

## 科学研究費助成事業（科学研究費補助金）研究成果報告書

平成24年 6月22日現在

機関番号：33934

研究種目：基盤研究（B）

研究期間：2009～2011

課題番号：21360423

研究課題名（和文）超低密度炭素繊維強化プラスチックの非線形熱機械物性の測定と数学モデルの構築

研究課題名（英文）A measurement of the nonlinear thermomechanical characteristic and a development of a mathematical model for an ultra-lightweight carbon fiber reinforced plastic

研究代表者

奥山 圭一（OKUYAMA KEIICHI）

愛知工科大学・工学部・教授

研究者番号：30442461

研究成果の概要（和文）：小惑星探査機「はやぶさ」や USERS 宇宙機システムに採用された地球大気圏再突入カプセルの熱防御材の比重は 1.5 と大きく、それはカプセル全体質量の多くを占めた。本研究において、研究代表者らは超低密度 CFRP（LATS と命名）を試作し、高温環境における非線形的な熱機械特性を取得し、LATS が大気圏再突入環境に耐荷できることを示した。また、この LATS を宇宙産業に加え、鉄道車両などの部品に適用できるように設計用数学モデルも整備した。

研究成果の概要（英文）：Specific gravity of a heat shield material of several atmosphere reentry capsules which were used for the Hayabusa asteroid probe and the USERS space system is as large as 1.5, it accounted for much of the whole system mass. In this study, we made an ultra-lightweight CFRP which was named the LATS, acquired the nonlinear thermomechanical property of the LATS under several high-temperature environments. Even as for the severe atmosphere reentry environment, the LATS functioned as the heat shield material was shown. It be possible to utilize this LATS for the space industry and the railroad industry and so on, a mathematical model for these industries was developed.

交付決定額

（金額単位：円）

	直接経費	間接経費	合計
2009 年度	6,200,000	1,860,000	8,060,000
2010 年度	6,300,000	1,890,000	8,190,000
2011 年度	1,700,000	510,000	2,210,000
総計	14,200,000	4,260,000	18,460,000

研究分野：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：炭素繊維強化プラスチック、CFRP、アブレータ、高エンタルピ、宇宙往還

## 1. 研究開始当初の背景

炭素繊維をフェノールなどの熱硬化性樹脂で強化した複合材、即ち CFRP (Carbon Fiber Reinforced Plastic) は、比強度や比弾性が大きいので航空機や自動車など軽量化が要求さ

れる輸送機に多用されている。この CFRP は、耐熱特性にも優れているので地球周回軌道から地球大気に突入する宇宙往還機の熱防御材料にも採用されている。既に、この CFRP は我が国の小惑星探査機「はやぶさ」や

USERS システムの REM カプセルの熱防御材料に採用された。

従来の CFRP 熱防御材の密度は約  $1500\text{kg/m}^3$  であり、航空・宇宙機に多用されているアルミ合金やチタン合金などと比較して軽い材料であるものの、打上げロケットの負荷低減や打上げコスト削減などの観点で CFRP の更なる軽量化が強く望まれていた。

## 2. 研究の目的

宇宙往還機用の熱防御材の性能は、材料が高密度化するに従って向上すると考えてきた。まず、研究代表者らは密度約  $200\text{kg/m}^3$  から約  $1500\text{kg/m}^3$  の CFRP シリーズ (LATS と命名) を試作した。研究代表者らの事前加熱試験に基づけば、LATS シリーズの一つである約  $300\text{kg/m}^3$  の超低密度 CFRP の熱防御性は、約  $1500\text{kg/m}^3$  の CFRP のそれとほぼ同等であった。ただし、何故、研究代表者らが開発した超低密度材が高密度材と比較して、同等の熱防御性能を有するか良く判っていない。

このため、特に密度約  $300\text{kg/m}^3$  の超低密度 CFRP の熱物性、機械物性の温度依存特性を取得し、高温環境における材料の熱機械的な挙動を正確に把握する。

