

UDC 678.067.9:
620.172/.176:
620.178.322.3

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-413

KEVLAR-49複合材の強度と曲げ疲労強度

古田敏康・野口義男
松嶋正道

1975年5月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

KEVLAR-49複合材の強度と曲げ疲労強度*

古田 敏 康**・野口 義 男**
松 嶋 正 道**

Static and Flexural Fatigue Strength of KEVLAR-49/epoxy Composites

by Toshiyasu FURUTA, Yoshio NOGUCHI
and Masamichi MATSUSHIMA

ABSTRACT

KEVLAR-49 was introduced to Japan by E.I. Dupont in February 1972 as a reinforcement for composites, which has a tensile strength similar to carbon fibers. KEVLAR-49 composite consists of matrices of epoxy (Epon 828). Static mechanical tests included determination of tensile and flexural strength, Young's modulus, interlaminar shear strength and Poisson's ratio. Poisson's ratio was determined by using the laser holography method and the strain gage method. The repeated flexural fatigue property was determined by using the NAL type fatigue tester of a constant load type. KEVLAR-49 composites have lower flexural strength than carbon fiber composites. In order to improve this property we developed a hybrid of KEVLAR-49 and carbon fiber composite and found that the hybrid has sufficient flexural and fatigue strength for use as structural material.

1. は し が き

KEVLAR-49 (以前は PRD-49 と称していた) 繊維は E. I. Dupont 社で研究開発された有機合成繊維で、日本では 1973 年 2 月から発売された新しい複合材用の強化繊維で、低密度、高弾性、高強度の特性をもち、特に引張強度はカーボン繊維と同等で、カーボンより低密度であるので、宇宙、航空材料として世界的に注目されている。

ここではエポキシ樹脂 (EPON 828 と Araldite) を使用した KEVLAR-49 複合材の一方向強化材、クロス材、カーボン繊維との Hybrid 材 (混合複合材) などの引張、曲げ、せん断強度ならびに剛性試験、ポアソン比¹⁾などの測定を行った。試験法はカーボン複合材と同じ方法を用い、ポアソン比の測定はレーザホログラフィ法とストレンゲージ法を用いた。

曲げ疲労試験は以前にわれわれが開発した複合材用疲労試験機および試験法により行った。その結果、KEVLAR-49 複合材は曲げ強度および曲げ疲労強度は低いが、カーボン繊維との Hybrid 材では航空機構造材として適していることがわかった。なお比較評価のためにガラスロービング方向強化材とカーボン/ガラスクロス Hybrid 材の試験も併用して行った。

2. 繊 維 特 性

KEVLAR-49 ならびにその他の複合材用強化繊維の特性を表 1 に示す。これからもわかるように KEVLAR-49 は他の繊維に比較して低密度のため、比強度 (強度/比重) は一番高い。従って軽量構造材に適していると思われる。

KEVLAR 繊維でもいろいろ種類は多いが、ここで使用したものはロービングで、Type T-969, 4560 デニールで

* 昭和 50 年 2 月 17 日 受付
** 機体第一部

表1 各種繊維特性

繊維	直径(μ)	σ_T (kg/mm ²)	E_T (kg/mm ²)	ρ (g/cc)
KEVLAR-49	11.7	280	12600~14000	1.45
E-glass	3.6	245~280	7350	2.54
S-glass	3~13	350~490	8400~9000	2.48
NOMEX	4	67~70	1540	1.38
トレカT300A	8.5	250以上	22,000以上	1.78
カーボンZ-2-1	5.5	300	20,000	1.74

(カタログ値)

宇宙航空用保証グレード品を、クロスはKEVLAR-49、181型クロスを、Hybrid用カーボン繊維はトレカT300AのブリブレグP301を使用し、ガラスとカーボンとのHybridはカーボンZ-2-1ブリブレグを使用した。

3. 複合材の成形

3.1 KEVLAR-49一方向強化材

使用した樹脂の配合はつぎのとおりである。

エポキシ樹脂 (EPON 828)	100 phr.
硬化剤 (MHAC)	102 phr.
促進剤 (BDMA)	1.0 phr.

以上の処方によりフィラメントワインディング(FW)法によりブリブレグシートを作り、つぎの硬化条件により成形した。

160℃で1時間、プレス圧4 kg/cm²で加圧後、ポストキュアを160℃で4時間行った。

3.2 KEVLAR-49クロス複合材

使用した樹脂の配合はつぎのとおりである。

エポキシ樹脂 (Araldite MY-750)	100 phr.
硬化剤 (HT-972)	27 phr.

以上の処方でハンドレイアップ法により、つぎの硬化条件により成形した。

100℃で2時間、プレス圧4 kg/cm²で加圧した。

3.3 KEVLAR-49とカーボン繊維とのHybrid材

3.1で述べたKEVLAR-49のブリブレグシートと、トレカP301ブリブレグを、積層数はKEVLAR49は7層、カーボン6層とし、交互積層法でつぎの硬化条件で成形した。

160℃で1時間、プレス圧4 kg/cm²で加圧後、ポストキュアは160℃で4時間行った。

3.4 カーボンとガラスクロスHybrid材

使用した樹脂の配合はつぎのとおりである。

エポキシ樹脂 (EPON 828)	100 phr.
-------------------	----------

硬化剤 (BF₃-MEA)

1.5 phr.

促進剤 (DDS)

20 phr.

以上の処方でFW法によりブリブレグシートを作った。使用した繊維はカーボンZ-2-1、ガラスクロスは旭フューバークラスKK製H-003(0.03mmの厚さ)、それぞれ16層、15層を交互積層とし、最外層には上、下に0.5mmのガラスクロス層を積層した。硬化条件はプレキユア120℃で30分、プレス圧6~7 kg/cm²、200℃で1時間加圧成形した。

4. 静的強度試験

静的強度試験は以前、われわれが開発したカーボン複合材の強度試験法で行った。その試験法について簡単に述べるとつぎの通りである。

4.1 引張強度試験

長さ300mm、幅300mm、厚さ3~5mmの平板に成形した複合材より図1に示すように、弾性率測定用と強度測定用試験片を切断した。切断はCFRPのようにダイヤモンドカッターの使用は不可能なので、金属切断用バンドソーを使用した。

引張弾性率測定用試験片は図1a)のように両端部にア

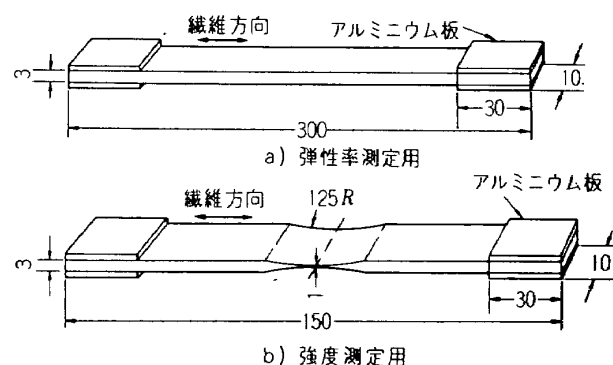


図1. 引張試験片

ルミニウム板 (30×10×1mm) を常温硬化形のエポキシ樹脂で接着し、チャック部のスベリを止めるようにした。縦ひずみは抵抗線ひずみゲージ (箔ゲージで gage length 5 mm) を使用した。

引張強度試験片は図1b)に示すように、両端部はやはりスベリ止めのため1mmのアルミニウム板を接着した。その部分の曲率は125mmとした。加工法はやはりダイヤモンドカッターの使用は不可能であったので、エンドレスのサンダーを使用した。CFRPと異なり、加工性の悪いのが最大の欠点とされている。

KEVLAR-49クロス材の強度試験片はASTM・D・638に準じて図2に示す試験片を用いた。

参考のために行ったガラスローピングの一方方向強化材

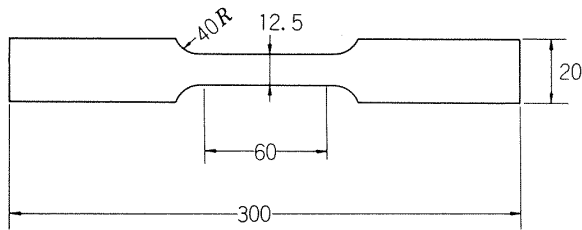


図2. KEVLAR-cloth引張強度試験片

の引張弾性率、強度試験片は図1に示すものと同じ形状とした。

弾性率と強度の測定にはインストロンタイプの万能試験機 (島津製作所, オートグラフIS-20T型, 最大容量20 ton) を使用し, 荷重速度は1.0 mm/minとした。

弾性率の測定は軸方向のひずみを抵抗線ひずみゲージにより測定し, それと直角の方向のひずみも同時に測定して, ポアソン比を求めた。なお後述のレーザーホログラフィカメラによってもポアソン比を求めた。

引張強度 (σ_r) の測定は破断時の最大荷重から求めた。

$$\sigma_r = \frac{P}{A} \dots\dots\dots (1)$$

P は破断時の荷重, A は試験片の断面積

4.2 曲げ試験法

曲げ試験法には3点曲げ法と4点曲げ法の2とおりあり, ここでは両方とも行い比較した。弾性率の測定には4点曲げ法を採用した。

4.2.1 曲げ弾性率測定法

曲げ弾性率の測定はわれわれの開発試作した簡便型のDead Weight法 (航技研法ともいう) により測定した。その装置を写真1に示す。

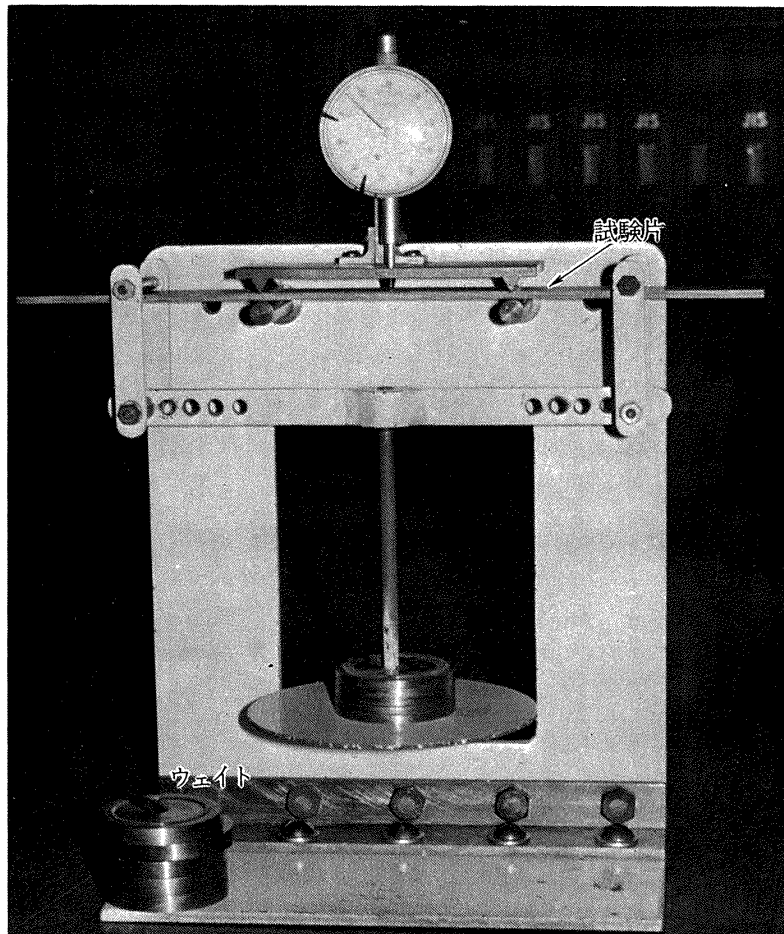


写真1. Dead Weight法

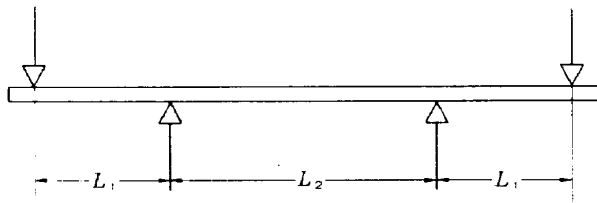
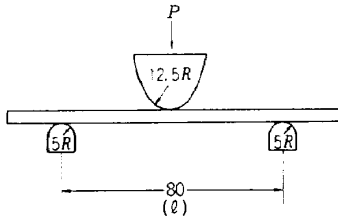
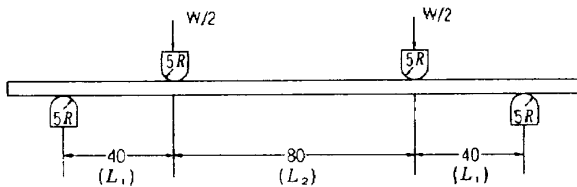


