

東京大学 大学院新領域創成科学研究科
基盤科学研究系
先端エネルギー工学専攻

平成 18 年度

修士論文

サンドイッチパネルの力学特性回復機能を有する
SMA ハニカムコアの開発

2007 年 2 月提出
指導教員 武田 展雄 教授

56212 白石 伸夫

目次

第 1 章 序論	1
1.1 サンドイッチパネルについて	1
1.2 形状記憶合金について	4
1.2.1 SMA とは	4
1.2.2 形状回復効果のメカニズム	5
1.2.3 機械的性質	10
1.3 ヘルスモニタリング技術	11
1.4 損傷回復手法の提案	12
1.5 本研究の目的と論文構成	14
第 2 章 SMA ハニカムサンドイッチパネルの作製	16
2.1 材料およびセルサイズの決定	16
2.1.1 SMA の選択および合金組成の決定	16
2.1.2 SMA ハニカムコアに関する考察	19
2.2 SMA ハニカムコアの作製	23
2.3 SMA ハニカムサンドイッチパネルの作製	31
第 3 章 アルミハニカムコアを用いた衝撃損傷による力学的特性低下の検証	33
3.1 衝撃損傷の観察	33
3.1.1 実験方法	33
3.1.2 実験結果	34
3.2 損傷が生じたときの曲げ剛性の計測	36
3.2.1 実験方法	36
3.2.2 はり理論による解析	37
3.2.3 有限要素法による解析	41
3.2.4 実験および解析の結果	41

3.3 損傷が生じたときの面内圧縮強度の計測	44
3.3.1 実験方法	44
3.3.2 実験結果	45
3.4 まとめ	47
第4章 損傷及び回復に伴う曲げ剛性の評価	48
4.1 衝撃損傷の回復実験	48
4.1.1 SMA ハニカムコアを用いた損傷回復実験	48
4.1.2 SMA ハニカムサンドイッチパネルを用いた損傷回復実験	50
4.2 損傷及び回復に伴う曲げ剛性変化の評価実験	51
4.2.1 実験方法および解析	51
4.2.2 実験および解析の結果	54
4.3 まとめ	57
第5章 損傷及び回復に伴う面内圧縮強度変化の評価	58
5.1 面内圧縮強度の回復性能の実験による評価	58
5.1.1 実験方法	58
5.1.2 実験結果	59
5.1.3 形状回復による面内圧縮強度回復の可能性の検討	64
5.2 まとめ	66
第6章 結論および今後の課題	67
6.1 本研究の結論	67
6.2 今後の課題およびSMA ハニカムコアの展開	68
参考文献	70
本論文に関する学会発表など	71
謝辞	72

目次

1.1 Schematic of honeycomb sandwich panel.	3
1.2 Schematic of honeycomb core.	3
1.3 Schematic and photograph of impact damage.	4
1.4 Photograph of shape memory effect.	4
1.5 Crystal structure change of steel in refrigeration.	7
1.6 Relationship between amount of martensite and temperature.	7
1.7 Schematic of twin crystal and dislocation in shear loading.	8
1.8 Mechanism of shape-memory effect.	8
1.9 Stress-strain curve of SMA and common metal.	11
1.10 Schematic of damage detection techniques.	12
1.11 Schematic of smart sandwich panel which can control damage progress by SMA.	14
2.1 Relationship between composition of Ti-Ni alloy and temperature of transformation.	17
2.2 Relationship between temperature and feature of Ti-Ni alloy.	18
2.3 Change of shear stiffness around A_f temperature.	18
2.4 Definition of coordinate system in honeycomb.	19
2.5 Comparison of rigid core with soft core in impact loading condition.	21
2.6 Folding of SMA foil by square bar.	25
2.7 Photograph of mold and jig.	25
Folding of SMA foil into a hexagonal geometry by mold and jig.	26
2.9 Dimensions of the mold.	26
2.10 Fixing of SMA foil between two molds.	27
2.11 Photograph of constant-temperature tank.	27
2.12 SMA foil after shape memory treatment.	27
2.13 Masking of SMA foil.	28
2.14 Bonding of SMA foils.	28
2.15 Method of pressurization for adhesive area.	28
2.16 Photograph of bonded SMA foils.	29
2.17 Bonded SMA foils after heating.	29
2.18 Masking tapes were removed.	29
2.19 Repairing of adhesion failure.	30
2.20 Cutting of SMA honeycomb.	30
2.21 Completed of SMA honeycomb.	30

2.22 Photograph of SMA honeycomb sandwich panel.	32
3.1 Photograph of impact testing machine.	34
3.2 Method to slice the sandwich panel.	34
3.3 Cross-sectional view of damaged aluminum-honeycomb sandwich panel.	35
3.4 Deflection change of facesheet along longitudinal direction.	35
3.6 Schematic of four bending test.	36
3.7 Schematic of indentation test.	37
3.8 Deflection change of damaged sandwich panel.	37
3.9 Calculation model for beam theory. : (a) Undamaged sandwich, (b) Damaged sandwich.	39
3.10 Thickness change of damaged sandwich.	40
3.11 Model for finite element analysis.	41
3.12 Load-deflection curve in four point bending test.	42
3.13 Deflection and strain distribution along the surface of facesheet in part A.	43
3.14 Displacement at midspan in four point bending test.	43
3.15 Distribution of shear strain around center of the core.	44
3.16 Schematic of specimen.	45
3.17 Thickness change of specimen along longitudinal direction.	46
3.18 Photograph of specimen after in-plane compression test.: (a)Undamaged specimen, (b)Damaged specimen	46
3.19 Load-strain curve of in-plane compression test.	47
4.1 Photograph of SMA honeycomb core. (a)Before Impact, (b)After Impact, (c)After Recovered	49
4.2 Cross-sectional view of SMA honeycomb sandwich beam. (a)Before Impact, (b)After Impact, (c)After Recovered	50
4.3 Deflection of facesheet.	51
4.4 Schematic of four-point bending test.	52
4.5 Model for beam analysis.	53
4.6 Model for finite element analysis.	53
4.7 Deflection change around center.	54
4.8 Load-Deflection curve in four point bending test.	55
4.9 Cross-sectional view of SMA honeycomb sandwich. (a)Before Impact, (b)After Impact, (c)After Recovered	55
4.10 Deflection and strain distribution along facesheet in patA	56
4.11 Displacement at midspan in four point bending test.	56

5.1 Schematic of specimen.	59
5.2 Deflection change along longitudinal direction caused by indentation damage.	61
5.3 Deflection change due to shape recover.	61
5.4 Photograph of specimen after in-plane compression test. (a) Undamaged Specimen, (b) Damaged Specimen, (c) Recovered Specimen	62
5.5 Load-strain curve of in-plane compression test.	63
5.6 Schematic of fracture mode of sandwich panel under compressive load.	63
5.7 Growth of dent under in-plane compressive test.	64
5.8 Deflection change due to shape recover.	65
5.9 Photograph of specimen after in-plane compression test.	65
5.10 Load-strain curve of in-plane compression test.	66
6.1 Schematic of corrugated core and roll core. (a) Corrugated core, (b) Roll core	67

表目次

2.1 Properties of Ti-Ni alloy and Cu-Zn-Al alloy.	16
2.2 Properties of Aluminum honeycomb and SMA honeycomb.	21
3.1 Material properties of facesheet and aluminum honeycomb core.	40
4.1 Material properties of facesheet and aluminum honeycomb core.	52

第 1 章 序論

1.1 サンドイッチパネルについて

サンドイッチパネルとは Fig. 1.1 に示すように、比較的厚い軽量心材（コア）を薄い高強度、高剛性の表皮で挟み、構造効率を上げたものである。このサンドイッチ構造は、ミクロ的に見ると I 型ビームの集合体と考えられる。すなわち表皮は I 型ビームの上方両縁部に相当し、コアは I 型ビームの上下両縁部を支える支柱に相当する。それゆえ、表皮とコアの組み合わせにより単位重量当たりの曲げ剛性は、他の構造材料よりきわめて大きくなるという特徴を持つ。一般にサンドイッチパネルにおいて表皮は面内負荷と曲げ応力を支え、また直接外部に触れるため、高剛性、高強度、耐食性、耐熱性が要求され、金属、プラスチック、合板などが使われている。コアは 2 枚の表皮の距離を保ち、表皮が受け持たないせん断荷重を受け持つため、軽量で板面に垂直方向の弾性率が高いことが重要となり、フォーム材、アルミを中心とするハニカム材などが使われている。コアと表皮の組合せで、様々な機能を持たせることが可能であり、特に構造の軽量化が性能の向上に直結する航空宇宙分野では、なくてはならないものとなっている[1-3]。

よく用いられるコアのひとつに、ハニカムコアがある。ハニカムとは「蜂の巣」から転じて、工業材料として用いられる六角形の小部屋（セル）の集合を意味し、現在では六角セル以外にも同一形状のセルの集合体を総じてハニカムと呼んでいる。材料、製法、セル形状などが多岐にわたり、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。ハニカムコア全体の寸法としてはコア箱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 寸法と呼ぶ。また、一般に一つのセルの W 方向の幅をセルサイズと呼び、通常寸法の表記には inch が使われる。ハニカムコアは軽量であり、サンドイッチパネルのコアとして比強度、比剛性がもっとも高く、耐疲労性も優れており、またアルミナなどの金属箔をはじめ、各種プラスチック、ペーパーなどの材料が選定できるという特徴を持つ。以下に、ハニカムサンドイッチパネルの特徴をまとめる。

(1) 軽量性

薄い表皮と薄肉箔の心材を接着したものであるから、その剛性に対する重量比はかなり小さくできる。

(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く、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と座屈荷重を有することができる。

(3) 耐振動、耐音響疲労性

曲げ剛性が高いため、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

組立てによるリベットなどの凹凸がないため、表面平滑性が保たれ、単に美観だけでなく高速飛行時の空力特性上極めて優れた特性である。

(5) 衝撃吸収性

セル壁が折り畳まれ一定の荷重を支えながらつぶれていくという特徴があるため衝撃の吸収性が良い。対クラッシュ性を要求されるヘリコプタの下部構造や、緩衝材などに適用されつつある。

(6) 断熱性

パネル自身が厚いこと、及び、熱伝導性の低い空気層がコア内に存在しているため、断熱性がよい。さらに、コア材に断熱材を充填することでより断熱効果を高めたハニカムコアの開発も行われている。

(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。エンジンファンセルに利用され、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。

以上のようなメリットを持つため、航空機におけるハニカムサンドイッチ構造の適用は、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パネルが使用され、航空機になくってはならないものになっている。また、大型化する傾向にあり、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パネルが使用されている。また、軽量で防音性や衝突緩衝性能をそなえた材料として自動車や鉄道への適用が注目されている。

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[1-3]。こうした損傷の中で、特に実用上問題となってくるのは、外部からの物体の衝突による衝撃損傷と、ディボンディングである。

衝撃損傷は、飛行中の鳥の衝突、離着陸時の石の巻き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[4]。衝撃損傷の様子を Fig. 1.3 に示す。ハニカムサンドイ

ツチ構造は、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[5-7]。衝撃損傷は面内圧縮強度や曲げ剛性などの力学特性を大きく低下させる[8-9]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重要な問題となっている。また、ディボンディングは表皮とコアの剥がれであり、主には接着不良やコア内の溜水などで発生し、衝撃損傷と同様にサンドイッチパネルの力学特性を低下させ、しかも目視による発見が難しく衝撃損傷と同様に問題となっている。

これらの問題を解決し、ハニカムサンドイッチパネルの安全性、健全性の大幅な向上のために、接着技術や接着耐性の向上や、損傷検知・損傷抑制能力を有する知的サンドイッチパネルの開発が期待されている。これらの技術が確立できれば、航空機や宇宙構造物の信頼性が飛躍的に向上するために、構造全体の更なる軽量化と低コスト化が図れると考えられる。

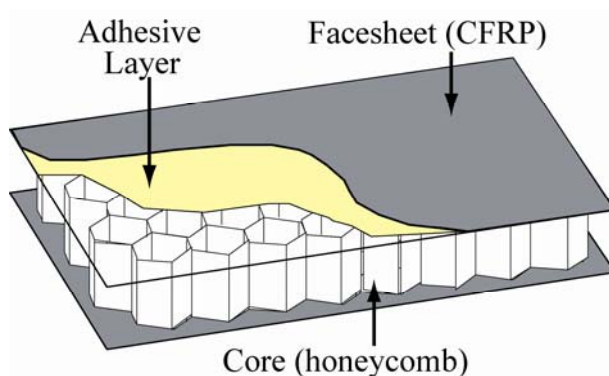


Fig. 1.1 Schematic of honeycomb sandwich panel.

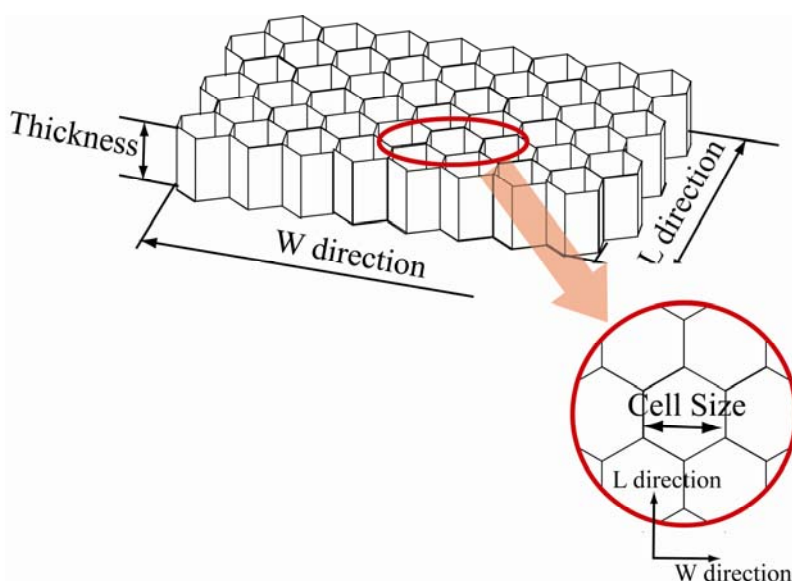


Fig. 1.2 Schematic of honeycomb core.

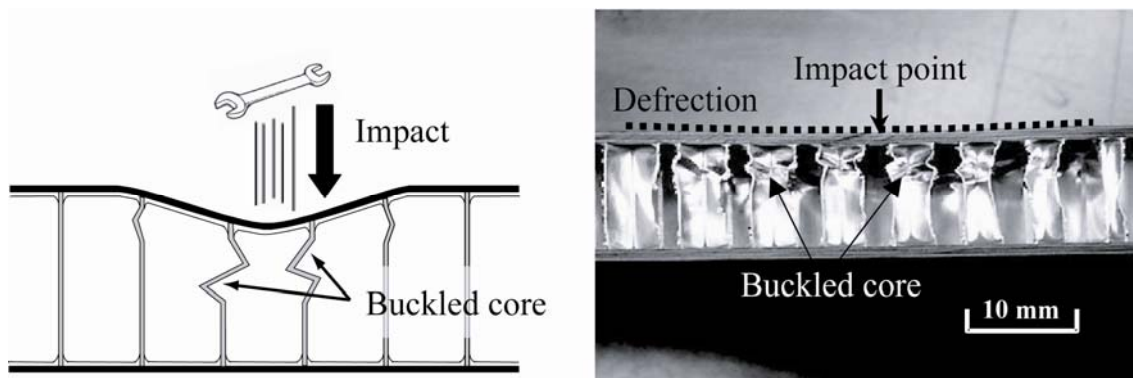


Fig. 1.3 Schematic and photograph of impact damage.

1.2 形状記憶合金について

本章では形状記憶合金(Shape memory alloy)について、その特性と形状記憶効果のメカニズムおよび機械的特性について述べる。

1.2.1 SMA とは

SMA は通常の金属材料とは異なり、一見塑性ひずみに見える数%のひずみが生じても、熱を加えてやることによりひずみを取り除かれ、元の形状に戻るといった特徴を持っている。実際に Fig. 1.4 に本研究で用いた SMA に対し負荷を与えた後に加熱したときの様子を示す。負荷によって与えられた変形が加熱によって回復しているのが確認できる。



(a)Before loading

(b)After loading

(c)After heating

Fig. 1.4 Photograph of shape memory effect.

SMA 以外にも形状記憶材料としては、強誘電体・高分子・セラミックスが挙げられる。特に高分子の分野ではごく当たり前に見られる現象といえる。プラスチックの形状記憶効果といえる熱収縮性を利用して、商品の外装として使われる密着包装に使われたり、また、ポリエチレンの熱収縮チューブは、配管工事などに広く使用されていたりする。[10-11]

これらの記憶材料の中で特に SMA の特徴としてあげられるものの一つ目としては、きわめて大きな回復力にある。SMA の一種の Ti-Ni 合金では、応力にして 500MPa 以上の形状回復力を発生し、繰り返し動作する場合も 100MPa 程度の回復力を利用できる。プラスチック

の場合は熱収縮による回復応力が低い上に材料自体の引っ張り強さが小さいので外部に力をもたらす素子としては使えない。

第二の特徴として繰り返し動作が可能であることが挙げられる。プラスチックは2回目以降には同じ動作をしなくなるのに対し、SMAは形状回復した後に再び曲げても、熱を加えれば何度でも前回と同様に元の記憶した形状に戻る。Ti-Ni合金では100万回の繰り返し動作をした後もほとんど劣化しないで使用することができる。ただし、このような繰り返し性能は変形ひずみ量が比較的大きい2~10%の範囲では、機能の劣化が起きてしまうので注意が必要である。

これらの特長を活かして、SMAは各種家電・ロボット・人工心臓・人工衛星などのアクチュエータとして、回復力を利用したい場面に用いられる。特に動作ストロークを大きくするためにコイル状にしてばね材で使用されている。

SMAには、Au-Cd合金、In-Ti合金、Cu-Zn-Al合金、Ti-Ni合金など、多くの種類がある。その中で、特に良好な形状記憶特性を示す合金として工業上実際に使用されているものは、Ti-Ni合金、Cu-Zn-Al合金の2種のみである。Ti-Ni合金は形状記憶特性全般について優れており、繰り返し寿命、耐食性が特に良好である。この特性のため、繰り返し使用回数の多いスイッチや、アクチュエータなどへの用途、医療用機器や産業用機器など高い信頼性を要求される分野ではほとんどNi-Ti合金が用いられる。一方、Cu-Zn-Al合金は低価格であるため、繰り返し使用頻度が低く、コストが重要視される箇所に適している。また、電気伝導率や熱伝導率が高いので、電子材料部品として有望視されている。

1.2.2 形状回復効果のメカニズム

金属を高温状態から徐冷すると、高温で安定な結晶構造から、低温で安定な結晶構造へと変化する。鉄を例にとってみると、Fig. 1.5に示すように高温では面心立方晶が安定であるが、徐々に温度を下げていくと低温で安定な体心立方晶へと変化する。しかし、急激に温度を下げた場合、低温で安定な結晶構造へと変化するのではなく、高温時の結晶構造を基にした新たな結晶構造が作られる。これが“マルテンサイト”と呼ばれる状態である。鉄の例では、マルテンサイト状態は体心正方晶である。マルテンサイト相に対して、元の状態を“母相”あるいは“オーステナイト相”と呼ぶ。母相からマルテンサイト相へと相変態することを“マルテンサイト変態”、マルテンサイト相から母相へと相変態することを“逆変態”と呼ぶ。温度とマルテンサイト生成量の関係をFig. 1.6に示す。温度が高いときは合金全体がオーステナイト相であるが、温度を下げるとある一定の温度でマルテンサイト変態が起こり、合金の一部にマルテンサイト相が発生する。このようにマルテンサイト相が最初に発生する温度をマルテンサイト変態開始温度(M_s 点)と呼ぶ、さらに温度を下げるとマルテンサイト相は急激に増加して次第に、増加が緩やかになって、合金全体がマルテンサイトになる。この温度をマルテンサイト変態終了温度(M_f 点)とっている。低温状態の、全体がマルテンサイト相になっている合金を加熱すると今度はマルテンサイト相の中にオ

オーステナイト相が出現する。この温度をマルテンサイト逆変態開始温度(A_s 点)といい、さらに温度を上げると、マルテンサイト相は次々とオーステナイト相に変態してマルテンサイト逆変態終了温度(A_f 点)で合金全体がオーステナイト相になる。ただし、温度上昇時と下降時にずれがあり、 M_s 点と A_f 点は一致しない。この両者の間の温度差、または温度上昇時と下降時の曲線に囲まれたループを温度ヒステリシスと呼んでいる。この温度ヒステリシスは、SMA の場合は 10~30 度である。これは、マルテンサイト変態のように一次の相変態の場合には、変態ひずみエネルギー、界面エネルギーなどの非化学的自由エネルギーが生じるので、両相の化学的自由エネルギーの差がこのエネルギー以上になるまで過冷却または、過加熱が必要となるためである。よって、同じ温度においても、それまでの温度履歴によって異なる状態となることがある。

マルテンサイト変態が起こると、マルテンサイト相とオーステナイト相との界面を、無理なひずみを作らず結合させる必要がある。その際に、Fig. 1.7 に示すように鉄などの通常の金属では、多量の転位が発生する。一方、Ti-Ni 合金などの SMA では、転位は発生せず、“双晶”と呼ばれる微細構造が発生する。転位が発生し、すべりが起こると原子同士の隣接関係が崩れてしまうのに対し、双晶は隣接関係を維持したまま、格子が変形している状態である。双晶はマルテンサイト変態時に発生し、逆変態時に消滅する。双晶においては原子間の隣接関係が維持されているため、双晶が消滅した後にできるオーステナイト相の結晶構造は、元のオーステナイト相の結晶構造と同じである。よって、双晶の状態での変形は、逆変態によって元に戻ることができる。これが形状記憶効果のメカニズムである。一連の状態変化を Fig. 1.8 に模式的に示す。マルテンサイト変態は、合金ごとに異なる“マルテンサイト変態点”より低い温度まで冷却することにより起こる。しかし、マルテンサイト変態点よりも少し高い温度においても、負荷を加えることで起こる。このような、負荷によって起こるマルテンサイト変態を、“応力誘起マルテンサイト変態”と呼ぶ。

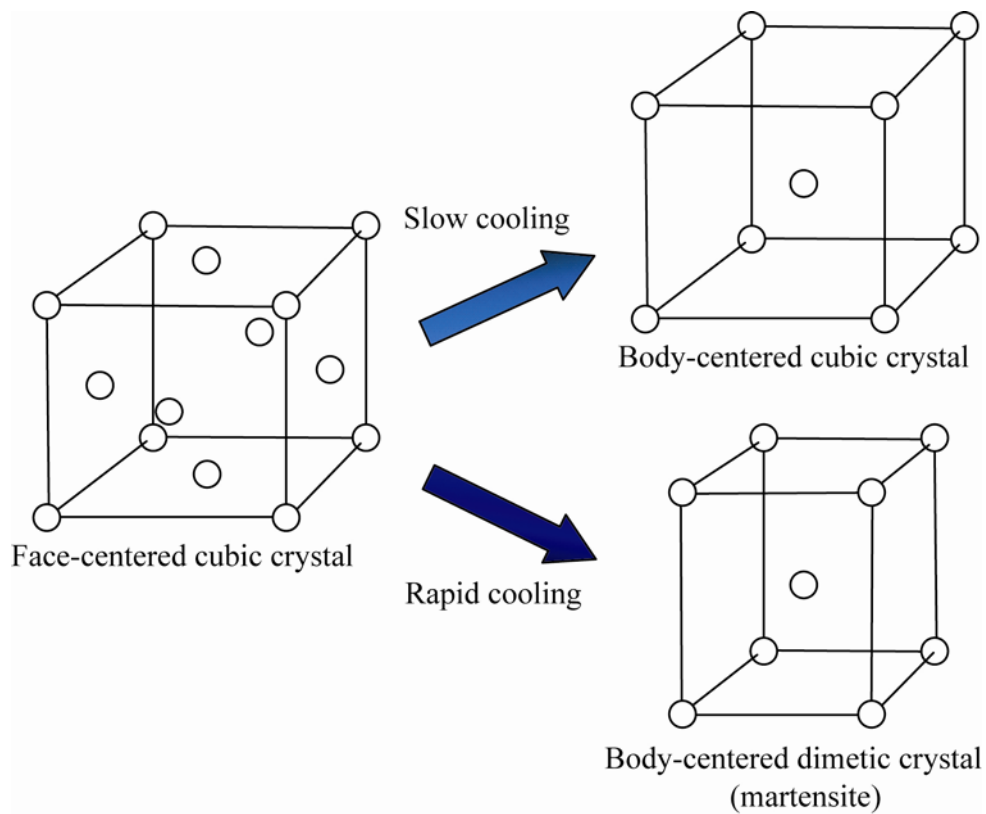


Fig. 1.5 Crystal structure change of steel in refrigeration.

