

# 火星着陸探査に向けた大気突入モジュールのエアロシェル開発

鈴木俊之，滝沢直美，青木卓哉，石田雄一，小笠原俊男，渡邊泰秀，藤田和央  
宇宙航空研究開発機構

## Development of Aeroshell Module for Mars Exploration Mission

by

Toshiyuki Suzuki, Naomi Takizawa, Takuya Aoki, Yu-ichi Ishida, Toshio Ogasawara, Yasuhide Watanabe & Kazuhisa Fujita

### ABSTRACT

Lightweight ablative material has been developed in Japan Aerospace Exploration Agency for Mars rover mission in Japan. Basic thermal characteristics of ablating material are obtained by conducting heating tests in high enthalpy facilities. Thermal conductivity measurements and thermogravimetry analysis are made to develop a numerical analysis code to predict the thermal performance of ablator in flight environments. Tensile strength tests are carried out to examine the mechanical performance of ablator. Effects of Martian dust storm on the surface erosion of ablator are also investigated experimentally. Finally, a breadboard model of the lightweight ablator aeroshell with the diameter of 500mm is developed to examine a manufacturability of proto flight model of aeroshell. The developed BBM is qualified through vibration tests, pyro shock tests, and thermal-vacuum tests at the qualification test level of the mission requirements.

### 1. はじめに

現在，宇宙航空研究開発機構（JAXA）及び国内の大学・研究機関の研究者から構成されるグループによって，火星着陸探査技術実証の検討が進められている<sup>1)</sup>．本探査では生命が存在する可能性が高い地点へのピンポイント着陸と，その場観測により生命の存在可能性が高い地質学的地形を選定して観測を行う必要がある．従って，着陸システムには揚力飛行を用いた空力誘導が要求されると同時に，これを実現するにあたり，火星大気圏飛行に伴う空力加熱に耐える熱防御システム(TPS: Thermal Protection System)と，極超音速揚力飛行を可能にするエアロシェルの開発が急務となっている．

火星着陸探査技術実証に適用可能な TPS としては，はやぶさカプセルの地球帰還で既に技術実証されている比重 1.4 のアブレータや，現在国内外で開発が進んでいる比重 0.3~0.4 の軽量アブレータ<sup>2)</sup>，更に過去にエアロキャプチャ技術実証ミッションが提案された際に開発が行われた非アブレーション軽量熱防御システム(NALT: Non-Ablative

Lightweight TPS)<sup>3)</sup> が候補として挙げられる．これまでの予備検討において，火星着陸探査技術実証に使用する機体にこれらの材料を用いた場合を想定し，予想される空力加熱履歴を境界条件として，火星大気圏突入飛行軌道に沿った熱解析が実施された<sup>4)</sup>．これによると，エアロシェルの裏面等の温度を低く保ち，また TPS 重量を最も低く抑えるためには，軽量アブレータを TPS 材料として最適であることがわかっている．今後はコスト評価，製造性，開発リスク，人的リソースを含めたトレードオフを実施する必要がある．

本研究では軽量アブレータを火星着陸探査ミッションに使用する場合を想定し，技術課題を整理するとともに課題解決に向けた試験計画を策定する．また実機サイズの TPS 製造に向けた技術課題洗い出しや製造プロセス確認を目的として，500mm サイズの Bread Board Model (BBM) 製造を試みる．本研究では特に JAXA 複合材技術研究センターにおいて開発が進んでいる軽量アブレータを用いることを想定した開発について報告する．

表 1 火星着陸探査技術実証エアロシェル PFM 開発検証マトリクス（抜粋）

検証項目		検証方法
大項目	小項目	
断熱・耐熱性能の検証	熱物性データの取得	各素材の基礎的な熱物性データ（密度，熱伝導率，熱分解特性等）を計測して DB 化する
	コンポネント候補の選定	アーク風洞加熱試験により材料スクリーニングを行う
	耐熱・断熱性能データ取得	アーク風洞加熱試験により耐熱・断熱データを取得する
	モデル化・解析精度検証	アーク風洞加熱試験に基づき，解析コードの精度検証を行う
機械的強度の検証	機械物性データの取得	各素材の基礎的な機械物性データ（面外引張り強度，面内圧縮強度等）を計測して DB 化する
	コンポネント候補の選定	アーク風洞加熱試験により材料スクリーニングを行う
	接着界面強度データの取得	接着試験により材料スクリーニングを行う
	／性能検証	引張り試験により接着界面強度データを取得／機械強度を検証する
	打上げ環境における健全性の検証	エアロシェル BBM を用いた振動試験により検証する
PFM 製造性の検証	シェル大型化パネル化に由来する性能低下の検証	FEM でギャップサイズを決定する
		アーク風洞加熱試験により充填剤のスクリーニングを行う
		アーク風洞加熱試験においてパネル間ギャップ由来の過度な性能低下がないか確認する
	製造プロセス成立性の検証	BBM 製造により製造プロセスと工程時間を確認する
	軌道上熱サイクルによる熱応力発生時の機械的健全性検証	エアロシェル BBM を用いた熱真空試験により検証する

