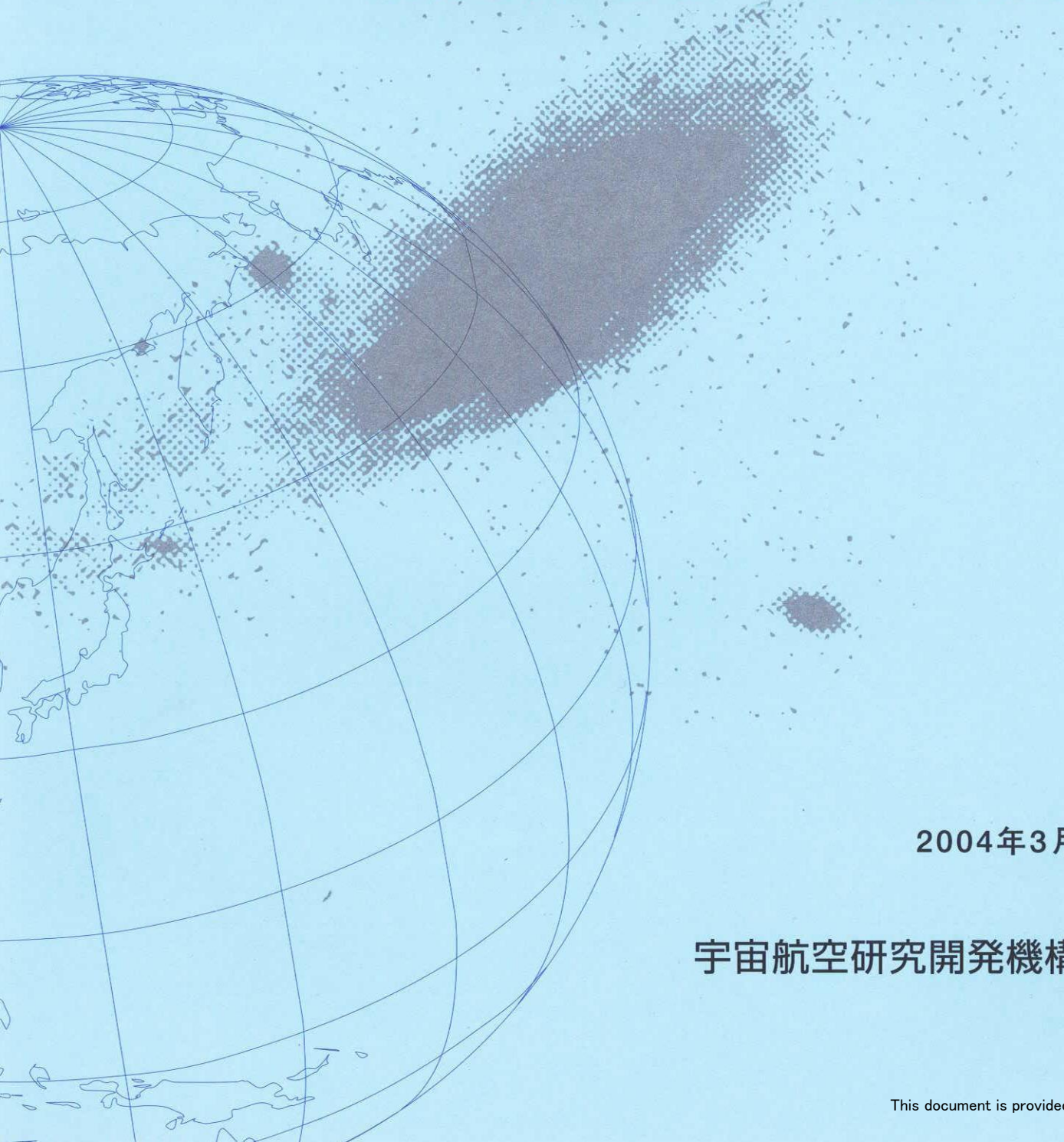


宇宙航空研究開発機構研究開発報告

カーボン/ポリイミド (T800H/PMR-15) 複合材料 有孔試験片の室温および高温疲労強度



2004年3月

宇宙航空研究開発機構

宇宙航空研究開発機構研究開発報告
JAXA Research and Development Report

カーボン/ポリイミド (T800H/PMR-15) 複合材料
有孔試験片の室温および高温疲労強度

Axial Fatigue Strength of Open-Hole Specimens of T800H/PMR-15
Carbon/Polyimide Composite at Room and High Temperatures

角田 義秋^{*1}、下河 利行^{*2}、谷本 敏夫^{*3}、森重 純一^{*3}

Yoshiaki KAKUTA, Toshiyuki SHIMOKAWA, Toshio TANIMOTO, Junichi MORISHIGE

*1: 総合技術研究本部 先進複合材評価技術開発センター
Advanced Composite Evaluation Technology
Institute of Space Technology and Aeronautics

*2: 東京都立科学技術大学
Tokyo Metropolitan Institute of Technology

*3: 湘南工科大学
Shonan Institute of Technology

2004年3月
March 2004

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

THE UNIVERSITY OF CHICAGO

PHYSICS DEPARTMENT

PHYSICS 439

目次

概要	1
1. まえがき	1
2. 試験片と試験方法	2
3. 試験結果の解析	3
3.1 $S-N$ 方程式	3
3.2 最大応力に対する残差の標準偏差	3
4. 試験結果および考察	3
4.1 静引張強度と引張疲労試験($R = 0.1$)	4
4.2 静圧縮強度と圧縮疲労試験($R = 10$)	5
4.3 両振り疲労試験($R = -1$)	5
4.4 $R = -1$ および $R = 0.1$ における圧縮荷重の影響	6
4.5 破壊状況	6
5. まとめ	7
参考文献	8