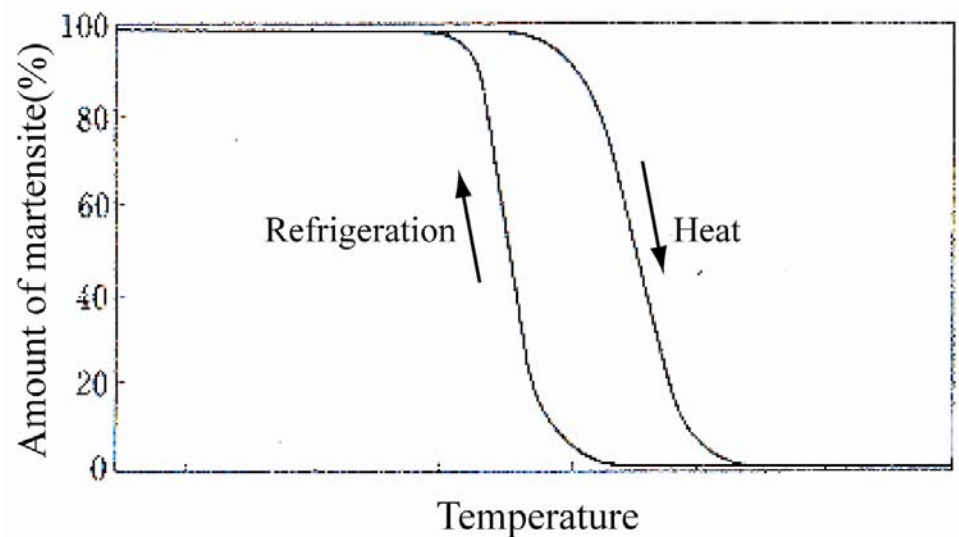


Fig. 1.6 Relationship between amount of martensite and temperature.

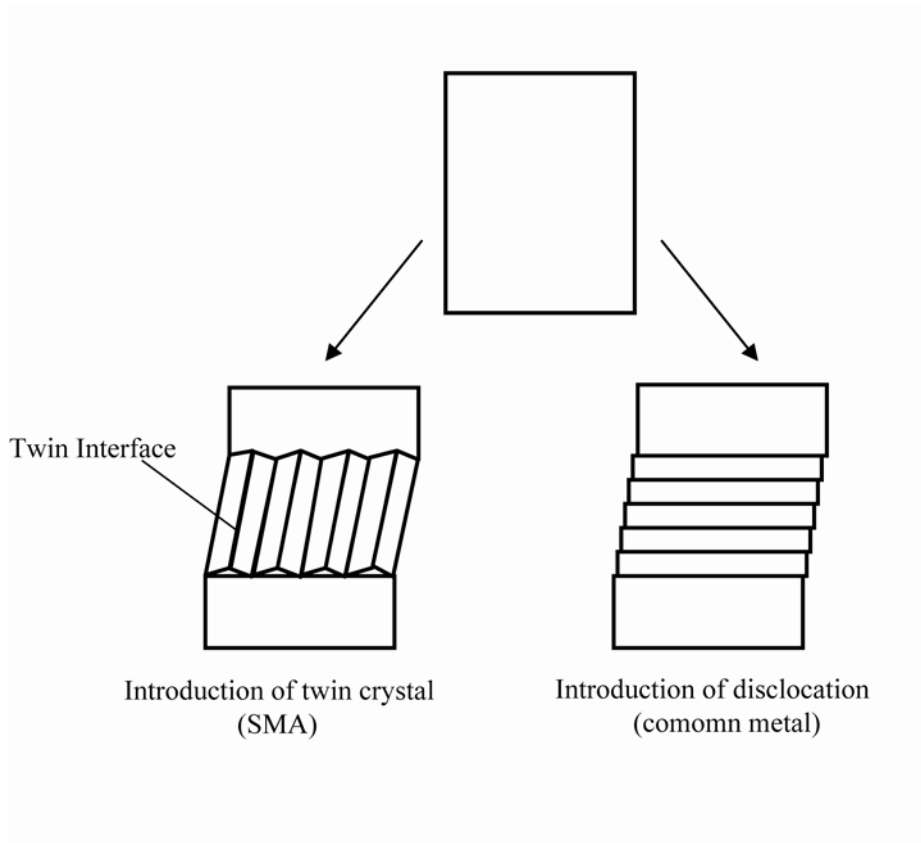


Fig. 1.7 Schematic of twin crystal and dislocation in shear loading.

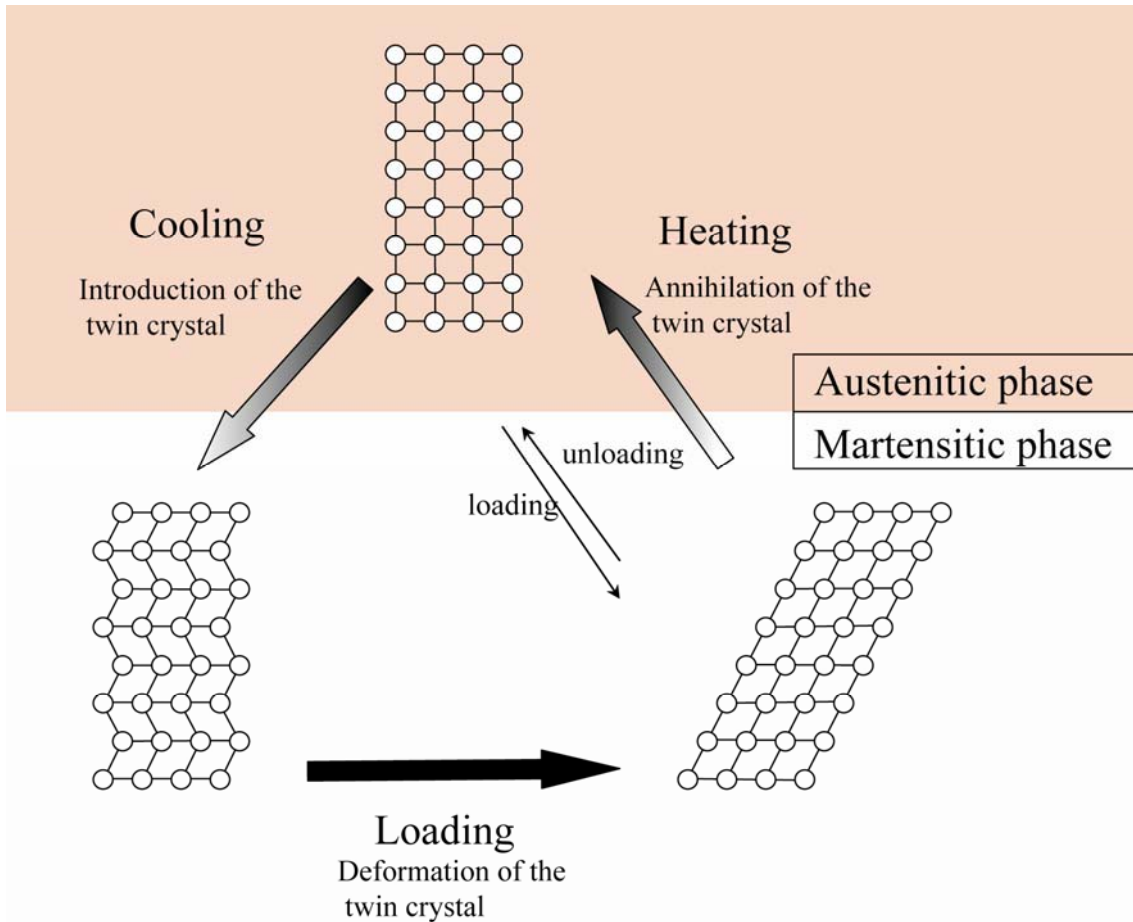
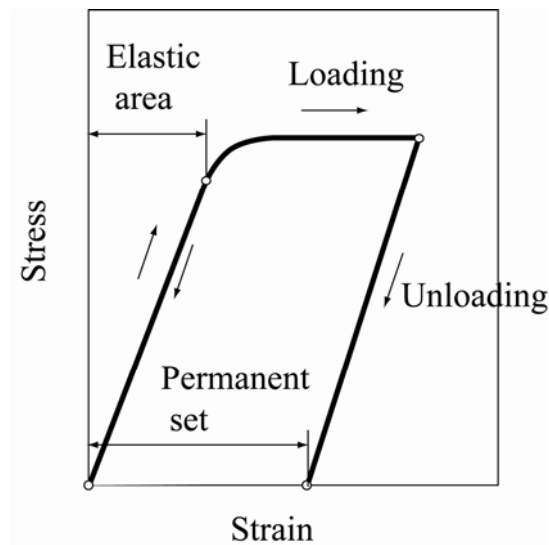


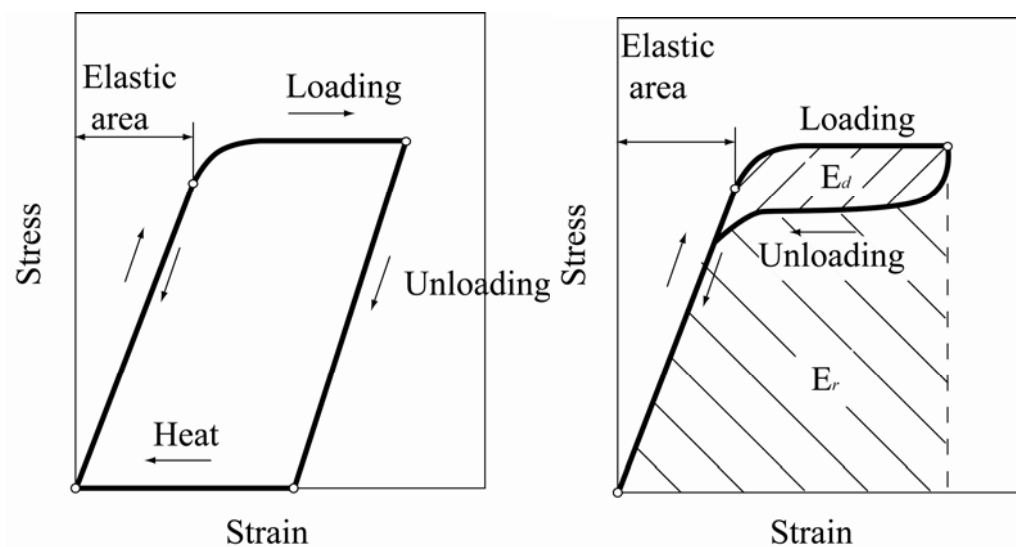
Fig. 1.8 Mechanism of shape-memory effect.

1.2.3 機械的性質

SMA の機械的特長を通常の金属と比較しながら説明する。通常の金属、形状記憶効果、超弾性効果のときのそれぞれの応力-ひずみ曲線を Fig. 1.9 に示す。通常の金属の場合、Fig. 1.9(a)に示すように、弾性領域を超えて降伏領域まで力を加えてから変形応力を取り除くと弾性変形による分のわずかなひずみは元に戻るが、大半の変形ひずみは塑性ひずみとして残留する。 A_f 点以下の温度の形状記憶合金に変形応力をかけた場合は、Fig. 1.9(b)に示すように弾性変形に続いて、通常の金属同様に降伏と同様の挙動がおき、降伏領域の途中から除荷すると見かけの塑性変形が残るが、このひずみを A_f 点以上に加熱してやると完全に回復してひずみゼロの状態に戻る。 A_f 点より少し高い温度においては、Fig. 1.9(c)に示すように、形状記憶合金はオーステナイト相の状態にあるが、負荷中に変形応力によって応力誘起マルテンサイト変態を起こし、そのマルテンサイト相が除荷したときにオーステナイト相に変態し、形状が戻る。除荷時に弾性変形分が回復するだけでなく、ちょうど荷重時の降伏現象と逆の現象を示して、一定の応力値を保ちながら、数%におよび大きな変形ひずみが元に戻ってしまう超弾性機能を持つ。なお、超弾性機能を持った際に Fig. 1.9(c)に示した散逸エネルギー E_d は、通常の金属は線形弾性で生じるので非常に小さいが、形状記憶合金の超弾性では非常に高く、防振材料としての機能に優れている。また、超弾性効果によるひずみエネルギー E_r の蓄積も最大ひずみが大きいために大きく、エネルギー貯蔵材料としての機能が優れており、その応用が期待されている。ただし、 A_f 点よりもはるかに高い温度においてはマルテンサイト変態が起きないため、回復効果は一切現れない。また、 A_s 点から A_f 点の間の温度においては、二つの特性が組み合わさった応力-ひずみ線を描く。



(a) Normal metal



(b) Shape-memory effect

(c) Superelasticity effect

Fig. 1.9 Stress-strain curve of SMA and common metal.

1.3 ヘルスモニタリング技術

筆者らはこれまで 1.1 で述べたようなサンドイッチパネルの信頼性や健全性を向上させる知的サンドイッチパネルの開発へむけ、光ファイバを用いたヘルスマニタリング技術の提案を行ってきた[12]。検出対象としたのはディボンディング、衝撃損傷の二つの損傷である。提案した損傷検出手法の概要を Fig. 1.10 に示す。まず、ディボンディングの検出に関しては、(I)光ファイバの破断や曲げ損失によって透過光の強度が低下する現象を利用した

手法や、(II) フィレットの形成によって生じた不均一熱残留ひずみが解放されることにより、Fiber Bragg Grating (FBG) センサからの反射光スペクトル形状が回復する現象を利用した検出手法がある。また、衝撃損傷の検出には、(III) 表皮の直下に埋め込まれた FBG センサに対して、表皮が上に凸の部分で圧縮ひずみが、下に凸になった部分で引張ひずみが生じ、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手法を提案しており、実験的および解析的に実証してきた。

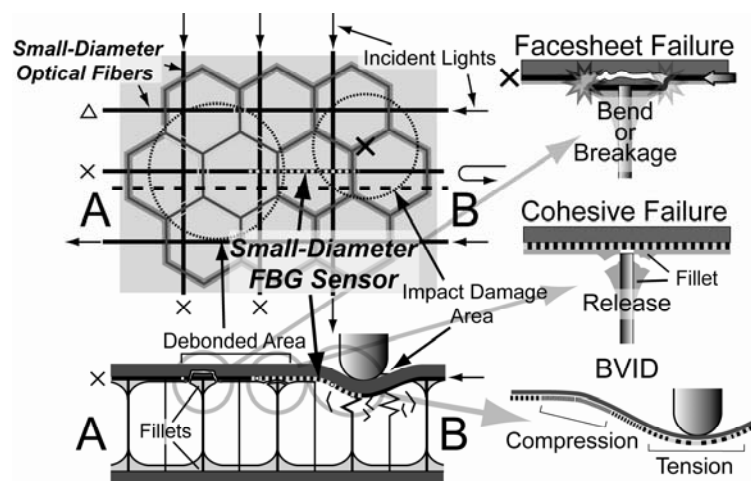


Fig. 1.10 Schematic of damage detection techniques.

1.4 損傷回復手法の提案

より材料の信頼性をあげるために、1.3 で述べたヘルスマニタリング技術以外に損傷抑制技術が注目されている。例えば CFRP に面内荷重が加わったときの、その初期段階で発生するトランスバースクラックの発生および進展を抑制するため、SMA 箔を CFRP 層間へ埋め込む試みや[13]、SMA ワイヤの電気抵抗変化を利用して、GFRP に加わったひずみの検出を行い、これによって SMA ワイヤ自体にひずみセンサと損傷抑制アクチュエータの機能を両立させることが試みられている[14]。しかし、これらのように SMA を埋め込んで、形状回復効果による収縮応力を面内方向に発生させる場合、積層板の面内剛性が高いと十分な損傷抑制を行うためには SMA の含有率を増加させて収縮力を大きくする必要がある。しかし、その場合、SMA と積層板との接着性が高くなければ、大きな力を発生させた際に剥がれが生じ、逆に損傷発生の起点になる可能性がある。したがって、形状記憶効果は面内方向ではなく、面外方向に利用したほうがより効果的と考えられる。

そこで、本研究ではより信頼性の高い知的サンドイッチパネルの開発に向けて、サンドイッチパネルに損傷抑制機能を付加するために、サンドイッチパネルに SMA を適用し、面外方向への形状回復を実現することで力学的特性の回復と損傷抑制を試みた。対象としたのは 1.1 で述べたサンドイッチパネル特有の損傷のうち、衝撃損傷である。衝撃損傷は面外衝撃によるコアの座屈により表皮が下方に引っ張られ、たわみが残る損傷であり、曲げ剛

性や面内圧縮強度の低下を招く。しかし、表皮は弾性変形であるため、コアの座屈を回復させることができれば表皮のたわみが消えて力学的特性が回復し、更なる損傷の進展を抑制することができると考えられる。また、たとえ損傷が大きく表皮が塑性変形しても形状を完全に戻すことができれば、面内圧縮強度が回復する可能性があることが明らかにされている[15]。そこで、筆者らは Fig. 1.11 に示すように、SMA の箔で作製したハニカムコアをサンドイッチパネルに適用し、加熱によってコアの座屈を回復させ、形状を元に戻し、損傷進展を抑制可能なサンドイッチパネルの開発を試みた。なお、本研究グループでは加熱方法として表皮の CFRP 積層板内にニクロム線を埋め込んで加熱を行う手法を提案している[16]。

以下に SMA ハニカムコアをサンドイッチパネルに適用する利点をあげる。

- ・ 衝撃損傷において表皮のたわみはコアの座屈が原因であるので、特に大きな力を発生しなくても、コアが自身の座屈を修復するだけで十分形状を戻す見込みがある。
- ・ 剛性の低い面外方向の変形を用いるので、剛性の高い面内方向に回復応力を発生させる場合と比べ、CFRP と SMA との接着に剥がれが生じにくい。
- ・ 衝撃損傷後の形状を回復することで、力学的特性を戻し、更なる損傷進展を防ぐことができる。
- ・ 箔で用いるので、通常の形状記憶合金のブロックに比べ、軽量である。
- ・ 回復する面外方向に厚みがあるため、変形量を稼ぐことができる。
- ・ 同じ箔厚、材料でも用途に合わせてセルサイズを変えることで、コアの物性値を設定できる。
- ・ 合金組成や A_f 点を調整することで、超弾性効果を付与するなど目的に応じて機能や物性を調整できる。

この損傷抑制技術と、1.3 で述べたヘルスマニタリング技術を組み合わせれば、より信頼性の高い知的サンドイッチパネルを開発することが可能である。なお、海外でも、SMA によるハニカム構造の研究が進められているが、展開構造用としての使用を前提としたものである[17-18]。

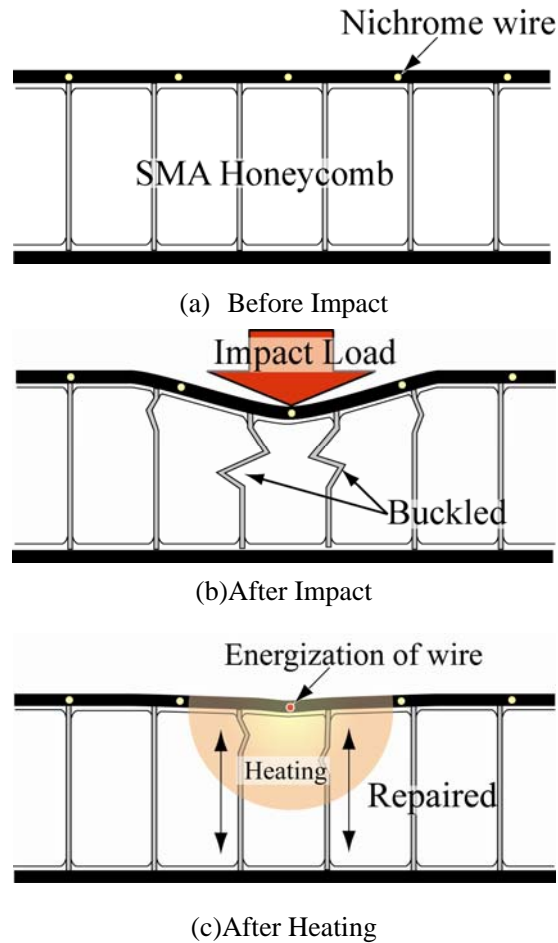


Fig. 1.11 Schematic of smart sandwich panel which can control damage progress by SMA.

1.5 本研究の目的と論文構成

以上を踏まえて本研究では、表皮に CFRP、コアに SMA ハニカムコアを適用したサンドイッチパネルを作製し、面外方向からの衝撃損傷の表皮のたわみが回復可能であることを示す。その後、衝撃損傷による表皮のたわみで減少する力学特性のうち、特に実用上重要であると考えられる曲げ剛性と面内圧縮強度に着目して、形状回復によって戻るかどうかを実験および解析で評価する。

本論文の構成を以下に示す。

第二章では SMA ハニカムコアを作製するに当たって、材料の選定やセルサイズの決定を行い、実際に SMA ハニカムコアサンドイッチパネルを作製した。第三章では SMA ハニカムコアをサンドイッチパネルに適用する前に、アルミハニカムコアを用い、衝撃損傷によって曲げ剛性と面内圧縮強度がどのように影響を受けるかを実験および解析で評価した。第四章では SMA ハニカムコアをサンドイッチパネルに適用し、実際に加熱によって形状を回復可能であることを示した後に、曲げ剛性についても形状回復によって戻るかを確認し

た。第五章では面内圧縮強度についての形状回復によって戻るかを調べた。そして、第六章で本論文の結論および、今後の課題、展望について述べた。

第 2 章 SMA ハニカムサンドイッチパネルの作製

本章では、SMA をハニカムコアに適用するに当たり、まずはその用途から材料と組成およびセルサイズについて検討を行った。その後、SMA 箔を使ったハニカムサンドイッチパネルの作製を行った。

2.1 材料およびセルサイズの決定

SMA ハニカムコアの作製の前に、本研究で使用するハニカムコアの用途を考慮した上で、SMA の種類と SMA の機能を決定する合金の組成を決定した。その後、サンドイッチパネルに SMA ハニカムコアを適用した際の特性についてアルミハニカムコアとの比較を行いながら検討を行った。

2.1.1 SMA の選択および合金組成の決定

1.3 で述べたように、現在工業的に利用されている SMA は Ti-Ni 合金と Cu-Zn-Al 合金の 2 種類である。両者を比較したときの各々の特長を、Table 2.1 にまとめる。

Table 2.1 Properties of Ti-Ni alloy and Cu-Zn-Al alloy.

	Ti-Ni 合金	Cu-Zn-Al 合金
回復ひずみ	最大 8%	最大 4%
回復応力	最大 40kgf/mm ²	最大 20kgf/mm ²
繰り返し寿命	10 ⁵ ($\epsilon=0.02$ のとき) 10 ⁷ ($\epsilon=0.005$ のとき)	10 ² ($\epsilon=0.02$ のとき) 10 ⁵ ($\epsilon=0.005$ のとき)
耐食性	良い	問題あり、特に応力腐食割れ
加工性	良くない	良い
形状記憶処理	比較的容易	難しい
コスト	高価	比較的安価

Table 2.1 より、Cu-Zn-Al 合金の方が安価であるという点を除くと、Ti-Ni 合金の方が様々な点で優れていることが分かる。特に、SMA ハニカムサンドイッチパネルの用途として主に航空分野への適用を想定しているため、高い比剛性及び比強度、耐食性、耐久性が優れていること、さらに最大回復ひずみが多い、つまり回復できる変形量も大きいことは大きな魅力である。また、Ti-Ni 合金は現時点では高価ではあるが、コストの大部分が製造コストであることから、今後の製造過程の改良や、大量生産などによりコストの削減が期待できる。そして、現在ハニカムにできるほどの箔に加工できるのは、Ti-Ni のみである。以上の理由から、Ti-Ni 合金を採用した。

次に、合金組成を決定する。Fig. 2.1 に示すように、合金組成は、Ti-Ni を加熱した際にマルテンサイト相からオーステナイト相に変態が完了し、形状が元に戻る A_f 点をほぼ決定し、Ni の含有量を変化させることで A_f 点を $0\sim 100^\circ\text{C}$ 程度まで自由に設定することができる。また、Fig. 2.2 に示した Ti-Ni の変態温度と各種機能の関係からわかるように、Ti-Ni は A_f 点と使用温度の関係で利用できる機能が決定する。たとえば、 A_f 点の温度を使用温度以上にすれば、Ti-Ni は形状回復機能をもち、使用温度以下にすることで超弾性効果を持つこととなる。以上より、目標とする機能や使用温度より決定する A_f 点を元に、合金組成を決める。本研究では、形状記憶効果を使用するので、 A_f 点を使用温度である常温以上にする必要があり、ただし、 A_f 点を低くすればそれだけ形状回復に必要な熱エネルギーが少なくなり、接着剤や CFRP への影響を減らすことができるので、なるべく A_f 点は低いほうが望ましい。しかしながら、Fig. 2.3 に示した A_f 点付近のせん断弾性率の温度による変化を見てわかるように、 A_f 点付近では温度の変化で剛性が急激に変化する。すなわち、使用温度と A_f 点の差が小さすぎると、使用する際に SMA の物性値が温度に依存して大きく変化してしまうという問題が生じる。そこで、常温との温度差が物性の温度による変化に敏感でない程度に離れていて、なるべく低い温度として A_f 点を 60°C に選択し、それを元に Ni の含有量を 50.2at% に設定した。

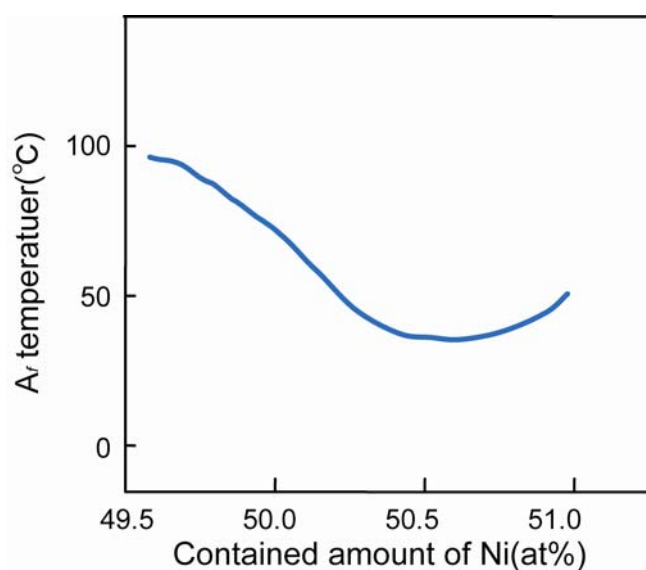


Fig. 2.1 Relationship between composition of Ti-Ni alloy and temperature of transformation.