図 3. 4 点曲げ



a) 3点曲げ試験



b) 4点曲げ試験

図 4. 曲げ試験法

図 3で、 $L_1 = 50\text{mm}$ 、 $L_2 = 100\text{mm}$ と設定してある。この場合の曲げ弾性率 (E_b) は

$$E_b = \frac{WL_1L_2^2}{8I\delta} = \frac{3}{2} \frac{WL_1L_2^2}{bh^3\delta} \dots\dots\dots (2)$$

$$I = \frac{1}{12} bh^3$$

ここで W は荷重、 δ は中央部の変位 (ダイヤルゲージで測定)、 b 、 h はそれぞれ試験片の幅と厚さである。(2) 式より W と δ を測定すれば弾性率は求まる。

4.2.2 曲げ強度試験法

(i) 3点曲げ試験法

図 4の(a)に示す試験法で行った。曲げ強度 (σ_b) はつぎの通り求まる。

$$\sigma_b = \frac{M}{Z} = \frac{Pl}{4} \frac{6}{bh^2} \dots\dots\dots (3)$$

ただし $Z = \frac{bh^2}{6}$

中央支点部の曲率半径は $12.5\text{mmR}(\frac{1}{2}''\text{R})$ とした。

(ii) 4点曲げ試験法

図 4の(b)に示す試験法で行った。4点曲げの強度 (σ_b) はつぎのとおりである。

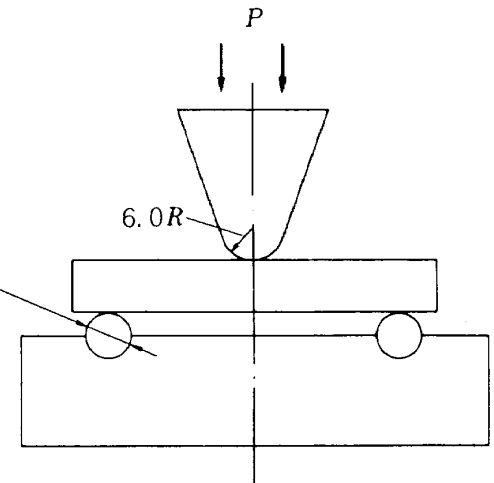


図 5. ショートビーム法

σ_b) はつぎのとおりである。

$$\sigma_b = \frac{M}{Z} = \frac{WL_1}{2} \frac{6}{bh^2} = \frac{3WL_1}{bh^2} \dots\dots\dots (4)$$

4.3 層間せん断試験法

層間せん断試験はショートビーム法を用いた。¹⁾ その原理図を図 5 に示す。せん断強度 τ は

$$\tau = \frac{3}{4} \frac{P}{bh} = \frac{3}{4} \frac{P}{A} \dots\dots\dots (5)$$

ここで A は試験片の断面積である。

4.4 繊維含有率 (V_f) の測定法

GFRP、CFRP の V_f の測定は普通燃焼法が用いられたが、¹⁾ KEVLAR は有機合成繊維であるから、燃焼法を用いることはできない。また CFRP に用いた硫酸煮沸法も KEVLAR 繊維がとけてしまうので、図 6 に示す硝酸煮沸法を用いた。

Hybrid 材では樹脂を溶解後、各繊維は混合されてしまい分離は不可能となったので測定はできなかった。

5. 静的強度試験結果

複合材の強度、弾性率の解析には簡便な複合則が¹⁾ 使用されている。そこで一例として KEVLAR-49 一方向強化材についてその検討を行って見た。

強度 (σ_L) と弾性率 (E_L) の複合則はつぎのとおりである。

$$\sigma_L = \sigma_f V_f + \sigma_m V_m = \sigma_f V_f + \sigma_m (1 - V_f) \dots\dots (5)$$

$$E_L = E_f V_f + E_m V_m = E_f V_f + E_m (1 - V_f) \dots\dots (6)$$

ここで KEVLAR-49 繊維の強度 $\sigma_f = 280\text{kg/mm}^2$ 、弾性率 $E_f = 14,000\text{kg/mm}^2$ 、使用したエポキシ樹脂の強度 σ_m

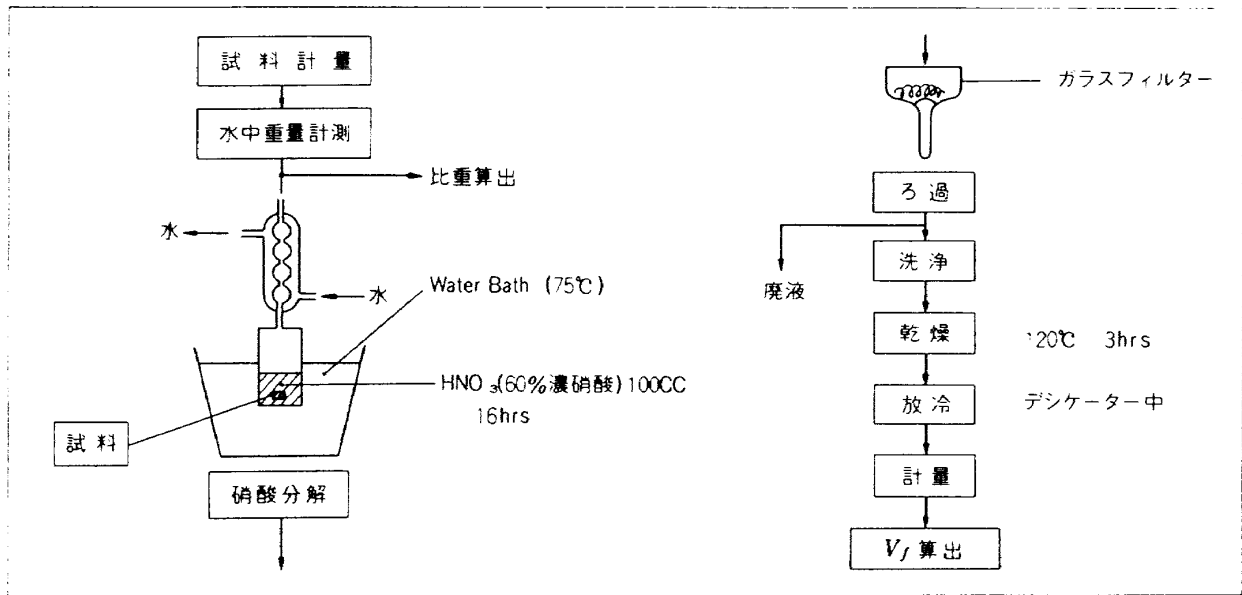


図 6. KEVLAR 複合材の V_f の測定法

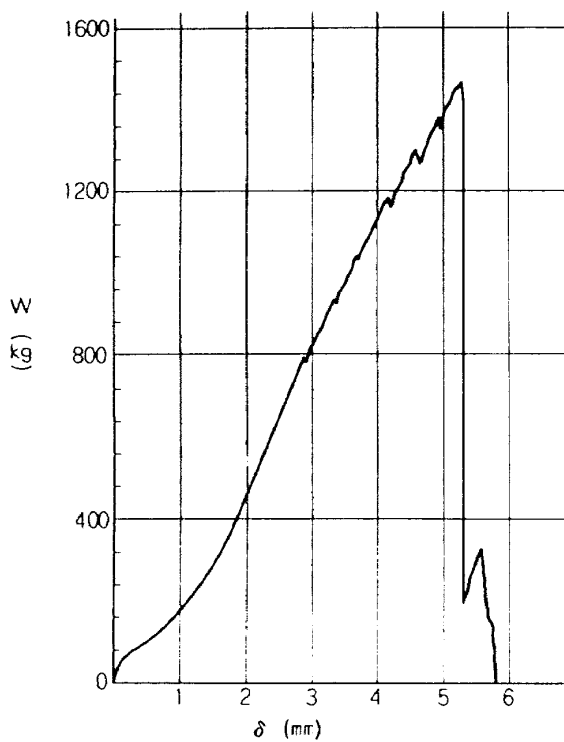


図 7. KEVLAR-49, 引張荷重と変位線図

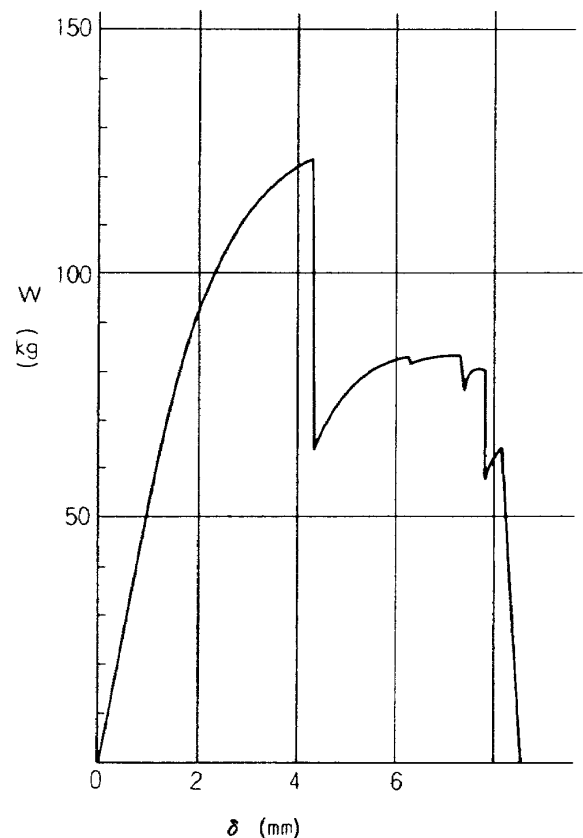


図 8. KEVLAR-49, 3点曲げ荷重と変位線図

= 4.5 kg/mm², 弾性率 $E_m = 350 \text{ kg/mm}^2$ で, V_f は 50% であるから,

(5) 式の理論値は $\sigma_t = 142 \text{ kg/mm}^2$ となり, 実験値は $\sigma_t = 135 \text{ kg/mm}^2$ となった。

