

UDC 678.067.2:
620.178.322.3

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-437

FRP ハニカムサンドイッチ材の曲げ疲労強度
(第一報)

古田 敏康・野口 義男・松嶋 正道

1976年1月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

FRPハニカムサンドイッチ材の曲げ疲労強度*

(第一報)

古田敏康**野口義男**松嶋正道**

Flexural Fatigue Strength of FRP Honeycomb Sandwich Structure 1st Report

By Toshiyasu FURUTA, Yoshio NOGUCHI and Masamichi MATSUSHIMA

This is the first report of flexural fatigue test results on a honeycomb sandwich structure made from NOMEK honeycomb core, glass fabric, KEVLAR-49 fabric and graphite fiber reinforced plastic facing.

The flexural fatigue values were obtained by using a UF-500 constant load type fatigue testing machine and SERVOPET Lab-5 electro hydraulic testing machine.

The test results show that the flexural fatigue of 1/4 NOMEK core sandwich structure is higher than that of 1/8 NOMEK core sandwich structure.

It was found that honeycomb sandwich structure with a facing of graphite reinforced plastic can be expected to be used as a structure component.

1 は し が き

ハニカムサンドイッチ材は重量に対する静強度、剛性の比が一番大きい材料で、かつ表面を平滑に仕上げることができることから、航空機構造材として約30年前から実用化してきた。

最近CFRP(カーボン複合材)、KEVLAR(有機合成繊維)複合材¹⁾、そのほかNOMEK[®]などの新しい材料が登場し、それらをハニカムサンドイッチ材に応用し、いろいろな構造部材に使用されはじめた。しかしこれらの新しいハニカムサンドイッチ材の静強度、疲労などの試験法はまだ確立されていないと思われる。

従来の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などに規定されているが、FRPハニカムサンドイッチ材では支点部で、ハニカムコアが圧縮により破壊をおこし、曲げ強度の測定はできなかった。

そこでわれわれは新しい試験法を考案し、実験を行った。本研究は第一報で、ハニカムコアとして耐熱ナイロ

ンのNOMEKを使用し、表面材としてはKEVLAR-49クロス複合材、ガラスクロス複合材(GFRP)、CFRPなどを使用したFRPハニカムサンドイッチ材の静強度、曲げ疲労強度について報告する。

2 試 験 片

2.1 材 料

ここで使用したハニカムコアはNOMEKハニカムコアで、American Cyanamid社製である。NOMEKとは、E.I.Dupont社の耐熱ナイロンの登録商標名である。この新しいハニカムコアは紙状の耐熱ナイロンで、最近の航空機に多数使用されている。ここで使用したハニカムコアの種類は、1/8-PHN-3.0, 1/4-PHN-4.0で、最初の記号はセルサイズ(*in*)、中央の記号はPHがフェノール樹脂で、Nはナイロンを示し、最後の数字は密度(*lb/in³*)の記号である。その特性をカタログ値より引用すると表1のとおりである。ここで'R'方向とは連続した長手方向を示し、「W」は長手方向と直角方向を示す。

ハニカムサンドイッチ材の表面材はつきの3種類を使

* 昭和50年10月2日受付

** 機体第一部

用した。KEVLAR-49 クロスの Style -120, ガラスクロスは American Cyanamid 社製の BP-919-7581A で, CFRP の hybrid はトレカ T300A カーボンと, 薄いガラスクロス (Scrim cloth) を使用した。ガラスクロスは旭ガラス K.K. 製の H004 (0.04 mm) のものを, 上, 下面に H004 のプリブレグを, 中央層にはカーボンのプリブレグをサンドイッチ式に成形した hybrid を使用した。これらの表面材の強度特性をまとめて表 2^{1),5)} に示す。

ここでプリブレグとは強化繊維をシート状にのばし,

それに樹脂を含浸させ, これを半硬化 (予備硬化または B stage ともいう) させ, 離型紙にはさんで保管したものという。

2.2 ハニカムサンドイッチ材の製法

CFRP とガラスクロスとの hybrid と 1/8-PHN-3.0 コア, KEVLAR-49 クロスと 1/4-PHN-4.0 コアとをフィルム接着材 FM-123-2 を使用し接着した。この場合は表面材をまず成形し, それから接着作業を行う 2 段階の成形法となる。

表 2 表面材の材料特性および機械的性質

表 1. ハニカムコアの機械的性質

特 性	ハニカム	
	1/8-PHN-3.0	1/4-PHN-4.0
熱処理前圧縮強度 (kg/mm ²)	0.126	0.217
熱処理後圧縮強度 (kg/mm ²)	0.189	0.252
'R' 方向せん断強度 (kg/mm ²)	0.126	0.154
'R' 方向せん断 弹性係数 (kg/mm ²)	3.99	4.55
'W' 方向せん断強度 (kg/mm ²)	0.066	0.077
'W' 方向せん断 弹性係数 (kg/mm ²)	2.17	1.96

特 性	カーボン	ガラス クロス	KEVLAR 49 クロス
	トレカ T300A	BP-919 -7581A	Style- 181
比 重	1.62	1.88	1.29
繊維含有率(%)	73.7	46.3	55.2
引張強度 (kg/mm ²)	156	40	46
継弾性率 (kg/mm ²)	16,000	—	—
曲げ強度 3 点曲げ (kg/mm ²)	171	58	40
4 点曲げ (kg/mm ²)	168	58	26
曲げ弾性率 (kg/mm ²)	17,200	2521	3430
せん断強度 (kg/mm ²)	8.9	6.1	3.0
厚さ (mm)	3.0	3.0	5.0

表 3. ハニカムサンドイッチ材の諸元

試験片	ハニカムコア		表面材		接着材	サンドイッチ	
	種類	厚さ(mm)	種類	積層数		重量 (kg/m ²)	厚さ(mm)
1	1/8-PHN-3.0 ¹⁾	6.86	カーボン ²⁾	1	FM-123-2 ³⁾	1.96	8.0
2	1/8-PHN-3.0	6.86	BP-919-7581A ⁴⁾	3	なし	3.03	7.45
3	1/8-PHN-3.0	6.86	KEVLAR-49 Style-120	2	なし	1.25	7.30
4	1/4-PHN-4.0	6.86	KEVLAR-49 Style-120	4	FM-123-2	2.96	7.7

1 ; American Cyanamid Co., NOMEX® ハニカム(耐熱ナイロン)

2 ; トレカ T-300A(東レ K.K.)

