

# 頭胴部回収用パラシュートシステムの検討

丸 祐介（JAXA），松嶋 清穂（松嶋技術士事務所），  
山田 和彦，高柳 大樹（JAXA），森吉 貴大（東京農工大・院），後藤 健（JAXA）

## 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貢献することに繋がると考える．

本稿では，観測ロケットのペイロード回収システムの概念設計の検討状況を報告する．第一に，過去の S-520 実験で実施された回収実験の調査研究について述べる．特に，発生した不具合の処置状況を調べ，今回の設計に反映できる知見を抽出した．第二に，頭胴部回収用パラシュート傘体の試設計結果を述べる．試設計には，過去実験の調査で得られた知見を反映している．第三に，パラシュートの放出機構の概念検討について紹介する．パラシュートの放出機構は，パラシュート傘体設計と並ぶ重要な要素である．本稿では，ロケット実験に限らず，カプセルなども含めた放出機構の過去事例の調査結果と，本システムにおける放出機構への要求事項について述べる．

## 2. 過去の S-520 回収実験の調査

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に挑戦していた．表 1 に，回収システム実験の実績を示す．1998 年の S-520-22 号機を最後に回収システム実験は行われていない．

表 1 S-520 観測ロケットの回収システム実験の実績.

号機	打ち上げ年月	回収成否	備考
S-520-4 号機	S56(1981)年 9 月	成功	
S-520-6 号機	S58(1983)年 8 月	成功	メインシュート：ソリッドクロスタイプ 収納袋使用
S-520-10 号機	H1(1989)年 9 月	失敗	パイロットシュートの損傷 <sup>1)</sup> メインシュートをリーフィングつき付きリングスロットに変更
S-520-11 号機	H2(1990)年 2 月	成功	ヘリによる回収を開始 切頭門鍾内面部に空力加熱による損傷有
S-520-13 号機	H3(1991)年 2 月	成功	
S-520-15 号機	H4(1992)年 2 月	失敗	空力加熱によるハーネスの損傷で開傘指令未達 <sup>2)</sup>
S-520-17 号機	H7(1995)年 1 月	成功	
S-520-19 号機	H7(1995)年 1 月	失敗	ロケットが分離せず <sup>3)</sup>
S-520-22 号機	H10(1998)年 1 月	失敗	探索時間不足のため未回収 <sup>3)</sup>

S-520-22 号機の実験概要図を図 2 に，パラシュート構成図を図 3 に示す．回収部の総重量は 200kg 弱である．耐熱，断熱システムは，金属二重構造にコルク材を貼ったものである．パラシュートはドローグシュートとメインシュートの二段式であり，メインシュートはリーフィングを行っている（3 段階減速）．着水位置の特定には，ビーコン，アルゴスを用いていた．回収作

業は船ではなく、軽飛行機で探索、ヘリコプターでの回収を行っていた。

図2に示すように、ドローグシュートの放出は、回収部がフラットスピンしている状態で行われていた。ドローグシュートの放出は、気密容器内を予め加圧（1.6気圧程度）しておき、加圧された空気の力でドローグシュートのキャップ（フタ）を射出することで行われた。1.3kgのキャップを約22m/sの速度で射出していた。

