

展開型エアロシェル大気圏突入技術の post-RATS 飛行実証実験

○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)

Post-RATS Flight Demonstration Experiments for Deployable Aeroshell Atmospheric-entry Technology
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. 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 proposed to improve the technical proficiency in a step-by-step manner through a series of multiple sounding rocket experiments. First experiment, RATS, was demonstrated by S-520-31 in 2021. Next experiment, RATS-L for demonstration of a large deployable aeroshell with 2.5 meter diameter, is under development; EM manufacture and its validation tests have been completed. Also, further experiment, RATS-J for demonstration of deployable aeroshell jettison at hypersonic speeds, is under consideration.

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圏突入システムは、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ーリングとの間に薄膜を張り、インフレーター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。
- インフレーター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、インフレーター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、インフレーター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、インフレーター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、インフレーター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。インフレーター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。

2021年7月に打ち上げられたS-520-31号機において、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) により展開型エアロシェルを利用した回収機能が実証された⁵⁾。RATS が実現した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⁶⁾。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エアロシェルが採用されているが³⁾、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が実証された。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⁷⁾。さらに試験 No. 3 (RATS-J) では、将来の惑星探査につながる技術（図2）として、極超音速飛行中の展開型エアロシェル分離技術の実証を目指す⁸⁾。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) の開発状況と試験 No. 3 (RATS-J) の検討状況について述べる。



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

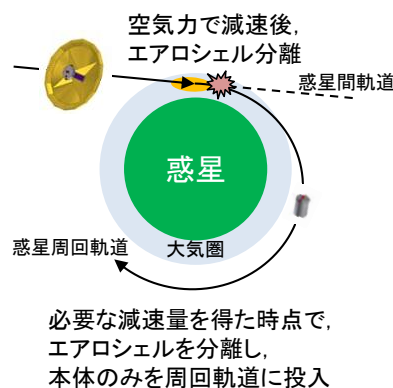


図2 展開型エアロシェルを利用した惑星周回軌道投入エアロキャプチャ

2. 大型展開エアロシェル実証機 RATS-L

2.1. 実験概要

RATS-L (Large) では、直径 2.5 m の大型の展開型エアロシェルの飛行実証を目的としている。S-520-31号機 RATS の展開型エアロシェルは直径 1.2 m であった。それに対して、展開型エアロシェルの耐える最大熱流束を 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⁷⁾。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⁸⁾。実利用を想定すると、より大型の展開型エアロシェルが必要となり、そのような大型展開エアロシェルの製造技術の確立や飛行状態の把握が必要となる。

特に展開型エアロシェルでは、織物やフィルムを組み合わせて縫製や接着により形作られているため、寸法精度を出すためには、実機スケールのものを製作して経験や知見を得ていく必要があり、スケールアップは容易ではない。そこで、RATS-L 実験を通して、製造技術の確立と製造された大型展開エアロシエルの実証を行っていく。

RATS-L のフライト実験では、大型柔軟エアロシエル飛行体に関して以下の点を目的としている。

1. 真空・無重量環境下での大型柔軟エアロシエルの展開挙動の把握
2. 分離射出時の大型柔軟エアロシエルの状態の把握
3. 大型柔軟エアロシエルによる空力減速性能の検証
4. 大型柔軟エアロシエルの空力加熱環境のデータ取得
5. 大型柔軟エアロシエルカプセルの自由飛行状態のデータ取得

RATS-L の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、エアロシエル収納カバー開放、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、イリジウム衛星通信で GPS 測位データを送信する。RATS ではヘリコプターによる回収が行われたが、RATS-L では船舶による回収を予定しており、機体捜索にはドローンを活用する予定である。

