技術資料

織物 CFRP ハニカムサンドイッチパネルの面内剪断特性

野口 義男*, 古田 敏康**

(1983年8月8日受付)

In-plane Shear Properties of Fabric-CFRP/Aluminum-Honeycomb Sandwich Panels

Y. NOGUCHI* and T. FURUTA**

(Received August 8, 1983)

The objective of this paper is to evaluate the in-plane shear properties of honeycomb sandwich panel with face members of fabric CFRP. The face members was made of two plies, 8-harness-satin CFRP laminated with $\pm 45^\circ$ orientation angles. The elastic constants and in-plane shear strength of the CFRP face members were calculated theoretically. Three test specimens of sandwich panel were loaded in shear by the applied tensile load in the diagonal direction at the opposite corners of a rhombic test frame. The calculated results reasonably predicted the test results.

1. 緒 言

繊維強化複合材料は、その強化材の配向と積層構成を最適化することにより、設計要求に応じた構造材料とすることが可能である。また、サンドイッチ構造は軽量構造様式として、適用例は航空機構造から一般構造分野にと多岐にわたり利用されている。

著者らは、炭素繊維強化複合材料 (CFRP) を表面材に用いたハニカムサンドイッチ構造について、曲げ¹⁾、面内剪断²⁾ 特性の報告を行なった。これらの CFRP は、一方向繊維ブリプレグによるものであった。一方、取扱い性の良い織物によるブリプレグを使用すれば、成形作業が容易となり、一様性に優れた表面材とすることが可能であろう。そこで、本研究は織物の中でも力学的特性に優れている 8 枚朱子織物を $\pm 45^\circ$ の斜交積層とした正方晶系直交異方性板の CFRP を表面材に採用した。このようなハニカムサンドイッチパネルの面内剪断特性試験を行ない、結果を表面材に関する計算結果との比較を行なった。

2. 試 験 片

2.1 素材構成

サンドイッチパネルの表面材には、炭素繊維織物とエポキシ樹脂の組合せによるブリプレグ (S410, 三菱レイヨン) を使用した。織り方は、8 枚朱子織で、縦糸は横糸を 7 本飛んで 1 本くぐることを繰り返し、横糸は縦糸を 7 本くぐって 1 本飛びというように組み合わせられている。交差が疎で織り目が連続点とならず、密度の大きな割に柔軟で平滑なことが特徴となっている。表面材の積層構成は 2 層で縦糸方向を $\pm 45^\circ$ の斜交積層として、オートクレーブによって成形した。成形条件は、まず温度を 120°C に上げて 1 時間保持した。その後 480 kPa の圧力を加え、温度を 180°C に上昇して、2 時間保ち硬化を終了させた。素板は約 $1\text{m} \times 1\text{m}$ であり、板厚と繊維体積含有率の平均値はそれぞれ 0.7 mm と 63% であった。

芯材は MIL-C-7438 規格品のアルミニウムハニカム (Hyvex core, 横浜ゴム) を使用した。種類は 6.1-1/8-0.0015N(5052) である。

2.2 形状と寸法

試験片形状を Fig.1 に示す。成形は、2 枚の CFRP 表面材の間にアルミニウムハニカムと周辺の固定部材 (2024-T₃ アルミニウム合金) を、MIL-A-25463A 規格品のエポキシ系フィルム接着剤 (FM73, American Cyanamid) ではさみ、さらに、アルミニウムハニカムと

*** 航空宇宙技術研究所 (182 調布市深大寺町 1880)
National Aerospace Laboratory, 1880, Jindaijima-
machi, Chofu 182, Japan

* 研究員 Research Engineer, ** 室長 Chief

Fig. 1 Shear test specimen configuration.

