



1. 「はやぶさ」探査機とそのミッション

川口 淳一郎

宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部

(原稿受付：2006年2月5日)

第20号科学衛星「はやぶさ」は、世界初の惑星圏天体からの試料採取とその帰還をめざした、我が国独自の惑星探査機である。「はやぶさ」は、2003年に打ち上げられてからイオンエンジンで航行し、昨年9月に小惑星イトカワに到着し、近傍に滞在した3ヶ月間の間に、近傍での詳細な科学観測を行うとともに、11月にはイトカワ表面に降下・着陸させその試料の採取を2回にわたって試みた。着陸域は非常に狭い範囲に限定されていたにも関わらず、「はやぶさ」は、プロジェクトチームの創意工夫によって、2回にわたる着陸に成功した。本報告は、「はやぶさ」探査機によって行われた飛行と観測、そして着陸にいたる記録である。

Keywords:

planetary exploration asteroid, sample and return, Itokawa, hayabusa

1. はじめに

「はやぶさ」は、我が国第4番目の惑星探査機として、2003年5月に打ち上げられた、「工学技術実証」の探査機である。「はやぶさ」は、将来の本格的なサンプルリターン探査に必須で鍵となる技術を実証することを目的としており、同時に実際にこの試料の帰還を試みることを目標としている。サンプルリターン (Sample Return) 技術とは、天体表面の標本を地球に持ち帰る技術であり、きわめてわずかのサンプルでも、地上の最新鋭の機器によって分析することができるという特徴がある。「はやぶさ」のめざす5つの重要技術の実証とは、

1. イオンエンジンを主推進機関として用い、惑星間を航行すること、
2. 光学情報を用いた自律的な航法と誘導で、接近・着陸すること、
3. 微小重力下の天体表面の標本を採取すること、
4. カプセルを、惑星間飛行軌道から直接に大気突入させ、サンプルを回収すること、
5. 低推力推進機関とスウィングバイの併用による加速操作、

である。プラズマ・核融合学会の活動とは、上記1 (イオンエンジン) および4 (大気圏再突入) において縁が深い。これらの詳細については次号以降に譲ることとし、本解説ではこの探査計画の全体について解説する。

Fig. 1には、「はやぶさ」の探査計画の概要を掲げた。「はやぶさ」探査機は、化学燃料とキセノンガス約130 kgを搭載し、総質量510 kgあまりの小型の惑星間探査機である。打ち上げ1年間は、イオンエンジンによる軌道エネルギーの蓄積を行い、地球スウィングバイによりそのエネルギーを引き出して加速を行った。2005年9月に探査対象小

author's e-mail: kawaguchi.junichiro@jaxa.jp

惑星イトカワにランデブーし、3ヶ月間の滞在中に、表面への降下と着陸をおこなって試料の採取を試みた。その後、2005年12月はじめにイトカワを離脱して2007年6月に地球に帰還し、試料を入れた再突入カプセルをオーストラリア砂漠地帯に投下する予定であった。主な航行・推進を独自のイオンエンジンで行う、惑星間天体から世界で初めて試料の採取を試みる、史上例のない独自の探査である。

2. 軌道計画と探査機概要

Fig. 2には、「はやぶさ」探査機の、打ち上げ後約1年間のエネルギー蓄積フェーズとイトカワへの往路フェーズの軌道計画と実際を重ねて表示した。左図で楕円に見えている軌道は、イトカワと「はやぶさ」の軌跡がほぼ重なって見えており、地球に対してやや偏芯している軌道が「はやぶさ」が最初の1年間飛行する軌道である。右図は、太陽方向を左にとり地球を固定して描いた回転座標系で描いた「はやぶさ」の最初の1年間の軌道である。慣性系で描いた左図の軌道は地球を端点とする楕円状に描かれる。打ち上げ時点では、軌道計画上、弾道飛行では地球に再会合しない、すなわち流れて遠ざかる楕円状の軌道に意図的に「はやぶさ」を投入し、イオンエンジンの加速で離心率を深めることで、地球に再度会合する軌道へと変更・拡大を行った。これは、理論的には、惑星間で行った軌道操作加速量の2倍までを再会合時のスウィングバイで引き出すという、非線型の力学系の特徴を最大限に利用した新しい独自の加速方法であり、「はやぶさ」が史上初めて導入した技法である。

Fig. 3には射場で最終整備中の「はやぶさ」の写真を掲げ、Fig. 4には探査機下面からのセンサ、機器の配置を示した。「はやぶさ」は、その目的にも掲げているように、自律的に小惑星表面に接近し、着陸を行えるよう設計されている。

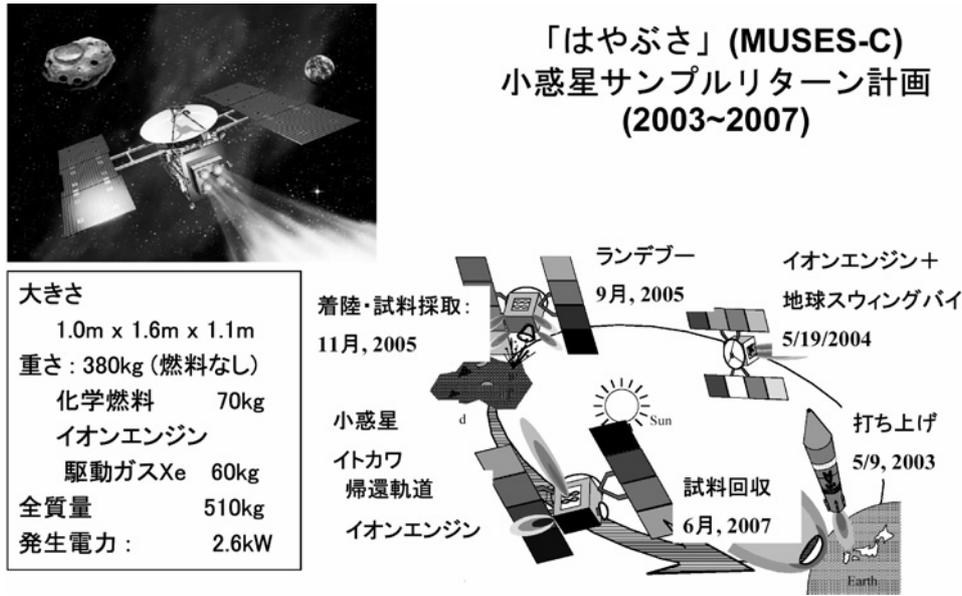
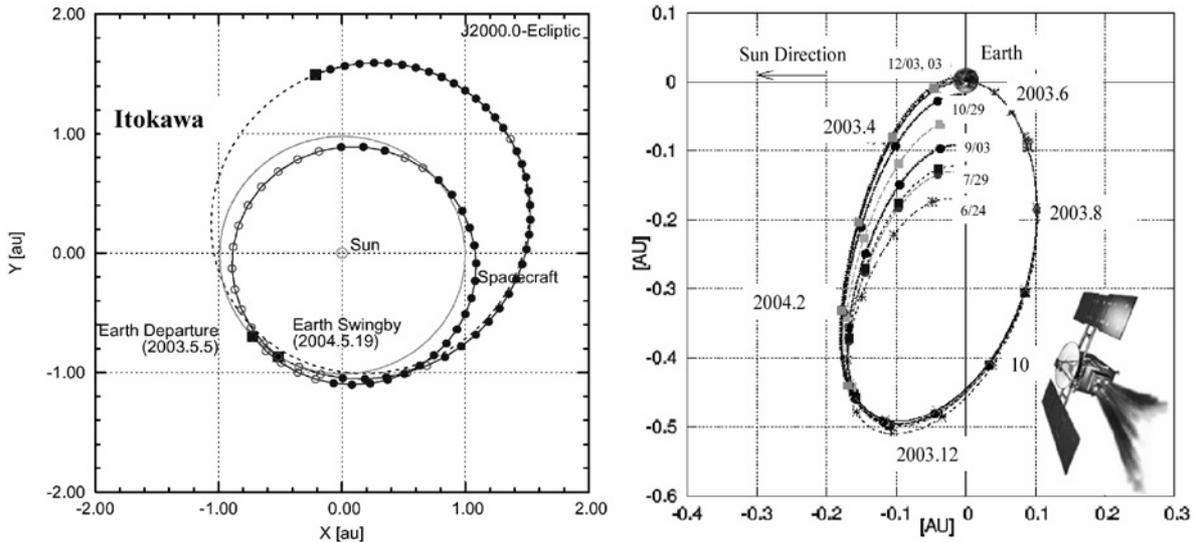


