

火星無着陸サンプルリターンに向けた サンプルコレクターサブシステムの開発

○小澤宇志, 鈴木俊之(JAXA), 畠山義清(日大), 田端誠(千葉大), 長谷川直, 藤田和央(JAXA)

Abstract

In order to improve the feasibility of Mars Aero-flyby Sample Collection (MASC) mission, development of a sample collector sub-system is crucial. At Japan Aerospace Exploration Agency, a two-layered carbon aerogel-silica aerogel (CASA) sample collector has been developed for the mission, and arcjet heating tests and light gas-gun capture simulations have been conducted to investigate characteristics of the sample collector. In addition, a vibration qualification test was successfully carried out for the CASA sample collector in this work.

1. 目的および背景

現在 Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA)では2020年の打上げを目指して火星着陸技術実証ミッションを計画している。また、2020年代には地質学・気象学的見地から火星無着陸サンプルリターン¹⁾(MASC: Mars Aero-flyby Sample Collection)ミッションを計画している。MASCシステムは、火星大気圏に突入した探査機が火星大気中に浮遊するダスト粒子を極超音速飛行中に捕集するものである。サンプルリターンによって長期的な分析が可能となり、火星地殻の化学的組成、同位体組成、鉱物学的組成の解明に貢献することが期待されている。

火星では高度25-45 kmにおいてダスト粒子が浮遊しており、MASC火星探査機は火星大気圏突入後、誘導制御飛行を行いつつ、高度約25-45 kmにおいて火星ダストや火星大気サンプルを採取する。MASC計画では、5 μm クラスを5個、2 μm クラスを100個捕集することを目的とする。火星ダストは、モンモリロナイトやパラゴナイトのような粘土鉱物が主成分と考えられており、MASCでは火星大気飛行速度4-5 km/sにおいて粘土鉱物に近い物性の粒子捕集を目指している。例えば、高度30 kmにおいて実効断面積約7 cm^2 のサンプルコレクターを用いてサンプル捕集を行う場合、6秒間以上の捕集時間が必要となる²⁾³⁾。

しかし、上記の極超音速飛行環境ではサンプルコレクター表面が表面圧力約0.6 kPa、加熱率30~170 kW/m^2 の熱環境に曝される⁴⁾とともに、秒速4 km以上で突入してくる微粒子がサンプルコレクターへの衝突衝撃や熱によって破壊、熱変成する可能性がある。従って、ミッションの実現に向けて、MASC飛行環境に適したサンプルコレクターの開発およびその性能評価が必要不可欠である。

我々はこれまで1~10 μm クラスの火星ダスト粒子捕集を目指して、図1に示すように3種類のサンプルコレクター: (1) シリカエアロゲル(SA), (2)カーボンエアロゲル(CA), カーボン・シリカ二層エアロゲル(CASA)を提案し、その捕集性能を検証してきた。サンプルコレクターとして要求される性能は、前述の環境耐性に加えて、捕集性能、分析性能、不純物を発生しない仕様等がある。SAは優れた捕集・分析性能を持つが、熱耐性が低いためMASC熱環境下ではサンプリング時間1秒以下が適しており、その結果ダストサンプルサイズがマイクロサイズに限定され

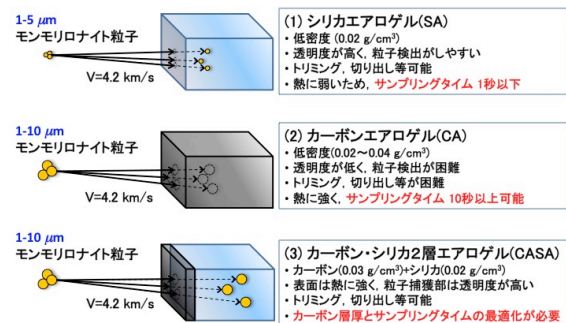


図1 MASC サンプルコレクター特性比較。

てしまう。一方、CAは高い耐熱性であるため、酸化によるリセッション率を考慮すればより大きな粒子捕集が可能となる。しかし、透明性が低いため、捕集後のサンプル分析技術開発が必要である。そこで、二層式のCASAモデルは、CAとSAの双方の利点を活かすことを目的として開発を進めており、本研究では熱耐性・サンプル捕集性能・機械的強度の観点からその性能を評価・検証する。

