

ISSN 0389-4010

UDC 620.168.3

620.173.2

620.178.3

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1392

カーボン / ポリイミド (T800H/PMR-15) 複合材料有孔試験片 の疲労強度

濱口泰正・下河利行

1999年11月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目次

概要	1
1. はじめに	1
2. 供試体	2
2.1 供試材	2
2.2 試験片	2
3. 試験方法	2
3.1 試験条件および試験装置	2
3.2 円孔変形量計測	3
3.3 強度値の計算法	3
4. 試験結果および考察	4
4.1 静的引張・圧縮強度	4
4.2 疲労強度	5
4.2.1 S-N 関係	5
4.2.2 円孔部の変形状況	6
a) R= 0.1 の場合	7
b) R= - の場合	8
c) R= - 1 の場合	8
4.2.3 $N=10^6$ サイクル残存強度	8
4.3 破面観察	8
5. 結び	9
6. 参考文献	10

カーボン / ポリイミド (T800H/PMR-15) 複合材料有孔試験片の疲労強度*

濱口 泰正*¹ 下河利行*¹

Fatigue Strength of Open Hole Specimens of a T800H/PMR-15 Carbon/Polyimide Composite *

Yasumasa HAMAGUCHI *¹, Toshiyuki SHIMOKAWA *¹

ABSTRACT

The objective of this study is to investigate the fatigue properties of a T800H/PMR-15 carbon/polyimide composite, selected as a candidate material for the primary structure of the unmanned space reentry vehicle HOPE-X (H-II rocket Orbiting Plane Experimental). Both static and fatigue tests were conducted to obtain data on the mechanical properties for open-hole specimens of a quasi-isotropic laminate. These tests were conducted at room temperature. The static test investigated static compression strength and static tensile strength, and the relationship between open-hole deformation and load was also examined. The fatigue test investigated S-N relationships for stress ratios $R=0.1$, $R=-$ and $R=-1$, and the residual strength of the non-failure specimens. The fatigue damage process arising from the relationship between number of cycles and open-hole deformation was also investigated. The results of analysis and evaluation of the strength characteristic obtained from these tests is reported.

Keywords : Static Strength, Fatigue Strength, Residual Strength, PMR-15, Carbon/Polyimide composite.

概 要

本研究の目的は、宇宙往還技術試験機 (HOPE-X) の主構造用材料として選択されたカーボン / ポリイミド (T800H/PMR-15) 複合材料の疲労強度特性を評価することである。ここでは、擬似等方積層材の有孔試験片を用い、室温環境において静強度試験ならびに疲労試験を行った。静的試験では、静的引張強度、静的圧縮強度および荷重と円孔変形量との関係を調べた。また、疲労試験では、代表的な3種類の応力比 $R=0.1$ 、 $R=-1$ 、 $R=-$ における S-N 関係、残存引張・圧縮強度、ならびに円孔変形と繰返し数の関係から導かれる疲労損傷過程を調べた。これら試験から得た強度特性について、解析ならびに評価を行った結果を報告する。

1 はじめに

カーボン / ポリイミド (Carbon/Polyimide) 複合材料は、高温環境においても、比強度・比剛性が良好である事から、航空宇宙構造用材料として有望視されており、H - ロケット打ち上げ型有翼宇宙往還技術試験機

(HOPE-X) のエレボンなどに適用の計画がある。宇宙往還機開発計画^{1)~5)}の端緒としては、この耐熱樹脂系複合材料をわが国の自主技術に基づいて製作し、宇宙往還機構造用材料としての適用性を確認することであり、このために、カーボン / ポリイミド複合材料の成形加工技術の取得や基本強度特性データの取得が必要となった。

そこで著者らは、基本強度特性データ取得を目的とし、我が国で制作したカーボン / ポリイミド複合材料 T800H/PMR-15 について、室温および 300 の温度環境下において静的強度試験を実施して、幾つかの試験項目

* 平成 11 年 8 月 24 日受付 (received)

*¹ 構造研究部 (Structures Division)

(積層構成、負荷形態、試験片形状など)について静的強度特性データを取得し評価^{6),7)}を行ってきた。

材料を評価する為には、繰返し負荷を受ける疲労強度特性に関する調査およびデータ蓄積も重要となる。対象としたT800H/PMR-15材は耐熱性を特徴とする先進複合材料であることから、実施されている疲労強度評価試験は、平滑試験片を用いた特定試験条件の結果だけで、公表^{4),8)}もわずかである。そこで、疲労強度データの蓄積を目的として、擬似等方積層材の有孔試験片の強度評価試験を実施した。有孔試験片はファスナー孔を想定したもので、T800H/PMR-15耐熱樹脂複合材料の成形加工性からも、単純なファスナー結合構造部位の存在が予想される⁹⁾ことに因る。この有孔試験片の強度評価試験は、まず、静的引張強度および静的圧縮強度試験を行い、次に、疲労試験としては、HOPE等の宇宙往還機における累積使用回数は100未満であると予想されることから、比較的短い繰返し領域、すなわち $N=10^5$ サイクルまでのでの疲労強度特性を調べる事を目標として、代表的な3種の応力比、すなわち $R=0.1$ 、 $R=-$ 、 $R=-1$ で疲労試験を行い、これら試験から得られた有孔試験片の静的強度、S-N関係、 $N=10^5$ サイクル未破断試験片の残存強度について、解析および評価を行った。また、静的破壊および疲労損傷過程については、円孔挿入型クリップゲージで計測される円孔部変形率を用いた評価を行った。さらに、取得した特性については、類似する試験条件で行われたエポキシ樹脂複合材料の研究報告データとの比較を行った。

2 供試体

2.1 供試材

供試材であるカーボン/ポリイミド(T800H/PMR-15)複合材料の特性および仕様を表1示す。積層材は、オートクレーブにより成形硬化した。成形硬化条件の概要は、成型用バッグを脱気して、約220で3時間保持して、約290、14kgf/cm²でほぼ3時間硬化させ、更に316で24時間のポストキュア硬化である。

2.2 試験片

図1に試験片の形状・寸法を示す。これはバックリングの生成をタブによって抑える試験片形状で、N.S. Rosenfeldらが行った炭素繊維/エポキシ樹脂複合材料の試験片形状¹⁰⁾と同じである。試験片の加工は、オートクレーブによって成形した積層材平板にGFRPタブを接着し、短冊形に切断加工を行い、中央部の円孔はドリル穿孔後リーマー加工を施した。標定部の実測板厚値は、3.22~3.41mmで、強度評価に用いる公称板厚(3.126mm、プリプレグ公称板厚と積層数の積で算出)に比べて若干厚い。