Fig. 1 「はやぶさ」探査計画の概要



惑星への着陸でもっとも困難であるのは、高度方向の制御ではなく、水平方向の速度のキャンセルにある。これは計測が難しいためであり、最近の火星ローバでの例からもわかるように、この難しさを避けるべくエアバッグによる着陸を行わせる場合すらある。「はやぶさ」では、表面に人工的な航法目標であるターゲットマーカを投下し、それにむけてランデブーを試みるという方法で、水平方向の相対速度を計測・制御するという独自の新しい方法を考案し採用している。ターゲットマーカは、探査機搭載のフラッシュランプで毎2秒ごとに照射され、フラッシュを照射しないで撮影された画像との差画像を機上で処理・作成することにより、ターゲットマーカのみを抽出するよう特別な画像処理装置が開発され搭載されている。探査機は着陸にさきだち、この処理とその結果に基づく水平方向の軌道修正を自律的に行うよう設計されている。

「はやぶさ」探査機には、表面の詳細状態を撮影する目的で、質量が1kg足らずの小型のホッピングロボットであるMINERVAを搭載している。微小な重力のもとで、自らを表面に拘束することなく表面試料を採取するのは容易ではない。「はやぶさ」は、非常に多くの機構案の中から、筒状の空間(サンプルホーン)内で弾丸を発射し、その際にまきあげられた破片を専用の容器に捕獲する方法を独自に考案し、無重量環境を利用してその収集率や表面状態への依存性を確認して開発を行った。

「はやぶさ」は打ち上げから1年間は、太陽からはほぼ1天文単位の距離を飛行し、その間にイオンエンジンを駆動して離心率を変更して地球に相対的な軌道エネルギーを蓄積して、地球に再度会合させて、それを引き出すという、過去に例のない画期的な飛行方式を採用した。

Fig.5には、実際のスウィングバイの際に「はやぶさ」で



Fig. 3 射場で最終整備中の「はやぶさ」

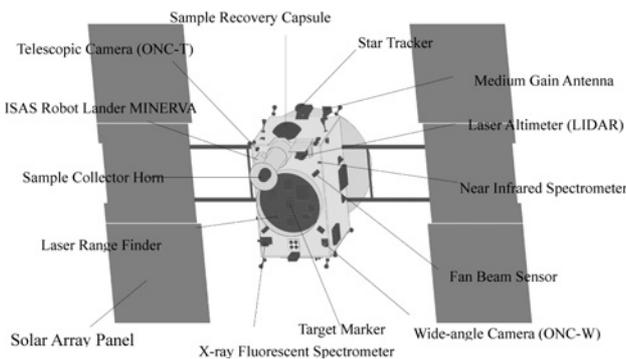


Fig. 4 「はやぶさ」探査機の概要

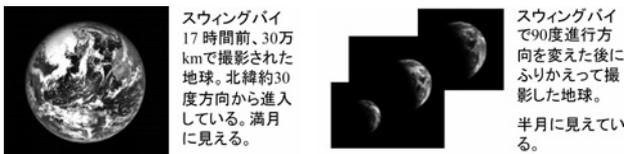


Fig. 5 2004年5月の地球スウィングバイ

取得された地球の画像を掲げた。「はやぶさ」は、2004年5月に、地球を90度左折して軌道エネルギーを獲得し、イトカワへの飛行を開始した。

「はやぶさ」は、地球スウィングバイ後も継続してイオンエンジン加速を行い、最終的にイトカワへ到着するまで、のべ26,000時間・台の運転を達成した。「はやぶさ」搭載のイオンエンジンは、マイクロ波によるプラズマ生成、CC複合材グリッド採用による長寿命化をはかった先進的なエンジンで、この種のエンジンがこれほど長期にわたって運転に成功した例はもちろん初めてである。本エンジンは今後の惑星探査において主力となるものと期待されてお

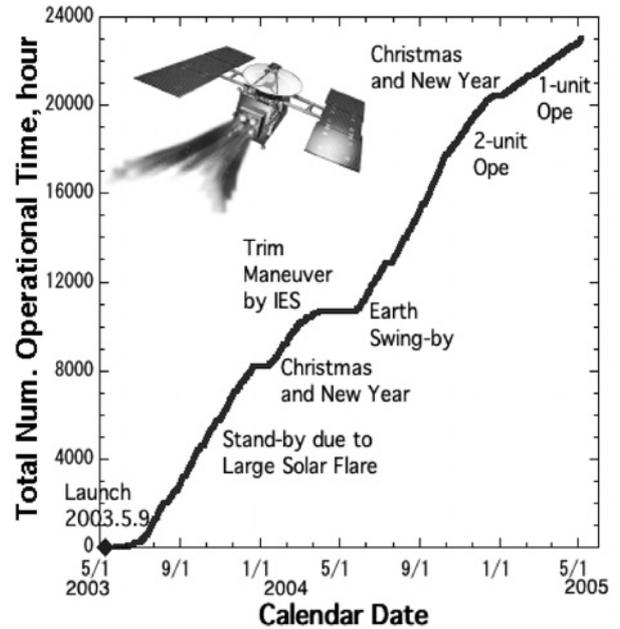


Fig. 6 イオンエンジンの累積運転時間

り、諸外国からも大いに注目されているところである、Fig. 6には打上げからのイオンエンジン運転経過を掲げた。

当初、「はやぶさ」をイトカワが太陽の向こう側（「合」）に位置する前に到着をさせる計画であったが、2004年秋に発生した史上最大の太陽爆発（フレア）により、太陽電池の劣化が進み、その結果イオンエンジンの運転時間の延長が必要になったため、到着を「合」あけの9月とした。

3. 複合光学航法とランデブー

イトカワの位置が正確には推定しきれないことや、探査機の電波計測による軌道決定の精度はかなり大きく、大きさが数百mの小惑星にランデブーさせるためには、まったく新たな探査機の航法手段が必要である。距離自体の測定は電波によってもかなりの精度が得られるが、それは地球からみて一定の半径の球面上のどこかに探査機が位置していること以上の情報を提供するものではない。方向を推定するには地球の自転を利用してそのドプラー計測値の変化から割り出すことになる。したがって、電波計測における航法誤差の大部分は地球からの視線方向に垂直な面内にある。一方、探査機から小惑星像を星を背景にして撮影すると、探査機から小惑星に向かう方向単位ベクトルが推定できることになる。これを利用すると、探査機から小惑星方向、すなわち奥行き方向には精度を得にくいだが、逆に視線方向に垂直な面内には高い精度を得ることができる。「はやぶさ」探査機では、この2つの航法手段を組み合わせ小惑星との相対位置推定を行って、接近・ランデブーを行った。Fig. 7には、7月末から8月末にかけてイオンエンジンによる推進運用の合間をぬって実施した光学・電波複合航法と誘導の結果を掲げた。実線はプロジェクトで認識している「はやぶさ」の軌道情報をもとにして探査機から見たイトカワの見える方向を結んだもので、丸で囲んだ点は、実際にイトカワが見えた方向を示したものであ

