

なぜ宇宙研は EQUULEUS をやっているのか

学際科学研究系 テニュアトラック特任助教 中島 晋太郎

はじめに

2022 年 11 月 16 日に、NASA の SLS ロケット 1 号機が打上げられました。「アルテミス計画」の初号機であるこの打上げでは、有人宇宙船 ORION のテスト飛行が主目的になっていました。ORION は 12 月 12 日に無事地球に帰還し、着水しました。この巨大ロケット SLS の打上げでは、10 個の超小型探査機が相乗りで打ち上げられました。これらの超小型探査機のサイズは“6U CubeSat” と呼ばれるもので、約 10 cm × 20 cm × 30 cm となっています。JAXA からは、OMOTENASHI と EQUULEUS が SLS ロケットで打ち上げられました。

本稿では、これまでの EQUULEUS 開発・運用について簡単に紹介するとともに、EQUULEUS の先にある未来について、主に個人的な視点で述べていきます。

EQUULEUS について

EQUULEUS のミッション概要について

EQUULEUS (EQUilibriUm Lunar-Earth point 6U Spacecraft) のミッションとしては、以下の 4 つとなります。過去に ISAS ニュースの連載で具体的な紹介をさせていただいておりますので、ご興味がある方はそれぞれのリンクから記事をご覧くださいますと幸いです。

1. [太陽-地球-月圏での軌道操作技術を、地球-月系のラグランジュ点 L2 点 \(EML2\) への飛行を通じて実証する \[技術実証ミッション\] \(主ミッション\)](#)
 - 太陽や月の重力を利用することで、EQUULEUS に搭載された約 1.2 kg の水を推進剤（速度変化としては約 80 m/s）として燃料を節約して地球-月系のラグランジュ点（地球から見て月の裏側となる L2 点。以降 EML2 と呼称する。）周りの周期軌道へ効率的に航行することを目指します。
2. [地球の磁気圏プラズマの撮像 \[科学観測ミッション\]](#)
 - とても波長の短い紫外線（極端紫外光）に感度のあるカメラ（PHOENIX）を使って、地球周りに地球半径の 10 倍から 100 倍近くの領域まで広がっているヘリウムイオンの様子を撮像します。
3. [月面衝突閃光観測 \[科学観測ミッション\]](#)
 - EML2 に到着した後に、cm サイズの物体が月面に衝突した際に発生するごく短時間の発光現象である「月面衝突閃光」を EQUULEUS の高速度カメラ

(DELPHINUS) を使って観測します。特に、地球から見えない月の裏側などの継続的な観測を目指します。

4. [シス・ルナ空間におけるダスト（宇宙塵）環境計測\[科学観測ミッション\]](#)

- 多層断熱材 (MLI) にセンサー (PVDF フィルム) を挟み込んだ「スマート MLI」 (CLOTH) によって、塵レベルの微粒子が地球から月軌道周辺までの領域でどのくらい存在するのかを観測します。

EQUULEUS の探査機システム概要について

EQUULEUS 探査機システムの概要図を以下の図 1 に示します。6U という限られたサイズに、各種エレクトロニクス基板、姿勢制御ユニット、通信機、水レジストジェットの推進系といったバスシステムに加え、3 つの観測機器などたくさんのコンポーネントを詰め込んでいます。私自身は EQUULEUS の開発当初から電気系システム担当として電源・データ処理系などを広く浅く担当していました。

