

# 分離型サンプル回収機「SPIDER」

## 1. 序論

JAXAが開発した小惑星探査機「はやぶさ」は小惑星「イトカワ」に着陸し、サンプル回収を行った。イトカワについて様々なデータ取得に成功し、惑星探査機開発という工学面のみならず、小惑星サンプリング回収という理学面からも大きな成果を得た。この快挙により、小惑星探査の重要性が明らかになった。しかし、はやぶさのサンプル回収方法では地質の層状サンプルを得ることができず、理学的には不十分である。我々は、はやぶさで用いられた弾丸打ち込み方式に加えて、ドリルおよびニードルによる層状サンプルの取得を提案する。層状サンプル取得により宇宙風化の過程を調べることが可能となり、太陽系の成り立ちについての知見をより深めることができる。また、はやぶさは探査機本体でサンプル回収をするため、探査機が転倒した場合など、故障が生じる恐れがある。これらの問題を解決するため、我々は観測に特化した親機とサンプル回収に特化した子機を、テザーを用いて分離する探査機を提案する。

我々が注目する小惑星「アポロ」は太陽のふく射圧や小惑星の熱放射により自転が変化する YORP 効果が存在すると考えられている。

Table 1 アポロの基本データ

軌道長半径	1.470 [AU]
離心率	0.560
公転周期	1.78 [年]
軌道傾斜角	6.35 [deg]
直径	1.5-1.7 [km]
質量	$2 \times 10^{12}$ [kg]
自転周期	3.065 [時間]

アポロはその効果を最も有する [1] と考えられているが、今までにアポロの詳細な形状データや熱放射を測定した探査機は存在せず、YORP 効果のさらなる解明のためにはアポロに探査機を送り、地質の層状サンプルの採取や惑星の詳細な観測を行う必要がある。

YORP 効果観測による新たな知見は、小惑星の挙

動解明につながり、小惑星形成のメカニズムを明らかにするとともに、地球に衝突する恐れのある隕石の衝突回避への活用も期待できる。

## 2. ミッションの目的

- ・アポロの層状サンプルを回収する
- ・テザーを用いて親機と子機を分離、回収する
- ・YORP 効果について新たな知見を得る

## 3. ミッション設計

### 3.1. ミッション概要

本ミッションではサンプルリターンを行う。分離型宇宙機によりアポロの地質の層状情報を保持したまま回収、地球へ帰還することを目標とする。また、各観測器によりアポロの観測をする。

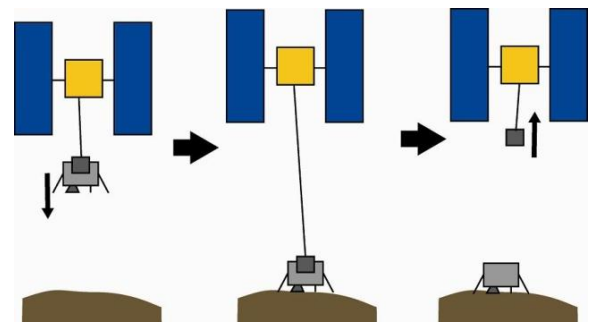


Fig. 1 分離型サンプル回収のイメージ

### 3.2. ミッションシーケンス

- ・打ち上げ
- ・軌道移行(スウィングバイによる増速含む)
- ・接近およびランデブー
- ・小惑星観測、着陸地点選定  
地形観測、熱赤外線放射計による YORP 効果の観測を行う。また、観測情報をもとに、半径 30m 程度の子機の着陸に適した地形を選定する。
- ・サンプルリターンミッション  
子機を投下し、着陸後サンプリングを開始する。ミッションに要する時間は 230 秒である。
- ・サンプル回収  
子機からサンプルを収めた収納器を切り離し、親機へ回収、その後サンプルを再突入カプセルへ収納する。

- 地球帰還
- 大気圏再突入

なお、打ち上げ、小惑星への軌道移行、小惑星への接近、地球への帰還およびカプセルの再突入は、はやぶさで採用された手順に準ずるものとする。

### 3.3. サクセスレベル

本ミッションのサクセスレベルを Table 2 に示す。

Table 2 サクセスレベル

Minimum	アポロとのランデブーに成功する
Middle	アポロに関する観測情報を取得する
Full	サンプルを回収し地球へ持ち帰る
Advanced	層状情報を保持したサンプルを回収し地球へ持ち帰る