2. 研究手法

2.1. エアロゲルサンプルコレクターBBM

本稿では図2に示すようなエアロゲルサンプルコレクターBBM (Bread Board Model)を製作した。シリカエアロゲルは $10 \times 10 \times 10 \text{ mm}^3$ のアルミニウムの治具に固定する。カーボンエアロゲルは直径12 mm、厚さ1, 2, 3 mmの円板に整形し、CA層用のアルミニウム治具にはめ込む。SA・CAはそれぞれ6個ずつアルミニウム製のホルダーに固定し、暴露表面は純チタン製のカバーを装着する。SA密度は 0.02 g/cm^3 、CA密度が $0.025 \sim 0.04 \text{ g/cm}^3$ のエアロゲルを使用する。組立後のサンプルコレクターBBMサイズは $W30 \times H66 \times D23.5 \text{ mm}^3$ である。

2.2. アーク加熱試験

JAXA 調布航空宇宙センター所有の750kWアーク加熱風洞においてサンプルコレクターBBMの加熱試験を行い、火星加熱環境下における耐熱性能を実証する。加熱試験は、図3のようにサンプルコレクターを-30度ウェッジホルダーに固定して行うため、ウェッジホルダー表面圧力0.6 kPa、加熱率100~200 kW/m^2 の加熱条件を満たすような試験気流検定を事前に実施した(図4参照)。試験気流検定においては

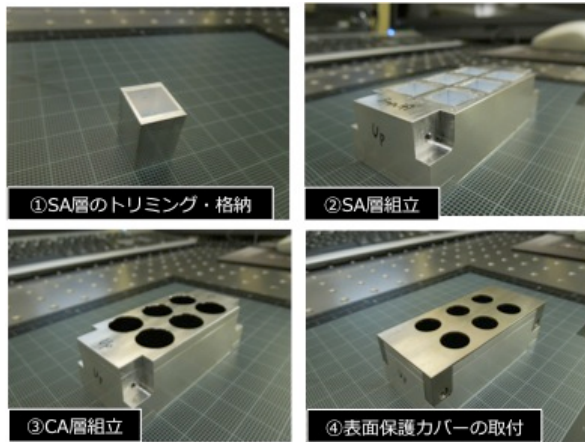
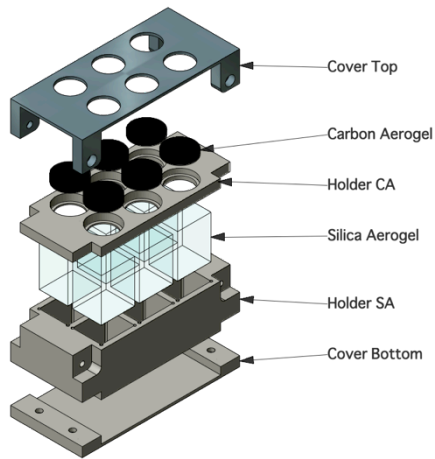


図 2 CASA サンプルコレクターBBM モデル.

ガードンゲージにより加熱率を計測し、気流圧力はシリコンピエゾ抵抗式圧力センサ(UNIK5000)により計測した. その結果, Air 質量流量 8 g/s, 電流 300 A, 二次ガス流量 10 g/s の条件を選定した. 加熱時間は 6 秒に設定する.

