ハイブリッド複合材料 GLARE 2 の非主軸疲労強度に与える 応力変動の影響*

八 戸 敦 司^{*1}, 河 井 昌 道^{*2}

Effects of Variable Amplitude on Off-Axis Fatigue Strength of Unidirectional Hybrid Composite: GLARE 2

Atsushi HACHINOHE and Masamichi KAWAI^{*3}

^{*3} University of Tsukuba, Inst. of Engineering Mechanics and Systems, Tsukuba, Ibaraki, 305-8573 Japan

Two-stress level fatigue strengths of unidirectional GLARE 2 laminates have been studied using various off-axis plain coupon specimens. Tension-tension fatigue tests accompanied by a single change in the stress amplitude were performed for step-up and step-down sequences. History-dependence of the growth of fatigue damage under two-stress amplitude conditions was elucidated through comparisons with the results of constant-amplitude fatigue tests. The residual lifetimes under two-level fatigue loading were significantly dependent on the sequence of fatigue loads and on the off-axis angles of specimens, so that they deviated markedly from those under the constant-amplitude fatigue loading. To highlight the significance of the non-linear accumulation of fatigue damage under two-stress level conditions, the residual lifetimes of the specimens damaged by prior fatigue were compared with the predictions using the Palmgren-Miner's linear accumulation theory. Applicability of existing theories for a non-linear accumulation of fatigue damage was also evaluated on the basis of the experimental results.

Key Words: Fiber-Metal Laminates, GLARE, Off-Axis Fatigue, Two-Stress Level Fatigue, Load-Sequence Effect, Non-Linear Damage Accumulation, Miner's Rule, Epoxy, Glass Fiber, Aluminum Alloy

1. 緒 言

航空機構造用に開発されている積層形ハイブリッド複合材料 GLARE⁽¹⁾⁽²⁾ は、アルミニウム合金シートと一方向ガラス繊維強化複合材料(一方向 GFRP)を交互に積層した形態を有する。このようなハイブリッド積層は、1 種類の一方向 GFRP 単層板を重ねた場合に比べて、いくつかのより優れた性能を実現する。例えば、表面に配したアルミニウム合金シートは、衝撃、雷撃、あるいは腐食(湿熱環境)による一方向 GFRP 層の強度低下を抑制する役割を果たす。一方向 GFRP 層には、ハイブリッド複合材料全体の繊維方向の静的強度を向上させるだけでなく、ガラス繊維による繊維架橋(fiber-bridging)機構によって引張疲労荷重によるアルミニウム合金シートのき裂発生とき裂成長を抑制する作用を期待することができる。さらに、繊維方向の比強度と比剛性を単体の高強度アルミニウム合金よりも高くできることから、引張荷重が支配的となる構造部材に応用することでいっそうの軽量化が

可能となる。

GLARE を航空宇宙構造用の高強度アルミニウム合金の代替材料として応用するためには、その性能と信頼性について厳しい確認が求められる。実用構造要素への応用を考えた場合、GLARE の疲労強度とその予測技術を開発することが特に重要な課題となる。しかし、GLARE が開発されてまもないこともあって、種々の荷重条件下における材料挙動の同定と設計・解析技術に関する基礎研究はまだ不十分な状態にある。前報⁽³⁾においては、このような現状を踏まえて、一定振幅条件下における一方向強化 GLARE (GLARE 2) の引張疲労強度およびこれに与える繊維配向角の影響を実験によって詳しく調べた。

一方、実際の機械要素や構造物に作用する疲労荷重は、一定条件であることはまれで、その振幅や平均レベルが時間とともに変化する。このため、複合材料を用いた構造要素の信頼性の高い疲労設計を実現するためには、定常荷重条件下だけでなく、変動荷重条件下における複合材料の疲労損傷、その進展過程、および疲労強度を明らかにすることが重要となる。しかし、複合材料の変動疲労に関する実験的および理論的な研究^{(4)~(11)}は、金属材料に関する研究に比べて、まだ十分に蓄積されたとは言えない。特に、GLARE の変動

