

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-527

積層CFRPハニカムサンドイッチ材の強度

古田敏康・野口義男・松嶋正道

1978年2月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

## 目 次

1. はしがき .....	1
2. 試験片 .....	1
2.1 構成素材 .....	2
2.2 成形方法 .....	2
3. 積層材の強度解析 .....	2
3.1 構成層の応力成分 .....	2
3.2 各種破壊様相に対応する応力成分 .....	3
3.3 軸方向強度の理論値 .....	4
4. 曲げ強度試験法 .....	6
5. 試験結果と考察 .....	7
5.1 $\pm 45^\circ/\mp 45^\circ$ 積層ハニカムサンドイッチ材 .....	7
5.2 $90^\circ/\pm 25^\circ/0^\circ$ 積層ハニカムサンドイッチ材 .....	8
5.3 $25^\circ/90^\circ/0^\circ/-25^\circ$ 積層ハニカムサンドイッチ材 .....	8
5.4 $45^\circ/90^\circ/0^\circ/-45^\circ$ 積層ハニカムサンドイッチ材 .....	9
6. 結 論 .....	9
7. あとがき .....	11

# 積層CFRPハニカムサンドイッチ材の強度\*

古田敏康\*\*・野口義男\*\*・松嶋正道\*\*

## Static Bending Strength of Laminated CFRP Aluminum Honeycomb Sandwich Beams.

By Toshiyasu FURUTA, Yoshio NOGUCHI  
and Masamichi MATUSHIMA

### ABSTRACT

This paper presents the results of analysis and testing conducted on the static bending strength of laminated carbon fiber reinforced plastics (CFRP) aluminum honeycomb sandwich beams. The relationship between the laminated angle of CFRP and fracture strength under pure bending was also investigated.

The method of analysing the fracture strength of laminated CFRP was as follows: the three-dimensional stress components referring to the plane including fiber were analysed, taking into account elastic failure prior to overall fracture, then comparing this with the fundamental strength corresponding to the afore-mentioned kind of fracture mechanisms of unidirectional fiber reinforced composites.

Laminated CFRP aluminum honeycomb sandwich beams make use of facing laminated angles of  $\pm 45^\circ/\mp 45^\circ$ ,  $90^\circ/\pm 25^\circ/0^\circ$ ,  $25^\circ/90^\circ/0^\circ/-25^\circ$  and  $45^\circ/90^\circ/0^\circ/-45^\circ$ .

In the static bending test, pieces of 5 mm-thickness rubber plate and 2 mm-thickness aluminum plate were attached at each loading point on the laminated CFRP aluminum honeycomb sandwich beams in order to prevent undesirable damage due to concentrated loading.

It was found that fracture strength and fracture modes obtained in the CFRP aluminum honeycomb sandwich beams bending fracture test of laminated CFRP have a good correspondence with that of analysis.

### 1. はしがき

航空機構造部材へ複合材料を使用する研究が各国において意欲的に進められており、特にカーボン繊維強化プラスチック(CFRP)は高強度、高弾性で注目されている。そのうちCFRPを表面材に使用したハニカムサンドイッチ構造材は優れた軽量構造材として多用される傾向にある。

実用化に際してのCFRPは一般には積層材が用いられるが、これは力学的に異方性材料である。そこでCFRP積層材の軸方向の引張りとは圧縮について、各種積層角度

と破壊強度の関係について理論解析を行った。

つぎにCFRP積層材をハニカムサンドイッチ材の表面材に用いたときの4点曲げ強度試験を行い、前記CFRP積層材の解析結果と比較検討を行い両者のよい一致をみた。

実験に用いたハニカムサンドイッチ材の表面材の積層構成は $\pm 45^\circ/\mp 45^\circ$ 、 $90^\circ/\pm 25^\circ/0^\circ$ 、 $25^\circ/90^\circ/0^\circ/-25^\circ$ 、 $45^\circ/90^\circ/0^\circ/-45^\circ$ の4層積層の4種類である。

ハニカムサンドイッチ材の4点曲げ試験法は、われわれが以前に考案した支点部の局所的な破壊を防ぐ方法<sup>1)</sup>をさらに改良し、支点部の表面材にクロス入りの5 mmのゴム板をはり、その上に2 mmのアルミニウム合金板をはりつける新しい方法で実験を行った。

\* 昭和53年1月12日 受付

\*\* 機体第一部

## 2. 試験片

### 2.1 構成素材

ハニカムサンドイッチ材の心材にはアルミニウムハニカムコア, 6.1-1/8-0.0015 N(5052)を使用した。呼称数字は, 密度 ( $\text{lb}/\text{ft}^3$ ), セルサイズ (in), 箔厚 (in) で, Nは通気孔なしの記号, 最後のカッコ内の数字は箔の材質を示している。一般にハニカムコアは異方性で, R方向とはコアの連続した長手方向を示し, それに対して直角方向をW方向と称する。

表面材のCFRPにはCourtaulds社(英国)の高強度タイプカーボン繊維Grafil ASと, 標準エポキシ樹脂DX-210による prepregを使用した。しかし一部には, #3501変性エポキシ樹脂によるものも使用した。なお, prepregとは繊維を樹脂に含浸後, 予備硬化させたシート状のもので, ここでは三菱レイヨン(株)から発売されているものを使用した。カーボン繊維の特性値を表1に示す。

### 2.2 成形方法

表面材のCFRP積層構成は,  $\pm 45^\circ/\mp 45^\circ$ ,  $90^\circ/\pm 25^\circ/0^\circ$ ,  $25^\circ/90^\circ/0^\circ/-25^\circ$ ,  $45^\circ/90^\circ/0^\circ/-45^\circ$ の4種類とした。成形はホットプレスで  $149^\circ\text{C}$ ,  $7\text{ kg}/\text{cm}^2$ の加熱, 加圧により行った。ハニカムサンドイッチ材は表面材とアルミ

表1 カーボン繊維の特性値

引張り強度	270 ( $\text{kg}/\text{mm}^2$ )
引張り弾性率	19400 "
比重	1.8

(カタログ値)

ニウムハニカムコア間にフィルム状接着材CM1106をはさみ, オートクレーブにより,  $127^\circ\text{C}$ ,  $3.5\text{ kg}/\text{cm}^2$ で成形した。試験片は上記成形素材から図1に示す形状に裁断した。この際試験片の長手方向とハニカムコアのR方向を一致させた。

## 3. 積層材の強度解析

積層材が様な応力を受けるときの各構成層における応力状態を求め, 各層ごとにあらかじめ規定した破壊基準と関連づけて検討し, 積層材としての破壊強度を求めらる。

各層に適用する破壊則, すなわち一方向強化材の破壊則は破壊様相も知ることのできる最大応力説を拡張した破壊メカニズムの分類による方法<sup>2)</sup>を用いた。同法の手順は, 一方向強化材について4種類の破壊様相 1) 繊維方向の引張り ( $F_L$ ) 2) 繊維方向の圧縮 ( $F'_L$ ) 3) 繊維に垂直方向の引張り ( $F_T$ ) 4) 繊維に沿う層間せん断 ( $F_{LT}$ )を導入し, これらの基礎強度を予め実験的に求めておく。積層材の応力状態は各構成層における繊維に沿う任意の面に関する3次元的諸応力を求め, 前記4種の基礎強度と関連づけて破壊強度および破壊様相を求める。