2.3. 軽ガス銃撃込試験

JAXA 宇宙科学研究所の二段式新型軽ガス銃を使用し、火星ダストを模擬したエアロゲル撃ち込み試験を行う. 本試験では、10 μm 以下のサンプル粒子がサンプルコレクターに衝突、貫入する際の影響を評価する. 撃ち込み粒子は、火星ダストの主成分と考えられているモンモリロナイト粘土鉱物を 5 μm と 10 μm クラスに分級したものを使用する. 約 0.6 mg の撃ち込み粒子をプロジェタイル・サボに詰め込み、散弾銃として粒子をターゲットに撃ち込む. CASA に関しては、アーク風洞試験で表面加熱した試験片を使用し、比較対象としてシリカエアロゲルのみの試験片への撃ち込みも実施する. エアロゲル試験片は図 5 のようにエアロゲルホルダーに複数個配置し、粒子の拡がり中心に合わせて真空チェンバーにセッティングする. 撃ち込み粒子の速度は、MASC 飛行速度 4~5 km/s に設定する.

2.4. 振動試験

エアロゲルサンプルコレクターBBM の機械的強度を検証するために、つくば宇宙センターの 18 トン

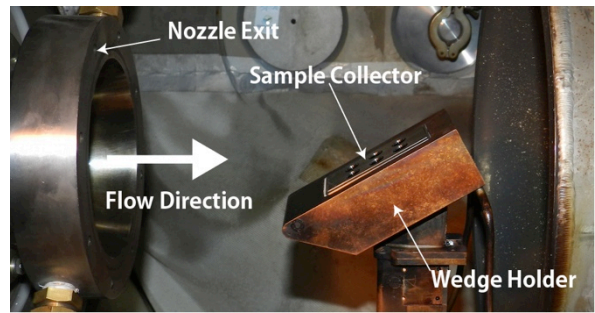


図 3 AWT サンプルコレクター加熱試験.

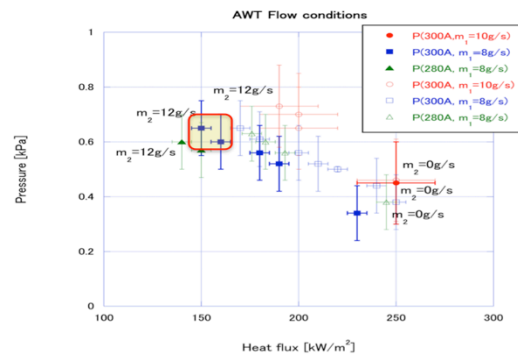


図 4 AWT ウェッジホルダー表面における熱流束と圧力の二次ガス依存性.

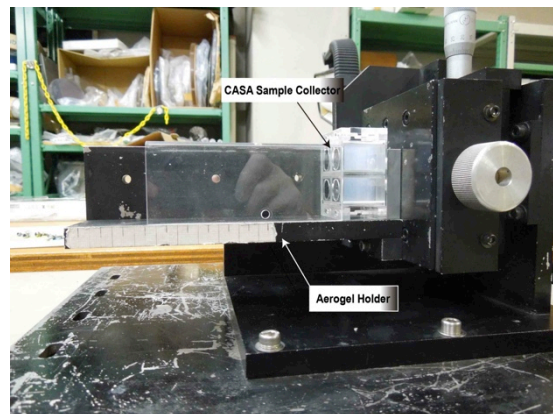


図 5 サンプルコレクター軽ガス銃撃込試験.

振動試験装置において振動試験を実施する. 図 6 のように SA と CASA のサンプルコレクターBBM を振動試験治具に取り付け、火星探査の設計基準に基づいた QT(Qualification Test)レベルで XYZ の 3 方向それぞれについて正弦波・ランダム振動試験を行う. 試験では加速度センサを 2 台使用し、加速度をモニタリングするとともに、BBM の動画撮影を行う.

2.5. 分析手法

サンプルコレクターの性能を評価するため、それぞれの試験前後にエアロゲル分析を行う. SA と表面分析は光学顕微鏡(VHX-1000, Keyence 等)による観察を行う. 撃ち込み試験の場合は、試験後に粒子のトラック長等を評価する. CA の分析は、まず光学顕微鏡(VHX-1000, Keyence 等)により撃ち込み表面を分析し、次にマイクロエックス線 CT(Xradia XCT-200)に