3 ; American Cyanamid Co., Nitril-epoxy

4 ; American Cyanamid Co., ガラスクロス

一方ガラスクロスと1/8-PHN-3.0コア、KEVLAR-49クロスと1/8-PHN-3.0コアについてはCo-cureの方法で成形した。Co-cureとはCooperation Cureの略で、表面材のプリプレグをハニカムコアの上、下面にのせ、接着剤を使用しないで、キュアと同時に表面材とハニカムコアとを接着させる一体成形法をいう。この作業の特徴は曲率のついた複雑な形の成形も容易に、かつ前者より安価にできる。これらの実測した特性を表3に示す。

2.3 試験片の製法

表面材単独の静强度試験片は前報^{1),2)}のものを使用した。ハニカムサンドイッチ材の静的曲げ強度試験片は図1に示す形状とし、曲げ疲労強度試験片は図2に示す形状とした。両試験片ともチャック部での圧縮による破壊を防ぐために、ハニカムコア部に成形前に特殊充填材をつめ、同時にキュアした。この特殊充填材にはガラスバルーンを入れ、圧縮、せん断に対して強くしてある。

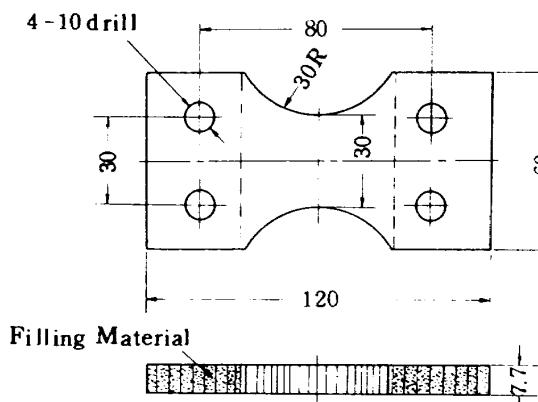


図 1 FRP ハニカムサンドイッチ材の静强度試験片

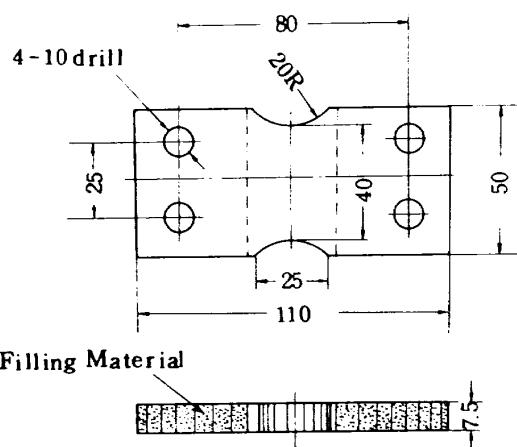


図 2 FRP ハニカムサンドイッチ材の曲げ疲労強度試験片

3 試験法

3.1 静强度試験法

3.1.1 表面材の試験法

表面材単独の静强度試験はインストロンタイプ万能試験機のオートグラフ、IS-20T(島津製作所製)を使用し、前報³⁾の試験法で行った。

3.1.2 ハニカムサンドイッチ材の試験法

アルミハニカムサンドイッチ材の静的曲げ強度試験法にはMIL-STD-401Bの4点曲げによる方法があるが、われわれもそれを用いて試験したが、支点部でハニカムコアが圧縮による破壊をおこし、FRPハニカムサンドイッチ材では静的曲げ強度の測定はできなかった。参考までにその試験法を図3に示す。

そこでつぎに示す新しい方法を考案し試験を行った。図1に示す試験片のように、チャック部に相当するハニカムコア部に圧縮により破壊しないように特殊充填材を

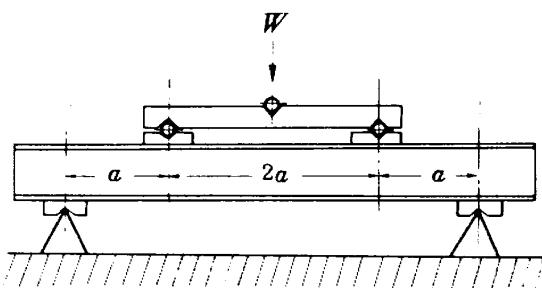


図 3 MIL-STD-401Bの曲げ強度試験法

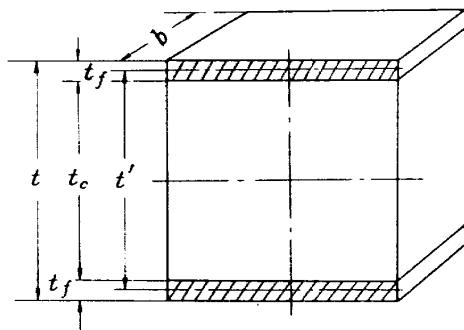


図 4 ハニカムサンドイッチ材の断面寸法

入れ、4点曲げ法により曲げ強度を求めた。

ハニカムサンドイッチ材の断面係数 Z は、上、下面の表面材の厚さの等しいときは、図4を参照してつぎのよ

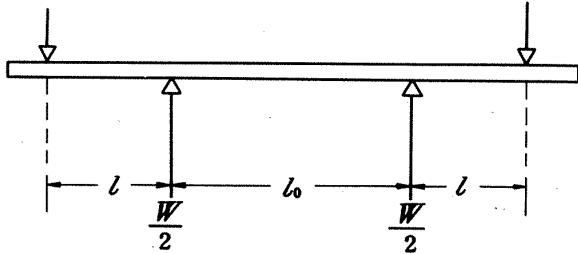


図 5-4 細曲げ法

うに求まる。

つぎに 4 点曲げのモーメント M は

ここで W は荷重で、 l は支点間の距離で、 図 5 を参照して、 l は 50 mm に設定してあるので、 最大荷重 W を測定すれば、 (1)~(3)式から曲げ応力 σ は求まる。使用した試験機は電気油圧式疲労試験機のサーボペット Lab-5

