

平成22年 6月 1日現在

研究種目：若手研究 (B)

研究期間：2008～2009

課題番号：20760071

研究課題名 (和文) 織物CMCのガスタービン環境における体系的信頼性評価技術の確立

研究課題名 (英文) Safety evaluation approach for woven CMCs in gas-turbine environment

研究代表者

矢代 茂樹 (YASHIRO SHIGEKI)

愛媛大学・大学院理工学研究科・助教

研究者番号：00452681

研究成果の概要 (和文)：本研究では、2次元平織セラミックス基複合材料 (CMC) の飛翔体衝突に対する信頼性評価のため、処女材および高温曝露材、熱衝撃材に対する高速衝撃試験を実施した。試験片の損傷形態を観察し、そのメカニズムを明らかにした。さらに、1000℃の熱負荷により織物CMCが脆化することを示した。また、スポールなどの現象を再現できる粒子法を用いた破壊シミュレーションを構築し、脆性材料の飛翔体衝突損傷メカニズムを解析的に明らかにした。

研究成果の概要 (英文)：This study investigates mechanism of the high-speed impact damage of 2-dimensional plain-woven ceramics-matrix-composites (CMC) in order to evaluate the reliability of the woven CMC for the foreign object damage (FOD). The damage patterns were observed in detail, and we clarified the FOD mechanism and found that the specimens with thermal load over 1000°C were significantly embrittled. We also developed a fracture simulation using a particle method, which could analyze the large deformation and the spall fragment. The FOD mechanism of a brittle material was then investigated by the particle simulation method.

交付決定額

(金額単位：円)

	直接経費	間接経費	合計
2008年度	1,500,000	450,000	1,950,000
2009年度	1,400,000	420,000	1,820,000
年度			
年度			
年度			
総計	2,900,000	870,000	3,770,000

研究分野：複合材料工学

科研費の分科・細目：機械工学／機械材料・材料力学

キーワード：織物セラミックス基複合材料, 飛翔体衝突損傷, 熱衝撃, 損傷進展解析, 粒子法

1. 研究開始当初の背景

化石燃料の供給不安や環境問題への関心の高まりから、火力発電用ガスタービンの発電効率の向上が強く求められている。発電効

率に直結するタービン入口温度は1600℃まで上昇しており、耐熱合金では飛躍的な効率改善を望めないレベルとなった。さらなる効率改善のために、耐熱性と高温強度に優れる

セラミックス基複合材料 (Ceramic Matrix Composite, CMC) は非常に適した材料だが、その実用化には、劣化・損傷現象に対する強度評価技術の開発が不可欠である。

これまで、高効率発電技術の研究調査において、セラミック材料の燃焼システムへの適用が検討されてきた。一般に、タービン材料は熱疲労、クリープなどの長期負荷が加わる上に、熱衝撃損傷、飛翔体衝突損傷などの衝撃負荷による損傷を受ける。特に、セラミックガスタービンの研究開発では、異物の高速衝突によるタービン翼の破損が報告された。そこで、次世代のタービン材料の候補として、セラミック繊維を複合することで高靱化を図ったCMCが期待されている。

特にCMCの場合、高温暴露および熱衝撃負荷により、耐熱コーティングの拡散と割れ、強化繊維被覆の酸化による脆化、表面近傍のマトリックスき裂の発生と繊維/マトリックス界面はく離、などの損傷・劣化が関連して起こり、その破壊メカニズムは単体のセラミック材料とは大きく異なる。

また、本研究では、強化繊維を織ることでより高靱化された織物CMCを用いる。織物CMCの衝撃損傷メカニズムの解明に関する研究は国際的にもほとんど見当たらない。特に、数値シミュレーションによる織物CMCの損傷進展解析の研究例は見当たらない。

2. 研究の目的

(1) 本研究ではSiC繊維とSiCマトリックスからなる織物CMCを対象とし、熱衝撃や飛翔体衝突といった、ガスタービン実環境で経験する衝撃負荷を受けた材料の信頼性評価技術の確立を目的とする。

