

博士論文

複雑形状CFRPの成形時内部ひずみ評価と  
残留変形メカニズムの解明

高 垣 和 規



博士論文

複雑形状CFRPの成形時内部ひずみ評価と  
残留変形メカニズムの解明

新領域創成科学研究科 先端エネルギー工学専攻

47-147019

高垣 和規

指導教員 武田 展雄 教授



# 目次

目次 .....	i
図表目次 .....	iii
第1章 緒言.....	1
1.1. 複合材料(FRP).....	1
1.2. CFRP 成形時に発生する残留変形.....	3
1.3. 複雑形状の残留変形に関する既往の研究.....	6
1.3.1. 実験に関する先行研究.....	6
1.3.2. 解析に関する先行研究.....	7
1.4. 成形モニタリング.....	10
1.5. 本論文の概要.....	12
第2章 L型材の理論・数値解析手法の開発.....	14
2.1. Incrementally linear elastic (ILE) model.....	14
2.2. 理論解析.....	16
2.3. 有限要素解析手法.....	23
2.4. 解析結果.....	24
第2章のまとめ.....	32
第3章 垂直・せん断ひずみ計測技術の開発.....	34
3.1. 光ファイバセンサ.....	34
3.1.1. 光ファイバセンサの概要.....	34
3.1.2. Fiber Bragg grating センサの構造・計測原理.....	35
3.1.3. 光ファイバ端部の Shear-lag 現象.....	36
3.2. 垂直・せん断ひずみ計測原理.....	37
3.3. X線CTによる埋め込み状態の検証.....	39
第3章のまとめ.....	44
第4章 L型材における成形時内部ひずみモニタリング.....	46
4.1. 試験方法.....	46
4.2. 試験結果.....	48
4.3. 実験・解析結果に基づく Spring-in 予測.....	53
4.3.1. Spring-in 予測手法.....	53
4.3.2. Spring-in 予測結果.....	57
第4章のまとめ.....	59

---

第 5 章	U 型部材における内部ひずみ・残留変形	61
5.1.	L 型と U 型部材の比較	61
5.2.	内部ひずみ計測試験	62
5.2.1.	試験方法	62
5.2.2.	試験結果	64
5.3.	解析	71
5.3.1.	理論解析の拡張	71
5.3.2.	有限要素解析手法	74
5.3.3.	解析結果・考察	75
	第 5 章のまとめ	80
第 6 章	大型部材へのひずみ計測手法の適用	82
6.1.	大型構造における問題(Ply-drop-off)	82
6.2.	大型構造の解析	83
6.2.1.	解析手法	83
6.2.2.	解析結果・考察	85
6.3.	大型構造の成形モニタリング	91
6.3.1.	試験方法	91
6.3.2.	試験結果・考察	93
	第 6 章のまとめ	100
第 7 章	結言	102
Appendix A.	解析で用いた物性値	104
Appendix B.	L 型材および U 型材の理論解析の係数計算	106
Appendix C.	光ファイバセンサを用いた樹脂弾性率の推定	108
Appendix D.	FEA で使用した UMAT サブルーチンコード	111
	参考文献	118
	主著論文および本研究に関する関連発表等	127
	謝辞	129

## 图表目录

Fig. 1.1: Materials used in recent aircraft [3].	1
Fig. 1.2: Global demand for CFRP in tones 2008-2020 (*: estimated; [2]).	2
Fig. 1.3: Complex shaped composite structure (Horizontal tail skin of A340) [4].	2
Fig. 1.4: Spring-in deformation induced during cure process (left). Shimming process is required or residual stress is generated during assembly due to spring-in deformation (right).	3
Fig. 1.5: Cure induced strain in thermoset CFRP.	4
Fig. 1.6: Schematic of spring-in deformation.	6
Fig. 1.7: Schematic of shear-lag analysis [43].	8
Fig. 1.8: Summary of previous works on complex shaped composites [27,71]. Mechanisms are still unclear due to lack of in-situ internal monitoring techniques.	10
Fig. 1.9: Overview of this thesis.	13
Fig. 2.1: Schematic of numerical analysis; (a) Strain and stiffness as a function of time, (b) Incrementally linear elastic model.	14
Fig. 2.2: Schematic of 2-step analysis for constant strain: (a) Strain and stiffness as a function of time, (b) Stress-Strain relationship in 1st and 2nd step.	16
Fig. 2.3: Schematic of deformation in L-shaped composite during cure process: (a) Initial shape, (b) Deformation without tool, (c) Deformation with tool.	17
Fig. 2.4: Schematic of Timoshenko beam (Enlarged view of red square in Fig. 2.3 (b) and (c)).	18
Fig. 2.5: Spring-in deformation without tool at corner area.	19
Fig. 2.6: FEA model for L-shaped CFRP: (a) part with boundary conditions, (b) displacement and strain measurement.	23
Fig. 2.7: Theoretical and numerical analysis results without edge constraint: (a) just after gelation ( $E_m$ : 5 MPa), (b)-(d) during cure chemical reaction ( $E_m$ : 25-100 MPa), (e) during cooling ( $E_m$ : 3000 MPa).	25
Fig. 2.8: Theoretical and numerical analysis results as a function of resin Young's modulus ( $E_m$ ): (a) Shear/Normal strain ratio at 25mm from corner, (b) displacement at edge for 1000 $\mu\epsilon$ through-thickness strain.	26
Fig. 2.9: Theoretical and numerical analysis results with edge constraint: (a) just after gelation ( $E_m$ : 5 MPa), (b)-(d) during cure chemical reaction ( $E_m$ : 25-100 MPa), (e) during cooling ( $E_m$ : 3000 MPa).	27
Fig. 2.10: Comparison of shear/normal strain ratio between free and constrained edge conditions.	28
Fig. 2.11: Schematic of distributed load from pressure and tool: (a) Low shear stiffness case, (b)	

---

Middle shear stiffness case, and (c) High shear stiffness case. ....	29
Fig. 2.12: Effect of flange length: (a) shear/normal strain ratio distribution, (b) bending moment distribution, (c) bending moment at symmetric plane. ....	31
Fig. 3.1: Schematic and principle of optical fiber and FBG sensor. ....	35
Fig. 3.2: Schematic of shear lag effect near optical fiber embedded in CFRP. ....	37
Fig. 3.3 Schematic of $\pm 45^\circ$ diagonally embedded sensors. ....	38
Fig. 3.4: Photograph of X-ray CT scan: (a) Scanning machine (SkyScan 1272), (b) Enlarged view of scanning chamber, (c) Sample. ....	40
Fig. 3.5: Diagonal embeddment method using needle. ....	40
Fig. 3.6 Schematic of cure specimen for X-ray CT scanning. ....	41
Fig. 3.7 Cure process for X-ray CT scanning: (a) temperature program, (b) actual cure temperature in interapted cure process. ....	42
Fig. 3.8: X-ray CT pictures during cure (side view): (a) 0min (before cure), (b) 15min up to $60^\circ\text{C}$ , (c) 30 min up to $90^\circ\text{C}$ , (d) 180 min (after gelation). ....	43
Fig. 3.9: X-ray CT picture of optical fiber embedded in normal size specimen. Scan sample was cut after cure process. Optical fiber was successfully embedded into $45^\circ$ direction. ....	43
Fig. 3.10: X-ray CT pictures during cure (top view): (a) 0min (before cure), (b) 15min up to $60^\circ\text{C}$ , (c) 30 min up to $90^\circ\text{C}$ , (d) 180 min (after gelation). ....	44
Fig. 4.1: Photograph of cured specimen (left) and specimen size and sensor position (right). .	47
Fig. 4.2: 3D shape scanning using optical measurement system (ATOS). ....	47
Fig. 4.3: Measured diagonal ( $\pm 45^\circ$ ) strains in middle thickness specimen (32-ply). ....	49
Fig. 4.4: Reduced normal and shear strain in middle thickness specimen (32-ply). ....	49
Fig. 4.5: Reduced normal and shear strains and spring-in value in (a) thin (20-ply) and (b) thick (64-ply) specimen. ....	50
Fig. 4.6: Calculation method for shear/normal strain ratio. ....	51
Fig. 4.7: Shear/normal strain ratio of 4.4 mm thickness specimen; (a) experiment, (b) analysis (Fig. 2.10) ....	52
Fig. 4.8: Shear/normal strain ration development during chemical cure reaction. ....	52
Fig. 4.9: Relationship between shear/normal strain ratio and displacement at edge. ....	54
Fig. 4.10: Coefficient $f(a)$ (Eq. 4.5.3) as a function of shear/normal strain ratio. ....	55
Fig. 4.11: Strain measured by FBG sensor embedded in in-plane transverse direction in unidirectional CFRP and estimated through-thickness strain in cross ply laminate. ....	56
Fig. 4.12: Internal strain monitoring based spring-in prediction along with conventional Radford's prediction: (a) thin (20-ply), (b) middle (32-ply), (c) thick (64-ply). ....	58
Fig. 5.1: Image of U-shaped structure (A350 wing spar) [122]. ....	61
Fig. 5.2: Deformation modes observed in U-shaped structure [28]. ....	61



Fig. 5.3: U-shaped specimen: (a) Photograph and (b) size and sensor embedment points. ....	63
Fig. 5.4: FBG embedment method after bagging. ....	64
Fig. 5.5: Reduced normal and shear strains in flange: (a) 32-ply, (b) 64-ply. ....	65
Fig. 5.6: Reduced normal and shear strains in web: (a) 32-ply, (b) 64-ply. ....	66
Fig. 5.7: Reduced normal and shear strains at center in web; (a) 32-ply, (b) 64-ply. ....	67
Fig. 5.8: Shear/Normal strain ratio in (a) flange and (b) web. ....	69
Fig. 5.9: Shape measurement after cure: (a) web, (b) flange. ....	70
Fig. 5.10: Theoretical analysis model for U-shaped composite. ....	71
Fig. 5.11: FEA model for U-shaped composite: (a) 1/4 model with boundary conditions, (b) displacement and strain measurement points. ....	75
Fig. 5.12: Shear/Normal strain ratio calculated by theoretical and numerical analyses: (a) 32-ply, (b) 64-ply. ....	75
Fig. 5.13: Displacement as a function of resin modulus $E_m$ when $1000\mu\epsilon$ is induced in through-thickness direction: (a) web, (b) flange. ....	77
Fig. 5.14: Spring-in angle calculated at flange in L- and U-shaped parts. ....	79
Fig. 5.15: Distribution of (a) angle and (b) moment in L- and U- shaped parts ( $E_m$ : 50MPa). ....	80
Fig. 6.1: Several types of ply-drop-off structure. ....	82
Fig. 6.2: Different size and shape of aircraft wing spar along longitudinal direction [122,128]. ....	83
Fig. 6.3: FEA model for ply-drop-off structure: ....	84
Fig. 6.4: Shear/Normal strain ratio and spring-in angle for $1000\mu\epsilon$ through-thickness strain along longitudinal direction: ....	87
Fig. 6.5: Shear/Normal strain ratio distribution in ply-drop-off and L-shaped parts ( $E_m$ : 25MPa): Similar distributions are found through each thickness. ....	87
Fig. 6.6: Image of bending moment induced in ply-drop-off structure. Uniform moment arises in each (32- and 64-ply) part. ....	88
Fig. 6.7: Investigation on warpage in ply-drop-off area: (a) whole ply-drop-off L-shaped structure, (b) analysis model for flat part, (c) displacement distribution ....	89
Fig. 6.8: Warpage in flat ply-drop-off area for $1000\mu\epsilon$ through thickness strain ( $E_m$ : 25 and 3000 MPa) ....	89
Fig. 6.9: Asymmetric layup observed in ply-drop-off area. ....	90
Fig. 6.10: Comparison between L-shaped and ply-drop-off parts ( $E_m$ : 3000MPa). Deformation generated in ply-drop-off structure corresponds to deformation in L-shaped part and warpage in flat ply-drop-off. ....	90
Fig. 6.11: Calculated spring-in deformation in ply-drop-off structure along with L-shaped results. ....	91
Fig. 6.12: Schematic of ply-drop-off L-shaped specimen. ....	92

---

Fig. 6.13: Photograph of ply-drop-off L-shaped part: (a) whole structure, (b) side view. Optical fibers were successfully embedded in diagonal directions along its longitudinal direction. ....	94
Fig. 6.14: Reduced normal and shear strains at (a) 32-ply edge, (b) 32-ply near ply-drop-off, (c) 64-ply near ply-drop-off, and (d) 64-ply edge. ....	96
Fig. 6.15: Shear/Normal strain ratio at (a) 32-ply edge, (b) 32-ply near ply-drop-off, (c) 64-ply near ply-drop-off, and (d) 64-ply edge. ....	98
Fig. 6.16: 3D scanning picture of ply-drop-off specimen. Color represents thickness. ....	99
Fig. 6.17: Spring-in distribution in ply-drop-off specimen along longitudinal direction (Fig. 6.16) with average spring-in in each area after cutting. ....	100
Fig. C-1: Relationship between resin Young's modulus and short/long strain ratio (FEA). ....	109
Fig. C-2: Measured strain by short and long FBG sensors. ....	109
Fig. C-3: Measured short/long strain ratio and estimated resin Young's modulus by experiment and numerical analysis. ....	110
Table A. 1: Carbon fiber (700SC) properties used in analysis [135] .....	105
Table B. 1: Effective Young's modulus $E_0$ for stacking sequences used in this research. ....	107
Table B. 2: Effective Shear modulus $G_{0t}$ as a function of resin Young's modulus $E_m$ .....	107

## 第1章 緒言

### 1.1. 複合材料(FRP)

複合材料は 2 つ以上の構成材料からなる材料と定義され、自然界を含む身の回りの多くの材料を複合材料と見なすことができる。複合材料の多くは強くて硬い強化材がより柔らかく伸びやすい母材の中に埋め込まれており、それぞれの特徴を活かすものとなっている [1]。人工的な工業材料としての複合材料では、エポキシ樹脂などの硬化性樹脂を炭素繊維で強化した炭素繊維強化複合材料(Carbon fiber reinforced plastics: CFRP)が挙げられる。CFRP は軽量、高比強度・高比剛性であり、品質の高い材料を必要とする航空・宇宙用途をはじめ幅広く使用されている。最新鋭旅客機の Boeing 社 B787 および Airbus 社 A350 では重量比で 50%以上の部材に CFRP が使用されている(Fig. 1.1)。さらに近年では CFRP の自動車への適用が進み始め、CFRP の需要は以前にも増して高くなっている(Fig. 1.2.) [2]。

CFRP が様々な分野に適用されるに伴い、航空機構造の主要な強度を受け持つ一次構造部材としての適用も広がり、より複雑な形状が求められるようになってきている。複雑形状 CFRP の例としては Fig. 1.3 に示す水平尾翼の表皮や航空機一次構造の主翼桁が挙げられる。翼桁はコーナー部を有する L 型あるいは U 型の部材であり、加えて荷重分布を考慮し長手方向へ板厚や形状が変化する。しかし、このような複雑形状部材は平板に比べ成形が困難であり、成形時およびその後の組立・運用時に様々な不具合が生じることが知られている。

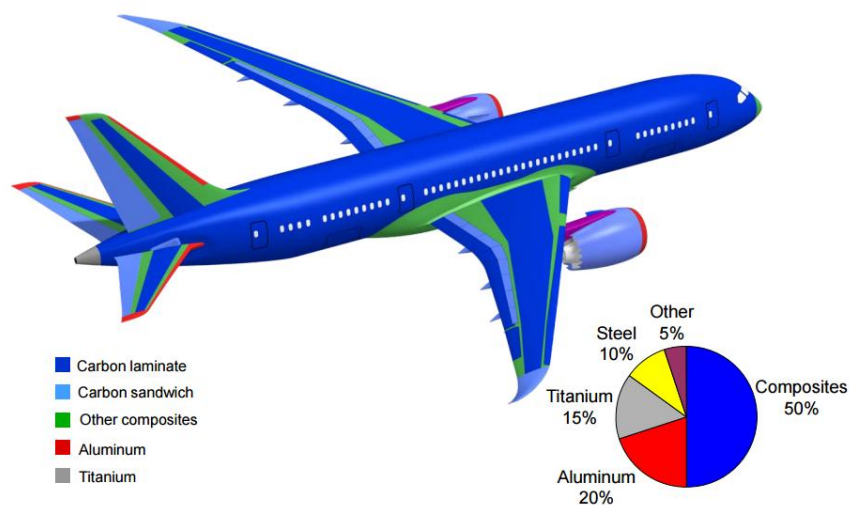


Fig. 1.1: Materials used in recent aircraft [3].

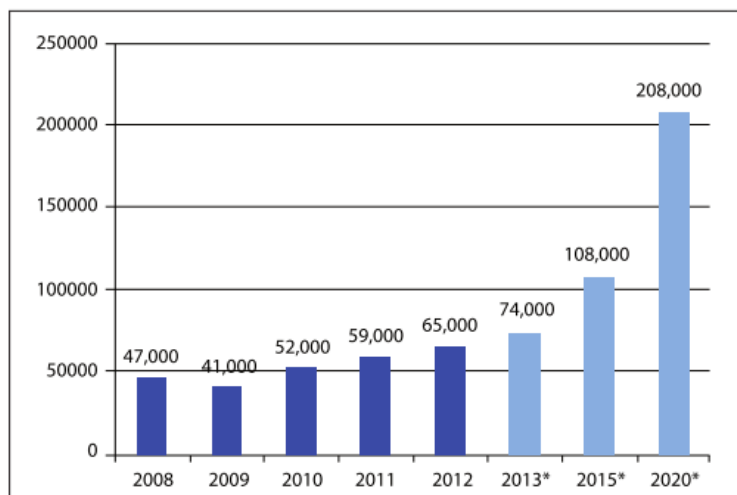


Fig. 1.2: Global demand for CFRP in tones 2008-2020 (\*: estimated; [2]).

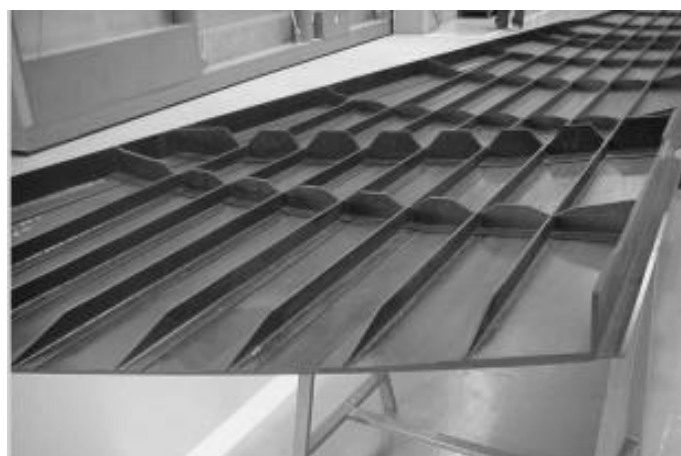


Fig. 1.3: Complex shaped composite structure (Horizontal tail skin of A340) [4].

CFRP の成形法としてはこれまでにオートクレーブ法, RTM 法, フィラメントワインディング法, 引き抜き法など様々な手法が開発されている[5,6]. この中でも高品質な航空・宇宙用途 CFRP ではオートクレーブ法が広く使用されている. オートクレーブ法では炭素繊維が一方向に配向したシート状の中間基材 (プリプレグ: Pre-preg) を構造の要求に応じて繊維方向を変えながら積層し, オートクレーブ内加圧下で加熱することで樹脂を硬化させ, CFRP 積層板を成形する.

成形時に生じる不具合の代表例として CFRP 内部に発生する空隙 (ボイド: void) が挙げ

られる。ボイドは CFRP 内の初期欠陥となり、運用時の荷重に対し応力集中が発生し、材料の強度・剛性などの特性を著しく低下させる[7-10]。ボイドの発生原因としてはプリプレグ積層時に残留した空気や水、樹脂の硬化に伴い発生するガスなどが考えられる。オートクレーブ法では成形時に加圧を行うことで、これらを圧縮または材料の外へ追い出し、ボイドの発生を抑制する。平板においてもボイドは発生するが、複雑形状では特にコーナー部において加圧制御が難しく、ボイドや繊維のよれが発生しやすい[11,12]。

ボイドと並ぶ不具合として、成形により発生する残留変形が挙げられる。CFRP の成形では樹脂を硬化させるために加熱を行うが、その際の温度変化および樹脂の硬化反応に起因し、成形後に残留変形が発生する。残留変形により形状が設計値からずれ、組立時の当て板作業（シミング：Shimming）が必要となる場合がある。一方、当て板を使わず組立を行った場合、不要な残留応力[13-15]が発生し、設計よりも低い荷重で破壊に結び付く可能性がある。Fig. 1.4 にシム工程および残留応力についての概念図を示す。このため本来不要な当て板あるいは余裕を持った設計が必要となり、複合材料が有する軽量という利点を十分に活かすことができない。残留変形のメカニズムを理解し、補正することができればより効率的に CFRP を利用可能である。

## 1.2. CFRP 成形時に発生する残留変形

CFRP の成形時に発生する残留変形を考えるためには成形プロセスで生じる現象を理解することが重要である。Fig. 1.5 に CFRP の成形プロセスおよび発生するひずみの概念図を示す。材料種により成形条件・樹脂硬化反応が異なるが、ここでは高温保持時に樹脂硬化

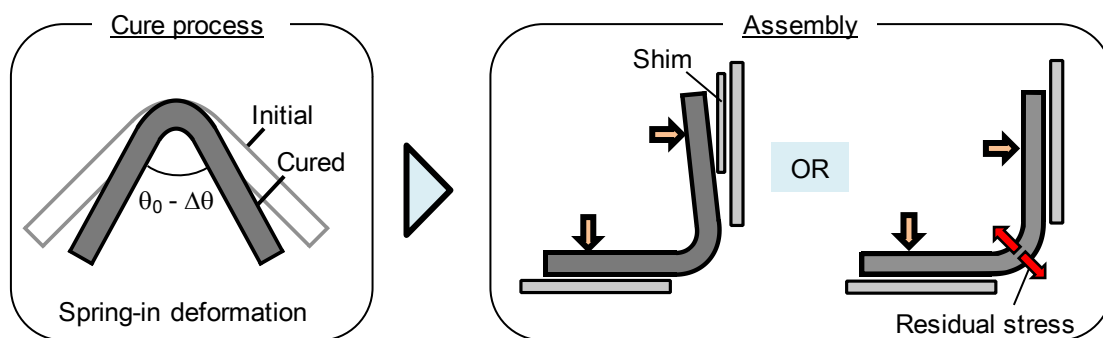


Fig. 1.4: Spring-in deformation induced during cure process (left). Shimming process is required or residual stress is generated during assembly due to spring-in deformation (right).

が大きく進展する場合の成形について述べる。この場合、成形時の樹脂は主に 3 つの状態に分けて考えることができる[16,17].

一つ目は樹脂の硬化反応が十分に進む前のゲル化前状態で、昇温過程および高温保持の前半に対応する。ここでは加熱に伴い治具が膨張し、加圧により治具に抑えつけられている材料へは摩擦力を通じて引張が発生する(*Tool-part interaction*)。この時点で樹脂は硬化度が低く、液体状態であるため応力は発生しない。一方、繊維は樹脂のような硬化反応がなく、温度による物性値変化が小さいため応力が蓄積される。*Tool-part interaction* により発生した応力は樹脂の硬化時に残留・保存され、成形後脱型時に応力が解放されることで残留変形を引き起こす。*Tool-part interaction* は治具に近い層で影響が大きいため、残留変形では反り(*warpage*)が発生する[18]。また *Tool-part interaction* は平板・複雑形状などの形状に関わらず影響を及ぼす。*Tool-part interaction* の抑制のために、特に寸法精度が必要となる部材の成形には熱膨張率の低い Invar 材などが治具材料として使用されている。低熱膨張率材料を治具材料として使用することで、昇温時に治具の膨張が少なく、*Tool-part interaction* およびそれに伴う残留変形を抑制できる。また、PTFE(*polytetrafluoroethylene*)フィルムなどの離型フィルムを治具・部材間に配置することで摩擦力を抑制することも可能である[19].

二つ目は高温保持時に樹脂がゲル化した後、より硬化反応が進展する過程である。ここでは樹脂の温度がガラス転位温度(*glass transition temperature*)よりも高いゴム状態であるものの、樹脂が応力を保持するようになる。また樹脂の硬化反応に伴い、主に繊維直交方向

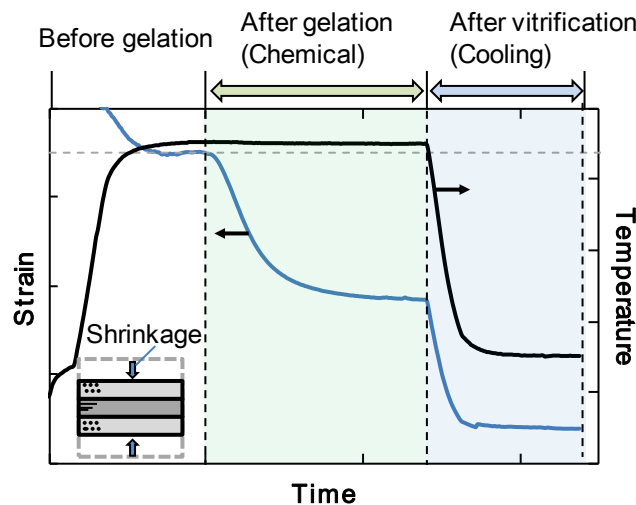


Fig. 1.5: Cure induced strain in thermoset CFRP.

へ硬化収縮ひずみが発生する。この硬化収縮ひずみにより、ミクロでは繊維・樹脂界面で、マクロでは繊維方向の異なる層毎でそれぞれ残留応力が発生する[20]。対称積層平板の場合、これらの応力による残留変形は発生しないが、残留応力により成形後強度が低下する。硬化過程では硬化に伴い樹脂の物性値が徐々に変化するため、成形解析が比較的困難である。

三つ目は冷却時の状態で、温度がガラス転位温度以下のガラス状態である。冷却時には温度変化に伴う熱収縮ひずみが発生する。熱収縮ひずみは硬化時の硬化収縮ひずみと同様にミクロ・マクロの残留応力を引き起こし、強度低下に結び付く。また、ゴム状態に比べガラス状態では樹脂の弾性率が高く、発生する応力も大きくなる。一方、物性値の変化は小さいため成形解析は容易である。

平板の場合、先述のようにゲル化以降に発生する硬化・熱ひずみは材料内部の残留応力に寄与するものの、残留変形への影響はない。一方、コーナー部を有する部材においてはゲル化以降の硬化・熱ひずみによりコーナー部の曲率が変わることが知られている(Fig. 1.6)[21]。この残留変形は **Spring-in** 変形と呼ばれ、複合材料における面内・面外の異方性に起因する。一般に幅広く用いられる直交異方性積層、および疑似等方積層においては、いくつかの角度に繊維が配向されるため、面内方向に発生する硬化・熱ひずみは隣接する層により拘束され、変形は小さい。一方、面外方向へは繊維の拘束がなく、硬化・熱ひずみにより面内方向よりも大きな変形が発生する。この結果、面内の弧長を維持するために、コーナー部の角度変化(**Spring-in** 変形)が発生する(Fig. 1.6)。

**Spring-in** 変形の発生によりフランジ部で大きな残留変形が発生し、組立時の不具合に結び付く。例として、フランジ長さ 100 mm の L 型 CFRP 材において **Spring-in** 変形が  $0.2^\circ$  発生した場合、フランジ端部の変形量は 0.35 mm となる。航空宇宙用途など高い寸法精度が必要となる CFRP の許容誤差は 0.25 mm ともいわれており[22]、この例からも **Spring-in** 変形の及ぼす影響の大きさがわかる。また、より長いフランジを有する部材では同じ **Spring-in** 角度変化でも、端部変形が大きくなるため、大型構造においては特に注意が必要な変形である。部材の寸法精度を向上させ、CFRP をより効率的に使用するためには **Spring-in** 変形を正確に予測し、治具形状や成形プロセスの改良に結び付けることが重要である。

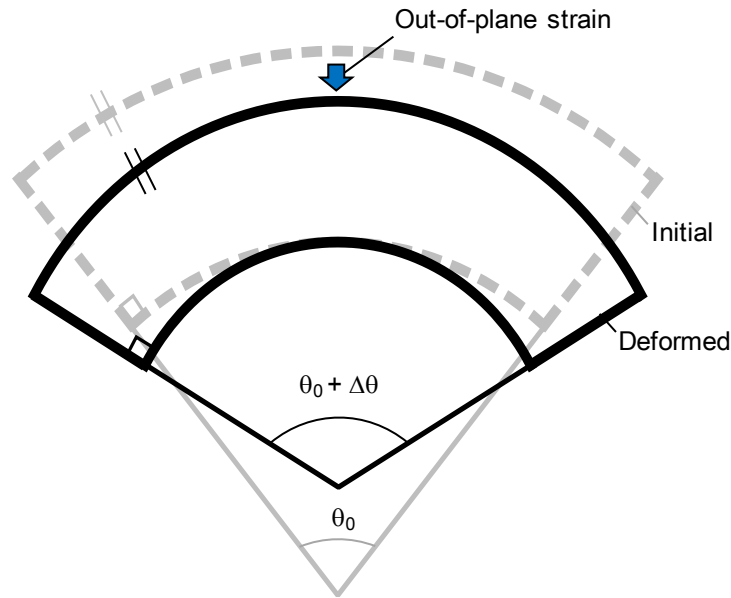


Fig. 1.6: Schematic of spring-in deformation.

### 1.3. 複雑形状の残留変形に関する既往の研究

これまでに Spring-in 変形に関して実験、数値・理論解析を通じて、幅広く研究が行われてきた。ここではそれらの先行研究について述べ、その後現状の課題について言及する。

#### 1.3.1. 実験に関する先行研究

Spring-in に関する実験では様々な成形条件で試験片を作成し、それぞれの成形パラメータが CFRP の成形後形状に与える影響が考察されてきた[21,23–29]. Albert ら[24]はこれらの条件を形状や材料種などの「内部条件(Intrinsic)」と治具や成形プロセスなどの「外部条件(Extrinsic)」に切り分けた。内部条件の例として板厚および積層構成の影響が考察されており[21,23–30], 板厚が厚い程 Spring-in が抑制される傾向がある。しかし、一部の研究では板厚の影響が少ないという報告もある[21]. 積層構成の比較では、一方向材(UD)に比べ直交(CP)および疑似等材(QI)積層で Spring-in が増加する。これは CP・QI 積層では繊維の拘束により面内方向の収縮ひずみが抑制され、ポアソン効果により面外方向のひずみが増加するためである。板厚および積層構成の影響については Spring-in およびフランジにおける warpage が曲げ剛性  $D_{11}$  に反比例することが示唆されている[27,28]. 内部条件の別の例として Fernlund ら[24,25]や Kappel[28]は L 型と U 型の形状による違いを考察した。Fernlund らの研究では形状の影響は小さい[24], あるいは熱膨張の大きな治具を使用したときのみ影響が大きい[25]という結果が得られたが、Kappel[28]による研究では熱膨張の小さな治具の場合



合でも L 型と U 型で差が生じており、統一された知見は得られていない。

外部条件のパラメータとしては治具の影響が挙げられる[24–28]。アルミニウムのように治具の熱膨張が大きい場合、熱膨張率が CFRP に近い Invar に比べ Tool-part interaction により変形が大きくなる。ただし、平板[19]と同様に離型スプレーや離型フィルムを利用することで治具の影響を抑制することも可能である[24,25]。また、Darrow[26]らの研究では板厚が 2mm 以上の場合はアルミニウム治具の場合でも Spring-in 変形に与える影響が小さいことが示されている。その他に、材料種[21,25]、コーナー径[21,23,27,29,31]、コーナー角度[24,29,32]、繊維含有率[21,26,33]、成形温度・サイクル[24,25,31,34]など様々な条件が残留変形に与える影響が研究されている。また複雑形状の残留変形に関する研究は熱硬化性 CFRP のみならず、熱可塑樹脂を用いた研究[31,35]、カーボンナノチューブ(Carbon nanotube: CNT)添加の影響に関する研究[36]、ボックス[37,38]やサンドイッチ構造[39,40]など大型構造を意識した研究も行われている。このように様々な条件が検証されているが、上述の L・U 形状のようにいくつかの条件については統一した知見が得られていない現状がある。なお形状計測の手法としては形状を紙にプロットする簡易的な手法[36]から、フランジ部に張り付けたミラーによる目視[23]、レーザー変位計[21,35]、角度計[24]、カメラによる計測[26]などが行われてきた。しかし、これらの手法は人為的な影響を受けることや局所的な計測しかできないことが問題である。そこで近年では三次元計測手法を採用した、より精密な計測例も報告されている[27,28,38]。

### 1.3.2. 解析に関する先行研究

解析については理論解析と有限要素法を用いた数値解析が広く行われている。初期の理論解析では変形を関数により仮定し、弾性論を基に Spring-in 変形を検証する研究が行われた[41]。これらは厳密な解であるが複雑であり、メカニズムを十分に検証できるものではない。Fig. 1.6 に示す Spring-in のメカニズムに基づくものとして、Hamamoto[23]や O'Neill ら[42]は面内変形が面外変形に比べ無視できると仮定し、幾何学的に Spring-in 角度を

$$\Delta\theta = \theta_0 \cdot (\alpha_I - \alpha_T) \cdot \Delta T, \quad (1.3.1)$$

と計算した。ここで  $\Delta\theta$  は Spring-in 角度、 $\theta_0$  はフランジ間角度、 $\alpha$  は熱膨張率、 $\Delta T$  は温度、添字の  $I$ ,  $T$  はそれぞれ面内と面外方向を示す。式(1.3.1)は Spring-in メカニズムに基づく非常にシンプルな式であるものの、温度依存の変形しか評価することができず Spring-in 角度

を過小評価する可能性がある。実際に Hamamoto の研究[23]では成形後に再度成形温度まで昇温した際に、角度が元に戻らず、冷却前に Spring-in が発生する可能性が示唆された。

Radford[21]はより厳密に幾何学的変化を考えた上で、硬化収縮の影響も含めた式

$$\Delta\theta = \theta \cdot \left( \frac{\Delta\varepsilon_I - \Delta\varepsilon_T}{1 + \Delta\varepsilon_T} \right) = \theta \cdot \left( \frac{(\alpha_I - \alpha_T) \cdot \Delta T}{1 + \alpha_T \cdot \Delta T} \right) + \theta \cdot \left( \frac{\Phi_I - \Phi_T}{1 + \Phi_T} \right), \quad (1.3.2)$$

を提唱した。ここで $\Delta\varepsilon$ はひずみ変化量、 $\Phi$ は硬化収縮ひずみを表す。式(1.3.2)は Spring-in の理論評価式として広く用いられ、さらに Fernlund[39]によってサンドイッチ構造への拡張も行われた。しかし、Radford 式(1.3.2)は Fig. 1.6 に示すように、断面が中立面に対し角度を保ったまま変形する場合には正確であるが、せん断剛性が低い場合には Spring-in 変形を大きく見積もることになる。つまり、樹脂がゴム状態にあり、せん断剛性が低い硬化時の変形を過大評価してしまう。また式(1.3.2)では実験で見られたような板厚の影響を考慮することができない。この問題を解決するために Wisnom ら[43]は Shear-lag 解析に基づく新たな解析モデルを提案した。Wisnom らの解析では硬化時のようにせん断剛性が低い場合には、Timoshenko 梁と同様にせん断変形が生じるとし、Spring-in 変形を考察した(Fig. 1.7)。このモデルでは曲げ剛性がせん断剛性に比べ相対的に高くなる厚肉で Spring-in が小さく、実験で見られた板厚の影響を捉えることが可能となった。また Arafath ら[44]は治具との接触を考慮した閉形式の解を導き出した。このモデルでも Wisnom らの解析と同様に板厚の影響をモ

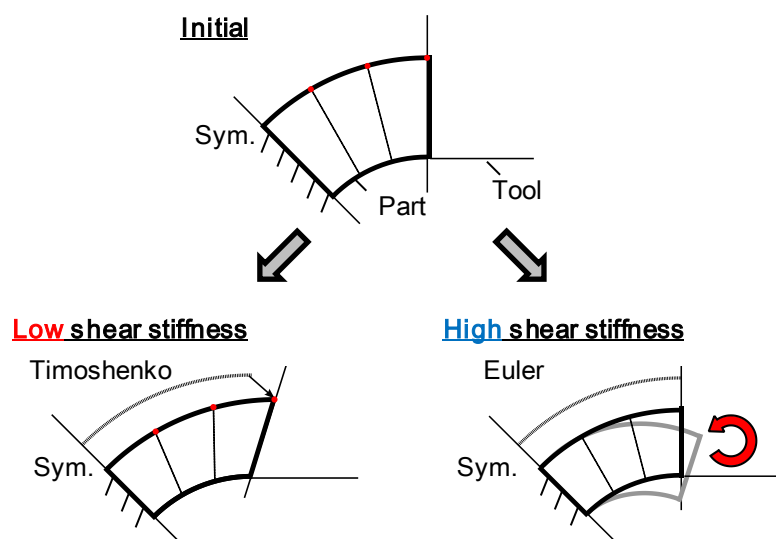


Fig. 1.7: Schematic of shear-lag analysis [43].

デルに組み込んだ。ただし、これらのモデルではフランジを有さない C 型材を対象としており、フランジの影響を考慮に入れた理論解析は構築されていない。また実験との比較も行われているが、成形後の形状評価のみであり、内部の状態評価は行われていない。

有限要素法を用いた数値解析で最も簡単なものとして冷却時のみの解析を行ったものがある[42,45]。先述のように実際の変形には硬化の影響も含まれることが示唆されている。Akkerman ら[46,47]、Zhu ら[48,49]は硬化時の挙動を解析するため、熱伝達、硬化度と粘弾性解析[50,51]を組み合わせた熱—化学連成粘弾性解析を行った。粘弾性解析を行うことで硬化時の現象を把握し、高精度に残留変形の予測が可能になる。しかし、一方で粘弾性計算は計算機および時間コストが高く、実用化を考えた上では硬化時の現象を捉えつつ、簡易化した解析が求められている。Svanberg ら[52–55]は実験結果[34]を基に、粘弾性における時間依存項を簡易化した経路依存モデル(Path dependent model)を提案した。このモデルではガラス転移温度( $T_g$ )以上のゴム状態から  $T_g$  以下のガラス状態に変化する場合は応力が保存され、逆の場合にはガラス状態で発生した応力が解放される。Path dependent model では主要な物理現象を捉えつつ、各節点で保存する値を粘弾性モデルに比べ 1/50 以下に低減できる。Path dependent model は治具形状の最適化[56]や Tool-part interaction の検証[57]などにも用いられている。その他の硬化および硬化前の現象をモデル化した例として Ersoy らの研究[58–61]が挙げられる。Ersoy らの研究では硬化前、硬化時、冷却時をそれぞれの代表物性値を用い、ステップとして計算し足し合わせた。硬化時の代表物性値は分子動力学とマイクロメカニクスにより得られた値を使用している[62]。計算結果を基に理論解析[43]でみられたせん断変形やコーナー部のしわの影響[60]などを考察した。成形シミュレーションの代表ソフトウェアとしては University of British Columbia のスピンオフ企業である Convergent 社による COMPRO が挙げられる。COMPRO は熱伝導、樹脂流動、硬化、応力解析などを組み込んだパッケージであり仮想オートクレーブ[63]を実現できる。粘弾性や Path dependent モデルに加え、Svanberg や Ersoy のモデルと同様に粘弾性挙動は考慮しないものの、樹脂の硬化度[64]および温度依存する物性値を使用し、時間ステップごとに発生する応力を足し合わせる Cure hardening incrementally linear elastic (CHILE)モデルによる応力解析も可能である。COMPRO を用いた解析は比較的単純な L 型のものから実構造に近いものまで幅広く行われている[63,65–70]。複雑形状の解析はこの他にも Shell 要素による簡易解析[71]や、実構造の解析[72]、熱可塑の解析[73]など様々なものがある。

以上のように, L型をはじめとする複雑形状 CFRP に対してこれまでに多様な研究が行われているが, 板厚や形状, 治具の影響など, 未だに統一的な知見が得られていない部分も少なくない. Fig. 1.8 に示すように, これまでの残留変形の研究においては実験・解析両面から広く研究が行われているが, 主に最終的な形状変化に基づく評価のみである. 実際のメカニズムを理解するためには, 成形時の内部状態その場計測(In-situ measurement)を含む, より深い視点からのアプローチが必要であると考えられる.

#### 1.4. 成形モニタリング

成形時の状況をモニタリングする手段として代表的なものに熱分析が挙げられる. 熱分析には様々な種類があり, 示差走査熱量計(Differential Scanning Calorimeter: DSC)では硬化時に発生する熱量計測から, 熱容量, 硬化度およびガラス転位温度などを決定する[50,74]. 粘弾性挙動のモニタリングには動的粘弾性測定(Dynamic Mechanical Analyzer: DMA)やレオメーターが使用される[74-76]. これらの測定では試験片に温度変化および周期的な荷重を与えながら変位を計測することで, 貯蔵弾性率および損失弾性率等の計測が可能である. 成形時の弾性率変化は残留変形に与える影響が大きく, 正確なモニタリング・モデリングは残留変形予測において重要である. 残留変形への影響が大きいもう一つの要因として硬

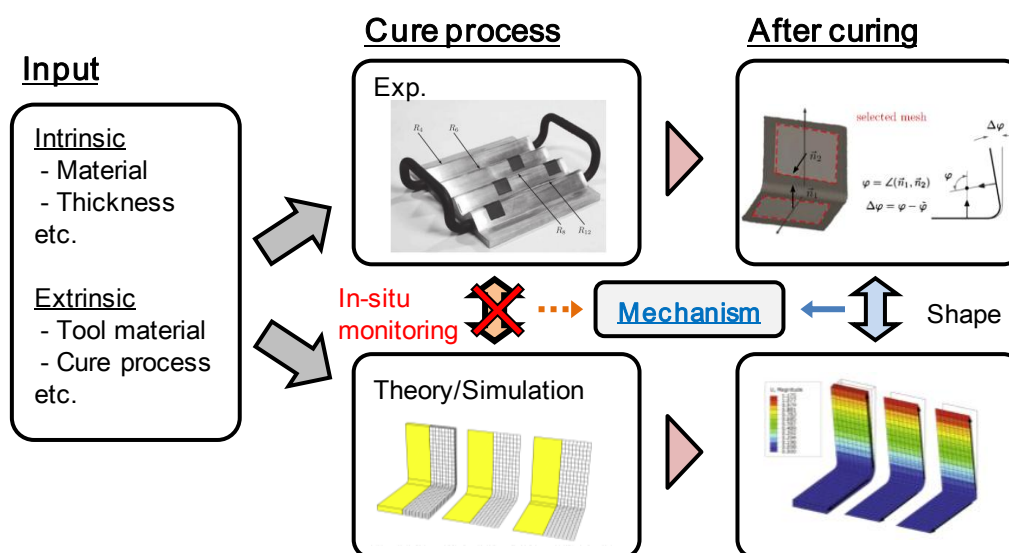


Fig. 1.8: Summary of previous works on complex shaped composites [27,71]. Mechanisms are still unclear due to lack of in-situ internal monitoring techniques.

化・熱収縮ひずみ量が挙げられる。硬化収縮のモニタリングには様々な手法[77]があり、先述の DMA およびレオメーターの変位を用いる方法[75,78]や温度変化環境で試験片に接触したプローブの変位を計測する熱機械分析(Thermomechanical analysis: TMA)を用いる方法などがある[76]。

熱分析以外の成形時ひずみモニタリング手法としてはキャピラリ型の膨張計による計測や重量測定法など体積変化を直接測定し、硬化収縮ひずみを計測する手法がある[77]。これらの手法は直感的で理解しやすいものの、キャピラリ管との接触や実際の成形条件よりも低圧になることなどが欠点である。また、ブリルアンおよびラマン分光を使用した樹脂の硬化度および弾性率計測[79–82]やカメラを使用した硬化収縮ひずみ計測手法[16,83]などが開発されてきた。しかし、熱分析を含めたこれらの手法は機器に配置できる試験片のサイズに制約があることや、大気圧下での試験であることなど実際の成形とは異なる状況でのモニタリングとなる。また、分光法やカメラによる計測では材料表面の状態を計測するため、実際の変形への寄与が大きいと考えられる内部状態の把握は不可能である。CFRP の成形状況を理解するためには上述のモニタリング手法に加えて、実環境下における内部状況の計測が必要である。

実環境下その場計測の代表的な手法として誘導分析(Dielectric analysis: DEA)が挙げられる[84–87]。DEA では電磁場を材料に印加し、イオン電流を計測する。エポキシなどのポリマーでは硬化反応に伴い流体から固体へと変化する中で、イオンの可動性が低下するため、イオン電流を計測することで樹脂の硬化度を推定することができる。DEA のセンサは電極を有するフィルム状のものであり、材料内部に埋め込み、内部硬化度のその場計測が可能である。また内部ひずみのその場計測手法として代表的なものに光ファイバセンサがある。光ファイバセンサの計測手法は様々であるが、ひずみセンサとしては Fiber Bragg grating (FBG)センサが最も広く使用されている[88–96]。また、近年では後方散乱光を利用した分布ひずみ計測も行われている[97,98]。一般的に光ファイバセンサは材料の面内方向に埋め込まれ、面内ひずみの計測が行われる。しかし、実際の多くの構造では面内方向のひずみは繊維により拘束されるため、成形時のひずみは主に面外方向へ発生する。そこで近年では FBG センサによる面外方向ひずみ計測手法[95,96]が開発されており、成形時の内部ひずみおよび残留変形メカニズムを理解するための強力なツールとなっている。

## 1.5. 本論文の概要

以上のように、複雑形状 CFRP の残留変形は組立・運用時の不具合を引き起こす重要な問題にもかかわらず、メカニズムに関しては不明確な部分も少なくない。その一因として、先行研究では主に成形後形状のみを検証しており、成形時の内部状況についてのモニタリングが不十分であることが挙げられる。また、理論解析モデルが単純な C 型材に関するもののみしかなく、フランジ部の影響を理論的に考察できないことも問題である。そこで本研究では理論モデルの拡張、および光ファイバセンサを用いた内部ひずみ計測により、残留変形に関するメカニズムをより詳細に理解することを目的とする。Fig. 1.9 と併せ、以下に各章の概要を示す。

まず、第 2 章で C 型材に対する Wisnom ら[43]の理論解析をフランジの影響を取り入れ L 型材に拡張し、有限要素解析により理論解析の妥当性検証を行う。また、板厚、弾性率、およびフランジ長さが内部状態、および残留変形に与える影響を考察する。

第 3 章では面外斜め方向に埋め込んだ FBG センサによる、新たな CFRP 内部面外垂直・せん断ひずみ計測手法を提案する。また FBG センサの面外斜め方向への埋め込みについて検証する。

第 4 章では第 3 章で提案した手法により、L 型 CFRP の成形時に発生する面外垂直・せん断ひずみを計測し、第 2 章の解析結果と比較を行う。その後、3 次元形状計測を行い、成形時に発生する内部ひずみと残留変形の関係について考察し、残留変形の発生メカニズムについて理解を深める。さらに実験・解析結果を基に新たな Spring-in 予測手法を提案する。

第 5 章ではウェブと 2 つのフランジから構成され、L 型よりも複雑な U 型材について内部ひずみの計測を行う。理論・有限要素解析も L 型からさらに拡張し、残留変形の発生メカニズムについての理解を深める。

実構造では翼桁のように長手方向で断面形状が変化することがある。第 6 章では板厚が変化する Ply drop-off 構造に対し、開発した手法により内部ひずみを計測し、大型構造への手法の適応可能性、および大型構造における変形メカニズムを考察する。

最後に第 7 章で結言を述べる。

**L-shaped**

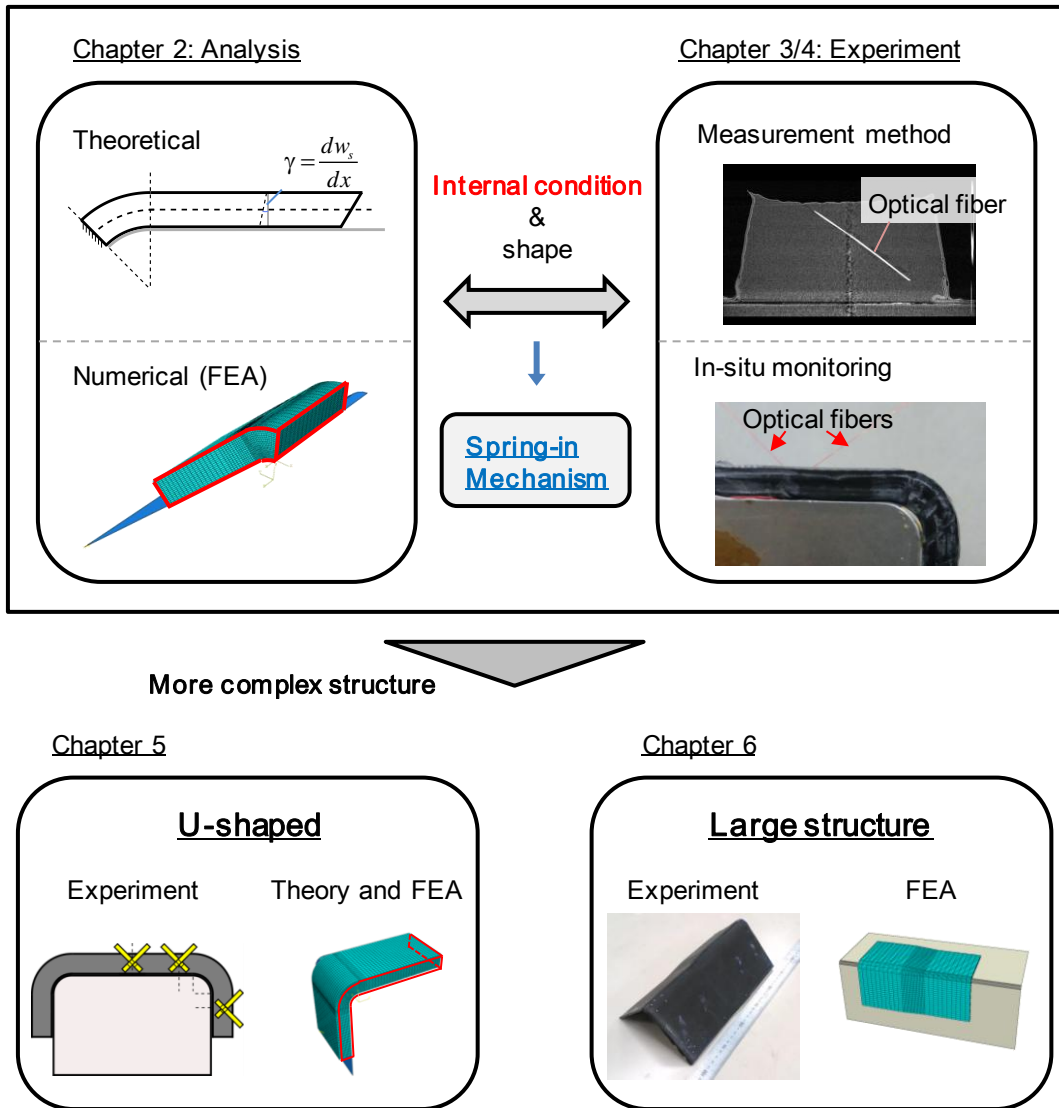


Fig. 1.9: Overview of this thesis.