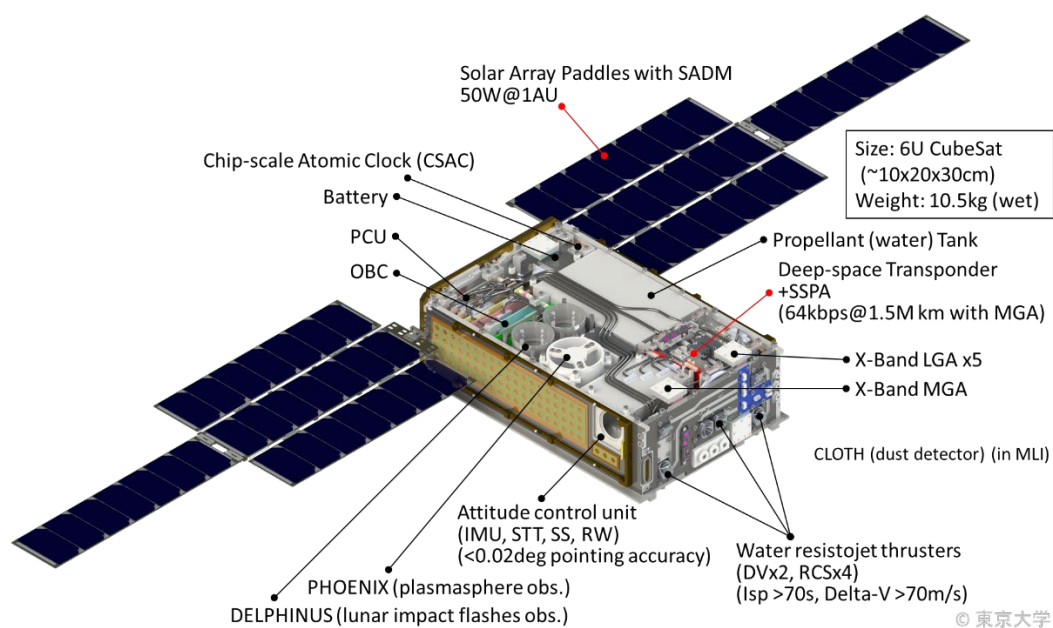


図 1 EQUULEUS 概要図.

6U というサイズに各種コンポーネントを高密度に搭載している。

EQUULEUS システムの特徴は、超高密度な機器配置だと考えています。この超高密度を実現するまでの苦労は[構造系の投稿](#)でも紹介された通りです。当時の電気系システム担当としては、この超高密度での機器配置を、限られた開発期間(2016 年の開発開始当初は 2018 年打上げ予定)で達成するために、構造系担当メンバーと綿密な議論をしながら調整を進めた記憶があります。具体的には、「エレクトロボックス（上図の PCU, OBC 等の基板がまとまった領域）の規格として、基板サイズとコネクタ位置の基準を決定する」「ケーブルハーネスのピンアサインやルーティングを事前に決めることが困難なため、自分たちで手作業で

ハーネスを作成する」などです。こうした苦勞を超えてエンジニアリングモデルの開発・試験を終え、フライトモデルにきちんと改良を加えて探査機システムの開発を終えました。ほかにもシステム開発の中で苦勞した点はここに書けないような内容も含めてたくさんあるのですが、今回の主題とは外れるのでいつか別の場で紹介できればと思います。

EQUULEUS の初期運用について

EQUULEUS の初期運用（本稿では、クリティカルフェーズ運用を便宜上初期運用と呼称しています。）は、11月16日の打上げの後、11月25日までの10日間続きました。この期間、EQUULEUS がどんな運用をしていたかを簡単に紹介します。非常に濃密な10日間であり、ここについて詳細を書こうとすると数十ページ以上書きたくなってしまうので、なるべく簡素に書きたいと思います。

EQUULEUS などの CubeSat は、SLS ロケットの OSA（Orion Stage Adapter）という場所に搭載されていました。OSA は Orion の分離後も ICPS に付いた状態で、Orion への衝突回避及び深宇宙への投棄をする ICPS Disposal 軌道に入ります。各 CubeSat はこの軌道に入るため、何も軌道制御をしないと図 2 のように地球一月の重力圏を脱して太陽周回軌道に入ってしまいます。これを避けるために、EQUULEUS は月スイングバイをする打上げ約5日後までに軌道制御を終える必要がありました。しかも、EQUULEUS が目指す低エネルギーでの EML2 までの到達をするためには一定の精度での軌道制御が求められるうえ、なるべく早く軌道制御を開始しないとどんどん軌道制御の効率も悪くなって必要な燃料も増えていってしまいます。こういったことを考慮し、EQUULEUS では「打上げ後最初の日本局パスで推進系のチェックアウトを完了させる」「打上げ後2回目の日本局パスで軌道制御（DV1）を開始する」「打上げ後4回目の日本局パスで軌道の修正（TCM1）を実施する」「月スイングバイ後2回目（トータル7回目）の日本局パスで軌道の修正（TCM2）を実施する」というマイルストーンを置いて運用計画を立てました。こうした計画に基づいた、大まかな運用パスとその実績を以下の表 1 に示します。私は、クリティカルフェーズ運用期間において、日本局の全9パス、80時間以上¹の運用統括（スーパーバイザー、SV）として運用現場の取りまとめを行いました。

¹ 実際は最終パスが13時間以上という長時間だったため、途中でSVの交替を行いました。また、DSNパスのSVは別の方（東大・布施さん）が担当し、二人での二交替制でSVをこなしました。

表 1 クリティカルフェーズの運用概要.

DSN 局・日本局合わせて 25 パスのうち、主要なイベントがあったパスを抜粋している.