## 2. 技術課題の整理と開発検証マトリクスの策定

火星着陸探査技術実証エアロシェル Proto Flight Model (PFM) 開発検証マトリクス（抜粋）を表 1 に示す。検証項目としては主に断熱・耐熱性能の検証、機械的強度の検証と PFM 製造性の検証に分けられる。断熱・耐熱性能の検証では、各素材の基礎的な熱物性データ（密度、熱伝導率、熱分解特性等）を計測してデータベース化する。またアーク風洞加熱試験により材料スクリーニングを行うとともに、耐熱・断熱データを取得し、評価解析コードの精度検証を行う。

機械的強度の検証では、各素材の基礎的な機械物性データ（面外引張り強度、面内圧縮強度等）を計測してデータベース化する。またアーク風洞加熱試験により材料スクリーニングを行うとともに、引張り試験により接着界面強度データを取得し、機械強度を検証する。

PFM 製造性の検証では、シェル大型化・アブレータパネル化に由来する断熱・耐熱性能低下について検証するとともに、BBM 製造により PFM 製造プロセスと工程時間を確認する。特に打上げ環境や軌道上熱サイクルによる熱応力発生時の機械的健全性検証に向けて、製造したエアロシェル BBM を用いて振動試験や熱真空試験を実施する。

## 3. 断熱・耐熱性能の検証

軽量アブレータの密度、熱伝導率、熱分解特性といった基礎的な熱物性データを計測し、データベース化を行うとともに、カーブフィットにより数値モデル化を行う。定常法を用いた軽量アブレータの熱伝導率計測結果を図 1a に示す。軽量アブレータの母材については室温から 150℃まで計測を行い、炭化材については室温から 250℃まで計測を行った。多少のばらつきは見られるものの、母材に比べて炭化材の熱伝導率が高い様子がわかる。

熱重量分析結果を図 1b に示す。昇温速度による違いが見られるものの、温度の上昇に伴いアブレータ内部の樹脂の熱分解が進み、約 800℃に至るとほぼ炭化している様子がわかる。また炭化材重量は母材の約 87%程度であることがわかる。図 1a 及び図 1b にはカーブフィットによって得られた数値モデルも合わせて示している。

材料スクリーニングを行うとともに、耐熱・断熱データを取得するために、JAXA 航空技術部門が所有する 750kW アーク加熱風洞において軽量アブレータの加熱試験を行った。図 2 に加熱試験時において撮影された軽量アブレータ供試体写真を示す。火星における加熱環境としては、冷温壁加熱率、衝撃圧、総加熱量の最大値はそれぞれ 1.04MW/m<sup>2</sup>、11.154kPa、35.52MJ/m<sup>2</sup> と予測されている。これに対して本加熱試験における風洞運転条件と気流条件を表 2 に示す。

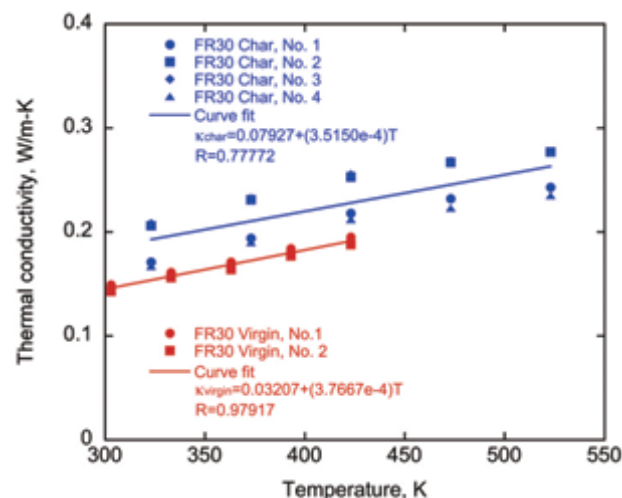
加熱試験に用いた軽量アブレータ供試体を図 3 に示す。供試体は軽量アブレータと構造部を模したハニカムサンドイッチパネルで構成されている。軽量アブレータとハニカムサンドイッチパネルとの間は米国製耐熱接着剤

(RTV560) もしくは国産耐熱接着剤（信越シリコン、KE3417）を用いて接着されている。供試体は更に側面からの熱流入を低減するベークライト製ホルダに固定された後に風洞内旋回アームに取付けられる。供試体内部の温度計測に向けて K 型熱電対線が隠装されている。