表1 供試材の特性および仕様

T800H (高強度、中弾性 炭素繊維)	引張強度	5.59 GPa (570kgf/mm ²)
	引張弾性率	294 GPa (30,000kgf/mm ²)
	密度	1.81 g/cm ³
	伸度	~1.9 %
	線膨張率	-0.57 × 10 ⁻⁶ /°C
	製造メーカー	東レ
PMR-15 (Polymerization of Monomeric Reactants, ポリイミド樹脂)	密度	1.30~1.32 g/cm ³
	引張弾性率	4.03 GPa (411kgf/mm ²)
	ガラス転移点	345°C
製造メーカー	---	
プリプレグ	目付量	145 g/m ²
	揮発分	11%
	公称(ノミナル)板厚	0.134 (mm)
	製造メーカー	ICI Fiberite社
積層材	積層構成	[+45/0/-45/90] _{3S} , 24Plies
	公称(ノミナル)板厚	3.216 mm
	引張強度	784 MPa (80kgf/mm ²)
	引張弾性率	55.9 GPa (5,700kgf/mm ²)
	伸び	1.44%
	Vf	56~58%
製造メーカー	富士重工業株式会社	

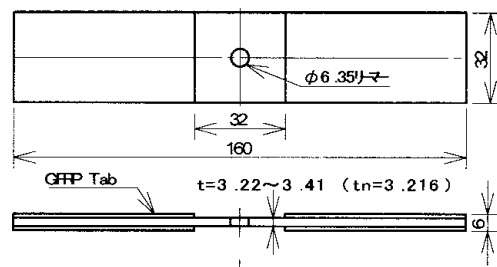


図1 試験片の形状・寸法

3 試験方法

3.1 試験条件および試験装置

有孔試験片の強度評価は、静的引張・圧縮試験、および繰返し応力を作用させる疲労試験で行う。疲労試験は、代表的な3種の応力比(繰返し応力中の最小応力と最大応力の比、 $R=S_{min}/S_{max}$)すなわち $R=0.1$ の片振り引張疲労、 $R=-1$ の引張-圧縮疲労、および $R=-$ の片振り圧縮疲労で実施した。また、累積繰返し数が 10^5 サイクルに達して未破壊の疲労試験片については、 $R=0.1$ の場合は引張り残存強度試験、 $R=-1$ と $R=-$ の場合は圧縮残存強度試験を行った。

試験装置は、デジタル制御の油圧サーボ式材料試験機(Instron Model 8502)を使用した。試験片のグリップは油圧グリップ(Instron Model 2724-404)を用いた。写真1に試験装置全景を示す。

静的試験はアクチュエーター速度を、引張試験で1mm/min、圧縮試験で0.75mm/minに定めて実施した。疲労試験は、いずれも、sin 波形、一定荷重の荷重制御試験、繰返し速度5Hz で実施した。残存強度試験は、静的試験と同じ試験方法で行った。なお、試験室の温度および相対湿度は、 22 ± 2 および $55 \pm 5\%$ である。

3.2 円孔変形量計測

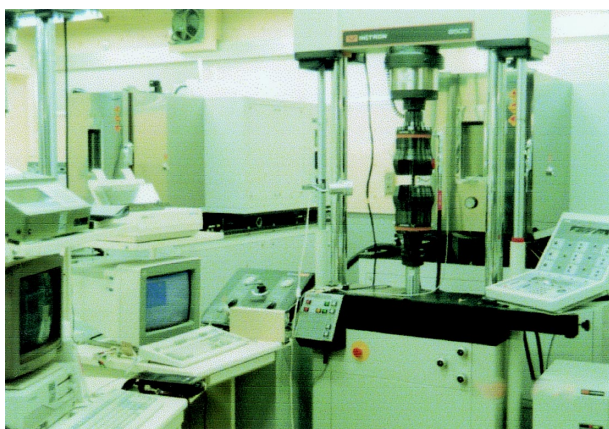


写真1 試験装置全景

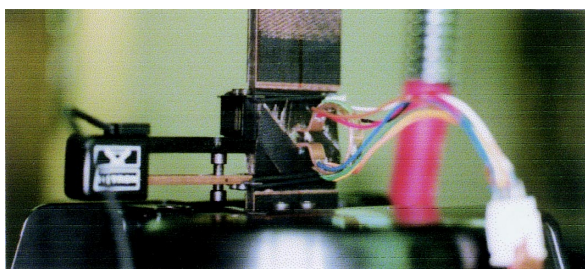


写真2 円孔挿入型クリップゲージと動的変位計の試験片への取付け状況

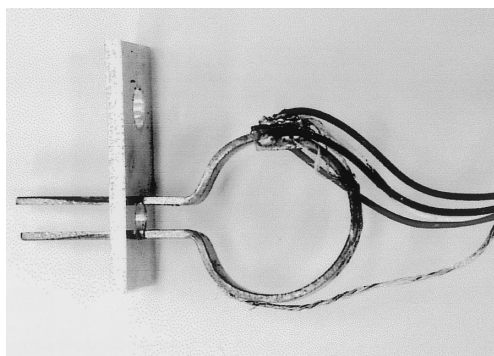


写真3 円孔挿入型クリップゲージ

本試験片では有孔（円孔）部が標定箇所となる。そこで、円孔挿入型クリップゲージを試作して、円孔径の変形量を計測し、静的試験では荷重と円孔変形の関係、疲労試験では円孔変形と繰返し数の関係を導いた。また、動的変位計（Instron Dynamic-Extensometer Model 2620-602）を用いて、円孔部を挟んだ標点間距離25mmでの試験片変位量も計測した。写真2は、円孔挿入型クリップゲージと動的変位計の取付け状態を示す。なおこの写真は、試験が終了し、上部の油圧グリップを解除した状況を示す。

試作した円孔挿入型クリップゲージは、写真3に示すように、厚さ1mm、幅5mmのリン青銅製帯板をリング状に加工し、リング開口部を鳥のくちばしのような形状にしたものである。このくちばし形状部を試験片の円孔部に挿入して円孔変形量を計測する。なお、くちばし形状部と試験片円孔は微量のゲル状瞬間接着剤を用いて接着固定する。変形計測の為に、開口側に対応するリング側帯板の表と裏にそれぞれ2枚、計4枚の歪ゲージを接着してブリッジ回路を構成した。この歪計測用ブリッジ回路、動歪計（共和電業DPM-611B）、データアナライザー（共和電業DAA-100A）を組み合わせ、円孔変形量（ d ）を電圧量に変換しデジタルデータとして収集する計測系である。図2に円孔変形量に相当するクリップゲージ開口部変位量（ d ）と歪ゲージ出力電圧（V）の関係を示す。図中には回帰直線とその数式および回帰直線への適合度を表す R^2 値を示す。

