

ISS からの放出衛星 (EGG) の搭載機器の動作および運用確認試験

日本大学： 今村 宰
ISAS/JAXA： 山田 和彦
東京大学新領域： 鈴木宏二郎
ISAS/JAXA： 安部 隆士
東京工業大学： 秋田 大輔
岡山大学： 永田 靖典
北海道大学： 高橋 裕介

1. はじめに

宇宙輸送における安全性の問題点として再突入時の空力加熱が挙げられ、著者らの研究グループでは低弾道係数飛行による宇宙輸送の安全性の向上、利用機会の拡張を目標に、展開型インフレータブル構造を持つ柔軟エアロシェルの実用化を目指して研究開発を進めてきており[1]、2012年8月に観測ロケットS-310-41号機を利用した小型カプセルの大気圏突入飛行実験を行い、インフレータブル構造の有効性、エアロシェルの減速機構の確認および空力データの取得、テレコマンドシステムの実証など多くの成果を得て、成功裏に終了した[2]。観測ロケット試験の成功を受けて、実用化に向けた今後の研究開発課題として、エアロシェルの製造技術の大型化や耐空力加熱性能の向上の他、軌道からの再突入を考えると、宇宙空間での柔軟エアロシェルの展開技術の獲得と宇宙空間、大気圏突入中および、着地点での再突入機との通信、位置特定技術の確保が挙げられる。現在、これらの課題に対する研究開発を進めているところであるが、宇宙空間でのエアロシェルの展開や通信技術について、著者らはJAXAから公募のあった「平成28年度上期打上げ機会「きぼう」放出超小型衛星(無償の仕組み)」にEGGという小型衛星を提案、応募し(代表 東京大学 鈴木宏二郎教授)、2014年9月に採択され[3]、現在、2017年初頭の運用を目指して鋭意、開発を進めているところである。衛星名のEGGはre-Entry satellite with Gossamer aeroshell and Gps/iridiumの略で、宇宙空間での展開を含めたエアロシェルの減速機構の実証と、宇宙空間におけるGPSとイリジウムSBD通信を用いた位置特定システムの実証を目的としている。図1にEGG衛星の概観図を示す。

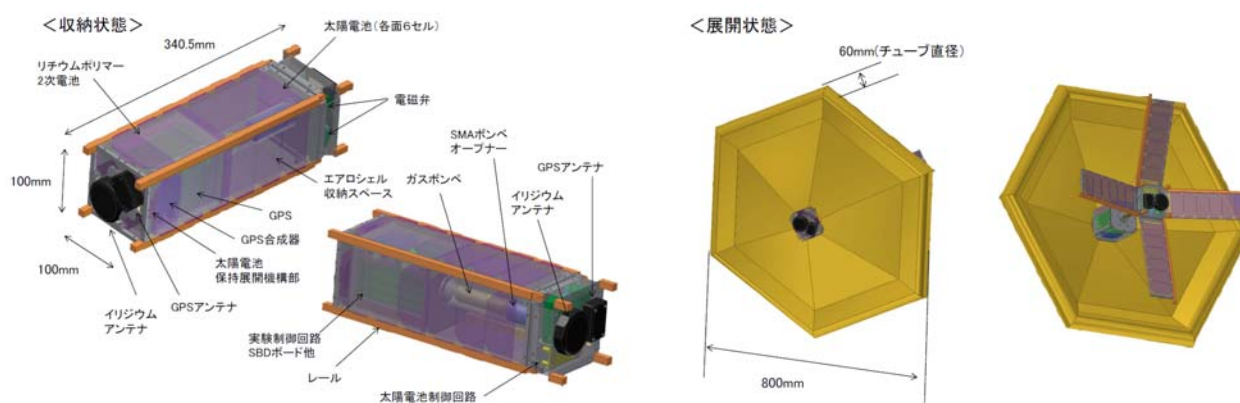


図1 EGG衛星の概観図

図1に示されるEGG衛星であるが、サイズが展開前には10cm×10cm×30cmで、重量3kg程度(いわゆる3U)であり、ISSから放出後に、太陽電池パネルを展開し、その後、ガス圧により、直径80cm程度の展開型の柔軟エアロシェルを展開する。その後は、空気抵抗により徐々に高度を下げ、10日~2週間程度で大気圏に突入し燃え尽きる。その間のフライトデータ(民製の宇宙用GPSを利用した位置特定、エアロシェルの画像データ、衛星の姿勢情報等)は、イリジウム衛星経由(Short Burst data(SBD))通信

