ISSN 0285-2861

ISASニュース

JAXA宇宙科学研究所

2016
11
No.428

内之浦でERG衛星機体の報道公開

ERG 衛星は 10 月 20 日に内之浦宇宙空間観測所にて機体公開を行った。輸送後の電気試験の合間を縫っての短時間ではあったが，ご参加頂いた報道関係者に対してクリーンルームにて機体をご覧頂いた。写真は機体側にて解説中のミッションマネージャ／高島准教授。

宇宙科学最前線

マイクロ波イオンエンジンの進化と電気推進をめぐる国際競争

宇宙飛翔工学研究系 助教
月崎 竜童（つきざき りゅうどう）

はやぶさの帰還

2010 年 6 月 13 日、小惑星探査機「はやぶさ」が地球に帰還したとき、JAXA 派遣のインターン学生として、私はワシントンDCのNASA本部の会議室の一室にいた。普段は連邦議会やホワイトハウスとの調整役や政治的な役割の仕事をすることが多い職員たちが、かつて宇宙に憧憬を抱いていた少年の顔になって、固唾をのんで見守っていた。そのミッションに渡米直前まで関わり、地球帰還まで導いたイオンエンジンの研究をしていたことが、英語もろくに通じず、研究でもうまくいかず、東海岸の競争的な雰囲にのまれアメリカ /NASA のスケールに圧倒されて萎縮しきっていた自分に、どこか日本人として誇らしい気持ちを取り戻してくれたことを覚えている。またNASA職員が童心に返ったのと同じように、私自身も宇宙を志した小学生のときの初心を呼び起こした。

我々が育った 1990 年代はバブル崩壊後の失われたＸＸ年と形容されるようにとても暗い社会だった。国際的にも湾岸戦争や 9.11 などの戦争やテロが勃発し、世界は混沌としていた。そういったニュースを浴びるように育ってきたなかで、ハッブル宇宙望遠鏡や日本人宇宙飛行士のスペースシャトル初フライトを通じて、宇宙の美しさや、宇宙から見た地球に国境線がないことに感動し、宇宙を通じて世界を変えることを心に決めた。なかでも、少ない燃料でより遠くへ探査機を送り込むことができる電気推進は、世界を変えることのできる技術の一つだと確信している。

しかしながら、私が大学院生として宇宙研にきた 2008 年当時、「はやぶさ」のみならず、搭載されているイオンエンジンも、性能が低く電気推進研究者の間で決して評判の高いものではなかった。また残念ながら、電気推進は国際武器輸出規制 ITAR によって厳格にコントロールされており、海外留学や「国境のない世界」に憧れを持つ学生や研究者にとっては、とても辛い世界だ。今回の宇宙科学最前線では、国際的な強い縛りのなかで、世界的な電気推進の動向を取り上げつつ、宇宙研のイオンエンジンがいかに改善されてきたか、紹介したい。

直径 10cm の宇宙エンジン

イオンエンジンの中でも、特に 10cm 級のイオンエンジンは、世界各国で熱心に開発が進められてきた。「はやぶさ」が搭載したマイクロ波放電式は、従来寿命を律

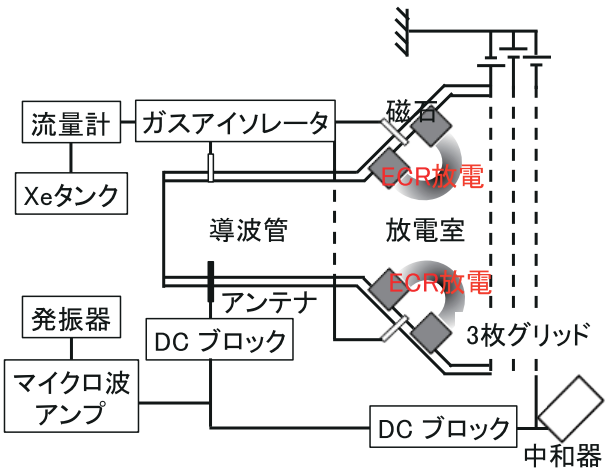


図１　マイクロ波放電式イオンエンジン概略図。「はやぶさ」では導波管からのみ推進剤が投入されたが、「はやぶさ２」では放電室に推進剤投入孔が加えられた。

速していたホローカソード（電子源）という部品をマイクロ波に置き換えることで、優れた耐久性を実現した。「はやぶさ」を通じて達成した、４機累計４万時間の宇宙実績は、2013 年９月に NASA の小惑星探査機 DAWN のイオンエンジンに抜かれるまで、世界記録だった。その反面、効率がやや低く、推力が弱いのが弱点だった。推力が弱いと、同じ加速量Δ V を得るために、長時間の運用が要求され、軌道設計や運用の自由度も限られる。推力が低く、比推力が高い（燃費がいい）ことが特徴のイオンエンジンでも、推力が高いほうが好まれた。さらに打上げ当時は、寿命が短いとされてきた他の方式のイオンエンジンも、寿命を制限していた電子源の改善がすすみ、前述の NASA のエンジンのように１万時間を超える寿命性能を達成しつつあった。従って、マイクロ波放電式イオンエンジンが優位性を確保するには、推力もさらに確保しつつ、さらに寿命性能も他のイオンエンジンに追いつかれないレベルまで、昇華させる必要があった。

マイクロ波イオンエンジンの原理と抱える問題

図１に、マイクロ波放電式イオンエンジン μ10 の概略図を示す。マイクロ波を伝搬させるための導波管が、放電室につながれている。放電室には２列の強力な磁石が設置されている。電子は、磁力線をクルクルとまわるが、この周波数がマイクロ波の周波数 4GHz と一致すると、電子が共振しエネルギーを得る。これを磁石間で反復運動しながら続けると、電子が燃料の Xe 原子（キセノン原子）に衝突し、電離させるのに充分なエネルギーを得る。これを電子共鳴加熱（ECR 加熱）といい、効率的にプラズマを作るにはある程度反復運動をさせ続けて充分なエネルギーを得たところで、Xe 原子にぶつける必要がある。

図２にエンジンの性能を示す。ある量を越えるとマイクロ波電力を強めても、燃料の Xe を多く入れても、推力の指標となるビーム電流は変わらない。むしろ、Xe を入れすぎると性能は下がってくる。これは、どういうことだろうか？ また同じビーム電流でも、図２の写真のように Xe 流量が低いときと高いときで比較し、エンジンの中心部の発光（特に赤色）が強いことに気づいた。天文学者が星の色をみて、温度を判断するように、プラズマの色をみることで、様々な情報を得ることができる。Xe イオンの色は基本的に青い。赤い色はイオン化させるまでエネルギーを得ることができなかった電子が、Xe 原子に衝突して発光していることを示している。エンジンを外から眺めているだけなので、奥行き方向の情報はわからなかった。そこで実際に光ファイバを内部に入れてプラズマの分布を測定すると、放電室ではなく導波管でこれらの事象が起きていることを特定した。導波管は本来、マイクロ波を放電室に伝搬する役割を担っている。伝搬する役割の導波管で、電子が Xe 原子と衝突していたら、放電室へ届くはずのマイクロ波が伝わらず、エンジンの推進性能が下がってしまう。このような問題が、「はやぶさ」打上げ後も研究を継続しているなかで判明した。

イオンエンジンの内部診断と性能向上

この問題を回避し、さらにエンジンの性能を高めるには、導波管から Xe を供給するのではなく、電子が反復運動している磁石間に直噴することが有効であると考えた。実際に最適な供給方法を幾通りか試すと、図３に示すようにエンジンの性能が改善され、「はやぶさ２」への設計へと反映された。「はやぶさ２」のエンジンでは、さらにもう一つ、グリッド（図１の３本の破線部分）の設計も改良されている。ガスの閉じ込めを良くするために、アクセルグリッドの孔はできるだけ小さく、イオンの引き出しを良くするためにスクリーングリッドは薄くするのが良いとされている。「はやぶさ２」では比較的保守的に改良が進められた。米国のイオンエンジンでは、極限まで薄く、そして小さい孔の設計をしているため、

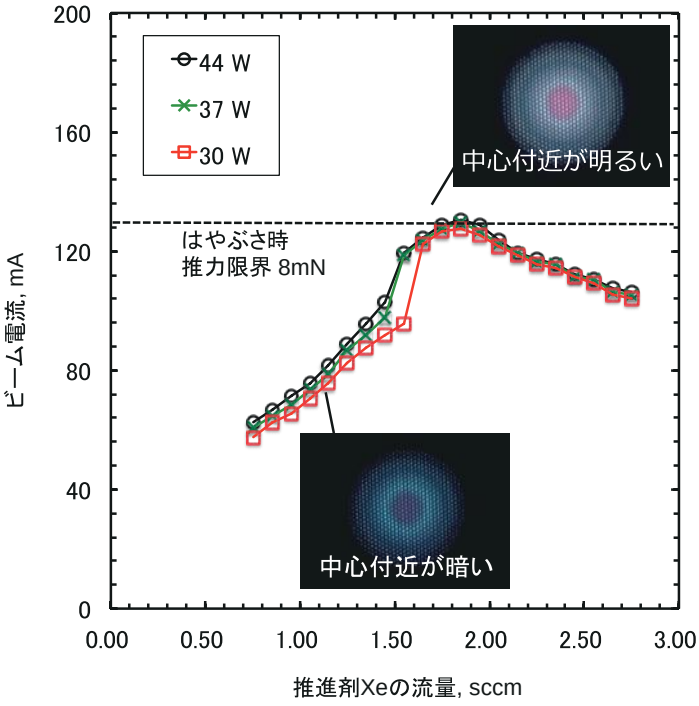


図２　マイクロ波電力 30-44W 時のビーム電流（推力に比例）対 Xe 流量。

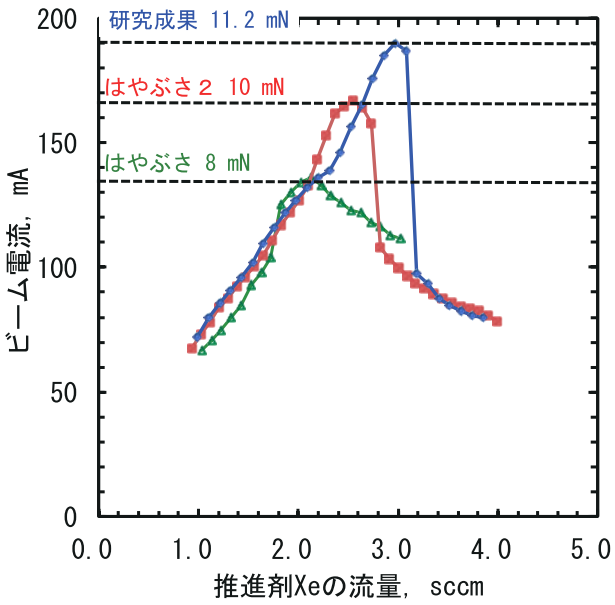


図３　マイクロ波放電式イオンエンジン改善結果。マイクロ波電力34W。流量 2.9sccm でビーム電流 192mA（推力 11.2mN）を達成。

グリッドについては改良の余地があると思われる。「はやぶさ２」では、A．推進剤の投入方法、B．強度を残すため保守的に薄肉化されたスクリーングリッドと、やや小さめの孔径のアクセルグリッドの２点が採用され 25% 推力が向上した。

