

平成 25 年度

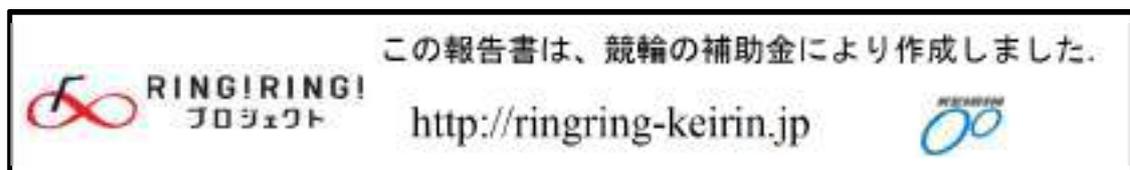
炭素繊維強化複合材料積層板に関する有限変形
粘塑性構成モデルの構築に関する調査研究報告書

炭素繊維強化複合材料積層板の粘塑性挙動に関する
実験的評価

平成 26 年 3 月

東京理科大学工学部機械工学科・教授

荻原 慎二



目次

第 1 章 緒言	1
1.1 背景	1
1.2 繊維強化プラスチック複合材料	2
1.2.1 複合材料	2
1.2.2 繊維強化プラスチック	4
1.2.3 アングルプライ積層板	7
1.3 従来の研究	8
1.4 本研究の目的	9
第 2 章 実験概要	10
2.1 試験片の準備	10
2.1.1 CFRP 積層板の構成材料と成形方法	10
2.1.2 試験片の製作	13
2.2 積層構成	14
2.3 実験方法	15
2.3.1 単調引張試験・応力緩和試験	15
2.3.2 負荷除荷応力緩和試験	16
2.3.3 最大応力一定負荷除荷繰り返し試験	17
第 3 章 実験結果・考察	18
3.1 単調引張試験・応力緩和試験	18
3.2 負荷除荷応力緩和試験	21
3.3 最大応力一定負荷除荷繰り返し試験	29
第 4 章 解析	40
4.1 解析モデル	40
4.2 解析条件	42
4.3 解析結果	45
4.3.1 非主軸座標系の応力解析結果	45
4.3.2 座標変換	52
4.3.3 主軸座標系の応力解析結果	53
第 5 章 結言	55
謝辞	56
参考文献	57

第1章 緒言

1.1 背景^[1]

複合材料(Composite Materials)は一般に、「なんらかの操作により複数の素材を合体し、あるいは複数の相を生成させて得られるもので、もとの材料より優れた特性を有するものである。」と定義される。複合材料は今から50年ぐらい前に工業材料として登場し、40年ぐらい前には「鉄より強く、アルミニウムより軽い」夢の材料として脚光を浴びた。当時の代表的な材料はガラス繊維強化飽和ポリエステル樹脂であり、ガラスという壊れやすいものの代表詞となっている材料が繊維になると鉄より強くなるという事実に人々は驚愕し、複合材料は材料研究者や構造建設者の注目の的となった。しかし、残念ながらガラス繊維の強度は高くても剛性が低かった。すなわち、しなやかすぎるのである。そこで、強度も剛性も鋼鉄並みで、アルミニウムより軽い炭素繊維複合材料が登場した。

ここ約四半世紀間における材料科学の最大の成果は、なんといっても複合材料と呼ばれる新しい材料の開発と工業技術への応用である。複合材料は、なによりもまず構造物の重量軽減を満足でき、それと同時に強度と剛性をより高めることが可能となった。この用途として最も価値が高いとされる航空宇宙工学で複合材料の成果が実証された。日系大手エアラインが今後の経営戦略として重要視されている B787 では、機体の重量比で約 50%に軽量の CFRP (Carbon Fiber Reinforced Plastics) が使用されており、機体の大部分が CFRP によって作られているといっても過言ではない。軽量の CFRP の大量の採用とエンジンの改善と相まって、従来機より約 2 割の燃費削減を達成していると言われている。Fig. 1-1-1 には、B787 に用いられている材料を色別に示す。このように第四世代旅客機の一つの特徴と言える、新しい素材を用いる旅客機として B787 は従来の旅客機とはだいぶ異なる複合材料をふんだんに取り入れた飛行機である事がわかるだろう。

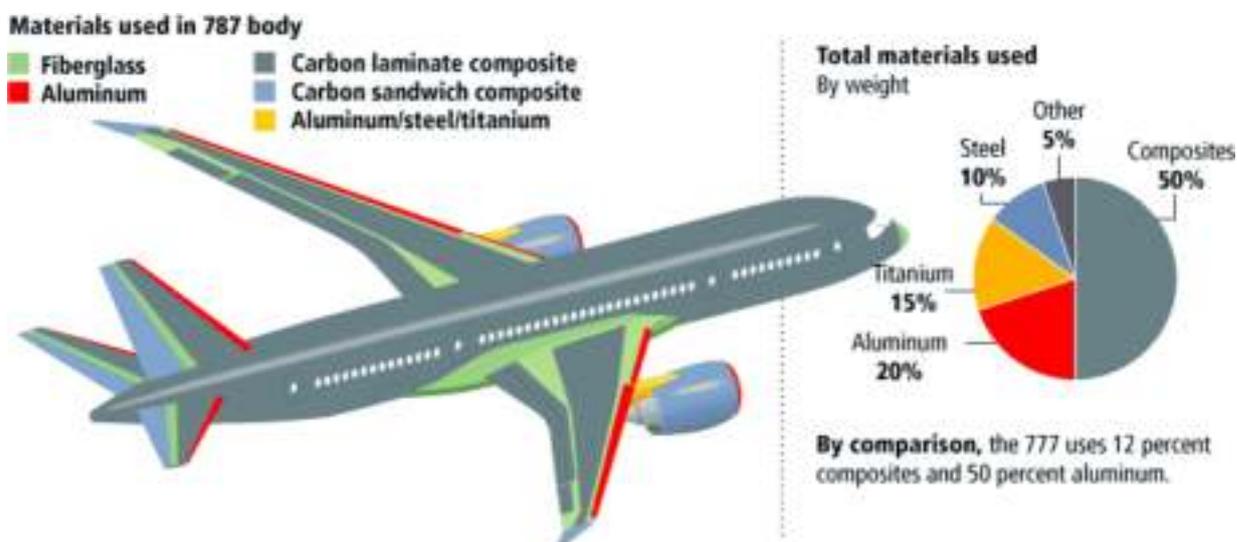


Fig. 1-1-1 Materials of B787.

複合材料は強化のための強化材(Reinforcements)とそれを入れるための母材(Matrix)からなり、繊維強化材とマトリックスの組み合わせ方によりさまざまな特性を持つ事が出来る、異種材料を組み合わせることで必要とする特性を所望の方向に発現させるように設計し、製造された材料^[1]である。その中でも炭素繊維強化プラスチックは、プラスチックを炭素繊維で強化したもので、軽量でありながら高剛性、高強度の特性を持つという、相反する条件を満足する材料である。この複合材料の繊維方向の強度特性は強化繊維によって支配され、比強度、比剛性、耐食性に優れているうえに、減衰性などの機能が優れている。

今後、複合材料の活躍の範囲がますます増加することが予想される中で、高強度で軽量の繊維強化プラスチック(FRP:Fiber Reinforced Plastics)は、航空宇宙分野に求められる材料として最も期待されている材料である。

1.2 繊維強化プラスチック複合材料

1.2.1 複合材料^{[2]-[3]}

複合材料とは2種類以上の材料を複合したものである。それは単体の材料では出せない特性を2種類以上の材料を組み合わせることにより、優れた物理的、力学的特性が得られるからである。複合材料の定義には以下の主要な点が含まれている。

- (1) 物理的に異質で機械的に分離しうる2つ以上の材料よりなる。
- (2) 最適性が得られるように制御された方法により1つの材料を多材の中に分散しうるように、個々の材料を混合することにより製造することができる。
- (3) 特性が個々の成分より優れており、またある特定の点においては個々の成分にない特性を有する可能性がある。

複合材料では材料の組み合わせのみならず、その詳細な構造や構成が極めて重要となり、それによって長所が多く現れる材料となったり、短所が目立つ材料となったりする。長所が目立つような材料設計を考えることが複合材料にとって最も重要なテーマとなる。

構造材料にとって最も重要な特性は高強度と高剛性である。すなわち、大きな力が作用しても変形せず、しかも壊れないことが構造材料にとって最も望ましい。この点から考えれば鉄鋼は極めて優れた材料である。またそれらは使用目的に応じて多元系合金など種々開発され実用に供されてきた。しかし時代背景と科学技術の進歩に応じて、伝統的合金の性質水準とは比較にならないほど高い材料を創造せざるを得なかった。すなわちその目標は、伝統的合金よりも密度がより低くて、強く、疲れ強さおよび耐熱性の高い材料の創造にあった。そしてそれぞれの持つ素材の特徴を最大限に発揮し、欠点を補い、有用な特性を発現する、いわば材料の極限の追究に科学技術が向けられたわけである。従って学問的には複合材料の領域は、広範囲な分野にわたる総合的な科学技術の結実と知識が要求される学際的領域ともいえる。

そして一昔前までは材料は、金属・有機・無機材料あるいは金属・高分子・セラミックス材料の3種類に分類されていたが、現在では第4番目の材料として複合材料が認知され、新素材の一つとして注目されている。現在注目されている複合材料はガラスや炭素のような繊維とそれを支持するための母材から、工学的知識を用いてテーラーメイドされた材料を指し、その源は1940年代に実用されたGFRP（ガラス繊維強化プラスチック）が航空材料として使用され、その有用性が実証されてから、急速に発展してきたところにある。したがって、その歴史は高々50年に過ぎないが、これも軽くて強い材料への要請からであり、素材が単体のときの特性より優れた特性を発見したからである。もちろん客観的世界情勢もあるし、省エネルギー・省資源という別の動機も作用してはいる

が、いずれにしても材料の信頼性を高め、製品の寿命を延ばし、原単位を低下させるための新しい構造材料の創造は、従来の材料の組み合わせによって実現した。そしてまた、これらの組み合わせのための新しい素材も研究開発されてきた。またその優れた特徴から、他の3つの材料を凌駕する勢いであり、特に後述する繊維強化プラスチック(FRP)は、最も広汎に使用されている複合材料である。

これら複合材料は分散材の形態で分類すると、粒子強化複合材料と繊維強化複合材料に大別できる。また母材の種類に注目すると、高分子基複合材料(PMC: Polymer Matrix Composites)、金属基複合材料(MMC: Metal Matrix Composites)、およびセラミックス基複合材料(CMC: Ceramics Matrix Composites)のように分類することもできる。実際には、一つの母材に異なる繊維、あるいは繊維と粒子の両方を埋め込んだもの、PMCと金属板を接合したものなどもあり、これらはとくにハイブリッド複合材料と呼ばれる。Fig. 1-2-1に示すように三大工業材料である①金属・合金、②高分子材料、③セラミックス・ガラス・セメントをそれぞれ組み合わせた複合材料が実在する。たとえば、①と③の組み合わせで鉄筋コンクリートが、①と②でスチールタイヤがそれぞれできるが、これらも複合材料といえる。②の高分子材料と③のガラス繊維などと組み合わせたのが繊維強化プラスチックである。炭素繊維強化プラスチックの特性は、比強度(強度/密度)、比弾性(弾性率/密度)などの軽量構造材料としてのメリットのほかに

- (1) 振動減衰性
- (2) 耐摩耗性
- (3) 耐食性
- (4) 寸法安定性
- (5) X線透過性
- (6) 生体適合性
- (7) 誘電性

など機能性特性が広い範囲に活用されている。これらの主な特性は、炭素繊維や樹脂に依存する特性である。

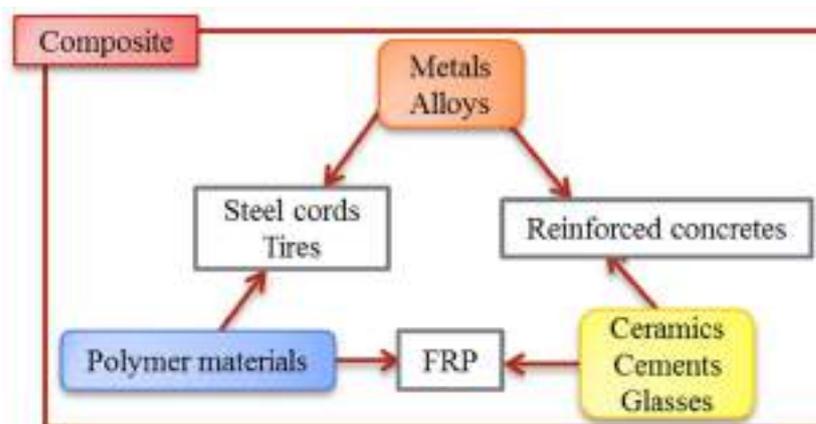


Fig. 1-2-1 Industrial materials and composite materials.

1.2.2 繊維強化プラスチック^{[4]-[6]}

繊維強化プラスチック(FRP)誕生の端緒は、ほかの多くの発見の例に見られるように、直接FRPを目指した研究ではなくて、乾性油の研究過程で偶然にも作られた不飽和ポリエステル樹脂の発見であった。この樹脂に硬化材を入れたところ、一気圧、室温で硬化すること、たまたまこれに、ガラス繊維(GF)を入れて硬化させたところ、大変強く硬い樹脂ができることが、米国で発見されたのである。もっとも米国では1940年代前期AI資源の枯渇から、その代替材料の研究を行っていたと伝えられているが、上記の発見は偶然であったといわれている。

FRPを構成する素材は強化材とマトリックス用の樹脂とであるが、複合材の過程で要求される成形性、硬化性、離型性のほか、FRP製品の特性の向上のためにさまざまな素材が組合わされる。したがって強化材、樹脂以外の種々の添加物を一般に副資材と呼んでおり、これらのFRP素材によってFRPは構成される。

強化材は、FRPの機械的特性に大きな影響を与えるもので、一般にはこれを繊維状にして素材の特性を活用している。その主なものは、炭素繊維(CF)、ガラス繊維(GF)のほかボロン繊維(BF)などの無機系の繊維のほか、最近ではアミド繊維(AF)をはじめとし、ポリエチレン繊維(PF)などの有機系の繊維や各種ウイスキーなどがある。しかし無機系の繊維が多く、また、高強度、高弾性率の繊維の開発にともなって、FRPの脆性化を防ぐ強化材として有機系の強化材も注目されている。通常、比重は1.5~3.0程度と低くBFを除けば繊維径も10~20[μm]程度のものが一般的である。繊維の強さ、弾性率については、繊維の開発は高強度、高弾性率の方向に展開されており、CFなどでは、引張強さが4.0~5.0[GPa]、弾性率が600~700[GPa]と優れた特性のものがある。しかし、繊維の機械的特性の向上はFRPの素材としては大切なことであるが、FRPの成形性の立場からすると困難な方向にあるために実際には強化材の活用は成形技術の進歩とともに行われている。

また、強化材はこれを適切に割合化して、成形物の形状や成形性などを考えた上で、さまざまな形態がある。その主なものを列挙すると次のようになる。

- ・ロービング
- ・クロス：朱子織，綾織，平織など
- ・ロービングクロス
- ・マット：チョップドストランド，サーフェシングなど

このような強化材の形態はGFを基礎として開発されてきたものであるが、このような形態の各種強化材を樹脂に含浸させながら積層することによって成形される。また、このような強化材の形態はFRP製品の形状と積層構成によって選択されるものでロービング材などでは、フィラメントワインディング(FW)成形法の強化材のほかシートモルディングコンパウンド(SMC)成形法の強化材のほかSMC成形法など特殊なものに限れる。

FRPにおける樹脂の役割は、曲げ合い剛性の小さい繊維を樹脂で結合することにより板材や棒材にするもので繊維の結合が主なものであるが、工業材料として荷重の分散や剛性の発現に大きく寄与している。そのほか、樹脂そのものの優れた耐食性やFRPの表面層を形成するために最近ではさまざまな要求が課せられている。特に、FRP用樹脂の耐熱特性はFRPの使用温度範囲に直接影響することから、熱的特性として耐熱性、耐燃性など優れた特性を有する樹脂の開発が要求されている。代表的な強化繊維の特性をTable 1-2-1に示す。

Table 1-2-1 Properties of fiber reinforced materials.

	Fiber materials	Diameter (mm)	Density (g/cm ³)	Tensile strength (GPa)	Modulus of elasticity (GPa)	Maximum operating temperature (°C)
Glass fibers	E-glass	10	2.55	3.43	72.52	700
	S-glass	10	2.49	1.76	86.24	810
Polycrystal fibers	Carbon fibers	7~10	1.58	1.76	226.38	3650
	Alumina	—	3.16	2.06	172.48	2010
Composite fibers	Boron Tungsten	102	2.63	2.74	378.28	2300
Metal	Tungsten	13	19.3	4.02	406.7	3100
Ceramic whisker	Alumina	3~10	3.96	20.68	427.28	2010
Metal whisker	Iron	—	7.83	13.13	196.98	1510
Synthetic fibers	Kepler	12	1.45	3.63	128.38	260
	Vynlon	—	0.91	0.34 ~0.98	1.96 ~19.6	—
Natural fibers	Asbestos	0.03	2.4 ~2.6	0.55 ~0.69	—	493
	Cotton	12~38	1.06	—	—	—

1.2.3 アンギュラプライ積層板^[7]

複合材料では薄いシートを何枚も重ねて板をつくることが多い。もとのシートを単層板(ラミナ, Lamina), 出来上がった板を積層板(ラミネート, Laminate)と呼ぶ。

Fig. 1-2-2 の(a)は単層板の構成要素(2枚のラミナ)を離して示している。繊維は X 軸のに対して $+\theta$; $-\theta$ の角度で積層されているとする。このような積層を逆対称積層という。このラミナをそれぞれ独立に X 方向に引っ張ったとき, 変形は Fig. 1-2-2 の破線で示すような平行四辺形になる(クロスエラスティシティ)。つまり上の板では対称線 AC は伸びにくく, 下の板では $A^{\sim}C^{\sim}$ は伸びやすい。積層板ではこれをはり合わせているので, 対称線 AC は Fig. 1-2-2 の(b)のように下に凸になる。対称線 BD はその逆で, 上に凸となり, 結局 Fig. 1-2-2 の(b)のように変形する。これはちょうど端部 AB を時計方向にねじった形になっており, 積層板特有の現象である。このように引っ張っただけで捻じれる事や, また曲げただけで伸び縮みする現象をカップリング効果と呼ぶ。

カップリング効果は積層が上下対象になっていないために起こる。これをなくすには Fig. 1-2-3 のように X 軸に対して上下対称の板にすればよい。このような板を対称積層板と呼ぶ。Fig. 1-2-3 の(a)のように $\pm\theta$ の角度で積層されているのをアンギュラプライという。Fig. 1-2-3 の(b)のように $0^\circ/90^\circ$ の角度で積層したものはクロスプライと呼ばれる。なお, 図 Fig. 1-2-3 の(a)や(b)のようにしても斜めに引っ張ればクロスエラスティシティ効果が出る。

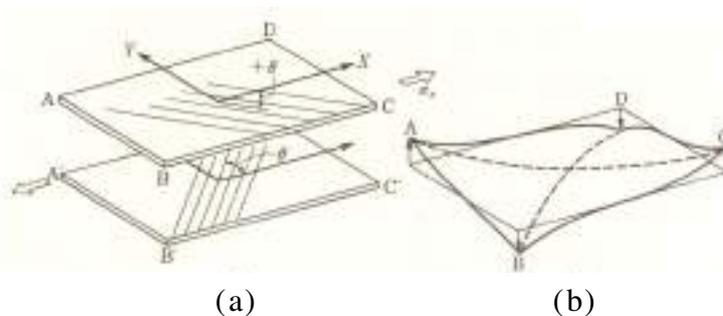
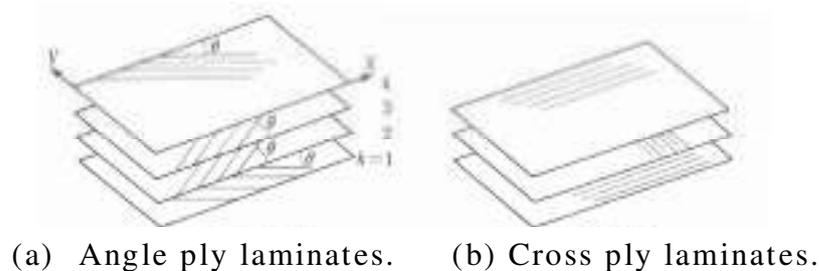


Fig. 1-2-2 Tensile of anti-symmetric laminates.



(a) Angle ply laminates. (b) Cross ply laminates.

Fig. 1-2-3 Symmetric laminates.

1.3 従来の研究

CFRP をはじめとした複合材料は、異方性材料であり方向によって材料特性を変えることが可能であり、構造で要求される荷重に合わせた積層構成や厚さを決定させることで、要求される剛性や強度を与えて効率のよい設計が可能となる。一方向強化材料は、繊維方向には非常に強いが、その直角方向には低い異方性の特性を持ち、繊維方向ではほぼ線形挙動をとり、繊維軸方向以外では非線形挙動を示す。そのことから通常、CFRP は繊維方向を多方向に積層した積層板として用いられる。CFRP は繊維軸方向以外の off-axis 負荷下で非線形な応力-ひずみ関係を示すため、この材料の適用分野を広げるためには、この性質を理解することが重要である。よって CFRP 積層板が力学的特性に及ぼす影響を調べることは、CFRP 構造物の最適な設計を行うためにも重要である。この off-axis 負荷下における積層板の非線形挙動については、多くの実験的、解析的研究がなされている。以下にこれまでの研究を概観する。

繊維強化複合材料積層板の応力 - ひずみ関係の非線形挙動についてはそのモデル化のため様々な研究がなされている。

Hahn と Tsai^{[8], [9]}は、一方向積層板の特にオフアクシス試験片における非線形弾性を表すために平面せん断応力における 4 次の項を含む弾性エネルギー密度関数を用いた。さらに Ishikawa^[10]らはオンアクシスにおける非線形弾性挙動を示すために 2 次の項を含む弾性エネルギー密度関数を採用した。また、Sun と Chen^[11]は一方向積層板の非線形挙動説明のために 2 次の塑性ポテンシャルを用い、オンアクシスにおける塑性変形を無視した形で one-parameter 塑性モデルを考案した。これらのモデルは簡単な形であり、必要なデータはオフアクシス積層板試験片の実験により簡単に取得可能であり、熱可塑性複合材料のモデル化は実現されている。

また、CFRP は高分子材料をマトリックスに用いているため、負荷速度の相違によって力学挙動が明瞭に異なるという性質を有している。そして、繊維複合材料の耐久性を正しく評価するためには、その時間依存挙動を定量的に明らかにすることが重要となる。そのうち、非線形粘弾性モデルは、応力やひずみが相対的に大きくなると、高分子の粘塑性の影響が著しくなる^[12]。従って、応力やひずみが大きくなる場合に対して粘弾性モデルを用いることには限界がある。このため、Tuttle^[13]らは非線形粘弾性モデルに粘塑性項を加えることによって、粘弾性と粘塑性の両方を考慮した構成モデルを提案し、その有効性を示した。

1.4 本研究の目的

複合材料の適応拡大の為には、要求される荷重、強度、剛性に合わせた積層構成や厚さを決定させることで、効率のよい設計が可能となる。そこで、これまでの研究^[14]では積層順序の違いによる構成層厚が、力学的特性にどのように影響するか、数多くの試験片を製作し、評価している。

また荷重方向以外に繊維を配向させた層内では強度に対して比較的低い段階で損傷が発生することから、CFRP アングルプライ積層板の中でも、配向角依存性を考慮した様々な試験片をこちらにも多数用意し、初期の損傷を許容した設計の指針を論じている。そして損傷モデルと顕微鏡観察から損傷進展の比較を行い、損傷進展挙動を実験的に明らかにされている。

本研究ではこの off-axis 負荷による非線形挙動をより精度よくモデル化するため、応力緩和試験、負荷除荷応力緩和試験、最大応力一定負荷除荷繰り返し試験を実施する事で、粘塑性挙動として実験的に明らかにすることを目的とする。

同時に、これまでの研究で論じた、構成層厚により力学的特性が異なることが実験的に明らかにされた事を踏まえ、同モデルを有限要素法による応力解析を行う事で、積層構成の違いによる構成層厚の依存性を検討するための指針を得る事を目的とする。

第2章 実験概要

2.1 試験片の準備

2.1.1 CFRP 積層板の構成材料と成形方法

本研究ではオートクレーブ成形法により製作された CFRP 積層板を用いる。厚さ 0.05mm のプリプレグ (T700SC/2500, (株)東レ) を用いた。このプリプレグには繊維に炭素繊維 T700SC, 母材にエポキシ樹脂 2500 を使用している。普段プリプレグは含浸している樹脂が溶け出さないように冷凍保存をしている。この状態から CFRP 積層板に至るまでの作製方法を説明する。

・成形前の準備

ロール状に巻かれたプリプレグを取り出し、任意の繊維配向角度や形状に切り出す。またオートクレーブ成形に用いる資材は、バギングフィルム、ブリーダー、アルミ板、テフロンシート、シーラントテープと数多くあるので用意しておく。

・プリプレグの積層

アルミ板の上にこれより一回り小さいテフロンシートを敷く。テフロンシートの役割としては、アルミ板などと一緒に硬化しないようにするためである。この際注意すべき点として、アルミ板やテフロンシートにホコリやゴミが付かないようにエタノールできれいに拭く必要がある。これはゴミ等が付着していると CFRP 積層板の表面にゴミの跡がついてしまうからである。

そのテフロンシートの上で切り出したプリプレグを積層構成に追って順に積層し、層と層の間に空気が入らないようにしっかりと空気を押し出す。積層完了後、さきほどと同様にエタノールで脱脂したテフロンシートを上から重ねる。

続いて、300mm×300mm×10mm の大きさのアルミ板をテフロンシートの上へのせ、さらにアルミ板の上にブリーダーを設置する。ブリーダーとは綿状になっておりもので、これは樹脂がテフロンシートから余分に出た場合に樹脂を吸い取る事で、万が一真空ポンプ側に樹脂が流れ出してもそれを防止する為である。

シーラントテープをアルミ板の外周に沿って貼り付け、さらにバギングフィルムをのせて真空となる部分を作製する積層板を密閉する。この際、シーリングテープのつなぎ目、シーリングテープとバギングフィルムやアルミ板との間に隙間がないように注意を払う必要がある。シーリングテープは伸縮できる材質なので、もし隙間がみられた場合その箇所をもみほぐすように押し付けると隙間を塞ぐことができる。Fig. 2-1-1 には上述の手順を概要図で示した。

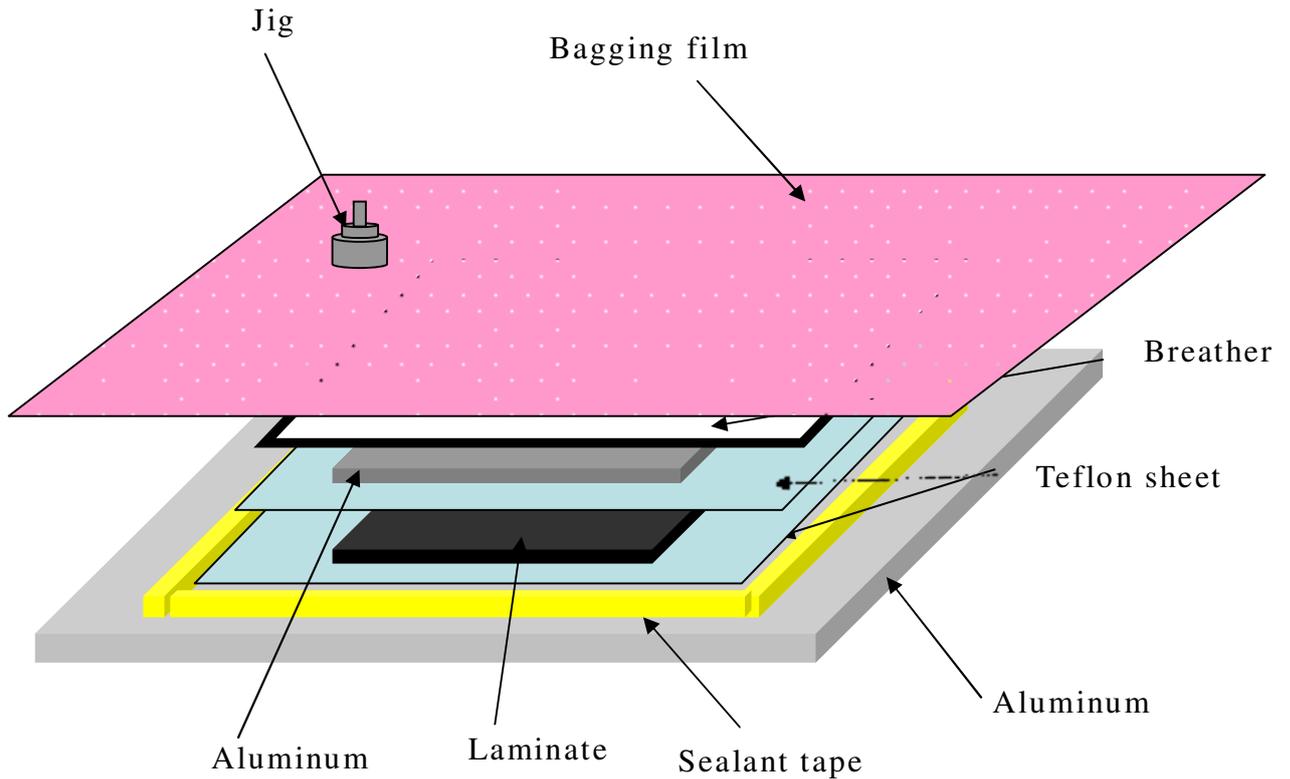


Fig. 2-1-1 Summary of laminated prepreps.

