

大気圏突入飛行中の展開型エアロシェルとの分離実験 (RATS-J)

○山田和彦、永田靖典 (宇宙航空研究開発機構)、高橋裕介 (北大)、高柳大樹、中尾達郎、羽森仁 (宇宙航空研究開発機構)、森吉貴大 (金沢工大)、石村康生 (早大)、鈴木宏二郎 (東大)

Demonstration of deployable aeroshell "Jettison" during the reentry flight (RATS-J)

Kazuhiko Yamada, Yasunori Nagata (JAXA/ISAS), Yusuke Takahashi (Hokkaido University), Hiroki Takayanagi, Tatsuro Nakao, Hitoshi Hamori (JAXA), Takahiro Moriyoshi (Kanazawa Institute of Technology), Kosei Ishimura (Waseda University), Kojiro Suzuki (The University of Tokyo)

Key Words: Deployable aeroshell, Aerocapture, Drag modulation, Flight demonstration, Sounding rocket

Abstract

Aerocapture has long been eagerly awaited technology to innovate the space transportation in planetary exploration. However, the aerocapture has never been applied to real missions because of its technical difficulty. Recently, new concept of the aerocapture with the drag modulation was proposed based on maturity of the deployable aeroshell technology. This concept requires only jettison of a large-area aeroshell at appropriate time during the atmospheric entry flight and it may lead to make simple system with small resource. A key technology of its feasibility is a safe and stable jettison of a large-area and flexible aeroshell during the hypersonic flight. Hence, a flight test using a sounding rocket is proposed to demonstrate deployable aeroshell jettison during a reentry flight. The experimental vehicle with a mass of 15kg and an aeroshell's diameter of 2.5m can experience same aerodynamic environment as Mars aerocapture in reentry flight by a S-520 sounding rocket. In this paper, the proposal of its flight demonstration is introduced.

1. はじめに

エアロキャプチャ¹⁾は、惑星探査における宇宙輸送システムを革新させる技術として、古くから待望されている。しかし、その技術的な困難さから、これまで実ミッション適用されたことはなく、宇宙空間での技術実証試験に挑戦した例もない。

エアロキャプチャとは、惑星間を航行する探査機を惑星周回軌道に投入する手法の一つであり、その名の通り、惑星大気の大気抵抗を探査機の減速に活用する方法である。具体的には、探査機を惑星間軌道から直接惑星大気に突入させて、その飛行軌道を正確に制御して、フライバイしてしまうより大きく、着陸してしまうよりは小さい減速量を空気抵抗で獲得して、惑星の重力圏に捕獲し、周回軌道の遠点で、近点を上昇させるためのわずかな増速を行うことで、探査機を定常的な周回軌道に入れる技術である。これを実現する方法として、従来から、探査機を大気圏突入中に空力誘導で飛行軌道を精密に制御することで、想定する空気力を得る方法 (揚力変調方式) が多く検討されてきた。しかし、これを実現するには、飛行中、常に精密な空力操舵により軌道制御をしなければならないため、探査機システムが複雑になるこ

とや精工な空力シェルが必要になることから探査機的设计自由度が少なくなることもあり、推進剤をつかった減速システムと比べてもメリットを十分に生かせず、実ミッションでの採用に至っていない。しかし、近年、展開型柔軟エアロシェル技術の発展²⁾にともない、新たなエアロキャプチャの方式が注目を集めている。それが、大面積のエアロシェルを投棄による抗力変調型のエアロキャプチャである。これは、大気圏突入前に大面積のエアロシェルを展開し、その状態で惑星大気に突入し、高層大気で効率よく減速量を獲得し、必要な減速量を得たタイミングで、エアロシェルを投棄するという方法である。エアロシェルを投棄した後、探査機がうける空気抵抗は小さいため、そのまま宇宙空間に戻り、周回軌道に入れる。この方法の場合、飛行中に要求される操作は、展開型エアロシェルをタイミングよく切り離すことだけであり、シンプルなシステムで実現が可能である。また、展開型エアロシェルは、探査機本体を包むように展開されるため、探査機的设计制約も大きくはないと考えている。図1に、推進機の周回軌道投入、従来型の揚力変調方式のエアロキャプチャ、ここで提案されている抗力変調方式のエアロキャプチャの概念をそれぞれ模式的に示す。

