

研究種目：基盤研究(B)  
 研究期間：2006～2008  
 課題番号：18360406  
 研究課題名（和文） 三次元織物 CMC の熱衝撃及び飛翔体衝突による損傷挙動の実験的解明  
 研究課題名（英文） Experimental characterization of thermal shock and ballistic impact damages in 3D-woven CMC  
 研究代表者  
 黄木 景二 (OGI KEIJI)  
 愛媛大学・大学院理工学研究科・教授  
 研究者番号：70281194

研究成果の概要：三次元織物セラミックス複合材料（CMC）における熱衝撃および高温暴露後の飛翔体損傷挙動を実験及び解析を通して、総合的かつ系統的にまとめた。さらに、以上の結果を二次元織物CMCやセラミックス単体における損傷挙動とも比較した。その結果、ある臨界エネルギー以下ではクレーターと多重破壊が生じ、臨界エネルギー以上ではスポール破壊が生じること、熱衝撃および高温暴露により脆性破壊モードに移行することが判明した。

## 交付額

(金額単位：円)

	直接経費	間接経費	合計
2006年度	6,700,000	2,010,000	8,710,000
2007年度	2,400,000	720,000	3,120,000
2008年度	2,400,000	720,000	3,120,000
年度			
年度			
総計	11,500,000	3,450,000	14,950,000

研究分野：複合材料工学

科研費の分科・細目：総合工学・航空宇宙工学

キーワード：CMC, 飛翔体, FOD, 熱衝撃

## 1. 研究開始当初の背景

航空宇宙機のエンジンの性能向上のためには耐熱構造材料の使用が必要不可欠である。特にタービン入口温度は近年1600℃まで上昇しており、従来の耐熱合金では耐熱性が不十分である。そこで耐熱セラミックス基複合材料（CMC）を使用することが必要となっており、新型のエンジンにもCMCが適用されてきている。中でも三次元織物CMCは引張強度、はく離強度ともに優れ、次世代の航空宇宙機のエンジンや熱防御システム（TPS）に使用されることが期待されている。一般に耐熱材料は熱衝撃損傷、飛翔体衝突損傷（F

OD)などの衝撃負荷による損傷を受ける。このような損傷・劣化を受けたCMCに飛翔体が衝突した場合の耐衝撃特性は低下していると考えられるが、定量的かつ系統的な研究はなされていないのが現状である。

## 2. 研究の目的

本研究ではSiC繊維とSiCマトリックスからなる三次元直交織物セラミックス基複合材料（以下、3D-CMC）について、下記の項目を明らかにすることを目的とする。(1)飛翔体衝突試験装置を高速現象が計測・観察できるように計装化する。(2)環境温度を1000℃

～1500℃と仮定して熱衝撃を与えた後、FOD試験を行い、熱衝撃損傷の有無がFODの発生・進展挙動と貫通限界曲線に及ぼす効果を調べる。(3)熱衝撃後に酸化環境(700℃)に暴露した後、FOD試験を行い、熱衝撃・高温暴露後の貫通限界曲線の変化を調べる。高温暴露・熱衝撃時の伝熱・熱応力解析と飛翔体衝突時の応力解析を行い、酸化・熱衝撃損傷とFODを応力により定量的に評価する。上記の実験と解析を表面に耐酸化コーティング(EB C)した3D-CMCについてもを行い、EB Cが損傷挙動に及ぼす効果を調べる。以上の実験を通して実環境下での3D-CMCの損傷挙動を定量的かつ系統的に明らかにし、学術的な損傷進展モデルを提案する。

### 3. 研究の方法

#### (1) 材料

チラノ繊維からなる3D-CMCを使用した。繊維とマトリックスとの界面制御のためにTM-S6と呼ばれる表面処理を行って、ナノスケールの炭素界面を形成している。マトリックスはポリチタノカルボシランの含侵・焼成法(PIP)により充填し、板材を得た。

#### (2) 飛翔体衝突試験

飛翔体衝突試験には、電磁加速器を使用した。飛翔球は電熱型銃を用いて発射する。本装置では、銃にセットしたアルミ箔にパルス電流を流し、アルミ箔の熔融蒸発で発生する高温金属プラズマ圧によってサボにセットされた飛翔体球を発射する。サボ止めによりサボだけを止めて、慣性によって球が分離し、発射される。飛翔体球には、直径1.5 mm, 2.5 mm, 4.0 mmの鋼球を用いた。

