

東京大学大学院新領域創成科学研究科
基盤科学研究系
先端エネルギー工学専攻

2004 年度修士論文

細径光ファイバセンサを用いた CFRP 表皮
アルミハニカムコアサンドイッチ構造
の定量的損傷検出

学籍番号 36211

氏名 水口 周

指導教員 武田 展雄 教授

(2005 年 2 月 14 日提出)

目次

第1章 序論	1
1.1 ハニカムサンドイッチ構造.....	1
1.2 ヘルスモニタリング技術.....	4
1.3 細径FBGセンサ.....	5
1.3.1 FBGセンサの構造.....	5
1.3.2 FBGセンサの種類.....	6
1.3.3 FBGセンサの原理.....	7
1.3.4 FBGセンサの利用.....	8
1.4 本研究の目的.....	9
第2章 CFRP表皮アルミハニカムコアサンドイッチ構造に発生する損傷の検出手法	10
2.1 ディボンディング及び衝撃損傷の検出.....	10
2.1.1 目的.....	10
2.1.2 ディボンディングの観察.....	10
2.1.2.1 実験方法.....	10
2.1.2.2 実験結果.....	12
2.1.3 衝撃損傷観察の観察.....	15
2.1.3.1 実験方法.....	15
2.1.3.2 実験結果.....	17
2.2 損傷検出手法.....	20
2.3 試験片作成.....	21
2.3.1 光ファイバ埋め込み方法.....	22
2.3.2 光ファイバ埋め込みによる接着層への影響の評価.....	22
2.3.3 ディボンディング発生時の光ファイバの挙動.....	23
2.4 まとめ.....	25
第3章 ディボンディング検出	26
3.1 透過光強度の変化によるディボンディング検出.....	26
3.1.1 目的.....	26
3.1.2 落錘衝撃試験機を用いたディボンディング試験.....	26
3.1.2.1 目的.....	26

3.1.2.2	実験方法	26
3.1.2.3	実験結果	27
3.1.3	ディボンディング検出	30
3.1.3.1	実験方法	30
3.1.3.2	実験結果	31
3.2	細径 FBG センサからの反射光スペクトルを用いたディボンディング検出	34
3.2.1	目的	34
3.2.2	成形中のスペクトル形状観察	34
3.2.2.1	実験方法	34
3.2.2.2	実験結果	36
3.2.3	ディボンディング検出試験	38
3.2.3.1	実験方法	38
3.2.3.2	実験結果	38
3.2.3.3	反射光スペクトルの解析	41
3.3	まとめ	44
第 4 章	衝撃損傷検出	45
4.1	静的損傷検出手法	45
4.1.1	目的	45
4.1.2	衝撃負荷後の表皮のひずみ測定	45
4.1.2.1	実験方法	45
4.1.2.2	実験結果	46
4.1.3	チャープ FBG を用いた損傷検出	48
4.1.3.1	実験方法	48
4.1.3.2	実験結果	49
4.2	動的損傷検出手法	51
4.2.1	目的	51
4.2.2	高速スペクトルアナライザを用いた動的損傷検出	51
4.2.2.1	実験方法	51
4.2.2.2	実験結果	53
4.2.3	反射光スペクトルのシミュレーション	57
4.3	まとめ	58
第 5 章	結論	59
APPENDIX A	解析に用いた物性値	62

APPENDIX B 光ファイバの光学特性	64
APPENDIX C モード結合方程式及び行列伝達法を用いた反射光スペクトルの理論的解法	68
参考文献	71
本論文に関する研究発表等	74
謝辞	75

目次

1.1 Photograph of honeycomb sandwich panel.	3
1.2 Schematic of honeycomb core.	4
1.3 Fracture modes of honeycomb sandwich panel.	4
1.4 Schematic of FBG sensor.	5
1.5 Schematic of broadband light propagation through FBG sensor.	6
1.6 Reflective index profiles and reflection spectra of two types of FBG sensors. : (a) Normal FBG Sensor, (b) Apodized FBG Sensor, (c) Chirped FBG Sensor	6
1.7 Coordinate system in optical fiber.	8
1.8 Influence of strain applied to FBG sensors on reflection spectrum.	9
2.1 Fracture patterns of debonding.	11
2.2 Flatwise tension test set-up.	12
2.3 Load-displacement curve.	13
2.4 Fracture surfaces of several sandwich configurations.	13-15
2.5 Cross-sectional micrographs of debonding.	15
2.6 Schematic of specimen for impact test.	16
2.7 Drop-weight impact testing system.	16
2.8 Photograph of impacted specimen with UM55 facesheet.	17
2.9 Time-load curve.	18
2.10 Photographs of ultrasonic C-scan. : (a) 0.5 J,(b) 1.0 J	18-19
2.11 Deflection of facesheet at each impact energy.	19
2.12 Cross section of impacted specimen.	20
2.13 Schematic of damage detection techniques.	21
2.14 Photograph of notched core wall.	22
2.15 Photographs of formation of fillet. : (a) Normal optical fiber, (b) Small-diameter optical fiber.....	23
2.16 Micrograph of small-diameter optical fiber embedded in adhesive layer through slit formed on core wall.	23
2.17 Microphotographs of optical fiber after debonding.	24
3.1 Schematic of debonding test with drop-weight impact system.	27
3.2 Photographs of Ultrasonic-C-scan. : (a) Before impact loading, (b) After impact loading...	28

3.3 Reflection of ultrasonic waves in sandwich panel. : (a) Before debonding, (b) After debonding	29
3.4 Cross-sectional photograph of debonding.	29
3.5 Schematic of behavior of optical fiber after debonding.	29
3.6 Schematic of Specimen for debonding detection. Three optical fibers are embedded in adhesive layer.	30
3.7 Measuring system for debonding detection.	31
3.8 Measured transmitted light power.	32
3.9 Photographs of ultrasonic C-scan and leakage of He-Ne light. : (a) Ultrasonic C-scan, (b) Leakage of He-Ne light.	33
3.10 Schematic of specimen for measuring reflection spectra during cure process.	35
3.11 Measuring system during cure process.	35
3.12 Measured spectra during cure process.	37
3.13 Principle of debonding detection.	38
3.14 Measuring system for debonding detection.	39
3.15 Measured spectra during tensile loading.	40
3.16 Fracture surface of debonding.	41
3.17 Finite element Model. : (a) Before debonding, (b) After debonding.	42
3.18 Strain distribution along FBG sensor. : (a) Before debonding, (b) After debonding.	43
3.19 Calculated reflection spectra. These spectra correspond to the measured spectra in Fig. 3.15. : (a) Before debonding, (b) After debonding.	43
4.1 Schematic of specimen.	46
4.2 Strain distribution on facesheet.	46
4.3 Deflection of facesheet.	47
4.4 Schematic of specimen.	47
4.5 Measuring system for detection of impact damage.	48
4.6 Schematics of damage detection.	48
4.7 Deflection of facesheet.	49
4.8 Measured Reflection spectra. : (a) Before impact loading, (b) After impact loading.	50
4.9 Schematic of specimen. (a) 0.5 J, (b) 1.0 J.	52
4.10 Measuring system for dynamic detection of impact damage.	52
4.11 MEMS-OSA. : (a) Photograph of MEMS-OSA, (b) Mechanics of MEMS-OSA.	53
4.12 Deflection of facesheet along FBG sensor.	54
4.13 Measured strain at each point during impact loading.	55
4.14 Measured spectra during impact loading. : (a) 0.5 J, (b) 1.0 J.	56
4.15 Calculated spectra at each impact energy. These spectra correspond to the measured spectra in	

Fig. 4.14. : (a) 0.5 J, (b) 1.0 J.....	57
B.1 Coordinate system in optical fiber.....	67

表目次

A.1 Material properties of T700/2500 unidirectional laminates and small-diameter optical fiber.	62
A.2 Optical properties of small-diameter FBG sensor.	63

第 1 章 序論

1.1 ハニカムサンドイッチ構造

サンドイッチ構造とは、比較的厚い心材を薄い高強度表面材ではさみ、構造効率を上げたものである。1920 年代頃にその着想が生まれ、材料、設計加工技術の進歩と共に、急速に品質が向上している[1-4]。特にハニカムコアを心材に利用したハニカムサンドイッチ構造(Fig. 1.1)は、その多くの利点から、構造の軽量化が性能に直結する航空宇宙分野において広く利用されてきた[5]。

ハニカムコアとは、一般には「小さな六角形がたくさん集まった蜂の巣状の心材」のことであるが、材料、製法、あるいはセルの形状などが多岐に渡り、用途に合わせて使い分けられる。典型的なハニカムコアの模式図を Fig. 1.2 に示す。それぞれのハニカムコアを識別する名称として、AL1/4-5052-.001 等の名称が使われる。こうした表記は、ハニカムの種類によって様々であり、この場合は、アルミハニカム、セルサイズ 1/4、材質 AL5052、箔厚.001 という意味があり、寸法は inch 表示である。また、ハニカム全体の大きさとして、コア箔の長さ方向の寸法を L 寸法、それに直交する方向の寸法を W 寸法、厚さ方向の寸法を T 寸法と呼び、名称中に添加されることもある。一般にサンドイッチ構造のコアは、構造内で以下の 2 つの役割を果たす。

- ① 両表皮を適切な距離に保ち、全体としての曲げ剛性を高める。
- ② 表皮が受け持つことの出来ないせん断荷重を受け持つ。

その中で、ハニカムコアは、様々な種類のコア材のうちで、比強度、比剛性が最も高く、耐疲労性にも優れており、また、アルミなどの金属箔をはじめ、各種プラスチック、ペーパーなど種々の材料が選定できるなどの特徴を持つ。

航空機においては、ハニカムサンドイッチ構造の適用は 1945 年頃から始まり、特に FRP に代表される複合材料の進歩につれて、近年ではフェアリングなどの 2 次構造部材からフラップなどの動翼部分、さらには主翼・胴体 1 次構造へと適用がひろがりつつある。現用航空機の 2 次構造部材、及び、動翼部分には、ほとんどすべてハニカムサンドイッチ構造が使用され、航空機になくはならないものになっている。

また宇宙機においては、軽量化の要求が厳しい人工衛星の構造部材のほとんどにハニカムサンドイッチ構造が使われる。特に、近年は人工衛星が大型化する傾向にあり、設計の支配条件が強度から剛性に移行するにしたがって、ますますサンドイッチパネルに対する需要が高まってきている。

航空宇宙分野で、ハニカムサンドイッチ構造が必須となっている理由として、次のメリットが挙げられる。

(1) 軽量性

表皮、及び、コア等の材料構成を最適に組み合わせることで、重量最適設計が可能である。

(2) 高い面外曲げ剛性

パネル厚みが十分なためパネル全体が面外変形しにくい。さらに、表面材自体が全面にわたって支持されているため、通常のセミモノコック構造では得られない高い面外曲げ剛性を得ることができ、座屈荷重を高くすることができる。

(3) 耐振動、耐音響疲労性

これは上記の高剛性により得られる特長である。剛性が高いため、パネルの固有振動数が高くなり、外部振動荷重に対して共振しにくくなる。このため、超音速機のようにパネルフラッターが問題となるような場合やエンジン近傍の音響疲労に対し、非常に有効である。

(4) 表面平滑性

鋳止めや成形、組み立て歪みなどによる凸凹がないために空気抵抗を減らすことが出来る。また、外観も美しくなり商品価値が上がるというメリットもある。

(5) 衝撃吸収性

コアのクラッシュによる衝撃吸収性に優れる。対クラッシュ性を要求されるヘリコプタの下部構造に適用されつつある。

(6) 断熱性

パネルが厚いこと、及び、熱伝導性の低い空気層が内在しているため断熱性がよい。例えば、胴体パネルに利用した場合は客室温度の保持に役立ち、主翼パネルに適用した場合は、超音速機や宇宙往還機のように空力加熱により外表面が高温にさらされる際の内部構造や翼内燃料の昇温を防ぐことができる。

(7) 吸音性

ハニカム内部空気を共鳴させることにより、音響エネルギーを吸収させ消音効果を得ることが出来る。エンジンナフアナセルに利用され、騒音低減に寄与している。

(8) 部品点数の削減

パネル自体が荷重を負担する構造のため、ビルトアップ構造に比べて、フレームや縦通材などの補強材が不要となり、部品点数が格段に減る。したがって、組み立て工数の削減による低コスト化を実現できる。

今後、航空宇宙機が更に大型化、高速化し、強度、剛性、熱的要求が高まることで、ハニカムサンドイッチ構造に対する需要も一層増すことが予想されている。

しかし、ハニカムサンドイッチ構造は複合構造であるため、非常に多岐に渡る損傷が発生する[3,4]。Fig. 1.3 にハニカムサンドイッチ構造に発生する破壊モードの模式図を示す。こうした損傷の中で、特に実用上問題となってくるのは、表皮とコアの間の剥がれであるディボンディング[6-9]と外部からの物体の衝突による衝撃損傷[10-15]である。

ディボンディングが生じる原因は多数挙げられる。最も多い原因は、コア内への溜水である。ハニカムサンドイッチ構造では、表皮や接合部、あるいは、端末処理部を通してコア内に水がたまりやすく、その水が上空で体積膨張を起こすことで、表皮とコアの剥がれが生じる[5]。数多くの不具合例が報告されており、実際に飛行中に部品が落下したケースもある。他の原因には、接着寿命のばらつきが挙げられる。航空分野のアルミニウム合金接着で数多くの実績が積み重ねられてきたにもかかわらず、表皮とコアの接着寿命を推定する確実な手段は今のところなく、接着剤の種類、被着体の種類、表面処理、接着方法、使用環境などに大きく左右される[8]。すなわち、部材の設計寿命以前で、接着層が破壊してしまうことがある。ディボンディングは、内部に生じる損傷であるので目視による発見は不可能であり、また面内圧縮強度を大きく低下させるため、ハニカム構造にとっての最重要課題となっている。一例を挙げると、NASA で開発が進められていた完全再利用宇宙往還機 X-33 では、液体水素タンクの外壁にハニカムサンドイッチ構造が使用されていた。しかし、表皮に用いられた繊維強化プラスチックに生じた亀裂からコア内に侵入した液体水素の膨張によって、表皮とコアの剥がれが生じタンクが破損した。結局、これが原因となって、機体の軽量化のめどが立たなくなり、計画そのものが頓挫した[6]。

また、衝撃損傷は、飛行中の鳥の衝突、離着陸時の石の巻上げやメンテナンス中の工具の落下(ツールドロップ)等によって生じる[10]。ハニカムサンドイッチ構造は、表皮が非常に薄いので、局所的な荷重負荷により損傷しやすい[16-18]。ディボンディングと同様に面内圧縮強度を大きく低下させる[14]が、目視による発見は衛星や航空機などの大型構造において困難であり、ディボンディングと同様に問題となっている。

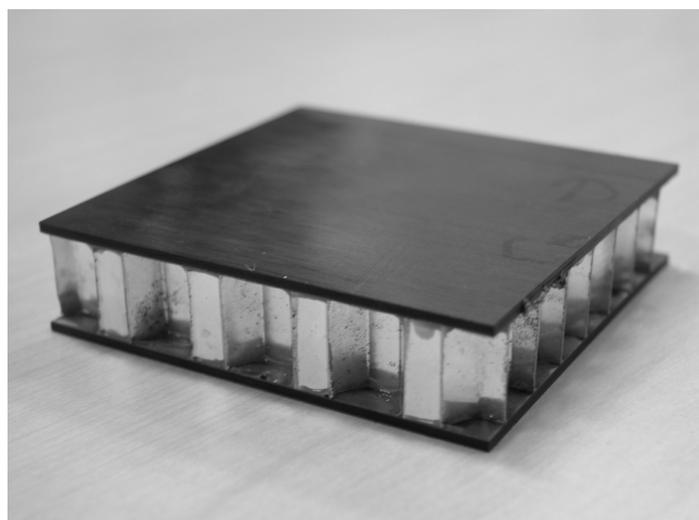


Fig. 1.1 Photograph of honeycomb sandwich panel.

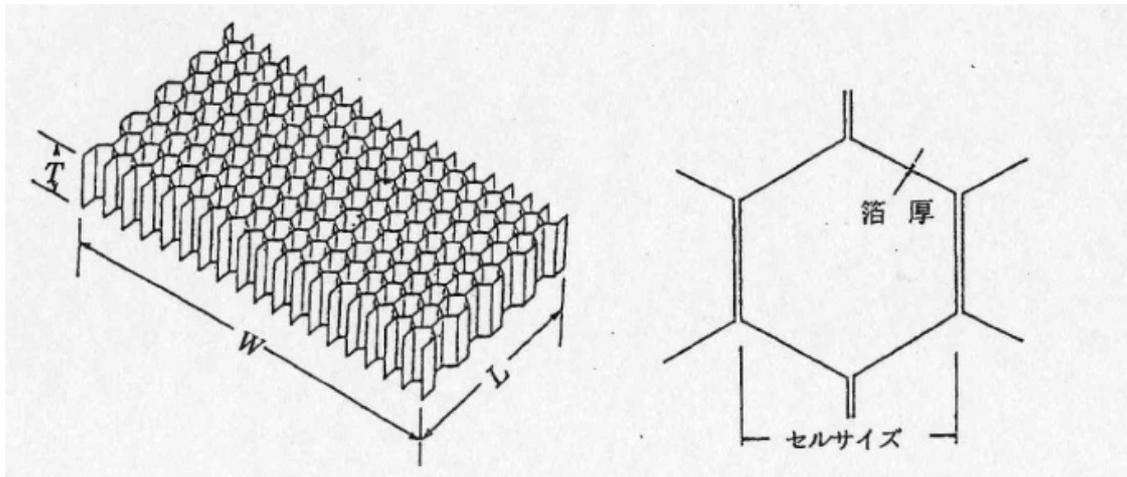


Fig. 1.2 Schematic of honeycomb core.

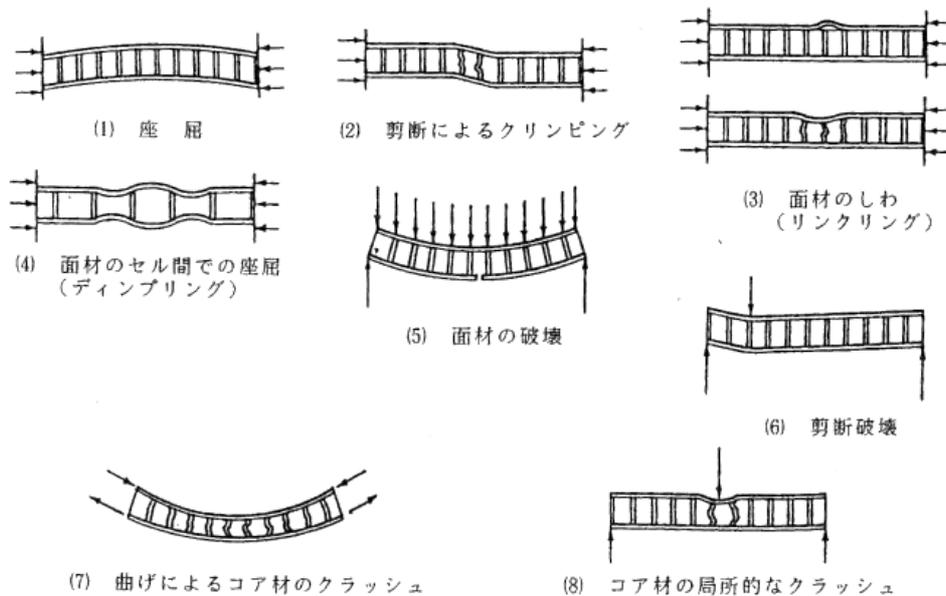


Fig. 1.3 Fracture modes of honeycomb sandwich panel.

1.2 ヘルスモニタリング技術

こうした材料のデメリットを補うものとして近年、材料、及び、構造の知能化に関する研究が進められている[19]。材料の知能化とは、人工物である材料に生物がもっているような知覚、判断、応答といった機能を持たせることである。材料自身がリアルタイムで周りの環境の変化を検知し、判断し、損傷を抑制したりすることが出来れば、構造物の安全性、健全性、信頼性の大幅な向上が期待される。材料を知能化するために、変化を検知する「センサー」、変化に対応する「アクチュエータ」、そしてそれらを制御する「プロセッサ」を組

み込むことが必要である。

中でも、構造物の健全性をリアルタイムで監視するヘルスマニタリング技術についての研究が多く行われている[20]。ヘルスマニタリング技術のためのセンサ材料の中で、光ファイバは小型、軽量、電氣的ノイズに強い、幾何学的柔軟性があるなどの特徴を持ち、従来のひずみゲージのような電氣的センサでは使用が困難な測定対象にも用いることが出来る。このような理由から、光ファイバはヘルスマニタリング技術のための機能材料として有望であると考えられている[21]。特に、近年東京大学と日立電線(株)によって共同開発された細径 FBG センサは不均一ひずみに高感度であり、また材料内へのセンサの埋め込みによる影響を極めて小さくすることができるため、損傷検出センサとして適していることが分かっている[22,23]。

1.3 細径 FBG センサ

1.3.1 FBG センサの構造

Fiber Bragg Grating(FBG)センサとは、コア、クラッド、被覆の3層構造からなる光ファイバのコアに、紫外線を照射することで周期的な屈折率変化を生じさせ、回折格子(グレーティング)を形成したものである(Fig. 1.4)。Fig. 1.5 に示すように、FBG センサに広帯域の光 I_i を入射すると、その大半は透過するが、狭帯域の光 I_R が回折格子部から反射する。その反射光の中心波長はブラッグ波長と呼ばれる。FBG センサがひずみや温度変化を受けるとブラッグ波長が変化するため、FBG センサは通常、ひずみセンサまたは温度センサとして用いられている[24]。FBG センサの特徴を以下に示す。

1. サイズが小さいため材料中への埋め込みが容易である。
2. 電氣的に無誘導であり、電磁界の干渉を受けない。
3. ガラスで出来ているため、腐食に強く、耐環境性に優れる。
4. 大容量通信分野でも使用されており、低コストである。

以上は、光ファイバセンサ一般に共通する特長であるが、さらに、FBG センサの利点として、

5. 光強度に依存することがなくセンシングが行える。
6. 多重化により多点計測が可能である。

などが挙げられる。

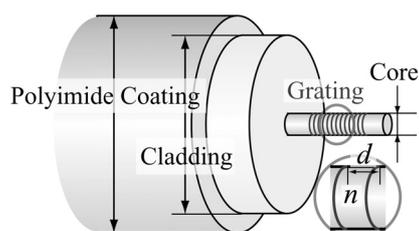


Fig. 1.4 Schematic of FBG sensor.

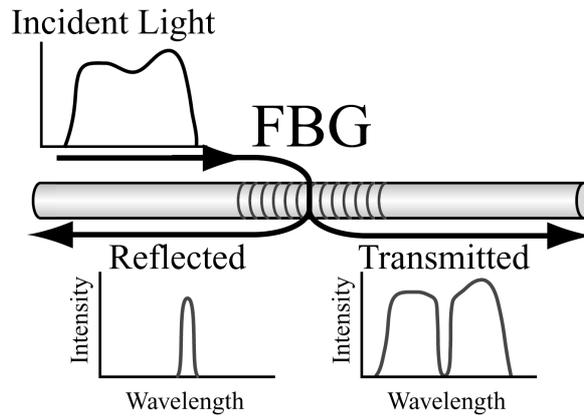


Fig. 1.5 Schematic of broadband light propagation through FBG sensor.

1.3.2 FBG センサの種類

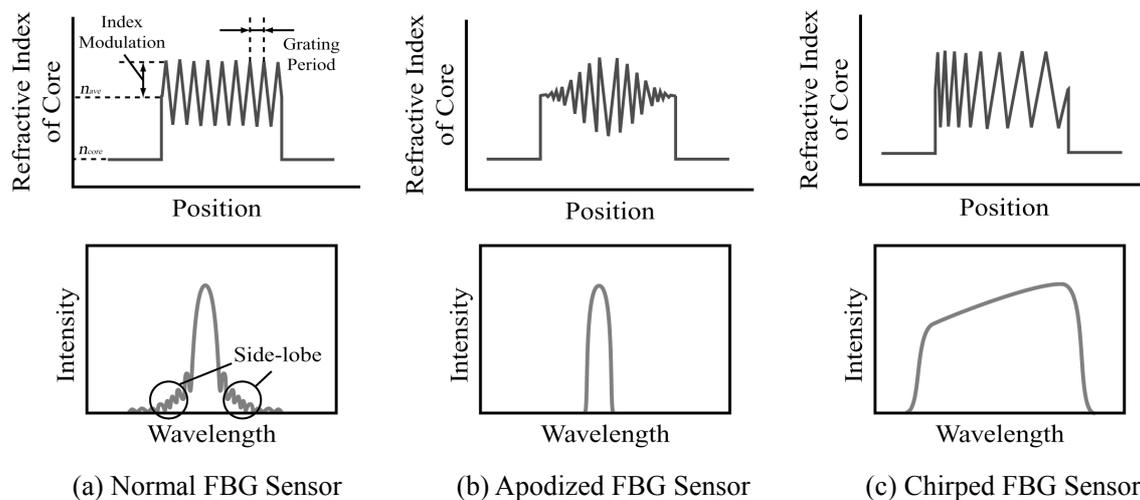
コアに形成された周期的な屈折率変化の違いにより、種々のタイプの FBG センサが存在する。Fig. 1.6 にそれぞれの FBG センサについて、コアの軸方向の屈折率分布とセンサ出力である反射光スペクトルを示す。

(a)に示すユニフォーム FBG センサは、格子間隔、屈折率変化の振れ幅がともに一様で、その反射光スペクトルには多数のサイドローブ(Side-lobe)が現れる。

(b)に示すアポダイズ FBG センサは、屈折率変化の振幅に変調を持たせたものである。その影響でサイドローブが抑制される。ただし、グレーティング端部での感度が落ちるといふ欠点もある。

(c)に示すチャープ FBG センサは、格子間隔を連続的に変化させたもので、反射光スペクトルは比較的広帯域のものになる。この反射光スペクトルは位置情報も含むことが特長である。

本研究では、(b)アポダイズ FBG センサと(c)チャープ FBG センサを用いた。



(a) Normal FBG Sensor

(b) Apodized FBG Sensor

(c) Chirped FBG Sensor

Fig. 1.6 Refractive index profiles and reflection spectra of three types of FBG sensors.

