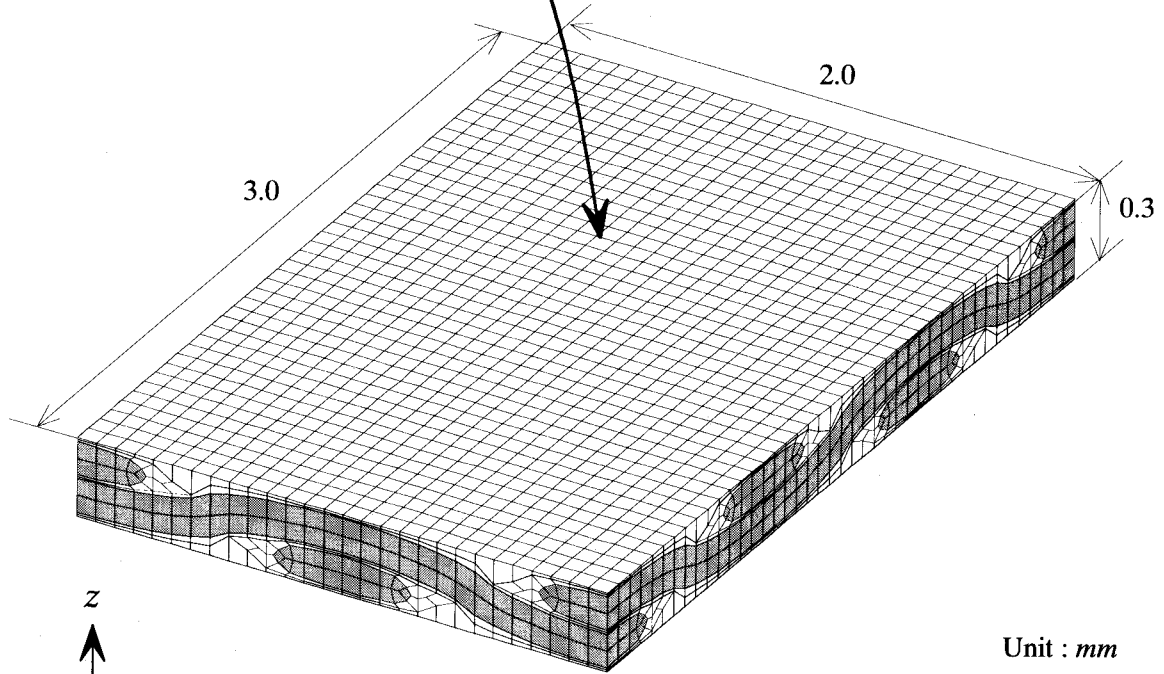
目抜平織単層材に対する主軸方向静的引張試験および SEM 内引張試験結果との比較により提案する損傷進展解析手法の妥当性を確認すると同時に、観察された損傷の発生源や発生機構を解明する。

解析に使用した目抜平織単層材に対する有限要素分割モデルをFig. 3.21に示す。解析対象は前節Fig. 3.10に示した SEM 内引張試験片をモデル化したもので、計算効率を高めるため試験片の対称性を考慮して 1/2 モデルを適用しタブ接着領域は削除した。有限要素分割モデルの内部には、下図に示す三本の負荷方向繊維束と二本の負荷直角方向繊維束が存在する。なお、繊維束の体積含有率は単位構造モデルと同じく 38.8%で、繊維体積含有率はおおよそ 22%である。解析にはTable 3.2に示した繊維束とマトリックスの特性値を用い、Fig. 3.22に示す境界条件を付与した。

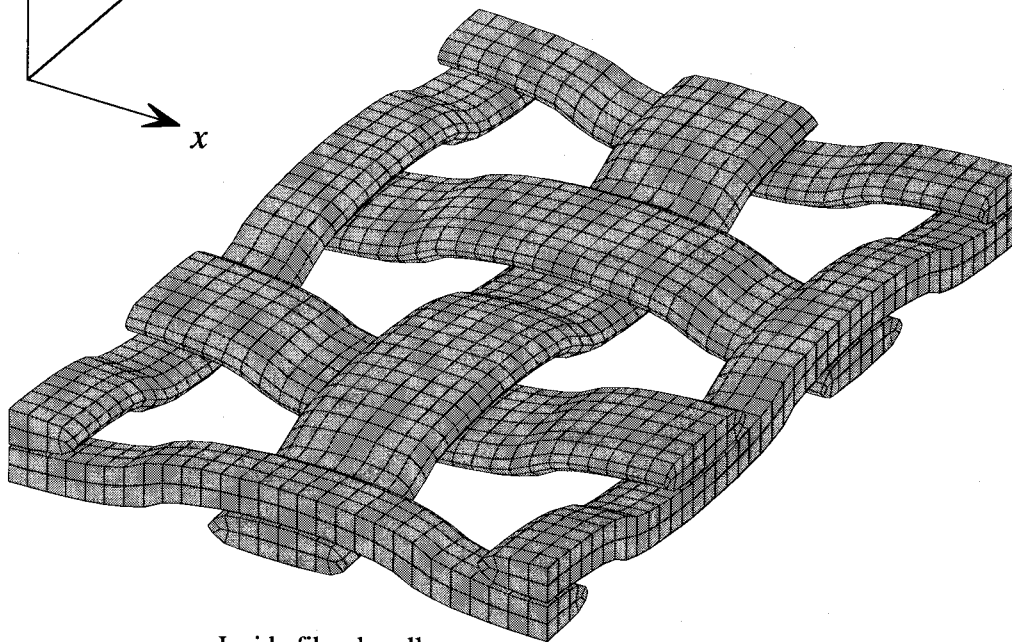


Specimen for tensile test in SEM

Number of total nodal points : 11641  
Number of total elements : 9744

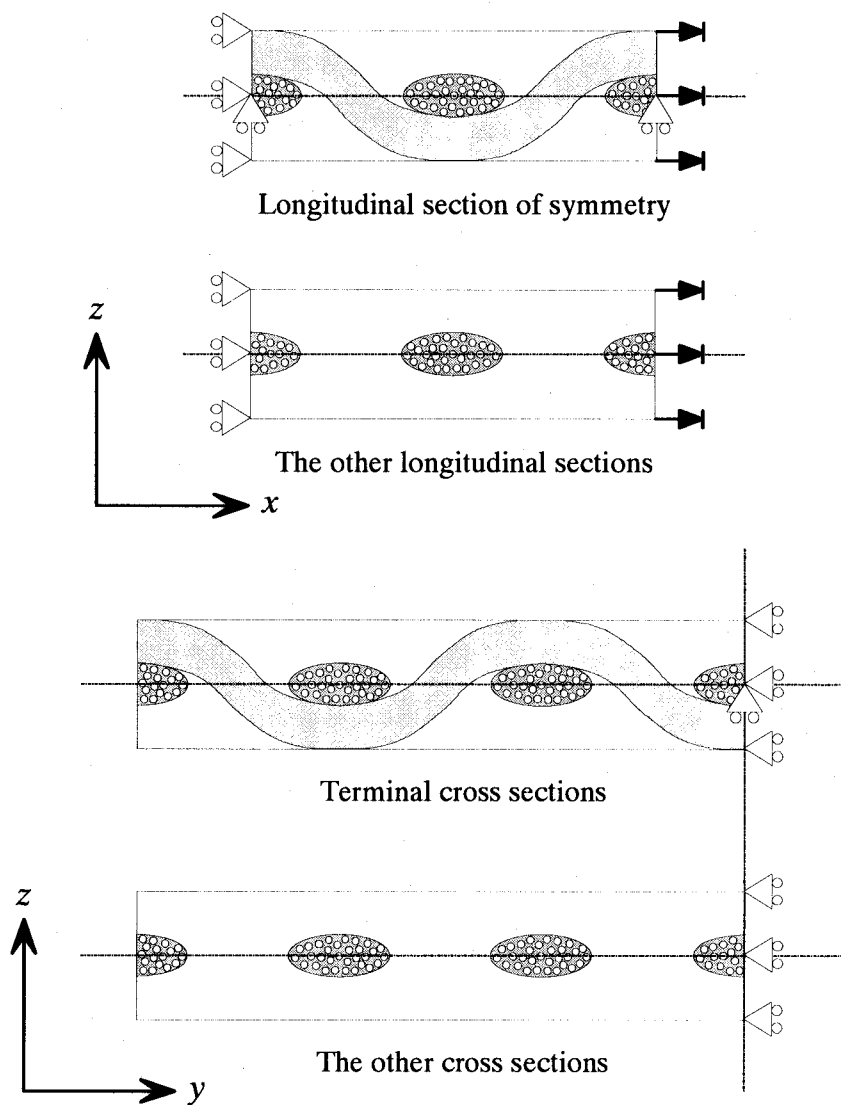


Unit : mm



Inside fiber bundle

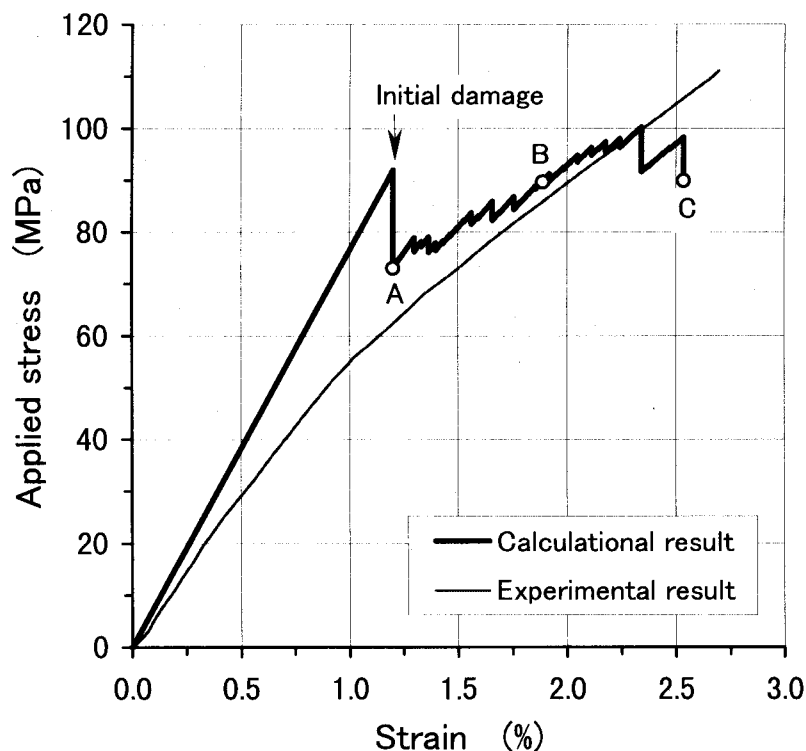
**Fig. 3.21 Finite element mesh for specimen of tensile test in SEM**



**Fig. 3.22 Boundary conditions for specimen of tensile test in SEM**

Fig. 3.23に解析により得られた応力-ひずみ曲線を示す。SEM内引張試験では試験片のすべりにより良好な応力-ひずみ曲線が得られなかったため、3.2節で示した静的引張試験時の応力-ひずみ曲線を併せて示す。両結果を比較すると初期剛性値に大きな差があり、試験結果ではひずみが0.5%までの剛性がおよそ5700MPaであるのに対して解析値は9935MPaである。この原因は、試験片タブ接着層のせん断変形および繊維-マトリックス界面での微視的はく離による剛性低下が考えられる。一方、解析では、界面完全接着を前提として複合則により繊維束の初期剛性を算出し、負荷過程においても巨視的破損則により微視的界面はく離を検出することはできないため、両初期剛性に大きな差が生じたものと考えられる。上記試験結果は、ガラス繊維

表面にエポキシシラン処理を施した材料に対する結果である。これに対して、より強固な界面強度を与えるアクリルシラン処理を施した同材料では、同静的引張試験においておよそ 8800MPa の初期剛性値を示していることから、上記考察が妥当であることが判る。解析における初期損傷発生はひずみが 1.2%に達した時点である。一方、試験ではひずみがおよそ 0.75%で初期 AE 波が検出され 1.0%で Knee 点が出現したことから、界面接着の不良によって損傷進展開始が早まったものと推察される。初期損傷発生以降の解析では、急激な損傷進展により剛性が大きく低下し試験結果の応力-ひずみ曲線に近づいていることから、試験で界面接着不良により低い負荷レベルで損傷した領域がこの過程で損傷したものと推察される。また、初期損傷発生後の著しい損傷進展には自由端部の影響も及んでいるものと考えられる。



**Fig. 3.23 Calculational result of stress-strain curve for plain woven fabric composite under tensile load**

Fig. 3.24に初期損傷発生直前の負荷方向垂直応力 $\sigma_x$ の分布状態を示す。また、同時点での内部繊維束の応力状態をFig. 3.25に示す。変形挙動との関係を明確にするため、両図ともに変位量を 10 倍に強調した変形図上に応力分布を色付けて表示したものである。SEM 内試験での観察結果Fig. 3.14と同様

に、**Fig. 3.24**では目抜平織単層平板が波打つような面外変形挙動を示されている。**Fig. 3.25**では引張荷重の伝達機構、すなわち負荷方向繊維束のうねりが平滑化され、逆に負荷直角方向繊維束は負荷方向繊維束によって面外へ圧迫されうねりを大きくすることが判る。また、負荷方向繊維束では負荷直角方向繊維束のおよそ6倍の370MPaの引張応力が発生するが、繊維方向強度が2024MPaであるのに対して繊維直角方向強度が108MPaであることから負荷直角方向繊維束の方が損傷発生率が高いと言える。さらに、負荷方向繊維束に対する負荷直角方向繊維束の拘束力が大きい試験片中央部分に比べ、負荷直角方向繊維束が不連続で容易に変形可能な自由端近傍部分での面外変形が大きく、負荷方向繊維束はねじれ変形も伴って変形しているのが判る。

**Fig. 3.26**に解析により得られた目抜平織単層材の初期損傷状態を示す。試験結果との比較のためSEM観察表面における損傷状態と試験では観察困難である内部繊維束における損傷状態も併せて示す。初期損傷は負荷直角方向繊維束の自由端表面で発生し、その損傷モードは繊維直角方向垂直応力が支配的な繊維束内マトリックスき裂である。また、負荷直角方向繊維束垂直断面内での発生位置は、負荷方向繊維束から離れたマトリックス側である。この初期損傷は、アクリルシラン処理材のSEM観察像**Fig. 3.16(b)**でも明確に確認でき、損傷モードおよび発生位置が解析結果と良く一致している。

**Fig. 3.27**に引張ひずみが1.2%に達したときの損傷状態を示す。負荷直角方向繊維束における初期損傷が急速に進展するのと同時に、マトリックスの損傷も確認できる。負荷直角方向繊維束内のマトリックスき裂損傷は、繊維束内を引張荷重に垂直な板厚方向に進展している。負荷方向繊維束側への進展は負荷方向繊維束との界面で停止するが、負荷方向繊維束がない場合は表面のマトリックスに損傷が進展する。このような負荷直角方向繊維束内の損傷状態は、エポキシシラン処理材のSEM観察像**Fig. 3.15(b)**および**(c)**、アクリルシラン処理材の**Fig. 3.16(c)**でも確認できる。また、繊維束内き裂のマトリックスへの進展挙動は、SEM観察結果**Fig. 3.15(e)**および**Fig. 3.16(e)**と良く一致している。さらに、マトリックスのき裂損傷は、界面強度の低いエポキシシラン処理材では損傷進展が瞬時であるため途中経過の観察は不可能であったが、強固な繊維-マトリックス界面を有するアクリルシラン処理材では、解析結果と同様の損傷状態、すなわち負荷直角方向き裂が負荷直角方向繊維束が上側に位置する繊維束交差部に規則的に発生する様子がCCD観察結果**Fig. 3.8(b)**および**(c)**と良く一致している。

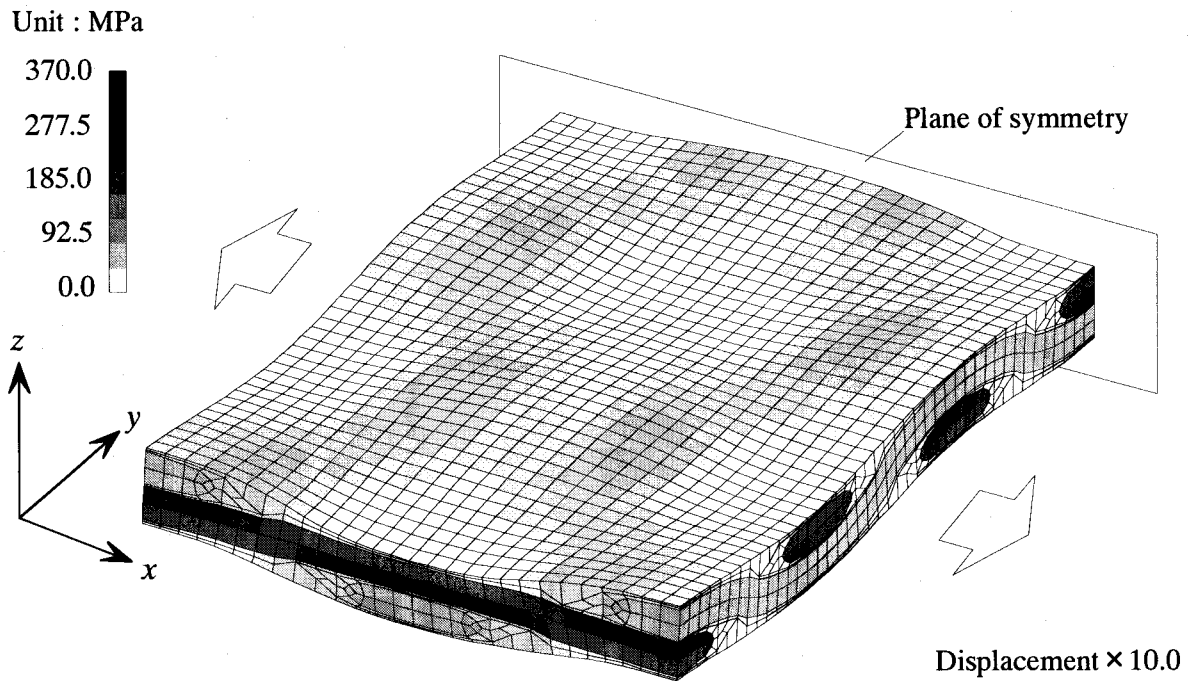
**Fig. 3.28**に引張ひずみが1.89%に達したときの損傷状態を示す。負荷直角

方向繊維束内き裂およびマトリックスのき裂がともに増加しているのが判る。負荷直角方向繊維束内き裂は両繊維束間のマトリックスにまで進展した後、繊維束界面で停止している。この結果は、**Fig. 3.16(e)**に示す観察結果と良く一致している。また、試験片表面で確認できる負荷直角方向き裂は、面外変形が大きくなる繊維束交差部に点在している点で CCD カメラによる試験片平面内の観察結果**Fig. 3.8(d)**および**(e)**と酷似している。

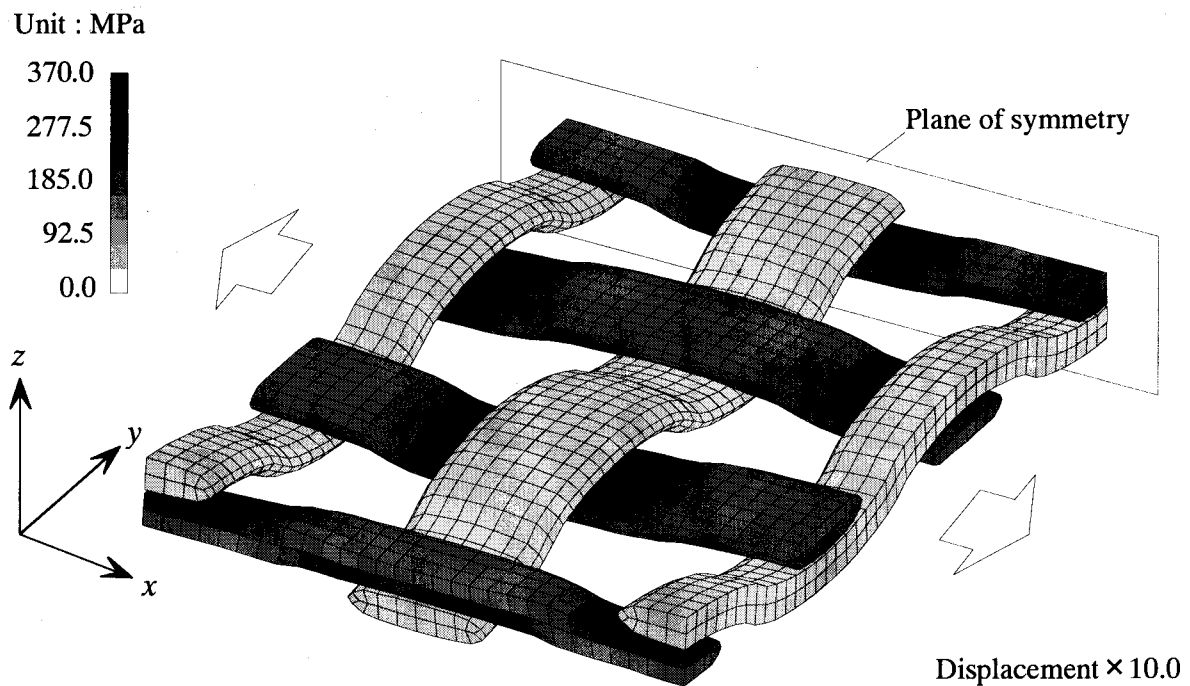
**Fig. 3.29**に引張ひずみが 2.54%に達したときの損傷状態を示す。これまでに発生した損傷の増加に加えて、繊維束-マトリックス界面はく離や負荷方向繊維束におけるせん断損傷の発生が確認できる。繊維束-マトリックス界面はく離は、負荷直角方向繊維束内マトリックスき裂が負荷方向繊維束との界面まで進展した位置が起点となり発生する。繊維束-マトリックス界面はく離は、界面強度によらずいずれの試験片においても**Fig. 3.15(d)**、**(e)**または**Fig. 3.16(e)**において観察されている。一方、負荷方向繊維束におけるせん断損傷は、引張荷重に対して負荷方向繊維束のうねりが平滑化され直線状に変形する過程で発生したせん断応力に起因するものであり、界面強度の低いエポキシシラン処理材の SEM 観察像**Fig. 3.15(e)**でも確認できる。しかしながら、アクリルシラン処理材ではこのせん断損傷の発生は観察されなかった。この原因は、試験では治具からタブとマトリックスを介して繊維束に引張荷重が伝達されるのに対して、解析ではタブ接着領域のモデル化を省略したため、強制変位を負荷した表面から直接繊維束に引張荷重が作用することから、負荷方向繊維束が試験時より厳しい引張荷重条件となったことが示唆される。したがって、界面接着が良好なアクリルシラン処理材では解析よりも緩やかな引張荷重下にあるため負荷方向繊維束のせん断損傷は発生せず、これに対して界面強度の低いエポキシシラン処理材では同荷重レベルでも微視的界面はく離によりせん断損傷が発生したものと考察される。

以上、目抜平織単層材の主軸引張荷重下の損傷進展解析結果を示した。解析結果では CCD による試験片平面内の損傷観察および SEM による試験片側面での観察両結果と良く一致していることから、提案する損傷進展解析手法が妥当であると考ええる。また、解析結果では観察困難な内部損傷状態も把握可能であるほか損傷発生機構も解明できることから、材料評価や新たな強化機構の材料開発などに貢献できるものと考ええる。

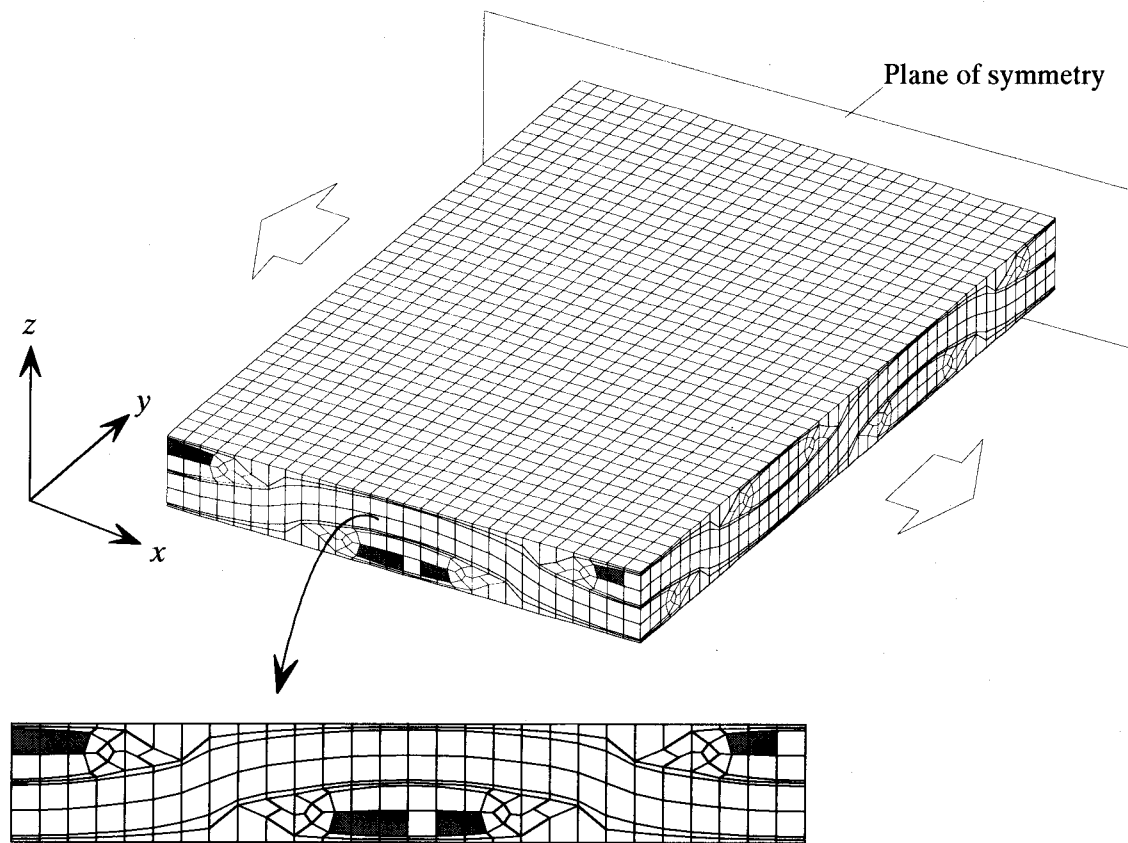




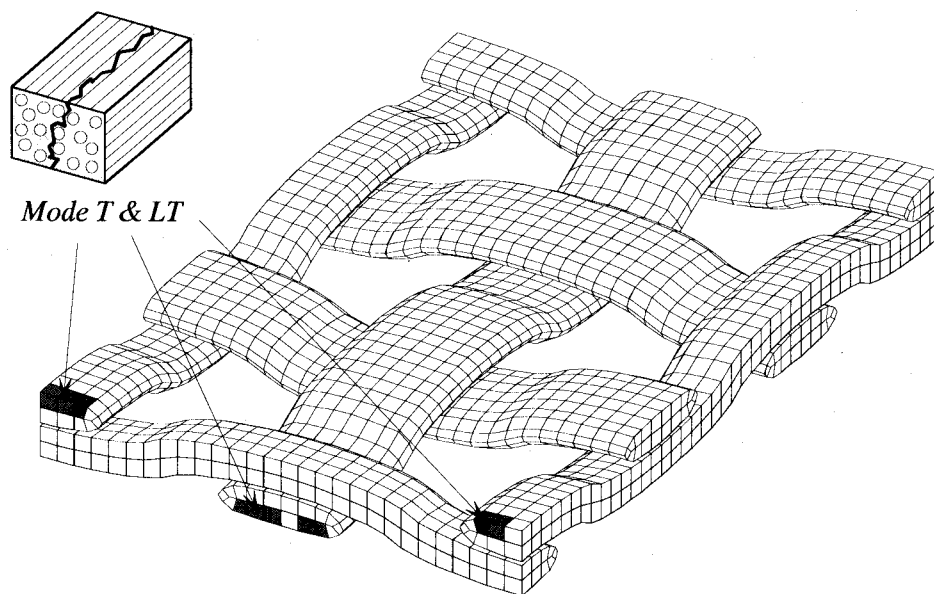
**Fig. 3.24 Deformation and distribution of normal stress in loading direction ( $\sigma_x$ ) for plain woven fabric composite before generation of initial damage ( $\varepsilon = 1.2\%$ )**



