

ファイバー / メタル積層材料 GLARE3-5/4 の 疲労き裂進展特性評価*

高松 徹*¹, 松村 隆*², 小倉 紀男*³,
下河 利行*⁴, 角田 義秋*⁴

Evaluation of Fatigue Crack Growth Characteristics of a Fiber/Metal Laminate GLARE3-5/4 *

Tohru Takamatsu *¹, Takashi Matsumura *², Norio Ogura *³,
Toshiyuki Shimokawa *⁴, and Yoshiaki Kakuta *⁴

ABSTRACT

The objective of this study is to investigate the properties of fatigue crack growth in a GLARE3-5/4 fiber/metal laminate and the validity of methods for analyzing the fatigue crack growth of fiber/metal laminates. GLARE3-5/4 consists of five thin sheets of 2024-T3 aluminum alloy and four layers of (0/90) glass/epoxy. Centrally notched specimens were fatigue tested under constant amplitude loading and crack length was measured using the DC potential-drop method. The size of the delamination produced between aluminum alloy sheets and fiber-adhesive layers was measured from C-scan pictures taken around a fatigue crack. The following conclusions were drawn : (1) The scatter in fatigue crack growth lives was a little higher than that of a 2024-T3 aluminum alloy. (2) The relationship between crack growth rate, da/dN , versus stress intensity factor range, K , obtained on the assumption of a monolithic material was different from that of a single 2024-T3 aluminum alloy machined from the GLARE and showed the maximum stress dependence. (3) The relationship between da/dN and K_{fn} , 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 aluminum alloy specimen regardless of the maximum stress.

Keywords : fiber/metal laminate, GLARE, fatigue, crack growth, variability, stress intensity factor, fiber bridging, delamination, analytical method

概 要

本研究の目的はファイバーメタル積層材料GLARE3-5/4の疲労き裂進展特性を調べること,およびファイバーメタル積層材料の疲労き裂進展に対する解析法の有効性を検討することである。GLARE3-5/4は2024-T3Al合金薄板5層と(0/90)のガラス繊維/エポキシ4層で構成された積層材料である。中央切欠

* 平成10年3月31日受付 (received 31 March 1998)

* 1 客員研究官, 電気通信大学機械制御工学科 (Dept. of Mechanical and Control Eng., Univ. of Electro-Communications)

* 2 電気通信大学機械制御工学科 (Dept. of Mechanical and Control Eng., Univ. of Electro-Communications)

* 3 電気通信大学大学院 (現松下通信工業)

* 4 構造研究部 (Structures Division)

き試験片を用いて最大応力一定条件の疲労試験を行い、直流電位差法によるき裂長さ測定システムを使用してき裂長さを測定した。Al 合金層と繊維 / エポキシ層間のはく離の大きさは、き裂周りの C - スキャン像から測定した。本実験より以下の結論が得られた。(1) き裂伝ば寿命のばらつきは 2024-T3Al 合金の場合より多少大きい。(2) き裂伝ば速度 da/dN と均一材料を仮定して求めた応力拡大係数範囲 K の関係は、GLARE を構成している 2024-T3Al 合金単一層試験片により得られた関係とは異なり、最大応力依存性を示す。(3) ファイバブリッジング効果を考慮して Marissen によって導かれた応力拡大係数 K_{fin} を使って求めた $da/dN - K_{fin}$ 関係は、最大応力によらずに Al 合金単一層試験片の関係とほぼ一致する。

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構造用の候補材料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 工科大学で研究・開発されたファイバメタル積層材料⁽¹⁾の 1 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、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 K の関係は、単一材料の関係と大きく異なり、最大応力に依存し Paris-Erdogan 則に従わないことが示されている。これは繊維によるブリッジング効果として説明されている。図 2 は Al 合金 2 層とガラス繊維 0° 、 90° 各 1 層からなる積層材料におけるき裂先端近傍の概略を示したものである。一般にこの種の積層材料における疲労き裂は Al 合金層を進展し、繊維層はほとんど破断しない。従って、き裂が進展して K が大きく

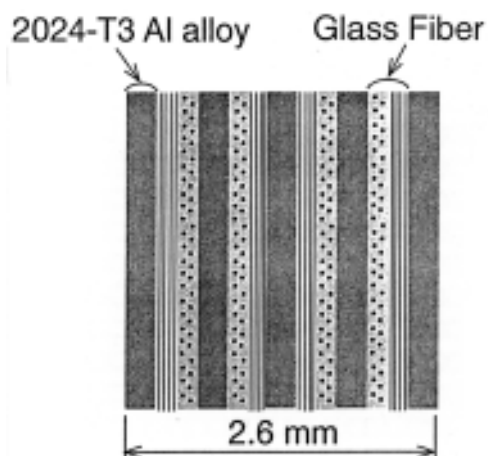


図 1 GLARE3-5/4 の板厚断面の概略

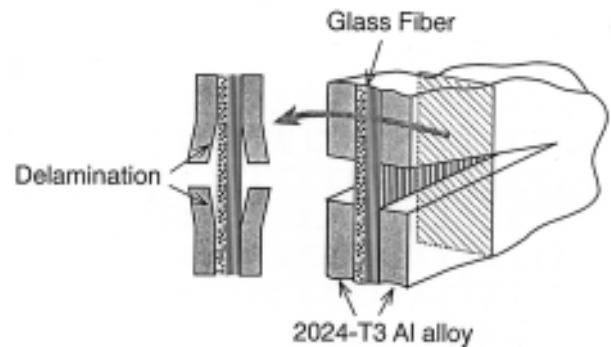


図 2 ファイバメタル積層材料におけるファイバブリッジング

なっても、き裂の開口は拘束されるので、 da/dN は単一材料のような明確な増加傾向は示さない。ファイバメタル積層材料の $da/dN - K$ 関係に関連して、Marissen⁽⁶⁾ は ARALL の実験結果に基づいて、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⁽⁵⁾ は、単一材料と GLARE の $da/dN - K$ 関係から求める係数を使って K 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メタル積層材料の一つである GLARE3-5/4 を供試材料として、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) き裂進展寿命のばらつきに関する特性を求めて、2024-T3Al 合金に対する結果^{(13),(14)}と比較検討する。
- (2) GLARE3-5/4 の $da/dN - K$ 関係に対する戸井の提案した修正法の有効性について検討する。
- (3) Marissen の式を適用して $da/dN - K$ 関係を求めて、2024-T3Al 合金の関係と比較検討する。

なお、GLARE3-5/4 はこれまで製作された 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進展寿命のばらつきについても検討されていない。

2. 実験方法

供試材は GLARE3-5/4 (Structural Laminate Company 製) を使用した。図 1 に供試材料の板厚断面の概略を示

表 1 供試材料の機械的性質

Material	$E_{0.2}$ MPa	E_B MPa	E GPa	Poisson's ratio	%
GLARE3-5/4	323	764	58	0.28	5

す。図のように、2024-T3 Al合金 5層(0.30mm / 層)とガラス繊維をエポキシで固めた4層(0.27mm / 層)で構成されており、全板厚 B は 2.6mm である。なお、ガラス繊維層は、 0° 方向(線で表示) 50%、 90° 方向(点で表示) 50% で構成されている。表 1 に供試材料の機械的特性を示す。