これら成果を活用して、宇宙往還機の熱防御材をできる限り薄く、軽く設計するため材料内部の温度など正確に予測できる数学モデルを作成する。

本研究では、これら成果を自動車や鉄道車両などの開発に活かすことができるような取り組みも行う。

## 3. 研究の方法

### (1) 2009 年度

2009 年度は、炭素繊維や樹脂の量、また成型時の圧力を調整することで、密度  $200\text{kg/m}^3$  から  $1500\text{kg/m}^3$  までの様々な CFRP を試作し、それぞれを JAXA・調布航空宇宙センターの  $750\text{kW}$  アーク加熱風洞の高エンタルピ流に曝し、耐熱特性 (表面損耗速度、材料表面および内部の温度上昇速度など) を取得する。

研究代表者らが試作した材料は、大気圏再突入時の高速気流によるせん断力 (ピール力)、また熱分解ガスの圧力などによる材料破壊が生じ難い優れた特性を有している。

2009 年度の研究を通じて、熱防御材用 CFRP の製作技術を確立する。

### (2) 2010 年度

2010 年度は昨年度確立した製作技術に基づいて、密度  $200\text{kg/m}^3$  から  $1500\text{kg/m}^3$  までの様々な CFRP をあたりに製作する。これら各種 CFRP について、熱物性 (定圧比熱、熱伝導率および赤外線放射率)、機械物性 (引張り、圧縮および曲げ強度、ならびに縦弾性係

数、線膨張係数) の温度依存性を取得するとともに、様々な高エンタルピ気流に曝すことで詳細な熱防御特性を取得する。

加熱試験は超高温材料研究所 (JUTEM)、JAXA およびドイツ航空宇宙研究所 (DLR) で行う。

### (3) 2011 年度

昨年度に測定した物性データ、耐熱特性データなどを使用して、下記の手順で設計用数学モデルを整備する。

#### ① 数学モデルの作成

高エンタルピ気流下における超低密度 CFRP の表面損耗速度および内部温度上昇などを計算し、宇宙往還機の熱防御材の最小厚さを設計できる数学モデルを作成する。

#### ② 数学モデルの評価

上記数学モデルの計算結果の妥当性については、昨年度実施した各種試験結果から評価する。

整備された数学モデルは、宇宙往還機に加え、自動車のエンジン、また鉄道車両など輸送機器の制動材料といった産業界で実用されることも目指す。

### (4) 研究体制

研究代表者は、愛知工科大学・工学部の奥山圭一であり、研究分担者は琉球大学・工学部の加藤純郎、名古屋大学大学院・工学研究科の酒井武治および JAXA 研究開発本部の鈴木俊之である。 (研究員) である。

これに加え、川崎重工業株式会社、株式会社超高温材料研究センター JUTEM およびドイツ航空宇宙センター DLR は研究協力者としてこの研究に参加する。

## 4. 研究成果

### (1) 概要

#### ① 2009 年度

密度約  $200\text{kg/m}^3$  から約  $1500\text{kg/m}^3$  までの各種 CFRP を試作し、その成型技術の構築に成功し、これら CFRP を様々な高エンタルピ気流に曝して、熱防御性能を取得した。試験には、JUTEM の高エンタルピ風洞 (エロージョン試験機) を用いた。

この試験に基づけば、試作した密度約  $300\text{kg/m}^3$  の CFRP は超軽量タイプであるにも関わらず、USERS システムに採用された高密度 CFRP (密度約  $1500\text{kg/m}^3$ ) と同程度の断熱性能、酸化損耗特性であることを確認した。

さらに、これら CFRP を宇宙機に適用するための様々な調査も実施した。特に、CFRP を採用した宇宙機の熱・構造設計、また振動試験や衝撃試験の手法を詳しく調べた。

2009 年度は熱機械分析装置 TMA を購入し、来年度からの詳細な熱機械物性の取得を可

能とした。

また、本年度は超低密度 CFRP の炭化層内で起こるコーキング現象を捉えるため、加熱した供試体の気体透過率と炭化層密度をそれぞれ計測し、電気炉加熱で炭化させた供試体と比較した。試験の結果、熱分解したガスが加熱面に向かって流出する際に、熱分解ガスの化学反応により炭化層に固体が析出するコーキング現象を示唆するデータが得られ、CFRP の質量損失量を正確に理解するためにはコーキング現象をモデル化する必要があることがわかった。