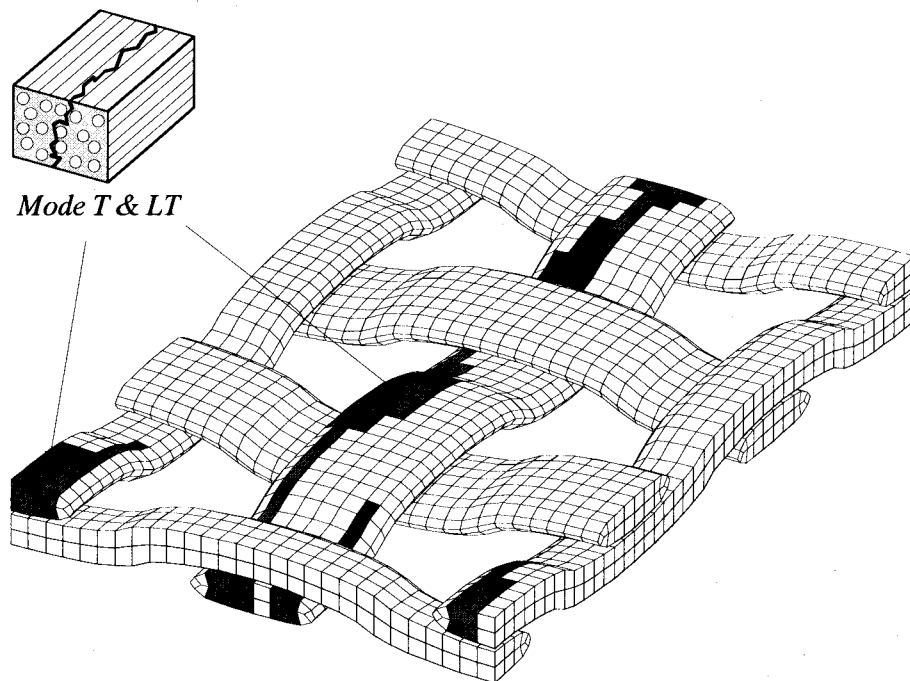
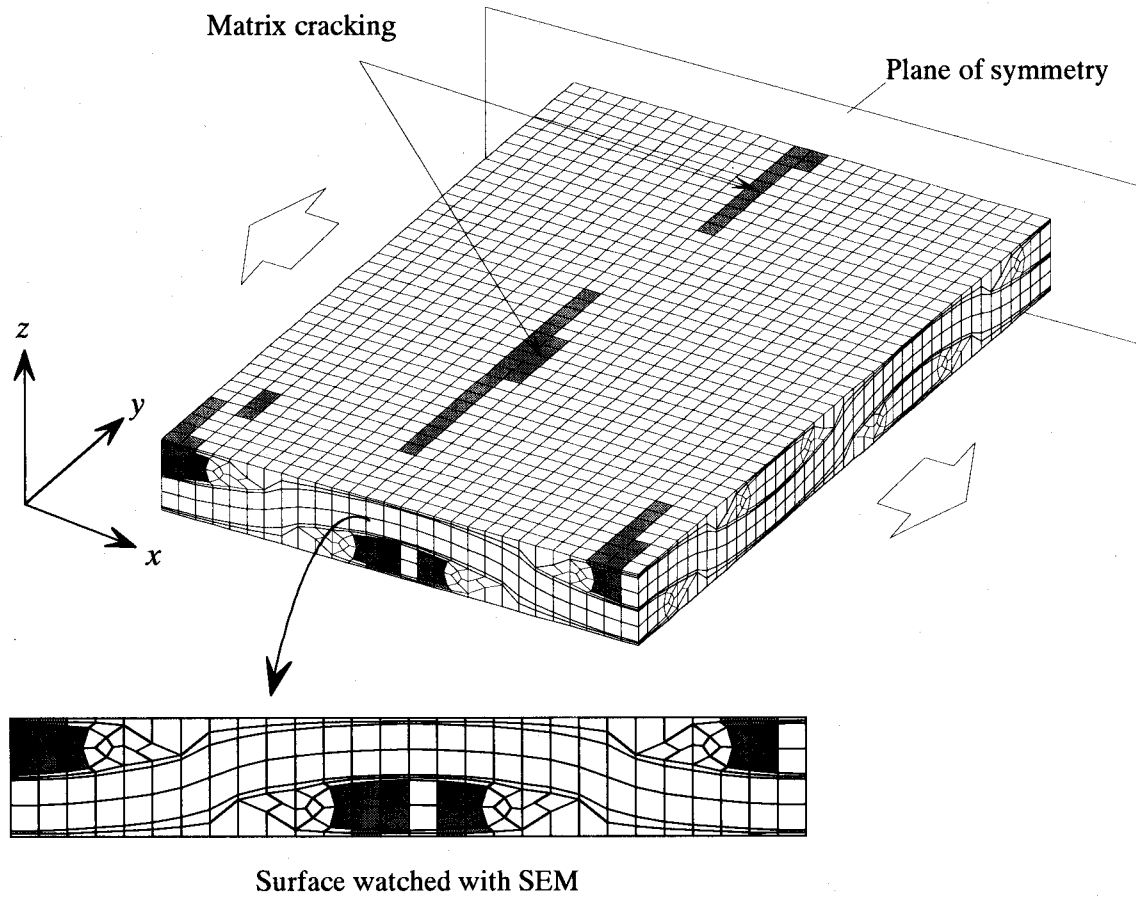
**Fig. 3.25 Deformation and distribution of normal stress in loading direction ( $\sigma_x$ ) for inside fiber bundles before generation of initial damage ( $\varepsilon = 1.2\%$ )**



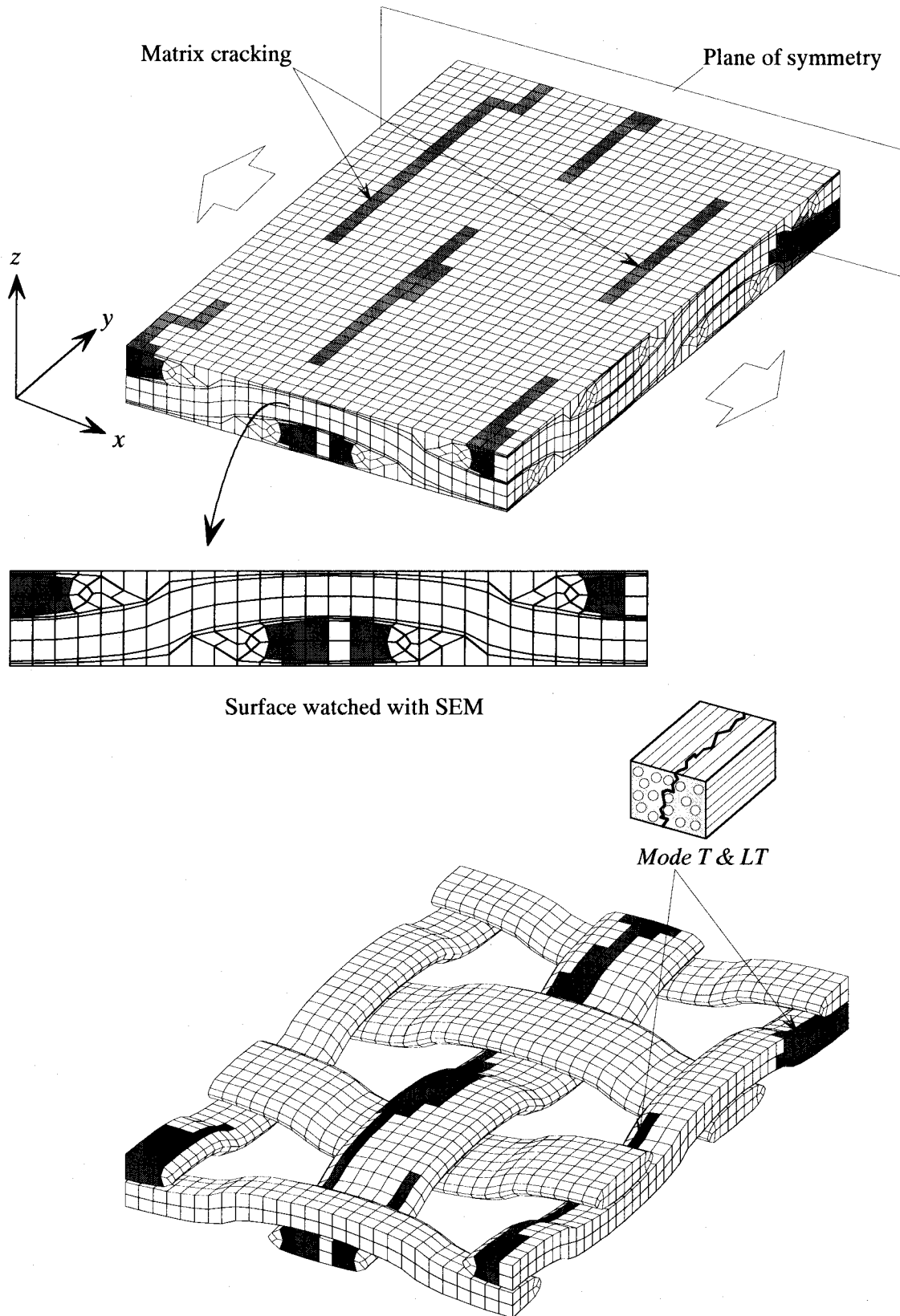
Surface watched with SEM



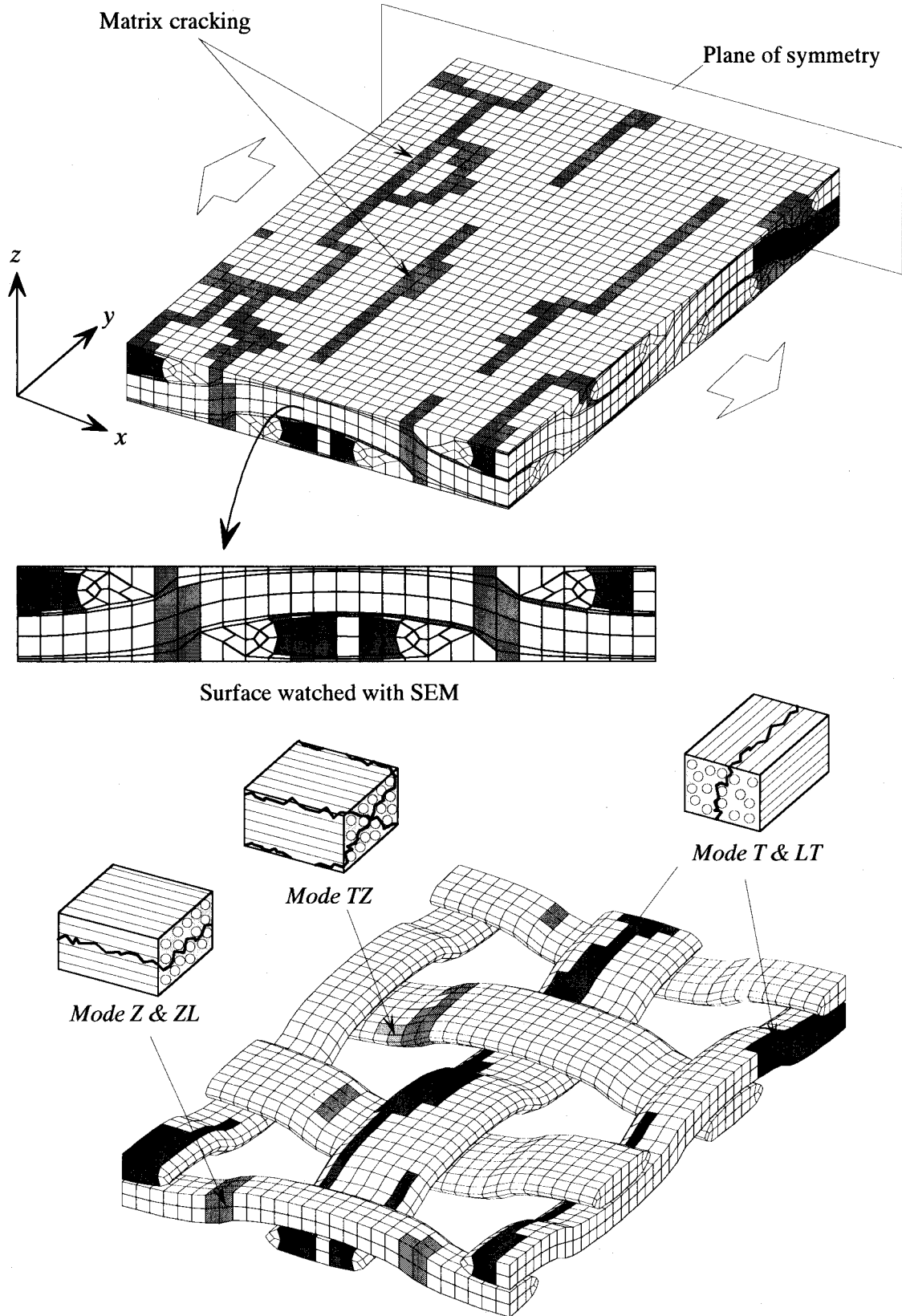
**Fig. 3.26 Initial damage state of plain woven fabric composite under tensile load**



**Fig. 3.27 Damage state of plain woven fabric composite under tensile load at strain level A ( $\epsilon = 1.20\%$ )**



**Fig. 3.28** Damage state of plain woven fabric composite under tensile load at strain level B ( $\epsilon = 1.89\%$ )



**Fig. 3.29** Damage state of plain woven fabric composite under tensile load at strain level C ( $\epsilon = 2.54\%$ )

### 3.5 結言

本章では、主軸引張荷重に対する目抜平織単層材の損傷進展挙動を評価した。試験片平面内の損傷進展を CCD カメラにより観察し、負荷直角方向き裂などの発生および進展を確認した。また、試験片側面の詳細な損傷進展を SEM により観察し、繊維束内やマトリックスにおけるき裂進展を把握した。これらの試験を繊維表面処理の異なる二種類の試験片に対して施行し、損傷進展に対する繊維-マトリックス界面強度の影響も調査した。その結果、界面強度の低い試験片では負荷直角方向繊維束内でき裂が多発するのに対して、強固な界面接着を有する試験片では初期に発生したき裂が複数に分散することなく徐々に開口を増大させ、試験片の破断を招くことが判った。さらに、上記の試験に対して提案する損傷進展解析を適用し、試験により得られた損傷観察結果と比較した。その結果、解析により得られた各負荷レベルでの損傷状態は、両試験で観察された結果と損傷発生位置や損傷モードなど良く一致したことから、提案手法の妥当性を確認した。

目抜平織単層材の主軸引張試験と提案する損傷進展解析結果から、目抜平織単層材の損傷進展挙動を総括して以下に列挙する。

- 1) 初期損傷は負荷直角方向繊維束で発生し、そのモードは負荷に垂直なマトリックスき裂である。
- 2) 負荷繊維束内のき裂は負荷直角（板厚）方向に進展し、マトリックスに伝播してき裂開口を増大させる。
- 3) 負荷方向繊維束側に進展した負荷直角方向繊維束内のき裂は、交差部繊維束界面で停止した後、負荷方向繊維束-マトリックス界面でのはく離を誘発する。
- 4) 界面強度の低い試験片では、引張荷重に対して負荷方向繊維束のうねりが平滑化され直線状に変形する際にはせん断応力が発生し、これにより繊維に平行な繊維束内マトリックスき裂が発生する。
- 5) 負荷方向繊維束内で繊維破断が発生した後、瞬時に試験片破断に至る。

計算法による数値解析では、観察困難な内部損傷状態も把握可能であるほか損傷発生機構も解明できることから、材料評価や新たな強化機構の材料開発などに貢献できるものと考えられる。

## 第4章 繊維強化複合材料のAEシミュレーション

### 4.1 緒言

AE(Acoustic Emission)法は、複合材料の破壊機構の解明および健全性評価法として盛んに利用されている。しかし、相対的な損傷評価法であるため、AE特性を評価するには十分なデータベースが必要である。特に、複合材料のAE特性は含有率などの内的、負荷方向などの外的変数に強く依存することから、データ収集のために膨大な試験が要求される。また、破壊時には繊維破断、マトリックスき裂、層間はく離など様々な損傷モードが併発するため、十分なデータベースがある場合でも損傷評価がしばしば困難となるのが現状である。かかる理由から、数値解析によるAE試験結果支援システムがあれば損傷機構の解明ばかりでなくデータ数の削減など非常に有効であると考え、AEシミュレーション手法の確立を本章の目的とする。

前章では、主軸負荷時の平織単層材に対して、提案する損傷進展解析手法により損傷モードや発生位置が予測可能であること確認した。そこで、AE試験を支援する目的で損傷進展解析によるAE特性評価手法について検討する。AE試験による損傷評価は、損傷発生頻度、損傷モードの識別、損傷発生位置に集約されるため、これら評価項目の指標となるパラメータを数値解析により得られる結果を基に提案する。提案手法の数値解析例として、損傷モードが明確である一方向繊維強化複合材料積層材の損傷進展解析を行い、そのAE特性を評価する。特に、損傷発生箇所が明確な中央ノッチを有する積層材の解析を実施し、AE特性に及ぼす積層構成の影響を調査すると同時に、試験では明確な把握が困難である各損傷モードと振幅の関係を解析により明らかにする。また、解析結果とAE試験結果との比較から提案するAE特性評価手法の妥当性および有用性を示す。

### 4.2 AEシミュレーション

#### 4.2.1 AE試験と損傷評価

材料が機械的負荷を受けき裂やはく離が起きると、材料中に蓄積されたひずみエネルギーの一部が解放され弾性波として伝播する。また、材料中にき裂などの欠陥がある場合、き裂開閉に伴う摩擦などにより弾性波が発生する。

AE 法は、このような弾性波の放出現象を検出する試験であることから、破壊機構を把握するための材料評価試験と構造物などの内部欠陥を検査する健全性評価試験に用いられる。特に、材料評価試験では材料内部における損傷発生を動的に検出できるほか、検出された AE 波の特性から発生源の損傷形態を識別できる可能性を有することから、種々の損傷が多発する複合材料に対して盛んに研究、利用されている。本研究もこれら材料評価試験による損傷機構の解明を支援することを目的とする。

繊維強化複合材料における AE 波の発生要因[37]を **Table 4.1** に示す。AE 波は、き裂などの損傷発生に伴う一次的な AE 波とき裂面での摩擦などに伴う二次的な AE 波に大別できる。損傷機構の解明に有効であるのは一次的な AE 波であり、繊維破断、マトリックスき裂、繊維-マトリックス界面はく離、層間はく離など多種多様な損傷により発生する。したがって、AE 試験によりこれらの損傷発生の検出が可能であり、繊維強化複合材料の複雑な損傷機構の解明に大きく貢献するものと期待されている [26]。

**Table 4.1 Features of AE wave in fiber reinforced composite materials**

Primary AE	Fiber breaking
	Fiber pull-out
	Matrix cracking
	Plastic deformation of matrix
	Fiber-matrix debonding
	Delamination
Secondary AE	Friction
	Opening and closing of crack

上記損傷発生により放出された AE 波は、一般に供試体に設置された AE センサによって材料表面に生じた変位の圧電効果として電圧に変換され検出される。検出された AE 波は、**Fig. 4.1** に示す包絡線波形処理により特徴付けられる。検出される AE 波は、発生源から伝播してきた P 波（縦波）と S 波（横波）のほかに供試体境界からの反射波や AE センサの共振の影響などが混入した複雑な波形を呈する。しかしながら、大きな振幅の波動成分は P 波と S 波の検出面への進行により発生した表面波によりもたらされるため、発生源である損傷の特性を維持しているものと考えられる。また、損傷機構



評価の障害となる二次的な AE 波はエネルギーが低く、小さい振幅である特徴を有する。したがって、検出された AE 波に対してしきい値が設定され、しきい値を越える振幅の大きな波動成分のみ評価される。

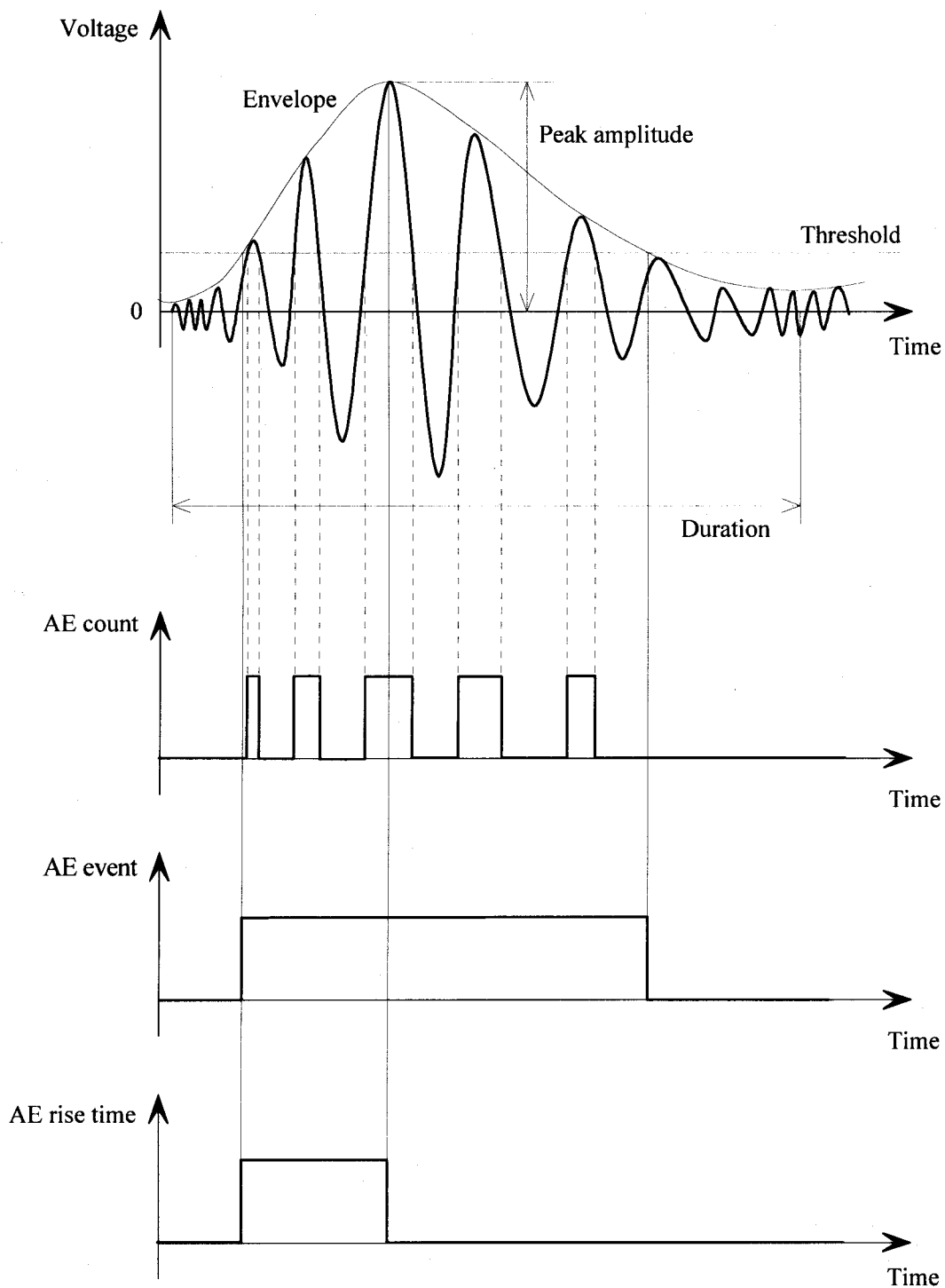


Fig. 4.1 Treatment of AE wave detected by AE sensor

**Table 4.2**に検出された AE 波から得られる各種パラメータとその評価項目をまとめて示す。損傷発生数の指標としてイベント数が用いられる。イベント数は、**Fig. 4.1**に示すようにしきい値を越える包絡線処理した AE 信号を一つと計数する。これに対して、カウント数はしきい値を越える振幅に対してその回数をすべて計数するパラメータであり、金属材料の塑性変形など AE 波が連続的に発生する試験において損傷の大きさを評価するのに用いられる。また、損傷進展過程の評価には単位時間あたりのイベント数またはカウント数が使用される。イベント数およびカウント数は、いずれも定性的な損傷発生頻度を示すパラメータであり、その計測値が有する物理的な意味は不明であるため、評価基準となる基礎的データベースを必要とする。

次に、損傷機構を解明する上で重要となる AE 波発生源の損傷モードは、振幅分布、エネルギー分布により識別される[42]-[50]。いずれもイベント数またはカウント数と組み合わせた評価パラメータで、それぞれ AE 波の最大振幅、エネルギーに基づく頻度分布である。損傷モードが同一である場合、各分布は一つの分布関数で表されることから、複数の損傷モードを分類する。しかしながら、各損傷モードと振幅やエネルギーレベルとの対応関係は不明であるため、単一損傷モードが支配的な予備的試験により損傷モードの振幅やエネルギー特性を評価することが必要である[50]。また、材料や負荷形態によりその振幅やエネルギー特性も大きく異なり、その大小関係も変化する場合がある。さらに、繊維強化複合材料では各損傷モードの振幅やエネルギー特性における差違は微小である場合が多いなど、これら分布による損傷モードの分類および特定には困難が伴う[43]。

