

## 科学研究費助成事業 研究成果報告書

平成 26 年 6 月 2 日現在

機関番号：17102

研究種目：基盤研究(C)

研究期間：2011～2013

課題番号：23560954

研究課題名(和文) 小型衛星を利用した再突入試験プローブ用アブレータの開発とその熱的性能予測

研究課題名(英文) The thermal performance prediction and development of ablator for reentry probes using a smallsat.

研究代表者

木原 尚 (Kihara, Hisashi)

九州大学・工学(系)研究科(研究院)・助教

研究者番号：60243911

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 4,100,000円、(間接経費) 1,230,000円

研究成果の概要(和文)：軽量アブレータの開発と性能予測を行った。初めに搭載する対象としてHayabusaの再突入力カプセルを仮定し、実際の再突入時を数値的に再現することを行った。また、軽量アブレータを自ら作成し、基材の特性や軽量アブレータならではの特性をアーク加熱風洞による実験により確認し、風洞試験を数値計算で再現することにより、風洞実験における軽量アブレータ周りの流れ場を軽量アブレータ内部の物理現象を含めた解析を行えるようにした。これをベースにした上で軽量アブレータ搭載型Hayabusaカプセルを仮定し、実際に帰還可能であることを計算によって確認したとともに、軽量アブレータの弱点も把握した。

研究成果の概要(英文)：It was performed that the development and a performance prediction of lightweight ablator. The beginning of heating, heat flux due to the gas advection plays an important role for heat transfer. The variation of permeability of the ablator is very effective on the thermal response of the ablator.

A trajectory-based flow field simulation around Hayabusa capsule loaded lightweight ablator coupled with thermal response was carried out. The pyrolysis gas flow transport energies to the direction of rear wall and it makes the apparent heat conduction higher. The difference of stagnation heat flux between heavy ablator and lightweight ablator is very small. The surface recession of lightweight ablator is few times larger than heavy ablator. Therefore, this study shows lightweight ablator cannot use same thickness but it suggests that it can prevent heat by slightly increasing the thickness of the lightweight ablator.

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：大気突入 軽量アブレータ 連成解析 Hayabusa アーク加熱風洞 熱流束 リセッション

1. 研究開始当初の背景

リーマンショック以来経済の落ち込みにより、目に見える形での投資回収があまり見込まれない宇宙開発への興味及び資金投入が落ち込みつつあった中、2010年 Hayabusa の地球帰還により、一般社会においても宇宙開発の機運が盛り上がりを見せていた。

たまたま本研究代表者は数年前よりアブレータに関する研究を手掛けており、丁度次世代の軽量アブレータを扱い始めていた。そこで、日本国内で進められている、軽量アブレータの開発の一環として、現在本研究室で所有している技術を利用して、アブレータ密度の耐熱材料の性能に対する効果また、大気圏突入を仮定して、Hayabusa 再突入カプセルのような小型のカプセルにおける内部温度上昇度を実験と数値解析の両面から調査することにより、任意のミッションにおける最適なアブレータの姿を求めようとする。ここでは将来的に当時九州大学において計画されていた小型惑星 QSAT-EOS (1辺 500 mm の立方体) からのカプセル再突入を鑑み、Hayabusa 再突入カプセルをモデルに本研究室で作成できる軽量アブレータを TPS (Thermal Protection System) として用いた場合を考える。

2. 研究の目的

本研究の目的を具体的な目的を簡単に箇条書きで書き下すと以下のように言うことができる。

- (1) 軽量アブレータの密度を変化させつつ作成する上での精度の向上。
- (2) 軽量アブレータの物性計測 (熱重量, 熱伝導率, 気体透過率, etc. . . .)
- (3) 軽量アブレータ内部の樹脂量の変化(密度変化)による熱防御の効果。
- (4) アブレータのアーク加熱実験シミュレーションの高精度化
- (5) 再突入ミッションにおける機体周りの流れ場を予測するための数値解析コードの作成。
- (6) Hayabusa 再突入カプセルを仮定した場合の最適なアブレーションの密度とその厚さを求める。

