

展開型エアロシェルによるブレイクスルー技術実証 超小型衛星 BEAK の開発進捗

○永田 靖典 (JAXA/ISAS), 森吉 貴大 (農工大・院), 竹田 悠志 (理科大・院),
渡辺 瑛広 (早大・院), 秋山 風也 (理科大・院), 太田 智成 (理科大・院),
松尾 賢治 (農工大・院), 山田 和彦 (JAXA/ISAS), 渡邊 保真 (東大), 莊司 泰弘 (阪大),
秋田 大輔 (東工大), 今村 宰 (日大), 鈴木 宏二郎 (東大)

Development of Nanosatellite BEAK for Breakthrough Technology Demonstration with Deployable Aeroshell

Yasunori Nagata (JAXA/ISAS), Takahiro Moriyoshi (Tokyo University of Agriculture and Technology),

Yuji Takeda (Tokyo University of Science), Akihiro Watanabe (Waseda University),

Fuya Akiyama (Tokyo University of Science), Tomonari Ota (Tokyo University of Science),

Kenji Matsuo (Tokyo University of Agriculture and Technology), Kazuhiko Yamada (JAXA/ISAS),

Yasumasa Watanabe (The University of Tokyo), Yasuhiro Shoji (Osaka University),

Daisuke Akita (Tokyo Institute of Technology), Osamu Imamura (Nihon University),

and Kojiro Suzuki (The University of Tokyo)

Key Words: Deployable Aeroshell, Nanosatellite, Flight Mission, Orbital Decay, Drag Modulation

Abstract

The nanosatellite BEAK (Breakthrough by Egg-derived Aerocapture Kilt vehicle) is being developed for launch in early FY2022. BEAK aims to demonstrate advanced technologies for future planetary exploration. BEAK will demonstrate orbit change by drag modulation caused by deployable aeroshell separation and orbit change by micro-thruster. These will lead to aerocapture technology for orbit insertion of micro-spacecraft into planetary orbits. Moreover, BEAK will demonstrate lightweight deployable aeroshell using shape memory alloy, and we will acquire spacecraft design technology to realize a nano-lander to reach the planetary surface. As of March 2021, except for some adjustments, FM manufacture is complete, and verification tests have confirmed no operational problems. We will continue to refine the FM and steadily carry out the launch process, aiming for a handover in the fall of 2021 and a launch in early FY2022.

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⁾。

我々の研究開発グループでは、2000年代より、複数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²⁾。その応用として、展開型エアロシェルの特徴を最大限取り入れた SPUR (Scattered nano-Probes Unfolded Reconnaissance) 計画 (図 1) を立案し、超小型探査機による分散ネットワーク惑星探査の技術実証を目指している^{3,4)}。これは、超小型探査プローブを惑星

表面に複数配置し、惑星周回オービターを含めたネットワークを構築することで、惑星を同時多点的に計測する、新しい惑星探査手法である。これにより、惑星の大域的な挙動を計測し、複雑な惑星システムの理解に資するデータを得ることが期待される。SPUR 計画を実現する上での技術課題として、超小型探査機による惑星周回軌道投入⁵⁾、超小型着陸機 (ナノランダー) の実現が挙げられるが、これらの技術的ハードルが高く、更なる技術レベルの向上が必要である。超小型衛星 BEAK は、JAXA 宇宙科学研究所の小規模計画として 2017 年に採択され、その後 SPUR 計画のプリカーサミッションとしても位置付けられた工学技術実証衛星である。SPUR 計画は提案後に不採択となったが、計画の意義は認められており、そのような将来の惑星探査につながる技術を実証する BEAK の意義も健在であるといえる。