そこで、ガスタービンの実環境で問題となる熱衝撃荷重と飛翔体衝突による織物CMCの損傷進展挙動を実験的に明らかにする。織物CMCに対して熱衝撃試験と飛翔体衝突試験を行い、損傷挙動を詳細に観察する。特に、二次元平織CMCと三次元直交織CMCの耐衝撃性を、損傷形態の観点から明らかにする。

(2) さらに、織物CMCに対する数値破壊シミュレーション技術を構築し、解析によって損傷進展メカニズムの解明を試みる。従来の有限要素解析では大変形や多重き裂の進展を正確に再現することは難しい。そこで、粒子法を利用した織物CMCの数値破壊シミュレーションを構築し、その妥当性を検証する。粒子法ではメッシュが必要ないため、モデル化も容易である。

実験およびシミュレーションの知見を総合することで、ガスタービン実環境下での織物CMCの構造信頼性評価技術の学術的な基礎を確立する。

3. 研究の方法

(1) 織物CMCに対する信頼性評価技術の確立を目指し、飛翔体衝突試験での損傷を詳細に観察した。用いた材料は、SiC繊維とSiCマトリックスからなる2次元平織CMC (2D-CMC) である。特に、本研究では2D-CMC 処女材、ならびに、高温暴露または熱衝撃を与えた平板について損傷挙動を検討した。これらの高温暴露および熱衝撃のため、赤外線イメージ炉を用いて試験片温度を上昇させた (600°C, 1000°C)。温度上昇後30分間試験片を保持し、熱衝撃シリコンオイルに試験片を落下させ、高温暴露では炉内で冷却を行った。

準備した織物CMC試験片に対し、電磁加速器を使用して飛翔体衝突試験を行った。飛翔体球には直径2.5 mm (0.0623 g) の鋼球を用い、衝突速度は80 m/s~600 m/sとした。なお、試験片は四辺を金属枠で挟み固定した。衝突試験後、実体顕微鏡で試験片表面及び裏面を観察した。また、試験片断面については、X線CTスキャン、または、研磨した断面を光学顕微鏡によって観察した。

以上の実験によって、飛翔体衝突に伴う損傷進展のメカニズムを実験的に明らかにするとともに、高温暴露や熱衝撃の飛翔体衝突損傷挙動に及ぼす影響を調べた。

(2) 飛翔体衝突による損傷進展挙動を解析するため、SPH (Smoothed Particle Hydrodynamics) 法による数値破壊シミュレーション技術を構築した。SPH法では物体を粒子の集合体として表し、カーネル関数の重ね合わせによって物理量の空間分布を構築し、粒子の密度や速度といった未知量を解析する。圧縮性流れの質量保存則、運動量保存則、エネルギー保存則を支配方程式とし、時間進行とともに粒子位置における物理量を求めた。

数値破壊シミュレーションの妥当性の確認のため、簡単な材料系として炭素繊維強化プラスチック (CFRP) 直交積層板の飛翔体衝突損傷挙動を解析した。このとき、最大応力説に基づく損傷判定を行った。また、CFRP直交積層板の飛翔体衝突試験を3(1)と同様の方法で実施し、表面および内部の損傷形態を観察した。解析によって得られた損傷形態を実験結果と比較し、解析の妥当性を検証した。

(3) CMCは脆性的に破壊するため、3(2)で構築した飛翔体衝突損傷シミュレーションに、統計的材料破壊モデルを導入し、各粒子の強度のばらつきを表現する。損傷判定基準として、主応力、最大せん断応力、Misesの相当応力、応力拡大係数による破壊判定と等価な垂直応力という4基準を検討し、文献で

