

真空チャンバー中におけるインフレータブル構造体の展開試験

日大生産工 ○今村 幸
 JAXA/ISAS 山田 和彦
 東大新領域 鈴木宏二郎
 MAAC R&Dグループ

1 まえがき

宇宙輸送における安全上の問題点の一つとして、宇宙からの帰還時の空力加熱が挙げられる。人工衛星などは運用終了後には大気抵抗によって徐々に高度を下げ、最終的には大気圏に突入して燃え尽きている。そのため、宇宙から地上に人やモノを輸送するためには、一般的には高度な熱防御策が必要であり、それが不完全であれば、例えば2003年2月のスペースシャトルコロンビア号の大気圏再突入時の空中分解事故に代表されるように大惨事となる。日本においては、2010年6月に小惑星イトカワを探索した人工衛星はやぶさ(MUSES-C)が、惑星間軌道から大気圏再突入し小惑星のサンプルを地上に持ち帰ってきたが、大気圏再突入時の空力加熱に耐えるため、重厚な熱防御システム(TSP)を有していた。TSPの重量はペイロード重量へのインパクトが大きく、ミッションプロファイルの構築に大きな影響を与えている。そのため、今後の宇宙輸送の発展を鑑みると、多種多様なTSPが技術提案され、TPOに応じて使い分けられることが望ましいと言える。

このような観点から、著者らの研究グループでは低弾道係数飛行に着目して、検討、研究を行っている。低弾道係数飛行では、質量に対して空気抵抗が相対的に大きいと、より空気の薄い高高度で減速することが可能であり、結果として、空力加熱が低減する。図1に弾道係数を変化させた場合の、再突入時の飛行プロファイルを示す。弾道係数 C_B が 100kg/m^2 の場合がおおよそ通常の人工衛星にあたることを考えると、これに対して弾道係数を2桁ほど下げることができると、 $C_B=100\text{kg/m}^2$ の場合に比べて、高度で30km上方から減速し始め、空力加熱に起因する熱流束もおおよそ1桁低減することが可能である。

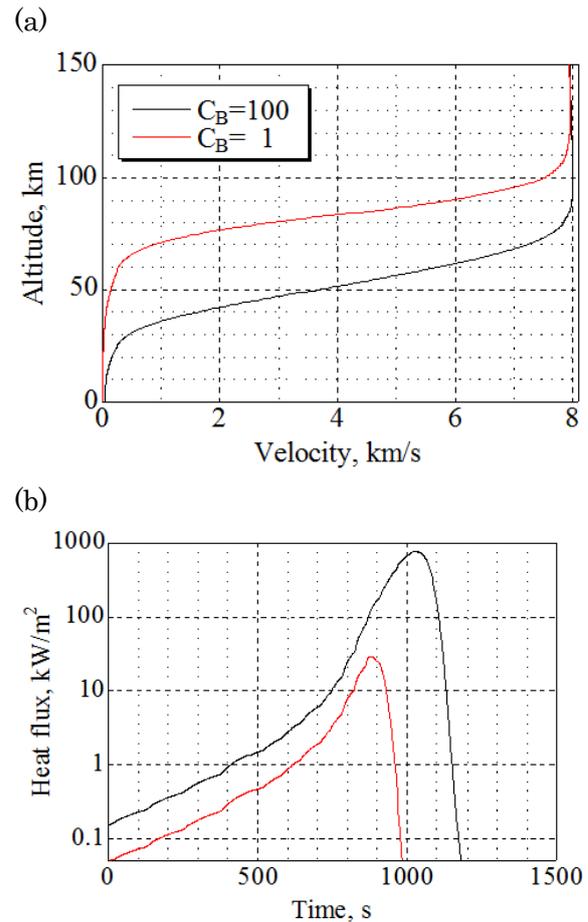


図1 弾道係数が再突入時の飛行プロファイルに与える影響

この解析において弾道係数が 1kg/m^2 の場合の、輻射平衡温度は650度程度と見積もることができる。温度上限を650度とすると、問題なく使える金属材料も多く、また大面積を稼ぐ上での薄材としても複数の選択ができる。

著者らの研究グループでは、汎用性、加工の際の安全性、また素材メーカーの協力が得られることなどの条件から、東洋紡のZYLON®を薄膜材として選定して、その薄膜化も含めて検討しているところである。このような低弾道係数飛行による空力加熱低減に関する検討は古くからあるが、軽量で大面積となる適切な素材がないことから見送られてきたことが多いと思われ、素材の開発も低弾道係数飛行の実現に向けて重要な開発要素である。