* 原稿受付 1999 年 12 月 21 日。

^{*1} 筑波大学大学院 (〒305-8573 つくば市天王台 1-1-1)。

^{*2} 正員、筑波大学機能工学系。

E-mail: mkawai@kz.tsukuba.ac.jp

疲労強度に関する研究は、著者らの知る限り、まだ報告されていない。GLARE がアルミニウム合金層の降伏を伴うような負荷を受ける場合、内部に複雑な残留応力場が形成される。このような内部応力状態の変化は、GLARE の変動疲労強度に大きな影響を与える可能性が高い。したがって、GLARE の疲労強度を適切に評価するためには、応力変動と変動様式の違いによる影響を実験によって詳しく調べる事が不可欠の要件となる。また、GLARE を用いた構造要素の信頼性の高い工学的設計手法を整備するためには、変動疲労寿命の予測方法を確立しなければならない。

本研究の目的は、一方向強化ハイブリッド複合材料 GLARE 2 の非主軸疲労強度に与える応力変動の影響を実験によって調べ、併せて GLARE 2 の非主軸変動疲労に対する寿命予測モデルを開発することにある。この報告では、前者に主眼を置き、GLARE 2 の非主軸変動疲労挙動の特徴について検討する。後者に関しては、モデル化にあたって考慮すべき事柄を整理する。まず、種々の非主軸平滑試験片を用いて、応力振幅の変動が一度だけ含まれる引張り-引張り疲労試験（二段非主軸変動疲労試験）を行う。二段非主軸変動疲労試験は、応力振幅が下降する場合と上昇する場合の 2 種類に対して行う。二段非主軸変動疲労寿命と変動前後の疲労条件に対応する非主軸定常疲労寿命に基づいて、応力変動と変動順序の違いが非主軸疲労強度に与える影響を明らかにする。次に、GLARE 2 に対する非主軸変動疲労寿命の予測方法を整備する第一段階として、これまでに提案されている線形累積疲労損傷則⁽¹²⁾⁽¹³⁾と非線形累積疲労損傷則⁽¹⁴⁾⁽¹⁵⁾を用いて実験に対応する寿命解析を行い、実験結果との比較に基づいてその適用性を評価する。最後に、GLARE 2 の非主軸変動疲労寿命を特徴づける支配機構について検討

する。

2. 試験片および試験方法

2.1 供試材 試験材料には、前報⁽³⁾と同じ GLARE 2 [Structural Laminates Company (SLC) 製] を用いた。この材料は、図 1 に示すように、アルミニウム合金シート (2024-T 3) と一方向 GFRP (ガラス繊維/エポキシ樹脂複合材料, Vetrotex R-glass/Fibredux 925) をアルミニウム合金シートが表面にくるように交互に積層した一方向強化積層形態を有する (アルミニウム合金シート 3 枚と一方向 GFRP 2 枚)。GLARE 2 はオートクレープで加圧成形されている。なお、アルミ合金シートと一方向 GFRP の厚さはそれぞれ 0.211 mm および 0.264 mm であり、したがって GLARE 2 の厚さは 1.161 mm である。

2.2 試験片 前報⁽³⁾と同じロットの供試材パネルから、図 2 に示す形状の短冊形平滑試験片⁽³⁾を切り出した。この試験片形状は、疲労に関する JIS K 7083⁽¹⁶⁾に準じている。試験片の長手方向とガラス繊維方向のなす角度 θ (以下、繊維配向角と呼ぶ) が、 $\theta = 0^\circ, 5^\circ, 10^\circ, 15^\circ, 20^\circ, 30^\circ, 45^\circ, 60^\circ, 90^\circ$ となる 9 種類の場合を考える。試験片の両端には、つかみ部を保護するため、長方形のアルミニウム合金製タブ (厚さ 1.0 mm) をエポキシ系接着剤を用いて貼付した。

GLARE 2 に用いられているものと同種のアルミニウム合金 (2024-T 3) についても、一定荷重振幅の定常疲労試験を行った。アルミニウム合金の定常疲労試験には、全長 200 mm、標線長さ 60 mm、標線部の幅 25 mm、両端つかみ部の幅 30 mm の板試験片 (板厚 1 mm) を用いた。

2.3 試験方法 非主軸試験片に与える疲労荷重として、応力振幅の大きさが途中で一度だけ変化する引張り-引張りの二段変動疲労荷重を取り上げる。二段非主軸変動疲労試験 (以後、変動疲労試験と呼ぶ) は、図 3 に示すように、応力振幅が下降する場合 ($\sigma_1 = \sigma_H$, $\sigma_2 = \sigma_L$; $\sigma_H > \sigma_L$) と上昇する場合 ($\sigma_1 = \sigma_L$, $\sigma_2 = \sigma_H$) の 2 種類に対して行う。各繊維配向角に対する変動疲労試験において、高振幅側の疲労最大応力 σ_H は一定振幅の非主軸疲労試験から求めた寿命 (以後、定常疲労寿命と呼ぶ) が $N_f = 10^4$ 回となる応力レベルとした。一方、低振幅側の疲労最大応力 σ_L は、 σ_H よりも静的強度比で 20% 低い応力となるように設定した。変動疲労試験は、振幅変動が起きる前の定常疲労条件下 (σ_1) で与える繰返し数 n_1 を $n_1/N_1 = 0.1, 0.3, 0.6$ のように三とおりに変えて実施した。以後、疲労荷重の変動様式をそれぞれ High-Low 変動疲労 [図 3(a)],