## 4. 宇宙機設計

### 4.1. 構造系

#### 4.1.1. 親機の仕様

SPIDER は、親機、子機の二機で構成されている (Fig. 2)。親機には宇宙機全体のバス機器および観測装置を搭載する。親機はすでに実績のあるはやぶさを改良することで、信頼性の向上および開発コストの低減を図る。

はやぶさからの変更点は、

- サンプル回収コーンの撤去
- 子機、テザー機構、子機から再突入カプセルへのサンプル収納機構の追加
- 再突入カプセルの二機搭載
- 熱赤外放射計の搭載
- イオンエンジン、太陽パネルの仕様

である。親機の仕様を以下に示す (Table. 3)。

Table 3 親機の仕様

質量	560 [kg]
本体寸法	1.5 [m] × 1.5 [m] × 2.0 [m]
最大寸法	8.5 [m] (太陽電池パドル翼端間)
発生電力	5.2[kW] (太陽から 1AU において)

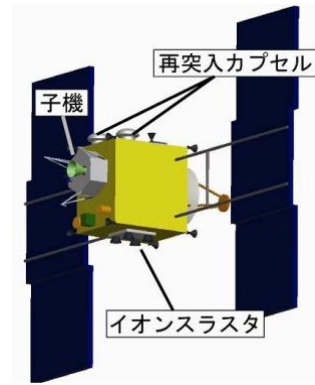


Fig. 2 SPIDER 外観

#### 4.1.2. 子機の仕様

子機はアポロでのサンプリングミッションを行う。通信機、バッテリー等のバス機器、機体固定用の着陸脚、サンプリング機構、試料回収用のコンテナなどを搭載する。子機の外観を Fig. 3 に示す。テザーによって親機とつながっており、コンテナ回収時にはこのテザーを利用して親機へ回収する。子機の仕様を Table 4 に示す。

Table 4 子機の仕様

質量	80[kg]
本体寸法	0.6[m] × 0.6[m] × 0.6[m]
消費電力量	1.0[Wh]

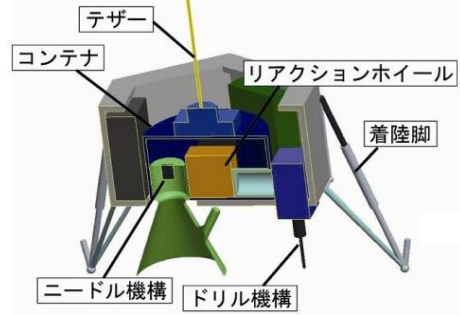


Fig. 3 子機の外観

### 4.2. 電源系

SPIDER の電力は、太陽電池から供給される。アポロの軌道はイトカワに比べて遠日点が遠いため、遠日点においてははやぶさと同じ発電量を確保するためパドル面積を 2 倍とした。

また、はやぶさで実証されたリチウムイオン電池を二次電池として搭載し、子機の電源は二次電池を使用する。

### 4.3. 姿勢制御系

親機の姿勢制御方式は、はやぶさと同様に 12 基

の2液式スラスタおよび3つのリアクションホイール（以下RW）による3軸姿勢制御とし、これらはサンプリング時の姿勢制御の要求を十分満たしている。親機の姿勢決定には太陽センサおよびスタートラッカーを用いる。子機の姿勢制御にもRWによる3軸姿勢制御方式を採用する。なお蓄積され得る角運動量が小さいため、アンロード用スラスタは搭載しない。また、姿勢検出のためにスタートラッカー、ジャイロ、近距離レーザ高度計を搭載する。

#### 4.4. 観測系

SPIDERには、はやぶさに搭載された観測装置のほか、アポロ表面の放射を観測するため地球観測衛星「Terra」に用いられた熱赤外放射計(TIR)を小型化したものを搭載する。

#### 4.5. 軌道系

地球からアポロへの軌道移行について述べる。SPIDERの惑星間軌道移行には、はやぶさと同様のイオンエンジン「 $\mu 10$ 」を採用する。アポロの軌道はイトカワに比べて軌道傾斜角が6.35度と傾いており、また離心率が大きいため軌道移行に必要な増速が大きい。これらの増速を稼ぐためにははやぶさで実証されたEDVEGA法を採用し、さらにイオンエンジンの推進剤を増やす。Table 5に軌道移行に必要な増速と消費する燃料の見積もりを示す。 $\mu 10$ は巡航時の比推力が2,500[s]、推進力8[mN]で推進剤を最大65[kg]まで搭載することができる。エンジンを3台噴射した場合、462日で目標とする増速を達成することができる。よって、はやぶさと同様にSPIDERも $\mu 10$ を予備も含めて4台搭載し、交替で使用する。