図 3 (a) に試験片の形状寸法を示す。供試材料より板幅 $W = 70\text{mm}$ 、切欠長さ $2a_0 = 3.0\text{mm}$ (先端半径 0.35mm) の中央切欠き試験片を製作した。さらに本研究では、GLARE3-5/4 を構成している 2024-T3Al 合金単一材料のき裂進展特性を求めるために、図 3 (b) に示すような 0.3mm 板厚の単一層試験片も製作した。

疲労試験は、油圧サーボ式疲労試験機(鷺宮 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 $P_{max} = P_{max} / (BW)$ は 110, 147, 196MPa とした。ここで P_{max} は最大荷重、 B は板厚である。

き裂長さは、図 4 に示すような直流電位差法によるき裂計測システムによって測定した。そのシステムは、2024-T3Al 合金の中央切欠き試験片を用いた疲労試験の結果を使って、き裂進展速度の確率モデルを検討した研究^{(13),(14)} で使用したものである。その研究では、できるだけ微小間隔で測定誤差の少ないき裂長さ測定が必要であったので、コンピュータによる試験機の制御を行っ

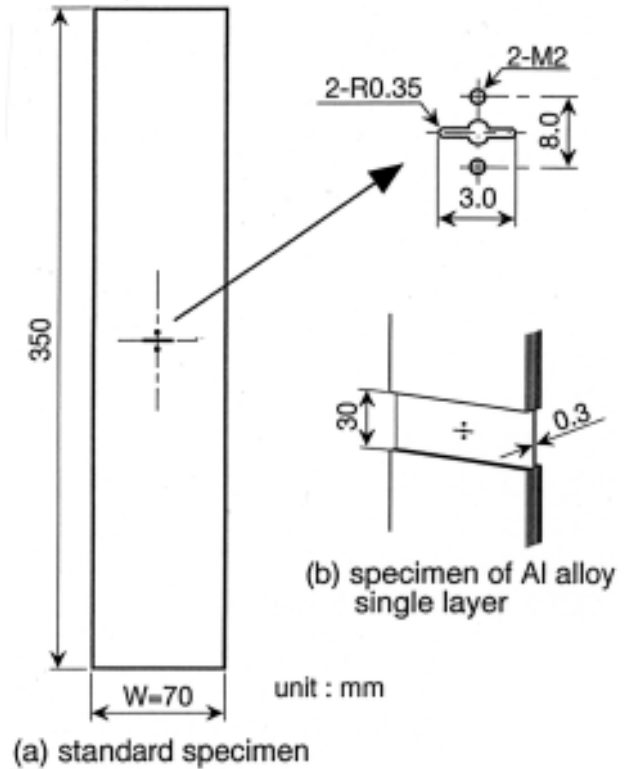


図 3 試験片寸法および形状

て、き裂進展に伴う電位差を自動的に計測した。なお、本研究の電位差法システムにおけるき裂長さの測定精度は約 0.05mm である。

試験片を試験機に取付ける際に、試験片とアミ線をいっしょに試験機のチャックで挟み、そのアミ線に 13A 一定の直流電流を流した。その結果、電流はアミ線と接触した表面の 2024-T3Al 合金層のみに流れた。ただし、

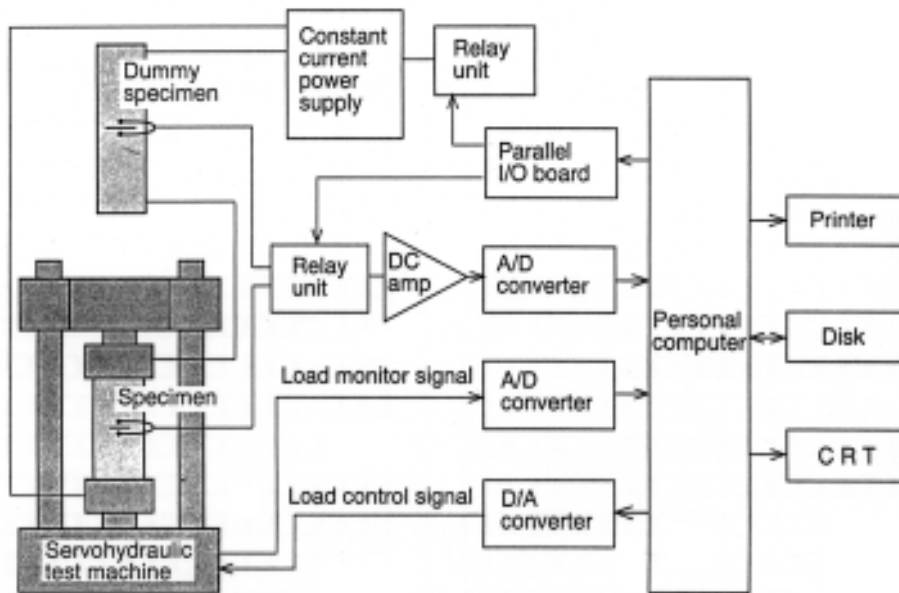


図 4 き裂長さ測定のための直流電位差法システムのブロック図

チャックと試験機の間にはベークライトの板を挟んで、試験片と試験機を電氣的に絶縁した。疲労試験中、試験機を一定繰返し数間隔で停止させ、疲労試験における最大荷重の90%の荷重を負荷した状態で、電位差を測定した。電位差は、切欠き両側の電圧端子(=2mm)間の微小電圧を増幅して計測した。計測した電位差は、予め求めた較正曲線(電位差-き裂長さ関係)を使用してき裂長さに変換した。ただし精度を高めるために、各試験片とも適当な間隔で光学顕微鏡を使ってき裂長さを測定し、較正曲線を修正した。なお、電位差法より求まるき裂長さは、表面の2024-T3Al合金層を進展するき裂の全長であるが、実際のき裂長さは、左右、表裏の相違は比較的小さく、さらに3.1節で述べるように内部のき裂との差も小さいことがわかった。

