

柔軟エアロシエルの地球再突入実証ミッション提案

山田和彦 (JAXA/ISAS)、安部隆士 (JAXA/ISAS)、永田靖典 (JAXA/ISAS)
高橋裕介 (北大)、秋田大輔 (東工大)、今村宰 (日大)、鈴木宏二郎 (東大新領域)
柔軟構造大気突入機 (MAAC) 研究グループ

1. はじめに

次世代の大気突入技術として、柔軟エアロシエルの有する大気突入機が注目されている。このシステムの注目すべき特徴は、軽量大面積の柔軟エアロシエルを、大気突入機にとりつけることにより、必要な減速度を得るための空気力を効率よく利用できることである。我々のグループでは、2000年頃から、薄膜フレア型の柔軟エアロシエルに注目し、風洞試験や数値解析による基礎研究を開始した。2003, 2004, 2009年には大気球を利用した投下試験を実施し、また、2008年以降は、JAXA 調布のΦ1.27mの極超音速風洞や6.5m×5.5mの低速風洞などの大型の設備を用いた要素技術の実証試験等を行い、着実に開発を進めてきた^[1]。そして、この研究開発の重要なマイルストーンのひとつとして位置づけていたS-310観測ロケットによる大気圏突入実証試験を2012年8月に実施した。本実験において、総重量15.6kg、直径1.2mの柔軟エアロシエルを有する実験機を高度150kmから大気圏に突入させることで、インフレーションで支持されたフレア型柔軟エアロシエルが大気圏突入飛行環境において想定した減速性能を発揮すること、そして、その特性を生かして大気密度の薄い高高度で減速が可能であることを実証した^[2]。この試験において、この新しい大気圏突入技術を、小規模ではあるが、システムレベルで実証することができた。

本研究開発の次のフェーズでは、具体的に地球低軌道からの帰還システムや惑星探査システムへの応用を見据えた各要素技術の高度を進め、最終的には実応用と同等の環境で実証試験を目指す。観測ロケット実験で必要であった技術レベルを、これらの実応用に供することができる技術レベルまで高めるために重要かつ必要な技術は下記の3点と考えている。

- 1) エアロシエルの大型化への対応
- 2) 膜面材料の高性能化の追求
- 3) 軌道上から地上までの通信技術の確立

1)のエアロシエルの大型化に関しては、製造技術の確立、構造強度の理解、その取扱い方法の洗練(収納、展開手法など)が必要である。2)の膜面材料の高性能化については、特に、高耐熱化と軽量化の向上は、システムの成立性や性

能に直結するため、常に追求すべき課題である。3)の通信技術は、実証試験を計画する際、さらには、地球帰還回収システムへの応用を想定する場合は、必須な技術である。低軌道上、大気圏突入時、地表に到達した後まで、通信を確保するために、既存の衛星インフラを利用したシステムの構築を考えている。

今後の計画は、まずは、観測ロケット実験で得られた知見や技術を踏まえた上で、上記のそれぞれの技術に関しては、地上試験や小規模なフライト試験により、技術レベルを向上させていく。そして、それらの技術を集約して、地球低軌道からの再突入環境で機能する実験機を設計、製作し、それを用いて、実際に地球低軌道からの再突入試験を実施する予定である。図1に、現時点で想定している研究開発計画をまとめる。

本稿では、本研究開発の次の重要なマイルストーンとなる地球低軌道から再突入帰還実証試験を提案し、それについての検討結果を報告する。

2. 地球低軌道からの再突入実証試験概要

地球低軌道からの大気圏再突入を実証する手段として、HII-Aロケットなどのピギーバックの機会を活用した小型の実験機の大気圏突入実証ミッションを提案する。図2に、ここで提案する柔軟エアロシエルを有する大気突入機の地球低軌道からの実証試験(TITANS: Test flight of Inflatable Aeroshell and Iridium satellite Network for innovative re-entry and recovery System)の概要をまとめた。

