

S-520-33 号機による大型インフレータブルエアロシェル 飛行実証試験 RATS-L の飛翔結果

○永田 靖典, 中尾 達郎, 羽森 仁志, 山田 和彦 (JAXA),
竈島 智実 (理科大・院), 竜田 響 (早大・院), 岡田 枝恩 (農工大・院), 飯田 怜央 (名大・院),
近藤 依央菜, 前田 佳穂, 今井 駿, 小野 稜介, 前原 健次, 池田 忠作 (JAXA),
鈴木 宏二郎 (東大)

Flight result of RATS-L flight demonstration experiment for large inflatable aeroshell by S-520-33
Yasunori Nagata, Tatsuro Nakao, Hitoshi Hamori, Kazuhiko Yamada (JAXA),
Tomomi Kagoshima (Tokyo University of Science), Hibiki Tatsuta (Waseda University),
Shion Okada (Tokyo University of Agriculture and Technology), Reo Iida (Nagoya University),
Iona Kondo, Kaho Maeda, Shun Imai, Ryosuke Ono, Kenji Maehara, Chusaku Ikeda (JAXA),
and Kojiro Suzuki (The University of Tokyo)

Key Words: Deployable Aeroshell, Low Ballistic Coefficient, EDL and Recovery, Flight Demonstration,
Sounding Rocket

Abstract

The demonstration for deployment, separation, atmospheric entry, and recovery of the large inflatable aeroshell by RATS-L was conducted on the S-520-33 sounding rocket, which was launched on December 2, 2023. All scheduled sequences were successfully completed. Post-flight verification of the flighted inflatable aeroshell confirmed that its functionality was retained and demonstrated its robustness in flight. The behavior of large aeroshell deployment and separation during flight was confirmed from camera images. The aerodynamic deceleration performance at atmospheric entry was investigated, and it was confirmed to correspond to the angle of attack using the aeroshell. Regarding attitude stability, attitude motion divergence was observed in the subsonic region. In the future, further analysis of the flight data will be conducted to obtain knowledge that will contribute to the consideration of actual missions using inflatable aeroshells.

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)}。

アルテミス計画による月探査が近年本格化する中で、月探査技術を火星探査につなげる Moon to Mars の動きに伴い、国内で火星着陸探査への期待が高まっており、それを実現する EDL (Entry, Descent, and Landing) システムとして、インフレータブルエアロシェルが有望視されている。火星着陸における技術的ハードルは、機体を必要な速度まで空力減速させることにある。火星大気は地球大気に比べて密度が 1/100 程度と低く、空気が小さいため減速しにくくなる。通常の大気突入カプセルでは、十分減速する前の超音速飛行中にパラシ

ュートを開傘して、大きな減速度を得る必要がある。インフレータブル展開方式の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であれば、大気圏突入以降の形態変更なしに、十分な速度まで空力減速することが可能となる。

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^{3,4)}。展開型エアロシェルとしては、比較的シンプルな構造である、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。これまでに、2012 年³⁾と 2021 年⁴⁾に観測ロケットによる大気圏突入フライト実証実験が行われ、直径 1.2m のエアロシェルについて実証されてきた。これに対して、火星着陸機や低軌道からの帰還機では、より大型のインフレータブルエアロシェルが必要とされている⁵⁾。そこで、観測ロケット S-520-33 号機に搭載された

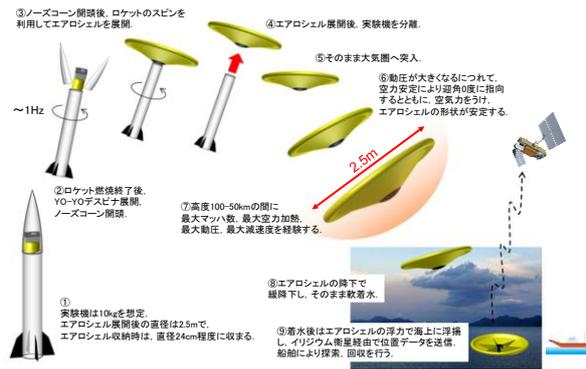


図 1 RATS-L の実験シーケンス

RATS-L (Reentry and recovery module with deployable Aeroshell Technology for Sounding rocket experiment for Large aeroshell)⁶⁾では、これまでに培われてきた製造技術をスケールアップして製造した直径2.5mの大型インフレーターブルエアロシェルのフライト実証を目指した。本稿では、RATS-Lフライト実験とそのフライト結果の概要について述べる。