イオンエンジンの改良の余地はもはやないのだろうか？ 図２に示したように、従来のマイクロ波電力イオンエンジンは、どれだけマイクロ波電力を高めても、燃料の Xe 流量を増やしても性能は変わらなかった。導波管で電子が滞留していたからだ。これを解消したことで、実はさらに性能改善の余地が出てきた。イオンエンジン内部を電気的に絶縁し電気的に分割化することで、電子やイオンの行き場が限定され、マイクロ波電力を増やさなくても推力が 11.2mN まで増やせることが、昨年判明した。（図３の青）さらに今年、mm 単位での形状最適化を実施し、11.2mN を超える推力が、日本学術振興会特別研究員 DC1 の谷義隆（東京大学大学院）らによって 10 月に達成された。イオンエンジンの部品は一つ一つが複雑かつ特殊な材料で、年間数百万円レベルの研究予算では、やすやすと変更ができないが、宇宙研に新しくできた先端工作技術グループの岡田則夫氏らの協力により、かなりの部分が数万円レベルで内製可能になった賜物だ。

イオンのぶつかるところに寿命あり

では寿命性能についてはどうだろうか。「はやぶさ」では、中和器と呼ばれる電子源が最終的に寿命性能を律速した。負の電荷の電子を吐き出すということは、そのカウンターパートである正イオンを壁面が受け取ることが不可避である。イオンを壁面で受け取ると、壁面の原子がビリヤードの玉のように飛び出し、損耗される。一方で中和器用の電子源は、マイクロ波放電式でも必要不可欠なので、イオンによる損耗は不可避であった。ホールスラスタにしろ、イオンエンジンにしろ、電子源の寿命をいかに伸ばすかは、今日の電気推進の研究課題の１つだ。中和器用の電子源内部でも、イオン源と同じようにマイクロ波と磁石によって、プラズマを作り出す。ごくまれに、２つの電子が欠損した Xe^{2+} が発生する。研究の過程で、イオンエンジンの運用領域では、ごくわずかにしか存在しない Xe^{2+} の方が大多数の Xe^{+} よりも壁面を損耗させている可能性があることが判明した。Xe^{2+} を抑制することが、中和器の寿命を延ばす上で重要であると考えられる。マイクロ波で電子を加速させるときに、あまりエネルギーを得ない段階で Xe 原子に衝突させたほうが、Xe^{2+} の生成を抑制できる。そのため「はやぶさ２」では、中和器に入れる Xe の流量を 40% 程度増やし Xe^{2+} を抑制している。打上げに先行している地上耐久試験では、「はやぶさ」時の 15000 時間を超える 35000 時間が 2016 年９月末に達成され現在も継続中である。

電気推進の国際競争

このように「はやぶさ」、「はやぶさ２」打上げ後も、限られた予算の中で宇宙研の学生とともに継続的に電気推進の研究が進められている。このような研究は、ある程度のスケーリング則や共通のプラズマ物理学的要素もあるものの、エンジン固有の要素も色濃く、そのノウハウには論文越しでは決して透けて見ることができない部分がある。私自身も 2016 年９月 16 日より、米国 UCLA に１年間の長期海外研修に来ている。大学でも ITAR の制約はあるが、前回インターンで NASA に来たときよりも自由度は大きい。ここでは、小型直流放電式イオンエンジンや大電流ホローカソードが研究されており、実際に触れることでしか得られない知見を吸収し、今後の研究活動に活かしたいと考えている。米国では現在、50kW の電気推進機を使って 10 トン級の小惑星を捕獲し地球重力圏に持ち帰り、有人小惑星探査の拠点にすることが計画されている。また Space X 社は、自社の電気推進衛星バスを 2017 年に打上げ予定である。企業の活動は、論文には一切載らないため、現地で築いた人脈が頼りになる。

2000 年代の実用化以降、電気推進は、「はやぶさ」の人類史上初となる小惑星サンプルリターンのみならず下記のような成果を上げた。

１．静止軌道投入に失敗した衛星 Artemis をイオンエンジンによって救出し静止軌道投入（欧州宇宙機関）
２．ボーイング社のイオンエンジンの全電化静止衛星バスにより、静止衛星を 50% 軽量化し２台同時打上げを可能に。（Space X 社 Falcon 9 によって２トン静止衛星打上げ費用は 30 億円 / 機以下、米国）
３．従来到達不可能だった高度 200km の大気摩擦をイオンエンジンで補償することで、超低高度地球周回衛星 GOCE を実現。（欧州宇宙機関）

世界各国で電気推進は技術革新を起こし、その中核技術は ITAR によって他国に流出しないようにコントロールされている。日本が確固たる電気推進技術にするには、日本人の手でイオンエンジンに続くホールスラスタを実用化し、常に一定量の需要が見込まれる衛星バス化をすることが必要不可欠である。「はやぶさ」、「はやぶさ２」と 10 年サイクルで築いてきた日本の電気推進技術を、数年で消え去ることのない、定常的な実力として備える必要がある。我々はその岐路に立たされている。

竹内 央氏に理事長賞

表彰状を手にする竹内央氏、右は奥村直樹JAXA理事長。

10月4日、JAXA創立13周年記念式典において理事長賞表彰式が行われ、宇宙機応用工学研究系の竹内（たけうち） 央（ひろし）氏に理事長賞が授与されました。理事長賞の受賞は、宇宙科学研究所においては、2012年以来4年ぶりのことです。

竹内氏は「Delta-DOR技術による深宇宙探査機軌道決定の高精度化」の研究において中心的な役割を果たしました。特に、小惑星探査機「はやぶさ2」の地球スイングバイにおける軌道決定においてその能力を実証し、「はやぶさ2」の地球スイングバイの成功（2015年12月3日）に大きく貢献しました。

Delta-DOR（Differential One-way Ranging）技術とは、遠く離れた2局の地上アンテナでクエーサーと探査機からの電波を交互に同時受信して信号の受信時刻差を計測することにより、天球面上の探査機の位置を高精度で計測する技術です。ピコ秒（1兆分の1秒）レベルの時刻差を読み取ることで、ナノラジアン（2千万分の1度）単位の角度の差を知ることができます。「はやぶさ2」の場合は、1.3ナノラジアン（過去最高記録の1.1ナノラジアンに匹敵する精度）でしたが、これは東京スカイツリーから富士山頂にいるダニをのぞき込む角度に相当します。詳しくはISASニュース 2016年4月号をご覧ください。

竹内氏は、海外機関と共同で、この技術の高精度化の研究を進めるとともに、国際標準化機関で国際標準化を進め、深宇宙ミッションの実運用において、異なる宇宙機関の間でこの技術を利用できる環境を整備しました。これにより、NASAの火星探査機「インサイト」（2018年打上げ／着陸予定）の火星着陸時の精密誘導の支援要請を受けるなど、深宇宙探査機の追跡分野におけるJAXAの国際的な役割が大きく高まるとともに、既存の技術ではできないような高度な惑星探査ミッションの立案が新たに可能になります。（科学推進部）

ERG内之浦での射場作業状況

内之浦のクリーンルーム内に設置されたERG衛星（内之浦での報道公開時撮影）。

ERG衛星は相模原での総合試験を無事に完了し、10月3日に内之浦へ向けて衛星を搬出しました。折しも西から台風18号が東へ向かって来ており、途中で台風とすれ違うことによる輸送への影響が心配されましたが、幸い台風の進路がずれてくれたために衛星の輸送はスケジュール通り行われ、10月6日の早朝に内之浦に到着しました。

クリーンルームに運び込まれた衛星は、輸送後の健全性を確認する為の詳細電気試験や推進系の気密チェック、最終外観確認、初期運用訓練、など盛りだくさんの作業を実施しましたが、各方面からの多大なご協力とプロジェクト・メンバの不眠・不休の努力によって、作業はスケジュール通り順調に進めることができました。そして、11月6日、7日には衛星をロケットに引き渡す前の最後の作業である、推進薬の充填作業がおこなわれました。当日の天候が心配されましたが、幸い好天に恵まれ、予定通りに作業を終えることができました。

11月11日には、射場作業全般にわたって問題がなく、衛星をロケットへ引き渡してよいかどうかを判断する、衛星引き渡し前確認会が実施されました。常田所長をはじめとする委員の方々に確認していただいた結果、衛星をロケットに引き渡すことをお認めいただきました。いよいよERG衛星は11月12日にロケットに引き渡され、イプシロンロケットと結合されることになります。衛星がロケットと結合されると、打上げに向けた各種リハーサルがはじまることになります。追管隊をはじめとした多くの方々からのご協力を頂きながら、確実に打上げ運用を実施し、観測運用を行えるように万全の準備を進めたいと思っています。引き続きERGプロジェクトにご支援をいただけますよう、どうぞよろしくお願い致します。（篠原 育）

特集

金星までの道のり

～ VOI-1 失敗からの再挑戦～

金星探査機「あかつき」は 2010 年 5 月 21 日に H-IIA F17 で打ち上げられ、ちょうど 200 日後となる同年 12 月 7 日に金星に最接近、金星周回軌道への投入制御（VOI-1; Venus Orbit Insertion -1）を試みましたが、メインエンジンの異常燃焼により緊急停止となり VOI-1 は失敗しました。その後、太陽を周回する軌道に入りましたが、その間の軌道設計を工夫し、2015 年 12 月 7 日に再度金星と会合することができました。そこで残された燃料を使い 2 度目の投入制御（VOI-R1; Venus Orbit Insertion -Retry 1）を行うことになりました。本特集は、「あかつき」の VOI-R1 を成功に導いた技術的な努力の結果です。