カーボン/ポリイミド(T800H/PMR-15)複合材料 有孔試験片の室温および高温疲労強度*

角田義秋*1、下河利行*2、谷本敏夫*3、森重純一*3

Axial Fatigue Strength of Open-Hole Specimens of T800H/PMR-15 Carbon/Polyimide Composite at Room and High Temperatures *

Yoshiaki KAKUTA*1, Toshiyuki SHIMOKAWA*2
Toshio TANIMOTO*3, and Junichi MORISHIGE*3

Abstract

The objective of this study is to evaluate the fatigue strength of a T800H/PMR-15 carbon/polyimide composite material at room and high temperatures. Using open-hole specimens of a laminate with a quasi-isotropic stacking sequence, 32 plies [+45°/0°/-45°/90°]4S, axial fatigue tests were conducted at room temperature and 260°C. The stress ratios (R = minimum stress/maximum stress) were 0.1 (tension-tension), 10 (compression-compression), and -1 (fully reversed). Fatigue tests provided the results of S - N relationships at room temperature and 260°C, and fatigue failure modes. This study discusses the effect of temperature on fatigue strength, the coefficient of variation of fatigue strength as an index of fatigue scatter, and fatigue failure modes.

Keywords: T800H/PMR-15, carbon/polyimide composite, S - N relationship, high temperature, failure mode

概 要

本研究の目的は、カーボン/ポリイミド(T800H/PMR-15)複合材料の高温疲労強度を評価することである。疲労試験は、擬似等方積層材の有孔試験片を用い、室温および高温(260°C)環境下で行った。負荷荷重は、応力比(R = 最小応力/最大応力)として $R=0.1$ (引張疲労)、 $R=10$ (圧縮疲労)、および $R=-1$ (両振り疲労)の3種類とした。各応力比に対応した試験片は、疲労試験後に破壊の様子を観察した。温度の影響については、 S - N 線図における 10^5 サイクルの時間強度で疲労強度を評価した。

1. まえがき

小型無人スペースシャトルの構造は、飛行中、特に帰還時の大気圏再突入の際に、空力加熱によって厳しい高温環境に曝される。このため、主構造用材料としては軽量、高強度、耐熱性の高い材料が要求される。主構造部材の候補材料として、金属材料系ではAl合金とTi合金、プラスチック系複合材料ではポリイミド、ビスマレイミド、エポキシなどが挙げられている。これら候補材料の中で、ポリイミド系炭素繊維(T800H/PMR-15)複合材料は、樹脂の耐熱温度が最高320°C程度までの能力を有し、高温環境における比強度・比剛性なども優れており、さらに構造重量の軽減も大いに期待される。

この材料の静強度評価試験は、航空宇宙技術研究所(NAL: National Aerospace Laboratory)と宇宙開発事業団(NASDA: National Space Development Agency of Japan)の2機関が共同研究として実施した。現在は、両機関と宇宙科学研究所(ISAS: Institute of Space and Astronautical Science)の宇宙3機関が統合され、平成15年10月から宇宙航空研究開発機構(JAXA: Japan Aerospace Exploration Agency)として発足している。

評価試験の内訳は、室温および高温(300°C)環境下における単層材の引張強度、圧縮強度、層間せん断強度、破断ひずみ、縦弾性係数およびポアソン比などの基本特性値と、擬似等方積層材(無孔、有孔)の引張および圧縮強

* 平成16年2月5日 受付 (received 5 February, 2004)

*1 総合技術研究本部 先進複合材評価技術開発センター

(Advanced Composite Evaluation Technology, Institute of Space Technology and Aeronautics)

*2 東京都立科学技術大学 (Tokyo Metropolitan Institute of Technology)

*3 湘南工科大学 (Shonan Institute of Technology)

度等のデータを取得した^[1]。

さらに、室温環境における引張強度^[2]、圧縮強度の温度(-50、RT、260、300℃)依存性^[3]、圧縮強度の統計的信頼性^[4]、高温・吸湿環境下の圧縮強度評価^[5]、および室温環境における疲労強度^[6]について実施した。

小型無人スペースシャトルは、繰返しの使用で高温環境に曝されるばかりでなく、機械的な荷重も受けるため、高温環境における疲労強度データの取得が重要な課題となる。室温環境下での疲労強度については、濱口ら^[6]の報告もあるが、繰返し数が $N=10^5$ サイクルまでであった。高温環境における疲労強度を実験的に調べた報告は見あたらない。

本研究は、NALと湘南工科大学(Shonan Institute of Technology)の2機関が共同研究を行い、カーボン/ポリイミド(T800H/PMR-15)複合材料の有孔試験片を用いて、室温および260℃環境下における静強度および疲労強度を調べた。すなわち、室温および260℃での静引張強度と疲労強度の $S-N$ 関係を導くこと、試験後の破壊状況を調べること、疲労強度に対する温度の影響、および $N=10^5$ サイクルにおける疲労強度の変動係数(ばらつき)を評価すること等を実施した。また、疲労試験は各負荷荷重と温度条件に対して最大 $N=10^6$ サイクルまで行った。