## 第2章 L 型材の理論・数値解析手法の開発

### 2.1. Incrementally linear elastic (ILE) model

序章で述べたように複合材料の成形解析では様々なモデルが存在する．最も簡易なモデルは樹脂硬化後の冷却過程のみを考慮している[42,45]．この場合，解析に必要な物性値は少なく，計算コストも小さいが，前章で述べた樹脂の硬化反応に起因する残留応力・残留変形は考慮できない．一方複雑なものとしては樹脂の粘弾性を考慮したモデルが挙げられる[46–51,99]．このモデルでは樹脂の粘弾性挙動を詳細に検証でき，高精度な解析が可能である一方，必要な入力物性値が多く，かつ細かい刻み幅での計算が必要となり計算コストが膨大になる．計算コストを抑えつつ，樹脂硬化の影響を考慮するモデルとして Incrementally linear elastic (ILE) model[64,66]が挙げられる．このモデルでは粘弾性解析で生じる時間依存効果を見捨て準静的であると考え，それぞれの時間で発生する応力を足し合わせることで最終的な応力を求める．式で表すと

$$\{\sigma\} = \sum \{\Delta\sigma\}_i = \sum [C]_i \{\Delta\varepsilon\}_i, \quad (2.1.1)$$

となる．ここで $\sigma$ は応力， $\varepsilon$ はひずみ， $C$ は剛性マトリックス，下付き添字 $i$ はステップ数を

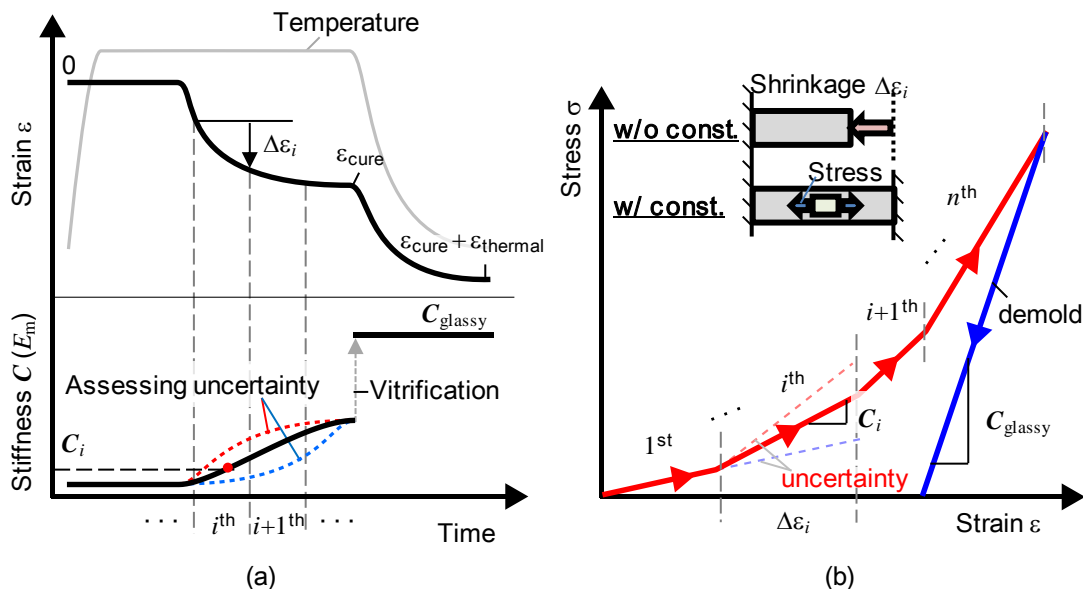


Fig. 2.1: Schematic of numerical analysis;

(a) Strain and stiffness as a function of time, (b) Incrementally linear elastic model



示す. Fig. 2.1(a)に成形プロセス中のひずみ変化, および剛性  $C$ (樹脂の弾性率  $E_m$ に依存)の変化, Fig. 2.1(b)に ILE モデルの概念図を示す. 硬化時の緩和時間は成形時間に比べて短く, 式(2.1.1)の  $C$  は緩和後の剛性とみなすことができる. 一方, 冷却時の緩和時間は成形時間に比べて長いので  $C$  は緩和前の剛性である. Fig. 2.1(a)に示すように, 硬化時の剛性は樹脂の硬化に伴い徐々に増加し, また冷却時にはガラス化(vitrification)により, 大きく変化する. 硬化時の剛性の計測には DMA やレオメーター等の熱分析手法が用いられるが, 硬化度・温度等に依存し, 不確実性が大きい(Fig. 2.1(a)点線). また熱分析手法では実際の成形時と加圧・サイズ等の条件が異なることも問題である. そのため, ある時間での剛性  $C$  と発生するひずみ変化 $\Delta\epsilon$ を結び付けることは比較的困難である.

そこで, 本研究では内部状態の時間履歴を計算するのではなく, ある時点での物性値  $C$  において一定量のひずみが発生すると仮定し, 物性値が内部状態および残留変形に与える影響を考察する. いくつかの物性値でそれぞれ計算を行うことで, 硬化における現象の変化を検証する. この目的のため ILE モデルと同様に, 応力を保持する 2 ステップモデルを使用した(Fig. 2.2). 1 ステップ目では Fig. 2.2(a)の赤点に相当する硬化のある時点における物性値を使用し, 物性値に関わらず一定のひずみを与える. この際, 与えるひずみに依存しない物理量を考察することで, 1 ステップ目の物性値のみに着目する. 1 ステップ目に発生する応力・ひずみは式(2.1.1)に従い保存され, 2 ステップ目に引き継がれる. 2 ステップ目では冷却時の物性値を用い, 1 ステップ目で発生した応力を解放し, 残留変形を検証する. なお 2 ステップ目では新たなひずみは与えない. 2 ステップ解析は Fig. 2.1(b)に示す ILE モデルにおいて  $i^{\text{th}}$  ステップ のみを抜き出し, 与えるひずみを一定に変えたものと等価である.

理論および有限要素解析では式(2.1.1)の  $C$  に相当する複合材料の物性値が必要となる. 特に有限要素解析で複合材料の解析を行う際には直交異方性を考慮した 9 つの物性値( $E_1, E_2, E_3, G_{12}, G_{13}, G_{23}, \nu_{12}, \nu_{13}, \nu_{23}$ )が必要である. 複合材料の母材樹脂硬化中のこれらの物性値を実験的に求める手法としては先述のように熱分析, 特に動的機械分析(DMA)を用いる手法が挙げられるが, DMA では試験片サイズが小さく, また真空・加圧環境下でないため, 実際の成形条件と異なる. 更に, DMA 試験中に硬化反応が進行する可能性があることや, 全ての直交異方性物性値を取得できないことなどの欠点がある. そこで本研究では半経験則である Chamis モデル[100]および平均場近似である Self consistent field model (SCFM) [101,102]を用いて 9 つの物性値を決定した.

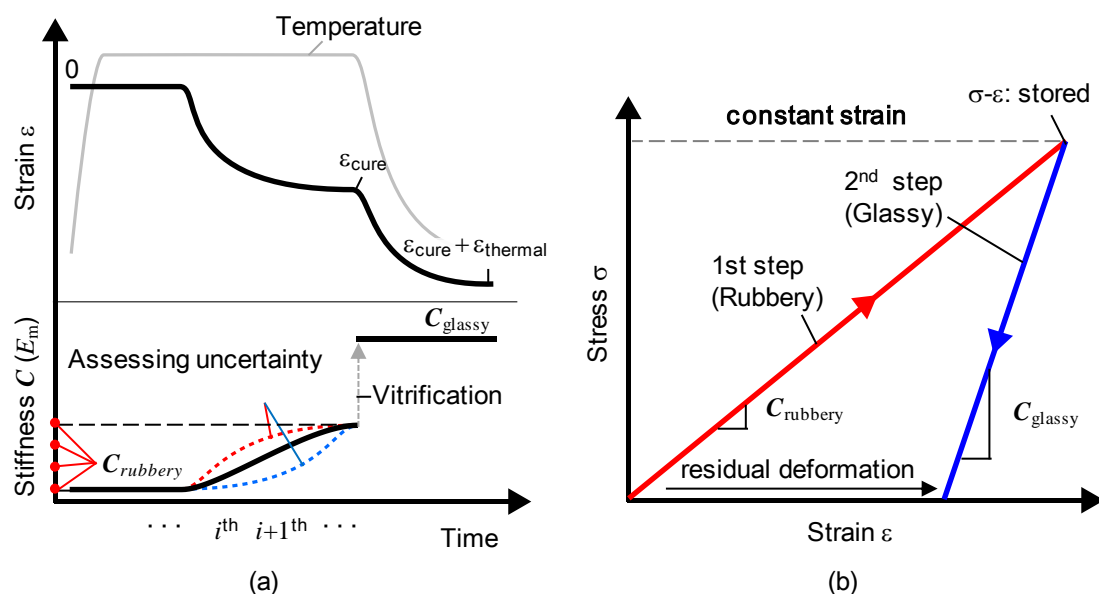


Fig. 2.2: Schematic of 2-step analysis for constant strain:

(a) Strain and stiffness as a function of time, (b) Stress-Strain relationship in 1st and 2nd step.

上述のモデルでは強化材繊維と母材樹脂の物性値を用いて複合材料の物性値を計算する。本研究では強化材繊維として用いた炭素繊維の物性は変化せず、母材樹脂の物性値が硬化に伴い変化すると仮定し物性値を求めた。母材樹脂は等方性材料であり、弾性挙動を記述する物性値はヤング率( $E_m$ )と体積弾性率( $K_m$ )の2つである。ここで、硬化時の体積弾性率は冷却時の約半分ではほぼ一定であるので[103]、母材樹脂物性値はヤング率  $E_m$  のみに依存すると仮定できる。以上より、複合材料の9つの物性値を母材樹脂弾性率  $E_m$  の関数として表すことができる。Chamis, SCFMの各モデルおよび、物性値の詳細はAppendix Aに示す。なお、本試験で用いた材料の硬化時における樹脂弾性率  $E_m$  は硬化の後半までに約200MPaまで上昇することが先行研究[96]および予備試験で明らかになっている(Appendix C)。本研究では樹脂弾性率  $E_m$  をパラメータに取り、硬化および冷却時の樹脂弾性率変化が内部ひずみおよび残留変形に与える影響について考察する。

## 2.2. 理論解析

WisnomらのShear-lag解析[43]ではC型材に関する解が得られた。この解析ではRadfordらのオイラー梁を仮定した解析では考慮できない板厚の影響を取り入れられた。しかし、L型材ではフランジの影響によりコーナー部でのせん断変形が抑制される可能性があること

が指摘されている[27]. 本研究では Wisnom らの解析をフランジの影響を考察できるように拡張する. なお, 硬化・熱収縮による影響のみを考察するために, 治具との摩擦は無視する.

面外方向にひずみ $\varepsilon_2$ が生じる L 型材 (フランジ間角度:  $\theta_0$ ) を考える(Fig. 2.3). 治具がない場合, 外力が生じないため Radford 式と同様, オイラー梁のように断面が中立面に垂直となるような変形が生じる(Fig. 2.3(b)). 実際の成形では治具および加圧が存在するため, Fig. 2.3(b)の変形を抑制するように治具から反力が発生する. この際, 部材が治具に沿うように変形すると仮定する(Fig. 2.3(c)). ティモシェンコ梁の仮定の下, コーナー部対称面からの距

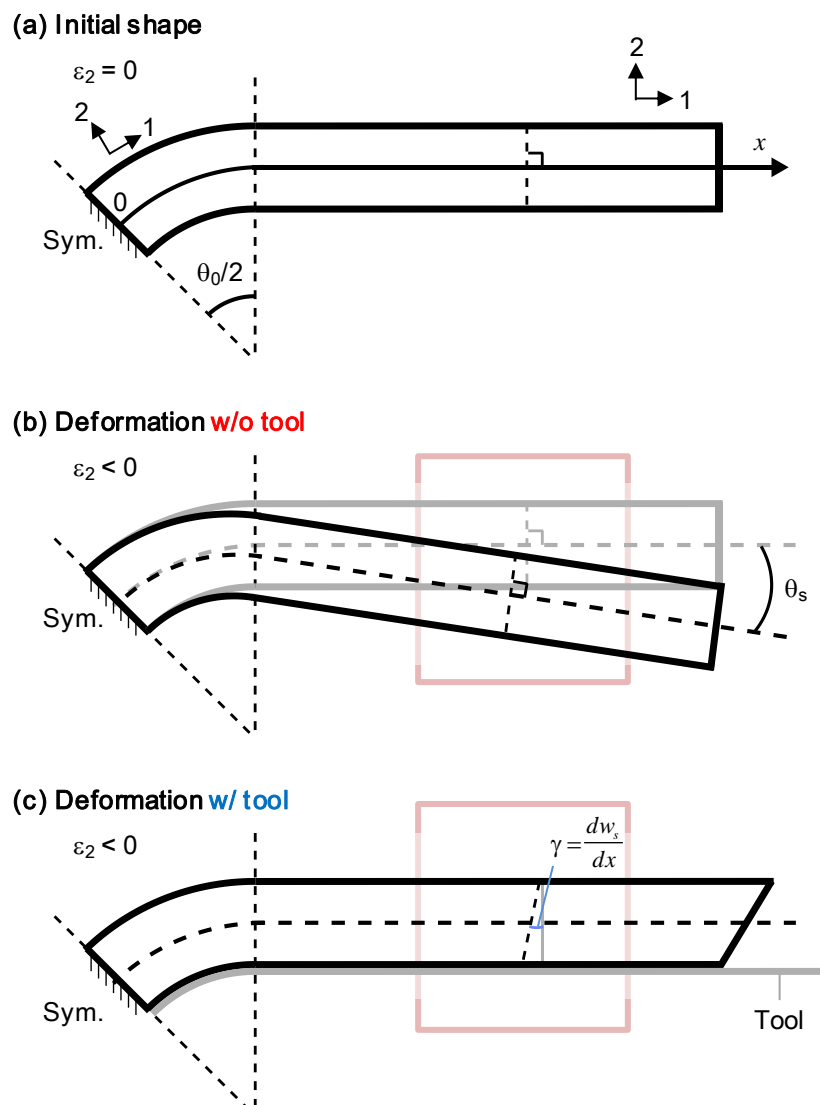


Fig. 2.3: Schematic of deformation in L-shaped composite during cure process:

(a) Initial shape, (b) Deformation without tool, (c) Deformation with tool.

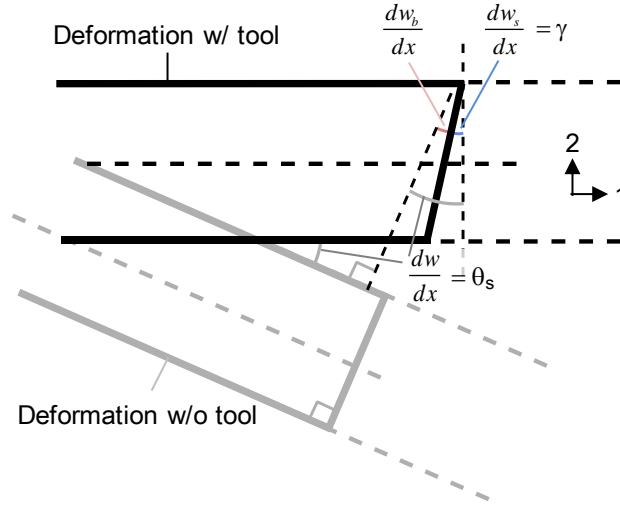


Fig. 2.4: Schematic of Timoshenko beam (Enlarged view of red square in Fig. 2.3 (b) and (c)).

離  $x$  における Fig. 2.3(b)から Fig. 2.3(c)への面外方向の変形量を  $w$  とすると,  $w$  は曲げ変形  $w_b$  とせん断変形  $w_s$  との和になり, その微分は

$$\frac{dw}{dx} = \frac{dw_b}{dx} + \frac{dw_s}{dx}, \quad (2.2.1)$$

となる(Fig. 2.4). ここで, せん断変形の微分はせん断ひずみ

$$\gamma = \frac{dw_s}{dx}, \quad (2.2.2)$$

である. 式(2.2.1)の左辺は位置  $x$  における治具がない場合(Fig. 2.3(b))の変形前後の角度変化であり,

$$\frac{dw}{dx} = \theta_s, \quad (2.2.3)$$

と示す.

角度変化 $\theta_s$ の計算のため, Fig. 2.5 に示すコーナー一部の微小角度  $d\theta_0$ 部を考える. 変形前の内外での弧長  $l_1, l_2$ は初期形状での内径 $R_i$ を用いて,

$$\begin{aligned} R_i \cdot d\theta_0 &= l_1 \\ (R_i + t) \cdot d\theta_0 &= l_2, \end{aligned} \quad (2.2.4)$$

である. 面内方向へは炭素繊維の拘束により変形が生じないと仮定すると, 弧長  $l_1, l_2$ は面外方向にひずみ $\varepsilon_2$ が生じた後の角度  $d(\theta_0 + \theta_s)$ , および内径 $\bar{R}_i$ を用いて,

$$\begin{aligned} \bar{R}_i \cdot d(\theta_0 + \theta_s) &= l_1 \\ \{\bar{R}_i + t(1 + \varepsilon_2)\} \cdot d(\theta_0 + \theta_s) &= l_2, \end{aligned} \quad (2.2.5)$$

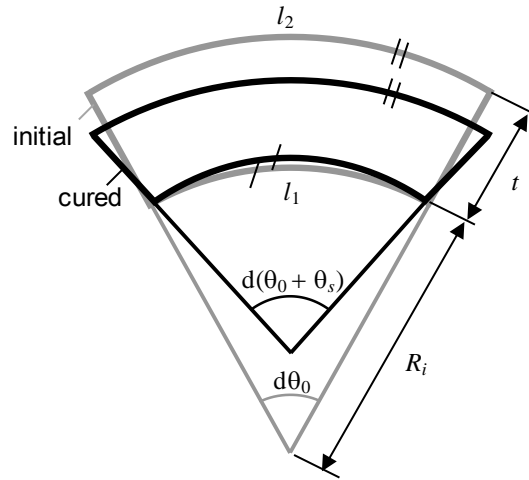


Fig. 2.5: Spring-in deformation without tool at corner area.

となる. 式(2.2.4), (2.2.5)から弧長  $l_1$ ,  $l_2$ を除き, 式変形すると,

$$(1 + \varepsilon_2) \cdot d\theta_s = -\varepsilon_2 \cdot d\theta_0, \quad (2.2.6)$$

が導かれる. ひずみ  $\varepsilon_2$ が 1 に比べ無視できるものと仮定すると, 式(2.2.6)は

$$d\theta_s = -\varepsilon_2 \cdot d\theta_0 = -\varepsilon_2 \cdot \frac{dx}{R}, \quad (2.2.7)$$

と変形できる. ここで,  $R$  は初期形状における板厚中央までの半径,  $dx$  は板厚中央での弧長である. フランジ部においては  $x$  方向への角度変化はないため, 式(2.2.7)と併せて, Fig. 2.3 (a)における初期形状と Fig. 2.3(b)の角度差  $\theta_s$  は微分の形で

$$\frac{d\theta_s}{dx} = \begin{cases} -\frac{\varepsilon_2}{R} & (0 \leq x \leq R\theta_0/2) \\ 0 & (R\theta_0/2 \leq x \leq R\theta_0/2 + l) \end{cases}, \quad (2.2.8)$$

と表わされる. ここで  $l$  はフランジ長さを示す.

治具からの反力により発生する単位幅あたりの曲げモーメント

$$M = -E_\theta I \frac{d^2 w_b}{dx^2}, \quad (2.2.9)$$

に, 式(2.2.1)-(2.2.3)を代入することで,

$$M = -E_\theta I \cdot \frac{d(\theta_s - \gamma)}{dx}, \quad (2.2.10)$$

が導かれる. ここで  $E_\theta$  は面内方向の有効弾性率,  $I$  は単位幅あたりの断面 2 次モーメントを示す. 一方, 単位幅あたりのせん断力  $S$  は

$$S = \frac{\gamma t G_{\theta t}}{k_{shear}}, \quad (2.2.11)$$

となる。ここで  $t$  は部材の厚み、 $G_{\theta t}$  は有効せん断弾性率、 $k_{shear}$  は板厚方向へのせん断ひずみ分布の修正係数(せん断形状係数の逆数)である。成形時の変化は準静的であると考え、本研究ではエネルギーから求められる値として  $k_{shear} = 1.2$  とする[43,104]。なお、有効弾性率  $E_0$  および有効せん断弾性率  $G_{\theta t}$  の計算は Appendix B に詳説する。式(2.2.10)、(2.2.11)をせん断力と曲げモーメントの関係式

$$S = \frac{dM}{dx}, \quad (2.2.12)$$

に代入し、 $I = t^3/12$  を用いて整理する。式(2.2.8)から  $\theta_s$  の2階微分はコーナー・フランジ部共に0であるので、すべての位置  $x$  で

$$\frac{E_{\theta} t^3}{12} \cdot \frac{d^2 \gamma}{dx^2} = \frac{\gamma t G_{\theta t}}{k_{shear}}, \quad (2.2.13)$$

となる。微分方程式(2.2.13)を解くことで、治具がある場合(Fig. 2.3(c))のL型材における内部せん断ひずみ分布を計算できる。ただし、コーナー・フランジ部それぞれにおいて積分定数を別々に定める必要がある。式(2.2.13)に  $k_{shear} = 1.2$  を代入して整理すると

$$\frac{d^2 \gamma}{dx^2} = a^2 \cdot \gamma, \quad (2.2.14)$$

となる。ここで係数  $a$  は

$$a = \sqrt{\frac{10 G_{\theta t}}{E_{\theta} t^2}}, \quad (2.2.15)$$

である。式(2.2.14)の一般解はコーナー・フランジ部それぞれで

$$\gamma(x) = \begin{cases} \gamma_1(x) = A_1 e^{ax} + B_1 e^{-ax} & (0 \leq x \leq R\theta_0/2) \\ \gamma_2(x) = A_2 e^{ax} + B_2 e^{-ax} & (R\theta_0/2 \leq x \leq R\theta_0/2 + l) \end{cases} \quad (2.2.16)$$

と書き表される。ここで  $A_1$ 、 $A_2$ 、 $B_1$ 、 $B_2$  は積分定数である。

フランジ端部での拘束の影響を考察するために、「端部自由」と「端部拘束」の2つの境界条件の下で式(2.2.16)の積分定数を求める。式(2.2.16)の積分定数の決定には4つの境界条件が必要であるが、そのうち3つは共通しており、

$$\begin{cases} \gamma_1(0) = 0 \\ \gamma_1(R\theta_0/2) = \gamma_2(R\theta_0/2) \\ M_1(R\theta_0/2) = M_2(R\theta_0/2) \end{cases}, \quad (2.2.17)$$

である。式(2.2.17)はそれぞれ、コーナー中央面での対称条件、コーナー・フランジ間でのひずみおよびモーメントの連続条件を表す。残る1つの境界条件は端部自由の場合、

$$M_2(R\theta_0/2 + l) = 0, \quad (2.2.18)$$

である。式(2.2.17), (2.2.18)を式(2.2.16)に代入し積分定数を求めると、

$$\begin{cases} A_1 = -\frac{e^{al} + e^{-al}}{2a \cdot (e^{a(R\theta_0/2+l)} + e^{-a(R\theta_0/2+l)})} \cdot \frac{\varepsilon_2}{R} \\ B_1 = -A_1 = \frac{e^{al} + e^{-al}}{2a \cdot (e^{a(R\theta_0/2+l)} + e^{-a(R\theta_0/2+l)})} \cdot \frac{\varepsilon_2}{R} \\ A_2 = \frac{1 - e^{-aR\theta_0}}{1 + e^{2al}} A_1 = -e^{-a(R\theta_0/2+l)} \cdot \frac{e^{aR\theta_0/2} - e^{-aR\theta_0/2}}{2a(e^{a(R\theta_0/2+l)} + e^{-a(R\theta_0/2+l)})} \cdot \frac{\varepsilon_2}{R} \\ B_2 = A_2 e^{2a(R\theta_0/2+l)} = -e^{a(R\theta_0/2+l)} \cdot \frac{e^{aR\theta_0/2} - e^{-aR\theta_0/2}}{2a(e^{a(R\theta_0/2+l)} + e^{-a(R\theta_0/2+l)})} \cdot \frac{\varepsilon_2}{R} \end{cases} \quad (2.2.19)$$

となる。式(2.2.16)と式(2.2.19)より、端部自由条件での解は

$$\gamma(x) = \begin{cases} \gamma_1(x) = -\frac{\varepsilon_2}{aR} \cdot \frac{\cosh(al)}{\cosh\{a(R\theta_0/2 + l)\}} \cdot \sinh(ax) \quad (0 \leq x \leq R\theta_0/2) \\ \gamma_2(x) = -\frac{\varepsilon_2}{aR} \cdot \frac{\sinh(aR\theta_0/2)}{\cosh\{a(R\theta_0/2 + l)\}} \cdot \cosh\{a(R\theta_0/2 + l - x)\} \quad (R\theta_0/2 \leq x \leq R\theta_0/2 + l) \end{cases}, \quad (2.2.20)$$

となる。ここで、面外せん断ひずみと面外垂直ひずみの符号を合わせるために、 $\gamma' = -\gamma$ と書き、面外垂直ひずみ $\varepsilon_2$ との比を取ると

$$\frac{\gamma(x)}{\varepsilon_2} = \begin{cases} -\frac{\gamma_1(x)}{\varepsilon_2} = \frac{1}{aR} \cdot \frac{\cosh(al)}{\cosh\{a(R\theta_0/2 + l)\}} \cdot \sinh(ax) \quad (0 \leq x \leq R\theta_0/2) \\ -\frac{\gamma_2(x)}{\varepsilon_2} = \frac{1}{aR} \cdot \frac{\sinh(aR\theta_0/2)}{\cosh\{a(R\theta_0/2 + l)\}} \cdot \cosh\{a(R\theta_0/2 + l - x)\} \quad (R\theta_0/2 \leq x \leq R\theta_0/2 + l) \end{cases}, \quad (2.2.21)$$

となり、付与する面外ひずみ $\varepsilon_2$ に依らない物理量が得られる。以下ではこの値をせん断・垂直ひずみ比と呼ぶ。せん断・垂直ひずみ比は面外方向に単位量の収縮ひずみが発生した際のせん断ひずみ量を示す。この値は形状および位置 $x$ が同じ場合、物性値 $a$ のみに依存し、せん断変形のしやすさを表す指標である。せん断・垂直ひずみ比が大きい程、せん断変形しやすいことを表す。次に、Fig. 2.2のような2ステップモデルでの脱型時の残留変形について述べる。1ステップ目で発生する変形は式(2.2.1)で表すことができるが、脱型時にはこの内、主に曲げによる変形( $dw_b/dx$ )のみが解放される。これは脱型時の樹脂がせん断剛性の高いガラス状態であるため、せん断剛性の低い硬化時に発生したせん断応力が解放されても、変形に与える影響が小さいためである。一方、曲げ剛性は主に繊維方向の影響を受けするため、硬化時および脱型時で変化が小さく、硬化時に発生した曲げ変形は脱型時に解放

される。位置  $x$  における曲げ変形による傾きは式(2.2.1)-(2.2.3)より

$$\frac{dw_b}{dx} = \theta_s(x) - \gamma(x), \quad (2.2.22)$$

である。  $\theta_s$  は物性値に依らない値であるので、式(2.2.22)から、成形時のせん断ひずみ  $\gamma$  が大きい程、脱型時に発生する変形(残留変形)は小さくなることがわかる。式(2.2.22)を積分することでフランジ部における変形  $\delta$  を求めると

$$\begin{aligned} \delta &= \int_{R\theta_0/2}^{R\theta_0/2+l} \frac{dw_b}{dx} dx = \int_{R\theta_0/2}^{R\theta_0/2+l} \{\theta_s(x) - \gamma(x)\} dx \\ &= - \int_{R\theta_0/2}^{R\theta_0/2+l} \left[ \frac{\varepsilon_2 \theta_0}{2} - \frac{\varepsilon_2}{aR} \cdot \frac{\sinh(aR\theta_0/2)}{\cosh\{a(R\theta_0/2+l)\}} \cdot \cosh\{a(R\theta_0/2+l-x)\} \right] dx \\ &= -\varepsilon_2 \left[ \frac{\theta_0 l}{2} - \frac{1}{a^2 R} \cdot \frac{\sinh(aR\theta_0/2)}{\cosh\{a(R\theta_0/2+l)\}} \cdot \sinh(al) \right], \end{aligned} \quad (2.2.23)$$

となる。ここで変形  $\delta$  はコーナー・フランジ境界とフランジ端部の変位差を示し、Spring-inを表す指標である。

次に端部でせん断変形ができないように拘束がある場合の解を求める。端部拘束がある場合、境界条件(2.2.10)の代わりに

$$\gamma_2(R\theta_0/2+l) = 0, \quad (2.2.24)$$

となるので、積分定数  $A_1$ ,  $A_2$ ,  $B_1$ ,  $B_2$  は式(2.2.16), (2.2.17), (2.2.24)より,

$$\begin{cases} A_1 = -\frac{e^{al} - e^{-al}}{2a \cdot (e^{a(R\theta_0/2+l)} - e^{-a(R\theta_0/2+l)})} \cdot \frac{\varepsilon_2}{R} \\ B_1 = -A_1 = \frac{e^{al} - e^{-al}}{2a \cdot (e^{a(R\theta_0/2+l)} - e^{-a(R\theta_0/2+l)})} \cdot \frac{\varepsilon_2}{R} \\ A_2 = \frac{1 - e^{-aR\theta_0/2}}{1 - e^{2al}} A_1 = e^{-a(R\theta_0/2+l)} \cdot \frac{e^{aR\theta_0/2} - e^{-aR\theta_0/2}}{2a(e^{a(R\theta_0/2+l)} - e^{-a(R\theta_0/2+l)})} \cdot \frac{\varepsilon_2}{R} \\ B_2 = -A_2 e^{2a(R\theta_0/2+l)} = -e^{a(R\theta_0/2+l)} \cdot \frac{e^{aR\theta_0/2} - e^{-aR\theta_0/2}}{2a(e^{a(R\theta_0/2+l)} - e^{-a(R\theta_0/2+l)})} \cdot \frac{\varepsilon_2}{R}, \end{cases} \quad (2.2.25)$$

と導かれる。式(2.2.25)を式(2.2.16)に代入すると

$$\gamma(x) = \begin{cases} \gamma_1(x) = -\frac{\varepsilon_2}{aR} \cdot \frac{\sinh(al)}{\sinh\{a(R\theta_0/2+l)\}} \cdot \sinh(ax) & (0 \leq x \leq R\theta_0/2) \\ \gamma_2(x) = -\frac{\varepsilon_2}{aR} \cdot \frac{\sinh(aR\theta_0/2)}{\sinh\{a(R\theta_0/2+l)\}} \cdot \sinh\{a(R\theta_0/2+l-x)\} & (R\theta_0/2 \leq x \leq R\theta_0/2+l) \end{cases}, \quad (2.2.26)$$

となる。端部自由と同様に、せん断・垂直ひずみ比、および変位  $\delta$  を求めると



$$\frac{\gamma'(x)}{\varepsilon_2} = \begin{cases} -\frac{\gamma_1(x)}{\varepsilon_2} = \frac{1}{aR} \cdot \frac{\sinh(al)}{\sinh\{a(R\theta_0/2 + l)\}} \cdot \sinh(ax) & (0 \leq x \leq R\theta_0/2) \\ -\frac{\gamma_2(x)}{\varepsilon_2} = \frac{1}{aR} \cdot \frac{\sinh(aR\theta_0/2)}{\sinh\{a(R\theta_0/2 + l)\}} \cdot \sinh\{a(R\theta_0/2 + l - x)\} & (R\theta_0/2 \leq x \leq R\theta_0/2 + l) \end{cases}, \quad (2.2.27)$$

$$\delta = \int_{R\theta_0/2}^{R\theta_0/2+l} \frac{dw}{dx} dx = -\varepsilon_2 \left[ \frac{\theta_0 l}{2} - \frac{1}{a^2 R} \cdot \frac{\sinh(aR\theta_0/2)}{\sinh\{a(R\theta_0/2 + l)\}} \cdot \{\cosh(al) - 1\} \right], \quad (2.2.28)$$

となる。

### 2.3. 有限要素解析手法

理論解析の検証および、内部状態のより詳細な検証を行うため、汎用有限要素解析ソフトウェア Abaqus 6.14 (Dassault Systems Inc.) を使用し、有限要素解析を行った。Fig. 2.6 に解析モデルを示す。モデルは L 型材の対称性を考慮し 1/4 部分のみをモデル化し、境界条件により全体を再現した。部材寸法はフランジ長 45mm, 幅 35mm (対称条件を考慮し半分のみモデル化), コーナー半径 6.4mm, フランジ間角度 90° とした。積層構成は [0<sub>2</sub>/90<sub>4</sub>/0<sub>4</sub>]<sub>s</sub> (20-ply, 厚み: 2.5mm), [90<sub>4</sub>/0<sub>4</sub>]<sub>2s</sub> (32-ply, 厚み: 4.4mm), [90<sub>4</sub>/0<sub>4</sub>]<sub>4s</sub> (64-ply, 厚み: 8.8mm) の 3 種類を作製し、板厚の影響を考察した。ここでは長手方向を 90° と定義した。また治具は剛体シェルによりモデル化し、理論解析と同様に部材・治具間の接線方向への摩擦はないと仮定して解析を行った。

硬化時の物性値変化が内部ひずみおよび最終形状に与える影響を考察するために、前述のように 2 ステップ解析を行った。式(2.1.1)の構成則の導入には Abaqus のユーザーサブルーチンである UMAT を使用した (Appendix D)。まず 1 ステップ目では、ある樹脂弾性率  $E_m$

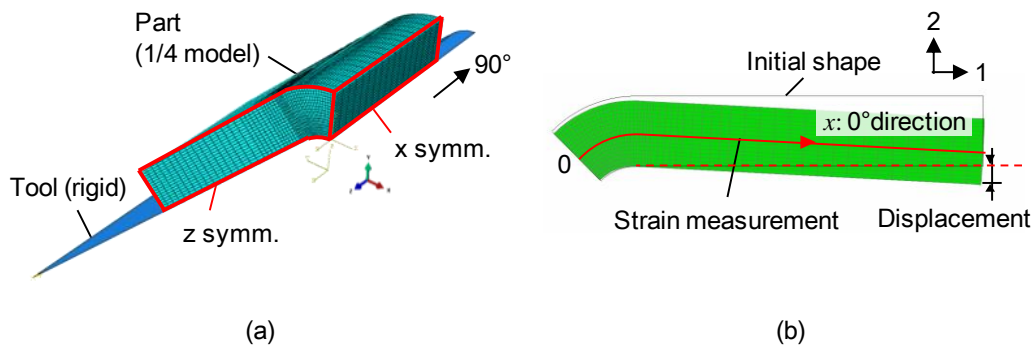


Fig. 2.6: FEA model for L-shaped CFRP:

(a) part with boundary conditions, (b) displacement and strain measurement.

の際の物性値を使用し、加圧を模擬した 0.3MPa 下で、面外方向に硬化収縮ひずみを模擬した  $1000\mu\epsilon$  の圧縮ひずみを温度変化により与えた。ただし、1 ステップ目で加圧を模擬した 0.3MPa の圧力を加えた場合、面外方向の剛性が低く、メッシュの乱れが生じたため、0 ステップとして樹脂弾性率  $E_m$  が 1000MPa の物性値で圧力を加えた。これにより発生する応力・ひずみは非常に小さいため、1 ステップ目で発生する内部ひずみおよび 2 ステップ目の残留変形に与える影響は小さい。2 ステップ目では樹脂弾性率  $E_m$  をガラス状態の 3000MPa に変化させた後、圧力を解放した。なお、2 ステップ目ではひずみは与えていない。

有限要素解析では 1 ステップ目の樹脂弾性率  $E_m$  として 5, 25, 50, 100MPa についてそれぞれ解析を行い、1 ステップ目終了時の板厚中央におけるせん断・垂直ひずみ比および 2 ステップ目終了時のコーナー・フランジ境界とフランジ端部の変位差を計測した(Fig. 2.6(b))。また、冷却時の熱収縮による影響を考察するために 1 ステップ目の樹脂弾性率が 3000MPa の場合についても解析を行った。フランジ端部の境界条件については理論解析と同様に、モーメントなし(端部自由)、および垂直変位なし(端部拘束)の 2 条件を検証した。また、異なるフランジ長さに対する解析を行い、その影響を評価した。

## 2.4. 解析結果

Fig. 2.7 に理論解析(式(2.2.21))および有限要素解析で計算された端部自由条件でのせん断・垂直ひずみ比を示す。横軸はコーナー対称面からの距離  $x$  を示す。実線で示す理論解析と破線で示す有限要素解析の結果を比較すると、すべての樹脂弾性率で、ひずみ比がコーナー部で増加し、フランジ端部に向かって減少する傾向が一致する。特に板厚が 2.5mm および 8.8mm では理論・有限要素解析が定量的にもよく一致している。板厚 4.4mm で他の板厚に比べ理論と有限要素解析の差が大きい理由としては、理論解析における板厚方向でのせん断応力分布の仮定が挙げられる。理論解析ではせん断応力が板厚中央で最大となる 2 次関数を仮定するが、有限要素解析から板厚 4.4mm の積層構成では 2.5, 8.8 mm に比べ、2 次関数から離れたせん断応力分布がみられた。このことにより理論と有限要素解析に差が生じたと考えられる。せん断応力の板厚方向分布を補正するには式(2.2.11)の  $k_{\text{shear}}$  を適当な値に変える必要がある。しかし、全ての板厚において、理論は有限要素解析の結果を概ね再現しており、理論解析により内部状態を十分に把握可能であることが示された。

Fig. 2.8(a)に端部拘束がない場合のコーナー・フランジ境界から 25mm 離れた位置におけ

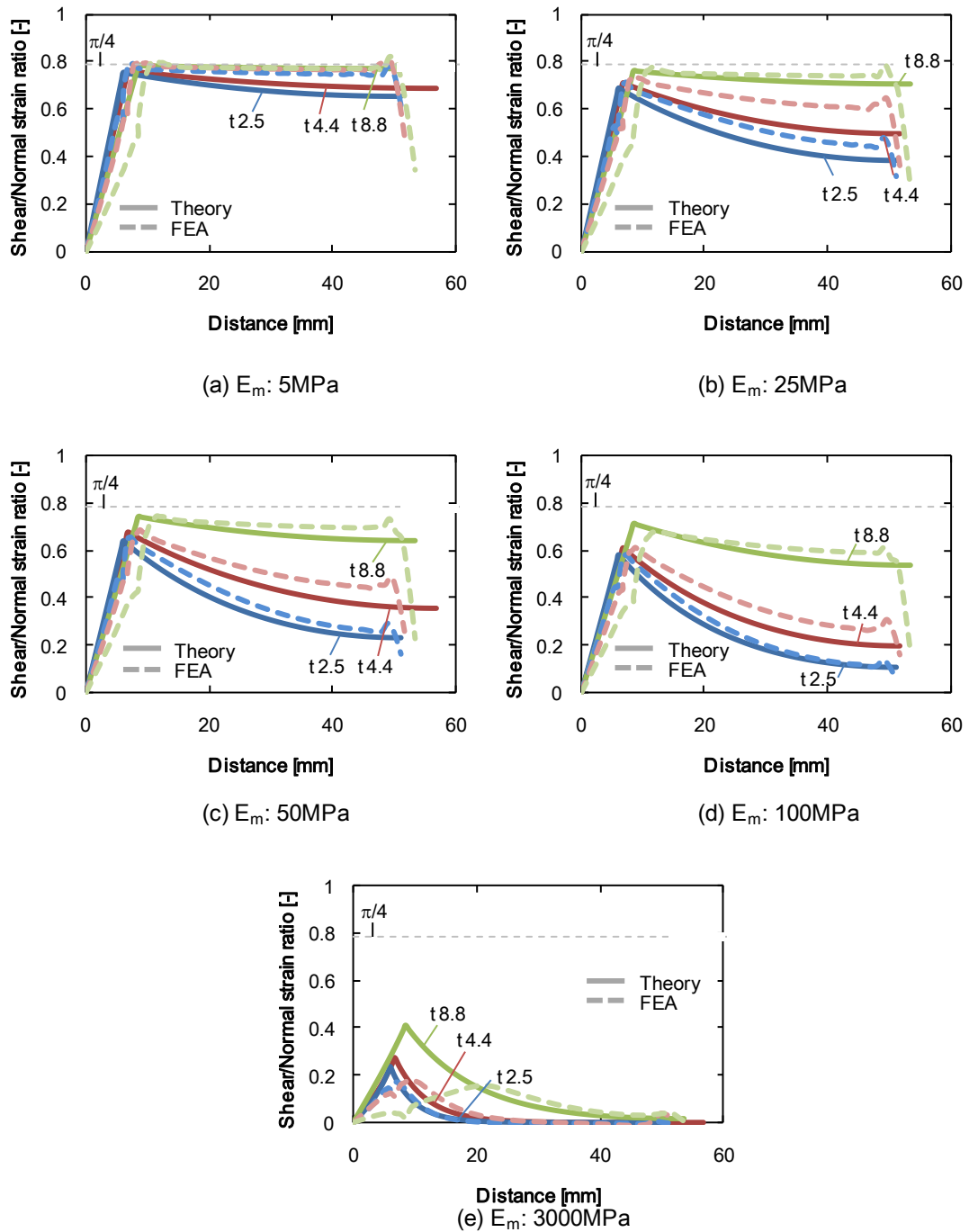


Fig. 2.7: Theoretical and numerical analysis results without edge constraint: (a) just after gelation ( $E_m: 5\text{ MPa}$ ), (b)-(d) during cure chemical reaction ( $E_m: 25\text{-}100\text{ MPa}$ ), (e) during cooling ( $E_m: 3000\text{ MPa}$ )

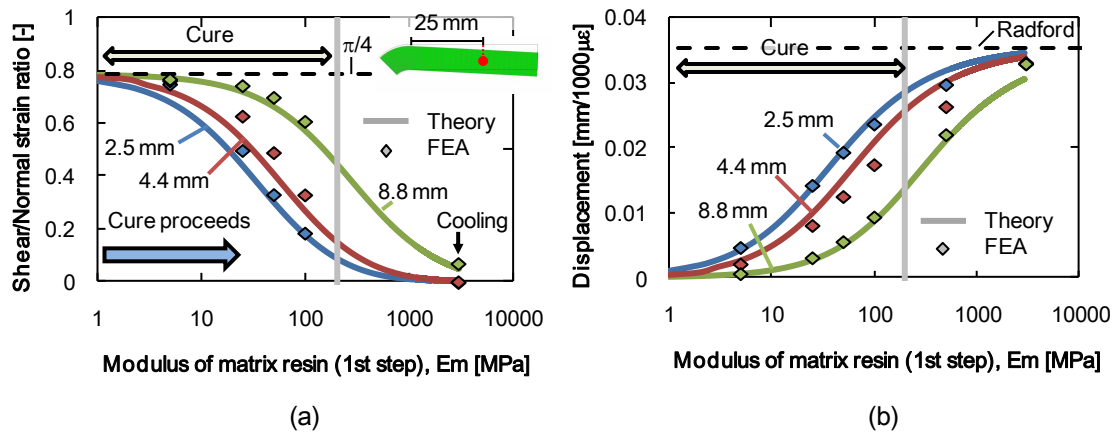


Fig. 2.8: Theoretical and numerical analysis results as a function of resin Young's modulus ( $E_m$ ):

(a) Shear/Normal strain ratio at 25mm from corner, (b) displacement at edge for 1000  $\mu\epsilon$  through-thickness strain

るせん断・垂直ひずみ比を樹脂弾性率の関数として示す。Fig. 2.7 と Fig. 2.8(a)を基に、板厚による違いについて考えると、板厚が厚い程、せん断・垂直ひずみ比が大きく、この傾向は硬化の中盤( $E_m$ : 50MPa)から後半( $E_m$ : 100MPa)にかけての領域で大きいことがわかる。また弾性率の影響を比較すると、全ての板厚に関して、硬化後半に対応する高弾性領域でせん断・垂直ひずみ比が小さく、曲げ変形に対し、せん断変形が相対的に小さいことがわかる。これは硬化が進展し、樹脂弾性率  $E_m$  が上昇するに伴い、複合材料のせん断剛性が増加し、せん断変形しにくくなることが原因であると考えられる。2.2 節で考察したように、最終的な残留変形には曲げ変形が主に影響を及ぼすため、硬化の進展に伴い残留変形量が増加すると考えられる。実際に有限要素解析および式(2.2.23)より計算される端部変形量(Fig. 2.8(b))は弾性率が高い程大きく、最終的に Radford 式(1.3.2)から推定される値に近づく。また同じ弾性率の場合、薄肉の方が変形量は大きい。これは板厚が薄い程、曲げ剛性が低く、曲げ変形しやすくなるためである。

次に、フランジ端部の境界条件について考察する。Fig. 2.9 はフランジ端部において断面垂直方向へ変形しない場合(端部拘束)のせん断・垂直ひずみ比の結果である。理論式(2.2.27)と有限要素解析の結果が概ね一致している。樹脂弾性率  $E_m$  が 5MPa で理論と FEA で差が大きいのは、せん断剛性が低く、せん断変形しようとする部材が端部拘束により変形を抑制され、内部でゆがみが大きくなるためであると考えられる。Fig. 2.7 に示す端部自由の結果

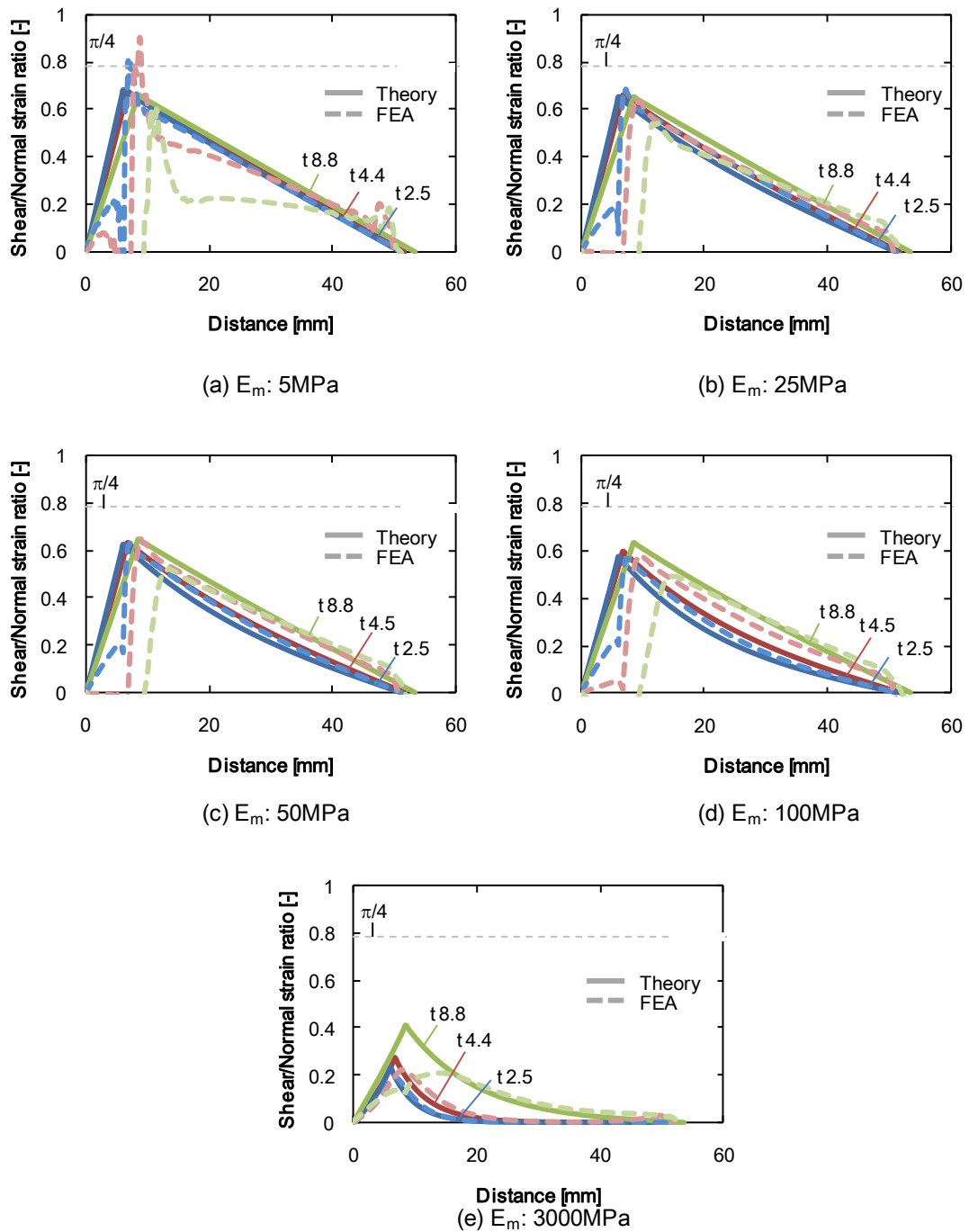


Fig. 2.9: Theoretical and numerical analysis results with edge constraint: (a) just after gelation ( $E_m$ : 5 MPa), (b)-(d) during cure chemical reaction ( $E_m$ : 25-100 MPa), (e) during cooling ( $E_m$ : 3000 MPa).

