

# 火星エアロフライバイによるサンプルリターンミッションに向けた アブレーション熱防御システムの検討

鈴木俊之, 藤田和央  
宇宙航空研究開発機構

## Conceptual Study of Ablative Thermal Protection System toward Sample Return Mission by Aero Fly-By on Mars

by  
Toshiyuki Suzuki, Kazuhisa Fujita

### ABSTRACT

Conceptual study of ablative thermal protection system is made preliminary toward sample return mission by aero fly-by on Mars. Thermal protection system material considered in this study consists of a light-weight ablator, a felt insulator, and CFRP/aluminum honeycomb sandwich panel. A thickness and weight of thermal protection system material required for an atmospheric entry flight on Mars is estimated by calculating a thermal response of ablator along the entry trajectory. The thermal protection system that consists of the ablative material of 25mm thickness and the felt insulator of 20mm thickness is recommended for the present entry trajectory, resulting in the weight ratio of 16% for thermal protection system.

### 1. はじめに

現在 JAXA では将来の火星探査計画の候補の一つとして、図 1 に示すようなエアロキャプチャ技術を応用した無着陸サンプルリターンシステムが検討されている<sup>1)</sup>。本システムでは探査機は火星大気圏突入後、誘導制御飛行を行い、高度約 40km において火星大気中の砂塵等のサンプルを採取するものである。その後は徐々に高度を上げて大気圏を離脱し、熱防御システムを分離した後にオービターとしてパーキング軌道へ投入される。大気圏飛行時に誘導制御を行うのは、惑星大気密度や大気突入時の飛行経路角の誤差を補償して確実にパーキング軌道へ挿入するためであり、ここにエアロキャプチャ技術が導入されている。オービターはパーキング軌道で軌道調整を行った後、軌道を離脱して地球への帰路につく。本ミッション実現に向けた飛行軌道や機体形状の初期検討の結果、弾道係数約 700、揚抗比約 0.3 のエアロシェルを用いれば、近火点高度 40km 以下の無着陸飛行を実現できる可能性が高いことがわかっている。その結果現在のところ図 2 に示すような全長 1.4m、底面直径 1.5m、ノーズ半径 0.35m、半頂角 20 度の sphere-cone 型の機体形状が提案されている<sup>2)</sup>。

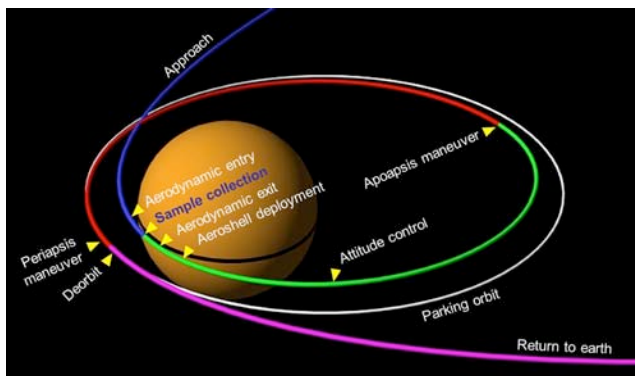


図 1 火星無着陸サンプルリターンミッションの概要<sup>1)</sup>

このような高弾道係数を有する機体で火星大気圏突入飛行を行う際には機体は過酷な空力加熱にさらされるため、熱防御システムが必須である。一方で探査機としての自由度拡大に向けて、探査に直接関わらない熱防御システムの重量は最小限にとどめるべきであると思われる。機体の熱

防御材料には軽量 CFRP 等のアブレータが望ましいと考えられるが、機体各部にどのようなアブレータ材をどれだけ配置するかは現在のところ分かっていない。そこで本研究では現在 JAXA において検討が進んでいる火星無着陸サンプルリターン計画にアブレーション熱防御システムを搭載した機体を用いる場合を想定し、火星大気圏突入飛行時の空力加熱に耐えうる熱防御システムの構成を検討する。特に熱防御システムを構成するアブレータ材の必要厚さを推算する。熱防御システムの重量評価を行い、今後の実施される詳細なミッションシステム検討に必要なパラメータを提供する。