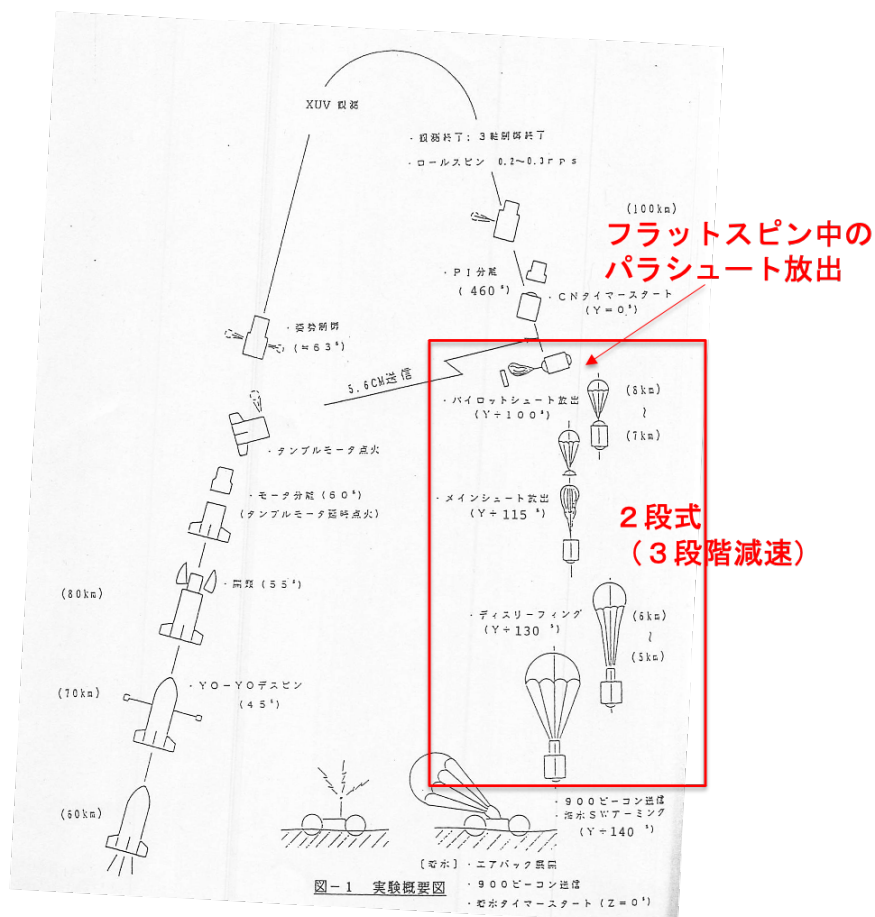


図2 S-520-22号機の実験概要図.

