

観測ロケット実験データ回収システムへの 柔軟エアロシェル大気圏突入機の応用

○菊地弘洋（名古屋大学），風間友哉（東京理科大学），山田和彦（ISAS/JAXA），笠原次郎（名古屋大学）

Application of inflatable capsule to data recovery module for sounding rocket experiment

Koyo Kikuchi (Nagoya university), Tomoya Kazama (Tokyo University of Science),
Kazuhiro Yamada (Japan Aerospace Exploration Agency), Jiro Kasahara (Nagoya University)
Propulsion Energy System Engineering Group, Nagoya University, Furocho, Nagoya Chikusa-ku, Aichi 464-0814, Japan

Abstract

Preparation of a flight demonstration of the detonation engine in space using S-520 sounding rocket is ongoing. Its demonstration requires to obtain large amount experimental data including high frequent sampling data and high resolution video image. To satisfy its requirement, the data recovery module is an attractive option. Our research group has been studying application of inflatable capsule to data recovery module for sounding rocket experiment. In this research, the conceptual design of data recovery module based on the trajectory simulation and heating tests of inflatable structure using the ICP heater. Additionally, we design onboard system of data recovery module. The results of conceptual design prove the feasibility of the data recovery system with an inflatable aeroshell for the S-520 sounding rocket experiment.

Key Words : Membrane aeroshell, Inflatable structure, Atmospheric re-entry system, Sounding Rocket, data recovery system

1. はじめに

将来の深宇宙探査用キックモーター及び、初段ロケット等の革新的宇宙輸送システムの実現において、デトネーションエンジン⁽¹⁾への期待が高まっている。デトネーションエンジンは、デトネーション波と呼ばれる可燃性混合気中を超音速で伝播する燃焼波をロケットエンジンなどの推進機関に応用したエンジンである。このデトネーションエンジンは、地上試験において、高い推進性能が確認されているが、実際に用いられる微小重力下で、作動実証試験は行われておらず、試験が持ち望まれていた。そこで、S-520 観測ロケットを用いた微小重力下でのデトネーションエンジンの作動実証試験⁽²⁾が計画されている。この試験において、高解像度の映像や、高周波サンプリングデータのようなダウンリンクでは取得できない大容量データの回収が要求項目として挙げられている。

我々の研究グループでは、展開型柔軟エアロシェルを利用した大気圏突入機⁽³⁾の観測ロケット実験のデータ回収システムへの応用について研究を進めている。これは、インフレータブルリング部と呼ばれる周りのリングにガスを注入することで軽量大型のエアロシェルを展開し、その膜面に空気を受けさせ減速してから大気圏に突入する新しい大気圏突入システムである（図1）。この柔軟エアロシェルにより、大気密度の低い高高度での減速が可能となり、大気圏突入時に経験する空力加熱を避けることができる。また、終端速度が下がることにより軟着陸・軟着水のためのパラシュートシステムなどを削減できる。着水してからは、ガスを注入したインフレータブルリング部が浮き輪の機能を持つため、海上に浮揚することができる。この大気圏突入機にペイロードとして SSD を搭載し、観測ロケット実験のデータを送り込む。その後、大気圏に突入し、海上へ軟着水をして、浮揚している大気圏突入機を船などで回収することで観測ロケット実験のデー

タを得る。図2に観測ロケット S-520-31 号機のミッションシーケンス図を示す。

本研究では、この大気圏突入機を設計するにあたりエアロシェルの耐熱性能評価、軌道計算を行い、経験する空力環境に耐えられるよう大気圏突入機を設計した。また、本システムの搭載機器システムについても、機能ブロック図作成し、概念設計を実施したので、併せて報告する。



図1：柔軟エアロシェル大気圏突入機概念図

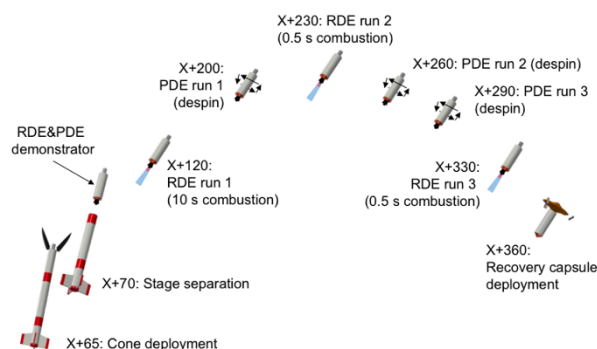
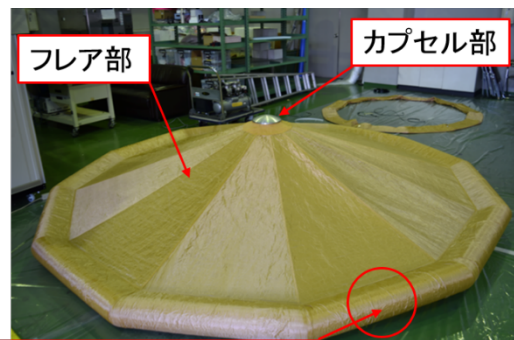