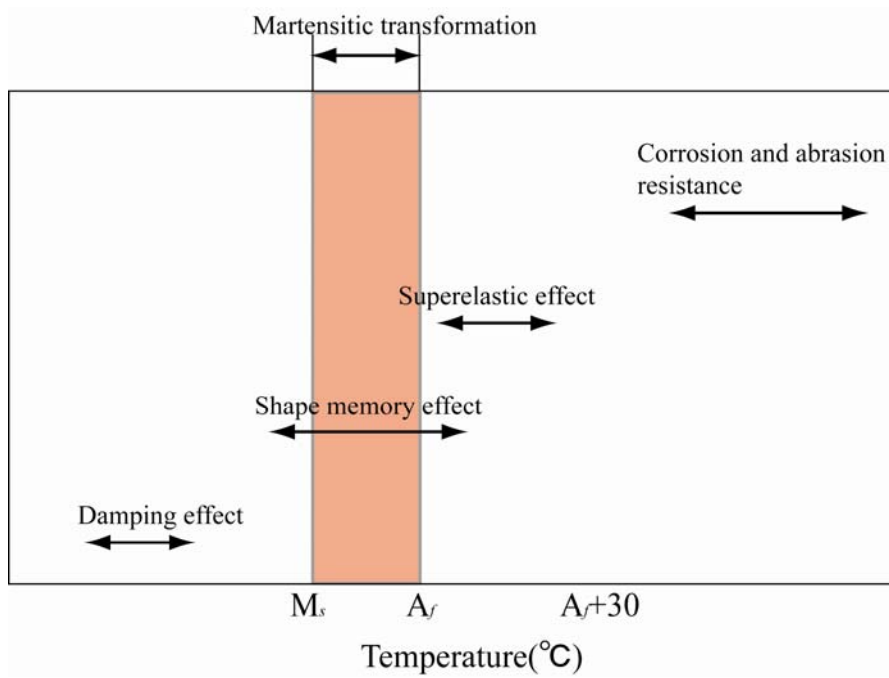


Fig. 2.2 Relationship between temperature and feature of Ti-Ni alloy.

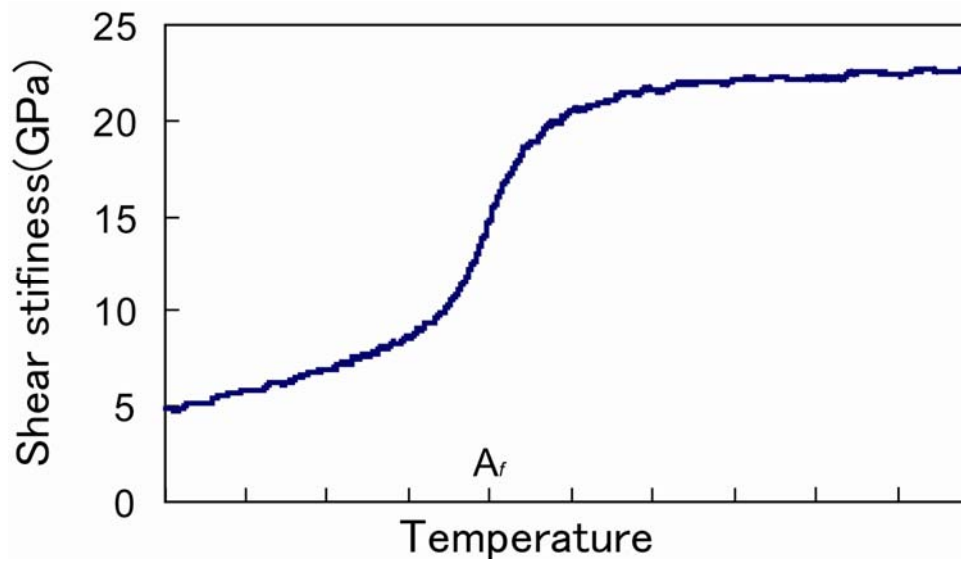


Fig. 2.3 Change of shear stiffness around A_f temperature.

2.1.2 SMA ハニカムコアに関する考察

本節では、SMA をハニカムコアとして使用する場合、その物性値について考察を行う。まず、ハニカムコアを使用する上で重要となる密度、面外せん断剛性(G_{13} と G_{23})、面外方向の縦弾性率(E_3)について参考文献[19]を元にその求め方を示し、それを用いて SMA ハニカムコアの物性値を求め、実用化されているアルミハニカムコアとの比較を行った。

まず、Fig. 2.4 に示すようにハニカムコアに対し座標軸を設定した。また、1セルを拡大した、Fig. 2.4 の右上の図で実線部を1セルと考える。

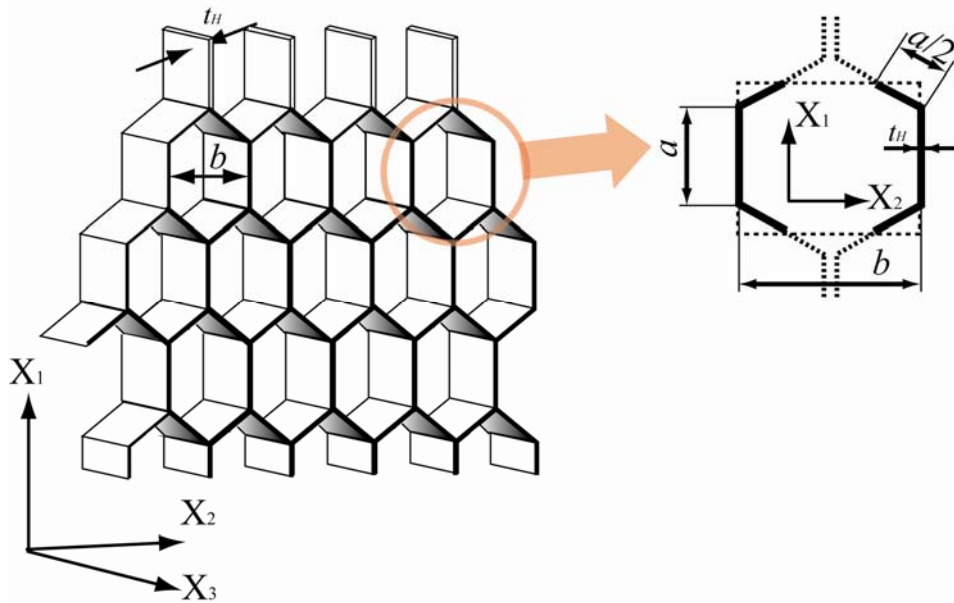


Fig. 2.4 Definition of coordinate system in honeycomb.

箔厚を t_H 、六角形の一边を a とする。箔の材料の密度を ρ とする。このとき、

$$b = \sqrt{3}a \quad (2.1)$$

であり、1セルの単位高さの重量 w は、

$$w = 4at_H\rho = \frac{4}{\sqrt{3}}bt_H\rho \quad (2.2)$$

となる。

ここで断面積 A は、

$$A = \frac{3}{2}ba = \frac{\sqrt{3}}{2}b^2 \quad (2.3)$$

である。上記2式より、等価密度 ρ_a は、

$$\rho_a = \frac{8}{3\sqrt{3}}\left(\frac{t_H}{a}\right)\rho = \frac{8}{3}\left(\frac{t_H}{b}\right)\rho \quad (2.4)$$

と表される。

次に、せん断弾性率は1方向と2方向で異なる値を持ち、1方向に関しては表皮の剛性によ

っても異なる。1方向の等価せん断弾性率 G_{13} は、箔のせん断弾性率を G とすると、表面材の剛性が0のとき、

$$G_{13} = \frac{\sqrt{3} t_H}{2 a} G = \frac{3 t_H}{2 b} G \quad (2.5)$$

となり、表面の剛性が無限大のとき、

$$G_{13} = \frac{5}{3\sqrt{3}} \frac{t_H}{a} G = \frac{5 t_H}{3 b} G \quad (2.6)$$

となる。本研究では、表皮に高剛性の CFRP を用いたサンドイッチパネルを対象としたので、表皮の剛性を無限大として計算を行った。

2軸方向の等価せん断弾性率 G_{23} は、表面材の剛性に関係なく、

$$G_{23} = \frac{1}{\sqrt{3}} \frac{t_H}{a} G = \frac{t_H}{b} G \quad (2.7)$$

となる。ただし、2方向に寄与する箔壁は接着されていないので、壁面の初期たわみの影響を大きく受けやすい為、上式の値の6割程度が目安となるといわれているので、

$$G_{23} = \frac{3 t_H}{5 a} G \quad (2.8)$$

となる。

また、等価縦弾性率 E_3 は、箔の縦弾性率を E とすると、下式のように表せる。

$$E_3 = E \left(\frac{\rho_a}{\rho} \right) = \frac{8}{3\sqrt{3}} \left(\frac{t_H}{a} \right) E = \frac{8}{3} \left(\frac{t_H}{b} \right) E \quad (2.9)$$

以上から分かるとおり、等価密度、等価せん断弾性率、等価縦弾性率のいずれもが、パラメータ $\alpha = \left(\frac{t_H}{b} \right)$ に比例する。よってセルサイズ、および箔厚が同じ材料では等価密度はそれぞれの材料の密度に、等価せん断弾性率、等価縦弾性率はそれぞれの材料の弾性率に比例することがわかる。上式を元に、現在広く実用化されているアルミハニカムコアと SMA ハニカムコアの物性値を比較する。セル幅 $b=6.35\text{mm}$ (1/4 インチ)、箔厚 $t_H=0.0254\text{mm}$ (0.001 インチ)の条件でアルミハニカムコアと SMA ハニカムコアの物性値を比較したものを Table 2.2 に示す。

Table 2.2 Properties of Aluminum honeycomb and SMA honeycomb.

		Aluminum honeycomb	SMA honeycomb
Density of material (g/cm ³)	ρ	2.80	6.40
Elastic modulus of material (GPa)	G	25.9	5.00
	E	72	26
Density of honeycomb (g/cm ³)	ρ_h	0.030	0.068
Elastic modulus of honeycomb (GPa)	G_{13}	173	33.3
	G_{23}	69.1	13.3
	E_3	767	277

Table 2.2 で比較すると、SMA ハニカムコアはアルミハニカムコアと比べ、等価密度は 2.4 倍、等価せん断弾性率は約 1/5、縦弾性率は約 1/3 となることが確認できる。よって、SMA ハニカムコアをサンドイッチパネルに適用すると、アルミハニカムコアに比べ、比せん断率は 0.08 倍、比縦弾性率は 0.15 倍となり、機械的特性において劣ることがわかる。

しかしながら、面外方向からの押し込みに対しては、Fig. 2.5 に示すように、コアの縦弾性率が高いと、表皮が局部的にのみにししか変形しないが、コアの縦弾性率が低いと広範囲に表皮が変形し、力が分散するということが報告されている。そのため、縦弾性率に関しては低くても用途によっては有利な場合があると考えられる。

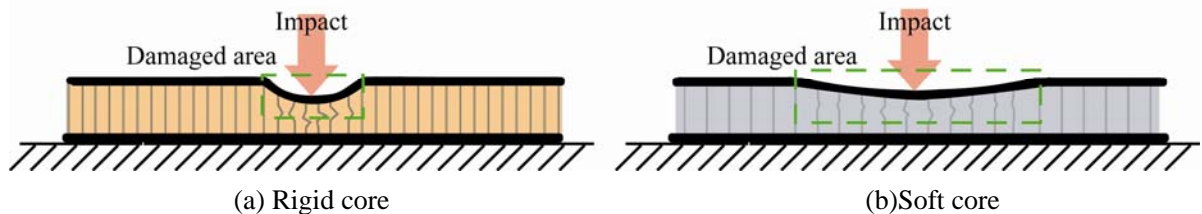


Fig. 2.5 Comparison of rigid core with soft core in impact loading condition.

また、これらの値はマルテンサイト相の状態で運用した場合である。2.1.1 で述べたように、SMA は相の状態によって剛性が大きく変わる。 A_f 点を使用温度以下に設定し、使用温度においてはオーステナイト相の状態にすれば、たとえばせん断剛性は 5GPa から 22GPa に改善し、アルミ合金の 28GPa にほぼ近い値にすることができる。また、比せん断剛性もアルミニウムの 0.46 倍と大幅に増大する。ただしその場合、以下の点に注意する必要があると考えられる。

- ・アクシデントなどで温度が A_f 点以下になると、相変態によって剛性が 1/4 程度に、大きく低下してしまう。
- ・アクシデントなどで A_f 点を大きく超えて温度が上がってしまうと、超弾性状態ではな

くなってしまう、形状を戻せなくなってしまうので使用温度が限られる。

・ 損傷が生じて、特に加熱などの操作をせずに回復してしまうため、運用している人間が知らないうちに損傷が起きて形状回復が起こっている可能性がある。その場合、どこで損傷が起きて形状回復が起こったか、回復後には目視では確認できない。そのためもし、形状が戻っても回復できない接着層の破壊や表皮のはく離などを生じていても、そもそも損傷が発生したのか、してないのかもわからない可能性がある。よって、SMA ハニカムコアを超弾性状態で運用する場合には損傷がどこで起きたかを調べるためにヘルスマニタリングも合わせて利用する必要がある。

以上より、SMA ハニカムコアをサンドイッチパネルに適用する場合、損傷抑制機能を付加することができる一方で、コアの物性値の低下を招いてしまう。しかし、縦弾性率については低いほうが有利な場合があること、また、 A_f 点の設定の仕方によっては物性を大幅に改善できることがわかる。

2.2 SMA ハニカムコアの作製

本研究では、作製において接着部の補強や形状記憶がしやすい形であり、さらに、今後物性に関して実験を行う場合にアルミハニカムコアとの様々な比較を行いやすいよう、現在実用化しているアルミハニカムコアに近い寸法という条件が望ましい。そこで、(株)昭和飛行機 AL 1/4-5052-.002 (セルサイズ $b = 1/4[\text{in}]$, 箔厚 $t_H = 0.002[\text{in}](0.0508\text{mm})$) を参考に、セルサイズ $b = 1/4[\text{in}]$, 箔厚 $t_H = 0.05[\text{mm}]$ の寸法を選択した。使用した SMA 箔は厚さ $50\mu\text{m}$ 幅 12mm の Ti-50.2%Ni (住友金属 (株)) である。作製手順を以下に示す。

1. Fig. 2.6 に示すように、ハニカムコアの一辺の長さ a と同じ長さの正方形の角棒を二本用いて、SMA 箔に折り目をつける。これは、特に長い試験片を作る際に、直接型で挟むことでハニカムの形状を記憶させようとする、六角形の頂点部分に当たる箔が大きく引っ張られて薄くなり、熱応力で箔がちぎれてしまうからである。
2. 折り目をつけた後、Fig. 2.7 に示す六角形の連なっている形をした型と治具を用いて、1 で正方形につけた折り目を Fig. 2.8 のようにして六角形にする。型の六角形は Fig. 2.9 に示すように、記憶させる六角形ではなく、 0.05mm の箔を挟んだときのその中立面が目標の寸法になるように設計を行った。なお、1 の工程を挟まずに治具を用いて箔を型に押しさえつけて、折り目をつけていくと、均一に折り目をつけることが非常に難しい。もし、不均一な間隔で折り目がついたまま型にはさむと、折り目をつけないで挟むのと同様に一部が薄くなり、加熱および冷却の過程で破断してしまう原因となってしまう。
3. SMA 箔を型にはさみ、Fig. 2.10 に示すようにボルトを用いて締め付け、Fig. 2.11 に示す恒温槽により 500°C で一時間保持することで形状を記憶させた。なお、形状記憶においては、高温のオーステナイト相から、常温のマルテンサイト相に変態をさせるときの冷却が早いほど回復力が大きくなる。そこで、少しでも早く冷却できるよう、取り出すときは金型に挟んだまま送風機で冷却をおこなう。常温まで冷却した後、金型から SMA 箔を取り出した。取り出した時の状態を Fig. 2.12 に示す。
4. 箔同士の接着において、接着性を向上させるために平らなブロックで SMA 箔を挟み、クランプによって均一に圧力をかけて箔を平坦にした。さらに、接着面のごみや油は接着性を低下させるので、接着面をメチルエチルケトンでふき取る。
5. Fig. 2.13 に示すように接着部以外にテープによってマスキングを行う。なお、テープは接着後、取り除く際にハニカムコアに余分な力が加わらないよう接着力が低いほうが良く、さらに、接着の際になるべく影響がないよう厚みがないテープであることが望ましい。本研究では Scotch はってはがせるテープ(3M)を用いた。

6. Fig. 2.14 に示すように、接着面に接着剤を塗布して、接着する箔同士を重ねる。SMA ハニカム接着剤に必要な機能として以下のことが上げられる。
- (ア) 作業の容易さのために常温で硬化する。
 - (イ) 衝撃、剥離応力を吸収し、さらに形状回復時の変形に耐えられるよう、適度な柔軟性、じん性を有する。
 - (ウ) SMA の加熱および、サンドイッチパネルとの接着の際に最大で 120°C 程度まで加熱するので、その温度に耐えられる。
 - (エ) 切断の際に水を使用するので耐水性を有する。
本研究では、その条件を満たすものとして変成シリコーン セメダイン(株) スーパーX2 を用いた。なお、実用化にあたっては、現在使用されているアルミハニカムコアなどに使用されている接着剤同様に以下の機能が要求される。
 - (オ) 長年にわたり劣化せずに耐久性や耐食性を有する。
 - (カ) 優れた接着強度を有する。
 - (キ) 塗工性が良い。
 - (ク) 加熱時に接着部の剥がれ、接着剤の分解などを起こさないよう熱硬化型接着剤のほうを望ましい。
- これらの項目を考慮してエポキシ、フェノール、ナイロンなどの樹脂を混ぜ合わせ、改善していく必要がある。
7. 箔を重ね合わせた後、接着面に効率よく圧力が加わるよう、Fig. 2.15 に示すとおり接着部の上に角棒を乗せ、その上におもりを載せて接着剤が硬化するまで 10 分程度放置する。その後、5 と同様にマスキングを行い、次の箔を接着する。この手順を繰り返すことで目標の枚数を接着していく。複数枚の接着を行った SMA 箔を Fig. 2.16 に示す。目標の枚数を接着し、全体に圧力をかけて接着剤が完全に硬化するまで 12 時間程度放置する。
8. 接着剤が十分に硬化したら、マスキングテープを取り除くために、恒温層で 80°C まで加熱し、Fig. 2.17 のようにハニカムコアを展開する。このハニカムコアからメンディングテープを一枚ずつ取り除く。なお、この際に強引に引き抜くと接着面が剥がれてしまう可能性があるため、注意が必要である。
9. メンディングテープを取り除いたあとのハニカムコアの様子を Fig. 2.18 に示す。この、ハニカムコアにおいて、接着部が剥がれている部分がある場合は Fig. 2.19 に示すように剥がれている部分に接着剤を塗布後、接着面に圧力を加えるために角棒とクリップを用いて固定して接着する。

10. 接着したハニカムを4と同様に均一に力をかけて平坦にした後、Fig. 2.20 に示すように、クランプで治具に固定し、ファインカッターで端部を切断する。なお、切断の際に砥石と治具または SMA の摩擦によって発生する熱が大きすぎると、記憶したハニカムの形状が崩れてしまう可能性があるためファインカッターのテーブル送り速度は極力遅いほうが望ましい。また、切断において箔を挟む治具の面が平面でないと SMA 箔がファインカッターの刃に巻き込まれてまっすぐ切れない可能性があるため注意が必要である。
11. 端部切断後に 80°C まで加熱することで展開する。完成した SMA ハニカムコアを Fig. 2.21 に示す。

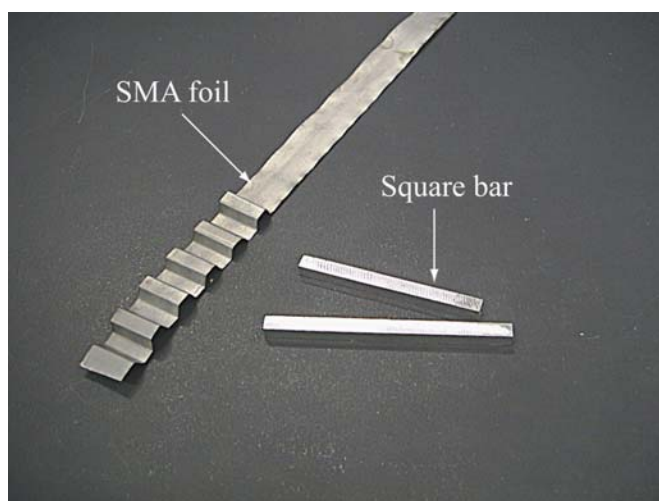


Fig. 2.6 Folding of SMA foil by square bar.

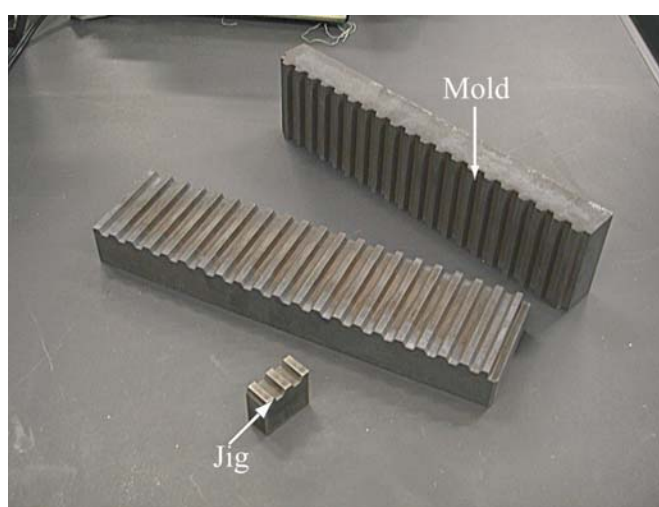


Fig. 2.7 Photograph of mold and jig.

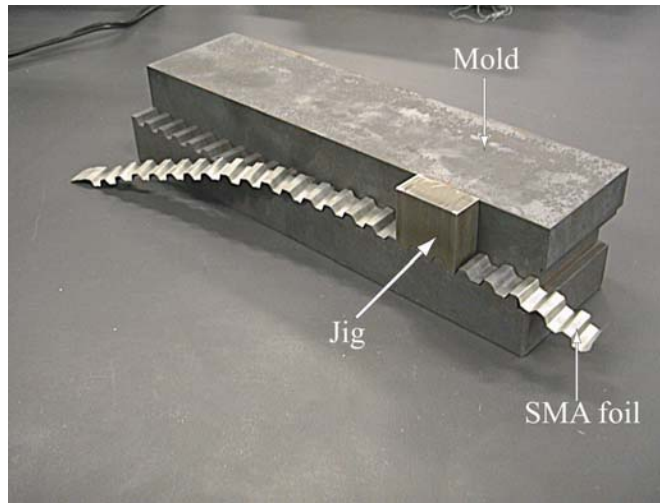


Fig. 2.8 Folding of SMA foil into a hexagonal geometry by mold and jig.

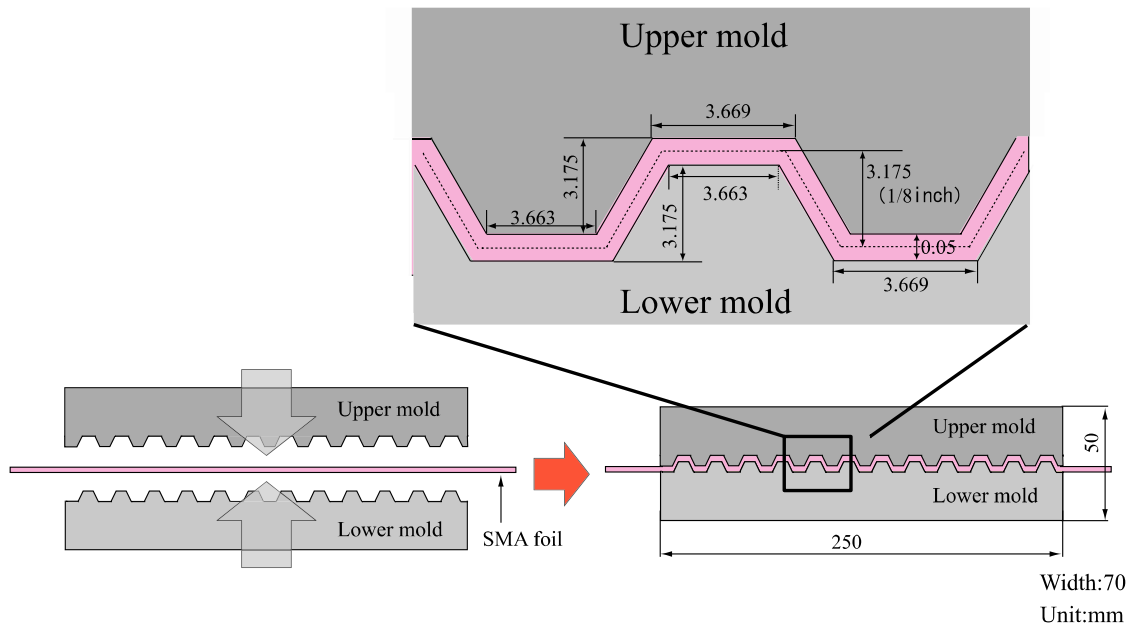


Fig. 2.9 Dimensions of the mold.