### ③ 2010 年度

2010 年度は、密度約  $200\text{kg/m}^3$  から約  $1500\text{kg/m}^3$  までの CFRP を製作し、これら材料の熱物性や機械物性の非線形温度物性を取得した。

次に、上記した種々 CFRP を JUTEM, JAXA およびドイツ DLR での加熱試験に供し、 $0.5\text{MW/m}^2$  (JUTEM)  $\sim 11.0\text{MW/m}^2$  (DLR),  $0.33\text{kPa}$  (JUTEM)  $\sim 84\text{kPa}$  (DLR) と様々な高エンタルピー気流に曝すことで詳細な熱防御特性 (表面損耗速度, 材料表面および内部の温度上昇速度, 熱応力の空間分布) を取得した。

特にドイツ DLR の試験では、日本と欧州にとってはじめての現象 (例えば、材料表面の昇華による損耗現象) を確認できるなど、極めて有用な試験結果を取得できた。

### ④ 2011 年度

2011 年度は、密度約  $300\text{kg/m}^3$  の CFRP を製作しドイツ DLR, JAXA ならびに JUTEM で加熱試験を行い、材料表面の温度や損耗、内部の温度や質量減少の詳細データを取得した。

JAXA および JUTEM での試験結果から、CFRP は加熱表面付近の密度が大きく、深くなると密度が小さくなり、さらに深くなると再び密度が上昇する現象を確認でき、超軽量 CFRP の炭化層内で発生するコーキング現象を捉えることができた。この知見により、超軽量 CFRP の緻密な密度空間分布の予測が可能となった。

さらに、2011 年度は超軽量 CFRP 専用の一次元および三次元熱数学モデルも作成し、これに現在までに測定した熱機械、熱化学的特性を入力してアブレーション熱解析を実施した。表面および内部温度の一次元解析結果は測定結果に一致し、超軽量 CFRP を熱防御材に採用した宇宙機の熱構造設計のアブレーション熱解析を可能にした。

2009 年度から 20113 年度までのこれら研究

成果は、鉄道車両用および自動車車両の部品開発に活用しており、所期の研究目的を完全に達成することができた。

### ⑤ LATS の耐熱性能

試験結果の一例として、LATS 密度約  $300\text{kg/m}^3$ , 加熱率  $2.0\text{MW/m}^2$ , 加熱時間 120 秒間の条件で加熱した材料表面の温度時歴を図 1 に、また材料内部の温度時歴を図 2 に示す。図 1 および図 2 には、密度約  $1500\text{kg/m}^3$  の高密度 CFRP の測定結果も合わせて示す。この高密度 CFRP は、USERS の REM カプセルに採用されたものであり、REM カプセルは 2002 年 9 月 10 日に HIIA ロケット 3 号機で地球周回軌道に投入され、2003 年 5 月 30 日に大気圏再突入フライトに成功している。

図 1 および図 2 から密度約  $300\text{kg/m}^3$  の LATS と密度約  $1500\text{kg/m}^3$  の REM 用 CFRP の表面温度と内部温度の時間履歴がほぼ同様な挙動を示すことが分かる。

また、密度約  $300\text{kg/m}^3$  と密度約  $600\text{kg/m}^3$  の LATS の内部温度の比較を図 3 に示す。図 3 から、LATS の断熱性能の密度依存性が確認できた。

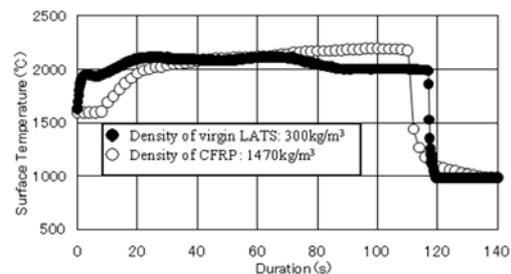


Fig.1 Surface temperature history of the LATS and the conventional high density CFRP.