11月16日打上げのクリティカルフェーズ運用概要 ※時刻は日本時間

(以下、実際の運用実績≒運用計画)

開始時刻	終了時刻	運用局	主な運用イベント
			11/16 15:47 打上げ
			11/16 19:28 EQUULEUS分離、自動太陽捕捉制御開始
11/16 19:33	11/16 22:05	マドリード	初期チェックアウト(SADA, 太陽センサ, STT, ヒーター)
11/17 01:50	11/17 03:20	ゴールドストーン	初期チェックアウト(ヒーター(続き))
11/17 03:25	11/17 13:25	内之浦	三軸姿勢制御移行、 推進系チェックアウト、テストマヌーバ
		マドリード ゴールドストーン	DV1準備(温度降下手順確認, DV1 FDIRパラメータ調整)
11/18 04:14	11/18 14:11	臼田	DV1本番 (~6.4m/s)(可視中に完了)
11/19 04:30	11/19 14:11	臼田	DLPチェックアウト
11/20 04:34	11/20 14:20	内之浦	TCM1 (~0.84m/s)
11/21 20:00	11/21 22:05	マドリード	月撮像TL登録, 太陽捕捉遷移シーケンス修正(軌道上温度誤差対策)
11/22 01:25	-	-	月最接近
11/23 05:48	11/23 14:04	臼田	TCM2(~0.20m/s)⇒EML2へ向かう軌道投入成功を確認
11/25 18:35	11/26 07:53	臼田	CLOTHチェックアウト

11 月 16 日の打上げ・分離直後のパスで、探査機が正常に動作していることを確認しました。私個人としては、太陽電池パドルが正常に展開してくれるかが非常に心配でした。この理由としては、探査機を 2019 年末に完成させて安全審査資料を提出してから、太陽電池パドルの展開試験を実施することができなかった（環境試験を実施したコンフィグレーションからの変更は基本的に認められない）ため、最後に展開試験をしてから約 3 年間収納状態を保ったあとに軌道上で初めて・自動的に展開をする必要があったためです。しかし、私の心配をよそに太陽電池パドルは正常に展開し、太陽捕捉制御まで完了できた状態での入感（テレメトリデータの取得開始、電波自体は捕捉制御中から受信し始めていた）となりました。最初にテレメトリデータを取れた瞬間に「よし、Sun Acquired（＝太陽捕捉完了を示す）だ！」と呟いたことを覚えています。

11 月 17 日の日本局第一パスでは、三軸姿勢制御モードに移行したうえで、推進系のチェックアウトを中心に行いました。このチェックアウトは驚くほど順調に実施することができ、この結果をもとに日本局第一パス後に 11 月 18 日の日本局第二パスでの運用計画の議論を実施しました。推進系のチェックアウト自体は問題なく実施できたのですが、探査機の温度が想定よりも少し高く、これまで想定していた手順では推進系の動作温度範囲を超えてしまうことが懸念されました。そのため、温度降下手順を新規に議論しつつ準備し、その手順確認を DSN パスで実施したうえで日本局第二パスの DV1 に備えました。そして、日

本局第二パスではこれらの準備をもとに計画通り DV1 を実施(JST 11/18 8 時 14 分~11 時 26 分)し、完遂することができました。

11 月 19 日の日本局第三パスでは、次の第四パスに実施する軌道修正マヌーバ (TCM1) の準備を進めるとともに、DELPHINUS のチェックアウトを実施しました。このタイミングで DELPHINUS のチェックアウトを実施したのは、月フライバイに近いタイミングで条件が許せば OMOTENASHI が固体モータを噴射する瞬間の撮影をしよう、という計画があったためでした。TCM1 については、DV1 ほどの大きな軌道制御ではありませんでしたが、前述した温度の問題にも対応するために手順をしっかりと準備する必要がありました。探査機、特に推進系の温度を所定の温度範囲に収めるための手順についてしっかりと議論・準備をし、11 月 20 日の日本局第四パスに臨みました。結果として、TCM1 も準備した手順の通り実施し、図 3 のような制御を完了して所定の精度で月スイングバイをする準備が整いました。

こうして DV1・TCM1 を完遂して月スイングバイの軌道力学上の準備を整えたわけですが、運用的には温度が想定より高いことが一つの懸念点でした。そのため、必要な温度データを取りつつ、どういう対策をしないといけないか議論を続けました。結果として、太陽捕捉制御に関連するシーケンスに対応を実施しないと、探査機の一部機器が許容温度範囲を超えてしまう可能性があることがわかり、その対応も月スイングバイ前に実施しました。加えて、せっかく月スイングバイを実施するのであれば DELPHINUS を用いて何かの撮像を実施したいということで、どういった撮像ができるか議論して準備をしました。こうした議論を通して撮影した画像が、ISAS ニュース等でも取り上げていただいた月の昼夜境界線を撮影したもの (https://twitter.com/EQUULEUS_ja/status/1595260514695024640?s=20) になります。