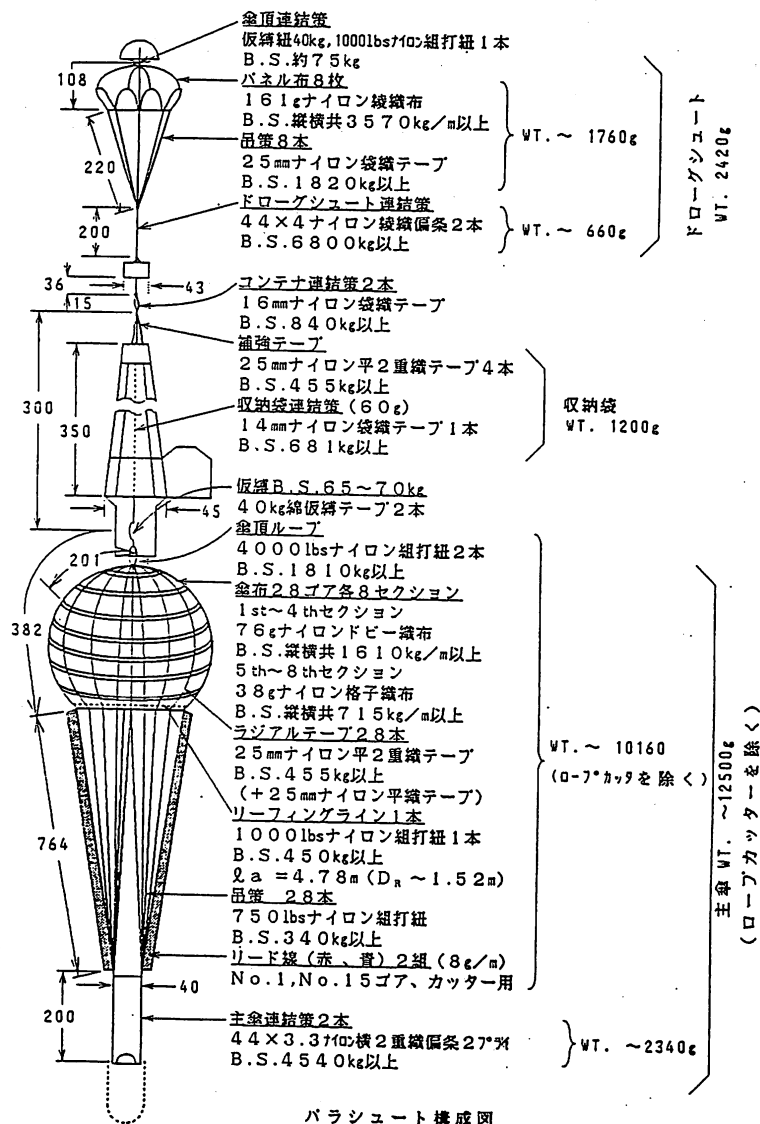


図3 パarachute構成図 (S-520-11 号機) 4)

ここでは、S-520-10 号機で発生した不具合事象の調査と、その調査結果の S-520-11 号機への反映について述べる。

S-520-10 号機での発生事象は、以下の通りである；

- 回収部の重量は 200kg. 機体の  $C_D S$  は 0.2~0.3 [ $m^2$ ] 程度.
- 高度 10km, 0.4Hz でスピニング中、機軸が垂直から 90°のときにドローグシュートを放出 (すなわち、フラットスピニング中に放出)
- 放出後、150m/s で落下. ドローグシュートの発生抗力が小さい.
- ドローグ放出から 25 秒後、高度 8km でメインシュート放出. 10G 発生 (何らかの放出はされている). ただし、抗力はメインシュートの計画値より小さい.
- メイン放出から 15 秒後、デイスリーフィング時に衝撃加速度が観測されなかった (デイスリーフィングが正常に機能していない)

以上のような事象発生を受けて、S-520-10 号機実験後に、表 2 に示すような原因究明活動および試験が行われた。

表2 S-520-10 号機実験後に実施された回収系不具合に関する主な原因究明活動。

原因究明活動・試験	目的・観点	結果・考察
1 ドローグシュートの静的展張試験	展張方向によるドローグシュートの破損の可能性	機軸から 90 度方向に展張する場合、パラシュートや吊索各部が擦れる可能性あり→対応すべきリスク
2 ドローグシュートケース固定での動的放出試験	ドローグシュートの展開挙動確認	水平方向への打ち出し試験を実施。問題なし 収納袋無しのため、キャノピーがライザーより先に展開する状態となる→対応すべきリスク
3 メインシュートの落下放出試験	メインシュートの展開挙動確認	垂直落下による引出試験を実施。問題なし。
4 ドローグシュートの変圧風洞試験	捻れによる抗力特性への影響 傘体破損時の抗力確認	捻れがあっても、徐々に捻れが直り、抗力は回復する フライト結果から推定される抗力は、吊索 4 本切断状態のものに近い
5 スリーブの変圧風洞試験	捻れによる抗力特性への影響 状態による抗力確認	捻れがあっても回復する フライト結果から推定される抗力は、メインシュートがスリーブから抜け出していない抗力に近い
6 メインシュートの変圧風洞試験	捻れによる抗力特性への影響 空げき率の影響	捻れがあっても回復する 空げき率により、安定性への影響は確認されず

表2に示した試験結果などから、発生事象および要因の考察を行った。

(1) ドローグシュートの降下状態

高度 10km から 6.5km まで約 23 秒で降下している。これはドローグシュートの抗力が計画より小さかったと推定される。推定される抵抗値から、ドローグシュートの吊索の一部が切断された可能性がある。(表2 No.4)

(2) メインシュートの降下状態

高度 6.5km から 4km まで約 23 秒で降下していることから、メインシュートの抗力が計画より小さいことがわかる。スリーブに吊索などが絡み、傘体が抜けなかった、または、ポケットを持つスリーブ形状に近い状態まで傘体が破損していた、と推定される。