一方、検出された AE 波に対してスペクトル分析によりその周波数成分を把握し発生源の損傷モードを把握する研究もなされている。特に、最近のデジタル技術、コンピュータの発展により大量の AE 波形を高速で集録することが可能となり、その可能性に期待されている。損傷モードの識別方法は、上記の振幅やエネルギー分布と同様に周波数の頻度分布によるもので、多くの成果が報告されている[51]-[60]。しかしながら、試験片の機械的特性により発生する AE 波の周波数成分が異なるため、材料評価としての普遍性に乏しい。また、損傷進展に伴って供試体の固有振動数が変化するため、損傷進展過程に対する AE 波の発生時期によりその周波数特性は大きく異なる問題がある。したがって、損傷進展の初期段階や損傷域が比較的狭い範囲に留まる試験など特定の問題にしか適用できない。

AE 波発生源の位置同定には、供試体に対して複数の AE センサの設置が

必要となる。等方性材料では、AE 波到達時間差法(Source location)により精度の良い損傷位置同定が可能である。すなわち、AE 波発生源の位置  $r$  は、 $i$  番目と  $j$  番目のセンサにおける AE 波到達時間差を  $\Delta t_{ij}$  とし、センサ設置位置を  $r_i$  および  $r_j$ 、センサの数を  $n$  とすると、次式により得られる。

$$\alpha \Delta t_{ij} = |r - r_i| - |r - r_j| \quad (1 \leq i, j \leq n, i \neq j) \quad (4-1)$$

ここで、 $\alpha$  は材料内における P 波速度である。式(4-1)は非線形最小二乗法により解くことができ、 $n$  が 4 以上であれば三次元位置、3 であれば二次元位置を求めることができる。しかしながら、繊維強化複合材料では P 波速度が方向により異なり、また、積層材料では各層での P 波速度が異なるため、式(4-1)の適用は不可能である。このため、繊維強化複合材料では地域同定法(Zone location)や到達順位法(Hit sequence source location)による AE 波発生

**Table 4.2 AE parameters and estimated terms helping to explicate damage mechanism**

Estimated terms	AE parameters
Number of damage occurrence	Event
Scale of damage	Count
Propagation of damage	Event rate
	Count rate
Damage mode	Histogram of amplitude
	Histogram of energy
	Frequency spectrum
Location of damage occurrence	Source location
	Zone location
	Hit sequence source location
Removal of noise	Rise time distribution
	Duration distribution

地域しか同定できない問題がある。また、繊維強化複合材料では AE 波の伝播減衰が大きいほか、損傷モードによっては振幅が非常に小さい AE 波も発生するため、検出されたすべての AE 波に対してその発生位置を同定することは不可能で、金属材料と比較して同定された位置の妥当性も十分に確認されていないのが現状である。

#### 4.2.2 AEシミュレーション手法

前項に述べた AE パラメータによる損傷評価は、AE 波発生源の位置同定を例外とすると、すべて相対的な評価であるため損傷機構の調査および解明には比較対象となる基礎データが必要となる。しかしながら、試験片の機械的特性や負荷形態によって AE 特性が大きく異なることから、比較可能である適切な基礎データが完備されていない場合が多い。特に、多くの設計パラメータを有する繊維強化複合材料では基礎データの欠乏が顕著である。また、定量的な把握が可能な AE 波発生源の位置同定においても、繊維強化複合材料では発生地域しか把握することができない。かかる現状から、AE 試験による損傷機構の相対的評価を支援する目的で、有限要素法による損傷進展解析に基づく AE 特性評価手法を提案する。すなわち、相対的損傷評価のための比較基準となる基礎データを数値解析により提供することにより、より信頼性の高い AE 試験による損傷評価が実現するものとする。

AE 試験による損傷評価は、損傷発生頻度、損傷モード、損傷発生位置に集約される。これらの指標となる AE パラメータは、**Table 4.2**に示したように損傷発生頻度に対してイベント数、損傷モードの識別には振幅またはエネルギー分布、損傷発生位置には複数センサへの到達順位である。そこで、損傷進展解析から相対的パラメータであるイベント数、振幅またはエネルギーに対応するパラメータを提供すると同時に、繊維強化複合材料では正確な同定が不可能である損傷発生位置情報も併せて提供することにより、AE 試験による損傷評価を支援する。

損傷発生頻度を表すイベント数は、有限要素解析では損傷要素数がこれに対応する。しかしながら、損傷要素数は要素分割に強く依存する。すなわち、有限要素法自体が有する要素分割依存性が無視できる場合でも、詳細な要素分割モデルでは損傷発生頻度が高くなるのに対して、粗い要素分割モデルでは同様の損傷進展であってもその発生頻度が低くなる。したがって、損傷要素数は普遍性に乏しく材料評価パラメータとして不適切である。そこで、本

シミュレーションでは損傷要素体積をイベント数に等価なパラメータとする。すなわち、より大きな体積を占める有限要素が損傷した場合、それだけ多くの AE 波が発生すると考える。

次に、損傷モードを識別するための検出波のエネルギーは、P 波と S 波の伝播に伴って発生した表面波によりもたらされるもので、表面波を励起させた P 波と S 波の規模に依存する。P 波および S 波は損傷発生時に解放されるひずみエネルギーの一部で生成されることから、AE 波のエネルギーの指標として、有限要素の損傷により解放された単位体積あたりのひずみエネルギーを用いる。解放されたひずみエネルギーを単位体積で評価することにより、要素寸法の依存性などの低減が図れるものと考えられる。損傷要素の解放ひずみエネルギーは、損傷発生に伴う剛性低下により生じたひずみエネルギー低下量により算出する。また、検出波の有するエネルギーは最大振幅と対応づけられるため、利用頻度の高い AE 振幅分布も同様に損傷要素の単位体積あたりのひずみエネルギー低下量の頻度分布により相対的な評価が可能であるものと考えられる。

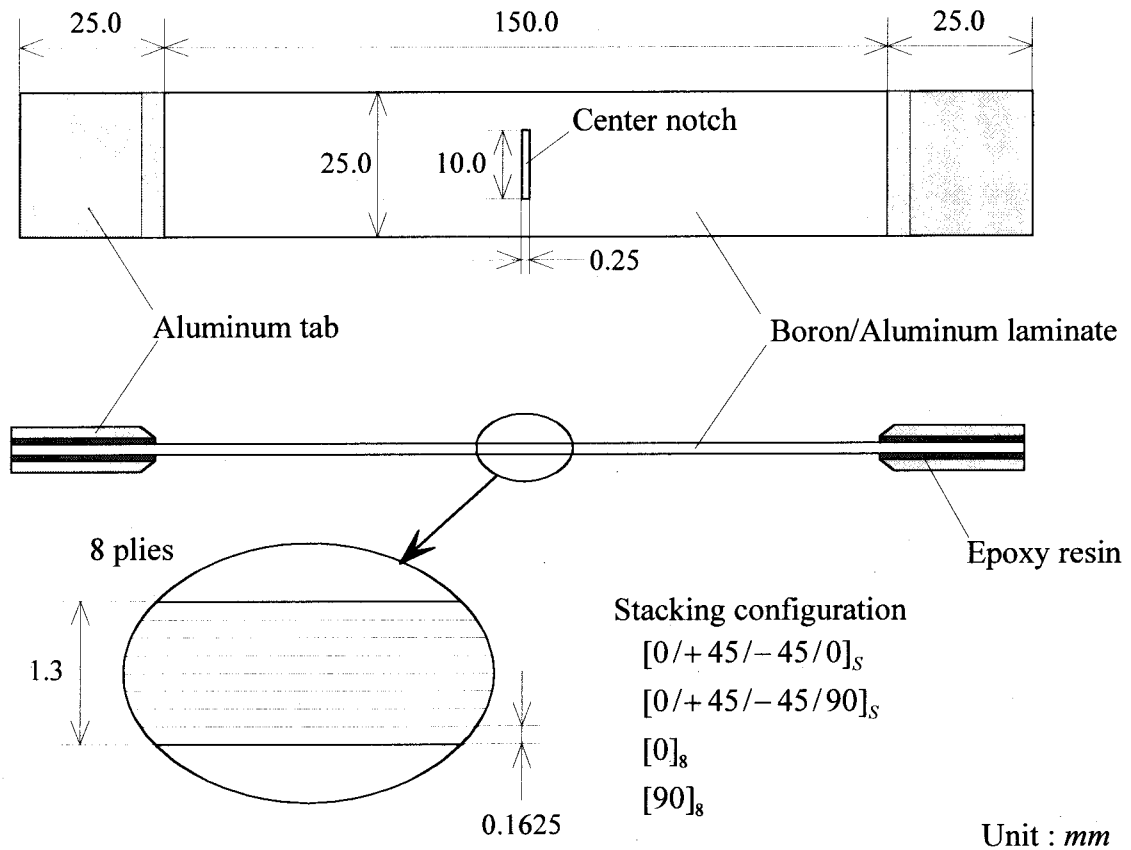
AE 試験では、複数センサへの AE 波到達順位から損傷発生地域が定量的に評価可能であるが、詳細な発生位置は不明であるほか、その同定率も金属などの等方性材料と比較して低い。したがって、有限要素解析における損傷要素位置から AE 波発生位置を推察できるほか、損傷した構成材料、例えば織物複合材料における繊維束やマトリックス、積層材では層や層間などが明らかになるため、相対的損傷評価に大きく貢献できるものと考えられる。

### 4.3 中央ノッチを有する積層材への適用

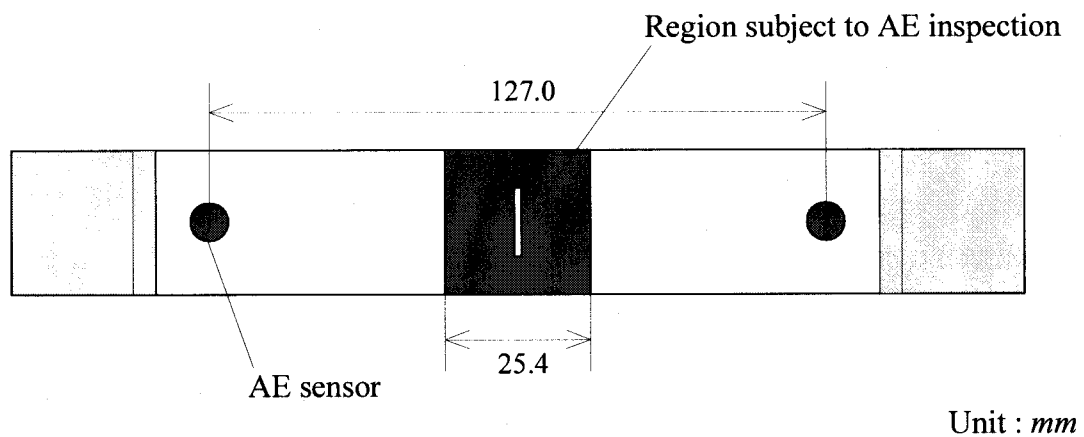
提案する AE シミュレーションの有効性を確認するため、中央にノッチを有するボロン-アルミニウム試験片に対する一軸引張負荷時の損傷評価に適用した。同試験片に対して、Madhukar らはイベント数や振幅分布などの AE 試験結果を既に報告している [142] ため、その損傷機構の相対的な評価を提案する数値解析により支援した。以下では、Madhukar らの AE 試験と併せて解析結果を示す。

#### 4.3.1 試験片および解析モデル

Madhukar らが AE 試験に使用した試験片の機械的特性を Fig. 4.2 に示す。試験片中央に四角形ノッチ (10.0×0.25mm) があり、試験片の両端には試験片の保護および AE 計測のノイズ軽減のためアルミニウムタブがエポキシ樹



**Fig. 4.2 Dimension and stacking configuration of center-notched specimen for uniaxial tensile test with AE inspection**



**Fig. 4.3 Location of AE sensor and region subject to AE inspection**

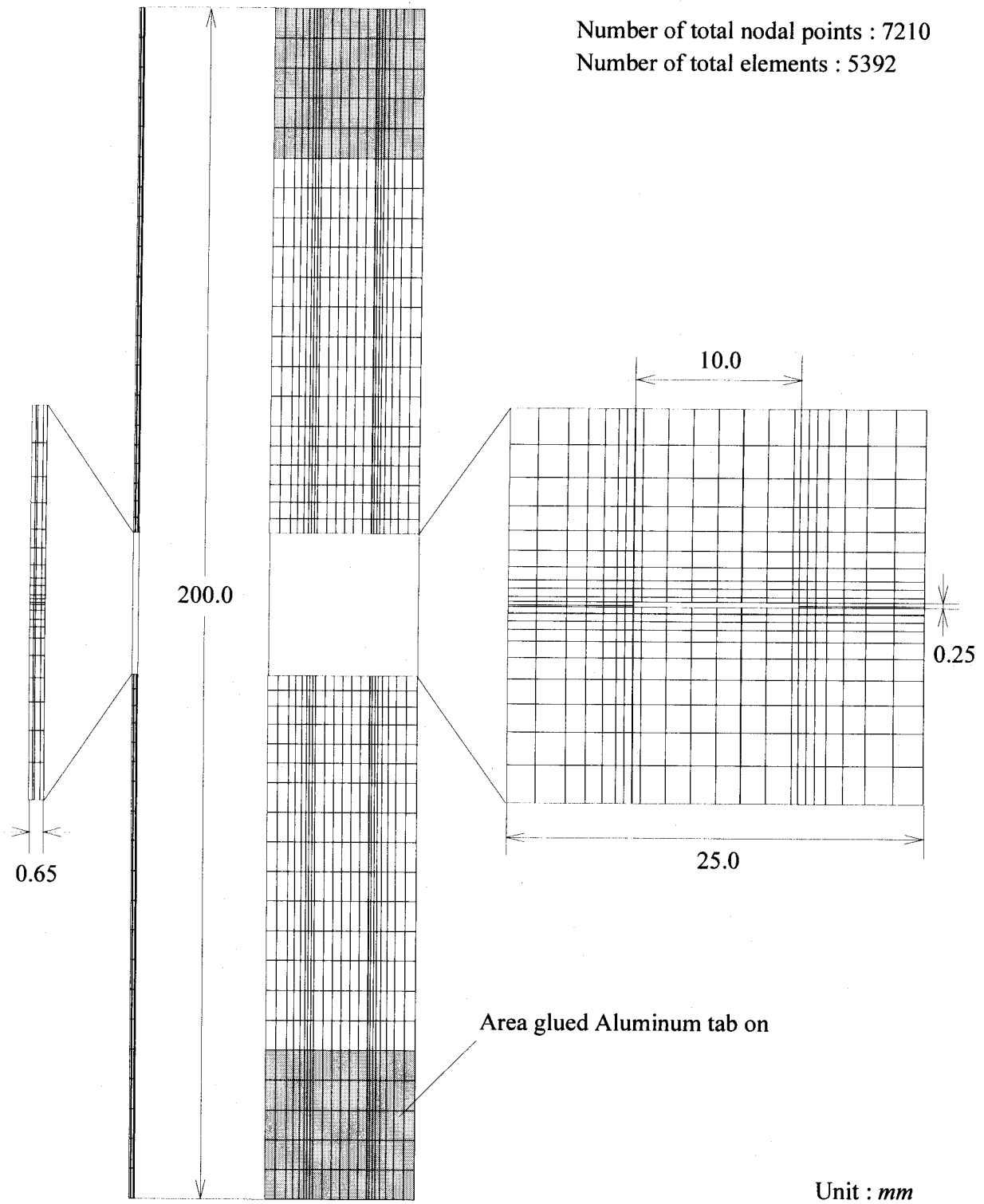
脂により接着されている。また、試験片材料はボロン-アルミニウム積層材で、その積層構成は、 $[0/+45/-45/0]_s$ 、 $[0/+45/-45/90]_s$ 、 $[0]_8$ 、 $[90]_8$ である。負荷形態は一軸引張荷重とし、変位速度は  $0.05\text{mm/min}$  である。

AE センサ設置位置および AE 波計測領域を **Fig. 4.3** に示す。Madhukar らは二個の AE センサを試験片両端に設置し、その AE 波到達順位差から発生源の地域同定を行い、中央ノッチ近傍領域で発生した AE 波のみ分析した。

損傷進展解析に使用したボロン-アルミニウム単層材の力学的特性 [143] を **Table 4.3** に示す。ボロン繊維の体積含有率は  $50.0\%$  である。中央ノッチ試験片に対する有限要素分割図を **Fig. 4.4** に示す。ノッチ近傍領域では著しい応力集中の発生が予測されるため、その部分の要素分割を細かくした。また、積層方向の対称性から二分の一モデルを適用した。拘束条件は、下部のアルミニウムタブ接着表面に位置する節点に対して負荷方向の変位を拘束し、積層対称面の変位を積層方向に拘束した。荷重条件は、上部の接着表面に負荷方向の強制変位を付与して引張荷重を模擬した。

**Table 4.3 Mechanical properties of Boron-Aluminum lamina ( $V_f=50.0\%$ )**

Young's modulus (GPa)	$E_L$	235.0
	$E_T$	138.0
	$E_Z$	138.0
Shear modulus (GPa)	$G_{TZ}$	30.0
	$G_{ZL}$	59.0
	$G_{LT}$	66.0
Poisson's ratio	$\nu_{TZ}$	0.345
	$\nu_{ZL}$	0.170
	$\nu_{LT}$	0.230
Tensile strength (MPa)	$F_L^t$	1100.0
	$F_T^t$	110.0
	$F_Z^t$	110.0
Compressive strength (MPa)	$F_L^c$	1215.0
	$F_T^c$	159.0
	$F_Z^c$	159.0
Shear strength (MPa)	$F_{TZ}^s$	69.0
	$F_{ZL}^s$	69.0
	$F_{LT}^s$	69.0



**Fig. 4.4 Finite element mesh for center-notched specimen**



### 4.3.2 引張強度と損傷進展挙動

解析により得られた $[0/+45/-45/0]_s$ 積層材の応力-ひずみ曲線ならびに累積損傷体積とひずみの関係をFig. 4.5に示す。MadhukarらのAE試験では、試験片に設置した二つのAEセンサへの到達順位差から発生源が中央ノッチ周辺領域であると同定された検出波だけを評価対象としている。それゆえ、下図における損傷体積は、試験片中央部のAE計測対象領域内における損傷体積の総和とした。初期損傷は、引張応力が破断応力の19%の時点で発生している解析結果に対し、Madhukarらの試験結果では破断応力の約20%からAE波が発生し始めると報告しており、両結果の良い一致が確認できる。その後、ひずみがおよそ0.05%以降に急激な損傷進展があり、0.10~0.15%で損傷進展が停滞した後、再び急激な進展により試験片の破断に至る。ひずみがおよそ0.10~0.15%において中央ノッチ近傍のAE計測対象領域内での損傷進展はほぼ停止するが、AE計測対象領域外では損傷が継続して発生する。

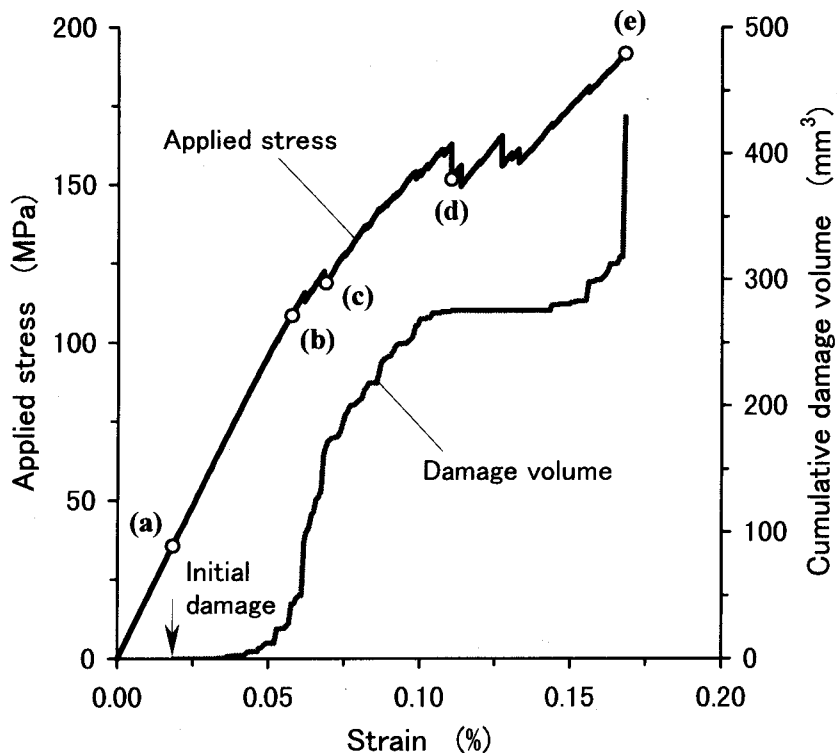
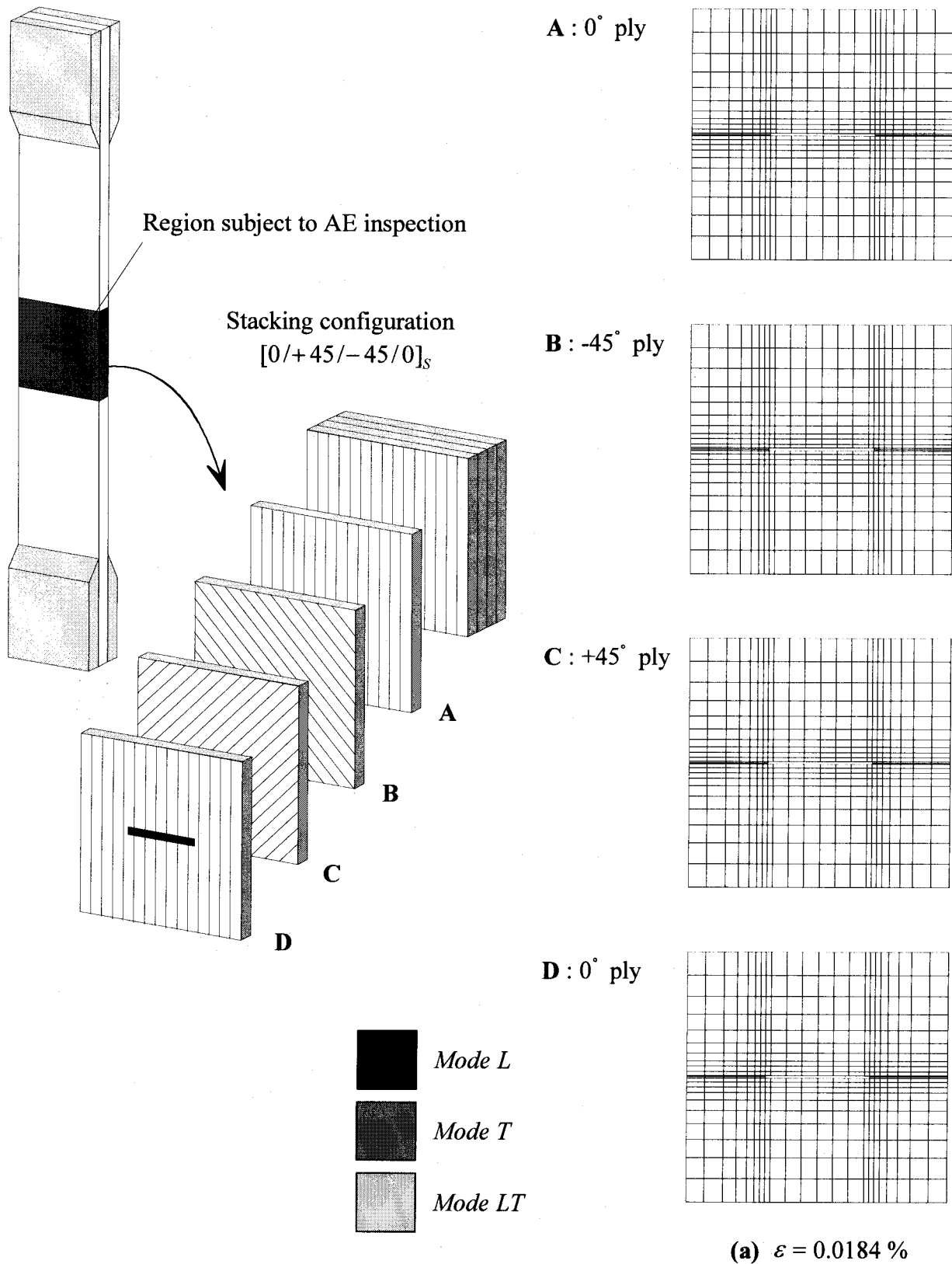