軌道投入への周到な準備

● 姿勢の制約

「あかつき」は黄道面に近い軌道を周回しながら、金星大気の運動を多波長カメラで撮像し、高利得アンテナ(HGA)を使ってその画像データを地球に送信します。そのため、± Y 軸方向に角運動量を持つ 3 軸姿勢制御を採用し、探査機本体を Y 軸回りに回転する制御を基本動作としています。姿勢決定には 3 軸光ファイバージャイロ（IRU）と恒星センサ（STT）を使用し、姿勢変更にはリアクションホイール（RW）または姿勢制御用スラスタ（RCS）を使用します。これらには使用上の制約があり、まず、± Y 面に取付けられた放熱板の温度が高くなると機器が発した熱を効率的に逃がすことができなくなるため、太陽光を± Y 面に仰角 13°以上で入射させてはいけません。また、STT や多波長カメラ

コラム

「あかつき」はこんな探査機です

「あかつき」は図 1 に示すような箱型の宇宙機です。基本構想は、2003 年に打上げられた小惑星探査機「はやぶさ」と同じですが、太陽電池（SAP）が小さい（金星は太陽に近いので）、高利得アンテナ（HGA）が平面（パラボラ型だと太陽熱を集め高温になるから）、軌道制御用メインエンジン（OME）が搭載されている（金星最接近時に短時間大推力で減速し、金星重力圏内に留まるため）など、金星探査に適した機器変更が行われました。上下面（± Y 面）に垂直に取り付けられている SAP は取付け軸（± Y 軸）回りに回転することができ、常に SAP 面を太陽に正対させます。それに垂直な 4 つの面の内、+Z 面に HGA、+X 面に恒星センサ（STT）、-X 面に金星観測のための 5 種類のカメラ群（多波長カメラ）、-Z 面に OME が搭載されています。また、内部機器の発熱を逃がすための放熱板が上部と下部の両面（± Y 面）に多数取り付けられています。金星を周回する「あかつき」から見て、撮像したい金星方向と通信したい地球方向はいつも同じではなく、まちまちです。多波長カメラも HGA も探査機本体に固定されていて、独立に方向を選べないので観測中は HGA による高速通信ができません。こんな時のために 1 軸駆動装置を持つ中利得アンテナ（MGA-A/B）と全方位での通信が可能な低利得アンテナ（LGA-A/B）も搭載しています。

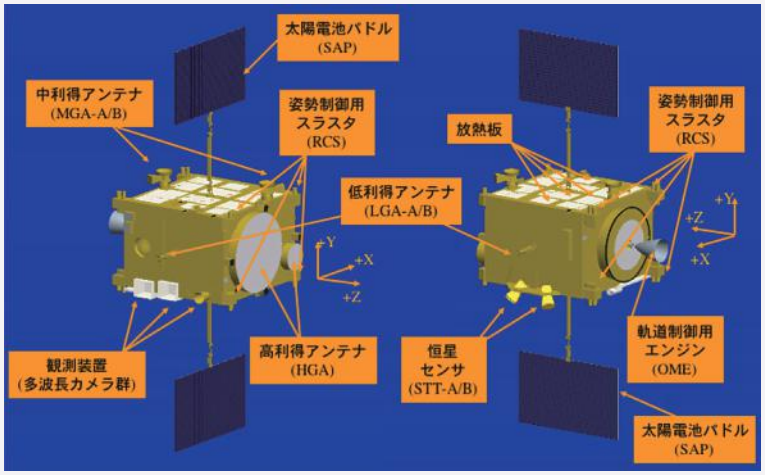


図 1 「あかつき」探査機の外観と外部搭載機器

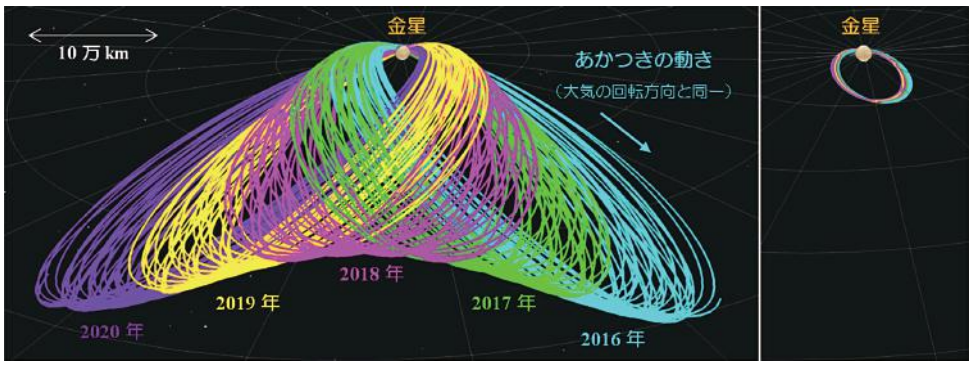


図２　金星の斜め北方向から見たあかつきの軌道の俯瞰図（左図：実際　右図：当初計画）

に直接太陽光が入らないように、さらに、金星が STT に迷光として入る場合には STT 出力を信用しない（データを却下する）など、それらの制約を全て満足させつつ探査機本体を Y 軸回りに回転させ、金星観測（-X 軸を金星に指向）と地球通信（+Z 軸を地球に指向）を適切な頻度で切り替えます。軌道制御中もこの制約は変わりません。軌道制御用メインエンジン（OME）を使った軌道制御（Δ V）では、姿勢制約を満足させつつ -Z 軸をΔ V 方向と反対方向に一致させます。比較的小さなΔ V は RCS を利用しますが、やはり、姿勢制約を守りつつ、+Z 軸または -Z 軸をΔ V と反対方向に向けて使用します。

● 金星を周回する難しさ

「あかつき」を何としても金星周回衛星とするべく、2010 年の VOI-1 失敗後からの軌道再設計で最も大変だったことは太陽重力のイタズラでした。VOI-1 時にメインエンジン（OME）が破損したので、以降の軌道制御は全て RCS を用いて実施せざるを得ません。RCS は 4 基を合計しても、OME と比較すると 2 割弱の推力です。残った燃料から周回中の姿勢維持に必要な燃料を差し引いて VOI-R1 を実施すると、遠金点高度（金星から最も遠ざかる点）は約 37 万 km になります（地球から月までの距離約 38 万 km とほぼ同じ）。図 2 に、金星を周回する軌道の 5 年間の変化を描きました。金星の斜め北方向から見た軌道の俯瞰図ですが、1 年ごとに色を変えて描いています。金星の回りを「あかつき」が長楕円軌道を描いて金星の大気の回転方向と同じ向き（北から見て時計回り）に飛行しますが、ここで注目すべきは、「あかつき」の軌道が 5 年間で大きく変化することです。当初の計画の右図と比べると、その変化の度合いがよく分かります。これらは全て、太陽重力のイタズラ「潮汐力」によるものです。潮汐力というのは、潮の満ち引きの原因となる力で、地球では、月に押されたり引っ張られたりするために、海面が上がったり下がったりします。それと同じ力が「あかつき」にも作用します。「あかつき」の新しい軌道は、残された燃料の中で決める必要があり、当初計画の約 8 万 km よりもずっと大きな長楕円軌道となるため、金星から遠い距離を飛行する時間が長くなり、太陽重力による潮汐力の影響を大きく受けることになりました。現在の「あかつき」の軌道は、56 日間（金星の公転周期の 1/4）で近金点高度（金星に最も近づく点）が 400km ～ 1 万 km まで上がり、次の 56 日間で 1 万 km ～ 400km にまた下がる、これでも非常に安定した軌道にいるのですが、56 日間で近金点高度を 1 万 km ～ 400km まで下げる力を持つ太陽が、もう少しイタズラして、あと数百 km 下げるのはいとも簡単なことです。高度 200km まで下がると金星大気の影響で、「あかつき」が大気中で燃え尽きる可能性が出てきます。近金点高度が 400km より下がらない軌道とするために、金星に最接近する高度や場所を変えたり、金星への接近タイミングを変えたり、最適な VOI-R1 の条件を見つけるために試行錯誤を繰り返しました。最終的に、太陽重力による潮汐力で、「あかつき」の近金点高度が「上がる効果」を受ける期間と「下がる効果」を受ける期間とが均等になるように金星への接近タイミング・高度・場所を再設計し、5 年以上金星大気に落下しない軌道を提案することができました。この軌道案をベースに、探査機の各サブシステム担当に熱解析や電力解析等を実施してもらい、例えば、金星の陰に入る時間が長過ぎてバッテリがもたないとなった場合は、日陰時間がもう少し短くなる軌道とするべく再び VOI-R1 の条件を見直します。軌道を変更するということはさらに燃料を必要とすることなので、残燃料が限られた「あかつき」にとっては一大事です。この「軌道設計⇔システム解析」のサイクルを 2 ～ 3 回経て、観測要求と探査機制約を全て満たす、5 年以上安定して金星を周回できる軌道が完成しました。奇しくも失敗から 5 年後の同じ日、再挑戦に臨むことになりました。

● RCS 噴射秒時を決める

軌道が確定したら、次はできる限りリスクの少ない金星周回軌道投入運用を検討しました。金星最接近を 2015 年 12 月 7 日とした場合、VOI-R1 に必要な減速量は約 202m/s です。しかし、この場合、誤差軌道を解析してみると RCS の噴射誤差として＋側は、わずか 3% しか許容できません。一般に、エンジン（1 液スラスタなど）は± 5% 程度の誤差は発生するものと考えられています。そのため、あえて減速量を 4m/s 減らし 198m/s とすることで、VOI-R1 での制御量誤差として +5% から -10% まで許容できるようにしました。この結果、RCS 噴射秒時は 1,228 秒と決まりました。また、万が一、-10% より大きい誤差が発生して減速量が不足した場合でも VOI-R1 を実現するべく、その状況を電波の伝搬遅延だけ遅れて 8.5 分後に地上でモニタしながら、追加の軌道制御（VOI-R1c）を実施することにしました。VOI-R1c の実施タイミングとしては、できる限り早い時刻に（金星から離れ過ぎないうちに）噴射するほど効率が良いので時刻を 1 分刻みでジワジワと詰め、それぞれに対応して追加で実施する RCS の噴射秒時を決定しました。

