

# 柔軟エアロシェルを用いた 観測ロケット実験データ回収システムの開発

○秋元雄希（名古屋大学）、山田和彦（ISAS/JAXA）、笠原次郎（名古屋大学）

## Development of reentry and recovery system with inflatable aeroshell for the data acquisition in sounding rocket experiment.

Yuki Akimoto (Nagoya University), Kazuhiko Yamada (ISAS/JAXA) ,  
Jiro Kasahara (Nagoya University)

Propulsion Energy System Engineering Group, Nagoya University, Furocho, Nagoya Chikusa-ku,  
Aichi 464-0814, Japan

### Abstract

A flight demonstration of the detonation engine in space using S-520-31 sounding rocket has been prepared. Its demonstration requires to acquire a large amount of experimental data including high frequent sampling data and high resolution video image. To satisfy its requirement, the reentry and recovery module utilizing an inflatable aeroshell is an attractive option. In this research, the aerodynamic environment of this reentry and recovery module with the inflatable aeroshell is predicted by the reentry trajectory simulation on the basis of the conceptual vehicle design. In this mission, this aeroshell also functions as floating system on the sea. Therefore, the floating time of the aeroshell was calculated from the floating simulation.

### 1 緒言

観測ロケット実験において、観測機器部の回収が重要であることは明確であり、国内の観測ロケット実験においても、年々、その要求は高まってきている。それは、テレメータでダウンリンクしきれない大量の実験データ取得のため、高価な搭載機器を回収し再利用する要望が増えてきているからである。海外の実験は、陸上に落下させることができることから、観測機の回収は通常の運用の中で行われている。

そのような状況の中、観測ロケット S-520-31 号機では、微小重力下でのデトネーションエンジン<sup>(1)</sup>の作動試験<sup>(2)</sup>が行われる。デトネーションエンジンの微小重力下での試験は今まで実施されておらず、待ち望まれていた。デトネーションエンジンとは、デトネーション波とよ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り、深宇宙探査の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への活用が期待されている。この試験では、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しきれない大量の実験データの回収が要求項目として挙げられている。そこで、観測ロケット実験における大量データの回収のための一つの選択肢として、展開型柔軟エアロシェルを用いた小型回収機 (RATS, Reentry and Recovery module with inflatable Aeroshell Technology for Sounding rocket experiment) での実験データの回収に挑戦することとなった。図1は、現在想定されている、S-520-31 号機の実験シークエンスである。打ち上げ後、ノーズコーン展開後、宇宙空間でのデトネーションエンジンの動作試験中に、大容量のフライトデータを回収モジュール内のデータストレージに転送し、実験終了後に回収モジュールを

本体から分離し、データを搭載した回収モジュールを地上まで送り届ける。

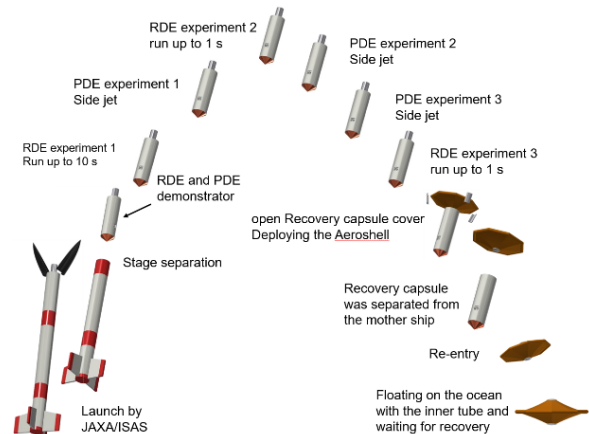


図1：S-520-31号機（デトネーションエンジンの宇宙空間での作動試験）のミッションシークエンス

この S-520-31 号機の回収モジュールの EDL (Entry Descent Landing) システムとして提案するのが、薄膜フレア型の展開型の柔軟エアロシェルである。観測ロケット実験において、この展開型柔軟エアロシェルを利用した大気圏突入システムの研究は、S-310-41 号機のインフレーターカプセルの大気圏突入実験として、その基本コンセプトが実証されている<sup>(3)</sup>。ここで提案するデータ回収システムはこのコンセプトをベースに計画、設計されている。図2に、展開型柔軟エアロシェルを利用した観測ロケットデータ回収システムの概念図を示す。今回、提案する回収システムは、実験終了後に、メインミッションから回収すべきデータを受け取り、まず、ロ