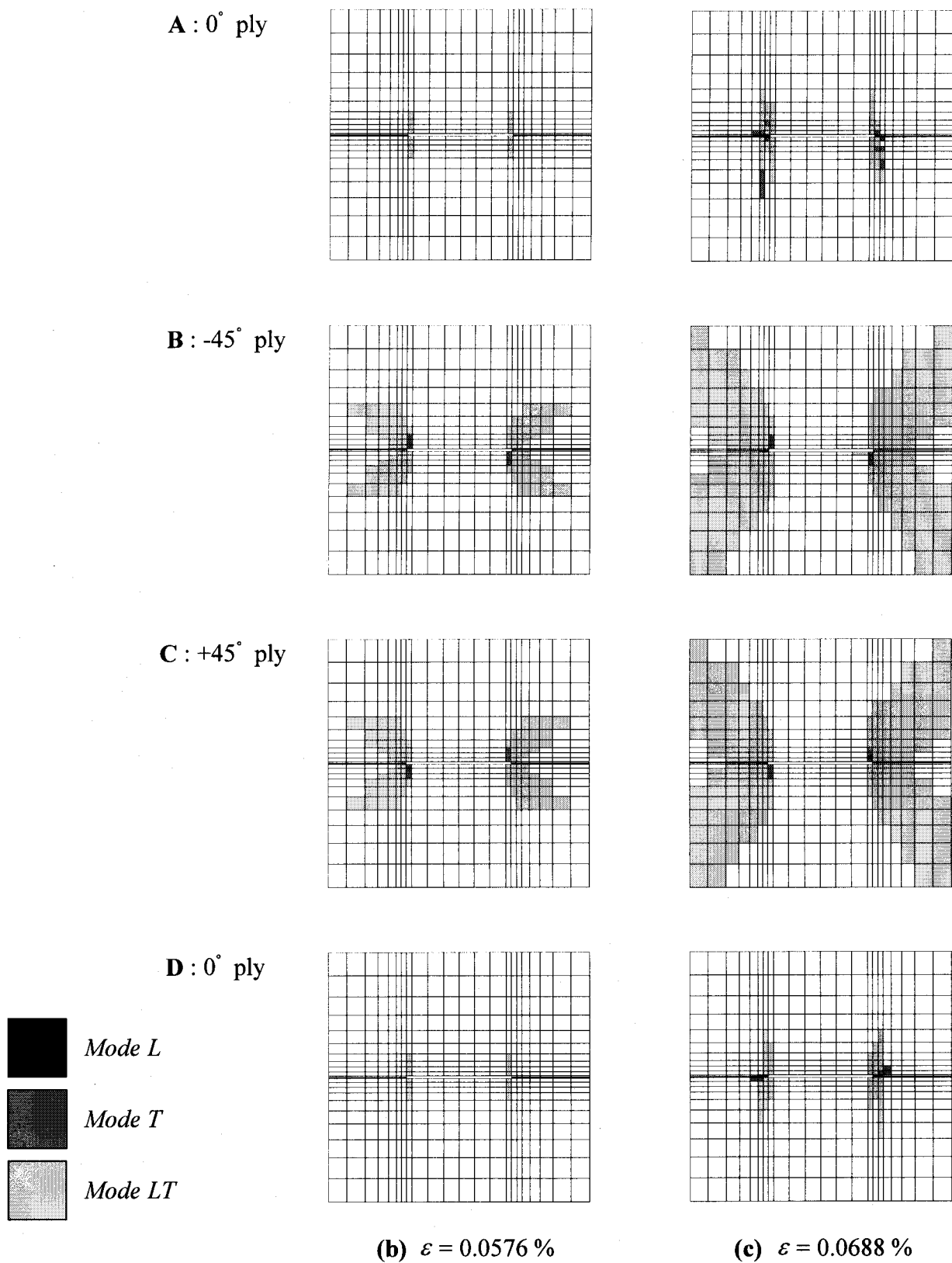
Fig. 4.5 Computational result of applied stress and cumulative damage volume versus strain for  $[0/+45/-45/0]_s$  laminate

Fig. 4.5の応力-ひずみ曲線に示す(a)~(e)の各負荷レベルにおける中央ノッチ近傍の AE 計測対象領域の損傷状態をFig. 4.6に示す。Fig. 4.6では、各層内の損傷状態を明確にするため、各層の損傷状態を平面図で示す。(a)は初期損傷発生後で、(e)は破断時の状態である。また、Mode L は繊維破断、Mode T および Mode LT はいずれもマトリックス損傷で、前者は繊維直角方向垂直応力、後者は面内せん断応力が支配的な損傷を意味する。Fig. 4.6(a)から初期損傷は $\pm 45^\circ$ 層の中央ノッチ先端部における面内せん断応力によるマトリックスき裂であることが判る。(b)の負荷レベルでは、 $\pm 45^\circ$ 層でマトリックスせん断き裂が中央ノッチ先端部から放射状に進展するほか、 $0^\circ$ 層においても同じモードの損傷が中央ノッチ先端部から負荷方向に進展している。(c)では、 $\pm 45^\circ$ 層におけるマトリックスせん断き裂の増大と $0^\circ$ 層の中央ノッチ先端部で繊維破断が発生している。(d)では、 $0^\circ$ 層における新たな損傷発生はないが、 $\pm 45^\circ$ 層の中央ノッチ先端部で繊維破断が発生している。(e)の破断後の状態では、 $0^\circ$ 層において繊維破断が負荷直角方向に中央ノッチ先端部から試験片側面まで進展し、マトリックスき裂も多数発生している。また、 $\pm 45^\circ$ 層ではマトリックスせん断き裂が広範囲に進展しているほか、(d)で発生した繊維破断の進展も確認できる。

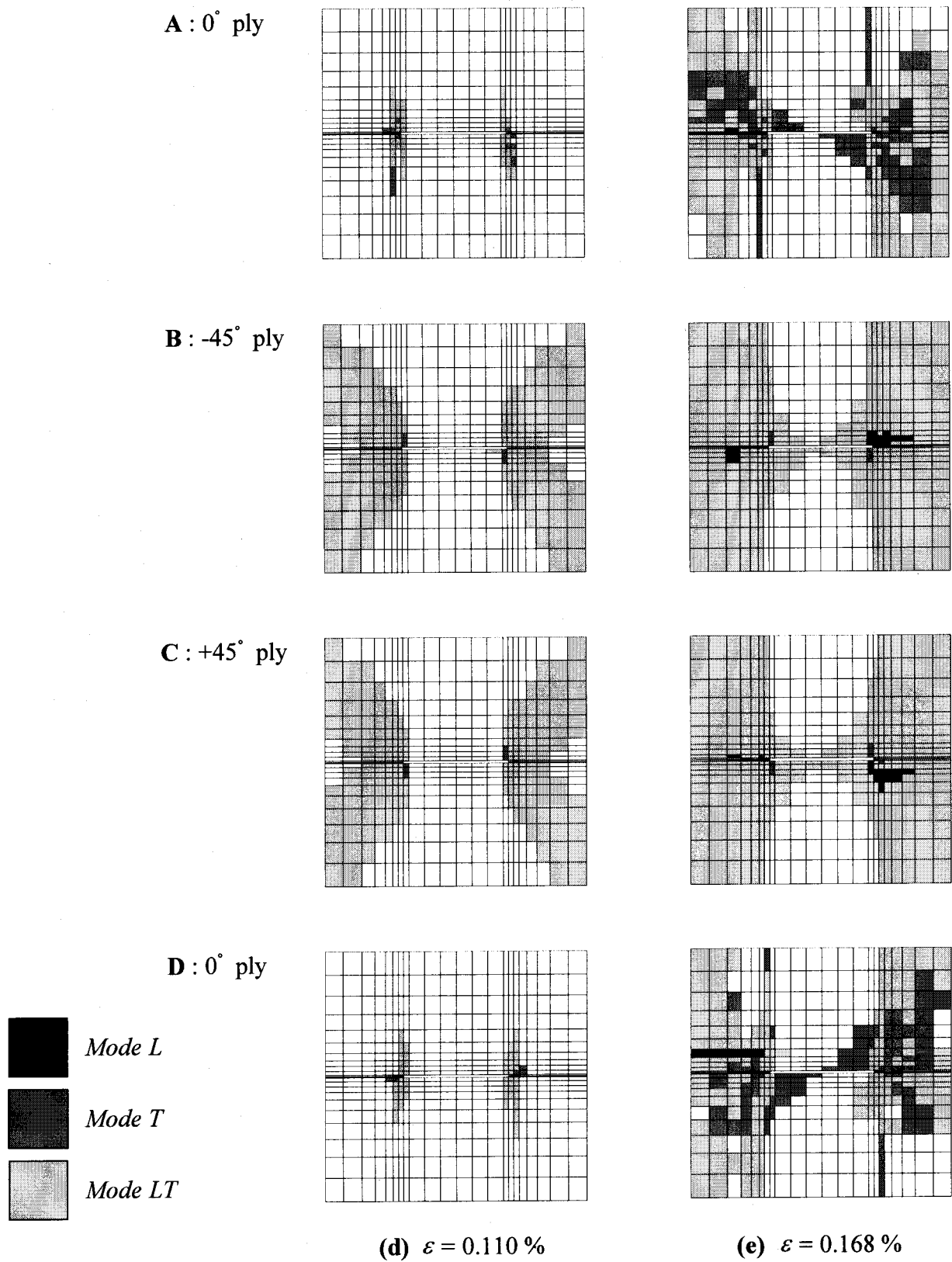
同様に、 $[0/+45/-45/90]_s$  積層材に対する解析結果、すなわち応力-ひずみ曲線ならびに累積損傷体積とひずみの関係をFig. 4.7、応力-ひずみ曲線に示す(a)~(e)の各負荷レベルでの AE 計測対象領域の損傷状態をFig. 4.8に示す。初期損傷発生は、負荷応力が 31.4MPa、ひずみが 0.0184%に達する時である。Fig. 4.8(a)から初期損傷は、 $90^\circ$ 層の中央ノッチ先端部における繊維直角方向垂直応力に起因するマトリックスき裂と $\pm 45^\circ$ 層での面内せん断応力によるマトリックスき裂であることが判る。その後、ひずみがおよそ 0.05%以降において(b)~(e)に示される急激な損傷進展があり、0.108%で試験片の破断に至る。(b)では、 $90^\circ$ 層において(a)で発生したマトリックスき裂が中央ノッチ先端部から負荷直角方向にさらに進展しているほか、 $\pm 45^\circ$ 層ではマトリックスせん断き裂が増大しているのが確認できる。また、 $0^\circ$ 層の中央ノッチ先端部で繊維破断とマトリックスせん断き裂が発生しているのが判る。(c)では、 $90^\circ$ 層においてマトリックスき裂が試験片側面にまで達し耐荷重能力を完全に喪失した状態であることが確認できる。また、 $\pm 45^\circ$ 層ではマトリックスせん断き裂の増大に加えて、 $+45^\circ$ 層の中央ノッチ先端部で繊維破断が発生している。さらに、 $0^\circ$ 層では繊維破断の負荷直角方向への緩やかな進展とマトリックスせん断き裂の負荷方向への進展が確認できる。(d)で



**Fig. 4.6 Computational result of damage states around a center notch at various strain levels for  $[0/+45/-45/0]_s$  laminate**

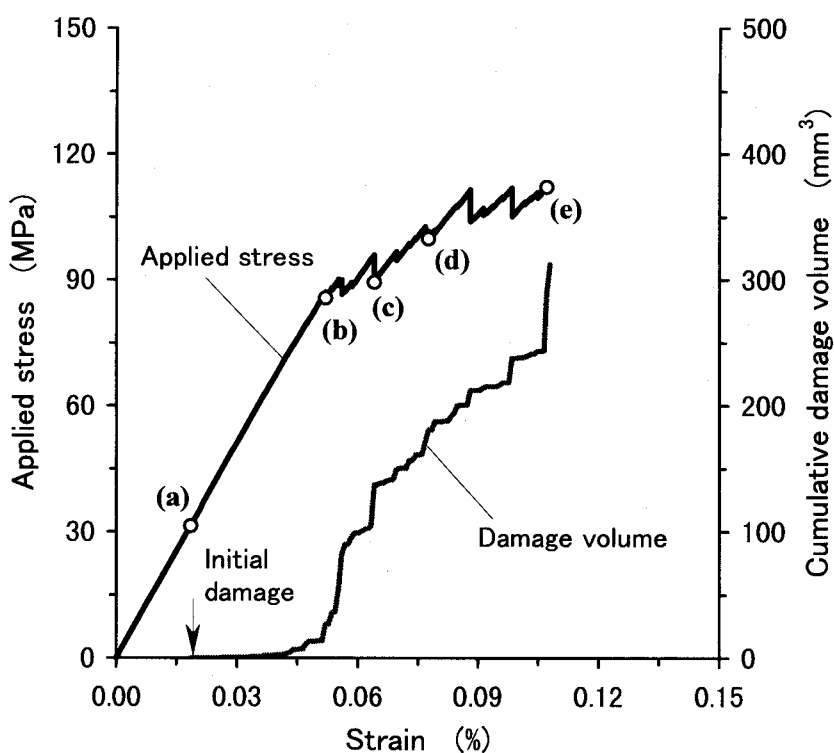


**Fig. 4.6 Computational result of damage states around a center notch at various strain levels for  $[0/+45/-45/0]_s$  laminate (Continued)**

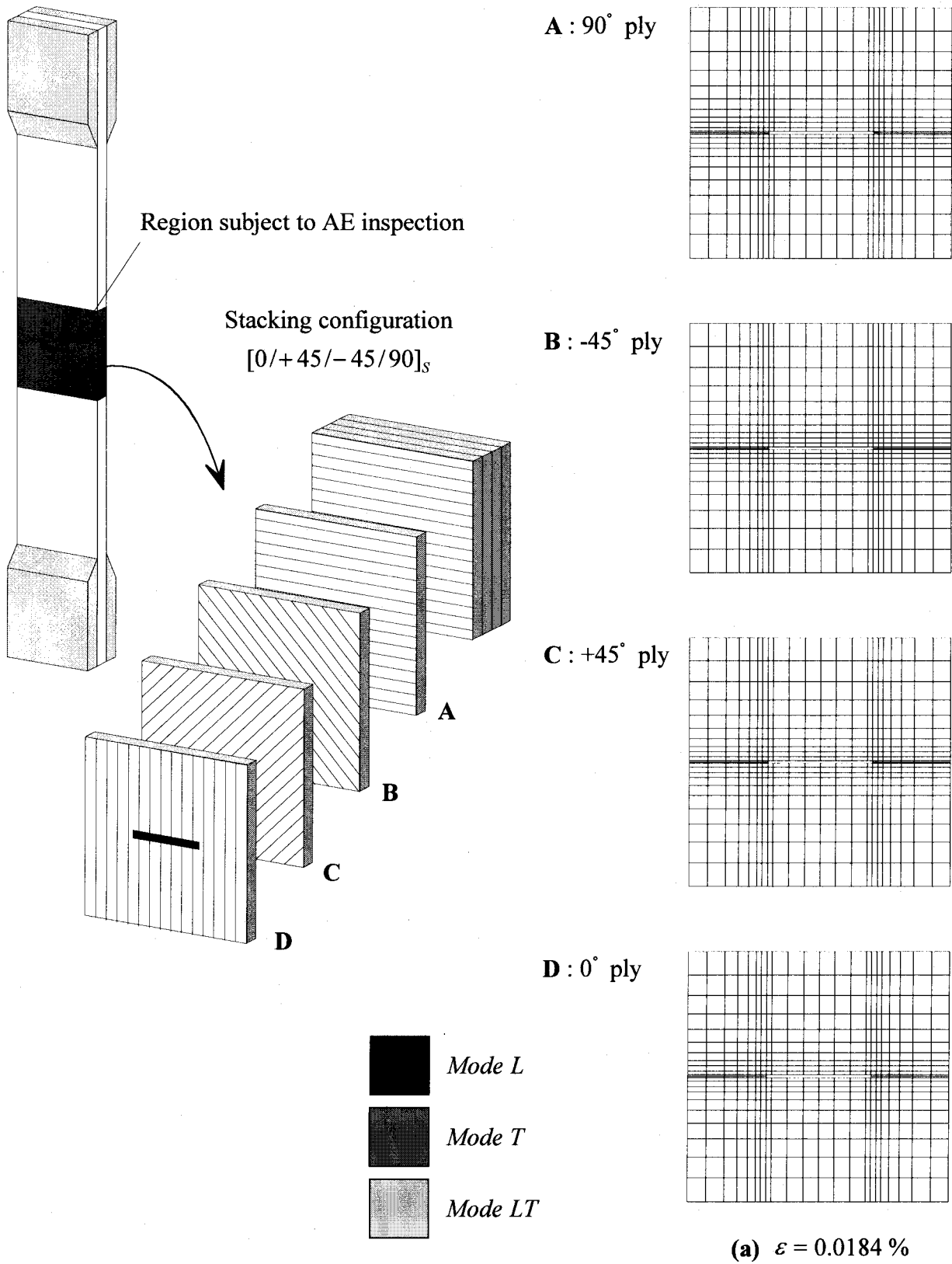


**Fig. 4.6 Computational result of damage states around a center notch at various strain levels for  $[0/+45/-45/0]_s$  laminate (Continued)**

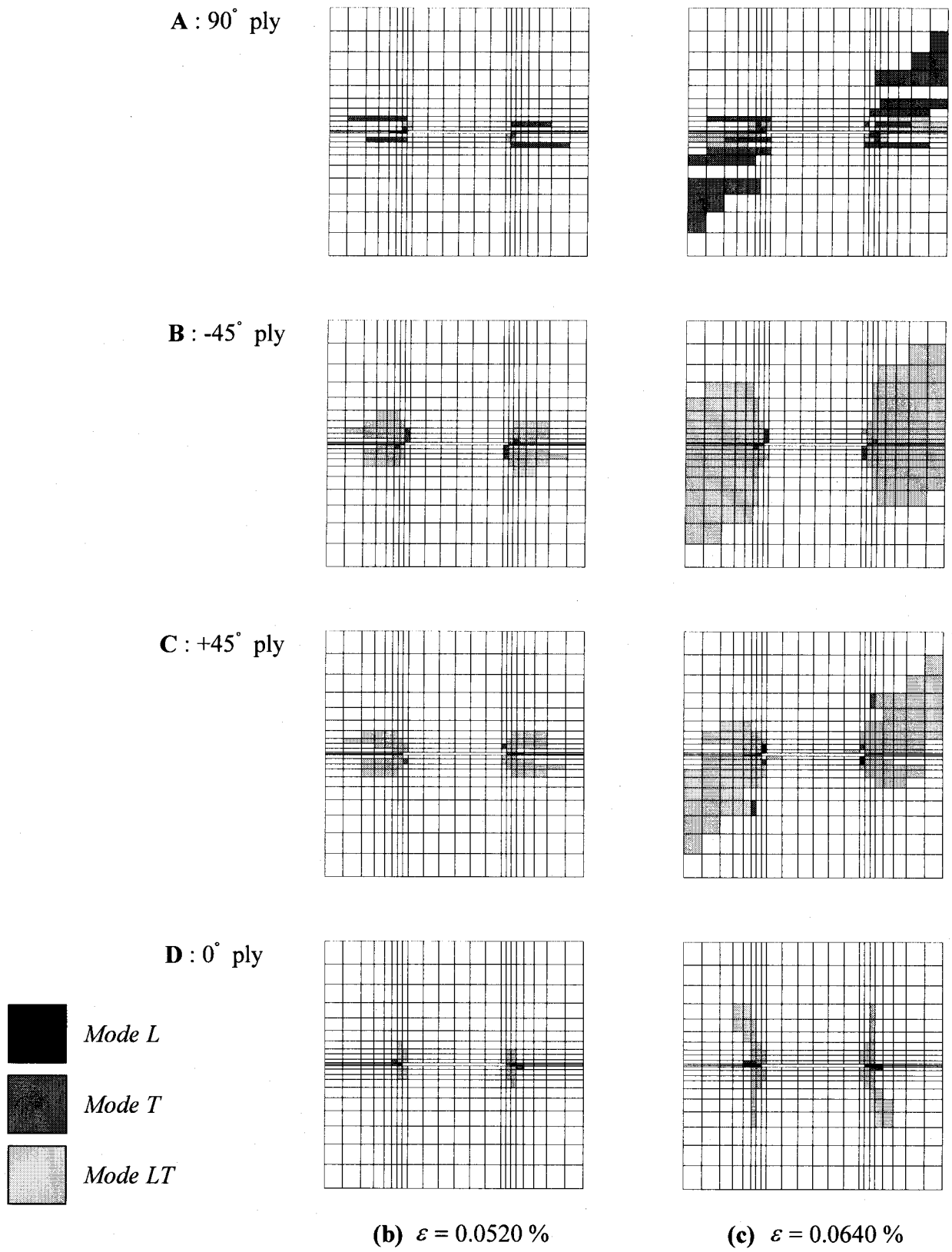
は、 $90^\circ$ 層を除く各層で損傷域の増大が確認できる。前述の $[0/+45/-45/0]_s$ 積層材では $\pm 45^\circ$ 層における損傷進展挙動はほぼ同じであるのに対して、 $[0/+45/-45/90]_s$ 積層材では両層における損傷進展挙動は大きく異なり、その差違は(c)または(d)で顕著に確認できる。すなわち、引張負荷に対する剛性が高い $0^\circ$ 層に隣接する $+45^\circ$ 層と比較して、最弱層である $90^\circ$ 層と隣接する $-45^\circ$ 層での損傷進展域が広い。また、 $0^\circ$ 層における繊維破断の進展に応じて $+45^\circ$ 層でも繊維破断が発生しているのが判る。破断後の損傷状態(e)では、 $0^\circ$ 層において繊維破断が負荷直角方向に中央ノッチ先端から試験片側面まで進展し、マトリックスき裂も多数発生している。また、 $\pm 45^\circ$ 層ではマトリックスせん断き裂が広範囲に進展しているほか、新たな繊維破断の発生も確認できる。



**Fig. 4.7 Computational result of applied stress and cumulative damage volume versus strain for  $[0/+45/-45/90]_s$  laminate**

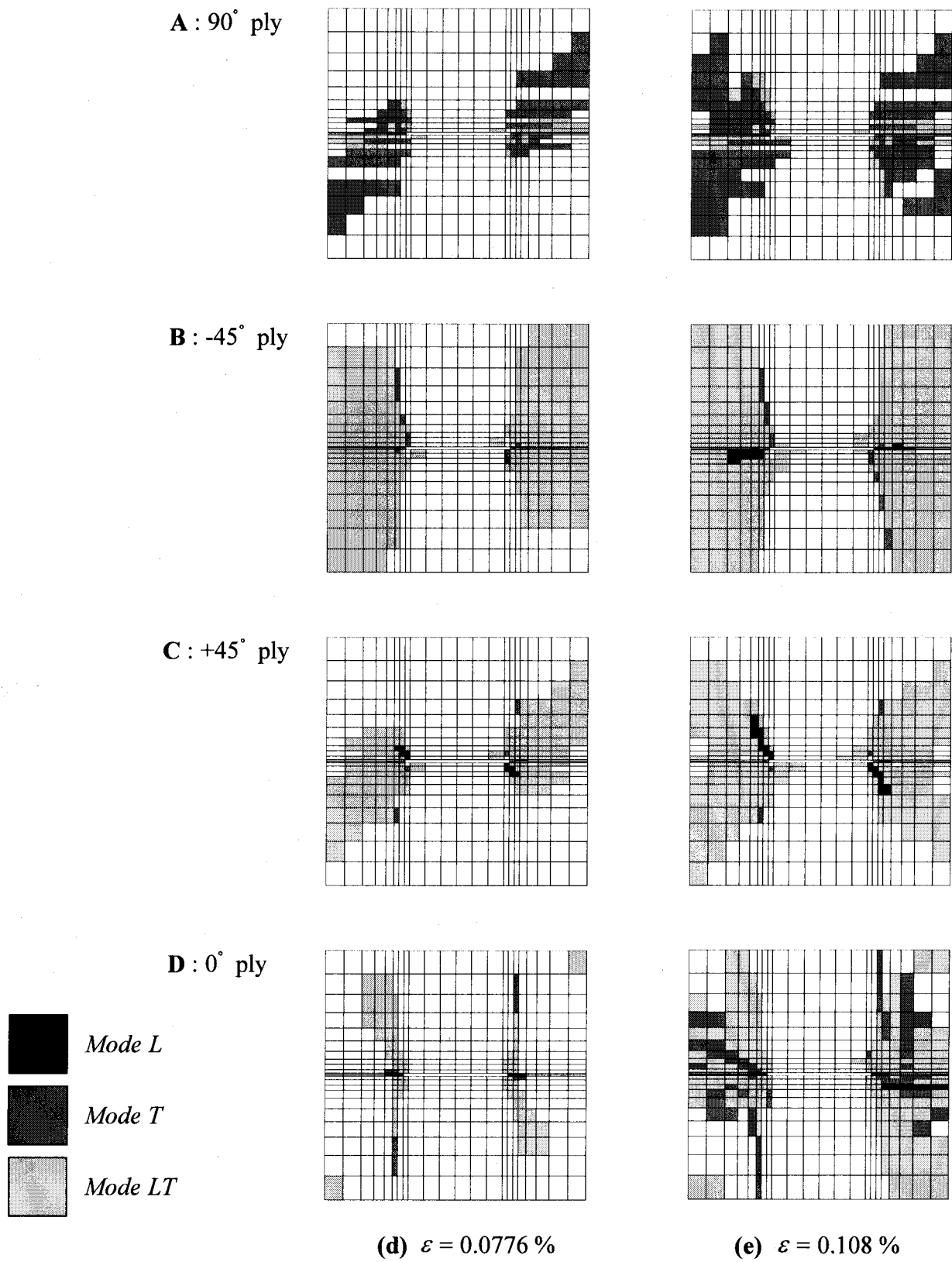


**Fig. 4.8 Computational result of damage states around a center notch at various strain levels for  $[0/+45/-45/90]_s$  laminate**



**Fig. 4.8 Computational result of damage states around a center notch at various strain levels for  $[0/+45/-45/90]_s$  laminate (Continued)**





**Fig. 4.8 Computational result of damage states around a center notch at various strain levels for  $[0/+45/-45/90]_s$  laminate (Continued)**

[0]<sub>8</sub> 積層材に対する解析により得られた応力-ひずみ曲線ならびに累積損傷体積とひずみの関係を Fig. 4.9、応力-ひずみ曲線に示す(a)~(c)の各負荷レベルにおける AE 計測対象領域の損傷状態を Fig. 4.10に示す。初期損傷発生は、負荷応力が 59.2MPa、ひずみが 0.0267%に達する時である。Fig. 4.10(a)から初期損傷は、中央ノッチ先端部における面内せん断応力によるマトリックスき裂であることが判る。その後、ひずみが 0.0400%に至るまで(b)に示すマトリックスせん断き裂が負荷方向に進展した後、試験片の破断直前まで AE 計測対象領域内では新たな損傷発生はない。また、(b)までの各 0°層における損傷進展には全く差がない。ひずみが 0.0400%から破断に至るまでの過程では、AE 計測対象領域外で(b)に示すマトリックスせん断き裂が負荷方向に継続して進展している。このマトリックスせん断き裂はアルミニウムタブ接着領域まで進展する点で、上述の[0/+45/-45/0]<sub>s</sub> および[0/+45/-45/90]<sub>s</sub> 積層材における 0°層の損傷進展挙動と異なる。破断後の損傷状態(c)では、繊維破断が負荷直角方向に中央ノッチ先端部から試験片側面にまで進展していることが確認できる。

