

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1218

カーボン／ポリイミド複合材料の動特性に関する  
熱サイクルの影響

岩崎和夫・上田哲彦

1993年12月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# カーボン／ポリイミド複合材料の動特性に関する 熱サイクルの影響\*

岩崎和夫\*<sup>1</sup>・上田哲彦\*<sup>1</sup>

## Influence of Thermal Cycles on the Dynamic Characteristics of Carbon/Polyimide Laminates

Kazuo IWASAKI, Tetsuhiko UEDA

### Abstract

The purpose of this study was to investigate the stiffness and the damping characteristics of smooth specimens of carbon/polyimide laminates which are subjected to the thermal cycles. The specimens were fabricated by three major aircraft companies in Japan. After being subjected to the thermal cycles, the damping was noted to increase about twenty percent whereas the stiffness decreased slightly. Small cracks due to the thermal cycles were observed in the 90° degree layers of the specimens.

**Keywords :** carbon/polyimide, composite, damping factor

### 概 要

現在検討されている水平着陸帰還をする宇宙往還機の主構造部材の候補として挙げられているカーボン／ポリイミド複合材料について、その動特性を把握するため、短冊型試験片を使って曲げ振動および振り振動の粘性減衰比を測定した。また、往還機運用の間に想定される熱サイクルを負荷し、それによって生じるサーマルクラックが減衰特性に与える影響を調べた。これらの試験においては同時に、短冊型試験片の曲げ剛性および振り剛性の変化についても測定を行った。

試験の結果、熱サイクルを負荷することにより僅かではあるが剛性は低下し、粘性減衰比は増加することが解った。

### 1. はじめに

現在、宇宙往還機の主構造部材の候補として、スペースシャトルにも用いられているアルミニウム合金、耐熱性に優れたチタニウム合金、軽量で高強度のカーボン／エポキシ複合材料、耐熱性に優れたカーボン／ポリイミド複合材料等が考えられており、断熱材も含めた構造重量の軽量化という点でカーボン／ポリイミド複合材料がその有力候補と考えられている。カーボン／ポリイミド複合材料の動特性については、笹倉ら<sup>1)</sup>による減圧環境下における繊維配向角および積層構成と内部減衰特性との関係についての研究がある。また、森野ら<sup>2)</sup>の研究で

は、熱サイクルにより発生するサーマルクラックの影響について総合的に評価することの必要性が述べられている。ここでは、往還システムで想定している10回運用回数に対応する熱サイクルをカーボン／ポリイミド複合材料に負荷し、熱サイクルにより発生するサーマルクラックの減衰特性に与える影響を調べた。また、これらの試験においては同時に、短冊型試験片の曲げ剛性および振り剛性の変化についても測定を行った。

### 2. 試験片

A, B, Cの3社で製作された試験片をそれぞれA, B, C試験片とし、その形状寸法および繊維体積含有率(V)

\* 平成5年12月2日 受付 (received 2 December 1993)

\*<sup>1</sup>機体部 (Airframe Division)

単位 : mm

	荷重	試験片形状	$V_f$ (%)
A	曲げ		58
	振り		58
B	曲げ, 振り		54
C	曲げ, 振り		57 59

図1 試験片の形状寸法および  $V_f$ 

を図1に示す。試験片はいずれも繊維に T-800H, 樹脂に PMR-15 を用いた積層材で, その積層構成は, A 試験片が  $[45^\circ/0^\circ/-45^\circ/90^\circ]_{3s}$  の 24 プライ, B および C 試験片が  $[45^\circ/0^\circ/-45^\circ/90^\circ]_{4s}$  で 32 プライの疑似等方積層材である。用いた試験片の個数は, A 試験片が曲げ試験用 5 本, 振り試験用 5 本, B 試験片は曲げおよび振り試験用として 10 本, C 試験片が曲げおよび振り試験用として 3 本の合計 23 本である。各試験片の写真を図2に示す。

### 3. 試験方法

剛性試験, 減衰特性試験とも試験片の片側を試験台に 6 本のボルト (締めつけトルク 3.92 Nm) で固定治具を用いて固定し, 片持ち梁とした。片持ち長さは, A 試験片 200 mm, B 試験片 100 mm, C 試験片 75 mm とした。自由端には, 減衰特性試験において電磁加振を行うことおよび構造体として注目される振動数範囲 (数十ヘルツ) におさめるため, 鋼性の加振治具を取り付けた。剛性試験では加振治具を荷重治具として用いた。加振 (荷重) 治具は曲げ用と振り用にそれぞれ異なった形状のものを用い, 更に, それぞれ試験片の形状が異なっているため, A 試験片用と B, C 試験片用に 2 種類の治具を用いた。その形状寸法を図3に示す。

曲げ剛性試験では試験片の自由端に取り付けた荷重治具の中心を錘により荷重し, 非接触のレーザー変位計 (selcom 2203) により荷重位置のたわみ量を計測した。振り剛性試験では, モーメント荷重を発生させるため, フリクションレスプーリーを用いた。曲げおよび振り剛性試験の状況を図4, 5に示す。図6に各試験片の曲げ剛性試験での出力結果の一例を示す。横軸が荷重, 縦軸がたわみ量であり, A 試験片では 12N の荷重に対し約 7.5 mm のたわみ量を得たが B, C 試験片では試験片形状の制約から 30N の荷重に対して, それぞれ 0.9 mm,