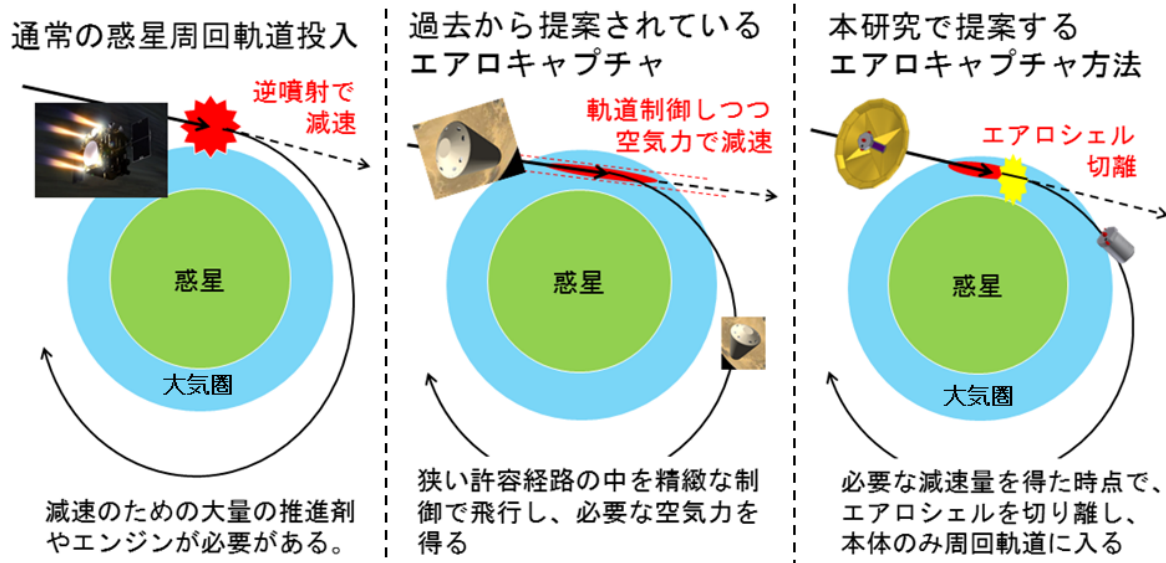


図1：周回軌道投入方法の比較（左：推進剤を利用したもの、中：従来型のアエロキャプチャ（揚力変調方式）、右：新規提案のアエロキャプチャ（抗力変調方式）

エアロキャプチャは、周回軌道投入に必要な推進剤や推進システムを大幅に削減できるため、大きな質量メリットがある一方で、従来、検討されていた揚力変調方式では、大気圏内飛行のためのシステムが複雑かつ制約が大きく、そのメリットを生かし切る設計ができなかった。抗力変調方式では、要求される制御がエアロシェルの切り離しのみになるため、質量メリットを維持したシンプルなシステムで、エアロキャプチャが実現できるかもしれない。抗力変調方式は、エアロシェル投棄の前後の空気抵抗の差が小さくないと成立しない（大気の不確実性を吸収できない）ことが知られており、まさに、展開型柔軟エアロシェル技術が成熟してきたことにより、現実味を帯びてきた新しい発想である。