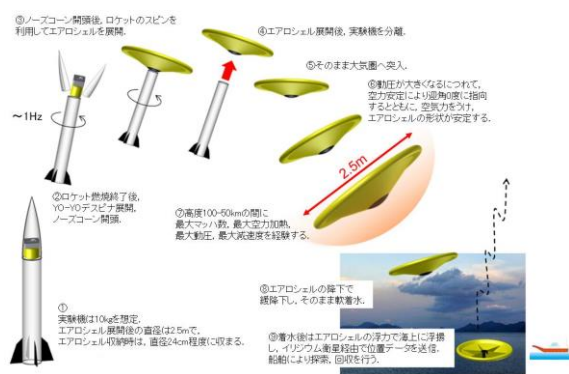


図 3 RATS-L の実験シーケンス

2.2. 機体構成

RATS-L では、RATS 機体システムの多くを踏襲するが、エアロシエルの大型化に伴い、インフレーターリング部の充填に必要なガス量が増加するため、ガス系については RATS から変更を加えた。また、実験機カ

プセルの重量増加に伴い、分離射出機構についても設計変更と変更後の検証を行っている。

RATS-L の機体構成を図 4 と図 5 に、システムブロック図を図 6 に示す。RATS-L は、実験機カプセルとロケット側残置系で構成されている。

ロケット側残置系は、インフレーターブルリングにガスを充填するためのガス系と、実験機を分離するための分離射出機構、これらを制御する制御基板 SCU で構成されている。打上前の搭載状態では、展開型エアロシエルは三ツ割の円筒形金属カバー内に収納された状態となり、金属カバーはワイヤーによって固定されている。ノーズコーン開頭後にワイヤーカッターをロケット側アビオから作動させることで、カバーが開き、展開型エアロシエルが解放される。ガス系として、サイドジェット (SJ) 部からの N2 ガス供給を受けて、電磁弁・分離配管を介して、実験機のインフレーターブルリング部に N2 ガスが充填される。展開型エアロシエルが大型となり、必要なガス量が増えたため、電磁弁を並列に接続することで、ガス充填に必要な時間の短縮を図った。分離配管により、実験機の分離がスムーズに実施され、実験機側の逆止弁によりインフレーターブルリング内圧が保持される。分離射出機構は、実験機を 3 つの爪で把持し、形状記憶合金を用いた分離アクチュエータ (ERM-500) を作動させることで爪が解放され、内蔵されたバネにより分離速度を持たせて実験機が分離・射出される。

実験機は、バッテリー (リチウムポリマー電池と一次電池の併用) と、主制御基板 MCU, 各種センサ, GPS アンテナ, イリジウムアンテナ, データストレージで構成されている。着水後に、GPS 測位データをイリジウム衛星通信経由で送信できるように、バッテリーと主制御基板は気密容器内に設置されており、GPS とイリジウムのアンテナには防水処理が施されている。また、フライト中の大容量データを保存するためのデータストレージも気密容器内に設置されている。実験機とロケット側とは、分離コネクタを介して接続されている。分離前は分離コネクタを介して、実験機のテレメータが SCU を通してダウンリンクされ、ロケット側の画像データなどが実験機内のデータストレージに保存される。

＜実験機全体図＞

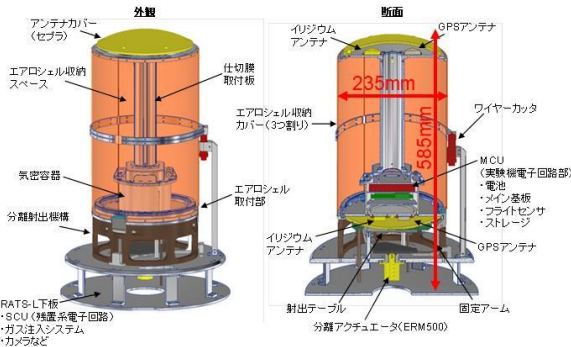


図 4 RATS-L の機体全体図 (収納形態)

＜カプセル形態＞

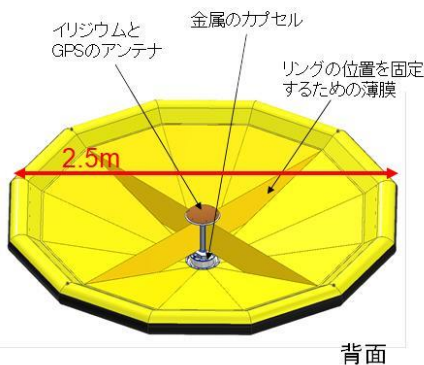


図 5 RATS-L の機体全体図 (展開形態)