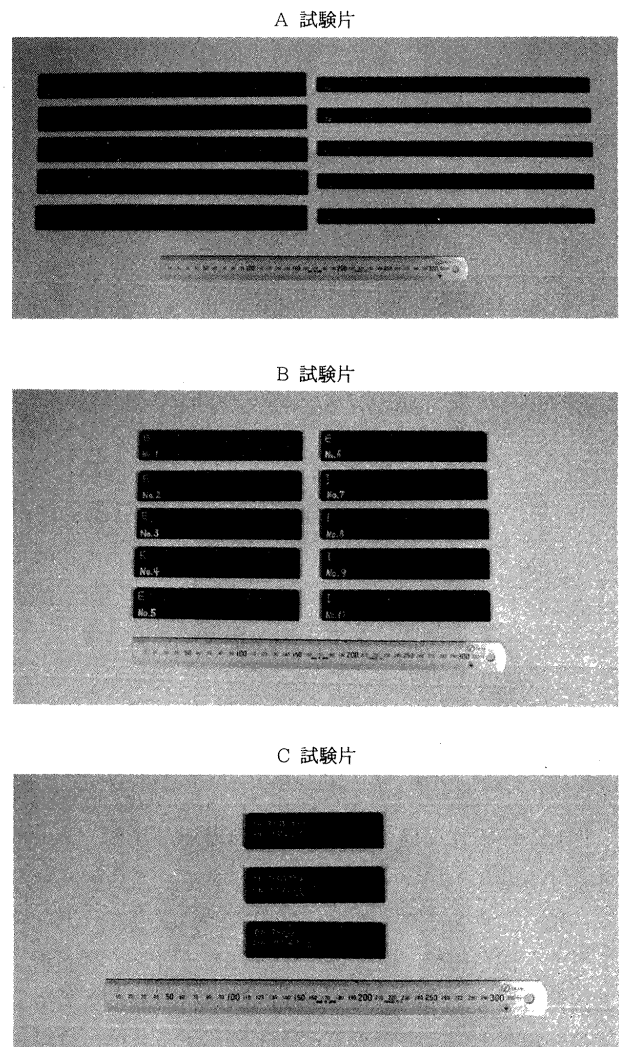


図2 各試験片の写真

0.4 mm 程度と少ないたわみ量となった。各データとも直線性は良好であり, ゼロ点におけるヒステリシスもあらわれていない。

減衰特性試験装置の概要を図7に示す。減衰特性試験では試験片を振動試験台に片持ちりの状態で固定し, 先

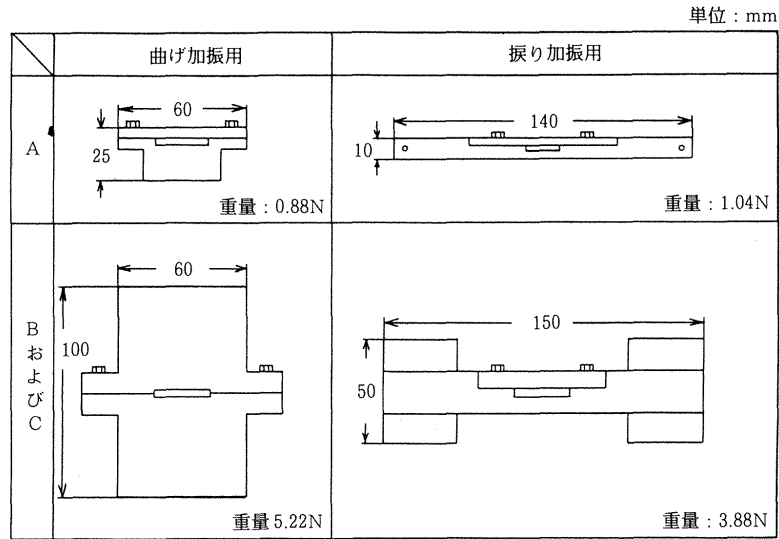


図3 加振治具の形状寸法

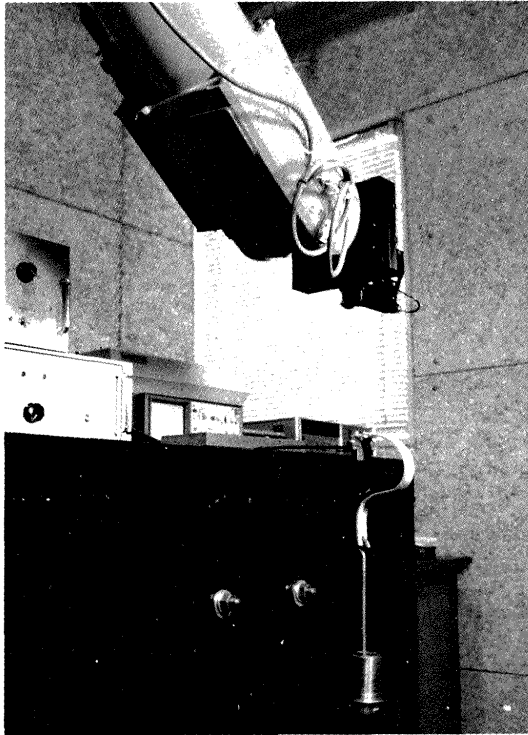


図4 曲げ剛性試験の状況

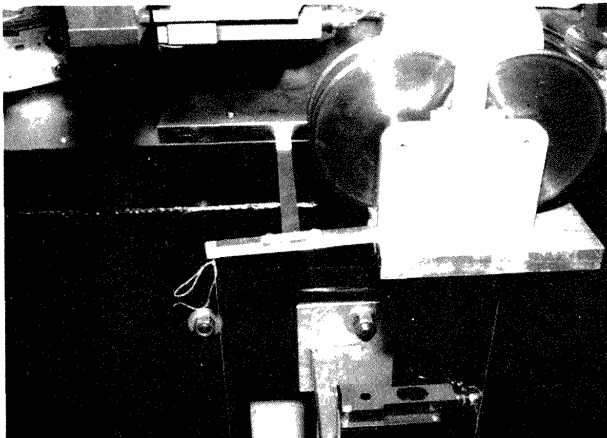


図5 振り剛性試験の状況

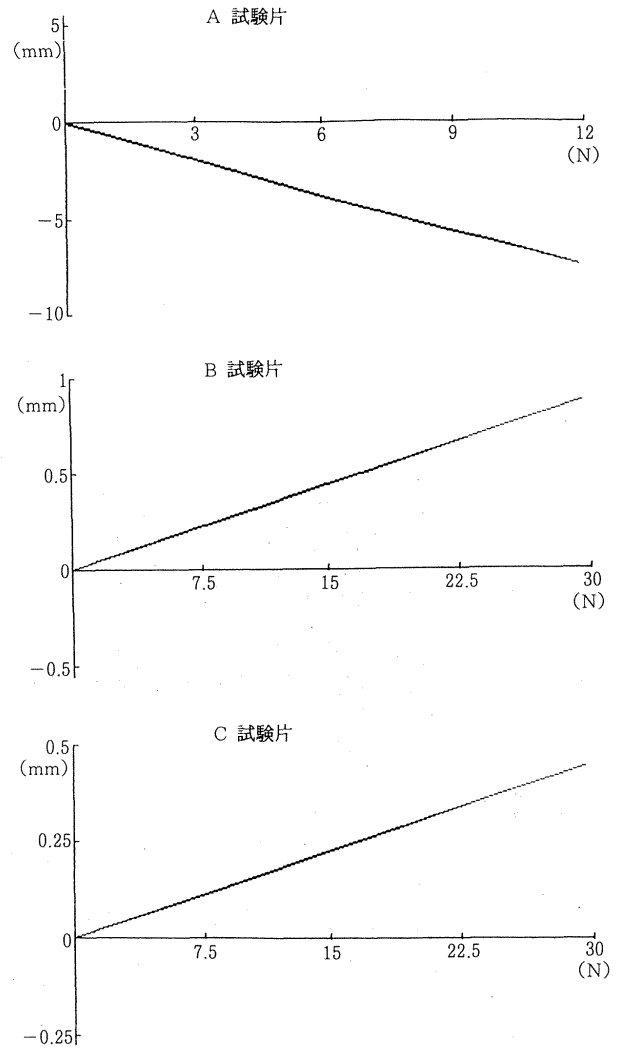


図6 出力結果の一例

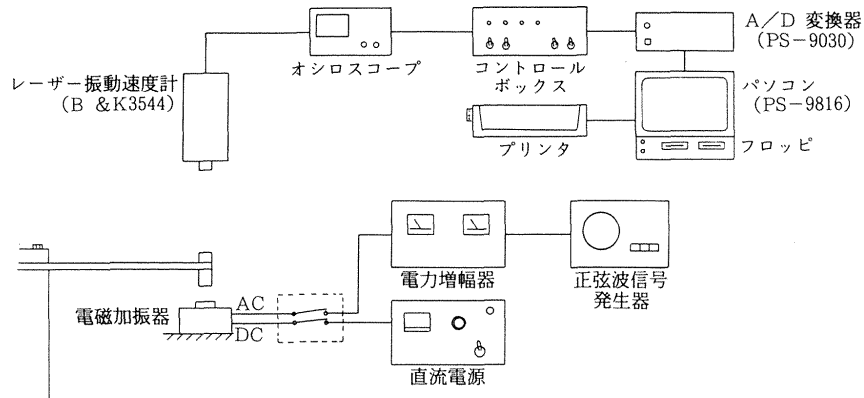


図7 減衰特性試験装置の概要