#### (3) 損傷観察

衝突試験後、実体顕微鏡で試験片の衝突表面および裏面の損傷形態を観察した。衝突直下付近の断面の損傷を観察するために試験片を切断後、研磨し、実体顕微鏡で観察した。さらに、マイクロフォーカスX線CT装置を用い、内部損傷を詳細に観察した。

高精度二次元レーザ変位センサを用い、3D-CMCにおける衝突表面の損傷の断面変位を測定した。その後、3D画像変換ソフトを導入して、損傷形態の二次元および三次元の画像を得て、これをもとに画像ファイリングソフトを用いて、損傷面積と損傷体積を測定した。

#### (3) 熱衝撃および高温暴露試験

ガスタービン(初段)とアフターバーナー(二段)からなる二段階燃焼型マイクロガスタービンを使用して熱衝撃負荷を与えた。熱衝撃負荷により、①非定常熱応力、②熱曝露(酸化)の二つの効果が与えられる。一方、②のみの影響を調べるために、管状炉を用いて高温曝露試験(約800℃)を行った。以上

の試験後の試験片について、(1)と同様の方法で飛翔体衝突試験を行った。

#### (4) 残存強度試験

熱衝撃および高温曝露試験後の試験片について、曲げ試験を行い、曲げ強度の測定と破壊過程の詳細な観察を行った。

### 4. 研究成果

#### (1) 飛翔体衝突損傷

飛翔体直径1.5mmの場合の衝突面の表面および内部損傷の様子を図1、図2に示す。衝突表面(図1)では、表面繊維のはく落およびクレーターの形成が見られ、損傷領域は速度の増加とともに大きくなる。一方、内部には四角錐上の多重き裂が発生している(図2)。飛翔体直径1.5mmの場合には今回の速度域(1500m/s以下)ではスポール破壊は見られなかった。飛翔体直径2.5mmの場合、臨界速度(臨界エネルギー)以下の場合、1.5mmの場合と同様の損傷が衝突表面に観察された。臨界速度(エネルギー)800 m/s(20 J)以上で、スポール破壊が見られ、裏面からスポール片が脱落した(図3(a))。X

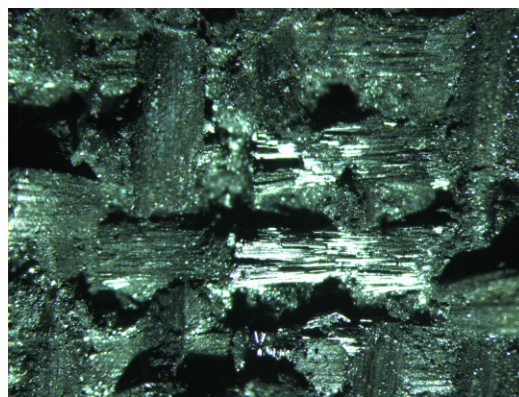


図1 衝突表面(1.5 mm, 1000 m/s, 7.1 J)

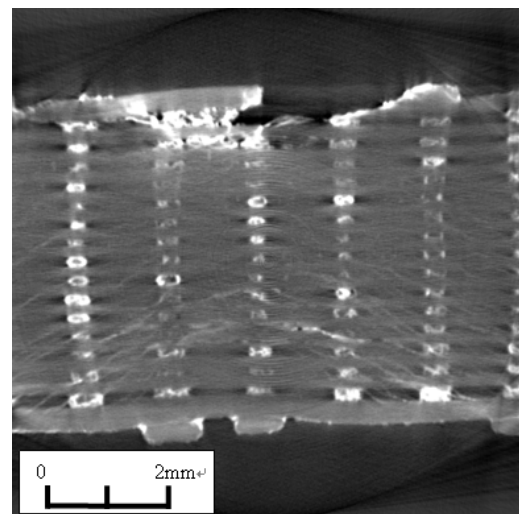
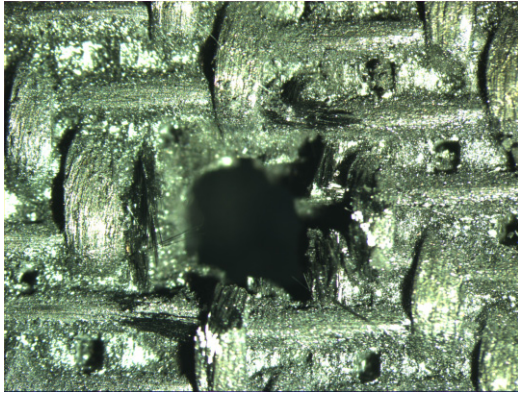


