

Comet Interceptor子機B1の 構造検証モデル(SQM)

Comet Interceptor (長周期彗星探査計画)において、JAXAは子機1機を欧州宇宙機関(ESA)に提供します。この子機B1について、探査機システムの主構造の成立性検証、ESAの親機との機械インターフェース確認、及び各搭載機器の機械環境条件の確認を目的にSQM (Structural Qualification Model)を開発しました。

写真は2024年11月下旬に実施した振動試験の時の様子で、こうした機械環境試験を通じて無事に探査機構造の成立性を示すことができました(p.2～4参照)。



新年にあたって

宇宙科学研究所長 國中 均(くになかひとし)

JAXAの第4期中長期計画(2018年度～2024年度)を宇宙研所長として担当するに当たり、1)宇宙物理を正常復帰、2)探査船団の構築、を目標に掲げて参りました。X線分光撮像衛星XRISMが微細構造を峻別できるほどの精細なX線スペクトルを観測するに至り、前者が達成されたことは疑いの余地はないでしょう。後者は、単騎ではなく多数機を全宇宙に散りばめて船団を組んで、太陽系の46億年の歴史を究明し生命の起源に肉薄する、宇宙研の壮大なるアジェンダです。

宇宙研が主宰する、小型月着陸実証機SLIM、小惑星探査機「はやぶさ」「はやぶさ2」、金星探査機「あかつき」の活躍、さらに3度目のサンプルリターンとなる火星衛星探査計画MMXと3度目のイオンエンジン動力航行となる深宇宙探査技術実証機DESTINY⁺、高感度太陽紫外線分光観測衛星 SOLAR-Cが開発中です。宇宙研の名声と信頼は大きく世界に広まり、世界から請われた協働ミッションも進行中です。米国航空宇宙局NASAとは、小惑星探査OSIRIS-RExから小惑星試料の受領、新型ロケットARTEMIS-1にて6UキューブサットOMOTENASHIとEQUULEUSの打上げ、土星衛星タイタン離着陸探査Dragonflyへ協力、などが進められました。欧州宇宙機関ESAとは、水星探査BepiColombo/水星磁気圏探査「みお」、木星氷衛星探査JUICE、二重小惑星探査Hera、長周期彗星探査Comet Interceptor、小惑星アポフィス探査Ramses、などの協力が挙げられます。このように多種多様な手法を駆使して、惑星探査のみならず、深宇宙輸送技術、重力天体表面への進出や地球防衛といった多彩な課題へと発展しています。

インフレ、円安、予算難など、厳しい運営状態に追い込まれています。それらには決して負けずに、創意工夫と挑戦的新規技術開発、さらには「こんなこともあるか」と準備周到に用意した奥の手を発揮して、宇宙研がコペルニクスの転回をし、新しい局面を切り拓いていくことを期待して止みません。



図：世界宇宙機関を総動員した宇宙研の惑星探査シナリオ。

Comet Interceptorフライバイ観測における航法誘導制御

研究開発部門 第一研究ユニット 誘導制御グループ 佐々木 貴広(ささき たかひろ)
宇宙科学研究所 太陽系科学研究系 特任助教 坂谷 尚哉(さかたになおや)

はじめに

世界初の長周期彗星探査を実施するComet Interceptorは、2029年に打上げ予定のESA主導のミッションであり、親機Aと2つの子機(B1およびB2)の計3機による同時多点フライバイ観測を通じて、太陽系形成初期の始原的な特徴を残す長周期彗星(公転周期200年以上)のその場での観測を目指しています[1]。このうち、子機B1をJAXAが担当しており、探査機システムの開発はアークエッジ・スペース社が行っています。(親機Aおよび子機B2はESAが担当)。

長周期彗星は、始原天体探査としては極めて重要なターゲットである一方、「長周期」という特徴から、探査ミッション設計において「いつ」、「どこから」、「何が」来るかが予測できないといった難しさを伴っています。「いつ」来るか分からないため、来てから打ち上げるのでは間に合いません。そこで、Comet Interceptorミッションでは、探査機を予め打ち上げ、地球-太陽のラグランジュ点(L2)周りのハロー軌道に待機させ、地上から探査可能な長期彗星を観測したらL2を出発し、長周期彗星をフライバイ・観測する、いわば待ち伏せ作戦を取ります。さらに、「どこから」「何が」来るか分からないという不確かさが、ミッション設計、特にフライバイ撮像に関する航法誘導制御系の設計を難しくしています。

本稿では、Comet Interceptor子機B1における親機と分離した後のミッションシーケンスを紹介し、フライバイ撮像に関する航法誘導制御系および可視光観測のための光学カメラ(NAC/WAC:Narrow Angle Camera / Wide Angle Camera) 撮像に関する課題を示し、解決策と方針について議論します。

分離後の自律シーケンス

子機B1は、彗星に最接近するおよそ2~3日前に親機から分離され、弾道飛行を行います。図1に親機分離後のB1における運用シーケンスを示します。分離後、最初に太陽電池パ

ドルの展開、デタンプリング(姿勢の安定化)、太陽センサーによる太陽捕捉、スタートラッカーを用いた三軸姿勢制御の確立を行います。その後、事前情報に基づきNACを用いた彗星探索・相対軌道決定を行い、子機B1は彗星指向姿勢を維持します(図1の①最接近前姿勢)。このとき、最接近時刻を推定し、精度よくフライバイ撮像を実施するための準備を行います。