2. 大型展開エアロシェル実証機 RATS-L

2.1. 実験概要

RATS-Lの目的は、直径2.5mの大型の展開型インフレーターブルエアロシェルのフライト実証にあり、実際の大気圏突入の飛行環境下において大型のインフレーターブルエアロシェルの性能検証をすることで、インフレーターブルエアロシェルのTRL (Technology Readiness Level)の向上を目指す。加えて、このような大型のエアロシェルのフライト実験は初めての試みであり、そのフライト中の現象理解に向けて以下の検証データを得ることを目的としている。

1. 真空・無重量・スピン環境下での大型柔軟エアロシェルの展開挙動の把握
2. 分離射出時の大型柔軟エアロシェルの状態の把握
3. 大型柔軟エアロシェルによる空力減速性能の検証
4. 大型柔軟エアロシェルの空力加熱環境のデータ取得
5. 大型柔軟エアロシェ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1に示す。実験シーケンスはS-520-31号機RATSに準じており、エアロシェル収納状態でノズルコーン内の先端に搭載され、打ち上げられる。ロケット燃焼終了後、ノズルコーン開頭、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、

イリジウム衛星通信でGPS測位データを送信する。RATS-Lの回収は船舶を用いて実施する。

2.2. 機体構成

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。RATS-Lでは、RATS機体システムの多くを踏襲するが、エアロシェルの大型化に伴い、ガス系と分離射出機構について大きく設計変更されている。RATS-Lの機体構成を図2, 3に、システムブロック図を図4に示す。

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、展開型エアロシェ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。ノズル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、展開型エアロシェルが解放される。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。ガス充填の時間を短縮するために、電磁弁は並列に2個接続されている。実験機との分離面には分離配管が設置され、分離後は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。展開・充填中のエアロシェルや分離時の様子は、残置系に設置された4個のデジタルカメラで撮影し、挙動を確認できるようにしている。

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、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。分離前には、分離コネクタを介して、実験機のテレメトリデータがSCUを通してダウンリンクされ、ロケット側で撮影された画像

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。

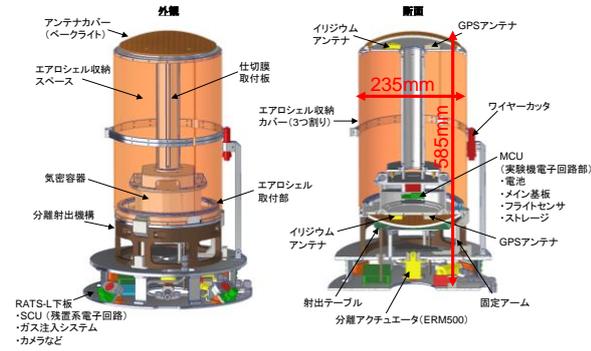


図 2 RATS-L の機体全体図 (収納形態)

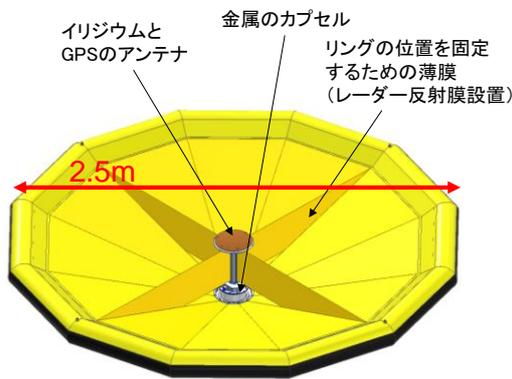


図 3 RATS-L の機体全体図 (展開形態)

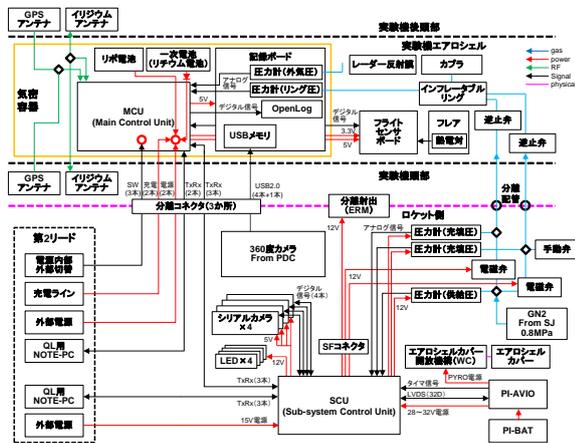


図 4 RATS-L のシステムブロック図

2.3. 展開型エアロシエル

RATS-L では、RATS の展開型エアロシエルの設計を踏襲し、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エルを搭載する。展開型エアロシエルは、インフレーター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がフレア部と接続されている。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ーブルリングに、フレア角 70° の薄膜フレアを前面側に設置した展開型エアロシエルを採用している。