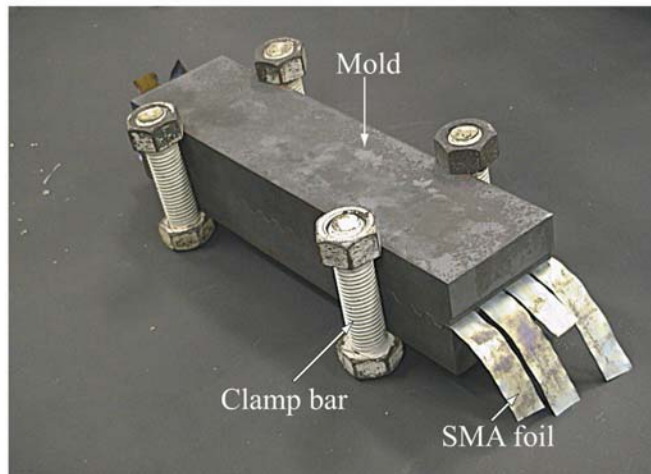


Fig. 2.10 Fixing of SMA foil between two molds.



Fig. 2.11 Photograph of constant-temperature tank.



Fig. 2.12 SMA foil after shape memory treatment.

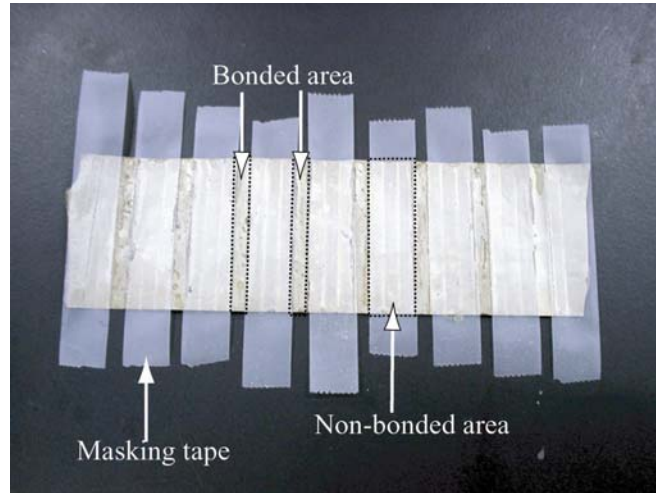


Fig. 2.13 Masking of SMA foil.

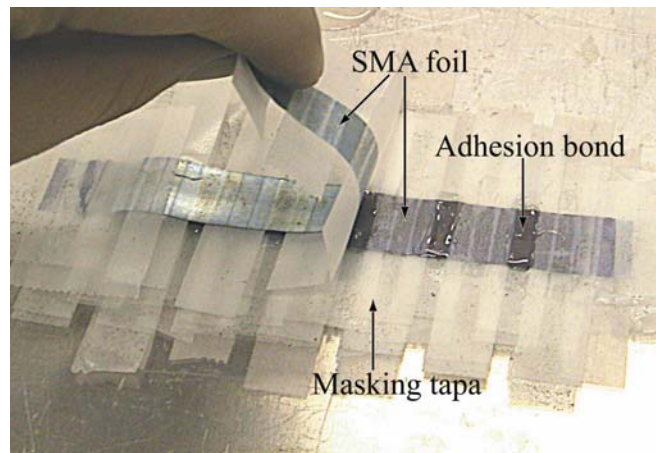


Fig. 2.14 Bonding of SMA foils.

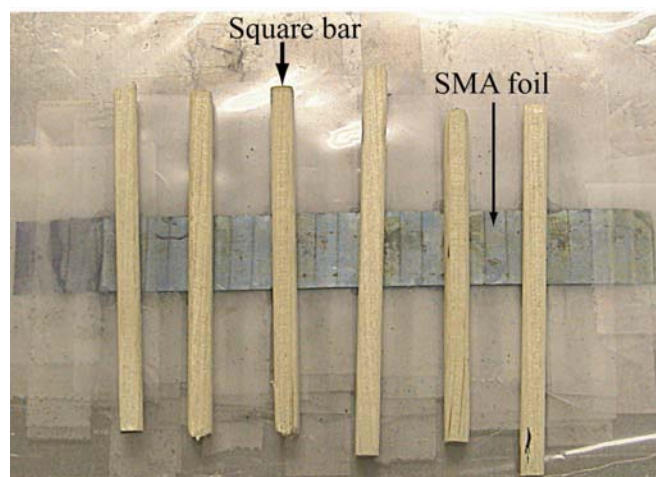


Fig. 2.15 Method of pressurization for adhesive area.

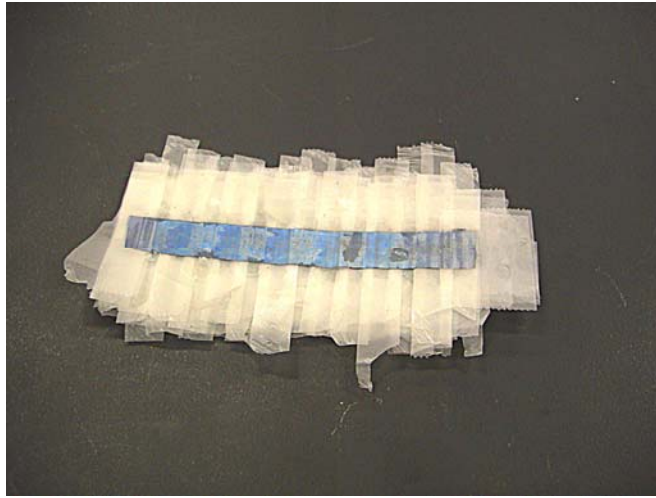


Fig. 2.16 Photograph of bonded SMA foils.

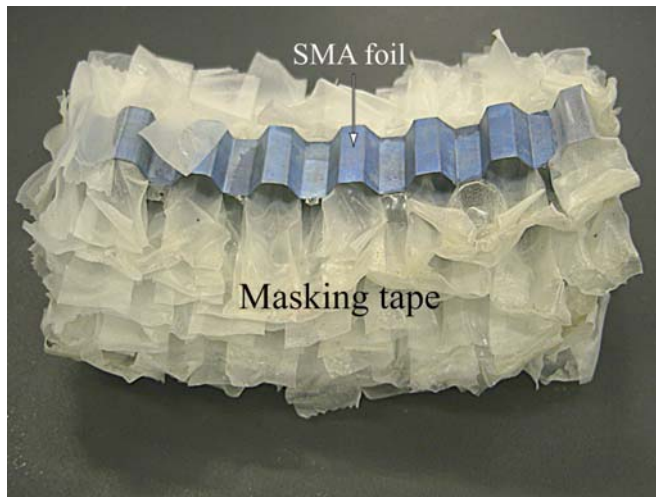


Fig. 2.17 Bonded SMA foils after heating.

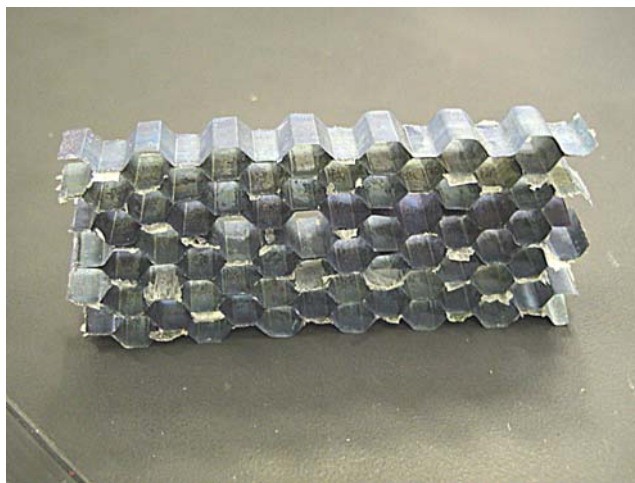


Fig. 2.18 Masking tapes were removed.

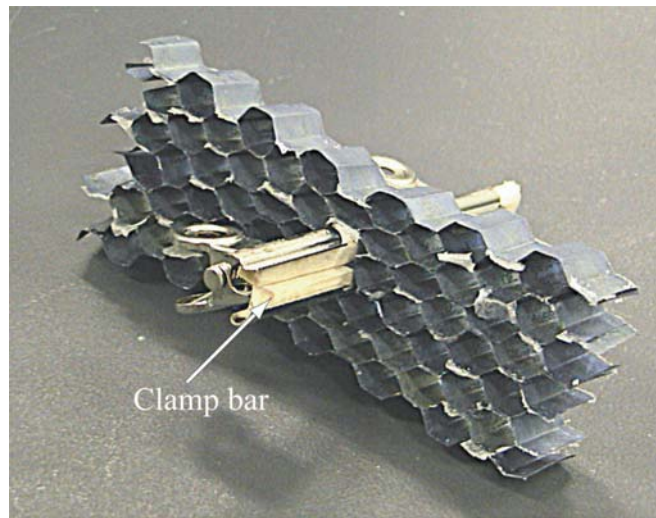


Fig. 2.19 Repairing of adhesion failure.

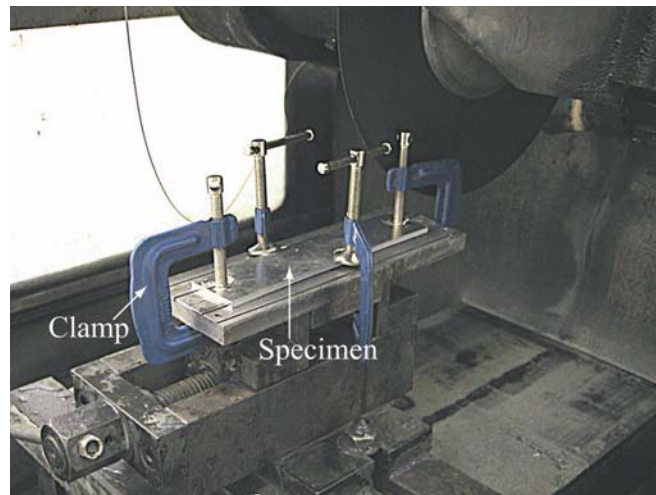


Fig. 2.20 Cutting of SMA honeycomb.

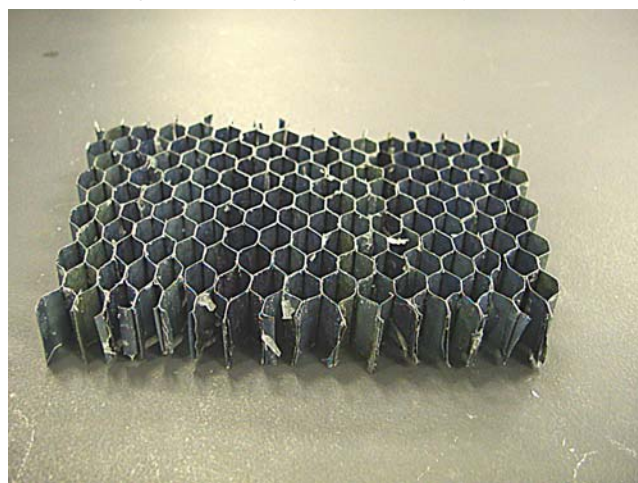


Fig. 2.21 Completed of SMA honeycomb.

2.3 SMA ハニカムサンドイッチパネルの作製

SMA ハニカムコアを用いたサンドイッチパネルの材料構成は以下のとおりである。

表皮 : 東レ (株) のプリプレグ T700S/2500 をクロスプライ [0/90]_s で積層した CFRP

コア : SMA ハニカムコア

接着剤 : HEXCEL REDUX312UL、フィルム状接着剤

以下に表皮の作製手順、及び、サンドイッチパネルの作製手順を示す。

表皮の作製手順

1. プリプレグを切り出し、積層したものをテフロンシートで挟み、それをアルミ板上に置く。
2. 試験片の周りをシーラントで囲み、さらにそれをフィルムで覆って試験片を封入する。
3. 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。
4. 2°C/min で昇温し、その後、温度 130°C、圧力 0.3MPa で 2 時間保持する。
5. 室温まで冷却できたら取り出す。

・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、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む。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 °C/min で昇温し、その後、温度 125°C、圧力 0.1MPa で 3 時間保持する。
6. 室温まで冷却できたら取り出す。

作製した SMA ハニカムサンドイッチパネルを Fig. 2.22 に示す。

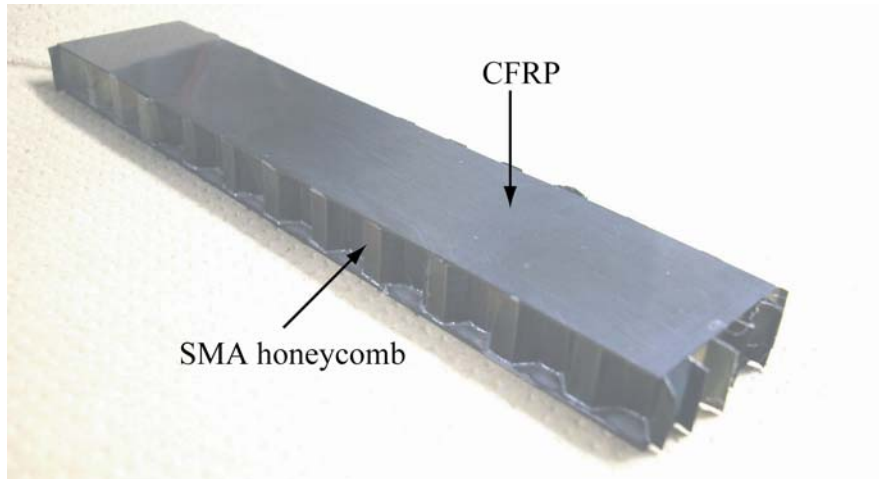


Fig. 2.22 Photograph of SMA honeycomb sandwich panel.

第3章 アルミハニカムコアを用いた衝撃損傷による力学的特性低下の検証

衝撃損傷のサンドイッチパネルに対する影響を調べるためにまずは、アルミハニカムコアを用いたサンドイッチパネルに対し、衝撃損傷を与えパネル全体の力学的特性への影響を調べた。

3.1 衝撃損傷の観察

まずは、衝撃損傷による表皮のたわみは、1.3で述べたように、座屈したコアによって引っ張られた表皮の弾性変形であることを確認するために、サンドイッチパネルに衝撃を与えて観察を行った。

3.1.1 実験方法

試験に用いた材料の構成は以下の通りである。

表皮：T700S/2500 積層 [0]₄

コア：AL1/4-5052-.001 厚さ 20 mm

接着剤：REDUX 312

寸法：10 × 75 × 21.5 mm

作製した試験片に対し Fig. 3.1 に示した落錘衝撃試験機(INSTRON、Mini-Tower)を用いて、試験片中央に 0.6 J の衝撃エネルギーを与えた。なお、落錘衝撃試験は本研究で対象としている衝撃損傷の原因となる、ツールドロップやバードストライクなどの衝突を模擬するのに最も一般的な試験方法であると考えられている。損傷後、断面からの目視による観察とレーザー変位計を用いて表皮形状の観察を行った。その後、Fig. 3.2 のようにファインカッター（平和テクニカ）により切断した。コアの切断後、もう一度レーザー変位計で表皮形状を計測し、表皮の形状が回復するかを確認することで、表皮が塑性変形していないことを確認した。

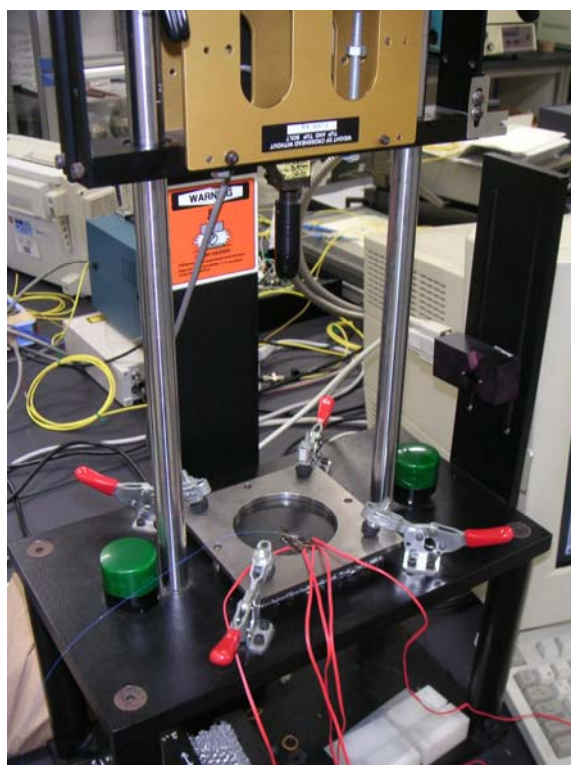


Fig. 3.1 Photograph of impact testing machine.

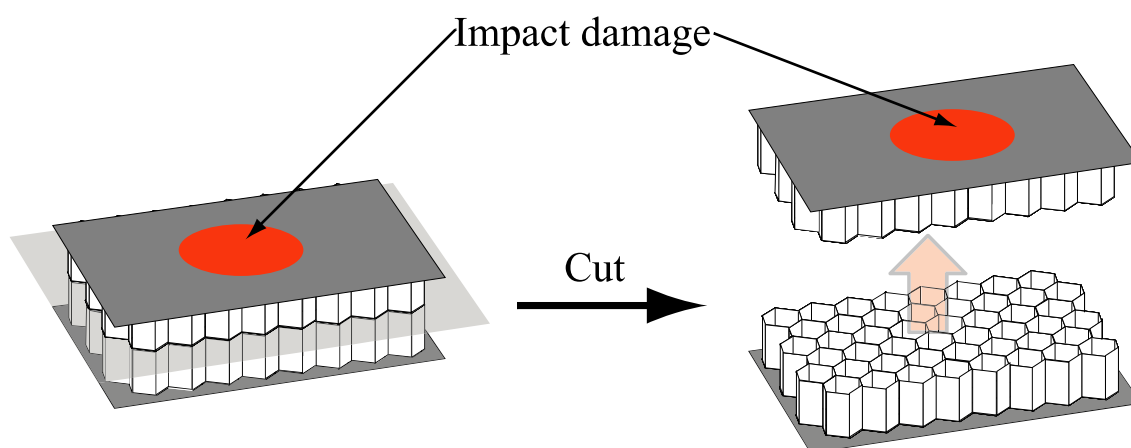


Fig. 3.2 Method to slice the sandwich panel.

3.1.2 実験結果

衝撃を与えた後の試験片の様子を Fig. 3.3 に示す。また、衝撃前、衝撃後とコアを切断した後の表皮のたわみの様子を Fig. 3.4 に示す。衝撃によってコアが座屈し、表皮が引っ張られることによって、表皮が 2.5mm たわんでいる様子が確認できた。また、コアの切断後、表皮のたわみが戻っていることから、表皮が塑性変形していないことが確認できた。

以上より、サンドイッチパネルにおいて、座屈したコアが表皮を引っ張ることで表皮の

たわみが発生することが確認できた。このことから、SMA ハニカムコアを用いれば損傷後、加熱によってコア自身の座屈を戻すことで、表皮のたわみが回復可能であると考えられる。

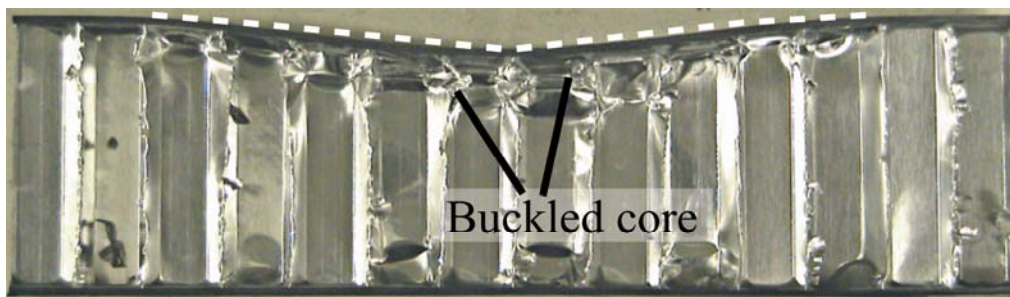


Fig. 3.3 Cross-sectional view of damaged aluminum-honeycomb sandwich panel.

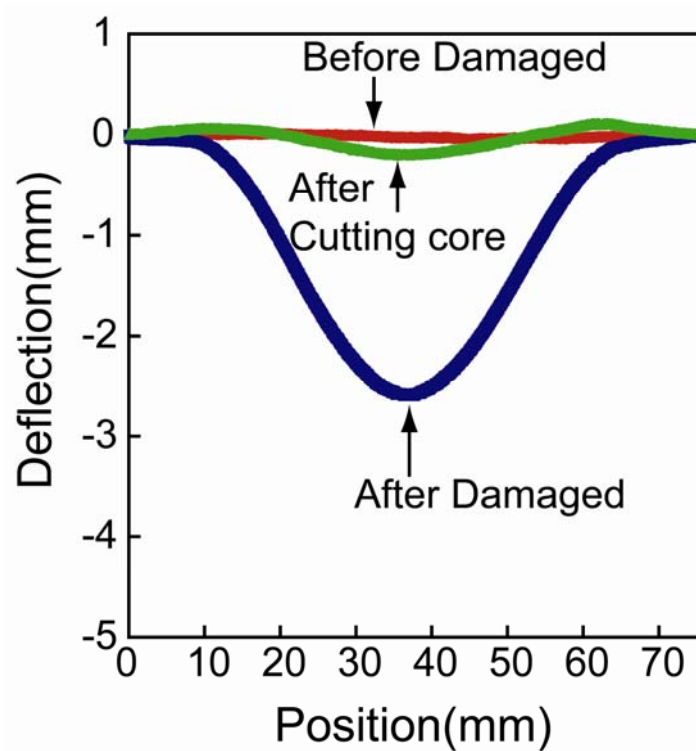


Fig. 3.4 Deflection change of facesheet along longitudinal direction.

3.2 損傷が生じたときの曲げ剛性の計測

衝撃損傷によって生じる表皮のたわみが、曲げ剛性へ与える影響を評価するために、実験および解析を行った。

3.2.1 実験方法

実験はアルミハニカムサンドイッチパネルに対し、衝撃損傷を模した表皮のたわみを与える前後で万能試験機オートグラフ AG-I 50kN((株)島津製作所)を用いて四点曲げ試験を行った。実験に用いた試験片の詳細は以下のとおりである。

寸法： $280 \times 29 \times 5 \text{ mm}^3$

表皮： CFRP 直交積層板(東レ(株)T700S/2500 ,[0/90]_s)

コア： アルミハニカムコア ((株)昭和飛行機 AL 1/4-5052-.001)

試験片には損傷を与えた中央付近の下方表皮に中央から 5mm 間隔に 10 点にひずみゲージを貼り付け、損傷に伴うひずみの変化を計測した。また、荷重を加えた際の下方表皮中央の変位をダイヤルゲージによって計測した。四点曲げ試験の模式図を Fig. 3.6 に示す。なお、実験は ASTM C393 を参考にして行った[20]。

なお、本研究では低速衝撃を対象としている。これまでの研究で低速衝撃は準静的な試験と同様の損傷が発生するということがわかっているので、本研究ではこれ以降断りがない限り、損傷を与える場合は準静的試験で Fig. 3.7 に示すように押し込み試験により与えることとした。押し込み試験によって与えた損傷を Fig. 3.8 に示す。ここで、変位量については、上方表皮は下方への変位量を、下方表皮については上方への変位量をマイナスとした。上下の表皮の押し込みを与えた 20mm 周辺にわたりたわみが生じ、一番大きなところで厚みが 1.2mm 減少しているのが確認できる。

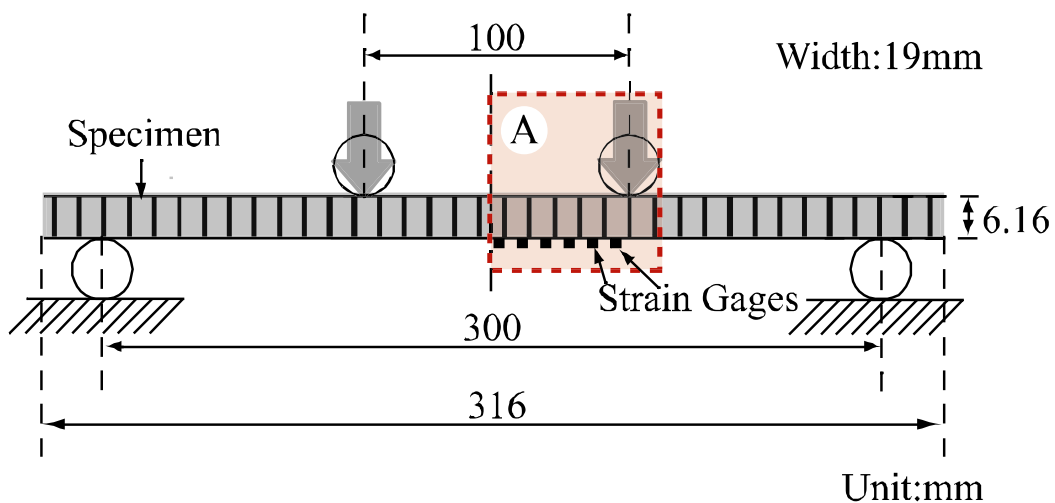


Fig. 3.6 Schematic of four bending test.

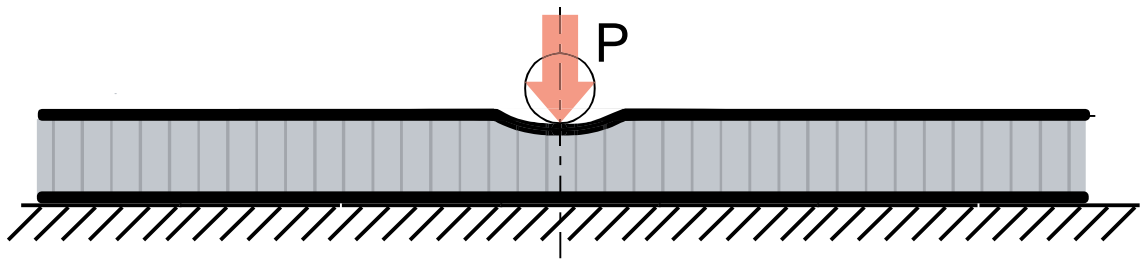


Fig. 3.7 Schematic of indentation test.