Fig. 1 Schematic of GLARE 2 laminate

Fig. 2 Specimen geometry (dimension in mm)

Low-High 変動疲労 [図 3(b)] と呼ぶ。また、高振幅側の疲労最大応力 σ_H と低振幅側の疲労最大応力 σ_L をそれぞれ高応力および低応力と呼ぶ。さらに、変動疲労試験において、先に与える疲労を先行疲労、振幅変動後の疲労を後続疲労と定義する。

試験は、油圧サーボ材料試験機を用い、室温(約 20°C)において荷重制御で行った。変動疲労試験に含まれる先行疲労と後続疲労の条件は、前報⁽³⁾で報告した定常疲労試験の場合と同じである。すなわち、片振り引張疲労荷重(応力比 $R=0.1$ 、繰返し速度 $f=10$ Hz)を試験片の長手方向(x 軸)に正弦波として与えた。疲労試験の打ち切り繰返し数は 10^6 回とした。

3. 試験結果とその考察

3.1 非主軸定常疲労挙動 定常荷重下の非主軸疲労挙動は、変動荷重下の非主軸疲労挙動を議論する上で基礎となる。このため、前報⁽³⁾において観察した GLARE 2 の非主軸定常疲労挙動の要点を以下に記す。

図 4 に、疲労最大応力 $\sigma_{\max}$ と破断繰返し数 N_f を用いて整理した GLARE 2 の非主軸 $S-N$ 関係 ($\sigma_{\max}-\log N_f$) を種々の繊維配向角について重ねて示す。非主軸疲労強度は、繊維配向角が大きくなるとともに急激に小さくなる。特に、トランスバース方向 ($\theta=90^\circ$) の疲労強度は、 $N_f=10^6$ で比較して、繊維方向に対する疲労強度の約 50% に低下する。S-N 関係は、低サ

イクル疲労領域の $N_f < 10^2$ においてほぼ水平に近い形状を有し、明りょうな静的強度依存性を示す。これに続く寿命範囲 $10^2 < N_f < 10^6$ においては、繊維配向角にかかわらず、S-N 関係を片対数グラフ上で右下がりの直線により近似することができる。高サイクル疲労領域 $N_f > 10^6$ においては、S-N 関係の傾きが急激に緩やかとなり、疲労限の現れる傾向が認められる。

図 4 には、GLARE 2 に用いられているものと同種の高強度アルミニウム合金 (2024-T 3) について、本研究で求めた S-N 関係 (太実線) および文献データ⁽¹⁷⁾ (細実線) を重ねて示している。短寿命領域 $N_f \leq 4 \times 10^5$ においては、GLARE 2 の繊維方向の疲労強度がアルミニウム合金のそれよりも著しく高くなる。しかし、これ以降の領域 $N_f > 4 \times 10^5$ においては、アルミニウム合金と GLARE 2 の疲労強度はほとんど一致している。トランスバース方向 ($\theta=90^\circ$) の疲労強度は、絶対強度で比較してアルミニウム合金の疲労強度よりも低い。したがって、GLARE 2 は、アルミニウム合金単体の疲労強度レベルをトランスバース方向に維持できない。

3.2 応力振幅の下降が非主軸疲労強度に与える影響 変動疲労試験の結果を整理するための状態パラメータとして、定常疲労強度と変動疲労強度を関係付ける際に利用されることの多い累積繰返し数比 (cumulative cycle ratio, C. C. R.)

$$C. C. R. = \sum_i \frac{n_i}{N_i} \dots\dots\dots (1)$$

を用いることにする。この定義に含まれる n_i および N_i は、定常疲労荷重下で与えた繰返し数とその定常疲労荷重をはじめから与えた場合の破断繰返し数 (定常疲労寿命) を表す。二段応力変動が疲労強度に与える影響は、応力変動後の破断繰返し数 (後続疲労寿命)