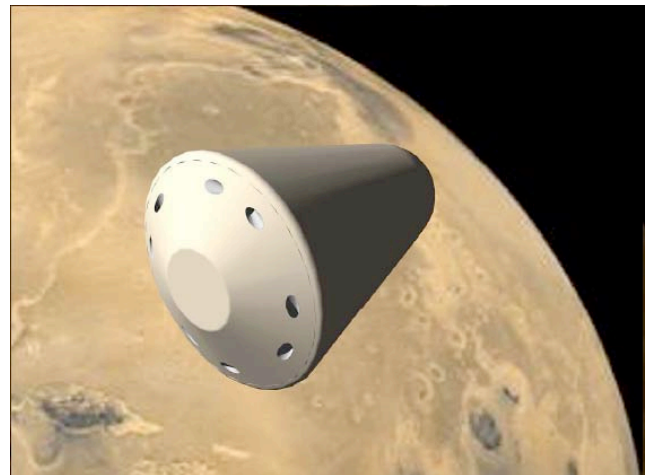


図 2 火星無着陸サンプルリターンに向けて提案された高弾道係数を有する機体形状<sup>2)</sup>

### 2. アブレーション熱防御システム重量推算手法 アブレーション熱防御システムの構成

本研究で考慮する熱防御システムは図 3 に示すように (1)CFRP アブレータ、(2)可撓タイプフェルト断熱材、(3)構造部材の 3 層から構成されると仮定する。CFRP アブレータとしては現在 JAXA を中心に開発が進んでいる比重 0.3 のアブレータと、はやぶさカプセルに搭載された比重 1.4 のアブレータを考慮する。またフェルトタイプ断熱材には HOPE-X 開発の際に想定されたものを考慮する。また構造

部材には図 3 に示すように CFRP 面材とアルミニウムハニカムコアが接着剤で接着されたハニカムサンドイッチパネルを想定し、大気圏突入の際に生じる空力荷重は構造部材のみが担うと仮定する。本来であれば大気圏突入飛行軌道に沿った空力荷重を詳細に評価しハニカムパネル厚さを設定すべきであるが、ここでは簡単のため、CFRP 面材厚さ 0.5mm、アルミハニカムコア厚さ 7mm のハニカムパネルを使用すると仮定する。このハニカムパネルの厚さは過去に筆者らによって火星エアロキャプチャミッションを想定した機体の片持ちフラップに働く空力荷重に対して安全率 10 で設計されたものであり<sup>3)</sup>、本研究で考慮する機体形状と動圧に対しては十分安全側の厚さとなっている。

本研究において熱防御システム性能評価を行う際には、大気圏突入開始から再び大気圏を離脱して熱防御システム切り離すまでの間、空力加熱による温度上昇の結果、接着剤を含む各部の温度がその許容温度を超えないことが重要となる。本研究で用いた熱防御システム各部の特性と許容温度を表 1 に示す。

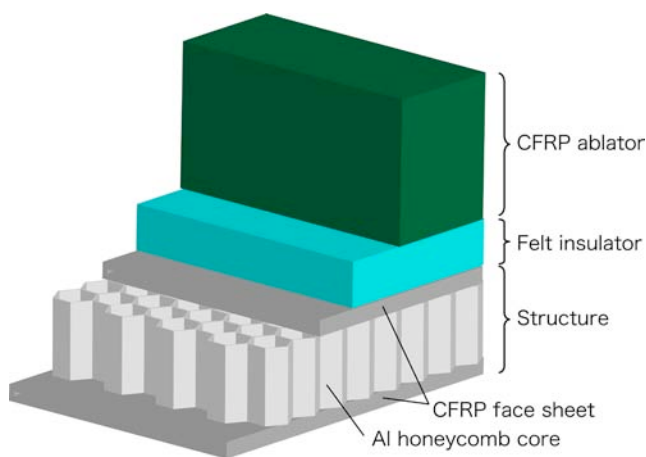


図 3 本研究で考慮するアブレーション熱防御システム。CFRP 面材とアルミニウムハニカムコアによるサンドイッチ構造が CFRP アブレータと可撓タイプフェルト断熱材を支えている。