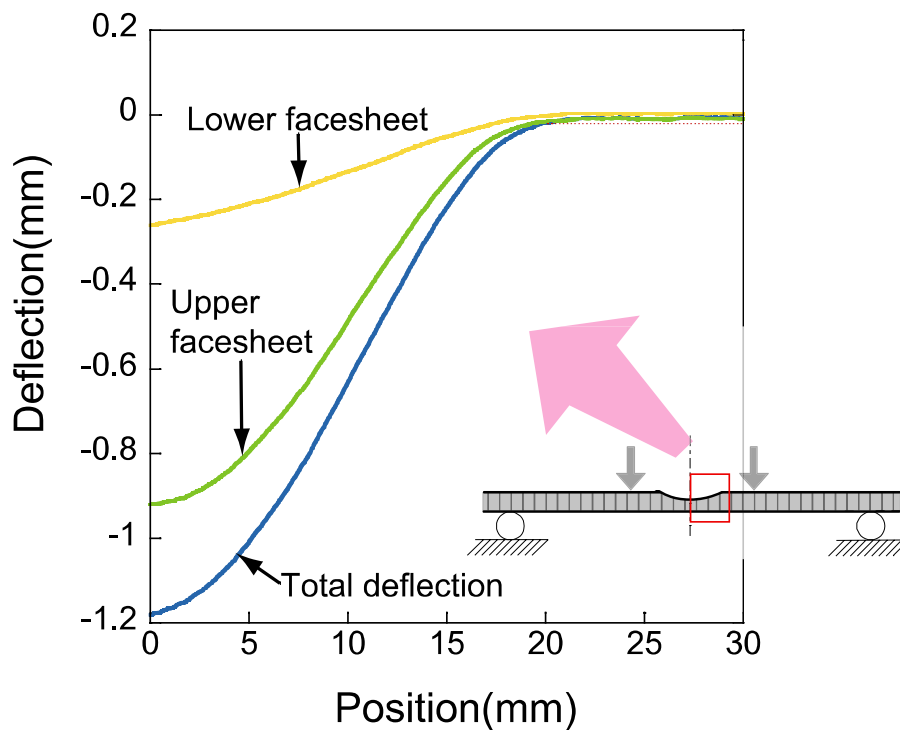


Fig. 3.8 Deflection change of damaged sandwich panel.

3.2.2 はり理論による解析

1.1で述べたように、サンドイッチパネルは高剛性の表皮の距離をコアで保つことで、高い曲げ剛性を実現している。このことから、サンドイッチパネルにとって、表皮間の距離が重要であることがわかる。よって、衝撃損傷によって表皮のたわみが発生することで、表皮間の距離が減少し、その結果、サンドイッチパネルの曲げ剛性が低下すると考えられる。そこで、表皮間距離の減少が曲げ剛性低下の原因となるのか確かめるために、損傷を与える前後での四点曲げ試験をはり理論を用いて解析をした。特に損傷後の解析については表皮のたわみによる表皮間距離の減少のみをはり理論を用いてモデル化して解析を行っ

た。

まず、サンドイッチパネルの曲げ剛性について考える。曲げ剛性 D は、弾性率 E と断面 2 次モーメント I の積によって求められる。サンドイッチパネルの単位幅あたりの曲げ剛性 D を定義に従って求める。なお、コアの弾性率を E_c 、断面二次モーメントを I_c 、厚さを t_c とし、表皮の弾性率を E_f 、断面二次モーメントを I_f 、厚さを t_f とした。

$$\begin{aligned}
 D &= EI = E_f I_f + E_c I_c \\
 &= E_f \frac{1}{12} (h^3 - t_c^3) + \frac{E_c t_c^3}{12} \\
 &\approx \frac{1}{12} \{ 6E_f t_c t_f (t_c + 2t_f) + E_c t_c^3 \} \\
 &\approx \frac{1}{12} \{ 6E_f t_c^2 t_f + E_c t_c^3 \}
 \end{aligned} \tag{3.1}$$

(ここで、 $t_f \ll t_c$)

となる。

心材は垂直応力を全く受け持たない ($E_c = 0$) と仮定すると、曲げ剛性 D は、

$$D = \frac{E_f}{2} t_c^2 t_f \tag{3.2}$$

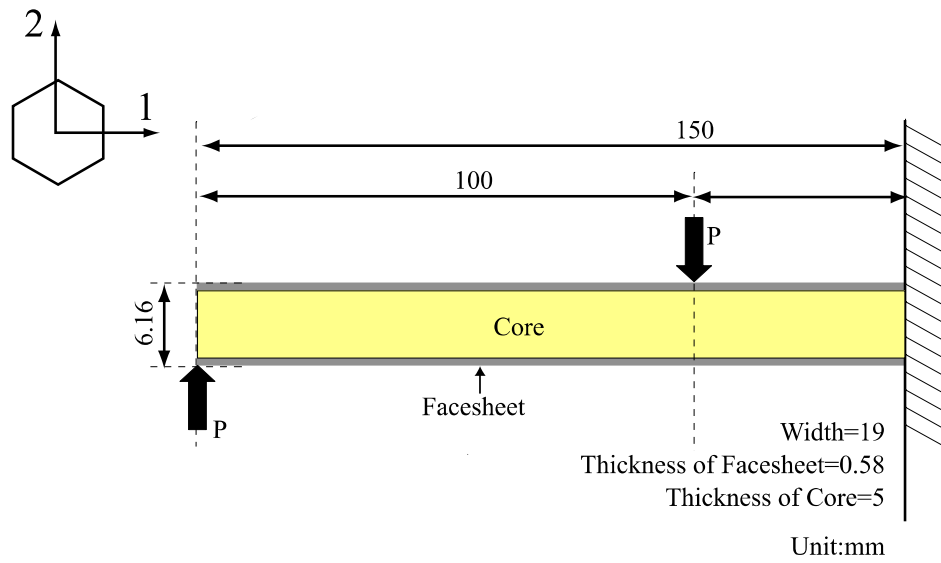
となる。

損傷がない場合のサンドイッチパネルの解析で用いたモデルを Fig. 3.9(a) に示す。曲げ剛性 D には(3.2)式を用いて計算を行った。なお、解析ではコアおよび表皮を直交異方性の均質材として表現し、それぞれ表皮は積層理論をコアは 2.1.2 で用いた理論および文献[21]の式から求めた。Table 3.1 に求めた値を示す。なお、表皮、コアともに直交異方性として扱った。また、表皮では面内方向(1,2 方向)のうち表面の 0° 方向を 1 方向とし、コアに関しては Fig. 3.9(a) に示すように面内の L 方向を 1 方向に、W 方向を 2 方向に、T 方向を 3 方向に定めた。

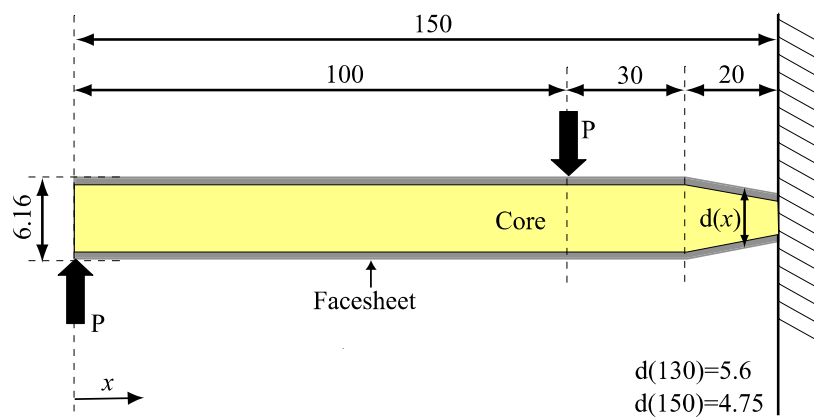
損傷後のサンドイッチパネルの解析に関しては、損傷によって上方および下方に生じた表皮のたわみから、サンドイッチパネル全体の損傷付近における厚みの変化を計測し、それを線形に変化させることで表現し、解析を行った。実験で計測された表皮の厚みの変化とその近似直線を Fig. 3.10 に、解析のモデルを Fig. 3.9(b) に示す。損傷がない部分については、損傷がない場合と同様に(3.2)式の曲げ剛性を用いた。しかし、損傷部ではこの D の式のうち、表皮間の距離に相当するコアの厚み t_c を Fig. 3.9(b) に示したように位置 x によって線形に変化するものとした。本解析で用いた t_c の式は以下のとおりである。

$$t_c = -0.0715x + 0.0145 \tag{3.3}$$

この式を(3.2)式に代入し、たわみ角とたわみの連続性と $x=150$ でたわみがゼロになるという境界条件を使って解くことで、損傷がある場合の解析を行った。



(a) Undamaged sandwich



(b) Damaged sandwich

Fig. 3.9 Calculation model for beam theory.

Table 3.1 Material properties of facesheet and aluminum honeycomb core.

		Facesheet(T700S/2500)	Core(Aluminum Honeycomb)
Elastic moduli (MPa)	E_1	64000	0.54
	E_2	64000	0.54
	E_3	9300	490
	G_{12}	3200	0.02
	G_{13}	3200	63
	G_{23}	4400	147
Poisson's ratio	n_{12}	0.04	0.31
	n_{13}	0.07	0
	n_{23}	0.46	0
Thickness(mm)	t	0.58	5
Thickness of foil(mm)	T	-	0.025
Width(mm)	b	19	19

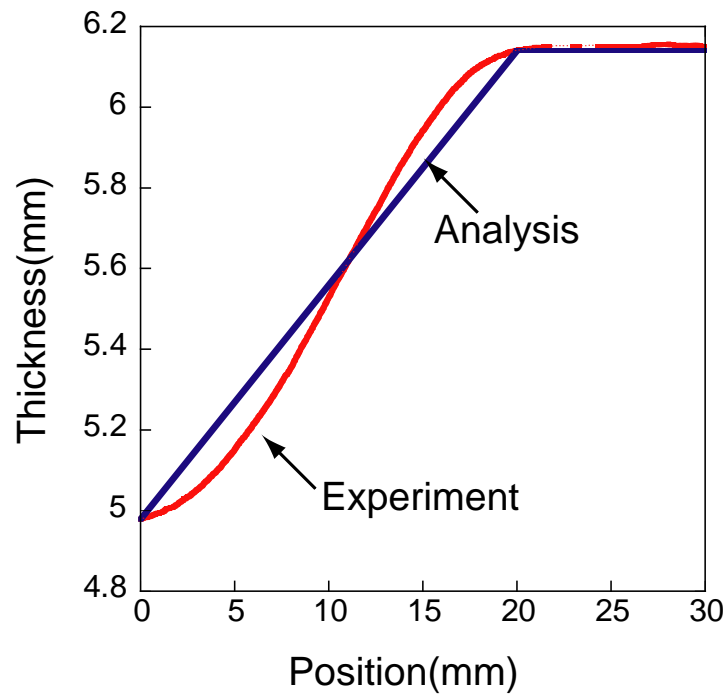


Fig. 3.10 Thickness change of damaged sandwich.

3.2.3 有限要素法による解析

3.2.2 では、損傷による曲げ剛性の低下の原因を表皮間の減少のみに絞って、はり理論を用いてモデル化した、しかし、現実には表皮間の距離の減少以外に他の要因でも曲げ剛性が低下する可能性が考えられるので、有限要素解析でも解析を行った。損傷がある場合の解析に用いたモデルを Fig. 3.11 に示す。接点数は 66760、要素数 60040、要素モデルはソリッド要素を用いて、コアおよび表皮の物性値は 3.2.2 で示した値を使用し、ABAQUS/STANDARD を用いて解析を行った。荷重は表皮の $0.1 \times 19\text{mm}^2$ の微小面積に圧力を与えることで表現した。

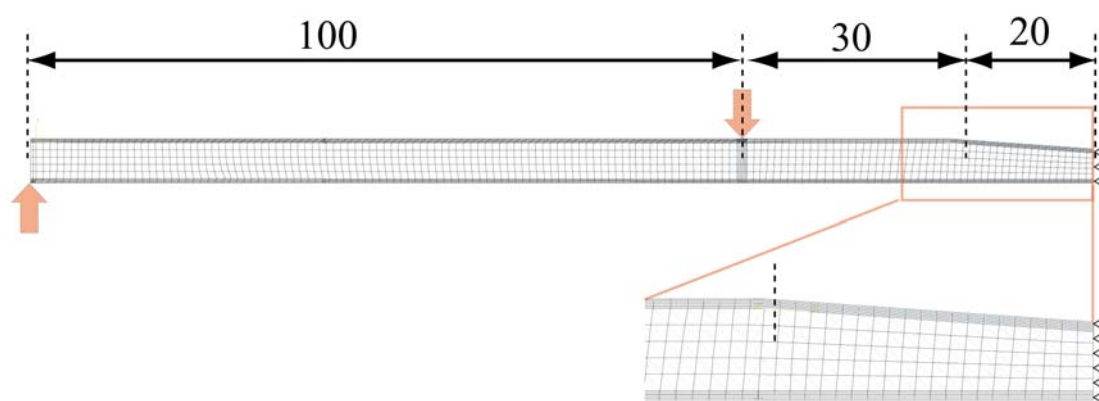


Fig. 3.11 Model for finite element analysis.

3.2.4 実験および解析の結果

損傷前と損傷後において Fig. 3.6 に示した四点曲げ試験を行い、その際の荷重-変位曲線を Fig. 3.12 に示す。また、四点曲げ試験において 10N 与えたときの Fig. 3.6 の A 部における下方表皮でのひずみ分布とたわみの様子を Fig. 3.13 に、中央点のたわみの変化を Fig. 3.14 に示す。なお、この中央点変位が大きいかほどサンドイッチパネル全体の曲げ剛性が低下していると考えられる。Fig. 3.12 から、四点曲げ試験が弾性の範囲内で行われていたことが確認できる。また、Fig. 3.13 および、Fig. 3.14 から衝撃損傷による表皮のたわみによって、損傷部付近に局所的なひずみの集中が発生し、また曲げ剛性が低下することが確認できた。局所的なひずみが集中するということは、想定以下の荷重でもそこから材料の破壊が開始する可能性も考えられ、曲げ剛性の低下と同様に構造の健全性に影響を与えると考えられる。

実験値と ABAQUS の値を比べてみると解析の値のほうが曲げ剛性が低く出ている。その原因としては、実験においてハニカムコアの厚さは 5mm とかなり薄かったので、コアと表皮の間の接着剤によってできるフィレットなどの影響により実験においてコアのせん断剛性が上がってしまったためである。しかしながら、損傷発生前後の差で見るとほぼ一致しているといえる。形状を正確にモデル化した ABAQUS による解析と実験が一致したことか

ら、表皮のたわみによる曲げ剛性の低下はその局所的にたわんでいる形状が原因であるということが確認できた。また、はり理論に比べ、実験値および ABAQUS ではより高いひずみの集中が起き、曲げ剛性が大きく低下していることから、損傷後の曲げでは、はり理論では表現できていないせん断と曲げのカップリングが生じていることが考えられる。このことは、はり理論では四点曲げ試験の際、中央付近ではせん断変形が生じないが、有限要素解析では、Fig. 3.15 に示すように試験片中央にもせん断ひずみが発生していることから確認できる。

以上より、衝撃損傷による表皮のたわみが生じると、表皮間の距離の減少や局所的な変形によるせん断と曲げのカップリングが起き、それによって曲げ剛性の低下することが確認された。これらの、低下の原因は変形によるものなので、損傷後の試験片の形状を SMA ハニカムコアの導入によって元に戻すことができれば、低下していた曲げ剛性も戻ることが予想される。

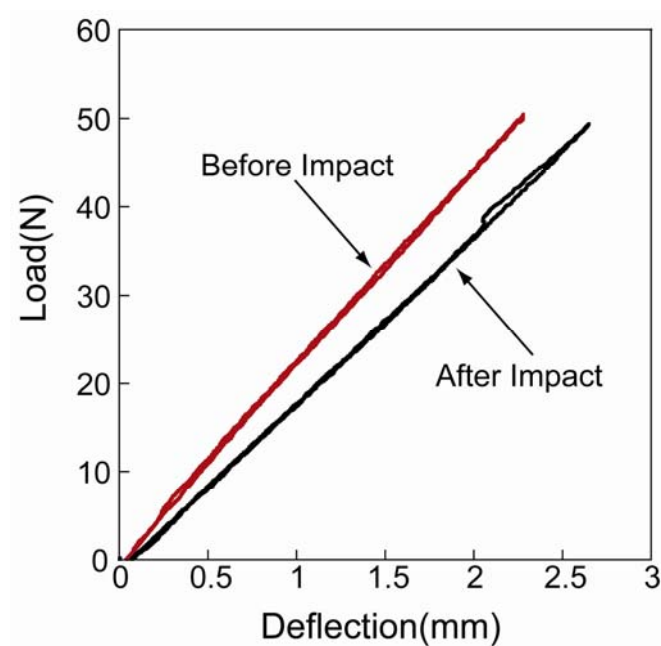


Fig. 3.12 Load-deflection curve in four point bending test.

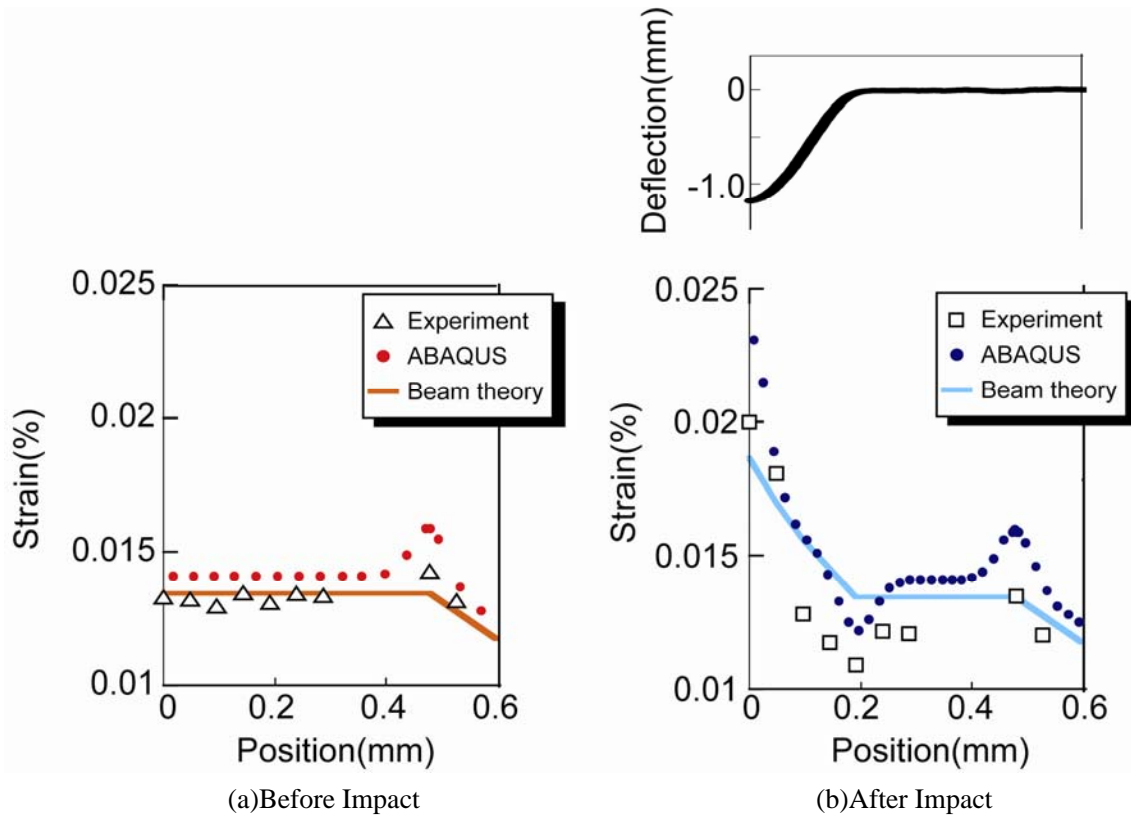


Fig. 3.13 Deflection and strain distribution along the surface of facesheet in part A.

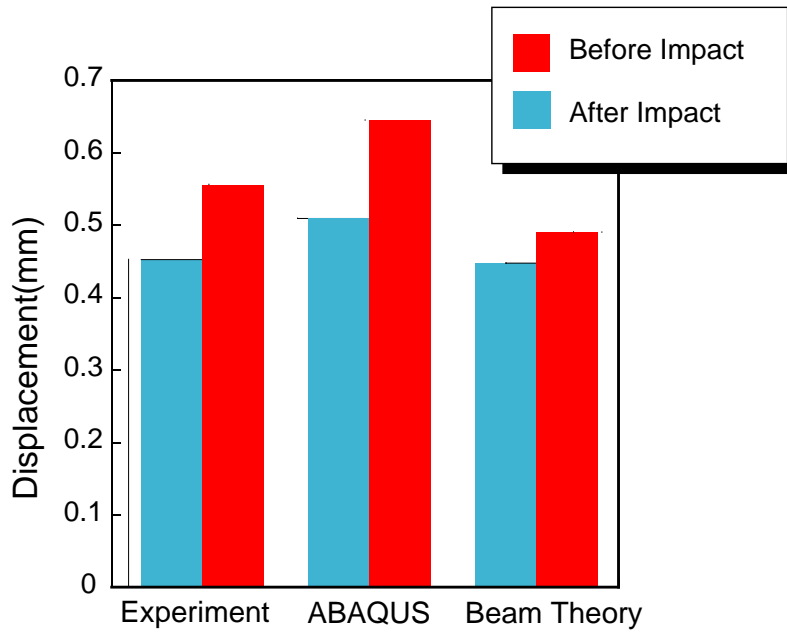


Fig. 3.14 Displacement at midspan in four point bending test.

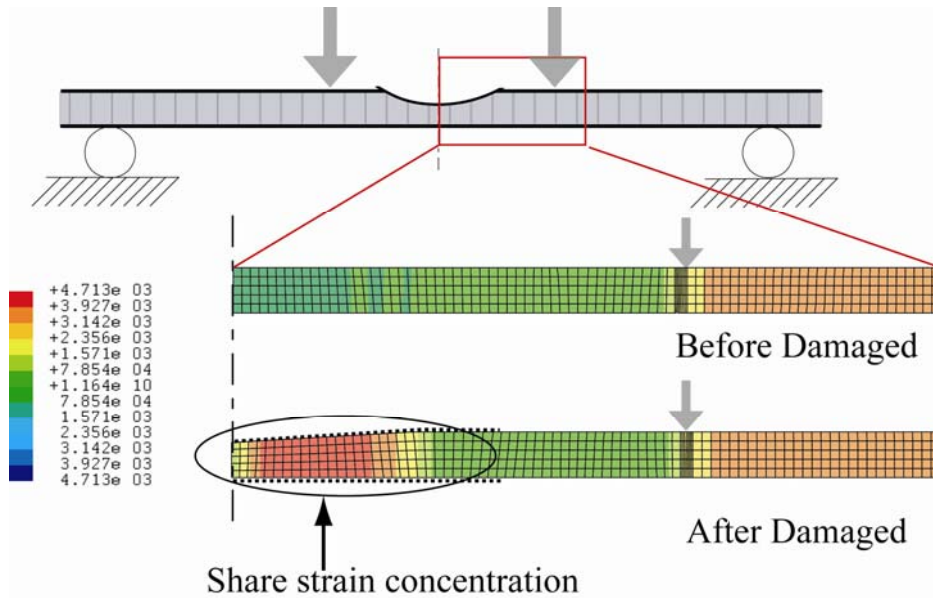


Fig. 3.15 Distribution of shear strain around center of the core.