・オートクレーブ装置

Fig. 2-1-1 に示したものをオートクレーブ装置に入れる．オートクレーブ装置はオートクレーブ本体，温度制御盤，真空ポンプ，オートクレーブ内部を高圧にするため空気を送り出すコンプレッサーにより構成されている．

積層板を成形する際は，Fig. 2-1-2 に示すような温度のサイクルとなるようにオートクレーブ内の温度をプログラムコントロールした．さらに Fig. 2-1-2 に示すようにプログラム開始 90 分後に，コンプレッサーから空気を送り込む．オートクレーブ内の圧力を 0.2MPa に上げて成形を行った．サイクル終了後に積層板をオートクレーブから取り出した．このサイクル一連をキュアサイクルという．Fig. 2-1-3 にオートクレーブ装置の概要図を示す．

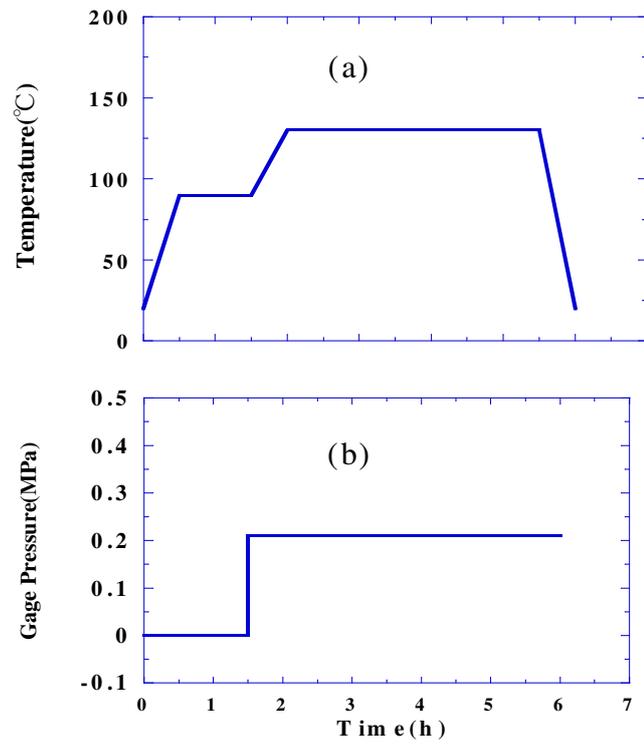


Fig. 2-1-2 Cure cycle.
 (a) Temperature, (b) Pressure.

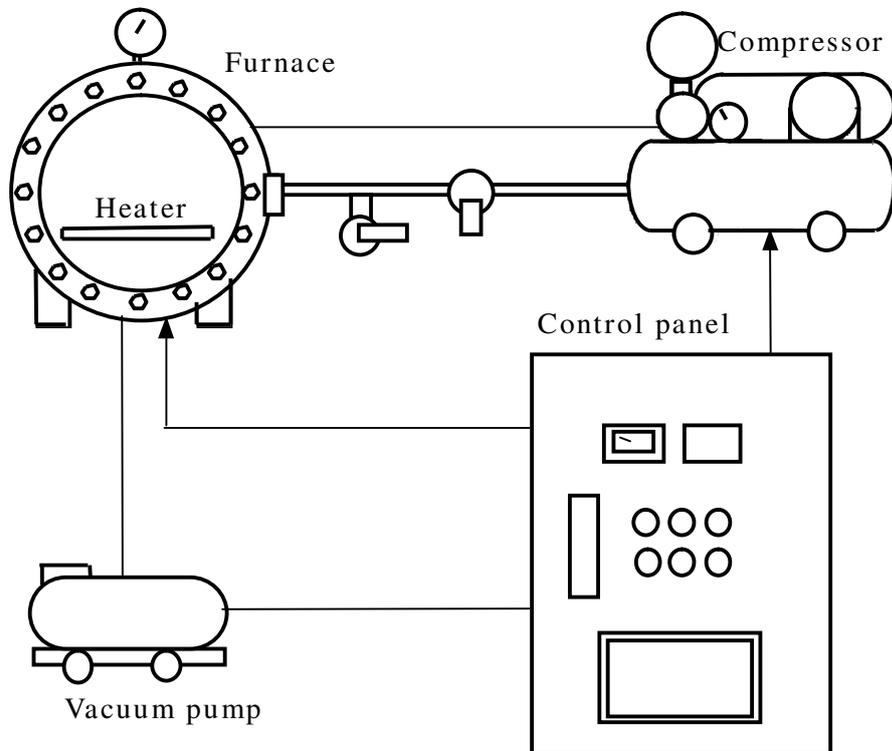


Fig. 2-1-3 Outline of autoclave.

2.1.2 試験片の製作

オートクレーブにより成形した積層板を Fig. 2-1-4 に示す複合材料切断機 (AC-300CF, (株)丸東製作所) により切断した。まず周囲を直線状になるよう丁寧に切り出した。この時、対辺一組間の距離を試験片の長手方向の長さにしておくとよい。

前述の切り出した積層板に、長さ 50mm の GFRP タブをエポキシ系接着剤 (Araldite, (株)ハンツマン・ジャパン) にて接着した。接着する面には、予めサンドペーパーによるやすりがけを行い、十分にエタノールで脱脂を行ってから被着材にエポキシ系接着剤を塗り固定し、12 時間硬化させた。硬化途中に Araldite が染み出る事があるので、その際はヘラ等で拭き取った。

その後 Fig. 2-1-5 に示した寸法に切り出した。また、ひずみゲージを貼り付ける下準備として、試験片中央部に #240 のサンドペーパーによるやすりがけをした後、エタノールで脱脂する。ひずみゲージを塗付する位置の目安として、鉛筆による罫書きを行った。今回の実験では大変形を想定する実験を行うので、ひずみが約 25% まで計測できる 1 軸の大ひずみゲージ (KFEL-5-120-C1L1M2R, (株)共和電業) を試験片中央に T 字状に貼り付けた。試験途中剥がれる事や、ひずみゲージを貼り付けた位置に繊維が破断してひずみが計測できなくなる可能性もあるので、表裏両面に T 字状にひずみゲージを貼り付けた。



Fig. 2-1-4 Cutting machine for composite materials.

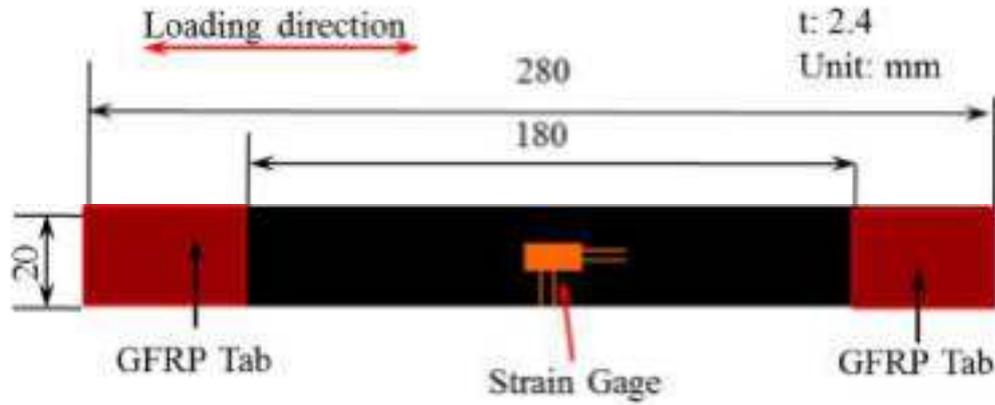


Fig. 2-1-5 Specimens of angle ply laminates.

2.2 積層構成

本研究では繊維配向角度が $\theta=45^\circ$ 、層厚の 0.05mm のアングルプライ積層板を作製した。T700SC/2500（厚さ 0.05mm ）を $+\theta$ 方向と $-\theta$ 方向に交互に 24 層重ね合わせ、25 層目からは対称性となるよう最外層まで $-\theta$ 方向と $+\theta$ 方向に交互に 24 層重ね合わせるによって作製した。計 48 層となり、積層構成は Fig. 2-2-1 のような $[(\pm 45)_{12}]_s$ となる。

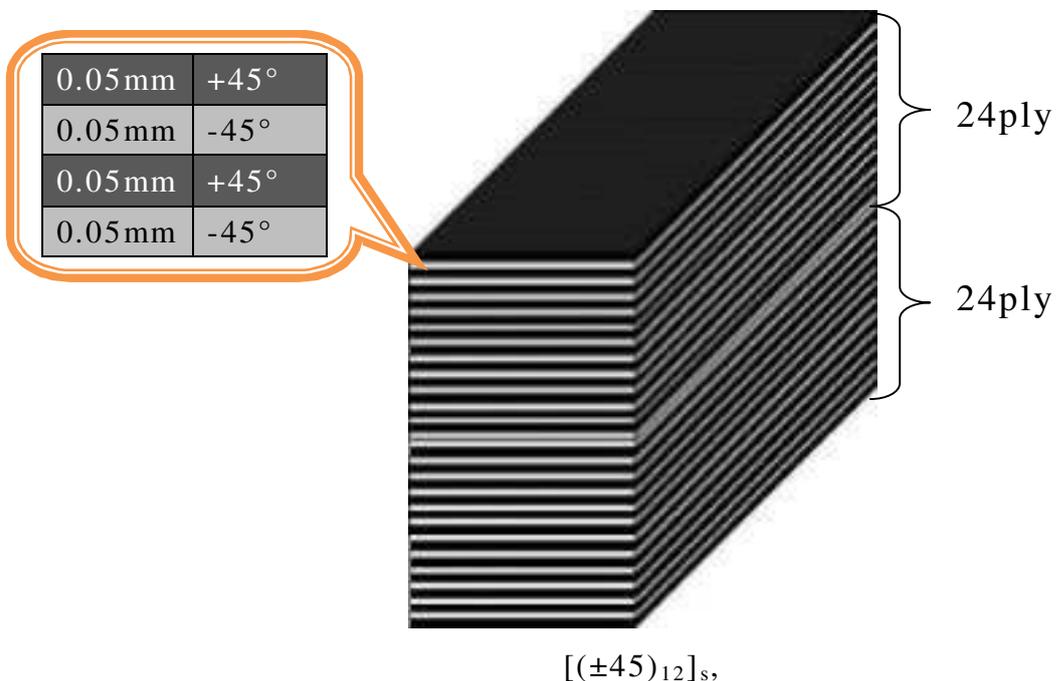


Fig. 2-2-1 Specimens of laminated constitution.

2.3 実験方法

2.3.1 単調引張試験・応力緩和試験

両引張試験ともにテンシロン万能試験機（RTF-1350, (株)A&D）を用いた。引張許容荷重は 50000N で、単調引張試験はクロスヘッド負荷速度 1mm/min, および 10mm/min の 2 種類の引張速度で実施した。また、応力緩和試験は負荷速度 1mm/min のみ実施し、2%縦ひずみが増加ごとにクロスヘッドを停止させ、緩和時間を 90 分とした。その後、負荷と応力緩和を繰り返し、試験片が破断するまで実施した。

また、試験片に貼り付けたひずみゲージから得られる電圧を増幅し、出力するために、動ひずみ測定器（DPM-601A, (株)共和電業）を用いた。試験片に貼り付けたひずみゲージは、ブリッジボックスを介して動ひずみ測定器に接続されている。動ひずみ測定器の応答周波数は0~2500Hzであり、最大5Vの変換電圧で出力する。さらに動ひずみ測定器から出力されるアナログ信号をデジタル信号に変換して取り込むために、AD変換カード(NR-500, (株)KEYENCE)を用いた。Fig. 2-3-1に実験時における試験機の模式図を示す。

応力緩和試験において、動ひずみ測定器が出力する電圧が、PCに出力されるまでに相当のタイムラグが生ずる。この為、PCの出力を見ながら試験を行うと、2%ごとの基準ひずみにて、リアルタイムでクロスヘッドを停止させることができない。そこで直接、動ひずみ測定器にデジタルマルチメータ（CD-772, (株)三和電気計器）を接続することで、リアルタイムで出力電圧を表示させ、タイムラグが生ずる事無く、基準ひずみ2%ごとに変位を止めることができる。

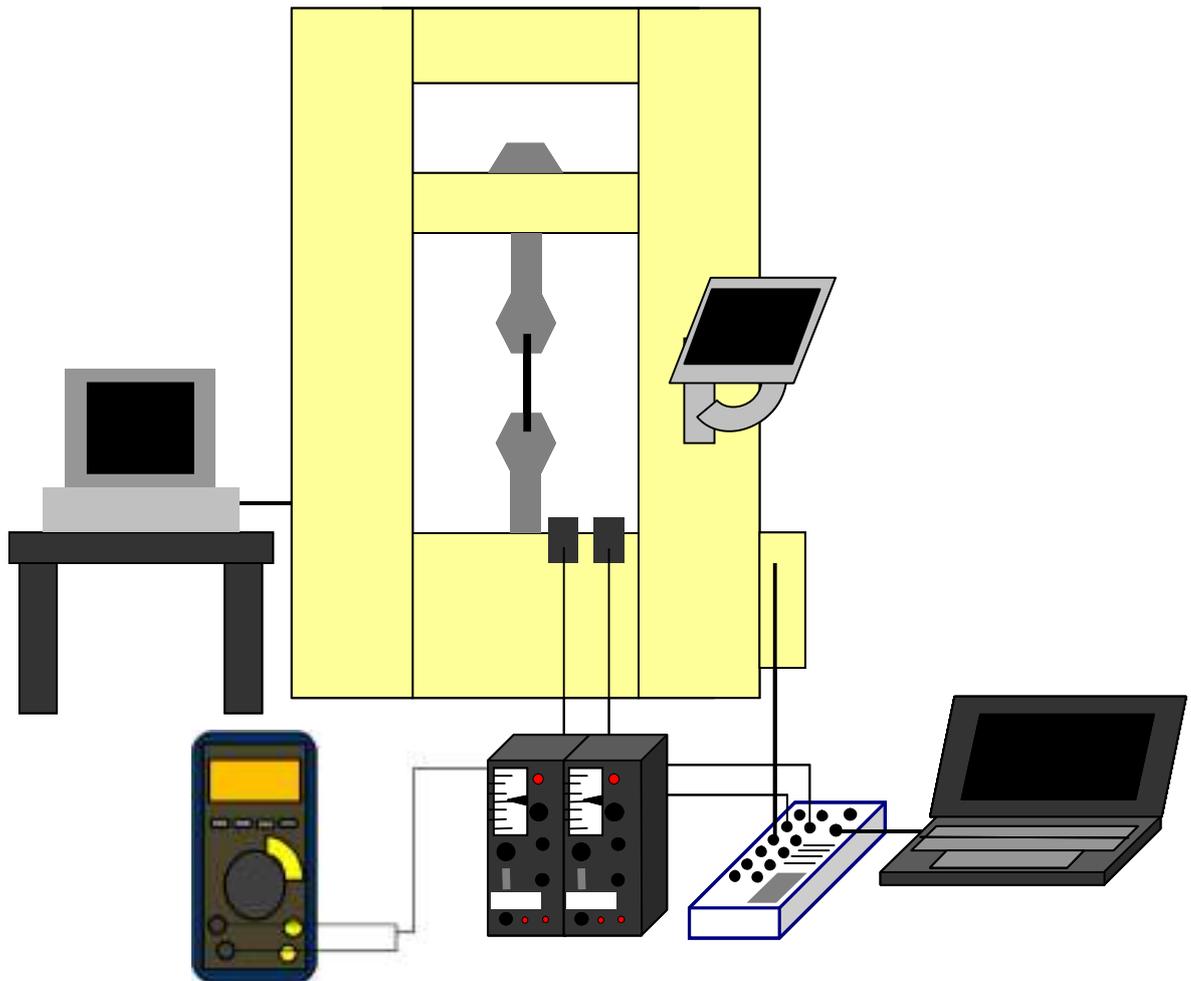


Fig. 2-3-1 Tensile test machine.

2.3.2 負荷除荷応力緩和試験

負荷除荷応力緩和試験は、前述の試験同様、テンシロン万能試験機を用いた。クロスヘッド負荷速度1mm/minの引張速度で実施した。

この実験の方法を、Fig. 2-3-2 を用いて説明する。まず(1)のように、初めに基準ひずみ4%で負荷を行う。その直後に負荷を止め、緩和時間を90分とした。

続いて(2)のように反転除荷させた。この時、基準ひずみ1%ずつ下げることにより除荷を止め、90分変位を止めた。これを完全除荷されるまで続ける。

除荷が完了したら、(3)のように反転負荷を行う。反転負荷の際も、反転除荷の時と同様の基準ひずみで、負荷を止め90分変位を止めた。反転負荷で4%に達した後、最初と同様、応力緩和を行う。

これを一通りのサイクルとして定義し、(4)のように8%まで負荷する。以後同様に負荷除荷と応力緩和を繰り返す。サイクル完了ごとに4%ずつ基準ひずみを増加させていく。これを破断するまで繰り返した。

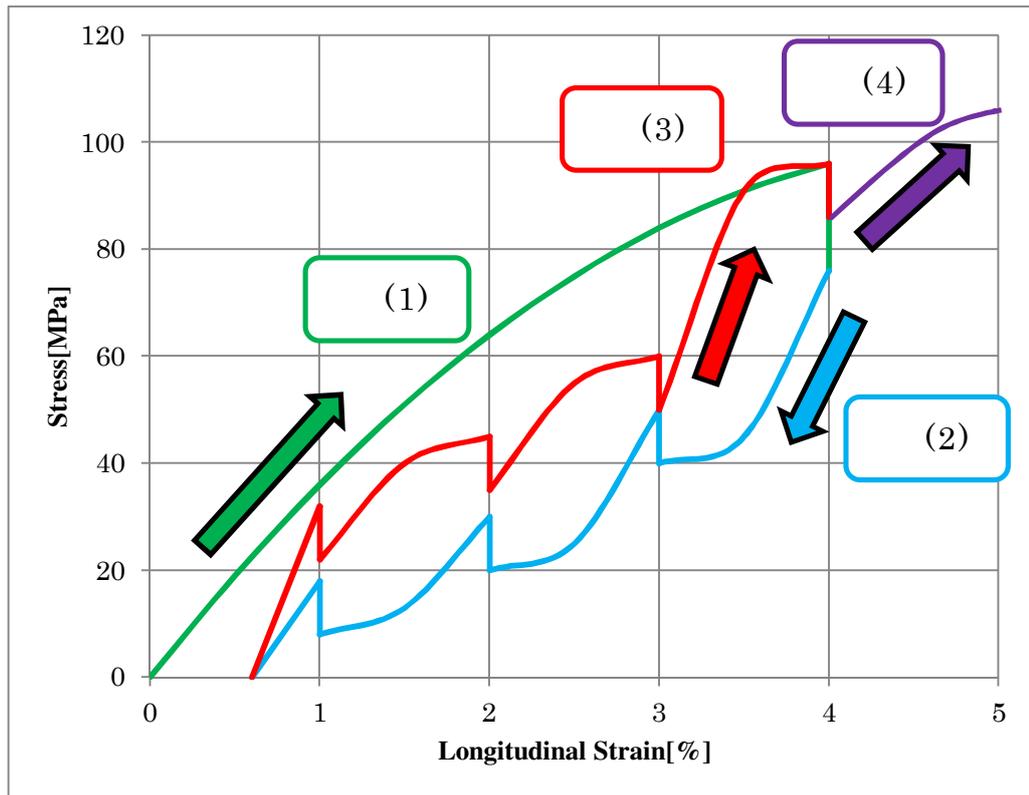


Fig. 2-3-2 Example of stress-strain curves obtained by unloading-loading stress relaxation tests.