図2：観測ロケット S-520-31 号機，デトネーションエンジンの実証試験のミッションシーケンス概念図

2. 柔軟エアロシェル大気圏突入機の概要

柔軟エアロシェルは，その軽量性と大面積により，大気圏突入機の弾道係数を下げ，空力加熱を避けることができる．この章では，大気圏突入機に用いる柔軟エアロシェルについて述べる．エアロシェルは，電気回路やバッテリー，ペイロードなどを搭載したカプセル部と，ガスを気密し，エアロシェルの構造を維持するインフレータブルリング部，それらを繋ぐ円錐膜面状のフレア部によって構成されている．図3にエアロシェルの構造とインフレータブルリング部の断面図を示す．また，表1にインフレータブルリング部に用いている材料リストを示す．インフレータブルリング部は，基本構造として，ガス内圧の気密を保つ気密層，破損から気密層を保護する保護層，気密層のガス内圧に耐えることや振れ剛性を強化するための強度層，それらをフレア部と接合するためのエアロシェルカバーによって構成される．気密層は，ポリイミドフィルムをシリコン接着剤で接着して気室としている．ポリイミドフィルムの耐熱温度は 550 deg，シリコン接着剤の耐熱温度は 300 deg であり，エアロシェルに用いている材料の中では，インフレータブルリング部の気密層が耐熱的にもっとも弱い（ZYLON フィラメントの耐熱温度は 650 deg）．そのため，インフレータブルリング部の加熱試験を行い，耐熱性能に応じて，軌道計算より空力加熱環境に耐えられるようエアロシェルのサイズを決定する必要がある．また，本ミッションでは，海上へ軟着水し，長時間の浮揚が求められるため，より軽量なエアロシェルが必要となる．



インフレータブルリング部

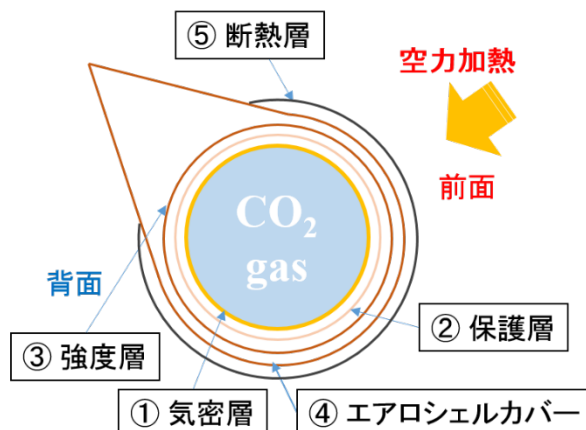


図3：エアロシェルの構造とインフレータブルリング部の断面図

表1：インフレータブルリング部に用いている材料

structure	material
① Gas tight layer	Polyimide film 12.5 μ m Silicon rubber adhesive
② Protect layer	ZYLON filament textile
③ Strength layer	ZYLON filament textile 2
④ Aeroshell cover	ZYLON filament textile
⑤ Thermal insulator	Fire-resistant silicon rubber sheet (0.2 mm)

3. ICP 加熱器を用いた耐熱性能評価

3-1 ICP 加熱器

エアロシェルの耐熱性能評価を行うにあたり，宇宙科学研究所（JAXA/ISAS）所有の 10 kW 級 ICP（Inductively Coupled Plasma）加熱器を用いて試験を行ってきた．ICP 加熱器は，高エンタルピーかつ比較的低い加熱率で空気プラズマ気流を生成できる．また，長時間での加熱が可能であるという特徴がある．現在，ICP 加熱器は加熱率を 35 kW/m² まで下げることができる．これは，柔軟エアロシェルによる大気圏突入時に近い加熱環境を模擬している．本装置は，①本体部，②ガス供給系，③真空排気系，④冷却系，以上の4点で構成されており，図4に装置の外観を示す．