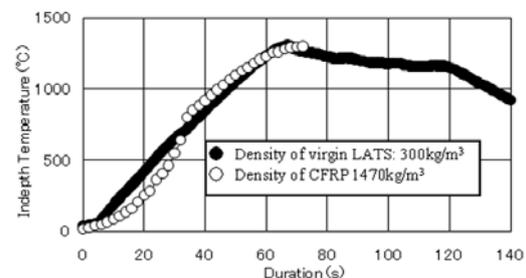


Fig.2 In-depth temperature history of the LATS and the conventional high density CFRP (thermocouple depth: 5mm from the surface).

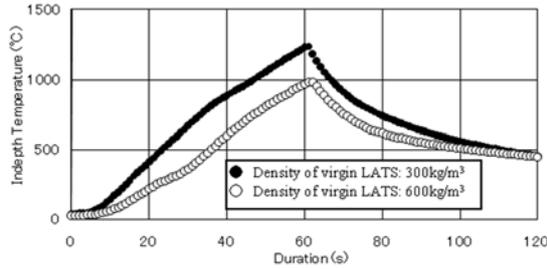


Fig.3 In-depth temperature history of the LATS and the conventional high density CFRP (thermocouple depth: 5mm from the surface).

⑥ 軽量CFRP表面のコーキング

CFRPのようなアブレタを加熱した場合、材料母材中の樹脂成分が熱分解し、それが材料中を加熱表面に向かって拡散すると考えられている。

材料密度は母材が最も大きく、次いで熱分解層、炭化材が最も小さい。したがって、加熱されたCFRP密度は、表面から内部に向かって大きくなると考えられてきた。

ところで、材料表面に向かって熱拡散する熱分解ガスの一部は固体状炭素となって材料中に留まることが指摘されており、これはコーキング現象と呼ばれている。

コーキングを考慮したCFRPアブレタ内部の材料内密度の予測結果を図4に、代表的な測定結果を図5に示す。条件は密度約300kg/m<sup>3</sup>のLATSを加熱率2.0MW/m<sup>2</sup>の条件で加熱した。なお、炭素質量流束 $\omega$ は0.4とした。

図5から、LATS内部ではコーキング現象が発生していると可能性のあることを見出すことができた。

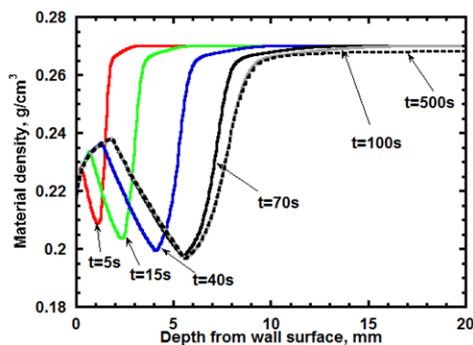


Fig.4 Calculated time history of in-depth density distributions.

⑦ LATSの3次元アブレーション解析

密度約300kg/m<sup>3</sup>および密度約600kg/m<sup>3</sup>のLATSを約1MW/m<sup>2</sup>および2MW/m<sup>2</sup>の2つの

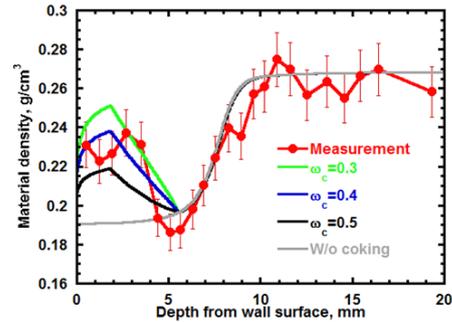


Fig.5 Comparison of the post-test in-depth density distribution between calculation and measurement.