実験シーケンスは、以下のとおりである。サービスモジュール(SM)とリエントリモジュール(RM)で構成される実証機(50cm×50cm×50cm, 50kg程度)を、ピギーバック衛星として低軌道上に打ち上げる。RMは、軌道上でエアロシエルを展開した後に、SMによって所定の再突入軌道に投入される。大気圏に突入する前にRMを切り離したSMは、そのまま大気圏に突入し焼失する。一方、RMは、軽量大型のエアロシエルにより、低空力加熱の軌道で降下し、そのまま緩降下、軟着水し、海上に浮揚する。

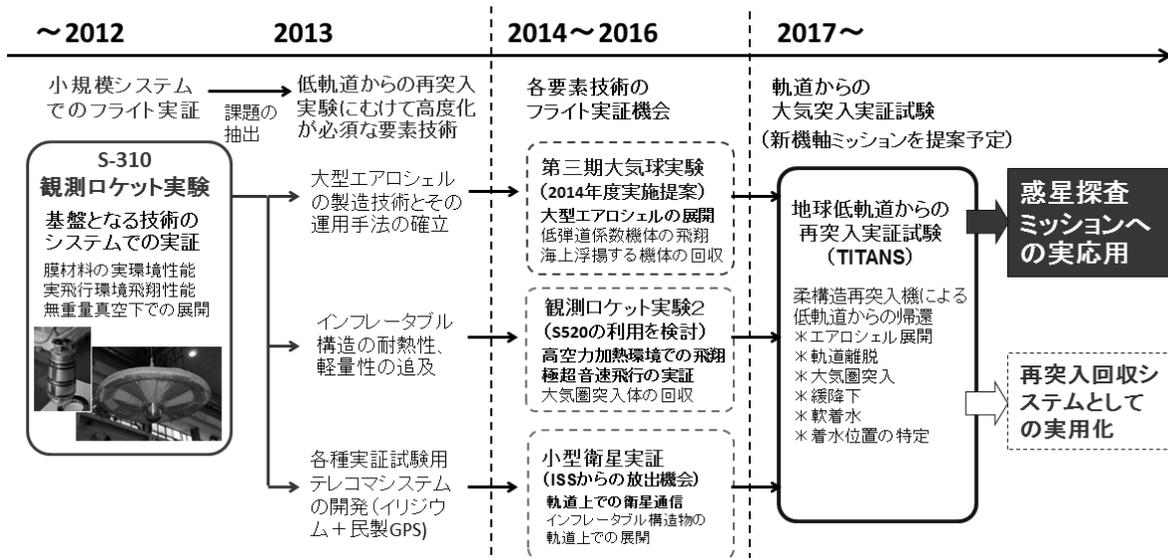


図1：大気圏突入用の展開型柔軟エアロシエルの研究開発スケジュール

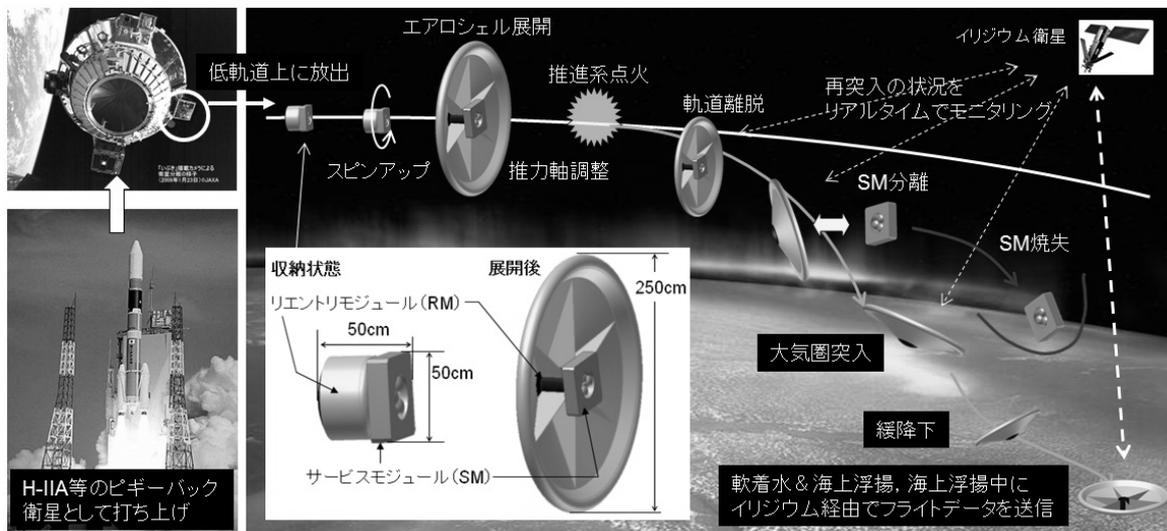


図2：ピギーバックの機会を活用した柔軟エアロシエルの地球低軌道再突入帰還実証試験概要

本提案では、実験機にイリジウム衛星通信機能を持たせることにより、低軌道上、大気圏突入中、緩降下中、そして、海上浮揚も常にフライトデータのダウンリンクを行う。柔軟エアロシエルを有する実験機の背面に通信用のアンテナを配置し軌道上の衛星と通信することにより、通信ブラックアウトはほとんど発生しないことが数値解析より示唆されており^[3]、大気圏突入中も常に実験機の状態を確認できる可能性がある。これは、将来の実応用を想定した場合にも有用である、本システムの大きな特徴である。