報告されている単体のSiCにおける飛翔体衝突損傷挙動の再現を試みた。

4. 研究成果

(1) 織物CMCの飛翔体衝突試験を行い、損傷の形態を詳細に観察した。衝突表面および裏面におけるクレーター周辺の損傷領域の投影面積は、衝突速度の増加に伴って増加した。クレーターの投影面積は一定値に収束した一方で、その周囲の繊維破断などの損傷の発生した面積は増加した。飛翔体衝突を受けた2D-CMC 処女材の衝突表面および裏面の損傷形態を図1に示す。衝突速度100~600 m/sのすべての試験片について衝突表面にクレーターと繊維破断が確認された。衝突速度100 m/sでは裏面に損傷は見られなかったが、150 m/sにおいて試験片の裏面に隆起が現れた。それ以上の衝突速度において飛翔体球は試験片を貫通し、裏面には衝突表面よりも大きな貫通穴が生じた。また、貫通により抜け出した部分はばらばらの粉砕片となった。

マイクロフォーカスX線CTによる試験片内部の観察結果を図2に示す。いずれの衝突速度においても衝突方向に対して斜め方向にき裂(コーンクラック)が発生した。速度150 m/s(貫通寸前)の試験片の隆起の内部はカタストロフィックに破壊しており、隆起以外の部分でも層間はく離が確認できた。貫通試験片では非貫通試験片より多くの層間はく離が確認できた。以上の観察より内部損傷は主にコーンクラックおよび層間はく離であることがわかった。

以上より飛翔体衝撃損傷のメカニズムを次のように推定した。衝突部で繊維破断を伴うクレーターが発生する。衝突部直下への応力波の伝搬によって材料の内部をカタストロフィックに破壊し、同時にコーンクラックを発生させる。コーンクラックで吸収しきれなかった衝突エネルギーが繊維破断と層間はく離を起こす。衝突速度の増加に伴い衝突エネルギーも増加するので、損傷程度もより顕著となった。

従来の国内外の研究では、衝撃エネルギーと損傷の貫通の有無を議論したものがほとんどであるため、材料の改善にはつなげられない。以上の成果は、高速衝撃損傷のメカニズムを明らかにしたものであり、今後の材料開発への知見となりうる。

(2) 次に、2D-CMCの損傷と直交3次元織CMC(3D-CMC)の内部の損傷との比較を行った。3D-CMCの内部損傷を図3に示す。衝突部にはクレーター、その内部にくびれが形成され、それらの直下ではスポール破片が崩落した後の孔が確認できた。また、パラソル状の複数のき裂が現れた。一方で、X線CTによる観察からスポール破片内部に損傷は見られなかった。

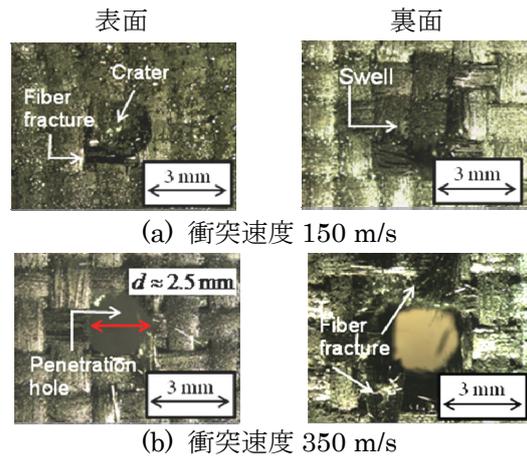


図1 2D-CMC 表面の飛翔体衝突損傷

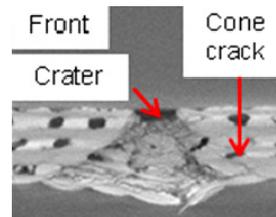
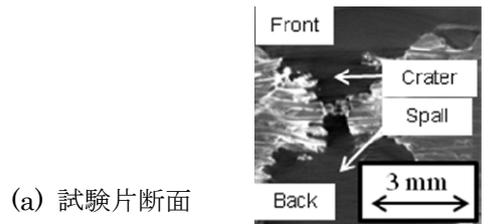
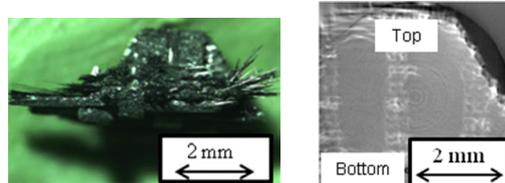


図2 2D-CMC 断面の損傷観察(150 m/s)