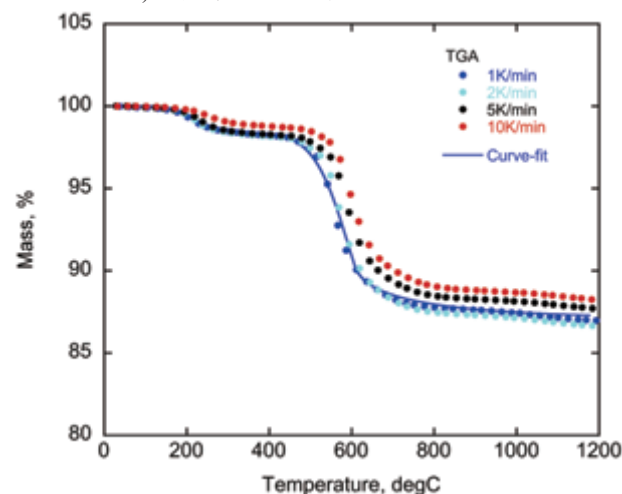
加熱試験では軽量アブレータの表面温度、内部温度、表面損耗量を計測するとともに、軽量アブレータとハニカムサンドイッチパネルを接着する接着剤の違いによる耐熱・断熱性への影響を確認した。アブレータとハニカムサンドイッチパネルとの界面（加熱面から 30mm）で計測した内部温度データの一例を図 4 に示す。加熱開始から緩やかに温度が上昇し始め、約 350 秒後には最大値に到達し、その

後は温度が低下する様子がわかる。また接着剤の違いによる耐熱性能の有意な違いは確認できない。

図 4 にはアブレータ評価解析コードを用いた解析結果も合わせて示している。本研究で使用された評価解析コードには、本研究で取得した軽量アブレータの熱伝導率（図 1a）や熱分解特性（図 1b）の数値モデルが導入されている。本解析では樹脂の吸熱量が不明であるため、これをパラメータとした解析を行った。これによると、軽量アブレータの吸熱量について、比重 1.4 の従来のアブレータに用いられている樹脂の吸熱量の約 1/10 から 1/100 とすることで実験値との一致が改善することがわかる。軽量アブレータは従来のアブレータに比べて軽量であり、樹脂の含有量が低いため単位重量当りの吸熱量が低くなったことが原因と思われる。



a) 熱伝導率計測結果とカーブフィット



b) 熱重量分析結果とカーブフィット

図 1 軽量アブレータの基礎的な熱物性の取得

表 2 風洞運転条件と気流条件

Pack 数	2
ノズルスロート径	15mm
電流	300A
1 次ガス流量	10.0g/s
2 次ガス流量	0.0g/s
試験時間	30s
冷温壁加熱率	2.2MW/m <sup>2</sup>
衝撃圧	10.5kPa
総加熱量	66.0MJ/m <sup>2</sup>