最接近時刻の20分前(TBD:To Be Determined)になると、フライバイ姿勢(図1の②最接近時姿勢)に姿勢変更します。フライバイ時には、最接近時にNACの視野に彗星が入り、かつ彗星から発生しているダストから衛星を守るためにバンパー(防護板)が進行方向に来るような姿勢を取ることが重要となります。フライバイ姿勢移行後、視野の広いWACによる観測を行い、最接近時にNACの視野に彗星が入るように姿勢の微修正およびNACによる撮像時刻の決定を行います。そして、最接近撮像が完了し、彗星からのダスト衝突をやり過ぎた後、親機との通信姿勢(図1の③最接近後姿勢)へと姿勢変更し、ステータス情報およびミッションデータを規定量親機に送信して停波し、運用終了となります。

分離後は親機からのコマンド送信ができないため、子機B1はすべて自律して(地上局を介して運用者が判断することなく)これらのシーケンスを実施する必要があります。ここで、航法誘導制御およびNAC/WAC撮像に関連する不確かさとして、彗星に対する相対速度のばらつき(10km/s~70km/s)や衝突するダストの大きさや分布のばらつきなどがあります。したがって、Comet Interceptor特有の課題として、1)ワンチャンスイベントにおける完全自律運用、2)事前情報が少ない彗星に対するカメラ撮像、3)ダスト衝突に対するロバストな制御器設計、などが挙げられます。

ワンチャンスイベントにおける完全自律運用

推進系を持たない超小型衛星にとって、フライバイ観測のタイミングは一度きりの「ワンチャンスイベント」です。多くの衛星では、耐故障設計として故障を検知した場合、センサー冗長による切り替えで対応し、それでも解決できない場合はセーフ・モードに移行します。多くのセーフ・モードは、太陽電池パドルを太陽方向に指向して電力を確保するなど、最低限の機能を最低限のセンサー・アクチュエーターを用いて実施できるよう設計されています。その後、地上局の運用者が故障原因を特定し、修復することでミッションに復帰します。しかし、Comet Interceptorの子機は自律運用を行っており、これらの判断を運用者に頼らず、衛星自ら実施しま

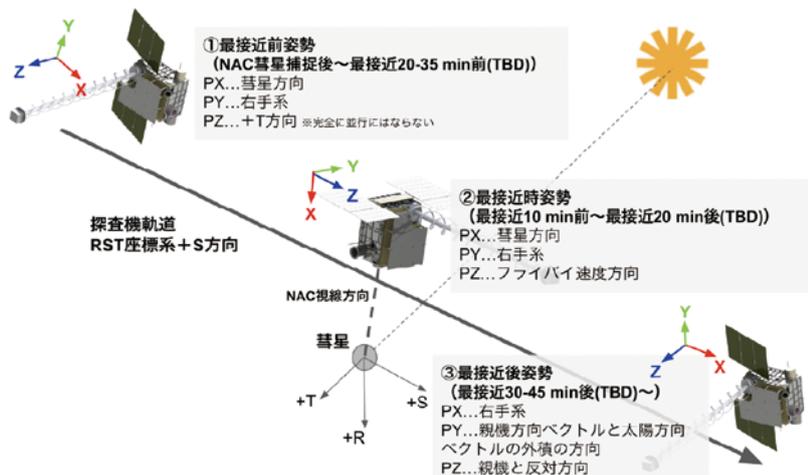


図1: Comet Interceptor子機B1の分離後運用シーケンス。

す。シーケンスによっては、セーフ・モードへの移行中に彗星を通り過ぎてしまうこともあり、そのため悠長に構えている暇はなく、腹を括って突き進む覚悟も求められます。

よって、Comet Interceptorの故障検知・隔離・回復(FDIR: Fault Detection, Isolation, and Recovery)設計では、セーフ・モードの考え方やワンチャンスイベントである彗星フライバイに対して最大限の成果を上げるために、a1) 故障ケースによって諦めるミッションの優先順位、a2) 事前情報を信じるか観測から得られた情報を信じるかといった重み付け、a3) ワンチャンスイベントを逃さないための腹を括るタイミング、などを考慮する必要があります。さらに、複雑なシステムは予期しない誤検知や検証漏れを引き起こす可能性があるため、シンプルで確実なFDIR設計を行うことが望ましいです。このような観点から、現在詳細なFDIR設計を進めています。

事前情報が少ない彗星に対するカメラ撮像

分離前に親機を介して、子機は彗星の位置・速度情報を受け取りますが、そこには大きな不確かさが含まれています。ワーストケースでは、再接近距離に750km、最接近時刻には最大100秒の誤差が生じます。したがって、子機は分離後にNAC/WACを用いて撮像画像の中から彗星を特定(彗星同定)し、撮像画像に写る彗星位置情報から探査機の相対位置を推定(光学航法)することで、最接近時刻および最接近時の彗星方向を精度よく求める必要があります。彗星同定について、探査対象となる彗星は開発時点では分からないため、現時点では彗星の尾の広がりや彗星核の明るさを利用した方法、複数画像の比較、背景星を用いたマッチングなどが検討されています。また、光学航法では、彗星位置情報が同定できると仮定した場合、彗星位置の時系列データを用いて、探査機位置を拡張カルマンフィルタなどを利用した航法アルゴリズムによって精度よく推定することが可能です[2]。

