

パラシュート放出機構の開発

丸 祐介, 山田 和彦, 佐藤 泰貴, 高柳 大樹, 森吉 貴大, 後藤 健 (JAXA)

鹿住 孝, 川野 誠, 山田 隆宏, 佐藤 伸吾, 伊藤 啓太 (日本工機)

1. はじめに

近年、観測ロケット実験において、ペイロードの回収要望がますます増加している。また一方では、惑星探査、例えばサンプルリターンミッションなど、において、EDL&R (Entry, Descent, Landing & Recovery) 技術の成熟・発展が必要とされている。その中で、観測ロケットを用いた実験は、EDL&R 技術の好適な実践の場とも言える。このような背景を踏まえ、著者らは、小型ロケットの高機能化研究の一環として、観測ロケット (S-520) を想定した、ペイロード回収システムの検討に 2020 年度より着手した。本研究活動では、観測ロケットペイロードの回収システムの概念設計を進めるとともに、特に必要な要素技術については、BBM の試作とそれを用いた小規模な飛行実験による検証を行う。当面のゴールは、観測ロケット実験による回収システムのトータルな飛行実証に置いている。将来的に、定期的に観測ロケット実験でのペイロード回収が行われ、継続的に技術向上が促進されることにより、サンプルリターンミッションにおける回収技術の維持や発展にも貢献できると考える。

本研究活動では、2020 年度に、観測ロケットのペイロード回収システムの概念設計を行った¹⁾。過去の S-520 回収実験で用いられたものをベースとしてパラシュート傘体を検討し、ドロウグシュートとメインシュート (リーフィングあり) から構成される二段式 (三段階減速) パラシュートシステムのサイジングを行った。また、観測ロケット頭胴部回収用のパラシュート放出は、フラットスピン中に行われる可能性があることから、確実な放出機構が必要であることを踏まえ、モルタルなど火薬による高圧ガスを用いる方法の調査を実施した。

本稿では、2020 年度の検討結果を受けて 2021 年度に実施した、パラシュート放出機構の検討について報告する。観測ロケット実験だけでなく、サンプルリターンカプセルなど、パラシュートを利用するシステムに汎用で利用できるコンセプトを目指し、「より小さなパラシュート (パイロットシュート) を放出し、パイロットシュートで本体のパラシュートを引き出す」システムを検討した。具体的な仕様値を仮置きし、それらに基づいて放出機構の試作を行い、機能確認試験を実施した。

2. 小型ロケット頭胴部の回収システムとパラシュートシステム

近年、観測ロケット実験において、ペイロードや頭胴部の回収要望が増加しているが、宇宙研では 1980 年頃から、S-520 観測ロケットを対象に回収システムの開発を実施してきた。その当時の課題のひとつは、緩降下し着水した後の探索、回収のコストであった。理想的な回収システムのキーワードとしては、空中捕獲 (エアキャッチ)、落下点制御、自律的探索システム、などが挙げられる。一方で、海上回収技術の効率化の試みが行われている²⁾ことを考えると、ペイロード回収要望に短期的に応える現実的な近道としては、過去の回収実験と同様のシステムを再構築することが考えられる。

表 1 に、以下の条件で検討した、頭胴部回収用パラシュートシステムの検討結果を示す。

- ① 吊下重量 : 250kg (頭胴部全体を想定)
- ② 降下速度 :
 - (ア) 12.6m/s (海上落下を想定)
 - (イ) 7m/s (陸上落下を想定)
- ③ パラシュート放出時の動圧 : 6kPa
- ④ 収納容積 : 40 リットル以下
- ⑤ 開傘衝撃 : 10G 以下

表1 小型ロケット頭胴部回収用パラシュートシステムの検討結果.