表 1 アブレーション熱防御システム各部の特性。

比重 0.3CFRP アブレータ	
母材密度	300kg/m <sup>3</sup>
炭化材密度	100kg/m <sup>3</sup>
その他物性値	米国 PICA 相当
許容温度	N/A
比重 1.4CFRP アブレータ	
母材密度	1324kg/m <sup>3</sup>
炭化材密度	1125kg/m <sup>3</sup>
その他物性値	はやぶさカプセル相当
許容温度	N/A
可撓タイプフェルト断熱材	
物性値	HOPE-X 相当
許容温度	1473K
構造部材	
面材材質	CFRP
面材厚さ	0.5mm 表裏 2 枚
面材許容温度	473K
ハニカムコア材質	アルミニウム A2024-T4
ハニカムコア厚さ	8mm
ハニカムコア許容温度	450K
接着剤材質	エポキシ系
接着剤許容温度	463K

#### アブレーション熱防御システム性能評価手法

上記 3 層から構成される熱防御システムの性能評価を行うため、火星大気圏突入軌道に沿って各層の熱伝導解析を行う。特にアブレータ部の評価には、JAXA において開発が進んでいる 1 次元アブレーション熱防御システム評価解析コードを用いた。支配方程式はアブレータ固体の質量保存則とエネルギー保存則であり、離散化された両方程式を時間発展的に解く。質量保存則ではアブレータ樹脂の熱分解による質量損耗をアレニウス型の式で与えることにより考慮している。またエネルギー保存則は一般的な 1 次元非定常熱伝導方程式と変わらないが、樹脂の熱分解による潜熱と生成した熱分解ガスによるエネルギー輸送が考慮されている。

エネルギー保存則のアブレータ表面における境界条件についてはエネルギーバランスを考慮し、アブレータ内部に伝わる正味の加熱率は対流遮蔽効果を考慮した加熱率と輻射加熱率、表面における酸化及び昇華反応による相変化の潜熱、