また、観測された放出時衝撃が 10G であったこと、および風洞実験の結果から、スリーブ先端とケースの早期分離がおき、スリーブ下から傘縁が (1~2m ほど) 出て膨らみ、破損し、スリーブに絡んでそのまま傘体が抜けることなく降下したと想定される。

この要因の考察を受け、S-520-10 号機後にとられた対策は以下の通りである；

(1) ドローグシュート：吊索等のケースによる切断の防止

(ア) 連接帯全長に渡って 10 号綿帆布によるカバーの取付

(イ) キャップ出口部の突起遮蔽のために、フェルトとテフロンシートによる全面カバー

(ウ) 3 本のワイヤ間が開かないようビニールテープによる処理

(2) メインシュート：スリーブまわりの変更、ライザーの処置

(ア) スリーブ材料の変更

(イ) メインシュートケースの形状変更 (図4) 及びケース内側側面にテフロンシートの貼り付け (図5)

(ウ) メインシュートケース連結ワイヤとスリーブ及びスリーブ連結索に引っ掛かりが生じないようにビニールテープで処理 (図5)

これらの対策を施した S-520-11 号機では回収に成功している (表1)。一方で、今回の調査から、さらに対策を施すべき事項を抽出した；

- ドローグシュートの耐熱性向上のため、傘体・吊索・連接帯をナイロン材からアラミド材に変更する
- 開傘方式をキャノピーファーストからラインファーストに変える。そのために収納袋に入れる。
- メインシュートケース分離および展張時に、ケース金属端と直接接触しないよう全体を収納袋に入れて展張させる。

- 収納に余裕があれば、安定性向上のため、ドロッグシュート接続帯長を延ばし、前方物体から傘縁までの距離を、振れ回り角を考慮しても十分に確保する
- 収納ケース、取付ワイヤ配置、ライナーについては、展張時にケースと干渉しないようなケース形状又は分離方式とする

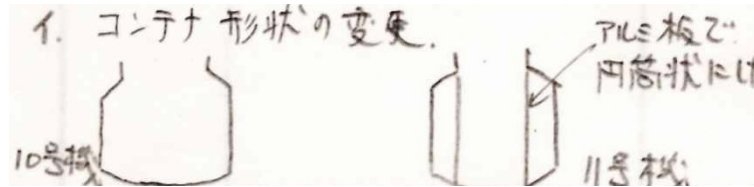


図4 メインシュートコンテナ形状の変更.



図5 メインシュートの収納状況.

### 3. パラシュート傘体の検討

過去の S-520 回収実験で用いられたものをベースとして、パラシュート傘体の検討を行った。検討条件を表3に示す。検討においては、これらの条件のうち、収納容積を最優先とし、収納容積を最小化することを念頭において検討を行った。パラシュートシステム構成としては、過去の回収実験のものをベースに考え、ドロッグシュートとメインシュートの2段構成とした。放出機構については、詳細は未検討であるが、ドロッグシュートについては、モルタルなど別途検討する射出機構により打ち出すものとし、メインシュートについては、ドロッグシュートによる引き出しを想定した。

海上回収の場合は、過去実験のものと条件が同一のため、傘体設計としては大きく変わらない結果となった。地上回収の場合も、ドロッグシュート、メインシュートリーフィング、メインシュートディスリーフィングの三段階減速の方針は変更しない。メインシュートの傘体は、降下速度 7m/s 程度での抵抗係数が大きく、かつ開傘衝撃係数の小さい傘体として、リングセル傘を選択した。ドロッグシュートの傘体については、高速・細長物体の減速安定化のため、抵抗係数は小さいものの、開傘衝撃が小さい、安定性が良い、引っかかりがない形状、といった特徴を持つ、リブレスガイドサーフェス (RGS) 傘を選択した。RGS 傘は、過去の S-520 回収実験でも用いられていたが、今回の地上回収の試設計においては、 $C_D$  の増加に伴い、ゴア数を8から12に増やした。また、メインシュート傘体の代替案として、抵抗係数がリングセルに比べて少し落ちるが、開傘衝撃・安定性・製造性・軽量性の面でメリットのある十字傘についても検討を行った。検討結果を表4に示す。海上回収の場合、このほかに海上浮遊のため