Comet Interceptorミッションのハイライトとなる観測は、最接近時のNACによる高解像度の核撮像です。この最接近撮像において解決すべき課題として、b1) 視野内に彗星を捉えるための撮像タイミング、b2) 高速フライバイ中の画像ブレ、などが挙げられます。これらの課題を解決するために、NACはCCD(Charge Coupled Device)駆動パルスの制御によって、2次元CCDでのTDI(Time-Delay Integration)撮像および多重露光撮像機能を実装しています。b1)については、光学航法によって対処しますが、例えば最接近距離850km、フライバイ速度40km/sのとき、NAC視野内を彗星核が横切る時間は0.7秒程度です。この精度で最接近タイミングをオンボード光学航法によって制約することは難しく、視野外で撮像してしまうリスクを低減する必要があります。そのためにNACには多重露光の機能を実装します。多重露光では通常の撮像のように露光してからすぐに電荷を読みだすのではなく、露光後CCD内に電荷を溜めたままにして次の露光を行うことを一定回数繰り返す、最後に読みだすことにより複数のターゲット像を1つの画像内に収める技術です。つまり、最接近時刻の誤差分だけ多重露光を繰り返すことで、どれか1つの露光タイミングでターゲットが視野内に入っていれば良い、というアイデアです。b2)については、NACによる彗星の適正露光時間は約5ミリ秒と見込まれており、上述の最接近距離・フライバイ速度の場合、露光中に13ピクセル程度被写体が移



図2: NAC TDI+多重露光撮像のシミュレーション画像の一例。距離850km、相対速度40km/s、彗星核直径10kmを仮定した計算である。多重露光機能によって1枚の画像の中に複数の像が写る。それぞれの像の露光中のブレはTDIによって低減する。

動します。TDI技術は、VCCD(Vertical CCD)内での電荷転送とCCDに結像した像の移動速度を同期させることにより、電荷転送と露光を順次行い、シグナルを増加させるとともに、S/N(信号対雑音比)を向上させながらブレを防ぎます。正しくTDI撮像を実施するためには、ターゲットの移動角速度(フライバイ速度÷最接近距離)を正確に決定する必要があります。特に、最接近時刻および最接近時の角速度をオンボードで推定するためには、最接近姿勢移行後にも彗星が視野に入り続けるWACによる観測が重要です。これにより、分離前の情報をオンボードで更新するロジックの検討も進めています[3]。これらの技術を基に、適切なタイミングで、かつ適切なTDIおよび多重露光パラメータを用いてNAC撮像コマンドを実行する計画です。図2には、NACのTDIおよび多重露光撮像のシミュレーション画像の一例を示しています。

ダスト衝突に対するロバストな制御器設計

彗星近傍には、彗星活動に起因するダストが分布しています。ダストの質量は非常に小さいものの、フライバイ速度が大きいため、衝突すると無視できないほどの姿勢外乱を引き起こします。進行方向にバンパーを取り付け、衛星本体を守る予防措置は講じていますが、ダスト衝突によって生じる角力積(角運動量の変化)により、c1) 角運動量が蓄積され、c2) 外乱トルクが発生します。子機B1の姿勢制御は、リアクションホイール(RW)による角運動量の交換によって行われます。c1)について、RWに蓄積可能な角運動量の上限は、選定されるRWのスペックによって決まります。そのため、衝突が予想されるダストのサイズ・頻度・分布を考慮した解析を実施し、想定される蓄積角運動量を求め、RWの選定を行いました。解析結果によると、進行方向軸周りに蓄積する角運動量は他の軸に比べて小さいため、進行方向軸のみ小さなRWを選定しています。

次にc2)について、ダストによって発生する外乱トルクが

衛星の姿勢を乱すため、カメラ撮像要求を逸脱させないよう、外乱にロバストな制御器の設計が必要です。想定されるダスト衝突を網羅的にシミュレーションし、適切な制御ゲインのチューニングを行うとともに、外乱オブザーバを用いた制御応答の向上なども検討しています[4]。ダスト衝突の影響評価には、EDCM (Engineering Dust Coma Model) [5] という彗星までの距離に対するサイズ別ダスト数密度のモデル

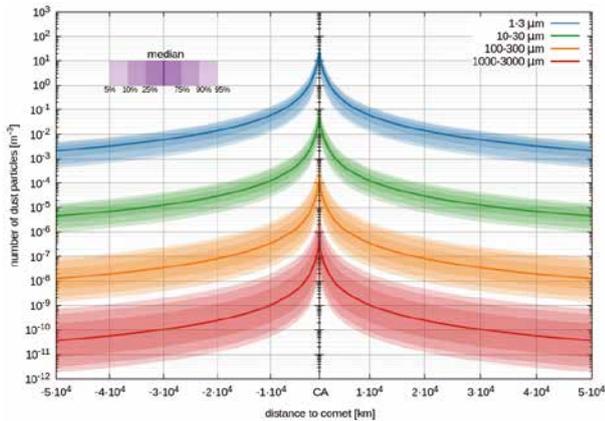


図3：彗星中心距離に対する探査機Aの軌道に沿ったダスト粒子の数 [5]。

を使用しています。(図3)これにより、想定される彗星タイプ別にEDCMから得られるダスト径・密度・分布を計算し、c1) およびc2) の網羅的な解析に活用しています。