がフレア部と接続されている。インフレータ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、膜面カバーとなっている。RATSでは最外層として断熱層が設置されていたが、RATS-Lでは空力加熱が小さいため省略されている。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。気密層以外の層と、フレア部、半径方向の膜面には、耐熱繊維 ZYLON の薄膜・軽量の織物を用いている。RATS-Lでは、直径 2.5 m、チューブ径 0.15 m、正 12 角形のインフレータブルリングに、フレア角 70° の薄膜エアロシェルを前面側に設置した展開型エアロシェルを採用している。

2.4. RATS-L の開発状況

2022 年 4 月時点で、EM (Engineering Model) の製作と各種 EM 検証試験が終了し、EM 設計に問題がないことを確認した。今後、FM (Flight Model) 設計確定に向けての微調整と FM 製作および検証試験を 2022 年度内を目標に進めていく予定である。

2.4.1. 直径 2.5 m 大型展開エアロシェル

RATS と同じ膜面材料を用いた直径 2.5 m エアロシェルの EM を作成し、構造強度試験、収納試験、ガス充填試験を実施した。

構造強度試験は、JAXA 調布の 6.5 m×5.5 m 大型低速風洞にて実施した。エアロシェルの構造強度はインフレータブルリング内外差圧に依存するため、インフレータブルリングの座屈破壊時の空力荷重と内圧との関係を取得した (図 7 左)。座屈破壊空力荷重と内圧との関係は、ローカルクリップリング理論から経験式が求められており、この経験式にもとづき、過去に製作されたエアロシェルの構造強度と比較を行った。結果として、今回試験した直径 2.5 m エアロシェル EM には製作上の問題があり、過去の経験式に比べて構造強度が低くなってしまった。問題を修正した EM を再度製作し、2022 年 9 月に再度試験を実施する予定である。

エアロシェルは収納時、所定の寸法内に収める必要があり、直径 2.5 m エアロシェル EM を用いて、寸法内に収めることが可能であることを検証した。結果として、直径 2.5 m エアロシェルを見積り通りの寸法内 (EM 筐体内) に収めることが可能であることを確認した (図 7 中・右)。

RATS-L では、RATS-L 分離後に無重量環境下での相乗り実験を実施する時間を確保するため、速やか

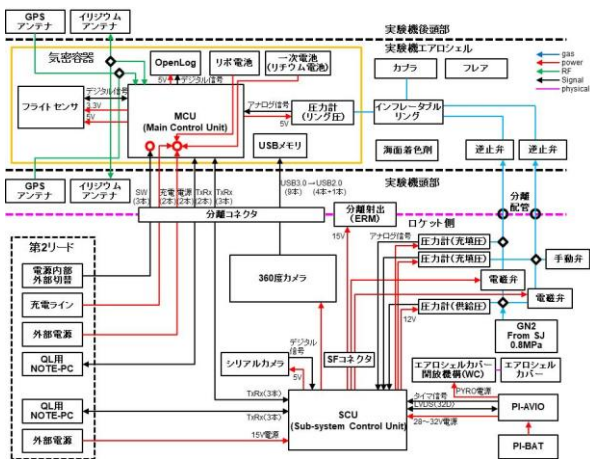


図 6 RATS-L のシステムブロック図

2.3. 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直径 2.5 m の大型の展開型エアロシェルを搭載する。展開型エアロシェルは、インフレータブルリング部と膜面フレア部、およびリング位置やフレア方向を決めるために半径方向に張った膜面で構成され、リング部の一部である膜面カバー