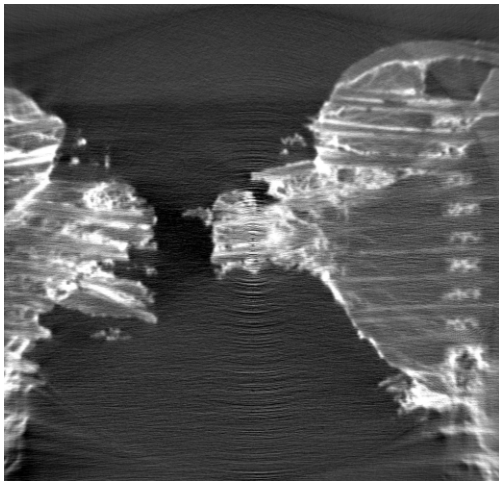
図2 衝突断面(1.5 mm, 1000 m/s, 7.1 J)



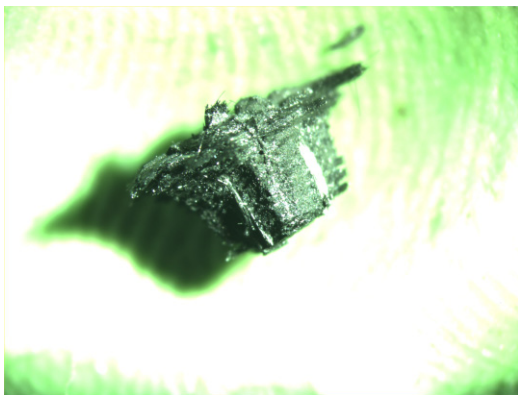
線 CT 解析で観察した結果、スポールにより生じた裏面側の空洞は表面側のクレーターと結合していた (図 3(b))。また、スポールの形状はピラミッド型をしている (図 3(c))。スポールを生じない場合、衝突エネルギーの増加に伴い、クレーターの直径、深さがともに増し、体積が増加する。クレーター体積は飛翔体



(a)



(b)



(c)

図 3 (a)衝突裏面, (b)衝突断面, (c)スポール片 (2.5 mm, 800 m/s, 20 J) 球の大きさに

よらず、衝突エネルギーに依存する。また、クレーター発生およびスポール破壊には閾値エネルギーがあり、それぞれ約 2J, 20J である。

## (2) 熱衝撃と高温暴露後の飛翔体衝突損傷

熱衝撃による物理的な損傷はほとんど観察されなかった。XRD 分析結果からも酸化物の生成などは確認されなかった。衝突エネルギーに関わらず表面では、処女材と同様に繊維束のはく落や破損、クレーター状の損傷が見られた。衝突エネルギーが高くなると表面損傷だけでなく、裏面においても繊維束のはく落や破損が確認された。さらに、臨界衝突速度 (エネルギー) 870m/s (24 J) では試験片に貫通孔が生成し、裏面からの粉碎状態のスポール破片 (図 4) が生じた。高温暴露後の試験片についても熱衝撃試験片と同様に、粉碎された状態のスポール破片が生じた。

図 5 にクレーター体積と衝突エネルギーの関係を示す。熱衝撃および高温暴露を受けた

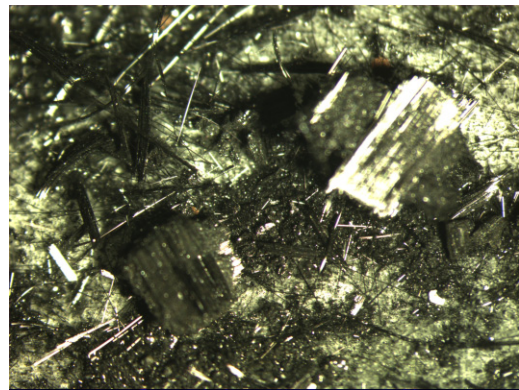


図 4 熱衝撃試験後の衝突試験によるスポール片 (2.5 mm, 871 m/s)

