

展開型エアロシェルによる大気圏突入技術の飛行実証

○永田 靖典 (JAXA/ISAS), 山田 和彦 (JAXA/ISAS),
中尾 達郎 (JAXA/研開), 羽森 仁志 (JAXA/研開), 鈴木 宏二郎 (東大)

Flight Demonstration of Atmospheric-entry Technology using Deployable Aeroshell
Yasunori Nagata (JAXA/ISAS), Kazuhiko Yamada (JAXA/ISAS),
Tatsuro Nakao (JAXA/RD), Hitoshi Hamori (JAXA/RD), and Kojiro Suzuki (The University of Tokyo)

Key Words: Deployable Aeroshell, Entry-Descent-Landing and Recovery, Flight Demonstration, Sounding Rocket

Abstract

Deployable aeroshells have the potential to innovate atmospheric entry technology. Our deployable aeroshell has a simple structure in which deployment is completed by filling the inflatable ring with gas. We have been developing, selecting, and improving the membrane material for the inflatable ring. For the actual use of the deployable aeroshell, it is necessary to demonstrate the performance of the deployable aeroshell in an actual atmospheric entry flight environment and to further improve the technical proficiency of the deployable aeroshell. Therefore, we propose to improve the technical proficiency in a step-by-step manner through a series of multiple sounding rocket experiments. First, a 1.2 m diameter deployable aeroshell using a new material will be demonstrated at RATS by S-520-31, which is scheduled to be launched in the summer of 2021. As the next step, we are considering the demonstration of a large-scale deployable aeroshell with a diameter of 2.5 m or more.

1. はじめに

大気圏突入技術は、惑星探査を支える技術として、観測器を惑星表面に送る、惑星サンプルを地球に持ち帰るための唯一の方法である。その中でも、展開型エアロシェルを利用した大気突入システムは、新しい選択肢として世界的に注目されており、大気圏突入技術を革新できる可能性を秘めている^{1,2)}。

日本では、2000年代から大学において基礎研究が開始され、複数回のフライト実証実験を通して展開型エアロシェルの基盤となる技術レベルを向上させてきた³⁾。展開型エアロシェルを用いた軽量・大面積の低弾道係数型飛行体には様々な形態が考えられるが、比較的シンプルな構造として、カプセルとインフレータブルリングとの間に薄膜を張り、インフレータブルリングで構造を維持する形態を採用している。この形態の利点を以下に挙げる。

- 柔軟構造のため収納・展開が可能であり、様々な機体形状に柔軟に対応可能。
- 軽量・大面積の空力デバイスにより、空力減速を効率良く得られる。
- 空力加熱が大幅に減少し、高温環境にさらされないため、安全であり、耐熱材料コストが削減できる。

- 終端速度が大幅に減少し、軟着陸（軟着水）が可能。
- インフレータブル構造にエアバック機能・フロート機能を付加でき、海上浮揚が可能。
- 大気圏突入前に展開完了させてしまえば、大気圏突入・緩降下・軟着陸（軟着水・海上浮揚）の機能を1つのデバイスで実現可能であり、信頼性が高い。

この形態では、インフレータブルリング内部にガスを充填し、その内外圧差で、エアロシェルにかかる空力荷重を支える構造となっている。低弾道係数とはいえ、大気圏突入時の空力加熱により、インフレータブルリング部も加熱されるが、これにより気密性が破壊され、内外圧差が減少すると、インフレータブルリングの形状を維持できなくなり、弾道係数は増加する。そうなってしまうと、空力加熱の増大による機体の焼失、もしくは終端速度の増大によるハードランディングにつながってしまう。そのため、空力荷重を支えるために、インフレータブルリング部が気密性を保持できるかどうか最大の課題となっている。インフレータブルリングを用いない形態（形状記憶合金を用いた展開型エアロシェルなど）も検討されているが、大気圏突入時の高い空力荷重を支えることが可能な形態は見出されていない。

インフレータブルリング部の耐熱性・気密性は、膜面材料、チューブ構造設計、製造技術により決まってくる。地上実験においてインフレータブルリング部の一部を切り出した要素単位での加熱試験⁴⁾が実施されており、この結果に空力荷重試験の結果も考慮して、チューブ構造（多層構造）設計が決められている。製造においては、チューブの接合部に接着剤を手作業で塗布するなど、再現性のとりにくい手順が存在する。膜面材料を改良するなど製造上の困難さを減らしつつ、製造手法の確立をメーカーと共同で進めている。製造されたインフレータブルリングは、サイズが巨大であり、地上実験で性能評価を十分に行うことができないため、実利用に向けて、フライト試験での検証が必要となる。その手段として観測ロケット実験を提案し、これにより技術成熟度を高めることを目指す。