Table 5 軌道移行

	増速 [m/s]	推進剤 [kg]	参考 [m/s]
EDVEGA	6,000	26.6	面外軌道移行:3,300
航行	1,820	43.0	面内軌道移行:4,520
帰還	806	14.4	はやぶさ:700
Total	8,626	84.0	

本ミッションでは、2021年4月18日に軌道移行

を開始し、2022年07月24日に小惑星に到着するプランを提案する。出発時および到着時の太陽とアポロ、地球の位置をFig. 4に示す。

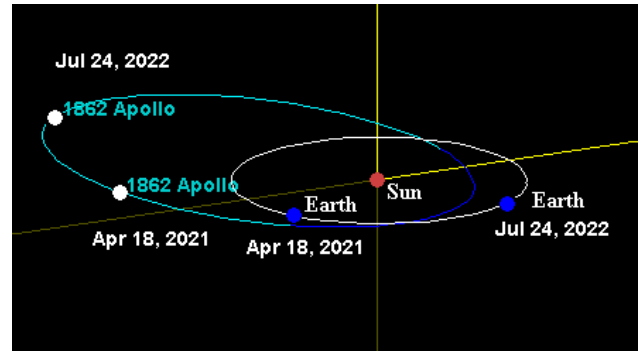


Fig. 4 アポロの軌道

#### 4.6. サンプリングミッション系

##### 4.6.1. サンプリングフェーズ

- ① サンプリングフェーズ移行前の観測によって着陸地点を選定する。
- ② 子機を選定された目標に向かって放出する。
- ③ 子機をアポロ表面へ着陸させる。
- ④ 着陸姿勢が安定した後、サンプリングを開始する。幅広い表面硬度に対応するため、3つの方式によりサンプリングを試みる。回収した試料はコンテナへ収納する。着陸脚による固定は、ドリル方式使用時のみ行う。

Table 6 サンプリング方式

方式	試料の硬さ	層状情報	脚固定
ドリル	軟質	◎	必要
ニードル	やや硬質	○	不要
弾丸撃込	硬質	×	不要

- ⑤ 脚を固定している場合は、テザーを用いてコンテナを回収し、再突入カプセルへと収納する。固定していない場合は子機ごと親機へ回収し、着地点を変更して再び回収を行う。

##### 4.6.2. サンプリング準備

はやぶさと同様に、サンプリング開始前に行われる観測により子機を着陸させる地点を選定する。この際の選定基準は、着陸に支障をきたす障害物のない場所であり、この要求を満たす地点の中で傾斜が小さい地点をサンプリング地点とする。子機の放出、回収のため降下地点との相対速度を0[m/s]にするように、高度100[m]で追尾飛行する。

### 4.6.3. 子機放出

子機を放出する際に、まず親機は子機と接続している面をアポロに指向させる。その後、子機をアポロに対して鉛直に放出する。この時親機は子機に対して指向するように制御するものとする。子機は親機に搭載されたパンタグラフ機構により 2[m/s] の速度で放出され、着陸までの間、搭載された RW により 3 軸姿勢制御し、アポロ表面に底面を指向させる。また、リールはテザーに張力が発生しないよう子機と速度とテザー伸張量が一致するようにテザーを繰り出す。リールの模式図は Fig. 5 である。表面付近ではリール用モータのトルクを調節し子機を減速させる。またリール機構にはテザーの緩み対策としてガイドをとりつけ、このガイドは内部に電熱線が配置されている。この電熱線は、放出時にテザーが絡まる、子機の 2 次電池に異常発熱が起こる、子機の姿勢が制御不能と判断される等ミッションが続行不能と判断された際に、親機を保護するためテザーの切断を行う。テザーが切断された場合は、親機はアポロの長期観測ミッションへと移行する。