3. フライト結果

3.1. 概要

RATS-L は、観測ロケット S-520-33 号機に搭載され、2023 年 12 月 2 日 16:00:00 JST に内之浦宇宙空間観測所 (Uchinoura Space Center, USC) から打ち上げられた。フライト時のタイムシーケンスを表 1 に示す。ロケット打上・ノーズコーン開頭後、PI-AVIO からの信号受信により RATS-L 内部タイマスタートとインヒビット解除が行われ、PI-AVIO によりワイヤーカッターが作動し、エアロシエルカバー開放、インフレーターブルエアロシエルの展開が行われた。インフレーターブルエアロシエルの拘束が解除されると、すみやかに電磁弁を開し、ガス充填が開始された。ガス充填を所定の時間行った後、電磁弁を閉してエアロシエルの展開を完了した。展開完了後、すみやかに分離アクチュエータを作動させ、所定の時刻に RATS-L はロケットから分離・射出された。エアロシエル展開開始から分離されるまでの挙動は、ロケット側搭載のカメラにより撮影され、その画像データを取得した。

RATS-L はロケットからの分離後、単独で飛行し、イリジウム SBD 通信を介して GPS 位置情報を含むテレメトリデータを取得した。大気突入・緩降下を経て、内之浦沖合 420 km の海上に着水し、海上浮遊を開始したことをイリジウム SBD 通信を介したテレメトリデータにより確認した。着水時刻は事前の軌道解析結果とよく一致し、想定通りの空力性能が確認された。着水確認後、回収運用を開始したが、着水後しばらくするとイリジウム通信が途絶え、RATS-L の現在位置を確認することができなくなった。通信途絶は約 7 時間にわたり、その間、回収船は RATS-L の漂流方向の上流側からゆっくりと、距離をあけて接近し、衝突の回避を図った。通信回復後、RATS-L

の現在位置を回収船に定期的に通し、回収船は同様に、上流側から衝突しない十分な距離をあけて追跡を続けた。翌日 12 月 3 日に、日の出により海上が明るくなるのを待って、回収船は RATS-L に近づき、目視発見、回収船への収容を実施した。12 月 5 日に回収船が横須賀港に帰港し、RATS-L の受領、宇宙研への輸送、解体を経て、フライトデータの回収に成功した。

RATS-L 機体の回収およびフライトデータの回収に成功したことで、エクストラサクセスを含む、全てのサクセスクライテリアをクリアすることができた。

表 1 RATS-L タイムテーブル (実績)

打上後秒時	イベント
X=16:00:00	ロケット点火、打上
53	ノーズコーン開頭
56.5	SJ からの窒素ガス供給開始
57	RATS-L タイマースタート
58	RATS-L インヒビット解除
59	ワイヤーカッター作動 (エアロシエルカバー開放)
61	電磁弁オープン (リング部へのガス充填開始)
90.6	GPS 測位開始
193	電磁弁クローズ (ガス充填終了、リング内圧 107kPaA)
196	分離アクチュエータ作動 (RATS-L 分離、高度 274km)
279	頂点通過 (最高高度 304.5km)
289	イリジウム SBD 通信 1 回目成功
496	最大マッハ数 7.6 (高度 95km)
504	最高速度 2130 m/s (高度 80km)
513	最大動圧 300 Pa (高度 62km)
520	面フレア部熱電対の最高温度 176°C (高度 55km)
585	RATS-L の姿勢運動が発散 (高度 39km、速度 129m/s)
3138 (12/2 16:52)	終端速度 6m/s で着水・海上浮遊
12/3 06:38	回収船から RATS-L を目視発見
12/3 07:37	回収船へ RATS-L を回収完了

