

かぐや (SELENE) プロジェクト報告



2010年3月

宇宙航空研究開発機構

月・惑星探査プログラムグループ SELENEプロジェクトチーム

宇宙航空研究開発機構特別資料

JAXA Special Publication

かぐや(SELENE)プロジェクト報告

KAGUYA (SELENE)project report

月惑星探査プログラムグループ SELENE プロジェクトチーム

SELENE Project Team,Lunar and Planetary Exploration Program Group

2010年3月

March 2010

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency



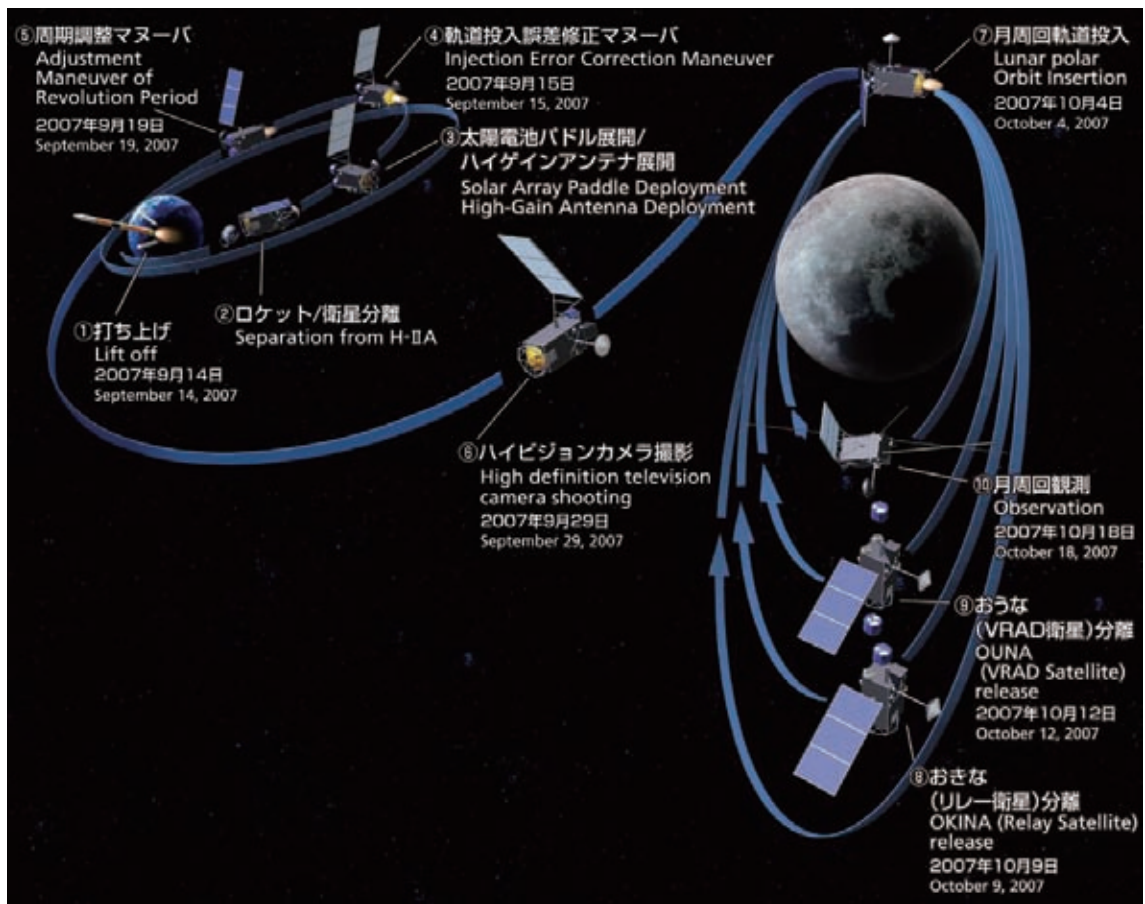
月周回衛星「かぐや」外観写真



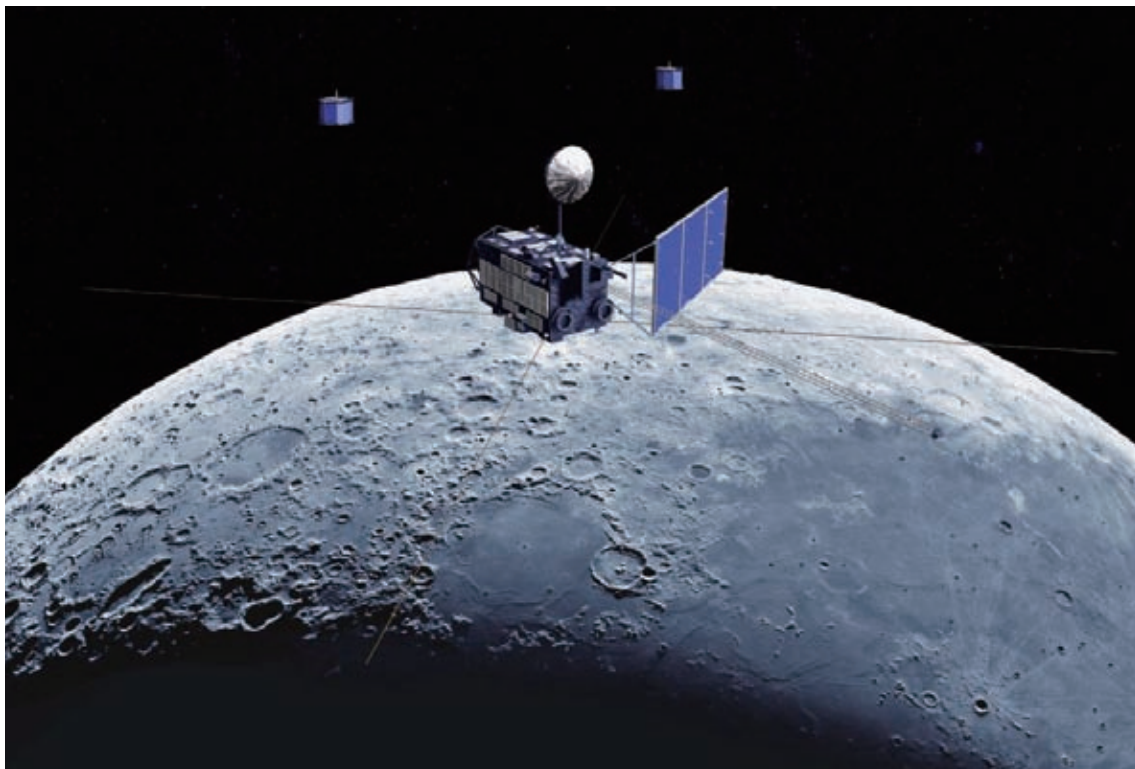
「かぐや」応援メッセージ



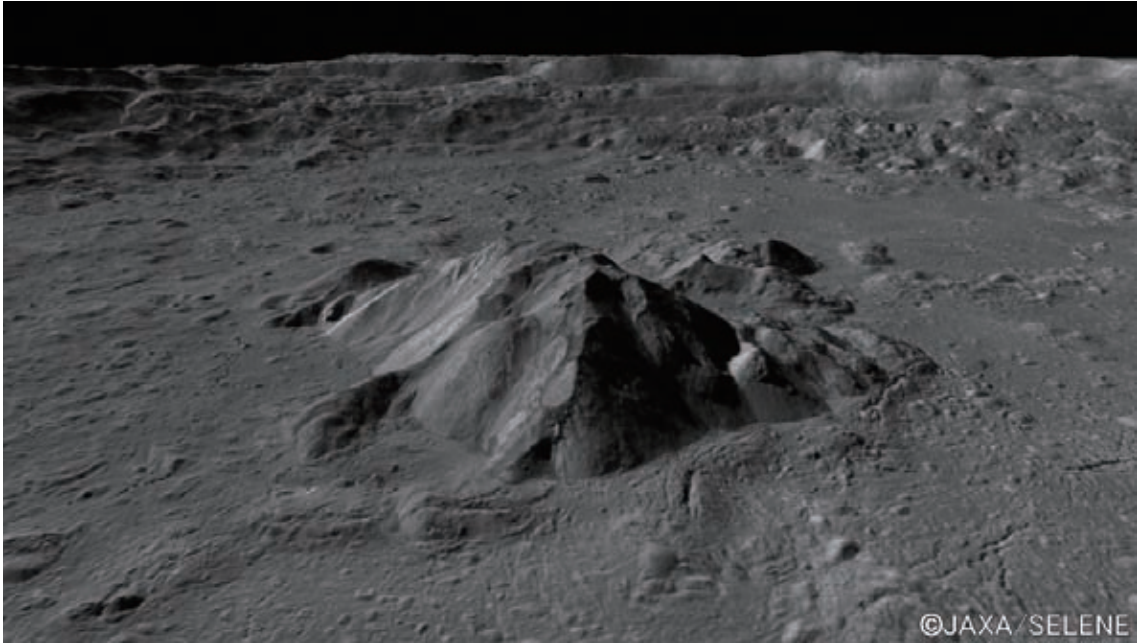
H-II A／かぐや 13号機の打上げ風景(種子島宇宙センター)



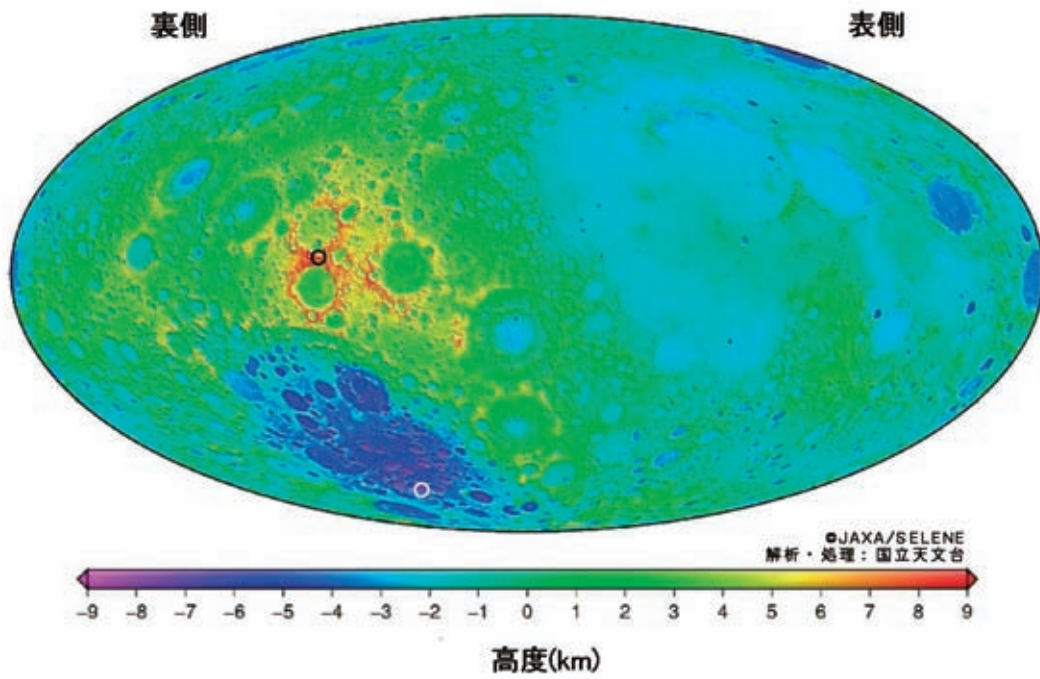
「かぐや」月軌道投入までのシーケンス



「かぐや」月軌道上想像図



地形カメラ(TC)のデータを元で作成されたティコクレーター中央丘のCG



レーザ高度計(LALT)のデータを元で作成された月全体の地形図

「かぐや」(SELENE) プロジェクト報告書

目 次

1. はじめに	佐々木 進	1
2. 開発の目的	佐々木 進、前島 弘則	2
3. 開発の経緯	佐々木 進、前島 弘則	5
4. 衛星システム (SYS) の開発と成果		
4. 1 「かぐや」衛星システムの概要	南野 浩之、宮田 信	7
4. 2 「かぐや」衛星システムの設計思想	南野 浩之、宮田 信	18
4. 3 設計課題と対策		24
4. 3. 1 月遷移軌道・月周回軌道投入	松本 秀一 他	24
4. 3. 2 月周回軌道における軌道制御計画と制御結果	松本 秀一 他	43
4. 3. 3 通信設計	前島 弘則、小林 治伸	50
4. 3. 4 「かぐや」衛星システムの質量管理と電力管理	南野 浩之、宮田 信	52
4. 3. 5 熱対策	中澤 暁、松藤 幸男	59
4. 3. 6 自動化・自律化	小西 久弘	68
4. 3. 7 姿勢制御運用	松本 秀一 他	72
4. 3. 8 EMC対策	中澤 暁 他	86
4. 3. 9 宇宙環境 (放射線などの外部環境に対する対策)	大嶽 久志、宮田 信	97
4. 3. 10 月面落下解析と制御落下運用結果	池田 人 他	100
4. 4 開発シナリオ		109
4. 4. 1 開発試験のまとめ	前島 弘則	109
4. 4. 2 構造モデル試験、熱構造モデル試験	中澤 暁、宮田 信	113
4. 4. 3 システム噛合試験	大嶽 久志、宮田 信	117
4. 4. 4 プロジェクト点検	南野 浩之、宮田 信	121
4. 4. 5 システムPFM試験	大嶽 久志、宮田 信	124
5. システムの運用概要	小西 久弘、大嶽 久志	154
5. 1 運用方針と運用計画		154
5. 2 運用体制		158
5. 3 運用結果		159
5. 4 軌道上不具合		171

6. サブシステムの開発と成果

6. 1 バス系	173
6. 1. 1 通信系 (COM)	前島 弘則、小林 治伸 173
6. 1. 2 データ処理系 (DH)	小西 久弘 187
6. 1. 3 電源系 (EPS)	南野 浩之、他 196
6. 1. 4 太陽電池パドル系の開発 (SPS)	南野 浩之、他 226
6. 1. 5 姿勢軌道制御系 (AOCS)	松本 秀一、他 236
6. 1. 6 推進系 (UPS)	中澤 暁、他 268
6. 1. 7 構体系 (STR)	中澤 暁、宮田 信 292
6. 1. 8 計装系 (INT)	中澤 暁、宮田 信 296
6. 1. 9 熱制御系 (TCS)	中澤 暁、松藤 幸男 305
6. 1. 10 モニタカメラ系 (CAMERA)	南野 浩之、小菅 勇司 318
6. 2 観測機器	332
6. 2. 1 「おきな」(Rstar) / 「おうな」(Vstar)	岩田 隆浩、他 332
6. 2. 2 γ 線分光計及び粒子線計測器 (GAP)	舘野 直樹、他 360
6. 2. 3 レーザ高度計 (LALT)	舘野 直樹、他 372
6. 2. 4 月面撮像/分光機器 (LISM)	舘野 直樹、他 383
6. 2. 5 月レーダサウンダー (LRS)	舘野 直樹、他 399
6. 2. 6 月磁場プラズマ観測装置 (MAP)	舘野 直樹、他 409
6. 2. 7 プラズマイメージャ (UPI)	舘野 直樹、他 423
6. 2. 8 蛍光X線分光計 (XRS)	舘野 直樹、他 430
6. 2. 9 高精細画像取得システム (HDTV)	舘野 直樹、他 440

7. かぐや地上系システムの開発と成果

7. 1 地上系システム全体概要	米倉 克英、他 450
7. 2 SELENE ミッション運用解析センター(SOAC)の開発と成果	米倉 克英、他 454
7. 3 かぐや追跡管制システムの開発と成果	米倉 克英、他 469

8. ミッション運用・解析システムの開発と成果

8. 1 ミッション運用・解析システムの概要	星野 宏和、他 482
8. 2 開発結果(設計、製作、検証試験)および運用成果	星野 宏和、祖父江 真一 495

9. ワーキンググループ活動	499
9. 1 共通回路WG活動結果	大嶽 久志、飯島 祐一 500
9. 2 EMC-WG活動結果	中澤 暁、飯島 祐一 502
9. 3 ミッション運用WG活動結果	大嶽 久志、飯島 祐一 505
9. 4 地上・運用関連WG	星野 宏和、他 508
10. ミッションの成果	祖父江 真一、奥村 隼人 509
11. 広報活動	祖父江 真一、奥村 隼人 519
12. 略語一覧	528
13. プロジェクト関係者一覧	534

1. はじめに

本報告書は、月探査機「かぐや」の開発から運用にいたる成果をまとめたものである。「かぐや」プロジェクトは月の起源と進化の解明を目指す科学ミッションとして実行されたが、美しい月面や地球の映像などの公開を通じ社会的にも高い関心を持たれたミッションであった。本報告書は、JAXA 関係者やプロジェクト関係者だけでなく、月・惑星探査や宇宙プロジェクトに興味を持つ多くの社会一般の方々にも読んでいただき、「かぐや」を一層知っていただくと同時に、その成果を広く活用していただけることを目指してまとめたものである。このため JAXA や関係機関の公開に関する規則に従いつつも、参考になるとと思われる情報は最大限記述することを心がけた。特に、月・惑星探査関係の研究者、開発者、学生の方々にとって、本報告書が有用な参考書となれば幸いである。

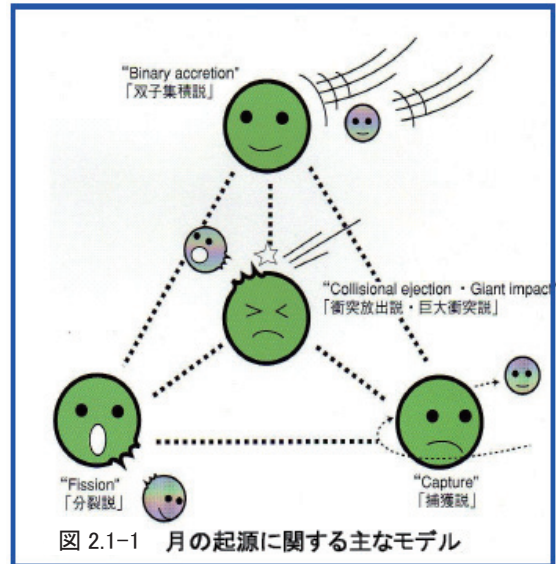
「かぐや」プロジェクトマネージャ
佐々木進

2. 開発の目的

佐々木 進、前島 弘則(JAXA)

2.1 「かぐや」の目的

月は人類にとって最も身近な天体であるにも関わらず、その起源と進化は依然として謎のままである。月の起源については、これまでに 4 つの説が提唱されている(双子集積(兄弟)説、捕獲(他人)説、分裂(親子)説、巨大衝突(ジャイアントインパクト)説)。いずれにしても地球の起源と進化にも密接に関わることから、月を知ることは地球を知ることもつながる。これまでの月の観測で得られた知見(大きな角運動量、小さな核、少ない揮発性元素、地球のマントルに類似した組成等)を比較的良好に説明できるため巨大衝突説が最も有力視されているが、その起源を知るためには、月の内部構造を含むさらなる理解が必要である。



月の探査は、1960 年代及び 1970 年代に米露により競って実施された。米国は Apollo 計画によって人類を月に送ることに成功したが、それによる探査は赤道域に限定されたものだった。その後、1990 年代の米国の Clementine 及び Lunar Prospector 計画、欧州の SMART-1 計画で月の全球観測が行われたが、小型衛星計画であったため、搭載観測機器へのリソース配分に制限があり、観測項目や精度の点で不十分であった。

「かぐや」(開発段階は SELENE (SELEnological and ENgineering Explorer)) は、Apollo 計画以来最大規模の本格的な月探査計画として、当時の文部省宇宙科学研究所 (ISAS) と宇宙開発事業団 (NASDA)* が平成 11 年に共同で開発を開始した月周回衛星である。月の起源と進化を探る「月の科学」の発展を図るため、また「月の利用可能性の調査」を具体的かつ定量的に行うため、月全域について観測データを取得するとともに、月探査を体系的、継続的に進める上で必須となる月周回軌道への投入、月周回中の姿勢制御技術の開発、蓄積を行うことを目的とした。

*両機関は航空宇宙技術研究所とともに、平成 15 年、独立行政法人宇宙航空研究開発機構 (JAXA) となった。

「かぐや」は、「月の科学」として、月表面の元素分布、鉱物組成、地形、表面付近の地下構造、磁気異常、重力場の観測を全域にわたって行うための観測機器を搭載している。これらの観測によって、月の起源・進化の謎を総合的に解明することを目指す。また、「月での科学」として、プラズマ、電磁場、高エネルギー粒子など月周辺の環境計測を行う。さらに「月からの科学」として、地球電磁圏及び惑星電波の観測を行う。これらの計測データは、科学的に高い価値を持つと同時に、将来月の利用の可能性を調査するためにも重要な情報となる。

加えて、宇宙開発と科学技術への国民の関心喚起のため、月周回中に月平線からの「地球の出」動画像などを取得する。

2.2 「かぐや」のミッション

上記の目的を達成するため、次の観測及び技術開発ミッションを実施する。

(1) 観測ミッション

「かぐや」の観測ミッションを表 2.2-1 に示す。

表 2.2-1 「かぐや」の観測ミッション

観測項目	観測ミッション	観測内容
元素分布	蛍光 X 線分光計 (XRS)	太陽からの X 線を受けて月面から放射される二次 X 線を観測し月表面の元素 (Al, Si, Mg, Fe 等) の分布を調べる。
	ガンマ線分光計 (GRS)	月面から放射されるガンマ線を観測し月表面の元素 (U, Th, K 等) の分布を調べる。
鉱物分布	マルチバンドイメージャ (MI)	月面からの可視近赤外光を 9 つの波長バンドの画像として観測し鉱物分布を調べる。
	スペクトルプロファイラ (SP)	月面からの可視近赤外光における連続スペクトルを観測し月表面の鉱物組成を精度良く調べる。
地形・表層構造	地形カメラ (TC)	高分解能 (10m) カメラ 2 台のステレオ撮像により地形データを取得する。
	月レーダサウンダー (LRS)	月面に電波を発射しその反射により月の表層構造 (地下数 km 程度まで) を調べる。
	レーザ高度計 (LALT)	月面にレーザ光を発射しその反射時間 (往復時間) から地形の起伏、高度を精密に測定する。
環境	月磁場観測装置 (LMAG)	月周辺の磁気分布を計測し月面の磁気異常を調べる。
	粒子線計測器 (CPS)	月周辺における宇宙線や宇宙放射線粒子及び月面のラドンから放射されるアルファ線を観測する。
	プラズマ観測装置 (PACE)	月周辺における太陽風等に起因する電子及びイオンの分布を測定する。
	電波科学 (RS)	VRAD 衛星から送信される電波の位相変化を測定し希薄な月電離層を観測する。
	プラズマイメージャ (UPI)	月軌道から地球の磁気圏及びプラズマ圏を画像として観測する。
重力分布	リレー衛星中継器 (RSAT)	月裏側を飛行中の主衛星の電波を「おきな」(リレー衛星) で中継する。これを地球局でドップラ計測し主衛星の軌道の擾乱を観測することによって月裏側の重力場データを取得する。
	衛星電波源 (VRAD)	「おきな」(リレー衛星) 及び「おうな」(VRAD 衛星) に搭載する S, X 帯電波源を対象に地球局による相対 VLBI 観測を行い各衛星の軌道を精密に計測する。これにより月重力場を精密に観測する。
精細画像	高精細映像取得システム (HDTV)	月面上の「地球の出」等のハイビジョン撮影を行う。

(2) 技術開発ミッション

月周回軌道への投入、月周回中の三軸姿勢・軌道制御運用、熱制御運用及び追跡管制運用、将来の月着陸ミッションに役立つ障害物検知機能開発・検証用の画像データ取得を行う。

2.3 ミッション成功基準

「かぐや」のミッション成功基準は次のとおりである。(平成 17 年 6 月 宇宙開発委員会推進部会)

(1) ミニマム成功基準

- ・月周回軌道に投入し、観測のための衛星運用 (三軸姿勢制御、熱制御、軌道制御等) が行われること。
- ・「月の科学」にインパクトを与える観測データを取得すること。このため、月周回軌道 (高度約 100km の極軌道) において、元素・鉱物分布、地形・表層構造、内部構造 (重力場、磁場) の新しい知見に繋がる観測データを月が 1 回自転する期間取得すること。

(2)フル成功基準

・月周回軌道(高度約 100km の極軌道)において、約 1 年間、「月の科学」、「月での科学」、「月からの科学」に大きく貢献するデータを取得すること。

(3)エクストラ成功基準

・約 1 年間の観測ミッションを達成した後、残存する推進薬を用いて、観測ミッション期間の延長や低高度での観測を実施すること。

3. 開発の経緯

佐々木 進、前島 弘則 (JAXA)

3.1 開発の経緯

「かぐや」の開発の主な経緯は以下のとおりである。

平成 7 年度 (1995 年度)

- ・ 文部省宇宙科学研究所が月周回衛星ワーキンググループを設置、検討を開始した。

平成 8 年度 (1996 年度)

- ・ 文部省宇宙科学研究所と宇宙開発事業団が共同提案書「月探査周回衛星計画について」を制定した。
- ・ 宇宙開発計画見直しを受け、月周回衛星・着陸実験衛星に関する研究に着手した。衛星システムの概念設計を開始した。

平成 9 年度 (1997 年度)

- ・ 搭載ミッション機器を選定した。
- ・ プロジェクトを設置した。

平成 10 年度 (1998 年度)

- ・ 開発研究に着手し、予備設計及び要素技術の試作試験を開始した。
- ・ 宇宙開発委員会計画調整部会において、平成 15 年頃の打上げを目標に開発に着手することが認められた。

平成 11 年度 (1999 年度)

- ・ 開発に着手した。衛星システムの基本設計を開始した。

平成 12 年度 (2000 年度)

- ・ 開発の一層の確実化のため、月面軟着陸実験は分離して研究を継続することを宇宙開発委員会計画調整部会に付議し、認められた。
- ・ システム設計を再実施し、計画変更審査会を経てベースラインを再設定した。
- ・ 計画変更後の予備設計および基本設計を実施した。
- ・ システム基本設計審査を実施した (平成 13 年 3 月)。

平成 13 年度 (2001 年度)

- ・ 衛星搭載用動画像取得カメラを公募し、ハイビジョンカメラ (HDTV) を選定した。

平成 14 年度 (2002 年度)

- ・ システム構造モデル (MTM) 試験、システム熱モデル (TTM) 試験を実施した。
- ・ システム詳細設計審査を実施した (平成 15 年 2 月)。

平成 15 年度 (2003 年度)

- ・ 宇宙科学研究所 (ISAS)、航空宇宙技術研究所 (NAL)、宇宙開発事業団 (NASDA) が統合し、宇宙航空研究開発機構 (JAXA) が発足した (平成 15 年 10 月)。SELENE プロジェクトは JAXA 宇宙科学研究本部の所掌となった。
- ・ システム噛合試験を実施した。

平成 16 年度 (2004 年度)

- ・ プロジェクト点検を実施した。ダイレクト月遷移軌道からフェーシング月遷移軌道に変更された。

平成 17 年度(2005 年度)

- ・ システムプロトフライト試験(前半)を実施した。

平成 18 年度(2006 年度)

- ・ システムプロトフライト試験(後半)を実施した。

平成 19 年度(2007 年度)

- ・ 愛称を一般公募し、「かぐや」に決定した。併せて子衛星の愛称を「おきな」「おうな」とした。
- ・ 衛星を射場へ搬入し、射場作業を実施した。
- ・ H-IIA ロケット 13 号機で打ち上げた(平成 19 年 9 月 14 日)。
- ・ 初期チェックアウトを完了し、定常運用を開始した(平成 19 年 12 月 21 日)。

平成 20 年度(2008 年度)

- ・ 定常運用を完了し、後期運用を開始した(平成 21 年 2 月 1 日)。
- ・ 「おきな」のすべてのミッションを完了し、月面に落下した(平成 21 年 2 月 12 日)。

平成 21 年度(2009 年度)

- ・ 主衛星のすべてのミッションを完了し、月面に制御落下させた(平成 21 年 6 月 10 日)。
- ・ 「おうな」のすべてのミッションを完了し、コマンドにより停波させた(平成 21 年 6 月 29 日)。

3.2 開発体制

「かぐや」の開発体制を図 3.2-1 に示す。

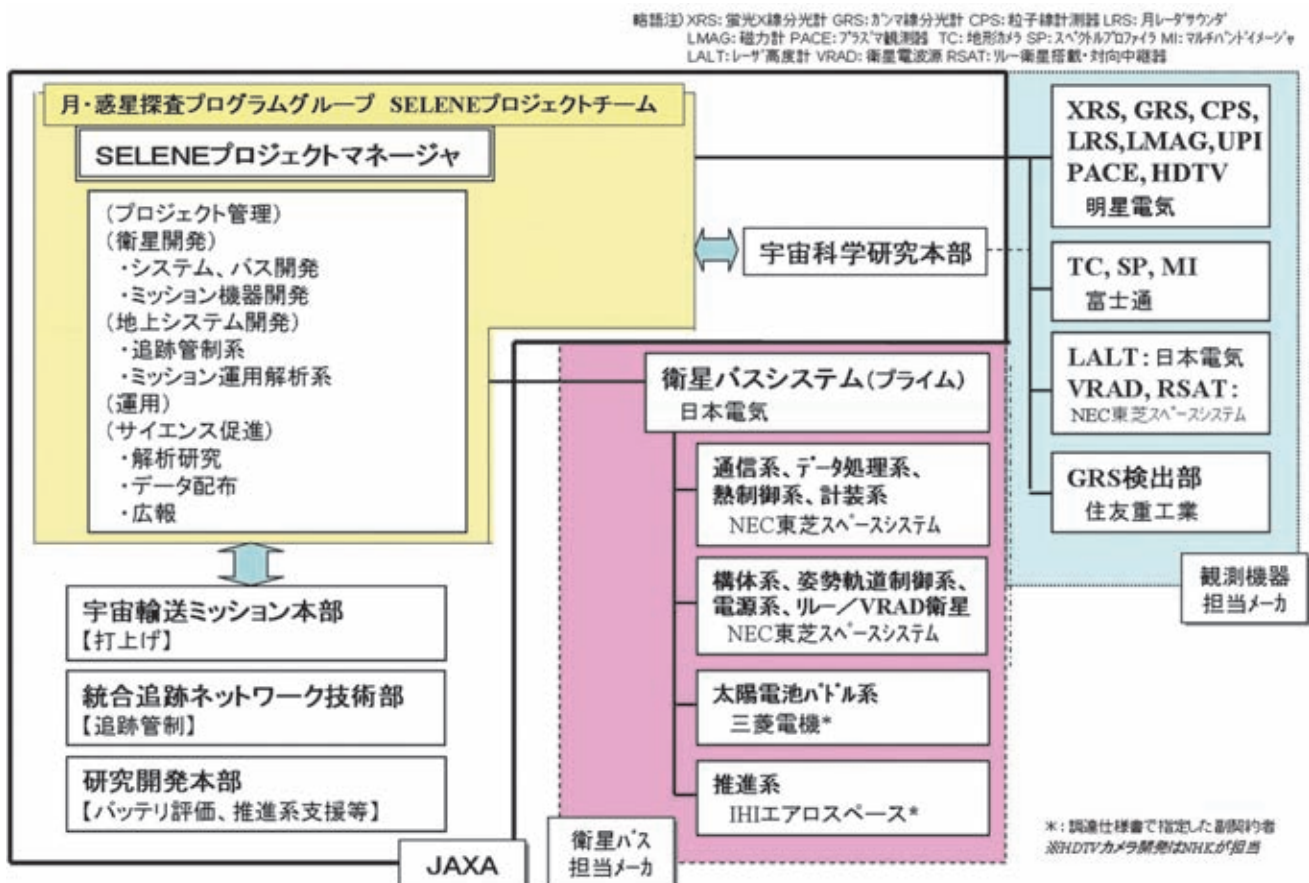


図 3.2-1 「かぐや」開発体制(組織名称は平成 21 年度のもの)

4. 衛星システム(SYS)の開発と成果

4.1 「かぐや」衛星システムの概要

南野 浩之(JAXA)、宮田 信(NEC)

4.1.1 「かぐや」ミッションの概要

「かぐや」の観測ミッションは、月の起源と進化を探る科学の発展を図るとともに、月の利用可能性調査のためのデータを取得することを目的として開発された。

月周回衛星としての技術開発ミッションとして、月周回軌道への投入、月周回中の軌道姿勢制御技術の開発及び軟着陸実験のための障害物検知機能開発・検証用の画像データ等の取得を目的として開発を行った。

また、宇宙開発と科学技術への国民の関心喚起のため、月周回中に月平線からの”地球の出”動画像などを取得することを目的としたのも特徴である。

上記の目的を達成するため、次の観測及び技術開発ミッションを開発した。

(1) 月周回軌道上観測ミッション

- ① 蛍光 X 線分光計、 γ 線分光計、月面撮像・分光機器、月レーダサウンダー、レーザ高度計、月磁場計測装置による月面のグローバル探査
- ② 粒子線計測器、プラズマ観測装置、月磁場計測装置、月レーダサウンダーの波動受信機による月環境の計測
- ③ 電波源による相対 VLBI 観測
- ④ プラズマイメージャによる地球周辺プラズマ環境観測
- ⑤ 電波科学による月電離層の検出
- ⑥ 月レーダサウンダーの波動受信機による惑星電波観測
- ⑦ リレー衛星を経由した周回衛星のドップラー計測による月面裏側の重力場計測
- ⑧ 磁場計測、重力場計測、特定領域の高分解能遠隔探査
- ⑨ 月面及び地球のハイビジョン映像の取得

(2) 技術開発ミッション

- ① 月周回軌道への投入
- ② 月周回中の三軸姿勢・軌道制御運用、熱制御運用及び追跡管制運用
- ③ 将来の月着陸ミッションに役立つ障害物検知機能開発・検証用の画像データ取得

4. 1. 2 「かぐや」システムの構成

「かぐや」システムは、周回衛星「かぐや」、リレー衛星「おきな」(Rstar)及びVRAD衛星「おうな」(Vstar)から構成されている。システム構成図を図4.1.2-1に示す。なお、専用のハードウェアは有しないが、VRAD-2の電波を用いて電波科学ミッション(RS)を行った。

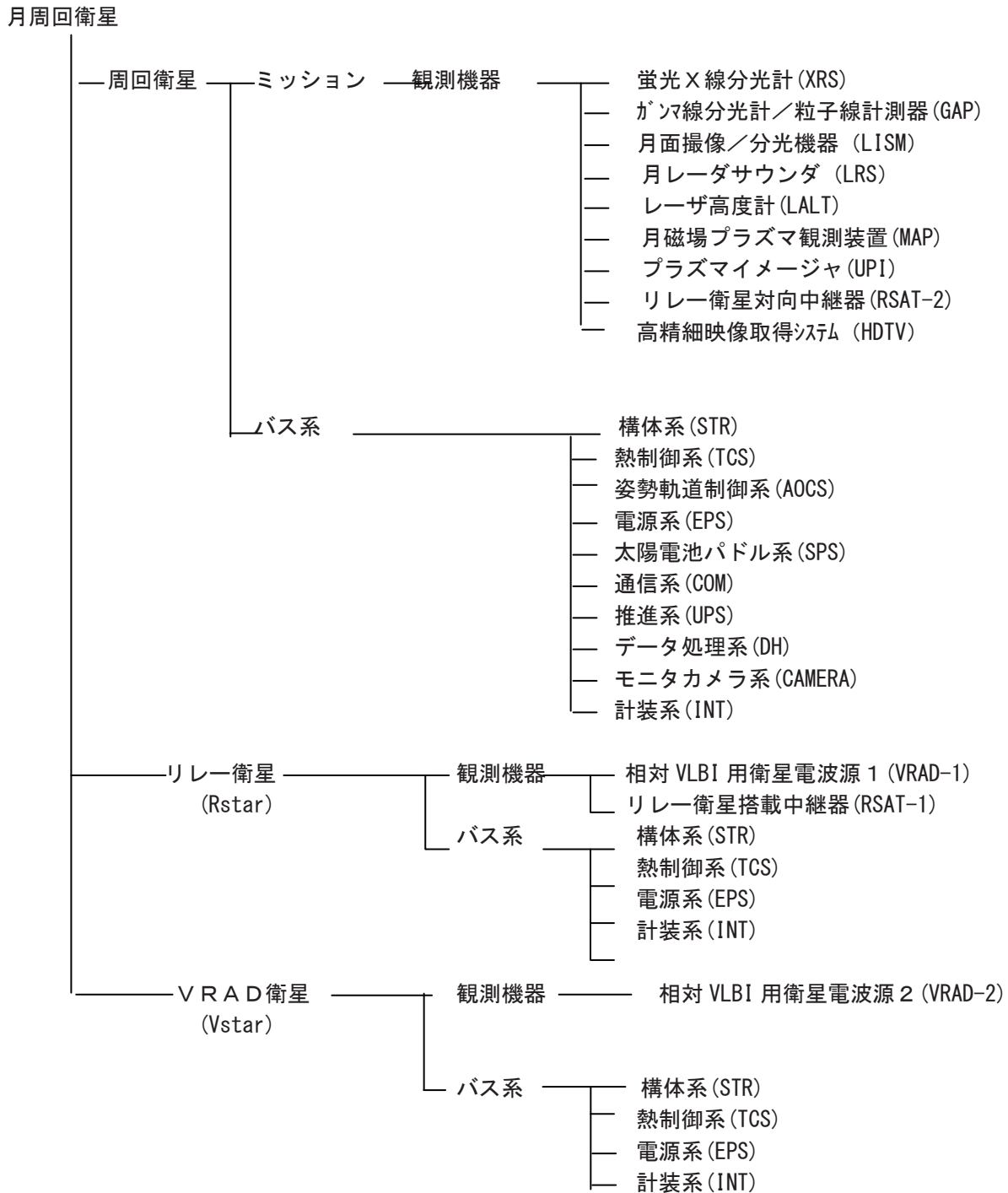
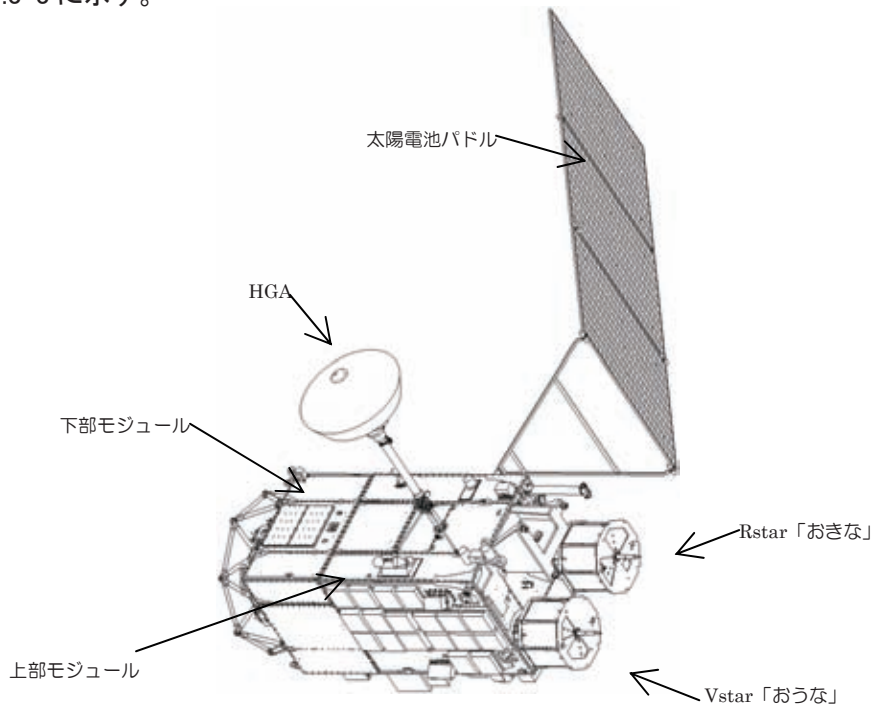


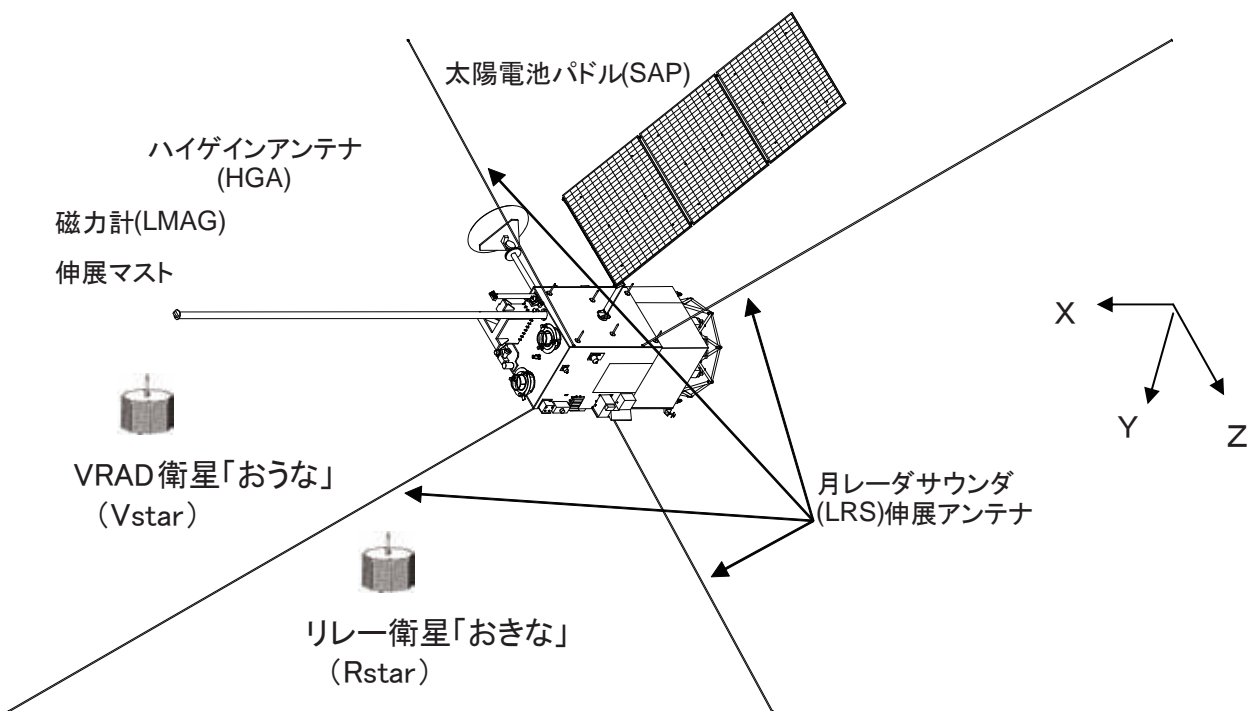
図 4.1.2-1 「かぐや」衛星システムの構成

4. 1. 3 衛星システムコンフィギュレーション

「かぐや」システムの外観図を図 4.1.3-1 に、「かぐや」システムブロック図を図 4.1.3-2 に、外部機器搭載図を図 4.1.3-3 に示す。



(a) 遷移軌道上コンフィギュレーション



(b) 月周回軌道上コンフィギュレーション

図 4.1.3-1 「かぐや」衛星システムの外観図

主衛星「かぐや」の形状は、観測機器からの姿勢制御要求とともに14に及ぶミッション機器とバス機器を搭載し、さらに上記の観測機器やバス機器の大型展開物(ハイゲインアンテナ(HGA)、太陽電池パドル(SAP)、月レーダサウンダー(LRS)伸展アンテナ、磁力計(LMAG)伸展マスト)及び子衛星「おきな」「おうな」の搭載など多くの機器を搭載する必要があるため、6面の箱形形状を有する衛星コンフィギュレーションを採用している。月探査機として月面観測を行う機器が多いことから、機器配置に特有の配慮をしている。すなわち、観測機器はほとんど月面指向するパネル(+Z面)に集中的に搭載する必要があるため、衛星システムの重量バランス、重心、熱的バランスを確保する必要があることから、「かぐや」ではこれに対処するため、HGAとバス機器の多くを観測機器と反対の面(-Z面)に搭載した。また、太陽方向を向く面(-Y面)には太陽電池パドル(SAP)、その反対側(+Y面)には太陽光がほとんど当たらないことを利用して放熱面を配置し、全体の重量バランスや熱的な影響を考慮している。特にSAPの搭載に際しては、太陽光の方向と軌道面のなす角(β 角)が1年間で360度変わることを利用して、 β 角が0度の時に姿勢をヨーアラウンド(ヨー軸周りに衛星を回転させ衛星の進行方向を反対にすること)することで1翼でも必要な電力が確保できるため、 30° のキャント角度を有するシンプルな1翼キャントパドルを選択し、搭載性の自由度を確保した(詳細はSPSの項参照)。また、磁場影響を低減することを考慮し、衛星+X面に長さ12mの伸展マストを展開して主衛星と距離を離す必要がある磁力計をその先端に搭載するとともに、4.3.8 EMC対策の項でも示すとおり磁場を極力キャンセルする機器の配置をパネル内で採用している。

この様に、「かぐや」の機器の搭載は地球周回衛星と異なり、その配置に特殊性があるが、配置の工夫によりミッション要求を満足させつつ、衛星システムの重量や重心、熱的なバランスを確保しているのが特徴である。

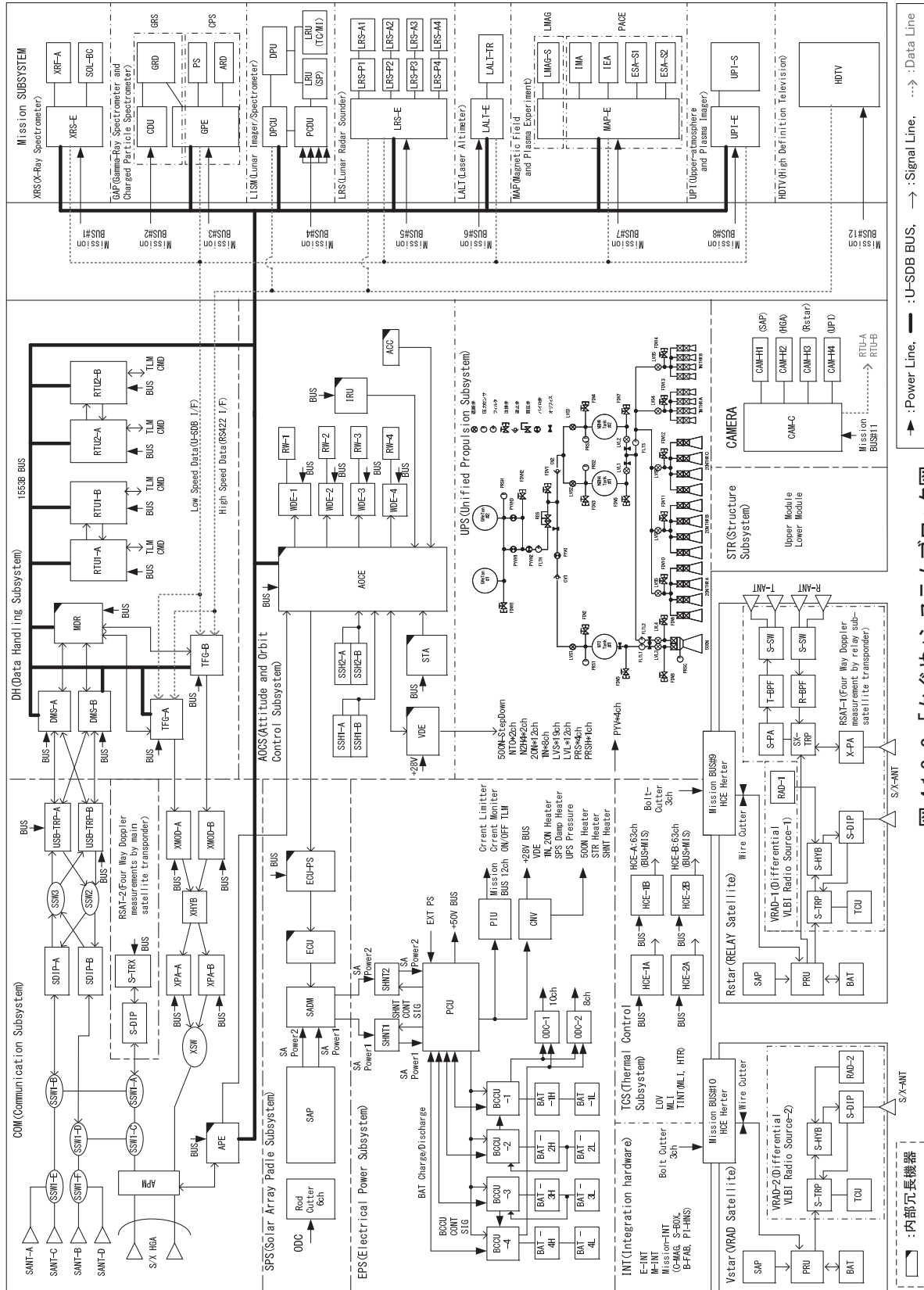


図 4.1.3-2 「かぐや」システムブロック図

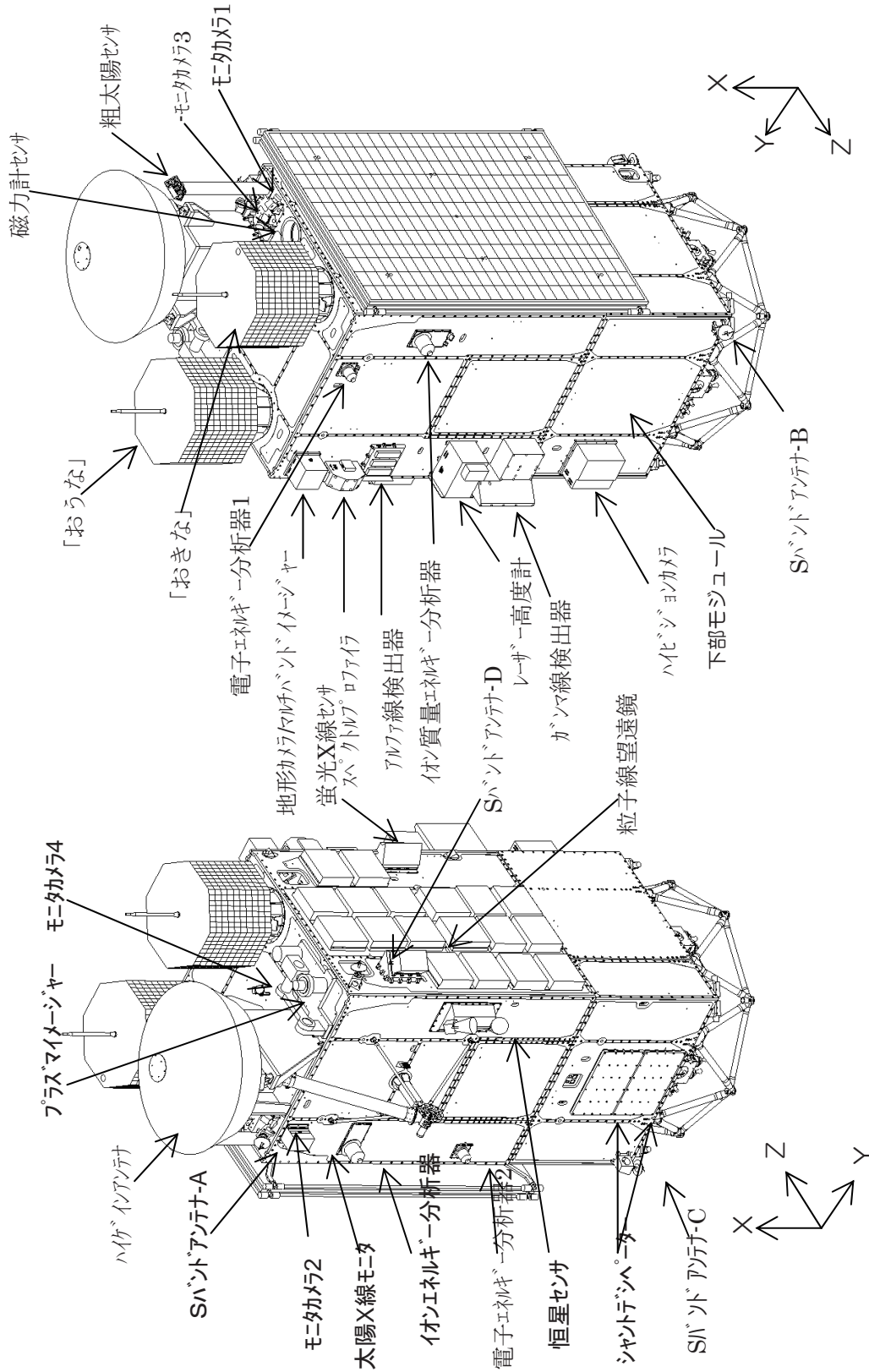


図 4.1.3-3 外部搭載機器配置図

4. 1. 4 衛星システムの主要諸元

「かぐや」衛星システムの主要諸元を表 4.1.4-1～4 に示す。

表 4.1.4-1 「かぐや」衛星の主要諸元(全体システム)

区分	項目	諸元	
全体システム	打上げ時期	2007年度	
	打上げロケット	H-II Aロケット2022によるシングルランチ	
		フェアリング：4S型	
		PAF：2360SA	
	システム構成	・周回衛星（上部モジュール/下部モジュール） ・リレー衛星 ・VRAD衛星	
	ミッション期間	1年1ヶ月	
	質量	打上げ質量： 3,020 kg 周回衛星： 1,791 kg 燃料： 1,115 kg リレー衛星： 57 kg VRAD衛星： 57 kg	
	電力	周回衛星	発生電力 $\beta = 0^\circ$ 3,260 W以上 (EOL) $\beta = 90^\circ$ 1,831 W以上 (EOL)
		リレー衛星	発生電力 69.5W以上 消費電力 80W以下 (周回衛星結合時)
		VRAD衛星	発生電力 66.0W以上 消費電力 80W以下 (周回衛星結合時)
地上システム	追跡管制局 新GN局 (バックアップ 臼田局) ミッションデータ受信局 臼田局 (バックアップ 内之浦局) 月ミッション運用解析センター VLBI地上局		
ミッション機器	周回衛星 搭載観測機器	蛍光X線分光計 (XRS) : 21.87 kg	
		γ 線分光計/粒子線計測器 (GAP) : 52.48 kg	
		月面撮像/分光機器 (LISM) : 54.00 kg	
		月レーダサウンダ (LRS) : 23.20 kg	
レーザ高度計 (LALT) : 19.97 kg			
月磁場プラズマ観測装置 (MAP) : 39.05 kg			
プラズマイメージャ (UPI) : 44.50 kg			
リレー衛星対向中継器 (RSAT-2) : 3.86 kg			
高精細映像取得システム (HDTV) : 16.50 kg			
計 275.43 kg			
リレー衛星 搭載観測機器	リレー衛星搭載中継器 (RSAT-1) : 12.94 kg		
	相対VLBI用電波源 1 (VRAD-1) : 2.20 kg		
VRAD衛星 搭載観測機器	相対VLBI用電波源 2 (VRAD-2) : 10.46 kg		

表 4.1.4-2 「かぐや」衛星の主要諸元(周回衛星)(1/2)

区分	項目		諸元
シ 周 回 衛 星 ス テ ム	観測軌道		h=100±30km i=90度の月周回円軌道
	姿勢制御	月周回観測姿勢	月中心指向三軸姿勢制御
		ヨーアラウンド	β=0度でヨーアラウンド(最大年2回)
	ミッション期間		1年1ヵ月
バ ス 周 回 衛 星 シ ス テ ム	構体系	方式	パネル方式
		構体外形寸法	上部モジュール: 2.1m × 2.1m × 2.8m 下部モジュール: 2.1m × 2.1m × 1.4m 7°外ラス: 2.2m 八角柱×0.6m
	熱制御系	方式	受動型/能動型熱制御併用方式
		放熱面	反月指向面及び反太陽電池パドル搭載面
		観測機器熱制御	外部露出機器は独立熱制御 内部搭載電子機器は従属熱制御
		構成	ヒータ、MLI、サーマルルーバ、 サーマルダブラ、フレキシブルOSR等
	姿勢軌道 制御系	制御方式	三軸姿勢制御方式
		月周回軌道/ 定常制御 (3σ)	姿勢制御精度: 各軸±0.1deg(慣性系) 姿勢安定度: 各軸±0.003deg/sec (ピッチ軸軌道レト成分を除く) 姿勢決定精度: 各軸±0.025deg(慣性系)
		センサ	太陽センサ、恒星センサ、IRU、ACC
		アクチュエータ	リアクションホイール、スラスタ
	電源系	バス方式	非安定シングルバス
		バス電圧	日照時: 50.9~52.8V、日陰時: 32.6~51.2V
		バッテリー容量	Ni-Cd 35 Ah×4 系統

表4.1.4-2 「かぐや」衛星の主要諸元(周回衛星)(2/2)

区分	項目	諸元	
バスサブシステム 周回衛星	太陽電池パドル系	パドル方式	1翼1軸回転固定キャント方式
		パドル発生電力	β 角 0度: 3,260W 以上 (EOL) β 角90度: 1,831W 以上 (EOL)
		パドルサイズ	23.9m ² (参考値) 2512mm×3172mm×3枚
		セル種類	InGaP/GaAs/Ge Dual Junction太陽電池セル
	通信系	周波数	Xバンド (ミッション)、 Sバンド (テレメトリ/コマンド, レゾング, 4wayトッピングラ計測)
		伝送レート	コマンド : 1,000 bps テレメトリ : 2 kbps (低速) 40 kbps (高速) ミッションデータ : 10 Mbps
		アンテナ構成	ϕ 1600mm ハイゲインアンテナ (S/X共用) 無指向性アンテナ (Sオムニ : 4系統)
	データ処理系	多重化方式	CCSDS準拠方式
		データバス方式	1553B方式
		データ記録	ミッションデータレコーダ 1台、記録容量100Gbit以上
	推進系	方式	デュアルモード (2液式エンジン、1液式スラスタ) ME調圧/RCSブローダウン
		推進薬	N2H4/MON-3
		スラスタ構成	500N (2液) × 1式 20N (1液) × 12式 1N (1液) × 8式
		推進薬タンク	N2H4 : ϕ 825mm×1,089mm 2個 最大搭載可能量 : 825Kg (@20°C) NT0 : ϕ 822mm 1個 最大搭載可能量 : 355Kg (@20°C) GHe : ϕ 411.5mm×663mm 2個 最大搭載可能量 : 5.4Kg
		推進薬質量	N2H4 : 755.17 kg (ノミナル) MON-3 : 355.00 kg (ノミナル) Ghe : 4.50 kg (ノミナル)
	モニタカメラ系	方式	CCDカメラ
		搭載数	4台
	計装系		ハーネス, ブラケット, 緊締具類, シートブラケット, キャンセルマグネット

表4.1.4-3 子衛星「おきな」の主要諸元

区分	項目	諸元	
リレー衛星システム	観測軌道（分離時）	100 km×2,400 km, i=90度	
	ミッション期間	1年1ヵ月	
	姿勢安定	スピン安定	
バスサブシステム 「おきな」	電源系	構成	PRU, BAT
		バス電圧	結合時：ミッションバス電圧+0V、-1.5V 分離時：16.4～26.0V
		バッテリー容量	Ni-MH、13AH×1系統
		その他	分離までは周回衛星から電力供給
	熱制御系	方式	受動型／能動型熱制御併用方式
		放熱面	±X面（上下デッキ）
		観測機器熱制御	内部搭載電子機器は従属熱制御 外部搭載アンテナは独立熱制御
		構成	ヒータ、MLI、フレキシブルOSR等
	構造系	方式	8角形型パネル構造
		構体外形寸法	990×990×650 mm 8角柱状
		上部モジュール／IF	分離機構による
		分離機構方式	伸展リング方式
		分離機構寸法	φ400×120 mm 円筒形
	計装系	主要構成品	アンビリカル分離機構、緊締具、ハーネス、カウンターウェイト

表4.1.4-4 子衛星「おうな」の主要諸元

区分	項目		諸元
システム 「おうな」	観測軌道 (分離時)		100 km × 800 km, $i = 90$ 度
	ミッション期間		1年1ヵ月
	姿勢安定		スピン安定
バスサブシステム 「おうな」	電源系	構成	PRU, BAT
		バス電圧	結合時: ミッションバス電圧+0 V, -1.5 V 分離時: 16.4 ~ 26.0 V
		バッテリー容量	Ni-MH, 13 AH × 1 系統
		その他	分離までは周回衛星から電力供給
	熱制御系	方式	受動型 / 能動型熱制御併用方式
		放熱面	±X面 (上下デッキ)
		観測機器 熱制御	内部搭載電子機器は従属熱制御 外部搭載アンテナは独立熱制御
		構成	ヒータ、MLI、フレキシブルOSR等
	構造系	方式	8角形型パネル構造
		構体外形寸法	990 × 990 × 650 mm 8角柱状
		上部モジュール / IF	分離機構による
		分離機構方式	伸展リング方式
		分離機構寸法	φ400 × 120 mm 円筒形
	計装系	主要構成	アンビリカル分離機構、緊締具、ハーネス、 カウンターウェイト

4.2 「かぐや」衛星システムの設計思想

南野 浩之(JAXA)、宮田 信(NEC)

4.2.1 開発方針

「かぐや」衛星システムの開発にあたっては以下を開発方針とした。

- (1) 確実に効率的な開発を目指すため、新規技術開発要素をミッション達成上必要最小限なものとし、既存の開発品を極力採用した、併せて設計をシンプル化する等コストパフォーマンスおよび信頼性の向上を図った。
- (2) 新規技術については要素モデルなどで極力事前実証を行い、システム設計等に反映することで開発の確実化を図った。
- (3) リソースの制約を考慮しつつ、効率的な開発強化策を施し、リスク低減化を図った。
- (4) 衛星バス系の開発方式は、原則としてエンジニアリングモデル(EM)ープロトフライトモデル(PFM)方式とした。
- (5) 観測機器の開発は、従来の科学衛星での開発手法を踏襲して実施した。
- (6) ミッション・サクセスの定義及びリソースを考慮して、適切な冗長化を採用した。
- (7) 地球および月の画像を地球へ伝送する等、国民へのアピールに留意して開発作業を進めた。

4.2.2 既存技術と新規技術の識別とその検証

4.2.1項の開発方針を実行するため、「かぐや」衛星バス系の新規開発技術要素は、必要最小限とするとともに、新規開発技術の識別を行い、可能な限り事前実証を行った。

バス系における主な新規技術開発とその開発方針について表 4.2.2-1 に示す。

衛星バスコンポーネントの開発形態の識別と開発ステップを表 4.2.2-2 に示す。

また、観測機器は科学衛星の開発方法を踏襲し、最新成果が出せるような性能開発を実施した。観測機器の新規技術開発要素を表 4.2.2-3 に示す。

表 4.2.2-1 「かぐや」バス系の主な新規開発技術と開発方針

項目	新規開発技術	開発方針
燃料タンク(TKF)、酸化剤タンク(TKO)	他衛星で実績のある燃料タンク、酸化剤タンクをベースに直径の変更、破壊圧に対する安全率の変更、シェル材の変更	EM を製作し、開発試験により設計の妥当性を確認した。
パドル駆動機構回路電源(ECU-PS)	AOCE I/F、ECU I/F 機能を有するコンポーネントとして新規開発	EM を製作し、開発試験により設計の妥当性を確認した。
パワーインターフェースユニット(PIU)	電流リミッタ回路、電流モニタ回路を新規開発	EM を製作し、開発試験により設計の妥当性を確認した。
リレー衛星/VRAD 衛星分離機構(RR)	各衛星にスピンを印加しつつ姿勢を安定させて放出する機能と、軽量の機構	試作要素モデル試験、EM による開発試験により検証を実施。

表 4.2.2-2(1/3) 主要なコンポーネントの開発形態と開発ステップ

サブシステム	コンポーネント	開発形態	開発ステップ
構体系 (STR)	構体サブシステム (STR)	既存衛星を設計ベースに新規開発	構造モデル、PFM
熱制御系 (TCS)	ヒータ制御回路 (HCE)	既開発品の類似設計	PFM
	ヒータ (HTR)	従来衛星既開発品の流用	PFM
	温度センサ	従来衛星既開発品の流用	PFM
	サーマルルーバ (LOV)	既開発品の流用	熱モデル、PFM
	OSR (導電性 PEI)	従来衛星既開発品流用	熱モデル、PFM
	MLI (ブラックアプトン)	既開発品の設計流用	熱モデル、PFM
推進系 (UPS)	500N OME	既開発品流用 (噴射条件、熱条件の変更)	EM、PFM
	20N スラスタ (20N THR)	既開発品流用	EM、PFM
	1Nスラスタモジュール (1N THR)	既開発品流用	PFM
	気蓄器	既開発品流用	PFM
	燃料タンク (TKF)	新規開発	EM、PFM
	酸化剤タンク (TKO)	新規開発	EM、PFM
	弁類	既開発品流用	EM、PFM
	センサ類	既開発品流用	EM、PFM
電源系 (EPS)	電力制御器 (PCU)	他衛星の既開発技術の活用	PFM
	シャントデシペータ (SHNT)	他衛星の既開発技術の活用	PFM
	バッテリー制御器 (BCCU)	他衛星の既開発技術の活用	PFM
	バッテリー (BAT)	他衛星の既開発技術の活用	PFM (サイクル寿命試験実施)
	オードナンス制御器 (ODC)	他衛星の既開発技術の活用	PFM
	電源インタフェースユニット (PIU)	新規開発	EM、PFM
	28 V 電源 (CNV)	他衛星の既開発技術の活用	PFM
太陽電池パドル系 (SPS)	太陽電池パドル (SAP)	他衛星の既開発品技術の活用、導電性処置等の EMC 要求は新規開発	クーポンパネル、PFM
	パドル駆動機構 (SADM)	既開発品流用、但し磁場キャンセルのため技術は新規	PFM
	パドル駆動電気回路 (ECU)	宇宙用既開発品流用	PFM
	パドル駆動機構回路電源 (ECU-PS)	新規開発	EM、PFM

表 4.2.2-2(2/3) 主要なコンポーネントの開発形態と開発ステップ

サブシステム	コンポーネント	開発形態	開発ステップ
姿勢軌道制御系(AOCS)	姿勢軌道制御電子回路(AOCE)	既開発品設計の類似設計	EM、PFM
	太陽センサヘッド(SSH)	既開発品流用	FM
	恒星センサ(ST A)	既開発品流用、独立熱制御は新規開発	MTM/TTM、PFM
	慣性基準装置(IRU)	既開発品	FM
	リアクションホイール(RW)	既開発品	FM
	ホイール駆動装置(WDE)	既開発品	FM
	姿勢軌道制御ソフトウェア(ACFS)	既開発品設計の流用、一部のソフトウェア、等は新規開発。	機能モデルサブシステム試験、PFM
	バルブ駆動回路(VDE)	既開発品設計流用、500N ドライバ部は新規開発	500N 部分試作、PFM
通信系(COM)	ハイゲインアンテナ(HGA)	他衛星、科学衛星既開発技術の活用	MTM、PFM
	アンテナ駆動機構(APS)	既開発品の一部機能変更	PFM
	S 帯オムニアンテナ(SANT)	既開発技術の活用	PFM
	X 帯変調器(XMOD)	既開発品設計流用	PFM
	X 帯ハイブリッド(XHYB)	既開発品設計流用	PFM
	X 帯増幅器(XPA)	既開発品一部変更	PFM
	S 帯ダイプレクサ(SDIP)	既開発品一部変更	PFM
	USB 中継器(USB-TRP)	既開発技術の活用	PFM
	アンテナ駆動回路(APE)	既開発品技術の活用、既開発品の一部変更	評価モデル、PFM
		スイッチ(SSW、XSW)	既開発品流用
データ処理系(DH)	データ・マネジメント・システム(DMS)	既開発品一部改修	EM、PFM
	トランスファ・フレーム・ジェネレータ(TFG)	既開発品一部改修	BBM、PFM
	ミッション・データ・レコーダ(MDR)	既開発品一部改修	PFM
	リモート・ターミナル・ユニット(RTU)	既開発品設計流用	PFM

表 4.2.2-2(3/3) 主要なコンポーネントの開発形態と開発ステップ

サブシステム	コンポーネント	開発形態	開発ステップ
モニタカメラ (CAMERA)	モニタカメラ (CAMERA)	既開発品設計流用と一部改修	PFM
リレー衛星 VRAD 衛星 (R/Vstar)	分離機構(RR)	新規開発	EM、PFM
	太陽電池パネル (SAP)	既開発品設計流用	EM、PFM
	電力制御器 (PRU)	既開発品設計流用	PFM
	バッテリー (BAT)	既開発品設計流用	PFM

表4. 2. 2-3(1/2) 観測機器の新規技術開発要素

観測機器		新規技術開発要素	開発計画
蛍光X線分光計 XRS		<ul style="list-style-type: none"> ● X線CCDとその駆動回路 ● 軟X線を透過する遮光窓 ● PINダイオード(センサ及びプリアンプ) 	検出器冗長構成、単体レベルでの音響試験及びロケット実験による設計検証
GAP	ガンマ線分光計 GRS	<ul style="list-style-type: none"> ● ガンマ線分光器検出部 ● スターリング冷却器及び冷却器用ドライバー (EMC対策を考慮した冷凍機のACの電源) ● 反同時計数装置の支持機構 ● CPUの大容量化、EMC対策 ● 低周波ノイズ対策 ● GRD用アナログ・デジタル回路 	PMを製作し、開発試験による設計検証
	粒子線計測器 CPS	<ul style="list-style-type: none"> ● 低エネルギー重粒子線望遠鏡検出器 ● アルファ線検出器 B+Si(Li) ● チャージアンプセンシティブ型Si検出器のプリアンプのHIC化 ● 高精度低電力波形整形回路・高精度ピークホールド回路 ● 検出器遮光処理 	要素試作の試験による設計検証
LISM	地形カメラ(TC)	<ul style="list-style-type: none"> ● 電子冷却器付き赤外線検出素子 ● (In GaAs)を用いる集光分光部 ● TC・MIの集光検出器 ● 校正部 	PMの機能、機械環境試験による設計検証
	マルチバンドイメージャ(MI)		
	スペクトルプロファイラ(SP)		
月レーダサウンダ LRS		<ul style="list-style-type: none"> ● EMC対策を施した送受信システム ● 15mアンテナシステム ● レーダエコー電波波形の処理回路 	アンテナPMのQT試験、ダイナミクス解析、ロケット実験による設計検証
レーザ高度計 LALT		<ul style="list-style-type: none"> ● レーザ発振部の熱真空耐性 ● 送受信光学系ミラー部 	PMの開発試験による設計検証
MAP	月磁場計測装置 LMAG	<ul style="list-style-type: none"> ● 12mマスト ● 交流ヒータ ● センサアライメントモニタ 	要素試作の開発試験による設計検証
	プラズマ観測機 PACE	<ul style="list-style-type: none"> ● イオンエネルギー質量分析器のエネルギー分析部、TOF部 ● 高圧電源 ● 電子エネルギー分析器のエネルギー分析部 	要素試作の開発試験による設計検証

表4. 2. 2-3(2/2) 観測機器の新規技術開発要素

観測機器	新規技術開発要素	開発計画
プラズマイメージャ UPI	<ul style="list-style-type: none"> ● TEX用低ノイズ型MCP, TVIS用背面照射型冷却CCD ● 2軸ジンバル ● TVIS, TEX用フィルタ 	要素試作の開発試験による設計検証
VLBI用電波源 VRAD-1, 2	新規技術開発要素はない	実績品の採用
リレー衛星搭載・対向中 継器 RSAT-1, 2	新規技術開発要素はない	実績品の採用

4. 2. 3「かぐや」のシステム設計と静止地球周回衛星との違い

本項では月周回衛星「かぐや」特有の設計事項として「かぐや」を静止衛星や地球周回衛星とシステム設計として比較した結果を表 4.2.3-1 に示す。なお、地球周回衛星と設計的に差異がない項目でも各サブシステムの箇所で記述しているため、各サブシステムの項を参照されたい。

次項よりシステム設計の各項目における設計とその軌道上での運用結果を示す。いずれも詳細は各項で説明するが、「かぐや」では月周回衛星として最適なシステム設計が行われ、軌道上でもそれが証明できた。

表 4.2.3-1 「かぐや」と地球周回衛星とのシステム設計との比較

評価項目	静止/地球周回衛星	月周回衛星「かぐや」	「かぐや」特有の設計事項
宇宙機構成	箱形単体	主衛星は箱形単体、子衛星構成	分離機構と機器配置
質量	NA	差異なし	なし
電力	季節変動による変化	太陽角の変化が特徴	太陽角の変化
姿勢制御	太陽センサ、地球センサによる3軸姿勢制御系	ST-IRUによる3軸姿勢制御系。ヨーアラウンド、月心指向姿勢も特徴あり。姿勢制御精度と姿勢決定精度は差がない。	ST-IRU による月心指向姿勢制御
熱制御	太陽光入射、地球アルベド	太陽光入射、月アルベド、月輻射、月食	月特有の月アルベド
ロンチウインド	静止軌道、太陽同期軌道に依存	月との会合に依存	月との会合に依存
軌道投入	静止軌道、太陽同期軌道に依存する加速、減速制御	月周回軌道投入のための減速制御	月との会合に依存
外乱	太陽輻射圧トルク 重力傾度トルク	差異なし	なし
通信	NA	差異なし	なし
構体	NA	差異なし	なし
推進系	NA	差異なし	なし
EMC	NA	20dBほど厳しいが、月周回探査機設計として起因するものではない	差異なし
打上環境条件	NA	差異なし	なし
放射線環境	地球近傍のバンアレン帯や宇宙銀河線に依存	宇宙銀河線が強い	宇宙銀河線に依存

4. 3 設計課題と対策

4. 3. 1 月遷移軌道・月周回軌道投入

松本秀一、小川美奈、川勝康弘(JAXA)

寺田博、加藤貴昭、松岡正敏(日本電気航空宇宙システム)

山本昌幸(三菱スペース・ソフトウェア)

4.3.1.1 月遷移軌道設計

(1) 月遷移軌道方式検討

地球から月に到達するための月遷移軌道には、いくつかの選択肢があり、ミッション要求や打上げロケットの制約等からその選択が決まる。アポロでは、サターンVロケットにより、直接月に向かう軌道に投入され、月との最初の会合で月周回軌道投入を行う直接方式の月遷移軌道が使用された。アポロミッションの特徴は「有人」であり、搭乗員の安全が何よりも優先されたため、他の月ミッションよりも大きな増速量を必要とするものの、月周回軌道投入ができなかった場合に、安全に地球に戻ってこられるフリーリターン軌道と呼ばれる直接方式月遷移軌道を採用した¹⁾。我が国最初の月探査機「ひてん」は、遠地点高度 29 万キロの長楕円軌道に投入され、地球を 5.5 周回する間に月との会合条件を合わせて、月に最接近するフェージング方式の月遷移軌道を採用した。さらに、「ひてん」では、Week Stability Boundary (WSB)と呼ばれる領域(地球の重力が弱くなり、太陽重力の影響を有効に利用できる領域)まで離れ、戻ってきたときに月の重力で捕捉される方式を採用することで、月軌道投入のための増速量を小さくできる手法を実現している²⁾。Clementine は、地球周回低軌道に上げられた後、固体モータにより遠地点高度 17 万キロの中間的な長楕円軌道に投入され、その中間軌道を 2.5 周する間に、月との会合条件を合わせるフェージング方式月遷移軌道を使用した³⁾。Lunar Prospector は、搭載できる推進薬量が少なかったため、ロケットによる投入軌道で直接月に向かう直接方式月遷移軌道を採用し、さらに、ロケット側の制約で、打上げ機会をメインとバックアップの月2日間に限定した⁴⁾。Smart-1 では、静止トランスファー軌道に投入された後、電気推進を用いて軌道高度を上昇させるスパイラル方式の月遷移軌道を採用し、1 年以上かけて月に到達した⁵⁾。

「かぐや」では、観測機器の寿命が約一年であることから、WSBを使った月周回軌道投入やスパイラル方式の月周回軌道投入は検討対象外であった。当初の月遷移軌道設計では、H-IIA ロケットにより、「かぐや」は直接月に向かう軌道に投入され、月との最初の会合で月周回軌道投入を行う直接方式の月遷移軌道(ダイレクト月遷移軌道)を採用していた^{6,7)}。図 4.3.1-1 に、当時のダイレクト月遷移軌道の概要を示す。その後、2004 年末から 2005 年初頭にかけて、プロジェクト全体を再度総点検する SELENE プロジェクト点検を実施し、異常発生時における対処への時間余裕、打上げ可能日の増加などの観点から月遷移軌道方式を再評価し、その結果、月遷移軌道をこれまで採用していたダイレクト月遷移軌道方式から、地球を 2.5 周回した後に月周回軌道投入を実施するフェージング月遷移軌道方式に変更した^{8,9,10)}。図 4.3.1-2 に、フェージング月遷移軌道の概要を示す。

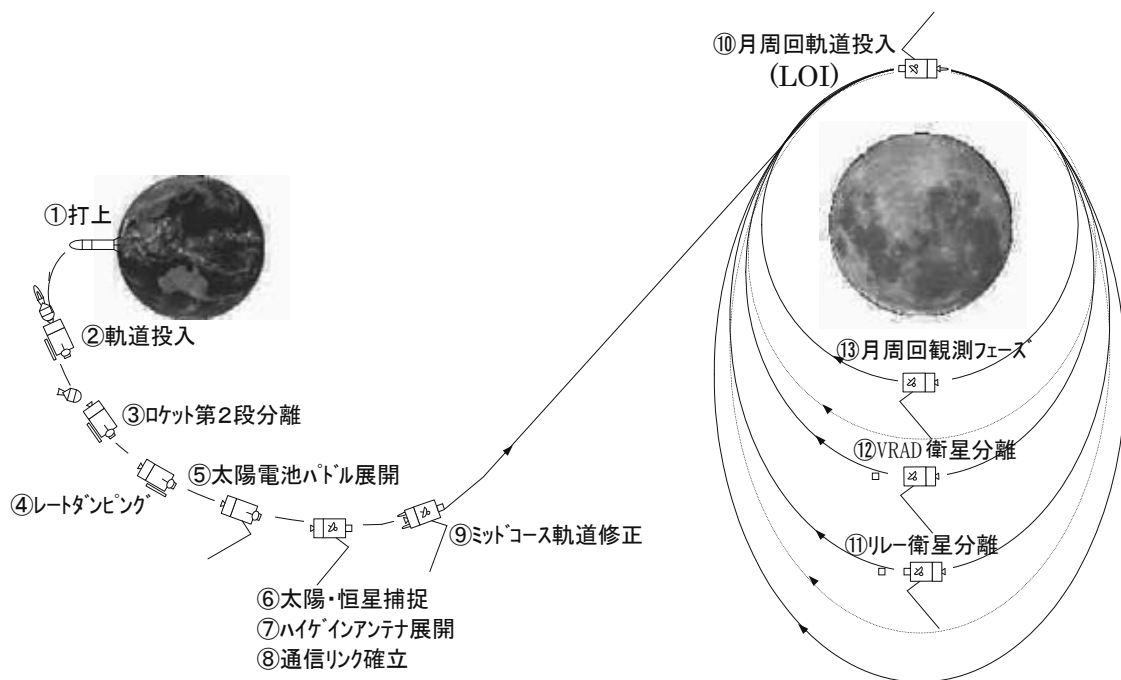


図 4.3.1-1 ダイレクト月遷移軌道の概要

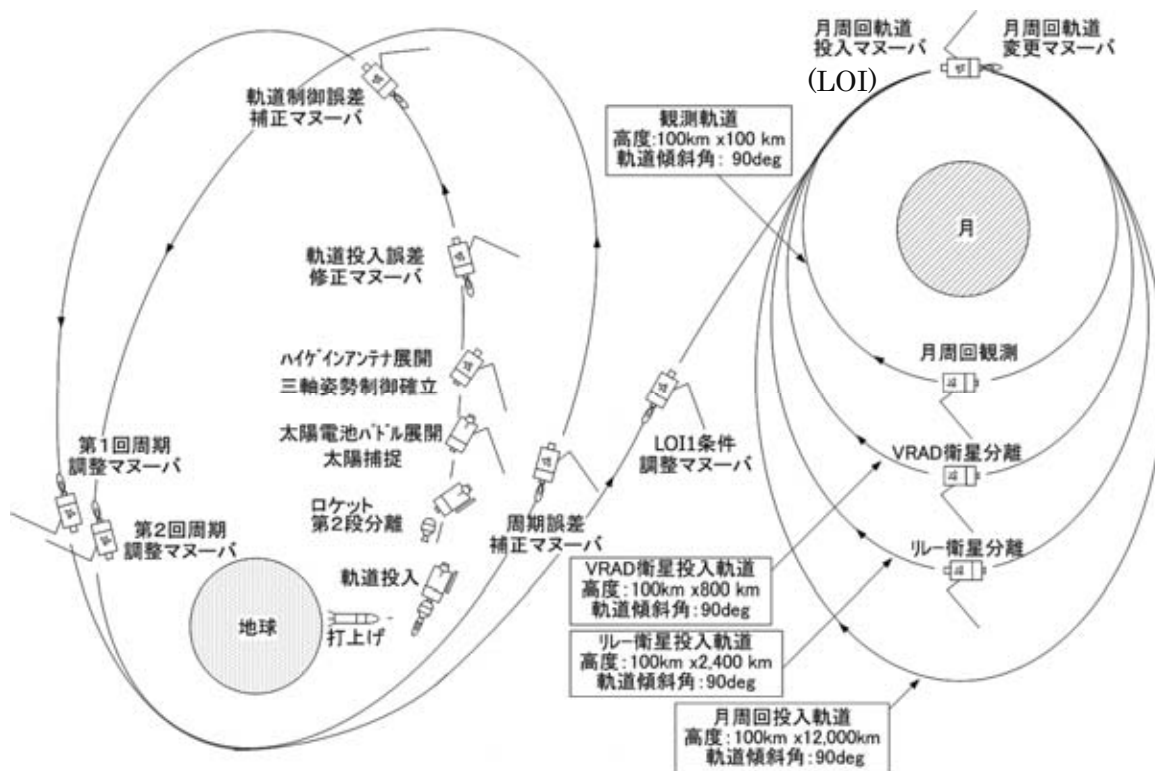


図 4.3.1-2 フェージング月遷移軌道の概要

(2) 月遷移軌道設計の制約条件

月遷移軌道を設計するにあたり、「かぐや」の目標とする軌道を表 4.3.1-1 に、「かぐや」が満たすべき制約条件を表 4.3.2-2 に示す。

表 4.3.1-1 月周回軌道投入(LOI)の目標

遠月点高度	約 100 km
軌道傾斜角	約 90 度
昇交点経度	約 270 度
近月点引数	子衛星「おきな」が 1 年以上軌道保持できるように設定

表 4.3.1-2 「かぐや」月遷移軌道の制約条件

月最接近時高度	100 ± 1 km ただし、月周回軌道の近月点引数(ω)制御のために、必要に応じて、最大 130km まで変更できる。
月周回軌道における軌道傾斜角 (月固定 DE405 系)	観測軌道投入後(LOI6 終了後)ほぼ、90.0° を中心に変動すること
月最接近時昇交点経度 (月固定 DE405 系)	(a)270° 近傍 (b)国内局可視
フェージング軌道近地点高度	1000km 以上
フェージング軌道日陰時間	84分以内(半影含む)
ΔV 時の連続可視時間 (近地点 ΔV を除く)	軌道制御中及び軌道制御前後2時間は、JAXA局(臼田局)+DSN局の2局可視であること
近地点 ΔV 時の連続可視時間	(a)軌道制御は、近地点通過 45 分前に実施する。ただし、(b)の制約を満足できない場合には、軌道制御時間を前倒しする。 (b)軌道制御前2時間～軌道制御後 10 分は、JAXA2局、または、JAXA局+DSN局の2局可視であること。また、軌道制御後 10 分から 20 分は、JAXA局またはDSN局の1局以上可視であること。
打ち上げから、LOI までの周回数	2. 5周
LOI1 実施時の連続可視時間	以下の期間、臼田局が連続で可視であること 軌道制御開始4時間前～軌道制御終了4時間後
LOI1 以外の LOI 実施前後の連続可視時間	(a)月による掩蔽時間を避けて軌道制御を実施し、軌道制御中は臼田局+DSN局の2局可視であること (b)軌道制御開始 120 分前～軌道制御終了 70 分後までは、月による掩蔽を除いて、臼田局+DSN局の2局可視であること (c)軌道制御前後2時間は、月による掩蔽を除いて、臼田局またはDSN局の1局可視であること
軌道制御時太陽角条件	軌道設計で考慮する太陽角制約は、+X 軸から 30° の範囲で、太陽光入射時間は80分

(3) パラメタライズド・ロケット飛行経路

月の位置は打上げ日ごとに変わるため、最適なロケット飛行経路も日々変わる。一方、ロケット飛行解析には時間がかかり、打上げ日ごとに最適なロケット飛行経路を設定すると、現実的には、せいぜい20本程度の飛行経路しか用意できない。この場合、何らかの要因で打上時期が数ヶ月ずれると、ロケット飛行解析をやり直しとなり、打上げのさらなる遅れに繋がる。このため、「かぐや」では、月会合時の月赤緯に対応する月遷移軌道投入点の緯度(北緯 13.8 度～南緯 26.5 度)をパラメータとした20本のロケット飛行経路を用意し、ロケット飛行経路をパラメタライズしたことによる最適な飛行経路とのずれ(遠地点方向、軌道傾斜角のずれ)を月遷移軌道中の「かぐや」の軌道制御で吸収する方式とした。

月遷移軌道投入は、図 4.3.1-3 のように、ロケット第2段の再着火により、月と会合する点と地球を挟んで反対のポイントで実施される。よって、月会合時の月赤緯を合わせるために、ロケットのコースティング時間を調整し、月遷移軌道投入(第2段再着火)のタイミングを合わせている。実際に、遠地点赤緯でパラメタライズしたロケットパターン例を表 4.3.1-3 に示す(実際には 20 パターン解析し、設定した)。また、設定した20本のロケット飛行経路と月遷移軌道投入点(H-IIA 第2段再着火点)、遠地点赤緯の関係を図 4.3.1-4 に示す。図中には、ロケットを追尾する各局、各中継衛星(TDRS)の可視範囲も合わせて示している。衛星分離姿勢も、観測センサの太陽光入射制限や TDRS との電波リンク等で制約があり、それらの制約と、太陽捕捉の容易さを考慮して、表 4.3.1-4 のように設定した。

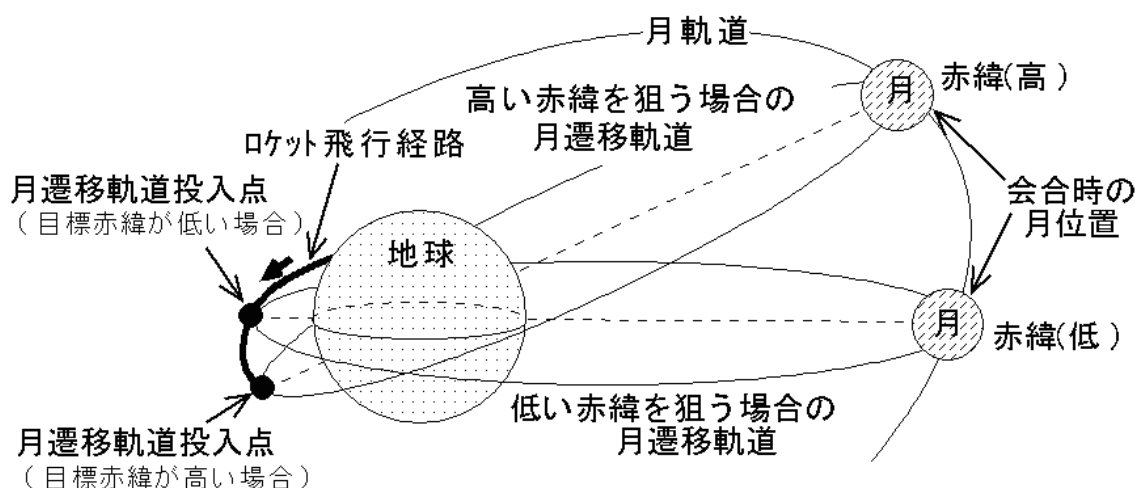


図 4.3.1-3 月遷移軌道投入点と月赤緯の関係

表 4.3.1-3 「かぐや」打上げのためのロケット飛行経路(例)

ロケットパターン	赤緯[°]	ロケット2段再着火前のコースティング時間(注)
例	-13.75	0:08:00

(注)コースティング時間:再着火フェーズをインパルスに置き換えたときの第1回燃焼終了からインパルス点までの時間

表 4.3.1-4 ロケットパターン毎の衛星分離姿勢

ロケットパターン	衛星分離姿勢
1~4	「かぐや」の太陽捕捉ロール/ピッチサーチ軸を天の北極に向け、「かぐや」の機体+ヨー軸を地心に最も近い方向に向ける。
5~20	「かぐや」の太陽捕捉ロール/ピッチサーチ軸を天の南極に向け、「かぐや」の機体+ヨー軸を地心に最も近い方向に向ける。

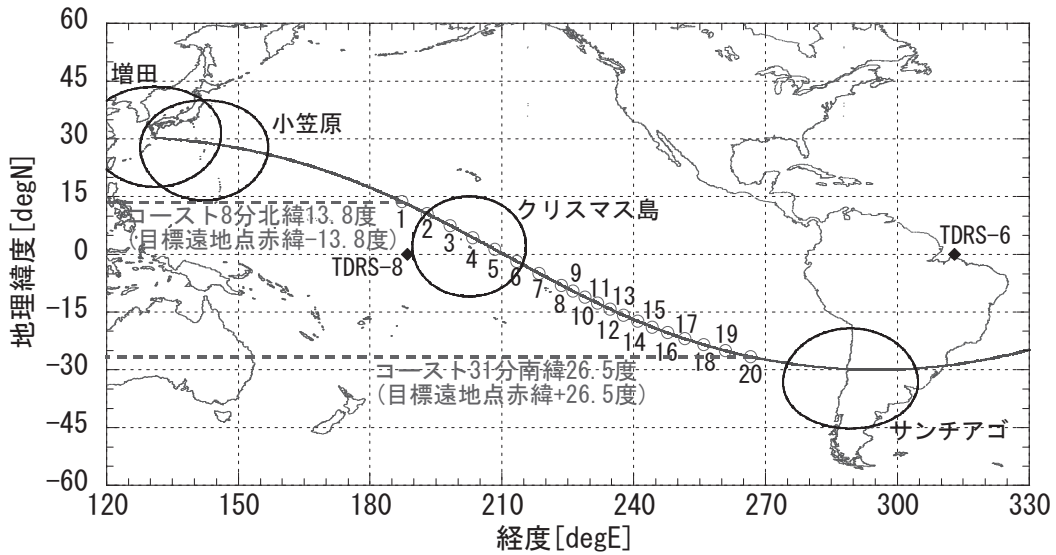


図 4.3.1-4 「かぐや」の打上げロケット飛行経路と月遷移軌道投入点(H-IIA 第2段再着火点)

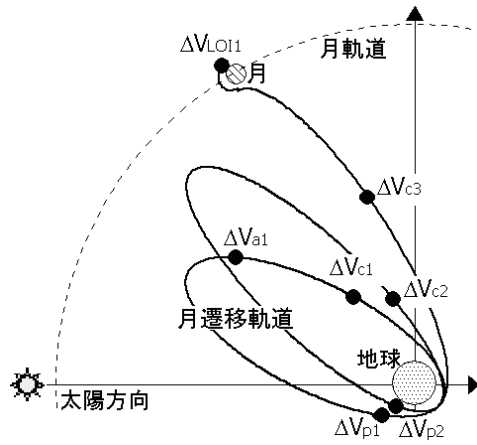
(4) フェージング月遷移軌道設計

「かぐや」のフェージング方式月遷移軌道においては、最適な月遷移軌道とパラメタライズド・ロケット飛行経路による月遷移軌道との差の修正、ロケットによる軌道投入誤差の修正、及び、月との会合条件を合わせるための軌道変更のために、3つの軌道変更制御(ΔV_{c1} , ΔV_{p1} , ΔV_{p2})を計画した。また、各軌道変更制御に対応した3つの誤差補正軌道制御(ΔV_{a1} , ΔV_{c2} , ΔV_{c3})を計画した。図 4.3.1-5 に軌道制御シーケンスを、表 4.3.1-5 に軌道制御の内容を示す。

また、各軌道制御の実施位置を決めるために、各種の軌道解析を実施した。その例を以下に示す。

ΔV_{c1} では、月会合時の「かぐや」軌道の遠地点赤緯を月赤緯に合わせるために、「かぐや」の軌道面を変更するが、遠地点赤緯の調整に必要な ΔV 量が ΔV_{c1} の実施位置で異なるので、 ΔV_{c1} の実施位置に対して、単位 ΔV あたりの遠地点赤緯の調整量の感度解析を実施した。その結果を図 4.3.1-6 に示す。0.3day~0.8day(軌道投入+7.2時間~+19.2時間)で、単位 ΔV あたりの遠地点赤緯調整量が最大であることがわかる。打上げ後の三軸姿勢確立等のシーケンスや軌道決定・軌道制御コマンド計算等の運用を考慮して、軌道投入から18時間の時点で、 ΔV_{c1} を実施することとした。

ΔV_{p1} , ΔV_{p2} は、遠地点高度を変更するための軌道制御であり、近地点で実施すると一番効率がよいが、近地点では地上局の可視が確保できない。そのため、 ΔV_{p1} , ΔV_{p2} の実施位置を決めるために、近地点近傍における可視解析と、近地点からの経過時間に対する ΔV 感度解析(近地点で遠地点高度を変更量するために必要な ΔV に対する ΔV 増加の割合)を実施した。図 4.3.1-7 に示す可視解析を元に、軌道制御に必要な運用等を考慮して、近地点通過の45分前に、 ΔV_{p1} , ΔV_{p2} を実施することとした。この軌道制御実施位置では、地心距離が1.8万キロメートルであり、近地点(地心距離が約7千 km)で軌道制御を実施した場合に比べて、1.5倍の ΔV 必要である(図 4.3.1-8)。



ΔV_{c1} : 軌道投入誤差修正マヌーバ ΔV_{a1} : 軌道制御誤差補正マヌーバ
 $\Delta V_{p1}, \Delta V_{p2}$: 周期調整マヌーバ ΔV_{c2} : 周期誤差補正マヌーバ
 ΔV_{c3} : LOI1 条件調整マヌーバ ΔV_{LO11} : 月周回軌道投入マヌーバ 1