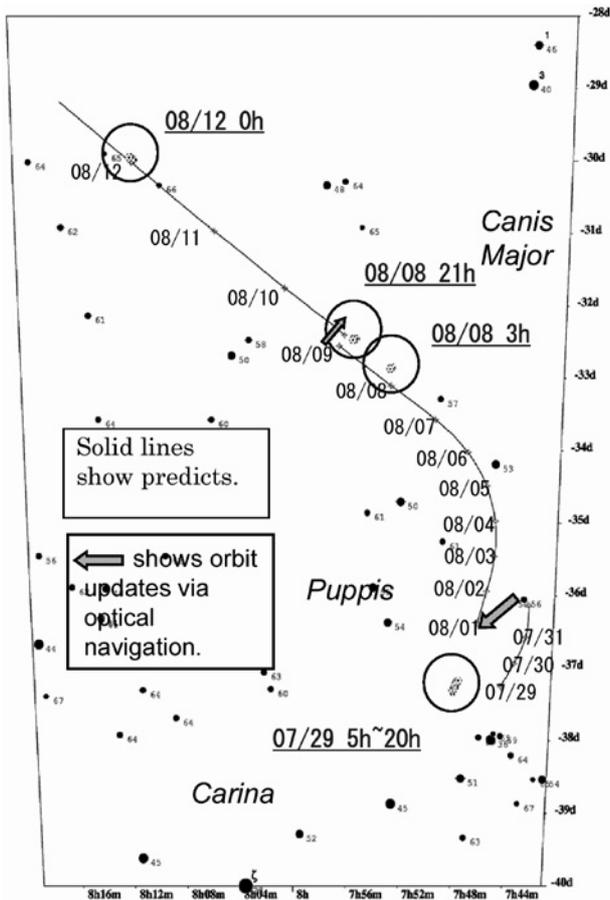


Fig. 7 光学複合航法の結果 (2005. 7~8)

る。実際に観測された方向をもとに、探査機の軌道情報を更新し、その結果実線が修正されてしだいに実際の観測された方向がその線上にのっていく。

「はやぶさ」は、この方法で得た情報をもとに、イオンエンジンによって軌道を変更し、8月29日にちょうどイトカワと地球をむすぶ線上、黄道面上に到達した。イトカワから地球方向に距離が約4,800 kmの地点で、イトカワへの

接近速度が約9 m/secの条件で、化学エンジンを用いて接近する飛行フェーズに移行した。

8月末から9月12日にイトカワへ到着するまでの接近は順調に行われ、ほぼ直線的にイトカワへ到着させることができた。この間、ほぼ毎日、探査機搭載の光学航法カメラ(ONC)と地球からの距離情報をもとに複合航法を実施し、日々の航法速度誤差を数mm/secにまで抑えけるとともに、極めて微量の速度制御を正確に実行することにも成功した。この間のイトカワまでの距離と接近速度をFig.8に示した。接近速度を残り距離ともなって順調に減速し、軌跡をほぼ指数関数的にイトカワへ収束させることに成功した。このような微速のランデブーに成功した例はかつてなく史上初めてのことといつてよい。

9月12日に、「はやぶさ」がイトカワから約20 kmのゲイトポジション(Gate Position: GP)点に約7 cm/secの接近速度をキャンセルし、ほぼ完全に接近速度をゼロとすることに成功した。

4. 遠隔観測フェーズと科学観測成果

「はやぶさ」は、到着後からイトカワに対する相対位置制御を開始し、当初の20 km近傍のゲイトポジションから高度が7 kmないしそれ以下のホームポジションへと高度を下げて、イトカワの観測を行った。さらに10月下旬には高度を3~4 kmにまで降下させて詳細な地形や表面材料の分析観測を行った。Fig.9には、この9月から10月にかけて行った遠隔観測フェーズにおける高度履歴を掲げた。

探査機には、この間主として太陽輻射圧が作用して、1日に1 cm/sec程度の加速が加わり、この位置制御においても、降下時にはこの降下を最大限利用し、上昇時にはのみRCS(ジェット)による制御を加えた。10月中旬にイトカワと地球を結ぶ線に垂直な方向に探査機を移動させたのは、イトカワに相対的な太陽角位相を大きく変えて観測を行ったためである。

「はやぶさ」の観測は、11月以降には着陸と試料採取へと移行したが、10月末までのイトカワ近傍で行った遠隔理

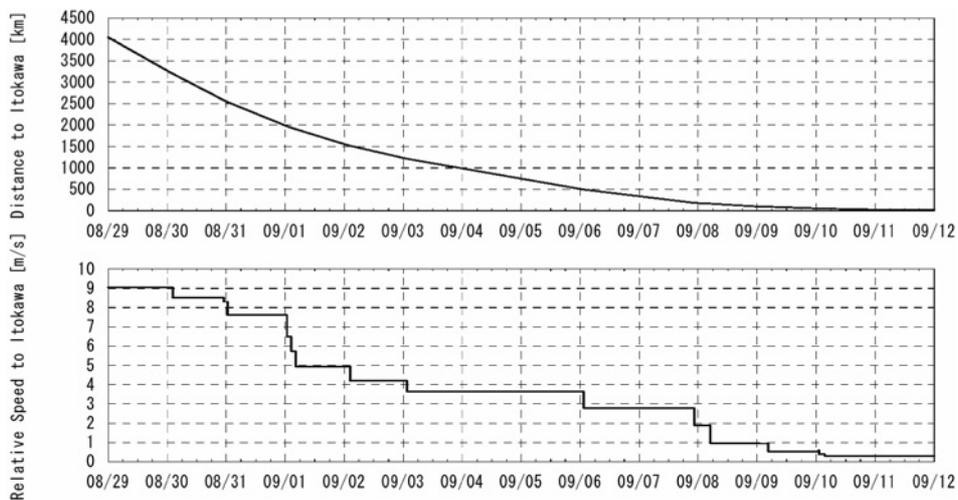
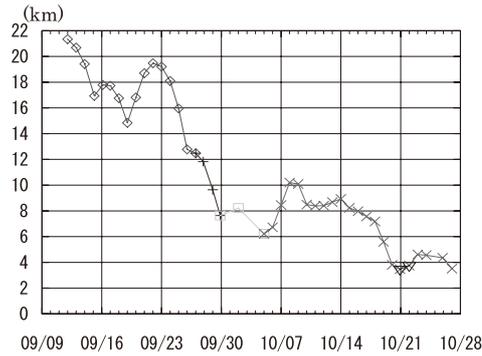
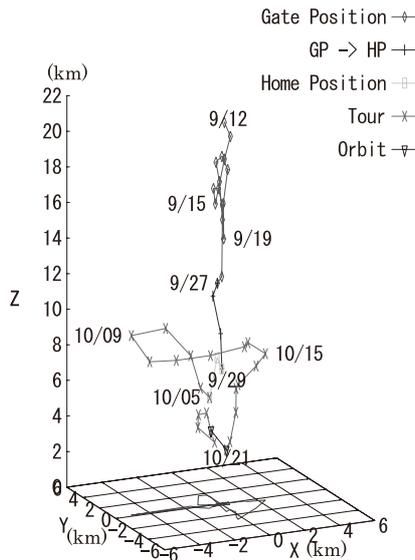


Fig. 8 ランデブーに向かう距離と接近速度



「はやぶさ」到着からの位置保持制御運用の経緯：
 Gate Position: 高度20km 付近中心。
 Home Position: 高度 7-8km 付近中心。
 降下には太陽輻射圧を使用。上昇にジェット使用。