超小型衛星 BEAK は 2022 年度初頭打上げを目指し、開発を進めている。本稿では、BEAK の開発状況について報告する。

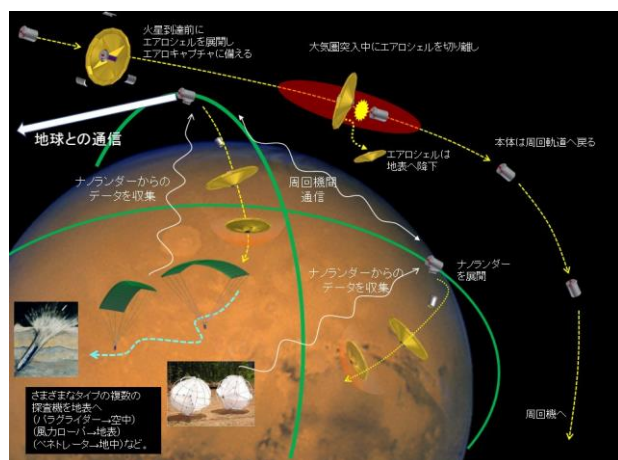


図1 分散型超小型プローブ探査計画 SPUR の概念図

2. 超小型衛星 BEAK

超小型衛星 BEAK (Breakthrough by Egg-derived Aerocapture Kilt vehicle, EGG 衛星進化型布製エアロキャプチャ実験機によるブレイクスルー技術実証ミッション) は、SPUR 計画のプリカーサミッションとして、将来の惑星探査につながる先進技術の工学実証を目的としている。具体的には、

- エアロシェル分離に伴う抗力変調（ドラッグモジュレーション）による軌道変更の実証
 - 形状記憶合金製の柔軟エアロシェルの展開実証
 - 超小型衛星用スラスタによる軌道制御実験
- を目的とし、また、機体開発を通して、
- 惑星ナノランダー（～5kg）のインテグレーション技術の成熟

も目的としている。これらは、SPUR 計画における、惑星周回軌道投入技術としてのドラッグモジュレーションによるエアロキャプチャ技術、エアロキャプチャ後の近点高度上昇のための推進系技術、および惑星表面へ到達するためのナノランダーの実現につながっていくことになる。

BEAK の構成を図 2 に、内部構成を図 3 に、フライトミッションシーケンスを図 4 に示す。BEAK は、ISS「きぼう」日本実験棟からの放出機会を利用した超小型衛星として開発を進めており、エアロシェル収納状態で 340 mm×110 mm×110 mm の 3U サイズ、全備重量約 4 kg である。開発に際しては、2017 年 1 月から 5 月にかけて飛行した超小型衛星 EGG (re-Entry satellite with Gossamer aeroshell and

Gps/Iridium) の開発で培われた知見を多分に取り入れている。バス系として、4 枚 1 組の展開式太陽電池パネル (Solar Array Panel, SAP) を内外 2 組、計 8 枚搭載し、電源にはリチウムポリマー電池、通信にはイリジウム SBD (Short Burst Data) 通信を採用している。外側 SAP にはポリエステル製の膜面を取り付けており、これをエアロシェルとして用いることで、外側 SAP 展開後の空力減速による軌道崩壊、および外側 SAP 分離による代表面積低下に伴うドラッグモジュレーションを利用した軌道変更の役割を担っている。分離機構には、形状記憶合金を利用した分離アクチュエータを採用している。外側 SAP 分離後は、内側 SAP 内に収納された形状記憶合金 (Shape Memory Alloy, SMA) を骨組みとした Zylon 織物製エアロシェルが展開され、再度の空力減速による軌道変更を行う。最終的に、高度 100 km 以下に達した段階で機体は焼失し、ミッション終了となる。さらに、ミッション機器として、水レジストジェットを利用した推進系と、リアクションホイールと磁気トルカを組み合わせた姿勢制御系を搭載している。これらにより超小型衛星の軌道変更の実証、およびエアロシェル展開時の姿勢制御の実証を目指している。また、センサ系として、衛星位置特定のための GPS モジュール、進行方向から飛来する荷電粒子を検出し進行方向を特定するためのファラデーカップ、太陽方向を特定するための光センサ、加速度・角速度・磁場を検出するための 9 軸姿勢センサ、エアロシェル展開状態を確認するための JPEG カメラ、SMA エアロシェル上および機体各部温度を計測するための温度センサ・熱電対を搭載している。