の条件で加熱した場合、CFDを用いて予測した表面損耗および内部温度と測定結果を比較評価した。なお、2条件とも加熱実験数は6回である。

図6に解析モデル(上図)と解析結果(下図)に示す。図6(下図)の解析条件は、加熱率1MW/m<sup>2</sup>、加熱時間60秒である。

加熱率2MW/m<sup>2</sup>、加熱時間60秒の条件で加熱したLATS内部の温度測定結果と解析結果を比較したものが図7である。図7から測定値は解析値を総じて上回っていることが解る。これは加熱試験用供試体側面が受ける加熱の影響、ならびにCFRP内部の面内、面外方向の熱拡散などを正確に模擬できていないことが理由と考えている。

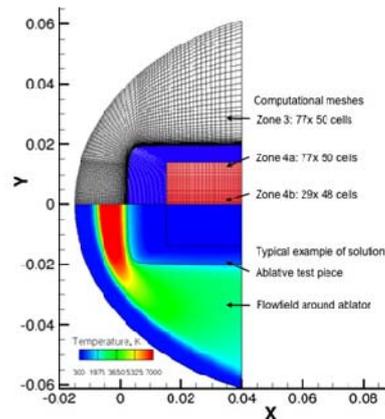
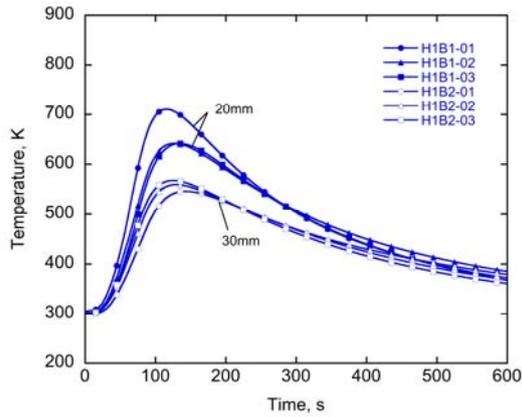
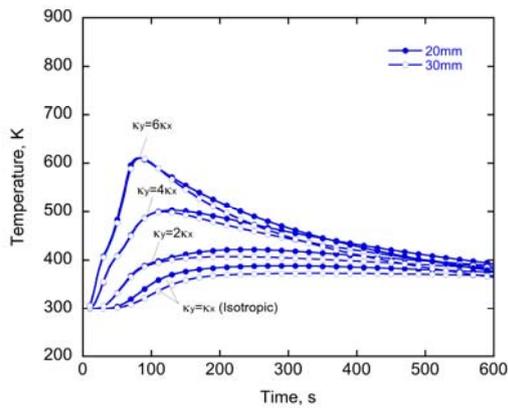


Fig.6 Computational meshes for flowfield calculation and thermal response analysis of ablator (top), and typical example of solution for the case of the low heating condition. Temperature contours at 60s from the onset of heating are shown (bottom).



(a) Measurement



(b) Calculation

Fig. 7. Time variations of in-depth temperature along the centerline of ablative test piece for low heating condition.

次に、加熱された LATS の材料内部の変化を図 8 のように模擬し、1 次元アブレーション熱数学モデルを作成した。

また、代表的な解析結果の一例として  $2\text{MW/m}^2$  で 60 秒間加熱された密度約  $300\text{kg/m}^3$  の LATS の表面温度、材料裏面温度の測定結果と解析結果の比較を図 9 に示す。

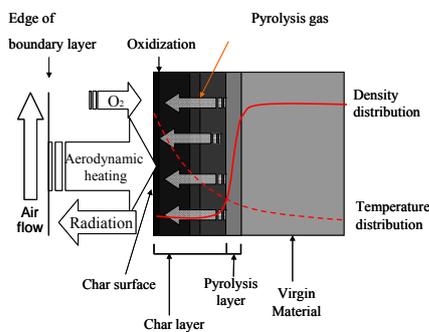
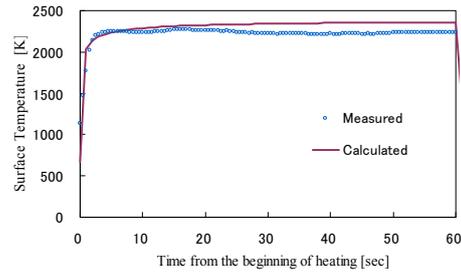
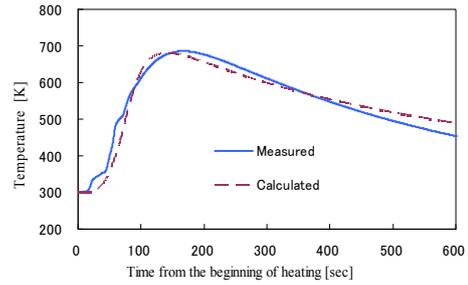