今後に向けて

今後は2029年度の打上げに向け、より忠実度の高いSW/HWシミュレーション環境を構築し、各種パラメータのチューニング方法の検討や、詳細なFDIR設計、さらにFDIRを含めたEnd-to-Endでの検証など航法誘導制御の詳細な設計を進めていきます。そして、ヨーロッパでのインターフェース試験、インテグレーション試験を経て、2026年に探査機B1システムの開発が完了する予定です。

参考文献

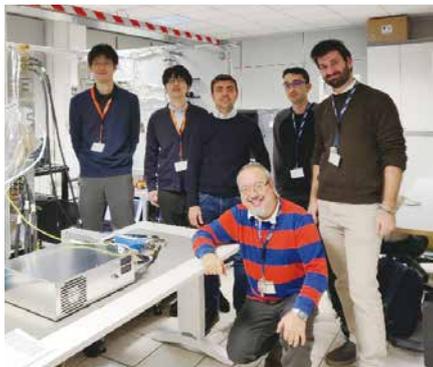
- [1] G. H. Jones et al, "The comet interceptor mission," Space Sci Rev, vol. 220, Feb. 2024.
- [2] 藤原他, "Comet Interceptor B1 探査機における航法誘導制御系設計・開発," 第68回宇宙科学技術連合講演会, 4L16, 2024.
- [3] 坂谷他, "Comet Interceptor B1 探査機搭載のカメラシステムによる超高速フライバイ撮像," 第68回宇宙科学技術連合講演会, 4L12, 2024.
- [4] 佐々木他, "Comet Interceptor ミッションにおける彗星フライバイ時のダスト衝突解析と航法誘導制御系設計," 第33回アストロダイナミクスシンポジウム, 2023.
- [5] R. Marschall, et al, "Dust hazard assessment using the engineering dust coma model of the comet interceptor mission," tech. rep., Copernicus Meetings, 2021.

ISAS 事情

Comet Interceptor (長周期彗星探査計画)の試験を開始!

Comet Interceptor (長周期彗星探査計画)の開発が本格始動し、JAXAが提供する子機B1について欧州宇宙機関(ESA)側との電氣的・機械的インターフェースを検証するためのモデルの開発・試験が始まりました。以下では、それぞれのモデルの試験について簡単に紹介します。

電氣的インターフェースを検証するモデル(Electrical and Functional Model, EFM)は、子機B1がESA側の開発する親機Aと電力・通信などの電氣的なやり取りを正しく行えるかを確認するためのものです。このEFMと親機Aの試験モデル(Avionics Test Bench, ATB)との間で、11月の半ばに欧州で最初の噛み合わせ試験を実施しました。Comet Interceptorチームとして初めてのJAXAとESA及びそれぞれのシステムメーカーによる



左：EFM/ATB噛み合わせ試験完了後の記念写真。左端が筆者の一人(中島)で、左下に見える金属製の箱がEFM。

合同システム試験だったため、渡航前には不安もありましたが、予定していた試験を完了することができました。今後も開発が進むにしたいが、新たに実装された機能に対する試験を何回かにわたって実施する予定です。

構造検証モデル(Structural Qualification Model, SQM)は、子機B1の主構造の成立性の検証、搭載機器の機械環境条件の評価、親機Aとの機械インターフェースの検証をすることを目的としています。SQMは探査機の主構造と、内部の各搭載機器に対して質量・重心位置を合わせたダミーマスを構成されています。このSQMに対してはこれまで質量特性試験、衝撃試験、振動試験の機械環境試験が行われ、構造としての成立性を確認しています。表紙に使用されている画像は2024年11月下旬に実施した振動試験の時の様子です。子機B1に課されている機械環境レベルが高く、構造設計には多くの困難を伴いましたが、SQMの機械環境試験を通じて無事に成立性を示すことができました。今後はフライトモデルの製造に向けて試験結果のフィードバック作業を行っていきます。

このような電氣的・機械的インターフェースの検証モデルを用いた試験結果をもとに、Comet Interceptorチームはフライトモデルの開発・試験へと向け準備を進めていきます。引き続きのご支援・応援をどうぞよろしくお願い致します。

(中島 晋太郎、白鳥 弘英)

SLIMプロジェクト終了のご報告

2024年1月20日に世界で初めてピンポイント月面着陸に成功した小型月着陸実証機「SLIM」ですが、この度、プロジェクトとしての活動を終了し、解散することとなりました。

既にISASニュースNo.522(2024年9月号)にて、SLIMの月面運用終了についてはご報告したところですが、その後、JAXA・宇宙研内での所定の審査会により総括された上で、10月29日にプロジェクト終了は妥当と判断され、2025年1月1日、SLIMプロジェクトは解散となりました。

SLIMは、月への高精度着陸技術の実証と、軽量な月惑星探査機システムの実現を2つの大きな目的として、2016年にプロジェクトとしてスタートしました^{*1}。結果として、高精度着陸性能については10m程度ないしそれより良好と評価されており、また、軽量化のために複数の新しい技術を開発したことで、これまで月着陸に成功した中で恐らく世界最軽量の着陸機を実現できました。ですから、この2大目標を十分に達成することができたと考えています。また月面着陸後には、マルチバンド分光カメラによる“月面上の犬たち”ならぬ岩石たちの科学観測も実施できました。着陸直前に分離に成功した2機の超小型ローバたち、LEV-1とLEV-2(愛称SORA-Q)は、それぞれ月面での完全自律動作に成功し、世界初となる複数ロボットの連携動作による月面探査を達成して、月面上での見事なSLIMのスナップショットを、あの歴史的な1枚の写真を、私たちに届けてくれました^{*2}。さらに、設計上想定していなかったにも係わらず、結果として3回の越夜後も探査機の動作が確認され、各種の機体データを取得することができました。越夜後動作はいわば“ボーナスポイント”ですが、これらの結果や、着陸直前に発生したメインエンジントラブルについての原因調査も完了したこと等も踏まえて、SLIMプロジェクトは十分にその目的を達成したと判断されています。