(6) 式の理論値は $E_t = 7175 \text{ kg/mm}^2$ で, 実験値は 7613 kg/mm^2 となり, それぞれ大体近い値となった。

KEVLAR-49 一方向強化材の荷重-変位線図を図 7~図 10 に示し, KEVLAR-49 クロス材の場合を図 11~図 13 に示し, KEVLAR/Carbon の Hybrid 材を図 14~図 17 に, GFRP (ガラス複合材) の一方向強化材を図 18~図 20 に示す。

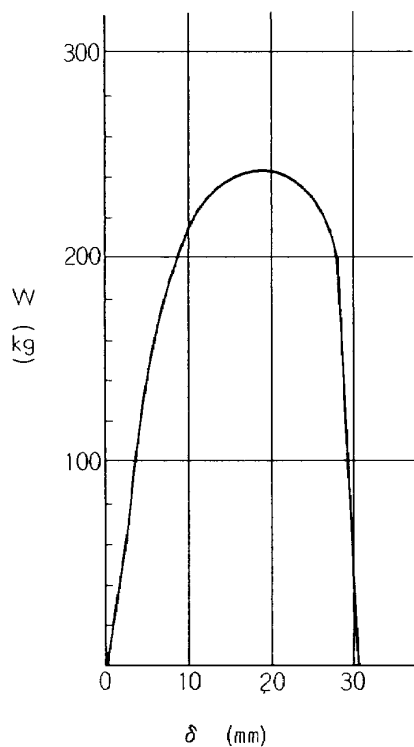


図 9. KEVLAR-49, 4点曲げ荷重と変位線図

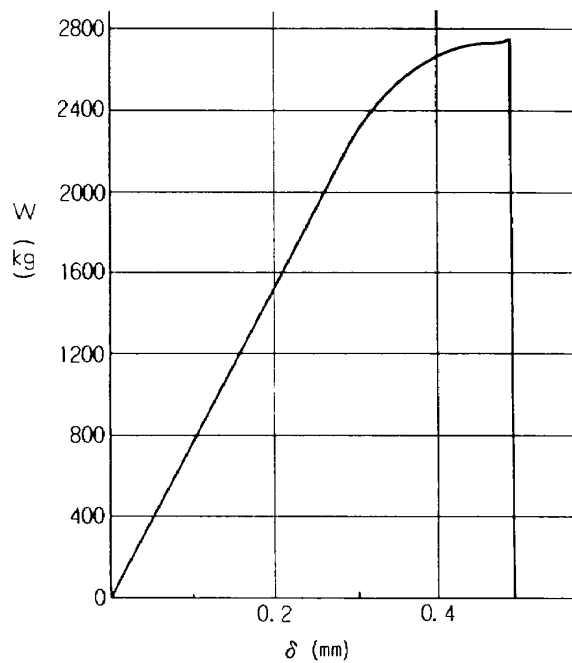


図 11. KEVLAR Cloth 引張荷重と変位線図

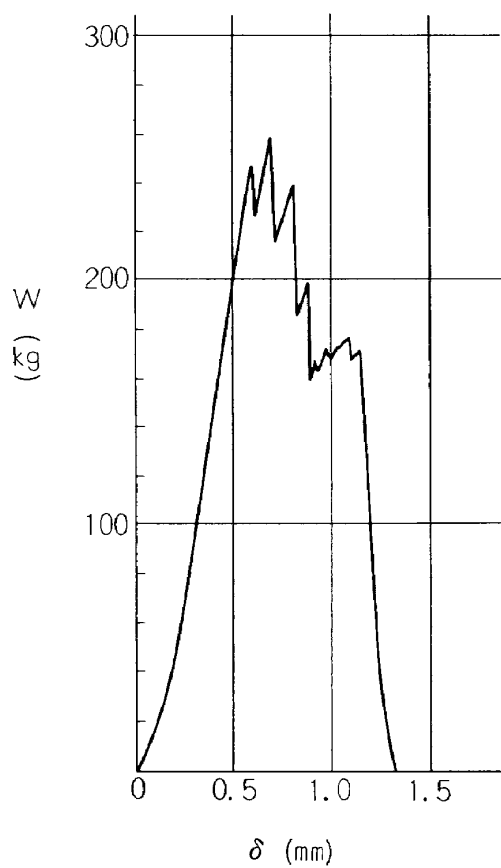


図 10. KEVLAR-49, せん断荷重と変位線図

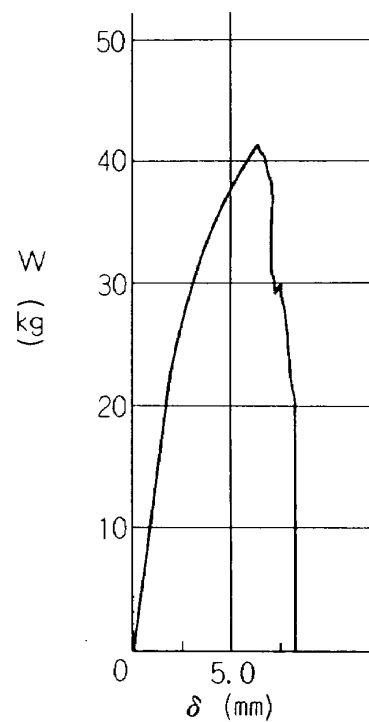


図 12. KEVLAR Cloth 3点曲げ荷重と変位線図

GFRPやCFRPでは同じような荷重-変位線図を示し、破断は急激に起るのに対し、KEVLAR-49 複合材の引張の場合は急激には破断せず、繊維が少しずつ引き抜けるように破断する。