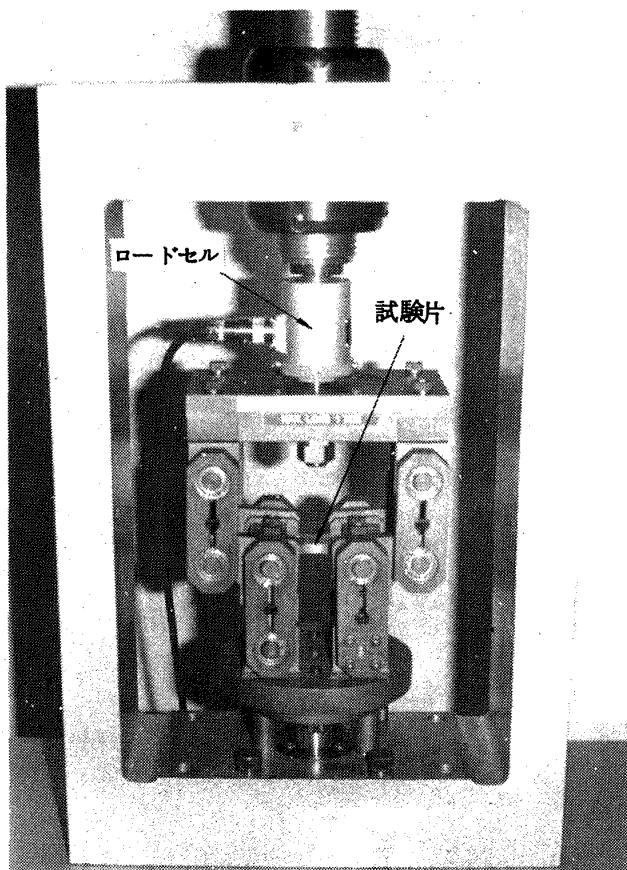


写真1 静的曲げ強度試験装置（サーポベットLab-5）

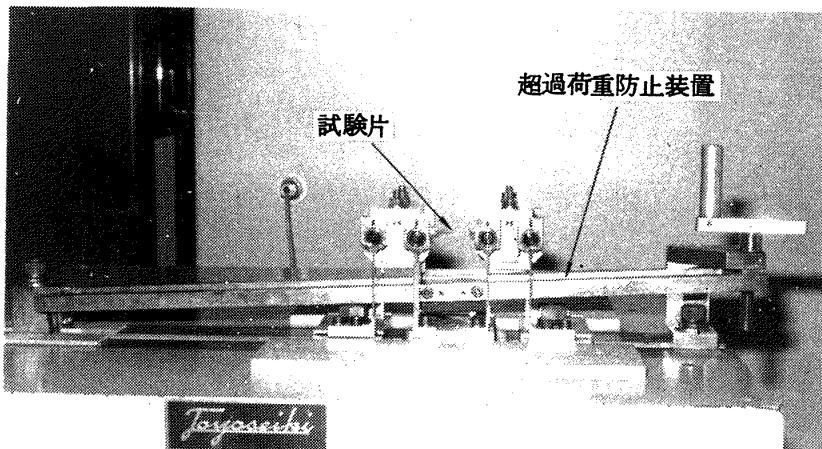


写真 2 曲げ疲労試験装置 (B-70型)

型（島津製作所製）で、この静的曲げ試験装置を使用した。この装置を写真1に示す。この試験機は疲労試験機ではあるが、油圧により静荷重も加えることができ、静的曲げ強度試験も行える。ここでは曲げ破壊までの荷重を電磁オシログラフに記録し、破壊までの最大荷重を求めた。破断は試験片の中央部で生じ、チャック部での破壊は認められなかった。

3.2 曲げ疲労試験法

3.2.1 表面材の疲労試験法

表面材単独の曲げ疲労試験を、ハニカムサンドイッチ材との比較のために行った。試験は前報²⁾の試験法により行い、試験機はB-70型（東洋精機K.K.製）を用いた。この曲げ装置を写真2に示す。この試験機は起動時に生じる超過荷重防止装置（写真のレバー部）をついている。

やはり4点曲げ法を採用している。

3.2.2 ハニカムサンドイッチ材の曲げ疲労試験法

FRP ハニカムサンドイッチ材の曲げ疲労試験法はまだ確立されていないのが現状である。そこでここでは4点曲げ法の疲労試験²⁾を行った。試験片は図2に示すもので、やはりチャック部のハニカムコアの部分に特殊充填材を入れた。疲労試験機は以前に航技研で複合材用に開発した^{2),3),4)}UF-500型（島津製作所製）の曲げ装置を使用した。これを写真3に示す。右側のレバーが超過荷重防止装置である。

前報²⁾でも述べたように、複合材、特にFRPハニカムサンドイッチ材は試験の起動時に生じる超過荷重に敏感であるので、これを防ぐ装置をつけた試験機でなければ曲げ疲労強度は求められない。

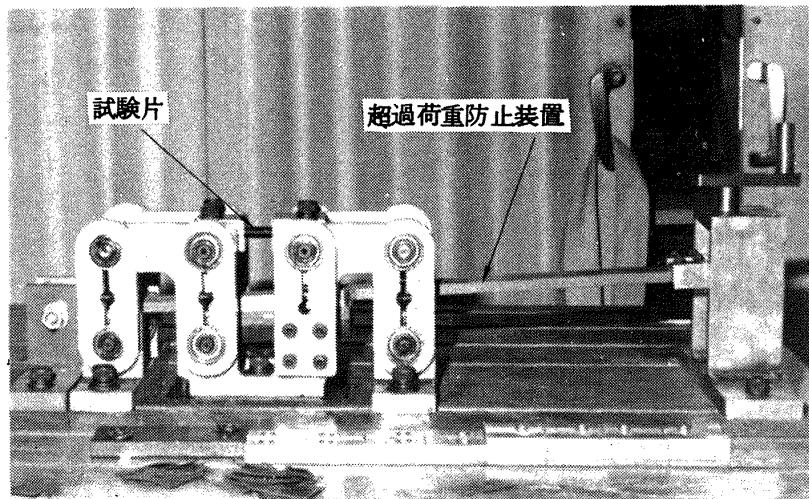


写真3 曲げ疲労試験装置 (UF-500型)

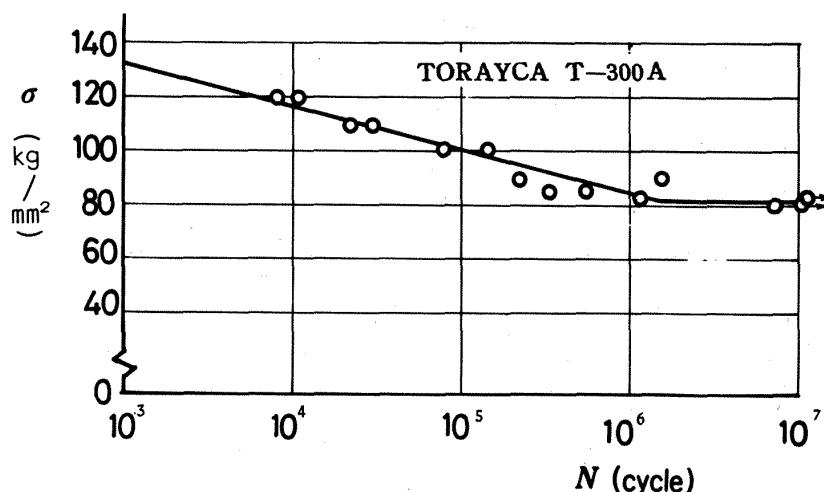


図6 CFRP の S-N曲線

4 試験結果

4.1 表面材の静强度

表面材単独の各種静强度特性を表2に示す。本研究では表面材としてKEVLAR-49クロスはStyle-120を使用したが、表2では以前に実験を行ったStyle-181の実験データをのせてある。しかし両者の強度は余り変わるものと思う。