に比べ、フランジ部でひずみ比が線形に近い形で変化していることがわかる。また、板厚や樹脂弾性率がひずみ比に与える影響が小さいことがわかる。端部拘束がせん断・垂直ひずみ比に与える影響を考察するために、板厚 4.4mm の場合に関して、コーナー部から 25 mm 離れた位置でのせん断・垂直ひずみ比を樹脂弾性率  $E_m$  の関数として Fig. 2.10 に示す。フランジ端部の効果は樹脂弾性率の低い硬化前半で大きく、硬化の後半から冷却過程においては端部自由・拘束の結果はほぼ同じになる。なお、Fig. 2.7-Fig. 2.10 にはコーナー部が完全にせん断変形する（せん断剛性が低い）場合のせん断・垂直ひずみ比  $\pi/4$  が示されている。低弾性領域で、端部自由の条件では Fig. 2.7(a) に示すようにフランジ内部においてもほぼ  $\pi/4$  の変形となるが、端部拘束の条件では、Fig. 2.9(a) に示すように端部に向かいせん断変形が抑制される。

せん断・垂直ひずみ比は正規化したせん断ひずみ量であり、せん断力に比例すると考えることができる。そこで、結果を視覚化するために、Fig. 2.7, Fig. 2.9 のせん断・垂直ひずみ比の結果を基に、外部から部材にかかる分布荷重を示すと Fig. 2.11 の概念図のようになる。Fig. 2.11(a) は硬化の前半のように曲げ剛性に比べ、相対的にせん断剛性が低い場合、Fig. 2.11(b) は硬化の後半のように比較的せん断剛性が高い場合の図である。また、Fig. 2.11(c) は冷却時のようにせん断剛性が非常に高い場合を示す。全てでコーナー部では治具からの反力よりも加圧が大きい。せん断剛性が低い場合(Fig. 2.11(a))、フランジ端部で大きな集中荷重が生じ、部材全体で大きくせん断変形する。フランジ全体では治具からの反力が加圧よりも大きいものの、反力と加圧の差は小さい。コーナー部が短いことを考慮すると、せん

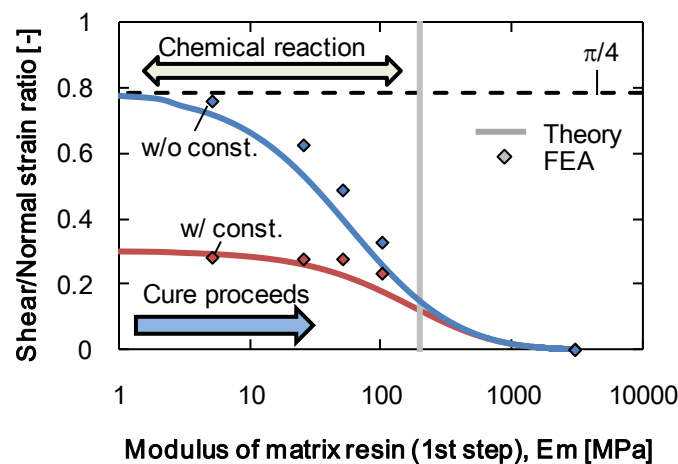


Fig. 2.10: Comparison of shear/normal strain ratio between free and constrained edge conditions.

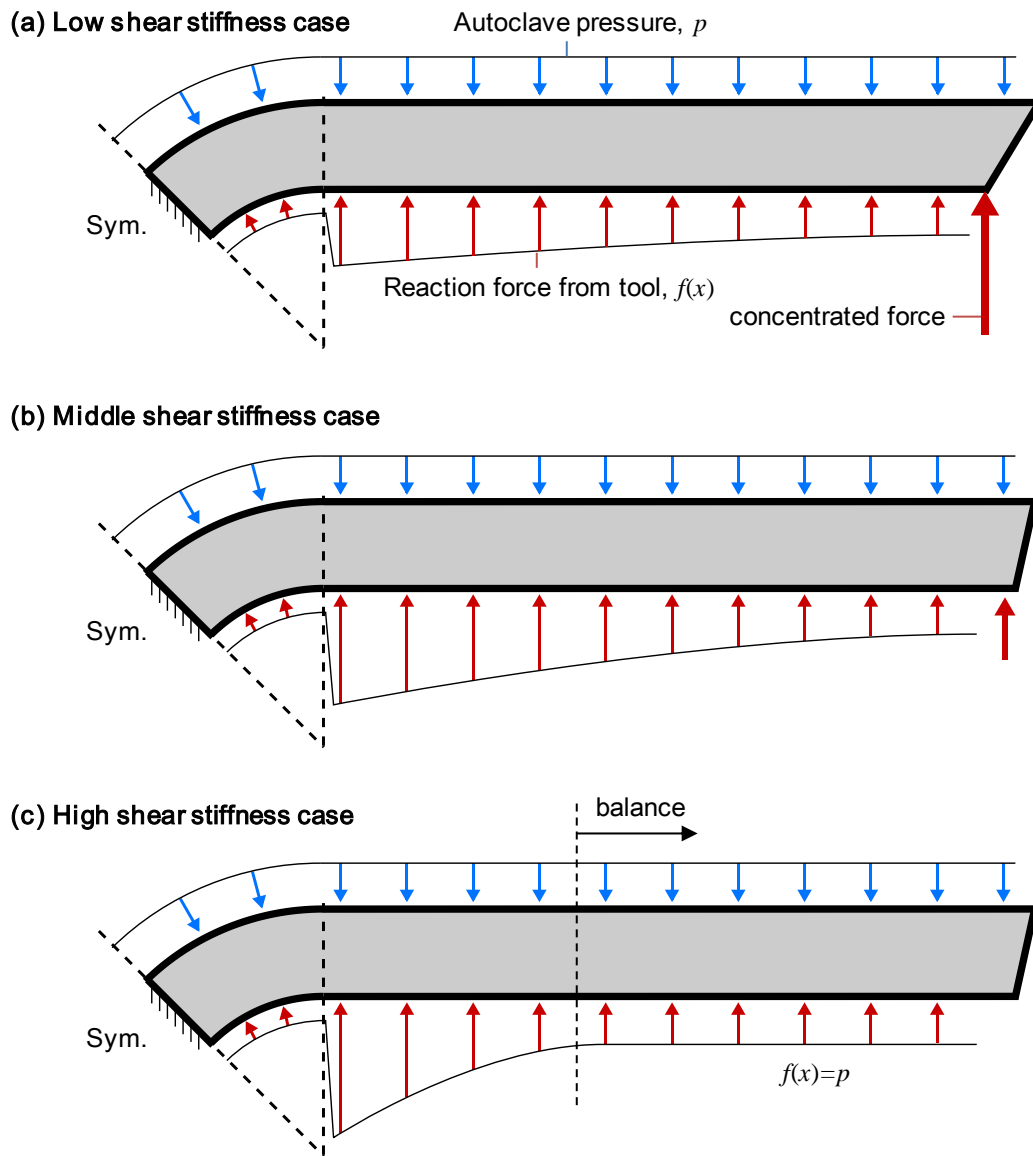


Fig. 2.11: Schematic of distributed load from pressure and tool: (a) Low shear stiffness case, (b) Middle shear stiffness case, and (c) High shear stiffness case.

断剛性が低い場合はコーナー部およびフランジ端部で集中力を受ける 3 点曲げに近い荷重分布になっていることがわかる。せん断剛性が比較的高い場合(Fig. 2.11(b))，フランジ全体で加圧よりも反力が強いものの，端部での集中力は小さく，端部からコーナー部に向かい分布荷重が増加する梁の曲げとなる。端部拘束の場合は，フランジ端部ではせん断変形が発生しないため，端部でのせん断力，およびそれに対応する集中荷重は発生せず，Fig. 2.11(b)と同様な荷重分布となる。冷却時には Fig. 2.11(c)に示すように，ある位置よりも離れた場所では加圧と反力が釣り合い，せん断力およびモーメントは発生しない。ここで，Fig. 2.11(a)，(b)のようにフランジの広い範囲において発生するモーメント分布は，フランジにおいて反り(warpage)が発生することを示唆している。先行研究ではフランジの warpage は樹脂がゲル化前の現象に起因することが指摘されている。しかしながら，本解析は L 型 CFRP においてゲル化後も warpage が発生するという重要な知見を示しており，残留変形の評価には warpage も含めた広義の Spring-in を評価する必要がある。

次に，理論解析のフランジ長をパラメータに取り，フランジが残留変形に与える影響について考察を深める。ここでは内径 6.4 mm，積層構成[90<sub>4</sub>/0<sub>4</sub>]<sub>2S</sub>(32 層)，樹脂弾性率  $E_m$  50MPa とし，フランジ長さ  $l$  が 0(C 型材)，20，50，100，200 mm の場合について計算を行った。Fig. 2.12 (a)に式(2.2.21)を基に求めた端部自由条件におけるせん断・垂直ひずみ比を示す。それぞれのフランジ長さでコーナー部に発生するせん断ひずみはほぼ同程度である一方，フランジ部ではフランジが長いほどせん断ひずみが大きく減少することがわかる。これはフランジが長いほど，距離の影響を受ける曲げモーメントが大きく発生し，せん断による変形の割合が小さくなるためであると考えられる。実際に式(2.2.10)により計算した曲げモーメントの分布(Fig. 2.12 (b))および対称面におけるモーメント(Fig. 2.12 (c))の結果から，フランジが長くなるほど曲げモーメントが大きいことがわかる。フランジなし( $l$ : 0mm)とフランジ 20 mm を比較すると，フランジ 20 mm で大きなモーメントが発生しており，このモーメントにより最終的な脱型後形状にも大きな違いが生じる。このことから Kappel [27]が指摘するように，フランジのない C 型と L 型では現象が異なり，短いフランジであっても内部状態および残留変形に与える影響が大きいことがわかる。

一方，フランジ 100 mm と 200 mm を比較すると，発生するせん断・垂直ひずみ比，およびモーメントはほぼ同じ分布を示す(Fig. 2.12 (a)，(b))。これはフランジが長い場合，コーナーから一定以上離れた位置でせん断力が発生すると，距離の効果により，曲げモーメント



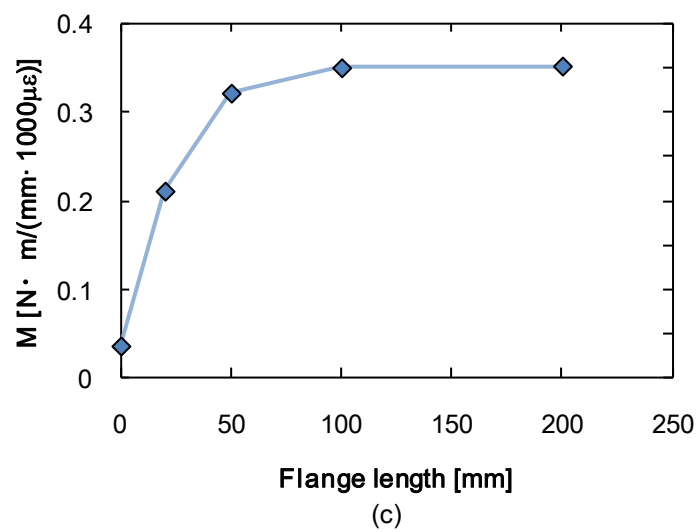
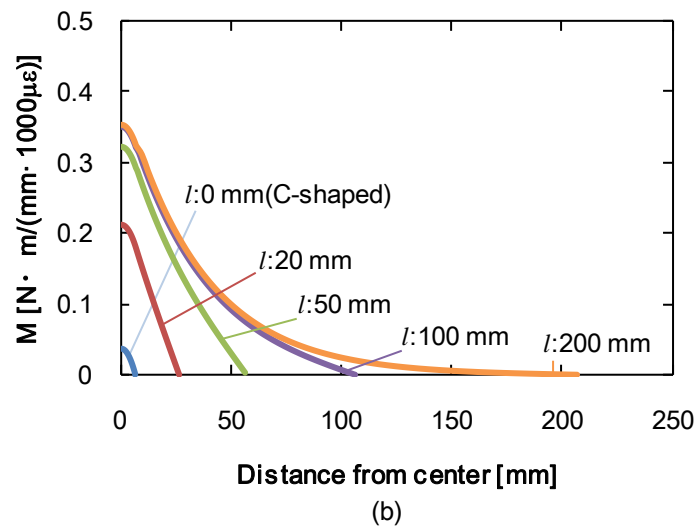
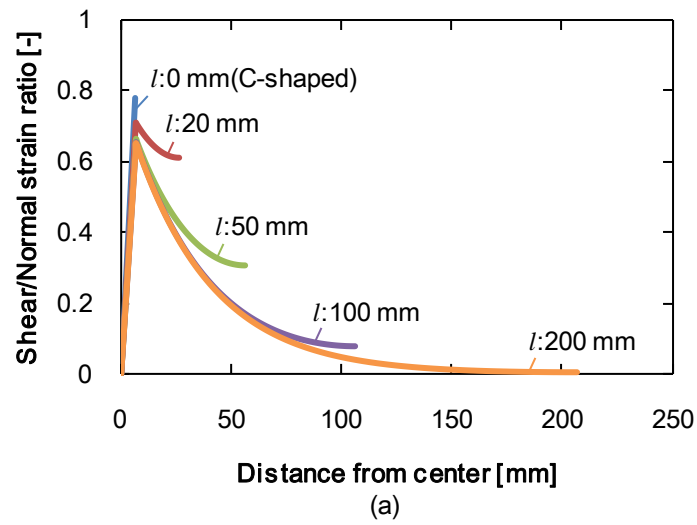


Fig. 2.12: Effect of flange length: (a) shear/normal strain ratio distribution, (b) bending moment distribution, (c) bending moment at symmetric plane.

が大きくなりすぎてしまい、必要以上の曲げ変形が発生してしまうためであると考えられる。フランジ 200 mm のケースではその位置が約 100 mm であり、100 ~ 200 mm の範囲では加圧と治具からの反力が釣り合い、Fig. 2.11(c)に示す概念図のようにせん断力が 0 となる。つまり、一定以上のフランジ長さの場合、ほぼ同様の曲げモーメント分布が発生するため、硬化・冷却時に発生する面外ひずみが成形後の Spring-in 角度に与える影響も同程度となる。なお、せん断力が 0 となる位置はせん断剛性に依存するため、積層構成および樹脂弾性率により異なる値である。

最後に本理論解析手法の適応範囲、および注意点について簡単に考察する。まず先述のように、板厚方向のせん断応力分布の仮定に注意が必要である。この点については有限要素解析などを参照し、式(2.2.11)の  $k_{\text{shear}}$  を適当な値に変更することで精度を向上することが可能であると考えられる。2点目としてコーナー付近において部材が治具から離れることが挙げられる。Fig. 2.7 および Fig. 2.9 において、フランジでは理論と有限要素解析がよく一致しているが、それに比べコーナー付近では差が大きい。理論解析では部材は常に治具と接触し、必要な分布荷重が加えられると仮定している。しかしながら、必要な分布荷重が加圧量を超えると、部材・治具間に引張力が必要となり、実際には部材が治具から離れてしまう。この結果、フランジ部のうち、コーナーに近い部分では一定の加圧のみが負荷され、せん断変形が増加する。実際に、有限要素解析ではコーナー部に近いフランジ部でもせん断・垂直ひずみが増加している(Fig. 2.7)。また式(2.2.11)より、必要な分布荷重は厚肉・高弾性領域において大きいため、厚肉・高弾性領域でこの傾向は顕著である(Fig. 2.7(e))。本研究で対象とした L 型部材のように、コーナー部に比べてフランジ部が長い場合は提案した理論解析で十分に内部状態および残留変形を評価可能であると考えられるが、フランジが短い場合など、コーナー部付近の影響をより詳細に検証する場合には上述の現象を含めた解析が必要となる。

## 第2章のまとめ

本章では理論および有限要素解析により、部材形状、端部境界条件、硬化時の弾性率が内部ひずみ状態、および残留変形に与える影響を考察した。

まず、ILE モデルについて述べ、硬化時の弾性率が内部ひずみ、および残留変形に与える

影響を考察するための2ステップモデルについて説明した。この2ステップモデルに基づき、先行研究[43]の Shear-lag 解析にフランジを加えた L 型 CFRP の成形解析モデルを構築した。理論解析の結果および有限要素解析との比較から、以下の知見を得た。

- 理論解析で、与える面外垂直ひずみ量に依らない値である「せん断・垂直ひずみ比」を提示した。
- 理論と有限要素解析において計算結果は同様の傾向であり、理論解析により内部状態の検証が可能である。物性値および形状の比較からは、樹脂弾性率が低く、板厚が厚い程、成形時の曲げモーメント、およびそれに伴う最終的な残留変形が小さいことが示された。
- 樹脂弾性率が低い領域において、フランジ部で広くモーメント分布が発生することから、ゲル化後も warpage が発生すると考えられる。そのため、残留変形の評価には warpage も含む広義の Spring-in を考える必要がある。
- 理論解析のフランジ長を 0~200 mm の範囲で変化させ、フランジの影響を考察した。フランジ長 0 mm(C 型)と 20 mm の比較から、短い場合であってもフランジが存在することにより、C 型に比べモーメント大きく、その結果、最終的な残留変形も増大する。一方、フランジ長 100 mm と 200 mm の比較から、ある一定以上のフランジ長では発生するモーメント分布および最終的な残留変形がほぼ同一になることが明らかになった。
- 理論解析では板厚方向のせん断応力分布を 2 次関数に仮定しているため、この仮定から大きくずれるような積層構成では、有限要素解析などを参照し、せん断形状係数  $1/k_{shear}$  を修正する必要がある。また本理論解析では全ての位置で必要な分布荷重を受け、治具と接触すると仮定しているため、有限要素解析で見られる部材が治具から分離する現象を模擬できない。より詳細な解析のためにはこの現象を考慮したモデルの構築が必要である。

## 第3章 垂直・せん断ひずみ計測技術の開発

### 3.1. 光ファイバセンサ

#### 3.1.1. 光ファイバセンサの概要

光ファイバセンサは光の種々の属性(強度, 位相, 偏光, 波長など)の変化に着目し, これらの変化を光ファイバを通して計測するセンサである[105,106]. 光ファイバは Fig. 3.1 に示すようにコア, クラッド, コーティング(被覆)の3層構造からなる. コア・クラッドには石英ガラスまたはプラスチックが使用されるが, 複合材料の内部ひずみモニタリングには小径の石英ガラスファイバが広く使用されている. コアに比べ, クラッドの屈折率が小さいため, 光ファイバ内に光が入射すると, コア・クラッド界面で全反射が生じ, 光がファイバ内を進む. コーティングは光ファイバを熱や荷重から保護する目的, および光ファイバまわりでの応力集中を緩和する目的で使用される[107,108]. コーティング材料としてはポリイミドや紫外線硬化型樹脂・金属などが目的に応じて選択される. 光ファイバセンサの特徴を以下に示す[105–109]

- 径が小さく, 材料内部への埋め込みが容易である. (本研究で使用したシングルモード(SM)ファイバは通常径( $\phi=150\mu\text{m}$ : コーティング含む)であるが, より細かいファイバではプリプレグ1層よりも細い $\phi=52\mu\text{m}$ のものも開発されている[107].)
- 電磁氣的に無誘導であり, 落雷やワイヤレス伝送などの影響を受けない.
- 計測部で電力を必要とせず, 防爆性がある.
- 材料がガラスであるため, 腐食しにくく, 高い耐環境性を有する.

光ファイバセンサは計測原理に基づき, いくつかの種類に分類することができる[105,106]. 以下に, それぞれの計測原理および例を簡単にまとめる. 最も簡単なものは透過光あるいは端面からの反射光の強度を計測する手法である. この手法では強度の低下から光ファイバの破断や曲げを判断することができる[110,111]. また, ある環境下における化学的条件の推定も可能である. しかし, 光強度測定では光源自体の変動や局所的な曲げ, コネクタの接続状況などにより計測に大きなばらつきが生じる可能性がある. 次に1つの光源と2つの光応答を利用する干渉法(Interferometry)が挙げられる. 代表的な例としてはマッハ・ツェンダー(Mach-Zehnder)干渉計である. マッハ・ツェンダー干渉計では2つの光ファイバを使い, 片方は構造に貼り付けて計測用に使用し, もう一方は自由な状態で参照用と

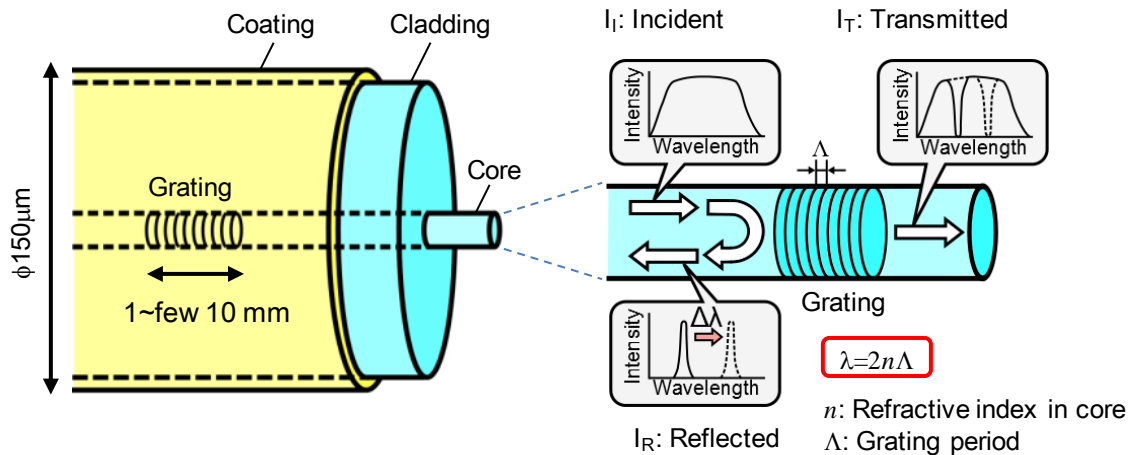


Fig. 3.1: Schematic and principle of optical fiber and FBG sensor.

する。構造に荷重が付与された際、計測用と参照用のファイバで光路差が生じ、再結合した光に周期的な変化が見られる。この光の変化からひずみの計測が可能となる。干渉計のその他の例としては、向かい合う 2 本の光ファイバとチューブを利用する *extrinsic Fabry-Perot* 干渉計 (EFPI) [112] やスイス EPFL で開発された SOFO システム [113] などが挙げられる。先述の計測法が純粋な光ファイバを利用するのに対し、*Fiber Bragg grating* (FBG) センサは光ファイバ内部に周期的な屈折率の変化を与えることで回折格子と同様な役割を与える。FBG センサについては本研究で使用した手法であるため、次項で詳説する。最後に光ファイバ全体のひずみ・温度分布の計測として、*Optical time domain reflectometer* (OTDR) および *Optical frequency domain reflectometer* (OFDR) が挙げられる。OTDR ではパルス光を OFDR では周波数変調連続光を用い、光ファイバ内で生じる散乱光 (ラマン (Raman), ブリルアン (Brillouin), レイリー (Rayleigh) 散乱) を計測する。OFDR では周波数領域で入射光と散乱光の干渉を計測することで、OTDR に比べ、高い空間分解能 (数 mm) を実現できる。時間/空間領域での強度・位相は周波数領域から逆フーリエ変換することで得られる。ただし、OFDR は光形状の変化のない短距離 (<100m) での計測に向いており、OTDR との使い分けが必要である。

### 3.1.2. Fiber Bragg grating センサの構造・計測原理

本研究では *Fiber Bragg grating* (FBG) センサを使用し、複合材料内部の成形時ひずみ変化を計測した。Fig. 3.1 に示すように、FBG センサは光ファイバのコアの一部において、周期

的な屈折率変化を与えたデバイスである。屈折率の変化は一般的に holographic 法[114]または phase-mask 法[115]により付与される。FBG センサに広帯域光または可変レーザー光を入射すると、グレーティング間隔 $\Lambda$ に応じた光が反射する。反射光の中心波長はブラッグ波長と呼ばれ、以下の式で表わされる。

$$\lambda = 2n\Lambda. \quad (3.1.1)$$

ここで、 $n$  はコアの平均屈折率である。ブラッグ波長はグレーティング部のひずみおよび温度に対し、式(3.1.2)のように線形な関係を有することが知られている[105,106]

$$\Delta\lambda = C_\varepsilon \cdot \Delta\varepsilon + C_T \cdot \Delta T. \quad (3.1.2)$$

ここで、 $C_\varepsilon$ 、 $C_T$  はひずみおよび温度に対する比例定数、 $\Delta\varepsilon$ 、 $\Delta T$  はひずみおよび温度の変化量である。式(3.1.2)より、温度補正を行うことでひずみの計測が可能であることがわかる。本研究では熱電対により計測した温度を用いて温度補正を行い、ひずみの計測を行った。

### 3.1.3. 光ファイバ端部の Shear-lag 現象

FBG センサで計測されるひずみはセンサ端とグレーティング部の距離(Tail length; Fig. 3.2)に依存する。これは光ファイバ端部での Shear-lag 現象[95,96,116]によるものである。Fig. 3.2 に成形時の収縮による複合材料の変化および、光ファイバ内部のひずみ分布を示す。簡単のため、光ファイバは一方向材の繊維直交方向に埋め込まれており、光ファイバがない場合には複合材料は均一に収縮すると仮定する。ゲル化前は樹脂が液体のため、光ファイバには複合材料のひずみが伝達しない。一方、樹脂のゲル化後は CFRP と光ファイバ間の結合力が強まり、光ファイバにひずみが伝達するようになる。光ファイバのグレーティング部に生じるひずみ $\varepsilon^s$ は

$$\varepsilon^s = e(\mathbf{C}, l) \cdot \varepsilon^c, \quad (3.1.3)$$

と表わされる。ここで、 $\varepsilon^c$  は光ファイバから十分に遠い位置での複合材料の繊維直交方向ひずみ、 $e$  は Shear-lag の程度を表す係数(Shear-lag 係数)、 $\mathbf{C}$  は複合材料の剛性マトリックス、 $l$  は Tail length である。前章の Fig. 2.1(a)で示すように複合材料母材樹脂の硬化に伴い、剛性マトリックス  $\mathbf{C}$  が上昇し、Shear-lag 係数  $e$  が変化する。そこで、Fig. 2.1(b)のように ILE に基づき準静的にひずみを変化すると考え、式(3.1.3)は

$$d\varepsilon^s = e(\mathbf{C}(t), l) \cdot d\varepsilon^c, \quad (3.1.4)$$

と微分形式で表現される。ここで、 $t$  は時間を表す。Shear-lag 係数  $e$  は樹脂の硬化に伴い 0

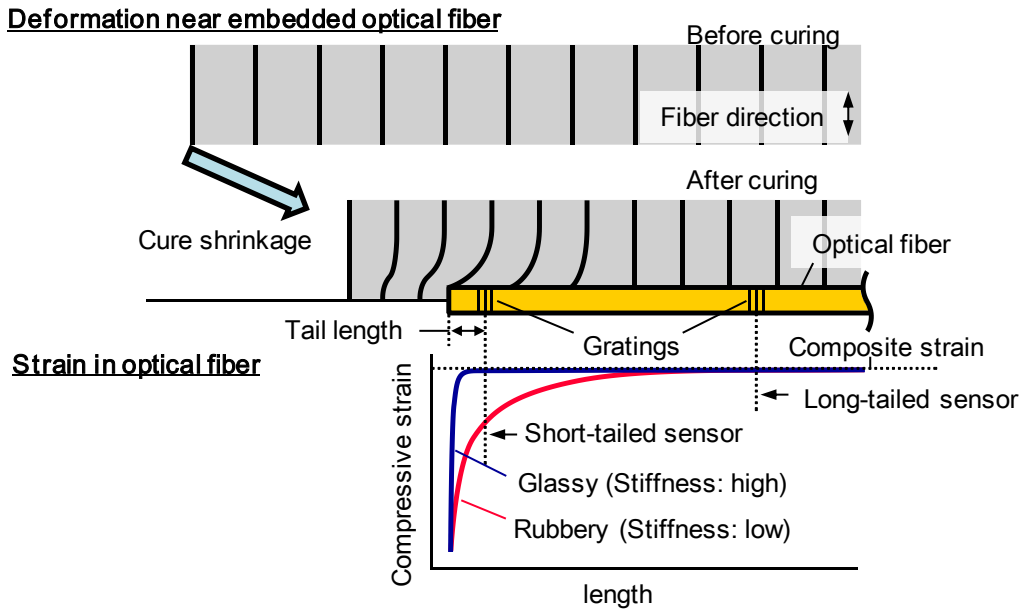


Fig. 3.2: Schematic of shear lag effect near optical fiber embedded in CFRP.

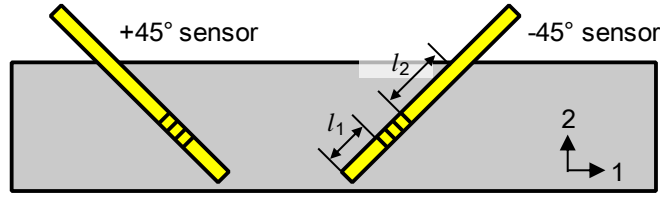
から 1 まで単調増加し，光ファイバに生じるひずみ  $d\varepsilon^s$  は遠方のひずみ  $d\varepsilon^c$  に近づく．次節で説明するように，本研究では光ファイバを面外  $\pm 45^\circ$  方向に埋め込むため，FBG センサのグレーティング付近で光ファイバを切断した．そのため，Shear-lag の影響を考慮した上でひずみの評価をする必要がある．

### 3.2. 垂直・せん断ひずみ計測原理

従来の研究では光ファイバセンサによる垂直ひずみの評価法が確立されている．一方で，曲率を持つ部材の残留変形に影響を与えると考えられるせん断ひずみの評価法は確立されていない．せん断ひずみを計測・評価することで，内部ひずみ・残留変形に対する新たな知見が得られると考えられる．本研究では面外  $\pm 45^\circ$  方向に埋め込んだ光ファイバセンサを利用し，CFRP における面外せん断，および面外垂直ひずみを評価した(Fig. 3.3)．まず，面外  $\pm 45^\circ$  方向の複合材料垂直ひずみ  $\varepsilon_{+45}^c$ ， $\varepsilon_{-45}^c$  はひずみの回転を考え

$$\begin{aligned}\varepsilon_{+45}^c &= (\varepsilon_1^c - \gamma_{12}^c + \varepsilon_2^c)/2 \cong (-\gamma_{12}^c + \varepsilon_2^c)/2 \\ \varepsilon_{-45}^c &= (\varepsilon_1^c + \gamma_{12}^c + \varepsilon_2^c)/2 \cong (\gamma_{12}^c + \varepsilon_2^c)/2,\end{aligned}\tag{3.2.1}$$

となる．ここで， $\varepsilon_1^c$ ， $\gamma_{12}^c$ ， $\varepsilon_2^c$  は複合材料の面内垂直ひずみ，面外せん断ひずみ，面外垂直ひずみを表す．本研究では一方向材よりも一般的な直交積層を用いるため，面内垂直ひず

Fig. 3.3 Schematic of  $\pm 45^\circ$  diagonally embedded sensors.

み $\varepsilon_1^c$  は面外せん断ひずみ $\gamma_{12}^c$ , 面外垂直ひずみ $\varepsilon_2^c$  に比べ小さく, 無視できると仮定した. 基本的な考え方は式(3.2.1)の 2 式を加減することで,  $\pm 45^\circ$ のひずみから面外垂直およびせん断ひずみを計算することである.

しかし, 前節で述べたように, tail length が短い FBG センサでは Shear-lag 効果を考慮する必要がある. 以下に, Shear-lag 効果を含めたひずみの評価法を示す. 面外方向へ光ファイバを埋め込む際には上述の tail 側に加え, 試験片表面側からも Shear-lag の影響を受け,  $e = e(\mathbf{C}(t), l_1, l_2)$ となる. ここで  $l_1$  は tail length,  $l_2$  は FBG から表面までの長さを表す(Fig. 3.3). 式(3.1.4)および(3.2.1)より, FBG センサにより計測されるひずみは

$$\begin{aligned} d\varepsilon_{+45}^s &\cong e(\mathbf{C}(t)) \cdot (-d\gamma_{12}^c + d\varepsilon_2^c)/2 \\ d\varepsilon_{-45}^s &\cong e(\mathbf{C}(t)) \cdot (d\gamma_{12}^c + d\varepsilon_2^c)/2, \end{aligned} \quad (3.2.2)$$

となる. ここで, 各センサの tail length および埋め込み深さは等しいものとし, 簡単のため  $\square(\mathbf{C}(t), l_1, l_2) = e(\mathbf{C}(t))$ と表記している.

式(3.2.2)の各式の和および差を 0 から時間  $t$  まで積分すると, 第 2 章と同様に  $\gamma' = -\gamma$  として,

$$\begin{aligned} \int_0^t \left[ \frac{d\varepsilon_{+45}^s(\tau)}{d\tau} + \frac{d\varepsilon_{-45}^s(\tau)}{d\tau} \right] d\tau &\cong \int_0^t e(\mathbf{C}(\tau)) \cdot \frac{d\varepsilon_2^c}{d\tau} d\tau \stackrel{\text{def}}{=} \bar{\varepsilon}_2(t) \\ \int_0^t \left[ \frac{d\varepsilon_{+45}^s(\tau)}{d\tau} - \frac{d\varepsilon_{-45}^s(\tau)}{d\tau} \right] d\tau &\cong - \int_0^t e(\mathbf{C}(\tau)) \cdot \frac{d\gamma_{12}^c}{d\tau} d\tau = \int_0^t e(\mathbf{C}(\tau)) \cdot \frac{d\gamma_{12}^c}{d\tau} d\tau \stackrel{\text{def}}{=} \bar{\gamma}_{12}(t), \end{aligned} \quad (3.2.3)$$

となる. ここで  $\tau$  は積分変数である. 式(3.2.3)の各式は, 複合材料ひずみに Shear-lag 係数を掛けた値であるため, Shear-lag 係数  $e(\mathbf{C}(t))$  を持つ仮想的な光ファイバによる計測値と考えることもできる. 本研究ではこれらの値を Shear-lag により低減されたひずみと考え, 低減ひずみ(reduced strain)と呼ぶ. 低減ひずみ $\bar{\varepsilon}_2$ ,  $\bar{\gamma}_{12}$  は Shear-lag 係数の影響を受けるものの, 面外垂直ひずみ $\varepsilon_2$  および面外せん断ひずみ $\gamma_{12}$  を独立に評価することができる.

次に, 式(3.2.2)各式の和と差の比を計算すると,



$$\frac{\dot{\varepsilon}_{+45}^s(t) - \dot{\varepsilon}_{-45}^s(t)}{\dot{\varepsilon}_{+45}^s(t) + \dot{\varepsilon}_{-45}^s(t)} \cong -\frac{d\gamma_{12}^c(t)}{d\varepsilon_2^c(t)} = \frac{d\gamma_{12}^c(t)}{d\varepsilon_2^c(t)}, \quad (3.2.4)$$

となる。\$\dot{\varepsilon}\$はひずみの時間微分を表す。式(3.2.4)はある時間 \$t\$ で発生する面外垂直ひずみの増分 \$d\varepsilon\_2\$ と面外せん断ひずみの増分 \$d\gamma\_{12}^c\$ の比を示しており、それまでに発生した全ひずみ量の比ではなく、ある時間 \$t\$ での物性値のみに依存する。この値は前節で定義したせん断・垂直ひずみ比(式(2.2.21))と同一である。式(3.2.4)には Shear-lag 係数 \$\alpha\$ が含まれておらず、FBG センサにより計測されたひずみを用いて複合材料のひずみを直接評価することができることから、前節の解析と直接比較が可能である。本研究では面外 \$\pm 45^\circ\$ 方向に埋め込んだ光ファイバセンサで計測されるひずみ \$\varepsilon\_{+45}^s, \varepsilon\_{-45}^s\$ から、式(3.2.3)で与えられる低減ひずみ、および式(3.2.4)で与えられるせん断・垂直ひずみ比を計算し、L 型 CFRP の成形時に発生するひずみを評価する。

### 3.3. X 線 CT による埋め込み状態の検証

斜め方向への光ファイバセンサ埋め込み状態を検証するために非破壊検査である X 線 CT(computed tomography)を用いた検証を行った(Fig. 3.4)。X 線 CT は X 線源とディテクタから構成される機械で、線源とディテクタ間にサンプルを配置し、透過する X 線を計測することでサンプルの内部構造を検査する。サンプルは回転台の上で様々な角度から撮影され、\$360^\circ\$ (または \$180^\circ\$) 方向からの撮影後に 3 次元画像へと再構成される。非破壊で複合材料の内部構造、または埋め込まれた光ファイバを検査するため、近年では X 線 CT の使用が広がっている[117–120]。

本研究では先行研究[120]と同様に、成形サイクルの途中で急冷を行い、斜め方向光ファイバセンサを埋め込んだ場合に生じる内部構造の変化を観察した。試験片材料には T700SC/#2592 プリプレグ(P3252-15, 東レ(株)製)を使用し、\$15\text{ mm} \times 15\text{ mm}\$ に切断したプリプレグを積層構成\$[90\_4/0\_4]\_{4s}\$ (64 層)となるように重ねた。積層時、下層 16 層と上層 48 層に分け、上層には針(直径 \$500\ \mu\text{m}\$)を使用し、斜め \$45^\circ\$ 方向に穴を開けた。その後、下層の上に上層を重ね、穴の中に光ファイバを挿入した(Fig. 3.5)。Fig. 3.6 に試験片の概略図を示す。下面を除く試験片全体は樹脂漏れを防ぐために離型フィルム(PTFE フィルム, 厚み: \$0.05\text{ mm}\$)で覆い、試験片周囲には変形を抑制するために PTFE シート(厚み: \$1\text{ mm}\$)を配置した。CT 計測時の高さ調整のため、成形済みの CFRP をアルミ板の上に置き、その上に試験用 CFRP プリ

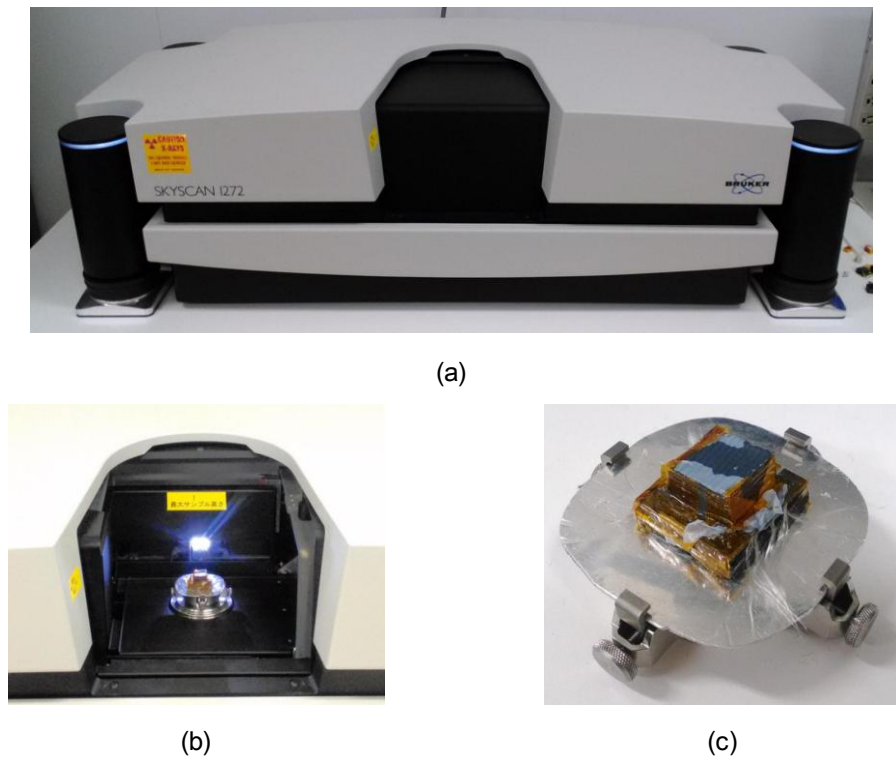
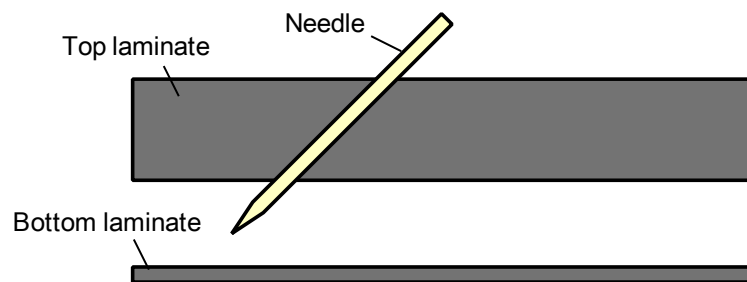


Fig. 3.4: Photograph of X-ray CT scan:

(a) Scanning machine (SkyScan 1272), (b) Enlarged view of scanning chamber, (c) Sample.

**Perforation using needle**



**Fiber insertion**

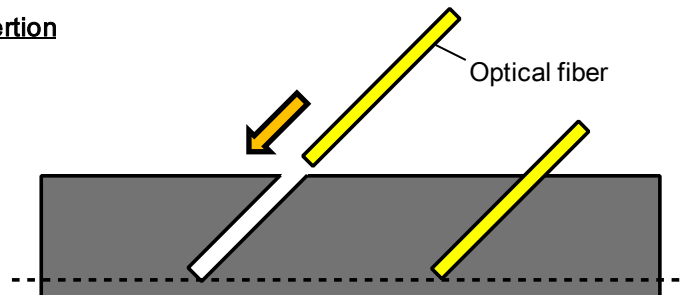


Fig. 3.5: Diagonal embedment method using needle.

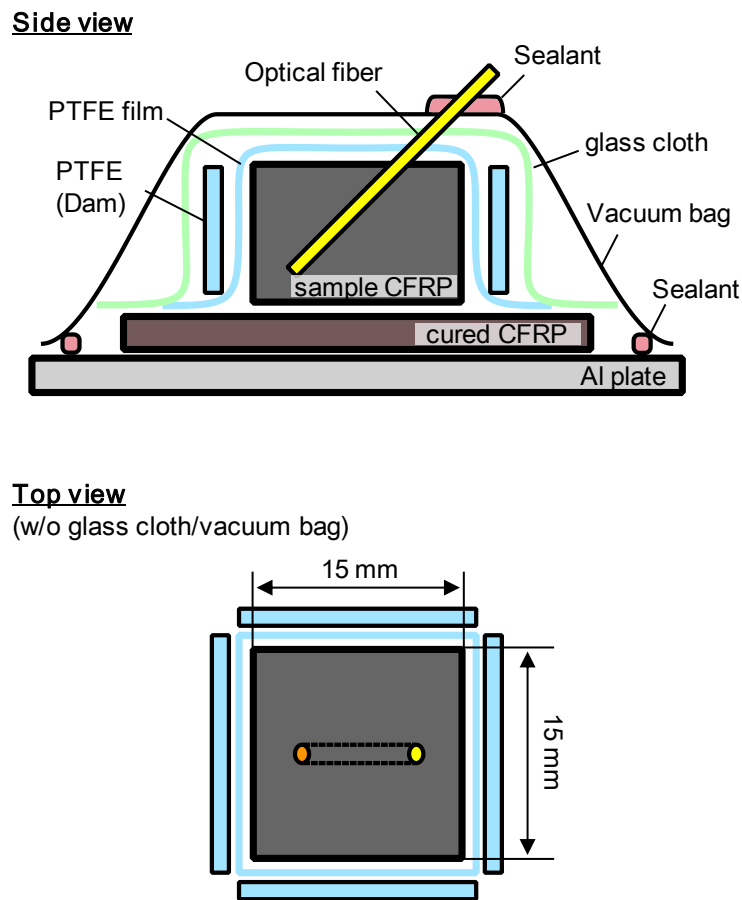


Fig. 3.6 Schematic of cure specimen for X-ray CT scanning.

プレグを配置した。さらに上部に真空引きのためのガラスクロスを設置後、全体をバッグフィルムで覆った。なお、バッグフィルムに針で穴を開け、光ファイバを取り出し、オートクレーブ内で真空引き後にシーラントテープにより穴をふさぎ、0.3MPaの加圧を行った。積層直後、昇温時 60°C、90°C および樹脂がゲル化する 90°C で 2.5 時間保持後の 4 つのタイミングで X 線 CT 計測を行った(Fig. 3.7(a))。計測時には成形を中断し、急冷後バッグ内から試験片を取り出し、CT 観察を行い、計測後再度バッグをして成形を進めた。実際に計測された成形温度を Fig. 3.7(b)に示す。それぞれの計測において同一の試験片を使用することで、内部構造の変化を連続的に検証することができる。X 線 CT 計測には SkyScan 1272 (Brukers Corp., ベルギー製)を使用した。

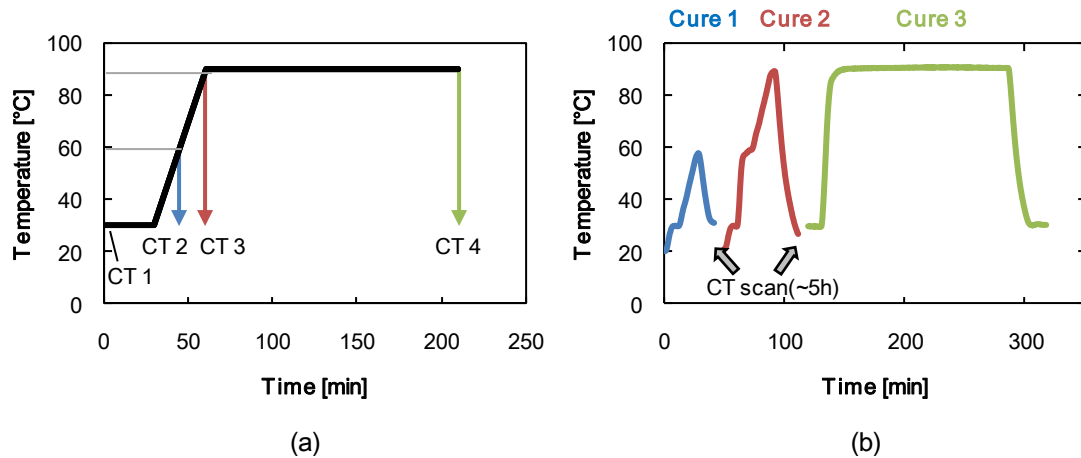


Fig. 3.7 Cure process for X-ray CT scanning:

(a) temperature program, (b) actual cure temperature in interrupted cure process.