Fig. 3 Two-level fatigue tests

Fig. 4 Off-axis S-N relationships for constant-amplitude fatigue loading

n_2 と後続疲労条件に対する定常疲労寿命 N_2 を比較することによって調べることができる。以後、後続疲労寿命 n_2 を対応する定常疲労寿命 N_2 で除した n_2/N_2 を後続繰返し数比と呼ぶ。同様に、先行疲労に対する繰返し数比 n_1/N_1 を先行繰返し数比と呼ぶ。

まず、High-Low 変動疲労試験の結果について検討する。先行繰返し数を $n_H=0.1N_H$ だけ与えた場合の累積繰返し数比 $C.C.R.$ と繊維配向角 θ の関係を図 5 に示す。図 5 から、応力振幅下降後の残留疲労強度 n_L/N_L は繊維配向角に依存して大きく変化することがわかる。後続繰返し数比 n_L/N_L は、繊維配向角が $\theta=0^\circ$ から $\theta=30^\circ$ へ大きくなるとともに急激に低下し、これに続く $\theta=30^\circ$ から $\theta=90^\circ$ の範囲ではほぼ一定の値を示す。繊維配向角が $0^\circ \leq \theta \leq 15^\circ$ の場合、後続繰返し数比は $n_L/N_L > 1$ となる。すなわち、この範囲の繊維配向角については、高応力の先行疲労を与えることでこれに続く低応力レベルの疲労寿命が対応する定常疲労寿命よりも延長されることを示している。高応力の先行疲労を与えることによる寿命の延長効果

は、繊維配向角が小さくなるほど強く現れる。なお、 $\theta=0^\circ$ の試験片は、本疲労試験の繰返し数範囲(打切り繰返し数 10^6)において破壊に至らなかった。一方、繊維配向角が $\theta > 20^\circ$ の場合、後続繰返し数比 n_L/N_L は 1 よりも小さく、その値は繊維配向角によらず同程度の値を示す。したがって、繊維配向角が $\theta > 20^\circ$ の範囲において、高応力の先行疲労は後続疲労寿命に対応する定常疲労寿命よりも短縮させるように作用することがわかる。この傾向は、繊維配向角が $0^\circ \leq \theta \leq 15^\circ$ の場合とは逆の傾向である。

図 6 に、すべての先行疲労条件 ($n_H/N_H=0.1, 0.3, 0.6$) に対する累積繰返し数比 $C.C.R.$ と繊維配向角 θ の関係を示す。いずれの先行疲労条件に対しても、High-Low 変動疲労による残留疲労強度 n_L/N_L には同様の繊維配向角依存性が現れている。すなわち、先行繰返し数比を 3 倍、6 倍にしても後続疲労挙動にあまり大きな違いが現れていない。

以上の観察から、High-Low 変動疲労の場合、いずれの繊維配向角についても先行繰返し数の違いが応力振幅下降後の残留疲労強度に与える影響はあまり大きくないと判断できる。このことは、応力振幅の変動が支配的な影響を持つことを意味する。

3.3 応力振幅の上昇が非主軸疲労強度に与える影響

図 7 に、Low-High 変動疲労試験から求めた累積繰返し数比 $C.C.R.$ と繊維配向角 θ の関係 ($n_L=0.1N_L$) を示す。後続繰返し数比 n_H/N_H は、すべての繊維配向角について、1 よりも大きな値を示す。この結果は、すべての繊維配向角について、応力振幅上昇後の後続疲労寿命が対応する高応力レベルの定常疲労寿命よりも延長されることを示している。さらに詳細に観察すると、繊維配向角が $\theta=0^\circ$ から $\theta=45^\circ$ の範囲では後続繰返し数比がほぼ一定の値 ($n_H/N_H=1.4$)

Fig. 5 Cumulative cycle ratio for High-Low fatigue loading ($n_H=0.1N_H$)

Fig. 6 Effects of the prior cycle ratio on the cumulative cycle ratio for High-Low fatigue loading

Fig. 7 Cumulative cycle ratio for Low-High fatigue loading ($n_L=0.1N_L$)

を示し、 $\theta=60^\circ$ と $\theta=90^\circ$ においてはこれよりもやや大きい値 ($n_H/N_H=3.2, 1.9$) を持つ。したがって、先行疲労による寿命の延長効果は、繊維配向角が $\theta=60^\circ, 90^\circ$ においてわずかに大きくなる。