3.2. 展開・分離

直径 2.5m の大型インフレーターブルエアロシエルのフライト実験は、RATS-L が初めての試みであり、その展開挙動を初めて確認することができた。エアロシエルは実験機の中央支柱に巻き付けられた状態で収納されており、エアロシエルカバーの開放により、エアロシエルの展開が開始され、カバー開放から 2 秒後にガス充填が開始された。巻き付けが解消され、カバー開放から 10 秒程度でインフレーターブルリングの形状が定まり、25 秒程度まで機軸周方向に揺動する様子がカメラ画像から確認された。機軸周方向の揺動は時間とともに減衰し、停止した 25 秒以降、RATS-L 分離までに変化は見られなかった。エアロシエル展開による慣性モ

ーメントの変化により、ロケットのスピンドルレートは 1.0 Hz から 0.9 Hz に減少した。インフレーターブルリング内圧は、収納時の残ガスによりカバー開放前は 12 kPaA 程度であった。カバー開放によるリング体積の膨張により、ガス充填前はほぼ 0 kPaA となる。ガス充填開始後は、時間とともに線形に内圧は上昇し、132 秒間のガス充填により 107 kPaA まで充填できた。ガス充填完了時のエアロシエルの様子を図 5 に示す。

大型インフレーターブルエアロシエルを有する実験機の分離時の挙動について、分離前後で角速度の履歴に大きな変化はなく、擾乱の少ないスムーズな分離・射出が実施されたことを確認できた。RATS-L は 3 つの爪で把持することで分離射出機構に固定されているが、この 3 つの爪を同時に開放することで拘束が解除される。その後、バネによる射出テーブルの作動により、真っ直ぐに実験機は射出される。これらの機構を擾乱少なく実施することができ、その結果、大きなインフレーターブルエアロシエルを有しているにも関わらず、分離後の実験機のニュートーション運動の半角は 2 度程度と、実験機の姿勢揺動は小さい範囲に収まった。分離直後のエアロシエルの様子を図 6 に示すが、分離後のエアロシエルの形状は真円に近づいている。

3.3. 空力減速・大気突入環境

ロケットから分離した実験機は、放物軌道を描いて大気圏に再突入し、搭載した大型インフレーターブルエアロシエルに見合った空力減速性能を発揮したことを確認できた。図 7 に、横軸に速度、縦軸に高度をとった RATS-L のフライト軌道を示す。ここで、黒線はフライト軌道、それ以外の線は軌道計算結果である。緑破線はエアロシエル無しのケース、紫破線はエアロシエル有り経験的な空力モデルを用いたケース、赤線はフライトデータに合わせて修正した空力モデルを用いたケースを示している。重力に引かれて加速した実験機は、高度 80 km 付近で最高速度 2.1 km/s を経験した後、大きく減速していることがわかる。軌道計算からは、エアロシエルが有することで減速を開始する高度が大きく異なることが示されており、フライト軌道はエアロシエル有りのケースに近いことがわかる。このことから、RATS-L のフライトでは、搭載したインフレーターブルエアロシエルに相当する空力減速性能を実現できているといえる。ただし、風洞実験などから得られた経験的な空力モデルを用いた軌道計算とは、最高速度付近で差異が見られる。これは大気突入時の実験機姿勢が関係していると考えられ、大迎角で大気突入したこ

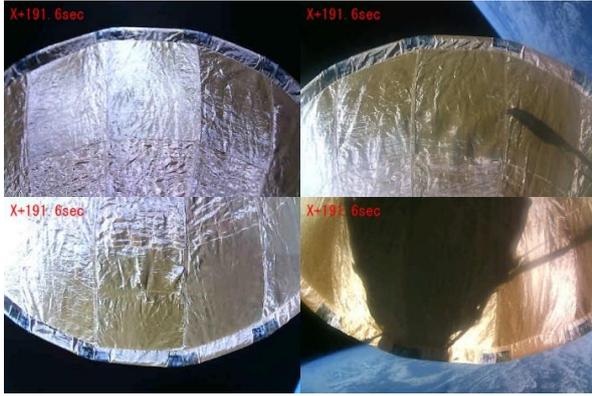


図 5 ガス充填完了後のインフレーターエアロシエルの様子 (X+191.6 秒, カメラ 4 個同時撮影)