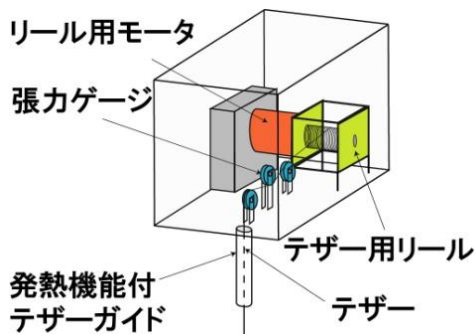


Fig. 5 リール機構の模式図

### 4.6.4. 子機の機体固定（着陸脚について）

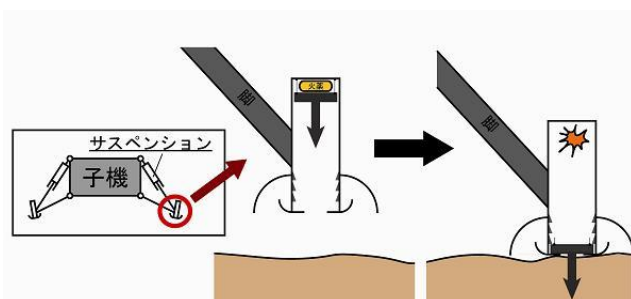


Fig. 6 脚機構

子機の着陸脚を Fig. 6 に示す。着陸脚は安定化のため 3 本とし、着地時の衝撃から子機内部の機器を守るためサスペンションを含む 4 節リンク機

構となっている。また着陸脚先端には「かえし」のついた杭を射出する機構を備える。これにより微小重力下でも地面を把持し、子機の姿勢を保持できる。着陸脚先端に取り付けられた筒の中には杭と火薬が挿入されている。着陸後、姿勢が安定した後に火薬が点火され、表面に向けて杭が射出される。サンプル採取時のドリルのスラスト方向反力に抗して、子機が表面にとどまれるよう着陸脚先端部は表面を把持しなければならない。金属円柱を地面に打ち込んだ際に耐えられる引張力を測定する実験を行った結果、直径 10[mm] の杭を深さ 50[mm] 垂直に打ち込めば 27[N] の引張力まで耐えることが可能であることがわかった。よってこのサイズの杭を各足先に 2 本ずつ取り付け、142[N] のスラスト荷重に耐えられる仕様とした。

### 4.6.5. サンプリング機構

#### 4.6.5.1. ドリル型機構

ドリル型機構を Fig. 7 に示す。

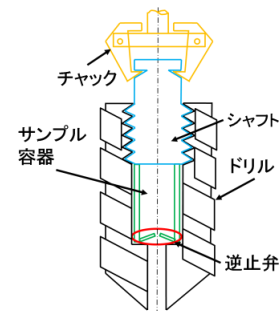


Fig. 7 ドリル型機構

本機構は、サンプル容器を中空のドリルに埋め込んだ機構となっており、サンプル容器はシャフトと一体になっている。シャフトとドリルはねじ締めで固定し、動力軸とシャフトはチャックにより固定する。

サンプリングの流れを Fig. 8 に示す。

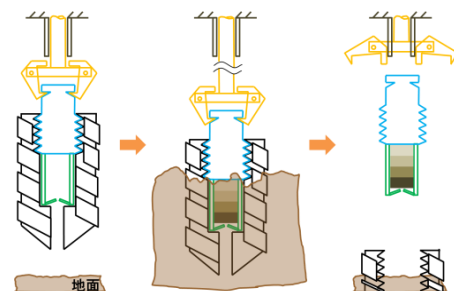


Fig. 8 サンプル回収の流れ

まず、ねじを締める方向にドリルを回転させて



掘削を行う。その後、ねじを弛める方向に回転させサンプル容器のみを引き上げる。天井の突起部まで引き上げチャックの固定を外し、サンプル容器を回収する。なお、掘削によるトルクを相殺するためドリル型機構は2本使用し、互いに逆回転させてサンプリングを行う。

以上のサンプリング条件を満たすよう諸元をTable 7のように設定し、機構性能を見積った。

Table 7 ドリル型機構の仕様

ドリル径 [mm]	8
掘削深さ [mm]	50
許容スラスト荷重 [N]	142
送り速度 [mm/s]	5
回転数 [rpm]	2000

検討を行った結果[4]、掘削に要するスラスト荷重は94.5[N]であり、ブリネル硬さ5の材質を20[s]でサンプリングすることが可能であることがわかった。ブリネル硬さ5とは、アルミニウムの1/3の硬度であり、想定する硬度としては十分である。必要なモータ動力は、スラスト動力0.24[W]、トルク動力27.8[W]である。また、ドリルをステンレスの中空丸棒と仮定して強度計算を行い、強度的にも問題ないことを確認した。

