ファイバメタル積層材料 GLARE の疲労き裂進展特性*

高松 徹^{*1}, 松村 隆^{*1}, 小倉紀男^{*2}
下河利行^{*3}, 角田義秋^{*3}

Fatigue Crack Growth Characteristics of a Fiber/Metal Laminate GLARE

Tohru TAKAMATSU, Takashi MATSUMURA, Norio OGURA,
Toshiyuki SHIMOKAWA and Yoshiaki KAKUTA

The objective of this study is to investigate the characteristics of fatigue crack growth in a fiber/metal laminate GLARE 3-5/4. This material consists of five 2024-T3 Al alloy thin sheets and four layers of a (0°/90°) glass/epoxy composite. Centrally notched specimens were fatigue tested under constant amplitude loading and crack length was measured using a DC potential drop method. The following conclusions were obtained: (1) The scatter in fatigue crack growth lives was a little larger than that of a 2024-T3 Al alloy. (2) The relationship between crack growth rate, da/dN , versus stress intensity factor range, ΔK , obtained on the assumption of a monolithic material was different from that of a single 2024-T3 Al alloy sampled from the GLARE and showed the maximum stress dependence. (3) The relationship between da/dN and ΔK_{fin} , the stress intensity factor range analyzed by Marissen on the basis of a fiber bridging effect, approximately agreed with that of a single 2024-T3 Al alloy specimen regardless of the maximum stress.

Key Words: Fatigue, Crack Propagation, Delamination, Fiber/Metal Laminate, GLARE, Stress Intensity Factor, Crack Propagation Rate, Scatter, Fiber Bridging

1. 緒 言

近年, ファイバメタル積層材料が, その優れた疲労特性から先進航空機用構造材料の候補の一つとして検討されている。本研究で用いた GLARE は 1980 年代初頭に, オランダの Delft 大学で研究・開発されたファイバメタル積層材料⁽¹⁾の一種であり, 図 1 に示すような Al 合金薄板とガラス長繊維をエポキシで固めた層を交互に積層したものである。

Al 合金系のファイバメタル積層材料は GLARE の他に Al 合金とアラミド繊維層で構成された ARALL, Al 合金と炭素繊維層で構成された CARALL が製作されている。これまで疲労き裂伝ば挙動に関する研究が², GLARE^{(2)~(6)}, ARALL^{(2)(3)(6)~(11)}, CARALL⁽¹²⁾ について行われている。

これまでの研究より, ファイバメタル積層材料におけるき裂伝ば速度 da/dN と単一材料を仮定して求めた応力拡大係数範囲 ΔK の関係は, 単一材料の関係と

異なることが示されている。これはブリッジング効果によるものとして説明されている。すなわち, ファイバメタル積層材料における疲労き裂は金属層を進展し, 繊維層はほとんど破断しない。破断しない繊維層がき裂の開口を拘束するので, き裂が進展して ΔK が大きくなっても, da/dN は単一材料のような増加傾向は示さない。ファイバメタル積層材料の da/dN - ΔK 関係に関連して, Marissen は⁽⁸⁾ ARALL の実験より, ブリッジング効果および金属層と繊維層のはく離を考慮した中央き裂試験片に対する K 値の表示式を導いた。また戸井は⁽⁵⁾, 単一材料と GLARE の da/dN - ΔK 関係から求まる係数を使って ΔK を修正する簡便な方法を提案した。

本研究では, 現在入手可能な航空機構造用ファイバ

Fig. 1 Section of GLARE 3-5/4

* 原稿受付 1998 年 1 月 28 日。

^{*1} 正員, 電気通信大学電気通信学部 (〒182-8585 調布市調布ヶ丘 1-5-1)。^{*2} 電気通信大学大学院 [現: 松下通信工業(株)]。^{*3} 正員, 航空宇宙技術研究所 (〒181-0015 三鷹市大沢 6-13-1)。