### 3.1 構成層の応力成分

図2のように面内直交異方性積層材に作用する面内応力を  $\sigma_x$ ,  $\sigma_y$ ,  $\tau_{xy}$  とし,  $k$ 番目の層の応力成分を  $\sigma_{x,k}$ ,  $\sigma_{y,k}$ ,  $\tau_{xy,k}$  とする。

積層材は各構成層が完全に接着されているものとするれば各層は等しいひずみが生じるので, 弾性主軸方向  $x$ ,  $y$  軸に関する弾性則はつぎのように表わされる。

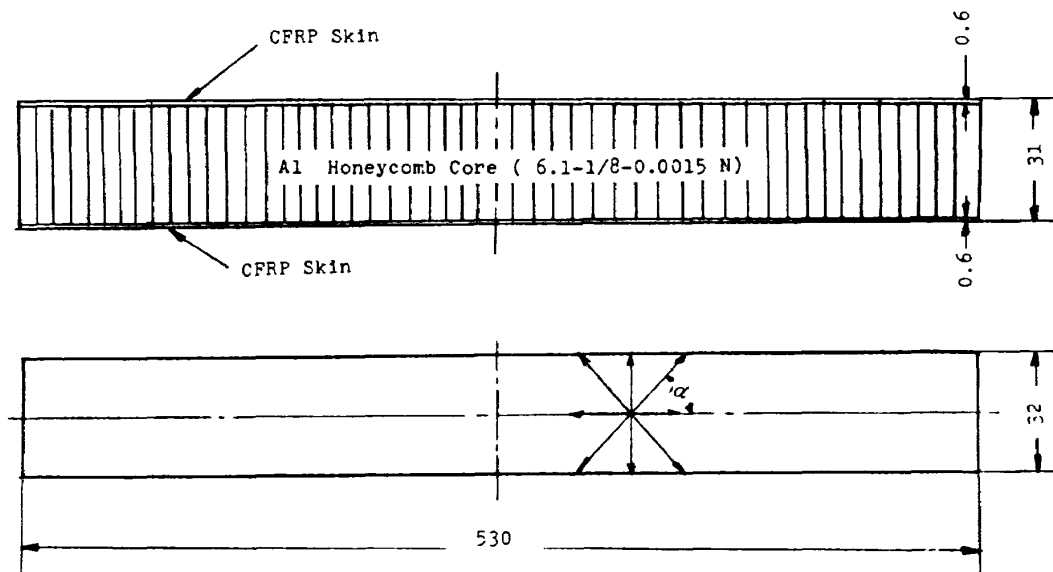


図1 CFRP ハニカムサンドイッチ試験片

応力-ひずみ関係式:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} \quad (1)$$

ひずみ-応力関係式:

$$\begin{Bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} \\ S_{12} & S_{22} & S_{23} \\ S_{13} & S_{23} & S_{33} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} \quad (2)$$

$S_{ij}$  および  $C_{ij}$  の各係数はつぎのように表わされる<sup>3)</sup>

$$\begin{aligned} S_{11} &= (C_{22}C_{33} - C_{23}^2) / \Delta \\ S_{22} &= (C_{11}C_{33} - C_{13}^2) / \Delta \\ S_{33} &= (C_{11}C_{22} - C_{12}^2) / \Delta \\ S_{12} &= (C_{13}C_{23} - C_{12}C_{33}) / \Delta \\ S_{13} &= (C_{12}C_{23} - C_{13}C_{22}) / \Delta \\ S_{23} &= (C_{12}C_{13} - C_{11}C_{23}) / \Delta \\ \Delta &= C_{11}C_{22}C_{33} + 2C_{12}C_{13}C_{23} - C_{11}C_{23}^2 - C_{22}C_{13}^2 - C_{33}C_{12}^2 \\ C_{ij} &= \sum_{k=1}^n \frac{t_k}{t} C_{ij,k} \quad (i, j = 1, 2, 3) \end{aligned}$$

各構成層の  $C_{ij,k}$  はつぎのように表わされる<sup>3)</sup>

$$\begin{aligned} C_{11,k} &= l_k^4 E_L' + m_k^4 E_T' + 2l_k^2 m_k^2 E_L' \nu_{TL} + 4l_k^2 m_k^2 G_{LT} \\ C_{22,k} &= m_k^4 E_L' + l_k^4 E_T' + 2l_k^2 m_k^2 E_L' \nu_{TL} + 4l_k^2 m_k^2 G_{LT} \\ C_{33,k} &= l_k^2 m_k^2 E_L' (1 - \nu_{TL}) + l_k^2 m_k^2 E_T' (1 - \nu_{LT}) \\ &\quad + (l_k^2 - m_k^2)^2 G_{LT} \\ C_{12,k} &= l_k^2 (m_k^2 + l_k^2 \nu_{TL}) E_L' + m_k^2 (l_k^2 + m_k^2 \nu_{LT}) E_T' \\ &\quad - 4l_k^2 m_k^2 G_{LT} \end{aligned}$$

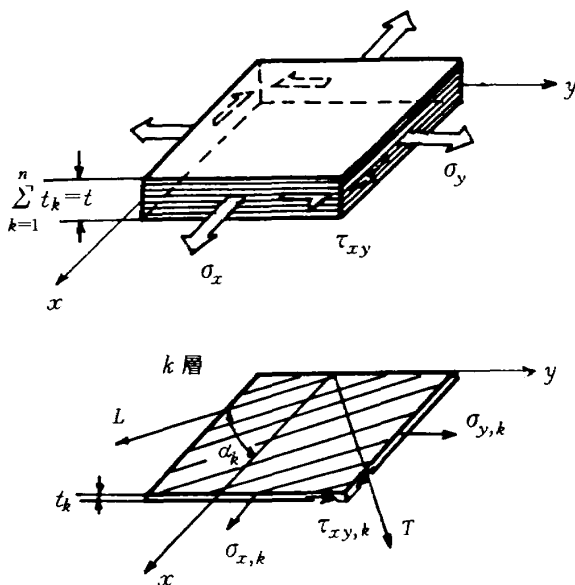


図2 積層材の応力

$$\begin{aligned} C_{13,k} &= -l_k^3 m_k E_L' (1 - \nu_{TL}) + l_k m_k^3 E_T' (1 - \nu_{LT}) \\ &\quad + 2l_k m_k (l_k^2 - m_k^2) G_{LT} \\ C_{23,k} &= -l_k m_k^3 E_L' (1 - \nu_{TL}) + l_k^3 m_k E_T' (1 - \nu_{LT}) \\ &\quad - 2l_k m_k (l_k^2 - m_k^2) G_{LT} \end{aligned}$$