Fig. 9 ゲイトポジション、ホームポジションにおける位置制御履歴

学観測の主な成果は、以下の5項目を大括りで掲げることができる。

1. 極端な二分性の存在

小天体でありながら、予想外に不均一な地質単位に分けられること。実際表面は、レゴリス*)域とそうでない地域に2分されている。

2. 地形と物質

レゴリスのない小天体表面が露出して観測されたのは初めてである。表面状態の地域依存性が非常に大きいことも大きな特徴。レゴリス域はクレータが極端に少なく、年代が若いと推定される。

3. 巨視的な形状の特徴

推定密度は地球の岩石よりやや軽い可能性が(約2.3+/-0.3)高い。これは空隙の存在を示すものである。形状中心と質量中心がほぼ一致している。自転のふらつきはほとんどなく、自転軸は最大慣性主軸にはほぼ一致している。

4. 特異で大量な岩塊 (Boulders) の存在

非常に多くの岩塊が存在する。イトカワ上の大型岩塊は、クレータの大きさと最大破片の経験則によれば、イトカワ上の最大のクレータからですら作られないほど大きい。また一部の岩塊には割れが見られる。反射率の大きく異なる岩塊も存在している。

5. 低重力下での特徴的な地形

レゴリスが表面の重力に応じて集まっている過程がうかがえる。岩塊がまとまって存在している部分がある。北極へのレゴリスの盛り上がり構造がみとめられる。

全球的な撮影ができたホームポジションでのイトカワ写真を Figs. 10,11 に掲げた。「はやぶさ」の着陸候補地点としては、MUSES-Sea 域と、Woomera Desert 域の2つが事実上の検討対象となった。

5. 着陸と試料採取の試み

「はやぶさ」は、2005年10月末までに、近傍観測の大半



Fig. 10 イトカワの MUSES-Sea 側(+90 deg 経度側)の地形

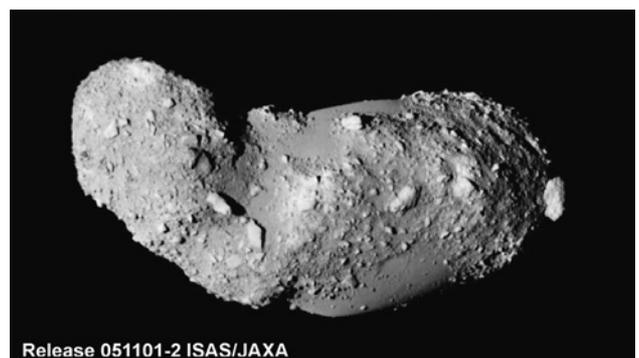


Fig. 11 イトカワの反 MUSES-Sea 側(+270 deg 経度側)の地形

を終了し、11月には、探査の中で最も困難な、着陸と試料採取に挑んだ。11月に行った、降下回数は延べ5回で、11月4日、11月12日には、表面への MINERVA とよばれる小型ロボット探査機の投下を行うリハーサルを試み、11月9日には不足していた誘導・航法に関わる機能試験を目的とした降下を行った。これら3回の降下で得られた情報をもとに、11月19日(日本時間では11月20日)、11月25日(日本時間では11月26日)に、試料採取を目的とした着陸を試みた。イトカワ表面への降下・着陸のおおまかシーケンスを Fig. 12 に掲げた。

5.1 リハーサル降下-I (11月4日)

「はやぶさ」は、近距離レーザー距離計（レーザーレンジファインダ、LRF）の較正と、ターゲットマーカの画像処理機能、およびMINERVAの表面への展開を目的に、11月3日未明から表面への第1回のリハーサル降下を開始した。この降下では、高度700mで、画像処理上、複数のオブジェクトを検出し、機上での降下方向の自律設定が正しくできなくなり、またレーザー高度計（LIDAR）のビームもイトカワ表面をはずしたため、11月4日日本時間12:30に地上からアボート指令を送信して、降下シーケンスを中止した。この間、降下にかかわる誘導航法シーケンスの確認と、近距離レーザー距離計（LRF）の性能について貴重なデータが取得された。

5.2 誘導・航法試験のための降下 (11月9日)

この降下では、着陸は目標とせず、上述の問題を解消することと、LRFの機能検証、ターゲットマーカをフラッシュランプで照射し抽出して航法データを取り出すことを目的とした。

「はやぶさ」は、2回にわたり、高度70m、500mまで表面に接近し以下の成果を得た。

- 1) 画像処理上の問題は発生せず、適切に機能したこと。
- 2) 新たに導入した地上支援ツールは、適切に並進運動を補償できたこと。
- 3) LRFは正常に動作し距離が正しく機上で測定されたこと。
- 4) 第2回目の接近時に1つのターゲットマーカが分離され、フラッシュランプで照射されて、画像処理上も正しく抽出され、「はやぶさ」に相対的な航法データが正しく取得されたこと。

「はやぶさ」探査機は、底面から試料採取ホーン先端までが1mしかなく、また、太陽電池板から同ホーン先端までも2mほどであるため、探査機の水平面の投影形状内に、それらを超える起伏が存在する可能性を極力小さくしなければならないという着陸に関わる大きな制約が存在する。実際のイトカワの表面地形は、この前提を大きく逸脱するものだっただけに、着陸運用に関しては大きな制約を受けることとなった。降下中に、着陸候補点2地域の詳細画像の取得も行われたが、得られた精細画像により、Woomera-Desertは、着陸候補点としては不適切と判断し、

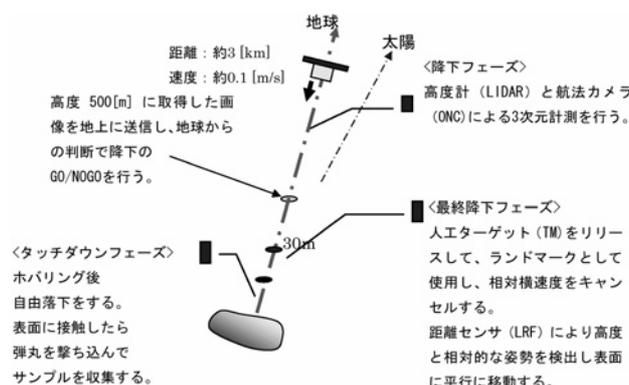


Fig. 12 イトカワ表面への着陸方法の概要

着陸域としては、MUSES-Seaのみと判断するにいたった。また誘導航法機能に関しては、リアクションホイールが2基故障していたことから、姿勢制御にともない、常時並進加速度が加わって、精密な誘導の実施が難しいことも明白となり、新たな航法支援手段の導入が必要だと判断されるにいたった。

分離されたターゲットマーカを確認した写真を、Fig. 13に掲げた。ターゲットマーカは、表面での転がりを防止するための突起を有しているが、その突起までもがよく確認できる。同マーカは、毎2秒ごとに、フラッシュランプによる照射と照射されない画像を取得し、それらを画像上で引き算することによって、マーカだけを抽出する画像処理機能が搭載されており、この降下によって、同機能が計画どおりに機能することも確認された。

5.3 第2回目リハーサル降下 (11月12日)

航法・誘導機能の検証と、MINERVAの表面への展開を目標に、11月12日未明から降下を開始した。降下作業の遂行に1時間以上余計に手間取り、最接近時刻を臼田局可視時間帯からキャンベラ（DSN）局可視帯へと延期した。この飛行における最小到達高度は約55mであった。