2.3.3 最大応力一定負荷除荷繰り返し試験

上述の試験と同様の試験機を用いた。テンシロン万能試験機における負荷除荷サイクル試験は、荷重の上限値と下限値、さらにサイクル回数を指定して、繰り返し試験ができる。今回は上限値を100[MPa], 150[MPa], 200[MPa]の3パターン、下限値を0[MPa], 繰り返し回数は全て200回と設定して試験を行った。この試験でも前述の試験同様、クロスヘッド変位速度1mm/minで実施した。

第3章 実験結果・考察

3.1 単調引張試験・応力緩和試験

Fig. 3-1-1には応力緩和試験の応力-ひずみ曲線と、2種の単調引張試験の応力-ひずみ曲線を示す。単調引張試験から、非線形挙動が80[MPa]から90[MPa]付近にかけて表れ始めている事が読み取れ、弾性変形ではなく塑性変形をしている事がわかる。非線形挙動を示すまで、急激なひずみ増加挙動が見られる。また、縦ひずみ2[%]から6[%]付近にかけて、応力の増加傾向が一度緩やかになる。これは引張られた事により、みかけの繊維方向が45°から少し0°に配向角度が傾き、off-axis角度が小さくなるからである。

一方で、CFRPアングルプライ積層板の負荷速度が異なると、非線形領域下で挙動の差異があることがわかる。非線形領域下において、CFRPアングルプライには負荷速度依存性が存在することが評価できる。ひずみ速度に抵抗力が働く性質があるということは、この材料は粘性という性質を持つ事がわかる。なおひずみ速度は、それぞれ 9.3×10^{-5} /s (1mm/min), 9.3×10^{-4} /s (10mm/min)となる。ひずみ速度はクロスヘッド変位速度を試験片有効部長さで除したものととして算出した。

Table 3-1-1には、2種の単調引張試験、および応力緩和試験の、最大応力、線形領域挙動を示す縦ひずみ0.1[%]から0.3[%]までのヤング率、最大縦ひずみを示す。線形領域下では、負荷速度の差異が存在しても、挙動自体に明瞭な差異は表れない事から、ひずみ速度は線形領域下で大きな影響を与えていない事が評価できる。以上の点から、この試験片は非線形挙動下において、粘性の性質も持つ材料であることが予想される。

Fig. 3-1-2には、クロスヘッドを停止させてからの応力緩和を示す。応力緩和を始めた直後、基準ひずみが大きいほど、緩和する応力も大きいことがわかる。また、時間変化が進むにつれて、応力がある値に漸近している。基準ひずみ間隔は均等であるが、その時の漸近した応力は、完全な等間隔ではない。つまり、漸近した応力と基準ひずみの関係は線形にはならない。

以上の事を踏まえて、CFRPアングルプライ積層板の非線形挙動下において負荷速度を増やしていくと、応力の増加傾向が大きくなることが予想できる。

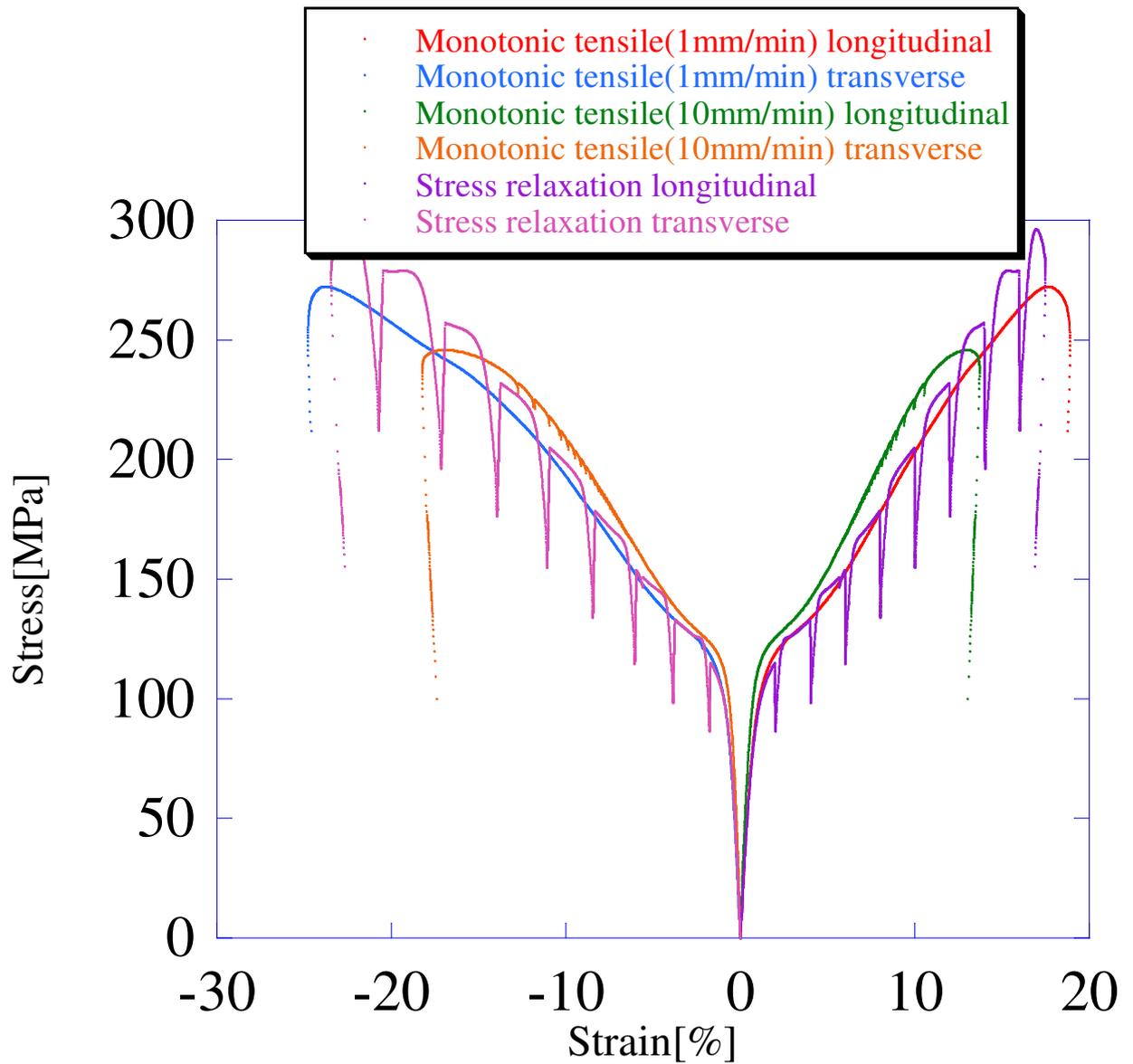


Fig. 3-1-1 Stress-strain curves obtained by stress relaxation tests and monotonic tensile tests.

Table 3-1-1 Max stress, young's modulus and max longitudinal strain obtained by stress relaxation tests and monotonic tensile tests.

	Max stress [MPa]	Young's Modulus [GPa]	Max longitudinal strain [%]
Stress relaxation tests.	281.1	13.3	17.0
Monotonic tensile tests. (9.3×10^{-5} /s)	272.2	12.8	18.9
Monotonic tensile tests. (9.3×10^{-4} /s)	245.7	13.4	13.8

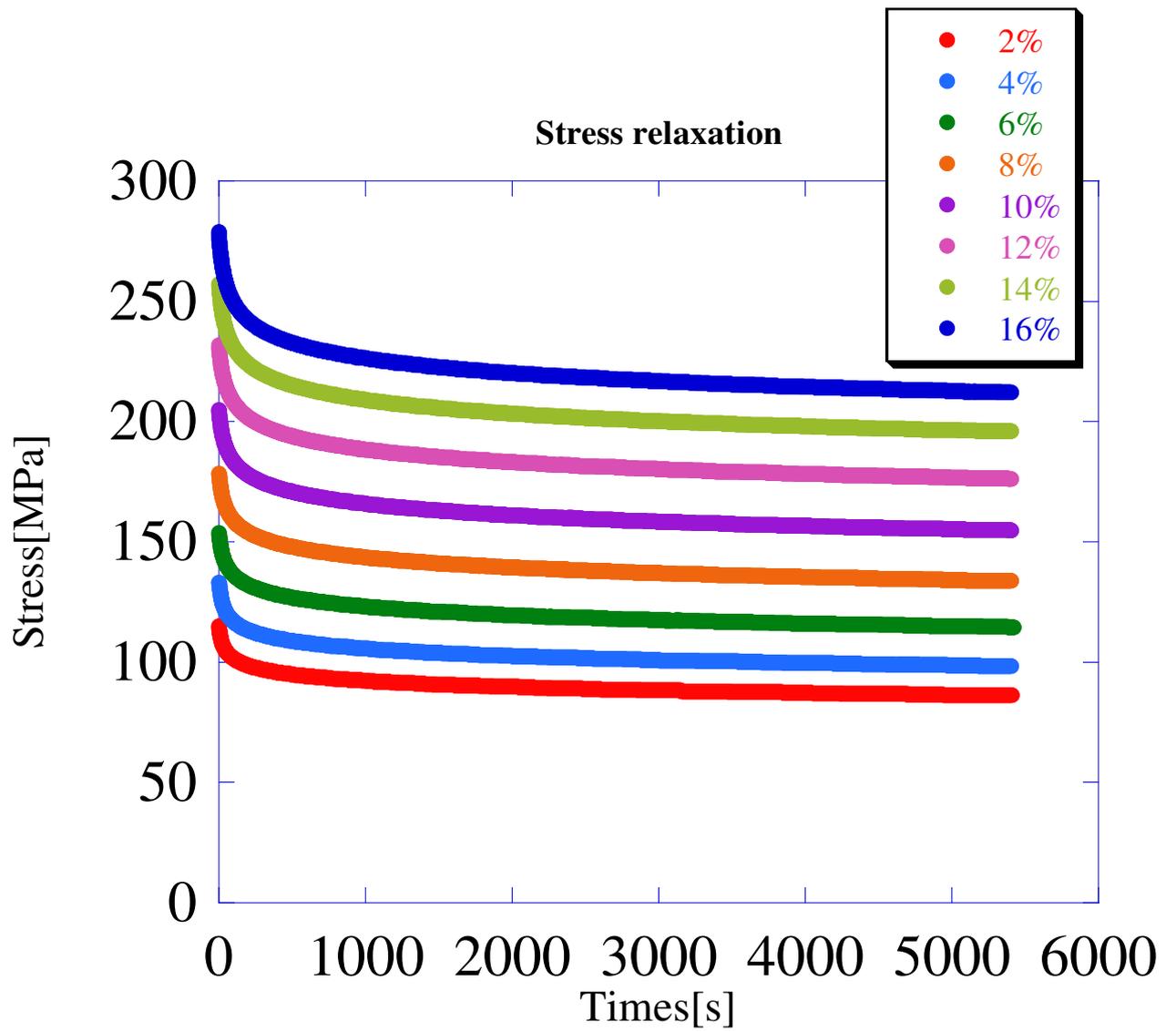


Fig. 3-1-2 Stress-times history obtained by stress relaxation tests.

3.2 負荷除荷応力緩和試験

2章では、この試験の方針を例として応力-ひずみ線図を示したが、実際はTable 3-2-1のプロセスとなった。Fig. 3-2-1には負荷除荷応力緩和試験の応力-ひずみ線図を示す。スケールの関係上、縦ひずみと横ひずみを分けてプロットした。

非線形領域での負荷除荷によりヒステリシスループを描きはじめることが確認できる。除荷された時に塑性ひずみが残っていることから、この材料は静的ヒステリシスを有することもわかる。またこの塑性ひずみは、除荷を始める応力が大きくなるほど、比例して増えていく。

基準ひずみ 3[%], 7[%], 11[%], 14[%], 15[%]においては、除荷からの応力緩和、および負荷からの応力緩和を行っている。また、ひずみ 4[%], 8[%], 12[%], 16[%]においては、2度応力緩和を実施している。Fig. 3-2-2には、負荷、除荷、ならびに応力緩和による応力の時間変化を示す。

基準ひずみ 3[%], 7[%], 11[%], 14[%], 15[%]における、負荷後の90分緩和させた応力と、除荷後の90分緩和させた応力は、共にある値に漸近した。しかし、負荷後の応力漸近値と除荷後の応力漸近値はどの基準ひずみでも一致しなかった。

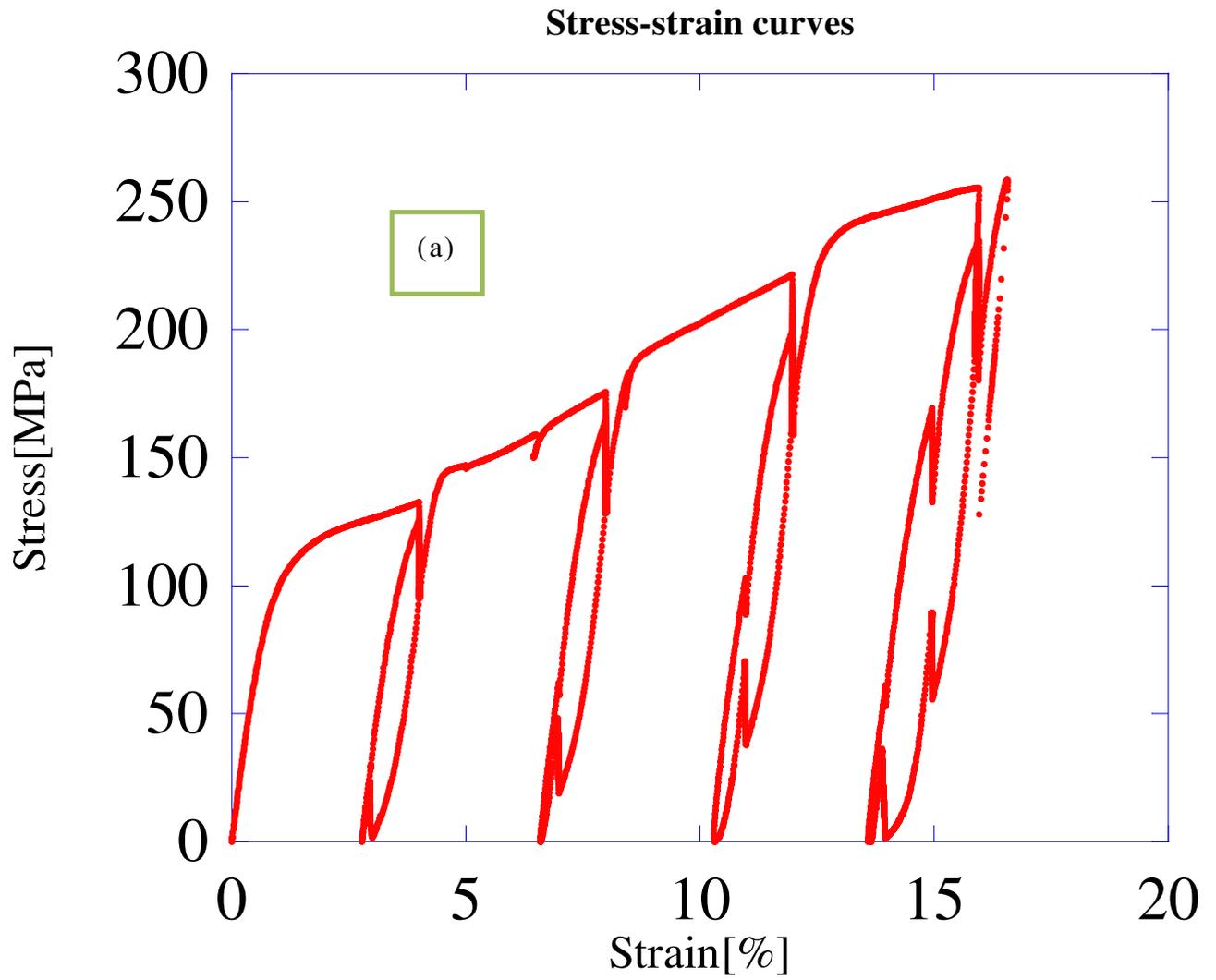
この事からCFRPアングルプライ積層板は、粘弾性材料ではなく、粘塑性材料であることがわかった。弾性材料であれば、応力がある値に収束する場合、同時にひずみもある値に収束する。しかし今回の場合、ある基準ひずみに収束させた上で負荷速度を0に漸近させたにも関わらず、互いの応力値が一致しなかった。

なお、緩和する応力の量は、基準ひずみで大きく異なる。Fig. 3-2-3には基準ひずみでの、90分緩和を実施した際の応力の変化を示す。除荷後の緩和した応力の大きさが、負荷後の緩和した応力の大きさを上回ったのが大半で、15[%]時のみ、ほぼ同じ応力の大きさが緩和されている。また、11[%]と14[%]を比較すると、14[%]の方が負荷後に緩和した応力量が小さく、除荷後に緩和した応力量が大きい。この事から緩和する応力の大きさは、基準ひずみの大きさには起因せず、クロスヘッドを停止させる時の応力に関係する事がわかった。

ひずみ 4[%], 8[%], 12[%], 16[%]においては、2度応力緩和試験をしているが、Fig. 3-2-2が示す通り、緩和を開始する時の応力が違うのみで、挙動、および漸近する応力値はほぼ同じである。緩和し始める時の応力が異なるのは、非線形領域にて負荷除荷を行った事で、静的ヒステリシスを有するからである。

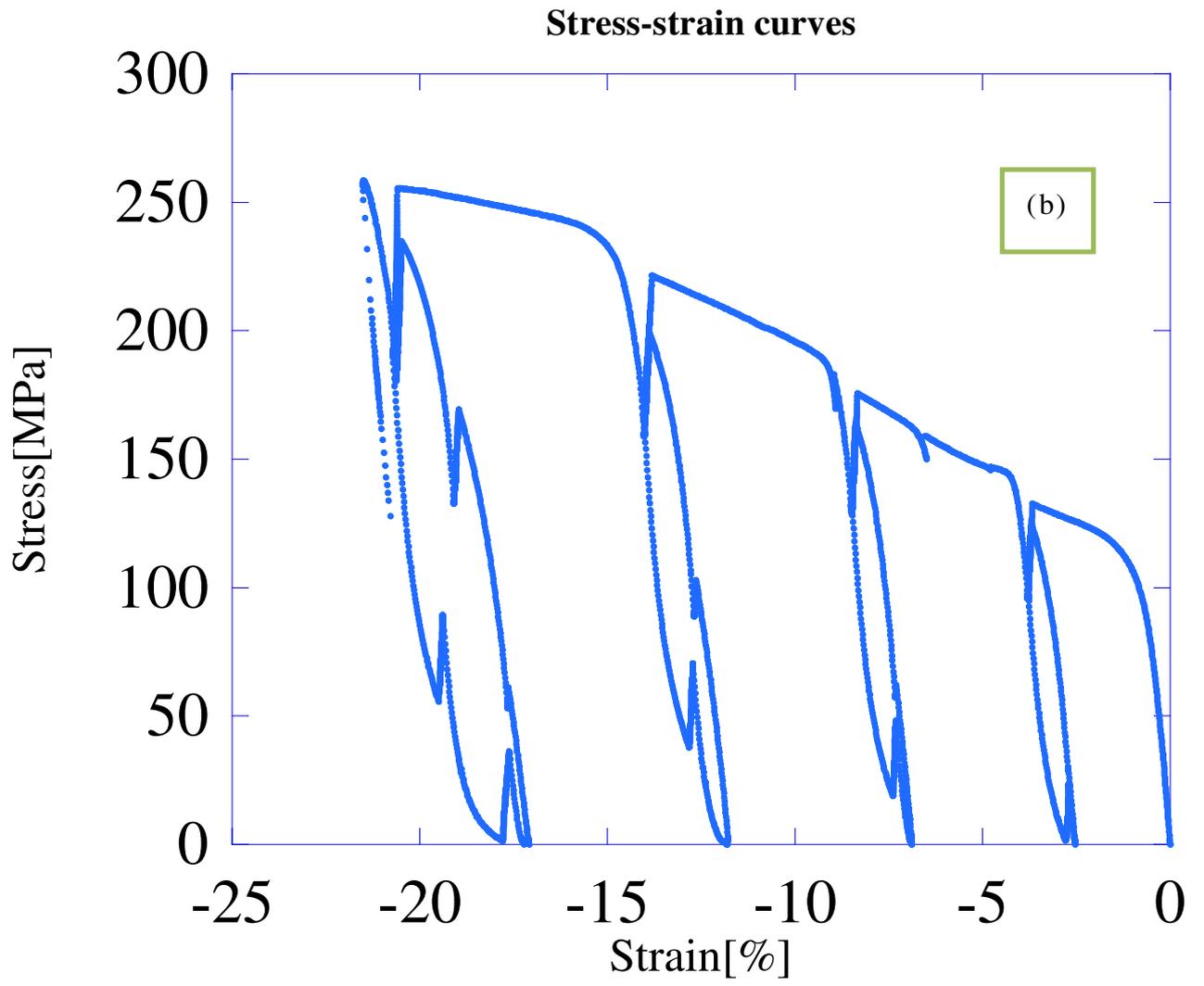
Table 3-2-1 Stress-longitudinal strain response of loading-unloading stress relaxation tests.

Stress[MPa]	Longitudinal strain[%]
0	0
132.5	4
1.6	3
0	2.8
30.3	3
125.1	4
175.6	8
19.0	7
0	6.6
62.3	7
164.0	8
221.4	12
37.9	11
0	10.3
103.0	11
198.9	12
255.4	16
55.6	15
1.4	14
0	13.7
61.1	14
169.3	15
234.8	16
0	15.9



(a) Longitudinal strain.

Fig. 3-2-1 Stress-strain curves obtained by loading-unloading stress relaxation tests.



(b) Transverse strain.

Fig. 3-2-1 (Continued.)

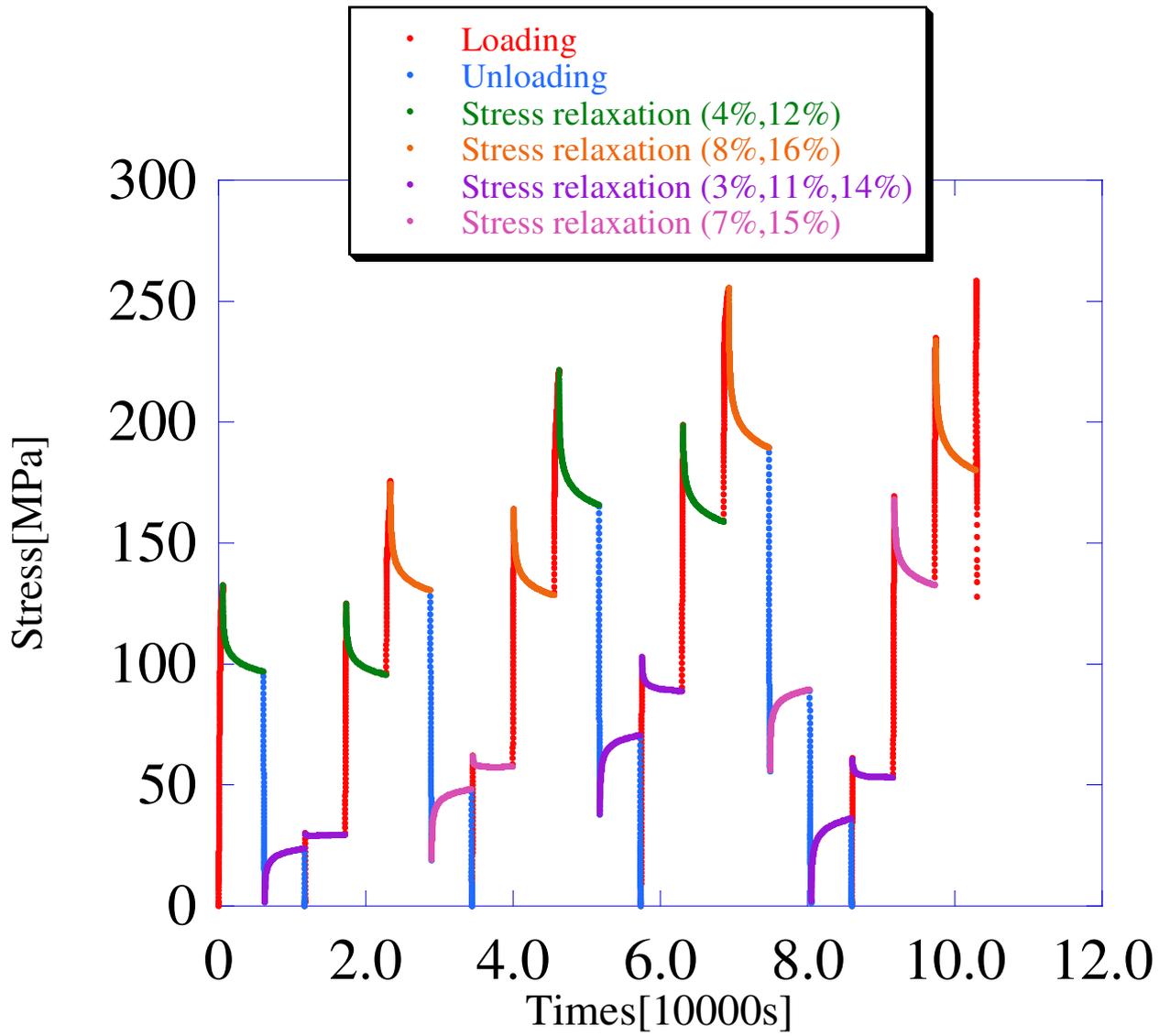
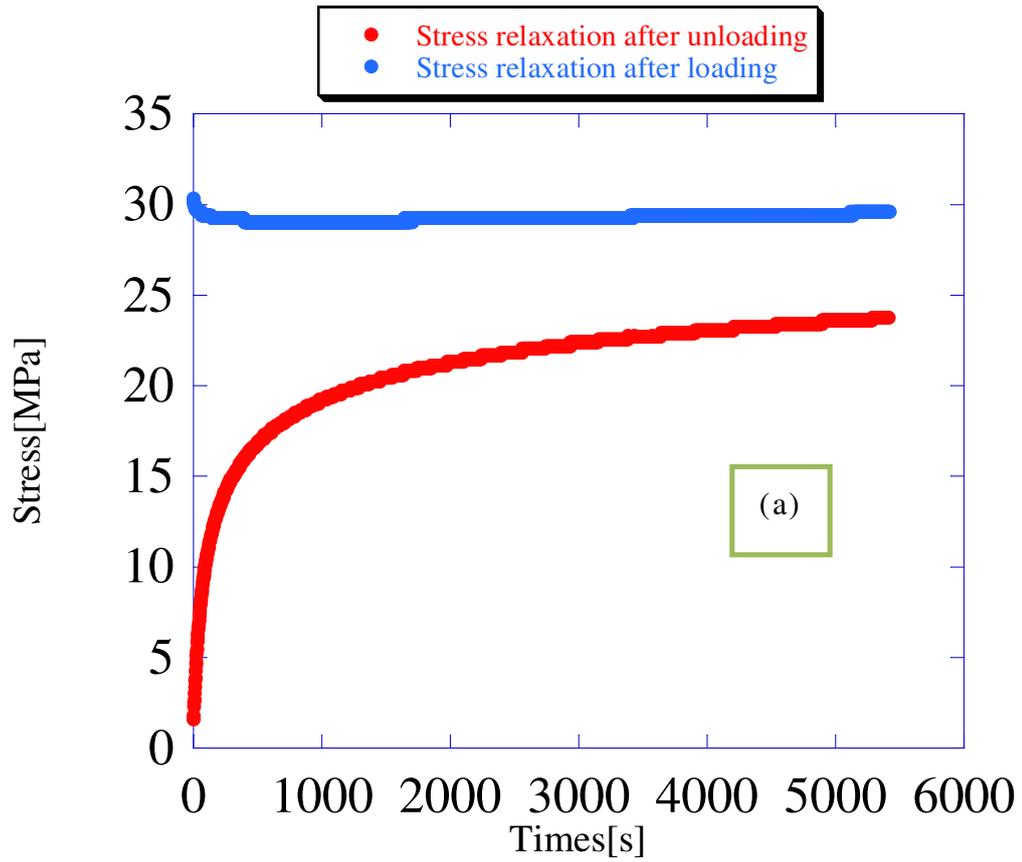
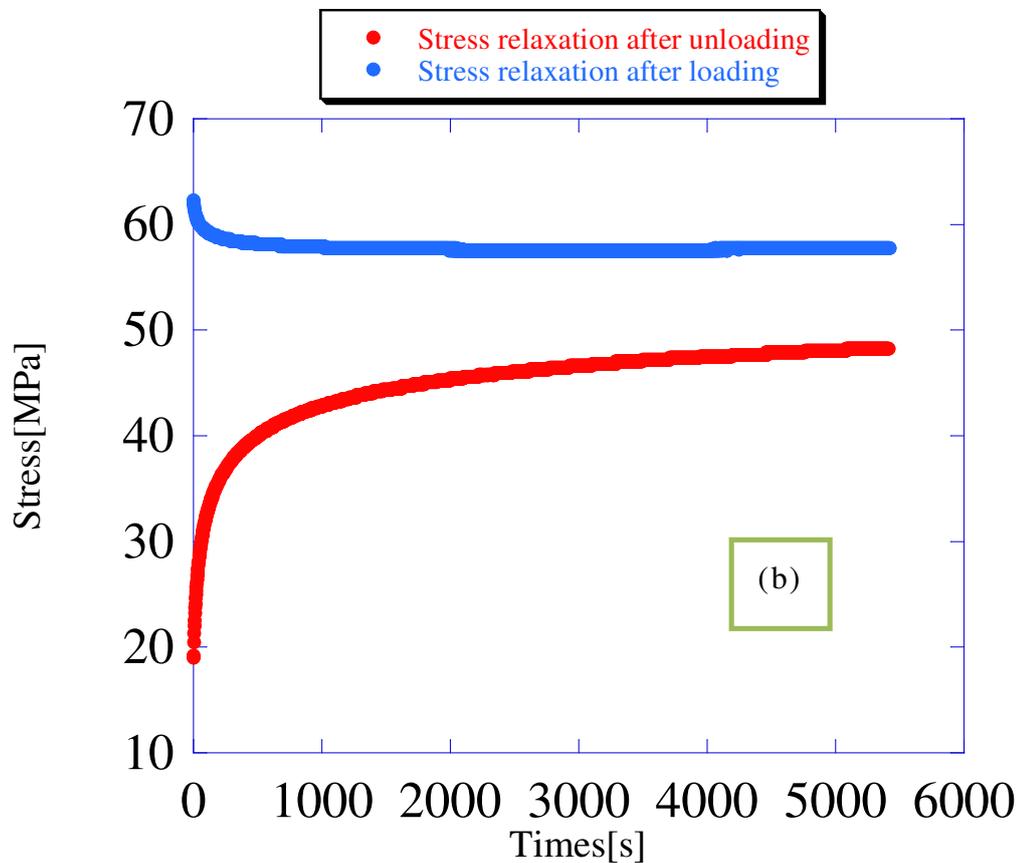


Fig. 3-2-2 Stress-times history obtained by loading-unloading stress relaxation tests.