ここで,  $l_k = \cos \alpha_k$ ,  $m_k = \sin \alpha_k$ ,

$$E_L' = E_L / (1 - \nu_{LT} \nu_{TL}), \quad E_T' = E_T / (1 - \nu_{LT} \nu_{TL}).$$

さらに,  $E_L, E_T, G_{LT}, \nu_{LT}, \nu_{TL}$  は一方向強化材としての弾性主軸  $L, T$  方向に関する諸弾性係数およびポアソン比である。これらの算出法については文献4)を参照されたい。計算結果を表2に示す。

積層材のひずみは各構成層において同一であることから任意の  $k$  層の応力成分はつぎのように表わされる。

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{x,k} \\ \sigma_{y,k} \\ \tau_{xy,k} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11,k} & C_{12,k} & C_{13,k} \\ C_{12,k} & C_{22,k} & C_{23,k} \\ C_{13,k} & C_{23,k} & C_{33,k} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} \\ S_{12} & S_{22} & S_{23} \\ S_{13} & S_{23} & S_{33} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} \quad (3)$$

### 3.2 各種破壊様相に対応する応力成分

積層材は図3に示すように  $0^\circ$  ( $x$  軸方向) 層,  $90^\circ$  ( $y$  軸方向) 層および  $\pm\alpha^\circ$  の斜交層からなるものとする。このような積層材に  $x$  軸方向応力 ( $\sigma_x = 1$ ) のみが作用したときの各層における繊維方向, 繊維に垂直方向および繊維に沿う方向のせん断の各応力成分はつぎのように表わされる<sup>5)</sup>

斜交層:

表2 解析に用いた諸特性値

$E_L$	11780	(kg/mm <sup>2</sup> )
$E_T$	908	"
$G_{LT}$	487	"
$\nu_{LT}$	0.313	
$\nu_{TL}$	0.0241	
( $\nu = 60\%$ )		

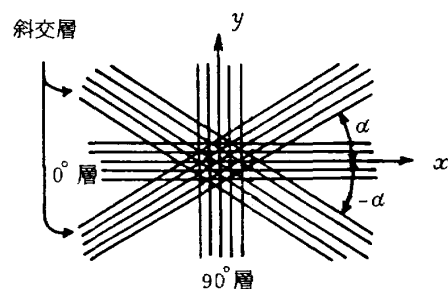


図3 積層構成

1) 繊維方向の応力成分  $\sigma_{L,h}$

$$\sigma_{L,h} = \sigma_{xh} (\cos^2 \alpha + \chi_1 G_{xy0} \sin 2\alpha) + \sigma_{yh} (\sin^2 \alpha + \chi_2 G_{xy0} \sin 2\alpha) \quad (4)$$

2) 繊維に垂直方向の応力成分  $\sigma_{T,h}$

$$\sigma_{T,h} = \sigma_{xh} (\sin^2 \alpha - \chi_1 G_{xy0} \sin 2\alpha) + \sigma_{yh} (\cos^2 \alpha - \chi_2 G_{xy0} \sin 2\alpha) \quad (5)$$

3) 繊維に沿う方向のせん断応力成分  $\tau_{LT,h}$

$$\tau_{LT,h} = \left\{ \left[ \sigma_{xh} (-\sin 2\theta / 2 + \chi_1 G_{xy0} \cos 2\theta \cos \phi) + \sigma_{yh} (\sin 2\theta / 2 \cos^2 \phi + \chi_2 G_{xy0} \cos 2\theta \cos \phi) \right]^2 + \left[ \sigma_{xh} (\chi_1 G_{xy0} \sin \theta \sin \phi) + \sigma_{yh} (-\cos \theta \sin 2\phi / 2 + \chi_2 G_{xy0} \sin \theta \sin \phi) \right]^2 \right\}^{1/2} \quad (6)$$

斜交角度  $\alpha$  のもとで  $\theta$  と  $\phi$  の間には次式の関係がある<sup>2)</sup>

$$\cos \phi = \tan \theta / \tan \alpha \quad (7)$$

$\tau_{LT,h}$  は  $0 \leq \theta \leq \alpha$  の範囲での最大値をとる。

なお  $\chi_1, \chi_2, G_{xy0}$  の算出法については文献 4) を参照されたい。

0° 層および 90° 層:

1) 繊維方向の応力成分

$$\sigma_{L,0} = \sigma_{x,0} \quad (8)$$

$$\sigma_{L,90} = \sigma_{y,90} \quad (9)$$

2) 繊維に垂直方向の応力成分

$$\sigma_{T,0} = \sigma_{y,0} \quad (10)$$

$$\sigma_{T,90} = \sigma_{x,90} \quad (11)$$

3) 繊維に沿う方向のせん断応力成分

$$\tau_{LT,0} = \tau_{LT,90} = 0 \quad (12)$$

なお軸方向圧縮における諸応力成分の算出は上述の引張りにおける結果において  $\sigma_x \rightarrow -\sigma_x$  とすれば求められる。したがって絶対値の等しい結果となる。斜交層における繊維に沿う方向のせん断応力成分  $\tau_{LT,h}$  は引張りの結果と等しい値となる。

### 3.3 軸方向強度の理論値

本計算では後述の試験結果との比較検討のためにカーボン繊維とエポキシ樹脂による複合材を考える。一方向強化材の諸特性値は表 2, 表 3 に示す値を用いた。斜交層の層間せん断破壊強度の検討に必要な表 3 の層間せん断強度  $F_{LT}$  は一定値ではなく、せん断面での垂直方向応

表 3 一方向強化材の強度

繊維方向の引張り	$F_L$	162	(kg/mm <sup>2</sup> )
繊維方向の圧縮	$F'_L$	120	"
繊維に垂直方向の引張り	$F_T$	4.5	"
繊維に沿う層間せん断	$F_{LT}$	$\begin{cases} 8-(\sigma_n/4) \\ 13-(\sigma_n/4) \end{cases}$	"

力成分  $\sigma_n$ <sup>5)</sup> を考慮する。

$$\sigma_n = \sigma_{xh} (\sin^2 \theta + \chi_1 G_{xy0} \sin 2\theta \cos \phi) + \sigma_{yh} (\cos^2 \theta \cos^2 \phi + \chi_2 G_{xy0} \sin 2\theta \cos \phi) \quad (13)$$