● 万々が一のための準備（それでも心配だから）

今回の再挑戦（VOI-R1）では、絶対に失敗は許され

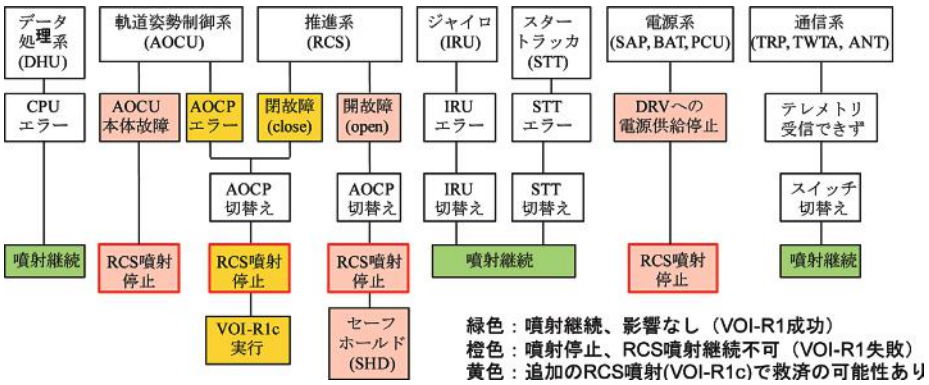


図３　各サブシステムにおける不具合事象とその影響

ません。2010 年の時は OME 噴射が緊急停止したため、十分ではありませんが燃料が残りました。もし今回失敗すれば、その燃料を使い切ってしまうでしょうから、もう後はありません。実施すべきことは、ΔＶ方向に +Z 軸（または -Z 軸）を向け RCS を連続噴射する、それだけです。しかし、何らかの小さなエラーで制御装置がフリーズし、RCS 噴射が中断するかもしれません。コンピュータ（CPU）が突然フリーズして動かなくなることはよくあることです。このため、まずΔＶ姿勢への姿勢変更は前日に実施することにしました。VOI-R1 の当日に実施した場合に、突然通信が途絶えた時に、それが姿勢変更に起因するものなのか装置の異常なのか、判断が難しいと考えたためです。次に「RCS 噴射が中断する」をトップ事象とするリスク評価を念入りに行いました。+Z 側に取り付けられている４基の RCS を使用するか、-Z 側の４基を使う方がより確実かについても、熱や電力を含めた議論が繰り返されました。もし RCS 噴射が中断したことが確認されたら、すぐに何か対策が取れるのか、追加のΔＶは間に合うかなど、図３に示すように、サブシステムごとに想定される異常事象を、緑色：噴射継続（影響なし）、桃色：噴射停止（制御失敗、救出不可能）、橙色：噴射停止後 RCS 再噴射により救出可能、に分類しました。さらに、即座に追加の RCS 噴射（VOI-R1c）が行えるように、VOI-R1 の成否にかかわらず VOI-R1c のための姿勢変更だけは実施することにしました。「あかつき」と地上局との間には片道で約 8.5 分の電波遅延があります。異常が検知されすぐに対策を指令しても、往復の電波遅延が加算されるため 17 分の遅れが生じます。また、異常事象の原因によっては地上からの指令そのものが拒否され、追加の RCS 噴射ができないことがあります。すべての異常事象を VOI-R1c で救うことはできませんが、限られた時間制約の中で最大限の準備をして本番（VOI-R1）に臨みました。

VOI-R1 前日に実施したΔＶ姿勢への姿勢変更は無事完了しました。VOI-R1 の当日、予定されたスケジュールに従い、各機器の動作モードが切り替わっていきます。そして RCS 噴射開始。すべてのサブシステムは正常に動作し、事前に心配していた CPU フリーズやメモリエラー等の異常事象は一切発生せず、４基の RCS は計画通り 1,228 秒間の噴射を継続し、VOI-R1 は成功しました。この上なく長く感じた 20 分間でした。これにより「あかつき」は日本で最初の惑星周回衛星となりました。VOI-1 からちょうど５年、設計条件を超える太陽熱入射に、搭載機器の劣化や故障を心配しましたが、５台の多波長カメラも正常に観測を開始し、金星大気科学に関する新しい成果の発見が期待されます。

石井 信明（いしい のぶあき）、
廣瀬 史子（ひろせ ちかこ）

コラム　「あかつき」の軌道制御と姿勢変更に使われた推進システム

図４　姿勢制御用スラスタ（RCS）　上が3N級スラスタ、下が23N級スラスタ

探査機システムからの指令に基づいて、軌道や姿勢を制御するために必要な推進力を発生させる小型のロケットエンジンなどで構成されるシステムを推進系といいます。「あかつき」には大きく分けて２種類の推進系が搭載されています。一つは主に探査機の姿勢を制御するためのもので、姿勢制御用スラスタ（RCS）といいます。図４は探査機下面（-Z 面）に取り付けられている RCS モジュールで、上が 3N 級、下が 23N 級のスラスタです。それぞれ 0.3kg、2.3kgの力を発生する１液式のスラスタで、燃料であるヒドラジンを触媒で分解して発生させた高温のガスを噴き出し、姿勢を保つために必要な推進力を得ます。もう一つは、金星周回軌道投入時に使用される 500N 級の軌道制御用メインエンジン（OME）です。OME は燃料であるヒドラジンと酸化剤である四酸化二窒素を混合して発生させた燃焼ガスで推進力を得る、２液式スラスタです。

推進系の再挑戦

● RCS による長秒時噴射

2010 年 12 月の VOI-1 失敗後、メインエンジン（OME）を従来通り使用することが不可能であると判断し、VOI-R1 は姿勢制御用スラスタ（RCS）を使用して実施することを決定しましたが、推進系にはいくつかの課題がありました。

軌道計画チームが検討した VOI-R1 の計画に正確に応えるには、RCS の長秒時噴射により「あかつき」を高い精度で減速させる必要がありました。もし減速量が多すぎた場合には、逆噴射が必要になり、反対に減速量が少なすぎた場合には、効率の悪い条件で追加して噴射することになるため、いずれの場合でも無駄な燃料を使うことになってしまいます。「あかつき」には自分の速度を検知して「ちょうどいい」減速量で RCS を止める機能がないため、あらかじめ「どの程度の時間」RCS 噴射すれば、「ちょうどいい」減速量が得られるかを、正確に計算して設定する必要がありました。金星周回軌道投入後に残った燃料の量で、「あかつき」の観測時間が決まってしまうので、燃料枯渇寸前の「あかつき」には、噴射秒時の正確な予測はまさしく死活問題です。

打上げ前には想定していなかった RCS での長秒時の噴射を正確に推定するため、打上げ前に実施した地上燃焼試験でのデータ、および複数回にわたる軌道上噴射時のデータを解析しました。まず、地上試験で得られたデータから軌道上の RCS の能力を予測するのですが、「あかつき」に残っている燃料の重さを精度よく推定する必要もあるなど、宇宙空間で得られる制御量の予測は非常に難しいものとなります。地上燃焼試験の結果による性能予測と限られた軌道上データから様々な誤差解析を行って予測精度を向上させていきました。

● 微小な軌道修正にも細心の配慮

一方で、「あかつき」を金星周回軌道に投入するためには、その事前準備として精密な軌道修正が必要になります。精密軌道修正には噴射時間が極めて短い微小な制御が必要になる場合があります。この時に課題になったのは RCS の推力の立上り特性です。噴射時間が短ければ短いほど、先述した長時間の噴射とは違い、RCS の噴射が安定するまでにかかる数秒間の非定常な時間帯の影響が大きくなります。この課題に対しては、複数回にわたって軌道上で取得した、RCS の噴き始めから安定した噴射になるまでの過渡的な時間と、その時に生じる速度変化の特性を見極めることで対応し、非常に精度よく短時間の噴射に対する予測を実施することができました。この結果、VOI-R1 に向けた事前の軌道修正を無事に成功し、VOI-R1 の準備を整えることができました。そして、2015 年 12 月 7 日に 1,228 秒の RCS 長秒時噴射を実現しました。

中塚 潤一（なかつか じゅんいち）、
道上 啓亮（みちがみ けいすけ）

長期間にわたる電力性能の維持

● 太陽電池の劣化予測

VOI-1 から VOI-R1 までの 5 年間、「あかつき」の太陽電池パネルは、+100℃～ +140℃という高温で、地球近傍の 2.0 倍～ 2.8 倍という紫外線にさらされました。しかし結論から言うと、これらは太陽電池パネルを大幅に劣化させることはありませんでした。「あかつき」の太陽電池パネルは太陽電池セル以外の部分はミラーで覆われ、水星探査への応用も視野に入れて開発を進めてきたもので、+185℃の高温耐性をもって作られていたためです。

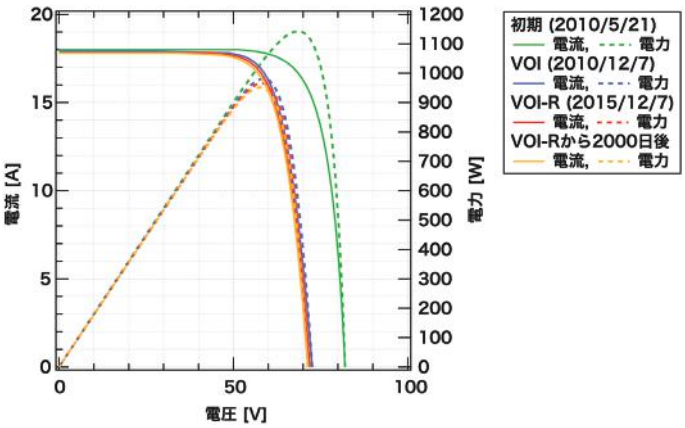


図５　打上げ以降の太陽電池パネルの電流・電力・電圧出力特性

宇宙空間で太陽電池を劣化させる主要因は放射線であり、被曝量はミッションの長期化に伴い増加します。打上げ以降の太陽電池パネルの電流・電力・電圧出力特性を図５に示します。比較しやすいように、太陽距離 0.7AU、温度 100℃の条件に換算しました。通常の衛星はミッション末期に発生電力が最小となり、これを設計の基準とします。しかし、「あかつき」の発生電力最小点は打上げ後すぐに太陽から最も遠ざかったタイミングに訪れており、目的地である金星に近づくと、太陽光強度が地球近傍の 2 倍に増加するので、発生電力には余裕があります。「あかつき」が必要とする電力は約 500W です。それに対し、VOI-R1 から 2,000 日後であっても約 950W と十分に大きな電力を得ることができる見通しです。

● バッテリの延命対策

深宇宙探査機にとって、軽量化は至上命題です。「あかつき」のバッテリの容量は、ミッション末期から容量劣化を逆算して積み上げ、最小限に必要な量として 23.5Ah と定めました。バッテリの寿命は打上げから 4.5 年を想定していましたが、VOI-R1 時点ですでに 5.5 年が経過していました。しかし、リチウムイオン電池の劣化は単純に使用年数では決まらず、温度が高いほど、そして充電状態が高いほど、速く進行します。そこで、温度と充電状態を極力低く保