Fig. 8 Concept of charring ablation



(a) Surface temperature



(b) Buck-surface temperature

Fig.9. Comparison of temperatures between measured value and calculated value which were estimated the one dimensional ablative mathematical model.

解析結果と測定結果が良く一致することが図 9 から解かる。

密度約  $300\text{kg/m}^3$  から約  $600\text{kg/m}^3$  程度の軽量 CFRP アブレータの表面および内部温度は 1 次元アブレーション解析熱数学モデルで予測できることを見出すことができた。この数学モデルを用いることで宇宙往還機の熱防御材の必要厚さの設定などを行うことが可能となった。現在、この数学モデルを用いて鉄道車両および自動車車両の部品開発も行っており、初期の目的を完全に達成できた。

## 5. 主な発表論文等

[雑誌論文] (計 3 件)

1. Sumio KATO, Keiichi OKUYAMA, Kenta GIBO, Takuma MIYAGI, Toshiyuki SUZUKI, Kazuhisa FUJITA, Takeharu SAKAI, Seiji NISHIO and Akihiro WATANABE, Thermal Response Simulation of Ultra Light Weight Phenolic Carbon Ablator by the Use of the Ablation Analysis Code, Journal of ISTS (International Symposium on Space Technology and Science) (掲載可)
2. Toshiyuki SUZUKI, Kazuhisa FUJITA, Takeharu SAKAI, Keiichi OKUYAMA, Sumio KATO and Seiji NISHIO, Thermal Response Analysis of Low-Density CFRP Ablator, Journal of ISTS (掲載可)

3. Takeharu SAKAI, Keiichi OKUYAMA, Yusuke KOBAYASHI, Masami TOMITA, Toshiyuki SUZUKI, Kazuhisa FUJITA, Sumio KATO and Seiji NISHIO, Post-Test Sample Analysis of A Low Density Ablator Using Arcjet, Journal of ISTS (掲載可)

[学会発表] (計 19 件)