試料の収納には、Fig. 9に示すように固定器具による保持とバネによる固定器具の収納器内への引き込みによって行われる。ドリルを引き抜いた後に、固定器具でサンプル容器を保持し、バネを用いて収納器内に収める。

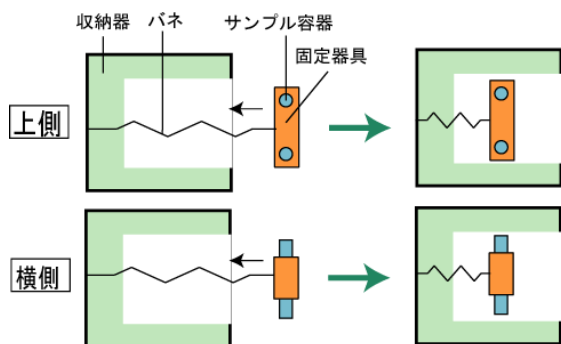


Fig. 9 収納器へのサンプル容器の回収①

#### 4.6.5.2. ニードル型機構

ニードル型機構のサンプリングの流れをFig. 10および11に示す。

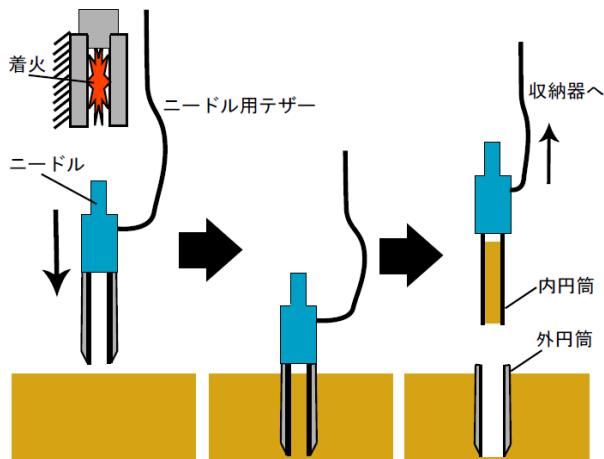


Fig. 10 ニードル型機構

ニードル部は直径1~2[mm]、長さ50[mm]程度の中空の針で、二重円筒となっている。ニードル部を火薬の点火によって撃ち出し、表面に突き立ててサンプリングを行う。突き刺したニードルの内円筒には試料が入り、筒内に表面摩擦で固定される。一方外円筒は地表に固定される。その後、内円筒につながったニードル用テザーを巻き取ることで、試料の入った内円筒は外円筒から引き抜かれ、収納器に回収される。外円筒はアポロ表面に廃棄される。ニードル撃ち出し部を覆うサンプラーホーンは、はやぶさの弾丸撃ち込み機構と同様のものので、試料入り内円筒を収納器へ納めるためのガイドの役割を果たす。またこのサンプラーホーンによって、ニードル部をアポロ表面に撃ち込む際に飛び散る破片の回収も期待できる。ニードル部が撃ち出される際、子機は反動を受けるが、十分小型にして火薬量を少なくすることで、この反動の子機への影響を小さくすることができる。

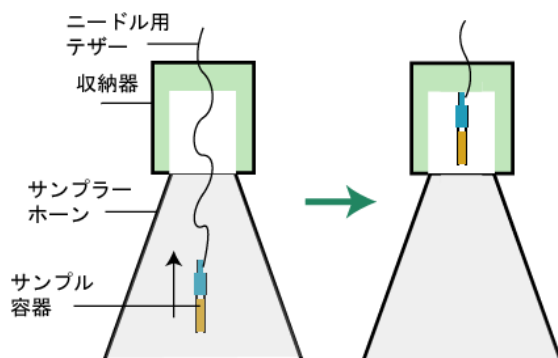


Fig. 11 収納器へのサンプル容器の回収②

なお、このニードル型機構については東京工業大学の松永研究室と ISAS/JAXA において共同研究が

進められており、この機構を検討するのの際してその論文[5][6][7]を参考にした。

#### 4.6.5.3. 弾丸撃ち込み機構

弾丸を撃ち出し、表面から粉塵を巻き上げ、その粉塵を試料としてサンプラーコンテナ内に収納する。これには、はやぶさで用いられた機構と同様のものを採用する。硬い表面でのサンプリングに有効だが、得られる試料は少量、かつ層状情報も失われる。