2. 試験片と試験方法

供試材料は、炭素繊維のT800H(東レ製)と耐熱樹脂系のPMR-15(ICI Fiberite社製)を組み合わせ、 $[+45^\circ/0^\circ/-45^\circ/90^\circ]_{4S}$ の32層から成る積層構成で、オートクレーブを用いて成形した。その特性値をカタログ値であるが表1に示す。試験片の形状を図1に示す。試験片は、評定部に直径約6.35mmのドリル加工を施し、チャック部分に同じポリイミド材タブを接着した。強度評価には、試験片の実測板厚(4.27~4.46mm)でなく、公称板厚4.288mm(プリプレグ1枚の公称板厚0.134mm)を用いた。疲労試験は、電気油圧サーボ式疲労試験機(EHF-ED10/TD1-20L形)を使用し、周波数10Hzの正弦波で行った。疲労試験における繰返し速度すなわち周波数

は、一般に試験片の形状寸法、剛性、および疲労試験機の負荷能力などによって大きく影響される。周波数の影響については、負荷の応力レベルにも依存するが、2、5、10、および20Hzの4種で検討した濱口ら^[7]の結果がある。この報告から周波数が2~20Hz程度の範囲では、疲労寿命に対してその影響が明確に現れていない。ただし、試験片自体の温度は20Hzの場合が45℃から約135℃まで、10Hzの場合が35℃から約75℃程度まで、それぞれ上昇することが確認されている。また、 $N=10^6$ サイクルまでの疲労試験を1Hzで実施すると、約12日の日数を必要とする。従って、周波数は試験片の温度上昇および疲労試験期間の短縮などを考慮して決めた。

負荷荷重は、応力比($R=$ 最小応力/最大応力)として $R=0.1$ (引張疲労)、 $R=10$ (圧縮疲労)、および $R=-1$ (両振り疲労)の3種類とした。試験片は、着脱時に油圧を4.9MPa(50kgf/cm²)に減圧し、最初に上側の固定チャック部、次ぎに下側の順に取り付けた。試験片を固定するボルトは、押さえフランジとアダプターフランジが平行を保つように、ノギスで計測しながら締め付けた。ボルトは対角方向に交互に一定の力を加え、6本が均等な締め付けとなるように配慮した。その後、油圧を13.7MPa(140kgf/cm²)に上昇させて、試験を実施した。

試験片の管理は、試験前の環境条件を一定にするため、温度23℃、湿度65%に設定した恒温恒湿槽の中に48時間保持した。高温疲労試験は試験状況を図2に示すが、電気炉(最高温度1,200℃)を用いて $260 \pm 0.5^\circ\text{C}$ の雰囲気環境下で行った。

疲労試験による負荷応力 S (MPa)は、正味断面積を用いた次式から算出した。

$$S = P / \{(W - d) t\} \quad (1)$$

ただし、 P は負荷荷重(kN)、 W が試験片板幅(mm)、 d が円孔直径(mm)、 t が試験片の公称板厚(mm)をそれぞれ示す。

表1 T800H/PMR-15 のカタログ値

	Density (g/cm ³)	Strength (GPa)	Tensile modulus (GPa)	Elongation (%)
T800H(Carbon fiber)	1.81	5.59	294	~1.9
PMR-15(Matrix resin)	1.30~1.32	----	4.03	----

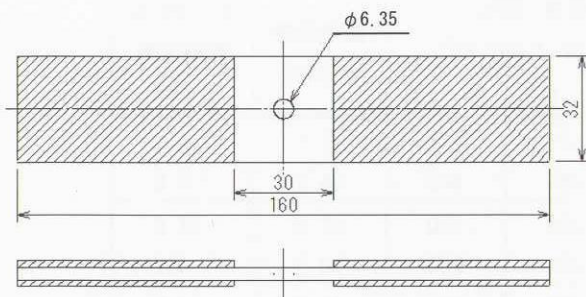


図1 試験片形状

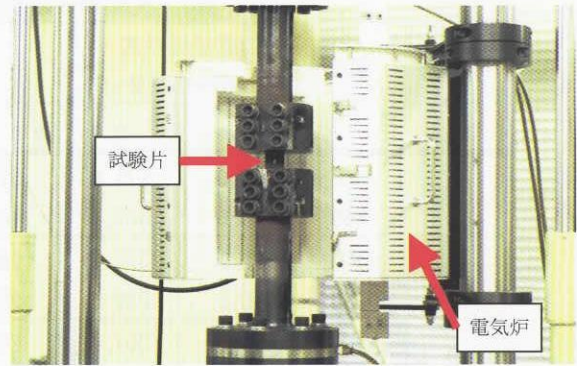


図2 疲労試験機と高温炉

3. 試験結果の解析

3.1 S-N方程式

T800H/PMR-15複合材料の疲労試験結果は、縦軸を負荷応力 S 、横軸を荷重繰返し数 N (サイクル)とした片対数座標上にプロットし、最小自乗法を用いて S - N 関係における直線近似式を求めた。

$$S = C_1 \cdot \log(N) + C_2 \quad (2)$$

ここで、 S が負荷応力(MPa)、 $\log(N)$ が荷重繰返し数(サイクル)の対数寿命、 C_1 、 C_2 が定数をそれぞれ示す。なお、近似 S - N 直線には疲労破壊したデータ点のみを採用し、 $N=10^6$ サイクルに到達した際に破壊しないデータ点が存在すればこれらを除外した。定数 C_1 については、 $C_1 > 0$ の場合だと物理的に不合理と考えると $C_1=0$ 、 $C_1 < 0$ の場合だと得られた数値をそれぞれ採用した。