曲げ試験では全く破断は示さず、曲げ変形量が多くなるだけである。

これらの結果をまとめたのが表2で、参考のために以前行ったCFRPの特性も加えた。ここで比強度は強度を比重で割った値である。

これらの値をまとめて図示した。弾性率の比較が図21で、引張強度の比較が図22で、曲げ強度の比較が図23で層間せん断強度の比較が図24である。

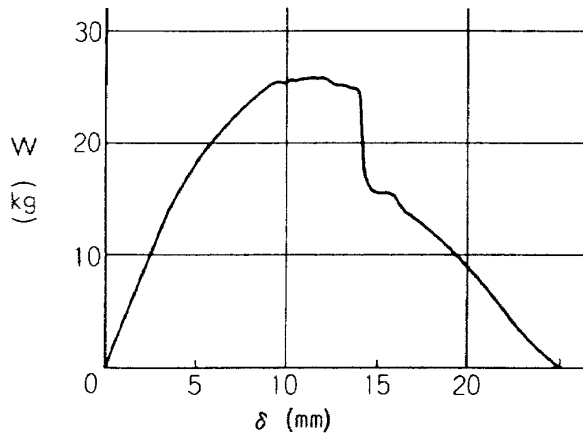


図 13. KEVLAR cloth 4点曲げ荷重と変位線図

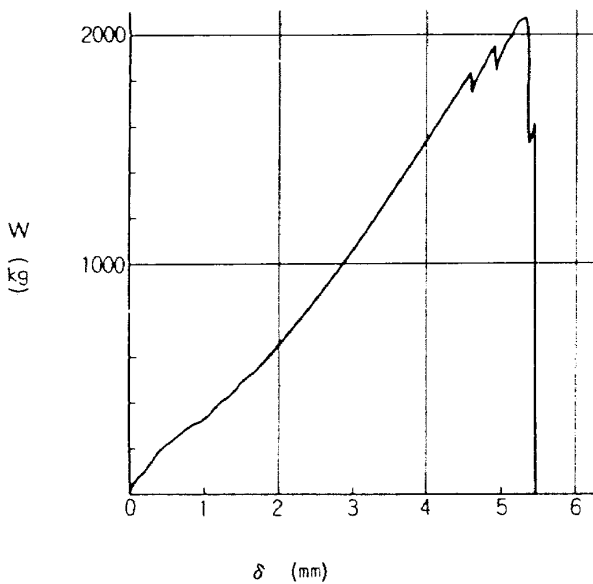


図 14. KEVLAR-49/Carbon Hybrid の引張荷重と変位線図

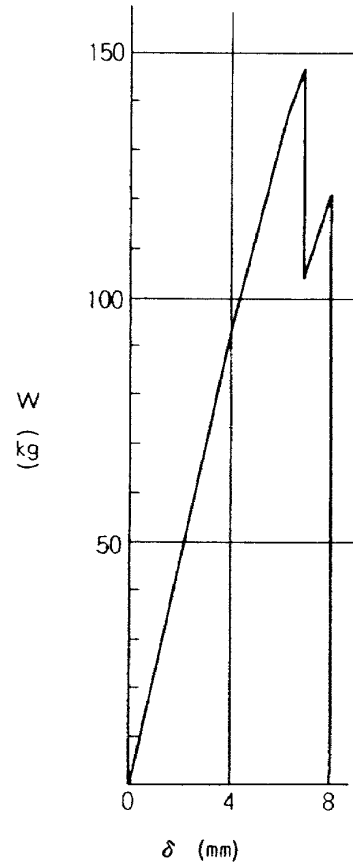


図 15. KEVLAR-49/Carbon Hybrid の3点曲げ荷重と変位線図

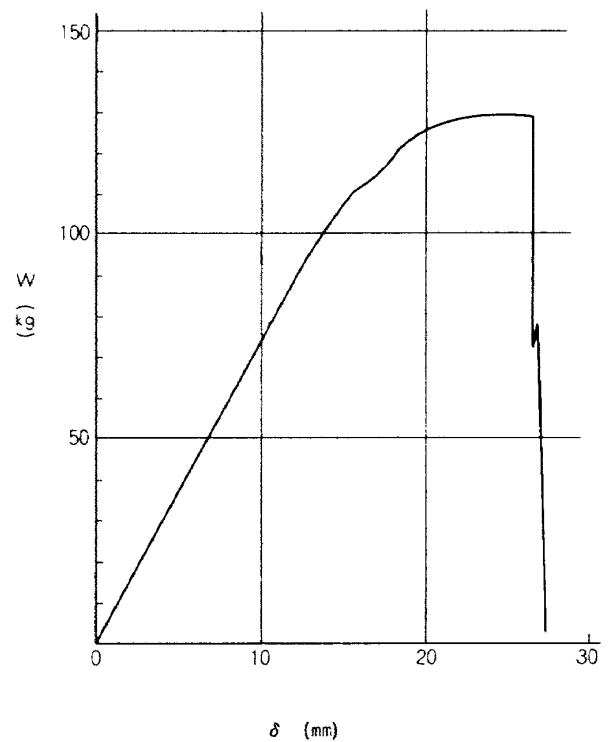


図 16. KEVLAR-49/Carbon Hybrid の4点曲げ荷重と変位線図

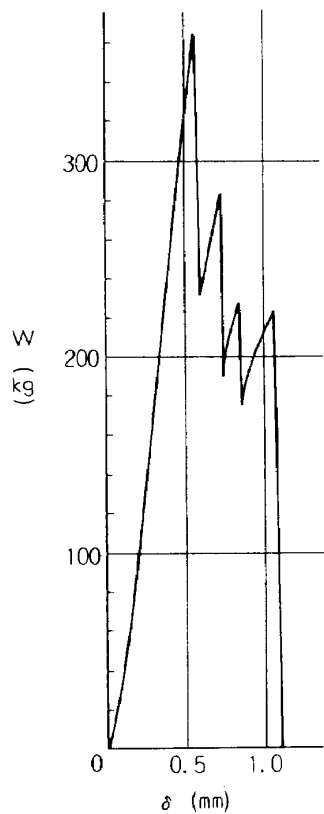


図 17. KEVLAR-49/Carbon Hybrid のせん断荷重と変位線図

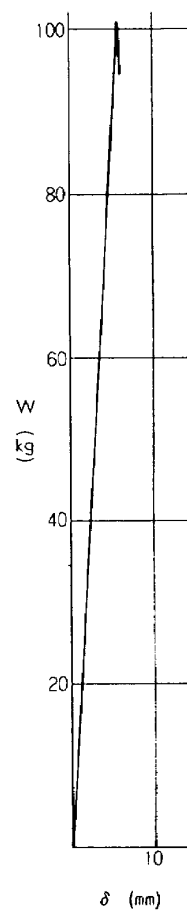


図 19. GFRP 3点曲げ荷重と変位線図

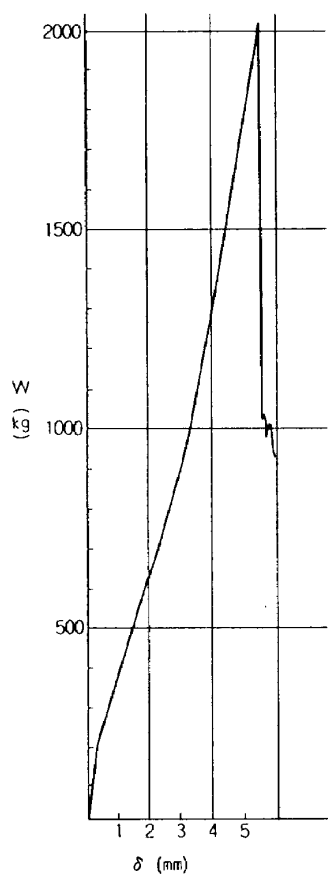


図 18. GFRP引張荷重と変位線図

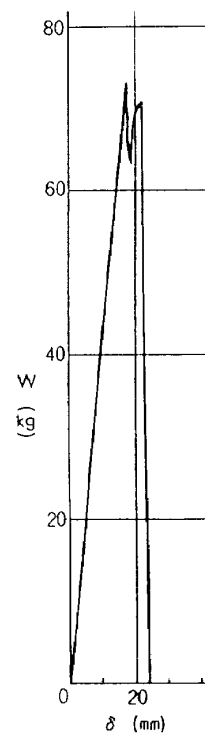


図 20. GFRP 4点曲げ荷重と変位線図

表2 各種複合材の強度比較

試験片	織, 維 含有率 (%)	比 重	引張 強度 (kg/mm ²)	同 左 比強度 (kg/mm ²)	曲 げ 弾性率 (kg/mm ²)	3点曲 げ強度 (kg/mm ²)	同 左 比強度 (kg/mm ²)	4点曲 げ強度 (kg/mm ²)	同 左 比強度 (kg/mm ²)	層間せん 断強度 (kg/mm ²)	ポアソン 比
KEVLAR-49 (UD: 5mm)	50.0	1.37	135	99	7610	64	47	65	47	3.2~6.2	0.34 (S) 0.34 (H)
KEVLAR-49 (cloth: 5mm)	55.2	1.29	46	36	3430	40	31	26	20	3.0	0.14 (S) 0.17 (S)
K-49/Carbon Hybrid (UD: 3mm)		1.43	108	75	8930	153	107	122	85	7.4	
Carbon/Glass Hybrid (cloth: 2.7mm)			106		5800					6.1	
GFRP (UD: 5mm)	56.7	1.98	82	41	4140	114	58	100	48	8.3	
TORAYCA	73.7	1.62	156	96	17200	171	105	168	104	9.0	
CARBOLON	60	1.51	155	102	11200	134	89	138	92	7.0	

註 UD: 一方向強化材, H: ホログラフィ法, S: ストレンゲージ法

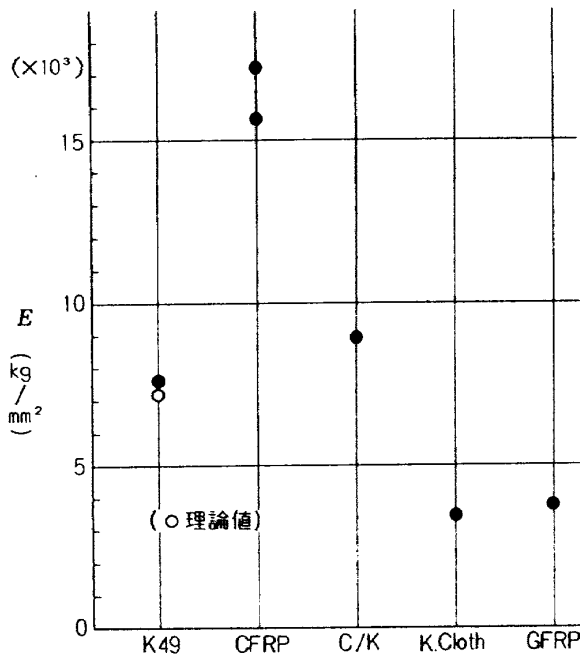


図21. 弾性率の比較

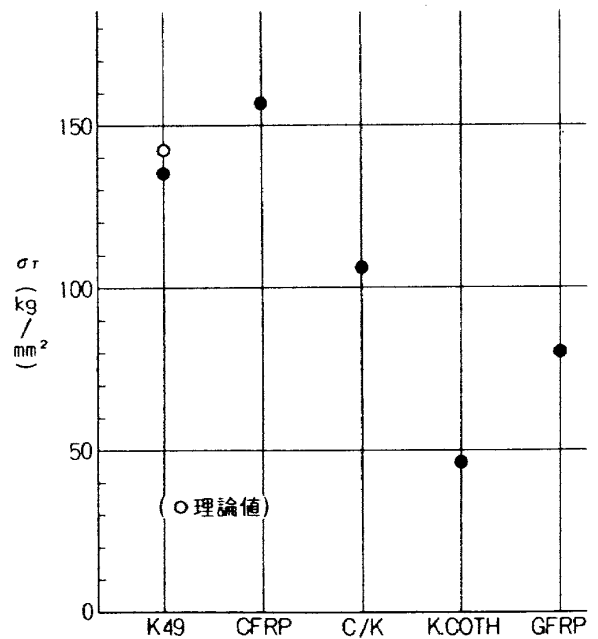


図22. 引張強度の比較

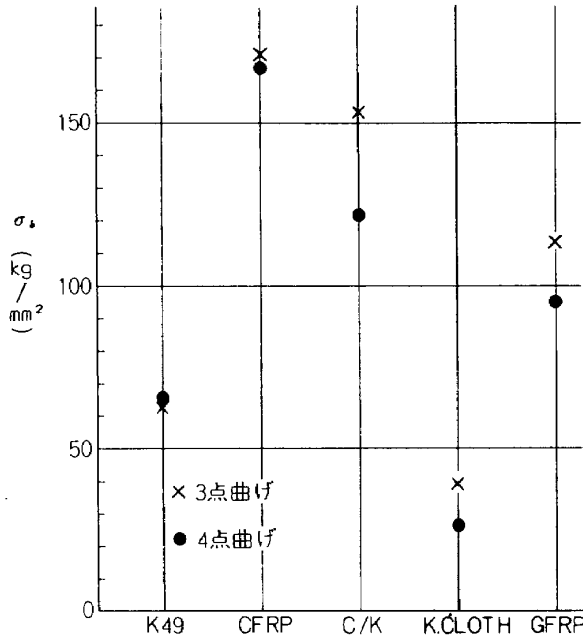


図 23. 曲げ強度の比較

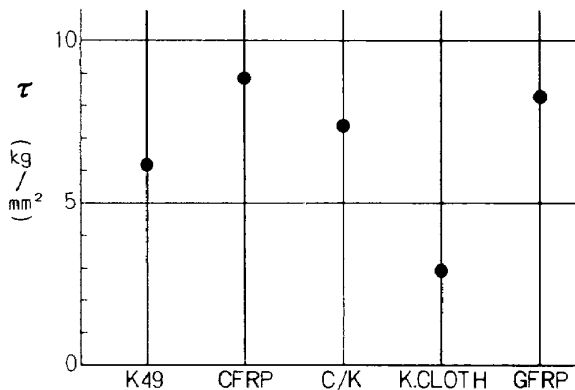


図 24. 層間せん断強度の比較

ここでK 49はKEVLAR-49一方向強化材を, CERPはトレカT 300 A一方向強化材を, K/CはKEVLAR-49/CarbonのHybrid材を, K·ClothはKEVLAR-49クロス材を示す。

以上の試験の結果, KEVLAR-49一方向強化材の特長と欠点はつぎのとおりである。

- (1) 引張強度は強く, 従って比強度はCFRPより強い。
- (2) 弾性率はCFRPの約1/2である。
- (3) 曲げ強度はCFRPの約1/3である。
- (4) 層間せん断強度もCFRPの約2/3である。

一方KEVLARクロス複合材の強度と弾性率についてのすべての実験値はCFRPより低く, GFRPよりも低い値

である。

以上の欠点を補うために, KEVLAR-49/CarbonのHybrid複合材の試験も行ったが, その特徴はつぎのとおりである。

- (1) 弾性率はKEVLAR-49一方向強化材よりやや向上する。
- (2) 引張強度はかえって低下している。これは繊維の伸び率が異なる結果, 各繊維が別々に切断されるためと思われる。
- (3) 曲げ強度はかなり向上される。
- (4) 層間せん断強度もやや向上される。

6. レーザーホログラフィによるポアソン比の測定

われわれは複合材の非破壊検査, 構造物の振動解析その他の応力解析などの目的で昭和49年にレーザーホログラフィを購入した。ここではKEVLAR複合材のポアソン比の測定例について一部報告する。

従来の写真技術ではレンズを用いて撮影を行ってきたが, ここで述べるレーザーホログラフィはレンズを用いず, レーザー光の干渉によって3次元像を記録する全く新しい作像技術である。

ホログラフィとはコヒーレントな波(干渉しやすい波)の物体の振幅変調および位相変調の両者を感光材に記録し, (これをホログラムという), そのホログラムからもとの物体の光学像を再生する技術である。