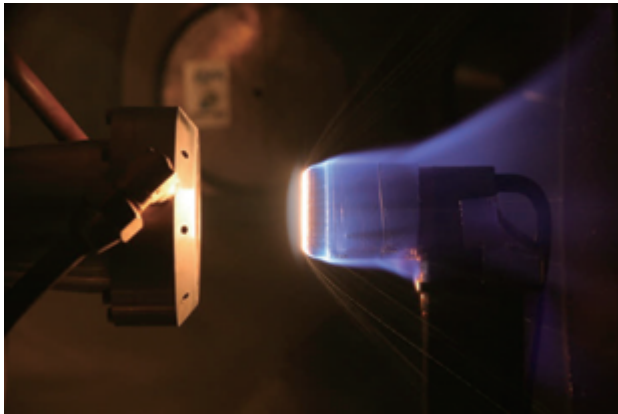


図2 アーク加熱風洞における軽量アブレータ加熱試験

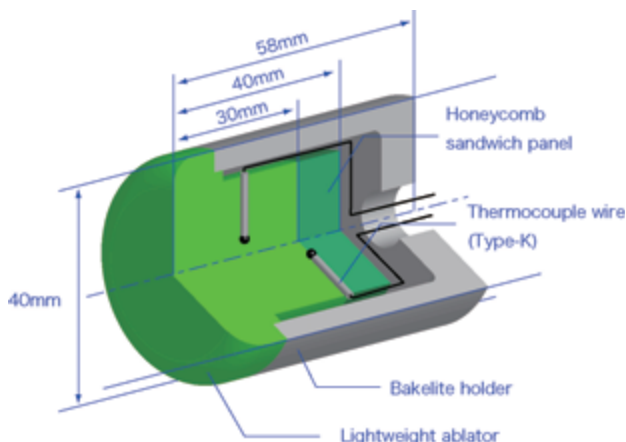


図3 加熱試験に用いた軽量アブレータ供試体

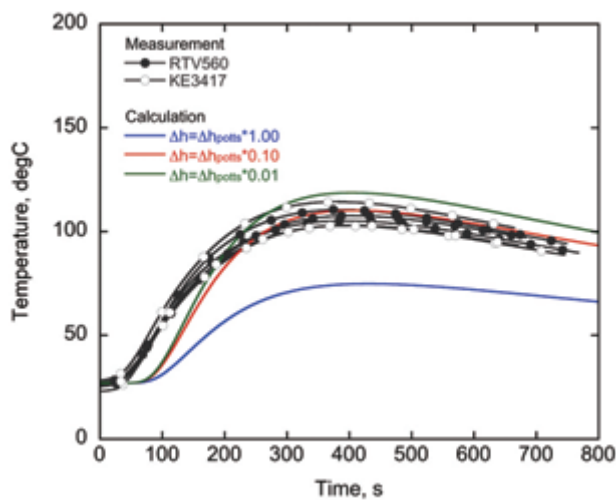


図4 加熱試験によって得られたアブレータ内部温度データと評価解析コードによって得られた結果との比較

#### 4. 機械的強度の検証

軽量アブレータの基礎的な機械物性データを計測し、データベース化を行っている。本報では軽量アブレータとハニカムサンドイッチパネルとの接着界面強度の検証に向けて、加熱試験後の軽量アブレータ供試体を用いて引張り試験を行った。図5に引張り試験時に撮影された軽量アブレータ供試体の写真を示す。本供試体は軽量アブレータとハニカムサンドイッチパネルとの間に国産耐熱接着剤（信越シリコン，KE3417）を用いて接着したものである。図より接着面ではなく軽量アブレータ部で破断していることが

わかる。本引張り試験では米国産耐熱接着剤（RTV560）を用いて接着した供試体の引張り試験も行ったが、全ての供試体について破断は接着面ではなくアブレータ部で生じた。これは接着面の引張り強度がアブレータ自身の引張り強度に比べて十分高いことを示している。本試験で得られた応力ひずみ曲線を図6に示す。供試体によって多少のばらつきはあるものの、約0.01MPaにおいて降伏点を迎え、最大引張り強度は約0.1MPaであることがわかる。また接着剤の違いによる有意な違いは確認できない。

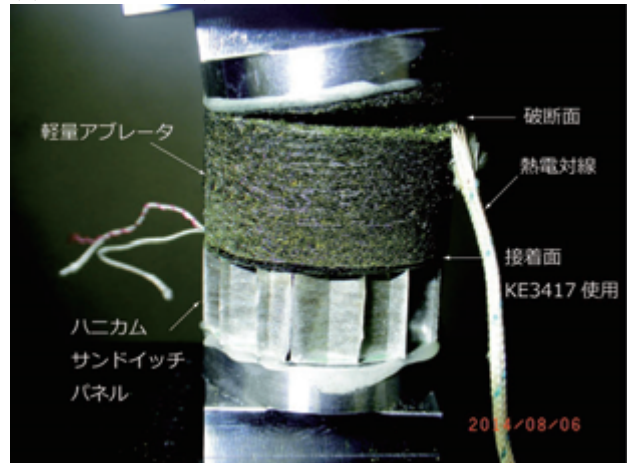


図5 接着強度評価に向けたアブレータ供試体の引張り試験

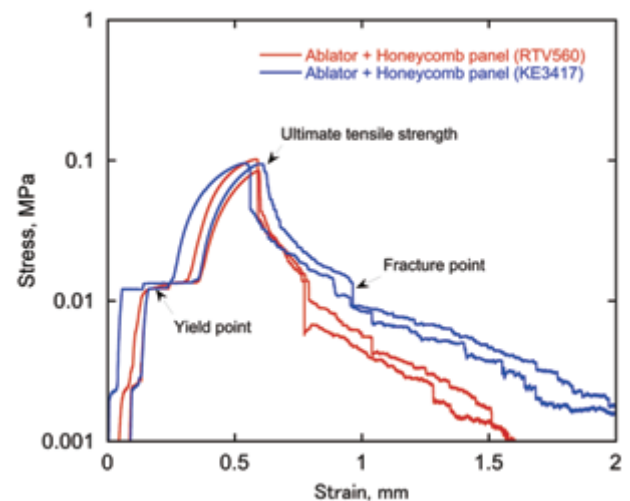
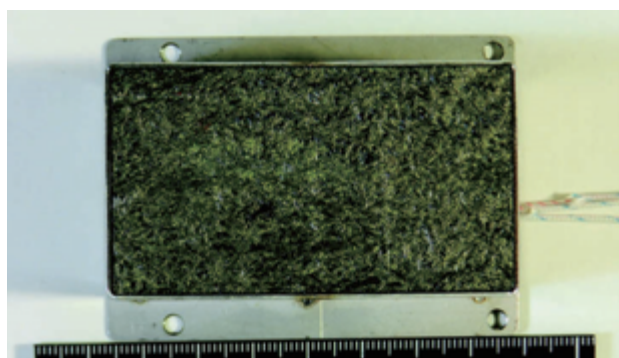