ケットにつけられた状態で展開エアロシェルを展開する。その後、観測ロケットから分離され、展開した柔軟エアロシェルの膜面で空気を受けさせ減速させてから大気圏に突入する。エアロシェルにより、弾道係数を下げられた回収モジュールは、大気圏突入中の空力加熱が緩和された軌道をとおり、エアロシェルの空力減速効果で減速され、海上に軟着水する。また、海上着水後は、エアロシェルに注入されたインフレーターブルガスの浮力によって、海上浮揚し、船舶等での回収を待つことにある。海上では、イリジウムとGPSを使って、特別な地上局なしでも、現在位置を回収隊に知らせることができる。

このコンセプトの特徴は、まず、展開型エアロシェルの収納性を生かして、打ち上げ前段階では、観測ロケット内での収納率が高く、打ち上げ用のロケット内でのインテグレーションの自由度が高いことがあげられる。また、軽量、大面積のエアロシェルにより、空気密度の小さい高高度での減速が可能のため、大気圏再突入時に柔軟エアロシェルが経験する空力加熱を劇的に低減させることが出来る。そして、終端速度が下がることにより軟着水ができ、着水後はインフレーターブルリング部の浮力により海上浮遊可能である。これは、上空でエアロシェルを展開すると一度の形態変更だけで、大気圏突入時の空力加熱対策（ヒートシールド）、軟着水のための空力減速（パラシュート）、海上での浮揚（フローティング）の3役をこなすことになり、大気圏突入から着水までの間にクリティカルな運用を要求せず、信頼性の高いシンプルなシステムが構築できると期待している。



図 2 : 展開型柔軟エアロシェルを利用した観測ロケットデータ回収システムの概念図

図3に、S-310-41号機の実験のコンセプトをもとに、その後の技術研究の成果を取り入れたS-520-31号機用の展開型柔軟エアロシェルを有する回収モジュールの概念設計結果を示す。この回収モジュールも、S-310-41号機の実験機と同様に、インフレーターブルリング部、フレア部、カプセル部から構成されている。

中央部にはカプセル本体があり、データストレージや回収のための位置特定システムなど、すべての電子機器が搭載されている。カプセル自体は気密容器になっており、着水後も機能できるようになっている。

エアロシェル部は、薄膜のZYLON織物で作成された角錐形状である。ただし、今回の実験では、突入方向が確定できないので、両面にフレア面張ることとし、前後どちらからも大気圏突入が可能になるように設計した。

インフレーターブル部は、8角形のリングとなっており、ロケット残置部に搭載されたガスボンベから、カプセル分離前に、炭酸ガスが注入されて展開する。材料は、強度層は、S-310-41号機と変わらずZYLON織物を使用するが、気密層には、耐熱性に優れたポリイミドフィルムを採用し、耐熱層には、アブレーション効果による空力加熱低減を期待し、シリコンラバーシートを貼布することとしている。概念設計の結果、回収モジュールの総質量は5kg程度、展開型エアロシェルの直径は1.2mと想定している。



図 3 : S-520-31号機でのデータ回収用に設計した展開型柔軟エアロシェルを利用して回収モジュールの概念設計結果

本論文では、この概念設計に基づき、回収モジュール(RATS)が経験する空力環境を大気圏突入の軌道解析から算出し、空力加熱、空力荷重の観点からシステムの妥当性を確認した。また、着水後についても、インフレーターブルエアロシェルのリークレートを加味した海上浮揚時間の推算を行い、回収システムとしての一連の成立性を確認した。