図 8 に、すべての先行疲労条件 ($n_L/N_L=0.1, 0.3, 0.6$) に対する累積繰返し数比と繊維配向角の関係を示す。図 8 から、残留疲労強度は先行疲労の繰返し数に大きく依存していることがわかる。すなわち、後続繰返し数比 n_H/N_H は、すべての繊維配向角について、先行繰返し数が増加するとともに急激に低下し、1 よりも小さい値となる。特に、 $\theta=90^\circ$ で $n_L/N_L=0.6$ の場合、後続繰返し数比を表す棒グラフの高さはほとんど零となる。したがって、Low-High 変動疲労の寿命は、先行繰返し数の増加に伴い、対応する定常疲労寿命よりも延長される場合から短縮される場合へ遷移することになる。

これらの観察から、Low-High 変動疲労の場合、応力振幅上昇後の残留疲労強度と繊維配向角の関係は、応力振幅の変動だけでなく、先行繰返し数にも依存することがわかる。

Low-High 変動疲労挙動(図 7, 8)と High-Low 変動疲労挙動(図 5, 6)の比較から、非主軸疲労が応力変動の順序に依存することは明らかである。特に、すべての繊維配向角に対する Low-High 変動疲労寿命が、先行疲労の繰返し数に依存して、延長現象と短縮現象を示すことは、High-Low 変動疲労の場合とは大きく異なる特徴である。また、Low-High 変動疲労挙動において観察される後続疲労寿命の延長効果(特に、 $\theta=60^\circ, 90^\circ$)は、High-Low 変動疲労の場合よりも小さい。

3.4 変動疲労破壊の巨視的様相 High-Low 変動疲労による巨視的破壊様相を、先行繰返し数比

Fig. 8 Effects of the prior cycle ratio on the cumulative cycle ratio for Low-High fatigue loading

$n_H/N_H=0.3$ の場合について、図 9 に示す。 $\theta=0^\circ$ の場合、 $N_f \leq 10^6$ の範囲で破断は起きなかった。繊維配向角 $5^\circ < \theta \leq 20^\circ$ では、繊維の破断と繊維に沿う破壊の組合せによって最終疲労破壊が起きている。さらに大きい繊維配向角 $\theta > 20^\circ$ については、繊維に沿う破壊が最終疲労破壊を支配している。先行繰返し数比 $n_H/N_H=0.1, 0.6$ の場合と比較しても、巨視的な破壊様式に明りような違いは見られない。

Low-High 変動疲労試験に対しても同様の巨視的破壊様相が観察され、先行繰返し数の違いによる差は認められなかった。また、定常疲労破壊の巨視的様相と比較した場合、変動疲労破壊に伴って引抜けを起こした一方向 GFRP 層のほうがわずかに細かく破壊しており、ブラシ状破壊を呈する割合がわずかに高い。その他の破壊様相について、大きな違いは認められなかった。

4. 累積疲労損傷則による寿命解析

任意の変動荷重に対する疲労寿命を予測するためには、疲労損傷の発達過程を適切に評価することが要求される^{(18)~(22)}。複合材料に対する古典的な疲労破壊モデル^{(23)~(25)}は、定常疲労に対する解析方法であり、疲労損傷の累積と負荷履歴依存性を記述することができない。ここでは、線形累積疲労損傷則および非線形累積疲労損傷則の代表例を取り上げ、GLARE 2 の変動疲労寿命予測に対する適用性を調べる。また、その結果に基づいて GLARE 2 の疲労損傷の累積とそれを与える応力変動の影響に関する基礎的な特徴を明らかにする。

4.1 Palmgren-Miner 則とその適用性 この疲労破壊規準⁽¹²⁾⁽¹³⁾においては、繰返し数比を疲労損傷の尺度と考える。したがって、累積疲労損傷 D は実験結果の整理に用いた累積繰返し数比 $C. C. R.$ と一

Fig. 9 Macroscopic failure morphology for High-Low fatigue ($n_H=0.3N_H$)

致する ($D=C.C.R.$).