3.2 最大応力値に対する残差の標準偏差

片対数座標上の S - N 関係から、データ点の応力側残差による標準偏差 σ は、次式によって求めた。

$$\sigma = \sqrt{\frac{1}{m} \sum_{i=1}^m (s_i - \bar{s})^2} \quad (3)$$

ここで、 S_i は任意の寿命 M を与えた応力レベル(MPa)、 \bar{S} が S - N 方程式に M を代入して得られる応力レベル(MPa)、 n が S - N 直線を導いた試験片本数、 m が自由度をそれぞれ示す。片対数座標上の S - N 関係が水平の場合は $C_1=0$ となるため $m=n-1$ 、右肩下がりの場合が $C_1 \neq 0$ となるため $m=n-2$ である。

本研究では、疲労強度の変動係数 η として $N=10^5$ サイクルで評価することにする。すなわち η は、式(3)で求められる σ を $N=10^5$ の時に S - N 方程式から計算される疲労強度 \bar{S} で除した値となる。

4. 試験結果および考察

表2は、静引張試験の結果と統計的パラメータおよび文献[3]の静圧縮強度の結果をそれぞれ示した。表4には、得られた疲労寿命データから導いた S - N 方程式の定数、代表的寿命における時間強度、残差の標準偏差、および $N=10^5$ サイクルにおける変動係数をそれぞれ示す。疲労試験で得られたデータは、いずれも寿命としてのばらつきが非常に大きいため、 $N=10^5$ サイクルにおける時間強度で評価した。

表2 静強度と統計的パラメータ

	温度 (°C)	試験片本数 n	静強度 S (MPa)	標準偏差 σ (MPa)	変動係数 η (%)
引張強度	RT	2	565	10.7	1.9
	260	2	585	38.6	6.6
圧縮強度 ^{a)}	RT	18	378	21.2	5.6
	260	20	304	11.3	3.7

^{a)} 参考文献[3]

表3 S-N 関係の直線近似式と統計的パラメータ

応力比 R	温度 (°C)	直線近似式 $S = C_1 * \log(N) + C_2$		疲労荷重 (MPa) $S_{max}^{a)}$ or $S_{max, ab}^{b)}$			標準偏差 σ (MPa)	$N = 10^5$ の 変動係数 η (%)
		C_1	C_2	$N = 10^4$	$N = 10^5$	$N = 10^6$		
0.1	RT	0.0	571.0	571	571	571	12.1	2.1
	260	0.0	465.4	465	465	465	26.9	5.8
10	RT	-20.1	370.3	290	270	250	47.0	14.8
	260	0.0	249.5	250	250	250	10.5	4.2
-1	RT	-25.6	367.4	265	239	214	11.6	4.5
	260	-14.0	245.5	190	176	162	24.3	13.0

a) $R=0.1$ および $R=-1$ の場合、 b) $R=10$ の場合

4.1 静引張強度と引張疲労試験 ($R = 0.1$)

室温および260°Cにおける $R = 0.1$ の試験結果は、片対数S-N線図にそれぞれ○印の白および赤で図3に示す。図中の矢印は、負荷応力が $N=10^6$ サイクルに到達しても破壊しない場合のデータ点を示している。また、静強度試験における室温および260°Cの破壊強度は、図中にそれぞれX印の白および赤で、ばらつき範囲と共に表示した。

静引張強度は、室温の場合が565MPa、260°Cが585MPaと後者の方が若干高く、温度上昇による強度の低下を示さない。静引張強度の変動係数は高温の場合 η が6.6%と、室温に比べて約3倍大きくなっている。ただし、試験片本数が各2本といずれも少ないため、引張強度および変動係数は、おおよその傾向を示したものと解釈する。

室温の場合、疲労の負荷応力レベルに対する寿命サイクルがほぼ水平な直線上に分布し、静強度値と一致した。破壊寿命は、負荷応力レベルがほぼ同等にもかかわらず、 $N = 76 \sim 10^6$ サイクルと幅広い寿命範囲を示した。S-N線図における近似式の定数および応力側残差による

標準偏差を表2に示す。式(1)における定数は、 $C_1 = 0.0$ 、 $C_2 = 571.0$ である。最大応力値に対する残差の標準偏差は、式(1)による S と実際の負荷応力 S_i 、および式(2)から導かれ、 $\sigma = 12.1$ である。

260°Cの場合は、室温と同じくほぼ平行な傾向を示したが、疲労強度が静強度値(X印の赤)より約20%低下した。破壊寿命は、 $N = 5$ サイクルで破壊した負荷応力より高い応力レベルの方が、 $N = 40 \sim 70$ 万サイクルの長寿命範囲を示す事例もあった。式(1)における定数は、 $C_1 = 0$ 、 $C_2 = 465.4$ である。最大応力値に対する残差の標準偏差は、 $\sigma = 26.9$ である。