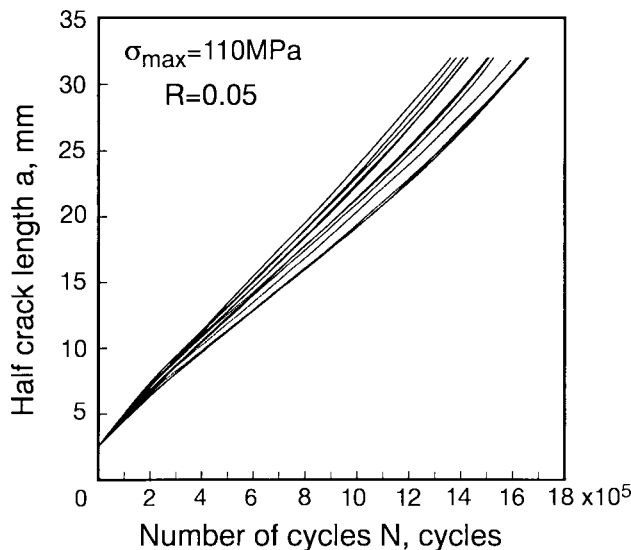
3. 実験結果及び考察

3.1 き裂進展寿命の変動特性

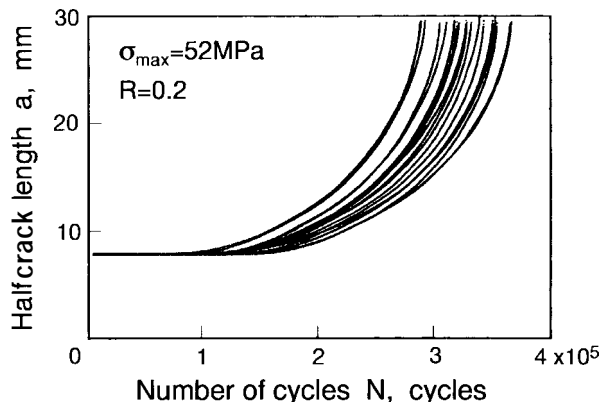
疲労試験の結果、供試材料におけるき裂はAl合金層を進展し、き裂長さ $2a$ がほぼ板幅 W (=70mm)程度に進展しても単一材料のような不安定破壊を示さなかった。また内部のAl合金層におけるき裂進展状況を調べるため、以下の実験を行った。すなわち、 $\sigma_{max} = 110\text{MPa}$ の疲労試験の途中で試験を中止して、その試験片のき裂近傍を徐々にエンドミルで切削した。その結果、表面層と中心層におけるき裂長さの差は、き裂半長 $a = 9\text{mm}$ では8%程度、 $a = 32\text{mm}$ では2%程度と、比較的小さいことがわかった。さらにその実験により、内部の繊維は従来の研究結果⁽¹⁾⁻⁽⁵⁾と同様にほとんど破断していないこともわかった。

図5(a),(b)はき裂進展寿命のばらつきを検討するための疲労試験により得られた、き裂長さ半長 a と荷重繰返し数 N の関係である。図5(a)はGLARE3-5/4の結果で、 $a = 2.5\text{mm}$ に対する繰返し数を0として基準化してプロットしたものである。11本の試験片を用いて最大応力 $\sigma_{max} = 110\text{MPa}$ の条件で行った。図5(b)は筆者らの一部が2024-T3Al合金に対して実施した試験結果^{(13),(14)}で、18本の試験片を用い、 $\sigma_{max} = 52\text{MPa}$ の条件である。いずれもき裂長さ間隔 $\Delta a = 0.1\text{mm}$ で測定した。なお2024-T3Al合金試験片の寸法は、板厚が $B = 3.0\text{mm}$ 、切欠き長さが $2a_0 = 14.0\text{mm}$ と異なる以外に、GLARE3-5/4と同一である。

2024-T3Al合金の疲労試験では、板厚断面が傾斜破壊を示さずできるだけ直角破壊状態でき裂が進展するように低応力で行った。従って、GLARE3-5/4の場合もばらつきに関する実験では、Al合金層を進展するき裂ができるだけ直角破壊状態となるように、予備実験を行って $\sigma_{max} = 110\text{MPa}$ と決定した。



(a) GLARE3-5/4



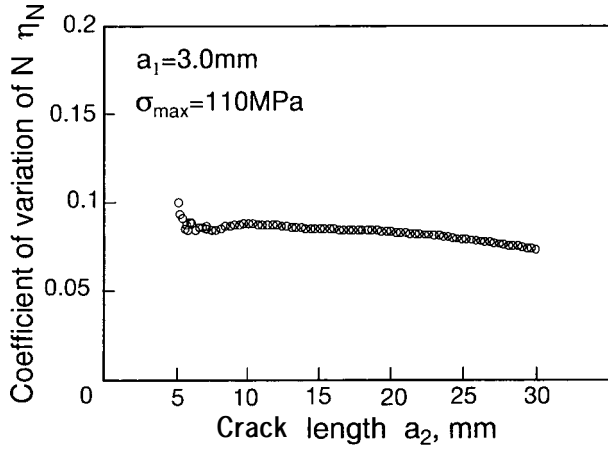
(b) 2024-T3 Al-alloy

図5 き裂長さ - 荷重繰返し数関係

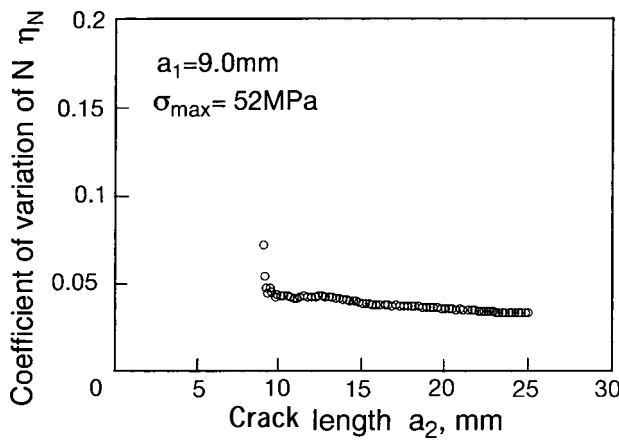
図5(a),(b)により、両供試材の $a - N$ 関係の相違は明らかであり、GLARE3-5/4の場合は全体としてほぼ直線となっており、 a が大きくなってき裂が急速に進展するような傾向を示さない。一方2024-T3Al合金の場合は、 $a - N$ 関係は曲線となり、 a が大きくなると急速にき裂が成長し破壊となる。

図6(a),(b)は図5に示した $a - N$ 関係を使って、初期き裂長さ a_1 から任意の長さ a_2 に達するまでの繰返し数の変動係数 N を求め、 a_2 に対してプロットしたものである。図6(a)はGLARE3-5/4、図6(b)は2024-T3Al合金の結果である。 a_1 はGLARE3-5/4の場合は3mm、2024-T3Al合金の場合は9mmとした。

図より、両供試材料ともき裂が短い範囲では若干ばらつきが大きいが、き裂長さが大きくなるにつれて多少減少傾向にあり、その範囲での N は、GLARE3-5/4では0.08 ~ 0.09、2024-T3Al合金では0.03 ~ 0.04となって



(a) GLARE3-5/4



(b) 2024-T3 Al-alloy

図6 初期き裂長さから任意の長さに進展するまでに要する荷重繰返し数の変動係数

いる。他の 2024-T3Al 合金に関する研究では、0.04 ~ 0.07⁽¹⁵⁾ という結果が得られている。すなわち、GLARE3-5/4 のき裂進展寿命のばらつきは比較的小さいが、2024-T3Al 合金に比べて 2 倍程度であることがわかった。これは、GLARE3-5/4 におけるき裂進展寿命のばらつきの要因が、2024-T3Al 合金におけるばらつきの要因と同じものの他に、はく離の影響、繊維層の均質性の影響などが考えられるのでほぼ妥当な結果といえる。

3.2 da/dN - K 関係

図7に、図3(b)で示したGLARE3-5/4から抽出した板厚0.3mmの2024-T3Al合金単一層試験片の疲労試験より求めた $a - N$ 関係を示す。疲労試験は $\sigma_{max} = 47\text{MPa}$ $R = 0.05$ の条件で行い、き裂長さは $a = 0.1\text{mm}$ の間隔となるように、読取り顕微鏡を用いて測定した。