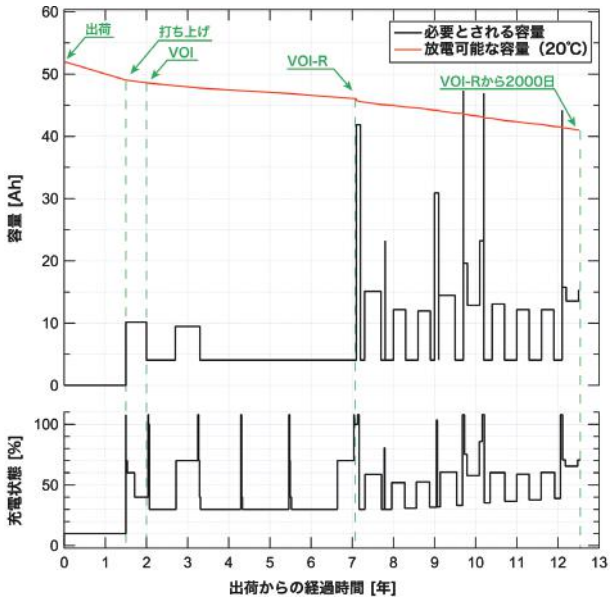


図６　（上）探査機が必要とする容量とバッテリが放電可能な容量
（下）充電状態の推移

つことを基本戦略としました。

図６に、探査機が必要とする容量とバッテリが放電可能な容量、そして充電状態の推移を示します。打上げ～金星到着の期間は全日照で、バッテリにはセーフホールド（緊急時の安全姿勢）に移行するための電力だけを蓄えておきます。当初は充電状態 40% とし、温度 10℃で維持していましたが、VOI-1 失敗時にセーフホールドに移行した履歴から見積もり精度を上げ、充電状態 30%、温度 0℃まで切り詰めて劣化の低減を図りました。

「あかつき」が金星周回軌道に入ると、間欠的に日陰が訪れ、バッテリの充放電サイクル運用が始まります。長楕円軌道を周回するため、日陰時間は連続的に変化し、全日照期間も存在します。そこで我々は、櫛形運用と称して、日陰時間に応じて充電状態を調節する、すなわち「必要な分しか充電しない」運用方法を考案しました。

VOI-R1 により「あかつき」が実際に投入された軌道は、当初の計画よりも遠近点高度が高く、軌道周期の長いものとなりました。そのため、２年間に訪れる日陰は 550 回から 50 回程度に減少し、充放電回数の面ではバッテリへの負担は低下しました。一方で、最大の日陰時間は 1.5 時間から８時間近くにまで長期化します。図６からも、必要容量が放電可能容量を上回る日陰が数回あることが見て取れます。このようなケースでは、一時的に温度を 5℃から 20℃に、充電状態を 100% 以上に高めることで高容量放電を可能にし、さらにマージンの吐き出しと負荷電力低減を行うことで、対処できる見通しとなっています。

豊田 裕之（とよた ひろゆき）

軌道投入の瞬間を見守る

● 微弱な電波を確実に捕捉

探査機や衛星が持つ通信機能には、探査機までの視線距離や相対速度を計測する役割が含まれます。地上と探査機を結ぶ電波にしか託せない役目であるため、探査機との電波の送受信の担い役である通信装置（ISAS ニュース 2010 年９月号）が負うべき大事な役割の１つなのです。言うまでもなく、この距離と速度を測って知ることは、軌道投入の成否の判断に決定的な役割を果たします。

VOI-1 では、投入制御の間、探査機は地球から見て金星の影に隠れてしまって電波が届かない位置関係にあったため、直接にその成否を観測することができませんでした。そのため、失敗かもしれないと分かってから、電波を用いて探査機位置を再び特定するのに時間がかかってしまいました。再度の軌道投入ではこのようなことにならないよう、軌道制御の期間が地球から見て可視になるような軌道が選ばれました。その結果、制御期間中、通信能力として回線を連続的に維持して途切れさせないようにする、つまり、探査機の軌道情報を、電波を通じて時々刻々、漏らさず地上で獲得できることが、再挑戦へ向けての至上命題の１つとなりました。

電波を通じて軌道投入の瞬間を確実に目撃するためには、以下の課題があります。探査機と地球との距離が遠く、それだけで非常に微弱な信号受信となるのですが、探査機は軌道投入に最適な姿勢を取っていて、指向性の強いアンテナを地球へ向けることができないので、一層微弱な信号受信に立ち向かう必要があるのです。また、軌道投入は大きな速度変化を伴うものであり、結果としてドップラ効果を通じて大きな周波数変動を被ります。図７の実線が今回の軌道投入で経験する周波数変動です。信号受信では、探査機からの信号強度の問題に加えて、この周波数軸上のダイナミックな変動に持ちこたえる必要があるのです。信号強度の弱さに対処しようとすれば、周波数変動への追従性が悪くなるというように、この問題は連動しています。

● 大きな周波数変動にも確実に追従

VOI-R1 においては、まず信号強度の問題について割り切った対応を決めました。搭載の通信装置の能力は、設計で決まっています。地上側も、臼田宇宙空間観測所の 64m アンテナを擁しており、でき得る限りの条件が揃っています。そこで、軌道投入の間だけは探査機からの送信パワーをデータ伝送に分配しないようにして（変調を切る、あるいは無変調にすると言います）、パワー全てを投入成否の判断に必要となる探査機の周波数変動の観測だけに注力するようにしました。探査機の時々刻々の状態の確認は軌道投入後に後回しとし、これ以上の信号強度の補強はできない状態を確保しました。

周波数変動の課題は、VOI-R1 の運用シークエンスとより密接に関連します。事前の入念な試験を経て注意深く策定された計画でしたが、前例のないことでもあり、最初の減速が思わしくないか、計画通りに進まない場合に、探査機姿勢を変更して異なるスラスタの組合せで軌道投入を補正実行する対策が念のために用意されました。このため、地上局から送信した電波を搭載した通信

装置で捕捉追尾する上では、軌道投入時の大きな周波数変動に追従するだけでなく、一旦、姿勢変更のために計画通りに捕捉を中断した後に、間、髪を容れず再度捕捉して予備の軌道投入動作に備えることが求められました。周波数変動の課題とは、これら一連の周波数変動と操作に対応することを意味します。解決のために、手順は複雑になりますが、初回の軌道投入と続く２回目の軌道投入との間で運用中心周波数を切り替える確実な手法で対応しました。これによって変化率範囲と変動範囲が緩和して、通信装置の持つ性能範囲に収めることが可能です。また、地上からの再捕捉動作を制限時間内（具体的な要求は、伝搬遅延に要する時間を除いて６分以内）に完了させるべく、搭載通信装置の持つ基準となる発振器周波数を正確に把握して捕捉受信周波数誤差を最小限度に抑えることで、再捕捉に要する時間を短縮させました。軌道投入に先立つ１カ月あまり、このために、毎日の運用の中で軌道からの予測と搭載通信装置で実測する２つの受信周波数のずれを比較することから、発振器周波数のずれを精確に予測する手段も確立しました。

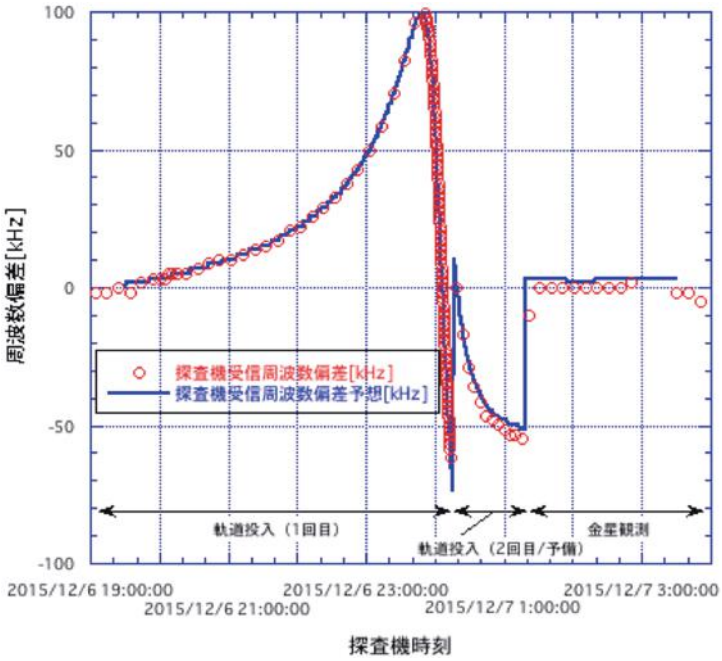


図７　軌道投入における「あかつき」追跡の予想と結果

図７に、軌道投入を通じて「あかつき」搭載の通信装置で実測した受信周波数のずれの変遷が「○」のマーカで表されています。軌道の予測から想定していた動きが実線です。見やすさのため、マーカは全計測点の 10% だけ表示しています。予測と実測は一致しています。このように急激に周波数が変化するタイミングと大きさが物の見事に一致したのは、軌道投入が予定通り進行し、完璧であったからに他なりません。図７で１回目と２回目および２回目と金星観測の切り替わりの狭間を除いて実測点が欠損していないことから、軌道情報を計画通り漏れなく取得するという目標も達成できています。さらに、地上側の図７に対応する実測データを加えるならば、搭載と地上と、全体として軌道情報を完全に取得できたことが結論できます。これにより、軌道投入成功の素早い報告へとつながりました。

戸田 知朗（とだ ともあき）

軌道を精確に決める

● 地上局（アンテナ）を総動員して

VOI-R1 を確実に実行するためには、探査機が飛行している軌道を精確に知る必要があります。このため、NASA の協力を要請し、日本局（臼田φ 64m および内之浦φ 34m）に加えて、深宇宙追跡局（アメリカ、スペイン、オーストラリアにある DSN 局）の追跡データを用いて、高精度な軌道決定を行いました。

軌道決定は位置及び速度のいわゆる軌道６要素を決定するもので、地上局と探査機の視線方向に対するレンジ（距離）とドップラ効果による周波数変化（距離変化率）の計測値を用います。地上局から見て「あかつき」は非常に遠くを飛行しており、距離の変化量はその距離の大きさに比べてわずかです。そういうときは、距離変化率の動きが軌道決定の精度向上のために重要となります。惑星間巡航中では、図８に示すように距離変化率には、探査機の動きに加えて地球の自転による正弦波状の動きが重なって現れます。このメカニズムはよく分かっているので精密にモデル化できて、それを計測結果と突き合わせることで精密な軌道推定、すなわち軌道決定が可能になります。更に「あかつき」では、軌道決定の精度向上に必須な観測技術である DDOR（Delta Differential One-Way Ranging）という、地球規模で離れた複数の地上局で電波星や「あかつき」からの電波を同時に受信する手法を用いることにより、距離や距離変化率とは違って局―探査機の視線方向に対して垂直な方向に感度を持つ技術も使われ始めました。これにより、従来の軌道決定での位置精度約 150km が約 30km 程度まで向上しました。