固定部材間にはエポキシ系発泡接着剤 (FM41, American Cyanamid) をはさんで、オートクレーブを使用して接着した。なお、表面材の縦糸方向とアルミニウムハニカムのL方向 (リボン方向) との関係は 45° である。試験領域は、固定部材に囲まれてアルミニウムハニカムが入っている $150\text{ mm} \times 150\text{ mm}$ である。試験片数は3個で、以下各番号を C-1, C-2 および C-3 とする。

3. 解析方法

まず、一方向強化 CFRP の材料定数を基礎として、表面材の積層構成について弾性特性値を算出する。次に、面内剪断荷重を受ける場合の各構成層における繊維方向を主軸とした応力成分を解析して、積層材の面内剪断強さを最大応力説および最大仕事説により推定する。

著者らは、前報²⁾において CFRP 表面材の弾性特性値がアルミニウムハニカム芯材の弾性特性値よりもかなり大きいことから、面内剪断力は CFRP 表面材が受け持つ、そしてアルミニウムハニカムは、CFRP 表面材の座屈に対する支持および安定化に機能するとして解析を行った。この結果は、試験結果と比較して良い一致を得た。本研究においても同様な方法で CFRP 表面材の弾性特性値と面内剪断強さを求める。

3.1 弾性特性値

ここでは、表面材を構成する繊維 CFRP を巨視的に

は同質、同厚さの縦糸層と横糸層を重ねた2方向強化材とみなす。さらに各層間相互の滑りはなく、等しい歪みを生じるとして計算する。Fig.1 の x, y 座標系における各構成層の応力は次式で表される³⁾。

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{xi} \\ \sigma_{yi} \\ \tau_{xyi} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11i} & C_{12i} & C_{13i} \\ C_{12i} & C_{22i} & C_{23i} \\ C_{13i} & C_{23i} & C_{33i} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} \\ S_{12} & S_{22} & S_{23} \\ S_{13} & S_{23} & S_{33} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} \quad (1)$$

ここで、 C_{ij} は各構成層についてのスティフネス係数であり、 S_{ij} は積層材についてのコンプライアンス係数である。1層としての直交異方性材の弾性特性値は、繊維体積含有率を 63% としたときの数値解析⁴⁾ 結果より、 $E_L=132\text{ GPa}$, $E_T=9.77\text{ GPa}$, $G_{LT}=5.21\text{ GPa}$, $\nu_{LT}=0.312$ とした。積層材の弾性特性値は、コンプライアンス係数と次の関係がある。 $E_x=1/S_{11}$, $E_y=1/S_{22}$, $G_{xy}=1/S_{33}$, $\nu_x/E_x=\nu_y/E_y=-S_{12}$. $\pm 45^\circ$ の斜交積層材についての弾性特性値の計算結果は、 $E_x=E_y=18.3\text{ GPa}$, $\nu_x=\nu_y=0.754$ そして $G_{xy}=34.1\text{ GPa}$ となる。

3.2 面内剪断強さ

次に、繊維方向を主軸とした応力成分を(1)式の結果と次式の座標変換マトリックスにより計算した。

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{Li} \\ \sigma_{Ti} \\ \tau_{LTi} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} l^2 & m^2 & -2lm \\ m^2 & l^2 & 2lm \\ lm & -lm & l^2-m^2 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_{xi} \\ \sigma_{yi} \\ \tau_{xyi} \end{Bmatrix} \quad (2)$$

ここで、 $l=\cos \alpha_i$, $m=\sin \alpha_i$ である。剪断応力 $\tau_{xy}=1$, $\sigma_x=\sigma_y=0$ とし、 $\alpha_i=\pm 45^\circ$ の場合の各構成層の弾性主方向応力値は、 $\sigma_{Li}/\tau_{xy}=\pm 1.90062$, $\sigma_{Ti}/\tau_{xy}=\mp 0.09938$, $\tau_{LTi}/\tau_{xy}=0.04969$ となる。

繊維強化複合材料に適用される強度則には、最大応力説、最大歪説および最大仕事説などがある⁵⁾。ここでは、最大応力説と Tsai-Hill, Hoffman, Tsai-Wu の3種の最大仕事説によって、積層材の面内剪断強さを推定する。これらの強度計算に必要な基礎的強さは、各繊維方向を揃えて8層積層した成形板 (繊維体積含有率 66%, 板厚 2.8 mm の各平均値) の静強度試験を各6本ずつ行なって求めた。各基礎的強さは $F_L=1,176\text{ MPa}$, $F_{L'}=882\text{ MPa}$, $F_T=49\text{ MPa}$, $F_{T'}=196\text{ MPa}$, $F_{LT}=54\text{ MPa}$ である。

各強度則による $\pm 45^\circ$ 斜交積層材の面内剪断強さの計算結果を Table 1 に示す。強さの推定値は、256 MPa より 464 MPa となり、最大応力説は最大仕事説より大きい値にある。なお、最大応力説によれば、破壊の様相は、繊維方向の圧縮破壊が推定される。

Table 1 Theoretical predictions for in-plane shear strength.