疲労破壊は、 $D=1$ の瞬間に起きる。したがって、Palmgren-Miner 則を用いて予測した変動荷重による疲労破壊条件は、図 5～8 の $C.C.R.=1$ に相当する。High-Low 変動疲労寿命(図 5, 6)は、繊維配向角 $\theta \leq 20^\circ$ の範囲において、試験結果よりもかなり短くなる。しかし、これらの予測は過度に安全側にあり、精度の高い予測とは言えない。繊維配向角の範囲が $\theta > 20^\circ$ の場合、Palmgren-Miner 則は危険側の予測を与える。この範囲に対する試験結果と解析結果の差は繊維配向角が $\theta \leq 20^\circ$ の場合よりも小さくなるが、それでも定量的な予測精度は低い。一方、Low-High 変動疲労の場合(図 7, 8)、Palmgren-Miner 則は先行繰返し数が少ない場合は安全側の予測を、また先行繰返し数が大きい場合は危険側の予測を与える。この傾向はすべての繊維配向角について認められる。Low-High 変動疲労試験の結果が Palmgren-Miner 則の疲労破壊条件を横切るように分布しており、High-Low 変動疲労の場合よりも複雑な様相を呈することがわかる。

4.2 Hashin-Rotem 則とその適用性 Hashin と Rotem による非線形累積疲労損傷則⁽¹⁴⁾⁽¹⁵⁾ は、二段変動疲労に対して、

$$\left(\frac{n_1}{N_1}\right)^{\log(N_2/N_1)/\log(N_1/N_e)} + \frac{n_2}{N_2} = 1 \quad \dots\dots\dots (2)$$

のように表される。ここで、 N_e は処女材の定常疲労による疲労限を表す。

Hashin-Rotem 則を用いて評価した変動疲労寿命 ($N_e=10^7$) と試験結果の比較を、High-Low 変動疲労と Low-High 変動疲労のそれぞれについて、図 10(a)～(c) および図 11(a)～(c) に示す。繊維配向角 $\theta=0^\circ, 5^\circ, 60^\circ$ に対する結果は省略している。図中

の曲線(太い実線と破線)が Hashin-Rotem 則による計算結果を示す。また、比較のため Palmgren-Miner 則の結果(細い破線)も併せて示してある。これらの疲労損傷線図から、Hashin-Rotem 則では変動様式に対応して疲労破壊条件が異なり、負荷履歴の影響が考慮されていることを明らかに確認することができる。Hashin-Rotem 則は、High-Low 変動疲労の繊維配向角 $\theta \geq 45^\circ$ に対して、試験結果を定性的に表現することができる。しかし、これ以外の変動様式に対しては、定性的な傾向すら記述されていない。

したがって、代表的な疲労損傷モデルである Palmgren-Miner 則と Hashin-Rotem 則のいずれを用いても、GLARE 2 の変動疲労寿命の履歴依存性を精度よく予測することができない。この結果は、GLARE 2 の疲労損傷の履歴依存性が従来の金属材料に見られるものとは著しく異なる機構に支配されていることを示唆する。

5. GLARE 2 の変動疲労強度を支配する因子

5.1 古典積層理論を用いて評価した各層の残留応力 前報⁽²⁶⁾ で示したように、GLARE 2 の非主軸引張応力-ひずみ関係は、一方向 GFRP 層の割れに起因するトランスバース方向とせん断方向の剛性低下を考慮した古典積層理論によって精度よく記述できる。この解析方法によれば、本試験条件の高応力 σ_H を最初に与えたとき、すべての繊維配向角についてアルミニウム合金層は降伏する。また、 $20^\circ \leq \theta \leq 45^\circ$ に対しては、一方向 GFRP 層に割れが発生する。一方、低応力 σ_L の初期負荷を与えた場合、 $0^\circ \leq \theta \leq 20^\circ$ についてはアルミニウム合金層が降伏する。しかし、いずれの繊維配向角についても、低応力 σ_L によって一方向

Fig. 10 Fatigue lifetime predicted using the Hashin-Rotem's rule for High-Low fatigue

Fig. 11 Fatigue lifetime predicted using the Hashin-Rotem's rule for Low-High fatigue

GFRP の割れは起きない。

High-Low 変動疲労に対して、アルミニウム合金層に塑性変形が生じることによる影響を定量的に評価するため、GLARE 2 を高応力レベル σ_H まで負荷した後に完全除荷することによってアルミニウム合金層と一方向 GFRP 層に残留する応力を前報⁽²⁶⁾と同じ解析方法を用いて計算した。図 12(a), (b)に、解析から求めた残留応力成分〔荷重軸方向成分 $(\sigma_R)_x$ 、横方向成分 $(\sigma_R)_y$ 、せん断方向成分 $(\sigma_R)_{xy}$ 〕と繊維配向角 θ の関係を、それぞれアルミニウム合金層と一方向 GFRP 層について示す。アルミニウム合金層の残留応力に着目した場合、 $0^\circ \leq \theta \leq 45^\circ$ については、荷重軸方向に大きな圧縮残留応力の形成されていることがわかる。他の応力成分は荷重軸方向成分に比べて十分に小さい。 $\theta = 60^\circ, 90^\circ$ の場合は、アルミニウム合金層に残留応力がほとんど形成されていない。このことから、繊維配向角 $0^\circ \leq \theta \leq 45^\circ$ については、荷重軸方向の圧縮残留応力 $(\sigma_R^A)_x$ が High-Low 変動疲労に支配的な影響を持つと推測できる。一方向 GFRP 層には、