端に鋼製の加振用治具を取り付け、正弦波信号発生器より正弦波信号を出し、電力増幅器により増幅し、同時に直流電源より電磁加振器に直流電流を送ることにより、折り返しのない正弦波の電磁力を加振用治具に与え、正弦波の振動数を変化させて共振状態を励起し、加振電源を切った後のレーザー振動速度計の変位出力としての自由減衰振動波形から減衰特性を得た。振りの減衰特性試験では電磁加振器を2個使用し、試験片に向かって右下と

左上から同じ正弦波により加振した。曲げと振りの減衰特性試験の状況を図8, 9に示す。表1に試験に使用した計測器の仕様を示す。各試験片について剛性試験と減衰特性試験を行った後、宇宙往還機の運用上想定される熱サイクルの負荷を行った。負荷した熱サイクルパターン(1回分)を図10に示す。1ライフ分(10回)の負荷後、一連の試験を常温において再び繰返し、熱サイクルの負荷前と負荷後の比較データを得た。

#### 4. 試験解析

##### 4.1 曲げ剛性試験

荷重～たわみ曲線から次式を用いて疑似等方性体として縦弾性係数  $E$  を求めた。(付録1)

$$E = \frac{1}{(\delta/p)} \frac{1}{3I} (L_1^3 - L_2^3) \quad (1)$$

$\delta$  : たわみ量 (m),  $p$  : 荷重 (N)