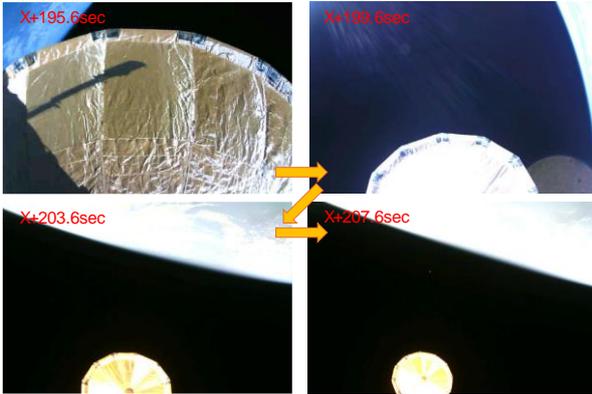


図 6 分離時の実験機およびインフレーターエアロシエルの様子 (X+195.6~207.6 秒, 撮影間隔 4 秒)

とで抗力が小さくなり、減速を開始するタイミングが遅れたためである。大気突入時の迎角は磁場センサーデータなどから 80 度程度と見積もられ、この影響を考慮して高マッハ数域の抗力係数に修正を加えた空力モデルの軌道計算結果が赤線である。この空力モデルは今回の RATS-L フライト実験にのみ適用可能なものであるが、適切な空力モデルを用いることでフライト軌道を再現することができ、取得したフライトデータが妥当であることを確認できたといえる。なお、極めて高迎角での大気突入であったものの、空力減速度後、実験機は進行方向を向いて飛行しており、強い風見安定性を有していることは特筆すべき特徴といえる。

3.4. 緩降下

大気突入の空力減速が落ち着き、平衡速度に達して以降は姿勢安定のまま緩降下することが望ましいが、打ち上げ後 585 秒以降、実験機は姿勢運動が発散し、不安定な状態で緩降下したことが確認された。図 8 に、9 軸姿勢センサで取得した角速度履歴を示す。ここでは、機軸周りと機軸垂直周りの角速度、および全角速度を示している。空気が増大する 500 秒までは角速度の

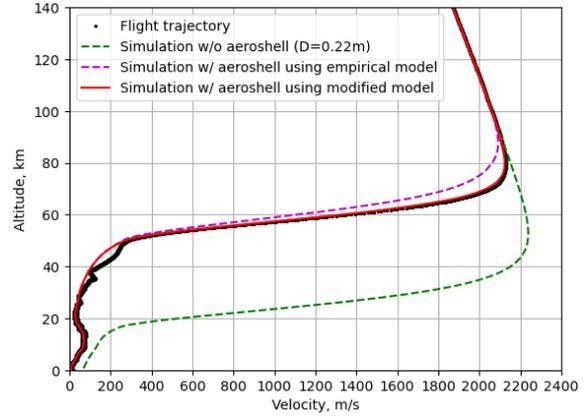


図 7 RATS-L フライト軌道 (黒線：フライト軌道)

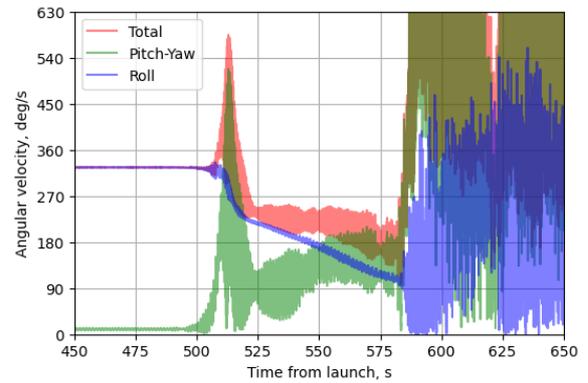


図 8 大気圏突入時の角速度履歴

変化は小さく、ニューテーション運動の半角が小さいことがわかる。大気突入した 500~520 秒の間は、角速度が一時的に大きくなっており、これは大迎角で突入したことで大きなピッチングモーメントが作用したためと考えられる。これ以降も角速度の値は比較的大きいが、挙動の変化は小さくなっており、大気突入時の空力減速は落ち着いたと考えている。585 秒になると角速度の値は大きく増大し、姿勢運動の発散が生じている。姿勢運動の発散は高度 39 km、速度 129 m/s、マッハ数 0.4 で発生しており、高高度でマッハ数も比較的大きい低速域での発生である。このときの姿勢運動の挙動については検討中であるが、RATS でも同様の姿勢運動の発散が見られていたため、そちらとの比較検討も踏まえて、現象理解と姿勢運動の安定化対策を進めていく。