図 4.3.1-5 月遷移軌道の軌道制御シーケンス

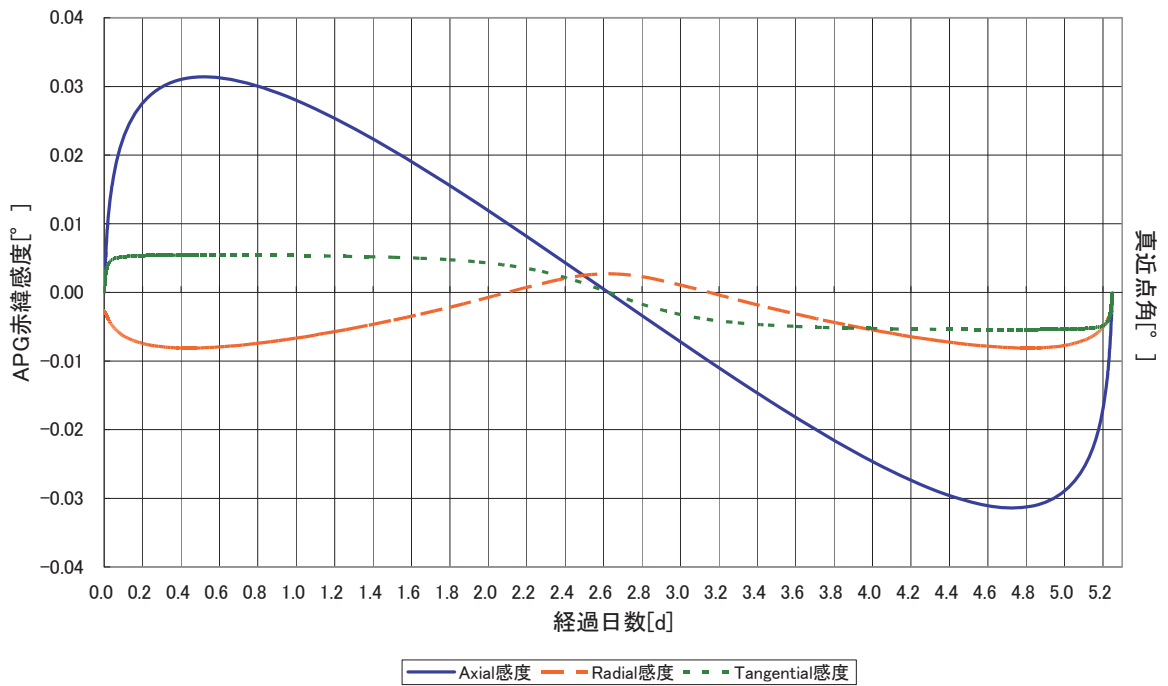


図 4.3.1-6 月会合点における ΔV 方向の感度解析

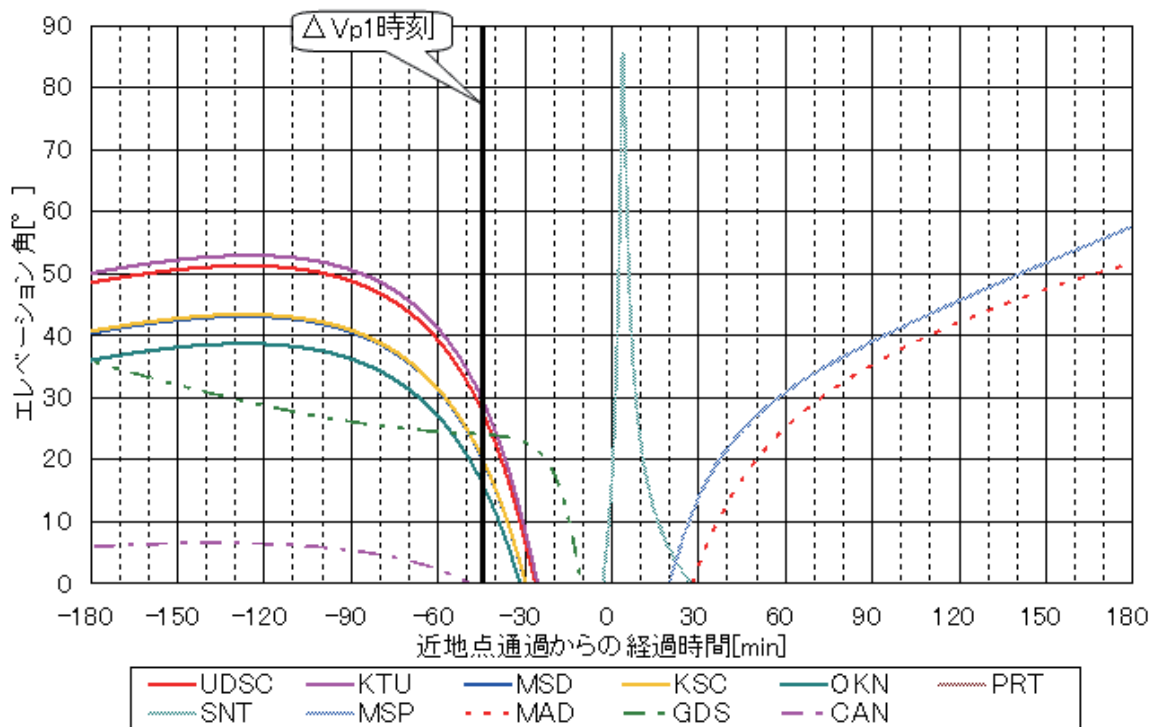


図 4.3.1-7 近地点近傍における ΔV 時の可視解析

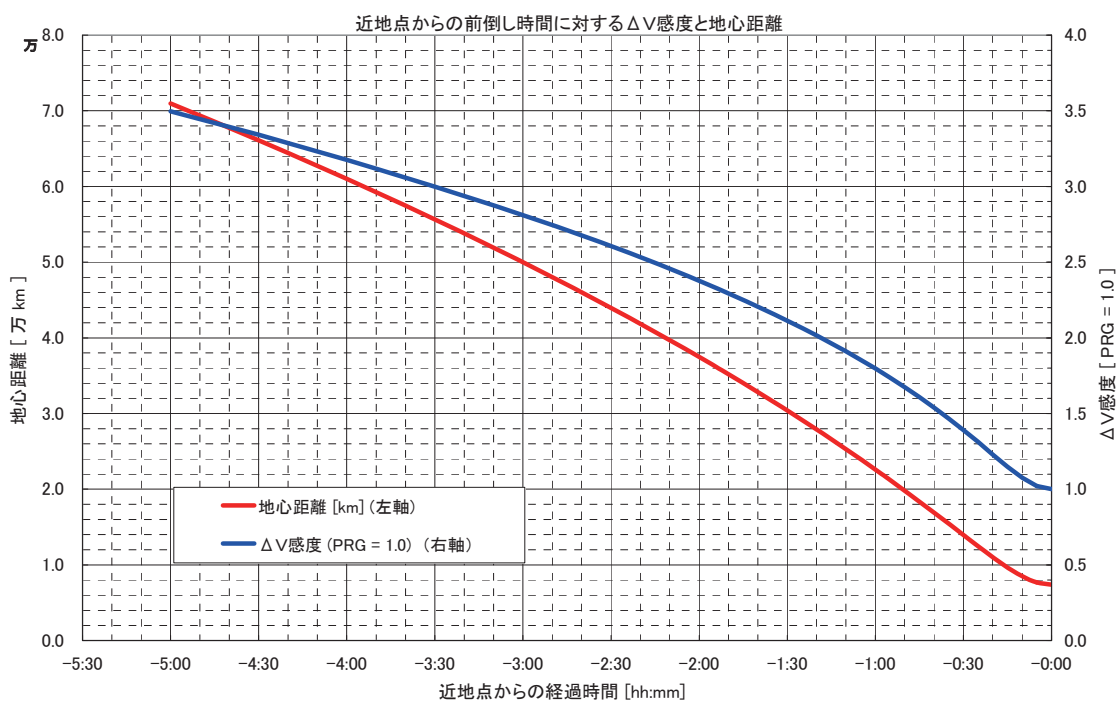


図 4.3.1-8 近地点近傍における ΔV 方向の感度解析結果

表 4.3.1-5 「かぐや」の観測軌道投入までの軌道制御の名称・内容

イベント	軌道制御名称	軌道制御の内容
	<月遷移軌道投入>	(H-IIA ロケットによる)
軌道投入の 18時間後	軌道投入誤差修正マヌーバ (ΔV_{c1})	(1)500Nクラスのテストマヌーバ(最低噴射時間:30秒) (2)ロケットによる月遷移軌道投入誤差を修正するための軌道制御 (3)軌道面に関する月周回軌道投入条件(LOI条件)を調整するための軌道面制御 (4)摂動による地球落下のリスクを回避するために、ペリジ高度を1000km程度以上にひきあげるための軌道制御
第1アポジ付近 (ΔV_{c1} の24H後)	軌道制御誤差修正マヌーバ (ΔV_{a1})	周期調整1マヌーバの地上局可視条件を調整するために、軌道投入誤差修正マヌーバにおいて発生した軌道誤差を補正するための軌道制御。誤差がないときは実施しない。
	<第1遠地点(第1アポジ)>	
第1ペリジ手前	周期調整1マヌーバ(ΔV_{p1})	軌道周期を調整して、所定の時刻に SELENE を月と会わせるための最初の軌道制御である。第1近地点通過45分前を中心時刻として実施する。
	<第1近地点(第1ペリジ)>	
第1ペリジ通過 1日後	周期誤差修正マヌーバ (ΔV_{c2})	周期調整1マヌーバで発生した軌道誤差を補正するための軌道制御。誤差がないときは実施しない。
	<第2遠地点(第2アポジ)>	
第2ペリジ手前	周期調整2マヌーバ(ΔV_{p2})	軌道周期を調整して、所定の時刻に SELENE を月周回軌道投入点(LOI点)に到達させるための軌道制御である。 第2近地点通過45分前を中心時刻として実施する。
	<第2近地点(第2ペリジ)>	
第2ペリジ通過 2日後	LOI1条件調整マヌーバ (ΔV_{c3})	周期調整2マヌーバの軌道制御誤差を吸収し、LOI条件を整える軌道制御である。誤差がないときは実施しない。
第3アポジ付近	月周回軌道投入マヌーバ(LOI1)	フェーディング軌道から月周回軌道へ投入するためのマヌーバである。
	月周回軌道投入マヌーバ (LOI2~最終LOI)	第1月周回軌道から遠月点高度を徐々に下げ、観測軌道(高度100kmの円軌道)に投入するための軌道変更マヌーバである。
観測軌道投入		
定常フェーズ		

略称のサフィックスのaは apogee、pは perigee、cは mid course を示し、数字は何周目かを示す。

(5) 軌道制御計画立案ストラテジ

実際の軌道制御計画立案では、事前に設定した重要イベントの地上局からの可視性が変わらないように、FTA 方式 (Fixed Time Arrival) により、前回軌道制御の制御量誤差を次の軌道制御で修正し、元の軌道に戻す方式を基本とした。表 4.3.1-6 に、月遷移軌道における軌道制御計画の立案ストラテジを示す。また、メインとなる軌道制御 (ΔV_{c1} , ΔV_{p1} , ΔV_{p2}) が、遅延した場合の許容時間 (時間以外の軌道制御コマンドの変更無し) と、許容時間を超えた場合のバックアップ軌道制御計画の立案ストラテジを表 4.3.1-7 に示す。 ΔV_{p1} と ΔV_{p2} は、図 4.3.1-8 に示すように、軌道制御位置が近地点から離れるほど、 ΔV の無駄が大きくなるので、軌道制御量が比較的小さい場合には、無駄を覚悟で FTA で元の軌道に戻すが、軌道制御量が大きい場合は、軌道制御運用の可視性の制約を緩和して、消費推進薬最小の月最接近ターゲティング方式を使用する。誤差補正のための軌道制御 (ΔV_{a1} , ΔV_{c2} , ΔV_{c3}) については、誤差が小さい場合は、キャンセルすることを予定しており、その判断基準を表 4.3.1-8 に示す。なお、軌道制御のスラスト選択は、 ΔV が 15m/s 以上の場合は、500N メインエンジンを使い、15m/s 未満では、20N スラスト1系統 (4本) 噴射を使うこととした。

表 4.3.1-6 月遷移軌道における軌道制御計画の立案ストラテジ

軌道制御	修正する誤差	軌道制御計画の立案ストラテジ
ΔV_{c1}	ロケットによる軌道投入誤差	ΔV_{c1} と ΔV_{a1} による FTA
ΔV_{a1}	ΔV_{c1} の軌道制御誤差	ΔV_{a1} と ΔV_{p1} による FTA
ΔV_{p1}	ΔV_{a1} の軌道制御誤差	ΔV_{p1} と ΔV_{c3} による FTA
ΔV_{c2}	ΔV_{p1} の軌道制御誤差	ΔV_{c2} と ΔV_{p2} による FTA
ΔV_{p2}	ΔV_{c2} の軌道制御誤差	ΔV_{p2} と ΔV_{c3} による FTA
ΔV_{c3}	ΔV_{p2} の軌道制御誤差	ΔV_{c3} で月最接近ターゲティング

表 4.3.1-7 月遷移軌道の軌道制御遅延時間とバックアップ軌道制御計画立案ストラテジ

軌道制御	許容遅延時間	バックアップ軌道制御計画立案ストラテジ
ΔV_{c1}	2 時間	ΔV_{a1} と “ ΔV_{p1} の1日前の追加 ΔV ” で FTA
ΔV_{p1}	10 分	(1) 3時間後の再 ΔV_{p1} と “ ΔV_{p2} の1日前の追加 ΔV ” で FTA (2) 3時間後の再 ΔV_{p1} で ΔV_{p2} 可視性確保のマヌーバを実施、 ΔV_{p2} で月最接近ターゲティング
ΔV_{p2}	10 分	(1) 3時間後の再 ΔV_{p2} と ΔV_{c3} で FTA (2) 3時間後の再 ΔV_{p2} で月最接近ターゲティング
LOI1	30 分	コンティンジェンシー軌道・運用へ移行

表 4.3.1-8 誤差補正マヌーバのキャンセル判断基準

軌道制御	誤差補正マヌーバのキャンセル判断基準
ΔV_{a1}	$\Delta V_{a1} < 0.3\text{m/s}$
ΔV_{c2}	$\Delta V_{c2} < 0.2\text{m/s}$
ΔV_{c3}	$\Delta V_{c3} < 0.1\text{m/s}$

(6) コンティンジェンシー軌道・運用

「かぐや」が月に到達し、1年間のミッションを達成するためには、500N メインエンジンによる月周回軌道投入が必須となる(20N スラスタ12本同時噴射では、月周回長楕円軌道までは投入できるが、高度 100km のミッション軌道には到達できない)。しかしながら、リソースの制約から、冗長構成をとれない 500N メインエンジンの不具合、および、太陽電池パドル不展開(質量中心の移動に伴うメインエンジン噴射時の姿勢擾乱が許容値を超えて、姿勢を維持できない)などが発生すると、500N メインエンジンによる月周回軌道投入が実施できない状況に陥る。

このようなミッション達成が困難となるコンティンジェンシーに対して、月周回軌道に投入し、最低限の観測ミッションを実施するためのコンティンジェンシー軌道・運用を検討した。コンティンジェンシー軌道・運用の概要は、以下のとおりである。

- ① ΔV_{p2} 直前までは、20Nスラスタを使用して、ノミナルと同じシーケンスで飛行し(10日~15日間)、500Nメインエンジンや太陽電池パドル等の不具合対策を実施し、回復を試みる。
- ② ΔV_{p2} 直前までに、500Nメインエンジンや太陽電池パドル等の不具合から回復できない場合には、 ΔV_{p2} から、以下の二つの何れかのコンティンジェンシー運用・軌道に移行する。

(a) WSB を使用したコンティンジェンシー軌道を使用した月周回軌道投入

Week Stability Boundary (WSB)と呼ばれる領域(地球の重力が弱くなり、太陽重力の影響を有効に利用できる領域)まで離れ、戻ってきたときに月の重力で捕捉されることにより、月周回軌道投入のための増速量を小さくする方法である。 ΔV_{p2} で、2.5 周目の月会合において、月スイングバイを用いて、地球からの距離が100万 km 以上の遠方域に移行する。地球重力が弱くなった遠方域で、月と再会合するための軌道制御を実施する。月周回軌道投入に必要な ΔV が比較的小さくなるが、月周回軌道到達までに時間がかかる。コンティンジェンシー軌道の例を図 4.3.1-9 に示す。)

(b) 20N スラスタ12本同時噴射による月周回軌道投入

500N メインエンジンの代わりに、冗長系も含めた 20N スラスタ 12 本を同時に噴射し、月周回軌道に投入する方法である。 ΔV_{p2} 以降も、ノミナルと同じ飛行計画で飛行し、2.5 周目の月会合において、20N スラスタ12本同時噴射による月周回軌道投入を実施する。予定の期間で月周回軌道に到達できるが、月周回軌道投入に必要な ΔV が比較的大きく、20N スラスタを長秒時噴射する必要がある。

上記の二つのコンティンジェンシー軌道・運用に対して、軌道が安定する遠月点高度2万 Km の月周回軌道に投入する場合に必要な ΔV 量に関するケーススタディを実施した。その一例を表 4.3.1-9 に示す。20N スラスタ12本同時噴射による月周回軌道投入に必要な ΔV は、打上げ日で大きく変わらないが、コンティンジェンシー軌道を使った月周回軌道投入は、打上げ日や、どこまで遠方まで飛行するかによって、大きく変わる。上記、二つの方式は、実際の打上げ後に、コンティンジェンシーが発生したときに、打ち上げ後の条件で解析・比較検討し、対応を決めることとなっていた。

表 4.3.1-9 コンテンジエンシー軌道 LOI と 20Nスラスト12 本同時噴射 LOI の必要 ΔV の比較

	コンテンツエンシー軌道を使ったLOI (1ヶ月後に月と再会合)	20Nスラスト12 本同時噴射LOI (平均デューティ:90%)
2007年8月16日 打上げの場合	203m/s (コンテ軌道で 89m/s) (最大噴射秒時 1143 秒)	346 m/s (最大噴射秒時 5780 秒)
2007年8月23日 打上げの場合	342m/s (コンテ軌道で 213m/s) (最大噴射秒時 1075 秒)	359 m/s (最大噴射秒時 6038 秒)

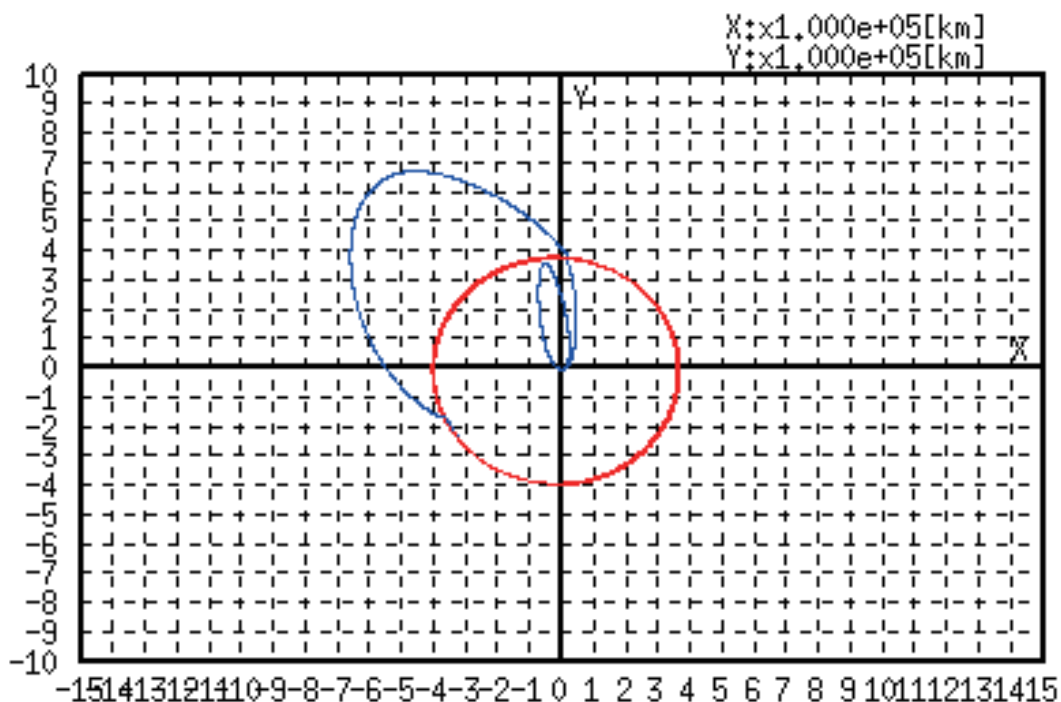


図 4.3.1-9 コンテンジエンシー軌道の概要

4.3.1.2 月周回軌道投入設計

(1) 月周回軌道投入シーケンスと軌道制御設計

月遷移軌道により所定の月会合点に達した「かぐや」は、地球中心軌道から月中心軌道に移行するための最初の月周回軌道投入マヌーバ LOI1 を実施する。月から見ると、LOI1 は、双曲線軌道で接近してきた「かぐや」が高度 100km の近月点で楕円軌道に移行する軌道制御である。また、地球中心座標系で見ると、秒速約 1km で地球を公転している月に対して、長楕円軌道の遠地点で速度約 0.2km の「かぐや」が、月に捕捉され月重力圏に留まるために、月の公転速度との差を小さくするために LOI1 を実施する。地球中心座標系における LOI 前後の月と「かぐや」の軌道の様子を図 4.3.1-10 に示す。

観測ミッションを実施する高度 100km の月周回円軌道に到達するまでの、月周回軌道投入設計における各サブフェーズ設計の制約条件と目標軌道をそれぞれ、表 4.3.1-10 と表 4.3.1-11 に示す。長時間の軌道制御は効率が落ちることと、「おうな」と「おきな」を所定のミッション軌道に入れる必要があるために、全体を6つのサブフェーズに分けている。また、月周回軌道投入設計では、すべての LOI 軌道が安定であることと、LOI マヌーバ中可視であることが大きな制約となっている。さらに、500N スラスタ用推進剤の搭載量の制約のために、LOI4 以降は、サブフェーズを、20N スラスタを用いた軌道制御で実施できる ΔV 量で分割する必要性が生じる。

LOI1 から LOI5 までは、図 4.3.1-11 に示すように、高度 100km の近月点で、遠月点を下げる軌道制御を実施する。LOI1 の遠月点高度目標は、軌道の安定性、軌道制御効率、LOI2 の可視性を考慮して決定した。LOI2 の遠月点高度目標は、LOI3 の可視性を考慮して決定した。LOI3 と LOI4 の遠月点高度は、それぞれ分離する RSTAR と VSTAR の軌道要求から決定した。LOI5 と LOI6 は、軌道高度保持を考慮して、離心率ベクトルが長期間、保持範囲を維持できるように、遠月点高度、近月点高度、及び近月点引数を決定した。

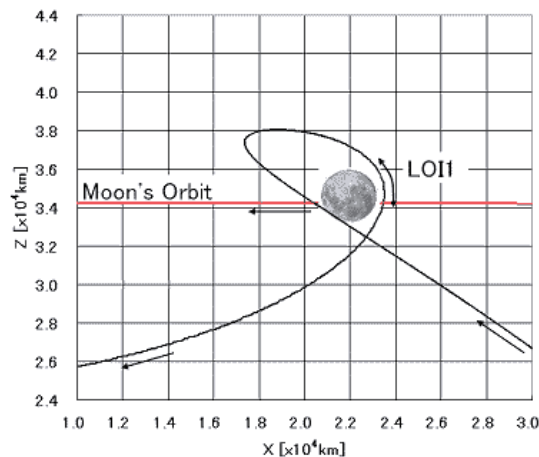


図 4.3.1-10 LOI1 前後の「かぐや」の軌道(地球中心座標系)

表 4.3.1-10 LOI 設計条件

項目	条件
20N LOI の開始条件	500N スラスタ総和が ΔV 上限 (880m/s) を超えた時
20N スラスタ制約	最大連続噴射時間 2000[s] (これを超える場合、各LOIを分割する)
LOI シーケンスの間隔	・LOI1-LOI2, LOI3-RSTAR 分離, LOI4 終了-VSTAR 分離, VSTAR 分離-LOI5 開始: 2日間 ・上記以外の軌道制御間隔: 1日間
LOI ΔV の条件	・ ΔV 実施中は 2 局可視(臼田局&DSN 局)確保 ・ ΔV 実施前 2 時間、 ΔV 実施後 90 分 2 局可視(臼田局&DSN 局)であること<掩蔽含む>。但し、LOI1 のみ ΔV 前後 4 時間 2 局可視。 ・LOI1 時の近月点引数(ω)が 131° 以下の打ち上げ日では、LOI1 制御にて ω 変更制御を実施。 ・LOI シーケンス中の近月点高度上昇が大きい打ち上げ日では、LOI2、LOI3 にて近月点高度を下げる制御を実施。

表 4.3.1-11 月周回軌道投入マヌーバ設計

軌道制御	目標遠月点高度	
LOI1	12,000 km	近月点高度は 100km
LOI2	5,500 km	
LOI3	2,400 km	「おきな」を分離する軌道
「おきな」分離		
LOI4	800 km	「おうな」を分離する軌道
「おうな」分離		
LOI5	130 km	軌道高度保持範囲の端
LOI6	軌道高度: 75 km × 125 km、近月点引数: 200 deg	

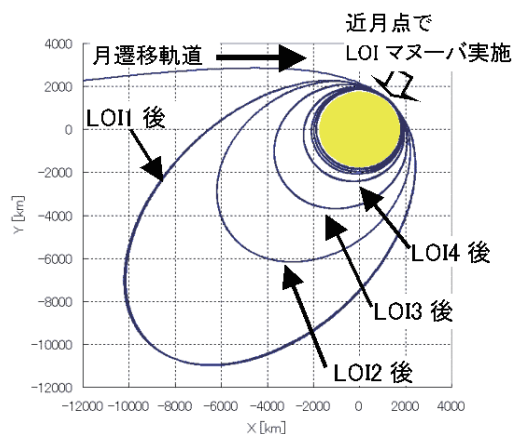


図 4.3.1-11 月周回軌道投入マヌーバ

(2) LOI 1中に500Nメインエンジンが停止した場合の異常対応

「かぐや」が1年間のミッションを達成するためには、LOI1は、失敗できない唯一のタイミングを持った軌道制御である。万が一、LOI1マヌーバ実施中に500Nメインエンジンが停止した場合には、急遽、20Nスラスタ12本同時噴射に切り替えて、LOI1マヌーバを継続する異常対応をすることを計画した。図4.3.1-12にLOI1マヌーバの噴射時間に対する ΔV と遠月点高度を示す。500Nメインエンジンで1000秒(200m/s)以上噴射できれば、月を周回する軌道に入ることができる。1000秒以上噴射する以前に、万が一、500Nメインエンジンが停止した場合には、 ΔV が200m/sに達するまで、残りを20Nスラスタ12本同時噴射で、LOI1を継続する。

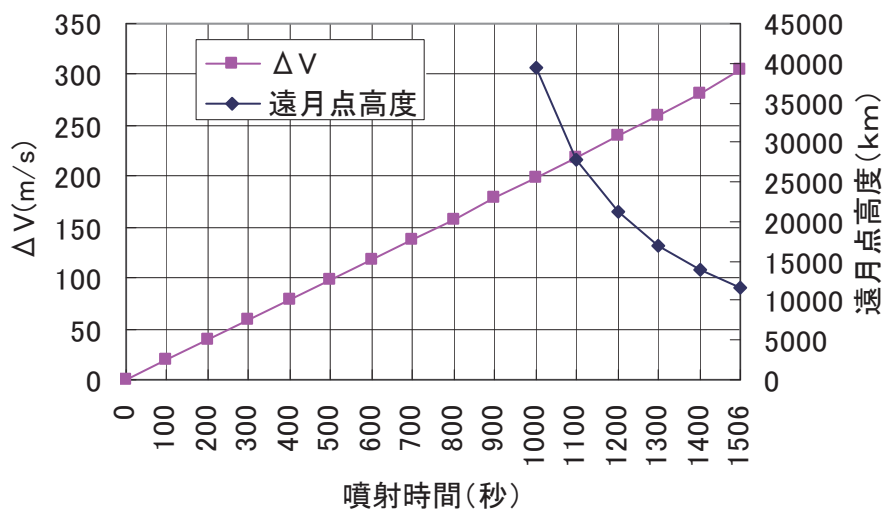


図 4.3.1-12 LOI1 マヌーバの噴射時間と ΔV 及び遠月点高度の関係(500N メインエンジン使用時)

4.3.1.3 月遷移軌道の飛行結果

月遷移軌道フェーズにおいて、500N スラスタ噴射による軌道制御を2回(ΔV_{c1} , ΔV_{p1}), 20N スラスタ4本噴射による軌道制御を3回(ΔV_{a1} , ΔV_{p2} , ΔV_{c2})実施した。各軌道制御の計画と結果を表4.3.1-12に示す。増速量誤差のスペック値は、500N スラスタ使用の場合は増速量の2%、20N スラスタ使用の場合は8%である。各軌道制御は問題なく実施され、オンボードのVICO (Velocity Increment Cut Off)機能により、軌道制御自体は、ほぼ計画どおりの ΔV を実施している(表4.3.1-12の増速量(実績1))。

一方、オンボード系と独立して、地上で軌道決定した結果で、各軌道制御を評価すると、軌道制御誤差補正マヌーバ(ΔV_{a1})を除いては、ほぼ計画通りであったことが判明した。 ΔV_{a1} は、最初の軌道制御 ΔV_{c1} の誤差約0.4m/sを補正すべく実施したが、軌道決定値を使った評価では、計画に対して32%ものずれが検出された。この理由は、 ΔV_{a1} の軌道制御計画値が約0.6m/sと小さかったため、軌道決定誤差と、軌道制御計画で考慮していない姿勢制御に伴う並進 ΔV (かぐやの推進系が機体の-X軸方向にのみ配置されているために、軌道制御前後の姿勢変更によって並進加速度が生じる)の影響が大きかったためである。実際、 ΔV_{a1} 中のドップラモニタにより、姿勢制御による並進加速度が検出されている(図4.3.1-13)。図4.3.1-13の横軸は時刻(UTC)、縦軸は、実際に臼田局で取得された2-wayドップラと、 ΔV_{a1} 直前の軌道決定値に基づき、 ΔV_{a1} 最終計画を考慮して予測した2-wayドップラの差である。軌道制御前後の姿勢変更によるドップラ変動と、軌道制御後のアイドリングによるドップラ変動を認識することができる。そこで ΔV_{a1} 以降の軌道制御では、姿勢変更やホイールアンローディングによる並進加速度の大きさを見積もり、正味の制御量から差し引いて姿勢制御の影響を最小限にとどめる工夫を行った。その結果、その後の周期調整1マヌーバ(ΔV_{p1}), 周期誤差補正マヌーバ(ΔV_{c2}), 周期調整2マヌーバ(ΔV_{p2})では計画とのずれが2%未満と小さくなった。

LOI1条件調整マヌーバ(ΔV_{c3})は、直前の ΔV_{p2} の誤差量が小さかったため、必要制御量が実施判断基準と同じ0.1m/sであった。この制御量は、姿勢制御による並進加速度と同程度である。 ΔV_{c3} を実施しなくても月との会合条件が満たされていたため、運用上の無用なリスクを避ける意味もあり、 ΔV_{c3} 実施をキャンセルした。

図4.3.1-14に、軌道決定に基づく、「かぐや」の飛行経路(軌道情報提供サービスによるLOI1軌道)を示す。

表4.3.1-12 月遷移軌道における軌道制御の計画と実績

軌道制御名称	使用スラスタ	制御開始時刻 [UTC] ()はセリング開始	噴射秒時[秒]		増速量[m/s]			増速量のずれ[m/s] (計画に対する ずれの比率[%])
			計画	実績	計画	実績 1*1	実績 2*2	
軌道投入誤差修正 マヌーバ(ΔV_{c1})	500N	9/14 20:12:58 (9/14 20:12:18)	114	118	23.18	23.18	23.57	0.39 (1.7)
軌道制御誤差補正 マヌーバ(ΔV_{a1})	20N	9/15 22:59:44	33	37	0.58	0.56	0.77	0.19 (32.1)
周期調整1 マヌーバ(ΔV_{p1})	500N	9/19 00:52:11 (9/14 00:51:31)	486	484	93.43	93.34	93.57	0.14 (0.2)
周期誤差補正 マヌーバ(ΔV_{c2})	20N	9/19 19:59:29	63	57	1.25	1.12	1.23	-0.02 (-1.6)
周期調整2 マヌーバ(ΔV_{p2})	20N	9/29 02:57:42	86	81	1.70	1.56	1.69	-0.01 (-0.6)
LOI1条件調整 マヌーバ(V_{c3})	軌道制御量が小さくなったため、実施せず							

*1:実績1は加速度計積算値, *2:実績2は前後の軌道決定値から推算

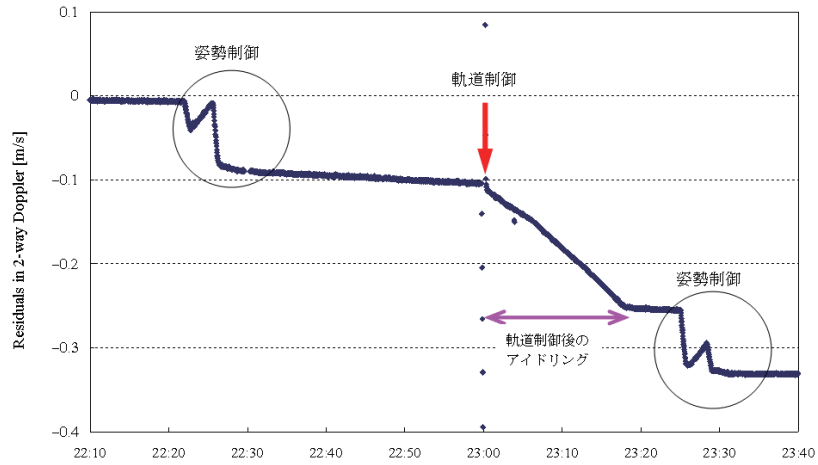


図 4.3.1-13 $\Delta Va1$ 中の臼田局 2-way ドップラモニタ (2007 年 9 月 15 日(UTC))

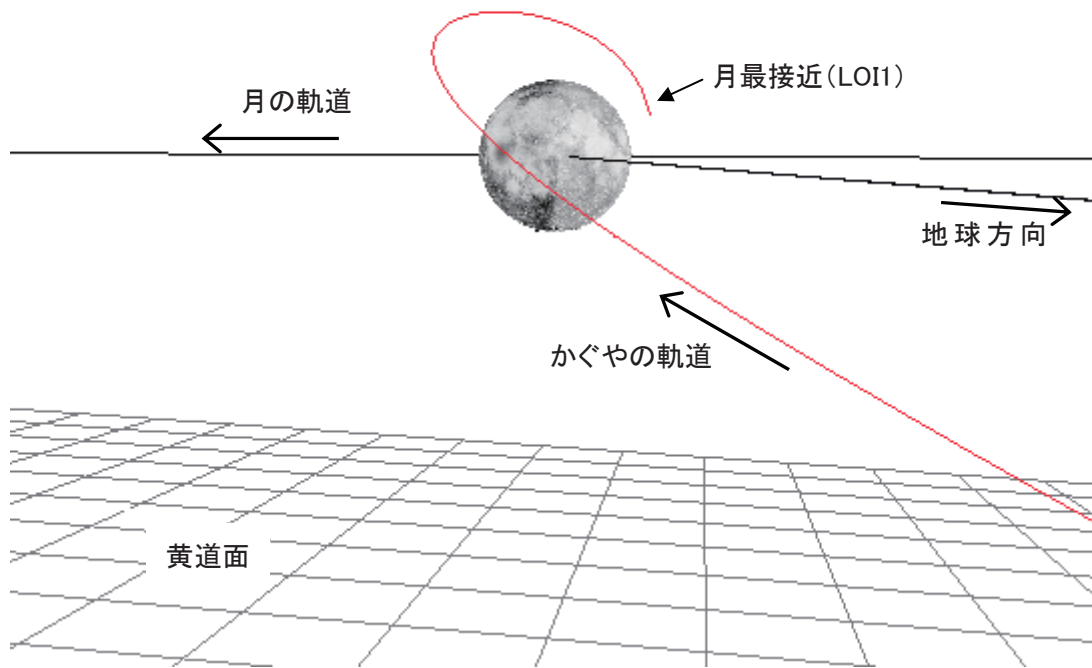


図 4.3.1-14 軌道情報提供サービスによる LOI1 軌道

4.3.1.4 月周回軌道投入の飛行結果

「かぐや」は、打上げ後、約 20 日間の月遷移軌道フェーズを経て、2007 年 10 月 3 日 (UTC) に月に到着した。月最接近時の高度は約 96km、軌道傾斜角は約 89 度であり、減速制御 (LOI1) を実施し月周回長楕円軌道に投入された。その後、近月点で軌道制御 (LOI) を行いながら徐々に遠月点高度を下げる制御を実施した。

月周回軌道投入フェーズにおける各軌道制御計画および実績と、軌道制御後の軌道高度を表 4.3.1-13 示す。全 LOI において、LOI において、計画と実績の差が 1% 未満と小さく、軌道制御が精度良く実施されたことがわかる。

月周回軌道投入フェーズでは、500N スラスタ噴射による軌道制御を 5 回、20N スラスタによる軌道制御を 3 回実施した。打上げ前に立案した月周回軌道フェーズのノミナル軌道制御計画では、LOI5a まで 500N スラスタ噴射による軌道制御を実施し、LOI5b 以降に 20N スラスタによる軌道制御を 5 回実施する予定であったが、H-IIA による軌道投入誤差が小さく、LOI5 の分割数を変更するだけの酸化剤が確保されたため、LOI5 以降の軌道制御計画を再立案し、当初計画の LOI5 の 5 分割から 3 分割へ変更した。

月周回軌道投入フェーズ中に摂動によって近月点高度が上昇するため、LOI2 の制御開始時刻を最適時刻より 5 分前倒し、加速方向を軌道面内方向で 19 度傾けることにより、近月点高度を修正した。更に、LOI6 後の軌道傾斜角の推移の平均が要求値 90 度から 1 年間で 0.2 度ずれるため、LOI2 と LOI3 の加速方向を最適方向から軌道面外に 4~5 度傾ける事で軌道傾斜角の調整を行った。2007 年 10 月 9 日 (UTC) に「おきな」を、同年 10 月 12 日 (UTC) に「おうな」を要求された高度で分離した。同年 10 月 18 日に最後の LOI6 マヌーバを行い、高度 100km、軌道傾斜角 90 度の円軌道である観測軌道に投入した。

観測軌道投入後の軌道決定値 (LOI6 後軌道決定値) に基づく「かぐや」の離心率ベクトルと軌道傾斜角の長期予測を図 4.3.1-15 と図 4.3.1-16 に示す。これら長期予測から「かぐや」は、計画どおりの観測軌道に投入されたことがわかる。また、図 4.3.1-17 に、「おきな」の近月点高度をしめす。「おきな」も、ミッション要求である 1 年以上、月面落下しない軌道に投入されていることがわかる。

表 4.3.1-13 月周回軌道投入における軌道制御の計画と実績

軌道制御 名称	使用 スラスタ	制御開始時刻 (UTC) () はセトリング開始	高度[km]		噴射秒時(秒)		増速量(m/s)			増速量のずれ [m/s] (計画に対する ずれの比率[%])
			近月点	遠月点	計画	実績	計画	実績 1*1	実績 2*2	
LOI1	500N	10/03 20:55:29 (10/03 20:54:49)	100	11,793	1473	1,460	298.79	298.80	298.43	0.36 (0.1)
LOI2	500N	10/05 23:01:13 (10/05 23:00:33)	103	5,700	476	469	102.49	102.48	102.19	0.30 (0.3)
LOI3	500N	10/06 22:40:17 (10/06 22:39:37)	113	2,402	676	670	151.42	151.44	151.51	-0.09 (-0.1)
LOI4	500N	10/10 00:18:24 (10/10 00:17:44)	125	800	688	656	164.95	164.96	164.68	0.26 (0.2)
LOI5a	20N	10/14 04:36:37 (10/14 04:35:57)	131	376	265	253	68.31	68.30	68.48	0.18 (0.3)
LOI5b	20N	10/15 04:51:26	130	249	1090	1,013	25.63	25.62	25.74	0.12 (0.5)
LOI5c	20N	10/16 06:08:10	130	131	1054	983	25.17	25.16	25.30	0.13 (0.5)
LOI6	20N	10/18 07:53:18	78	125	532	497	12.72	12.70	12.82	0.11 (0.9)

*1: 実績 1 は加速度計積算値、 *2: 実績 2 は前後の軌道決定値から推算

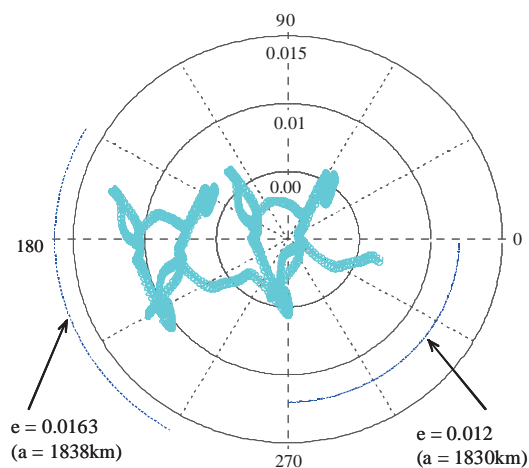


図 4.3.1-15 2ヶ月間のかぐやの離心率ベクトル変動(LOI6 後軌道決定値に基づく予測)

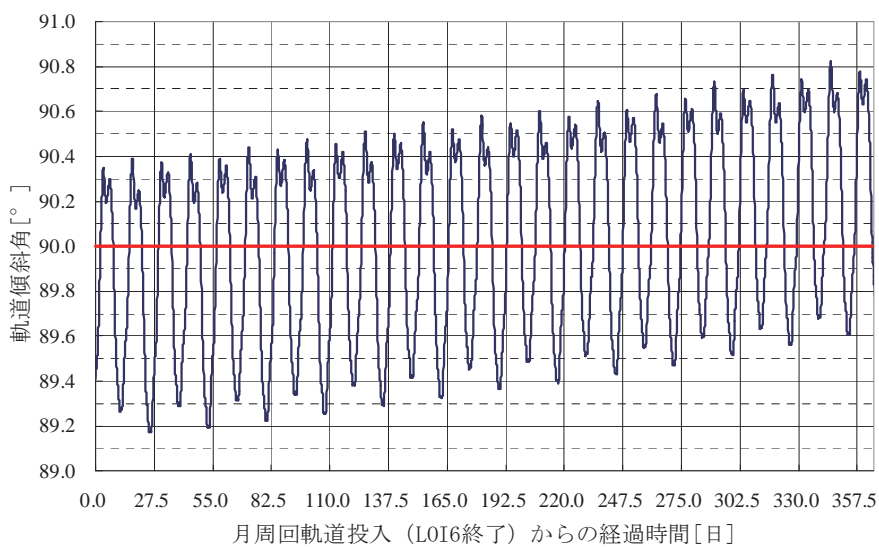


図 4.3.1-16 かぐやの軌道傾斜角推移(LOI6 後軌道決定値に基づく予測)

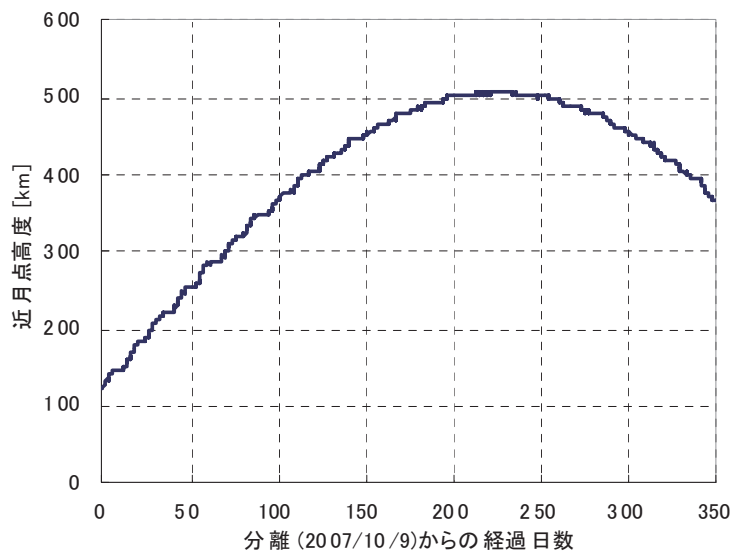


図 4.3.1-17 「おきな」の近月点高度推移予測(おきな分離後軌道決定値に基づく予測)

<4. 3. 1章の参考文献>

- 1) Berry, R. L., "Launch window and translunar, lunar orbit, and transearth trajectory planning and control for the Apollo 11 lunar landing mission," AIAA-1970-24, 1970.
- 2) Uesugi, K., Matsuo, H., Kawaguchi, J., and Hayashi, T., "JAPANESE FIRST DOUBLE LUNAR SWINGBY MISSION 'HITEN'," Acta Astronautica Vol. 25, No. 7, pp.347-355, 1991.
- 3) Kaufman, B., Middour, J., and Richon, K., "Mission Design of the Clementine Space Experiment," AAS 95-124, 1995.
- 4) Lozier, D., Galal, K., Folta, D., and Beckman, M., "LUNAR PROSPECTOR MISSION DESIGN AND TRAJECTORY SUPPORT," AAS 98-323, 1998.
- 5) Gestal, D., Camino, O., and et al., "SMART-1 OPERATIONS," IAC-05-B5.3/B5.5, 2005.
- 6) Kawakatsu, Y., Kaneko, Y., Takizawa, Y., Nakajima, K., Ogasawara, M., "SELENE Translunar Trajectory and Lunar Orbit Injection", Proceedings of the The 14th International Symposium on Space Flight Dynamics, 1999.
- 7) 石山仁、寺田博、小笠原雅弘、田中貴美恵、川勝康弘、小川美奈;「SELENE 軌道設計(1) ロンチウインドウ設計の自動化」、第45回宇宙科学技術連合講演会講演集、01-3E7, pp.1059-1063, 2001
- 8) Kawakatsu, Y., Takizawa, Y., Kaneko, Y., et al., "Application of Phasing Orbit on SELENE Translunar Trajectory," Proceedings of the 22nd International Symposium on Space Technology and Science, pp. 1570-1575, 2000.
- 9) Matsumoto, S., Takizawa, Y., Konishi, H., Yamamoto, M., Iwana, Y., Ogawa, M., Kawakatsu, Y., Ikegami, S., Terada, H., Ishiyama, H., Tanaka, K., and Kato, T., "LUNAR TRANSFER ORBIT FOR SELENE," Proceedings of the 25th International Symposium on Space Technology and Science (Selected Papers), pp. 506-511, ISTS 2006-d-31, 2006
- 10) 松本秀一、滝澤悦貞、小西久弘、佐々木健、小川美奈、川勝康弘、寺田博、田中貴美恵、加藤貴昭、池上真悟、宮田信、岩本祥広、山本昌幸;「月周回衛星「かぐや」の飛行計画」、日本航空宇宙学会誌、vol. 56, No. 657, 2008
- 11) 小川美奈、松本秀一、川勝康弘、広田正夫、堀井道明、森茂博、井上高広、谷口正、松岡正敏、大谷宏三、神川えりか、池上真悟、大西隆史;「月周回衛星「かぐや」の軌道制御計画と運用結果」、日本航空宇宙学会誌、vol. 56, No. 658, 2008
- 11) Matsumoto, S., Takizawa, Y., Ogawa, M., Kawakatsu, Y., Terada, H., Iwamoto, Y., Ikegami, S., Yamamoto, M., "Flight Trajectory and Control System of SELENE Engineer Explore "KAGUYA" mission to the Moon" Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, AIAA-2008-7483, 2008.
- 12) Kawakatsu Y., "KAGUYA (SELENE) Trajectory Plans for Lunar Orbit Injection Contingency," Proceedings of the 26th International Symposium on Space Technology and Science, 2008-k-29, 2008.
- 13) Kawakatsu, Y., Terada, H., Matsuoka, M. and Ohnishi, T. : Orbit Maneuver Compensation of KAGUYA for its Safe and Accurate Lunar Transfer, Proceedings of 26th International Symposium on Space Technology and Science (ISTS), 2008-d-59, 2008.
- 14) Kato, T., Terada, H., Tanaka, K., Ohtani, K., Kamikawa, E., Matsuoka, M., Matsumoto, S., Takizawa, Y., Ogawa, M., Kawakatsu, Y., Kasuga, K., Ikegami, S., and Yamamoto, M. : Orbital Maneuver Plan and Operation Results of "KAGUYA", during Lunar Transfer Orbit and Lunar Orbit Injection, Preprints of the 26th International Symposium

4.3.2 月周回軌道における軌道制御計画と制御結果

松本秀一、小川美奈、池田 人 (JAXA)

田中貴美恵、大谷 宏三、神川 えりか (日本電気航空宇宙システム)

4.3.2.1 軌道高度維持制御

(1) 軌道高度維持制御の基本原則^{1),2)}

低高度な月周回衛星の軌道は、月重力場の非対称性による摂動を受け、非常に複雑な挙動を示す。その様子を離心率ベクトルの変化で表したものが図 4.3.2-1 である。ここで言う離心率ベクトルとは、近月点引数 (ω) と離心率 (e) で軌道の幾何中心と月重心とのずれを表したものであり、この図で高度 $100 \pm 30\text{km}$ の範囲は、半径 0.0163 の円内で描かれる。

図 4.3.2-1 における離心率ベクトルの動きを理解するため、Zonal 項と Non-Zonal 項の影響を分けて考える。図 4.3.2-1 中の矢印の動きは Zonal 項による長期変動である。離心率ベクトルの動きを月自転周期 (27.3 日) ごとに切り出してみると、毎月ほぼ同じ形状 (図 4.3.2-2「キツネ顔」の様な動き) の軌跡が描かれ、その軌跡が、Zonal 項による変化軌跡にほぼ沿って動いていることがわかる。この「キツネ顔」の様な動きは Non-Zonal 項による短周期変動である。また、この「キツネ顔」の様な動きは月の自転周期と同期しているため、「顔」の同じ位相での昇交点経度 (Ω) は常に同じ値となる。この「キツネ顔」の位置から Ω の値を選ぶことが可能で、 $\Omega=90$ 度、 270 度を選択すれば、軌道全周が地球から可視となり、軌道制御時に月の裏側による非可視とならない利点も考慮できることになる。

Zonal と Non-Zonal 項の動きを合わせると、図 4.3.2-3 のように、月自転周期の「キツネ顔」の動きが、離心率ベクトルの 180 度方向から 0 度方向に流れて行く。従って、軌道高度維持制御では、離心率ベクトルの保持範囲を逸脱する前に、離心率ベクトルを Zonal 項による長期変動と逆向きの 0 度方向から 180 度方向に変更する (離心率ベクトルを図 4.3.2-3 の B 点から A 点に戻す軌道制御を実施する)。なお、「かぐや」では、周回軌道上の決まった位置 (南極または北極上空) でスラスタによるホイールアンローディングを実施し、進行方向かその逆方向に並進 ΔV が発生するので、図 4.3.1-3 の動きに、アンローディング時の ΔV の影響 (3ヶ月で 8km の軌道長半径の変化) が重なる。さらに、軌道制御誤差や軌道制御運用の延期等の可能性も考慮して、「かぐや」では、2ヶ月毎に、全可視である $\Omega=90$ 度か 270 度のタイミングで、軌道高度維持制御を実施する。

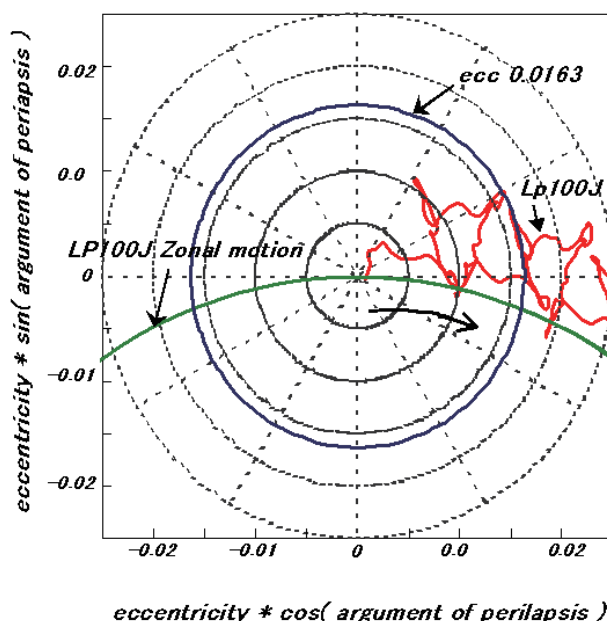


図 4.3.2-1 摂動による離心率ベクトルの変化

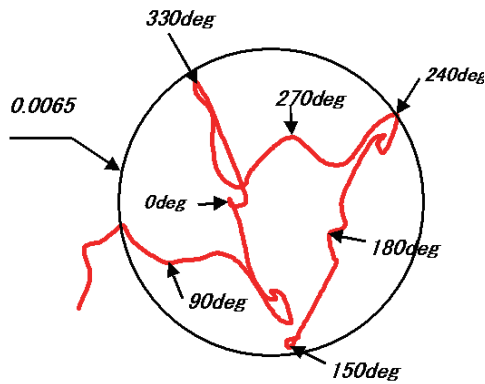


図 4.3.2-2 短周期(月自転周期)

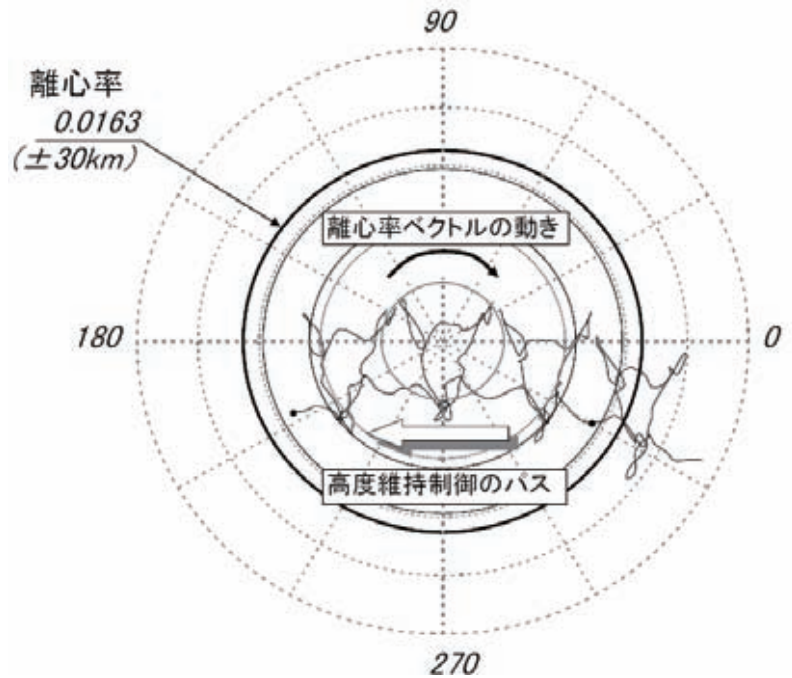


図 4.3.2-3 軌道高度維持制御の基本原則

(2) 軌道高度維持制御方式

離心率ベクトルを図 4.3.2-3 に示すように変更するために、「かぐや」では、2 バーン軌道制御方式の軌道高度維持制御を実施する。その概念を図 4.3.2-4 に示す。遠月点で、加速制御を実施し近月点高度を上げ、その半周後に、減速制御を行い、元の遠月点の高度を下げる。

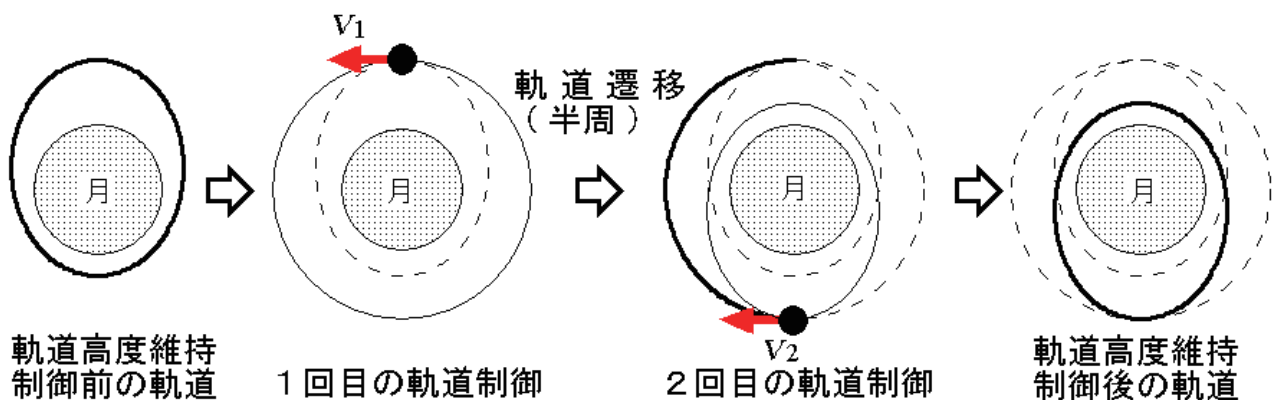


図 4.3.2-4 軌道高度維持制御方式(2 バーン軌道制御方式)の概念

(3) 軌道高度維持制御結果

軌道高度維持制御は、高度 $100 \pm 30\text{km}$ を保持するため、約2ヶ月毎に実施した。表 4.3.2-1 に軌道高度維持制御の実施結果をまとめる。いずれの軌道高度制御も計画どおり完了した。なお、第2回、第5回については、月食サバイバル運用時の日陰時間を低減するための位相調整制御も含めて実施した。第2回軌道高度制御では、月食時の位相差(従来からの軌道高度制御結果と位相調整考慮有りとの差)を135度に計画し、予定どおり完了した。第5回軌道制御についても、位相差-30度に計画し、予定どおり完了した。

図 4.3.2-5 に、定常運用期間1年間の近月点高度、遠月点高度、軌道長半径を示す。「かぐや」は、月周回軌

道投入後から2008年4月2日までと、2008年10月7日から2009年4月3日の期間は、ヨーアラウンド姿勢（太陽電池パドルを太陽方向に向けるために、機体+X軸を速度ベクトルと反対方向に向けて飛行する姿勢）で飛行しており、ホイールアンローディングにより発生する並進 ΔV が減速側に出ていた。また、それ以外の期間は、ノミナル姿勢（機体+X軸を速度ベクトルと同じ方向に向けて飛行する姿勢）で飛行しており、ホイールアンローディングにより発生する並進 ΔV は、増速側に出ていた。図4.3.2-5の軌道長半径の変化がホイールアンローディングにより発生する並進 ΔV の影響をよく表している。

また、2008年12月26日に発生したリアクションホイールNo.3(RW#3)の摩擦トルク増大不具合により、それ以降、一部の期間を除いて、「かぐや」は、スラスタによる姿勢制御で飛行したので、姿勢制御に伴い発生する並進 ΔV が軌道に影響を与えた。2008年12月27日に実施した第8回軌道高度維持制御(DVH8)以降、姿勢制御に伴い発生する並進 ΔV で、徐々に軌道高度を落とし、第9回軌道高度維持制御(DVH9)と第10回軌道高度維持制御(DVH10)は、軌道高度が50km \pm 20kmの範囲に保持するように実施した。第11回軌道高度維持制御(DVH11)は、さらに軌道高度を落とし、2009年6月10日の月面落下運用に繋がるように実施した。

表 4.3.2-1 軌道高度維持制御の実施結果

軌道制御	評価時間 (UTC)		噴射秒時(秒)		ΔV 量(m/s) ^{*1}		軌道長半径 ^{*2} (km)	離心率 ^{*2}	近月点引数 ^{*2} (deg)
			$\Delta V1$	$\Delta V2$	$\Delta V1$	$\Delta V2$			
第1回 DVH1	2007/12/11 05:23:54	計画	307	243	7.38	5.85	1838.0	0.014	200.0
		実績	295	234	7.38	5.84	1837.6	0.014	200.1
第2回 DVH2	2008/02/05 04:46:00	計画	376	210	8.94	5.00	1840.2	0.010	197.5
		実績	362	204	8.94	5.00	1840.0	0.010	198.6
第3回 DVH3	2008/03/29 22:55:00	計画	358	302	8.4	7.09	1837.4	0.013	199.0
		実績	343	290	8.4	7.08	1837.2	0.013	197.9
第4回 DVH4	2008/05/25 17:00:00	計画	228	320	5.2	7.3	1837.8	0.010	219.8
		実績	213	305	5.22	7.32	1838.2	0.010	218.1
第5回 DVH5	2008/07/16 15:26:00	計画	212	334	4.8	7.57	1836.7	0.014	202.1
		実績	201	322	4.8	7.56	1836.9	0.014	200.8
第6回 DVH6	2008/09/10 17:00:00	計画	258	362	5.63	7.93	1838.1	0.012	198.9
		実績	238	343	5.62	7.92	1838.2	0.012	198.5
第7回 DVH7	2008/11/03 12:00:00	計画	285	295	6.18	6.39	1837.8	0.013	200.0
		実績	271	280	6.18	6.38	1837.6	0.013	200.3
第8回 DVH8	2008/12/27 15:00:00	計画	360	239	7.78	5.16	1835.6	0.014	207.1
		実績	343	230	7.78	5.16	1836.2	0.014	206.5
第9回 DVH9	2009/02/21 00:00:00	計画	376	406	7.60	8.22	1788.8	0.010	202.8
		実績	344	381	7.60	8.22	1789.1	0.010	201.9
第10回 DVH10	2009/03/19 21:00:00	計画	276	160	5.5	3.18	1787.4	0.010	222.4
		実績	250	144	5.5	3.18	1787.7	0.010	220.7
第11回 DVH11	2009/04/16 21:00:00	計画	235	489	4.68	9.75	1774.9	0.015	230.8
		実績	237	500	4.66	9.74	1775.3	0.015	230.0

*1: ΔV 量の実績値は加速度計積算値、 *2: 軌道要素(月固定座標系)の実績値は軌道決定値からの評価

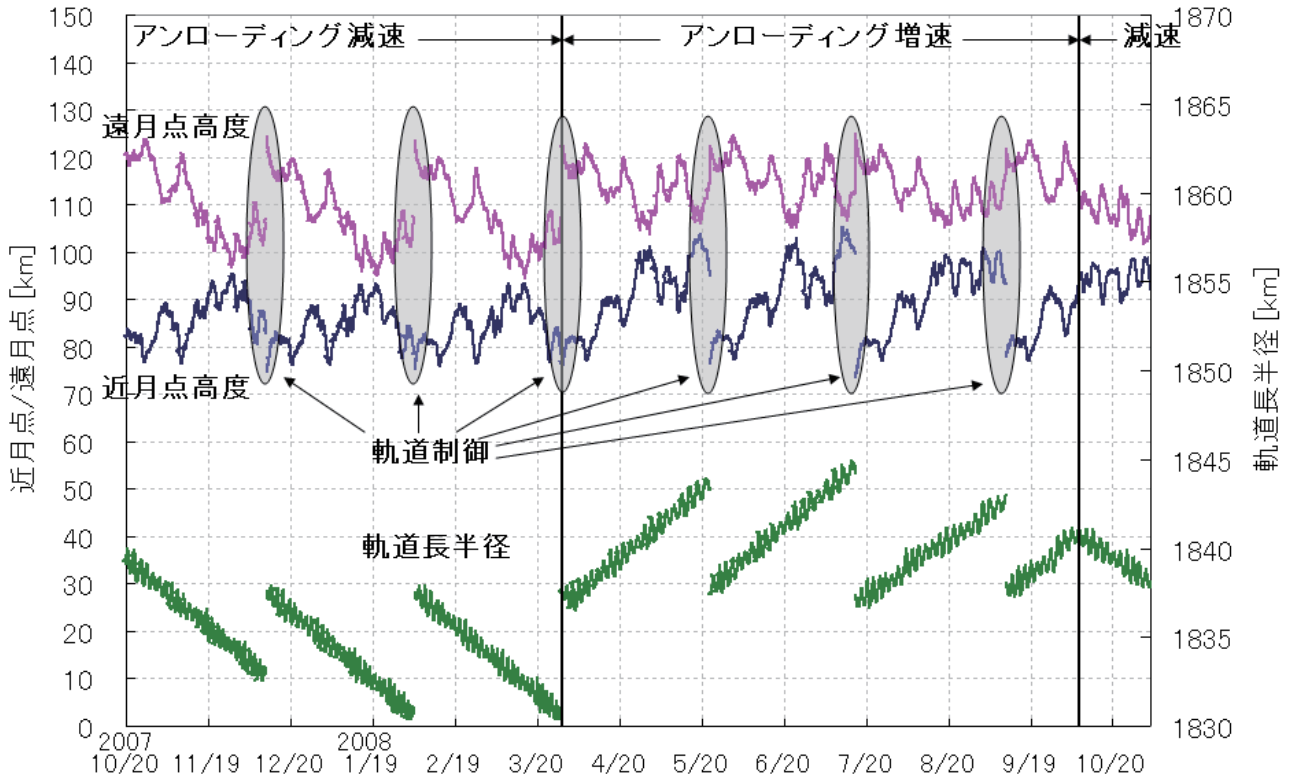


図 4.3.2-5 定常運用期間1年間の近月点高度、遠月点高度、軌道長半径³⁾

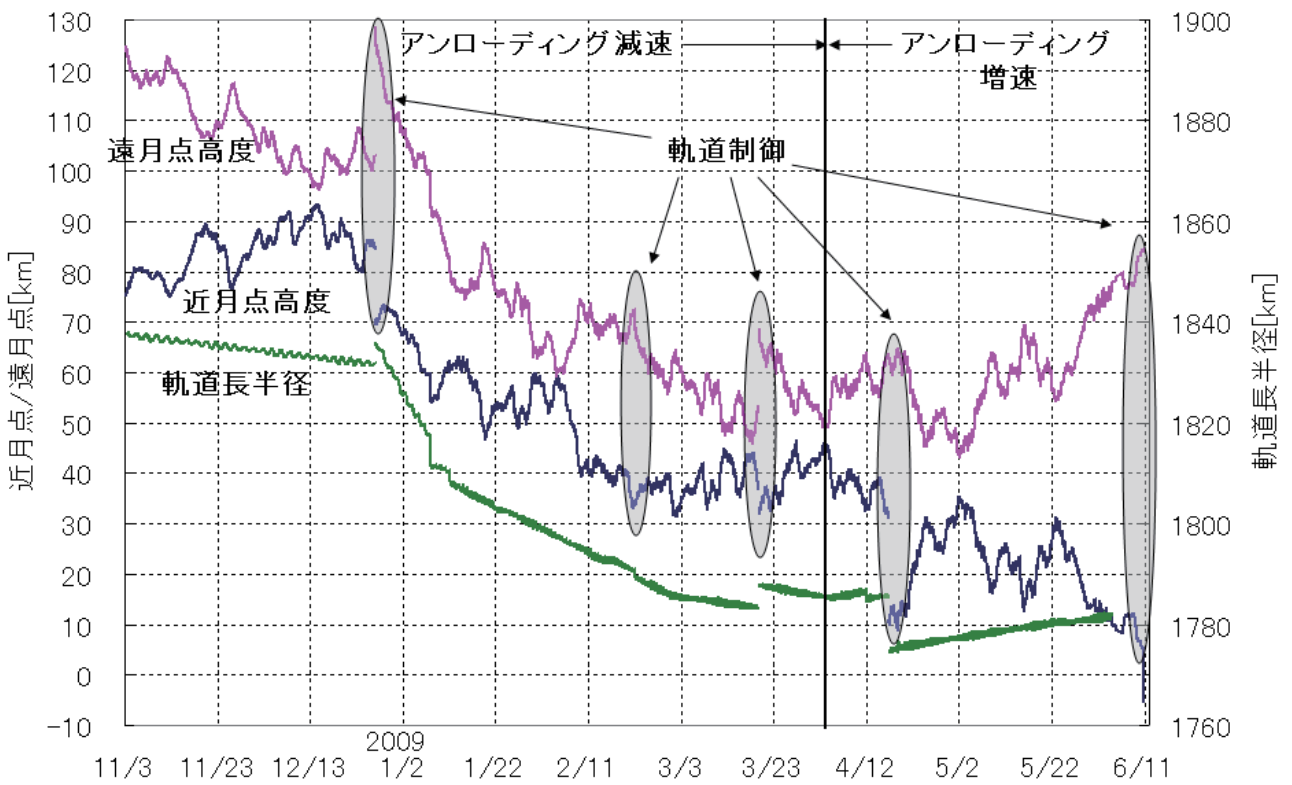


図 4.3.2-6 後期運用段階の近月点高度、遠月点高度、軌道長半径

4.3.2.2 軌道面制御

(1) 軌道面制御計画

月周回軌道面制御は、LISM/MI の低緯度帯観測／中緯度帯観測での画像取得もれを防止するために行う。運用時の軌道計画はミッション側から制御パス・目標昇交点赤経度(Ω)の指定を受けてから計画を立案し、ミッション期間中最大3回(低緯度帯観測で2回、中緯度帯観測で1回)実施する。

軌道面制御では、昇交点経度を変更するので、極軌道を飛行する「かぐや」では、南極または北極上空で、軌道面外方向に ΔV が発生するように軌道制御を行う。

(2) 軌道面制御結果

「かぐや」では、表 4.3.2-2 に示す 3 回の軌道面制御を実施した。3 回とも、北極上空で軌道面制御を実施し、計画通りに実施できた。図 4.3.2-7 に定常運用段階の昇交点経度(J2000 座標系)を、図 4.3.2-8 に軌道傾斜角(月固定座標系)を示す。

表 4.3.2-2 軌道面制御の実施結果

軌道制御	評価時間 (UTC)		噴射秒時 (秒)	ΔV 量1*1 (m/s)	ΔV 量2*2 (m/s)	軌道長半径*3 (km)	離心率*3	昇交点経度*3 (deg)
第 1 回 (DVN1)	2008/08/03 06:52:00	計画	671	14.84		1838.6	0.00606	224.03
		実績	640	14.84	14.69	1838.4	0.00586	224.03
第 2 回 (DVN2)	2008/09/02 16:00:00	計画	554	12.19		1841.5	0.00202	184.32
		実績	524	12.18	12.21	1841.5	0.00213	184.32
第 3 回 (DVN3)	2008/10/01 14:00:00	計画	673	14.57		1840.0	0.00871	162.46
		実績	637	14.56	14.50	1840.0	0.00897	162.46

*1: ΔV 量1実績は加速度計積算値、 *2: ΔV 量2実績は前後の軌道決定値から推算、

*3: 軌道要素(月固定座標系)の実績値は軌道決定値からの評価

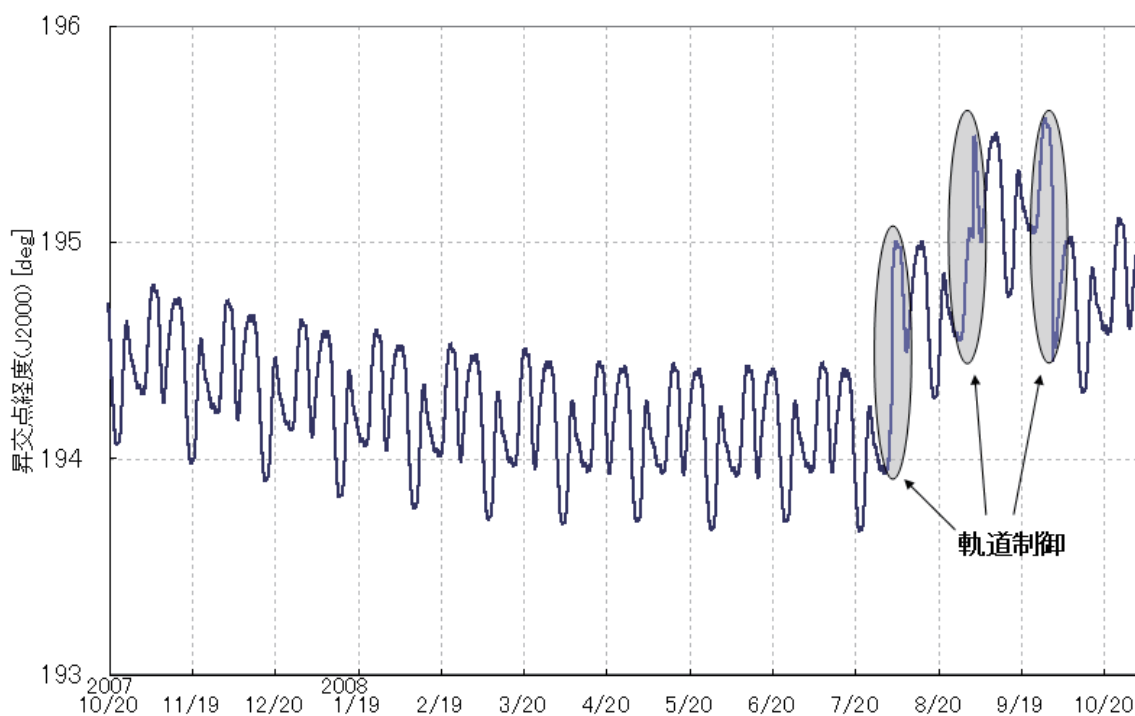


図 4.3.2-7 定常運用段階の昇交点経度(J2000 座標系)

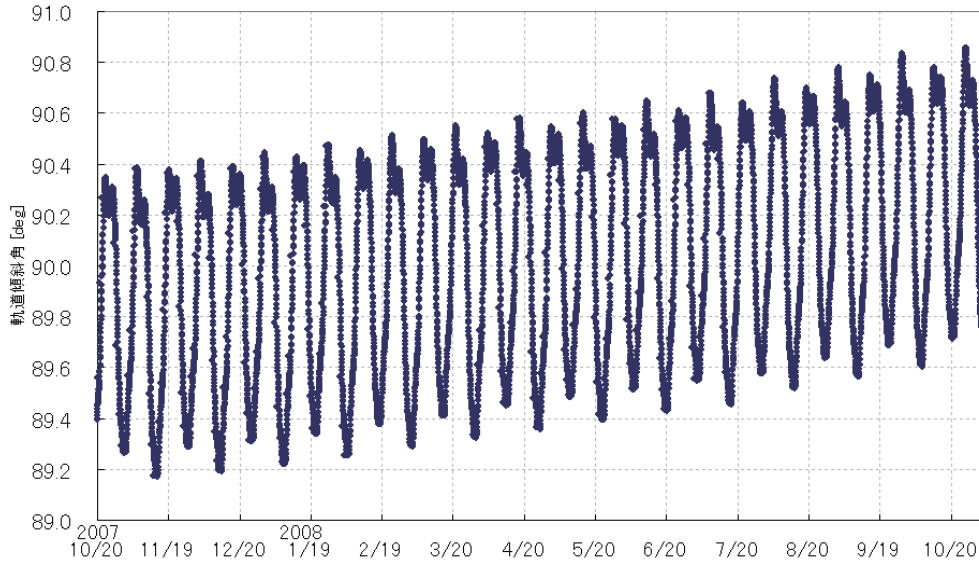


図 4.3.2-8 定常運用段階の軌道傾斜角(月固定座標系)

4.3.2.3 月面落下のためのデオービット軌道制御結果

「かぐや」は、軌道・姿勢を維持するための推進薬をほぼ使い切ったので、2009年6月10日にデオービット軌道制御を実施し、月面に落下させた。デオービット軌道制御は、図 4.3.2-9 に示すように、軌道制御開始直後、推進薬に加圧ガスが混ざっていると想定される状態で、加速度が出ない状態が発生したが、後半は、加速度が安定し、正常にデオービット軌道制御が終了した。開始直後に加速度が出なかった分、VICO により、軌道制御の噴射時間を約 20 秒延長して、計画通りの増速量を実現することができた。表 4.3.2-3 にデオービット軌道制御実施結果を示す。

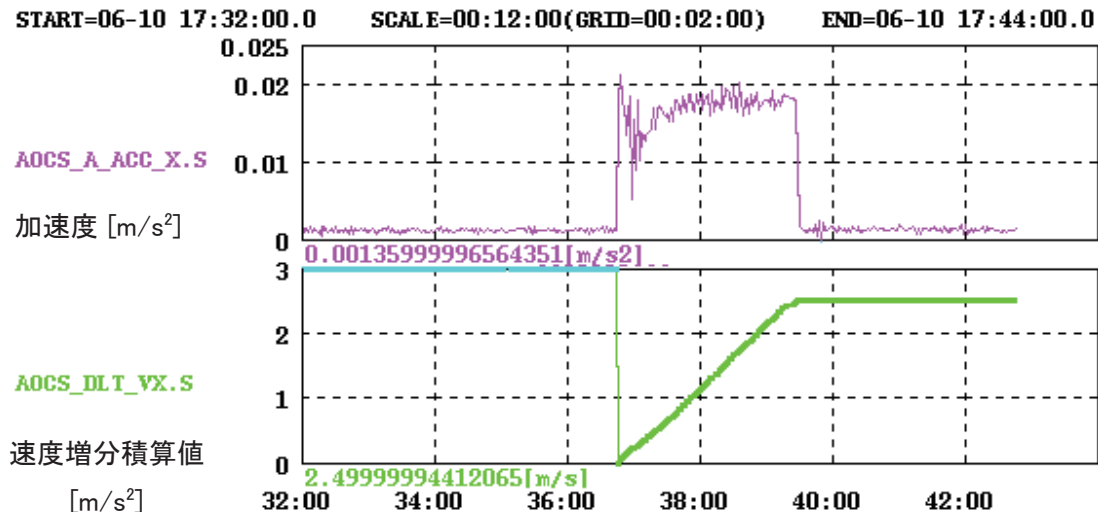


図 4.3.2-9 デオービット軌道制御実施結果

表 4.3.2-3 デオービット軌道制御の実施結果

軌道制御	軌道制御開始		噴射秒時	ΔV 量*1	月面落下時刻(UTC)	緯度*2 (deg)	経度*2 (deg)
デオービット	2009/06/10	計画	141 秒	2.50 m/s	18:25:07	-65.466	80.404
	17:36:34(UTC)	実績	163 秒	2.50 m/s	18:25:08	-65.521	80.418

*1: ΔV 量の実績値は加速度計積算値

*2: 緯度/経度の実績値は落下直前までの軌道データを使い、途中で発生した掩蔽時間や LALT 測距データとの相関を考慮して推定した。

<4. 3. 2章の参考文献>

- 1) Y. Kawakatsu, Y. Kaneko, Y. Takizawa, "TRAJECTORY DESIGN OF SELENE LUNAR ORBITING AND LANDING", AAS 98-320, 1998
- 2) 寺田博、田中貴美恵、小笠原雅弘、石山仁、小川美奈、川勝康弘;「SELENE 軌道計画(2) 月周回軌道の維持方式と自動化ツール検討」、第45回宇宙科学技術連合講演会講演集、01-3E8, pp.1065-1068, 2001
- 3) K. Otani, K. Tanaka, T. Kato, E. Kamikawa, H. Terada, M. Ogawa, T. Inoue, H. Konishi, S. Matsumoto, Y. Kawakatsu, M. Hirota, S. Ikegami and M. Miyata, "Orbital Maneuver Plan and Operation Results of "KAGUYA" at Lunar Observation Orbit", 18th Workshop on Astrodynamics and Flight Mechanics, 2008
- 4) S. Matsumoto, M. Ogawa, Y. Kawakatsu, H. Konishi, H. Ikeda, H. Terada, K. Tanaka, T. Kato, K. Otani, E. Kamikawa, and S. Ikegami, "FLIGHT RESULTS OF SELENOLOGICAL AND ENGINEERING EXPLORER "KAGUYA" ON LUNAR ORBIT", Proceedings of 21th international symposium on space flight dynamics, 2009.

4.3.3 通信設計

前島 弘則(JAXA)、小林 治伸(NEC)

「かぐや」の通信回線は、周波数帯及び伝送データ(Sバンド/TT&C、Xバンド/ミッションデータ)、衛星側アンテナ(ハイゲインアンテナ:HGA、オムニアンテナ:OMNI)、地上局(臼田、内之浦、新 GN-1、新 GN-2、DSN)の組み合わせが存在する。月心指向姿勢時及び慣性指向姿勢時はアンテナ利得の大きいHGAを地球方向へ追尾させて高データレートによる通信を可能とし、姿勢変更時等はオムニアンテナを使用することで常に地球との通信回線を成立させる設計とした。

打上げ前に解析した回線計算のサマリを表 4.3.3-1 に示す。回線マージンが 3dB となる距離を算出したもので、406,000km 以上あれば月周回軌道で常時通信回線が成立することを表す。

この解析結果をもとに、衛星と地上局間の距離及び衛星の姿勢等に応じて、衛星搭載アンテナ及び地上局の使い分けを計画した。月周回軌道投入後、衛星側がオムニアンテナを使用する場合は、テレメトリレートを 2kbps とし、臼田局または内之浦局を使う必要がある。また、新 GN 局ではアンビギュイティ除去能力の制約により、測距可能な最大距離は 75,000km までである。

表 4.3.3-1 回線計算結果

回線種別	地球局	衛星側アンテナ	データレート	距離(km)
X ミッション	臼田	HGA	10Mbps	867,641
	内之浦 34m	HGA	10Mbps	519,564
S コマンド	新 GN-1	HGA	1kbps	2,859,202
	新 GN-2	HGA	1kbps	3,769,163
	新 GN-1	OMNI	1kbps	104,159
	新 GN-2	OMNI	1kbps	137,309
	臼田	OMNI	1kbps	4,599,361
	内之浦 34m	OMNI	1kbps	1,631,915
	DSN(Block V)	OMNI	1kbps	2,447,165
	S テレメトリ	新 GN-1	HGA	40kbps
新 GN-2		HGA	40kbps	660,913
新 GN-1		OMNI	2kbps	120,618
新 GN-2		OMNI	2kbps	113,804
臼田		OMNI	2kbps	1,058,670
内之浦 34m		OMNI	2kbps	518,514
DSN(Block V)		OMNI	2kbps	588,486
S レンズング		新 GN-1	HGA	-
	新 GN-2	HGA	-	75,000
	新 GN-1	OMNI	-	18,110
	新 GN-2	OMNI	-	23,874
	臼田	OMNI	-	799,706
	内之浦 34m	OMNI	-	283,746
	DSN(Block V)	OMNI	-	424,551

オムニアンテナのカバレッジの理論値を図 4.3.3-1 に示す。4 台のアンテナは SANTI-A と SANTI-B、SANTI-C と SANTI-D が太陽センサヘッド (SSH) 視野中心軸太陽指向姿勢において冗長構成をなすように取り付けられている。オムニアンテナを使用する運用の際には、衛星位置及び姿勢をもとに、地球方向の通信を行ううえで最適となるアンテナを選択する。

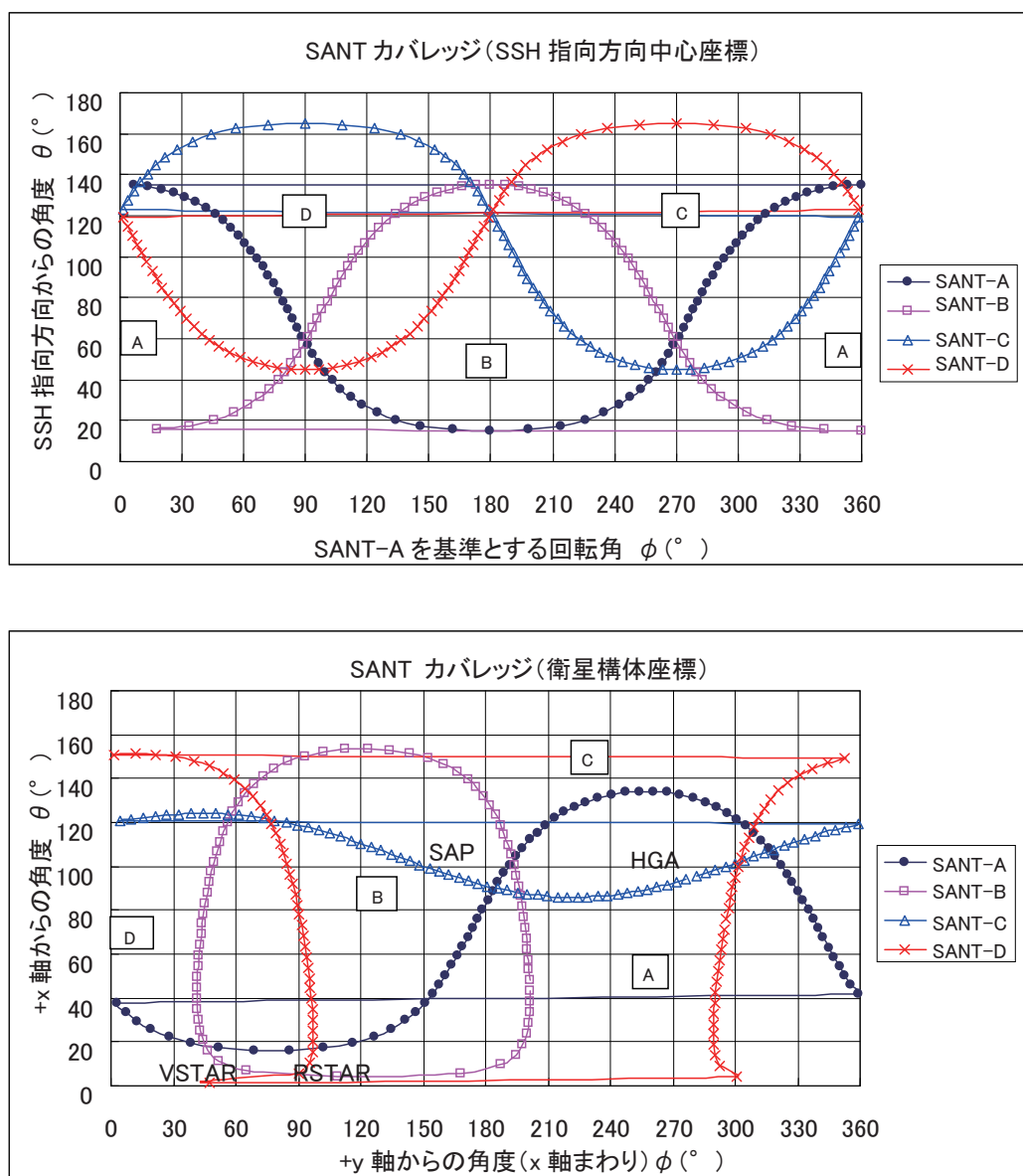


図 4.3.3-1 オムニアンテナカバレッジ理論値

さらに、地上における PFD 解析、受信機のダイナミックレンジ解析を行い、許容範囲にあることを確認している。

4.3.4 「かぐや」衛星システムの質量管理と電力管理

南野 浩之(JAXA)、宮田 信(NEC)

4.3.4.1 質量

SELENEの質量は、打上げ時質量が $3,020 +0/-70$ Kg である。SELENE のサブシステム質量配分及び最新の設計値／実測値(システムPQR時点)を表 4.3.4.1-1 に示す。

他の衛星と比較して、配分としては地球周回衛星などと大きな差はないが、システム設計の最初から後半に行くに従って、計装系の重量の割合が大きくなっているのが特徴である(地球周回衛星と比較しても割合として数%程度多い)。設計が進むに従って、電磁適合性や磁場発生源の低減のため構体内の計装系にツイストペアを行ったり、計装系の項目でも示すようにシールドボックスを追加採用したりしたため重量が初期(基本設計段階)から最終的には100kgほど増加しており、今後の教訓とすべき所である。

推進質量に関しては、設計当初から後期運用に必要な燃料(オプション燃料と呼ぶ)の搭載が計画されており、ミッション遂行上十分な量を有している。「かぐや」はフェージング軌道の採用により、打上日によって月周回軌道投入までの燃料が変わるため残燃料が変化するが、ロンチウインドを大きく確保できているのも、このオプション燃料を設計当初から考慮していたためである。

注) 下記表中の重量は、開発仕様書の配分値が最終の配分値を示し、最新値 SystemPQR は実測値を基本的に示す。

表 4.3.4.1-1 サブシステム質量配分と最新値

Subsystem Name	略号	基本設計配分値	公差	基本設計結果	詳細設計結果	開発仕様書L版の配分値	最新値 System PQR	備考
ドライ質量		1732.40		最大値 1846.16	02/06/26 1949.22	06/11/21 1905.33	07/02/01 1837.73	個々の質量積上げ値
リレー衛星合計		52.00		56.95	57.00	57.00	52.90	
リレー衛星搭載観測機器		13.8	+0.76/-1.51	13.80	15.04	15.14	13.63	
リレー衛星	RSTAR	38.2	+3.17/-6.34	43.15	41.96	41.86	39.27	
VRAD衛星合計		52.00		56.95	57.00	57.00	52.70	
VLBI衛星搭載観測機器		7.0	+0.62/-1.24	7.00	10.21	10.46	9.40	
VRAD衛星	VSTAR	45.0	+3.23/-6.46	49.95	46.79	46.54	43.30	
周回衛星合計		1628.40		1732.26	1835.22	1791.33	1732.13	
周回衛星搭載観測機器		240.9	+12.22/-24.45	253.12	384.82	275.43	268.77	
高精細映像取得システム	HDTV	—	—	—	—	—	—	
構体系	STR	395.0	+27.86/-55.72	422.70	395.00	395.00	373.91	
熱制御系	TCS	100.0	+4.75/-9.50	105.71	98.00	98.00	90.27	
姿勢軌道制御系	AOCS	81.0	+3.76/-7.52	87.45	86.00	89.00	88.61	
電源系	EPS	220.0	+6.35/-12.71	233.31	226.00	227.00	226.05	
太陽電池パドル系	SPS	101.0	+4.53/-9.05	108.90	104.00	107.50	103.63	
通信系	COM	74.0	+3.35/-6.70	98.10	94.00	94.00	93.54	
データ処理系	DH	75.0	+3.98/-7.97	81.34	80.20	80.20	76.06	
推進系	UPS	145.0	+6.00/-12.00	172.00	165.00	165.00	151.85	
カメラ	CAMERA	6.5	+0.53/-1.05	8.63	8.20	8.20	7.54	
計装系	INT	190.0	+4.03/-8.06	161.00	194.00	252.00	251.91	
観測機器合計		261.70		273.92	410.07	301.03	291.80	
バス機器質量		1470.70		1572.24	1539.15	1604.30	1545.93	
システムマージン		103.20		-10.56	12.38	0.00	0.00	マージンはN2H4として搭載する。
推奨量合計								
搭載推奨量合計		1049.40		1049.40	923.40	1114.67	1176.55	
Ghe		5.40		5.40	5.40	4.40	4.40	
N2H4		714.00		714.00	590.00	755.27	817.15	個々の質量積上げ値から算出した値
NT0		330.00		330.00	328.00	355.00	355.00	NT0タンク最大積載量
浮力補正分						2.12	2.12	
ロケット所掌分						3.6	3.6	
衛星打ち上げ重量		2885.00		2885.00	2885.00	3020.00	3020.00	PAF=2360SA

4.3.4.2 電力管理

「かぐや」の電力収支について説明する。「かぐや」は日照時には、 30° キヤントした太陽電池パドルからの発生電力と日陰時にはバッテリーからの電力供給で必要な消費電力をまかなっている。電力収支として注意すべきことは、「かぐや」は慣性座標系に対して固定で飛行するため、太陽の位置が「かぐや」の太陽電池パドルに対し、1日あたり 1° 変化する(β 角の変化。詳細は SPS の項目参照)。このため、 β 角 30° の時が「かぐや」における最大発生電力のケースであり、逆に β 角 $=90^\circ$ の時は、発生電力も少なく、衛星の熱的ポテンシャルが低くなり衛星のヒータが入りやすいことから、電力的に一番厳しいモードとなる。各 β 角のケースでの電力解析結果を表 4.3.4.2-1 に示す。以下に打上げ以降の各フェーズにおける電力収支を説明する。

① 打上げ初期

ロケット打上げから太陽捕捉までのフェーズでは、打上げ20分前に外部電源を OFF し、搭載バッテリーに切り換え、太陽捕捉終了までの264分(打ち上げから日陰完了までの最大時間84分+太陽捕捉開始から捕捉終了まで90分+1フェール対応としてさらに90分)間を搭載バッテリーで運用することを前提とした設計としている。ロケットフェアリング分離後、太陽電池パドルに太陽光が照射され電力発生の可能性もあるが、打上日によっては日陰軌道を航行することもあるため、設計上は太陽捕捉が完了し、パドル展開までは発生電力を考慮しなくても、太陽捕捉終了後でのバッテリー最大放電深度(DOD)は60%以下になる様な設計としている。

実際の運用では、打上げ~パドル太陽追尾完了までのバッテリー DOD は15.7%であった。設計上は60%以下であるが、実際の運用では初期解析の段階で最適軌道を計算しており、初期捕捉の1フェール対応もなく初期太陽捕捉に要した時間が短かったため、これよりも十分小さな値となった。

② 月遷移軌道

月遷移軌道は、+Xから-Y方向(パドル搭載面) 45 deg を中心とした太陽指向姿勢であり、このとき太陽電池パドルセル面への太陽光入射角は、 15 deg 程度となる(姿勢の誤差を含む)。この軌道では全日照軌道であるため、打上げ初期後にバッテリーを満充電にした後は、トリクル充電モードで月遷移軌道を航行する。このフェーズでは、必要発生電力に対して太陽電池発生電力は1.5KW以上、上回る十分な設計マージンを確保している。

実際の運用では、日照時のパドル発生電力4.0kWから4.5kWの間で推移に対し、衛星消費電力はフェージング軌道で約1.8kW(バッテリー充電時は2.8kW)で約1.5kW以上のマージンが確保できたのは予測どおりであった。

なお、設計時には万が一、太陽電池パドル展開が正常に実施出来なかった場合を考慮し、-Y軸を太陽指向とする(すなわち、太陽電池パドルに垂直に太陽光を入射させる)ことにより、約1250Wの発生電力が確保できる衛星サバイバル運用を想定してコンテンジェンシープランを組んだが、実際には、そのような運用は発生しなかった。

③ 月周回観測軌道

月周回軌道における電力収支は、上記でも記述したとおり β 角に依存する。 β 角 $=0\sim 70$ deg における最大日陰時のバッテリーDODは、最大20.4%であり、バッテリー運用条件であるDOD25%以下を満足する設計とした。

次に、 β 角 $=70^\circ\sim 90^\circ$ 全日照軌道においては、太陽光入射角が大きくなり、太陽電池パドル発生電力が低下するとともに、熱的にポテンシャルが低いいため衛星ヒータ電力が増大することにより、電力的には最もクリティカルな運用となる。「かぐや」では、太陽電池パドルの発生電力が1ストリングス分故障した場合でも電力収支がとれることを設計の基本としているが、寿命末期に観測機器のヒータ電力の増加や太陽電池パドルが1ストリングス故障の状態観測機器のフル運用を実施した場合には、解析上 β 角 90° 付近の2~3日間は電力が不足する期間が生じることがあり得る。この場合は、観測機器運用制約により対応することが基本となる設計とした。

通常運用時は、計画した観測機器の運用を行いながら、日照時の太陽電池パドルから発生電力と消費電力の収支及び日陰時のバッテリー(BAT)からの放電量と消費電力の収支を確認し、電力供給に問題ないことを確認した(発生電力の履歴はSPSの項目参照)。また、日陰時には、BATの放電深度(DOD)が25%以下を満足した運用であった。

$\beta=90^\circ$ 近傍では、上述の設計のとおり、電力収支の管理として設計時から電力が厳しいため、原則、観測機器の運用は実施するが、不足分については $\beta=90^\circ$ で観測を行わない機器をOFFすることで電力の成立性を確保することを運用の原則とした。ただし、実際には太陽光強度により発生電力に余力が出るため、運用においては、発生電力と消費電力の比較を行いながら、運用を行い大きな問題なく終了できた。

① 月食時

SELENEの運用期間中、月周回軌道中に月が地球の影に入る月食現象が発生する時期がある(月食)。この場合、太陽の反対側に入ることによる食(日陰)に対して大幅に食時間が長くなる。「かぐや」では、ワーストケースとして290分の食を考慮した設計としているが、電力としては非常に厳しい環境のため、月食サバイバル運用を行う必要がある。月食サバイバル運用は、月食中にミッション機器を全てオフとし、必要最小限の機器のみをオンとし、衛星温度維持を最優先させる衛星運用である。また、この間は太陽電池パドル面を太陽指向として半影中の発生電力を最大に得られるような姿勢をとることとした。

月食時の β 角は、打上げ日によって確定する。例えば、 β 角 $=0^\circ$ で月食と通常日陰の発生タイミングが最悪となる位相ケースで運用を行うとバッテリーDODが最悪となり、290分の食では最大バッテリーDODが81.3%に至るようなケースがあり得る。このため、月食前に位相を最良にするような運用(位相調整)が必要である。

月食のイメージを図 4.3.4.2-1 に示す。

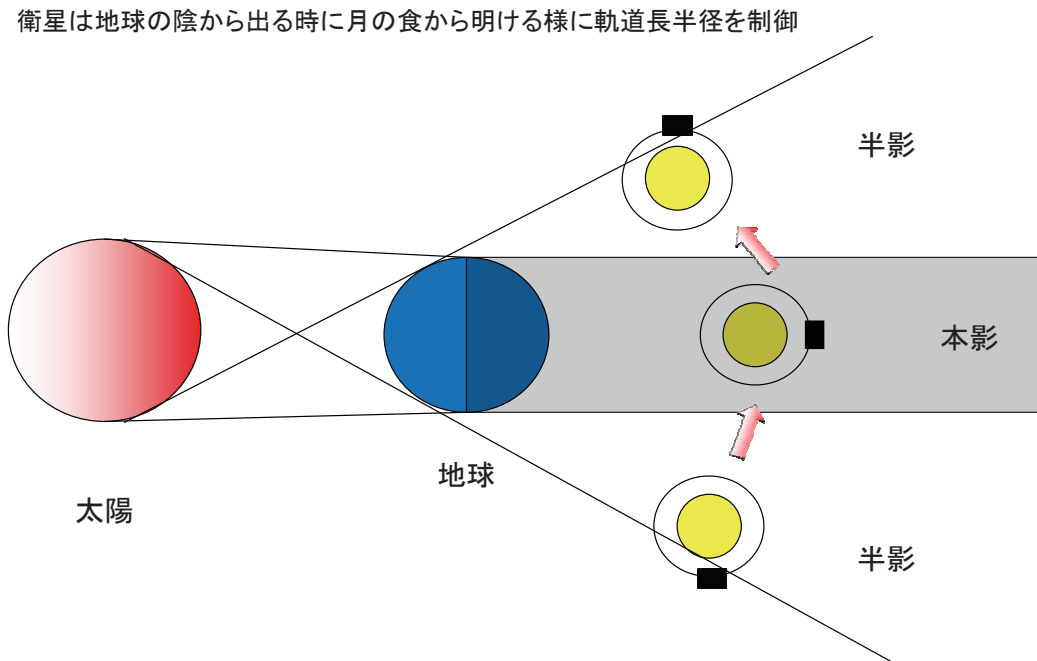


図 4.3.4.2-1 月食時間短縮運用のイメージ図

定常段階中、最も放電量が厳しかった例として、図 4.3.4.2-2 と図 4.3.4.2-3 に最大放電を行った08年2月21日の月食時の食パターンと放電深度を示す。このときの運用としては、月食前の第2回(#2)軌道高度維持制御運用(2008年2月5日に実施)において、月食と地球食との位相を約 135° になるように計画し、運用後の実績は 125° であった。その後、2008年2月21日の月食運用においては、位相角は 120° の状態で開催した。同日における予測日陰プロファイルと実運用時の日陰プロファイルの関係を図 4.3.4.2-2 に示す。これらの運用により、月食は計画通りの食率となり、実績でのBAT放電深度は54.2%であった。したがって、いずれも上記のような軌道制御での位相調整により、適切にBATの管理が行えた。

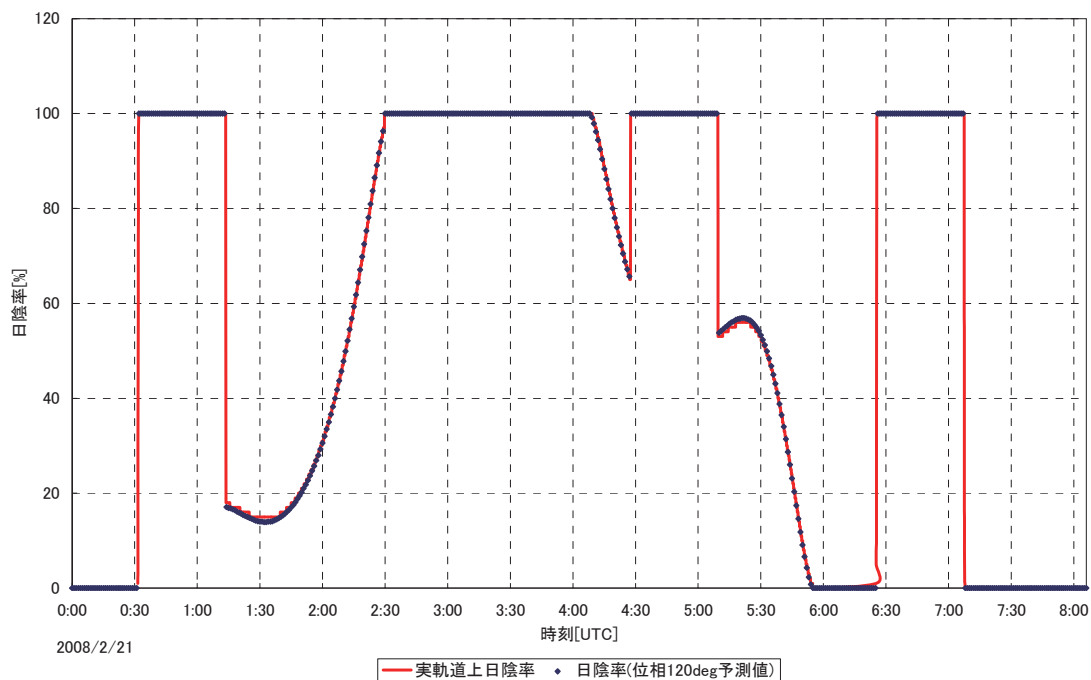


図 4.3.4.2-2 2008/02/21 月食時の日陰プロフィール(予測と実績の関係)