1.3.3 FBG センサの原理

ここで、FBG センサによるひずみや温度の測定原理について説明する。光ファイバ中の座標を Fig. 1.7 に示す。

反射光の中心波長、すなわちブラッグ波長 λ は次式で表される。

$$\lambda = 2nd \quad (1.1)$$

ここで、 n はコアの平均屈折率、 d は格子間隔である。ひずみや温度変化が生じた場合は n や d が変化するため、ブラッグ波長もシフトする。(1.1)式より、そのシフト量は次のように表される。

$$\begin{aligned} \frac{\Delta\lambda}{\lambda_0} &= \frac{\Delta d}{d_0} + \frac{\Delta n}{n_0} \\ &= \varepsilon_3 + \frac{\Delta n}{n_0} \end{aligned} \quad (1.2)$$

ここでは λ_0 、 d_0 、 n_0 はそれぞれ、初期状態におけるブラッグ波長、グレーティング間隔、屈折率であり、 $\Delta\lambda$ 、 Δd 、 Δn はその変化量である。光ファイバの軸方向のひずみ ε_3 が以下のように表されることを用いている。

$$\varepsilon_3 = \frac{\Delta d}{d_0} \quad (1.3)$$

次に屈折率について述べる。詳細は Appendix B で説明するが、屈折率変化は(B31)式と(B32)式で表される。これは、2つの異なる屈折率分布が光ファイバ中に存在することを示しており、このような現象を複屈折(Birefringence)という。このとき、ブラッグ波長も偏波方向により、それぞれ対応した2つの異なる値を持つ。つまり、

$$\begin{aligned} \frac{\Delta\lambda_p}{\lambda_0} &= \varepsilon_3 + \frac{\Delta n_p}{n_0} \\ \frac{\Delta\lambda_q}{\lambda_0} &= \varepsilon_3 + \frac{\Delta n_q}{n_0} \end{aligned} \quad (1.4)$$

となる。これに、(B31)式と(B32)式を代入することで、 \vec{p} 、 \vec{q} 方向の波長シフトはそれぞれ次式で表される。

$$\begin{aligned} \frac{\Delta\lambda_p}{\lambda_0} &= \left(1 - \frac{n_0^2}{2} p_{12}\right) \varepsilon_3 - \frac{n_0^2}{2} (p_{11} + p_{12}) \varepsilon_h - \frac{n_0^2 (p_{11} - p_{12})}{2} \varepsilon_d \\ &\quad + \frac{n_0^2}{2} \left\{ \frac{2}{n_0^3} \frac{dn_0}{dT} + (p_{11} + 2p_{12}) \alpha_s \right\} \Delta T \\ \frac{\Delta\lambda_q}{\lambda_0} &= \left(1 - \frac{n_0^2}{2} p_{12}\right) \varepsilon_3 - \frac{n_0^2}{2} (p_{11} + p_{12}) \varepsilon_h + \frac{n_0^2 (p_{11} - p_{12})}{2} \varepsilon_d \\ &\quad + \frac{n_0^2}{2} \left\{ \frac{2}{n_0^3} \frac{dn_0}{dT} + (p_{11} + 2p_{12}) \alpha_s \right\} \Delta T \end{aligned} \quad (1.5)$$

ここで、 ε_h 、 ε_d は光ファイバの軸に垂直方向のひずみの、それぞれ軸対称成分、非軸対称成分で、次のように表される。

$$\varepsilon_h = \frac{\varepsilon_1 + \varepsilon_2}{2} \quad (1.6)$$

$$\varepsilon_h = \left| \frac{\varepsilon_1 - \varepsilon_2}{2} \right| \quad (1.7)$$

また p_{11} 、 p_{12} は光弾性定数、 α_s は光ファイバの熱膨張係数、 ΔT は初期状態からの温度変化である。

\vec{p} 、 \vec{q} 方向の偏光はそれぞれ独立であるため、反射光スペクトルはそれらを重ね合わせたものになる。FBG に対する複屈折の影響については、多くの研究が行われている。

なお、特殊な場合として非軸対称のひずみがないときは、複屈折の影響がなくなり、

$$\Delta\lambda_p = \Delta\lambda_q \quad (1.8)$$

の関係が成立する。

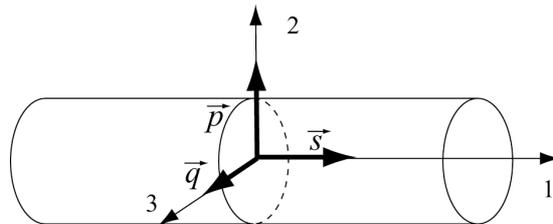


Fig. 1.7 Coordinate system in optical fiber.

1.3.4 FBG センサの利用

FBG センサの反射光スペクトルは、式(1.1)で表される中心波長を持つ。この式より、FBG センサによってひずみや温度を計測することが出来ることがわかる。温度計測に関しては、反射光スペクトルが材料の熱ひずみによる影響を受けないように工夫することでその影響を除去し、精度良く温度を求めることが出来る。一方、ひずみ計測に関しては、光ファイバの軸に垂直方向のひずみの影響は多くの場合で小さく、無視することができ、1本のFBGを用いて軸方向ひずみを算出することができる。温度変化の激しい場所においてはひずみを計測する場合、温度変化の影響を無視できないため、その分の補償を行う必要がある。

また、FBG センサは、材料中の損傷検出にも応用されている。Fig. 1.8 に損傷検出手法の模式図を示した。材料中にFBG センサを埋め込んでおくと、内部に亀裂、剥離、座屈などの損傷が生じた場合、グレーティング部のひずみ分布が不均一になる。このとき、FBG センサからはそれぞれの格子間隔に対応した光が反射するため、反射光スペクトルに変化が生じる。FBG センサの不均一ひずみに対する応答を利用して、炭素繊維強化プラスチック(CFRP)内部に発生するのトランスバースクラック[23]や層間剥離[25]を検出した研究が報告されている。

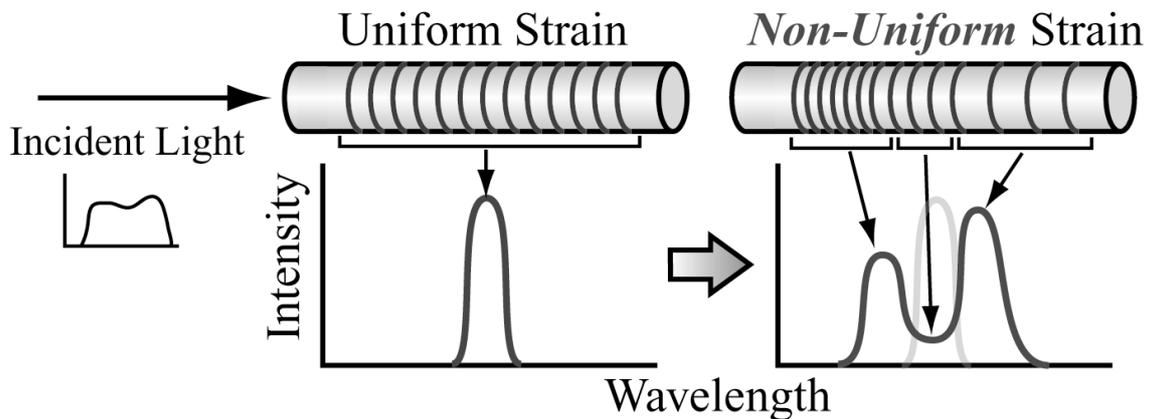


Fig. 1.8 Influence of strain distribution applied to FBG sensors on reflection spectrum.

1.4 本研究の目的

1.1 節で述べたように、ハニカムサンドイッチ構造は多くの優れた特性を持つ反面、ディボンディングや衝撃損傷が構造の強度を大幅させるため問題となっている。現在の主要な検査方法としては、超音波、X線、サーモグラフィなどを用いたものがあるが、このような非破壊検査は、構造物の地上での精密な非破壊評価には適しているが、検査に多くの時間を要し、また装置も大がかりなものとなるため、これらに代わる革新的な検査手法が必要とされている。また、今後ますますハニカムサンドイッチ構造に対する需要が高まることが予想される中、構造に生じる損傷をリアルタイムで検出する技術は、信頼性を高める上でも重要である。

これまでの研究で、CFRPに代表される先進複合材料に関する損傷検出の例は多くあげられるが、サンドイッチ構造についてはほとんど例がない。報告されているものとしては、Paolozziら[26]の梁の固有振動数を用いたものや、Bourasseauら[27]の弾性波の伝播を用いたものなどがある。しかし、リアルタイムでの損傷検出がなされていなかったり、検出の精度が十分でなかったりするなどの問題点があった。また、光ファイバセンサを用いたものに関しては、Bocherenら[28]が衝撃損傷検出の可能性について報告しているのみで、損傷の定量的評価には到っていない。

そこで、本研究では、細径光ファイバセンサを用いて、航空宇宙分野で最も多く使用されるCFRP表皮アルミハニカムコアサンドイッチ構造の定量的損傷検出を試みる。

本論文の構成を示す。まず、2章で、ディボンディングと衝撃損傷の詳細について調査し、それぞれの損傷を検出する手法を提案する。3章ではディボンディングの検出、4章では衝撃損傷の検出を試みる。最後に第5章で結論を述べる。

第 2 章 CFRP 表皮アルミハニカムコアサンドイッチ構造に発生する損傷の検出手法

第 2 章では、ディボンディング、及び、衝撃損傷の詳細な観察を行う。その結果をもとに、損傷検出手法を考案する。また、損傷検出のための光ファイバ埋め込み方法について、その妥当性を検討する。

2.1 ディボンディング、及び、衝撃損傷の観察

2.1.1 目的

第 1 章において、ディボンディングと衝撃損傷が、サンドイッチ構造にとって致命的な損傷であることを述べた。本節では、様々な材料構成のサンドイッチ構造に対し、フラットワイズ試験、及び、落錘衝撃試験を行い、それぞれの損傷を観察する。

2.1.2 ディボンディングの観察

2.1.2.1 実験方法

サンドイッチ構造は、コアと表皮の組み合わせによって、面外方向の荷重に対し構造内で最も弱い部分が異なるため、ディボンディングの破壊形態は、Fig. 2.1 に示すように多岐にわたる。(a)コアで破断するもの、(b)接着層で破壊するもの、(c)コアが表皮の一部をとまって剥がれるもの、(d)表皮内で破壊するもの等が挙げられる。

そこで、本節では、接着強度を測定する最も一般的な手法であるフラットワイズ試験を用いてディボンディングを発生させ、様々な材料構成のサンドイッチパネルの破壊形態を調べる。表皮には、T700S/2500(東レ(株)、硬化条件 130°C 2 時間)、UM55/#144(東邦レーヨン(株)、硬化条件 125°C 3 時間)を、また、コアには、AL1/8-5052-001、AL1/4-5052-001、AL1/4-5052-003(昭和飛行機(株) 厚さ 10 mm)を用意し、それらの組み合わせとして以下の 4 通りについて試験を行った。

表皮とコア : (I)UM55/#144 と AL1/4-5052-.001

(II) T700S /2500 と AL1/8-5052-.001

(III) T700S /2500 と AL1/4-5052-.001

(IV) T700S /2500 と AL1/4-5052-.003

表皮の積層構成：[0/90/45/-45]_s

接着剤：REDUX 312 (HEXCEL、硬化条件 125°C 3時間)

また、サンドイッチパネル作成方法の概要を以下に示す。

・表皮の作製手順

1. プリプレグを $118 \times 118 \text{ mm}^2$ に切り出し、積層したものをテフロンシートで挟み、それを $120 \times 120 \text{ mm}^2$ の型枠内に敷く。
2. プリプレグの上におもりを載せ、ホットプレスにセットする。
3. 真空ポンプでホットプレス内を真空にしてから、圧力 0.3 MPa で硬化条件を保ち、その後、冷却して圧力を取り除く。
4. 型枠から取り出し、ダイヤモンドカッタで切り出す。

・サンドイッチパネルの作製手順

1. 表皮、及び、コアの接着面を 400 番の紙ヤスリで削り、メタノールで洗浄した後、プライマーを塗る。
2. 表皮の接着面に接着フィルムを貼り付け、コアを表皮で挟む。
3. 試験片をアルミ板上に置き、試験片の周りを枠で囲み、さらにその周りをシーラントで囲んで、それをフィルムで覆って密封する。
4. アルミ板ごとオートクレーブに入れ、密封したフィルム内の空気を真空ポンプで吸い出す。
5. $2 \text{ }^\circ\text{C}/\text{min}$ で昇温し、その後、温度 125°C 、圧力 0.1 MPa で 3 時間保持する。
6. 室温まで冷却できたら取り出す。

それぞれの材料構成で $50 \times 50 \text{ mm}^2$ のサンドイッチパネルを作成し、 $50 \times 50 \times 50 \text{ mm}^3$ のアルミブロックで挟み、Hysol EA9309(LOCTILE)を用いて接着した。

試験方法の概要を Fig. 2.2 に示す。引張試験機((株)島津製作所、オートグラフ AG-IS(50kN))を用いて表皮の面外方向に、表皮とコアが剥がれるまで引張負荷を与えた。その後、目視、及び、断面観察によって破壊形態を調べた。

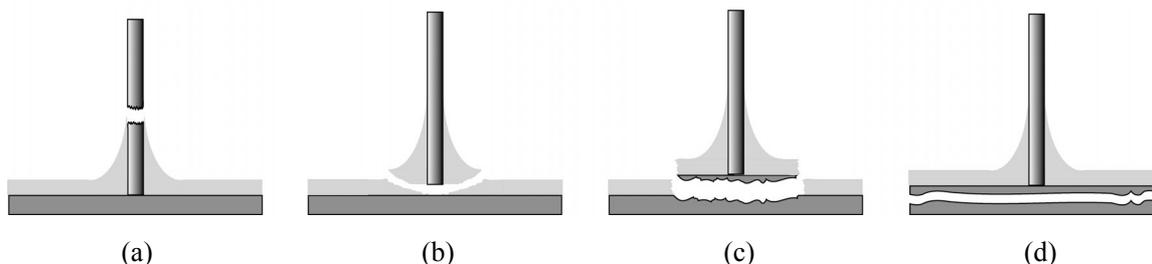


Fig. 2.1 Fracture patterns of debonding.

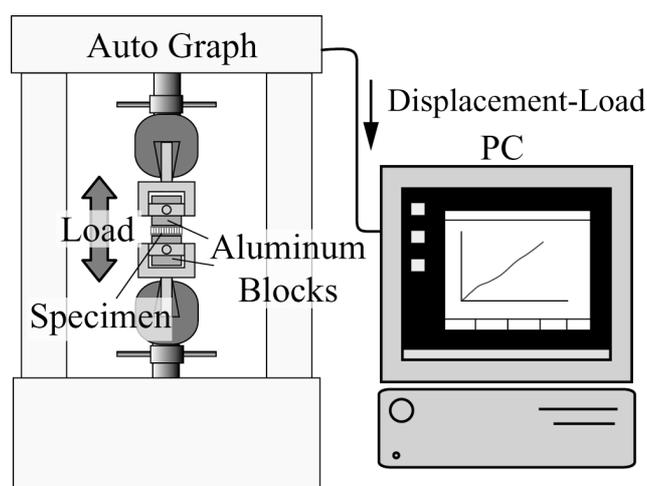


Fig. 2.2 Flatwise tension test set-up.

2.1.2.2 実験結果

それぞれの試験片の変位-荷重曲線を Fig. 2.3 に示す。すべての試験片において、剥がれが生じるまで、ほぼ線形に荷重が増加した。しかし、変位-荷重曲線の傾きや強度はそれぞれの試験片で異なっており、表皮とコアの組み合わせが力学的挙動に大きく影響を及ぼした。曲線の傾きについてはコアの材料密度に、また、強度は破壊する箇所に深く関係すると考えられる。

次に、破壊面の観察結果を Fig. 2.4 に示す。(I)では、コアが表皮の一部、すなわち CFRP の薄い層をともなって剥がれ、表皮が露出した。(II)では、表皮の層間で破壊した部分と、コアで引きちぎれた部分とに分かれた。(III)では、全域に渡って、コアで破断した跡が見られた。(IV)では、接着層にとって最も理想的な破壊形態である凝集破壊、すなわち、接着層の中での破壊がほとんどの領域で観察された。(I)と(IV)については、目視だけでは明らかにできない微細な損傷が発生したため、ファインカッタで試験片を切り出し、光学顕微鏡で断面観察を行った。その結果を Fig. 2.5 に示す。(IV)については、剥がれたと予想される形状のコア、及び、フィレット(コアの付け根部分に形成された接着剤リッチ部分)を図内に示した。(I)では、コアと共にフィレットが、表皮の一部をともなって剥がれているのが観察された。また、(IV)においては、フィレット内部での破壊が生じており、表皮に損傷は見られなかった。

以上より、ハニカムサンドイッチパネルは面外方向の荷重に対して、表皮、コア、及び、接着剤のもっとも弱いところで壊れるため、材料構成によって様々な破壊形態があることが分かった。

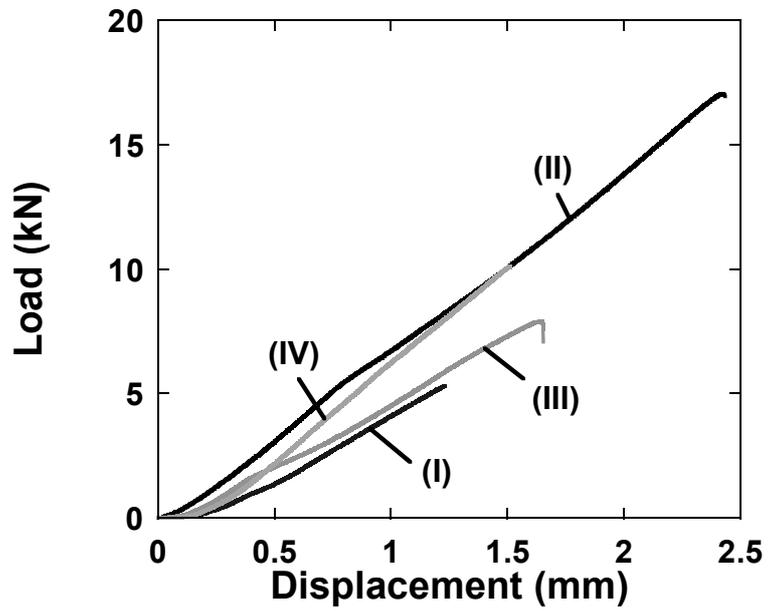
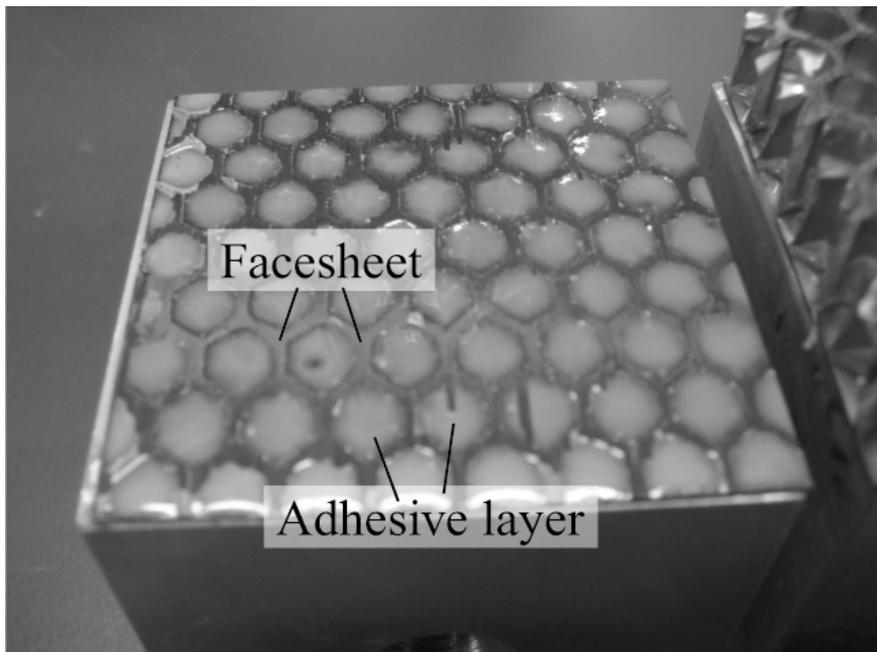
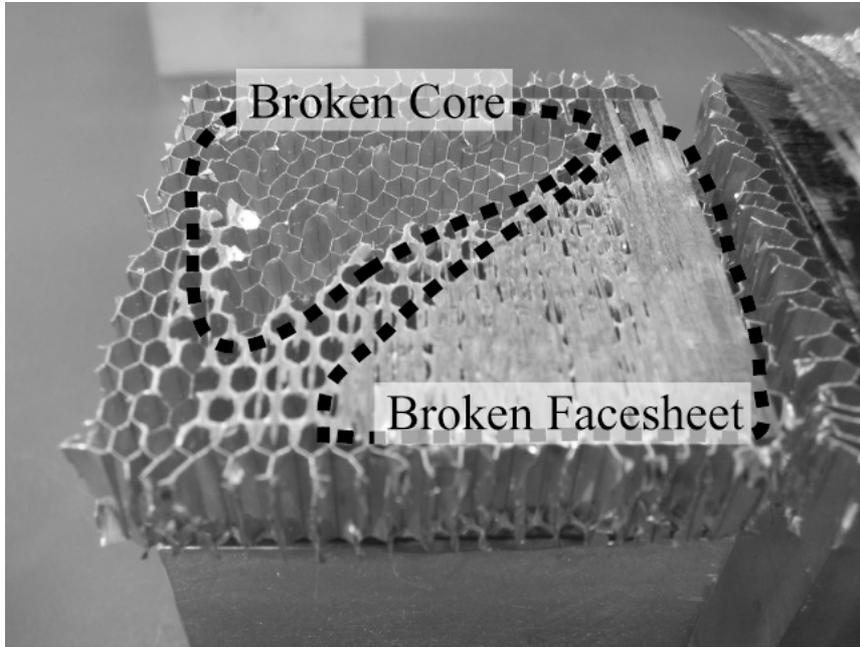


Fig. 2.3 Load-displacement curve.

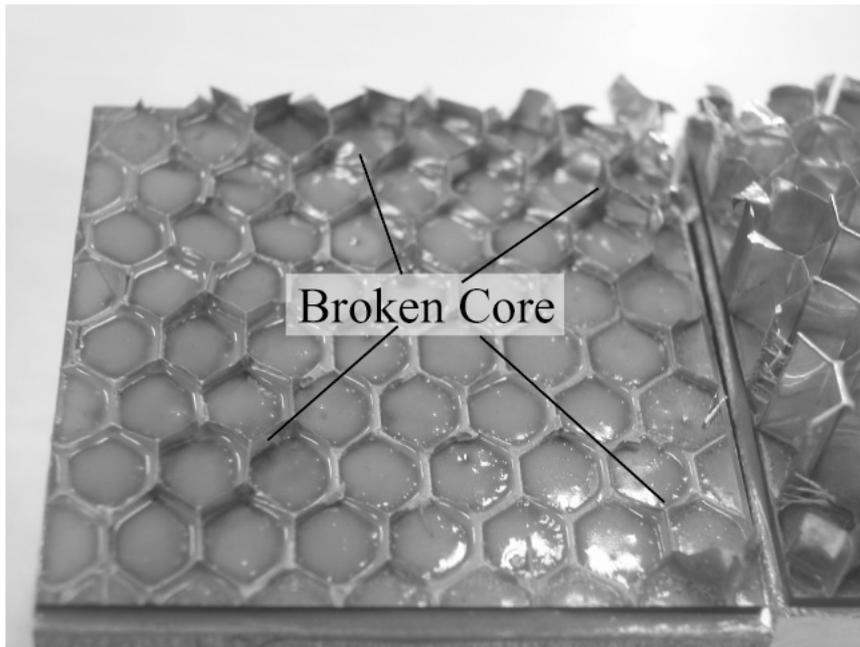


(I)

Fig. 2.4 Fracture surfaces of several sandwich configurations.

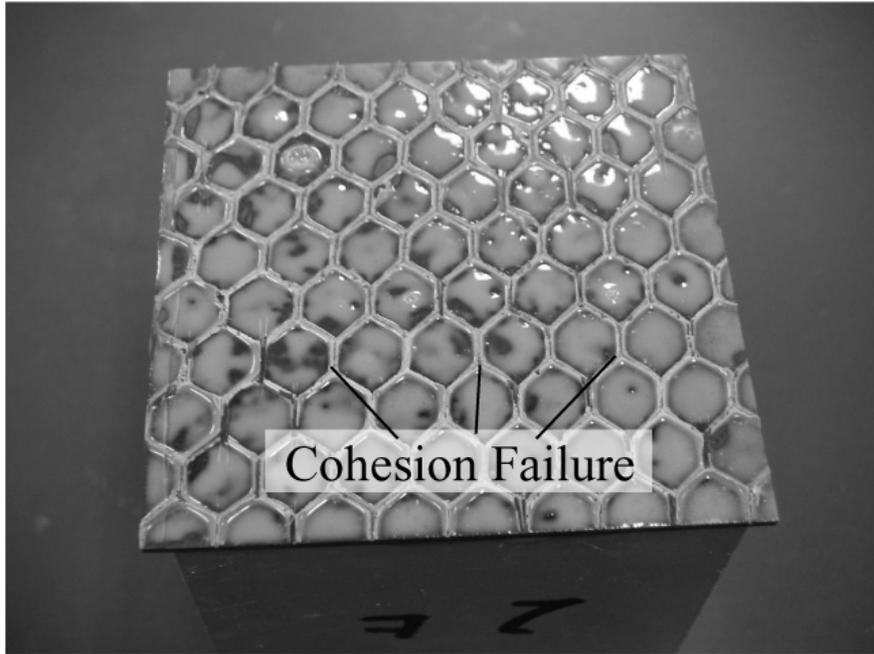


(II)



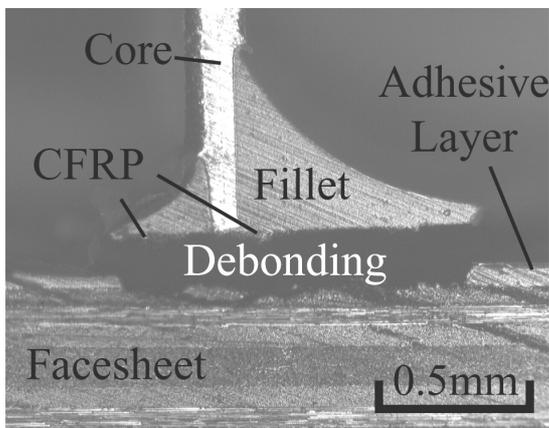
(III)

Fig. 2.4 (continued)

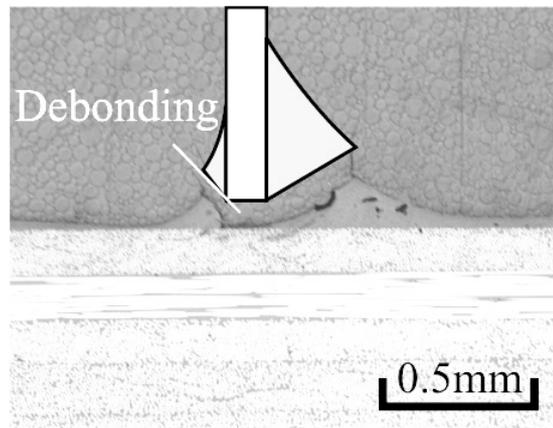


(IV)

Fig. 2.4 (continued)



(I)



(IV)

Fig. 2.5 Cross-sectional micrographs of debonding.

2.1.3 衝撃損傷の観察

2.1.3.1 実験方法

試験片の形状を Fig. 2.6 に示す。材料構成は以下の通りである。

表皮：T700S/2500 積層構成 [0/90/45/-45]_s

コア：AL1/4-5052-.001 厚さ 10 mm

接着剤: REDUX 312

である。

試験方法の概要を Fig. 2.7 に示す。落錘衝撃試験機(INSTRON、Mini-Tower)を用いて、試験片中央に 0.5 J、または、1.0 J の衝撃エネルギーを与えた。落錘衝撃試験は鳥や石などの衝突を模擬するのに最も一般的であると考えられている。衝撃負荷中に、時間-荷重曲線を取得した。また、衝撃負荷後には、超音波顕微鏡(OLYMPUS(株)、UH3)を用いた表皮の観察を行い、また CCD レーザ変位センサ((株)キーエンス、LK-030)を用いて表皮表面垂直方向への変位を測定した。さらには、ファインカッタ (平和テクニカ(株))を用いて、試験片を表皮に垂直に切り出し、コアに生じている損傷を観察した。

なお、予備実験において、表皮に UM55 を用いたサンドイッチパネルは非常に小さい衝撃エネルギーでも貫通が観察されたため、本研究の対象には適さないと考え除外した。衝撃負荷後の試験片の様子を Fig. 2.8 に示す。

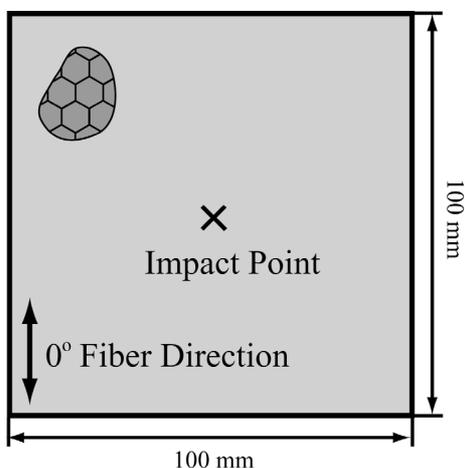


Fig. 2.6 Schematic of specimen for impact test.