のデバイスが必要になる。

表3 パラシュートシステム検討条件。

	項目	条件・値
1	吊り下げ重量	250kg
2	降下速度	12.6m/s (海上落下を想定) 7.0m/s (陸上落下を想定)
3	初段パラシュート放出時の動圧	6kPa
4	収納容積	40L 以下
5	開傘衝撃	10G 以下

表4 傘体検討結果のまとめ。

区分	終端速度	12.6m/s (海上)	7m/s (陸上)	
ドロークシュート	形式	リブレス・ガイド・サーフェス (8 ゴア)		RGS (12 ゴア)
	C <sub>D</sub> S [m <sup>2</sup> ]	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 <sub>D</sub> S [m <sup>2</sup> ] リーフ／ディスリーフ	5/25	11/82	16.4/82
	開傘衝撃 [G] リーフ／ディスリーフ	6-5/5(実績)	5/7	5/7
	重量 [kg]	8.7(従来 14.9)	12.6	8.7
	収納容積 [L]	19.5	28.1	19.5

#### 4. パラシュート放出機構の検討

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ひとつである。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。ただし、最適な放出機構は、そのシステムに依存する。例えば、上述した過去の 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方法がとられていた (図6)。はやぶさ／はやぶさ2 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、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すことが行われていた。

我々が取り組む観測ロケットの頭胴部回収では、フラットスピン中のパラシュート放出となるため、不確定な姿勢からの確実な放出が求められる。確実な放出方法としては、モルタルなど火薬による放出方法がある。そこで、モルタル方式による放出機構の概念検討を行った。

火薬を用いた放出機構としては、Drogue-Gun Deployment, Parachute Mortar Deployment, Deployment by Rocket Extraction 等がある。このうち、Mortar 方式は、100lbs(45.36kg)を越えるドロークシュートおよびメインシュートを、Spinning Tumbling している機体から安定した気流中に放出できるとされている<sup>5,6)</sup>。例えば、NASA Orion parachute system では、ドローク、メインとも独立したモルタルで放出しており、その理由として、Orion の大きな後流域を脱出させるため、とされている<sup>7,8)</sup>。そのほか、モルタル方式の特徴としては以下が挙げられる<sup>6-14)</sup>；

- パラシュートパックを 30.5～45.2m/s の高速で放出できる
- パラシュートを収納袋からラインファーストで展張できる
- アメリカのすべての火星突入ミッションで使用された
- 単純で信頼性が高く、品質が担保できる
- 開傘環境に左右されない

- 放出時の反動力が大きい
- パラシュートを高密度に収納する必要がある(パック率：1.56~1.39cc/g)
- モルタルチューブはパラシュートパックを加速するのに十分なストロークが必要（直径の1.5 倍程度）
- スナッチ衝撃が発生する
- 閉鎖型(ピストンでパラシュートを打ち出し、燃焼ガスがモルタル内に残る)と開放型(Sabot がパラシュートを打ち出し、燃焼ガスが空間に排出される)

過去の知見調査を踏まえ、放出機構への要求・留意点を下記のようにまとめた；

- ① sabot 内に有害な燃焼ガスや発火しなかった薬剤を入れないこと
- ② sabot 及びキャニスター内面の温度は 60℃以内とすること
- ③ キャニスター内面は平滑で摩擦係数が低い状態であること
- ④ キャップ及びキャニスター出口は十分な R 加工がなされていること
- ⑤ 放出速度を得るためのキャニスター内の圧力が適正であること（パラシュート側でもどれくらいまでの圧力で損傷が起きるかを調べる必要がある）
- ⑥ バッグを放出する際に、開傘時の荷重を受けて機体が揺動して吊下物や傘体に異常が発生しないよう、放出機構の位置に留意すること。