わが国では工業計測用ホログラフィカメラ(FH-40型)が昭和49年に完成販売されたのでそれを購入し各種の実験を行っている。

6.1 原理と使用法

レーザーホログラフィの原理図を図25に示す。まずレーザービームをハーフミラーで物体光と参照光の二つに分け, おのおのを球面ミラーで発散し, 一方は物体に照

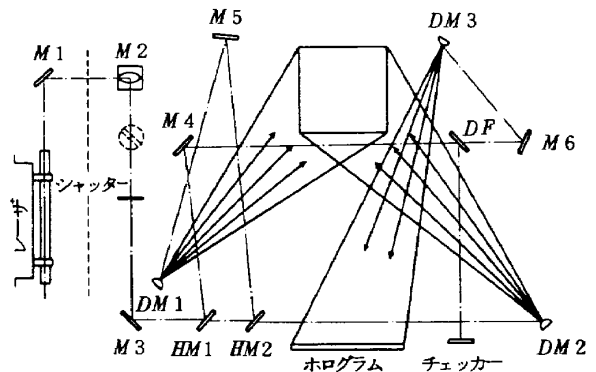


図 25. レーザー・ホログラフィの原理図

射し、物体から拡散反射した光を感光材料上で受光する。残りのもう一方の光は参照光として直接同じ感光材料上で受光し、物体光と参照光で干渉を起させ、感光材料上に干渉縞を形成させる。この間レンズなどを用いて平行光、集束、結像などは行わない。写真2にこの装置の全体図を示す。測定法としては二重露光法、実時間法、時間平均法、実時間時間平均法、ストロボ法などの計測法がある。

6.2 実験結果

写真3がKEVLAR一方向強化材のポアソン比の測定例である。矩形断面をもつはり板を4点支持によって単純曲げを行くと、曲げによって表面が変形し、その等高線

は双曲線群となり、その漸近線間の角度 2α を測定すれば、板のポアソン比 ν が

$$\nu = \tan^2\alpha \dots\dots\dots (7)$$

から求められることが弾性理論により知られている。ここでは実時間法を用いた。すなわち4点曲げ法で複合材の面に直角にレーザー光を照射し、まず変形前の状態を撮影し、その場で現像処理する。この場合に乾板を全く動かさず、自動現像装置(リキッドゲート)を使用する。つぎにレーザー光をあてると像が再生される。このとき再生像と、もとの物体は全く重なる。つぎに物体に変形を与え、ホログラムを通して物体を観測すると、変形量

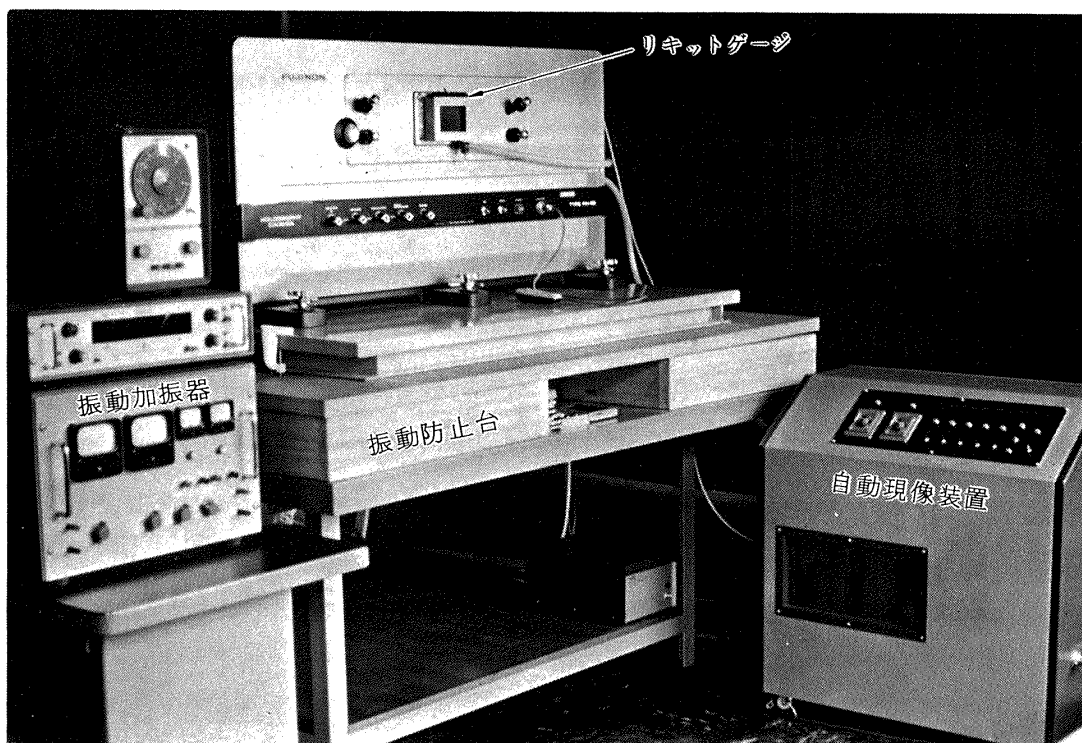


写真2. レーザー・ホログラフィ装置 (FH-40)

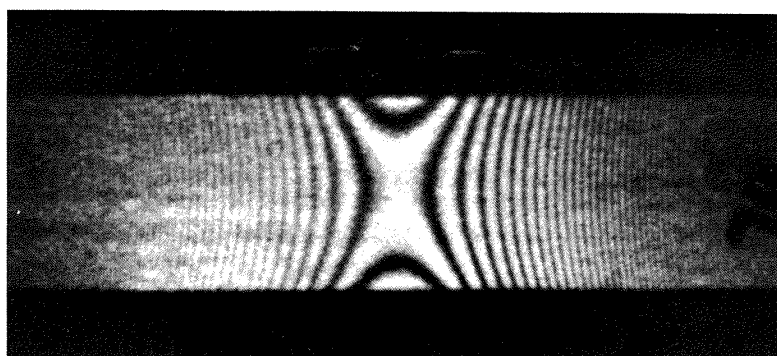


写真3. KEVLAR一方向強化複合材のポアソン比測定例
 $2\alpha = 60^\circ 30''$ $\nu = \tan^2\alpha = 0.34$

に応じた干渉縞を物体上に、時々刻々実時間で観察することができる。これを35mmカメラで撮影したのが写真3である。その漸近線の角度 2α を測定すれば、 $2\alpha = 60^{\circ}30''$ と求まり、(6)式からポアソン比 $\nu = 0.34$ と求まる。

この材料の表面は粗面でよく、研磨できない材料、たとえばロケット固体推進薬でも正しくポアソン比を求めることができる。ただ表面の反射率をよくするために白色塗料を吹きつけるだけでよい。この測定に使用した4点曲げ装置を写真4に示す。これはストレングージ検定装置を流用したものである。

つぎに同じ方法によりKEVLARクロス複合材の例が写真5で、この場合には漸近線は求められず、ポアソン比は求められなかった。抵抗線ひずみゲージを使用した場

合は一方強化材はよい一致をみたが、クロス材はバラツキが多かった。曲げ装置を改良後実験をする予定にしている。この方法の特長は使用法が簡便で、精度もよく、ひずみゲージの接着できない粗面材料にも適用できることである。

7. 曲げ疲労試験

前の報告書で²⁾指摘したように、荷重一定型疲労試験機を複合材に使用する場合には、初期ひずみを取除くように改造する必要がある。ここでは改造したB-70型疲労試験機(東洋精機製最大荷重70kg)を使用した。

7.1 試験片

KEVLARのような新しい複合材の場合には、まず弾性率(E)と曲げ強度(σ)を求め、つぎの式から計算によ

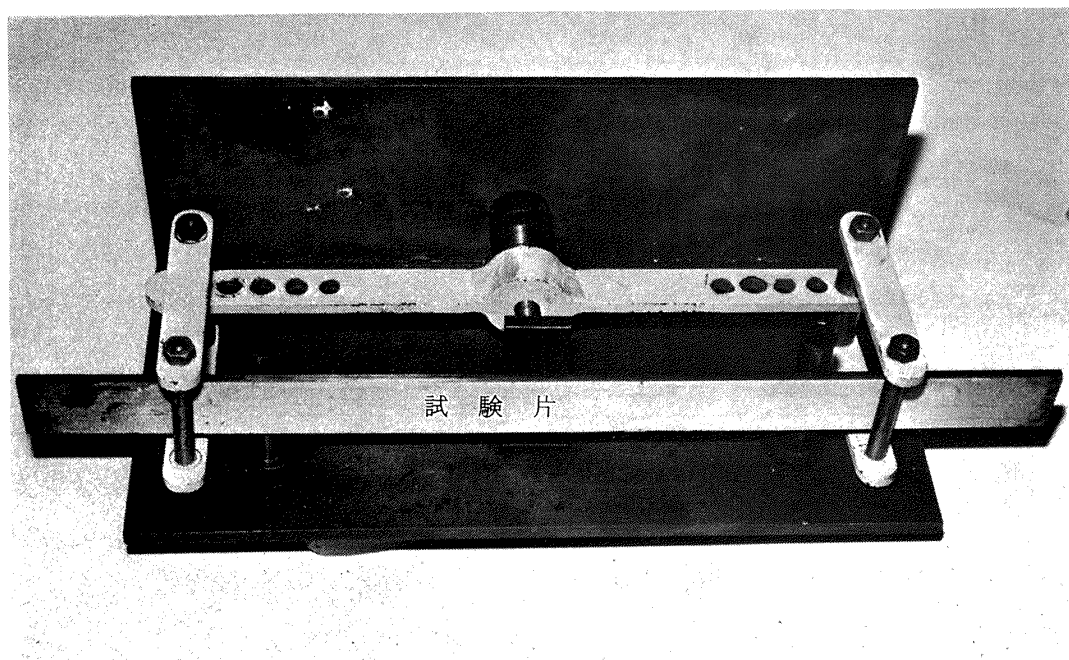


写真4. 4点曲げ装置

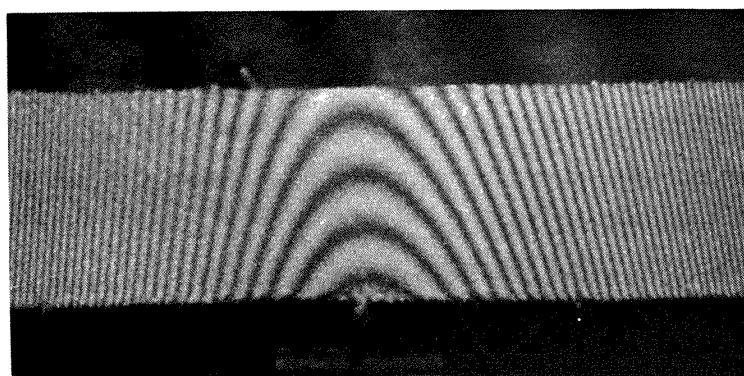


写真5. KEVLARクロス複合材の例

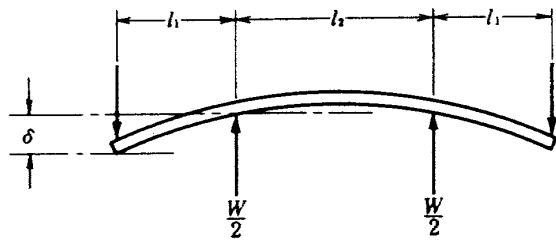


図 26. 4 点曲げ線図

りチャートをつくり、板厚 h を決定した。

4 点曲げの応力 (σ) の式は図 26 を参照して

$$\delta = \frac{W l_1^3}{12 E I} \left(\frac{3 l_2}{l_1} + 2 \right) = \frac{W l_1^3}{E b h^3} \left(\frac{3 l_2}{l_1} + 2 \right) \dots\dots (8)$$

$$\sigma = \frac{M}{Z} = \frac{W l_1}{2} \frac{6}{b h^2} = \frac{3 W l_1}{b h^2} \dots\dots\dots (9)$$