この技術を実現するための最も重要な鍵技術は、大気圏突入飛行中に安全かつ安定に大面積の柔軟エアロシェルを分離できるかどうかにある。極超音速気流中での柔軟物の分離は、これまで、あまり研究対象とされてきたことのない事象であり、高速流体、柔軟構造、空力加熱、姿勢運動に加えて、軌道力学まで関わる複雑な事象である。これまで、風洞試験³⁾や数値解析でも、その挙動の評価を進めてきてはいるが、このような複雑な現象を完全に再現・理解するのは難しく、実フライト環境での実証試験は、非常に重要な意義を持つ。そこで、観測ロケット実験での再突入環境を利用して、実フライト環境における柔軟構造物の極超音速気流中での分離実験を計画した。本稿では、その実験計画について紹介する。

2. 提案する飛行実験の概要

ここで提案する飛行実験は、観測ロケット実験における再突入飛行環境下において、エアロキャプチャ探査機を模擬した実験機から展開型柔軟エアロシェルを分離することにより、抗力変調が可能であることを実証することを目的とする。

展開型エアロシェルを有する実験機を、観測ロケットで高度 300km まで打ち上げ、そこから大気圏に突入させることで、極超音速飛行を実現する。大気圏突入中の適切なタイミングで、エアロシェルを分離し、エアロシェル、及び、実験機本体に搭載した加速度センサ等で、抗力変化を測定する。それに加えて、GPS 等により軌道の変化も計測して、抗力変調の効果を評価する。また、分離時の挙動については、姿勢センサやカメラ（高速カメラや赤外カメラ）による撮像により、安全に分離できたかを詳細に分析する。現在、想定している実験シーケンスを、図2に示す。基本的には、過去の展開型エアロシェルの大気圏突入実験⁴⁾⁵⁾をベースに組み立てられている。ミッションシーケンスは以下の通りである。

- ① 観測ロケットは、S-520 を想定し、実験機の質量は 10kg～15kg と想定する。エアロシェル展開後の直径は 2.5m 程度で、エアロシェル収納時は、直径 40cm 以下に収まる。
- ② 打ち上げ後、パワードフライト終了後に、スピンを止めずに、ロケットを実験機の分離姿勢に変更する。

- ③ 姿勢変更完了後に、エアロシェルを展開し、実験機を分離する。
- ④ 頂点高度は、300km程度を想定。
- ⑤ 高度 100km~80km で、最大マッハ数（6 以上）と最大空力加熱を経験する。
- ⑥ 適切なタイミングでエアロシェルを分離する。（分離時の機体運動や環境データを取得）
- ⑦ 分離後、本体はテレメータ装置で軌道情報をダウンリンクする。エアロシェルは緩降下し、イリジウム経由で位置データを送信する。
- ⑧ 本体は水没するが、エアロシェルは、インフレーター部の浮力で海上浮揚して回収を待つ。
- ⑨ エアロシェル回収後、軌道データ、画像データ等、詳細なデータを取得する。