メタル積層材料の一つである GLARE 3-5/4 を供試材として、以下のような目的で疲労き裂伝ばに関する実験を行った。(1)き裂伝ば寿命のばらつきに関する特性を求めて 2024-T 3 Al 合金に対する結果⁽¹³⁾⁽¹⁴⁾と比較検討する。(2) $da/dN-\Delta K$ 関係に対する戸井の提案した修正法について検討する。(3) $da/dN-\Delta K$ 関係を Marissen の式を適用して求めて 2024-T 3 Al 合金の $da/dN-\Delta K$ 関係との関係を検討する。なお、GLARE 3-5/4 は製作された GLARE の中で最も厚いものであり、Marissen の式および戸井の方法の有効性に関してはまだ確認されていない。また構造材料の信頼性基準の一つであるき裂伝ば寿命のばらつきに関しても検討されていない。

2. 実験方法

供試材料は GLARE 3-5/4 (Structural Laminate Company 製) を使用した。図 1 は GLARE 3-5/4 の板厚断面である。2024-T 3 Al 合金 5 層 (0.30 mm/層)、ガラス繊維をエポキシで固めた複合材料 4 層 (0.27 mm/層) で構成されており、全板厚 B は 2.6 mm である。なお、ガラス繊維層は、線と点で示すように 50%0° 方向、50%90° 方向で構成されている。表 1 に供試材の機械的特性を示す。

図 2 に試験片の形状寸法を示す。供試材より板幅 $W=70$ mm、切欠長さ $2a_0=3.0$ mm (先端半径 $=0.35$

mm) の中央切欠試験片を製作した。さらに本研究では、図 2(b) に示すような供試材料を構成している 2024-T 3 Al 合金単一層 0.3 mm 板厚試験片も製作して、Al 合金単一材料のき裂進展特性を求めた。

疲労試験は、油圧サーボ式疲労試験機 (驚宮製作所製 FT-10) を用い、室温環境において荷重制御、周波数 5 Hz の正弦波、応力比 $R=0.05$ の条件で行った。また最大応力 $\sigma_{\max}$ は 110, 147, 196 MPa として行った。

き裂長さは直流電位差法による計測システムによって測定した。そのシステムは、2024-T 3 Al 合金中央切欠試験片の疲労試験の結果を使って、き裂伝ば速度の確率モデルを検討した研究⁽¹³⁾⁽¹⁴⁾ で使用したもので、コンピュータ制御によって自動的に測定できる。

3. 実験結果および考察

3・1 き裂伝ば寿命の変動特性 疲労試験の結果、供試材料におけるき裂は Al 合金層を進展し、き裂長さがほぼ板幅に等しくなっても単一材料のような不安定破壊を示さなかった。また詳細は省略するが、内部の Al 合金層におけるき裂進展状況を調べるための実験も行った。その結果、表面層と中心層におけるき裂長さの差は 2~8% 程度と、比較的小さいことがわかった。さらに、その本実験より繊維は従来の研究結果^{(1)~(6)} と同様にほとんど破断していないこともわかった。

図 3 はき裂伝ば寿命のばらつきを検討するための疲労試験より得られたき裂長さ半長 a と繰返し数 N の関係で、11 本の試験片を用いて $\sigma_{\max}=110$ MPa、き裂測定間隔 $\Delta a=0.1$ mm の条件で行った。

図 3 より、 $a-N$ 関係は全体としてほぼ直線となっており、 a が大きくなっても明確な加速傾向を示さないことがわかる。このような関係は単一材料の関係と

Table 1 Mechanical properties of the material tested

material	$\sigma_{0.2}$ MPa	σ_B MPa	E GPa	Poisson's ratio ν	δ %
GLARE3-5/4	323	764	58	0.28	5