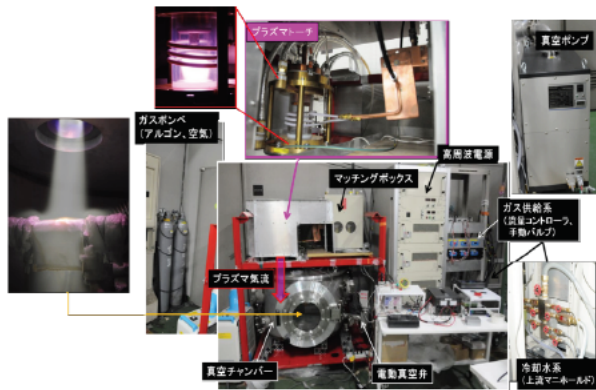


図 4：10 kW 級 ICP 加熱器の外観

本体部は、高周波電源、マッチングボックス、自動点火装置、プラズマ Torch から構成されており、JAXA 調布の 110 kW 級 ICP 加熱風洞⁽⁴⁾を踏襲し、日本高周波電(株)が設計・製造を行った。表 2 に本装置の諸元を示す。

表 2：10 kW 級 ICP 加熱器の諸元

Manufacture of Min Unit	Nihon Koshuha Co
Power Supply Frequency	4 MHz±0.05%
Required Power	3-phase AC200 V, 24 kVA
Input Power Range	0～10 kW (3kW 4units)
Inner diameter of quartz tube	φ75 mm
Diameter of Coil	φ96 mm
Coil turns	3 turns
Required coolant flow rate	62 L/min
Mass flow controller	Kofloc MODEL8500
Motor-operated Valve	CKD EVB517
Diameter of Orifice	75 mm

ICP 加熱器は、プラズマ Torch 部にある石英管ガラスの内部からガスが流れる仕様となっている。初めにガスはアルゴンを流し、高周波電源で電力を与えることにより、アルゴンをプラズマ化する。その後、ガスをアルゴンから空気に置換していき、アルゴンの流量をゼロにする。このプラズマ化した空気を、テストセクションである真空チャンバー内に流すことで加熱を行う。

3-2 試験模型

ICP 加熱器では、実機サイズのエアロシェルの加熱試験を行うことができないため、エアロシェルの耐熱的に最も弱いインフレータブルリング部を模擬した、図 5 のようなインフレータブル模型を供試体として加熱試験を行ってきた。

表 1 に示すインフレータブル構造の層構造のうち、①気密層、②保護層、③強度層、④エアロシェルカバーからなる構造を、基本構造と呼ぶことにする。過去に行われた試験において、この基本構造でのインフレータブル模型では、本装置で実現できる最小の加熱率 35 kW/m^2 の加熱に耐えることができなかった。そのため、大気圏突入機に利用するには、断熱層を貼付することにより耐熱性を高める必要がある。これまでに、厚さ 12 mm のアルミナ長繊維を用いた断熱層を貼付し

たインフレータブル構造での 100 kW/m^2 の加熱率に耐えることに確認している。

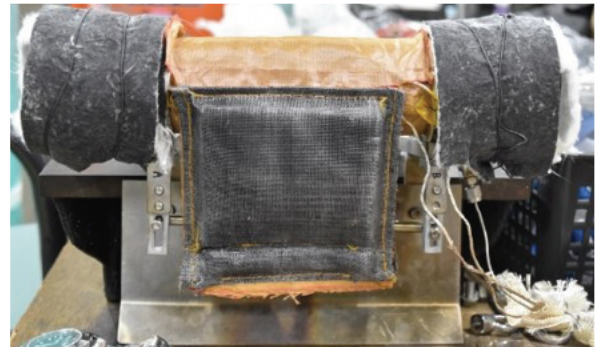


図 5：基本構造のインフレータブル模型

しかし、この断熱材は、観測ロケット実験からの再突入時の空力加熱環境に対しては、オーバスペックである。そのため、観測ロケット実験からの再突入機用に、薄く、取扱いやすい厚さ 0.2 mm の難燃性シリコンゴムシートを断熱層(表 1 の⑤)として貼り付けた難燃性シリコンカバー模型(図 6)を供試体として試験を行った。これは、松丸氏⁽⁵⁾によって開発されたモデルである。

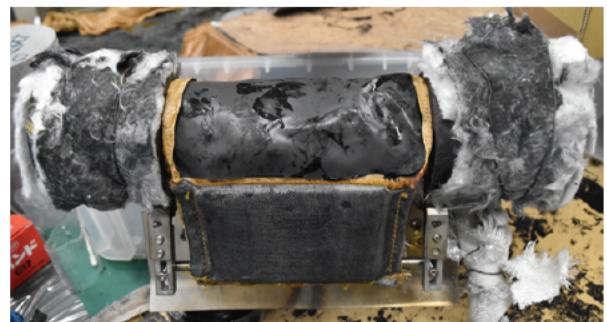


図 6：難燃性シリコンカバー模型

3-3 計測項目と実験方法

計測項目は、模型の内圧と、模型の表面温度、強度層の温度である。気密内の内圧を計測することで気密の保持、破損の確認を行った。図 7 に模型の温度測定位置を示す。模型表面温度を放射温度計、強度層温度は熱電対を用いて計測した。加熱試験では、初期模型内圧を 120 kPa とし、ICP 加熱器で実現できる最小の加熱率 35 kW/m^2 の加熱を 300 秒間行った。その後、模型を気流から取り出し模型の状態確認を行った。