$I$  : 断面2次モーメント (m<sup>4</sup>)

$L_1$  : 固定端からたわみ測定点までの距離 (m)

$L_2$  : 付加質量幅の1/2の長さ (m)

##### 4.2 振り剛性試験

荷重～たわみ曲線から次式を用いて疑似等方性体として剪断弾性係数  $G$  を求めた<sup>3)</sup>。

$$G = \frac{1}{(\theta/M_t)} \frac{L_3}{J_s} \quad (2)$$

ここで、St. Venant の振りとして

$$J_s = \frac{bh^3}{3} \left( 1 - \frac{192}{\pi^5} \frac{h}{b} \tanh \frac{\pi b}{2h} \right) \quad (2-1)$$

$L_3$  : 固定端から付加質量までの距離 (m)

$\theta$  (ラジアン) =  $\tan^{-1}(\delta/b_1)$

$b_1$  : 振り荷重間の距離 (m)

$M_t$  : 振りモーメント (Nm)

$b$  : 試験片の幅 (m)

$h$  : 試験片の厚さ (m)

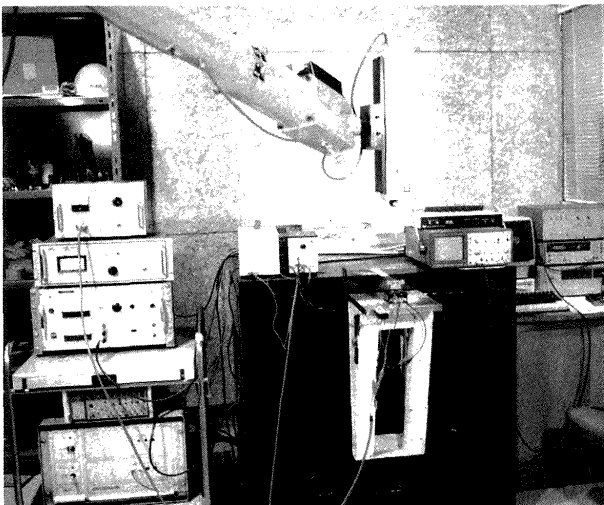


図8 曲げ減衰特性試験の状況

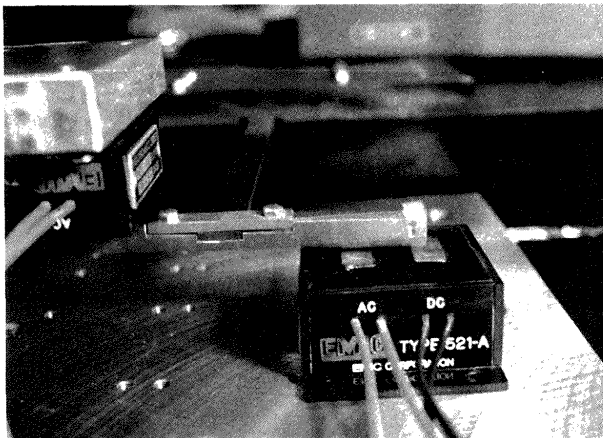


図9 振り減衰特性試験の状況

表1 試験計測器の仕様

項目	メーカー	モデル	性能
レーザー変位計	Selcom	2203	測定範囲：±32mm 精度：測定範囲の±0.05% 分解能：" ±0.025% 直線性：" ±0.05% 光源：GaAs 最大光源出力：112mW 以下
レーザー振動速度計	B & K	3544	速度振幅範囲：1mm/s ~1m/s 周波数範囲：0 ~20kHz 作動距離：10~100cm 光源：He-Ne 最大光源出力：2mW 以下
変位検出器位置制御装置 (ロボットアーム)	BROWN-BOVERI	IRB3200	可搬重量：10kg 位置再現精度：±0.2mm 以下
直流電源	EMIC	OS-326型	出力電圧：負荷を接続してDC-5V 出力電流：DC-5A 出力電流可変範囲：0 ~5A メーター精度：2.5 級
電力増幅器	EMIC	371-A 型	定格出力：110W 出力電圧：20V 出力電流：5.5A 周波数範囲：2 ~30kHz
加振用マグネット	EMIC	521-A 型	最大加振力：2kg 周波数範囲：2 ~40kHz 最大許容電流：AC-4A
正弦波信号発生器	NF	DF-194	周波数帯域：0.1mHz~210kHz ひずみ率：0.05% (1kHz, 標準値) 位相精度：± (0.3°+25ns) 以内

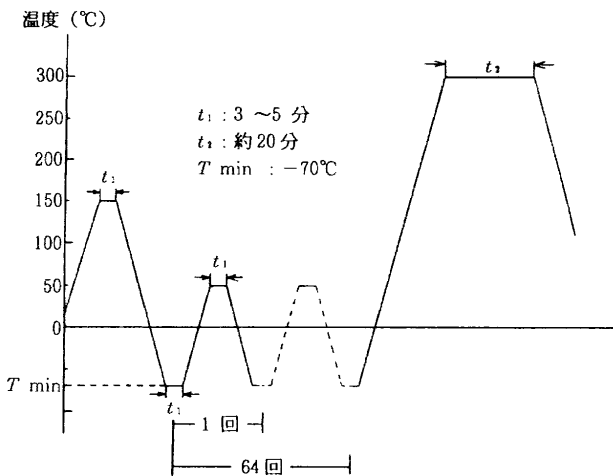


図10 熱サイクルパターン

4.3 減衰特性試験

レーザー振動速度計は速度出力と変位出力の機能を有しており、図11-a, b は同じ自由振動減衰の速度出力と変位出力の結果である。縦軸が出力電圧で横軸は取込み時間である。データ取込み時の振幅は両方とも約2mmである。速度出力の場合は変位出力に比べ減衰波形のふらつきはないが出力電圧が小さい。変位出力は積分処理における積分定数のふらつきが原因と思われる低周波のみだれを生じている。そこで、本減衰特性試験では、振動波形をデジタルデータとして取込むAD変換のときに、