区分	終端速度	12.6m/s (海上)	7m/s (陸上)	
ドローグシュート	形式	リブレス・ガイド・サーフェス (8 ゴア)		RGS (12 ゴア)
	$C_D S$ [m ²]	1	1.5	
	開傘衝撃 [G]	4-5(実績)	5.2	
	重量 [kg]	1.2	1.6	2.7
	収納容積 [L]	3	4	6
メインシュート	形式	Ring Slot	Ring Sail	十字傘
	$C_D S$ [m ²]	5/25	11/82	16.4/82
	リーフ/ディスリーフ 開傘衝撃 [G]	6-5/5(実績)	5/7	5/7
	リーフ/ディスリーフ 重量 [kg]	8.7(従来 14.9)	12.6	8.7
	収納容積 [L]	19.5	28.1	19.5

表1に示したシステム案のうち、終端速度7m/sを想定し、ドローグシュートにリブレス・ガイド・サーフェス (RGS) 傘を用いるケースのパラシュート収納形態の案を図1に示す。パラシュート収納部の設計は、図1のように単純なものではないが、サイズ感は理解できる。今回のパラシュート傘体の設計では、ドローグシュートのサイズがメインシュートに比べて小さいため (メインシュートがリーフィングを行うことによる)、図1左のように、直列に配置すると容積利用的に非効率である。図1右の二重円筒のように、何らかの工夫が必要である。

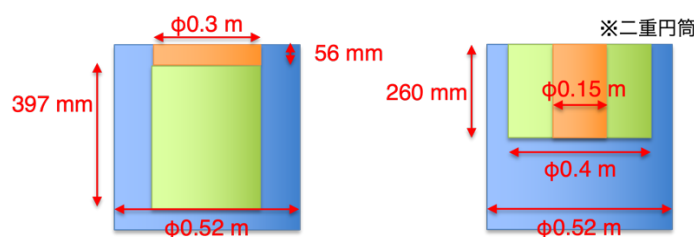


図1 小型ロケットへのパラシュートシステム収納形態の例；黄緑色がメインシュート，橙色がドローグシュートの収納容積を示す。

3. パラシュートの放出

パラシュートの確実な放出は、パラシュートシステムにおいて最重要な機能の一つである。これはロケット用に限らず、いわゆる EDL&R を行う全てのシステムで共通である。最適な放出機構は、対象とするシステムに依存する。例えば、過去の S-520 回収実験では、収納部を気密容器とし、与圧の圧力差でキャップを飛ばすことでパラシュートの放出を行っていた³⁾。はやぶさ / はやぶさ 2 のサンプルリターンカプセルでは、火工品のプッシャーでバックヒートシールドを飛ばし、飛ばされたバックヒートシールドの空気力でパラシュートを引き出していた⁴⁾。後者のはやぶさカプセルの方法は非常に巧妙であるが、はやぶさカプセルの仕様の特化されたものであり、例えば、カプセルのサイズを 3 倍にした大型カプセルの検討では、この方法をそのまま採用するのは困難であった。

小型ロケット頭胴部の回収では、フラットスピンなど姿勢や運動が不確定な状態において、確実なパラシュート放出が求められる。確実なパラシュートの放出方法としては、モルタルなど火薬等により高圧のガスを発生させ、パラシュートを射出する方法がある。モルタル方式パラシュート放出機構の例を図2に示す⁵⁻⁸⁾。放出機構システムは、円筒、フタ (キャップ/カバー)、シエアピン、サボ、ガス発生器、などから構成される。サボと円筒の間は、サボに取り付けられた O リングなどでシールされる。フタはシエアピンで留められており、発生した高圧ガスによりシエアピンが切断され、パラシュートが放出される。サボの安定した滑走のためには、ある程度距離が必要とされており、放出機構の円筒は、放出方向に長いアスペクト比をもつ必