なガス充填が求められている。このガス充填に要する時間を把握することは、実験シークエンスの時間読みを明確にするために必要である。ガス流量は配管途中の電磁弁などの機器の影響を受けるため、フライト相当品である EM のガス系とエアロシェルを用いて、SJ からの N₂ ガス供給を受けてのガス充填試験を行った。SJ から 0.8 MPa のガス供給を受けて直径 2.5 m エアロシェルのリング内圧を目標の 130 kPaA まで上昇させるのに要する時間は、電磁弁開から 144 秒であった。結果として、後続の相乗り実験の実験時間を十分確保できることが確認された。

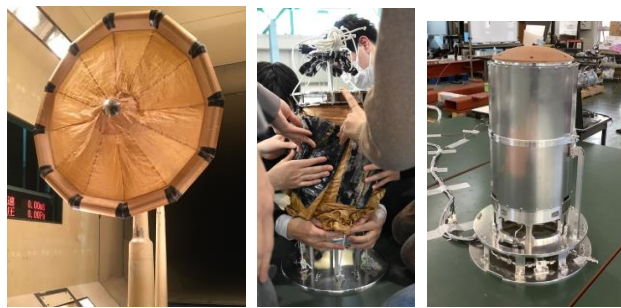


図 7 直径 2.5 m エアロシェル (左) と、エアロシェル収納作業中 (中) および、RATS-L 全体 (収納状態, 右)

2.4.2. 機体設計

RATS 機体設計をベースに、直径 2.5m エアロシェルを収納可能な機体サイズへの設計変更と、機体重量増加とサイズアップに伴う分離射出機構の設計変更、これらの設計変更を施した EM を製作した。製作した EM を用いて、単体振動試験を実施し、振動試験後に真空環境下での分離射出機構の動作チェックを実施した。

振動試験では、エアロシェル収納状態の機体と結合させたロケット残置系に対して、機軸方向のランダム加振と低周波衝撃、機軸垂直方向のランダム加振とサインバースト加振を実施した。内部に柔軟物を収納している関係で、加振前後での応答波形の変化が見られており、今後データを精査していく。加振後も分離射出機構にガタつきなどは見られなかった。全ての加振後に実施した真空環境下での分離射出機構の動作にも問題はなく、スムーズな分離・射出が行えることを確認した。なお、真空チャンバーサイズの関係で、分離射出機構の動作チェックは、エアロシェルを取り外した状態で実施した。

2.4.3. 着地点分散の評価

RATS-L は、RATS よりもさらに弾道係数が低いため、大気圏突入後の緩降下時に風の影響をより大きく受け、着地点の分散が大きくなることが予想される。着地点

分散を評価するために、GRAM2016 大気モデル⁹⁾に含まれる分散のデータベースを使用して、RATS-L 軌道のモンテカルロシミュレーションを実施した。大気モデルは風速分布の異なる 8 月と 12 月のデータベースを使用した。計算は質点に対する 3DoF 軌道計算であり、計算条件を表 1 に示す。ここでは、密度、風速 (南北, 東西)、抗力係数に分散を持たせ、抗力係数の分散は 5% とした。結果の着地点 4 σ 楕円を図 8 に示す。図中の黒線はロケットの落下軌道を示している。着地点分散楕円は 8 月と 12 月で大きく異なっており、長軸半径と、ロケット着水点から見た楕円中心位置は、

- 8 月 (夏期) 長軸半径 : 83km
楕円中心位置 : 西に 31km
- 12 月 (冬期) 長軸半径 : 118km
楕円中心位置 : 東に 75km

である。ここではロケットの飛行分散を考慮していないが、これを考慮した場合、8 月は半径 130 km 程度、12 月は半径 160 km 程度が着地点範囲と見積もられている。

表 1 3DoF 軌道計算条件

初期条件 (最高到達点, 仮設定)	緯度	30.536 deg
	経度	131.7323 deg
	高度	310 km
	速度	720 m/s
	進行方位角	142.88 deg
	経路角	0 deg
実験機 諸元	エアロシェル直径	2.5 m
	実験機質量	10 kg
	抵抗係数	超音速 1.5 → 低速 1.0
計算モデル	地球	WGS84
	大気モデル	GRAM2016 2022/12/15, N29.0, E133.5 もしくは 2023/08/15, N29.0, E133.5