3.5. 海上浮遊・回収

RATS-L はエアロシエルが大型であるため、ヘリコプター内への収容が難しく、船舶での機体回収を実施した。回収船は、打ち上げ前日 12 月 1 日に和歌山県新宮港を出発し、当日 12 月 2 日午前中に落下範囲外縁の待機場所に到着、RATS-L 着水まで待機した。

着水確認後、落下範囲内に侵入し、RATS-L 位置情報にもとづいて接近を開始した。ただし、海上浮遊後しばらくしてイリジウム通信が途絶えたため、RATS-L との衝突を回避しつつ、漂流方向の上流側から RATS-L 最新位置に近づきすぎないように航行を行った。途絶から約 7 時間後に通信が回復したため、RATS-L 最新位置から距離を置きつつ追跡を行った。翌日 12 月 3 日の明け方に RATS-L に接近し、海上に浮遊している RATS-L を目視発見した。回収船の甲板構造の関係で、RATS-L は人の手で直接海面から引き上げることができた。

回収時、インフレータブルリングにはガスが充填された状態であり、力を入れると変形するものの、無負荷時は形状が維持されていた。エアロシェルに設置した K 型熱電対により、大気突入時の最高温度 175 度が記録されたが、海水によるアルミ合金部の腐食を除いて、回収されたエアロシェルや実験機本体に損傷などは見られなかった。その後の検証作業で、インフレータブルリング部のリークチェックを実施したが、リークは確認されず、フライト前と同じ機能性を維持したまま回収されたことを確認し、そのフライト耐性を実証できた。

4. まとめ

2023 年 12 月 2 日に打ち上げられた観測ロケット S-520-33 号機において、RATS-L による大型インフレータブルエアロシェル展開・分離・大気圏突入および回収実験が実施され、予定していた全てのシーケンスを成功裏に実施することができた。フライトしたインフレータブルエアロシェルのフライト後検証作業において、その機能性が維持されていることを確認し、フライトに対する耐性を実証できた。フライト中の大型エアロシェル展開および分離の挙動をカメラ画像などから確認した。回収されたフライトデータから、大気圏突入時の空力減速性能について検討を行い、迎角に応じた減速性能を発揮したことを確認した。また姿勢安定性については、亜音速域で姿勢運動の発散が見られた。今後、フライトデータのさらなる分析を進め、インフレータブルエアロシェルを利用した実際のミッションの検討に資する知見の獲得を進めていく予定である。

謝辞

本フライト実験を実施するにあたり、観測ロケット実験グループの皆さまはじめ、S-520-33 号機に関係する皆さまから多大なるご支援、ご協力を頂きました。心より感謝申し上げます。

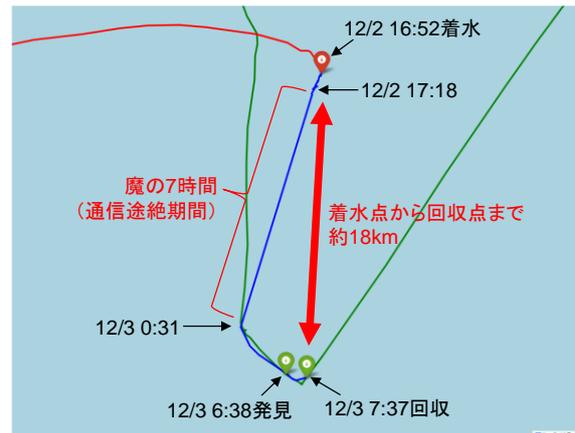


図 9 RATS-L の漂流軌跡（青線）と回収船の航跡（緑線）

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圏突入機 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) 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.
- 5) Yamada, K., Suzuki, K., Abe, T., Imamura, O., Akita, D., Nagata, Y., and Takahashi, Y.: Development of Flare-Type Inflatable Membrane Aeroshell for Reentry Demonstration from LEO, AIAA-2015-2167, 2015.
- 6) 永田靖典, 山田和彦, 中尾達郎, 羽森仁志, 鈴木宏二郎, 大型展開型エアロシェル飛行実証実験 RATS-L の開発進捗, 2022 年度観測ロケットシンポジウム, 2023.