月スイングバイを実施した後、スイングバイ後の軌道決定結果をもとにした軌道の微修正 (TCM2) を行いました。最終的には、この TCM2 を実施した結果を軌道決定で評価し、ノミナル軌道に所定の精度で投入できたことが確認できたためクリティカルフェーズ終了となりました。このクリティカルフェーズでは、多くの学生を含む EQUULEUS 運用チームや、ミッション達成に非常に重要な軌道決定をタイムリーかつ高精度に実施いただいた軌道決定チーム、その他 JAXA 内外含め各所の皆様に大変お世話になりました。この場を借りてお礼申し上げます。

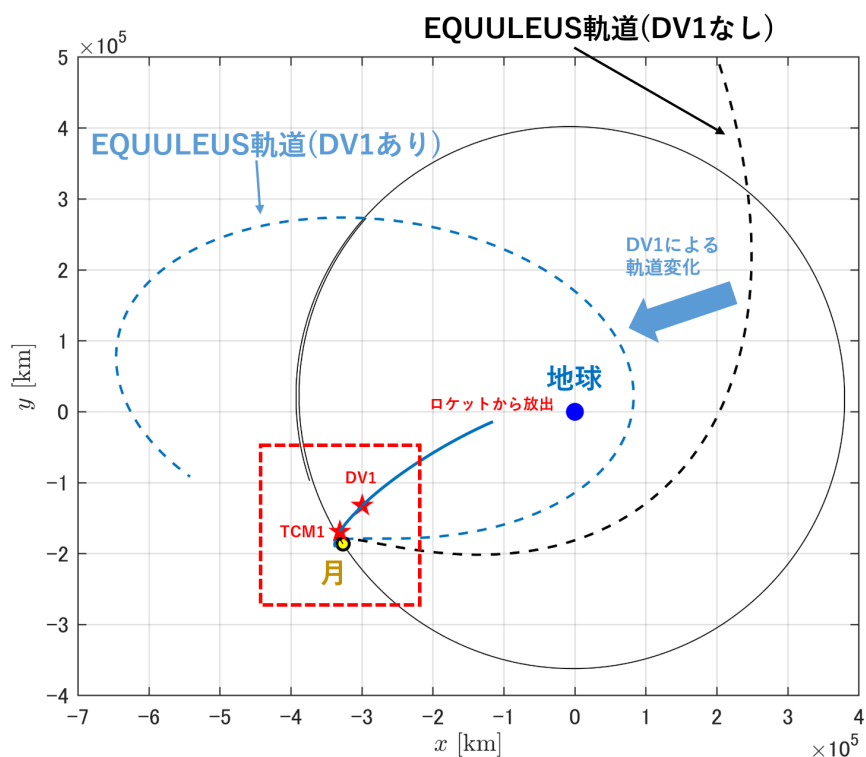


図 2 EQUULEUS 軌道における DV1 有無の比較. DV1 なしだと黒点線のように深宇宙へと向かって行ってしまいが、DV1 によって青点線のように地球一月の重力圏にとどまっている。

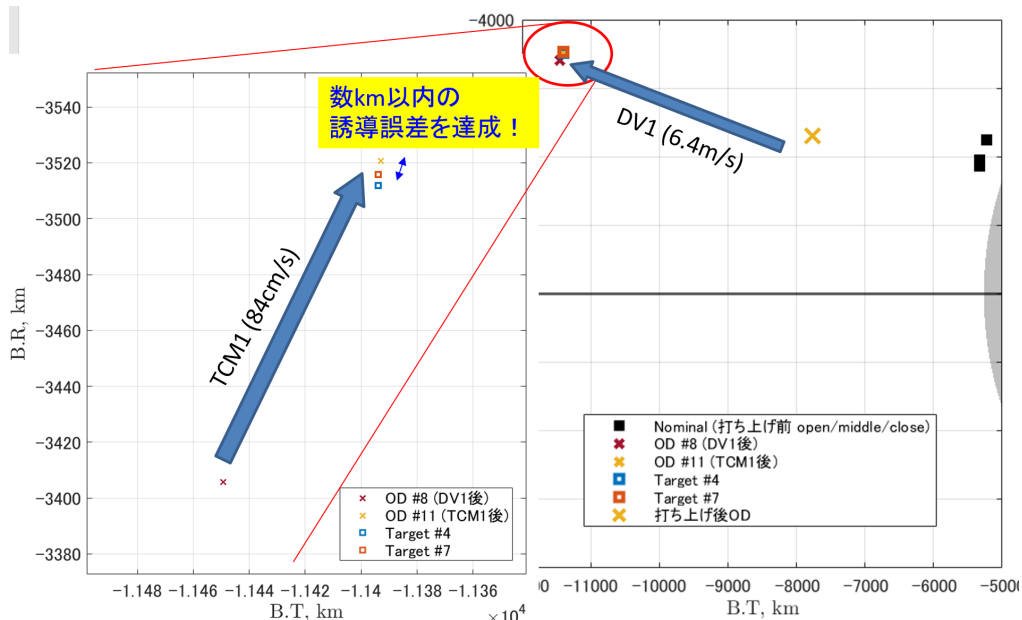


図 3 月フライバイの B-plane 上における誘導誤差. 黄色の×点からスタートして左上の領域まで移動し、拡大図の茶色の×点から黄色の×点まで修正した. これにより、数 km 以内の誘導誤差が達成できている。