(a) 試験片断面



(b) スポール片 (c) スポール片断面
図3 3D-CMC 断面の損傷観察(800 m/s)

図4に、2D-CMCと3D-CMCの損傷形態の模式図を示す。2D-CMCでは飛翔体の衝突エネルギーを吸収するため、繊維破断(コーンクラック、大規模層内破壊)と層間はく離が発生する。その結果として、スポール片が粉砕した。一方で、3D-CMCでは板厚方向に縫合されているZ糸が層間のずれを抑制するため、ほとんどはく離が発生しない。試験片の厚さが異なるため定量的な比較は困難だが、Z糸がある3D-CMCの方が耐衝撃特性は高いものの、はく離が発生せず繊維破断の連結した損傷モードであるため、マクロに見ると脆性的な破壊となることがわかる。

3D-CMCは、特に高靱化を図った材料であり、その研究成果は国内外ともにほとんど見られない。さらに、高速衝撃に関する知見は得られていないため、2D-CMCと耐衝撃性を

比較し、3次元織にした効果を明らかにした
ことには大きなインパクトがある。

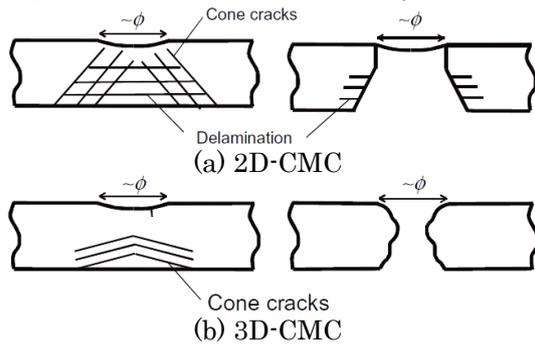


図4 損傷形態の模式図

(3) 実稼働状態を想定し、高温曝露および熱
衝撃を施した2次元平織CMC試験片に対
して飛翔体衝突試験を実施した。まず、熱負
荷後に材料を観察したところ、600°Cの高温
曝露・熱衝撃では材料に変化は見られなかつ
たが、1000°Cの熱負荷ではマトリックスに変
化が見られたが、明瞭なマトリックスクラ
ックなどは発生しなかった。

高温曝露材、熱衝撃材において、ともに
600°Cの熱負荷を与えた試験片では 200-300
m/s の間に損傷が貫通する衝突限界速度が存
在した。これは処女材と同程度の値である。
しかし、1000°Cを経験した試験片では 100
m/s 以下の衝突速度でも損傷が試験片を貫通
した。図5に、損傷が貫通した試験片の表面
観察結果を示す。処女材および600°Cの高温
曝露材では表面、裏面ともに貫通痕周辺に繊
維の隆起が見られた。600°Cの熱衝撃材では、
表面、裏面ともに処女材同様繊維の隆起が見
られたものの、裏面において隆起せずに破断
している繊維が多く見られた。1000°Cの負荷
を与えた試験片においてはスポール破壊が
顕著に見られるようになり、貫通痕周辺の繊
維の隆起は見られず繊維とマトリックスが
ともに抜け落ちていた。これらの観察より、
高温曝露によって脆化したことがわかった。

図6に試験片断面の様子を示す。処女材お
よび600°Cの高温曝露材においては貫通部周
辺でマトリックスがなくなったにもかかわらず、
多くの折れ曲がった繊維が残存した。
それに対して、1000°Cの熱負荷を与えた試験
片では繊維は折れ曲がることなく破断した。

以上のことから高温曝露および熱衝撃によ
って、600°Cの熱負荷を受けた試験片では、
処女材と大きな違いが見られないことが分
かる。これは、600°Cの熱負荷では繊維/マ
トリックス界面が固着することなく、ブリッ
ジ機構が発現したためである。すなわち、
表面や裏面に見られる繊維の隆起、断面に見
られる繊維の折れ曲がりは、飛翔体衝突によ
って生じたき裂を繊維がつなぎとめた結果
として現れたものである。一方、1000°Cの熱

