

# 月軌道から帰還する超小型プローブの熱防御システム

○吉尾颯, 奥山圭一(九州工業大学), 下田孝幸(宇宙航空研究開発機構), Szasz Bianca, 加藤純郎(琉球大学)

## A Heat Shield System of a Nano-Sized Space Probe Returning from a Lunar Orbit

Hayato Yoshio, Keiichi Okuyama(KIT), Kazuyuki Shimoda(JAXA), Szasz Bianca, Sumio Kato(Ryukyuu University)

### Abstract

The LATS (Lightweight Ablator series for Transfer vehicle) is a porous CFRP composite material and it can endure from heat flux bunch of approximately  $15\text{MW/m}^2$ . After a Nano probe finish collecting samples of lunar, they make a reentry into the earth's atmosphere with the speed of  $11\text{ km/s}$  without slowdown. This report shows a heat shield system using this LATS. Specifically, this report shows about the heat shield constitution and a necessary thickness, an in-depth temperature history during a re-entry flight.

### 1. 研究背景、目的

九州工業大学は宇宙航空研究開発機構(JAXA)とオーストラリアのニューサウスウェールズ大学(UNSW)と連携し、超小型の月周回・地球突入プローブの研究を続けている。

この超小型プローブの開発には、質量  $50\text{kg}$  以下、サイズ  $50\text{cm}$  立方以下の制約を守ることをはじめ、月周回や地球帰還の軌道の制御、通信など多くの技術課題がある。最大の技術課題は、地球の大気圏を高速飛行する際の非常に厳しい空力熱環境から機体を如何に保護するかである。そのため超小型プローブの外表面を熱防御システムで覆わなければならない。代表的な防御材は炭素繊維強化樹脂複合材(CFRP)である。CFRPは炭化型アブレタの一つであり、これら再突入時にアブレーション現象を起こし発生する多大な空力加熱の機内侵入を抑制する。USERS宇宙機システムのREVカプセルは速度約  $8\text{km/s}$  で地球大気圏に突入した。REVカプセルの予測空力加熱率は約  $3.5\text{MW/m}^2$  であった。また、速度約  $47\text{km/s}$  で木星大気に直接突入したガリレオ・プローブの予測最大加熱率は約  $300\text{MW/m}^2$  であり、材料表面の予測最高温度は約  $4000\text{K}$  と非常に過酷であった。このため、これら宇宙船の外表面は比重約  $1.5$  の高密度タイプのCFRPアブレタが採用された。

九州工業大学の奥山研究室は、多孔質の超軽量CFRPアブレタのLightweight Ablator series for Transfer vehicle(以下、LATS)を開発した。現在までにドイツ国立航空宇宙センター(DLR)やJAXAの

宇宙科学研究所(ISAS)のアーク加熱風洞を用いた高エンタルピー流加熱試験を実施し、LATSが約  $15\text{MW/m}^2$  の加熱環境に耐荷できることを評価できている。図1に加熱率とLATS表面温度の関係を示す。図中、JUTEMは超高温材料研究センターを示す。