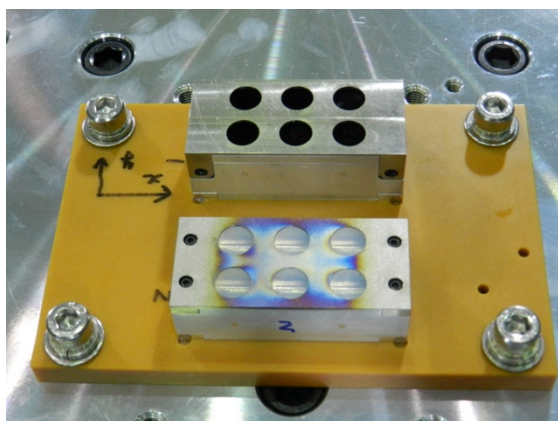


図 6 振動試験装置に取り付けられたサンプルコレクターBBM: SA(前), CASA(後).

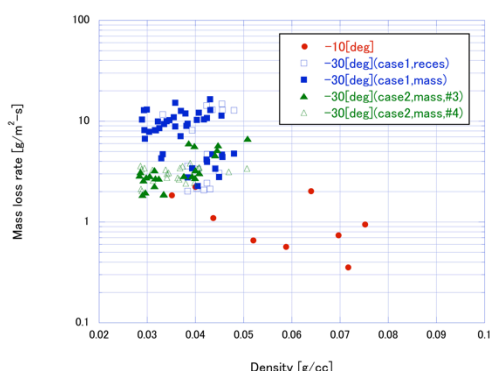


図 7 AWT 加熱試験による CA の質量損失速度の比較：(1) -10 度 ($m_1=10\text{g/s}$), (2) -30 度(case1, $m_1=10\text{g/s}$, $m_2=0\text{g/s}$) (3) -30 度(case2, $m_1=8\text{g/s}$, $m_2=10\text{g/s}$).

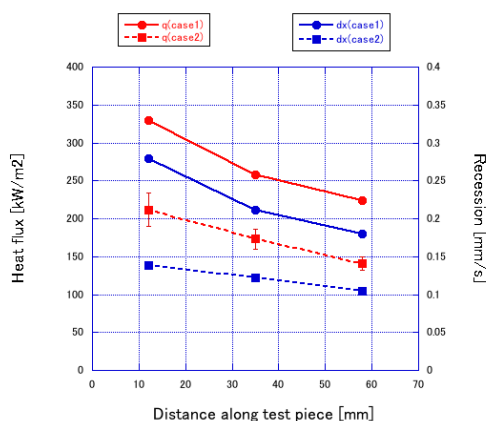


図 8 ウェッジホルダー表面の熱流束とリセセッション分布の比較：case1 ($m_1=10\text{g/s}$, $m_2=0\text{g/s}$), case2 ($m_1=8\text{g/s}$, $m_2=10\text{g/s}$).

より、CT スキャンを行い、エアロゲル内部の粒子分布分析を行う。

3. 結果と考察

3.1. 加熱試験結果

アーク風洞加熱試験では-30 度ウェッジホルダーを使用した。気流検定の結果、ウェッジホルダー表

面の圧力分布は上流・中流・下流において約 0.72, 0.61, 0.48 kPa, 熱流束は上流・中流・下流において約 210, 170, 140 kW/m²であり、MASC サンプルリング環境(0.6 kPa, 150 kW/m²)を模擬できていることが判明した。それぞれの加熱環境に対応する質量損失速度を試験前後の重量差より求めたところ、前回の加熱環境(case1: $m_1=10\text{g/s}$, $m_2=0\text{g/s}$)では密度 0.03 g/s において質量損失速度が約 10 g/m²-s であったのに対して、今回の加熱環境(case2: $m_1=8\text{g/s}$, $m_2=10\text{g/s}$)では質量損失速度が約 3 g/m²-s であり、加熱率の低下に伴い、質量損失速度も低下していることが判明した。また、マイクロメータによるリセセッション速度計測の結果を図 8 に示す。質量損失速度と同様にリセセッション速度においても前回より低下しており、上流・中流・下流部でそれぞれ約 0.14, 0.12, 0.10 mm/s であった。

