

B07 熱サイクルが CFRP の熱的および機械的特性に与える影響の評価

浅井里美 (青山学院大学大学院), 後藤健 (JAXA 宇宙科学研究所宇宙飛行工学研究系), 米山聡 (青山学院大学), 長秀雄 (青山学院大学), 有川秀一 (青山学院大学), 伊藤寛明 (青山学院大学), 小林訓史 (首都大学東京)

Satomi Asai (Aoyama Gakuin University), Ken Goto (JAXA Institute of Space and Astronautical Science Department of Space Flight Systems), Satoshi Yoneyama (Aoyama Gakuin University), Hideo Cho (Aoyama Gakuin University), Shuichi Arikawa (Aoyama Gakuin University), Hiroaki Ito (Aoyama Gakuin University), Satoshi Kobayashi (Tokyo Metropolitan University)

Carbon fiber reinforced plastic (CFRP) laminates, which are designed to have an extremely low CTE, are used for the aerospace structures required high dimensional stability. In this study, change of crack density, Young's modulus and CTE by thermal cycle, gamma and ultraviolet rays on three types of CFRP laminate are studied. The regular number of thermal cycle between -196°C and 120°C made two types of CFRP laminate grown cracks and change of Young's modulus.

Key Words: CFRP, CTE, Degradation, Thermal cycle

1. 序論

1.1. 研究背景

炭素繊維強化プラスチック (Carbon fiber reinforced plastics, 以下 CFRP) は炭素繊維に母材として樹脂を含浸硬化させた複合材料であり, 宇宙開発においては密度あたりの機械的特性の高さが主に利用される。また炭素繊維の機械的特性の値および熱膨張係数 (Coefficient of thermal expansion, 以下 CTE) の正負は繊維の軸方向と直径方向で異なることから長繊維を用いる場合積層する一方向材の繊維方向を設計することで材料全体について特定の方向の CTE が微小な CFRP 積層板を製造することができる。近年, 宇宙構造物の寸法維持が必要な部位の構造部材としてこのような CFRP を用いることが検討されている。一方母材である樹脂は宇宙環境要素のうちガンマ線および紫外線により硬化/分解の影響を受け, 極低温環境において脆化することが確認されており, これらの負荷を受けた場合 CFRP 積層内に破損が生じ熱的および機械的特性が変化する。後藤ら^(a)による試験により CTE を微小に製造した CFRP 積層板の曲げ剛性および CTE の変化はガンマ線, 紫外線, 熱サイクル負荷の順に大きくなることがわかった。また小林らにより小林らにより熱サイクル負荷による曲げヤング率の変化は回数を経るにつれ微小となり停滞することがわかった。しかし, 宇宙環境要素による定量的な破損の規模や量および破損による特性変化の相関は明らかにされていない。

以上の背景から本研究では, CFRP の宇宙環境負荷によるヤング率および CTE の変化と積層内での損傷の関係を明らかにすることを目的とする。

1.2. 積層理論

長繊維が配列した複合材料の弾性変形については次のように求められる^(c)。

1.2.1. 一方向強化材の弾性変形

繊維軸方向の負荷の場合, 母材と繊維が等ひずみ変形すると仮定すると繊維の弾性係数が母材より十分に大きい場合繊維-母材間で応力の再分配が起こる。このとき複合材料のヤング率は次のように表すことができる。

$$E_1 = [(1-f)\sigma_{1m} + f\sigma_{1f}] / (\sigma_{1f}/E_f) \quad (1.1)$$

添字は 1 が複合材料の軸方向 (後述の 2 は径方向, 3 はせん断方向), m が母材, f が繊維を示し, f は繊維の体積含有率を示す。この式は材料中の応力の比を用いて次のように簡単にすることができる。

$$E_1 = (1-f)E_m + fE_f \quad (1.2)$$

繊維長が十分に長く等ひずみの条件を満たす場合この式は高い精度で正しいと考えられている。構成材

料のポアソン比が等しくない場合生ずる応力によりこの式からわずかな値のずれが生じる。

負荷方向が繊維直径方向（以下横方向）の場合のヤング率は母材内に局所的なひずみ分布が生じることから軸方向の場合と比べ予測が難しく、実験的測定について誤差が生じ易い。母材のヤング率の正確な見積りを得るために様々な実験的あるいは半実験的な式が提案されており、一般に長繊維の複合材料の横方向ヤング率について最も良く合うと確認されているのは次に示す Halpin と Tsai(1967)によるものである。