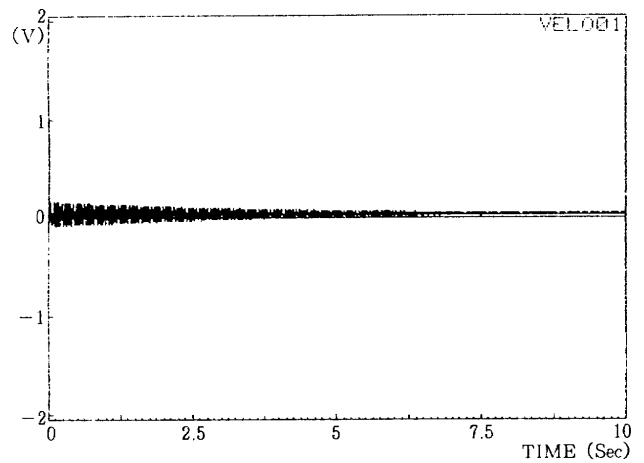


図11-a 速度出力による振動減衰波形

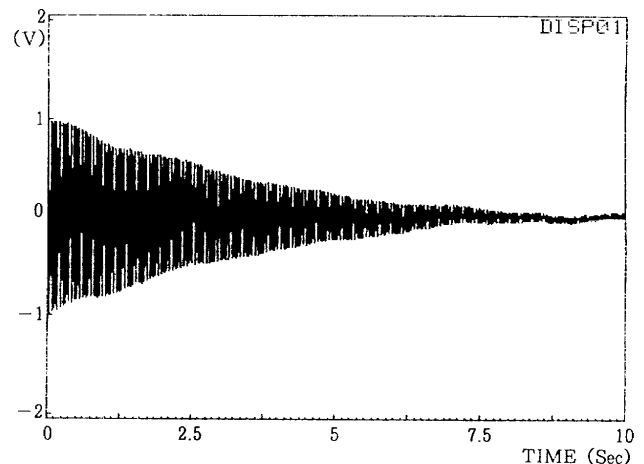


図11-b 変位出力による振動減衰波形

必要のない高周波成分がカットされていることと十分な出力電圧が得られることから変位出力を用いて解析を行った。低周波のみだれについては粘性減衰比算出に用いる解析処理ソフト VATREM<sup>TM</sup> のバンドパスフィルターにより取除くこととした。VATREM は時間領域法により自由振動減衰波形の時系列信号から粘性減衰比を算出する速度比例型の減衰力を仮定した解析法である。

次に、具体的な粘性減衰比算出の手順を示す。図12-a は振動速度計の変位出力として得られた自由振動減衰波形であり、低周波のみだれを含んだものである。試験時の共振振動数はほぼ40Hzであるのでパソコン上で設計した20Hzから60Hzを通すデジタルバンドパスフィルター（損失係数を図12-bに示す。）を用いることにより、図12-cの共振振動数成分のみの減衰波形が得られる。この減衰波形からマウスにより取込み範囲を設定し、粘性減衰比を算出した。各試験片について取込み範囲を変え5回算出し、その平均値を粘性減衰比とした。

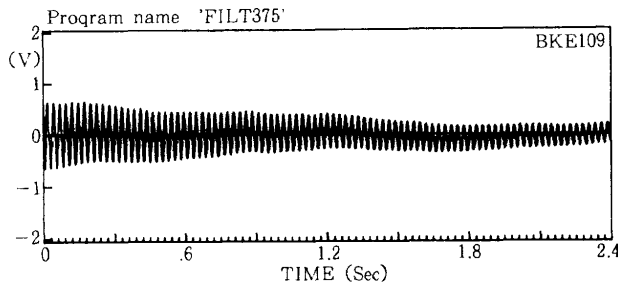


図12-a オリジナルの振動減衰波形

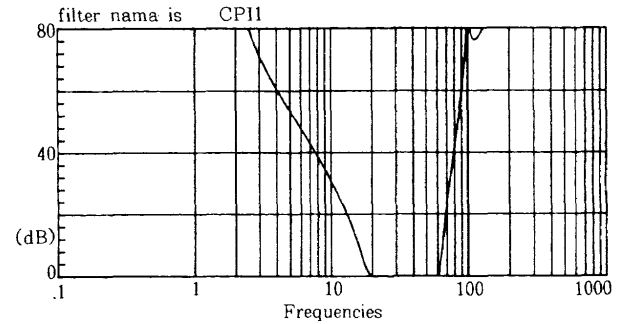


図12-b バンドパスフィルター損失係数

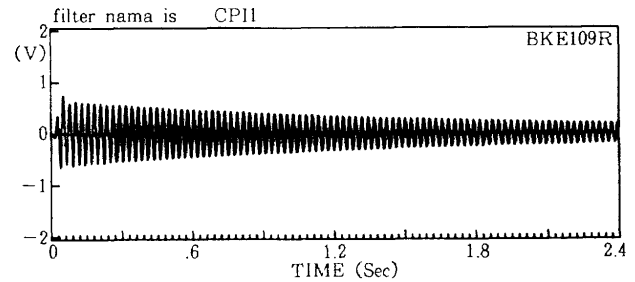


図12-c フィルター後の振動減衰波形

## 5. 試験結果

試験を行った結果、B、C試験片についてのデータは試験片の絶対長が不足していたため精度が劣り、バラツキの多いものとなった。したがって、本結果報告においては参考値として平均値のみを示すにとどめる。