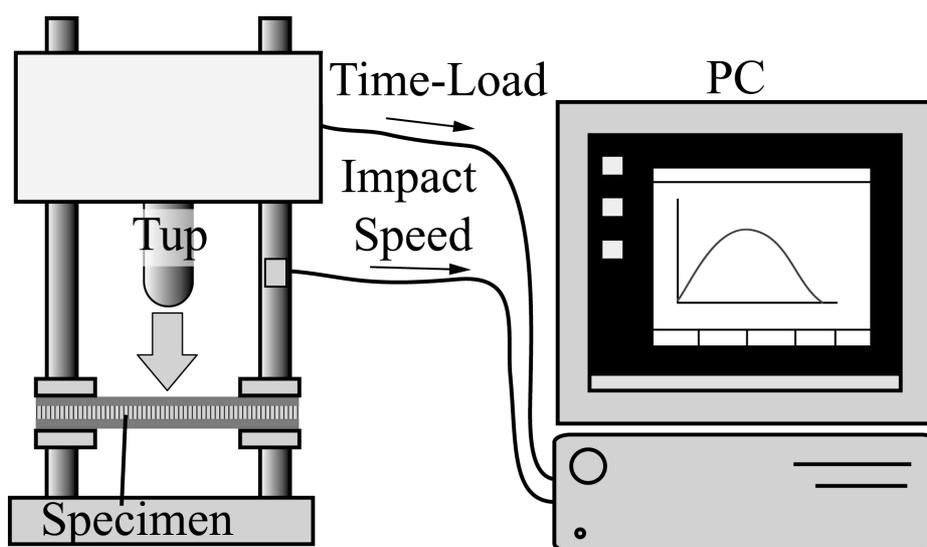


Fig. 2.7 Drop-weight impact testing system.



Fig. 2.8 Photograph of impacted specimen with UM55 facesheet.

2.1.3.2 実験結果

それぞれの衝撃エネルギーで得られた時間-荷重曲線を Fig. 2.9 に示す。全体としては共に滑らかなカーブを示し、衝撃エネルギーが増加するにともない、衝撃荷重、及び、衝撃負荷時間が大きくなった。しかし、0.5 J では 1.5 ms 付近に、1.0 J では 0.8 ms 付近に若干の荷重の落下が観察された。これらは、Herup ら[12]によって示されたように、表皮に生じた層間剥離が原因であると考えられる。

衝撃負荷後、衝撃負荷点付近に目視によってわずかに確認できる程度のくぼみが生じていた。超音波顕微鏡での観察結果を Fig. 2.10 に示す。衝撃点を中心に、多数の層間剥離が生じているのが確認された。衝撃エネルギーが増加するにともない、剥離面積が大きくなる傾向が見られた。また、表皮の垂直方向たわみの測定結果を Fig. 2.11 に示す。衝撃エネルギーが増加するにともない、表皮のたわみが深く、また広くなっていく傾向があった。なお、剥離よりも相当に大きい領域でたわみが観察された。また、中央部分では、Tip の表皮への押し込みによる局所的なくぼみが観察された。最後に、試験片の表皮に垂直な断面を観察した結果を Fig. 2.12 に示す。衝撃負荷点付近のコアが座屈しており、これによって表皮が下方に引っ張られ、表皮垂直方向へのたわみが生じたと考えられる。

以上より、衝撃負荷を受けることで、表皮には衝撃負荷点での局所的なくぼみ、及び、層間剥離が生じることが分かった。また、コアが衝撃負荷点付近で座屈することで、剥離に比べて相当に広い範囲で表皮の垂直方向へのたわみが生じることが確認された。

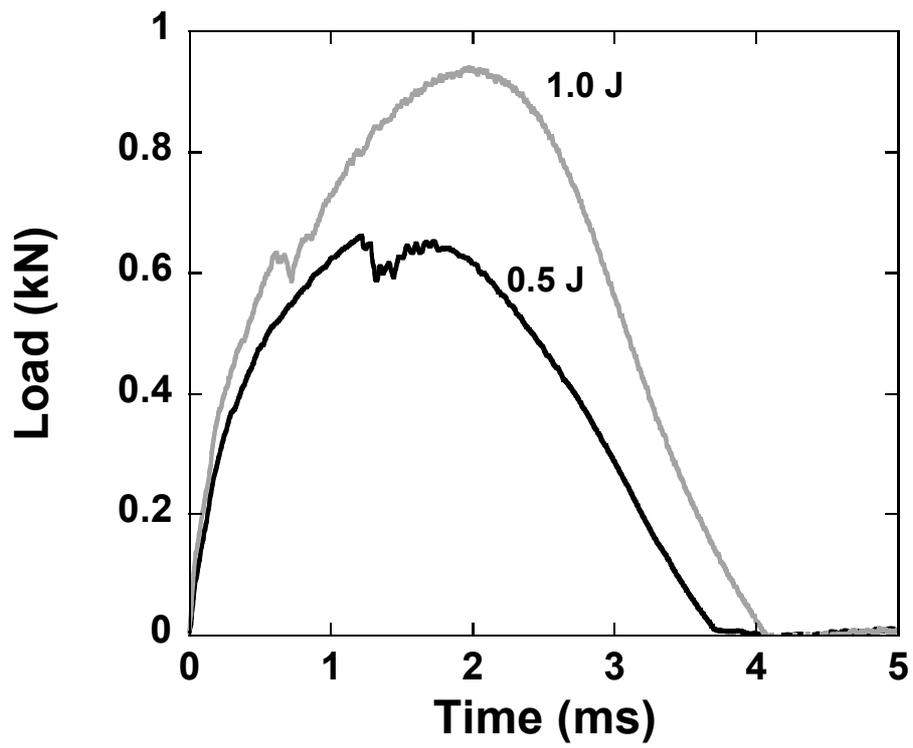
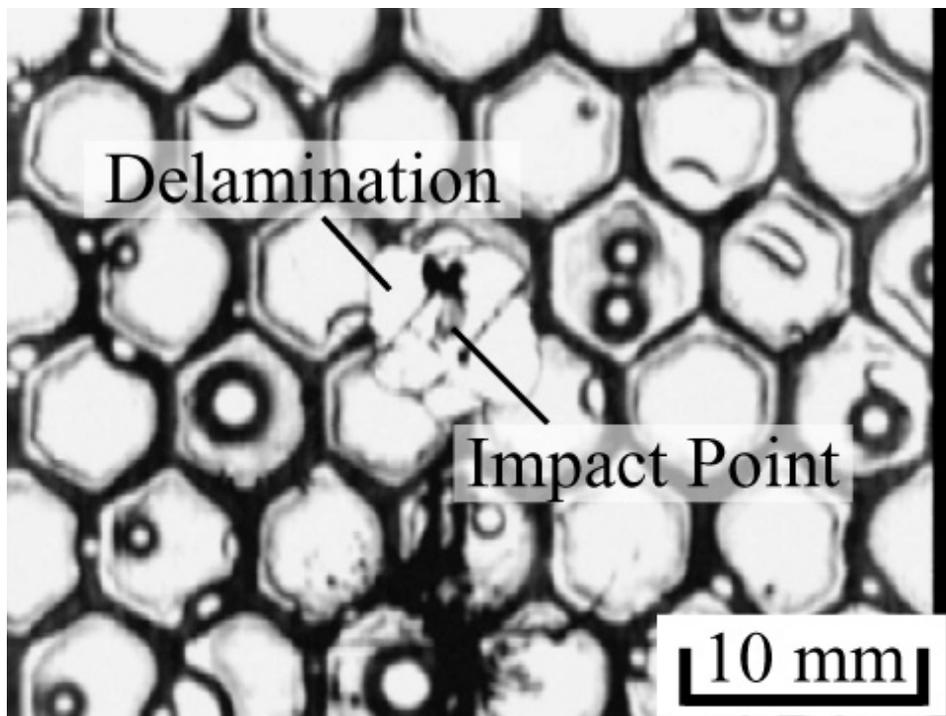
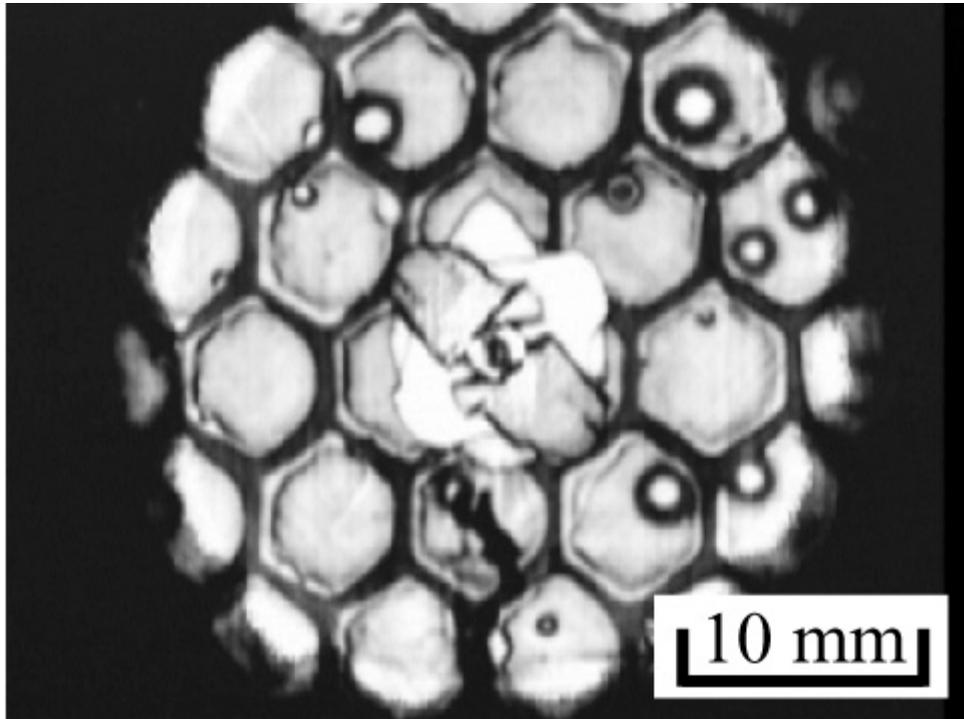


Fig. 2.9 Time-load curve.



(a) 0.5J

Fig. 2.10 Photographs of ultrasonic C-scan.



(b) 1.0J

Fig. 2.10 (continued)

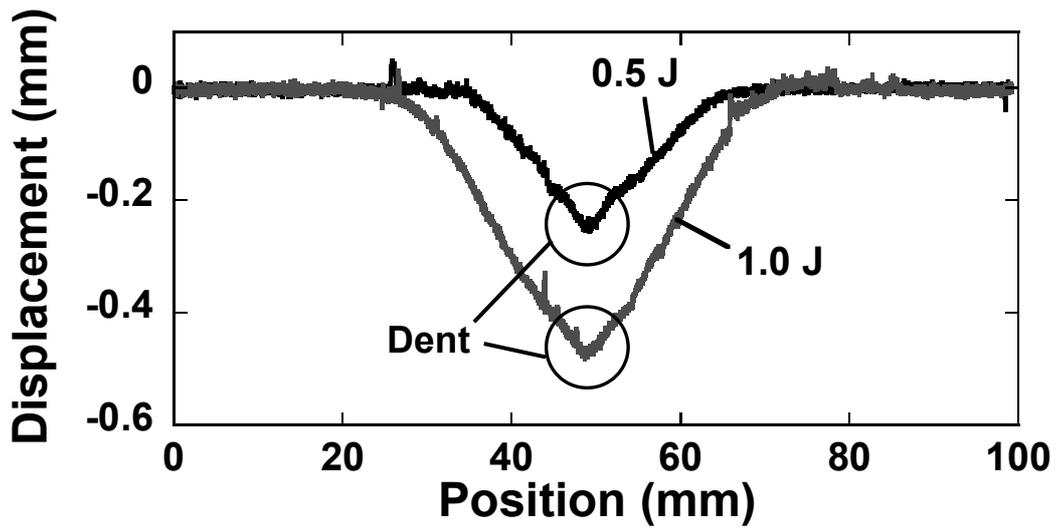


Fig. 2.11 Deflection of facesheet at each impact energy.

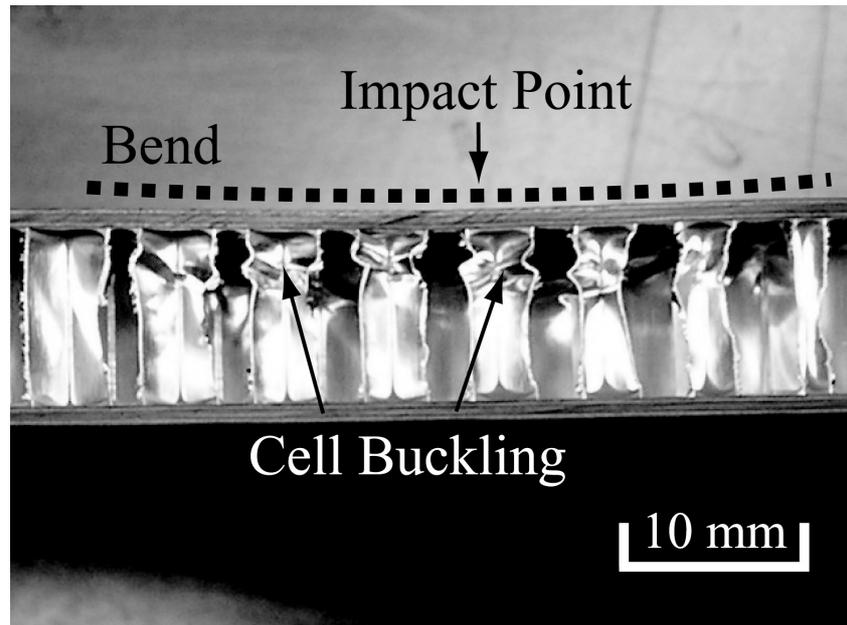


Fig. 2.12 Cross section of impacted specimen.

2.2 損傷検出手法

前節での損傷の詳細な観察から、新たに考案した損傷検出手法を Fig. 2.13 に示す。細径光ファイバセンサを接着層に網目状に埋め込む。検出対象とした損傷は、ディボンディングに関しては、(I)フィレットが表皮の一部をとまって剥がれるタイプ、及び、(II)接着層内で破壊するタイプとした。衝撃損傷については、(III)目視によって発見しがたい衝撃負荷点での深さ 1mm 以下の損傷(Barely Visible Impact Damage, BVID)とした。それぞれの検出原理としては、(I)の場合は、ディボンディングが生じることによって、接着層に埋め込まれた光ファイバに局所的な曲げや破断が生じ、透過光強度が低下すること[29]を利用する。(II)の場合は、フィレットの形成によって生じる不均一な熱残留ひずみが、ディボンディングが生じることで解放され、FBG センサからの反射光スペクトルが回復することを用いる。最後に、(III)の衝撃損傷検出では、FBG センサに、表皮が上に凸の部分では圧縮のひずみが、下に凸の部分では引っ張りのひずみが生じ、反射光スペクトルが衝撃損傷の大きさに対応して変化することを利用する。

これらの手法は、1つのセンサ埋め込み方法で複数の損傷を検出可能であり、また、様々な材料構成のハニカムサンドイッチ構造に対しても適用することが出来るため、非常に汎用性の高い手法であると考えられる。

本研究では、以上の検出手法を用い、3つの損傷の定量的検出を試みる。

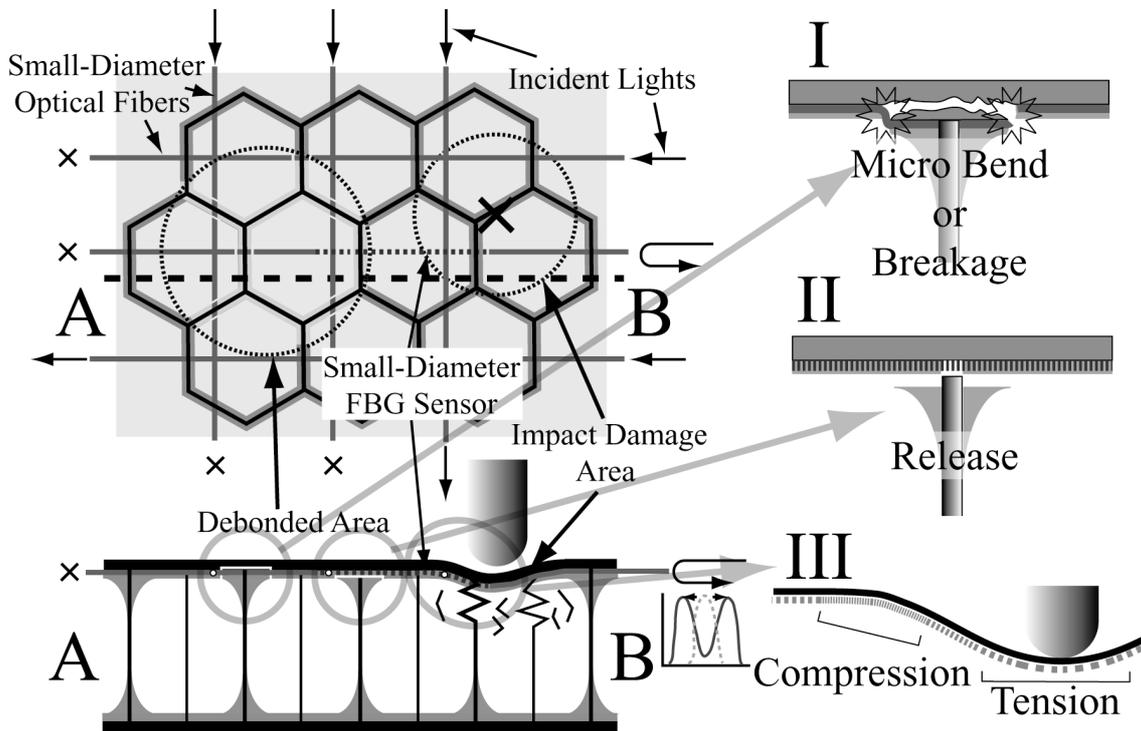


Fig. 2.13 Schematic of damage detection techniques.

2.3 試験片作成

2.3.1 光ファイバ埋め込み方法

表皮とコアは密着して接着するため、本来は光ファイバを接着層に埋めることはできない。そこで、放電ワイヤカッターを用いて、Fig. 2.14 に示すような溝をコア上部に作成し、そこを通すことによって、光ファイバを接着層に埋め込んだ。作成する溝の大きさは、通常径の光ファイバを埋め込む場合には $200 \times 200 \mu\text{m}^2$ 程度、細径光ファイバを埋め込む場合には $80 \times 80 \mu\text{m}^2$ 程度とした。

サンドイッチパネルへの光ファイバ埋め込み方法の概要を以下に示す。

1. 表皮、及び、コアの接着面を 400 番の紙ヤスリで削り、メタノールで洗浄し多後、プライマーを塗る。
2. 表皮の接着面に接着フィルムを貼り付け、テフロンシートを敷いたアルミ板の上に置く。コアを溝が有る側を上にして置く。
3. 光ファイバを溝に合わせてコアの上に置く。このとき、光ファイバがたわまないよう、その上にコアの両端に光ファイバを耐熱テープで固定する。
4. もう一枚の接着フィルムを貼り付けた表皮を光ファイバがずれないようにコアの上に置く。
5. 試験片から外に出ている光ファイバの上にテフロンシートを敷き、その上に試

験片を囲むように枠を置く。

6. 枠の周りをシーラントで囲み、全体にフィルムをかぶせて密封する。

7. アルミ板ごとオートクレーブに入れ、密封したフィルム内の空気を真空ポンプで吸い出す。

8. 2°C/min で昇温し、その後 0.1 MPa、125°Cで 3 時間保持する。

9. 室温まで冷却できたら取り出す。

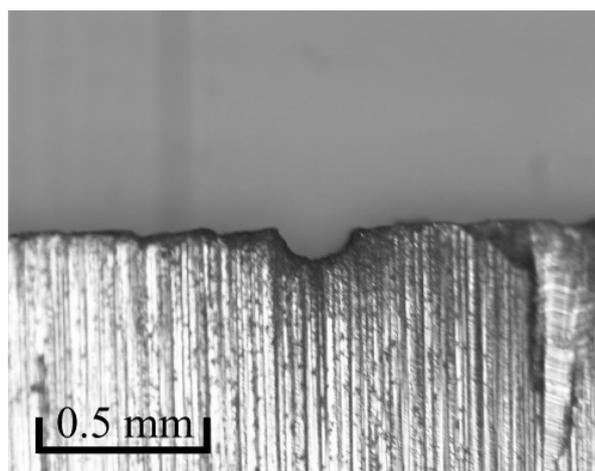


Fig. 2.14 Photograph of notched core wall.

2.3.2 光ファイバ埋め込みによる接着層への影響の評価

サンドイッチパネルでは通常の面と面との接着とは異なり、接着面積が極端に少ないため（面接着の3~5%）、良好なフィレットの形成は重要である。フィレットの形成により、表皮とコアとの接着面積が大幅に増加し、サンドイッチパネル自身の圧縮や剪断強さを満足させている。ところが、コアのセル壁面が表皮に密着するため、接着層に光ファイバを埋め込むには、Fig. 2.14のようにセル壁面に微小な溝を作成する必要がある、その微小な溝がフィレットの形成に悪影響を与える可能性がある。

そこで本節では、溝を作製したコアに光ファイバを通して接着層に光ファイバを埋め込み、フィレット形成の様子を観察する。また、通常径の光ファイバを埋め込んだときと、細径光ファイバを埋め込んだときについて比較を行う。

通常径、細径の光ファイバを埋め込んだときの、それぞれのフィレット形成の様子を Fig. 2.15 に示す。細径光ファイバを埋め込んだ場合のフィレットは光ファイバがない場合と同じように形成されたのに対し、通常径の光ファイバを埋め込んだ場合は溝によってフィレットの形成が妨げられている様子が確認された。これは、通常径の光ファイバを埋め込むためにコアに作製した溝が、接着層の厚さに対して大きすぎたためであると考えられる。それに対し、細径光ファイバを埋めるために作製した溝の高さ 80 μm は、接着層の厚さを超えなかったため、フィレットの形成に対して影響を与えなかったと考えられる。

以上より、細径光ファイバを使用することで、通常径の光ファイバに比べて接着強度に影響を与えることなく、光ファイバを接着層に埋め込むことが可能であることが分かった。

Fig. 2.16 に、溝を通して接着層に埋め込まれた細径光ファイバの様子を示す。良好な埋め込みが確認された。

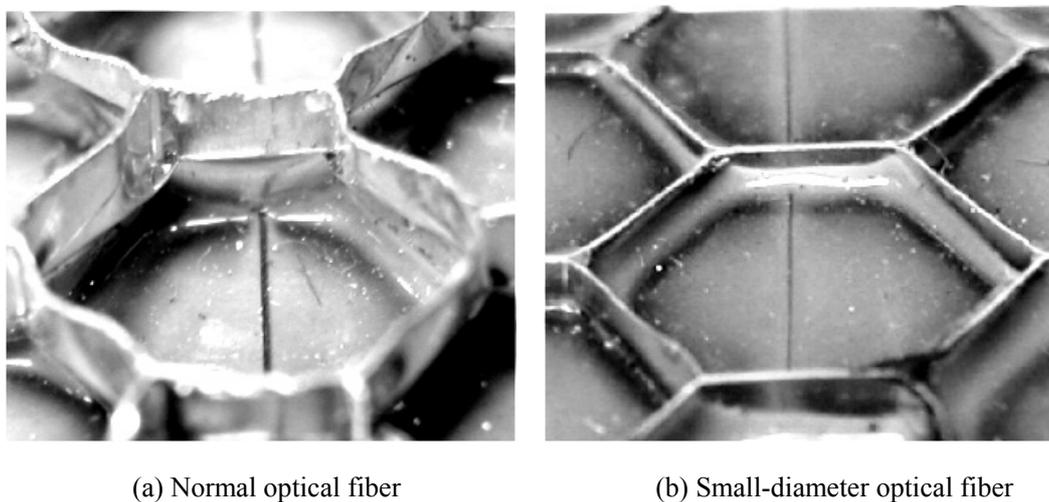


Fig. 2.15 Photographs of formation of fillet.

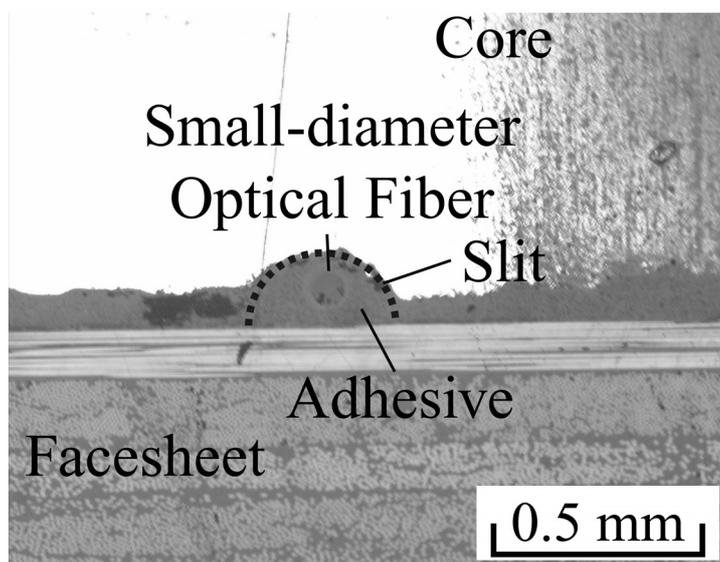


Fig. 2.16 Micrograph of small-diameter optical fiber embedded in adhesive layer through slit formed on core wall.

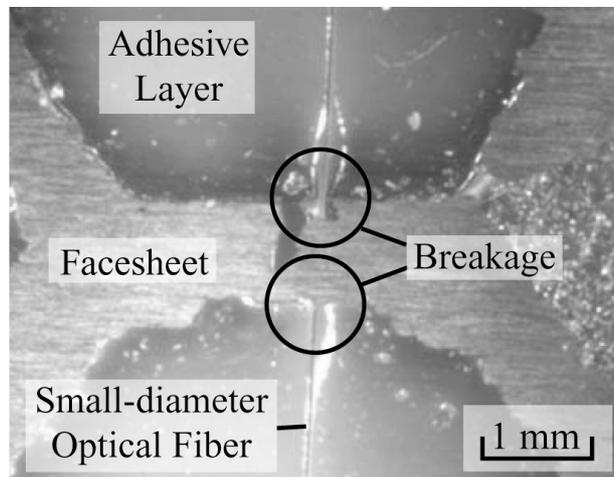
2.3.3 ディボンディング発生時の光ファイバの挙動

ディボンディングが発生する場合、接着層が破壊するため、そのときに埋め込まれた光ファイバがどのような挙動を起こすかを把握しておくことが、ディボンディングを検出する上で重要である。そこで、フラットワイズ試験を行い、損傷検出対象とした 2 種類のデ

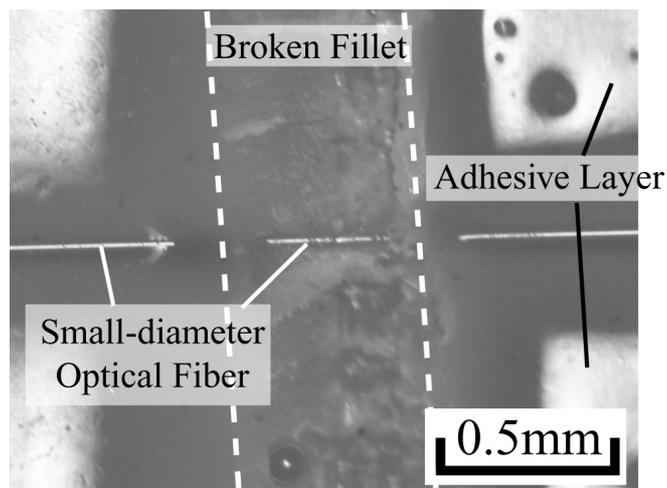
イボンディングが発生した時の埋め込まれた光ファイバの様子を観察した。

それぞれの観察結果を Fig. 2.17 に示す。(I) フィレットが表皮の一部をとまって剥がれるタイプでは、光ファイバの破断が確認された。光ファイバがフィレット内を通過していたため、デボンディングが発生したときに強い曲げ、もしくは引っ張りを受け、破断したと考えられる。(II) 接着層内で破壊するタイプでは、(I)のように、光ファイバの破断に到ったケースも若干見られたが、大半でコアに作製した溝直下では接着剤の剥がれが抑制され、それにともない光ファイバが表皮の側に無傷の状態が残った。

以上、接着層に埋め込まれた光ファイバセンサが示した 2 つの挙動は、損傷検出手法の概要を示した Fig. 2.13 と同様であり、この埋め込み方法が損傷検出手法に対して有効であることが示された。



(I)



(II)

Fig. 2.17 Micrographs of optical fiber after debonding.