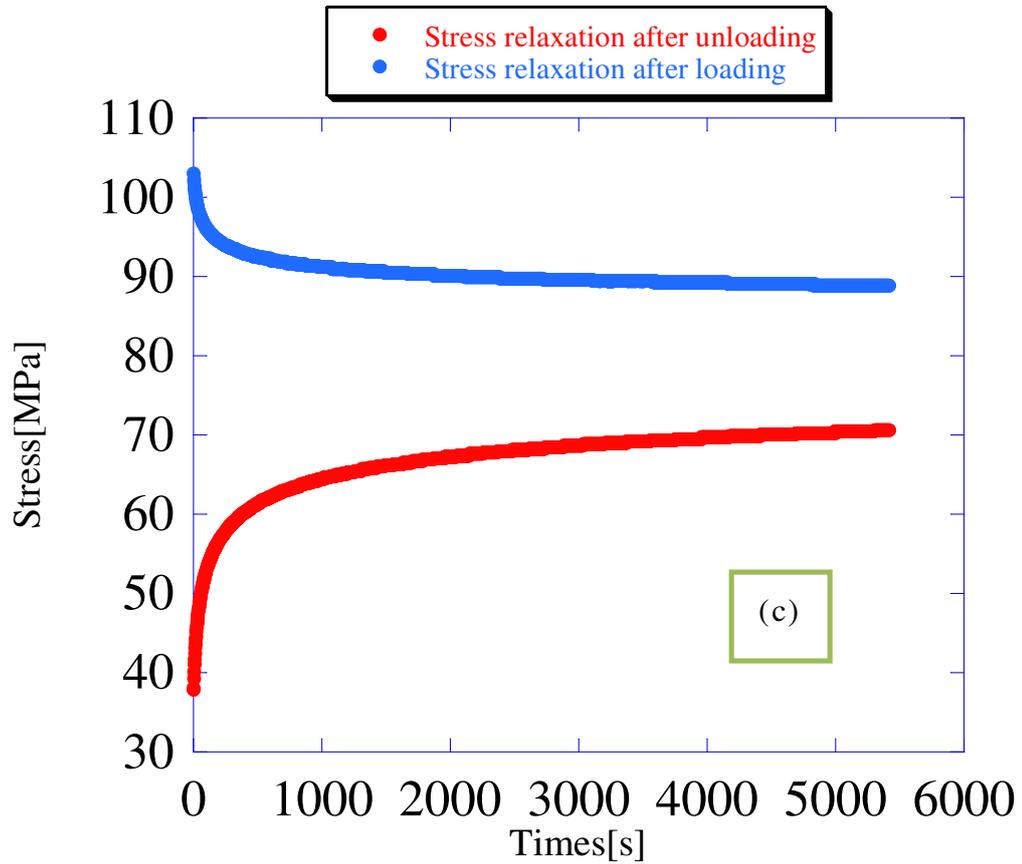


(a) At 3% longitudinal strain.

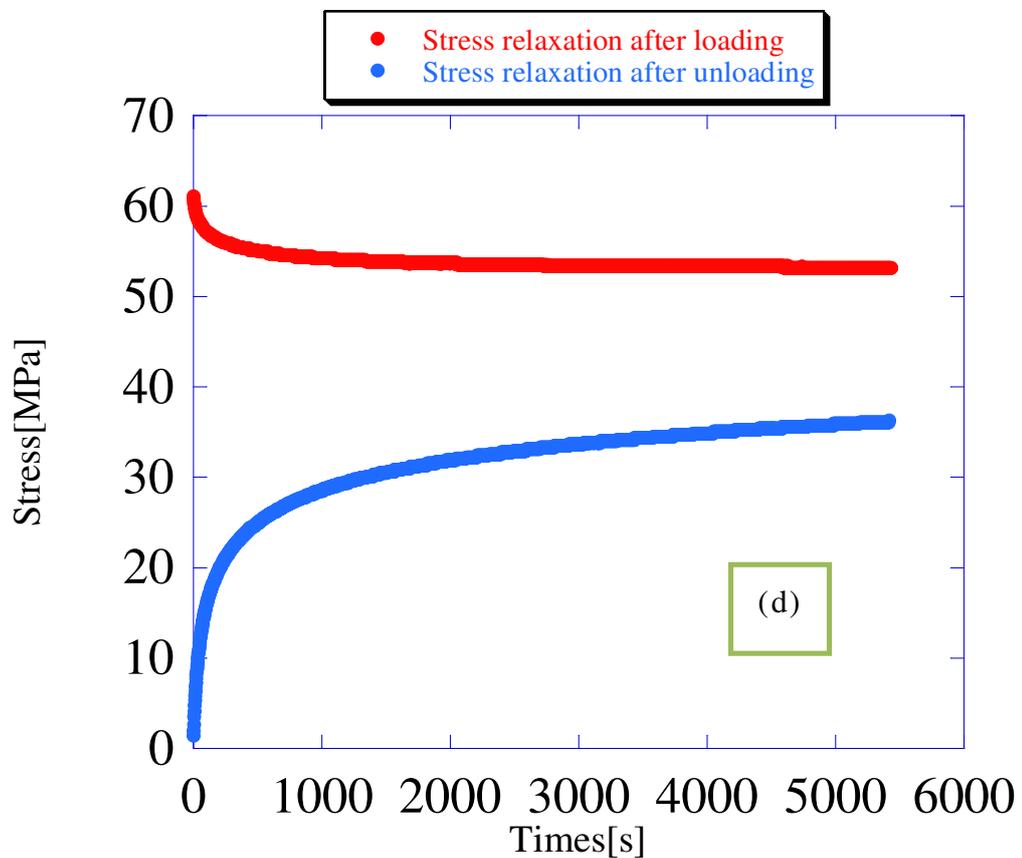


(b) At 7% longitudinal strain.

Fig. 3-2-3 Stress relaxation at standard strain.

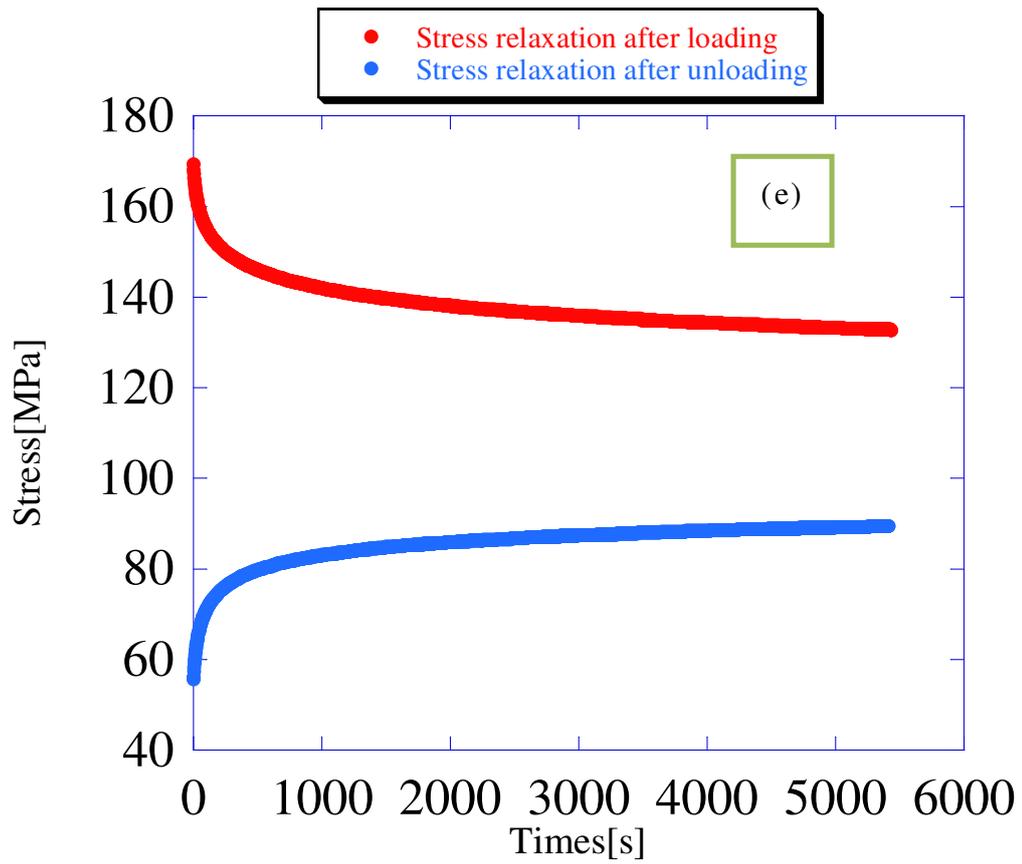


(c) At 11% longitudinal strain.



(d) At 14% longitudinal strain.

Fig. 3-2-3 (Continued.)



(e) At 15% longitudinal strain.

Fig. 3-2-3 (Continued.)

3.3 最大応力一定負荷除荷繰り返し試験

Fig. 3-3-1 から Fig. 3-3-3 には各最大応力一定負荷除荷繰り返し試験での、応力-ひずみ線図を示す。この節に全て該当するが、(a)は縦ひずみ、(b)は横ひずみに関するプロットである。最大応力が大きいほど、ヒステリシスループも大きい。しかしサイクル回数を重ねる事で、1 サイクルでのヒステリシスループの存在が目立たなくなっている事から、ひずみ増加が鈍化し、サイクルの挙動がある箇所収束する事が予想される。

Fig. 3-3-4 から Fig. 3-3-6 には、最大応力 100[MPa]、150[MPa]、200[MPa]時における、サイクル 20 回毎の応力-ひずみ線図を示す。サイクル間隔は均一であるが、ヒステリシスループの弧の描き方が、サイクル回数を重ねるごとに細くなり、また弧が徐々に重なるような挙動を示した。また、最大応力が大きいと、応力-縦ひずみ応答では、ヒステリシスループの弧の幅が大きく描かれている。応力-横ひずみ応答では、応力-縦ひずみ応答ほど、顕著な増加挙動は示さず、150[MPa]、200[MPa]に至っては、弧が重なりきっているか、もしくはある箇所を境に戻っている様子が見られる。

Fig. 3-3-7 から Fig. 3-3-9 には、最大応力 100[MPa]、150[MPa]、200[MPa]の負荷除荷のサイクル回数における、塑性ひずみの変化と、最大応力に達した際の全軸ひずみの変化を示す。

ここで、全軸ひずみは回復可能な弾性成分のひずみと、永続的な変形を伴う塑性成分のひずみに分けられる。すなわち、

$$\epsilon = \epsilon^{el} + \epsilon^p \quad (3-3-1)$$

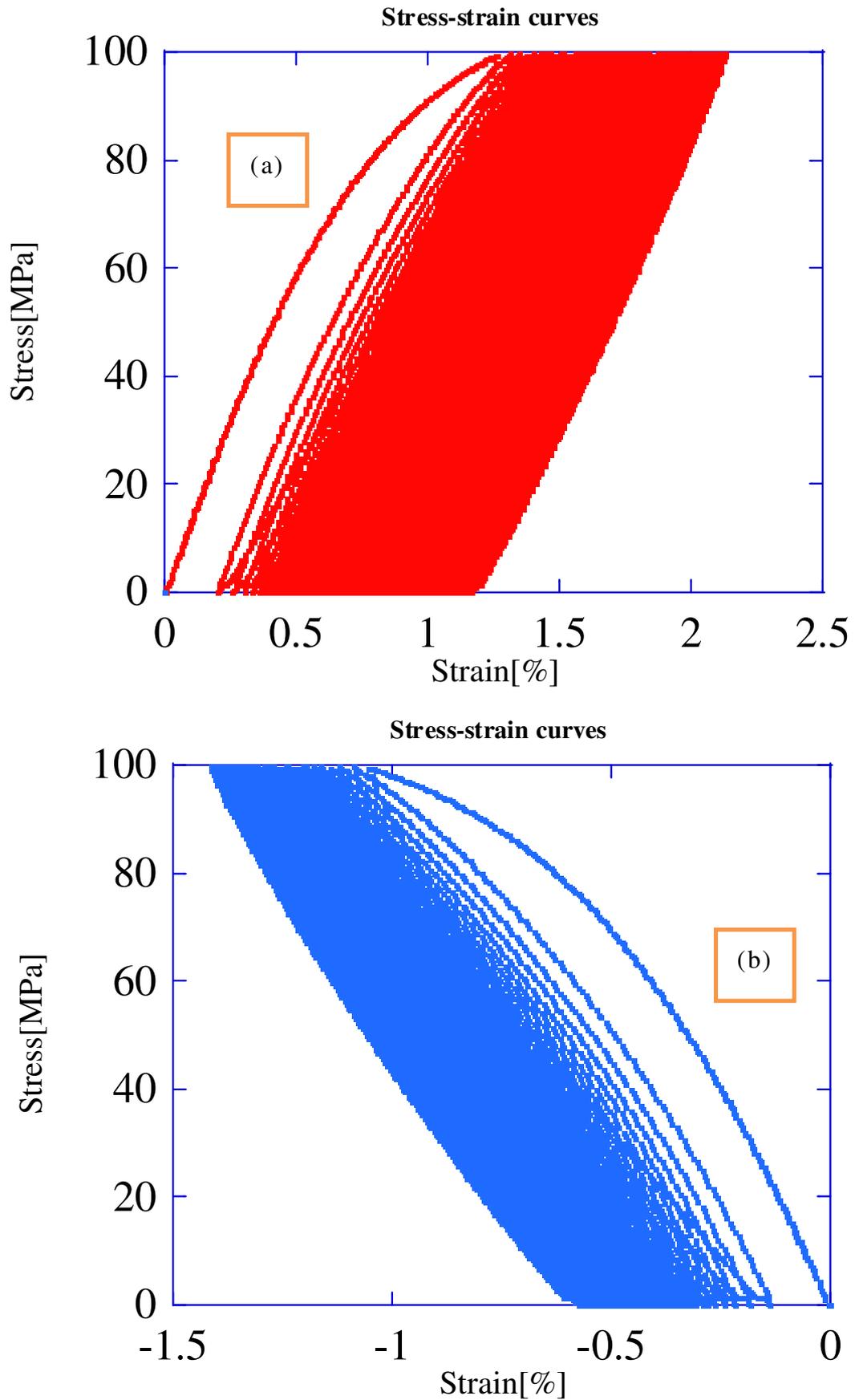
ϵ^{el} は弾性ひずみ、 ϵ^p は塑性ひずみである。この時、負荷除荷試験により、除荷された際のひずみを持って、塑性ひずみを計測する事が可能となる。すなわち弾性変形部と塑性変形部を分離することができる。

Fig. 3-3-7 に注目すると、全軸ひずみ、塑性ひずみとも増加傾向が続き、飽和する様子は見られなかった。100[MPa]という値は、単調引張時において非線形挙動が明瞭に表れ始めた直後の応力であるため、Fig. 3-3-1 においてもヒステリシスループは、初期段階でしか目立たず、縦ひずみ増加量も、全軸ひずみ、塑性ひずみとも 1[%]程度しか増加していない。

最大応力 150[MPa]時、横ひずみの増加が 30 回目付近をピークに減少していった。一方で縦ひずみは増加し続け、増加が飽和する様子は見られなかった。縦ひずみに関する塑性ひずみ増加分と全軸ひずみ増加分の差が目立たないが、横ひずみに関する塑性ひずみ減少分と全軸ひずみ減少分には、大きな差異がある。

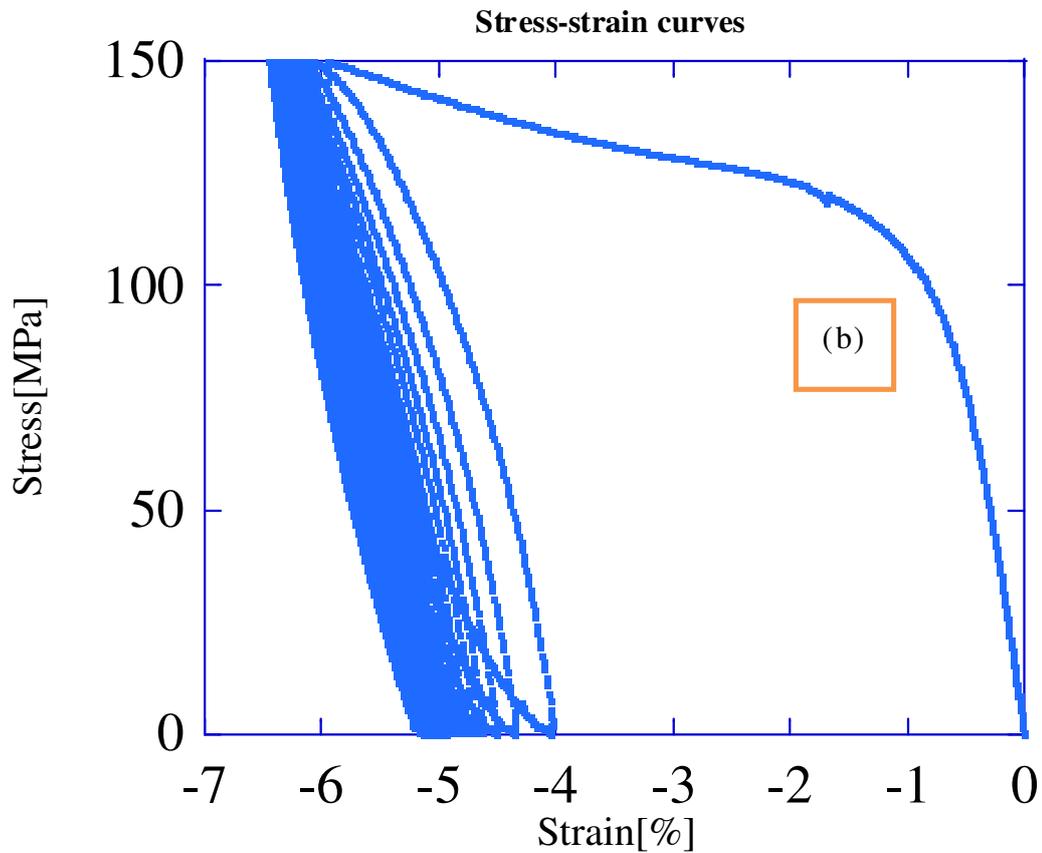
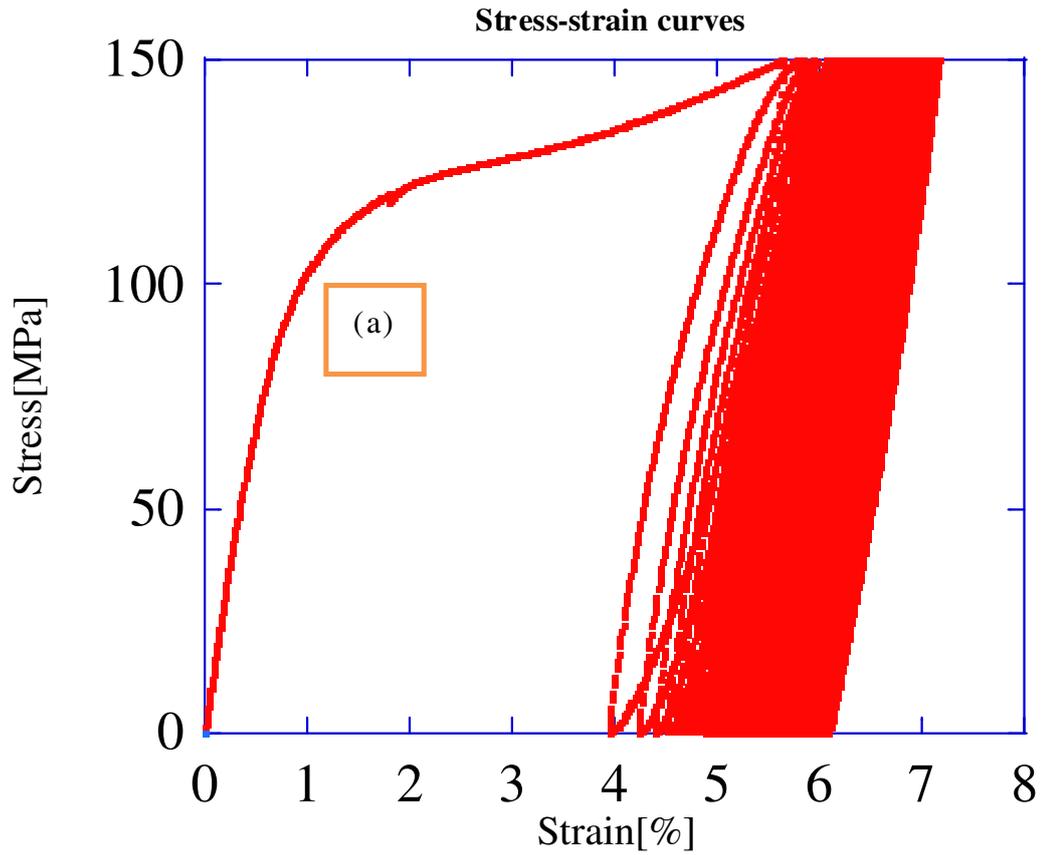
最大応力 200[MPa]時の縦ひずみ増加は、150[MPa]時と傾向は似ているが、最大応力が大きいので、50回近くまでのひずみ増加傾向は著しく大きい。これは Fig. 3-3-3 においても、ヒステリシスループが明確に表れていることから読み取れる。一方、横ひずみは全軸ひずみ、塑性ひずみ共、150回目以降、増加が飽和している様子が見られる。

以上の結果から、横ひずみの増加挙動は縦ひずみの増加挙動に比べ、ひずみ増加が鈍化する傾向が早まることがわかる。



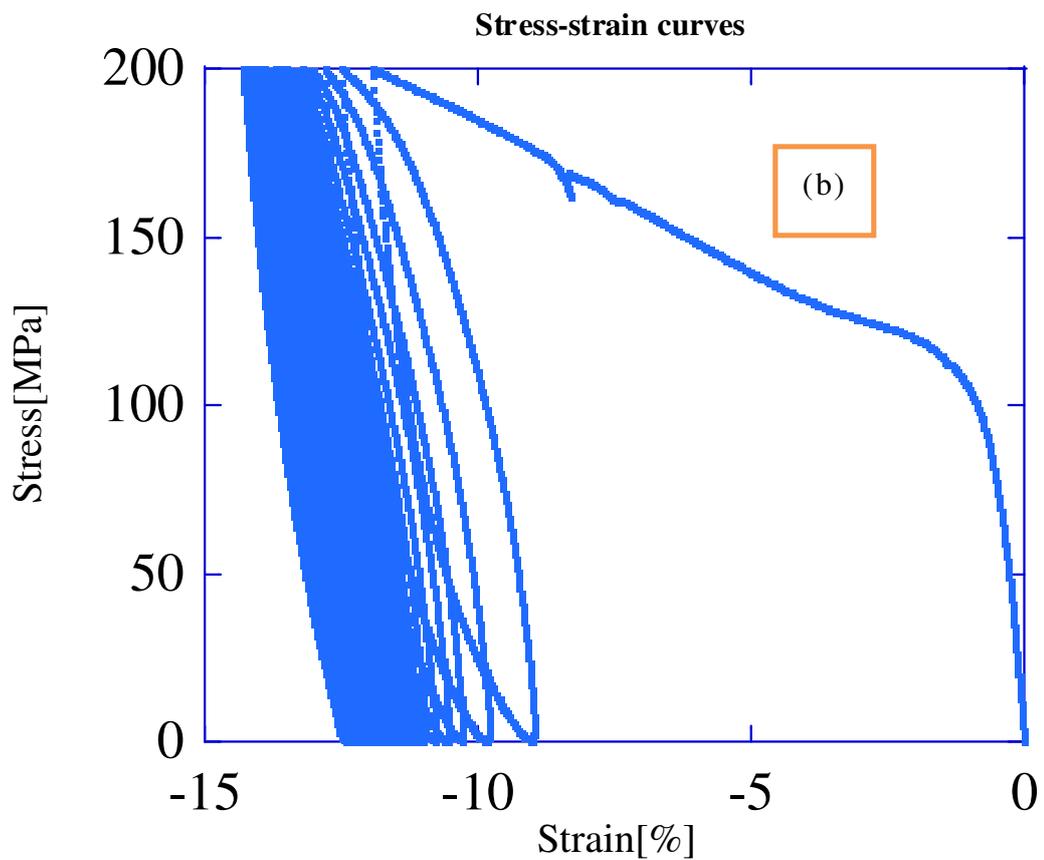
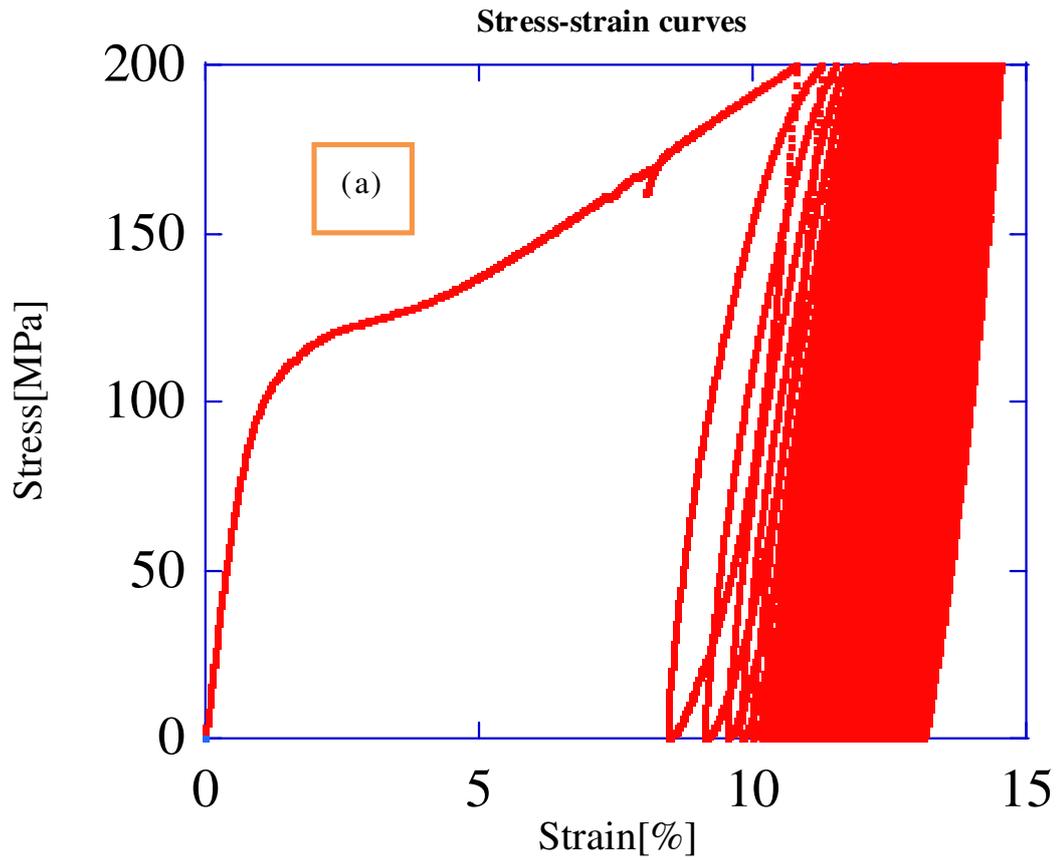
(a) Longitudinal strain. (b) Transverse strain.