3.2. エアロゲル撃込試験結果

CASA サンプルコレクターBBM に対して、軽ガス銃撃ち込み試験をアルミナ粒子(30 μm)、モンモリロナイト粒子(10, 5 μm)を使用して実施した。ターゲットには厚さ 0.5~1.5 mm の CA 層と厚さ 10 mm の SA 層を用いた CASA を使用した。撃ち込み速度は 4.0~5.0 km/s であり、撃ち込み粒子は半径約 30 mm の範囲に分散するように粒子重量を調整し、エアロゲル供試体をこの範囲内にセットした。撃ち込み表面や SA 層は、光学顕微鏡で粒子貫入穴形状やトラック形状を観察し、CA 層に捕集された粒子に関してはマイクロ X 線 CT による粒子検出・トラック長分析を行った。X 線 CT により蓄積された撮像を 3D で解析し、カーボンエアロゲルに対する平均貫入距離を比較した(図 9 参照)。シリカエアロゲルに対するトラック分析結果⁵⁾と同様に、カーボンエアロゲルに関してもエアロゲル密度が低くなるほど粒子の貫入距離が長くなるような密度依存性⁶⁾が確認された。ただし、カーボンエアロゲルの場合、エアロゲル密度 0.03 g/cm³ においてもモンモリロナイト粒子(10 μm 以下)の平均貫入距離は 0.5 mm 程度でシリカエアロゲルの場合よりも短くなっている。結果として、カーボンエアロゲルの方がシリカエアロゲルよりも高強度であると考えられる。本稿ではさらに、CASA に撃ち込まれた 5 μm モンモリロナイトの貫入距離の分布を評価した(図 10 参照)。厚さ 0.8 mm の CA 層(0.03 g/cm³)を使用した場合、5 μm 粒子は約 80%が CA 層で捕集され、残りの約 20%が SA 層(0.02 g/cm³)で捕集される。CA 層では貫入距離が長くなるにつれて、粒子数は一様に減少しているが、SA 層では貫入距離が 300~400 μm でピークがある。また、SA 層のトラックは CA 層と比べて空洞が大きく、先端の粒子検出、トラック形状、トラック長の分析が比較的容易である。より多くの粒子を SA 層で捕集するためには、サンプルリング時間、CA 層リセセッション量、CA 層の機械的強度の最適化が必要である。

3.3. 振動試験結果

MASC サンプルコレクターBBM の QT レベル振動試験を実施した。正弦波振動試験の最大振動数は 100 Hz, 振動レベルは 25G である。垂直方向振動試験時の BBM 写真を図 11 に示す。試験後に光学顕微鏡表面分析を行った結果、CASA, SA とともに振動試験によ