2.4 まとめ

本節では、まず、ディボンディングと衝撃損傷を詳細に観察した。その結果、以下のことが分かった。

1. ディボンディングの損傷形態は、コアと表皮の組み合わせによって変化する。
2. 衝撃負荷を与えると、衝撃負荷点付近のコアが座屈し、それによって下方に引っ張られる形で、表皮にたわみが生じる。

次に、損傷の観察結果から、コアと表皮の間の接着層に光ファイバセンサを埋め込む損傷検出手法を考案した。その概要としては、以下の通りである。

1. フィレットが表皮の一部をともなって剥がれるタイプのディボンディングでは、透過光強度が低下することを用いる。
2. 接着層内で破壊するタイプのディボンディングでは、FBG センサからの反射光スペクトルが回復することを用いる
3. 衝撃損傷では、FBG センサからの反射光スペクトルが表皮のたわみによって変化することを用いる。

最後に、試験片作成方法について示し、接着層への光ファイバの埋め込みについて、その妥当性を検討した。その結果以下のことが分かった。

1. 細径光ファイバを用いることで、接着強度に影響を与えずに接着層に光ファイバを埋め込むことが出来る。
2. ディボンディングが発生した場合の光ファイバの挙動から、この埋め込み方法が損傷検出に対して有効である。

第3章 ディボンディング検出

第3章では、第2章で提案した2つの手法により、ディボンディングの検出を行う。

3.1 透過光強度の変化によるディボンディング検出

3.1.1 目的

本節では、光ファイバのマイクロベンド、または、その破断による透過光強度低下を用いた損傷検出手法について述べる。まず、実用上検出が求められる、目視によって発見できない局所的ディボンディングを発生させる方法を示す。次に、複数本の光ファイバを接着層に埋め込むことで、ディボンディングの検出、及び、位置同定を行う。

3.1.2 落錘衝撃試験機を用いたディボンディング試験

3.1.2.1 目的

実用において検出を望まれている、目視によっては発見できない局所的ディボンディングを再現するために、落錘衝撃試験機を用いたディボンディング試験を行う。衝撃負荷後、試験片の内部観察を行い、どのような損傷が発生したかを調べる。観察結果をフラットワイズ試験で生じた損傷と比較し、この試験方法の妥当性を検討する。

3.1.2.2 実験方法

本節で用いる試験片の材料構成を以下に示す。

表皮：UM55/#144 積層構成 [0/90/45/-45]_s

コア：AL1/4-5052-.001 厚さ 10 mm

接着剤: REDUX 312

である。

試験方法の概要を Fig. 3.1 に示す。100×100 mm²のサンドイッチパネル上方の表皮中央に直径 10 mm の穴を開け、そこに通した治具を介し、落錘衝撃試験機で下方表皮に面外方向の衝撃負荷を与える。この試験方法により、フラットワイズ試験のように接着層の全体破壊には到らない、衝撃点付近の局所的なディボンディングを発生させることができる。また、衝撃エネルギーの大きさを変えることで、ディボンディングの面積を調整することが可能である。本試験方法と類似した試験方法が、E. Blase ら[30]によって用いられている。試験片中央に 0.5J の衝撃エネルギーを与え、超音波顕微鏡による接着層の観察と、光学顕微鏡

を用いた断面観察を行った。

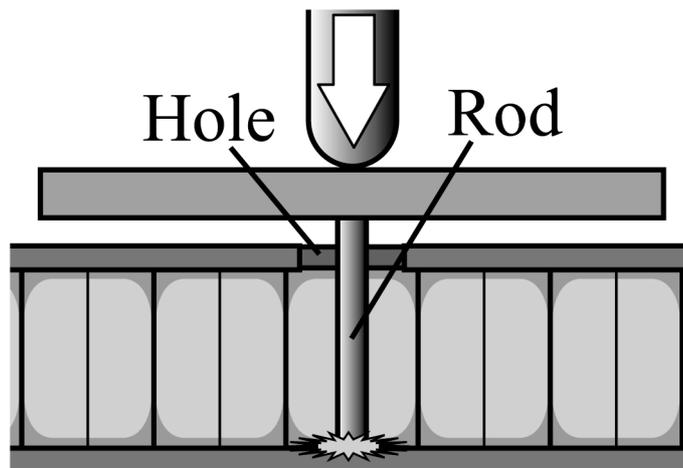


Fig. 3.1 Schematic of debonding test with drop-weight impact system.

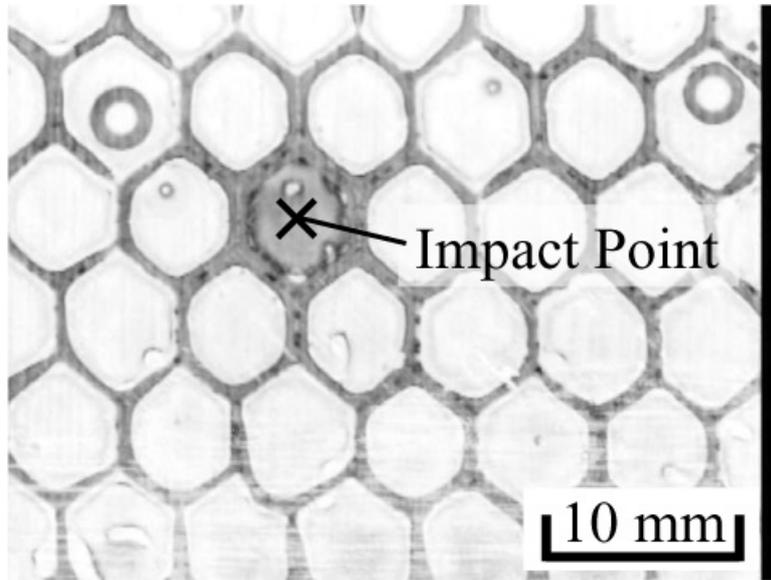
3.1.2.3 実験結果

衝撃負荷後、表皮に目視によって発見可能な損傷は生じていなかった。超音波顕微鏡を用いた接着層の観察結果を Fig. 3.2 に示す。Fig. 3.3 に示すように、本来はコア、及び、フィレットでは超音波が反射せずグレーに見えるが、ディボンディングが生じることにより、その部分でも超音波の反射が起きるため白く見える。そのため接着層を観察することでディボンディングを検出することができる。0.5 J の衝撃エネルギーを与えると、衝撃負荷点を中心として新たに白い領域が現れた。局所的なディボンディングが発生したと考えられる。ただし、衝撃負荷点近傍においては、超音波探傷の時に使用する水の流入があったために黒い部分が生じた。

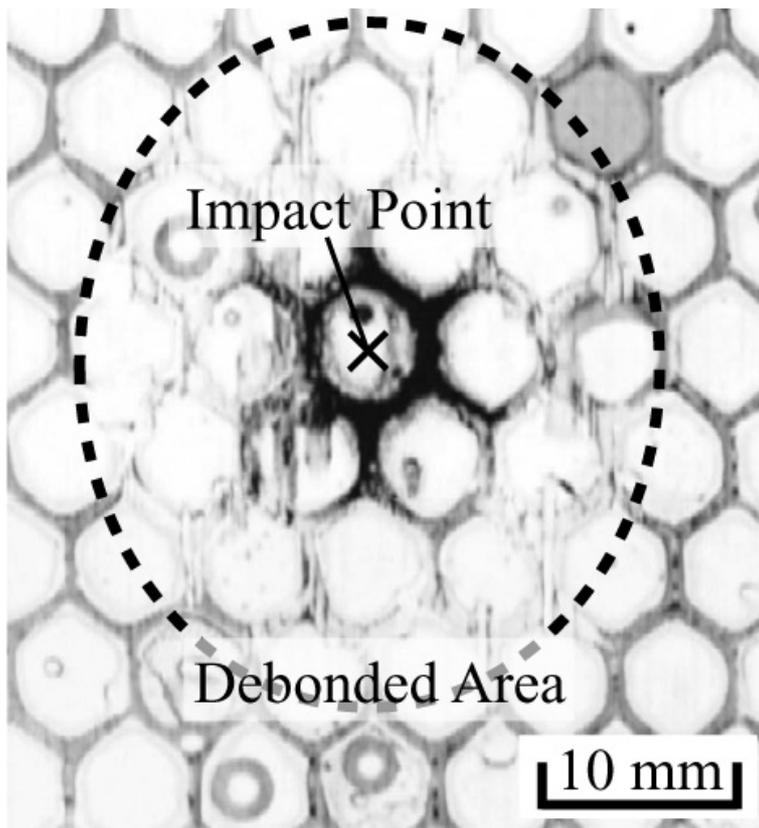
断面の観察結果を Fig. 3.4 に示す。コア、及び、フィレットが表皮の一部をともなつて剥がれているのが確認された。これは、フラットワイズ試験と同様の損傷であった。

以上の結果より、落錘衝撃試験機を用いたディボンディング試験がディボンディングを発生させる試験として妥当であり、さらには、実用上検出が望まれる目視によって発見不可能な局所的なディボンディングを発生させることが出来ることが示された。

本試験方法にて、ディボンディングの検出を行う場合について考察する。ディボンディングが発生したときの光ファイバの挙動の模式図を Fig. 3.5 に示す。局所的なディボンディングは場所によってコアと表皮の間の開口変位が異なることが予想される。よって、開口変位が小さい場所では、光ファイバは亀裂付近で局所的な曲げを受け透過光強度が低下し、一方開口変位が大きい場所では、破断して透過光が全損失することが予想される。



(a) Before impact loading



(b) After impact loading

Fig. 3.2 Photographs of Ultrasonic-C-scan.

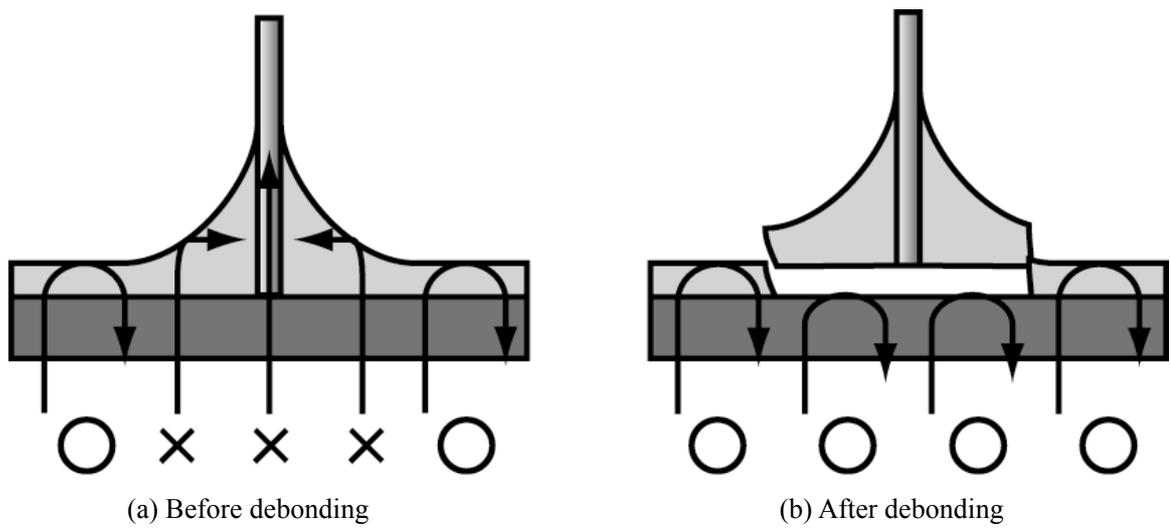


Fig. 3.3 Reflection of ultrasonic waves in sandwich panel.

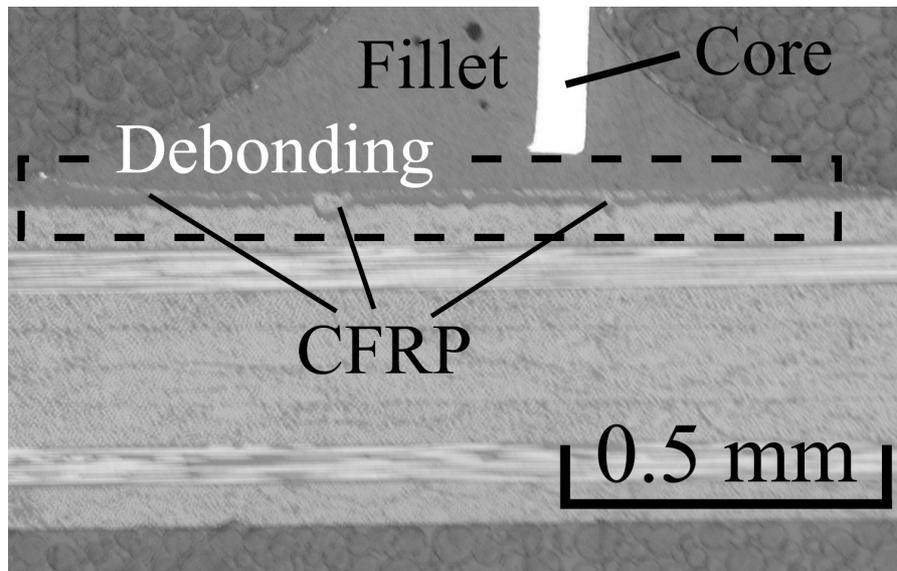


Fig.3.4 Cross-sectional photograph of debonding.

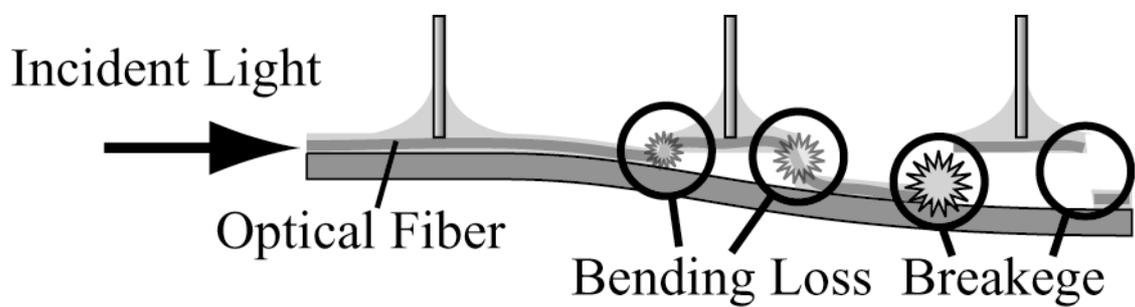


Fig. 3.5 Schematic of behavior of optical fiber after debonding.

3.1.3 ディボンディング検出

3.1.3.1 実験方法

接着層に複数本の細径光ファイバセンサを埋め込み、ディボンディングの検出を行った。試験片の概要を Fig. 3.6 に示す。表皮繊維方向に対して 90° 方向に 2 本と、 0° 方向に 1 本の計 3 本の光ファイバを埋め込んだ。 90° 方向に埋め込んだ光ファイバで衝撃負荷点に近いものを A、遠いものを B、 0° 方向に埋め込んだものを C とした。なお、透過光強度の低下が起きやすいよう、被覆を除去した状態で埋め込んだ。

計測システムを Fig. 3.7 に示す。与えた衝撃エネルギーは 0.5J とした。光源には LD 光源 (安藤電気(株)、AQ2141) を使い、透過光強度を光パワーメータ (アンリツ(株)、MT9821B) を用いて測定し、そのデータをアナログ端子でつないだデジタルオシロスコープ (横河電機(株)、DL708E) で 0.05 ms 間隔で記録した。

また、試験後には、超音波顕微鏡を用いた接着層の観察、及び、可視光である He-Ne レーザを光ファイバに通すことによって、ディボンディングが生じた際の透過光強度の変化の原因を調査した。

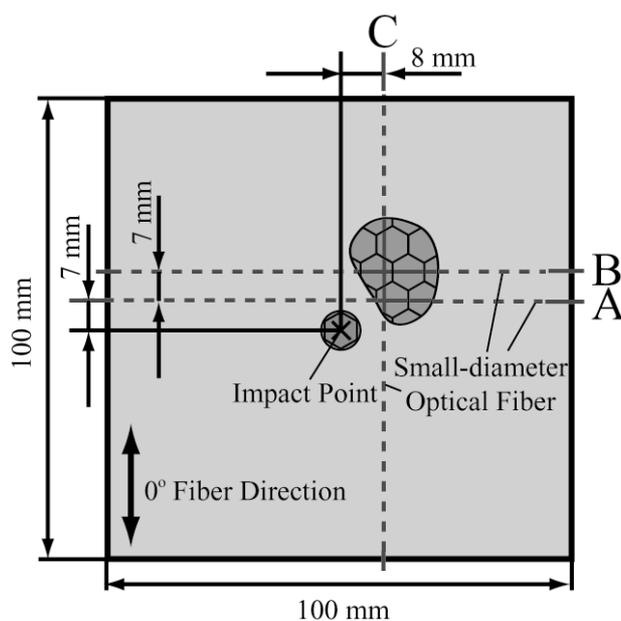


Fig. 3.6 Schematic of Specimen for debonding detection.

Three optical fibers are embedded in adhesive layer.

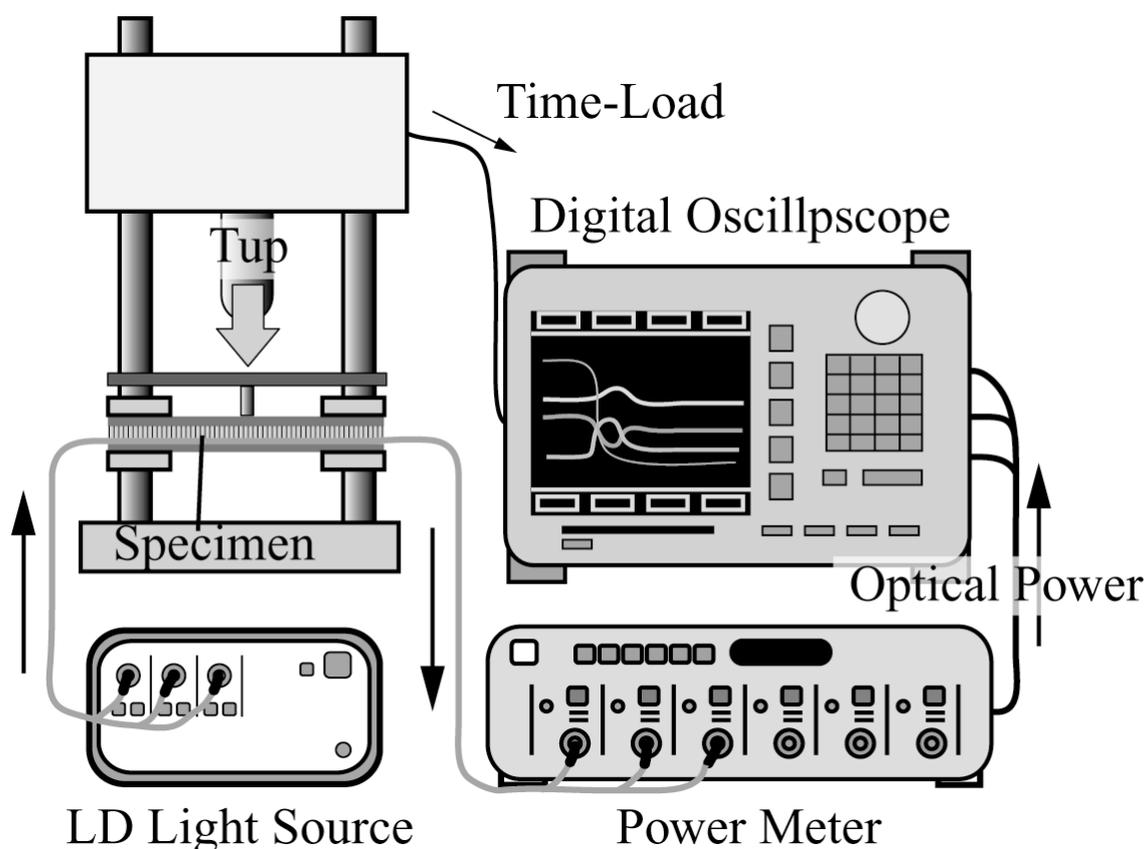


Fig. 3.7 Measuring system for debonding detection.

3.1.3.2 実験結果

衝撃負荷中における各光ファイバの透過光強度の変化を Fig. 3.8 に示す。なお、透過光強度はそれぞれの衝撃負荷前の値で正規化した。衝撃負荷が始まってから、A、C と衝撃負荷点に近い順に変化が現れ、一番遠くにある B には変化が生じなかった。衝撃負荷後の透過光強度は、衝撃負荷点に一番近い A は 0 になり、C はいったん変化が出たものの、値は衝撃前とほぼ変わらず、衝撃点から一番遠い B には全く変化が起きなかった。

以上のことから、次のことが予想される。A の埋め込まれている領域にディボンディングが生じたことで、A は強い曲げを受け、破断した。B の埋め込まれている領域には、ディボンディングが生じず、B には局所的な曲げが生じなかった。C の埋め込まれている領域にはディボンディングが生じ、C は局所的な曲げを受けたが、衝撃負荷後に表皮のたわみが回復することで、その曲げが緩和された。さらに、透過光強度の若干の上昇が見られたが、これは局所的な曲げによって生じた透過光の漏れよりも、ディボンディングによってコアの押しつけから光ファイバが開放されたことによる透過光強度の回復の方が大きかったためであると考えられる。以上を総括すると、B より A 側で、さらに C の近傍においてディボンディングが生じたと推定される。

超音波顕微鏡を用いた接着層の観察と、光ファイバに He-Ne レーザを通した際の光の漏

れの様子を比較した図を Fig. 3.9 に示す。図中、He-Ne レーザ光の漏れは、光ファイバ上、白くなっている部分で示されている。A はディボンディングが生じている部分で破断が生じ、透過光の全損失が確認された。B の埋め込まれている領域ではディボンディングが生じておらず、透過光の漏れも起きていなかった。C の埋め込まれている領域は、ディボンディングが生じている領域の境界であり、若干の光の漏れが観察された。これらの結果は、透過光強度の変化から推定された接着層の損傷状態と一致する。

以上より複数本の光ファイバを埋め込むことで、ディボンディングの検出、及び、位置同定が可能であることが示された。

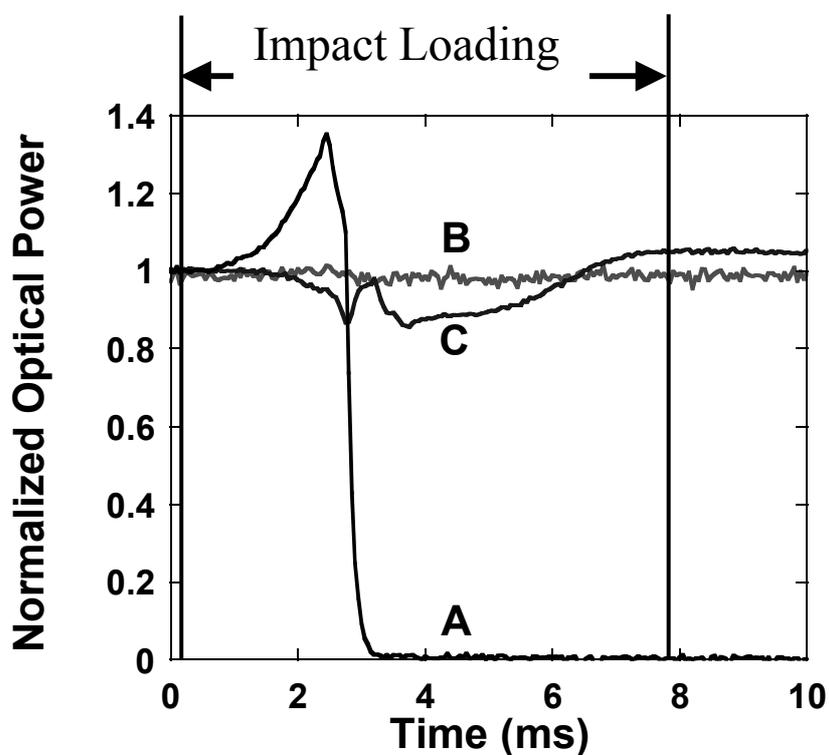
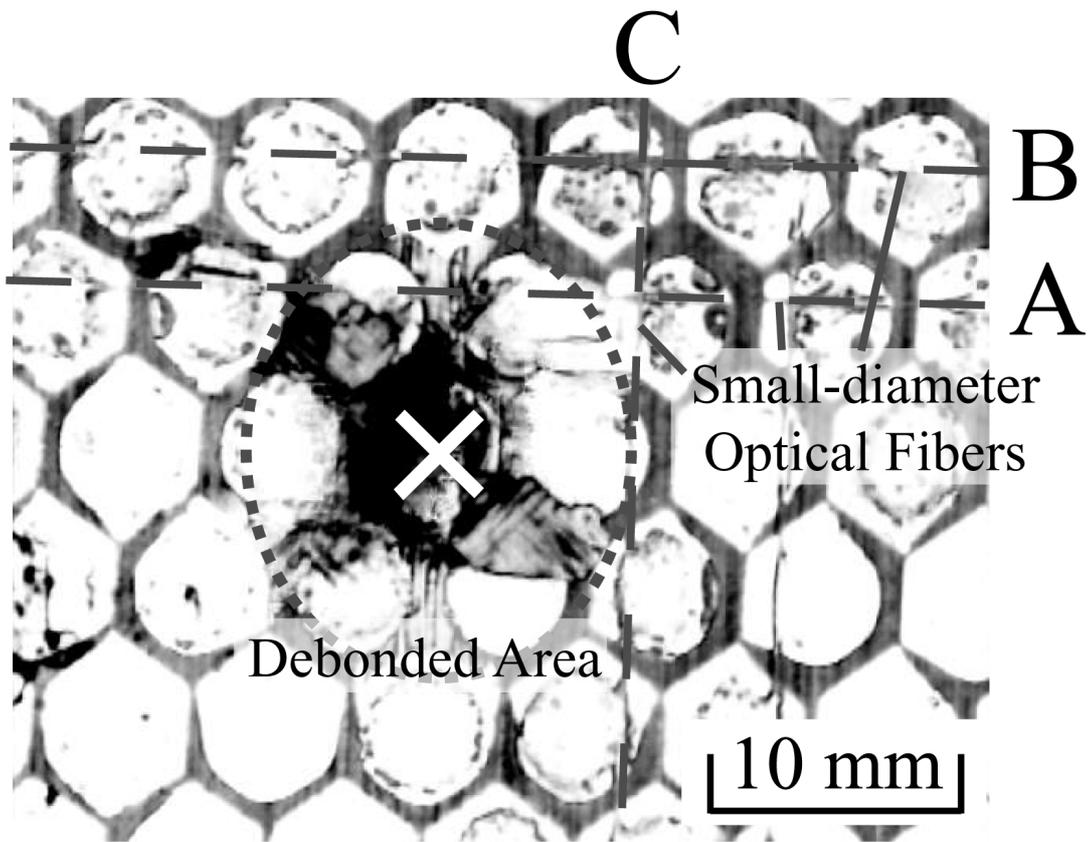
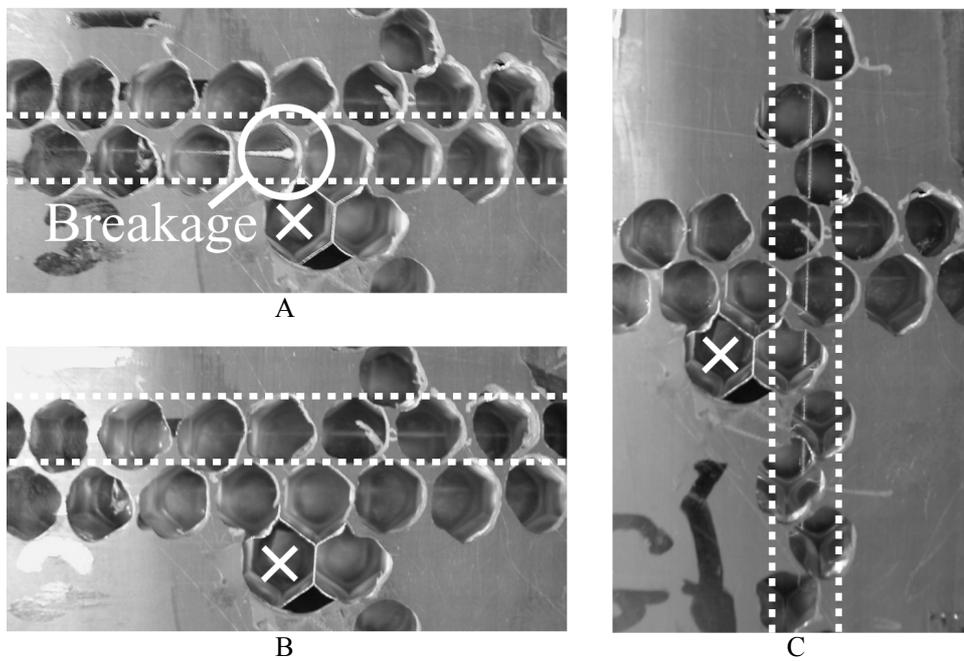


Fig. 3.8 Measured transmitted light power.