$$E_2 = (1 + \xi \eta f) E_m / (1 - \eta f) \quad (1.3)$$

ここで

$$\eta = [(E_f/E_m) - 1] / [(E_f/E_m) + \xi] \quad (1.4)$$

ξ の値は調節可能な計数であるが一般には1に近い値である。この式は f が0と1の極限で正しい値を与え、一般には任意の繊維含有率について実験とよく合う。

1.2.2. 積層板の弾性変形

積層板内部の応力は平面内応力と拘束の効果として生じる層間あるいは板厚方向応力に分割され、前者については積層板が薄く平面で板厚方向応力が十分小さく端面効果を見ればaで示した単層板の性質から予測できる。

1.2.3. 積層板の破損

積層板に荷重が負荷された場合も層間ですべりが発生しない場合等ひずみ変形するため負荷方向が繊維軸方向に近い層の応力負担が大きくなる応力の再分配が起こる。分配後の応力が、横方向応力として負荷される層の強度を越す場合この層にき裂が生じ、非弾性変形する。また(1.3)式から求められる単層の横方向のヤング率は軸方向に比べはるかに小さいことから、破損するとそのヤング率の負担率は0に近づくと考えられている。

ヤング率の負担率が0に近づくと結果積層板の断面積がき裂発生層分減少したと考えることができ、応力のさらなる再分配が起こり繊維軸方向層のヤング率負担率が100%に近づく。

2. 実験方法

2.1. 供試材料

本実験では試験片に力学的特性と製造方法が等しい炭素繊維と異なる母材樹脂からなる2種類のCFRPを用い、1種類のCFRPについては積層板と単層板を用いる。Table1に使用した繊維および母材、積層方向、寸法およびCTEを示す。2種類のCFRPに用いた繊維と樹脂は、1つは繊維に弾性率が435[GPa]程度のPAN系炭素繊維(UM46, 東邦テナックス)、母材にエポキシ樹脂(#133, 東邦テナックス)を用い、1つは繊維に同等物性値を持つPAN系炭素繊維(M46JB, 東レ)、母材にポリシアネート樹脂(NM31, JX日鉱日石エネルギー)を用いており、積層板を以降樹脂名からEPX, PCYと呼ぶ。また単層板はPCYと同じ組成からPCY-UDと呼ぶ。EPX, PCYの積層角度は[0/30/90/-30/0]_{4s}で0°方向のCTEについてゼロ近傍値を示す。

試験片寸法はヤング率測定を行うものが160×(厚さ)×1.5 [mm]、CTE測定を行うものが10×(厚さ)×1.5 [mm]であり、材料の0°方向を試験片長手方向とし、Fig.5に示すように積層板の場合観察のため積層断面が最も広い面であり、0°層が光に反射し白い縞となっている。

Table. 1 CFRP for specimens

Name	EPX	PCY	PCY-UD
Fiber	PAN, UM46	PAN, M46JB	
Matrix resin	Epoxy, #133	Polycyanate ester, NM31	
Lamination configuration	[0/30/90/-30/0] _{4s}	[0/30/90/-30/0] _{4s}	[0] ₄₀

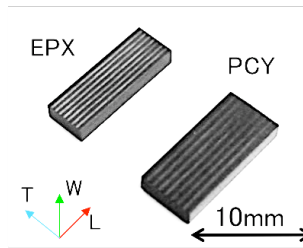


Fig. 2 Specimen for CTE measurement

2.2. 熱サイクル負荷試験

試験片に与える熱サイクルは「常温→120℃→常温→-196℃」と各温度環境下に各 10 分間静置することで与える。120℃環境は恒温乾燥炉 (MDX610, ヤマト科学), -196℃環境は液体窒素を用いて与える。この温度変化は実際の宇宙環境での温度変化を模すことではなく同じ温度帯での熱衝撃を与える事を目的としており急激である。

2.3. 積層の破損の評価

試験片に与えた負荷により発生するき裂の分布を、光学顕微鏡を用いた拡大画像で確認し計数する。計数対象は引張方向に対し垂直方向に発生成長するトランスバースクラックの層を貫通しているものとする。90° / 30° 層についてこのき裂の単位長さあたりの本数を算出し評価に用いる。この量の単位は本研究では n/mm とする。この単位長さ辺のき裂の本数はしばしば「き裂密度」と呼ばれ、本研究でもこの呼称を用いる。

