

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-456

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

古田敏康・野口義男・松嶋正道

1976年5月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# 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\*

古田敏康\*\*・野口義男\*\*・松嶋正道\*\*

## Static Bending and Flexural Fatigue Strength of CFRP Aluminum Honeycomb Sandwich Beams

By Toshiyasu FURUTA, Yoshio NOGUCHI  
and Masamichi MATSUSHIMA

### ABSTRACT

This paper presents the results of tests conducted on the static bending strength and flexural fatigue strength of a honeycomb sandwich beam comprising an aluminum honeycomb core and graphite fiber reinforced plastic facings.

The static bending strength was measured by a Shimadzu AUTOGRAPH IS-20T Instron-type testing machine, and the low cycle flexural fatigue strength was by an AUTOGRAPH IS-20T and Shimadzu SERVOPET Lab-5 electro-hydraulic testing machine.

In the flexural fatigue test, conducted under a fluctuating bending stress of "R=0.1", a piece of rubber plate of 35mm in length, 30mm in width, and 3mm in thickness was attached at each loading point on the CFRP aluminum honeycomb sandwich beams in order to prevent undesirable damage due to the concentrated loading.

It was found that the static bending strength as well as flexural fatigue strength of the honeycomb sandwich beams depended mainly on the properties of the facing materials. It was also found that the CFRP aluminum honeycomb sandwich possessed sufficiently high strength, both static bending and flexural fatigue, for employment as a structure component.

### 1. はしがき

最近航空機の軽量構造材として、表面材にCFRPを使用したアルミハニカムサンドイッチ材が使用される例が多くなってきた。従来のアルミ合金を表面材としたアルミハニカムサンドイッチ材の静強度試験法はMIL-STD-401Bなどに規定され、数多くの報告もなされているが、表面材にCFRPを使用したハニカムサンドイッチ材では、ハニカムコアが支点部でせん断または圧縮により破損し、曲げ強度の測定はできなかった。

そこでわれわれは支点部の表面材にゴム板(厚さ3mm)をはりつける新しい試験法を考案し実験を行った。こ

こでは表面材には±45°積層のCFRPを使用したアルミハニカムサンドイッチ材の静的曲げ強度試験ならびに低サイクル曲げ疲労試験について述べる。

### 2. 試験片

#### 2.1 材料

ここで使用したアルミハニカムコアの種類は6.1-1/8-0.015N(5052)で、最初の数字は密度(lbs/ft<sup>3</sup>)、中央の数字がセルサイズ(in)つぎの数字はアルミ箔の厚さ(in)で、Nは通気孔なしの記号で、最後のカッコ内の数字はアルミ箔の材質である。ハニカムコアの厚さは公称30mmのものを使用した。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”方向と称し、それぞれの強

\* 昭和51年3月22日 受付

\*\* 機体第一部

度は異なる。この強度特性(カタログ値)を表1に示す。

表面材は courtaulds 社のカーボン繊維 Grafil - AS - 3501 のプリプレグ ( prepreg ) を ± 45° に積層したものを使用し、表面材の厚さは 0.53 mm となった。ここで Grafil とはカーボン繊維の商品名で、AS はカーボン繊維の種類で、高強度 Type の商品名で、3501 はエポキシ樹脂の種類を示す。またプリプレグとは繊維を樹脂に含浸後、予備硬化(これを B stage ともいう)させ、離型紙にはさんで保管したものをいう。この CFRP の強度の実験結果を表2に示す。

表1 アルミハニカムコア\*の常温における強度特性(カタログ値)

項目	強度値 (kg/cm <sup>2</sup> )
“R”“W”方向圧縮強度	47.8
“R”方向せん断強度	32.1
“R”方向せん断弾性率	3590
“W”方向せん断強度	19.1
“W”方向せん断弾性率	5420

\* : 6.1-1/8-0.015N(5052)

表2 Grafil AS/3501 CFRP の静強度特性

曲げ弾性率(kg/mm <sup>2</sup> )	11700
3点曲げ強度(kg/mm <sup>2</sup> )	172
引張強度(kg/mm <sup>2</sup> )	163
層間せん断強度(kg/mm <sup>2</sup> )	12.6

## 2.2 ハニカムサンドイッチ材の製法

まず表面材の CFRP を +45° / -45° / -45° / +45° と交互に4層積層し、ホットプレスで 149°C ( 300°F ) , 7.0 kg/cm<sup>2</sup> ( 100 psi ) で加圧成形した。それから表面材とアルミハニカムコアとをフィルム接着剤エポキシ CM1106 をはさんで、オートクレーブにより 127°C ( 260°F ) , 3.5 kg/cm<sup>2</sup> ( 50 psi ) で加圧成形した。成形した試験片素材を図1に示す。各試験片は大きな素材から図2に示す形状に裁断した。この場合に試験片の長手の方向と、ハニカムコアの“R”方向と一致させるようにした。

まず大きな試験片素材をつくり、それから小さな試験片を裁断すれば、各試験片とも成形条件を同一にできる特徴がある。

## 3. 試験法

### 3.1 静的曲げ強度試験法

表面材がアルミ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 - 401 B の4点曲げによる方法や、3点曲げ法による報告<sup>1)</sup>がある。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点曲げ法によるつぎの3つの方法で実験を行った。ここで行った曲げ装置は図3に示すとおりで、参考のために MIL - STD の方法を図4に示す。