要がある。

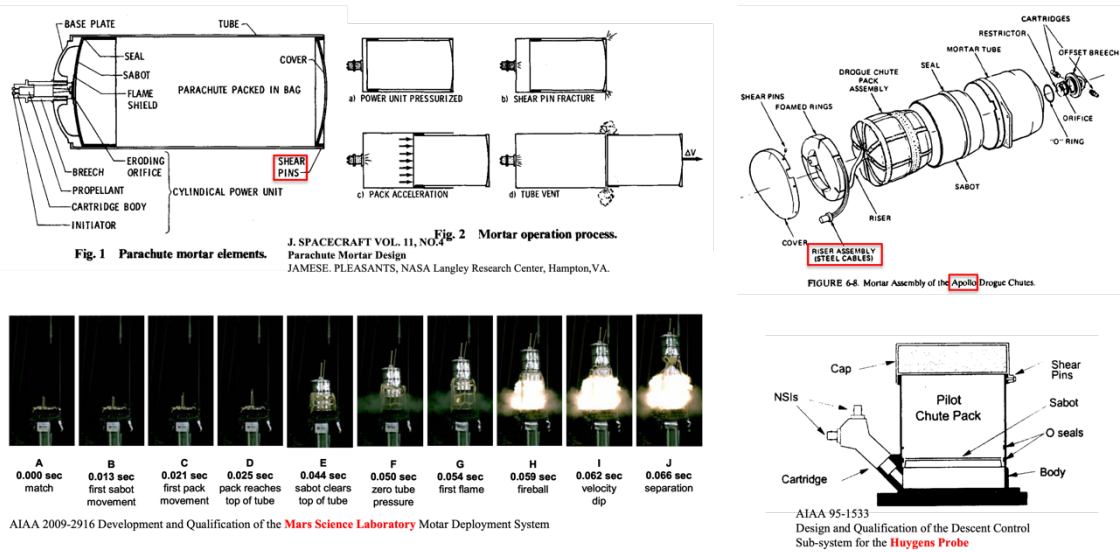


図2 モルタル方式パラシュート放出機構の例⁵⁻⁸⁾

4. パラシュート放出機構の検討と試作

上述したように、パラシュートシステムにおいて、確実なパラシュート放出機構は重要であり、その方法としては、火薬などによる高圧ガスを利用する方法が有力な候補のひとつである。最適な放出機構は、搭載するシステム本体の仕様に依存するが、ここでは、小型ロケット頭胴部の回収やサンプルリターンカプセルなど、複数の用途で汎用に使えらるものにするを考えた。そこで、小さなパラシュート（パイロットシュート）を火薬等で射出し、射出されたパイロットシュートの空気力で、本体のパラシュートを引き出す方式を考え、検討を行った。検討を進めるにあたっては、収納部を含めたパラシュートシステムの一次検討が済んでいる大型サンプルリターンカプセル（直径φ1.2m）を対象とした。想定したパラシュートシステムの仕様を表2に示す。また、表2のパラシュートシステムを引き出すためのパイロットシュートの仕様を表3に示す。大型SRCを想定するものの、小型ロケット頭胴部回収など他の用途での利用も想定している。高圧ガス発生器では、法令的に非火薬に分類される薬剤を用いる。このことは、開発プロセスにおけるコスト抑制や検証実験の容易性に繋がり、多大なメリットがあると考えている。

パラシュート放出機構に限らず、機構技術全般との共通課題としては、薬剤等の長期低温保管や摺動部等の潤滑がある。

図2に示したような先行例を参考にして、表3の仕様のパイロットシュートを射出できる機構を検討した。図3に、試作したパイロットシュート放出機構の写真と、構造の概要を示す。基本的な構成は、上述の先行例を模している。大型SRCへの搭載の制約から、全長を170mmとした。試作品の全体質量は約650gであるが、発生ガスを溜めるバッファ容積を調整できるようにしているなど、本試作品は形状・形態を最適化したものではない。サボとカバー（フタ）はアルミ製であり、円筒部や発生ガスのバッファ容積部などの主構造はステンレスで製作した。放出速度の目標値は、先行例やはやぶさSRCのカバー放出速度を参考にして、20m/s以上とした。

表2 大型サンプルリターンカプセルのパラシュートシステム仕様

区分	終端速度	8m/s (陸上想定)
ドローグ シュート	形式	リングスロット
	(C _D S) m ²	3.31
	開傘衝撃(G)	5.3
	重量(kg)	4.4
	収納容積(L)	10
メイン シュート	形式	リングセール
	(C _D S) m ²	63
	開傘衝撃(G)	5.2
	重量(kg)	7.15
	収納容積(L)	22

表3 想定したパイロットシュートの仕様.

