

卒業論文要旨

CFRP 積層板におけるモード II 疲労き裂進展挙動に及ぼす熱残留応力の影響

システム工学群

材料強度学研究室 1230096 田中 秀平

1. 緒言

母材にプラスチック、強化材に炭素繊維を用いて複合化した炭素繊維強化プラスチック(CFRP)は比強度、比剛性が高く、その特性を活かして、航空機、自動車、建築など広い分野で使われている⁽¹⁾。一般的に、CFRP はプリプレグシートと呼ばれる炭素繊維に樹脂を含浸させた半硬化状の材料を積層した後、加圧、加熱を行うことで成形される。このことに起因し、CFRP の主な破壊形態が層間はく離となるため、本材料を用いた構造体の信頼性の確保には、層間破壊挙動を十分把握することが必要である。繰り返し荷重での疲労き裂進展挙動は長期信頼性の観点から特に重要である。

一方、CFRP 積層板の成形時、冷却の際に生じる熱収縮により熱残留応力が生じる。このような熱残留応力が層間剥離疲労き裂進展においてどのような影響を及ぼすかを明らかにしておくことが必要である。

そこで本研究では、CFRP 積層板の端面切欠き曲げ(ENF)試験片を用いて、3 点曲げ試験によりモードII層間はく離疲労き裂進展挙動について調査した。積層の対称面をき裂が進展する場合と、非対称面を進展する場合の進展速度を検討し、成形時に生じる熱応力が疲労き裂進展挙動に及ぼす影響を検討した。

2. 材料および実験方法

2.1 試験片

本実験では厚さ 83 μm の CFRP プリプレグ (TR350C100S, 三菱ケミカル製) を使用した。プリプレグを 150 \times 150 mm に切断し、その積層構成を [0₄/90_s/0₁]_s(A 材), および [0_s/90_s]_s(B 材) の 2 種類で積層した。A 材では板厚方向中央の 0°層の間に、B 材では 0°層と 90°層の間に厚さ 12.5 μm のカプトンシートを部分的に挿入し、予き裂導入源とした。A 材および B 材それぞれで繰り返し荷重下において、き裂がそれぞれ対称面と非対称面を進展することになる。

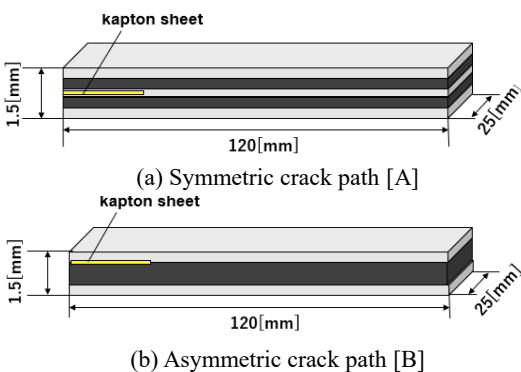


Fig.1 Schematic illustration of specimens.

ホットプレスを用いて厚さ 1.5 mm に成形した。成形条件は 130 °C で 2 時間保持とした。成形後、試験片として 120 \times 25 \times 1.5 mm にダイヤモンドカッタを用いて切断した。図 1 に試験片の概略を示す。

2.2 実験方法

モード II 疲労き裂進展試験は油圧サーボ式疲労試験機(容量 10 kN)を用いて 3 点曲げ負荷により行った。試験を行う前にカッターナイフを用いてカプトンシートを挿入した層間に予き裂を 15 mm \sim 18 mm 導入した。試験は繰り返し速度 2 Hz, 荷重比 0.1, 荷重振幅 150 N の荷重制御下で行った。

き裂進展量がおよそ 0.2 mm となるごとにき裂の長さ a を読み取り顕微鏡で正確に測定した。各き裂長さにおけるエネルギー解放率範囲は材料力学のはりの理論より求めた式(1)を用い計算した。

$$\Delta G_{II} = \frac{(P_{max}^2 - P_{min}^2)a^2}{8B} \left\{ -\frac{1}{(EI)_3} + \frac{1}{(EI)_1 + (EI)_2} \right\} \quad (1)$$