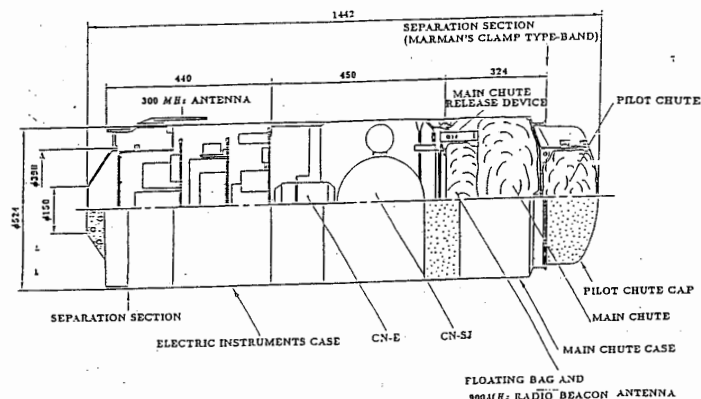


Fig. 9 Configuration of Standard Recovery Payload of S-520 Rocket, for S-520-13

図6 S-520-13 の回収部の概略図<sup>1)</sup>。

## 5. まとめ

- 観測ロケットにおける回収機能の付加に必要な減速回収システム（パラシュートシステム）の検討に着手した。
- 過去の S-520 回収実験の状況や不具合について調査を行った。
- 調査の知見を考慮しつつ、パラシュート傘体システムの概念設計を実施した。
- より確実な放出機構として、モルタル方式に着目し、国内外の例を調査した。
- 来年度は、設計したパラシュート傘体を放出するシステムを、S-520 の寸法的な制約を考慮しつつ、設計検討を実施する計画である。

## 参考文献

- 1) Hinada, M., Akiba, R., and Nishimura, J.: Payload recovery Experiments by Sounding Rockets and Balloon in Japan, AIAA-91-0828.
- 2) 石井信明先生私信，2020 年。

- 3) 平木講儒先生私信, 2020 年.
- 4) S-520-10, 11 号機飛翔実験報告書, SES-TD-90-023SY, 平成 2 年 11 月.
- 5) Knacke, T. W.: Parachute recovery system design manual, NWC-TP-6575, 1992.
- 6) Cruz, J. R.: Parachute for Planetary Entry System, 2005,  
[http://mae-nas.eng.usu.edu/MAE\\_6530/Web/New\\_Course/launch\\_design/Parachute.pdf](http://mae-nas.eng.usu.edu/MAE_6530/Web/New_Course/launch_design/Parachute.pdf)
- 7) Anderson, B. P., Daum, J., and Tawdros, S.: Textile Material Lessons Learned During the Design and Qualification of the NASA Orion Capsule Parachute Assembly System, AIAA 2019-2894
- 8) Zwicker, M. L. and Sinclair, R. J.: Pack Density Limitations of Hybrid Parachutes, AIAA 2013-1395
- 9) Pleasants, J. E.: Parachute Mortar Design, AIAA 73-459
- 10) Pleasants, J. E.: Flight Qualification of Mortar-actuated Parachute Deployment systems, AIAA 75-1403
- 11) Raymond E. Vasas, Jim Styner: MARS EXPLORATION ROVER PARACHUTE MORTAR DEPLOYER DEVELOPMENT, AIAA 2003-2137
- 12) Sengupta, A., Steltzner, A., Witkowski, A., & Rowan, J. (2007, March). An overview of the Mars Science Laboratory parachute decelerator system, 2007 IEEE Aerospace Conference (pp. 1-8). IEEE.
- 13) Rowan, J., Moran, J., and Adams, D.: Development and Qualification of the Mars Science Laboratory Motar Deployment System, AIAA 2009-2916
- 14) Pawlikowski, T. P.: Drogue Mortar System Simulation Development and performance Evaluation, AIAA 86-2490