

科学研究費助成事業 研究成果報告書

平成 28 年 6 月 8 日現在

機関番号：82645

研究種目：基盤研究(C) (一般)

研究期間：2012～2015

課題番号：24560982

研究課題名(和文) 惑星探査及び有人宇宙輸送に向けた革新的超軽量熱防御システムの開発

研究課題名(英文) Development of Non-Ablative Lightweight Thermal Protection System for Planetary Exploration and Crew Space Transportation System

研究代表者

鈴木 俊之 (Suzuki, Toshiyuki)

国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構・研究開発部門・主任研究員

研究者番号：20392839

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 4,100,000円

研究成果の概要(和文)：本研究では非アブレーション型の超軽量熱防御システム(NALT)を提案するとともに、小型モデルの試作を行った。試作した小型モデルを用いて加熱試験を行うことにより耐熱性・断熱性を評価を行った。また熱物性計測や強度試験を行うことによってNALTの評価解析モデルを開発した。またNALTのPFM製造プロセス成立性を検証するため、直径600mmのNALTのBread Board Model (BBM)を製作した。製作したNALT BBMを用いて認証試験レベルにおける熱真空試験と振動試験、衝撃試験を実施し、軌道上熱サイクルによる熱応力発生時の健全性を検証するとともに、打上げ振動環境における健全性を検証した。

研究成果の概要(英文)：In this study, we propose the concept of a nonablative lightweight thermal protection system (NALT) for a Mars exploration mission currently under investigation in Japan. The NALT consists of a carbon/carbon (C/C) composite skin, insulator tiles, and a honeycomb sandwich panel. We obtained the basic thermal characteristics of the NALT by conducting heating tests in high-enthalpy facilities. We measured the thermal conductivity values of the insulator tiles as well as the emissivity values of the C/C skin to develop a numerical analysis code for predicting NALT's thermal performance in flight environments. Finally, we developed a breadboard model of a 600-mm diameter NALT aeroshell and qualified this model through vibration and thermal vacuum tests.

研究分野：高温空気力学，高速空気力学，数値流体力学，熱防御システム

キーワード：非アブレーション 熱防御システム

1. 研究開始当初の背景

惑星探査や大気圏突入飛行に用いられる飛翔体は高速で大気圏を飛行するために、機体前方には強い離脱衝撃波が生じ機体は過酷な空力加熱にさらされる。このような空力加熱から機体を防御するため、通常機体には熱防御システムが搭載される。近年日本においても OREX やはやぶさが地球大気圏突入飛行を実施するにあたり、C/C 材を用いたノーズキャップや比重 1.4 程度のアブレータを用いた熱防御システムの開発が行われた。現在は次期火星複合探査 (MELOS) ①にサンプルリターン計画 (MASC) ②やエアロキャプチャを利用した惑星探査計画を実施するにあたり、輸送効率の改善に向けて軽量な熱防御システムの開発が望まれている。

MASC の機体形状や軌道計画に関するこれまでの検討結果から、機体直径は 1~2m 規模となることがわかっている②。また機体の空力加熱環境ははやぶさ地球帰還カプセルに比べると加熱率は高くないが ($\leq 1\text{MW}/\text{m}^2$)、長時間加熱が持続するために総加熱量は高くなる ($\geq 150\text{MJ}/\text{m}^2$) ことがわかっている②。このような加熱環境では日本が実績を持つアブレータでは機体重量が非常に大きくなるためミッションが成立しない。一方このような加熱環境では熱防御システムへの入熱は表面からの輻射冷却とバランスする「準定常状態」が実現するため、高放射率の表面材と断熱性能が高く軽量な断熱材との組合せによる熱防御システムが相応しいと考えられる。

2. 研究の目的

本研究では複合材スキン、軽量断熱材、そしてハニカム構造体からなる超軽量多層熱防御システムを提案する。最外殻の耐酸化コーティングを施した薄い複合材スキン (C/C または C/SiC, SiC/SiC 等) が放熱を行い、カーボンエアロゲル等の軽量な断熱材が入熱を大幅に遮断するとともに高強度・高剛性・超軽量のハニカムサンドイッチパネルが空力荷重を担うものである。本研究の目的は提案した非アブレーション軽量熱防御システム (Non-Ablative Lightweight Thermal Protection System: NALT) の開発を行うとともに、耐熱性・断熱性・機械強度を検証し、TRL を向上させることにある。