(a) Ultrasonic C-scan



(b) Leakage of He-Ne light

Fig. 3.9 Photographs of ultrasonic C-scan and leakage of He-Ne light.

3.2 細径 FBG センサからの反射光スペクトルを用いたディボンディング検出

3.2.1 目的

接着層硬化過程に形成されるフィレットは、接着層に不均一な熱残留ひずみを発生させることが予想される。そこで、接着層に埋め込まれた FBG センサからの反射光スペクトルを接着層硬化過程中測定し続け、不均一な熱残留応力によるスペクトル形状の乱れを観察する。次に、そのスペクトルに現れる乱れを利用し、フラットワイズ試験を用いてディボンディングの検出を行う。また、実験結果の妥当性を検証するために反射光スペクトルの理論的算出を行う。そのために、まず、有限要素解析を用いて FBG センサにかかる不均一ひずみを求める。得られたひずみ分布から FBG センサの光学特性分布を求め、モード結合方程式を行列伝達法を用いることで解き反射光スペクトルを理論的に算出する[31]。

3.2.2 成形中のスペクトル形状観察

3.2.2.1 実験方法

試験片の概要を Fig. 3.10 に示す。材料構成としては、

表皮: T700S/2500 (東レ(株)) 積層構成 [0/90/45/-45]。

コア: AL1/4-5052-.003 厚さ 10 mm

接着剤: REDUX 312 (HEXCEL)

センサ長 10 mm のアポタイズ細径 FBG を接着層に埋め込んだ。埋め込み位置としては、センサ部中央がコア壁の直下に位置するようにした。なお本節では、FBG センサの埋め込まれた接着層でディボンディングが発生するように、埋め込まれた側の接着層の面積を若干小さめにして作製した。反射光スペクトルの計測システムを Fig. 3.11 に示す。接着層に埋め込まれた細径 FBG センサに ASE 光源から広帯域の赤外光を入射すると、狭帯域の光が反射する。その光をサーキュレータを用いて光スペクトラムアナライザに導き、パワースペクトルとして測定した。また、熱電対を用いて、反射光スペクトルの計測と同期的に試験片の温度を測定した。

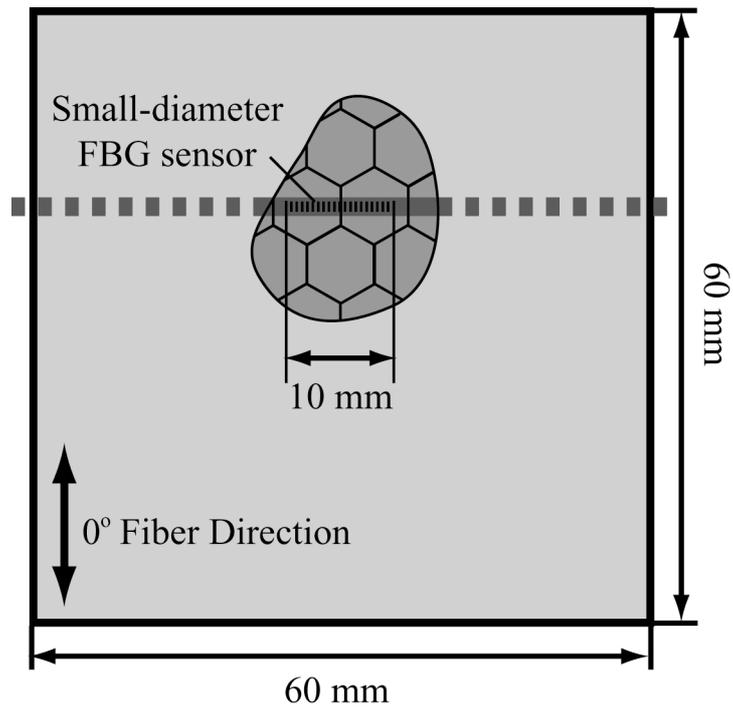


Fig. 3.10 Schematic of specimen for measuring reflection spectra during cure process.

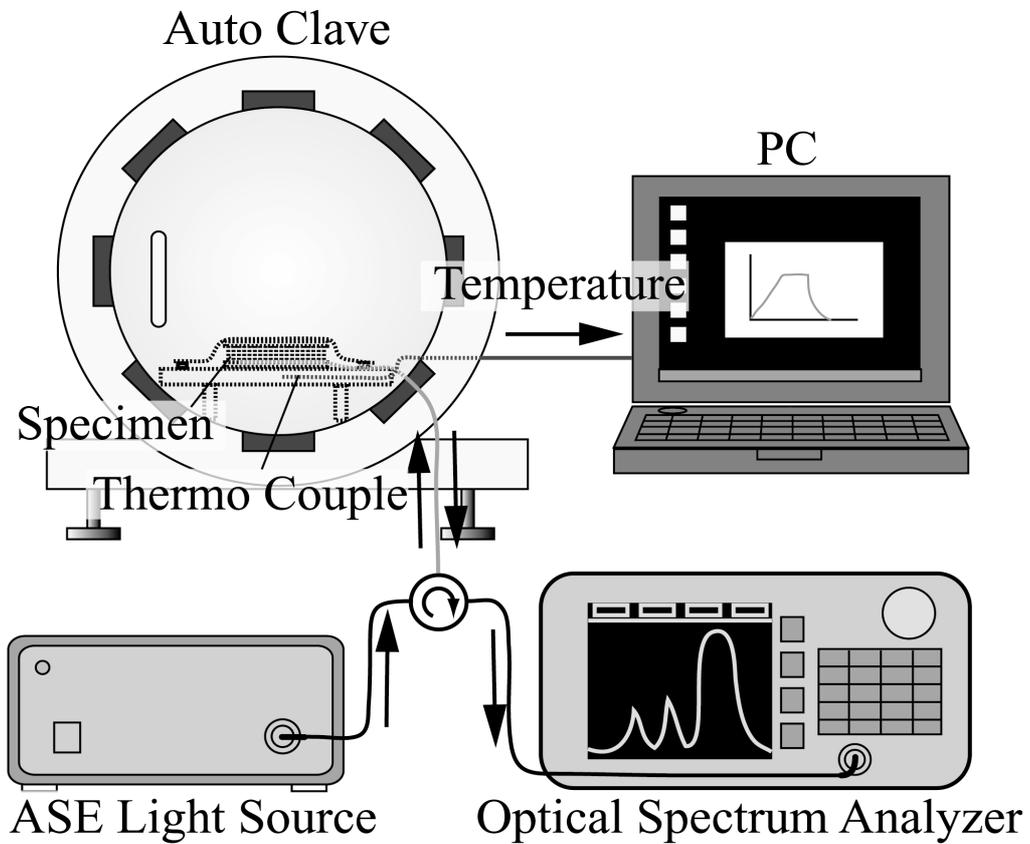


Fig. 3.11 Measuring system during cure process.

3.2.2.2 実験結果

反射光スペクトルの測定結果を Fig. 3.12 に示す。反射光強度が、温度に依存して大きく上下したため、縦軸には各スペクトルの最大成分で正規化した強度で示している。反射光強度の変動の原因としては、シーラント部分等で、光ファイバに局所的な曲げが生じたことが考えられる。まず、昇温過程においては、スペクトルは形状を保ったまま、温度に比例して長波長側にシフトした。これは、スペクトルの中心波長が温度に比例する光弾性効果であり、APPENDIX B で理論的に示している。しかし、降温過程においては、徐々にスペクトルに乱れが生じ、最終的に長波長側と短波長側に成分をもつスペクトルに変化した。

フィレットは、接着層硬化過程、すなわち 125°C で形成されるものであるから、降温過程でのスペクトル形状の乱れは、フィレットの形成により不均一なひずみが接着層に生じたことに起因すると考えられる。本研究では、この現象を逆に利用してディボンディングの検出を行う。

損傷検出原理の詳細を Fig. 3.13 に示す。接着層硬化前は均一であったセンサに沿ったひずみが、フィレットの形成によって不均一になり、スペクトル形状が乱れる。しかし、ディボンディングが生じることによって、コアがフィレットをともなって剥がれるため、接着層に生じていた不均一な熱残留ひずみが緩和され、スペクトル形状が回復する。

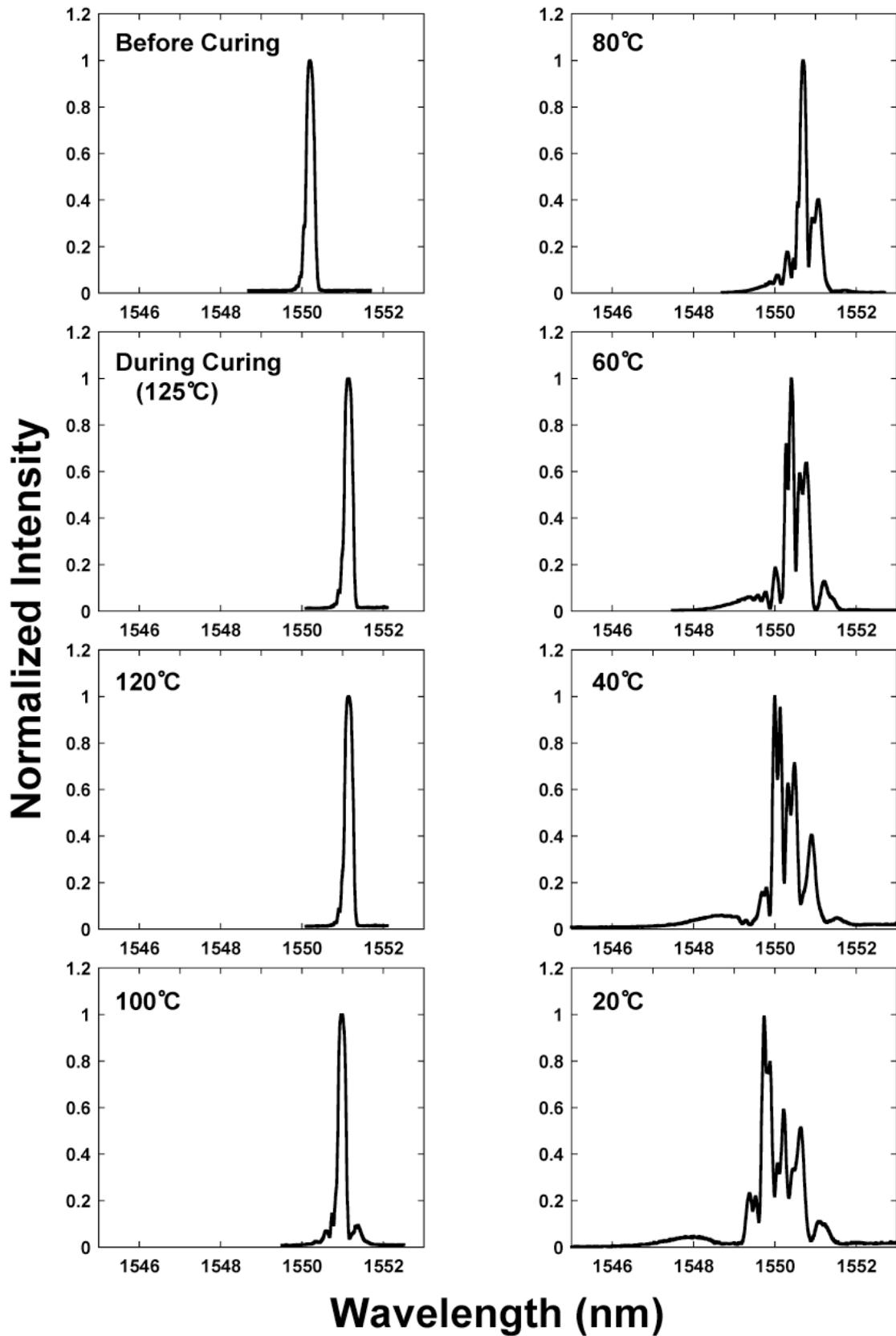


Fig. 3.12 Measured spectra during cure process.

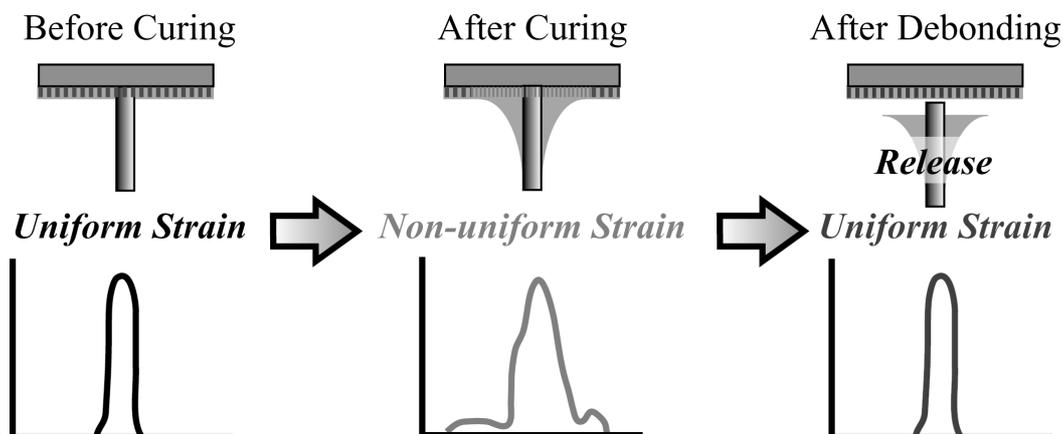


Fig. 3.13 Principle of debonding detection.

3.2.3 ディボンディング検出試験

3.2.3.1 実験方法

前節の試験片を引き続き用いてフラットワイズ試験を行い、その時の反射光スペクトルを測定した。計測システムの概要を Fig. 3.14 に示す。クロスヘッド速度は 0.2 mm/min で、スペクトルの計測は、試験開始後変位 0.4mm ごと、及び、ディボンディング発生後に行った。

3.2.3.2 実験結果

変位に対する反射光スペクトルの変化を Fig 3.15 に示す。引張荷重が増加しても、中心波長はほとんど変化しなかったが、その両端に生じている成分が、長波長側は減少、逆に短波長側は増加する傾向が見られ、スペクトル形状が徐々に変化した。この結果は、反射光スペクトルから、軸方向のひずみだけでなく、非軸方向、すなわち、面外方向のひずみも測定することが出来る可能性を示唆するものである。面外方向のひずみは、サンドイッチパネルの信頼性を大きく低下させるディボンディングのもっとも大きな要因となるため、このひずみを常時モニタリングすることが出来ればサンドイッチパネルの信頼性の向上に役立つと考えられる。また、ディボンディングが発生すると、反射光スペクトルの長波長側と短波長側の成分がなくなり、形状の回復が見られた。ディボンディングによってフィレットがコアと共に剥がれ、接着層の不均一な熱残留ひずみが緩和されたことに起因すると考えられる。

最後に、接着層の観察結果を Fig. 3.16 に示す。ディボンディングによって接着層が凝集破壊を起こしており、コアがフィレットとともに剥がれた様子が観察された。一部気泡が生じている場所もあり、これらが反射光スペクトルに若干の影響を与えたことが予想される。

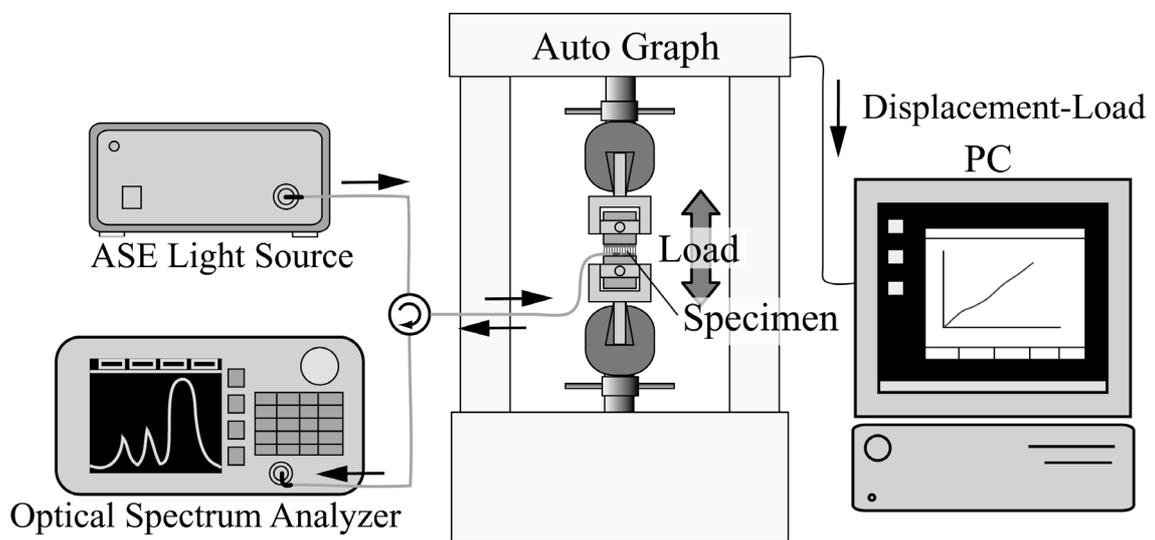


Fig. 3.14 Measuring system for debonding detection.

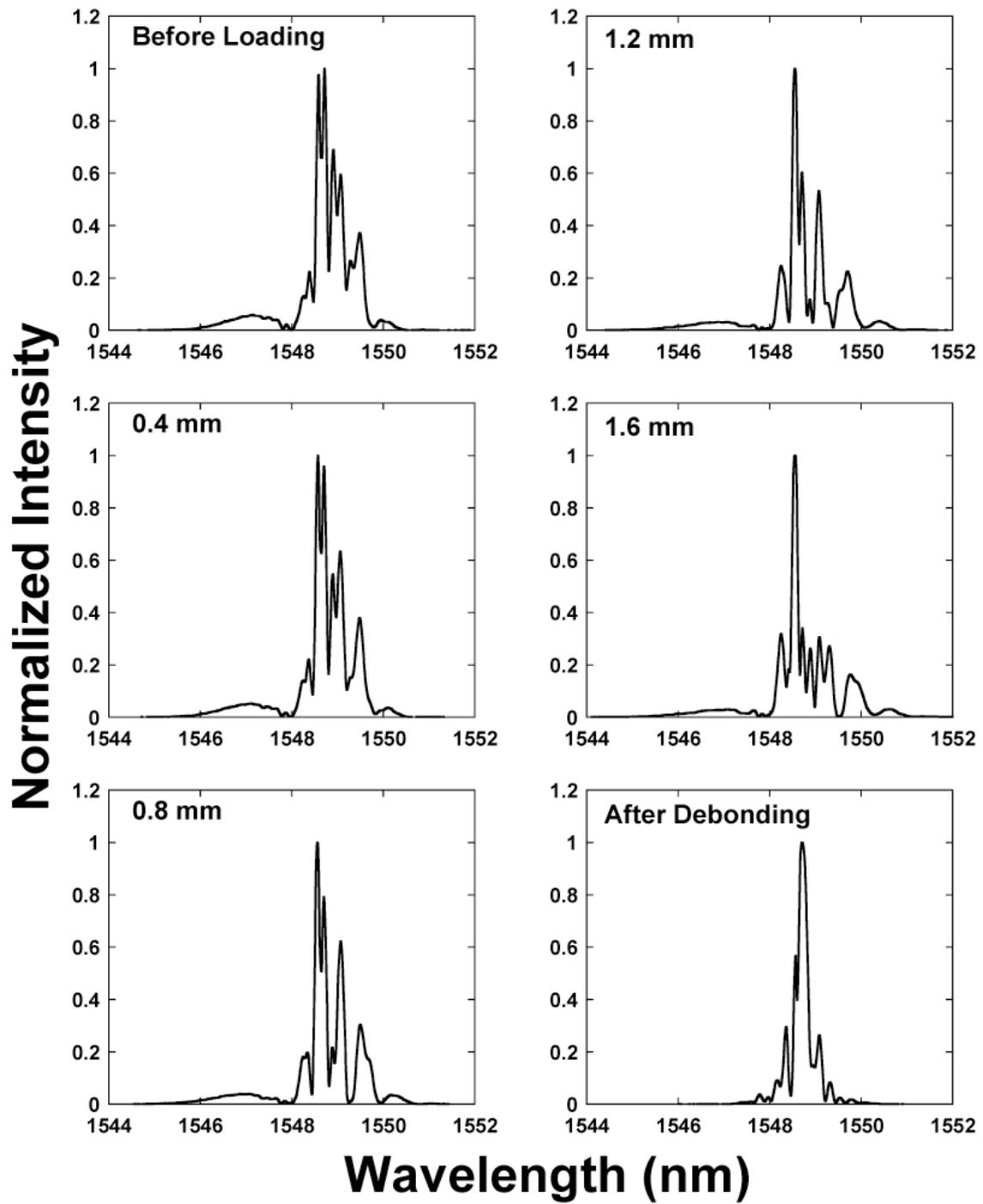


Fig. 3.15 Measured spectra during tensile loading.

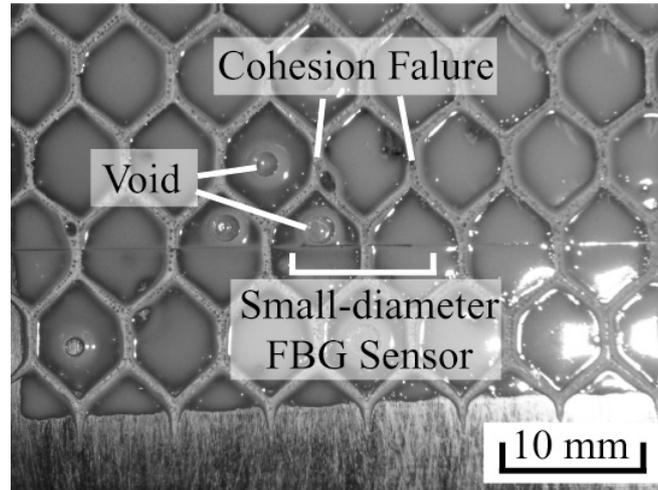


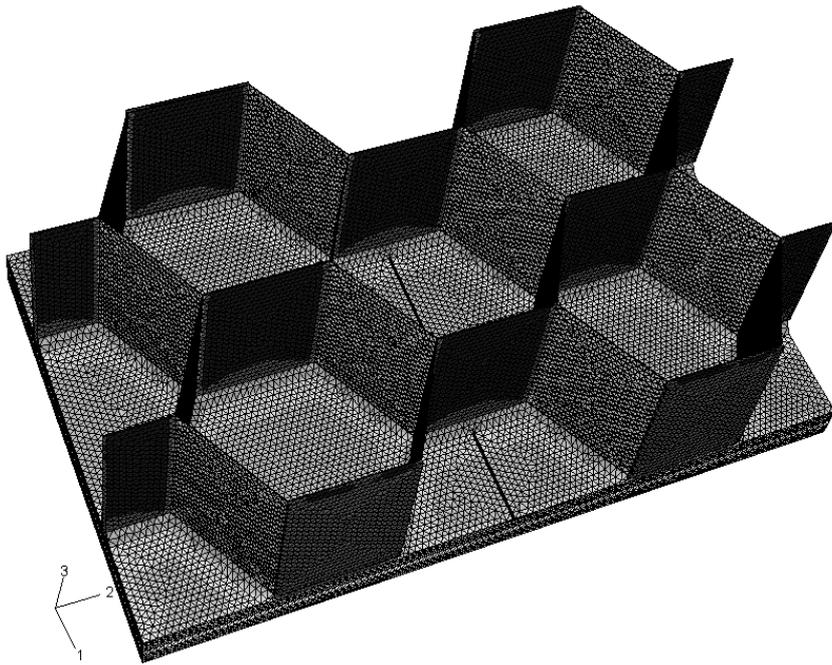
Fig.3.16 Fracture surface of debonding.

3.2.3.3 反射光スペクトルの解析

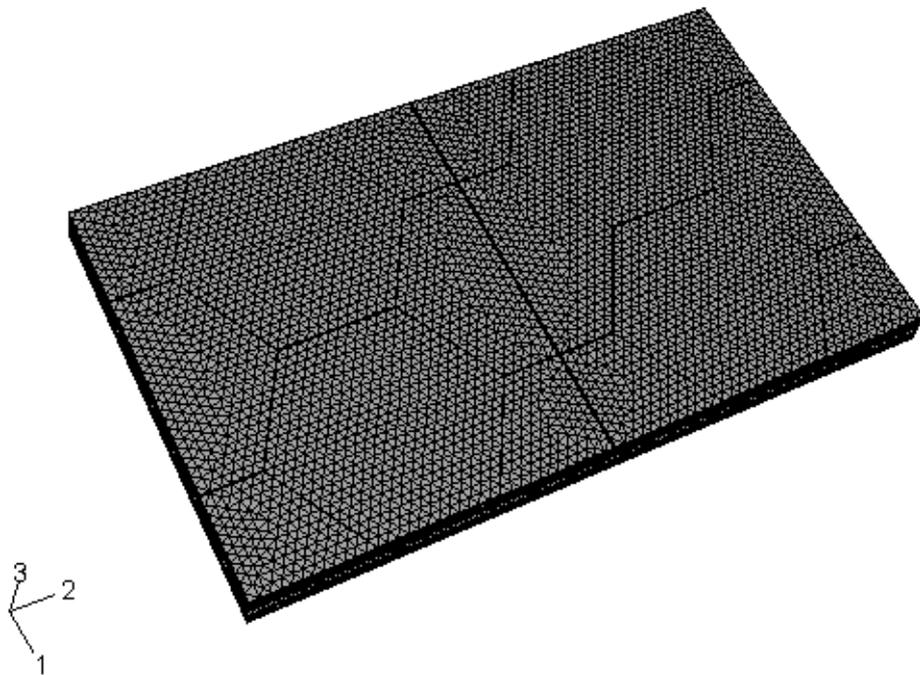
実験結果の妥当性を検証するために、反射光スペクトルを理論的に算出する。そのために、まず、センサに生じる不均一ひずみ分布を有限要素法によって求める。作成した有限要素モデルを Fig. 3.17 に示す。ディボンディング発生前と後の2種類のモデルを作成した。ソリッド要素(4面体、5面体、6面体の1次要素)を用い、要素数 380472、節点数 77229 で計算を行った。このモデルでは、細径 FBG センサ、接着層、フィレット等が詳細にモデル化されている。断面観察の結果からそれらの形状を決定した。接着層は厚さ 100 μm 、フィレットは幅、高さ共に 300 μm の三角形の断面形状とした。また、ディボンディング発生後については、コア、及び、フィレットを取り除くことでモデル化した。得られたひずみ分布から、反射光スペクトルを算出し、実験結果と比較を行った。

算出されたセンサに沿ったひずみ分布を Fig. 3.18 に示す。まず、反射光スペクトルに最も影響を与えるセンサ軸方向のひずみについては、ディボンディング発生前はフィレットの影響を強く受け、コア直下の圧縮のひずみとその周辺の引っ張りのひずみが生じた。しかし、ディボンディングが生じると、フィレットの影響で接着層に生じていた不均一なひずみが緩和されるとともに、コアの拘束からも解放され、FBG 中央部分に若干の引っ張りのひずみが生じた。

算出された反射光スペクトルを Fig. 3.19 に示す。光ファイバ非軸方向のひずみが生じており、スペクトルを算出する際、複屈折の効果を考慮した。ディボンディング発生前は、フィレットの影響から短波長側と長波長側に成分をもち、スペクトル形状に乱れが生じた。しかし、ディボンディングが生じると、センサ上の不均一ひずみが解放されたことに起因し、短波長側の成分と長波長側の成分がなくなり、スペクトル形状に回復が見られた。実験結果(Fig. 3.15)と比較すると、いずれも同様の傾向が見られ、実験結果が妥当であったことが分かる。



(a) Before debonding



(b) After debonding

Fig. 3.17 Finite element model.