## 2 再突入軌道解析

軌道解析から RATS が大気圏突入中に経験する空力環境を算出した。本解析は、重力と空気抵抗のみが働く質点の2次元平面での運動を数値的に解いた。また、本解析に用いた実験機の諸量を表1、大気モデルは標準大気モデルを用いた。初期条件は高度310km、初期速度720m/s、初期突入角度0 degと、ロケットからの分離を0sとした。この初期条件は、典型的なS-520観測ロケットの最高点での位置・速度情報を参考にした値であ

る。実際には、搭載重量や発射角などにより、最終的な修正が必要であることには注意が必要である。

表 1 回収モジュール諸元

回収モジュール質量[kg]	5.0
エアロシェル半径[m]	1.2
カプセル直径[m]	0.2
よどみ点半径[m]	0.16
抵抗係数[-]	1.5
インフレーターチューブの直径[m]	0.1
エアロシェルの内部圧力(絶対圧)[kPa]	137

軌道解析の結果として、図 4 に再突入軌道（速度 vs 高度）を図 4 に示す。縦軸が高度、横軸が速度である。図 4 から、最大速度 2140m/s に達したが、大気密度の小さい高高度（100 km）で減速を始め、高度 50 km で平衡速度に達している。そして、分離から 2584s 後に速度 6.3m/s で軟着水することが分かる。

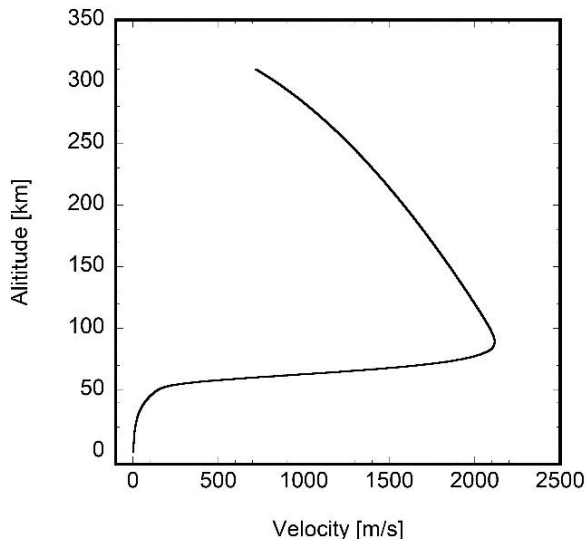


図 4 : S-520-31 号機用の設計した回収モジュール (RATS) の再突入軌道の推算結果

次に、大気圏突入中に回収モジュールが経験する空力加熱について推算する。大気圏突入する機体が経験する熱流束は、Tauber の経験式<sup>(4)</sup>から、以下の式で推算される。

$$q_s = 1.35 \times 10^{-10} \sqrt{\frac{\rho_\infty}{R_N}} V_\infty^{3.04} \left(1 - \frac{H_{wall}}{H_{total}}\right) \quad (1)$$

式中の  $q_s$  は淀み点熱流束[kw/m<sup>2</sup>]、 $\rho_\infty$  は一様流密度[kg/m<sup>3</sup>]、 $R_N$  は機体曲率半径[m]、 $V_\infty$  は一様流速度[m/s]、 $H_{total}$  は総エンタルピー[kJ]、 $H_{wall}$  は壁上でエンタルピー[kJ]である。

図 5 に、式(1)に基づき、再突入軌道シミュレーションから推算した、淀み点における熱流束の時間履歴(黒線)を示す。回収モジュールは、最高点通過後、200 秒あたりから、空力加熱を受け始め、最大で約 30kW/m<sup>2</sup> の熱流束をうけることが推算される。空力加熱の継続時間は、

50 秒程度である。

図 5 には、先行研究で、ICP 加熱器を用いてシリコンアブレータ貼付したインフレーターブルシリンダーの加熱試験より得られた限界熱流束<sup>(6)</sup>も併せて示す(赤線)。その結果から、インフレーターブルリング部が破壊される限界空力加熱は 52kw/m<sup>2</sup> となっており、最大空力加熱を受ける時と比べると、マージンとして 42.9% とれることが分かった。