投入後の金星周回中の軌道決定においては、距離変化率の計測は更に重要です。探査機に及ぼす金星重力の影響はとても大きく、惑星間巡航中と比べても数十～数百倍の精度向上が実現可能です。「あかつき」での成果をご紹介しましょう。１周回 / 約 10 日の金星周回軌道に対して、約１カ月（3/26 ～ 4/27/2016）の地上局―探査機間双方向通信による距離変化率データを用いることで、近金点高度 3,440［km］、速度 7.03［km］に対して近金点近傍での非常に感度の高いところでも、位置決定誤差約 105［m］（1σ）、速度決定誤差約 22［cm/s］（1σ）を達成できました。ただし、周回中では科学観測を目的とした姿勢変更が頻繁に行われるため姿勢外乱（アンローディング）が計測期間中に数回～十数回実施されます。距離変化率データにはその際の姿勢外乱誤差などの影響が混じるため、やはりこの擾乱をモデル化して重み付き最小自乗法を用いて軌道と共に影響を推定しています。

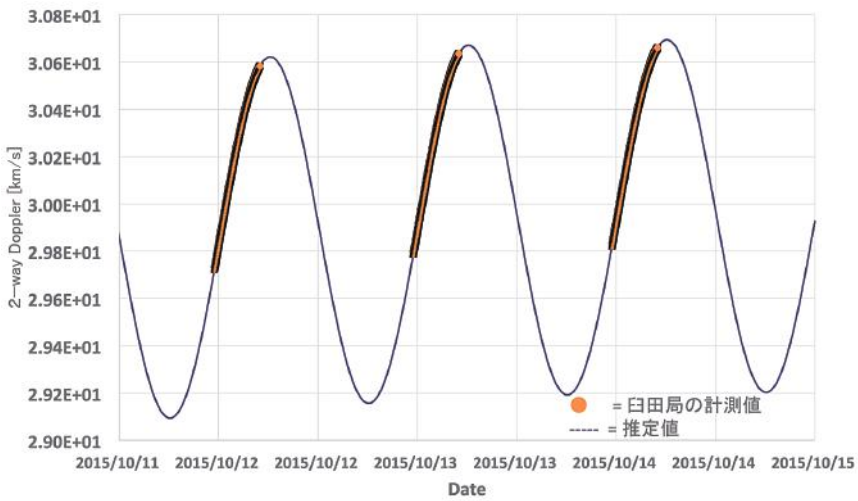


図８　距離変化率（2-way ドップラ）の観測値（臼田局）

をなるべく小さくするとともに、軌道計画において算出された制御量を15%から 100%（図９の各色の線）の範囲で場合分けした軌道を複数用意し、それぞれの軌道に対してどのような O-C に見えるかをあらかじめ表示しておきました。実際の周波数残差と 100% で軌道制御が実施された場合の参照軌道を比較することで、現在の値が想定の 100% に対してどの程度の効率になっているかが評価できますし、制御計画値全体を 100% としたときに現在値が全体に対して何%達成したかが準リアルタイムに評価できます。

これらの機能を用い、軌道制御当日のドップラデータをモニタしました。軌道制御開始前の実軌道と計画軌道との初期残差は 40［mm/sec］程度で十分に小さく、地上時刻で 12 月 6 日 23:59:48（UTC）に軌道制御の開始が確認され、RCS 噴射中は 102% から 103% 程度の効率で推移しました。最終的には地上時刻で 12 月 7 日 00:20:16（UTC）に 102.7% の効率で RCS 噴射が正常に停止したことが、準リアルタイムで評価でき、誘導航法運用の支援機能として役目を果たしました。

市川 勉（いちかわ つとむ）

● 準リアルタイムに VOI-R1 を監視

探査機から発信される電波の周波数を測定することで、探査機の速度の視線方向成分が計算できます。電波が地上に届くまでの電波遅延（「あかつき」VOI-R1 時で約 8.5 分）があるため、それだけ過去の状態にはなりますが、最も早い情報が準リアルタイムで地上に届きます。その周波数変化（ドップラデータ）の観測値（Observed Data）と事前の予測軌道による計算値（Computed Data）との差 O-C（オー マイナス シー）は、探査機の速度が変化した量、つまり軌道制御量（Δ V）に相当します。この周波数変化を視覚的に表示したものが図９のΔ V モニタです。ところが、金星最接近時には探査機速度の方向が大きく変化し、それに伴い周波数も大きく変化するため、周波数変化が軌道制御（Δ V）によるものなのか速度が金星近傍で大きく回り込んだことによるものなのか判別が難しくなります。また、基準となる予測軌道と実軌道との差が大きいとやはり正確な制御量の判断ができません。このため、軌道制御開始の直前の最新軌道決定値を用いて開始直後の初期残差

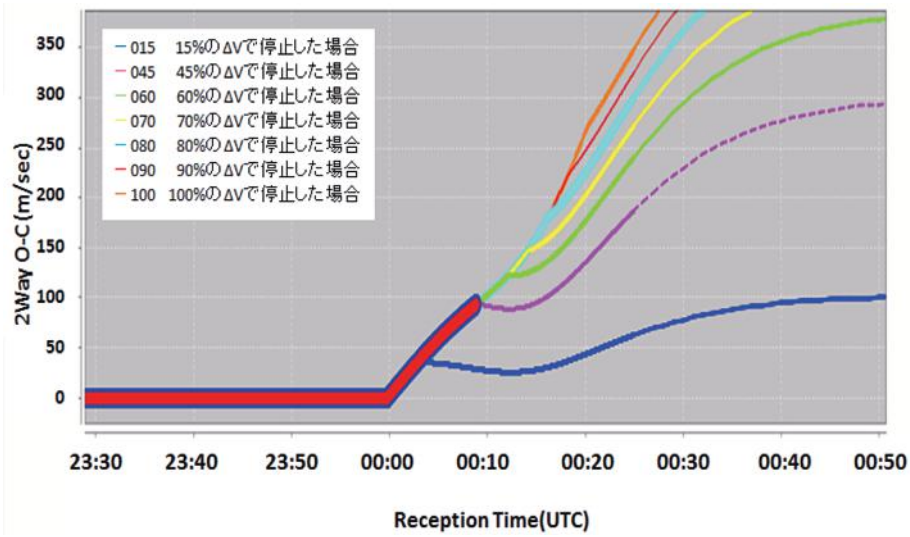


図９　金星周回軌道投入直前、直後の周波数変化（ΔＶモニタの画面）

多波長カメラ～４年間の休眠からの目覚め～

● 観測機器の立ち上げ

VOI-R1 が目前に迫った 2015 年 10 月、科学機器チームは緊張の日々を迎えていました。軌道投入後速やかに観測を始められるように、各機器を電源オンとしその健全性を確認する作業を行ったのです。たかが電源オンとあなどるなかれ。これら機器は 2011 年に遠方からの金星測光観測を実施して以来、探査機温度の上昇を軽減するため長期電源オフの休眠状態に入っていました。その期間は４年以上。長年使わず保管した電気器具に再度通電したがうまく動かない、皆さんはそんな経験はありませんか？ ましてや宇宙空間です。近日点通過のたびに設計時の想定を上回る高温環境を経験し、宇宙放射線も降り注ぐ。調子が悪くなる機器があっても、ちっとも不思議ではないのです。電子機器ももちろんですが、フィルターホイールやカメラシャッター、冷凍機など可動機械も大変に心配されたのでした。

機器チームはまず、2010年打上げ後の初期運用の記憶と記録を掘り起こし、各機器の消費電力と温度の正常範囲、ステータス確認項目等、健全性を示す手順を改めて明確化し臨みました。ただし2015年10月の「あかつき」は地球から電波で往復10分を要する遠距離を飛翔中。コマンドへの返事を得るまでこれだけ待たねばならない上、太陽に近いことによる温度条件から衛星の向きに制約があります。高利得アンテナは地球へ向けられず、中利得アンテナによる低速度での通信となるため、機器ステータスをリアルタイムで確認することはできません。画像データとともにそれらもいったんデータレコーダに記録し、後で再生する必要があるのです。リアルタイムで機器ステータスを確認できないことが、またいっそう緊張を高めます。

図10に示すように、5台のカメラはすべて同じ面に取り付けられています。温度や軌道・姿勢の制約を考慮して、紫外イメージャ（UVI）、1μmカメラ（IR1）、中間赤外カメラ（LIR）の各カメラでは撮像を、2μmカメラ（IR2）では冷凍機駆動装置の電源オン時の消費電力のみを測定することとしました（IR2が撮像可能温度まで冷えるには、丸一日以上の時間が必要なのです）。超高安定発振器（USO）については、周波数の安定度を確認しました。各チームはその実施日まで、まるで面接の順番を待つ受験生のような気持ちでいたのでした。

● 紫外イメージャ：UVI（2015年10月14日）

先陣を切ったのはUVI。まずは、1次電源（PCU）からUVI制御装置へ短時間の電源供給を行い正常な消費電力値であることを確認する作業です。冒頭で述べた通り、ここで不合格になる可能性だってあるわけで、自機器が壊れるだけならまだしも異常電流が流れて「他機器へ害を及ぼす」のがいちばん心配されたことでした。幸いそのようなトラブルはなく、次のステップ、観測シーケンスによる試験観測の実施です。ひととおりの作業を終え、データを再生。観測中ステータスはフィルターホイールが正常に回転したことを示していました（安堵）。取得された画像は、明るい恒星が視野内に存在しなかったためダーク画像のような深宇宙画像でしたが、長期間に浴びた放射線の影響（それらは、あれば白傷·黒傷として現れます）も見当たらず、検出器が健全であることを確認しホッとしました。

● 中間赤外カメラ：LIR（2015年10月16日）

次いでLIR、やはり短時間の電源供給により正常な消費電力値であることを確認。そして、試験観測。再生した観測中ステータスではペルチェ素子による検出器冷却の温度安定性、シャッターの正常駆動が確認できました。取得画像は、視野中央部のレンズと周辺部のバッフルからの熱放射が作るパターンが期待通りに見られ、これも試験合格です。