3.3 損傷が生じたときの面内圧縮強度の計測

衝撃損傷によって生じる表皮のたわみが、面内圧縮強度へ与える影響を評価するために実験および解析を行った。

3.3.1 実験方法

損傷を与えた試験片と損傷を与えてない試験片に対し万能試験機オートグラフ AG-I 50kN((株)島津製作所)を用いて面内圧縮試験を行った。試験片の概略図および、境界条件を Fig. 3.16 に示す。用いた試験片の構成は以下のとおりである。なお、ブロックによって固定した部分を白い点線で示した。また、実験は ASTM の C364 を参考にして行った[22]。

表皮：T700S/2500(東レ(株))、[0/90]_s

接着剤：REDUX312UL(HEXCEL)

コア：アルミハニカムコア(昭和飛行機(株)) AL1/4-5052-.003

試験片寸法：100 × 75 × 11mm³

なお、試験片の上下端部での破壊を防ぐために端部においてアルミハニカムコアの代わりにアルミブロックを挟んだ。また、表面には Fig. 3.16 に示すように四点にひずみゲージを貼り付けた。押し込み試験により面外方向に 3.5mm 押し込むことで損傷を与えた試験片と、損傷を与えていない試験片を用意し、面内圧縮試験を行った。実験の手順は試験機に試験片をセットした後、2000N 与えたときの四点のひずみを計測し、一様でない場合には治具の傾きを変えて、平行に試験片を押せるようになるまで調節を行う。その後 0.5mm/min の負荷速度で試験片が破壊するまで圧縮荷重を負荷し、そのときの荷重と変位、各点のひずみを計測した。

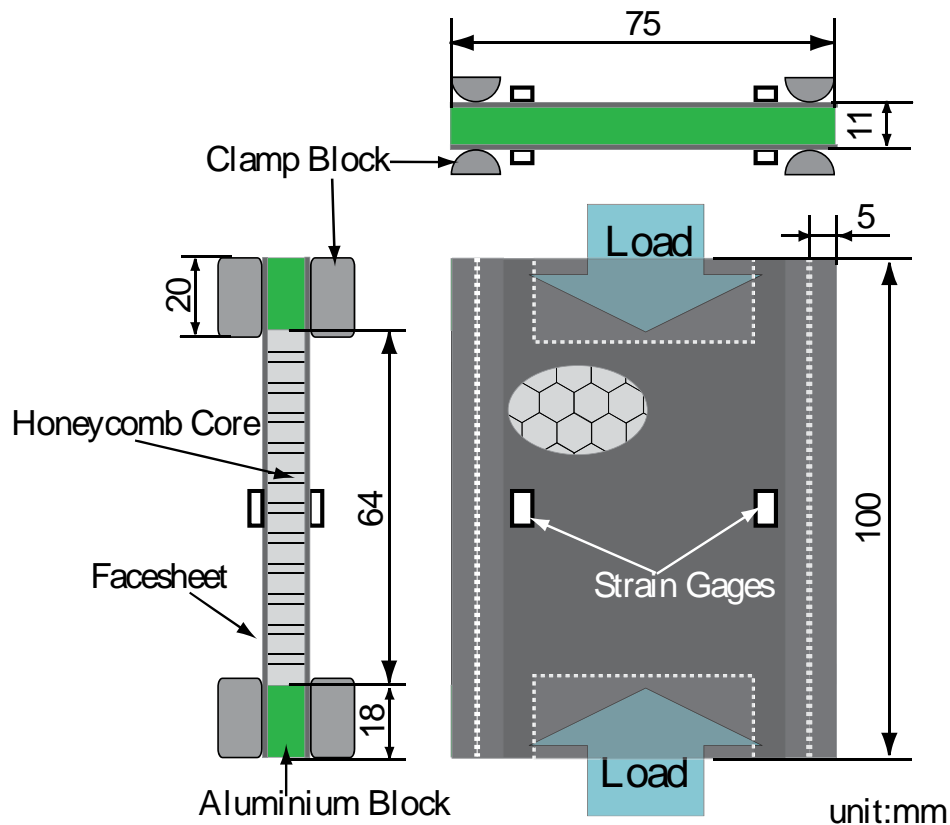


Fig. 3.16 Schematic of specimen.

3.3.2 実験結果

静的押し込み試験によって損傷を与えた試験片の長手方向の厚みの分布を、損傷を与える前後でレーザー変位計によって計測した値を Fig. 3.17 に示す。1mm 程度の面外方向のくぼみが発生しているのが確認できる。なお、損傷がない場合でも中心部が盛り上がっている原因としては、端部に挟んだアルミブロックとアルミハニカムコアの高さの違いが考えられる。また、実験後の破壊した試験片の様子を Fig. 3.18 に示す。試験片中央付近で表皮が圧縮破壊をしていることが確認できた。さらに、損傷がある場合と損傷がない場合を比べると、ある場合には損傷を起点に圧縮破壊が生じていること、損傷がない場合には聞こえなかった表皮の一部が壊れる音が損傷を有する場合には破壊する前に発生していることから、損傷があることによって圧縮破壊の形態が変わることが確認できた。次に、損傷のある場合とない場合のそれぞれの荷重-ひずみ曲線を Fig. 3.19 に示す。なお、ひずみは Fig. 3.18 に示した Strain gage A で計測した値を用いた。損傷があることで破壊まで非線形に変形し、さらに面内圧縮強度が約 70%に減少することがわかった。

以上から、衝撃損傷があることによって、破壊の形態が変化し、サンドイッチパネルの面内圧縮強度が低下することが確認できた。

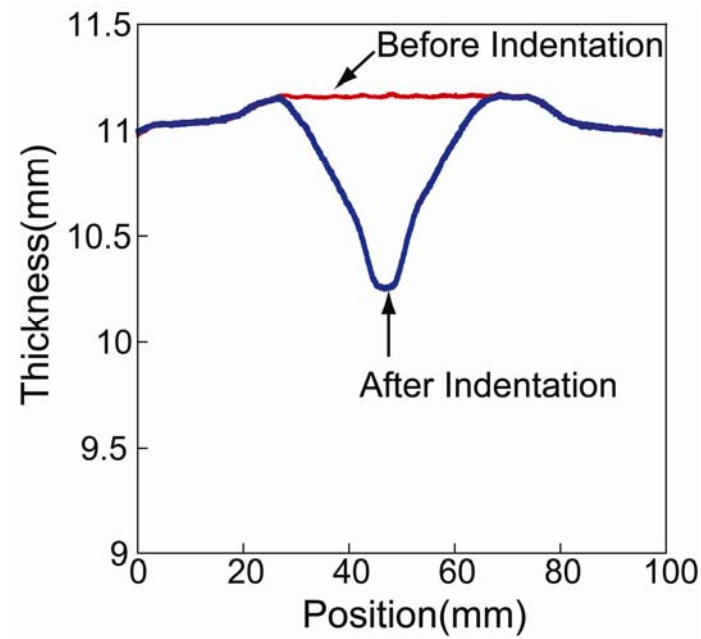
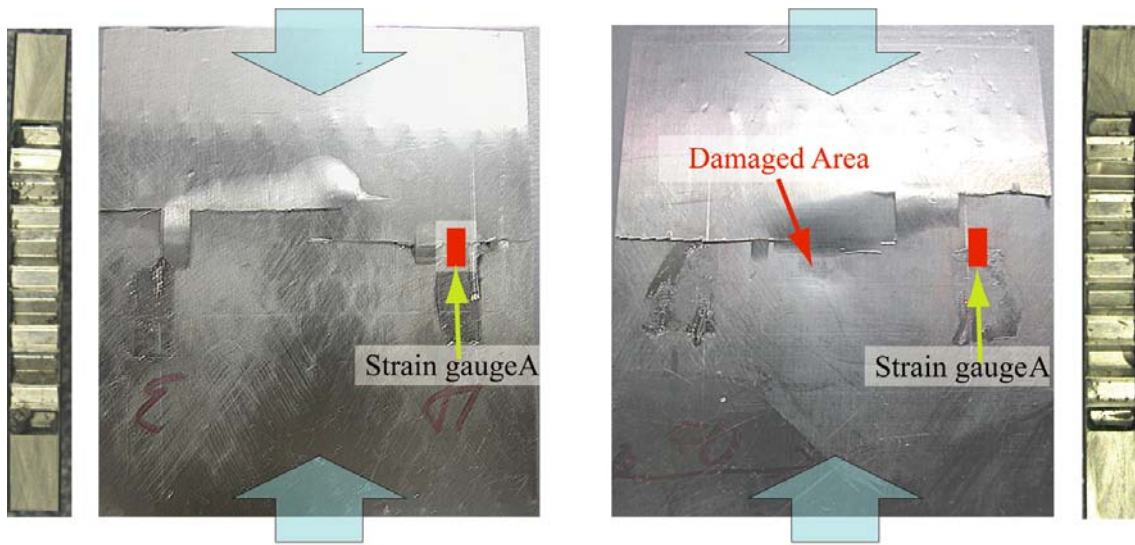


Fig. 3.17 Thickness change of specimen along longitudinal direction.



(a) Undamaged specimen

(b) Damaged specimen

Fig. 3.18 Photograph of specimen after in-plane compression test.

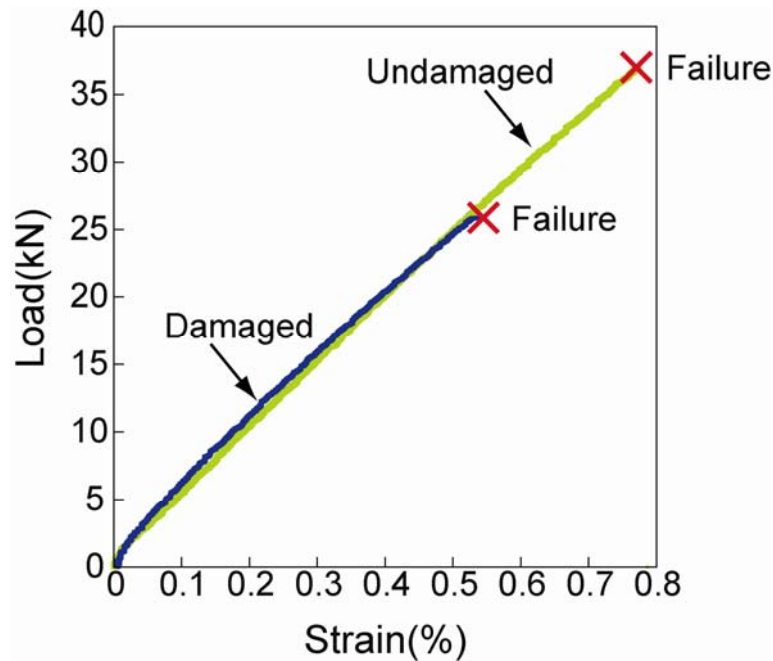


Fig. 3.19 Load-strain curve of in-plane compression test.

3.4 まとめ

SMA ハニカムコアを用いて実験を行う前にアルミハニカムコアを用いて、まずは衝撃損傷の観察を行った。それにより、衝撃損傷の表皮のたわみは衝撃によってコアが座屈し、表皮が引っ張られることで発生すること、またそのときの表皮の変形は弾性変形であることが確認できた。次に、衝撃損傷が曲げ剛性および面内圧縮強度に与える影響を評価した。曲げ剛性については、実験と同じ形状で損傷を考慮した解析も行った。その結果、損傷があると表皮のたわみによる表皮間の距離の減少と、表皮の曲げとコアのせん断のカップリングが生じ、曲げ剛性が大きく低下することが確認できた。また、面内圧縮強度についても、損傷があることで面内荷重を加えた時の破壊が損傷を起点に発生するようになり、面内圧縮強度も低下することが実験によって確認できた。

以上より、サンドイッチパネルに SMA ハニカムコアを適用することで、損傷後加熱しコア自身の座屈を修復させることで、表皮のたわみを戻し、たわみに起因して発生する曲げ剛性や面内圧縮強度などの力学的特性を回復できることが予想される。

第4章 損傷及び回復に伴う曲げ剛性の評価

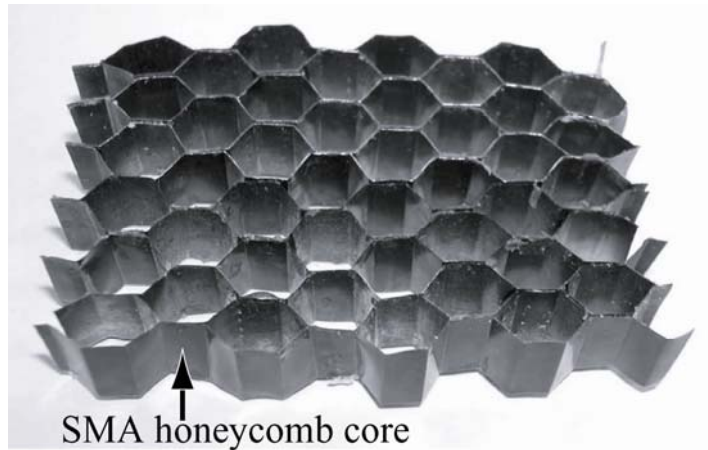
3章で行ったアルミハニカムコアを用いた実験により SMA ハニカムコアをサンドイッチパネルに適用することで、衝撃損傷による表皮のたわみを回復し、力学特性を戻すことができる可能性を示した。そこで、本章ではまず SMA ハニカムコアをサンドイッチパネルに適用することで、形状回復が可能であるか調べた。その後、表皮のたわみによる曲げ剛性の低下が、SMA ハニカムコアを用いた形状回復で戻るかを実験および解析により評価した。

4.1 衝撃損傷の回復実験

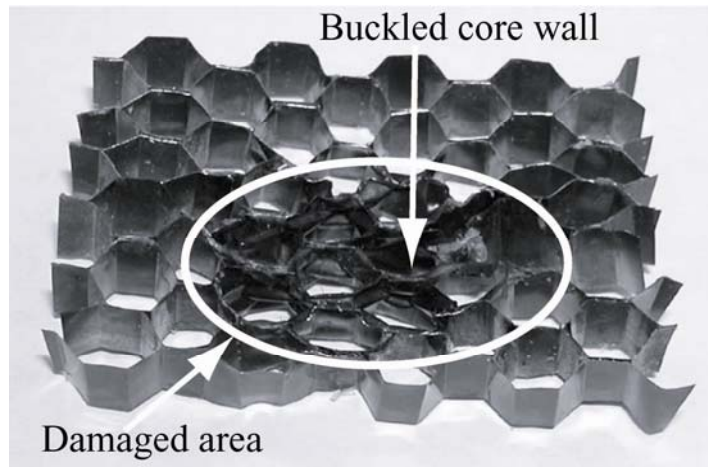
まずは2.2で作製した SMA ハニカムコア単体に対し、衝撃によって与えた座屈を戻せるかを調べた。その後、2.3で作製した SMA ハニカムサンドイッチパネルに対して衝撃を与え、加熱によって衝撃損傷による表皮のたわみを回復可能か調べた。

4.1.1 SMA ハニカムコアを用いた損傷回復実験

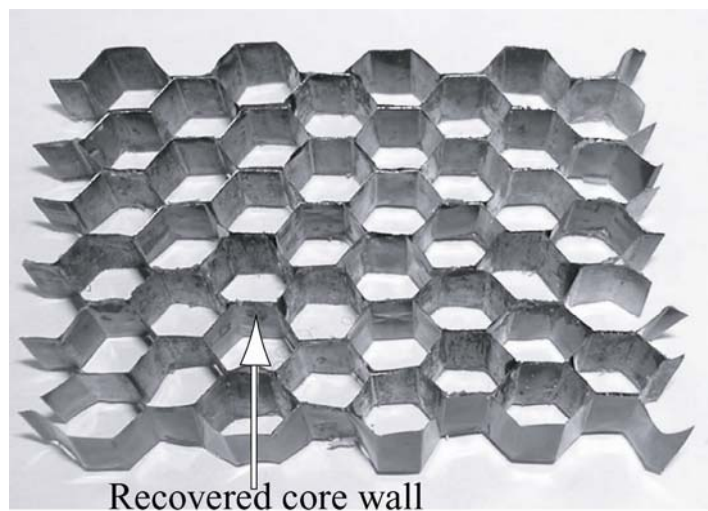
2.2で作製した SMA ハニカムコアを Fig. 4.1(a)に示す。この SMA ハニカムコアに対し円形の金属ブロックで衝撃荷重を加えた結果が Fig. 4.1(b)である。コアの壁面が座屈しているのが確認できる。この試験片に対してマルテンサイト逆変態温度(A_f)以上の 80°C に加熱した結果を Fig. 4.1(c)に示す。コア壁面の座屈がきれいになくなり、衝撃負荷前の状態に回復していることが確認できた。このことから、SMA ハニカムコアをサンドイッチパネルに適用すれば加熱によってコアの座屈を修復し形状回復が可能であると考えられる。



(a) Before Impact



(b) After Impact



(c) After Recovered

Fig. 4.1 Photograph of SMA honeycomb core.

4.1.2 SMA ハニカムサンドイッチパネルを用いた損傷回復実験

4.1.1 で示したように SMA ハニカムコアは加熱によって座屈を修復できることが確認できたので、次に 2.3 で作製した SMA ハニカムサンドイッチパネルを用いて形状回復実験を行った。試験片の構成は以下のとおりである。

表皮：T700S/2500 積層 [0/90]_s

コア：AL1/4-5052-.001 厚さ 10 mm

接着剤: REDUX 312

寸法：30 × 150 × 10mm

作製した試験片に対し、中央点付近に 3.1 で用いた落錘衝撃試験機によって衝撃を与え、損傷を発生させた後に、恒温槽によって 80°Cまで加熱して形状回復を試みた。その各段階においてサンドイッチパネルを端面から観察した結果を Fig. 4.2 に示す。さらに、各段階で衝撃を与えた側の表皮のたわみをレーザー変位計で測定した結果を Fig. 4.3 に示す。Fig. 4.2 と Fig. 4.3 から、アルミハニカムコアで観察されたように、衝撃負荷後にはコアが複雑に座屈して、表皮を引っ張ることで表皮が大きいたわんでいることが確認できる。また、加熱後にはそのコアの座屈が戻り、表皮のたわみも完全に回復していることがわかる。ちなみに、Fig. 4.3 において、衝撃負荷前から既に表面に若干のたわみが生じているのは、3 個のハニカムコアを接着結合させて大きなハニカムコアを作製した際に、その 3 個のコアの高さに若干の差があったためであるが、今回の実験においてはこの段差はあまり悪影響を与えていない。

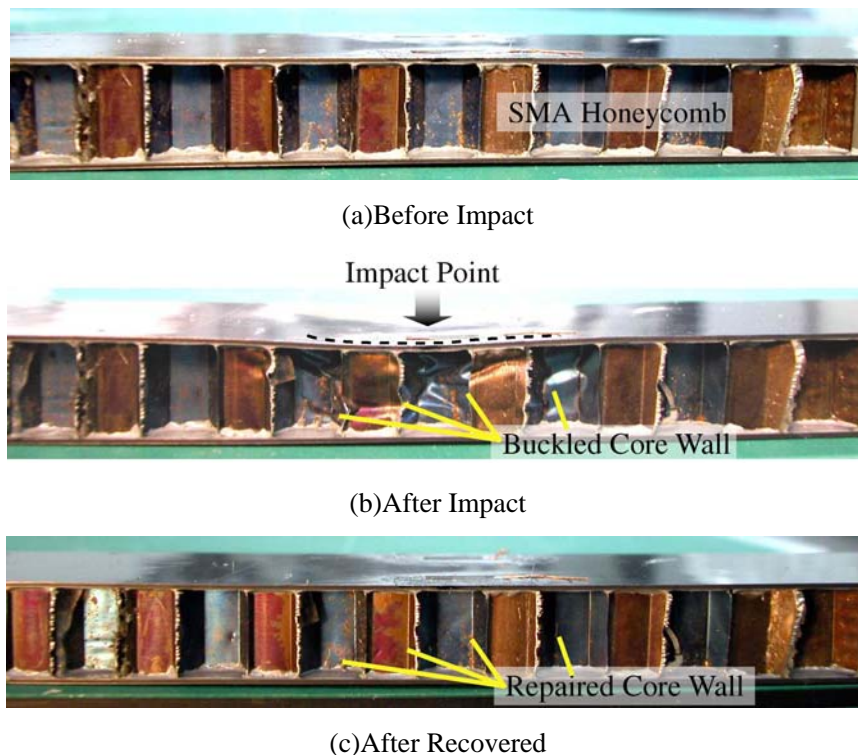


Fig. 4.2 Cross-sectional view of SMA honeycomb sandwich beam.

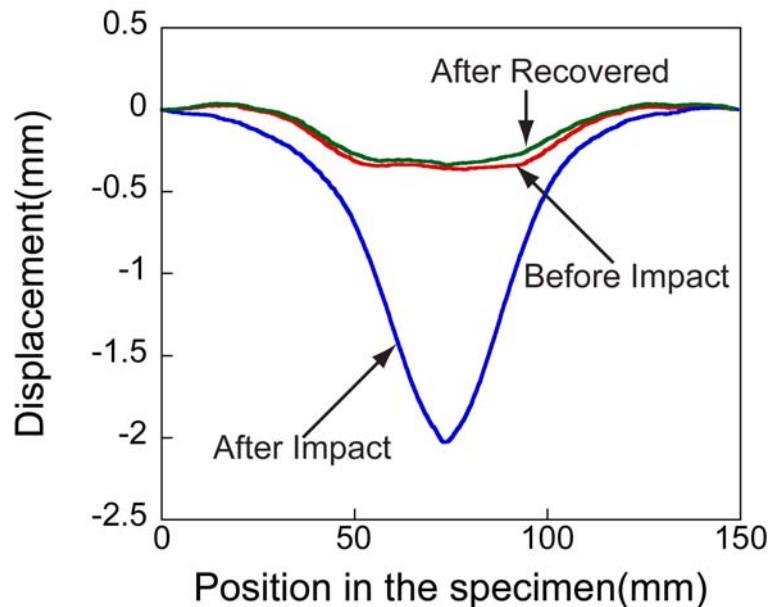


Fig. 4.3 Deflection of facesheet.

4.2 損傷及び回復に伴う曲げ剛性変化の評価実験

4.1 で SMA ハニカムサンドイッチパネルが十分な形状回復能力を有することが確認できたので、3.2 で示した表皮のたわみによる曲げ剛性の低下が、SMA ハニカムコアを適用し形状回復することで元に戻るか実験と解析によって調べた。

4.2.1 実験方法および解析

試験片の構成は以下の通りである。

表皮： T700S/2500(東レ(株))、[0/90]_s

接着剤： REDUX312UL(HEXCEL)

コア： SMA ハニカムコア (セルサイズ：1/4 インチ)

試験片寸法： 21.6 × 10 × 5mm³

この試験片に対し押し込み試験により表皮のたわみを与え、その後 80°Cまで加熱し、試験片の形状を回復させた。損傷前、損傷後、形状回復後の各段階において Fig. 4.4 に示す四点曲げ試験を行い、そのときの下方表皮中央の変位からサンドイッチパネル全体の曲げ剛性の変化を比較した。また、Fig. 4.4 の A 部の試験片下面表皮にひずみゲージを貼り付け、四点曲げ試験の際に生じるひずみ分布の計測も行った。また、はり理論と有限要素法による四点曲げ試験の解析も行った。解析において物性値は 3.2 と同様に、コアおよび表皮ともに直交異方性の均質材として算出した Table 4.1 に示す値を用いた。はり理論および有限要素解析の損傷後のモデルをそれぞれ、Fig. 4.5 と Fig. 4.6 に示す。なお、はり理論による解析は 3.2 と同様に行ったが、有限要素法による解析はより実験に近づけるために、Fig. 4.7 に

示すように、押し込み試験で上下の表皮に生じたたわみを何段階かの直線で近似して、さらに四点曲げ試験全体をモデル化して解析を行った。

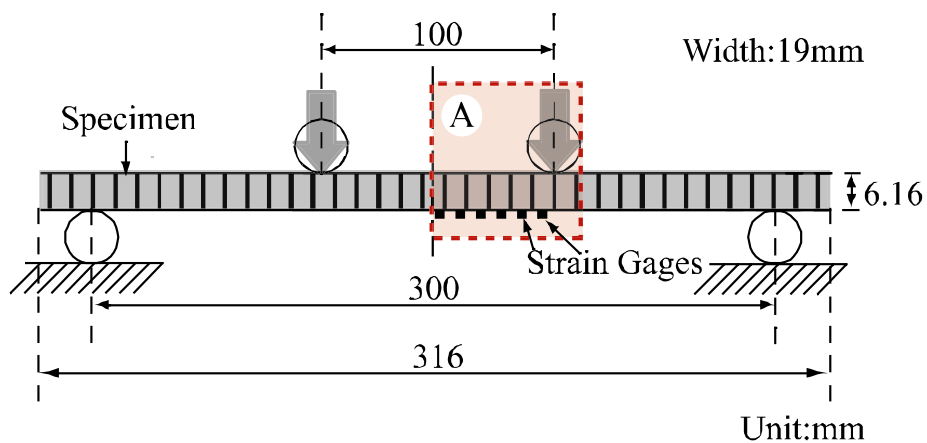


Fig. 4.4 Schematic of four-point bending test.

Table 4.1 Material properties of facesheet and aluminum honeycomb core.

		Facesheet(T700S/2500)	Core(SMA Honeycomb)
Elastic modulus (MPa)	E_1	64000	0.163
	E_2	64000	0.163
	E_3	9300	439
	G_{12}	3200	0.04
	G_{13}	3200	78.7
	G_{23}	4400	31.5
Poisson's ratio	n_{12}	0.04	0.33
	n_{13}	0.07	0
	n_{23}	0.46	0
Thickness (mm)	D	0.56	5
Thickness of foil (mm)	T	-	0.05
Width (mm)	b	10	10

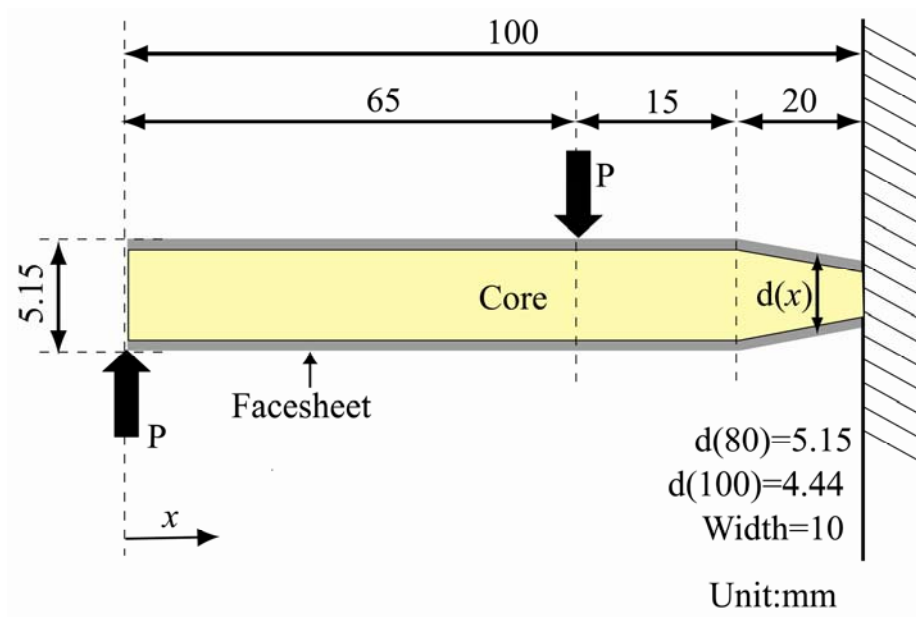


Fig. 4.5 Model for beam analysis.