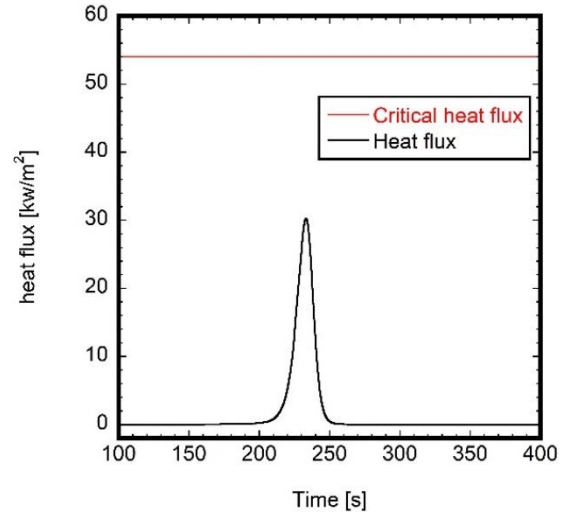


図 5: S-520-31 号機用の設計した回収モジュール (RATS) が大気圏突入中に経験する淀み点での熱流束履歴の推算結果(黒線)とインフレーターブル模型の加熱試験から推定した限界熱流束の関係(赤線)

次に、回収モジュールが経験する空力荷重について、推算する。大気圏突入する機体が受ける空力荷重は、以下の式でもとめられる。

$$D = \frac{1}{2} \rho \cdot V^2 \cdot C_D \cdot S \quad (2)$$

式中の  $D$  は空力荷重[N]、 $\rho$  は大気密度[kg/m<sup>3</sup>]、 $V$  は機体速度[m/s]、 $C_D$  は抗力係数[-]、 $S$  は代表面積[m<sup>2</sup>]である。

また、大型低速風洞を利用したインフレーターブルエアロシェルの構造強度に関する先行研究によると、エアロシェルが構造的に破壊される限界荷重<sup>(6)</sup>は、以下のようになる。

$$F_{cr} = 245 \left(\frac{D_i}{D_a - D_i}\right)^2 \frac{1}{4} \pi D_i^2 p \quad (3)$$

式中の  $F_{cr}$  は構造強度[N]、 $D_i$  はインフレーターブルリング部のチューブ直径[m]、 $D_a$  はエアロシェル直径[m]、 $p$  はインフレーターブルリング部の内外差圧[Pa]である。

図 6 に、再突入軌道シミュレーションの結果と式(2)から推算した大気圏突入時に受ける空力荷重履歴(黒線)と式(3)から推算したエアロシェルが破壊される限界荷重(赤線)の関係を示す。縦軸が荷重、横軸が時間である。エアロシェルは、大気圏突入後、約 300 秒後に動圧が最大となり、つまり、最大空力荷重を経験する。その時の最大荷重は、図 6 から、539.9N である。その時点では、大気圧がほぼ真空であるため、インフレーターブル内外差圧が大きく、限界荷重は 2370N であり、マージンとして 77.2% とれる。また、着水時の空力荷重は 40.9N となり、その時、大気圧は、100kPa であり、イ