● 1μmカメラ：IR1（2015年10月19日）

IR1も手順はUVI、LIRと同様。再生した観測中ステータスよりフィルターホイールが正常に回転したことを確認。画像はUVIと同じくダーク画像同様のものでしたが、明らかなデッドピクセルは見当たりませんでした。これも合格。

● 2μmカメラ：IR2（2015年10月19日）

IR1と同じ日、IR2は探査機電源から冷凍機駆動装置IR2-CDEへ短時間の電源供給を行いました（カメラの駆動制御装置はIR1と共通なので、個別に確認する必要はありません）。IR2-CDEの消費電力値も正常であることを確認して合格。

● 超高安定発振器：USO（2016年2月1日）

カメラ群から一足遅れて超高安定発振器（USO）も目を覚ましました。電波掩蔽観測の要であるUSOは、発振子を精密に一定温度に保つことでその周波数を安定化させています。覚醒後に測定された周波数安定度は打上げ前と変わらず、これも合格。

こうして慎重に再立上げをクリアした科学機器たち、いまや金星周回軌道で大活躍しているのはパブリックリリースを通じ知られている通りです。2013年の太陽活動極大がとても低調だったという幸運はありましたが、やはりこれら科学機器が丁寧に作られた「素晴らしい工芸品」であったというしかありません。もう一つの雷大気光カメラ（LAC）については、ちょうど本稿執筆中に新しい情報が入ってきましたので、最後にそれを紹介して筆を置くこととしましょう。

● 雷・大気光カメラ：LAC（2016年8月2日）

雷を検出する目であるAPD素子の最高感度を得るためには300 Vの高電圧を必要とします。探査機の日陰通過ごとに徐々に電圧を高め、8月2日に270 Vで「初めて雷光の検出」を試みました。300 V時の1/5程度の感度であり雷シグナルを検出はしなかったものの、金星の縁（リム）を回り込む太陽光への反応らしきものが見られました。その反応の仕方も含め、装置は健全のようです。次の日陰シーズンは2016年11月以降で、いよいよ最高感度で雷検出に挑みます！

佐藤 毅彦
（さとう たけひこ）

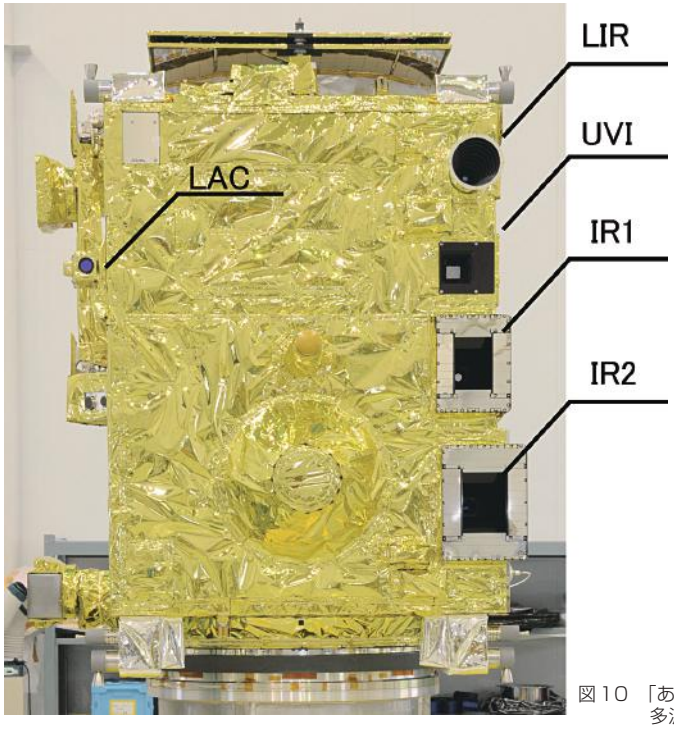


図10 「あかつき」に取り付けられた多波長カメラ

「新グループ紹介」

今年度の組織改変に合わせて、宇宙研に新しいグループが発足しました。
その中から２つのグループに自己紹介をしていただきます

「月惑星探査データ解析グループ」

今年４月から JAXA 宇宙科学研究所に「月惑星探査データ解析グループ」が発足しました。英語名称は JAXA Lunar and Planetary Exploration Data Analysis Group（JLPEDA）と言います。ここで JLPEDA 設立の背景、目的、取組み内容を紹介させて頂きます。

設立の背景

月周回衛星「かぐや」（2007 年打上げ、2009 年運用終了）は、最近（1990 年代以降）の世界の月探査機で２番目に多い数の論文を創出し、月惑星科学の進展に大きく貢献しているところです。

一方で、「かぐや」以降の世界の月惑星探査データは高空間解像度化、多様化が進み、扱うデータ量は数テラバイトから数ペタバイト（テラバイトの千倍）という、いわゆる「ビッグデータ」の様相を呈してきています。今後、日本が月惑星科学の分野で世界を牽引し、月惑星探査による成果を最大化するためには、探査のビッグデータをいかにして解析できるかが勝負になります。このことは科学研究のみならず､月惑星探査の戦略･計画の立案、着陸地点の選定、探査に必要な技術研究を行うためにも重要です。

米国や欧州では大規模な探査データを解析するための体制・環境を戦略的に構築していますが、日本においてはデータを扱う研究者個人のデータ処理能力や努力に依存している状況です。

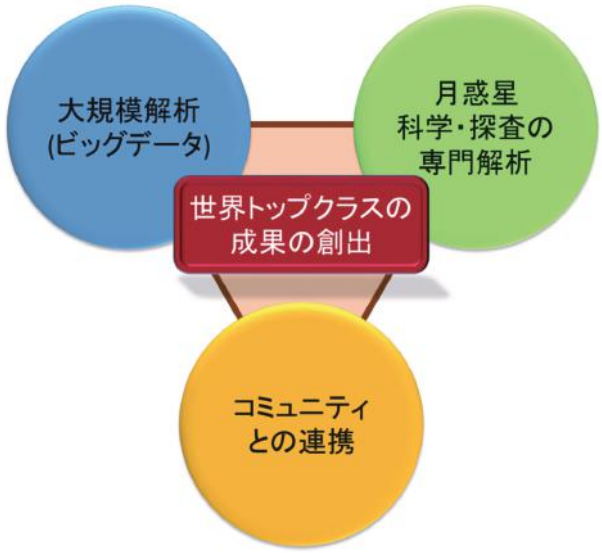


図１　月惑星探査データ解析グループの事業の構成要素

グループの目的

このような現状課題を解決するために、探査のビッグデータを解析する体制と環境を整え、解析技術を開発しつつ解析を行い、人材の育成と技術の継承に取り組むことを目的として、JLPEDA が設立されました。解析事業の構成要素を端的に表現したのが図１です。ビッグデータを使う大規模解析、月惑星科学・探査の視点での解析、コミュニティの皆様との連携、のどれもが世界トップクラスの成果の創出に欠かせない要素です。

取組み内容と計画

図２は JLPEDA によるデータ解析のアウトプットのイメージです。詳細の説明は割愛しますが、このような地質図や解析結果は月・惑星の起源と進化の研究に重要な情報を与え、着陸探査場所の選定、探査技術の研究にも重要な役割を果たします。

今後のデータ解析の計画は、短期的、中長期的に以下のように考えています。

◎短期（２～３年）：

- 鉱物・元素・地形・重力場・地下構造・磁場・クレータ年代測定結果等を統合した、数カ所の地質図（科学研究、国際宇宙探査シナリオ検討用）
- 月着陸候補地点の地形図、温度分布情報等（SLIM 等のシステム設計用）
- リュウグウ仮想形状モデル、熱数学モデル作成（「はやぶさ２」運用検討用）
- 火星衛星探査の着陸地点解析（システム設計用）

◎中長期（５～ 10 年）：

- 月全球から統合サイエンステーマ（初期地殻、火成活動等）を網羅する領域の地質図
- 「はやぶさ２」、火星衛星探査、BepiColombo、国際宇宙探査などの成果に基づく地質図等

どのような探査データ解析を行うかは、コミュニティの皆様と議論しながら、長期的・国際的な視点に立って行うことになります。「研究や探査計画検討の目的に即したマップが必要」、「高性能な計算機や専用ツールが必要な大量データ処理を実施して、このような情報が欲しい」などがありましたら、お気軽に御相談ください。

裾野を広げるために

JLPEDA では、多様化する国内外の月惑星探査データを組み合わせて解析するために WebGIS（インター

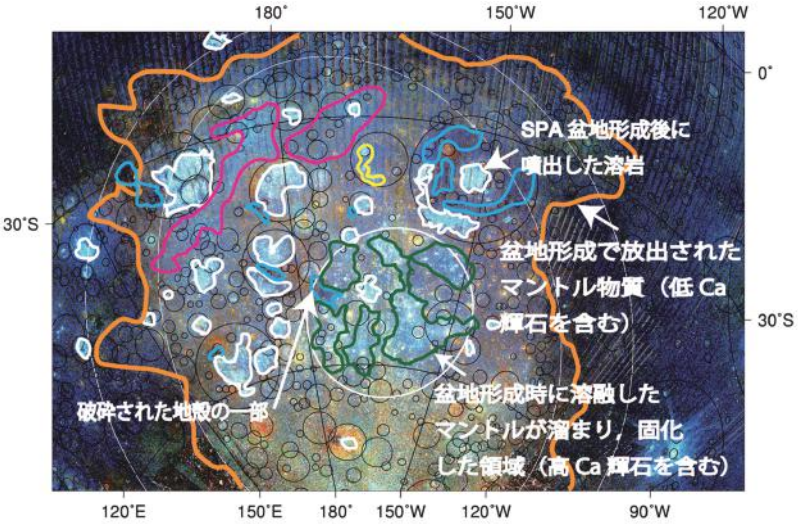


図２　データ解析のアウトプットのイメージ。月南極エイトケン盆地の地質図でOhtake et al.(GRL, 2014)より引用。色は鉱物・元素組成の違いを表す(オレンジは月マントル物質)。

ネット等の上で地理情報システムを利用する技術）を用いた解析システムを開発し、公開しています（http://kadias.selene.darts.isas.jaxa.jp/）。初学者の方々にも易しく扱えるように設計されていますので、ぜひお試し頂ければと思います。すでに東京大学教養学部での授業や、惑星科学研究センター（CPS）のデータ解析講習会など学部・大学院生の方々にもご利用頂いているところです。現時点では「かぐや」の月観測データを対象としていますが、「かぐや」以外の探査機データも解析できるよう高機能化したシステムへ来年度に更新予定です。