3. 研究の方法

本研究の方法は以下の 6 つに要約される。

- (1) 複合材スキンの試作、コーティング手法の改良、及び断熱材及びハニカム構造体の改良
- (2) 各部材間の接着技術の確立と超軽量多層熱防御システムの実験室モデルの製作
- (3) 実験室モデルを用いた加熱試験の実施、接着強度及び熱防御システム成立性の確認
- (4) 物性値計測を通じた熱防御システム

評価解析用温度依存モデルの開発・高精度化

- (5) 火星飛行軌道に沿った熱解析の実施、必要厚さ・合計重量の推算、ミッション成立性の確認
- (6) 熱防御システム大型化に向けた検討

4. 研究成果

(1) NALT の耐熱性・断熱性の検証

本研究で提案する NALT の耐熱性及び断熱性を検証するため、NALT の小型試験片の試作を行い、加熱試験を実施した。加熱試験は JAXA 調布航空宇宙センターの 750kW アーク加熱風洞と 90kW 赤外線ランプ加熱装置を用いて行われた。アーク風洞で行われた加熱試験の様子を図 1 に示す。

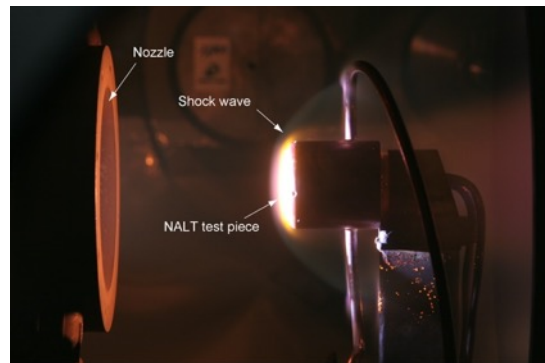


図 1 アーク風洞における NALT 加熱試験

加熱試験後の NALT 表面の写真を図 2 に示す。加熱による SiC コーティング面へのダメージは見受けられず、想定した加熱率、創価熱量に対して NALT の耐熱性には問題がないことが判明した。

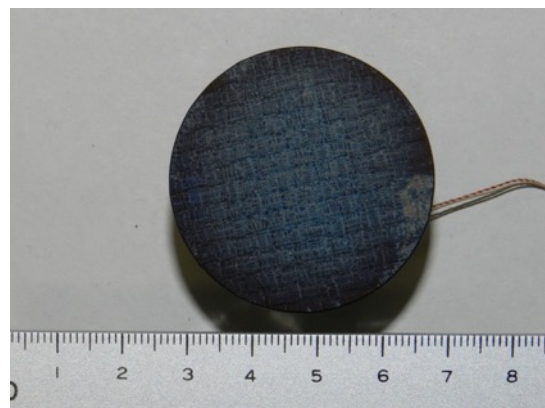


図 2 加熱試験後の NALT 表面

(2) NALT の機械的強度の検証

本研究では、NALT の C/C スキンと断熱材はカーボン接着剤を用いて接着している。接着にあたっては、C/C スキン接着面をヤスリで荒らしている。本研究では接着部の機械的強度を検証するため、引張試験を行った。引張試験の様子を図 3 に示す。引張試験では全ての供試体において、断熱材中央部で破断が発生した。これは接着層の強度が他の材料の強度に比べて十分であることを示している。一

方, C/C スキン接着面をヤスリで荒らさずに接着した場合は, 接着層で破断することがわかった. これは C/C 接着面を予め適度に荒らすことで接着強度が増加することをしめしている.