低弾道係数飛行を実現するためには、空気抵抗を大きくする必要があり、そのためには大面積の減速機構を用いなければならない。他方で宇宙からの帰還を考える場合、まずは宇宙へ地上から輸送しなくてはならず、その際ロケットのフェアリングに収まるサイズでなくてはならない。このような観点からは、打上げ時にはフェアリングに収納できる折りたたみ式の膜を用いることが、軽量化の観点も含めて有効であるといえる。この場合、打上げ時に小さく折り畳んでいた膜面を、宇宙空間で再突入前に大きく広げ、また空気抵抗を生じている間は抵抗力に耐える力学的な構造が必要となってくる。そのためには、膜面の展開機構および形状の保持機構が重要となってくる。形状維持のためには圧縮力を持つ構造としなくてはならず、軽量化の観点から著者らのグループでは金属を用いた機械的な機構を採用せず、ガス圧によるインフレーターブル構造を採用している。具体的には、図2に示すようにトーラス状のインフレーターブルチューブを外周に有し、中心部のカプセルとの間をフレア型の膜面で接続する方法を主として検討している。収納時には、図2のカプセルと同じ径まで折り畳むことができ、カプセルに搭載されているガスボンベからインフレーターブルチューブにガスを注入して、展開し、インフレーターブルの内圧でフレアに加わる圧縮力を持つ構造としている。

以上示してきたように著者らの研究グループでは、低弾道係数飛行の有意性に着目し、展開型インフレーター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、インフレーターブル構造の有効性、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、以下のものが必須と考えている。



図2 インフレーターブルチューブを有するフレア型の再突入機模型

1. エアロシェルの製造技術を確認し、構造強度の理解をして大型化させること
2. 膜材料の耐空力加熱性能向上、及び、軽量化などといった高性能化
3. 再突入機を適切な方向に姿勢制御し、軌道離脱する技術
4. 宇宙空間での柔軟エアロシェルの展開技術の獲得と展開時の挙動の理解
5. 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

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、本報では特に上記、1.、2.および4.に関するエアロシェルの開発状況について報告するとする。特に4.の宇宙空間における柔軟エアロシェルの展開実証については、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。衛星の大きさは、10cm×10cm×30cm程度であり、観測ロケット実験の際に使っていたインフレーターブル構造がそのまま適用できるわけではない。また今後の実用化にむけても、上記のとおりインフレーターブル構造を含む膜面の開発、改良は必須である。

以上のような観点から本報では開発中のインフレーターブル構造を有するエアロシェルの開発状況とその真空展開試験の進捗について報告するものである。

2 EGGの概要とインフレータブル構造

前述のようにEGGは、ISSからの放出される衛星として製作を進めている。その構造を図3に示す。図3(a)に示すように、打上げから宇宙ステーションからの放出時までは、10cm×10cm×30cm程度に収納されており、通信のための電力を得るために外壁は太陽電池パネルで覆われている。放出後は軌道を同定した後、イリジウムのSBD通信によってテレコマンドを送り、太陽電池パネル、膜面を順次展開する。展開に際しては衛星内に炭酸ガスポンベを搭載するので、SMAガスオープナーを起動させ電磁弁で流量を調整しつつ、インフレータブルチューブに炭酸ガスを注入しエアロシェルを展開する。このような展開挙動について実証するとともに理解を深めるために、地上での真空環境下における展開試験が必要となってくる。展開後は図3(b)のような形状となり、面積の増加によって空気抵抗が増大するため徐々に軌道崩壊し、最終的には大気圏再突入に至り、焼失する。この軌道崩壊および再突入の軌道についてもGPS/イリジウムで同定する。なおエアロシエルの展開がから再突入までは10日前後を想定している。このような技術は、非デブリ化技術としても応用可能と考えている。

EGGに採用しているインフレータブル構造とエアロシエルの形状であるが、観測ロケット実験とは異なった形状をしている。インフレータブルトーラスは観測ロケット実験時は円形であったが、EGGでは後述の気密層の変更から図3に示すような六角形を想定している。インフレータブルに接続されるエアロシエルは、六角錐状のフレア部で、トーラスカバーを介してインフレータブルトーラスとそれらを接合されている。インフレータブルトーラスは、チューブ直径が60mm、トーラスの向かい合う辺の直径が800mmである。

インフレータブルトーラスの直線部分は図4に示すような構造となっている。まず一番内側に気密を保つ層(気室)としてユーピレックス(厚さ12.5um)を接着剤を用いて円筒状に製作している。観測ロケット時には気密層としてシリコンゴムを用いていたが、シリコンゴムに気体の透過性があること、また重量や耐熱温度の問題から、EGGではユーピレックスを採用した。図5に気室の概観図を示す。その周りに中間層(保護布)としてZYLONフィラメント織物を1枚挿入し接着剤で固定する。これがない場合には展開時の摩擦などで、気室が破断することが多々あったため、このような中間層を導入した。その外部の外層(外皮)は強度層であり、ZYLONフィラメント織物2枚をト