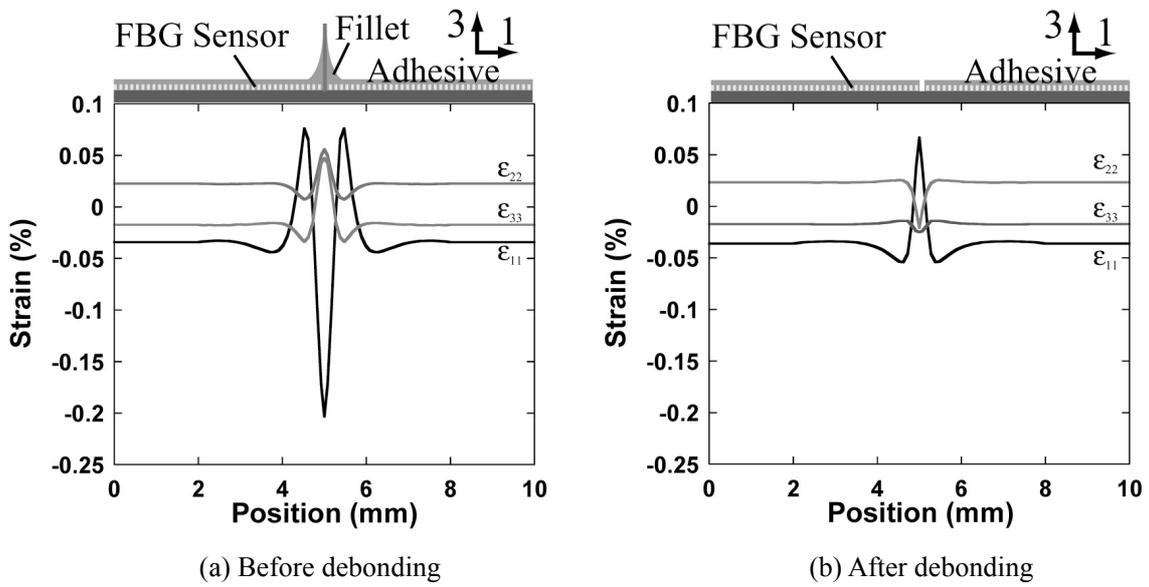


Fig. 3.18 Strain distribution along FBG sensor.

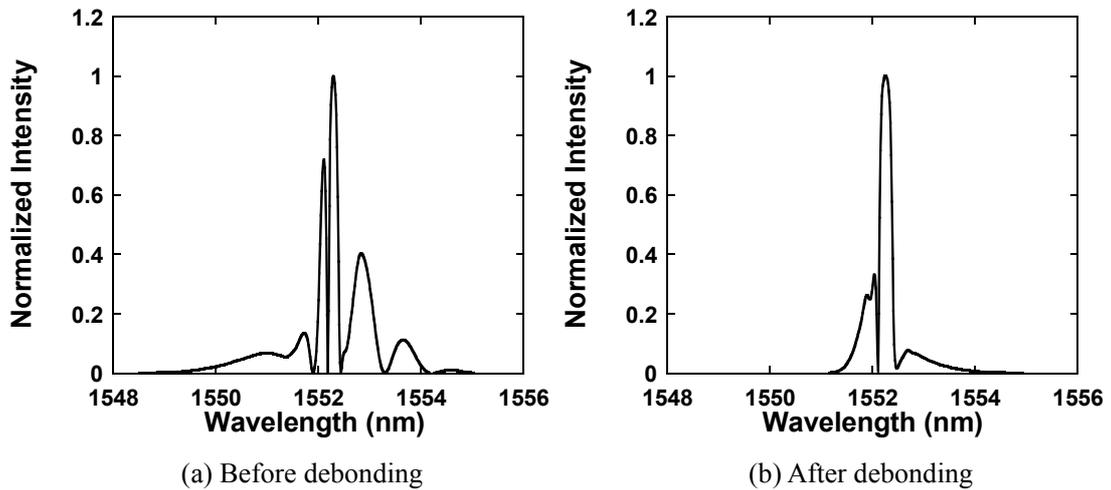


Fig. 3.19 Calculated reflection spectra.

These spectra correspond to the measured spectra in Fig. 3.15.

3.3 まとめ

本節では、まず、接着層に埋め込まれた光ファイバの透過光強度の変化を用いた手法でディボンディングの検出を試みた。その結果、以下のことが分かった。

1. 落錘衝撃試験機を用いた試験方法で、実用上検出が望まれる、目視によって発見不可能な局所的ディボンディングを発生させられる。
2. 複数本の光ファイバを接着層に埋め込むことで、透過光強度の変化から、ディボンディングの検出、及び、位置同定が可能である。

次に、FBG センサからの反射光スペクトルを用いた手法でディボンディング検出を行った。その結果、以下のことが分かった。

1. 接着層硬化過程で形成されるフィレットによって、接着層に不均一なひずみが生じ、その結果スペクトル形状が乱れる。
2. ディボンディングが生じることによって、フィレットがコアとともに剥がれるため、スペクトル形状が回復する。スペクトル形状の回復から、ディボンディングの検出が可能である。
3. 有限要素解析とモード結合理論を用いて算出した反射光スペクトルは、実験結果と良い一致を示した。

第 4 章 衝撃損傷検出

第 4 章では、第 2 章で提案した手法に基づき、衝撃損傷の検出を行う。さらにその応用として、衝撃負荷中のスペクトルから衝撃損傷を同定する動的な手法を提案し、基礎的検討を行う。

4.1 静的損傷検出手法

4.1.1 目的

第 2 章で、衝撃損傷の詳細を明らかにした。衝撃負荷点付近のコアが座屈し、表皮がコアに引っ張られることによってたわむ。そのとき、衝撃損傷が大きくなるにつれ、接着層に生じるひずみが大きくまた広範囲に渡るようになることが考えられる。そこで、そのたわみによって誘起される接着層のひずみを利用して、衝撃損傷を定量的に検出することが可能であると考えた。

本節では、まず、衝撃損傷による表皮表面のひずみ変化をひずみゲージで測定し、損傷検出の可能性について基礎的検討を行う。次に、接着層にチャープ FBG センサを埋め込み、衝撃負荷後のスペクトル形状の変化から、損傷の定量的な検出を試みる。

なお、本章での試験片の材料には、
表皮：T700S/2500 積層構成 [0/90/45/-45]_s
コア：AL1/4-5052-.001 厚さ 10 mm
接着剤: REDUX 312
を用いる。

4.1.2 衝撃負荷後の表皮のひずみ測定

4.1.2.1 実験方法

試験片の概要を Fig. 4.1 に示す。ひずみゲージは局所的なひずみを測定するためにゲージ長さ 0.2 mm の電気抵抗式箔ひずみゲージ(共和電業(株)、KFG-02-120-C1-11L1M2R)を利用し、試験片表皮に貼り付けた。貼り付け位置は、90° 方向、衝撃負荷点から 8mm 離れた位置から 26 mm までの 18 mm に、計 10 枚のひずみゲージを 2 mm の等間隔で張り付けた。落錘衝撃試験機を用いて、試験片中央に 1.0 J の衝撃エネルギーを与えた。また、衝撃負荷後の表皮のたわみを CCD レーザ変位センサで測定した。

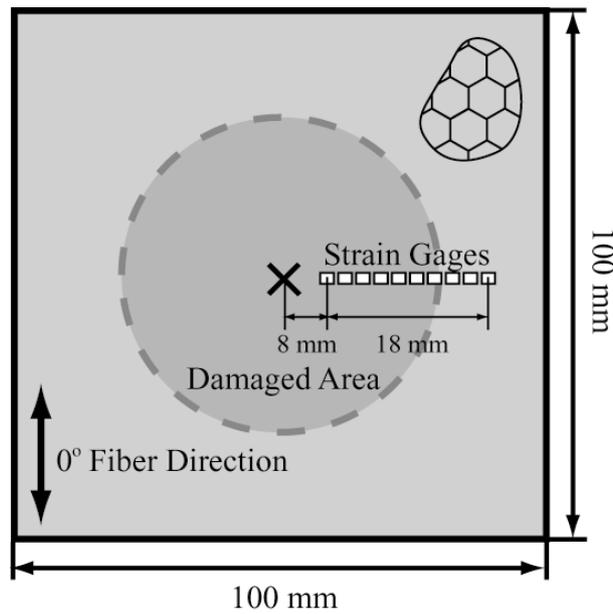


Fig. 4.1 Schematic of specimen.

4.1.2.2 実験結果

表皮のひずみと変形量の測定結果をそれぞれ Fig. 4.2 と Fig. 4.3 に示す。横軸には、衝撃負荷点からの距離を示してある。両者の比較から、表皮が上に凸の場所で引っ張りのひずみが、また、下に凸な場所では圧縮のひずみが生じているのが分かった。よって、接着層に FBG センサを埋め込んだ場合には、センサには表皮が上に凸の場所で圧縮のひずみが、また、下に凸な場所では引張のひずみが生じることが予想される。

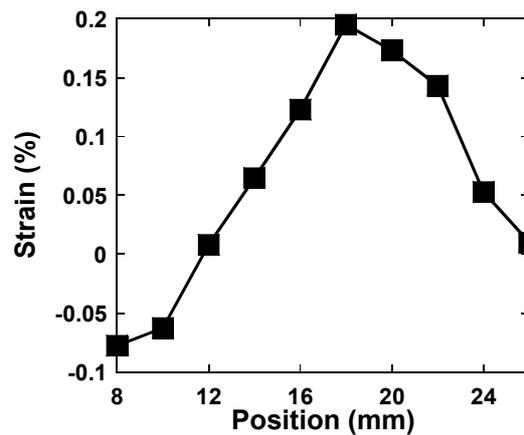


Fig. 4.2 Strain distribution on facesheet.

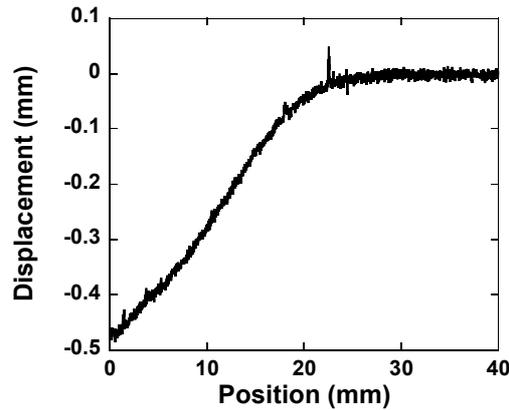


Fig. 4.3 Deflection of facesheet.

4.1.3 チャープ FBG を用いた損傷検出

4.1.3.1 実験方法

試験片の概要を Fig. 4.4 に示す。ここでは、チャープ FBG センサを用いた。チャープ FBG センサは反射光スペクトル中に位置情報を含むので、より定量的な検出が可能であると考えた。センサ長 50 mm のチャープ FBG センサは、引っ張りのひずみが予想される試験片中央に格子間隔の広い側が、圧縮のひずみが予想される試験片外側に格子間隔の狭い側が位置するように埋め込んだ。図中では、格子間隔の広い部分を白、格子間隔の狭い部分を黒で、グラデーションを用いて表してある。計測システムを Fig. 4.5 に示す。落錘衝撃試験機を用いて、試験片中央に 1.0 J、2.0 J の衝撃エネルギーを与えた。衝撃損傷検出原理の概要を Fig. 4.6 に示した。衝撃損傷が大きくなるにつれ、センサに生じるひずみ変化が大きく、また、広範囲に渡るようになり、反射光スペクトルの幅が広がっていくことが予想される。スペクトルの計測は衝撃負荷前と負荷後に行った。また、衝撃負荷後には、CCD レーザ変位センサを用いて表皮のたわみを測定した。

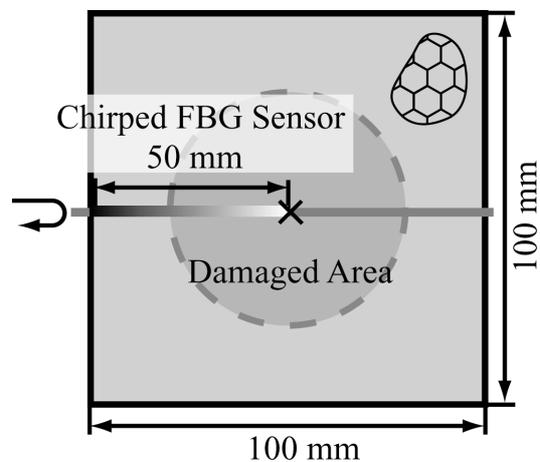


Fig. 4.4 Schematic of specimen.

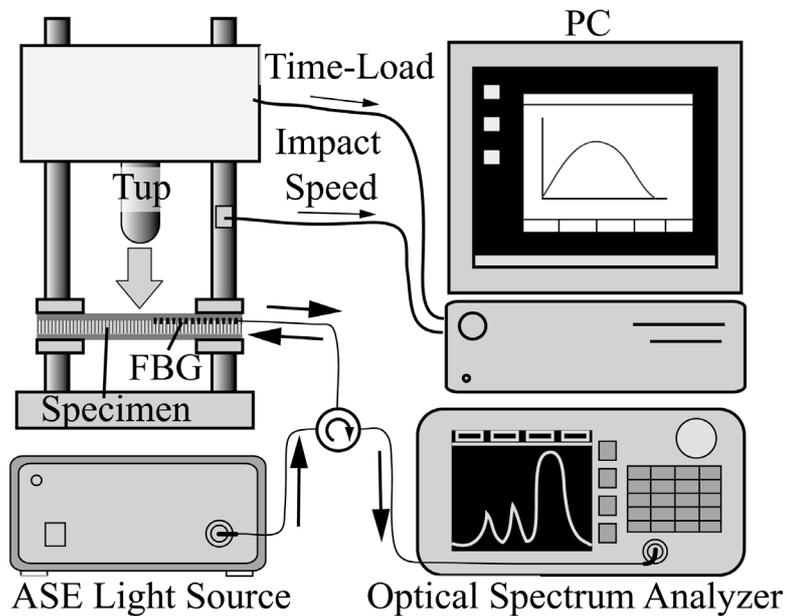


Fig. 4.5 Measuring system for detection of impact damage.

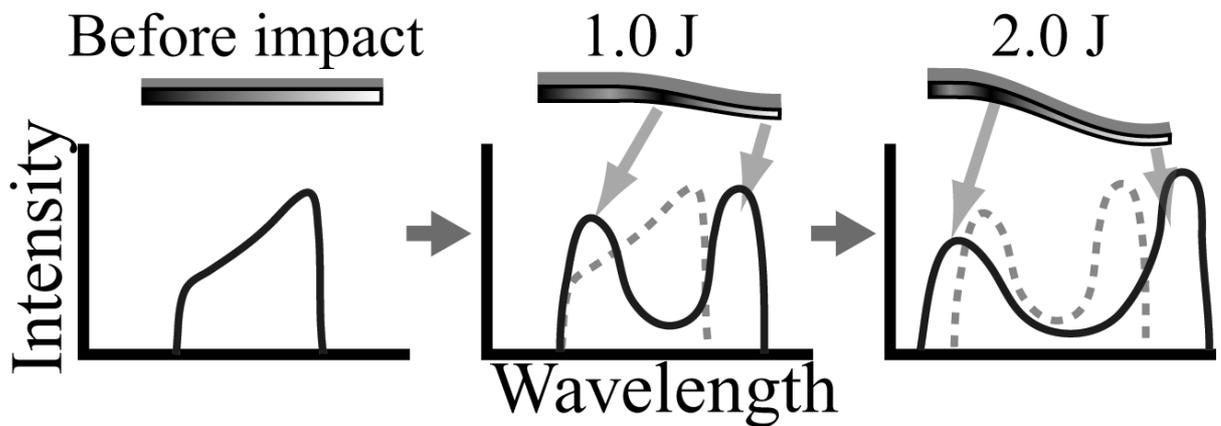


Fig. 4.6 Schematics of damage detection.

4.1.3.2 実験結果

まず、衝撃負荷後における表皮の垂直方向変位の測定結果を Fig. 4.7 に示す。衝撃エネルギーが増加するにともない、表皮のたわみが徐々に大きく、また深くなっていく傾向があった。

次に、スペクトルの測定結果を Fig. 4.8 に示す。縦軸には、各スペクトル中の最大強度をもつ成分で正規化した強度を示している。埋め込み後のスペクトル形状には、8つのピークをともなう周期的な乱れが見られた。これは、50mmのセンサ領域中にフィレットが6mm間隔で8つ存在し、その各フィレットの熱残留ひずみ集中によって生じたものと考えられる。

その後、衝撃負荷により、スペクトル形状に変化が生じた。1.0 J の衝撃エネルギーを与えると、長波長側に成分が現れ、短波長側の成分が強度を増した。2.0 J の衝撃エネルギーを負荷すると、短波長側の成分はさらに短波長側に、長波長側の成分はより長波長側にシフトし、スペクトルの幅が広がった。

以上の結果より、スペクトル形状の幅から、衝撃損傷を定量的に検出できることが示された。

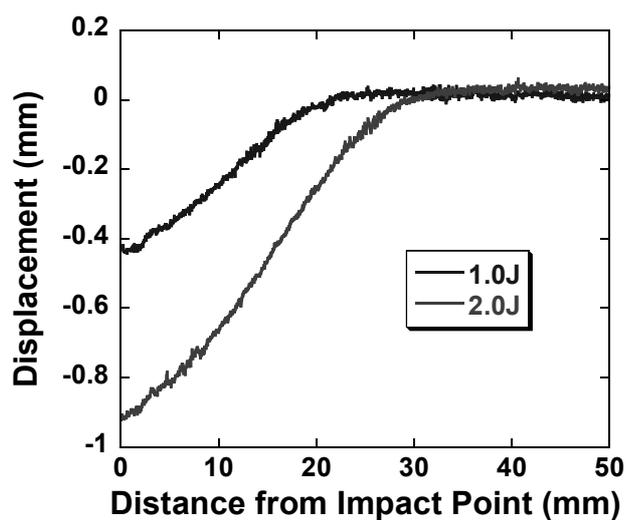
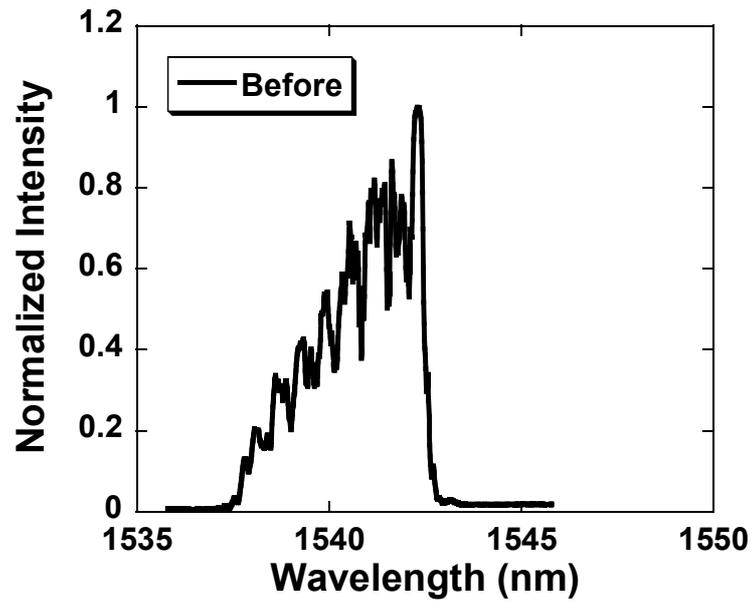
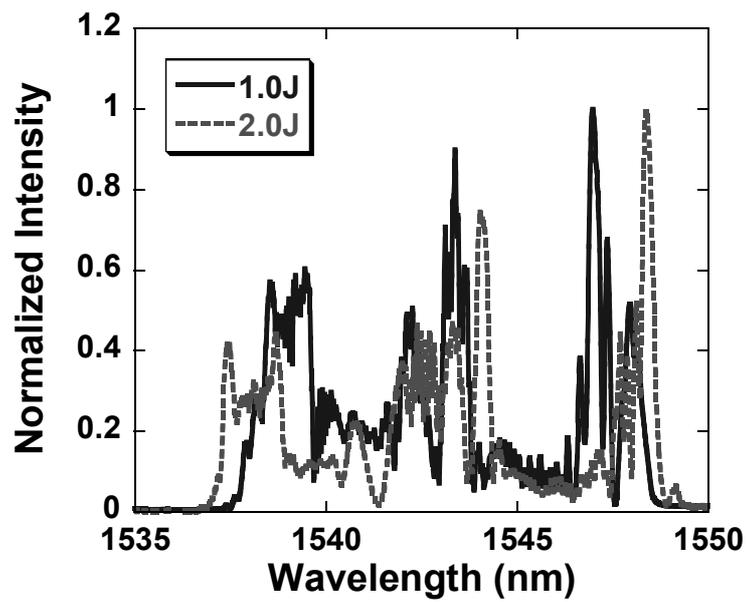


Fig. 4.7 Deflection of facesheet.



(a) Before impact loading



(b) After impact loading

Fig. 4.8 Measured Reflection spectra.

4.2 動的損傷検出手法

4.2.1 目的

前節において、FBG センサを用いて衝撃損傷を定量的に検出できることを示したが、センサの埋め込み位置が衝撃点に対して決まっていた。しかし、実用上は衝撃荷重がどの位置に生じるか予測できない。したがって、FBG センサ付近に小さな衝撃エネルギーが加わった場合と、FBG センサから離れた位置に大きな衝撃エネルギーが加わった場合とで、FBG センサが受けるひずみ分布が同一になる可能性もあり、こうした場合、従来の手法では衝撃損傷の大きさを誤って推定することになってしまう。

そこで、衝撃負荷中の反射光スペクトルの変化から損傷を検出する、動的な手法を提案する。衝撃負荷が加わっている最中のひずみ分布の変化は、衝撃負荷位置と衝撃エネルギーに依存して異なる。したがって、衝撃負荷中のスペクトルの形状を計測することで、衝撃負荷点と衝撃損傷の大きさを1本のFBG センサで推定することが可能であると考えた。

本節では、動的衝撃損傷検出手法の基礎的検討として、細径FBG センサを試験片表皮に貼り付け、新たに導入する高速スペクトラムアナライザを用いて、衝撃負荷中の反射光スペクトルを測定する。その結果から、衝撃負荷後のスペクトルから損傷を検出する静的な手法では識別できなかった2つの損傷が、識別可能であることを示す。

4.2.2 高速スペクトラムアナライザを用いた動的衝撃損傷検出

4.2.2.1 実験方法

試験片の概要を Fig. 4.9 に示す。センサ長 10 mm のアポダイズ細径FBG センサを使用し、今回は CFRP 表皮に貼り付けて計測を行った。1 つ目の試験条件では、センサ端部から 5 mm 離れた位置に 0.5 J の衝撃エネルギーを与えた。そして、もう一方の試験条件では、センサ端部から軸方向に 5 mm 離れ、さらにそこから軸に垂直方向に 8 mm 離れた場所に 1.0 J の衝撃エネルギーを与えた。計測システムを Fig. 4.10 に示す。

衝撃負荷中の反射光スペクトル計測を可能にするのが、新たに導入する MEMS-OSA (Micro-Electro-Mechanical Systems-Optical Spectrum Analyzer) である[32]。概要を Fig. 4.11 に示す。これは、光スペクトラムアナライザの走査ミラーを MEMS 技術で非常に微細に作製し、静電力で共振させることにより、極めて高速なスペクトル計測を可能にしている。波長分解能は、0.20 nm 以下、掃引周期は 1 ms 程度、すなわち 1 秒間に 1000 回程度のスペクトル計測が可能である。従来の光スペクトラムアナライザでは、掃引周期が 1 s 程度と遅かったため、静的な計測しか出来なかったが、この MEMS-OSA を用いることで、衝撃負荷中のスペクトル形状を測定することができる。

また、衝撃負荷中の表皮表面のひずみ変化も同時に調べるため、試験片中心に対して FBG センサと反対の位置、すなわち FBG センサと同じひずみを受ける位置に、ゲージ長さ 1 mm の電気抵抗式箔ひずみゲージ(共和電業(株)、KFG-1N-120-C1-11L1M2R)を等間隔で 5 枚貼り

付けた。

以上の試験条件で、衝撃負荷中に MEMS-OSA で反射光スペクトルを連続計測し、同時に箔ひずみゲージでひずみ分布の変化を調べた。

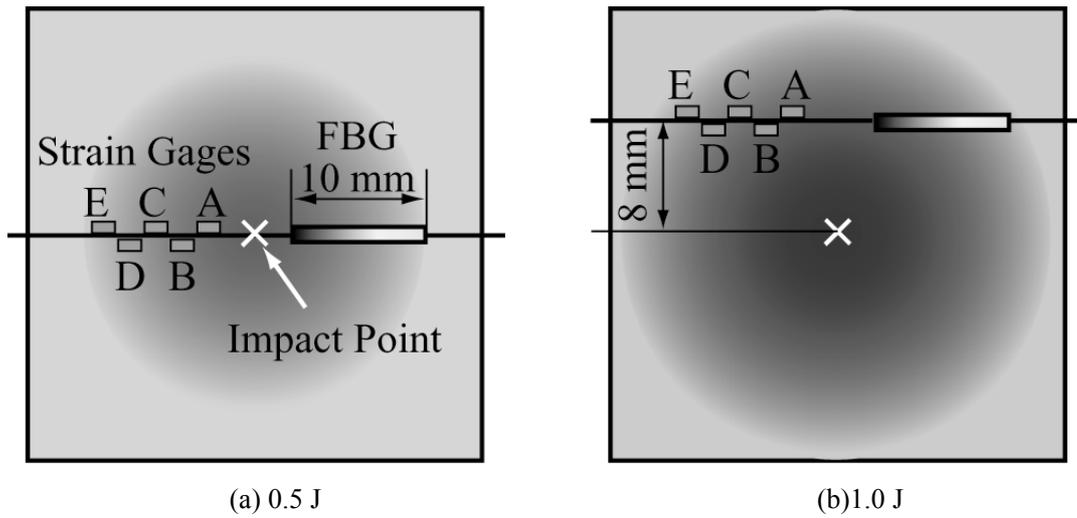


Fig. 4.9 Schematic of specimen.