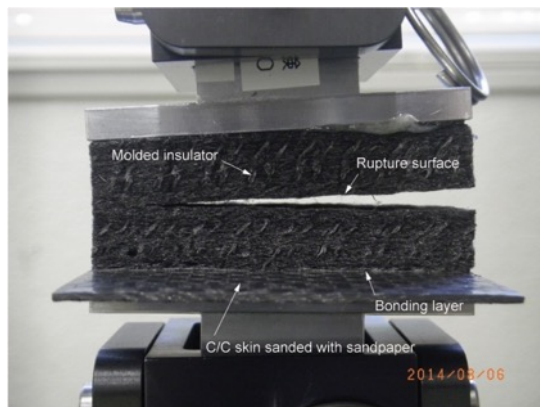


図3 NALTの引張試験

引張試験で得られた応力ひずみ曲線を図4に示す. 図より降伏点が約0.005MPaであり, 引張強さは約0.05MPaであることがわかる. しかしながらヤスリで荒らさない場合の引張強さは0.01MPaまで減少することがわかる.

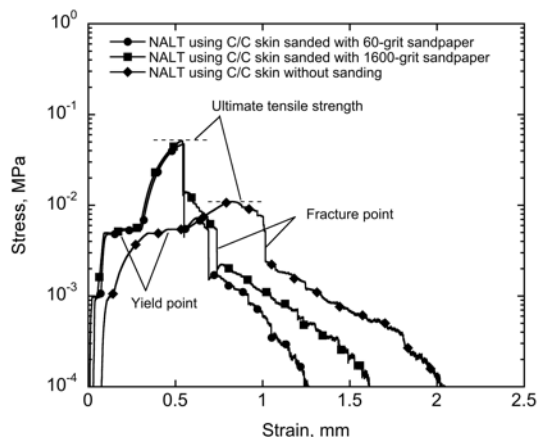


図4 引張試験で得られた応力ひずみ曲線

(3) NALTの熱物性評価

NALTの耐熱性及び断熱性の評価解析を行うに当たり, NALTに使用される断熱材の熱伝導率がよくわかっていないため, 本研究では定常法により熱伝導率の計測を行った. 得られた熱伝導率を図5に示す. また得られた値について, 以下の式で表される線形関数を用いてカーブフィットを行った.

$$\kappa = M_0 + M_1 T \quad (1)$$

カーブフィットパラメータを表1に示す.

表1 熱伝導率のカーブフィットパラメータ

	発泡カーボン Grafoam	炭素繊維成形体 Donacarbo
M_0	6.0374e-2	1.7217e-2
M_1	2.6200e-4	2.1450e-4

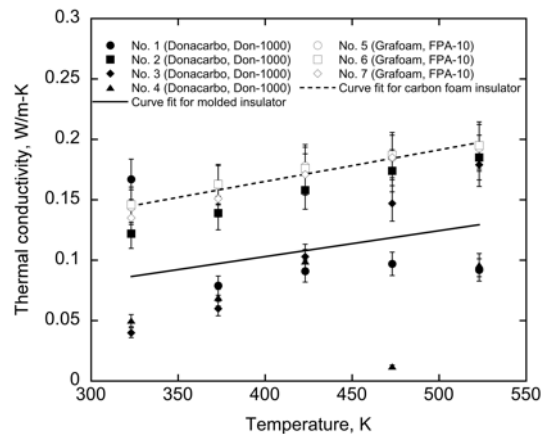


図5 NALT断熱材の熱伝導率

(4) NALTのBBM製造

NALT PFM製造プロセスの成立性を確認するため, 直径600mmのNALTエアロシェルBBMを製造した. 本研究で製造したNALTエアロシェルをBBM図6に示す. C/Cスキンの厚さは1.6mmであり, 表面には約100μmの厚さでSiCコーティングがなされている. 断熱材の厚さは20mmであり, ハニカムサンドイッチパネルの厚さは8mmである. ハニカムサンドイッチの製造には約3ヶ月, C/Cスキンの製造には約6ヶ月を要した.