インフレーター内外差圧は、小さくなるが、それでも時の限界荷重は 654N であり、マージンとして 93.7%とれ、空力荷重に対して構造強度は十分である。

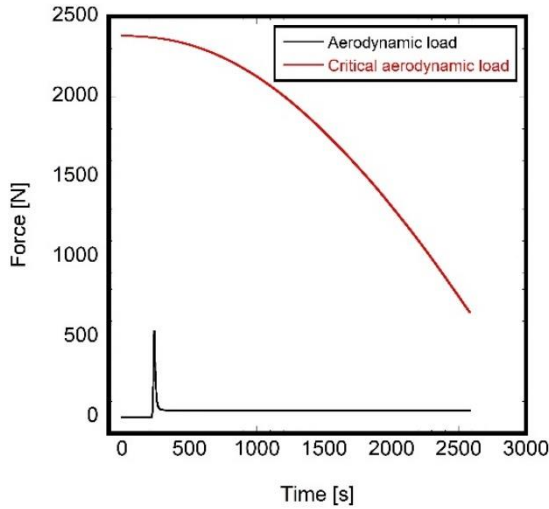


図 6 S-520-31 号機用の設計した回収モジュール (RATS) が大気圏突入中に経験する総空力荷重履歴の推算結果 (黒線) とインフレーターエアロシエルの構造限界荷重の時間履歴 (赤線) との関係

以上より、概念設計で想定した展開型エアロシエルを有する回収モジュールが、高高度で減速し、軟着水可能であり、大気圏突入中に経験する空力加熱、空力荷重で十分なマージンが取れている事が確認された。

### 3 海上浮遊シミュレーション

回収モジュールは、最終的にインフレーターリング部の浮力により、海上浮遊し、その内部に搭載された実験データを回収することが目的である。そのため、柔軟エアロシエルの海上浮遊時間をシミュレーションで推算、評価することは、回収環境を整える上で必須である。

#### 3.1 気密層の気密性評価方法

インフレーターリング部は、図 7 に示すように、気密層、保護層、強度層、エアロシエルカバー、断熱層の 5 層で構成されている。インフレーターリング部にはロケット残置のガスボンベから二酸化炭素ガスが充填され、気密層からのガスのリークレートが浮揚時間と密接な関連がある。

インフレーターリング部の気密層は、図 8 のように、8 角形のリングを想定し、2 つの材料で構成されている。直線部 (青部) は、ポリイミドフィルム (青部) で、コーナー部分 (白部) はシリコンゴムシートを繋ぎ合わせている。これは、機能的には、耐熱性が高いポリイミドフィルムを全体に使用するのが好ましいが、ポリイミドフィルムは、皺に対してピンホールが発生しやすい。また、伸びが少なく、ZYLON で作成された外皮とのわずかな寸法の差により、ポリイミドフィルムに大きな荷重がかかり破損する可能性が高い。そのため、皺が発生しやすいコーナー部には、シリコンゴムシートを用いている。また、シリコンゴムシートは大きく伸びるため、外皮と気密層の寸法の差を吸収してくれるため、この構成にすることにより、製造性は格段に向上する。ただし、コーナー部の耐熱性をたかめるための断熱層の工夫が

必要となる。

そのコーナー部に使用するシリコンゴムシートは二酸化炭素のガス透過率が高い欠点があるため、次第に気密層からガス透過が進みインフレーターリング部の浮力が減少すると考えられるため、海上浮揚の観点からは、インフレーターリング部のガスの出入りを予測しておく必要がある。

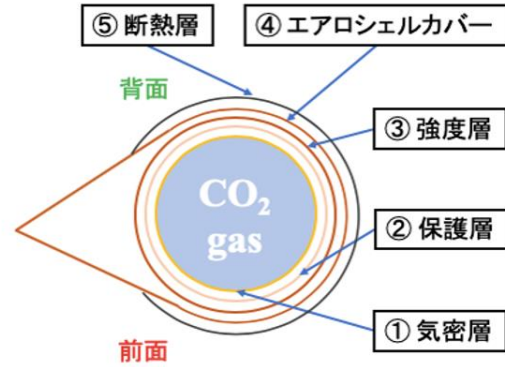


図 7: インフレーターリング部の構成要素 (断面図)