Fig. 3.8 (a) ~ (d) に積層直後，昇温時 60 °C，90 °C 後での X 線 CT 計測結果を示す．積層直後(Fig. 3.8 (a))では穴を開けたことにより，炭素繊維が光ファイバ周りで各層の繊維方向に対し湾曲している．また光ファイバと CFRP 間に黒色で示される大きな空隙があることがわかる．60 °C まで昇温すると，光ファイバと CFRP 間の空隙が大きく減少している(Fig. 3.8)．これは真空・加圧により空隙部の気体が材料外部に流れたこと，および昇温時に粘土が低下した樹脂が空隙部に流れ込んだことによる．しかし，光ファイバまわりの一部には依然多少のボイドが見られる．その後，成形温度である 90 °C まで昇温すると 60 °C 時に見られた光ファイバ周りのボイドは更に縮小し(Fig. 3.8 (c))，ゲル化後ではボイドが完全になくなっていることがわかる．埋め込み深さは積層時の上層(48 層)と等しく，上下層に分割し積層する方法により埋め込み深さをコントロールできる．埋め込み角度方向に関しては樹脂の流れにより，やや動きがあるが，本試験で用いた試験片が X 線 CT の制約上小さなものであり，端部の影響があるためだと考えられる．実際に Fig. 3.9 に示す，幅が 70mm の CFRP に埋め込んだ光ファイバは 45°方向へ正確に埋め込まれており，小型サンプルで見られた光ファイバのよれは生じていない．また，Fig. 3.8(a)に示す板厚中央の切断面において，積層直後に見られた炭素繊維のよれ(Cat eye ; Fig. 3.10)は 90 °C 昇温後には 1.3 mm の長さまで減少している．これは一方向材の面外および面内方向に埋め込んだ光ファイバセンサで見られる炭素繊維のよれとほぼ同じ大きさである[95]．先行研究[120]の有限要素解析では Cat eye が光ファイバセンサ応答に与える影響は非常に小さいことが示されている．

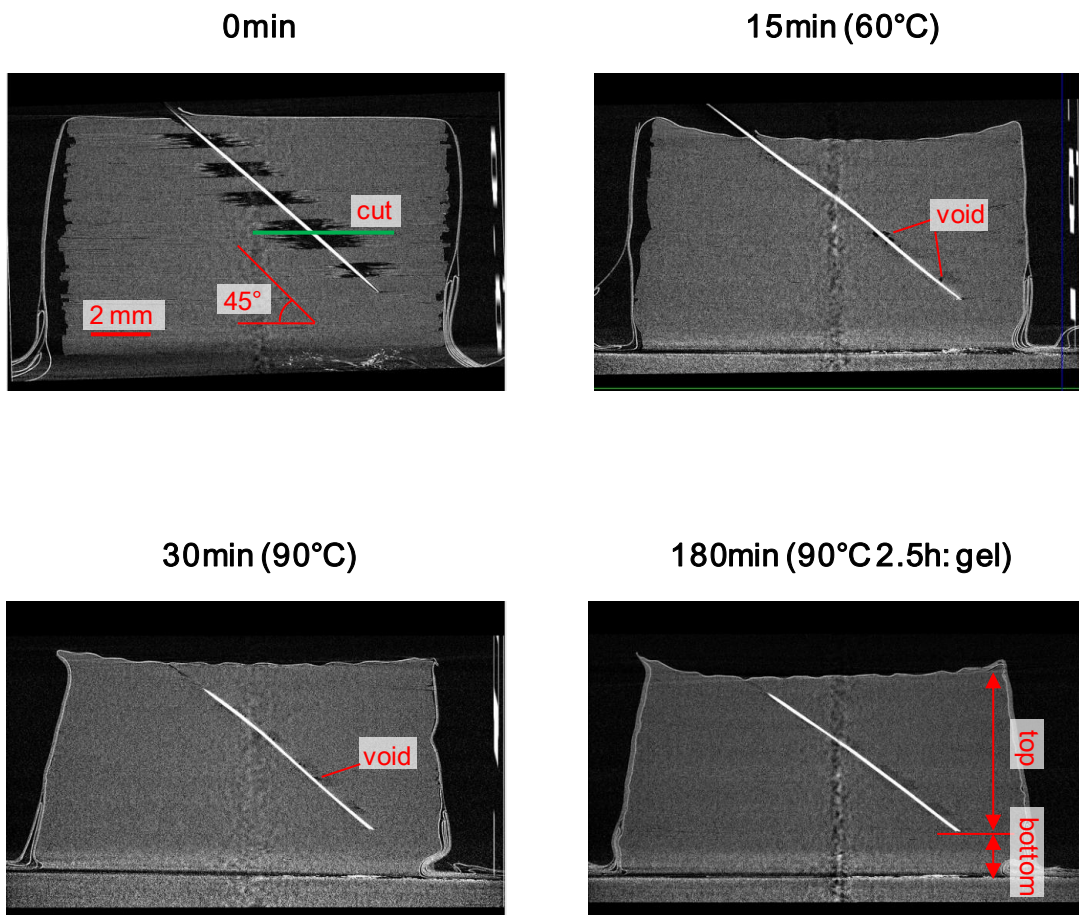


Fig. 3.8: X-ray CT pictures during cure (side view): (a) 0min (before cure), (b) 15min up to 60°C, (c) 30 min up to 90°C, (d) 180 min (after gelation).

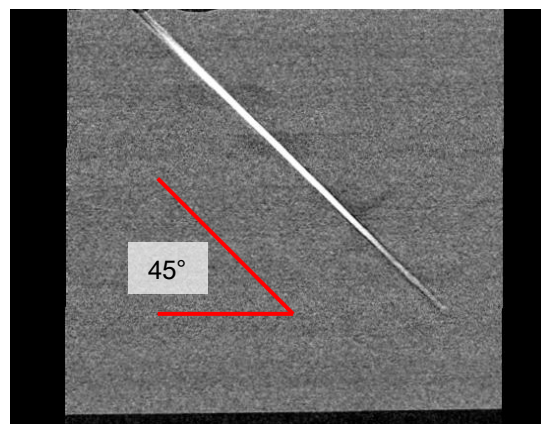


Fig. 3.9: X-ray CT picture of optical fiber embedded in normal size specimen. Scan sample was cut after cure process. Optical fiber was successfully embedded into 45° direction.

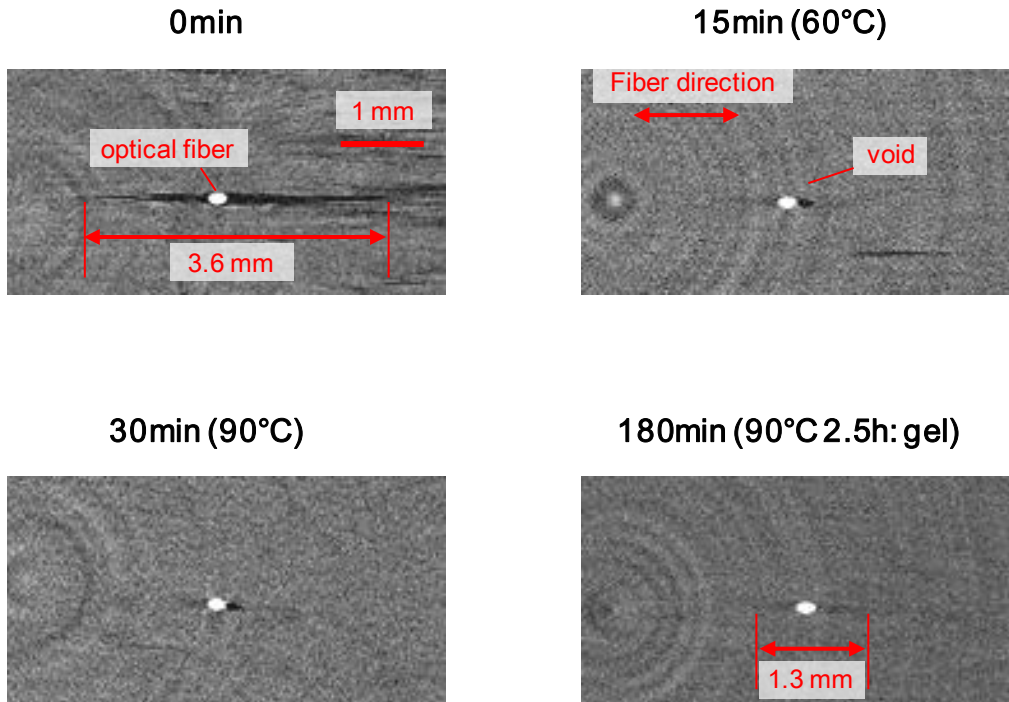


Fig. 3.10: X-ray CT pictures during cure (top view): (a) 0min (before cure), (b) 15min up to 60°C, (c) 30 min up to 90°C, (d) 180 min (after gelation).

### 第3章のまとめ

本章では光ファイバセンサの一種である FBG センサを面外斜め方向に埋め込むことで面外垂直・せん断ひずみを評価する手法を提案した。また、斜め方向の埋め込みについて評価を行った。

まず、FBG センサを含む光ファイバセンサの概略を述べた後、Shear-lag 現象を考慮した光ファイバセンサのひずみを示した。斜め方向に埋め込むセンサの応答から以下の 2 つの物理量を定義した。

- 低減面外垂直・せん断ひずみ：面外斜め $\pm 45^\circ$ 方向のセンサ応答を加減した値である。Shear-lag 現象の影響を受けるものの、面外垂直およびせん断ひずみの影響をそれぞれ独立して評価可能な値である。
- せん断・垂直ひずみ比：前章の解析で定義した、ある時間  $t$  における垂直ひずみ増分に対するせん断ひずみ増分を表す値である。この値はそれまでに発生したひずみ量の比ではなく、ある時間  $t$  の物性値のみに依存する。相対的な値であるが、Shear-lag 現象の

影響を受けないため、光ファイバセンサ応答から複合材料そのものの値を評価可能であり、前章の解析結果との比較が可能である。

次に、実際に光ファイバを CFRP 内部に埋め込み、X線CTにより埋め込み状態を評価した。ここでは成形サイクルの途中で急冷を行うことで、サイクル内のそれぞれの時間における内部状態の変化を観察し、以下の知見が得られた。

- 斜め方向に穴を開けた直後では光ファイバセンサの周りで繊維がよれ、空隙(ボイド)が発生する。しかし、真空引き・加圧後、60°Cまで昇温後には、真空・加圧により気体が材料外部に押し出されたこと、および樹脂粘度の低下によりボイドはほぼ見られなくなる。さらに、成形サイクルを進めるとゲル化までにボイドは完全になくなる。
- 光ファイバの存在による繊維のよれ(cat eye)は埋め込み直後で3.6mmの長さであるが、成形後では1.3mmの長さまで縮小する。この長さは面内方向に埋め込んだ光ファイバで発生するcat eyeと同程度であり、先行研究からセンサ応答に与える影響は小さいことが示されている。
- 上下層に分割し積層する方法により、埋め込み深さおよび方向を制御することが可能である。

## 第4章 L 型材における成形時内部ひずみモニタリング

### 4.1. 試験方法

板厚が異なる 3 つの L 型試験片を作製し、板厚が成形時の内部ひずみ変化および残留変形に与える影響を考察した。試験片の積層構成は第 2 章の解析と同様に、 $[0_2/90_4/0_4]_S$  (20-ply, 以下「薄肉試験片」, 成形後厚み: 2.5mm),  $[90_4/0_4]_{2S}$  (32-ply, 以下「中肉試験片」, 成形後厚み: 4.4mm),  $[90_4/0_4]_{4S}$  (64-ply, 以下「厚肉試験片」, 成形後厚み: 8.8mm) とした。それぞれの試験片のフランジ長さは 45mm, 幅は 70mm と統一した。材料は汎用プリプレグ T700SC/#2592 (P3252-15, 東レ(株)製) を使用した。解析では硬化・熱収縮の影響のみを考察するために治具との摩擦を無視したため、試験でも治具との接触効果を低減するために Polytetrafluoroethylene (PTFE) フィルム (厚み: 100 $\mu$ m) を 2 枚貼りつけたアルミ製治具 (コーナー半径 6.4mm) にプリプレグを積層した。ここでは L 型材に前章で検証した埋め込み手法により光ファイバセンサを埋め込む。しかし、L 型材ではコーナー部の存在により、前章のように上・下層別々に分けての積層が困難である。そこで、以下のような手法を用いて上・下層を分けた。まず一部のプリプレグ (以下「下層」) を積層した後、厚み 50 $\mu$ m の薄い PTFE フィルムをこのプリプレグ上に配置した。これは上・下層を分け、光ファイバの埋め込み深さを正確に決めるためである。光ファイバのグレーティング部が板厚中央になるように計算をし、下層は薄肉試験片が 2 層、中肉試験片が 4 層、厚肉試験片が 16 層とした。残りのプリプレグ (以下「上層」) は 50 $\mu$ m 厚 PTFE の上に積層した。全てのプリプレグを積層後、下層から上層および 50 $\mu$ m PTFE を取り除き、上層上部に 100 $\mu$ m PTFE を被せた後に、針 (直径 500 $\mu$ m) を使用し、PTFE を含む上層の  $\pm 45^\circ$  方向に穴を貫通させた。穴の位置はコーナー部から 25mm, 端部から 20mm 離れた位置であり、それぞれのセンサ間は 30mm 離れている (Fig. 4.1)。穴を開けた後、50 $\mu$ m PTFE なしに上層を下層に重ね、試験片全体を積層した。積層板の側面に樹脂漏れを防止するための PTFE 製治具 (以下、ダム) を配置し、積層板上部にガラスクロスを被せ、全体をバギングフィルムで覆った。その後、試験片の穴の位置に合わせバギングフィルムにも穴を開け、FBG センサを埋め込み、切り込みを入れたシーラントテープ (約 10mm $\times$ 10mm) により穴を塞いだ。

FBG センサは試験片の板厚に応じて tail length およびグレーティング長さの異なるものを使用した。薄肉試験片には tail length が 1.5mm, グレーティング長が 0.4mm の FBG センサ,



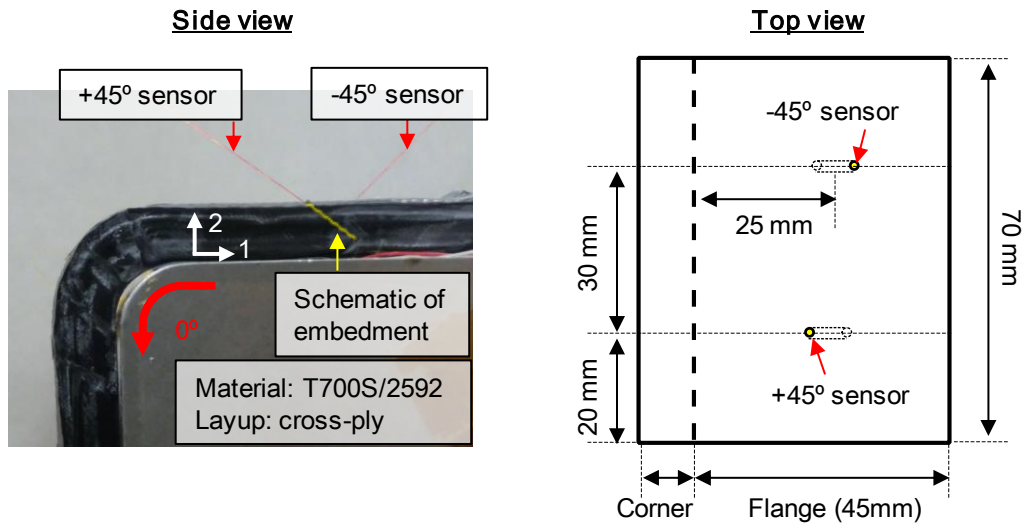


Fig. 4.1: Photograph of cured specimen (left) and specimen size and sensor position (right).

中肉試験片には tail length が 2mm, グレーティング長が 1mm の FBG センサ, 厚肉試験片には tail length が 3mm, グレーティング長が 1 mm の FBG センサを使用した. 前章で説明したように, これらの違いは低減ひずみ(式(3.2.3))には影響を与えるが, せん断・垂直ひずみ比(式(3.2.4))には影響を与えず, 実験と解析の直接比較が可能である. また, K 熱電対を板厚中央に埋め込み, 試験片の温度計測およびオートクレーブの温度制御用に使用した.

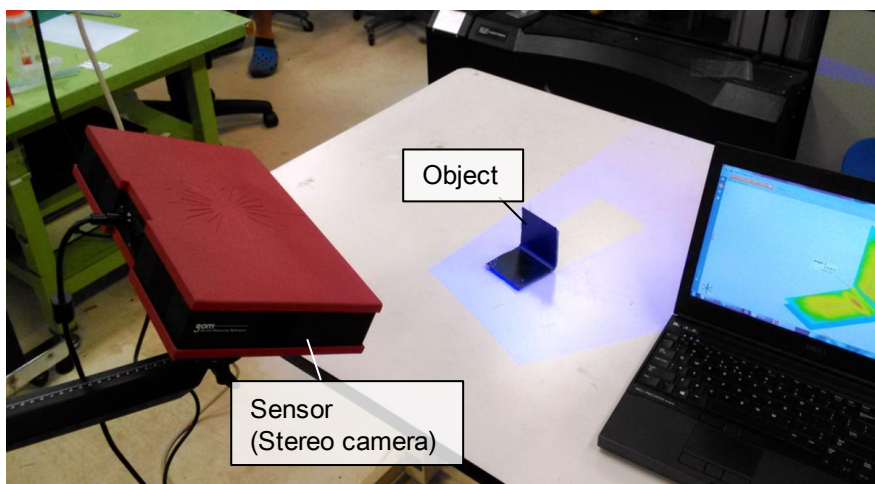


Fig. 4.2: 3D shape scanning using optical measurement system (ATOS).

試験片は真空引き後、オートクレーブ内 0.3MPa 負荷下で成形した。成形サイクルは 2°C/min 昇温、90°C 7 時間保持、2°C/min 冷却とした。治具との接触を低減するために、昇温時の真空度は 0.01MPa とし、オートクレーブ加圧は行わず、温度プログラムが成形温度 (90°C) に到達した時点でバッグ内を真空(0.1MPa)にし、加圧(0.3MPa)を行った。更に、硬化収縮ひずみの影響を検証するため、冷却過程の始まる直前に減圧および再加圧を行った。FBG センサおよび熱電対の応答計測は 2 分毎とした。また成形後形状は 3 次元形状計測機 ATOS (GOM mbH, 精度 (標準偏差) : 6 $\mu$ m 以下, ドイツ製)を使用し計測した(Fig. 4.2)

## 4.2. 試験結果

Fig. 4.3.に中肉試験片(32-ply)の $\pm 45^\circ$ に埋め込んだ FBG センサの計測結果を示す。なお、式(3.1.2)の温度補正には試験片内に埋め込んだ K 熱電対の温度を使用した。横軸はオートクレーブ運転開始時からの時間、縦軸は FBG センサのひずみおよび試験片内部に埋め込んだ熱電対で計測した温度を示す。0~200 分で発生するひずみは温度上昇による樹脂の軟化に起因するものと考えられ、最終的な残留応力・変形に与える影響は小さいと考えられる。200 分以降では $\pm 45^\circ$ 方向共に圧縮ひずみを計測した。これは母材樹脂の硬化反応に伴い、部材の剛性が上昇し、光ファイバに硬化収縮ひずみが伝達するようになったことが原因である。本研究では、光ファイバが硬化収縮ひずみを計測し始める点をゲル化点と定義する。FBG センサが計測する硬化収縮ひずみは $-45^\circ$ 方向に比べ $+45^\circ$ 方向の方が大きいことがわかる。また、その差は硬化の前半(200~350 分付近)で広がり、硬化後半では変化が小さい。式(3.2.1)から、 $\pm 45^\circ$ センサの差はせん断ひずみに起因するため、硬化の前半では後半に比べ、垂直ひずみに対するせん断ひずみの割合が大きいと考えられる。冷却直前には減・加圧によるひずみの変化が見られ、硬化収縮による応力の発生が示唆されている。500 分以降の冷却過程においては熱収縮に起因するひずみが計測された。 $+45^\circ$ 方向がやや大きな変化を見せるが、 $\pm 45^\circ$ 両方向で同様の変化が見られ、せん断変形は小さいと考えられる。

L 型材内部に発生する面外せん断・垂直ひずみをより詳細に評価するため、式(3.2.3)を用いて $\pm 45^\circ$ 方向センサの結果から低減ひずみ $\bar{\epsilon}_2$ 、 $\bar{\gamma}_{12}$ を計算した。Fig. 4.4 に中肉試験片の低減ひずみ計算結果を示す。硬化時に垂直ひずみ $\bar{\epsilon}_2$ が徐々に減少している一方、せん断ひずみ $\bar{\epsilon}_{12}$ は硬化後半(350~500 分)での変化が小さいことがわかる。このことから、硬化反応に伴い、L 型材内部での変形メカニズムが、せん断支配から曲げ支配へと変化していることがわかる。

冷却過程では熱収縮による垂直ひずみの変化が見られる。垂直ひずみに対するせん断ひずみの変化は小さいため、硬化の後半と同様に曲げ変形が支配的であると考えられる。以上より、フランジを有する L 型試験片の場合でも硬化過程、特に樹脂の硬化度が低い硬化前半において、せん断変形が発生することが実験的に示された。

中肉試験片と同様に薄肉・厚肉試験片の $\pm 45^\circ$ センサから低減ひずみを計算した結果を Fig. 4.5 に示す。薄肉試験片でも硬化の前半でせん断ひずみが発生するものの、中肉試験片より

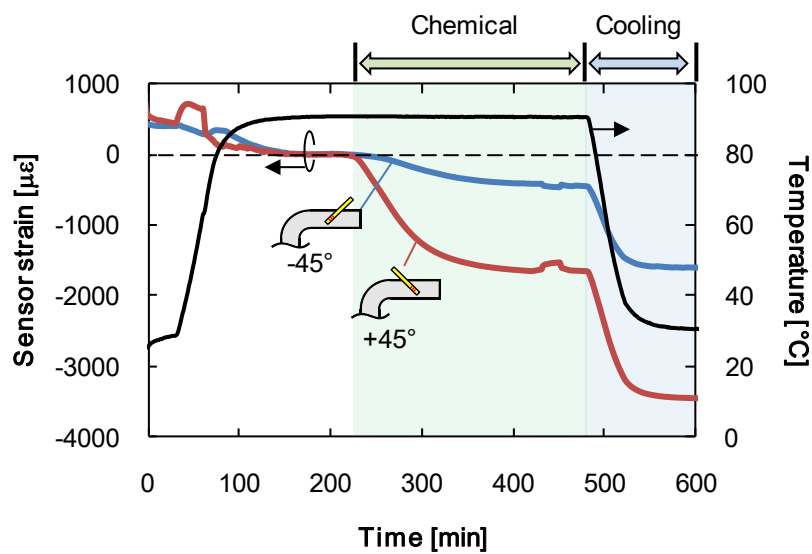


Fig. 4.3: Measured diagonal ( $\pm 45^\circ$ ) strains in middle thickness specimen (32-ply).

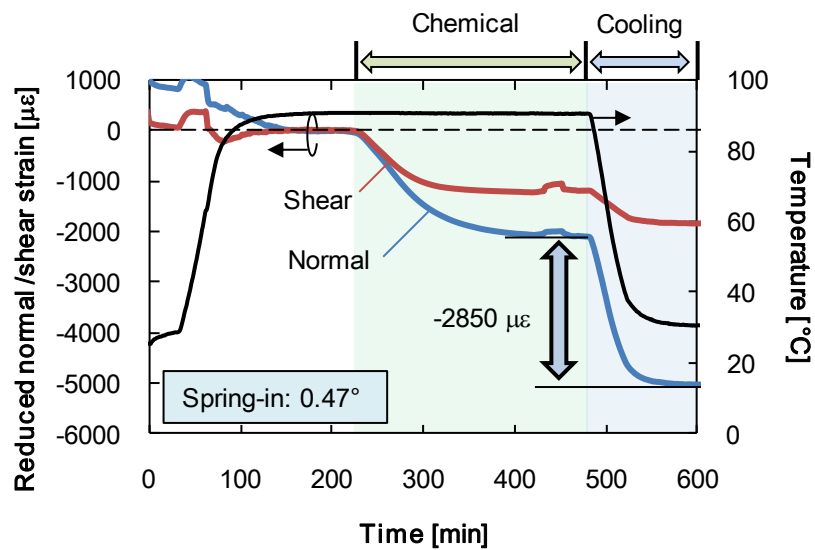


Fig. 4.4: Reduced normal and shear strain in middle thickness specimen (32-ply).

も早い約 270 分付近からせん断ひずみに変化が生じなくなる。一方、厚肉試験片では硬化過程全体においてせん断ひずみが徐々に発生していることがわかる。冷却過程では全ての板厚において、垂直ひずみに対してせん断ひずみが小さく、板厚による差異が小さい。これらの計測結果から、板厚が内部ひずみに与える影響は硬化時に大きく、冷却時は小さいことがわかる。また第 2 章の解析結果と同様に厚肉ほど、せん断変形が生じやすい傾向が

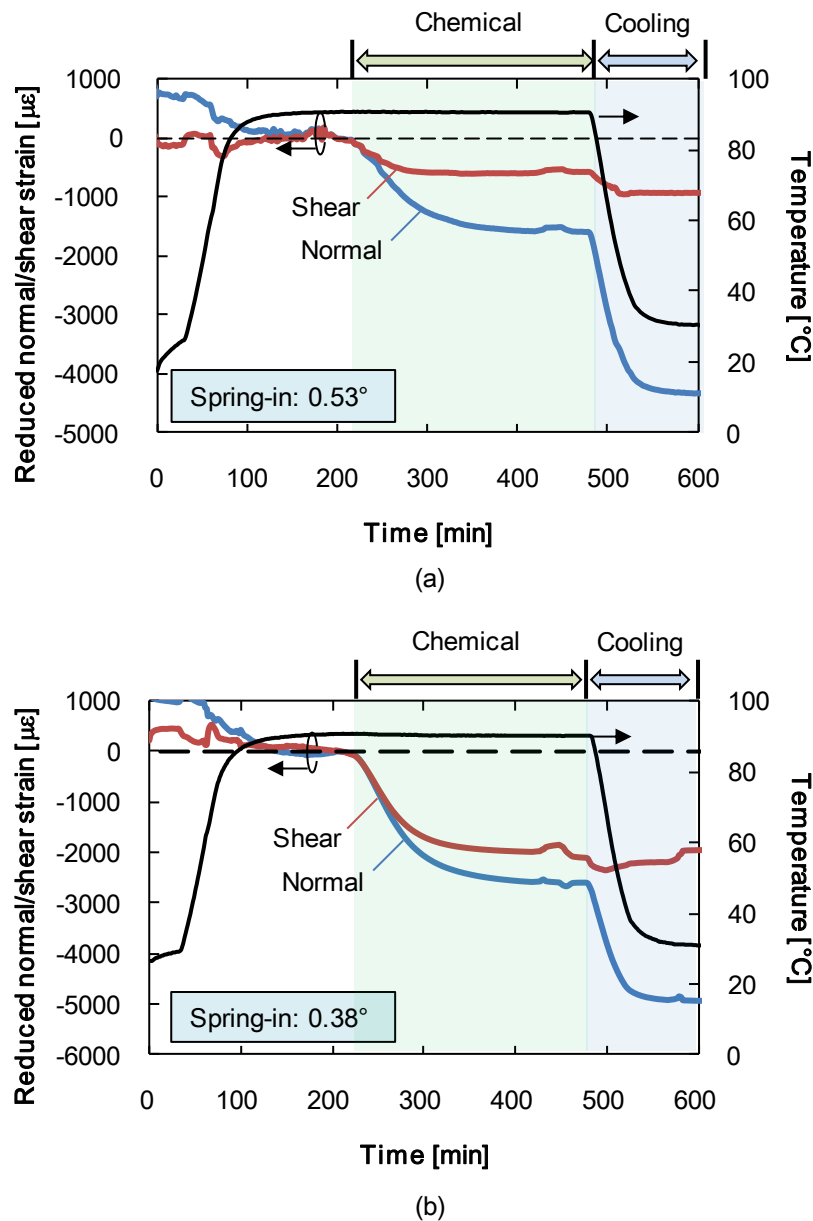


Fig. 4.5: Reduced normal and shear strains and spring-in value in (a) thin (20-ply) and (b) thick (64-ply) specimen.

示された。ただし、式(3.2.3)で表わされるように、低減ひずみ $\bar{\varepsilon}_2$ 、 $\bar{\gamma}'_{12}$ は Shear-lag 係数 $\alpha$ の影響を受けるため、Fig. 4.4 および Fig. 4.5 の結果を板厚間で直接比較することができない。そこで、式(3.2.4)から Shear-lag 係数 $\alpha$ の影響を受けないせん断・垂直ひずみ比を計算し、硬化状態および板厚による違いをより定量的に検証した。

式(3.2.4)を基にせん断・垂直ひずみ比を計算する。式(3.2.4)では $\pm 45^\circ$ 方向それぞれの時間微分が必要となるが、実験ではこの値を直接計測できないため、式(3.2.4)を差分化した値

$$\frac{\Delta \gamma'_{12}(t)}{\Delta \varepsilon_2^c(t)} \cong \frac{\Delta \varepsilon_{+45}^s(t) - \Delta \varepsilon_{-45}^s(t)}{\Delta \varepsilon_{+45}^s(t) + \Delta \varepsilon_{-45}^s(t)} \quad (4.2.1)$$

を計算する。Fig. 4.6 に式(4.2.1)の計算に関する概念図を示す。式(4.2.1)の計算においては分母の低減垂直ひずみ( $\Delta \varepsilon_2^s(t) = \Delta \varepsilon_{+45}^s(t) + \Delta \varepsilon_{-45}^s(t)$ )が  $100 \mu\text{e}$  変化するごとに値を更新した。第2章の解析で考察した 2 つのフランジ端部条件を検証するために、中肉試験片の実験結果を解析結果(Fig. 2.10)と併せて Fig. 4.7 に示す。低減ひずみの結果(Fig. 4.4)から冷却時はせん断ひずみの変化が小さいため、Fig. 4.7(a)の実験結果では硬化時の結果のみを示す。実験の横軸は時間、解析は硬化度であり、縦軸は共にせん断・垂直ひずみ比を示す。硬化度は時間経過に伴い上昇することを踏まえ、これらの結果を比較すると、ゲル化後にせん断ひずみが $\pi/4$ 付近から減少し、硬化時に約 0.2 まで減少する実験結果を再現する条件は端部自由であることがわかる。実験では樹脂漏れを防止するためにフランジ端部に PTFE 製の治具を使

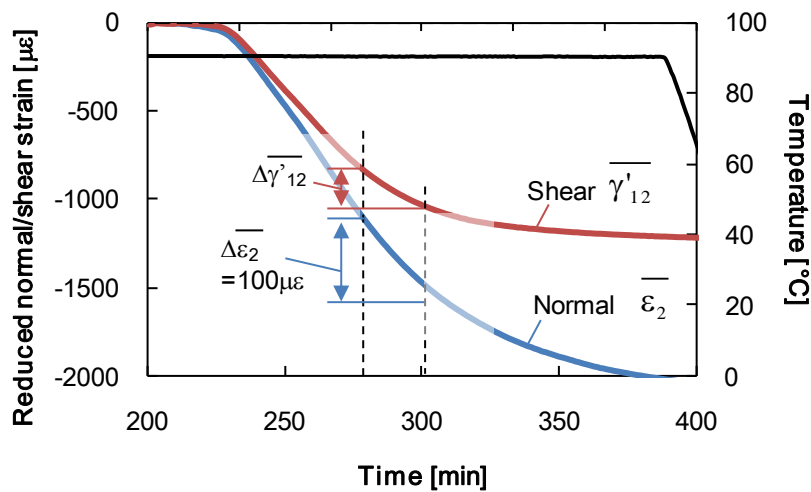


Fig. 4.6: Calculation method for shear/normal strain ratio.

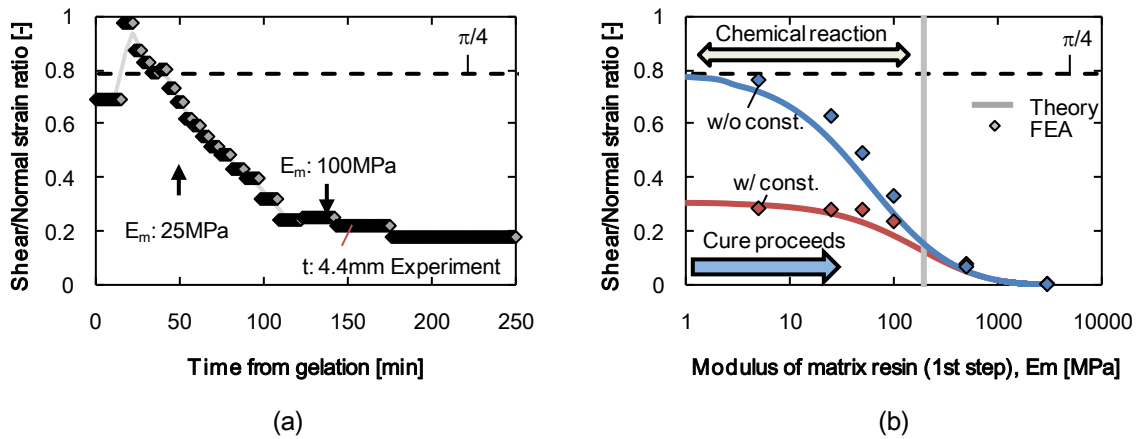


Fig. 4.7: Shear/normal strain ratio of 4.4 mm thickness specimen;

(a) experiment, (b) analysis (Fig. 2.10)

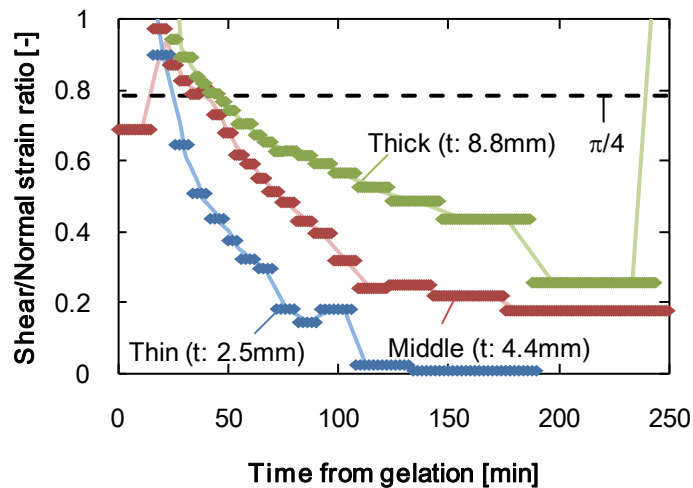


Fig. 4.8: Shear/normal strain ration development during chemical cure reaction.

用したが、この結果から、少なくとも本試験の範囲内においてはこの治具の影響が小さいことが示された。このように内部ひずみ計測を行うことで、最終形状からのみでは判断が困難な成形過程の条件検証が可能となる。次に Fig. 4.8 に3つの板厚でのせん断・垂直ひずみ比を示す。薄肉、厚肉試験片においてもゲル化後、せん断ひずみが $\pi/4$ 付近から減少しており、中肉試験片と同様に端部自由の条件が実験結果を再現する条件であることが明らかになった。一方、ゲル化後のせん断・垂直ひずみ比の変化は板厚により異なり、解析結果(Fig.

2.7)と同様に板厚が厚い程、大きな値となる。これは肉厚な試験片では硬化時のせん断変形が大きいことを示している。この結果から、厚肉試験片では硬化収縮ひずみによる曲げモーメントの蓄積が少なく、最終的な Spring-in 角度は薄肉および中肉試験片に比べて小さくなると予測される。

最終的な冷却・脱型後の Spring-in 角度を 3次元形状計測機器(ATOS)により測定し、内部ひずみ計測結果と比較した。Spring-in 角度は薄肉・中肉・厚肉試験片でそれぞれ  $0.49^\circ$ ,  $0.44^\circ$ ,  $0.34^\circ$ であった。肉厚になる程 Spring-in が小さいが、これは厚肉試験片で硬化時のせん断・垂直ひずみ比が大きく、中肉・薄肉試験片に比べ曲げモーメントが蓄積していないことと一致する。中肉と薄肉の関係も同様である。また、冷却時は樹脂がガラス状態であり、全ての板厚で同じ Spring-in 変化が生じていると考えられる。冷却時の面外方向ひずみ(約  $-3000\mu\epsilon$ )から予測されるこの Spring-in 角度は Radford 式(1.3.2)より  $0.27^\circ$ となり、全ての板厚において実験値よりも小さい。このことから最終的な Spring-in には硬化収縮ひずみの影響も考慮する必要があることが明らかになった。

### 4.3. 実験・解析結果に基づく Spring-in 予測

#### 4.3.1. Spring-in 予測手法

第2章の解析結果および本章の実験から Spring-in を予測する新たな手法を提案する。ここでは上述の検証結果を基に、端部自由境界条件について検証する。理論解析から求まる端部変位(式(2.2.23))を実験で光ファイバセンサを埋め込んだ位置におけるせん断・垂直ひずみ比(式(2.2.21))の関数として表すと Fig. 4.9 のようになる。Fig. 4.9 は板厚 2.5, 4.4, 8.8mm 全ての結果であり、第2章で計算した有限要素解析の結果も併せて示している。Fig. 4.9 より、せん断・垂直ひずみ比と端部変位は線形に近い関係があることがわかる。せん断・垂直ひずみ比が 0 の時に、Radford 式(1.3.2)で表わされる端部変位になり、一方、せん断・垂直ひずみ比が  $\pi/4$  の時に端部変位が 0 となる。これは硬化時にせん断変形が抑制され発生する曲げモーメントが脱型時に解放されること、つまり式(2.2.22)に表わされるように、脱型後の角度変化とせん断ひずみが比例することと直感的に一致する。ただし、せん断・垂直ひずみ比および角度変化は距離  $x$  の関数として変化するので、Fig. 4.9 の結果を検証するために式(2.2.21)と式(2.2.23)から数式的にせん断・垂直ひずみ比と端部変位の関係を調べる。式(2.2.21)と式(2.2.23)より、光ファイバ埋め込み位置  $x=R\theta_0+l_s$  でのせん断・垂直ひずみ比

$\gamma'_{12}/\varepsilon_z$  と端部変位  $\delta$  の関係は

$$\begin{aligned} \delta &= -\varepsilon_z^c \left[ \frac{\theta_0 l}{2} - \frac{1}{a^2 R} \cdot \frac{\sinh(aR\theta_0/2)}{\cosh\{a(R\theta_0/2 + l)\}} \cdot \sinh(al) \right] \\ &= -\varepsilon_z^c \cdot l \left[ \frac{\theta_0}{2} - \frac{\sinh(al)}{al} \cdot \frac{1}{\cosh\{a(l - l_s)\}} \cdot \frac{1}{aR} \cdot \frac{\sinh(aR\theta_0/2)}{\cosh\{a(R\theta_0/2 + l)\}} \cdot \cosh\{a(l - l_s)\} \right] \quad (4.3.1) \\ &= -\varepsilon_z^c \cdot l \left[ \frac{\theta_0}{2} - \frac{\sinh(al)}{al} \cdot \frac{1}{\cosh\{a(l - l_s)\}} \cdot \frac{\gamma'_{12}}{\varepsilon_z} \Bigg|_{x=\frac{R\theta_0}{2} + l_s} \right], \end{aligned}$$

となる。式(4.3.1)の内、せん断・垂直ひずみ比以外で  $a$  が関係する項は

$$f(a) = \frac{\sinh(al)}{al} \cdot \frac{1}{\cosh\{a(l - l_s)\}} \quad (4.3.2)$$

である。実験で用いた試験片と同様の  $l_45\text{mm}$ ,  $l_s 25\text{mm}$  の条件で、 $a$  を媒介変数とし式(4.3.2)を光ファイバ埋め込み位置  $R\theta_0 + l_s$  でのせん断・垂直ひずみ比( $\gamma'_{12}/\varepsilon_z$ )の関数としてプロットすると、Fig. 4.10 のようになる。この結果からせん断垂直ひずみ比が 0.2 よりも高い領域においては  $f(a)$  が 1.3 以下となり、せん断・垂直ひずみ比と端部変形の関係がほぼ線形であることがわかる。実験結果(Fig. 4.8)より硬化時においてせん断・垂直ひずみ比はほとんどの領域で 0.2 以上であるので、硬化時の端部変位とせん断・垂直ひずみ比は比例すると考えることができる。

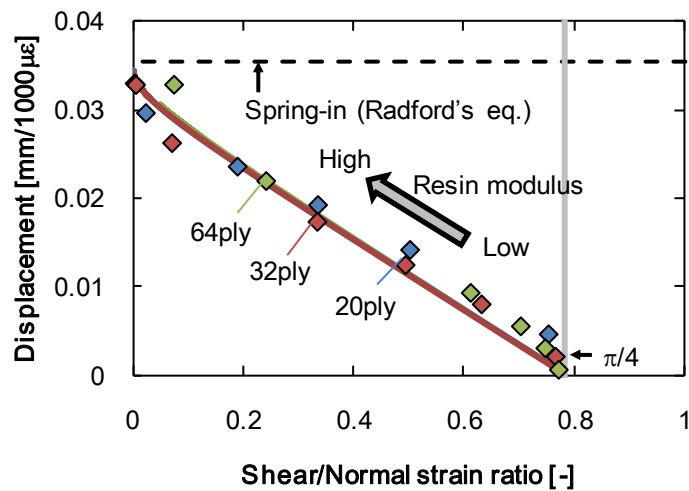


Fig. 4.9: Relationship between shear/normal strain ratio and displacement at edge.



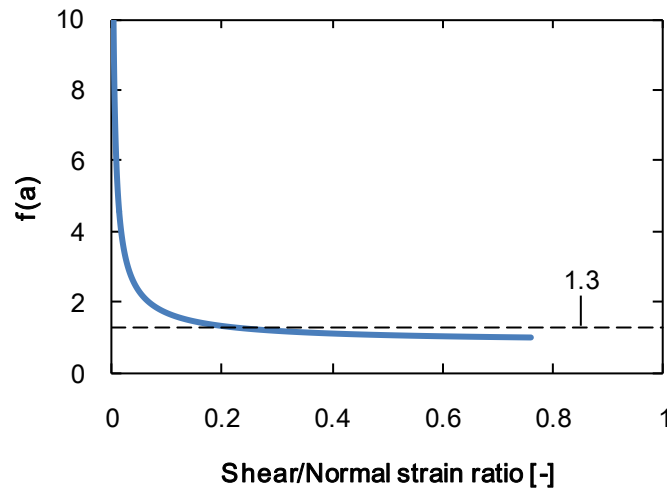


Fig. 4.10: Coefficient  $f(a)$  (Eq. 4.5.3) as a function of shear/normal strain ratio.

上述の端部変位とせん断・垂直ひずみ比の比例関係から、面外方向にひずみ  $d\varepsilon_2^c$  が発生する際の Spring-in の増分  $d\theta_{\text{spring-in}}$  を式(4.3.1)を基に書き表すと

$$d\theta_{\text{spring-in}} = 2 \cdot \frac{\delta}{l} = -\theta_0 \cdot d\varepsilon_2^c \cdot \left\{ 1 - \frac{(d\gamma'_{12}/d\varepsilon_2)|_t}{\theta_0/2} \right\}, \quad (4.3.3)$$

となる。  $\theta_0$  はフランジ間の角度、  $(d\gamma'_{12}/d\varepsilon_2)|_t$  はある時間  $t$  でのせん断・垂直ひずみ比を表し、実験により計測可能な値である。両フランジの影響を含めるために変位とフランジ長さの比の2倍となっている。なお、式(4.3.3)では物性値が変化する場合を考えるため式(4.3.1)とは異なり、ひずみおよびせん断・垂直ひずみ比を微分で書き表している。式(4.3.3)を時間積分することで、各時間および最終的な Spring-in 角度を推定することができる。式(4.3.3)の積分には実験により求められる各時間でのせん断垂直ひずみ比  $(d\gamma'_{12}/d\varepsilon_2)|_t$  に加えて、各時間での面外方向ひずみ  $d\varepsilon_2^c$  が必要となる。しかし、面外方向ひずみ  $d\varepsilon_2^c$  は母材のひずみであり、第2章で説明したように、せん断遅れの影響から面外方向に埋め込んだ光ファイバセンサにより直接的に計測することは困難である。そこで、本研究では一方向平板の面内繊維直交方向のひずみ計測結果を基に直交積層板の面外方向ひずみを推定した。

面内繊維直交方向のひずみを FBG センサにより計測した。L 型材と同様の材料 (T700SC/#2592) を使用し、積層構成は  $[0]_{50}$  の一方向、試験片サイズは  $70\text{mm} \times 70\text{mm}$  とした。積層時に板厚中央の 25-26 層間にグレーティング付近で切断していない FBG センサ (intact FBG) を繊維直行方向に埋め込み、成形時のひずみ変化を計測した。Intact FBG センサでひずみを計測した場合でも式(3.1.3)に表わされるように Shear-lag の影響を受けるが、tail length

が長く、ゲル化後すぐに複合材料と FBG センサのひずみが一致するようになる。さらに、Shear-lag 係数  $e$  が小さい硬化直後はせん断・垂直ひずみ比が大きく、式(4.3.3)より面外垂直ひずみが Spring-in に与える影響は小さい。そこで本研究では intact FBG センサのひずみを母材ひずみとして Spring-in 予測に使用した。なお、成形治具を使用した場合、治具の拘束により、硬化・熱収縮が計測できないため、本研究では成形治具を使用しない両面バッグ法(Envelope bagging)[95,116,121]により成形を行った。積層・バッグ後に真空引きを行い、オートクレーブ内 0.3 MPa 加圧下で L 型材同様の温度プロファイルを使用した。

Fig. 4.11 に FBG センサの計測結果を示す。横軸は光ファイバが硬化収縮ひずみを計測し始める点(ゲル化点)を 0min とした時間を示す。このゲル化点を L 型材計測でのゲル化点と合わせた。この一方向平板の繊維直交方向のひずみから、面内方向繊維の拘束によるポアソン効果を考慮し、直交積層板の面外垂直ひずみを推定した。硬化時は樹脂がゴム状態であり、非圧縮性に近い状態であると考え、CFRP の繊維直交方向のポアソン比  $\nu_{23}$  を 1 とした。一方、冷却時は樹脂がガラス状態であるため、カタログ値を基にポアソン比  $\nu_{23}$  を 0.4 とした。それぞれの領域でのポアソン効果を考慮した、直交積層板の面外垂直ひずみ推定結果を Fig. 4.11 に示す。このひずみ結果と、L 型材で計測されたせん断・垂直ひずみ比を用いて、式(4.3.3)から Spring-in を予測した。なお、冷却時は樹脂がガラス状態であり、せん断剛性が高いため、せん断・垂直ひずみが 0 として計算を行った。

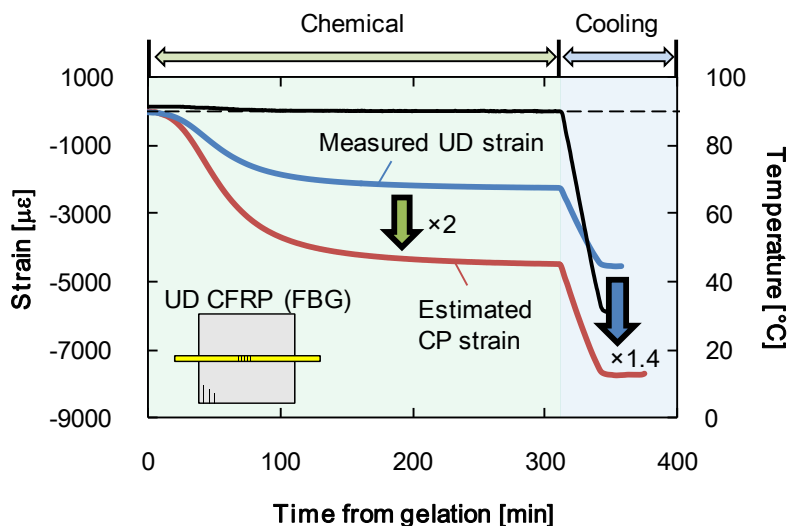


Fig. 4.11: Strain measured by FBG sensor embedded in in-plane transverse direction in unidirectional CFRP and estimated through-thickness strain in cross ply laminate.

### 4.3.2. Spring-in 予測結果

Fig. 4.12 (a)~(c)にそれぞれの板厚での Spring-in の予測結果を示す. Spring-in 角度はゲル化点で  $0^\circ$ とし, ゲル化点からの時間変化を表す. Fig. 4.12 内には 3次元形状計測で得られた実験結果および Radford 式(1.3.2)から予測される Spring-in 角度も併せて示す. 全ての板厚において, 本研究での予測値は実験値と良く一致するが, Radford 式での予測値は実験値よりも大きく, さらに板厚の影響を考慮できていない. 本研究の手法と Radford 式の違いは硬化部分であり, Radford 式では硬化収縮ひずみの影響を過大評価していることがわかる. 一方で, 冷却部のみでは特に薄肉の場合に Spring-in 変化を過小評価してしまうため, 高精度な Spring-in 予測にはせん断変形を考慮した上で, 硬化の影響を含める必要がある. 硬化収縮ひずみの影響が最も大きい薄肉試験片(20ply)では全体の約 43%が硬化時の影響である. 次に硬化収縮ひずみが Spring-in に与える影響を時間に関して検証すると, 50~150min 付近の影響が大きいことがわかる. 0~50min においては Fig. 4.11 より硬化収縮ひずみが大きく生じるものの, せん断・垂直ひずみ比が大きいいため, せん断変形が発生し, 最終的な Spring-in への寄与は小さい. 50~150min では 0~50min に比べ発生する硬化収縮ひずみ量は減少するものの, せん断・垂直ひずみ比が低下し, 面外垂直ひずみにより曲げモーメントが発生し, 脱型後の Spring-in 角度への影響が大きくなる. 150min 以降ではせん断・垂直ひずみ比がより低下するものの, 硬化の進展により, 発生するひずみ量が小さくなるため, Spring-in 角度もあまり変化しない. 本研究では従来の実験手法では得られない成形時の Spring-in 角度変化を内部ひずみ計測を基に予測し, 硬化収縮および熱収縮の影響を詳細に考察した. 本手法で得られる結果は, Spring-in 現象の理解のみならず, 成形解析における評価・フィードバックへの応用が可能と考えられる.