図 4 初期クリティカル運用終了時の運用チーム集合写真。前列右から 3 番目が筆者。

EQUULEUS のクリティカルフェーズ後の運用について

クリティカルフェーズまでは近況を比較的細かく twitter ベースでお伝えできていたのですが、それ以降はあまり頻度高く情報の発信ができておりませんでした。キーとなる状況は X (旧 twitter) でたまに発信しておりましたが、この文章で少し補足をしたいと思います。

もともとの運用計画では、クリティカルフェーズ終了後に探査機としては大きなイベントはなく適宜観測機器のチェックアウトをこなしていく予定だったのですが、今回の打上げ日での投入軌道が運悪く、EML2 への軌道が約 1 か月周期で地球・月に会合するような軌道になってしまったことから天体最接近時の誤差の拡大を抑えるように定期的な軌道修正制御 (TCM) が必要になってしまいました。そのため、運用チームはこの TCM を定期的に (2022 年 11 月から 2023 年 5 月まで 11 回) こなしつつ、その合間で観測機器のチェックアウトを実施していました。加えて、EML2 に到着するためには、打上げ直後の DV1 だけでなく、ほかのタイミングにも能動的に軌道を制御する必要がありました。そのため、2 月の初旬と下旬の 2 回に分けて DV2, 3 を実施しまして、図 5 に示される EML2 に向かうための軌道を維持していました。また、2 月の上旬～中旬には ZTF 彗星 (Comet C/2022 E3) の撮影にもチャレンジしました ([X\[旧 twitter\]のリンク](#))。また、4 月には PHOENIX の蓋を開いて極端紫外での撮像も開始し、5 月には磁気圏プラズマ撮像装置によるサイエンスデータ取得に成功しました。これにより、EQUULEUS のサクセスクライテリ

アにおけるフルサクセスを達成しました。

このように非常に順調に運用を進めていたのですが、5月18日のパスで EQUULEUS からの入感が確認できませんでした。幸か不幸かその直後の5月23日に EML2 への飛行軌道の中で最後の地球接近がありました。このタイミングに合わせて世界各地の大型望遠鏡で探査機の光学観測を実施し、それらの結果から探査機の電源が枯渇し無制御で回転している状態と推測されました。執筆時現在まだ EQUULEUS との通信は復旧できていませんが、プロジェクトチームは探索運用を継続して探査機の復旧に努めています。

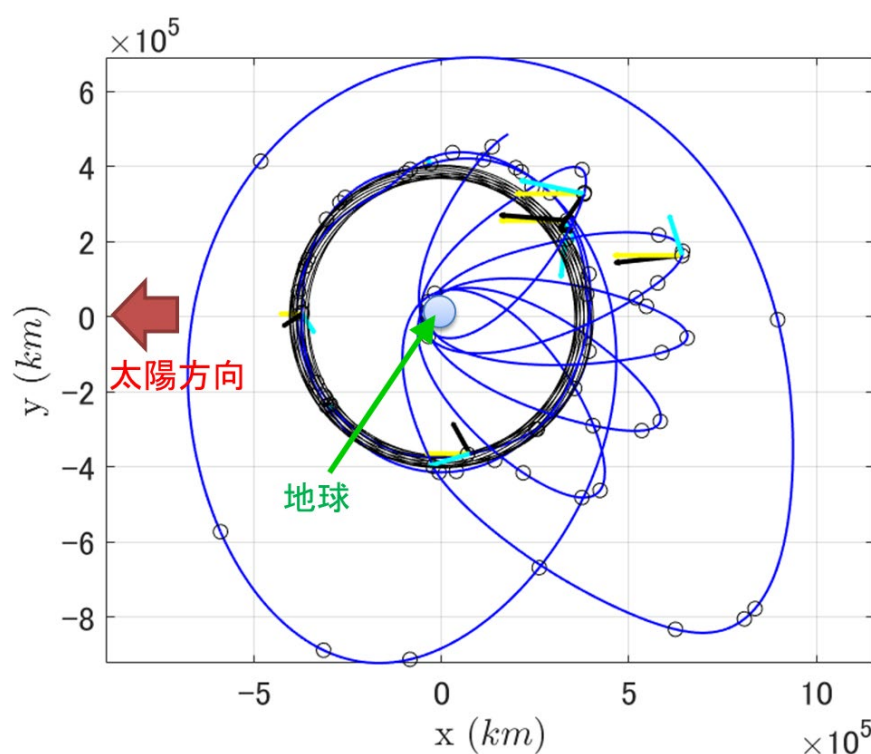


図 5 2023 年 1 月以降の軌道図（地球中心，太陽－地球固定回転座標系）
地球が中心，地球の周りの黒線は月の軌道．太陽は X がマイナス，Y=0 の方向．

EQUULEUS の先にあるもの

ここまで EQUULEUS の開発・運用状況について簡単に述べてきましたが、最後にこの EQUULEUS のミッションの先にどのようなものがあるのか、ということ述べたいと思います。