3. 開発状況

2020 年秋に EM (Engineering Model) の製作・組立を行い、この EM を用いて、搭載機器の接続・動作確認、各種環境試験 (振動試験、真空試験)、展開・分離試験を実施し、基本設計の確認を行った。その後、EM 評価試験結果を踏まえて、2021 年 1 月に FM (Flight Model) 設計を確定させた。この間、一部機器については FM 製造を並行して進め、2021 年 3 月に FM の製作・組立を一旦完了させた。ただし、一部機器や寸法精度に問題があり、今後調整を行っていく予定である。この FM を用いて、熱真空試験を実施し、動作に問題ないことを確認しており、取得したデータを用いて熱解析モデルの検証を進めている。現在の予定では、2021 年夏に FM の完成、2021 年秋にハンドオーバー、2022 年度に打上げ・ISS か

(a) 收納形態

(b) 外側 SAP 展開形態

図 2 超小型衛星 BEAK の構成

らの放出・運用開始となっている．図 5 に，BEAK の開発スケジュールを示す．以下に各機器の開発状況について述べる．

3.1. 機体構成

BEAK機体は図 3に示すように、機体前方側から、天頂部、展開部、電気回路部、収納部、分離部で構成されている。

天頂部には、推進系とその制御基板が搭載されており、GPS アンテナ 2 個、イリジウム通信アンテナ 2 個が側壁上に設置されている。さらに、ファラデーカップ、光センサ、JPEG カメラ、インヒビット用のディプロイメントスイッチが設置されている。

展開部には、外側 **SAP** を収納状態で固定する機構が搭載されており、内側 **SAP** がヒンジを介して取り付けられている。内側 **SAP** は、分離部の爪部品によって収納状態で固定される。

電気回路部には、BEAK 機体を制御するメイン制御基板、各種センサデータを集約するセンサ基板、イリジウム通信用モジュール、イリジウム通信アンテナ用デバイダ基板、リチウムポリマー電池、姿勢

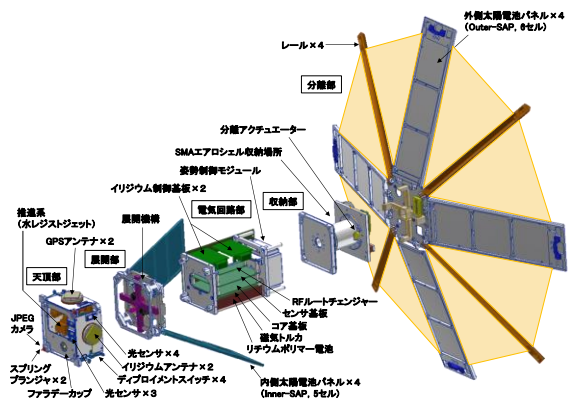


図 3 BEAK の内部構成

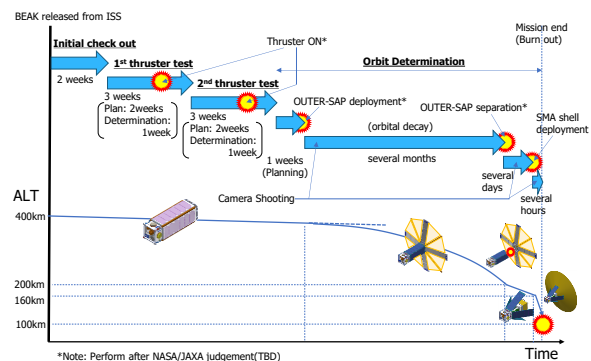


図 4 BEAK のミッションシーケンス

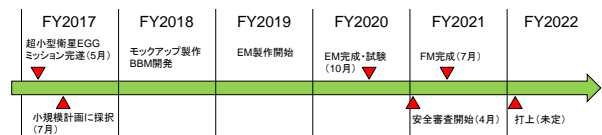


図 5 BEAK の開発スケジュール

制御系が搭載されている。センサ基板には、GPS モジュールと 9 軸姿勢センサが実装されている。

収納部には、SMA エアロシェルが搭載されており、収納時には 4 方を内側 SAP で覆われた状態となる。さらに、収納部後方には、ファラデーカップ、光センサ、JPEG カメラが設置されており、分離部とのインターフェースとして ERM と分離コネクタが設置されている。