図8は図7の結果より求めた $da/dN - K$ 関係を両対数グラフに示したものである。 K は次式により計算した。

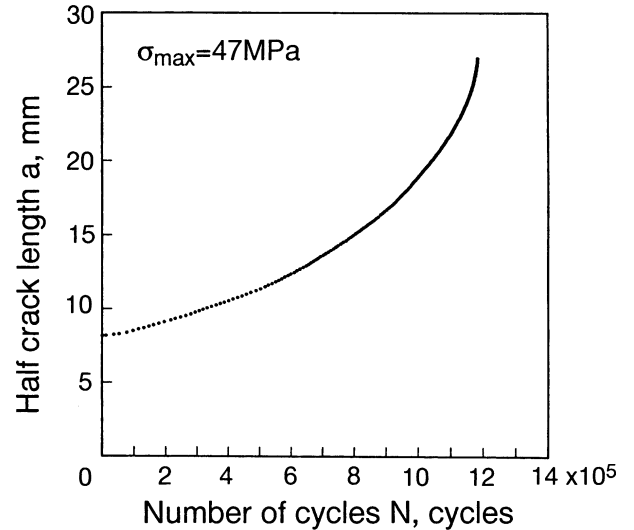


図7 GLARE3-5/4を構成している2024-T3 Al合金単一層試験片におけるき裂長さ - 荷重繰返し数関係

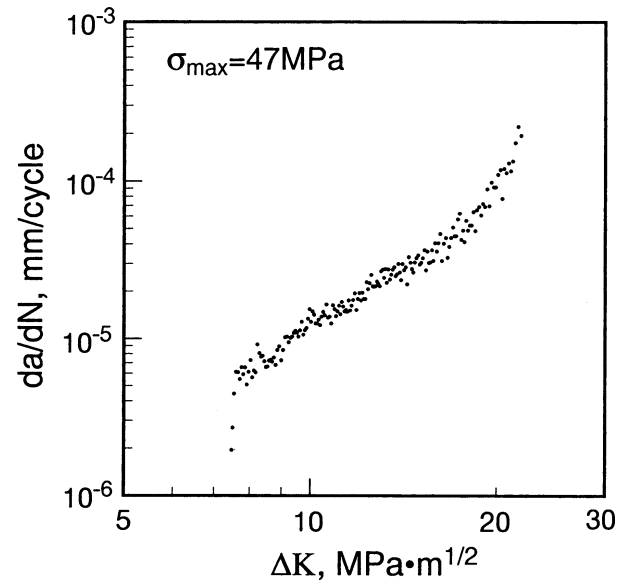


図8 GLARE3-5/4を構成している2024-T3 Al合金単一層試験片における $da/dN - K$ 関係

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

ここで W は板幅、 a はき裂長さ半長、 $\sigma = (P_{max} - P_{min})/(BW)$ である。図より $da/dN - K$ 関係はデータ点の両端部分を除くとほぼ直線関係となっており、次式で示す Paris-Erdogan 則が成立していることがわかる。

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K)^m \quad (2)$$

図において直線とみなせる、 $8\text{MPa} \cdot \text{m}^{1/2} < K < 18\text{MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$ に Paris-Erdogan 則をあてはめた結果、 m

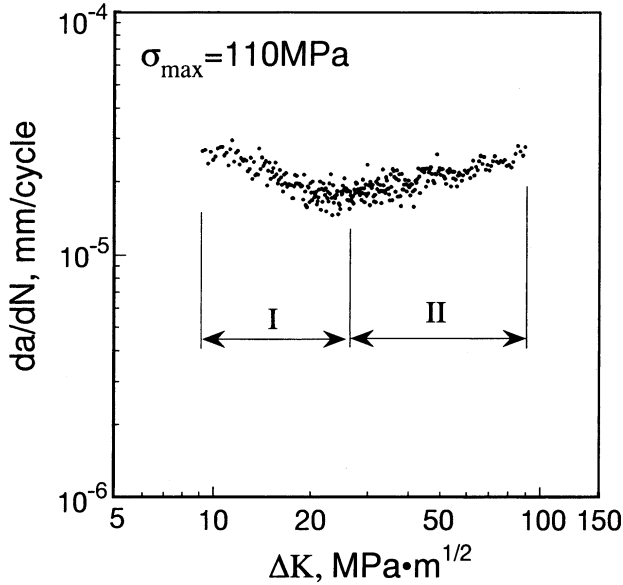


図9 GLARE3-5/4における $da/dN - K$ 関係の例

$= 2.50$, $\log C = -7.43$ が得られた。

図9は、図5(a)で示した11本の試験片の中から任意に選んだ1本の $a - N$ 関係(き裂測定間隔 $a = 0.1\text{mm}$)より求めた $da/dN - K$ 関係を、両対数グラフにプロットしたものである。ただし K 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。

この図より、GLARE3-5/4の $da/dN - K$ 関係は単一材料と異なり、 K 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、 $da/dN - K$ 関係は $K = 25\text{MPa}\cdot\text{m}^{1/2}$ 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、き裂進展に伴って図の領域の da/dN は減少傾向を示すが、これ

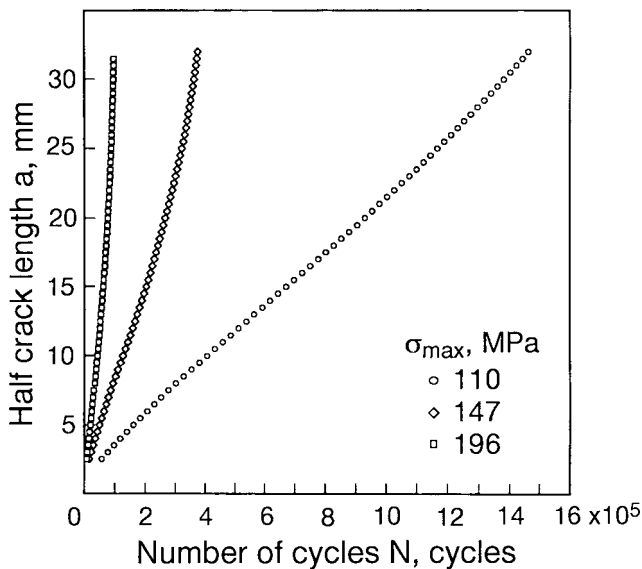


図10 GLARE3-5/4のき裂長さ - 荷重繰返し数関係に及ぼす最大応力の影響

は前述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たためと考えられる。なお、同じ $\sigma_{max} = 110\text{MPa}$ で行った他の試験片の場合も、図9の $da/dN - K$ 関係と同様の傾向を示した。

図10に σ_{max} を110, 147, 196MPaと変えた疲労試験より得られた $a - N$ 関係を示す。 $\sigma_{max} = 147, 196\text{MPa}$ は戸井の研究⁽⁵⁾を参考にして選択した。ただし $\sigma_{max} = 147, 196\text{MPa}$ の場合のき裂長さ測定は、約0.5mmの間隔で行った。 $\sigma_{max} = 110\text{MPa}$ の場合は、前述のように0.1mmで測定したが、プロットは0.5mm間隔とした。

図11は図10の $a - N$ 関係より求めた $da/dN - K$ 関係を両対数グラフにプロットしたものである。太線は図8に示した2024-T3Al合金単一層試験片の平均的關係である。図より、 $da/dN - K$ 関係は σ_{max} によって異なること、 σ_{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 K まで安定に進展していることがわかる。図中のGLARE3-5/4の試験結果における矢印は、図6で示した領域の境界を示す位置である。ただし $\sigma_{max} = 196\text{MPa}$ の $da/dN - K$ 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 K および a を求めると、 $\sigma_{max} = 110\text{MPa}$ では $25\text{MPa}\cdot\text{m}^{1/2}$, $a = 14.5\text{mm}$, $\sigma_{max} = 147\text{MPa}$ では $29\text{MPa}\cdot\text{m}^{1/2}$, $a = 11.9\text{mm}$, $\sigma_{max} = 196\text{MPa}$ では $35\text{MPa}\cdot\text{m}^{1/2}$, $a = 9.8\text{mm}$ となり、 σ_{max} が大きくなるに従って