負荷においては、断面においてマトリクス
と繊維が一直線状に損傷していることから、
繊維/マトリックス界面が固着してしまい、ブ
リッジ機構が発現せずに脆化し、低い衝
突エネルギーで損傷が試験片を貫通するこ
とがわかった。

従来の研究では、処女材の引張・曲げ損傷
挙動などが調べられてきた。しかし、実用レ
ベルでの熱負荷を与えた材料についての損
傷挙動は調査されていない。本研究の成果は
高速衝撃による損傷挙動と、熱負荷による脆
化を示した。今後、より基本的な負荷形態に
おける損傷挙動を調査することにより、熱負
荷材の損傷挙動について体系的な知見が得
られるものと予想できる。

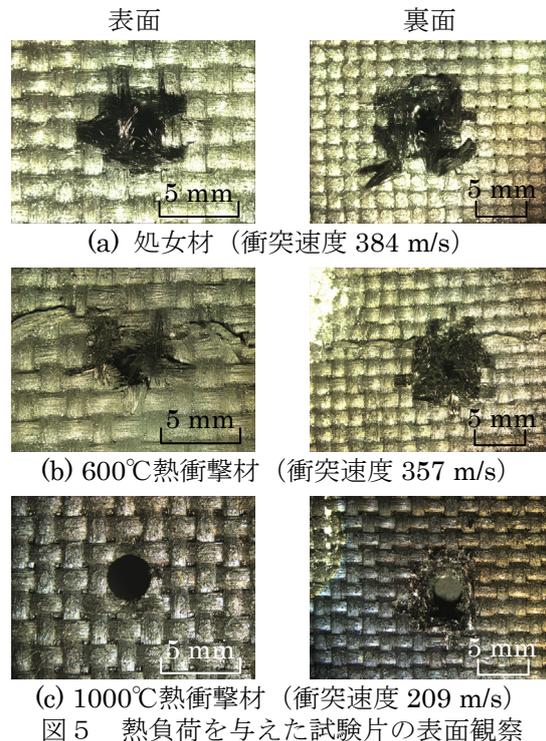


図5 熱負荷を与えた試験片の表面観察

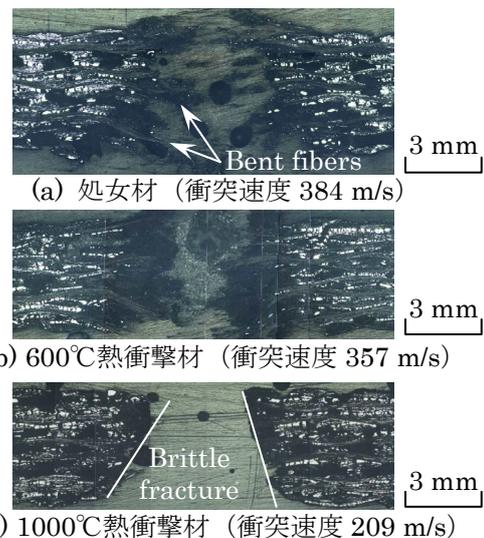


図6 熱負荷を与えた2D-CMCの内部損傷

(4) SPH法による飛翔体衝突損傷シミュレーションを構築し、CFRP直交積層板に対する飛翔体衝突を解析し、損傷進展メカニズムを検討した。

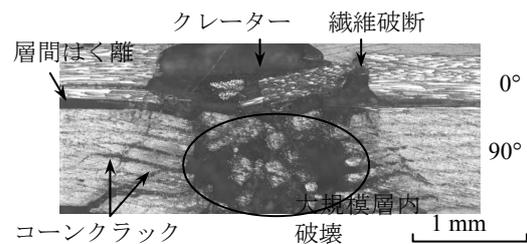
図7に、SPH法による解析結果とCFRP積層板（積層構成[0/90]s）の飛翔体衝突損傷を比較する。試験片の観察結果より、表面の0°層にはクレーター（繊維破断、表面層内破壊）とスプリッティング（コーンクラック）が発生した。90°層は大規模に破壊されるとともに、コーンクラックが生じた。裏面の0°層には、繊維破断とスプリッティングが発生した。また、それぞれの層間にははく離が生じた。