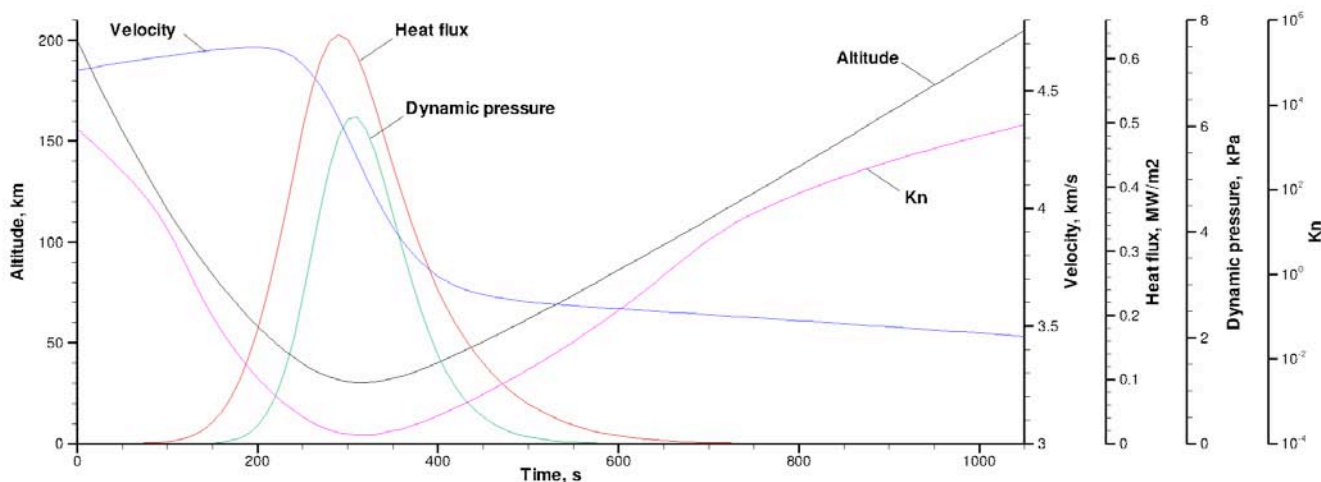


図 4 火星無着陸サンプルリターンの飛行軌道。機体総重量 500kg, 弾道係数 700 を仮定。高度 200km における速度 4.6km/s, 軌道経路角-12度。大気圏突入後約 1050 秒後に再び高度 200km に達し、火星大気圏を離脱する。

輻射冷却の和で与える。対流遮蔽効果を評価するにあたり必要な無次元アブレーション噴出し量や壁面におけるエンタルピは、火星大気中における黒鉛のアブレーションを考慮した平衡計算を予め行い、得られた結果を表面温度と圧力でテーブル化することにより与えている<sup>4)</sup>。

本解析で使用した各部の物性値を表 1 に示す。アブレータに関しては、比重 0.3 アブレータの場合母材及び炭化材の密度はそれぞれ 300 及び 100kg/m<sup>3</sup>と仮定した。しかしながら熱伝導率や比熱に関しては現在のところ不明であるため、米国 Stardust 計画で用いられた比重約 0.3 の PICA アブレータを想定し、それぞれ母材と炭化材に対して得られている物性値をカーブフィットして、ブリッジングすることによって与えている。比重 1.4 アブレータに関しては、はやぶさカプセルに搭載されたアブレータと同等である。フェルト断熱材の物性値に関しては HOPE-X の開発の際に用いられたものを想定した。

#### 火星無着陸サンプルリターンにおける飛行軌道

本研究で用いた軌道を図 4 に示す。これは機体総重量が 500kg、抗力係数と代表面積の積が約 0.71、弾道係数が 700 の場合に火星大気モデルを導入した 6 自由度飛行運動解析によって得られたものである<sup>2)</sup>。高度 200km、時刻 0s における速度は 4.6km/s、飛行経路角は -12° であり、時刻約 1050 秒には再び火星大気圏を離脱する。冷温壁加熱率及び輻射加熱率の推算にはそれぞれ Detra-Kemp-Riddell の式と Tauber の式を用いている。

### 3. 結果および考察

CFRP アブレータ及びフェルト断熱材の初期厚さを様々に仮定することにより、火星大気圏突入開始から再び大気圏を離脱する 1050 秒後まで上記手法による熱伝導解析を行った。図 5 に解析結果の一例を示す。これは初期厚さ 25mm の比重 0.3 アブレータ、厚さ 20mm のフェルト断熱材および厚さ 8mm の構造部材で構成される熱防御システムを用いた場合のアブレータ表面温度、アブレータと断熱材との界面における温度、及び断熱材とハニカムパネルの界面における温度の時間履歴である。空力加熱によりアブレータ表面温度は 300 秒後には 1640K に達し、その後は輻射冷却により温度は低下する。またアブレータよりも内側にある断熱材及びハニカムパネルの温度上昇は表面温度よりもはるかに小さく緩やかであることがわかる。再び軌道を脱する 1050 秒までのハニカムパネルの最大温度は 442K