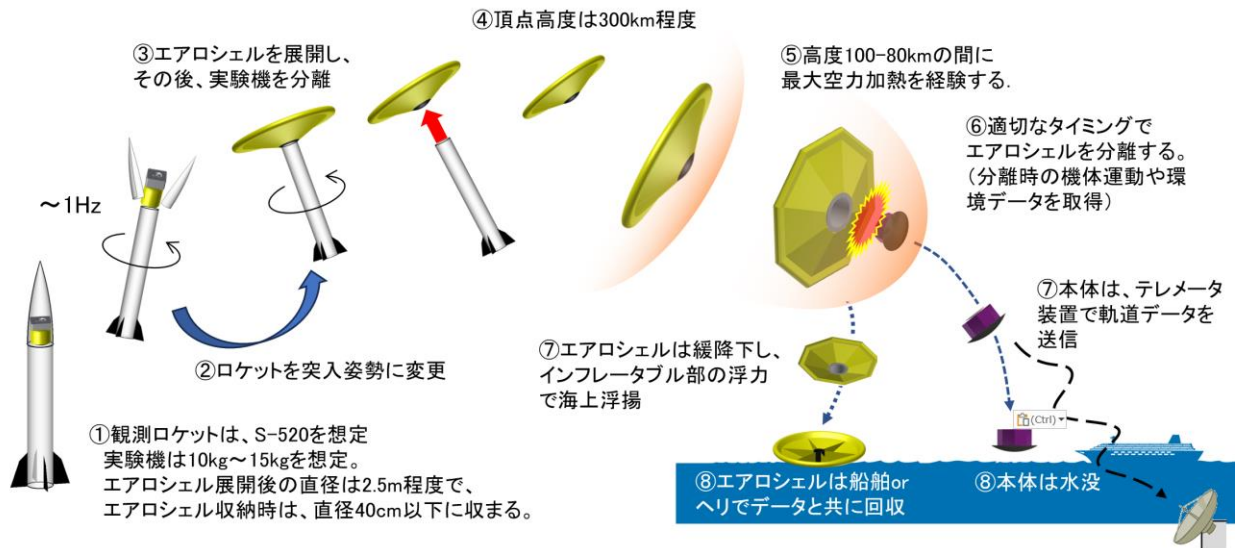


図2：ここで提案する大気圏突入飛行中の展開型エアロシェル分離実験(RATS-J)のミッションシーケンスの概念図

この実験で得られる飛行環境については、軌道解析で推算している⁹⁾。例えば、分離高度を69kmに設定すると、マッハ数6.3、動圧172Paの環境でエアロシェルを分離することになる。火星エアロキャプチャで想定される動圧は130~220Pa程度であり、本試験では、実際に近い空力環境での試験が可能である。動圧をそろえることにより、柔軟エアロシェルにかかる荷重が一致するので、エアロシェルの変形形状や運動挙動も模擬される。ただし、火星ミッションでの分離時のマッハ数20以上であり、本試験の条件とは異なるが、極超音速領域（マッハ5以上）であれば、空力的には大きな影響はないと考えている。

3. 実験機の開発状況

RATS-Jの実験機、実験システムについても、基本的には、これまでの観測ロケット実験（S-MMACやRATS）をベースラインに考える⁶⁾。現在想定している実験システムの詳細については参考文献6)を参考にしてほしい。ここでは、RATS-J実験に向けて、重要な2つの要素技術の状況について紹介する。

本試験でも、当然、展開型エアロシェルは重要な鍵技術の一つである。RATS-Jでは、直径2.5mのエア

ロシェルを使用する予定であり、2023年12月に大型の展開型エアロシェルの飛行試験（RATS-L）で飛行実証に成功したエアロシェルを用いる予定である。RATS-Lのフライトに用いたエアロシェルは、フライト中、及び、回収後も異常がなく、観測ロケット実験の飛行環境に耐えうる大型のエアロシェルが完成したと考えている。ただし、RATS-Lのエアロシェルは、開発段階で破損が多発し、その都度、設計改良を加えてきており、最終的なフライト品について地上試験で十分な性能確認ができていない。RATS-Jに向けて、しっかり地上検証を実施し、信頼性の高いエアロシェルとして完成させていく必要がある。図3は、RATS-L実験で使用し、回収されたエアロシェルの気密試験を実施した時の様子である。また、RATS-Lでは、低速飛行中に空力不安定現象が発生し、実験機が回転したことがわかっている。その対応のために、RATS-Jでは、両面フレア型への変更も考えている。今後、両面フレア型についても、空力安定性の評価を進めていく必要がある。（ただし、RATS-Jでは、極超音速飛行中でエアロシェルを分離するので、この空力不安定現象は実験の成否に、直接的には関係はない）。



図3：RATS-L で使用した直径 2.5m のエアロシェル
の回収後に実施した気密試験時の写真（一番手前の
エアロシェルが RATS-L のフライト品）

もう一つの重要な要素技術は、エアロシェルの分離機構である。カプセル本体は、2階建ての構造を想定しており⁶⁾、それをマルマンクランプで固定することを考えている。マルマンクランプは、ワイヤーで固定する方式を考案しており、図4に示すように、（他の実験機用のものであるが、）試作を進めている。ワイヤーカッターで、ワイヤーを切断することにより、クランプが外れて、上下の板が分離するというものである。シンプルな機構かつ、アクチュエータに関しては冗長系も組むことができるので、本試験に適しているシステムと考えている。今後、この方式を実験機の設計にインテグレーションしていく。