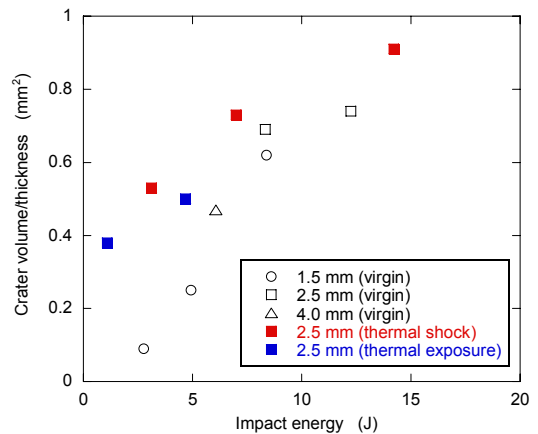


図 5 クレーター体積と衝突エネルギーの関係 (処女材, 熱衝撃材, 高温暴露材)

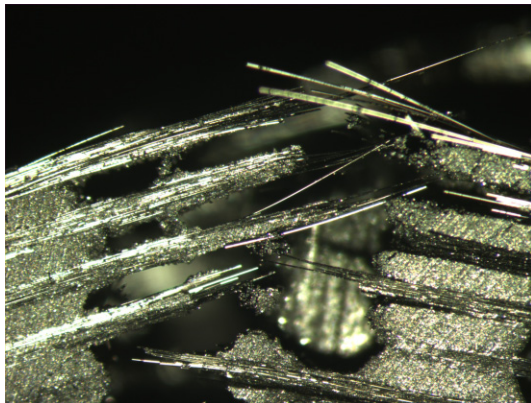
試験片の方がよりクレーター体積が大きい。  
 以上のことから、熱衝撃時に発生する熱応力による損傷は発生しないが、熱衝撃時の高温暴露により、繊維マトリックス界面の炭素膜が酸化されて、界面が強化された結果、界面き裂が発生しにくくなり、破壊モードが脆性的になったと推測される。

### (3) 残留強度と破壊過程

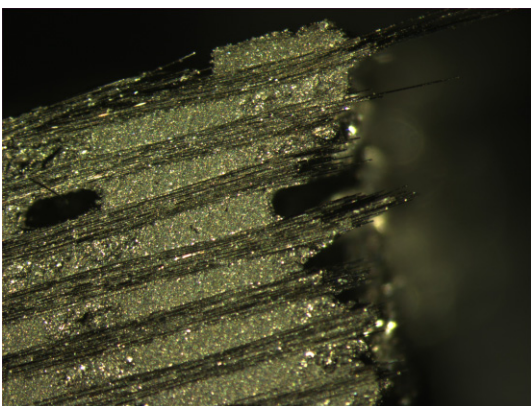
処女材、および高温暴露材の曲げ強度の平均値（変動係数）はそれぞれ 398 MPa（5.42%）、361 MPa（5.10%）であり、高温暴露後の強度は 9.3% 低下する。また高温暴露後の荷重－変位線図は処女材の場合と比べて、脆性的である。図 6 に両試験片の端面の様子を示す。処女材では界面に沿ったき裂進展が見られ、界面剥離優勢の破壊モードであるのに対し、高温暴露材では界面剥離が見られず、主き裂が繊維束を切断している。このような破壊モードの遷移は前述のように炭素膜の酸化による脆化を示唆している。

### (4) 今後の展望

世界的に見て本研究のような飛翔体衝突損傷の解明は 3D-CMC ではまったくなされ



(a) 処女材



(b) 高温暴露材

図 6 処女材、および高温暴露材の曲げ試験後の端面の様子

ておらず、今回得られた知見は非常に貴重であると考えられる。特に、熱衝撃や高温暴露後の飛翔体衝突損傷挙動を解明したことは、本材料を実機に適用する上で、有益な知見となる。

しかしながら、損傷メカニズムの全貌の解明には現時点でもいたっていない。特に、図 2 に見られるような多重き裂の発生や、スポールの臨界条件などを定量的に説明するモデルは提案できていない。これらの解決のために、今後以下のことを考えている。①有限要素解析や粒子法の援用による衝撃損傷進展シミュレーション、②微視構造のより簡単な二次元平織 CMC の使用。

### 5. 主な発表論文等

（研究代表者、研究分担者及び連携研究者には下線）

〔雑誌論文〕（計 4 件）

- ①山下耕司, 岡部朋永, 繊維強化セラミックスの破断ひずみに界面特性がおよぼす効果, 材料, 57, 448-453, 2008, 査読有
- ②松田伸也, 高橋学, 尾上拓史, 黄木景二, 松下正史, 岡部永年, 大藤弘明, 損傷許容発現先進無気孔型 SiC の熱衝撃破壊特性, 日本機械学会論文集 A 編, 74, 1156-1163, 2008, 査読有
- ③堤三佳, 黄木景二, 岡部永年, 生宗健治, 多孔質セラミックスの破壊特性とそのモデル解析, 材料システム, 27, 35-41, 2008, 査読有
- ④高橋学, 黄木景二, 岡部永年, 秋月洋輔, 柴崎史郎, 飛翔球衝突によるセラミック平板の損傷挙動, 日本機械学会論文集 A 編, 72, 2045-2049, 2006, 査読有