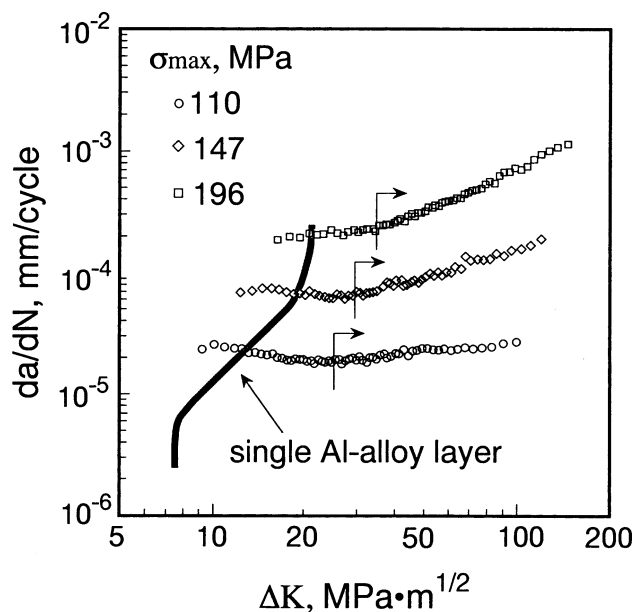


図11 GLARE3-5/4の $da/dN - K$ 関係に及ぼす最大応力の影響

領域 の変化はより短いき裂長さで生じることがわかった。以上の $da/dN - K$ 関係に及ぼす σ_{max} の影響は、定性的には σ_{max} が大きくなるにつれてブリッジング効果が小さくなることにより説明できる。

また領域 における da/dN の増加の割合は σ_{max} とともに大きくなることわかる。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 ~ 1.62mm の GLARE3-3/2, GLARE3-4/3 を供試材料とした疲労試験の結果より、修正係数を導入することによって、 $da/dN - K$ 関係を σ_{max} によらずに 2024-T3Al 合金の関係と一致させる簡便な方法を提案した。その方法における修正係数 β_{fb} は次式のように定義される。

$$\beta_{fb} = \frac{\Delta K_{metal}}{\Delta K_{lam}} \quad (3)$$

すなわち β_{fb} は da/dN が等しい条件で求めた、2024-T3Al 合金単一材料における K 値、 ΔK_{metal} と単一材料を仮定して求めた GLARE3-5/4 における K 値、 ΔK_{lam} の比を表している。

図 12 に図 11 の $da/dN - K$ 関係より求めた $\beta_{fb} - a$ 関係を示す。ただし、 ΔK_{metal} は図 8 の 2024-T3Al 合金単一層試験片より得られた Paris-Erdogan 則を使って求めた。図より $\beta_{fb} - a$ 関係はいずれも a が大きくなるに従って減少傾向を示すが、 σ_{max} によって異なることわかる。

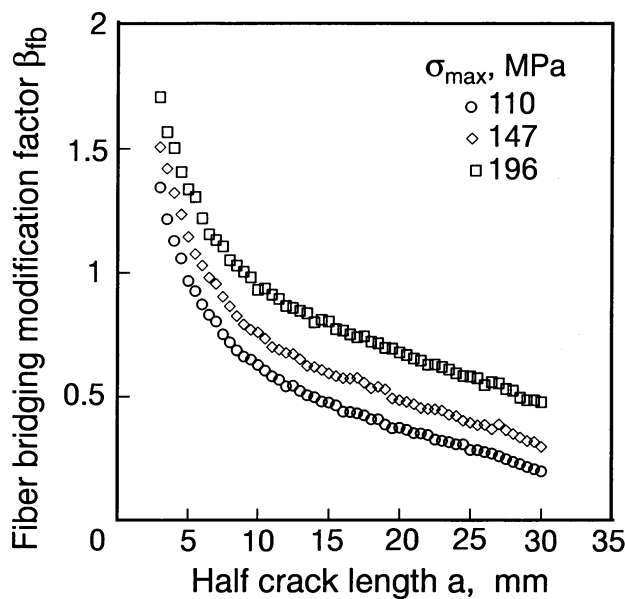


図 12 戸井の方法における修正係数 - き裂長さ関係に及ぼす最大応力の影響

任意の σ_{max} による疲労試験結果より得られた $\beta_{fb} - a$ 関係を使って他の σ_{max} の $da/dN - K$ 関係を修正した場合、その関係が σ_{max} に依存しないためには、 $\beta_{fb} - a$ 関係が σ_{max} に依存しないことが必要である。従って、本実験の範囲では、GLARE3-5/4 に対しては戸井の方法は有効とはいえない。ただし、図 12 の $\beta_{fb} - a$ 関係は σ_{max} とともに大きくなる傾向を示しているため、その傾向を単純な式で定式化できれば、GLARE3-5/4 に対しても戸井の方法は適用可能であるとえいる。したがって、戸井の方法に関しては、今後さらに検討が必要である。

3.4 Marissen の式による検討

Marissen⁽⁸⁾ は、ファイバー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 K_{fin} の表示式を導いた。この場合、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。 K_{fin} は、破断し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} の和として以下の式で与えられる。

$$K_{fin} = K_{Al} + K_{ad} \quad (4)$$

$$K_{Al} = C_d (\sigma_{Al} - \sigma_{Al,0}) \sqrt{\pi a} \quad (5)$$

$$K_{ad} = C_s C_{ad,d} (\sigma_{Al} - \sigma_{Al,0}) \sqrt{h \cdot \tanh\left(\frac{\pi a}{h}\right)} \quad (6)$$

ここで、 K_{Al} は Al 合金層に作用する応力、 $K_{Al,0}$ は Al 合金層に生じた残留応力 $\sigma_{r,Al}$ に関連した応力、 C_d 、 C_s 、 $C_{ad,d}$ 、 h は Al 合金層、ガラス繊維層、接着層の弾性的性質、およびはく離の大きさとき裂長さ a の関係の関数として以下の式で与えられる。

$$\sigma_{Al,0} = -\frac{2}{\pi} \cos^{-1}\left(\frac{\sin \frac{\pi s}{W}}{\sin \frac{\pi a}{W}}\right) \sigma_{r,Al} \quad (7)$$

$$C_d = \frac{C_{fv1}}{1 + \frac{4}{\pi} C_{fv2} C_{b/a} \frac{\sqrt{a^2 - s^2}}{b_s} \frac{F_{ar}}{F_{la}} \cos^{-1}\left(\frac{\sin \frac{\pi s}{W}}{\sin \frac{\pi a}{W}}\right)} \quad (8)$$

$$C_{fv1} = \left\{ 1 - 0.1 \left(\frac{a}{W}\right)^2 + 0.96 \left(\frac{a}{W}\right)^4 \right\} \sqrt{\sec \frac{\pi a}{W}} \quad (9)$$