分離部には、外側 **SAP** とレールがヒンジを介して取り付けられており、外側 **SAP** とレールの間にはポリエステル製のエアロシエルが取り付けられている。レールは、ISS「きぼう」の放出機構との機械的インターフェースである。また、収納部との電氣的インターフェースとして分離コネクタと、内側 **SAP** を固定するための爪部品が設置されている。収納時、外

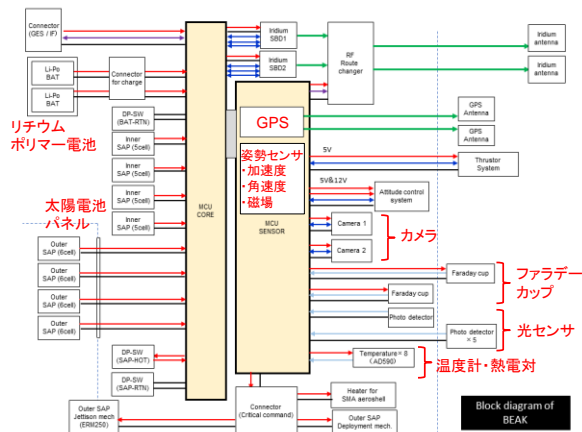


図 6 BEAK のブロック図

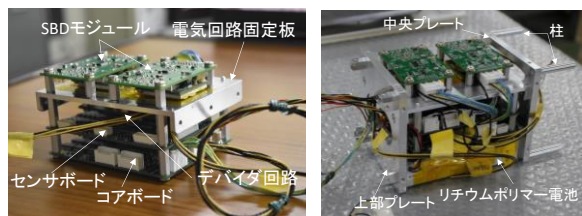


図 7 電気回路部の構成

側 SAP は展開部の爪部品で固定されるが、レールは外側 SAP によって押さえられた状態となる。

構造部品の FM の製作は完了しているが、寸法精度に問題のある部品があるため、交換する予定である。

3.2. バス系

図 6 に、BEAK のブロック図を示す。BEAK のバス系は、メイン制御基板（コアボード）とセンサ基板（センサボード）を中心として（図 7）、これらに SAP、リチウムポリマー電池、イリジウム通信モジュール、センサ系、ミッション機器などが接続された構成となっている。メイン制御基板は、SAP 発電電力の管理機能、リチウムポリマー電池の充電・放電機能、各機器に電源供給する電源分配機能、イリジウム通信モジュールとの送受信を行うテレコマ機能を持つ。センサ基板は、ミッション機器とセンサ系への電源分配機能、センサデータの集約機能を持つ。

テレメータとして、指定秒時間隔で最新の内部ステータス情報とセンサデータが、メイン制御基板からイリジウム通信モジュールへ送られる。イリジウム通信モジュールは、受け取ったテレメータデータを、イリジウム通信経路で地上にダウンリンクする。BEAK では、イリジウム通信として SBD 通信を利用

しており、1 回あたり最大 340 bytes をパルス的に送信することができる。SBD 通信では、ダウンリンクするタイミングで、地上からコマンドをアップリンクすることもできる（1 回あたり最大 270 bytes）。受け取ったコマンドは、イリジウム通信モジュールからメイン制御基板へ送られ、メイン制御基板はコマンド内容に応じた動作を行う。通常のテレメータデータには、通信時の最新のデータが含まれるが、パルス的な SBD 通信の成否は不規則であるため、連続的なデータを得ることはできない。そこで、連続的なデータを得るために、所定のサンプリングレートでセンサデータを機上メモリに保存し、後からメモリの中身をダウンリンクするモードも実装している。