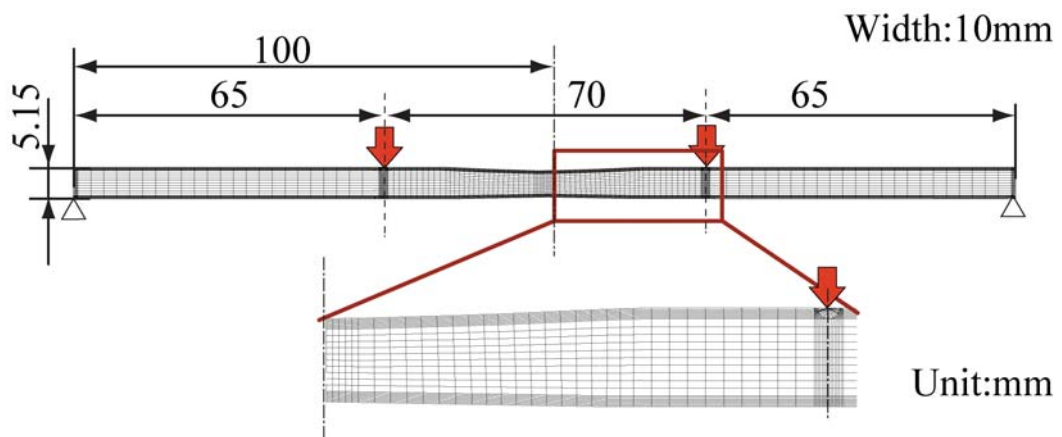


Fig. 4.6 Model for finite element analysis.

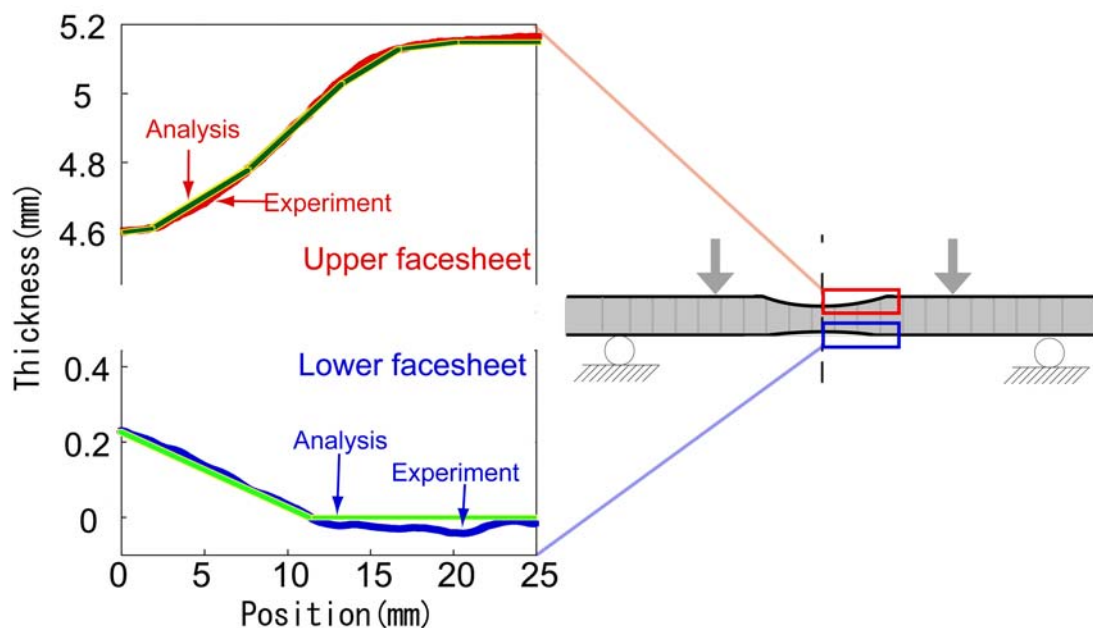


Fig. 4.7 Deflection change around center.

4.2.2 実験および解析の結果

各段階で四点曲げ試験を行った際の荷重-変位曲線を Fig. 4.8 に示す。また、各段階においてサンドイッチパネルを端面から観察した結果を Fig. 4.9 に、Fig. 4.4 の A 部における上方表皮のたわみを Fig. 4.10 の上部に示す。さらに、四点曲げ試験およびその解析において 19N と 15N を与えたときの下方表皮のひずみの差の分布も Fig. 4.10 下部に示し、中央点変位の差を Fig. 4.11 に示す。

Fig. 4.8 から、四点曲げ試験が弾性の範囲内で行えたことが確認できる。また、Fig. 4.9 と Fig. 4.10 の上方表皮の形状から、押し込み試験によって生じたコアの局所的な座屈に起因する表皮のたわみが、加熱によりコアの座屈を戻すことで、回復していることがわかる。さらに、Fig. 4.10 のひずみ分布と、Fig. 4.11 の変位の変化から、アルミハニカムコアを用いた実験と同様に、損傷後の四点曲げ試験ではたわみによる表皮間距離の低下と、それによるひずみの集中が起き、曲げ剛性が低下していることが確認できる。一方、形状回復後にはたわみが回復することで、表皮間距離が戻りそれによって局所的なひずみ集中も緩和され、サンドイッチパネルの全体的な曲げ剛性が回復することが実験および解析で確認できた。

以上より、SMA ハニカムコアをサンドイッチパネルに適用すれば、低速衝撃が加わり損傷が発生しても、加熱によりたわみを修復し、たわみに起因した曲げ剛性の低下の回復と、局所的なひずみ集中の緩和を実現することで、更なる損傷の進展を抑制できると考えられる。

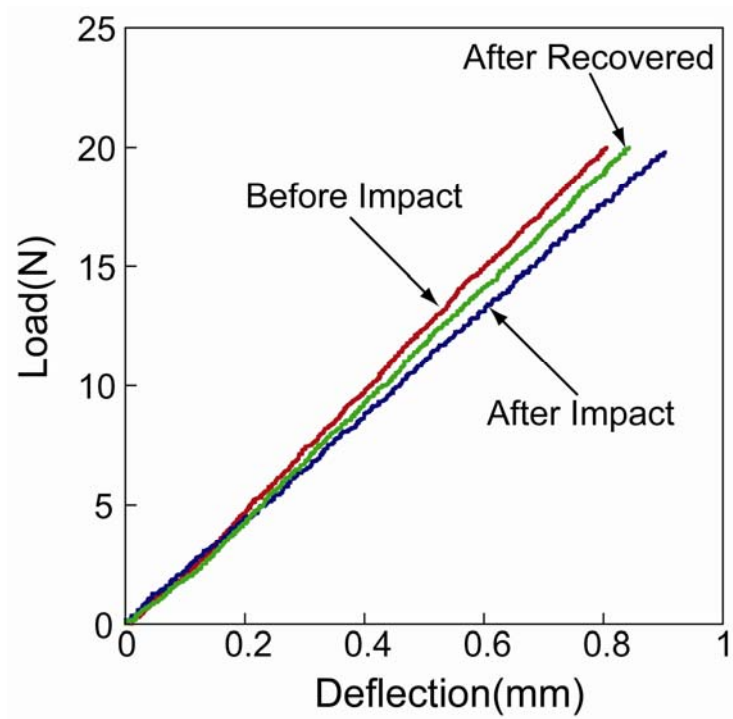
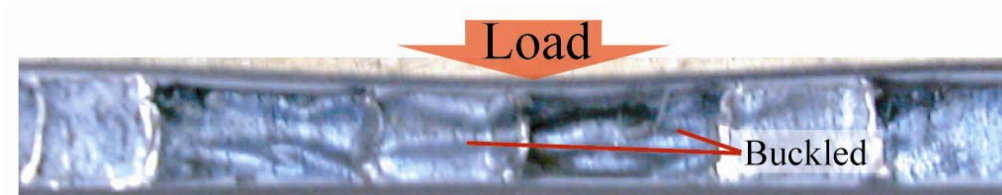


Fig. 4.8 Load-Deflection curve in four point bending test.



(a) Before Impact



(b) After impact



(c) After recovered

Fig. 4.9 Cross-sectional view of SMA honeycomb sandwich.

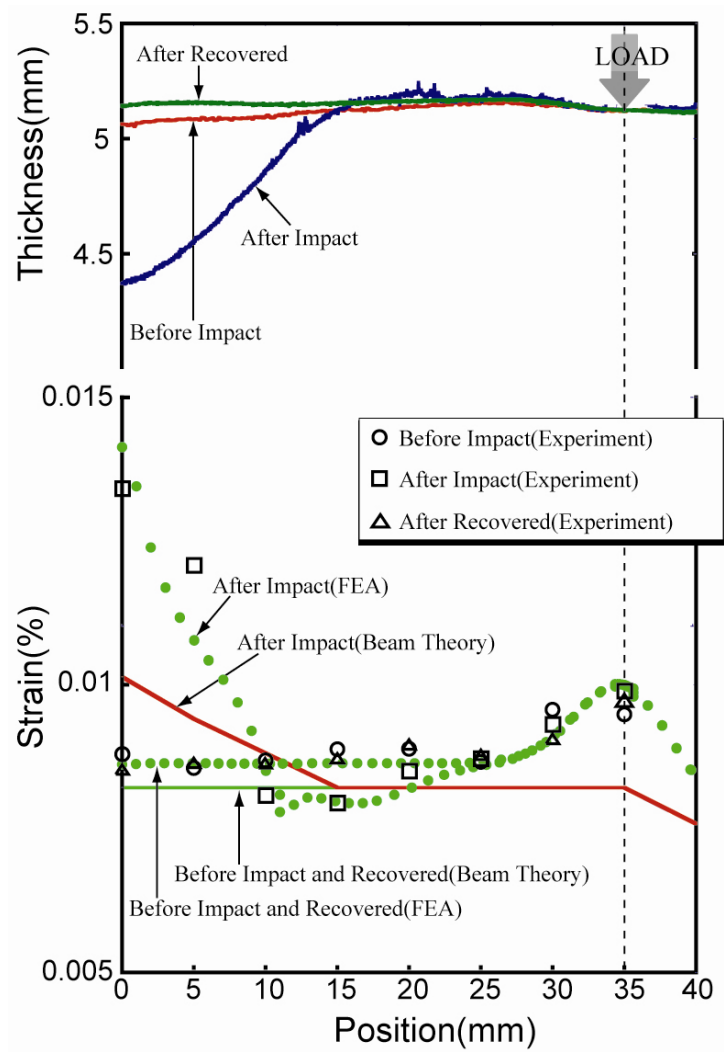


Fig. 4.10 Deflection and strain distribution along facesheet in patA

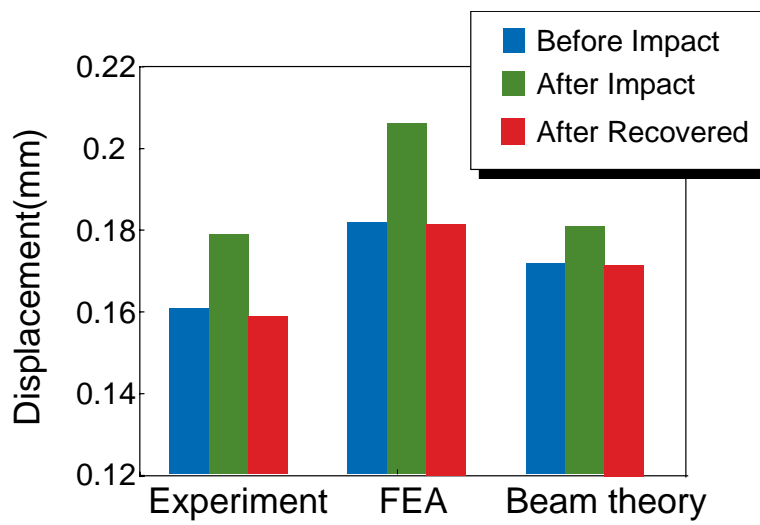


Fig. 4.11 Displacement at midspan in four point bending test.

4.3 まとめ

本章では実際に作製した SMA ハニカムサンドイッチパネルに対して衝撃を与え、その後、加熱することでサンドイッチパネルの衝撃損傷の表皮のたわみが回復可能であることを示した。その後、衝撃損傷による表皮のたわみで減少する力学的特性のうち、曲げ剛性についても、形状回復によって戻すことが可能であるかを調べた。その結果、衝撃後の表皮間の距離の減少と、局所的なひずみの集中によって低下した曲げ剛性を、SMA ハニカムコアの加熱による形状回復で元に戻せることが、実験および解析で確認された。

第5章 損傷及び回復に伴う面内圧縮強度変化の評価

3章で行ったアルミハニカムコアを用いた実験により、衝撃損傷によって面内圧縮強度が低下することが確認できた。そこで、本章では SMA ハニカムコアをサンドイッチパネルに適用することで、形状回復によって面内圧縮強度が回復するかどうかを実験によって評価した。

5.1 面内圧縮強度の回復性能の実験による評価

SMA ハニカムコアサンドイッチパネルに対し、衝撃損傷を与えた後、形状回復することで衝撃損傷によって低下した面内圧縮強度が回復するかどうか調べるために実験を行った。

5.1.1 実験方法

試験片の構成は以下の通りである。

表皮： T700S/2500(東レ(株))、[0/90]_s

接着剤： REDUX312UL(HEXCEL) 3層

コア： SMA ハニカムコア (セルサイズ：1/4 インチ 厚さ 13mm)

試験片寸法： 94 × 74 × 14.5mm³

3.2の試験同様に端部破壊を防ぐために上下端部にはアルミブロックを挟んだ。試験片の概要および面内圧縮の際の境界条件を Fig. 5.1 に示す。クランプブロックによって固定した部分を白い点線で示した。また、試験片には Fig.5.1 に示すように四点にひずみゲージを貼り付けた。押し込み試験により面外方向に 3.5mm 押し込むことで損傷を与えた試験片と、損傷を与えた後加熱して、形状を回復させた試験片、損傷を与えていない試験片の三種類の試験片を用意して、それぞれに対して面内圧縮試験を行った。実験の手順は、まず試験機に試験片をセットし、その後 2000N の面内荷重を負荷して四点のひずみを計測し、ひずみが一樣でない場合には治具の傾きを変えて、平行に試験片を押せるようになるまで調節を行う。その後 0.5mm/min の負荷速度で試験片が破壊するまで圧縮荷重を負荷し、そのときの荷重と変位、各点のひずみを計測した。また、損傷を与えた試験片と損傷後形状を回復させた試験片については、面内圧縮試験中におけるデントの面外方向の成長をレーザー変位計で計測することで、損傷の進展の様子を観察した。

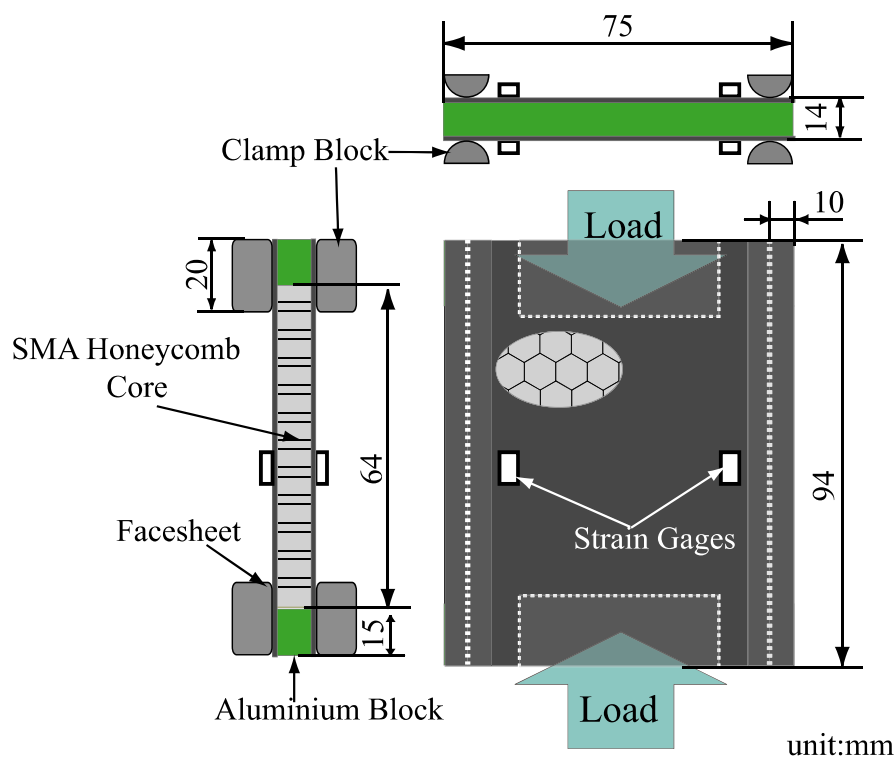


Fig. 5.1 Schematic of specimen.

5.1.2 実験結果

損傷を与えた試験片の表皮のたわみの変化を Fig. 5.2 に、損傷を与え、その後さらに形状回復を行った試験片の表皮のたわみの変化を Fig. 5.3 に示す。押し込み試験によってどちらの試験片にも 1.5mm 程度の表皮のたわみが生じているのが確認できる。また、形状回復を行った試験片は、形状回復でたわみがほぼ回復したが、まだ 0.1mm 程度残ってしまっているのがわかる。これは与えた損傷が大きすぎ、回復可能なひずみを超える大きなひずみが生じてしまったためだと考えられる。

面内圧縮試験によって、破壊した試験片の様子を Fig. 5.4 に、得られた荷重-ひずみ曲線を Fig. 5.5 に示す。なお、Fig. 5.5 で用いたひずみは損傷を与えた側の表皮のひずみである。 Fig. 5.4 および Fig. 5.5 から、まずは損傷のある試験片とない試験片の結果を比較する。破壊の形態について見てみると、SMA ハニカムサンドイッチは損傷がない場合はアルミハニカムサンドイッチと同様に表皮で破壊しているのに対し、損傷がある場合は表皮が壊れずに、コアのみが破壊していることがわかる。また、SMA ハニカムサンドイッチは損傷があることで大幅に強度が低下することが確認できる。この原因としては Fig.5.6 に示すようにコアの面外方向の強度が異なることに起因する、破壊形態の違いが考えられる。表皮に局所的なたわみがあるサンドイッチパネルを面内に圧縮した場合、たわみを起点に Fig. 5.6 の中央のようにコアに面外方向に力がかかる。その際、アルミハニカムコアのように面外方向の強度が高い場合は面外方向の力ではコアが破壊されず、Fig. 5.6 の左のように表皮が破壊に

至るまで両表皮は平行に保たれ、最終的に表皮で破壊する。しかし、SMA ハニカムコアでは面外方向の強度がアルミハニカムコアに比べて小さく、加えて損傷による座屈でさらに強度が減少したために、Fig.5.6 の右のように表皮が壊れる前に、たわみに起因する面外方向の力でコアが破壊してしまう。このように、SMA ハニカムコアの場合は、損傷があると最終破壊の箇所が本来面内荷重を分担するはずの表皮からコアになるので、損傷がない場合に比べて大きく強度が低下すると考えられる。

形状回復をした試験片についてみてみると、損傷がある試験片と同様にコアで破壊し、面内圧縮強度が戻らなかったことが確認できる。この原因としては、Fig. 5.3 に示すように形状回復によって表皮のたわみを完全に回復できなかったため、損傷がある試験片と同様に表皮のたわみによる面外方向の荷重が発生してしまったことと、コアの座屈を完全に修復できなかったために、コアの面外圧縮強度が低下したままだったことが考えられる。ただし、Fig. 5.7 に示した、損傷を与えた試験片と、形状を回復した試験片のデントの成長を比較してみると、形状回復することでコアの面外圧縮強度が戻り、デントの成長を抑えていることが確認できる。そのため、完全に形状を元に戻せばデントの成長を抑制し、表皮で破壊をするようになると考えられる。このことから、形状回復により面内圧縮強度が戻ることの可能性を本実験で示すことができた。

損傷による面内圧縮強度の低下を、SMA ハニカムコアの適用による形状回復で戻せるようにする条件として、以下の二つの場合が考えられる。

(1)表皮の形状を完全に戻せる範囲内での損傷が与えられた場合

(2)コアの箔厚、セルサイズなどを調整して、コアの面外方向の強度をアルミと同程度にする

(1)の場合表皮の形状を戻すことができれば、破壊する箇所がコアから表皮へと大きく変わるため、面内圧縮強度の回復に非常に効果があると考えられる。(2)に関してはコアの座屈が発生しにくくなるため、表皮を完全に元に戻せなくても、強度の回復が期待される。

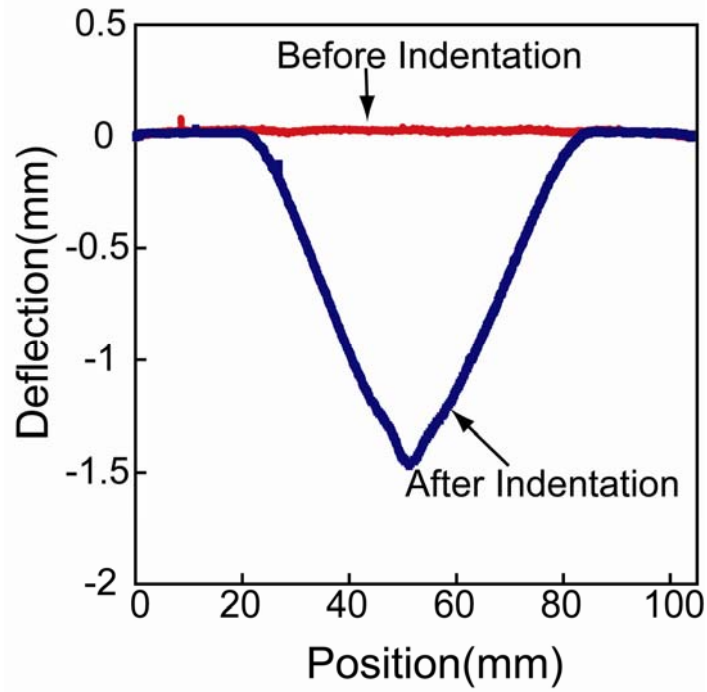


Fig. 5.2 Deflection change along longitudinal direction caused by indentation damage.

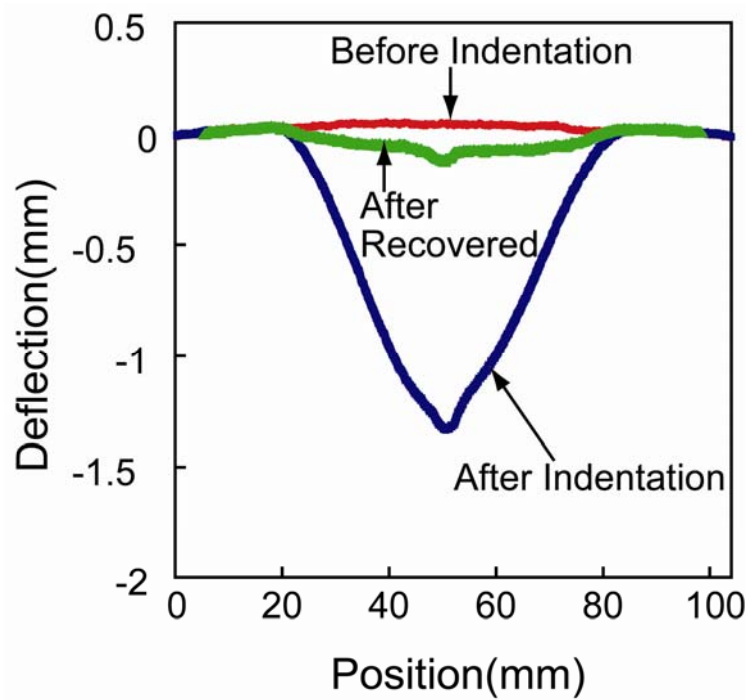
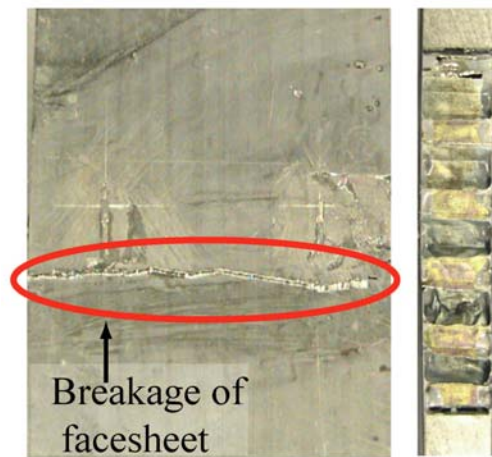
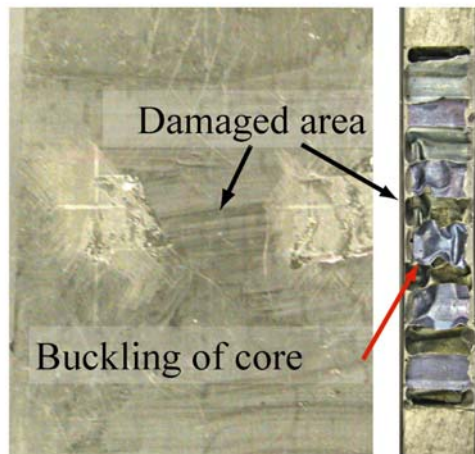


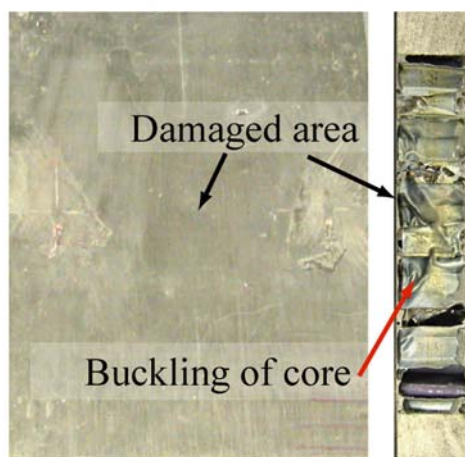
Fig. 5.3 Deflection change due to shape recover.