さらに、探査のビッグデータ解析の新しい試みとして、人工知能を用いた解析を、産業技術総合研究所（人工知能研究センター）、会津大学（先端情報科学研究センター）と協力して取り組んでいます。研究者が探査データから地質学的な特徴を判読した結果や、探査関係者が着陸探査に適した地点であると判断した結果を機械学習させることによって、大量の探査データ解析から新たな科学的発見や効率的な探査地点検討につなげたいと考えています。

10 月 1 日時点でメンバーは 11 名です。人材育成も重要なタスクですので、特にポスドク、若手職員の方々で探査データ解析に興味・関心がありましたらぜひお問い合わせください。最後になりますが、解析の成果など最新の情報はホームページ（http://jlpeda.jaxa.jp/）でも発信いたしますので、ご覧頂ければ幸いです。

大嶽 久志（おおたけ ひさし）

「先端工作技術グループの紹介」

JAXA 宇宙科学研究所に、研究者・技術者の方々と一緒に、ジグからフライトモデルまで製作を行う先端工作技術グループが発足しました。ユーザー自ら機械を操作し加工する従来の特殊実験棟 3F 工作室を拡充し、ナノエレクトロニクスによるデバイス開発や、NC 機による高度な機械加工も加わったユニークなグループです。ここでは、従来できなかった研究のポンチ絵レベルのアイデアからいかに具現化するかについて、日本各地で腕を磨いた専門職員が技術相談にのります。またスタッフには守秘義務が課されておりますので、メーカーやプロジェクト内での事情で、外部の業者さんに相談できないことも歓迎します。

本グループ発足にあたって、新工作室には高度な形状加工を実現する工作機械を導入しました。また製作された加工品の精度を検証できる接触式三次元測定機も導入しましたので、メーカーからの納品物を検証することも JAXA で初めて可能になりました。これらの機械を使いこなすテクニシャンとして、分子科学研究所から青山正樹が、国立天文台からは岡田則夫が任期を区切って着任しました。限られた時間ですが、ぜひその知見を皆様のお役に立たせてください。例えば、真空技術、低温技術、接合技術、表面処理技術などが得意です。詳細な図面や製作図面等の作図に不慣れな方でも経験豊富なスタッフが 3D CAD 等を作成し、実際の製作イメージを見ながら技術相談ができます。ぜひ一度お試しください。皆様のニーズで工作室を軌道にのせて、定常的な人材が確保できるように、ご協力よろしくお願いします。

相模原キャンパスで活動しておりますが、JAXA 全体からの受注が可能です。大学等外部機関の方は、JAXA 職員を通じてご相談ください。ご利用の際は、まずは受付 KOUSAKU@jaxa.jp にメールもしくは、直接訪問ください。ご相談の上製作の進め方を決めていきたいと思います。手続きは業務依頼伝票(備え付けの A4 用紙 1 枚)に記入していただければ結構です。現時点では、人件費や加工費用はかかりませんが、材料費のみ受益者に負担をお願いする場合があります。これまで外注任せでいた機械加工のノウハウや蓄積を研究所内に集約し、製作加工技術の向上を通じて、宇宙航空分野の発展に寄与していく所存です。よろしくお願いします。

岡田 則夫（おかだ のりお）

表1　先端工作技術グループの業務分担について

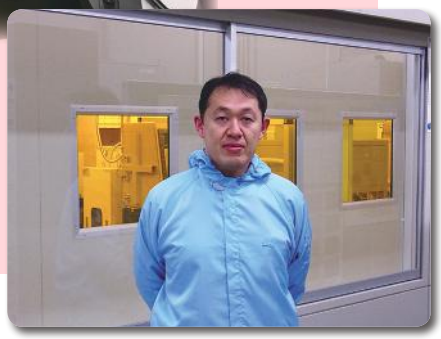
工作室 （D棟 5312 室）	徳永 好志 笛木 健吉	ボール盤、汎用旋盤、汎用フライス盤を用いた機械加工。 ご希望により、ご自身による加工も可能です。
		400㎜× 200㎜サイズまで 50 ～ 100㎛精度での加工が可能です。
新工作室 （D棟 5112 室）	岡田 則夫 青山 正樹	NC 複合旋盤、NC フライス盤、ワイヤー放電加工機等の NC 工作機械を用いた高精度な機械加工や三次元計測を担当。 加工は専任スタッフにお任せください。
		600㎜× 400㎜サイズまで 1 ～ 10㎛精度での加工が可能。 三次元計測は 1,200㎜サイズまで計測できます。
エレクトロニクスショップ （D棟 5301 室）	久保 庄平	豊富なアナログ回路用電子パーツの在庫と製作スペースを提供しております。回路設計等の相談も可能です。
宇宙ナノエレクトロニクス クリーンルーム （D棟 5402 室・5403 室）	宮地 晃平	クリーンルーム内にて電子デバイスから各種 MEMS デバイス等製作可能です。設計・作製やデバイスプロセス等相談ください。

工作室担当：**徳永**（右）、**笛木**

受付・新工作室担当：**岡田**（右）、**青山**

準備が整いつつある新工作室

エレクトロニクスショップ担当：**久保**



宇宙ナノエレクトロニクス
クリーンルーム担当：**宮地**

東奔西走

「はやぶさ」と「はやぶさ２」を世界中に…

はやぶさ２プロジェクト
吉川 真（よしかわ まこと）

まずは、2014年11月のこと。「はやぶさ２」の打上げが間近に迫ってきたある日、ウルグアイのゴンサーロ・タンクレディ氏からメールがきました。COSPAR Capacity Building Workshopに再び参加してくれないかという内容です。ゴンサーロは太陽系小天体の研究者で、昔からの知り合いです。「再び」というのは、2007年７月にウルグアイで同じワークショップがあって、そこに筆者が参加しているためです（写真Ａ）。「はやぶさ２」で非常に忙しいけれど可能ならば参加したい、と返事をしました。

果たして、2015年10月、ブラジルのグラタティンゲタ（Guaratinguetá）というところに行くことになりました。リオデジャネイロとサンパウロの中間付近にある地方都市です。ここにある大学のキャンパスでCOSPARのワークショップが行われました。このCapacity Building Workshopというのは、特に発展途上国の若手研究者（大学院生やポスドクなど）を集めて、実際のデータを使いながら実習を行うものです。筆者が参加しているものは惑星科学に関するもので、今回は、ビーナス・エクスプレス、ロゼッタ、カッシーニの各ミッション関係者が欧米から来ていました。そして、日本から「はやぶさ」・「はやぶさ２」担当として筆者が参加したわけです。学生の参加者は、ブラジルを中心に、アルゼンチン、ウルグアイ、メキシコなど中南米の国からでした。

最初の１週間は、各ミッションのレクチャーをみっちりやります。次の１週間で実データを使った解析などの実習をするわけです。唇にピアス、腕にタトゥーが入った学生が、コンピュータに向かってIDLなどのソフトを駆使して作業をするわけです。筆者のところにも「はやぶさ」に関心を持ってくれた学生が集まってきて、イトカワのデータを使ったり「はやぶさ２」の「リュウグウ」探査を模擬した解析を行ったりしました（写真Ｂ）。そして、最終日が発表会です。選ばれて集まった学生なので、最終的には立派な研究発表をしていました。さすがラテン系。とにかく皆、陽気です。

話はがらりと変わって、2016年２月。小惑星の観測関連の打合わせのために、ウズベキスタン・タシケントにあるウルグベク天文学研究所に行く機会がありました。このとき、サマルカンド国立大学で「はやぶさ２」のセミナーをしてほしいという要望がありました。サマルカンドというと、遙か昔、世界史で習ったなぜか懐かしく思える地名です。

（A）2007年７月、ウルグアイ・モンテビデオの高校にて　（B）2015年10月、ブラジル・グラタティンゲタの大学にて　（C）2016年２月、ウズベキスタン・サマルカンドの大学にて　（D）2016年９月、メキシコ・グアダラハラの国際会議場にて

セミナーに行くと、200人くらい入る講堂でしょうか、先生と学生で一杯でした。もちろん、筆者はウズベク語は話せませんから、英語で話します。それを今回打合わせをした研究者が逐次通訳をしてくれました。終わった後には、さまざまな質問があり、ウズベキスタンの皆さんも「はやぶさ２」に非常に関心を持ってくれたようです（写真Ｃ）。

さらに、2016年９月。今度はメキシコです。IAC（International Astronautical Congress：国際宇宙会議）という宇宙関連では世界で最大級の会議が、メキシコのグアダラハラ（Guadalajara）で行われました。「はやぶさ２」プロジェクトからも何人かが参加しましたが、筆者も「はやぶさ」そして「はやぶさ２」のアウトリーチについて紹介をしてきました。筆者の話に、海外の研究者に加えて会議のボランティアをしていた高校生が非常に興味を持ってくれて、発表の後、多くの人が話しかけてきました。ぜひ、英語で（本当はスペイン語で）情報の発信をしてほしいと強く要望されたわけです（写真Ｄ）。

以上のように、期せずして、中南米や中央アジアで「はやぶさ」や「はやぶさ２」を紹介することができたわけですが、どこでもかなり関心を持ってもらえました。「はやぶさ」や「はやぶさ２」は、アメリカ、オーストラリア、そしてヨーロッパの国とは一緒にミッションを行っていますが、中南米やアジア地域にも情報が発信できました。残るはアフリカですね。文字通り「東奔西走」ですが、全世界に、日本の「はやぶさ（２）」を発信していきたいと思います。

JAXA ISASニュース　No.428　2016年11月号
ISSN 0285-2861
発　　行／国立研究開発法人　宇宙航空研究開発機構　宇宙科学研究所
発行責任者／宇宙科学広報・普及主幹　生田 ちさと
編集責任者／ISAS ニュース編集委員長　山村 一誠
〒252-5210 神奈川県相模原市中央区由野台 3-1-1　TEL: 042-759-8008
本ニュースは、インターネット（http://www.isas.jaxa.jp/）でもご覧になれます。
デザイン制作協力／株式会社アドマス

編集後記

「宇宙科学最前線」のイオンエンジンの開発努力に大変敬服したと同時に、親近感もわきました。筆者にも大改訂していただきありがとうございました。読者の皆様にはわかりやすくお伝えできましたでしょうか。（田中 智）

＊本誌は再生紙（古 70%）、植物油インキを使用しています。
R70 古紙パルプ配合率70%再生紙を使用
VEGETABLE OIL INK