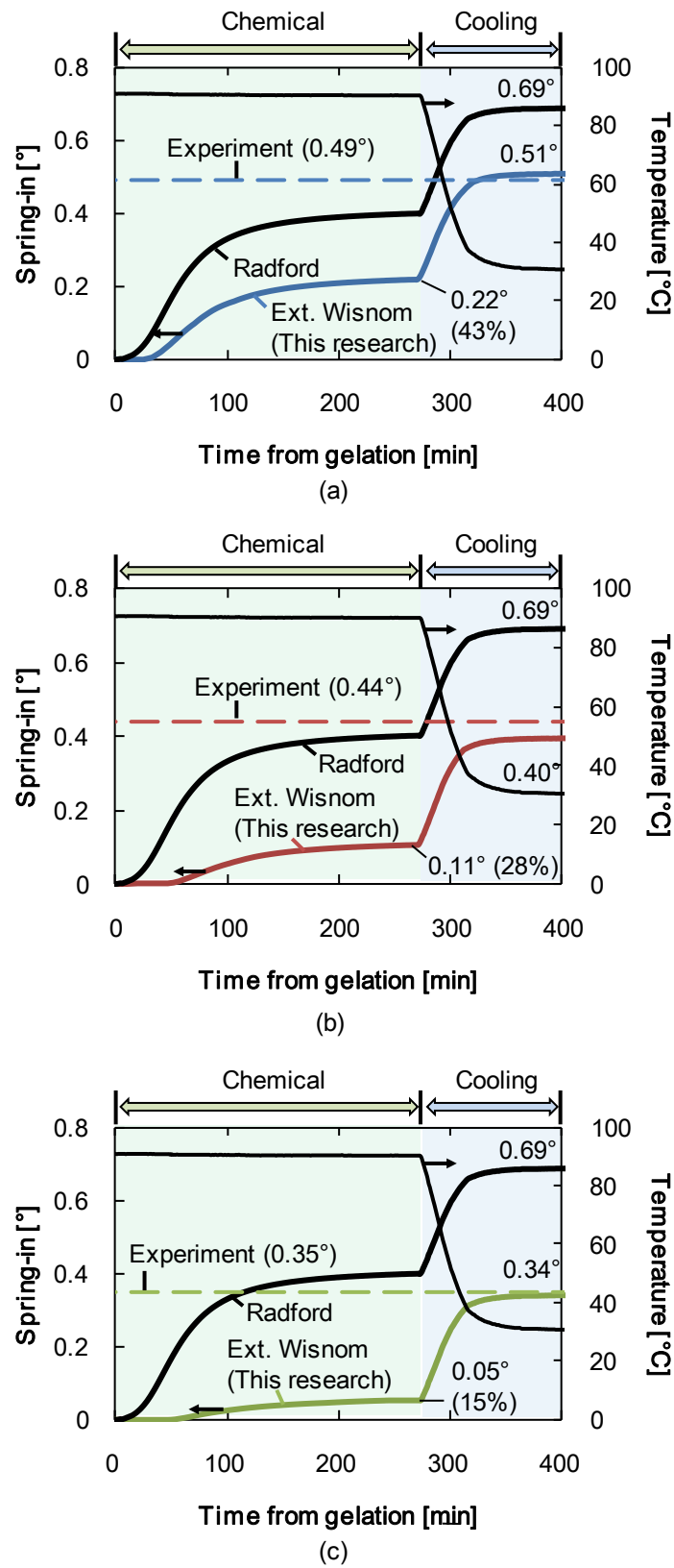


Fig. 4.12: Internal strain monitoring based spring-in prediction along with conventional Radford's prediction: (a) thin (20-ply), (b) middle (32-ply), (c) thick (64-ply).

## 第4章のまとめ

本章では第3章で提案した光ファイバセンサを用いた面外垂直・せん断ひずみ評価手法を使用し、実際にL型CFRPの内部ひずみ状態を計測した。成形後の試験片形状は3次元形状計測により測定し、内部計測との比較を行った。また、実験と第2章の解析を基に、新たなSpring-in予測法を提案した。

まず、板厚の異なる3つのL型CFRPを作製し、FBGセンサを用いて成形時の内部状態を低減垂直・せん断ひずみ、およびせん断・垂直ひずみ比により評価した。計測結果から以下の知見が得られた。

- 硬化時におけるせん断・垂直ひずみ比がそれぞれの板厚において、徐々に低下した。このことから、硬化反応に伴い、L型材内部での変形メカニズムは、せん断支配から曲げ支配へと変化している。
- 理論・有限要素解析と実験の比較から、端部に配置した樹脂漏れ防止用ダムが内部状態に与える影響は小さいことが明らかになった。このように内部状態を比較することで、最終的な形状からは判断が困難である境界条件の設定が可能である。
- 板厚により硬化時におけるせん断・垂直ひずみ比が異なる。具体的には板厚が厚い程、せん断・垂直ひずみ比が大きくなり、せん断変形の割合が大きくなる。これは第2章の解析結果と同様の傾向である。
- 冷却時では全ての板厚において、せん断ひずみに比べ垂直ひずみが大きく、せん断・垂直ひずみ比がほぼ0となった。この結果から、硬化時とは対照的に、冷却時には板厚による内部状況の差異が小さいことがわかった。

次に成形後の試験片に対し、3次元形状計測を行った。形状計測と内部ひずみ計測結果より、以下の知見を得が得られた。

- 3次元形状計測により測定されたSpring-in角度は板厚が厚い程小さい。これは内部ひずみ計測で得られた、板厚が厚い程せん断変形の割合が大きいという傾向と一致する。
- 全ての板厚において、冷却のみを考慮した理論式から導かれる値よりも大きなSpring-inが発生しており、硬化反応がSpring-inに影響を与えることが示唆された。

次に、実験と第2章の解析結果を基に Spring-in 変形を予測する新たな手法を開発した。

- 解析結果から、残留変形とせん断・垂直ひずみ比には線形の関係があることが明らかになった。この知見を基に、それぞれの時間における Spring-in の増分式を提案した。
- 一方向材平板の面内ひずみ計測結果を基に、直交積層板における面外ひずみを推定した。このひずみ結果と L 型材のせん断・垂直ひずみの計測結果から、成形時の Spring-in 変化を予測した。予測結果は従来の予測式よりも良い精度で、それぞれの板厚における実験値と一致した。板厚は硬化時の変形に影響し、最も影響の大きい薄肉試験片 (20ply) の変形では 40% 以上が硬化ひずみに起因する変形である。

## 第5章 U型部材における内部ひずみ・残留変形

### 5.1. L型とU型部材の比較

ここまでに対象としてきた L 型材と同様に，U 型形状を有する部材も航空機構造において重要である． Fig. 5.1 は U 型 CFRP を使用した Airbus A350 の翼桁構造である． U 型部材も L 型部材と同様に残留変形を生じるが，形状がより複雑であり，残留変形の要因として様々なものが考えられる． Kappel [28] は U 型材に発生する残留変形の要因として Fig. 5.2 に示す 3 つを挙げている． 1 つ目は成形治具の膨張により発生する形状変化(Geometric scaling)， 2 つ目は Spring-in， 3 つ目はウェブ部における反り(Warpage)である． Kappel の研究においては治具材料がこれらの変形に与える影響について比較が行われた． その結果，治具の熱膨張率が大きい場合にそれぞれの変形も大きくなることが明らかになった． 各変形の特徴的な知見としては L 型に比べ U 型で大きな Spring-in 変形が計測された． またウェブ

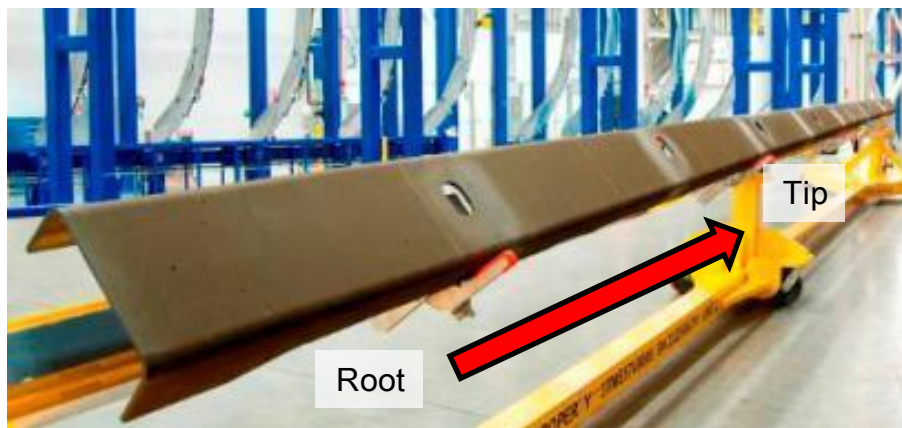


Fig. 5.1: Image of U-shaped structure (A350 wing spar) [122].

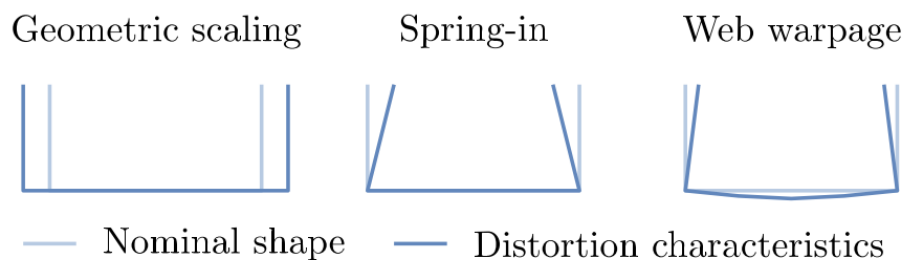


Fig. 5.2: Deformation modes observed in U-shaped structure [28].

の反りに関しては、治具との摩擦(Tool-part interaction)が主な原因と考えられたが、熱膨張が小さな Invar 製治具を使用した際にも発生することが明らかになった。

このような先行研究があるものの、L型に比べU型に関する研究は少なく、メカニズムの理解もL型より不十分である。またU型に対する研究もL型の先行研究と同様に、最終形状から現象を理解しようとするもののみであり、成形時の内部状態に基づく検証は行われていない。そこで、本章ではL型材で実証した内部ひずみ計測手法によるモニタリングに加え、L型材の理論・数値解析をU型材に拡張することで、U型材における変形メカニズムの理解を深めることを目的とする。また、本研究では Kappel が挙げる3つの要因のうち、特に樹脂の硬化反応以降に生じる Spring-in およびウェブの反りについて検証を行う。

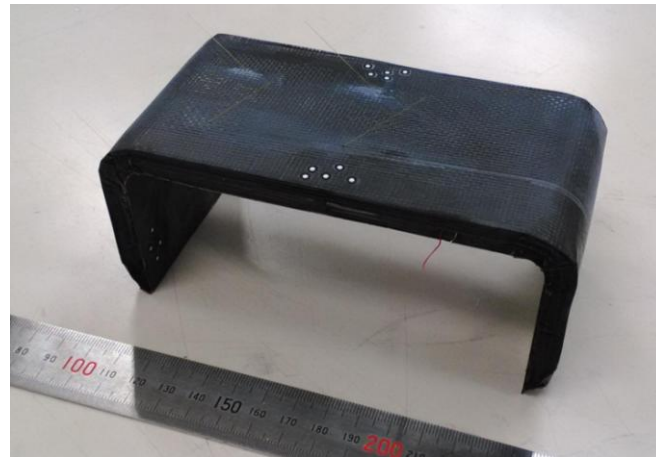
## 5.2. 内部ひずみ計測試験

### 5.2.1. 試験方法

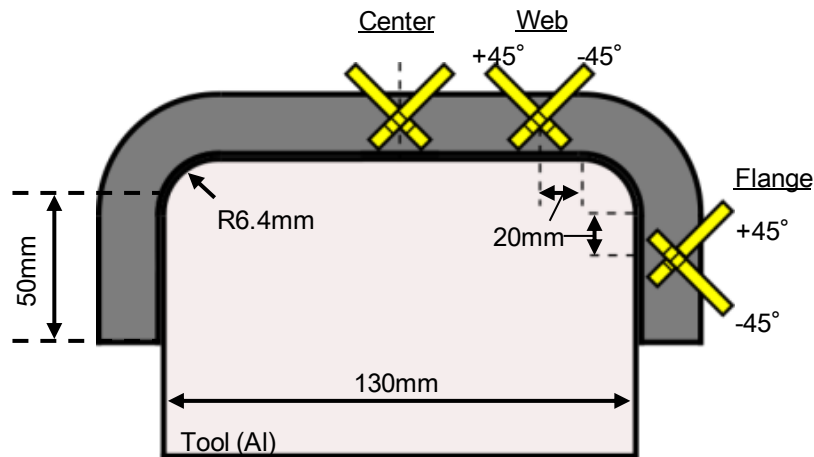
板厚の異なる2つのU型試験片を作成し、板厚が成形時の内部ひずみ変化および残留変形に与える影響を考察した。試験片の積層構成はL型材試験の中肉および厚肉試験片と同様の $[90_4/0_4]_{2S}$  (32-ply, 以下「中肉試験片」, 成形後厚み: 4.4mm),  $[90_4/0_4]_{4S}$  (64-ply, 以下「厚肉試験片」, 成形後厚み: 8.8mm) とした。Fig. 5.3(a)に成形後の厚肉試験片の写真を示す。中肉・厚肉試験片のフランジ長・ウェブ長および幅は Fig. 5.3(b)に示すように 50mm, 130 mm, 70 mm とし、材料は汎用プリプレグ T700SC/#2592 (P3252-15, 東レ(株)製)を使用した。治具との接触効果を低減させるために PTFE フィルム (厚み: 100 $\mu$ m) を2枚貼りつけたアルミ製治具 (コーナー半径 6.4mm) にプリプレグを積層した。PTFE フィルムを使用することで治具の膨張がプリプレグに伝達しにくくなるため、治具との接触による効果(Tool-part interaction)が抑制され、治具の効果を除く CFRP そのものの変化 (硬化・熱収縮) に起因する変形のみを検証することができる。全プリプレグを積層後、プリプレグ上部に PTFE (厚み: 100 $\mu$ m) およびガラスクロスを被せ、全体をバギングフィルムで覆った。なお積層時、板厚の中央に温度補正用の K 熱電対を埋め込んだ。

光ファイバは Fig. 5.3 に示すようにウェブ中央、ウェブ端部、フランジ部の3か所の面外斜め $\pm 45^\circ$ 方向に埋め込んだ。L型の2本に比べU型では6本の光ファイバを埋め込むため、より効率のよい埋め込み手法が必要である。そこで、L型のように PTFE で上層と下層を分ける手





(a)



(b)

Fig. 5.3: U-shaped specimen: (a) Photograph and (b) size and sensor embedment points.

法ではなく、全プリプレグを積層・バッグ後に埋め込み用の穴をあける「バッグ後埋め込み手法」を開発した。この手法では真空引き後の積層板に対し、角度と深さを調整する治具および超音波ホーンを用いて穴を開ける(Fig. 5.4)。バッグ後埋め込み手法では多数の光ファイバを容易に埋め込むことができるが、第4章のL型材のようにPTFEを用いる手法に比べ、深さの調整が困難である。本研究では事前に平板に対しバッグ後埋め込み手法で光ファイバを埋め込み、成形後のX線CT観察により適切な治具形状を決定し、本試験で使用した。穴の深さはグレーティング部中央が板厚の中心に位置するように厚肉材(64-ply)で約10mm、中肉材(32-ply)で約6mmとした。穴を開けた後、光ファイバセンサを差し込み、切り込みを入れたシーラントテ

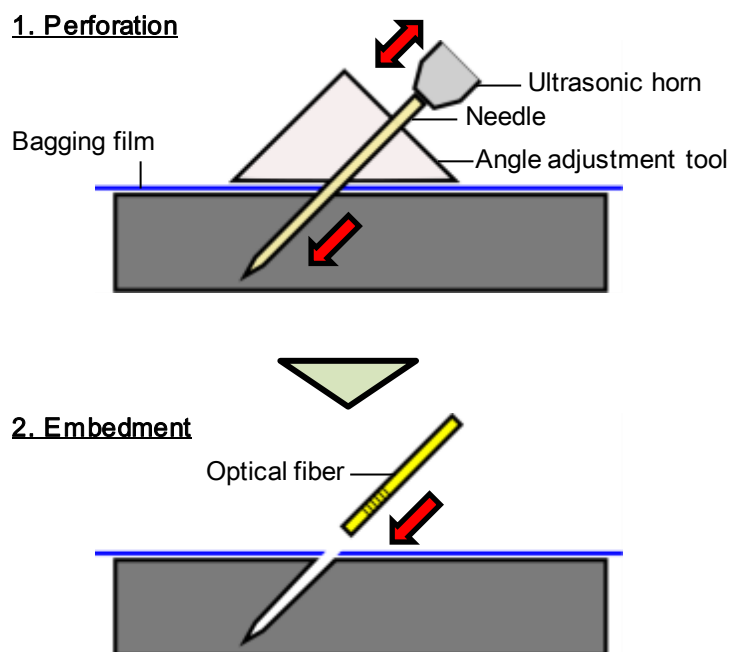


Fig. 5.4: FBG embedment method after bagging.

ープ(約 10mm×10mm)により穴を塞いだ。光ファイバセンサの tail length およびグレーティング長さは L 型材と同様に、中肉試験片には tail length を 2 mm、グレーティング長を 1mm、厚肉試験片には tail length を 3 mm、グレーティング長を 1 mm とした。

光ファイバ埋め込み後の試験片は真空・オートクレーブ内 0.3MPa 負荷下で成形した。成形サイクルは 2°C/min 昇温、90°C 7 時間保持、2°C/min 冷却とした。なお、L 型材の試験で行った加圧・真空度変化は行わなかった。成形時の FBG および熱電対の応答計測は 1 分毎に行った。また、3 次元形状計測機器 ATOS (GOM mbH, ドイツ製) を使用し、成形後形状を計測した。

### 5.2.2. 試験結果

Fig. 5.5 に中肉・厚肉試験片のフランジ部での低減垂直・せん断ひずみ(式(3.2.3))を示す。硬化時の低減垂直ひずみを中肉・厚肉で比較すると、厚肉の方が大きいことがわかる。これは FBG センサの埋め込み深さが厚肉試験片の方が深く、Shear-lag 係数  $e$  が大きいためである。せん断ひずみに関する特徴的な傾向は中肉試験片に比べ厚肉試験片で 2 倍以上の大きなせん断ひずみが計測されていることが挙げられる。Shear-lag 係数  $e$  の影響があるものの、厚肉試験片では垂直ひずみ以上に大きなせん断ひずみが計測された。つまり、厚肉にすることで、より大きなせん断ひずみが発生するという L 型と同様の傾向が得られた。せ

せん断ひずみに関する定量的な評価はせん断・垂直ひずみ比の検証部で後述する。冷却過程では中肉・厚肉共に主に垂直ひずみが発生しており、その大きさは約  $3000 \mu\epsilon$  である。冷却時には樹脂がガラス化し、CFRP のひずみが光ファイバへ十分に伝達され、Shear-lag 係数  $e$  が 1 となるため、この結果は板厚に関わらず同量の面外垂直ひずみが発生していることを示している。また、せん断ひずみに関しては冷却中にほぼ変化しておらず、L 型材と同様に硬化時に比べ冷却中は板厚による影響が小さいことがわかる。

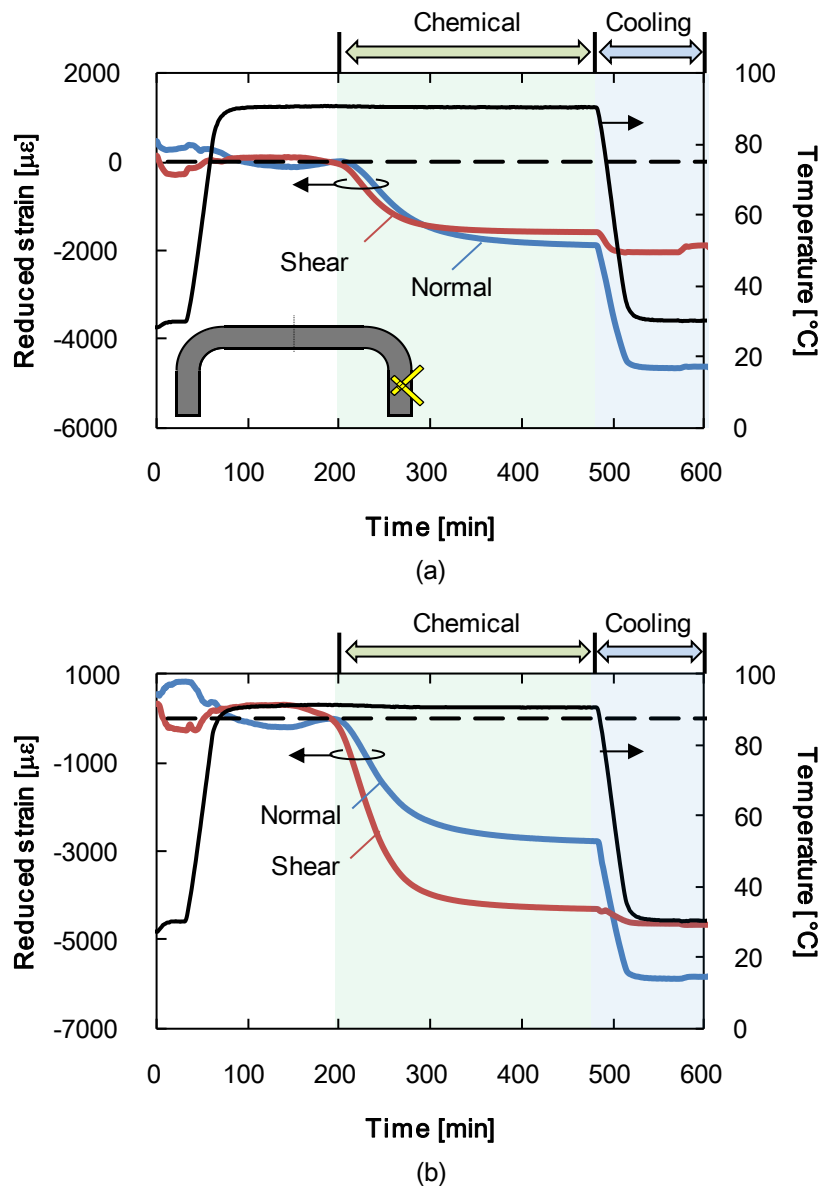


Fig. 5.5: Reduced normal and shear strains in flange: (a) 32-ply, (b) 64-ply.

次に Fig. 5.6 にウェブ端部における低減垂直・せん断ひずみの結果を示す。垂直ひずみに関してはフランジ部と同様の変化が計測された。この結果から、面外垂直ひずみは試験片内ではほぼ一様に発生することが示唆された。一方、せん断ひずみに関してはフランジ部とは逆側の正方向へ変化あり、フランジ部とは逆方向へのせん断変形が生じていることがわかる。また、硬化時に発生するせん断ひずみの絶対値がフランジ部に比べ、中肉・厚肉共に小さい。これはフランジでは端部変形が可能な一方、ウェブ部では対称面となるウェブ

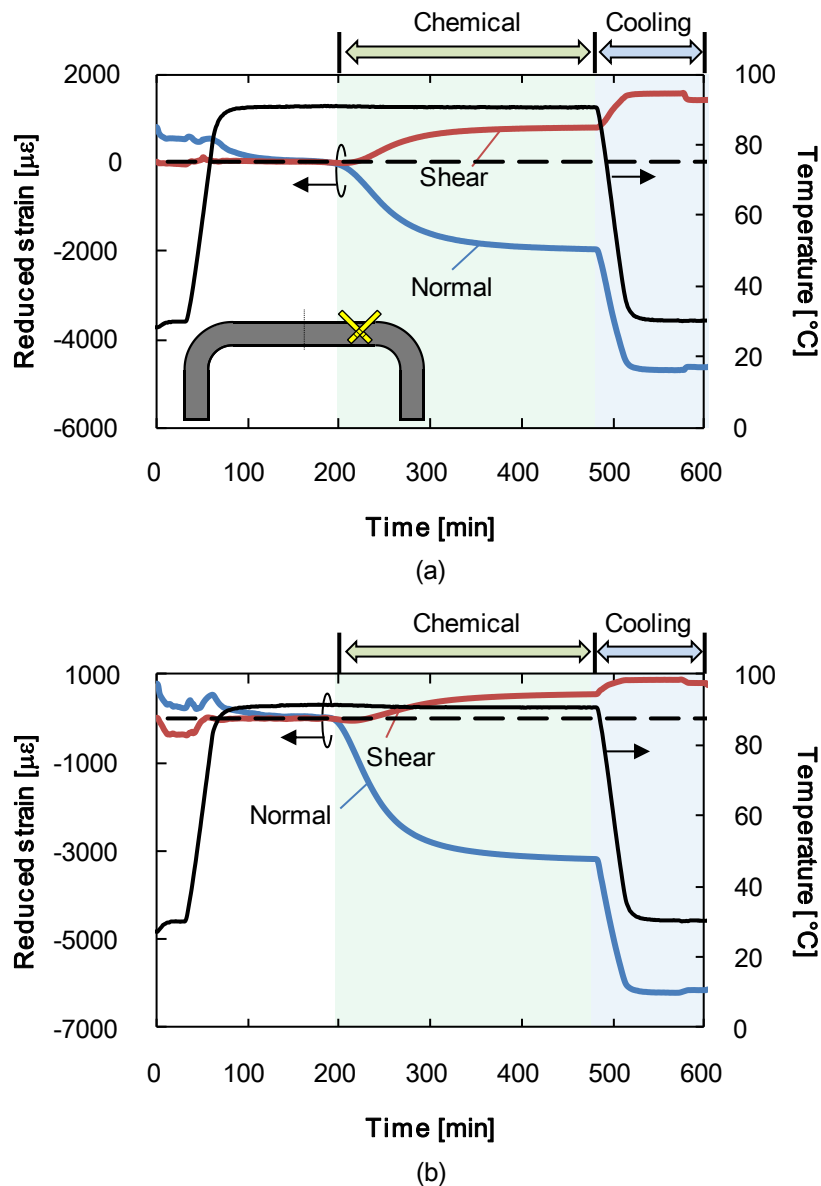


Fig. 5.6: Reduced normal and shear strains in web: (a) 32-ply, (b) 64-ply.

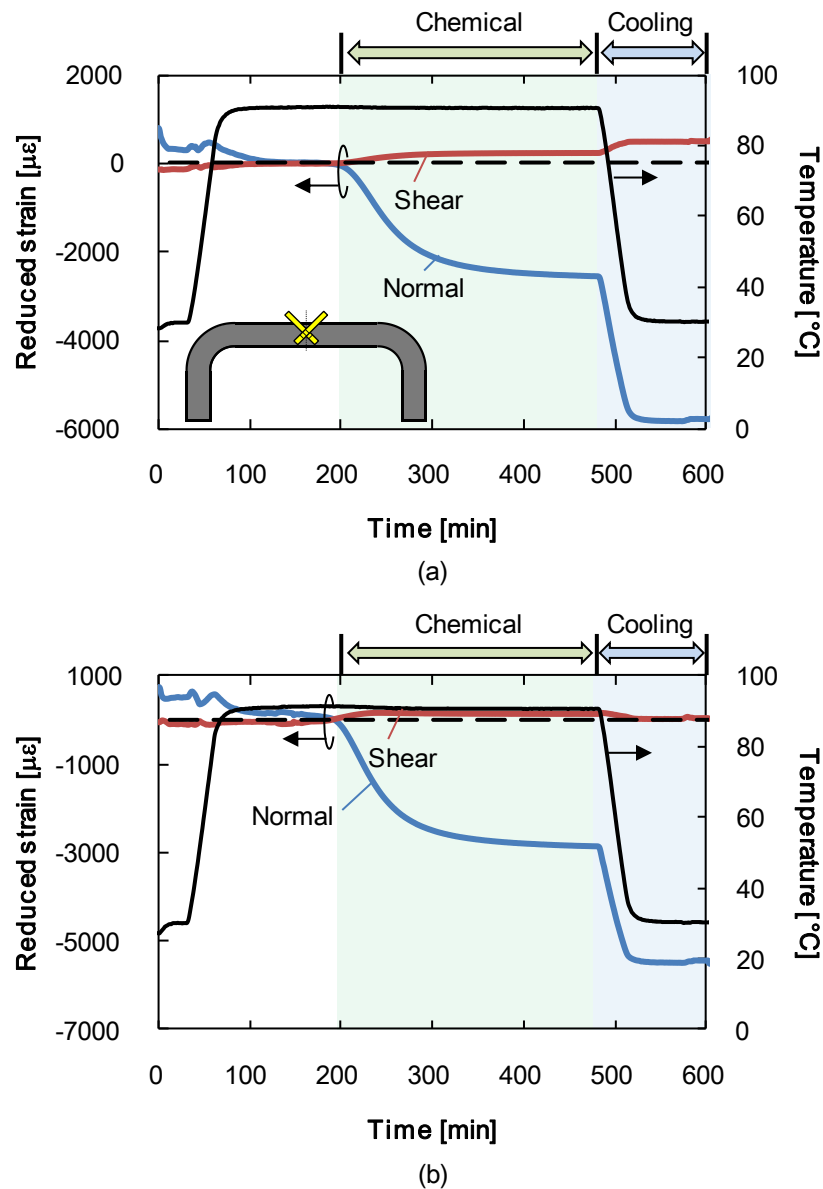


Fig. 5.7: Reduced normal and shear strains at center in web; (a) 32-ply, (b) 64-ply.

中央部で、せん断変形が 0 となるように変形が抑制されるためである。実際に、ウェブ中央部に埋め込んだ光ファイバセンサから計算した低減垂直・せん断ひずみの結果(Fig. 5.7)から、中肉・厚肉共にウェブ中央部ではせん断ひずみが発生していないことがわかる。冷却過程に関しては中肉で若干の変化が見られるものの、垂直ひずみに比べ変化量は小さく、主に曲げ変形が支配的であることがわかる。これら結果から、フランジとウェブでは硬化時の内部ひずみが大きく異なることが示された。つまり、U 型材の変形は L 型材の変形を単純に 2 つ重ね合わせたものではなく、異なるメカニズムが存在すると考えられる。

内部ひずみの変化をより定量的に評価するためにそれぞれの板厚，埋め込み位置のセンサ応答を利用し，せん断・垂直ひずみ比(式(3.2.4))を計算した．Fig. 5.8 にフランジ・ウェブ端部での結果を示す．ウェブ中央ではせん断ひずみの変化が小さく，せん断・垂直ひずみ比がほぼ0となるため，結果を省略する．Fig. 5.8(a)に示すフランジでは中肉・厚肉共にゲル化直後のせん断・垂直ひずみが約 $\pi/2$ であり，その後徐々に減少していることがわかる． $\pi/2$ は式(2.1.1)から求められるフランジでの最大せん断・垂直ひずみ比であり，L型材の $\pi/4$ に相当する．この結果から，硬化直後はフランジ部で大きくせん断変形しているが，樹脂の硬化に伴い徐々にせん断変形が減少し，曲げ変形に移行していることがわかる．板厚の影響を比べると，中肉に比べ厚肉の方がせん断・垂直ひずみ比が大きい．このことから，硬化時に中肉は厚肉よりも曲げ変形が支配的になるため，脱型後のフランジ変形が大きいと考えられる．一方 Fig. 5.8(b)に示すウェブの結果ではせん断・垂直ひずみ比がゲル化後に0からマイナス側へ変化している．これはせん断剛性の低いゲル化直後，コーナー部の弧長を維持するためのせん断変形は大部分がフランジ部で発生するためであると考えられる．板厚の影響を比較すると，硬化収縮が大きく発生する硬化の前半において，厚肉に比べ中肉でせん断・垂直ひずみの絶対値が大きく，よりせん断変形していることがわかる．ここで，ウェブの内部ひずみと発生するモーメントについて考える．治具の拘束がない場合，ウェブ部では面外ひずみによる角度変化がないため，ウェブ部での $\theta_s$ (式(2.2.8))は0である．よって，式(2.2.10)から，ウェブ部ではせん断ひずみが大きい程，曲げモーメントが発生することがわかる．これは $\theta_s$ が $\pi/2$ であるフランジ部とは逆の傾向である．このことからせん断・垂直ひずみ比の絶対値が大きい中肉で，ウェブ部においても厚肉より大きな曲げモーメントが発生し，結果として脱型後の変形が大きくなると考えられる．

上述の内部ひずみ計測結果が最終的な形状に与える影響を考察するために，脱型後の3次元形状計測を行った．ウェブとフランジに分け，それぞれの結果を Fig. 5.9 に示す．ウェブでは表面の凹凸のため計測誤差が多かったため，2次近似の結果も併せて示す．ウェブ・フランジ共に厚肉試験片に比べ，中肉試験片で大きな変形が見られた．本研究では治具と試験片の間に PTFE フィルムを2枚配置し，ウェブ変形の原因となる治具との接触(Tool-part interaction)を低減したにもかかわらず，ウェブでの変形が発生していることは重要な知見で

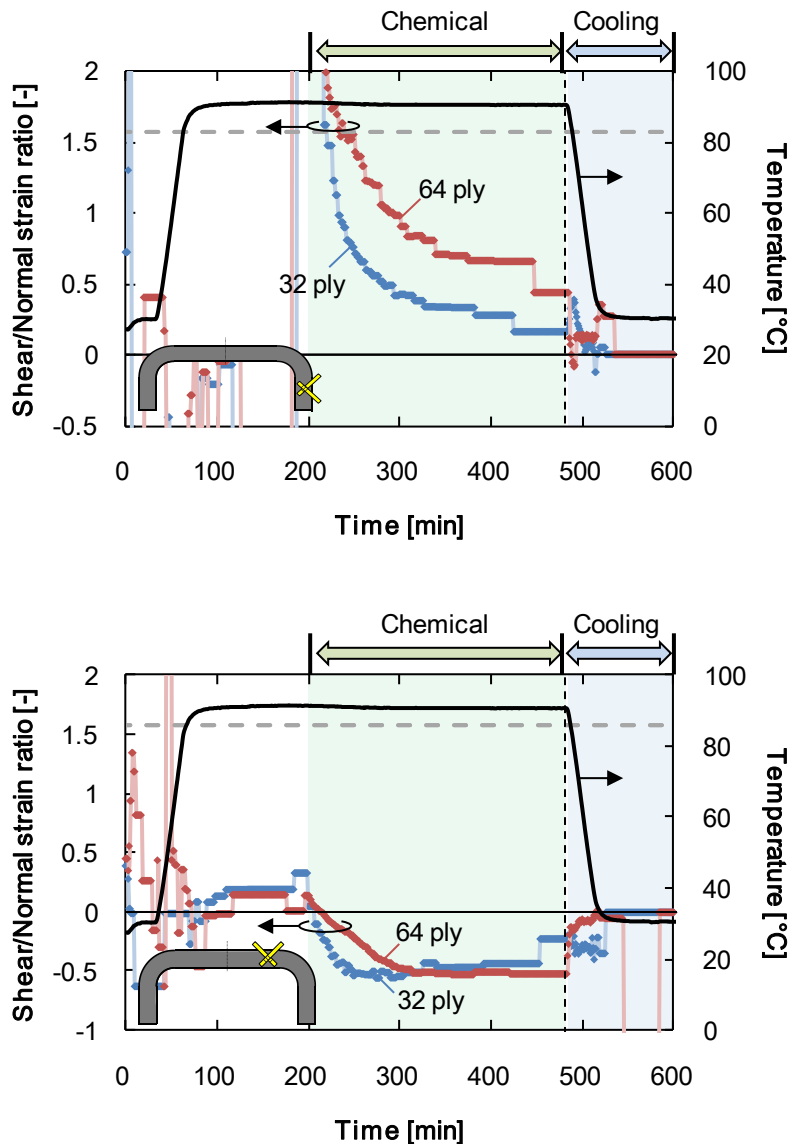


Fig. 5.8: Shear/Normal strain ratio in (a) flange and (b) web.

ある。Kappel[28]の研究においても低熱膨張率の Invar 治具を利用した試験で治具との接触を低減しているが、その場合にもウェブ変形が発生している。本研究の内部ひずみ計測では硬化時に、ウェブ変形の原因と考えられるせん断ひずみが計測され、また板厚の影響に関してひずみ計測結果と形状計測結果が一致していることから、U型材のウェブ変形には治具との接触のみならず、硬化収縮が影響を与えているという新たな知見が実験的に得られた。つまり、U型のウェブ変形を考察する場合は治具材料などの外的要因に加え、材料の硬化収縮という内的要因を考慮する必要があることが示された。ウェブ変形そのものはあまり大きな値ではないが、ウェブが変形することによりフランジ部の角度も変化するため、

全体の変形に関して重要な影響を及ぼす。室温(25°C)での U 型材の Spring-in 角度は中肉が 0.58°, 厚肉が 0.43°と L 型材の中肉 0.47°, 厚肉 0.38°に比べ大きい。L 型と U 型の差は厚肉よりも中肉で大きい。これは上述のウェブ変形が寄与しているためであると考えられる。以上、内部ひずみおよび形状計測から、U 型材では硬化収縮に起因するウェブ変形が発生し、フランジの変形にも影響を与えることが理解され、U 型材と L 型材では変形メカニズムが異なることが示された。

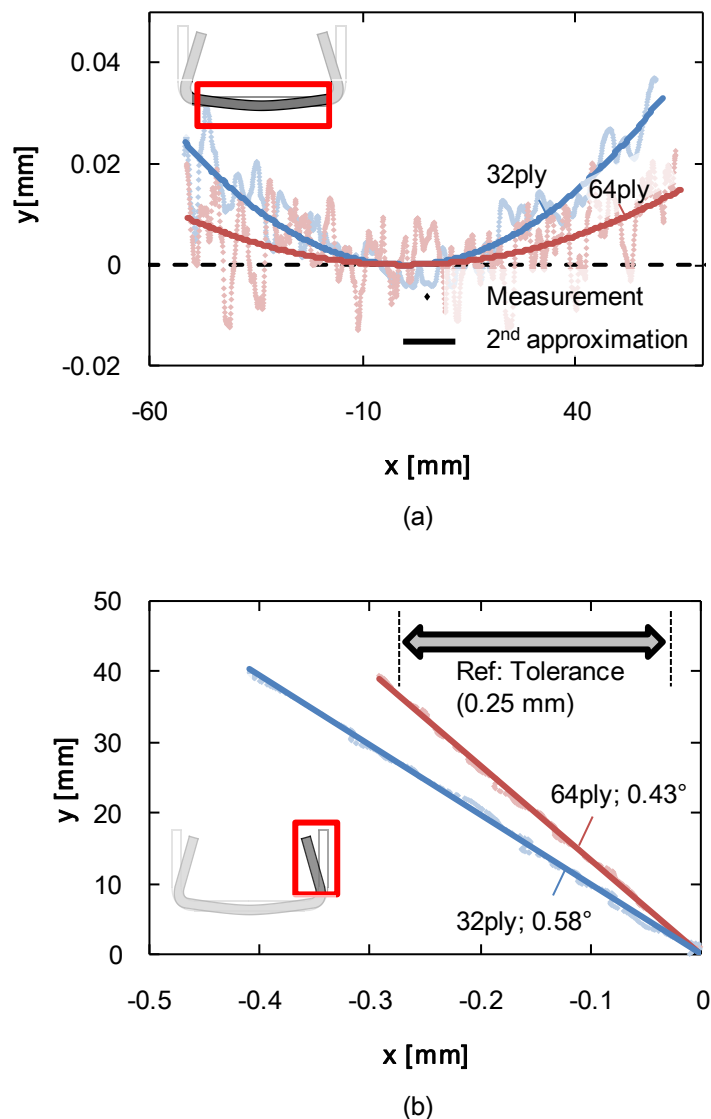


Fig. 5.9: Shape measurement after cure: (a) web, (b) flange.



### 5.3. 解析

#### 5.3.1. 理論解析の拡張

L 型材の理論解析にウェブ部を加え、U 型材の解析へと拡張する．ここでも L 型材同様に治具との摩擦による影響は無視する．Fig. 5.10 に示すように U 型材の寸法をウェブ長  $l_1$ ，コーナー半径  $R$ ，フランジ・ウェブ間角度  $\theta_0$ ，フランジ長  $l_2$  とする．面外方向にひずみ  $\varepsilon_2$  が発生した際の，治具がない場合の角度変化  $\theta_s$  はウェブ・コーナー・フランジ部それぞれで

$$\frac{d\theta_s}{dx} = \begin{cases} 0 & (0 \leq x \leq l_1) \\ -\frac{\varepsilon_2}{R} & (l_1 \leq x \leq l_1 + R\theta_0) \\ 0 & (l_1 + R\theta_0 \leq x \leq l_1 + l_2 + R\theta_0) \end{cases}, \quad (5.3.1)$$

となる．L 型材同様，曲げモーメント(式(2.2.10))，および面外せん断力(式(2.2.11))を曲げ理論式(2.2.12)に代入すると，ウェブ・コーナー・フランジ部それぞれで式(2.2.13)が解くべき方程式になる．式(2.2.13)の解は，それぞれの領域で異なる積分定数を用いて，

$$\gamma(x) = \begin{cases} \gamma_1(x) = A_1 e^{ax} + B_1 e^{-ax} & (0 \leq x \leq l_1) \\ \gamma_2(x) = A_2 e^{ax} + B_2 e^{-ax} & (l_1 \leq x \leq l_1 + R\theta_0) \\ \gamma_3(x) = A_3 e^{ax} + B_3 e^{-ax} & (l_1 + R\theta_0 \leq x \leq l_1 + l_2 + R\theta_0) \end{cases}, \quad (5.3.2)$$

となる．ここで  $A_1, A_2, A_3, B_1, B_2, B_3$  は積分定数である．また  $a$  は式(2.2.15)で定義される定数である．

U 型材においても L 型材と同様に端部拘束の影響を考察する．フランジ端部以外での境界条件は

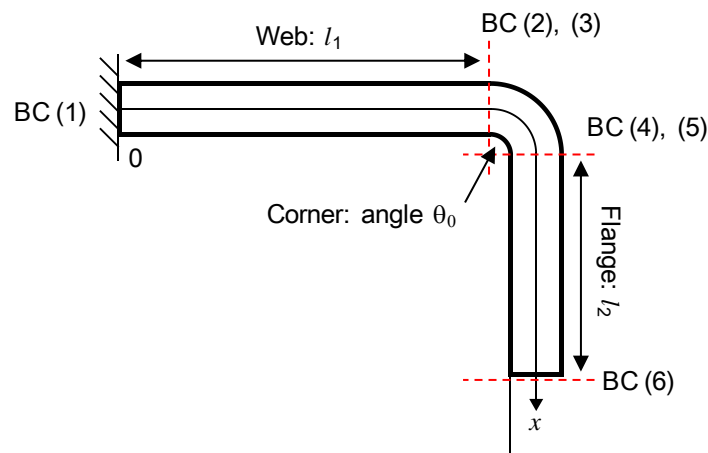


Fig. 5.10: Theoretical analysis model for U-shaped composite.

$$\begin{cases} \gamma_1(0) = 0 \\ \gamma_1(l_1) = \gamma_2(l_1) \\ M_1(l_1) = M_2(l_1) \\ \gamma_2(l_1 + R\theta_0) = \gamma_3(l_1 + R\theta_0) \\ M_2(l_1 + R\theta_0) = M_3(l_1 + R\theta_0), \end{cases} \quad (5.3.3)$$

である。式(5.3.3)の第1式はウェブ中央面での対称条件，第2・3式はウェブ・コーナー間でのひずみおよびモーメントの連続条件，第4・5式はコーナー・フランジ部間でのひずみおよびモーメントの連続条件を表す。端部自由条件では

$$M_3(l_1 + l_2 + R\theta_0) = 0, \quad (5.3.4)$$

であるので，式(5.3.2)-(5.3.4)より積分定数を求めると，

$$\begin{cases} A_1 = \frac{\varepsilon_2}{2aR} \cdot \frac{\cosh\{a(l_2 + R\theta_0)\} - \cosh(al_2)}{\cosh\{a(l_1 + l_2 + R\theta_0)\}} \\ B_1 = -A_1 = -\frac{\varepsilon_2}{2aR} \cdot \frac{\cosh\{a(l_2 + R\theta_0)\} - \cosh(al_2)}{\cosh\{a(l_1 + l_2 + R\theta_0)\}} \\ A_2 = A_1 - \frac{\varepsilon_2}{2aR} \cdot e^{-al_1} = \frac{\varepsilon_2}{2aR} \left[ \frac{\cosh\{a(l_2 + R\theta_0)\} - \cosh(al_2)}{\cosh\{a(l_1 + l_2 + R\theta_0)\}} - e^{-al_1} \right] \\ B_2 = -A_1 + \frac{\varepsilon_2}{2aR} \cdot e^{al_1} = -\frac{\varepsilon_2}{2aR} \left[ \frac{\cosh\{a(l_2 + R\theta_0)\} - \cosh(al_2)}{\cosh\{a(l_1 + l_2 + R\theta_0)\}} - e^{al_1} \right] \\ A_3 = A_2 + \frac{\varepsilon_2}{2aR} \cdot e^{-a(l_1 + R\theta_0)} \\ = \frac{\varepsilon_2}{2aR} \left[ \frac{\cosh\{a(l_2 + R\theta_0)\} - \cosh(al_2)}{\cosh\{a(l_1 + l_2 + R\theta_0)\}} - e^{-al_1} + e^{-a(l_1 + R\theta_0)} \right] \\ B_3 = B_2 - \frac{\varepsilon_2}{2aR} \cdot e^{a(l_1 + R\theta_0)} \\ = -\frac{\varepsilon_2}{2aR} \left[ \frac{\cosh\{a(l_2 + R\theta_0)\} - \cosh(al_2)}{\cosh\{a(l_1 + l_2 + R\theta_0)\}} - e^{al_1} + e^{a(l_1 + R\theta_0)} \right], \end{cases} \quad (5.3.5)$$

となる。式(5.3.2)と(5.3.5)より，端部自由条件での解は

$$\gamma(x) = \begin{cases} \gamma_1(x) = \frac{\varepsilon_2}{aR} \cdot \frac{\cosh\{a(l_2 + R\theta_0)\} - \cosh(al_2)}{\cosh\{a(l_1 + l_2 + R\theta_0)\}} \cdot \sinh(ax) \quad (0 \leq x \leq l_1) \\ \gamma_2(x) = \frac{\varepsilon_2}{aR} \cdot \left[ \frac{\cosh\{a(l_2 + R\theta_0)\} - \cosh(al_2)}{\cosh\{a(l_1 + l_2 + R\theta_0)\}} \cdot \sinh(ax) - \sinh\{a(x - l_1)\} \right] \\ \quad (l_1 \leq x \leq l_1 + R\theta_0) \\ \gamma_3(x) = \frac{\varepsilon_2}{aR} \cdot \left[ \frac{\cosh\{a(l_2 + R\theta_0)\} - \cosh(al_2)}{\cosh\{a(l_1 + l_2 + R\theta_0)\}} \cdot \sinh(ax) - \sinh\{a(x - l_1)\} \right. \\ \quad \left. + \sinh\{a(x - l_1 - R\theta_0)\} \right] \\ \quad (l_1 + R\theta_0 \leq x \leq l_1 + l_2 + R\theta_0), \end{cases} \quad (5.3.6)$$

となる。

次に式(2.2.22)と同様に，ウェブ中央と端部の変位差 $\delta_1$ ，およびフランジ開始点と端部での変形差 $\delta_3$ を求めると

$$\left\{ \begin{aligned} \delta_1 &= \int_0^{l_1} \frac{dw_b}{dx} dx = \int_0^{l_1} \{\theta_s(x) - \gamma_1(x)\} dx = \frac{\varepsilon_2}{a^2 R} \cdot C \cdot \cosh(al_1 - 1) \\ \delta_3 &= \int_{l_1+R\theta_0}^{l_1+l_2+R\theta_0} \frac{dw_b}{dx} dx = \int_{l_1+R\theta_0}^{l_1+l_2+R\theta_0} \{\theta_s(x) - \gamma_3(x)\} dx \\ &= -\varepsilon_2 \left[ \theta_0 l_2 + \frac{1}{a^2 R} \cdot \{C[\cosh\{a(l_1 + l_2 + R\theta_0)\} - \cosh\{a(l_1 + R\theta_0)\}] \right. \\ &\quad \left. - \cosh\{a(l_2 + R\theta_0)\} + \cosh(aR\theta_0) + \cosh(al_2) - 1 \right], \end{aligned} \right. \quad (5.3.7)$$

となる。ここで

$$C = \frac{\cosh\{a(l_2 + R\theta_0)\} - \cosh(al_2)}{\cosh\{a(l_1 + l_2 + R\theta_0)\}}, \quad (5.3.8)$$

である。

端部拘束の境界条件は

$$\theta_3(l_1 + l_2 + R\theta_0) = 0, \quad (5.3.9)$$

であり、式(5.3.2), (5.3.3), (5.3.9)より積分定数を求めると、

$$\left\{ \begin{aligned} A_1 &= \frac{\varepsilon_2}{2aR} \cdot \frac{\sinh\{a(l_2 + R\theta_0)\} - \sinh(al_2)}{\sinh\{a(l_1 + l_2 + R\theta_0)\}} \\ B_1 &= -A_1 = -\frac{\varepsilon_2}{2aR} \cdot \frac{\sinh\{a(l_2 + R\theta_0)\} - \sinh(al_2)}{\sinh\{a(l_1 + l_2 + R\theta_0)\}} \\ A_2 &= A_1 - \frac{\varepsilon_2}{2aR} \cdot e^{-al_1} = \frac{\varepsilon_2}{2aR} \left[ \frac{\sinh\{a(l_2 + R\theta_0)\} - \sinh(al_2)}{\sinh\{a(l_1 + l_2 + R\theta_0)\}} - e^{-al_1} \right] \\ B_2 &= -A_1 + \frac{\varepsilon_2}{2aR} \cdot e^{al_1} = -\frac{\varepsilon_2}{2aR} \left[ \frac{\sinh\{a(l_2 + R\theta_0)\} - \sinh(al_2)}{\sinh\{a(l_1 + l_2 + R\theta_0)\}} - e^{al_1} \right] \\ A_3 &= A_2 + \frac{\varepsilon_2}{2aR} \cdot e^{-a(l_1+R\theta_0)} \\ &= \frac{\varepsilon_2}{2aR} \left[ \frac{\sinh\{a(l_2 + R\theta_0)\} - \sinh(al_2)}{\sinh\{a(l_1 + l_2 + R\theta_0)\}} - e^{-al_1} + e^{-a(l_1+R\theta_0)} \right] \\ B_3 &= B_2 - \frac{\varepsilon_2}{2aR} \cdot e^{a(l_1+R\theta_0)} \\ &= -\frac{\varepsilon_2}{2aR} \left[ \frac{\sinh\{a(l_2 + R\theta_0)\} - \sinh(al_2)}{\sinh\{a(l_1 + l_2 + R\theta_0)\}} - e^{al_1} + e^{a(l_1+R\theta_0)} \right], \end{aligned} \right. \quad (5.3.10)$$

となる。式(5.3.2)と(5.3.10)より、端部拘束条件での解は

$$\gamma(x) = \begin{cases} \gamma_1(x) = \frac{\varepsilon_2}{aR} \cdot \frac{\sinh\{a(l_2 + R\theta_0)\} - \sinh(al_2)}{\sinh\{a(l_1 + l_2 + R\theta_0)\}} \cdot \sinh(ax) \quad (0 \leq x \leq l_1) \\ \gamma_2(x) = \frac{\varepsilon_2}{aR} \cdot \left[ \frac{\sinh\{a(l_2 + R\theta_0)\} - \sinh(al_2)}{\sinh\{a(l_1 + l_2 + R\theta_0)\}} \cdot \sinh(ax) - \sinh\{a(x - l_1)\} \right] \\ \quad (l_1 \leq x \leq l_1 + R\theta_0) \\ \gamma_3(x) = \frac{\varepsilon_2}{aR} \cdot \left[ \frac{\sinh\{a(l_2 + R\theta_0)\} - \sinh(al_2)}{\sinh\{a(l_1 + l_2 + R\theta_0)\}} \cdot \sinh(ax) - \sinh\{a(x - l_1)\} \right. \\ \quad \left. + \sinh\{a(x - l_1 - R\theta_0)\} \right] \\ \quad (l_1 + R\theta_0 \leq x \leq l_1 + l_2 + R\theta_0) \end{cases}, \quad (5.3.11)$$

となる。また、式(5.3.6), (5.3.11)において $\gamma'=-\gamma$ とし、面外方向ひずみ $\varepsilon_2$  で除することで、L型と同様に、与えるひずみ量に依らない物理量であるせん断・垂直ひずみ比を求められる。

### 5.3.2. 有限要素解析手法

実験・理論解析の検証および、内部状態のより詳細な検証を行うため汎用有限要素解析ソフトウェア Abaqus 6.14 (Dassault Systems Inc.)を使用し、有限要素解析を行った。解析では形状の対称性から1/4部分のみをモデル化し、対称境界条件を与えることで全体の形状を再現した(Fig. 5.11(a))。材料の寸法は実験に合わせ、フランジ長 50 mm, ウェブ長 130 mm, 幅 70 mm, コーナー内径 6.4 mm, フランジ・ウェブ間角度 90°とした。なお対称条件を考慮するため、モデルでのウェブ長と幅は全体の半分の長さである(Fig. 5.11(a))。実験と同様に 32 層([90<sub>4</sub>/0<sub>4</sub>]<sub>2s</sub>)と 64 層([90<sub>4</sub>/0<sub>4</sub>]<sub>4s</sub>)の2つの厚みについてモデルを作成した。治具は剛体シェルによりモデル化し、部材・治具間での接線方向への摩擦はないと仮定し解析を行った。

硬化時の物性値変化が内部ひずみおよび最終形状に与える影響を考察するために、L型材と同様に2ステップ解析を行った。前章で述べたように、2ステップ解析では初めに0ステップ目として樹脂弾性率  $E_m$  が 1000MPa の状態で加圧を模擬した 0.3MPa の圧力を加える。その後1ステップ目に樹脂弾性率  $E_m$  をある硬化状態に対応する値に変更し、硬化収縮ひずみを模擬した面外方向収縮ひずみ(-1000 $\mu\epsilon$ )を温度変化により与える。最後に、2ステップ目として樹脂弾性率  $E_m$  をガラス化後の値である 3000MPa に変更し、0.3MPa の圧力を解放する。それぞれのステップで発生する応力・ひずみ状態はユーザーサブルーチンの UMAT(Appendix D)により保存され、次のステップへと継承される。

有限要素解析では1ステップ目の樹脂弾性率  $E_m$  として樹脂硬化時の値を模擬した 5, 25, 50, 100MPa の場合についてそれぞれ解析し、1ステップ目終了時のせん断・垂直ひずみ比および2ステップ目終了時の変位を計測した。また、冷却時のひずみ比および最終形状への影響を考察するために1ステップ目の  $E_m$  が 3000MPa の場合についても解析を行った。ひずみ比計測はウェブ・フランジそれぞれの実験での光ファイバ埋め込み部、変位計測はウェブ( $U_1$ )およびフランジ( $U_2$ )で行った(Fig. 5.11(b))。ここでフランジの変位  $U_2$  は理論解析の  $\delta_3$  と同じフランジ開始点と端部の変位差であり、Spring-in の指標となる値である。フランジ端部の境界条件については、モーメントなし(端部自由)および垂直変位なし(端部拘束)の2条件で計算を行い、端部条件の影響を考察した。

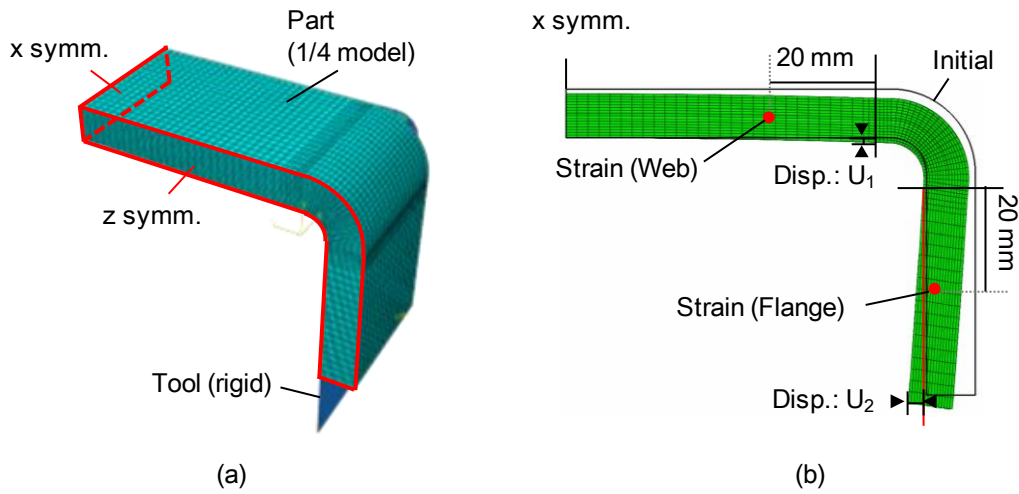


Fig. 5.11: FEA model for U-shaped composite:

(a) 1/4 model with boundary conditions, (b) displacement and strain measurement points.