試験条件としては、疲労試験前における試験片の保存管理、疲労試験機への取り付け作業、および負荷荷重の管理など注意深く取り扱った。それにも関わらず破壊寿命は、室温、260°Cいずれの場合もばらつきが大きい。

$R = 0.1$ における温度の影響は、S-N線図から $N = 10^5$ サイクルにおける時間強度で疲労強度を評価すれば、260°Cの疲労強度が室温に比べて約19%低下した。

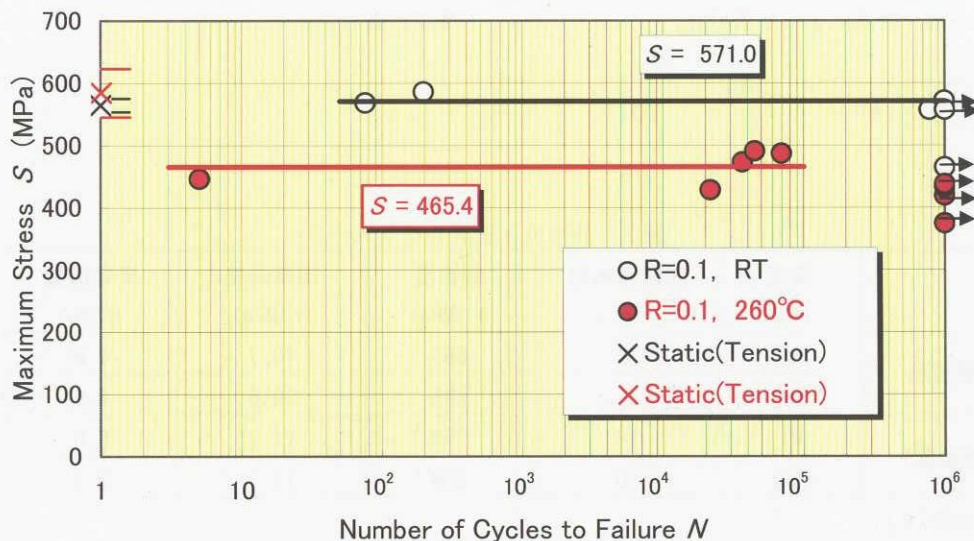


図3 $R = 0.1$ (引張疲労試験)の場合

4.2 静圧縮強度と圧縮疲労試験 ($R = 10$)

室温および260°Cにおける $R = 10$ の試験結果は、片対数 $S-N$ 線図にそれぞれ□印の白および赤で図4に示す。ただし、縦座標の最大応力は、負荷した最小応力の絶対値を用いた。また、静強度試験における室温および260°Cの破壊強度は、濱口ら³⁾の試験データをそれぞれX印の白および赤で、ばらつき範囲と共に表示した。破壊強度の平均値は、室温の場合が378MPa、260°Cの場合が304MPaである。変動係数は、前者が試験片本数18本で5.6%、後者が同20本で3.7%である。

室温の場合は、各負荷応力レベルと寿命サイクルの関係が右肩下りの直線傾向を示し、この直線を原点の $N = 1$ サイクルまで延長すると圧縮の静強度値にほぼ一致した。破壊寿命は、負荷応力レベルが同じでも $N = 9 \sim 12$ 万サイクルの寿命範囲をとった。また $N = 9$ サイクルで破壊した負荷応力より高い応力レベルの方が、長寿命を示

す場合もあった。式(1)における定数は、 $C_1 = -20.1$ 、 $C_2 = 370.3$ である。最大応力値に対する残差の標準偏差は、 $\sigma = 47.0$ である。

260°Cの場合は、室温と異なりほぼ水平な傾向を示し、疲労強度が静強度(X印の赤)より約18%低下した。破壊は、負荷応力レベルがほぼ同じでも約700~56,000サイクルの寿命範囲であった。式(1)における定数は、 $C_1 = 0$ 、 $C_2 = 249.5$ である。最大応力値に対する残差の標準偏差は、 $\sigma = 10.5$ である。

$R = 10$ における温度の影響は、 $S-N$ 線図から 10^5 サイクルで疲労強度を評価すれば、260°Cの疲労強度が室温に比べて約7%低下した。

4.3 両振り疲労試験 ($R = -1$)