自己平衡のため、アルミニウム合金層と反対符号の残留応力が形成されている。なお、低応力レベル σ_L の負荷によってアルミニウム合金層に塑性変形が生じる場合も、絶対値は異なるが、図 12 と同様の残留応力分布が形成される。

5・2 残留応力が疲労強度に与える影響 High-Low 変動疲労の繊維配向角 $\theta \leq 15^\circ$ については、図 5 と図 6 において観察したように、振幅変動後の低応力による疲労寿命が処女材にはじめから低応力の定常疲労を与えた場合の寿命よりも著しく延長される。High-Low 変動疲労によるこのような寿命の延長効果を支配する機構として、アルミニウム合金層に形成される圧縮残留応力が後続疲労荷重に対してアルミニウム合金層の引張方向の荷重分担を軽減させる効果を考えることができる。

一方、 $20^\circ \leq \theta \leq 45^\circ$ については、圧縮残留応力が形成されているにもかかわらず、High-Low 変動疲労による後続寿命が短くなっている。また、後続寿命が短縮化される傾向を示す $\theta = 60^\circ, 90^\circ$ の場合、荷重方向の残留応力はほとんど形成されていない。このことから、 $\theta \geq 20^\circ$ に対する High-Low 変動疲労寿命の荷重履歴依存性を静的負荷によるアルミニウム合金の塑性変形挙動だけに基づいて説明することができない。

Low-High 変動疲労寿命は、図 7 と図 8 に示したように、先行疲労の繰返し数に大きく依存している。すなわち、先行繰返し数の増加に伴い、変動疲労寿命は延長される側から短縮される側に遷移する。先に述べた静的解析において、高応力 σ_H を負荷したとき各プライに発生する応力は、低応力 σ_L を与えた後に高応力 σ_H を与えた場合の結果と一致する。低応力 σ_L による先行疲労中に一方向 GFRP が静的負荷の場合と同様の割れを起こすと仮定して高応力 σ_H に対応する内部応力分布を求めても、その影響は極めて小さいことを確認している。このことから、Low-High 変動疲労の複雑な履歴依存性と繊維配向角依存性を静的な解析結果だけに基づいて説明することは困難である。

以上のことから、GLARE 2 の変動疲労強度の履歴依存性と繊維配向角依存性を説明するためには、繰返し荷重条件下の内部応力分布の変化、およびそれに対応する一方向 GFRP 層とアルミニウム合金層の疲労破壊の相互作用をいっそう精密に考慮することが必要になる。これらの事柄に関してより詳細に検討すること、ならびに GLARE 2 の変動疲労寿命における延長現象と短縮現象を精度よく記述する一般的な累積疲労損傷モデルを開発することは、今後に残された課題である。

(a) Aluminum-alloy layers

(b) GFRP layers

Fig. 12 Evaluation of the residual stresses in constituents for High-Low fatigue

6. 結 言

一方向強化ハイブリッド複合材料 GLARE 2 の非主軸疲労強度に与える応力変動の影響を実験によって詳しく調べた。まず、種々の非主軸試験片に対して、応力振幅の変動を一度だけ伴う二段変動疲労試験を行った。得られた変動疲労寿命と変動前後の疲労条件に対応する定常疲労寿命を比較し、応力変動と変動順序の違いが非主軸疲労強度に与える影響を明らかにした。次に、代表的な累積疲労損傷則を用いて実験に対応する寿命解析を行い、従来の疲労損傷モデルの GLARE 2 に対する適用性について検討した。さらに、負荷変動後に各プライに形成される残留応力場を定量的に評価するため古典積層理論に基づく解析を行った。得られた主な結果をまとめると以下のようになる。

(1) GLAR 2 の非主軸疲労強度は、応力振幅の変動と変動順序に大きく依存する。

(2) High-Low 変動疲労寿命は、繊維配向角 $\theta \leq 15^\circ$ においては対応する定常疲労寿命よりも延長され、繊維配向角 $\theta > 20^\circ$ では逆に短縮される。High-Low 変動疲労寿命に与える先行繰返し数の違いによる影響は小さい。