- 1) 支点部になにもつけない場合
- 2) 支点部の表面材にアルミ合金(厚さ 1 mm)をはりつけた場合
- 3) 支点部の表面材にゴム板(厚さ 3 mm)をはりつけた場合

以上の実験の結果、1)の方法では支点部の表面材のせん断破損となり、また2)の方法では支点部の表面材に 35 × 30 × 1 mm のアルミ合金をはりつけたもので、アルミハニカムコアが支点部で圧縮により破損した。従って1)、2)の方法では静的曲げ強度の測定はできなかった。この2)の方法は MIL - STD の方法に近いものである。

一方3)の場合は図3に示すとおりで、支点部の表面材に 35 × 30 × 3 mm のゴム板をラバー用接着剤ではりつけたもので、試験片の破損はすべて中央部で生じ、完全な曲げ破損となり、曲げ強度の測定ができた。

一般にハニカムサンドイッチ材の上、下面の表面材の厚さの等しいときは、表面材の静的曲げ応力(σ<sub>b</sub>)はつぎのように求まる。

まず断面係数 Z は図5を参照して

$$Z = \frac{b t_f t^2}{t} = \frac{b t_f (t - t_f)^2}{t} \quad (1)$$

曲げモーメントを受けたときの表面材の静的曲げ応力(σ<sub>b</sub>)は

$$\sigma_b = \frac{M}{Z} \quad (2)$$

つぎに4点曲げのモーメント M は図6を参照して

$$M = \frac{W}{2} l \quad (3)$$

ここで W は荷重で、l は両側の支点間の距離を示す。図3で l は 100 mm に設定したので、荷重 W を実測すれば、

1) ~ 3) 式から静的曲げ応力 σ<sub>b</sub> は求まる。

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 - 20 T ( 島津製作所製 ) で、曲げ装置はわれわれが設計した。この装置を使っての実験中のものを写真1に

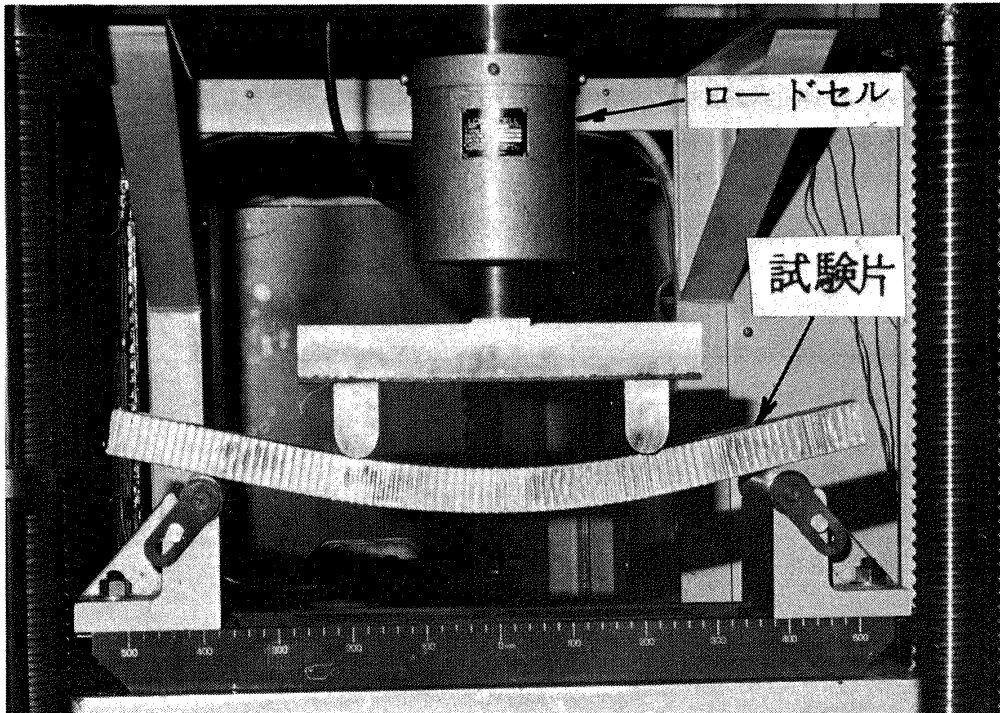


写真1 静的および曲げ疲労試験装置 (オートグラフ IS-20T)

示す。これは支点部の表面材にゴム板をはりつけたもので、破損は試験片の中央部で生じ、支点部での破損は全く認められなかった。

### 3.2 曲げ疲労試験

曲げ疲労試験法は静的曲げ強度試験法でよい結果をえたものと同じく支点部の表面材にゴム板をはりつけた4点曲げ法を採用し、曲げ装置も同じものを使用した。使用試験機は $N = 4.5 \times 10^3$ 回までの範囲はオートグラフ IS-20T (写真1参照) を使用して繰返し荷重を加えた。繰返し数は毎分6回とした。それ以上 $N = 10^7$ 回までの範囲は電気油圧式疲労試験機サーボベット Lab-5型 (島津製作所製) を使用し、繰返し数は毎秒2~3回とした。この実験中のものを写真2に示す。

試験荷重は $R = 0.1$ になるような部分片振曲げである。ここで $R = W_{\min} / W_{\max}$  (繰返し荷重比) とし、部分片振曲げ応力は $\sigma_f = W_{\max} \cdot l / 2Z$  とした。

## 4. 試験結果

### 4.1 静的曲げ強度試験

静的曲げ強度の各種試験法による試験結果を表3に示す。ここで1)の試験法では表面材のせん断破損をおこし、2)の試験法では支点部のコアの圧縮破損をおこしたが、参考のために、1)~3)式を用いて最大荷重 $W_{\max}$ から、見掛の静的曲げ応力 $\sigma_b$ を求めた。3)の試験法では完全