3. 研究の方法

- (1) 数値計算: 現在、流れ場とアブレータ内部の熱伝達のカップリング計算は行えるようになっている。これに熱分解ガスの内部流動も考慮してより精度を向上させる。
- (2) 実験(アブレータ作成): 浸透させる樹脂をコントロールしアブレータの密度による熱重量や熱伝達係数などの、数値計算の不確定要素となる様々な物性値を求める。
- (3) 実験(アブレータ熱試験): 本研究室所有のアーク加熱風洞(地球低軌道からの再突入相当の加熱が可能)を用い、アブレータ

の加熱試験を行うことにより、表面温度変化、内部の温度上昇の変化、また、内部密度の変化を求める。

(4) 軽量アブレータを搭載した再突入カプセルを仮定し、実験によって求めた特性を組み入れた数値モデルで、計算空間において再突入試験を行う。

4. 研究成果

PICA (Phenol Impregnated Carbonized Ablator) のような炭素繊維からなる多孔体にフェノール樹脂を浸漬させた軽量アブレータにおいて

- (1) 誤差は大きいものの従来のアブレータに近いような比重 1.0 を超えるようなものから比重にして 0.3 以下の軽量なものまで自前でコントロールして作成することができるようになった。
- (2) 軽量アブレータを用いた飛行解析をする前に通常のアブレータを有する飛行体 (MUSES-C の再突入カプセル) の再突入時の加熱状況を飛行軌道に合わせ高度 84 km から 59 km まで 5 km 毎の準非定常の状態再現することができた。数少ない定量比較の可能なデータであるアブレータの損耗量は飛行後改修したヒートシールドの計測に対し、定量的に一致するところまではできなかった。これはアブレータの過熱による膨張のあまり議論されたことのない物性値が主な原因であると考えられる。実機では元より大きくなる方向に寸法が変化していた領域が多く見られた。

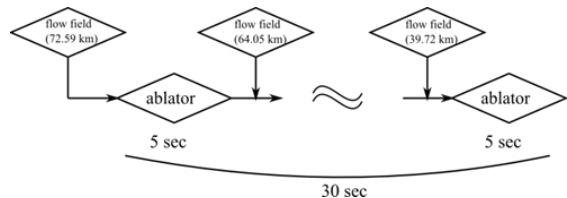


図1 準非定常近似による計算の流れ

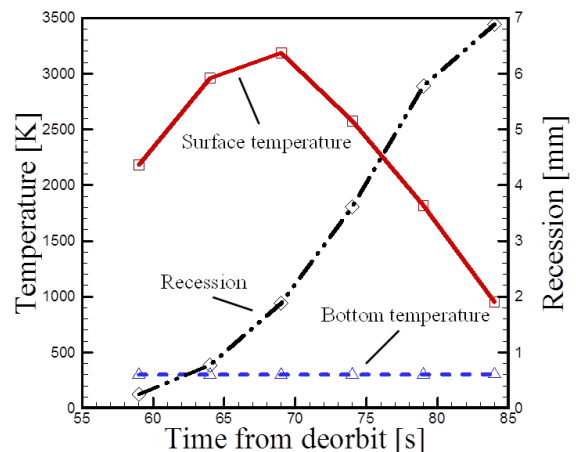


図2 激み点におけるアブレタリセッション量と表面および裏面温度の時間変化

(3) 軽量アブレータは従来のアブレータに比べ非常に比重が小さいために、内部に多くの空隙を有する構造を持っている。そのためアブレータ内部に発生した熱分解ガスがアブレータ全体の熱伝達に影響を及ぼすことが確認された。

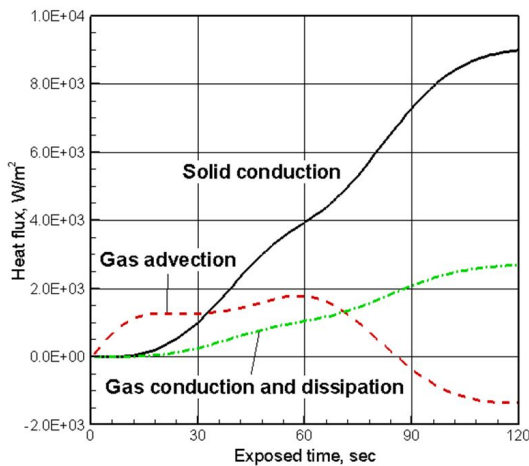


図3 アブレーションモデル中心部における熱流束の内訳の時間変化

(4) アブレータ作成に用いた炭素繊維多孔体の繊維配列に明らかな異方性が存在することが見て取れたので、気体透過率の繊維方向による違いを確認した。また、それによるアブレータ内の熱伝達に変化が生じることがアーク風洞を用いたアブレータ内部の温度計測において確認され、アーク加熱試験の数値シミュレーションにおいてもその効果が確認された。