図6 アブレータ供試体引張り試験における応力ひずみ曲線

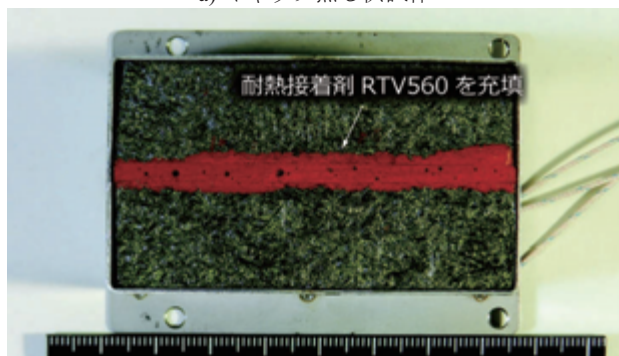
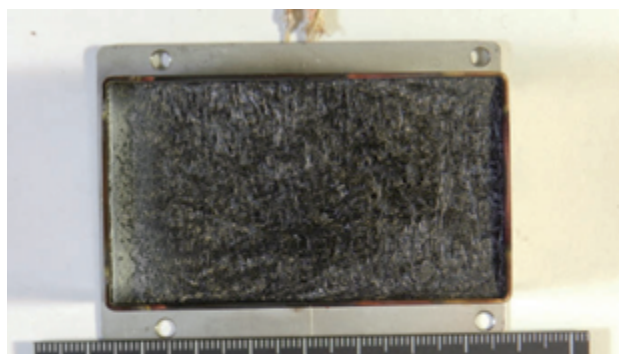
#### 5. PFM 製造性の検証

火星着陸機の実大エアロシェルを製作する場合、加熱環境における機械的健全性確保に向けてアブレータ分割パネル方式を採用する。アブレータパネル間のギャップには通常充填剤と呼ばれるものが注入される。充填剤種やギャップ幅については、ギャップ由来の過度な断熱性低下や損耗量増大がないように設計する必要がある。本研究ではこれらを検証するため、JAXA 航空技術部門が所有する750kWアーク加熱風洞においてギャップを施した軽量アブレータの加熱試験を行った。加熱試験前に撮影した供試体写真を図7に示す。本試験ではギャップ幅は3mmとした。ギャップを施した軽量アブレータに充填剤として耐熱接着剤RTV560を注入し、更にこれをウェッジホルダに固定して加熱試験を実施した。アブレータ内部やギャップ底部には熱電対が装着されており、試験中の供試体温度を計測した。

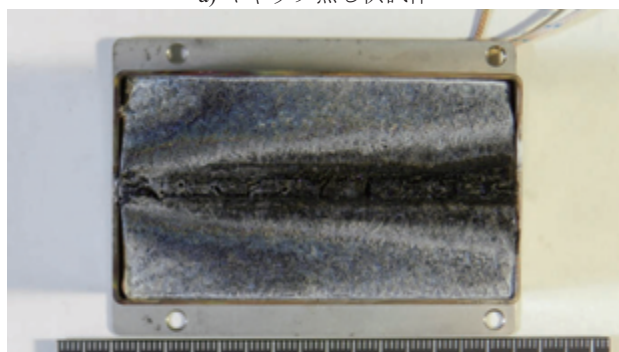




a) ギャップ無し供試体

b) ギャップ付供試体，ギャップ内部に RTV560 を充填  
図 7 ギャップ付軽量アブレータ加熱試験前供試体

a) ギャップ無し供試体

b) ギャップ付供試体，ギャップ内部に RTV560 を充填  
図 8 ギャップ付軽量アブレータ加熱試験後供試体

試験条件は電流 700A，空気流量 20g/s，ウエッジホルダ迎角-30 度，供試体中心付近の加熱率と衝撃圧はそれぞれ 0.535MW/m<sup>2</sup>，1.16kPa であり，加熱時間は 240 秒である。

試験後の供試体写真を図 8 に示す。ギャップが無い場合は加熱面に沿って損耗量はほぼ一定であるのに対し，ギャップがある場合では充填剤付近では損耗量が少なくなっている様子がわかる。これは充填剤の密度が軽量アブレータ