縦弾性係数および剪断弾性係数の計算に用いた各試験片の詳細データをそれぞれ表2、表3に示す。A試験片についての剛性試験結果を図13に示す。(a)は縦弾性係

表2 曲げ剛性試験での詳細データ

試験片番号	$\delta$ [mm]	$b$ [mm]	$h$ [mm]	$I$ [mm <sup>4</sup> ]	その他の値
A1	7.377	25.42	3.28	74.75	$P = 11.76$ [N] $L_1 = 195$ [mm] $T_2 = 5$ [mm]
A2	8.631	25.42	3.21	70.06	
A3	7.426	25.42	3.25	72.72	
A4	7.489	25.42	3.26	73.39	
A5	7.580	25.42	3.27	74.10	
B1	0.876	25.53	4.62	209.8	$P = 29.4$ [N] $L_1 = 95$ [mm] $L_2 = 5$ [mm]
B2	0.896	25.53	4.57	203.1	
B3	1.011	25.53	4.51	195.2	
B4	1.077	25.55	4.50	194.0	
B5	0.888	25.52	4.61	208.4	
B6	0.993	25.54	4.52	196.5	
B7	0.838	25.48	4.68	217.6	
B8	0.939	25.51	4.53	197.6	
B9	0.994	25.55	4.60	207.2	
B10	1.067	25.55	4.40	181.4	
C1	0.462	25.39	4.38	177.8	$P = 29.4$ [N] $L_1 = 70$ [mm] $L_2 = 5$ [mm]
C2	0.461	25.39	4.34	173.0	
C3	0.452	25.39	4.36	175.4	

表3 ねじり剛性試験での詳細データ

試験片番号	$\theta$ [rad]	$b$ [mm]	$h$ [mm]	$J_s$ [mm <sup>4</sup> ]	その他の値
A6	0.0617	15.04	3.27	151.3	$L_s=190$ [mm] $b_1=130$ [mm] $M_t=0.7644$ [N・m]
A7	0.0614	15.04	3.26	150.1	
A8	0.0608	15.04	3.26	150.1	
A9	0.0617	15.04	3.28	152.7	
A10	0.0630	15.04	3.22	144.9	
B1	0.0101	25.53	4.62	743.9	$L_s=90$ [mm] $b_1=140$ [mm] $M_t=1.372$ [N・m]
B2	0.0100	25.53	4.57	721.0	
B3	0.0134	25.53	4.51	694.1	
B4	0.0125	25.55	4.50	690.3	
B5	0.0101	25.52	4.61	739.0	
B6	0.0116	25.54	4.52	698.9	
B7	0.0094	25.48	4.68	770.3	
B8	0.0099	25.51	4.53	702.4	
B9	0.0110	25.55	4.60	735.3	
B10	0.0119	25.55	4.40	647.1	
C1	0.0084	25.39	4.38	634.2	$L_s=65$ [mm] $b_1=140$ [mm] $M_t=1.372$ [N・m]
C2	0.0086	25.39	4.34	617.7	
C3	0.0087	25.39	4.36	625.9	

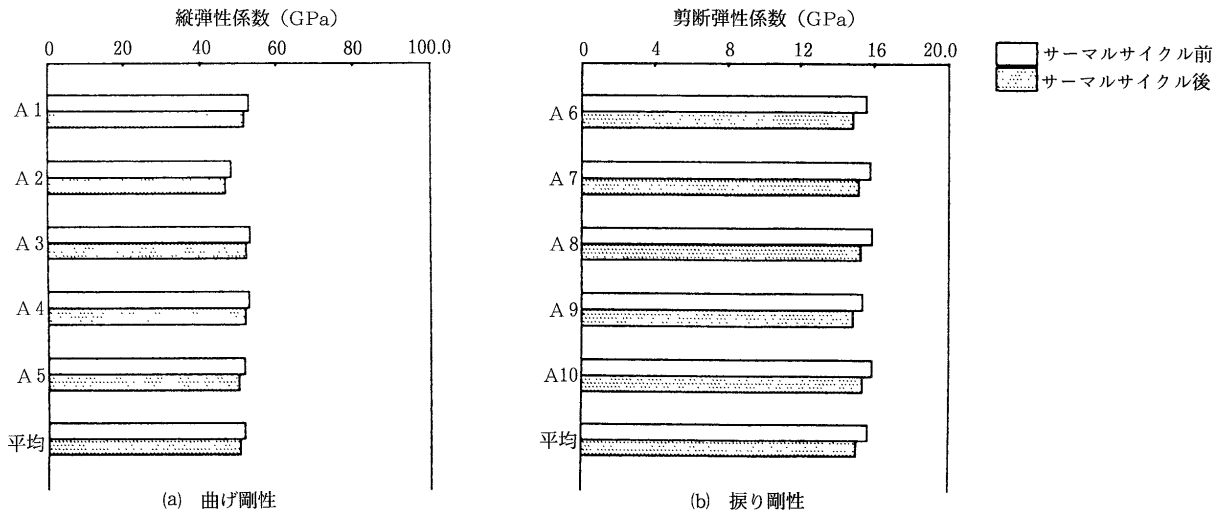


図13 剛性試験結果 (A 試験片)