これらの成果を通じて、宇宙分野における日本の国際的なプレゼンス向上にも貢献することができました。例えば、岸田前首相が2024年4月に米国議会で演説された際には、SLIMの成果にも言及して頂きました^{*3}。この訪米の際には、有人と圧ローバや日本人宇宙飛行士の月着陸機会について署名が交わされたことも、まだ記憶に新しいところです。2024年6月には、国連宇宙空間平和利用委員会(ウィーン)でSLIMの成果について報告する機会も得ることができました^{*4}。また、民間玩具メーカーと共に開発されたLEV-2の成果や、YouTubeライブ配信、SNS投稿などを通じて、広く一般の方々に、宇宙活動をこれまでより身近に感じてもらえる機会を提供することもできてきています。

SLIMプロジェクトは解散となりましたが、得られた成果を最大限活用するための活動は、今後も継続されます。月面でマルチバンド分光カメラが観測した岩石に月深部由来だと考えられるカンラン石が含まれていることは、既に学会にて報告済みですが、このカンラン石についての観測データから月の起源と進化過程を議論する論文も、既に複数投稿されています(査読中)。工学的な技術についても、同様に既に多くの論文が投稿されています。また、越夜後に得られた各種機体データを用いて、越夜を経ることで着陸機にどんな変化が生じたのか、なぜSLIMは4回目の越夜後には動作しなくなったのか、といった研究が、引き続き行われることになっています。SLIMが実証した



2024年8月23日、停波運用を行ってSLIM月面運用を終了した直後の1枚。メンバーの表情に浮かぶのは、再度の通信復活が叶わなかった残念、運用終了を迎えた安堵、ここまで頑張ってくれたSLIMへの感謝と惜別の情、などが。

画像航法の基本部分は、既に火星衛星探査計画MMXの画像航法の一部で使われています。月極域探査機(LUPEX)プロジェクトにおいても、インド宇宙研究機関(ISRO)が開発する着陸機の着陸シミュレーションに対してSLIMの知見を活用した検証が行われることになっていますし、JAXAが開発する月面ローバに搭載する科学観測装置である近赤外画像分光装置(ALIS)には、SLIMに搭載されたマルチバンド分光カメラから多くの技術が継承されています。さらに、SLIMで得られた高精度着陸に関する技術や知見を、月着陸を実施する国内の民間事業者に提供することについても、調整が進められているところです。

月面上に佇むSLIMは、既に運用を終了していることから、今後動作することはありません。ですが、今後も“道しるべ”としての役割は果たし続けることとなります。SLIMには、国際協力の一環としてNASAから提供され搭載を求められた特殊な小型反射鏡LRA(Laser Retroreflector Array, 約20g)が搭載されています。NASAの月周回機LRO(Lunar Reconnaissance Orbiter)がこのLRAを狙ってレーザーを照射すると、この特殊な鏡は、LROの方向に向かって反射光を返してくれます。その光の往復時間を測ることで、精密な測距を行うことができるのです^{*5}。SLIMは今後も月面上において、この測距の標的・基準点となり続けます。

振り返ると、1年前の着陸は、つい昨日のこのようにも、その後の色々な出来事を思い出すと随分昔のこのようにも、感じます。ただ、発足から数えてもう約9年が経つこのプロジェクトがこれで終わったんだという実感は、まだなかなか湧いてきません。少しずつ、次に向けて頭を切り替えていこうと思っています。

これからも、宇宙への挑戦は続きます。皆さんから寄せて頂く多くの応援は、勇気となって、私たちに立ち向かう力を与えてくれます。今後のミッションへも、また暖かい応援をお願いします！ (元SLIMプロジェクトマネージャ/坂井 真一郎)

*1 <http://www.isas.jaxa.jp/home/slim/SLIM/index.html>

*2 https://www.jaxa.jp/press/2024/01/20240125-4_j.html

*3 https://www.kantei.go.jp/jp/101_kishida/statement/2024/0411enzetsu.html

*4 <https://webtv.un.org/en/asset/k11/k11tah0ffr?kulturaStartTime=9498>

*5 https://x.com/SLIM_JAXA/status/1818072667876163865

MAXI 15周年国際ワークショップ開催

2024年12月10日から12日の3日間、日本大学駿河台キャンパスCSTホールにて「MAXI 15周年国際ワークショップ Time domain astronomy」が開催されました。国際宇宙ステーション (ISS)「きぼう」搭載の全天X線監視装置MAXIは、2009年8月の観測開始から15年が経過し、現在も順調に観測を続けています。MAXI国際ワークショップは、MAXI提案時の1997年に第1回が開かれ、今回で第6回を数えました。2020年に企画したMAXI 10周年会議はコロナ渦で中止となりましたが、今回は、従前