#### 4.6.5.4. サンプル回収用コンテナ

3種類のサンプリング機構によって得られた試料はコンテナ内の収納器に収められる。コンテナの模式図をFig. 12に示す。

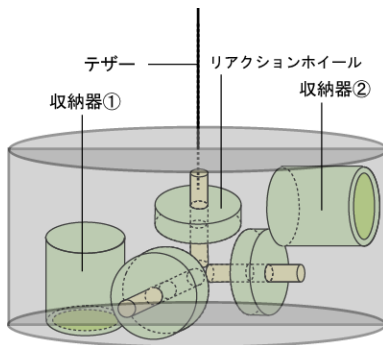


Fig. 12 コンテナ模式図

収納器はコンテナの中に設置されており、Fig. 9, 11で示した収納方法を用いることでコンテナ内の収納器にサンプル容器を回収することができる。コンテナには親機へ繋がるテザーが固定されており、親機がテザーを巻き取ることで、コンテナの回収を行う。Fig. 12の収納器①がニードル型機構用の、収納器②がドリル型機構用の収納器である。また、移動機内に子機の姿勢制御に用いたRWを配置することで、コンテナ回収時の姿勢を制御する。収納器はさらに親機内の再突入カプセルに収められる。その後、これらの再突入カプセルが採取した試料を地球へ持ち帰る。再突入カプセル、収納器の構造は、はやぶさと同様のものを用いる。

#### 4.6.6. コンテナの親機への帰還

Fig. 13にコンテナ帰還フェーズの概略を示す。親機はサンプリング中、子機と相対速度0[m/s]となるようにスラストによって速度制御を行う。サンプリング終了後、コンテナのみを子機より分離

する。分離後、コンテナの速度はアポロの自転速度より約0.422[m/s]となる。回収時、親機はコンテナとの相対速度を無くすように、スラストと張力制御によってランデブーを行う。技術試験衛星VII型(ETS-VII)で用いたランデブーレーダーにより、各機体間の相対距離、相対角姿勢を随時測りながらランデブーを行う。目標ランデブー速度はスペースシャトルのランデブー時の速度0.03[m/s]以内を目指す。

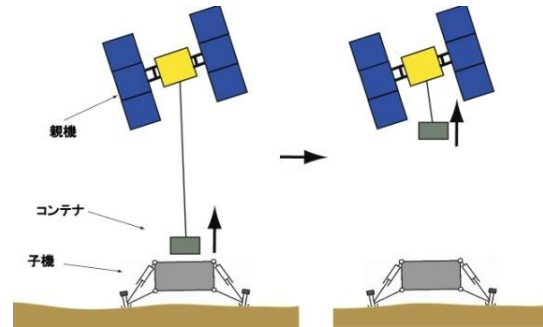


Fig. 13 帰還フェーズ概略

ここで、スラストと張力制御による各機体の軌道、ランデブー速度のシミュレーションを行った。はやぶさが行った惑星タッチダウン時のイトカワとの相対速度が約0.25[mm/s]と高精度であるのに対して、本ミッションでは、1[mm/s]の誤差が生じたと仮定した。Fig. 14右図に示すように各機体の進行方向が同軸となるように制御する事で、目標ランデブー速度以内に収める事、各機体の相対角の抑制が達成できる。

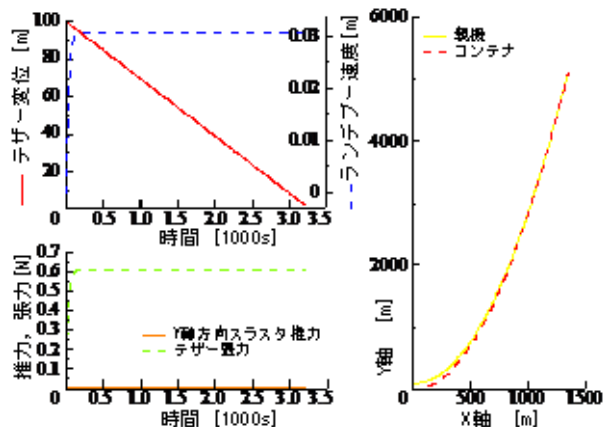


Fig. 14 テザー変位, ランデブー速度(左上図) 推力, 張力(左下図) 親機, コンテナ軌跡(右図) シミュレーション結果の一例をFig. 14に示す。この軌跡での必要張力は約0.01[N]と一定であり、