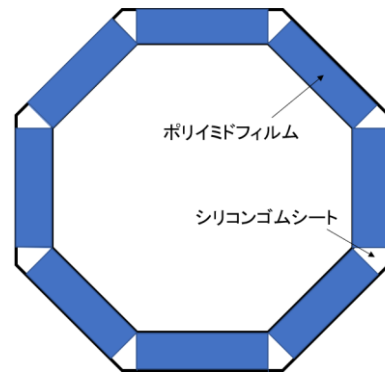


図 8: インフレーターリング部の気密層の構成

気密層から透過する微小ガス透過量は、以下のようになる。

$$\frac{dm_{gas}}{dt} = C \frac{(P_{out} - P_{in}) \times S}{h}$$

式中の  $m_{gas}$  はガス透過量 [g/s]、 $C$  はリークレート [ $g \times mm / m^2 / s / Pa$ ]、 $P_{out} - P_{in}$  は差圧 [Pa]、 $S$  は表面積 [ $m^2$ ]、 $h$  は膜の厚さ [mm] である。これは、各気体種毎に成り立つ。このとき、リークレートはガスと膜の材料の組み合わせで決まり、先行研究<sup>(6)</sup>から表 2 の値を用いた。

表 2: 先行研究によるシリコンゴムシートに対する、空気と二酸化炭素のガス透過に関する比例係数

	ガス透過に関する比例係数 [ $g \times mm / m^2 / s / Pa$ ]
Air	$2.57 \times 10^{-9}$
CO <sub>2</sub>	$3.50 \times 10^{-8}$

表 2 から、二酸化炭素は空気に比べ 13 倍程シリコンゴムシートから透過しやすいことが分かる。この値を用いて、今回の回収モジュールで想定するインフレーター

リングのガスの出入りを予測する。エアロジェル製の気密層の諸元を表 3、今回シミュレーションで想定したガスの初期条件を表 4、軌道解析を元に推定したフライト時の大気圧の時間履歴を図 9 に示す。ガス注入のタイミングは、今後の実験シーケンスを詰める中で確定させていくが、今回のシミュレーションでは、軌道の最高点でガスを注入すると仮定した。インフレーターリング部にガスが充填された時刻を 0s とし、シミュレーション条件以下のようにした。

- ▶ ポリイミドフィルムからのガス透過はしない。
- ▶ インフレーターリング部の内圧が大気圧に等しくなった時点で、大気圧のまま変化する。
- ▶ インフレーターリング部が縮小しても、表面積は変化しない。

表 3 インフレーターリングの気密層の仕様

直径 [m]	1.2
リングの角数	8
インフレーターリング部直径 [m]	0.1
インフレーターリング体積 [m <sup>3</sup> ]	0.0277
シリコンゴムシート表面積 [m <sup>2</sup> ]	0.104
インフレーターリング内の温度 [K]	273

表 4 ガスの初期条件

CO <sub>2</sub> の初期質量 [g]	74
CO <sub>2</sub> の初期圧力 [kPa]	137
Airの初期質量 [g]	0
Airの初期圧力 [kPa]	0

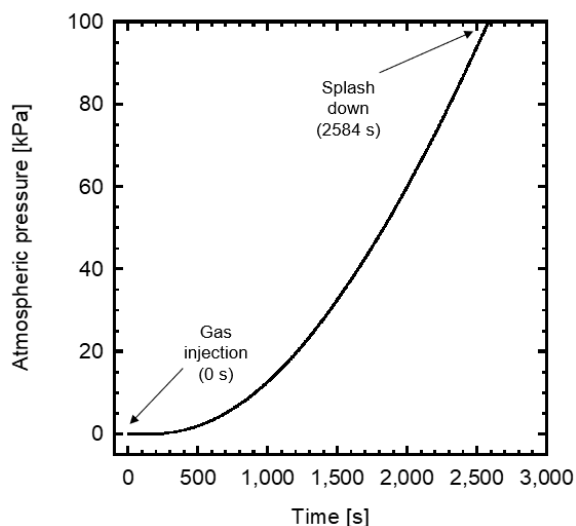


図 9 フライト時の大気プロファイル

### 3.2 気密層の気密性評価結果

前節で示した評価方法で行ったシミュレーションの結果を以下に示す。図 10 は気密層内のガスの質量変化であり、縦軸が重量、横軸が時間である。図 11 は気密層の内圧変化であり、縦軸がインフレーターリング部の内圧、横軸が時間である。