展開型エアロシェルは、すでに S-310-41 号機³⁾でフライト試験を実施しており、その機体システムを発展させた S-520-31 号機のフライトも 2021 年度に予定されている。S-520-31 号機には、観測ロケット実験データ回収モジュール RATS (Reentry and Recovery module with deployable Aeroshell Technology for Sounding rocket experiment) が搭載されており、その回収機能を実現するために展開型エアロシェルが利用されている⁵⁾。観測ロケット実験では、高解像度画像や高サンプリングレートデータの取得、および実験装置の回収の需要が高まっている。RATS では、飛行中に得られた大容量データを RATS 内部ストレージに保存し、データを回収できる機体システムを構築、完成形にすることが目的となっている。RATS が実現することで大気圏突入技術のテストベッドとしての利用が可能となり、これを利用して、実際の大気圏突入飛行環境における性能実証を進め、展開型エアロシェルの技術習熟度を段階的に高めていくことを計画している。

RATS は第 1 段階の試験（試験 No. 1）に相当し、S-310-41 号機と同じ直径 1.2 m エアロシェルを採用しているが、S-310-41 号機のフライト試験以降に開発・採用の新規膜面材料を用いた展開型エアロシェルの実証を目的としている。試験 No. 2 (RATS-L) では、RATS で培われた製造技術をスケールアップして製造する大型の展開型エアロシェルの実証を目指す。これは、図 1 に示すような実利用を想定すると、より大質量の機体を大気圏突入させるために、より大型の展開型エアロシェルが必要となることにつながる⁶⁾。さらに試験 No. 3 (RATS-SEP) では、将来の惑星探査につながる技術（図 2）として、大気圏突入飛行中の展開型エアロシェル分離技術の実証を目指す⁷⁾。これらの観測ロケット

実験シリーズは、将来提案されるであろう新しい惑星探査を創出し、支える技術としての展開型エアロシェル技術の技術実証手段として位置づけられる。

本稿では、試験 No. 2 (RATS-L) の検討状況について述べるとともに、その機体システムのベースとなる RATS の開発状況についても述べる。



図 1 展開型エアロシェルを利用した地球低軌道からの帰還

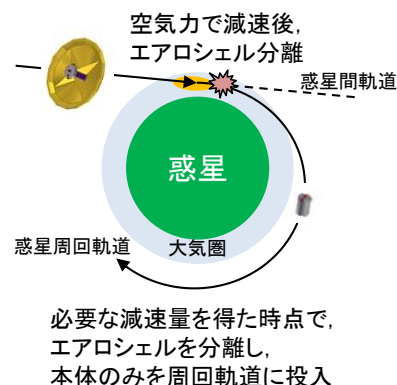


図 2 展開型エアロシェルを利用した惑星周回軌道投入エアロキャプチャ

2. 観測ロケット実験シーケンス

RATS-L における実験シーケンスを図 3 に示す。実験シーケンスは、S-520-31 号機 RATS に準じており、ロケット燃焼終了後、ノーズコーン開頭、エアロシェル収納カバー開放、リング部へのガス充填、カプセル分離の順に実施される。カプセル分離後、大気圏突入、緩降下、軟着水、海上浮揚し、回収を待つ。着水後は、カプセル位置を特定できるように、

4. RATS の開発状況

RATS は 2021 年夏期の S-520-31 号機での打上げに向けて、現在、フライトに供される FM (Flight Model) の環境試験が進められている。電気回路システムの開発と動作試験、インフレーターブルリング FM 品の気密試験、エアロシェル FM 品の収納試験、FM 機体システムを用いたガス充填試験、真空環境下での分離射出機構の動作試験、搭載機器単体・RATS 機体システム全体の振動試験、ロケット搭載時の計装チェックを実施し、各試験で問題無いことを確認している。また、エアロシェル EM (Engineering Model) 品を用いた着水衝撃試験、浮揚試験を行い、着水衝撃に耐えうる性能と十分な浮揚時間 (25 時間) を有していることを確認している。今後、噛み合わせ試験を通して最終確認を行っていく。RATS の収納状態と展開状態の様子を図 7 に示す。