(9) 式を (8) 式に入れ整理すると

$$\delta = \frac{\sigma l_1 l_2}{E h} + \frac{2}{3} \frac{\sigma l_1^2}{E h} = \frac{\sigma l_1 l_2}{E h} \left(1 + \frac{2}{3} \frac{l_1}{l_2} \right) \dots\dots (10)$$

上式を σ について整理すると

$$\sigma = \frac{\delta E h}{l_1 l_2 \left(1 + \frac{2}{3} \frac{l_1}{l_2} \right)} = \frac{3 \delta E h}{l_1 (2 l_1 + 3 l_2)} \dots\dots (11)$$

ここで W は荷重、 E は弾性率、 b, h は試験片の幅と厚さ、 δ は試験機の最大振幅

(9), (11) 式から求めたチャートは図 27 のようになる。KEVLAR クロス材の弾性率 $E = 3000 \text{ kg/mm}^2$ と求まり、 $b = 15 \text{ mm}$ としたとき板厚は直線の交点から 3.4 mm と求ま

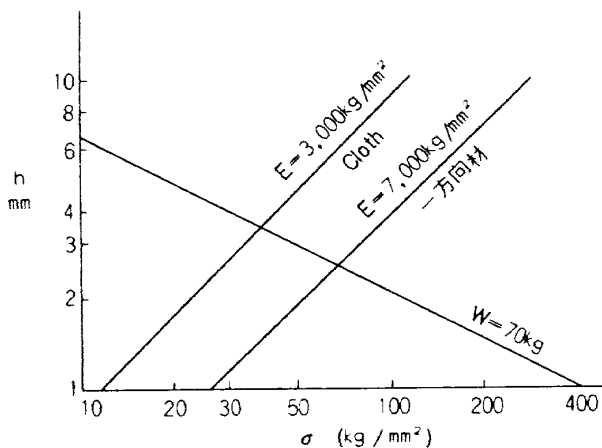


図 27. KEVLAR-49 Cloth, 一方向材, 板厚と応力の関係

り, KEVLAR-49 一方向強化材の $E = 7000 \text{ kg/mm}^2$ と求まり、 $b = 10 \text{ mm}$ としたとき、板厚は直線の交点から 2.5 mm と求まる。

使用した試験片は図 28 に示す通りで、一方向強化材は (a) 型を、クロス材は (b) 型を、Hybrid 材は図 29 に示す形状とした。前報にも示したように CFRP はたて割れを生じやすいので、Hybrid 材でも中央部で破断させるために、中央部を 2.7 mm の厚さにし、 300 mm R の曲率をつけた。しかし Hybrid 材は KEVLAR 7 層とカーボン 6 層としたので、各試験片の積層数を同一条件とするために、試験

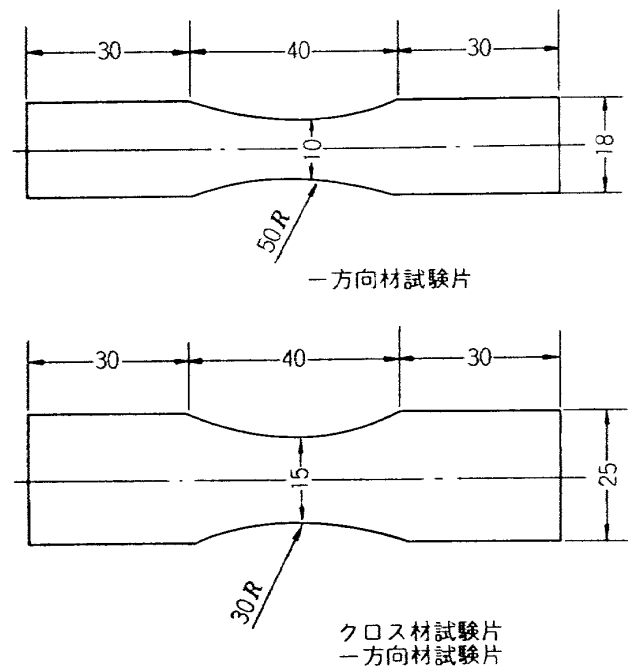


図 28. 疲労試験片

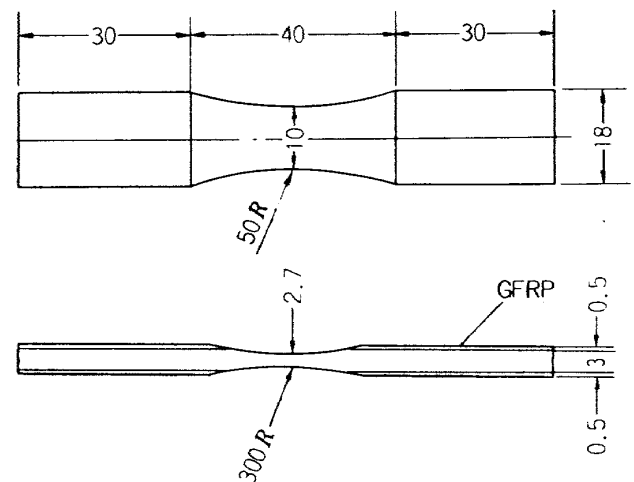


図 29. Hybrid 複合材の疲労試験片

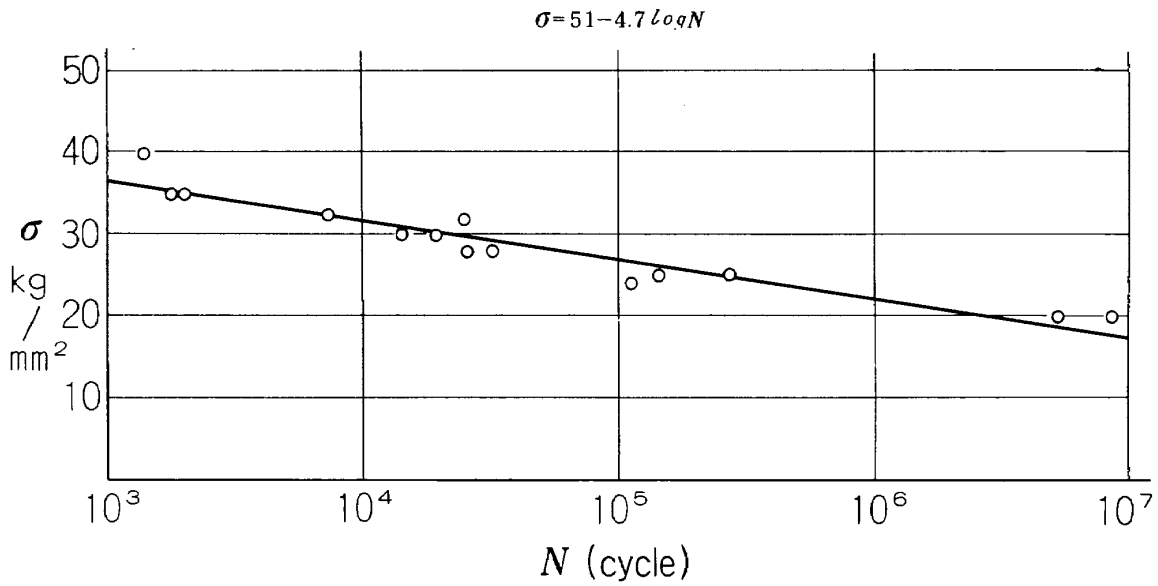


図 30. KEVLAR-49 一方向強化材の疲労曲線
(曲率: 300mmR付)

片の両面に 0.5 mm のガラスクロス層を設け、ガラス層のみを削って曲率をつけて、中央部の積層構成は全部同じとした。

7.2 疲労試験結果

7.2.1 KEVLAR-49 一方向強化複合材

この場合は CFRP の試験法を参考に²⁾して板厚方向にも 300mm の曲率をつけた。疲労試験結果を図 30 に示す。ここで σ は応力振幅、 N は繰返し数である。直線はすべて最小二乗法を用いて整理した。KEVLAR クロス材に比べて高い値を示しているが、CFRP に比較するとかなり低い値といえる。破断の様態を図 31 に示す。やはり中央部で破断している。

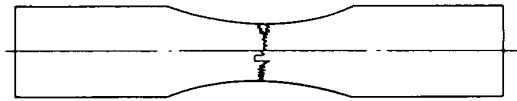


図 31. KEVLAR-49 一方向強化材の破壊

7.2.2 KEVLAR-49 クロス複合材

試験は曲率をつけない平板のまま、中央部に曲率をつけた場合の 2 種類の実験を行ったが、その差はほとんど認められなかった。平板のものを図 32 に示す。

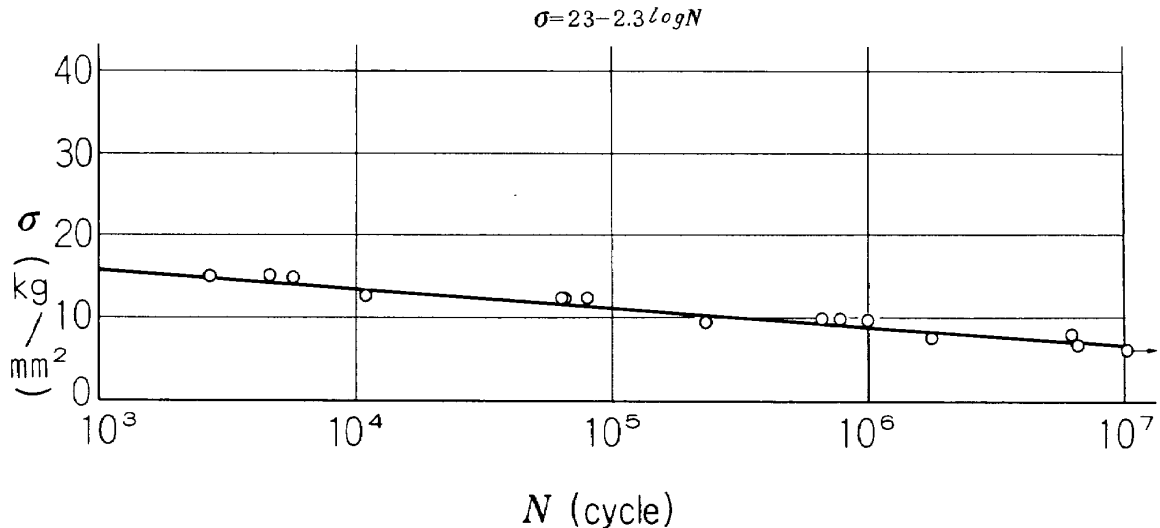


図 32. KEVLAR Cloth 材の疲労曲線 (平板)