コンテナの姿勢に対する影響は少ない。従ってコンテナの姿勢はRWによって振動しないよう制御できる。またリール用モータ、RWに要求されるトルクは、現在の製品で出力可能な値である。スラストに要求される性能も十分許容される値であった。これらの結果を受けて、コンテナ帰還フェーズが充分実現可能範囲にあると考える。

#### 4.6.7. 子機およびコンテナと親機との接続

サンプリング方式によって親機に子機が戻ってくる場合、コンテナのみ戻ってくる場合の二通りがある。したがってそれぞれの場合について接続方法を考える。子機と親機の接続には、Fig. 15に示すようなストッパーを用いる。パンタグラフ機構の周囲に子機固定用のストッパーを用意し、子機が接近した際にこの機構により子機を把持する。また、このストッパーとパンタグラフ機構を利用することで子機の再放出を行うこともできる。

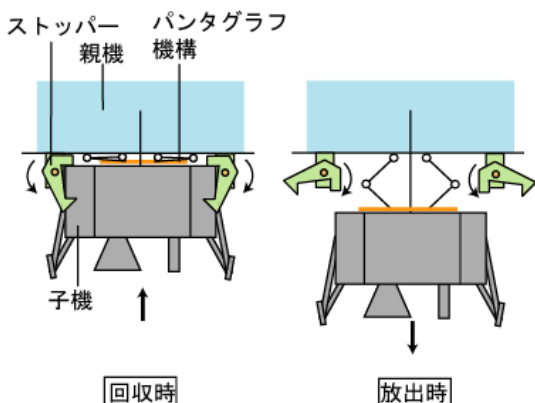


Fig. 15 子機と親機との接続

コンテナと親機との接続の場合も子機と親機との接続と同様の機構を用いる。ただし、子機に対してコンテナは小さいので、子機用とは別にコンテナ用の小さなストッパーを用意する。

回収後は、親機内の再突入カプセルへコンテナ内の収納器を納めることで、採取した試料の地球帰還に対する準備を完了する。

#### 4.6.8. 地球再突入

アポロから地球近傍へと帰還した後、アポロで回収したサンプルが入った2つの再突入カプセルを地球へと放出する。これに関しては、すべてはやぶさと同様のシーケンスで実行される。

## 5. 結論

我々は、はやぶさのミッションで得られた成果、問題点を踏まえて新たなサンプリング方式を採用した宇宙機としてSPIDERを提案した。はやぶさで得られるサンプルが層状情報を持たないのに対して、SPIDERでは、層状情報を保持したままサンプルを回収することができる。またテザーを用いた分離型方式を採用することで、サンプリング時の探査機への危険を小さくすることが可能となった。この宇宙機を設計するにあたって、ドリル型機構に関する実験やテザーを用いてランデブーを行った場合のシミュレーション等を行い、この方式での有用性を確認した。

今後、本ミッションの方式が取り入れられ、そしてサンプルリターン技術のさらなる発展につながることを希望する。

## 6. 参考文献

- [1] M.Kaasalainen et al., nature, vol.446 (420), 2007
- [2] 『人工衛星の力学と制御ハンドブック』, 姿勢制御研究委員会編, 培風館.
- [3] 『衛星設計入門』, 茂原正道・鳥山芳夫共著, 培風館.
- [4] 『穴加工ハンドブック』, 切削油技術研究会, 1979.
- [5] 松永三郎, 榎本晋嗣, 山中富夫, 森 治, 中谷幸司, “小天体テザーサンプリングのためのシステム検討,” 第49回宇科連講演集, 2H02, 2005.
- [6] H.Yano, T. Noguchi, S. Matunaga, et. al., “Sampling System of Asteroid and Comet Nucleus Samples,” 26th ISTS, 2008-k-07, 2008.
- [7] 松永三郎, 藤原謙, 西田淳一, 池田拓郎, 田中宏明, テザーサンプリング法のためのテザー・コアラー高速射出実験, 第50回構造強度, 3A03, 2008, pp.178-180.