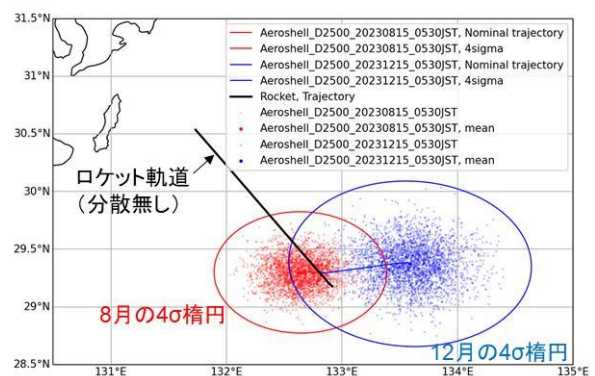


図 8 RATS-L 単体の着地点 4 σ 楕円

2.4.4. 海上浮遊

RATS-Lはエアロシェルサイズが大きく、船舶での回収が想定されている。そのため、RATSよりも長時間の海上浮揚が必要となる。RATS-Lではインフレーターリング部にN₂ガスが充填され、RATSで使用されたCO₂ガスよりも気密層からのガス漏洩量が少ないため、長期間リング内圧を保持できる。直径1.2mエアロシェルを使用して実測されたガス透過率を、直径2.5mエアロシェルのガス透過率に換算し、リング内圧履歴を見積もったところ、ガス充填から1週間経過しても内圧は大気圧よりも高い状態が維持されることが見積もられている(図8)。

RATS-Lの機体捜索においては、RATS-Lからイリジウム衛星通信経由で送られてくるGPS位置データが重要となる。RATS-L搭載の2次電池では、イリジウム衛星通信経由で可能な限り省電力な運用を試みたとしても、60時間程度が動作する限界と見積もられており、バッテリー持続時間の方がネックとなる。今後、1次電池を追加し、2次電池と併用することで、バッテリー持続時間の延長を試みていく。

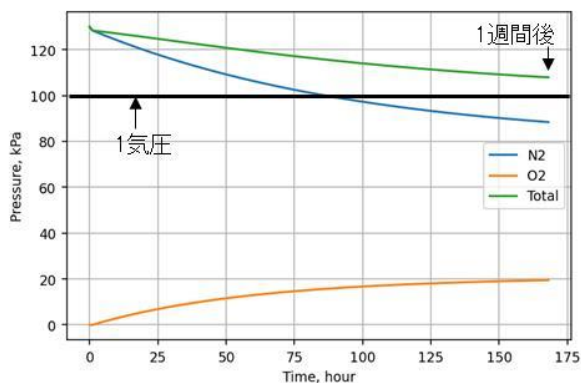


図9 インフレーターリング内圧履歴の予測

3. 展開エアロシェル分離実証機 RATS-J

RATS-J (Jettison)では、抗力変調方式エアロキャプチャによる惑星周回軌道投入のために、極超音速飛行中の展開型エアロシェル分離の飛行実証を目的としている。RATS-L搭載と同じ直径2.5mの大型展開エアロシェルを搭載し、大気圏突入時の極超音速飛行中に、実験機を2つに分離させる。一方の機体は展開型エアロシェルを搭載し、大きな空気抵抗(低弾道係数)により高高度で減速させる。もう一方の機体は展開型エアロシェルを搭載しておらず、高弾道係数により低高度まで高速度を維持させる。それぞれの機体にはイリジウム衛星通信モジュールが搭載され、飛行中にGPS測位データをダウンリンクさせることで、飛行軌道の

変化を計測する。また、分離時の詳細な計測データを機体内部のストレージに保存し、機体を海上回収することで、分離時の状況を把握する。実験シーケンスを図9、機体の全体図を図10に示す。