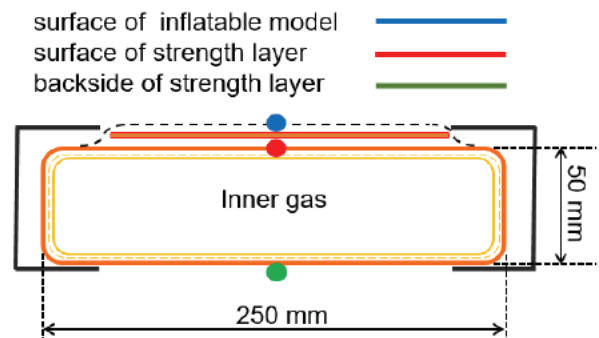


図 7：模型の温度計測位置

3-4 加熱試験結果

難燃性シリコンカバー模型の加熱試験結果を図 8 に示す。青線が放射温度計で得た模型表面温度、赤線が熱電対で得た強度層表面温度、緑線が熱電対で得た強度層背面温度、黒線が模型の内圧を示している。模型の内圧が上昇しているのは、温められた内部ガスが膨張しているためであり、模型の内圧に大きな減少は見られなかったことより、300 秒の加熱に模型は気密を保っていることがわかる。加熱試験後の模型を確認しても、模型の破損は見受けられなかった（図 9）。また、加熱試験中に模型表面から青色の発光を複数個確認した（図 10）。これは、難燃性シリコンゴムシートの一部が融解し、表面に膨らみが生じてシリコン内部から発生したガスが青色に発光しているためであり、このアブレーション効果で模型を熱から守ったと考える。