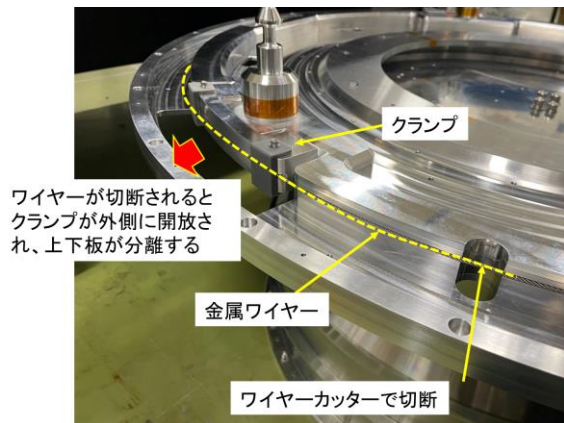


図4：ワイヤー方式のマルマンクランプ分離機構の
試作品

4. まとめ

惑星大気を利用して、探査機を周回軌道に投入するエアロキャプチャ技術は、技術的に非常に困難であり、これまで実ミッションに適用された例はないが、今も惑星探査の輸送分野を革新させる技術として待望されている。近年、展開型柔軟エアロシェル技

術が発展してきたことにより、エアロキャプチャの技術的なハードルを下げることができるエアロシェル投棄による抗力変調方式のエアロキャプチャという新しい方法が提案された。ここでは、観測ロケット実験 RATS シリーズのヘリテージを活用し、抗力変調方式のエアロキャプチャの鍵技術である大気圏突入飛行中の柔軟エアロシェルの分離の実証試験を提案した。挑戦的な技術実証試験であるが、これまで積み重ねてきた展開型エアロシェルの技術や観測ロケットでの大気圏突入実験技術により、実現可能であると考えており、この試験が成功すれば、超小型衛星による世界初のエアロキャプチャ実証ミッションにむけて、重要なステップとなると考えている。

参考文献

- 1) London, Howard S, "Change of satellite orbit plane by aerodynamic maneuvering". *Journal of the Aerospace Sciences*. 29 (3): 323–332, 1962.
- 2) 山田和彦, 鈴木宏二郎, 安部隆士, 今村宰, 秋田大輔, MAAC 研究開発グループ: 展開型柔軟構造大気突入機 MAAC の開発と将来展望, 日本航空宇宙学会誌, 第 59 巻, 第 695 号, 2011.
- 3) 宮盛剛, 山田和彦, 永田靖典, 小柳潤, 竹田悠志, 極超音速風洞を用いた柔軟エアロシェルの分離試験, 第 67 回宇宙科学技術連合講演会講演集、3H01, 2023 年 10 月
- 4) Yamada, K., Nagata, Y., Abe, T., Suzuki, K., Imamura, O., and Akita, D.: Suborbital Reentry Demonstration of Inflatable Flare-type Thin-membrane Aeroshell Using a Sounding Rocket, *JSR*, 52, 1, pp. 275-284, 2015.
- 5) Nakao, T., Yamada, K., Hamori, H., Ishimaru, T., Imai, S., Nagata, Y., Maehara, K., Habu, H., Maeda, K., Akimoto, Y., Mori, M., Mitsuno, M., Hirata, K., Takasawa, H., and Suzuki, K.: Overview of Reentry and Recovery Module with Deployable Aeroshell Technology for Sounding Rocket Experiment, *AIAA-2022-2710*, 2022.
- 6) 永田靖典他、「展開型エアロシェルの極超音速飛行中分離の飛行実証実験 RATS-J」、観測ロケットシンポジウム 2022 講演集、2023-03,