図 7 RATS 全体 (左) と展開状態 (右) の様子

5. 大型展開エアロシェル実証機 RATS-L

RATS-L に向けての RATS からの大きな変更点は、展開型エアロシェルの大型化である。展開型エアロシェルの耐えうる最大熱流束を 100 kW/m^2 程度とした場合、小型衛星の一部 (15 kg) を地球低軌道から大気圏突入させるには直径 2.5 m の展開型エアロシェルが必要となる⁶⁾。また、超小型深宇宙探査機 PROCYON 級の機体を、エアロキャプチャにより火星周回軌道に投入するには直径 3 m 以上の展開型エアロシェルが必要となる⁷⁾。実利用を想定すると、大型の展開型エアロシェルの実証は必須であり、これを実施することが RATS-L の目的である。

5.1. 展開型エアロシェル

RATS-L では、RATS の展開型エアロシェルの設計を踏襲し、それをサイズアップした大型の展開型エアロシェルを採用する。展開型エアロシェルは、インフレーターブルリング部と膜面フレア部に分けられ、インフレーターブルリング部の一部である膜面カバーがフレア部と接続された構成となっている。インフレーターブルリング部は多層構造となっており、内側から気密層、保護層、強度層、膜面カバー、断熱層となっている。

気密層には、独自開発したシリコンゴムコーティングされたポリイミドフィルムを採用し、軽量性・ガスバリア性・高耐熱性・堅牢性を兼ね備えた信頼性の高いものとなっている。断熱層には、難燃性シリコンゴムを採用し、アブレーション効果を利用した高耐熱性を有している。これら以外の層とフレア部には、耐熱繊維 ZYLON 織物を用いているが、S-310-41 号機に比べて薄膜化・軽量化された織物を採用している。大型化については、材料が異なるものの、これまでに直径 2.5 m エアロシェルと直径 3.5 m インフレーターブルリングを製造した実績 (図 8) があり、膜面材料を RATS 相当に変更して製造していく。



図 8 これまでに試作した大型のエアロシェル (左、直径 2.5 m) とインフレーターブルリング (右、直径 3.5 m)

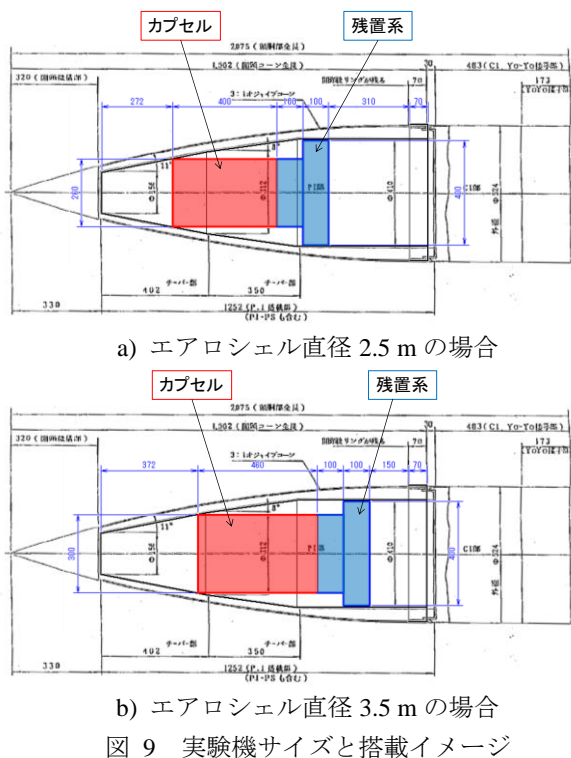
エアロシェル直径 2.5 m および 3.5 m の場合の RATS-L の諸元を表 1 に示す。比較のため RATS の諸元も表中に記載している。エアロシェル直径が大きくなると、弾道係数が低下するため、最大空力加熱と着水速度が低下し、飛行環境としては易しくなる傾向にある。最大空力荷重は、どのケースも 12 G であり、機体質量に比例した荷重がエアロシェルに作用することになる。チューブ直径は、最大空力荷重を受けてもインフレーターブルリングが構造破壊されないサイズとしている⁵⁾。チューブ容積は、直径 2.5 m で RATS の約 5 倍、直径 3.5 m で約 10 倍となり、より多くの充填ガスが必要になる。そのため RATS-L では、CO₂ ガスカートリッジから、高圧窒素ガスタンクへタンクを変更する。

表 1 実験機の諸元

	RATS	RATS-L (2.5m)	RATS-L (3.5m)
エアロシェル外径	1.2 m	2.5 m	3.5 m
チューブ直径	0.10 m	0.15 m	0.18 m
機体質量	5 kg	10 kg (TBD)	10kg (TBD)
最大マツハ数	7	7	7
最大空力加熱	35 kW/m ² (曲率半径 0.15m)	20 kW/m ² (曲率半径 0.2m)	14 kW/m ² (曲率半径 0.2m)
最大空力加重	650 N (12 G)	1300 N (12 G)	1300 N (12 G)
着水速度	8.5 m/s	6 m/s	4 m/s
チューブ充填圧	130 kPaA	130 kPaA	130 kPaA
タンク容量	0.1 L (CO ₂ カートリッジ)	1.12 L (GN ₂ 15MPa 換算)	2.3 L (GN ₂ 15MPa 換算)