RATS-Jでは、RATS-L機体システムの多くを踏襲するが、実験機を2つに分離するための機構を搭載することになるため、実験機サイズや重量が大きくなる。海上回収を想定して、分離後の各機体に気密容器を設けた場合の機体構成を図11に示し、この外径寸法でノーズコーン内に搭載したときのイメージ図を図12に示す。RATS-J機体は、観測ロケットS-520のノーズコーン内に収まることがわかる。今後、試作を行い、機体設計を進めていく。



図10 RATS-Jの実験シーケンス

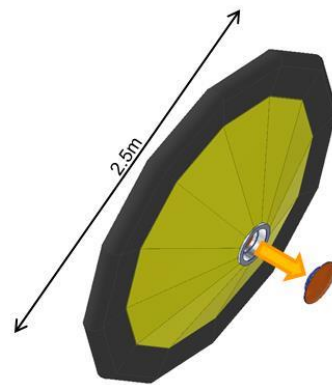


図11 RATS-Jの機体全体図(展開形態)

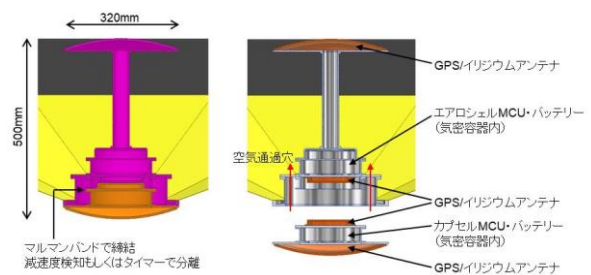


図12 RATS-Jの実験機構成

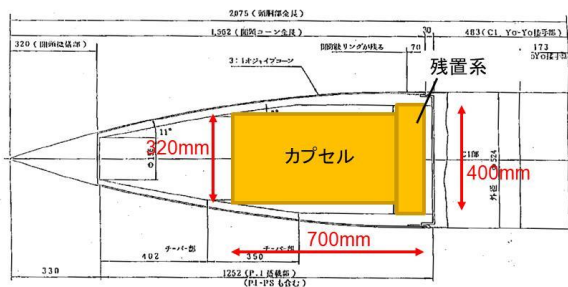


図 13 RATS-J 実験機サイズと搭載イメージ

4. 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、実際の大気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ており、その試験 No. 1 の RATS が S-520-31 号機により 2021 年 7 月に打ち上げられた。本稿では、post-RATS 実験として、大型展開エアロシェルの実証を目指す試験 No. 2 の RATS-L の開発状況と、極超音速飛行中の展開型エアロシェル分離技術の実証を目指す試験 No. 3 の RATS-J の検討状況について述べた。現在、RATS-L 実験実施に向けて、EM 製作とその検証試験が終了し、今後、FM 設計を固めて、FM 製作とその検証試験を 2022 年度内を目標に進めていく予定である。また、RATS-J については概念検討を進めており、今後、試作と機体設計を進めていく予定である。

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ェル大気圏突入機のインフレータ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) 中尾達郎, 山田和彦, 秋元雄希, 羽森仁志, 森みなみ, 満野真里絵, 平田耕志郎, 高澤秀人, 永田靖典,

石丸貴博, 今井駿, 前田佳穂, 前原健次, 羽生宏人, 鈴木宏二郎, 観測ロケットデータ回収モジュール“RATS,” 第 62 回宇宙科学技術連合講演会, 1E14, 2021.

- 6) 永田靖典, 山田和彦, 中尾達郎, 羽森仁志, 鈴木宏二郎, 展開型エアロシェルによる大気圏突入技術の飛行実証, 2020 年度観測ロケットシンポジウム, 2021.
- 7) 山田和彦, 鈴木宏二郎, 安部隆士, 秋田大輔, 今村宰, 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ェ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.
- 8) 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.
- 9) Earth Global Reference Atmospheric Model 2016 (Earth GRAM 2016)(MFS-32780-2) NASA Software Catalog, <https://software.nasa.gov/software/MFS-32780-2>. (accessed September 29, 2021)