基板などのバス系構成品の FM の製作は完了しており、ソフトウェアの動作にも問題は見られないことを確認している。

3.3. 水レジストジェット型推進系⁶⁾

超小型衛星に搭載可能なロバストでシンプルな推進系として開発しており、外側 SAP 展開前、および展開後での軌道変更の実証を目指している。気液分離膜を用いることで、推進剤である水の受動的な供給を可能としていることが特徴である。水の搭載量は 1.8 g である。軌道上で氷点下まで冷えて氷となっている水は、2 W ヒーター 2 個で昇温される。気液分離膜を通過した水蒸気は、気化室に蓄えられ、所定の温度までヒーターで昇温される。所定の温度に達した段階で、ヒーター動作は温調状態となる。この時にコマンドを受け取ることで、電磁弁が開き、水蒸気が音速ノズルを通して噴射され、推進力が発生する。サイズは、制御基板も含めて 0.5U サイズである。FM（図 8）の製作は完了しており、振り子式の推力計測手法を用いたところ、 ΔV 換算で理論値の 70% 程度の推進性能が得られることを確認している。

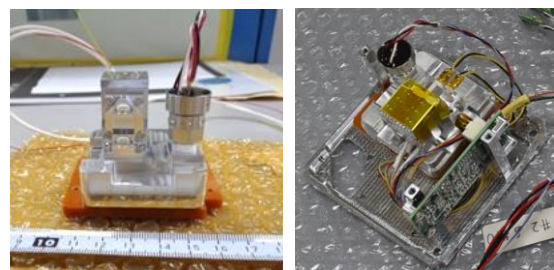


図 8 推進系 FM（左）と搭載時の様子（右）

3.4. 3 軸姿勢制御系

3 軸リアクションホイールと 3 軸磁気トルカから

なる姿勢制御系を開発しており、軌道上での機体回転のレートダンピングによる姿勢安定化を目指している。また、推進実験や、外側 SAP エアロシエルの展開時・分離時の機体姿勢を決めるためにも使用する。磁気トルカには、EGG で搭載実績のある、大径空芯コイルを基板パターンに落とし込んで基板状にしたものを用いている。リアクションホイールを含めた FM ハードウェア（図 9）の製作は完了しており、ソフトウェアの調整を進めている段階である。

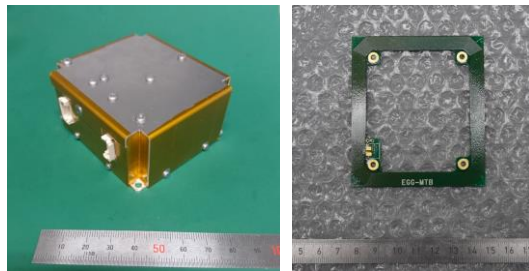


図 9 姿勢制御系 FM（左）と磁気トルカ（右）

3.5. 外側 SAP エアロシエル展開・分離機構

外側太陽電池パネルとレールとの間に直径 80 cm のポリエステル製の膜面を設置し、この膜面を空力減速装置として利用することで軌道崩壊・高度低下を引き起こす。さらに、高度約 200 km の時点でこの膜面を外側 SAP と一緒に分離することで、抗力変調を引き起こし、軌道変更を行う（具体的には高度低下を緩やかにする）ことを目指している。これを実現するために、BEAK には外側 SAP を収納・展開できる機構と、展開した外側 SAP 部を分離できる機構が搭載されている。

SAP 展開機構には、EGG で使用した機構の改良版を用いている。SAP は裏側の突起に爪部品を引っかけることで収納状態で固定され、爪部品はベクトランリングで固定されている。ワイヤーバーナでベクトランリングを焼き切ることで、爪部品がスプリングで押されて移動し、SAP が開放され、SAP のヒンジに仕込まれたスプリングにより SAP が展開される。

分離機構には、TiNi 社製の宇宙用分離アクチュエータ (Ejection Release Mechanism, ERM) を、外側 SAP が取り付けられているベースプレートと BEAK 本体との間に設置している。この ERM には形状記憶合金が内蔵されており、作動させることでカプラが開放、内蔵スプリングにより分離・射出される仕組みとなっている。コマンドを介して ERM を作動させることで、外側 SAP 側と BEAK 本体とが分離される。なお、外側 SAP の電力ラインは、分離コネクタを介して接