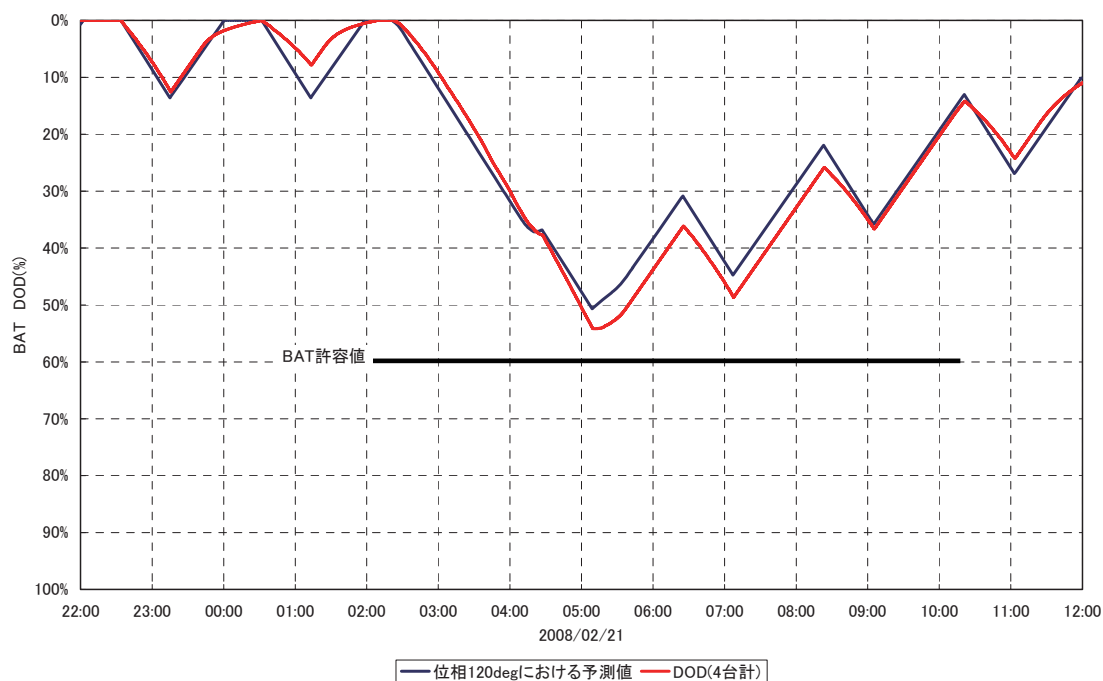


図 4.3.4.2-3 2008/02/21 月食運用時 BAT DOD プロファイル

表 4.3.4.2-1 電力解析結果

衛星電力収支解析																
	打ち上げ～HGA展開	月遷移	MID/L01	太陽角 $\beta = 0-70\text{deg}$				太陽角 $\beta = 70-90\text{deg}$				軌道制御時	月食時			
				地球可視		地球非可視		地球可視		地球非可視			2007/8/28		2008/2/21	
				日照	日陰	日照	日陰	日照	日陰	日照	日陰		$\beta = 0\text{deg}$	$\beta = 90\text{deg}$	$\beta = 0\text{deg}$	$\beta = 90\text{deg}$
運用時間	ハス運用①	観測	ハス運用②	観測	ハス運用③	観測	ハス運用④	観測	ハス運用⑤	観測	ハス運用⑥	観測	ハス運用⑦	観測	ハス運用⑧	
	284.0	—	90.0	48.0	70.0	48.0	—	—	—	—	—	—	—	—	—	
MISSION TOTAL	0.0	77.6	0.0	561.6	595.0	601.6	566.1	606.1	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	
BUS TOTAL	633.5	1570.5	1529.3	713.8	608.7	610.7	1122.2	1017.2	1250.1	931.9	1105.5	931.9	1105.5	1105.5	1105.5	
合計	633.5	1648.1	1529.3	1275.4	1203.7	1212.3	1688.3	1623.3	1250.1	931.9	1105.5	931.9	1105.5	1105.5	1105.5	
放電量(AH)	83.8	—	64.1	28.5	—	27.1	—	—	—	—	—	—	—	—	—	
BAT DOD (%)	59.8%	—	45.8%	20.4%	—	19.4%	—	—	—	—	—	—	—	—	—	
充電電力(W)	—	147.3	—	1472.8	1472.8	—	147.3	147.3	1472.8	—	—	—	—	—	—	
所要発生電力(W)	—	1874.5	—	2860.2	2794.6	—	1916.6	1848.7	2843.0	—	—	—	—	—	—	
SAP発生電力(W)	—	3611.5	—	2864.2	2864.2	—	1832.0	1832.0	3611.5	—	—	—	—	—	—	

* SAP発生電力は、1ストロキング故障時 発生電力を満足する β 角 : 88.5 89.7

4.3.5 熱対策

中澤 暁 (JAXA)、松藤 幸男 (NT スペース)

4.3.5.1 月周回軌道特有の熱環境

月周回軌道の熱環境は、地球周回軌道に比べ、赤外放射が強く、アルベドが小さい特徴がある(文献によって 0.05~0.24 とばらつきがあるが、平均でも 0.11 と地球のアルベドの平均 0.3 に比較しても小さい)。したがって、月を周回する衛星は以下の特有の熱環境に対応する必要がある。

- (1)【 $\beta = 0^\circ$ 】 昼間の月面は約 120°C の高温となる。このため昼の月面上を飛翔する衛星は、月面から強烈な赤外放射を受ける。月面からの放射は衛星が太陽直下点上空を通過する軌道、つまり軌道面と太陽方向のなす角(β 角)が 0° の時に最大となり、軌道高度 100km でその強度は太陽光強度の約 90%になる。このとき衛星は月面からの赤外放射と太陽光を同時に受けることになり、高温最悪条件となる。また、月面からの赤外放射を受け高温化の恐れがあるため、放熱面を月面にむけることは避ける必要がある。
- (2)【 $\beta = 90^\circ$ 】 地球周回衛星では高温となる全日照軌道(β 角が 90°)は、月周回衛星では月面からの赤外放射、アルベド熱入力が最小となるため低温条件となる。特に「かぐや」では、+Z 面を月心に指向する観測姿勢では、 $\beta = 90^\circ$ で衛星本体が太陽電池パドルの影になるため最も低温となる。
- (3)【月食】 通常の月の食(日陰)の他に地球の影による食(月食)があり、日陰と月食が重なる最悪条件では、太陽光熱入のない時間が本影で最大で約 290 分継続し、極端な低温条件となる。

「かぐや」が遭遇する月の外部熱環境は、それまで軌道上での実測データが乏しかったため、この外部熱入力条件をどの様に整理するかが問題であった。そこで、当時の旧 ISAS(現 JAXA 宇宙科学本部)で開発が進められていた LUNAR-A の“熱インタフェース確認書”および NASA の文献^{(1)~(3)}を参考に検討し、月環境条件を以下のように設定した。

- (1) 太陽光強度は、地球と距離が変わらないため地球周回軌道に適用されている値と同じ値とする。
- (2) 月面のアルベドは、APOLLO17で測定された温度を基に太陽光吸収率を算出し、他の文献とも整合する数値とする。

具体的には、月環境パラメータを以下のように規定した。

表 4.3.5-1 月周回軌道上の宇宙熱環境定数

項目	定数
太陽光強度 Is[W/m ²]	1353±21 季節変動 -3.25%～+3.4%
月アルベド係数	0.073
月赤外強度 [W/m ²]	1317～1195(月面正午ピーク) 5.2(月面夜間)

4.3.5.2 月熱環境への対策と設計方針

前項に挙げた課題に対して検討を行った。高発熱機器は衛星の放熱面側に集めて搭載し、月食に対しては、サーマルルーバなどを取り付けて熱輻射を減らしてヒータで保温することを設計のベースとした。具体的には、表 4.3.5-2 に示す対策をとることとした。また、その対策を基に主要サブシステムに対して表 4.3.5-3 に示す熱制御方針をたて、開発を行った。

表 4.3.5-2 月周回衛星特有の熱環境への対策

項目	対策
月面赤外輻射対策	月面赤外輻射の影響を受けない-Z面、および太陽高熱入力のない反パドル面の+Y面に熱を逃がすよう外面に放熱面を配置する。衛星内部機器はこれらの面の内側に搭載する。
長時間月食対策	+Y面にサーマルルーバを取り付け、低温時の輻射放熱量を減らし、低温ケースでのヒータ電力を削減する。また、月食前に衛星内部温度を上昇させるためのプリヒート運用を行い、月食時のヒータ電力削減を図る。月食前の構体プリヒートはプリヒート用のヒータによって行う。月食継続時間は、前後に日陰が連続する最悪ケースを考え、290分として設計することとした。

表 4.3.5-3 主要サブシステムの熱制御方針

サブシステム	熱制御方針
外部搭載機器	外部搭載機器は衛星本体から断熱した独立熱制御とする。それぞれの熱設計を並行して進められるように、外部搭載機器はシステムと熱インタフェース条件を定め、機器の担当で熱設計を行う。なお、ミッション機器のサバイバルヒータはシステムの HCE から電力を供給し、ヒータの制御を行う。
推進系	推進系コンポーネントは全て下部モジュールに搭載されている。コンポーネントを個別に熱制御する方式では、ヒータチャンネル数が不足するため、下部モジュール全体が一定温度となるようシステムで制御し、コンポーネント(タンク、遮断弁、配管など)は従属熱制御とする。
バッテリー	バッテリーは許容温度範囲が狭いため、衛星の他の部分とは断熱し、専用の放熱面とヒータを用いて熱制御を行う。 具体的には、バッテリーを取り付ける構体パネルは断熱スペーサーを介して衛星に取り付け、衛星内部ではバッテリーを覆う MLI により他の部分とは輻射断熱とする。バッテリー取り付けパネルの外面は放熱面とし、高温ケースでは十分な放熱を確保し、低温ケースではバッテリーヒータにより温度を維持する。

4.3.5.3 予測温度と許容温度

熱構造モデル試験およびシステム熱真空試験の結果をもとに校正したシステム熱数学モデルを使い、軌道上予測温度解析を随時実施した。システム熱解析は、打ち上げからミッション終了までの運用フェーズごとに熱環境条件を検討し、それぞれ最悪条件となるよう解析ケースを選定して実施した。解析条件は想定される最悪値とした(例:月食ケースは継続期間を最大の 290 分とした。定常観測の高温ケースでは太陽光強度は季節変動の最大、衛星機器は全て最大発熱)。また、万が一に備え、様々な異常発生ケースを考え、その際の発熱と姿勢から各部の温度を解析してリスクを評価した。

解析から予測される温度が許容温度範囲に対して一定の温度マージンを有しているよう設計を行った。温度マージンは以下のように機器毎に規定した(表 4.3.5-4)。基本の温度マージンは通常の地球周回衛星と同様に 15°Cとし(熱数学モデルの精度=10°C、想定外の温度マージン=5°C)、ヒータで制御する場合にはマージンは 5°Cとした。バッテリーは許容温度が狭いため、モデル精度を向上することとした。なお、各機器温度において温度マージンが確保されるため、インタフェース温度には温度マージンは設けないこととした。

最終的に、システム熱真空試験結果をもとに校正した熱数学モデルを用いて軌道上温度を予測した。外部搭載機器は独立熱制御であるが、衛星システムとは熱伝導・熱輻射の交換があるため、簡易なインタフェース熱数学モデルを提示してもらい、衛星システムのモデルに組み込んで解析を行った。その結果、許容温度範囲を逸脱する機器はなく、ヒータ電力が不足しないことを確認した。一部の機器で、規定

した温度マージンを確保できないケースがあったが、予測温度よりも 15°C 高温／低温になっても、機器の機能性能、ミッション達成に影響しないことを個別に確認して打ち上げに臨んだ。

表 4.3.5-4 温度マージン一覧(単位 °C)

機器	温度範囲	温度マージン		備考
		下限	上限	
受動制御のみの機器	-25～+55	15	15	熱数学モデルの精度=10°C 想定外の温度マージン=5°C
ヒータ取付機器または周囲にヒータがある機器	-25～+55	5	15	ヒータデューティは 80%以下とする。
バッテリー	0～+25	5	10	下限はヒータで制御。上限は数学モデル精度を向上する。

4.3.5.4 運用結果

打ち上げからミッション終了まで衛星の各部とも許容温度範囲内に熱制御されており、問題なかった。解析から示されていたとおり、衛星の温度は、太陽光入射条件(β 角)によって主に決められる。後期運用においては、衛星の高度を 100km から数十 km に下げた。月面輻射が増えたため、衛星温度が数°C 上昇した。

運用期間中、三度の月食を迎えたが(うち皆既月食が2回)、所定の温度範囲を維持することができた。なお、いずれの月食においても、事前に軌道の位相調整を行い月食の継続時間を短くしたため、リスクを低減することが出来た。

代表点の温度プロファイルを図 4.3.5-1 および 4.3.5-2 に示す。

熱数学モデルの精度を評価するため、定常運用の低温・高温・月食時の温度テレメトリを解析結果と比較した(図 4.3.5-3)。その結果、殆どの箇所において差異は熱数学モデルの誤差($\pm 10^\circ\text{C}$)以下となっていた。モニタカメラ温度は、MLI 端の隙間が熱数学モデルに取り込まれていなかったために、予測温度よりも 10～20°C 高温になった。モデルを修正した結果、予測温度は約 5°C の精度で実測温度を再現するようになった。予測よりも高温になったが現品に問題はない温度であった。その他の熱解析と差異が大きかった部位はスラスタや可動部などであり、解析で詳細に予測することが困難な箇所であった。

なお、予測温度と実測温度の差が小さかったことは、熱数学モデルの精度が高かったことと合わせて、月環境パラメータが正しかったことも示している。

4.3.5.5 まとめ

月周回軌道特有の課題があったが、適した設計を行い、衛星各部を所定の温度範囲内に制御することができた。 β 角による温度変化を2サイクル以上、皆既月食運用を2回実施したが、厳しい条件にもかかわらず、運用制約など発生せずに運用することができた。

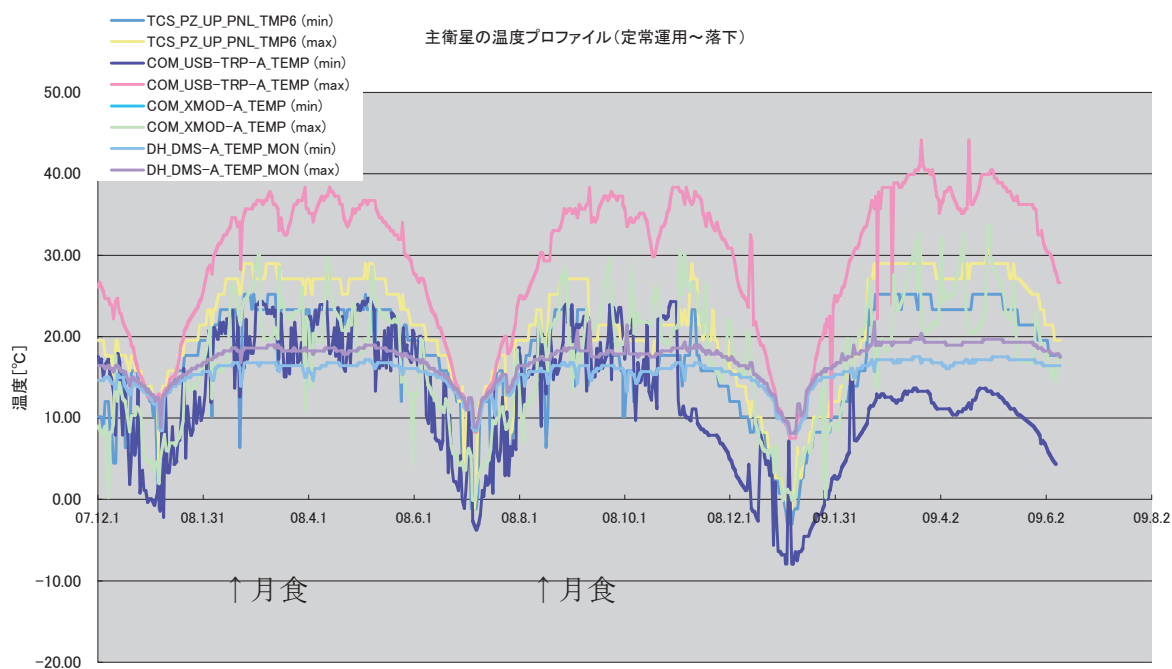


図 4.3.5-1 HCE の温度制御データ(代表)

主衛星の代表的箇所の温度プロファイル(最高温度、最低温度)を示している。
09年2月以降、低高度運用を行ったため、衛星各部の温度が数度上昇した。
($\beta=90^\circ$: 08/1/4、08/7/4 $\beta=0^\circ$: 08/4/4 月食:08/2/21、08/8/16)

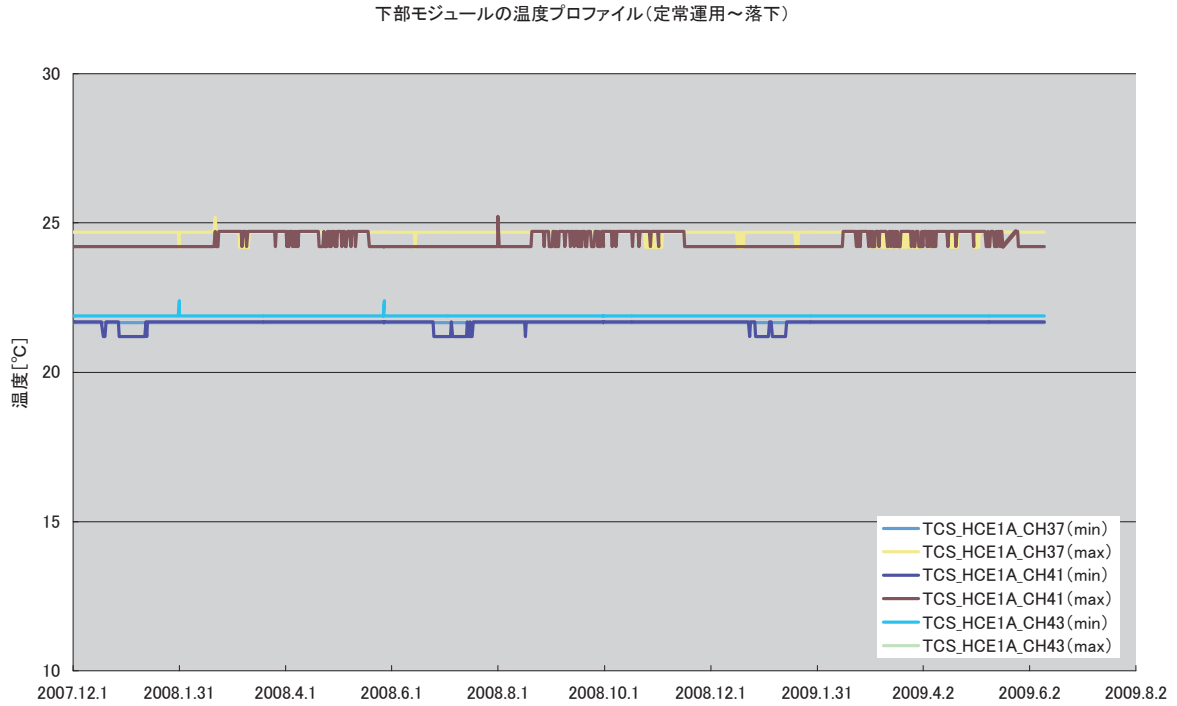


図 4.3.5-2 下部モジュールの温度制御データ(代表)

定常運用期間中の推進系機器を搭載している下部パネルの代表点温度を示している。
 高温・低温条件および衛星高度の影響を受けず、常に 23°C 前後に維持されていた。

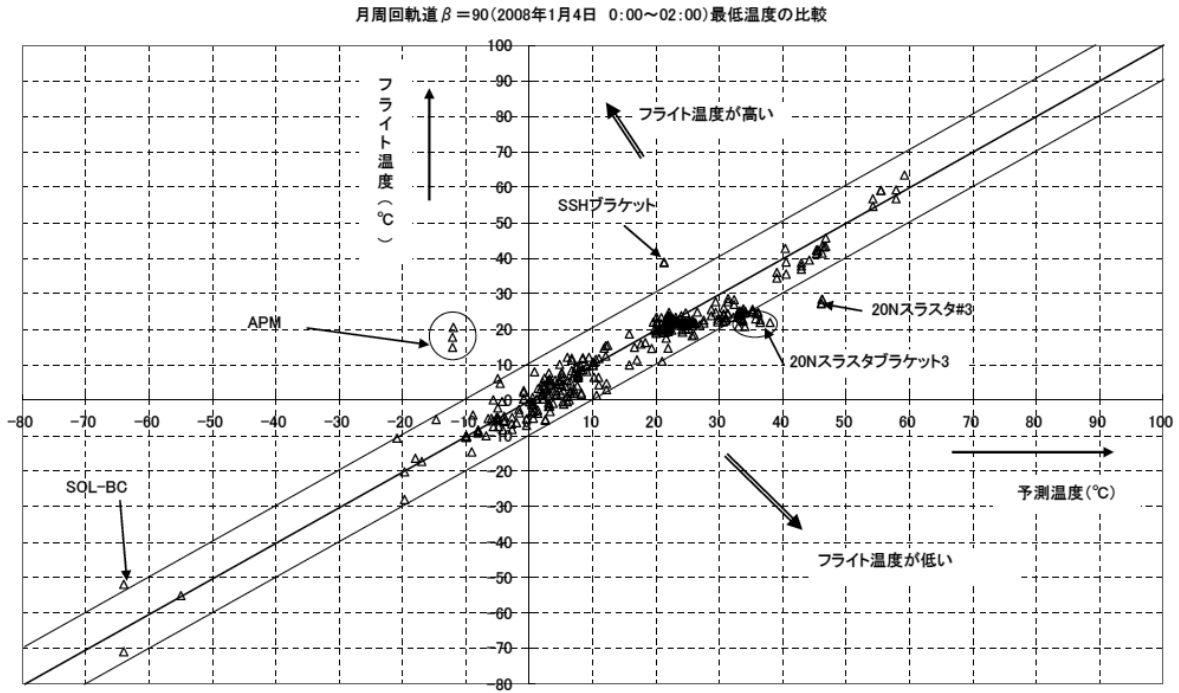


図 4.3.5-3(1/4) $\beta = 90^\circ$ 低温ケースフライト温度-予測温度比較 (低温側)

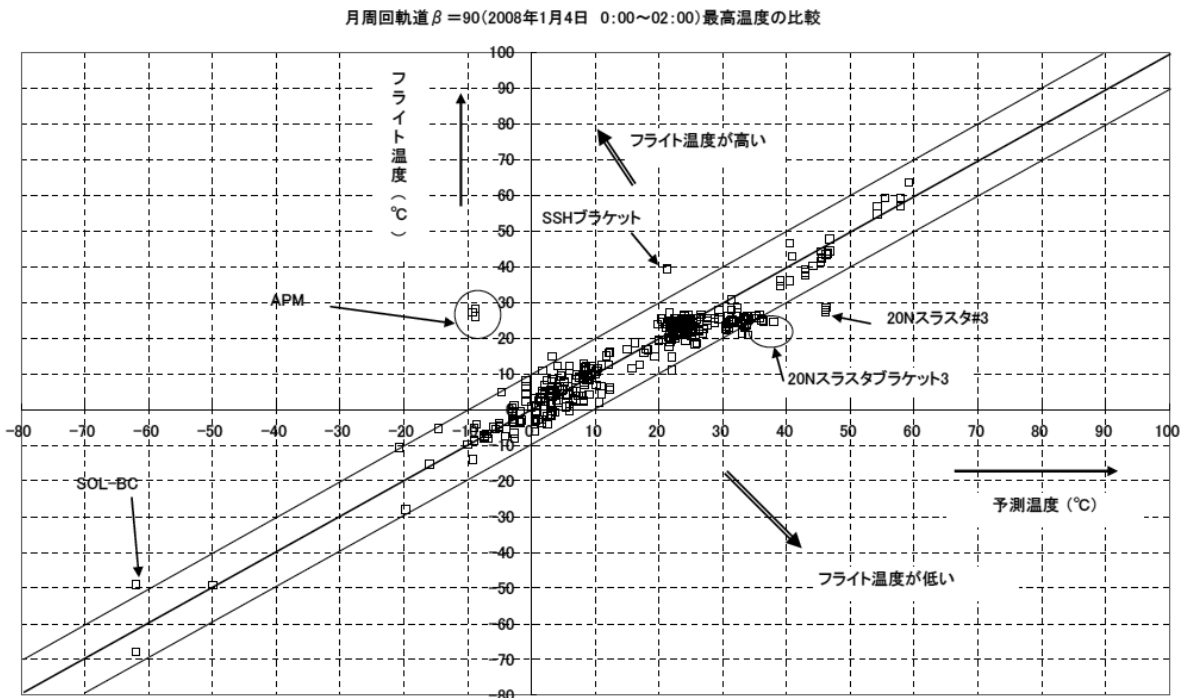


図 4.3.5-3(2/4) $\beta = 90^\circ$ 低温ケースフライト温度-予測温度比較 (高温側)

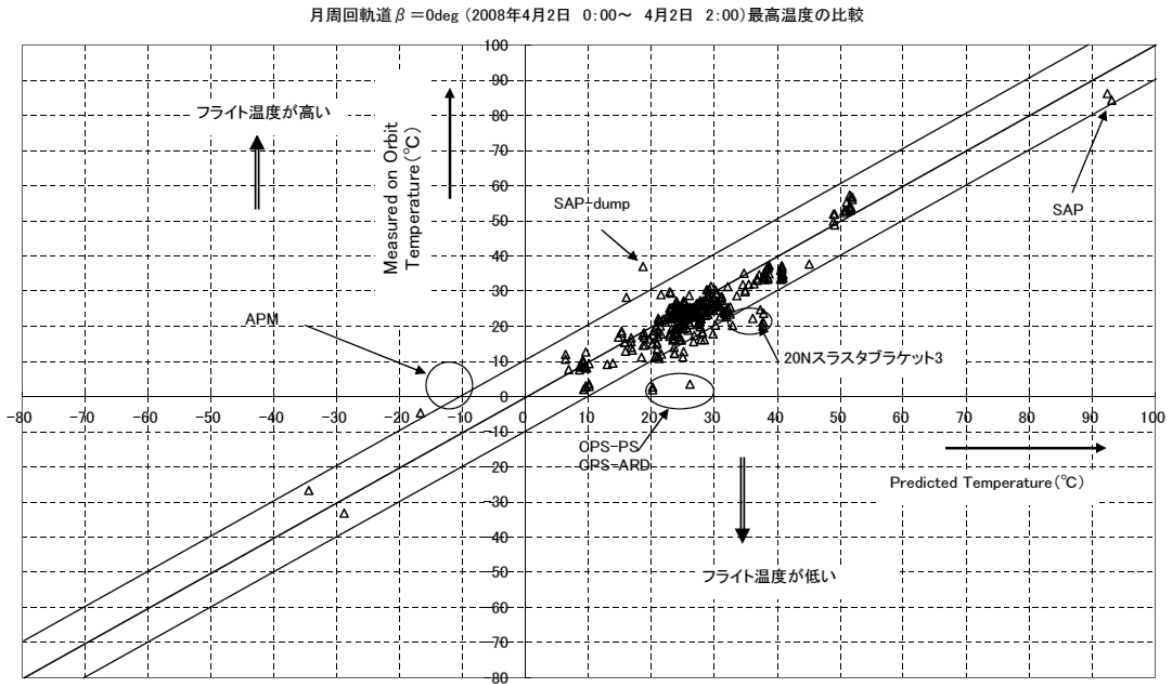


図 4.3.5-3(3/4) $\beta = 0^\circ$ 高温ケースフライト温度-予測温度比較(高温側)

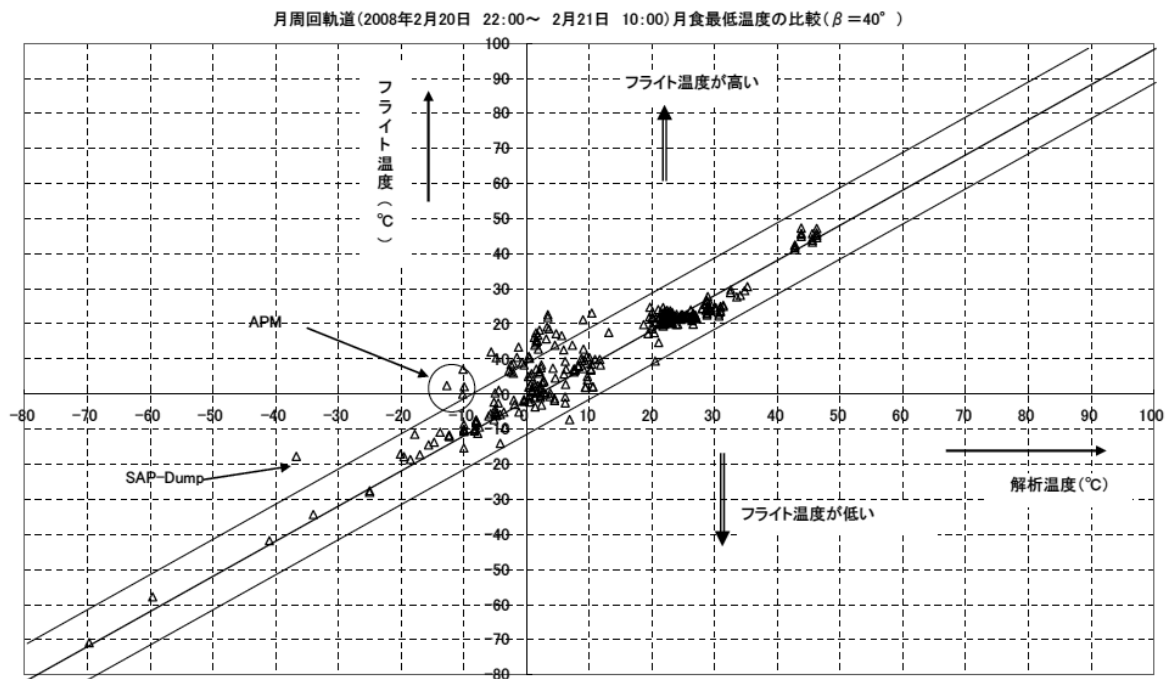


図 4.3.5-3(4/4) 月食時 実測-予測温度比較(最低温度)

参考文献

- (1) LUNAR SURFACE MODEL(NASA SP-8023)
- (2) Space and Planetary Environment Criteria Guidelines for Use in Space Vehicle Development
(NASA TM82478)
- (3) APOLLO 17 Preliminary Science Report(NASA SP-330)
- (4) Yukio Matsufuji, Yasuyuki Nakamura, Satoru Nakazawa, Hiroyuki Minamino. Thermal Control
of Lunar Exploring Spacecraft "SELENE" (KAGUYA). ISTS 2008.

4. 3. 6 自動化・自律化

小西 久弘(JAXA)

4. 3. 6. 1 概要

衛星搭載の多数の機器の制御を行うためには、大量のコマンドを使用する必要がある。この大量なコマンドを時刻と対応させて作成したものをタイムラインと呼ぶ。データ処理系に、タイムラインを登録することにより、自動化運用を可能としている。

月周回軌道では衛星の状態を常にモニタすることができないため、衛星自身で異常に対応できる機能が必要である。この機能を自律化機能と呼び、データ処理系にて実現している。データ処理系では、あらかじめ登録された手順に従い、テレメトリのチェックを行い、リミット値を逸脱した場合は当該機器を安全状態に移行させるコマンドシーケンスを実行する。

これらの機能は、他衛星にて開発されたデータ処理系を利用し、一部改修することにより、「かぐや」での自動化・自律化運用を実現した。

4. 3. 6. 2 自動化の設計思想

タイムライン中の制御コマンドは一連のコマンドシーケンスが繰り返し利用される場合が多いため、運用条件により変化することのない一連のコマンドシーケンスをマクロコマンド(グループコマンド)と呼ばれる形でデータ処理系にて保持し、そのマクロコマンドを活用することで、タイムラインレコード長の縮小化を図った。

また、他衛星にて開発された機能に対して、「かぐや」の運用方法との整合性を合わせるために以下の内容の変更を行った。

① マクロコマンドレコード長の変更

「だいち」では1マクロコマンドのレコード長を256byteとしていたが、他衛星の例を元に分析した結果、256byteの長さを必要とするマクロコマンドは非常に少なく数個のコマンドシーケンスで実現できているパターンが多いことがわかった。この結果を用いて、マクロコマンドレコード長を128byteと256byteの2種類設定できるように変更した。メモリリソースから128byteを240個、256byteを8個として設計した。

4. 3. 6. 3 自律化の設計思想

自律化機能は、複数のミッション機器やバス機器を組み合わせた衛星システム全体の自律化機能を達成するものである。これに該当する項目として、以下の対応の設計を行った。

① アンローディング関連

高圧観測機器がアンローディングのスラスタ噴射中に高圧観測状態となっていないか、高圧が制御できていない状態となっていないかを監視する(スラスタ噴射の約15分前)。アンローディングシーケンスがスタートした後は、高圧電源のオンのコマンドが棄却されるようにし、ア

ンローディング中は高圧観測機器が高圧印加状態とならないようにする。終了後には、高圧電源オンのコマンドが棄却されないようにする(スラスタ噴射終了の約 30 分後)。計画したタイミングと異なるアンローディングが実施された場合には、高圧観測機器の電源をオフする。

- ② 観測機器オンボードコンピュータ NMI (Non-Maskable Interrupt) 発生
観測機器のオンボードコンピュータに NMI が発生した場合は、コマンド制御が不能のため、一次電源オフとする。
- ③ リモートターミナル異常発生
各サブシステムのリモートターミナルに異常が発生し衛星内通信が途絶えた場合、異常発生機器の動作状態がわからなくなるため、一次電源オフあるいは冗長系に切り替える。
- ④ ヒータ故障
ヒータ故障が発生した場合は、安全な温度に維持するために、代替ヒータに切り替えるか、該当機器をオフとする。
- ⑤ LISM スタンバイロック発生
LISM スタンバイロック発生時には、観測データ取得継続しないため、一次電源オフとする。
- ⑥ 電源異常発生
電源系の制御電圧信号が日照中に低下した場合は、軽負荷モード移行を行う。軽負荷モード移行においては、消費電力を低減し、太陽指向姿勢への変更を行う。

設計検討の結果、他衛星で開発した自律化機能では、アンローディング関連の自律化機能は対応できないため、以下の機能の追加を行った。

- ① マクロコマンド許可・抑制機能
指定したマクロコマンドごとに実行許可/抑制をコマンドにて設定できる。
- ② 各自律化監視の抑制・再開機能
テレメトリ監視項目ごとに監視抑制・再開がコマンドにて設定できる。

また、1テレメトリフレームで監視できるテレメトリ個数に制限があるため、ヒータ故障に関しては、対象機器がオン時とオフ時において、テレメトリ監視を切り替える運用計画として設計を行った。

4. 6. 3. 4 自動化運用結果

週に 2 回、1 週間分のタイムラインを作成し、衛星へ登録を行った。1 週間分のコマンド総数は約 5,000 個程度であり、それらを登録したタイムラインを約 30 分程度で送信完了することができた。単独コマンド送信の場合は、1 コマンドの送信において約 7 秒必要であり、タイムラインを使用する事でコマンド送信に要する時間の短縮ができた。

マクロコマンドも打ち上げ前に設定したものは以下のとおりである。

マクロコマンドレコード長 128Byte:210 個

256byte:5 個

軌道上運用にて以下の個数に変更となった。

マクロコマンドレコード長:128byte:240 個

256byte:5 個

設計思想どおりにマクロレコード長が短いものの利用率が高い結果となった。

4. 6. 3. 5 自律化運用結果

各自律化機能についての運用結果を以下に示す。いずれも、設計どおりに動作していることが確認できた。

①アンローディング関連

定期的なアンローディングに対して、異常が発生していないかを自律化により確認し、安全に運用が実施できた。2008年1月5日に β 角が90度で折り返す運用時に、蓄積角運動量の見積もり違いにより、計画と異なるアンローディングが実施されたが、自律化機能により、安全に高圧観測機器をオフすることができた。

②観測機器オンボードコンピュータ NMI 監視、リモートターミナル異常監視

観測機器において、テレコマ通信を実施しているオンボードコンピュータに NMI (Non-Maskable Interrupt:ソフトウェアからマスク不可能な割り込み)が発生した場合には、同時にリモートターミナル異常も発生する。設計では、リモートターミナル異常が発生した場合は、テレメトリ異常の問題の方が大きいと考えていたため、NMI 発生時の異常対応を実施せず、リモートターミナル異常のみの自律化対応が実行されるようになっていた。いずれの異常も、電源オフの対応のため、適切な対応が軌道上でも実施できた。

③ヒータ故障

軌道上で機器のオンオフに整合させて、自律化監視を実行したが、故障発生はなかったため、自律化機能は動作しなかった。

④LISM スタンバイロック監視

2009年1月21日 LISM 観測データ超過により、LISM スタンバイロックが発生したが、自律化監視により、予定どおり電源オフが実施できた。

⑤軌道上運用にて追加した自律化運用

軌道上での運用結果及び他衛星の反映のため、以下の自律化監視を追加した。

・リアクションホイール異常監視

リアクションホイールの摩擦トルクを示すテレメトリを監視し、リミット値を超過した場合は、スラスタ制御に移行する。

設計確認及び確認試験を実施し、問題ない動作であることを確認した。その後、リアクションホイールの試験運用時に、適切に動作し、リアクションホイールの恒久的な故障にいたらないように運

用が実施できた。

・リモートターミナルユニット故障監視

リモートターミナルユニットの電源故障が発生した場合、リモートターミナルユニットが収集したテレメトリは全て異常な表示となる。リモートターミナルユニットは常に衛星内通信を行っている為、リモートターミナルユニットの通信状態を示すテレメトリを監視し、通信が途絶えた場合を電源故障発生と見なし、速やかに冗長系に切り替える自律化を設計した。設計確認を実施し、リモートターミナルユニット故障以外での冗長系切替が発生しないことを確認した。

4.3.7 姿勢制御運用

松本秀一(JAXA)

岩本祥広、尾郷慶太(NTスペースシステム)

4.3.7.1 「かぐや」の姿勢制御の課題と姿勢制御運用

「かぐや」は、ロケットから分離後の三軸確立、月に向かう月遷移軌道における姿勢制御、500Nメインエンジン噴射中の姿勢制御、月周回長楕円軌道における姿勢制御、観測軌道における月心指向姿勢制御、コンティンジェンシー時に太陽捕捉など、通常の地球周回衛星と比較して、様々な姿勢制御を実現することが課題であった。また、月周回で運用するために、地球センサやGPS受信機が使えない中で、高精度な月心指向姿勢制御を実現することも課題であった。

これらの課題を解決するように、6.1.5項に示す「かぐや」の姿勢軌道制御系(AOCS)を開発し、図4.3.7-1に示す姿勢制御運用シーケンスで、表4.3.7-1に示す姿勢制御運用を実施した。

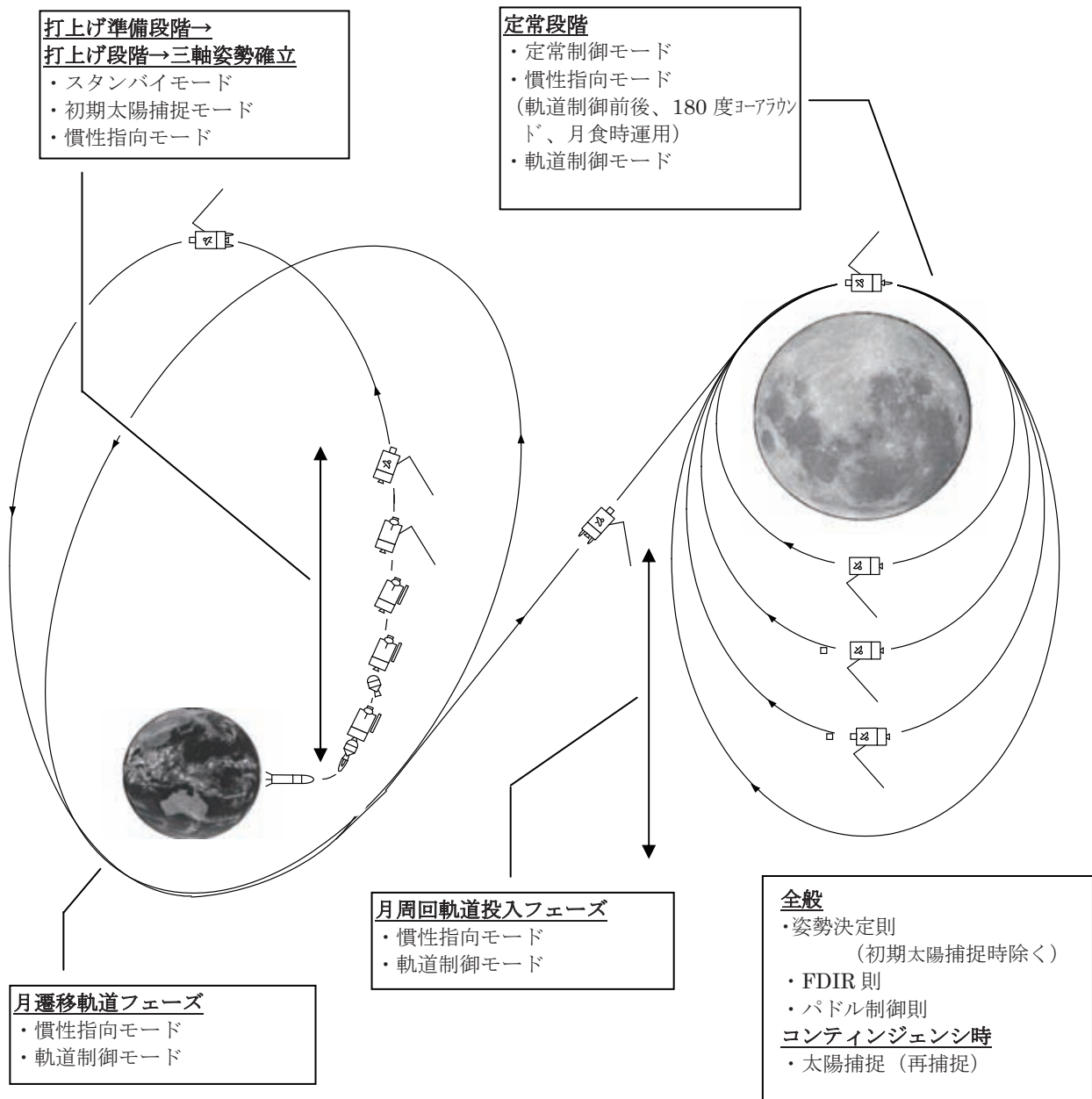


図 4.3.7-1 姿勢制御運用シーケンス

表 4.3.7-1(1/2) 各フェーズの姿勢制御運用の概要(1/2)

フェーズ	運用項目	運用概要
打上げ準備段階 ↓ 打上げ段階 ↓ 三軸姿勢確立	打上げ前運用 (ロンチセットアップ)	射場において搭載電子制御装置 (AOCE) を立ち上げ、姿勢軌道制御系搭載ソフトウェア (ACFS) のロード、及び、パラメータ設定 (ロンチセットアップ) を実施する。
	初期太陽捕捉運用	①衛星分離判定後、AOCS 自動構成、UPSガス排出、太陽サーチを行う。 ②太陽捕捉完了後に姿勢駆動を中止し、SAP 展開を実施する。 ③SAP 展開後、太陽指向姿勢を維持しながらクルージング制御 (SSH 視野中心軸まわり一定レート制御) を実施する。 (①~③は、自動シーケンス) ④地上からのコマンド運用により、クルージングを停止させ、パドルセル面を+X B 軸方向に向ける太陽電池パドルの90° スルーを実施する。
	三軸姿勢確立運用	①太陽指向状態 (慣性レート=0) でスタートラッカを立ち上げ、恒星捕捉 (自動) を完了した後、姿勢決定を開始する。 ②目標クォータニオンを設定し、慣性指向制御 (ST/IRU 姿勢決定系) により、三軸姿勢を確立する。 ③スラスタによる姿勢制御からホイールによる姿勢制御に移行する。
月遷移軌道フェーズ	慣性指向姿勢維持	慣性指向制御 (ST/IRU 姿勢決定、ホイール制御) により慣性空間固定の月遷移軌道定常姿勢 (地上コマンド指定) を維持する。必要に応じて、ST 干渉回避運用、ホイールアンローディング運用を実施する。
	月遷移軌道制御運用	月に到達するための、以下の月遷移軌道制御運用を実施する。 (a)軌道投入誤差修正マニューバ (ΔV_{c1}) (b)軌道制御誤差補正マニューバ (ΔV_{a1}) (c)周期調整マニューバ1 (ΔV_{p1}) (d)周期調整誤差修正マニューバ (ΔV_{c2}) (e)周期調整マニューバ2 (ΔV_{p2}) (f)LOI 条件調整マニューバ (ΔV_{c3}) 軌道制御運用のシーケンスは、以下の通り。 ①月遷移軌道定常姿勢から ΔV 姿勢へ姿勢変更し姿勢を維持する。 ②500Nスラスタまたは20Nスラスタを使用した軌道制御を実施する。500Nスラスタを使用した軌道制御では、軌道制御の最初にアレჯセトリングを実施する。 ΔV 中は IRU 姿勢決定とする。 ③軌道制御後に、 ΔV 姿勢から月遷移軌道定常姿勢に姿勢変更する。
月周回軌道投入フェーズ	慣性指向姿勢維持	月遷移軌道フェーズと同じ
	月周回投入軌道制御運用	①月遷移軌道から月周回軌道に投入する。(LOI1) ②月周回軌道の遠月点を下げる軌道制御を実施する (LOI 2~LOI6)。LOI2 実施以降は時刻指定 CMD によりオンボード軌道伝播を開始する。 ③500N スラスタ用の酸化剤の枯渇後は、20N スラスタによる軌道制御を実施する。
	Rstar/Vstar 分離運用	①慣性指向制御により Rstar/Vstar 分離姿勢へ姿勢変更する。 ②姿勢駆動を中止し、Rstar/Vstar 分離する。 ③Rstar/Vstar 分離後、慣性指向制御により基準姿勢に復帰する。

表 4.3.7-1(2/2) 各フェーズの姿勢制御運用の概要(2/2)

フェーズ	運用項目	運用概要
定常段階	定常制御移行運用	①慣性指向制御で定常移行姿勢へ姿勢変更し、定常制御(月中心指向制御)を開始する。 ②SAP 太陽追尾を開始するために、SAP 角および SAP 駆動パターンを事前に設定し、定常制御移行と同時に SAP 太陽追尾を開始する。
	定常運用	①定常制御(ST/IRU 姿勢決定、ホイール制御)により月中心指向三軸姿勢を維持する。 ②アンローディング、HGAフィードフォワード制御、SAP 追尾誤差補正運用、ST 干渉回避運用、オンボード軌道伝播誤差補正運用、ST の MJD 補正運用などを実施する。
	ヨーアラウンド運用	パドルの太陽追尾を行うため、太陽が軌道面を横切る半年に1回の頻度で、ヨーアラウンド運用を実施する。運用シーケンスは、以下の通り。 ①慣性指向制御で、月中心指向三軸姿勢からヨー軸まわりに180° 回転したヨーアラウンド姿勢に姿勢変更する。 ②パドル駆動方向を反転させ、定常制御に復帰する。
	ロールキヤント運用	観測機器校正のために、月中心指向三軸姿勢からロール軸まわりに姿勢角をオフセットさせる。
	月周回軌道制御運用	①月周回軌道高度を100±30kmの範囲に維持するために、約2ヶ月に1回の頻度で、軌道高度維持制御を実施する。 ②LISM-MIの低緯度帯観測/中緯度帯観測での全球面観測のために、ミッション期間中最大3回、軌道面制御を実施する。
	月食サバイバル運用	月食時は慣性指向制御(ST/IRU 姿勢決定、ホイール制御)により慣性空間固定の基準姿勢(地上コマンド指定)を維持する。
各フェーズ	コンティンジェンシ運用	①常時にオンボードで AOCS FDIR により一次処置を実行する。 ②FDIR 動作後は、詳細な原因究明、故障箇所の分離、および再構成等の地上支援を受ける。
	メモリロード(再プログラム)運用	リッチセットアップ、及び打上げ後の運用として、AOCE に搭載されたソフトウェアを必要に応じて書換える。 尚、ST への CMD は本機能により実施する。

4.3.7.2 月遷移軌道・月周回軌道投入における姿勢制御運用結果

(1) 分離～太陽指向クルージング

「かぐや」は、2007年9月14日2時16分35秒(UT)にロケットから分離された。AOCEにおいて分離スイッチの動作が確認された後、AOCSの自動構成(コンポーネントのパワーオン、コンフィギュレーション設定、姿勢制御に必要なスラスターのラッチバルブの OPEN 等)が開始され、分離から300秒後、レートダンピングを実施後に太陽サーチに入った。9月14日打ち上げの場合、衛星分離から約22分間が日陰であり、その間、ロール・ピッチサーチを継続した。2時40分(UT)に日陰が明けると、すぐにSSHにサンプレゼンスが立ち、SSH視野中心に太陽を引き込む太陽捕捉を開始し、太陽捕捉が完了した2時44分(UT)に太陽電池パドルを展開した。太陽パドル展開後に、再度太陽捕捉を実施し、その後、SSH視野中心周りに0.4 deg/sで太陽指向クルージングを実施し、地上からのコマンドを待つ状態となった。ここまでの動作は自動シーケンスで実行された。衛星分離から太陽指向クルージングまでの「かぐや」の動きを図4.3.7-2に示す。

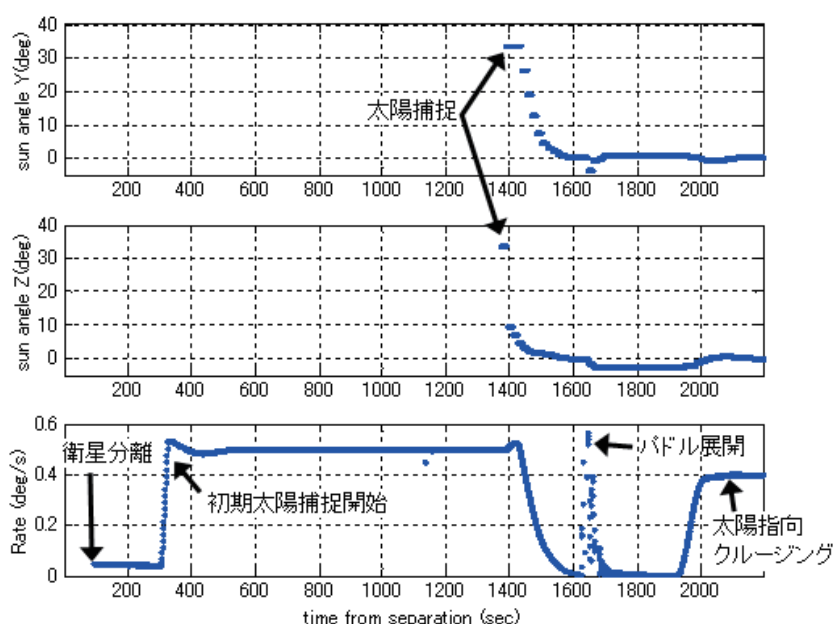


図 4.3.7-2 衛星分離から太陽指向クルージングまでの「かぐや」の動き

(2) スピン停止運用～三軸姿勢確立

地上局可視が長時間確保できる状態となったところで、通信リンクを確保するために、オムニアンテナを地球方向に向けるスピン停止運用を実施した。スピン停止運用では、最初の数スピンド、信号強度からオムニアンテナのパターン中心を推定し、次スピンド、オムニアンテナのパターン中心が地球を向く方向でスピンドを停止させた。その後、セグメントサーチにより、パドル90度スルーを実施して、5時13分(UT)に太陽電池パドルを所定の角度に移動させた。

続いて、恒星捕捉運用として、二つの恒星センサ(ST1とST2)を立ち上げたところ、ST2は正常に恒星追尾を開始して姿勢決定値を出力したが、ST1は月干渉を示すエラーフラグが立ち、恒星追尾に移行しなかった。ST1立ち上げ後約30分が経過した時点で、ST1が正常に恒星追尾を開始した。その後の調査の結果、本現象は何らかの明るい光(コンタミなどの反射光など)をST1のFOVの中に入射したことによるものであり、ST1は正常と判断したが、三軸姿勢確立運用では、確実に期するためにST2をメインとして運用することとした。恒星捕捉運用の次に、ST2を使用して、6時30分(UT)にST/IRU姿勢決定系に移行し、正常動作を確認したのち、制御モードを慣性指向姿勢維持に切り替えて、7時1分(UT)に3軸姿勢制御を確立した。図4.3.7-3に、恒星捕捉～三軸姿勢確立までの姿勢決定系及びスタートラッカの状況を示す。

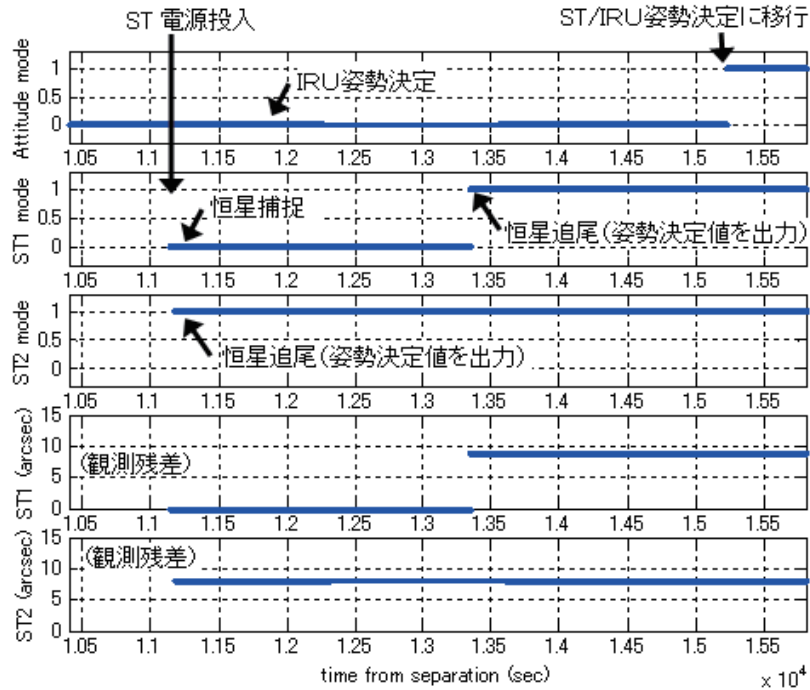


図 4.3.7-3 恒星捕捉～三軸姿勢確立までの姿勢決定系及びビスタートラッカの状況

(3) 月遷移軌道定常姿勢

ハイゲインアンテナ展開運用を行った後、11時38分(UT)に、SSH視野中心が太陽方向を向き、+Z軸が天の南極を向く姿勢(月遷移軌道定常姿勢)に変更した。

ΔV c1 後に、姿勢制御用アクチュエータをスラスタからホイールに切り替えた。ホイールによる慣性指向姿勢制御は、図 4.3.7-4 に示すように、設計仕様である以下の性能を十分に満足するものであった。

姿勢角: 各軸 慣性指向姿勢 ± 0.3 deg

姿勢レート: 各軸 0 ± 0.1 deg/s

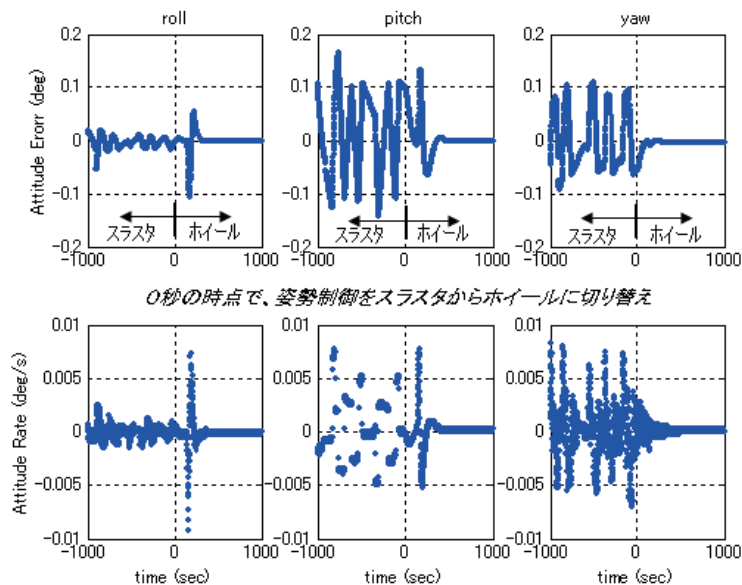


図 4.3.7-4 慣性指向姿勢制御(スラスタ制御、ホイール制御)

(4) 軌道制御中の姿勢制御

500 N スラスタを使用した軌道制御 (ΔV_{c1} , ΔV_{p1} , LOI1, LOI2, LOI3, LOI4, LOI5a)、及び、20N スラスタを使用した軌道制御 (ΔV_{a1} , ΔV_{c2} , ΔV_{p2} , LOI5b, LOI5c, LOI6)を実施し、最初の ΔV_{c1} (9 月 14 日) から最後の LOI6 (10 月 18 日) までの軌道制御における一連の制御シーケンス、及び、軌道制御中の姿勢制御は正常であった。500N スラスタを使用した軌道制御結果を図 4.3.7-5 に示す。アレンジセトリング、500N ΔV による加速度は正常であり、また、燃焼開始、燃焼中、燃焼終了後の姿勢誤差は、設計仕様の各軸 3 度以内で安定して制御できた。

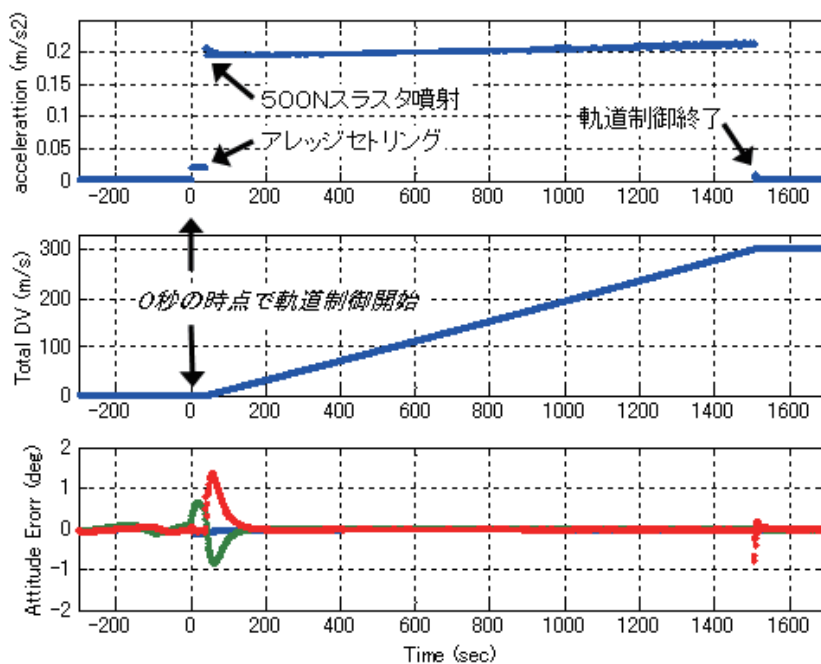


図 4.3.7-5 500Nスラスタを使用した軌道制御中の姿勢制御 (LOI1)

(5) 子衛星(「おきな」と「おうな」)分離中の姿勢制御

10 月 08 日 20 時 35 分 (UT) に「おきな」を分離し、10 月 12 日 1 時 14 分 (UT) に「おうな」を分離した。子衛星の分離直前まで、「かぐや」の姿勢を子衛星分離姿勢である白道面垂直姿勢に安定して保持した。子衛星と「かぐや」の干渉を避けるために、子衛星分離の数秒前から 300 秒間、「かぐや」の姿勢制御を停止するが、その間、子衛星分離により発生する反作用トルクで「かぐや」の姿勢が変動するが、事前の解析の範囲であった。図 4.3.7-6 に「おきな」分離時の姿勢誤差と姿勢レートを示す。一番大きく影響を受けるヨー姿勢角誤差については、影響低減のため、分離直前にヨー軸方向に角運動量を蓄積させる逆バイアスアンローディングを実施しており、その効果が出ていることがわかる。

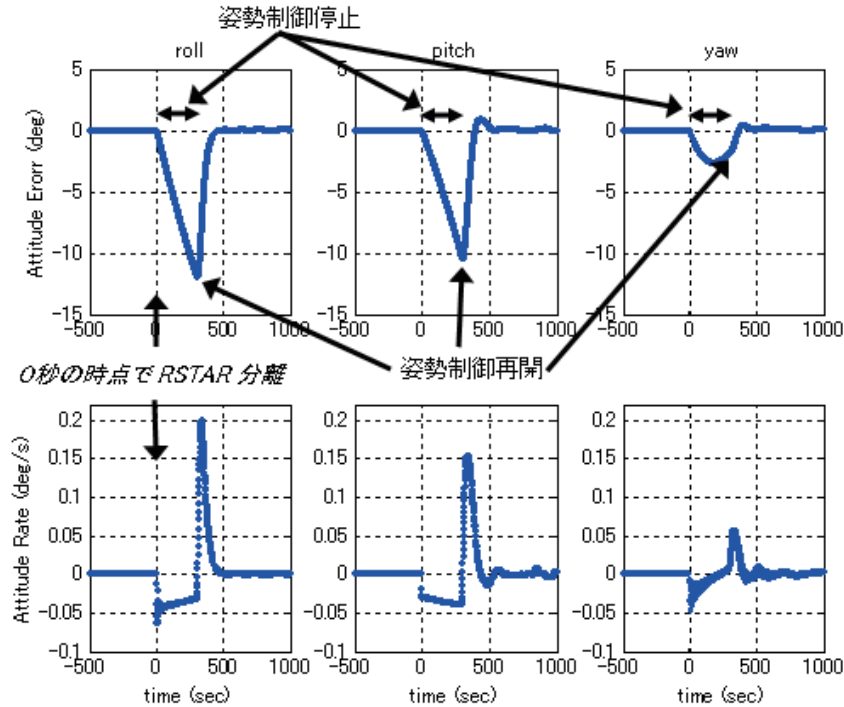


図 4.3.7-6 「おきな」分離時の姿勢制御

(6) 定常制御移行(月心姿勢制御)

「かぐや」は、2007年10月18日8時2分に、月周回観測軌道(高度約100km、軌道傾斜角約90度の円軌道)に到達した。その翌日、2007年10月19日7時25分に定常制御に移行し、定常観測姿勢である月心指向姿勢に正常に制御され、太陽電池パドルの太陽追尾、ハイゲインアンテナの地球追尾も正常に動作していることを確認した。図4.3.7-7に定常制御移行時の姿勢制御の状況を示す。図4.3.7-7の0秒の時点で、定常制御に移行しており、その2250秒後に姿勢制御アクチュエータをガズジェットからリアクションホイールに変更した。ホイール制御開始後に、徐々に姿勢誤差は収束して行き、最終的には、定常制御の姿勢制御の要求仕様である以下の誤差範囲内に入った。なお、姿勢制御の帯域外であるが、この時点で、ハイゲインアンテナ駆動に伴う4Hzの駆動擾乱が発生していることが確認されている。

姿勢角: 各軸 定常制御姿勢 ± 0.1 deg

姿勢安定度: 各軸 0 ± 0.003 deg/s(ピッチ軸軌道レート成分を除く)

また、2007年10月29日にLRSアンテナが展開されたので、その後の姿勢制御の状況を確認した。図4.3.7-8にLRSアンテナ展開後の姿勢制御の状況を示す。LRSアンテナ展開前(図4.3.7-7)と比較すると、より振幅の大きな姿勢レート振動が発生している。この振動は、LRSアンテナ固有振動一次モードによる25秒周期(固有振動数0.04Hz)の微小振動である。この振動の原因は、ベータ角が90度のときに振幅が最大となること、太陽光が当たらない月蝕中に振動が小さくなったこと、太陽光が一定方向からあたる慣性指向姿勢が長期間続くと振動が収まることから、軌道レート(0.05deg/s)で姿勢が動くことにより、4本あるLRSアンテナに、太陽光があたる部分と、衛星構体や太陽電池パドルの陰になる部分が現れ、振動を励起していることによると推定している。

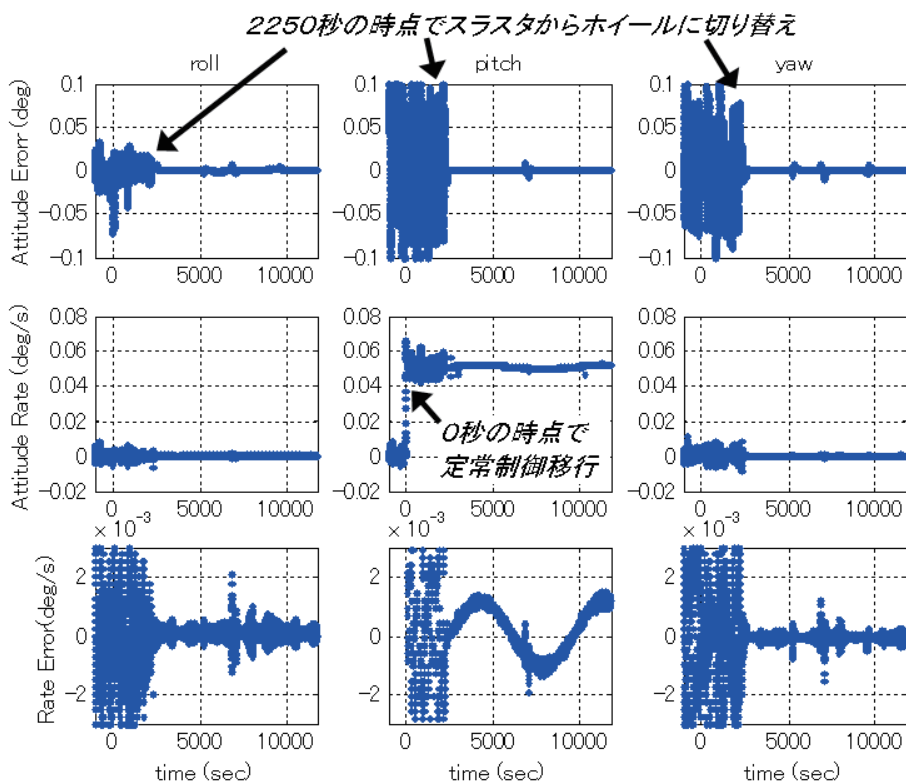


図 4.3.7-7 定常制御移行時の姿勢制御

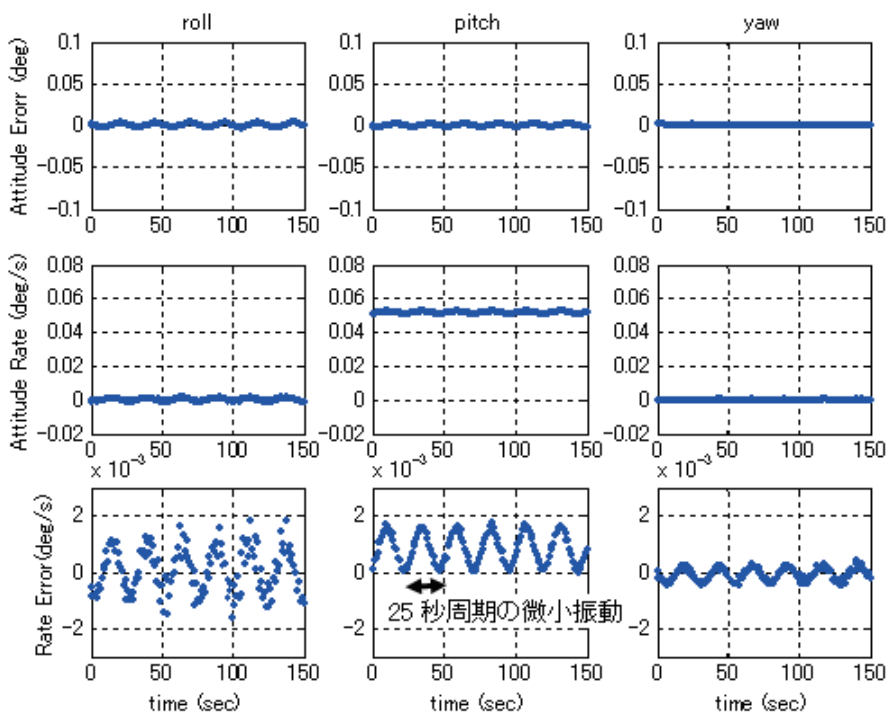


図 4.3.7-8 定常制御移行後(LRS アンテナ展開後)の姿勢制御(拡大図)

4.3.7.3 定常運用・後期運用における姿勢制御運用結果

(1) 定常制御(月心指向)での姿勢制御

定常制御においては、「かぐや」は、オンボード軌道推定により計算された軌道位置から月心方向を推定し、それに対して、機体ヨー軸が月の中心に向ける姿勢に姿勢制御する。図 4.3.7-9, 図 4.3.7-10, 図 4.3.7-11 に、定常運用段階における各軸の姿勢制御誤差を示す。軌道制御等の特殊な運用時を除いて、姿勢角の要求精度を満足している。また、姿勢安定度は、最大 β 角近傍での LRS アンテナ振動に起因する姿勢振動と HGA スルー時の姿勢振動において、一時的に要求を逸脱する場合があるが、観測センサへの影響はないことを確認した。それ以外は、姿勢安定度要求を適切に維持できた。

姿勢角: 各軸 定常制御姿勢 ± 0.1 deg

姿勢安定度: 各軸 0 ± 0.003 deg/s (ピッチ軸軌道レート成分を除く)

なお、2008 年 7 月 23 日に、通常4基使用しているリアクションホイールのうちの1基(RW#1)が軌道上で不具合を起こしたが、FDIR機能により、RW#1 の異常を検知し、RW#1 を停止させ、残りの3基のリアクションホイールで姿勢制御するモードに自動移行した。これ以降、3基のリアクションホイールによる姿勢制御を継続したが、もともと機器の1重故障は設計で考慮されており、定常運用段階においては、問題なく観測運用を継続した。

後期運用段階の 2008 年 12 月 26 日に、RW#3 の摩擦トルクが増加し、RW#1 不具合の反映として要監視項目に設定していた摩擦トルクの上限を逸脱したので、マニュアルでホイールを停止し、高圧を使用する観測機器を立ち下げて、スラスタ姿勢制御モードに切り替えた。これ以降、一部の期間を除き、スラスタによる姿勢制御を実施した。

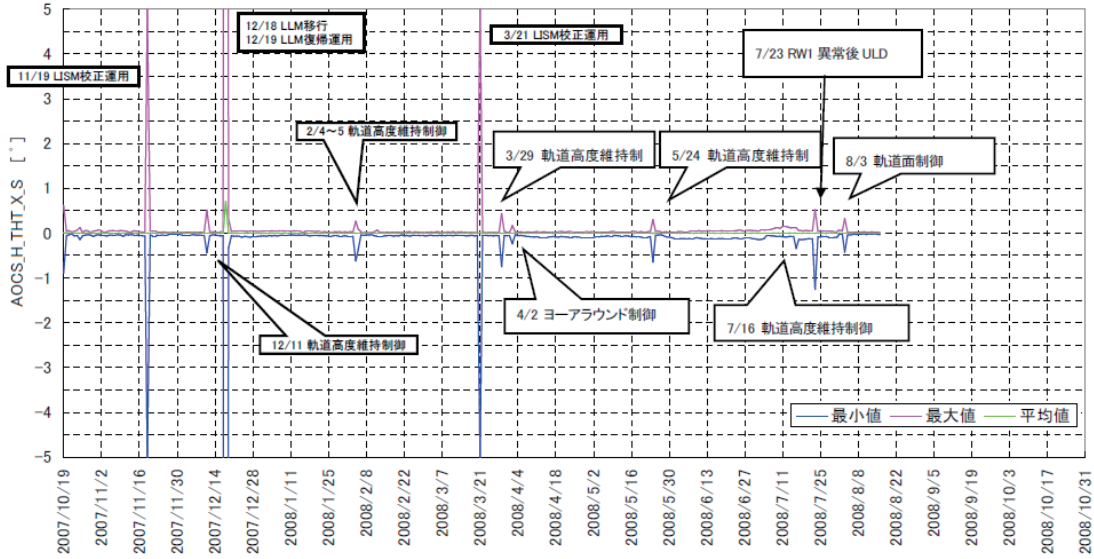


図 4.3.7-9 定常運用段階における姿勢角誤差(X軸)のトレンド

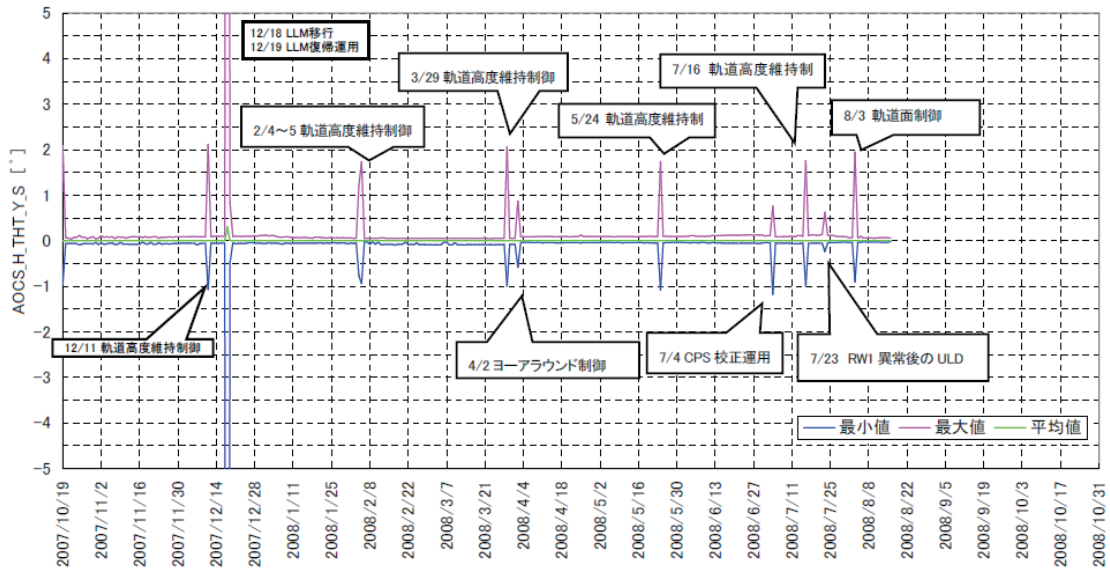


図 4.3.7-10 定常運用段階における姿勢角誤差(Y軸)のトレンド

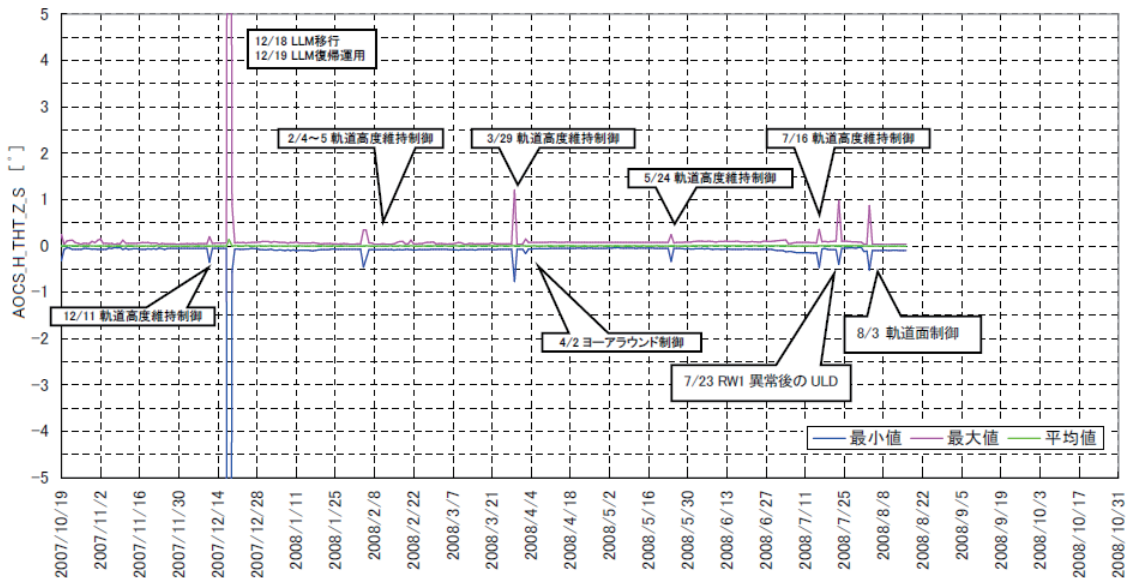


図 4.3.7-11 定常運用段階における姿勢角誤差(Z軸)のトレンド

(2)スラスト姿勢制御

2008年12月26日のRW#3の摩擦トルク増加に伴うホイール連続運用停止以降は、一部の期間を除き、スラストによる姿勢制御を実施した。また、スラスト姿勢制御に伴う推進薬消費を低減するために、2009年1月13日に、姿勢制御の制御ゲインを20%下げ(定常制御則B)、2009年3月27日には、ピッチ/ヨーの制御ゲインをさらに下げた(定常制御則F)。推進薬消費を低減させるための制御則と通常の定常制御則の比較を表4.3.7-2に示す。

表 4.3.7-2 制御則設計およびシミュレーション結果

定常スラスト応答	結果								
	噴射量(噴射間隔)			姿勢制御精度[deg]			姿勢レート[deg/s]		
	ロール	ピッチ	ヨー	ロール	ピッチ	ヨー	ロール	ピッチ	ヨー
通常の定常制御則 (打上げ～2009/1/12)	100% (48s)	100% (46s)	100% (68s)	0.03	0.14	0.10	0.0042	0.0010	0.0055
定常制御則B (2009/1/13～3/26)	46% (104s)	30% (153s)	30% (225s)	0.12	0.32	0.31	0.0030	0.0073	0.0055
定常制御則F (2009/3/27～)	53% (90s)	10% (423s)	7% (1028s)	0.4	1.1	1.2	0.0035	0.0073	0.0055

(3)軌道制御時の姿勢制御

4.3.2項に示すように、定常運用段階と後期運用段階で、11回の軌道高度維持制御、3回の軌道面変更制御、及び、月面落下のためのデオービット軌道制御を実施し、何れの軌道制御も、ベロシティ・インクリメント・カットオフ(VICO)機能により、計画通りに実施できた。姿勢制御に関しても、図4.3.7-12に示すように、要求に対して十分に小さな姿勢角誤差で安定して姿勢維持した。

姿勢角：各軸 軌道制御姿勢±2.0 deg

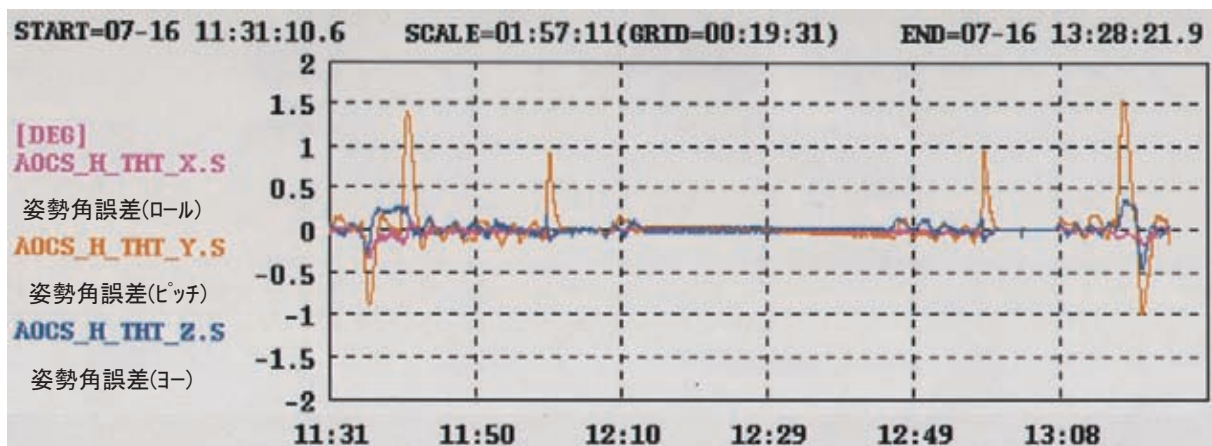


図 4.3.7-12 軌道高度維持制御中の姿勢制御誤差

(4)ホイールアンローディング

定常運用段階では、軌道制御やヨーアラウンド等の特殊イベント前後を除いて、6周回毎に南極上空または北極上空でホイールアンローディングを実施した。定常運用段階におけるホイールアンローディング実施結果を図4.3.7-13に示す。なお、2008年7月23日のRW#1不具合で、3ホイールによる姿勢制御モードに移行した後は、トータルの蓄積角運動量が減ったため、アンローディング間隔が6周回から4周回と短くなっている。

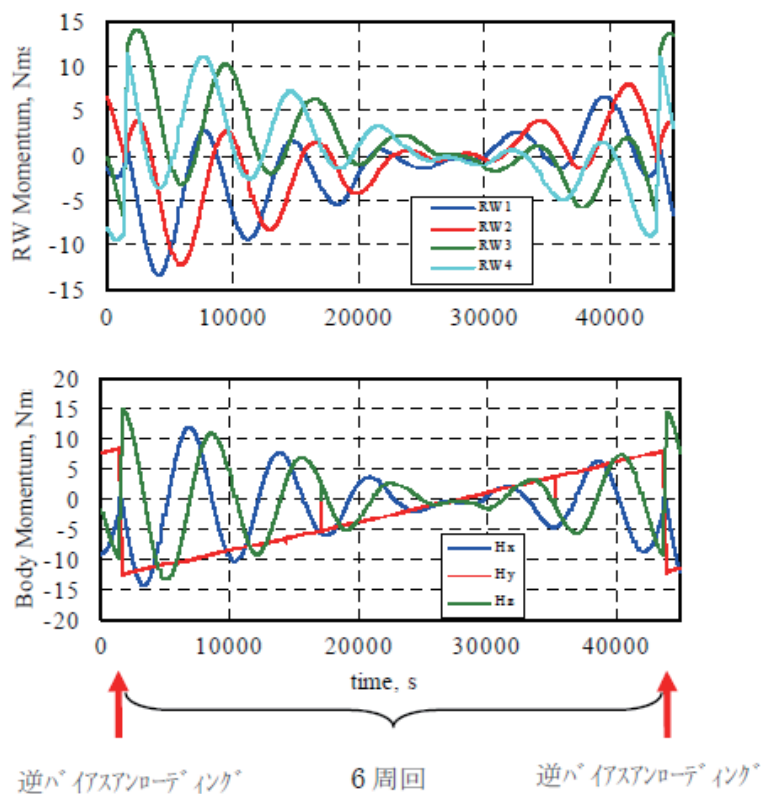


図 4.3.7-13 定常運用段階におけるホイールアンローディング実施結果

(5) LISM校正運用(ロールキヤント運用時)の姿勢制御

LISMの校正のために、月面上の特定の位置をLISMで観測できるように、「かぐや」の姿勢を傾けるロールキヤント運用を以下の4回実施し、所定の目的とする姿勢に制御した。図 4.3.7-14 に、ロールキヤント運用の実施結果を示す。

- ①2007年11月19日
- ②2008年3月21日
- ③2008年9月15日
- ④2009年3月12日

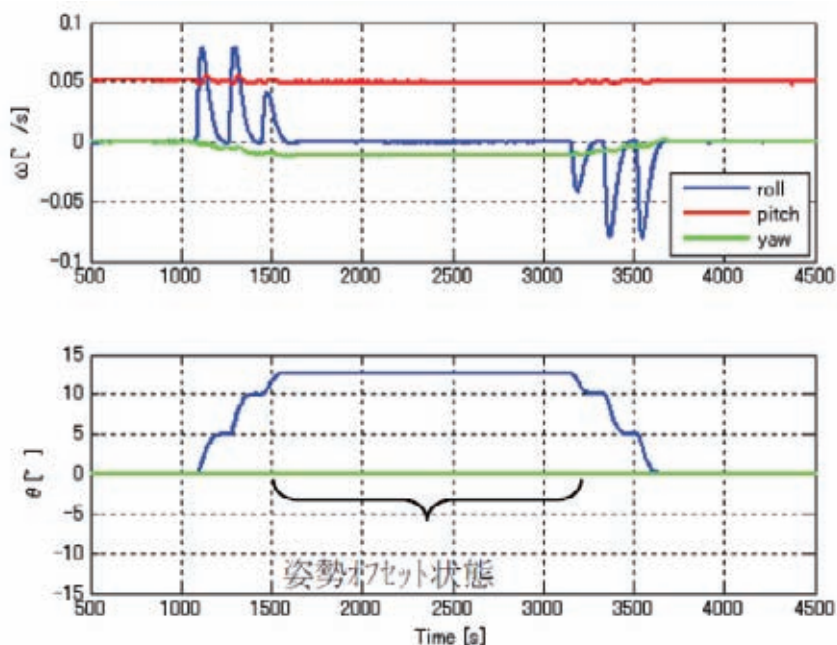


図 4.3.7-14 LISM 校正運用(ロールキヤント運用)の実施結果

(6) ヨーアラウンド運用時の姿勢制御

「かぐや」は片翼であるために、太陽電池パドルの取り付け面を太陽方向にむけるためのヨーアラウンドを半年に一回実施する必要がある。定常運用段階・後期運用段階においては、以下の3回のヨーアラウンド運用を実施し、問題なく終了した。図 4.3.7-15 に、ヨーアラウンド運用の実施結果を示す。

(ヨーアラウンド運用実施) ①2008年4月2日 ②2008年10月7日 ③2009年4月3日

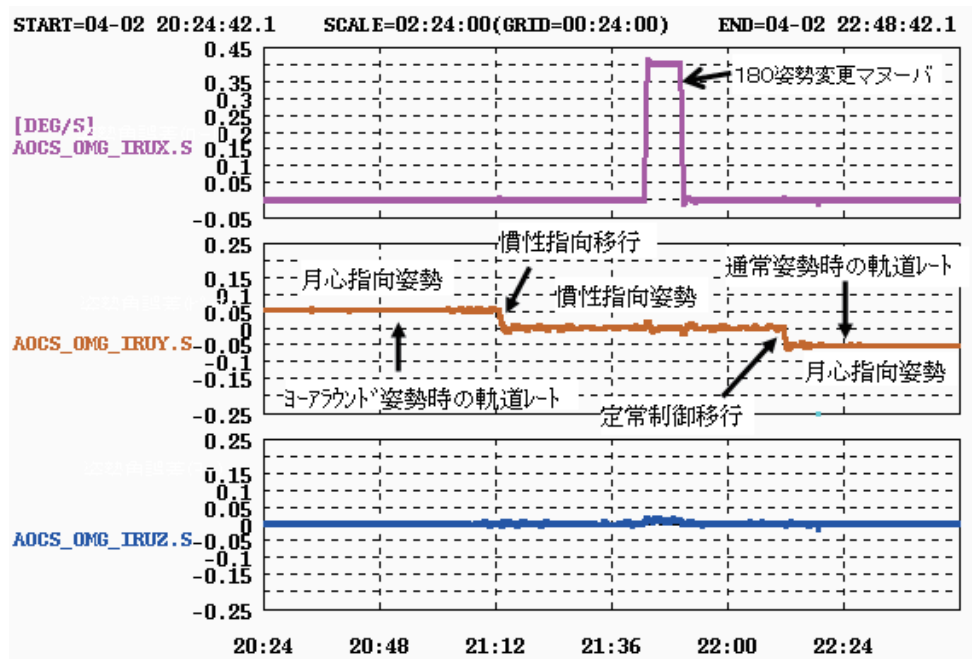


図 4.3.7-15 ヨーアラウンド運用の実施状況

(7) パドル180度位相変更運用

太陽電池セルが太陽電池パドルの片面にしかついていないことから、ヨーアラウンド運用に加えて、パドル180度位相変更運用を半年に一回実施する必要がある。定常運用段階・後期運用段階においては、以下の3回のパドル180度位相変更運用を実施し、問題なく終了した。

(パドル180度位相変更運用実施) ①2008年1月4日 ②2008年7月4日 ③2009年1月4日

(8) 落下運用時の姿勢制御

「かぐや」は、軌道・姿勢を維持するための推進薬をほぼ使い切ったので、2009年6月10日にデオービット軌道制御を実施し、月面に落下させた。デオービット軌道制御は、軌道制御開始直後、推進薬に加圧ガスが混ざっていると想定される状態で、姿勢が少し変動し、加速度が出ない状態が発生したが(図 4.3.2-7 参照)、後半は、姿勢も加速度も安定した。開始直後に加速度が出なかった分、VICOにより、軌道制御の噴射時間を約20秒延長して、計画通りの増速量を実現することができた。

月面落下直前に、定常姿勢に移行すると、姿勢制御ゲインを大幅に低減した影響によるピッチ姿勢誤差の大きなトランジェントが発生したが、月面落下直前までに、姿勢誤差は2度以下に収束した。図 4.3.7-16 に、落下運用における姿勢誤差と姿勢レートを示す。

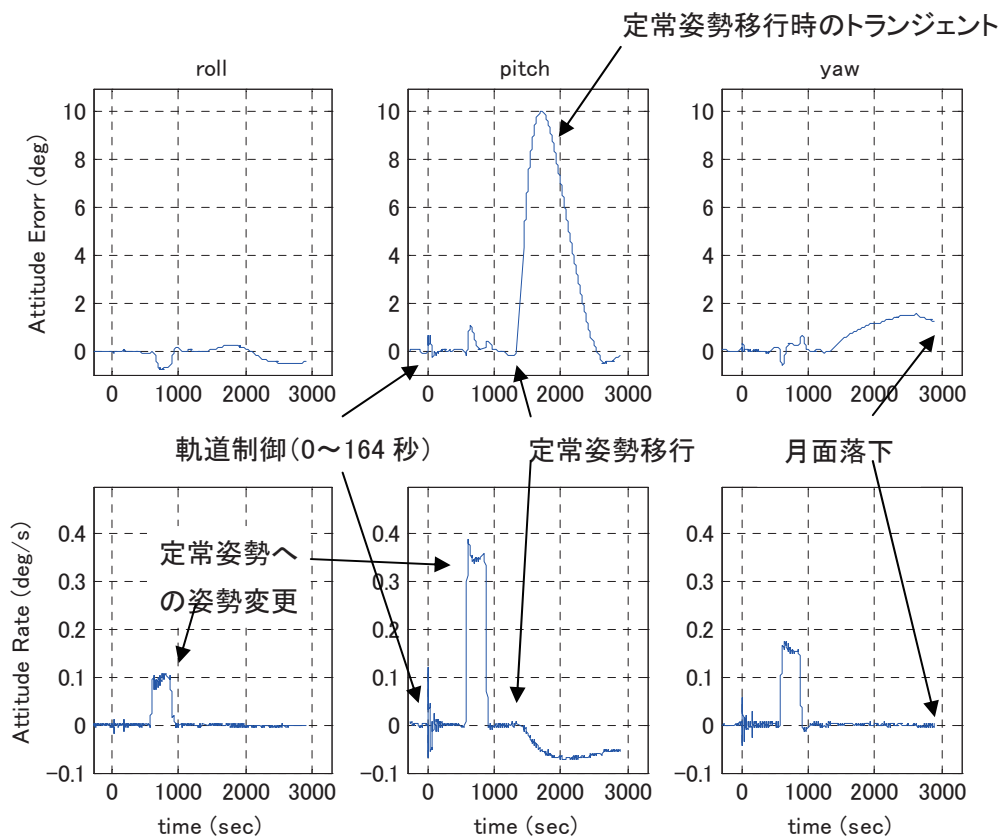


図 4.3.7-16 落下運用中の姿勢誤差(デオービット軌道制御開始が0秒)

< 4. 3. 7章の参考文献 >

- 1) 川勝康弘, 岩山曜介, 高橋道夫, 板垣春昭; 「月探査衛星(SELENE)の姿勢軌道制御系」、第45回宇宙科学技術連合講演会講演集、01-2A6, 2001
- 2) 尾郷慶太, 岩本祥広, 田中一久, 岩山曜介, 松本秀一, 田山聡, 石島義之; 「月周回衛星(かぐや)の姿勢制御系とその軌道上データ評価について」、第52回宇宙科学技術連合講演会講演集、1C13, 2008
- 3) Iwamoto, Y., Tanaka, K., Iwayama, Y., Ogo, K., Matsumoto, S., Tayama, S., Ishijima, Y., and Ikegami, S., “Attitude and Orbit Control System of SELENE & Engineering Explorer, “KAGUYA”,” Proceedings of the 26th International Symposium on Space Technology and Science, 2008-k-30, 2008.
- 4) Matsumoto, S., Tayama, S., Ishijima, Y., Iwamoto, Y., Tanaka, K., Iwayama, Y., Ogo, K., “SELENE “KAGUYA” ATTITUDE AND ORBIT CONTROL SYSTEM AND ITS FLIGHT RESULTS,” Proceedings of 7th International ESA Conference on Guidance, Navigation and Control Systems, 2008.
- 5) Matsumoto, S., Tayama, S., Iwamoto, Y., Ogo, K., Tanaka, K., and Iwayama, Y., “Operation and Evaluation Results of KAGUYA Attitude and Orbit Control System on Lunar Orbit,” Proceedings of the 27th International Symposium on Space Technology and Science, 2009-d-06, 2009.