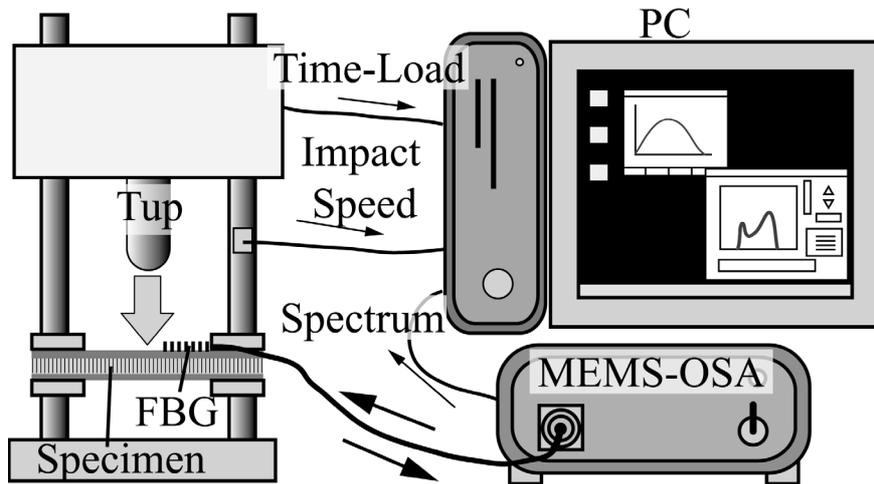
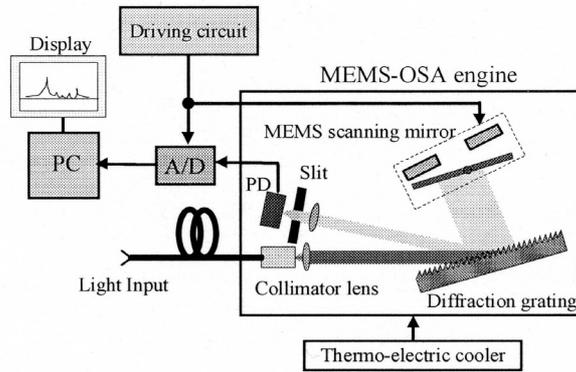


Fig. 4.10 Measuring system for dynamic detection of impact damage.



(a) Photograph of MEMS-OSA



(b) Mechanics of MEMS-OSA

Fig. 4.11 MEMS-OSA.

4.2.2.2 実験結果

衝撃負荷後に、FBG センサの軸方向のラインに沿って、CCD レーザ変位センサで表皮表面垂直方向の変位分布を計測した結果を Fig. 4.12 に示す。衝撃負荷点に対し、センサ貼り付け位置が異なったため、衝撃エネルギーが 2 倍異なる 0.5 J と 1.0 J で同様の変形が生じていた。

次に、衝撃負荷中に測定した各点のひずみ変化を Fig. 4.13 に示す。約 4 ms の衝撃負荷後のひずみは、表皮の変形と同様に、2 つの衝撃エネルギーでほぼ一致した。従って、従来の衝撃負荷後の反射光スペクトルを利用する静的な手法では、これら 2 つの損傷を識別することができない。しかし、衝撃負荷中のひずみ変化は、2 つの衝撃エネルギーで大きく異なっている。例えば、B の位置のひずみについては、1.0 J では、早い段階から圧縮のひずみになるのに対し、0.5 J では衝撃負荷中は引っ張りのひずみになっている。また、全体的に 0.5 J の方が 1.0 J の場合よりも大きな引張りひずみが生じている。従って、衝撃負荷中のスペクトル変化を計測することで、2 つの損傷を区別することが出来ると考えられる。

衝撃負荷中のスペクトル形状の測定結果を Fig. 4.14 に示す。1.3 ms ごとの反射光スペクトルの測定により、衝撃負荷中に 5 つの連続スペクトルが得られた。ひずみ計測の結果から予想されたように、1.0 J では早い段階から圧縮ひずみによって短波長側の成分があらわれており、また、0.5 J の方が 1.0 J に比べて全体的に大きく長波長側にシフトしている様子が観察された。

以上より、衝撃負荷中のスペクトルを観察することで、従来の静的な手法では不可能であった、2 つの損傷の区別が可能であることが示された。

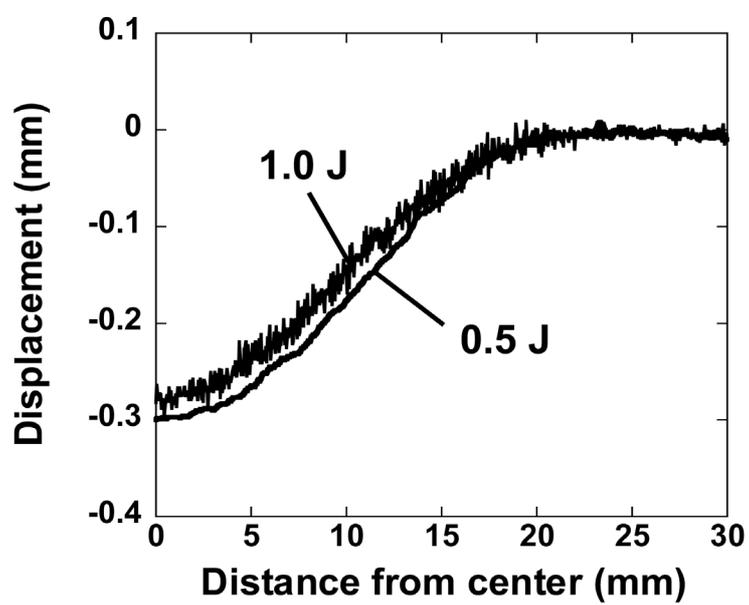


Fig. 4.12 Deflection of facesheet along FBG sensor.

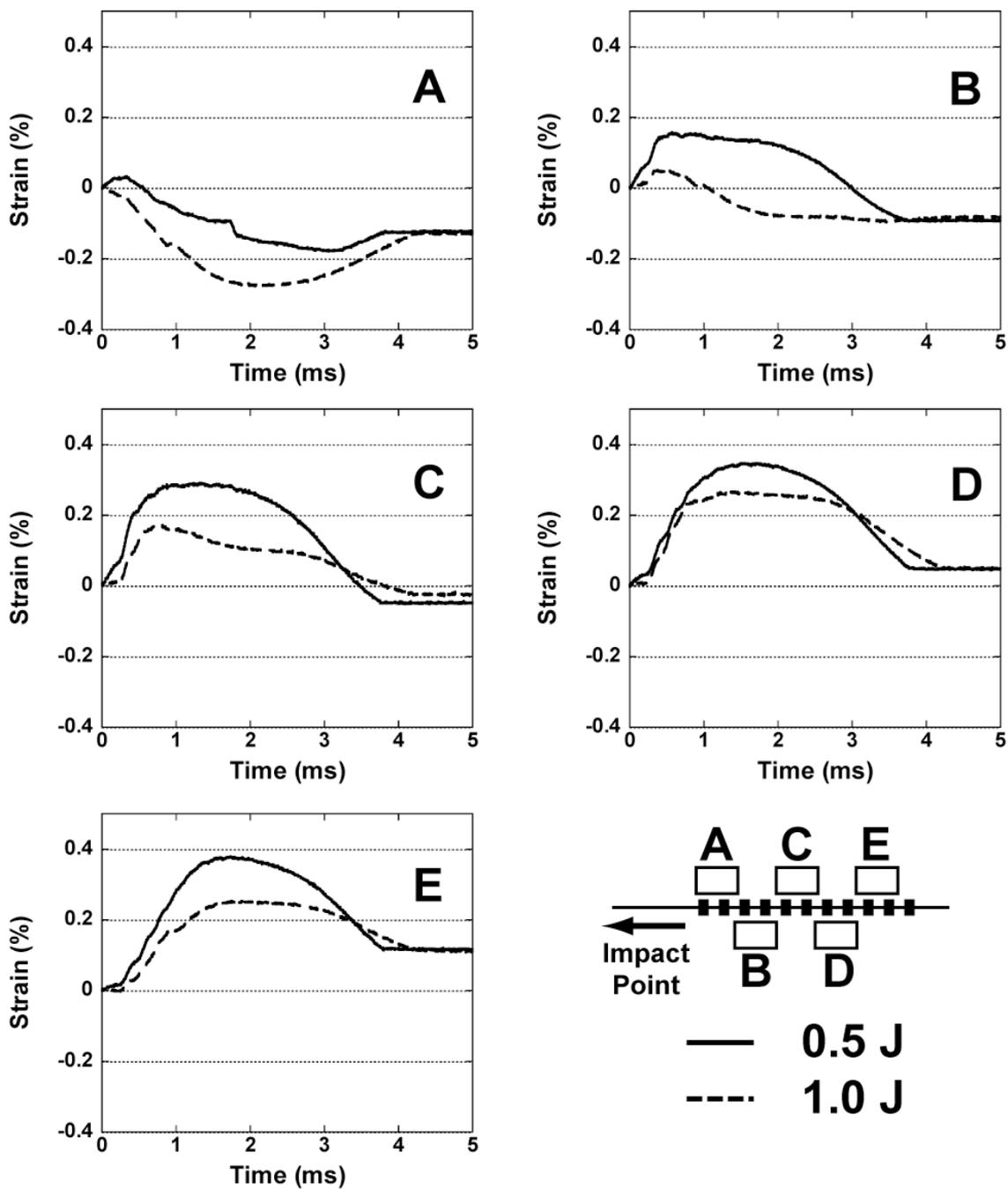
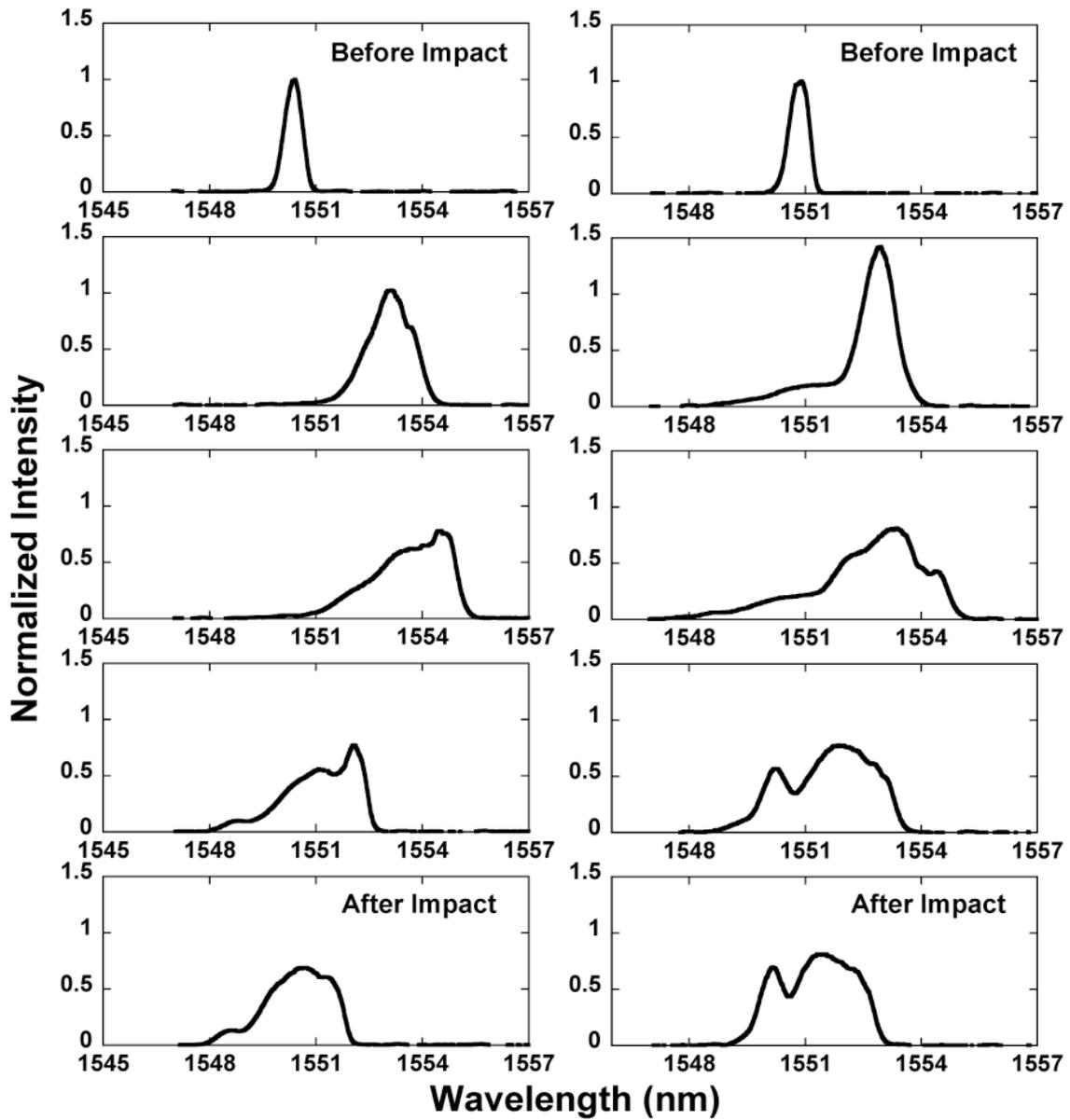


Fig. 4.13 Measured strain at each point during impact loading.



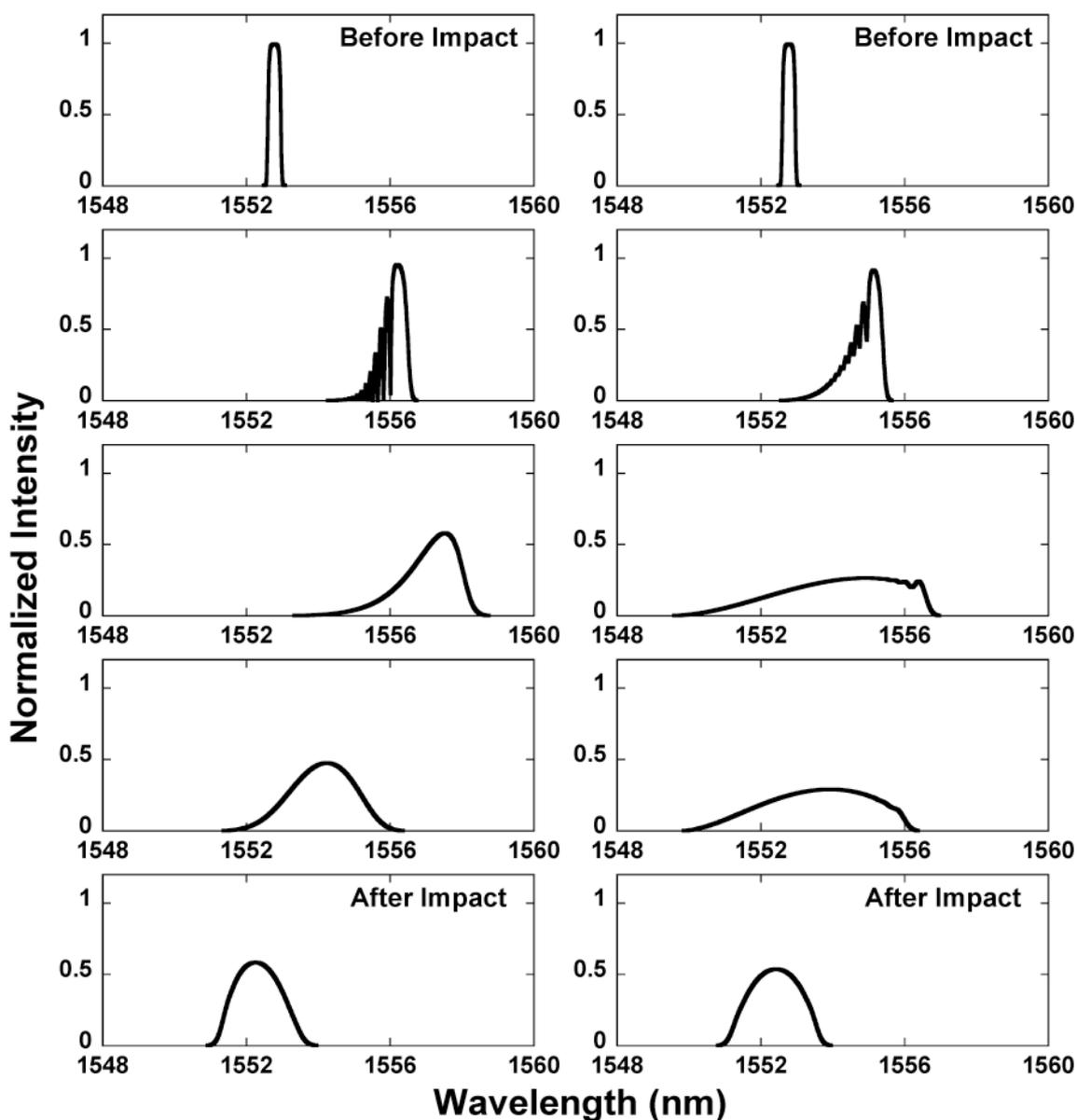
(a) 0.5 J

(b) 1.0 J

Fig. 4.14 Measured spectra during impact loading.

4.2.3 反射光スペクトルのシミュレーション

実験から得られたスペクトル形状の変化の妥当性を確認するために、ひずみゲージによって測定された 5 点でのひずみを補完することで、FBG センサが衝撃負荷中に受けるひずみを求め、第 3 章で示した手法で反射光スペクトルのシミュレーションを行った。算出されたスペクトルの変化を Fig. 4.15 に示す。スペクトルの計測結果と若干の差が見られるが、全体的な傾向は良く再現されており、MEMS-OSA によるスペクトルの高速測定結果が妥当であることが分かる。



(a) 0.5 J

(b) 1.0 J

Fig. 4.15 Calculated spectra at each impact energy.

These spectra correspond to the measured spectra in Fig. 4.14.

4.3 まとめ

本章では、まず、試験片表皮にひずみゲージを貼り付け衝撃負荷後のひずみを測定することで、衝撃損傷検出の可能性について検討した。その結果、以下のことが分かった。

1. 表皮が上に凸の部分で引っ張りのひずみが、また、下に凸の部分では圧縮のひずみが生じていた。

次に、チャープ FBG センサを用いて衝撃負荷後の反射光スペクトルから衝撃損傷の検出を試みた。その結果、以下のことが分かった。

1. 埋め込み後の反射光スペクトルには、センサ上に位置したフィレットと同じ数のピークが現れた。フィレットの形成によって接着層に生じた、不均一なひずみの影響であると考えられる。
2. 反射光スペクトルの幅から衝撃損傷が定量的に検出できる。

また、衝撃負荷中のスペクトルから衝撃損傷を同定する、動的衝撃損傷検出手法を提案し、その基礎的検討として、貼り付け FBG センサを用いた試験を行った。その結果、以下のことが分かった。

1. センサに対する衝撃負荷点が異なると、衝撃エネルギーが大きく違っても、衝撃負荷後のセンサに沿ったひずみが同様になることがある。
2. 衝撃負荷中の反射光スペクトルの測定から、静的な手法では識別できなかった損傷を識別することが可能である。

第5章 結論

本論文では、細径光ファイバセンサを用いた CFRP 表皮アルミハニカムコアサンドイッチ構造の損傷検出手法を提案し、ディボンディングと衝撃損傷の検出を行った。以下、本論文で得られた結果を各章ごとに総括する。

2章では、CFRP 表皮アルミハニカムコアサンドイッチ構造で、実用上問題となるディボンディングと衝撃損傷について詳細な観察を行った。損傷の観察結果から、新たに損傷検出手法を提案し、ハニカムサンドイッチ構造への光ファイバ埋め込み方法も考案した。以下にその概要を示す。

1. ディボンディングの破壊形態は表皮とコアの組み合わせによって大きく異なる。
2. 衝撃負荷を受けると、衝撃負荷点付近のコアが座屈し、それによって下方に引っ張られる形で、表皮にたわみが生じる。
3. 損傷観察結果から、以下の3つの手法を提案した。光ファイバセンサはコアと表皮の間の接着層に埋め込まれる。
 - (I) フィレットが表皮の一部をともなって剥がれるタイプのディボンディングでは、透過光強度が低下することを利用する。
 - (II) 接着層内で破壊するタイプのディボンディングでは、FBG センサからの反射光スペクトルが回復することを用いる。
 - (III) 衝撃損傷では、表皮のたわみの大きさにともなって変化する FBG センサからの反射光スペクトルを用いる。
4. 細径光ファイバを用いることで、接着強度に影響を与えずに接着層に光ファイバを埋め込むことが出来る。
5. 考案した光ファイバ埋め込み方法が損傷検出に対して有効である。

3章では、2章で提案した2つの手法を用いてディボンディングの検出を行った。以下にその結果をまとめる。

まず、光ファイバの透過光強度の低下を用いた手法においては、

1. 新たに提案した落錘衝撃試験機を用いた試験方法は、実用上検出が望まれる、目視によって発見不可能な局所的ディボンディングを発生させるのに適当である。
2. 複数本の光ファイバを接着層に埋め込むことによって、ディボンディングの検出、及び、位置同定が可能である。

次に、FBG センサからの反射光スペクトルが回復することをういた手法では、

4. 接着層硬化過程で形成されるフィレットによって、接着層に不均一なひずみが生じ、その結果、FBG センサからの反射光スペクトル形状が乱れる。
5. ディボンディングが生じることによって、フィレットがコアとともに剥がれるため、スペクトル形状が回復する。スペクトル形状の回復から、ディボンディングの検出が可能である。
6. 有限要素解析とモード結合理論を用いて算出した反射光スペクトルが実験結果を精度良く再現することから、本手法の妥当性を示した。

4 章では、2 章で提案した手法を用いて衝撃損傷の検出を行った。以下にその結果をまとめる。

2. 衝撃負荷後、表皮表面には表皮が上に凸の部分で引っ張りのひずみが、また、下に凸の部分では圧縮のひずみが生じる。
3. チャープ FBG センサを用いた静的な手法においては、反射光スペクトルの幅から、衝撃損傷を定量的に検出できる。
4. 新たに導入する MEMS-OSA を用いて衝撃負荷中の反射光スペクトルを測定することで、FBG センサから離れた位置にある大きい損傷と、近い位置にある小さい損傷を識別できる。

以上より、新たに考案された細径 FBG センサを用いたハニカムサンドイッチ構造の損傷検出技術の基礎が確立された。この手法によって、 1 cm^2 程度の局所的ディボンディング、及び、垂直方向変位 0.2 mm 程度の微小な衝撃損傷をリアルタイムで検出することが可能である。今後、ますます大型化、高速化することが予想される航空宇宙機において、サンドイッチ構造が果たす役割は、さらに大きくなる。そうしたなか、本研究で確立されたヘルスマモニタリング技術は、高度の信頼性が不可欠な一次構造部材への適用に向けて非常に重要なものとなるであろう。

今後の主な課題としては、以下の項目が挙げられる。

1. 衝撃損傷が発生したときの反射光スペクトルを算出する方法が確立されていない。近年、サンドイッチ構造に生じる衝撃損傷に関して、エネルギー原理を用いた解析解、数値解がいくつか報告されている[33-44]。今後は、こうした手法を用いて、サンドイッチ構造の衝撃負荷中、及び、負荷後の損傷について研究を進め、反射光スペクトルを理論的に算出する手法を確立する。
2. 面内圧縮強度に大きく影響を及ぼす衝撃損傷による表皮のたわみを、形状記憶合金 (SMA)を用いて抑制し、面内圧縮強度を回復させることを考えている。予備実験において、コア内に円筒状に丸めた SMA 箔を埋め込むことで、衝撃負荷による表皮のたわみ

を約 30 %回復することが出来た。回復が 30%にとどまっている理由としては、アルミハニカムコアが塑性変形していることに起因する表皮の下方方向への引っ張りが、SMAの回復力に比べて強いことが挙げられる。そこで、今後はハニカムコア自体を SMA で作製することで、この下方方向への引っ張りの効果を低減させ、表皮形状の大幅な回復を実現させていく。

以上の課題を克服し、細径光ファイバセンサによる損傷検出技術と SMA による損傷抑制技術の両者をサンドイッチパネル内に最適配置し、高信頼性構造のための自己損傷検出・抑制能力を持った知的サンドイッチ構造を研究開発する。

APPENDIX A 解析に用いた物性値

有限要素解析に用いた材料物性を以下に示す。

CFRP は直交異方性として扱う。強化繊維方向を 1 方向とし、面内(2、3 方向)等方性とする。

ポリイミド被覆、ガラスは等方性体として扱う。

Table A.1 Material properties of T700S/2500 unidirectional laminates and small-diameter optical fiber.

		T700S/2500	Small-diameter optical fiber	Polyimide coating
Elastic moduli (GPa)	E_1	130.1	73.1	1.5
	E_2	8.03		
	G_{12}	4.8		
Poisson`s ratio	ν_{12}	0.31	0.16	0.25
	ν_{23}	0.49		
Thermal expansion coefficient ($\times 10^{-6}/^{\circ}\text{C}$)	α_{11}	0.3	0.5	15
	α_{22}	36.5		

スペクトル解析に用いた FBG センサの光学特性を以下に示す。

Table A.2 Optical properties of small-diameter FBG sensor.