4.2 表面材の曲げ疲労强度

ハニカムサンドイッチ材と、表面材の曲げ疲労强度を比較するために、まず表面材単独の曲げ疲労强度を求めた。ここで σ は応力振幅、 N は破断繰返し数で、直線は

最小二乗法で整理した。

CFRPの結果を図6に、ガラスクロス複合材を図7に、KEVLAR-49クロス複合材を図8に示す。これで明らかのように、疲労强度はCFRPが格段に高く、つぎにガラスクロス、KEVLAR-49クロス複合材の順になっている。

4.3 ハニカムサンドイッチ材の静的曲げ强度

FRPハニカムサンドイッチ材の静的曲げ强度試験結果を表4に示す。破断は中央部の表面材で生じ、支点部のコア部の破損は生じなかった。その模様を写真4に示す。

4.4 ハニカムサンドイッチ材の曲げ疲労强度

4.4.1 CFRPハニカムサンドイッチ材

表面材はCFRPと薄いガラスクロスとのhybrid材を使

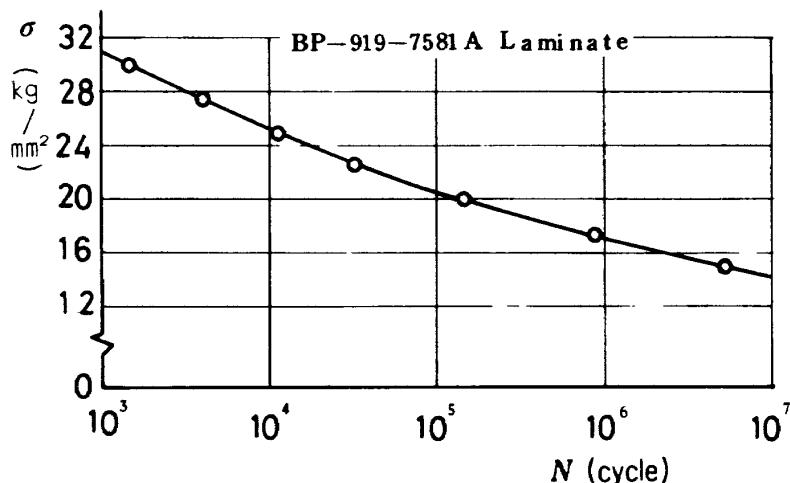


図 7 GFRP の S-N 曲線

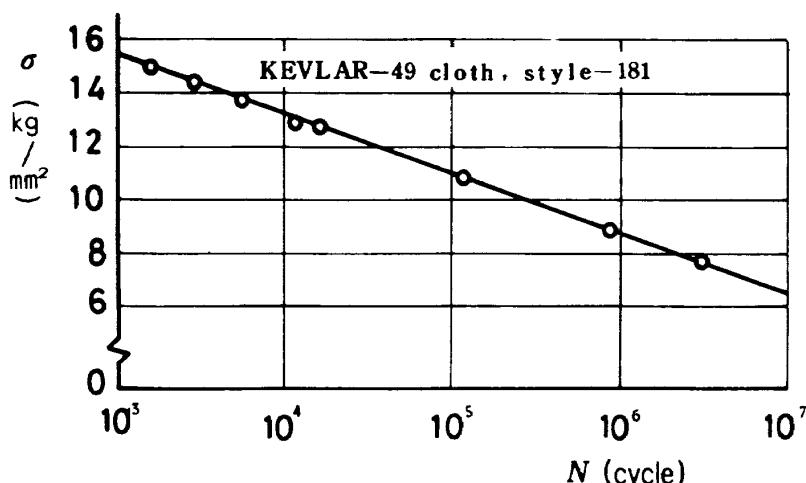


図 8 KEVLAR-49 クロス複合材の S-N 曲線

用し、 $1/8\text{-PHN-3.0}$ コアと、表面材をフィルム接着材 FM-123-2 で接着したハニカムサンドイッチ材の S-N 曲線を図 9 に示す。ここで σ は応力振幅で、 N は破断繰返し数で、以下の実験結果も同じである。

ここで興味あることは S-N 曲線は直線とならないことで、これはほかの実験でも全部同じである。この原因については、アルミハニカムサンドイッチ材との比較実

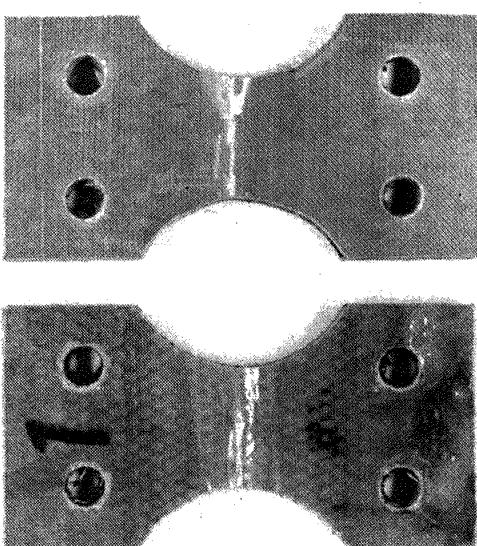


写真 4 KEVLAR-49 クロスハニカムサンドイッチ材の静的曲げ強度試験片の破断模様
(上 = $1/4$ セルサンドイッチ材、下 = $1/8$ セルサンドイッチ材)

ハニカムサンドイッチ材	表面材	コア材	静的曲げ強度 (kg/mm ²)	平均値 (kg/mm ²)
KEVLAR-49 cloth style-120	$1/8\text{-PHN-3.0}$	KEVLAR-49 cloth style-120	11.8 11.9	11.8
KEVLAR-49 cloth style-120	$1/4\text{-PHN-4.0}$	KEVLAR-49 cloth style-120	17.8 15.0	16.4