4.3.8 EMC対策

中澤 暁、飯島 祐一(JAXA)、池上 真悟(NEC)、石川 知明(INET)
小野 高幸、熊本 篤志(東北大)、笠原 禎也(金沢大)
綱川 秀夫、松島 政貴(東工大)

4.3.8.1 電磁適合性に対する要求

「かぐや」では、ミッション達成のために従来の MIL スペックよりも厳しい電磁適合性(EMC)に対する要求があった(以下)。

- (1) LMAG(月磁場観測)および PACE(プラズマ観測)のため、衛星全体の磁場および磁場変動を低減すること
- (2) LRS(月地下探査および自然電波観測)のため、衛星からの電界放射雑音が干渉しないこと。観測帯域は 10Hz~30MHz。
- (3) PACE(プラズマ観測器)のため、衛星表面を等電位にすること

EMC 対策は開発当初より大きな課題と認識され、EMC 観測研究者／衛星システムメンバー／有識者から構成される EMC 検討ワーキンググループ(EMC-WG)を立ち上げた。ミッション要求を基に MIL スペックとは異なる固有の EMC 基準を定め、設計基準書に規定した。各搭載機器はこの基準値を満足するよう設計／製造を行い、単体 EMC 試験およびシステム EMC 試験を行い確認した。

4.3.8.2 ノイズの干渉メカニズムと設計基準

「かぐや」の EMC 設計基準は以下の考えをベースに算出した。

(1) 磁場基準

各機器からの磁場が合わさって磁力計に干渉する。ただし、距離の3乗に比例して減衰するため、磁力計の検出限界とマストの長さから、衛星トータルとして許容できる磁場強度を算出した。その強度を磁場発生機器数で割った値が、各機器が発生可能な磁場強度であるが、全機器の磁場の方向が揃うことは考えられないことを考慮し、若干緩和した値を各機器の磁場基準値とした。

(2) 電界基準

LRS へ干渉する電界放射雑音の発生メカニズムには以下の2つがある(図 4.3.8-1)。

- a) 機器から放射ノイズが発生する。おもに RF 機器やデジタル信号が発生源となる。
- b) 機器からリークした電流が構体パネルを流れる際に、パネルのインピーダンスによって電位差が生じ、パネルから電界ノイズが放射する。

メカニズムa)に関して、宇宙空間では銀河背景ノイズがどうしても干渉してしまうため、LRS の許容可能な雑音レベルは銀河背景ノイズレベル以下とした。複数機器から電界ノイズが発生しても、一般には線スペクトルであり、全く同一周波数で重畳することは考えにくいことから、LRS で許

容可能なレベルは、銀河背景ノイズレベルそのままを各機器の電界放射雑音 (RE02) の基準値とした。

一方、メカニズムb)に関して、GND インピーダンスと漏洩電流の積を構体サイズで割った値が、およその電界強度になる。そこで、構体パネルインピーダンス (開発当初は1[Ω]と見積もっていたが、実測したところ「かぐや」では数[Ω]であった) を基に算出し、不平衡電流雑音 (LC01) の基準値とした。

(3) 導電性基準

衛星表面上が局所的に帯電すると、その電場によってプラズマ粒子の軌道が曲げられてしまう。そこで、帯電させないよう衛星表面をすべて導電性にする必要がある。電荷が留まらなければいため、表面抵抗はそれほど小さくする必要はない。

以上の考えに基づき、設定した各 EMC 基準を表 4.3.8-1, 図 4.3.8-2, 3 に示す。

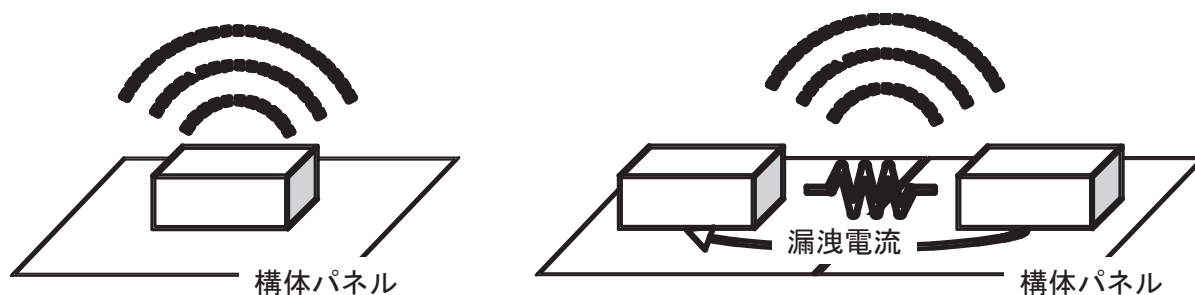


図 4.3.8-1 電界ノイズ発生メカニズム

表 4.3.8-1 「かぐや」EMC 設計基準

項目	内容
磁場基準	a. DC磁場: 1[m]離れて 30[nT]以下 b. DC磁場変動(階段状変化、1/32s~1h 周期成分): 1[m]離れて 10[nT]以下 各機器で、上記の磁場条件を満足しない場合は、多重極子成分から12m先での磁場を計算して、次の条件を満足すること。 a. DC磁場: 12m離れて0.02nT以下 b. DC磁場変動(階段状変化、1/32s~1h周期成分): 12m離れて0.006nT以下
電界基準	図 4.3.8-2 及び図 4.3.8-3 参照
導電性基準	【電氣的ボンディング】 主な電氣的ボンディング要求を以下に示す。 パネルーパネル: 10mΩ (DC)以下 機器ーパネル: 10mΩ (DC)以下 【表面電位及び表面抵抗】 衛星の外表面の表面電位が同一電位となるよう配慮する。外部露出部分はすべて導電性コーティング等で処置する。表面抵抗値は 100MΩ/square 以下とする。 (外表面電位差は1V以下とする) また、太陽電池パネルの表面電位は、1V以下とする。

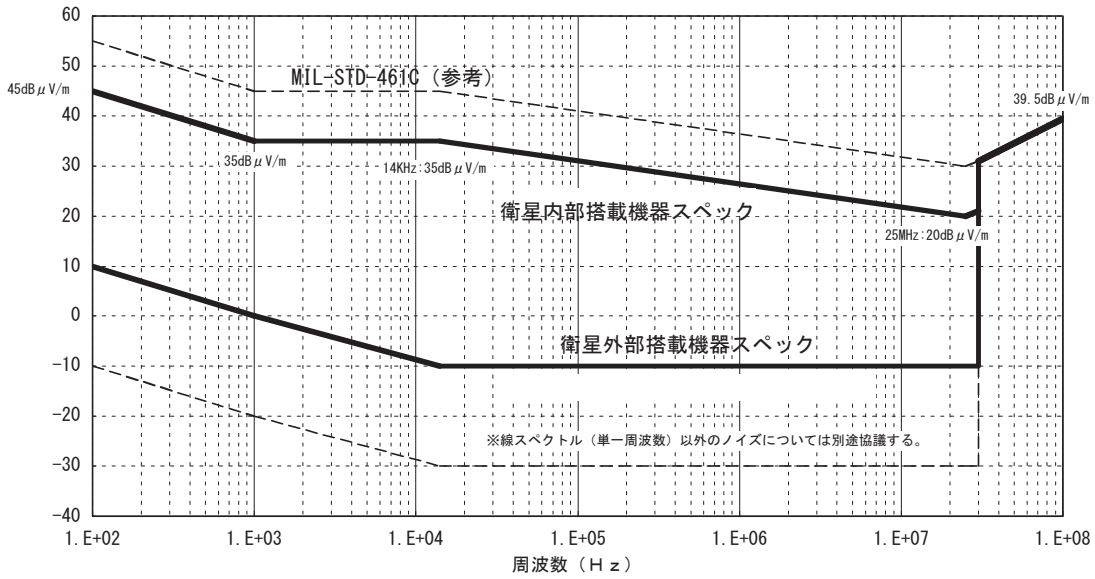


図 4.3.8-2 「かぐや」RE02 基準(実線)

内部機器は構体パネルによるシールド効果があるため、内部機器よりも緩和した規格とした。

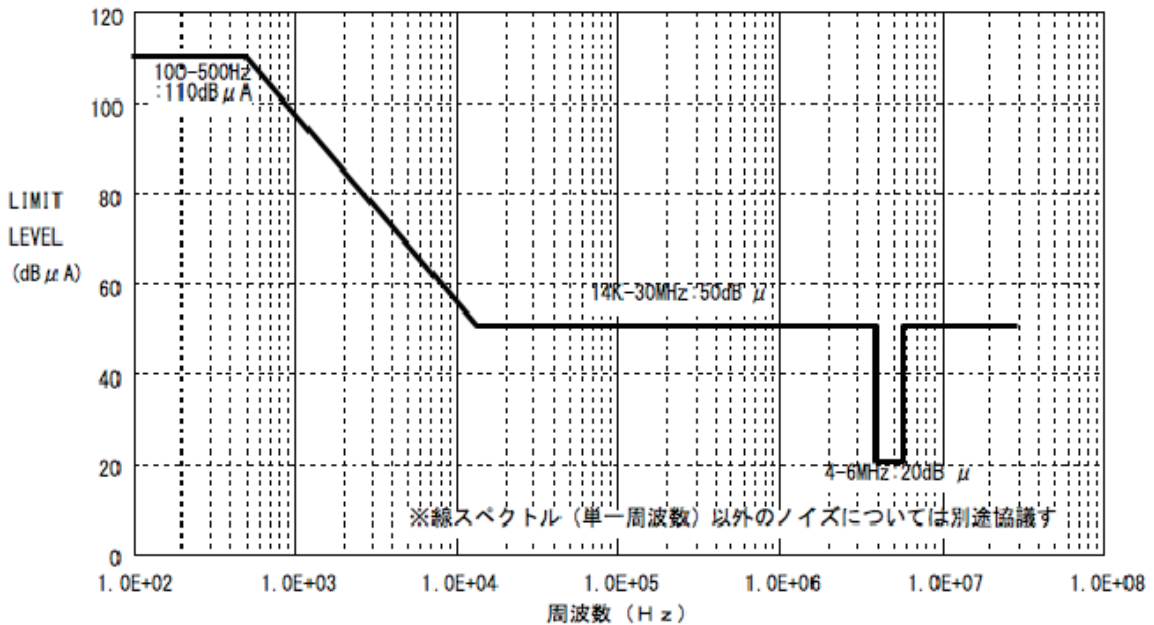


図 4.3.8-3 「かぐや」LC01 基準

サウンド観測に用いない周波数帯(4~6MHz 以外)は 30dB 緩和した規格とした。

4.3.8.3 EMC 対策シナリオ

「かぐや」の EMC 対策の基本的なシナリオを図 4.3.8-4 に示す。対策するには以下を設計および改修・対策の基本方針とした。

- ・ 設計段階から低減対策を実施する。
- ・ まずは磁場／電界ノイズを発生させないよう設計、対策する。やむを得ない場合のみ低減、または閉じ込める対策を行う。
- ・ 打ち上げ前に必ず試験で実測して確認する。試験は、軌道上で行う運用の全ケースまたは最悪ケースで評価する。

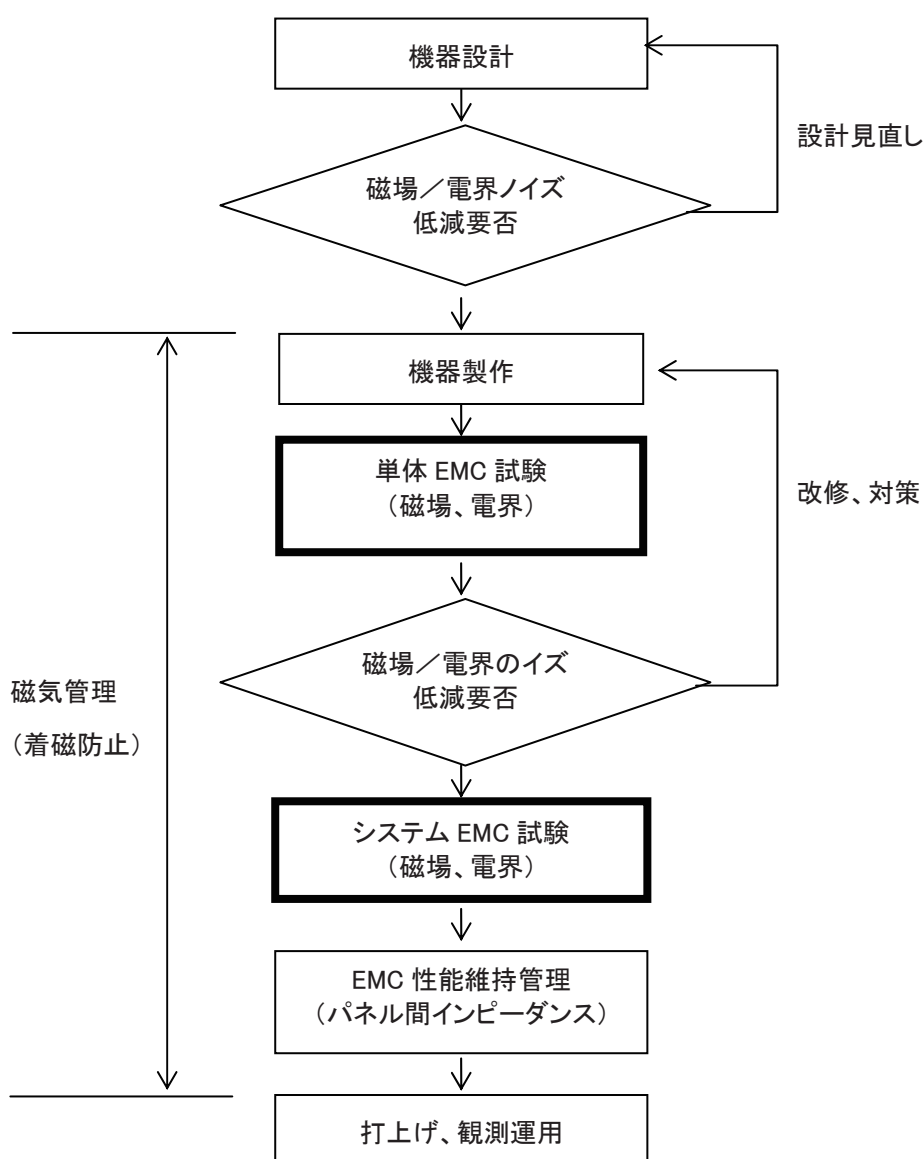


図 4.3.8-4 「かぐや」EMC 対策シナリオ

4.3.8.4 磁場対策

以下に主な磁場対策を記す。

(1) 設計段階の対策

- 使用材料の選定

磁性体の使用を極力回避した。鉄はもとよりステンレス、ニッケル、インバーの使用も調査し、代替できるものは非磁性体を使用した。

- 電流ループの最小化

機器内の回路の電流ループを調査し、特に大電流が流れるループ、大きなループは最小になるよう設計した。ケーブルラインも細長いループを形成するため、全てツイストした。

- 機器配置

磁場を有する機器が複数ある場合、磁場が対向する向きに搭載することでキャンセルした。対策には質量が要らないが、磁場が変動する場合や磁場強度が異なる場合には完全には対策できない。

(2) 製造後の対策

- 磁気シールド

強力な磁石の使用が不可避な機器は、周囲を強磁性体で覆うことでシールドした。遮断弁にこの対策を用いた。

- キャンセルマグネット

機器の静磁場が大きい場合、同じ強度の磁石を逆向きに追加することでキャンセルした。簡便に対策できるが、磁場が変動する場合の対策にはならない。

- キャンセルループ

電流ループによる磁場が発生する場合、逆向きのループを追加することでキャンセルした。太陽電池パドル用モータおよび太陽電池セルにおいて大きなループが形成されていたため、そのハーネスで逆向きのループを追加して発生する磁場を低減した。

(3) 打ち上げまでの磁気管理

- 着磁防止

機器製作段階から打ち上げまでの期間において、使用磁性体の着磁防止のため磁性体・金属を衛星に近づけないよう徹底した管理を行った。

- ・ 衛星組立に使用する治工具類の磁気チェック／消磁
- ・ 使用建屋／設備の磁気チェック／消磁
- ・ 試験室入口に磁性体携行品(磁気カード、携帯電話等)保管場所設置

4.3.8.5 電界対策

ノイズ干渉メカニズムを考え、機器単体に対しては以下の2つの設計基準を規定した。

- 電界放射雑音 (RE02)
- 不平衡電流雑音 (LC01:「かぐや」固有の規定)

RE02 は MIL スペックでも規定されているが、「かぐや」ではミッション要求から、従来よりも厳しく低周波側に拡大した基準を定めた。不平衡電流雑音は MIL スペックにおける伝導雑音 (CE01、CE03) と同じであるが、電源ラインのみでなく全信号ラインに対して適用した。また MIL スペックでは 14kHz 以上を規定しているが、「かぐや」では LRS の観測帯域である 100Hz~30MHz に対して規定した。以下に主な EMC 対策を記す。

(1) 設計段階の対策

- 筐体および衛星構体によるシールド

電界放射雑音を抑制するため、殆どの機器はアルミ製の筐体で覆い、さらにアルミハニカム製の衛星構体で覆った。開口部は極力小さくなるよう対策し、一部の機器は放熱板裏面や MLI 内部にシールド材を挿入して対策した。

(2) 製造後の対策

- フィルタ回路、フェライトコアの追加

特に電源からの不平衡電流を低減するため、フィルタ回路やフェライトコアを追加した。質量が増加するが、不平衡電流雑音の対策としては非常に有効であった。

- 衛星構体間のインピーダンス低減

構体間のインピーダンスが大きいと、小さな不平衡電流でも大きな電界放射雑音を発生するため、構体パネルのインピーダンスを低下させるよう導電性部材で接続した。本来は設計段階から対策しておくべきであるが、「かぐや」では製造後にインピーダンスが大きいために、部材による接続で対処した。

4.3.8.6 導電性対策

衛星表面の電位差を小さくするため、以下の対策を実施した。

(1) 設計段階の対策

- 導電性 MLI の採用

ブラックカプトン MLI を採用し、全ての MLI 表面をボンディングワイヤーにて衛星構体に接地した。PACE 要求以外にも、衛星の帯電放電対策としても有効であった。

- 放熱板表面の導電性コーティング

放熱板には ITO コーティングした銀蒸着テープを採用し、ボンディングワイヤーで筐体に接地する設計とした。ITO コーティングが剥離しやすいため、必要のないかぎり、表面にカバーをとりつけて保護した。

- 太陽電池セルの導電性コーティング

太陽電池パドルのセル表面には ITO コーティングを施し、全セル表面を接地した。

(2) 製造後の対策

- 剥離防止

放熱板のITOコーティングが剥離しやすいため、拭き取りなど清掃を行わないよう取り扱った。また、MLI 接地のボンディングは細いのと本数が多いため、破損しないよう注意して取り扱った。

4.3.8.7 単体試験

以下を確認するために機器単体の磁気試験および EMC 試験(RE02、LC01)を行った。なお、導電性に対する確認は単体試験ではなく衛星組立状態にて行った。

- EM 品、類似品、同一設計品、部品単体を用いて設計の妥当性を確認する。
- FM 品を用いて EMC 性能の確認を行う。
- EMC 対策の FM 品を用いて対策の効果を確認する。

(1) 単体磁気試験

大きな磁石の有無は設計情報から把握できるが、磁性体の着磁状態や電流ループによる磁場を把握するには、単体磁気試験が不可欠であった。単体磁気試験は磁気シールドルーム内に供試体を設置し、周囲の磁場を磁気センサーにより計測した(図 4.3.8-5)。必要に応じてシールドルーム外から供試体に電力を供給し、動作状態の磁場も計測した。磁気試験には以下の設備を使用した。

- JAXA 筑波宇宙センター／磁気試験棟
- JAXA 相模原キャンパス／磁気シールドルーム
- 東京工業大学／地球惑星科学専攻 磁気シールドルーム



図 4.3.8-5 単体磁気試験(JAXA 相模原キャンパス／磁気シールドルーム)の様子
供試体の正面に 2 機の磁気センサーを配置している。

(2) 単体 EMC 試験

RE02 計測および LC01 計測は MIL スペックの試験コンフィギュレーションを参考に行った。アルミ筐体で覆われた機器の RE02 性能はおおむね良好であった。しかし、LC01 計測では、多くの機器で DC/DC コンバータからの高調波ノイズやデジタル回路のクロック周波数ノイズが発生した。LC01 計測は電界ノイズの影響を受けず、通常の試験室・工場内で実施できるため、4.3.8.4 項に示す対策を行っては効果の確認を繰り返した。

4.3.8.8 システム試験

衛星組立状態の EMC 性能を確認するために以下のシステム試験を行った。

- ・ システム磁気試験(システム噛合試験の中で実施。但し下部モジュールはダミー)
- ・ 下部モジュール磁気試験(システム PFT の中で実施)
- ・ システム EMC 試験(システム噛合試験の中で実施)
- ・ システム EMC 試験(システム PFT の中で実施。前回の課題を対策した結果を確認)

(1) システム磁気試験

単体の磁気性能を確認したのち、システム磁気試験を筑波宇宙センター／磁気試験棟にて行った。衛星周囲に磁気センサーを 12 台配置し、静磁場(衛星電源 OFF 状態)および軌道上運用を模擬した状態の磁場を確認した。

試験結果は、各機器の磁場の組み合わせから予測される磁場とよく整合しており、衛星組立状態においても大きな電流ループがないことが確認された。計測結果を元に LMAG マスト伸展時の LMAG 搭載位置における磁場強度を解析し、衛星からの発生磁場が十分に小さく、観測に干渉しないことを確認した。なお、システム噛合試験には合流しなかった下部モジュールについては、後のシステム PFT 試験の中で磁気試験を行い、問題ないことを確認した。

システム磁気試験後は、磁性体が着磁しないよう射場作業まで含めた磁気管理を行い、打ち上げに臨んだ。

(2) システム EMC 試験

各機器のフライト品が仮組状態になった段階で、第一回目の単体 EMC 試験を実施し、その後システム噛合試験の中でシステム EMC 試験を実施した。衛星組立状態の RE02 計測および衛星表面電位計測を行った。試験の結果、以下の課題が確認された。

- ・ 表面電位が大きいことからパネル間インピーダンスが想定よりも大きいこと。
- ・ 電源系機器からのノイズ(DC/DC コンバータからの高調波ノイズ)が大きいこと。
- ・ 外部電源(衛星に電源を供給する試験装置)からのノイズが大きいこと。

パネル間インピーダンスはすでに対策済みであり、構体パネルも製造済みであったことから、これ以上の改善が見込めなかった。そこで、LRS 観測成立のため、単体への EMC 基準(LC01)を厳しい方向へ改訂することとし、ノイズの大きかった電源系機器を含めて各機器からの不平衡電流低減

対策を行った。また、システム啗合試験後に外部電源のノイズ低減を図ったが、市販品だったため大きな対策・改善ができなかった。

第二回目のシステム EMC 試験をシステム PFT の一環として行った。前回の結果をもとに、外部電源を用いずに衛星内部のバッテリー駆動とした。試験ケーブルや信号ケーブルを取り外し、外部からのノイズ混入経路をカットする試験コンフィギュレーションを確立した。また、前回試験後の対策で各機器からのノイズが低減されており、LRS ミッションデータを評価した結果、衛星から LRS へのノイズ干渉が十分に小さく、所定の観測が行えることを確認した(図 4.3.8-6)。

システム EMC 試験後は、各機器の LC01 性能が変化していないこと、また射場への移動前後でパネル間インピーダンスが変化していないこと、を維持管理して打ち上げに臨んだ。

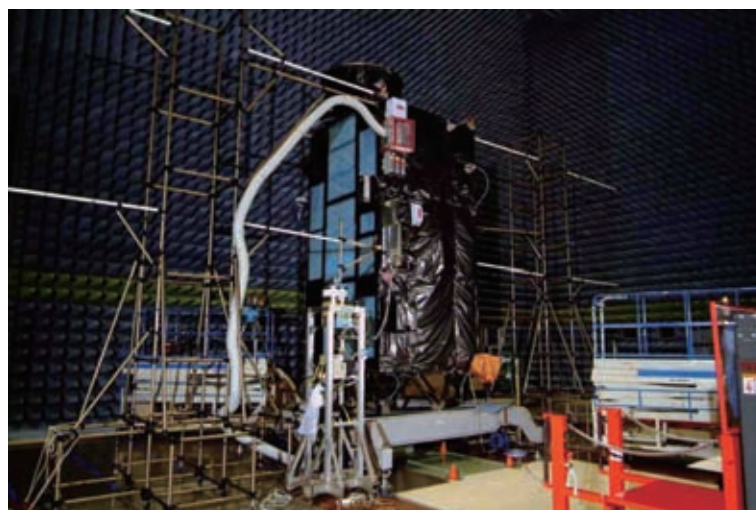


図 4.3.8-6 システム EMC 試験(JAXA 筑波宇宙センター／電波試験棟)の様子

4.3.8.9 運用結果

「かぐや」では、EMC 検討ワーキンググループ(EMC-WG)を立ち上げ、設計段階から機器および衛星全体の EMC 対策を行った。バス系、ミッション系を横断的に対策した結果、システム EMC 試験においてミッション要求を満たしていることを確認して打ち上げることができた。

軌道上チェックアウトフェーズの LRS、LMAG、PACE のデータを評価した結果、地上で確認されたとおり、衛星からの干渉は充分小さいことが確認された(図 4.3.8-7 から図 4.3.8-9)。

定常運用から後期運用で取得したデータを解析した結果、LRS は月の地下構造解明に成功し、その結果はサイエンス誌に掲載された。LMAG は月全域の磁気異常マップを作成し、特にサウスポールエイトケン地域においては従来よりも格段に高精度な磁気異常マップを作成できた。PACE は太陽風イオンのうち一部が月面に衝突して反射／散乱される現象を新たに発見した。いずれの EMC ミッションも良好な成果を上げることができた。

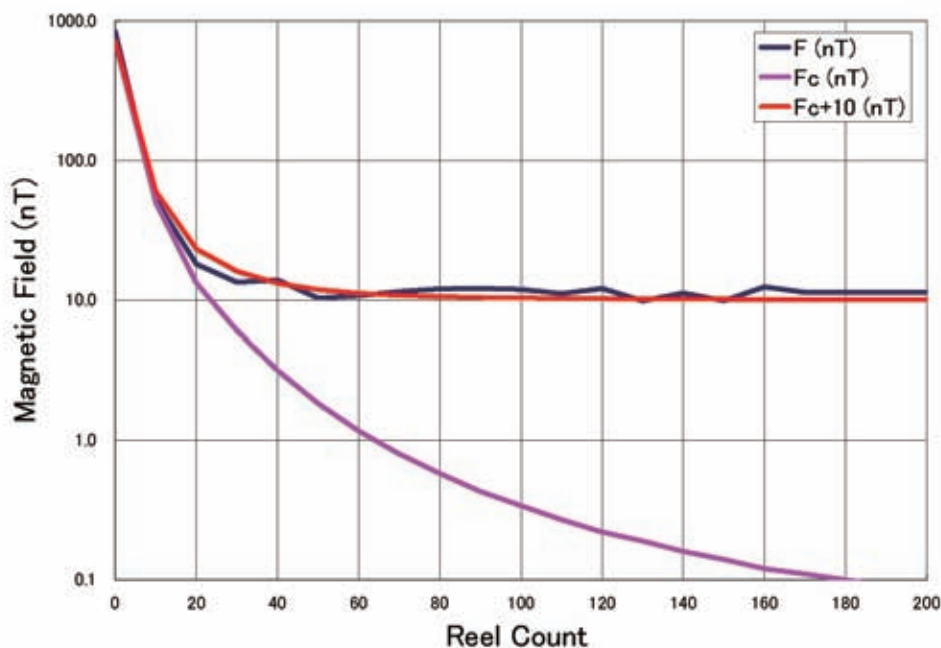


図 4.3.8-7 マスト伸展 (リール・カウント) に伴う磁場 (全磁力) の変化

青色の線 (F (nT)) は計測された磁場、桃色の線 (F_c (nT)) は SELENE 内の磁場のみの影響を考慮した場合におけるモデル磁場 (計算値) である。赤色の線 (F_c+10 (nT)) はモデル磁場に惑星間空間磁場として 10 nT を加えた場合の磁場であるが、計測された磁場とよく整合している。

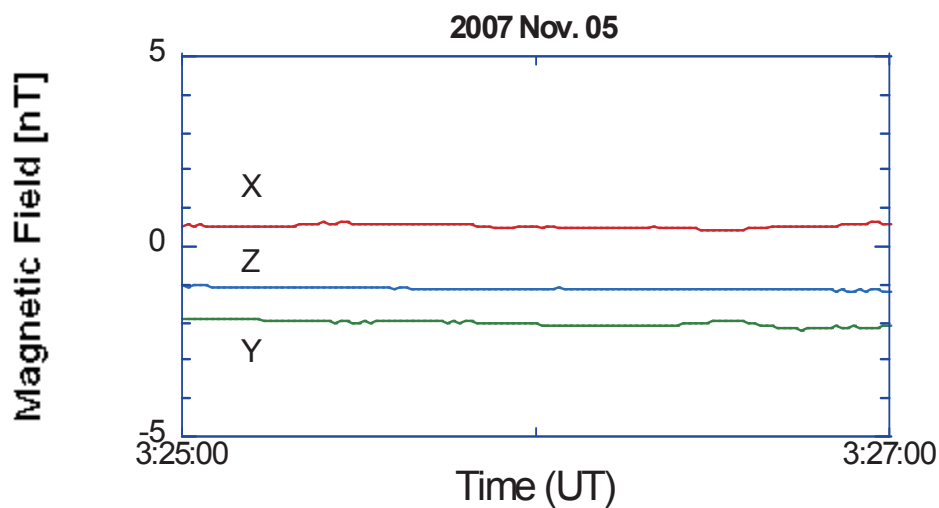


図 4.3.8-8 磁場観測データの例

2007 年 11 月 5 日, 月表側の赤道付近を日陰時に測定。衛星による磁場はずっと小さく、磁場変動は全て太陽風磁場および惑星空間磁場である。

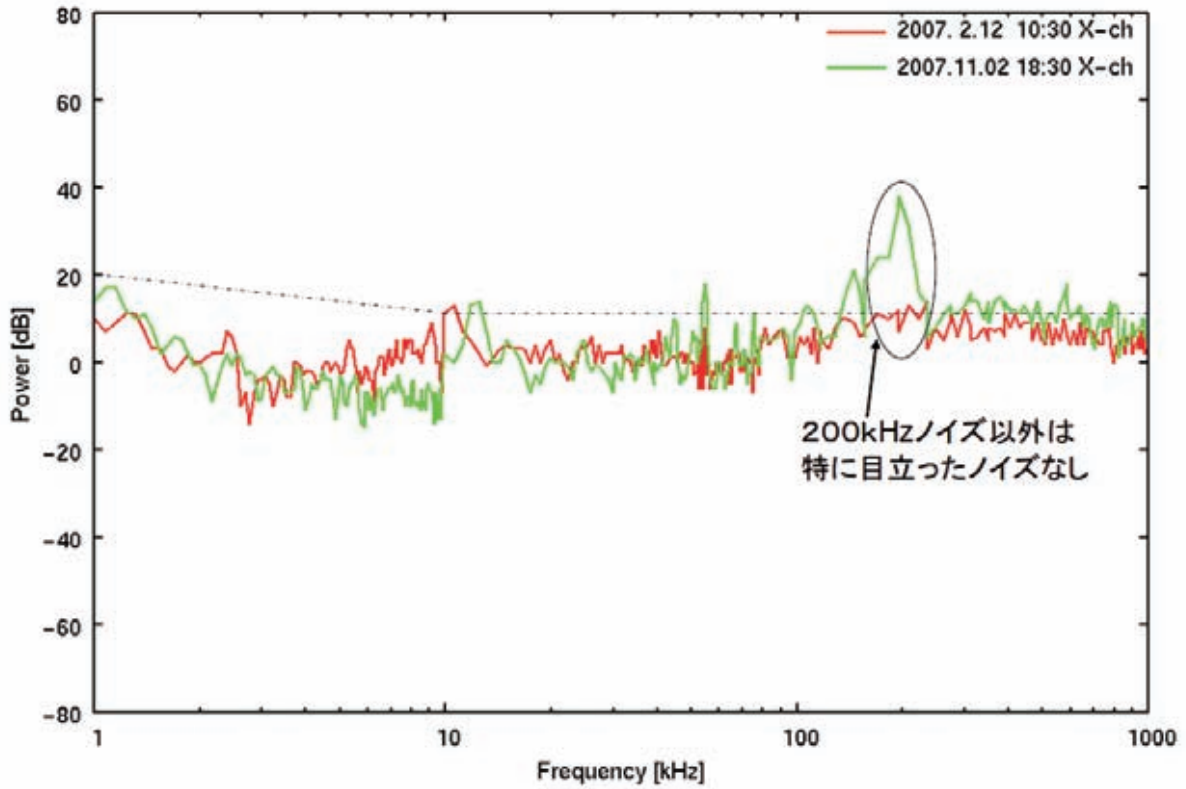


図 4.3.8-9 地上試験と軌道上データ(WFC)の比較(一例)

波線は SELENE の電界放射雑音の基準レベル。200kHz のラインノイズは、総合 EMC 試験時に確認された ECU ON 時のラインノイズである。レベル・周波数とも安定しているため、地上処理で対応した。

4. 3. 9 宇宙環境 (放射線などの外部環境に対する対策)

大嶽 久志 (JAXA)、宮田 信 (NEC)

4. 3. 9. 1 概要

4. 3. 9. 1. 1 設計上の対策

軌道上における放射線環境 (トータルドーズ, 重粒子) の予測を行い, 耐放射線環境の設計条件として設定した。その条件のもとに, 各部品ごとにトータルドーズ耐性, およびシングルイベントラッチアップ・アップセットの発生頻度を解析で予測し, 軌道上運用への影響を評価した。その結果, 十分な耐性を有することを確認した。また, シングルイベント発生によりインパクトが大きい機器については, 3重多数決構成等の対策をとり, 耐性向上を行った。

4. 3. 9. 1. 2 運用上の対策

太陽フレア等発生時のロンチホールド, 軌道上回避運用移行基準を整理し, 表 4.3.9-1 に示す移行基準をまとめた。月周回衛星である「かぐや」(SELENE) では, プロトンフラックスレベルをロンチホールド・軌道上回避運用移行の基準とした。また, これより1桁低いレベルのプロトンフラックスレベル, 及び太陽 X 線レベル・磁気嵐レベルを警報発令 (衛星監視強化) の基準とした。

この移行基準を設定するにあたり, 国内外の衛星運用実績, および SELENE が地球磁気圏外で運用を行うため地磁気によるプロトンのカットオフ効果を考慮できないことを踏まえている。ロンチホールドについては, この移行基準を打ち上げ時にクリアすれば, 打上後の地上局からの衛星非可視中 (約 1.5 時間) におけるストアードコマンド運用で, SEU により影響を受ける確率 (DMS, AOCs 系, RTU でのストアードコマンド不実行) が十分に低いことを確認している。また, 軌道上回避運用については強い太陽風フレア発生時に予期せぬ動作モードに陥らないよう, 安全のためマニュアルで LLM モードへ移行させることを目的として基準を設定した。そして, クリティカルフェーズ運用中のすべての ΔV 運用 (LOI6 まで) および月食サバイバル運用に影響を与えるような期間は軌道上回避運用の対象外とした。

表 4.3.9-1(1) ロンチホールド・軌道上回避運用への移行条件

	判断基準
プロトンフラックスレベル	100MeV 以上のフラックスが 1.0×10^1 個/cm ² ・sec・sr (S3 相当) 以上

表 4.3.9-1 (2) 警報発令 (衛星監視強化) の条件

	判断基準
プロトンフラックスレベル	100MeV 以上が 1.0×10^0 個/cm ² ・sec・sr (S2 相当) 以上
太陽 X 線レベル	「X1」 1.0×10^{-4} W/m ² 以上
磁気嵐レベル	「G5」Kp=9

4. 3. 9. 2 運用期間の宇宙環境状況

打ち上げおよびミッション運用期間全体を通して宇宙環境は穏やかで, 表 4.3.9-1 の基準に基づく環境計測グループからの警報は出なかった。

(1) プロトンフラックス

期間を通して 2.0×10^{-1} 個/cm²・sec・sr 以下であり, 表 4.3.9-1(2) の条件より 1/5 以下であった。一例として期間最大であった 2008 年 5 月 13~15 日のレベルを図 4.3.9-1 に示す。

(2) 太陽 X 線レベル

期間を通して M2 (2.0×10^{-5} W/m²) 以下であり, 表 4.3.9-1(2) の条件より 1/5 以下であった。一例として期間最大であった 2008 年 3 月 24~26 日のレベルを図 4.3.9-2 に示す。

(3) 磁気嵐レベル

期間を通して Kp が 7 以下であり, 十分に低いレベルであった。一例として期間最大であった 2008 年 10 月 11~13 日のレベルを図 4.3.9-3 に示す。

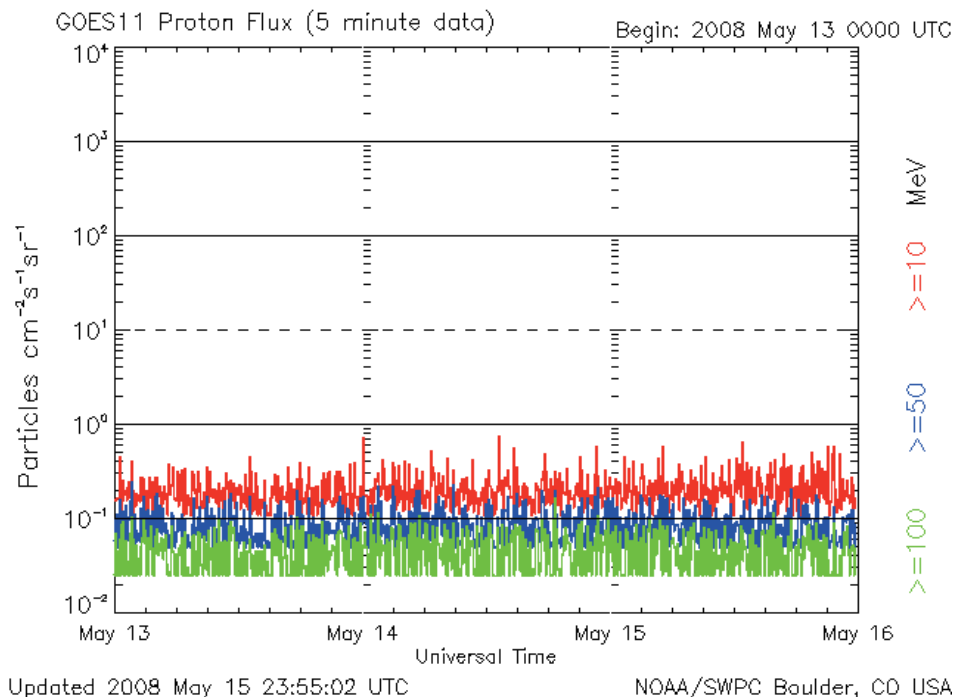


図 4.3.9-1 2008 年 5/13~15 のプロトンフラックスレベル
 (一番下の線 $\geq 100\text{MeV}$ を参照. 「かぐや」(SELENE)では軌道上回避運用移行基準が 1.0×10^1 , 軌道上運用の警報発令基準が 1.0×10^0 である.)

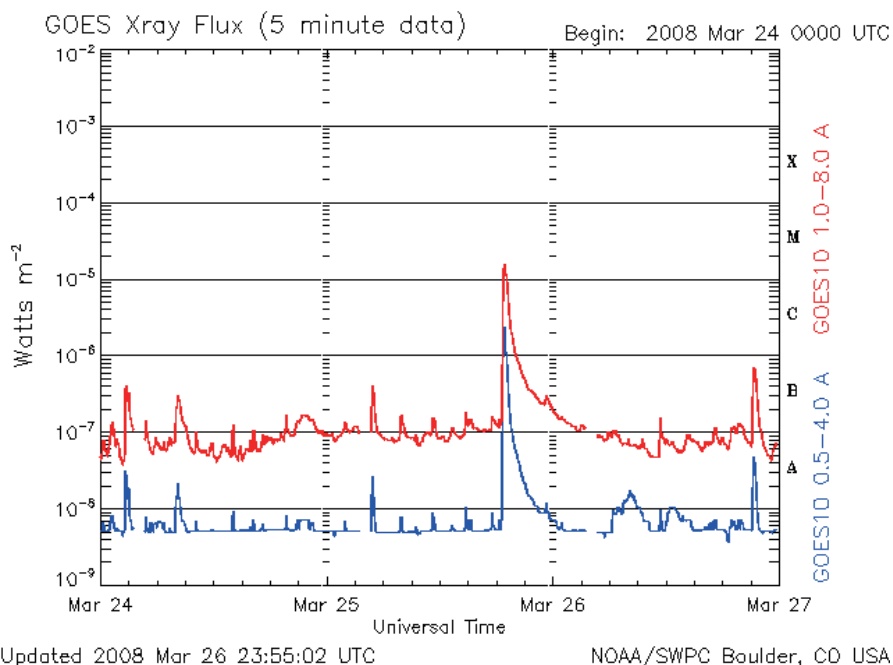


図 4.3.9-2 2008 年 3 月 24~26 の太陽 X 線レベル
 (上側の 1.0-8.0A の線を参照. 「かぐや」(SELENE)では軌道上運用の警報発令基準が「X1」 $1.0 \times 10^{-4} \text{W/m}^2$ 以上である.)

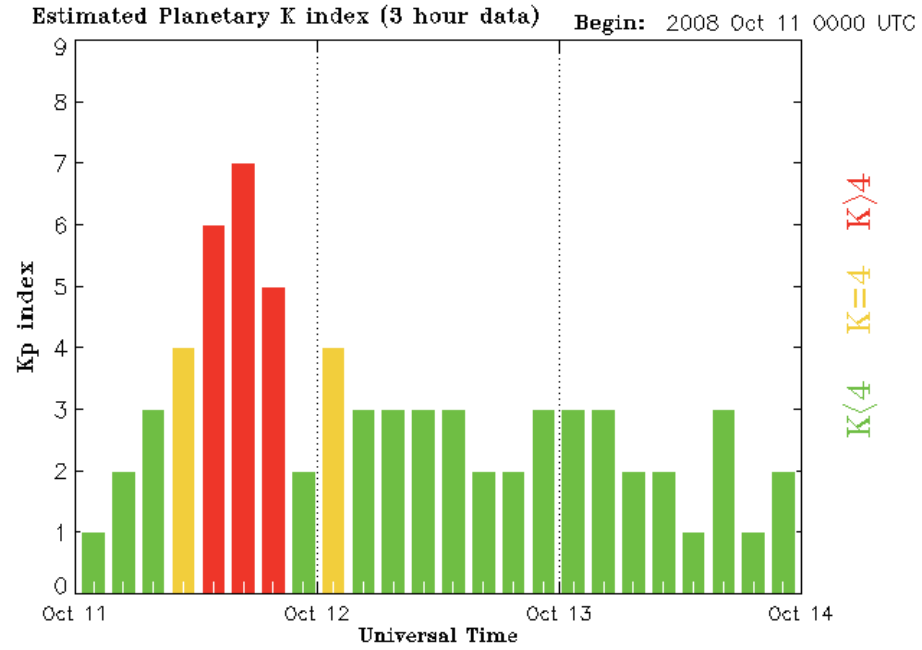


図 4.3.9-3 2008 年 10/11~13 の Kp レベル
 (「かぐや」(SELENE)では軌道上運用の警報発令基準が Kp=9 以上である.)

4. 3. 10 月面落下解析と制御落下運用結果

池田人, 井上高広(JAXA)

青島千晶, 大西隆史(富士通)

4. 3. 10. 1 概要

月周回衛星「かぐや」は定常運用で予定されていた科学観測を終了し、2008年11月から後期運用に移行した。後期運用では低高度での科学観測を行った後、2009年6月11日(JST)に、スラスタ噴射による軌道制御を行い月面へ制御落下を予定通り完了した。月面への制御落下解析、ならびに制御落下運用結果についてまとめる。

4. 3. 10. 2 制御落下に向けた準備

(1) 月面衝突解析機能の追加

詳細な落下情報(時刻, 位置, 衝突角度など)を計算するためには, 月地形に関する情報を考慮しなければならないため, SELENE 軌道力学系システム(SELENE-FDS)に, 月地形を考慮して軌道計算を行い落下情報を算出する「月面衝突解析機能」を追加した。月地形情報については「かぐや」搭載の LALT(Laser Altimeter; レーザ高度計)で計測・解析された全球の高度データ(グリッド間隔 = 0.0625deg)を使用した。

解析方法としては, 月中心の EME2000 座標系で計算された探査機の位置を月固定座標系に変換し直下点の緯度・経度を求め, 対応する月面の高度(月平均半径 1737.4km からの高度)を LALT データベースから補間して算出し, 探査機の高度と比較・衝突判定するという流れである。

(2) リレー衛星「おきな」の落下解析

リレー衛星「おきな」の軌道を解析した結果, 2009年2月に月面へ自然落下することが予想されていた。「おきな」の自然落下に対し, 「かぐや」ではスラスタを噴射して能動的に軌道制御を行い月面に衝突させるという制御落下を予定していたため, 落下解析の際に ΔV 誤差等を考慮した解析が必要であった。ただ, 制御落下と自然落下で軌道制御を実施する点で違いがあるものの, 月面へ衝突する軌道について解析を行うという観点では, 「かぐや」の制御落下も「おきな」の自然落下も同様の解析を実施することになるため, 実際に「おきな」の落下解析を行うことで, 解析方法の実証を行い, 得られた知見を「かぐや」の制御落下解析へフィードバックすることとした。

後期運用中, 「おきな」の軌道決定は週1回実施していたが, 落下前2週間は週2回の軌道力学運用を実施した。軌道決定値が更新される度に落下解析を行い, ノミナル衝突地点の遷移状況と, 軌道決定誤差を考慮して落下位置の分散を評価した。

「おきな」の追跡データ(2way RARR)を用いた軌道決定・落下解析から推定された「おきな」の落下位置を LALT マップ上に示す(図 4.3.10-1)。「おきな」は 2009年2月12日19時46分ごろ, 東経 201度, 北緯 28度付近(月裏側)に落下すると予想された。実際の運用では, 落下解析から月面に衝突すると予想されたノミナル落下周回後に「おきな」の電波は確認されなかったため, 予想通りの地点に落下したと考えられる。

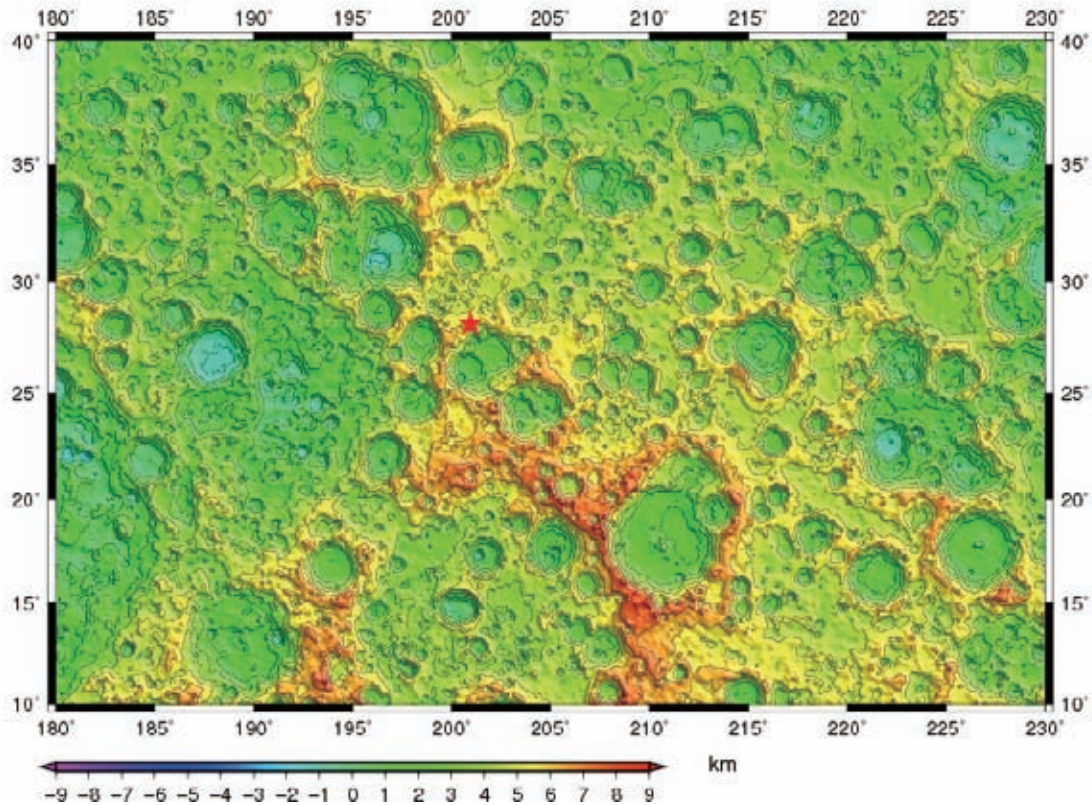


図 4.3.10-1 「おきな」落下地点

4. 3. 10. 3 落下解析と制御落下運用

(1) 制御落下までの軌道系の作業概要

制御落下までの軌道計画は、限られた残推薬で有効な科学観測を行い、月裏側に制御落下が実施できるように立案された。DVH11 で、SPA (South Pole Aitken basin; 南極-エイトケン盆地) 観測のため $10 \times 60\text{km}$ の軌道に投入された。

DVH11 以降は軌道高度維持制御を実施せずに軌道遷移させ、デオービット実施時には近月点高度が数 km 程度の低高度になる軌道計画であった。近月点は月裏側の最高高度地形の部分 (高度 10.75km , -158.64E , 5.44N) に位置するわけではないものの、最高高度よりも低い高度の時期もあり、軌道の変化によっては制御落下実施日以前に月面高度の高い部分に衝突する可能性も考えられたため、軌道予報精度の評価とともに、軌道決定値を制御落下実施日まで軌道生成・落下解析を実施して事前衝突がないかを確認した。落下解析には通常定常運用で使用している重力場モデル LP100J (100 次), LP100J (60 次) のほかに、SELENE 追跡データで改良を行った SGMT60 も使用し、重力場モデルによる影響についても比較し評価した。

また、デオービット ΔV の軌道計画値が更新されるごとに、 ΔV 量が足りない場合の落下位置について解析を行い、 Δ 量ごとの落下地点についても評価を行った。

(2) 月面落下軌道解析

デオービット ΔV の計画立案後、 ΔV 誤差を考慮した落下解析を行った。VICO誤差8%を 3σ として考慮し、落下予測地点の分散を計算した。図4.3.10-2に、①軌道決定誤差のみを考慮した場合、②軌道決定誤差に加えて ΔV 誤差を考慮した場合、2ケースの落下位置分布を示す。 ΔV 誤差を考慮した場合の落下地点の分散に特徴的なパターン(落下する場所の間にまったく落下しない部分が存在する)が見られるが、これは地形の影響で、ノミナル軌道が落下する最初の地形(-65.5度付近)を越えると低い地形には衝突せず、次の高い地形へ衝突、さらにその地形を越えるとまた次の高い地形に衝突するということをあらわしている。「かぐや」は月固定座標系において軌道傾斜角約90度の軌道を飛行しているため(この図では、下から上へ移動)、落下地点の分散は軌道進行方向が主である。

また、 ΔV が予定通り実施されなかった場合の落下位置を把握し実運用準備に反映するための解析も実施した。表4.3.10-1に ΔV 量をノミナル値の90%~0%まで10%刻みで変化させたときの落下位置・時刻を計算した結果をまとめる。 ΔV 量ごとの落下予想時刻、位置(緯度・経度)、高度、落下位置の日照・日陰、月平均高度における水平面に対する衝突角度、月地形を考慮した衝突高度、衝突速度を記載する。図4.3.10-3にLALT高度マップ上に ΔV 量ごとの落下位置をプロットした。60%以上の ΔV 量が達成できればノミナル周回で落下するという解析結果であった。

落下軌道(ノミナル)と直下点の月面高度履歴を図4.3.10-4に示す。 ΔV 実施前は近月点と月面間距離が5km以上あったものが、次の遠月点で減速 ΔV を実施したことにより、近月点が月面より5km程度下回る軌道に遷移していることがわかる。

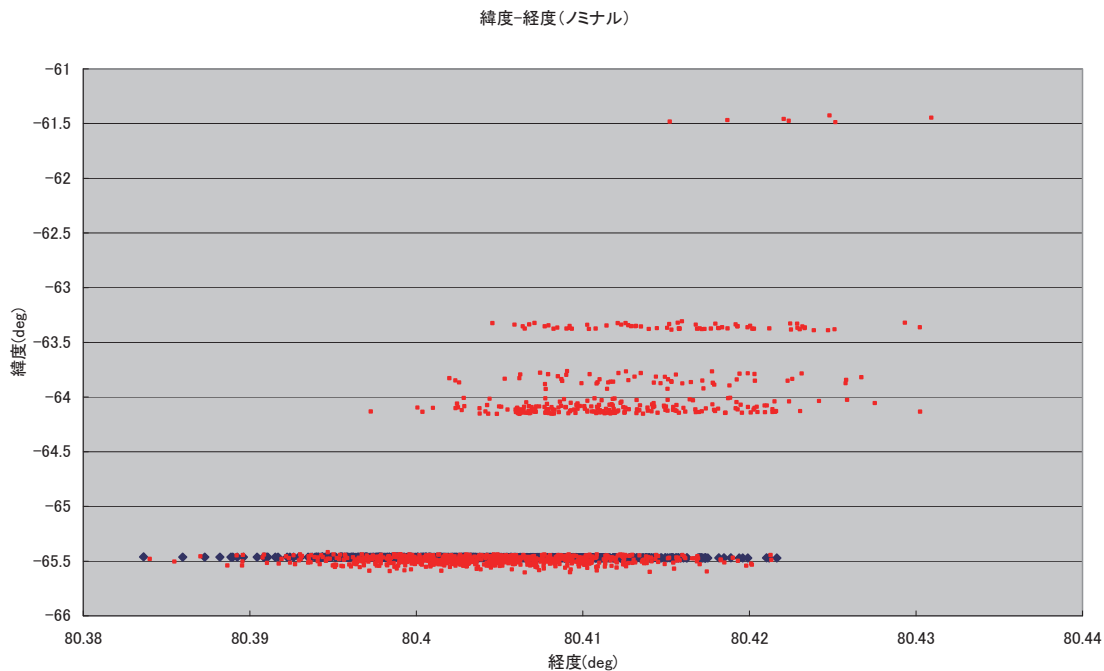


図 4.3.10-2 ΔV 誤差を考慮した落下位置の分布

表 4.3.10-1 ΔV 量が不足した場合の落下位置予測

ΔV	Collision Time(UTC)	Latitude(deg)	Longitude(deg)	Height(km)	Sunshine/Shade	Horizontal(deg)	Slope(deg)	Velocity(km/s)
0%	2009/06/11 18:57:03.106	-39.017	67.128	-0.201	SHADE	0.068	17.657	1.701
10%	2009/06/11 17:05:29.287	-33.448	68.128	-0.184	SHADE	-0.055	6.673	1.701
20%	2009/06/11 15:12:33.420	-32.820	69.157	-0.105	SHADE	-0.059	5.340	1.701
30%	2009/06/11 11:27:25.950	-31.677	71.216	0.911	SHADE	-0.068	8.486	1.699
40%	2009/06/11 07:42:11.000	-31.631	73.278	0.977	SHADE	-0.074	5.901	1.699
50%	2009/06/10 22:19:48.317	-32.304	78.375	0.178	SHADE	-0.085	3.943	1.700
60%	2009/06/10 18:30:14.059	-48.518	80.448	0.495	SHADE	0.293	5.621	1.699
70%	2009/06/10 18:29:46.764	-49.978	80.446	-0.299	SHADE	0.330	3.776	1.700
80%	2009/06/10 18:27:36.675	-57.202	80.436	0.263	SHADE	0.500	4.756	1.699
90%	2009/06/10 18:26:20.570	-61.405	80.423	0.479	SHADE	0.599	6.554	1.698
100%	2009/06/10 18:25:07.034	-65.466	80.404	0.878	SHADE	0.695	8.985	1.698

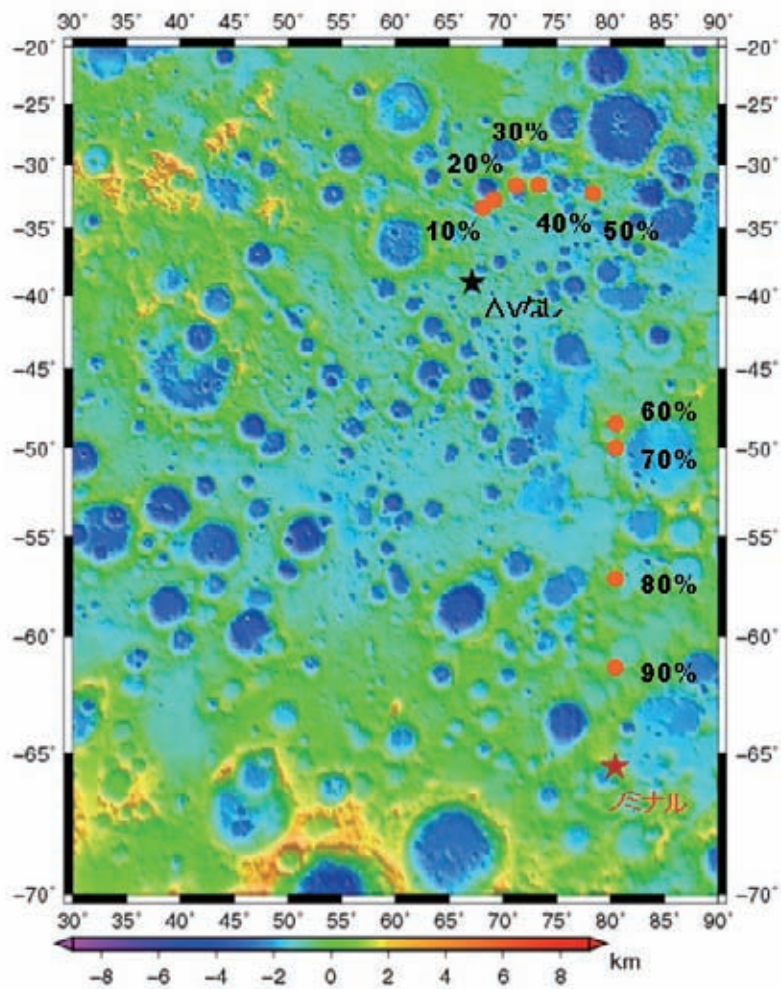


図 4.3.10-3 ΔV 量ごとの落下位置予測

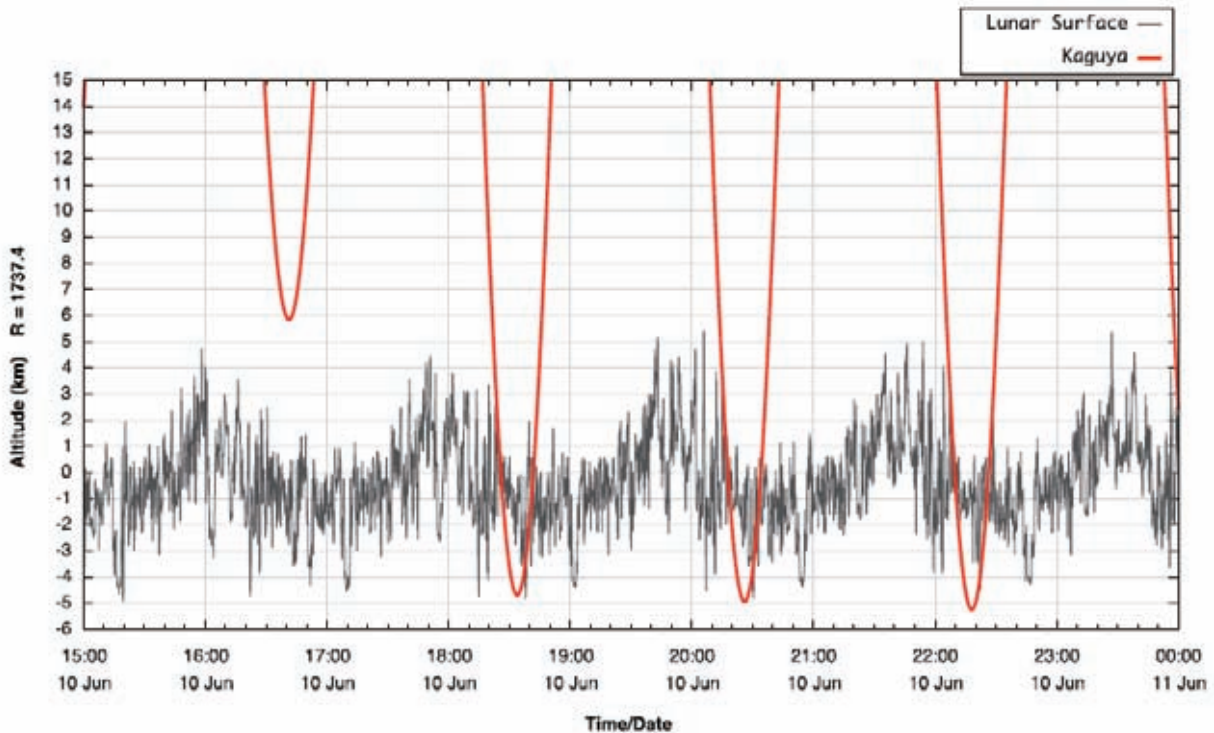


図 4.3.10-4 落下軌道と月面高度

(3) 月面落下運用

制御落下当日は、ある程度追跡データが蓄積されるごとに軌道決定・落下解析を実施し、落下情報を更新した。表 4.3.10-2 に落下解析情報の更新履歴をまとめる。軌道決定 ID ごとの落下予想時刻、位置（緯度・経度）、高度、落下位置の日照・日陰、月平均高度における水平面に対する衝突角度、月地形を考慮した衝突高度、衝突速度を記載する。

表 4.3.10-2 落下情報の更新履歴

決定ID	時刻 (UTC)	緯度 (deg)	経度 (deg)	高度 (km)	日照・日陰	Horizontal(deg)	Slope(deg)	Velocity(km/s)	備考
20090609	2009/06/10 18:25:07.034	-65.466	80.404	0.878	SHADE	0.695	8.985	1.698	
20090610 d	2009/06/10 18:25:10.095	-65.456	80.406	0.927	SHADE	0.691	8.937	1.698	
20090610 h	2009/06/10 18:25:09.902	-65.469	80.406	0.866	SHADE	0.690	8.931	1.698	
20090610 i	2009/06/10 18:25:09.828	-65.471	80.407	0.858	SHADE	0.691	8.903	1.698	
20090610 j	2009/06/10 18:25:09.860	-65.468	80.407	0.875	SHADE	0.690	8.886	1.698	Dopplerモニタ、落下解析

デオービット ΔV 実施前から落下の約 10 分前までは臼田局で取得された追跡データをドップラモニタを用いてリアルタイムで表示し、O-C の変化量からリアルタイムで ΔV 実施量の把握と落下時刻の評価を行った。ドップラモニタの情報からは、デオービット ΔV はほぼ予定通り実施されたように判断される。落下運用時、ドップラモニタは 2 秒ごとに O-C データを更新・表示する設定としていた。ΔV 実施前に行った最後の軌道決定・落下解析による衝突予測時刻が 18:25:09~10 であり、ドップラモニタ上での最終の表示データが 18:25:08 であったことから、ほぼ予定通りに月面へ落下したと考えられる。

月面落下の直前(約 2 分前)に、複数の地上局で受信レベルの一時的な低下が確認された。「かぐや」が低高度を飛行しているため、「かぐや」-「地上局」視線方向が月面地形で隠れた可能性が考えられる。地上局で受信レベルが低下した時刻前後(月-地球間距離を考慮)で、「かぐや」の位置、地球の臼田局の位置、LALT 高度データから計算した月面地形の関係を月固定座標系上で評価した。図 4.3.10-5 に「かぐや」-「臼田局」視

線方向ベクトルと月面地形の関係を示す(紫:18:22:53, 青:18:22:54, 赤:18:22:55). 対象時刻付近で, 「かぐや」から約10km離れた高度4 km 程度の地形によって「かぐや」-「臼田局」を結ぶ線が隠されていることが分かる(図 4.3.10-6).

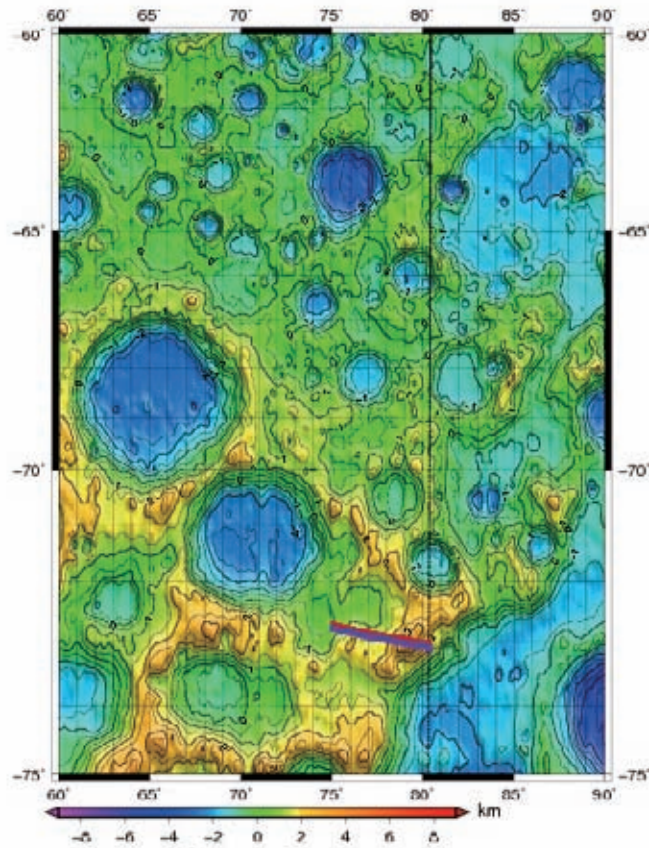


図 4.3.10-5 受信レベル低下時の「かぐや」落下軌道と月地形の配置

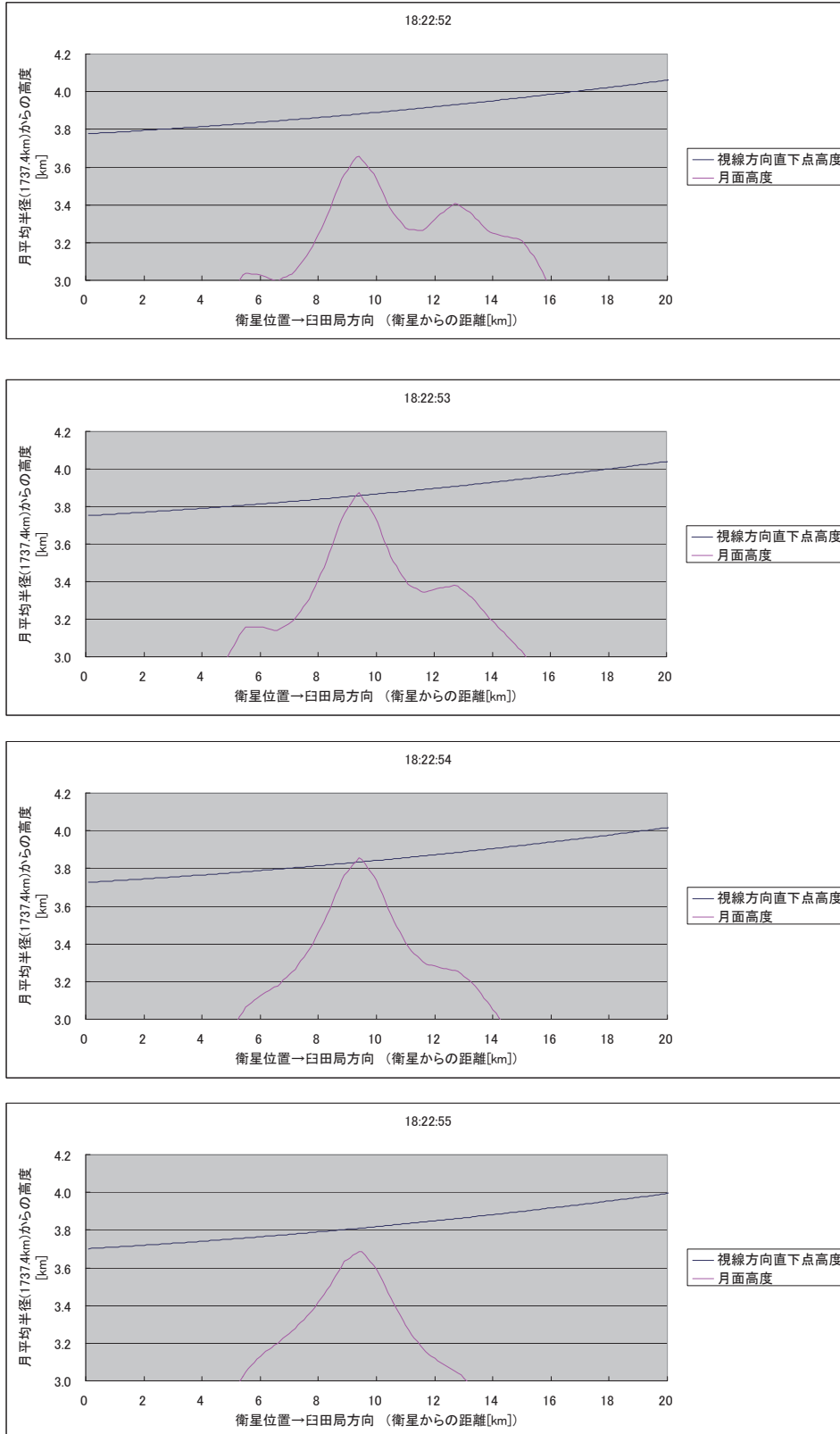


図 4.3.10-6 受信レベル低下時の「かぐや」-「臼田」視線方向直下点高度と月面高度の関係

4. 3. 10. 4 制御落下結果

落下位置を推定するために、デオービット ΔV 実施前後に臼田局で取得したドップラデータを含めて軌道決定を行い、月面衝突解析を実施した。軌道決定では ΔV 自体も推定パラメータとした。推定に使用するデータ期間の異なるいくつかのケースで軌道決定・落下解析を行い、LALT 測距データ、落下直前の掩蔽等の情報から総合的に判断し最終の軌道決定結果とした。推定された落下軌道から求めた LALT 測距データの計算値と実際に探査機上で取得された LALT 測距データを比較した(図 4.3.10-7)。緑は事前の予測軌道(OD-J)、青は推定軌道(OD-DVSolve-C2V4)、赤が LALT 測距データである。緑、青ともに LALT 測距データとの相関は良く、地形データから判断しても、予測した地点に落下したと考えられる。青に関しては緑よりも LALT データとの相関が良いので、推定軌道から解析された落下位置に衝突した可能性が高い。

落下位置・時刻の分散は軌道決定誤差、 ΔV 誤差を考慮してモンテカルロ・シミュレーションにより算出した(表 4.3.10-3)。図 4.3.10-8 に推定された落下軌道(ノミナル $-2\text{rev} \sim +2\text{rev}$) 落下位置を LALT 高度マップ上にプロットした。

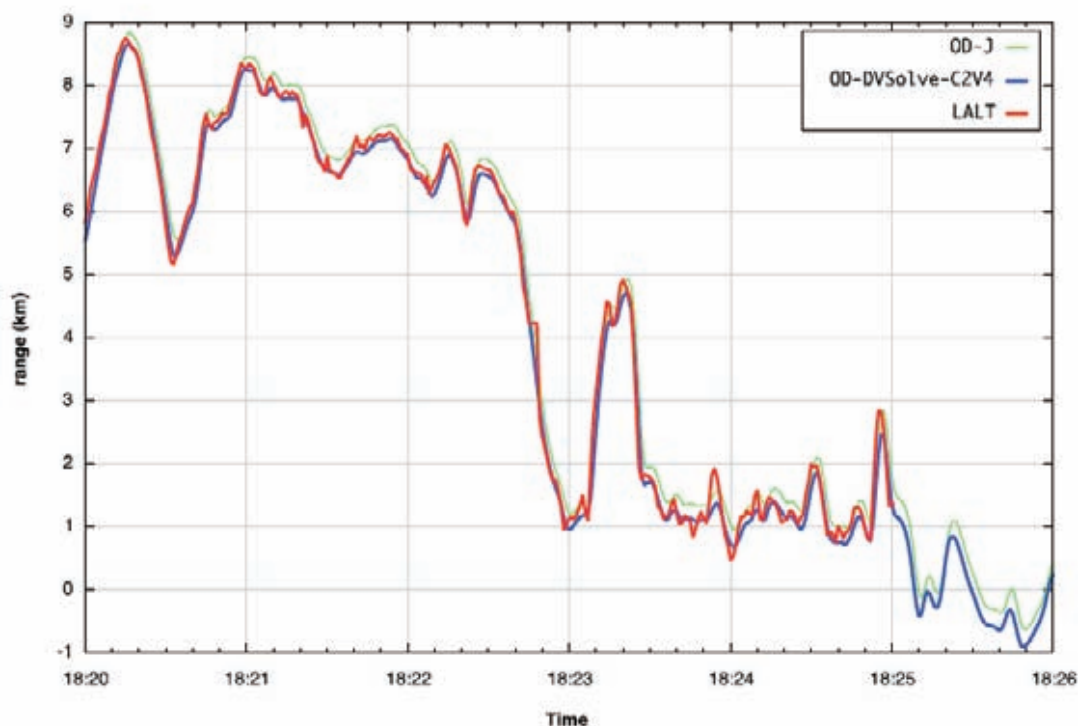


図 4.3.10-7 最終推定軌道と LALT 高度データの比較

表 4.3.10-3 落下地点

	Collision Time(UTC)	Latitude(DEG)	Longitude(DEG)
ノミナル	2009/06/10 18:25:08.368	-65.521	80.418
誤差(3 σ)	00:01.211	0.056	0.003

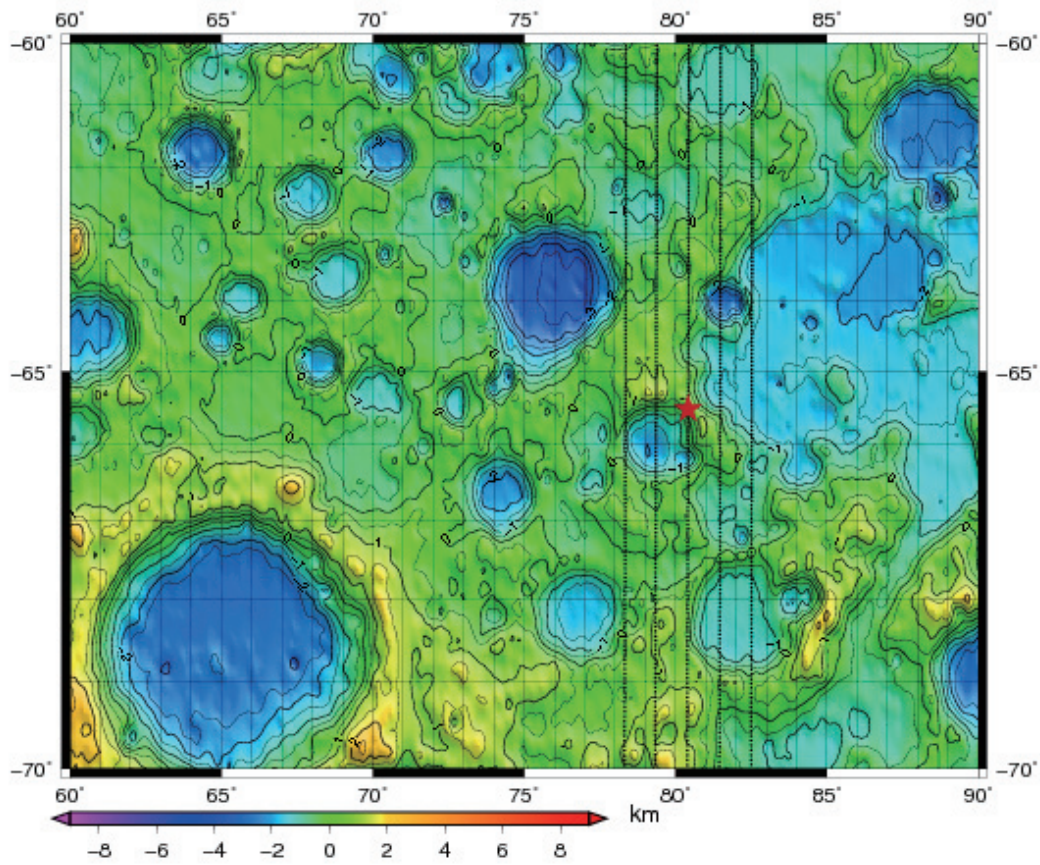


図 4.3.10-8 「かぐや」落下軌道と落下地点

4. 4. 開発シナリオ

4. 4. 1 開発試験のまとめ

前島 弘則(JAXA)

SELENE 衛星は以下の方針に従い開発を実施した。

- (1) 確実に効率的な開発を目指すため、新規技術開発要素をミッション達成上必要最小限なものとし、既存の開発品を極力採用する、設計をシンプル化する等コストパフォーマンスおよび信頼性の向上を図る。
- (2) 新規技術については極力事前実証を行い、システム設計等に反映することで開発の確実化を図る。
- (3) リソースの制約を考慮しつつ、効率的な開発強化策を施し、リスク低減化を図る。
- (4) 衛星バス系の開発方式は、原則として EM-PFM 方式とする。
- (5) 観測機器の開発は、従来の科学衛星での開発手法を踏襲する。
- (6) ミッション・サクセスの定義及びリソースを考慮して、適切な冗長化を採る。
- (7) 地球および/の画像を地球へ伝送する等、国民へのアピールに留意する。

開発のフローを図 4.4.1-1 に示す。

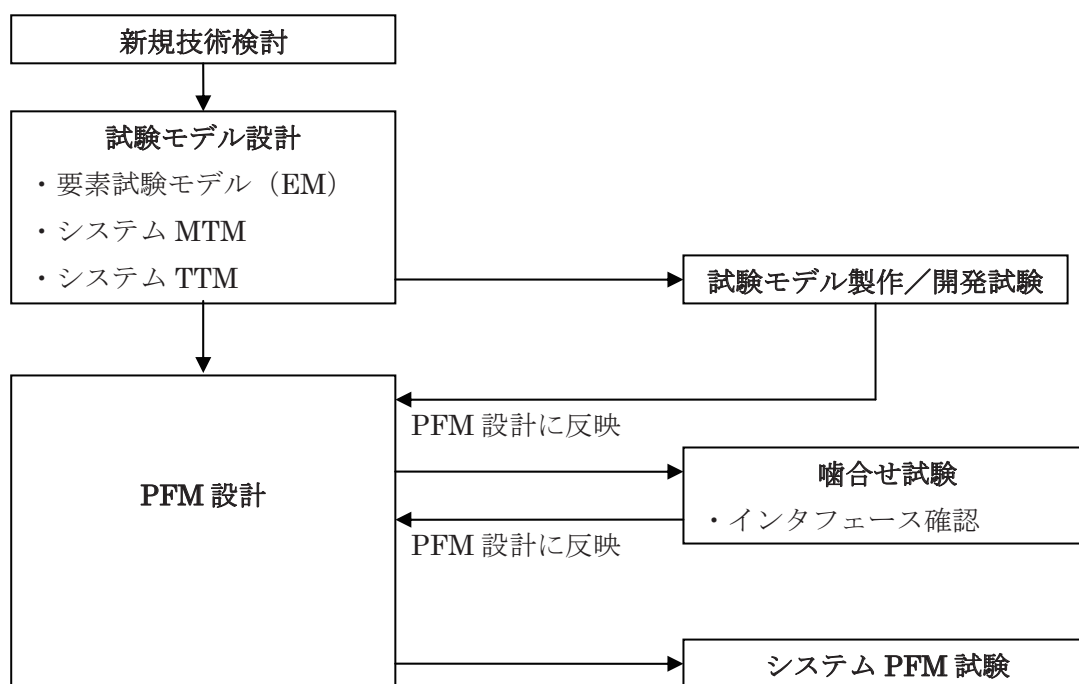


図 4.4.1-1 開発フロー

上記方針に則り、衛星バス系の新規開発技術の識別を行い、各項目に対する開発試験計画を立案した。(表 4.4.1-1)

表 4.4.1-1 主な新規開発技術と開発試験計画

項目	新規開発技術	開発試験計画
燃料タンク(TKF)、酸化剤タンク(TKO)	COMETS、DRTS の燃料タンク、酸化剤タンクをベースに直径の変更、破壊圧に対する安全率の変更、シェル材の変更	EM を製作し、開発試験により設計の妥当性を確認する。
パドル駆動機構回路電源(ECU-PS)	AOCE I/F、ECU I/F 機能を有するコンポーネントとして新規開発	EM を製作し、開発試験により設計の妥当性を確認する。
パワーインタフェースユニット(PIU)	電流リミッタ回路、電流モニタ回路を新規開発	EM を製作し、開発試験により設計の妥当性を確認する。
リレー衛星/VRAD 衛星分離機構(RR)	各衛星にスピンを印加しつつ姿勢を安定させて放出する機能と軽量な機構	試作要素モデル試験、EM による開発試験により検証を行う。

上記試験計画に基づき、H11/1/14 から H16/3/12 にかけて開発試験実施した。その結果概要を表 4.4.1-2 に示す。

表 4.4.1-2 開発試験結果の概要(1/2)

No	開発試験名称	実施時期	試験結果
1	リレー衛星/VRAD 衛星構 体EM品(MTM)開発試験	H11/1/14-H13/10/13	リレー衛星/VRAD 衛星の構造モデルを製作し、正弦波振動試験、質量特性試験を実施し、PFM の設計に反映した。
2	パワーインテグレーション ユニット(PIU) EM 開発試験	H12/12/1-H13/3/31	PIU の EM を製作し、負荷閉鎖機能、負荷特性、負荷変動、電流テレポート特性、電流制限特性、短絡保護特性、温度特性の各試験を実施し、PFM の設計に反映した。
3	リレー衛星分離機構EM品	H13/2/1-4/27	分離機構 EM 品を製作し、分離放出試験、振動試験、熱真空試験を実施し、PFM の設計に反映した。
4	システム構造試験モデル (MTM) 静荷重試験	H13/7/16-11/16	衛星システムの構造モデルを製作し、静荷重試験を実施し、衛星の強度要求やアライメント測定要求の確認を行った。
5	Sバンドアンテナスケール モデルパターン測定	H13/8/31-H14/1/10	S バンドアンテナのスケールモデルを製作し、アンテナパターン測定を行い、PFM の設計に反映した。
6	ハイゲインアンテナ(HGA) EM 開発試験	H13/9/7-H14/6/28	HGA の EM を製作し、振動試験、衝撃試験等によりHGA収納状態及び展開状態の剛性と強度、保持解放機構の分離特性と発生衝撃などを確認し、PFM の設計に反映した。
7	システム構造試験モデル (MTM) 動荷重試験	H13/9/10-H14/5/17	システム構造試験モデル(MTM)を製作し、アライメント試験、質量特性試験、音響試験、振動試験、衝撃試験を行い、衛星の動荷重特性や基本固有振動数等の確認を行い、PFM の設計に反映した。
8	500N 軌道制御エンジン (OME) 熱噴射試験	H13/9/12-H14/1/17	OME 及び OME ヒートシールドの熱数学モデル精度向上のために熱真空試験を実施し、熱設計に反映した。
9	姿勢制御系(AOCS)開発 試験	H13/11/20-H14/10/10	AOCS 系コンポーネント(AOCS, VDE, STA など)を製作し、電氣的機能性能を確認し、PFM の設計に反映した。
10	パドル駆動回路電源 (ECU-PS)開発試験	H14/1/10-H14/5/24	設計の実現性の確立、コンポーネントの機能性能の確認、耐環境性の確認、試験方法、評価方法の確立、製造技術の確立を目的として EM を製造し、電気性能試験、機械環境試験、熱試験を行い、上記内容を PFM の設計に反映した。
11	太陽電池パドル開発試験	H14/4/2-9/27	太陽電池パドルのクーポンパネルを製作し、耐熱環境性の確認を行い、PFM の設計に反映した。
12	推進系(UPS)システム燃 焼試験(SFT)	H14/4/11-11/20	調圧弁ガスフロア試験、推進ブライディング試験、タンク圧力静定試験、ノミナル作動点調整試験、MDC 試験、システム作動範囲確認試験、OME, 20N スラスタ同時動作試験、デブリーション確認試験を実施し、推進系システムの作動特性を確認し、PFM の設計に反映した。
13	燃料タンク開発試験	H14/4/18-H16/2/16	推進系の推進タンク EM を製造し、振動、耐圧、外部漏洩、加圧、音響等の各試験を実施し、タンク設計の妥当性を確認した。
14	リレー衛星熱試験モデル (TTM)開発試験	H14/5/24-8/2	リレー衛星の熱モデルを製作し、熱平衡試験により熱設計を検証するとともに、PFM 熱数学モデル構築に必要なデータを取得した。
15	システム熱試験モデル (TTM)開発試験	H14/7/17-12/19	システム熱試験モデルを製作し、熱平衡試験により熱制御機能の確認、熱数学モデルの構築を行い、PFM の熱設計に反映した。

表 4.4.1-2 開発試験結果の概要(2/2)

No	開発試験名称	実施時期	試験結果
16	ヒータ制御回路(HCE)技術評価試験	H14/12/20-H15/3/5	HCE の出力基板モデルを製作し、負荷側にサーモスタットを追加挿入するにあたり、HCE への動作の影響と負荷条件を明確にすることを目的に電気試験を実施し、所期のデータを取得した。
17	高圧注排弁ランダム振動試験	H14/12/16-H15/2/27	推進系高圧注排弁に対するシステム要求のランダム振動試験を実施し、耐環境性を確認した。
18	推進系低圧注排弁ランダム振動試験	H14/12/16-H15/2/27	推進系低圧注排弁に対するシステム要求のランダム振動試験を実施し、耐環境性を確認した。
19	遮断弁ランダム振動試験	H15/11/14-H16/2/20	#6 遮断弁の EM を使用してシステム要求のランダム振動環境試験を追加実施し、耐環境性能を確認した。
20	推進系(UPS)逆止弁ランダム振動試験	H15/10/14-H16/2/20	逆止弁の EM を使用してシステム要求のランダム振動環境試験を追加実施し、耐環境性能を確認した。
21	マイクロプロフォニック試験	H15/12/25-H16/3/12	衛星システムのマイクロフォニック試験を実施し、衛星の擾乱が観測機器に与える影響を評価した。

4. 4. 2 構造モデル試験、熱構造モデル試験

中澤 暁(JAXA)、宮田 信(NEC)

4. 4. 2. 1 概要

フライトモデル製造に先駆けて、構造モデル(MTM)試験および熱構造モデル(TTM)試験を実施し、構体の機械的性能および熱制御機能および熱数学モデル妥当性確認を行った。以下に試験実績を示す。

年度	2001 年度				2002 年度			
月	4-6	7-9	10-12	1-3	4-6	7-9	10-12	1-3
<MTM 試験>								
試験準備、後処置		■	■		■			
静荷重試験		■			■			
アライメント測定			■	■	■			
音響試験			■					
質量特性試験			■					
衝撃試験			■					
正弦波振動試験				■	■			
<TTM 試験>								
試験準備、後処置						■	■	
試験(HOT/COLD)						■		
試験(月食)						■		

図 4.4.2.1-1 MTM 試験、TTM 試験実績

4. 4. 2. 2 MTM 試験

「かぐや」の構体は、上部／下部モジュールから構成され、パネル構造となっている。この設計における妥当性を確認するため、PFMと同等の構体を用い、筑波宇宙センターにおいて試験を実施した。試験目的を以下に記す。

- ・【静荷重試験】 ロケット打ち上げ時の荷重条件の1.25倍の設計終極荷重に対して、降伏・永久変形がないこと、強度安全余裕が負とならないことを確認する。
- ・【アライメント試験】 機械環境試験前後でアライメントの再現性、妥当性を確認する。
- ・【衝撃試験】 火工品およびフランジボルト作動時の、衛星の衝撃環境を確認する。また、PFM単体に適用する衝撃試験条件を確認する。
- ・【音響試験】 ロケット打ち上げ時に発生する高周波振動環境を確認する。また、PFM単体に適用するランダム振動試験条件を確認する。

- ・【正弦波振動試験】 ロケット打ち上げ時に発生する低周波振動環境を確認する。また、PFM 単体に適用する正弦波振動試験条件(100Hz 以下)を確認する。

静荷重試験においては衛星構体要所に歪みゲージを、振動／衝撃試験においては加速度センサーを取り付け、環境を計測した。

衝撃試験では以下の分離／展開機構を作動させた。

- ・ SAP 展開(火工品)
- ・ HGA 展開(フランジボルト)
- ・ UPI 展開(フランジボルト)
- ・ Vstar 分離(火工品)

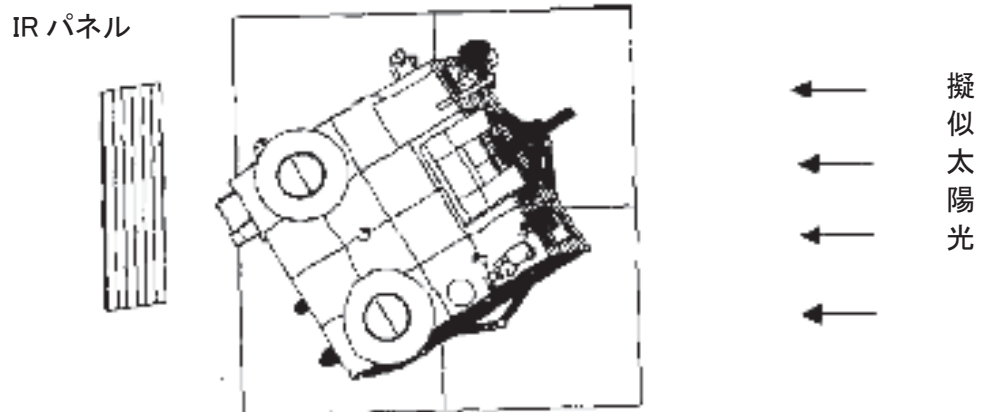
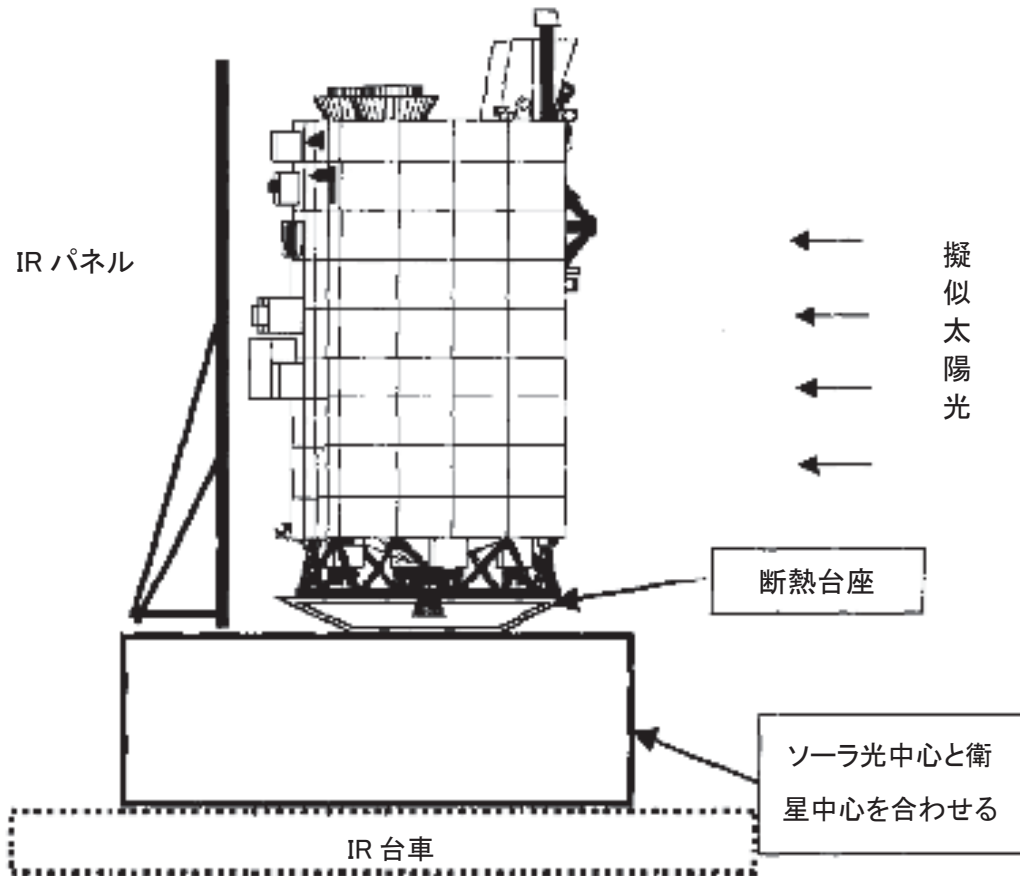
試験を実施し、必要なデータを取得することができた。衛星構体の強度に問題ないことが確認されたが、一部の機器においては単体環境条件の見直しが必要となったため、各機器と調整を行った。試験終了後、MTM を改修し、TTM 試験に供した。

4.4.2.3 TTM 試験

筑波宇宙センター／総合環境試験 13mφスペースチャンバーを使用して試験を実施した。構体およびシステム MLI は PFM と同等品を用い、搭載機器はダミーを用いた。機器発熱はヒータにより模擬した。試験目的を以下に記す。

- ・ システム熱数学モデル妥当性確認に必要なデータを取得する
- ・ 外部搭載機器との熱インタフェース温度を計測する
- ・ 熱制御系コンポーネントの機能性能を確認する

試験コンフィギュレーションを図 4.4.2.3-1 に示す。疑似太陽光の光軸に合わせるために衛星を支持治具上に搭載した。衛星+Z側にIRパネルを設置し、月面からの赤外熱輻射を模擬した。



- 1) 擬似太陽光は-Z方向-Yへ30度よりから照射
- 2) 月面赤外熱入力模擬月のIRパネルは+Zパネル背面に設置

図 4.4.2.3-1 TTM 試験コンフィギュレーション

軌道上で予想される高温最悪／低温最悪となる条件に外部熱入力および機器発熱(ヒータにより模擬)を設定し、以下のケースの温度を計測した。

- 1) 月遷移軌道 COLD (観測機器発熱:OFF、疑似太陽光:OFF、IRパネル:OFF)
- 2) 月繊維軌道 HOT (観測機器発熱:OFF、疑似太陽光:ON、IRパネル:OFF)
- 3) 月周回 HOT (観測機器発熱:ON、疑似太陽光:ON、IRパネル:ON)
- 4) 月周回 COLD (観測機器発熱:スタンバイ、疑似太陽光:OFF、IRパネル:OFF)
- 5) 月食 (観測機器発熱:ヒータ ON、疑似太陽光:OFF、IRパネル:OFF)

試験を実施し、必要なデータを取得することができた。試験の結果、MLI の実効輻射率を見直し、今後の熱解析に反映した。また、外部環境条件の影響を受けやすい外部搭載機器は、衛星構体に比べて予測／実測温度差が大きかったため、熱数学モデルを見直し、PFM 熱設計および熱解析に反映した。

4. 4. 3 システム噛合試験

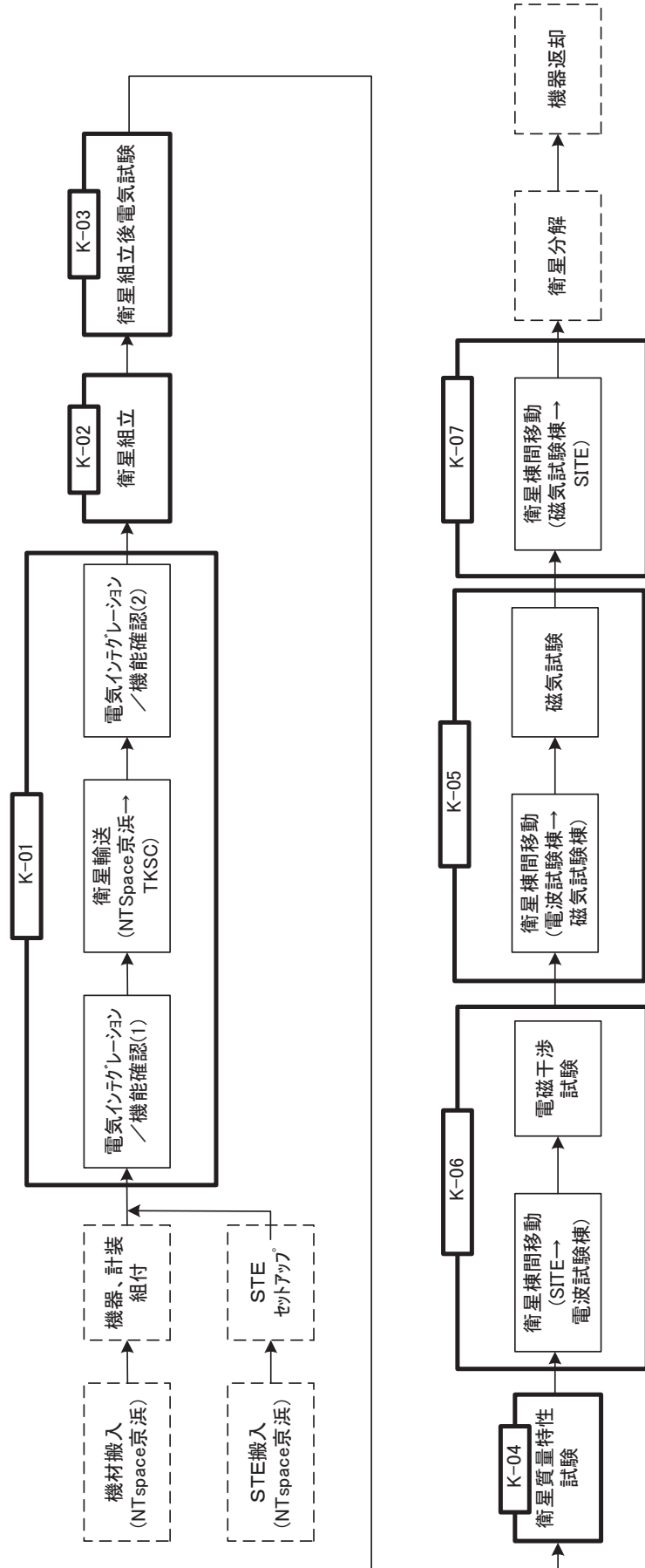
大嶽久志 (JAXA)、宮田信 (NEC)

噛合試験は、システムPFT実施前にサブシステム／コンポーネントのフライトモデルを集結してインテグレートし、相互の機械的、電氣的インタフェース確認を目的として以下の試験を実施した。開発の手戻りを最小限に抑えるため、本噛合試験を各コンポーネント単体環境試験の前に実施した。

本試験は平成15年7月から開始し、平成16年4月に完了した。その結果を以下に示す。

- ・ バス機器機械的インタフェースチェック
- ・ バス機器電氣的インタフェースチェック
- ・ 観測機器機械的インタフェースチェック
- ・ 観測機器電氣的インタフェースチェック
- ・ 総合動作確認
- ・ 質量特性試験
- ・ 電磁干渉試験
- ・ マイクロフォニック試験
- ・ 磁気試験

噛合試験の試験フローを図4. 4. 3-1に、実施結果概要を表4. 4. 3-1に示す。いずれの試験も所期の目的を達成して完了した。



【注】 K-** は、タスクNo.を表す

図4.4.3-1 啗合試験フロー

表4. 4. 3-1(1/2) 適合試験結果の概要

No	試験名	試験結果	備考
1	電気インテグレーションと機能確認	<p>平置きにした構体パネルの上に各機器をインテグレートし、機器間の電氣的インタフェースの確認及び機能確認として以下の試験を実施し、表4. 4. 3-2の反映事項、要処置事項を除き問題ないことを確認した。</p> <p>COM 機能試験 EPS 機能試験 DH 機能試験 AOCSS 機能試験 SPS 機能試験 CAMERA 機能試験 TCS 機能試験 RV star 機能試験 観測機器 機能試験 システム総合電気試験(消費電力測定、ガードパルスインタフェース機能確認試験、最大負荷試験、LLM動作確認、相互干渉試験、自動化試験、自律化試験)</p>	NTS京浜で実施
2	衛星組立	各機器をTKSCIに輸送し、衛星組立を行い問題ないことを確認した。	
3	衛星組立後電気試験	<p>衛星組立状態で搭載機器の機能確認として以下の試験を実施し、1項の試験結果と変化がないことを確認した。</p> <p>COM 機能試験 EPS 機能試験 テレメトリコマンド機能試験 AOCSS 機能試験 観測機器 機能試験 システム総合電気試験(相互干渉試験、自動化試験、自律化試験)</p>	
4	衛星質量特性試験	衛星の質量特性解析モデルの基礎データを取得することを目的として、衛星の質量、CG、MOIを取得し、現解析モデルの妥当性を評価した。	

表4. 4. 3-1(2/2) 啗合試験結果の概要

No	試験名	試験結果	備考
5	磁気試験	衛星システムの磁場がLMAGの観測に影響を与えないことを目的に、磁気特性試験(バス系単体、観測機器単体、総合動作)を実施し、LMAGへの影響を評価し、必要な反映事項を除き問題ないことを確認した。	磁気試験棟で実施
6	電磁干渉試験	電磁適合性試験の一環として、LRSのサウンド送信波が衛星システムに搭載されている他の機器に影響を及ぼさないこと及び他の機器のノイズがLRS観測に干渉しないことを確認することを目的に、LRS干渉試験とRE02測定を行い、表4. 4. 3-2に示す必要な反映事項を除き問題の無いことを確認した。	電波試験棟で実施
7	STE/PI-QL啗合試験	STEとPI-QLの啗み合わせを実施し、必要な反映事項を除き問題の無いことを確認した。	

4. 4. 4 プロジェクト点検

南野 浩之 (JAXA)、宮田 信 (NEC)