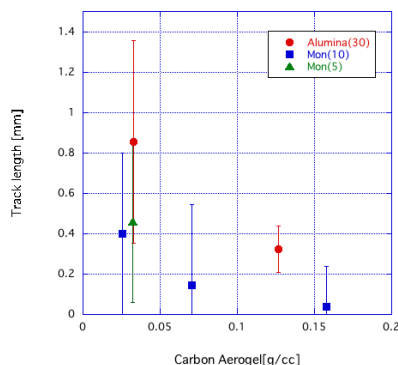


図 9 CA における粒子貫入距離の密度依存性。

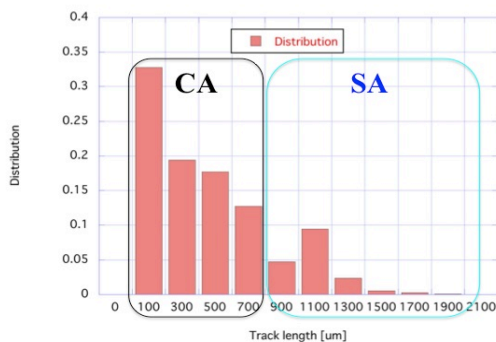


図 10 CASA に撃ち込まれた 5 μ m モンモリロナイト粒子の貫入距離分布。

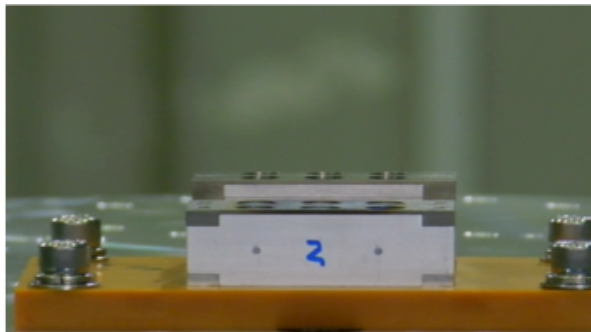


図 11 垂直方向振動試験中のサンプルコレクター BBM。

る損傷はみられなかった。

今後、熱真空試験等の QT 環境試験を実施するとともに、環境試験による熱耐性・捕集性能への影響評価試験を行う。さらに JAXA において開発中の SEM(走査型電子顕微鏡)マニピュレーターシステム⁷⁾を用いて、微粒子摘出技術実証試験を行う。

4. おわりに

MASC ミッションの実現に向けて、カーボン・シリカエアロゲルを用いた火星ダスト捕集用サンプルコレクターBBMを開発した。まず、サンプルコレクターの熱耐性を AWT 加熱試験により検証した。そ

の結果、平均加熱率 170 kW/m² において低密度カーボンエアロゲルのリセッション速度は約 0.12 mm/s であった。次に、軽ガス銃エアロゲル撃ち込み試験を実施し、サンプルコレクターの火星ダスト捕集性能を検証した。ミッションの目的である 5 μ m クラスのモンモリロナイト粒子の撃ち込みを行い、CASA サンプルコレクターによる 5 μ m モンモリロナイト粒子の捕集性能を実証した。最後に、QT レベルの振動試験を実施し、サンプルコレクターBBM の機械的強度を実証した。今後は、SEM マニピュレーターシステムによる 5 μ m 粒子摘出・成分分析技術開発を行うとともに、MASC サンプルコレクターのサブシステム化を目指す。

謝辞

エアロゲル試験片を制作していただいた河合秀幸教授、軽ガス銃撃ち込み試験に協力していただいた皆様、X 線 CT 分析に協力していただいた皆様にあらためて感謝の意を表明したい。また、サンプリングに関してアドバイスしていただいた矢野創博士、橘省吾教授、黒澤耕介博士、MASCWG の皆様に感謝の意を表明したい。

参考文献

- 1) Fujita, K., *et al.*, “Conceptual Study and Key Technology Development for Mars Aeroflyby Sample Collection,” *Acta Astronautica*, Vol. 93, pp. 84-93, 2014.
- 2) Ozawa, T., Suzuki, T., Takayanagi, H., and Fujita, K., “Investigation of Martian-Dust Drag and Heat Transfer for Mars Sample Return Mission,” *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 25, No. 3, pp. 341-353, 2011.
- 3) Tomasko, M. G., Doose, L. R., Lemmon, M., Smith, P. H., and Wegryn, E., “Properties of Dust in the Martian Atmosphere from the Imager on Mars Pathfinder,” *Journal of Geophysical Research*, Vol. 104, No. E4, pp. 8987-9007, April 1999.
- 4) Terata, I., Nakajima, K., Ogino, Y., and Sawada, K., “Study of Capsule Geometry for Dust Sample Acquisition during Mars Atmospheric Entry Flight,” *AIAA Paper 2011-1039*, Jan. 2011.
- 5) Ozawa, T., *et al.*, “Investigation of Martian Dust Sample Capture toward Mars Aero-flyby Sample Collection Mission,” *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan*, Vol. 10, No. ISTS28, pp. Pk11-Pk17, 2012.
- 6) Kitazawa, Y., *et al.*, “Hypervelocity Impact Experiments on Aerogel Dust Collector,” *Journal of Geophysical Research*, Vol. 104, No. E9, pp. 22035-22052, 1999.
- 7) Ozawa, T., *et al.*, “Investigation of New Martian Dust Sample Capture System,” *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan*, Vol. 12, No. ISTS29, pp. Pr7-Pr12, 2014.