各構成層における各種破壊様相に対応する応力成分(4)~(12)式と表 3 の基礎強度を対応させ、 $\sigma_{L,h} \rightarrow F_L$  となる  $\sigma_x$  を  $F_X$ 、以下同様に  $\sigma_{L,h}$  と  $F'_L$ ,  $\sigma_{T,h}$  と  $F_T$  として  $\tau_{LT,h}$  と  $F_{LT}$  による各  $F_X$  を斜交層の角度との関係として求める。図 4 は斜交積層材、図 5 は各構成層の厚さ割合が  $t_0 = t_{90} = 0.25, t_h = 0.5$  の結果である。なお参考のために、構成層の厚さ割合が  $t_0 = t_h = 0.5$  と  $t_{90} = t_h = 0.5$  の計算結果を図 6 と図 7 に示しておく。各図とも引張りの場合を実線で、圧縮の場合を破線で示した。ただし繊維に沿う方向のせん断破壊による強度曲線( $F_{LT}$  と  $F_{LT,h}$ ) は実線で示してあるが圧縮による結果も同曲線となる。なお図 4 の一点鎖線の  $F_{LT}$  曲線は一方向強化材の層間せん断強度を  $13 - (\sigma_n/4)$  kg/mm<sup>2</sup> として算出した結果を示す。

図 4 の斜交積層材の軸方向強度を引張りと圧縮で比較すると、 $\alpha$  が 0°~30° の範囲は破線の  $F'_L$  (繊維方向の圧縮破壊) と  $F_T$  (繊維に垂直方向の引張り破壊) の圧縮強度

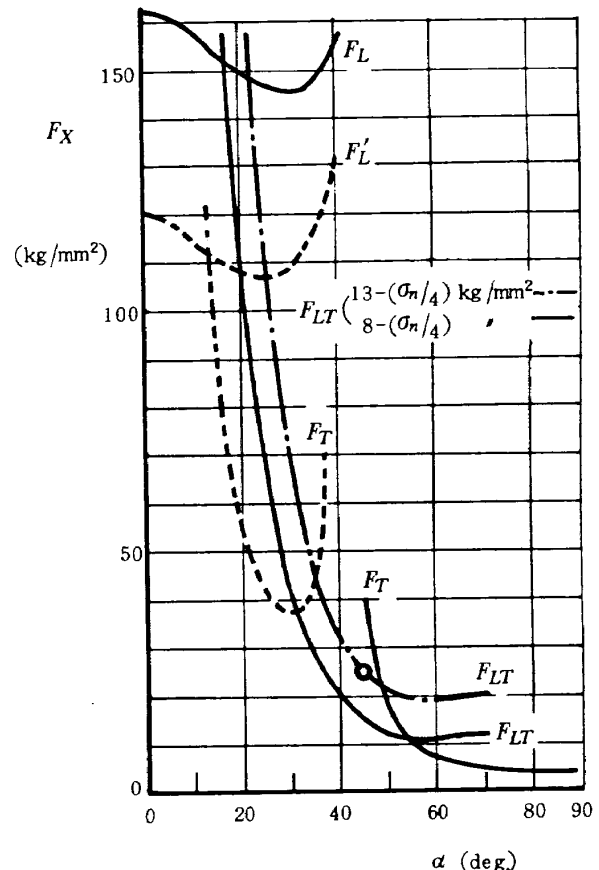


図 4 斜交積層材の軸方向強度の理論値 (○印は実験値)

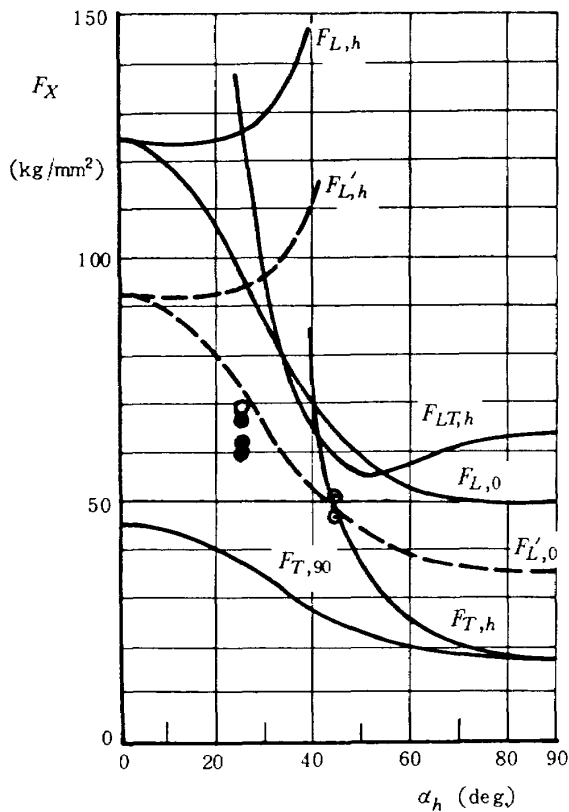


図5  $0^\circ/\pm\alpha^\circ/90^\circ$  積層材の軸方向強度の理論値 (○, ●, ⊙印は実験値)

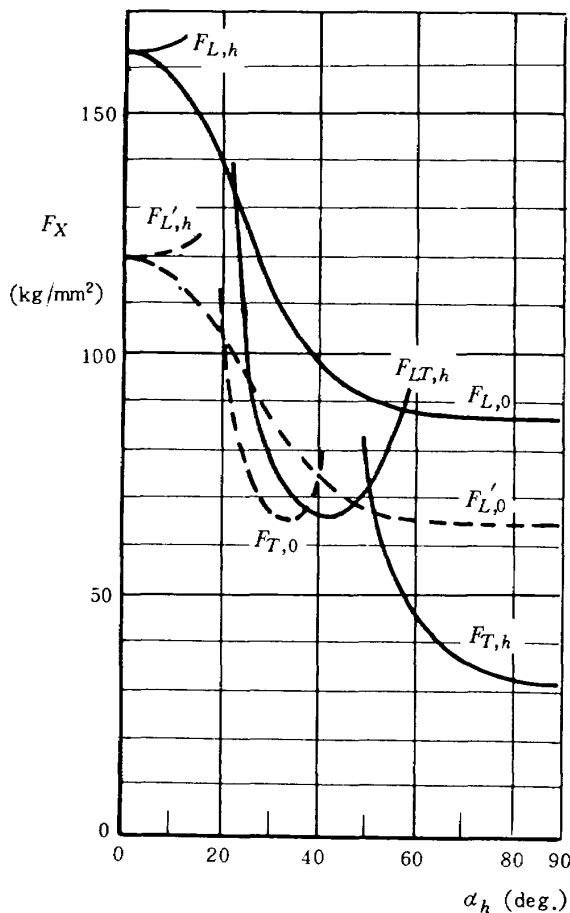


図6  $0^\circ/\pm\alpha^\circ/0^\circ$  積層材の軸方向強度の理論値

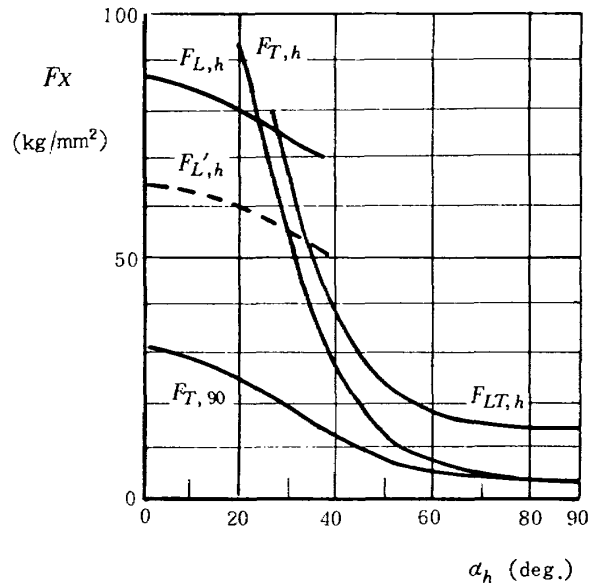


図7  $90^\circ/\pm\alpha^\circ/90^\circ$  積層材の軸方向強度の理論値

曲線が最小である。30°～55°の範囲は  $F_{LT}$  (繊維に沿う方向のせん断破壊) 曲線が最小である。ただし同曲線は引張りと圧縮とも共通である。55°～90°の範囲は引張り強度の  $F_T$  曲線が最小である。