Failure criterion	Calculated results (MPa)
Maximum stress	(F_L') 464
Tsai-Hill	320
Hoffman	280
Tsai-Wu	256

4. 試験方法

サンドイッチパネルの面内剪断試験は、剛性枠を試験片の4辺に固定し、一対角線方向に引張り荷重を加えることにより実施した^{2,6-10)}。枠には試験片の固定部分各辺をそれぞれボルトで取り付けた。枠の4隅はピンにより連結し、各辺は無理なく動けるようにした。なお、一対角線方向には、つかみ具を挿入して引張り荷重を与えた。試験状況を Fig.2 に示す。

5. 試験結果

5.1 剪断弾性率

両表面材の試験領域中央部には、あらかじめ対角線方向にゲージ長さ 5 mm の 2 軸箔歪ゲージを接着した。歪は静歪測定器により計測した。まず、剪断弾性率を求めるために低荷重域試験を行ない、対角線方向歪 ($\varepsilon_1, \varepsilon_2$) の測定値が $\pm 0.1\%$ 程度までの荷重と歪の関係を求めた。

面内剪断力を CFRP 表面材が負担するならば、表面材の面内剪断応力は次式で表わされる。

$$\tau_{xy} = P / \sqrt{2} L t \quad (3)$$

ここで、 P ：対角線方向の引張り荷重、 L ：試験領域 1 辺の長さ、 t ：2 枚の表面材板厚の和、である。剪断歪は、対角線方向の歪値により次式で求めた。

$$\tau_{xy} = \varepsilon_1 - \varepsilon_2 \quad (4)$$

剪断弾性率は(3)、(4)式より、次式で算出した。

$$G_{xy} = \tau_{xy} / \gamma_{xy} \quad (5)$$

両表面材中央部における剪断弾性率試験結果の各平均値を Table 2 に示す。積層理論による $\pm 45^\circ$ 斜交積層材の計算結果 ($G_{xy} = 34.1$ GPa) は試験結果に比べて低目にある。これは、一方向繊維と織物の違いが一因として考えられる。

5.2 面内剪断強さ

試験機のクロスヘッド速度を 1 mm/min に設定し、

Fig.2 Photograph of a specimen attached to the rhombic test frame.

Table 2 Experimental results of shear modulus and shear strength.

Specimen	Shear modulus (GPa)	Shear strength (MPa)
C-1	45.0	363
C-2	49.7	414
C-3	47.5	384

動歪を計測しながら面内剪断強度試験を行なった。各試験片の破壊時までの引張り荷重とクロスヘッド移動量の関係図を Fig.3 に示す。低荷重域の非線形な関係は、試験片と試験治具の結合法の影響があると思われるが、以後は破壊近くまで比較的直線関係にある。最終的に試験片は大きな音を伴い、脆性的に破壊した。

面内剪断強さは、(3)式の P に破壊時荷重を代入して算出できる。各試験結果を Table 2 に示す。強度則による推定値 (Table 1) と比較すると試験結果は、Tsai-Hill 説と最大応力説の中間に位置することがわかる。

引張り荷重と両表面材中央部の対角線方向歪との関係を Fig.4 に示す。破壊時まで直線的であり、両対角線方向の歪の絶対値はほぼ等しいことから、試験は良好に行なわれたと判断できる。面内剪断応力と剪断歪を(3)式と(4)式により算出して、各試験結果の関係を Fig.5 に示した。破壊時の最大剪断歪は、各試験結果とも約 0.8 % である。なお、中央部以外での歪計測も行なったが、

Fig. 3 Relation between load and crosshead displacement.