Fig. 3-3-1 Stress-strain curves obtained by loading-unloading tests ($\sigma_{max}=100\text{MPa}$).



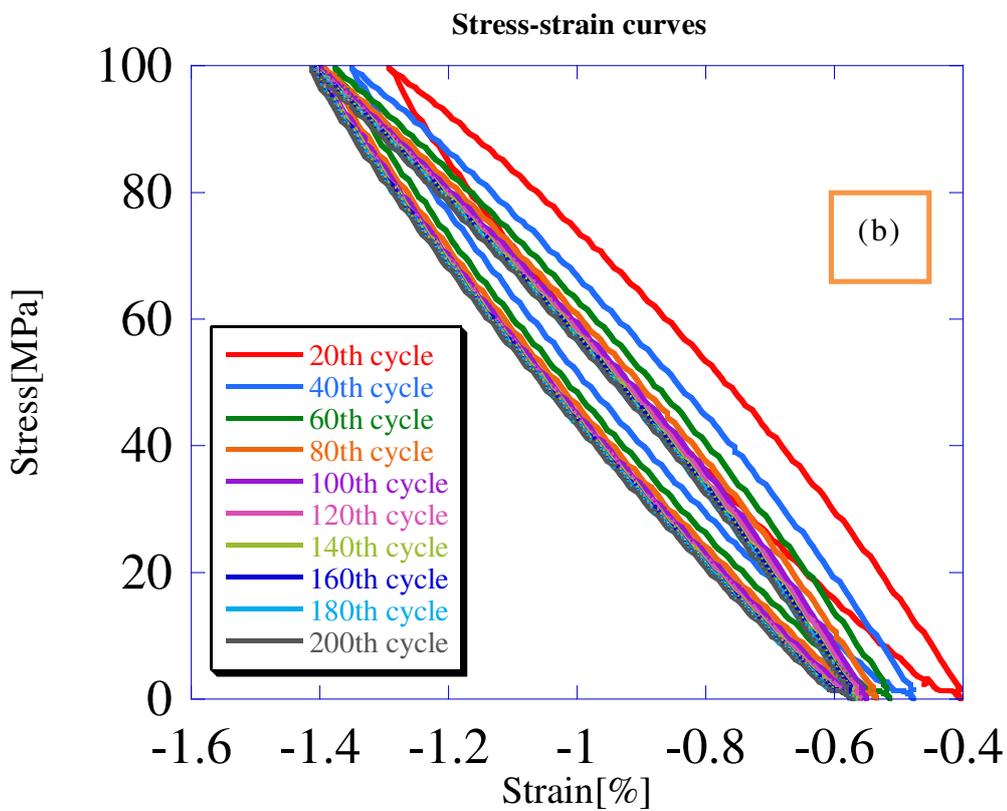
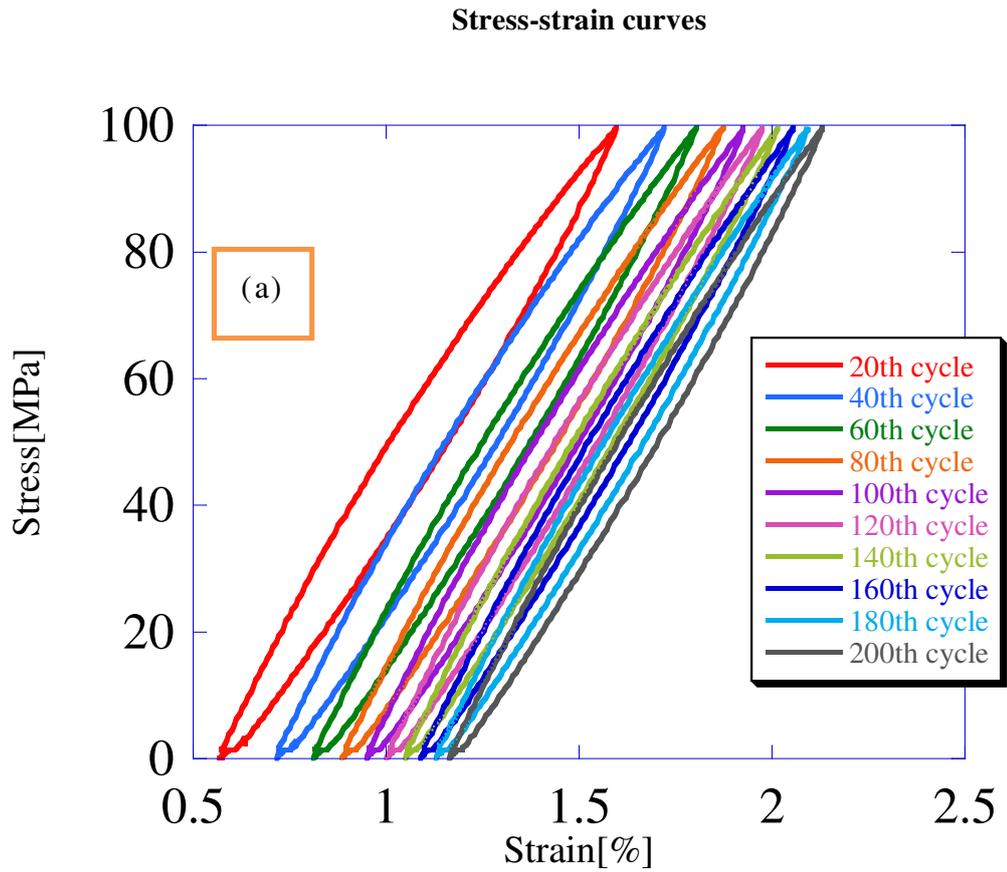
(a) Longitudinal strain. (b) Transverse strain.

Fig. 3-3-2 Stress-strain curves obtained by loading-unloading tests ($\sigma_{max}=150\text{MPa}$).



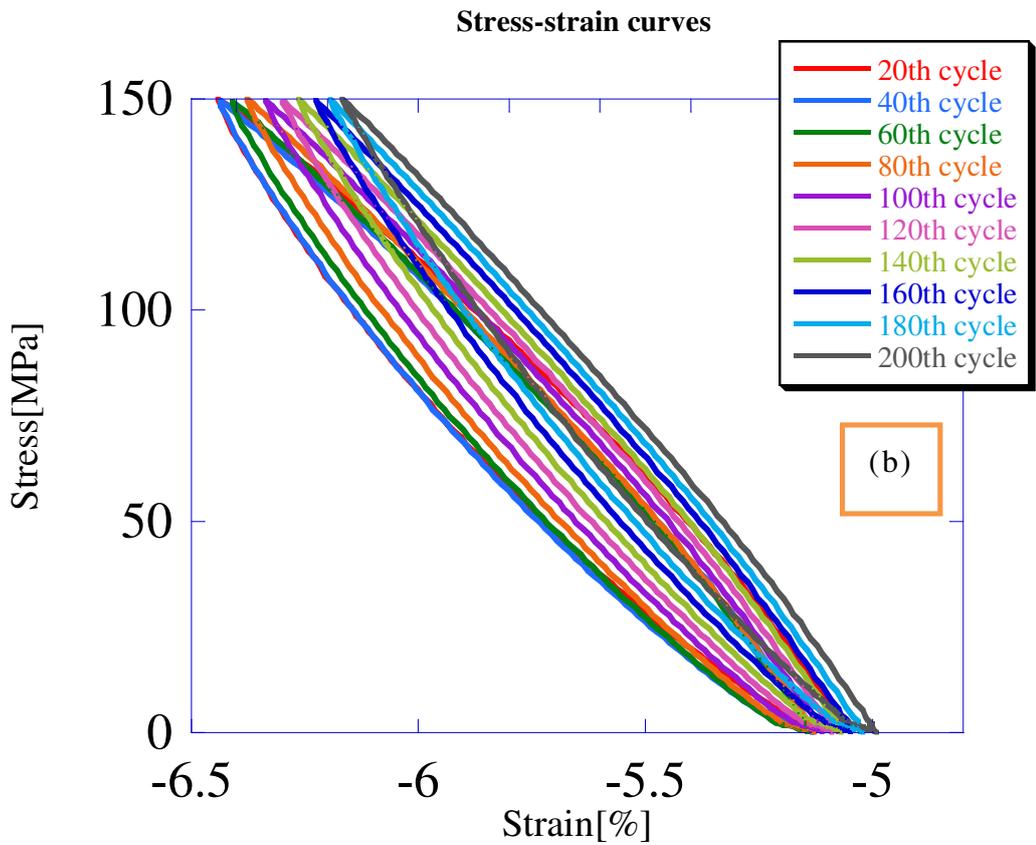
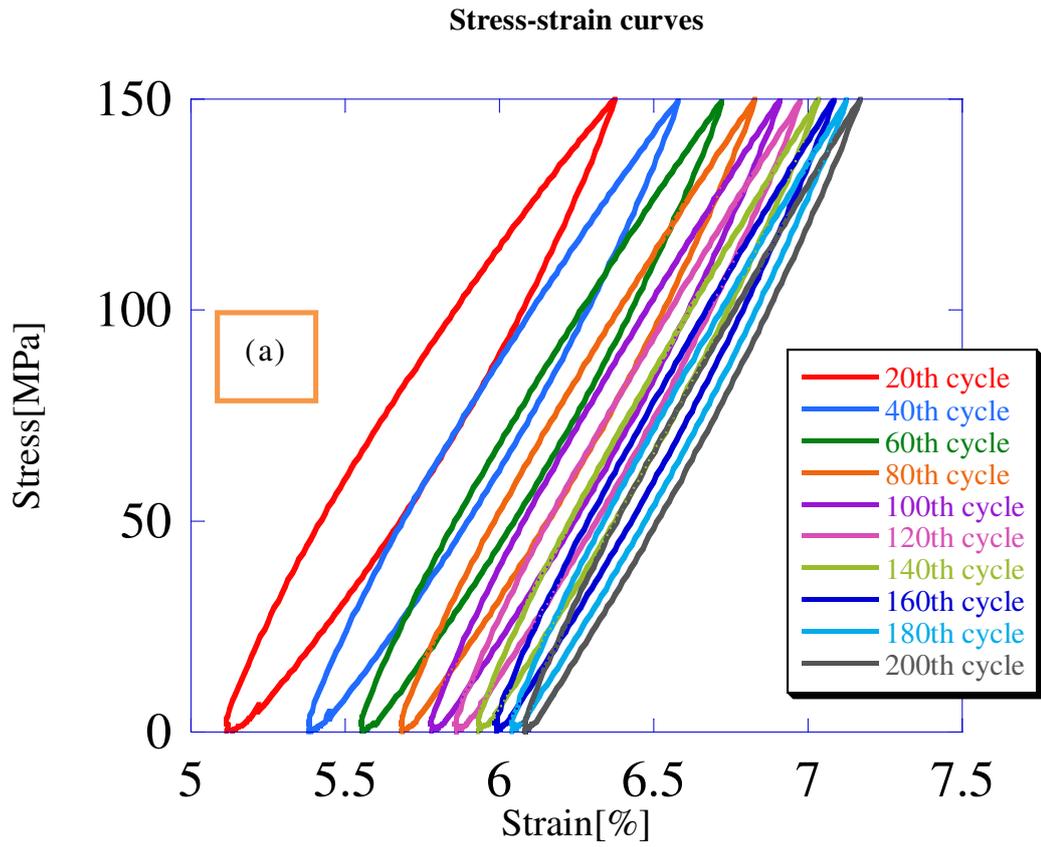
(a) Longitudinal strain. (b) Transverse strain.

Fig. 3-3-3 Stress-strain curves obtained by loading-unloading tests ($\sigma_{max}=200\text{MPa}$).



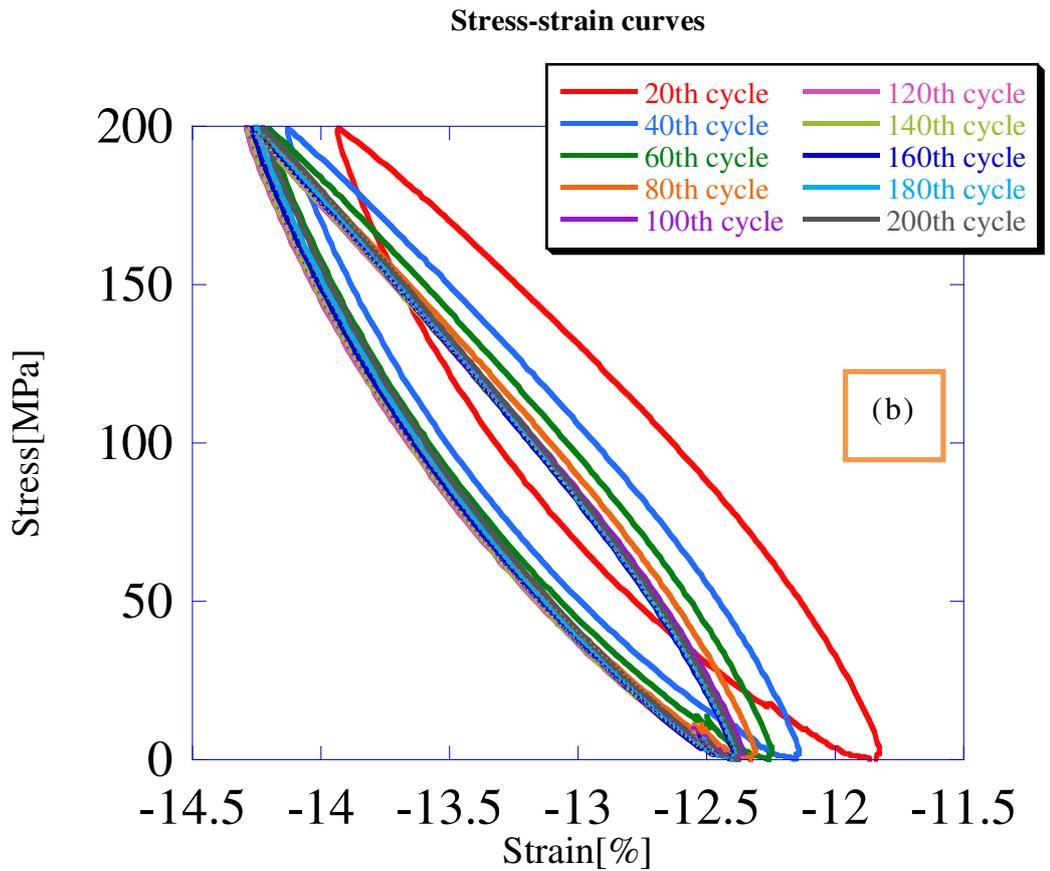
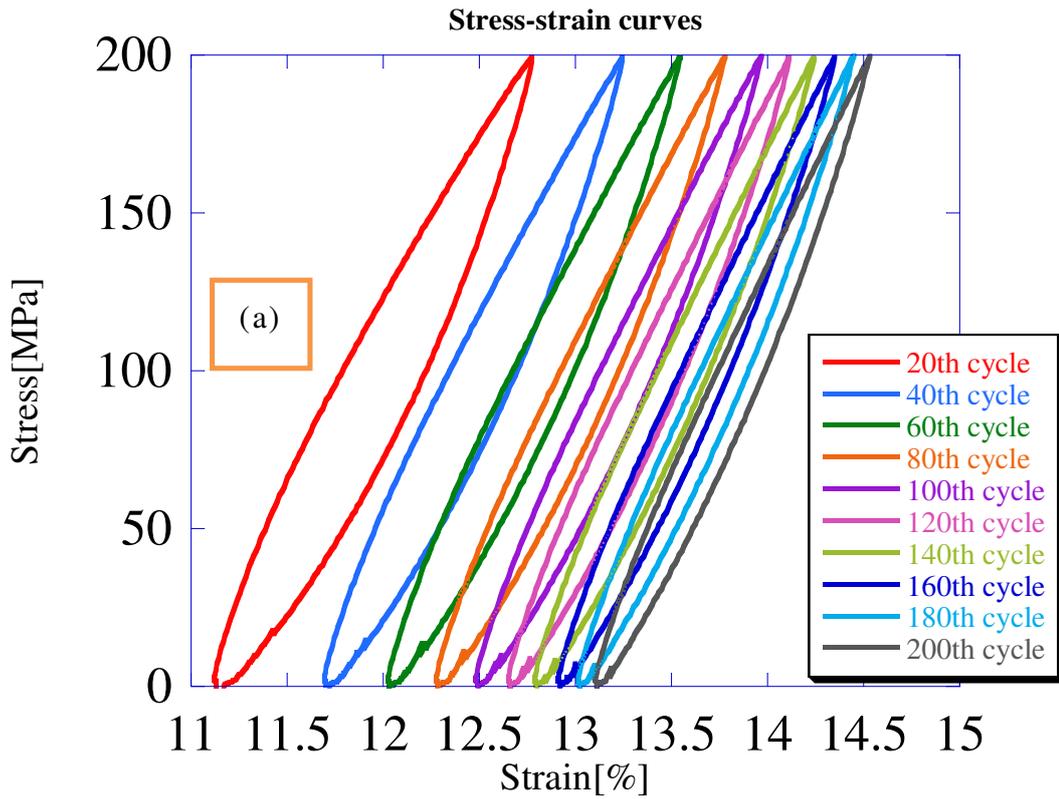
(a) Longitudinal strain. (b) Transverse strain.

Fig. 3-3-4 Stress-strain curves per 20 cycles obtained by loading-unloading tests ($\sigma_{max}=100\text{MPa}$).



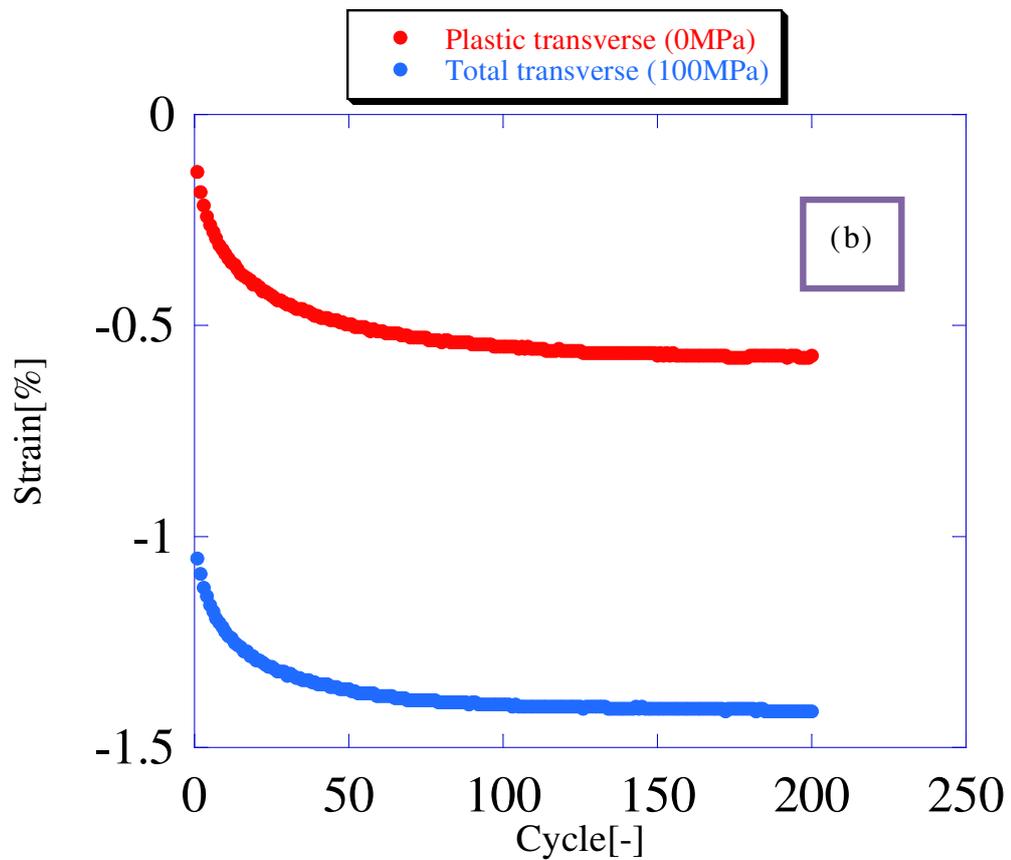
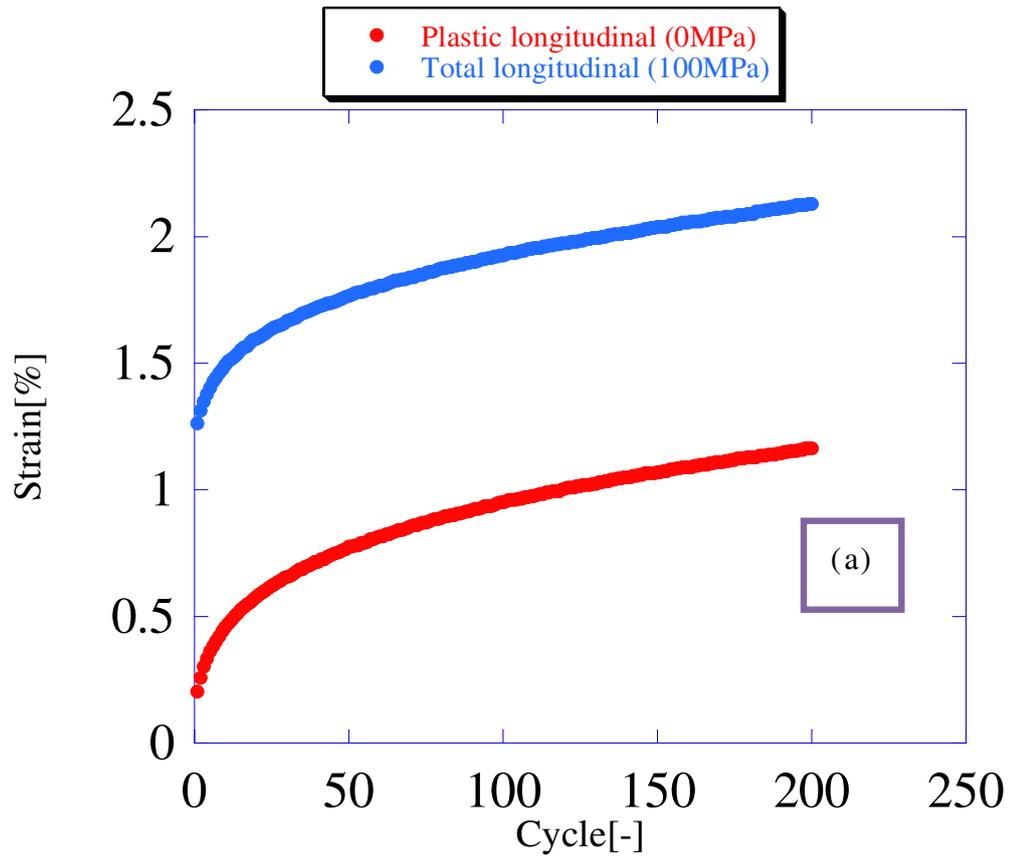
(a) Longitudinal strain. (b) Transverse strain.

Fig. 3-3-5 Stress-strain curves per 20 cycles obtained by loading-unloading tests ($\sigma_{max}=150\text{MPa}$).