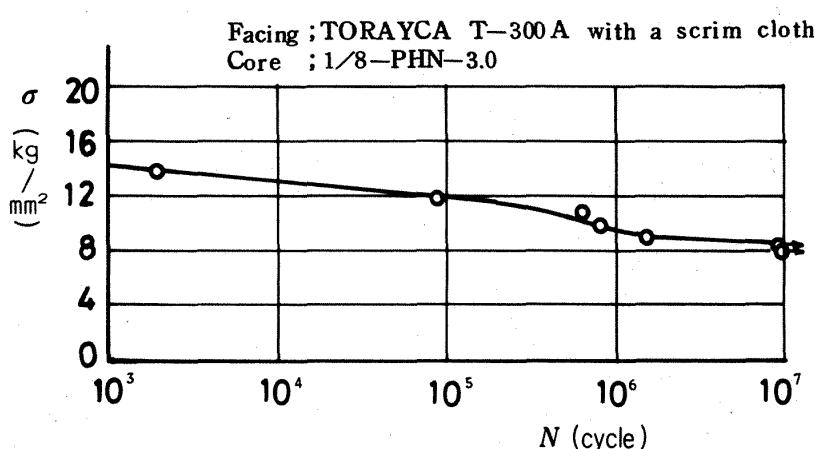


図 9 CFRP hybrid ハニカムサンドイッチ材の S-N 曲線

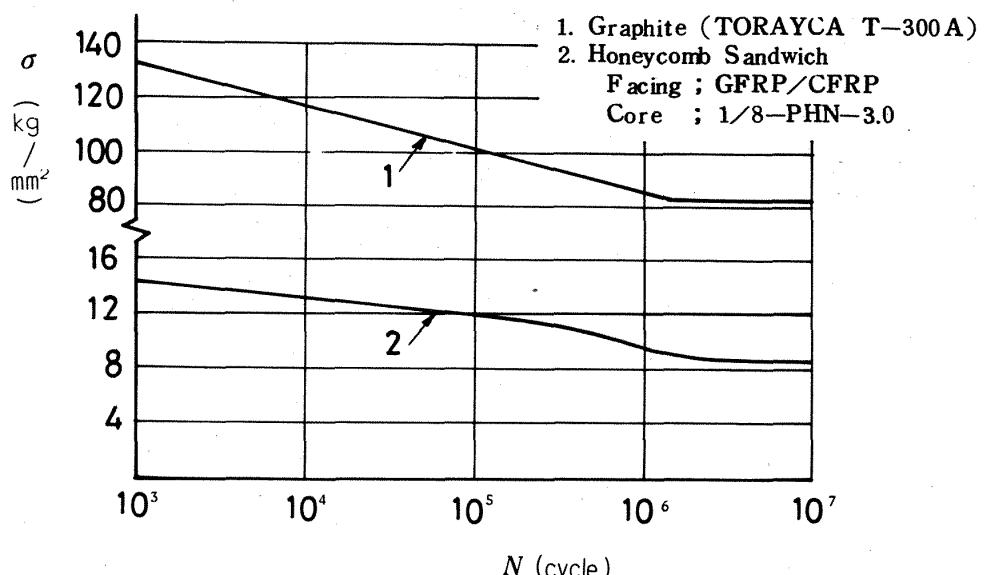


図 10 CFRP hybrid ハニカムサンドイッチ材と表面材の S-N 曲線

験を行い調査することにしている。

図10が表面材とハニカムサンドイッチ材との曲げ疲労強度の比較である。表面材に比較してハニカムサンドイッチ材の曲げ疲労強度はかなり低下している。この原因は表面材のCFRPは一層とし、CFRPの両面に0.04 mmのガラスクロスをはり合せたhybridで、表面材のカーボン繊維含有量が少ないために、曲げ疲労強度が低下したものと思われる。CFRPを2~3層とすれば、ハニカムサンドイッチ材の曲げ疲労強度はかなり向上するものと思われる。破断の模様を写真5に示す。写真からもわかるように、ガラスクロスは浮き上っている。破断は中央部の表面材に生じ、表面材とハニカムコアとの接着

のはくり、またはチャック部のハニカムコアの損傷は認められなかった。

4.4.2 ガラスクロスハニカムサンドイッチ材

表面材にはガラスクロスのBP-919-7581Aのプリプレグを3層とし、1/8-PHN-3.0コアと、表面材とをCo-Cureで接着した。このハニカムサンドイッチ材のS-N曲線を図11に示す。図12が表面材とハニカムサンドイッチ材との曲げ疲労強度の比較で、曲げ疲労強度の強い表面材を使ったハニカムサンドイッチ材が、やはり曲げ疲労強度の強いことを示している。接着法はCo-Cureを用いたが、試験中に表面材とハニカムコアとのはくりは認められなかった。破断はやはり中央部の表面

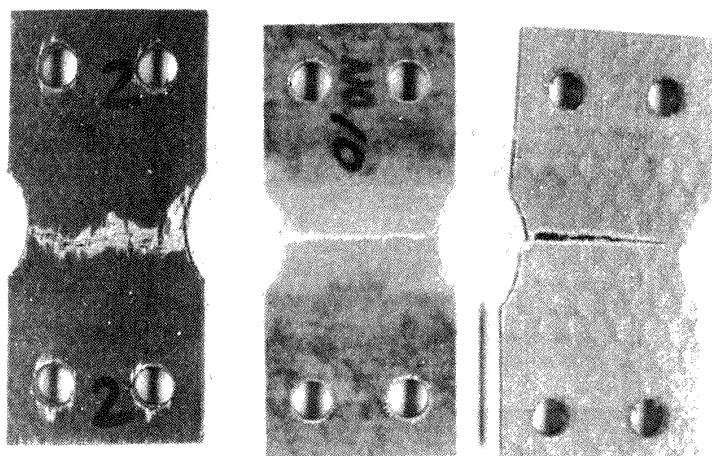


写真5 各種ハニカムサンドイッチ材の曲げ疲労強度試験片の破断模様
(左; カーボンと1/8セルサンドイッチ材 中央; ガラスクロスと1/8セルサンドイッチ材
右; KEVLAR-49クロスと1/4セルサンドイッチ材)

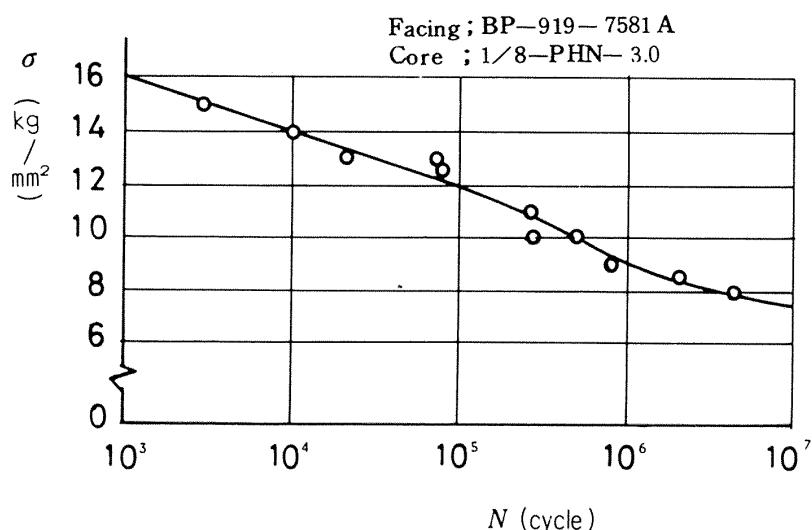


図11 GFRPハニカムサンドイッチ材のS-N曲線

材で生じた。その模様を写真 5 に示す。

4.4.3 KEVLAR-49 クロスハニカム

サンドイッチ材(I)