詳細なフライトデータは海上浮揚中に衛星通信経路でダウンリンクする。また、GPSと組み合わせることにより実験機の位置を特定し、海上で実験機を回収するというオプションも考えられる。

3. 実験機のエアロシエル設計方法

TITANS 実験機用のエアロシエルについて設計例を示す。本試験では、総重量15kgの実験機を、高度400kmの円軌道から減速度90m/sで地球に再突入させることを想定する。ここで想定する実験機の形状の概略図を図3に示す。実験機は、軸対称形状とし、中央に剛体のカプセル部、その周りに円錐形状の薄膜フレア部、その外周にフレア部にかかる空気力を圧縮力として支えるインフレータートラスで構成されるとする。形状設計において重要なパラメータは、エアロシエル全体の外直径(D)とインフレータートラスのチューブ直径(d)の2つと考えている。そのため、ここでは、それ以外のパラメータは図3に示すように固定する。カプセル部の直径は0.4mとし、曲率半径0.4mの鈍頭頭部を有す

ることとした。また、フレア部の開き角は70度とした。また、インフレータブルトーラスの内圧は、制御なしで、地球の地表付近で十分に形状を維持できるように、絶対圧で130kPaに固定して考える。なお、耐空力加熱性能において、クリティカルになるインフレータブルトーラスには、前面のみに可撓断熱材をとりつけて、耐空力加熱の制約を緩和している。