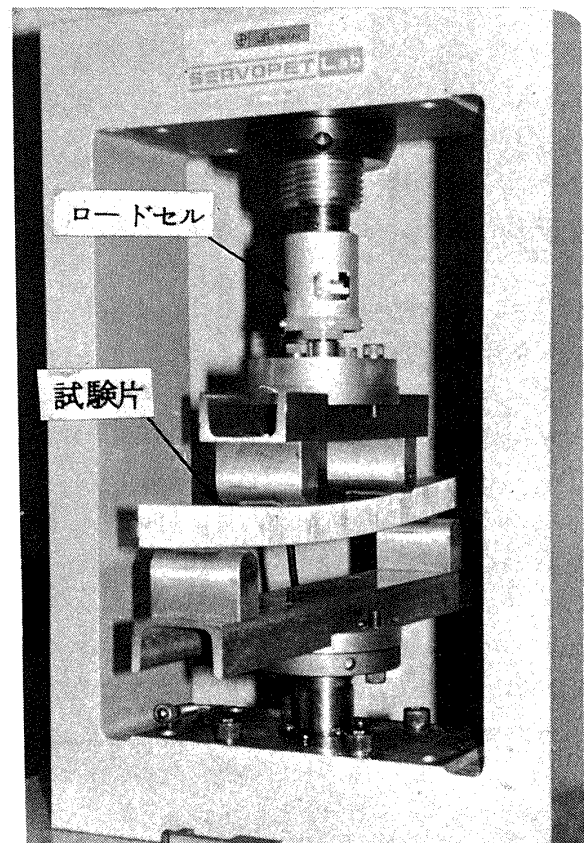


写真2 曲げ疲労試験装置 (サーボベット Lab-5)

な曲げ破損の様相を示し、静的曲げ応力は他の場合より大きな値を示した。

支点部になにもつけない1)の試験法の場合の破損の様相を示したのが図7で、支点部の表面材はせん断破損となった。つぎは支点部の表面材に厚さ1mmのアルミ合金をはりつけたときの2)の試験法による破損の様相を示したのが図8で、やはり支点部のアルミハニカムコアが圧

縮による破損をおこし、表面材はアルミ合金のエッジの部分から45°方向(繊維の配向方向)にクラックが進行した。この破損の様相を写真3に示す。つぎに支点部の表面材に厚さ3mmのゴム板をはりつけた3)の試験法の破損の様相を示したのが図9で、破損は中央部で生じ、完全な曲げ破損となった。これを写真4に示す。

以上の実験の結果、表面材をCFRPとしたハニカムサ

表3 CFRPアルミハニカムサンドイッチ材の静的曲げ強度

試験法	$W_{max}$ (kg)	$\sigma_b$ (kg/mm <sup>2</sup> )	備考
1)の試験法(支点部になにもつけない)	230	22.5	支点部表面材のせん断破損
2)の試験法(支点部A1板つき)	230	22.5	支点部コアの圧縮破損
3)の試験法(支点部ゴム板つき)	260	25.5	試験片中央部で破損

$W_{max}$  : 最大破損荷重,

$\sigma_b$  : 試験片破損時の曲げ応力

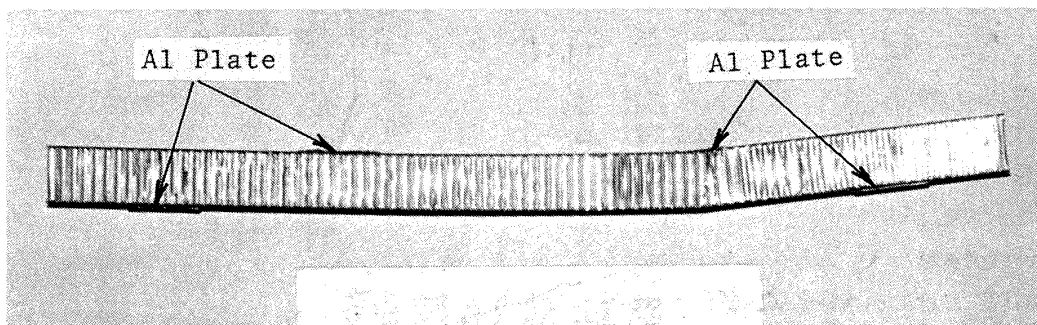


写真3 静的曲げ強度試験片の破損模様  
(支点部A1板はりつけ)