「かぐや」の開発中の 2004 年に「みどり 2」の軌道上における運用異常などを受けて、社内の各プロジェクトの総点検が行われた。「かぐや」でも 2004 年 11 月に総点検に相当するプロジェクト点検を実施した。

プロジェクト点検の目的は以下の通りであった。

① 事故原因に対する対策の設定と処置

「かぐや」のプロジェクト点検は、「みどり2」の運用異常等、一連の事故に対し事故の原因を踏まえ、課題の抽出・評価を行うとともに、適切な対策を設定し確実な処置をとること。

② ミッション達成確率の向上に資する課題の抽出と評価

「かぐや」のミッション達成確率の向上に寄与する課題を抽出・評価するとともに、処置が必要な課題について、適切な対策を設定し確実な処置をとること。

点検の範囲は

- ① 衛星システム (ロケット I/F を含む)
- ② バス系
- ③ 観測機器
- ④ 地上系

の各品目に対し、計画策定、点検実施、対策の検討、対策の実施、最終報告の作成までを点検作業の範囲として実施した

点検にあたっては、信頼性向上を目指して実施するため、「かぐや」の開発における信頼性確保の基本的な考え方を踏襲し、衛星システム、バス機器及び地上系については地球観測・通信技術試験衛星、一方、観測機器については科学衛星の点検方法を適用した。

まず、衛星システム及びバス系機器の点検の考え方として以下の点に重点をおいて確認した。

- ・ 新規技術、新しい設計が妥当であるか。
- ・ 単一故障点の識別に抜けがないか、単一故障点の信頼性設計、設計余裕は十分か。
- ・ 冗長系が適切な冗長系となっているか。
- ・ 衛星システムとしてサバイバル性が確保されているか。
- ・ 異常発生に対応した運用性が確保されているか (不具合時には最低限の原因究明の為にデータ伝送を可能とする運用モードがあるか等)
- ・ 故障の連鎖が発生してクリティカルに至らない設計であるか。
- ・ 設計過誤の起こりやすい部位の識別と処置の妥当性確認
- ・ インタフェース設定に過誤、抜けがないか。

- ・ 寿命評価が適切にされているか。
- ・ End-to-End 試験により、確実に検証されているか。End-to-End 試験が不可能な場合は、適切な方法により確実に検証されているか。
- ・ 地上試験ができない、あるいは十分に宇宙環境を模擬できない部位の評価が適切であるか。
- ・ 月周回軌道投入までは、クリティカルイベントであり、時間的考察が必要な ETA を実施し、故障の影響と回避策を評価(地上系も参加)する。
- ・ LOI-1、月食サバイバル、自律化機能、LLM、アンローティングについて、想定 FTA を実施し、FMEA では現れない衛星システムレベルの不具合要素を点検(地上系も参加)。
- ・ ミッションサクセスクライテリアに沿って、サブシステムレベルの FMEA を再評価する。

次に、観測機器の点検の考え方としては、

- ・ 観測機器の観測目標が定義され、目標を確実にクリアできる設計になっているか。またそのための開発試験の体制がとられているか。
- ・ 観測機器においてミッションクリティカルな故障モードのFMCEAが実施され、設計から部品調達まで反映されているか。故障の影響が他のサブシステムに伝搬する可能性のあるインタフェースについてはインタフェースFMEAが実施され、その結果が設計に反映されているか。
- ・ 観測機器に係るミッション・クリティカルなイベントに対し初期運用についてはETA、システムレベルの不具合についてはFTAが実施されているか。
- ・ 観測機器を片側ENDとしたEND-END試験が行われるか。行えない場合の検証は十分か。

なお、「かぐや」観測機器で特に注意深く点検すべき事項として、

- ・ インタフェースFMEAについては、バス機器担当者と共同で電源インタフェースFMEAを実施する。また、他の電氣的、機械的、熱的インタフェースに関しては、それぞれの基準書で指定された設計、製造となっていることを確認する。
- ・ ミッションクリティカルな故障を引き起こす可能性がある高電圧放電については、FTAを実施して不具合を起こしうる要素が適切に処置されていることを点検するとともに、初期運用時に実施するUPIの展開、LRSアンテナの伸展、LMAGの伸展運用は時間的な制約の下に行う必要があり、不具合は致命度の高い事象につながるため、ETAを実施して、観測機器の設計と運用に適切に反映されていることを点検した。

地上系における点検の考え方は、衛星システム、バス系点検と同様な考え方で検討し、特に、

- ・ 地上系の要求条件、開発仕様等が適切に設定され、これを確実にクリアできる設計となっているか。また開発試験は適切かどうか。

- ・ 衛星打上げ後の各運用段階(クリティカル/初期/定常)において地上系のミッションクリティカルな故障モードが識別され、その対応がシステム設計および運用設計に反映されているかどうか。
- ・ 衛星、観測機器および地上系を含めた End-to-end 試験が適切に実施される計画になっているかどうか。

として各系の点検を行った。

点検した結果は、機器の改修、追加試験の実施、評価解析の実施などに分類し、適切に処置をした。この点検によって、いままで「かぐや」ではダイレクト軌道を採用していたが、運用リスクの低減や不具合発生時の時間確保、ロンチウインドの確保が望めるフェージング軌道の採用が決定したのである。

4.4.5 システム PFM 試験

大嶽久志(JAXA)、宮田信(NEC)

システムプロトフライト試験(以下PFT)の流れを表4.4.5-1に示す。平成17年1月から筑波宇宙センターにてPFT前半作業の中で、搭載機器のパネルへの組み付けを開始、衛星組立前性能確認試験を実施した。平成17年11月にPFTの前半を終了し、バス機器／観測機器の単体試験、リファービッシュ、機器の固着、改修のため一時各機器を返却し、平成18年3月に再度機器を集結させてPFT後半作業(システムインテグレーションから)を開始し、平成19年3月に完了した。このように単体試験を挟んでPFTを前半と後半に分けた理由は、システム噛合試験で抽出された課題への対策結果をPFT前半の試験にて確認してからコーティングし、単体環境試験およびPFT後半を実施するためである。反省点・今後への課題としては、システム噛合試験へ合流する機器の完成度を高めることが重要である。

システムPFT前半の衛星組立前電気性能試験にて、噛合試験時の要処置事項を試験により問題のないことを確認した。PFT前半終了後、リファービッシュが必要な機器やEMC要求が確認されたため最終的に固着を行う機器、改修が必要な機器等を返却し、再度終結後、PFT後半として、インテグレーションを行うとともに初期電気性能試験、機械環境試験等を平成18年10月に終了した。機械環境試験後、SELENEのプロジェクト点検項目であるSAP、HGAの機能確認試験のためサブシステム側に返却した。平成18年12月に熱環境試験、最終電気性能試験等を実施し、平成19年3月にPFTを完了した。各フェーズの試験フローを図4.4.5-1に、サブシステム試験及びプロジェクト点検の反映によるサブシステムの性能確認試験の作業フローを図4.4.5-2及び図4.4.5-3に示す。

表 4.4.5-1 SELENEシステム(PFM)試験の流れ

年月	平成17年1月～11月	平成17年11月 ～平成18年5月	平成18年3月 ～平成19年2月
フェーズ	システムインテグレーション プロトフライト試験前半(衛星組立 前電気性能試験)	機器の単体PFT, リファービッシュ、 機器の固着、改修など	システムインテグレーション プロトフライト試験後半 SELENEプロジェクト点検反映*1)
試験フロー	図4.4.5-1	図4.4.5-1	図4.4.5-1 図4.4.5-2
実施場所	JAXA 筑波宇宙センター	各機器メーカー	JAXA 筑波宇宙センター NTS京浜*1) MELCO鎌倉*1)

* 1) 本作業はプロジェクト点検の試験作業

【PFTにおける試験データの評価について】

各機器の評価に関しては、各タスクに於いて、システム担当者、バス機器開発担当者及び観測機器担当者がタスクレビューにおいてデータをレビューし、各々問題のないことを確認してきた。また、各機器のトレンド評価については、システム試験の中で各バス機器及び観測機器 (UPI、RSAT-2) の要求に基づき、特性値管理を行った。その他の観測機器に関しては、特性値として管理する項目はなく、観測センサの性能 (画像、スペクトル評価、レーザのパワーなど) であるため、各試験のタスクレビューなどにおいてデータをPIチーム (開発担当研究者、メーカー担当者等) 及びシステム担当においてレビューし、試験データとして問題のないことを確認している。

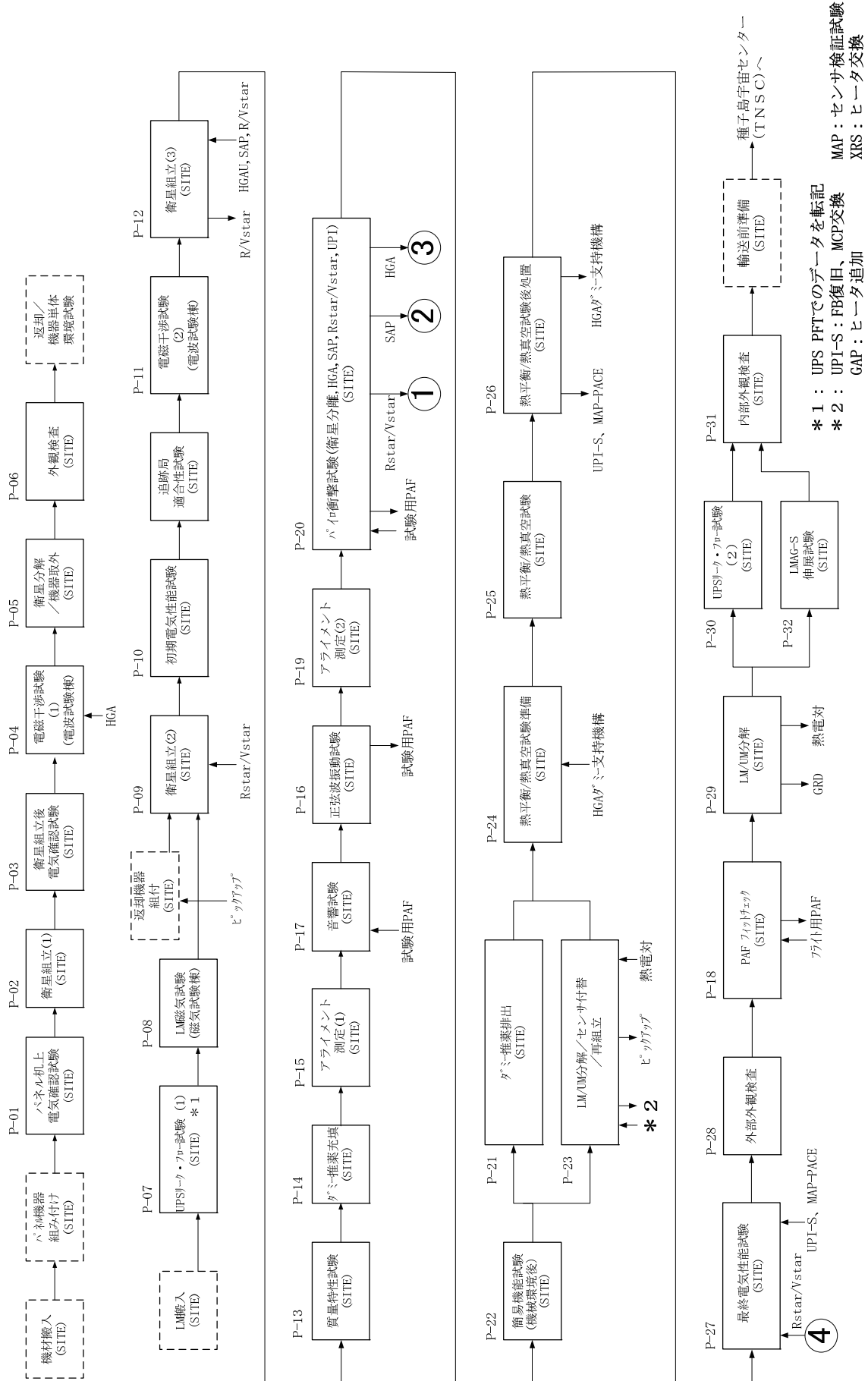


図 4.4.5-1 SELENE システム PFT 試験フロー

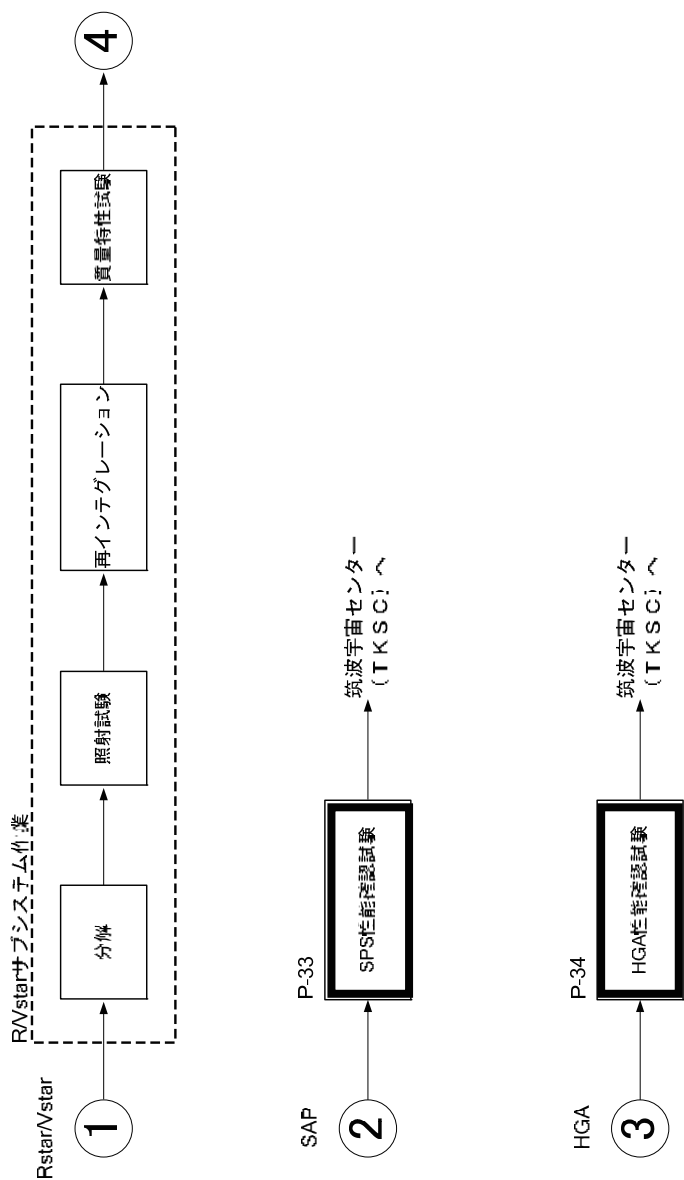


図 4.4.5-2 SELENE サブシステム試験／性能確認試験フロー

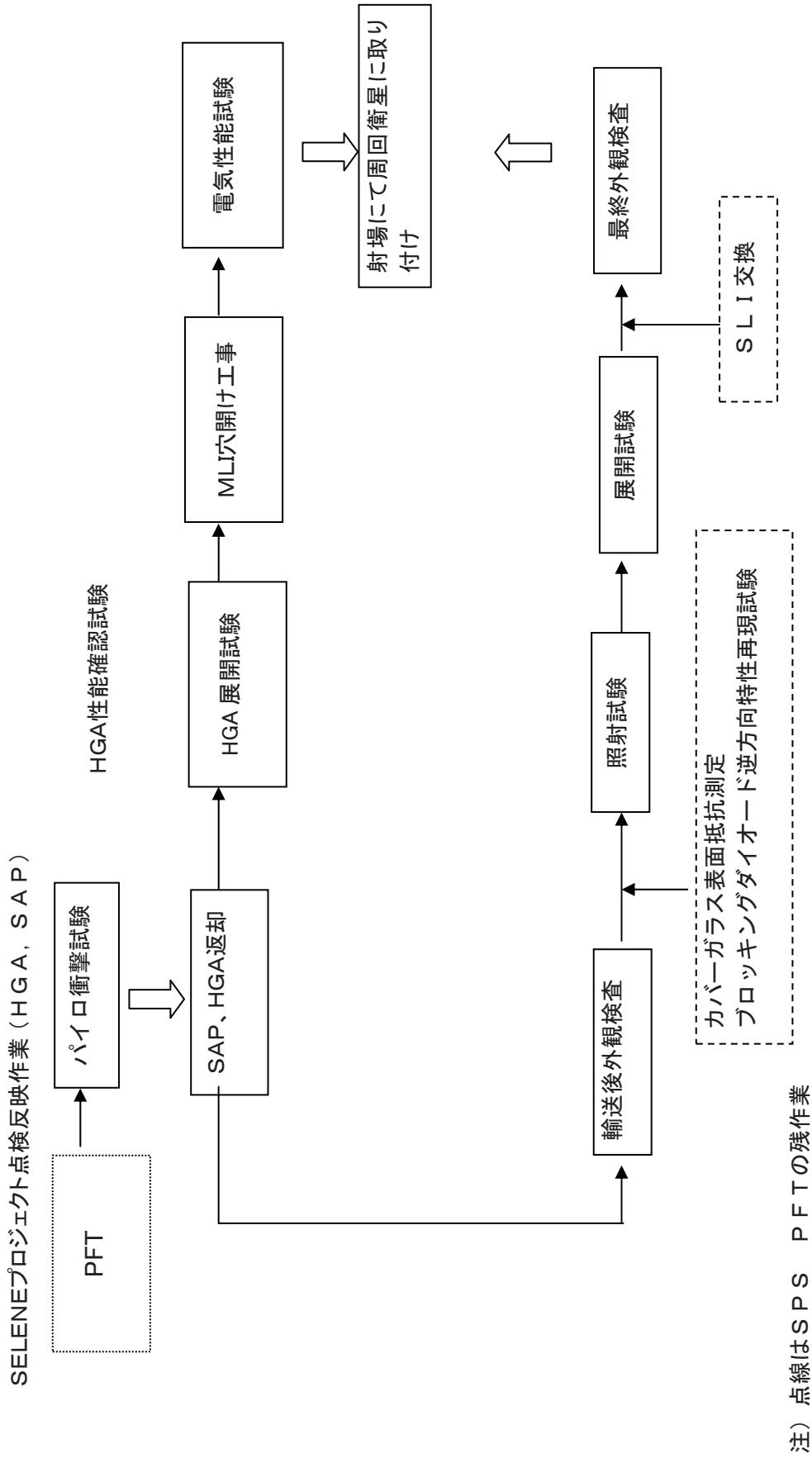


図 4.4.5-3 SELENE サブシステム性能確認試験フロー (プロジェクト点検反映作業)

4.4.5.1 電気系試験結果

SELENEシステムプロトフライト試験(PFT)における電気系試験は、図 4.4.5.1-1に示すプロトフライト試験フローに従い実施した。図 4.4.5.1-1 の太枠で電気系試験の対象となる試験項目を示す。また、電気系試験の実施内容の概略を表 4.4.5.1-1 に示す。

システム PFT における試験コンフィギュレーションの一例を図 4.4.5.1-2 に示す。試験においては、冗長系試験ルート確認マトリクス表を作成し、オール A 系、オール B 系の組み合わせのみではなく、クロス接続についても適宜確認した。さらに、SELENE システムレベルにおける End-to-End 確認及び極性・方向性確認についてはシステム PFT 試験実施計画書にて管理を明確化し、これに基づいて所定の試験・確認を行った。冗長系試験ルート確認マトリクス表、極性・方向性確認表の一例を表 4.4.5.1-2、表 4.4.5.1-3 に示す。また、観測センサの画像データ評価については、衛星システム担当での評価に加え、観測機器担当の研究者チームによる評価も実施し、問題ないことを確認した。

以上を踏まえ、システム PFT 電気系試験結果の概要を表 4.4.5.1-1 に示す。

表 4.4.5.1-4 に示すとおり、各電気性能試験において試験要求事項に対し、衛星システムが機能性能を満足することを確認した。また、一部の機器で不具合が発生したが適切な処置を実施し、衛星の機能性能に問題ないことを確認した。

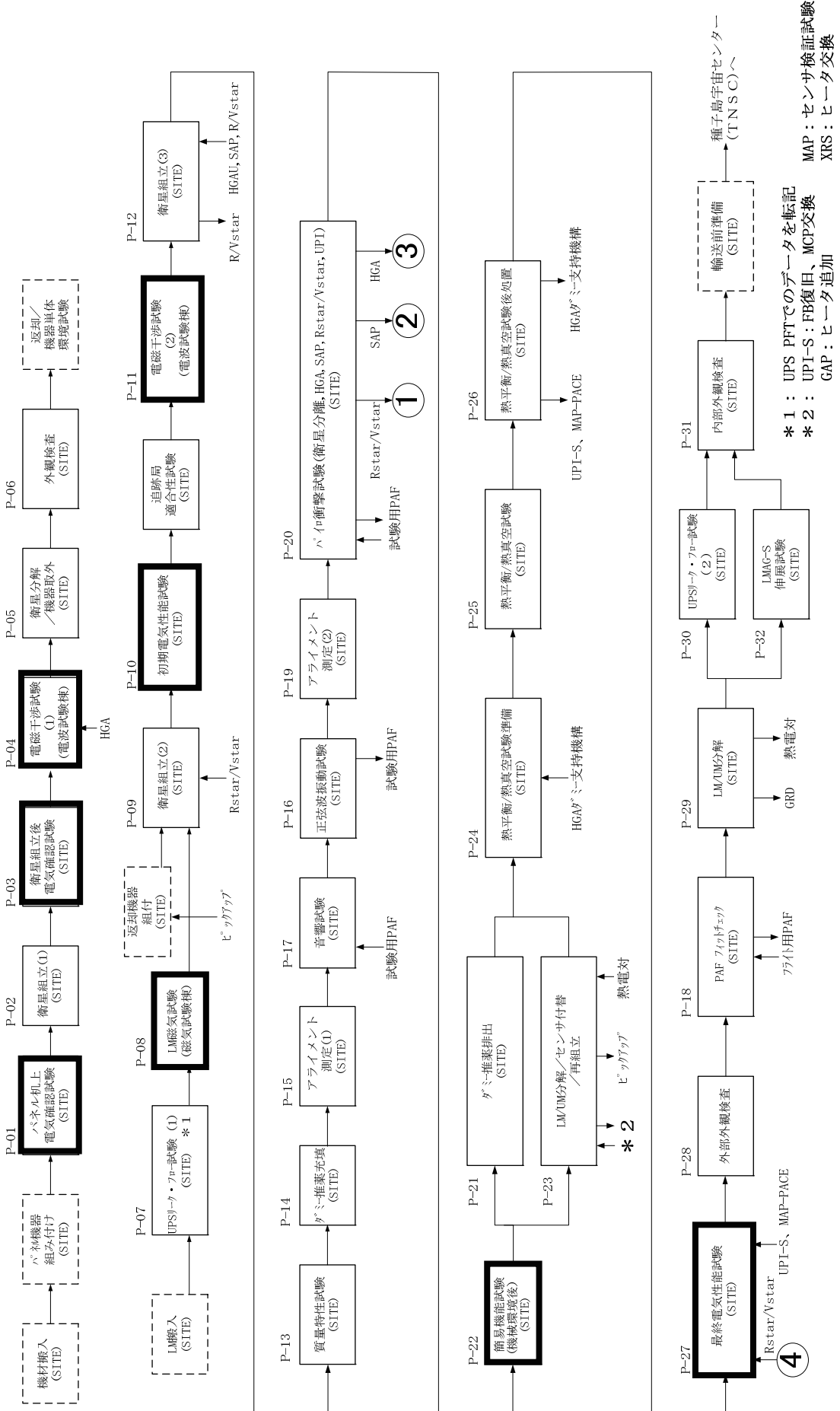


図 4.4.5.1-1 SELENE システム PFT 電気系試験対象試験項目 (太枠線が対象)

* 1 : UPS PFTでのデータを転記
 * 2 : UPI-S: FB復旧、MCP交換
 GAP: ヒータ追加

MAP: センサ検証試験
 XRS: ヒータ交換

表 4.4.5.1-1 SELENE プロトタイプ試験(電気系)概要 (1/6)

タスク No.	タスク名 (実施場所)	試験・作業目的	試験・作業内容	試験コンフィギュレーション	結果
P-01	パネル机上電気確認試験 (SITE)	<ul style="list-style-type: none"> プロトタイプモデルとして電氣的機能・性能に問題の無いことを確認する。 STE・DMSに登録された各データベースの内容と I/F に問題の無いことを確認する。 軌道上運用を模擬した試験を実施し電氣的機能を確認する。 システム嚙合試験で問題のあった機器の LC01 計測を行う。 	<p>以下(1)~(3)を実施し、パネルを衛星構体に組み付けられない状態で各バス系、観測機器の電氣的機能・性能確認及び総合動作試験を実施する。</p> <p>(1) 機器組み付けが終了した各パネルを治工具に組付けた状態で試験ケーブルにて電氣的に接続する。</p> <p>(2) 外部搭載機器に関して は、試験ケーブルにて接続する。</p> <p>(3) 各パネル間の GND 接続を実施。</p>	図 4.4.5.1-2 (1/4)	<p>嚙合試験での反映事項が全て反映され、各機器間の電氣的インタフェースが設計要求に合致し、電氣的機能に問題ないことを確認することを目的として実施した。主要な試験項目と結果のサマリを以下に示す。</p> <p>(1) インタフェース確認試験(電源,TLM/CMD I/F 確認、RF 伝送ロス測定) 電源インタフェース、TLM/CMD インタフェース、伝送ロス、リターンロス測定、USB-TRP~DMS RF リンク確認を 確認した。</p> <p>(2) 各バス系サブシステム機能確認試験(推進系を除く) 各バス系サブシステムの機能性能に問題のないことを 確認した。</p> <p>(3) 各ミッション系サブシステム機能確認試験 各ミッション系サブシステムとのインタフェース及び機能性能の確認を実施し、問題ないことを確認した。</p> <p>(4) 総合動作確認試験 ・アンローディング高圧自律化試験(アンローディングシーケンス事前確認) ・最大データ負荷/LLM/バス FDIR 確認試験 ・自律化機能試験 ・軌道上運用想定試験(自動化・自律化機能、最大運用負荷確認) 総合動作試験として上記各項目を実施し、問題ないことを確認した。</p>

表 4.4.5.1-1 SELENE プロトフライト試験(電気系)概要 (2/6)

タスク No.	タスク名 (実施場所)	試験・作業目的	試験・作業内容	試験コンフィギュ レーション	結果
P-03	衛星組立後 電気確認試験 (SITE)	衛星搭載状態での機 能・性能に問題の無い ことを確認する。	電気性能試験を行い、各バ ス系、及び観測機器の機能・ 性能確認を行う。	図 4.4.5.1-2 (2/4)	<p>パネル机上試験で実施した試験項目を抜粋した試験を実 施した。基本的には、衛星組立により付け外したコネクタ の勘合チェック及び組立によりハーネスルートなどが変更 となった箇所のノイズ干渉を確認することを目的として試 験を実施した。</p> <p>(1)バス機器電気試験 衛星組立後のバス系各機器の機能性能について問題 のないことを確認した。</p> <p>(2)観測機器電気試験 衛星組立後の観測機器の機能性能について問題のな いことを確認した。</p> <p>(3)総合電気試験(相互干渉) 観測機器を順次、1 機器ずつ観測モードまで立ち上げて いき、1 機器立ち上げる毎に他の観測機器もしくはバス機 器との間に干渉がなく、正常動作する事をテレメトリおよび ミッションデータ等から確認した。同様に観測機器立下げ 時も干渉がないことを確認した。</p> <p>また、全観測機器を観測モードに設定した状態で、以下 に示す機器を駆動または所定のモードに設定し、各機器 との間に干渉がない事を確認した結果、(1),(5)設定時にし RS側に一部干渉が見られたが、観測機器への影響はな いことを確認した。</p> <p>(1)RW駆動 (2)BAT充電モード (3)SADM駆動モード(HOLD) (4)LRSサウンドアオン (5)UPIジンバル駆動 (6)HDTVデータ伝送(動画) (7)LMAGコイルモード (8)PACE CALモード (9)XRS FIFO EVENTモード</p>

表 4.4.5.1-1 SELENE プロトタイプ試験概要 (3/6)

タスク No.	タスク名 (実施場所)	試験・作業目的	試験・作業内容	試験コンフィギュレーション	結果
P-04	電磁干渉試験 (1) (SITE → 電波試験棟)	電磁適合性試験の環境として、EMC性能及びLRSサウンダーとの干渉に問題の無いことを確認する。	(1) 衛星簡易コンテナへ衛星を設置し、コンテナ内を窒素ハージした状態でSITEから電波試験棟への棟間移動を実施する。 (2) 無反射室に衛星を設置し、HGAUを搭載する。また、試験後HGAUを衛星から下ろす。 (3) 以下に主要な試験項目を示す。 ① 電界放射雑音 (RE02) データの取得 ② LRS干渉確認	図 4.4.5.1-2 (4/4)	(1) 電界放射雑音 (RE02) 測定 衛星システムに対する電界放射雑音 (RE02) の測定を行った。測定の結果、以下の機器に低周波ノイズ源が測定されたが、LRS観測に影響のないことを確認した。 ① DMS (12MHz) ② AOCE (1.5 ~ 3.8MHz) ③ SADM (196kHz) ④ GAP (20, 28MHz) ⑤ LISM (2.6, 2.8, 8, 16MHz) ⑥ MAP (2.7, 7 ~ 7.5MHz) (2) LRS干渉確認 衛星 (総合) 動作状態でLRSサウンダー電波放射を実施し、各機器の干渉確認を行った。各バス機器、観測機器がLRSサウンダーの電界放射により機器が干渉を受けないことを確認した。 (3) 衛星表面電位測定 LRS性能のリファレンスデータを取得するため、計測基準点をLRS搭載パネルとし、基準点とLRS-Aから見える±Y、+Xパネルの間の表面電位を測定し、LRS性能を満足する表面電位レベルであることを確認した。
P-08	LM 棟間移動 / 磁気試験準備 (SITE → 磁気試験棟) / LM 磁気試験 (磁気試験棟) / 棟間移動 (磁気試験棟 → SITE)	LMの発生するDC磁場を測定し、観測機器MAPの地上校正データを取得する。	(1) LM を磁気試験台車に組み付け、カバーで覆いGN2ガスパージをし、SITE から磁気試験棟に移動する。 (2) LM の DC 磁場測定を行なう。 (3) 試験終了後、SITE へ移動する。	図 4.5.1-2 (3/4)	SELENEのシステムEMC要求 (磁場要求) を満足していることを確認するため、衛星下部モジュール (LM) のDC磁気測定を実施した。 試験の結果、事前の解析結果と予測が異なったが、磁場源が衛星取り付け部のネジと座金 (ノンフライト品) であることが確認され、衛星システムとしては問題ないことを確認した。

表 4.4.5.1-1 SELENE プロトフライト試験概要 (4/6)

タスク No.	タスク名 (実施場所)	試験・作業目的	試験・作業内容	試験コンフィギュレーション	結果
P-10	初期電気性能試験 (SITE)	<ul style="list-style-type: none"> ・ プロトフライトモデルとして電氣的機能・性能に問題の無いことを確認する。 ・ STE・DMSに登録された各データベースの内容と I/F に問題の無いことを確認する。 ・ 軌道上運用を模擬した試験を実施し電氣的機能を確認する。 	電気性能試験を行い、各バス系、及び観測機器の機能・性能確認を行う。	衛星組立後試験と同じ	<p>(1)バス機器電気試験 衛星組立後のバス系各機器の機能性能について問題のないことを確認した。</p> <p>(2)観測機器電気試験 衛星組立後の観測機器の機能性能について問題ないことを確認した。</p> <p>(3)総合動作確認試験 ①クリティカルフェーズ運用模擬試験 衛星打ち上げ/分離～月周回軌道移行～RSTAR 分離までのクリティカルフェーズ運用を、ロンチセットアップを含めて模擬し、衛星動作確認を行った。クリティカルフェーズ運用イベントに従い衛星状態を設定し、模擬内容通り衛星が正常動作することを確認した。</p> <p>②最大データ負荷/LLM/バス FDIR 確認試験 観測機器を観測モードに設定し、バス機器もしくは他の観測機器との間に干渉がない事を確認した。衛星データ処理が最大となるようなケースを設定し、その時の動作の確認を行った。また、電源監視自律化およびそれにもなう LLM シーケンス発行時の各機器の動作確認を行い、各機器が正常である事を確認した。</p> <p>③ 定常運用模擬試験 代表的な月周回軌道上の運用シーケンスについて、実運用で使用するISACSシステムにて立案したタイムラインを使用して模擬し、下記の試験項目毎に動作の確認を行った。また、本試験中において各機器間に機能的な干渉がない事および、LRS からガードパルス信号の同時配信が想定どおりに行われることを確認した。</p>

表 4.4.5.1-1 SELENE プロトフライト試験概要 (5/6)

タスク No.	タスク名 (実施場所)	試験・作業目的	試験・作業内容	試験コンフィギュレーション	結果
P-11	電磁干渉試験 (2) (電波試験棟)	EMC性能が電磁干渉試験(1)から変化しないことを確認する。	(1)衛星簡易コンテナへ衛星を設置し、コンテナ内を GN2ハージした状態で SITE から電波試験棟への棟間移動を実施する。 (2)無反射室に衛星を設置し、HG AUを搭載する。また、試験後HG AUを衛星から下ろす。 (3)電界放射雑音 (RE02) データの取得 (4)衛星簡易コンテナへ衛星を設置し、コンテナ内を GN2ハージした状態で電波試験棟から SITE への棟間移動を実施する。	図 4.4.5.1-2 (4/4)	P-09 衛星組立(2)で実施するパネル間インピーダンス計測の結果から本タスク実施不要と判断した。
P-22	簡易機能試験 (SITE)	電気性能試験を実施し、機械環境試験後の機能・性能を確認する。	機械環境試験後の機能・性能確認のため電気性能試験を行い、バス・ミッション機器の機能・性能を確認する。 (1) 各バスサブシステムのテレメトリコマンド確認 (2) 駆動系の動作確認 (3) 観測機器の健全性確認		(1)バス機器電気試験 衛星組立後のバス系各機器の機能性能について問題のないことを確認した。 (2)観測機器電気試験 衛星組立後の観測機器の機能性能について問題ないことを確認した。 機械環境試験後の観測機器に関する性能評価は、タスクレビューにてPI及びシステム担当の双方で確認した。

表 4.4.5.1-1 SELENE プロトフライト試験概要 (6/6)

タスク No.	タスク名 (実施場所)	試験・作業目的	試験・作業内容	試験コンフィギュレーション	結果
P-27	最終電気性能試験 (SITE)	プロトフライトモデルとして電気的機能・性能に問題の無いことを確認する。	電気性能試験を行い、各バス系、及び観測機器の機能・性能確認を行う。	衛星組立後 試験と同じ	<p>(1)バス機器電気試験 バス系各機器の機能性能について問題のないことを確認した。</p> <p>(2)観測機器電気試験 観測機器の機能性能について問題ないことを確認した。</p> <p>(3)総合動作確認試験 ①クリティカルフェーズ運用模擬試験 衛星打ち上げ/分離、HGA 展開 (HGA モード変更)/HGA-S 通信リンク確立及びΔVP1 のクリティカルフェーズ運用を、ロンチセットアップを含めて模擬し、衛星動作確認を行った。クリティカルフェーズ運用イベントに従い衛星状態を設定し、模擬内容通り衛星が正常動作することを確認した。</p> <p>②最大データ負荷/LLM/バス FDIR 確認試験 観測機器を観測モードに設定し、バス機器もしくは他の観測機器との間に干渉がない事を確認した。衛星データ処理が最大となるようなケースを設定し、その時の動作の確認を行った。また、電源監視自律化およびそれにもなう LLM シーケンス発行時の各機器の動作確認を行い、各機器が正常である事を確認した。</p> <p>④ 定常運用模擬試験 代表的な月周回軌道上の運用シーケンスについて、実運用で使用するISACSシステムにて立案したタイムラインを使用して模擬し、下記の試験項目毎に動作の確認を行った。また、本試験中において各機器間に機能的な干渉がない事および、LRS からガードパルス信号の同時配信が想定どおりに行われることを確認した。</p>

表 4.4.5.1-3 月周回衛星 (SELENE) 極性・方向性確認マトリクス (例)

項番	確認項目	確認方法	適用せず	解析	検査	試験			備考
						コンポーネント	サブシステム	システム	
1	座標系の定義 開発仕様書で定義された座標系であること。 搭載機器(バス機器、観測機器)の取付方向・座標系	システム組立図により確認する。 搭載される極性・方向性を有するコンポーネントについて、コンポーネント座標をICDにより確認する。			○				インテグレーション、外観検査にて確認
2	衛星システム (1)ロケット搭載機軸 衛星+Z軸をロケットⅢ軸方向とする。 (2)アンビカルコネクタkey-way UMB-1:key way TBD° UMB-2:key way TBD°	①SELENE/H-II Aロケットインタフェース管理仕様書のインタフェース図で確認する。 ②フェアリング収納時に確認する。		○					インテグレーション、外観検査にて確認
3	CAMERA (1)各カメラヘッド撮影方向	①SELENE/H-II Aロケットインタフェース管理仕様書のアンビカルコネクタインタフェースのコネクタ型番で確認する。 ②衛星外観検査により確認する。			○			○	外観検査にて確認する。
		①各カメラの搭載位置および搭載方向を衛星コンフィギュレーション図で確認する。 ②システム試験における画像出力で確認する。		○	○				初期/最終電気試験(CAMERA)にて確認

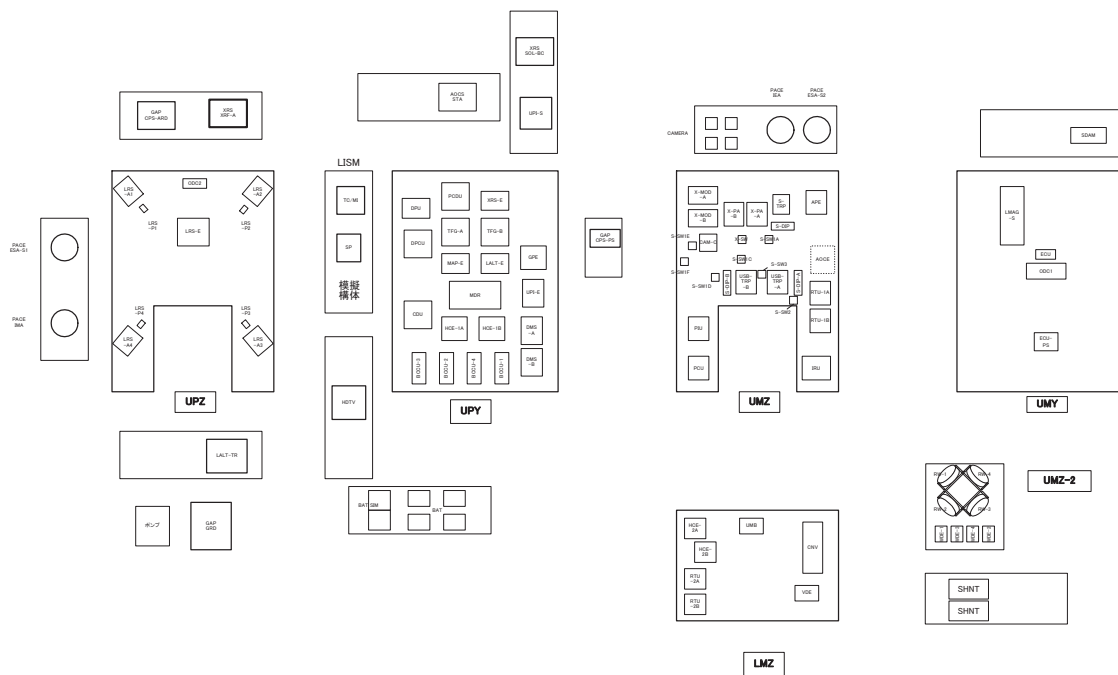


図 4.4.5.1-2 (1/4) 試験コンフィギュレーション (パネル机上試験)

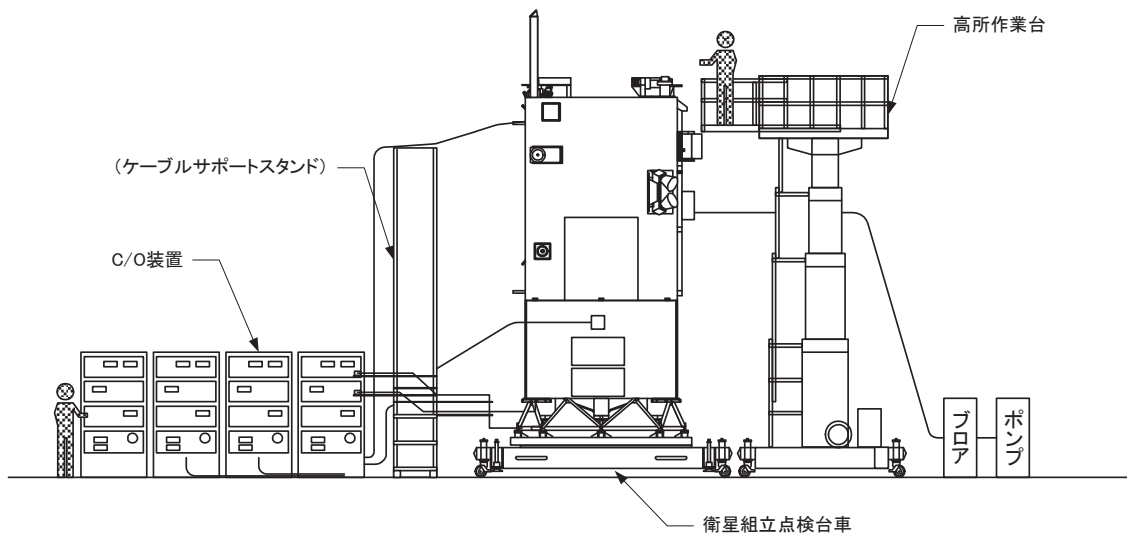


図 4.4.5.1-2 (2/4) 試験コンフィギュレーション (衛星組立後試験)

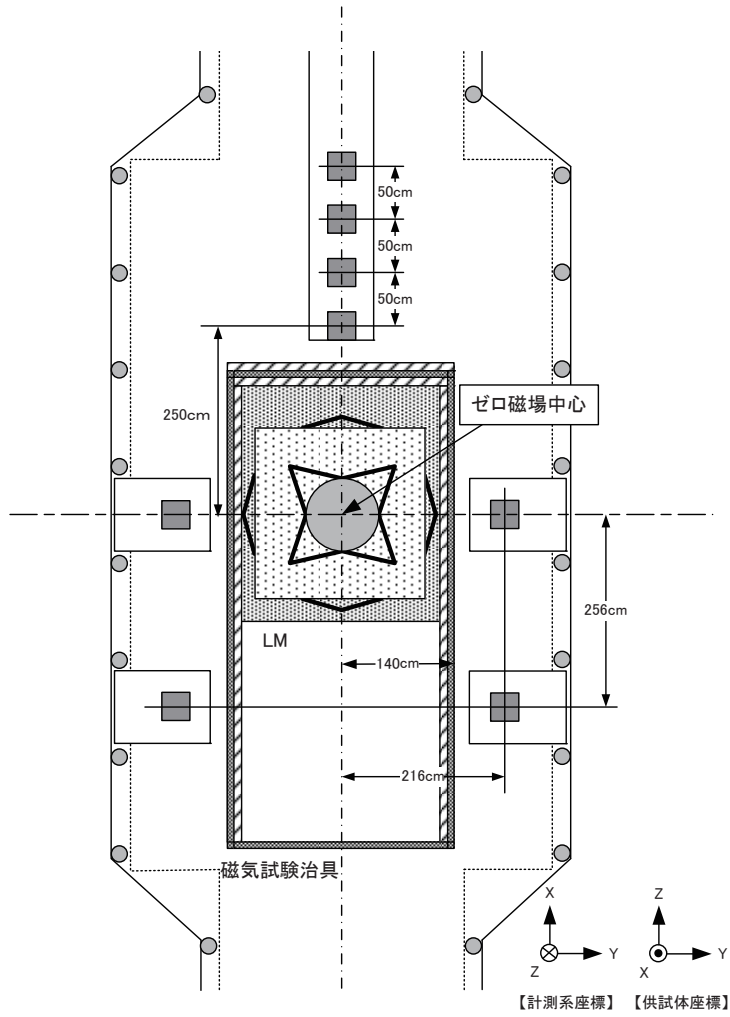


図 4.4.5.1-2(3/4) 試験コンフィギュレーション (LM磁気試験 (1))

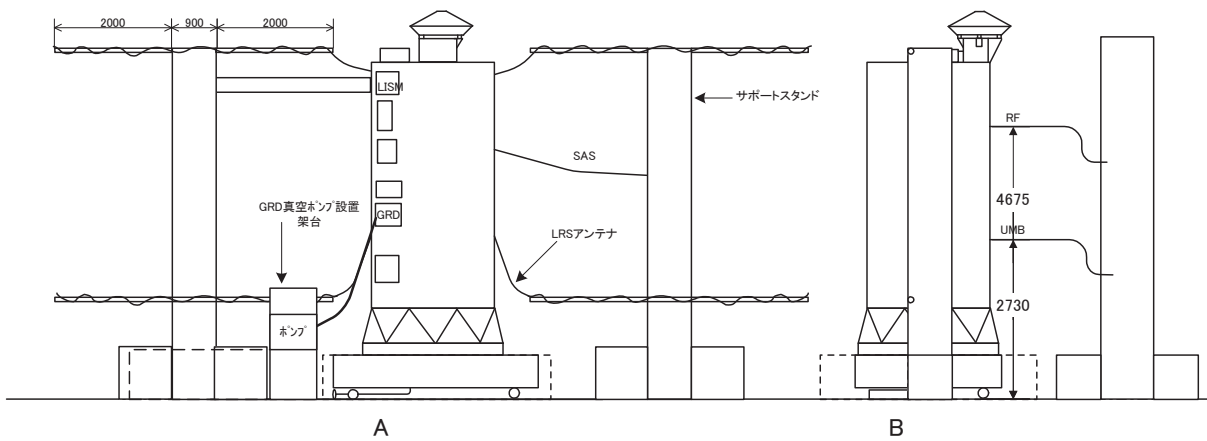


図 4.4.5.1-2(4/4) 試験コンフィギュレーション (電磁干渉試験 (1))

4.4.5.2 機械・熱系試験結果

SELENEシステムプロトフライト試験(PFT)における機械・熱系試験は、図 4.4.5.2-1 に示すプロトフライト試験フローに従い実施した。図 4.4.5.2-1 の太枠で機械・熱系試験の対象となる試験項目を示す。また、機械・熱系試験の実施内容の概略を表 4.4.5.2-1 に、試験コンフィギュレーションの一例を図 4.4.5.2-2 に示す。

機械・熱試験においては、その機械環境試験での評価だけでなく、試験前後で取得した電気特性を確認するとともに、当該機械環境試験の中で試験計画通りバス電圧等のテレメトリをモニタするとともに、電気的特性を評価した。また、バス機器、ミッション機器を含め、センサ及び画像データ評価については、機械環境試験の前後及び熱真空試験中も取得し、トレンド評価を含め問題ないことを確認した。

なお、衛星システムの熱真空試験のサイクル数は、4サイクルを実施した。また、各機器単体試験の熱真空試験においても4サイクルの試験を実施している。

システム PFT 機械・熱系試験結果の概要を表 4.4.5.2-1 に示す。表 4.4.5.2-1 に示すとおり、前後の電気性能試験も含め、機械・熱環境試験において試験要求事項に対し、衛星システムが機能性能を満足することを確認した。

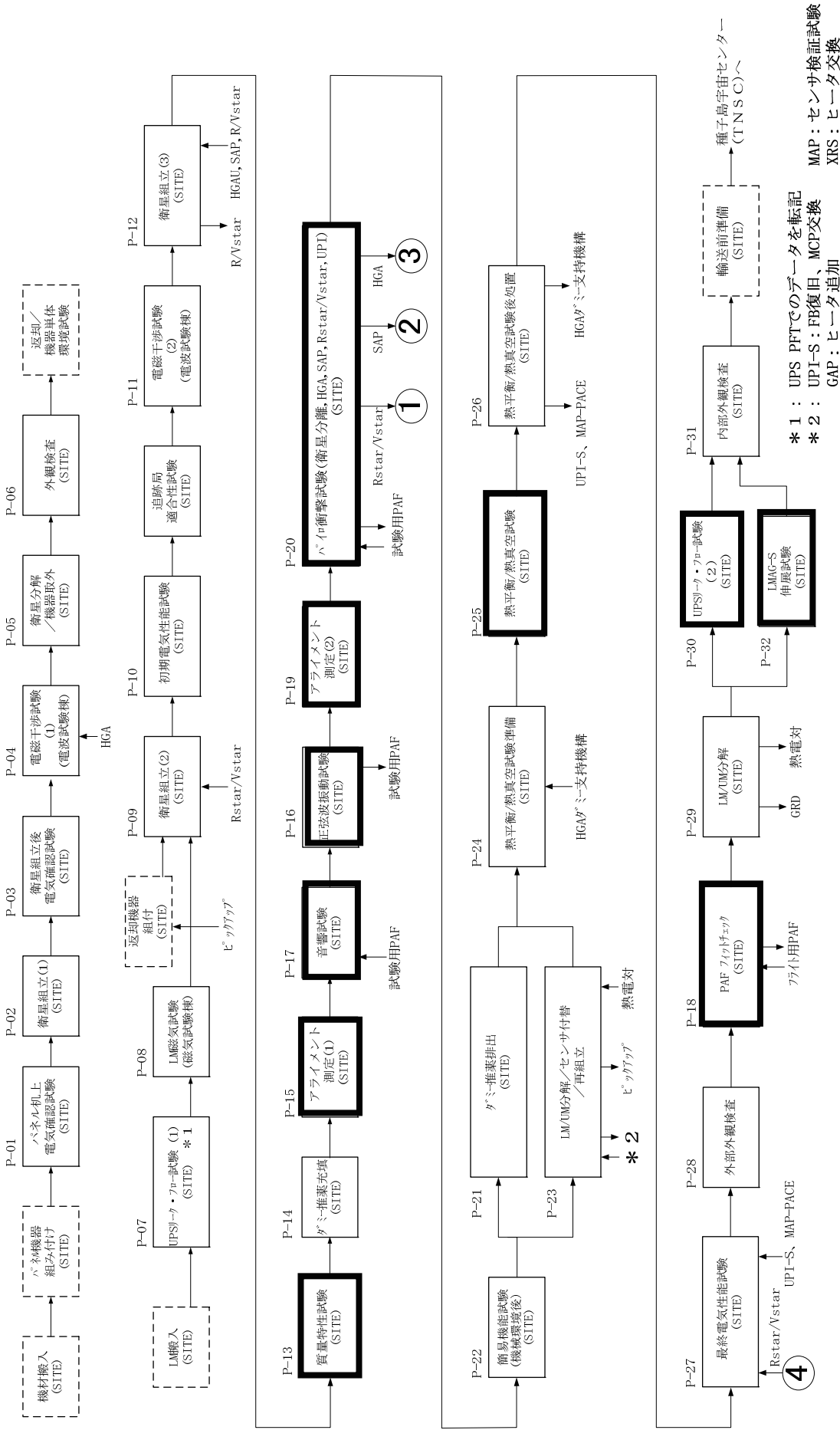


図 4.4.5.2-1 SELENE システム PFM 機械・熱系試験対象試験項目 (太枠が対象)

表 4.4.5.2-1 SELENE プロトタイプ試験 (機械・熱系) 概要 (1/6)

タスク No.	タスク名 (実施場所)	試験・作業目的	試験・作業内容	試験コンフィグレーション	結果
P-07	UPS リーク・フロ ー試験 (1) (LM 単体) (1A 富岡)	UPS が LM に組み込まれ た状態で UPS 単独でリー ク・フロアー試験を行い、 UPS 系の機能・性能を確 認する。	システム PFT 前のリーク・フロアー試験 項目は以下である。本試験では、 UPS 製造工場での UPS 単体試験デ ータで代替した。環境試験前のベ ースラインデータとした。 (1) 外部漏洩試験 (2) 内部漏洩試験 (3) ガスフロアー試験 (4) 弁機能確認試験	図 4.4.5.2-2 (1/10)	正常動作を確認し、予定通りのデータを取得した。
P-13	質量特性試験 (SITE)	衛星打上げコンフィギュ レーション状態での質量 特性を測定する。	(1) 質量 (2) 重心オフセット量 (Y、Z 軸方向の み) (3) 慣性モーメント (X 軸まわり)	図 4.4.5.2-2 (2/10)	衛星ドライ質量は 1840.91kg であり、予測解析値 1839.98kg に十分近い結果を得た。CG、MOI の測定結果についても、 衛星として問題のないことを確認した。
P-15	アライメント測定 (1) (SITE)	アライメント要求機器機 器に対しアライメントを確 認する。	UPS 系、AOCSS 系、及び観測機器等 アライメント要求機器に対し、取付方 向測定等を行い、アライメントを確認 する。 必要な場合、各コンポーネントのア ライメントの調整を行う。	図 4.4.5.2-2 (3/10)	(1) 取付誤差確認 各機器の取付誤差は配分値内であり、良好な結果である ことを確認した。当初シム調整対象であったスラスト (OME 除く)、STA 関連は、取付誤差内に収まっていることが確認で きたためシム調整は実施しなかった。なお、OME は測定結 果よりシム調整対象となっていたが、質量特性試験結果を反 映したのち調整作業を実施する方針とし、アライメント測定 (2) タスクにて機械環境試験後のヒステリシスデータ取得後 に調整作業を実施した。 (2) 視準方向の確認 各機器のミラー視準は計画通り実施できることを確認し た。また、着脱ミラー、IRU 治具ミラーの装着作業は問題なく 実施できることを確認した。 (3) 射場再組立の源泉データ取得 所期のデータを取得することができた。

表 4.4.5.2-1 SELENE プロトフライト試験(機械・熱系)概要 (2/6)

タスク No.	タスク名 (実施場所)	試験・作業目的	試験・作業内容	試験コンフィギュレーション	結果
P-16	正弦波振動試験 (SITE)	正弦波振動試験を行い、衛星の強度・剛性の確認等を実施する。	ロケット側からの環境条件規定に従い5～100Hzまでの正弦波振動試験を行い、衛星の強度・剛性の確認等を実施する。 モーターサーベイを行い、衛星の固有振動数の確認、振動特性の確認を行う。 試験中は衛星を打上げ時の動作モードに設定し、機器状態をモニターする。	図 4.4.5.2-2 (4/10)	<p>(1) 外観検査結果 SAPヒンジ部のテフロシートの磨耗量が多くなるか可能性もあり箇所も含め、各振動試験を通して継続的に検査したが、各加振後の外観検査において、供試体に破損等の異常は認められなかった。また、加振中の異音は認められなかった。</p> <p>(2) 加振前後の伝達特性比較 正弦波加振前後の低レベルランダム試験における伝達関数を比較した結果、各軸加振前後で供試体の性能劣化を示すような特性の変動は認められなかった。外観検査結果とあわせて、供試体の耐振動性が確認できた。</p> <p>(3) 衛星基本固有振動数およびシステム構造数学モデルの評価 各振動モードとも、構造数学モデルは実機とよく一致していることを確認した。H-II A ロケットから規定されている打上げ時剛性要求を満足することを確認した。</p> <p>(4) 搭載機器正弦波振動環境評価 搭載機器に対する正弦波振動環境条件評価として、全ての機器に対し、規定の正弦波振動環境を満足することを確認した。</p> <p>(5) 電気系評価 試験中、USB 受信機のロック、USB-TRP 送信出力、バス電圧、バス電流の変動、各機器のテレメトリをモニターし問題ないことを確認した。</p>

表 4.4.5.2-1 SELENE プロトタイプ試験 (機械・熱系) 概要 (3/6)

タスク No.	タスク名 (実施場所)	試験・作業目的	試験・作業内容	試験コンフィギュレーション	結果
P-17	音響試験 (SITE)	音響試験を行い、衛星の強度・剛性の確認等を実施する。	音響試験を行い、衛星の強度・剛性の確認等を実施する。 試験中は衛星を打上げ時の動作モードに設定し、機器状態をモニターする。	図 4.4.5.2-2 (5/10)	所期の目的の音響環境を印加するとともに、試験後の外觀検査結果において供試体に破損等の異常がないことを確認した。試験データにも特に問題なく、供試体の耐音響性 (高周波領域の耐振動性) が確認できた。 搭載機器に対するランダム振動環境条件評価として、一部の機器 (Rstar/Vstar 搭載機器を含む) を除き、規定のランダム振動環境を満足することを確認した。 試験評価により規定レベルを逸脱した Rstar/Vstar 搭載機器に関しては、実測データを Rstar/Vstar 側及びシステム側で調査・検討を実施した結果、すべての機器について耐性上の問題はないことの確認をした。 また、規定レベルを逸脱したその他の機器に関しても、実測データを機器側で、耐性を評価し耐性上の問題はないことを確認した。
P-18	PAF フィットチェック (SITE)	フライト用衛星分離部 (PAF) との適合性を確認する。	ロケット側にて準備されるフライト用衛星分離部 (PAF) とのフィットチェックを行い、機械的・電氣的適合性を確認する。 アンビリカルコネクタの引き抜き試験を実施する。(ロケット側)	図 4.4.5.2-2 (6/10)	以上より、試験で逸脱の認められた機器も含め、音響による搭載機器ランダム振動環境条件に対し問題ないと判断した。 また、評価試験中、USB 受信機のロック、USB-TRP 送信出力、バス電圧、バス電流の変動、各機器のテレメトリをモニターし問題ないことを確認した。加音中に OFF であった機器は加音後の健全性確認を行い、機器の動作が正常であることを確認した。 1カ所手締め段階でボルトキヤッチャが入らない不具合が発生したが、受け側のネジ山に荒れがあるため、入らないことが判明し、修理後再度組み合わせて所期の目的である衛星分離部のインタフェースは適切であること確認した。 また、アンビリカルコネクタの引き抜き試験を行いインタフェースどおりコネクタが引き抜けることを確認した。

表 4.4.5.2-1 SELENE プロトフライト試験(機械・熱系)概要 (4/6)

タスク No.	タスク名 (実施場所)	試験・作業目的	試験・作業内容	試験コンフィギュレーション	結果
P-19	アライメント測定(2) (SITE)	アライメント要求機器に対し、機械環境試験前後のヒステリシスを確認する。	UPS 系、AOCs 系、及び観測機器等のアライメント要求機器に対し、機械環境試験後のヒステリシスを確認する。	図 4.4.5.2-2 (3/10)	<p>(1)ヒステリシスデータ取得 各機器のヒステリシスは配分値内であり、良好な結果であることを確認した。ただし、脱着ミラーの影響で測定結果より、SSH、IRUのヒステリシスが他機器に比べ若干大きくなっていったが、評価の結果、問題のないことを確認した。</p> <p>(2).OME取付角度調整 OME取付角度調整作業を実施した。調整後のアライメント測定にて調整目標範囲内であることを確認した。OME取付角度調整は、質量特性解析結果に基づき実施した。(B06-N-1271:SELENEシステムPFT質量特性解析結果報告)これより、OME取付角度目標値 :0.366° ±0.1° に対し、 調整結果は、アライメント測定の結果、 OME取付角度調整結果:0.401° であることを確認し、目標値内に調整できた。</p>
P-20	パイロ衝撃試験 (分離、保持解放) (SITE)	分離機構の動作確認、機器搭載位置での耐衝撃性の確認等を行う。	実機相当の火工品点火による分離衝撃、保持解放試験を行い、分離機構の動作確認、機器搭載位置での耐衝撃性の確認等を行う。試験中は衛星をON状態とし、機器状態をモニタする。 また試験後に各分離・展開物(試験用 PAF、SAP、HGA、R/Vstar)の取り外しを行なう。	図 4.4.5.2-2 (7/10) (8/10) (9/10)	<p>(1)火工品/フランジボルト作動状況および衝撃源データ所定の分離ならびに保持解放が行われたことを確認した。</p> <p>(2)外観検査結果 外観検査結果、試験データにおいて異常は認められなかった。</p> <p>(3)搭載機器衝撃環境評価 Rstar/Vstar搭載の一部の機器を除き、規定の衝撃環境を満足することを確認した。規定レベルを逸脱した Rstar/Vstarの機器は、実測データを Rstar/Vstar側及びシステム側で評価し、耐性上の問題はないことを確認した。</p> <p>(4)電気系評価 試験中、USB 受信機のロック、USB-TRP 送信出力、バス電圧、バス電流の変動、各機器のテレメトリ等をモニタし問題ないことを確認した。</p> <p>(5)SAPとHGA保持解放衝撃試験 点火動作、保持解放は規格内の時間で正常に実施されることを確認した。</p>

表 4.4.5.2-1 SELENE プロトタイプ試験 (機械・熱系) 概要 (5/6)

タスク No.	タスク名 (実施場所)	試験・作業目的	試験・作業内容	試験コンフィギュレーション	結果
P-25	熱平衡/熱真空試験 (SITE)	熱平衡/熱真空試験を行う。	熱平衡試験を行い、衛星システムとしての熱設計の妥当性、熱制御ハードウェアの機能・性能確認等を実施する。 熱真空試験を行い、軌道上より厳しい温度環境下でも衛星機能・性能が正常であることを確認する。 温度サイクルは4サイクル印加する。 熱環境設定は、ソーラ光＋部分 IR パネル方式。	図 4.4.5.2-2 (10/10)	(1) 熱平衡試験 熱平衡試験は各モードにおいて計画した条件通りの試験を実施し、収束判定点が各モード 0.3°C/H 以下の収束状態に到達するとともに、所期の目的である熱数学モデルの評価に必要な温度データを取得した。 また、搭載機器・構体は試験期間中、許容温度範囲内に維持することができた。熱制御ハードウェアについては動作の評価を行い HCE、サーマルルーバ、ラジエタ、MLI、STR ヒータが設計通りの機能を有していることを確認した。試験で取得したデータをもとに熱数学モデルのコリレーションを行った。 (2) 熱真空試験 熱真空試験の各試験モードにおいて電気性能試験を実施するとともに、熱制御系ハードウェアの動作が正常であることを確認した。 熱的に軌道上より厳しい高温または低温となる条件にさらし、衛星の機能性能と熱制御系の動作を確認し、各モードとも問題ないことを確認した。また、各機器が要求する温度範囲内に温度制御できることを確認した。 また、総合電気試験 (相互干渉) で軌道上想定される高温及び低温環境下において、他の観測機器もしくはバス機器との間に干渉がない事を確認した。 また、熱真空試験後には電気性能試験を行い、バス系、観測機器とも問題ないことを確認した。

表 4.4.5.2-1 SELENE プロトフライト試験(機械・熱系)概要 (6/6)

タスク No.	タスク名 (実施場所)	試験・作業目的	試験・作業内容	試験コンフィグレーション	結果
P-30	UPS リーク・フロ 一試験(2) (SITE)	UPS リーク・フロ一試験を 行い、UPS 系の機能・性 能を確認する	UPS リーク・フロ一試験を行い、UPS 系の機能・性能を確認する。以下に 主要な試験項目を示す。 ・外部漏洩試験 ・内部漏洩試験 ・ガスフロ一試験 ・弁機能確認試験	図 4.4.5.2-2 (1/10)	(1) 外部漏洩試験 外部漏洩試験として高圧ライン及び低圧ラインに MEOP を負 荷し、外部漏洩の無いことを確認した。 (2) 内部漏洩試験 内部漏洩試験として各ラインに対して MEOP を負荷し、注 排弁、推薬弁及び高圧パイロ弁の内部漏洩量を計測し、所 期の仕様が満足することを確認した。遮断弁に順圧負荷し、 内部漏洩量が仕様が満足することを確認した。また、逆止弁 に逆圧を負荷し、内部漏洩量を計測し仕様が満足しているこ とを確認した。 調圧弁に規定の1次圧を負荷し、両段のロックアップ圧力 を確認するとともに、内部漏洩量を計測し、仕様が満足してい ることを確認した。 (3) ガスフロ一試験 UPS に圧力を負荷し、ガスフロ一試験を実施して圧力損失 が仕様が満足することを確認した。また、スラストを加圧して ガス流量が仕様が満足することを確認した。 (4) 弁機能確認試験 UPS を加圧し、推薬弁及び遮断弁駆動電圧を印加して弁 を開閉させ、弁の開閉及び応答時間を測定し、問題のないこ とを確認した。
P-32	LMAG-S 伸展試 験 (SITE)	End-to-end 試験として LMAG-S 伸展/収納機能 を確認する。	UM のみの状態で、LMAG-S に試験 装置を接続し LMAG-S の伸展・収納 機能の確認試験を行う。		衛星に下部モジュールに相当する治具を取り付け、衛星の 上部モジュール(UM)を横倒しにして LMAG の伸展機構を解 除して、LMAG をリールカウント5カウント分伸展させた。 伸展は特に問題なく、完了した。また、試験後の外観検査で も問題ないことを確認した。

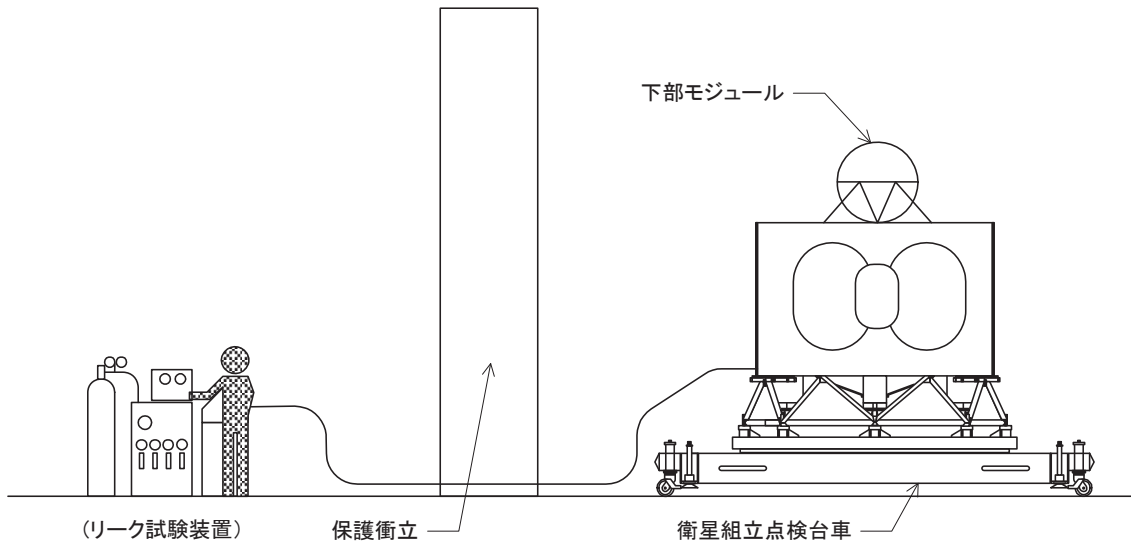


図 4.4.5.2-2(1/10) 試験コンフィギュレーション (UPS リークフロー試験試験)

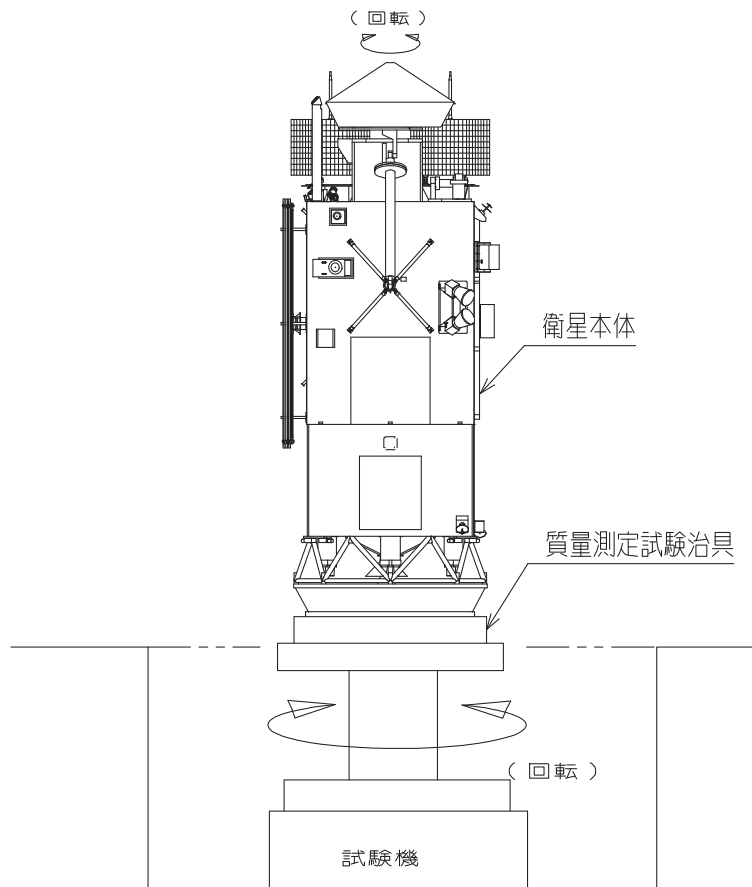


図 4.4.5.2-2(2/10) 試験コンフィギュレーション (質量特性試験)

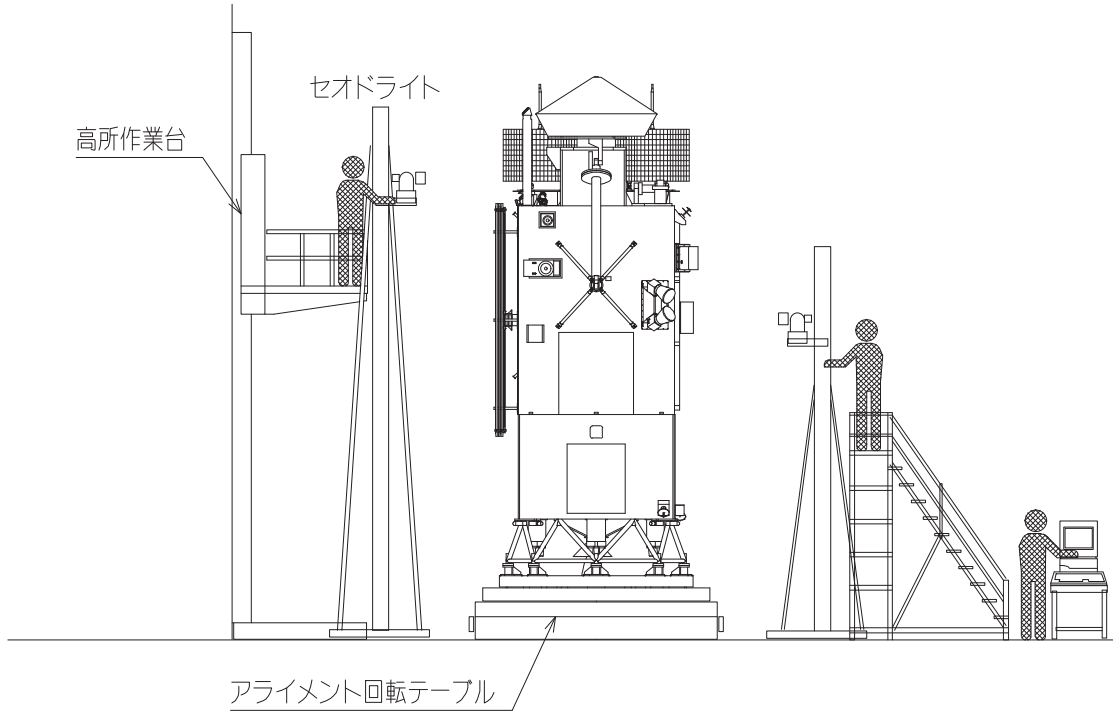


図 4.4.5.2-2(3/10) 試験コンフィギュレーション (アライメント測定試験)

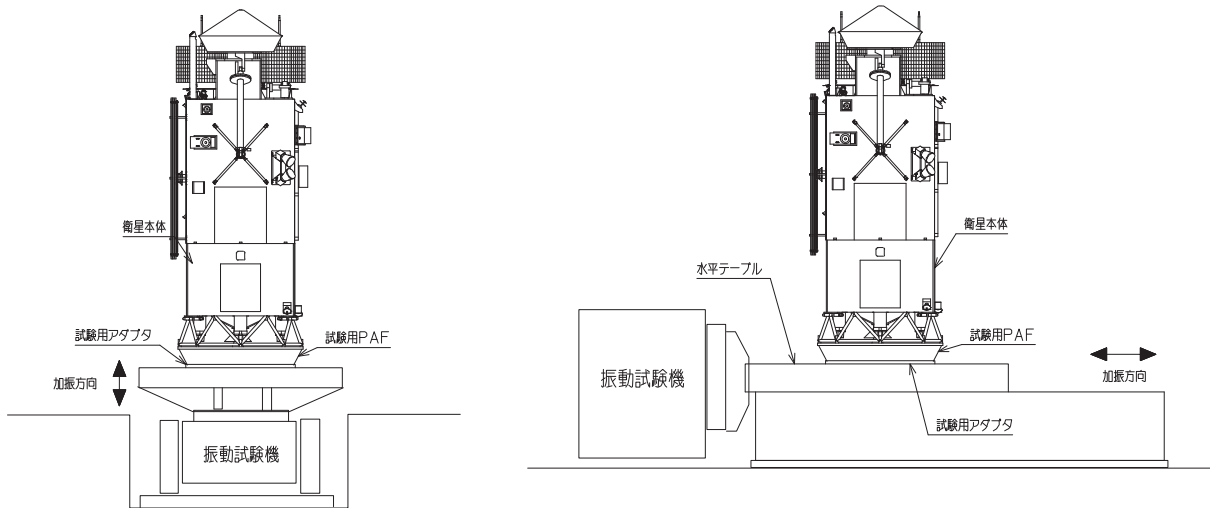


図 4.4.5.2-2(4/10) 試験コンフィギュレーション (正弦波振動試験)

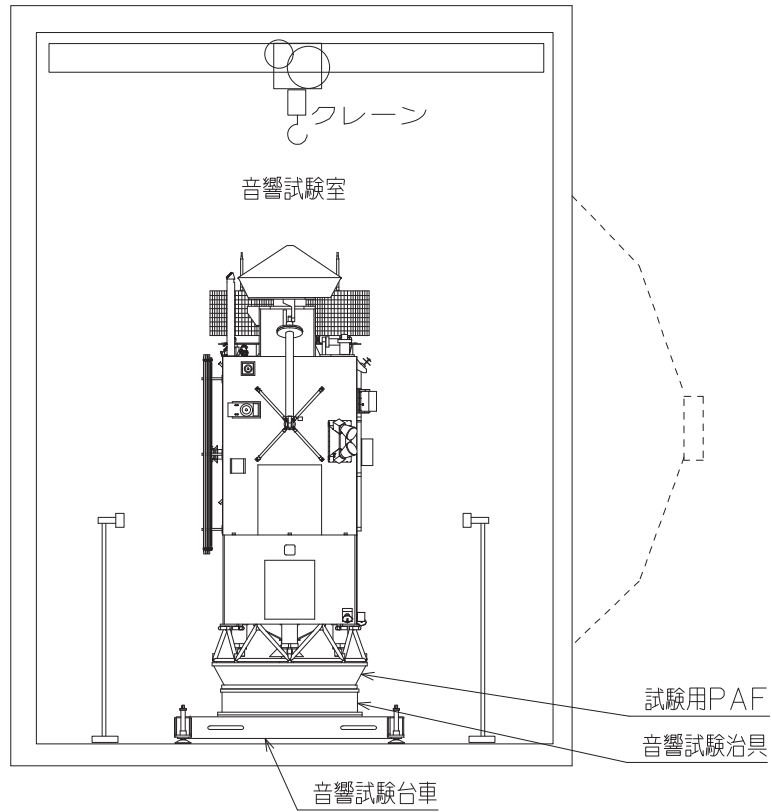


図 4.4.5.2-2(5/10) 試験コンフィギュレーション (音響試験)

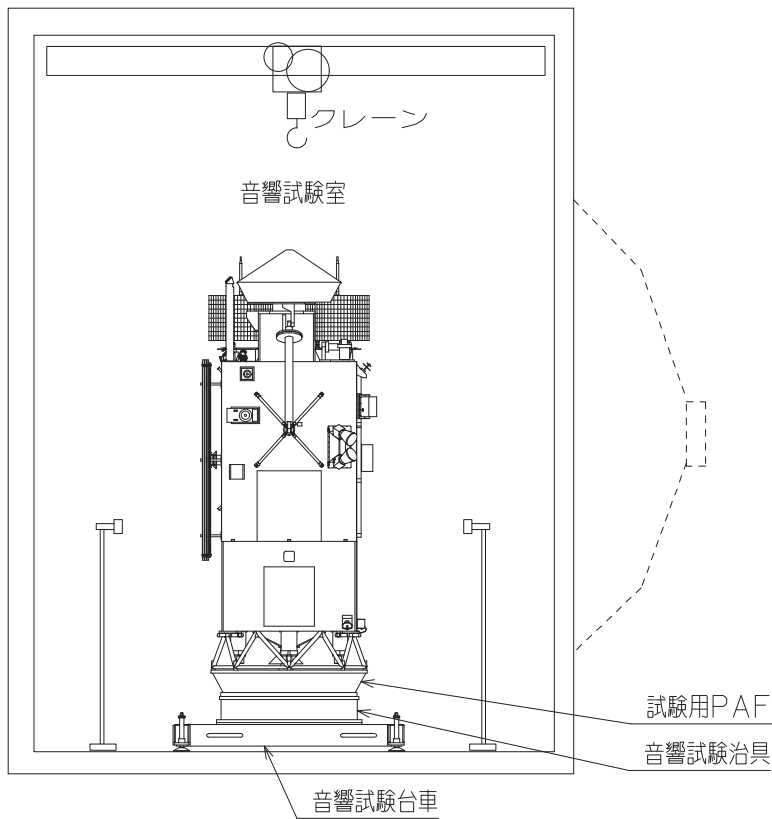


図 4.4.5.2-2(6/10) 試験コンフィギュレーション (PAFフィットチェック試験)

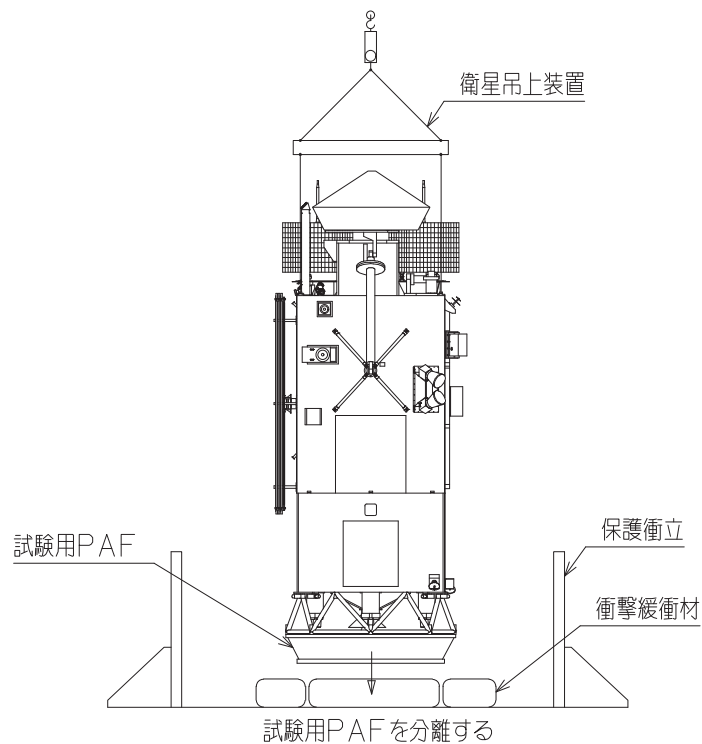


図 4.4.5.2-2(7/10) パイロ衝撃試験（衛星分離衝撃試験）コンフィギュレーション

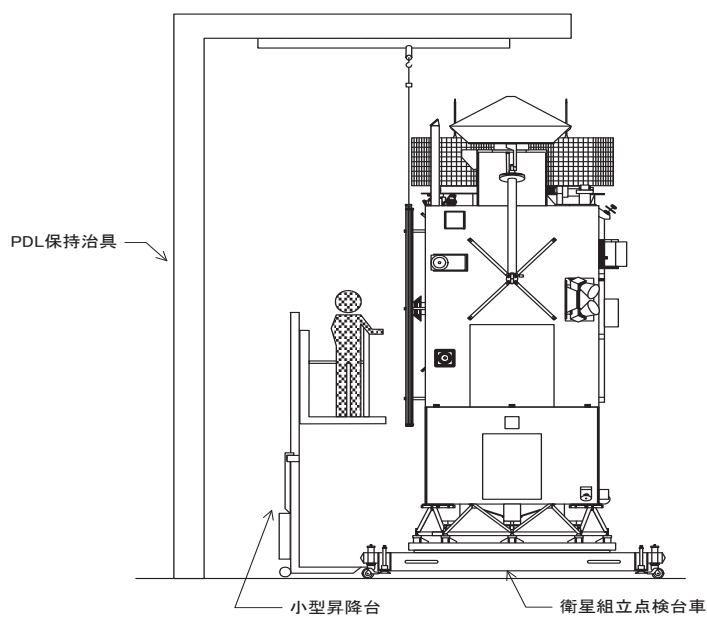


図 4.4.5.2-2(8/10) パイロ衝撃試験（SAP^π 衝撃試験）コンフィギュレーション

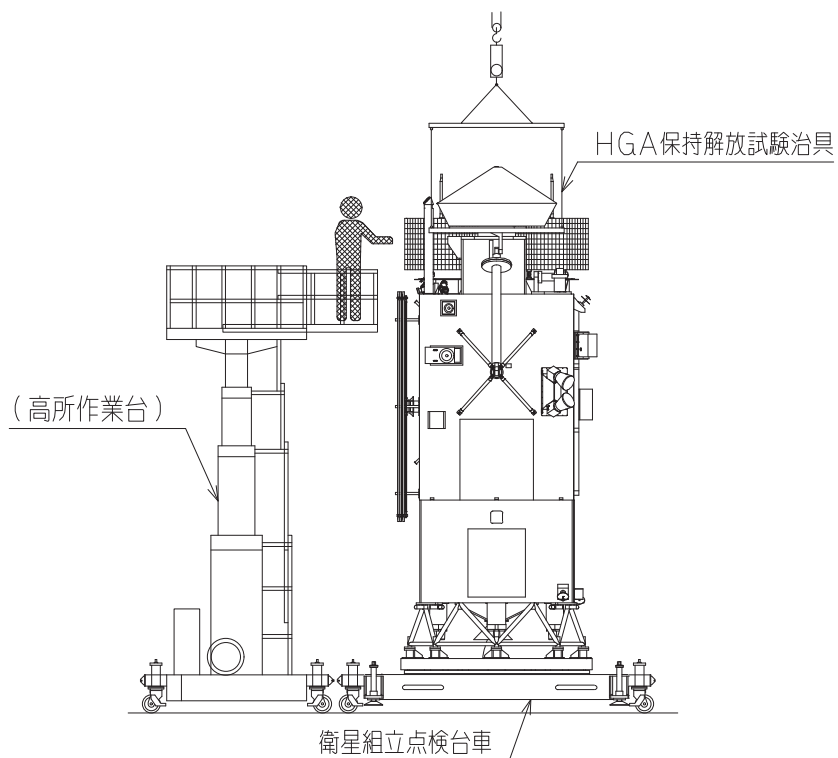


図 4. 4. 5. 2-2 (9/10) パイロ衝撃試験 (R/Vstar 分離衝撃試験) コンフィギュレーション

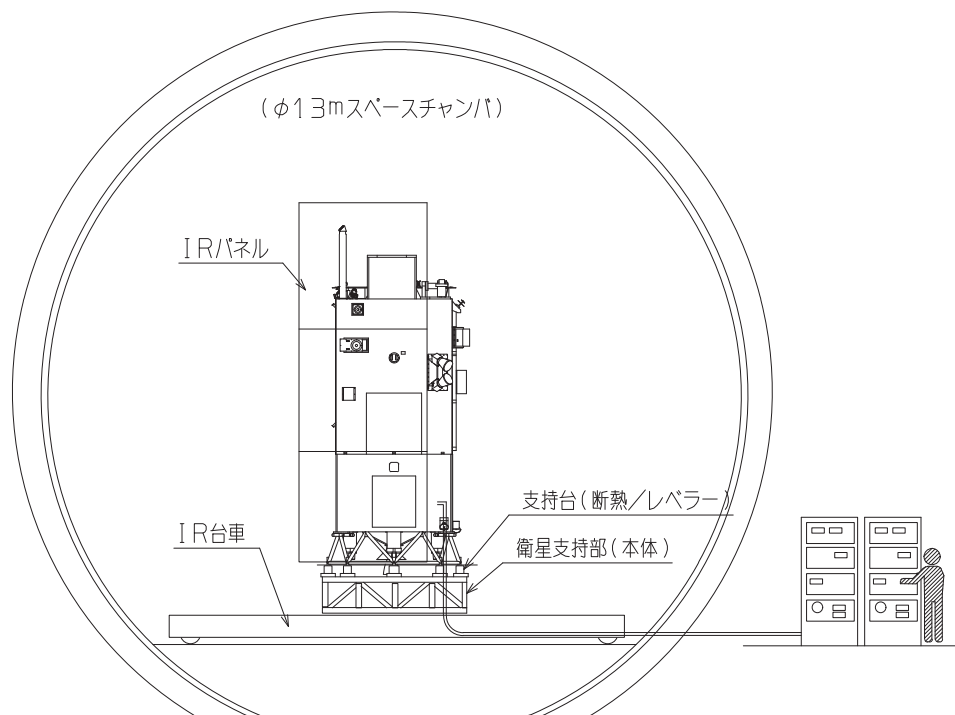


図 4. 4. 5. 2-2 (10/10) 熱平衡/熱真空試験コンフィギュレーション

5. システムの運用概要

小西 久弘、大嶽 久志(JAXA)

運用のフェーズを打ち上げ後の動作確認が終了する軌道上チェックアウトまでと観測運用期間とその後に分けて、以下のとおりとした。

・初期段階

打ち上げから軌道上での動作確認が完了するまでの期間

・定常運用段階

予定していた観測データを取得する期間

・後期運用

衛星の余寿命を利用して、観測データを取得する期間

それぞれの期間についての運用方針と運用計画、運用体制、運用結果について、以下に示す。

5.1 運用方針と運用計画

5.1.1 初期段階

「かぐや」は、H-II Aロケットで打ち上げられた後、衛星コンフィグレーションをロケットフェアリング内から宇宙空間向けに太陽電池パドルの展開、ハイゲインアンテナ展開等のコンフィグレーションを変更し、予定の観測軌道に変更する必要がある。この期間は、コンフィグレーション、環境条件が大きく変化していくために、入念にモニタをし、地上支援をしていくことが必須である。観測軌道投入までの期間は、JAXAの地上局及びアメリカ航空宇宙局／ジェット推進研究所(NASA/JPL)の深宇宙ネットワーク(DSN)を利用し、運用を行う計画とした。図 5.1.1-1 に「かぐや」の運用に使用したシステム構成を示す。

このため、打上直後に大きな衛星コンフィグレーション変更をまとめて実施するようにし、最初の軌道変更に備えるような運用計画とした。その後の軌道変更に関しては、バックアップ計画を考慮しつつ、JAXAの地上局から可視となる条件で計画を実施した。図 5.1.1-2 に観測軌道投入までのプロファイルを示す。フェージング軌道の2周目に、衛星運用に影響を与えない範囲でミッション機器のチェックアウト運用(サバイバルヒータ故障の対応に必要なミッション機器の常時電源および能動ヒータの立ち上げまで)を実施することとした。

観測軌道に投入後は、バス機器の機能確認実施後に、観測機器の機能確認を実施することとした。バス機器の機能確認は、観測軌道投入までのデータにて評価がほとんど実施できているため、追加で必要な項目のみ実施することとした。ミッション機器は以下の順でチェックアウト運用を計画した。

- (1) 伸展、展開機構(LMAG、LRS、UPI)
- (2) 低圧電源(100V 以下)機器。その中でもミッション機器ごとのEMC(電場、磁場)への影響を評価できるように、低圧機器の最初に LRS(パンプ)、LMAG のチェックアウトを行い、完了後は他機器のチェックアウト中も電場・磁場観測を継続する。
- (3) 高圧電源(100V 以上)機器。各機器ごとに数日間かける。PACE は3kV まで行い、3kV 以上は打ち上げから3ヵ月以上経て実施(定常運用期間)。

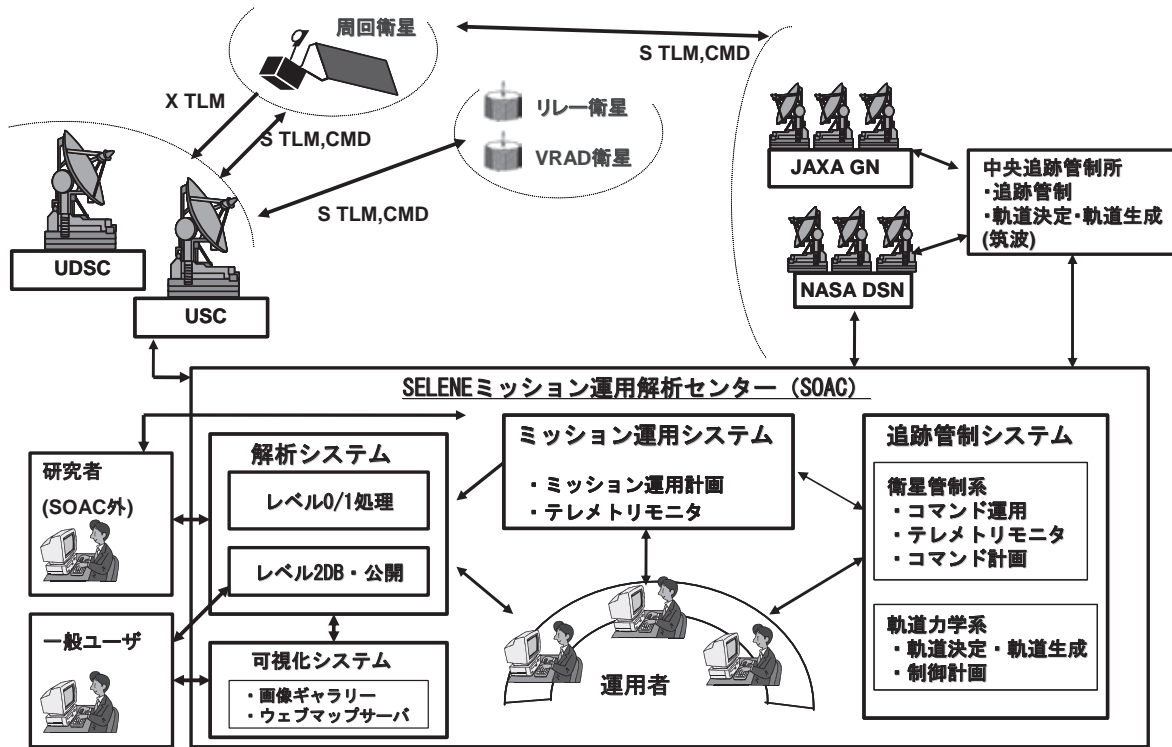


図 5.1.1-1 SELENE 運用システム構成図

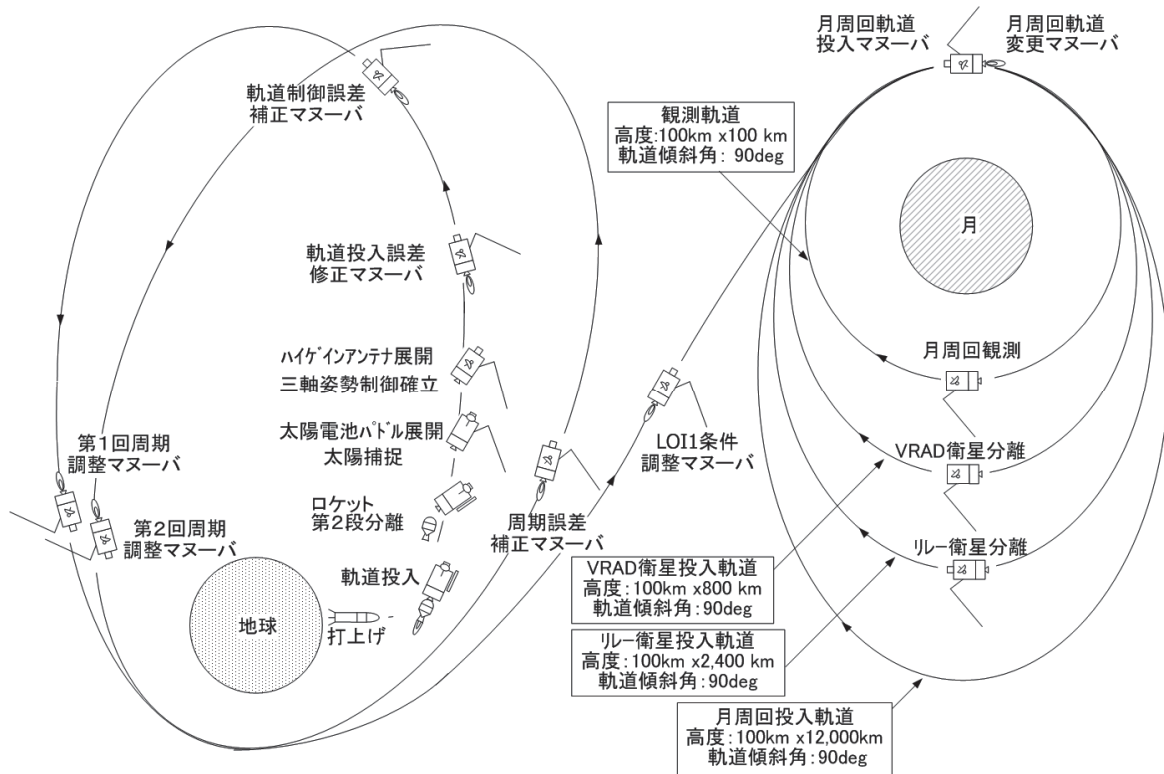


図 5.1.1-2 観測軌道投入までのプロフィール

5. 1. 2 定常運用段階

定常運用では、「かぐや」、「おきな」、「おうな」とも観測データを取得するために、臼田宇宙空間観測所(Usuda Deep Space Center,UDSC)、内之浦宇宙空間観測所(Uchinoura Space Center,USC)を利用した。内之浦宇宙空間観測所においては、他の科学衛星も利用していることから、原則、臼田宇宙空間観測所を利用した。

臼田宇宙空間観測所から3衛星が運用できる時間は、日本から月が可視となる時間帯に限られるため、3衛星で分割して利用する必要がある。このため、「かぐや」では、以下のような原則で臼田宇宙空間観測所の運用時間の配分をした。

- ・ 「おきな」、「おうな」は、周回衛星「かぐや」が掩蔽(月の裏側)時に運用する。

それぞれの衛星は、この条件のもと、運用計画の立案を行った。

また、沖縄宇宙通信所、増田宇宙通信所、勝浦宇宙通信所、マスパロマス局、サンチャゴ局、パース局を利用し、24時間運用を継続した。

観測運用は、周回衛星のデータ処理系に搭載されている DFAS(Data management system Flight Application Software)の機能であるタイムラインコマンド列により実施した。タイムラインコマンド列1本でおよそ800個のコマンドが格納可能なため、周回衛星に搭載している観測機器の運用を全て、タイムラインコマンド列に格納し、周回衛星へ登録した。このタイムラインコマンド列の作成作業は、最新の軌道情報を反映するために、週2回、それぞれ7日分を作成し、衛星への登録を行った。

各観測機器は、観測運用に必要なコマンド計画を運用リクエストファイルの形式で、SELENE ミッション運用解析センター(Selene Operation and Analysis Center,SOAC)に実行の3~4週間前に送付し、ミッション運用システム、追跡管制システムにて、整合性確認及びバス機器運用を追加し、タイムラインコマンド列を作成した。そして上述のように週2回、実行の直前に、最新の軌道情報を反映したタイムラインコマンド列を改訂して衛星へ登録した。

観測運用により取得した観測データは、「かぐや」のミッションデータレコーダ(MDR)に格納され、臼田局運用中に再生を行う運用で対応している。前日に取得したデータを翌日、再生する運用サイクルで観測データ取得を行っている。

図 5.12-1 に SELENE の定常運用期間での1日の運用例を示す。

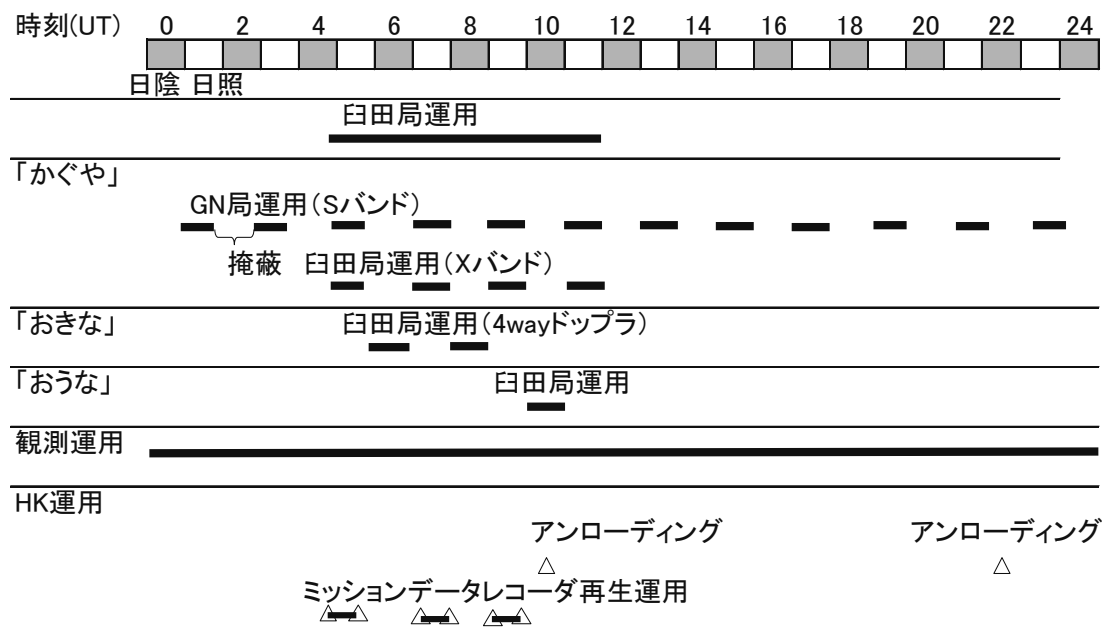


図 5.12-1 定常運用の1日の運用例

5. 1. 3 後期運用

後期運用においても、タイムラインコマンドによる運用は、定常運用と同様の方針で運用を継続した。リアルタイム運用については、1日8時間運用へ変更を行った。また、2008年12月のRW不具合の後はスラスタ制御モードでの運用となったため、スラスタ噴射による高圧電源への影響を検討し、実運用で問題ないことを確認した上で、それまで実施していた計画アンローディング時の高圧電源立ち下げ運用を行わないこととした。