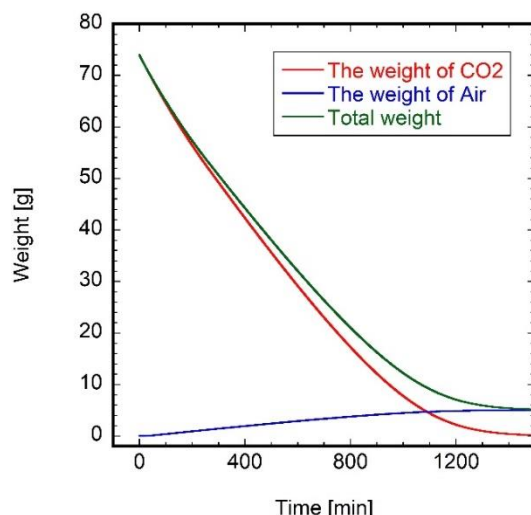


図 10 : 気密層内のガスの質量変化

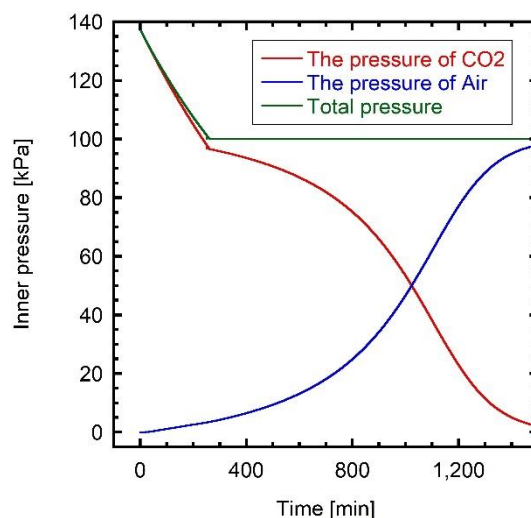


図 11 : 気密層の内圧の変化

図 10 と図 11 より、まず、着水(約 43 分後)までは、十分に内圧が維持されることがわかる。そして、ガス注入から 280 分後(着水から 240 分後)にインフレーターリング部内圧が 100 kPa (大気圧) になり、その後、内圧は 100 kPa (大気圧) に保ったままで、体積が徐々に減少していく。24 時間経過後、二酸化炭素はほぼ外気に放出され、空気が流入している。さらに時間経過後、二酸化炭素が完全に外気に放出されると、空気の内圧が大気圧と等しくなり、平衡状態になる。

### 3.3 海上浮遊シミュレーション

気密層の圧力が大気圧まで減圧すると、二酸化炭素のリークレートは空気に比べて大きいため、図 10 から分かるように、ガスの総重量は次第に減少する。それに伴い、インフレーターリング部の体積と浮力が減少すると考えられる。図 12 に浮力履歴(黒線)と実験機の自重(赤線)の関係を示し、縦軸が力、横軸が時間である。

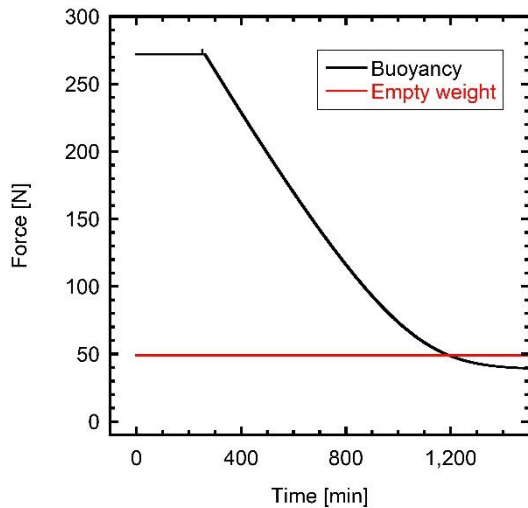


図 12：インフレーターリングが発生させる浮力の時間履歴

シミュレーションの結果から、柔軟エアロシェルは 20 時間程で沈み始めることが分かる。また、浮力が 38.8N で平衡状態になることから、総重量が 3.95kg であるならば、理論上は永遠と沈まず海上浮遊可能であることを示している。現モデルの総重量は 5.0kg であるため、1.05kg の重量削減に取り組むことで、海上回収の成功確率は格段に上がると考えられる。