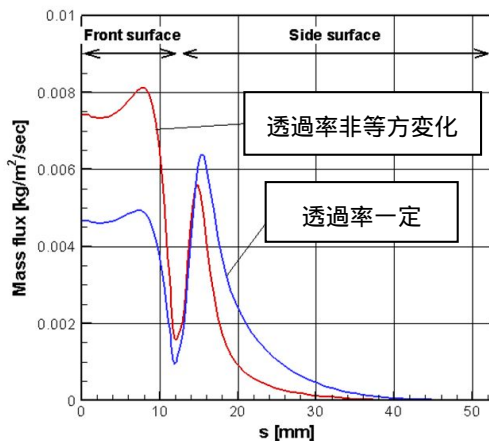


図4 アブレータ加熱試験における透過率の非等方変化の表面からのアブレーションガス噴出し量への影響

(5) MUSES-C の再突入カプセルを再突入の条件をそのままに、TPS を軽量アブレータとした場合の再突入空力加熱シミュレーションを行ない、今回用いた最軽量の比重 0.3 の物では帰還を果たした Hayabusa カプセルと同等の性能は得られないがわずかな厚

みの増加や耐熱シールドの切り離しのタイミングを早めるなどにより使用できることが示唆された。

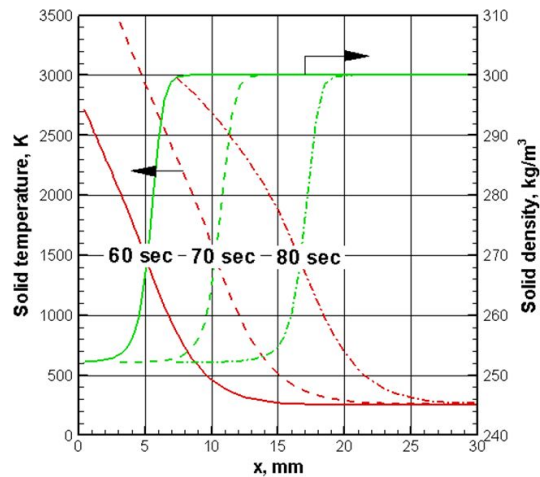


図5 Hayabusa 再突入カプセルに軽量アブレータを用いた場合のアブレータ裏面温度と澱み点表面後退量の時間履歴

(6) TPS の開発に用いられる ICP 風洞のプラズマ流の状態を把握することができた。特に加熱領域では流れが非常に遅いにもかかわらずローカルな加熱が激しいためにプラズマトーチ内では熱的非平衡な状態が現れるが、通常試験対象を設置するチャンバー内では十分に熱化学的平衡状態になっていることが熱化学的非平衡を考慮した数値シミュレーションにより確認された。

## 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)

N. Hirata, S. Nozawa, Y. Takahashi, H. Kihara, K. Abe, "Numerical study of pyrolysis gas flow and heat transfer inside an ablator", Computational Thermal Sciences, 4, 3, 2012, pp. 225-242 査読有

DOI:10.1615/ComputThermalScien.2012004762

Hisashi Kihara, Naoya Hirata, Ken-ichi Abe, "A Study of Thermal Response and Flow Field Coupling Simulation around Hayabusa Capsule Loaded with Light-weight Ablator", Open journal of Fluid Dynamics, 3,2013, pp. 100-107 査読有

DOI:10.4236/ojfd.2013.32A016

Y. Matsuda, H. Kihara, K. Abe, "Numerical Study of Thermochemical Nonequilibrium Flow around Reentry Capsule and Estimation of Aerodynamic Heating", Proceedia Engineering, 67, 2013, pp. 261 -269 査読有、