つぎに図5の  $0^\circ/\pm\alpha^\circ/90^\circ$  積層材について検討する。引張りでは斜交層の角度にかかわらず  $90^\circ$  層の繊維に垂直方向の引張り破壊による強度曲線 ( $F_{T,90}$ ) が最小である。しかし積層材としては他に  $0^\circ$  層と斜交層があり  $F_{T,90}$  曲線では全体の破壊にはいたらず、 $90^\circ$  層の弾性破損により応力の再配分がなされ  $0^\circ$  層あるいは斜交層の強度曲線近くまで耐えるものと予想する。

圧縮では斜交層の角度  $0^\circ \leq \alpha_h \leq 90^\circ$  にわたり  $0^\circ$  層の繊維方向の圧縮破壊による強度曲線 ( $F_{L,0}$ ) が最小である。

図6の  $0^\circ$  層と斜交層 ( $t_0 = t_h = 0.5$ ) による積層材の場合：

引張りでは  $0^\circ \leq \alpha_h < 20^\circ$  は  $0^\circ$  層の繊維方向の引張り破壊による強度曲線 ( $F_{L,0}$ ) が最小である。  $\alpha_h > 20^\circ$  では斜交層の  $F_{LT,h}$ 、 $F_{T,h}$  が最小曲線であり、斜交層の弾性破損が起こり  $0^\circ$  層のみが応力を負担することになる。また  $0^\circ$  層は全厚さの半分であることから積層材としての引張り強度曲線は  $0^\circ$  層の繊維方向の引張り破壊による強度曲線 ( $F_{L,0}$ ) より低くなると予想する。

圧縮では  $\alpha_h$  が  $0^\circ \sim 20^\circ$ 、 $50^\circ \sim 90^\circ$  の範囲は  $0^\circ$  層の繊維方向の圧縮破壊による強度曲線 ( $F_{L,0}$ ) が最小である。  $20^\circ < \alpha_h < 35^\circ$  では  $0^\circ$  層の繊維に垂直方向の引張り破壊による強度曲線 ( $F_{T,0}$ ) が  $F_{L,0}$  曲線より低い。また  $25^\circ < \alpha_h < 50^\circ$  では斜交層の繊維に沿う方向のせん断破壊による強度曲線 ( $F_{LT,h}$ ) も問題となる。

図7の90°層と斜交層 ( $t_{90} = t_h = 0.5$ ) による積層材の場合:

引張りでは斜交層の角度にかかわらず90°層の繊維に垂直方向の引張り破壊による強度曲線 ( $F_{T,90}$ ) が最小である。90°層の弾性破損により斜交層で応力を負担することになると予想する。

圧縮では  $0^\circ \leq \alpha_h < 35^\circ$  で斜交層の繊維方向の圧縮破壊による強度曲線 ( $F_{L'h}$ ),  $35^\circ < \alpha_h \leq 90^\circ$  で斜交層の繊維に沿う方向のせん断破壊による強度曲線 ( $F_{LT,h}$ ) が最小である。

以上の軸方向強度の解析結果をハニカムサンドイッチ材の曲げ強度の検討に適用するには、同質、等厚の高剛性薄板のCFRPを上下表面材とし、厚肉、軽量の低剛性のハニカム心材では、曲げ荷重は表面材だけが負担すると思われる。したがってハニカムサンドイッチ材の曲げ応力は上下表面材の引張り応力と圧縮応力により与えられることに着目し、曲げ強度を表面材の軸方向の引張り強度と圧縮強度により求める。

#### 4. 曲げ強度試験法

ハニカムサンドイッチ材の静的曲げ強度は主として表面材の強度によって左右される。ハニカムサンドイッチ材の上、下表面材の厚さの等しいときは、表面材に働く曲げ応力 ( $\sigma_B$ ) は近似的につきのように求まる。

図8で、Z軸からの距離をZとするとその応力分布は表面材の板厚に対し、Zに比例するものであるが、表面材での応力の分布を一様として、 $Z = \frac{t'}{2}$  とすると、

$$\sigma_B = \frac{M}{I} Z = \frac{2M}{bt_f t'^2} \times \frac{t'}{2} = \frac{M}{bt_f t'} = \frac{M}{bt_f(t-t_f)} \quad (14)$$