静的試験においては上記の計測系を用いて荷重と円孔変形の関係を導くことが出来る。一方、疲労試験における円孔径（ d ）は、繰返し最大応力または繰返し最小応力が作用したそれぞれの時点で、最大円孔径（ $d + \Delta d$ ）または最小円孔径（ $d - \Delta d$ ）を示すと考えられる。これらの円孔径を適切な繰返し数毎に計測することで、円孔変形率（ $\Delta d/d$ ）の繰返し数依存性を調べる事が出来る。疲労試験では、円孔挿入型クリップゲージのブリッジ回路をデジタル油圧サーボ式材料試験機の歪計測回路に接続して、材料試験機の制御・データ収集用ソフトウェア（Instron FLAPS）を使用し、繰返し最大応力および最小応力時の円孔変形量を適当な繰返し間隔で収集する方法を探った。

3.3 強度値の計算法

強度評価に用いる応力値は、次式で導く Net Stress を用いる。

$$S = \frac{L}{A_{net}} = \frac{L}{(W - d) \times t_{nom}} \quad (1)$$

ここで、 L は負荷荷重、 A_{net} は有孔部の負荷断面積、 W は

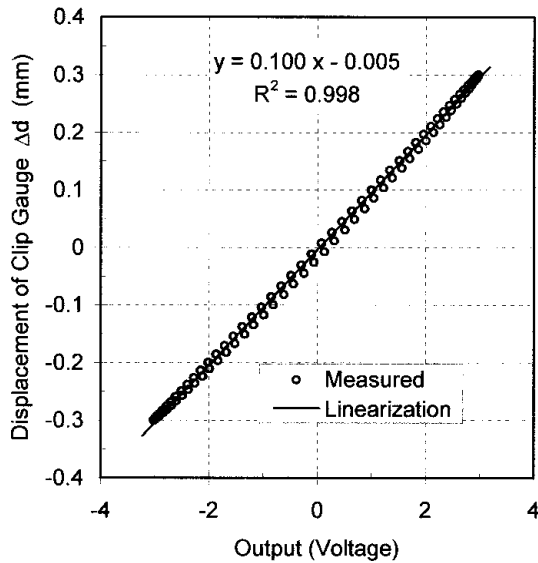


図2 クリップゲージ評定部変位置と出力電圧の関係

板幅、 d は円孔径、 t_{nom} は公称板厚である。なお、負荷断面積を板厚と板幅の積として、応力値を計算する Gross Stress を用いる強度評価も多く見られる。本試験片では Gross Stress 値 = 0.802 × Net Stress 値である。

4 試験結果および考察

本試験では、静的引張試験および静的圧縮試験、代表的な3種類の応力比 $R = 0.1$ 、 $R = -$ 、 $R = -1$ における疲労試験、ならびに、疲労試験結果の未破断試験片に対する残存強度試験を行った。これらの試験結果と試験片寸法をまとめて表2に示す。ここで、残存強度試験結果は破線で囲って示し、それぞれの平均値については背後を淡灰色にして表示する。

4.1 静的引張・圧縮強度

静的引張試験および静的圧縮試験によって導いた応力-変形関係を図3および図4に示す。それぞれの(a)図には、円孔挿入型クリップゲージを用いて円孔の荷重軸方向変形量 (d) を測定し、円孔直径 ($d=6.35\text{mm}$) に対する比率すなわち円孔変形率 (d/d) と公称応力の関係を示す。また(b)図には、試験片側面に取り付けた動的変位計で測定した標点間距離25mmの変位置と公称応力の関係を示す。

図3に示した静的引張試験では、破断強度は、平均値が567MPaで、著者らの求めた無孔(平滑)試験片引張強度¹¹⁾の対比が0.7程度となる。また、Gross値を用い

表2 静的試験、疲労試験および残存強度試験の結果

試験区分	応力比 R	荷重 (kN)	繰返し応力、強度静強度比			破断寿命			残存破壊	残存破壊強度静強度比			有孔試験片 寸法 (mm)				
			Gross (MPa)	Net (MPa)	S/Su	f (Hz)	N	logN		区別	荷重 (kN)	Gross (MPa)	Net (MPa)	S/Su	SpNo.	板厚	板幅
疲労	0.1	40.36	392	489	0.86	5	100,102	5.0004	N.F.	53.76	522	651	1.15	CH-17	3.36	32.03	6.35
	0.1	38.35	373	464	0.82	5	100,002	5.0000	N.F.	52.90	514	641	1.13	CH-09	3.37	32.02	6.34
	-∞	-26.24	-255	-318	0.84	5	1,747	3.2423	平均=	53.33	518	646	1.14	CH-10	3.31	32.03	6.36
	-∞	-24.22	-235	-294	0.77	5	2,398	3.3798						CH-20	3.35	32.01	6.36
	-∞	-24.22	-235	-294	0.77	5	94,353	4.9748						CH-03	3.34	32.02	6.36
	-∞	-23.22	-226	-281	0.74	5	100,102	5.0004	N.F.	-29.75	-289	-360	0.95	CH-02	3.32	32.02	6.35
	-∞	-22.20	-216	-269	0.71	5	100,102	5.0004	N.F.	-29.76	-289	-361	0.95	CH-14	3.37	32.03	6.35
	-1	24.22	235	294	0.78	5	968	2.9859	平均=	-29.75	-289	-360	0.95	CH-05	3.29	32.00	6.36
	-1	24.22	235	294	0.77	5	1,945	3.2889						CH-18	3.36	32.01	6.36
	-1	23.21	226	281	0.74	5	7,747	3.8891						CH-04	3.31	32.02	6.35
	-1	23.21	226	281	0.74	5	8,902	3.9495						CH-21	3.37	32.01	6.35
	-1	22.20	216	269	0.71	5	43,484	4.6383						CH-08	3.34	32.03	6.36
	-1	22.20	216	269	0.71	5	51,477	4.7116						CH-15	3.38	32.03	6.36
	-1	21.19	206	257	0.68	5	6,789	3.8318						CH-13	3.36	32.01	6.35
	-1	21.19	206	257	0.68	5	103,106	5.0133	N.F.	-26.76	-260	-324	0.86	CH-07	3.36	32.01	6.35
-1	20.18	196	245	0.65	5	100,002	5.0000	N.F.	-24.84	-241	-301	0.79	CH-01	3.22	32.02	6.35	
静的引張		44.26	430	537	0.95	負荷速度:1mm/min			平均=	-25.80	-251	-313	0.83	CH-06	3.28	32.01	6.36
		49.23	478	597	1.05	"								CH-12	3.37	32.01	6.36
静的圧縮		-31.27	-304	-379	1.00	負荷速度:0.75mm/min								CH-11	3.41	32.03	6.35
		-31.29	-304	-379	1.00	"								CH-16	3.34	32.01	6.36
	平均=	46.74	454	567	1.00												

Su=静引張強度または静圧縮強度の平均値、f=繰返し速度、N.F.=No Failure

た無孔試験片強度対比は、0.6程度であり、炭素繊維 / エポキシ樹脂複合材料で行ったR.S. Whiteheadの結果⁽²⁾と同じである。

円孔の変形を表す円孔変形率($\Delta d/d$)は、負荷応力の増加にほぼ比例して大きくなる。そして、有孔部破壊は、円孔変形率が4%程度になった時点で発生すると判断できる。なお、図3(a)中の線図では破断の少し前に直線形から外れた様相を示す。これは円孔挿入型クリップゲージの接触箇所である円孔部に局部変形が発生した事によるものと考えられる。