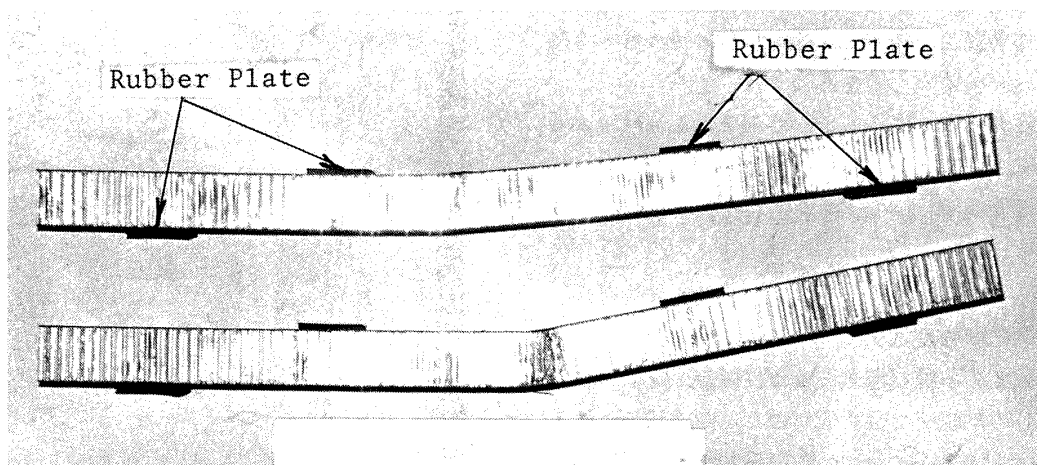


写真4 静的曲げ強度および曲げ疲労試験片の破損模様  
(支点部ゴム板はりつけ)

表4 CFRPアルミハニカムサンドイッチ材の曲げ疲労強度

番号	荷重 ( $W_{max}$ ) (kg)	応力 ( $\sigma_f$ ) (kg/mm <sup>2</sup> )	破断回数 ( $N$ )	$\sigma_f/\sigma_b$
1	245	24.00	49	0.94
2	230	22.50	127	0.88
3	215	21.09	780	0.82
4	200	19.62	1413	0.77
5	185	18.15	4547	0.71
6	160	15.75	80290	0.61
7	140	13.78	1029370	0.54
8	130	12.80	5432930	0.50

静的最大曲げ応力;  $\sigma_b = 25.5 \text{ kg/mm}^2$ ,  $\sigma_f$ ; 部分片振曲げ応力  
 $\sigma_f = W_{max} \cdot l / 2Z$

ンドイッチ材の曲げ強度試験法は、支点部の表面材にゴム板をはりつけた方法が最適と思われる。したがって曲げ疲労強度試験法はすべてこの方法を用いた。

#### 4.2 曲げ疲労強度試験

ここで行った実験は低サイクルの部分片振曲げ疲労で、 $N = 1/2$  (静的曲げ強度) から  $N = 10^7$  回までで、曲げ疲労試験のデータを表4に示す。これを  $S-N$  線図にしたのが図10である。 $\sigma_f$  は部分片振曲げ応力で、 $\sigma_f = W_{max} \cdot l / 2Z$  とし、 $N$  は破損繰返し数である。ここで静的曲げ応力は  $N = 1/2$  とした。静的曲げ強度試験と同様に試験片の破損はすべて中央部で生じ、完全な曲げ破損となり、支点部での破損は全くなかった。ここで  $S-N$  曲線は直線とはならなかった。

つぎに  $\sigma_f$  を部分片振曲げ応力とし、 $\sigma_b$  を静的最大曲げ応力として、 $\sigma_f/\sigma_b - N$  で整理したのが図11である。ここで  $N = 10^7$  回における  $\sigma_f/\sigma_b$  の値は約0.5で、他の材料に比較して高い値となっている。これは表面材に曲げ疲労強度<sup>3)</sup>の高いCFRPを使用した結果と思われる。

つぎに曲げ疲労試験中における試験片中央部の残留変形を、試験機をとめて実測した。図12が部分片振曲げ応力  $\sigma_f = 21 \text{ kg/mm}^2$  のときで、図13が  $\sigma_f = 18 \text{ kg/mm}^2$  のときで、いずれも残留変形はかなり大きいことがわかった。

### 5. 結 論

以上の実験により、表面材にCFRPを使用したアルミハニカムサンドイッチ材は、前にわれわれが実験<sup>2)</sup>を行ったKEVLAR, GFRPなどを表面材に使ったFRPハニカムサンドイッチ材より静的曲げ強度、曲げ疲労強度はかなり高い値となった。これは表面材に使用したCFRP

が静的曲げ強度ならびに曲げ疲労強度が高いためと思われる。したがって、ハニカムサンドイッチ材の静的曲げ強度ならびに曲げ疲労強度は、主として使用した表面材の強度特性に依存するものと思われる。

### 6. あとがき

従来は表面材に複合材を使用したハニカムサンドイッチ材の静的曲げ強度はもちろん曲げ疲労強度の試験は困難とされていた。しかしわれわれは新しい試験法を開発して実験を行い、CFRPアルミハニカムサンドイッチ材の静的曲げ強度、曲げ疲労強度の試験ができた。これからも航空機の軽量構造材として、CFRPハニカムサンドイッチ材が多用されるものと思われる。

本研究の一部は三菱重工K.K., 名古屋航空機製作所からの受託研究で行ったもので、CFRPアルミハニカムサンドイッチ材の成形、加工は同社で行った。この報告書をまとめるに当たり、データの提供を頂いた三菱重工K.K., 名古屋航空機製作所の植田忠七所長、酒谷芳秋主務、山口泰弘研究員に深く感謝致します。

### 文 献

- 1) N. L. Person and T. N. Bitzer; Flexural-Fatigue Evaluation of Aluminum-Alloy and Kraft-Paper Honeycomb-Sandwich Beams, ASTM. STP 569.
- 2) 古田敏康, 野口義男, 松嶋正道: FRPハニカムサンドイッチ材の曲げ疲労強度, 航技研報告, TR-437, 1975年10月.
- 3) 古田敏康, 野口義男, 松嶋正道: カーボン複合材の曲げ疲労強度, 航技研報告, TR-366, 1974年6月.