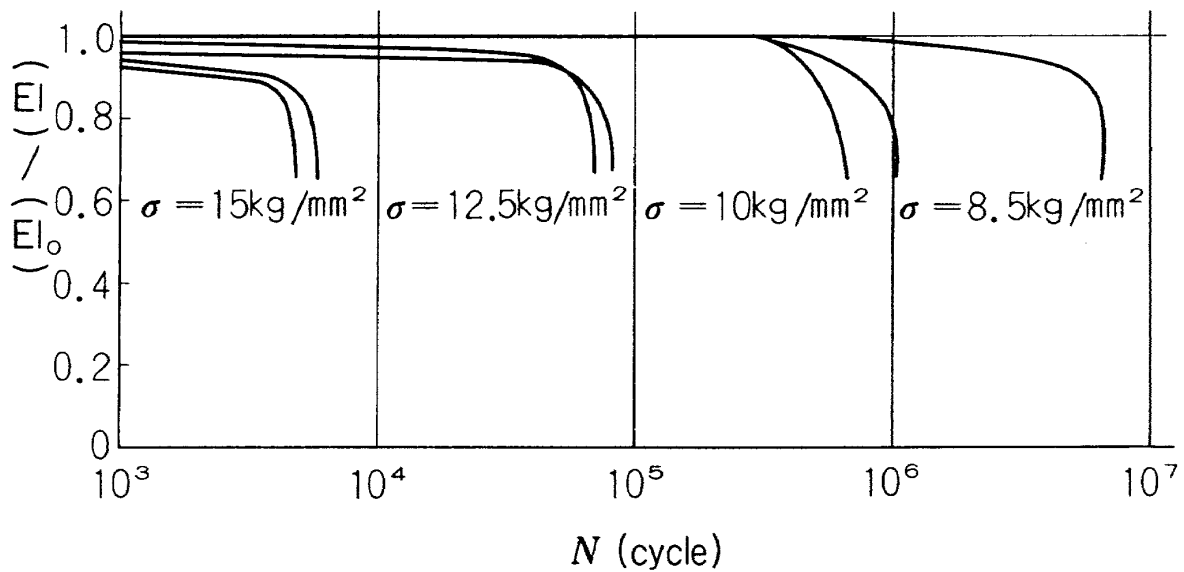


図 33. KEVLAR Cloth 材の剛性低下率

クロス材の場合には疲労試験機に変位計をとりつけ、破断までの剛性の低下率も測定した。これを図 33 に示す。剛性が低下し始めると、すぐに破断することがわかる。疲労強度は他の複合材に比較して非常に低いことがわかった。

破断の様態を図示したのが図 34 で、中央部で二つに破断し、ガラスクロス材のようなはく離による白化現象は認められなかった。

つぎに KEVLAR クロス材の中央に曲率をつけた場合の疲労試験結果を図 35 に示す。平板のままの疲労試験結果とほとんど一致した。しかしデータのばらつきは少なかった。したがって CFRP と同様に板厚方向にも曲率を

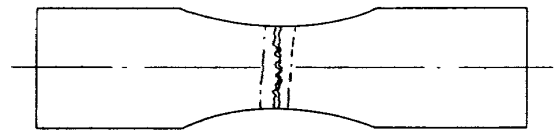


図 34. KEVLAR Cloth 平板の破断

つけることにより実験精度は向上するものと思われる。図 36 が破断の様態で、やはり中央部で破断した。

7.2.3 KEVLAR-49/Carbon Hybrid 複合材
いままでの静強度試験ならびに曲げ疲労試験結果より、KEVLAR-49 一方向強化材は引張強度は強いが、曲げ強

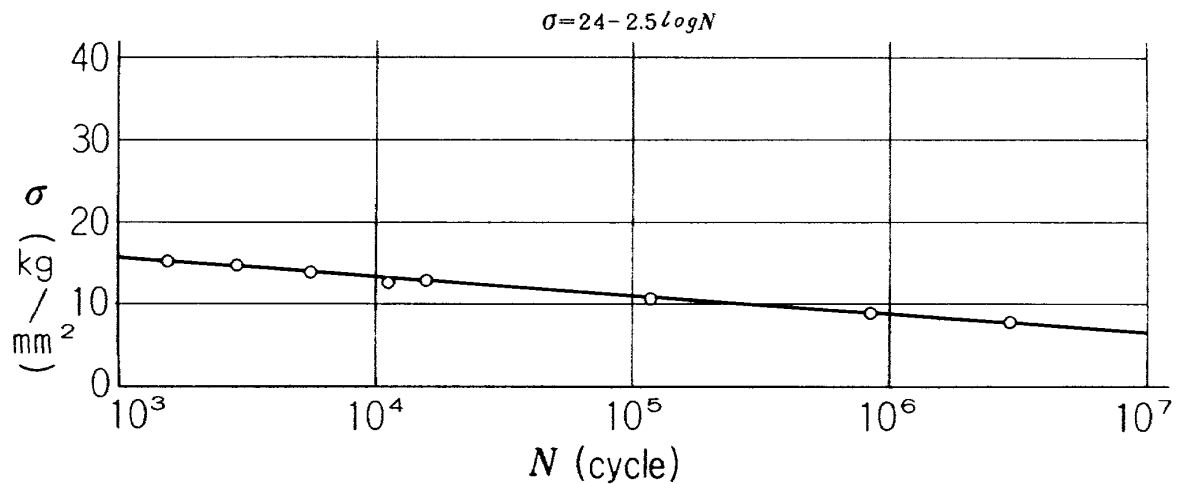


図 35. KEVLAR Cloth の疲労曲線
(曲率: 300mm R 付)

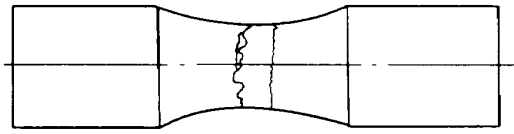


図 36. KEVLAR Cloth (300mmR付) の破壊

度ならびに曲げ疲労強度は非常に低いことが確認された。そこで曲げ強度、疲労強度を向上させる目的で、カーボン(トレカT300A)とのHybrid複合材を考え、疲労試験を行った。

KEVLAR-49/Carbon Hybrid複合材の試験片形状は図29に示すとおりで、両面に0.5mmのガラスクロス層を設け、板厚方向にも300mmRの曲率をつけ、ガラス層のみを削り、中央部の厚さを2.7mmとした。疲労試験結果を図37に示す。

KEVLAR-49一方向強化材に比較して疲労強度はかなり向上している。破断の様態を図38に示す。CFRPと同じように中央部はささくれ、各繊維はばらばらになり側面部はくさび状にクラックが進行している。

7.2.4 Carbon/Glass Cloth Hybrid 材

KEVLAR/Carbon Hybrid材と比較のためにカーボン(カーボンZ-2-1)と薄手のガラスクロス(厚さは0.03mm)とのHybrid材についても実験を行った。これはカーボン繊維は一方向強化とし、横方向の強度は薄手のクロスでもたせ、しかもカーボンの含有率を多くするために薄手のクロスを使用した。厚いガラスクロスまたはロービングガラス繊維を入れたカーボンHybrid材は予備実験で疲労強度は余り向上しないことが確認されている。

Carbon/Glass Cloth Hybrid材の疲労試験結果を図39に示す。

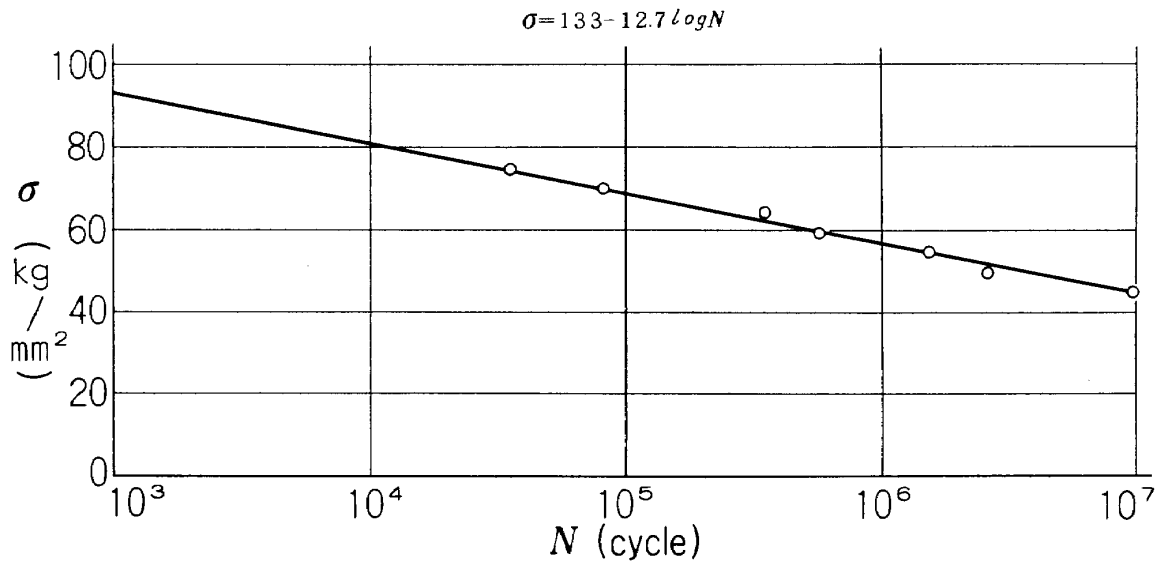


図 37. KEVLAR/Carbon Hybrid材の疲労曲線 (曲率: 300mmR付)

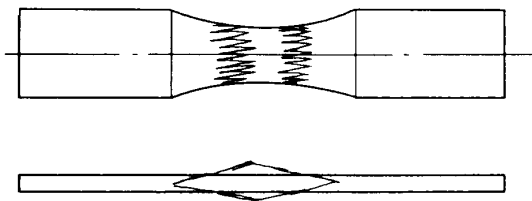


図 38. KEVLAR/Carbon Hybrid の破壊

7.2.5 ガラス一方向強化複合材

ガラス繊維はロービングを使用した。GFRPは従来の複合材の代表的なもので、航空機その他の構造材に多数用いられている。ここではKEVLAR-49複合材との比較のために行った。疲労試験片は図28の(a)型を用い、板厚方向にも300mmRの曲率をつけた。疲労試験結果を図40に示す。疲労強度は比較的強いが、10⁷時間強度はいままでの複合材に比較して低い、破断の様態を図41に示す。破断の様態はHybrid複合材と全く同じ破断を示した。