5.2. 実験機サイズ

展開型エアロシェルの場合、展開後のエアロシェルのサイズだけでなく、収納状態でのサイズも設計上重要である。収納時の容積はインフレータブルリング部が大半を占めるため、これを収納スペースに均等に収めることが、収納スペースの削減につながる。簡易的には、インフレータブルリング周長とチューブを畳んだ際の厚さから、アルキメデスの螺旋を仮定し、実験機本体に巻き付ける巻き数と半径方向厚さを見積もることができる。実際には、ガス注入用のポートがリング部に付き、カプセル本体からリング部までの配管もあるため、ある程度のマージンを考慮したサイズとなる。また、収納スペースの機軸方向長さは、チューブ周長の半分程度となる。収納スペースを考慮したカプセルサイズと観測ロケット搭載イメージを図9に示す。エアロシェル直径2.5 m、3.5 mともに、観測ロケットS-520のノーズコーン内に搭載可能であることがわかる。



5.3. 海上回収

実験機カプセルのテレメ送信は、通信容量の少ないイリジウム衛星通信のみであるため、RATS-Lにおいても、飛行中に得られたフライトデータは着水後に機体を回収することで、データ回収することを想定している。RATSではヘリコプターによる回収が予定されてい

るが、これは迅速な回収が不可欠であるためである。インフレータブルリングの気密層の一部にシリコンゴムシートが使用されており、充填ガスのCO₂はこのシリコンゴムシートを容易に透過するため、インフレータブルリング内圧の低下が早く、早期に水没してしまうのである。ヘリで回収する際は、ヘリに回収用の器具を取り付け、すくい上げるようにして機体を海上から持ち上げて回収される。すくい上げた後、ヘリのローターからのダウンバーストを回収した機体が受けて不安定になってしまうが、エアロシェルを大型化するとその影響がさらに大きくなり、ヘリでの回収は困難になると予想される。RATS-Lではチューブ容積の関係で充填ガス種をCO₂から窒素に変更するが、シリコンゴムシートに対する窒素のガス透過性はCO₂に比べて1桁小さく、より長期間の海上浮揚が可能となる。そのため、RATS-Lでは船による海上回収を想定している。

6. まとめ

インフレータブル型の大気圏突入用展開エアロシェル技術の実利用に向けて、実際の大气圏突入飛行環境において性能を実証することにより、技術成熟度を段階的に高めることを目的に、複数回の観測ロケット実験シリーズを提案した。

その第一段階としてのRATSがS-520-31号機により2021年度夏期の打上が予定されており、フライトに向けた準備が整った状態にある。

第二段階のRATS-Lでは、RATSの機体システムを流用し、より大型の展開型エアロシェルの実証を目指しており、その検討状況について述べた。

参考文献

- 1) 山田和彦, 鈴木宏二郎: 展開構造物を適用した大気圏突入機用柔軟エアロシェルの実利用にむけた研究開発, 日本航空宇宙学会誌, 第65巻, 第8号, 2017.
- 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) 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.
- 4) 菊池孔洋: 難燃性シリコンゴムシートを用いた柔

軟エアロシエル大気圏突入機のインフレーターブリ
ング構造体の耐熱性能評価, 平成 30 年度 名古屋大
学修士論文, 2019.

- 5) 秋元雄希, 山田和彦, 笠原次郎: 柔軟エアロシエル
を用いた観測ロケット実験データ回収システムの
開発, 2019 年度観測ロケットシンポジウム, 2020.
- 6) 山田和彦, 鈴木宏二郎, 安部隆士, 秋田大輔, 今村
幸, 永田靖典, 高橋裕介, MAAC 研究開発グループ:
展開型柔軟エアロシエル再突入機の地球低軌道か
らの再突入飛行実証試験計画, 第 59 回宇宙科学技
術連合講演会, 2015.
- 7) Suzuki, K.: Aerothermodynamic Studies on
Low-Ballistic-Coefficient Mars Aerocapture Vehicle
with Drag Modulation and Electric Propulsion, Trans.
Jpn. Soc. Aeronaut. Space Sci., 16, 5, pp. 412–419, 2018.