2.4. ヤング率の測定

試験に用いる試験片の図を Fig. 3 に示す。試験片の両端 500mm の範囲には 1mm 厚 GFRP 直交積層板製タブをエポキシ樹脂接着剤で貼付し、試験片中央から 15mm の位置にシール式光学標点を貼付する。ヤング率の計測は床置型万能試験機 (AG-X, 島津製作所, ロードセル 50kN) およびビデオ式非接触伸び幅計 (TRview, 島津製作所) を用いて室温 (23℃), 試験速度 0.05mm/min で行った。負荷荷重は最低荷重として 1200N および 1600N (200MPa 程度), 最大荷重として 2100N および 2850N (試験片により断面積が異なるため、ひずみ 0.3%相当) に設定した。試験片には試験は同一試験片に対して 7 回行い、後半の 3 回分の応力-ひずみ関係からヤング率を求めた。なおこの試験で積層内に生じる応力は積層理論で示した計算より、母材の強度を越えず積層破損を成長させない。

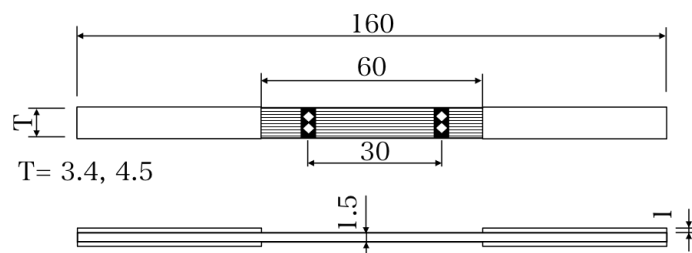


Fig. 3 Specimen for tension tes

3. 結果

3.1. 積層板の熱サイクルによるき裂密度の変化

EPX と PCY のき裂密度の変化を Fig. 4 と Fig. 5 に示す.

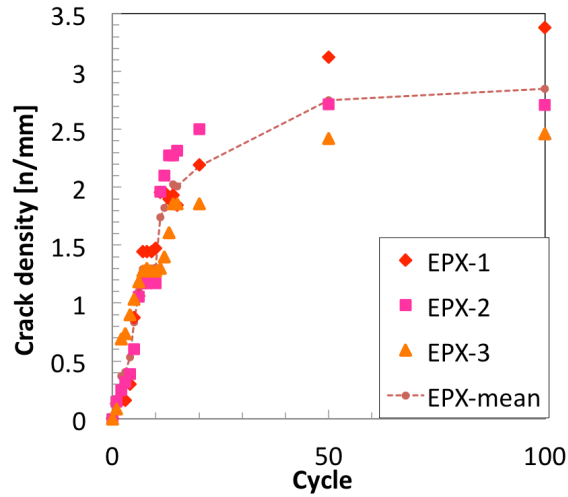


Fig. 4 Increase of crack density by thermal cycle

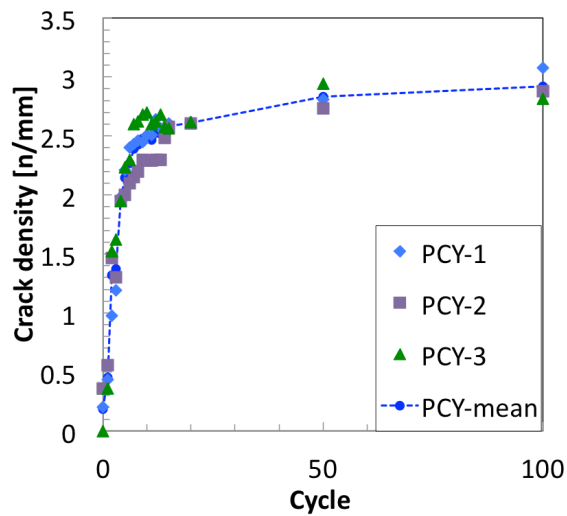


Fig. 5 Increase of crack density by thermal cycle

熱サイクルによるき裂密度は100サイクル負荷後ではEPXとPCYでほぼ同量となった。き裂密度の増加が停滞するサイクル数はEPXのほうが多い。また、30°層に貫通するトランスバースクラックは発生しなかった。