数, (b)は剪断弾性係数で, それぞれの試験片について, 熱サイクルの負荷前と負荷後を比較して示している。A 試験片の平均値と B, C 試験片の参考値を表4に示す。曲げ剛性と振り剛性の両者とも熱サイクルの負荷によって若干の剛性低下が見られ, その量は平均値で曲げが3.3%, 振りが3.8%である。また, 熱負荷前の曲げの

弾性係数が平均で51.7Gpaであり, この値は繊維および樹脂が同じで積層構成 [45°/0°/-45°/90°]<sub>4s</sub> の室温における引張り試験で求められた弾性係数<sup>9)</sup>の平均値56.7 Gpaに比べると, その差は8.8%である。

熱サイクル負荷前と後の粘性減衰比と自由減衰波形から得た A 試験片の共振振動の平均値と B, C 試験片の参

表4 熱サイクルによる剛性の変化

		曲げ剛性		ねじり剛性	
		$E$ [GPa]	低下率	$G$ [GPa]	低下率
A	前	51.7	3.3 %	15.7	3.8 %
	後	50.4		15.1	
B (参考)	前	43.9	1.8 %	15.9	0.6 %
	後	43.1		15.8	
C (参考)	前	41.8	1.9 %	16.6	0.6 %
	後	41.0		16.5	



表 5 熱サイクルによる粘性減衰比の変化

		曲 げ		ね じ り	
		粘性減衰比 (振動数 Hz)	増加率	粘性減衰比 (振動数 Hz)	増加率
A	前	0.0013 (20.3)	19 %	0.0018 (42.2)	11 %
	後	0.0016 (19.7)		0.0020 (41.8)	
B (参考)	前	0.0025 (36.4)	0 %	0.0022 (56.1)	14 %
	後	0.0025 (36.1)		0.0025 (55.6)	
C (参考)	前	0.0026 (49.6)	7 %	0.0028 (64.9)	4 %
	後	0.0028 (48.9)		0.0029 (64.8)	

考値を表 5 に示す。剛性は共振振動数の 2 乗に比例するので、共振振動数から熱サイクル負荷前と後の剛性の変化を比較すると A 試験片では熱サイクルの負荷により平均で曲げが 5.6 %，振りが 2.1 % の低下であり剛性試験の結果に比べ曲げがやや大きめではあるが傾向は一致している。

粘性減衰比の測定結果を図 14 に示す。図中  $\delta$  および  $\theta$  は VATREM における減衰データ取込時の振幅およ

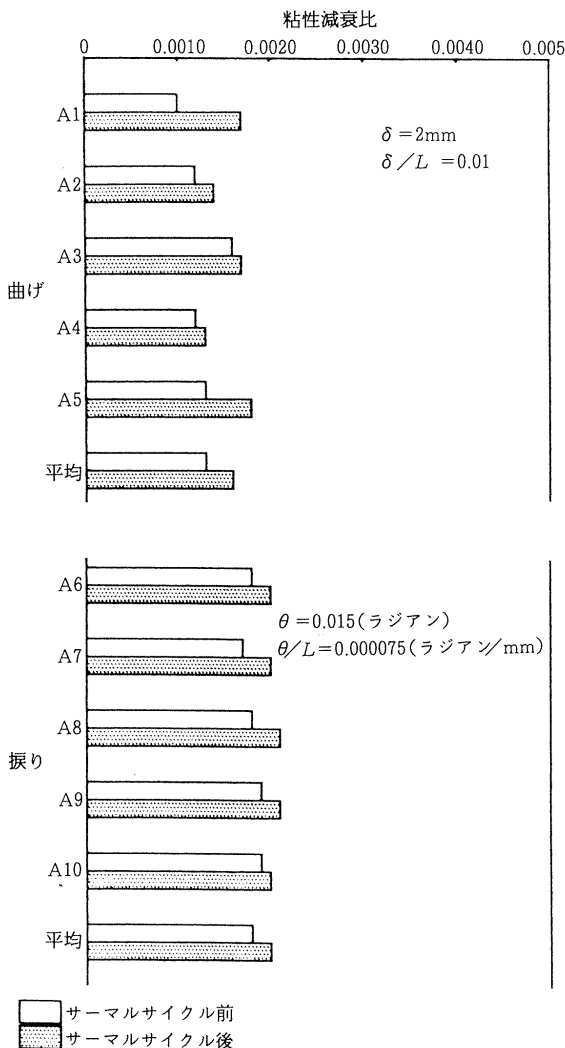


図 14 減衰特性試験結果 (A 試験片)

び振り角であり、 $L$  は片持ち長さを表している。曲げ減衰と振り減衰を比べると、振りの減衰がやや大きい値を示している。熱サイクルの影響では負荷によって粘性減衰比が曲げと振りについてそれぞれ 19 % と 11 % 増加している。このことは、構造動特性の立場から考えるならば励起された振動が早く減衰することであり、宇宙往還機の主構造部材としては好ましい結果である。

熱サイクル負荷後、すべての試験片にサーマルクラックが発生しているのが観測された。図 15 に拡大写真を示す。A 試験片の中央面付近を横から写したのもで、白く見えるのが  $0^\circ$  層でクラックが表に現れているのは  $90^\circ$  層である。特に中心部分は  $90^\circ$  層が 2 層重なっており、他の  $90^\circ$  層のクラックより大きくなっている。