DOI:10.1016/j.proeng.2013.12.025

YU Minghao, Yusuke TAKAHASHI, Hisashi KIHARA, Ken-ichi ABE, Kazuhiko YAMADA, Takashi ABE, "Numerical Investigation of Flow

Fields in Inductively Coupled Plasma Wind Tunnels”, Plasma Science and Technology, in printing. 査読有

〔学会発表〕(計 14 件)

Yamada Takamasa, ”Numerical Simulation of Flow Field and Heat Transfer around HAYABUSA Reentry Capsule” The 28<sup>th</sup> International Symposium on Space Technology and Sciences, 9<sup>th</sup> June 2011, Okinawa Convention Centre

Naoya Hirata, ”Numerical Study of Pyrolysis Gas Flow and Transfer inside an Ablator”, The Asian Symposium on Computational Heat Transfer and Fluid Flow, 25<sup>th</sup> September 2011, Kyoto Univ.

山田隆雅, ”超軌道再突入飛行体周りの熱化学的非平衡流に対する機体の耐熱特性に関する数値解析”平成 23 年度航空宇宙学会西部支部講演会, 11 月 17 日, 長崎

山田隆雅, ”超軌道再突入飛行体周りの熱化学的非平衡流に対する機体の耐熱特性に関する数値解析”平成 23 年度宇宙航行の力学シンポジウム, 12 月 20 日, 相模原

木原 尚, ”20kW 級アーク加熱風洞で加熱されるアブレータ内部の熱分解ガス流動の影響”,平成 23 年度衝撃波シンポジウム 23 月 8 日 2012, 柏

木原 尚, ”軽量アブレータの熱分解ガス内部流動と熱応答”, 日本機械学会 2012 年度年次大会, 9 月 10 日 2012, 金沢

平田尚也, ”超軌道再突入環境における軽量アブレータの熱応答解析”2012 年度日本機械学会流体工学部門講演会, 11 月 16 日 2012, 京都

Yu Minghao, ”Numerical evaluation of nonequilibrium plasma flow in 1kW class thruster”, 5<sup>th</sup> International Symposium on Advanced Plasma Science and its Applications for Nitrides and Nanomaterials, 29<sup>th</sup> Jan, 2013 名古屋

川野亨樹, ”熱分解による透過率変化を考慮した軽量アブレータ熱応答試験の数値シミュレーション”平成 25 年度衝撃波シンポジウム, 3 月 14 日 北九州国際会議場

Hisashi Kihara, ”A Study of Thermal Response and Flow Field Coupling Simulation around HAYABUSA Capsule Loaded with Light-weight Ablator”, The 11th International Symposium on Experimental and Computational Aerothermodynamics of Internal Flows, 9<sup>th</sup> May, 2013, Shenzhen

Yoshiyuki MATSUDA, Hisashi KIHARA, Ken-ichi ABE, ”Numerical Study of Thermochemical Nonequilibrium Flow around Reentry Capsule and Estimation of Aerodynamic Heating”, 2013 Asian-Pacific Conference on Aerospace Technology and Science, May 23-26 2013, Taiwan.

M. Yu, Y. Takahashi, H. Kihara, K. Abe, K.

Yamada, T. Abe, ”Numerical Investigation on Plasma Flow in Low Power Inductively Coupled Plasma Wind Tunnel”, 3-6 June 2013, Hon Kong  
木原 尚 “アーク加熱風洞における光ファイバーを用いた模型内部からの分光計測”日本機械学会 2013 年度年次大会 9 月 11 日, 2013 岡山

Yu Minghao, ”Numerical study of inductively coupled plasma flow”, 平成 25 年度衝撃波シンポジウム, 3 月 6 日, 2014 相模原

〔図書〕(計 0 件)

〔産業財産権〕

出願状況(計 0 件)

名称：  
発明者：  
権利者：  
種類：  
番号：  
出願年月日：  
国内外の別：

取得状況(計 件)

名称：  
発明者：  
権利者：  
種類：  
番号：  
取得年月日：  
国内外の別：

〔その他〕  
ホームページ等

## 6. 研究組織

### (1) 研究代表者

木原 尚 (KIHARA Hisashi)  
九州大学・大学院工学研究院・助教  
研究者番号：60243911

### (2) 研究分担者

( )

研究者番号：

### (3) 連携研究者

( )

研究者番号：