を使って、地上へダウンリンクすることを考えており、また、民製 GPS を使って位置特定も行う。本試験によって、展開型柔軟エアロシエルによる大気圏突入機の実用化に必要な下記のような要素技術を軌道上で実証することができると考えている。

- 1) 低軌道上でのイリジウム SBD 通信と民製宇宙用 GPS による位置特定システムの検証
- 2) 軌道上（無重量、高真空）での柔軟エアロシエルの展開
- 3) 希薄気流中で柔軟エアロシエルの空力特性と運動特性取得
- 4) 大気圏突入直後の柔軟エアロシエルの熱空力環境の取得

ここで提案する気球実験においては、前述した小型衛星 EGG のフライトに先立って、その搭載機器の FM 相当品を大気球に搭載し、その動作確認、及び、運用手法の確認を行うことを目的としている。特に、本衛星では、イリジウム SBD 通信のみによる運用を考えているため、間欠的な SBD 通信によって確実に実験シーケンスを実施できるかは、最重要な技術課題である。そこで、実際に FM 相当の搭載機器を大気球に搭載して、長時間、長距離移動、高高度の環境においての正常動作、及び、運用性の最終確認を実施する予定である。

本試験における成果は、EGG 衛星の開発に貢献するのみならず、イリジウム SBD により高高度を飛翔する飛翔体の運用手法が確立できれば、将来、小型衛星の通信システム、再突入機の位置特定システム、小型ロケットのアピオ、観測気球の制御装置などに、イリジウム SBD システムが利用されたときのたたき台となることが期待される。

2. 試験の内容

本試験においては、EGG 衛星の搭載機器の FM 相当品を気球ゴンドラの内部に搭載し、それと地上局との間を、イリジウム SBD 経由でデータのやり取りをする。搭載するシステムのブロック図を図 2 に示す。本システムの肝となるイリジウム SBD は 2 系統搭載する。イリジウムに関しては最新の小型の SBD モジュール (9603) とその制御基板、アンテナを 2 式搭載する予定である。図 2 にフライトデータの取得用のセンサは、位置測定のための GPS として民製品の宇宙用 GPS (Novatel 社製) を搭載する。GPS 受信機は 1 台であるが、アンテナは 2 系統用意し、RF 合成器で受信電波を合成することにより、どのような姿勢においても測位できるようにする。その他、姿勢取得のための姿勢センサ系、画像取得のための JPEG カメラ、HK のための温度計等を搭載する。これらのセンサで得られたデータを集約し、SBD モジュールから通信を行うのは実験制御回路である。また、実験制御回路は、SBD モジュールを経由した送られたコマンドにそって、実験シーケンスを進める。ここでは、SMA ボンベオープナーの開放、電磁弁の開放のシーケンスを実施することを想定している。電磁弁の先に、インフレーターブルトラス部を搭載して実際に膨張を行うかどうかは、相乗り条件によって決定する。また、オプションとして磁気トルカによる姿勢制御を行うことも考えている。電源系は、太陽電池とリチウムポリマー電池で構成され、太陽電池制御回路 (MPPT 制御 IC を使う) と充放電制御回路によって、システム全体に適切な電源を供給する。これらを含めて、エアロシエルを搭載しない場合は、搭載機器の専有体積は 10cm×10cm×20cm 程度である。