続されており、分離時はこのコネクタ部で切断されることになる。

FM の製作は完了しており、図 10 に示すように、EM を用いて振動試験後に真空環境下で展開・分離の機構が正常に動作することを確認している。

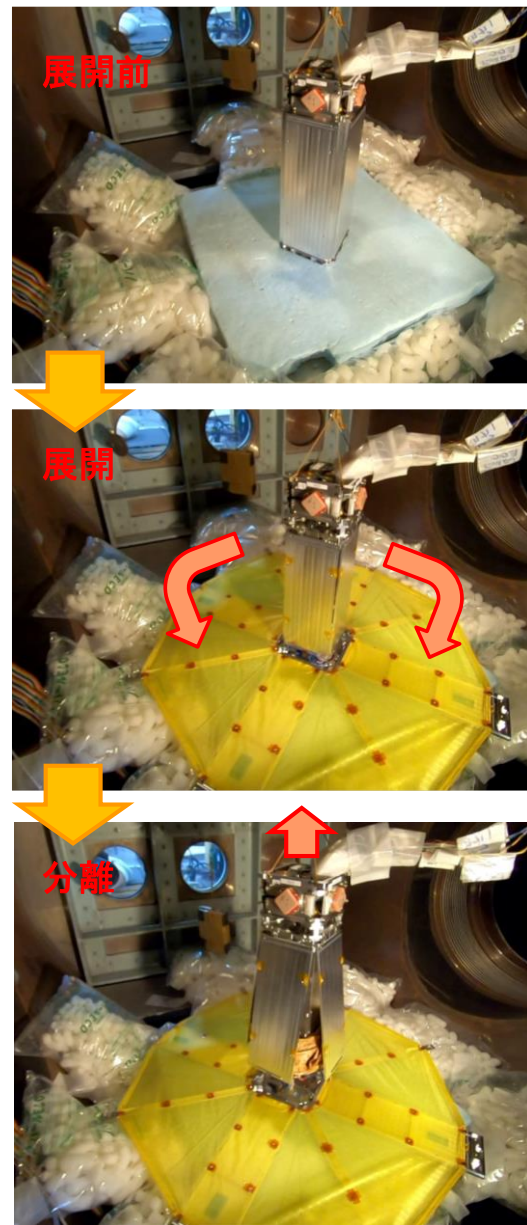


図 10 EM を用いた真空中展開・分離試験

3.6. SMA 型エアロシエル⁷⁾

ナノランダーを実現する上で、展開型エアロシエルの膜面は軽量であるものの、その膜面形状を維持するための構造部は軽量とはいえない。そこで、収納展開可能な材料として、形状記憶合金 (SMA) を用いた超軽量の展開型エアロシエルを検討しており、BEAK に搭載することで軌道上での展開実証を目指

している。SMA の板材を傘の骨のように使用することで、空力加熱を利用して完全受動的に展開できるロボスタかつシンプルな展開型エアロシェルを実現できる可能性がある。ただし、BEAK では空力加熱で焼失してしまうため、その前に SMA 板に貼り付けたニクロム線ヒーターにより昇温し、展開させ、展開させたことによる軌道変化の計測を目指す。

SMA エアロシェルは、Zylon 織物製で、直径 80 cm、フレア角 70 度の正六角錐形状であり、根元から六角形の各頂点にかけて SMA 板材を組み込んでいる (図 11)。SMA 材の変態温度は約 70℃である。SMA 板材の表面に昇温用のニクロム線ヒーターを貼り付け、その外側を Zylon 織物で包み、さらに放熱を避けるため、Zylon 織物の外側にアルミテープを貼り付けている。また、SMA エアロシェル各所に熱電対を取り付けており、昇温状況をモニタリングできるようにしている。

FM の製作は完了しており、真空環境下で FM を用いて、収納状態からヒーターによる昇温でエアロシェルを展開できることを確認している。図 12 は、EM を用いた展開試験の様子を示している。