### 5.3.3. 解析結果・考察

Fig. 5.12 に 32 層および 64 層のせん断垂直ひずみ比の理論・有限要素解析結果を示す。横軸は 1 ステップ目の樹脂弾性率  $E_m$  であり、線が理論解析、点が有限要素解析の結果である。フランジ・ウェブ部およびフランジ端部の境界条件に関わらず理論解析と有限要素解析がよく一致し、理論解析が現象を捉えられていると考えられる。実験では 32 層、64 層共に硬化の進展に伴いせん断・垂直ひずみ比がフランジ部において  $\pi/2$  から減少し、ウェブ部においては 0 から減少後やや上昇する傾向が捉えられた(Fig. 5.8)。この実験結果を再現する

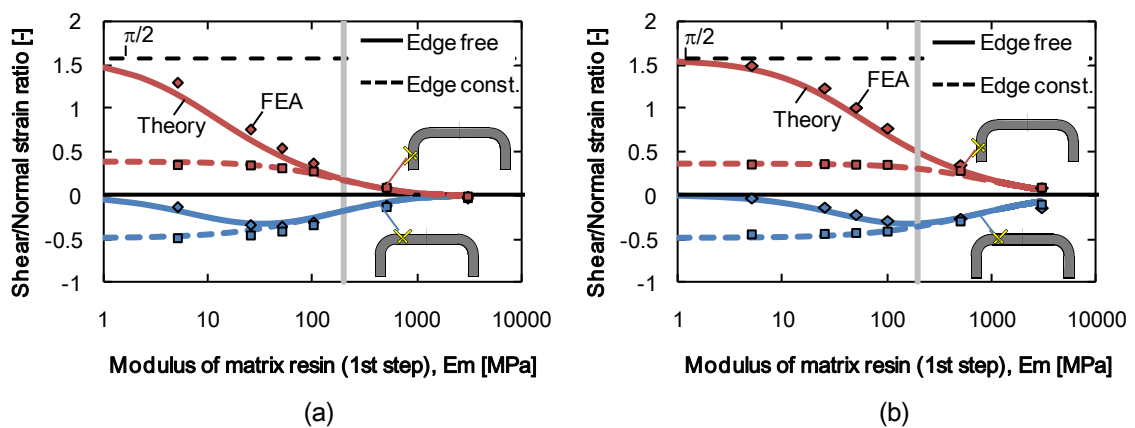


Fig. 5.12: Shear/Normal strain ratio calculated by theoretical and numerical analyses:

(a) 32-ply, (b) 64-ply.

フランジ端部の境界条件は、拘束のない端部自由条件であることがわかる。このように、内部状態を計測することで L 型材と同様、解析における適切な条件の選定が可能となる。板厚による影響を見ると、フランジ部において 32 層でせん断・垂直ひずみ比が小さく、結果として脱型後の角度変化が大きくなると考えられる。一方ウェブ部では最小値は 32 層、64 層でほぼ同じであるが、32 層の方が低い樹脂弾性率で最小値になり、再度 0 に近づく。前節で考察したようにウェブ部ではせん断・垂直ひずみ比の絶対値が大きい程、曲げモーメントが発生するので、樹脂弾性率が低い領域で硬化収縮ひずみが大きく発生することを踏まえると、ウェブ部においても 32 層で 64 層よりも残留変形が大きいと考えられる。

Fig. 5.13 に式(5.3.7)より求めた成形後のウェブ部およびフランジ部における端部変位の解析結果を示す。横軸は 1 ステップ目の樹脂弾性率  $E_m$  である。ウェブ部の結果は warpage が発生することを表しており、第 2 章の L 型と同様に、ゲル化後にも warpage が発生するという重要な知見が得られた。ウェブ部とフランジ部の端部変位を比較すると、実験結果(Fig. 5.9)と同様に、フランジ部で残留変形が大きいことがわかる。次にウェブ、フランジそれぞれにおける板厚の影響について考察する。ウェブでは硬化時( $E_m < 200$  MPa)の大部分において 32 層で 64 層よりも変形が大きい。これは 32 層のせん断・垂直ひずみ比の絶対値が 64 層に比べて大きく、それに伴い大きな曲げモーメントが発生するためであると考えられる。フランジ部では硬化時から冷却時( $E_m: 3000$ MPa)まで全ての樹脂弾性率で 32 層における変形が 64 層よりも大きく、実験の形状計測結果(Fig. 5.9(b))と一致する傾向が得られた。

ここで U 型材のフランジ部における変形を 2 つの原因に分けて考える。1 つ目は L 型材の Spring-in に相当する角度変化であり、フランジ部のせん断・垂直ひずみ比が小さい程、大きな変形となる。2 つ目はウェブの変形による一様なフランジ部の角度変化であり、これは U 型材特有のものである。フランジ部におけるせん断・垂直ひずみ比は 64 層に比べ 32 層で小さいため(Fig. 5.12)、1 つ目の Spring-in 変形は 32 層で大きい。また 2 つ目のウェブ変形も Fig. 5.13(a)より、硬化時の大部分で 32 層の方が 64 層よりも大きいため、硬化時は 32 層でフランジ端部変形が大きくなると考えられる。他方、冷却時においてはフランジ、ウェブ共にせん断・垂直ひずみ比が 0 に近くなり、板厚に関わらず Radford 式(1.3.2)で予測されるフランジ部の Spring-in 変形のみが発生する。結果として、硬化時の変形に起因し、板厚で異なる残留変形が発生する。

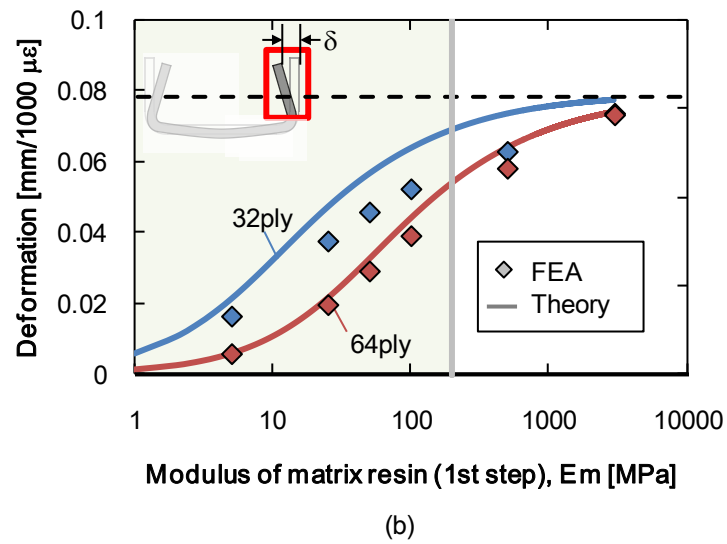
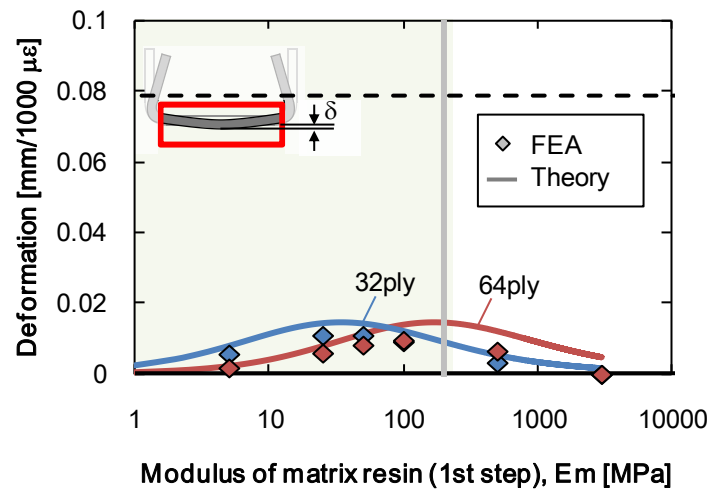


Fig. 5.13: Displacement as a function of resin modulus  $E_m$  when  $1000\mu\epsilon$  is induced in through-thickness direction: (a) web, (b) flange.

最後にL型とU型の結果を比較し、形状の違いが残留変形に与える影響について考察する。U型の変形式(5.3.7)とL型材を比較するため、L型全体での脱型後形状の角度変化について考える。脱型後、一方のフランジ端部での角度が0となるようにすると、そのフランジ端部からの距離  $x$  での元の形状からの角度変化  $\varphi$  は

$$\varphi(x) = \begin{cases} \frac{\varepsilon_2}{aR} \cdot \frac{\sinh(aR\theta_0)}{\cosh\{a(R\theta_0 + l)\}} \cdot \{1 - \cosh(ax)\} & (0 \leq x \leq l) \\ \frac{\varepsilon_2}{aR} \cdot \left[ a(l-x) + \frac{\sinh(aR\theta_0) + \cosh(al) \cdot \sinh\{a(x - (R\theta_0 + l))\}}{\cosh\{a(R\theta_0 + l)\}} \right] & (l \leq x \leq 2R\theta_0 + l) \\ \frac{\varepsilon_2}{aR} \cdot \left[ -aR\theta_0 + \frac{\sinh(aR\theta_0)}{\cosh\{a(R\theta_0 + l)\}} \cdot \{1 + \cosh[a\{R\theta_0 + 2l - x\}]\} \right] & (2R\theta_0 + l \leq x \leq 2R\theta_0 + 2l) \end{cases}, \quad (5.3.12)$$

となる。この式を基に  $x=2R\theta_0+l$  から  $2R\theta_0+2l$  のフランジにおける変形  $\delta$  を求めると、

$$\delta = \int_{2R\theta_0+l}^{2R\theta_0+2l} \varphi \cdot dy = \frac{\varepsilon_2}{aR} \cdot \left[ -2aR\theta_0 l + \frac{\sinh(aR\theta_0)}{\cosh\{a(R\theta_0 + l)\}} \cdot \left\{ l + \frac{1}{a} \sinhh(al) \right\} \right], \quad (5.3.13)$$

となる。Fig. 5.14 に理論解析から計算したL型およびU型のSpring-in角度を樹脂弾性率の関数として表す。ここで、Spring-inは式(5.3.13)および(5.3.7)の第2式で表わされるフランジの端部変位  $\delta$  とフランジ長さ  $l$  から

$$\theta_{spring-in} = \tan^{-1} \left( \frac{\delta}{l} \right) \cong \frac{\delta}{l}, \quad (5.3.14)$$

として計算した。式(5.3.13)はL型材において片方のフランジ端における角度を0とした場合のもう一方のフランジにおける変形量であり、中立面における角度が0であるU型材との直接比較が可能である。L型とU型の比較のため、フランジおよびウェブの長さは50mm、積層構成は[90<sub>4</sub>/0<sub>4</sub>]<sub>2S</sub>の32層に統一した。樹脂がガラス状態になった冷却状態( $E_m$ : 3000MPa)でのSpring-in角度はL型、U型共に面外方向ひずみ1000 $\mu\epsilon$ あたり0.09°とRadford式から予測される値となり、差はない。一方、硬化時に発生するSpring-inはL型材に比べU型材で大きいことがわかる。前節で述べた通り、実験で計測された32層L型材とU型材のSpring-in角度はそれぞれ0.47°と0.58°である。解析の結果から、この差は硬化収縮に基づくものであると考えられる。

L型材とU型材の残留変形の差を詳細に考察するために、L型材とU型材の位置  $x$  における角度(式(5.3.12), 式(5.3.6))を比較する。Fig. 5.15(a)に樹脂弾性率  $E_m$  が50MPaの場合の結果を示す。U型ではL型に比べ、ウェブ領域で大きく角度変化しており、特に  $x=0$  付



近で差が大きい。これは U 型では硬化収縮に伴うせん断変形が  $x=0$ (中立面)において拘束されるため、端部拘束のない L 型材よりも大きな曲げモーメントが発生し、その結果として脱型時の角度変化が大きくなるためであると考えられる。実際に式(2.2.10)より計算される成形時の曲げモーメント分布は Fig. 5.15(b)のようになり、L 型よりも U 型で大きなモーメントが発生していることがわかる。一方、フランジ部では L 型と U 型においてウェブの角度変化に起因する角度差はあるものの、変化量についてはほぼ同じである。これは Fig. 5.15(b)で、フランジ部では L 型と U 型でモーメントの差が小さい結果と一致する。これらのことから、Fig. 5.14 に見られる L 型と U 型のフランジの Spring-in 角度の違いは主にウェブの変形に起因することが示された。以上より、U 型材のフランジ部における角度変化の予測は、2 つの L 型材を単純に足し合わせるだけでなく、硬化時に発生するウェブの warpage を考慮する必要があることが明らかになった。

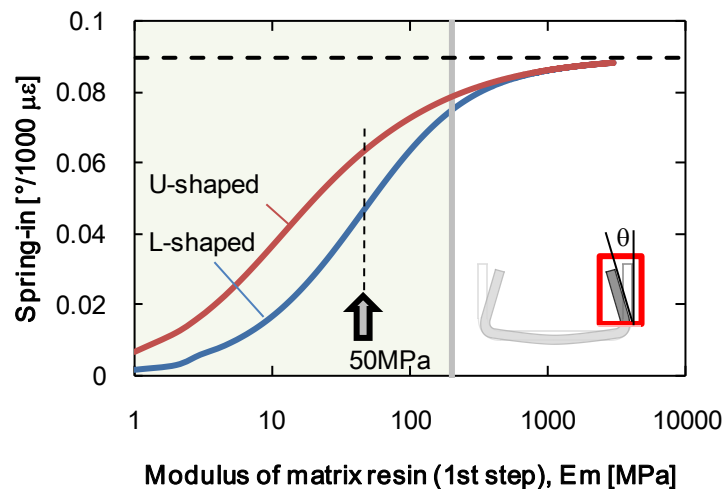


Fig. 5.14: Spring-in angle calculated at flange in L- and U-shaped parts.

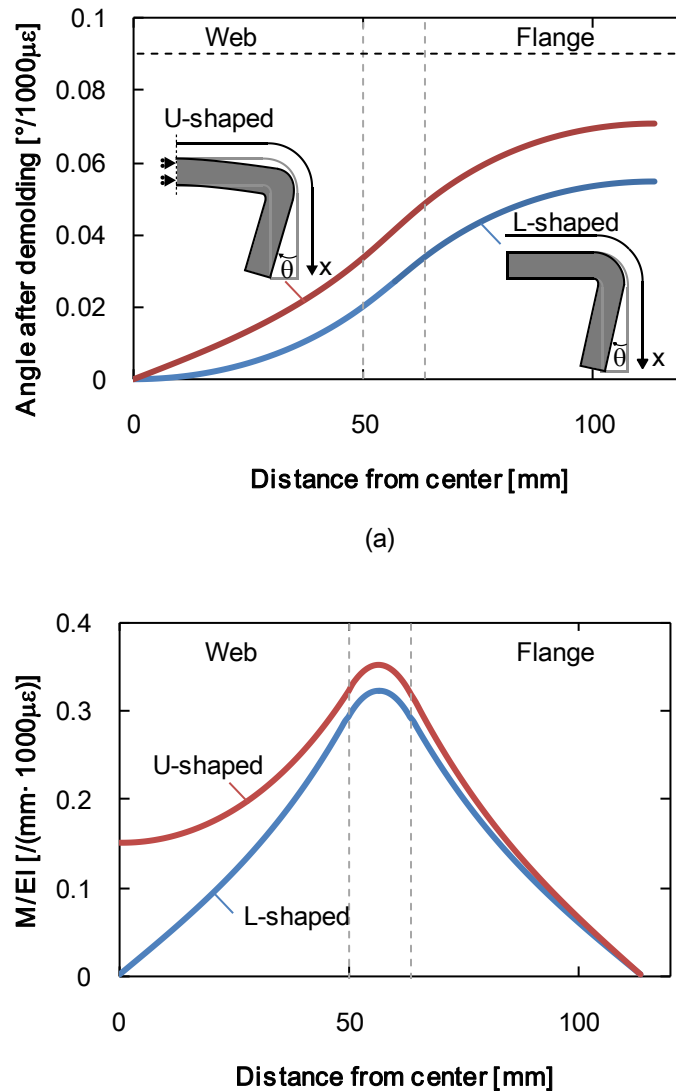


Fig. 5.15: Distribution of (a) angle and (b) moment in L- and U- shaped parts ( $E_m$ : 50MPa).

## 第 5 章のまとめ

本章では L 型材よりも複雑な形状である U 型材に対して、前章までで構築した内部ひずみ計測技術、および解析手法を拡張し、U 型 CFRP の成形時に発生する残留変形メカニズムの検証を行った。

実験では 32 層および 64 層の U 型試験片を作製し、ウェブ中央、ウェブ端部、フランジ部の 3 か所に斜め方向センサを埋め込み、異なる位置における内部ひずみ変化を計測した。また成形後形状を 3 次元計測機により測定し、内部ひずみと比較することで以下の結果・

知見を得た。

- U型材ではL型材のように成形時に上下層に分けFBGセンサを埋め込むことが困難である。そこで、一般的な手法により積層した試験片にFBGセンサ埋め込み用の穴を開ける「バッグ後埋め込み法」を開発した。この手法を用いることで実際の構造においても斜め方向センサを埋め込み可能となる。
- ウェブ・フランジに埋め込んだセンサ応答から、ウェブ部とフランジ部では逆方向のせん断変形が計測された。また、ウェブ部に比べフランジ部で大きなせん断変形が発生することが示された。これはフランジ部では部材の端部が存在するため、比較的せん断変形しやすいためであると考えられる。
- 脱型後の形状計測からウェブ部での変形はフランジ部に比べ小さいことがわかった。しかしながら、ウェブでの変形はフランジ部の角度変化に寄与するため重要である。実際に、L型材よりもU型材において大きなSpring-in変形が計測された。以上の内部ひずみおよび形状計測結果から、U型材の変形メカニズムがL型材とは異なることが明らかになった。
- 板厚が厚い程、ウェブ部およびフランジ部共に変形が抑制された。これはL型材と同様の傾向である。

解析ではL型材の理論解析から更にウェブ部を追加したU型の解析モデルを構築した。また、有限要素解析においても同様の拡張を行い、内部ひずみ、および残留変形に関する以下の知見を得た。

- 端部拘束のない場合の解析で、ウェブ・フランジ部共に実験結果と一致する傾向が得られ、U型材においても境界条件の決定手法として内部ひずみ計測の有用性が示された。
- 実験結果と同様、板厚が薄いほど残留変形が大きい。
- 硬化時のひずみに起因し、U型材のウェブではwarpingが生じる。
- L型とU型の理論解析を比較すると、硬化時の弾性率領域においてL型材よりもU型材でSpring-in角度が大きい。それぞれの脱型後角度の分布ではフランジ部の差が小さい一方、ウェブ中央付近で変形に大きな差が見られた。このことから、実験で見られたように、U型材においてはウェブの変形がSpring-in角度に影響を与えることが明らかになった。

## 第6章 大型部材へのひずみ計測手法の適用

### 6.1. 大型構造における問題(Ply-drop-off)

実際の航空機構造などの大型構造では、部材の軽量化のため荷重分布により板厚を変化させる。金属材料などと異なり、積層板である CFRP では連続体として板厚を徐々に変化させることができない。そこで、Fig. 6.1 のようにプリプレグを途中で切断することで板厚を変化させる Ply-drop-off 構造が用いられる。Ply-drop-off 構造の例としては Fig. 6.2 に示すような航空機の主翼桁が挙げられる。Fig. 6.2 は Airbus A350 の主翼の翼根および翼端側の写真であり、翼根側の最大板厚約 25mm から翼端側に向けて徐々に板厚が変化している。また、この構造の断面は U 型であるが、フランジ間の距離が徐々に短くなっていることもわかる。

このような長手方向に断面形状が変化する構造、特に Ply-drop-off 構造に対してはこれまでに様々な先行研究がある。先行研究では主に長手方向への圧縮、曲げ、ねじりなどの荷重負荷下で、座屈・振動解析、層間応力、層間はく離に関する研究が実験・解析の両面から広く行われている[123,124]。これらの研究では平板 Ply-drop-off 構造の Ply-drop-off 部における樹脂溜まり、Ply-drop-off 角度・形状などの影響を考察している。一方、平板に比べ、曲率を持つ Ply-drop-off 構造の研究は少なく、Akhlaque-E-Rasul, Shaikh ら[125,126]による座屈解析のみである。また成形時に発生する残留応力・残留変形に関する研究は平板 Ply-drop-off 構造を対象とし、FBG センサによる成形モニタリングを行った例[127]があるが、計測は厚肉部のみで行っており、Ply-drop-off 特有の現象に着目したものではない。先述のようにコーナー部を有する Ply-drop-off 構造は大型構造における重要な部材であるが、特に残留変形については先行研究の例が少なく、知見が十分に得られていない。

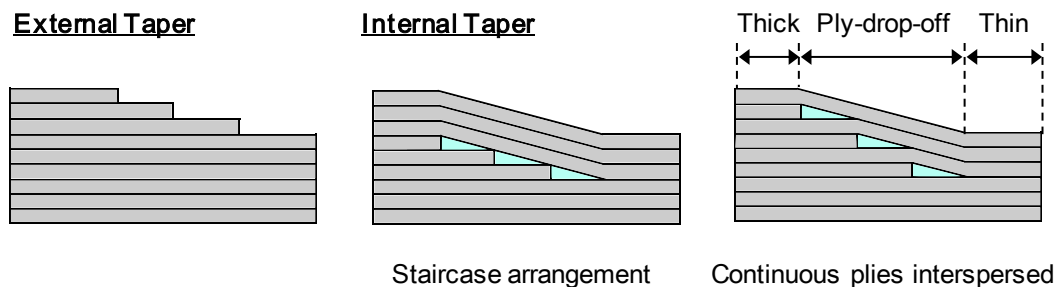


Fig. 6.1: Several types of ply-drop-off structure.



Fig. 6.2: Different size and shape of aircraft wing spar along longitudinal direction [122,128].

これまでの章で複雑形状 CFRP の残留変形は板厚に依存することが示されている。そのため Fig. 6.2 のようにコーナーを有する部材の長手方向で板厚が変化すると、成形時の内部ひずみおよび成形後形状が、板厚の異なる部分同士で相互作用し、前章までのような均一な板厚における内部ひずみ・成形後形状とは異なる可能性がある。この結果、形状解析が困難になり、成形後の不具合に結び付くと考えられる。Ply-drop-off 構造においても成形時の内部状態を把握し、成形後の形状と関連を持たせることで、解析の妥当性評価や残留変形メカニズムに対する知見を得ることが可能である。

本章ではまず Ply-drop-off 構造を有する L 型材に対し、有限要素解析を行う。次に、前章までで構築した FBG センサによる面外垂直・せん断ひずみ計測技術を用いて、有限要素解析の結果を検証する。さらに解析・実験により得られた内部ひずみ分布および成形後形状から Ply-drop-off 構造の変形メカニズムに関して考察する。

## 6.2. 大型構造の解析

### 6.2.1. 解析手法

Ply-drop-off 構造を有する L 型材に対し汎用有限要素解析ソフトウェア Abaqus 6.14 (Dassault Systems Inc.) を使用し、有限要素解析を行った。Fig. 6.3(a) に示す全体の内、対称条件を考慮し 1/2 部分のみをモデル化し、対称境界条件により全体を再現した (Fig. 6.3(b))。厚肉部、薄肉部の積層構成はそれぞれ  $[90_4/0_4]_{4S}$  (64 層)、 $[90_4/0_4]_{2S}$  (32 層) とし、コーナー内径は 6.4mm、コーナー角度は  $90^\circ$  とした。フランジ長は長い 95mm とし、厚肉・薄肉部の長手方向長さは 100mm とした。Ply-drop-off 部 (テーパ部) では 64 層から 32 層へ約 4.4mm の厚さ変化がある。テーパ部におけるテーパ比に関しては様々な値が推奨されている。例え

ば参考文献[123]では「15°以下で、一般的には10:1」とあり、参考文献[129]では「荷重方向でのテーパ比は20:1以上、直交方向では10:1以上」とある。本研究ではテーパ比が約10:1となるようテーパ部の長手方向長さを50 mmとした。テーパ部のコーナーでの座標系は薄肉・厚肉部と同様の円筒座標系とした。治具は剛体シェルによりモデル化し、部材・治具間での接線方向への摩擦はないと仮定し解析を行った。

硬化時の物性値変化が内部ひずみ、および成形後形状に与える影響を考察するために、ユーザーサブルーチン UMAT を用い2ステップ解析を行った。加圧を行う0ステップ目および1ステップ目の条件は先述のL・U型と同様のため、ここでは説明を省略する。脱型を模擬した2ステップでは Fig. 6.3(b)に示す部材コーナー部2点の面外方向変位を1ステップ目の状態に保持したまま、治具を全体座標系(Fig. 6.3)のy方向に0.2mm、z方向に-0.2mm移動させ部材と治具を分離させた。なお、LおよびU型の結果を基に、フランジ端部は変位拘束をせず、加圧を模擬した0.3MPaの圧力を与えた。

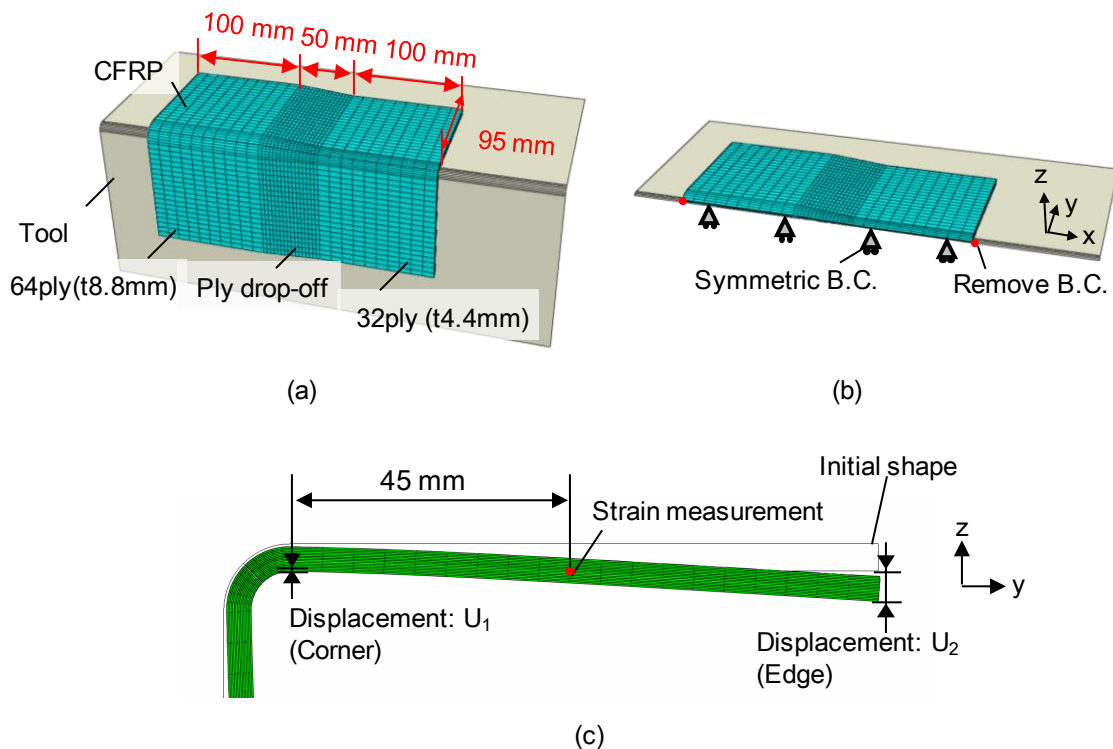


Fig. 6.3: FEA model for ply-drop-off structure:

- (a) Whole model, (b) Half model with boundary conditions, (c) Displacement and strain measurement points.

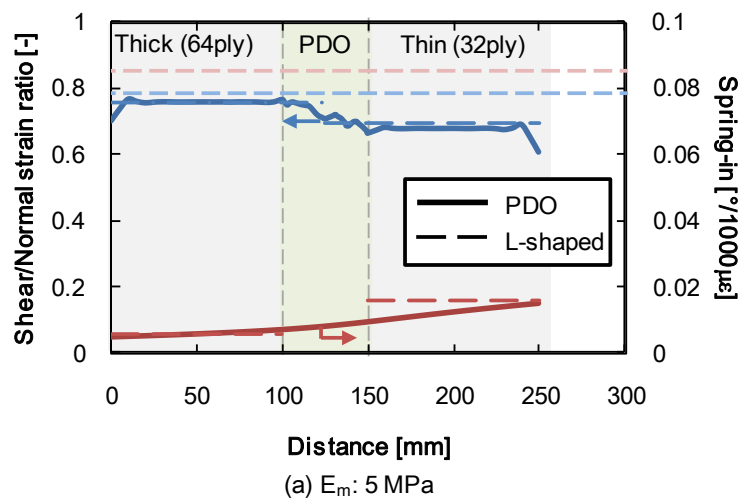
1 ステップ目の樹脂弾性率  $E_m$  が 5, 25, 50, 100, 3000MPa の場合についてそれぞれ解析を行った。1 ステップ終了時、コーナー部から 45mm におけるせん断・垂直ひずみ比の長手方向分布を計算した。また、2 ステップ終了時のコーナー端部およびフランジ端部における変位  $U_1$ ,  $U_2$ (Fig. 6.3(c))から下式により Spring-in 角度  $\Delta\theta$  を算出した。

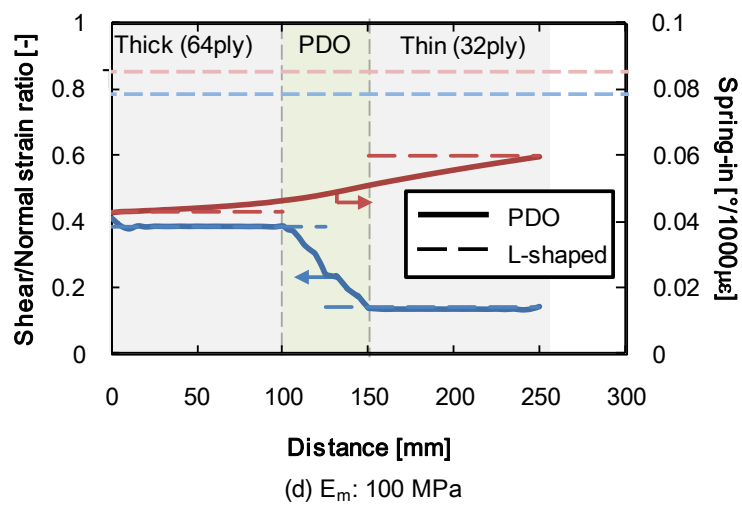
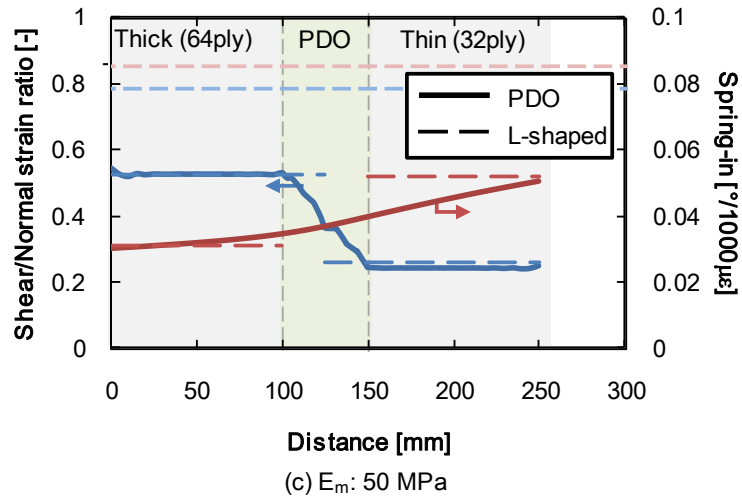
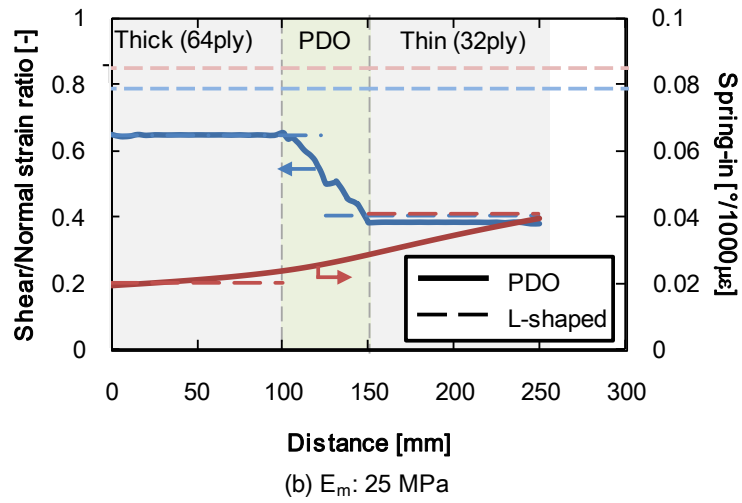
$$\Delta\theta = 2 \cdot \tan^{-1} \left( \frac{U_2 - U_1}{l} \right) \cong 2 \cdot \frac{U_2 - U_1}{l}, \quad (6.2.1)$$

ここで、 $l$  はフランジ長さである。

### 6.2.2. 解析結果・考察

Fig. 6.4 に各樹脂弾性率における、ひずみ計測点でのせん断・垂直ひずみ比、および式(6.2.1)により求めた Spring-in 角度の長手方向分布を L 型のみ解析結果と併せて示す。いずれの樹脂弾性率においても Ply-drop-off 構造の各厚み部におけるせん断・垂直ひずみ比はほぼ一定であり、L 型の解析結果とほぼ同じであることがわかる。また Ply-drop-off 部においてせん断・垂直ひずみ比がほぼ線形に変化していることがわかる。これは厚肉・薄肉部でそれぞれせん断変形が異なるものの、テーパ部において板厚が徐々に変化することが原因であると考えられる。内部状態をより詳細に検証するために、 $E_m$  25MPa での Ply-drop-off 構造の各厚み長手方向中央におけるせん断・垂直ひずみ比のコンター図を L 型のみ解析結果と比較する(Fig. 6.5)。Fig. 6.4 に示すコーナーから 45 mm の位置のみならず、部材全体でそれぞれの板厚で同一のひずみ分布がみられた。この傾向は長手方向中央以外の断面、お







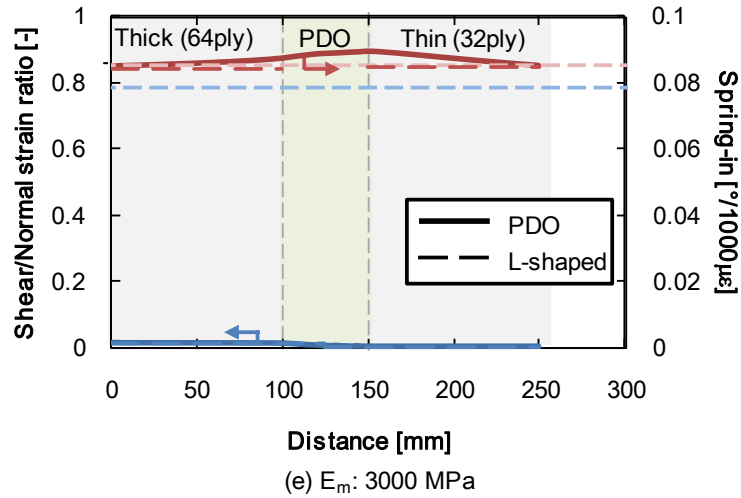


Fig. 6.4: Shear/Normal strain ratio and spring-in angle for 1000  $\mu\epsilon$  through-thickness strain along longitudinal direction:

(a)  $E_m$ : 5 MPa, (b)  $E_m$ : 25 MPa, (c)  $E_m$ : 50 MPa, (d)  $E_m$ : 100 MPa, (e)  $E_m$ : 3000 MPa

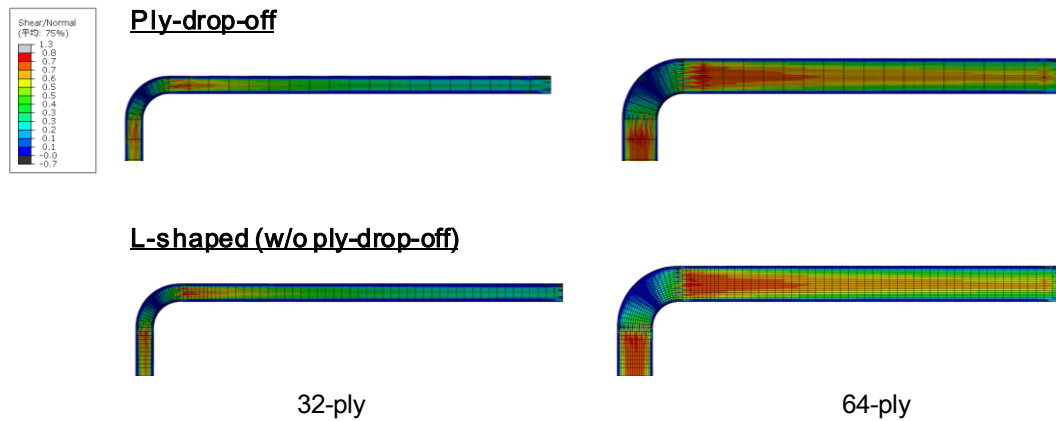


Fig. 6.5: Shear/Normal strain ratio distribution in ply-drop-off and L-shaped parts ( $E_m$ : 25MPa):

Similar distributions are found through each thickness.

よび他の樹脂弾性率でも同様であり、硬化時における内部状態はそれぞれの板厚において切り分けられることが示唆された。

ひずみがそれぞれの板厚で長手方向への分布が小さい一方、残留変形は長手方向で分布が発生する。内部ひずみの結果から、Fig. 6.6に示すように脱型前のモーメント分布はそれぞれの板厚においてほぼ一定であり、脱型時にはこのモーメントが解放される。その際に、テーパー部に近い部分では異なる板厚部からの影響を受けやすいが、各厚みの端部付近で

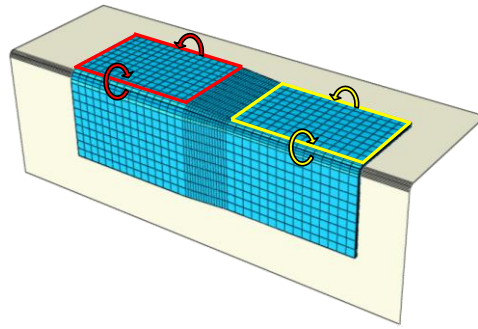


Fig. 6.6: Image of bending moment induced in ply-drop-off structure. Uniform moment arises in each (32- and 64-ply) part.

はその影響が小さくなるため、端部でL型の変形に近いFig. 6.4に示されるような変形分布になったと考えられる。硬化時( $E_m$ : 5~100MPa)のひずみにより発生する残留変形は厚肉部よりも薄肉部で分布が大きい。これは薄肉部に比べ厚肉部で長手方向への曲げ剛性が高く、変形しにくいことが原因であると考えられる。一方、樹脂弾性率 $E_m$ が3000MPaの冷却時における変形はテーパ部において薄肉・厚肉部よりも変形が大きい。

この変形について検証するためにFig. 6.7(a)に示す、コーナー部を有さない平面部のみのPly-drop-off部材の解析を行った。積層構成はL型Ply-drop-off構造と同様とし、Fig. 6.7(b)に赤枠で示す面の法線方向の変位、および端部を完全固定する境界条件を与えた。なお、ここでは収縮によるフランジの変形のみを考察するために治具および圧力は考慮せず、温度変化により面外方向へ $-1000\mu\epsilon$ のひずみを与えた。Fig. 6.7(c)に樹脂弾性率 $E_m$ が3000MPaの場合のテーパ部48層位置(中央部)での面外方向変位のコンター図、Fig. 6.8に樹脂弾性率 $E_m$ が25MPaと3000MPaの場合のテーパ部48層位置の下面における面外方向変位を示す。ここで、Fig. 6.8では境界条件を与えた面での変位を0としている。硬化時のように樹脂弾性率が低い(25MPa)場合、平板と同様に面外方向への変形が見られないが、樹脂弾性率が高い(3000MPa)場合には面外方向への変形が見られる。他の断面においても同様の変形が見られた。これはFig. 6.9に示すようにテーパ部において積層構成が局所的に非対称になっていることが原因である。非対称積層では硬化収縮および熱膨張率の異方性に起因し、平板の場合でも鞍型または円筒型に変形することが知られており[130,131]、テーパ部でも同様の変形が発生したと考えられる。実際、 $E_m$ が3000MPaの場合において、L型(64層)の変形にFig. 6.8で表わされるコーナーを除いたPly-drop-off部の変形を足し合わせると、コーナーを有する

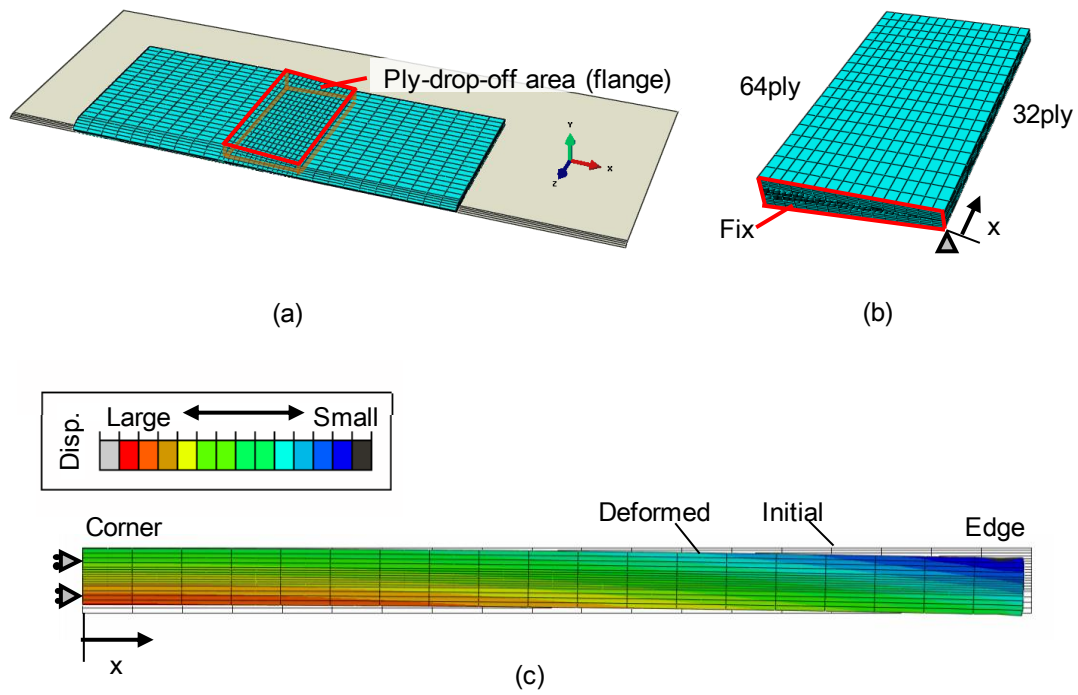


Fig. 6.7: Investigation on warpage in ply-drop-off area: (a) whole ply-drop-off L-shaped structure, (b) analysis model for flat part, (c) displacement distribution

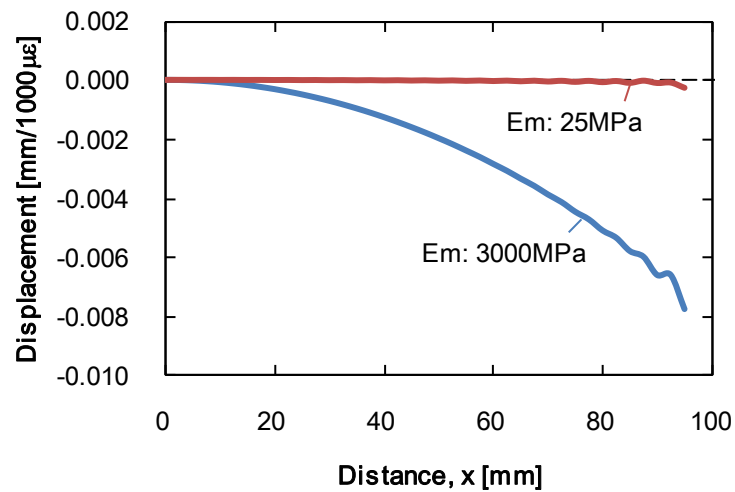


Fig. 6.8: Warpage in flat ply-drop-off area for  $1000 \mu\epsilon$  through thickness strain ( $E_m$ : 25 and 3000 MPa)

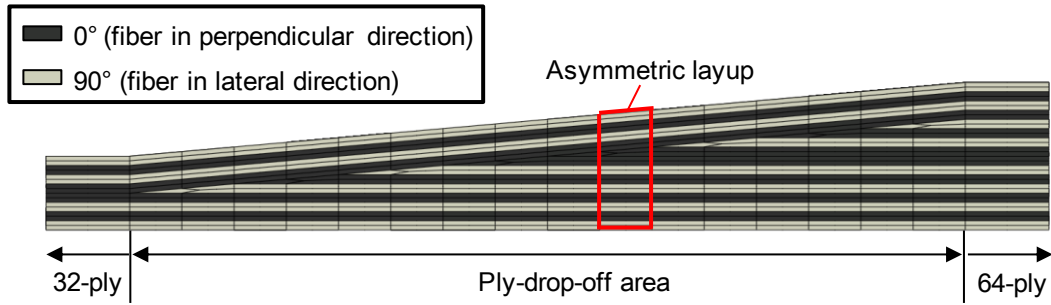


Fig. 6.9: Asymmetric layup observed in ply-drop-off area.