「はやぶさ」探査機には、表面地形との相対姿勢を検出できる近距離レーザー距離計を使用してホバリングを行う機能が組み込まれているが、同距離計の性能をこの飛行にて確認することとしていたために、この降下では、ホバリングではなく遠距離レーザー高度計に基づいて降下速度を開ループで制御する運用を採用することとした。ドップラー計測は地上局がイトカワ方向を指向している場合にのみ得られるが、臼田局とキャンベラ局間で切り替えを行うには、40分近くを要したため、この間ドップラー計測情報を失うこととなった。近距離小型ロボット着陸機であるMINERVAは、結局、この局間切り替えの間に分離されることとなってしまい、高度200m付近で、上向きに約15cm/secで分離された。この条件は脱出条件よりもやや速く、結果として、イトカワ表面へ展開することには失敗した。しかし、MINERVAは分離後も順調に機能を維持し、母船からの分離時に母船の太陽電池板をカラー撮像するとともに、それを記録して地上からの指令で再生して母



Fig. 13 分離されたターゲットマーカ

船経路で伝送させるなど、MINERVA のロボットとしての機能は十分に確認されたといつてよい。また、この降下によって、LRF センサの全ビームの機能が確認され、表面の反射率が設計時の想定よりもかなり高いことを確認して、自動の利得処理の設定を変更するなど、重要な反映すべき情報を得た。

5.4 第1回着陸・試料採取試行

「はやぶさ」は、はじめて表面試料の採取を目的に、11月19日夜から降下を開始した。接近、降下とそれに関わる航法・誘導はすべて計画どおりに行われ、11月20日未明の04:30に最終の垂直降下指令を送信して、「はやぶさ」を正確に目的域に降下させることに成功した。解析によれば、ホバリング点への誘導・航法精度は十分に30m以内であったと推定されている。

最終垂直降下を指令した時点で、降下率は12 cm/secであった。「はやぶさ」は高度54 m地点、日本時間05:28に、ターゲットマーカの分離を指令し、高度40 m、日本時間05:30に9 cm/secの減速を行って、ターゲットマーカを表面に向けて切り離した。航法カメラ画像と、テレメトリ、ドップラー情報により、ターゲットマーカが正確に目的点に誘導されて投下されたことが確認されている。投下点は、MUSES-Sea 南西域であった。

「はやぶさ」は高度35 mで、レーザー高度計からレーザー距離計(LRF)に切り替え、高度25 mで残留速度をキャンセルしてホバリングを開始した。その後、「はやぶさ」は、搭載の障害物検出センサが、何らかのレーザー反射光を検出したため、以降の降下シーケンスを中断し、ただちに離陸を試みたが、その時点では探査機の姿勢が所定の姿勢から逸脱していたため、自律的にその離陸を中止して、姿勢をホバリング時に維持しつづけ、地上からの新たな指令を待つ状態に移行した。

この時点で、探査機方向はNASA 深宇宙局網のゴールドストーン局からの可視時間帯を抜ける時間帯に移りつつあり、休止期間に移行する直前に、探査機の安全性を優先に非常離陸指令を発した。実際には、この信号が探査機に到着したのは、「はやぶさ」がイトカワ表面に30分間着陸を継続した後であったことが後に判明した。

Fig. 15には、「はやぶさ」が障害物を検出したのちに、2回のバウンドを経て、30分間にわたり近距離レーザー距離計測値がほぼゼロとなった期間を示した。地上からの離陸指令に回答して離陸と姿勢維持を再開した時点が、同図の右端に確認できる。なお、UTCは協定世界時を示し、日本時間よりも9時間遅れて表記される時刻である。

図から確認できるように、日本時間06:10に高度はゼロとなり、第1回のバウンドをし、さらにもう1度、06:30に第2回目のバウンドを行っている。第2回目のバウンドの後、06:40~07:10にかけて、同じ化学エンジンが噴射指令を受けて動作し、そのdutyはほぼ100%であったにも関わらず姿勢は復帰せず、またその間の姿勢変動量がイトカワの自転回転角に一致したことから、「はやぶさ」は表面に静止して着陸を継続したと判断される。この後、07:14には、地上から緊急離陸指令を送信し離陸に転じた。結局、

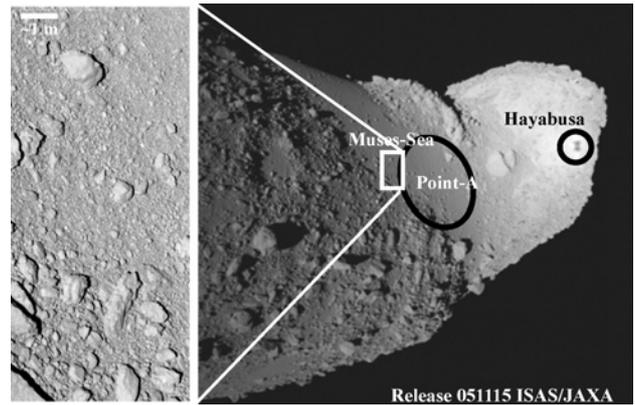


Fig. 14 第2回リハーサル降下(11月12日)に撮影した Muses-Sea 域の超高精細画像

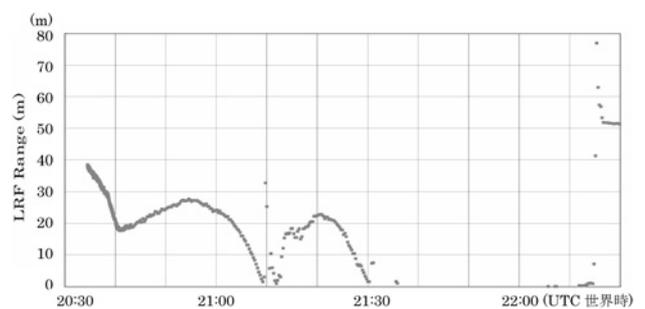


Fig. 15 近距離レーザー距離計(D-beam)の計測値。2回のバウンドと着陸。

「はやぶさ」は2回の接地(バウンド)と、1回の30分間にわたる完全な着陸を行ったことが確認されたといえる。

両バウンド時の降下速度は、約10 cm/secで、離陸後には機体に異常は発見されなかった。この降下では、障害物検出センサが作動したため、試料採取用のプロジェクタイトル(弾丸)は発射されなかった。この飛行にて得られた最大の成果は、「はやぶさ」は世界初の小惑星から離陸した探査機となったことである。

5.5 「はやぶさ」の第2回着陸飛行の結果

「はやぶさ」は、平成17年11月26日に、イトカワ上のミューゼスの海付近への着陸および試料採取を目的として、第2回目の緩降下・着陸を試みるべく、11月25日夜、降下を開始した。降下経路は、第1回の着陸・試料採取飛行とほぼ同様で、ミューゼスの海の西方を目標し、画像にもとづく航法と誘導は順調に行われた。「はやぶさ」は、11月26日の午前7時7分頃に、ホバリングから下方に若干の強制加速を行った後、着地および2本のプロジェクタイトルの発射を指令して、自律的に離陸した。

この飛行における接近軌道軌跡をFig. 16に示す。上図は、軌道をほぼ慣性系に近い座標上で描いたもので、Z軸方向(図上の下方向)が地球の方向である。下図は、軌道をイトカワ固定座標系で描いたものである。(運用中に軌道計画は逐次更新されている。)

Fig. 17には、地表物目標による実時間光学航法の結果を掲げた。これは、この降下において初めて実時間での運用に供された方式であった。図は時々刻々の状況に適応して