おきなほは、3つの衛星のうちで、最初に月への衝突をむかえるために、可能な限り、運用を行った。

高度100kmでの追加観測が終了後に、低高度運用に移行する計画としていた。低高度運用においては、低高度であることにより著しく観測成果を上げることができるLMAG観測を優先することとし、LMAG観測に最適化した軌道設計を実施した。

その後は、残推薬を考慮し、できる限り運用を行える計画を検討し、最終的には月への制御落下運用を行うこととした。

5. 2 運用体制

5. 2. 1 初期段階

初期段階には、クリティカルな運用イベントを実施する運用計画を踏まえて図 52.1-1 に示すような運用体制にて迅速に対応及び連絡が実施できる体制で臨んだ。

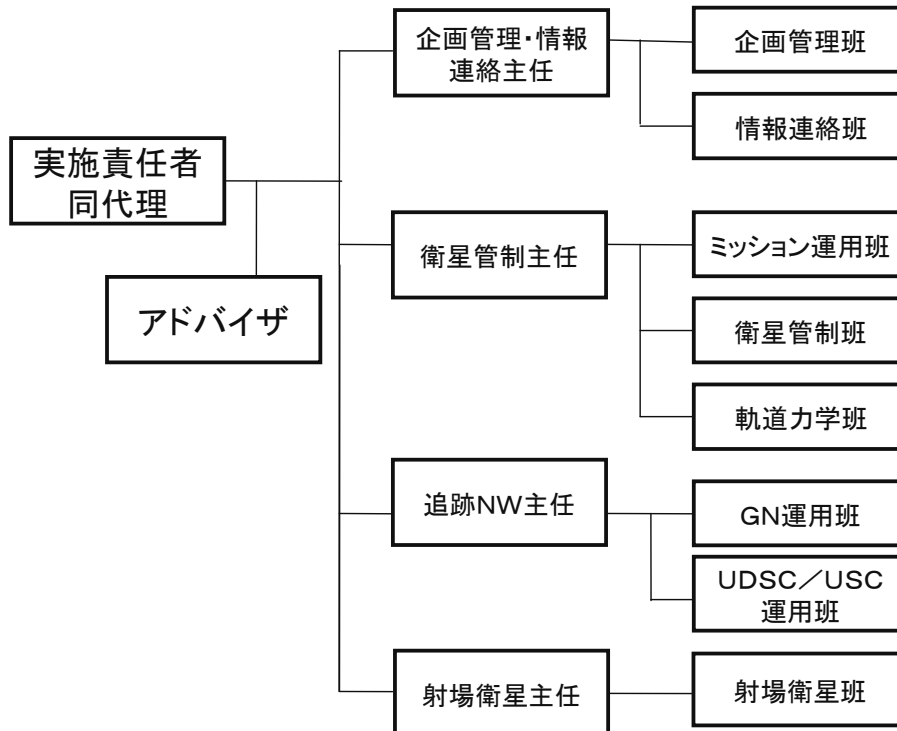


図 52.1-1 初期段階の運用体制

5. 2. 2 定常運用段階

定常運用においては、追跡管制運用に必要な体制である衛星管制、ミッション運用、軌道力学、GN運用、臼田・内之浦運用の担当にわけて実施をおこなった。それぞれの担当は、初期段階と同一の担当である。

5. 2. 3 後期運用

後期運用においては、衛星管制作業に、ミッション運用の各観測機器担当も参加し、運用を実施した。

5.3 運用結果

5.3.1 初期段階

「かぐや」(SELENE)は、平成19年9月14日 1時31分01秒(UT)に種子島宇宙センターからH-II Aロケット13号機で打ち上げられ、2時16分35秒(UT)に軌道に投入された。

主要イベントである、初期太陽補足、太陽電池パドル(SAP)展開、パドルスルー、ハイゲインアンテナ展開、月遷移軌道定常姿勢移行、軌道投入誤差修正マヌーバ(ΔV_c)、軌道制御誤差補正マヌーバ(ΔV_a)、周期調整マヌーバ(ΔV_p)、月周回軌道投入(LOI)、おきな・おうな分離などを問題なく完了し、月周回軌道姿勢に移行した。表 5.3.1-1 に定常制御運用までの主要イベントとその結果を示す。なお、表 5.3.1-1 の運用のほか、月周回軌道投入後には、STの月干渉明け後のストアードコマンドによるSTエラーリセット、モニタカメラ撮像/再生及びマニュアルアンローディングを随時実施した。

定常制御運用開始後の初期チェックアウトは打上げ後約1.5ヶ月間でバス機器、ミッション機器及び総合動作確認に相当するアンローディング総合動作試験を実施した。表 5.3.1-2 に初期機能確認スケジュールを示す。以下に主要なイベントを示す。

(1) バス機器チェックアウト

バス機器のチェックアウトは、定常制御運用開始までにチェックアウトが実施されていないもののうち、衛星の運用にリスクのないものを中心に実施した。詳細には通信系(COM系)、データ処理系(DH系)、姿勢制御系(AOCS系)を中心に実施した。

(2) ミッション機器チェックアウト

5.1.1 章に述べた方針に沿って、計画どおりに伸展・展開(LMAG、LRS、UPI)、低圧電源(100V以下)機器、高圧電源(100V以上)機器のチェックアウトを実施した。

(3) 軌道制御機能確認

月観測軌道投入後、軌道高度維持を目的として12月11日に軌道高度制御を行い、軌道制御を完了した。軌道制御の評価は噴射時間及び軌道投入後の軌道決定から行い、所期の軌道に投入できたことを確認した。

(4) アンローディング機能確認(自動化・自律化機能確認)

アンローディング試験(自動化・自律化)は、観測機器の全機器の1次電源を立ち上げた状態で、アンローディング実施時に自動化・自律化機能で所期の計画通り、観測機器の電源を落とし、衛星のDH系DFASとAOCS系の協調動作及び観測機器の正常終了動作を確認する目的で実施し、すべて所期の計画通りの動作をすることを確認した。

表 5.31-1 定常制御開始までの主要イベントと運用結果(1/6)

No	イベント名	時刻(UT)	結果
1	衛星分離～AOCS 自動構成 ～太陽捕捉～パドル展開～ クルージング～スピン停止 (自動運用)	9/14 4:18	ロケット/衛星分離後、NT 系分離スイッチからの衛星分離信号によりAOCS 機器のコンフィギュレーションを自動設定し、タッチバルブを OPEN する AOCS 自動構成が機能したことを確認した。軌道投入姿勢からレートダンピング後、SSH 視野中心軸太陽指向姿勢への初期太陽捕捉を確認した。SSH 視野中心軸回りに一定レート(スピンレート:0.4° /s)でスピンを行いながら太陽指向を維持する(クルージング)ことを確認し、その後SAP展開のためスピン停止を確認した。
2	太陽電池パドル展開	9/14 2:44 (展開時間)	AOCSからの自動コマンド送信により、全ピンタッチ信号DEPLOYと発生電力1035Wの発生を確認した(展開時間53秒)。太陽電池パドル展開後の太陽捕捉完了時には、SSH 視野中心軸回りに一定レート(スピンレート:0.4° /s)でスピンを行いながら太陽指向を維持する(クルージング)ことを確認した。
3	パドル90度スルー	9/14 5:20	地上からのコマンドによりSAPを90° スルーさせて、発生電力4100Wであることを確認した。
4	恒星捕捉	9/14 6:55	ST1, ST2ともに正常に恒星捕捉することを確認した。
5	三軸捕捉/慣性指向確立	9/14 8:20	月遷移軌道段階において、コマンドで指定された慣性指向姿勢(慣性座標系)を確立し、維持することを確認した。
6	HGA展開	9/14 9:52 (展開時間)	地上からのフランチボルト1～5 解放及び6の解放とタッチにより正常に展開終了したことを確認した。
7	月遷移軌道定常姿勢移行	9/14 11:36	月遷移軌道段階において、コマンドで指定された慣性指向姿勢(慣性座標系)を確立し、維持することを確認した。
8	HGA-S 通信リンク確立	9/14 13:00	HGAのヌルサーチ、ポイントドライブ、HGA アップリンクキャリアの正常動作を確認した。
9	衛星ヘルスチェック	9/14 16:00	SAP 展開状態、及びHGA 展開状態の画像撮像及びモニタカメラの画像再生を確認した。また、MDR 各種機能、及び40k→2k 切替を実施し、衛星の健全性を確認した。
10	冗長系スラスタ排気	9/14 15:00	20N 及び1Nスラスタの冗長系への切替え、バイアス設定、姿勢駆動停止を実施し、慣性指向モード移行が実施されたことにより、冗長系の不活性ガスの排気を確認した。
11	ΔVc1実施	9/14 20:15	20N スラスタによるアレッジセトリング及び500N エンジンによるΔVc1 を実施し、所定の軌道投入できたことを確認した。 ΔV 量 :2318m/s ΔV 時間 :118s (20:12:58～20:14:56) 遠地点高度 :232,782km 近地点高度 :956km 周期 :4 日 23 時間 37 分
12	HGA-S 通信リンク確立	9/14 23:30	HGA による S バンドでの地上局との通信リンクの正常動作を確認した。 USB-TRP A INPUT LVL -57.2dBm(HGA) USB-TRP B INPUT LVL -75.3dBm(SANT-D)

表 5.31-1 定常制御開始までの主要イベントと運用結果 (2/6)

No	イベント名	時刻(UT)	結果
13	ホイール制御移行	9/15 00:20	Opm 近傍で姿勢維持できたことからホイール制御移行の正常動作を確認した。
14	$\Delta Va1$ 実施	9/15 23:00	<p>20N スラスタによる$\Delta Va1$ を実施した。$\Delta Va1$ 前後のアンテナ切替、各種設定、姿勢移行及び$\Delta Va1$ 後のヘルスチェック、アンローディングにて正常動作を確認するとともに、所定の軌道に投入できたことを確認した。</p> <p>ΔV 量 : 056m/s ΔV 時間 : 37s (225944~230021) 遠地点高度 : 232,731km 近地点高度 : 924km 周期 : 4 日 23 時間 33 分</p>
15	STヘルスチェック	9/16 01:05	正常動作を確認した。
16	$\Delta Vp1$ 実施	9/19 1:00	<p>20N スラスタによるアレージセトリング及び500N エンジンによる$\Delta Vp1$ を実施した。$\Delta Vp1$ 前後のアンテナ切替、各種設定、姿勢移行、及び$\Delta Vp1$ 後のヘルスチェック、アンローディングの正常動作を確認するとともに、下記の所定の軌道に投入できたことを確認した。</p> <p>ΔV 量 : 9334m/s ΔV 時間 : 484s (005211~010015) 遠地点高度 : 377,809km 近地点高度 : 1,039km 周期 : 9 日 23 時間 31 分</p>
17	$\Delta Vc2$ 運用	9/19 20:00	<p>20N スラスタにより$\Delta Vc2$ を実施した。$\Delta Vc2$ 前後のアンテナ切替、各種設定、姿勢移行、及び$\Delta Vc2$ 後のヘルスチェック、アンローディングを含め正常動作を確認するとともに、下記の所定の軌道に投入できたことを確認した。</p> <p>ΔV 量 : 112m/s ΔV 時間 : 57s (195929~200026) 遠地点高度 : 379,196km 近地点高度 : 1,055km 周期 : 10 日 0 時間 48 分</p>
18	HGA アンテナパターン測定	9/22 22:20	HGAのポイントドライブ機能を使用し、アンテナパターンを測定し、HGAのアンテナパターンが設計通りであることを確認した。
19	GAP/HDTV/LALT 機能確認	9/23 19:10	各機器の1次電源、各基板の電源及びヒータの動作が正常であることを確認した。
20	USM/XRS/LRS 機能確認	9/24 17:50	各機器の1次電源、各基板の電源及びヒータの動作が正常であることを確認した。
21	UPI/MAP 機能確認	9/25 18:00	各機器の1次電源、各基板の電源及びヒータの動作が正常であることを確認した。

表 5.31-1 定常制御開始までの主要イベントと運用結果(3/6)

No	イベント名	時刻(UT)	結果
22	ΔVp2 実施	9/29 2:59	<p>20N による ΔVp2 の実施した。ΔVp2 前後のアンテナ切替、各種設定、姿勢移行、及び Vp2 後のヘルスチェック、アンローディングの正常動作を確認するとともに、下記の所定の軌道に投入できたことを確認した。</p> <p>ΔV 量 : 156m/s ΔV 時間 : 81s (02:57:42~02:59:03) 遠地点高度 : 378.132km 近地点高度 : 2243km 周期 : 10 日 0 時間 55 分</p>
23	HDTV 撮像	9/29 14:05	HDTV のテスト撮像を行い、撮像が適切に実施できたこと、アンテナ切替、各種設定、及び画像伝送の正常動作を確認した。
24	LOI-1 運用	10/3 21:20	<p>20N スラスタによるアレージセトリング、及び 500N エンジンによる ΔV により、LOI-1 を実施した。ΔV 前後のアンテナ切替、各種設定、姿勢移行、及び ΔV 後のヘルスチェック、アンローディングの正常動作を確認するとともに、所定の月周回軌道に投入したことを確認した。</p> <p>ΔV 量 : 298.80m/s ΔV 時間 : 1460s (20:55:29~21:19:49) 遠月点高度 : 11,741km 近月点高度 : 101km 周期 : 16 時間 42 分</p>
25	LOI-2 運用	10/6 23:09	<p>20N スラスタによるアレージセトリング、及び 500N エンジンによる ΔV により、LOI-2 を実施した。ΔV 前後のアンテナ切替、各種設定、姿勢移行、及び ΔV 後のヘルスチェック、アンローディングの正常動作を確認するとともに、所定の軌道に投入したことを確認した。</p> <p>ΔV 量 : 102.48m/s ΔV 時間 : 469s (23:01:13~23:09:02) 遠月点高度 : 5,694km 近月点高度 : 108km 周期 : 7 時間 53 分</p>

表 5.31-1 定常制御開始までの主要イベントと運用結果 (4/6)

No	イベント名	時刻(UT)	結果
26	LOI-3運用	10/7 22:51	20N スラスタによるアレジセットリング、及び 500N エンジンによるΔVにより、LOI-3を実施した。ΔV 前後のアンテナ切替、各種設定、姿勢移行、及びΔV 後のヘルスチェック、アンローディングの正常動作を確認するとともに、所定の軌道に投入したことを確認した。 ΔV量 :151.44m/s ΔV時間 :670s(2240:17~2251:27) 遠月点高度 :2,399km 近月点高度 :115km 周期 :4 時間 05 分
27	リレー衛星分離リハーサル	10/8 0300	リレー衛星分離直前までの衛星の運用を実際に行い、リレー衛星分離に移行可能なことを確認した。
28	リレー衛星分離	10/9 00:35 (分離時刻)	リレー衛星の分離を実施し分離後の姿勢外乱やモニタカメラのデータから分離作業は適切に行えたことを確認した。なお、CAM-H4 の温度が Caution Limit をオーバー(66.4°C)した。分離後の太陽光の直接入射が原因である。カメラの温度耐性の実力値からそのまま使用可とした。
29	LOI-4運用	10/10 00:30	20N スラスタによるアレジセットリング、及び 500N エンジンによるΔVにより、LOI-4を実施した。ΔV 前後のアンテナ切替、各種設定、姿勢移行、及びΔV 後のヘルスチェック、アンローディングの正常動作を確認するとともに、所定の軌道に投入したことを確認した。 ΔV量 :164.96m/s ΔV時間 :656s(0018:24~0029:20) 遠月点高度 :795km 近月点高度 :127km 周期 :2 時間 34 分
30	VRAD 衛星分離 リハーサル	10/11 04:40	VRAD衛星分離直前までの衛星の運用を実際に行い、VRAD衛星分離に移行可能なことを確認した。
31	VRAD 衛星分離	10/12 04:28 (分離時刻)	VRAD衛星の分離を実施し分離後の姿勢外乱やモニタカメラのデータから分離作業は適切に行えたことを確認した。

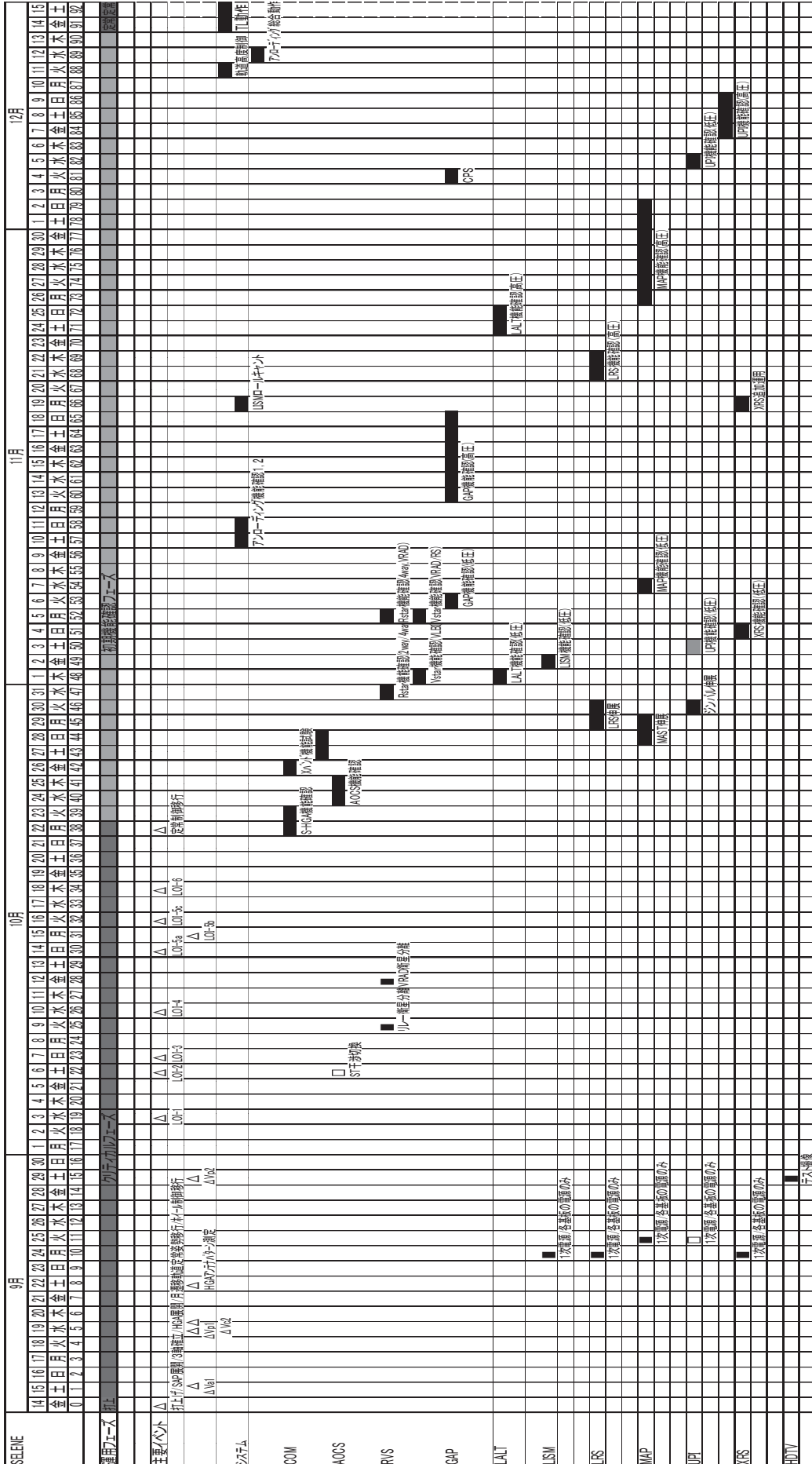
表 5.31-1 定常制御開始までの主要イベントと運用結果(5/6)

No	イベント名	完了時刻(UT)	結果
32	LOI-5a運用	10/14 04:40	<p>20N スラスターによるアレージセリング、及び 500N エンジンによるΔVにより、LOI-5aを実施した。ΔV 前後のアンテナ切替、各種設定、姿勢移行、及びΔV 後のヘルスチェック、アンローディングの正常動作を確認するとともに、所定の軌道に投入したことを確認した。</p> <p>ΔV量 : 68.30m/s ΔV時間 : 253s (04:36:37~04:40:50) 遠月点高度 : 376.19km 近月点高度 : 129.43km 周期 : 2 時間 12 分 51 秒</p> <p>なお、本運用で500Nエンジンの酸化剤が15kgの残量になったため、500Nの使用を終了した。</p>
33	LOI-5b運用	10/15 05:09	<p>20N スラスターによるΔVにより、LOI-5bを実施した。ΔV 前後のアンテナ切替、各種設定、姿勢移行、及びΔV 後のヘルスチェック、アンローディングの正常動作を確認するとともに、所定の軌道に投入したことを確認した。</p> <p>ΔV量 : 25.62m/s ΔV時間 : 1013s (04:51:26~05:08:19) 遠月点高度 : 248.10km 近月点高度 : 130.25km 周期 : 2 時間 06 分 32 秒</p>
34	LOI-5c運用	10/16 06:25	<p>20N スラスターによるΔVにより、LOI-5cを実施した。ΔV 前後のアンテナ切替、各種設定、姿勢移行、及びΔV 後のヘルスチェック、アンローディングの正常動作を確認するとともに、所定の軌道に投入したことを確認した。</p> <p>ΔV量 : 25.165m/s ΔV時間 : 983s (06:08:10~06:24:33) 遠月点高度 : 136.39km 近月点高度 : 124.87km 周期 : 2 時間 00 分 48 秒</p>

表 5.3.1-1 定常制御開始までの主要イベントと運用結果 (6/6)

No	イベント名	完了時刻(UT)	結果
35	LOI-6運用	10/18 08:02	<p>20NスラストによるΔVにより、LOI-6を実施した。ΔV前後のアンテナ切替、各種設定、姿勢移行、及びΔV後のヘルスチェック、アンローディングの正常動作を確認するとともに、所定の軌道に投入したことを確認した。</p> <p>ΔV量 : 1270m/s ΔV時間 : 497s(07:53:18~08:01:35) 遠月点高度 : 12255km 近月点高度 : 8029km 周期 : 1時間 57分 59秒</p>
36	定常制御運用	10/19 08:10	<p>月心指向姿勢で定常制御モード移行を確認した。</p> <ul style="list-style-type: none"> ・SAPのスルー動作、及び食明け後に太陽追尾により電力 4180W を確認。 ・HGA のトラッキング、及びダウズリンクを確認。 ・ホイール制御を確認。SAPスルー動作、HGAトラッキング、ホイール制御確認。

表 5.3.1-2 初期機能確認スケジュール



5.3.2 定常運用

(1) バス機器運用

下記の打ち上げ前に予定していた通常運用内容(a~i)を定常運用期間中実施し、観測運用を継続することができた。観測運用を実施する上で不可欠な項目はb)~f)、i)である。

a) MDR ch1 再生運用

周回衛星の不可視時の S バンドテレメトリを取得するため、毎日、国内局可視時間帯に MDR ch1 の再生運用をタイムラインコマンドにて実施した。

b) MDR ch2 記録・再生運用

周回衛星の臼田局運用時間帯外の観測データを取得するため、毎日、前日分の観測データの再生を行った。また、高速観測データ(LRSLISM)については、MDR への蓄積量を低減するため、臼田局・内之浦局で正常受信している場合には記録停止とした。

c) AOCS パラメータ更新運用

AOCS 軌道要素、日陰パラメータを最新の軌道決定結果を反映するために、軌道要素については、毎日、日陰パラメータについては週 2 回更新する運用をタイムラインコマンドにて行った。

d) ST 干渉回避運用

ST の地球干渉を回避するために、非干渉側の ST を選択する運用をタイムラインコマンドにて行った。

e) APE パラメータ更新運用

APE 軌道要素を最新の軌道決定結果を反映するために、週 2 回更新する運用をタイムラインコマンドにて行った。

f) リレー衛星追尾運用

4way ドップラ観測を行うために、HGA をリレー衛星追尾へ切り替える運用をタイムラインコマンドにて行った。

g) HGA 異常時対応ストアードコマンド登録・削除

HGA 異常時にオムニアンテナ運用に切り替わるようにストアードコマンド登録を毎日実施し、異常がなかったため、削除を行った。

h) 電源監視開始・停止

日照中、電源監視を実施するため、日陰前後で停止・開始する運用をタイムラインコマンドにて行った。

i) アンローディング運用

徐々にリアクションホイールの蓄積角運動量が増加するため、スラスタ噴射によるアンローディングを実施した。一方、観測機器には、観測中、高圧電源を用いているセンサがある。スラスタ噴射によるガスにより、高圧電源を用いている観測センサが高圧放電をおこさないように安全のため、高圧電源をオフすることとした。

この運用を計画的に実施するために、アンローディング運用は計画的に立案し、運用を行った。アンローディング前後での高圧電源観測機器のオフ・オン及びアンローディング実施のコマンドについては、タイムラインコマンドにておこなった。アンローディング間隔は、ホイールに蓄積できる角運動量を考慮し、6 周回毎に原則実施することとした。リアクションホイールが 1 台故障した後は、当初予定どおり、3 周回毎の頻度に変更した。

(2) ミッション機器運用

各機器の詳細な運用結果を 6. 2 章に示す。また、ミッション機器間の運用計画調整については 9 章(ミッション運用WG)に記載する。

(3) 特殊イベント運用

衛星全体への観測に影響を与える特殊イベントとして識別されている 8 項目について、毎月開催する調整会議の中で実施時期を調整し、運用を行った。特殊イベント実施日を表 5.32-1 にまとめる。

表 5.32-1 特殊イベント運用実績

実施日	イベント名称
1月4日	β 90度運用
2月5日	軌道高度維持制御運用
2月21日	月食サバイバル運用
3月14日	PACE 高圧電源昇圧運用
3月21日	LISM 校正運用
3月29日	軌道高度維持制御運用
4月2日	ヨーアラウンド運用
4月5日	HDTV ベースライン撮像運用
5月9日	PACE 高圧電源昇圧運用
5月24日	軌道高度維持制御運用
7月4日	CPS 校正運用、 β 90度運用
7月16日	軌道高度維持制御運用
8月3日	軌道面制御運用
8月16日	月食サバイバル運用
9月2日	軌道面制御運用
9月10日	軌道高度維持制御運用
9月15日	LISM SP 校正運用
9月30日	HDTV ベースライン撮像運用
10月1日	軌道面制御運用
10月7日	ヨーアラウンド運用

a) 軌道高度制御

軌道高度変動を修正するために、約2ヶ月に1度、軌道高度維持制御を実施した。軌道高度制御は、遠月点、近月点において、増速及び減速制御を実施して、高度変更を実現している。軌道高度制御時には、 ΔV 姿勢へ変更等があるため、オムニアンテナによる運用を行った。このため、観測機器は、軌道高度制御運用中、電源オフ状態にした。

定常運用期間中に、計5回(2/5、3/29、5/24、7/16、9/10)実施し、全て予定どおり完了した。

b) 月食サバイバル運用

定常運用中には2度月食(2/21、8/16)が発生し運用をおこなった。月食の事前準備として、地球による影と月による影が同時期に発生するように、軌道の調整を行い、周回衛星が影に入っている時間が短くなるように対処した。2度の月食とも、予定の食時間内におさえることができ、電力・熱的観点で問題のない運用が実施できるように計画ができた。

また、月食中に可能な限りヒータ電力を使用しないようにするため、観測機器は月食の直前にプリヒート運用を実施し、月食中の温度維持及び電力消費を低減することを実現した。月食中は必要最低限の機器のみ、オンとするため、原則、観測機器はオフとして運用を行った。2008年8月16日の月食は、2月21日の月食と比較し、本影時間が短くバッテリーDODの制約が厳しくないため、観測機器を一部オン(MAP)し、月食時の観測も行った。

c) ヨーアラウンド運用

周回衛星の軌道に対する太陽光入射角は1年をかけて、360度まわることとなる。周回衛星は、片翼の太陽電池パドルしか搭載していないため、太陽方向が軌道面の反対側に変わった場合には、進行方向を変更する必要性があった。

月周回軌道投入後の太陽方向では、 $-X$ 軸を進行方向とするヨーアラウンド姿勢で定常制御運用を実施した。その後、2008年4月2日頃に太陽電池パドルを反対方向に向ける必要があるため、ヨーアラウンド運用を実施し、進行方向を $+X$ 軸方向へ変更した。

ヨーアラウンド運用としては、南極にて衛星の姿勢を一旦、慣性指向に固定したのち、ロール軸まわりに180度回転させた。その姿勢のまま、北極で定常制御移行をおこなうことにより、進行方向の変更をおこなった。また、10/7に同様にパドル方向を反対方向に向けるためにヨーアラウンド運用を行い、進行方向を $-X$ 軸へ変更した。定常運

用期間中に2回(4/2、10/7)実施し、予定通り完了した。

d)軌道面制御

LISM 観測の観測域を変更するために、軌道面制御を実施した。軌道面制御は、極において、軌道制御を実施して、面変更を実現している。軌道面制御時も、 ΔV 姿勢へ変更等があるため、オムニアンテナによる運用を行った。このため、観測機器は、軌道高度制御運用中、電源オフ状態にした。定常運用期間中に、3回(8/3、9/2、10/1)実施し、予定通り完了した。

e) β 90度運用

軌道面に対する太陽への角度が90度をこえると、パドルを180度反転させる必要があり、実施した。 β 角90度付近ではパドル面に対する角度が大きくなるため、半周回パドル太陽追尾を停止させることにより、反転運用を行った。定常運用期間中に2回(1/4、7/4)実施し、予定どおり完了した。

f)LISM SP校正運用

LISMのSP校正のために、ロールキヤントを行った。AOCS系へのロールバイアスコマンドを実施することにより、実現した。ロールキヤント中は、安全のため、高圧機器についてはオフ状態として運用を行った。定常運用期間中に2回(3/21、9/15)実施、予定どおり完了した。

g)CPS校正運用

CPSの校正を行うため、+Z軸方向が深宇宙をむけるような慣性指向姿勢で月を周回させた。CPSの視野内に月が入らない時間及び校正に必要な時間を考慮し、3周回慣性指向姿勢を行った。合わせて、他の機器(XRS,GRD,HDTV)も観測を行った。定常運用期間中に1回(7/4)実施し、予定どおり完了した。

h)HDTV ベースライン撮像運用

満地球の月の地平線からの出入りを撮像を行った。定常運用期間中、2回(4/5、9/30)行い、予定どおり完了した。

i)PACE 高圧電源昇圧運用

MAP(PACE)のIMA(HVT)高圧電源を段階的にあげるために実施した。昇圧する時には他の観測機器はオフ状態として実施した。定常運用期間中で2回(3/14、5/9)行い、12kVまで昇圧した。

5.3.3 後期運用

観測運用については、定常運用と同様に実施したため、特殊イベント運用のみを表5.32-2に示す。

表 532-2 後期運用における特殊イベント

実施日	イベント名称
11月3日	軌道高度維持制御運用
12月11,12日	GRS校正運用
12月27日	軌道高度維持制御運用
1月4日	β 90度運用
2月2日	LISM M恒星運用
2月9日	月食サバイバル運用
2月20日	軌道高度維持制御運用
3月12日	LISM SP校正運用
3月19日	軌道高度維持制御運用
4月3日	ヨーアラウンド運用
4月16日	軌道高度制御運用
6月10日	落下運用

a) 軌道高度維持制御運用

11月3日、12月27日については、高度100kmでの観測を継続するために運用を行った。2008年12月26日にリアクションホイールの2台目に異常が発生したため、その後はリアクションホイール制御とスラスタ制御を選択して運用を継続した。このスラスタ制御運用により発生する軌道への効果により、2月には高度が50kmの低高度運用へ移行した。2月20日、3月19日については、高度50kmでの観測を継続するために運用を行った。4月16日の軌道高度制御は、さらに近月点を10kmとする軌道変更を実施した。

b) GRS 校正運用

GRSの校正を行うため、+Z軸方向が深宇宙をむけるような慣性指向姿勢で月を周回させた。GRSの視野内に月が入らない時間及び校正に必要な時間を考慮し、18周回慣性指向姿勢を行った。合わせて、HDTVの撮像も行った。後期運用期間中に1回(12/11,12)実施し、予定どおり完了した。

c) β 90度運用

β 角90度付近ではパドル面に対する角度が大きくなるため、半周回パドル太陽追尾を停止させることにより、反転運用を行った。後期運用期間中に1回(1/4)実施し、予定どおり完了した。

d) LISM MI校正運用

LISMのMI校正のために、ピッチバイアスを90度かけた状態での月心指向姿勢を行った。ピッチバイアス中は、安全のため、高圧機器についてはオフ状態として運用を行った。後期運用期間中に1回(2/2)実施、予定どおり完了した。

e) 月食サバイバル運用

後期運用中には1度月食(2/9)が発生し運用をおこなった。後期運用中の月食では、本影が発生しないため、できるかぎり観測機器をオフする対応のみを実施した。

また、月食中には、HDTV撮像を実施した。

f) LISM SP 校正運用

LISMのSP校正のために、定常運用と同様にロールキヤントを行った。後期運用期間中に1回(3/12)実施、予定どおり完了した。

g) ヨーアラウンド運用

定常運用と同様にヨーアラウンド運用を行った。後期運用期間中に1回(4/3)実施し、予定通り完了した。

h) 落下運用

月の表側に落下させることを目的に軌道制御を行った。推進剤使用量を低減するために、遠月点において減速制御を行った。落下地点は表側の日陰に落下することとなった。

日本からの可視時間帯に落下させるように実施し、予定どおり、衝突したことを確認した。

5.4 軌道上不具合

主要な不具合を表 54-1 に示す。

表5. 4-1(1/2) 主要な衛星不具合

発生日	システム	サブシステム	不具合件名	事象	推定原因
2007/11/17	ミッション系	粒子線計測器 (GPS)	PS(HID、LPD)が CAL 信号を検出できない	GAP チェックアウトの途中から HID、LPD が校正用の CAL 信号を検出できなくなった。	25にPS、GPEを昇温して再確認を行った結果、不具合事象が再現した。取得データを評価したところ、エネルギーレベルが離散的となっていた。FTAを実施した結果、ADC用レギュレータの+5V出力低下が原因である可能性が高い。
2007/1/19	ミッション系	蛍光 X 線分光計 (XRS)	XRS Background 過多	XRS の CCD データにおいて、想定以上のイベント数が検出されている。XRF-A の CCD 4枚モードで顕著であり、多数のイベント (閾値より大きな値をもつ画素)、縦方向 (転送方向) への流れが見られる。	縦方向への流れについては、フェージング軌道上での CCD 放射線劣化の可能性が高い。多数のイベントについては、高エネルギー粒子の宇宙線で発生したイベントが縦方向の流れによってバツファ飽和を引き起こすほどのイベント量に増加したと考えられる。
2008/3/28	ミッション系	ガンマ線分光計 (GRS)	GRS 観測データ異常	GRS 観測データを評価したところ、月食後の立ち上げから約2時間は正常であったものが、急にスペクトルが異常となり、元素ピークが見られなくなった。	月食時にデガスの汚染物質が付着した箇所の表面抵抗が低下し、リーク電流が流れ、HV印加部からグラウンドラインへ向かって流れたことよって引き起こされたと判断される。
2008/7/23	バス系	姿勢制御系 (AOCS)	RW#1 異常フラグ発生	RW#1 の摩擦トルクが駆動トルク以上に増加したため、ホイール FDIR が働き、RW#1 を停止し、残り3台による姿勢制御モードへ移行した。	増大した摩擦トルクはホイール回転速度に依存しないクーロン摩擦であり、温度上昇もみられたため、ホイール内部で何らかの接触が発生していると推測される。他衛星の調査結果を踏まえて、予圧バネの向きが逆であること、予圧が小さいことの2つの要因により、時間経過とともに発生した。

表5. 4-1(2/2) 主要な衛星不具合

発生日	系統	サブシステム	不具合件名	事象	推定原因
2008/6/6	ミッション系	プラズマイメージャ (UPI)	UPIジンバルがAz方向の動作不良	ジンバルがAz方向に数分間継続してまわらない事象が発生した。	ジンバル制御用FPGA2で放射線のTID効果によりリリーク電流が増加し、制御パルス出力バツプアが異常になったためと推定される。
2008/9/10	ミッション系	月レーダサウンダー (LRS)	LRS立上時にNMI発生	観測機器再立上時にLRSにてNMIが発生した。	放射線等の劣化によるFPGA起動時電力増2.5V生成レギュレータ出力電圧低下と考えられる。
2008/12/26	バス系	姿勢制御系 (AOCS)	RW#3 異常フラグ発生	RW#3の摩擦トルクが、RW#1 異常発生時と同様に増加したため、スラスタ制御モードへ移行し、RW#3を停止した。	RW#1と同様。

6. サブシステムの開発と成果

6.1 バス系

6.1.1 通信系 (COM)

前島 弘則 (JAXA)、小林 治伸 (NEC)

6.1.1.1 通信系の開発

通信系 (COM) は、地上局とのテレメトリ、トラッキング及びコマンド (TT & C) 運用、ミッション機器観測データの地上局への送信、リレー衛星の中継器を介しての S バンド 4way ドップラ計測を行うためのサブシステムである。

月心指向姿勢時及び慣性指向姿勢時はアンテナ利得の大きい HGA を地球方向へ追尾させて高データレートによる通信を可能とし、姿勢変更時等はオムニアンテナを使用することで常に地球との通信回線を成立させる設計とした。全方位をカバーするよう 4 台のオムニアンテナを有し、そのときの衛星位置、姿勢において最適なものを選択する。

COM の構成品目を表 6.1.1-1 に、アンテナレイアウトを図 6.1.1-1 にそれぞれ示す。

COM の各コンポーネントは可能な限り既開発品からの流用を図った。既開発品からの変更点、新規開発点を表 6.1.1-2 に示す。

HGA の開口面を覆う熱制御材には、熱制御特性、電波透過性、表面導電性をすべて満たすことが要求され、Ge コーティングブラックカプトンを採用した。EM を製作し、各種環境試験によって打上げ及び軌道上での耐性を確認した。

表 6.1.1-1 構成品目

名称	略称	台数
USBトランスポンダ-A/B	USB-TRP-A/B	2
Sバンドダイプレクサ-A/B	SDIP-A/B	2
Sバンドスイッチ 1-A/B/C/D/E/F	SSW1-A/B/C/D/E/F	6
Sバンドスイッチ 2	SSW2	1
Sバンドスイッチ 3	SSW3	1
Sバンドアンテナ	SANT-A/B/C/D	4
Xバンド変調器-A/B	XMOD-A/B	2
Xバンドハイブリッド	XHYB	1
Xバンド電力増幅器-A/B	XPA-A/B	2
Xバンドスイッチ	XSW	1
ハイゲインアンテナ	HGA	1 式
ハイゲインアンテナユニット	HGAU	1
アンテナ駆動制御装置	APE	1

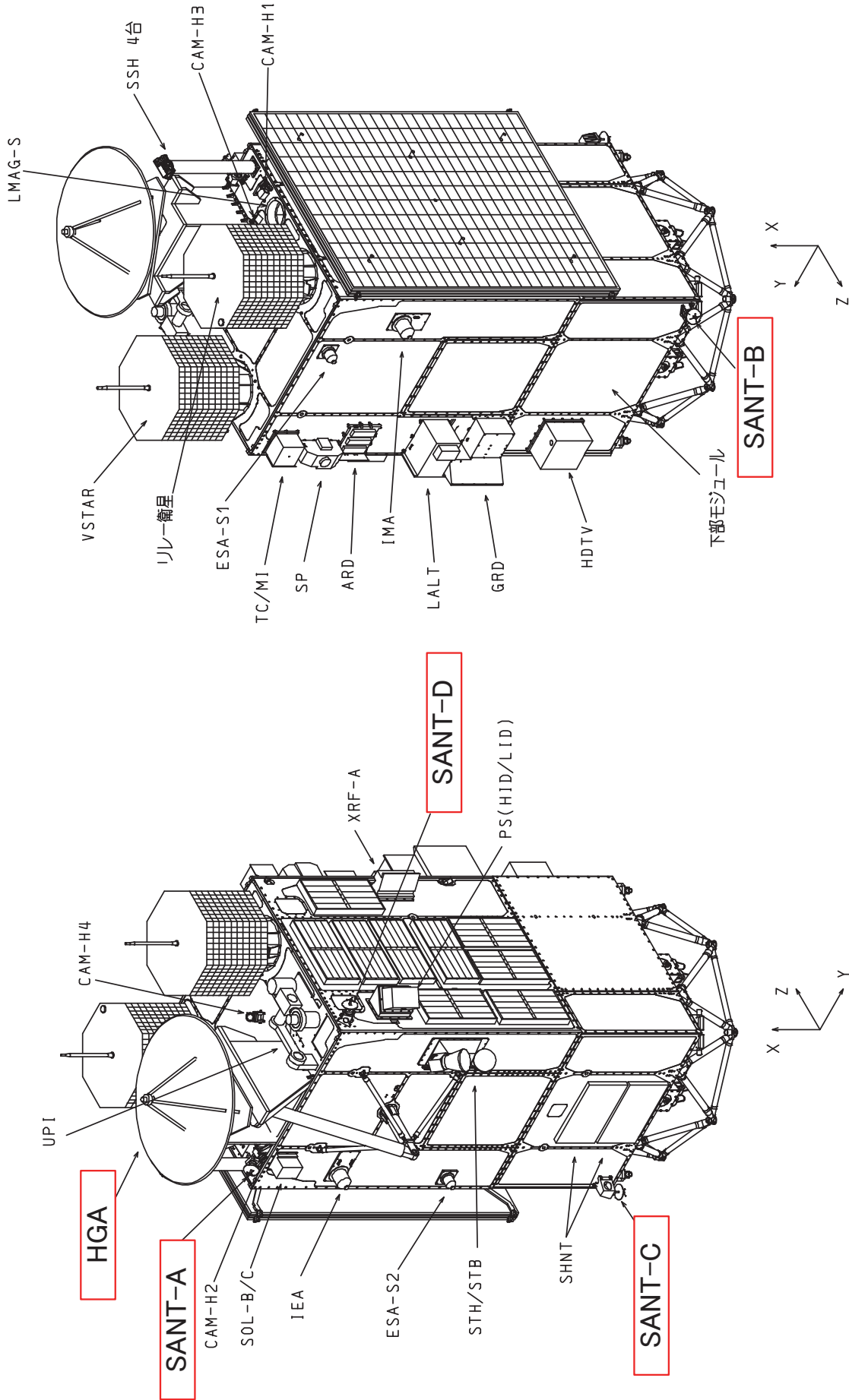


図 6.1.1-1 アンテナレイアウト

表 6.1.1-2 COM コンポーネントの技術開発要素

構成品	技術開発要素
SDIP	既開発品から送受信フィルタの中心周波数を変更した。
	既開発品からハイブリッド回路を削除した。
USB-TRP	既開発品から復調出力の ON/OFF 機能を削除した。
	既開発品からサブキャリア発生回路の分周比、フィルタ定数を変更した。
	既開発品から磁気シールドを追加した。
	既開発品からレンジング中継帯域用フィルタ定数を変更した。
XMOD	既開発品から内部原振周波数を変更した。
	既開発品から出力周波数を変更した。
	既開発品からコヒーレント/ノンコヒーレント切り替え機能を追加した。
XPA	既開発品から周波数帯域を変更した。
SANT	リフレクタの形状を変更した。
HGA	新たにフランジボルトを採用した。
	アンテナ支持構造寸法等を変更した。
	APE に AOCE I/F(RS-422)を追加した。
	APS に 1553B I/F を追加した。

COM が有する主な機能を以下に示す。

(1) X バンドミッションデータ伝送回線

- ・月周回軌道において、ミッション機器の観測データの QPSK 変調を行い、HGA を介して、X バンド信号により臼田局又は、内之浦局に送信する。
- ・HGA は、プログラム追尾により、地球可視範囲において、地上局方向を指向する。
- ・送信搬送波を停波する機能を有する。

(2) S バンド TT&C 回線

(a) オムニアンテナ回線

- ・打上げ～HGA 回線確立まで、姿勢制御時等の HGA 使用不能時は、S バンドオムニアンテナを介して、新 GN 地上局、臼田局、内之浦局及び、海外局との間で TT&C 回線を構成する。

(b) HGA 回線

- ・月遷移軌道及び月周回軌道の慣性固定姿勢及び月心指向姿勢において、HGA を介して、新 GN 地上局、臼田局、内之浦局及び、海外局との間で TT&C 回線を構成する。
- ・HGA は、プログラム追尾により、地球可視範囲において、地上局方向を指向する。
- ・HGA による S/X バンド共用時(同時通信時)は、臼田局または、内之浦局を指向する。

(3) S バンド 4WAY ドップラ計測回線

- ・月周回軌道において、月の裏側で、HGA を用い、月楕円軌道上のリレー衛星の中継器を介して、臼田局⇄リレー衛星⇄周回衛星の 4WAY ドップラ計測回線を構成する。なお、周回衛星のリレー衛星対向トランスポンダ、ダイプレクサは本サブシステムには属さない(RSAT-2 に帰属する)。
- ・HGA はプログラム追尾によりリレー衛星方向を指向する。

(4) HGA 指向制御

HGA は、地上からの駆動制御及び衛星からの姿勢情報、時刻情報によりターゲット方向を推定し指向する

機能を有する。

COMの機能系統図を、図6.1.1-2に示す。

4台のアンテナはSANT-AとSANT-B、SANT-CとSANT-Dが太陽センサヘッド(SSH)視野中心軸太陽指向姿勢において冗長構成をなすように取り付けられており、切り替えはSSW1-E,Fで行われる。

HGAとTTC送受信機(USB-TRP,SDIP)はSSW1-A~Dの4台のスイッチで接続している。2台のUSB-TRPのどちらかが故障した場合は、SSW2とSSW3は切り替え運用が必要となるが、定常のHGA回線では一度切り替えを行えばその後は不要である。定常時のS-TTCのSANTとHGAの切り替えはSSW1-A及びSSW1-Bで行いSSW1-C及び-Dの切り替えは行わない。

よって、通常の運用で切替を行うのはSSW1-A, B, E, Fの4台であり、SSW1-C, D及びSSW2, 3の切替は行わない。

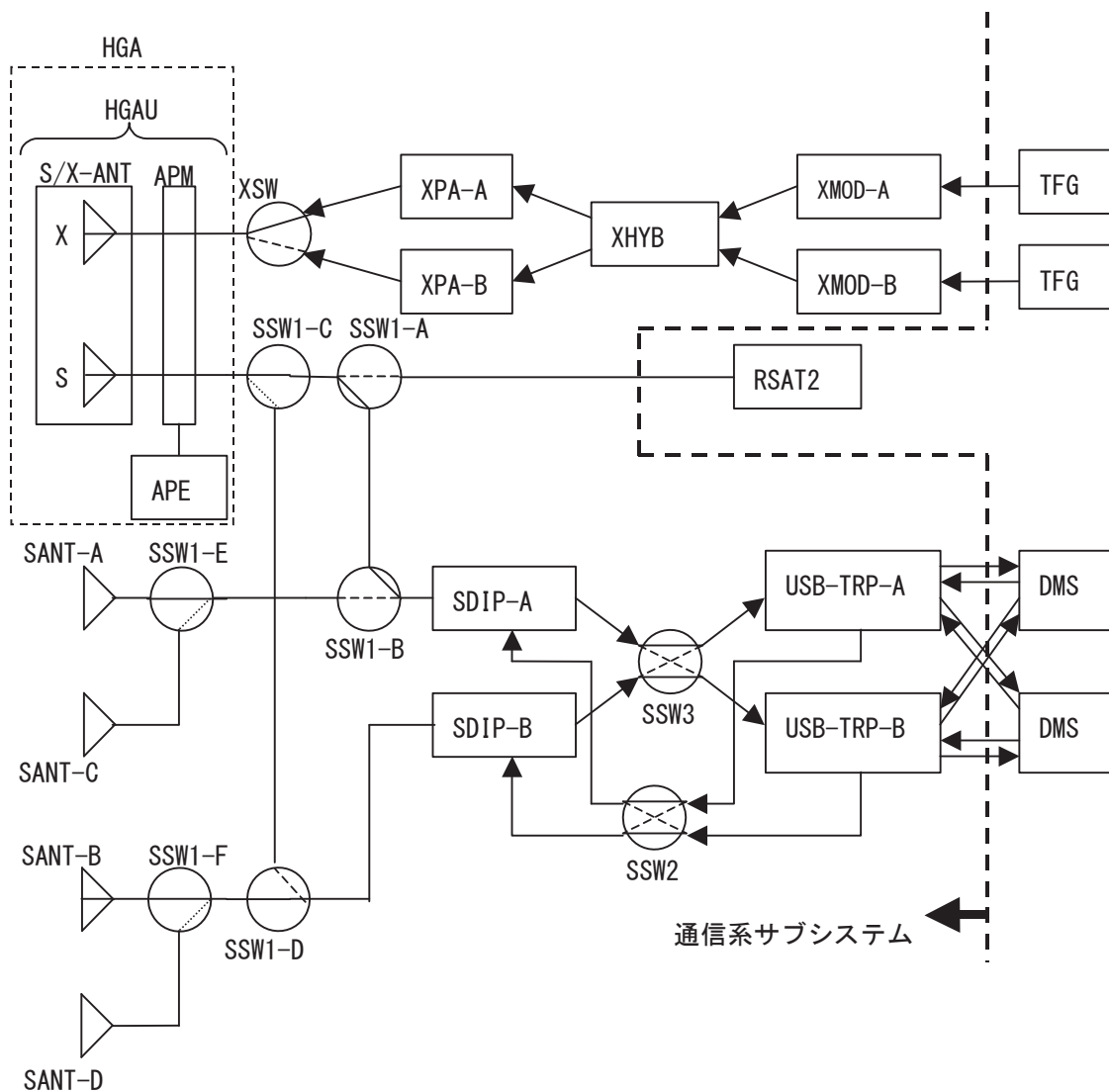


図 6.1.1-2 機能系統図

COM の主要性能を表 6.1.1-3 に示す。

表 6.1.1-3 COM 主要性能

X バンドミッションデータ送信性能		
送信性能		
搬送波周波数	8.4GHz 帯	
偏波	RHCP	
EIRP	37.2dBW 以上	
変調形式	差動 QPSK	
伝送速度	10Mbps	
S バンド TT&C 性能		
受信性能		
搬送波指定周波数	2GHz 帯	
偏波	RHCP	
変調形式	PCM-PSK/PM	
ビットレート	1000bps	
送信性能		
搬送波指定周波数	2.2GHz 帯	
偏波	RHCP	
EIRP	24.7dBW 以上:ハイゲイン -0.8dBW 以上:オムニ	
変調形式	PCM(NRZ-L)-PSK/PM	
ビットレート	2000bps (低速時:H&S)、40000bps (高速時:HK)	
符号化特性	畳み込み(1/2、7ビット)	
S バンド 4WAYドップラ計測回線		
送信性能		
送信周波数	2GHz 帯	
受信性能		
受信周波数	2.2GHz 帯	
HGA 駆動性能		
駆動可能範囲	±200° 以上(AZ)、±110° 以上(EL)	
指向精度	±0.6° 以下(地球局指向時)、±0.74° 以下(リレー衛星指向時)	
最大駆動角速度	2.40° /sec(公称)	

6. 1. 1. 2 運用結果

(1) 初期チェックアウト

a) 打上げから月遷移軌道

SELENE は Hot Launch であり、打上げ時にもオムニアンテナを用いてテレメトリ信号を地上局へ伝送した。USB-TRP は月周回軌道(地球からの距離約 40 万km)での通信を可能とする出力設定としており、かつレベル切り替え機能を有していないため、設計上、打上げ時は地上局受信機のダイナミックレンジ上限を上回る。したがって、地上局アンテナのプログラム追尾にオフセットを入れることで利得を下げ、問題なく運用を実施した。

衛星分離後のレートダンピングでは、地上局の受信レベルをモニタして衛星オムニアンテナの利得最大となるところでスピンを停止する運用を正常に完了した。

HGA 展開は、打上げ時に衛星構体に固定していた 5 箇所のフランジボルトを No.1→2→4→3→5 の順に開放し、計画どおりに実施された。図 6.1.1-4 に、各フランジボルト温度の推移と保持解放機構(HRM)No.5 のマイクロスイッチステータス及び展開機構(DM)マイクロスイッチステータスを示す。上段のグラフは、フランジボルト No.1 から 5 の温度を示し、縦軸の単位は°Cである。ヒータ ON により温度が急激に上昇、フランジボルト開放を確認した後にヒータ OFF し、温度が緩やかに下降している様子が見られる。下段のグラフは、HRM5 及び DM のマイクロスイッチステータスを示す。最後のフランジボルト No.5 が切れて HRM5 のマイクロスイッチが分離 (RLS)を示してから、DM のマイクロスイッチが分離 (RLS)を示すまでに要した時間は、テレメトリの読みで 91 秒であった。室温における地上試験での実測値は平均 70 秒であったが、軌道上での DM の温度テレメトリが約 19°Cであったこと、各テレメトリのサンプリング間隔が 8 秒であることを考慮すれば、正常範囲内であると評価する。なお、仕様値は 300 秒である。展開した HGA をモニタカメラで撮影した画像を図 6.1.1-5 に示す。サーマルインシュレータの損傷、剥離等は見られない。

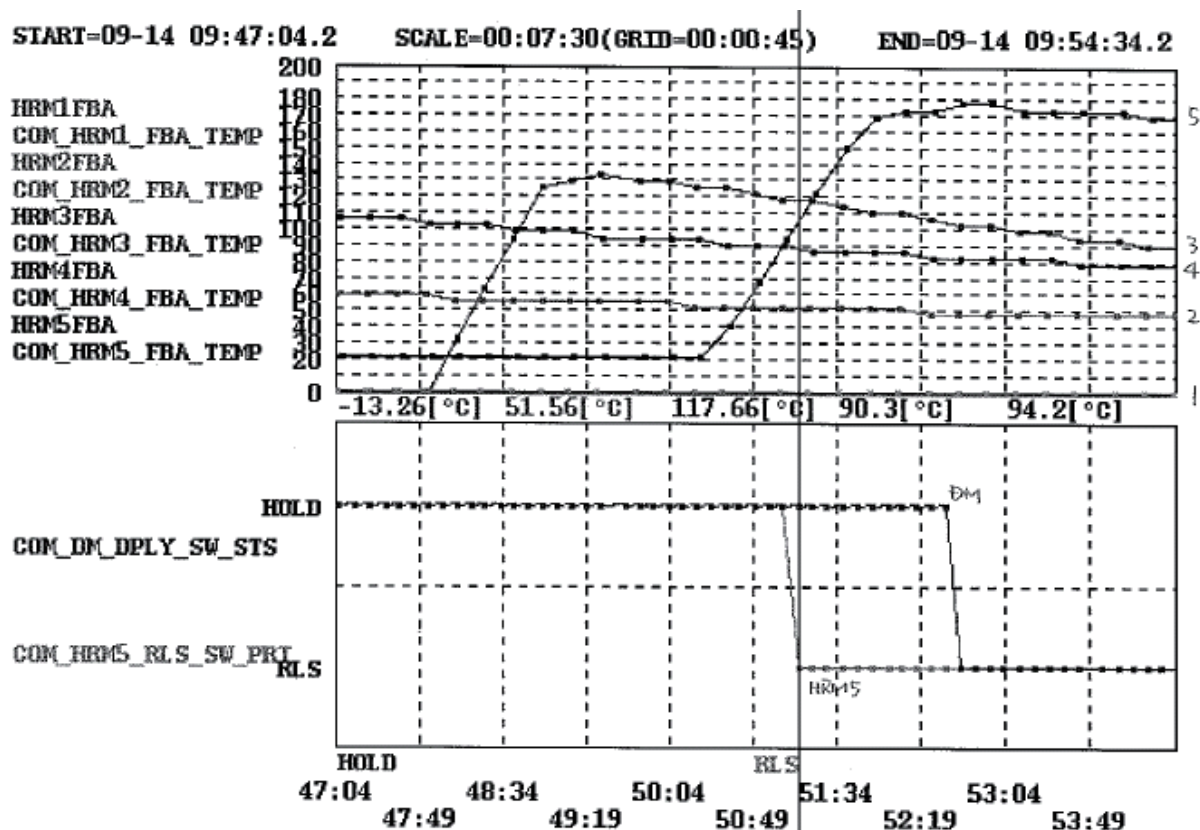


図 6.1.1-4 HGA 展開時のフランジボルト温度、マイクロスイッチステータス

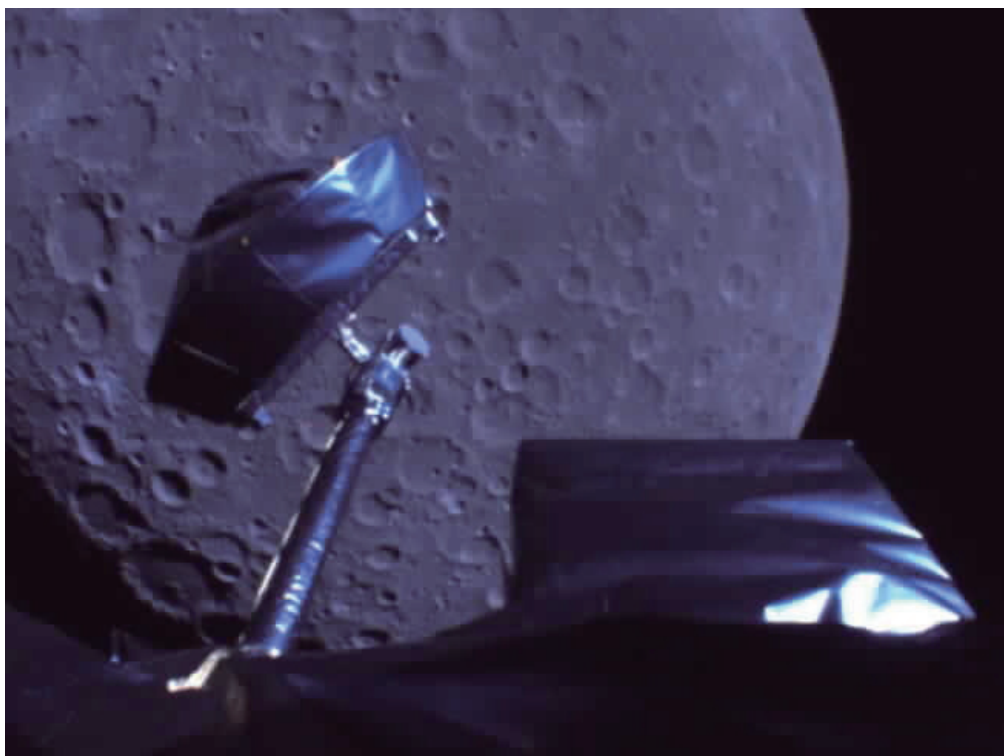


図 6.1.1-5 展開した HGA のモニタカメラ画像
(月に接近してから撮影)

HGA 展開後もオムニアンテナによるテレメトリレート 2kbps での運用を主として実施した。軌道制御姿勢時には、4 式のオムニアンテナのうち地球指向利得が最大となるものを解析により選択し、コマンドにより S-SW 切り替え運用を行った。

軌道制御実施時には、発生する加速度によりアンテナ駆動機構 (APM) が損傷しないよう、ポイントドライブにより、構造的に最も耐性がある退避姿勢 ($Az=90^\circ$ / $EL=0^\circ$) をとった。

ストアードコマンド送信時や衛星ヘルスチェック実施時には 40kbps の高速テレメトリを伝送する必要があるため、HGA をポイントドライブにより地球指向させ、地上局との通信を行った。太陽指向三軸制御姿勢では、地球近傍を除き、地球指向方向の変化率が小さいため、HGA をトラッキングさせなくても一定時間の通信は可能である。

9/30 には、ハイビジョンカメラで撮像した地球画像を、Xバンドでポイントドライブにより地球へ伝送することに成功した。図 6.1.1-6 に示すとおり、伝送画像に欠損は見られなかった。



図 6.1.1-6 X バンド初伝送画像

2007/9/22に、HGAのパターンを実測した。Xバンドは0.5度間隔、Sバンドは2.5度間隔でHGAを駆動させ、地上局受信レベルを記録した。取得データにより描いたコンタを図 6.1.1-7 及び 6.1.1-8 に示す。地上試験で取得したビーム幅と比較すると、Xバンドはともに約 1.5 度、Sバンドはともに約 5.3 度であり、一致していることを確認した。

また、Xバンドに要求される指向精度 (HGA 総合指向精度: $\pm 0.69^\circ$ 以下) を満足することを確認した。

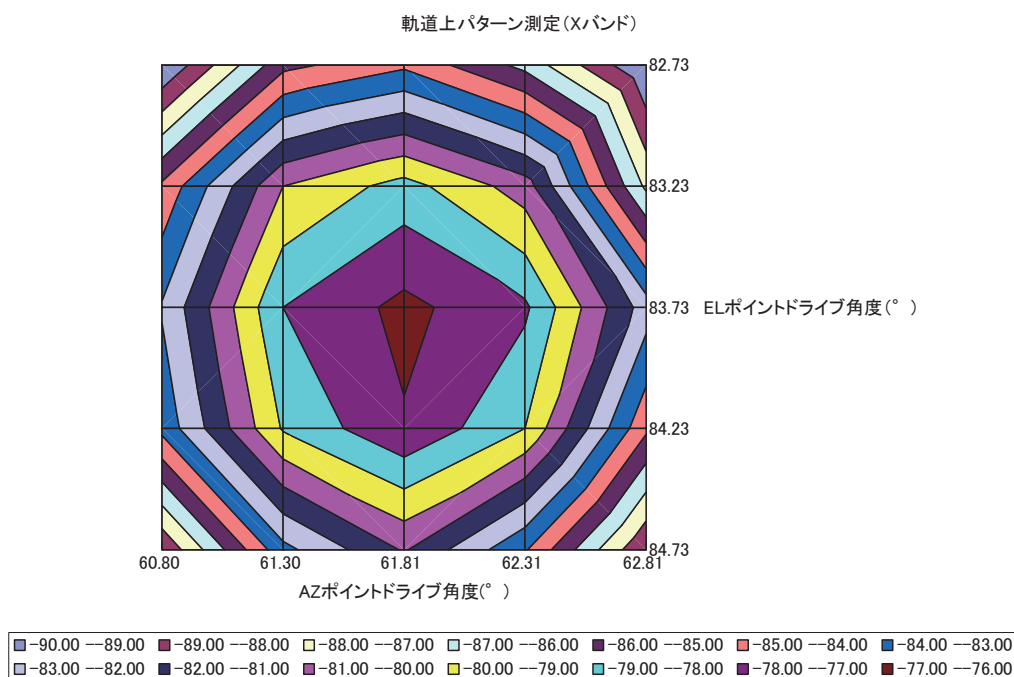


図 6.1.1-7 HGA パターンコンタ図 X バンド

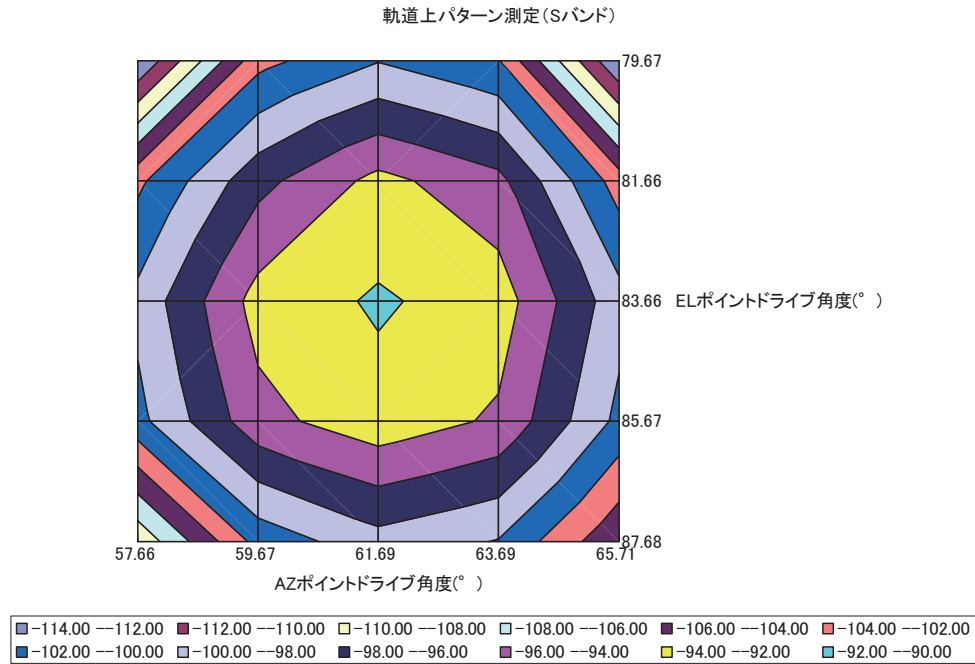


図 6.1.1-8 HGA パターンコンタ図 S バンド

b) 月周回軌道

月周回軌道に入り、月心指向三軸姿勢制御移行後、ターゲットトラッキングの機能確認を実施した。衛星、月、地球それぞれの軌道要素及び地上局位置をコマンドにより APE に登録し、自ら計算した指向目標角方向に HGA を駆動させて、地上局との通信を行った。

2007/10/22 に、コマンド受信確認を実施した。地上局からキャリアを上げて USB-TRP の受信電力テレメトリをモニタし、コマンド復調下限レベルの仕様値である -108dBm 以下となったときにダミーコマンド(RESPONSE ANSWER)を複数回ずつ送信し、コマンドが正常に復調されることを確認した。USB-TRP-A/B とも正常に復調された。

2007/10/26 に、Xバンドミッションデータ送信運用を X バンド主/冗長系それぞれで行い、以下の項目について臼田局にて受信しデータ取得を行い、異常のないことを確認した。

- ・X バンド周波数
規格($\pm 20\text{ppm}$)内であること、地上試験からのトレンドに異常がないことを確認した。
- ・Xバンド地上局受信スペクトラム
地上試験データを比較して異常がないことを確認した。
- ・Xバンドビットレート
正常に復調できることを確認した。
- ・地上局受信電力(Xバンド送信電力)

打上げ前の回線解析と比較し、受信電力が 2dB 以内で一致することを確認した。

2007/10/27 に、S バンドダウンリンク信号を臼田局にて受信評価し、異常のないことを確認した。

- ・S バンド送信周波数
規格($\pm 20\text{ppm}$)内であること、地上試験からのトレンドに異常がないことを確認した。
- ・S バンド地上局受信スペクトラム
地上試験データを比較して異常がないことを確認した。
- ・ビットレート($40\text{kbps}/2\text{kbps}$)
正常に復調できることを確認した。
- ・地上局受信電力(S バンド送信電力)

打上げ前の回線解析と比較し、受信電力が 2dB 以内で一致することを確認した。

2007/10/31 には、Rstar との間で 4way ドップラのチェックアウトを実施した。HGA の指向目標を Rstar として RSAT2 中継器を ON し、4way 信号を中継することに成功した。Rstar 側でモニタした信号強度が正常であることを確認した。

(2) 定常運用及び後期運用

a) S バンド送信性能

S バンド送信性能を検証するため、主系として常時使用した USB トランスポンダ A 系の送信電力テレメトリ (COM_SDIP-A_PWR_MON) のトレンドを評価した。図 6.1.1-9 に示すとおり、管理幅である $+38.2\text{dB} \pm 1.0\text{dB}$ を逸脱することはなかった。長期的な微増が見られるのは当該トランスポンダの特性によるものであり、他衛星でも経験している。スパイク状の低下は、アップリンク信号を捕捉する際にアップリンクの雑音がダウンリンクに重畳して過渡的にレベルが低下したものである。よって、S バンド送信性能は設計どおりに動作したことが確認された。

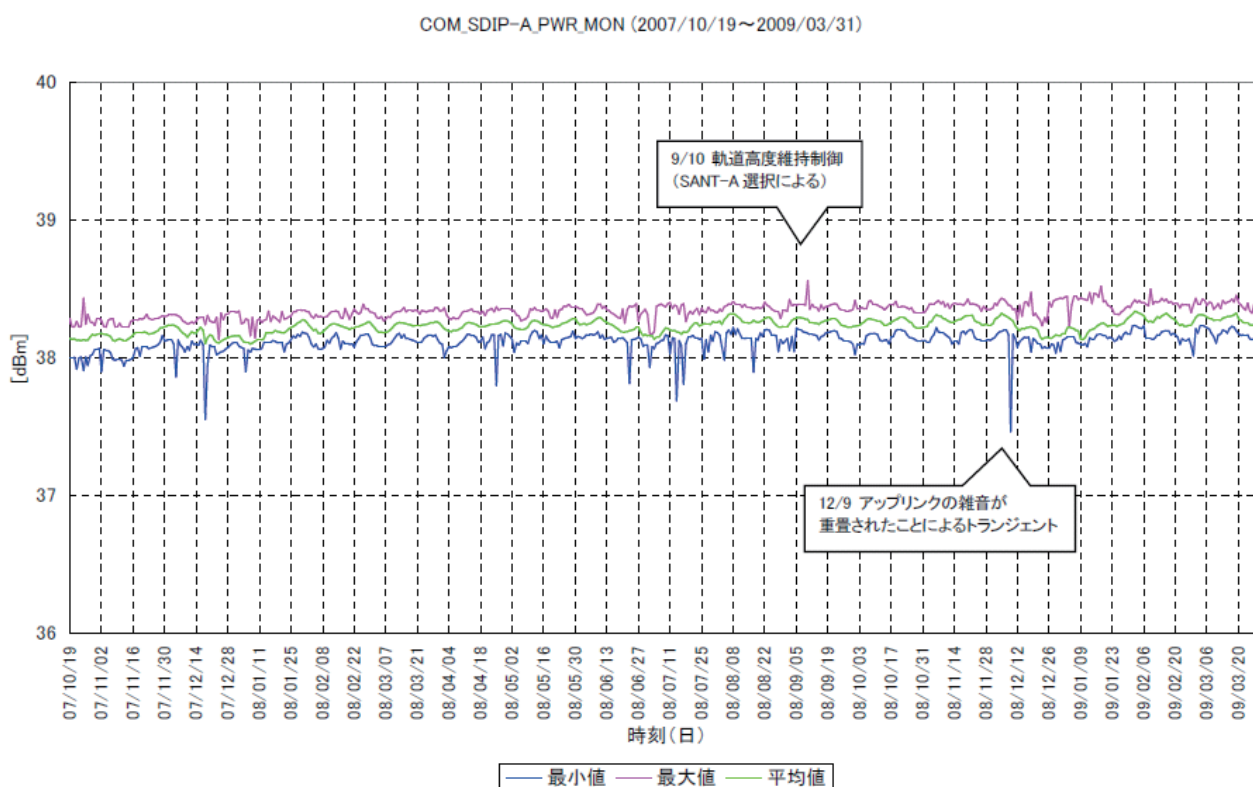


図 6.1.1-9 USB トランスポンダ A 系送信電力トレンド

b) S バンド受信性能

S バンド受信性能を検証するため、USB トランスポンダ A 系の受信電力テレメトリ (COM_USB-A_INPUT_LVL) のトレンドを評価した。図 6.1.1-10 に示すとおり、長期的な低下等の異常は見られない。 -75dBm 程度で推移しているプロットは臼田局(直径 64m)からのアップリンクを示す。同様に、 -85dBm 程度のプロットは新 GN 局(国内、直径 18m または 10m)、 -95dBm 程度のプロットは新 GN 局(海外、直径 10m、低送信電力)を示す。新 GN 局(国内)のレベル変動が大きいのは、アンテナ径の異なる複数局を一緒にプロットしたためである。また、新

GN 局(海外)のレベルが 2008/2/4 から下がっているのは、初期運用結果を反映して送信電力を下げたためである(DR-SELENE-006)。それぞれのレベルは、回線設計結果とほぼ一致している。

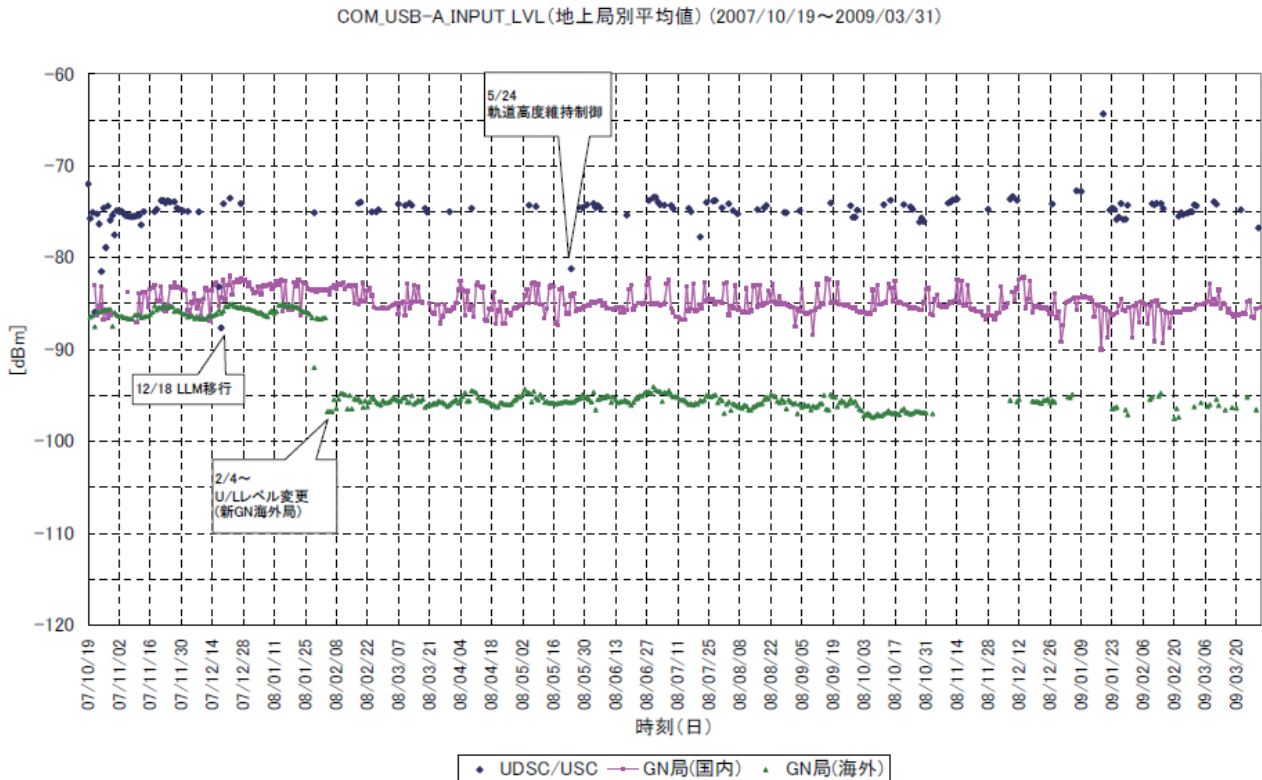


図 6.1.1-10 USBトランスポンダ A 系受信電力トレンド

c) X バンド送信性能

X バンド送信性能を検証するため、主系として使用した X バンド増幅器 A 系の送信電力テレメトリ (COM_XPA-A.PWR_MON) のトレンドを評価した。図 6.1.1-11 に示すとおり、管理幅である $+41.6\text{dBm} \pm 1.0\text{dB}$ からの逸脱はなく、長期的な低下も見られない。スパイク状の低下は、温度変化による工学値変換誤差である。よって、X バンド送信性能は設計どおりに動作した。

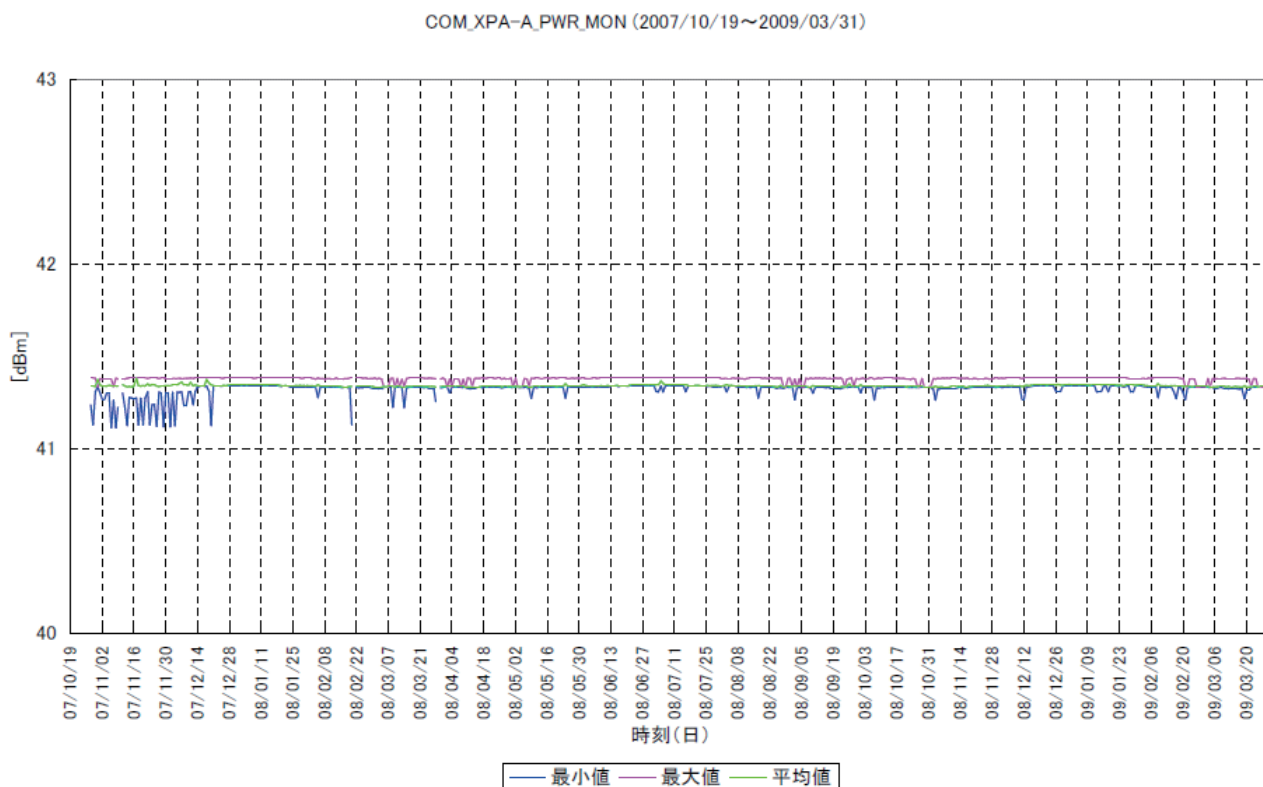


図 6.1.1-11 X バンド系受信電力トレンド

d) アンテナ駆動性能

ハイゲインアンテナ駆動系は、通常運用の月心指向時はターゲットトラッキングモード、軌道制御等の慣性指向時はポイントドライブモードで、定常運用期間を通して正常に動作した。また、タイムラインコマンドにより地球局とリレー衛星の 2 つの追尾対象を切り替えて運用した。駆動系に異常が発生した場合は受信レベルの低下として表れるが、S バンドアップリンク受信レベルに異常は見られず、正常であったことがわかる。

(3) 得られた知見

2007/10/5 に実施した LOI-2 以降、送信コマンドがリジェクトされる事象が散発した。解析を実施した結果、衛星搭載受信機に複数の伝搬路からの信号が入り、それぞれの位相が逆となった場合に発生し得ることが判明した。HGA が受信した信号とオムニアンテナが受信した信号が受信機で干渉するケースについては、衛星位置と各アンテナの受信レベルを解析し、干渉が最も小さくなるオムニアンテナを選択することで、運用への影響を最小限に留めることができた。一方、HGA に複数の伝搬路からの信号が入るケースが想定され、解析の結果、太陽電池パドル(SAP)、衛星構体(-Z パネル)、月面からの反射により干渉が起こり得ることがわかった。これらについては、図 6.1.1-12 のように発生の可能性のある時間帯を解析して運用計画へ反映した。以上のとおり、運用への大きな影響はなかった。

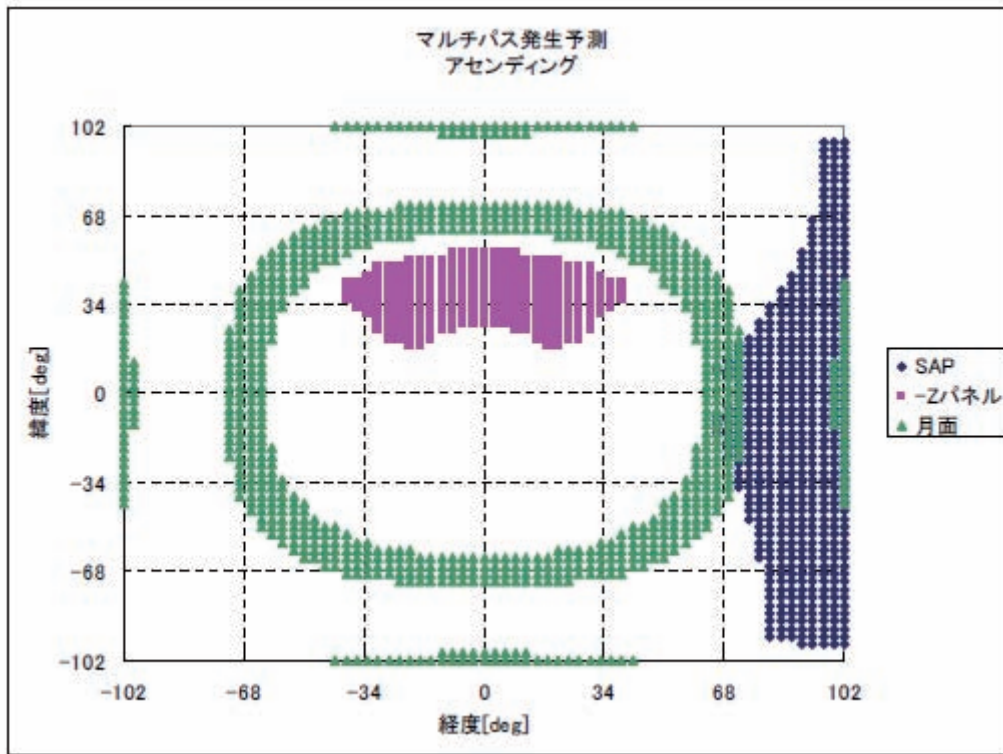


図 6.1.1-12 干渉発生予測(衛星進行方向+X、アセンディング)

参考文献

Development of SELENE High-Gain Antenna, Hamaki et.al., 26th ISTS 00677, 2008

6. 1. 2 データ処理系(DH)

小西 久弘(JAXA)

(1)概要

データ処理系は、地上局からのコマンド信号を受信、復調、解読して各サブシステムへ分配制御する。逆に、各サブシステムのテレメトリデータを取得、編集、記録して通信系へ伝送する。

さらに、PCD データ分配機能、軽負荷モード機能及び自動化・自律化機能等を有する。

具体的には、以下に示す機能を有する。

a)コマンド分配制御機能

データ処理系(以下「DH系」と称す)は通信系(COM系)から入力されるCCSDSテレコマンド勧告準拠方式コマンド転送フレームを解読し、コマンドパケットを復号する機能を有する。

またDH系は、復号されたコマンドパケットをMIL-STD-1553B方式の「統合化衛星データバス(以下「U-SDB」と称す)」を介して適切な搭載機器へ分配制御する機能を有する。この時従来衛星データバス方式インタフェースを有する搭載機器へはコマンドパケットから従来衛星データバスインタフェースへの変換を行う。

b)テレメトリ収集・編集処理機能

DH系は、搭載機器が発生するヘルス&セーフティ(以下「H&S」と称す)テレメトリ及びハウスキーピング(以下「HK」と称す)テレメトリを周期的に収集し、CCSDSパケット形式のシステムテレメトリへ編集する機能を有する。

またDH系は、搭載機器が発生するCCSDSパケット形式の各種テレメトリを収集し、システムテレメトリとともにCCSDS発展型宇宙機(以下「AOS」と称す)勧告準拠方式の実時間テレメトリ転送フレームへ多重化・編集し、COM系へ出力する機能を有する。

c)テレメトリ記録・再生機能

DH系は、運用モードに応じて予め決められたHK及びH&SテレメトリをCCSDSAOS勧告準拠のテレメトリ転送フレーム単位でミッションデータレコーダ(以下「MDR」と称す)のHK領域へ記録する機能を有する。尚メモリ容量はHK領域及びミッションデータ領域を合わせて100Gbits以上とする。

またDH系は、地上からのコマンド指示に従い記録されたテレメトリ転送フレームを再生し、実時間テレメトリ転送フレームと多重化しCOM系へ出力する機能を有する。

d)自動化・自律化機能

DH系は、以下に示す自動化・自律化機能を有する。

i)自動化運用機能

ミッション系機器及び主要バス系機器の運用に対し、地上から送信された運用パターン(これを「タイムライン」と称す)及びその実行シーケンスに従って自動的に機器を動作させる機能を有する。なお、地上から送信するコマンド数の削減を図るため、運用条件により変化することのない一連のコマンドシーケンスをマクロコマンド(グループコマンド)として保持するものとする。このマクロコマンドは地上からのコマンドにより軌道上で書き換えることが可能とする。

自動化運用機能は機器毎にコマンドによる開始/停止制御が可能であり、ある機器の自動化運用を停止する際に、予め設定された手順に従いスタンバイ移行コマンドを送信し、当該機

器の自動化運用の初期状態に移行させる機能を有する。

ii) 自律化機能

ミッション系機器及び主要バス系機器の運用に対し、予め登録された手順に従いテレメトリのチェックを行い、その計測値が予め設定されたリミット値を逸脱した場合には、自律化コマンドを送出する機能を有する。なお、登録された手順は、地上からのコマンドにより軌道上で書き換えることが可能である。

iii) スタアードコマンド

地上局から送信される実行時刻付きのコマンドをメモリに蓄積し、指定された時刻にコマンド信号を各機器へ分配制御する。スタアードコマンドは自動化・自律化機能と同時運用が可能である。

e) 軽負荷モード機能

DH 系は、電源系(以下「EPS」と称す)からの下限電圧制御信号(UVC 信号)、姿勢軌道制御系(以下「AOCS」と称す)からの姿勢喪失信号、並びにデータマネージメントシステム(以下「DMS」と称す)または DMS に搭載された DMS フライト・アプリケーション・ソフトウェア(以下「DFAS」と称す)の継続運用不能障害検知により、予め設定された手順に従い軽負荷モードコマンドを送信し、ミッション系機器及びバス系機器の動作を停止等させるとともに、MDR により自動的にテレメトリ信号の記録を開始する軽負荷モード機能を有する。

軽負荷モードシーケンスは、消費電力、姿勢変動を最小限としている。

f) 衛星時刻管理機能

DH 系は、衛星における基準の時刻となる衛星時刻(1 秒に 1 回)を発生する機能を有する。又、DH 系は、衛星時刻を定期的に地上系に対して通知する。本機能は、地上系からの要求(コマンド)によりイネーブル/ディスエーブル可能とする。

g) オンボードデータ分配処理機能

i) ペイロードコレクションデータ(PCD)収集・配信機能

DH 系は、以下の PCD を予め定められた生成元から収集・編集し、必要とするミッション系機器及び一部のバス機器へ分配する機能を有する。

(1) 衛星時刻信号

DH 系は 1 秒に 1 回、衛星時刻を生成し、配信する。

(2) 補助データ

DH 系は以下に示す補助データ源泉を AOCS から 1 秒に 1 回収集し、CCSDS パケット形式で収集後、配信する。

① エフェメリス: AOCS により決定された軌道要素及び時刻

② 推定姿勢角: AOCS により推定された姿勢角度情報

ii) システムテレメトリ配信機能

DH 系は、DMS で編集したシステムテレメトリをトランスファフレームジェネレータ(以下「TFG」と称す)に対して、U-SDB 経由で 1 秒に 1 回配信する。

iii) ミッションテレメトリ収集機能

DH 系は、U-SDB 経由で、以下に示すサブシステム間のデータ伝送ルーティングを周期的に行う。

・ミッション機器 → TFG

低速ミッションテレメトリ

h) ミッションテレメトリ収集・編集処理機能

DH 系 (TFG) は、ミッション機器が発生するミッションテレメトリを直接、あるいは U-SDB 経由で周期的に収集し、システムテレメトリとともに CCSDS 発展型宇宙機 AOS 勧告準拠方式の転送フレームへ多重化・編集し、COM 系へ出力する機能を有する。

i) ミッションテレメトリ記録・再生機能

DH 系 (TFG) は、ミッションテレメトリを CCSDS AOS 勧告準拠のテレメトリ転送フレーム単位で MDR のミッションデータ領域へ記録する機能を有する。

また地上からのコマンド指示に従い記録されたテレメトリ転送フレームを再生し、実時間テレメトリ転送フレームと多重化し COM 系へ出力する機能を有する。

(2) 構成

DH 系の品目構成表を表 6.1.2-1 に示す。

表 6.1.2-1 DH 系品目構成表

機器名	略称	PFM	備考
データマネジメントシステム	DMS	2	
リモートターミナルユニット1	RTU#1	2	
リモートターミナルユニット2	RTU#2	2	
トランスファフレームジェネレータ	TFG	2	
ミッションデータレコーダ	MDR	1	内部冗長
DMS フライト・アプリケーション・ソフトウェア	DFAS	1	DMS 内蔵ソフトウェア

また、機能ブロック図を図 6.1.2-1 に示す。

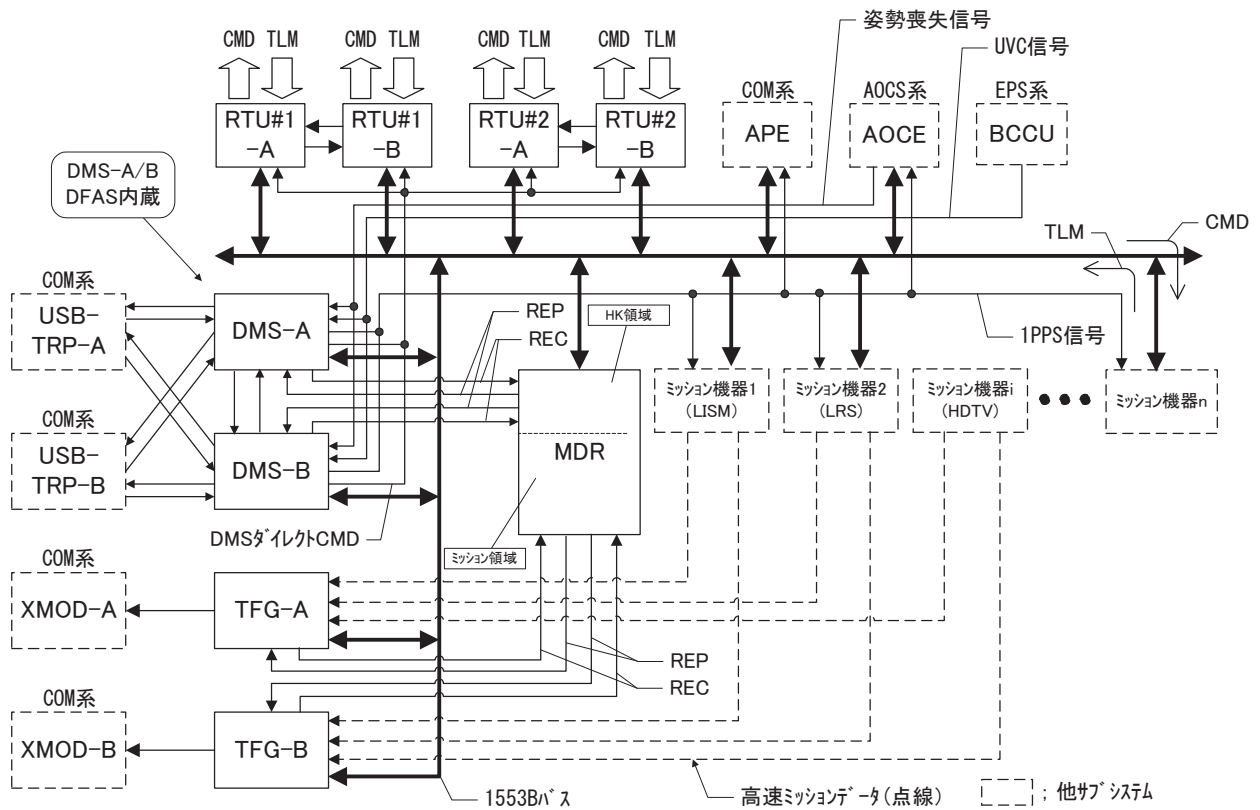


図 6.1.2-1 DH 系機能ブロック図

(3) 性能

DH の主要性能を表 6.1.2-2 に示す。

表 6.1.2-2(1/4) DH 主要性能

No.	項目	性能	備考
1	コマンド転送フレーム受信性能	—	
1.1	コマンドビットレート安定度	$\pm 1 \times 10^{-5}$ / 日	
1.2	BCH 復号方式	SEC+フィラビットアルゴリズム	
2	コマンド分配性能	—	
(1)	実時間制御コマンド処理性能	最大 3 パケット / 秒	
(2)	実時間データコマンド処理性能	最大 1 パケット / 秒	
(3)	最大リモートターミナル接続数	RTU+組込型 RT=15 台	
3	U-SDB コマンド分配性能	—	
(1)	制御コマンド処理性能	4 パケット / プロセッシングフレーム ただし、同一 RT に対しては 1 パケット / プロセッシングフレーム	
(2)	データコマンド処理性能	1 パケット / 秒以上	
4	DMS ダイレクトコマンド分配性能	—	
(1)	コマンド出力チャネル数	3 (A ON/B OFF, B ON/A OFF, ALL OFF) × 2 (RTU#1,2)	
5	従来衛星データバスコマンド容量	—	
(1)	ディスクリートコマンド	RTU#1: 192 RTU#2: 256	
(2)	シリアルマグニチュードコマンド	8 / RTU1 台	
6	システムテレメトリ収集・編集性能	—	
(1)	H&S / HK テレメトリ収集性能	1 組込 RT 当り; 最大 1 回 / マイナフレーム 1 RTU 当り; 最大 10 回 / マイナフレーム	
(2)	プライマリフォーマット (CGSDS ヘッダ、パケット ID 含まず)	定常時 : 16 ビット / ワード、 245 ワード / マイナフレーム (H&S+HK)、 32 マイナフレーム / メジャーフレーム 軽負荷時 : 16 ビット / ワード、 91 ワード / マイナフレーム、(H&S のみ) 32 マイナフレーム / メジャーフレーム	
(3)	マイナフレーム周期	1 秒 (1 パケット / 秒)	
7	ドゥエルテレメトリ収集・編集性能	—	
(1)	ドゥエルテレメトリ取得性能	1 サンプリング / プロセッシングフレーム	
(2)	ドゥエルテレメトリ編集性能	1 パケット / メジャーフレーム	
8	ユーザデータパケット収集性能	—	(HK 運用モード)
(1)	同時運用可能 RT 数	最大 17 台	
(2)	収集可能最大パケット長	1024 octets	
(3)	リクエストポーリング間隔	1 回 / マイナフレーム / RT	AOCS のみ 2 回
(4)	パケット収集性能	最大 2 パケット / 2 マイナフレーム / RT	

表 6.1.2-2(2/4) DH 主要性能

No.	項目	性能	備考
9	メモリダンプ収集性能	—	(HK 運用モード)
(1)	同時実行可能 RT 数	1 台	
(2)	収集可能最大パケット長	320octets	
(3)	パケット収集性能	最大 1 パケット/プロセッシングフレーム	
10	従来衛星データバステレメトリ容量	—	
(1)	アクティブアナログ(AA)	}256max/RTU1 台	
(2)	アクティブバイレベル(AB)		
(3)	パッシブアナログ(PA)		
(4)	パッシブバイレベル(PB)		
(5)	シリアルデジタル(SD)	8ch/RTU1 台	
11	テレメトリ記録・再生性能	—	
(1)	記録容量	100G bits以上@EOL(テレメトリ+ミッションデータ容量)	
(2)	記録速度	40kbps(高速)/2000bps(低速)	
(3)	再生速度	40kbps(高速)/2000bps(低速)	(平均レート)
(4)	記録再生チャンネル	記録1ch、再生1ch	
(5)	蓄積データビット誤り率	1×10^{-11} /日以下	
(6)	記録再生データ単位	VCUDU + 再生用同期コード(110ワード)	
12	マクロコマンド性能	—	
(1)	相対時刻指定分解能	1秒	
(2)	1マクロコマンドあたり登録可能 基本コマンド最大数	15個/256byte 7個/128byte	最小基本コマンド (16byte)換算
(3)	マクロコマンドレコード保持可能数	128bytes: 240 (No.0~239) 256bytes: 8 (No.240~247)	
13	タイムライン性能	—	
(1)	タイムライン容量	16kB/タイムライン×13本	
(2)	実行指定時刻分解能	1秒	
(3)	指定可能機器ID数	最大32	
(4)	同時実行可能タイムライン数	1	
(5)	同時実行可能コマンド数	8制御コマンド(同一RTに対しては最大2コマンド)	