EQUULEUS の主ミッションである軌道操作技術の獲得により、軌道制御能力が限られる CubeSat や超小型探査機による月近傍やそれ以遠のミッションが可能となっていきます。特に、将来月周辺に月周回有人拠点（Gateway）の構築に伴い、月近傍への輸送機会が拡大していくことが期待されます。EQUULEUS の軌道操作技術によって、こうした月近傍への輸送機会を小さくて軽い超小型宇宙機で最大限活用し、多くの科学成果を生み出すことが可能となります。さらに、EQUULEUS が利用している推進器の燃料である水は、安全だけでなく宇宙で月や小惑星等から入手できる可能性があります。そのため、軌道上の拠点で燃料の再補給が可能となり、さらに遠くへの探査機も実現できるかもしれません。

EQUULEUS のミッションから直接つながる未来については上で述べた通りになりますが、ここでは「超小型探査機」というものの可能性について少し話したいと思います。超小型探査機で特筆すべき過去のミッションとしては、PROCYON と MarCO があります。PROCYON ははやぶさ 2 打上げ時のサブペイロード（相乗り衛星）として 2014 年 12 月 3 日に打ち上げられ、世界初の 50kg 級超小型探査機としてバスシステムの実証などを行いました。PROCYON は独力で超小型衛星が深宇宙探査を実施できるということを示したという点で、重要なミッションであったと考えています。MarCO については、火星着陸機 Insight と一緒に打ち上げられ、Insight の EDL 実施時の通信を補助するというミッションでした。このミッションで重要だったのが 6U サイズの CubeSat を火星圏で動作させたということであり、この実績が EQUULEUS をはじめとする SLS 相乗り CubeSat の設計に大きな影響を与えました。

こうした超小型探査機の進化の方向性としては、高度なミッションを実現する「高度化」と、今後増えるである月への輸送機会を活用した「多様化」の両面があると考えています。後者の可能性は EQUULEUS で示されましたが、前者は今後さらに高度なミッションを独力か否かにかかわらず（子機としての用途もあると想定）実施していくことが考えられますし、我々としても実施していきたいと考えています。超小型探査機の特長としてはその小ささ・軽さにあるといえます。この特長により、同じロケットでの打上げでもより遠くの探査（例えば外惑星の探査）が可能になったり、複数機のミッション（例えば編隊飛行によるミッション）が可能になったりします。今後 EQUULEUS 以上に高度なミッションを継続的に実施していくためには、これまでの PROCYON・EQUULEUS・OMOTENASHI のように大学・JAXA でのインハウス開発のみでは難しくなってくるのが想定されます。そのため、メーカーさんとタッグを組んで今後の超小型探査機の開発を実施していき、高度なミッションを継続的に実現できる体制を構築していく必要があるのです。では、こうした体制の

構築を含め、EQUULEUS から得られた知見をどのように生かすべきか、ということについてもう少し個人的な視点から深掘りしたいと思います。

EQUULEUS からの知見①：EQUULEUS の衛星設計・開発・運用の教訓

EQUULEUS の開発において、どういう観点でうまくいったのか、もしくは今後への反省点があるのか、ということについて個人的な視点で書いていきます。まず、EQUULEUS の設計・開発が上手くいったのかについては、フルサクセスは達成したものの正確な評価は今後の運用成果次第ということもあるので、明言は難しいかと思います。そのうえで、私自身の考える EQUULEUS で良かった点について書いていきます。

まず、初期の設計において最低限の設計余裕（マージン）を持った設計にできていたことが良かった点として挙げられます。超小型探査機は電力・質量などのリソースが限られていることから大きなマージンを持った設計にすることは難しく、逆に大きなマージンを持った設計にすると探査機が使えるリソースをフル活用できないことになるため、実施できるミッションが小振りになってしまいます。こういった点から、EQUULEUS ではシステム全体でうまくマージンを管理し、重要な部分に適切にマージンを持った設計としてシステム全体の性能を保つように設計・開発を進めることができました。