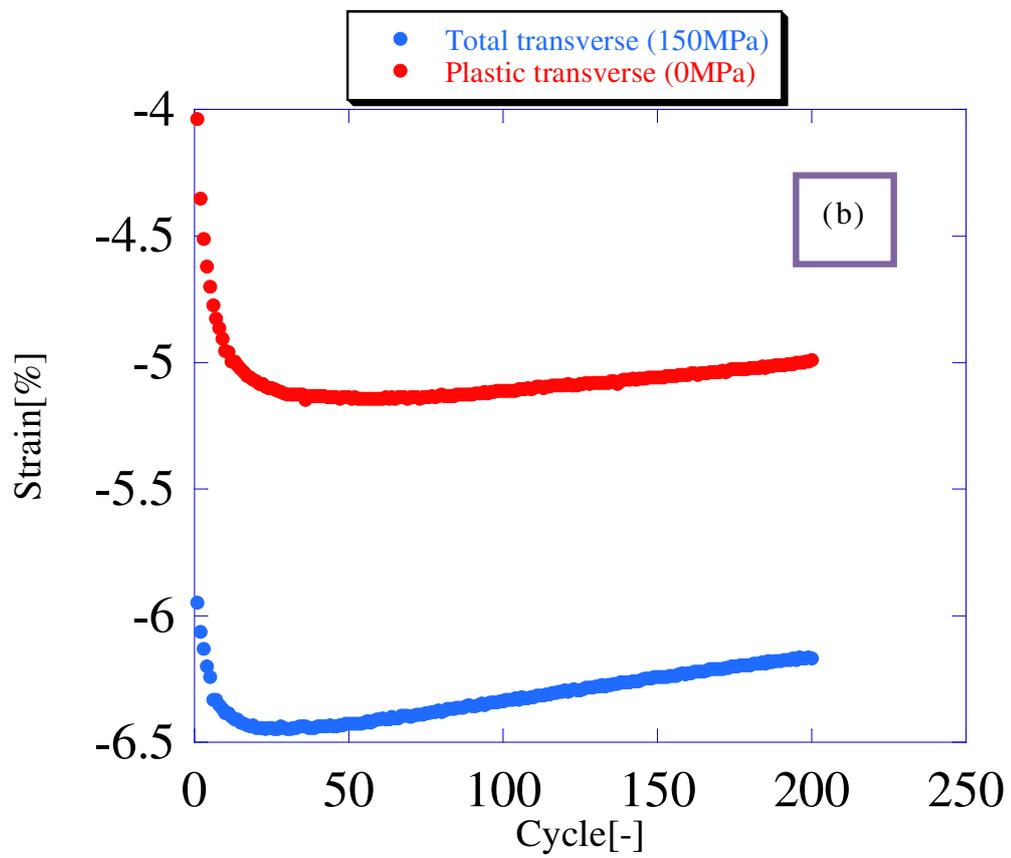
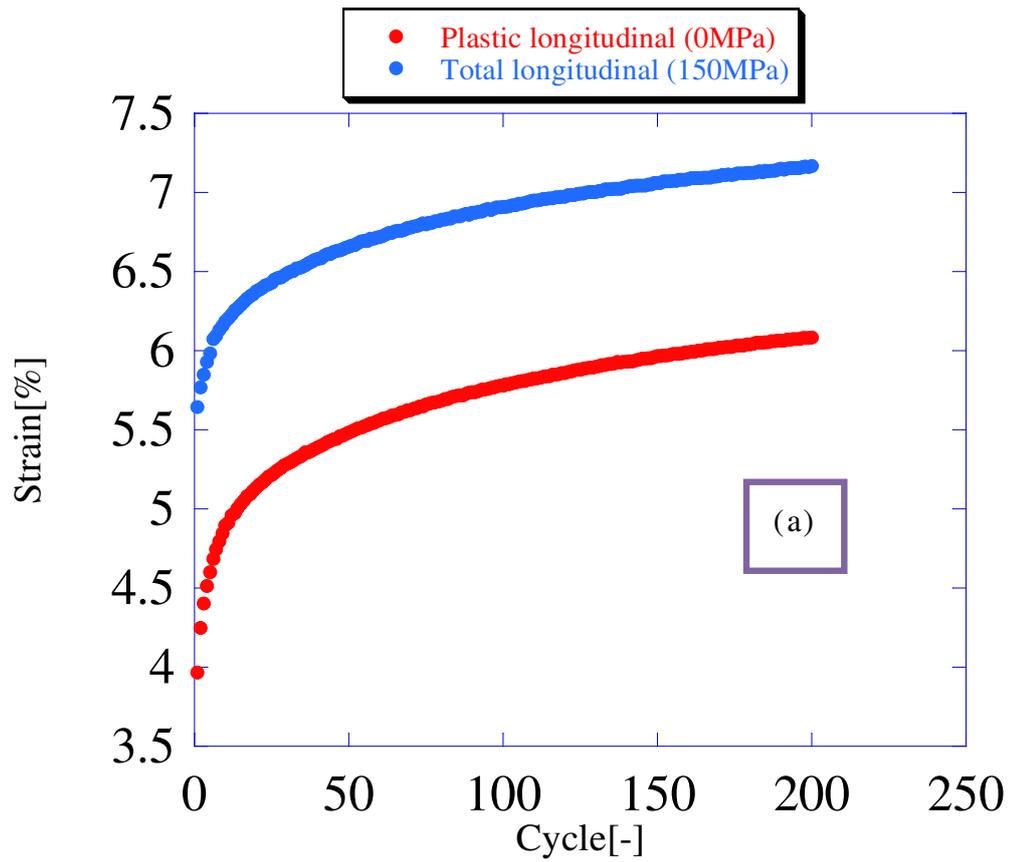
(a) Longitudinal strain. (b) Transverse strain.

Fig. 3-3-6 Stress-strain curves per 20 cycles obtained by loading-unloading tests ($\sigma_{max}=200\text{MPa}$).



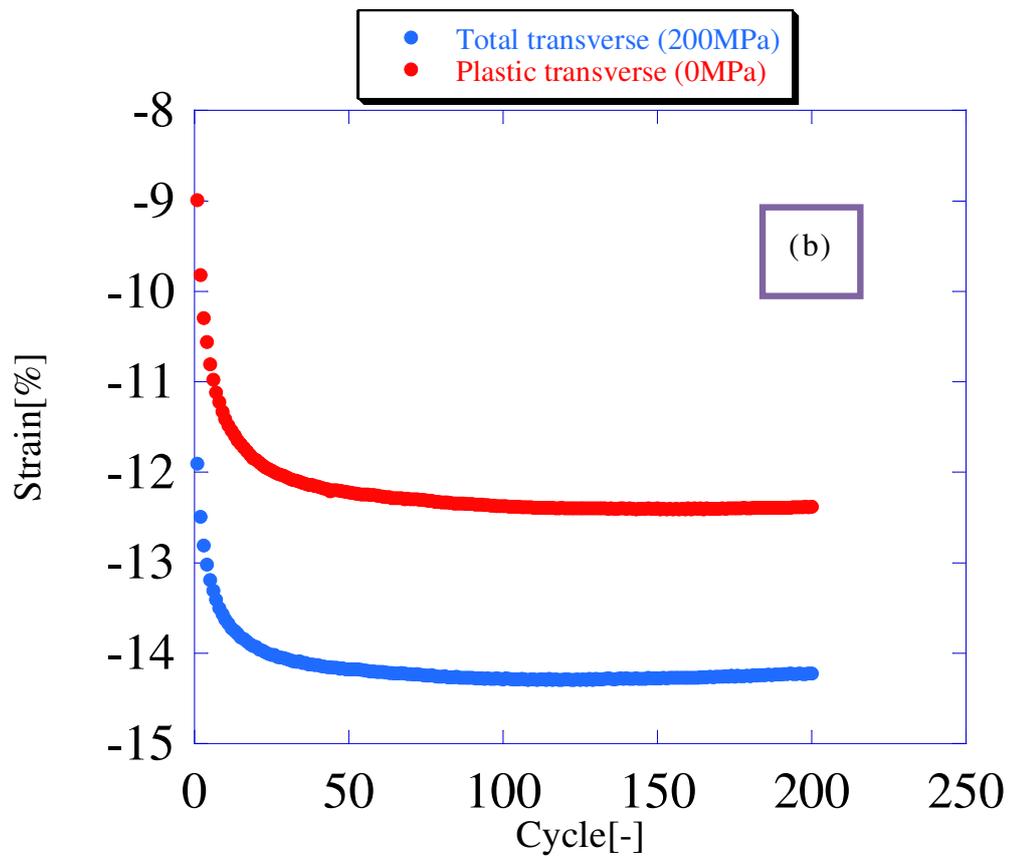
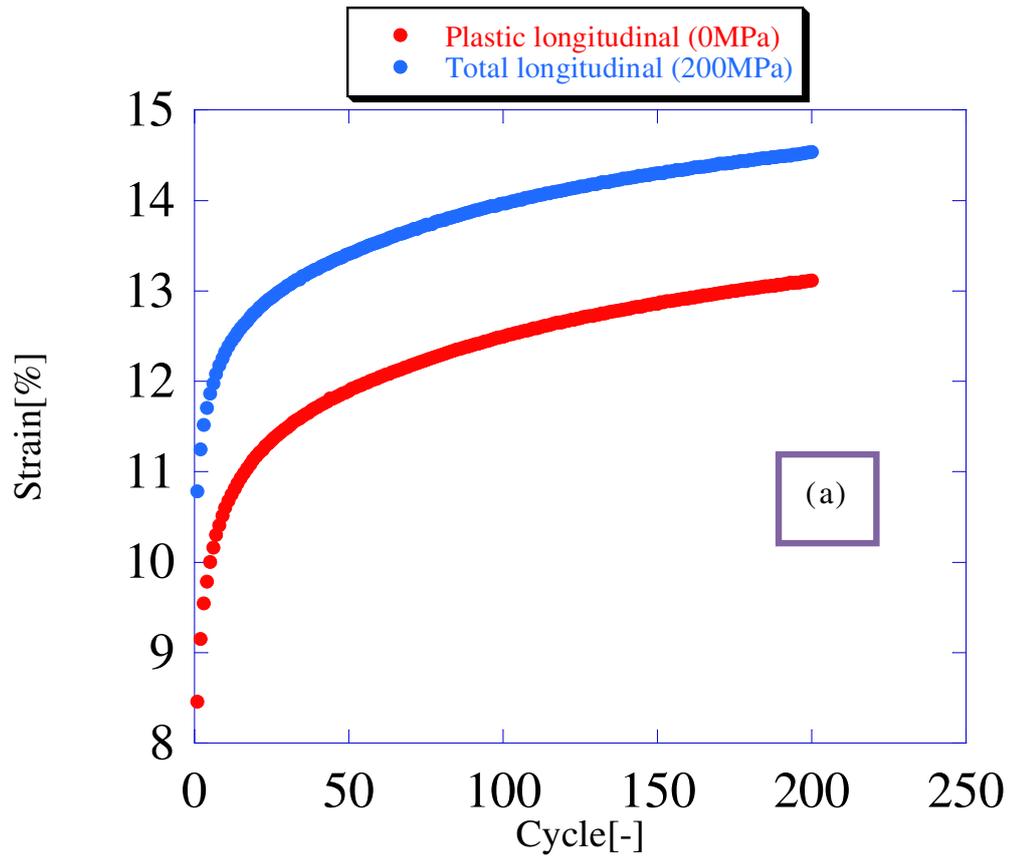
(a) Longitudinal strain. (b) Transverse strain.

Fig. 3-3-7 Strain-cycle history obtained by loading-unloading tests ($\sigma_{max}=100\text{MPa}$).



(a) Longitudinal strain. (b) Transverse strain.

Fig. 3-3-8 Strain-cycle history obtained by loading-unloading tests ($\sigma_{max}=150\text{MPa}$).



(a) Longitudinal strain. (b) Transverse strain.

Fig. 3-3-9 Strain-cycle history obtained by loading-unloading tests ($\sigma_{max}=200\text{MPa}$).

第4章 解析

4.1 解析モデル

これまでの研究では配向角，構成層厚の異なる試験片を数多く準備し，実験的比較を行っている．その中で取り扱われている配向角を，今回の第3章を踏まえて， $\pm 45^\circ$ の試験片に着目し，この中での層厚の違いを解析に評価する．本項では過去の研究で用意された，配向角 $\pm 45^\circ$ で構成層厚の異なるモデルについて詳しく説明する．

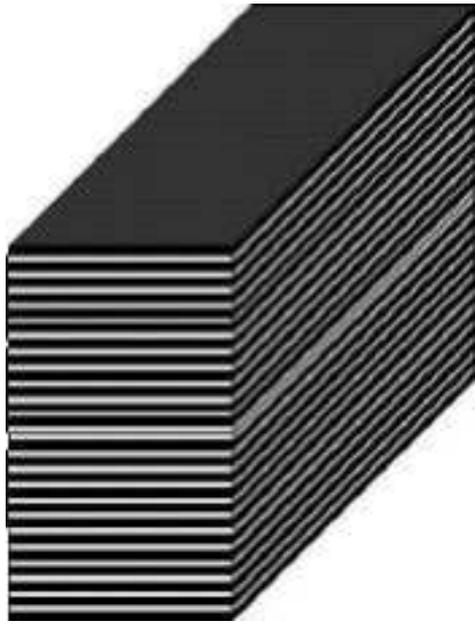
厚さ $0.05[\text{mm}]$ のプリプレグを $+\theta$ 方向と $-\theta$ 方向に交互に 48 層重ね合わせることで作製し，積層構成は $[(\pm\theta)_{12}]_s$ で層厚 $t-0.05$ と表す．これは今回第3章で用いられた試験片と同様のものとなる．

次に構成層厚の厚い積層板として，厚さ $0.15[\text{mm}]$ のプリプレグを $+\theta$ 方向と $-\theta$ 方向に交互に 16 層重ね合わせることで製作したもので，積層構成は $[(\pm\theta)_4]_s$ で層厚 $t-0.15$ と表す．

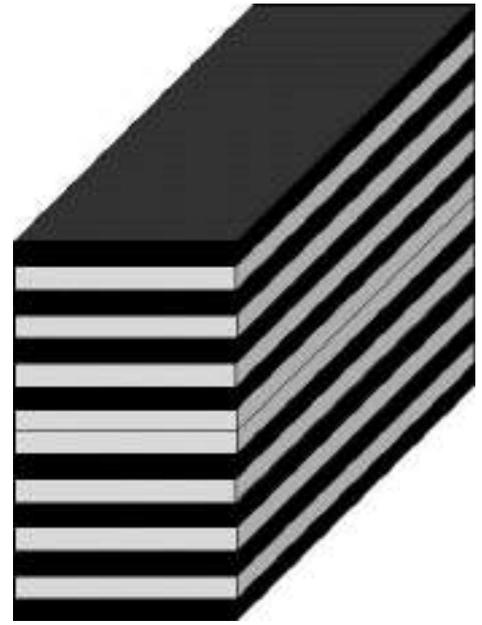
続いては，厚さ $0.15[\text{mm}]$ のプリプレグを 2 層ずつ $+\theta$ 方向と $-\theta$ 方向に積層したものを 8 回繰り返す，合計で 16 層重ね合わせたもので，積層構成は $[(-\theta)_2/(+\theta)_2]_s$ となる．この積層板では， $(+\theta)_2$ または $(-\theta)_2$ を，1 層の $(+\theta)$ 層または $(-\theta)$ 層とみなすことで，層厚は $0.3[\text{mm}]$ となる．これを $t-0.3$ と表す．

最後は最も構成層厚の厚い積層板となるもので，厚さ $0.15[\text{mm}]$ のプリプレグを 4 層ずつ $+\theta$ 方向と $-\theta$ 方向に積層したものを 4 回繰り返す，合計で 16 層重ね合わせた．積層構成は $[(-\theta)_4/(+\theta)_4]_s$ となる．この積層板では， $(+\theta)_4$ または $(-\theta)_4$ を，1 層の $(+\theta)$ 層または $(-\theta)$ 層とみなすことで，層厚は $0.6[\text{mm}]$ となり $t-0.6$ と表す．

各積層板の板厚は共通しており， $2.4[\text{mm}]$ となる．Fig. 4-1-1 には積層板の層厚の模式図を示す．以後はそれぞれの積層構成時の層厚をそれぞれ $t-0.05$ ， $t-0.15$ ， $t-0.3$ ， $t-0.6$ と定義する．



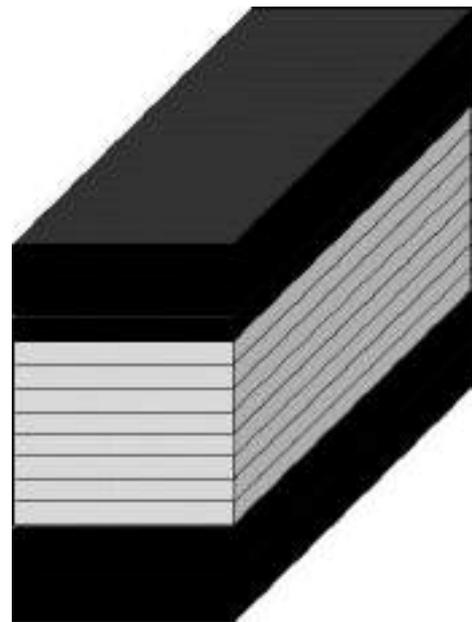
(a) $[(\pm\theta)_{12}]_s, t-0.05$



(b) $[(\pm\theta)_4]_s, t-0.15$



(c) $[(+\theta)_2/(-\theta)_2]_{2s}, t-0.3$



(d) $[(+\theta)_4/(-\theta)_4]_s, t-0.6$

Fig. 4-1-1 $\pm 45^\circ$ patterns of laminated constitution.

4.2 解析条件

前述のモデルから， $t-0.15$ ， $t-0.3$ ， $t-0.6$ は， $t-0.05$ より層厚がそれぞれ，3倍，6倍，12倍となる事がわかる．実験では $t-0.05$ 以外厚さ $0.15[\text{mm}]$ のプリプレグを用いているが，解析ではメッシュ依存性が存在する為，比較する領域や評価点のメッシュサイズは同じである事が好ましい．よって解析では， $t-0.05$ 以外も評価する厚さを $0.05[\text{mm}]$ に統一し，モデルとしては実験と多少異なる積層構成を考える．具体的には， $t-0.05$ は $[(\pm 45)_{12}]_s$ ， $t-0.15$ は $[(-45)_3/(+45)_3]_{4s}$ ， $t-0.3$ は $[(-45)_6/(+45)_6]_{2s}$ ， $t-0.6$ は $[(-45)_{12}/(+45)_{12}]_s$ となる．

今回，試験片中央部自由縁付近の応力分布を層別に調べ，積層構成の違いによる構成層厚依存性を評価する．模式図として，Fig. 4-2-1 に応力解析した箇所を赤で示した．紫の矢印のように，上から下までの計 48 層の応力を各々評価していく．

FEM として，ABAQUS6-11-1 を利用した．Table 4-2-1 では今回の解析条件，Table 4-2-2 では ABAQUS に入力した材料物性値を示す．また，Fig. 4-2-2 は解析条件における，変位境界を簡略的に示した．Fig. 4-2-3 では解析条件におけるメッシュ関連を模式的に示すため，実際の ABAQUS 上のモデルを引用した．

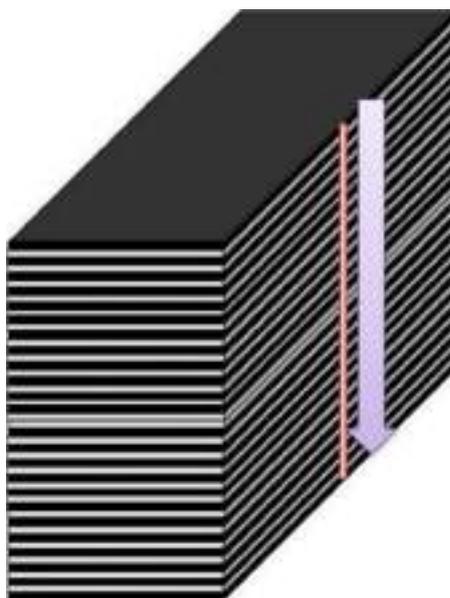


Fig. 4-2-1 Edge's point; stress calculations.

Table 4-2-1 Analysis condition.

Model size.	x-axis:180[mm], y-axis:20[mm], z-axis:2.4[mm]
Model elements.	Three dimensions, Solid.
Step analysis.	Liner, Elasticity.
Displacement boundary.	Left end: Full fixed. Right end: x-axis=Forced 30.6[mm] displacement. y,z-axis=Full fixed.
Number of mesh per layer.	10000
Mesh size.	x-axis : Single bias. (Central:0.05mm-Edge:20mm) y-axis : Single bias. (Edge:0.05mm-Central:4mm) z-axis : 0.05[mm]
Mesh elements.	Hexahedral, Secondary.

Table 4-2-2 Properties of CFRP for FEM.

E_x [GPa]	130
E_y [GPa]	9.53
E_z [GPa]	9.53
G_{xy} [GPa]	4.73
G_{yz} [GPa]	3.18
G_{zx} [GPa]	4.73
ν_{xy} [-]	0.34
ν_{yz} [-]	0.5
ν_{zx} [-]	0.34

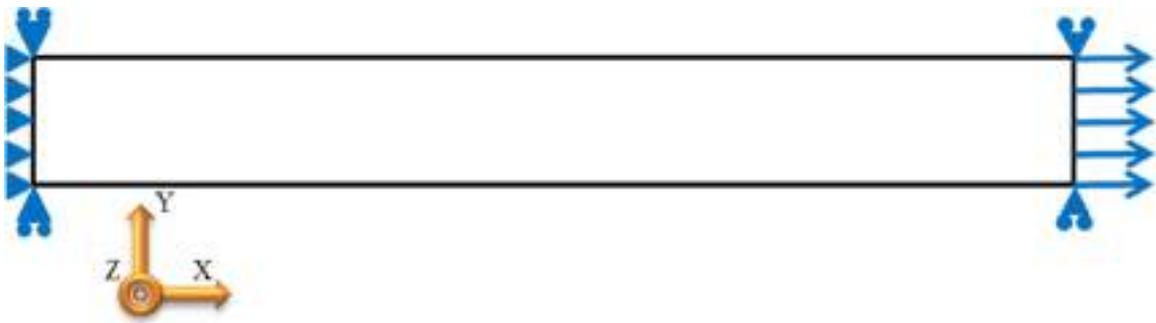


Fig. 4-2-2 Model figures.

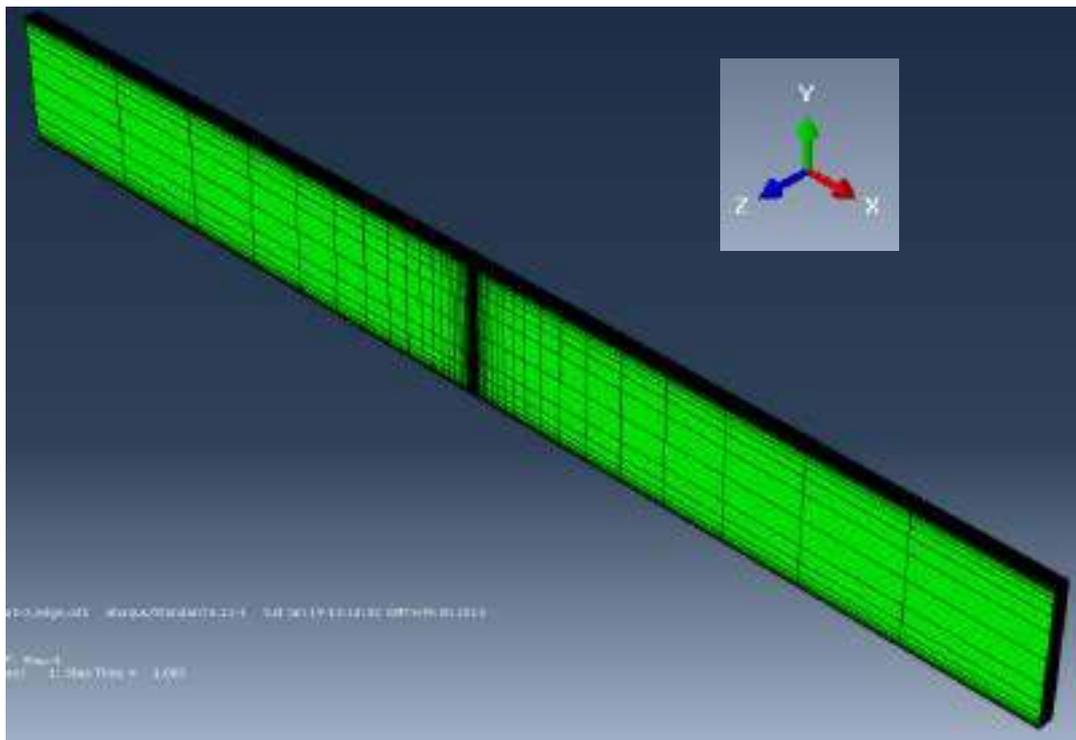


Fig. 4-2-3 Contour figures before FEM analysis.