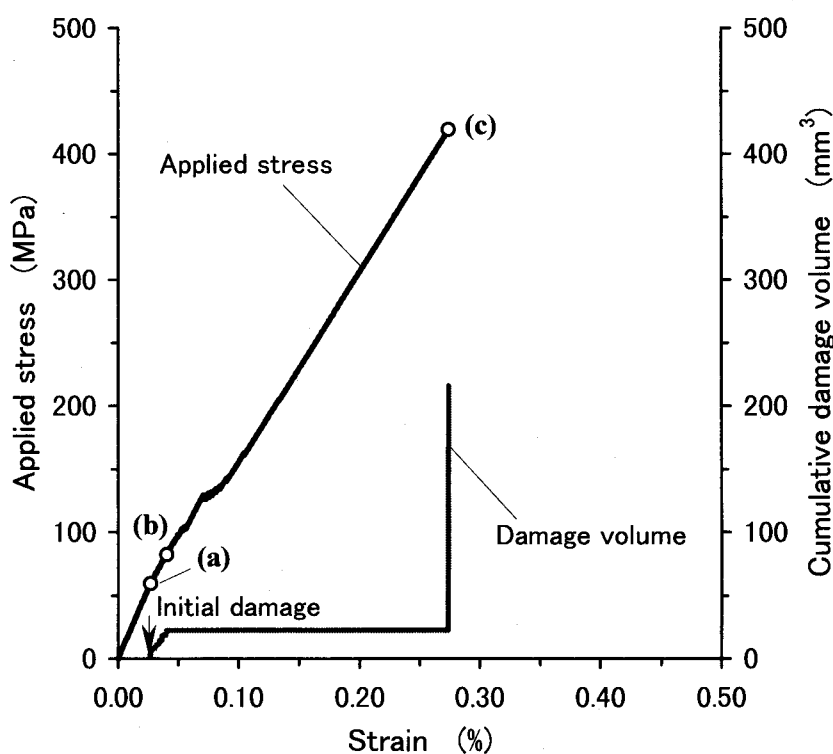
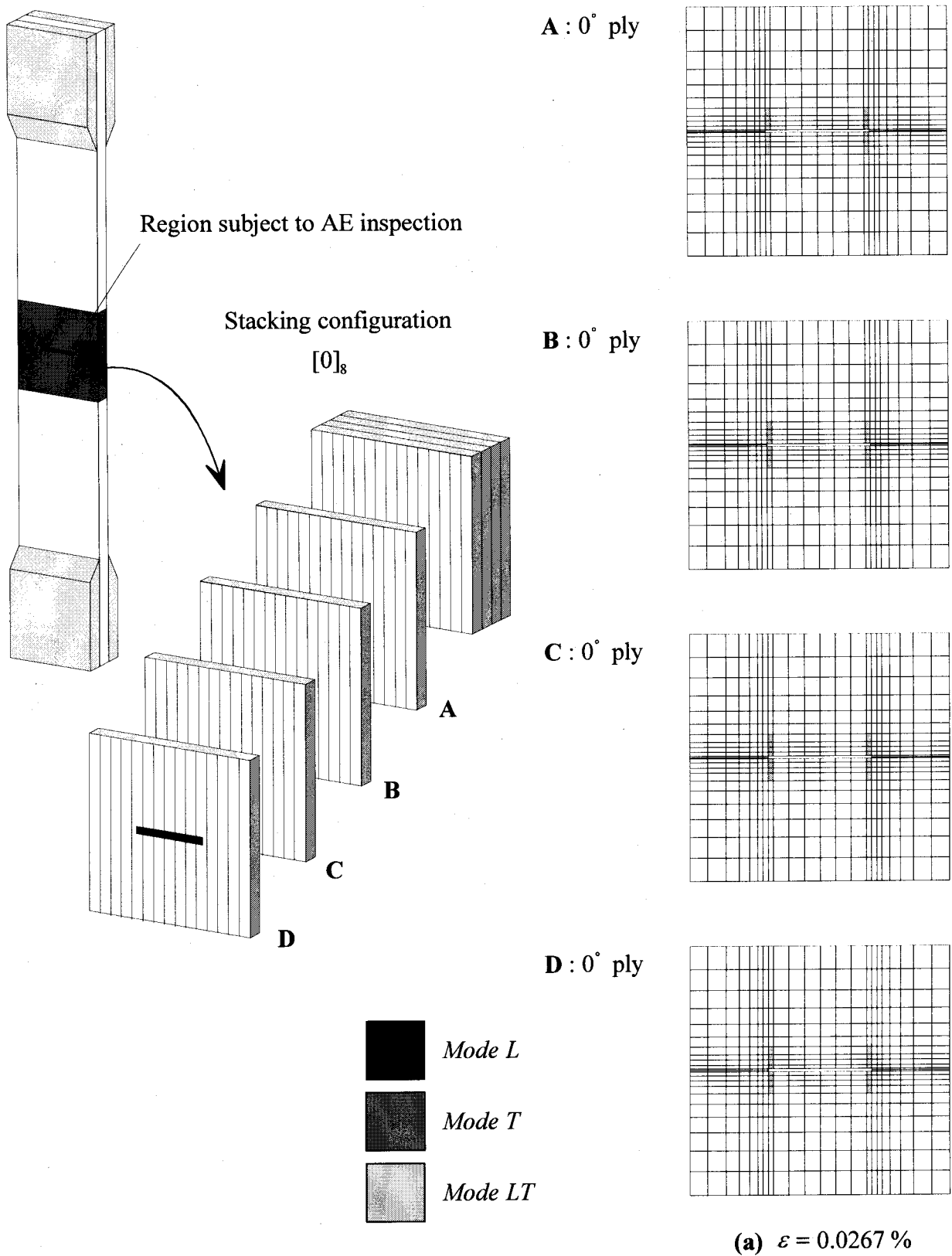
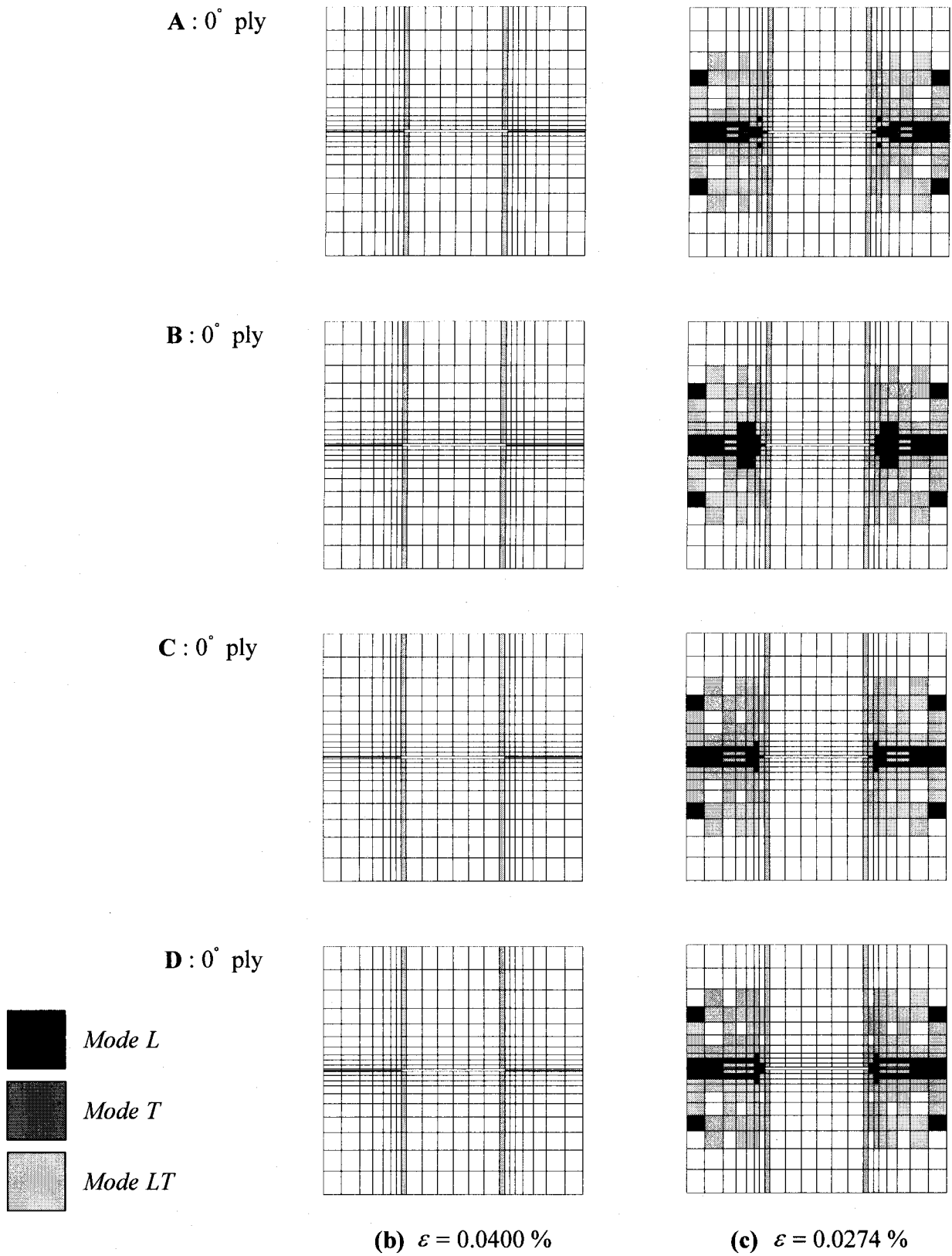


Fig. 4.9 Computational result of applied stress and cumulative damage volume versus strain for [0]<sub>8</sub> laminate



**Fig. 4.10 Computational result of damage states around a center notch at various strain levels for  $[0]_8$  laminate**



**Fig. 4.10 Computational result of damage states around a center notch at various strain levels for  $[0]_8$  laminate (Continued)**

[90]<sub>s</sub> 積層材に対する解析により得られた応力-ひずみ曲線ならびに累積損傷体積とひずみの関係を Fig. 4.11、応力-ひずみ曲線に示す (a)~(c) の各負荷レベルにおける AE 計測対象領域の損傷状態を Fig. 4.12 に示す。初期損傷発生は、負荷応力が 25.5MPa、ひずみが 0.0192% に達する時である。初期損傷後の損傷進展は急激で、ひずみが 0.0216% に達した時点で直ちに破断する。また、これまでの積層材と比較して破断に至るまでの累積損傷体積も著しく小さく、局所的な損傷域となる。Fig. 4.12(a) から初期損傷は、中央ノッチ先端部における繊維直角方向垂直応力によるマトリックスき裂であることが判る。(b) では (a) で発生したマトリックスき裂が中央ノッチ先端部から負荷直角方向に進展し、(c) ではこのき裂が試験片側面まで進展して中央ノッチ近傍の極めて局所的な破断に至る様子が確認できる。

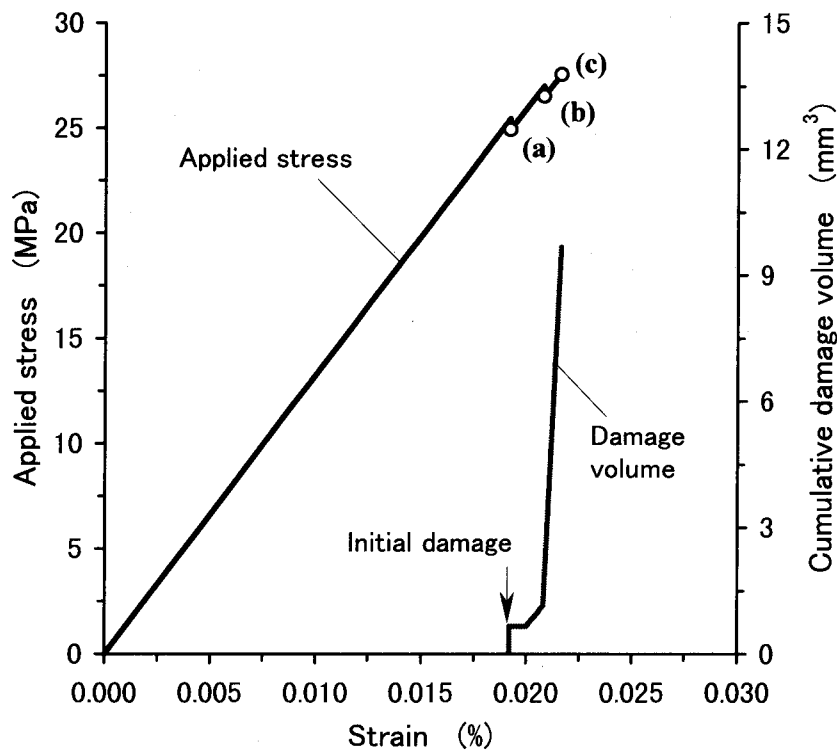
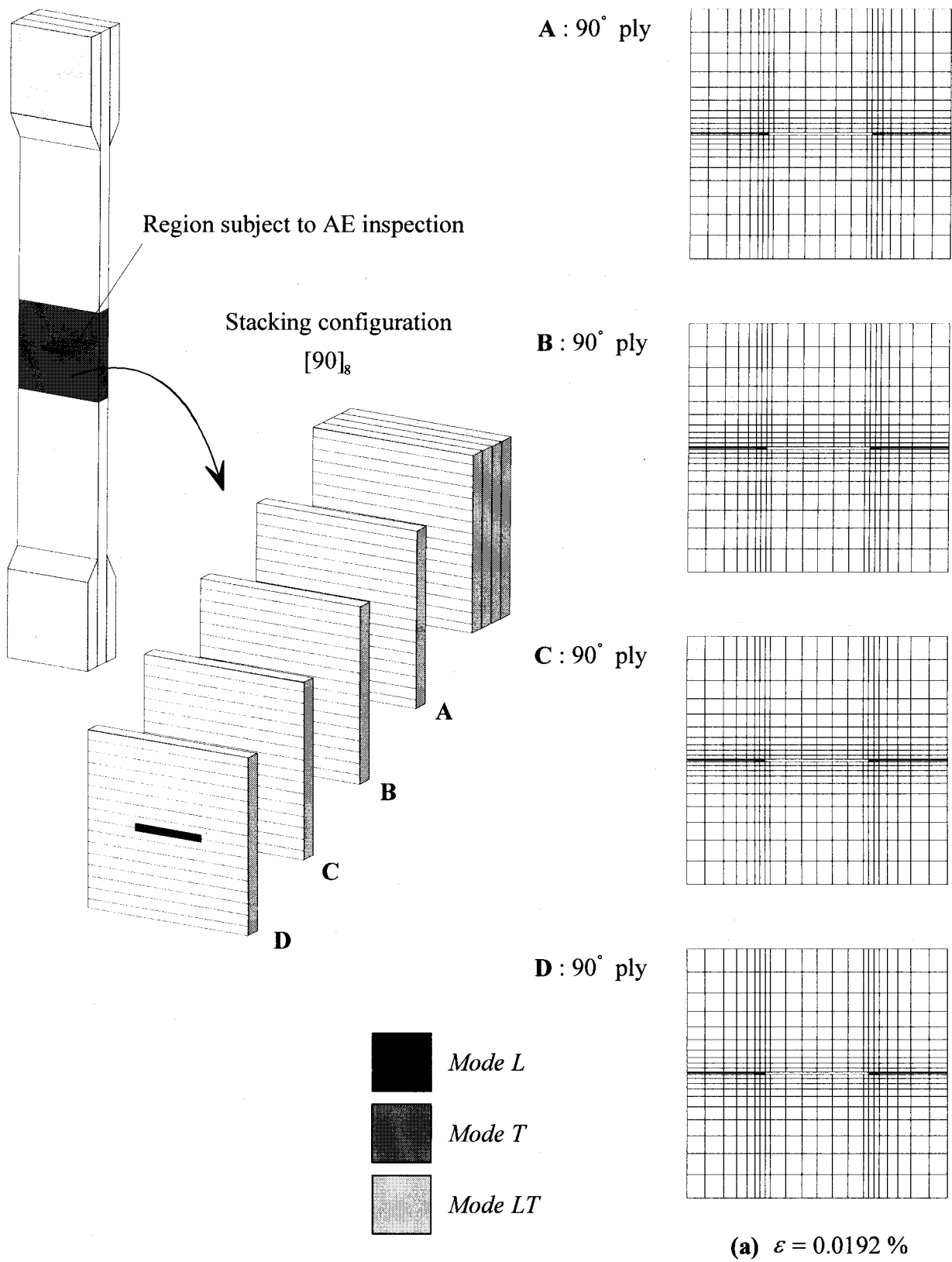
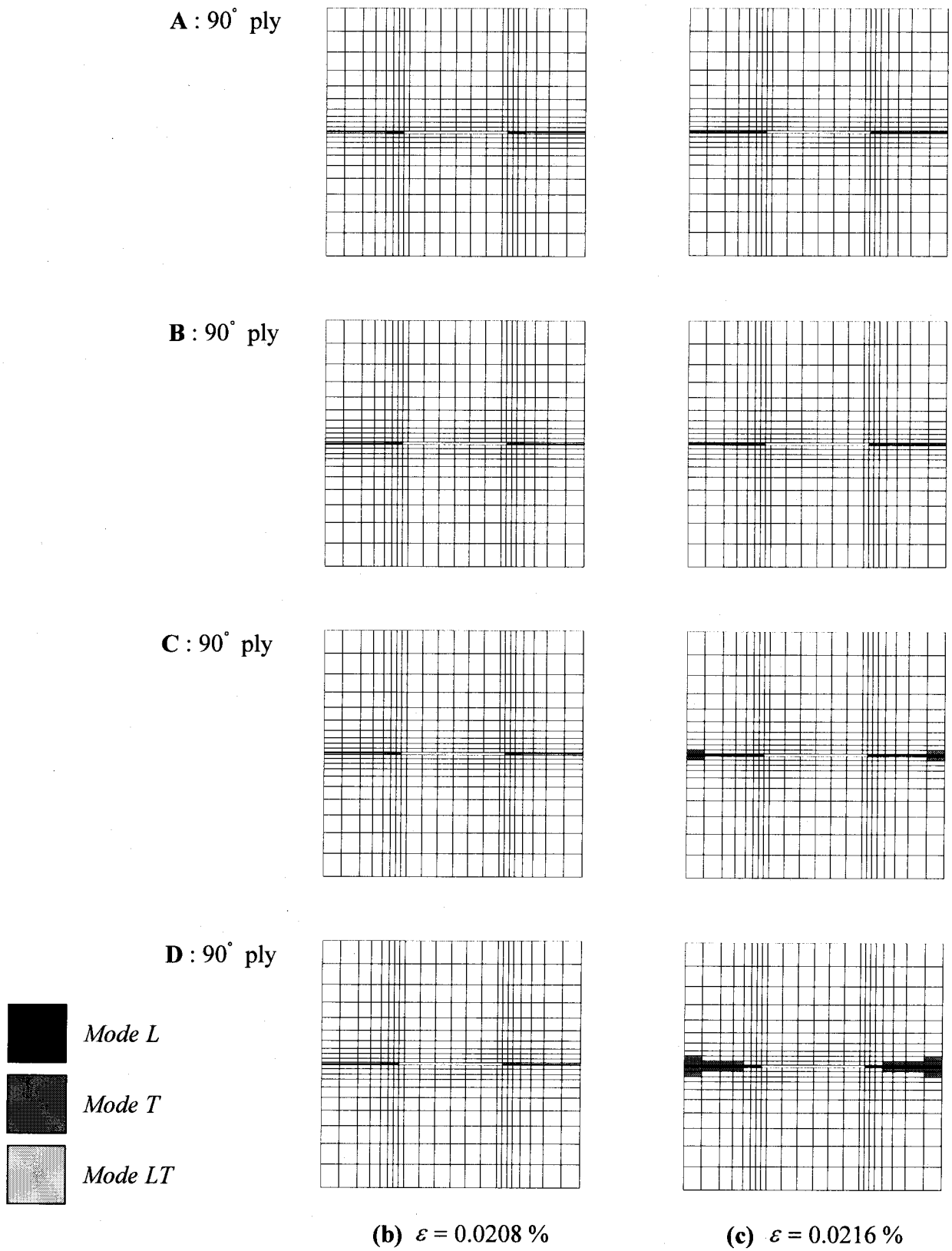


Fig. 4.11 Computational result of applied stress and cumulative damage volume versus strain for [90]<sub>s</sub> laminate



**Fig. 4.12 Computational result of damage states around a center notch at various strain levels for  $[90]_8$  laminate**

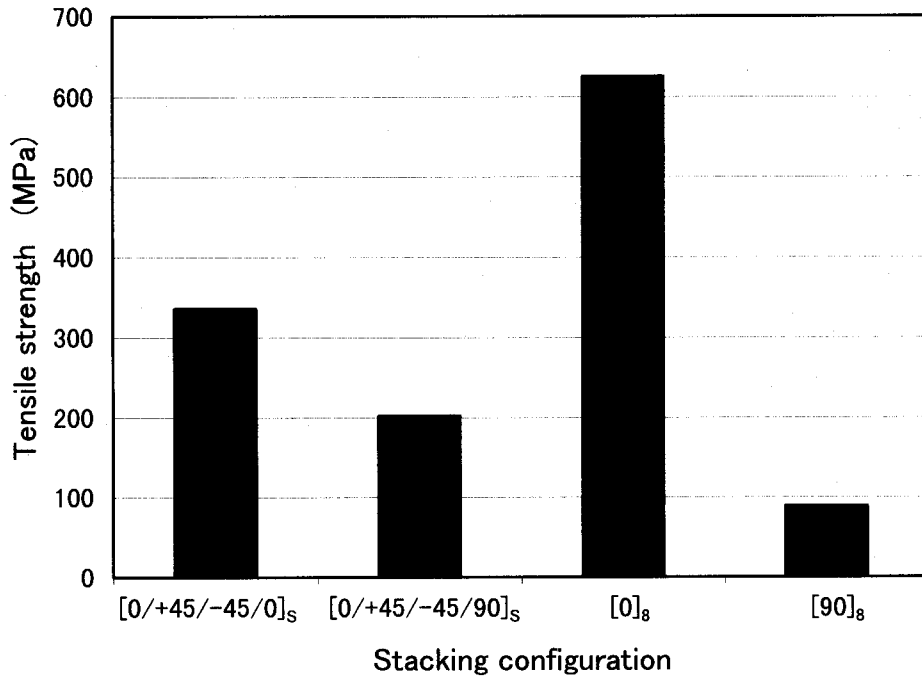


**Fig. 4.12** Computational result of damage states around a center notch at various strain levels for  $[90]_8$  laminate (Continued)

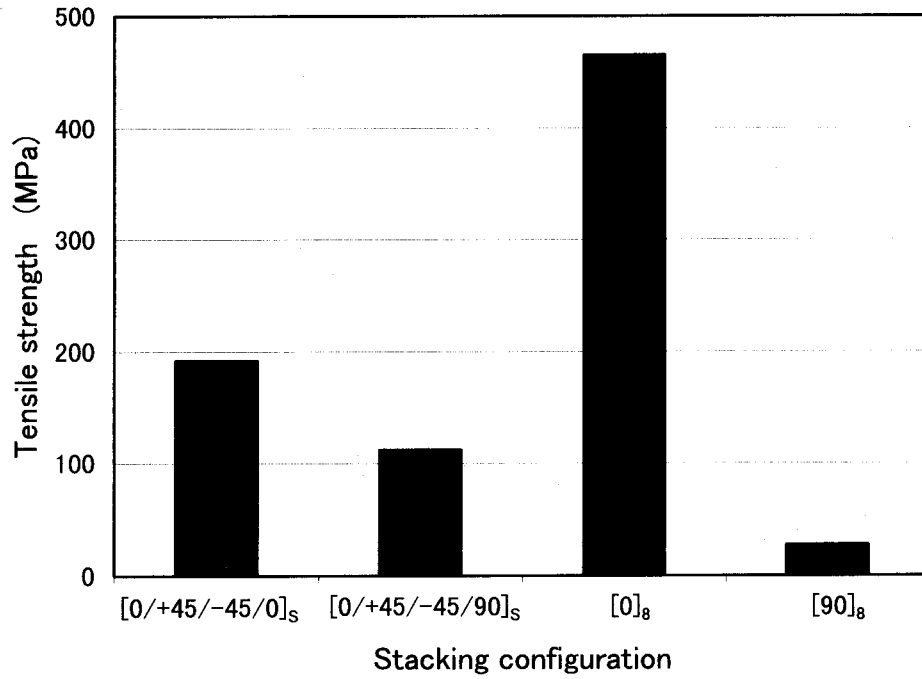
次に、上記の損傷進展解析結果の妥当性を確認するため、**Fig. 4.13**に各積層材の引張強度に対する試験結果と解析結果の比較を示す。縦軸に示す引張強度は、最大荷重値を全断面積で除して計算した。両結果とも、 $[0]_8$ 材が最も高い強度を示し、続いて $[0/+45/-45/0]_s$ 、 $[0/+45/-45/90]_s$ 積層材の順に高く、 $[90]_8$ 材が最も強度が低い傾向を示しており、定性的に良く一致している。しかしながら、各積層材の引張強度値には100MPa程度の差が存在する。これは、試験片の正確な力学的特性値が不明であったため、同じ材質のカタログ値を用いて解析を行ったことが主な原因であると考えられる。損傷機構の異なる種々の積層材に対して引張強度がすべて定性的に一致していることから、各積層材における損傷進展挙動は相対的に捉えられたものと判断し、AE特性の定性的な評価を行うこととする。

相対的な損傷発生頻度を表すイベント数に対して損傷要素体積をその指標とすることの妥当性を確認するため、破断までの総イベント数と累積損傷体積の比較を**Fig. 4.14**に示す。**(a)**はMadhukarらによって報告された試験結果で、**(b)**は解析により得られた結果である。両結果とも、 $[0/+45/-45/0]_s$ 積層材においてイベント数および損傷体積が最も大きく、続いて $[0/+45/-45/90]_s$ 、 $[0]_8$ 、 $[90]_8$ 材の順に損傷発生頻度が高い傾向を示している。これは、 $[0]_8$ 、 $[90]_8$ 材では主にノッチ周辺領域が局所的に損傷するだけであるのに対して、 $[0/+45/-45/0]_s$ 、 $[0/+45/-45/90]_s$ 積層材では、 $\pm 45^\circ$ 層で面内せん断応力に起因するマトリックスき裂が広範囲に進展するためである。また、 $[0/+45/-45/0]_s$ 、 $[0/+45/-45/90]_s$ および $[90]_8$ 材では、イベント数と損傷体積は定性的に良く一致しているのに対して、 $[0]_8$ 材では大きく傾向が異なり、試験により得られたイベント数に比べ解析による損傷体積が著しく大きい。これは、損傷進展域とAE波の伝播経路に起因するものと考えられる。すなわち、AE波が損傷領域を通過する際に減衰し、AEセンサによる検出が困難となったため、解析結果に比べてイベント数が小さくなったものと考えられる。**Fig. 4.15**に解析により得られた $[0]_8$ 材の損傷状態を示す。**Fig. 4.15(a)**はひずみが0.136%に達した時で、**(b)**は破断時の損傷状態を示す。いずれの層においてもほぼ同様の損傷状態であるため、ここでは試験片表面に位置する最外層の損傷状態のみを示す。 $[0]_8$ 材では、高強度の繊維方向が負荷方向と一致するため、繊維破断が発生する以前に**(a)**のようにマトリックスせん断き裂が中央ノッチ端部から負荷方向に進展する。したがって、**(b)**に示される**(a)**以降に発生する損傷に伴うAE波は、**(a)**で発生した損傷領域を経由してAEセンサに到達するため、**(a)**以降に検出されるAE波には伝播距離による減衰に加え損傷領