次に、バスシステムについては PROCYON を中心とした過去の超小型衛星・超小型探査機のヘリテージを活かして開発を進めることができたことが良かった点として挙げられます。例えば、搭載計算機上のオンボードソフトウェアについては、ソフトウェアアーキテクチャ(Command Centric Architecture, C2A)を PROCYON から流用しており、運用・開発上重要なコア部はかなり使いまわすことができました。また、姿勢決定・制御サブシステムのコンポーネントは既製品を購入したのですが、それを単にブラックボックスとして使用するのではなく、可能な限り中身／使い方を理解したうえで適切な異常検知・対応(FDIR)機能の設計を実施しました。加えて、通信系サブシステムという月以遠(深宇宙)のミッションにおいて特に難しく重要な部分については、ISAS の専門家にチームに加わっていただいてコンパクト・高性能な通信機・アンテナの開発を実施しました。

続いて、運用についてです。EQUULEUS では、開発と同様に東京大学・JAXA の学生・教職員が中心となって運用を実施しています。探査機・衛星の運用は時間が地上局の可視時間から物理的に決まってくることに加え、一度打ち上げて動いた衛星は停波まで止めることはできません。そのため、地上の人間の都合でコントロールできない部分が多く、負荷が大きい面もあります。長期戦にもなる運用を、どのように進めるかは重要な課題となります。個人的には、開発を担当したチームはきちんと運用にも携わり、技術的な判断・対応をするべきだと考えています。一方で、それでは人的リソースが厳しくなる可能性も十分あるため、「初期運用や運用上重要なマイルストーンでは開発チームが主導し、それ以外ではできる限り何らかのサポートを得る」とするのがひとつの選択肢だと考えています。このサポートは、運用のために別途サポートチームを作るなどを考えていますが、開発に携わっていないメ

ンバーでの運用をうまく進めるためにはツール等による技術的なサポートは必須になると想像しています。また、一般的な超小型衛星としては、そのうちバス部を「プラットフォーム」とする方針になるだろうと想像しています。例えば、海外では Blue Canyon Technology や AAC Clyde Space などが、プラットフォームの形でバスシステムを販売しています。こういったプラットフォームがこなれてきて基本的な運用が共通的に実施できるなら、サポートや運用の一部を自動化するなどの選択肢が出てくるだろうと考えています。

最後に、EQUULEUS だけでなく今後の超小型衛星・探査機開発に向けての個人的な考えを述べます。EQUULEUS は結果的に主要な開発・試験に約 4 年、打ち上げまで合計約 6 年半程度かかったのですが、2016 年の開発開始当初は 2018 年打ち上げ予定でした。こういった短いスパンできちんとした衛星設計を進めるためには、前述したようなサブシステムの専門家にチームに加わっていただくだけでなく、開発～運用まで経験したエンジニアが取りまとめの位置に数人いることが重要だと考えます。特に「運用」の経験が重要であり、ここが抜けると運用性に欠けた設計になって運用時に苦勞してしまいます。EQUULEUS では、PROCYN で開発～運用まで経験したメンバーがシステム全体を取りまとめることでこの点を考慮しながら設計・開発を進めることができ、運用でも通信途絶までは大きなトラブルなくスムーズに進めることができました。また、開発・運用では予期せぬ事態が起きることがしばしばあります。そういう時に、「こんなこともあるかと」というアイデアが重要になってきます。こういったアイデアは経験をもとにした想像力からくるものと思っていますので、そういう知見を出す人がチーム内にいることも重要だと考えます。一方で、学生含めた若いチームで重要なのは、新しいアイデアを頭ごなしに否定せずに積極的に議論し、取り入れることだと思いますので、専門家（ベテラン）・若手のバランスを取りながらプロジェクトを進めていくことが今後のミッションでも重要な要素になるのではないのでしょうか。

EQUULEUS からの知見②：将来計画へ

前の節までは EQUULEUS に特化した教訓を述べてきましたが、本節では将来の超小型探査機ミッションに向けての考察を簡単に述べたいと思います。

今後、超小型探査機は様々な形で活用されていくと期待しています。PROCYN・EQUULEUS・OMOTENASHI のように探査機が独自のミッションを実施するだけでなく、Insight と MarCO や DART と LICIA Cube のように、メインの大型探査機ミッションと組み合わせて使う用途も考えられます。超小型探査機の特長の一つである軽量・小型という要素を失わずに魅力的なミッションを実施するためには、可能な限り輸送能力を探査機自身で持たず外部に頼ることがひとつの方向性だと考えています。これは、DART+LICIA Cube や Comet Interceptor ([関連リンク参照](#)) のような親機・子機構成という方向性に加え、OTV などの輸送サービスを活用するという方向性もあると思います。こうした方式では、超小型探査機をミッションを実施するまである程度休眠させることも選択肢に入ってきます。軽量・小型という超小型探査機の特長は、探査機の信頼性・寿命とのトレードオフにな