4.3 解析結果

4.3.1 非主軸座標系の応力解析結果

ABAQUS の計算結果では、1 軸、2 軸、3 軸の応力が計算結果として算出される。それぞれ、1 軸は繊維方向、2 軸は繊維垂直方向、3 軸は積層方向を意味する。よって、 $+45^\circ$ 層と -45° 層では、1 軸ならびに 2 軸が互いに 90° 異なる。

Fig. 4-3-1 では、解析で得られた各層における繊維方向の応力を、Fig. 4-3-2 ではそれをコンター図で示す。Fig. 4-3-1 より、層厚が厚い $t-0.3$ 、 $t-0.6$ では、繊維方向が交差する層間で応力が大きくなっている。 $t-0.15$ でも同じ傾向が見られ、同じ繊維方向に挟まれた層では、周囲より応力が下がっている事がわかる。一方で $t-0.05$ は 23 層目から 26 層目と、表面付近の層を除いて、応力がほぼ均一となっている。

応力傾向は変位にも表れており、Fig. 4-3-2 から、層厚が厚くなるにしたがって、繊維が交差する境界では、変位の差が特に目立つ。この事から、異方性材料での変位の大きさは、 ϵ_1 の大きさが強く反映されていると考えられる。

Fig. 4-3-3 では、解析で得られた各層における繊維垂直方向の応力を、Fig. 4-3-4 ではそれをコンター図で示す。 ϵ_1 とは全く逆の傾向を示し、層厚が薄いほど、応力が小さくなる傾向がある。また、 $t-0.05$ 、 $t-0.15$ では、中心付近の層、および表面付近の層で応力が急激に上昇している。よって、繊維垂直方向は、繊維の交差により応力負担が軽減されている傾向が読み取れる。また、繊維方向の交差が多いほど、繊維方向に応力が集中する事もわかる。

Fig. 4-3-5 では、解析で得られた各層における積層方向の応力を、Fig. 4-3-6 ではそれをコンター図で示す。層厚が厚い $t-0.3$ 、 $t-0.6$ では中心付近の層で、応力が特に大きくなっている。一方で $t-0.05$ は 23 層目から 26 層目を除いて、応力がほぼ均一になっており、この傾向は ϵ_2 と比較的似ている。

以上の事から、層厚が薄いほど繊維方向への応力が大きく、層厚が厚くなるにつれて、応力が繊維方向以外にも作用することが考えられる。

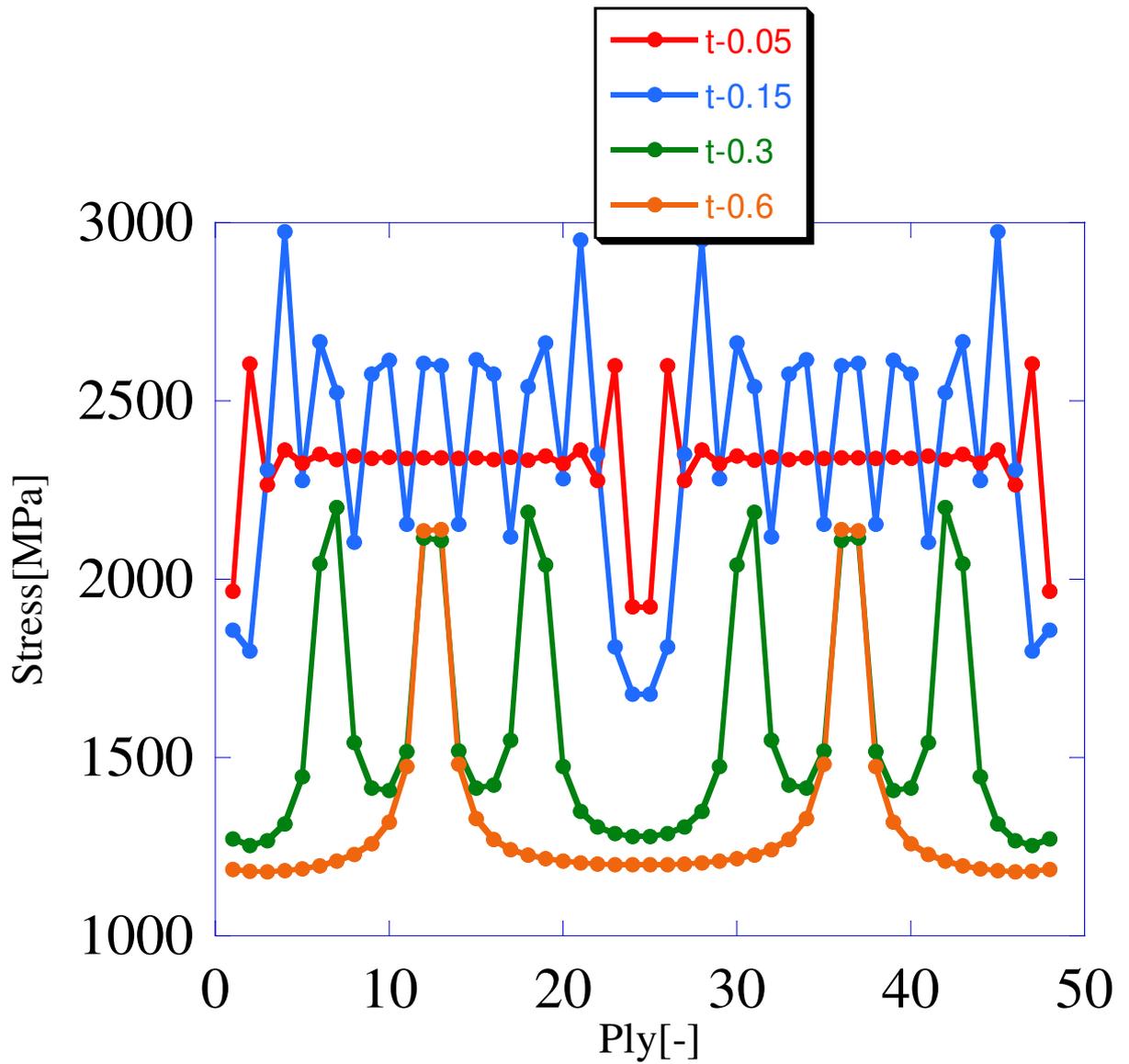
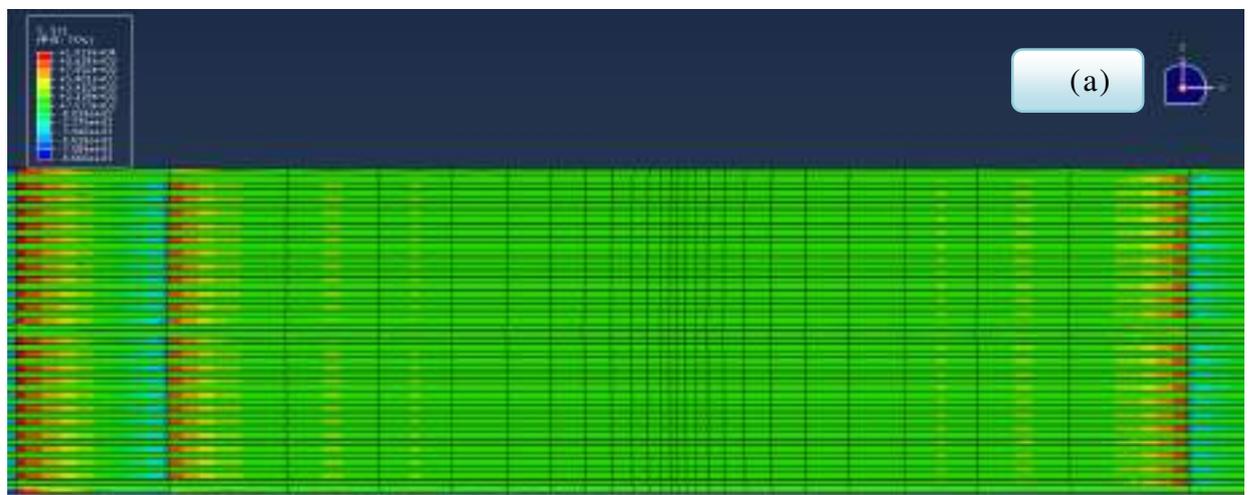
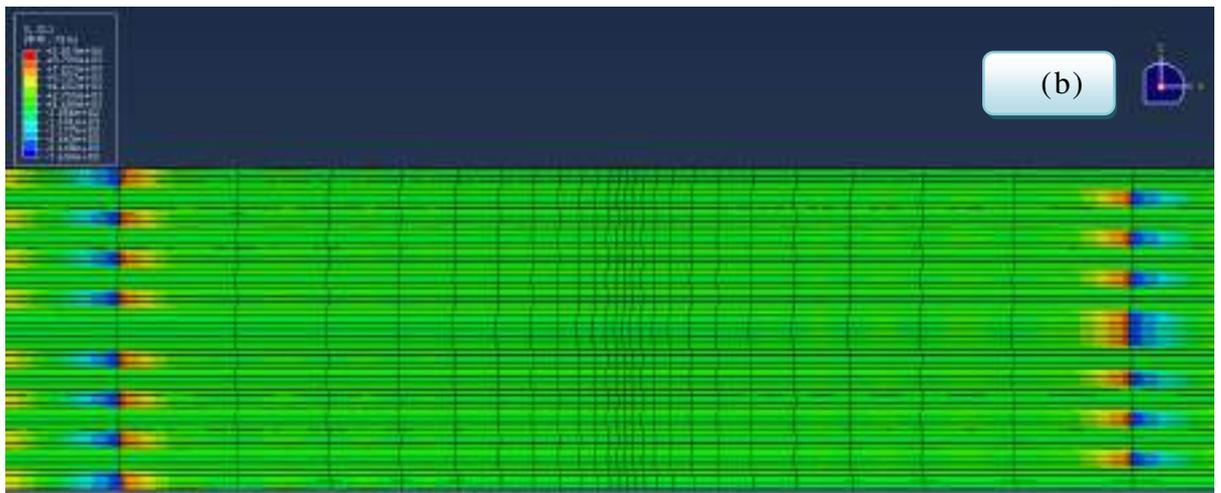


Fig. 4-3-1 Fiber direction stress distinction for each laminate obtained by FEM analysis.

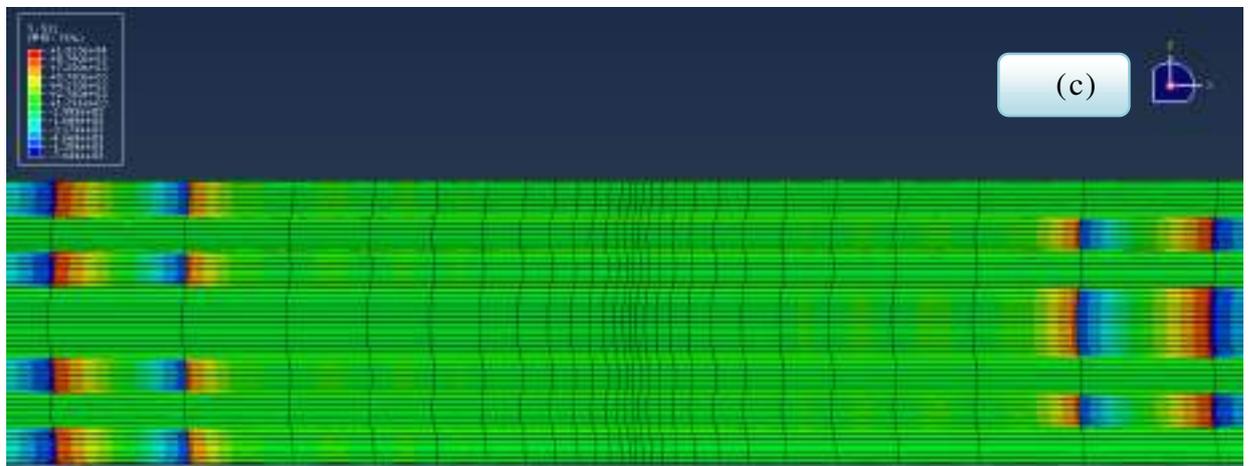


(a) t-0.05 laminates.

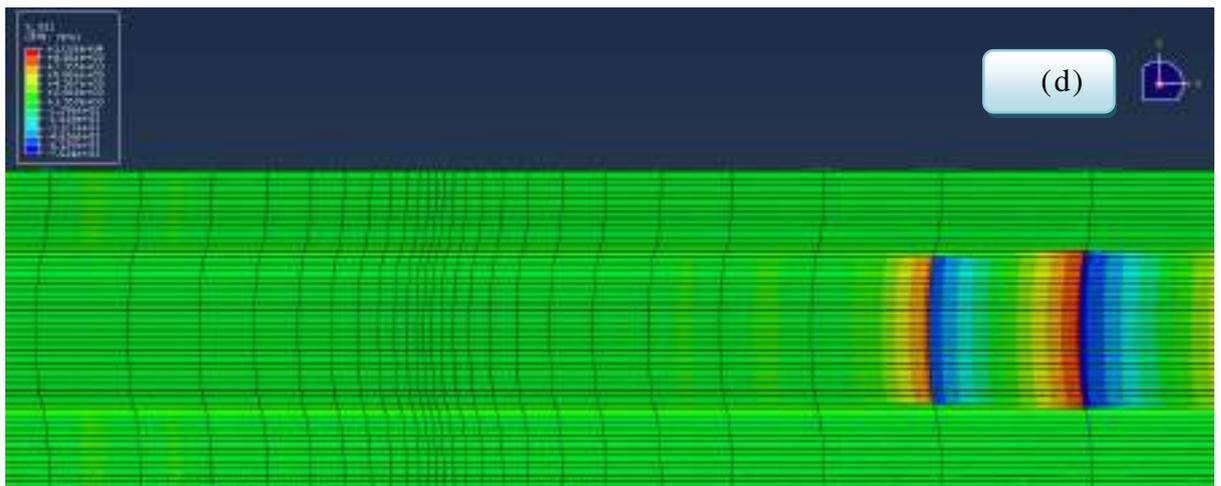
Fig. 4-3-2 Contour figures of fiber direction stress obtained by FEM analysis.



(b) t-0.15 laminates.



(c) t-0.3 laminates.



(d) t-0.6 laminates.

Fig. 4-3-2 (Continued.)

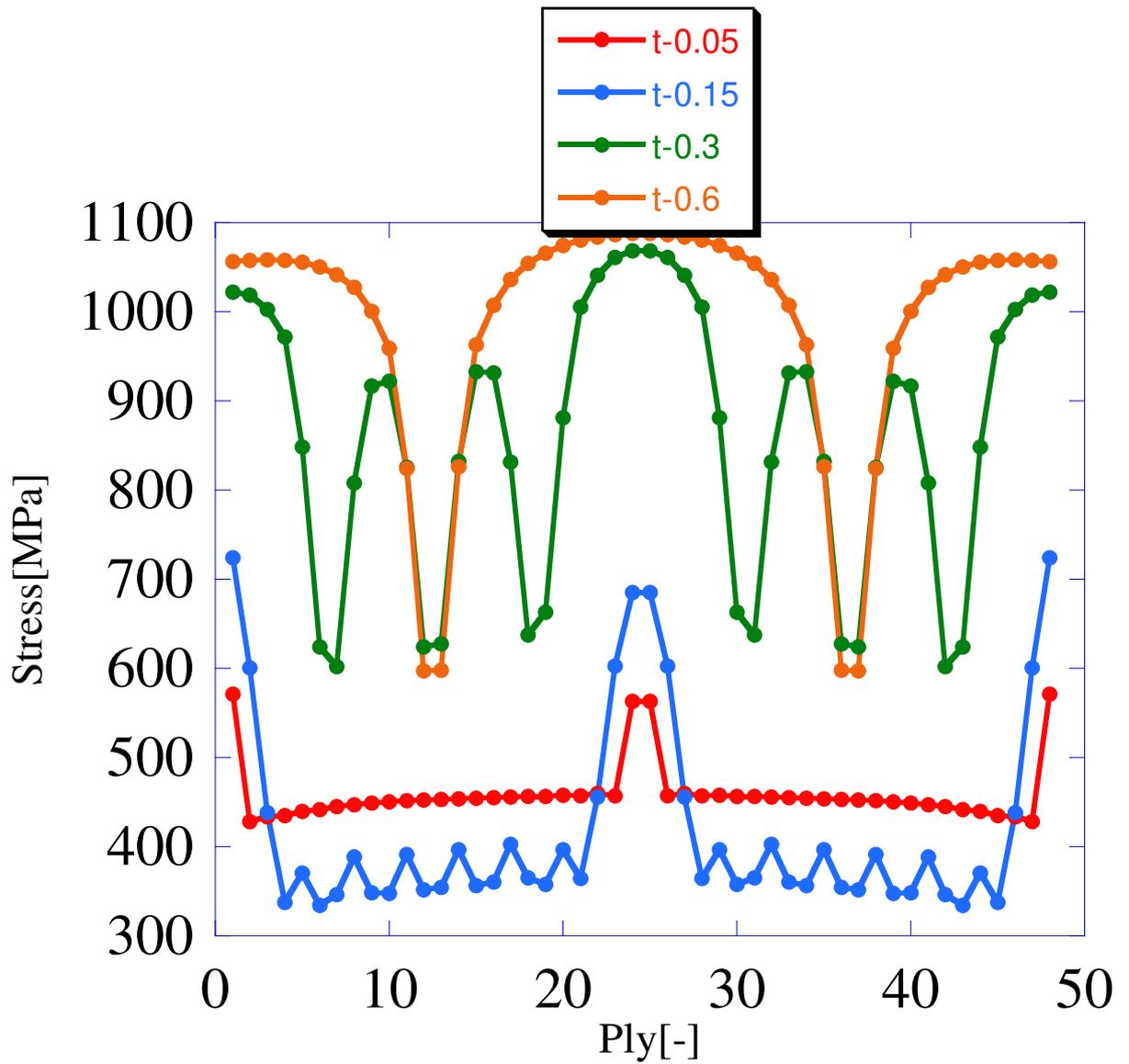
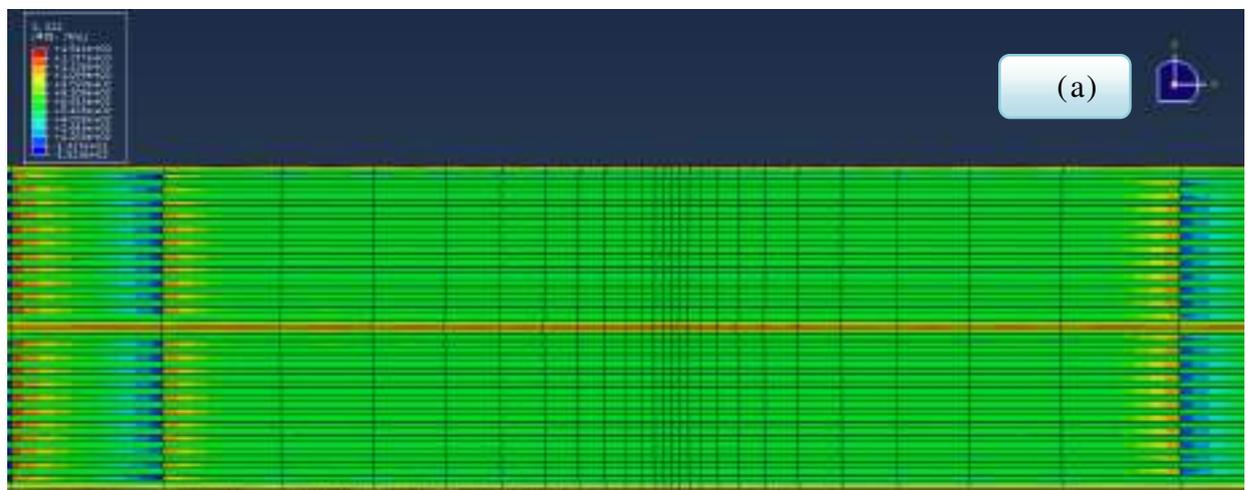
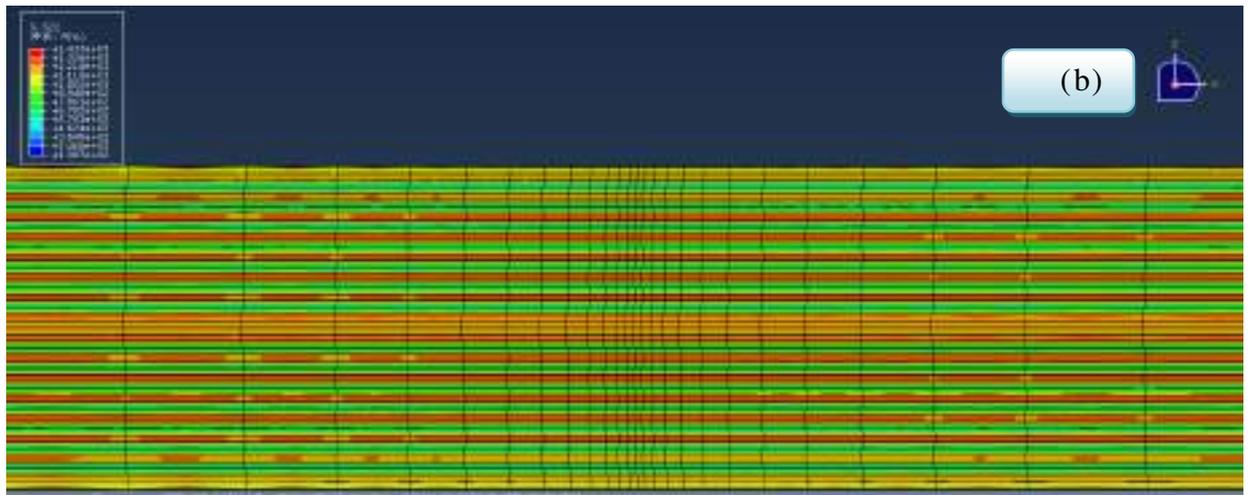


Fig. 4-3-3 Transverse direction stress distinction for each laminate obtained by FEM analysis.

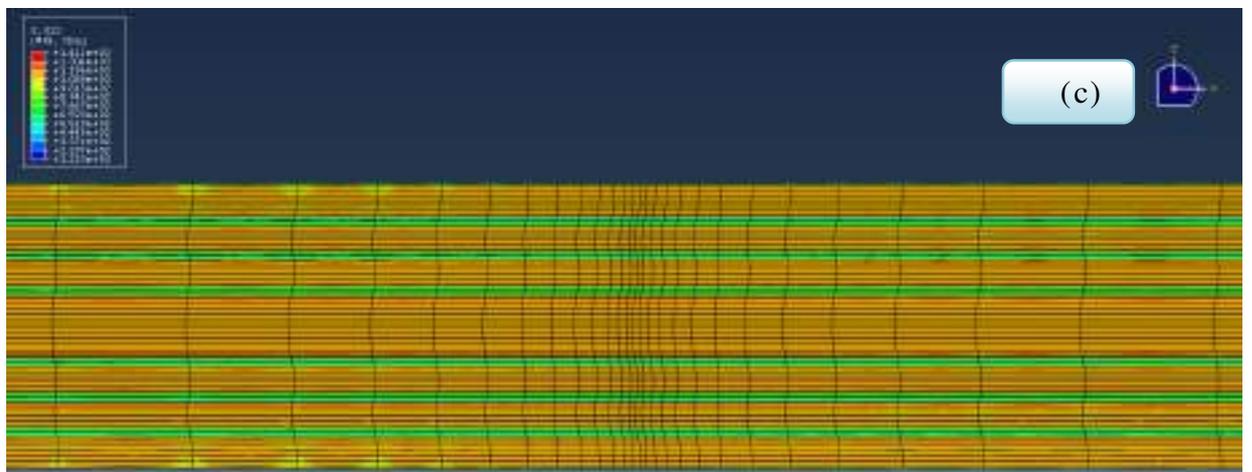


(a) t-0.05 laminates.

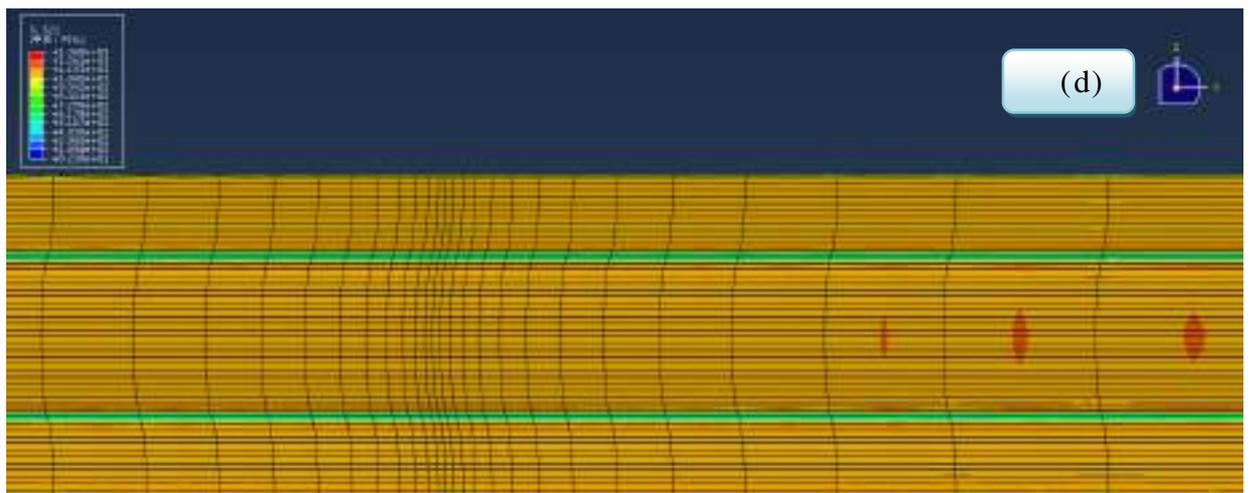
Fig. 4-3-4 Contour figures of transverse direction stress obtained by FEM analysis.



(b) t-0.15 laminates.



(c) t-0.3 laminates.



(d) t-0.6 laminates.

Fig. 4-3-4 (Continued.)