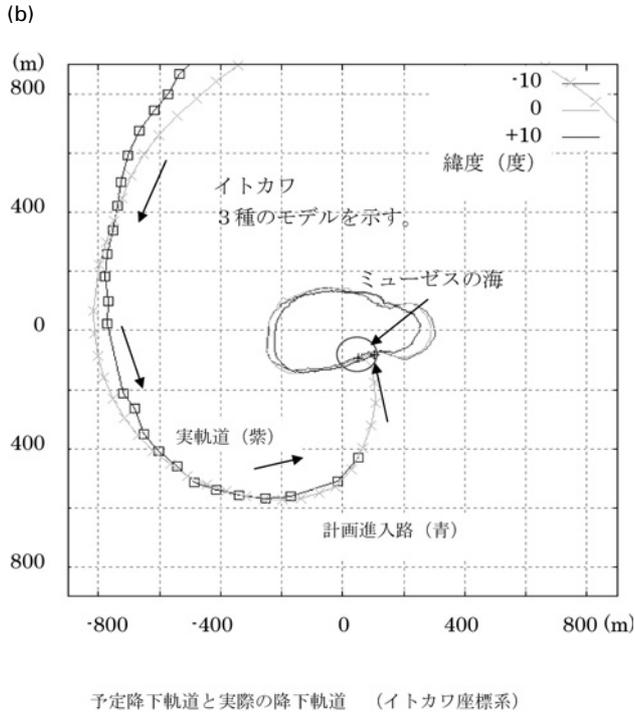
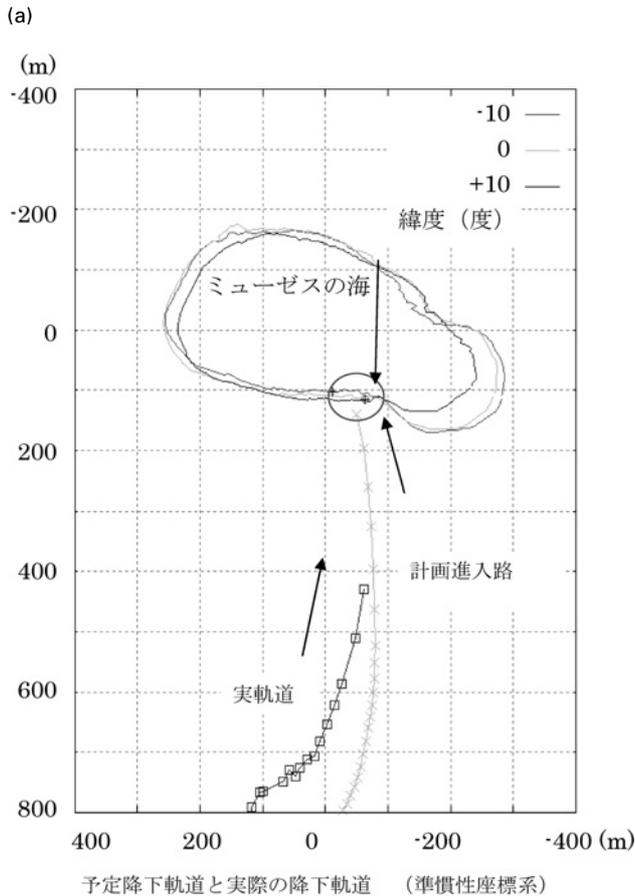


Fig. 16 第2回着陸試行時の、「はやぶさ」のイトカワに対する軌跡

逐次更新された軌道計画に対して、実際に採られた軌道を重ねて表示したもので、各点の情報は送られてくる画像をもとに、表面地形から地上で推定した探査機位置を示している。ほぼ完全に軌道計画に沿って、誘導が達成され、降

下と接近が正確に行われたことがわかる。

この降下・着陸飛行における、主なイベントを以下にまとめた、

- (1)着陸にいたる垂直降下開始時の速度は毎秒 12 cm であった。
- (2)高度 40 m に到達した地点で、探査機自身が毎秒約 6 cm の減速を行い (午前 6 時54分,)、
- (3)高度 30 m 地点でレーザー高度計を近距離レーザー距離計に切り替え、
- (4)高度 7 m 付近で地表面にならう姿勢制御のモードに移行した。(午前 7 時00分頃)
- (5)この時点で、探査機は自律シーケンスにより、地上へのテレメトリの送信を停止し、ドプラー速度の計測に有利なビーコンのみの送信に切り替えるとともに、送信アンテナを覆域の広い低利得アンテナに切り替えた。
- (6)着陸検知のために試料採取ホーンとの距離計測モードに移行し、
- (7)下向きに毎秒約 4 cm の速度を加えて強制着陸降下をさせた。
- (8)試料採取ホーンの変形により着陸を検知して、
- (9)2 本のプロジェクタから弾丸 (プロジェクタイル) の発射を指令して、
- (10)ただちに地表面に鉛直上方に秒速 50 cm にて離陸を行った。

Fig. 18左図は、DSN局で計測されたドップラー速度履歴で、おむね「はやぶさ」のイトカワへの降下速度を示している。右図は、ドップラー速度情報を積分して得られた高度を更新して表示している。高度が十分に低い地点でホバリングに移行し、地形にならう制御が行われたことがわかるとともに、同制御後、表面に向けて強制増速を行い、ほどなくして地表面から離陸する増速が行われていることも読みとれる。Fig. 19には、近距離レーザー距離計の平均高度履歴と、接地時付近における姿勢変化の履歴を掲げた。同距離計の情報により、高度約 7 m 付近で地形にならう制御への移行が行われたことが確認できるほか、姿勢変化の変動幅は、接地時刻の日本時間07:07付近まで安定しており、探査機の機体が地表面と事前に接触することなくホーン部が着地したことがわかる。

Fig. 20には、第1, 2回目において撮像された、ターゲットマーカの画像を掲げた。正確に、マーカが所定の場所に投下されたことが確認できる。

「はやぶさ」は、この飛行により、地球圏の月以外の天体において、着陸と離陸、および試料採取にいたるシーケンスの実施に初めて成功した。とくに無人のロボット探査という点において、自律的な航法と誘導による画期的に新しい惑星探査の我が国独自の手法を実証できたといえ、深宇宙探査技術面で世界の第一線に立つことができたと考えられる。今後の国内外の深宇宙探査および宇宙開発全体に、少なからず貢献できたと考えている。

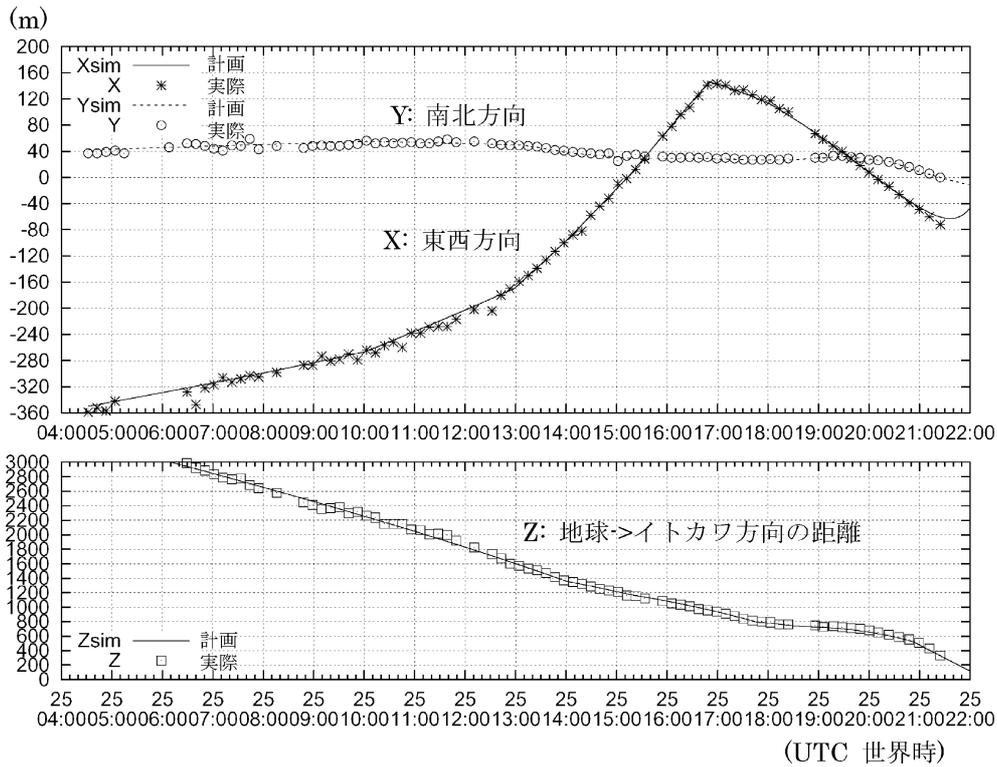


Fig. 17 第2回飛行における誘導航法のあらし(準慣性系)