〔学会発表〕（計 13 件）

- ①中村司, 矢代茂樹, 黄木景二, 2 次元平織 CMC における飛翔体衝突損傷挙動の実験的解明, 日本材料学会第 58 期学術講演会, 2009 年 5 月 22 日, 松山
- ②黄木景二, 岡部朋永, 織物 CMC における飛翔体衝突損傷挙動, 東北大学複合材料研究センター第 4 回複合材料セミナー, 2009 年 4 月 3 日, 仙台
- ③K. Ogi, Characterization of high speed impact damage in CFRP laminates for aircraft, Korea-Japan Green Composites Workshop, 2009 年 3 月 28 日, Seoul
- ④田中孝明, 黄木景二, 矢代茂樹, 高橋学, 岡部朋永, 吉村彰記, CFRP 平板における飛翔体衝突損傷有限要素解析, 日本機械学会中国四国学生会第 39 回学生員卒業研究発表講演会, 2009 年 3 月 5 日, 宇部
- ⑤吉村彰記, 小笠原俊夫, 黄木景二, 久田英晃, 炭素繊維強化複合材料積層板の高速衝撃

損傷挙動とその解析, 日本複合材料学会第 33 回複合材料シンポジウム, 2008 年 10 月 27 日, 札幌

⑥三好且洋, 黄木景二, 矢代茂樹, 高橋学, 岡部朋永, 吉村彰記, CFRP 平板における飛翔体衝突損傷解析, 日本複合材料学会第 33 回複合材料シンポジウム, 2008 年 10 月 27 日, 札幌

⑦K. Ogi, S. Yashiro, A. Yoshimura, T. Okabe, A. Yoshimura and T. Ogasawara, Effect of thermal shock on ballistic impact damage in ceramic matrix composites, Proceedings of the US- Japan Conference on Composite Materials, 2008 年 6 月 6 日, Tokyo.

⑧中岡善治, 久田英晃, 松田伸也, 高橋学, 黄木景二, 飛翔体衝突を受けたセラミック材料の表面損傷挙動, 日本機械学会中国四国学生会第 38 回学生員卒業研究発表講演会, 2008 年 3 月 6 日, 東広島

⑨K. Ogi, M. Takahashi, T. Okabe, A. Yoshimura and S. Yashiro, Characterization of foreign object damage in ceramics and ceramic matrix composites, JISSE-10, 2007 年 11 月 29 日, Tokyo

⑩K. Ogi, S. Yashiro, T. Okabe and A. Yoshimura, Ballistic Impact Damage Behavior in Composite Plates, The 6th Korea-Japan Joint Symposium on Composite Materials, 2007 年 11 月 1 日, Pohang

⑪久田英晃, 黄木景二, 矢代茂樹, 吉村彰記, 岡部朋永, 繊維強化複合材料の飛翔体衝突損傷, 第 32 回複合材料シンポジウム, 2007 年 10 月 18 日, 長崎

⑫黄木景二, 岡部朋永, 久田英晃, 複合材料平板における飛翔球衝突による損傷, 第 49 回構造強度に関する講演会, 2007 年 7 月 27 日, 福島

⑬秋月洋輔, 高橋学, 黄木景二, 岡部永年, 柴崎司郎, 飛翔球衝突におけるセラミックスの衝撃強度特性, 日本機械学会中国四国支部第 45 期総会・講演会, 2007 年 3 月 7 日, 徳島

## 6. 研究組織

### (1) 研究代表者

黄木 景二 (OGI KEIJI)  
愛媛大学・大学院理工学研究科・教授  
研究者番号: 70281194

### (2) 研究分担者

岡部 朋永 (OKABE TOMONAGA)  
東北大学・大学院工学研究科・准教授  
研究者番号: 50344164  
高橋 学 (TAKAHASHI MANABU)  
愛媛大学・大学院理工学研究科・准教授  
研究者番号: 20274334

### (3) 連携研究者

なし