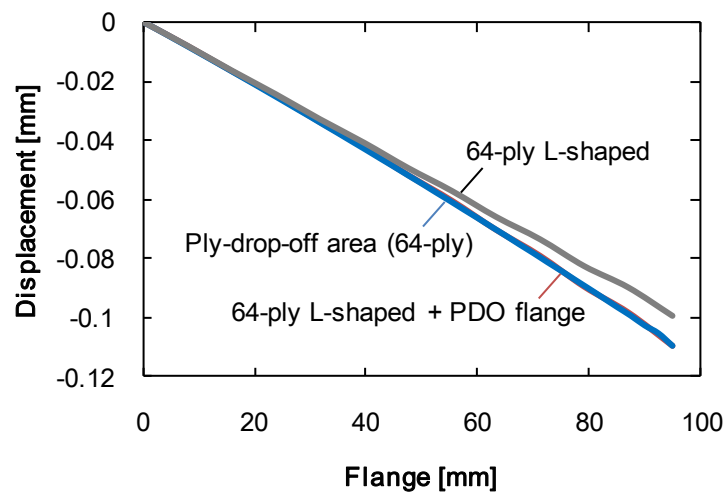


Fig. 6.10: Comparison between L-shaped and ply-drop-off parts ( $E_m$ : 3000MPa). Deformation generated in ply-drop-off structure corresponds to deformation in L-shaped part and warpage in flat ply-drop-off.

Ply-drop-off 構造の 64 層部での変形と一致する (Fig. 6.10)。ここで、Fig. 6.10 のコーナーを有する Ply-drop-off 構造では 32, 64 各層の影響を抑制するために、各層の長手方向長さを 1mm とした。実際の解析では長手方向長さが 100mm であり、テーパ部との相互作用から、Fig. 6.4(e) のように Ply-drop-off 部で Spring-in が増加する変形になったと考えられる。

実際に得られる変形はそれぞれの弾性率で発生するひずみを考慮した上で、変形を足し合わせたものである。以上で計算した結果と Appendix C を基に、残留変形を推定した結果を Fig. 6.11 に示す。ここでは樹脂弾性率  $E_m$  が 5, 25, 50, 100, 3000MPa のそれぞれで面外方向に 1800, 1600, 600, 500, 4170 $\mu\epsilon$  のひずみが発生するとして計算を行った。Fig. 6.11 には冷却時の非対称に起因する残留変形を考慮せず、一様に変形すると仮定した場合の推

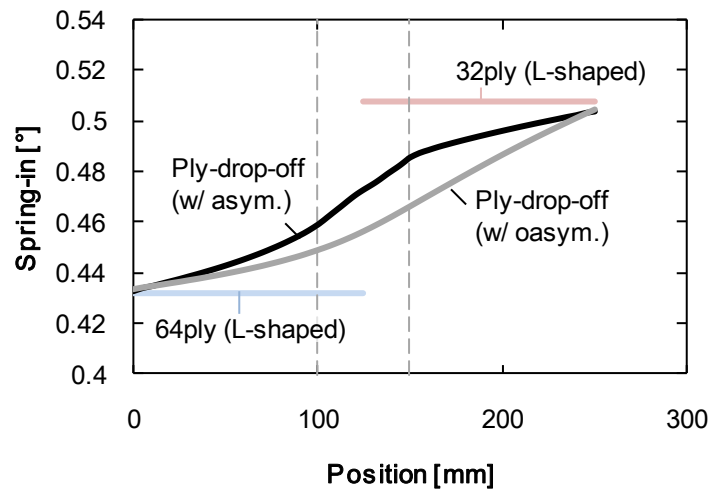


Fig. 6.11: Calculated spring-in deformation in ply-drop-off structure along with L-shaped results.

定結果も併せて示す。冷却時の非対称積層効果を考慮した場合、長手方向への変化量は長手方向への変化量はテーパ部で最も顕著である。一方、非対称積層効果を無視した場合、テーパ部から薄肉部にかけて、ほぼ一様に傾きが増加する。両方の場合で、全体としては厚肉部から薄肉部にかけて **Spring-in** 変形が増加する形となる。これは厚肉部に比べ大きく **Spring-in** 変形しようとする薄肉部を、曲げ剛性の大きい厚肉部が拘束しているためである。その結果、薄肉の端部に比べテーパ部付近で変形が抑制されるようになる。以上の解析結果より、内部ひずみは厚肉・薄肉部で成形時にそれぞれ均一になる一方で、最終的な変形は長手方向で分布が生じると予測される。

### 6.3. 大型構造の成形モニタリング

#### 6.3.1. 試験方法

長手方向に Ply-drop-off を有する L 型材を作製し、内部ひずみの長手方向分布の計測および成形後の形状計測を行った。試験片の概略図を Fig. 6.12 に示す。部材の寸法は解析と同様にフランジ長を 95mm、厚肉部([90<sub>4</sub>/0<sub>4</sub>]<sub>4S</sub> (64 層))および薄肉部([90<sub>4</sub>/0<sub>4</sub>]<sub>2S</sub> (32 層))の幅をそれぞれ 100mm、テーパ部の幅を 50mm とした。テーパの方法としては Fig. 6.1 に示す他にも様々な構造[132]があるが、積層の簡易さおよび先行研究の例を考慮し、Staircase arrangement (階段型) とした。テーパ部では各段 2 層ずつを長手方向 5mm 毎に切断し、Ply-drop-off 構造を作製した。材料は汎用プリプレグ T700SC/#2592 (P3252-15, 東レ(株)製)を使用した。治

具との接触による摩擦低減のため 2 枚の PTFE フィルム (厚み:  $100\mu\text{m}$ ) を張り付けたアルミニウム製治具 (コーナー半径  $6.4\text{ mm}$ , コーナー角度  $90^\circ$ ) にプリプレグを積層し, プリプレグ上部に PTFE フィルム (厚み:  $50\mu\text{m}$ ) およびガラスクロスを被せ, 全体をバギングフィルムで覆った. なお積層時, 厚肉部および薄肉部それぞれにおいて, 板厚中央となる層間に温度補正・計測用の K 熱電対を埋め込んだ.

長手方向の内部ひずみ分布を計測するために, 長手方向 4 か所の面外斜め  $\pm 45^\circ$  方向に FBG センサを埋め込んだ (Fig. 6.12). 以下, Fig. 6.12 の左から薄肉端部・テーパ部, 厚肉テーパ部・端部と呼ぶ. センサ部は解析の計測点と同様にコーナー・フランジ境界から  $45\text{ mm}$  離れた位置となるようにし, それぞれの長手位置における  $\pm 45^\circ$  方向のセンサ間距離は  $7\text{ mm}$  とした. 実構造では第 4 章の L 型材のように PTFE フィルムを挿入し, センサ深さを決める手法は実用的ではない. そこで, 前章の U 型材への埋め込みで開発したバッグ後埋め込み手法を利用した. 試験片をオートクレーブ内で真空引きし, バッグ後埋め込み手法を用いて穴を開けた後, 穴に FBG センサを差し込み, 切り込みを入れたシーラントテープ (約  $10\text{ mm} \times 10\text{ mm}$ ) により穴を塞いだ. 使用した光ファイバセンサの tail length およびグレーティング長さは L 型および U 型の試験と同様に, 薄肉部 (32-ply) では tail length が  $2\text{ mm}$ , グレーティング長が  $1\text{ mm}$ , 厚肉部

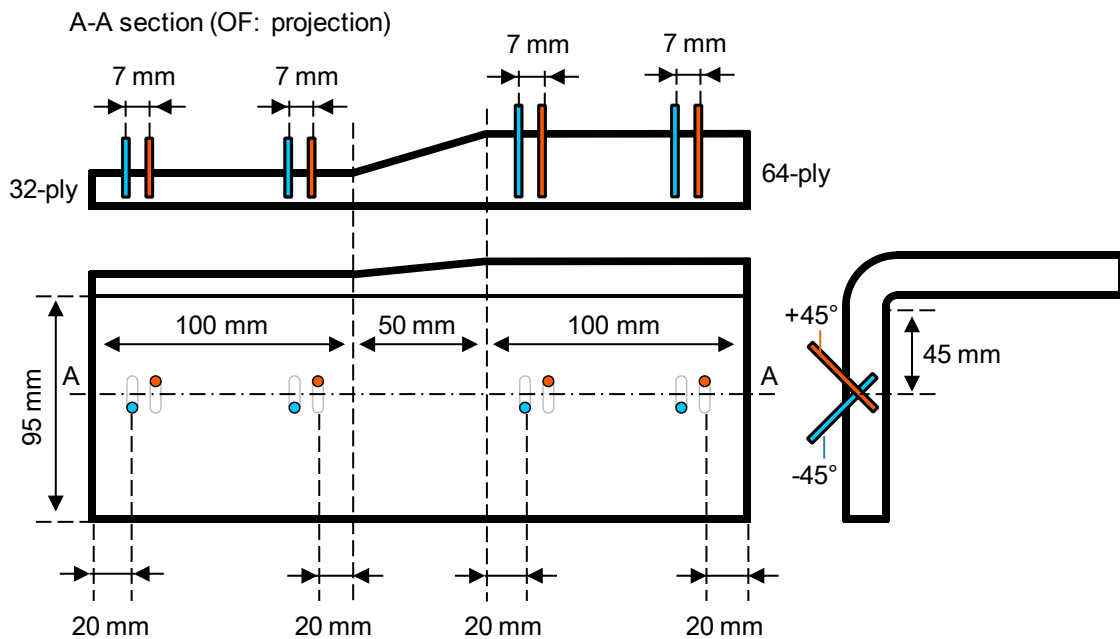


Fig. 6.12: Schematic of ply-drop-off L-shaped specimen.

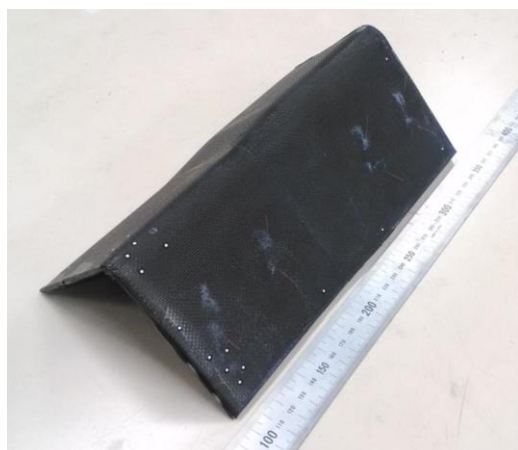
(64-ply)では tail length が 3mm, グレーティング長が 1mm である. 穴の深さはグレーティング部中央が板厚中心に位置するように厚肉部(64-ply)で約 10mm, 薄肉部(32-ply)で約 6mm とした.

光ファイバ埋め込み後の試験片は真空・オートクレーブ内 0.3MPa 負荷下で成形した. 成形サイクルは 2°C/min 昇温, 90°C 7 時間保持, 2°C/min 冷却とした. なお, 第 4 章の L 型と同様, 冷却前に真空の減圧・再加圧を行った. 成形時の FBG センサおよび熱電対の応答計測は 1 分毎に行った. また, 3 次元形状計測機器 ATOS を使用し, 成形後形状を計測した.

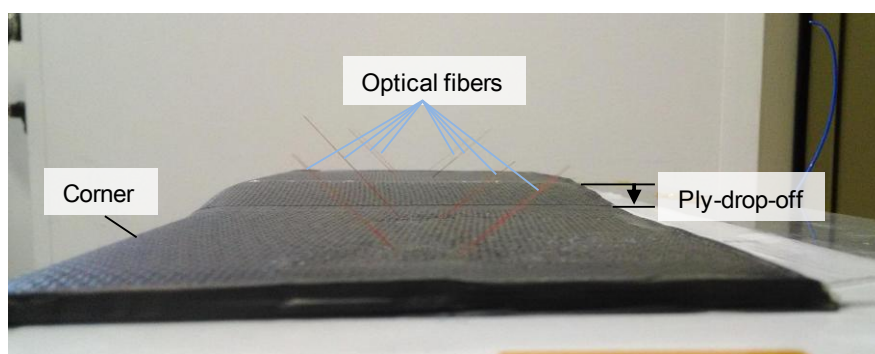
### 6.3.2. 試験結果・考察

バッグ後埋め込みにより FBG センサを埋め込んだ試験片の脱型後写真を Fig. 6.13 に示す. 長手方向 4 箇所それぞれの位置で光ファイバが ±45° 方向に埋め込まれている様子がわかる. 光ファイバ 1 本の埋め込みに要した時間は 3 分程度であり, 本手法による光ファイバの埋め込みが大型複雑構造へ十分適応可能であることがわかる. また, 埋込用治具および埋め込み手法を改良することで埋込速度の更なる向上が見込まれる.

Fig. 6.14, Fig. 6.15 に長手方向 4 箇所それぞれにおける低減垂直・せん断ひずみ(式(3.2.3))およびせん断・垂直ひずみ比(式(3.2.4))の結果を示す. Fig. 6.14 より薄肉部・厚肉部共に, それぞれの端部とテーパ部ではほぼ同じひずみ変化が見られ, 長手方向に内部ひずみの分布がほぼ発生していないことがわかる. これは解析結果で考察したように, テーパー部において板厚が徐々に変化するためと考えられる. より定量的な評価であるせん断・垂直ひずみ比(Fig. 6.15)においても同一の板厚部では端部とテーパ部での差は小さく, 内部状態の検証から解析の妥当性が確認された. 板厚の異なる部分同士で相互作用がある場合, 同じ板厚部でも長手方向で内部ひずみの分布が発生すると考えられるため, この結果は成形時の内部ひずみに関して, 板厚の異なる部分同士の相互作用がないことを示している. これは成形時の内部ひずみ, およびそれに伴う残留応力がそれぞれの板厚部で切り分けられることを表しており, Kappel の研究[71]のように簡易的な変形計算モデルの構築可能性を示している.



(a)



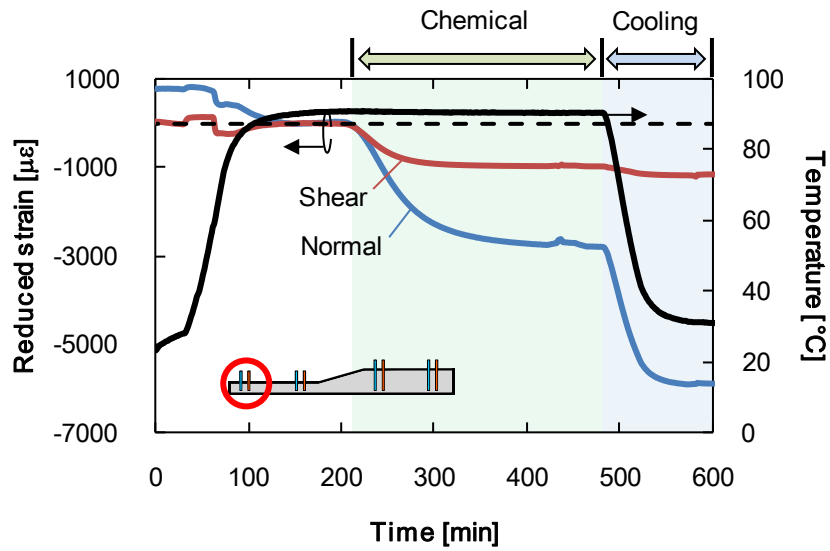
(b)

Fig. 6.13: Photograph of ply-drop-off L-shaped part: (a) whole structure, (b) side view.

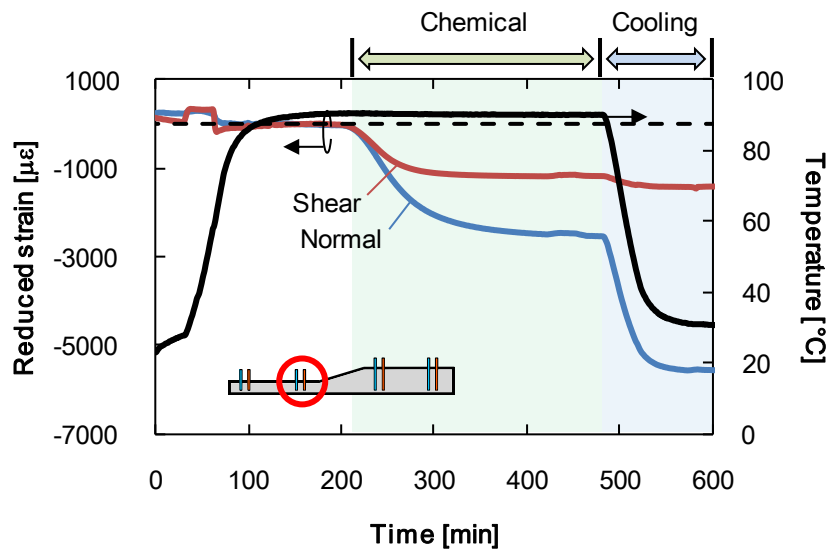
Optical fibers were successfully embedded in diagonal directions along its longitudinal direction.

次にそれぞれの厚み部を比較すると、薄肉部(32-ply)では硬化の前半(200min-300min)で垂直・せん断ひずみの両方が大きく変化する一方で、硬化の後半(300min-)ではせん断ひずみの変化は極めて小さくなる(Fig. 6.14 (a), (b)). 厚肉部(64-ply)においては硬化過程を通して垂直・せん断ひずみ両方が変化し、せん断ひずみが一定になることはない(Fig. 6.14 (c), (d)). この傾向はせん断・垂直ひずみ比の結果(Fig. 6.15)からも明らかである。また、発生するせん断ひずみ量も薄肉部に比べ大きく、解析の結果と同様、硬化収縮に起因する残留変形は厚肉部で小さいと予測される。冷却時では4か所すべてで垂直ひずみが約  $3000\mu\epsilon$  発生する一方、せん断ひずみはほぼ発生しない。このことから冷却時は Radford 式で予測される Spring-in 変形および解析で考察した非対称積層に起因する変形を合わせた残留変形が発生すると考えられる。

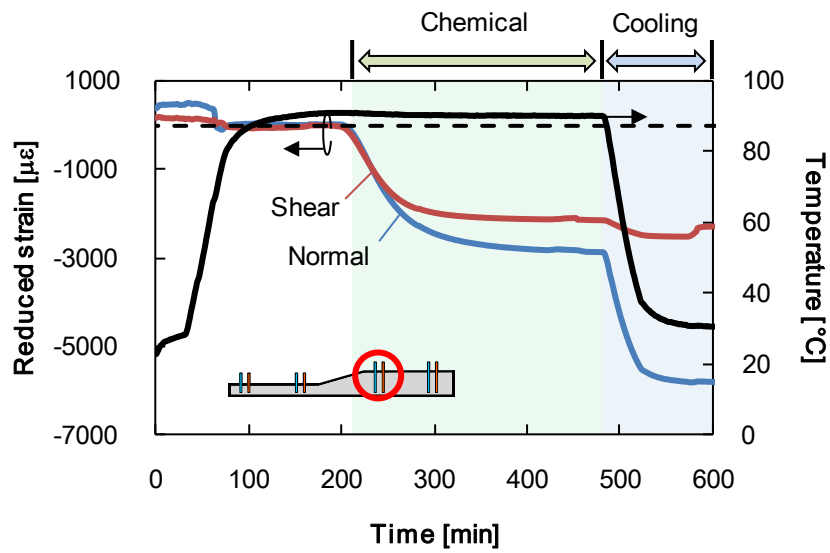




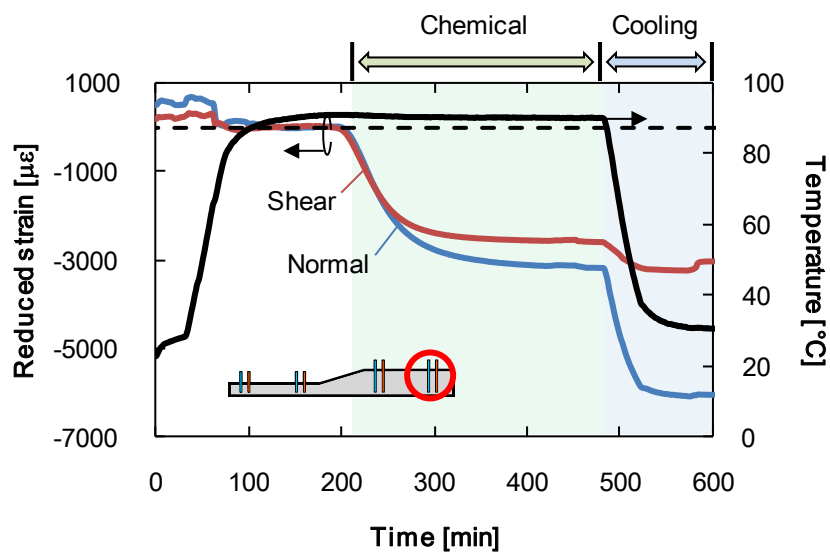
(a) 32-ply (edge)



(b) 32-ply (PDO)

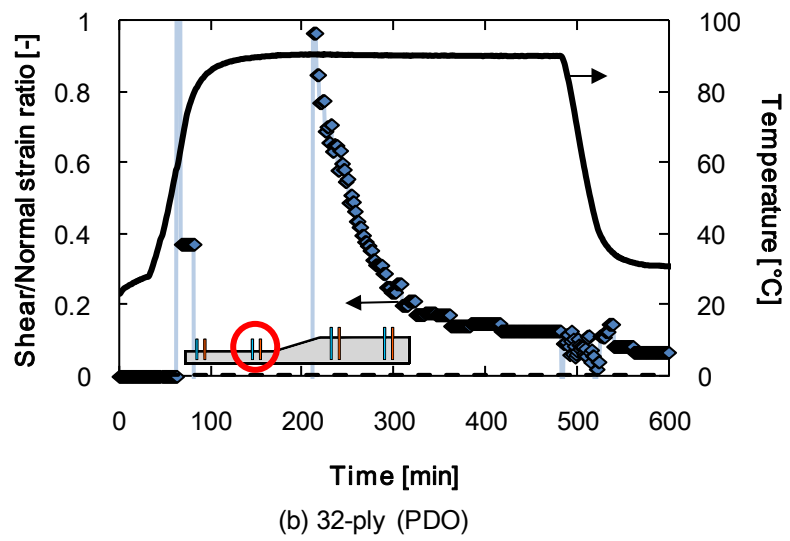
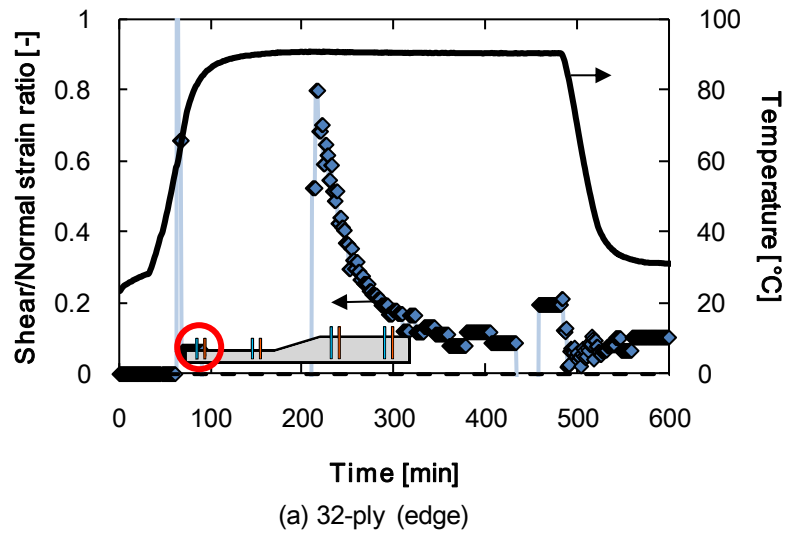


(c) 64-ply (PDO)



(d) 64-ply (edge)

Fig. 6.14: Reduced normal and shear strains at (a) 32-ply edge, (b) 32-ply near ply-drop-off, (c) 64-ply near ply-drop-off, and (d) 64-ply edge.



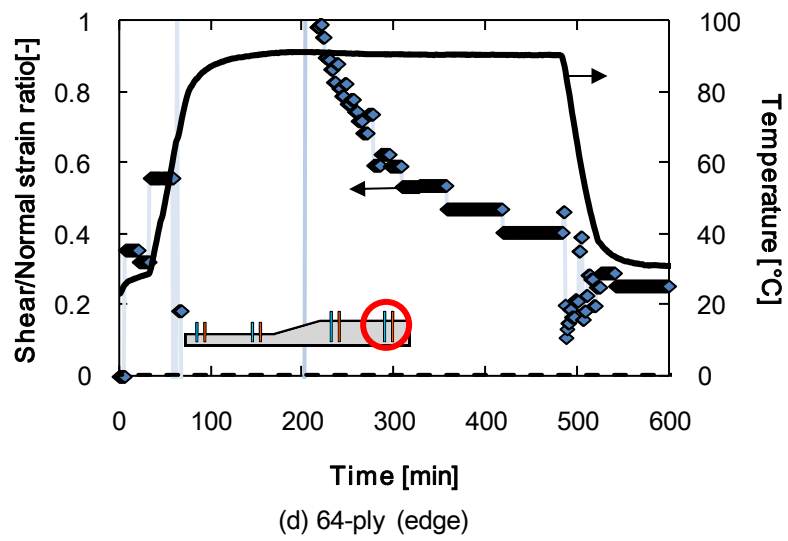
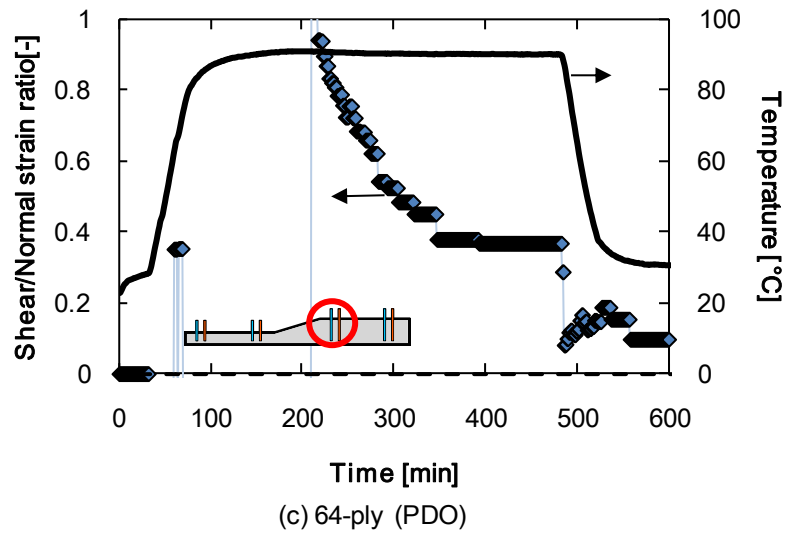


Fig. 6.15: Shear/Normal strain ratio at

(a) 32-ply edge, (b) 32-ply near ply-drop-off, (c) 64-ply near ply-drop-off, and (d) 64-ply edge.

室温で計測した成形後形状の板厚分布を Fig. 6.16 に示す。また Fig. 6.17 に長手方向 5 mm 毎の位置における Spring-in 角度を有限要素解析の結果(Fig. 6.11)および成形後の試験片を厚肉・薄肉部に切断し、それぞれの切断後形状を計測した結果も示す。Fig. 6.17 の結果から厚肉部に比べ薄肉部で Spring-in 角度が大きく、端部ほど切断後の形状に近い値となる。薄肉端部で変形が低下するのは端部拘束の影響であると考えられる。実験の傾向は解析に近く、特に、テーパ部における冷却時の非対称積層効果を見逃した場合の結果とよく一致する。これは試験片を作成する際のテーパ部における繊維のよれなどにより、非対称積層の影響が抑制されたためであると考えられる。解析と実験結果の異なる点としては厚肉部の変形分布が挙げられる。解析では厚肉部において長手方向の角度変化が生じるが、実験結果では厚肉部ではほぼ均一な変形となる。このことから実際の構造では厚肉部の長手方向への剛性が高いことが予測される。これら点に関してはテーパ部の繊維のよれを考慮した物性値を使用することや、コーナー部で円錐座標系を用いることでより詳細な解析を行うこと、および本研究で開発した斜め埋め込み FBG 手法をテーパ部に適用することを通じて、更なる解析精度の向上が可能であると考えられる。

以上の解析・実験結果から、Ply-drop-off 構造ではそれぞれの板厚部において、成形時の内部ひずみ、およびそれに伴う残留応力状態は長手方向でほぼ均一になるが、曲げ剛性の違いにより、脱型後形状は長手方向に分布が生じることが明らかになった。残留変形に関しては有限要素解析により、大まかな予測が可能であるが、内部ひずみ評価を併用することで今後更なる解析精度の向上が見込まれる。

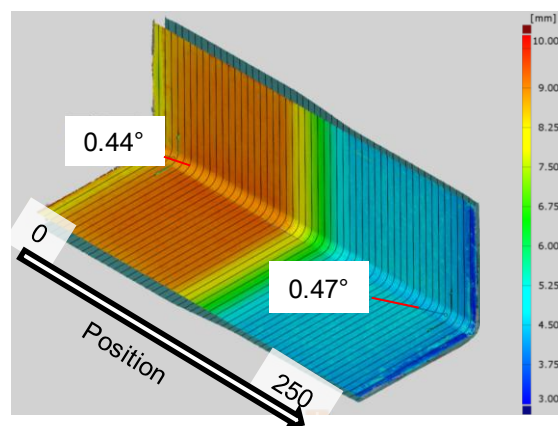


Fig. 6.16: 3D scanning picture of ply-drop-off specimen. Color represents thickness.

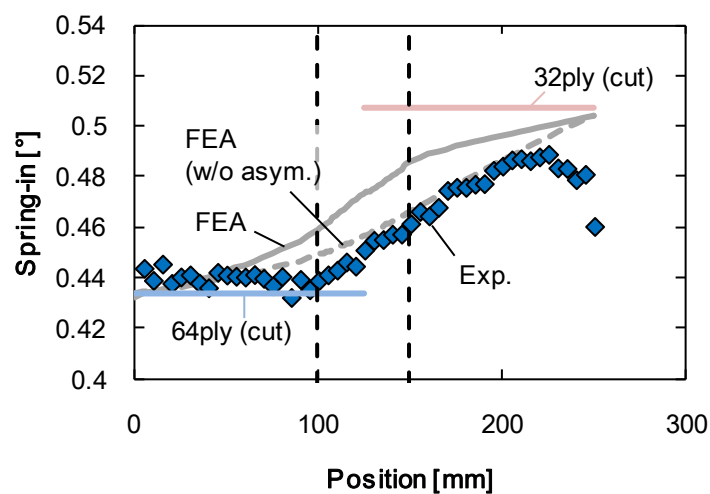


Fig. 6.17: Spring-in distribution in ply-drop-off specimen along longitudinal direction (Fig. 6.16) with average spring-in in each area after cutting.

## 第 6 章のまとめ

大型構造では長手方向に板厚や形状が変化するため、単純な部材では見られない複雑な変形が発生することが予測される。本章ではそのような大型構造のうち、板厚が変化する Ply-drop-off 構造を有する L 型材に対し、有限要素解析、ひずみモニタリングおよび形状計測を行った。これらの解析・実験結果を基に、Ply-drop-off 構造における残留変形に対する新たな知見を得た。

有限要素解析では Ply-drop-off 構造に対し、2 ステップ解析を行った。1 ステップ目の物性値をパラメータとして変更し、解析を行うことで以下の知見を得た。

- ひずみはそれぞれの板厚において均一になる一方、残留変形は長手方向で分布が発生する。硬化ひずみにより発生する残留変形は薄肉部で大きい。
- 冷却時の解析において、テーパ部で薄肉・厚肉部よりも大きな残留変形が計算された。これはテーパ部の一部で非対称積層になる結果、warpage が発生していることが原因である。樹脂弾性率の低い硬化時では発生する面内応力が小さいため、このような warpage は見られない。
- 成形サイクル全体を模擬した解析では厚肉部から薄肉部にかけて Spring-in 変形が増加する傾向が得られた。

- テーパー部での非対称積層を考慮した場合としない場合では残留変形に違いが現れる。

実験では解析と同条件の Ply-drop-off 部を有する L 型材を作製し、厚肉・薄肉部それぞれの 2 か所、計 4 か所の斜め  $\pm 45^\circ$  方向に FBG センサを埋め込み、内部状態の長手方向分布を計測した。ひずみ計測と脱型後の形状計測結果を解析結果と比較し、以下の知見を得た。

- 第 5 章で開発したバッグ後埋め込み手法により埋め込みを行うことで、1 本当たり約 3 分で埋め込むことがき、本手法が大型構造へ十分適応可能である。さらにオートメーション化等の改良により、埋め込みの速度の向上が期待される。
- 内部ひずみは解析で計算されたように同じ板厚内では長手方向で均一である。この結果はひずみをそれぞれの板厚部で切り分けて検証できることを表しており、簡易的な変形計算モデルの構築可能性を示している。
- 一方、残留変形は長手方向で分布が生じた。これは変形の大きい薄肉部を変形の小さい厚肉部が拘束するためであり、内部に残留応力が発生していると考えられる。
- 解析により最終的な残留変形を予測可能である。特に、テーパー部の非対称積層を無視した場合で実験とよく一致する結果を得られた。解析モデルの改良およびテーパー部の内部ひずみ評価を併用することで更なる解析精度の向上が見込まれる。

## 第7章 結言

本研究では光ファイバセンサを用いた新たな内部ひずみ計測手法を開発し、様々な複雑形状 CFRP のモニタリングを行った。その結果を理論・数値解析と比較し、複雑形状 CFRP における残留変形メカニズムを解明した。

第2章では先行研究の理論解析を拡張し、L型材におけるフランジの影響を取り入れた理論解析を開発した。また与えるひずみに依らない物理量である「せん断・垂直ひずみ比」を定義した。理論解析と有限要素解析の結果から、境界条件・板厚・弾性率・フランジ長さの違いが、成形時のせん断変形および残留変形に与える影響を考察した。

第3章ではFBGセンサによる面外垂直・せん断ひずみ評価方法を提案した。第2章で示したひずみ比に加え、それぞれを独立に評価する「低減ひずみ」を定義した。また、実際に光ファイバをCFRPに埋め込み、X線CTスキャンにより、埋め込み手法を評価した。

第4章では第3章で提案したひずみ計測手法をL型材に適用し、実際に成形時の内部ひずみを計測した。計測結果から、解析モデルと同様にせん断変形が発生することが示された。板厚の比較では厚肉で大きなせん断変形が計測された。これは成形後の形状計測において、厚肉材で残留変形が小さい傾向と一致する。また計測結果を基に解析の境界条件の検証を行った。さらに実験・解析結果からSpring-inを予測する新たな手法を提案した。

第5章ではFBGセンサによるひずみ計測法および解析をU型材に応用した。実験・解析の結果から、U型材ではフランジ・ウェブ別々の変形が生じており、L型材とは異なるメカニズムで変形が発生することが明らかになった。またウェブのwarpingがフランジにも影響を与え、L型材よりも大きな残留変形が発生することが示された。

第6章ではPly-drop-off構造の解析・ひずみモニタリングを行い、本研究で提案した内部ひずみ計測法が大型構造へ適用可能であることを示した。ひずみは長手方向で一様であり、簡易解析の可能性が示唆された。一方、変形は長手方向で分布することが確認された。



以上により, L・U型の基本部材における内部状態・残留変形メカニズムが明らかになり, Ply-drop-off 構造の変形に対する新たな知見も得られた。

今後の課題および応用可能性について以下に示す。

- 本研究では離型フィルムの使用, 加圧プロセスにより, ゲル化前の影響を抑制し, ゲル化後の硬化・熱収縮の影響を考察した。しかし, 実際の成形では tool-part interaction をはじめとするゲル化前の現象が残留変形に与える影響もあると考えられる。昇温速度および治具材料を変え, 実験を行うことが今後の課題である。
- 最新の CFRP では層間靱性強化のために層間に熱可塑性粒子を分散させた樹脂層が付加されることが多い。この層間樹脂層はせん断剛性が低く, L型材などでは層間樹脂層の有無により発生する内部ひずみ, および最終的な残留変形が大きく変化すると考えられる。本研究で提案したモニタリング手法によりその効果の検証が可能である。
- 本研究で開発した手法を実際の成形に応用する例として, 第4章のように, 光ファイバセンサの応答を利用し, 端部拘束を含む成形時の状態をモニタリングすることが挙げられる。モニタリング結果から製品間または同一製品の位置によるばらつきを検知することで, 品質評価・保証が可能となる。
- 残留変形メカニズムの理解に加え, 変形を低減することは実用上非常に重要である。残留変形の低減には治具の調整や成形プロセスの変更などの手法が考えられるが, それらの評価においても本研究で開発した内部モニタリング手法により, 有用な情報が得られると考えられる。

本研究で開発した内部ひずみ計測手法により, 従来計測不可能であった成形時の内部状態が計測可能となり, 解析と併せることで複雑形状における残留変形のメカニズムがより明確になった。今後, より実際に近い構造に対し, 本手法を応用することで, 実構造の寸法精度・健全性の向上が見込まれ, CFRP のより効率的な利用に繋がると考えられる。

## Appendix A. 解析で用いた物性値

CFRP の構成材である樹脂と炭素繊維の物性値から CFRP の物性値を計算するには経験則・理論・解析など様々な手法が存在する[133]. 本研究では半経験則の Chamis モデル[100] および Self consistent field model (SCFM)[101,102]用いて複合材料の物性値を決定した. 実際の解析では, 硬化の進展に伴い変化する樹脂弾性率  $E_m$  をパラメータとし, 上記モデルにより CFRP の物性値を計算した. ここでは Chamis モデルおよび SCFM から導かれる CFRP の物性値決定法について述べる.

Chamis モデルより, 一方向材料の物性値  $E_{11}$ ,  $E_{22}$ ,  $\nu_{12}$ ,  $G_{12}$  および  $G_{23}$  は

$$E_{11} = V^f E_{11}^f + V^m E^m, \quad (\text{A.1})$$

$$E_{22} = \frac{E^m}{1 - \sqrt{V^f} \cdot (1 - E^m/E_{22}^f)}, \quad (\text{A.2})$$

$$G_{12} = \frac{G^m}{1 - \sqrt{V^f} \cdot (1 - G^m/G_{12}^f)}, \quad (\text{A.3})$$

$$G_{23} = \frac{G^m}{1 - \sqrt{V^f} \cdot (1 - G^m/G_{23}^f)}, \quad (\text{A.4})$$

$$\nu_{12} = V^f \nu_{12}^f + V^m \nu^m, \quad (\text{A.5})$$

となる. ここで,  $E$  は縦弾性率,  $G$  は横弾性率,  $\nu$  はポアソン比, 上付き添え字の  $f$  は炭素繊維,  $m$  は樹脂, 下付き添え字の 1 は繊維方向, 2 は繊維直交方向を示す. また, 直交異方性より 2 と 3 方向は同じ物性であると仮定し,

$$E_{33} = E_{22}, \quad (\text{A.6})$$

$$G_{13} = G_{12}, \quad (\text{A.7})$$

$$\nu_{13} = \nu_{12}, \quad (\text{A.8})$$

が導かれる. 直交異方性材料の弾性解析に必要な物性値は(A.1)-(A.8)と  $\nu_{23}$  である.  $\nu_{23}$  は SCFM より

$$\nu_{23} = \frac{K - mG_{23}}{K + mG_{23}}, \quad (\text{A.9})$$

となる. ここで

$$m = 1 + 4K \frac{\nu_{12}^2}{E_{11}}, \quad (\text{A.10})$$

$$K = \frac{K^m(K^f + G^f)V^m + K^f(K^m + G^m)V^f}{(K^f + G^f)V^m + (K^m + G^m)V^f}, \quad (\text{A.11})$$

である.  $K$ は体積弾性率である. なお, 炭素繊維の体積弾性率  $K^f$ は以下の式を利用した[134].

$$K^f = \frac{3\sqrt{E_1 E_2 E_3}}{3(1 - 2^3 \sqrt{v_{12} v_{31} v_{23}})}. \quad (\text{A.12})$$

(A.1)-(A.12)より CFRP の物性値を決定できる. しかし, 等方性材である樹脂の物性値を表すには縦弾性率  $E^m$  の他に 1 つの物性値が必要である. 本研究では硬化中の体積弾性率  $K^m$  がガラス状態の体積弾性率  $K^m_{\text{glass}}$  の 1/2 で一定である[103]と仮定して, 樹脂弾性率  $E^m$  のみで CFRP の物性値を決定した. 樹脂は等方性であるので体積弾性率  $K^m$ は

$$K^m = \frac{E^m}{3(1 - 2\nu^m)}, \quad (\text{A.13})$$

となる. ガラス状態の樹脂弾性率  $E^m_{\text{glass}}$  およびポアソン比  $\nu^m_{\text{glass}}$  は既知であるので, (A.13) 式よりガラス状態の体積弾性率  $K^m_{\text{glass}}$  が求まる. また上述の仮定より,

$$K^m = \frac{1}{2} K^m_{\text{glass}} \quad (\text{A.14})$$

であり, 等方性材の弾性率の関係より

$$\nu^m = \frac{1}{2} - \frac{E^m}{6K^m} \quad (\text{A.15})$$

$$G^m = \frac{E^m}{2(1 + \nu^m)} \quad (\text{A.16})$$

となるため, 樹脂弾性率  $E^m$  をパラメータとして, CFRP の物性値を書き表すことができる. なお繊維含有率  $V_f$ は 60%とし, 炭素繊維の物性値は Table A. 1 に示すように T700SC の値 [135]を使用し, ガラス状態での樹脂の弾性率は 3000MPa とした.

Table A. 1: Carbon fiber (700SC) properties used in analysis [135]

Elastic moduli (GPa)	$E_{f11}$	230
	$E_{f22}$	18.2
	$G_{f12}$	36.6
Poisson's ration	$\nu_{f12}$	0.27
	$\nu_{f23}$	0.3

## Appendix B. L 型材および U 型材の理論解析の係数計算

第 2 章および第 5 章での理論解析では積層板の曲げに関する有効弾性率  $E_0$  および有効せん断弾性率  $G_{0t}$  が必要である。ここではそれらの計算法および使用した値について述べる。

曲げによる面外( $z$ )方向変位を  $w_b$  とすると、面内ひずみ  $\varepsilon$  の面外方向分布は

$$\varepsilon(z) = -z \cdot \frac{d^2 w_b}{dx^2} \quad (\text{B.1})$$

となる[104]。ここで、面内力は無視している。面内応力  $\sigma$  は弾性率  $E$  をかけて

$$\sigma(z) = -E(z) \cdot z \cdot \frac{d^2 w_b}{dx^2} \quad (\text{B.2})$$

となる。ここで、積層板のように板厚方向に弾性率の分布がある場合、弾性率  $E$  が  $z$  の関数になる。(B.2)に距離をかけ、積分することで、単位幅当りの曲げモーメント  $M$  が

$$M = \int_A \sigma(z) \cdot z \cdot dA = -\frac{d^2 w_b}{dx^2} \int_{-t/2}^{t/2} E(z) \cdot z^2 \cdot dz \quad (\text{B.3})$$

と導かれる。ここで、式(B.3)を式(2.2.9)と等値すると、有効弾性率  $E_0$  が

$$E_0 = \frac{\int_{-t/2}^{t/2} E(z) \cdot z^2 \cdot dz}{I} \quad (\text{B.4})$$

と導かれる。ここで、 $t$  は板厚、 $I$  は単位幅あたりの断面二次モーメントであり、材料の物性値に関わらず断面形状のみで決まる値である。式(B.4)より、有効弾性率  $E_0$  は積層構成に依存する値であり、 $0^\circ$ 材を中立軸から離れた位置に配置すると高くなることがわかる。有効せん断弾性率  $G_{0t}$  はそれぞれの層におけるせん断弾性率  $G$  の平均から

$$G_{0t} = \frac{\int_{-t/2}^{t/2} G(z) \cdot dz}{t} \quad (\text{B.5})$$

とした。(B.5)より、有効せん断弾性率  $G_{0t}$  は各繊維方向の積層数のみで決定される値であることがわかる。

(B.4)、(B.5)で使用する弾性率  $E$  およびせん断弾性率  $G$  は Appendix A の(A.1)-(A.4)より求めた。(A.1)-(A.4)は樹脂弾性率  $E_m$  により値が変化するが、有効弾性率  $E_0$  は本研究で使用した積層構成では樹脂弾性率の影響が小さいため、 $E_m=100\text{MPa}$  の値を代表値として使用した。一方、有効せん断弾性率  $G_{0t}$  は樹脂弾性率により大きく異なるため、それぞれの樹脂弾性率  $E_m$  に対し(A.3)、(A.4)、(B.6)より計算を行った。 $E_m=5, 25, 50, 100\text{MPa}$  における有効弾性率、有効せん断弾性率の計算結果を Table B. 1 と Table B. 2 に示す。なお、正確には20層の

有効せん断弾性率は 32, 64 層と異なる値であるが, 硬化領域においてはせん断弾性率  $G_{12}$ ,  $G_{23}$  の差が小さく, 有効せん断弾性率がほぼ同じ値になるため, Table B. 2 には 32, 64 層の結果を示す.

Table B. 1: Effective Young's modulus  $E_0$  for stacking sequences used in this research.