ここで、 P_{max} , P_{min} はそれぞれ最大荷重と最小荷重、 B は試験片の幅である。 $(EI)_1$, $(EI)_2$, $(EI)_3$ は図 2 に示すようにそれぞれき裂進展部の上部、下部およびリガメント部の積層構成に基づく曲げ剛性である。

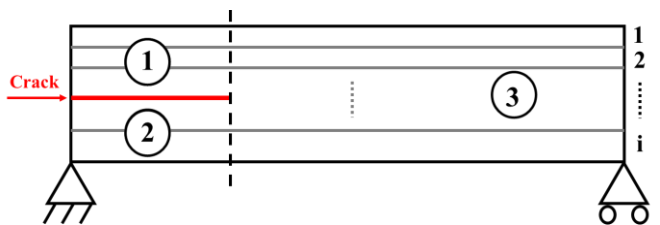


Fig.2 Area of cracked specimen

3. 実験結果および考察

3.1 き裂進展速度

図 3 に疲労き裂進展試験において得られたき裂進展速度 da/dN とエネルギー解放率範囲 ΔG_{II} の関係を両対数プロットで示す。A 材および B 材各 3 本ずつの試験片の結果をまとめている。A 材で若干ばらつきが見られるものの、 da/dN が 2×10^{-7} [m/cycle] 以上ではほぼパリス則が成り立つことが確認された。A 材と B 材を比較するとパリス則における m 値(傾き)はそれぞれ 3.6 および 2.8 で A 材の方が若干大きくなった。また、同一 ΔG_{II} で比較すると非対称面をき裂が進展する B 材の da/dN が高いことが分かった。

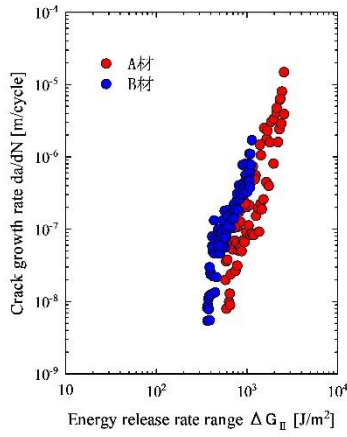


Fig.3 Relationship between da/dN and ΔG_{II}

3.2 熱残留応力の影響

本研究で対象とした直交積層 CFRP では、 0° 層と 90° 層で長手方向の線膨張係数が異なる。一方向材の試験片を用いて 2 方向の線膨張係数 α を測定したところ、 0° 方向では $-6.79 \times 10^{-6} \text{ K}^{-1}$ 、 90° 方向で $35.7 \times 10^{-6} \text{ K}^{-1}$ を得た。成形温度 130°C から常温まで冷却した場合、この α の差により層間で熱残留応力が生じることになる。き裂が進展するとその熱残留応力が開放されるため、これがき裂進展挙動に影響をもたらすことは十分に考えられる。本研究では、Yokozeki ら⁽²⁾ により報告された熱残留応力を伴う ENF 試験片におけるエネルギー解放率の修正に従い、 ΔG_{II} の計算を試みた。ENF 試験片における G の修正された値は

$$G_{II}^{corr} = \frac{P_c}{8B} (C_k^{(2)} - C_k^{(3)}) + a^2 \frac{P_c \Delta T}{2B} (\alpha_k^{(2)} - \alpha_k^{(3)}) a + \frac{(\Delta T)^2}{2} (I^{(1)} + I^{(2)} - I^{(3)}) \quad (2)$$

式で与えられる。ここで $C_k^{(h)}$ 、 $\alpha_k^{(h)}$ 、および $I^{(h)}$ ($h=1, 2, 3$) は図 2 に示した各部の積層構成および材料定数より計算される定数である。また、 P_c は負荷荷重、 a はき裂長さ、 ΔT は温度差である。本研究では 0° および 90° 層のヤング率をそれぞれ $E_0=159 \text{ GPa}$ 、 $E_{90}=10.6 \text{ GPa}$ 、また $\Delta T=90^\circ\text{C}$ で ΔG_{II} を修正し ΔG_{II}^{corr} を求めた。

ΔG_{II}^{corr} と da/dN の関係を図 4 に示した。対称面がき裂を進展する A 材では修正値が小さいが、B 材での ΔG_{II}^{corr} は ΔG_{II}