(a) Standard specimen

Fig. 2 Shape and dimension of specimens

Fig. 3 Relation between half crack length and number of load cycles

大きく異なる。

図4は図3で示した11本の試験片の a - N 関係より求めたき裂伝ば寿命のばらつきに関する特性で、初期き裂長さを $a_1=3\text{ mm}$ として任意の長さ a_2 に達するまでの寿命(荷重繰返し数)の変動係数 η_N を求めて a_2 に対してプロットしたものである。図4より、 η_N はき裂が短い範囲では若干大きくなっているが、その部分を除くとき裂長さが大きくなるにつれて $\eta_N=0.08\sim 0.09$ の範囲で多少減少傾向にある。2024-T3 Al合金に関する研究では、 $\eta_N=0.03\sim 0.04^{(14)}$ 、あるいは $0.04\sim 0.07^{(15)}$ という結果が得られている。すなわち、供試材料の η_N は2024-T3 Al合金の2倍程度である。

3・2 da/dN - ΔK 関係 図5に、図2(b)で示したAl合金単一層試験片($B=0.3\text{ mm}$)を用いて、 $\sigma_{\max}=47\text{ MPa}$ ($R=0.05$)の条件で行った疲労試験より求めた da/dN - ΔK 関係を両対数グラフに示す。 ΔK は次式より計算した。

$$\Delta K = \Delta\sigma\sqrt{\pi a}\sqrt{\sec\left(\frac{\pi a}{W}\right)} \dots\dots\dots (1)$$

ここで W は板幅、 $\Delta\sigma$ は応力幅である。図5より da/dN - ΔK 関係はデータ点の両端を除くとほぼ直線関係

Fig. 4 Coefficient of variation of load cycles required from initial half crack length to a half crack length

Fig. 5 Relation between da/dN and ΔK in 2024-T3 Al alloy specimen of single layer

となっており、Paris則 $da/dN=C(\Delta K)^m$ が成立していることがわかる。直線とみなせる、 $8\text{ MPa}\cdot\text{m}^{1/2}\leq \Delta K\leq 18\text{ MPa}\cdot\text{m}^{1/2}$ においてParis則をあてはめた結果、 $m=2.50$ 、 $\log C=-7.43$ となった。

図6は、図3に示した $\sigma_{\max}=110\text{ MPa}$ の a - N 関係から求めた da/dN - ΔK 関係の一例を両対数グラフにプロットしたものである(き裂測定間隔 $\Delta a=0.1\text{ mm}$)。ただし ΔK は単一材料を仮定したみかけの K 値で、式(1)を適用して求めた。図6より、供試材料の da/dN - ΔK 関係は単一材料と異なり、 ΔK が大きくなっても da/dN はほとんど増加しないことがわかる。また、 da/dN - ΔK 関係は $\Delta K\approx 25\text{ MPa}\cdot\text{m}^{1/2}$ を境界として、減少傾向から増加傾向に変化することがわかった。すなわち、領域Iではき裂進展に伴って da/dN は減少傾向を示すが、これは前記したように破断しない繊維層によるブリッジング効果によるものと考えられる。領域IIの da/dN は増加傾向を示すが、これはAl合金層とガラス繊維層のはく離の進行によりブリッジング効果が軽減されるためと考えられる。

図7に、 $\sigma_{\max}$ を196, 147, 110 MPaと変えた疲労試験より得られた a - N 関係($\Delta a=0.5\text{ mm}$)より求めた、

Fig. 6 Relation between da/dN and ΔK in GLARE 3-5/4

Fig. 7 Effect of maximum stress on the relation between da/dN and ΔK in GLARE 3-5/4