4点曲げのモーメントは図9を参照して

$$M = \frac{Wl}{2} \quad (15)$$

したがって

$$\sigma_B = \frac{Wl}{2bt_f(t-t_f)} \quad (16)$$

(14)~(16)式により、曲げ強度を算出した。一般にはこ

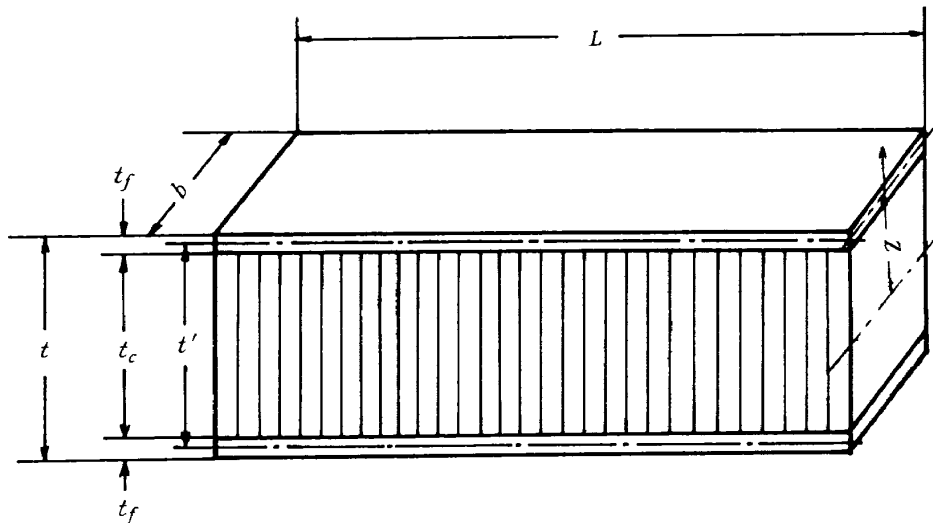


図8 ハニカムサンドイッチ材の断面寸法

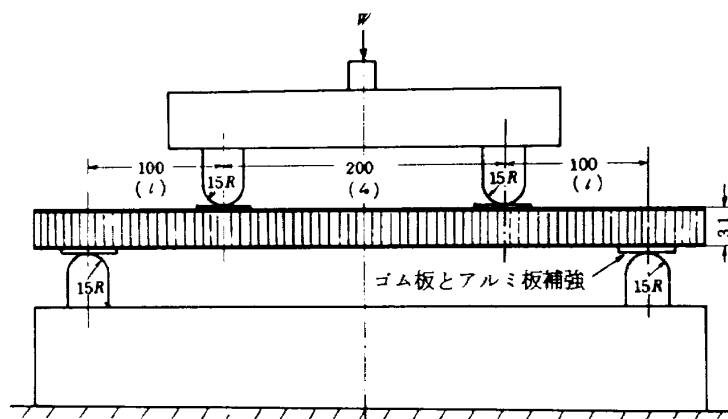


図9 ハニカムサンドイッチ材の4点曲げ装置



これらの近似式が用<sup>7)</sup>いられている。

表面材がアルミニウム合金のハニカムサンドイッチ材の静的曲げ強度試験法はMIL-STD-401Bの4点曲げによる方法や、3点曲げによる報告<sup>8)</sup>があるが、表面材にCFRPを使ったハニカムサンドイッチ材の場合に、われわれも前者の方法を参考にして4点曲げ装置によるつぎの4種類の方法で試験を行った。ここで使用した4点曲げ装置を図9に示す。

- 1) 支点部になにもつけない場合
- 2) 支点部の表面材に厚さ3mmのゴム板をはりつけた場合
- 3) 支点部の表面材にクロス入り厚さ5mmのゴム板をはりつけた場合
- 4) 支点部の表面材にクロス入り厚さ5mmのゴム板をはりつけ、さらにゴムの上に厚さ2mmのアルミニウム合金板をはりつけた場合

以上の実験の結果、一部を除けば1)、2)、3)の方法では支点部のハニカムコアの圧壊が先に起こり、曲げ強度は求められなかった。90°/±25°/0°積層CFRPを表面材に使用したハニカムサンドイッチ材の実験結果を図10に示し、上記コア材の圧壊状況を図11に示す。1)の方法では支点部コア材が圧壊応力0.47 kg/mm<sup>2</sup>と非常に低い値で破壊した。ここで圧壊応力とは、支点部近傍のコア材のへこみを生じた面積で最大荷重を割った値をとった。

2)の方法でもハニカムサンドイッチ材は曲げ破壊に至らず、コア材の圧壊が先行した。このときの圧壊応力は0.51 kg/mm<sup>2</sup>とやや大きな値となった。3)の方法でも支点部近傍のコア材が圧壊を起こし、曲げ破壊は起こらなかった。ただしコア材の圧壊応力は0.66 kg/mm<sup>2</sup>となり、1)、2)の方法より支点部の改良効果が見られた。

なお前報<sup>1)</sup>で示した様に表面材に±45°積層材を使用した場合には2)の方法で良い結果を得ている。これは±45°斜交層CFRP材は比較的強度が弱く、ハニカムコアの圧壊前に、曲げにより破壊するためと思われる。そこで一部を除き、4)の方法により積層CFRPハニカムサンドイッチ材の曲げ強度試験を行った。使用した試験機はインストロンタイプのオートグラフIS-20T型(島津製作所製)で、4点曲げ装置はわれわれが設計した。試験状況を図12に示す。

## 5. 試験結果と考察

### 5.1 ±45°/±45°積層ハニカムサンドイッチ材

この場合についてのみ試験法は前報<sup>1)</sup>と同じ方法、すなわち支点部の表面材上に厚さ3mmのゴム板をはりつけた2)の方法で実験を行った。試験結果を図13に示す。図示のように中央部で曲げ破壊を起こし、支点部近傍のコア材はなんら異状は認められなかった。図4の斜交積層材の軸方向強さの理論計算結果に実験点を○印で示す。


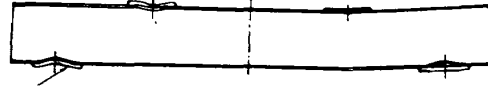
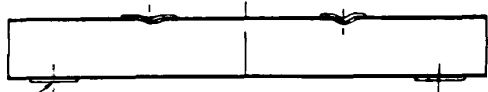
種 別 (90°/±25°/0°)	最大荷重 (Kg)	曲げ強度 (Kg/mm <sup>2</sup> )	圧壊応力 (Kg/mm <sup>2</sup> )	破壊様相
1) None Plate 	300	26	0.47	コアの圧壊
2) 3 mm Rubber Plate 	525	45.1	0.51	コアの圧壊
3) 5 mm rubber Plate with Cloth 	635	54.4	0.66	コアの圧壊