SPH法による損傷進展解析によって観察結果と一致する損傷形態が得られ、SPH法による数値破壊シミュレーションの妥当性を確認した。また、損傷則による判定から、90°層内の破壊および層間にはく離は、板厚方向垂直応力およびせん断応力の寄与が大きく、0°層の繊維破断は長手方向垂直引張応力およびせん断応力が主な原因となっていることがわかった。また、応力の伝搬とともに表面側から損傷が発生・進展している様子を明らかにした。

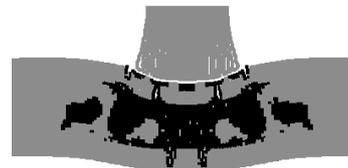
(5) 物体を粒子の集合として表すSPH法はスポール片が飛散するような大変形問題に有効であるが、本研究で考える衝突エネルギーでは損傷が貫通せず、有限要素法が適用している場合もある。そこで、汎用非線形有限要素解析ソフトAbaqusを用いて、CFRP積層板（積層構成[0/90]4s）に対する動的損傷進展解析を行った。動的有限要素解析では、層間にはく離の表現のための結合力要素を導入した。また、最大応力説による損傷モデルを全ソリッド要素に適用した。さらに、極端に変形した要素（ひずみ成分の絶対値が1.0）は削除した。

実験結果と対応する解析によって得られた損傷形態を図8に示す。解析結果では、各層間のはく離や表層のスプリッティングなどの損傷が、実験結果とよく一致した。以上より、層内の大規模な破壊はSPH法、層間にはく離などのき裂は有限要素法でよく表現できるという知見が得られた。したがって、衝突エネルギーが高く、大規模な破壊に加えて飛翔体がターゲットを貫通するような場合、粒子法による損傷進展シミュレーション有利であると言える。

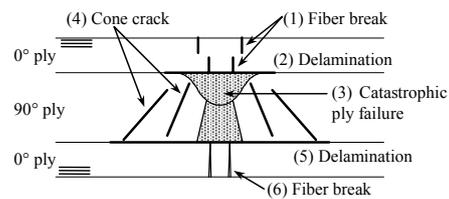
本研究で対象としている衝撃エネルギーでは、損傷が試験片を貫通しないこともあり、解析ツールとして有限要素解析も実施した。有限要素解析とSPH法による解析を組み合わせることにより、広い衝突エネルギー範囲での損傷進展挙動を予測できるものと考えられる。



(a) 実験結果

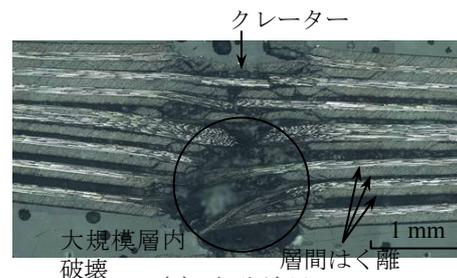


(b) 解析結果

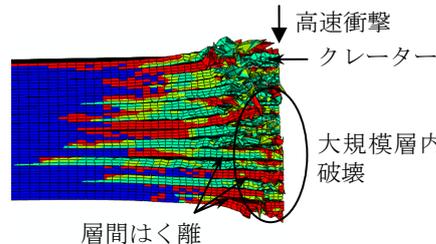


(c) 損傷形態の模式図

図7 CFRP直交積層板の損傷形態



(a) 実験結果



(b) 解析結果 (300 m/s)

図8 動的有限要素解析によるCFRP積層板の飛翔体衝突損傷

(6) 脆性材料である織物CMCに適用する損傷判定基準を検討するため、単体セラミックスの高速衝撃解析を実施した。この解析ではワイブル分布に基づく統計的強度分布を導入した。また、各粒子の損傷モデルとして、主応力、最大せん断応力、Misesの相当応力、応力拡大係数による破壊と等価な垂直応力による損傷判定基準を考慮した。