3.2. 積層板の熱サイクルによるヤング率の変化

EPX と PCY のヤング率について Fig. 6 および Fig. 7 に変化の割合をグラフ、試験前→停滞後のヤング率を凡例にて示す。

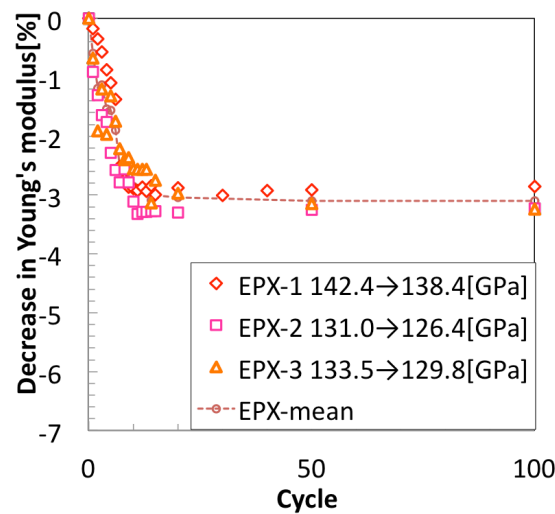


Fig. 6 Increase of crack density by thermal cycle

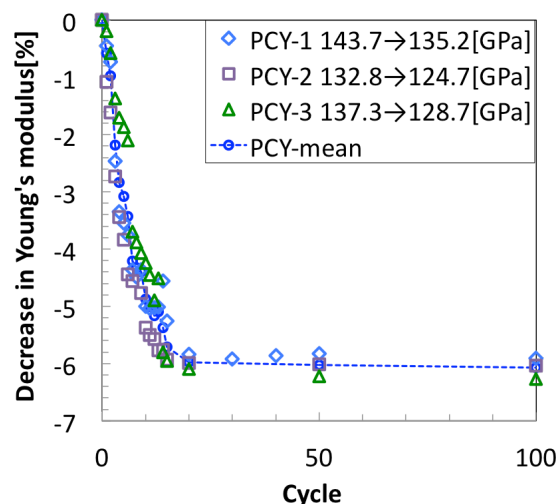


Fig. 7 Change of Young's modulus by thermal cycle

熱サイクルによるヤング率の変化は 20 サイクル以降停滞し変化がみられなかった。

4. 考察

4.1. 熱サイクルにより発生したき裂とヤング率の変化

ヤング率の変化が 20 サイクル以降停滞しているのに対しき裂密度は 20 サイクル以降も微増していることから、20 サイクル時点でき裂密度の観測対象である 90° 層は応力が 0 近くになり積層内で応力の再分配が発生していると考えられる。

き裂の観察層は最も外側に位置する 90° 層 2 層であるが、この 2 層がこわれ試験片の断面積が約 5% 減り、 0° と $\pm 30^\circ$ 層の応力負担が 5% 増加したと考えられる。また、1.2 節で示した式を用いて算出した 0° 層のヤング率は 189~190[GPa]であった。一方(1.2)式より求められる単層のヤング率の計算値は 264.5GPa であり試験片のヤング率から計算する値より大きい。これは試験片の 30° 層の端面の影響を計算に考慮していないことが不一致の原因として考えられ、計算方法を検討する必要があると思われる。

5. 今後の予定

- ガンマ線/紫外線負荷試験
- 端面の影響を含めた積層板の応力の計算
- 5mm厚試験片のヤング率の計測
- き裂による30°層, 0°層の応力負担の変化の計算
- 有限要素法モデルによる解析

6. 参考文献

- (a) Ken GOTO et al, “Long Term Durability of a Rib and Cable Tensioned Structure for High Accuracy Large Deployable Antenna Reflector”, *28th ISTS*, (2011), 2-5.
- (b) Satoshi KOBAYASHI et al, “Damage-mechanics analysis of matrix cracking in cross-ply CFRP laminates under thermal fatigue”, *Composites Science and Technology* 61 (2001) 1735-1742, 2
- (c) D. Hull, &T. W. Clyne. (1996). *An Introduction to Composite Materials Second Edition*. Cambridge University Press. (D.ハル・T.W.クライン 宮入 裕夫・池上 皓三・金原 勲 (訳) (2003) 複合材料入門[改訂版] 培風館) pp. 51-82.