表面材に KEVLAR-49 クロスのプリプレグ 2 層と、 $1/8$ -PHN-3.0 コアとを Co-Cure で接着した。このハニカムサンドイッチ材の S-N 曲線を図 13 に示す。図 14 が表面材とハニカムサンドイッチ材との曲げ疲労強度の比較である。表面材の曲げ疲労強度は比較的弱いので、ハニカムサンドイッチ材の曲げ疲労強度も余り強くはない。この場合の破断も中央部の表面材で生じた。表面材とハニカムコアとの接着のはく離は認められず、この材

料の Co-Cure の有効であることがわかった。破断の模様を写真 5 に示す。

4.4.4 KEVLAR-49 クロスハニカム

サンドイッチ材(II)

表面材に KEVLAR-49 クロスの 4 層積層板を使用し、 $1/4$ -PHN-4.0 コアとを FM-123-2 で接着したハニカムサンドイッチ材で、この S-N 曲線を図 15 に示す。前者の $1/8$ セルと、Co-Cure との比較のために行った。前者より曲げ疲労強度はやや増加している。破断はやはり中央部の表面材で生じ、その他の接着部のはく離は認められなかった。

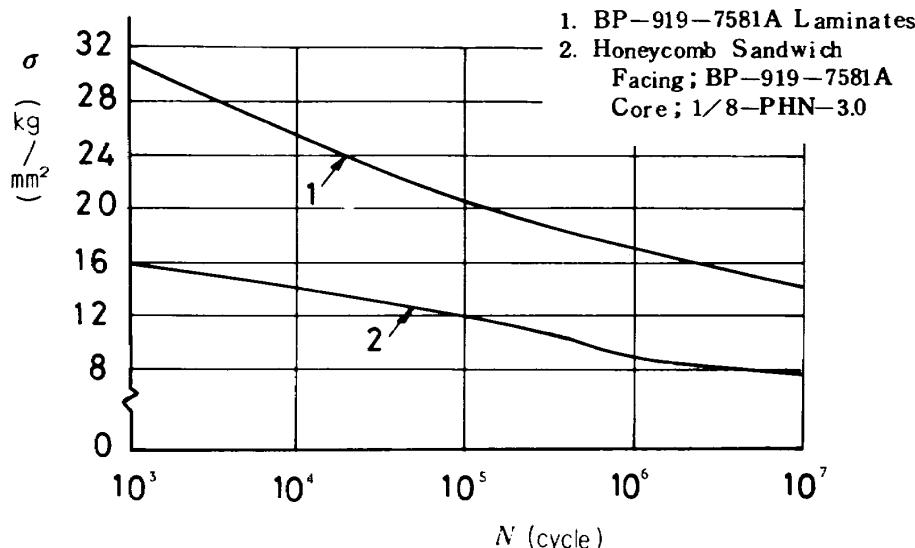


図 12 GFRP ハニカムサンドイッチ材と表面材の S-N 曲線

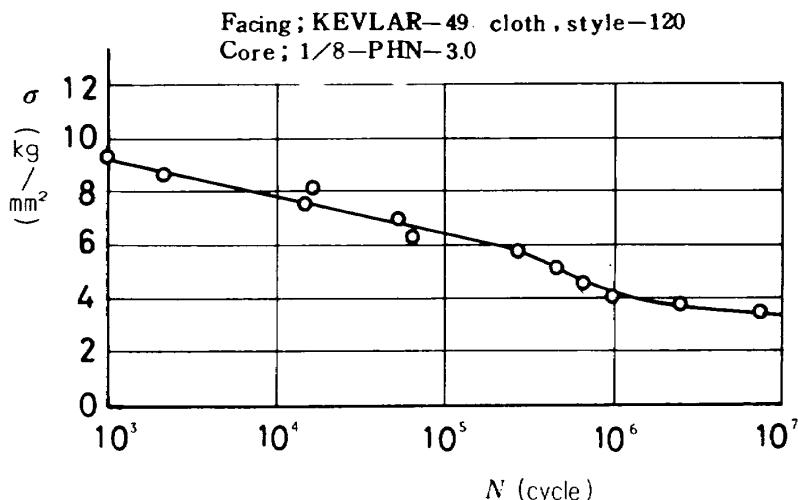


図 13 KEVLAR-49 クロスハニカムサンドイッチ材の S-N 曲線(I)

曲げ疲労強度の増加はハニカムコアとして $1/4$ セルのものの使用のためと思われる。接着剤を使用した接着法と、Co-Cureによる接着法との差は余り認められなかった。図16が表面材とハニカムサンドイッチ材との曲げ疲労強度の比較である。

以上の実験結果を全部まとめたのが図17で、表面材がガラスクロス、またはCFRPのものが比較的曲げ疲労強度は強い。しかしハニカムサンドイッチ材の単位面積当たりの重量の比較は表3からもわかるように、表面材がCFRPの hybrid のものは 1.96 kg/mm^2 で、ガラスクロスのものは 3.03 kg/mm^2 でかなり重い。CFRP hybrid のハニカムサンドイッチ材は強度部材としての使用に適し

ているものと思う。ただしガラスクロスハニカムサンドイッチ材の方が価格は安い。

KEVLAR-49ハニカムサンドイッチ材は前者に比較してかなり弱い。使用したハニカムコアは $1/4$ セルの方が強い。

つぎに σ_f を曲げ疲労における時間強度とし、 σ_b を静的曲げ強度として、その比 σ_f/σ_b と、破断繰返し数とで整理した。

図18がKEVLAR-49クロスと $1/8$ セルのハニカムサンドイッチ材、図19がKEVLAR-49クロスと $1/4$ セルのハニカムサンドイッチ材の σ_f/σ_b-N 線図で、両方を比較したのが図20である。参考までにKEVLAR-49の