da/dN - ΔK 関係を示す。太線は図5に示した Al 合金単一層試験片の平均的関係を表している。図7より da/dN - ΔK 関係は $\sigma_{\max}$ によって異なり、 $\sigma_{\max}$ が大きくなるにつれて da/dN は増大するが、みかけ上 Al 合金単一層試験片よりかなり大きな ΔK まで安定に進展していることがわかる。図中の GLARE の試験結果における矢印は、図6で示した領域 I、II の境界を示す位置である。ただし $\sigma_{\max}=196$ MPa の da/dN - ΔK 関係は、全体として増加傾向となっているので、増加の割合が変化する位置として求めた。境界の ΔK および a を求めると、 $\sigma_{\max}=110$ MPa では $25 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$ ($a=14.5 \text{ mm}$)、 $\sigma_{\max}=147$ MPa では $29 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$ ($a=11.9 \text{ mm}$)、 $\sigma_{\max}=196$ MPa では $35 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$ ($a=9.8 \text{ mm}$) となり、 $\sigma_{\max}$ が大きくなるに従って領域 I $\rightarrow$ II の変化はより短いき裂長さで生じることがわかった。また領域 II における da/dN の増加の割合は $\sigma_{\max}$ とともに大きくなることがわかる。ただし、Al 合金単一層試験片の場合よりは、見かけ上はるかに低い増加傾向を示している。

3.3 戸井の提案に対する検討 戸井は⁽⁵⁾、板厚が 1.12~1.62 mm の GLARE に対する疲労き裂伝ば試験より求めた修正係数 β_{fb} を導入することにより、 ΔK を $\Delta K'=\Delta K \times \beta_{fb}$ と修正して求めた da/dN - $\Delta K'$ 関係が $\sigma_{\max}$ に依存せずに、2024-T3 Al 合金単一材料の関係と一致する方法を示した。そのためには β_{fb} - a 関係が必要であるが、 β_{fb} は GLARE の da/dN - ΔK 関係と 2024-T3 Al 合金の Paris 則の関係を使って、 da/dN が同一の K 値の比 $\Delta K_{\text{metal}}/\Delta K_{\text{lam}}$ として求められる (ΔK_{metal} : Al 合金, ΔK_{lam} : GLARE)。また、 da/dN - $\Delta K'$ 関係が $\sigma_{\max}$ に依存しないためには、 β_{fb} - a 関係が $\sigma_{\max}$ に依存しないことが必要であるが、戸井の研究では検討されていない。

図8に図5、図7の da/dN - ΔK 関係より求めた β_{fb} -

Fig. 8 Relation between modification factor and half crack length

a 関係を示す。ただし、Al 合金単一材料の da/dN - ΔK 関係は戸井⁽⁵⁾と同様に、 da/dN の全領域に対して Paris 則の関係に従うと仮定した。図8より β_{fb} - a 関係は、いずれの $\sigma_{\max}$ の場合も戸井の結果⁽⁵⁾と同様に a が大きくなるに従って減少する傾向を示すが、 $\sigma_{\max}$ によって異なることがわかる。

以上から、本供試材料に対しては戸井の方法は有効とはいえない。ただし、図8の β_{fb} - a 関係は $\sigma_{\max}$ とともに大きくなる傾向を示しているので、その傾向を定式化して β_{fb} - a 関係を修正すれば、本供試材に対しても戸井の方法が適用できる可能性がある。ただし、戸井の方法に関してはさらに検討が必要である。

3.4 Marissen の式による検討 Marissen⁽⁸⁾は、ファイバメタル積層材料の中央き裂試験片に対する応力拡大係数を K_{fin} として、その表示式を導いた。その場合、き裂は Al 合金層を進展し、繊維は破断しないと仮定している。詳細は省略するが、 K_{fin} は破断していない繊維によるブリッジング効果、および Al 合金層と繊維層の間のはく離を考慮して求めたもので、はく離に関連した K 値、 K_{Al} と接着層のせん断変形に関連した K 値、 K_{ad} の和として次式で与えられる。

$$K_{fin}=K_{Al}+K_{ad}$$

$$K_{Al}=C_d(\sigma_{Al}-\sigma_{Al,0})\sqrt{\pi a}$$

$$K_{ad}=C_s C_{ad,a}(\sigma_{Al}-\sigma_{Al,0})\sqrt{h \cdot \tanh\left(\frac{\pi a}{h}\right)}$$

.....(2)