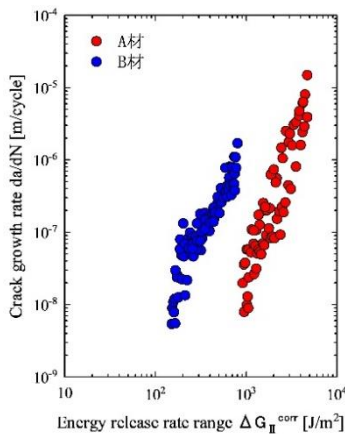


Fig.4 Relationship between da/dN and ΔG_{II}^{corr}

よりもかなり小さくなる。 $da/dN-\Delta G_{II}^{corr}$ 関係では A 材と B 材の差異が拡大する結果となった。このため、線膨張係数を一定であると仮定したが、実際は温度に依存することも予想され、今後さらに検討が必要と考えられる。

3.3 破面観察

図 5 に A 材および B 材の破面を走査型電子顕微鏡 (SEM) で観察した結果を示す。矢印はき裂進展方向であり、いずれの試験片についても、 ΔG_{II} が小さい領域では破面は全面的な樹脂割れに支配されているが、 ΔG_{II} が大きくなると樹脂と繊維の界面が明瞭に見られるようになる。このことは A 材と B 材で同様な傾向となっており、熱残留応力の破面様相に及ぼす影響はあまり見られなかった。

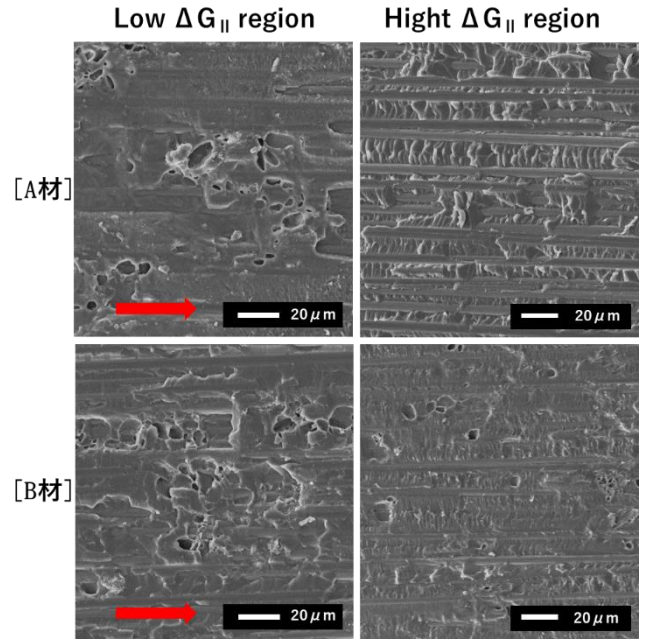


Fig.5 SEM observations of the fracture surface

4. 結言

CFRP 積層板の端面切欠き曲げ (ENF) 試験片を用いて、モード II 層間はく離疲労き裂進展挙動について調査した。得られた結論を以下に示す。

- (1) da/dN と ΔG_{II} の関係では、A 材と B 材の両者でパリス則が成り立つ範囲が確認された。同一 ΔG_{II} で比較すると da/dN は A 材に比べ B 材が高くなることが分かった。
- (2) 熱残留応力の影響を考慮しエネルギー解放率の修正を行った結果、 $da/dN-\Delta G_{II}^{corr}$ 関係において A 材と B 材の差異が大きくなった。
- (3) 破面を観察した結果、 ΔG_{II} が小さい領域ではほぼ破面は樹脂割れに支配されていたが、 ΔG_{II} が大きくなると樹脂と繊維の界面でのき裂進展も明瞭に見られるようになった。

文献

- (1) 三木光範 福田武人 元木信弥 北篠正樹 “機械システム入門シリーズ⑧ 複合材料” (1997), PP.25-30
- (2) Yokozeki, To, Ogasawara, To, and Aoki, To” Correction method for evaluation of interfacial fracture toughness of DCB, ENF and MMB specimens with residual thermal stresses” Composites Science and Technology, 68 (2008), PP.760-767