Parameter	Value
Nominal Diameter	0.534 m
Nominal Area	0.224 m ²
Drag Coefficient	0.500
Drag Area	0.112 m ²
Mass	0.0269
Pack Volume	4.20×10 ⁻⁵ m ³
Pack Density	640 kg/m ³

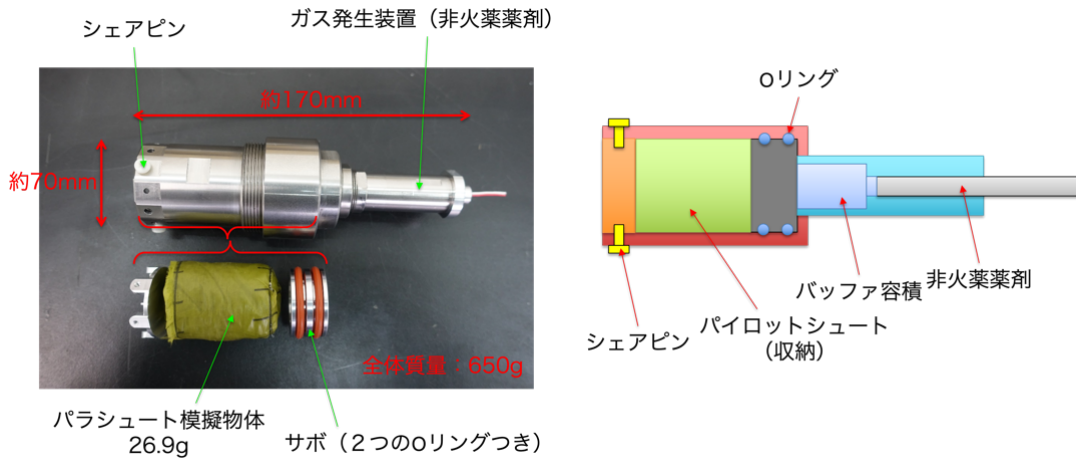


図3 試作したパイロットシュート放出機構.

パイロットシュート放出機構の開発試験として、(1)タンク圧試験、(2)放出試験、の2つの試験を実施した。

(1)のタンク圧試験では、閉空間にガスを発生させ、圧力履歴を取得した。試験パラメータは、薬量、バッファ容積、および火炎抑制機構有無、である。図4に、取得された発生圧力と薬量の関係を示す。薬量と発生圧力には線形の関係がある。図5に、バッファ容積と発生圧力の関係を示す。薬量と同様に、線形の関係が得られた。火炎抑制機構の詳細については述べないが、機構の内容を調整することで、図6に示すような差違が観察される。後述する放出試験では、火炎抑制機構は図6右端のもっとも抑制効果が得られた組合せとしている。