に比べて高く，損耗しにくいと考えられる。いずれにしても試験前後においてギャップ付近に過度な損耗は見られていないことが本試験で明らかになった。

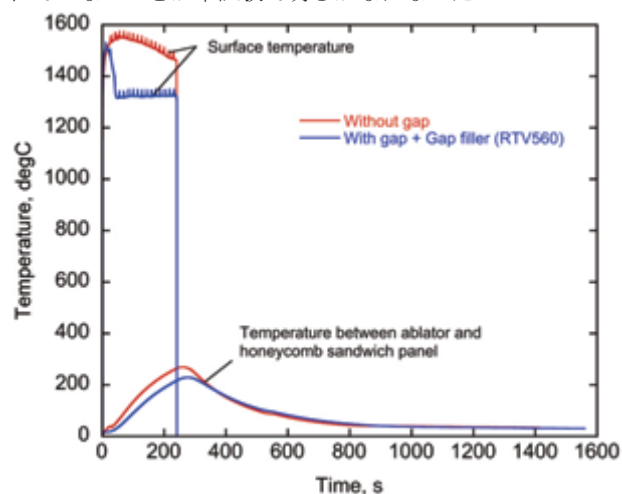
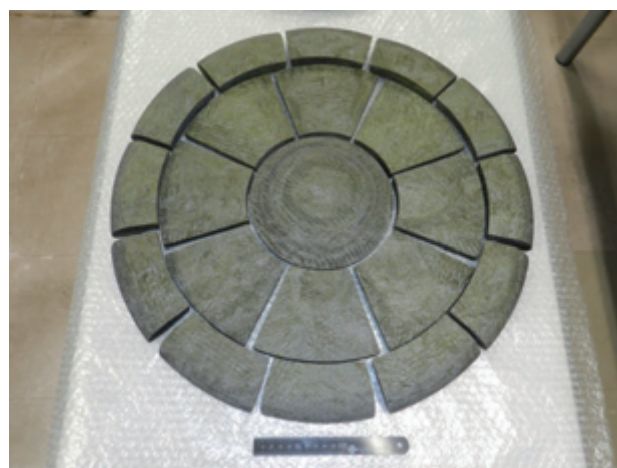
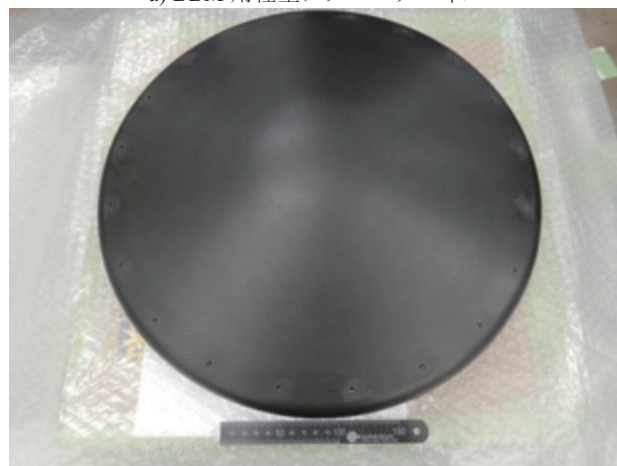


図 9 アブレータ表面温度とギャップ底部において計測された温度の時間履歴



a) BBM 用軽量アブレータパネル



b) BBM 用ハニカムサンドイッチパネル

図 10 ギャップ付軽量アブレータ加熱試験後供試体

表面温度及び供試体中心部のギャップ底部において計測された温度履歴を図 9 に示す。同図にはギャップの無い供試体について同じ位置で計測した結果も合わせて示す。ギャップの有無の違いにより表面温度の変化の仕方が異なっている。この違いの原因についてはよくわかっていないが、



充填剤部分の損耗が小さいことが理由の一つとして考えられる。一方でギャップ底部において計測された温度はギャップ無しの場合に比べて有意な違いがない。これによりギャップ由来の断熱性の低下はないと考えられる。

本研究では PFM 製造プロセスと工程時間を確認するため、直径 500mm の軽量アブレータエアロシェル BBM を製作した。BBM はカプセルノーズ部を想定して半頂角 70 度の Sphere-Cone 形状とした。製作にあたってはまず、JAXA 複合材技術研究センターにおいて、250x250x40mm の軽量アブレータ素材を 12 枚製作した。その後大型 X 線 CT 装置を用いた非破壊検査後に 5 軸マシニングにより図 10a に示すようなアブレータパネル部品を製作した。

ハニカムサンドイッチパネルはスーパーレジン工業(株)において製作された。製作したハニカムサンドイッチパネルを図 10b に示す。ハニカムサンドイッチパネルに軽量アブレータパネルを接着する際には、治具を用いてパネル間に適切なギャップ幅を確保しつつ、充填剤として使用する耐熱接着剤 (RTV560) を用いて接着した。図 11 にアブレータパネルとサンドイッチパネルの接着の様子を示す。

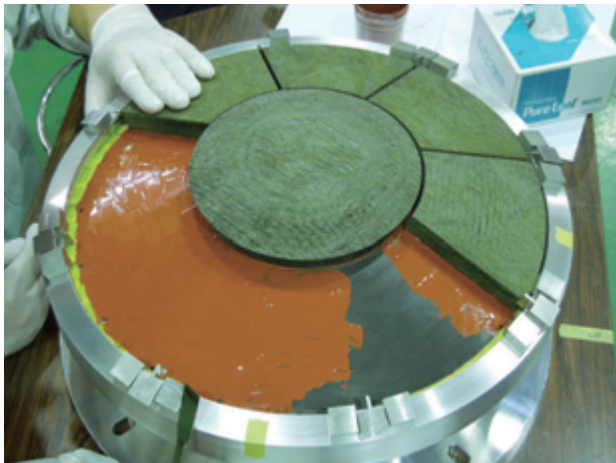


図 11 アブレータパネルとハニカムサンドイッチパネルとの接着

全てのアブレータパネルを接着した後、軽量アブレータパネル間のギャップ部に注射器を用いて充填剤を注入した。充填の様子を図 12 に示す。充填剤硬化後の BBM を図 13 に示す。本 BBM について、大型 X 線 CT を用いた非破壊検査が行われた。充填剤内部に細かい気泡が存在するものの、接着不良や剥離などは見られていない。