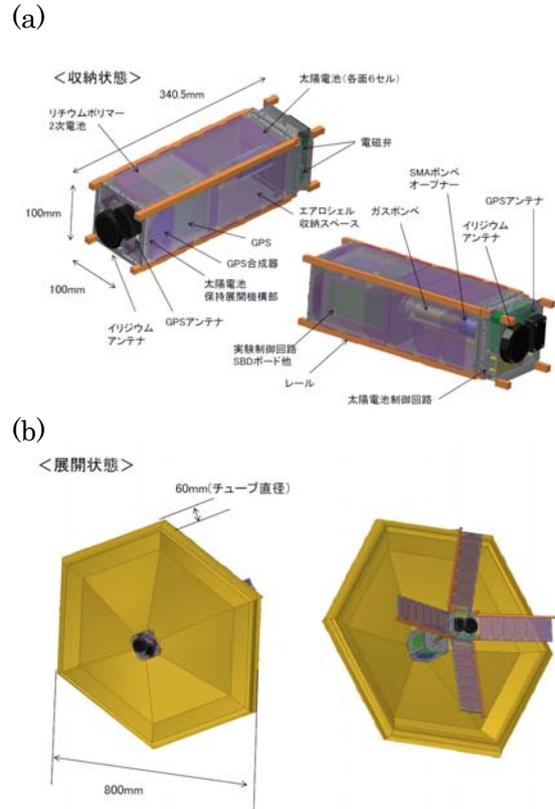


図3 ISSから放出される小型衛星EGGにの概観図

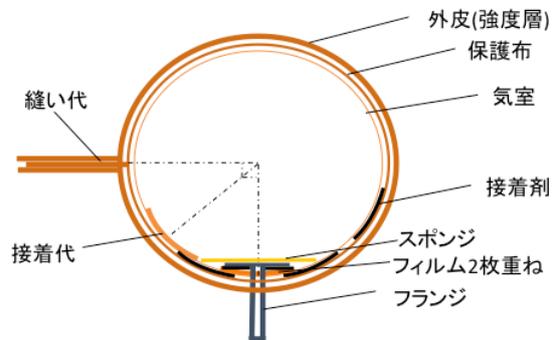


図4 EGGに採用予定のインフレータブルトーラスの主構造



図5 インフレータブルトーラスの気室層の概観図

ーラスチューブの捩れ剛性を強化するため繊維方向を 45 度ずらして縫い合わせたものを円柱状にして使用している。この他、図 4 には内部に気体を導入するためのフランジ部分の詳細についても記述してある。

インフレーターは六角形構造であり、気室をユーピレックスのみで作成した場合、ユーピレックスの剛体が高く伸びが少ないため、六角形構造の角の部分で展開試験時に破断が多々生じた。そのため、気室のコーナー部は、シリコンゴム(厚さ 0.3mm)を用いたハイブリット構造としている。他方でこの部分からのリークがあることもわかっており、現在、そのリーク量を低減するための諸策を講じているところである。

3 インフレーター構造の展開試験

このようなインフレーターチューブを宇宙空間で展開するためには、地上試験にて展開のプロファイルとその健全性を確認して置く必要があり、現在、モックアップを製作して展開試験を順次実施している。その中でインフレーター構造の問題点を洗い出し、上記のように微修正を加えながらインフレーター構造の開発を実施している。さらには真空環境下における試験も必要であるから、真空環境下における試験の準備を順次行っている。図 6 に真空試験用に製作したモックアップを示す。このモックアップは円筒形状で気室としてシリコンゴムを用いて作成してあるが、収納時に規定された衛星のサイズに収まること、また空気をインフレーターに入れて健全に展開することを確認している。これを用いて真空下における展開試験の設備整備を行っているところである。

真空展開試験を行う真空チャンバーであるが、40号館1階に設置されている低圧環境研究共同システム(LINCS)を利用する予定で現在、適宜整備を進めている。図7にLINCSの概観を示す。LINCSは真空チャンバーの内径が2.6mあるため、将来的にエアロシェルを大型化した場合についても展開試験を実施できることから、ガス配管、電気配線、撮影系などを鋭意整備していることとである。真空チャンバー内で展開試験を実施することによって、宇宙空間における展開プロファイルに関する有意な情報が得られるものと考えている。

4 まとめ

低弾道係数飛行の実現に向けて、展開型柔軟構造エアロシェルの開発を行っており、そのキーテクノロジーの一つであるインフレーター構造とその展開について、

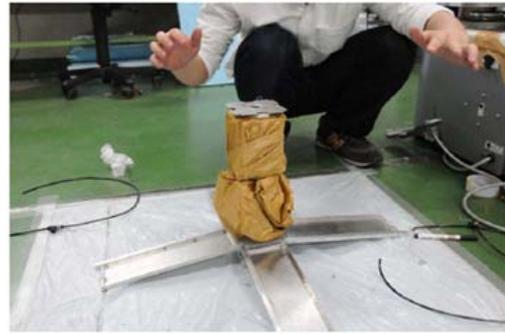


図6 展開試験用のモックアップの収納、展開時の様子



図7 40号館1階の真空チャンバー(LINCS)の整備の様子

背景とともに紹介した。真空チャンバーを用いた展開試験を実施することで、宇宙空間における展開プロファイルを決定する有用な情報が得られると期待される。

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~インフレーターカプセル飛行実験~実験計画書」, 2012年9月
- [3]http://iss.jaxa.jp/kiboexp/news/140926_cubesat.html