

Ceramic Matrix Composites II

宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所
教授 佐藤 英一

(2022 年度 国際会議等参加助成 AF-2022039-X1)

キーワード : SiC/SiC 複合材料, 高温疲労, 航空機エンジン

1. 開催日時

2022 年 11 月 13 - 18 日

2. 開催日時

La Fonda on the Plaza, Santa Fe, New Mexico, USA

3. 国際会議報告

3.1 会議概要

本会議は、次世代航空機エンジン用耐熱材料である CMC (Ceramic Matrix Composite) に関する最大の国際会議で、材料プロセスから、変形、疲労破壊まで網羅している。CMC の開発は、アメリカの重工メーカ主導で進められており、初回より軍の開発拠点がある Albuquerque 近郊の Santa Fe で開催されてきている。

今回の CMC 会議では、CMC のなかで特に SiC/SiC について、その実用化への大きな課題である、使用中のクリープ変形および疲労破壊とそれに対する信頼性保証が、重点課題とされた。

3.2 発表概要

本会議の Physical and Mechanical Property Testing and Characterization のセッションにて、Simulation assisted study on structural degradation in advanced SiC/SiC CMC component during high-temperature fatigue と題する講演を行った¹⁾。

航空機運用中の損傷劣化挙動把握と危険性判定のため、実部材模擬試験片の劣化損傷挙動を実験的に検討し、シミュレーションで損傷挙動を再現する枠組みを構築した。

対象とする SiC/SiC CMC 部材は、図 1 に示すエンジン燃焼器ライナの取り付け構造部であり、Y 字状の形状をしたところに応力集中部が存在している。

高温圧縮曲げ疲労における応力集中部での損傷過程について、モード I 応力で発生・進展するマトリクスき裂と、モード II 応力で発生・進展する層間剥離を整理した。力学的損傷に加え、高温暴露による化学的損傷の影響を検討し、力学的損傷がない段階での高温暴露は、ほとんど化学的損傷を引き起こさないのに対し、力学的損傷が生じた後での高温暴露は、部材の残留強度を著しく低下させた。

マトリクスき裂と層間剥離の二つの損傷モードを部材レベルでの数値シミュレーションで再現する試みを行った。有限要素法の中の XFEM と CZM という手法を用い、前者でマトリクスき裂の発生・進展を、後者で層間剥離の発生・進展を評価することで、観察した実験結果を再現した。

さらに、実験的に分離評価した化学的損傷を有限要素モデルに取り入れるため、力学的損傷が生じた要素に対して化学的損傷を与えることで、実験結果をよりよく再現した。

これにより、モード I 応力によるマトリクスき裂とモード II 応力による層間剥離、および化学的損傷の 3 者を取り入れた、応力集中部を持つ部材の実運用における高温疲労損傷の予測を行う枠組みを構築することができた。

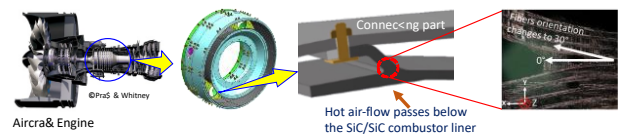


図 1 SiC/SiC CMC 部材とその Y 字状の応力集中部

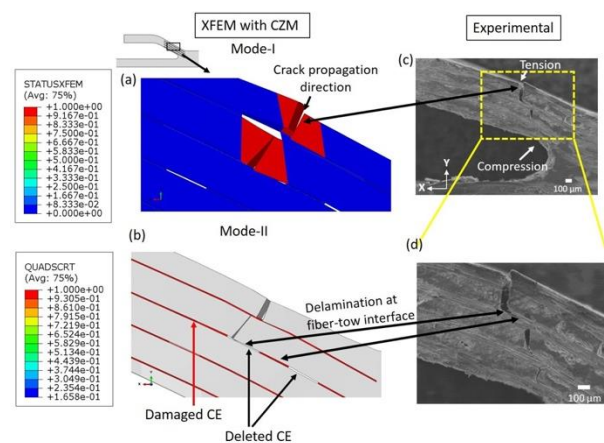


図 2 シミュレーションにおけるモード I とモード II 損傷と、それぞれに対応する高温疲労損傷の観察

謝 辞

本研究は、SIP-2 “統合型材料開発システムによるマテリアル革命” により実施した。また本講演は、天田財団の国際会議参加助成により参加・発表を行うことができた。併せて謝意を表す。

参考文献

- 1) A. Patel, E. Sato, N. Shichijo, I. Hirata, T. Takagi, Composites C, 9 (2022) 100325.