室温および260°Cにおける $R = -1$ の試験結果は、片対数 $S-N$ 線図にそれぞれ△印の白および赤で図5に示す。縦

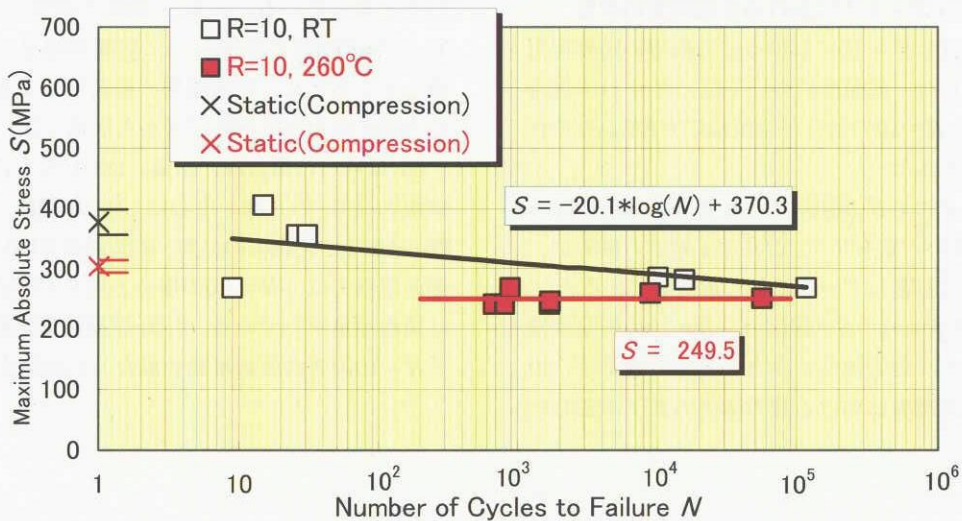


図4 $R = 10$ (圧縮疲労試験)の場合

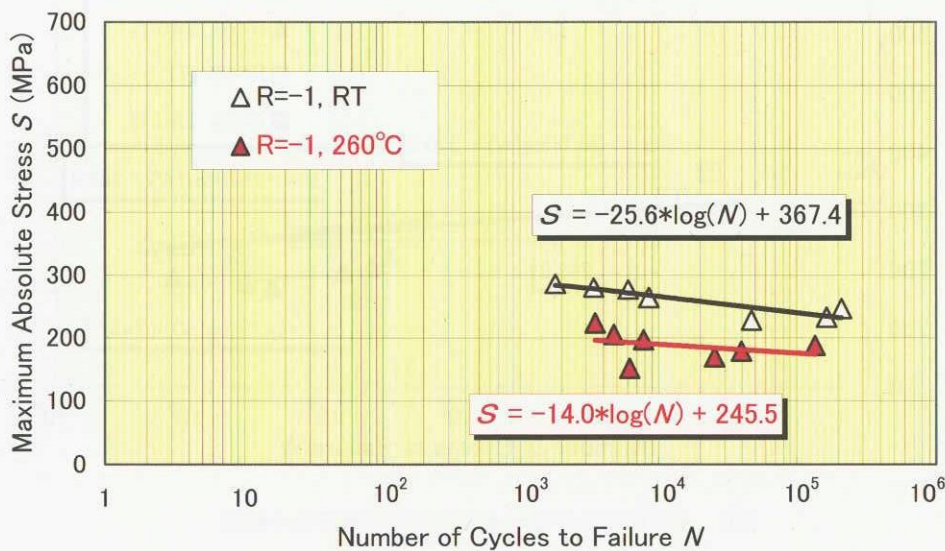


図5 $R = -1$ (両振り疲労試験)の場合

座標の最大応力は、負荷した最小応力の絶対値を用いた。

室温の場合は、 $S-N$ 線図において右肩下がりの直線傾向を示した。破壊は、負荷応力レベルが最も低い時の $N=47,000$ サイクルに対して、高い応力レベルの方が $N=1,800\sim 210,000$ サイクルと広い寿命範囲を示した。式(1)における定数は、 $C_1=-25.6$ 、 $C_2=367.4$ である。最大応力値に対する残差の標準偏差は、 $\sigma=11.6$ である。

260°Cの場合は、室温と同じく右肩下がりのほぼ平行な直線である。破壊は、負荷応力レベルが最も低い時の N は約6,200サイクルに対して、高い応力レベルの方が $N=3,500\sim 136,100$ サイクルと広い寿命範囲を示した。式(1)における定数は、 $C_1=-14.0$ 、 $C_2=245.5$ である。最大応力値に対する残差の標準偏差は、 $\sigma=24.3$ である。

$R=-1$ における温度の影響は、 $S-N$ 線図から 10^5 サイクルで疲労強度を評価すれば、260°Cの疲労強度が室温に比べて約26%低下した。

4.4 $R=-1$ および $R=0.1$ における圧縮荷重の影響

図6は、 $R=0.1$ と $R=10$ における応力振幅の圧縮荷重に注目して表示した。縦座標については、 $R=-1$ の場合が振幅応力 S_{amp} 、 $R=10$ の場合が全振幅応力 $2S_{amp}$ をそれぞれ絶対値表示とした。

室温における2つの $S-N$ 線図は、各負荷様式が異なっているが、ほぼ良い一致を示す。これは圧縮応力振幅が、疲労強度の低下に影響していることを意味している。

260°Cにおける $R=-1$ の $S-N$ 線図は、 $R=10$ の同温度結果より低くなって、疲労強度が小さい。この場合は、引張応力振幅が高温環境における疲労強度の低下に部分的に寄与している。