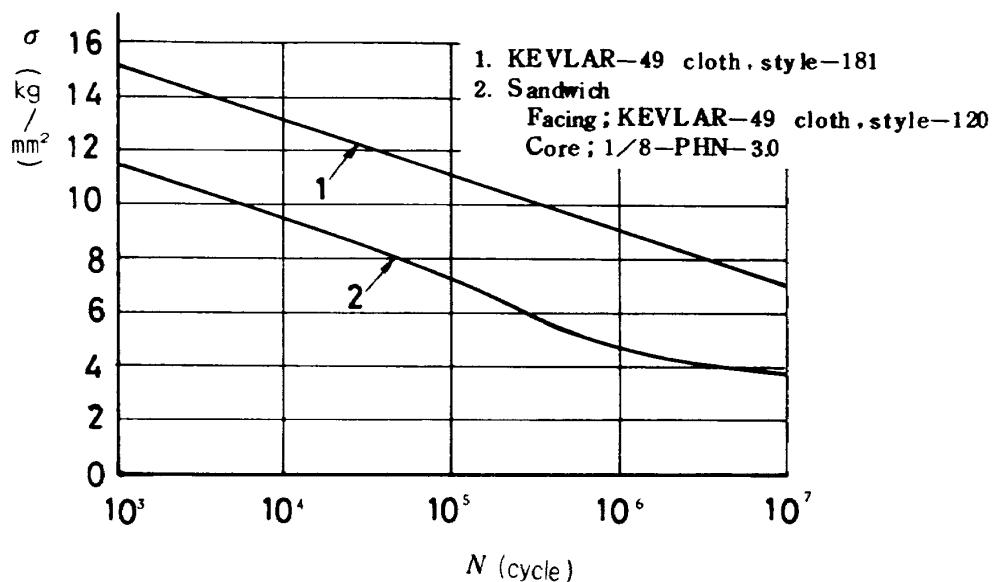


図 14 KEVLAR-49 クロスハニカムサンドイッチ材と表面材の S-N 曲線(I)

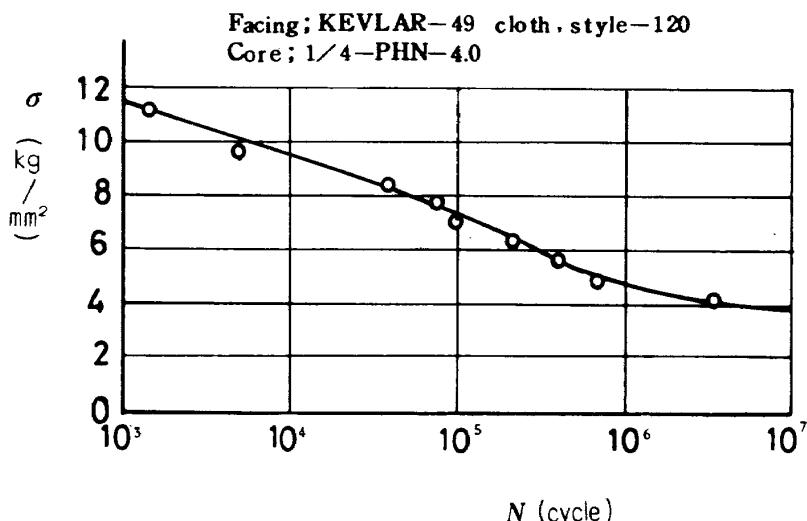


図 15 KEVLAR-49 クロス サンドイッチ材の S-N 曲線(II)

Style 181 複合材の特性も加えた。

この結果では $1/8$ セルのハニカムサンドイッチ材の値の方が大きい。しかし $N = 10^7$ 近辺ではその差はかなり小さくなっている。

5 結論

今回の実験によりわかったことはつぎのとおりである。

- (1) FRP ハニカムサンドイッチ材の曲げ疲労試験片の破断はすべて表面材で生じた。

- (2) FRP ハニカムサンドイッチ材の曲げ疲労強度は使用した表面材の曲げ疲労強度に左右される。
- (3) ハニカムコアに NOMEK を使用した FRP ハニカムサンドイッチ材の S-N 曲線は直線とはならない。
- (4) 接着剤を使用して接着したハニカムサンドイッチ材と、Co-Cure で接着したハニカムサンドイッチ材では曲げ疲労強度の差は認められなかった。しかし作業性、経済性の点からは Co-Cure の方が優れている。

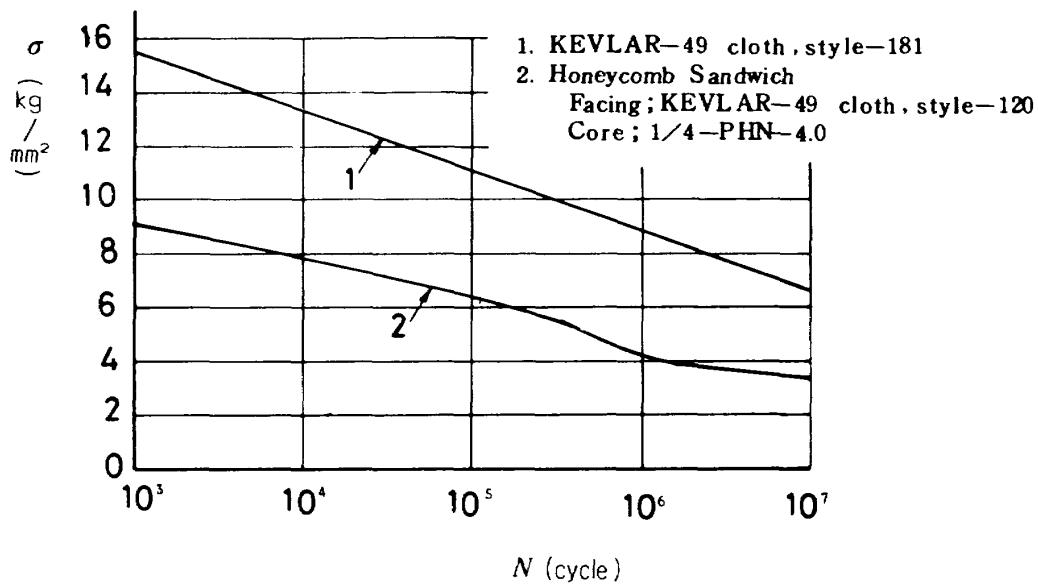


図 16 KEVLAR-49 クロスハニカムサンドイッチ材と表面材の S-N 曲線 (■)