参加者の集合写真

と同じく対面形式で開催できました。現地参加者は121名でした。Visaなどのやむを得ない理由で来日できない参加者10名には、zoom配信も行いました。合計131名のうち43名が、海外からの参加でした。口頭発表45件とポスター発表41件が行われました。発表資料で公開されているものは会議ホームページ <http://maxi.riken.jp/conf/15year> からご覧になれます。

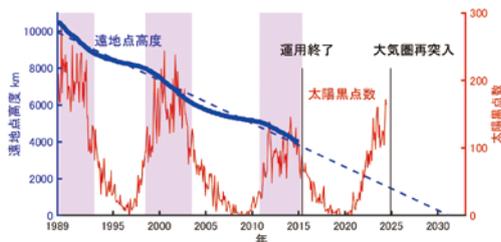
前回2016年のMAXI会議以来、MAXIはMAXI J1820+070など明るく変動の激しいブラックホール天体を複数個発見しました。これらはSwiftやNuSTARで追観測されています。2017年に打ち上げられ同じくISSに搭載されたNICER装置とは共同観測も進み、2022年からは即時追観測システムOHMANが稼働しています。XRISMを始め、2024年には、新たに観測衛星Einstein Probe、SVOMが打ち上げられ、成果を出し始めています。可視光ブラックホール連星モニタXB-NEWSは、MAXIなどのX線観測より数日以上早くアウトバーストの開始を検出しています。一方でSFXT天体など独自の観測を続けてきたESAの衛星INTEGRALは2025年初頭に22年間の運用を停止します。このような転換期にあたり、トランジェント天体を扱う第一線で活躍している研究者が、一堂に会して最新の情報交換と親睦を深めることができ、たいへん意味深いものになりました。MAXIは2030年までの運用がJAXAにより認められており、今後も多方面と連携を取り合って時間領域天文学を盛り上げていきます。

(理化学研究所／三原 建弘、日本大学／根来 均)

「あけぼの」大気圏再突入

磁気圏観測衛星「あけぼの」は、1989年2月22日にM3SII-4号機によって打ち上げられ、26年間地球の磁気圏の観測を行った後、軌道高度の低下と機器の劣化により新たな成果を生むことが困難となったことから、2015年4月23日に停波、運用を終了した。その後の更なる高度の低下により、先日(2024年11月26日)大気圏に再突入した。図は、打上げから運用終了までの「あけぼの」の遠地点高度の推移である。近地点(打上げ時の高度275km)における大気との摩擦により、遠地点高度は打上げ時の10,500kmから単調に落ちている。落ちる速度はほぼ一定であるが、周期的に若干速くなったり遅くなったりしている。11年の周期で増減する太陽黒点数と比較すると、太陽活動が活発で地球大気が膨張すると「あけぼの」の高度低下が加速している(ハッチの部分)。点線で示したように運用終了後もその前とほぼ同じ速度で落ち続けるならば再突入は2031年頃であるが、遠地点高度が下がると大気との摩擦の効果が急激に増大するため、実際の再突入はそれよりもかなり早く起きる。

昨年4月に宇宙研から、近々「あけぼの」が再突入する見込みとの連絡を頂いた。10月初めにはNORAD(北米航空宇宙防衛司令部。クリスマスシーズンにサンタクロースの追跡を行うことでも有名)から再突入は11月下旬との予測が出された。折しも11月23～27日には地球電磁気・地球惑星圏学会(SGEPSS)の総会と講演会が東京都立川市の国立極地研究所で開催された。



「あけぼの」打上げ以降の遠地点高度と太陽黒点数の推移

オーロラ現象や放射線帯の長期観測を行い多くの成果を出した「あけぼの」



SGEPSSは、オーロラの発生機構など地球磁気圏の様々な現象の解明を目指した「あけぼの」を生み育てたといえる学会である。また、当時の衛星はデータレコーダの容量が小さく、「あけぼの」のデータを多く得るためには「あけぼの」の南半球唯一の受信局である南極の昭和基地が極めて重要であった。極地研の南極地域観測事業により、昭和基地で受信した「あけぼの」のデータは磁気テープに記録され毎年「しらせ」で宇宙研に運ばれた。このような縁の深い学会が開催される中、NORADの最終予測によれば「あけぼの」は11月26日の日本時間午後1時頃に日本の関東地方の上を通過した後、地球を半周して南米で大気圏に再突入した。その日の夜に開かれたSGEPSSの懇親会では、「あけぼの」に関わられた多くの方と、改めて「あけぼの」の昔話に花が咲いた。

(元「あけぼの」プロジェクトマネージャ／京都大学 松岡 彩子)

J-Moon's Big Three

次、月で何する？



月震観測の重要性と未来

月にも地震がある？

日本では地震は日常的な現象ですが、「月にも地震がある」と聞くと驚く人も多いでしょう。実際、アポロ11号が月面に着陸した際に設置された観測機器には地震計が含まれていました。その後、アポロ計画の各ミッションで月震計が設置され、合計13,000件以上の月震が記録されました。このデータは、月の内部構造や進化を解明するうえで極めて重要な情報を提供しています。月震の波形は地球の地震とは大きく異なり、当時の研究者たちはその特徴に驚かされました(図1*)。