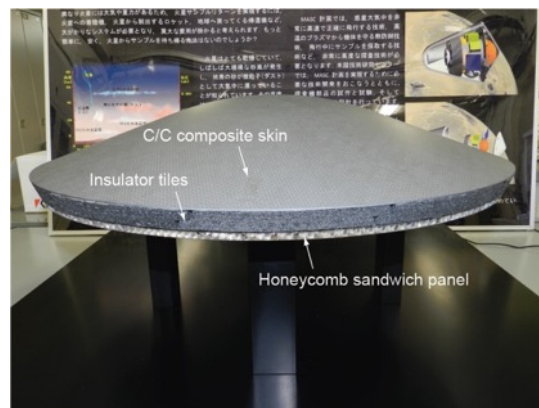


図6 NALTエアロシェルBBM

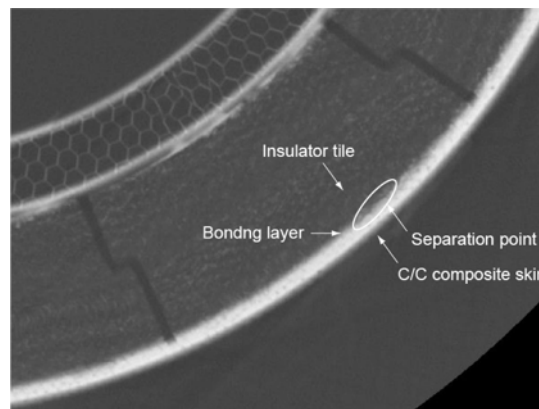


図7 NALTエアロシェルBBM

NALTエアロシェルBBMの接着健全性を評価するにあたり, X線CT検査を実施した. 得ら

れた結果の一部を図7に示す。図に示す通り、C/C スキンと断熱材との間に一部接着不良部分が存在することがわかる。

(5) NALT BBM の環境試験

NALT エアロシェルについて、軌道上熱サイクルによる熱応力発生時の健全性を検証するにあたり、熱真空試験を実施した。熱真空試験は宇宙科学研究所の 11sc スペースチャンバーを使用した。本試験の温度履歴を図8に示す。本試験の後に X 線 CT 検査を実施したが、本試験で発生した温度差による破壊は確認できなかった。

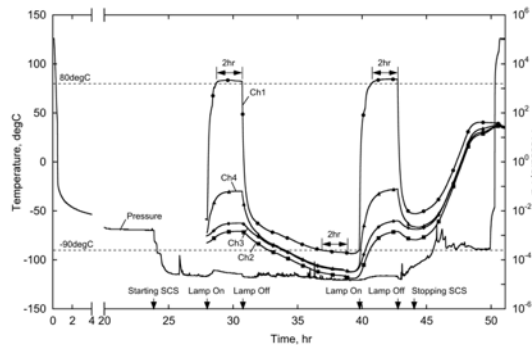


図8 熱真空試験における温度履歴

NALT エアロシェルについて、打上げ振動環境における健全性を検証するにあたり、振動衝撃試験を行った。振動試験は JAXA 筑波宇宙センターにある 18 トン振動設備で行われた。また衝撃試験は AR Brown 株式会社の衝撃試験装置を用いた。筑波宇宙センターで実施された振動試験の様子を図9に示す。試験後には X 線 CT 装置を用いた検査が行われたが、振動試験による内部の破壊は確認できなかった。

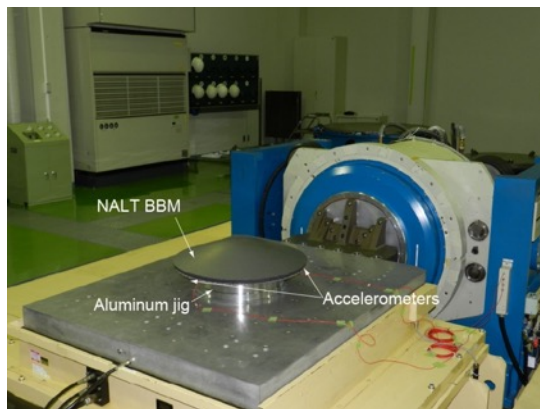


図9 NALT エアロシェル BBM の振動試験

<引用文献>

① 佐藤毅彦「火星複合探査ワーキンググループ活動開始！」日本惑星科学会誌 遊星人, Vol.18, 2008, pp. 41-44.
 ② K. Fujita, et al., “Feasibility Assessment of Nonstop Mars Sample Return System Using Aerocapture Technologies,” Transactions of the JSASS, Aerospace Technology Japan,

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0件)