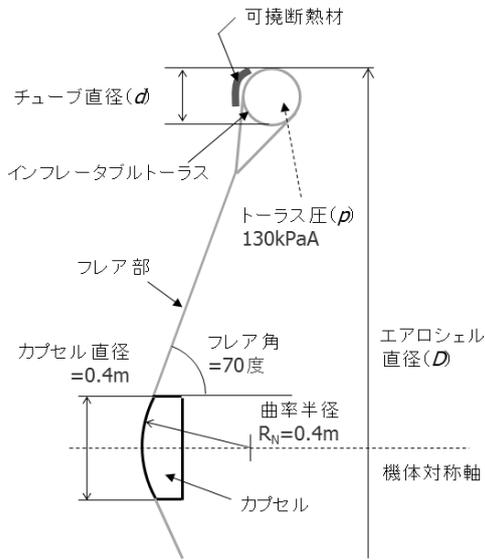


図3：本設計で想定したフレア型柔軟エアロシエルの形状概略図

柔軟エアロシエル設計のフローチャートを図4に示す。

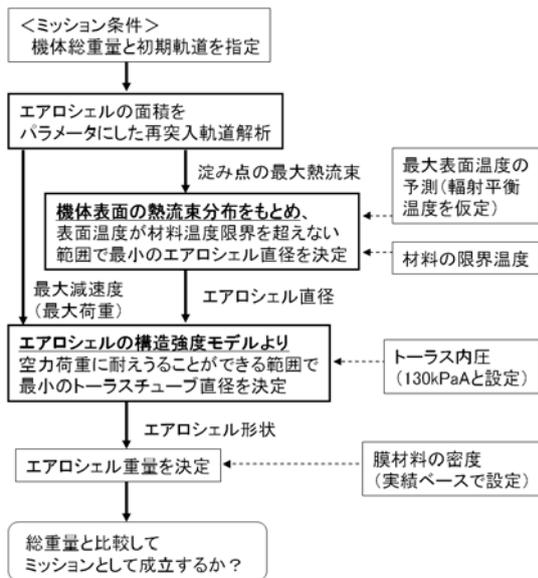


図4：エアロシエル設計のフローチャート

まず、ミッション条件から再突入軌道計算を行い、機体各部の空力加熱を推算する。ここでは曲率半径0.4mと仮定し、Tauberの式^[4]から求めた熱流束に対して、カプセル部は、80%、フレア部は50%、トーラス部は60%の熱流束を受けると仮定した。これらの値は、これまでに行った極超音速風洞試験や数値解析^[5]の結果に基づいて決定した。今回、機体設計の評定とした最高到達温度に関しては、カプセル部は、輻射率0.8の片面輻射の輻射平衡温度、フレア部は、輻射率0.9の両面輻射の輻射平衡温度とした。トーラス部は、内部に気体が存在するなど複雑な系となっており、正確な予測は難しいが、ここでは、図5にあるように一次元の熱伝導を仮定し、前面と背面の膜面との熱交換は輻射のみで行われるとし、数値シミュレーションにより求めた各層の温度平衡状態での到達温度を用いている。一方、材料の限界温度は、カプセル部は金属TPSを想定し、1000℃、フレア部はZYLONを想定し、650℃、トーラスの断熱層はシリカ系の断熱材を想定し、1200℃、気密層はポリイミドフィルムを想定し、550℃とした。これらの仮定により、今回の推算モデルから、許容される最大熱流束は、カプセル部で約119kW/m²、フレア部で約74kW/m²、トーラス部で約85kW/m²となる。この各部の熱流束が、それ以下になるようにエアロシエルの直径を決定する。

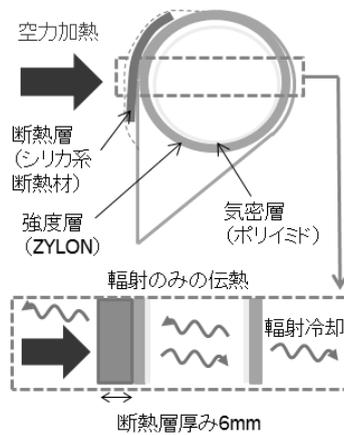


図5：トーラス部熱伝達のモデル化

次に、再突入軌道計算で得られる空力荷重に耐えるようにトーラスのチューブ直径を決定する。エアロシエルの構造強度と、エアロシエルの外直径(D)とチューブ直径(d)の関係性は、大型低速風洞を用いて行った構造強度試験の結果から推定した下記の式を用いる^[6]。

$$F_{Cr}(N) = 245 \left(\frac{d(m)}{D(m) - d(m)} \right)^2 \frac{\pi d(m)^2 P(Pa)}{4}$$

ただし、この式は、3つの形状パラメータの結果から推定した式であり、十分な精度があるとはいえない。今後、追試験や数値解析により改訂し、精度を高めていく予定である。

空力加熱の制約から、エアロシェル外直径を、空力荷重の制約から、トーラスのチューブ直径を決定し、エアロシェルの形状が確定させ、それに膜面材料の面密度をかけて、エアロシェル重量を決める。フレア部、トーラス部の面密度は、それぞれ 1.5kg/m^2 、 0.2kg/m^2 とした。

4. 設計結果

表3に、重量面積比を2,3,4とした3ケースについてエアロシェルの設計結果を示す。空力加熱の制約より、重量面積比が3より小さい形状が解となる得ることがわかる。重量面積比を3の場合は、エアロシェルの直径約2.5m、トーラスのチューブ直径13cmが設計点である。その場合のエアロシェルが機体総重量に占める割合は約40%であり、再突入帰還システムとして成立することが確認できたと言える。また、終端速度も6.9m/sとなり、エアロシェルのみでの軟着水が可能である。