地震探査の意義：地球から月へ

地震探査は、天体の内部構造を調べる最も有効な手段の1つです。地震波は天体内部を伝播しながら反射や屈折を繰り返します。その伝播時間や波形を解析することで、例えば地球では地殻の構造や深部の核構造が明らかになりました。月についても同様に、地震波を用いた解析により、月が地殻、マントル、核といった層構造を持つ天体であることが判明しました。この発見は、月が単なる岩石の塊ではなく、熱進化を経た複雑な天体であることを示しています。近年では、NASAのInSightミッションが火星で地震探査を成功させ、火星の内部構造について新たな知見をもたらしました。この成功により、地震探査は地球以外の天体の内部構造研究においてますます重要視されています。

月震観測の課題

アポロ計画により得られた月震データは、月の内部構造の解明に大きく貢献しましたが、完全には解明されていません。その一因は月特有の環境にあります。月には大気や水が存在しないため、地震波が減衰せず長時間振動を続けます。さらに月の表面が砂のような細かい粒子で覆われており、地震波が強く散乱されるために起きると考えられています。その結果、微弱な反射波や屈折波が強い散乱波に埋もれ、観測が困難になります。さらに、アポロ計画では観測点が月の表側に限定されていたため、裏側や極域の構造についてはほとんど情報が得られていません。後の周回機観測により、月の表側と裏側が大きく異なる「月の二分性」が明らかになりましたが、裏側の構造解明は未だ課題として残っています。広帯域地震計は、散乱波の影響を受けにくい長

* 辻健、川村 太一 地震学の火星への挑戦 日本地震学会広報誌 なみふる No.122 <https://www.zisin.jp/publications/pdf/nf-vol122.pdf>

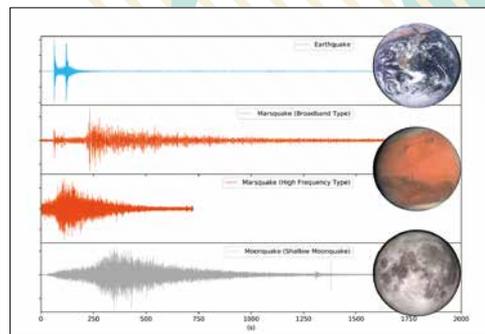


図1: 地球、火星、月で観測された地震の波形の例。地球や火星では、波形の立ち上がりがはっきりしているのに対し、月震や一部の火星の地震では、振幅が徐々に大きくなり、紡錘形の波形をしています。また、月震は地震動が非常に長く続くという特徴もあります。

波長の地震波を観測できるため、月の深部構造の詳細な理解に寄与することが期待されています。

次世代の月震ネットワーク

アポロ時代の課題から、次世代の月震ネットワークの鍵となるのが、月全体に広がる広帯域地震計を用いた観測ネットワークの構築です。このネットワークが実現すれば、月の内部構造を三次元的に明らかにし、月の進化や形成の過程に関する理解が飛躍的に深まるでしょう。目標とするネットワークは、最低でも4つの広帯域地震計を含む構成です。観測点が多ければ多いほど精度は向上しますが、震源位置を決定するには最低でも4つの観測点が必要です。さらに、このネットワークは、月の表側と裏側の両方をカバーするように、できる限り全球的に広がることが望まれます。現在、月探査では極域が注目されていますが、極域だけに限定されたネットワークでは地震学的に十分とはいえません。近年、民間企業の参入のあり、月震ネットワークの構築が現実味を帯びてきました。現在、アメリカ、中国、ヨーロッパなどが月探査計画で月震観測を検討していますが、継続的な月震計設置を正式に計画しているのは日本だけです。将来的には、各国が設置する月震計を連携させた国際的なネットワークが構築される可能性が高いと考えられています。しかし、多くの計画が極域を目指しているため、極域以外の観測点をどう確保するかが重要な課題となります。このような状況の中で、日本が計画的かつ継続的に観測点を提供することは、国際的なネットワークを最大限に活用する上で重要な役割を果たすと期待されています。

地震観測と地下資源探査

これまで、比較的大規模な地震観測についてお話ししましたが、地震探査は、地下の浅い構造を調べるためにも非常に役立ちます。例えば、地球では石油や天然ガスといった地下資源を探すために地震探査が広く使われています。現在、日本では月面全体で起こる月震を観測するネットワークの計画に加え、自分たちでモーターのような人工的な震源を用いて、地下に存在する「氷」を探す方法を開発しています。この地震探査によって、地下にどれくらいの深さや範囲で氷があるのかを明らかにすることができれば、将来の月面開発にとって非常に重要な情報になると期待されています。

月震観測がもたらす未来

月震観測の進展は、月の内部構造解明に留まらず、地球以外の天体の形成や進化を理解する手がかりを与えてくれるでしょう。特に、地球と月の成り立ちの関係や、月がどのように現在の状態に至ったのかを探る研究において、月震データは不可欠です。また、将来的には火星や他の惑星での地震探査にも応用される技術や知見が、月震ネットワークの構築から得られると考えられます。次世代の月震観測は、私たちの宇宙探査の基盤となる重要なプロジェクトとして、ますます注目されることでしょう。

パリ地球物理研究所/パリシテ大学:川村 太一(かわむら たいち)

》宇宙輸送システムを一步でも前へ

地球の周りにある空気を利用して宇宙へ

——風洞実験の準備中だと伺いました。

今回の風洞実験は、スペースプレーンの研究開発の一環です。地球から宇宙へ向かう手段として、現在はロケットが使われています。ロケットは、燃料とそれを燃やすための酸化剤を搭載して打ち上げられます。地球の周りには空気がある、空気は酸化剤となり揚力も生み出しますが、ロケットはそれをまったく使っていません。一方、地球の周りにある空気をうまく使って宇宙に向かおうというのが、スペースプレーンです。私は学生時代からスペースプレーンのエンジン、特に空気を吸い込むエアインテークの研究開発に取り組んできました。