図 12 BBM ギャップ部の充填作業の様子



図 13 火星着陸探査技術実証エアロシェル BBM

軌道上熱サイクルによる熱応力発生時の機械的健全性検証を目的として、エアロシェル BBM を供試体として熱真空試験を実施した。熱真空試験は JAXA 宇宙科学研究所が所有する内惑星熱真空環境シミュレータにて実施した。チャンバ内にエアロシェル BBM を設置した様子を図 14 に示す。試験中は熱電対を用いてエアロシェル BBM 各部の温度をモニターする。熱電対の装着位置について図 15 に示す。Ch1 から Ch4 まではエアロシェル BBM のアブレータ側表面に設置されている。また Ch5 から Ch8 まではエアロシェル BBM 裏面のハニカムサンドイッチパネル側に設置されている。

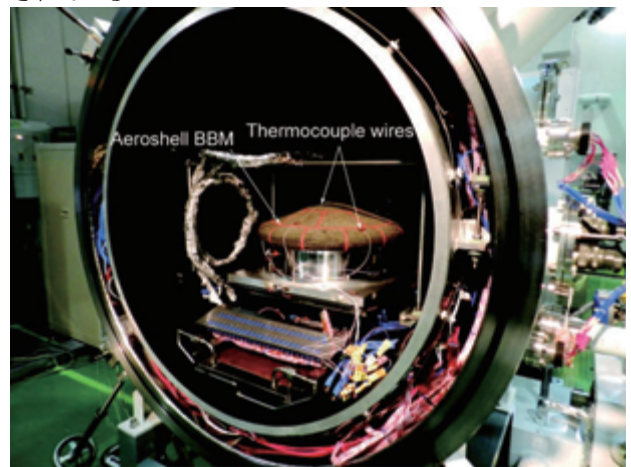


図 14 エアロシェル BBM を用いた熱真空試験

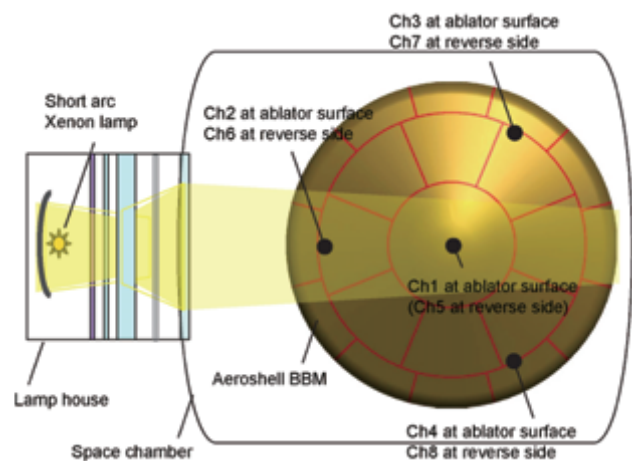


図 15 熱真空試験における熱電対装着位置

熱真空試験におけるエアロシェル BBM 各部で計測された温度データを図 16 に示す。計測開始から約 24 時間後にキセノンランプを  $2.94\text{kW/m}^2$  で照射することによって、BBM 各部の温度が上昇している様子がわかる。もっともキセノンランプ側に近い Ch2 では約 26 時間後に  $80^\circ\text{C}$  を超えたため、その後 2 時間にわたり高温モードの試験を実施した。約 28 時間後にキセノンランプを消灯すると各部の温度が低下していくが、Ch3 及び Ch4 において  $-90^\circ\text{C}$  に到達後も温度が低下していく傾向が見られたことから、キセノンランプを  $0.98\text{kW/m}^2$  で照射することで低音モードの試験を実施した。その後 38 時間後に再度キセノンランプを  $2.94\text{kW/m}^2$  で照射して高温モードの実験を行い、42 時間後には消灯して試験を終了した。このように機能維持温度範囲 ( $-90\sim+80^\circ\text{C}$ ) の熱サイクルにおいて非対象熱ひずみによって構造破壊が生じない等、エアロシェルの機能が維持されることを確認した。

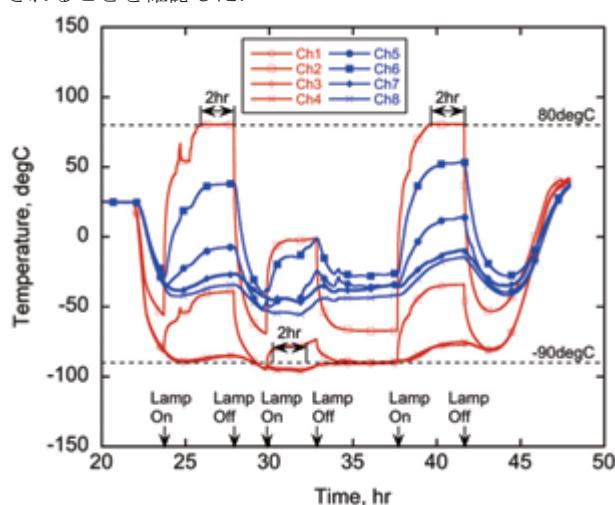


図 16 熱真空試験における BBM 各部の温度変化

打上げ環境における軽量アブレータの機械的健全性の検証に向けて、設計基準に基づいた認証試験レベルの振動・パイロ衝撃試験を実施した。振動試験については筑波宇宙センターにおける 18 トン振動試験設備にて実施し、パイロ衝撃試験についてはエア・ブラウン株式会社所有の衝撃試験機を用いて実施した。試験の様子を図 17 に示す。試験前後に目視でエアロシェル BBM の状況を確認したところ、試験による破損等の不具合は確認できなかった。