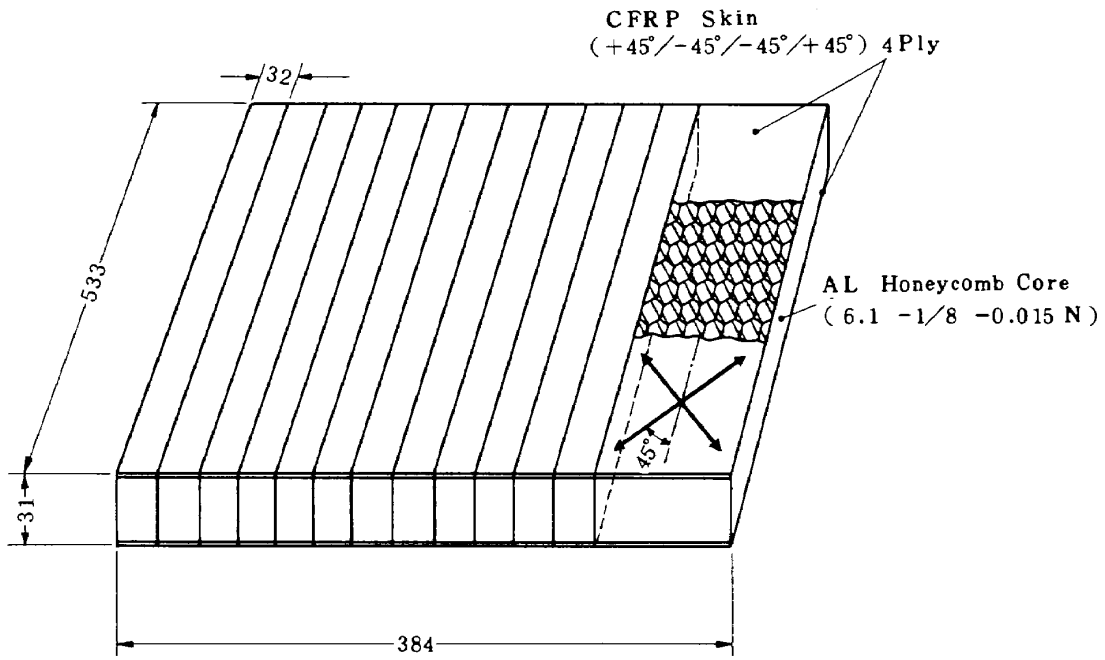


図1 CFRPアルミハニカムサンドイッチ試験片素材

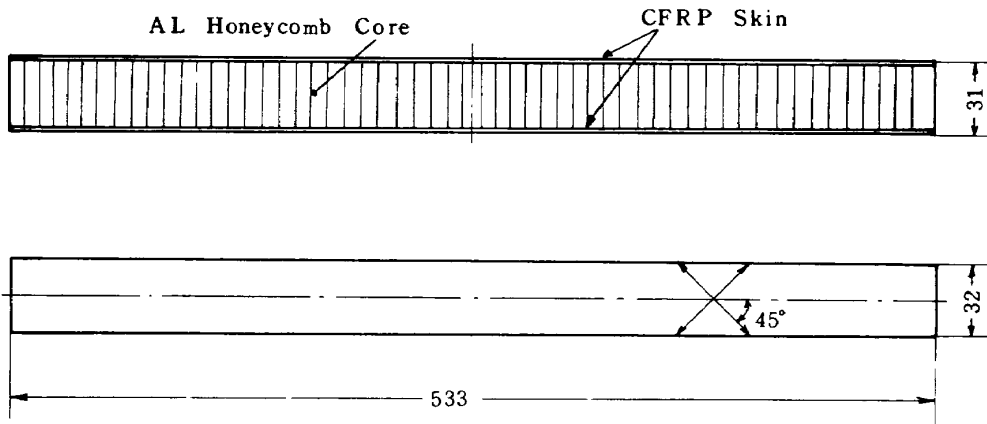


図2 CFRPアルミハニカムサンドイッチ試験片

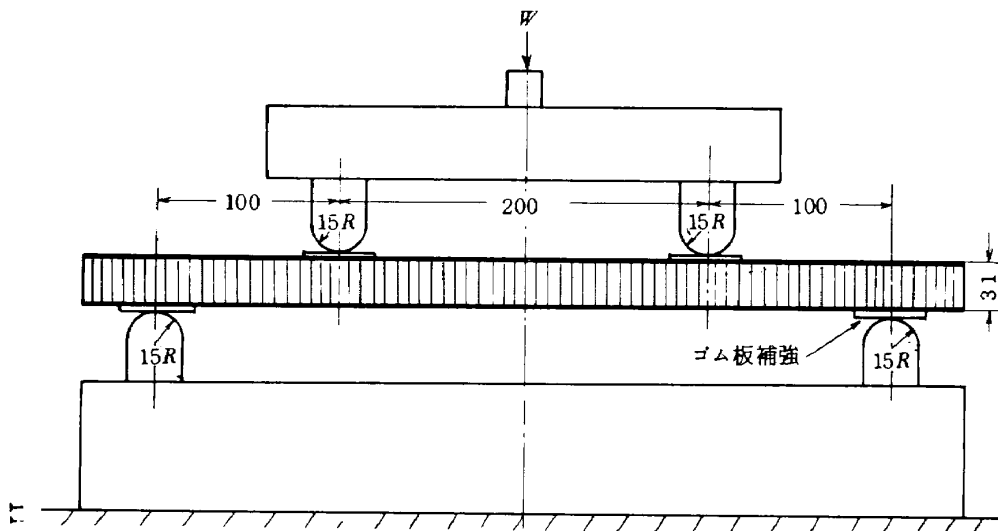


図3 ハニカムサンドイッチ材の4点曲げ装置

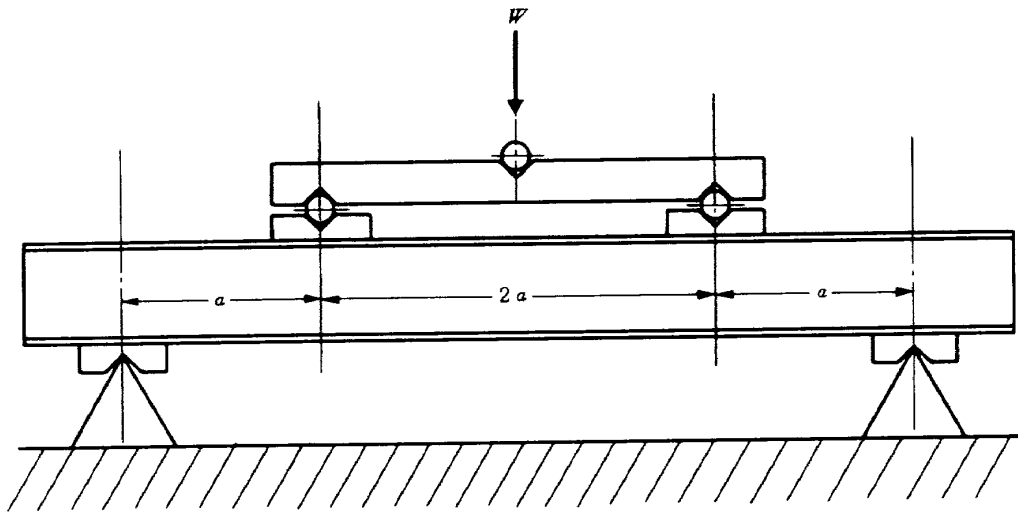


図4 MIL-STD-401Bの試験法