表 6.1.2-2(3/4) DH 主要性能

No.	項 目	性 能	備 考
14	自律化運用性能	—	
(1)	モニタ項目数	256項目	
(2)	自律化コーション発生時処理	<ul style="list-style-type: none"> ・自律化コーション発生フラグセット ・イベントカウント記録(最大255回まで) ・自律化イベント*記録(最古の3回のみ) *自律化イベントは以下の項目からなる <ul style="list-style-type: none"> — イベント発生テレメトリ項目 — イベント検出時取得テレメトリ値 — イベント発生衛星時刻 	
(3)	自律化アクション発生時処理	<ul style="list-style-type: none"> ・自律化アクション発生フラグセット ・イベントカウント記録(最大255回まで) ・自律化コマンド出力 ・自動化/自律化コマンド出力DIS移行 (コンデションテーブルで禁止可) ・自律化イベント*記録(最古の3回のみ) *自律化イベントは以下の項目からなる <ul style="list-style-type: none"> — イベント発生テレメトリ項目 — イベント検出時取得テレメトリ値 — イベント発生衛星時刻 — 実行自律化コマンド 	
(4)	指定可能機器ID数	最大32(タイムラインと同一)	
15	ストアードコマンド性能	—	
(1)	ストアードコマンドキューサイズ	500コマンド	
(2)	実行指定時刻分解能	1秒	
(3)	同時刻指定可能コマンド数	1コマンド	
16	軽負荷モード性能	—	
(1)	メモリ容量	最大4kB (最小基本コマンド長換算; 255コマンド)	
(2)	軽負荷モード移行トリガ	UVC信号、姿勢喪失信号、DMS/DFAS致命的障害発生	
(3)	コマンド送出間隔最小時間	1秒	
(4)	コマンド送出間隔最大時間	65535秒	
17	衛星時刻管理性能	—	
(1)	1PPS安定度	$\pm 1.0 \times 10^{-5}$ /年以下	
18	オンボードデータ分配処理性能	—	
(1)	時刻データ配布頻度	1PF × 3ワード/1マイナフレーム	非CCSDS/パケット形式
(2)	補助データ配布頻度	1 PF × 32(Max)ワード/1マイナフレーム	CCSDS/パケット形式
(3)	システムテレメトリ配布頻度	1 PF × 256ワード/1マイナフレーム	CCSDS/パケット形式
(4)	PI-TFG間通信頻度	10 PF × 2回 × 512ワード/1マイナフレーム	
19	ミッションデータ処理性能	—	
19.1	高速データ処理	—	
(1)	クロック周波数	8MHz/1MHz	
(2)	データ長	1024オクテット固定	

表 6.1.2-2(4/4) DH 主要性能

No.	項 目	性 能	備 考
19.2	低速データ処理(RT-RT通信)	—	
(1)	データ形式	CCSDSパケット(=1553Bメッセージ×16)	
(2)	パケットレート	最大2パケット/プロセッシングフレーム	
(3)	パケット長	1024オクテット	
20	ミッションデータ記録・再生性能	—	
(1)	記録容量	100G bits以上@EOL(テレメトリ+ミッションデータ容量)	
(2)	記録レート	8.74Mbps以下(989フレーム/s以下)	
(3)	記録フレーム長	1104octets(8832bits)	
(4)	再生レート	8.45Mbps以下(960フレーム/s以下)	
(5)	再生フレーム長	1100octets(8800bits)	
(6)	蓄積データビット誤り率	1×10^{-11} /日以下	
21	ミッションデータ出力性能	—	
(1)	信号構成	クロック1系統、データ1系統	
(2)	クロック周波数	10MHz±1000Hz	
(3)	クロック周波数安定度	長期安定度 1×10^{-5} /年以内	
(4)	ビットレート	10Mbps	
(5)	シンボルジッタ	0.09rad rms以下	

(4) 課題と対策

DH を構成するコンポーネントは、既開発品の流用または既開発品をベースに一部設計変更を行っている。

SELENE での課題としては、アンローディング時の異常時の対応を自律的に実施することであった。アンローディング時の異常は、万が一の高圧放電を発生させないためにも、入念に検討を行う必要があった。

DH の自律化機能に、想定される異常事象(高圧故障、アンローディング超過、計画外アンローディング)が発生した場合の対応を検討し、自律化テーブルを作成した。

(5) 運用結果

打上前から運用終了までの間、DH は正常に動作し、衛星の状態を収集し、テレメトリとして伝送することができ、衛星のコンフィグレーション変更を行うコマンド解読・分配に問題は発生しなかった。ミッションデータの収集・伝送についても同様である。

また、アンローディング時の異常対応についても、問題なく、動作させることができた。

6.1.3 電源系(EPS)

南野 浩之、山田 知佐、内藤 均(JAXA)

島田 貴(NEC)

6.1.3.1 電源系の概要

電源系(EPS)は、衛星に搭載された各機器の負荷に必要な電力を供給する機能を有し、日照期間中は太陽電池パドルからの電力を電圧制御して各機器に供給するとともに、食期間中はバッテリーからの電力を各機器へ供給する。本章では、電源系の開発結果と軌道上での運用結果について記述する。なお、電源系のうちバッテリーセルの開発と評価は JAXA 研究開発本部電源グループにて行ったため、本章ではバッテリーの部分(子衛星のバッテリーも含む)とそれ以外の電源系コンポーネントに分けて記述する。

6.1.3.2 電源系の構成

表 6.1.3.2-1 に電源系の構成品目表を示す。

表 6.1.3.2-1 EPS 系構成品目表

機器名称	略称	数量	備考
電力制御器	PCU	1	
シャント装置	SHNT	2	
バッテリー充放電制御器	BCCU	4	
バッテリー	BAT	8	
オードナンス制御器	ODC	2	10ch と8ch用
電力インターフェースユニット	PIU	1	
28V コンバータ	CNV	1	

6.1.3.3 電源系の機能

EPS の主要機能を表 6.1.3.3-1 に、機能系統図を図 6.1.3.3-1 に示す。

表 6.1.3.3-1 EPS 主要機能

NO	機能	機能詳細
1	テレメトリ・コマンド機能	電源系動作モード設定のためのコマンド処理、および動作状態モニタのためのテレメトリ信号出力を行う。
2	バス機器への電力供給	PCU からバス機器へバス電力の供給を行う。
3	ミッションバス(観測機器)への電力供給機能	PIU から観測機器(R/Vstar、HDTV を含む 12 系統)へバス電力の ON/OFF、供給を行う。
4	28V バスへの電力供給機能	CNV から AOCs(VDE)、UPS(圧力センサ)などへの 28V 電力圧の供給を行う。
5	ヒータバスへの電力供給機能	CNV からヒータバスへの電力の ON/OFF、供給を行う。
6	火工品点火電力供給機能	ODC から SPS(パドル展開)、UPS(パイロ弁)、R/Vstar(ワイヤーカッター/分離機構)へ火工品点火のための電力を供給する。
7	バス電圧制御機能	PCU、SHNT、BCCU により、日照期間中バス電圧の制御を行う。
8	電力の蓄積・供給機能	BAT により、太陽電池電力の蓄積、および太陽電池電力不足時に電力の供給を行う。
9	余剰電力の消費機能	SHNT により、太陽電池余剰電力の消費を行う。
10	バッテリー管理機能	BCCU により、BAT 性能を良好に維持するために充電制御、過温度充電停止、下限電圧モニタを行う。
11	R/Vstar の電力供給ライン、PB テレメトリライン ENA/DIS 機能	CNV により、R/Vstar の電力供給ライン、PB テレメトリラインの ENA/DIS を行う。

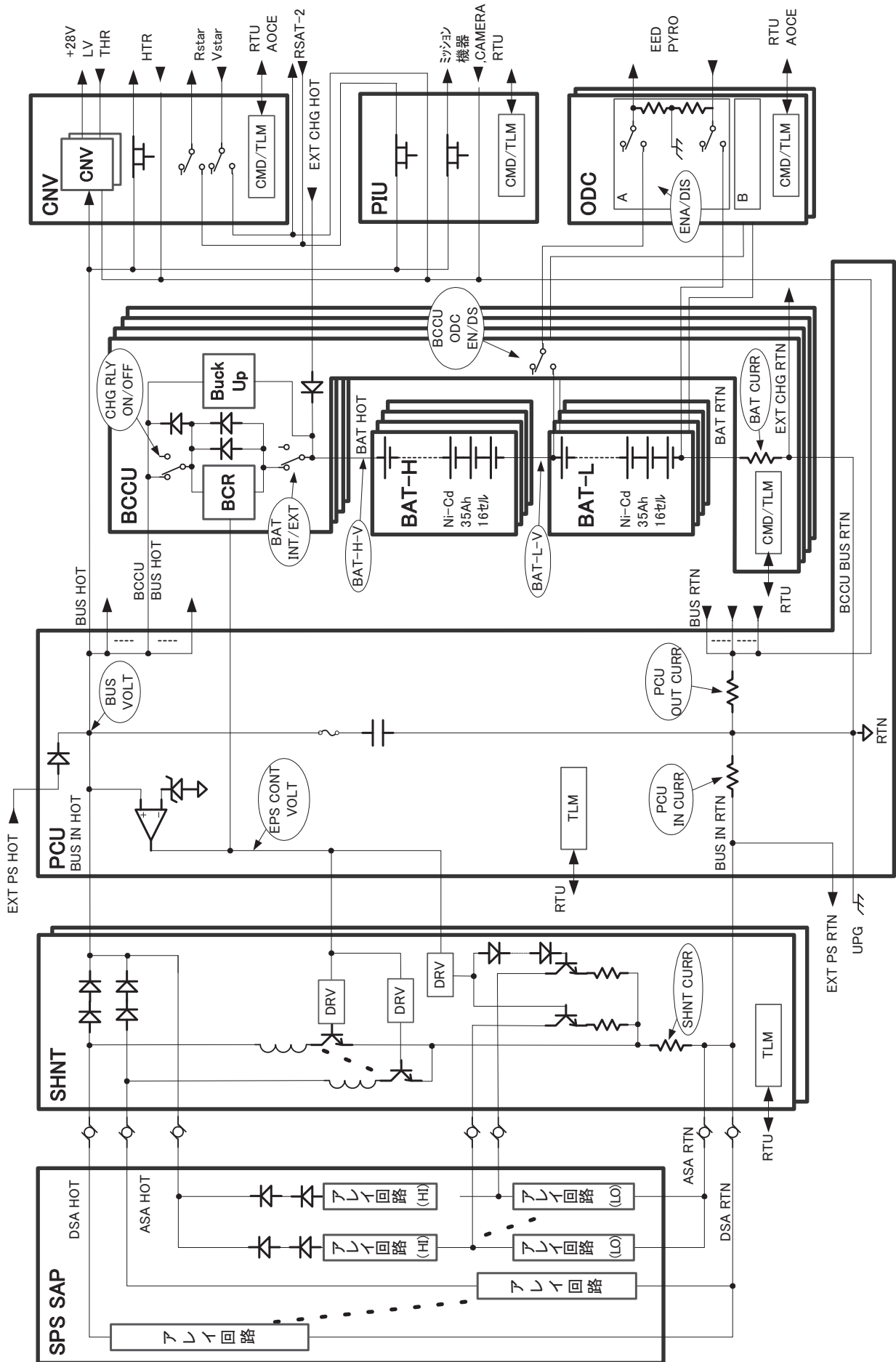


図6.1.3.3-1 EPS 機能系統

6.1.3.4 電源系の性能

EPS の主要性能を表 6.1.3.4-1 に示す。

表 6.1.3.4-1 電源系主要性能

性能		備考
電圧制御方式	アナログ・パーシャル／デジタル・フルシャント併用方式による DET/+50V非安定化シングル・バス方式(ダイレクトエネルギー トランスファ)	
電源方式	+50V 非安定シングル・バス方式	
電力供給能力	日照時:最大 1900W(PCU 出力端)(EOL)	
	日陰時:最大 1370W(PCU 出力端)(EOL)	
バス電圧特性 (PCU 出力端)	電圧範囲:32.6~52.8V	
ミッションバス 電圧特性 (PIU 出力端)	電圧範囲 : 32.6~52.8V	
28V 電圧特性 (CNV 出力端)	電圧範囲 VDE/スラスタ触 : 27.0~29.5V	
	媒層ヒータ : 26.5~29.5V	
	圧力センサ	
バッテリー	最大放電深度 打上げ~パドル展開、月食 : 60%	
	定常運用時 : 21%	
	一系統故障時 : 28%	
	公称容量 140AH(35AH 4 系統)	
	構成 NiCd バッテリー 16 セル組 8 台 2 直列×4 並列	
電力の蓄積	充電方式 BUCK 型レギュレータ	
	充電電流 フル充電時 : 7.0A トリクル充電 : 0.7A	
	充電制御 定電流/定電圧充電制御方式、定電圧充 電は V/T カーブ(12 本)により制御	
	バッテリー下限電圧保護(UVC) レベル 1 17.8V レベル 2 17.0V	
火工品点火	点火電流 4.0~7.5A(40ms MAX)	
	系統 8ch×2 系統、10ch×2 系統	

6.1.3.5 電源系の設計思想

電源系は、基本的に高い信頼度を要求される一方、重量が重くなるため SELENE の開発当初の衛星では単系で構成することが多かった(最近開発されている衛星は 2 バス衛星として、電源系を 2 系統搭載している衛星も多くなっている)。したがって、SELENE でも電源系は基本的に単系コンポーネントで構成されるため、信頼性を優先させることから衛星の既開発品をベースにほとんどの機器を開発している。既開発品からの主要変更点を表 6.1.3.5-1 に示す。

表 6.1.3.5-1 既開発品からの主要変更点

構成品	既開発品からの変更点
PCU	電気設計は既存の開発品技術を活用。構造設計のみ新規設計した。
SHNT	同上
BCCU	電気設計は既存の開発品技術を活用。構造設計は基板の部品配置などを新規設計した。
BAT	電気設計は既存の開発品技術を活用。磁気対策のためセル配置 & 配線の変更を行った。
ODC	電気設計、構造設計とも既存の開発品技術を活用した。
PIU	観測機器とのインタフェース電源になるため、電気設計、構造設計ともに新規に設計した。
CNV	電気設計は既存の開発品技術を活用。構造設計は新規。

基本的には既開発品や既開発技術をベースに設計されている電源系であるが、以下の設計上の特徴がある。

- (1) アナログ、デジタルシャントの併用方式の採用
- (2) パワーインタフェースユニットの採用
- (3) バッテリ(BAT)ユニットにおけるセルの配置変更
- (4) EMCの対策

ここでは月周回衛星として特有の電源系設計の特徴について説明する。

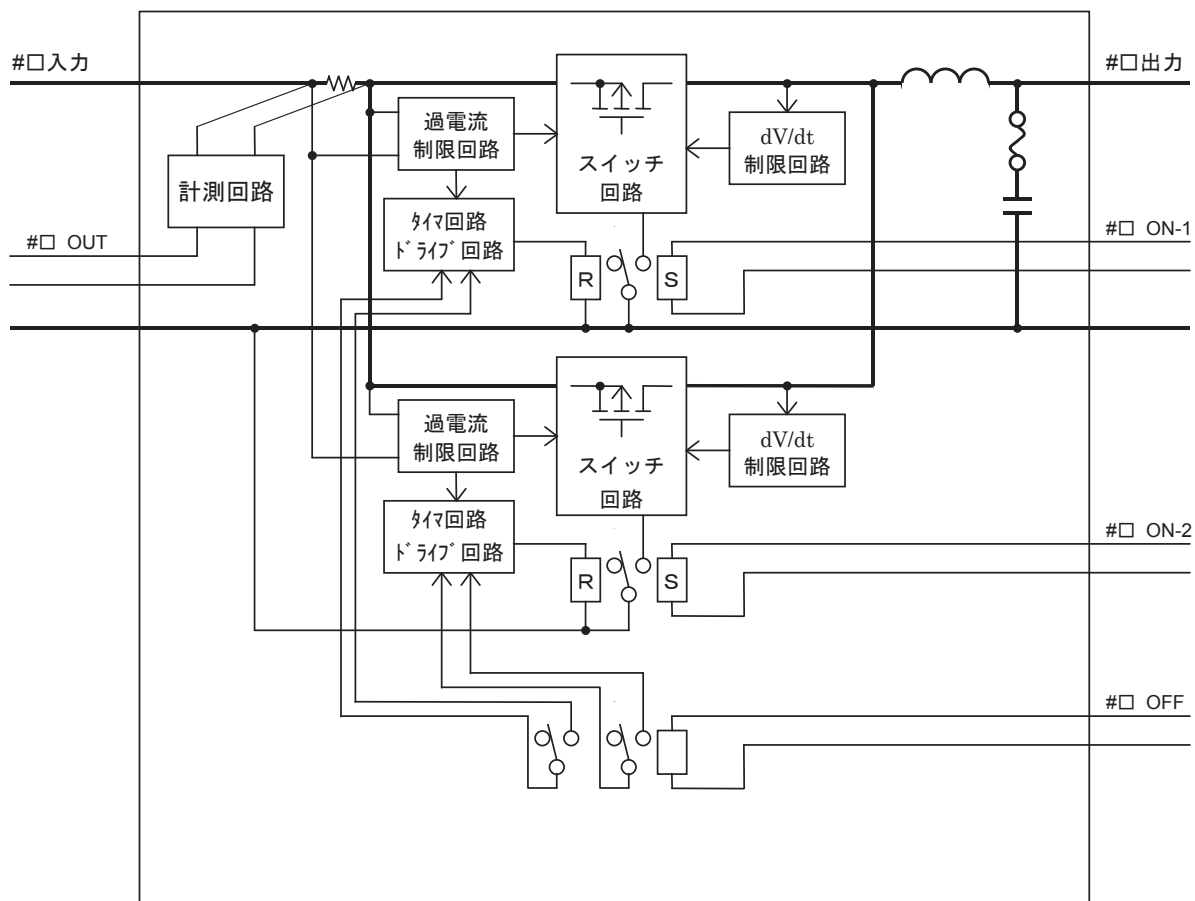
(1) アナログ、デジタルシャント併用方式の採用

通常の衛星では、デジタルシーケンシャルシャントまたは、アナログシャントのどちらかの方式に採用することが多い。これは、併用式にするとその分構成が複雑になるからである。しかし「かぐや」では、電源系が発する大きなリップルやノイズは観測機器(特にPACE、LMAG、LRS)に大きな干渉するため、これらに対しては、アナログシャント方式のほうが望ましい。一方で、「かぐや」では太陽電池パドルの発生電力が4kWにもなるため、アナログシャントだけで設計するとシャントの大型化や発熱量の増大があるため、電力制御器(PCU)から供給される制御信号によりそのレベルに応じてアナログ及びデジタルシャントを駆動して太陽電池パネル(SAP)の余剰電力を制御し、日照時バス電圧を安定化するアナログ・パーシャル/デジタル・フル併用方式を採用することで、低リップル/低ノイズの高品質のバス電圧を供給するとともに、シャント素子数を低減し、小型・軽量化を図ったのが特徴である。

(2) パワーインターフェースユニット(PIU)の採用

「かぐや」では、観測機器とのインターフェースにパワーインターフェースユニット(PIU)を採用している。当初は、電力分配機能としてPCUの中に設置される予定であったが、多岐にわたる観測機器に対して、波及故障の防止、観測機器のON/OFF機能、過電流防止機能、電流値のモニタ機能を持たせる必要性から設置することが決まったものである。PIUの最大の特徴はPCUからのバス電源を受けて、RTUからのからのディスクリートコマンドにより、各観測機器の電力供給ON/OFFを12系統に対して独立に行うことができることである。

また、「おきな」、「おうな」用については、子衛星の分離後に分離ワイヤがショートする可能性もあることから、ヒューズによる保護機能も有する配慮をした。図 6.1.3.5-1 に PIU の機能系統図を示す。



注) #□: SW1~12 を示す。

図 6.1.3.5-1 PIU 機能系統図(1 系統の例)

(3) バッテリ(BAT)ユニットにおけるセルの配置変更

BAT は、日照時には電力を蓄積し、日陰時には太陽電池パドルに代わり各負荷に必要な電力を供給するものである。「かぐや」でも主衛星では35 Ah の BAT を4系統搭載している。「かぐや」におけるBATの特徴は、その配列にある。「かぐや」では観測機器の要求により、厳しく電流ループの発生が制限されているが、通常の衛星では直列方向に電流が流れるので、かならず、電流ループが発生し、磁場や電場を衛星構体内に発射してしまう。そのため、「かぐや」では図 6.1.3-5-3 の様にセルの配置を交互にして、ジグザグに電流が流れるようにし、電場と磁場のキャンセルを行った。図 6.1.3.5-2 と図 6.1.3.5-3 に「かぐや」と通常の衛星との比較を示す。

(4) EMCの対策

EMCの対策に関してはBAT、BCCUの配置などにより配慮している。詳細はEMCの項を参照されたい。

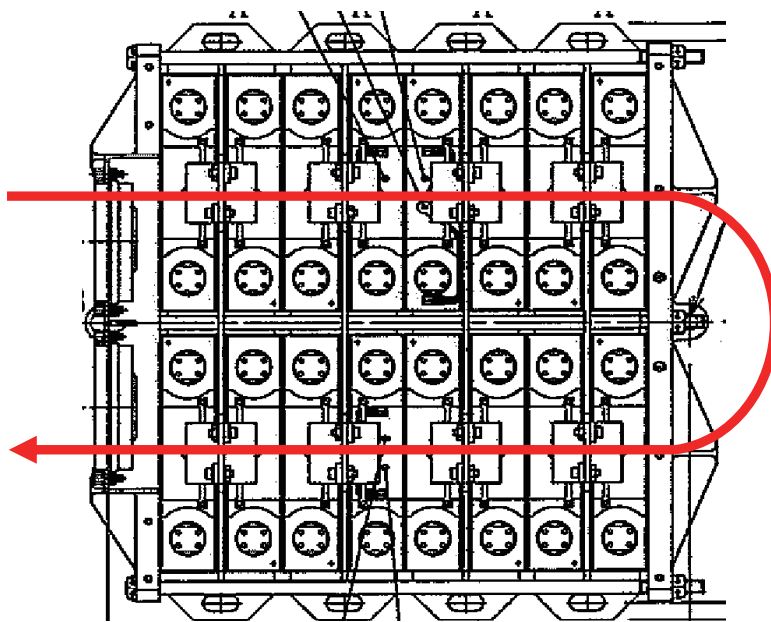


図 6.1.3.5-2 バッテリの電流の流れ(通常イメージ)

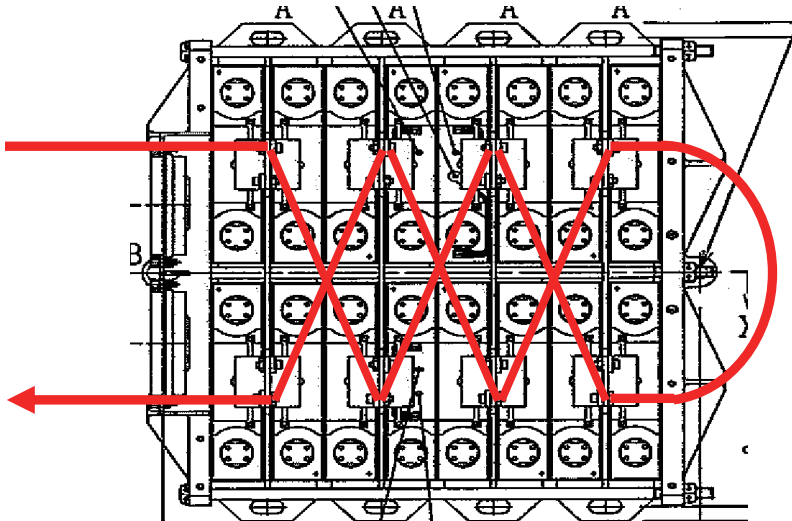


図 6.1.3.5-3 バッテリーの電流の流れ(「かぐや」のイメージ)

6. 1. 3. 6 電源系の運用結果

電源系の運用結果の概要を以下に示す。運用期間を通して、日陰時はバッテリーの蓄積電力から、また日照時はパドルからの発生電力を所定の電源電圧範囲に維持し、各サブシステムに正常に電力供給を行い所定の機能性能を有していることを確認できた。

(1) バス電圧制御

バス電圧は日照時 52.06V、日陰時約 39.1～47.0V であり、仕様値 32.6～52.8V の範囲内で良好に制御されている。また、モード移行時のトランジェントも約+0.94 Vであり設計値の±3.0V の範囲内であることを確認した。図 6.1.3.6-1 に一例として定常運用時のデータグラフを示す。

日照時シャント制御及びバッテリー充放電制御、BCCUモードの移行も正常に行われており、安定したバス電圧制御を維持していることから、バス電圧制御は適切に行われた。

(2) シャント機能

日照中のバッテリー定電流充電時及びバッテリー定電圧充電時のシャント機能を評価したところ、いずれの場合でもバス負荷電流やバッテリー充電電流の変動に対応してシャント電流が制御され、バス電圧を正常に安定化した運用が行えた。図 6.1.3.6-1 に一例として定常運用時トレンドグラフを示す。

(3) バッテリー充電制御機能

バッテリーの充放電制御は、バッテリー充電制御器(BCCU)により、V/Tカーブに従って定電流充電、定電圧充電を切り替えて行っている。初期の段階から地上試験での模擬運用試験データを基にV/Tを選択していたが、最終の後期運用段階でも、それぞれのモードで劣化傾向もなく正常に充電制御が行われている。運用モードにより若干異なるものの、CD比も 1.05 近傍で安定しており、期待したとおりの運用ができた。図 6.1.3.6-2 に定常運用時トレンドグラフを示す。また、図 6.1.3.6-3 に CD 比を示す。

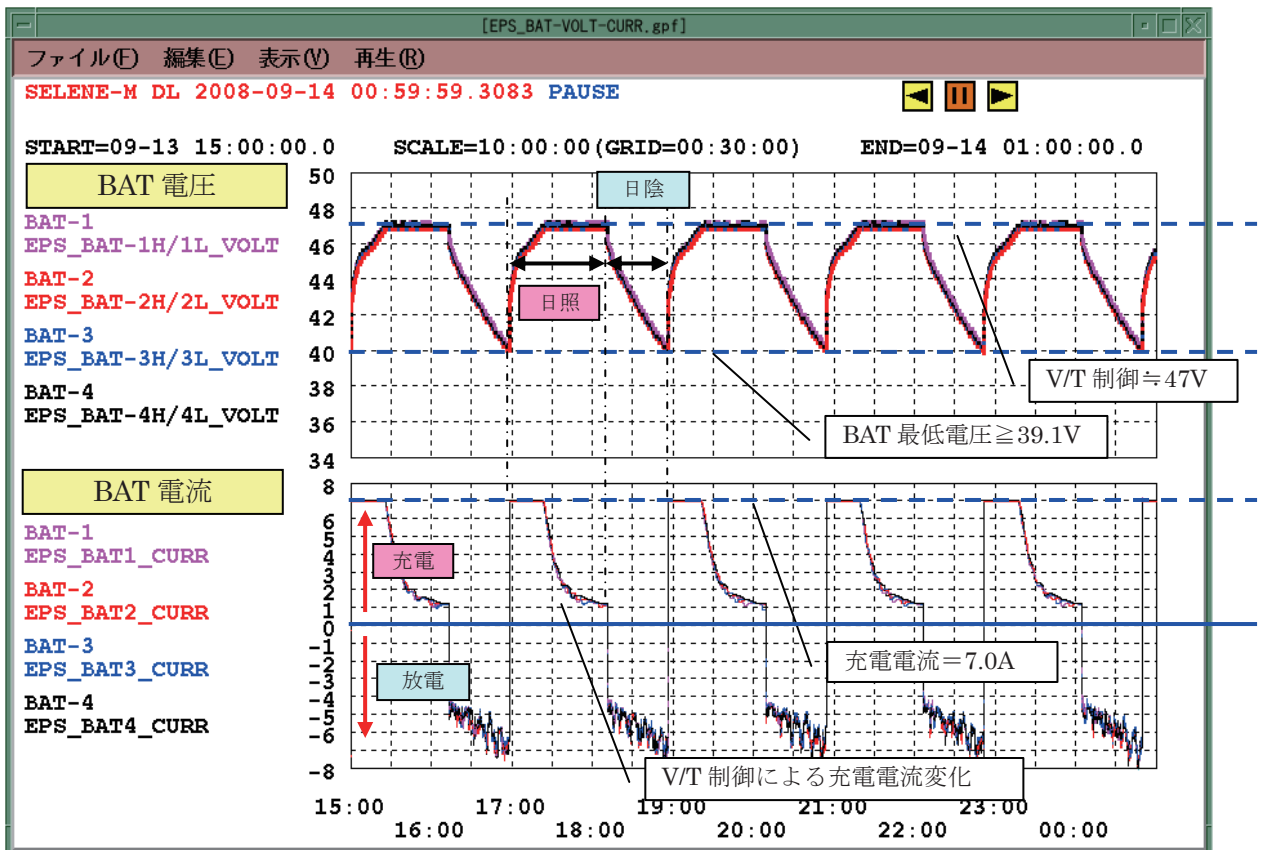
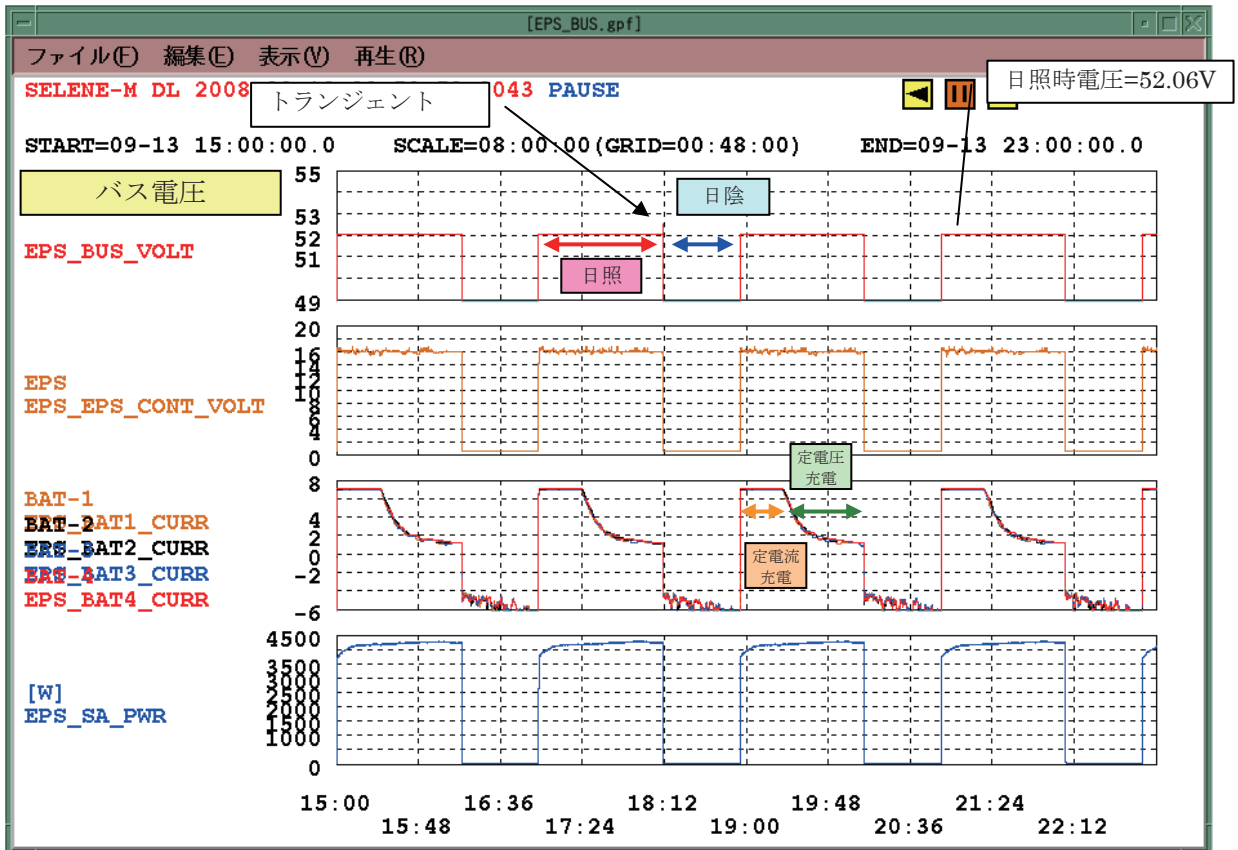
。なお、バッテリーセルの充放電機能に関する評価は6. 1. 3. 7項に記述する。

(4) 火工品点火電力制御機能

火工品点火電力制御はODCにより、SAP、HGA等の火工品に対して点火制御を行った。いずれも初期段階で各テレメトリ及びモニタカメラの映像から適切に行われたことが確認できた。

(5) 熱制御等

システムの項目でも記載したが、「かぐや」では、BATとSHNTが独立熱制御を行っている。各々のコンポーネントに関して、熱評価の結果、SHNTの場合は最大で 37℃程度(高度維持制御時瞬時値 51℃)であり動作温度範囲上限の70℃に対して十分余裕があった。また、バッテリー温度は動作温度範囲上限の 20℃に対して6～10℃の範囲で安定に温度制御が行われており、熱制御機能も正常に運用できたことが確認できた。



6. 1. 3. 7 バッテリー

6. 1. 3. 7. 1 周回衛星用バッテリー

(1) 周回衛星バッテリーの概要

周回衛星のバッテリーは、負極に高分子処理を施した 35 Ah Ni-Cd 電池を採用した。この電池はまず ETS-VI 用として開発され、ETS-VII、ADEOS 等にも搭載されると共に、改良が重ねられた。その後大容量化され、ADEOS-II や ALOS には 50 Ah Ni-Cd 電池が搭載されている。製造担当は NEC 東芝スペースシステム株式会社、バッテリーセル製造は三洋電機株式会社である。周回衛星の+Y パネル下部に搭載された 35 Ah Ni-Cd バッテリー 1 ユニットの外観を、図 6.1.3.7-1 に示す。周回衛星には 35 Ah Ni-Cd バッテリーを 4 台搭載している。ここで、1 バッテリー=2 ユニット=32 セル直列である。

周回衛星バッテリーは、以下の性能が見込まれている。

- ・ 公称容量: 35.0 Ah (20°C)
- ・ 動作温度範囲(性能維持): 0~+25°C, 非動作温度範囲(機能維持): -5~+35°C
- ・ 放電深度 DOD28%以下で軌道上 5000 サイクル, 放電深度 40~60%で軌道上 4 サイクルの充放電サイクルが可能
- ・ 以下の最大放電深度まで放電が可能

打上げ～太陽電池パドルによる電力供給開始まで	DOD60%
月食時(食時間 300 分)	60%
定常運用時	21%
1 系統故障時	28%

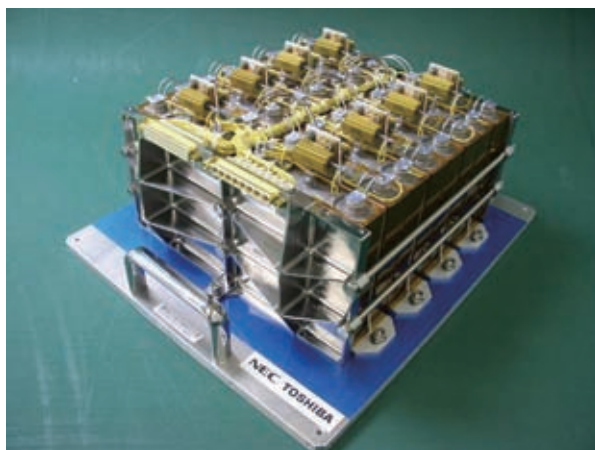


図 6.1.3.7-1 周回衛星用 35 Ah Ni-Cd バッテリー組立の 1 ユニット。
(4 バッテリー組立を搭載, 1 バッテリー組立=2 ユニット=32 セル直列)

(2) 軌道上データ評価

(2.1) 定常段階における周回衛星用バッテリーの充放電

定常段階では、「かぐや」は1周118分の月周回軌道を周回している。図6.1.3.7-2に、打上げ～2009/4のバッテリー充放電末期の電圧・温度・DOD・C/D比の推移を日付に対して示した。定常段階でのバッテリーの充放電は、食パターンにより3つに分類できる。

- ① 日陰時間が最大47分の定常サイクル
- ② 全日照期間
- ③ 月食

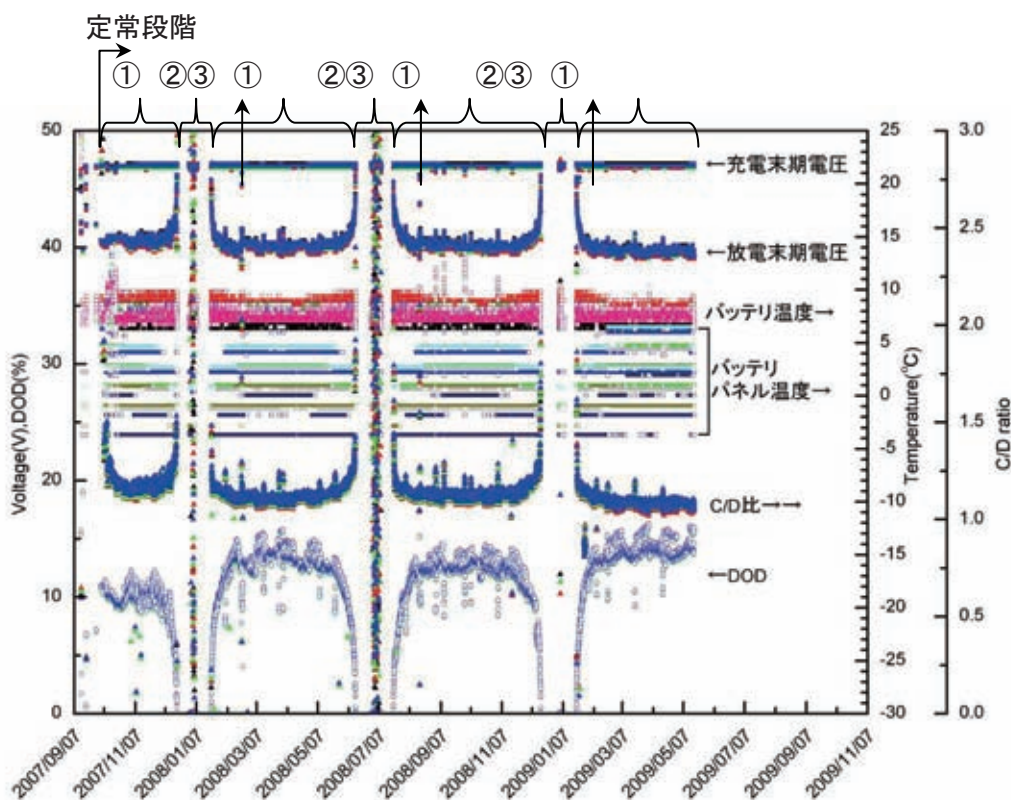


図 6.1.3.7-2 打上げ～2009/4のバッテリー充放電末期の電圧・温度・DOD・C/D比の推移(日付トレンド)

バッテリー温度は、6～10℃の範囲で推移した。バッテリー充電末期電圧は、46.4～47.2 V (V/T#6)であった。バッテリー放電末期電圧は、月食時が最小で38.8 V (セルあたり1.21 V)以上、通常充放電時は2008年2月17日が最小で39.4 V (セルあたり1.23 V)以上であった。通常充放電時のDODは約10～16%にて推移している(定常運用時のDODは21%まで許容)。C/D比は、1.05～1.2程度という比較的大きな値を示した。

(2. 2) 日陰時間が最大 47 分の定常サイクル

図 6.1.3.7-3 に 2008 年 3 月 31 日の、図 6.1.3.7-4 に 2008 年 10 月 8 日の、図 6.1.3.7-5 に 2009 年 4 月 2 日の、バッテリーの充放電のプロファイルをそれぞれ示した。いずれも日陰時間が 47 分程度と最も長いときである。

いずれの時期も、バッテリー温度は 6~10°C を示し、ヒータ制御が正常に行われている。通常の低軌道衛星では、ヒータの ON/OFF は 1 周回に 1 回であるが、SELENE は 1 周回の時間が通常の低軌道衛星よりも長いことと、温度センサの位置がヒータに近いこと、ヒータの ON/OFF は 7~8 分毎である。バッテリーの温度センサはヒータと共にバッテリー上部に取り付けられており、温度センサはヒータ ON/OFF による温度変化の影響を受けやすいものと考えられる。

バッテリー電圧は、いずれのサイクルでも 46.8~47.2 V で定電圧充電されている。6~10°C で V/T#6 では定電圧充電移行電圧は 46.8~47.1 V であることから、V/T#6 での定電流-定電圧制御が正しく行われていると言える。放電末期電圧は図 6.1.3.7-3 と図 6.1.3.7-5 に示す春のサイクルでは 39.2~40.0 V (セルあたり 1.22 V 以上)であった。図 6.1.3.7-4 に示す秋のサイクルでは 39.6~40.0 V (セルあたり 1.23 V 以上)と少し高めに推移した。

バッテリー電流は、充電時は定電流充電電流 7 A を示し、定電圧充電では電流が絞られる。充電末期には充電電流が波打って見られた。これは、バッテリーの温度変化によるものであり、バッテリーの温度センサは、上記の通り、ヒータがバッテリー上部に取り付けられているため、ヒータの影響を受けやすいためである。放電時は日陰開始時から放電電流が増加し、放電末期が放電電流の最大となった。いずれの季節も最大 8.1~9.3 A 程度の放電電流が流れた。DOD はそれぞれ、14.0~15.7%、12.5~14.2%、14.0~16.3%を示した。

他に、2008 年 7 月 23 日にリアクションホイールが一台停止する不具合発生、2008 年 2 月 4 日と 2009 年 4 月 16 日には軌道制御実施、等の特殊な運用も実施された。しかし、いずれもバッテリーの充放電は、通常通り問題なく運用された。

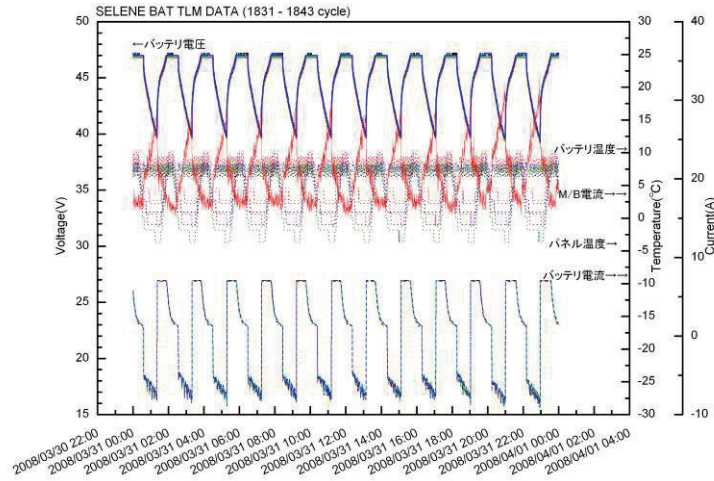


図 6.1.3.7-3 2008 年 3 月 31 日のバッテリーの充放電

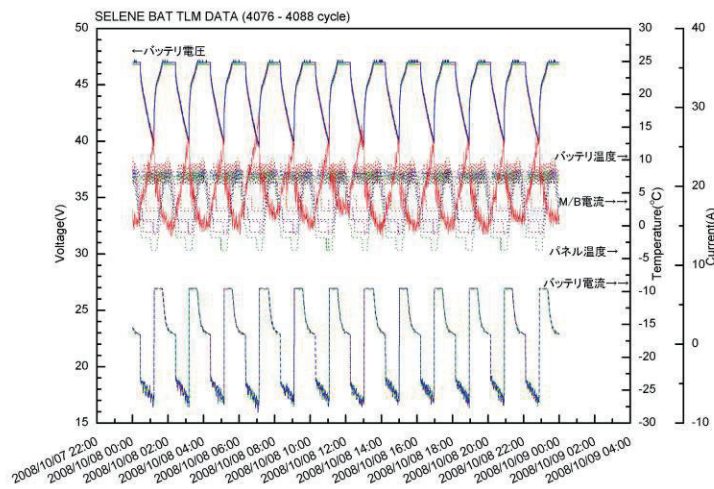


図 6.1.3.7-4 2008 年 10 月 8 日のバッテリーの充放電

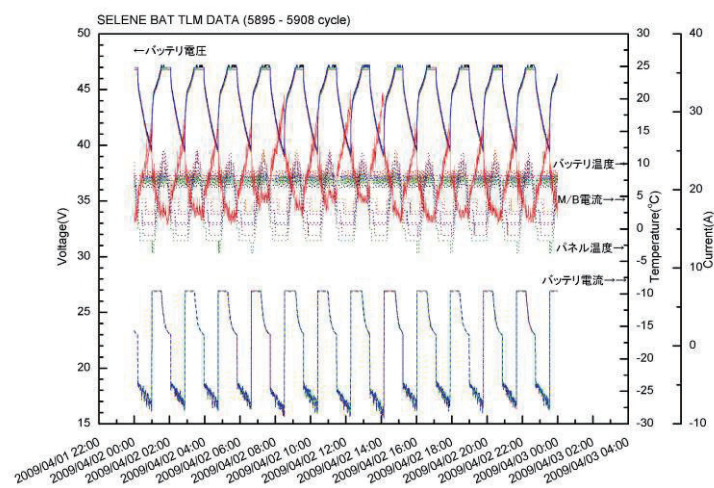


図 6.1.3.7-5 2009 年 4 月 2 日のバッテリーの充放電

(2.3) 全日照期間

SELENE 周回衛星では、半年に一度、約一ヶ月間の全日照期間が存在する。今回の評価期間中、全日照期間は以下の三回であった。

- 2007年12月18日～2008年1月21日 …(A)
- 2008年6月14日～2008年7月21日 …(B)
- 2008年12月16日～2009年1月20日 …(C)

図 6.1.3.7-6 に期間 A の、図 6.1.3.7-7 に期間 B の、図 6.1.3.7-8 に期間 C の、バッテリーの電圧・温度・電流と負荷電流をそれぞれ示した。

全日照期間中であっても、バッテリー温度・充電時電圧は、前項で述べた値と同様である。バッテリー電圧は 6～10℃、バッテリー充電末期電圧は、46.4～47.2 V を示し、正しく充電制御ができていた。

また、全日照明けにバッテリーから放電されているが、バッテリー放電電圧は、過度の電圧低下もなく、放電できたことを確認した。

上記の全日照期間中、太陽電池パドルの β 角は最も厳しく ($\beta = 90^\circ$)、発生電力は最大値の 4600 W ($\beta = 30^\circ$ 時) から、2000 W 程度に低下した。発生電力が低下した状況でも、ミッション機器が運用されるための電力確保だけでなく、バッテリーヒータの負荷が大きいため大きな電力が必要であり、負荷電力は発生電力と同程度となった。バッテリーヒータ(480W)が動作するとき、負荷電力が太陽電池パドルの発生電力を一時的に上回るため、バッテリーが放電する。 $\beta = 90^\circ$ 近傍ではこの放電が頻発し、パルス状に充放電された期間が表 6.1.3.7-1 の通り存在した。またこれらの期間内のパルス充放電の実績を表 6.1.3.7-2 に示した。

表 6.1.3.7-1 周回衛星の全日照期間とパルス充放電期間

	全日照期間		パルス充放電期間	
A	2007/12/18～2008/1/21	35 日間	2007/12/30～2008/1/8	10 日間
B	2008/6/14～2008/7/21	38 日間	2008/6/29～2008/7/10	12 日間
C	2008/12/16～2009/1/20	36 日間	2009/1/2～2009/1/8	7 日間

表 6.1.3.7-2 各全日照期間中のパルス充放電実績

	パルス充電電流(A) MAX / average	パルス放電電流(A) MAX / average	パルス放電時電圧(V) MIN
A	2.63 / 0.50	6.63 / 3.16	45.8
B	3.58 / 0.59	7.05 / 3.12	44.4
C	2.47 / 0.52	6.21 / 2.89	46.6

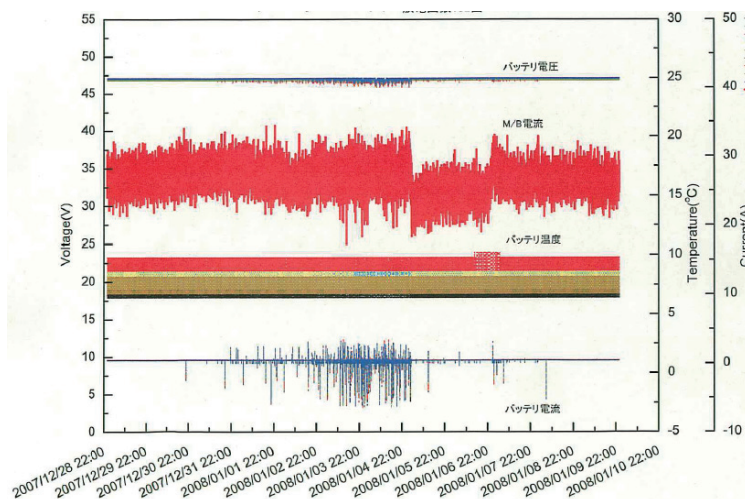


図 6.1.3.7-6 全日照期間 A のバッテリーの電圧・温度・電流と M/B 電流

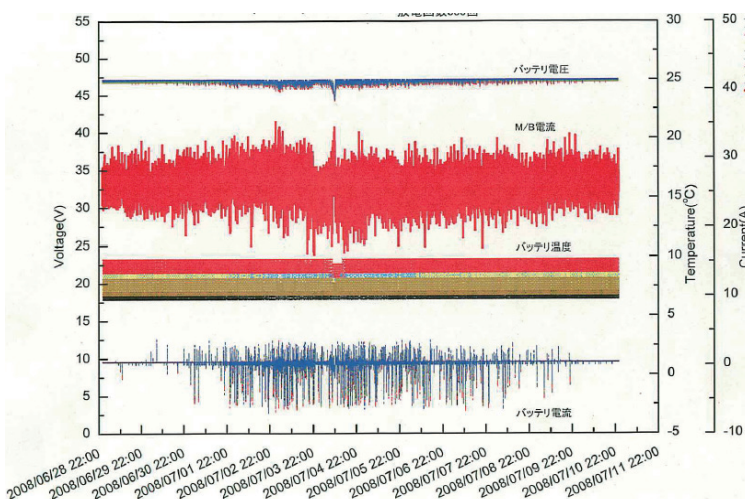


図 6.1.3.7-7 全日照期間 B のバッテリーの電圧・温度・電流と M/B 電流

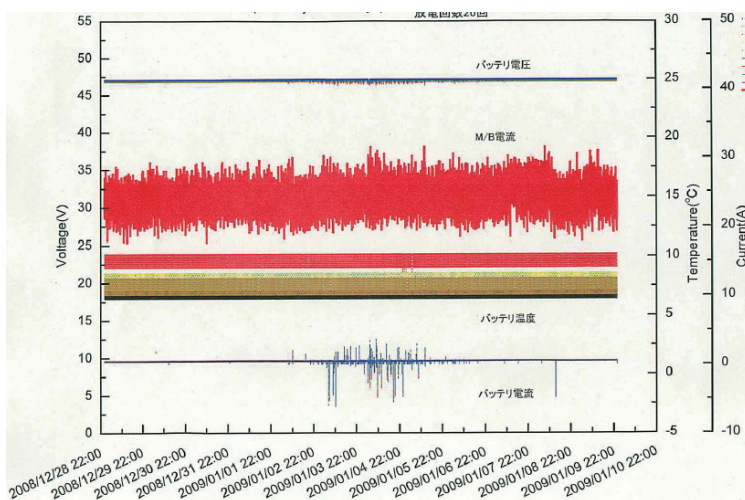


図 6.1.3.7-8 全日照期間 C のバッテリーの電圧・温度・電流と M/B 電流

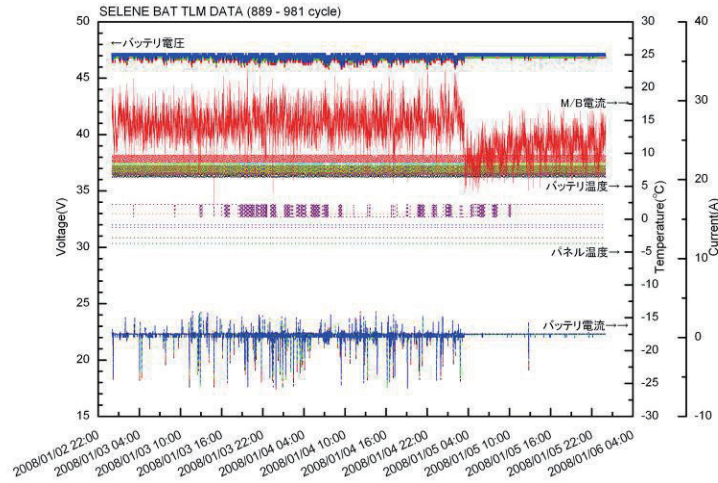


図 6.1.3.7-9 全日照期間 A 中 2008 年 1 月 4～5 日のバッテリーの充放電

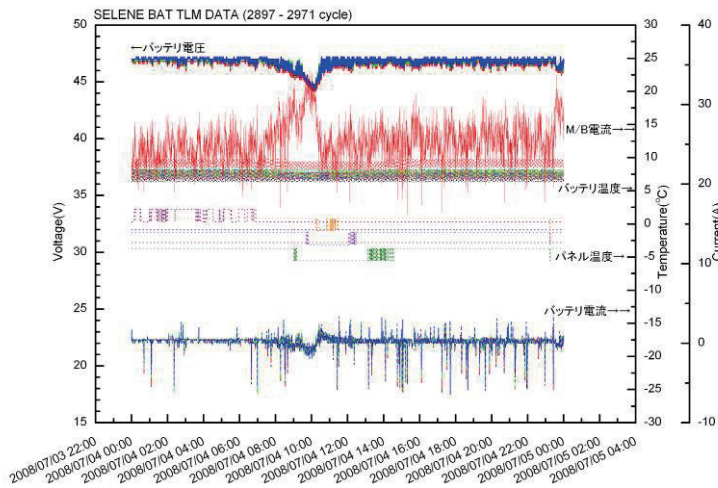


図 6.1.3.7-10 全日照期間 B 中 2008 年 7 月 4 日のバッテリーの充放電

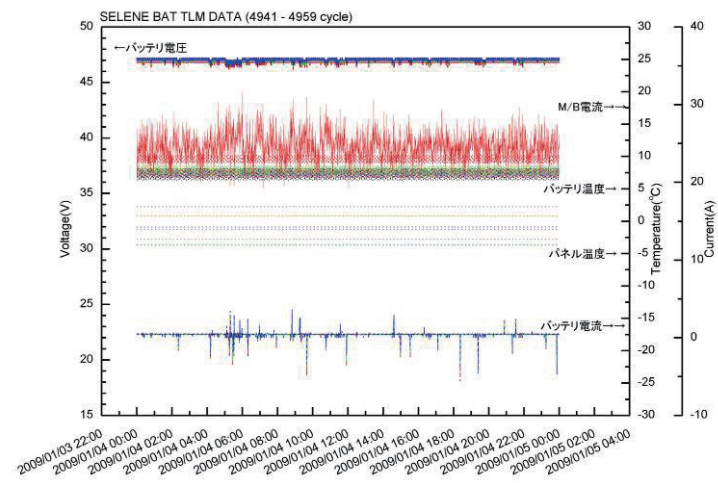


図 6.1.3.7-11 全日照期間 C 中 2009 年 1 月 4 日のバッテリーの充放電

図 6.1.3.7-6~8 および表 6.1.3.7-2 から、パルス充電時の充電電流は 0.1C 以下に収まっていることがわかる。充電電流がそれほど大きくなかったため、電圧も定電圧充電の値を上回らなかった。一方、放電時は、最大 7.0 A の電流が流れたが、電圧も 44.4 V (セルあたり 1.39 V) 以上を保持しており、過度の電圧低下はなかった。

図 6.1.3.7-9 に期間 A 中 2008 年 1 月 3~4 日の、図 6.1.3.7-10 に期間 B 中 2008 年 7 月 4 日の、図 6.1.3.7-11 に期間 C 中 2009 年 1 月 4 日の、バッテリーの電圧・電流・温度と負荷電流を示した。図中の下部にプロットしてあるバッテリー電流が、3 A 程度の充電と 7 A 程度の放電をパルス状にくり返していることがわかる。

なお、図 6.1.3.7-9 中、1 月 5 日の 4 時ごろ負荷電流が低下し、パルス充放電が減少しているが、これは、負荷電力が増加し、ミッション機器が停止したためである。同様に、図 6.1.3.7-10 中、7 月 4 日の 10 時ごろ大きく放電しているが、これは、衛星の姿勢を慣性指向に移行する運用が行われたからである。

これらの図では、32 秒毎のデータをプロットしているが、衛星の生のテレメトリは 1 秒毎に取得している。1 秒毎のテレメトリを分析すると、2008 年 1 月 3 日の 23 時台では 1 時間で 420 回もの放電が、2008 年 7 月 4 日の 15 時台では 1 時間で 600 回もの放電が観測されている。しかし、衛星のテレメトリ取得周期が 1 秒毎であるため、さらに短い範囲で充放電が起こっていても観測できない可能性もありうる。BCCU の応答速度が数 msec であることから、テレメトリデータには現れていない細かいパルス状の充放電が起こっている可能性も否定できない。

このようなパルス充放電は、類似の試験を実施したことがないため、長期的な電池の寿命にどのような影響があるのか、直接的な評価はできない。しかし、次の月食の項や運用模擬試験の項でも述べるように、その後の充放電特性が健全であり、深い放電にも対応できたことから、このようなパルス充放電が Ni-Cd 電池に与える影響は少なかったものと考えている。

(2.4) 月食

周回衛星では、半年に一度、全日照明け 1 ヶ月程度で月食を経験する。運用期間中、月食は 2008 年 2 月 21 日と 2008 年 8 月 16 日と 2009 年 2 月 9 日であった。図 6.1.3.7-12 に 2008 年 2 月 21 日の、図 6.1.3.7-13 に 2008 年 8 月 16 日の、図 6.1.3.7-14 に 2009 年 2 月 9 日の、バッテリーの電圧・電流・温度と負荷電流をそれぞれ示した。

図 6.1.3.7-12 の 2008 年 2 月 21 日には、月食は午前 2 時頃から 2 時間 47 分に渡って起こった。DOD は 54% であり、このときの放電末期電圧は 38.8 V (セルあたり 1.21 V)、最大の放電電流は 9.6 A であった。月食後も、半影であるため発生電力に対し、消費電力が大きい状態であることから、定電流充電の値が 7 A に達したのは、月食明け後 30 分程度であった。その後 3 サイクル目の充電にて定電圧充電に移行した。

図 6.1.3.7-13 の 2008 年 8 月 16 日には、19 時 15 分頃からの日照時、充電電流が定電流充電の 7.1 A に達していない。しかし、前の放電が DOD10%未満と少なかったため、小さい電流でも定電圧充電へと移行した。その後の放電では、約 1 時間 50 分程度放電し、最大の放電電流は 9.7 A 程度を示した。このとき、バッテリー電圧は 39.0 V (セルあたり 1.21 V) を示した。放電末期の DOD は 36% 程度であった。

その後、19 分程度の短い日照時間で、バッテリーは 5% 程度の容量を回復したが、再び 40 分間放電した。最大の電流は 9.3 A 程度であり、このとき、バッテリー電圧は 38.8 V を示した。1 セルあたり 1.21 V 以上であった。放電末期の DOD は 15% 程度であった。したがって、前サイクルの放電から合わせて、約 46% 程度を放電した状態であった。

その後、充放電の周期は、充電時間 78 分/放電時間 40 分の通常のサイクルに戻った。定電圧充電移行電圧に達したのは、2 サイクル後であった。

月食前の 3431 サイクルと月食後電圧が回復してからの 3438 サイクルでは、DOD は 9.6% と 9.9% でほぼ同じだが、放電末期電圧が 40.8 V (セル平均 1.275 V) から 41.2 V (セル平均 1.288 V) へと若干上昇した。これは、月食により深く放電したため、メモリー効果が除去された効果であると考えられる。

図 6.1.3.7-14 の 2009 年 2 月 9 日にも、13 時 23 分からの日照時、充電電流が不足している。しかし、前の放電が少なかったため定電圧充電に移行し、充電末期には 1.2 A 程度に電流が絞られ、満充電に到達した。その後の放電では、約 1 時間程度放電し、最大の放電電流は 8.0 A 程度を示した。バッテリー電圧は 40.0 V (セルあたり 1.25 V) 以上保持した。放電末期の DOD は 14% 程度であった。この月食時の放電は、定常運用に比べ、それほど大きくなかったため、次の充電にて回復することができ、定電圧充電へ移行している。

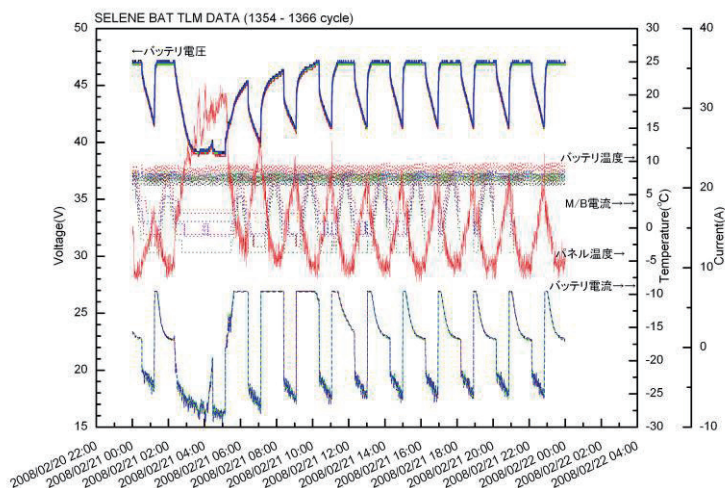


図 6.1.3.7-12 月食 2008 年 2 月 21 日のバッテリーの充放電

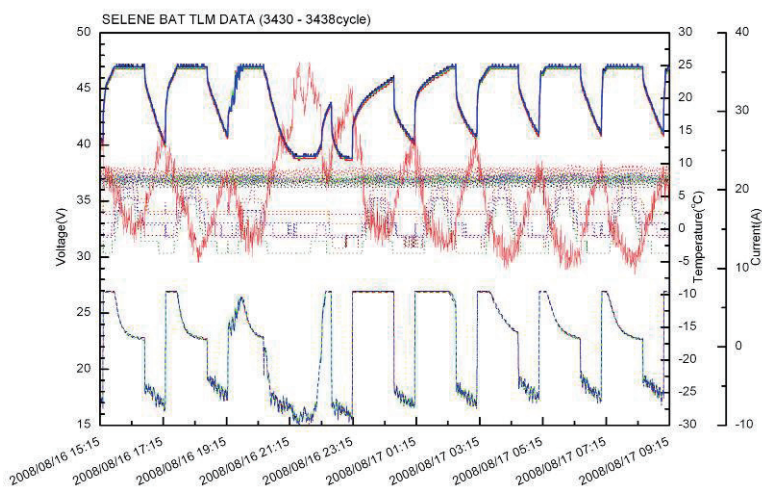


図 6.1.3.7-13 月食 2008 年 8 月 16 日のバッテリーの充放電

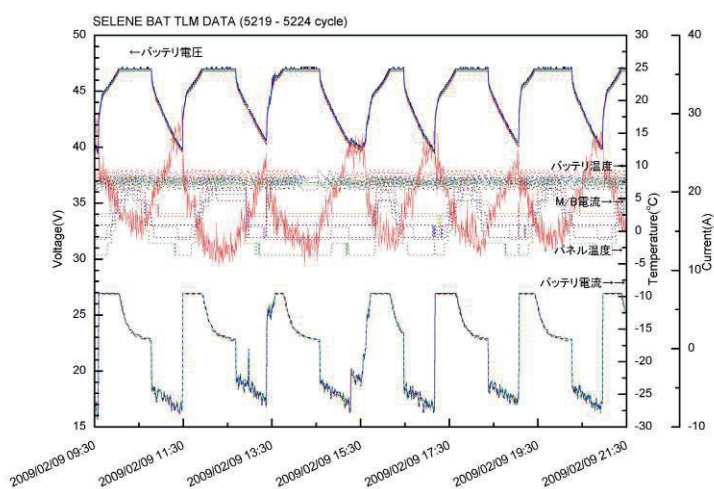


図 6.1.3.7-14 月食 2009 年 2 月 9 日のバッテリーの充放電

(3) 地上試験(運用模擬・品質確認)との比較

(3.1) 運用模擬試験①:DOD10.5%

同型電池において、周回衛星の打上前に運用模擬試験を実施した。その結果と軌道上のデータとを比較した結果を以下に示す。

図 6.1.3.7-15 に SELENE 周回衛星搭載 Ni-Cd 電池の同型セルで実施した運用模擬試験のうち、 10°C ・DOD10.5%で試験したときの、充放電末期電圧・C/D 比の推移を示した。このうち、1400～1450 サイクル付近の V/T#4 と示してある箇所が、軌道上での V/T#6 と同じ条件である。この条件のとき、放電末期電圧は 1.26 V 以上であった。

図 6.1.3.7-2 中で示したように①日陰時間が最大 47 分の定常サイクルのうち、2008 年 7 月 31 日は、バッテリー温度が $6\sim 10^{\circ}\text{C}$ を示し、DOD が 10%程度であったことから、上記運用模擬試験の条件と同様であることから比較を行った。軌道上でのバッテリー電圧は、放電末期が 40 V (セルあたり 1.25 V)以上であり、運用模擬試験 10°C ・DOD10.5%の条件の結果と同様の値を示した。軌道上での C/D 比は 1.12～1.18 であったが、運用模擬試験 10°C ・DOD10.5%での C/D 比も同様に 1.11 とやはり高めに推移している。

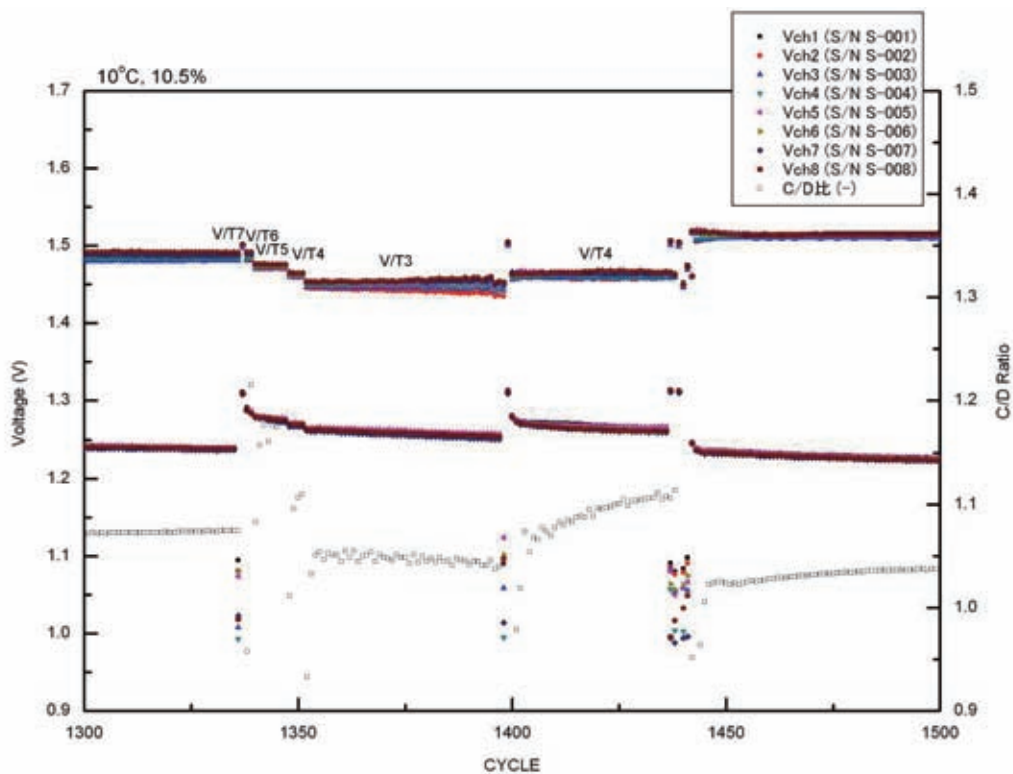


図 6.1.3.7-15 運用模擬試験①: 10°C ・DOD10.5%の充放電末期電圧・C/D 比の推移

(3. 2) 運用模擬試験②: 月食模擬

図 6.1.3.7-16 に「かぐや」周回衛星搭載 Ni-Cd 電池の同型セルで実施した運用模擬試験について、月食模擬後の電圧・温度・電流の推移を示した。また、図 6.1.3.7-17 に月食放電模擬時の放電プロファイルを拡大して示した。

図 6.1.3.7-12 に示した月食 2008 年 2 月 21 日について考察する。図 6.1.3.7-17 の月食放電模擬時のカーブから、DOD が 54% の際の電圧は 1.19 V 程度であった。運用模擬試験では、放電電流は 7.2 A と軌道上の放電電流よりも小さく、電圧降下は小さいため、電圧は軌道上よりも高めに表れることが予想される。しかし、運用模擬試験のバッテリー電圧は、図 6.1.3.7-9 に示した軌道上のバッテリー電圧(1.21 V 以上)よりも低い 1.19 V を示した。これは運用模擬試験のバッテリーが、軌道上よりもたくさんの充放電サイクルをくり返していたことにより劣化していたこと、軌道上のバッテリーの劣化が進行せず電圧が高く推移したことなどが理由として考えられる。

その後、運用模擬試験では、月食後充放電モードを実施している。運用模擬試験では月食放電模擬で 1 V まで放電してしまったので、定電圧充電に移行するまでに 12 サイクル(=48 時間)を費やしている。しかし、軌道上では、最大 54% までしか放電しなかったため、3 サイクルで定電圧充電に移行することができた。

図 6.1.3.7-13 に示した月食 2008 年 8 月 16 日について考察する。図 6.1.3.7-17 の月食放電模擬時のカーブから、DOD が 36% の際の電圧は 1.199 V 以上、DOD が 46% の際の電圧は 1.195 V 以上を示していたことがわかった。運用模擬試験では、放電電流は 7.2 A と軌道上の放電電流よりも小さく、IR ドロップによる電圧降下は小さいため、電圧は軌道上よりも高めに表れることが予想される。しかし、運用模擬試験の放電時の電圧は軌道上の電圧(1.21 V 以上)よりも低い値を示していた。これは先にも述べたように、運用模擬試験のバッテリーがサイクルにより劣化していたこと、軌道上のバッテリーの劣化が進行せず電圧が高く推移したことなどが理由として考えられる。

その後、運用模擬試験では、月食後充放電モードを実施した。運用模擬試験では月食放電模擬で 1 V まで放電してしまったので、定電圧充電に移行するまでに 12 サイクル(=48 時間)を費やしている。しかし、軌道上では、最大 46% までしか放電しなかったため、2 サイクルで定電圧充電に移行することができた。

以上のことから、次のことが言える。

かぐや周回衛星搭載 Ni-Cd 電池は、月食による深い放電にも、過度の電圧低下もなく正常に放電することができた。その後の電圧回復にも問題は見られない。また、月食運用後のサイクルでも問題なく運用できていることを確認している。

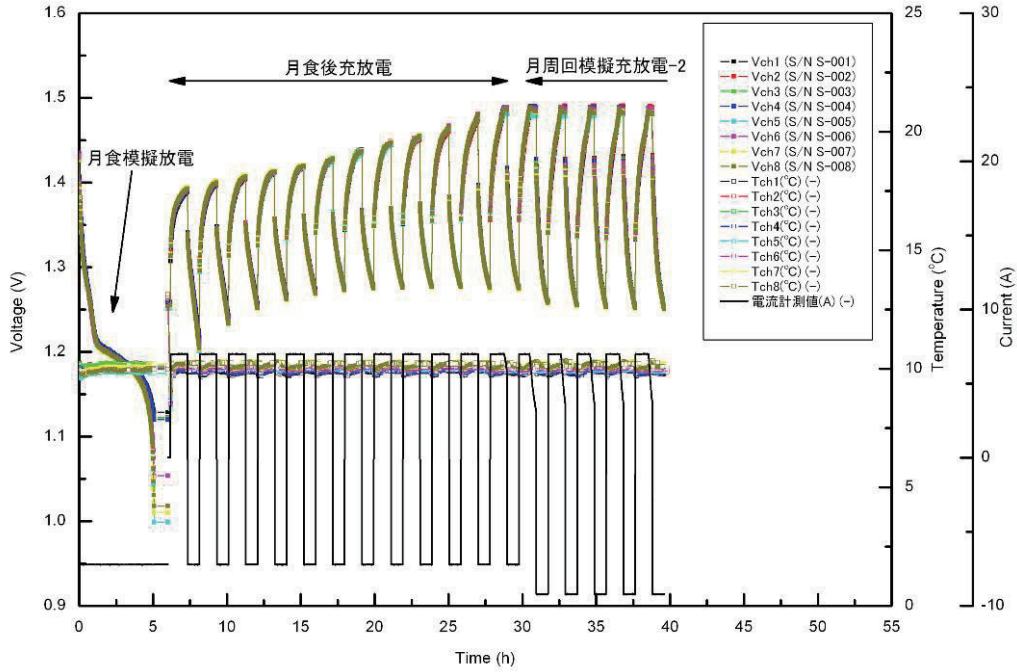


図 6.1.3.7-16 運用模擬試験:月食模擬後の電圧・温度・電流の推移

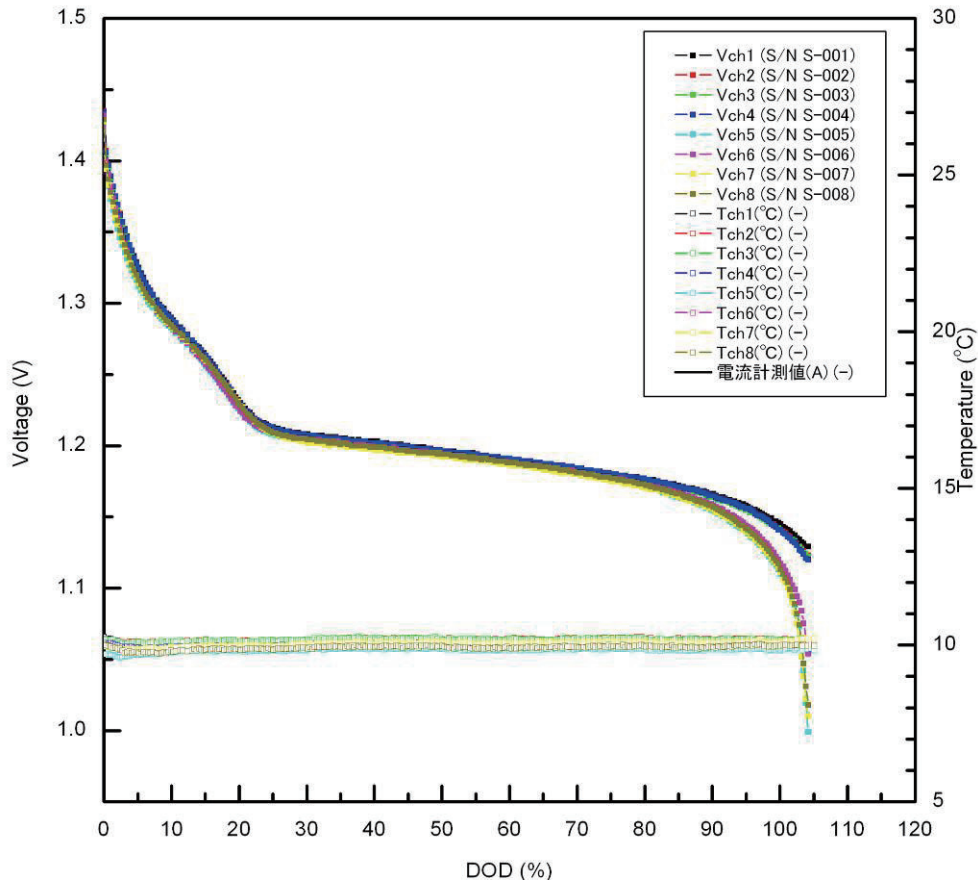


図 6.1.3.7-17 運用模擬試験:月食放電模擬時の電圧・温度・電流の推移

(3.3) 品質確認試験

図 6.1.3.7-18 には、フライトセルと同ロットのセルについて、品質確認試験を行った結果を示した。品質確認試験は、フライトセルと同一ロットのセルを用い、20°C、DOD25%における LEO サイクル試験 20000 サイクルを実施し、フライトセルの健全性を確認する試験である。

1000 サイクルにおける残存容量は初期の 86~88%であり、実力容量は 94%以上であった。これまでの 35 Ah Ni-Cd 電池と同様の結果が得られている。現在は、LEO 軌道上 2.5 年にあたる 14000 サイクル付近を進行中であるが、放電末期電圧は 1.15 V 以上であり、問題ない。フライトセルと同ロットのセルが、問題なく試験を進行したことから、SELENE 搭載の Ni-Cd 電池については、軌道上でも地上試験においても、ミッション期間の 1 年間に達成できた。

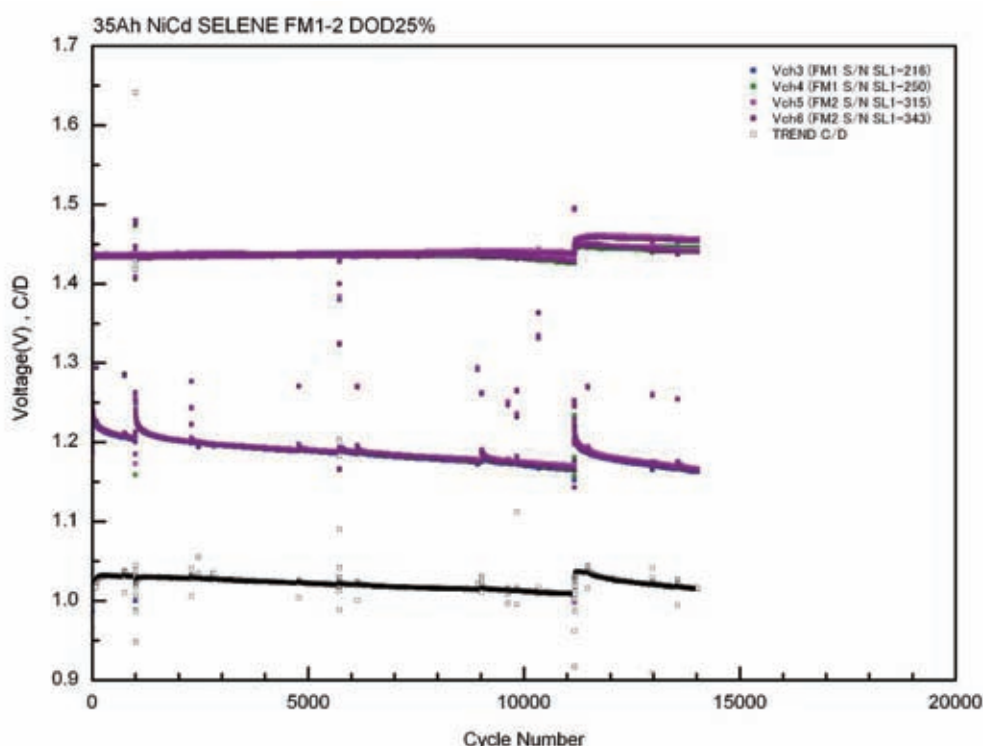


図 6.1.3.7-18 FM セルと同ロットの品質確認試験の結果

(4) 周回衛星用バッテリー評価のまとめ

周回衛星バッテリー 35 Ah Ni-Cd 電池について、2009 年 4 月までの評価を行った。充電・温度制御は正しく行われており、過去に 3 回あった月食も、いずれも問題なく放電できた。通常充放電時の最大 DOD は 16%程度であり、過度の電圧低下もなく、電圧 39.2 V(セルあたり 1.22 V)以上で推移している。全日照時に 1 週間程度の期間、パルス充放電現象が見られたが、その後の深い放電にも問題なく対応できていることから、大きな影響はなかったものと考えている。

バッテリーの温度センサはヒータと共にバッテリー上部に取り付けられていることから温度センサが

ヒータ ON/OFF による温度変化の影響を受けやすいこと、全日照期間中に負荷電力が太陽電池パドルの発生電力を上回った際にバッテリーがパルス充放電されてしまうこと、の二点については、バッテリーには大きな影響はないものの、運用上好ましいとは言えない。今後の衛星の設計時に反映することが望ましい。

6.1.3.7.2 リレー衛星/VRAD 衛星用バッテリー

(1) リレー衛星/VRAD 衛星用バッテリーの概要

リレー衛星/VRAD 衛星用のバッテリーは、従来までの Ni-Cd 電池よりも小型軽量化の要求を満足するため、エネルギー密度の高い Ni-MH 電池を採用した。Ni-MH 電池は、正極に Ni-Cd 電池と同じニッケル酸化物、負極に水素吸蔵合金を用いた電池であり、OICETS、MDS-1 等にも搭載されている。製造担当は NEC 東芝スペースシステム株式会社、バッテリーセル製造は三洋電機株式会社である。リレー衛星内部の-YZ 機器搭載パネル上に搭載された 13 Ah Ni-MH バッテリー 1 ユニットの外観を、図 6.1.3.7-19 に示す。リレー衛星/VRAD 衛星には 13 Ah Ni-MH バッテリーを 1 ユニットずつ搭載している。ここで、1 ユニット=16 セル直列である。

SELENE リレー衛星/VRAD 衛星用バッテリーに対しては、以下のような性能が見込まれている。

- ・ 定格容量:13 Ah (20°C)
- ・ 放電深度 DOD20%以下(定常時)、放電深度 85%以下(月食時)で軌道上充放電サイクルが可能

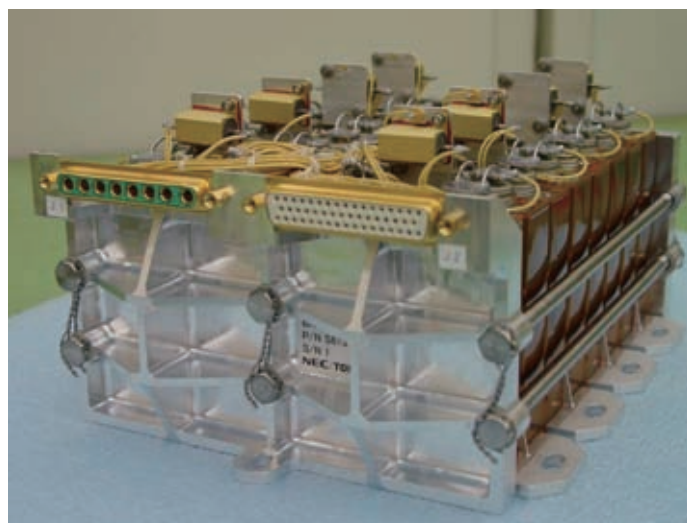


図 6.1.3.7-19 リレー衛星/VRAD 衛星用 13 Ah Ni-MH バッテリー組立の 1 ユニット。

(1 ユニットの搭載、1 ユニット=16 セル直列)

(2) 軌道上データ評価

(2.1) 打上げ段階～リレー衛星/VRAD 衛星分離

リレー衛星/VRAD 衛星は、周回衛星結合時は周回衛星からの電力の供給を受け、バッテリーは V/T#3 にてトリクル充電される。打上げ 2 時間前の 9 月 13 日 23 時 30 分(UT)頃から充電が開始され、リレー衛星は約 4 時間後に、VRAD 衛星は約 8 時間後に定電圧充電へ移行した。図 6.1.3.7-20 に周回衛星結合時(分離前)のリレー衛星/VRAD 衛星用バッテリーの電圧・温度の推移を示した。

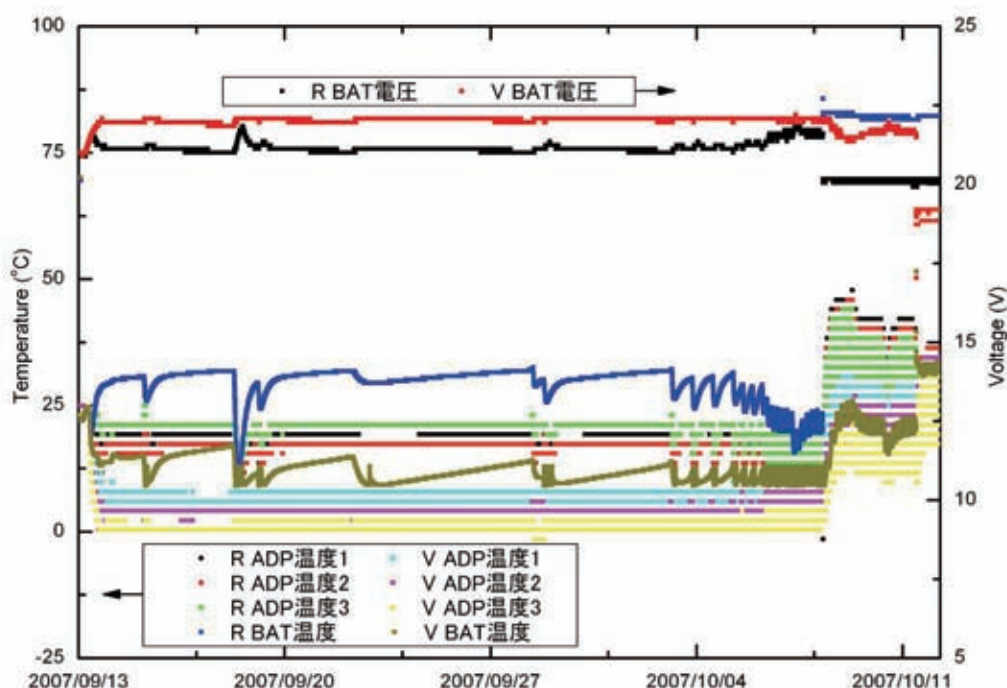


図 6.1.3.7-20 分離前のリレー衛星/VRAD 衛星用バッテリーの電圧・温度の推移

周回衛星結合時、リレー衛星のバッテリーは 10～20°C、VRAD 衛星のバッテリーは 10～13°Cと予測されていたが、リレー衛星のバッテリーの温度が AT 温度である 25°Cを超え、30°C近くに上昇した。一方、VRAD 衛星のバッテリーは 25°Cは超えなかったが、予測より高い 18°C近くまで上昇した。リレー衛星/VRAD 衛星は、周回衛星の+X面に搭載されており、放熱面が太陽の直射を受ける飛行コンフィギュレーションであるため、温度が高く現れたものと考えられる。一方、VRAD 衛星はリレー衛星の陰となっているため、多少温度が低く保たれたと考えられる。遷移軌道上では衛星の飛行コンフィギュレーション上、リレー衛星/VRAD 衛星のバッテリーの温度を下げるためには外部熱入力を下げるほかなく、そのためには衛星姿勢の変更が必要のため、姿勢変更の有効性と他の機器への影響・リスク等を評価し、衛星の姿勢にオフセットをかけることで熱入力を下げる対応をした(下記に詳述)。

上記の飛行コンフィギュレーションのためリレー衛星のバッテリーは、過温度保護(OT)機能が働き、充電されていないのではないかと心配されたが、トリクル制御の場合(0.13A)、過温度保護は動作しないこと、V/T#3 でトリクル充電された場合、30°Cでは 21.08 V に制御されることになっており、一方でテレメトリは 21.1 V を示していたため、設計通り充電制御されていると判断した。なお、このときバッテリーの充電が行われていることから、充電による発熱により更に温度が上昇し、QT 温度を超える可能性もあると危惧されたが、実際はその温度までには行かなかった。

VRAD 衛星のバッテリーは、テレメトリから 14.5°Cで 22.0 V を示していた。15°Cで V/T#3 だと 21.89 V に制御されるべきなので、若干電圧が高めに制御されていた。

9 月 15 日の $\Delta Va1$ 時には、姿勢変更により一時、リレー衛星/VRAD 衛星が太陽光の直射を受けなくなり、バッテリーの温度が低下した。リレー衛星のバッテリーの温度は 26°C程度まで低下したが、その後再び 28°C程度に上昇した。温度が低下した分、電圧もわずかに 21.2 V まで上昇しており、正しく V/T#3 にて充電されていることが確認された。

上記の温度を考慮し、リレー衛星のバッテリーの温度を低下させるため、9 月 19 日に衛星の角度を 8° 傾ける運用を行った。リレー衛星のバッテリーの温度は低下し、ヒータ ON 温度である 10°Cまで低下した。ただし、衛星に入射する太陽光の角度は 1 日 1° ずつ変化して戻ってきて数日後には再びリレー衛星のバッテリー温度は 30°C近くまで上昇することとなる。したがって、その後は遷移軌道で行われる ΔV 後に姿勢を戻すときに姿勢にオフセットをかけるようにして温度上昇を防ぐ運用をした。

LOI-1 以降は、月周回軌道に入って日陰時間が発生したため、リレー衛星のバッテリーの温度は徐々に低下した。

10 月 9 日 0 時 35 分(UT)、リレー衛星を分離した。リレー衛星の分離に伴い、VRAD 衛星に太陽光が直射し、VRAD 衛星の温度が増加した。このときバッテリー温度は 25°C近くまで増加し、温度的にはその状態が続いたが、10 月 12 日 4 時 30 分(UT)、VRAD 衛星を問題なく分離した。

(2.2) 分離以降

分離後のリレー衛星/VRAD 衛星用バッテリーの電圧・電流・温度の推移を、図 6.1.3.7-21 にリレー衛星、図 6.1.3.7-22 に VRAD 衛星について示した。これらの図から、リレー衛星/VRAD 衛星用バッテリーについて、次のことが言える。なお、データが点の集合になっているのは、リレー衛星・VRAD 衛星ともにデータレコーダーは搭載していないため、非可視帯はデータがないためである。

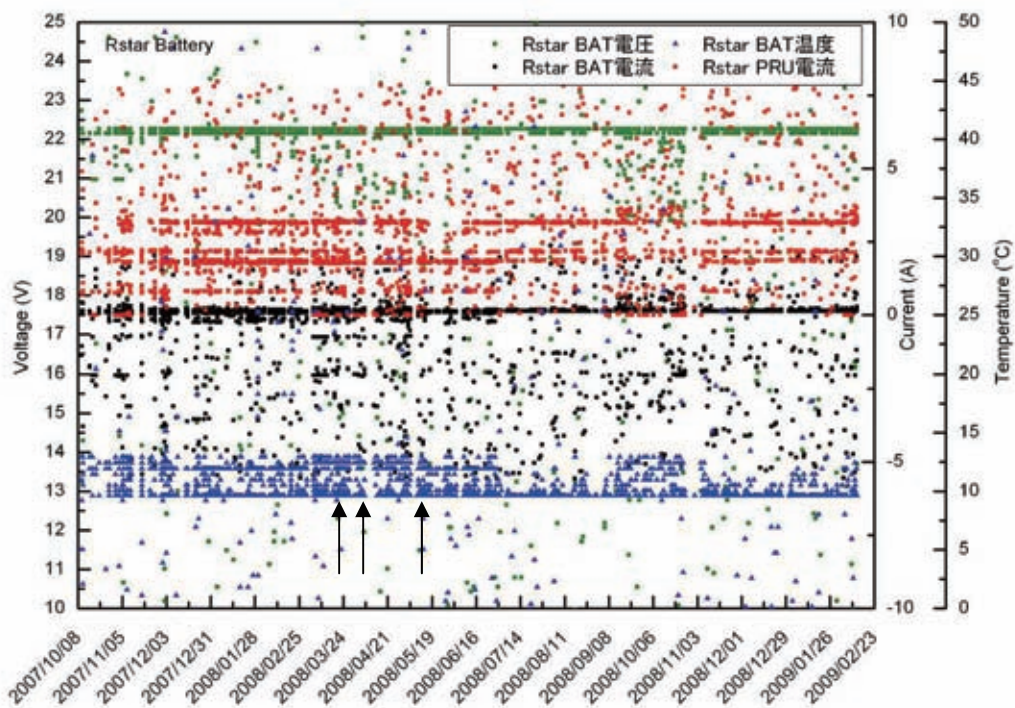


図 6.1.3.7-21 分離後のリレー衛星用バッテリーの電圧・電流・温度の推移

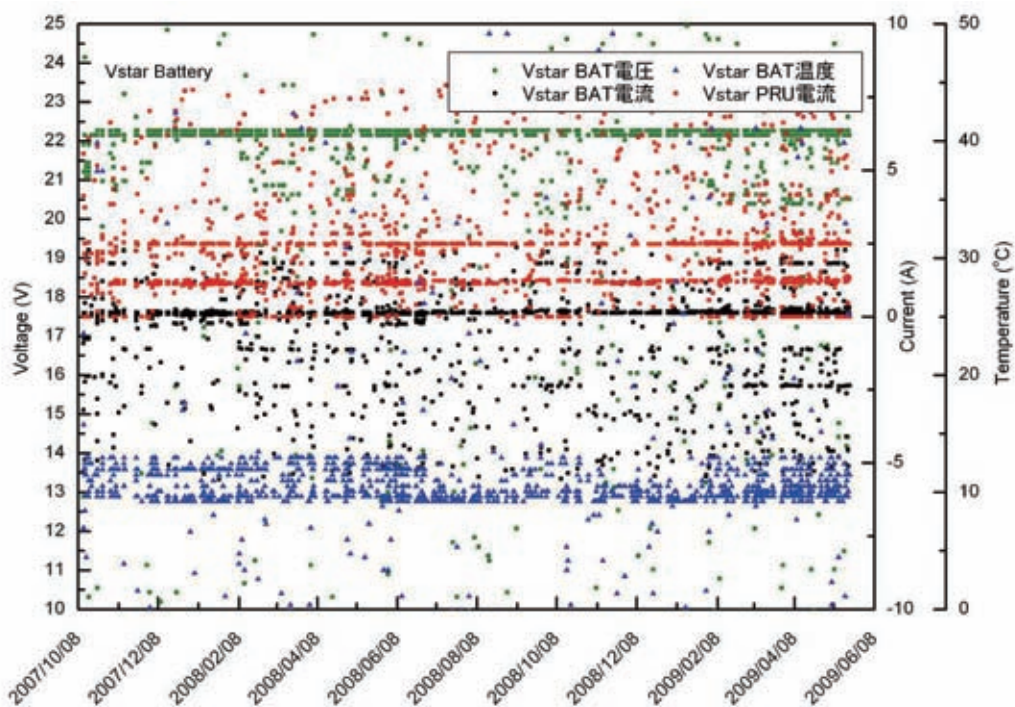


図 6.1.3.7-22 分離後のVRAD衛星用バッテリーの電圧・電流・温度の推移

温度制御

- バッテリー温度は、推奨温度の範囲内まで低下し、9～13℃で推移している。バッテリーヒータは10℃で ON、13℃で OFF されることから、多少のオーバーシュートはあれ、制御が正しく行われていることがわかる。
- 図 6.1.3.7-21 に示すようにリレー衛星の温度が 2008 年 1 月に 2 回 25.2℃まで上昇している。これは、2008 年 2 月 20 日の食運用に向け、リレー衛星のヒータを全て ON する運用を行ったため、温度が高くなった。

充電時

- バッテリー電圧は 22.1～22.3 V 程度で定電圧充電されている。設定の V/T#4 では、10～15℃ のとき 22.1～22.3 V に制御されるが、正しく充電制御されていると判断する。
- バッテリー電流は定電流充電時は 1.8 A で充電されており、その後の定電圧充電で電流が絞られているため、V/T#4 にて、正しく制御されているといえる。

放電時

- 放電末期電圧は 20.5 V 以上で、セルあたり 1.28 V 以上と高く保たれている。

以上のことから、リレー衛星/VRAD 衛星のバッテリーは、軌道上テレメトリの取得できている範囲内では、正常に動作していることが確認できた。

リレー衛星は 2009 年 2 月 12 日の月面落下をもって、運用を終了した。

(3) 地上試験(品質確認)との比較

リレー衛星/VRAD 衛星用再製作バッテリーのフライト品同一ロット 2 セルの品質確認試験を行った。品質確認試験は、温度 20℃にて DOD40%の LEO 周回軌道サイクルにより、各出荷ロットについてセル品質が再現されていることを確認するため実施している。試験は平成 18 年 9 月より開始され、長期サイクル 10000 回も放電末期電圧 1.05 V 以上を大きく上回り、合格した。現在は、低軌道衛星であれば 4 年弱の運用にあたる約 14000 サイクルを実施中である。

図 6.1.3.7-23 に品質確認試験の充放電末期電圧・C/D 比の推移を示した。14000 サイクルにおいてもセル下限電圧が 1.15 V 以上と高く保たれている。

このように、フライトセルと同ロットのセルが、問題なく試験を進行しており、リレー衛星/VRAD 衛星搭載の Ni-MH 電池は、軌道上でも地上試験においても、ミッション期間の 1 年間に達成することが確認できた。

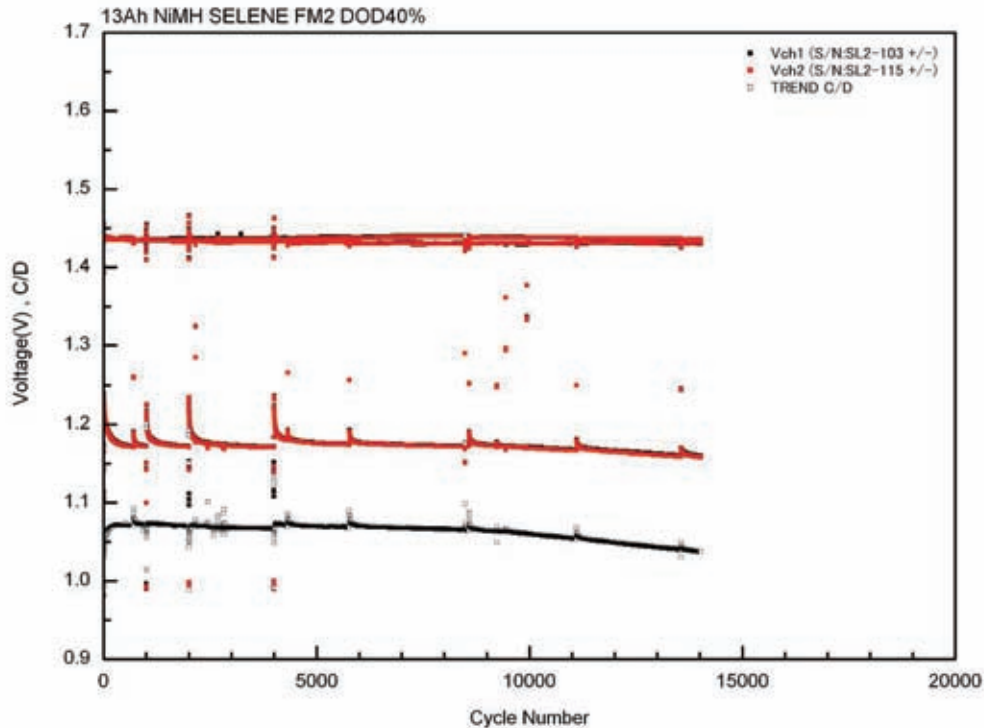


図 6.1.3.7-23 リレー衛星/VRAD 衛星用再製作バッテリーの品質確認試験(DOD40%)
における充放電末期電圧・C/D 比の推移

(4) リレー衛星/VRAD 衛星用バッテリー評価のまとめ

リレー衛星/VRAD 衛星用バッテリー 13 Ah Ni-MH 電池について、2009 年 4 月までの評価を行った。限られたテレメトリデータの範囲内ではあるが、過度の電圧低下もなく、良好に動作していると判断している。