図4に示した静的圧縮試験では、破断強度は、平均値が - 379MPa で、著者らの求めた無孔(平滑)試験片圧縮強度⁽³⁾との対比が0.56となる。また、Gross値を用いた無孔試験片の強度対比は、0.45と小さく、炭素繊維 / エポキシ樹脂複合材料の結果⁽²⁾の0.65とは異なった値を示した。なお、引張の場合と同様に、円孔の変形を示す円孔変形率は、応力の増加にほぼ比例する。そして、圧縮

破断は円孔変形率が3%以上で起きると判断できる。なお、図4(a)中に示す試験片番号CH-11の結果は、比較的小さい変形率での破壊を示すが、図4(b)に示す動的変位計の傾向から円孔挿入型クリップゲージの接着固定が不適切であった為に計測されたと考えられる。

4.2 疲労強度

4.2.1 S-N 関係

表2に示した試験結果をまとめて、図5の片対数S-N線図にプロットする。ここで、縦座標の応力(S)は、R=0.1では繰返し最大応力を用い、R= - およびR= - 1では繰返し最小応力の絶対値を用いた。横座標は対数座標で累積繰返し数を示す。

S-N 関係を簡便に表わす数式として、片対数座標および両対数座標上において、それぞれ直線関係で表す(2)式および(3)式が使用されている。

$$S = C_1 \cdot \log N + C_2 \tag{2}$$

$$\log S = C_3 \cdot \log N + C_4 \tag{3}$$

そこで、3種の応力比それぞれのS-Nデータについて、最小二乗法を用い、直線近似したS-N曲線の勾配(C_1 および C_3)と切片(C_2 および C_4)を求めて、表3に示す。

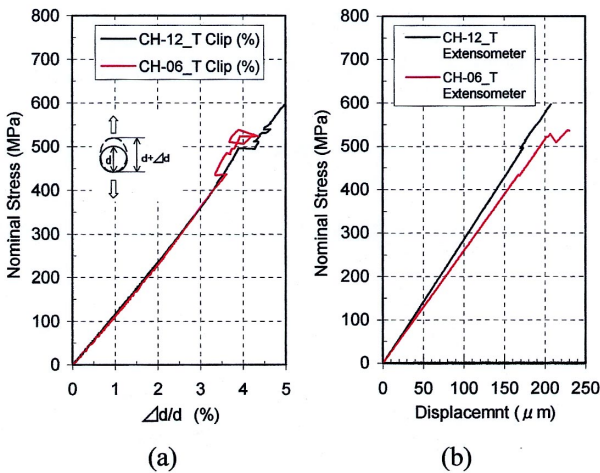


図3 静的引張試験の応力 - 変位関係

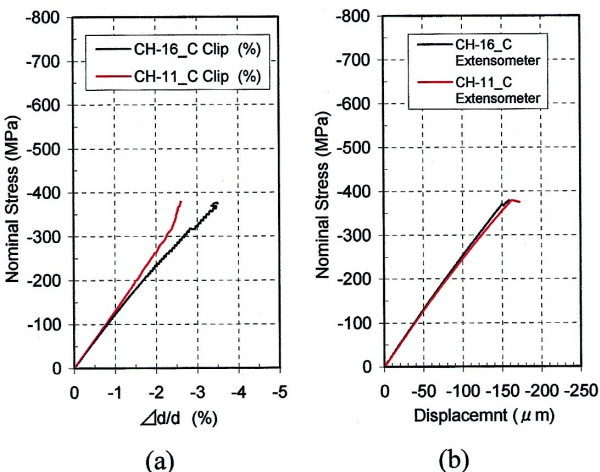


図4 静的圧縮試験の応力 - 変位関係

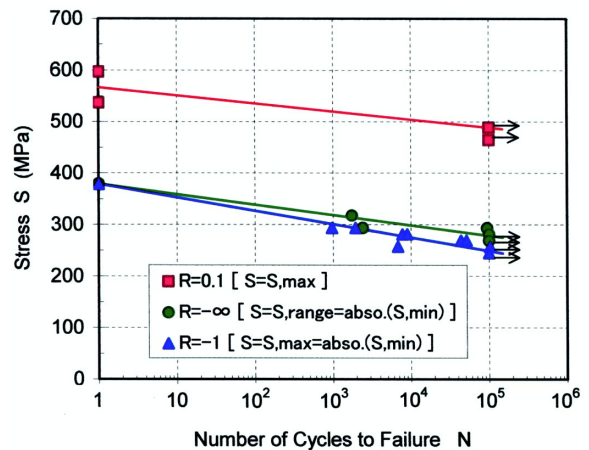


図5 S-N 関係

表3 直線近似し S-N 曲線の勾配と切片

R	S	データ数		片対数座標直線 $S = C_1 \cdot \log N + C_2$		両対数座標直線 $\log S = C_3 \cdot \log N + C_4$	
		F	N.F.	C_1	C_2	C_3	C_4
0.1	S_{max}	0	2	(-15.60)	(566.7)	(-0.01286)	(2.753)
-∞	S_{range}	3	2	-20.08	378.9	-0.02590	2.579
-1	S_{max}	7	2	-26.00	378.9	-0.03492	2.579

注) F列は破断データ数、N.F.列は未破断データ数

また、(2) 式で表す近似直線を図5に示す。なおこれらの係数は、独立変数を応力値とする、静的強度の寿命は $N=1$ とする、曲線は静的強度の平均値点を通過する、破断データのみを使用する、との条件で導いた。また、 $R=0.1$ の係数は、静的強度と未破断データの最大値から導いた値を示す。

これらの図および表から、 $R=0.1$ の引張疲労では、S-N 曲線の勾配が小さく、良好な耐疲労性を示す事がわかる。また、 $R=-$ の圧縮疲労では、S-N 曲線の勾配が大きくなり、耐疲労性が低下すると判断できる。

一方、 $R=-1$ の圧縮応力と引張応力が交互に作用する場合は、S-N 曲線の勾配がいくぶん大きくなっている。この場合は、繰返し応力範囲が表示した応力値の2倍に相当する試験であるが、 $R=-$ に比較して、耐疲労性が大きく低下していないと判断できる。つまり、繰返し引張応力は、圧縮応力に比較して、疲労損傷にあたえる影響がきわめて小さいことを示している。