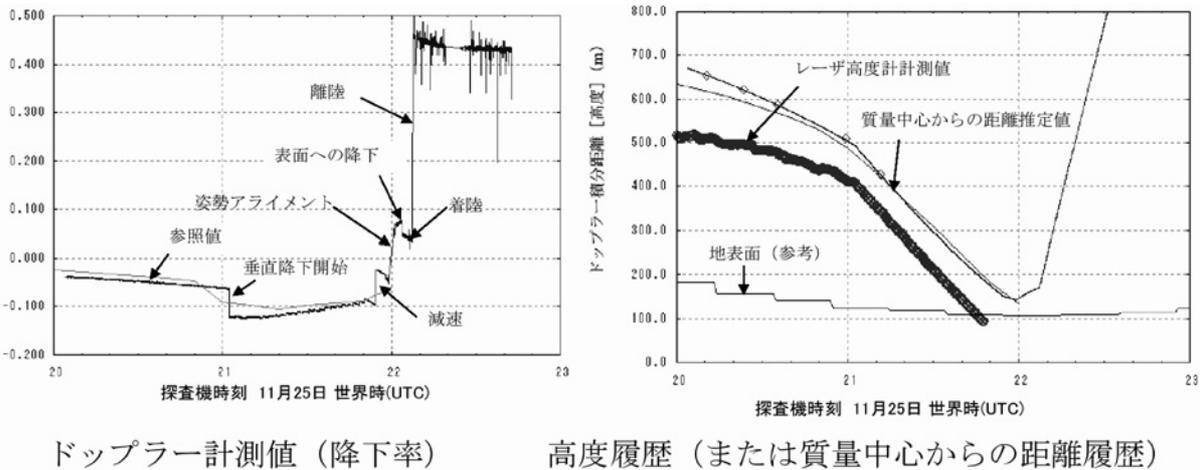


Fig. 18 第2回目着陸における高度と降下率(計画参照値と実測値)

6. 「はやぶさ」飛行の意義

当面の世界における惑星探査の技術開発の目標は、1) 電気推進機関による、2) ランデブーで、3) 往復飛行を行うことであり、この3大技術を獲得することが将来の太陽系スケールでの人類の活動を拡大していくための必要条件である。下表には最近の世界の惑星探査機において、これらがどのように導入されてきたかを掲げた。

一方、試料の帰還をはかるサンプルリターン技術という面では、1) ランデブー(静止)下で、かつ2) ある大きさの試料採取が目標である。サンプルリターンに挑むミッションはまだ少ないが、いくつかNASA計画と対比して、その特徴を Table 1 にまとめた。

DAWNは打ち上げられてミッションに成功しても、「は

やぶさ」の達成した段階までにとどまり、「はやぶさ」だけが、この3大目標を計画していることがわかる。「はやぶさ」は、今回の飛行で、すでに2つめまでを達成したところである。また、ランデブーで、大きさをもった試料の回収をめざすのも「はやぶさ」だけである。

このように、「はやぶさ」計画が挙げた数々の成果は、いずれもが世界の今後の惑星探査をリードするものといえ、我が国をこの分野の第一線につかせたといえるところである。

7. 「はやぶさ」の第2回着陸飛行後の探査機の状態について

11月26日に第2回目の着陸を終え、正常にイトカワを離

Table 1 最近の世界の惑星探査機にみる3大技術開発の導入状況

・Rosetta ²	ESA	弾道+化学推進, ランデブー, 片道飛行
・Stardust ²	NASA	弾道+化学推進, フライバイ, 往復飛行
・SMART-1 ²	ESA	電気推進, フライバイ+月周回軌道, 片道飛行
・Messenger ²	NASA	弾道+化学推進, フライバイ+水星周回軌道, 片道飛行
・BepiColombo ⁰	ESA	電気推進, フライバイ+水星周回軌道, 片道飛行
・DS-1 ¹	NASA	電気推進, フライバイ, 片道飛行
・Genesis ¹	NASA	弾道+化学推進, フライバイ, 往復飛行
・DeepImpact ¹	NASA	弾道+化学推進, フライバイ, 片道飛行
・DAWN ⁰	NASA	電気推進, ランデブー, 片道飛行
・「はやぶさ」 ²	JAXA	電気推進, ランデブー, 往復飛行

(0:開発中, 1:飛行終了, 2:飛行中)

ESA: European Space Agency,
 NASA: National Aeronautics and Astronautics Agency,
 JAXA: Japan Aerospace Exploration Agency

Table 2 最近の世界の惑星探査機にみる試料採取技術

・スターダスト ²	NASA	フライバイ (高速)	粒子
・ジェネシス ¹	NASA	フライバイ (高速)	イオン, 陽子
・「はやぶさ」 ²	JAXA	ランデブー (静止)	小破片

(0:開発中, 1:飛行終了, 2:飛行中)

NASA: National Aeronautics and Astronautics Agency,
 JAXA: Japan Aerospace Exploration Agency

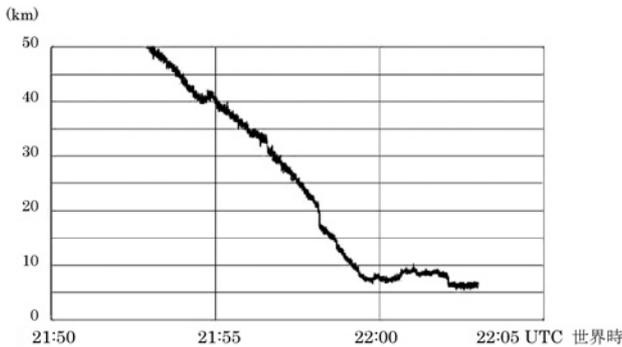


Fig. 19 接地時付近における高度変化履歴

陸した「はやぶさ」は、約4時間後に上昇速度をキャンセルする軌道修正を実施した。離陸とそれに続く姿勢制御、および上昇速度をキャンセルさせる一連の操作はすべて順調であったが、その後十数分を経過した後、燃料(ヒドラジン)側からの漏洩事故が発生した。燃料側のガス圧力が低下したことから、漏洩(リーク)は燃料側からであることがほぼ特定されているほか、漏洩に伴って発生した並進加速の方向は、地球からみて距離を拡大する方向であり、探査機の姿勢はほぼ地球方向を指向していたことから、探査機の上面側からの漏洩であったと推定されている。

ただちに、2つある燃料系統A, B両系の遮断弁を閉じ燃料の漏洩を停止させることに成功し、探査機を暫定の安定姿勢であるセーフモードに置き、当面の安定状態を確保した。その後、漏洩が生じた系統はB系統であったことが判明している。