Fig. 4 Relation between load and strain along the diagonals.

最終破壊の前に破損などを推定させる変化は観察されなかった。これらの結果からも破壊は脆性的に生じたことが確認された。

5.3 破壊状況

試験後の破壊様相例を Fig. 6 に示す。試験における引張り荷重は図中の矢印の方向である。各試験片とも対角線方向に面内剪断破壊を生じた。なお、このクラックは一方の CFRP 表面材とアルミニウムハニカムに生じており、もう一方の表面材のクラックの位置とは異なっている。さらに、固定部材に沿って、繊維方向の圧縮破壊が各試験片とも生じていた。これらの CFRP 表面材と

Fig. 5 τ_{xy} vs. γ_{xy} curves at center of face members.

Fig. 6 Example of failed specimens.

アルミニウムハニカムの損傷は、クラックのごく近傍に限定され、他の領域にはほとんど変化が見られない。これは、CFRP 表面材での積層間や表面材とアルミニウムハニカム間の接着が良好であったことを示すものである。

5.4 一方繊維積層の場合との比較

前報²⁾では、一方繊維積層による表面材の場合として、斜交層と直交層による構成を報告した。この場合、剪断弾性率は積層理論により計算した。また、面内剪断強さは、最大応力説により求めた。実験結果との比較において、それぞれ解析値と良い一致を得た。

本報告の直交 2 方向強化材の織物を $\pm 45^\circ$ 斜交積層した場合も、同様な手順により解析と実験を行なった。その結果、剪断弾性率は、織物による縦糸と横糸のクロスオーバー効果が剪断特性に寄与すると思われ、試験結果は解析値より約 30% 大きい。面内剪断強さの試験結果は、最大応力説による解析値より約 20% 小さく、最大仕事率による解析値より約 20~35% 大きい値が得られ

た。破壊は一方繊維積層材の場合と同様に脆性的であった。なお、最大剪断歪値約 0.8% は、積層構成が異なるが、前報での最大剪断歪値の約半分以下である。また、一方繊維積層材では、所々に生じた積層間の剝離や最外層の浮上りが、織物材ではほとんど観察されなかった。

6. 結 言

表面材として、炭素繊維 8 枚朱子織物の縦糸方向を $\pm 45^\circ$ に斜交積層した CFRP を使用したサンドイッチパネルを対象に、面内剪断特性を検討した。以下に得られた結果を要約する。

(1) サンドイッチパネルの剪断弾性率に関する試験結果は、積層理論による計算値と比べて約 30% 大きい値が得られた。この差は繊維のクロスオーバー効果が一因に考えられる。

(2) 試験結果で得られた表面材の面内剪断強さは、Tsai-Hill 説と最大応力説による予測値の間になった。

(3) 破壊は脆性的に生じており、最大剪断歪値は約 0.8% であった。

(4) 一方繊維積層材で生じた、積層間の剝離や最外

層の浮き上がりが織物材では、ほとんど観察されなかった。

参 考 文 献

- 1) 古田敏康, 野口義男: 航空宇宙技術研究所報告, TR-527 (1978), 1-11.
- 2) 野口義男, 古田敏康: 日本複合材料学会誌, 7, 3 (1981), 100-106.
- 3) 林 毅編: 複合材料工学, 日科技連出版社 (1971), pp. 523-530.
- 4) 植村益次, 山田直樹: 材料, 24, 257 (1975), 54-61.
- 5) R.M. Jones: *Mech. Compos. Mater.* (1975), 71-84.
- 6) D.M. Royster, H.R. Wiant & T.T. Bales: NASA TMX-3282 (1975), 1-23.
- 7) T.T. Bales, H.R. Wiant & D.M. Royster: NASA TMX-3432 (1977), 1-22.
- 8) W.T. Freeman, Jr. & R.M. Baucom: *25th Natl. SAMPE* (1980), pp. 418-432.
- 9) H.G. Bush & T. Weller: NASA TM-74070 (1978), 1-21.
- 10) R.R. McWithey & D.M. Royster: NASA TP-1761 (1980), 1-63.