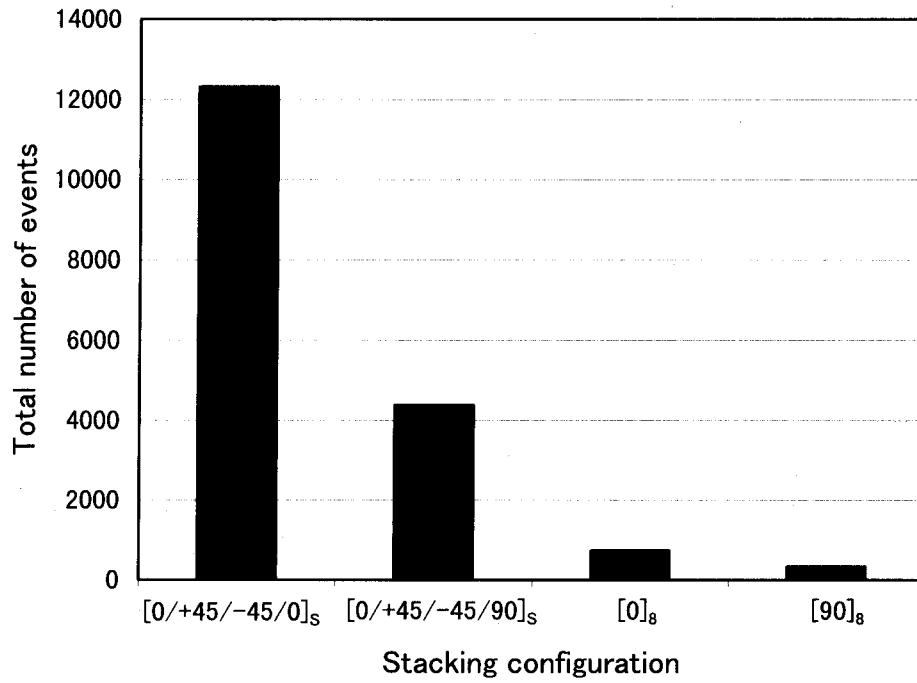


(a) Experimental results[142]

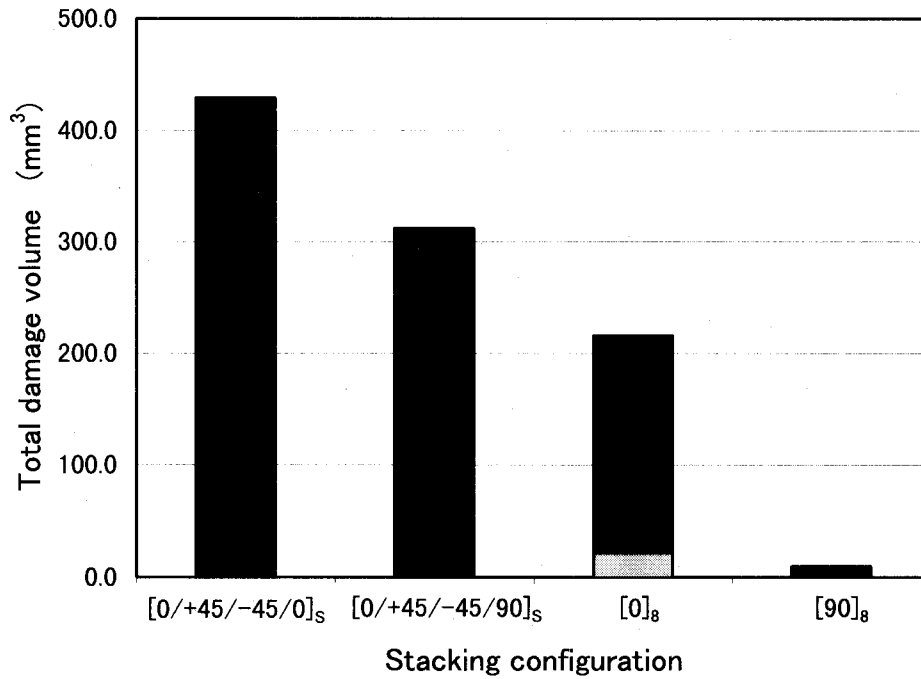


(b) Computational results

**Fig. 4.13 Comparison between the experimental and the Computational results for tensile strength of center-notched specimen**

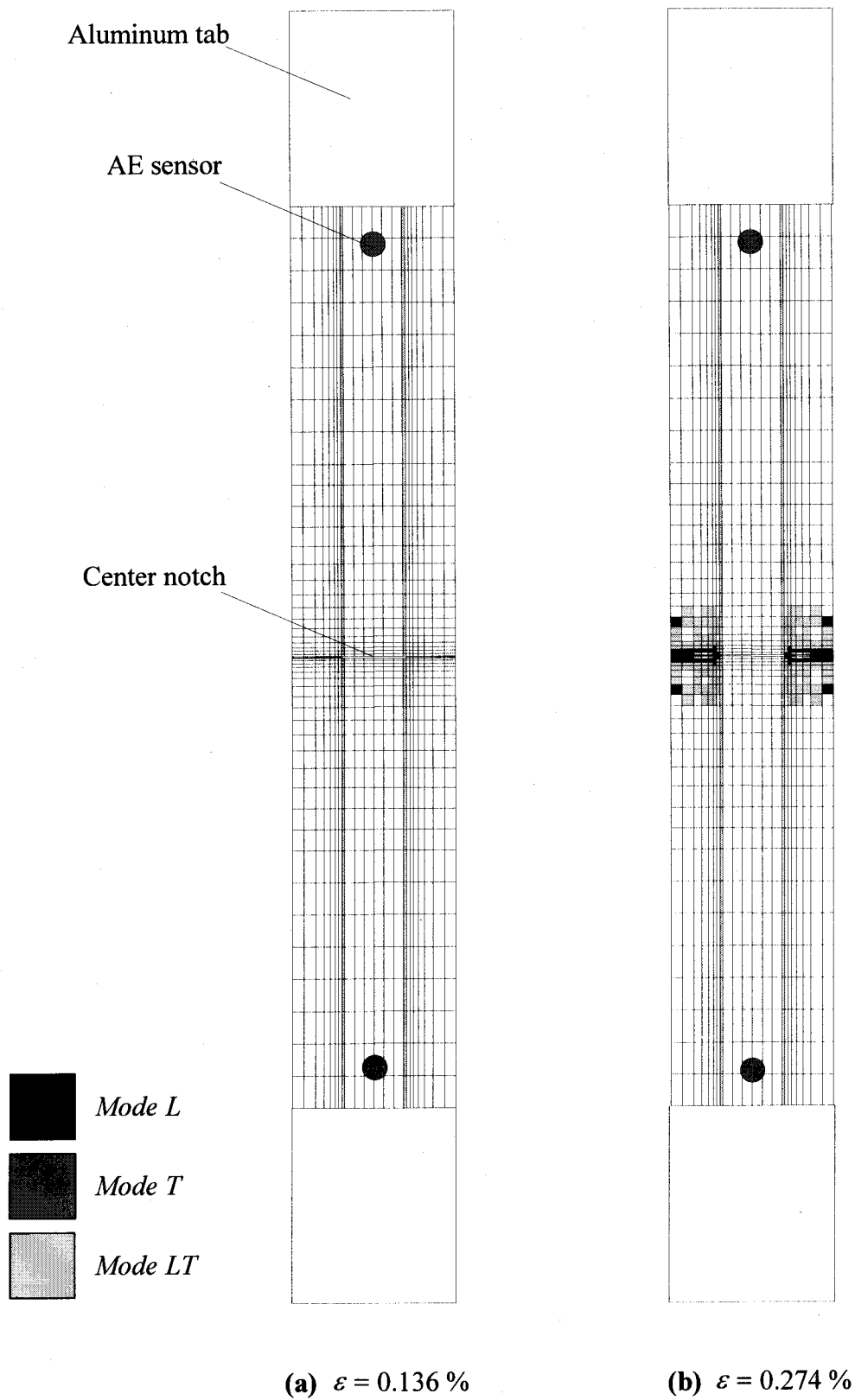


(a) Experimental results[142]



(b) Computational results

Fig. 4.14 Comparison between number of events and damage volume accumulated up to failure for center-notched specimen



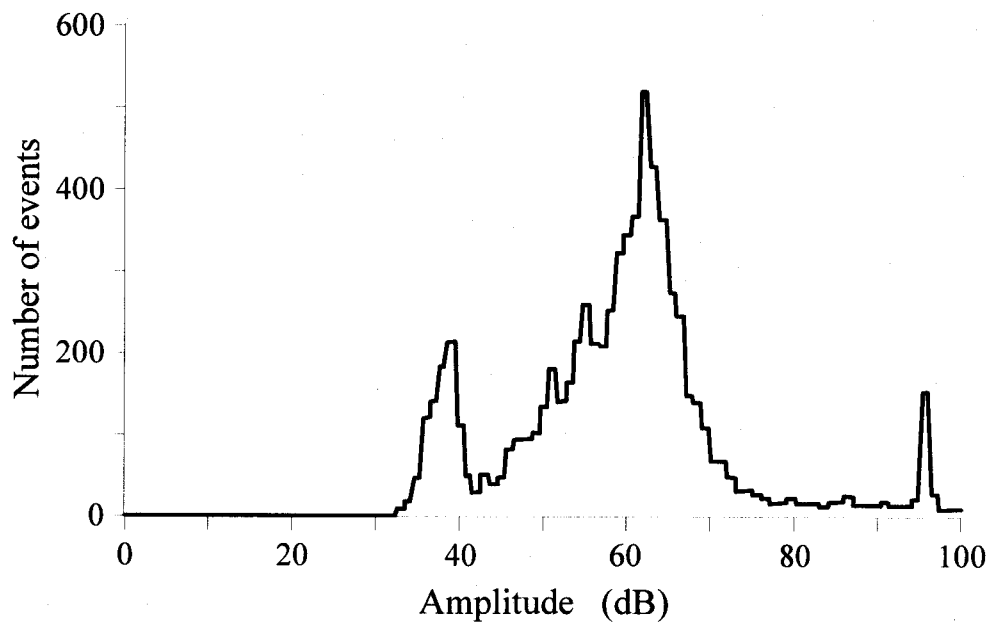
**Fig. 4.15 Computational result of damage states at two strain levels for the outside ply of  $[0]_8$  laminate**

域通過による著しい減衰がある。特に、繊維破断と比較してマトリックスき裂に起因する AE 波はエネルギーレベルが低いため、損傷領域通過時の減衰により検出が困難になったものと考えられる。 $[0]_s$  材以外の試験片では、前述のように中央ノッチ近傍領域から徐々に損傷が進展することから、発生した AE 波の多くは損傷領域を通過することなく健全な領域を伝播して AE センサに到達できると予測される。以上のことから、損傷領域通過に伴う AE 波の減衰がなければ、**Fig. 4.14(a)**に示す $[0]_s$  材のイベント数は増大するものと考えられる。**Fig. 4.14(b)**に示す $[0]_s$  材に対する累積損傷体積結果に重ねた下部の棒グラフは、損傷領域での伝播減衰により**Fig. 4.15(a)**以降に発生する損傷が全く検出されないと仮定した場合の累積損傷体積で、**Fig. 4.14(a)**に示すイベント数の傾向と良く一致する。このことから減衰に対する推察の妥当性が伺える。

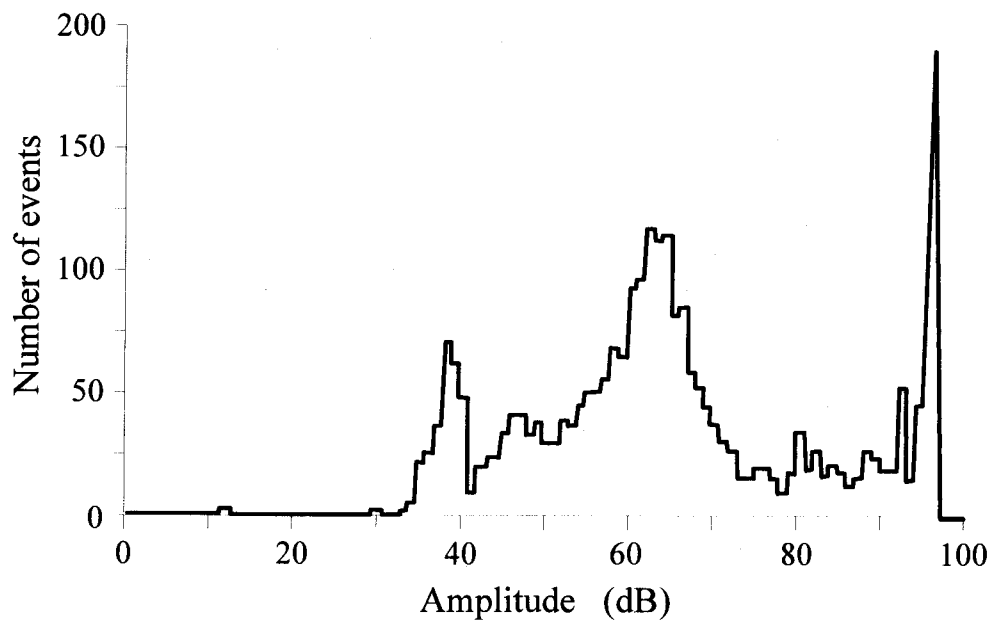
### 4.3.3 AE 振幅特性

**Fig. 4.16**に最終破断時までのイベント数を累積した AE 波最大振幅の頻度分布に対する試験結果**[142]**を示す。一般に、損傷形態が単一である場合、振幅分布は一つの分布関数で構成されることから、発生した損傷形態の識別に利用される。**Fig. 4.16(a)**は $[0/+45/-45/0]_s$  積層材、**(b)**は $[0/+45/-45/90]_s$  積層材に対する試験結果で、いずれも 40dB、60dB および 100dB 付近に三つのピークが確認できることから、異なる三形態の損傷が発生したものと予測される。また、**(c)**に示す $[0]_s$  材では、40dB と 100dB 付近に明確なピークが確認される。さらに、**(d)**に示す $[90]_s$  材では、上記に見られた明確なピークはなく損傷発生頻度も低いことが判る。Madhukar らは、損傷観察結果に基づいて $[0]_s$  材で顕著に見られる 100dB 付近の高振幅域のピークを繊維破断、 $[0/+45/-45/0]_s$  積層材や $[0/+45/-45/90]_s$  積層材で現れる中振幅域の AE 波をマトリックスの損傷、40dB 付近の低振幅域の AE 波をマトリックスせん断損傷であると推察している。そこで、Madhukar らの損傷評価を数値解析により得られた振幅分布に基づいて検討する。

**Figs. 4.17~4.20** に解析から得られた各負荷レベルにおける振幅分布を示す。ここでは、損傷モードによる振幅分布の違いを明確にするため、繊維破断、繊維直角方向垂直応力に起因するマトリックスき裂、せん断応力によるマトリックスき裂に分類して示す。また、三段階の負荷レベルにおける振幅分布を整理し、負荷レベルの低いものから順に下から上に並べており、最上位の

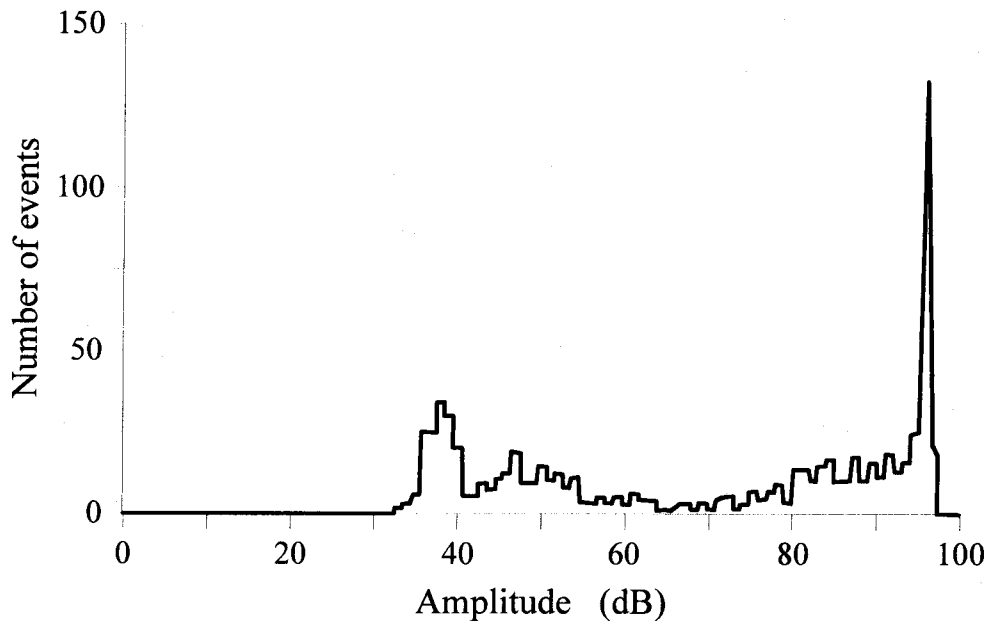


(a)  $[0/+45/-45/0]_s$  laminate

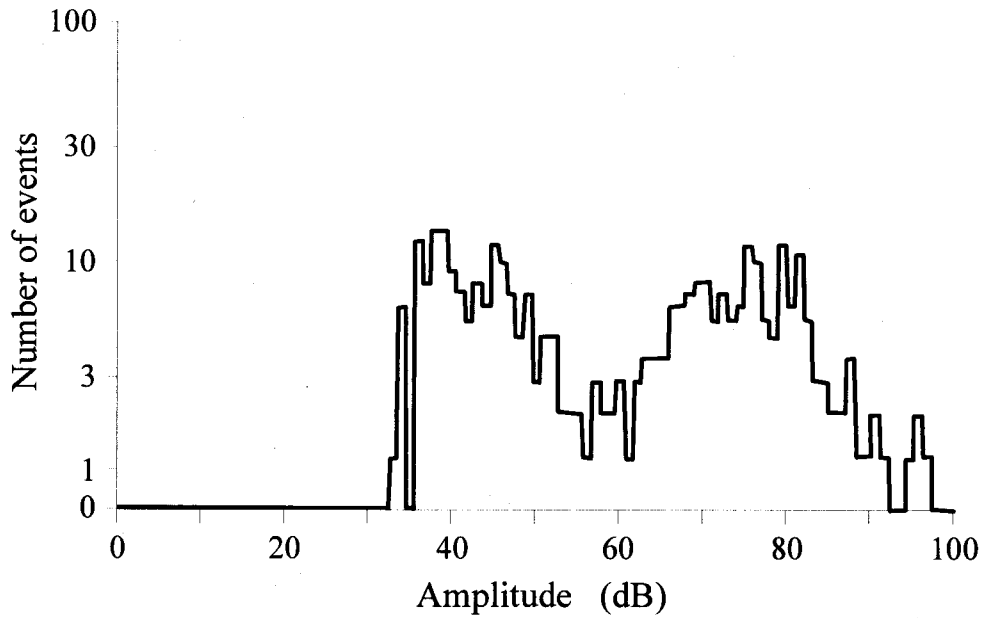


(b)  $[0/+45/-45/90]_s$  laminate

**Fig. 4.16 Experimental result for histograms of amplitude up to failure[142]**



(c)  $[0]_8$  laminate



(d)  $[90]_8$  laminate

**Fig. 4.16 Experimental result for histograms of amplitude up to failure[142] (Continued)**

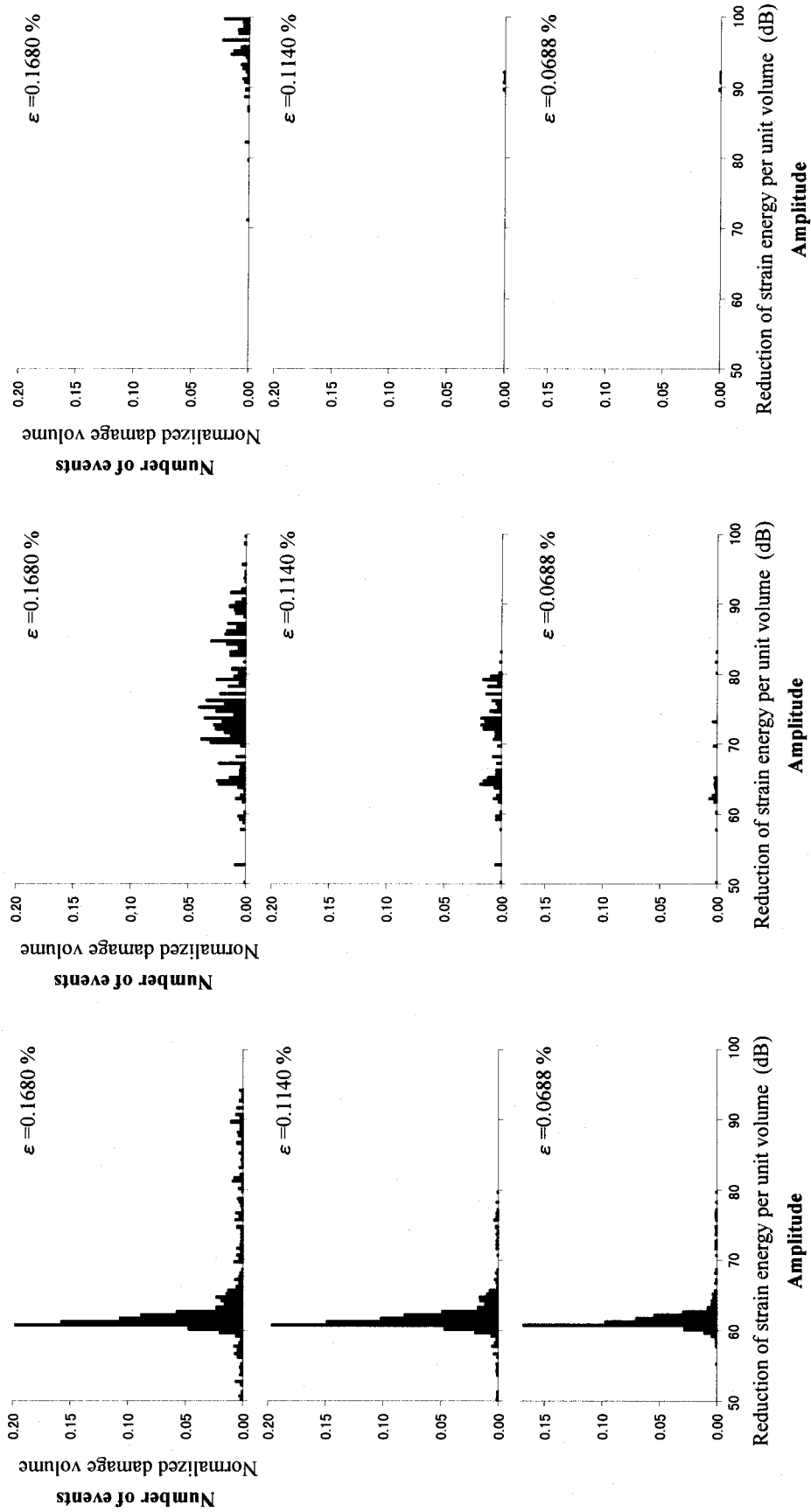
分布は最終破断までの累積結果である。図中の縦軸は、各モードの総損傷体積により正規化した相対損傷体積で、損傷発生頻度を示すイベント数に対応する。横軸は、損傷要素における単位体積あたりのひずみエネルギー低下量を dB 単位（基準値 =  $10^{-5}$ ）に変換した値で、AE 波のエネルギーに相当する。AE 波の有するエネルギーは最大振幅と対応づけられるため、ここでは損傷要素における単位体積あたりのひずみエネルギー低下量を最大振幅の相対的な指標とする。なお、横軸の数値は振幅の大小関係を定性的に把握するためのもので、Fig. 4.16 に示す測定値とは無関係である。

Fig. 4.17 は  $[0/+45/-45/0]_s$  積層材、Fig. 4.18 は  $[0/+45/-45/90]_s$  積層材に対する結果で、両結果ともに低振幅域にせん断応力によるマトリックスき裂、中振幅域に繊維直角方向垂直応力によるマトリックスき裂、高振幅域に繊維破断が確認できることから、Fig. 4.16(a) の試験結果を定性的に裏付けている。また、本解析結果から、異なる損傷モードであっても同レベルの振幅を有する場合もあることから、AE 波の最大振幅によって損傷モードを厳密に識別するのは不可能であることが示唆できる。

Fig. 4.19 に示す  $[0]_s$  材に対する解析結果によると、Fig. 4.16(c) の試験結果において高振幅域で見られる明確なピークは繊維破断に起因するもので、それ以外の AE 波は主にせん断応力に起因するマトリックスき裂によって発生したものであることが判る。また、繊維破断に比べてマトリックスき裂に起因する AE 波の振幅にはばらつきが大きく、振幅によりモードを特定するのが特に困難であることが判る。

Fig. 4.20 によると、 $[90]_s$  材では繊維破断、せん断応力によるマトリックスき裂はなく、繊維直角方向垂直応力に起因するマトリックスき裂のみであることが判る。従って、Fig. 4.16(d) の試験結果に見られる AE 波は、広い振幅域を有するもののすべて単一の損傷モード、すなわちマトリックスき裂から発生したものであることが判る。

なお、解析から得られた各損傷モードに伴う AE 波のエネルギーレベルは、Fig. 4.16 に示す試験結果と定性的に一致しているが、 $[0/+45/-45/0]_s$  および  $[0/+45/-45/90]_s$  積層材に対する振幅分布では各損傷モードの発生頻度が大きく異なる。これは、解析により得られたエネルギーは AE 波の発生源におけるエネルギーに相当するのに対して、試験結果は発生源から伝播した P 波や S 波に加えてそれに励起された表面波や反射波が混在する検出波に対する結果でありその最大振幅値は損傷モードだけでなくそれら弾性波の相互干渉の影響も受けるため、両結果に差が生じたものと推察される。特に、 $[0/+45/-45/0]_s$