ポリイミド樹脂をマトリックスとした複合材料のS-N 線図として、Walterらの報告¹⁴⁾には、HTS/PMR-15複合材料について、積層構成が $[0/45/90/-45]_s$ で、 $d=6.35\text{mm}$ の有孔試験片、応力比 $R=-1$ の低温、室温および高温におけるS-N線図が図示されている。同様に、J. F. Haskinsらの報告¹⁵⁾には、2種の炭素繊維/ポリイミド樹脂複合材料すなわちCelion 6000/LARC-160およびHT-S/710について、積層構成がいずれも $[0/\pm 45]_s$ で、 $d=6.35\text{mm}$ の有孔試験片、応力比 $R=0.1$ 、 $R=-1$ のS-N線図が図示されている。これらのS-N線図のデータプロット位置や近似曲線の傾きなどの巨視的な傾向は、図5のS-N線図の傾向と類似していると判断できる。

次に、縦座標を静的破壊強度(S_u)に対する比率、すなわち、 $R=0.1$ では静的引張強度に対する繰返し最大応力の比率、 $R=-$ および $R=-1$ では静的圧縮強度に対する繰返し最小応力の比率を取ったS/Su-logN関係を図6に示す。これはS-N関係を基準化して材料別の疲労強度比較を目的とする。

このS/Su-logN関係について、ほぼ類似する試験条件で行われたエポキシ樹脂複合材料の結果と比較する。まず、B. D. Wrightの報告¹⁶⁾では、炭素繊維/エポキシ樹脂複合材料(XAS/914C)について、積層構成(50%0°; 50%45°; 0%90°)、皿頭形の有孔試験片、応力比 $R=0.1$ 、 $R=-10$ 、 $R=-1$ のS/Su-logNグラフが図示されている。このグラフの傾向は図6に示した結果と同様の傾向を示す。

M. S. Rosenfeldらの報告¹⁰⁾¹⁷⁾では、2種の炭素繊維/エポキシ樹脂複合材料すなわちMODMOR Type II NARMCO 5209およびAS3501-6について、積層構成が $[(0/\pm 45)]_s$ および $[\pm 45/0/\pm 45/0/0/\pm 45]_s$ と $[0/90/45/90/0/45/45/0/90]_s$ で、 $d=6.35\text{mm}$ の有孔試験片で、応力比

$R=0$ 、 $R=-$ 、 $R=-1$ のS-N線図が図示されている。これらをS/Su-logN関係に変換したグラフは、図6に示した結果と幾分異なる。すなわち、T800H/PMR-15複合材料は、前者の材料に比べて低い耐疲労性を示し、後者の材料に比べて $R=-1$ の条件では高い耐疲労性を示す。

D. Schuitzらの報告¹⁸⁾では、炭素繊維/エポキシ樹脂複合材料(T300/914C)積層構成 $[0_2/\pm 45/0_2/\pm 45/90]_s$ 、 $d=3\text{mm}$ の有孔試験片で、応力比 $R=0.1$ 、 $R=-1$ におけるS-N線図が示されている。同様に、H. Tomiokaらの報告¹⁹⁾では、炭素繊維/エポキシ樹脂複合材料(T300/#3631)積層構成 $[45/0/-45/90]_s$ 、 $d=4\text{mm}$ の有孔試験片で、応力比 $R=0.1$ におけるS-N線図が示されている。また、E. P. Phillipsの報告²⁰⁾では、炭素繊維/エポキシ樹脂複合材料(T300/5208)積層構成 $[45/0/-45/90]_s$ 、 $d=6.35\text{mm}$ の有孔試験片で、応力比 $R=-$ 、 $R=-1$ におけるS-Nデータが表示されている。これらのS-NデータをS/Su-logNグラフに変換し、図6に示したT800H/PMR-15材と比較すると、 $R=-1$ において、T800H/PMR-15材が幾分良好な耐疲労性を示すが、ほぼ類似した傾向を示す。

上記のように本試験データと既存データとの比較調査から、T800H/PMR-15複合材料のS-N関係は、同種の炭素繊維/ポリイミド樹脂複合材料や一般的な炭素繊維/エポキシ樹脂複合材料と類似するS-N関係を示した。これは、T800H/PMR-15複合材料が一般的なCFRPと同じように良好な耐疲労性を持つことを意味する。また、HOPE-X構造にT800H/PMR-15擬似等方積層板を使用する場合の設計許容値として、圧縮強度は184MPaと設定されている²¹⁾。本試験で取得したS-Nデータは、圧縮荷重の作用する $R=-1$ および $R=-$ における $N=10$ サイクルの時間強度が350Mpa程度であり、圧縮許容強度に対して2倍近くの余裕を示した。また、繰返し圧縮応力が184MPa程度では $N=10^5$ サイクルの繰返し数においても疲労破壊は起こさないことを示した。さらに、有孔部の設計においては、切欠きに関する割引係数が考慮されて²²⁾より低い設計許容値を取ることになり、疲労破壊に対する余裕は大きくなる。これらのことから、T800H/PMR-15は、良好な耐疲労性を持ち、HOPE-X用構造材料として適用可能であると判断できる。

4. 2. 2 円孔部の変形状況

疲労損傷は応力集中箇所が発生し、試験片の剛性変化として表われる。本試験片の場合、応力集中箇所が有孔部であることから、疲労損傷は円孔径の変化で表される。それゆえ、3.2項に記述した疲労試験における円孔変形計測方法に従って円孔変形データを収集した。これらのデータを、縦座標を円孔変形率、横座標を累積繰返し数

としたグラフ上にプロットして、円孔変形率と繰返し数の関係を調べた。

この円孔変形率と繰返し数の関係を、3種の応力比それぞれの場合について、整理・検討した結果を以下に述べる。

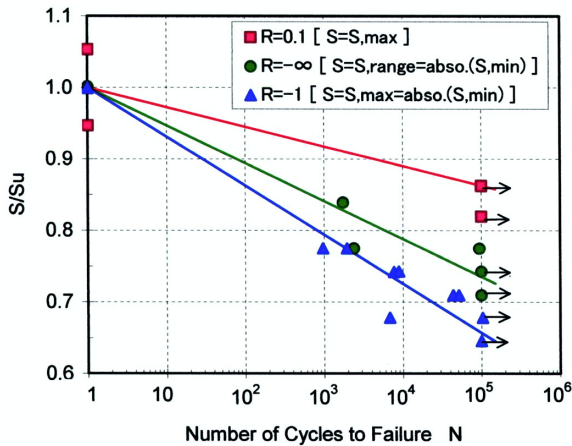


図6 S/Su-logN 関係

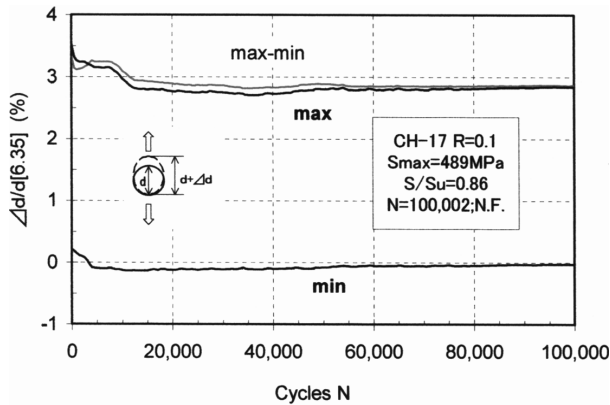


図7 円孔変形率と累積繰返し数の関係 (R=0.1)