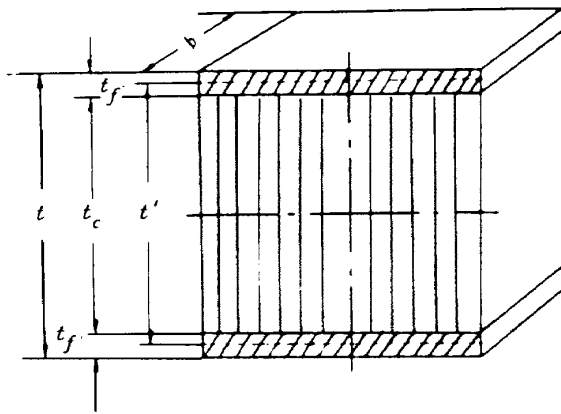


図5 ハニカムサンドイッチ材の断面寸法

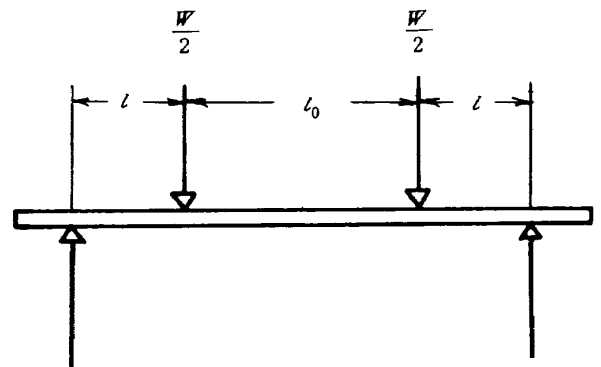


図6 4点曲げ法

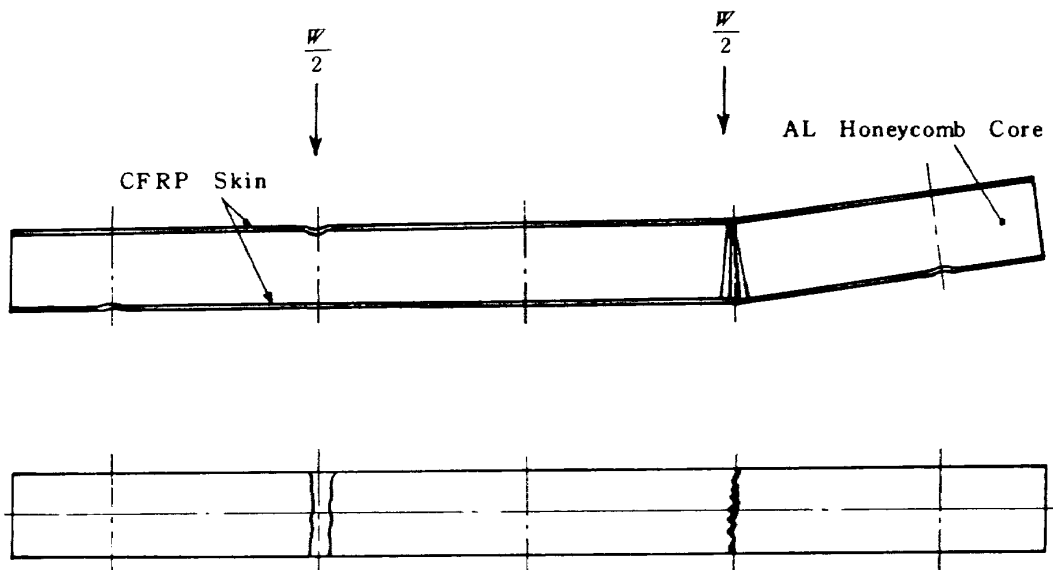


図7 支点部になにもつけない場合のアルミハニカムサンドイッチ材の破損模様



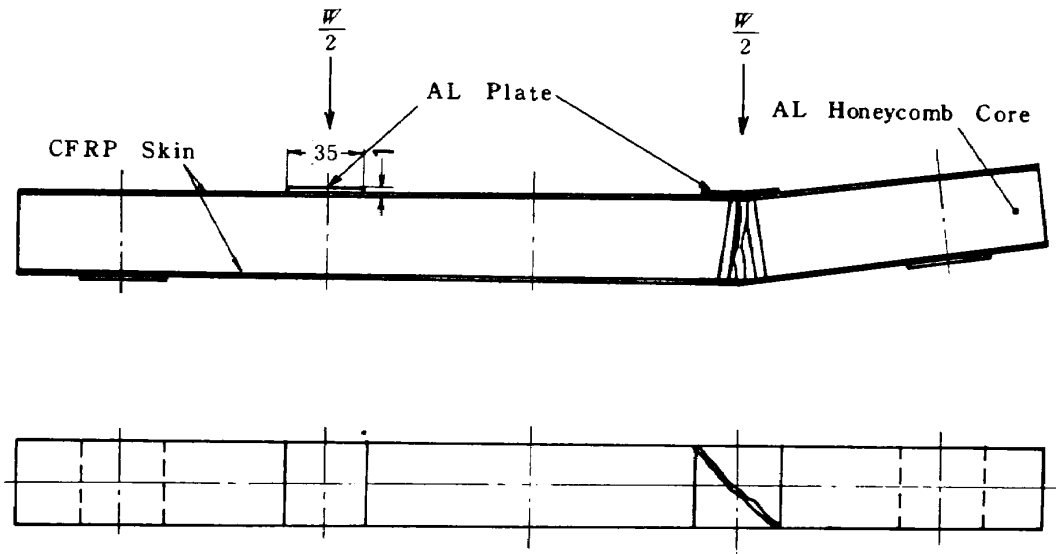