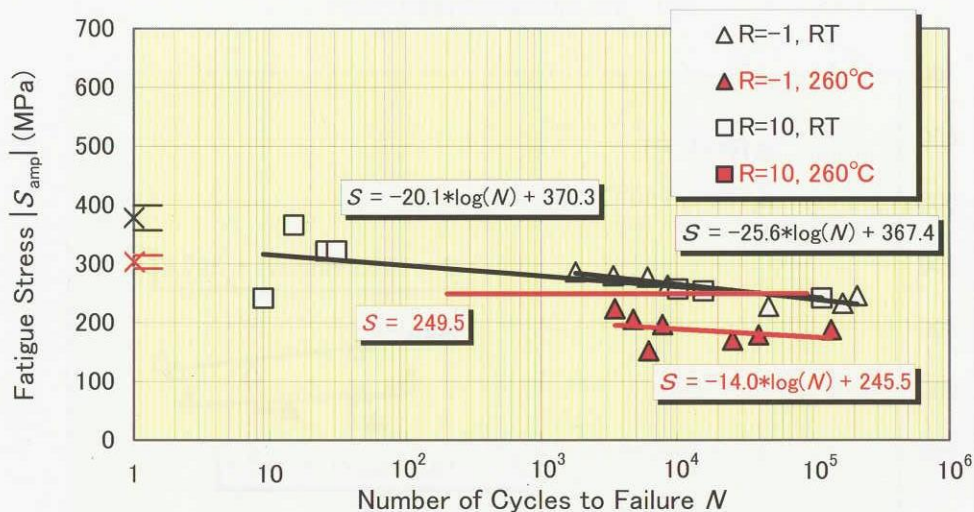


図6 $R=10$ および $R=-1$ における圧縮荷重の影響

4.5 破壊状況

各負荷荷重に対応した疲労試験後の破壊写真を、図7の(a) $R=0.1$ の場合、(b) $R=10$ の場合、(c) $R=-1$ の場合として示す。

(a) $R=0.1$ の場合は、室温、260°Cともほぼ同じような破壊状況で、円孔部を中心にして0°繊維がぼらぼらのホウキ状(ブルーミング)を示すと共に、45°繊維方向に沿った分離・破断を示した。側面観察では、繊維の破断位置が評定部全体にわたって不規則に分布し、各積層の層間剥離も認められる。引張・引張疲労試験の場合は、±45°および90°繊維層が局所的な破損を先に生じて、0°繊維層が負荷荷重を主に受け持ち、最終的にブルーミング現象を示して破壊した。

(b) $R=10$ の場合は、室温、260°Cともほぼ同じような破壊状況で、円孔部から板幅方向に向けて直線的な分離・破断が認められる。側面観察では、各積層の層間剥離が評定部の中央近傍に集中し、繊維の破断位置が比較的まとまっている。圧縮・圧縮疲労試験の場合は、±45°および90°繊維の各層が先に層間剥離などの局所的な破損を生じるため、0°繊維層の耐荷能力が著しく低下し、応力集中部となる円孔近傍から破壊した。

(c) $R=-1$ の場合は、室温、260°Cともほぼ同じような破壊状況で、円孔部を中心にして45°繊維方向に沿った分離・破断と、0°繊維の分離・破断が部分的に認められる。側面観察では、 $R=10$ の場合と同じく評定部の中央近傍に破壊が集中している。引張・圧縮疲労試験では、 $R=0.1$ と $R=10$ 両者の破壊挙動を混合した形態を示した。