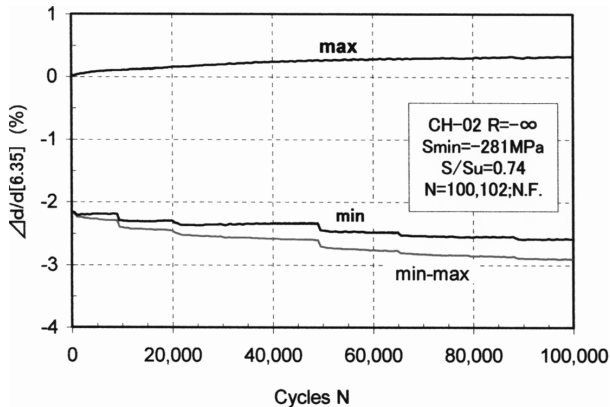


図8 円孔変形率と累積繰返し数の関係 (R=-∞)

a) R=0.1 の場合 静的引張強度対比が0.82と0.86で繰返し最大応力が464MPaと489MPaである試験片について、その円孔変形率をN=10⁵サイクルまで計測した。このうち後者の結果を図7に示す。なお、図中の実線は、繰返し最大応力時点および繰返し最小応力時点に計測した

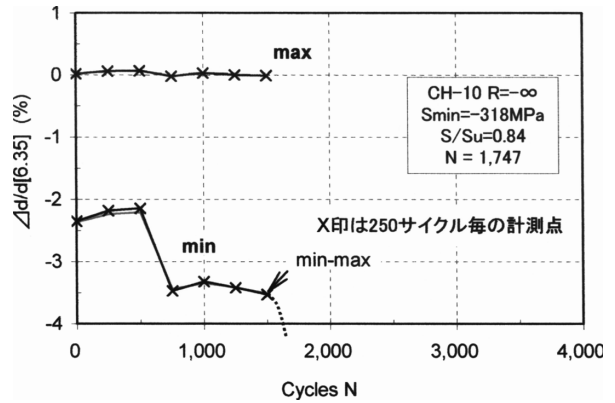


図9 円孔変形率と累積繰返し数の関係 (R=-∞)

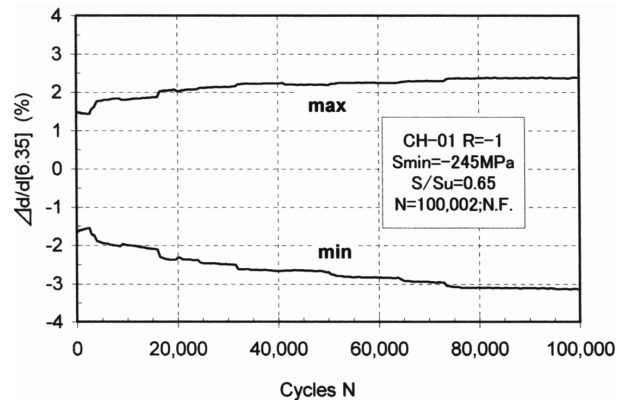


図10 円孔変形率と累積繰返し数の関係 (R=-1, S_{min}= - 245MPa)

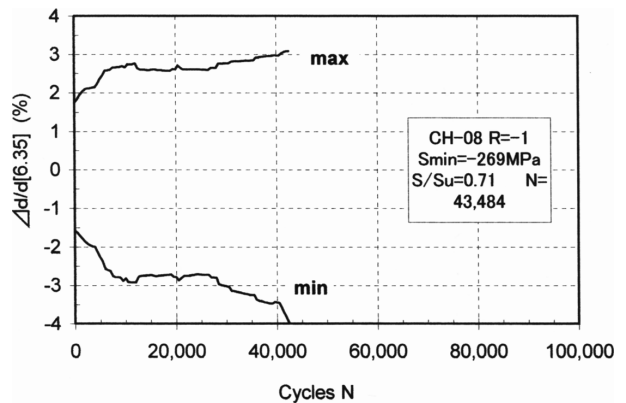


図11 円孔変形率と累積繰返し数の関係 (R=-1, S_{min}= - 269MPa)

それぞれの円孔径から導かれる円孔変形率を表わす。灰色線は、最小応力時点と最大応力時点の範囲を用いて導かれる円孔変形率を表わす。さて、 $R=0.1$ における円孔変形率は、初期の段階で変動が見られるが、その後は $N=10^5$ サイクルまで安定した円孔変形率が測定された。つまり、静的強度に対する繰返し最大応力の比率が $0.8 \sim 0.9$ 程度の引張疲労の場合は、初期の時点での疲労損傷が少し見られるが、疲労損傷の進展は極めて少ない事を示した。

b) $R = -$ の場合 静的圧縮強度対比が 0.74 で繰返し最小応力が -281MPa である試験片、および、静的圧縮強度対比が 0.84 で繰返し最小応力が -318MPa である試験片の円孔変形率と累積繰返し数の関係を図8および図9に示す。静的圧縮強度に対する比率が 0.74 程度の繰返し圧縮応力でも円孔変形率は、累積繰返し数に伴って増加する傾向が見られた。つまり、圧縮荷重が作用する場合は、 $R=0.1$ の引張疲労に比べて小さい繰返し応力振幅を作用させた場合でも、疲労損傷が発生し進行することを示した。また、円孔変形率が 4% に近づくと破壊が起こると判断できる。

c) $R = -1$ の場合 静的圧縮強度対比が 0.65 で繰返し最小応力が -245MPa である試験片の円孔変形率と累積繰返し数の関係を図10に示す。 $R = -1$ 群では最も小さい繰返し応力の試験片であるが、円孔変形率は増加する傾向を示す。また、静的圧縮強度対比が 0.71 で繰返し最小応力が -269MPa である試験片の円孔変形率と累積繰返し数の関係を図11に示す。この図では、圧縮応力が作用した時の円孔変形率が 4% を超えると疲労破壊を起こしている事を示す。同様な傾向は他の繰返し応力条件においても見られた。

これらの事から、疲労損傷の進展は、圧縮応力下では観察されるが、引張応力下では極めて小さいと判断できる。

4.2.3 $N=10^5$ サイクル残存強度

図12に、 $N=10^5$ サイクル未破断試験片の残存強度試験結果ならびに静的強度試験結果を棒グラフで比較表示する。ここで、圧縮強度は絶対値で表し、棒グラフ内の淡色棒グラフは 10^5 サイクル作用させた繰返し応力値を表した。