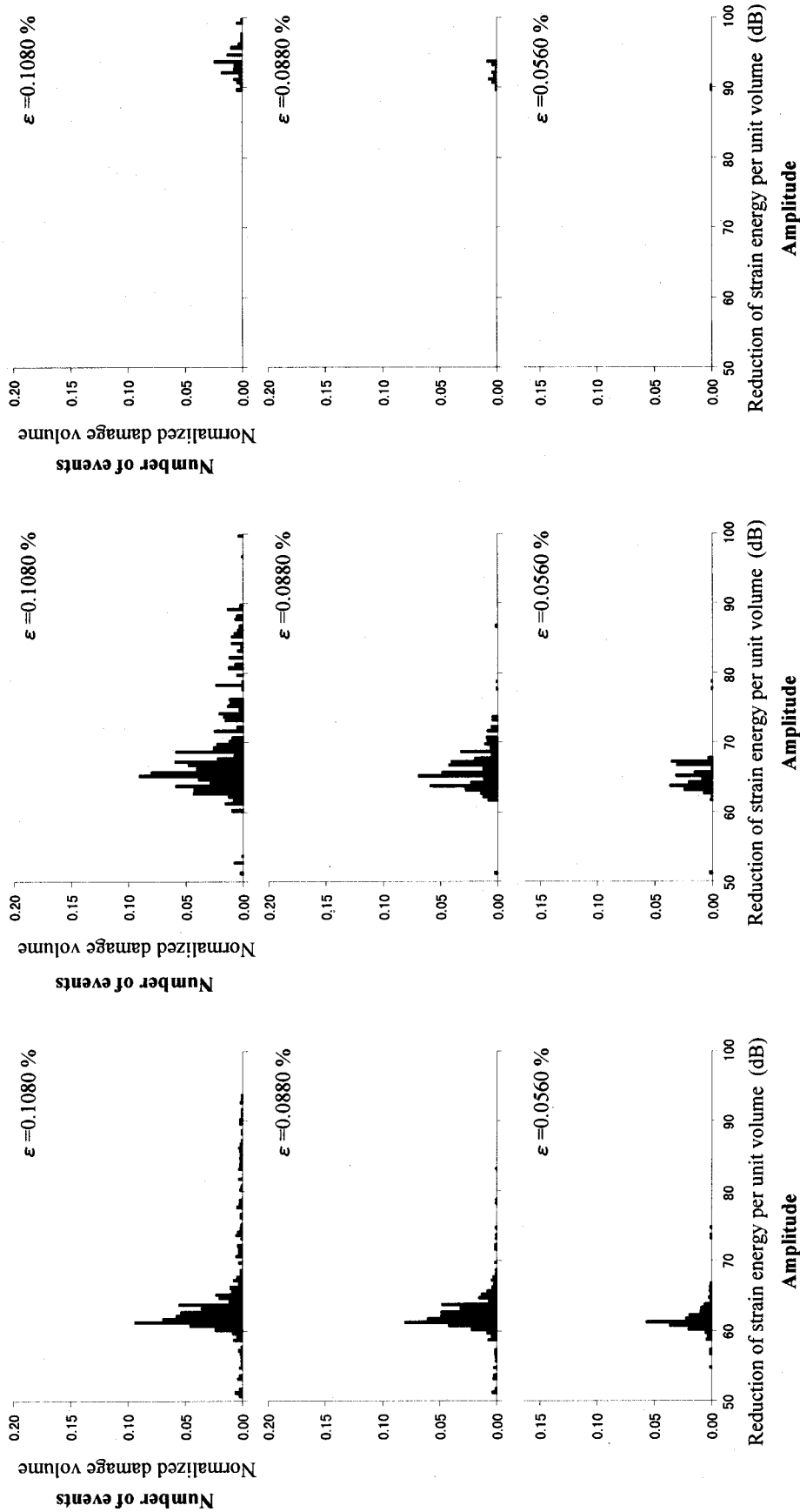
(a) Mode *LT*

(b) Mode *T*

(c) Mode *L*

Fig. 4.17 Computational result of histograms of amplitude for  $[0/+45/-45/0]_s$  laminate



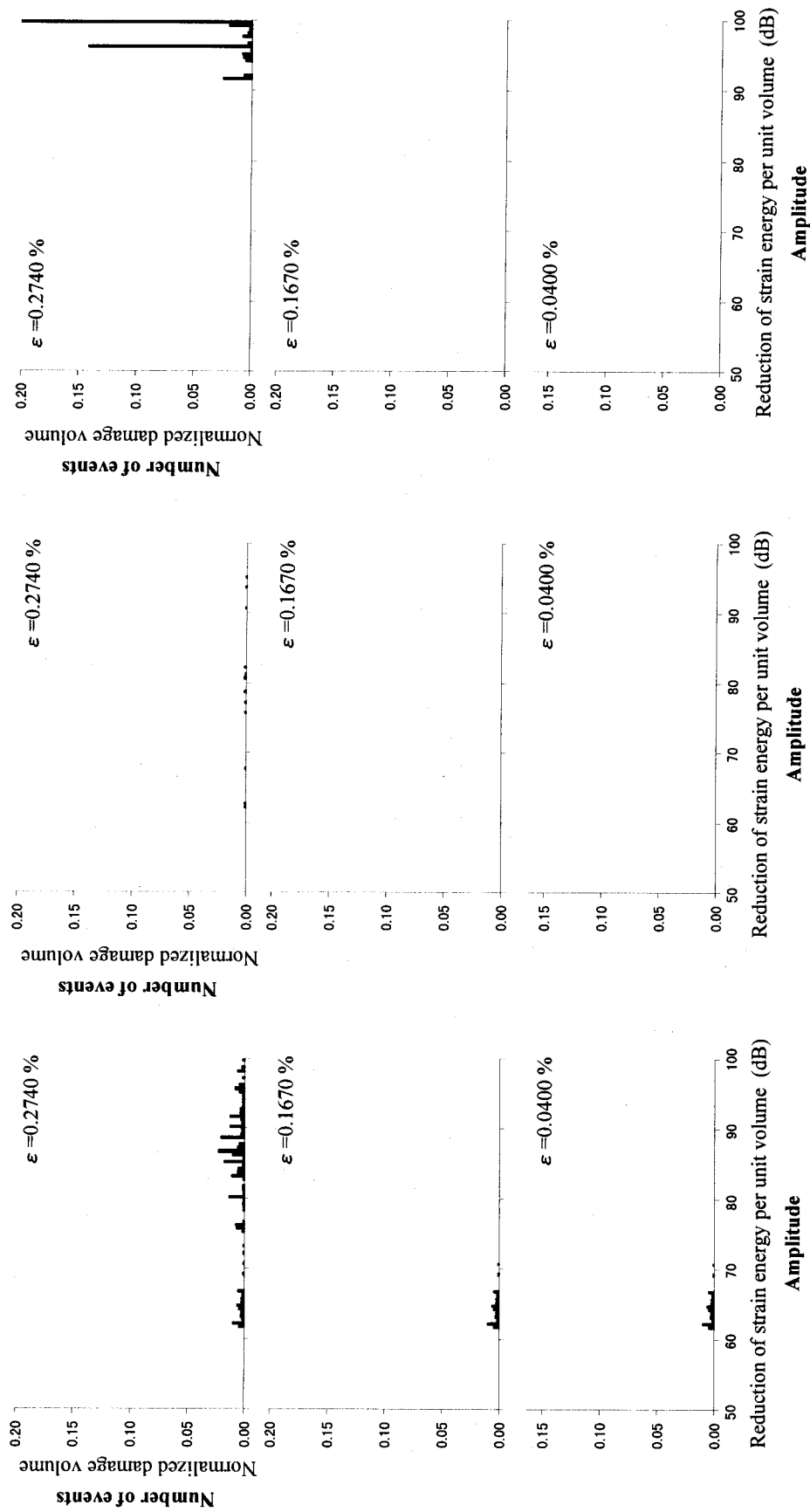


(a) Mode LT

(b) Mode T

(c) Mode L

Fig. 4.18 Computational result of histograms of amplitude for  $[0/+45/-45/90]_s$  laminate

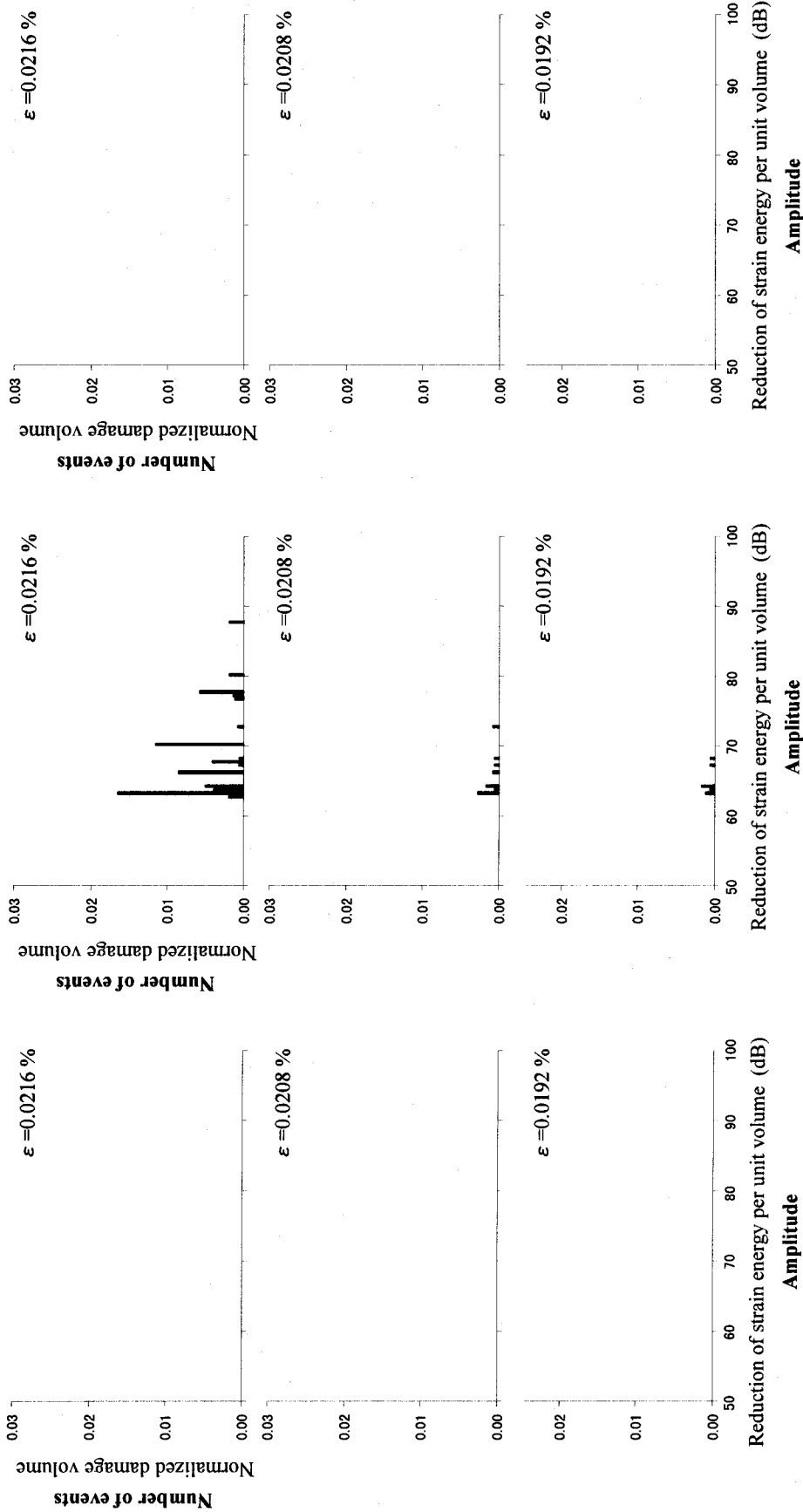


(a) Mode I

(b) Mode I

(c) Mode I

Fig. 4.19 Computational result of histograms of amplitude for  $[0]_8$  laminate



(a) Mode L (b) Mode T (c) Mode L

Fig. 4.20 Computational result of histograms of amplitude for [90]<sub>8</sub> laminate

および $[0/+45/-45/90]_s$ 積層材では、 $[0]_8$ および $[90]_8$ 材と比較して繊維配向角が異なる積層界面を有するほか、 $\pm 45^\circ$ 層で広範囲にマトリックスせん断き裂が発生するため、界面やき裂面で多くの反射波が発生すると予想されることから、弾性波の相互干渉が強く影響したものと考察する。また、AE波の伝播減衰、特に損傷域通過に伴う減衰によりその振幅特性などが大きく異なるものと予想される。したがって、より正確な検出波の特性を予測するためには、AE波発生源からの伝播挙動を考慮する必要がある。

#### 4.4 結言

AE試験は、弾性波の放出を伴う種々の損傷を検出できるほか、試験片表面にAEセンサを設置するだけで広い領域の微視的損傷を動的に検出可能であり、損傷発生位置の同定が可能であるなどの利点を有することから、繊維破断、マトリックスき裂、層間はく離など種々の損傷が併発する複合材料の損傷機構解明に盛んに利用されている。しかしながら、損傷の評価基準となる基礎データを必要とするほか、種々の損傷が併発する複合材料では損傷モードの識別などの点で、相対的評価の困難さが指摘されている。そこで、AE試験による相対的損傷評価を支援することを目的として、損傷力学に基づく有限要素解析を用いたAE特性評価法を提案した。すなわち、AE試験による損傷評価は、損傷発生頻度、損傷モードの識別、損傷発生位置に集約されるため、これら評価項目の指標となるパラメータとして、損傷要素体積、損傷要素の単位体積あたりのひずみエネルギー低下量、損傷要素位置を用いる手法を記述した。

提案するAE特性評価手法の適用例として、中央にノッチを有する積層材の損傷進展を解析し、MadhukarらのAE試験結果と比較検討した。その結果、検出波の最大振幅分布などAE特性の定性的な予測、評価が可能であることが判明した。さらに、検出波の最大振幅では損傷モードの明確な識別が困難であると判明したことから、提案するAE特性評価手法の必要性を再確認した。しかしながら、提案手法により各損傷モードに伴うAE波のエネルギーレベルの定性的予測は可能であるが、各損傷モードの発生頻度に対しては試験結果と大きな差違が確認された。これは、解析により得られたエネルギーはAE波の発生源におけるエネルギーに相当するのに対して、試験結果は発生源から伝播したP波やS波に加えてそれに励起された表面波や反射波が混在する検出波の振幅値であるためと推察される。したがって、より正確な検

出波の特性を得るためには、AE 波発生源からの伝播挙動を考慮する必要がある。

今後、減衰の影響も加味した AE 波の伝播解析により、損傷の細部の状態判定も行えるほか、損傷評価に対して有効な検出波を計測するための最適な AE センサ設置位置などの AE 試験条件の指針も提供することができることから実験と数値解析の併用化により AE 技術の更なる飛躍が望めるものと考ええる。

## 第5章 結論

繊維強化複合材料は様々な構造物に適用されようとしているが、顕著な異方性および異種材の複合化によるクロスエラスティシティ効果やカップリング効果などの力学的特異現象や均質材料より大きな応力集中発生など予期せぬ力学的挙動を示すことから、使用に際しては綿密な材料評価が要求される。特に、繊維破断、マトリックスき裂、繊維-マトリックス界面および層間はく離など種々の損傷が併発し、その発生頻度も高いことから損傷機構の把握が構造物の安全性の上で最重要課題となっている。損傷機構の解明には、従来の非破壊検査に基づく損傷観察とコンピュータを利用した数値解析に基づくシミュレーションがある。有限要素法に代表される数値解析は、コンピュータの高速化、大容量化に伴って、種々の線形・非線形問題や静的・動的の問題などに対して適用されているが、繊維強化複合材料における異方損傷など特殊な問題に対しては未だその解析手法は確立されていないのが現状である。また、損傷を観察、検出する非破壊検査法では、種々の損傷を動的に検出可能な AE 試験法が最も有効であると考えられるが、不均質材料である繊維強化複合材料への適用には多くの問題が残されている。そこで、かかる現状を鑑み本研究では、繊維強化複合材料の損傷機構を解明するため、損傷異方性を考慮した有限要素解析プログラムを開発した。また、検出波形と損傷の関係が不明であることから、基礎的データなどの相対的指標が必要である AE 試験を支援するため、損傷進展解析による AE 特性評価手法を提案した。以下にその結果をまとめる。

第1章では、現在広く普及している複合材料の用途を概説したほか、金属材料と異なる複合材料の特性から複雑な力学的挙動を示すことを言及した。また、CAE の最も有力な手法である有限要素解析による複合材料の力学的特性評価の現状と問題点、特に損傷進展挙動に対しては有効な解析手法が確立されていないことを指摘した。さらに、複合材料で発生する種々の損傷に対する非破壊検査技術の現状から、種々の損傷を動的に検出できる AE 試験法が有効であるが、不均質異方性材料である複合材料への適用には多くの問題があることを述べた。かかる現状から本研究の目的が、繊維強化複合材料に対する損傷進展解析プログラムの開発と AE 試験を支援するための AE シミュレーション手法の構築にあることを述べた。

第2章では、一方向連続繊維強化複合材料および織物複合材料を対象とし

て、三次元有限要素法に基づく損傷進展解析手法について述べた。長繊維複合材料で発生する損傷の観察により、発生する損傷を異方損傷、界面損傷および等方損傷に大別した。異方損傷は一方向繊維強化複合材料や織物複合材料内の繊維束で発生する繊維破断やマトリックスき裂であり、均質直交異方性体モデルの適用を提案した。界面損傷は積層材での層間はく離や織物複合材料における繊維束-マトリックス界面はく離、等方損傷は織物複合材料内の繊維束を取巻くマトリックスの破壊とし、いずれも均質等方性体モデルを導入することにした。また、異方損傷モデルでは、損傷モードにより損傷後の力学的特性が大きく異なることから、異方損傷をさらに4つのモードに分類し、各損傷モードに対して損傷力学に基づく損傷構成則を定式化した。これにより損傷進展に重要となる剛性低下の異方性が、均質直交異方性体モデルとして取扱うことが可能となった。また、発生応力と強度の二乗比による損傷モードの識別方法を提案し、一軸引張負荷における斜向積層材の初期損傷モードの予測を行い、試験結果との比較からその有効性を示した。以上の損傷モデルを三次元有限要素解析に導入するため、損傷発生後の応力再配分の影響を考慮した変位増分法に基づく非線形解析手法を考案し、損傷進展解析プログラムを開発した。

第3章では、主軸引張荷重に対する目抜平織単層材の損傷進展挙動を評価した。試験片平面内の損傷進展を CCD カメラにより観察し、負荷直角方向き裂などの発生および進展を確認した。また、試験片側面の詳細な損傷進展を SEM により観察し、繊維束内やマトリックスにおけるき裂進展を把握した。両試験は、繊維表面処理の異なる二種類の試験片に対して施行し、損傷進展に対する繊維-マトリックス界面強度の影響も調査した。その結果、界面強度の低い試験片では負荷直角方向繊維束内でき裂が多発するのに対し、強固な界面接着を有する試験片では初期に発生したき裂が複数に分散することなく徐々に開口を増大させ、試験片の破断を招くことが判った。さらに、上記の試験に対して提案する損傷進展解析を適用し、試験により得られた損傷観察結果と比較した。その結果、解析により得られた各負荷レベルでの損傷状態が両試験で観察された結果と良く一致したことから、提案手法の妥当性が確認された。平織単層材の主軸引張試験および損傷進展解析結果から明らかになった平織単層材の損傷進展挙動を総括して以下に列挙する。

- 1) 初期損傷は負荷直角方向繊維束で発生し、そのモードは負荷に垂直なマトリックスき裂である。

- 2) 負荷繊維束内のき裂は負荷直角（板厚）方向に進展し、マトリックスに伝播してき裂開口を増大させる。
- 3) 負荷方向繊維束側に進展した負荷直角方向繊維束内のき裂は、交差部繊維束界面で停止した後、負荷方向繊維束-マトリックス界面でのはく離を誘発する。
- 4) 界面強度の低い試験片では、引張負荷により負荷方向繊維束のうねりが平滑化されるに伴ってせん断応力が発生し、これにより繊維に平行な繊維束内マトリックスき裂が発生する。
- 5) 負荷方向繊維束内で繊維破断が発生した後、瞬時に試験片破断に至る。

開発した解析プログラムでは、観察困難な内部損傷状態も把握可能であるほか損傷発生機構も解明できることから、材料評価や新たな強化機構の材料開発などに貢献できるものと考ええる。

第4章では、AE試験による相対的損傷評価を支援することを目的として、損傷力学に基づく有限要素解析を用いたAE特性評価法を提案した。すなわち、AE試験による損傷評価は、損傷発生頻度、損傷モードの識別、損傷発生位置に集約されるため、これら評価項目の指標となるパラメータとして、損傷要素体積、損傷要素の単位体積あたりのひずみエネルギー低下量、損傷要素位置を用いる手法を提案した。AE特性評価手法の適用例として、中央にノッチを有する積層材の損傷進展を解析し、MadhukarらのAE試験結果と比較検討した。その結果、検出波の最大振幅分布などAE特性の定性的な予測、評価が可能であることが判明した。さらに、検出波の最大振幅では損傷モードの明確な識別が困難であると判明したことから、提案するAE特性評価手法の必要性を再確認した。しかしながら、提案手法により各損傷モードに伴うAE波のエネルギーレベルの定性的予測は可能であるが、各損傷モードの発生頻度に対しては試験結果と大きな差違が確認された。これは、解析により得られたエネルギーはAE波の発生源におけるエネルギーに相当するのに対して、試験結果は発生源から伝播したP波やS波に加えてそれに励起された表面波や反射波が混在する検出波の振幅値であるためと推察された上で、より正確な検出波の特性を得るためには、AE波発生源からの伝播挙動を考慮する必要があると考察した。今後、減衰の影響も加味したAE波の伝播解析により、検出波形の細部も明らかになるほか、損傷評価に対して有効な検出波を計測するための最適なAEセンサ設置位置などのAE試験条件の指針も提供することができるものと考ええる。また、AE試験と数値解析の併用化



により損傷発生箇所、損傷形態の同定が可能となり、複合材料に対する AE 技術の更なる飛躍が望めるものと考ええる。

## 謝 辞

本研究は、大阪大学大学院 生産科学専攻 教授 座古 勝 博士の御指導と御教示のもとに遂行し得たものであります。そのことをここに記し、心より感謝の意を表します。座古教授の公私にわたる御導きは、著者にとりまして無類の幸福であります。

また、本論文の作成にあたり、有益な御助言と御討論を賜りました大阪大学大学院 生産科学専攻 教授 豊田政男 博士、小林紘二郎 博士に対し、ここに厚く謝意を申し上げます。

数値解析を遂行するにあたり、有益な御助言、御指導下さいました龍谷大学 理工学部 機械システム工学科 助手 辻上哲也 博士に厚く御礼申し上げます。また、引張試験装置を御提供下さいました大阪府立工業高等専門学校 機械工学科 西藪和明 助教授に厚く御礼申し上げます。

本研究を進めるにあたり、有益な御助言、御指導ならびに暖かい激励を下さいました大阪大学大学院 生産科学専攻 助教授 高野直樹 博士、大阪大学 接合科学研究所 助手 津村卓也 博士に厚く御礼申し上げます。

論文作成、ならびに研究生活全般にわたり多大な御支援を頂いた大阪大学大学院 生産科学専攻 助手 倉敷哲生 博士、坂田誠一郎 氏をはじめ、座古研究室諸氏に心から感謝いたします。

研究に従事するにあたり、日本学術振興会 特別研究員として研究奨励費を頂いたことを付記し、ここに厚く謝意を表します。

最後に、学生生活を送るにあたり多大な御支援と暖かい励ましを頂いた両親に深く感謝いたします。

## 参考文献

- [1] 藤井太一、座古勝、“複合材料の破壊と力学”、実教出版、(1978).
- [2] 福田博、邊吾一、“複合材料の力学序説”、古今書院、(1989).
- [3] Tsai, S. W. and Hahn, H. T., “Introduction to Composite Materials”, Technomic Publishing, (1980), p.115.
- [4] Burk, R. C., “Standard Failure Criteria Needed for Advanced Composites”, *Astronautics and Aeronautics*, 21, (1983), pp.58-62.
- [5] Zienkiewicz, O. C., “Computational Mechanics Today”, *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, 34, (1992), p.9.
- [6] 座古勝、辻上哲也、日比野真、市川昌弘、植村益次、“複合材料構造システムの開発”、*強化プラスチック*、38, 2, (1992), p.47.
- [7] 座古勝、辻上哲也、高野直樹、植村益次、市川昌弘、平田俊治、“複合材料用三次元構造解析支援システムの構築”、*日本機械学会論文集 (A編)*、62, 598, (1996), p.1501.
- [8] 座古勝、高野直樹、辻上哲也、平田俊治、“ワインディング構造物の仮想試作システムの構築 (第1報、デープワインディングならびにその強度)”、*日本機械学会論文集 (A編)*、62, 598, (1996), p.1450.
- [9] 鈴木浩平、松本金矢、座古勝、“パーソナルコンピュータ用の対称積層構造材の振動特性解析法の研究”、*日本機械学会論文集 (C編)*、55, 511, (1989), p.533.
- [10] 鈴木浩平、松本金矢、“対称積層構造材の振動特性解析法の研究”、*日本機械学会論文集 (C編)*、56, 532, (1990), p.3167.
- [11] 鈴木浩平、松本金矢、小林朗、“対称積層構造材の振動特性解析法の研究 (CFRP 円筒シェルの加振実験)”、*日本機械学会論文集 (C編)*、57, 536, (1991), p.1107.
- [12] 座古勝、辻上哲也、上辻靖智、“複合材料の三次元熱応力解析”、*材料*、43, 486, (1994), p.265.
- [13] 松本金矢、座古勝、横山敦士、辻上哲也、“積層複合材料の非定常熱伝導解析法に関する研究”、*日本機械学会論文集 (A編)*、60, 573, (1994), p.1250.
- [14] Chen, W. H. and Lee, S. S., “Numerical and Experimental Failure Analysis of Composite Laminates with Bolted Joints under Bending Loads”, *Journal of*

- Composite Materials, 29, (1995), p.15.
- [15] 劉繼紅、平野徹、“斜向対称積層板の破損挙動に及ぼす積層順序および繊維配向角の影響”、日本機械学会論文集 (A 編)、61, (1995), p.147.
- [16] Lee, J. D., “Three Dimensional Finite Element Analysis of Damage Accumulation in Composite Laminate”, Composite & Structures, 15, (1982), p.335.
- [17] 日本材料学会編、“先端材料の基礎知識”、オーム社、(1991).
- [18] 金原勲、“複合材料の非破壊検査－1.総論”、日本複合材料学会誌、10, 3, (1984), pp.97-101.
- [19] Cohen, Y. B., “NDE of Fiber-Reinforced Composite Materials-A Review”, Materials Evaluation, 44, (1986), pp.446-453.
- [20] Badalian, R. and Dill, H. D., “Damage Mechanism and Life Prediction of Graphite/Epoxy Composites”, Damage in Composite Materials, ASTM STP 775, (1982), pp.229-242.
- [21] Chu, G. D. and Sun, C. T., “Failure Initiation and Ultimate Strength of Composite Laminates Containing a Center Hole”, Composite Materials : Fatigue and Fracture, Fourth Volume, ASTM STP 1156, (1993), pp.35-54.
- [22] Lagace, P. A., Bhat, N. V. and Gundogdu, A., “Response of Notched Graphite/PEEK Systems”, Composite Materials : Fatigue and Fracture, Fourth Volume, ASTM STP 1156, (1993), pp.55-71.
- [23] 座古勝、廣瀬貞雄、裏垣博、高橋浩、“三次元画像処理による複合材料の欠陥評価手法”、材料、44, 497, (1995), pp.226-230.
- [24] 座古勝、廣瀬貞雄、裏垣博、高橋浩、“超音波による複合材料中の欠陥検出ならびに画像化に関する研究”、日本機械学会論文集 (A 編)、61, 592, (1995), pp.2648-2654.
- [25] 岸輝雄、志波光晴、“ミクロの傷を追う”、丸善、(1989).
- [26] Ono, K., “Trends of Recent Acoustic Emission Literature”, Journal of Acoustic Emission, 12, (1994), pp.177-198.
- [27] Obert, L., “The Microseismic Method of Predicting Rock Failure in Underground Mining, Part I, General Method”, U. B. Bureau of Mines Report, Inv., 3797, (1945).
- [28] Hardy, H. R., Jr. and Leighton, F. W., “Acoustic Emission”, Trans Tech Publications, (1977).
- [29] Hardy, H. R., Jr. and Leighton, F. W., “Acoustic Emission II”, Trans Tech

Publications, (1980).