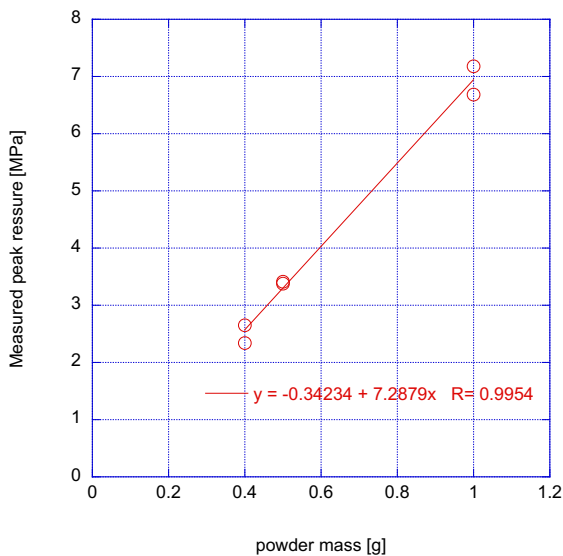


図4 薬量と発生圧力の関係。

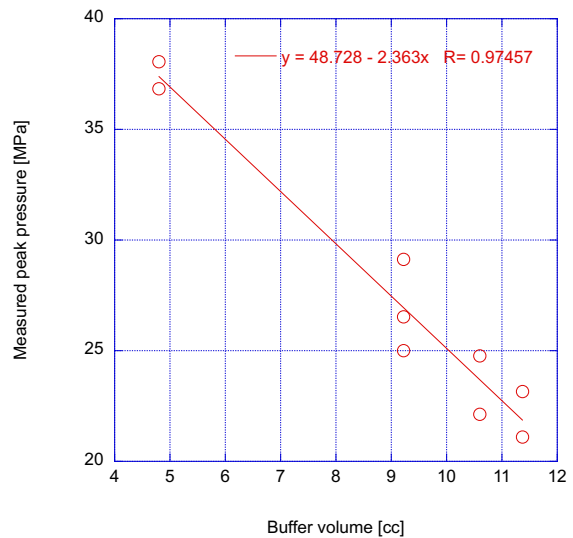


図5 バッファ容積と発生圧力の関係。



図6 火炎抑制機構の効果。

(2)の放出試験では、質量を合わせたパラシュート模擬物体を射出し、その放出速度を計測した。試験パラメータは、薬量、バッファ容積、パラシュート模擬物体の質量（材質）、シェアピンの種類、である。パラシュート模擬物体としては、ナイロン生地または POM (Polyoxymethylene, ポリアセタール樹脂) を用いた。

放出試験での放出の様子を例を図7に示す。本試作供試体を用いて、最速 50m/s の放出速度を得た。また、薬量を調整することで、放出速度を 20~30m/s に調整できる見込みを得た。図8に薬量と放出速度の関係を示す。ばらつきはあるものの、薬量と放出速度はおよそ線形関係にあり、薬量を調整すれば 20m/s 以上の望みの放出速度を得ることが可能である。放出物体が POM のときナイロン生地のケースに比べて放出速度が大きいのは、POM がナイロン生地に比べて固く、高圧ガスがサボ・パラシュート模擬物体・フタ（シェアピン）を押し込む際の損失が少ないため、と推測している。今回の試作品では、サボに加わった荷重は、フタ（シェアピン）には直接伝わらず、パラシュート模擬物体を介して伝わっている。このことは、力の伝達に不確定性を持ち込むだけでなく、パラシュートが一旦潰れてしまうなど懸念もあるため、次の試作では、サボとフタが剛な部品で接触するようにして効果を確認する計画である。

パラシュート模擬物体の質量を変化させた場合、放出速度は、単純なエネルギー保存則に従うことが確認された。一方で、バッファ容積とシェアピンの影響は、明確にはわからなかった。前者は、ガス発生速度とサボの移動速度の関係が影響していると思われる。この点を確認するため、今後の放出試験において、バッファ部の圧力計測を行うことを計画している。後者に関しては、今回供試したシェアピンは、ほとんどのケースで内部圧力の保持に効いていないことが示唆される。この事象も、サボとフタが剛に繋がっていないことが要因のひとつと考えており、上述したように、サボとフタを剛に連結した上で（さらにバッファ容積の圧力計測を行った）、シェアピンの効果を評価する予定である。

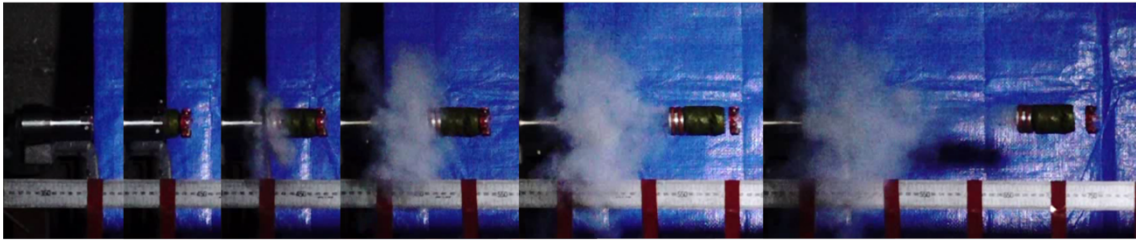


図7 放出時の様子の一例.