また、それぞれの強度試験結果の平均値に基づいて、比較を行うと、引張荷重が作用した $R=0.1$ の残存引張強度は、静的引張強度の 114% の値を示す。このような残存引張強度の向上は、CF/Epoxyの有孔試験片について調べたV. Giavottoらの報告²³⁾にも見られる。一方、圧縮荷重が作用した $R = -$ および $R = -1$ の残存圧縮強度は、それぞれ、静的圧縮強度の 95% および 83% で、静的引張強度の 64% および 55% である。

これらの事から、繰返し引張応力による損傷は極めて小さく、むしろ、繰返し引張応力を負荷させる事で、円孔部の残留応力が開放されて応力緩和がおり、試験片の引張強度を向上させると考えられる。一方、繰返し圧縮応力は、試験片の圧縮強度特性に影響与える層間はく離などの損傷の生成に寄与していると判断できる。

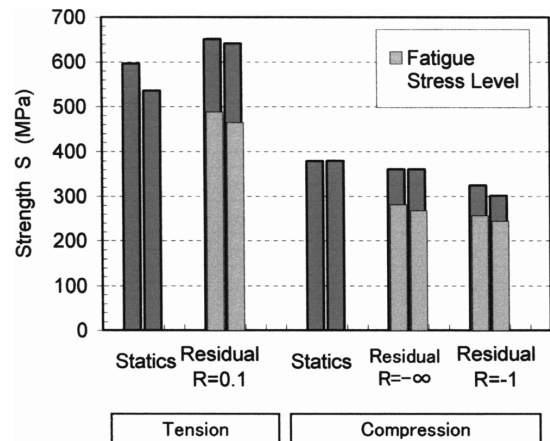


図12 残存強度試験結果の比較

4.3 破面観察

本試験で観察された破壊部の様子を以下に示す。

静的引張試験の破壊部は、写真4.1に示すように、円孔部から放射状に試験片側面まで損傷が広がり、側面は層間はく離や界面はく離が観察されるほうき状破壊である。静的圧縮試験の破壊部は、写真4.2に示すように、円孔部から試験片側面までほぼ直線状に損傷が進行しており、側面は明確な層間はく離が観察される破壊である。

繰返し引張応力を作用させた $R=0.1$ の試験片はいずれも $N=10^5$ サイクル未破断試験片となり、残存強度試験を行ったが、 $N=10^5$ サイクル後の目視観察では、円孔稜部の一部において、表面 45° 層の微小な剥がれが見える程度の損傷が見られた。

繰返し圧縮応力が作用する $R = -1$ および $R = -$ で行った疲労破壊試験片の側面写真を写真4.3に示す。 $R = -1$ および $R = -$ の場合は、巨視的には、静的圧縮強度試験の破壊とほぼ同じであるが、試験片剛性低下の原因と考えられる繰返し圧縮応力による層間はく離の生成が見られる。なお、この写真では $R = -$ 試験片の損傷領域が $R = -1$ 試験片に比べて大きくなっているが、 $R = -$ 試験片の繰返し圧縮応力が $R = -1$ 試験片の繰返し圧縮応力よりも大きいことに因ると考えられる。

次に、3種の応力比 $R=0.1$ 、 $R = -1$ および $R = -$ で行った疲労試験において、 $N=10^5$ サイクル未破断試験片で実

施した残存強度試験結果の破壊部側面写真を写真 4.4 に示す。R=0.1の残存引張強度試験の破壊は静的引張破壊と同じ様相を示し、R= - 1およびR= - ∞の残存圧縮強度試験では破壊荷重が静的圧縮破壊荷重よりも低いことで脆性的な破壊領域が小さくなっている様相を示す。

5 むすび

炭素繊維 / ポリイミド樹脂複合材(T800H/PMR-15)の擬似等方積層材有孔試験片について、静的引張、静的圧縮、および代表的な3種類の応力比すなわちR=0.1、R= - ∞、R= - 1におけるN=10⁵サイクルまでの疲労寿命試験、ならびにN=10⁵サイクル未破断試験片の残存強度試験を行い、静的強度および疲労強度特性に関する基本データを収集した。ここで得られた主な試験結果、およびT800H/PMR-15材のHOPE-X構造への適用性について以下に示す。

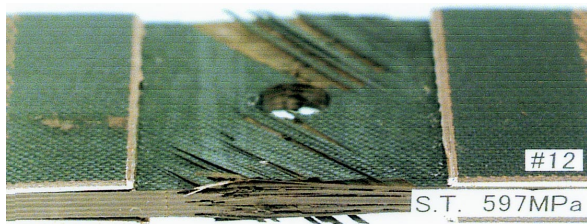


写真 4.1 静的引張試験片破壊部写真

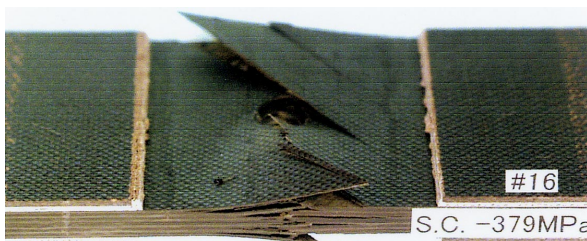


写真 4.2 静的圧縮試験片破壊部写真

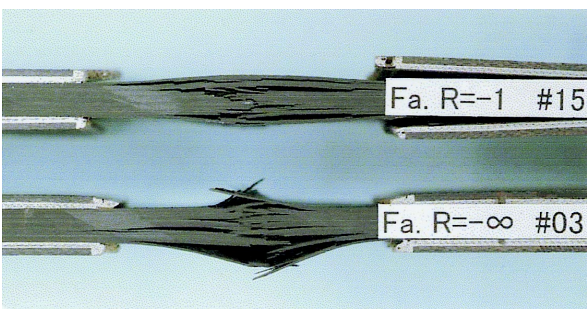


写真 4.3 疲労破壊試験片の側面部写真

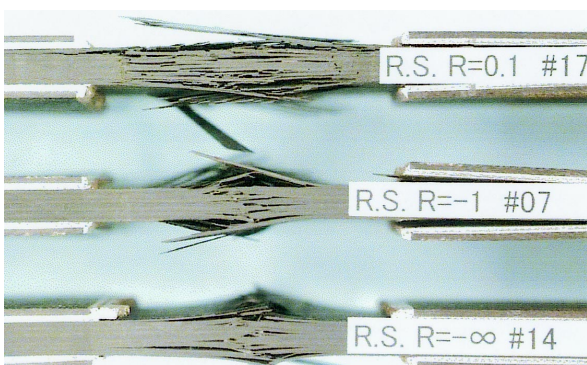


写真 4.4 残存強度試験片の破壊部側面写真

有孔試験片の静的引張強度は567MPa、静的圧縮強度は379MPaを得た。したがって、圧縮強度の引張強度対比は0.67である。

静的引張および圧縮破壊は、円孔変形率がそれぞれ4.5%程度および - 3.5%程度に達すると発生した。

R=0.1の引張疲労試験では、静的引張強度の86%に相当する繰返し最大応力下においても、剛性低下などの疲労損傷は観察されず、本材料の繰返し引張応力荷重下における耐疲労性が良好であることを示した。