[学会発表] (計12件)

① 藤田和央, 鈴木俊之, 青木卓哉, 小笠原俊夫, 水野雅仁, 「エアロアシスト軌道変更システムに用いる軽量再利用 TPS の開発」日本航空宇宙学会第 43 期年会講演会, 2012 年 4 月 12 日, 東京大学山上会館.
 ② Suzuki, T., Aoki, T., Ogasawara, T., Ozawa, T. and Fujita, K., “Study of Non-Ablative Lightweight Thermal Protection System for Mars Exploration Mission,” 43rd AIAA Thermophysics Conference, 2012 June 25, New Orleans, Louisiana, USA.
 ③ 鈴木俊之, 青木卓哉, 小笠原俊夫, 藤田和央, 「火星エアロキャプチャのための超軽量エアロシェルの開発」第 56 回宇宙科学技術連合講演会, 2012 年 11 月 22 日, 別府国際コンベンションセンター.
 ④ 鈴木俊之, 青木卓哉, 小笠原俊夫, 藤田和央, 「火星探査に向けた超軽量熱防御システムの研究」平成 24 年度宇宙航行の力学シンポジウム, 2012 年 12 月 14 日, 宇宙科学研究所.
 ⑤ Suzuki, T., Aoki, T., Ogasawara, T., Ozawa, T. and Fujita, K., “Construction of Bread Board Model of Non-Ablative Lightweight Thermal Protection System,” 4th International ARA Days, 2013 May 27, Arcachon, France.
 ⑥ 鈴木俊之, 藤田和央, 青木卓哉, 小笠原俊夫, 「非アブレーション熱防御システムの BBM 製造に関する研究」第 45 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 2013, 2013 年 7 月 4 日, タワーホール船堀.
 ⑦ Suzuki, T., Aoki, T., Ogasawara, T., Koyanagi, J. and Fujita, K., “Application of Non-Ablative Thermal Protection System to Mars Exploration Mission,” The 2013 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, 2013 November 20, Sunport Hall Takamatsu.
 ⑧ 福井大輝, 酒井武治, 鈴木俊之, 藤田和央, 「炭素発泡体内の輻射熱輸送係数評価法の開発」平成 25 年度宇宙航行の力学シンポジウム, 2013 年 12 月 5 日, 宇宙科学研究所.
 ⑨ Suzuki, T., Aoki, T., Ogasawara, T.,

Fujita, K. and Koyanagi, J.,
“Feasibility Improvement of Non-
Ablative Lightweight TPS for Mars
Aero-Flyby Sample Collection Mission,
52nd AIAA Aerospace Sciences Meeting,
2014 January 12, Gaylord National
Harbor, Maryland, USA.

- ⑩ 梅谷彩子, 野村哲史, 高柳大樹, 藤田和央, 鈴木俊之, 「ダストサンプラー開発のための二段式軽ガス銃の開発」平成26年度衝撃波シンポジウム, 2015年3月9日, 伊香保温泉ホテル天坊.
- ⑪ 小嶋伸弥, 鈴木俊之, 藤田和央, 手塚亜聖, 「再使用型非アブレーション熱防御システムの熱構造性能に関する数値的研究」第29回数値流体力学シンポジウム, 2015年12月15日, 九州大学筑紫キャンパス.
- ⑫ 小嶋伸弥, 鈴木俊之, 藤田和央, 手塚亜聖, 「再使用型非アブレーション熱防御システムの熱構造性能に関する数値的研究」平成27年度宇宙航行の力学シンポジウム, 2015年12月10日, 宇宙科学研究所.

〔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〕

ホームページ等

6. 研究組織

(1) 研究代表者

鈴木 俊之 (SUZUKI, Toshiyuki)

宇宙航空研究開発機構・研究開発部門・主任
研究開発員

研究者番号: 20392839

(2) 連携研究者

藤田 和央 (FUJITA, Kazuhisa)

宇宙航空研究開発機構・研究開発部門・主幹
研究開発員

研究者番号: 90281584

青木 卓哉 (AOKI, Takuya)

宇宙航空研究開発機構・研究開発部門・主任
研究開発員

研究者番号: 40358635