図10 90°/±25°/0°ハニカムサンドイッチ材の試験結果

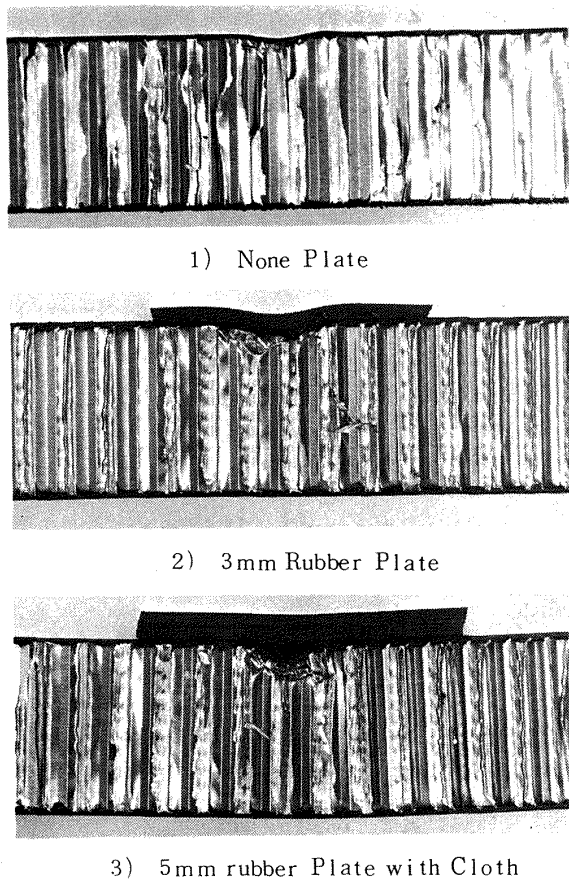


図 11 アルミハニカムコアの圧壊模様

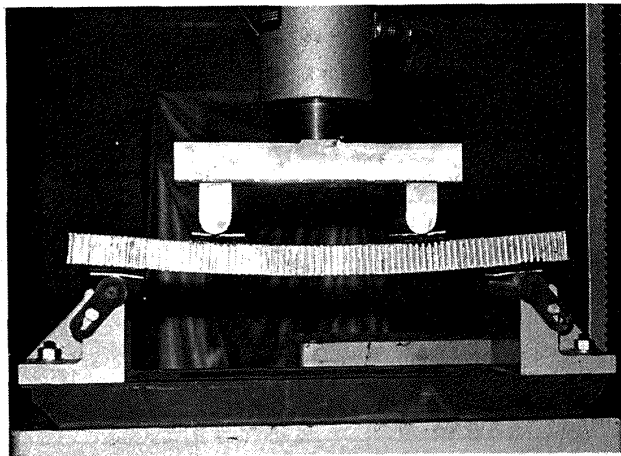


図 12 ハニカムサンドイッチ材の曲げ試験状況

この場合のCFRPの種類はAS/#3130を使用している  
 で、一方向強化材の層間せん断強度は  $13 \text{ kg/mm}^2$  である  
 から、 $13 - (\sigma_n/4) \text{ kg/mm}^2$  とした一点鎖線で示した  $F_{LT}$   
 強度曲線に一致し、表面材が引張り側、あるいは圧縮側  
 で層間せん断破壊を起こすことを示している。実験によ  
 る破壊様相は図14に示すように、引張り側における層間  
 せん断を起こしており理論解析結果による予想と一致し  
 た。なおCFRPの種類をAS/DX-210とした場合には  
 一方向強化CFRPの層間せん断強度は  $8 \text{ kg/mm}^2$  となる  
 ため、図4の  $F_{LT}$  曲線は実線のようになり、かなり低い  
 値で破壊を起こすことが予想される。

5.2  $90^\circ/\pm 25^\circ/0^\circ$  積層ハニカムサンドイッチ材

これから以降の試験では、支点部の表面材上にクロス  
 入りゴム板をはり、さらにその上にアルミニウム合金板  
 をはった4)の方法で行った。試験結果を図15に示し、 $0^\circ$   
 $/\pm 25^\circ/90^\circ$  積層材の軸方向強度の理論計算結果の図5に  
 各曲げ強度実験値を・印により示す。破壊はすべて圧縮  
 側で起こり、そのときの強度は理論計算結果  $F_{L0}'$  強度曲  
 線より低目ではらついた値となった。

5.3  $25^\circ/90^\circ/0^\circ/-25^\circ$  積層ハニカムサンドイッチ材

前節では  $\pm 25^\circ$  斜交積層を中に入れ、 $0^\circ$  層と  $90^\circ$  層を最  
 外層に配置したときの実験結果であったが、ここでは  $0^\circ$   
 層と  $90^\circ$  層を中に入れ、最外層に  $\pm 25^\circ$  層を配置したとき  
 の実験を行い、前節の場合との比較をした。実験結果を  
 図16に示し、図5に曲げ強度の実験値を○印で示す。前  
 節の試験結果よりは理論計算結果の  $F_{L0}'$  強度曲線に近く、  
 かつ破壊様相も圧縮側に起こり、理論解析による予想と  
 一致した。

以上の結果、積層CFRPハニカムサンドイッチ材では  
 表面材の積層順序が曲げ強度に影響することがわかった。  
 その原因は、圧縮側の最外層に  $90^\circ$  層を配置した前節の  
 積層構成では  $90^\circ$  層が座屈を起こし易い状態にあり、局  
 所的に浮き上がるものと考えられる。その改善策として  
 本節では最外層に斜交積層を配置し、浮き上がりの影響

種 別 ( $\pm 45^\circ/\mp 45^\circ$ )	最大荷重 ( Kg )	曲げ強度 ( $\text{Kg/mm}^2$ )	破壊様相
<p>3 mm rubber plate</p>	260	25.5	引張り側層間 せん断破壊

図 13  $\pm 45^\circ/\mp 45^\circ$  積層ハニカムサンドイッチ材の試験結果

が少なくなるようにした。

試験結果を比較するには少ないデータではあるが、効果的な方法と考える。なお0°層を最外層に配置する場合も圧縮側では同様の問題点が考えられる。ただし引張り側においては0°層を最外層に配置した方が有効なことは明らかである。

5.4 45°/90°/0°/-45°積層ハニカムサンドイッチ材

前節の結果により、ここでは0°層、90°層を中に入れ、±45°層を最外層に配置した表面材によるCFRP ハニカムサンドイッチ材について実験を行った。実験結果を図17に示し、曲げ強度値を図5に◎印により示す。破壊は図18に示すように引張り側と圧縮側で生じており、理論解析による予想と一致した。すなわち図5において、90°/±45°/0°積層材の場合、引張り側はまず90°層が、つぎに±45°層がそれぞれ繊維に垂直方向の引張りにより弾性破損( $F_{T,90}$ と $F_{T,h}$ )し、応力分担は0°のみとなる。このとき圧縮側が0°層の繊維方向の圧縮破壊( $F_{L'0}$ )を起こすため、引張り側と圧縮側の破壊様相が見られることになる。

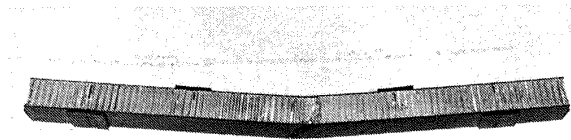
6. 結 論

各種積層CFRP材の軸方向強度と破壊様相につき理論解析を行い、積層CFRP材を表面材に使用したハニカム

サンドイッチ材の曲げ強度試験との比較検討を行った。

CFRP積層材の軸方向に対する引張りと圧縮強度により積層CFRP ハニカムサンドイッチ材の曲げ強度の予想を可能にした。

ハニカムサンドイッチ材の表面材に積層材を使用する



a) 破壊状況



b) 層間せん断破壊様相

図14 ±45°/±45°積層ハニカムサンドイッチ材の破壊状況

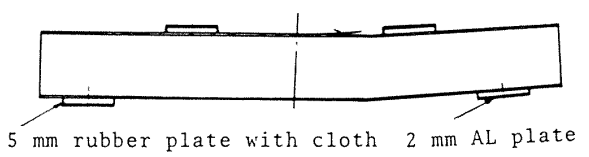
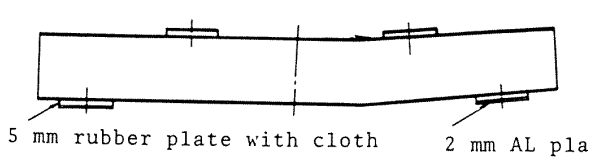
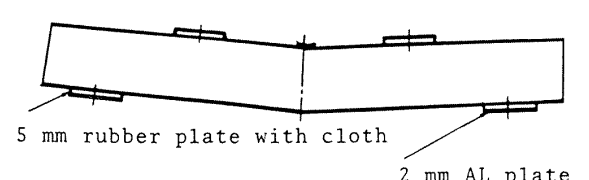
種 別 ( 90°/±25°/0° )	最大荷重 ( kg )	曲げ強度 ( Kg/mm <sup>2</sup> )	破壊様相
	725	62.6	圧縮側破壊
	785	67.8	圧縮側破壊
	690	59.6	圧縮側破壊