であり、この解析例では全ての部材において許容温度範囲内であることがわかる。

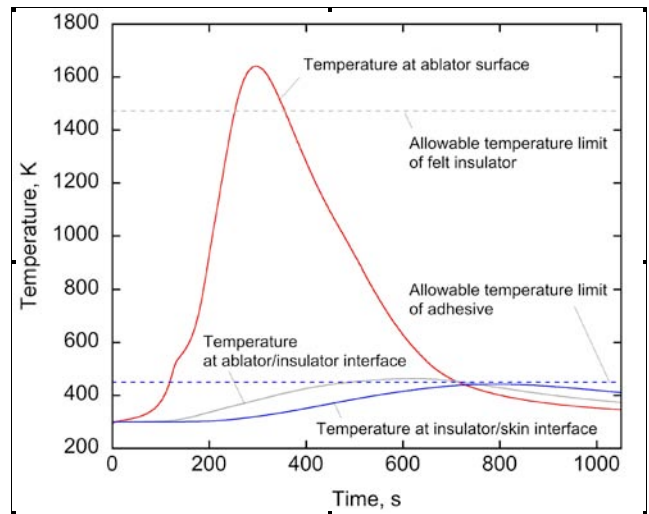


図 5 熱防御システム各部の温度履歴 (case12, 比重 0.3 アブレータ厚さ 25mm, 断熱材厚さ 20mm)

比重 0.3CFRP アブレータの初期厚さを 15mm から 30mm, また断熱材の厚さを 10mm から 45mm まで変化させた場合に関して各部の最大到達温度を表 2 にまとめる。空力加熱によるアブレータ表面最大到達温度はいずれのケースでも約 1640K であり、表面損耗量は約 8mm である。アブレータやフェルト断熱材が薄い場合では、内部により多くの熱が伝わるため各部の最大到達温度が高くなり、許容温度を超えてしまうケースもある。逆にアブレータと断熱材が厚い場合では各部の最大到達温度を低く抑えることが可能である。本解析では case 4, 9, 12~14, 16~19 の場合において各部の到達温度が許容温度以下であったことがわかる。それらの場合における機体各部における熱防御システムの重量を表 3 に示す。図 2 の機体について、(a)sphere 部, (b)cone 部, (c)base 部の各表面積はそれぞれ 0.506m<sup>2</sup>, 4.173m<sup>2</sup>, 1.767m<sup>2</sup> であり、合計 6.446m<sup>2</sup> である。表 3 より、case 9 及び case 12 の場合において熱防御システム重量が最も低く約 80kg であった。しかしながら表 2 より case 9 よりも case 12 の方が熱防御システム全体の厚さが薄いことがわかる。したがって本研究では case 12 の熱防御シ

表 2 比重 0.3CFRP アブレータを用いたアブレーション熱防御システム性能評価解析の概要

case	各部の厚さ, mm				各部, 界面における最大到達温度, K			表面損耗, mm
	アブレータ	断熱材	構造部材	合計	アブレータ表面	断熱材	構造部材	
1	15	30	8	53	1643.8	784.1	534.1	8.414
2	15	35	8	58	1643.9	757.2	489.6	8.417
3	15	40	8	63	1643.9	733.1	455.9	8.420
4	15	45	8	68	1644.1	711.5	429.4	8.424
5	20	10	8	38	1642.2	525.5	519.1	8.100
6	20	15	8	43	1642.4	519.6	502.9	8.112
7	20	20	8	48	1642.5	512.1	478.5	8.123
8	20	25	8	53	1642.5	504.5	451.7	8.133
9	20	30	8	58	1642.5	497.7	426.9	8.141
10	25	10	8	43	1641.6	473.7	470.9	8.093
11	25	15	8	48	1641.6	469.8	460.4	8.100
12	25	20	8	53	1641.7	463.8	442.8	8.107
13	25	25	8	58	1641.8	457.1	422.6	8.112
14	25	30	8	63	1641.8	450.9	403.3	8.117
15	30	10	8	48	1640.9	454.0	451.9	8.090
16	30	15	8	53	1641.0	449.8	442.2	8.095
17	30	20	8	58	1641.0	443.6	426.5	8.099
18	30	25	8	63	1641.0	436.8	408.9	8.102
19	30	30	8	68	1641.1	430.4	391.9	8.104