——エアインテークの開発には、どういった難しさがありますか？

スペースプレーンのエンジンは、エアインテークで空気を吸い込み、ファンで圧縮し、燃焼器で燃料と混ぜて燃焼させ、発生したガスをノズルから高速噴射することで推進力を生み出します。どの要素にも開発の難しさがありますが、エアインテークはエンジンの要素で最も上流にあるため、その性能でエンジンの最大性能が決まってしまうというのが特徴です。

エアインテークの役割は空気を吸い込むことです。空気の流れにさす必要があります。しかし、機体から突出させると、抵抗が大きくなってしまいます。一方で、空気密度が小さくなる高高度においても十分な空気流量を確保しなければなりません。そのような様々な観点があるなかで、エアインテークの性能を最大化できる形状や取り付け位置などを検討するためにも風洞実験が欠かせません。風洞実験は体力を使う、大変な実験です。それでも宇宙輸送システムを一步でも前に進めたい、エアインテークの風洞実験もその一手だ、という思いで取り組んでいます。

地上から地球低軌道へ、さらに深宇宙へ

——「宇宙輸送システムを一步でも前に進めたい」という言葉がありました。ほかの取り組みについても教えてください。

最近では、地球低軌道から深宇宙へ飛行する軌道間輸送機(深宇宙OTV)の研究開発にも取り組んでいます。探査機は、まずロケットで地上から地球低軌道へ運ばれ、放出されます。そこから目的の天体へは、探査機自身の推進システムによって飛行していきます。探査機には、目的の天体で探査を行うための部分と、輸送を行う部分があるのです。探査を行う部分は、目的に応じてカスタマイズされた一点物になります。一方、輸送を担う部分は標準化して共通のものにできるのではないかと、という検討を進めています。

編集後記

私が大学院生で「あすか」の運用をしていた頃、「あけぼの」は長時間の受信ができていなあと眺めていました。遠地点を下げるには近地点の速度を落とす。打上げ時の遠地点上昇運用と逆の手順を自然に踏むんですね。長い間、本当にお疲れ様でした。

(前田 良知)

宇宙飛行工学研究系 准教授

丸 祐介 (まる ゆうすけ)

1978年、北海道生まれ。東京大学大学院工学系研究科航空宇宙工学専攻博士課程修了。博士(工学)。日本学術振興会特別研究員、室蘭工業大学博士研究員を経て、2008年よりJAXA宇宙科学研究所助教。2020年より現職。専門は宇宙輸送システム。



——探査機の輸送を担う部分を標準化することで、どのような利点があるのでしょうか？

ロケットは、打ち上げる探査機に応じてカスタマイズされるわけではありません。大部分は標準化されていて、取り付け部分などがオプションとして用意されています。探査機についても輸送を担う部分を標準化すれば、どのミッションでも同じものをつくれればよくなります。それによって、設計や試験にかかるコストを下げるができます。

私は以前、地上から地球低軌道への輸送と軌道上の輸送は、飛行環境がまったく違い、技術も大きく違うので、分けて考えた方がよいという立場でした。しかし今は、分けるのではなく、地上から地球低軌道へ、さらには深宇宙へと続く宇宙輸送システム全体を俯瞰して考えるべきだという立場に変わりました。ロケットの標準化で培ってきた知見や技術は、深宇宙OTVの標準化にも適用できると思うのです。そして、検討中の小天体サンプルリターンミッションで、深宇宙OTVの標準化を見据えた探査機の開発に、世界に先駆けて取り組もうとしています。

他に、衛星プロジェクトで軌道や姿勢を制御するスラスタを担当したり、サンプルリターンカプセルのパラシュートシステムを開発したり、再使用型ロケットや重力天体着陸機の着陸ダイナミクスの研究も行っています。いずれも宇宙輸送システムの前進につなげる意識で取り組んでいます。

ゴールを俯瞰し、現実的な一步を考える

——研究開発を進める上で大切にしていることはありますか。

遠いゴールを描くことは、とても重要です。しかし、一足飛びにはゴールに到達できません。ゴールまでどういう段階を刻み、各段階でどういうアプローチをするかを考えることも、遠いゴールを描くことと同様に重要です。私は、遠いゴールに向かうための現実的な一步を考えることを、常に意識しています。

——航空宇宙工学の道へ進んだきっかけは？

中学生のときに、宇宙実験用小型ロケット「たけさき」(TR-1A)の打上げをビデオで見たことが、きっかけの1つだったと思います。そのビデオは、NASDAの広報企画に応募した記念品として送られてきたものでした。その映像を見て、ロケットをつくる仕事があると知り、ロケットなどの飛ぶもの、特にそのエンジンに興味を持つようになったのです。実は、どういう企画だったのか、なぜ応募したのか、ほとんど覚えていません。でも、飛ぶものへの興味や、それを自分でつくりたいという思いは、そのときから今も変わらず持ち続けています。



ISASニュース No.526 2025年1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/JAXA 宇宙科学研究所長 國中 均
編集責任者/ISAS ニュース編集委員長 山村 一誠
デザイン制作協力/株式会社 トリッド
〒252-5210 神奈川県相模原市中央区由野台3-1-1 isasnews@isas.jaxa.jp