ここで、 σ_{Al} は Al 合金層に作用する応力、 $\sigma_{Al,0}$ は Al 合金層の残留応力 $\sigma_{r,Al}$ 、き裂長さ、切欠長さ、板幅の関数で与えられている。 C_d 、 C_s 、 $C_{ad,a}$ 、 h は Al 合金層のヤング率 (=74 GPa)、ガラス繊維層のヤング率 (=35 MPa)、接着層のせん断弾性係数 (=0.64 GPa)、板幅、はく離幅、およびき裂長さの関数として与えられている⁽⁸⁾。

しかし Marissen の式を適用して積層材料の da/dN - ΔK 関係を求めた研究はこれまで報告されていない。そこで本研究では、Marissen の式を適用して da/dN - ΔK 関係を求めることを試みた。

Marissen は、き裂まわりに生じるはく離形状をだ円と仮定している。これまで、ファイバメタル積層材におけるはく離の形状に関しては Marissen の研究⁽⁷⁾、その他の研究⁽⁴⁾⁽⁵⁾⁽¹⁰⁾で検討され、その仮定がほぼ妥当であることが確認されている。ただし、 K_{fin} を算出するためにははく離の大きさとき裂長さの関係が必要であるが、これまで求められていない。そこで本研究では、超音波探傷装置によるはく離測定を行ってその関係を求めた。

図9は超音波探傷装置(日本クラウトクレマ製 SDS 5400 R)を使ったはく離測定の場合、 $\sigma_{\max}=147$ MPa の条件で疲労試験を行った場合の $a \approx 12, 30$ mm の結果である。図9の中心のき裂まわりの変色の部分は層間にはく離を生じている部分と考えられるが、その形状は正確にはだ円とはいえない。そこで本研究では、超音波測定の妥当性を以下のように確認した。すなわち、はく離測定を終了した試験片表面を徐々に切削した結果、Al 合金層の一部のみが削られ、その部分ではガラス繊維層が露出し、切削された Al 合金層の形状は超音波測定によるはく離領域とほぼ一致していることがわかった。すなわち切削部分は、はく離によって面外に若干盛り上がった領域である。

超音波測定より、図10に示すようにはく離幅 b_s とき裂長さ a の関係が得られた。実線はそれぞれの結果を3次の多項式で近似したものである。矢印は、図6で示した $da/dN-\Delta K$ 関係における領域 I $\rightarrow$ II の変化を生じる位置である。図10より、 b_s は a および $\sigma_{\max}$ とともに増大する傾向を示すことがわかる。

図11に式(2)の Marissen⁽⁸⁾ の K_{fin} を適用して求

Fig. 9 Measurements of deramiation zone using an ultra sonic C-scan equipment

Fig. 10 Relation between the delamination width and half crack length

めた $da/dN-\Delta K_{\text{fin}}$ 関係を示す。 ΔK_{fin} の計算では、図10の b_s-a 関係を式に代入し、残留応力は考慮しなかった。太線は 2024-T 3 Al 合金単一層試験片の $da/dN-\Delta K$ 関係である。図11より、 ΔK_{fin} の値は全体としては単一材料を仮定して求めた ΔK より小さく、 $\sigma_{\max}$ によって異なるが、 ΔK の最大値は 12~26% の値になっていることがわかる。また、き裂が短い領域(低 ΔK 領域)を除くと、 $da/dN-\Delta K_{\text{fin}}$ 関係は $\sigma_{\max}$ によらず 1 本の直線関係で表せそうであるが、Al 合金単一層試験片の関係における直線領域とは若干ずれている。この原因は、(1) ΔK_{fin} の計算では Al 合金層の残留応力を考慮しなかったこと、(2) Marissen ははく離の形状をだ円と仮定しているが、図9で示したように正確にはだ円とは言えないこと、などが考えられる。GLARE における Al 合金層の残留応力は引張りと考えられる⁽⁶⁾ ので、Marissen の式における残留応力としてさまざまな値を仮定して $da/dN-\Delta K_{\text{fin}}$ 関係に及ぼす影響を検討した。その結果、10 MPa 程度の引張りの残留応力を仮定した場合、 $da/dN-\Delta K_{\text{fin}}$ 関係は Al 合金単一層試験片の $da/dN-\Delta K$ 関係に最も近づくことがわかった。以上から、Marissen の式は供試材料の $da/dN-\Delta K$ 関係に対しても適用できる可能性が示唆された。ただし、Marissen の式の有効性に関しては今後さらに検討が必要である。