柔軟エアロシェルシステムが、熱防御、緩降下、海上浮揚の3役を果たすことを考慮した上で、重量割合について、従来システムと比較すると、現状の技術レベルでは、同程度かやや劣るということが分かった。ただし、柔軟エアロシェルは、まだ新しい技術であるので、その伸び代は大きいと考えており、今後、材料開発の進展や設計精度の向上により、重量メリットも見いだせる可能性も大いにある。

5. まとめ

大気圏突入用の柔軟エアロシェルについて、今後の研究課題を整理した上で、次のマイルストーンとして地球低軌道からの再突入実証ミッションを提案した。そして、その実験機用のエアロシェルの設計を行い、成立性を確認した。ただし、重量メリットについての、従来システムと比較では、現状の技術レベルにおいては、明確に優位といえる結果ではなかった。ただし、この新システムのメリットは、重量面だけではなく、「収納性のよさ」「システムのシンプルさ」「空力加熱の低減効果」など、これまでのシステムにはない特徴を持っており、輸送系や探査システムに新たな選択肢を提供することができる。今後は、少なくとも従来システムと同等の重量割合が達成できるように、要素技術の高度化等を進めていくと同時に、実証ミッションの実現を目指して研究開発を進めていく。

表 3 エアロシェルの設計結果

重量/面積比	4	3	2
最大減速度 m/s^2	81.2	83.2	84.3
熱流束予測 kW/m^2 , (Tauber $R_n=0.4m$)	168.0	145.3	123.3
淀み点熱流束 kW/m^2 (最高到達温度 $^{\circ}\text{C}$)	134.4 (1039)	116.2 (992)	98.6 (941)
フレア部熱流束 kW/m^2 (最高到達温度 $^{\circ}\text{C}$)	84.0 (679)	72.6 (645)	61.6 (609)
トーラス熱流束 kW/m^2 (外面到達温度 $^{\circ}\text{C}$) (内面到達温度 $^{\circ}\text{C}$)	100.8 (920) (581)	87.2 (877) (555)	74.0 (829) (527)
終端速度 m/s	8.0	6.9	5.7
最大空力荷重 kgf	124.2	127.3	129.1
エアロシェル面積 m^2	3.75	5.00	7.50
エアロシェル直径 m	2.19	2.52	3.09
チューブ直径 m	12.0	13.0	14.5
フレア部重量 kg	0.75	1.00	1.50
トーラス部重量 kg	3.88	4.86	6.62
エアロシェル重量 kg	4.63	5.86	8.12
エアロシェル重量が 機体総重量に占める 割合 (%)	31%	39%	54%

参考文献

- [1] 山田和彦, 鈴木宏二郎, 安部隆士, 今村宰, 秋田大輔, 「展開型柔構造大気圏突入機 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年, 12月
- [2] Kazuhiko Yamada, Yasunori Nagata, Naohiko Honma, Daisuke Akita, Osamu Imamura, Takashi Abe, Kojiro Suzuki, “Reentry Demonstration of Deployment and Flexible Aeroshell for Atmospheric-entry Vehicle using Sounding Rocket”, 63rd IAC paper, IAC-12-D2.3.3, 2012
- [3] Yusuke Takahashi Kazuhiko Yamada, Takashi Abe, “Radio Frequency Blackout Possibility for an Inflatable Reentry Vehicle” AIAA-paper, AIAA-2012-3110, 2012
- [4] M. E. Tauber, J. V. Bpwles; Use of Atmospheric Braking During Mars Missions, J.Spacecraft Vol.27, No.5, pp.514-521, SEP-OCT, 1990
- [5] 高橋裕介, 山田和彦, 安部隆士, 「柔軟構造体の大気突入熱流束推算モデルについて」第44回流体力学講演会講演集, 1D11
- [6] 山田和彦, 安部隆士, 高橋裕介, 「インフレーター構造を有する薄膜フレア型大気突入機の設計法」, 第56回宇宙科学技術連合講演会講演集, 1H06