(a) Undamaged Specimen



(b) Damaged Specimen



(c) Recovered Specimen

Fig. 5.4 Photograph of specimen after in-plane compression test.

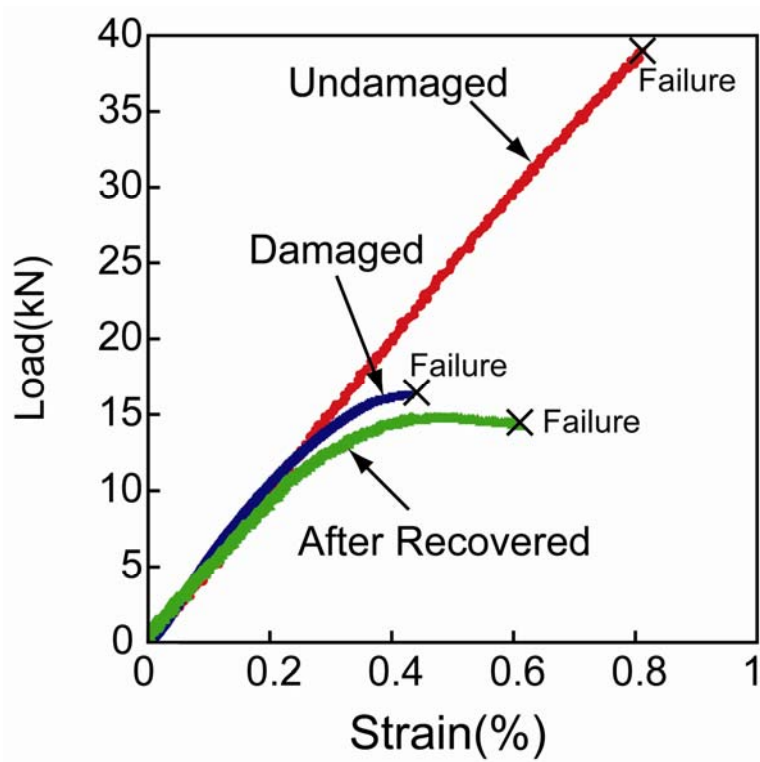


Fig. 5.5 Load-strain curve of in-plane compression test.

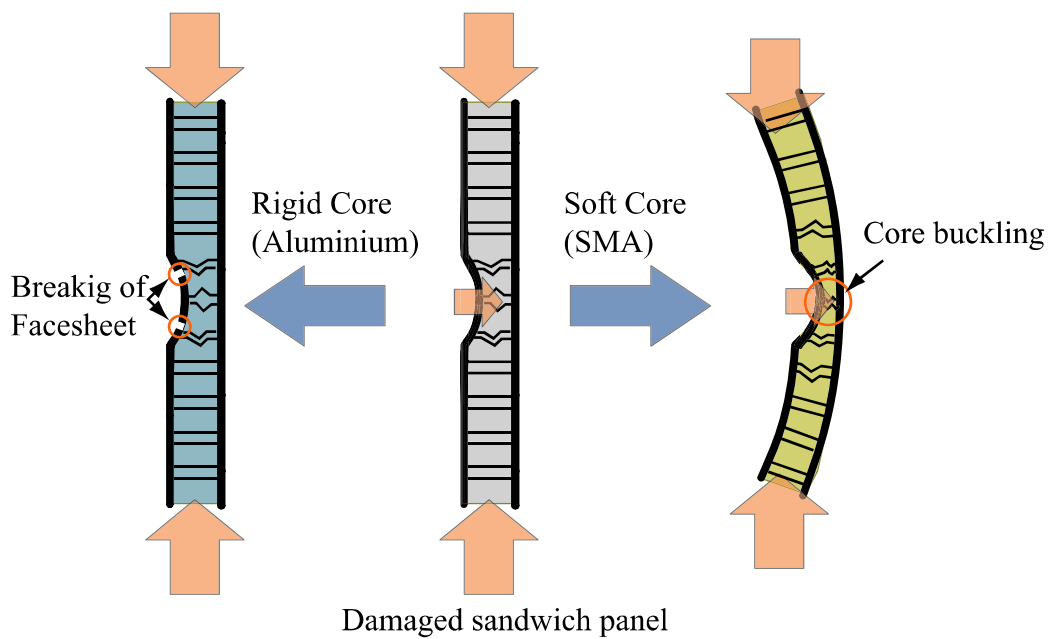


Fig. 5.6 Schematic of fracture mode of sandwich panel under compressive load.

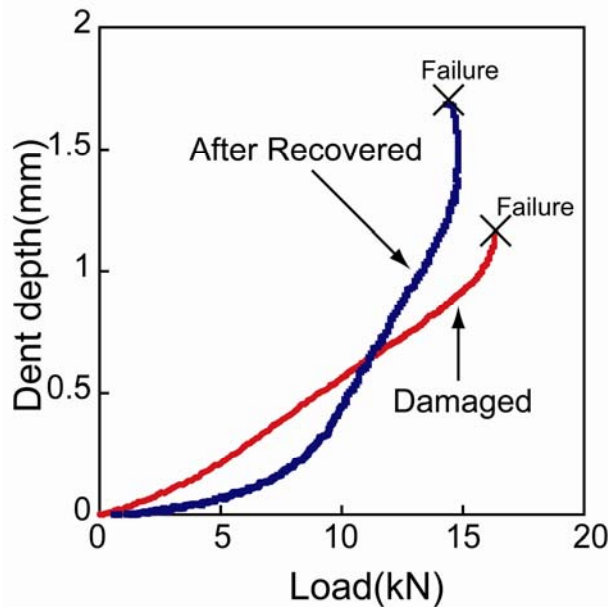


Fig. 5.7 Growth of dent under in-plane compressive test.

5.1.3 形状回復による面内圧縮強度回復の可能性の検討

5.1.2 で示した形状回復による面内圧縮強度を回復可能な条件のうち、特にコアの強度回復の効果が大きいと考えられる“表皮の形状を完全に戻せる範囲内での損傷が与えられた場合”について、実際に面内圧縮強度が戻るかを実験により検討した。試験は5.1.1で示したのと同様の試験片構成および手順で、押し込み試験によって2mm押し込み、5.1.1で与えた損傷よりも小さな損傷を与えたあと、加熱して形状を回復させた試験片に対し行った。なお、実験中はデントの成長も観察した。

試験片の各段階の表皮たわみの様子を Fig. 5.8 に示す。押し込み試験によって発生した0.8mm程度の損傷が、加熱によって完全に回復しているのが確認できる。次に、面内圧縮試験によって破壊した試験片の様子を Fig. 5.9 に、得られた荷重-ひずみ曲線と5.1.2で示した損傷がない試験片と損傷を回復しきれなかったときの試験片の値を Fig. 5.10 に示す。なお、Fig. 5.10 で用いたひずみは損傷を与えた側の表皮のひずみである。Fig. 5.9 と Fig. 5.10 および、デントの成長の観察ではデントの成長がまったく見られなかった。このことから、完全に形状が回復できればコアの面外方向の強度を戻すことで、デントの成長を十分に抑制し、最終的な破壊箇所を損傷がない試験片と同様に本来面内荷重をもつ表皮に変えることが可能であることを示した。また、それによって形状回復後の面内圧縮強度が損傷がない試験片と同等の値まで回復することが確認できた。

以上より、回復させる損傷が小さく SMA ハニカムコアで表皮の形状を完全に戻せば、サンドイッチパネルの面内圧縮強度も戻せることが本実験で示せた。

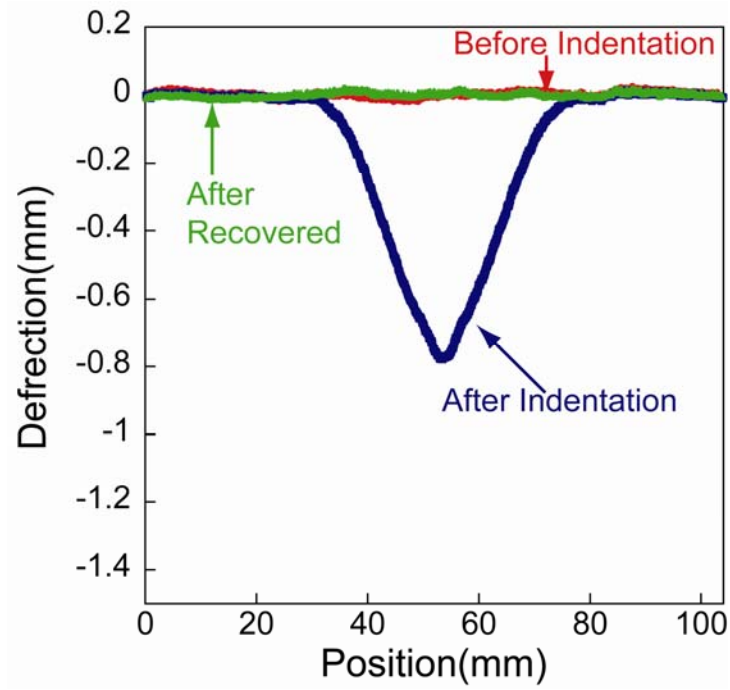


Fig. 5.8 Deflection change due to shape recover

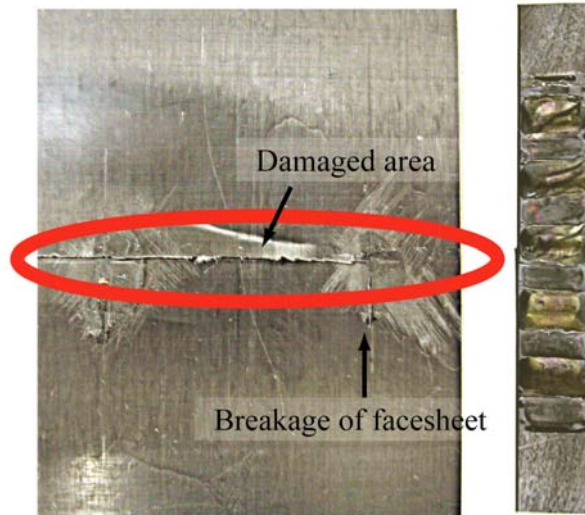


Fig. 5.9 Photograph of specimen after in-plane compression test

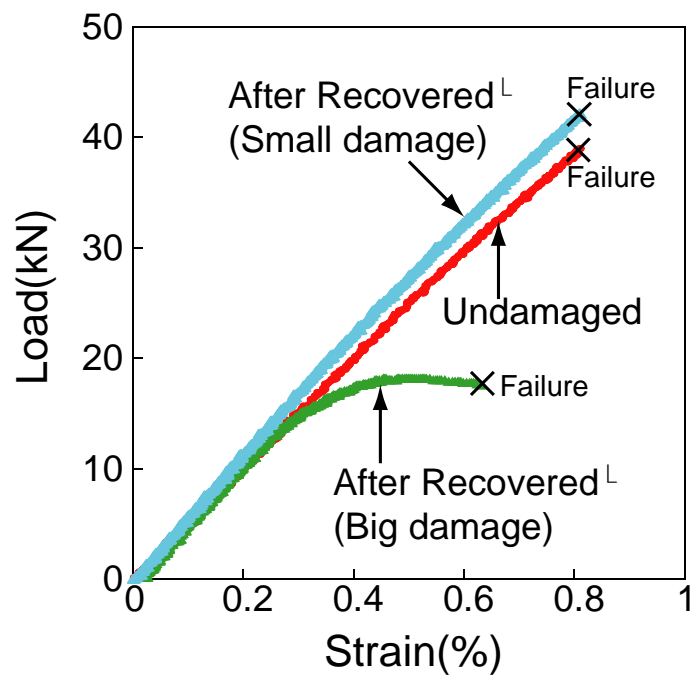


Fig. 5.10 Load-strain curve of in-plane compression test.

5.2 まとめ

本研究で扱った SMA ハニカムサンドイッチパネルの場合、アルミハニカムサンドイッチパネルと異なり、損傷があると最終的な破壊が表皮ではなくコアで発生し、面内圧縮強度が大きく低下してしまうことが確認できた。また、SMA ハニカムコアを適用し形状回復することで、デントの成長を抑制でき、面内圧縮強度を戻せる可能性を示した。ただし、その場合は完全に二枚の表皮を平行に戻せるような小さな損傷を回復させる場合か、面外方向の強度を高くする場合であれば効果があると考えられる。そこで、前者の可能性について検討を行ったところ、実際に形状回復で最終的な破壊が表皮で起こるようになり面内圧縮強度も戻ることが確認できた。

第6章 結論および今後の課題

6.1 本研究の結論

本研究では、新たに開発した SMA 箔製のハニカムコアを用いることで、面外方向の低速衝撃による変形を加熱によって自己修復できるサンドイッチパネルを作製し、その形状回復によって、低下した曲げ剛性と面内圧縮強度が回復するかどうかを評価した。以下本論文で得られた結果を各章ごとに総括する。

二章ではまず、SMA ハニカムコアを作成するに当たって使用する合金およびその組成を、用途から考え、さらに SMA とアルミについてハニカムコアにしたときの力学特性を比較した。その後、実際に SMA ハニカムサンドイッチパネルを作製した。

- ・実用を考えた際、耐食性、耐疲労性、比剛性の点から Ti-Ni が有利である。
- ・合金組成は A_f 点の設定から 50.2at% が最適である。
- ・SMA ハニカムコアを適用する場合、形状回復機能を付与する代わりに、アルミハニカムコアと比べ物性値の低下を招いてしまう。しかし、面外方向の縦弾性率については、低いほうが有利な場合があること、また、 A_f 点の設定の仕方によっては物性を大幅に改善できることがわかった。
- ・SMA 箔を用いて SMA ハニカムコアおよび SMA ハニカムサンドイッチパネルの作製方法を具体的に示した。

三章では衝撃損傷のサンドイッチパネルに対する影響を調べるため、まずはアルミハニカムサンドイッチパネルに対し試験を行い、力学的特性の変化を調べた。

- ・衝撃損傷による表皮のたわみは、座屈したコアに引っ張られた弾性変形によって起こる。
- ・衝撃損傷があることで、形状の変化による表皮間の距離の減少と、曲げとせん断のカップリングにより、曲げ剛性が大きく低下することが確認できた。
- ・衝撃損傷があることで、面内荷重を加えた時の破壊の形態が変わり、それによって面内圧縮強度も大きく低下することが実験によって確認できた。

四章では実際に作製した SMA ハニカムサンドイッチパネルを用い、コアの座屈を修復することで、形状回復が可能かどうかを調べ、さらに、表皮のたわみによる曲げ剛性の低下も回復するかどうかを実験および解析により評価した。

- ・加熱することで、SMA ハニカムサンドイッチパネルの衝撃による表皮のたわみは回復可能である。
- ・SMA ハニカムコアの加熱による形状回復で、表皮のたわみをなくし、局所的なひず

みの集中を緩和することで、曲げ剛性が回復することが実験および解析で確認された。

五章では SMA ハニカムコアによる形状回復で面内圧縮強度を戻すことが可能であるか調べた。

- ・ SMA ハニカムコアのように面外方向の縦弾性率が低いコアの場合、少しでも表皮がたわんでいると、本来面内荷重を持つべき表皮ではなくコアで破壊が生じてしまう
- ・ そのため、少しでも表皮にたわみがあると強度が大きく低下してしまう
- ・ 本実験では与えた損傷が大きすぎたために形状が戻りきれず、表皮に残ったたわみが原因で強度は戻らなかった
- ・ ただし、デントの抑制ができたことが確認でき、SMA ハニカムコアの形状回復での面内圧縮強度の回復について、その可能性を示すことができた。
- ・ さらに、形状が完全に回復できるような小さな損傷であれば、面内圧縮強度が回復可能であること実験で示すことができた。

以上より、新たに開発した SMA ハニカムコアのサンドイッチパネルへの適用によって、衝撃による表皮のたわみの回復が可能であること、またその形状回復によって曲げ剛性が回復可能であることが示せた。また、面内圧縮強度についても戻すことが可能であることを示すことができた。今後、さらにサンドイッチパネルのヘルスマニタリング技術と組み合わせることで今後の航空宇宙機へのサンドイッチパネルの適用範囲をより拡大できることが期待される。

6.2 今後の課題および SMA ハニカムコアの展開

今後の主な課題としては以下の項目が挙げられる。

- ・ 面内圧縮強度については、表皮とコアの組み合わせによって、さまざまな破壊形態があると考えられる。それぞれの破壊形態に対してどのような場合に SMA ハニカムコアがより効果的であるか考える必要がある。
- ・ より安定した品質のコアを効率的に作る方法の確立が必要である。特に一番時間のかかる形状記憶工程および接着の手法については見直しが必要であると考えられる。

また、本研究では SMA の形状記憶効果を利用しているが、同様な構成で他の展開も考えられる。

- ・ 超弾性機能を用いたハニカムコア

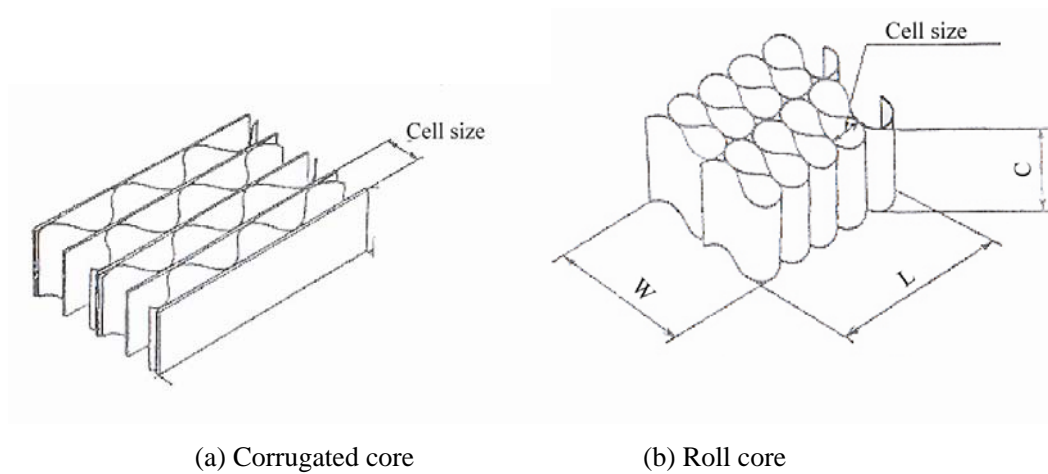
物性の大幅な改善および、加熱手段を必要とせずに形状回復が可能となる。また、衝撃エネルギー自体の吸収を図ることができ、軽量・高剛性の航空機用構造部材に、高い衝撃吸収性能や振動減衰性能を負荷することも可能になると考えられる。

- ・アクチュエータとしての **SMA** ハニカムコアの使用

温度を制御することで翼の形状を制御できるモーフィング構造部材としての利用が考えられる

- ・大量生産の可能性の検討

今後、**SMA** ハニカムコアを実用化するに当たっては大量に安定的に製造可能である必要がある。形状回復機能を与える目的ならハニカム形状である必要はなく、**Fig. 6.1** にしめすコルゲートコアや折紙形状コアなどさまざまなコアが考えられる。用途や生産のしやすさなども考慮してこれらのコアの可能性も考慮することが望まれる。



(a) Corrugated core

(b) Roll core

Fig. 6.1 Schematic of corrugated core and roll core.

参考文献

- [1]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).
- [2]島村昭治, 宮入裕夫, サンドイッチ構造, 日刊工業新聞社 (1990).
- [3]D. Zenkert, *The Handbook of Sandwich construction*, EMAS publishing (1997).
- [4] S. Abrate, “Localized impact on sandwich structures with laminated facings,” *Appl. Mech. Rev.*, 50(2), (1997), 69-82.
- [5] 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.
- [6] O.T. Thomsen, “Theoretical and experimental investigation of local bending effects in sandwich plates,” *Compos. Struct.*, 30(1) (1995), 85-101.
- [7] 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.
- [8] Herup, E.J. and Palazotto, A.N., “Low-velocity impact damage initiation in graphite/epoxy/Nomex honeycomb-sandwich plates”, *Compos. Sci. Technol.*, 57-12 (1997), 1581-1598.
- [9] T. Anderson and E. Madenci, “Experimental investigation of low-velocity impact characteristics of sandwich composites,” *Compos. Struct.*, 50(3), (2000), 239-247.
- [10]田中喜久昭, 戸伏寿昭, 宮崎修一, 形状記憶合金の機械的性質, 養賢堂(1993).
- [11]鈴木雄一, 実用形状記憶合金, 工業調査会(1987)
- [12]水口周, “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”, 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修士論文”, (2005)
- [13] T. Ogisu, M. Shimanuki, S. Kiyoshima, J. Takaki, I. Taketa and N. Takeda, “Damage behavior analysis of smart composites with embedded pre-strained SMA foils”, *Smart Materials and Structures*, 15, (2006),41-50.
- [14] H. Nagai and R. Oishi, “Shape memory alloys as strain sensors in composites”, *Smart Materials and Structures*, 15, (2006), 493-498.
- [15]Fredrik Edgren, Leif E. Asp, and Peter H. Bull, “Compressive Failure of Impacted NCF Composite Sandwich Panels - Characterisation of the Failure Process”, *Journal of Composite Materials*, 38, (2004), 495-514.
- [16] 村上賢, “SMA ハニカムを用いた形状回復サンドイッチパネルの加熱技術に関する研究”, 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修士論文”, (2006).
- [17] M.R. Hassan, F. Scarpa, and N.A. Mohamed, “Shape memory alloys honeycomb: design and properties”, *Proceedings of SPIE*, 5387, (2004), 557-564.

- [18] F. Scarpa, M.R. Hassan, and M. Ruzzene, “Modeling and testing of shape memory alloy chiral honeycomb structures”, *Proceedings of SPIE*, 6170, (2006), 61700W.
- [19] 林 毅, *軽構造の理論とその応用*, 日本科学技術連盟.
- [20] ASTM, “Standard test method for flexural properties of sandwich construction”, *ASTM C393*,(2000).
- [21] L.J. Gibson , M.F. Ashby , 大塚正久(訳), *セル構造体*, 内田老鶏園(1993)
- [22] ASTM, “Standard test method for edgewise compressive strength of sandwich constructions”, *ASTM C364*,(2000).

本研究に関する講演発表

- [1] 白石伸夫, 水口周, 村上賢, 岡部洋二, 武田展雄, “SMA ハニカムコアを用いた知的サンドイッチパネルに関する研究,” 第三十五回 FRP シンポジウム講演論文集, 京都, 2006年3月, pp. 162-166
- [2] 白石伸夫, 水口周, 岡部洋二, 武田展雄, 宋東烈, “SMA ハニカムを用いたサンドイッチパネルの形状修復による曲げ剛性回復の評価” 第14回機会材料・材料加工技術講演会, 千葉
- [3] 白石伸夫, 水口周, 岡部洋二, 武田展雄, 宋東烈, “SMA ハニカムによるサンドイッチパネルの形状回復における力学的特性の評価” 材料・構造の複合化と機能に関するシンポジウム, 京都

本研究に関する論文

- [1] 岡部洋二, 水口周, 村上賢, 白石伸夫, 武田展雄, “CFRP サンドイッチパネルの衝撃損傷の SMA 箔ハニカムコアによる補修,” *実験力学*, vol. 6, pp. 152 – 158(2006)
- [1] 岡部洋二, 水口周, 白石伸夫, 村上賢, 武田展雄, “損傷検知・形状回復能力を有する知的ハニカムサンドイッチパネルの構築,” *日本複合材料学会誌*, vol. 33, pp. 30 – 37(2006)

謝辞

本研究を進める三年の間、多くの方々にお世話になりました。

指導教官である武田展雄教授には、興味深い研究テーマを与えていただき、また多くのご指導をいただきました。心よりお礼を申し上げます。

岡部洋二助教授には研究の進め方や、論文作成まで多岐にわたり親身になって指導していただきました。休日や夜遅くまでご指導いただくなど多大なご迷惑、ご心労をおかけしてしまいましたことをお詫びするとともに、感謝したいと思います。

水口周氏（東京大学博士課程）には実験や解析などでこの3年間研究を進める上で数え切れないほどの助言や助力をいただきました。心より感謝したいと思います。本当にありがとうございました。

水谷忠均助手（東京大学助手）、天野正太郎氏（東京大学博士課程）、吉村彰記氏（東京大学博士課程）、高橋市弥氏（東京大学博士課程）、西川雅章氏（東京大学博士課程）、鄧飛氏（東京大学博士課程）、西尾真由子氏（東京大学博士課程）には、研究に関する豊富な知識に基づき助言を数多く頂きました。ありがとうございました。

新井健夫氏（東京大学修士課程）、仲尾知晃氏（東京大学修士課程）は同期としてこの二年間ともに切磋琢磨できたと思います。感謝したいと思います。

基盤棟工作室の斉藤敬氏には工作機械の基礎的な使い方から、冶具設計や発注、実験のアドバイスなどさまざまな面でお世話になりました。ありがとうございました。

そのほかの武田研究室の皆様や家族、友人など多くの方に支えてもらってこの論文を完成することができました。本当にありがとうございました。

2007年2月

白石 伸夫