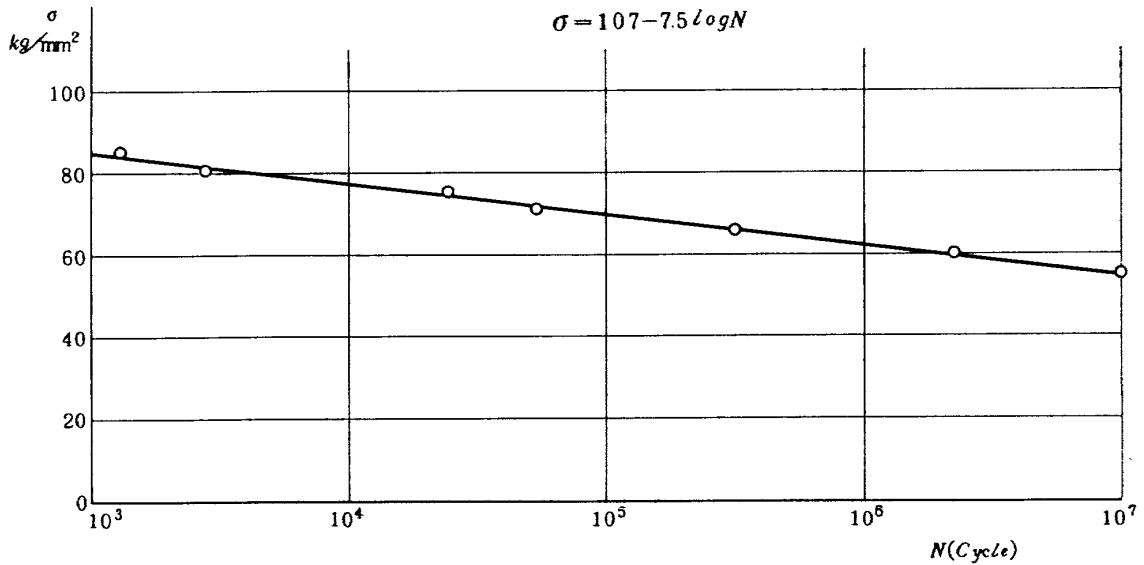


図 39. Carbon/Glass Cloth Hybrid 材の疲労曲線

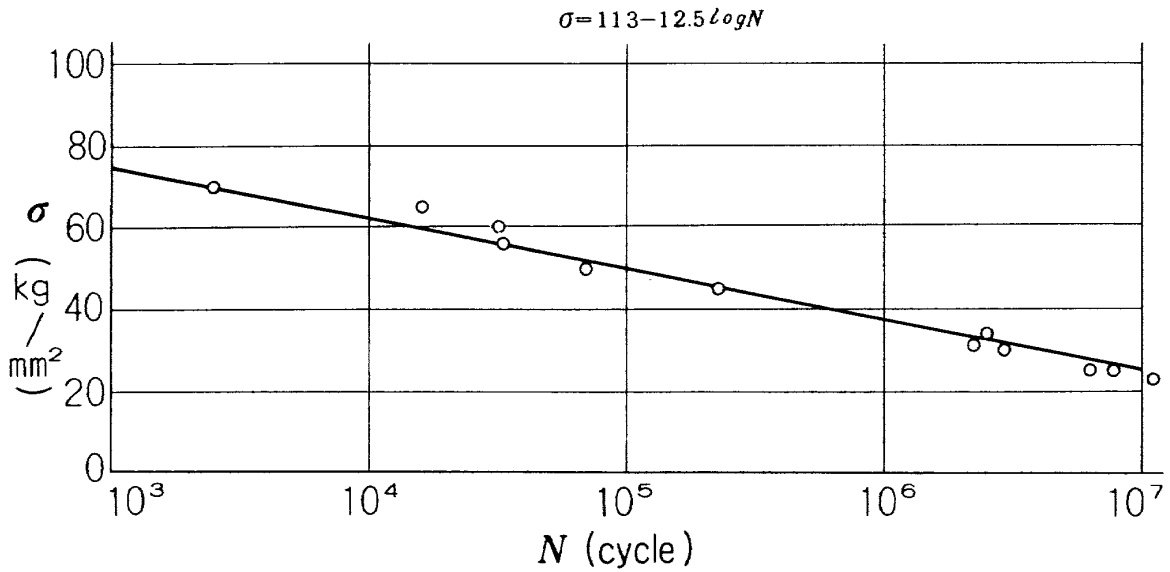


図 40. GFRP 一方向強化材の疲労曲線
(曲率: 300mmR 付)



図 41. GFRP 一方向強化材の破壊

$$\sigma = A - B \log N \quad \dots\dots\dots (12)$$

ここで A, B は定数で、 A は $N = 1$ のときの時間強度、 B は直線の傾きを表わす。 σ は応力振幅、 σ_b は静的曲げ強度、 σ_f は 10^7 回の時間強度である。

σ_f / σ_b の値の比較したのが図 42 で、ここで CFRP はトレカ T300A の値で前の報告書から引用した。K-49/C は KEVLAR-49/Carbon (トレカ T300A) を示し、C/G は Carbon/Glass Cloth を示し、このときのカーボンはカーボン Z-2-1 を使用し、クロスは薄手のものを使用した。

7.2.6 各種複合材の疲労特性
いままでの実験結果を実験式で整理すると、表 3 のようになる。実験式はつぎのとおりである。

表 3 各種複合材の疲労特性

試験片種類	A	B	σ_b	σ_f/σ_b
KEVLAR一方向材 R付	51	4.7	64	0.27
KEVLARクロス材 平板	23	2.3	26	0.27
KEVLARクロス材 R付	24	2.5	26	0.25
KEVLAR/Carbon ¹⁾ Hybrid材 R付	133	12.7	121	0.37
CFRP ¹⁾	175	14.8	141	0.59
GFRP	113	12.7	100	0.25
Carbon ²⁾ /Glass Cloth Hybrid材R付	107	7.5	106	0.51

1) TORAYCA T300 A

2) carbolon Z-2-1

$$\sigma = A - B \log N$$

A ; N = 1 の強度, B ; 傾斜, σ_f ; 10⁷ 回の時間強度, σ_b ; 静的強度

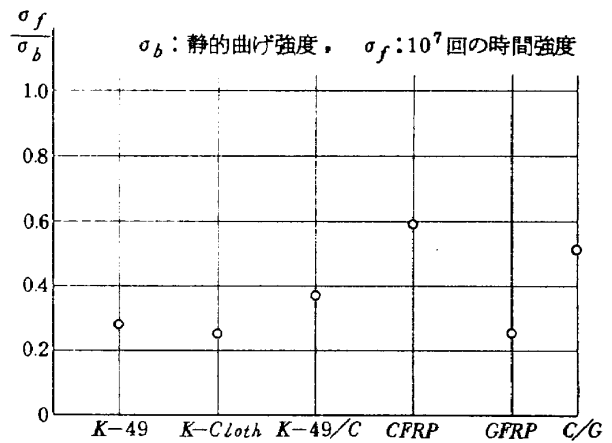


図 42. σ_f/σ_b の比較

つぎにいままでの曲げ疲労試験結果を全部まとめたのが図 43 で, CFRP が疲労強度が一番高く, KEVLAR 複合材はかなり低い, しかし KEVLAR-49/Carbon Hybrid 複合材は疲労特性はかなり向上し, GFRP よりも疲労強度は強い。

KEVLAR-49/Carbon, Carbon/Glass cloth の Hybrid 複合材の疲労特性は大体等しい値となった。しかし直線の傾きは大部異なる。これは使用したカーボン繊維の疲労特性が大部異なるためである。すなわち KEVLAR

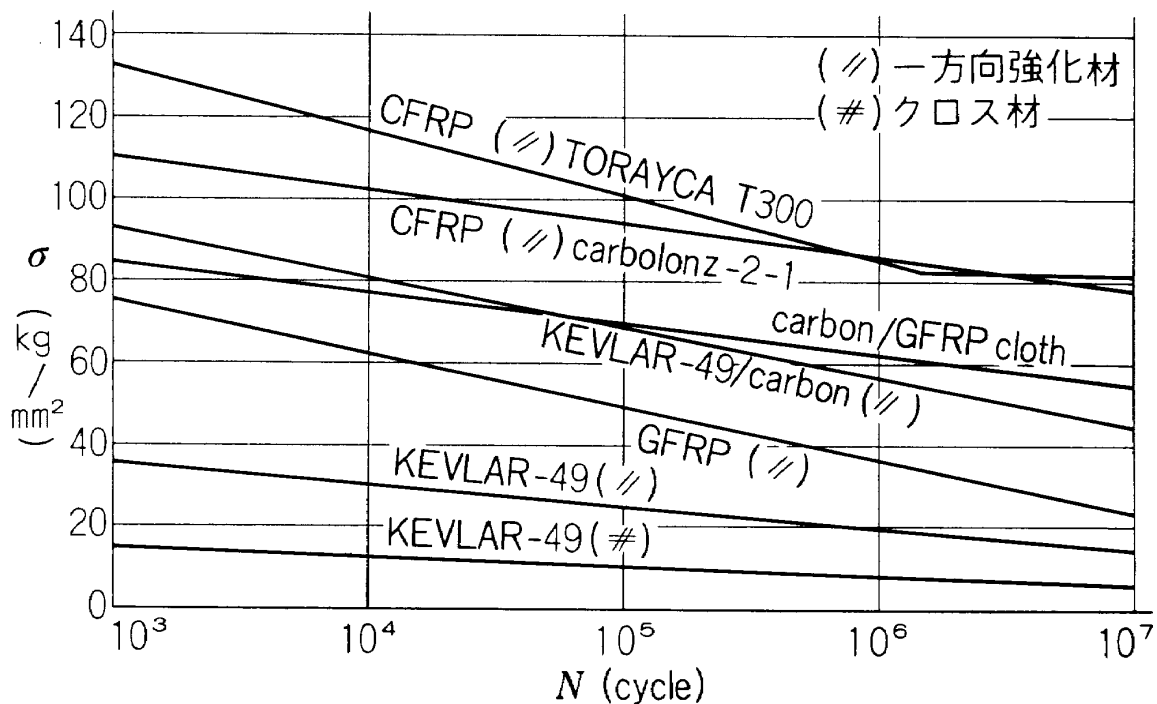


図 43. 各種複合材の疲労曲線

-49/Carbon Hybridの疲労曲線の傾きは $B=12.7$ で、
トレカT300Aの疲労曲線の傾きは $B=16$ ²⁾でいずれも高い値を示している。

一方Carbon/Glass Cloth Hybridの傾斜は $B=7.5$ で、カーボンZ-2-1の傾きは $B=5.8$ でいずれも大体近い値を示している。すなわちHybrid材の疲労曲線の傾きは使用したカーボン繊維の種類に影響されることがわかる。

Carbon/Glass Cloth Hybrid材の傾きは、カーボン単独の複合材より高いのは、使用したガラスクロス複合材の疲労曲線の傾きが高いためと思われる。特性としては、傾斜の値 B が低い方が望ましい。

8. 結 論

KEVLAR-49 繊維は引張強度はカーボン繊維と同等で、価格は約1/3位で、魅力ある材料といえる。しかし曲げ強度、曲げ疲労強度は非常に弱く、単独では構造材として使用しにくいと思われる。また加工性も非常に悪いなどの欠点がある。しかし軽量であるので内装材には適している。

われわれの実験結果によれば、カーボンとのHybrid材が構造材に適している、しかもHybrid材にすると加工性も改良され、例えばカッター加工、ヤスリ加工、ドリル加工なども容易に行なえるなどの特長も生じる。

9. あとがき

この研究により航空機構造材としてのKEVLAR複合材の一応の評価を行うことができたが、特にカーボンとのHybrid材は有望と思われる。

本研究の一部は横浜ゴムK.K.の受託研究で行ったもので、KEVLAR複合材の成形、加工、 V_f の測定などは同社で行った。この報告書をまとめるに当たり、データの提供を頂いた河合弘治工場長、佐藤孝主査、大畑一郎、若山泰三主席研究員、宮前英昭、須田英男、林田正研究員に深く感謝致します。

文 献

- 1) 古田敏康, 野口義男, 松嶋正道; カーボン複合材の強度特性, 航技研資料TM-241, 1973年6月
- 2) 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
- 3) 鈴木正根, 金谷元徳, 斉藤隆生; ホログラフィカメラの現状, 光学技術コンタクト, Vol 12, No. 5
- 4) 古田敏康ほか, レーザー・ホログラフィ, 航技研ニュース No. 189, 1975年2月

航空宇宙技術研究所報告413号

昭和50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)