$$C_{fv2} = -0.07 - 1.07 \left(\frac{a}{W}\right) + 0.68 \left(\frac{a}{W}\right)^2 - 0.72 \left(\frac{a}{W}\right)^3 + 0.32 \left(\frac{a}{W}\right)^4 - 0.54 \left(\frac{W}{a}\right) \ln\left(1 - \frac{2a}{W}\right) \quad (10)$$

$$C_{b/a} = \frac{5}{3 \left(1 + \frac{b_s}{\sqrt{a^2 - s^2}} \right)} - \frac{2}{3 \left(1 + \frac{b_s}{\sqrt{a^2 - s^2}} \right)^2} \quad (11)$$

$$F_{la} = t_{la} E_{la}, \quad F_{gl} = t_{gl} E_{gl} \quad (12)$$

$$C_s = \frac{\cos^{-1} \left(1 - \frac{\pi h - \pi h s / a}{\pi h + 8a - 8s} \right)}{\cos^{-1} \left(1 - \frac{\pi h}{\pi h + 8a} \right)} C_{b/a} \quad (13)$$

$$C_{ad,d} = \frac{\sigma_{br}}{\sigma_{la} - \sigma_{la,0}} + \left(1 - \frac{\sigma_{br}}{\sigma_{la} - \sigma_{la,0}} \right) \ln \left(1 - \frac{\sigma_{br}}{\sigma_{la} - \sigma_{la,0}} \right), \quad (\sigma_{br} < \sigma_{la} - \sigma_{la,0}) \quad (14)$$

$$C_{ad,d} = \frac{\sigma_{br}}{\sigma_{la} - \sigma_{la,0}}, \quad (\sigma_{br} \geq \sigma_{la} - \sigma_{la,0})$$

$$\sigma_{la,0} = -\frac{2}{\pi} \frac{E_{la}}{E_{Al}} \cos^{-1} \left(\frac{\sin \frac{\pi s}{W}}{\sin \frac{\pi a}{W}} \right) \sigma_{r,Al} \quad (15)$$

$$h = F_{Al} \sqrt{\frac{1}{jF_{ad} F_{Al}} + \frac{1}{jF_{ad} F_{gl}}} \quad (16)$$

$$F_{Al} = E_{Al} t_{Al}, \quad F_{ad} = \frac{G_{ad}}{t_{ad}} \quad (17)$$

$$\sigma_{br} = 2 \frac{C_{fw2}}{C_{fw1}} \frac{F_{gl}}{t_{la} E_{Al}} \frac{\sqrt{a^2 - s^2}}{b_s} C_d (\sigma_{Al} - \sigma_{Al,0}) \quad (18)$$

以下に K_{fin} における記号の説明と括弧内にその値を示す。

- s : 切欠き半長 (1.5mm)
- l_a : GLARE に作用する応力
- E_{Al} : Al 合金層のヤング率 (74GPa)
- t_{Al} : Al 合金層の板厚 (1.51mm)
- E_{gl} : 繊維 / エポキシ層のヤング率 (35GPa)

$$E_{gl} = \frac{(E_{la} - E_{Al}) t_{Al} + E_{la} t_{gl}}{t_{gl}}$$

- t_{gl} : 繊維 / エポキシ層の板厚 (1.01mm)
- E_{la} : GLARE 層のヤング率 (58GPa)
- t_{la} : GLARE 層の板厚 (2.6mm)
- G_{ad} : 接着剤のせん断弾性係数 (0.64GPa)
- t_{ad} : 接着剤の板厚 (0.027mm)

j : Al 合金層と繊維 / エポキシ層の境界数 (8)
 応力拡大係数範囲 K_{fin} は次式で与えられる。

$$\Delta K_{fin} = (K_{fin})_{\max} - (K_{fin})_{\min} \quad (19)$$

ただし, Marissen の式を適用して GLARE の $da/dN - K$ 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 GLARE3-5/4 の $da/dN - K_{fin}$ 関係を求めることを試みた。

Marissen の式では, き裂まわりに生じるはく離形状を楕円と仮定している。これまで, ファイバー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),(9)} 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, 超音波探傷法によるはく離測定を行ってその関係を求めた。

はく離領域の測定は超音波探傷装置(日本クラウトクレーマ・SDS5400R)を用いて以下の手順で行った。

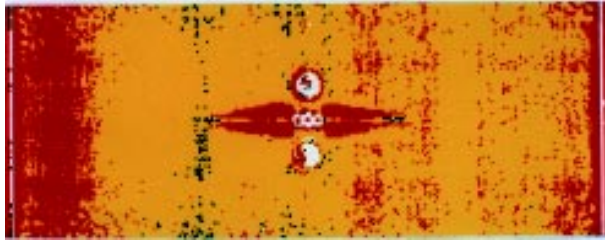
- (1) 所定のき裂長さで疲労試験を停止し, 試験機から試験片を外す。
- (2) 超音波探傷装置によりはく離領域を測定する。
- (3) 試験片を疲労試験機に取り付け, 疲労試験を続ける。

(1) ~ (3) の手順を繰り返し, き裂長さとはく離領域の関係を求めた。

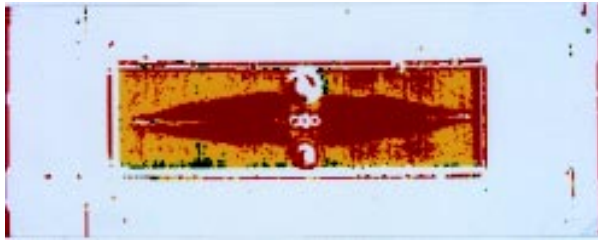
図13ははく離測定の例で, $\sigma_{max} = 147\text{MPa}$ の疲労試験における $a = 12, 20, 30\text{mm}$ の結果である。図の中心のき裂まわりの変色の部分は層間にはく離を生じている部分と考えられるが, その形状は正確にはだ円とはいえない。そこで本研究では, 以下のように超音波測定の妥当性を検討した。

図14は図13で示したはく離測定を終了した試験片($a = 30\text{mm}$)表面の Al 合金層をエンドミルにより, 徐々に切削した試験片である。図より, 一部の Al 合金層が削られ, その部分ではガラス繊維層が露出していることがわかる。また削られた 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る。つまり削られた部分は, はく離によって面外に若干盛り上がった領域である。以上のことは他の σ_{max} の場合についても確認した。従って, 本研究のはく離測定は妥当といえる。

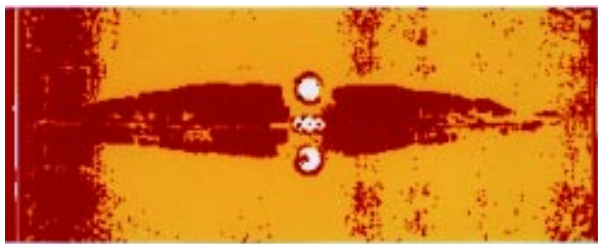
超音波探傷測定の結果より, 図15に示すようにき裂と直交方向のはく離幅 b_s を求めた。図16ははく離幅 b_s とき裂長さ a の関係である。実線はそれぞれの結果を3次の多項式で近似したものである。矢印は, 図11で示した



(a) $a = 12\text{mm}$



(b) $a = 20\text{mm}$



(c) $a = 30\text{mm}$

図 13 超音波 C - スキャン装置を使ったはく離領域の測定 ($\sigma_{max} = 147\text{MPa}$)