エアロシェル BBM 製作後、熱真空試験後、振動・パイロ衝撃試験後において、目視では確認できない BBM 内部の不具合状況を確認するため、JAXA 航空技術部門が所有する大型 X 線 CT 装置を用いた非破壊検査を実施した。BBM 製作後に得られた X 線 CT イメージを図 18 に示す。図 18 によると、軽量アブレータとハニカムサンドイッチパネル間において大規模な剥離は検出されなかった。一方で充填剤内部にはミリメートルオーダーの小さな気泡が多数存在することが確認されている。これらは充填剤使用時において硬化前に真空脱泡することによって取り除くことができると考えられる。

## 6. 結論

軽量アブレータを火星着陸探査技術実証ミッションに使用する場合を想定し、技術課題を整理するとともに課題解決に向けた開発検証マトリクスを策定した。更にマトリクスに則り、断熱・耐熱性能の検証、機械的強度の検証、PFM 製造性の検証を行った。特に実機サイズの TPS 製造に向けた技術課題洗い出しや製造プロセス確認を目的とし

て、500mm サイズの Bread Board Model (BBM) を製造した。製造した BBM を用いて設計基準に基づいた認証試験レベルの試験を実施した。

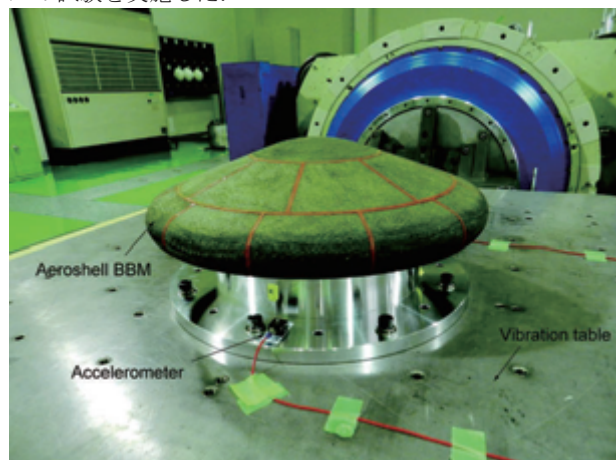


図 17 エアロシェル BBM を用いた打上げ環境における健全性の検証（振動試験）

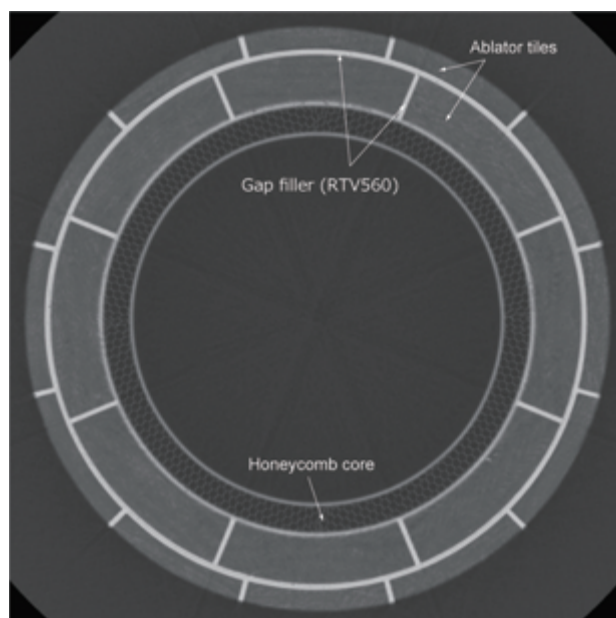


図 18 X 線 CT 装置を用いた BBM 内部の非破壊検査

## 参考文献

- 1) 藤田和央等, 「火星着陸探査機の気象突入モジュール開発の現状」平成 25 年度宇宙航行の力学シンポジウム, 2013 年
- 2) Suzuki T., et al., “Thermal Response Analysis of Low-Density CFRP Ablator,” Transactions of the JSASS, Aerospace Technology Japan, Vol. 10, No. ists28, p.Pe\_21-Pe\_30, 2012.
- 3) Suzuki, T., et al., “Feasibility Improvement of Non-Ablative Lightweight TPS for Mars Aero-flyby Sample Collection Mission,” AIAA-2014-0704, 52nd Aerospace Sciences Meeting, 2014.
- 4) 鈴木俊之等, 「火星着陸探査ミッションに向けた軽量アブレータ熱防御システムの検討」第 57 回宇宙科学技術連合講演会, 2013 年