## 6. あとがき

カーボン/ポリイミド複合材料に HOPE 運用で想定されている熱サイクルを負荷し、負荷前と比較した結果、以下のことが確認された。

- (1) 熱サイクルを負荷した全ての試験片 (23 本) にサーマルクラックが発生した。
- (2) 曲げ剛性，振り剛性とも熱サイクルの負荷により若干の剛性低下が見られ，その割合は平均値で曲げが

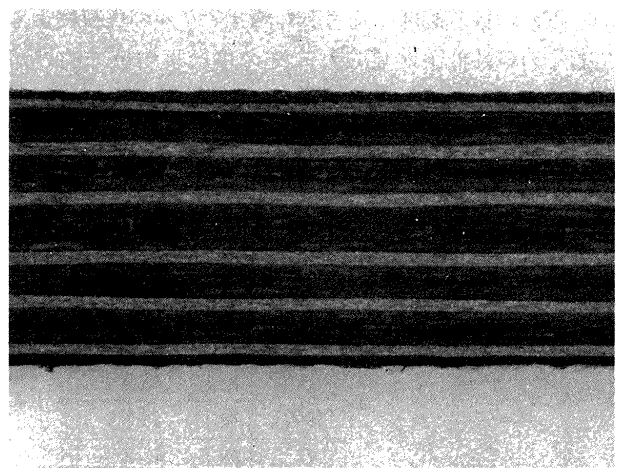


図 15 拡大写真 (14 倍)

3.3 %, 振りが3.8 %であった。

(3) 粘性減衰比は熱サイクルの負荷により曲げ, 振りともに増加し, その割合は平均値で曲げが19%, 振りが11%であった。

(4) 剛性の若干の低下および粘性減衰比の増加の原因は熱サイクルの負荷により発生したサーマルクラックの影響によるものと考えられる。

本研究は宇宙開発事業団(筑波宇宙センター森野美樹主任開発部員担当)との共同研究として行われたものである。また, 試験全般について荷重研究室の外崎主任研究官に適切な助言を頂いた。

参考文献

- 1) 笹倉ほか; ポリイミド複合材料の減衰特性に関する実験的研究, 第33回構造強度に関する講演会講演集(平3) pp. 158-161
- 2) 森野ほか; HOPE 耐熱材料の研究開発, 第33回構造強度に関する講演会講演集(平3) pp. 30-33
- 3) 前澤成一郎; 弾性学, (昭46) pp. 229-232, 森北出版
- 4) T. Ueda, K. Iwasaki ; Vibration Tests in the Time Domain Using a Personal Computer, Theoretical and Applied Mechanics Volume 35 (1985) pp. 47-56
- 5) 上田哲彦, 岩崎和夫; 実固有値を使った時間領域法による振動実験解析, 第27回構造強度に関する講演会講演集(昭60) pp. 200-203
- 6) 角田ほか; カーボン/ポリイミド複合材料の基本特性試験, 第31回構造強度に関する講演会講演集(平元) pp. 56-59

付 録 1

<変位から E を求める場合>

$$\frac{d^2\delta}{dx^2} = -\frac{M}{EI} = \frac{P}{EI} x$$

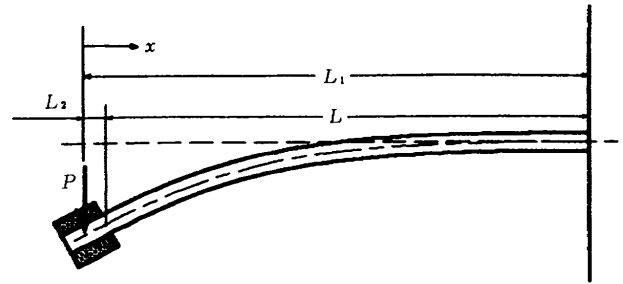
EI は一定として, 積分すると

$$\frac{d\delta}{dx} = \frac{P}{EI} \left( \frac{x^2}{2} + C_1 \right)$$

$$\delta = \frac{P}{EI} \left( -\frac{x^3}{6} + C_1 x + C_2 \right)$$

ここで, 境界条件  $x=L_1$  で  $d\delta/dx=0$ ,  $\delta=0$  より

$$C_1 = -\frac{L_1^2}{2}, C_2 = \frac{L_1^3}{3}$$



従って,  $x$  での傾斜  $i$  は

$$i = \frac{d\delta}{dx} = \frac{P}{2EI} (x^2 - L_1^2)$$

また,  $x$  での撓み  $\delta$  は

$$\delta = \frac{P}{6EI} (x^3 - 3L_1^2 x + 2L_1^3)$$

従って,  $L_1 (x=0)$  での撓み量は  $L (x=L_2)$  での撓みとその  $i$  (傾斜)  $\times (-L_2)$  の和であり

$$\begin{aligned} \delta &= \frac{P}{6EI} (L_2^3 - 3L_1^2 L_2 + 2L_1^3) + \frac{P}{2EI} (L_2^2 - L_1^2)(-L_2) \\ &= \frac{P}{3EI} (L_1^3 - L_2^3) \end{aligned}$$

従って,

$$E = \frac{1}{(\delta/p)} \cdot \frac{1}{3L} (L_1^3 - L_2^3)$$

---

## 航空宇宙技術研究所報告1218号

平成5年12月発行

発行所 航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺東町7-44-1  
電話 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5-6-17

---

Printed in Japan