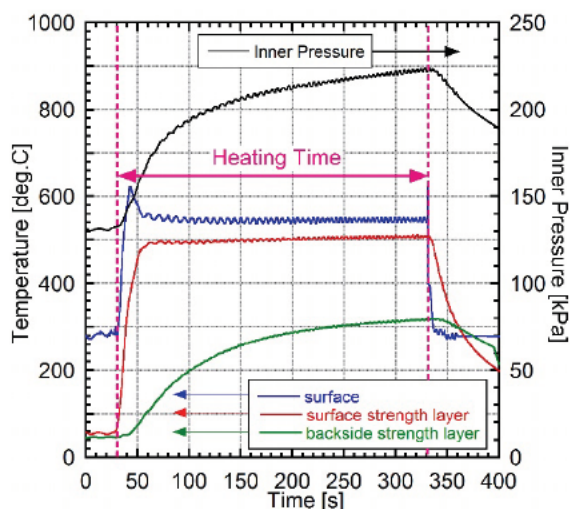


図 8：難燃性シリコンカバー模型の加熱試験結果

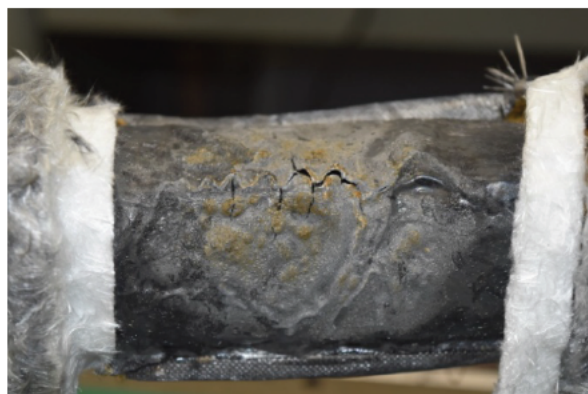


図 9：加熱試験後の難燃性シリコンカバー模型

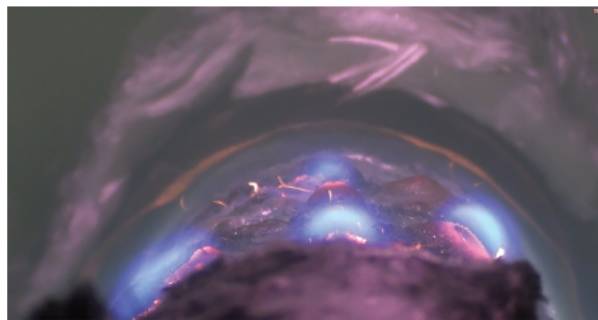


図 10：加熱試験中の難燃性シリコンカバー模型

4. 大気圏突入機的设计

前章で得られた結果より、10%以上のマージンを取り、最大空力加熱が 30 kW/m^2 以下になるようエアロシェルのサイズを決定する。そこで、本ミッションで大気圏突入機が経験する空力環境を軌道計算により見積もる。ここでは、S-520 観測ロケットの打ち上げ性能より、高度 310 km から経路角 0 deg、速度 720 m/s で大気圏に再突入させることを想定する。大気圏突入機の総重量は 5 kg、淀み点曲率半径は 0.095 m、抵抗係数は 1.5 とした。また、本計算では、大気圏突入機を質点と仮定し、働く力としては重力と抗力のみを考慮し、淀み点での空力加熱は Tauber の式⁶⁾を用いて算出した。

軌道計算より得られたエアロシェル直径と、経験する最大空力加熱の関係を図 11 に示す。エアロシェル直径を大きくすることで、最大空力加熱は低減される。この結果より、最大空力加熱が 30 kW/m^2 以下となるようエアロシェル直径を 1.6 m と決定した。また、エアロシェル直径 1.6 m の大気圏突入機の軌道計算結果を図 12 に示す。

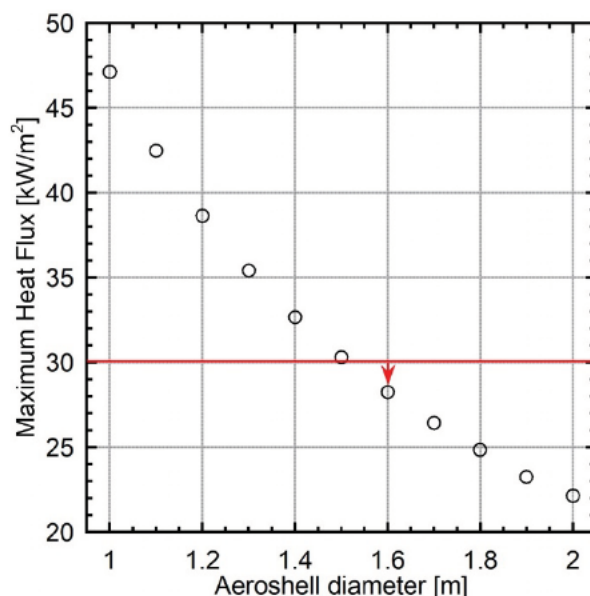


図 11：エアロシェル直径と最大空力加熱の関係

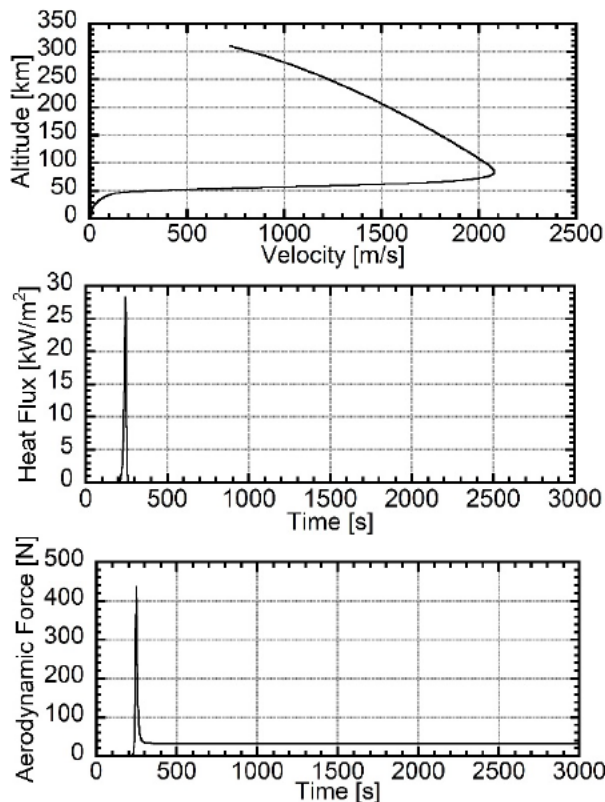


図 12：1.6 m エアロシェルを有する大気圏突入機の軌道計算結果

エアロシェルは最大で 436.4 N の空力荷重がかかる。この最大空力荷重 436.4 N に耐えられるよう設計する必要がある。エアロシェルが構造的に破壊する限界荷重は以下の式で決定される⁽⁷⁾。