ってしまう面は避けられません。しかし、こうして休眠させることができれば、外惑星など到着に時間がかかる行き先であっても小型・軽量の超小型探査機を活用したミッション（例えば複数機によるミッション）を実施しやすくなってきます。なので、超小型探査機をより高性能化して独力でミッションを実現できることも重要な観点ですが、このように輸送能力を外部に頼るということは超小型探査機を活用してより魅力的なミッションを実現するうえで重要な方向性の一つであると考えています。

現在 ISAS で検討を進めている Comet Interceptor 搭載子機 B1 の開発においては、高度なミッションを継続的に実現できる体制を構築していくことも副次的な目的としています。こうした開発体制の構築においては、「ISAS における超小型探査機はどのように開発していくべきか」という視点が重要となってきます。「どのように開発していくべきか」という言葉を具体化すると、「どのくらいの規模・複雑度の探査機を、どのくらいのコスト・信頼度で開発するべきか」ということになります。Comet Interceptor は ESA との国際共同のミッションであることから、失敗しないように探査機の信頼性を十分確保する必要があります。そのため、「検証／アウトプットをきちんとやることで、超小型探査機として十分な品質保証を達成する」という方針で探査機開発を進めようとしています。すなわち、超小型探査機ということに甘えて信頼性・品質保証活動を必要以上に簡易化するのではなく、必要なことを・いかに効率的に実施するか、ということにフォーカスして開発を進めており、ISAS における超小型探査機開発のスタンダードとなるような開発方式の確立を目指しています。

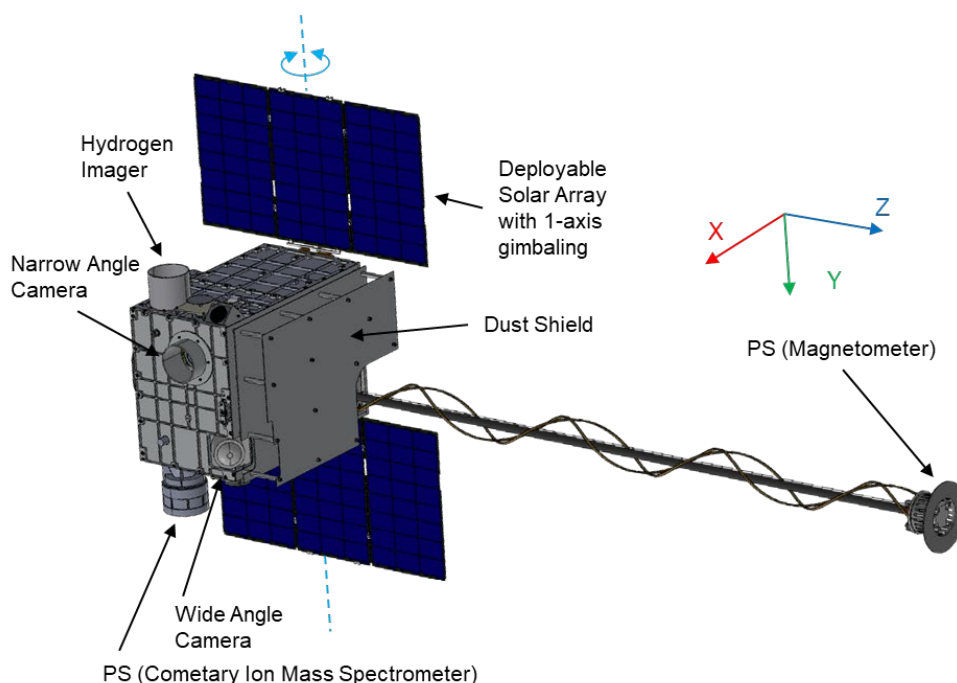


図 6 Comet Interceptor 搭載子機 B1 外観図

最後に

本文書では、EQUULEUS の開発・運用について紹介した後に、EQUULEUS の先にある将来の超小型探査機の開発について個人的な考えを紹介しました。一言で「超小型探査機」といっても、6U くらいのサイズがあれば、50kg を超えるようなサイズのものもあります。また、独力で深宇宙を航行して科学観測をするような探査機もあれば、大きな探査機の補助として使われる探査機もあるでしょう。こうした様々な超小型探査機を、可能な限り高コストパフォーマンスで開発できるような仕組み・技術を、今後とも考えて実現していきたいと思います。

今後も特別公開や学会発表などを中心に成果の報告等をできればと思いますので、引き続き EQUULEUS をよろしくお願いします。

関連リンク

[読む ISAS「EQUULEUS と OMOTENASHI」](#)

[EQUULEUS X \[旧 twitter\]](#)

[長周期彗星探査計画 Comet Interceptor | 科学衛星・探査機 | 宇宙科学研究所](#)

[Comet Interceptor とは？ いま再注目されているフライバイ探査の魅力を解説](#)