しかし、その後もA系化学エンジンの運転を再開できず、11月下旬には、A系配管の半分がスラスタ凍結したと推定され、姿勢制御が不調に陥り姿勢を喪失する事態にい

たった。その後探査機の復旧運用につとめ、12月7日までは、中利得アンテナによる地球指向での運用ができるまでにいたったが、12月8日の運用中に、新たな燃料漏洩に起因すると思われる姿勢異常が発生し、以降交信が途絶している。12月14日からは、探査機運用を救出モードに切り替え、地上系の指令系と監視系を再整備して長期にわたる救出運用を開始している。

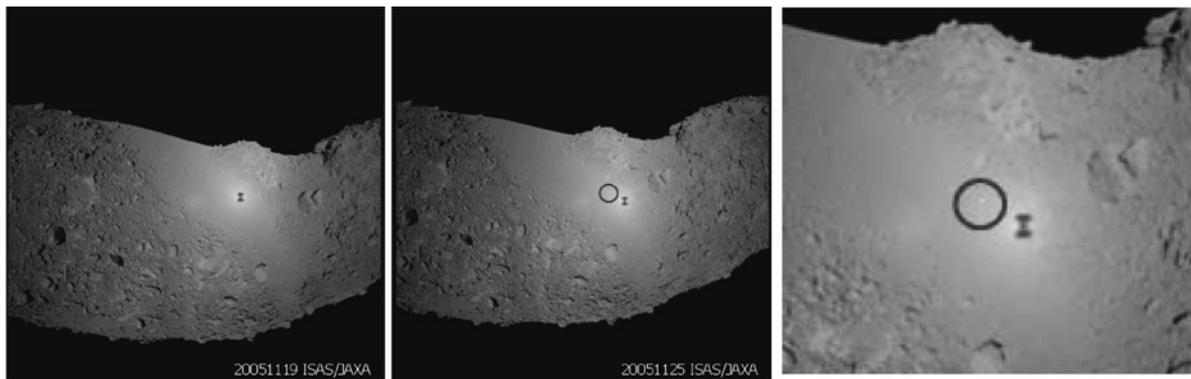
電力と通信を満たす姿勢条件は、向こう1年間に60-70%の確率で現れ、この間は、探査機を臼田局アンテナビーム内にとどめておくことができると計算されている。救出運用では、半自動運用により、搭載受信機のロックと通信再開に関わる指令を網羅的に送出している。救出運用の期間は今後約1年間の予定である。2007年初めまでに復旧できた場合は、2007年春からイオンエンジンを運転して、2010年6月に地球帰還させる新たな軌道計画を採用することとしている (Fig. 21)。

図には、2007年の2月にイトカワ軌道からの完全な離脱を行い、地球に2010年の6月に帰還させる探査機軌道計画(案)が描かれている。

探査機の姿勢安定化をイオンエンジンのキセノンスラスタによる3軸安定化で行うかどうかなど、運用方法にはなお検討の余地がある。

8. おわりに

「はやぶさ」は現在なお救出運用の最中にある。予定の試料の採取は計画どおりには実施できなかったものの、世界初の小惑星表面への複数回の着陸と離陸に成功し、とくに3億kmのかなたにて、1cm/sec以下の極めて低速の軌道制御を実施して、わずか30mほどの目的地点にピンポイントで降下・着陸することに成功した。このことは、我



11月20日午前4時58分撮像 11月26日午前6時24分撮像 ターゲットマーカ(拡大画像)

Fig. 20 第1, 2回目におけるターゲットマーカの像(日本時間)

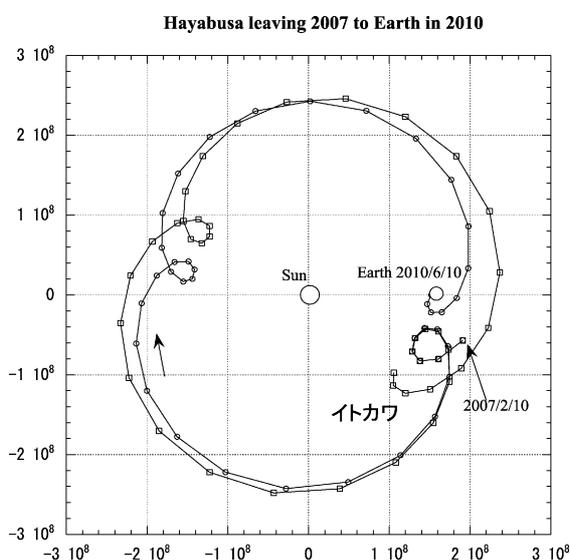


Fig. 21 2010年帰還の探査機の軌道(太陽-地球線固定座標)

が国のこの分野における先進性を示すものである。今後も継続して小惑星など始原天体探査を継続することが期待されるところである。

《用語集》

1. スウィングバイ (Swing-by)
惑星の重力を利用して軌道変更を行う技術
2. レゴリス (Regolith)
表面を覆う砂礫
3. レーザーレンジファインダ (近距離レーザー距離計) (Laser Range Finder)
レーザーを用いて光学的に表面までの距離を計測する装置
4. リアクションホイール (Reaction Wheel)
慣性を利用して姿勢を変更する装置
5. テレメトリ (Telemetry)
探査機・衛星などの状態や観測値を伝送する方式
6. ビーコン (Beacon)
無変調の搬送波を示す用語
7. スラスタ (Thruster)
化学推進機関の推力を発生させる装置。ジェット噴射器

参考文献

- [1] *Proceedings of Asteroid Sample and Return Workshop*, ISAS, June 29, 1985.
- [2] J. Kawaguchi, Scientific Satellites Prospect, ISAS Report, No. 43, ISSN0285-2853, Dec., 1986
- [3] J. Kawaguchi *et al.*, LAUNCH READINESS OF THE MUSES-C, A SAMPLE AND RETURN FROM AN ASTEROID, IAC-02-Q.5.2.04, 53rd International Astronautical Congress, 10-19 Oct., Houston, TX, 2002.
- [4] M. Kaasalainen, CCD photometry and model of MUSES-C target (25143) 1998 SF36, A&A 405, L29-L32 (2003).
- [5] J. Kawaguchi, MUSES-C LAUNCH AND EARLY OPERATIONS REPORT, AAS/AIAA Astrodynamics Specialists Conference, AAS-03-662, Big Sky Resort, Big Sky, Montana, August 3-7, 2003.
- [6] J. Kawaguchi *et al.*, The Ion Engines Cruise Operation and the Earth Swingby of 'Hayabusa' (MUSES-C), IAC-04-Q_5_02, Oct. 4-8, 2004, Vancouver, Canada.
- [7] J. Kawaguchi *et al.*, HAYABUSA (MUSES-C)-RENDEZVOUS AND PROXIMITY OPERATION, IAC-05-A3.5. A.01, Oct. 16-21, 2005, Fukuoka, Japan.
- [8] J. Kawaguchi *et al.*, GUIDANCE AND NAVIGATION OPERATION FOR REHEARSALS AND TOUCHDOWNS IN HAYABUSA, AAS 06-183, Jan. 23-26, Palm Harbor, Florida.



かわぐち じゅんいちろう
川口 淳一郎

宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部宇宙航行システム研究系教授, 宇宙探査センター長(兼), 品質保証室長(兼). 経歴: 昭和58年3月東京大学大学院工学系研究科博士課程修了, 昭和58年3月工学博士(東京大学), 昭和58年4月宇宙科学研究所システム研究系助手, 昭和63年3月宇宙科学研究所システム研究系助教授, 平成12年10月宇宙科学研究所システム研究系教授, 平成15年10月宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部宇宙航行システム研究系教授, 深宇宙探査センター長(兼), はやぶさプロジェクトチームプロジェクトマネージャ(兼) 品質保証室長(兼). 専門: システム制御論, 趣味: テニス, スキー (両方ともほとんどしていない) 現在は, ととき水泳