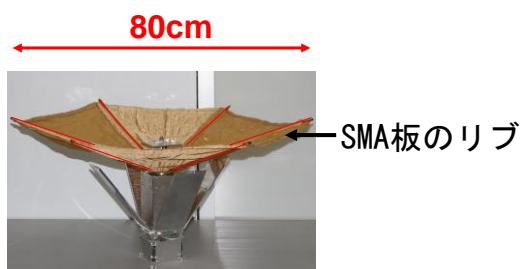


図 11 SMA エアロシェルの構造

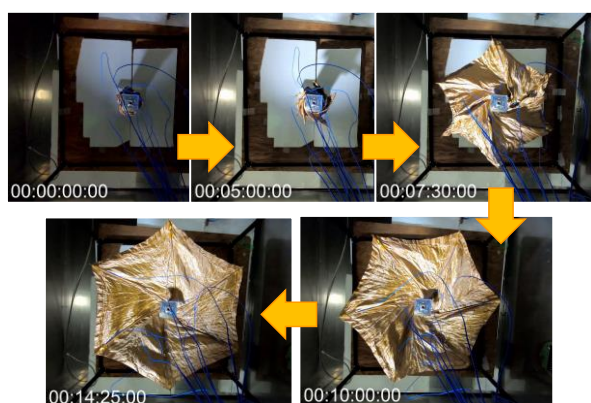


図 12 恒温槽内での 80℃雰囲気下での SMA エアロシェル EM の展開の様子

3.7. イリジウム衛星通信

イリジウム衛星通信は、EGG でも通信系として利用し、それを用いた運用に成功している。しかし、

イリジウム衛星との位置関係から予測されるほどには、通信頻度は高くなかった⁸⁾。そのため、BEAK では、イリジウム通信用アンテナの設置場所の変更、デバイダを用いた複数アンテナ使用によるアンテナ視野の拡大により、通信頻度の向上を目指している。デバイダを含めた FM (図 13) の製作は完了しており、問題なく動作することを確認している。



図 13 通信系 FM

4. まとめ

2022 年度初頭打上げ予定の超小型衛星 BEAK の開発状況について述べた。小規模計画の当初計画としては、2020 年度打上げを予定していたが、安全審査プロセスの遅延・機体開発の遅延・COVID-19 の影響などによりスケジュールが再調整された。2021 年 3 月の段階で、一部調整が必要であるものの FM が完成し、検証試験によって動作に問題ないことが確認されている。そのため、今後は打上げに向けたプロセスを着実に実施し、FM を洗練させた上で、2021 年秋のハンドオーバー、2022 年度初頭の打上げを目指していく。

謝辞

本活動は、JAXA 宇宙科学研究所の小規模計画の助成を受けたものである。また、JAXA 宇宙科学研究所の戦略的開発研究費 (工学)、JSPS 科研費 20H02360 の助成も一部受けている。ここに謝意を表す。

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, 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.
- 2) 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.

- 3) 山田和彦, 鈴木宏二郎, 秋田大輔, 今村宰, 永田靖典, 高橋裕介: 展開型柔軟エアロシェルを利用した超小型衛星プローブに関する研究, 平成 29 年度宇宙航行の力学シンポジウム, 2017.
- 4) Yamada, K., Suzuki, K., Imamura, O., Akita, D., and MAAC group: Deployable Aeroshell Technology For Small-Class Planetary Exploration mission, IPPW-16, 2019.
- 5) 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.
- 6) 渡邊保真, 佐野亮太, 鈴木隆洸, 町田佳佑, 鈴木宏二郎: 柔軟構造型大気突入衛星 BEAK における超小型スラスタ TWEET の開発, 令和 2 年度宇宙航行の力学シンポジウム, 2020.
- 7) 秋山風也, 小柳潤, 山田和彦: 超小型衛星 BEAK ミッション用 SMA エアロシェルの開発, 第 64 回宇宙科学技術連合講演会, 2020.
- 8) 永田靖典, 山田和彦, 鈴木宏二郎, 今村宰: イリジウム衛星通信を利用した衛星用テレコマシステムの飛行実証, 日本航空宇宙学会論文集, 第 67 巻, 第 1 号, pp. 1-8, 2019.