図8 支点部アルミ板つきのアルミハニカムサンドイッチ材の破損模様

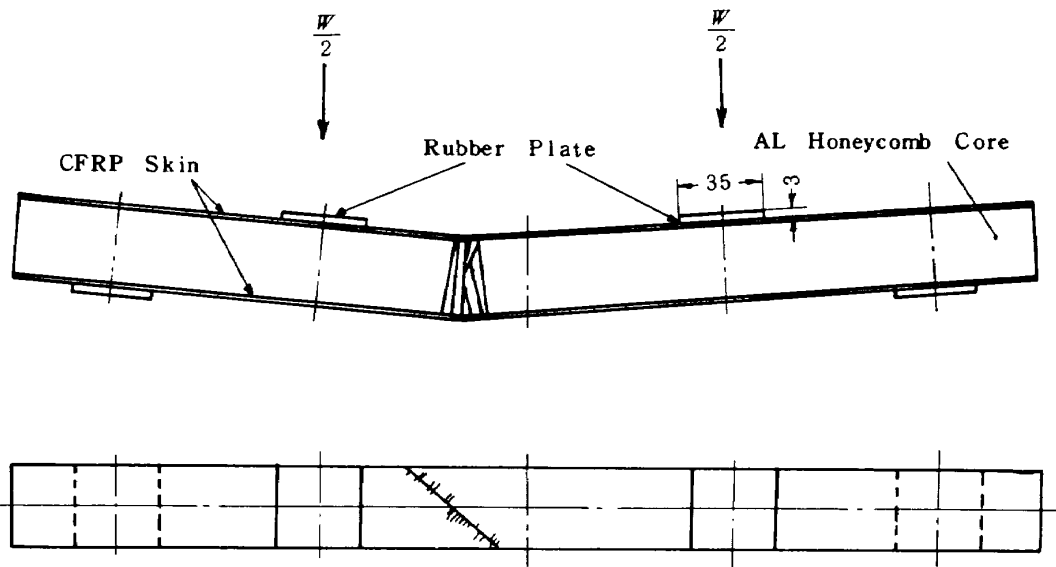


図9 支点部ゴム板つきのアルミハニカムサンドイッチ材の破損模様

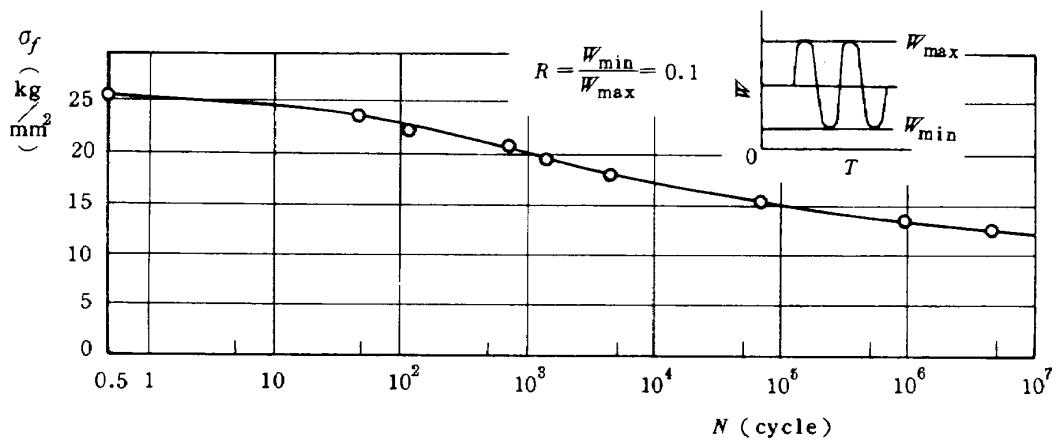


図10 CFRPアルミハニカムサンドイッチ材のS-N曲線

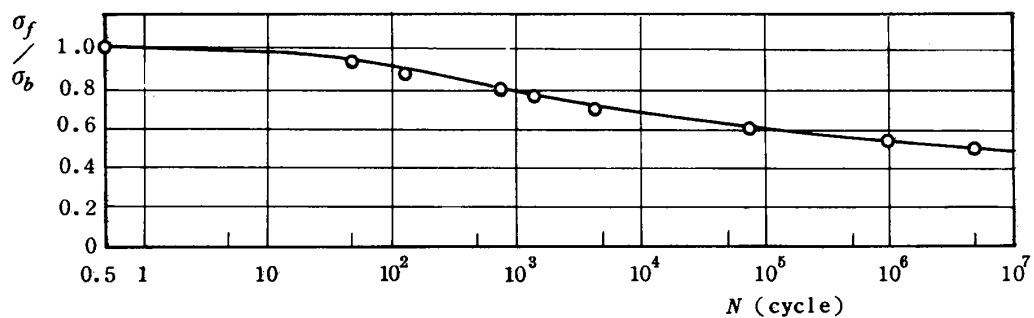


図 11 CFRPアルミハニカムサンドイッチ材の $\sigma_f/\sigma_b-N$ 曲線