図15 90°/±25°/0°積層ハニカムサンドイッチ材の試験結果

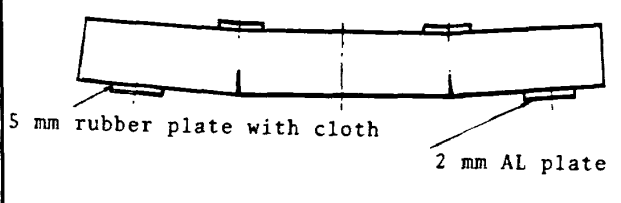
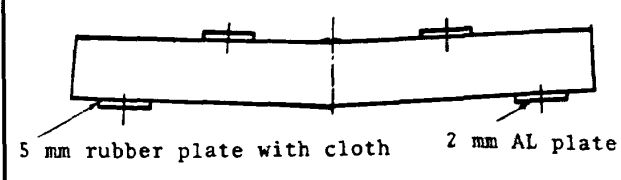
種 別 ( 25/90/0/-25 )	最大荷重 ( Kg )	曲げ強度 ( Kg/mm <sup>2</sup> )	破壊様相
	750	69	圧縮側破壊 と 引張側破壊
	740	68	圧縮側破壊

図 16 25°/90°/0°/-25° 積層ハニカムサンドイッチ材の試験結果

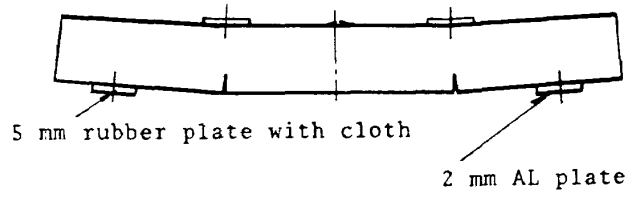
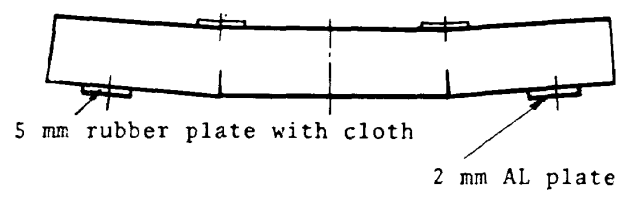
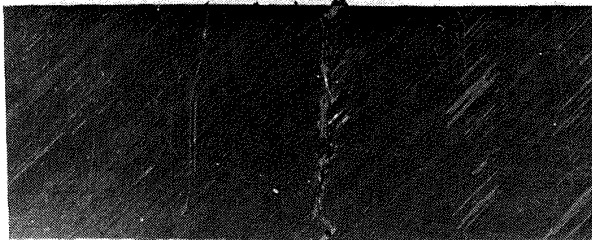
種 別 ( 45/90/0/-45 )	最大荷重 ( Kg )	曲げ強度 ( Kg/mm <sup>2</sup> )	破壊様相
	500	46.2	圧縮側破壊 と 引張側破壊
	565	51.3	圧縮側破壊 と 引張側破壊

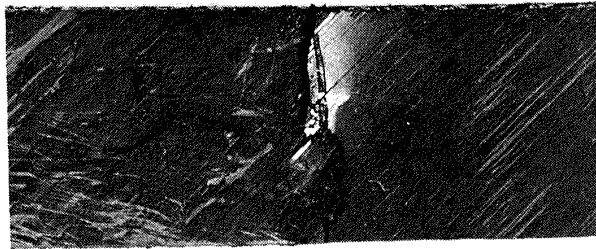
図 17 45°/90°/0°/-45° 積層ハニカムサンドイッチ材の試験結果



a) 破壊状況



b) 引張側破壊様相



c) 圧縮側破壊様相

図 18  $45^\circ/90^\circ/0^\circ/-45^\circ$  積層ハニカムサンドイッチ材の破壊状況

ときには積層順序についても十分な配慮を必要とする。

CFRP ハニカムサンドイッチ材の曲げ試験法として、各支点部の表面材上にクロス入り厚さ 5mm のゴム板をはり、さらにゴム板の上に厚さ 2mm のアルミニウム合金板をはりつける方法を提案する。

## 7. あとがき

積層材の破壊強度と破壊様相について理論解析を行い、CFRP ハニカムサンドイッチ材の曲げ強度試験によりこれらを検討し、両者のよい一致を見た。

この研究は異方性の大きい積層CFRPを航空機構造材に適用する際の有益な設計資料になるものと確信する。特にここで採用したCFRP ハニカムサンドイッチ材の曲げ試験法は今迄にその例を見ないものである。

航空機構造材としてのCFRP積層材は強度のみならず、剛性ならびに疲労強度なども同時に考慮しなければならない。次報でそれらの解析と試験結果について順次報告したいと思っている。

最後にこの報告書をまとめるに当たり、ハニカムサンドイッチ材の成形に協力していただいた横浜ゴム(株)航空部品工場の方々、三菱重工(株)名古屋航空機製作所加工研の方々ならびにカーボン繊維について各種便宜をはかっていただいた三菱レイヨン(株)炭素繊維プロジェクトの方々へ感謝致します。

## 文 献

- 1) 古田, 野口, 松嶋: CFRP アルミハニカムサンドイッチ材の強度と曲げ疲労強度, 航技研報告, TR-456, 1976年5月
- 2) 山脇, 植村: ヘリカル巻きFW円筒の破壊強度, 材料, Vol.19, No.206 (1970/11)
- 3) 林毅編: 複合材料工学, 日科技連出版社(1971)
- 4) 植村, 山田: 炭素繊維強化プラスチック材の弾性係数, 材料, Vol.24, No.257 (1975/2)
- 5) 植村, 野口: フィラメントワインディング円筒の高速回転特性の研究, 機械学会論文集, Vol.42, No.364 (1976/12)
- 6) 植村, 井山, 野口: ヘリカル巻きFW円筒の圧縮破壊強度, 日本航空宇宙学会誌, Vol.24, No.273 (1976/10)
- 7) 島村, 宮入: サンドイッチ構造, 日刊工業新聞社(1974/5)
- 8) N. L. Persson and T. N. Bitzer: Flexural-Fatigue Evaluation of Aluminum-Alloy and Kraft-paper Honeycomb-Sandwich Beams. ASTM. STP. 569.

---

## 航空宇宙技術研究所報告 527 号

昭和 53 年 2 月 発行

発行所 航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺町 1880  
電話武蔵野三鷹 (0422)47-5911(大代表)〒182  
印刷所 株式会社 共 進  
東京都杉並区久我山 4-1-7(羽田ビル)

---