さまざまな損傷判定基準を比較した結果、応力拡大係数を考慮した等価垂直応力による判定で、文献に報告されている実験結果を

よく表現できる損傷形態が得られた。図9に、モノリシック SiC の飛翔体衝突損傷の観察結果と解析結果を示す。衝突直下にクレーターが生じ、さらにコーンクラックとメディアンクラックが発生した。このような損傷の形態は観察結果とよく一致した。また、応力分布を詳細に検討した結果、コーンクラックはせん断応力によって、クレーターやメディアンクラックは主応力によって発生・進展することがわかった。

この成果は単体のセラミックスの高速衝撃損傷挙動であるが、このメカニズムも明らかにされておらず、新しい成果である。また、脆性材料の衝撃損傷挙動を表現できることから、今後、織物CMCに本解析手法を適用し、その詳細な高速衝撃損傷の進展挙動を明らかにする。

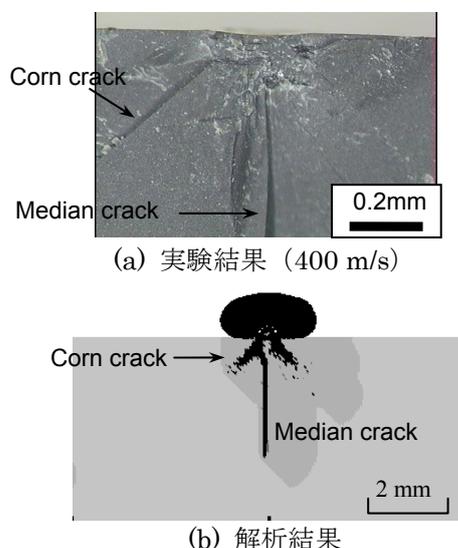


図9 モノリシック SiC の飛翔体衝突損傷

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1件)

- ① Keiji Ogi, Tomonaga Okabe, Manabu Takahashi, Shigeki Yashiro, Akinori Yoshimura, Toshio Ogasawara. Experimental characterization of high-speed impact damage behavior in a three-dimensionally woven SiC/SiC composite. Composites Part A. 査読有. Vol. 41, No. 4, 2010, pp. 489-498.

[学会発表] (計6件)

- ① 大下将司, 矢代茂樹, 黄木景二. 熱衝撃後の織物CMCにおける飛翔体衝突損傷挙動. 第1回日本複合材料合同会議 (JCCM-1). 2010年3月9日. 京都.
- ② 矢代茂樹, 黄木景二. 粒子法を用いた

CFRP 積層板の飛翔体衝突損傷挙動の予測. 九州大学応用力学研究所平成21年度共同利用研究集会「ナノ複合材料等次世代複合材料の創製及び評価」. 2010年1月7日. 福岡県春日市.

- ③ 黄木景二, 矢代茂樹. Characterization of high-speed impact damage behavior in a three-dimensionally woven SiC/SiC composite. 九州大学応用力学研究所平成21年度共同利用研究集会「ナノ複合材料等次世代複合材料の創製及び評価」. 2010年1月7日. 福岡県春日市.
- ④ 中村司, 矢代茂樹, 黄木景二. 粒子法による複合材料積層板の飛翔体衝突損傷解析. 第34回複合材料シンポジウム. 2009年9月26日. 石川県野々市町.
- ⑤ 矢代茂樹, 岡部朋永, 松島紀佐. 粒子法を用いた短繊維強化プラスチックの射出成形シミュレーション. 九州大学応用力学研究所平成20年度共同利用研究集会「ナノ複合材料等次世代複合材料の創製及び評価」. 2009年1月10日. 福岡県春日市.
- ⑥ 矢代茂樹. 粒子法を用いた飛翔体衝突シミュレーション. 東北大学機械系複合材料研究センター第3回複合材料研究セミナー. 2008年9月2日. 松山市.

[図書] (計0件)

[産業財産権]

- 出願状況 (計0件)
○取得状況 (計0件)

[その他]

6. 研究組織

(1) 研究代表者

矢代茂樹 (YASHIRO SHIGEKI)
愛媛大学・大学院理工学研究科・助教
研究者番号: 00452681

(2) 研究分担者

なし

(3) 連携研究者

なし