なお、地上局に関しては、イリジウム SBD とのデータのやり取りは、e メール添付の形式で行われるため、PC 1 台とインターネットがあれば、どこでも地上局の構築が可能である。実際の試験のときは、現場（放球場）からでなく、遠隔（例えば、大学等の研究室）からの運用することも考えている。

実験当日は、気球の放球準備の際に電源が ON となってから、着水時までのさまざまな状況において、搭載機器が予定どおり動作するかを確認する。試験は、データの送受信のみ行い、コマンドに対しての適切な応答、データのダウンリンクに異常がないかを確認する。適当なタイミングで、日陰、日陽を繰り返したときの電源系の適切な動作の確認、データダウンリンクモードの切り替え確認（通常時、電源低下時のセーフモード、画像送信時の高速モードなど）、ガスボンベを適切にインフレーターブルトラスに送り込む運用方法の確認などを行う。

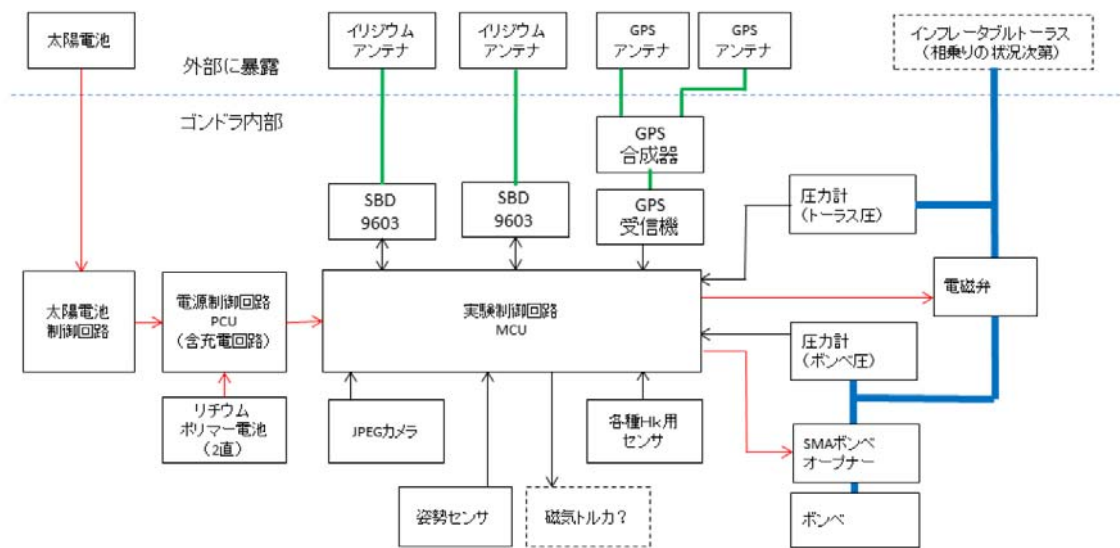


図2 気球搭載のシステムブロック図

3. 搭載機器の詳細

以下には本試験に搭載予定の機器の開発状況およびその詳細について述べる。図3には、イリジウム SBD モジュールとその制御基板の写真を示す。本基板は観測ロケット実験で用いたときから小型化を実施しており、モジュール(9603)のサイズは 31.5mm×29.6mm で、基板全体のサイズも、60mm×45mm と非常にコンパクトに仕上がっている。基板については試作品であるが、これを改良したものを実際の大気球実験においては2台搭載する予定である。図4は、Novatel 社製の宇宙用 GPS である。観測ロケット S-310-43 号機に搭載し、高度 120km、速度 1km/s 以上の環境において、測位ができることを実証している。また、シミュレータにより、低軌道上での測位が可能であることを確認しているものである。

図5は SMA ポンプオープナーのプロトタイプである。ISS へ搭載するためには、安全上の観点から、衛星放出後にポンペに穴をあけて開封することが望ましいため、このシステムを開発している。SMA をヒータで温めその形状変形を利用してポンペに穴をあけるものである。現在、さらなる小型化を検討している。