- [30] Hardy, H. R., Jr. and Leighton, F. W., "Acoustic Emission III", Trans Tech Publications, (1984).
- [31] Kaiser, V. J., "Knowledge and Research on Noise Measurements during the Tensile Stressing of Metals", Arkiv fur das Eisenhüttenwesen, 24, (1953), pp.43-44.
- [32] 日本非破壊検査協会 (社)、NDIS 2412-80, (1981).
- [33] Rusch, V. H., "Physikalische Fragen der Betonprüfung", Zement-Kalk-Gips, 1,(1959), pp.1-9.
- [34] L'Hermite, R. G., "Volume Changes of Concrete", Proceedings of the Fourth International Symposium on the Chemistry of Concrete, Washington D. C., (1960), pp.659-694.
- [35] Robinson, G. S., "Method of Detecting the Formation and Propagation of Microcracks in Concrete", Proceedings of International Conference on the Structure of Concrete, London, (1965), pp.131-145.
- [36] 横道英雄、池田雄、松岡健一、"コンクリートにひびわれが生じるときの弾性波の伝達現象について"、セメント・コンクリート、212, (1964), pp.2-6.
- [37] 岸輝雄、志波光晴、"FRP の AE による評価"、日本複合材料学会誌、12, 6, (1986), pp.241-250.
- [38] 濱田泰以、前川善一郎、春名一志、"FRP 機械的継手における圧かい強度向上に関する研究"、日本機械学会論文集 (A 編)、57, 543, (1991), pp.2715-2721.
- [39] 春名一志、濱田泰以、前川善一郎、"CFRP 薄板接着継手の力学的挙動に関する研究"、日本機械学会論文集 (A 編)、60, 577, (1994), pp.2000-2005.
- [40] 孫峰、岩本正治、自念榮一、鈴木恵、"平織ガラスロービングクロス積層材の破壊機構"、材料、38, 427, (1989), pp.360-366.
- [41] 田中拓、田中啓介、井ノ口武、北条正樹、"引張りを受ける一方向カーボン/エポキシ積層材の切欠破壊予測モデル"、日本機械学会論文集 (A 編)、57, 536, (1991), pp.789-795.
- [42] 逢坂勝彦、福田武人、小泉明久、"FRP 円筒接着継手の組合せ曲げねじり荷重下における破壊挙動"、材料、38, 427, (1989), pp.354-359.
- [43] 芳我攻、小山秀夫、川田勝巳、加茂信喜、"AI/CFRP 多層積層ハイブ

- リッド複合材料の AE 特性”、材料、36, 445, (1989), pp.1450-1456.
- [44] 駒井謙治郎、箕島弘二、渋谷豊茂、“一方向炭素繊維／エポキシ樹脂複合材料の引張破壊特性と AE 波解析”、日本機械学会論文集 (A 編)、56, 528, (1990), pp.1792-1799.
- [45] 駒井謙治郎、箕島弘二、木下定、中野守人、植松美彦、“アラミド繊維／エポキシ樹脂複合材料の破壊機構と超音波顕微鏡による損傷評価”、日本機械学会論文集 (A 編)、58, 546, (1992), pp.206-211.
- [46] 自念榮一、平井幹也、“AE 法による疲労したチョップドストランド形 CFRP の破壊機構の解明”、日本機械学会論文集 (A 編)、58, 553, (1992), pp.1581-1587.
- [47] 自念榮一、平井幹也、“AE 法による曲げ疲労を与えたチョップドストランド形 CFRP の破壊機構の解明”、日本機械学会論文集 (A 編)、59, 565, (1993), pp.2100-2106.
- [48] 高木均、坂巻清司、吉田憲一、近藤祥人、“PM 法により作製した粒子分散形ニッケル合金の機械的性質と AE 特性”、日本機械学会論文集 (A 編)、59, 561, (1993), pp.1313-1318.
- [49] Luo, J. J., Wooh, S. C. and Daniel, I. M., “Acoustic Emission Study of Failure Mechanisms in Ceramic Matrix Composite under Longitudinal Tensile Loading”, Journal of Composite Materials, 29, 15, (1995), pp.1946-1961.
- [50] 鈴木恵、孫峰、諸橋茂、木田外明、“AE 法による平織 CFRP の破壊機構に関する研究—繊維と樹脂の界面および経糸と緯糸間のはく離の推定—”、材料、41, 464, (1992), p.707-713.
- [51] 鈴木恵、孫峰、伊村眞、自念榮一、“AE の周波数解析による FRPET の破壊機構に関する研究 (センサーの位置と引張速度の影響)”、材料、39, 442, (1990), pp.901-907.
- [52] 木田外明、鈴木恵、諸橋茂、宮下寿徳、“AE 法による短繊維強化 PET の破壊機構に関する研究 (切欠き長さとの繊維含有量の影響)”、日本機械学会論文集 (A 編)、58, 553, (1992), pp.1537-1543.
- [53] 鈴木恵、木田外明、太田天志、加藤義広、宮下寿徳、“AE 法によるクラス A-SMC の破壊機構の解明に関する研究 (繊維含有率および充てん材量の影響)”、日本機械学会論文集 (A 編)、59, 561, (1993), pp.1306-1312.
- [54] 鈴木恵、木田外明、宮下寿徳、諸橋茂、“AE 法による短繊維強化 PET

- の破壊機構に関する研究（繊維含有率と負荷方向の影響）”、日本機械学会論文集（A編）、59, 566, (1993), pp.2271-2277.
- [55] 自念榮一、倪慶清、仲村篤史、“単繊維複合材料の破壊と AE 特性（繊維表面処理剤・形態の影響）”、日本機械学会論文集（A編）、60, 571, (1994), pp.705-711.
- [56] 鈴木恵、木田外明、宮下寿徳、籠谷陽介、菱川英海、中西博、“AE 法による短繊維強化 ABS 複合材料の破壊機構の解明に関する研究（繊維含有率の影響）”、日本機械学会論文集（A編）、60, 576, (1994), pp.1779-1785.
- [57] 木田外明、鈴木恵、宮下寿徳、松本克洋、水谷文彦、宮野靖、“AE 法による CFRP の破壊機構の解明に関する研究（負荷角度と水環境の影響）”、日本機械学会論文集（A編）、60, 577, (1994), pp.2014-2020.
- [58] 鈴木恵、木田外明、宮下寿徳、若松正俊、小山洋典、宮木毅、“AE 法による FRPC の破壊機構の解明（ノズル径とスクリー形状の影響）”、日本機械学会論文集（A編）、60, 578, (1994), pp.2242-2247.
- [59] 杉山拓、宗宮詮、“AFRP の破壊音の周波数分布特性と破壊機構の関連性”、日本機械学会論文集（A編）、60, 577, (1994), pp.2074-2080.
- [60] 自念榮一、倪慶清、“その場 SEM 観察における CFRTP のき裂進展挙動と AE 特性”、日本機械学会論文集（A編）、60, 576, (1994), pp.1761-1767.
- [61] Aki, K. and Richards, “Quantitative Seismology : Theory and Methods”, W. H. Freeman and Company, San Francisco, (1980).
- [62] 大津政康、“アコースティック・エミッション波動の放射形式に関する考察”、材料、32, 356, (1983), pp.577-583.
- [63] 大津政康、“アコースティック・エミッションの波形解析理論とモーメントテンサー解に関する考察”、材料、36, 408, (1987), pp.1025-1031.
- [64] 大平貴規、岸輝雄、“AE 原波形解析と微視割れの動的挙動研究への適用”、鉄と鋼、70, 16, (1984), pp.2188-2195.
- [65] 大平貴規、岸輝雄、宮下博仁、香川豊、田中栄一、“Cu-W 繊維強化複合材料の繊維破断過程の AE 原波形による解析”、日本金属学会誌、48, 3, (1984), pp.248-255.
- [66] 榎学、岸輝雄、木原諄二、“微小変形によるモーメントテンソルの理論的解析法とその微視的割れへの適用”、日本金属学会、52, 4, (1988), pp.405-413.

- [67] 増野茂美、志波光晴、岸輝雄、“動的クラック顕微鏡の開発”、非破壊検査、41, 10, (1992), pp.613-619.
- [68] 榎学、“新素材に適用する AE 技術の現状と展望”、非破壊検査、46, 10, (1997), pp.730-735.
- [69] 重石光弘、大津政康、“2次元モデルにおけるアコースティック・エミッション波形解析”、材料、45, 9, (1996), pp.1055-1060.
- [70] 大平貴規、岸輝雄、“AE 源波形解析による破壊の動的素過程に関する研究”、日本金属学会誌、46, 5, (1982), pp.518-525.
- [71] 結城宏信、本間恭二、渡邊潔、太田恵治、“圧電セラミックスを用いた疑似 AE 源の特性”、日本機械学会論文集 (A 編)、60, 573, (1994), pp.1188-1192.
- [72] 結城宏信、本間恭二、黒川健市、“圧電セラミックスのダイポール疑似 AE 源への適用”、60, 573, (1994), pp.1193-1197.
- [73] 結城宏信、本間恭二、“ニューラルネットワークを利用した AE 原波形解析 (第2報、ネットワーク構造の影響)”、日本機械学会論文集 (A 編)、58, 555, (1992), pp.2219-2223.
- [74] 大平貴規、岸輝雄、“金属の微視破壊と AE 発生モデル”、日本金属学会、47, 7, (1983), pp.575-581.
- [75] Kim, K. Y. and Sachse, W., “Characteristics of Acoustic Emission Signals from Indentation Cracks in Glass”, Progress in Acoustic Emission, JSNDI, (1984), pp.163-172.
- [76] Scruby, C. B., “The Characterization of Crack Growth by Acoustic Emission”, Progress in Acoustic Emission III, JSNDI, (1989), pp.1-8.
- [77] Pollock, W. D. and Johnson, W. S., “Characterization of Unnotched SCS-6/Ti-15-3 Metal Matrix Composites at 650°C”, Composite Materials : Testing and Design, Tenth Volume, ASTM STP 1120, (1992), pp.175-191.
- [78] Castelli, M. G., Bartolotta, P. A. and Ellis, J. R., “Thermomechanical Testing of High-Temperature Composites : Thermomechanical Fatigue (TMF) Behavior of SiC (SCS-6)/Ti-15-3”, Composite Materials : Testing and Design, Tenth Volume, ASTM STP 1120, (1992), pp.70-86
- [79] 宮入裕夫、池上皓三、金原勲、“複合材料入門”、培風館、(1984).
- [80] Ran, Y. K., “Experimental Observations of Free-Edge Delamination”, Interlaminar Response of Composite Materials, Elsevier Science Publishers B. V., (1989), pp.111-160.



- [81] Todo, M., Takahashi, K., Beguelin, Ph. and Kausch, H. H., "Effect of Strain Rate on Tensile Fracture Behaviour of Fibre Reinforced Polyamide Composites", Proceedings of Eleventh International Conference on Composite Materials, Australia, (1997), pp.405-414.
- [82] Sinclair J. H. and Chamis C. C., "Fracture Modes in Off-Axis Fiber Composites", Proceedings of the 34th SPI/RP Annual Technology Conference, Society of the Plastics Industry, New York, (1979), p.12-A.
- [83] 高野直樹、座古勝、大西慶弘、"ミクロ構造を考慮した複合材料の深絞り成形解析"、溶接構造シンポジウム'97 講演論文集、(1997)、pp.423-426.
- [84] Pagano, N. J. and Pipes, R. B., "The Influence of Stacking Sequence on Laminate Strength", Journal of Composite Materials, 5, (1971), pp.50-57.
- [85] Pagano, N. J. and Pipes, R. B., "Some Observations on the Interlaminar Strength of Composite Laminates", International Journal of Mechanical Science, 15, (1973), p.678.
- [86] Pipes, R. B., Kaminski, B. E. and Pagano, N. J., "Influence of the Free-Edge upon the Strength of Angle-Ply Laminates", Analysis of the Test Methods for High Modulus Fibers and Composites, ASTM STP 521, (1973), p.218.
- [87] Shi, G. C. and Skudra, A. M., "Handbook of Composites", 3, (1985), p.71.
- [88] 石川隆司、"複合材料の破損強度則と強度設計に関する最近の研究動向と重点課題"、日本複合材料学会誌、13、1、(1987)、pp.2-10.
- [89] 日本複合材料学会編、"複合材料ハンドブック"、日刊工業新聞社、(1984).
- [90] Hill, R., "A Theory of Yielding and Plastic Flow of Anisotropic Metals", Proceedings of the Royal Society, London, (1948), pp.281-297.
- [91] Tsai, S. W., "Strength Theories of Filamentary Structures", Fundamental Aspects of Fiber Reinforced Plastic Composites, Wiley Inter-Science, (1968), pp.3-11.
- [92] Hoffman, O., "The Brittle Strength of Orthotropic Materials", Journal of Composite Materials, 1, (1967), pp.200-206.
- [93] Tsai, S. W. and Wu, E. M., "A General Theory of Strength for Anisotropic Materials", Journal of Composite Materials, 5, (1971), pp.58-80.
- [94] Murakami, S., "Mechanical Modeling of Material Damage", Journal of Applied Mechanics, 55, (1988), p.280.

- [95] Cordebois, J. P. and Sidoroff, F., "Damage Induced Elastic Anisotropy", *Mechanical Behavior of Anisotropic Solids*, Martinus-Nijhoff, (1982), p.761.
- [96] Zienkiewicz, O. C., "The Finite Element Method in Engineering Science", McGraw-Hill, (1971).
- [97] Bonnes, G., Dhatt, G., Giroux, Y. M. and Robichaud, L. P. A., "Curved Triangular Element for the Analysis of Shells", *Proceedings of the Second Conference on Matrix Methods in Structural Mechanics*, (1969), pp.617-639.
- [98] Strickland, G. E. and Loden W. A., "A Doubly Curved Triangular Shell Element", *Proceedings of the Second Conference on Matrix Methods in Structural Mechanics*, (1969), pp.641-666.
- [99] Cowper, G. R., "CURSHL : A High-Precision Finite Element for Shell of Arbitrary Shape", *National Research Council of Canada Aeronautical Report LR-560*, (1971).
- [100] Fund, Y. C., "Thin-Shell Structures", Prentice-Hall, (1974), Chapter 17.
- [101] Cowper, G. R., Lindberg, G. M. and Olson, M. D., "Comparison of Two High-Precision Triangular Finite Element for Arbitrary Deep Shell", *Proceedings of the Air Force Third Conference on Matrix Methods in Structural Mechanics*, (1971), pp.598-625.
- [102] Ahmad, S., Irons, B. M. and Zienkiewicz, O. C., "Analysis of Thick and Thin Shell Structures by Curved Finite Elements", *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, 2, (1970), pp.419-451.
- [103] Zienkiewicz, O. C., Tarlor, R. L. and Too, J. M., "Reduced Integration Technique in General Analysis of Plate and Shell", *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, 3, (1971), pp.275-290.
- [104] Katnik, R., "A Note on Moment Balance in the Isotropic Shell Element", *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, 11, (1977), pp.199-200.
- [105] Irons, B. M. and Razzaque, A., "A Further Modification to Ahmad's Shell Element", *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, 5, (1973), pp.588-589.
- [106] Takemoto, H. and Cook, R. D., "Some Modification to an Isotroparametric Shell Element", *International Journal for Numerical Methods in Engineering*,

- 7, (1973), pp.401-405.
- [107] Todhunter, I., "A History of the Theory of Elasticity and of The Strength of Materials", Dover Publication Inc., (1960).
- [108] Timoshenko, S. P., "History of Strength of Materials", McGraw-Hill, (1953).
- [109] Love, A. E. H., "A Treatise on the Mathematical Theory of Elasticity", Dover Publications Inc., (1944).
- [110] Reissner, E., "The Effect of Transverse Shear Deformation on the Bending of Elastic Plates", Journal of Applied Mechanics, 12, (1945), pp.A69-A77.
- [111] Mindlin, R. D., "Influence of Rotatory Inertia and Shear on Flexural Motions of Isotropic, Elastic Plates", Journal of Applied Mechanics, 12, (1951), pp.41-49.
- [112] Gallagher, R. H., "Finite Element Analysis : Fundamentals", Prentice-Hall, (1975).
- [113] Desai, C. S. and Abel, J. F., "Introduction to the Finite Element Method", Van Nostrand Reinhold, (1972).
- [114] Ergatoudis, J., Irons, B. M. and Zienkiewicz, O. C., "Three Dimensional Analysis of Arch Dams and Their Foundations", Symposium of Arch Dams, Institution of Civil Engineers, London, (1968).
- [115] Zienkiewicz, O. C., Owen, D. R. J., Phillips and Nayak, G. C., "Finite Element Methods in the Analysis of Reactor Vessels", Nuclear Engineering and Design, 20, (1972).
- [116] Argyris, J. H., Faust, G., Szimmat, J., Warnke, P. and William, K. J., "Recent Developments in the Finite Element Analysis of Prestressed Concrete reactor Vessels", The Second International Conference on Structural Mechanics in Reactor Technique, Berlin, (1973).
- [117] Bazeley, G. P., Cheung, Y. K., Irons, B. M. and Zienkiewicz, O. C., "Triangular Elements in Bending-Conforming and Non-Conforming Solutions", Proceedings of Conference on Matrix Methods in Structural Mechanics, Air Force Institution Technology, Wright-Patterson A. F. Base, Ohio, (1965).
- [118] Washizu, W., "Variational Methods in Elasticity and Plasticity", Pergamon Press, (1968).
- [119] 村田健郎、三好俊郎、Dongarra, J. J., 長谷川秀彦、"行列計算ソフトウェア"、丸善、(1991).

- [120] Schied, F., "Numerical Analysis", Schaum series, McGraw-Hill, (1968).
- [121] Kopal, Z., "Numerical Analysis", Second edition, Chapman & Hall, (1961).
- [122] Fix, G. J., "On the Effect Quadrature Errors in the Finite Element Method", Advances in Computational Methods in Structural Mechanics and Design, Alabama Press, (1972).
- [123] Fried, I., "Accuracy and Condition of Curved (Isoparametric) Finite Elements", Journal of Sound Vibration, 31, (1973), pp.345-355.
- [124] Fried, I., "Numerical Integration in the Finite Element Method", Computational Structures, 4, (1974), pp.921-932.
- [125] Zlamal, M., "Curved Element in the Finite Element Method", SIAM Journal of Numerical Analysis, 11, (1974), pp.347-362.
- [126] Moan, T., "On the Local Distribution of Errors by the Finite Element Approximation", in Theory and Practice in Finite Element Standard Analysis, University of Tokyo Press, (1973).
- [127] Moan, T., "Experiences with Orthogonal Polynomials and "Best" Numerical Integration Formulas on a Triangle", Z. A. M. M., 54, (1974), pp.501-508.
- [128] Oden, J. T., Finite Elements of Non-linear Continua, McGraw-Hall, (1971).
- [129] Hinton, E. and Campbell, J., "Local and Global Smoothing of Discontinuous Finite Element Functions Using a Least Square Method", International Journal for Methods in Engineering, 8, (1974), pp.461-480.
- [130] Barlow, J., "Optimal Stress Locations in Finite Element Methods", International Journal for Methods in Engineering, 10, (1976), pp.234-251.
- [131] Whitney, J. M., Daniel, I. M. and Pipes, R. B., Experimental Mechanics of Fiber Reinforced Composite Materials, Society for Experimental Mechanics, Englewood Cliffs, New Jersey : Prentice-Hall, (1984).
- [132] Maas, D. R., "Mechanical Properties of Kevlar 49 / SP`328", CCM-83-19, Center for Composite Materials, University of Delaware, (1983).
- [133] Niranjana, K. N., "Woven Fabric Composites", Technomic Inc., (1994).
- [134] Hashin, Z. , "Analysis of Composite Materials-A Survey", Journal of Applied Mechanics, 50, (1983), p.481.
- [135] Christensen, R. M., Mechanics of Composite Materials, Wiley Interscience, New York, (1979).
- [136] Chamis, C. C., "Simplified Composite Micromechanics for Predicting Microstresses", Journal of Reinforced Plastics and Composites, 6, (1987),

p.268.

- [137] Giffin, O. H., "Engineered Materials Handbook Composite", 1, 854, ASM, Ohio, (1987), pp.90-96.
- [138] 山脇弘一、植村益次、“一方向強化材と多層積層複合材の弾性常数の一解析”、東京大学宇宙航空研究所報告、7, 2, (1971), p.315.
- [139] 植村益次、山田直樹、“炭素繊維強化プラスチック材の弾性係数”、材料、24, 57, (1975), p.156.
- [140] Rosen, B. W., "Mechanics of Composite Strengthening", Fiber Composite Materials, ASM 72, (1965), p.75.
- [141] 平井恒夫、吉田治夫、“FRP の成形条件と機械的特性の関係（強化プラスチック部門委員会研究報告）”、材料、23, 254, (1974), p.954.
- [142] Madhukar, M. and Awerbuch, J., "Monitoring Damage Propagation in Center-Notched Boron/Aluminum Laminates Through Acoustic Emission", Composite Materials : Testing and Design, ASTM STP 893, (1986), pp.337-367.
- [143] Griffin, O. H., "Engineered Materials Handbook Composite", 1, 854, ASM, Ohio, (1987), pp.851-857.

## 研究実績

### 1. 本研究に関連した発表論文

- 1) 座古 勝、辻上哲也、上辻靖智、“複合材料の三次元熱応力解析”、材料、43, 487, (1994), pp.402-407.
- 2) Masaru ZAKO, Naoki TAKANO and Yasutomo UETSUJI, “A Proposition for Fracture Behavior Analysis of Composites”, Proceedings of The Thirty-Eighth Japan Congress on Materials Research, The Society of Materials Science, (1995), pp.163-169.
- 3) Masaru ZAKO, Naoki TAKANO and Yasutomo UETSUJI, “Prediction of Strength for Fibrous Composites based on Damage Mechanics”, Proceedings for The Third International Symposium of Textile Composites, (1996), pp.1-9.
- 4) 高野直樹、座古 勝、上辻靖智、柏木有希雄、“均質化法と異方損傷力学を用いた織物複合材料のメゾ強度評価”、日本機械学会論文集 (A 編)、63, 608, (1997), pp.808-814.
- 5) Yasutomo UETSUJI, Masaru ZAKO, Naoki TAKANO, “Simulation for Mechanical Behaviors of Laminated Composites based on Damage Mechanics”, Advances in Computational Engineering Science : Proceedings for International Conference on Computational Engineering Science, (1997), pp.1287-1292.
- 6) 座古 勝、上辻靖智、“繊維強化複合材料の AE シミュレーション”、繊維機械学会誌、51, 3, (1998), pp.150-158.

## 2. 研究発表

- 1) 日本材料学会 第22回FRPシンポジウム (1993年3月16、17日、大阪)、上辻靖智、座古 勝、辻上哲也、“複合材料の三次元熱応力解析プログラムの開発”。
- 2) 日本溶接学会 平成5年度秋季全国大会 (1993年9月30日～10月2日、名古屋)、上辻靖智、座古 勝、辻上哲也、“成形時熱残留応力を考慮した複合材料の強度解析”。
- 3) 日本機械学会 平成5年度材料力学部門講演会 (1993年11月15、16日、大阪)、上辻靖智、座古 勝、辻上哲也、“引張強度に及ぼす積層順序の影響 (有限要素法による解析)”。
- 4) 日本溶接学会 溶接構造シンポジウム'93 (1993年11月25、26日、大阪)、上辻靖智、座古 勝、辻上哲也、“成形時熱残留応力を考慮した複合材料の強度解析”。
- 5) 第38回日本学術会議材料研究連合講演会 (1994年9月12、13日、京都)、上辻靖智、座古 勝、高野直樹、辻上哲也、“複合材料の破壊挙動解析法に関する研究”。
- 6) 日本材料学会 第24回FRPシンポジウム (1995年3月14、15日、大阪)、上辻靖智、座古 勝、高野直樹、辻上哲也、“積層構造物のAE試験支援有限要素解析—要素ガウス点に基づく詳細な破壊進展解析—”。
- 7) 日本材料学会 第25回FRPシンポジウム (1996年3月18、19日、京都)、上辻靖智、高野直樹、座古 勝、“均質化法による織物複合材料のメゾスコピックな破壊進展解析 (繊維束の損傷異方性の考慮)”。
- 8) The Nineteenth International Congress of Theoretical and Applied Mechanics (August 25-31, 1996, Kyoto), Yasutomo UETSUJI, Naoki TAKANO and Masaru ZAKO, “Simulation of Mesoscopic Fracture Propagation for Textile Composites by Homogenization Method and Anisotropic Damage Mechanics”。
- 9) 日本機械学会 第74期全国大会 (1996年9月21～23日、京都)、上辻靖智、高野直樹、座古 勝、“均質化法と異方損傷力学を用いた織物複合材料のメゾ強度評価 (メゾ破壊進展解析)”。

- 10) 日本材料学会 第 26 回 FRP シンポジウム (1997 年 3 月 13、14 日、京都)、上辻靖智、座古 勝、高野直樹、“損傷力学に基づく有限要素解析を用いた AE シミュレーション”。
- 11) 1997 International Conference of Computational Engineering Science (May 4-9, 1997, San Jose, Costa Rica), Yasutomo UETSUJI, Masaru ZAKO and Naoki TAKANO, “Simulation of Mechanical Behaviors of Laminated Composites based on Damage Mechanics”。
- 12) 日本繊維機械学会 第 50 年次大会 (1997 年 6 月 12、13 日、大阪)、上辻靖智、座古 勝、高野直樹、“繊維強化複合材料の AE シミュレーション”。