表3 様々な厚さを持つアブレーション熱防御システムの重量の比較

case	単位面積当りの重量, kg/m <sup>2</sup>				各部の重量, kg			
	アブレータ	断熱材	構造部材	合計	sphere 部	cone 部	base 部	合計
4	4.500	6.750	1.783	13.033	6.595	54.387	23.029	84.011
9	6.000	4.500	1.783	12.283	6.215	51.257	21.704	79.176
12	7.500	3.000	1.783	12.283	6.215	51.257	21.704	79.176
13	7.500	3.750	1.783	13.033	6.595	54.387	23.029	84.011
14	7.500	4.500	1.783	13.783	6.974	57.516	24.355	88.845
16	9.000	2.250	1.783	13.033	6.595	54.387	23.029	84.011
17	9.000	3.000	1.783	13.783	6.974	57.516	24.355	88.845
18	9.000	3.750	1.783	14.533	7.354	60.646	25.680	93.680
19	9.000	4.500	1.783	15.283	7.733	63.776	27.005	98.514

テムが最も望ましいと考えられる。このとき機体全重量 500kg の内、熱防御システムが占める割合は約 16%となる。これははやぶさ計画で使用される再突入カプセルの前面熱防御システムの重量比が 43%<sup>5)</sup>であるのに対して、火星無着陸サンプルリターンミッションの成立に向けて十分有効であると考えられる。

一方で比重 1.4CFRP アブレータを用いた場合、詳細は割愛するがアブレータ厚さ 15mm、断熱材厚さ 20mm の場合において最も重量を低く抑えることが可能であった。しかしながら CFRP アブレータの比重が大きく、熱防御システム重量は約 160kg に達し、重量比は約 32%を占める結果となった。熱防御システム自体は探査に直接必要ではないため重量は軽ければ軽いほどペイロード比が大きくなり、探査自由度が拡大する。今回の検討では比重 0.3CFRP アブレータを用いれば、熱防御システム重量は比重 1.4CFRP アブレータを用いた場合に比べて約半分で済むという結果が得られた。

今後は空力荷重を担うハニカムパネルの必要厚さの評価を行い、熱防御システム重量推算の精度を向上させる必要がある。またアブレータ厚さの評価の際には機体各部に対してよどみ点における空力加熱率を参考にした。しかしながら cone 部や base 部等の下流域では空力加熱率はよどみ点ほど大きくならないため、今回の熱防御システム厚さは安全側の見積りになると思われる。今後は機体壁面に沿った空力加熱率分布を精度よく見積もることで、より軽量なアブレーション熱防御システムを構築する必要がある。

#### 4. 結論

火星エアロフライバイによる無着陸サンプルリターンミッションに向けて、アブレーション熱防御システムの検討を行った。現在検討が進んでいる高弾道係数を有する機体に対して必要なアブレータ材及び断熱材の厚さを見積もった。火星大気圏突入後、熱防御システムを切り離す 1050 秒まで機体各部の温度を許容温度以下におさえ、なおかつ最も重量比を下げるためには、比重 0.3CFRP アブレータの厚さを 25mm、断熱材の厚さを 20mm が望ましいと考えられる。この場合、全重量に対する熱防御システムの重量比は約 16%である。また比重 1.4 アブレータを用いた場合では重量比は 32%に増加する。

今後は、飛行経路角変動による飛行軌道と加熱環境の変化や安全率を考慮する等、より現実的な熱防御システム設計を行う必要がある。また火星大気圏飛行中の砂塵がアブレータ損耗に与える影響についても考慮する必要がある。

#### 参考文献

- 1) 藤田和央等, 「次期惑星探査におけるエアロアシスト技術」, 日本航空宇宙学会第 40 期通常総会及び講演会, 平成 21 年 4 月

- 2) 藤田和央等, 「火星エアロフライバイのための高弾道係数を有するエアロシェルの検討」, 第 41 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 2009, 平成 21 年 6 月
- 3) 鈴木俊之等, 「エアロキャプチャを想定したアブレーション熱防御システムの検討」, 平成 20 年度宇宙航行の力学シンポジウム, 平成 20 年 12 月
- 4) Fujita, K., et al., "Evaluation of Heat Transfer Rates of Venus Entry Capsules Along Flight Trajectories," AIAA Paper 2006-3580.
- 5) Ishii, N., et al., "System Description and Reentry Operation Scenario of MUSES-C Return Capsule," The Institute of Space and Astronautical Science Report SP No. 17, 2003, pp. 389-400.