図6は、太陽電池と試作回路である。MPPT 制御回路がワンチップに実装された IC を使って簡易に太陽電池の最適制御を実現する計画である。

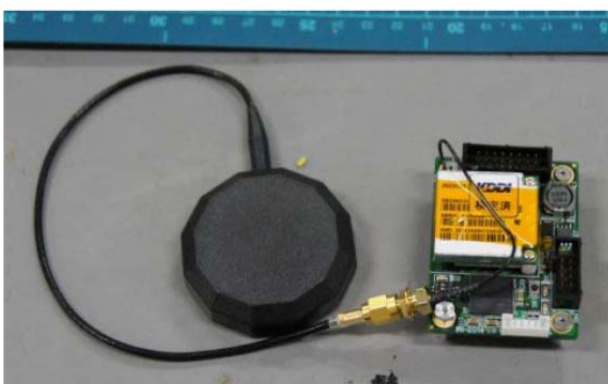


図3 制御基板に搭載したイリジウム SBD モジュール(9603)とアンテナ



図5 SMA オープナーの試作品



図4 Novatel 社製宇宙用 GPS と GPS 合成器

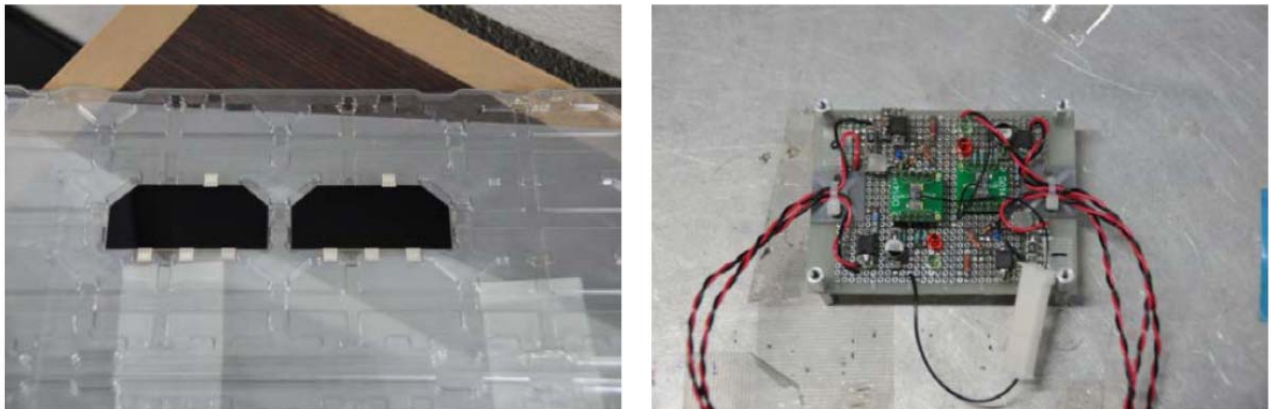


図6 太陽電池パネルと制御回路の試作基板

4. まとめ

柔軟構造エアロシエルの大気減速機としての実用化を目指して、ISS からの小型衛星の再突入試験を計画しているが、本衛星についてはイリジウム SBD 通信のみによる運用を考えており、間欠的な SBD 通信によって確実に実験シーケンスを実施できるか否かは、最重要な技術課題である。このようか観点から、FM 相当の搭載機器を大気球に搭載して、長時間、長距離移動、高高度の環境における正常動作、及び、運用性の最終確認を実施する大気球試験の概要について述べた。本試験の成果は著者らが計画している再突入試験のみ、イリジウム SBD による高高度を飛行する飛行体の運用手法が確立の一技術として資する可能性も期待される。

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 年, 12 月
- [2] MAAC R&D グループ, 「S310-41 号機観測ロケット実験~インフレータブルカプセル飛行実験~実験計画書」, 2012 年 9 月
- [3] http://iss.jaxa.jp/kiboexp/news/140926_cubesat.html