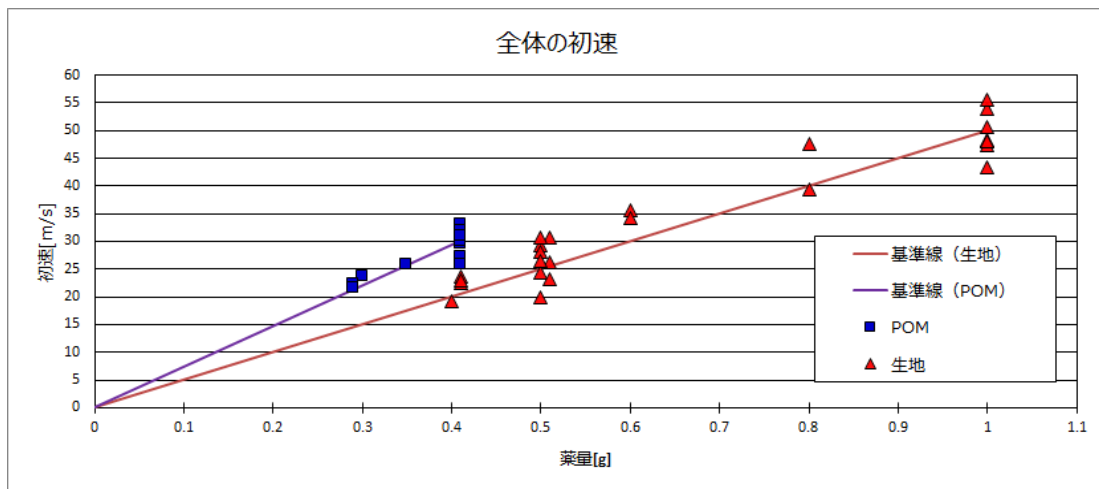


図8 薬量と放出速度の関係.

今回の試験で、放出機構の基本的なコンセプトの妥当性が示された。今後、現象理解やパラメータ設定のために物理モデルの構築を行う必要がある。そのために、サボとフタを剛に繋ぐことやバッファ部の圧力（さらには温度）計測の改修を行って、データ取得と評価を行う計画である。また、実際の放出機構のパイロットシュートには、パラシュート本体を引き出すための索が取り付く必要がある。この索がパイロットシュートの放出および開傘、パラシュート本体の引き出し挙動に影響しないよう、索の配置を設計する必要がある。さらに、観測ロケット回収用途ではそれほど気にならないものの、サンプルリターンカプセル用途では材料適合性の課題がある。

5. まとめ

本稿では、小型ロケット頭胴部の回収システム開発構想を紹介した。「比較的速やかに」の観点では、過去の S-520 で実施された回収実験と同様のシステムをつくるのもアプローチのひとつと考え、過去の S-520 回収実験のシステムをベースとしたパラシュートシステムの検討例を紹介した。

小型ロケット頭胴部のパラシュート放出は、フラットスピン状態で行われる可能性がある。このような状況でも確実にパラシュートを放出、開傘させる必要がある。この「姿勢や運動状態が不確定な状態での放出」の要求は、例えばサンプルリターンカプセルのパラシュートでも同じである。確実なパラシュート放出機構として、「モルタル方式」に着目した。試作研究に着手し、試作品を用いてタンク圧試験および放出試験を行った。試作したパラシュート放出機構で、最速 50m/s の射出速度を得た。薬量の調整で、20m/s 以上の範囲で射出速度を調整できることを確認した。

今後は、大型 SRC への適用を念頭に、その道筋において、観測ロケット実験での飛行実証を

実施し、放出機構のフライト実績を積みつつ、小型ロケット頭胴部回収システムの実現に寄与したい。

参考文献

- 1) 丸祐介他, 頭胴部回収用パラシュートシステムの検討, 第3回観測ロケットシンポジウム, 2021年3月25日.
- 2) 前原健次他, S-520-31号機における海上回収, 第4回観測ロケットシンポジウム, 2022年3月15日.
- 3) Hinada, M., Akiba, R., and Nishimura, J.: Payload recovery Experiments by Sounding Rockets and Balloon in Japan, AIAA-91-0828.
- 4) Hinada, M., Hiraki, K., Ishii, N., Inatani, Y., and Nakajima, T.: Parachute System of MUSES-C Reentry Capsule, AIAA 99-1744, 1999.
- 5) PLEASANTS, J. E., Parachute Mortar Design, J. SPACECRAFT, VOL.11, NO.4
- 6) Jerry Rowan, Joe Moran and Doug Adams, Development and Qualification of the Mars Science Laboratory Motar Deployment System, AIAA 2009-2916.
- 7) M. Neal and P. Wellings, Design and Qualification of the Descent Control Sub-system for the Huygens Probe, AIAA 95-1533.
- 8) Knacke, T. W., Parachute Recovery Systems Design Manual, Para Publishing, 1992.