$$F = 245 \left(\frac{D_i}{D_a - D_i} \right)^2 \frac{1}{4} \pi D_i^2 p$$

式中の D_i はインフレータブルリング部のチューブ直径、 D_a はエアロシェル直径、 p はインフレータブルリング部の内外差圧である。今回の観測ロケット実験の回収システムにおいて、インフレータブルリング部へのガス注入システムに使用するのは、日本炭酸瓦斯株式会社製の 74 g 炭酸ガスカートリッジを想定している。これは、高圧ガス保安法適用除外のミニ容器の中で内容積が 98 ml と最大のもので、S-310-41 号機⁽⁸⁾で実績がある。このカートリッジ内のガスを、すべてインフレータブルリング部に入れた時の初期内圧と、チューブ直径の関係を図 13 に示す。2 章でも述べたが、大気圏突入機は海上へ軟着水し、長時間の浮揚が求められる。そのため大気圏突入機は、軽量化を図るため、インフレータブルリング部にガスを注入したガスポンベは、観測ロケットに残置する。そのため、大気圏突入飛行中に、ガスを補充はしない設計である。そのため、ガスを入れた後、高度が下がり、周囲圧が増加することによりインフレータブルリング部の内外差圧は減少していく。そのため、ガスを入れた時点で 1 気圧以上の内外差圧が必要となる。これを満たすチューブ直径は 0.09 m 以下である。

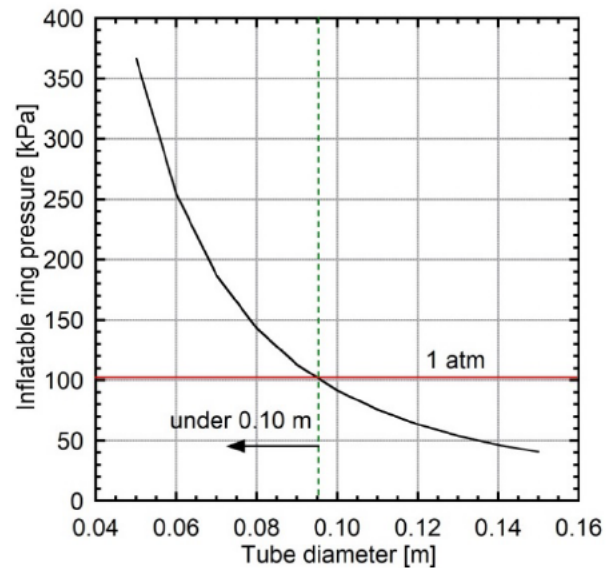


図 13：インフレータブルリング部の初期内圧とチューブ直径の関係

この初期内圧を用いて、軌道計算を行い求めたそれぞれのチューブ直径と限界荷重の関係を図 14 に示す。黒線が、直径 1.6 m のエアロシェルにかかる空力荷重を示しており、これを下回るチューブ直径 0.07 m は最大空力荷重に耐えられない。また、空力荷重に対する限界荷重の比率を図 15 に示す。着水時には十分な構造強度があるため、最大空力荷重を経験する時の比率が大きい 0.09 m を、チューブ直径として採用した。