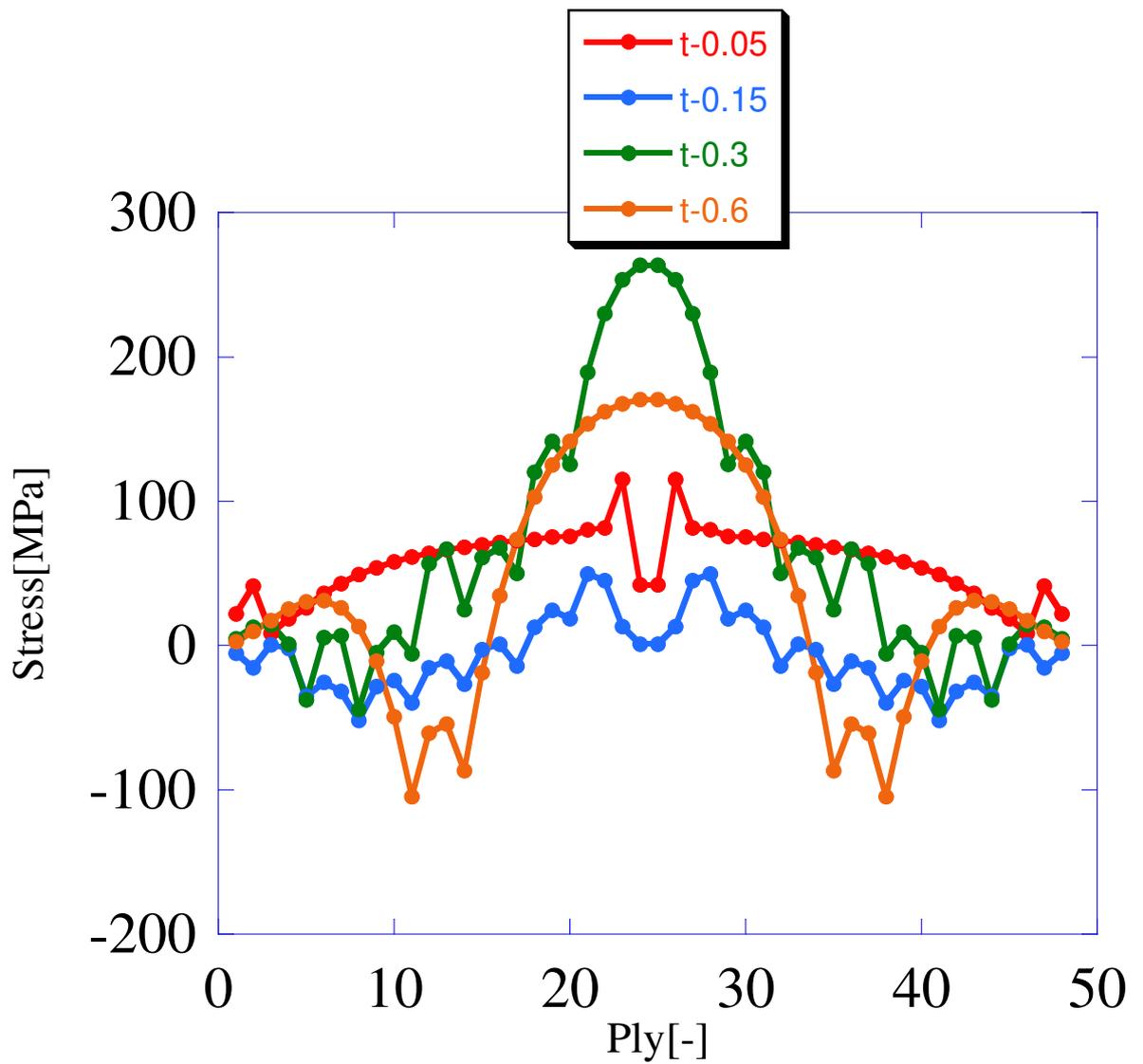
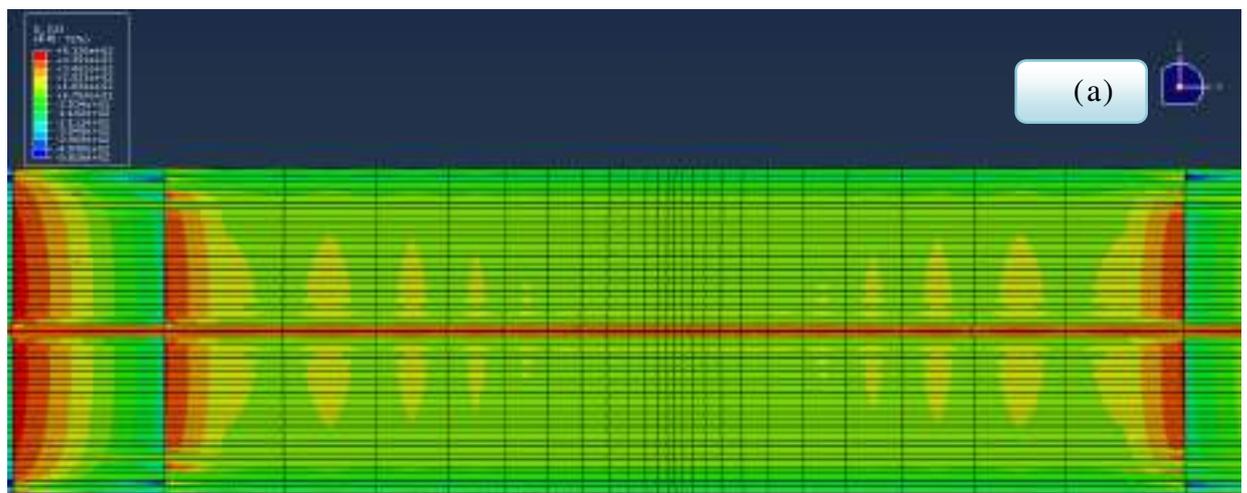
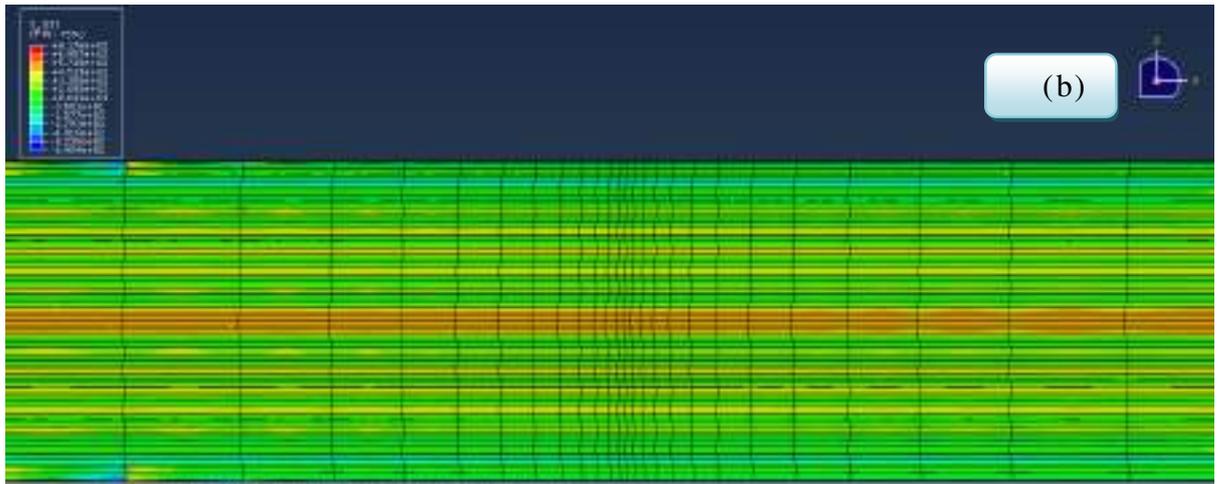


Fig. 4-3-5 Lamination direction stress distinction for each laminate obtained by FEM analysis.

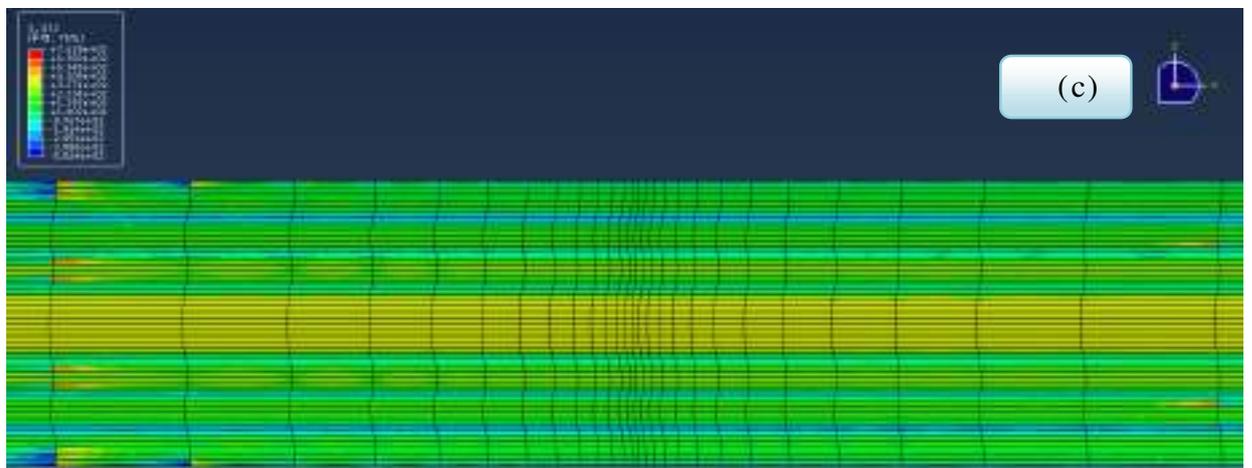


(a) t=0.05 laminates.

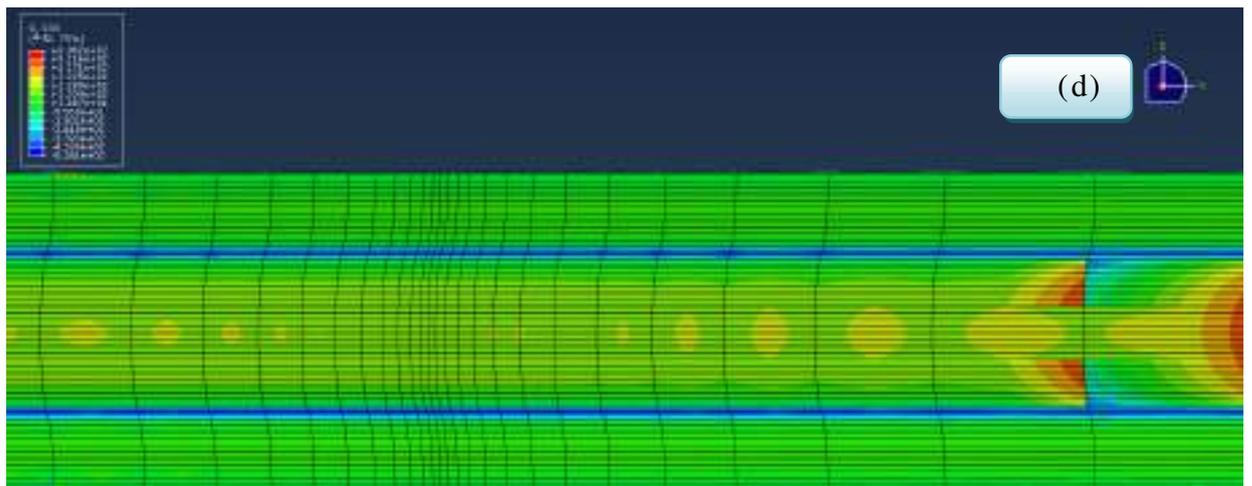
Fig. 4-3-6 Contour figures of lamination direction stress obtained by FEM analysis.



(b) t-0.15 laminates.



(c) t-0.3 laminates.



(d) t-0.6 laminates.

Fig. 4-3-6 (Continued.)

4.3.2 座標変換

ABAQUS の計算結果のうち，1 軸，2 軸はそれぞれ，繊維方向，繊維垂直方向を意味しており，アングルプライ積層板では，試験片全体の主軸には一致しない．試験片全体としての応力評価をするには，座標変換を考慮する必要がある．

ここで Fig. 4-3-7 のような座標変換を考える．繊維主軸方向と負荷方向のなす角を θ とする．このとき応力ベクトルの座標変換式は，以下のようになる．この時， $\{\sigma\}$ は x-y 軸の応力， $\{\bar{\sigma}\}$ は 1-2 軸の応力を示す．

$$\{\sigma\} = [T^\sigma] \{\bar{\sigma}\} \quad (4-3-1)$$

ここで $[T^\sigma]$ は各々の応力に関する座標変換マトリックスであり，以下のように書き表される．

$$[T^\sigma] = \begin{bmatrix} m^2 & n^2 & 2mn \\ n^2 & m^2 & -2mn \\ -mn & mn & m^2 - n^2 \end{bmatrix} \quad (4-3-2)$$

ここで $m = \cos\theta$, $n = \sin\theta$ とする．

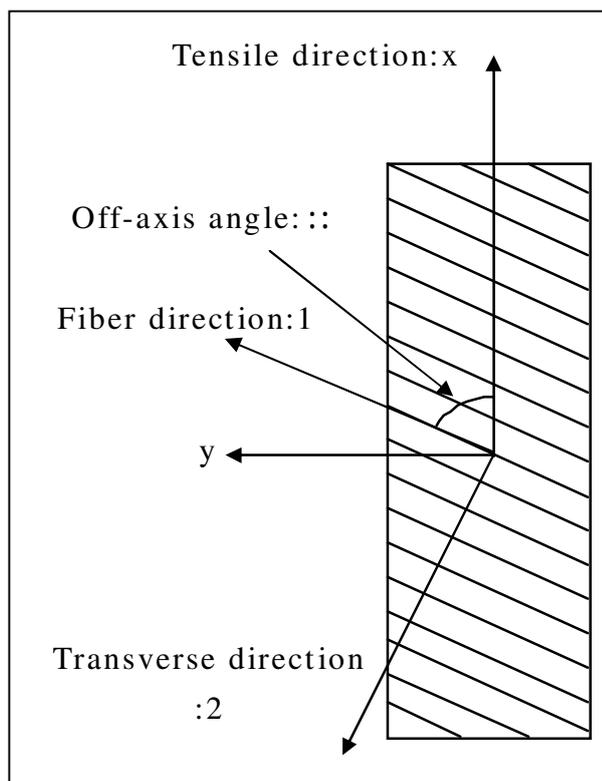


Fig. 4-3-7 Coodinate transformation.

4.3.3 主軸座標系の応力解析結果

Fig. 4-3-8 は試験片長手方向に加わる応力分布を示す。層厚が厚い t-0.3, t-0.6 では、繊維が交差する境界で、応力がひときわ大きくなっている。t-0.15 も同様で、同じ繊維方向に挟まれている層は、周囲より応力が低くなっている。t-0.05 は中心付近の層と、表面付近の層を除き、ほぼ均一の応力値を示す。この傾向は σ_1 と全く同様であることから、試験片長手方向の応力は、繊維方向の応力に依存している事がわかる。この事は、異方性材料の特徴がよく表れている。

Fig. 4-3-9 は試験片垂直方向に加わる応力分布を示す。t-0.05, t-0.15 では、中心付近の層、および表面付近の層で応力が急激に上昇している。t-0.05, t-0.6 では全般的にほぼ 0[MPa]であるが、t-0.05 は毎層繊維が交差するのに応力変化が見られない一方で、t-0.6 は繊維が交差する境界では、応力が著しく増減する。

以上の点から、試験片長手方向の応力には、繊維方向の応力が大きく起因している。また、繊維を密に交差させることで、隣り合っている層との応力差を軽減できることも評価できる。従来の研究では、薄厚が薄いモデルほど、高い強度やひずみを示し、積層板の内部で損傷が発生し蓄積されても高い応力まで耐えるという。この結果の裏付けが、解析により得られたと評価できる。

最後に Fig. 4-3-10 は試験片に加わるせん断力を示す。せん断力は、繊維が交差する層にて際立って大きくなる。これは、繊維の交差多い積層板は、1層自体のせん断力を受け持つ負担が増えるからである。

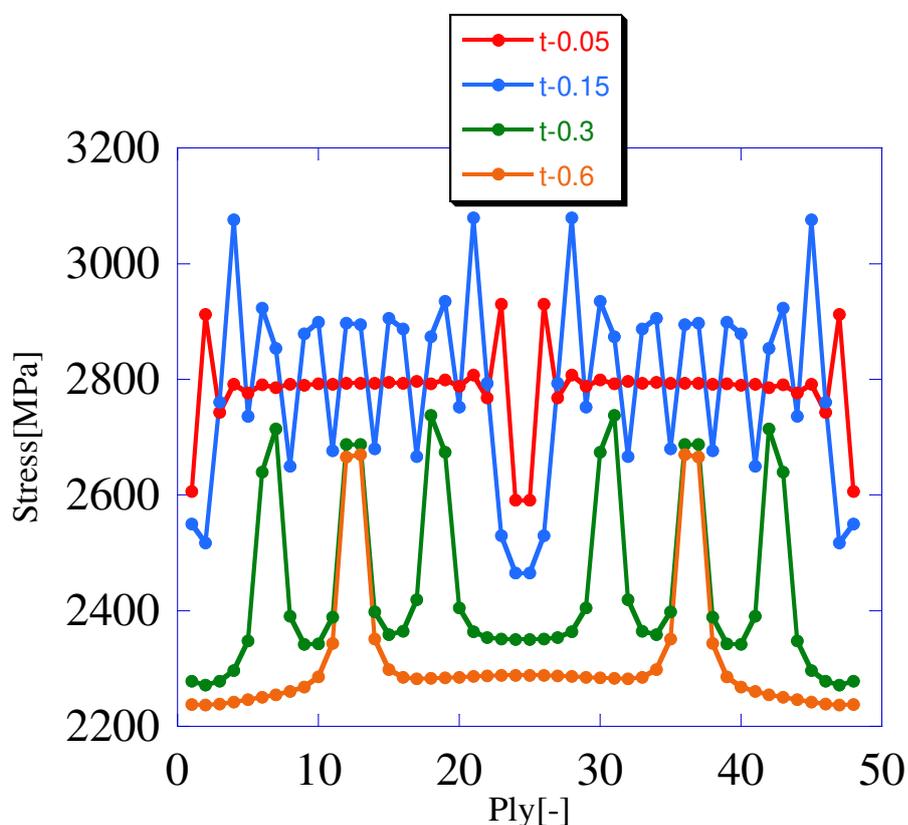


Fig. 4-3-8 Tensile direction stress distinction for each laminate obtained by FEM analysis.

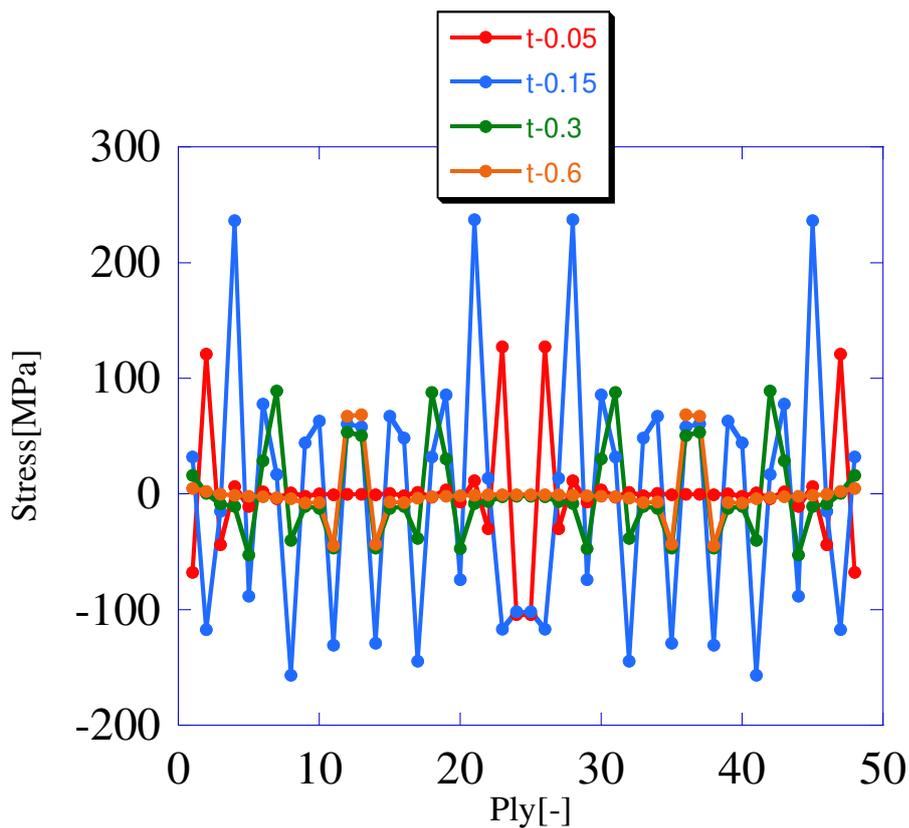


Fig. 4-3-9 Vertical direction stress distinction for each laminate obtained by FEM analysis.

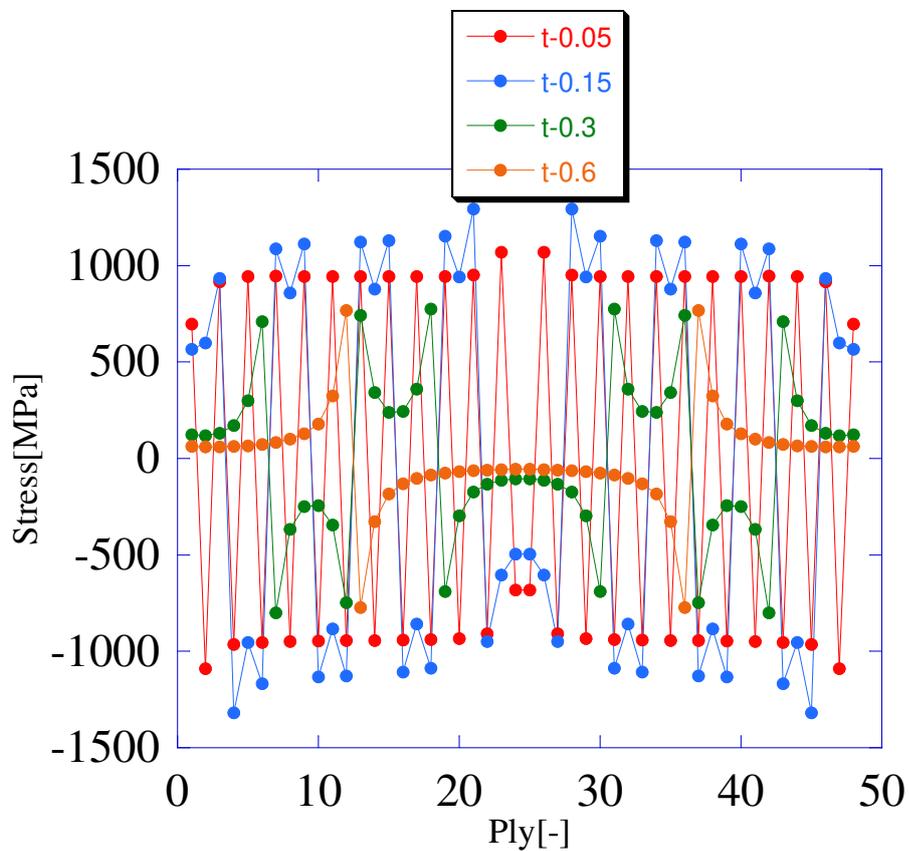


Fig. 4-3-10 Shear stress distinction for each laminate obtained by FEM analysis.

第5章 結言

本研究では、構成層厚が $t=0.05$ 、繊維配向角度が $\theta=45^\circ$ となる CFRP アングルプライ積層板 (T700SC/2500) に関して、非線形挙動下における力学挙動を、粘塑性挙動として着目し研究を行い、以下のような結言を得た。

(1) 負荷速度の異なる単調引張試験、および応力緩和試験を実施した。負荷速度が異なると、非線形領域下で挙動の差異があることから、この試験片には負荷速度依存性が存在し、ひずみを一定にする事で応力が緩和した事から、粘性材料である事が判明した。90分緩和させて漸近した応力が、基準ひずみと線形関係にならない事もわかった。また、負荷速度を増やしていくと、応力の増加傾向が大きくなることを予想できた。

(2) 負荷除荷応力緩和試験を行い、負荷側および除荷側、両面からの応力緩和によって、漸近する応力が一致するか実験的に検証してみた。90分緩和した事で応力はある値に漸近したものの、負荷側からの応力漸近値と除荷側からの応力漸近値は、どの基準ひずみでも一致しなかった。この事から、CFRP アングルプライ積層板は、粘弾性材料ではなく、粘塑性材料であることが評価できる。また緩和する応力の量は、基準ひずみの大きさには起因せず、平衡する応力値に依存する事がわかった。

(3) 3種類の最大応力で、200回繰返し負荷除荷試験を行った。サイクル回数を重ねていく毎に、全軸ひずみ、および塑性ひずみの増加が鈍化する傾向がみられた。この時、横ひずみが縦ひずみより早い段階で、ひずみ増加が鈍化する傾向が早いことが予想された。一方で、縦ひずみは飽和する様子は観察されなかった。

(4) 構成層厚が $0.05[\text{mm}]$ 、 $0.15[\text{mm}]$ 、 $0.3[\text{mm}]$ 、 $0.6[\text{mm}]$ に対して、繊維配向角度が $\theta=45^\circ$ 、となるアングルプライ積層板を有限要素法にて線形弾性解析を実施した。各層のメッシュ変位から引張によるモデルの変位は、繊維方向の応力の大きさが強く反映されている事がわかった。また、層厚が薄いほど繊維方向への負荷が大きく、層厚が厚くなるにつれて、応力自体が繊維方向以外にも作用し、分散することが検討できた。構成層厚が薄いモデルほど、高い強度やひずみを示し、高い応力まで耐えるという実験的評価が、解析により裏付けされた。

謝辞

本研究を遂行するにあたり，公益財団法人 JKA Ring!Ring!プロジェクト 競輪の補助をいただき，深く謝意を表します．また，公益財団法人 JKA 機械工業振興事業課の菱倉賢一様には事務手続き等において様々なご助言をいただきました．さらに，研究室秘書 川辺有里さんには事務処理等でご協力いただきました．ここに記して謝意を表します．

平成 26 年 3 月

東京理科大学理工学部機械工学科

荻原 慎二

参考文献

- [1] Modern Airlines Boeing 787/7E7 Dreamliner Specifications.
(http://bintang.site11.com/Boeing_787/Boeing787_files/Specifications.html)
- [2] 大蔵光明, 福田博, 香川豊, 西敏夫 複合材料 東大出版会 1988 pp.29-44
- [3] 三木光範, 福田武人, 元木信弥, 北篠正樹 複合材料 共立出版社 1997 pp.87-95
- [4] 石田進 プラスチック基複合材料を知る事典 日本複合材料学会出版委員会, アグネ社 1986 pp.55-67
- [5] 長祥隆 先端複合材料 社団法人日本機械学会技能堂出版株式会社 1990 pp.89-101
- [6] 精機学会複合材料の精密機器への応用に関する分科会編 精密機器用プラスチック複合材料 日刊工業新聞社 1984 pp.44-52
- [7] 日本機械学会 先端複合材料 技報堂出版 1990 pp.5-51
- [8] H. T. Hahn and S. T. Tsai, `Nonlinear Elastic Behavior of Unidirectional Composite Laminate, _J. Comp. Mater., Vol.7, 1973, pp.102
- [9] H. T. Hahn, `Nonlinear Behavior of Laminated Composites, _ J. Comp. Mater., Vol. 7, 1973, pp.257
- [10] T. Ishikawa M. Mastushima Y. Hayashi, Hardning non-linear behavior in longitudinal tension of unidirectional carbon composites, Journal of Materials Science, 20, 1985, pp.4057-4083
- [11] C. T. Sun and J. L. Chen, `A Simple Flow Rule for Characterizing Nonlinear Behavior of Fiber Composites, _ J. Comp. Mater., Vol.23, 1989, pp.1009
- [12] Matsuoka,S.(市原祥次訳) 高分子の緩和現象 講談社サイエンティフィック 1995
- [13] Tuttle,M.E., Pasricha, A. and Emery, A.F., J.Comp.Mater., Vol. 14, 1995, pp.2025-2046
- [14] 高木健児 構成層厚の異なる CFRP アングルプライ積層板の力学的特性と損傷進展に関する研究 荻原研究室修士論文 2012