1. Yamada, G., Takayanagi, H., Suzuki, T., Fujita, K., Vacuum-Ultraviolet Spectroscopy for Shock Layer Radiation Measurement (AIAA-2009-4254), 41st AIAA Thermophysics Conference, 2009, San Antonio, TX, USA
2. Masami Tomita, An Experimental and Numerical Study on Thermal Response of Ablators, 27th International Symposium on Space Technology and Science, 2009, Tukuba
3. 奥山圭一, 加藤純郎, 酒井武治, 鈴木俊之, 高エンタルピ環境下における超軽量CFRPアブレータの耐熱特性, 宇宙科学術連合講演会, 2009, 京都
4. 佐藤翼, 奥山圭一, 樋口敏三, 宇宙往還機用耐熱材料の自動車制動材料への応用, 第 53 回宇宙科学術連合講演会, 2009, 京都
5. 酒井武治, 富田昌美, 奥山圭一, 北川一敬, 加藤純郎, 鈴木俊之, 藤田和央, 宇宙科学術連合講演会, 2009, 京都
6. 禹ハンウル, 藤田和央, 鈴木俊之, 高柳大樹, 宇宙科学術連合講演会, 2009, 京都
7. Toshiyuki SUZUKI, Kazuhisa FUJITA, Takeharu SAKAI, Kei-ichi OKUYAMA, Sumio KATO and Seiji NISHIO, Evaluation of Prediction Accuracy of Thermal Response of Ablator Under Arcjet Flow Conditions (AIAA2010-4787), 10th AIAA/ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference, 2010, Chicago, Illinois, USA
8. 鈴木俊之, 藤田和央, 酒井武治, 奥山圭一, 加藤純郎, 西尾誠司, EFD/CFD 融合技術に基づくアブレーション熱防御システム評価手法の研究, 第 42 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 2010, 米子
9. 奥山圭一, 金田照彦, 加藤純郎, 大矢洋明, 超低密度 CFRP アブレータの熱化学的特性, 日本機械学会 2010 年度年次大会, 2010, 名古屋
10. 金田照彦, 奥山圭一, 加藤純郎, 大矢洋明, 加熱された超低密度 CFRP アブレータ内部の温度挙動, 日本機械学会 2010 年度年次大会, 2010, 名古屋
11. 金田照彦, 奥山圭一, 加藤純郎, 藤田和央, 鈴木俊之, 酒井武治, 西尾誠司, 超軽量 CFRP 熱防御材の熱特性, 宇宙科学技術連合講演会, 2010, 静岡
12. 金田照彦, 都築広明, 鈴木貴寛, 奥山圭一, 高エンタルピ環境下における超軽量 CFRP アブレータの耐熱特性, 第 47 回日本航空宇宙学会関西・中部支部合同秋期大会, 2010, 名古屋
13. 井上高宏, 奥山圭一, 鈴木俊之, 藤田和央, 加藤純郎, 西尾誠司, 酒井武治, 低密度アブレータの内部密度分布解析, 宇宙航行の力学シンポジウム, 2010, 神奈川
14. Keiichi Okuyama, Teruhiko Kanada, Sumio Kato, Takeharu Sakai, Toshiyuki Suzuki, Kazuhisa Fujita and Seiji Nishio, Thermochemical and Thermomechanical Characteristics of an Ultra Lightweight CFRP under High Temperature Environments, International Symposium on Space Technology and Science, 2011, Okinawa
15. Takeharu Sakai, Takahiro Inoue, Mitsunobu Kuribayashi, Keiichi Okuyama, Toshiyuki Suzuki, Kazuhisa Fujita, Sumio Kato and Seiji Nishio, Post-Test Sample Analysis of Low Density Ablators Using Arcjet, International Symposium on Space Technology and Science, 2011, Okinawa
16. Toshiyuki Suzuki, Kazuhisa Fujita, Takeharu Sakai, Keiichi Okuyama, Sumio Kato and Seiji Nishio, Thermal Response Analysis of Low Density CFRP Ablator, International Symposium on Space Technology and Science, 2011, Okinawa
17. 鈴木俊之, 藤田和央, 酒井武治, 奥山圭一, 加藤純郎, 西尾誠司, 加熱試験環境下における軽量アブレータの熱応答解析, 日本流体力学会, 2011, 東京
18. 金田照彦, 奥山圭一, 加藤純郎, 鈴木俊之, 藤田和央, 酒井武治, 西尾誠二, 超軽量 CFRP アブレータの高温環境における熱防御特性, 宇宙科学技術連合講演会, 2011, 愛媛
19. Keiichi OKUYAMA, To Venus, to Mars and to Earth, Our challenges, International Symposium on Aerospace Technology, 2011, Korea

## 6. 研究組織

### (1)研究代表者

奥山 圭一 (OKUYAMA KEIICHI)

愛知工科大学・工学部・教授

研究者番号：3 0 4 4 2 4 6 1

### (2)研究分担者

加藤 純郎 (KATO SUMIO)

琉球大学・工学部・教授

研究者番号：5 0 5 5 7 1 0 5

### (3)研究分担者

酒井 武治 (SAKAI TAKEHARU)

名古屋大学大学院・工学研究科・准教授

研究者番号：9 0 3 2 3 0 4 7

### (4)研究分担者

鈴木 俊之 (SUZUKI TOSHIYUKI)

宇宙航空研究開発機構・研究開発本部未踏技術

研究センター・研究員

研究者番号：2 0 3 9 2 8 3 9