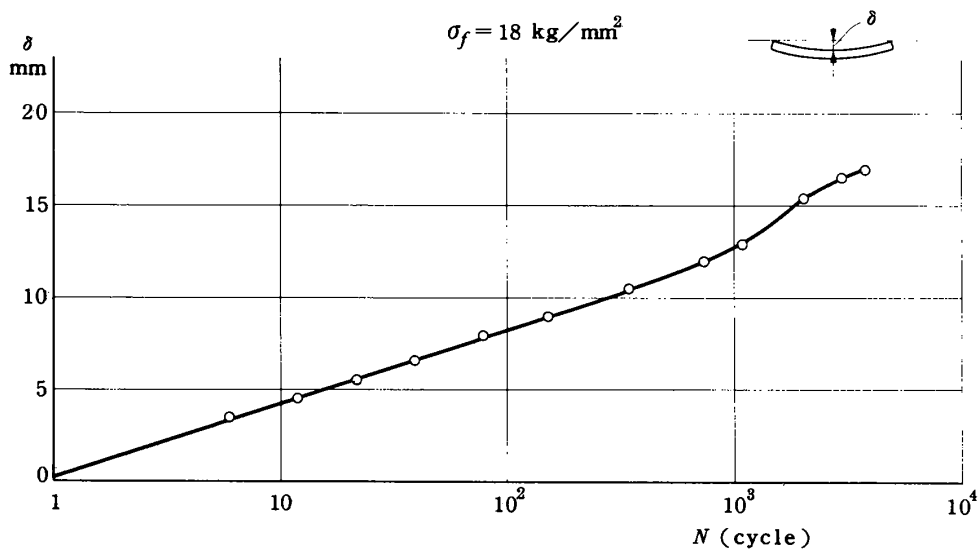


図 12 CFRPアルミハニカムサンドイッチ材の疲労試験中の残留変形

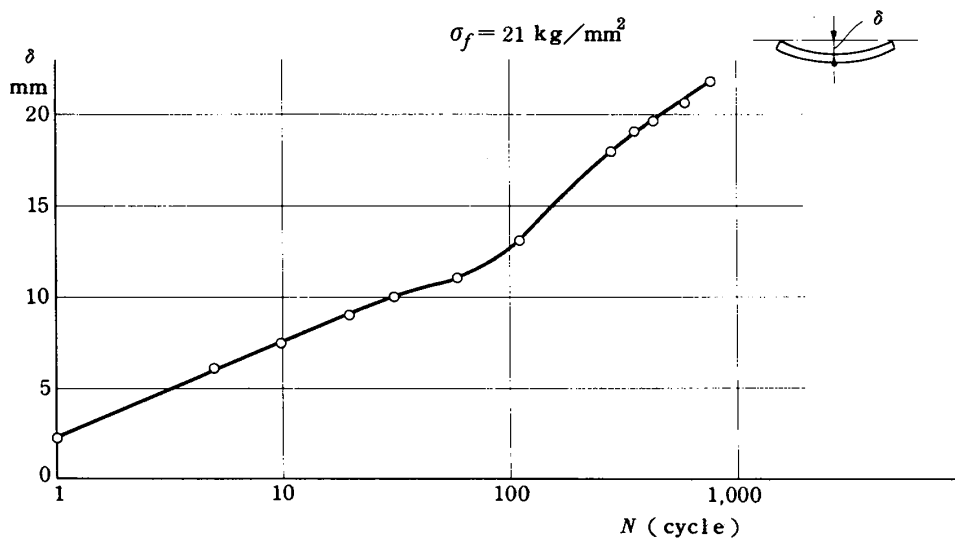


図 13 CFRPアルミハニカムサンドイッチ材の疲労試験中の残留変形

---

## 航空宇宙技術研究所報告456号

昭和51年5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)

---