4. 結 言

(1) 供試材料 GLARE 3-5/4 の疲労き裂伝ば寿命の変動係数は 8~9% であり(試験片数 11)、これは 2024-T 3 Al 合金の場合に比べて 2 倍程度大きい。

(2) 単一材料を仮定して求めた $da/dN-\Delta K$ 関係は $\sigma_{\max}$ に依存し、供試材料から抽出した 2024-T 3 Al 合金単一層試験片の $da/dN-\Delta K$ 関係と一致しない。また Al 合金単一層試験片より大きな ΔK まで不安定破壊を示さない。

Fig. 11 Relation between da/dN and ΔK_{fin} in GLARE 3-5/4

(3) $da/dN-\Delta K$ 関係は 2 領域に分けられ, $\sigma_{\max}$ が小さい場合は減少傾向から増加傾向に変わる. $\sigma_{\max}$ が大きい場合は全体として増加傾向であるが, 途中から増加傾向が大きくなる. $\sigma_{\max}$ が大きくなるに従って, 領域の境界のき裂長さは短くなり, 増加の程度も大きくなる.

(4) 板厚が供試材料より薄い GLARE の $da/dN-\Delta K$ 関係に対して戸井の提案した方法における修正係数-き裂長さ関係は, 供試材料の場合は $\sigma_{\max}$ によって異なる.

(5) 超音波探傷装置によるはく離測定結果と Marissen の導いた応力拡大係数 K_{fin} より求めた $da/dN-\Delta K_{fin}$ 関係は, $\sigma_{\max}$ によらずほぼ 1 本の直線で表される傾向を示し, 2024-T3 Al 合金単一層試験片の関係に近づく.

最後に, 本研究にさまざまなご協力をいただいた富士重工(株)の戸井康広氏に謝意を表す.

文 献

(1) Vogelesang, L. B., ほか 2 名, *Proceedings of the 11th*

ICAF Symposium, (1981), 3.4/1, Noordwijkerhout, NLR.

(2) Schijve, J., *Fatigue of Aircraft Materials*, (1993), 113-140, Delft University Press.

(3) Schijve, J., Report LR-715, *Faculty of Aerospace Eng., Delft University of Technology*, (1993).

(4) Young, J. B., ほか 2 名, *Compos. Struct.*, **27** (1994), 457-469.

(5) Toi, Y., Estimation, Enhancement and Control of Aircraft Fatigue Performance, *Proc. 18th Symposium of ICAF*, (1995), 899-909, Melbourne.

(6) 宮田隆司・ほか 2 名, *材料*, **45-3** (1996), 334-339.

(7) Marissen, R., *Eng. Fract. Mech.*, **19-2** (1984), 261-277.

(8) Marissen, R., Report LR 574, *Faculty of Aerospace Eng., Delft University of Technology*, (1988).

(9) Ritchie, R. O., ほか 2 名, *Eng. Fract. Mech.*, **32-3** (1989), 361-377.

(10) Macheret, J., ほか 2 名, *Polym. Compos.*, **10-5** (1989), 322-327.

(11) Davidson, D. L., and Austin, L. K., *Fatigue Fract. Eng. Mater.*, **14-10** (1991), 939-951.

(12) Lin, C. T., Kao, P. W. and Yang, F. S., *Composites*, **22** (1991), 135-141.

(13) 市川昌弘・ほか 5 名, *材料*, **37**-420 (1988), 1010-1016.

(14) 市川昌弘・ほか 4 名, *材料*, **40**-450 (1991), 283-288.

(15) Virkler, D. A., ほか 2 名, *Trans. ASME, J. Eng. Mater. Technol.*, **101** (1979), 148-153.