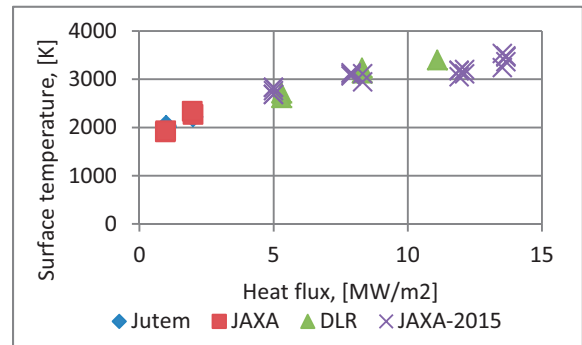


図1 LATS表面温度と加熱率との関係

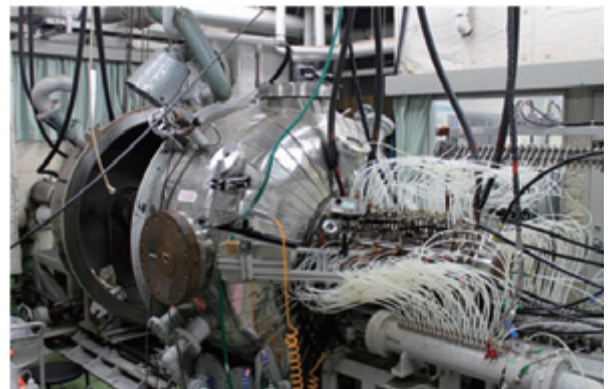


図2 高エンタルピー流加熱試験機

また図2では加熱試験に使用した JAXA 相模原キャンパスの高エンタルピー流加熱試験機の外観を示す。

ここでは、先ず月周回を終えた超小型プローブが第二宇宙速度で地球大気圏に突入するときの空力加熱率を見積り、LATS がこの加熱環境に耐荷できることを示す。

次に、九州工業大学の奥山研究室のアブレーション解析コードを用いて、LATS の必要厚さを見積り、超小型プローブの熱防御システムを説明する。

## 2. 月周回サンプルリターンシステム

小型月周回サンプルリターンシステムは、H2A ロケットの相乗り衛星基準を満足する質量 50kg、一辺が 50cm の立方体である。サンプルリターンシステムは熱防御部、熱制御部、構造部、システム制御部、通信部、電源部のバス系、およびミッション部から構成される。

超小型プローブの再突入部は LATS で覆われ、その半頂角は 60°、曲率半径は 50cm である。超小型プローブが約 11km/s の第二宇宙速度で高度約 120km の地球大気に突入すると宇宙機前方の空気が急速に圧縮されて非常に大きな熱を発生する。

Detra-Kemp-Riddell の空力加熱率推算式 (式 1) によれば、空力加熱率は速度の 3.15 乗に比例する。この空力加熱推算式は軸対称物体の実験データに基づく相関式であり、設計上安全側の推算値を求めることができるため、再突入機の空力加熱率推算に多用されている。この式は実験データを標準偏差 13%~14% で表現できる。設計条件に本計算値を採用する場合は、この標準偏差を考慮する必要がある。

$$q_e = \frac{1.108 \times 10^8}{R_B^{0.5}} \left[ \frac{\rho_\infty}{\rho_{SL}} \right]^{0.5} \left[ \frac{V_e}{V_{re}} \right]^{3.15} \left[ \frac{(h_e - h_w)}{(h_e - h_{w300})} \right] \quad (1)$$

ここで、 $q_e$  は淀み点の空力加熱率 ( $W/m^2$ ) であり、 $\rho_\infty$  は一様流の空気密度 ( $kg/m^3$ )、 $\rho_{SL}$  は海面上標準状態の空気密度 ( $kg/m^3$ ) である。 $V_e$  は再突入機の速度 ( $m/sec$ ) であり、 $V_{re}$  は 7925 ( $m/sec$ ) である。また、 $h_e$  は淀み点エンタルピー ( $J/kg$ )、 $h_w$  は気体表面でのエンタルピー ( $J/kg$ )、 $h_{w300}$  は 300 (K) における空気のエンタルピー ( $J/kg$ ) であり、それぞれ式 2、式 3 および式 4 で求められる。 $C_p$  は空気の定圧比熱である。

$$h_e = \frac{1}{2} V_\infty^2 + C_p T_\infty \quad (2)$$

$$h_w = C_p T_w \quad (3)$$

$$h_{w300} = 300 C_p \quad (4)$$

$V_\infty$  は一様流の速度 ( $m/sec$ ) であり、 $T_\infty$  は一様流の温度 (K) である。この式により、第二宇宙速度で地球へと帰還する衛星の淀み点空力最大加熱率は  $12 MW/m^2$  と予測できた。

## 3. 加熱試験

LATS は比重 0.2 から比重 1.5 のシリーズがある。現在までに、これら様々な LATS を DLR および JAXA/ISAS、JUTEM などのアーク加熱風洞を用いて高エンタルピー流加熱試験を実施してきた。これら試験から、LATS は約  $15 MW/m^2$  の加熱に耐荷できていることが分かっている。

図3には燃焼時の加熱試験機の炉内の様子を示す。

$12 MW/m^2$  で加熱された場合の表面は約  $3000^\circ C$  近くまで温度が上昇する。図4に、比重 0.7 の LATS を  $12 MW/m^2$  で加熱したときの表面温度と内部温度の時間履歴を示す。LATS は超小型プローブ用の熱防御材として使用できる。