また、チューブ直径を変えてシミュレーションを行い、海上浮遊時間にどの程度影響を及ぼすか調査した。チューブ直径は 0.09 m、0.1 m、0.11 m とした。そのシミュレーション結果を図 13 に示し、縦軸が力、横軸が時間である。図 13 から、チューブ直径を小さくするほど海上浮遊時間が伸びることが分かった。具体的に想定したチューブ直径 (0.1 m) から 0.01 m 小さくすることにより、海上浮遊時間は 2 時間程伸びた。しかし、チューブ直径を変化させても、平衡状態になった時の浮力の大きさは、ほぼ変化しなかった。

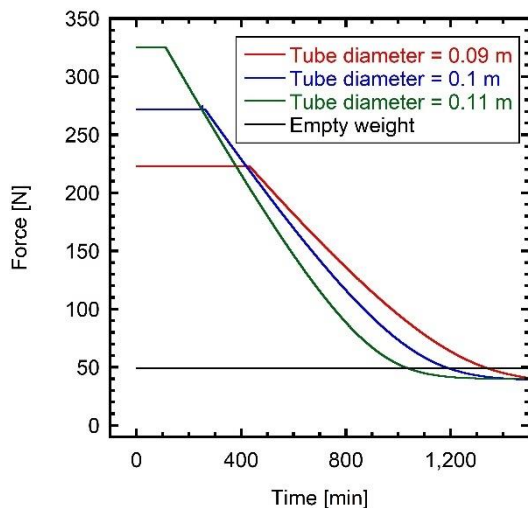


図 13 チューブ直径と発生する浮力の時間履歴の関係

現時点での設計では、解析上は、20 時間で水没することが予測されるため、この時間以内に回収できるような戦略を立てる必要がある。回収戦略に自由度を持たせるためには、回収モジュールの軽量化による浮揚時間の

延長や、実証試験などによる解析精度を向上させて、正確な浮揚時間を推定することが必要である。

#### 4 結言

軌道解析結果から、実験機は高高度で減速をし、軟着水可能である。また、空力加熱、空力荷重ともに十分にマージンが取れていることを確認した。

海上浮遊シミュレーションから、実験機は 20 時間で沈み始めることが分かった。また、浮力は 38.8N で平衡状態になることから、総重量が 3.95kg であれば理論上永遠と海上浮遊可能であることを示している。また、チューブ直径を小さくすることにより、海上浮遊時間が伸びるが、チューブ直径を変化させても、平衡状態になった時の浮力の大きさは変化しないことが分かった。

今後は、CFD 解析を用いて、エアロシェル表面の熱流束分布を算出する。また、着水衝撃試験から、着水衝撃にエアロシェルが耐えられるかを調査する。

#### 5 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、今村幸、秋田大輔、「展開型柔構大気圏突入機 MAAC の開発と将来展望」、日本航空宇宙学会誌、Vol.59、No.695、2011
- (4) M.E. Tauber, J.V. Bpwles "UseofAtmospheric Braking During Mars Misiions" J.Spacecraft Vol.27, No5, pp.514-521, 1990
- (5) 菊池孔洋、難燃性シリコンゴムシートを用いた柔軟エアロシェル大気圏突入機のインフレーターリング構造体の耐熱性能評価、平成 30 年度 本大学修士論文
- (6) 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」、日本航空宇宙学会誌 Vol.65.No8, 2017
- (7) 山田和彦、S310-41 号機観測ロケット実験～インフレーターリングカプセル飛行実験～実験計画書、pp.185