Stacking sequence	20-ply	32-ply	64-ply
	$([0_2/90_4/0_4]_S)$	$([90_4/0_4]_{2S})$	$([90_4/0_4]_{4S})$
$E_0$ [GPa]	76	43	56

Table B. 2: Effective Shear modulus  $G_{0t}$  as a function of resin Young's modulus  $E_m$

$E_m$ [GPa]	0.005	0.025	0.050	0.100
$G_{0t}$ [GPa]	0.007	0.033	0.066	0.132

## Appendix C. 光ファイバセンサを用いた樹脂弾性率の推定

先行研究[96]で、光ファイバセンサを用いた樹脂弾性率の推定法が開発された。本研究ではこの手法を用いて推定した樹脂弾性率  $E_m$  の範囲内で解析を行ったため、Appendix C でこの推定法および結果を簡単に説明する。

第3章で述べたように、FBG センサで計測するひずみはセンサの tail length  $l$  と剛性マトリックス  $\mathbf{C}$  に依存し、式(3.1.4)と表わされる。ここで、一方向積層板の繊維直交方向に、tail length の異なる2つのFBG センサを埋め込むと

$$\begin{cases} d\varepsilon_S^s = \alpha(\mathbf{C}(t), l_S) \cdot d\varepsilon^c \\ d\varepsilon_L^s = \alpha(\mathbf{C}(t), l_L) \cdot d\varepsilon^c \end{cases} \quad (\text{C.1})$$

と異なる結果が得られる。ここで、 $l_S, l_L$  は異なる tail length であり、それぞれ tail length の短いセンサ(short tail sensor)と長いセンサ(long tail sensor)における値を示す。Short tail sensor の値を long tail sensor の値で除すると

$$\frac{d\varepsilon_S^s}{d\varepsilon_L^s} = \frac{\alpha(\mathbf{C}(t), l_S)}{\alpha(\mathbf{C}(t), l_L)}, \quad (\text{C.2})$$

となり、それぞれが計測するひずみの比(short/long 比)が得られる。ここで、tail length が既知のセンサを使用した場合、short/long 比はある時間での CFRP の剛性マトリックス  $\mathbf{C}(t)$  のみに依存する値である。さらに、Appendix A で示されるように剛性マトリックス  $\mathbf{C}(t)$  は樹脂弾性率  $E_m$  のみで表すことができるため、式(C.2)の short/long 比は樹脂弾性率  $E_m$  の関数と考えることができる。このことから本手法では実験で得られた short/long 比から樹脂弾性率  $E_m$  を推定する。以下に具体的な手法と結果を示す。

光ファイバを含む有限要素解析を樹脂弾性率  $E_m$  を変えながら行い、それぞれの樹脂弾性率における short/long 比を求める。Fig. C-1 に short/long 比と樹脂弾性率の関係を示す。Fig. C-1 のようなプロットが得られると、実験で short/long 比を計測することで、その時間における樹脂弾性率を推定できる。本研究では先行研究[96]を参考に T700SC/#2592 (P3252-15, 東レ(株)製) の物性値推定を行った。積層構成は[0]<sub>50</sub> の一方向、試験片サイズは 70mm × 70mm とし、tail length が 35 mm(long tail sensor)および 2 mm(short tail sensor)の2種類のFBG センサをグレーティング部が板厚および長手方向中央になるように配置した。計測結果を Fig. C-2 に示す。硬化の前半で short tail sensor に比べ、long tail sensor で大きくひずみが発生していることがわかる。一方、硬化の後半ではそれぞれの差は小さくなる。Fig. C-2 の結果を基

に, short/long 比を計算した結果を Fig. C-3 に示す. ここでは, 硬化時のみの拡大図を示しており, long tail sensor が  $100 \mu\epsilon$  増加する毎に値を更新した. また Fig. C-3 には Fig. C-1 のように, 推定した樹脂弾性率の値も併せて示している. Fig. C-3 の結果から, 硬化時の樹脂弾性率は約  $150 \text{ MPa}$  程度まで上昇することがわかる. 本研究の解析では先行研究[96]とこの結果を基に, 硬化時における代表樹脂弾性率として  $5, 25, 50, 100 \text{ MPa}$  で計算を行った.

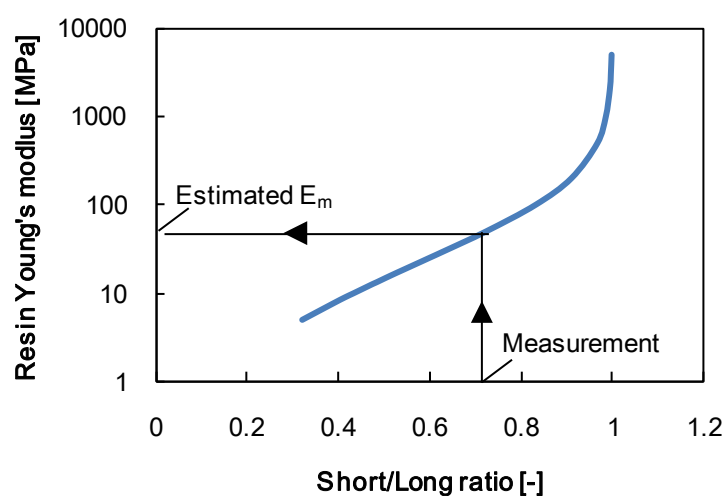


Fig. C-1: Relationship between resin Young's modulus and short/long strain ratio (FEA).

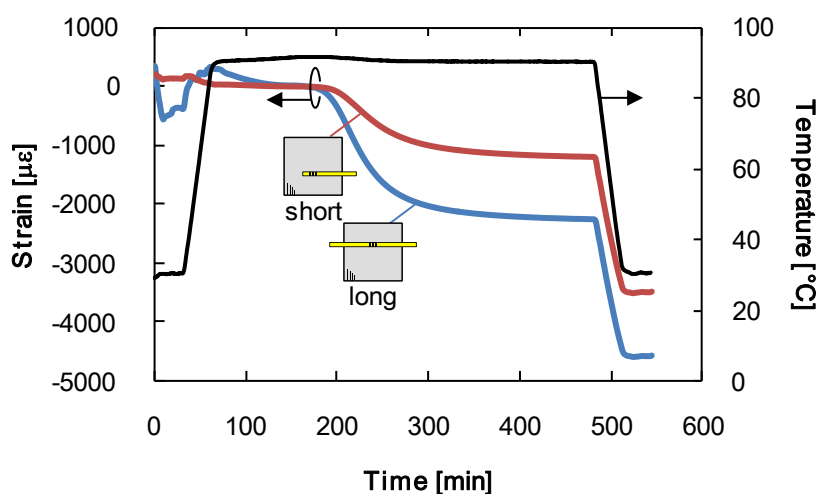


Fig. C-2: Measured strain by short and long FBG sensors.

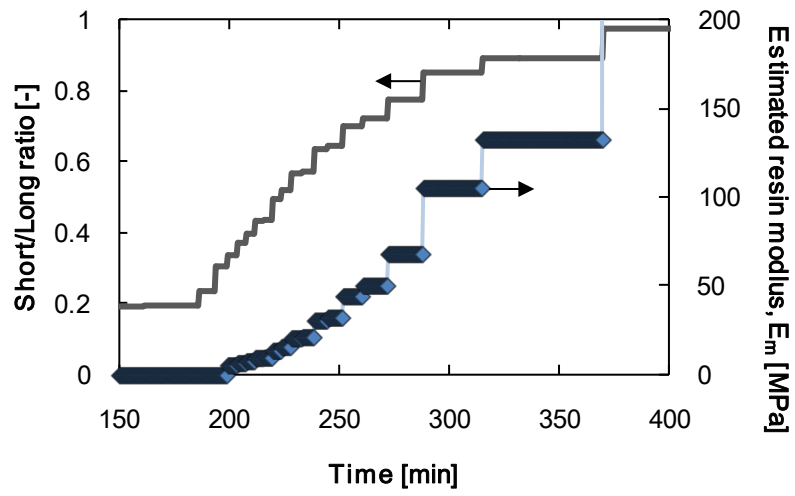


Fig. C-3: Measured short/long strain ratio and estimated resin Young's modulus by experiment and numerical analysis.



## Appendix D. FEA で使用した UMAT サブルーチンコード

```

SUBROUTINE UMAT(STRESS,STATEV,DDSDDE,SSE,SPD,SCD,
1 RPL,DDSDDT,DRPLDE,DRPLDT,
2 STRAN,DSTRAN,TIME,DTIME,TEMP,DTEMP,PREDEF,DPRED,CMNAME,
3 NDI,NSHR,NTENS,NSTATV,PROPS,NPROPS,COORDS,DROT,PNEWDT,
4 CELENT,DFGRD0,DFGRD1,NOEL,NPT,LAYER,KSPT,KSTEP,KINC)
C
C -----
C   UMAT FOR TWO MATERIALS
C -----
C
C   CHARACTER*8 CMNAME
C
C   MATERIAL SELECTION
C
IF (CMNAME(1:4) .EQ. 'MAT1') THEN
    CALL UMAT_MAT1(STRESS,STATEV,DDSDDE,SSE,SPD,SCD,
1    RPL,DDSDDT,DRPLDE,DRPLDT,
2    STRAN,DSTRAN,TIME,DTIME,TEMP,DTEMP,PREDEF,DPRED,CMNAME,
3    NDI,NSHR,NTENS,NSTATV,PROPS,NPROPS,COORDS,DROT,PNEWDT,
4    CELENT,DFGRD0,DFGRD1,NOEL,NPT,LAYER,KSPT,KSTEP,KINC)
ELSE IF (CMNAME(1:4) .EQ. 'MAT2') THEN
    CALL UMAT_MAT2(STRESS,STATEV,DDSDDE,SSE,SPD,SCD,
1    RPL,DDSDDT,DRPLDE,DRPLDT,
2    STRAN,DSTRAN,TIME,DTIME,TEMP,DTEMP,PREDEF,DPRED,CMNAME,
3    NDI,NSHR,NTENS,NSTATV,PROPS,NPROPS,COORDS,DROT,PNEWDT,
4    CELENT,DFGRD0,DFGRD1,NOEL,NPT,LAYER,KSPT,KSTEP,KINC)
ELSE
    WRITE(*,*) "INVALID MATERIAL"
ENDIF
C
RETURN
END SUBROUTINE
C

```

```

C *****
C   UMAT_MAT1
C *****
      SUBROUTINE UMAT_MAT1(STRESS,STATEV,DDSDDE,SSE,SPD,SCD,
Cx1
      1 RPL,DDSDDT,DRPLDE,DRPLDT,
      2 STRAN,DSTRAN,TIME,DTIME,TEMP,DTEMP,PREDEF,DPRED,CMNAME,
      3 NDI,NSHR,NTENS,NSTATV,PROPS,NPROPS,COORDS,DROT,PNEWDT,
      4 CELENT,DFGRD0,DFGRD1,NOEL,NPT,LAYER,KSPT,KSTEP,KINC)
C
      INCLUDE 'ABA_PARAM.INC'
C
      CHARACTER*8 CMNAME
      DIMENSION STRESS(NTENS),STATEV(NSTATV),
      1 DDSDE(NTENS,NTENS),DDSDDT(NTENS),DRPLDE(NTENS),
      2 STRAN(NTENS),DSTRAN(NTENS),TIME(2),PREDEF(1),DPRED(1),
      3 PROPS(NPROPS),COORDS(3),DROT(3,3),DFGRD0(3,3),DFGRD1(3,3),
      4 EMOD(6), ENU(3,3)
C
      DIMENSION EELAS(6), ETHERM(6), DTHERM(6), DELDSE(6,6)
C
      PARAMETER(ZERO=0.D0, ONE=1.D0, TWO=2.D0, THREE=3.D0, SIX=6.D0)
C
C   LOCAL ARRAYS
C -----
C   EELAS   - ELASTIC STRAINS
C   ETHERM   - THERMAL STRAINS
C   DTHERM   - INCREMENTAL THERMAL STRAINS
C   DELDSE - CHANGE IN STIFFNESS DUE TO TEMPRATURE CHANGE
C -----
C   UMAT FOR ISOTROPIC THERMO-ELASTICITY WITH LINEARLY VARYING
C   MODULI - CANNOT BE USED FOR PLANE STRESS
C -----
C   PROPS(1~NPROPS - 4) - Em
C   PROPS(NPROPS - 3) - ALPHA1(T1)

```

```

C      PROPS(NPROPS - 2) - ALPHA2(T1)
C      PROPS(NPROPS - 1) - ALPHA3(T1)
C      PROPS(NPROPS)      - T_INITIAL: usually 0 ° C
C      NDI - NUMBER OF DIRECT STRESS
C      NSHR - NUMBER OF SHRRE STRESS
C -----
C      IF (NDI.NE.3) THEN
C          WRITE(*, *) "THIS UMAT MAY ONLY BE USED FOR ELEMENTS
1          WITH THREE DIRECT STRESS COMPONENTS"
C          CALL EXIT
C      ENDIF
C
C      FIBER VOLUME FRACTION
VF      = 0.6
C
C      FIBER PROPERTIES
EF11    = 230000000.
EF22    = 18200000.
VF12    = 0.27
VF23    = 0.3
GF12    = 36600000.
GF23    = EF22/(VF23+1.)*0.5
C
C      MATRIX PROPERTIES
EM      = PROPS(INT(TIME(2))+1)
EGLASS = 5000000.
VGLASS = 0.4
BGLASS = EGLASS/(3.*(1.-2.*VGLASS))
BM      = BGLASS*0.5
VM      = 0.5-EM/6./BM
GM      = EM/(1.+VM)*0.5
C
Cx2
C      CHAMIS MODEL
EMOD(1) = VF*EF11+(1.-VF)*EM
EMOD(2) = EM/(1-VF**0.5*(1.-EM/EF22))

```

```

EMOD(3) = EM/(1-VF**0.5*(1.-EM/EF22))
EMOD(4) = GM/(1-VF**0.5*(1.-GM/GF12))
EMOD(5) = GM/(1-VF**0.5*(1.-GM/GF12))
EMOD(6) = GM/(1-VF**0.5*(1.-GM/GF23))
ENU(1,2)= VF*VF12+(1.-VF)*VM
ENU(1,3)= VF*VF12+(1.-VF)*VM
C
C   GENERALIZED SELF CONSISTENT MODEL
BFTEMP1 = (EF11*EF22*EF22)**(1/3.)
BFTEMP2 = (VF12*VF12*EF22/EF11*VF23)**(1/3.)
BF      = BFTEMP1/3./(1.-2.*BFTEMP2)
BTEMP   =
(BM*(BF+GM)*(1-VF)+BF*(BM+GM)*VF)/((BF+GM)*(1-VF)+(BM+GM)*VF)
CTEMP   = 1+4*BTEMP*ENU(1,2)*ENU(1,2)/EMOD(1)
ENU(2,3)= (BTEMP-CTEMP*EMOD(6))/(BTEMP+CTEMP*EMOD(6))
C
ENU(2,1)=EMOD(2)/EMOD(1)*ENU(1,2)
ENU(3,1)=EMOD(3)/EMOD(1)*ENU(1,3)
ENU(3,2)=EMOD(3)/EMOD(2)*ENU(2,3)
C
DELTA=(ONE-ENU(1,2)*ENU(2,1)-ENU(2,3)*ENU(3,2)
1 -ENU(3,1)*ENU(1,3)-TWO*ENU(1,2)*ENU(2,3)*ENU(3,1))/
2 (EMOD(1)*EMOD(2)*EMOD(3))
C
C   ELASTIC STIFFNESS
C
DO K1=1, NTENS
  DO K2=1, NTENS
    DDSDDE(K1,K2) = 0
  END DO
END DO
C
Cy1
DDSDDE(1,1)=(1-ENU(2,3)*ENU(3,2))/(EMOD(2)*EMOD(3)*DELTA)
DDSDDE(2,2)=(1-ENU(3,1)*ENU(1,3))/(EMOD(3)*EMOD(1)*DELTA)
DDSDDE(3,3)=(1-ENU(1,2)*ENU(2,1))/(EMOD(1)*EMOD(2)*DELTA)

```

```

DDSDDE(1,2)=(ENU(2,1)+ENU(3,1)*ENU(2,3))/(EMOD(2)*EMOD(3)*DELTA)
DDSDDE(1,3)=(ENU(3,1)+ENU(2,1)*ENU(3,2))/(EMOD(2)*EMOD(3)*DELTA)
DDSDDE(2,3)=(ENU(3,2)+ENU(3,1)*ENU(1,2))/(EMOD(3)*EMOD(1)*DELTA)
DDSDDE(2,1)=DDSDDE(1,2)
DDSDDE(3,1)=DDSDDE(1,3)
DDSDDE(3,2)=DDSDDE(2,3)
DDSDDE(4,4)=EMOD(4)
DDSDDE(5,5)=EMOD(5)
DDSDDE(6,6)=EMOD(6)

```

```

C     CALCULATE THERMAL EXPANSION

```

```

C

```

```

DO K1=1, NDI
  ETHERM(K1)=PROPS(NPROPS-4+K1)*(TEMP-PROPS(NPROPS))
  DTHERM(K1)=PROPS(NPROPS-4+K1)*DTEMP
END DO
DO K1=NDI+1, NTENS
  DTHERM(K1)=ZERO
END DO

```

```

C

```

```

C     CALCULAE STRESS, ELASTIC(MECHANICAL) AND THERMAL STRAINS

```

```

C

```

```

DO K1=1, NTENS
  DO K2=1, NTENS
    STRESS(K2)=STRESS(K2)+DDSDDE(K2, K1)
1    *(DSTRAN(K1)-DTHERM(K1))
  END DO
  ETHERM(K1)=ETHERM(K1)+DTHERM(K1)
  EELAS(K1)=STRAN(K1)+DSTRAN(K1)-ETHERM(K1)
END DO

```

```

C

```

```

DO K1=1, NTENS
  STATEV(K1)=EELAS(K1)
  STATEV(K1+NTENS)=ETHERM(K1)
END DO
STATEV(2*NTENS+1)=EMOD(2)

```

Cy2

C

RETURN

END SUBROUTINE

C

C \*\*\*\*\*

C UMAT\_MAT2

C \*\*\*\*\*

SUBROUTINE UMAT\_MAT2(STRESS,STATEV,DDSDDE,SSE,SPD,SCD,

C

Cx1-Cx2 と同一コードにより省略

C

C CHAMIS MODEL

EMOD(1) = EM/(1-VF\*\*0.5\*(1.-EM/EF22))

EMOD(2) = EM/(1-VF\*\*0.5\*(1.-EM/EF22))

EMOD(3) = VF\*EF11+(1.-VF)\*EM

EMOD(4) = GM/(1-VF\*\*0.5\*(1.-GM/GF23))

EMOD(5) = GM/(1-VF\*\*0.5\*(1.-GM/GF12))

EMOD(6) = GM/(1-VF\*\*0.5\*(1.-GM/GF12))

ENU(3,1)= VF\*VF12+(1.-VF)\*VM

ENU(3,2)= VF\*VF12+(1.-VF)\*VM

C

C GENERALIZED SELF CONSISTENT MODEL

BFTEMP1 = (EF11\*EF22\*EF22)\*\*(1/3.)

BFTEMP2 = (VF12\*VF12\*EF22/EF11\*VF23)\*\*(1/3.)

BF = BFTEMP1/3./(1.-2.\*BFTEMP2)

BTEMP =

(BM\*(BF+GM)\*(1-VF)+BF\*(BM+GM)\*VF)/((BF+GM)\*(1-VF)+(BM+GM)\*VF)

CTEMP = 1+4\*BTEMP\*ENU(3,1)\*ENU(3,1)/EMOD(3)

ENU(1,2)= (BTEMP-CTEMP\*EMOD(4))/(BTEMP+CTEMP\*EMOD(4))

C

ENU(2,1)=EMOD(2)/EMOD(1)\*ENU(1,2)

ENU(1,3)=EMOD(1)/EMOD(3)\*ENU(3,1)

ENU(2,3)=EMOD(2)/EMOD(3)\*ENU(3,2)

C

DELTA=(ONE-ENU(1,2)\*ENU(2,1)-ENU(2,3)\*ENU(3,2))

---

```
1 -ENU(3,1)*ENU(1,3)-TWO*ENU(1,2)*ENU(2,3)*ENU(3,1)/
2 (EMOD(1)*EMOD(2)*EMOD(3))
C
C   ELASTIC STIFFNESS
C
  DO K1=1, NTENS
    DO K2=1, NTENS
      DDSDDDE(K1,K2) = 0
    END DO
  END DO
C
Cy1-Cy2 と同一コードにより省略
C
  RETURN
  END SUBROUTINE
```

## 参考文献

- [1] Hull D, Clyne TW. *An Introduction to Composite Materials*. Second. Cambridge: Cambridge University Press; 1996.
- [2] Holmes M. Carbon fibre reinforced plastics market continues growth path. *Reinf Plast* 2013;57:24–9.
- [3] Boeing. *787 Aircraft Rescue & Firefighting Composite Structure*. 2013.
- [4] Jenny Body. *Airbus Future Composite Wing*. 2007.
- [5] CFRP/CFRTPの加工技術と性能評価. 株式会社シーエムシー出版; 2012.
- [6] 炭素繊維強化プラスチック (CFRP) の開発と市場. 株式会社シーエムシー出版; 2015.
- [7] de Almeida SFM, Neto Z dos SN. Effect of void content on the strength of composite laminates. *Compos Struct* 1994;28:139–48.
- [8] Wisnom MR, Reynolds T, Gwilliam N. Reduction in interlaminar shear strength by discrete and distributed voids. *Compos Sci Technol* 1996;56:93–101.
- [9] Huang H, Talreja R. Effects of void geometry on elastic properties of unidirectional fiber reinforced composites. *Compos Sci Technol* 2005;65:1964–81.
- [10] Zhu H, Li D, Zhang D, Wu B, Chen Y. Influence of voids on interlaminar shear strength of carbon/epoxy fabric laminates. *Trans Nonferrous Met Soc China* 2009;19:470–5.
- [11] Hubert P, Poursartip A. Aspects of the Compaction of Composite Angle Laminates: An Experimental Investigation. *J Compos Mater* 2001;35:2–26.
- [12] Ma Y, Centea T, Nutt SR. Defect reduction strategies for the manufacture of contoured laminates using vacuum BAG-only prepregs. *Polym Compos* 2015.
- [13] Kedward KT, Wilson RS, McLean SK. Flexure of simply curved composite shapes. *Composites* 1989;20:527–36.
- [14] Gözlüklü B, Coker D. Modeling of the dynamic delamination of L-shaped unidirectional laminated composites. *Compos Struct* 2012;94:1430–42.
- [15] Avalon SC, Donaldson SL. Strength of composite angle brackets with multiple geometries and nanofiber-enhanced resins. *J Compos Mater* 2011;45:1017–30.
- [16] Kravchenko OG, Kravchenko SG, Pipes RB. Chemical and thermal shrinkage in thermosetting prepreg. *Compos Part A Appl Sci Manuf* 2016;80:72–81.
- [17] Nawab Y, Sonnenfeld C, Saouab A, Agogue R, Beauchene P. Characterisation and modelling of thermal expansion coefficient of woven carbon/epoxy composite and its application to the determination of spring-in. *J Compos Mater* 2016.
- [18] Twigg G, Poursartip A, Fernlund G. Tool–part interaction in composites processing. Part I: experimental investigation and analytical model. *Compos Part A Appl Sci Manuf* 2004;35:121–33.



- 
- [19] Twigg G, Poursartip A, Fernlund G. An experimental method for quantifying tool–part shear interaction during composites processing. *Compos Sci Technol* 2003;63:1985–2002.
- [20] Wisnom MR, Gigliotti M, Ersoy N, Campbell M, Potter KD. Mechanisms generating residual stresses and distortion during manufacture of polymer–matrix composite structures. *Compos Part A Appl Sci Manuf* 2006;37:522–9.
- [21] Radford DW, Diefendorf RJ. Shape instabilities in composites resulting from laminate anisotropy. *J Reinf Plast Compos* 1993;12:58–75.
- [22] Fernlund G, Floyd A. Process analysis and tool compensation for a complex composite panel. *Proc Am Soc Compos Twenty-Second Tech Conf Seattle, Washingt Sept 17-20 2007*:12.
- [23] Hamamoto A. Curing Deformation of L-shpaed Composite Parts. *Int. Symp. Compos. Mater. Struct.*, 1986, p. 1092–7.
- [24] Albert C, Fernlund G. Spring-in and warpage of angled composite laminates. *Compos Sci Technol* 2002;62:1895–912.
- [25] Fernlund G, Rahman N, Courdji R, Bresslauer M, Poursartip A, Willden K, et al. Experimental and numerical study of the effect of cure cycle, tool surface, geometry, and lay-up on the dimensional fidelity of autoclave-processed composite parts. *Compos Part A Appl Sci Manuf* 2002;33:341–51.
- [26] Darrow DA, Smith L V. Isolating Components of Processing Induced Warpage in Laminated Composites. *J Compos Mater* 2002;36:2407–19.
- [27] Kappel E, Stefaniak D, Hühne C. Process distortions in prepreg manufacturing – An experimental study on CFRP L-profiles. *Compos Struct* 2013;106:615–25.
- [28] Kappel E. Forced-interaction and spring-in – Relevant initiators of process-induced distortions in composite manufacturing. *Compos Struct* 2016;140:217–29.
- [29] Radford DW, Rennick TS. Separating Sources of Manufacturing Distortion in Laminated Composites. *J Reinf Plast Compos* 2000;19:621–41.
- [30] Yoon KJ, Kim J-S. Effect of Thermal Deformation and Chemical Shrinkage on the Process Induced Distortion of Carbon/Epoxy Curved Laminates. *J Compos Mater* 2001;35:253–63.
- [31] Jain LK, Hou M, Ye L, Mai Y-W. Spring-in study of the aileron rib manufactured from advanced thermoplastic composite. *Compos Part A Appl Sci Manuf* 1998;29:973–9.
- [32] Huang CK, Yang SY. Warping in advanced composite tools with varying angles and radii. *Compos Part A Appl Sci Manuf* 1997;28:891–3.
- [33] Radford DW. Volume fraction gradient induced warpage in curved composite plates. *Compos Eng* 1995;5:923–34.
- [34] Svanberg J., Holmberg J. An experimental investigation on mechanisms for manufacturing induced shape distortions in homogeneous and balanced laminates. *Compos Part A Appl Sci Manuf* 2001;32:827–38.

- 
- [35] Salomi A, Garstka T, Potter K, Greco A, Maffezzoli A. Spring-in angle as molding distortion for thermoplastic matrix composite. *Compos Sci Technol* 2008;68:3047–54.
- [36] Hsiao K-T, Gangireddy S. Investigation on the spring-in phenomenon of carbon nanofiber-glass fiber/polyester composites manufactured with vacuum assisted resin transfer molding. *Compos Part A Appl Sci Manuf* 2008;39:834–42.
- [37] Hamamoto A, Chang W-T. Deformation of Composite Box Beam Walls During the Cure. Japan US conference, Maui, HI: 1990, p. 476–85.
- [38] Kappel E, Stefaniak D, Holzhüter D, Hühne C, Sinapius M. Manufacturing distortions of a CFRP box-structure – A semi-numerical prediction approach. *Compos Part A Appl Sci Manuf* 2013;51:89–98.
- [39] Fernlund G. Spring-in of angled sandwich panels. *Compos Sci Technol* 2005;65:317–23.
- [40] Kappel E. Spring-in of curved CFRP/foam-core sandwich structures. *Compos Struct* 2015;128:155–64.
- [41] Spencer AJM, Watson P, Rogers TG. Mathematical analysis of the springback effect in laminated thermoplastic channel sections. *Compos Manuf* 1991;2:253–8.
- [42] Zahlan N, O’Neill JM. Design and fabrication of composite components; the spring-forward phenomenon. *Composites* 1989;20:77–81.
- [43] Wisnom MR, Potter KD, Ersoy N. Shear-lag Analysis of the Effect of Thickness on Spring-in of Curved Composites. *J Compos Mater* 2006;41:1311–24.
- [44] Arafath ARA, Vaziri R, Poursartip A. Closed-form solution for process-induced stresses and deformation of a composite part cured on a solid tool: Part II – Curved geometries. *Compos Part A Appl Sci Manuf* 2009;40:1545–57.
- [45] Wang J, Kelly D, Hillier W. Finite Element Analysis of Temperature Induced Stresses and Deformations of Polymer Composite Components. *J Compos Mater* 2000;34:1456–71.
- [46] Wiersma HW, Peeters LJB, Akkerman R. Prediction of springforward in continuous-fibre/polymer L-shaped parts. *Compos Part A Appl Sci Manuf* 1998;29:1333–42.
- [47] Akkerman R, Wiersma HW, Peeters LJB. Spring-forward in continuous fibre reinforced thermosets. *Simul. Mater. Process. Theory, Methods Appl. Proc. sixth Int. Conf. NUMIFORM’98*, 1998, p. 471–6.
- [48] Zhu Q, Geubelle PH, Li M, Tucker CL. Dimensional Accuracy of Thermoset Composites: Simulation of Process-Induced Residual Stresses. *J Compos Mater* 2001;35:2171–205.
- [49] Zhu Q, Geubelle PH. Dimensional Accuracy of Thermoset Composites: Shape Optimization. *J Compos Mater* 2002;36:647–72.
- [50] White SR, Hahn HT. Process Modeling of Composite Materials: Residual Stress Development during Cure. Part I. Model Formulation. *J Compos Mater* 1992;26:2402–22.
- [51] White SR, Hahn HT. Process Modeling of Composite Materials: Residual Stress Development

- during Cure. Part II. Experimental Validation. *J Compos Mater* 1992;26:2423–53.
- [52] Svanberg JM. Predictions of manufacturing induced shape distortions: high performance thermoset composites. Lulea University of Technology, 2002.
- [53] Svanberg JM, Holmberg JA. Prediction of shape distortions Part I. FE-implementation of a path dependent constitutive model. *Compos Part A Appl Sci Manuf* 2004;35:711–21.
- [54] Svanberg J., Holmberg J. Prediction of shape distortions. Part II. Experimental validation and analysis of boundary conditions. *Compos Part A Appl Sci Manuf* 2004;35:723–34.
- [55] Svanberg JM, Altkvist C, Nyman T. Prediction of Shape Distortions for a Curved Composite C-spar. *J Reinf Plast Compos* 2005;24:323–39.
- [56] Wucher B, Lani F, Pardoën T, Bailly C, Martiny P. Tooling geometry optimization for compensation of cure-induced distortions of a curved carbon/epoxy C-spar. *Compos Part A Appl Sci Manuf* 2014;56:27–35.
- [57] Ding A, Li S, Wang J, Ni A, Sun L, Chang L. Prediction of Process-Induced Distortions in L-Shaped Composite Profiles Using Path-Dependent Constitutive Law. *Appl Compos Mater* 2016.
- [58] Ersoy N, Garstka T, Potter K, Wisnom MR, Porter D, Stringer G. Modelling of the spring-in phenomenon in curved parts made of a thermosetting composite. *Compos Part A Appl Sci Manuf* 2010;41:410–8.
- [59] Çınar K, Ozturk UE, Ersoy N, Wisnom MR. Modelling manufacturing deformations in corner sections made of composite materials. *J Compos Mater* 2014;48:799–813.
- [60] Çınar K, Ersoy N. Effect of fibre wrinkling to the spring-in behaviour of L-shaped composite materials. *Compos Part A Appl Sci Manuf* 2015;69:105–14.
- [61] Çınar K, Ersoy N. 3D finite element model for predicting manufacturing distortions of composite parts. *J Compos Mater* 2016.
- [62] Ersoy N, Garstka T, Potter K, Wisnom MR, Porter D, Clegg M, et al. Development of the properties of a carbon fibre reinforced thermosetting composite through cure. *Compos Part A Appl Sci Manuf* 2010;41:401–9.
- [63] Johnston A, Hubert P, Fernlund G, Vaziri R, Poursartip A. Process Modeling of Composite Structures Employing a Virtual Autoclave Concept. *Sci Eng Compos Mater* 1996;5:235–52.
- [64] Bogetti TA, Gillespie JW. Process-Induced Stress and Deformation in Thick-Section Thermoset Composite Laminates. *J Compos Mater* 1992;26:626–60.
- [65] Fernlund G, Poursartip A. The effect of tooling material, cure cycle, and tool surface finish on spring-in of autoclave processed curved composite parts. 12th ICCM 1999.
- [66] Johnston A, Vaziri R, Poursartip A. A Plane Strain Model for Process-Induced Deformation of Laminated Composite Structures. *J Compos Mater* 2001;35:1435–69.
- [67] Fernlund G, Osooly A, Poursartip A, Vaziri R, Courdji R, Nelson K, et al. Finite element based

- prediction of process-induced deformation of autoclaved composite structures using 2D process analysis and 3D structural analysis. *Compos Struct* 2003;62:223–34.
- [68] Khoun L, Hubert P. Investigation of the dimensional stability of carbon epoxy cylinders manufactured by resin transfer moulding. *Compos Part A Appl Sci Manuf* 2010;41:116–24.
- [69] Sreekantamurthy T, Hudson TB, Hou T-H, Grimsley BW. Composite Cure Process Modeling and Simulations using COMPRO ® and Validation of Residual Strains using Fiber Optics Sensors. 31st ASC Tech. Conf., 2016.
- [70] Twigg G, Poursartip A, Fernlund G. Tool–part interaction in composites processing. Part II: numerical modelling. *Compos Part A Appl Sci Manuf* 2004;35:135–41.
- [71] Kappel E, Stefaniak D, Fernlund G. Predicting process-induced distortions in composite manufacturing – A pheno-numerical simulation strategy. *Compos Struct* 2015;120:98–106.
- [72] 清水隆之, 長井謙宏, 村井友浩, 中間薫一, 松田隆. 航空機用複合材料構造の試作レス製造技術の研究. *日本複合材料学会誌* 2011;37:21–8.
- [73] Kim B-S, Bernet N, Sunderland P, Manson J-A. Numerical Analysis of the Dimensional Stability of Thermoplastic Composites Using a Thermoviscoelastic Approach. *J Compos Mater* 2002;36:2389–403.
- [74] Khoun L, Centea T, Hubert P. Characterization Methodology of Thermoset Resins for the Processing of Composite Materials -- Case Study: CYCOM 890RTM Epoxy Resin. *J Compos Mater* 2009;44:1397–415.
- [75] Schoch KF, Panackal PA, Frank PP. Real-time measurement of resin shrinkage during cure. *Thermochim Acta* 2004;417:115–8.
- [76] Ruiz E. Thermomechanical Properties during Cure of Glass-Polyester RTM Composites: Elastic and Viscoelastic Modeling. *J Compos Mater* 2005;39:881–916.
- [77] Nawab Y, Shahid S, Boyard N, Jacquemin F. Chemical shrinkage characterization techniques for thermoset resins and associated composites. *J Mater Sci* 2013;48:5387–409.
- [78] Khoun L, Hubert P. Cure shrinkage characterization of an epoxy resin system by two in situ measurement methods. *Polym Compos* 2010;31:1603–10.
- [79] Yamura H, Matsukawa M, Otani T, Ohtori N. Brillouin Scattering Study on the Elastic Properties of Epoxy Adhesive Layer. *Jpn J Appl Phys* 1999;38:3175–8.
- [80] Merad L, Cochez M, Margueron S, Jauchem F, Ferriol M, Benyoucef B, et al. In-situ monitoring of the curing of epoxy resins by Raman spectroscopy. *Polym Test* 2009;28:42–5.
- [81] Heinrich C, Aldridge M, Wineman AS, Kieffer J, Waas AM, Shahwan KW. Generation of heat and stress during the cure of polymers used in fiber composites. *Int J Eng Sci* 2012;53:85–111.
- [82] Heinrich C, Aldridge M, Wineman AS, Kieffer J, Waas AM, Shahwan KW. The role of curing stresses in subsequent response, damage and failure of textile polymer composites. *J Mech Phys Solids* 2013;61:1241–64.

- 
- [83] Garstka T, Ersoy N, Potter KD, Wisnom MR. In situ measurements of through-the-thickness strains during processing of AS4/8552 composite. *Compos Part A Appl Sci Manuf* 2007;38:2517–26.
- [84] Mijović J, Kenny J, Maffezzoli A, Trivisano A, Bellucci F, Nicolais L. The principles of dielectric measurements for in situ monitoring of composite processing. *Compos Sci Technol* 1993;49:277–90.
- [85] Hardis R, Jessop JLP, Peters FE, Kessler MR. Cure kinetics characterization and monitoring of an epoxy resin using DSC, Raman spectroscopy, and DEA. *Compos Part A Appl Sci Manuf* 2013;49:100–8.
- [86] Kim H-S, Yoo S-H, Chang S-H. In situ monitoring of the strain evolution and curing reaction of composite laminates to reduce the thermal residual stress using FBG sensor and dielectrometry. *Compos Part B Eng* 2013;44:446–52.
- [87] Kim D, Centea T, Nutt SR. Out-time effects on cure kinetics and viscosity for an out-of-autoclave (OOA) prepreg: Modelling and monitoring. *Compos Sci Technol* 2014;100:63–9.
- [88] Leng JS, Asundi A. Real-time cure monitoring of smart composite materials using extrinsic Fabry-Perot interferometer and fiber Bragg grating sensors. *Smart Mater Struct* 2002;11:249–55.
- [89] Hernández-Moreno H, Collombet F, Douchin B, Choqueuse D, Davies P, González Velázquez JL. Entire life time monitoring of filament wound composite cylinders using Bragg grating sensors: I. Adapted tooling and instrumented specimen. *Appl Compos Mater* 2009;16:173–82.
- [90] Hernández-Moreno H, Collombet F, Douchin B, Choqueuse D, Davies P, González Velázquez JL. Entire life time monitoring of filament wound composite cylinders using Bragg grating sensors: II. Process monitoring. *Appl Compos Mater* 2009;16:197–209.
- [91] Mulle M, Collombet F, Olivier P, Grunevald Y-H. Assessment of cure residual strains through the thickness of carbon–epoxy laminates using FBGs, Part I: Elementary specimen. *Compos Part A Appl Sci Manuf* 2009;40:94–104.
- [92] Mulle M, Collombet F, Olivier P, Zitoune R, Huchette C, Laurin F, et al. Assessment of cure-residual strains through the thickness of carbon–epoxy laminates using FBGs Part II: Technological specimen. *Compos Part A Appl Sci Manuf* 2009;40:1534–44.
- [93] Khoun L, Oliveira R de, Michaud V, Hubert P. Investigation of process-induced strains development by fibre Bragg grating sensors in resin transfer moulded composites. *Compos Part A Appl Sci Manuf* 2011;42:274–82.
- [94] Minakuchi S, Umehara T, Takagaki K, Ito Y, Takeda N. Life cycle monitoring and advanced quality assurance of L-shaped composite corner part using embedded fiber-optic sensor. *Compos Part A Appl Sci Manuf* 2013;48:153–61.
- [95] Minakuchi S. In situ characterization of direction-dependent cure-induced shrinkage in

- thermoset composite laminates with fiber-optic sensors embedded in through-thickness and in-plane directions. *J Compos Mater* 2015;49:1021–34.
- [96] Minakuchi S, Niwa S, Takagaki K, Takeda N. Composite Cure Simulation Scheme Fully Integrating Internal Strain Measurement. *Compos Part A Appl Sci Manuf* 2016;84:53–63.
- [97] Minakuchi S, Takeda N, Takeda S, Nagao Y, Franceschetti A, Liu X. Life cycle monitoring of large-scale CFRP VARTM structure by fiber-optic-based distributed sensing. *Compos Part A Appl Sci Manuf* 2011;42:669–76.
- [98] Ito Y, Minakuchi S, Mizutani T, Takeda N. Cure monitoring of carbon–epoxy composites by optical fiber-based distributed strain–temperature sensing system. *Adv Compos Mater* 2012;21:259–71.
- [99] Ding A, Li S, Sun J, Wang J, Zu L. A thermo-viscoelastic model of process-induced residual stresses in composite structures with considering thermal dependence. *Compos Struct* 2016;136:34–43.
- [100] Chamis CC. Mechanics of Composite Materials: Past, Present, and Future. *J Compos Technol Res* 1989;11:3–14.
- [101] Zvi Hashin. Analysis of Composite Materials. *J Appl Mech* 1983;50:481–505.
- [102] Hill R. Theory of mechanical properties of fibre-strengthened materials—III. self-consistent model. *J Mech Phys Solids* 1965;13:189–98.
- [103] Stringer LG, Hayman RJ, Hinton MJ, Badcock RA, Wisnom MR. Curing stresses in thick polymer composite components Part II: Management of residual stresses. ICCM-12, 1999.
- [104] 小松敬治. 機械構造弾性力学. 第1版. 東京: 森北出版株式会社; 2013.
- [105] Lee B. Review of the present status of optical fiber sensors. *Opt Fiber Technol* 2003;9:57–79.
- [106] Leung CKY, Wan KT, Inaudi D, Bao X, Habel W, Zhou Z, et al. Review: optical fiber sensors for civil engineering applications. *Mater Struct* 2015;48:871–906.
- [107] Takeda N, Okabe Y, Kuwahara J, Kojima S, Ogisu T. Development of smart composite structures with small-diameter fiber Bragg grating sensors for damage detection: Quantitative evaluation of delamination length in CFRP laminates using Lamb wave sensing. *Compos Sci Technol* 2005;65:2575–87.
- [108] Takeda S, Tsukada T, Sugimoto S, Iwahori Y. Monitoring of water absorption in CFRP laminates using embedded fiber Bragg grating sensors. *Compos Part A Appl Sci Manuf* 2014;61:163–71.
- [109] Luyckx G, Voet E, Lammens N, Degrieck J. Strain measurements of composite laminates with embedded fibre bragg gratings: criticism and opportunities for research. *Sensors* 2011;11:384–408.
- [110] Ansari F, Navalurkar RK. Kinematics of Crack Formation in Cementitious Composites by Fiber Optics. *J Eng Mech* 1993;119:1048–61.

- 
- [111] Rossi P, Le Maou F. New method for detecting cracks in concrete using fibre optics. *Mater Struct* 1989;22:437–42.
- [112] Habel WR, Hofmann D. Strain measurements in reinforced concrete walls during the hydration reaction by means of embedded fibre interferometers. 2nd Eur. Conf. Smart Struct. Mater., International Society for Optics and Photonics; 1994, p. 180–3.
- [113] Inaudi D, Elamari A, Pflug L, Gisin N, Breguet J, Vurpillot S. Low-coherence deformation sensors for the monitoring of civil-engineering structures. *Sensors Actuators A Phys* 1994;44:125–30.
- [114] Meltz G, Morey WW, Glenn WH. Formation of Bragg gratings in optical fibers by a transverse holographic method. *Opt Lett* 1989;14:823.
- [115] Hill KO, Malo B, Bilodeau F, Johnson DC, Albert J. Bragg gratings fabricated in monomode photosensitive optical fiber by UV exposure through a phase mask. *Appl Phys Lett* 1993;62:1035.
- [116] Takagaki K, Hisada S, Minakuchi S, Takeda N. Process improvement for out-of-autoclave prepreg curing supported by in-situ strain monitoring. *J Compos Mater* 2016.
- [117] Centea T, Hubert P. Measuring the impregnation of an out-of-autoclave prepreg by micro-CT. *Compos Sci Technol* 2011;71:593–9.
- [118] Kratz J, Hubert P. Vacuum bag only co-bonding prepreg skins to aramid honeycomb core. Part I. Model and material properties for core pressure during processing. *Compos Part A Appl Sci Manuf* 2015;72:228–38.
- [119] Chiesura G, Luyckx G, Voet E, Lammens N, van Paepegem W, Degrieck J, et al. A Micro-Computed tomography technique to study the quality of fibre optics embedded in composite materials. *Sensors* 2015;15:10852–71.
- [120] Normand M Le. Composite Process Monitoring and Fiber-Optic Sensing Technique Developments. Ecole Polytechnique Federale de Lausanne and The University of Tokyo, 2016.
- [121] Potter KD, Campbell M, Langer C, Wisnom MR. The generation of geometrical deformations due to tool/part interaction in the manufacture of composite components. *Compos Part A Appl Sci Manuf* 2005;36:301–8.
- [122] CompositesWorld. Spirit ships first spar component for A350 XWB n.d.:accessed 2016-12-12.
- [123] He K, Hoa S V, Ganesan R. The study of tapered laminated composite structures: a review. *Compos Sci Technol* 2000;60:2643–57.
- [124] Dhurvey P, Mittal ND. Review on Various Studies of Composite Laminates with Ply Drop-off. *J Eng Appl Sci* 2013;8:595–605.
- [125] Mohammed Akhlaque-E-Rasul S. Compressive Response of Tapered Curved Composite Plates. Concordia University, 2010.
- [126] Akhlaque-E-Rasul S, Ganesan R. Non-linear buckling analysis of tapered curved composite plates based on a simplified methodology. *Compos Part B Eng* 2012;43:797–804.

- [127] Mulle M, Zitoune R, Collombet F, Robert L, Grunevald Y-H. Embedded FBGs and 3-D DIC for the stress analysis of a structural specimen subjected to bending. *Compos Struct* 2009;91:48–55.
- [128] CompositesWorld. A350 XWB update: Smart manufacturing n.d.:2016-12–12.
- [129] AMTS. Composite design Section 2 of 3: Composite design guidelines. 2011.
- [130] Hyer M. Calculations of the room-temperature shapes of unsymmetric laminates. *J Compos Mater* 1981.
- [131] Ryu J, Kong J-P, Kim S-W, Koh J-S, Cho K-J, Cho M. Curvature tailoring of unsymmetric laminates with an initial curvature. *J Compos Mater* 2013;47:3163–74.
- [132] Ganesan R, Zabihollah A. Vibration analysis of tapered composite beams using a higher-order finite element. Part I: Formulation. *Compos Struct* 2007;77:306–18.
- [133] Younes R, Hallal A, Fardoun F, Chehade F. Comparative Review Study on Elastic Properties Modeling for Unidirectional Composite Materials 2012.
- [134] Summerscales J. The bulk modulus of carbon fibers. *J Mater Sci Lett* 2000;19:15–6.
- [135] Wang B, Fang G, Liang J, Wang Z. Failure Locus of 3D Four-Directional Braided Composites Under Biaxial Loading. *Appl Compos Mater* 2011;19:529–44.



## 主著論文および本研究に関する関連発表等

### 主著論文

- [1] 高垣和規, 水口周, 武田展雄, “厚肉 CFRP パイプ板厚方向ひずみの光ファイバライブサイクルモニタリング”, *日本複合材料学会誌*, 39(4), 2013: 143-151.
- [2] Kazunori Takagaki, Shu Minakuchi, Nobuo Takeda, “Fiber-optic-based Life Cycle Monitoring of Through-Thickness Strain in Thick CFRP Pipes”, *Advanced Composite Materials*, 23(3), 2014: 195-209.
- [3] Kazunori Takagaki, Shu Minakuchi, Nobuo Takeda, “Thick-Walled Crack-Free CFRP Pipes: Stress Reduction using Atypical Lay-up”, *Composite Structures*, 126, 2015: 337-346.
- [4] Kazunori Takagaki, Shinsaku Hisada Shu Minakuchi, Nobuo Takeda, “Process Improvement for Out-of-Autoclave Prepreg Curing Supported by In-situ Strain Monitoring”, *Journal of Composite Materials*, Accepted.

### 関連論文

- [1] Shu Minakuchi, Takahide Umehara, Kazunori Takagaki, Yusaku Ito, Nobuo Takeda, “Life cycle monitoring and advanced quality assurance of L-shaped composite corner part using embedded fiber-optic sensor” *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 48, 2013: 153-161.
- [2] Shu Minakuchi, Shoma Niwa, Kazunori Takagaki, Nobuo Takeda, “Composite cure simulation scheme fully integrating internal strain measurement” *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 84, 2016: 53-63.

### 関連学会発表(主著分のみ)

- [1] 高垣和規, 水口周, 武田展雄, “光ファイバセンサによる L 型 CFRP の成形時多軸ひずみ計測”, JCCM 7, 2016 年 3 月, 京都.
- [2] Kazunori Takagaki, Shu Minakuchi, Nobuo Takeda, “Multi-Axial Strain Development in Curved Composite Components: Fiber-Optic-Based Monitoring and Numerical Analysis”, ECCM 17, June 2016, Munich (Germany).
- [3] Kazunori Takagaki, Shu Minakuchi, Nobuo Takeda, “In-Situ Measurement and Numerical Analysis of Cure Induced Strain in L-shaped Composites”, 17th US-Japan Conference on Composite Material, August 2016, Hokkaido.
- [4] Kazunori Takagaki, Shu Minakuchi, Nobuo Takeda, “Cure Induced Residual Strain and Deformation in Complex Shaped Composites, ACCM 10, October 2016, Busan (Korea).

受賞歴等

- [1] **JCCM 4, 優秀講演賞**(2013 年 3 月)

高垣和規, 水口周, 武田展雄, “衛星構造用厚肉 CFRP パイプのライフサイクルモニタリング”

- [2] **CAMX 派遣学生 (SAMPE Japan winner in student session)** (2014 年 10 月)

- [3] **SAMPE Japan 論文賞** (2015 年 7 月)

Kazunroi Takagaki, Shu Minakuchi, Nobuo Takeda, “Development and Evaluation of Residual Stress/Strain Reduction Method in Thick CFRP Pipes” (Proceeding of CAMX 2014)

- [4] **第 57 回構造強度に関する講演会, 若手奨励賞**(2015 年 8 月)

高垣和規, 久田深作, 水口周, 武田展雄, “残留ひずみ計測に基づく Vacuum Bag Only 成形の高品質化”

## 謝辞

本論文を執筆するにあたり，学内外問わず数多くの方々にご協力を頂きました。

指導教官である武田展雄教授には，研究テーマに関して様々なお指導を頂きました。研究室での機器，数々の発表機会など，不自由のない研究環境をご用意頂いたことで，研究を遂行することができました。心より厚くお礼申し上げます。

浜本章特任教授には，ご自身の企業での経験から，研究室内だけでは気付きにくい物事の見方を学び，今後の社会生活の糧となりました。感謝申し上げます。

水口周特任准教授には，研究を進める上で，日々，数多くのご指導・ご助言を頂きました。研究活動を通じ，問題を深く考え，根本的な原因を見つけることの重要性を学ばせて頂きました。お忙しい中，いつでも研究に対する議論をして頂き，また論文等も細部までご確認いただきましたこと，改めて感謝申し上げます。

丹羽翔麻氏(東京大学大学院博士課程)，久田深作氏，澤口慶一郎氏(東京大学大学院修士課程)にはそれぞれ共同研究者として研究にご協力いただきました。今後，研究の更なる発展に期待をしております。東田拓平氏(東京大学大学院博士課程)には同期として，様々な相談に乗っていただきました。武田研究室の皆様，関係者の皆様にも，大いにご協力を頂きました。皆様に深く感謝いたします。

最後に，ここまで私の考えを理解して下さった両親，そして最も近くで支えてくれた妻に感謝の意を示します。