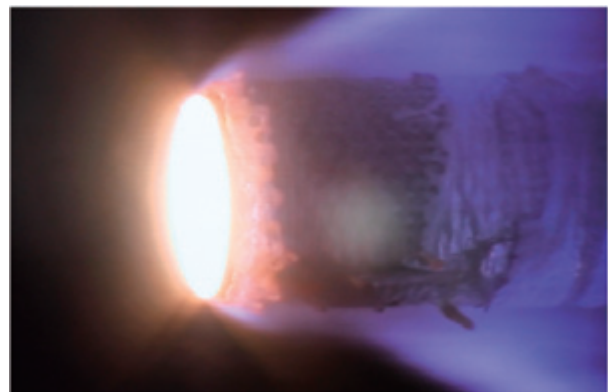
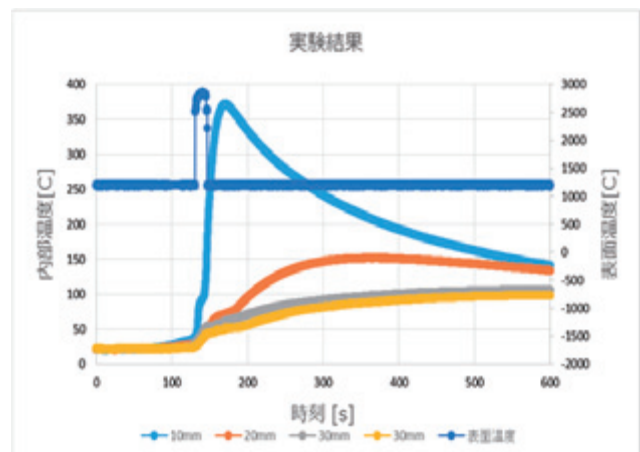


図3 加熱時の炉内の様子



防衛特製の研究, 日本機械学会, S1910102, 2015

図4 12MW/m<sup>2</sup>で加熱したときの LATS の表面温度と内部温度の時間履歴

空力加熱が LATS を加熱したとき, LATS は熱分解を起こしながら炭化する. その際に熱分解ガスが発生し, 表面から大気へと出ていくことで空力加熱の熱との間に層をつくり直接加熱されることを防いでいる. また熱分解を終えた多孔質層は炭化層と呼ばれる. その際吸熱反応を起こす. また炭化層の表面は熱科学的过程などにより損耗する. 表面からは輻射エネルギーが放出される. これらの反応により宇宙機本体を熱から防御する.

超小型プローブはオーストラリアのウーメラ砂漠に着陸する想定である.

超軽量の多孔質タイプの CFRP アブレータを用いた月周回・地球突入プローブの熱防御システムの検討を実施した. 検討の結果, 超小型プローブの地球大気圏突入速度が約 11km/s の場合, 最大空力加熱は約 12MW/m<sup>2</sup>と予想できた.

また, 現在までに実施した高エンタルピー加熱試験により, LATS はこの空力加熱環境に耐荷できると考えられる.

ただし, 地球大気圏環境をアーク加熱風洞で完全に模擬することは不可能であることから, アブレーション解析コードの整備も進めている. アブレーション解析結果の妥当性を評価できれば, 将来月などの探査を終え何らかのサンプルを回収した衛星の再突入用の熱防御システムの構築が容易になると考えられる.

#### 参考文献

- 1) Gerald W. Recktenwald : Finite-Difference Approximations to the Heat Equation pp. 2-27, 2011.
- 2) 日本航空宇宙学会編, 航空宇宙工学便覧, 1992, 丸善(株)
- 3) 近藤次郎: 高速空気力学, コロナ社, 1977
- 4) 野村茂和: カプセル型回収飛行体の熱・空力的概念設計法, 航技研報告, TR-779, 1983
- 5) 奥山圭一 : 炭素繊維強化プラスチック材を用いた軽量熱防御構造体設計法に関する研究, 2004
- 6) 加藤純郎: 再突入回収カプセル用アブレータ材の炭化アブレーションの数値解析, 日本航空宇宙学会論文集, Vol.50, No.582, pp.255-263, 2002
- 7) Bianca SZASZ : CFRP を用いた超軽量炭化材の熱