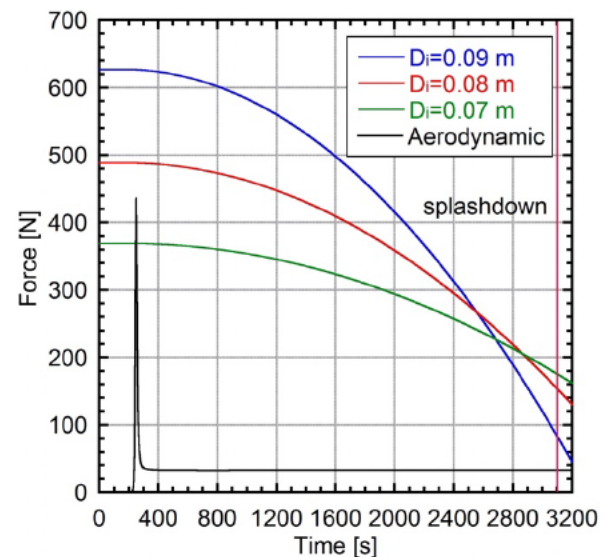


図 14：チューブ直径に対する限界荷重と空力荷重の時間履歴

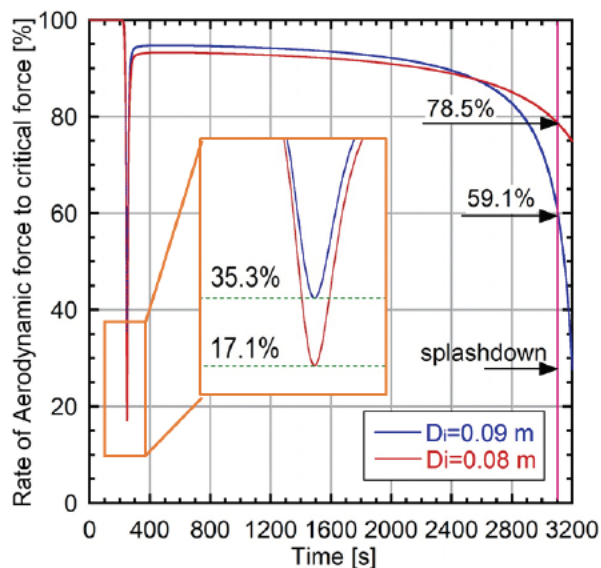


図 15 : 空力荷重に対する限界荷重の比率

以上より、エアロシェルは直径を 1.6 m、インフレーターブルリング部のチューブ直径を 0.09 m と決定した。図 16 に設計した大気圏突入機の概略図を示す。インフレーターブルリング部は 8 角形を採用している。フレア部は、分離時の初期姿勢が不明確なため、どちらからでも大気圏に突入できるように両側に張っている。カプセル部は、前頭部と後頭部には GPS とイリジウムのアンテナを配置するのでセブラを用いて作成し、それ以外はアルミで作成する。気密容器内にはリポバッテリー、ペイロード (SSD)、MCU (Main Control Unit) を配置している。総重量は 4573 g であり、軌道計算の際に設定した 5 kg に収めることができた。

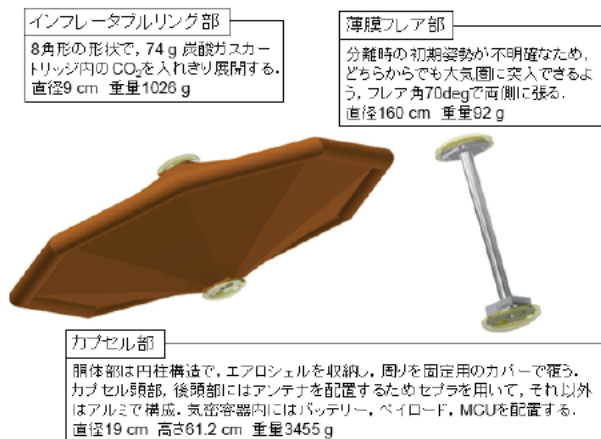


図 16 : 大気圏突入機の概略図

設計したものをもとに 1.6 m 0.09 m エアロシェルのインフレーターブルリング部を作成した。図 17 に空気を入れて展開したインフレーターブルリング部を示す。重量は 677.6 g で、検査時に差圧 130 kPa に耐えることが示されている。今後は、このインフレーターブルリング部にカプセルとフレアを装着し、JAXA 調布の大型低速風洞にて実機サイズの構造強度評価を行う予定である。

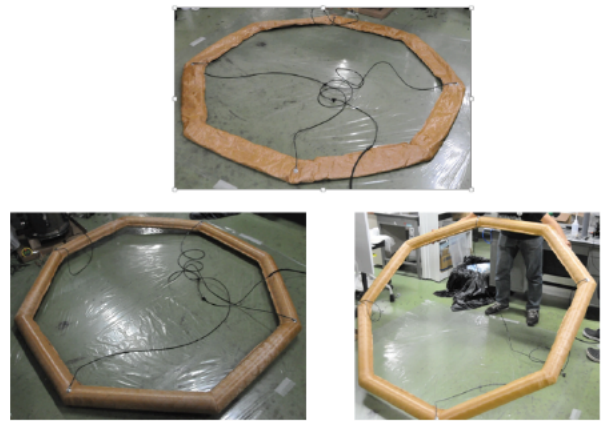


図 17 : Model 1, 1.6 m 0.09 m インフレーターブルリング

5. 回収モジュールの搭載機器システム

これまでの章では、大気圏突入機のエアロシェル設計について述べてきた。この章では、搭載機器システムの概念設計について述べる。

図 18 に回収システムのブロック線図を示す。桃線より下が、ロケット側に残留するもの、上側がロケットから分離し大気圏に突入するものである。回収システムはまず、ロケット側にある SCU (Sub-system Control Unit) が CI-AVIO からタイマー信号を受け取り駆動する。その後、SCU からエアロシェルカバー開放機構に信号を送りカバーを開放する。開放後は、SMA ボンベオープナーに信号を送りガスボンベからガスを流す。電磁弁を開放することで、分離配管を通り、逆止弁を介し、インフレーターブルリング部へガスが注入されエアロシェルは展開される。その後、分離射出機構に信号を送り大気圏突入機はロケット側と分離し、大気圏に突入して海上へと軟着水する。着水してからは、GPS により得られた位置情報をイリジウム通信により地上局、船上へと送って位置を特定し、回収に向かう。イリジウム通信は、アップリンクも可能であるので、コマンドを送り、通信間隔や搭載機器の ON/OFF を適宜選択することにより、バッテリーを節電できる。