図 14 はく離領域の切削 ($\sigma_{max} = 147\text{MPa}$)

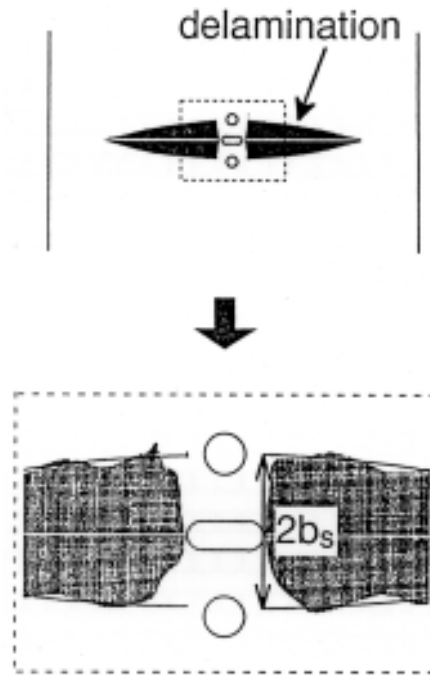


図 15 き裂まわりのはく離の概要およびはく離幅

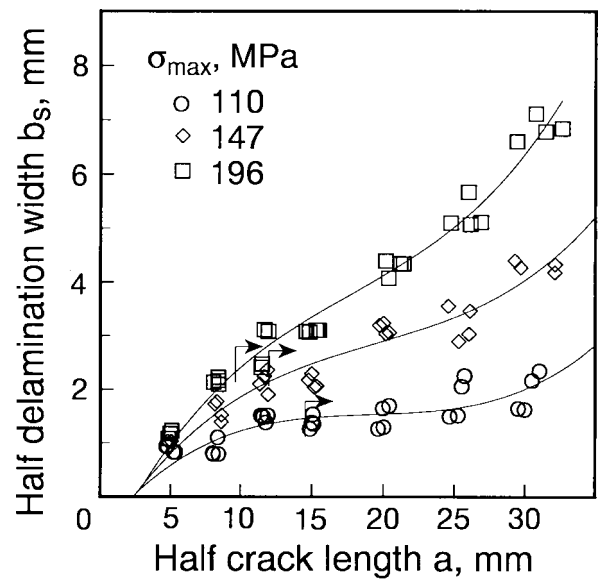
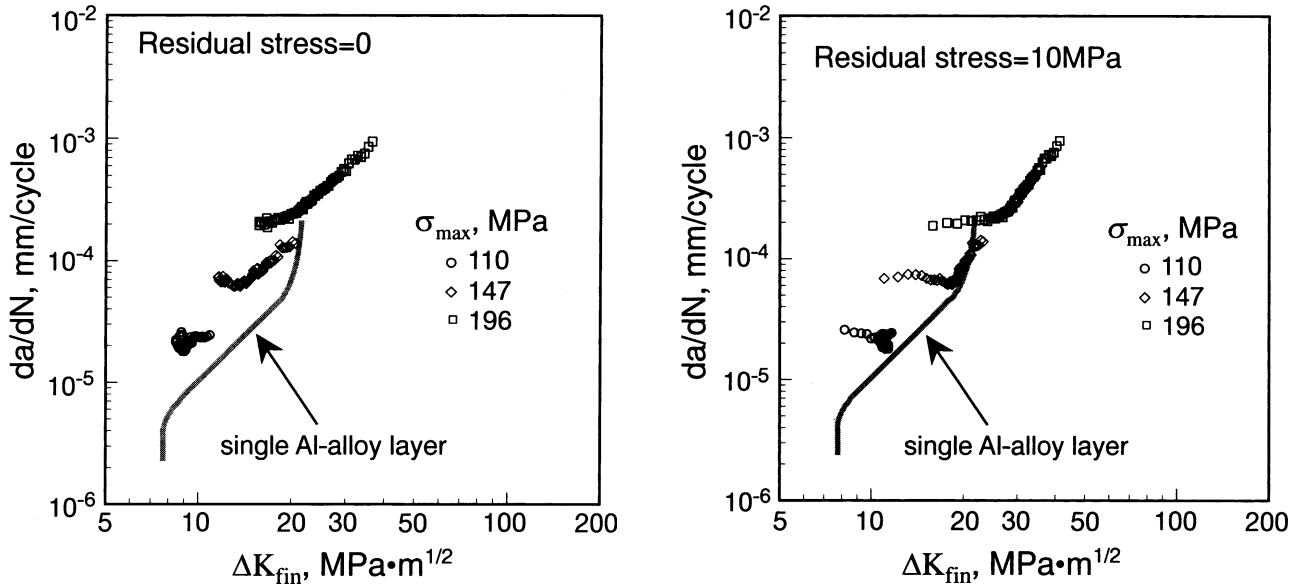


図 16 はく離幅 - き裂長さ関係に及ぼす最大応力の影響



(a) 残留応力を考慮しない場合

(b) 残留応力を考慮した場合

図 17 Marissen の式に基づく $da/dN - K_{fin}$ 関係

$da/dN - K$ 関係における領域 K_{fin} の変化を生じる位置である。図より、 b_s は a および σ_{max} とともに増大する傾向を示すことがわかる。

図 17(a) に Marissen⁽⁸⁾ の K_{fin} を適用して求めた $da/dN - K_{fin}$ 関係を示す。ただし K_{fin} の算出では、図 16 の実線で示した $b_s - a$ 関係を代入し、また残留応力は考慮しなかった。太線は 2024-T3Al 合金単一層試験片の $da/dN - K$ 関係である。この図を図 11 と比較すると、 K_{fin} の値は全体としては単一材料を仮定して求めた K より小さく、 σ_{max} によって異なるが、 K_{fin} の最大値は K 最大値の 12 ~ 26% になっていることがわかる。

また、き裂が短い領域(低 K 領域)を除くと、 $da/dN - K_{fin}$ 関係は σ_{max} によらず 1 本の直線関係で表されようである。しかしながら、2024-T3Al 合金単一層試験片の関係における直線領域と若干ずれている。この原因は、以下のことが考えられる。

- (1) K_{fin} の計算では Al 合金層の残留応力を考慮しなかった。
- (2) Marissen ははく離の形状をだ円と仮定しているが、図 13 で示したように正確にはだ円とはいえない。GLARE3-5/4 における Al 合金層の残留応力は引張りと考えられる⁽¹⁾ ので、様々な値を仮定して $da/dN - K_{fin}$ 関係に及ぼす影響を検討した。その結果 図 19(b) に示すように 10MPa 程度の引張りの残留応力を仮定した場合、 $da/dN - K_{fin}$ 関係は 2024-T3Al 合金単一層試験片の $da/dN - K$ 関係に最も近づくことがわかった。

そこで、仮定した残留応力の妥当性を検討するため

に、2024-T3Al 合金層の残留応力 σ_i を以下のように求めた。同じ長さの 2024-T3Al 合金層と繊維 / エポキシ層をエポキシ硬化温度から室温まで冷却すると、室温での長さは熱膨張率の差から異なる。そこで両者の長さが等しくなるような応力が作用して、同じ長さになったと考える。その応力を残留応力 σ_i として導いた結果、次式が得られた。

$$\sigma_i = \frac{E_{Al} E_{gl} (\gamma_{Al} - \gamma_{gl}) \Delta T}{E_{Al} (1 - \gamma_{gl} \Delta T) + E_{gl} (1 - \gamma_{Al} \Delta T)} \quad (20)$$