Pockel constants	p_{11}	0.113
	p_{12}	0.252
Initial average refractive index	n_0	1.454
Initial grating period (nm)	d_0	535.87
Index modulation	Δn	3×10^{-4}
Refractive index of cladding	n_{cl}	1.444

APPENDIX B 光ファイバの光学特性

光ファイバにひずみや温度変化が加わった場合、屈折率が変化する。これを光弾性効果という。光弾性効果とは本来、材料に応力が加わることで屈折率に変化が生じる現象のことで、光弾性定数は一般的に応力と屈折率を関係付ける材料定数である。しかし、光弾性効果による屈折率変化はひずみによっても記述でき、FBGの反射光スペクトルに及ぼす影響を考える場合には、ひずみと屈折率を関係付ける方が都合が良い。以下では、ひずみと屈折率の関係式を求める。

光ファイバ内を伝搬する光は、(B1)式～(B4)式に示すようなマクスウェル方程式を満たす。ここで、 \vec{E} と \vec{H} はそれぞれ電界ベクトルと磁界ベクトル、 \vec{D} と \vec{B} は電束ベクトルと磁束ベクトルを示す。さらに、 \vec{J} は電流密度ベクトル、 ρ は電荷密度である。

$$\nabla \cdot \vec{D} = \rho \quad (\text{B1})$$

$$\nabla \cdot \vec{B} = 0 \quad (\text{B2})$$

$$\nabla \times \vec{E} = -\frac{\partial \vec{B}}{\partial t} \quad (\text{B3})$$

$$\nabla \times \vec{H} = \vec{J} + \frac{\partial \vec{D}}{\partial t} \quad (\text{B4})$$

光ファイバ中は自由電子が存在しないので、 $\vec{J} = 0$ 、 $\rho = 0$ となる。また、磁束ベクトルは磁界ベクトルと平行であり、(B5)式のように表される。ここで、 μ^s は磁気感受率である。

$$\vec{B} = \mu^s \vec{H} \quad (\text{B5})$$

さらに、電界ベクトルと電束密度は(B6)式のように表される。ここで、 c は真空中での光速、 \mathbf{B} は正規化した誘電テンソル(B7)である。

$$\vec{E} = \mu^s c^2 \mathbf{B} \vec{D} \quad (\text{B6})$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} B_1 & B_6 & B_5 \\ B_6 & B_2 & B_4 \\ B_5 & B_4 & B_3 \end{bmatrix} \quad (\text{B7})$$

Fig. B.1に示す座標系において、 \vec{s} 方向に光が伝搬する場合、点Pでの電界ベクトルは \vec{r} によって(B8)式のように表される。ここで、 ω は角周波数、 t は時間、 \vec{E}_0 は電界ベクトルの振

れ幅である。

$$\vec{E} = \vec{E}_0 e^{j(k \vec{s} \cdot \vec{r} - \omega t)} \quad (\text{B8})$$

k は伝搬定数であり、(B9)式のように表される。ここで、 λ_0 は真空での光の波長、 n^{eff} は有効屈折率である。

$$k = \frac{2\pi n^{eff}}{\lambda_0} \quad (\text{B9})$$

電界ベクトルの定義と同様に、磁界ベクトルは(B10)のようになる。ここで、 \vec{D}_0 は電束密度ベクトルの振幅である。

$$\vec{D} = \vec{D}_0 e^{j(k \vec{s} \cdot \vec{r} - \omega t)} \quad (\text{B10})$$

(B1)式～(B8)式をまとめると、(B11)のように書き表される。

$$\vec{s} \times (\vec{s} \times \mathbf{B} \vec{D}) + \frac{1}{(n^{eff})^2} \vec{D} = 0 \quad (\text{B11})$$

\vec{s} 方向に沿った x_1 方向に伝搬する光を考えると、 $s_1=1, s_2=0, s_3=0$ となる。また、(B10)式を(B1)式に代入すると \vec{D} の x_1 軸方向成分 $D_1=0$ となる。さらに、 x_2 軸方向成分と x_3 軸方向成分は(B11)式から次のような関係になる。

$$\begin{bmatrix} B_2 - \frac{1}{(n^{eff})^2} & B_4 \\ B_4 & B_3 - \frac{1}{(n^{eff})^2} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} D_2 \\ D_3 \end{Bmatrix} = 0 \quad (\text{B12})$$

この固有方程式が解を持つため、(B13)式が成立する。

$$\frac{1}{(n^{eff})^2} = \frac{B_2 + B_3 \pm \sqrt{(B_2 - B_3)^2 + 4B_4^2}}{2} \quad (\text{B13})$$

ここで、2つのパラメータ b_1 と b_2 を(B14)式のように定義することで、(B13)式の二つの解は(B16)のように表される。

$$b_1 = \frac{B_2 + B_3}{2} \quad b_2 = \sqrt{\left(\frac{B_2 - B_3}{2}\right)^2 + B_4^2} \quad (\text{B14})$$

$$n_p^{eff} = \frac{1}{\sqrt{b_1 + b_2}} \quad n_q^{eff} = \frac{1}{\sqrt{b_1 - b_2}} \quad (\text{B15})$$

n_p^{eff} と n_q^{eff} はそれぞれ、 \vec{p} と \vec{q} 方向における屈折率となっている。 x_2 - x_3 面内にある \vec{p} と \vec{q} は

互いに直交している。したがって、ひずみや温度変化が加わった状態への変化は(B16)式のように表される。

$$\Delta' n_p^{eff} = -\frac{1}{2} \frac{\Delta' b_1 + \Delta' b_2}{(b_1 + b_2)^{\frac{3}{2}}} \quad \Delta' n_q^{eff} = -\frac{1}{2} \frac{\Delta' b_1 + \Delta' b_2}{(b_1 - b_2)^{\frac{3}{2}}} \quad (\text{B16})$$

b_1 と b_2 を求めるためには、 B_i ($i = 1, \dots, 6$) が分からなければならない。ここで、ひずみと温度に線形に変化すると仮定すると、(B17)式のように表される。ここで、 p_{ij} は(B18)式に示す光弾性定数であり、 ε_i ($i = 1, \dots, 6$) はひずみ、 α_i ($i = 1, \dots, 6$) は熱膨張係数である。添字の 1, 2, 3 は、それぞれ x_1, x_2, x_3 方向に対応している。

$$\Delta' B_i = W_i \Delta T + p_{ij} (\varepsilon_j^t - \alpha_j^s \Delta T) \quad (\text{B17})$$

$$[p_{ij}] = \begin{bmatrix} p_{11} & p_{12} & p_{13} & p_{14} & p_{15} & p_{16} \\ p_{12} & p_{22} & p_{23} & p_{24} & p_{25} & p_{26} \\ p_{13} & p_{23} & p_{33} & p_{34} & p_{35} & p_{36} \\ p_{14} & p_{24} & p_{34} & p_{44} & p_{45} & p_{46} \\ p_{15} & p_{25} & p_{35} & p_{45} & p_{55} & p_{56} \\ p_{16} & p_{26} & p_{36} & p_{46} & p_{56} & p_{66} \end{bmatrix} \quad (\text{B18})$$

応力が一定の場合、(B19)に示すように W_i ($i = 1, \dots, 6$) は温度の関数である B_i の変化になる。

$$W_i = \left(\frac{\partial B_i}{\partial T} \right)_{\sigma_j^s = \text{const.}} \quad (\text{B19})$$

等方性の光ファイバでは、光弾性定数は以下のような性質を有する。

$$p_{12} = p_{13} = p_{23} \quad p_{11} = p_{22} = p_{33} \quad p_{44} = \frac{p_{11} - p_{12}}{2} \quad (\text{B20})$$

さらに、成分 B_i ($i = 1, \dots, 6$) は次のようになる。

$$B_1 = B_2 = B_3 = \frac{1}{n_0^2} \quad B_4 = B_5 = B_6 \quad (\text{B21})$$

また、 α_i^s ($i = 1, \dots, 6$) は以下の関係を持つ。

$$\alpha_1^s = \alpha_2^s = \alpha_3^s = \alpha^s \quad \alpha_4^s = \alpha_5^s = \alpha_6^s = 0 \quad (\text{B22})$$

よって、(B14)式と(B21)式の関係から、パラメータ b_1 と b_2 は次のように表される。

$$\Delta' b_1 = -\frac{2}{n_0^3} \frac{dn_0}{dT} \Delta T + p_{12} (\varepsilon_1^t - \alpha^s \Delta T) + (p_{22} + p_{23}) (\varepsilon_2^t - \alpha^s \Delta T) \quad (\text{B23})$$

$$\Delta' b_2 = \frac{p_{22} - p_{23}}{2} \sqrt{(\varepsilon_2^t - \varepsilon_3^t)^2 + (\varepsilon_4^t)^2} \quad (\text{B24})$$

ここで、光ファイバ軸方向に垂直な面(x_2 - x_3 面)での最大せん断ひずみは次のようになる。

$$\gamma_{\max}^t = \sqrt{(\varepsilon_2^t - \varepsilon_3^t)^2 + (\varepsilon_4^t)^2}$$

(B25)

したがって、(B24)式は次のように書き換えられる。

$$\Delta' b_2 = \frac{p_{22} - p_{23}}{2} \gamma'_{\max} \quad (\text{B26})$$

また、光ファイバに垂直な2方向のひずみ $\varepsilon'_2, \varepsilon'_3$ を、次のように置き換える。

$$\varepsilon'_h = \frac{\varepsilon'_2 + \varepsilon'_3}{2}, \quad \varepsilon'_d = \left| \frac{\varepsilon'_2 - \varepsilon'_3}{2} \right| \quad (\text{B27})$$

$\varepsilon'_h, \varepsilon'_d$ はそれぞれ、ひずみの軸対称成分と非軸対称成分である。以上の式から、(B16)は次のようにまとめられる。

$$\Delta' n_p^{\text{eff}} = -\frac{n_0^3}{2} \left[p_{12} \varepsilon'_1 + (p_{11} + p_{12}) \varepsilon'_h - \left\{ \frac{2}{n_0^3} \frac{dn_0}{dT} + (p_{11} + 2p_{12}) \alpha^s \right\} \Delta T + \frac{p_{11} - p_{12}}{2} \gamma'_{\max} \right] \quad (\text{B28})$$

$$\Delta' n_q^{\text{eff}} = -\frac{n_0^3}{2} \left[p_{12} \varepsilon'_1 + (p_{11} + p_{12}) \varepsilon'_h - \left\{ \frac{2}{n_0^3} \frac{dn_0}{dT} + (p_{11} + 2p_{12}) \alpha^s \right\} \Delta T - \frac{p_{11} - p_{12}}{2} \gamma'_{\max} \right] \quad (\text{B29})$$

ここで、1、2をひずみ主軸方向とすると $\varepsilon'_4 = 0$ より、

$$\begin{aligned} \gamma'_{\max} &= |\varepsilon'_2 - \varepsilon'_3| \\ &= 2\varepsilon'_d \end{aligned} \quad (\text{B30})$$

となるため、(B26)式と(B27)式は以下ようになる。

$$\Delta' n_p^{\text{eff}} = -\frac{n_0^3}{2} \left[p_{12} \varepsilon'_1 + (p_{11} + p_{12}) \varepsilon'_h - \left\{ \frac{2}{n_0^3} \frac{dn_0}{dT} + (p_{11} + 2p_{12}) \alpha^s \right\} \Delta T + (p_{11} - p_{12}) \varepsilon'_d \right] \quad (\text{B31})$$

$$\Delta' n_q^{\text{eff}} = -\frac{n_0^3}{2} \left[p_{12} \varepsilon'_1 + (p_{11} + p_{12}) \varepsilon'_h - \left\{ \frac{2}{n_0^3} \frac{dn_0}{dT} + (p_{11} + 2p_{12}) \alpha^s \right\} \Delta T - (p_{11} - p_{12}) \varepsilon'_d \right] \quad (\text{B32})$$

すなわち、非軸対称成分 ε_d がゼロでないとき、両者は異なる値を持つ。このように、偏波方向によって異なる屈折率を持つ現象を複屈折という。

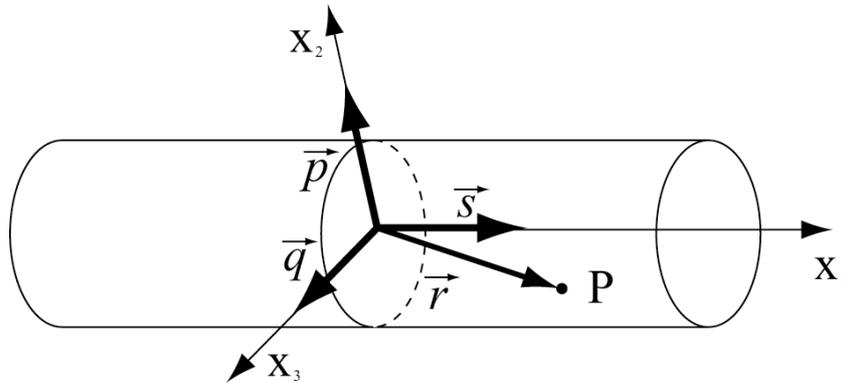


Fig. B.1 Coordinate system in optical fiber.

Appendix C モード結合理論および行列伝達法を用いた反射光スペクトルの理論的解法

C.1 モード結合理論

モード結合理論は、2つの平行した導波路 1、2 を持つ系が存在した場合、導波路それぞれの単独モードを用いて全体のモードを導き、全体系の電磁界の様子を解析する手法である。

2つの導波路モードの電磁界ベクトルを \vec{E}_p および \vec{H}_p ($p=1,2$) と表し、平面波を仮定して以下のように表現する。

$$\vec{E}_p = E_p(x, y) \exp(i\beta_p z) \quad (C1)$$

$$\vec{H}_p = H_p(x, y) \exp(i\beta_p z) \quad (C2)$$

ここで、 β_p は各モードの伝播定数である。これらの電磁界ベクトルはマックスウェル方程式を満たす。

$$\nabla \times \vec{E}_p = -i\omega\mu_0 \vec{H}_p \quad (C3)$$

$$\nabla \times \vec{H}_p = -i\omega\varepsilon_0 N_p^2 \vec{E}_p \quad (C4)$$

ここで μ_0 、 ε_0 はそれぞれ真空中の透磁率と誘電率、 ω は光ファイバを伝播する光の各周波数、そして $N_1(x, y)$ 、 $N_2(x, y)$ は導波路 1 および 2 のみの屈折率分布である。

この系全体の電磁界ベクトルは、1 と 2 のモードの線形結合として表される。

$$\vec{E} = A(z)\vec{E}_1 + B(z)\vec{E}_2 \quad (C5)$$

$$\vec{H} = A(z)\vec{H}_1 + B(z)\vec{H}_2 \quad (C6)$$

系全体の電磁界ベクトルもマックスウェルの方程式を満たさなければならないので、

$$\nabla \times \vec{E} = -i\omega\mu_0 \vec{H} \quad (C7)$$

$$\nabla \times \vec{H} = -i\omega\epsilon_0 N^2 \vec{E} \quad (\text{C8})$$

ここで、

- ・系全体の光のパワーは無損失である
- ・FBG を考え、モード 1 を前進波、モード 2 を後進波とする

という仮定を置き、(C1)式～(C8)式を用いて、変形すると次のような式が得られる。

$$\frac{dA}{dz} = -i\kappa_G B \exp(2i\varphi z) \quad (\text{C9})$$

$$\frac{dB}{dz} = i\kappa_G A \exp(-2i\varphi z) \quad (\text{C10})$$

ここで、 κ_G はモード結合定数であり、その値はグレーティングの形状や位相および屈折率などによって決まる。また、 φ は位相の整合状態を表すパラメータであり、次の式で表される。

$$\varphi = \beta - \frac{\pi}{d} \quad (\text{C11})$$

ここで d はグレーティングの格子間隔である。

(D.9) 式および (D.10) 式がモード結合方程式である。この方程式を解くことにより、 $A(z)$ と $B(z)$ を求めることができる。 $A(z)$ と $B(z)$ はそれぞれ前進波および後進波の振幅であるから、FBG の入射端を $z=0$ とすれば、 $B(0)$ が FBG の反射光の大きさを表している。

C.2 行列伝達法による解法

上記のように、モード結合方程式 (D.9) (D.10) を解くことによって FBG の反射率を求めることができる。しかし、グレーティングにアポダイゼーションやチャープが存在する場合や、不均一なひずみによって屈折率分布が存在する場合には、モード結合定数 κ_G が位置 z の関数として変化するため、方程式を解析的に解くことはできない。そこで、行列伝達法を利用して近似的に解を求める。行列伝達法はグレーティング全体を、区間内は均一とみなした N 個のセグメントの集合として近似し、各セグメントにおける伝達行列を掛け合わせることで全体の反射光を計算する手法である。

まず、 κ_G が一定の場合のモード結合方程式 (D.9) (D.10) の一般解は、次のようになる。

$$A(z) = C_1 \exp[(\alpha + i\varphi)z] + C_2 \exp[-(\alpha + i\varphi)z] \quad (\text{C12})$$

$$B(z) = -\frac{\alpha + i\varphi}{i\kappa} C_1 \exp[-(\alpha + i\varphi)z] - \frac{-\alpha + i\varphi}{i\kappa} C_2 \exp[(\alpha + i\varphi)z] \quad (\text{C13})$$

$$\kappa = \kappa_G \exp\left(-i\frac{2\pi}{d}z\right) \quad (\text{C14})$$

$$\alpha = \sqrt{\kappa_G^2 - \varphi^2} \quad (\text{C15})$$

である。

そして FBG 全体の長さを L とすると、(C12)式と(C13)式から以下のような関係式が成立する。

$$\begin{Bmatrix} A(L) \\ B(L) \end{Bmatrix} = \begin{pmatrix} a & b \\ b^* & a^* \end{pmatrix} \begin{Bmatrix} A(0) \\ B(0) \end{Bmatrix} \quad (\text{C16})$$

$$a = \exp(i\varphi L) \left\{ \cosh(\alpha L) - i \frac{\varphi}{\alpha} \sinh(\alpha L) \right\} \quad (\text{C17})$$

$$b = -i \exp(i\varphi L) \frac{\kappa_G}{\alpha} \sinh(\alpha L) \quad (\text{C18})$$

次に、FBG を N 個のセグメントに分割した場合を考える。このとき j 番目のセグメントにおける伝達行列 F_j は、そのセグメントの長さを Δz_j として、次のようになる。

$$F_j = \begin{pmatrix} a_j & b_j \\ b_j^* & a_j^* \end{pmatrix} \quad (\text{C19})$$

$$a_j = \exp(i\varphi \Delta z_j) \left\{ \cosh(\alpha \Delta z_j) - i \frac{\varphi}{\alpha} \sinh(\alpha \Delta z_j) \right\} \quad (\text{C20})$$

$$b_j = -i \exp(i\varphi \Delta z_j) \frac{\kappa_G}{\alpha} \sinh(\alpha \Delta z_j) \quad (\text{C21})$$

したがって、全体の伝達行列 F は、

$$F = F_N \cdot F_{N-1} \cdot \dots \cdot F_j \cdot \dots \cdot F_1 \quad (\text{C22})$$

となり、

$$\begin{Bmatrix} A(L) \\ B(L) \end{Bmatrix} = F \begin{Bmatrix} A(0) \\ B(0) \end{Bmatrix} \quad (\text{C23})$$

である。

したがって、入射端 $z=0$ から入射する前進波の振幅を $A(0)=1$ とおき、反対側の端 $z=L$ から入射する後進波の振幅を $B(L)=0$ とおけば、透過光や反射光の大きさを表す $A(L)$ および $B(0)$ が容易に求まる。

この方法で注意すべき点は、分割数 N を任意に大きくはできないことである。なぜなら、非常に短い FBG に対してはモード結合理論の前提である摂動の考え方が成り立たないからである。

また複屈折がある場合は、前進波・後進波ともに p 方向と q 方向の2つのモードがあるが、互いに直交しているため p 方向 - q 方向間のモード結合定数は無視できるほど小さい。したがって、それぞれについてモード結合方程式を解き、解を重ね合わせることで最終的な反射率が求められる。

参考文献

- [1] H.G. Allen, *Analysis and design of structural sandwich panels*, Pergamon Press (1969).
- [2] 宮入裕夫, サンドイッチ構造の基礎, 日刊工業新聞社 (1990)
- [3] D. Zenkert, *The Handbook of Sandwich Construction*, EMAS (1997).
- [4] J.R. Vinson, "Sandwich Structures," *Appl. Mech. Rev.*, **54**(3) (2001), 201-214.
- [5] 先端材料技術協会監修, 佐藤孝編集, ハニカム構造材料の応用, シーエムシー出版 (2002)
- [6] T.S. Gates and H.M. Herring, "Facesheet push-off tests to determine composite sandwich toughness at cryogenic temperatures," at *42nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit*, Seattle, April 2001, AIAA-2001-1219.
- [7] A. Ural, A.T. Zehnder, and A.R. Ingraffea, "Fracture mechanics approach to facesheet delamination in honeycomb: measurement of energy release rate of the adhesive bond," *Eng. Fract. Mech.*, **70**(1) (2003) 93-103.
- [8] R. Okada and M.T. Kortschot, "The role of the resin fillet in the delamination of honeycomb sandwich structures," *Compos. Sci. Technol.*, **62**(14) (2002) 1811-1819.
- [9] Goswami S, Becker W, "Analysis of debonding fracture in a sandwich plate with hexagonal core," *Compos. Struct.*, **49**(4) (2000), 385-392.
- [10] S. Abrate, "Localized impact on sandwich structures with laminated facings," *Appl. Mech. Rev.*, **50**(2) (1997), 69-82.
- [11] T. Anderson and E. Madenci, "Experimental investigation of low-velocity impact characteristics of sandwich composites," *Compos. Struct.*, **50**(3) (2000) 239-247.
- [12] E.J. Herup and A.N. Palazotto, "Low-velocity impact damage initiation in graphite/epoxy/Nomex honeycomb-sandwich plates," *Compos. Sci. Technol.*, **57**(12) (1997) 1581-1598.
- [13] L.J. Lee, K.Y. Huang, and Y.J. Fann, "Dynamic response of composite sandwich plate impacted by a rigid ball," *J. Compos. Mater.*, **27**(13) (1993), 1238-1256.
- [14] M. Akay and R. Hanna, "A comparison of honeycomb-core and foam-core carbon-fibre/epoxy sandwich panel," *Composites*, **21**(4) (1990), 325-331.
- [15] T.E. Lacy, Y. Hwang, "Numerical modeling of impact-damaged sandwich composites subjected to compression-after-impact loading," *Compos. Struct.*, **61**(1-2) (2003) 115-128.
- [16] O.T. Thomsen, "Analysis of local bending effects in sandwich plates with orthotropic face layers subjected to localized loads," *Compos. Struct.*, **25**(1-4) (1993), 511-520.
- [17] O.T. Thomsen, "Theoretical and experimental investigation of local bending effects in sandwich

- plates,” *Compos. Struct.*, **30**(1) (1995), 85-101.
- [18] O.T. Thomsen and Y. Frostig, “Localized bending effects in sandwich panels: Photoelastic investigation versus high-order sandwich theory results,” *Compos. Struct.*, **37**(1) (1997), 97-108.
- [19] M. Schwartz, *Encyclopedia of Smart Material*. John Wiley & Sons (2002).
- [20] 武田 展雄, “知的複合材料システムのための構造ヘルスマニタリング技術,” 日本航空宇宙学会誌, **48** (2000), 13-18.
- [21] K.S.C Kuang and W.J. Cantwell, “Use of conventional optical fibers and fiber Bragg gratings for damage detection in advanced composite structures: A review,” *Appl. Mech. Rev.* **56**(5) (2003), 493-513.
- [22] K. Satori, K. Fukuchi, Y. Kurosawa, A. Hongo, and N. Takeda, “Polyimide-coated small-diameter optical fiber sensors for embedding in composite laminate structures”, *Smart Structures and Materials 2001: Sensory Phenomena and Measurement Instrumentation for Smart Structures and Materials*, Udd, E. and Inaudi, D. eds., *Proc. SPIE* **4328** (2001), 285-294.
- [23] Y. Okabe, T. Mizutani, S. Yashiro, and N. Takeda, “Detection of microscopic damages in composite laminates with embedded small-diameter fiber Bragg grating sensors,” *Compos. Sci. Technol.*, **62** (7-8) (2002)951-958.
- [24] A.D. Kersey, M.A. Davis, H.J. Patrick, M. LeBlanc, K.P. Koo, C.G. Askins, M.A. Putnam, and E.J. Friebele, “Fiber Grating Sensors,” *J. Lightwave Technol.*, **15**(8) (1997), 1442-1463.
- [25] S. Takeda, Y. Okabe, and N. Takeda, “Delamination detection in CFRP laminates with embedded small-diameter fiber Bragg grating sensors” *Composites Part-A*, **33** (7) (2002), 971-980.
- [26] A. Paolozzi and I. Peroni, “Experimental assessment of debonding damage in a carbon-fibre reinforced plastic sandwich panel by frequency variations,” *Compos. Struct.*, **35** (4) (1996), 435-444.
- [27] N. Bourasseau, E. Moulin, C. Delebarre, and P. Bonniau, “Radome health monitoring with Lamb waves: experimental approach,” *NDT & E INTERNATIONAL*, **33** (6) (2000), 393-400.
- [28] Bocherens E, Bourasseau S, Dewynter-Marty V, Py S, Dupont M, Ferdin, and P, Berenger, “Damage detection in a radome sandwich material with embedded fiber optic sensors” *Smart Mater. Struct.*, **9**(3) (2000), 310-315.
- [29] B. Hofer, “Fiber optic damage detection in composite structures,” *Composites*, **18**(4) (1987) 309-316.
- [30] E. Blaise and F.-K. Chang, “Built-in diagnostics for debonding in sandwich structures under extreme temperatures,” *Structural Health Monitoring – The Demands and Challenges*, F.-K.Chang ed., CRC Press (2001), 154-163.
- [31] A.Othonos and K. Kalli, *Fiber Bragg Gratings: Fundamentals and Applications in Telecommunications and Sensing*, Artech House (1999), Chapter 5.
- [32] Y. Takahashi, “High speed MEMS-OSA and its application to fiber sensors,” at *Second European Workshop on Optical Fiber Sensors*, Santander, June 2004, Invited Talk.

- [33] P.D. Soden, "Indentation of composite sandwich beams," *Journal of Strain Analysis for Engineering Design*, **31**(5) (1996), 353-360.
- [34] M.A. Hazizan and W.J. Cantwell, "The low velocity impact response of foam-based sandwich structures," *Composites Part-B*, **33**(3) (2002), 193-204.
- [35] M.A. Hazizan and W.J. Cantwell, "The low velocity impact response of an aluminum honeycomb sandwich structure," *Composites Part-B*, **34**(8) (2003), 679-687.
- [36] M.S.H Fatt and K.S. Park, "Dynamic models for low-velocity impact damage of composite sandwich panels - Part A: Deformation," *Compos. Struct.*, **52**(3-4) (2001), 335-351.
- [37] M.S.H Fatt and K.S. Park, "Dynamic models for low-velocity impact damage of composite sandwich panels - Part B: Damage initiation," *Compos. Struct.*, **52**(3-4) (2001), 353-364.
- [38] M.H Turk and M.S.H Fatt, "Localized damage response of composite sandwich plates," *Composite Part -B*, **30**(2) (1999), 157-165.
- [39] R. Olsson, "Engineering method for prediction of impact response and damage in sandwich panels," *Journal of Sandwich Structures & Materials*, **4**(1) (2002) 3-29.
- [40] D. Zenkert, A. Shipsha, and K. Persson, "Static indentation and unloading response of sandwich beams" *Composites Part-B*, **35**(6-8) (2004), 511-522.
- [41] V. Koissin, A. Shipsha, and V. Rizov, "The inelastic quasi-static response of sandwich structures to local loading" *Compos. Struct.*, **64**(2) (2004), 129-138.
- [42] S.R. Swanson and J. Kim, "Design of sandwich structures under contact loading," *Compos. Struct.*, **59**(3) (2003), 403-413.
- [43] S.R. Swanson, "Core compression in sandwich beams under contact loading," *Compos. Struct.*, **64**(3-4) (2004), 389-398.
- [44] J. Gustin, M.Mahinfalah, G.N. Jazar, and M.R. Aagaah, "Low-velocity impact of sandwich composite plates," *Society for Experimental Mechanics*, **44**(6) (2004), 574-583.

本論文に関する研究発表等

講演発表

1. 水口 周, 岡部 洋二, 武田 展雄, “細径光ファイバセンサを用いたハニカムサンドイッチ構造の定量的損傷検出,” 第 46 回構造強度に関する講演会講演集, 八戸, 平成 16 年 8 月 4 日, pp. 43-45
2. S. Minakuchi, Y. Okabe, and N. Takeda, “Damage Detection in Honeycomb Sandwich Structures Using Small-diameter Optical Fiber Sensors,” 11th US-Japan Conference on Composite Materials – Extended abstract booklet, Yonezawa, September 9, 2004, Damage 11

謝辞

本研究を進める2年の間、多くの方々のお世話になりました。

指導教官である武田展雄教授には、興味深いテーマを与えていただき、多くの指導を頂きました。心よりお礼を申し上げます。

岡部洋二講師には本研究を進める上で、的確な助言と暖かい激励を幾度となくいただきました。また、本論文作成に当たっては、深夜、休日にもかかわらず、熱心なご指導をいただきました。多大なご迷惑、ご心労をおかけしたことをお詫びするとともに、深く感謝いたします。

武田真一氏(JAXA)には、学部時代に基礎から直接ご指導いただき、本研究の選定においてもご協力をいただきました。心から感謝いたします。水谷忠均氏、矢代茂樹氏、天野正太郎氏、吉村彰記氏(東京大学大学院博士課程)、野田淳一氏(金沢工業大学)からは、研究を進める上での貴重な助言、協力をいただきました。ここに深く感謝の意を表します。

本研究の共同研究者である、白石伸夫氏(東京理科大4年)には、試験片作成、実験等にわたり多くの協力をいただきました。また同期である高橋市弥氏、西川雅章氏、林健太郎氏(東京大学大学院修士課程)をはじめ、武田研学生諸氏、関係者諸氏にも大変お世話になりました。ここに、深く感謝の意を表します。

多くの方々のお力添えがあつてこの論文をまとめることができました。ほんとうにありがとうございました。

最後に、私の考えをいつも理解し、暖かく見守ってくれた両親と、兄弟、そして友人に感謝いたします。

2005年2月

水口 周