R= - ∞ およびR= - 1の繰返し圧縮応力が作用する疲労試験では、それぞれ、静的圧縮強度の70%以上および60%以上の繰返し応力条件では、剛性低下などの疲労損傷が観察され、繰返し圧縮応力条件では耐疲労性が低下する事を示した。

R= - ∞ およびR= - 1の繰返し圧縮応力が作用する疲労試験では、円孔変形率が - 4%程度になると破壊を起こした。

R=0.1の残存強度については、静的引張強度に比べて10%程度高い値を示した。これは繰返し引張応力を与えることで、円孔部の応力緩和が計られたことによると考えられる。

R= - ∞ およびR= - 1の残存強度については、それぞれ、静的圧縮強度の95%および80%程度であった。これは、繰返し圧縮応力の影響で生成される層間く離などの損傷が圧縮残存強度の低下をもたらすと考えられる。

T800H/PMR-15擬似等方積層板を使用する場合の構造設計許容値として、圧縮強度は184MPaと設定されている。本試験で取得したS-Nデータでは、圧縮荷重の作用するR= - 1およびR= - ∞におけるN=10サイクルの時間強度が350MPa程度であり、圧縮許容強度に対して2倍近くの余裕を示した。

本研究を遂行するに当たり、宇宙環境推進利用センターの小林智之氏および日本航空機開発協会の田村裕之

氏には、各種のご支援を頂いた。ここに、厚く感謝申し上げます。

6. 参考文献

- 1) 松下正、三津間秀彦、小林智之、田村裕文、渥美基弘、「耐熱性CFRPを用いたHOPE機体構造構想と研究開発の現状」、第32回構造強度に関する講演会講演集、1990、pp.42-45.
- 2) 岩間一敬 山本昌孝、「HOPE耐熱機体構造の概念設計」、第32回構造強度に関する講演会講演集、1990、pp.46-49.
- 3) 松下正、三津間秀彦、小林智之、野尻邦夫、水野宏、鎌田清敏、「HOPE耐熱主構造部材(カーボン/ポリイミド)の研究」、第32回構造強度に関する講演会講演集、1990、pp.54-57.
- 4) 松下正、三津間秀彦、小林智之、前川昭二、長尾広志、伊藤康宏、佐名俊一、「HOPE用耐熱複合材の研究」、第32回構造強度に関する講演会講演集、1990、pp.58-61.
- 5) 菅原憲明、神山隆之、中島宏和、松下正、三津間秀彦、小林智之、「HOPE耐熱樹脂複合材の特性と成形技術」、第32回構造強度に関する講演会講演集、1990、pp.62-65.
- 6) 角田義秋、濱口泰正、野口義男、三本木茂夫、下河利行、松下正、山本昌孝、渥美基弘、「カーボン/ポリイミド複合材料の基本特性試験」など、第31回構造強度に関する講演会講演集、1989、pp.56-71.
- 7) 角田義秋、三本木茂夫、下河利行、濱口泰正、山本昌孝、三津間秀彦、「カーボン/ポリイミド(T800H/PMR-15)複合材料の室温および300℃における静強度評価」、航空宇宙技術研究所報告 TR-1254、1994
- 8) 富岡史城、夏村 匡、「CF/PMR-15を用いた構造要素の強度評価に関する研究」、第18回複合材料シンポジウム講演要旨集、1993、pp.87-90.
- 9) 内藤浩和、三保和之、「カーボン/ポリイミド(C/Pi)複合材の研究開発」、第39回構造強度に関する講演会講演集、1997、pp.189-192.
- 10) M.S. Rosenfeld and S.L. Huang, "Fatigue Characteristics of Graphite/Epoxy Laminates under Compression Loading", Journal of Aircraft, Vol.15, No.5, may 1978, pp.264-268.
- 11) 下河利行、濱口泰正、角田義秋、田村裕文、「カーボン/ポリイミド複合材料における引張機械的性質の統計的評価」、日本複合材料学会誌 Vol.20 No.5、1994、pp.195-204.
- 12) R.S. Whitehead, "Certification of Primary Composite Aircraft Structures", Proceedings of the 14th Symposium ICAF, EMAS, 1987, pp.585-617.
- 13) 下河利行、濱口泰正、角田義秋、「カーボン/ポリイミドT800H/PMR-15複合材料における圧縮機械的性質の統計的評価」、日本複合材料学会誌 Vol.22 No.5、1996、pp.184-192.
- 14) Walter Illg and Richard A. Everett, Jr, "Fatigue and Fracture", NASA CP 2076, 1979, pp.259-271.
- 15) J. F. Haskins and J. R. Kerr, "Effects of Real-Time Thermal Aging on Graphite/Polyimide Composites", NASA CP 2385, 1983, pp.315-319.
- 16) B.D. Wright, "Fatigue Life Prediction for Carbon-Epoxy Composite Design", Proceedings of the 16th Symposium ICAF, EMAS, 1991, pp.431-443.
- 17) M.S. Rosenfeld and L.W. Gause, "Compression Fatigue Behavior of Graphite/Epoxy in the Presence of Stress Raisers", Fatigue of Fibrous Composite Materials, ASTM STP 723, American Society for Testing and Materials, 1981, pp.174-196.
- 18) D. Schuitz, J.J. Gerharz, and E. Alschweig, "Fatigue Properties of Unnotched, Notched, and Jointed Specimens of a Graphite/Epoxy Composite", Fatigue of Fibrous Composite Materials, ASTM STP 723, American Society for Testing and Materials, 1981, pp.31-47.
- 19) H. Tomioka and H. Wada, "Fatigue Strength of Graphite Epoxy Laminates", Proceedings of the 9th International Conference on Composite Materials, Volume V, 1993, pp.745-752.
- 20) E.P. Phillips, "Effect of Truncation Predominantly Compression Load Spectrum on the Life of a notched Graphite/Epoxy Laminate", Fatigue of Fibrous Composite Materials, ASTM STP 723, American Society for Testing and Materials, 1981, pp.197-212.
- 21) 宇宙往還技術試験機 熱構造系開発基礎試験(その2のA) 成果報告会資料、NU-70899-1、1998.12
- 22) 下河利行、三本木茂夫、「HOPE関連主構造材料の評価法について」、HOPE関連構造材料ワークショップ講演集、1988.9
- 23) V. Giavotto, C. Caprile and G. Sala, "Understanding Composite Fatigue: New Trends", Proceedings of the 15th Symposium ICAF, EMAS, 1989, pp.425-451.

航空宇宙技術研究所報告1392号

平成11年11月発行

発行所 科学技術庁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(0422)40-3075 ㊦182-8522
印刷所 株式会社実業公報社
東京都千代田区九段北1-7-8

©禁無断複写転載

本書(誌)からの複写、転載を希望される場合は、管理部
研究支援課資料係にご連絡ください。