ここで E_{Al} 、 E_{gl} は 2024-T3Al 合金、繊維 / エポキシ層のヤング率、 γ_{Al} 、 γ_{gl} は 2024-T3Al 合金、繊維 / エポキシ層の熱膨張率、 T はエポキシの硬化温度と室温の差である。 $E_{Al} = 74\text{GPa}$ 、 $E_{gl} = 35.4\text{GPa}$ 、 $\gamma_{Al} = 21.6 \times 10^{-6}/(16)$ 、 $\gamma_{gl} = 7 \sim 11 \times 10^{-6}/(17)$ 、 $T = 100$ (硬化温度 120 (6)) を代入して σ_i を式 (20) を使って計算した結果、 σ_i は引張りとなり、その値は $\sigma_i = 25 \sim 35\text{MPa}$ となった。その結果より計算値と仮定値のオーダは等しいといえるが、今後さらに検討が必要である。その差 15 ~ 25MPa は、2024-T3Al 合金と 0 方向ガラス繊維との間に存在するエポキシ内の応力勾配が原因と考えられる。

以上の結果より、Marissen の式は GLARE3-5/4 の $da/dN - K$ 関係に対しても適用できる可能性が示唆されたといえる。

4. 結 論

2024-T3Al 合金薄板 5 層とガラス繊維をエポキシで固めた 4 層で構成された、板厚が 2.6mm のファイバーメ

タル積層材料 GLARE3-5/4の中央切欠き試験片を用いた最大応力一定条件の疲労試験を行ってき裂進展特性を求めた結果、以下の結論が得られた。

- (1) GLARE3-5/4における疲労き裂は、2024-T3Al合金層を進展し、ガラス繊維層はほとんど破断しない。また表面と内部のき裂長さの差は小さい。
- (2) 直流電位差法はGLARE3-5/4における2024-T3Al合金層を進展するき裂長さ測定に対しても有効である。
- (3) GLARE3-5/4の疲労き裂進展寿命(荷重繰返し数)の変動係数は8~9%であり(試験片数11)、2024-T3Al合金単一材料の場合に比べて2倍程度大きい。
- (4) 単一材料を仮定して求めた $da/dN - K$ 関係は σ_{max} に依存し、GLARE3-5/4から抽出した2024-T3Al合金単一層試験片の $da/dN - K$ 関係と一致しない。またみかけ上、Al合金単一層試験片より大きな K まで急速な破壊を起さない。
- (5) $da/dN - K$ 関係は2領域に分けられ、 σ_{max} が小さい場合は減少傾向から増加傾向に変わる。 σ_{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。 σ_{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。
- (6) GLARE3-5/4より板厚が薄いGLAREの $da/dN - K$ 関係に対して、戸井が提案した方法による修正係数-き裂長さ関係は、本試験結果をあてはめると、 σ_{max} によって異なる。
- (7) 超音波探傷法によるはく離領域は、実際のはく離領域とほぼ一致する。
- (8) 超音波探傷装置によるはく離測定、2024-T3Al合金層における残留応力の仮定値10MPa、およびMarissenの導いた応力拡大係数 K_{fin} より求めた $da/dN - K_{fin}$ 関係は、 σ_{max} によらずほぼ1本の直線で表される傾向を示し、2024-T3Al合金単一層試験片の関係に近づく。
- (9) 上記した残留応力の仮定値10MPaは、単純な計算より求めた値とオーダとして一致した。

本研究に対し種々のご協力やご助言をいただきました富士重工業(株)の戸井康弘氏に謝意を表します。

参考文献

- (1) L. B. Vogelesang, R. Marissen, J. Schijve, "A new fatigue resistant material: aramid reinforced aluminum laminate (ARALL)," *Proceedings of the 11th ICAF Symposium* (1981), Noordwijkerhout, NLR,

3.4/1-3.4/39.

- (2) J. Schijve, "Fatigue of aircraft materials and structures," *Fatigue of Aircraft Materials*, eds. A. Beukers et al., Delft University Press, (1992), 113-140.
- (3) J. Schijve, "Development of fiber-metal laminate, ARALL and GLARE, new fatigue resistant materials," *Report LR-715*, Faculty of Aerospace Eng., Delft University of Technology, (1993).
- (4) J. B. Young, J.G.N. Landry, V.N. Cavoulaos, "Crack growth and residual strength characteristics of two grades of glass-reinforced aluminum 'Glare'," *Composite Structures*, 27 (1994), 457-469.
- (5) Y. Toi, "An experimental crack growth model for fiber/metal laminates," *Proc. 18th Symposium of ICAF*, Melbourne, (1995), 899-909.
- (6) 宮田隆司, 田川哲哉, 高橋文雄, 平博仁, 「繊維金属積層材の疲労き裂進展挙動に及ぼす初期切欠き長さ及び予ひずみの影響」, 材料, 45-3 (1996), 334-339.
- (7) R. Marissen, "Flight simulation behaviour of aramid reinforced aluminium laminates (ARALL)," *Eng. Frac. Mech.*, 19-2 (1984), 261-277.
- (8) R. Marissen, "Fatigue crack growth in ARALL. A hybrid aluminum-aramid composite material, crack growth mechanics and quantitative predictions of the crack growth rate," *Report LR-574*, Faculty of Aerospace Eng., Delft University of Technology, (1988).
- (9) R.O. Ritchie, Weikang Yu, R.J. Bucci, "Fatigue crack propagation in ARALL laminates; Measurement of the effect of crack-tip shielding from crack bridging," *Eng. Frac. Mech.*, 32-3 (1989), 361-377.
- (10) J. Macheret, J. L. Teply, E. F. M. Winter, "Delamination shape effects in aramid-epoxy-aluminum (ARALL) laminates with fatigue cracks," *Polymer Composites*, 10-5 (1989), 322-327.
- (11) D.L. Davidson, L.K. Austin, "Fatigue crack growth through ARALL-4 at ambient temperature," *Fatigue & Fracture of Eng. Materials & Structures*, 14-10 (1991), 939-951.
- (12) C.T. Lin, P.W. Kao, F.S. Yang, "Fatigue behavior of carbon fiber-reinforced aluminum laminates," *Composites*, 22-2 (1991), 135-141.

- (13) 市川昌弘, 秋田敏, 高松徹, 松村隆, 佐藤守夫, 西島敏, 「直流電位差法による疲労き裂伝ば速度の信頼性工学的研究」, 材料, 37-420(1988), 1010-1016.
- (14) 市川昌弘, 高松徹, 松村隆, 鈴木直之, 西島敏, 「直流電位差法による疲労き裂伝ば速度の統計的実験と確率モデルの検討」, 材料, 40-450(1991), 283-288.
- (15) D. A. Virkler, B.M. Hillberry, P.K. Goel, "The statistical nature of fatigue crack propagation," *Trans. of the ASME, J. of Eng. Materials and Technology*, 101 (1979), 148-153.
- (16) 理科年表(1996), 国立天文台編, 丸善, 485.
- (17) 精密機器用プラスチック複合材料, 精機学会編, 日刊工業新聞社, (1984) 41.