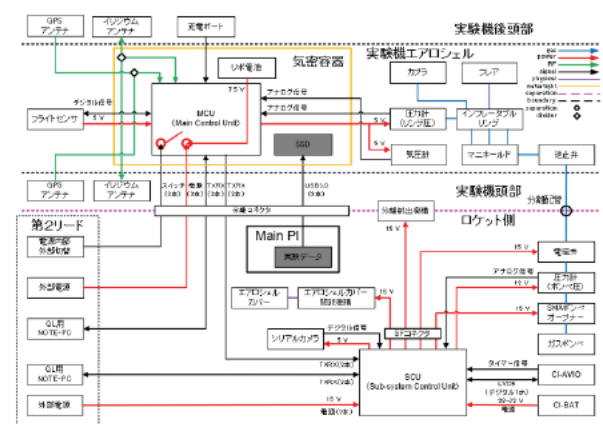


図 18 : 回収システムブロック線図

大気圏突入機の MCU 内部の機能についても、システムブロック線図を作成したので、図 19 に示す。イリジウム SBD モジュール、GPS 受信機も MCU の 1 枚の基板に搭載し、サイズは 5 cm 9 cm である。MCU は、気密容器に入れるが、アンテナや充電ポート、SCU などの外部とも接続するため、気密コネクタを介して接続する。

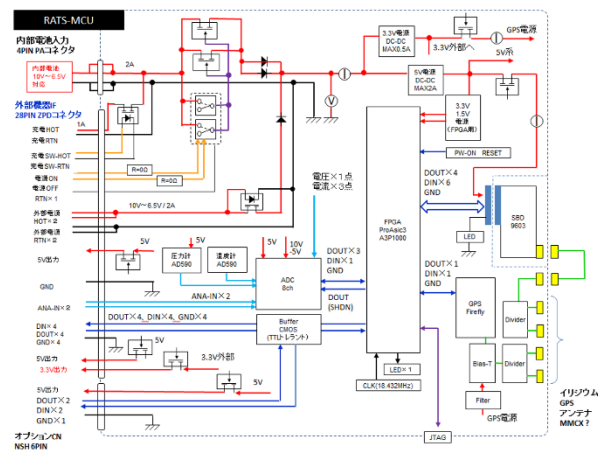


図 19 : MCU システムブロック線図

6. まとめ

観測ロケット S-520-31 号機のデータ回収システムに関して設計を行った。ICP 加熱器による耐熱性能評価と軌道計算の結果より、エアロシェル直径が 1.6 m、インフレータブルリング部のチューブ直径が 0.09 m と決定した。このサイズのエアロシェルを有する大気圏突入機の概略図を作成し、総重量は 4573 g となった。これをもとにインフレータブルリング部を実際に作成した。また、内部システムについても検討し、全体のシステムブロック線図、MCU ブロック線図を作成した。

今後は、実機サイズの構造強度評価や、着水衝撃試験を行い設計パラメータを詳細に検討していく。また、分離射出機構、分離配管に関して開発検討を行っていく予定である。

参考文献

- (1) Piotr.Wolański, "Detonative propulsion", Proceedings of the Combustion Institute, ISSN 1540-7489
- (2) Goto.K, "Preliminary Experiments on Rotating Rocket Engine for Flight Demonstration Using Sounding Rocket", AIAA SciTech Forum 8-12, 2018
- (3) 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, Vol.59, No.695, 2011
- (4) Ito.T, Ishida.K, Mizuno.M, Sumi.T, Matsuzaki.T, Nagai.J, and Murata.H, "110 kW New High Enthalpy Wind Tunnel heated by Inductively Coupled Plasma", AIAA-paper 2003-7023, 2003
- (5) 松丸和誉, 観測ロケット回収システムにおける柔軟構造エアロシェルの耐熱性能評価, 平成 29 年度 本大学修士論文, FY2017
- (6) M.E. Tauber, J.V. Bpwles "Use of Atmospheric

Braking During Mars Misiions" J.Spacecraft Vol.27, No5, pp.514-521, 1990

- (7) 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向けた研究開発, 本航空宇宙学会誌 Vol.65, No.8, 2017
- (8) Yamada.K, "Atmospheric-entry Flight Test of Deployable Membrane Aeroshell using S-310 Sounding Rocket", 29th International Symposium on Space Technology and Science, paper ISTS, 2013