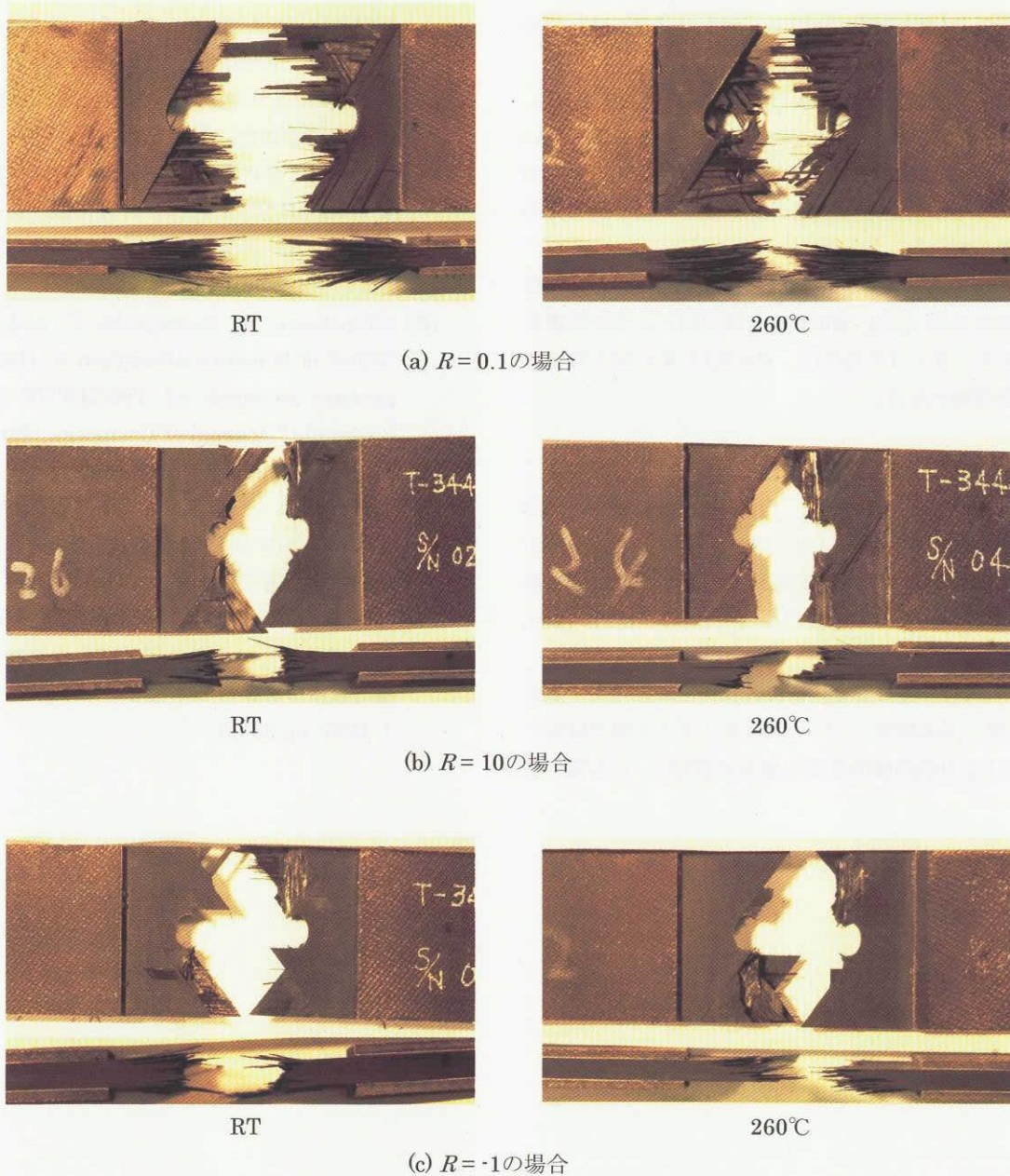


図7 各応力比に対する破壊状況

5. まとめ

カーボン/ポリイミド(T800H/PMR-15)複合材料の有孔試験片を用いて、室温と260°Cの温度環境下で静強度および疲労試験(3種類の負荷様式 $R = 0.1, 10, -1$)を行い、次のような知見を得た。

- (1) 疲労強度が水平な $S-N$ 線図は、【 $R = 0.1$ の室温】、【 $R = 0.1$ の260°C】および【 $R = 10$ の260°C】の場合に得られた。
- (2) $R = 0.1$ と $R = 10$ の室温における2つの $S-N$ 線図は、この直線を原点の $N = 1$ サイクルまで延長すると、静的引

張および静的圧縮強度にほぼ一致した。260°Cでの $S-N$ 線図は、両負荷様式とも室温の場合より疲労強度が低く、ほぼ水平な直線傾向を示す。

- (3) $N = 10^5$ サイクルでの S_{max} または $S_{max,ab}$ における残差の変動係数は、【 $R = 10$ の室温】が約15%、【 $R = -1$ の260°C】が13%となる。その他の試験条件では、静的引張および静的圧縮強度の変動係数とほぼ同程度の6%以下である。
- (4) 温度の影響は、 $S-N$ 線図における 10^5 サイクルの疲労強度で評価すれば、260°Cの方が室温と比べて【 $R = 0.1$ 】

で約19%、【 $R = 10$ 】で約7%、および【 $R = -1$ 】で約26%それぞれ強度低下を示した。

- (5)室温における $R = 10$ と $R = -1$ の圧縮応力振幅に注目した $S-N$ 線図は、各負荷様式が異なっているがほぼ良い一致を示す。260°Cの場合は、 $R = 10$ より $R = -1$ の方が低くなって、引張応力振幅が疲労強度の低下に部分的に影響している。
- (6)試験片の破壊状況は、 $R = 0.1$ 、10および-1の各負荷様式で異なるが、室温、260°Cともほぼ同じような破壊形態を示す。 $R = -1$ の場合は、 $R = 0.1$ と $R = 10$ を混合した破壊挙動となる。

参考文献

- [1] 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/ポリアイミド(T800H/PMR-15)複合材料の室温および300°Cにおける静強度評価」、航空宇宙技術研究所報告NAL TR-1254, 1994.
- [2] 下河利行、濱口泰正、角田義秋、三本木茂夫、森野美樹、山本昌孝：「カーボン/ポリア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.
- [3] 濱口泰正、下河利行：「カーボン/ポリアイミド複合材料無孔および有孔試験片圧縮強度の温度依存性」、第37回構造強度に関する講演会、1995, pp.5-8.
- [4] 下河利行、濱口泰正、角田義秋：「カーボン/ポリアイミド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.
- [5] Shimokawa, T., Hamaguchi, Y., and Katoh, H., "Effect of Moisture Absorption on Hot/Wet Compressive Strength of T800H/PMR-15 Carbon/Polyimide," Journal of Composite Materials, Vol. 33, No. 18, 1999, pp.1685-1698.
- [6] 濱口泰正、下河利行：「カーボン/ポリアイミド(T800H/PMR-15)複合材料有孔試験片の疲労強度」、航空宇宙技術研究所報告NAL TR-1392, 1999.
- [7] 濱口泰正、下河利行：「炭素繊維8枚朱子織物/エポキシ樹脂複合材平板の円孔切欠き試験片における軸荷重疲労挙動」、日本複合材料学会誌、Vol. 13, No. 1, 1987, pp.30-36.

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-03-015

発行日 2004年3月25日
編集・発行 独立行政法人宇宙航空研究開発機構
〒182-8522
東京都調布市深大寺東町七丁目44番地1
TEL 0422-40-3000 (代表)
印刷所 株式会社ビー・シー・シー・
東京都港区浜松町2-4-1

©2004 JAXA

※本書(誌)の一部または全部を著作権法の定める範囲を超え、無断で複写、複製、転載、テープ化およびファイル化することを禁じます。

※本書(誌)からの複写、転載等を希望される場合は、下記にご連絡ください。

※本書(誌)中、本文については再生紙を使用しております。

<本資料に関するお問い合わせ先>

独立行政法人宇宙航空研究開発機構 情報化推進部 宇宙航空文献資料センター



宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