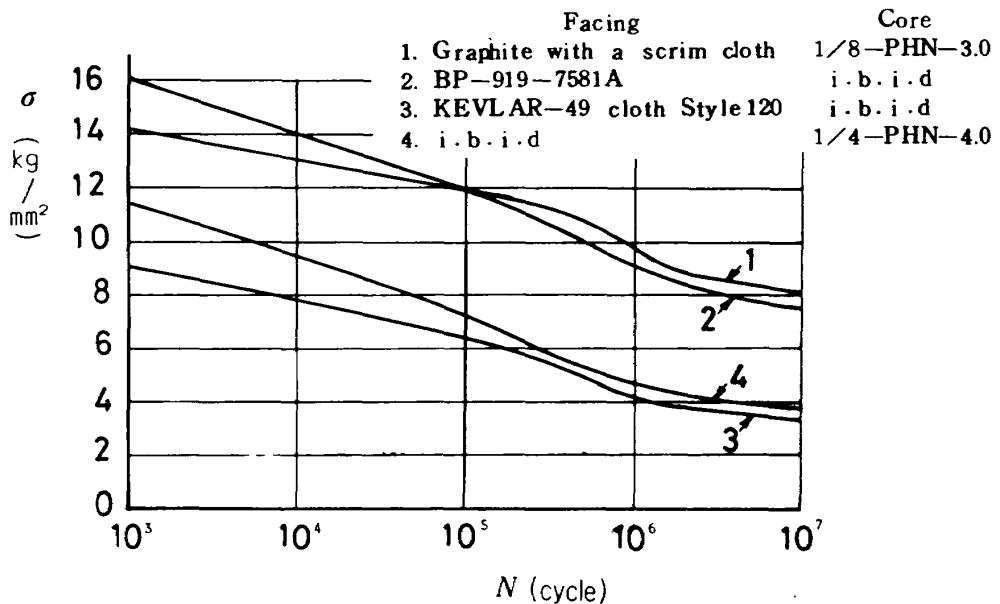


図 17 各種ハニカムサンドイッチ材の S-N 曲線

6 あとがき

FRPハニカムサンドイッチ材の曲げ疲労試験は勿論、静強度試験も、従来は困難とされてきた。しかしわれわれは全く新しい試験法を考案し、非常に

よい結果を得た。また航技研で複合材用に改良した疲労試験機を使用することにより実験精度を向上させることができたものと思う。

今回主として曲げ疲労強度を中心とした実験を行ったが、FRPハニカムサンドイッチ材では繰返し荷重を

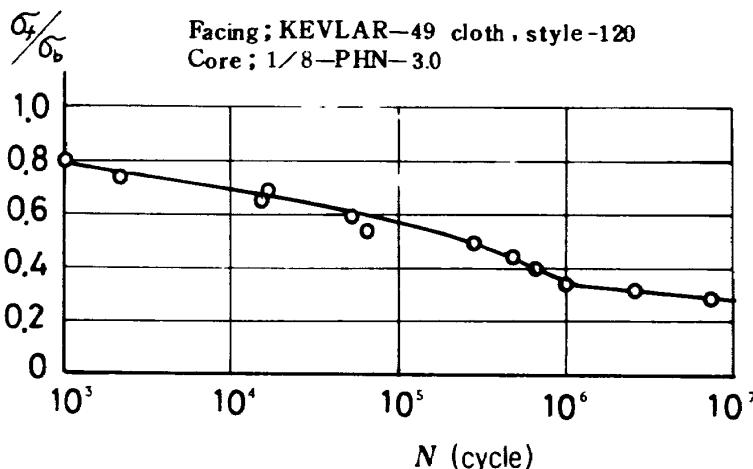


図 18 KEVLAR-49 クロスハニカムサンドイッチ材(Ⅰ)の σ_f/σ_b -曲線

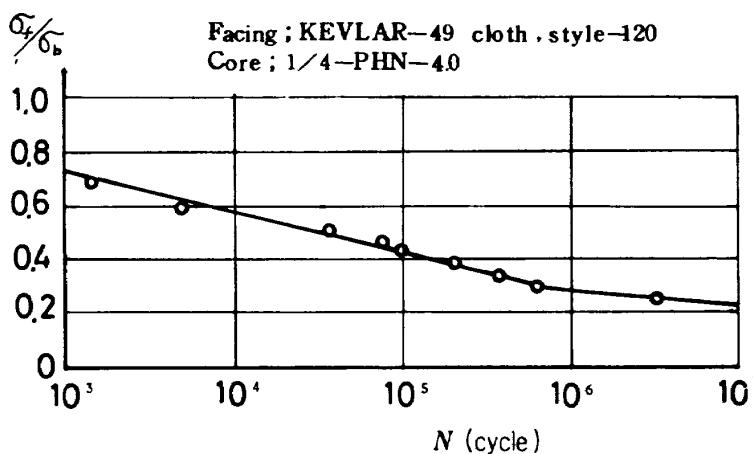


図 19 KEVLAR-49 クロスハニカムサンドイッチ材(Ⅱ)の σ_f/σ_b -N曲線

1. Honeycomb Sandwich (Facing; KEVLAR-49, style-120, Core; 1/8-PHN-3.0)
2. Honeycomb Sandwich (Facing, KEVLAR-49, style-120, Core, 1/4-PHN-4.0)
3. Laminate; KEVLAR-49 style-181

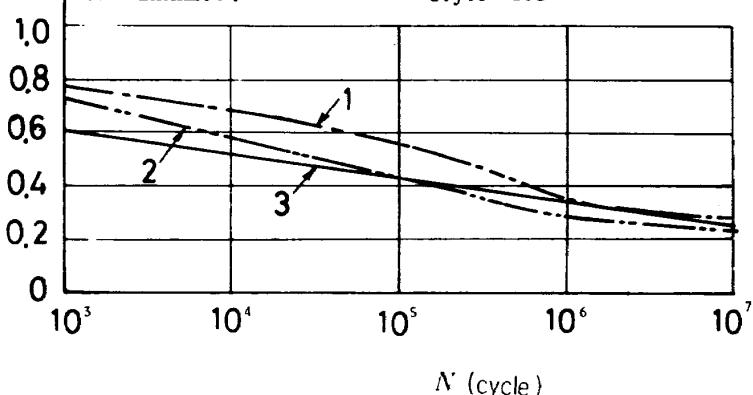


図 20 KEVLAR-49 クロスハニカムサンドイッチ材の σ_f/σ_b -N曲線の比較

受けた場合の剛性の低下も重要な問題となるので、第二報以下では剛性試験ならびに曲げ疲労中の剛性の低下率などについて報告を行う予定にしている。

最後にこの報告書をまとめるに当り、試験片の製作ならびに各種資料の提供を頂いた横浜ゴムK.K.の航空部品事業部の河合弘治工場長、佐藤孝主査、山崎保課長、宮前英昭、須田英男両研究員に深く感謝致します。

文 献

- (1) 古田敏康ほか； KEVLAR-49複合材の強度と曲げ疲労強度， 航技研報告， TR-413 1975年5月
- (2) 古田敏康ほか； 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
- (3) 下河利行、浜口泰正； 航空機用アルミニウム合金2024-T4板材における疲れ寿命のばらつきとS-N曲線との関係， 航技研報告， TR-360 1974年4月
- (4) 下河利行、浜口泰正； 航空機用アルミニウム合金2024-T4 切欠き材 ($K_t = 8.25$)における疲れ寿命のばらつきとS-N曲線との関係， 航技研報告， TR-412 1975年5月
- (5) 古田敏康ほか； カーボン複合材の強度特性， 航技研資料， TM-241, 1973年6月

航空宇宙技術研究所報告 437号

昭和 51 年 1 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 藏 野 三 鷹 (0422)47-5911(大 代 表) 182

印 刷 所 株 式 会 社 東 京 プ レ ス
東 京 都 板 橋 区 桜 川 2~27~12