(3) Low-High 変動疲労寿命は、すべての繊維配向角について同様の傾向を示し、先行繰返し数が少ない場合は延長され、先行繰返し数が多くなると短縮される。Low-High 変動疲労寿命は、応力変動だけでなく、先行疲労の繰返し数にも大きく依存する。

(4) Palmgren-Miner 則および Hashin-Rotem 則は、High-Low および Low-High 変動荷重下の非主軸疲労寿命を精度よく予測することができない。

(5) アルミニウム合金層の塑性変形によって生じる各プライの残留応力が、 $\theta \leq 15^\circ$ の High-Low 変動疲労寿命を特徴づける重要な因子となる。しかし、これ以外の High-Low 変動疲労および Low-High 変動疲労に対して、寿命の荷重履歴依存性を静的負荷条件下のアルミニウム合金層の降伏挙動だけに基づいて説明することは難しい。

文 献

- (1) Young, J. B., Landry, J. G. N. and Cavoulacos, V. N., *Compos. Struct.*, **27**(1994), 457-469.
- (2) Asundi, A. and Choi, A. Y. N., *J. Mater. Process. Technol.*, **63**(1997), 384-394.
- (3) 河井昌道・工田一貫・八戸敦司・川瀬裕子, 機論, **64**-627, A(1998), 2847-2855.
- (4) Hashin, Z., *Compos. Sci. Technol.*, **23**(1985), 1-19.
- (5) Turcic, B., *Mater. Sci. Eng.*, A, **130**(1990), 21-27.
- (6) Lee, B. L. and Liu, D. S., *J. Compos. Mater.*, **28**-13(1994), 1261-1286.
- (7) Found, M. S. and Kanyanga, S. B., *Fatigue Fract. Eng. Mater. Struct.*, **19**-1(1996), 65-74.
- (8) Harris, B., Gathercole, N., Reiter, H. and Adam, T., *Composites, Part A*, **28**, A(1997), 327-337.
- (9) 網島貞男・谷本敏夫・松岡敬, 材料, **30**-338(1981), 1123-1128.
- (10) 網島貞男・谷本敏夫・松岡敬・越知昭夫, 材料, **34**-378(1985), 293-299.
- (11) Whitworth, H. A., *Trans. ASME, J. Eng. Mater. Technol.*, **112**(1990), 358-361.
- (12) Palmgren, A. Z., *Zeitschrift des Verein Deutscher Ingenieure*, **68**(1924), 339-341.
- (13) Miner, M. A., *Trans. ASME, J. Appl. Mech.*, **12**(1945), A 159-A 164.
- (14) Hashin, Z. and Rotem, A., *Mater. Sci. Eng.*, **34**(1978), 147-160.
- (15) Hashin, Z., *Trans. ASME, J. Appl. Mech.*, **47**(1980), 324-328.
- (16) JIS K 7083, 炭素繊維強化プラスチックの定荷重引張-引張疲れ試験方法, (1993), 日本工業標準調査会.
- (17) Schwarmann, L., *Material Data of High-Strength Aluminium Alloys for Durability Evaluation of Structures*, (1988), 32, Aluminium Verlag, Dusseldorf.
- (18) Plumtree, A., *Met. Sci.*, **11**-8/9(1977), 425-431.
- (19) Lemaitre, J. and Plumtree, A., *Trans. ASME, J. Eng. Mater. Technol.*, **101**(1979), 284-292.
- (20) Chaboche, J. L. and Lesne, P. M., *Fatigue Fract. Eng. Mater. Struct.*, **11**-1(1988), 1-17.
- (21) Manson, S. S. and Halford, G. R., *Eng. Fract. Mech.*, **25**(1986), 539-571.
- (22) Kujawski, D. and Ellyin, F., *Int. J. Fract.*, **37**(1988), 263-278.
- (23) Hahn, H. T., *ASTMSTP*, 674(1979), 383-417.
- (24) Sims, D. F. and Brogdon, V. H., *ASTM STP*, 636(1977), 185-205.
- (25) Hashin, Z. and Rotem, A., *J. Compos. Mater.*, **7**(1973), 448-464.
- (26) 河井昌道・森下政浩・戸村誠司・佐藤宏樹, 機論, **62**-601, A(1996), 2088-2096.