(5) バッテリー評価のまとめ

周回衛星に搭載された Ni-Cd 電池およびリレー衛星/VRAD 衛星に搭載された Ni-MH 電池について、2009 年 4 月までの評価を行った。

周回衛星用バッテリーは、充電・温度制御は正しく行われており、3 回の月食にも問題なく放電できた。通常充放電時の最大 DOD は 16% 程度であり、過度の電圧低下もなく、電圧 39.2 V(セルあたり 1.22 V) 以上で推移している。

リレー衛星/VRAD 衛星用バッテリーは限られたテレメトリデータの範囲内ではあるが、過度の電圧低下もなく、良好に動作していると判断している。

6. 1. 4 太陽電池パドル系の開発 (SPS)

南野浩之 (JAXA)、小坏秀明、松尾知子 (MELCO)

6. 1. 4. 1 太陽電池パドル系の概要

太陽電池パドル系 (Solar array Paddle Subsystem :SPS) は、太陽電池パドル (Solar Array Paddle :SAP)、パドル駆動機構 (Solar Array paddle Drive Mechanism :SADM)、パドル駆動電気回路 (Electronic Control Unit :ECU)、パドル駆動電気回路電源 (Electronic Control Unit - Power Supply :ECU-PS) から構成されている、衛星に電力を供給することが目的のサブシステムである。ロケット打上時には衛星の-Y面に収納され、軌道上でロケットから衛星が分離された後、火工品により太陽電池パドルが展開される。太陽電池パドルのセル面を太陽方向に指向させるため、SADMを駆動させ、日照時に太陽光を電気エネルギーに変換して所定のミッション期間にわたり必要電力を衛星システムに供給するサブシステムである。

本章では太陽電池パドル系の開発と運用結果について述べる。

6. 1. 4. 2 太陽電池パドル系の性能

太陽電池パドル系の主要性能諸元を、表 6.1.4.2-1 に示す。

表 6.1.4.2-1 主要性能諸元

項目	性能
太陽電池パドル方式	一軸回転追尾 固定キヤント方式 (太陽光受光面キヤント角 = 30deg) (ブーム、ヨーク、太陽電池パネル 3 枚) × 1 翼
太陽電池セル	InGaP/GaAs/Ge Advanced Dual Junction 太陽電池セル
発生電力	$\beta = 0^\circ$ で 3260 W @ 寿命末期 (EOL)
太陽追尾性能	駆動方式: ステッピングモータ + ハーモニックドライブ 追尾モード: ホールド、クロック、スルー 回転速度: クロックモード: 3.05° /分 (ノミナル) スルーモード: 9.00° /分 (ノミナル) 回転方向: 衛星 Y_b 軸回り CW/CCW 双方向回転可能 ステップ角度: 0.0025° (ノミナル)

6. 1. 4. 3 太陽電池パドル系の設計思想

太陽電池パドル系の設計思想は、他のバス機器と同様に既存設計を極力活用することにある。したがって、太陽電池パドルの設計は静止衛星の場合とほとんど変わらないが、月周回軌道で観測機器からの要求を満足しつつ所定の発生電力を得るために、以下の事項の設計上の配慮をした。

- (1) 大型1翼パドルとキヤント角の採用
- (2) 太陽電池パドル全面の帯電防止、磁場の抑制処置の徹底
- (3) 月特有の熱環境に対する対策

各々の設計上の特徴を以下に述べる。

(1) 大型1翼パドルとキャント角の採用

「かぐや」では、バス機器や観測機器の運用に3000 W以上の電力が必要である。この電力要求に対し、概念設計時に太陽電池パドルの搭載方法として、1翼パドルと2翼パドルの搭載を検討した。2翼パドルは静止衛星によく採用されている方法であり、月周回軌道においても太陽光入射角や追尾性、パドルの大きさの小型化に優れているが、一方で重量の増加、観測機器の搭載面の制約などが不利な点である。これに対して、1翼パドルは、観測機器の搭載性や衛星全体の軽量化に優れているが、3000 W以上の電力を確保するためにパドルを大型化する必要があること、および β 角変動に伴い太陽光入射角が1日あたり 1° 変化するため、180日に1回ヨーアラウンド(衛星の進行方向を 180° 反転させる)運用が必要になってくるのが不利な点である(運用の項参照)。

これらの要素の他に熱的制約や観測機器の視野確保など様々な観点から比較評価を行い、展開時に縦3.1m、横8.6mの大型で、約30degのキャント角を有する独特の形状を持った1翼パドルを採用した。図6.1.4.3-1に太陽電池パドルの外観図を示す。

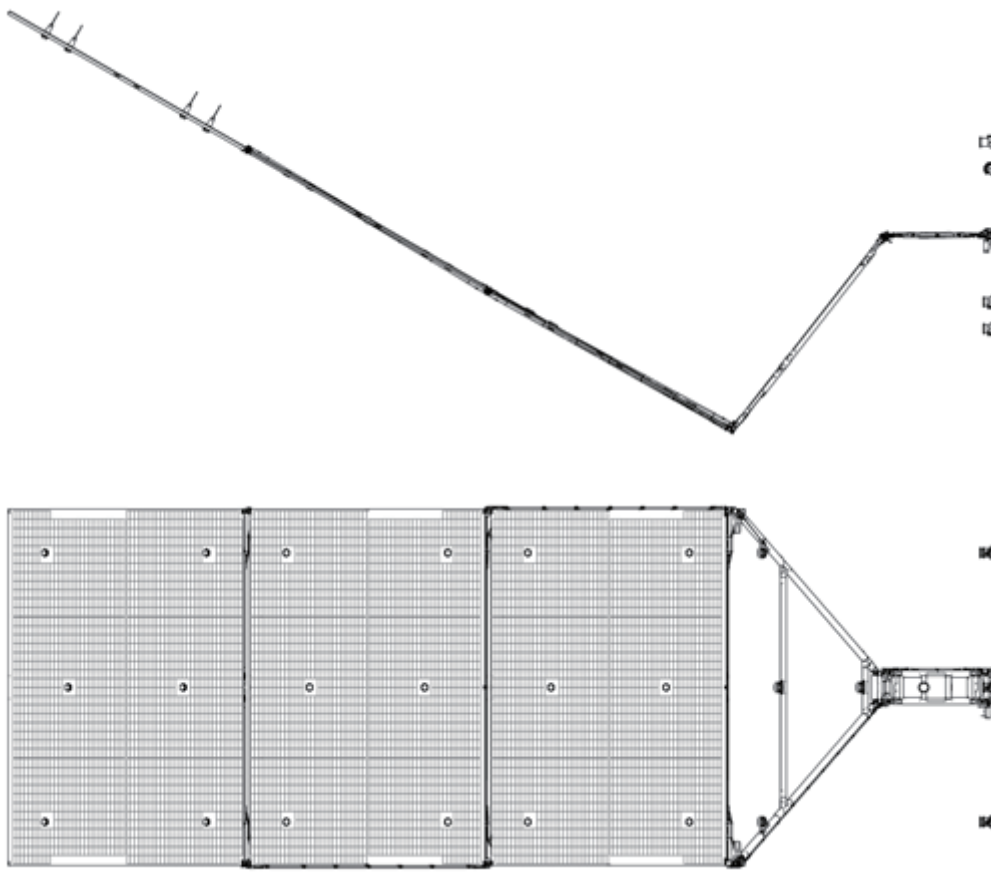


図 6.1.4.3-1 太陽電池パドルの形状図

(2) 太陽電池パドルの帯電防止や磁場の抑制処置の徹底

太陽電池パドルでは、他のサブシステムや観測機器と同様に、観測機器(磁力計やプラズマ観測器)の要求から、衛星の帯電防止や磁場の抑制処置を徹底した。太陽電池パドルは、他のサブシステムや観測機器と異なり、非常に大きい機器であるため、その帯電防止処置や磁場の抑制処置が開発の大きな課題であった。

帯電防止処置として、「かぐや」の太陽電池パドルでは、カバーガラス表面に導電性コーティングを施し、太陽電池セル群の中で各カバーガラスを電氣的に接続し、カバーガラスがひとまとめにボンディングされる設計とした。図 6.1.4.3-2 にカバーガラスのボンディングの概念図を示す。その他に、パドルでは表面帯電防止対策として、通常は絶縁体で覆われているパネル端部に導電性エリアを設けるとともに、サブストレート全体を接地することで、必要な導電性を確保した。これらにより、必要な帯電防止処置をとるとともに、軌道上で衛星が受ける荷電粒子などによる帯電が原因の放電で太陽電池セルが地絡するような事故も未然防げる設計となっている。

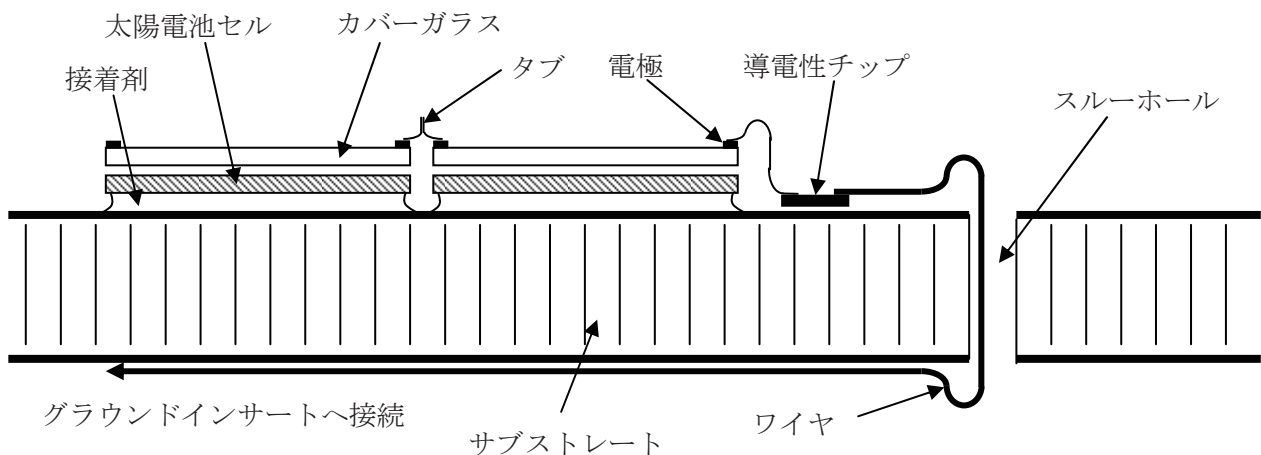


図 6.1.4.3-2 カバーガラスのボンディング概念図

また、磁場の抑制は太陽電池パドルの開発に際して、最大の懸案事項であった。太陽電池パドルは、電力を発生させるため必然的に電流ループが発生し、磁場を発生する。それらを抑制するために「かぐや」では、太陽電池セルが直列に接続された単位(ストリングと呼ぶ)で発生する電流の方向と逆向きになるように太陽電池パドルの裏面にストリングから発生した電流が通る電気配線を配置し、ちょうど電流がキャンセルできるように設計をした。この配線がストリングの裏面に正確に配置されるようにすることは、製造上大変な努力を要した。製造メーカではテンプレートを用意する等の工夫をして製造したが、通常の衛星の何倍もの時間と労力が製作に費やされた。

(3) 月特有の熱環境に対する対策¹⁾

システムの項でも書かれているが、月の外部熱環境は、月アルベド係数が 0.073 と低い²⁾³⁾⁴⁾ため月アルベドによる熱入力への影響は少なく、また月からの赤外放射は地球赤外放射と比較して大きく(最大で 1317W/m²)、かつ β 角及び周回軌道中の位置による変化が大きいことが特徴である。また、月食(地球の影による食)と日陰(月の陰による食)により、地球と月の位置関係によっては衛星が最大約5時間の長時間食をミッション期間中に受けることも大きな特徴である。

これらの外部熱環境に適応するため太陽電池パドル系では、外部搭載バス機器は温度制御要求や各々の使用条件、使用モードにより発熱量が大きく異なるため、衛星本体と断熱し独立熱制御とする、というシステム設計の考え方に合わせて熱設計を実施した。

特に、SAPは他の機器と異なり、日照中は表面から太陽光を直接受けるとともに、裏面には月面からの赤外輻射を大きく受けるため非常に高温になる(最高 130°C)。逆に日陰時には月からの赤外光入力が期待できないことや最大290分の月食と日陰があることから低温も厳しい環境に遭遇する(最低-165°C)。このため通常の地球周回衛星で採用している表面からの熱を裏面から排熱するという設計を行わず、裏面にアルミニウム蒸着カプトン単層の断熱材(SLI)を装着することと、発電に寄与しない波長の太陽光を反射する BRR (Blue and Red Reflective) コーティングを表面のカバーガラスに採用することで、高温時には表面のパネルの温度を下げ、低温時には裏面の SLI で保温するという方法により対応した。図 6.1.4.3-3 に軌道上でモニタカメラが撮像した SAP 裏面の SLI を示す。

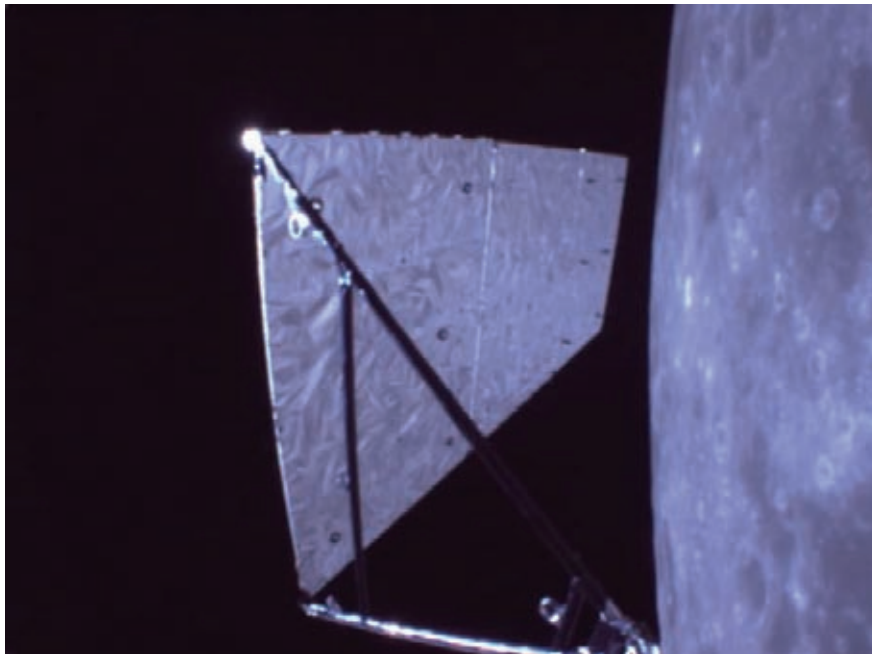


図 6.1.4.3-3 軌道上のSAP裏面の写真(パネル部分が裏面の SLI である)

太陽電池パドルの設計段階では、上記の熱設計のうち以下が最大の課題であった。

(1)裏面SLIの断熱能力の妥当性評価

(2)外部露出ハーネス束の熱モデル化

(1)の妥当性を検証するために、開発段階で1枚のパネルにヒータを貼り付けた小型のパネルモデルを作成し、それに実機と同じ熱制御材の実装を行い、熱真空チャンバーにおいて熱がどのように伝わるかを含めSLIの断熱特性を検証した。また、熱数学モデルにそれを取り込むときには、太陽光入射が、 β 角が大きいときにSLIとパネルの間に入射してくることがないか、SLIを貼り合わせたところに熱の逃げ道がないかなども徹底して確認した。

(2)については、太陽電池パドルから衛星構体に入る場所でハーネスの束ねられる本数が最大となり、発熱量も最大となる。日照時かつ月面からの輻射があるときには、ハーネス束の内部が高温になって、最悪ハーネスの被覆が溶融する可能性があることから、ハーネス束の断面の熱モデル化が非常に重要であった。このため、(1)の試験と同時期にハーネス束の要素モデルを製作し、同じく熱真空チャンバーにおいて熱分布の検証を行った。

上記の試験のイメージ図を図 6.1.4.3-4 に示す。

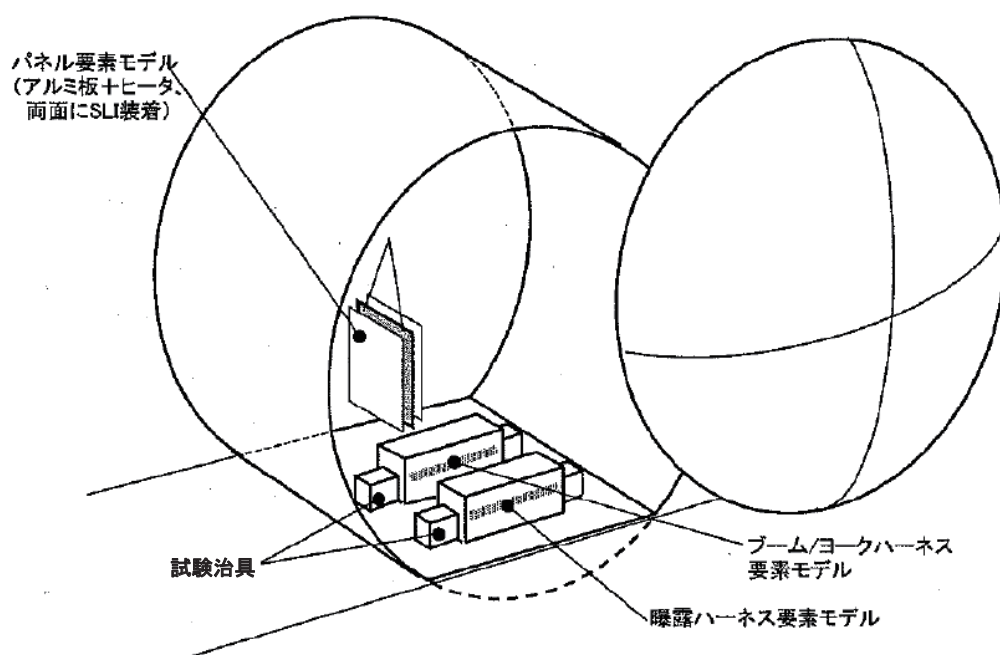


図 6.1.4.3-4 試験のイメージ図

これら各種要素試験で得られた知見を、すべて熱数学モデルに取り込み、太陽電池パドルの熱設計が成立することを検証できた。

以上のように太陽電池パドルの熱設計は、地球周回衛星とは大きく異なり、月周回に適したものとなっている。

6. 1. 4. 4 太陽電池パドル系の運用計画

SPSの運用計画は以下のとおりであった。SPSの運用方法は、他の衛星と同様に、その制御をすべて姿勢軌道制御系(AOCS)にて行う方式である。

①衛星打上げから太陽電池パドルの展開まで

衛星打上げ後の太陽電池パドル展開は、ロケット/衛星分離後の太陽捕捉を完了した後に、姿勢制御系からの太陽電池パドル展開コマンドにより展開を行う。パドル展開時、姿勢制御系はパドルの展開ラッチ衝撃を緩和するとともに衛星の擾乱を抑制するため、駆動中止モードとなり、駆動中止後、パドルを展開するためのオードナンス制御器(ODC)へ展開信号を送信する。

「かぐや」では、パドル展開直後の衛星コンフィギュレーションは、パドルの搭載性上の制約から、パドルのセル面が $-Z_B$ 方向を向いているため、衛星が太陽指向を確立しても、パドルを $+X_B$ 方向に 90° 回転しないと発生電力を確保できない。このため、パドルを回転させる前に、展開が確実に終了していることを確認する必要があるため(展開未完のまま回すと衛星の擾乱が大きくなる)、パドルの発生電力及びマイクロスイッチによる展開状態の確認後、パドルのセグメント信号サーチ($+X_B$ 指向指令)を可視局でコマンド運用し、パドルを 90° 回転させ太陽方向に正対させる。

②月遷移軌道中の軌道制御及び月周回軌道投入

月遷移軌道中の軌道制御時は太陽方向が常に $+X$ 方向から入射する軌道計画をとったこと、及び月周回軌道投入時においては、パドルヒンジ部の加速度耐性からパドルセル面を $+X_B$ 方向の状態、モードをホールドモードとして運用する。特に500Nスラスト噴射時にパドルが違う方向に向いていると、パドルにねじれ方向の力が働き、パドルのヒンジ部を破損する可能性があるため、注意払って運用を行った。

③月周回軌道時

月周回軌道中、衛星は $+Z_B$ 月心指向の状態です約118分±1分で周回する。前述したようにパドルには太陽自動追尾機能は搭載されていないため、指向クロックモードでのパルスパターンを複数用意し、パルスパターンの組み合わせにてパドル回転追尾誤差が大きくならないよう、AOCSにてパドル回転制御した。軌道高度を下げた後期運用では113分ぐらいで軌道を1周したが、そのときもパルスパターンを最適に組み合わせでパドルに太陽光が適正にあたるように制御した。なお、 β 角 90° 付近では衛星の真横から太陽光が入射し、パドルの発生電力が最小になるため、最大で電力が発生する角度に固定してパドル回転制御を実施しない様にした。

④ヨーアラウンド時

発生電力確保のためヨーアラウンド実施後には、パドルの回転方向を逆転させる必要がある(CW→CCW または CCW→CW)。

6. 1. 4. 5 軌道上のパドルの運用予測と運用結果

6. 1. 4. 5. 1 パドルの展開

図6. 1. 4. 5. 1-1に実際の軌道上での SAP の展開テレメトリを示す。事前予測では約40秒で展開が完了する予定だったのに対して、実際の運用では、AOCS からの火工品点火コマンドから約53秒後に展開が完了したことが、テレメトリデータから確認された。ヒンジ部の温度や解析では最後のラッチにかかる時間を考慮していないこと、テレメトリ周期2秒などの誤差を考えると、この程度の差は妥当である。

その後パドル90° スルーにより所期の発生電力量を確保した。

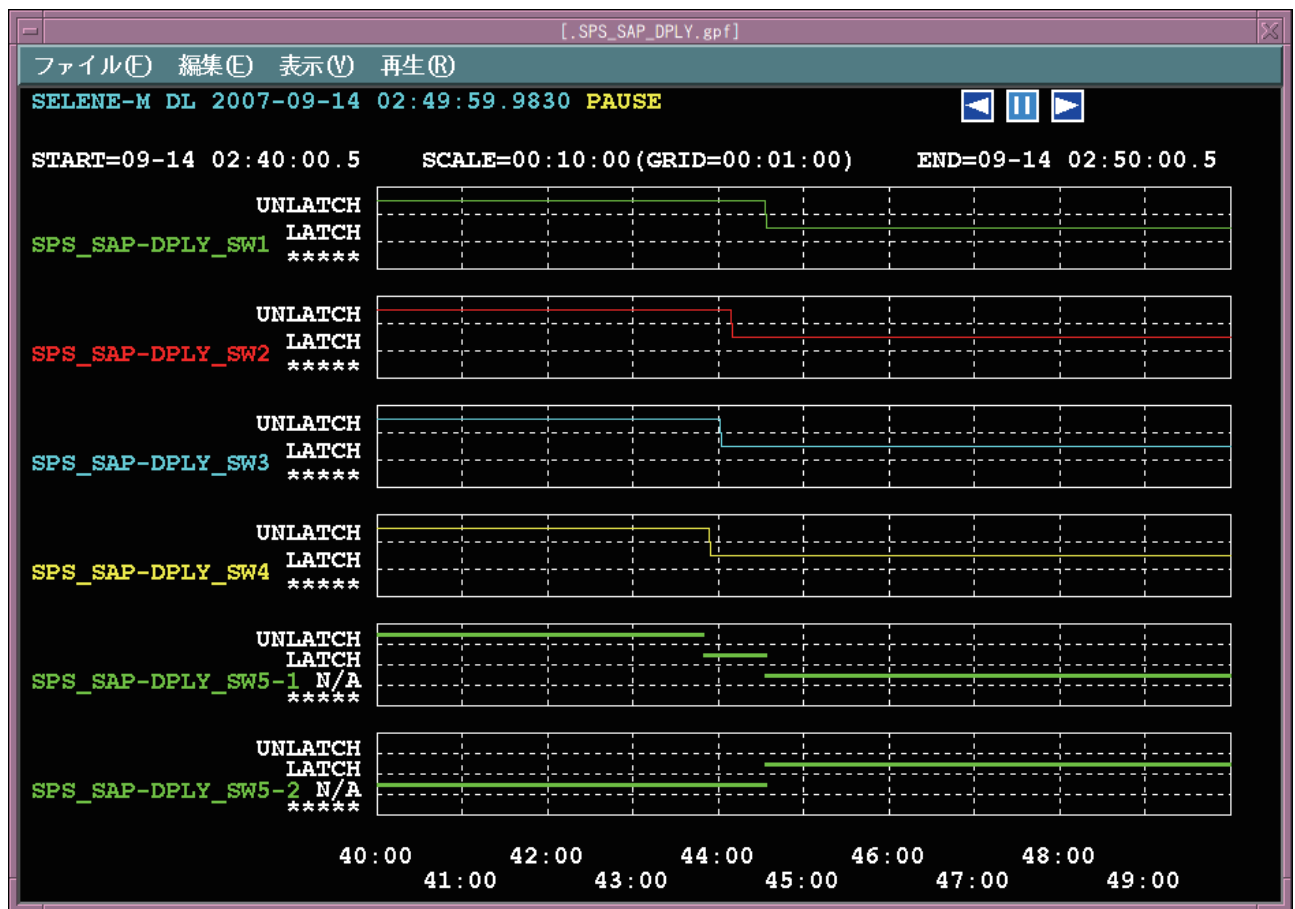


図6. 1. 4. 5. 1-1 軌道上の展開ラッチ結果(テレメトリデータ)

6. 1. 4. 5. 2 発生電力

上述したように β 角の変動に伴い太陽電池パドルに入射する太陽光の角度が1日に 1° ずつずれるため、「かぐや」の発生電力のプロファイルは、1日毎に変化する。発生電力が最大になるのが、 $\beta = 30^\circ$ 、すなわち、太陽光がパドルに垂直入射する角度であり、その方向に向かうに従い増加するとともに、 $\beta = 30^\circ$ をすぎると、徐々に低下し $\beta = 90^\circ$ で発生電力は最小となる。図6. 1. 4. 5. 2-1に軌道上の発生電力予測を示す(但し $\beta = 0^\circ$ での投入を想定)。

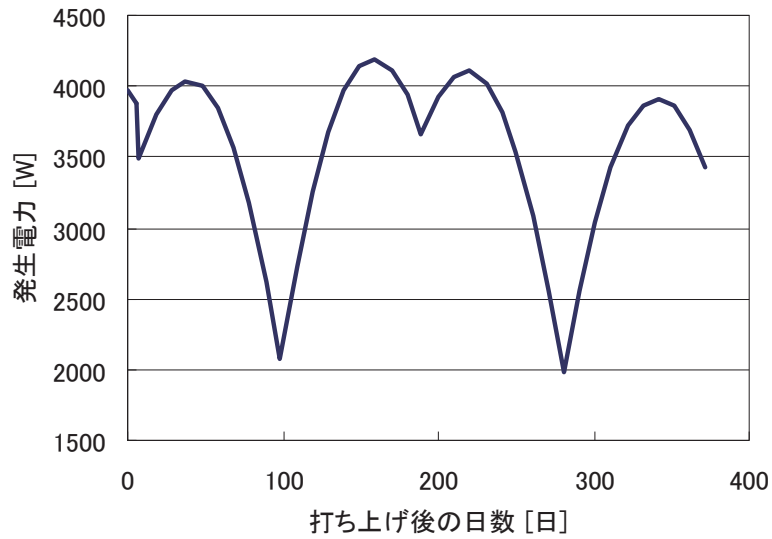


図6. 1. 4. 5. 2-1 軌道上発生電力予測

実際の軌道上データを図6. 1. 4. 5. 2-2に示す。太陽光強度の高い時期の $\beta = 30^\circ$ (2007年11月6日)では最大発生電力4550Wを発生している。 $\beta = 90^\circ$ となる2008年7月4日に発生電力は最小となり(1800W)、その後、 β 角の減少にしたがって、発生電力も予測通りに増加していることを確認した。なお、実際の軌道上データは、「かぐや」のパドルの使い方が地球周回衛星と異なり特徴がある(斜めから太陽光が入射するなど)ので、地球周回衛星でも使用する以下の要素の他にセル特性の光入射角度依存性の考慮を入れて補正している。

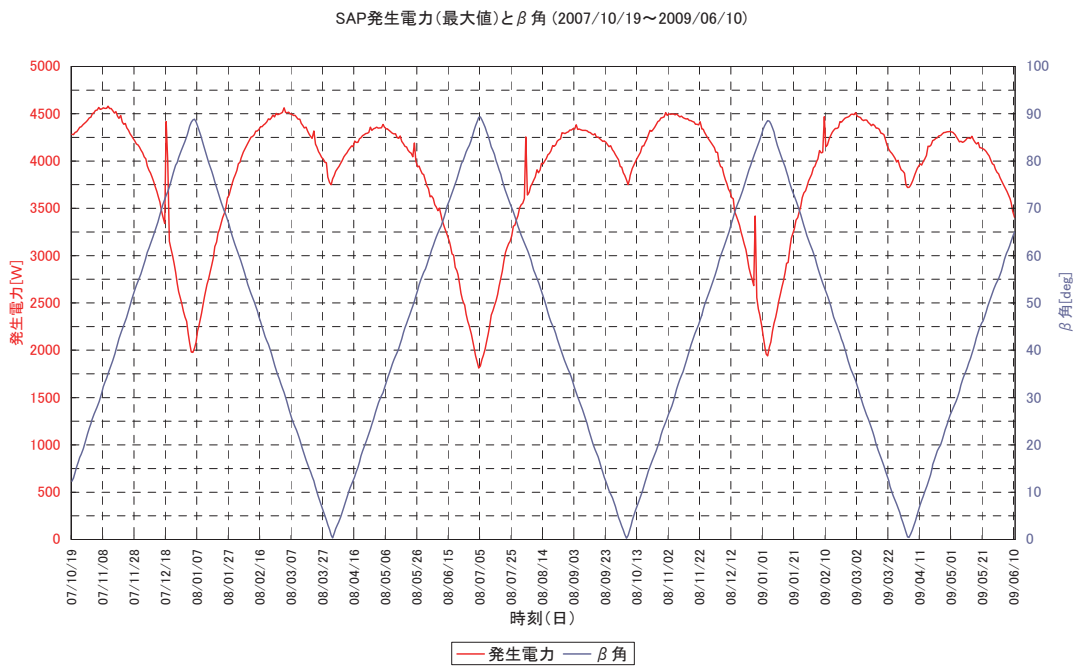


図6. 1. 4. 5. 2-2 β 角と発生電力のトレンドデータ

6. 1. 4. 5. 3 温度

太陽電池パドルの温度変化は、以下に依存する。

- (1) 周期的に日照、日陰を繰り返す($\beta = 90^\circ$ 付近を除く)
- (2) $\beta = 90^\circ$ 付近では全日照になるが、太陽光入射角が浅く、月面の輻射がないため低温になる。
- (3) 半年に1回月食があり、最大で5時間もの長い間外部熱入力が極めて少ない状態が継続する

それに対して「かぐや」のパドル熱制御は、表面のBRRカバーガラスによる発電に寄与しない太陽光波長の除去と裏面のSLIによる月面輻射の断熱設計と食時の保温による独立の熱制御を行ってきた。図6. 1. 4. 5. 3-1に太陽電池パドルの温度予測(月食時)を示す。上述のとおり月食時は低温が厳しく、温度は、通常の周回ケースで、解析値: $+108^\circ\text{C} \sim -103^\circ\text{C}$ であるのに対し、月食時は -165°C まで低下する。

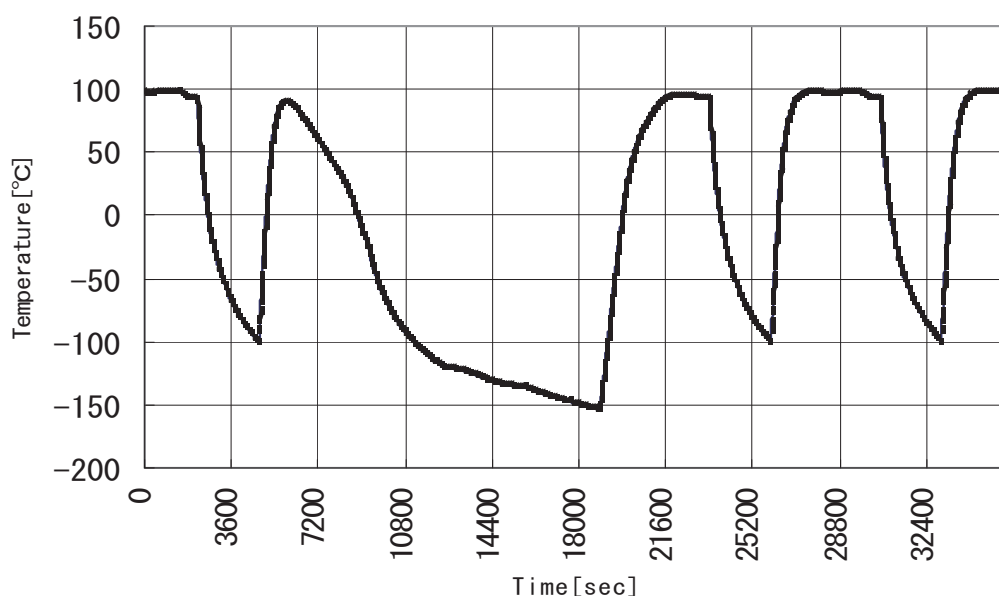


図6. 1. 4. 5. 3-1 太陽電池パドルの温度予測(低温:月食時)

軌道上温度データとして図6. 1. 4. 5. 3-2に月食時(2008年2月21日)のSAP裏面の温度データを示す。運用期間中の最大食である2008年2月21日には、パドルの温度は -153.8°C まで低下したが、解析値 -165°C の温度範囲に制御された。

運用期間中、「かぐや」のパドルは、月面からの輻射を遮るため、裏面にアルミニウム蒸着SLIを装着している断熱効果により、SAP裏面の温度はINパネルOUTパネルとも、全期間 $+100^\circ\text{C} \sim -105^\circ\text{C}$ の間で制御されており、上述の解析値の $+108^\circ\text{C} \sim -103^\circ\text{C}$ の解析と整合している。したがって、「かぐや」のパドルにおけるパネルの熱設計は妥当であることが証明された。

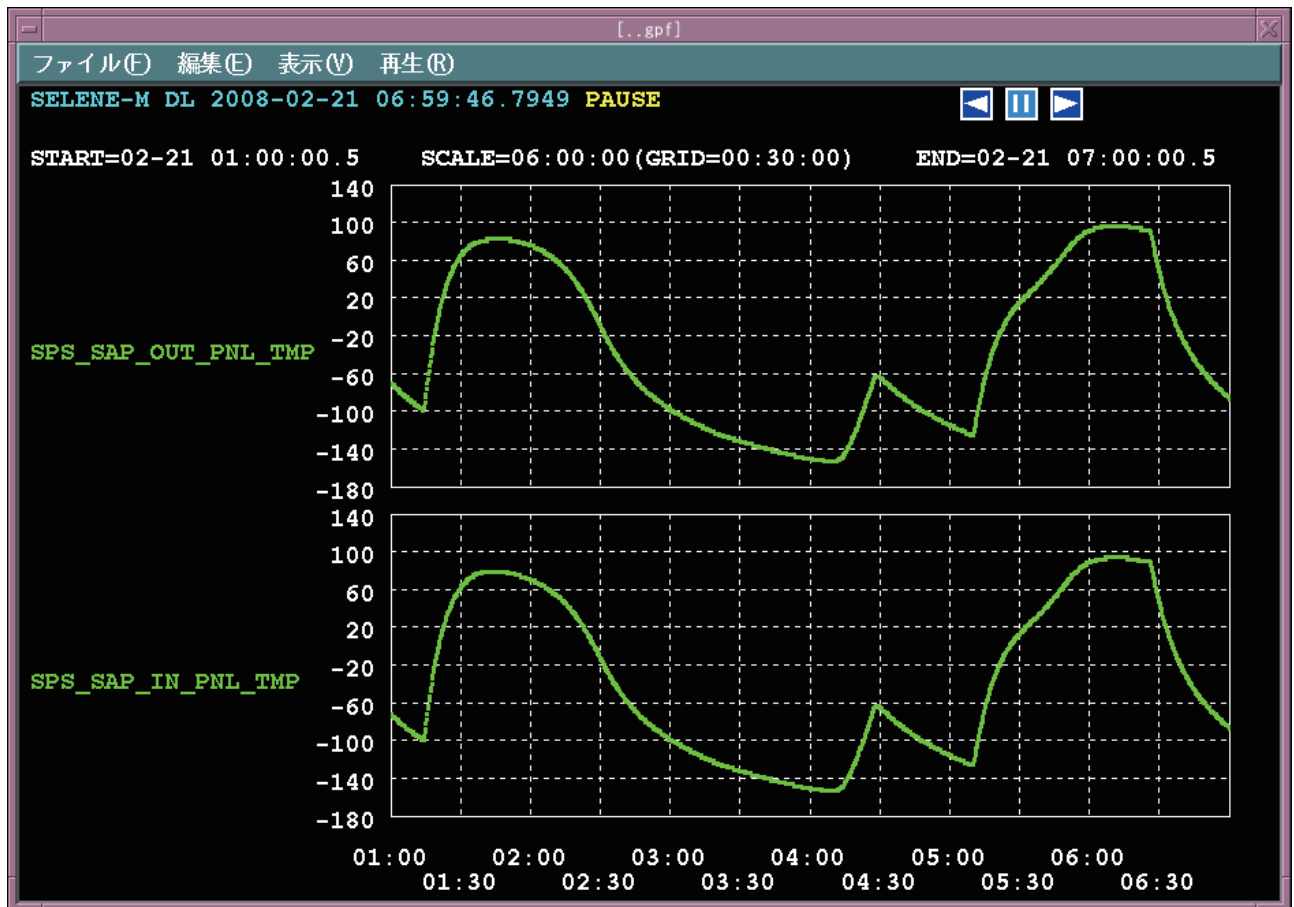


図6. 1. 4. 5. 3-2 月食時のSAP裏面の温度データ

参考文献

- 1) 日本航空宇宙学会誌特集 月周回衛星「かぐや」: 月周回衛星「かぐや」衛星システムの開発
南野浩之、高橋道夫、田山 聡、高野 裕、佐々木 健、松本秀一、池上真悟
- 2) Lunar Surface Model(NASA SP-8023)
- 3) Space and Planetary Environment Criteria Guidelines for Use in Space Vehicle Development(NASA TM82478)
- 4) APOLLO17 Preliminary Science Report(NASA SP-330)

6. 1. 5 姿勢軌道制御系(AOCS)

松本秀一、田山聡、石島義之(JAXA)

田中一久、岩本祥広、岩山曜介、尾郷慶太(NTスペースシステム)

6. 1. 5. 1 姿勢軌道制御系の概要

姿勢軌道制御系(AOCS: Attitude and Orbit Control System)は、「かぐや」の姿勢及び軌道为目标に到達するように制御するサブシステムであり、衛星分離後の太陽捕捉から姿勢三軸確立、月遷移軌道における慣性指向姿勢維持、月に到達し月周回軌道に投入するための軌道制御、定常観測軌道における月心指向姿勢維持など、通常の地球周回衛星と比較して、様々な制御モードを実現する必要がある。これらの多様な制御モードを実現するために、姿勢決定系については、慣性座標系における姿勢決定値を出力するスタートラッカをベースとした姿勢決定系を採用した。慣性指向姿勢維持においては、地上から目標となる慣性座標系における姿勢コマンドを与え、AOCS はスタートラッカベースの慣性基準の姿勢決定値を使用して目標姿勢を実現する。月心指向姿勢維持においては、地上からアップリンクされた「かぐや」の軌道要素によるオンボード軌道伝播とスタートラッカベースの姿勢決定値を用いて月心方向を計算し、月指向姿勢を実現する。また、ロケット／衛星分離後の初期太陽捕捉及び異常時のセーフホールド機能として、太陽センサ(SSH)を使った太陽捕捉ロジック及び太陽指向のクルージングを使用している。姿勢制御については、衛星分離から姿勢3軸確立までの初期運用及び軌道制御時に使用するRCSによる姿勢制御と、通常運用時の姿勢制御系として使用するリアクションホイールを用いた姿勢制御を有する。軌道制御については、月遷移軌道及び月投入軌道の軌道制御でメインとして使う 500N スラスタによる軌道制御と、小さな軌道制御、アレჯセトリック、及び 500N スラスタのバックアップ時に使用する 20N スラスタの複数本同時噴射(4本または12本同時噴射)による軌道制御を有する。これらに加えて、AOCS は、サブシステムレベルでの自律的な耐故障性(FDIR)を実現している。さらに、AOCS は、太陽電池パドルの展開コマンドの送出、データ処理系への姿勢喪失信号の送出、太陽電池パドル太陽追尾制御、ハイゲインアンテナ駆動情報を用いたフィードフォワード制御、観測センサへの姿勢関連情報の配信など、各サブシステムとのインタフェースを有する。

6. 1. 5. 2 サブシステムの構成

姿勢軌道制御系の構成を図 6.1.5.2-1 に示す。また、姿勢軌道制御系を構成するコンポーネントの概要を表 6.1.5.2-1 に示す。「かぐや」の姿勢軌道制御系は、姿勢制御系搭載ソフトウェア(ACFS)を除き、既開発品を改修するか、または、既開発品／汎用品を調達した。STA は、スタートラッカ自体は海外からの購入品であるが、独立熱制御を行う STA ブラケット／熱制御材を新規製作した。

表 6.1.5.2-1 AOCs 構成コンポーネント

コンポーネント名称	略称	台数	冗長構成	継承性
姿勢軌道制御電子回路	AOCE	1 台	MPU: 内部冗長(MPU3 台 Duplex 運転, 時間差多数決) 他: 内部冗長(1 out of 2)	既開発品の改修
姿勢軌道制御系搭載ソフトウェア	ACFS	1 式	なし	新規
慣性基準装置	IRU	1 台	内部冗長 (2out of 3)	既開発品
加速度計(注1)	ACC	1 式	内部冗長 (1 out of 2)	既開発品
スタートラッカアセンブリ(注2)	STA	1 式	スタートラッカ: 冗長 (1 out of 2) 熱制御材: 内部冗長 (1 out of 2)	既開発品
太陽センサヘッド	SSH-1,2,3,4	4 台	冗長 (二つの感度軸で各 1 out of 2)	既開発品
ホイール駆動回路	WDE-1,2,3,4	4 台	冗長 (3 out of 4)	既開発品
リアクションホイール	RW-1,2,3,4	4 台		
バルブ駆動回路	VDE	1 台	<ul style="list-style-type: none"> ・1Nスラスト/LVS4,5 駆動回路: スラストと合せて冗長(1 out of 2) ・20Nスラスト/LVS6,7,8 駆動回路: スラストと合わせて冗長(2 out of 3) ・500Nスラスト/LVL3,4 駆動回路: 内部冗長(1 out of 2) ・LVS1,2,3 駆動回路: 開は内部冗長、閉は単系 ・LVL1,2 駆動回路: タンクと合わせて冗長 (1out of 2) 	既開発品の改修

注1: ACC(1式) = 加速度計単体(ACM) 2 台

+ 加速度計ブラケット(ACCB) 1 台

+ ユニット内計装 1 式

注2: STA(1式) = 恒星センサ(ST) 2 台

+ 恒星センサブラケット(STB) 1 台

+ 熱制御材 1 式

+ アセンブリ内計装 1 式

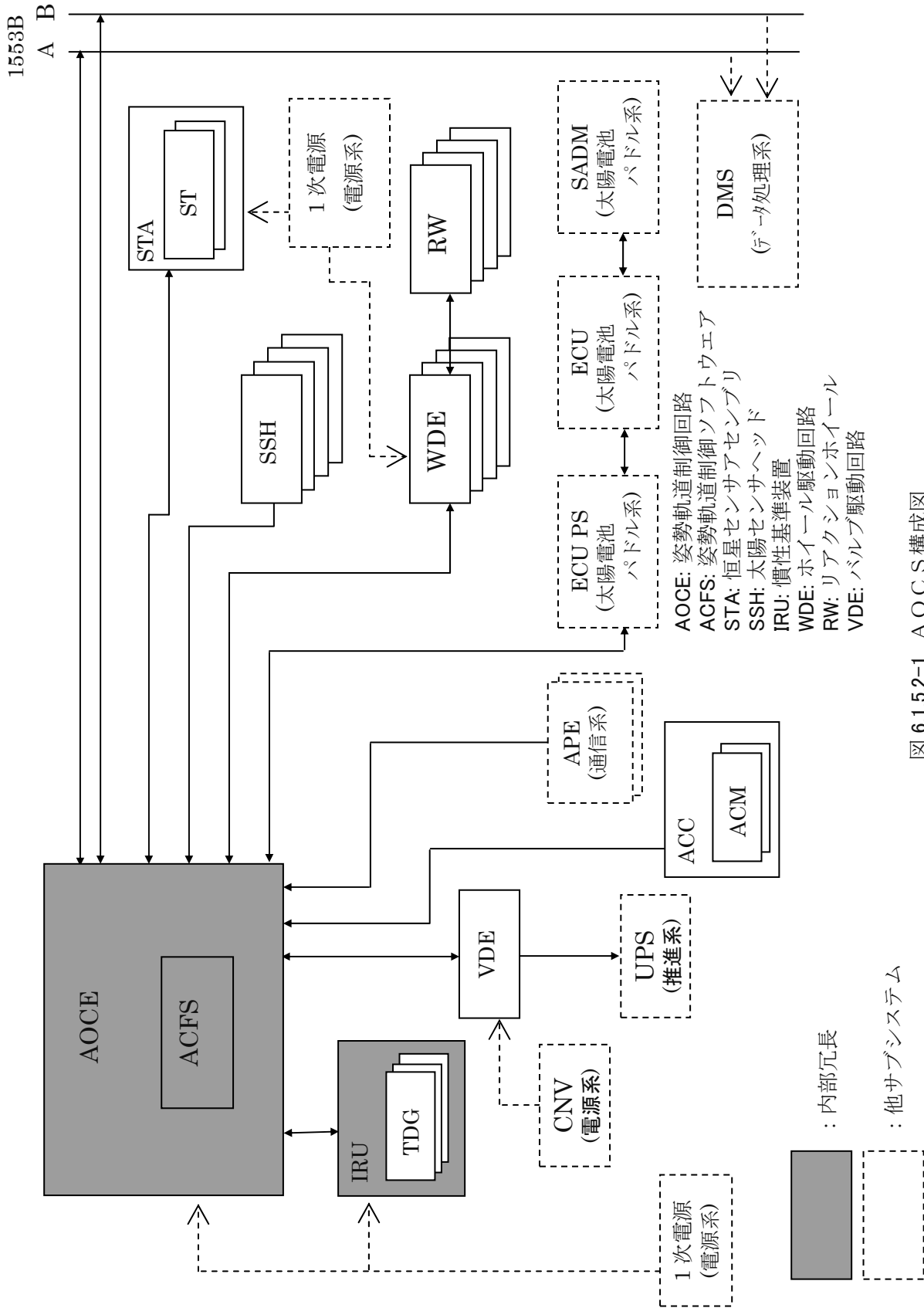


図 6.1.5.2-1 AOC S 構成図

6. 1. 5. 3 AOCS の機能性能

6. 1. 5. 3. 1 AOCS の機能

AOCS の主要機能を表 6.1.5.3-1 に示す。

表 6.1.5.3-1(1/2) AOCS の主要機能(1/2)

機能	内容
初期太陽捕捉機能	ロケット/衛星分離後に、AOCS機器のコンフィギュレーションを自動設定し、回転しながら太陽を探す太陽サーチ、SSH視野中心軸を太陽方向に向ける太陽捕捉、太陽電池パドルの展開を実施し、SSH視野中心軸回りに一定レートでスピンしながら太陽指向を維持する(クルージング)。
太陽電池パドル展開	初期太陽捕捉時に、太陽捕捉完了後に自動的にパドル展開信号をオードナンス制御器(ODC)に送信しパドル展開を行なう。
慣性指向姿勢制御	月遷移軌道、月投入軌道、及び定常運用段階において、コマンドで指定された慣性指向姿勢(慣性座標系)を確立し、維持する。
軌道制御機能	月遷移軌道、月投入軌道、及び定常運用段階において、慣性指向姿勢からコマンドで指定された軌道制御姿勢(慣性座標系)への姿勢変更、軌道制御 ΔV 、慣性指向姿勢へ復帰という一連のシーケンスにより軌道制御を行う。
VICO機能	軌道制御時にACCの加速度計出力を積算し、コマンドで指定した ΔV 量に到達したら自動的に軌道制御 ΔV を終了する(VICO: Velocity Increment Cut Off)。
アレჯセトリグ機能	500Nスラスタによる軌道制御に先立ち、スロッシングの発生を抑制するため、20Nスラスタ4本によるアレჯセトリグを実施する。
三軸定常姿勢捕捉機能	月周回軌道において、慣性指向姿勢からコマンドで指定された定常制御移行姿勢(慣性座標系固定)へ姿勢を変更し、コマンド指定のタイミングで月中心指向三軸姿勢を確立する。
定常姿勢制御機能	定常運用段階において、月中心指向三軸姿勢維持を行う。 衛星軌道面と太陽方向とのなす角(β 角)に対応したパドル太陽追尾を行うため、必要に応じて月中心指向三軸姿勢からヨー軸まわりに 180° 回転したヨーアラウンド姿勢を確立し維持する。
ロール軸キヤント姿勢確立・保持機能	観測機器校正のため、月中心指向三軸姿勢からロール軸まわりに姿勢角をオフセットするロール軸キヤント姿勢を確立および維持する。
アンローディング機能	スラスタを利用して、RWの角運動量の飽和を回避するアンローディングを行う。アンローディング目標値は、コマンドにて指定する。
姿勢再捕捉機能	姿勢喪失異常検出時には、データ処理系に姿勢喪失信号を送出する。データ処理系のコマンドにより太陽再捕捉を行い、太陽指向制御を確保する。
太陽捕捉機能(再捕捉)	回転しながら太陽をサーチし(太陽サーチ)、SSH視野中心軸を太陽方向に向け(太陽捕捉)、SSH視野中心軸回りに一定レートでスピンしながら太陽指向を維持する(クルージング)。
軌道上ローディング機能	地上からのコマンドにより、AOCS搭載ソフトウェアの内容を変更する機能を有する。
推進系駆動制御機能	姿勢制御及び軌道制御、アレჯセトリグ、アンローディングを行うための推進系駆動制御を行う。
フィードフォワード機能	ハイゲインアンテナ駆動情報を用いた、姿勢のフィードフォワード制御を行う。
太陽電池パドル太陽追尾制御機能	定常運用段階において、太陽電池パドルの開ループ太陽追尾制御を行う。太陽追尾誤差補正はコマンド運用により実施する。

表 6.1.5.3-1(2/2) AOCS の主要機能(2/2)

機能		内容
パ ド ル 制 御	初期運用時	初期太陽捕捉時の太陽指向姿勢維持状態において、コマンドによりパドル展開位置からパドルセル面を衛星座標+X _B 軸方向までスルーし、その位置で固定する。
	定常運用時	定常制御モードにおいて、クロックモードによる開ループ太陽追尾を実施する。
	軌道制御時、 慣性指向時	軌道制御時、慣性指向時はコマンドにより設定したアレイトリム時間分スルーし、その位置で固定する。
	再捕捉時	太陽捕捉(再捕捉)モード移行時には自動的に任意のパドル位置からパドルセル面を衛星座標+X方向までスルーし、その位置で固定する。
補助データ源泉出力		補助データの源泉を編集しDMSへ出力する。
FDIR		故障を検知・分離し、冗長系に切り替える等を行い、姿勢軌道制御系の動作が継続できるように、システム再構成を実施する。

6. 1. 5. 3. 2 AOCSの性能

AOCS の主要性能を表 6.1.5.3-2 に示す。

表 6.1.5.3-2(1/2) AOCS主要性能(1/2)

項目		主要性能	
初 期 太 陽 捕 捉 機 能	太 陽 サ ー チ	ロール／ ピッチ軸 太陽サーチ	ロール軸レート 0.37±0.1° /s ピッチ軸レート 0.33±0.1° /s ヨー軸レート 0±0.1° /s
		ヨー軸 太陽サーチ	ロール軸レート 0±0.1° /s ピッチ軸レート 0±0.1° /s ヨー軸レート 0.5±0.1° /s
		太陽捕捉	太陽捕捉終了時姿勢制御精度 SSH視野中心軸に直角な軸回り: 太陽方向から±8.0° 以内 太陽捕捉終了時姿勢レート: SSH視野中心軸回り 0±0.1° /s ・所要時間は、太陽サーチから太陽捕捉終了まで70分以内 (日陰期間がない場合)
	クルージ ング姿勢 (日照中)	姿勢指向精度 SSH視野中心軸に直角な軸回り: 0±8.0° 以内 姿勢レート SSH視野中心軸回り: 0.4±0.1° /s ・本モードからはコマンドにより太陽指向姿勢維持に移行できる。	
	クルージ ング姿勢 (日陰中)	姿勢指向精度 SSH視野中心軸に直角な軸回り: 日陰開始直前の太陽方向から±8.0° 以内 姿勢レート SSH視野中心軸回り: 0.4±0.1° /s ・本モードからはコマンドにより太陽指向姿勢維持に移行できる。 ・日陰時間は最大300分。	
	初 期 太 陽 捕 捉 機 能	太陽指向 姿勢維持 (日照中)	太陽捕捉終了時姿勢制御精度 SSH視野中心軸に直角な軸回り: 0±8.0° 以内 太陽捕捉終了時姿勢レート SSH視野中心軸回り: 0±0.1° /s
太陽指向 姿勢維持 (日陰中)		・クルージングにて対応する。 ・日陰時間は最大300分。	

表 6.1.5.3-2(2/2) AOC S主要性能(2/2)

項目		主要性能	
慣性指向 姿勢制御	姿勢変更時	姿勢レート: 0.4°/s ・地上コマンドで指定する任意の慣性指向姿勢へ姿勢を変更し、維持できる。	
	姿勢維持時	姿勢角: 各軸 慣性指向姿勢±0.3° 姿勢レート: 各軸 0±0.1°/s ・トランジェントを除くノミナル運用時 ・スラスタ噴射回数低減化を目的として姿勢精度要求を緩和することがある。 ・HGA展開時、リレー衛星/VRAD衛星分離時のスラスタ制御停止期間中及び復帰のトランジェントは除く ・HGA展開時のスラスタ制御停止直後の残留レート ロール: 0±0.02°/s ピッチ: 0±0.03°/s ヨー: 0±0.03°/s	
軌道制御機能	500NΔV	各軸 軌道制御姿勢±2.0° 姿勢制御精度: 指定ΔV量[m/s]±2% (衛星座標+X軸方向、60秒以上噴射時) VICO精度: ・アレッジセトリング、及び500NΔV開始時トランジェントを除く。 ・月遷移軌道、月投入軌道でのΔVで使用する。	
	20NΔV	各軸 軌道制御姿勢±2.0° 姿勢制御精度: 指定ΔV量[m/s]±8% (衛星座標+X軸方向、60秒以上噴射時) VICO精度: ・20NΔV開始時トランジェントを含む ・定常運用段階でのΔVで使用する。	
定常姿勢 制御機能	定常姿勢	姿勢制御精度 姿勢角: 各軸 ±0.1° [オンボード軌道伝播に基づく軌道座標系] 姿勢安定度: 各軸 ±0.003°/s [ピッチ軸軌道レート成分を除く] 姿勢決定精度: 各軸 ±0.025° [オンボード/ST基準/慣性系] ・アンローディング時は適用しない。	
	ヨーアラウンド姿勢	姿勢制御精度 姿勢角: ロール: ±0.1° [オンボード軌道伝播に基づく軌道座標系] ピッチ: ±0.1° [オンボード軌道伝播に基づく軌道座標系] ヨー: 180±0.1° [オンボード軌道伝播に基づく軌道座標系] 姿勢安定度: 各軸 ±0.003°/s [ピッチ軸軌道レート成分を除く] 姿勢決定精度: 各軸 ±0.025° [オンボード/ST基準/慣性系] ・トランジェント、アンローディング時を除く。	
	ロール軸 キヤント姿勢	姿勢制御精度 姿勢角: ロール: キヤント目標角±0.1° [オンボード軌道伝播に基づく軌道座標系] ピッチ: ±0.1° [オンボード軌道伝播に基づく軌道座標系] ヨー: ±0.1° (ヨーアラウンド時は、180±0.1°) [オンボード軌道伝播に基づく軌道座標系] 姿勢安定度: 各軸 ±0.003°/s [ピッチ軸軌道レート成分を除く] 姿勢決定精度: 各軸 ±0.025° [オンボード/ST基準/慣性系] ・トランジェント、アンローディング時を除く。	
ホイールによる慣性 指向モード	姿勢制御精度:	各軸 慣性指向姿勢±8.0°	
太陽捕捉(再捕捉)	・性能は初期太陽捕捉機能と同等		

6. 1. 5. 4 制御則

5. 1. 5. 4. 1 制御則概要

姿勢軌道制御系は、6.1.5.3 項に示す機能・性能を満足するために、表 6.1.5.4-1 に示す制御則を有する。

(1)～(9)の制御則で*印のついたものは、それぞれ同名の制御モードにおける制御則である。また*印のついていない制御則は、各制御モードで必要に応じて共通に使用される。

表 6.1.5.4-1 制御則概要

	制御則	制御則の概要
(1)	スタンバイ*	<ul style="list-style-type: none"> ・AOCE 立ち上げから衛星分離まで待機状態を維持する。 ・ロケット／衛星分離信号を受け、AOCS 機器のコンフィギュレーションを自動設定する。
(2)	太陽捕捉*	<ul style="list-style-type: none"> ・軌道投入姿勢から SSH 視野中心軸太陽指向姿勢への初期太陽捕捉を行う。 ・初期太陽捕捉終了後、自動的に SAP 展開を行う。この間は、姿勢制御駆動を停止する。姿勢制御駆動停止から 5 分経過後、自動的に太陽捕捉に復帰する。 ・SAP 展開完了後、SSH 視野中心軸まわり一定回転でクルージング制御を行う。 ・FDIR 動作後の安全モードとして、太陽再捕捉を行う。
(3)	姿勢決定	<ul style="list-style-type: none"> ・ST/IRU 姿勢決定、あるいは IRU 姿勢決定により、慣性座標系での衛星姿勢を決定する。
(4)	慣性指向制御*	<ul style="list-style-type: none"> ・月遷移軌道、月投入軌道、及び定常運用段階において、地上コマンドで指定された慣性指向姿勢(慣性座標系)を確立し、維持する。慣性指向維持では、アクチュエータにスラストまたは RW を選択可能である。 ・HGA 展開時、リレー衛星／VRAD 衛星分離時はコマンドにより姿勢駆動を中止する。 ・軌道制御時、定常制御移行時、ヨーアラウンド姿勢確立時に、所定の慣性指向姿勢への姿勢変更マヌーバを実施する。
(5)	軌道制御*	<ul style="list-style-type: none"> ・月遷移軌道、月投入軌道、及び定常運用段階において、慣性指向姿勢から地上コマンドで指定された軌道制御姿勢(慣性座標系)への姿勢変更、軌道制御 ΔV、慣性指向姿勢への復帰の一連のシーケンスにより軌道制御を行う。(姿勢変更、姿勢復帰は慣性指向制御則により実施する。) ・軌道制御時に、ACC の加速度計出力を積算し、必要 ΔV 量に到達したら自動的に軌道制御 ΔV を終了する(VICO 機能)。 ・500N ΔV に先立ち、スロッシングの発生を抑制するため、20N スラスト 4 台によるアレジセtringを自動で実施する。 ・軌道制御機能としては、500N スラストによる軌道制御、20N スラストによる軌道制御、及び、500 N スラスト異常時のバックアップとしての 20N スラスト 12 本同時噴射による軌道制御を有する。
(6)	定常制御*	<ul style="list-style-type: none"> ・定常運用段階において、月中心指向三軸姿勢維持を行う。 ・β 角に対応したパドル太陽追尾を行うため、月中心指向三軸姿勢からヨー軸を 180° 回転したヨーアラウンド姿勢を確立／維持出来る。 ・観測機器校正のため、月中心指向三軸姿勢からロール軸まわりに最大 $\pm 14^\circ$ 姿勢角をオフセットするロール軸キャント姿勢を確立および維持する。 ・スラストを利用して、RW の角運動量の飽和を回避するアンローディングを行う。 ・ハイゲインアンテナ駆動情報を用いた、姿勢のフィードフォワード制御を行う。
(7)	FDIR	<ul style="list-style-type: none"> ・サブシステムレベルでのフォールトトレラント処置を実行する。 ・姿勢喪失時には DMS に姿勢喪失信号を送出する。
(8)	パドル制御	<ul style="list-style-type: none"> ・定常運用段階において、クロックモードによる開ループの太陽追尾制御を行う。 ・SAP 駆動系の異常を検知した場合、冗長系への切り替えを行い、SAP 角設定を行う。 ・ノミナルの太陽追尾誤差補正は地上コマンド運用により実施する。

6.1.5.4.2 制御モード

AOCS の制御モードと制御モード間の遷移を図 6.1.5.4-1 に示す。各モードでの AOCS コンポーネント使用マトリクスを表 6.1.5.4-2 に示す。

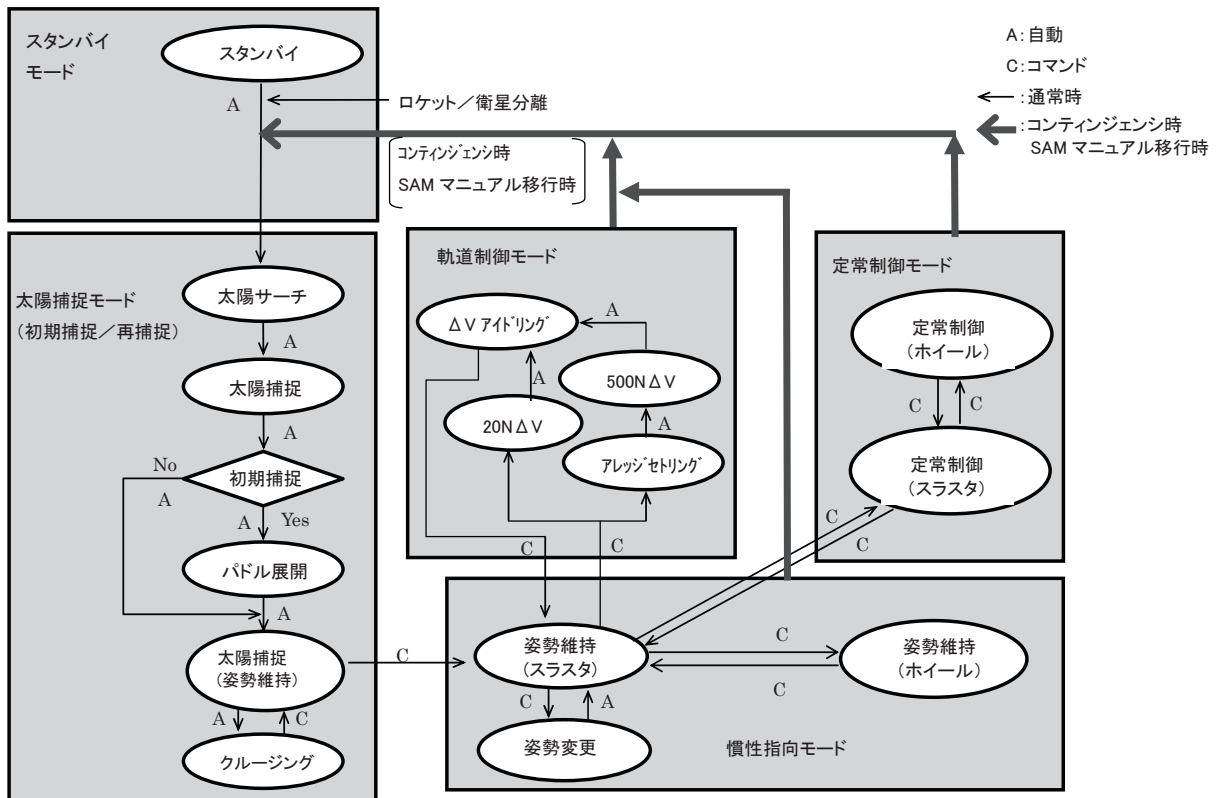


図 6.1.5.4-1 制御モード遷移図

表 6.1.5.4-2 コンポーネント使用マトリクス

制御モード コンポーネント	スタンバイ	太陽捕捉 (初期太陽捕捉/再捕捉)				慣性指向			軌道制御		定常制御	
		パドル展開	太陽サーチ	指向姿勢維持	太陽捕捉/太陽	クルージング	姿勢維持 (ホイール)	姿勢維持 (スラスタ)	姿勢変更	500N ΔV		20N ΔV
AOCE/ACFS	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	
センサ	IRU (レートモードHi)		○	○	○	○	○	○	○	○	○※9	
	IRU (レートモードLo)						○				○	
	ACC						○※7	○※7	○※7	○※2	○※2	○※8
	SSH		○	○	○							
	ST			○※6			○	○				○
アクチュエータ	RWA						○					○
	VDE		○	○	○	○※1	○	○	○	○	○	○
	1N スラスタ (ロール)※3		○	○	○	○※1	○	○	○	○	○	○
	20N スラスタ (ピッチ/ヨー)※3		○	○	○	○※1	○	○	○	○※4	○※5	○
	500N スラスタ (ΔV)※3									○		

※ 1: アンローディングのみ使用

※ 2: VICO 用

※ 3: 推進系コンポーネント

※ 4: (a) アレッジセリング時はオフパルス(1 系統: 4 本噴射)

(b) 500N ΔV 時はオンパルス

① ノミナル: 3 系統(各軸 3 台、最大 2 軸 6 台)同時使用

② 1 系統異常時(事前に判別している場合): 2 系統(各軸 2 台、最大 2 軸 4 台)同時使用)

※ 5: オフパルス

(a) 20N スラスタ ΔV では、1 系統(4 本噴射)オフパルス

(b) 20N 12 本同時噴射 ΔV では、3 系統(12 本噴射)同時オフパルス

※ 6: 制御には用いないが、姿勢決定を実施する場合に ST を使用する。

※ 7: 遷移軌道上でバイアス推定実施時に使用する。

※ 8: 必要に応じてバイアス推定実施時に使用する。

※ 9: 定常制御中に IRU レートモード Hi で運用する可能性がある。

6.1.5.4.3 制御則詳細

(1) 太陽捕捉モード

太陽捕捉モードは、ロケット/衛星分離信号を受けた場合、または姿勢喪失した場合に、太陽が SSH 視野内にない場合でも自動的にまたはコマンドにより太陽捕捉姿勢を確立し、その後、SSH 視野中心軸まわりにクルージングを実施する制御モードである。太陽捕捉シーケンスは、①太陽サーチ、②太陽捕捉、③クルージングから構成される。図 6.1.5.4-2 に太陽捕捉モードの衛星コンフィギュレーションを示す。

- ①太陽サーチ … 太陽捕捉モード移行時、SSH 視野内に太陽が無い場合、地上コマンドで指定した値から日陰期間を判断して日陰中でなければ太陽サーチを実施する。ロール/ピッチサーチ、ヨーサーチを組み合わせ、3回のサーチにより全天をサーチする。なお、ロール/ピッチサーチ軸は、衛星座標系の YB 軸を XB 軸方向に 45° 傾いた角度ではなく、SSH2 の視野を十分に生かすため、 48.4° 傾けた軸とする。日陰中であればロール/ピッチサーチレートを保持したまま日照まで待機する。
- ②太陽捕捉 … SSH 視野内に太陽がある状態から、SSH 視野中心軸を太陽方向に指向させる。
- ③クルージング … 太陽捕捉完了後、SSH 視野中心軸回りに一定レートでスピンする。

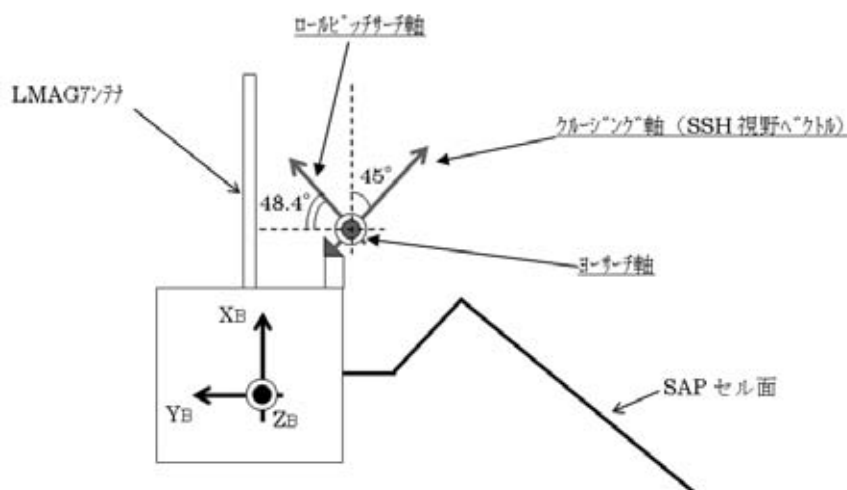


図 6.1.5.4-2 太陽捕捉モード 衛星コンフィギュレーション

(2) 慣性指向モード

慣性指向モードは、以下の2つの機能を有している。

- (a)姿勢変更…コマンドで指定した任意の慣性指向姿勢(慣性座標系)へ姿勢を変更する
- (b)姿勢維持…コマンドで指定した任意の慣性指向姿勢(慣性座標系)を維持する

慣性指向制御則は、姿勢変更/維持時に目標とする座標系に対するオイラー姿勢(目標クォータニオン)を制御リファレンスとし、各軸毎の PD 制御を実施する。姿勢変更は、初期姿勢から任意の目標姿勢へ1軸(オイラー軸)まわりの回転させる姿勢変更制御を行っている。慣性指向モードでは、スタスタ制御の場合、1噴射あたりのモーメントムが大きすぎることで、姿勢制御要求が緩いことから、姿勢変更/維持時共通して積分補償フィルタは使用していない。また、姿勢維持時には、スラスタ噴射回数低減のために、通常使う精モードに加えて、姿勢維持精度を落とした粗モードも有している。

目標クォータニオンは、姿勢維持時には、地上コマンドにより設定し、姿勢変更中には、地上コマンドにより設定される姿勢変更パラメータから各時刻における目標クォータニオンをオンボードで計算する。

(3) 軌道制御モード

「かぐや」では、任意の軌道制御姿勢(慣性座標系固定)で軌道制御を実施することができる。軌道制御は、以下の3つのサブモードがあり、使用するフェーズと ΔV 量で使いわける。軌道制御シーケンスを図 6.1.5.4-3 に示すシーケンスに従って実施する。なお、 ΔV 終了後のアイドリングは、 ΔV 終了時に発生する姿勢トランジェントを抑えるために、スラスタによる高帯域制御(即ち軌道制御則による制御)を ΔV 終了後しばらく維持するものである。スラスタ動作マトリクスを表 6.1.5.4-3 に示す。

①500N ΔV

月遷移軌道フェーズ及び月周回軌道投入フェーズで使用する。軌道制御は、最初に 20N スラスタ 4 本同時噴射によるアレジセtringを実施し、コマンドで設定した時間が経過すると自動的に 500N ΔV を開始する。アレジセtring開始以降の機軸方向 ΔV 量をACC加速度出力の積算により求め、地上コマンドで指定した ΔV 量に到達した時点で自動的に 500N ΔV を終了する(VICO 機能)。

500N ΔV 中のピッチ/ヨー姿勢制御は、20N スラスタ 3 系統同時使用(オンパルス)で実施し、ロール姿勢制御は、1N スラスタを使用して実施する。

②20N ΔV

20N ΔV は、軌道制御量が小さい月遷移軌道フェーズの軌道制御、500N スラスタ用の酸化剤が枯渇した後の月周回軌道投入フェーズの軌道制御、及び、定常運用段階での軌道制御に使用する。軌道制御は 20N スラスタ 4 本噴射により実施し、タイムカutoffまたは VICO 機能により軌道制御を終了する。

20N ΔV 中のピッチ/ヨー姿勢制御は、20N スラスタのオフパルスにより実施し、ロール姿勢制御は、1N スラスタを使用して実施する。

③20N スラスタ 12 本同時噴射 ΔV

500N スラスタ異常時のバックアップとしての 20N スラスタ 12 本(3 系統 \times 4 本)同時噴射による軌道制御機能を有する。タイムカutoffまたは VICO 機能により軌道制御を終了する。

20N スラスタ 12 本同時噴射 ΔV のピッチ/ヨー姿勢制御は、20N スラスタ 3 系統同時オフパルスにより実施し、ロール姿勢制御は、1N スラスタを使用して実施する。

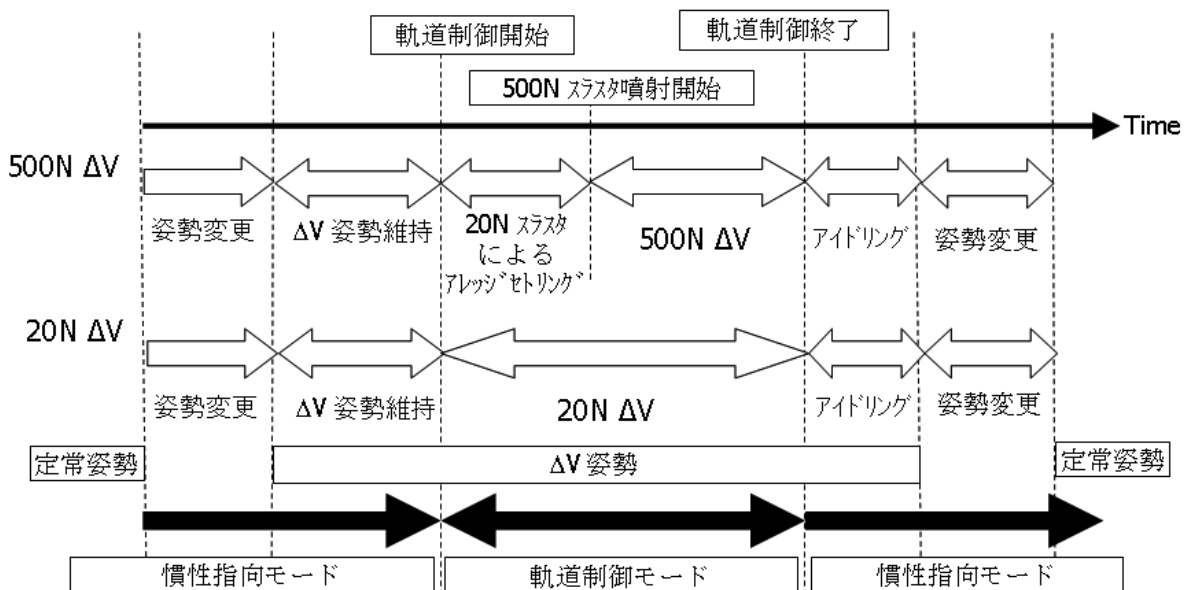


図 6.1.5.4-3 軌道制御シーケンス

表 6.1.5.4-3 スラスタ動作マトリクス

制御種別	制御区分	1NスラスタA系				1NスラスタB系				20NスラスタA系				20NスラスタB系				20NスラスタC系			
		1A	2A	3A	4A	1B	2B	3B	4B	1A	2A	3A	4A	1B	2B	3B	4B	1C	2C	3C	4C
ΔVc1/ΔVa1/ ΔVp1/ΔVp2/ΔVc3 月周回軌道投入 月周回軌道制御 (軌道制御500N△V)	軌道制御	S																			
	ロール	+	D	D	D	D*															
	ピッチ	-		D	D		D*			T				T						T	
	ヨー	+									T					T					
ΔVc1/ΔVa1/ ΔVp1/ΔVp2/ΔVc3 月周回軌道制御 アレッジセトリング (軌道制御20N△V)	軌道制御									F	F	F	F	F*	F*	F*	F*				
	ロール	+	D	D	D	D*															
	ピッチ	-		D	D			D*		●				●*							
	ヨー	+								●				●*							
ΔVアイドリング	ロール	+	D	D	D	D*								D*							
	ピッチ	-		D	D					S							S*				
	ヨー	+									S							S*			
20N12本△V	ロール	+	D	D	D	D	D														
	ピッチ	-		D	D																●
	ヨー	+								●											●

(1) S: 1台噴射 D: 2台噴射 T: 3台噴射 F: 4台噴射 ●: オフパルス噴射

(2) * はバックアップを示す。

(3) 軌道制御は連続噴射、ロール/ピッチ/ヨー軸回りの姿勢制御はパルス噴射による。(●は連続噴射スラスタのオフパルス噴射による。)

(4) ΔVc1/ΔVa1/ΔVp1/ΔVp2/ΔVc3 は制御量に応じて、500N スラスタを使用する場合と、20N スラスタで実施する場合の2通りがある。

(4) 定常制御モード

定常制御モードは、以下の姿勢維持に用いられる。定常制御中の姿勢制御系は、ロール、ピッチ、ヨーを独立に制御しており、各制御則は、PD 制御則、2次ローパスフィルタ、積分補償フィルタで構成される。柔軟構造物(SAP, HGA, LRS, LMAG 等)に対しては、はゲイン安定としている。

①通常姿勢

コマンド送信された軌道要素(慣性座標系)を初期値としたオンボード軌道伝播と ST/IRU 姿勢決定及びアクチュエータにより月中心指向三軸姿勢を維持する。

②ヨーアラウンド姿勢

月中心指向三軸姿勢からヨー軸まわりに 180° 回転させたヨーアラウンド姿勢を確立/維持する。

③ロールキャント姿勢

月中心指向三軸姿勢からロール軸まわりに最大 $\pm 14^\circ$ 姿勢角をオフセットするロール軸キャント姿勢を確立/維持する。

(5) 姿勢決定系

「かぐや」は、以下の2つの姿勢決定系を搭載する。

- ・ST/IRU 姿勢決定系
- ・IRU 姿勢決定系

(a) ST/IRU 姿勢決定系

ST/IRU 姿勢決定系では、拡張カルマンフィルタを利用して、ST から出力される姿勢検出結果(クォータニオン)とIRU から出力される角速度データを用いて、衛星姿勢とIRU のドリフトレートを推定する。ST/IRU 姿勢決定系の構成を図 6.1.5.4-4 に示す。拡張カルマンフィルタでは、ST から出力される慣性座標系でのクォータニオンを観測量として扱い、IRU から出力される姿勢レートは、拡張カルマンフィルタの時間更新に使用する。

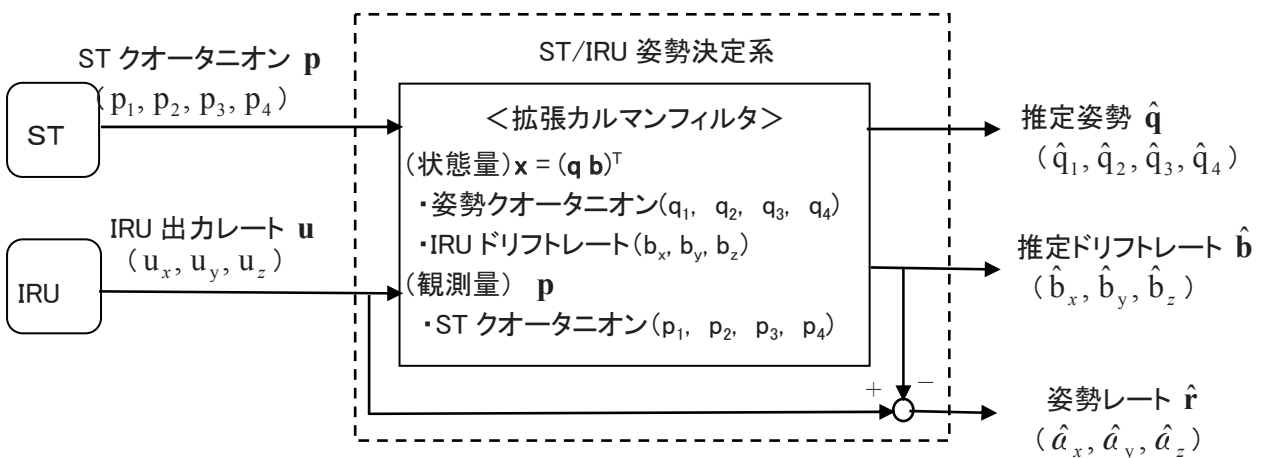


図 6.1.5.4-4 ST/IRU 姿勢決定系のブロック図

(b) IRU 姿勢決定系

IRU 姿勢決定系は、前サイクル推定姿勢、及び IRU から出力される角速度データをもとに現サイクルでの推定姿勢を算出する。図 6.1.5.4-5 に IRU 姿勢決定系のブロック図を示す。

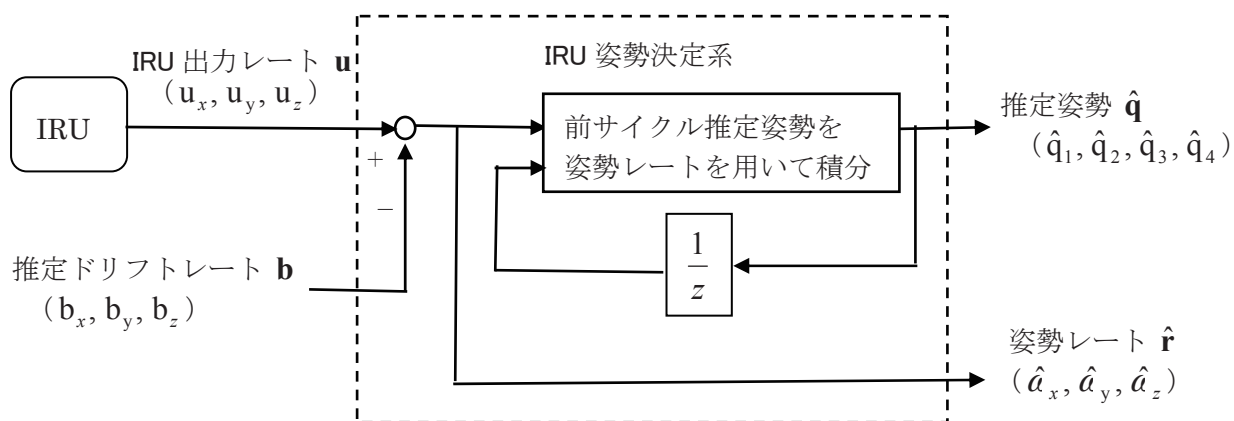
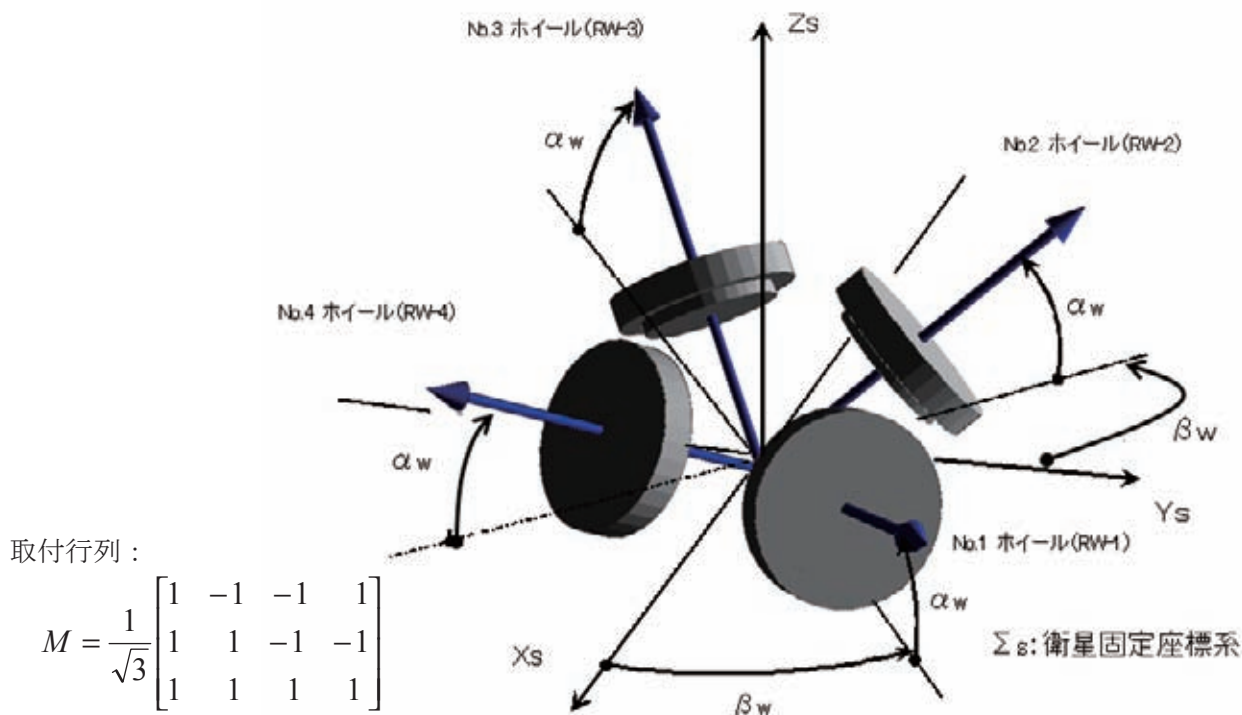


図 6.1.5.4-5 IRU 姿勢決定系のブロック図

(6)ホイール制御則

リアクションホイールは、図 6.1.5.4-6 のように、4 スキューホイールコンフィギュレーションを取っている。衛星星座標系におけるホイール蓄積モーメントから、ホイールドライブ分配は、エネルギー最小の観点から、(式6-3)の疑似逆行例を使用している。1ホイール故障時には、ホイール分配行例を変更することにより、対応できる。また、ホイールタコの分解能が粗いため(48pulses/rev)、ホイールダイナミクスをシステムモデル、タコを観測量とした定常カルマンフィルタを構成してホイールスピードの推定を行っている



取付行列：

$$M = \frac{1}{\sqrt{3}} \begin{bmatrix} 1 & -1 & -1 & 1 \\ 1 & 1 & -1 & -1 \\ 1 & 1 & 1 & 1 \end{bmatrix}$$

図 6.1.5.4-6 ホイール配置

(7) VICO 制御則

軌道制御では VICO (Velocity Increment Cut Off) 機能により、アレッジセリング開始以降の衛星座標+X 方向 ΔV 量を ACC 速度増分出力の積算により求め、地上コマンドで指定された目標 ΔV 量に達した時点で自動的に ΔV マヌーバを終了する。

VICO 制御則は ACC 故障モードなども考慮し、所定の最小噴射時間経過以降に有効となる。また、所定の最大噴射時間を越えた場合はタイマ制御により自動的にスラストカットオフを行う。

図 6.1.5.4-7 に ΔV カットオフ制御フローを示す。

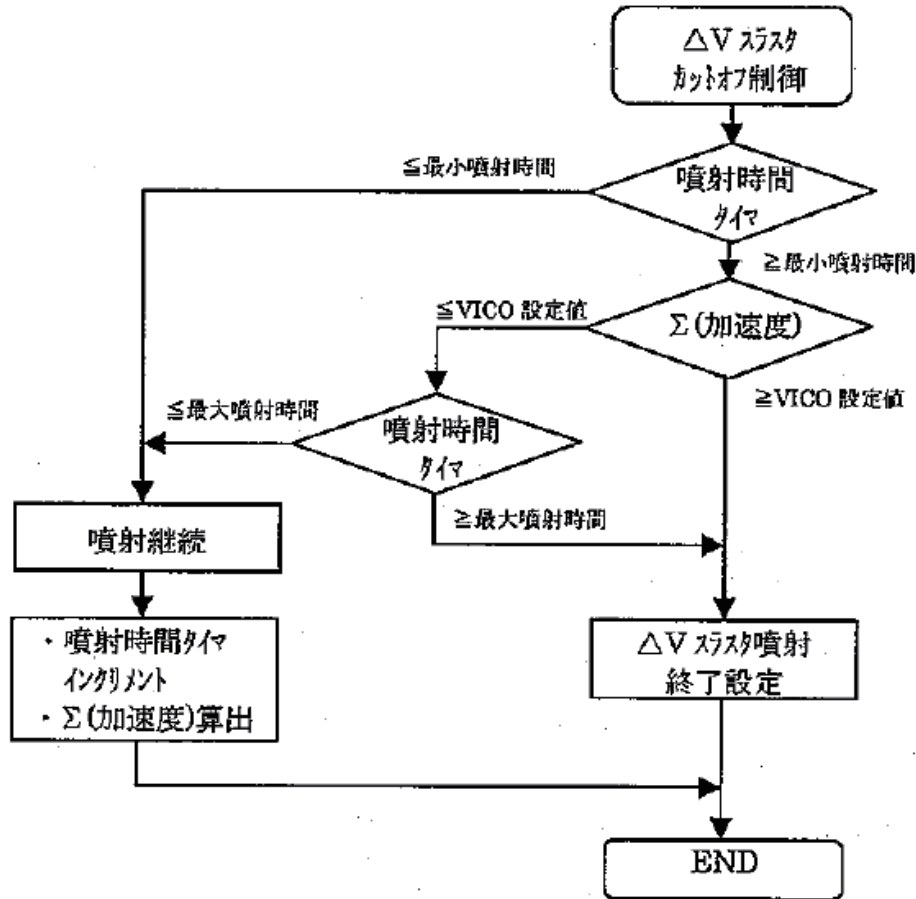


図 6.1.5.4-7 ΔV カットオフ制御フロー

(8) オンボード軌道伝搬

ST/IRU 姿勢決定系は、J2000 赤道面座標系(慣性座標系)に対する姿勢を決定する。従って、月周回軌道における月中心指向三軸姿勢制御を実現するためには、慣性座標系における姿勢から、軌道位置から決まる軌道座標系(原点が衛星重心で、機体ヨー軸が月中心を指向し、機体ピッチ軸が軌道面垂直である座標系)における姿勢への変換を行う必要がある。月周回軌道上での軌道位置を求めるため、一日に1回、軌道6要素を時間に対して線形1次近似したオンボード軌道モデルの軌道パラメータを地上からアップロードし、それを元に、オンボードで軌道伝播する。

(9) ホイールアンローディング

「かぐや」は、以下の二つのホイールアンローディング方式を有する。

(a) 計画アンローディング

ホイールの蓄積角運動量が飽和しなくても、地上で計算されたタイミングで、計画的に実施するアンローディングである。アンローディング開始コマンドは、DMS タイムラインに登録されて、所定のタイミングで、高電圧機器立ち下げ後にスラスト噴射を開始する。

(b) 自動アンローディング

ホイールの蓄積角運動量を監視し、1つ以上のホイールが飽和した場合に AOCS が自動で実施するアンローディングである。自動アンローディングの 20 分前に、AOCS は、アンローディング噴射予告フラグをセットする。

月周回軌道において、衛星本体の各軸には正弦波状の自然外乱がかかるが、その外乱トルクは、ゼロまわりに均等ではない。ピッチ軸に関しては、大きくバイアスを持っており、蓄積モーメンタムはほぼ単調に増加していく。ロール／ヨー軸においては、周期が90度ずれた正弦波がそれぞれの軸に回り込む影響で、周回毎に蓄積されるモーメンタムの振幅は増大していく。

この特性を利用して、「かぐや」では観測を中断する必要があるアンローディングの頻度を少なくするために、逆バイアスアンローディング(逆極性のモーメンタムを蓄積する方法)を使用している。ピッチ軸に関しては、単純に逆極性に持っていくことになるが、ロール／ヨー軸については、ロール／ヨー平面で、逆位相に持って行く。

(10) 太陽電池パドル制御系

太陽電池パドル(SAP)は、次の3つの動作モードで回転し発生電力を確保する。

- | | | |
|------------|-------|--------------|
| 1. クロックモード | ----- | 軌道レートによる回転 |
| 2. スルーモード | ----- | 最大駆動レートによる回転 |
| 3. ホールドモード | ----- | 回転停止 |

SAP には、追尾用太陽センサが搭載されていないので、SAP の太陽追尾はクロックモードによる開ループ制御を基本とする。AOCS はクロックレートを生成するとともに、ACFS でドライブパルスを積算して SAP 推定角度を計算し、テレメトリで出力する。また、SAP の太陽追尾誤差が大きくなった場合には、地上コマンドで設定されたパラメータにより、SAP 太陽追尾誤差を補正する(SAP アレイトリム)。

(11) FDIR

AOCS に関連した異常に対する耐故障性(フォールトトレラント)として、故障検知、故障箇所の分離、再構成を自律的に行う FDIR 機能(Fault Detection, Isolation, and Re-configuration)を有する。FDIR 機能は、オンボードで自動的に実施される。

6. 1. 5. 5 AOCS コンポーネント

6. 1. 5. 5. 1 姿勢軌道制御系電子回路(AOCE)

(1)概要

AOCE は衛星分離時から軌道上において、衛星の姿勢軌道制御に関する信号の入出力、テレメトリコマンド入出力を、内部に格納された姿勢軌道制御系搭載ソフトウェア(ACFS)によって実行する姿勢軌道制御系のコンポーネントである。「かぐや」に搭載される AOCE は 1 台であり、AOCE の内部の機能ブロックは全て冗長系を有している。

(2)機能

AOCE は以下に述べる機能を有する。

①ACFS の格納及び実行機能

ACFS を格納及び実行する。

②姿勢軌道制御系制御信号の入出力処理機能

以下に示すコンポーネントとのインタフェース回路を有し、信号の入出力を行なう。

表 6.1.5.5-1 AOCEの内部／外部インタフェース

内部インタフェース	外部インタフェース
(i) 慣性基準装置(IRU)	(vii) 電力制御器(PCU)
(ii) 恒星センサ(ST)	(viii) オードナンス制御器(ODC)
(iii) 太陽センサヘッド(SSH)	(ix) アンテナ駆動制御装置(APE)
(iv) 加速度計(ACC)	(x) パドル駆動回路電源(ECU PS)
(v) ホイール駆動回路(WDE)	
(vi) バルブ駆動回路(VDE)	

③テレメトリコマンド入出力処理

データ処理系(DH)のデータマネージメントシステム(DMS)及びリモートターミナルユニット(RTU)とインタフェースを有し、信号の入出力を行なう。

④内部冗長及び切替機能

AOCE 内部の機能ブロックは全て冗長系を有し、単一故障点をもたない。これらの機能ブロックは DH 系、ACFS あるいは内部故障検知回路により自律で冗長系へ切り替える機能を有する。

⑤二次電源の生成

PCU から供給される一次電源を入力し、AOCE 内部で使用する二次電源を生成する。

⑥分離スイッチによる ACFS の起動

計装系からロケット/衛星分離信号を入力しロケットと衛星の分離を判定し、ACFS(自動構成)を起動する。

(3)性能

表 6.1.5.5-2 にAOCEの主要性能を示す。

表 6.1.5.5-2 AOCEの主要性能

項目	機能・性能
計算機システム	・3式のCPUと2系統のメモリ/システムバス/IO/電源を持ち、常時2台のCPUによる相互監視並列運転(Duplex運転)を行い、異常時には、故障検知・分離・再構成が可能な耐故障性の高い計算機システムである。
CPU	・MPU は、TX49 アーキテクチャと宇宙用1 M ゲートアレイ技術を使用したパリティ機能付き宇宙用64ビットマイクロプロセッサユニット(MPU) ・動作周波数:25MHz ・制御演算周期:100msec ・MPU 内部には RAM のシングルイベント対策用に EDAC 機能(エラー検出及び訂正機能)を持ち、RAM の 1 ビットエラーの検出及び訂正、2 ビットエラーの検出を行う。
メモリ	・ローカル RAM(L/RAM)は 4M バイトの領域を持つ(SRAM) ・ローカル ROM(L/ROM)は、20K バイトの領域を持つ Boot ROM である(PROM)。 ・共通 RAM(C/RAM)は 2M バイトの領域を持つ(SRAM) ・共通 ROM(C/ROM)は 512k バイトの領域を持つ(EEPROM) ・L/RAM, C/RAM, C/ROM は、シングルイベント対策用に EDAC 機能を有し、1bit エラー検出及び訂正、2bit エラー検出を行なう。
電源	・AOCE 内部で必要な 2 次電圧を生成する機能を持つ。
重量	16.5 ± 1.5 kg
電力	52W以下(平均)
形状	494 × 351 × 192 mm
許容温度範囲	(動作時) -15~55°C (非動作時) -15~60°C (ターンオン) -30~55°C

6.1.5.5.2 姿勢軌道制御系搭載ソフトウェア(ACFS)

ACFS は AOCE 内の ROM 及び RAM に格納され、衛星の姿勢制御、軌道制御、FDIR、および太陽捕捉制御を行なうために、センサ信号処理/制御演算/アクチュエータ信号処理/機器管理/テレメトリ・コマンド処理/OS 等を実行するソフトウェアである。

AOCE がパワーオンすると、ACFS は C/ROM 及び C/RAM から L/RAM にロードされ、以後 L/RAM 上で動作する。また、ACFS の一部は、軌道上での書きかえを実施できる。

6.1.5.5.3 慣性基準装置(IRU)

(1) 概要

IRU は衛星のロール/ピッチ/ヨー各軸まわりの角速度を測定するセンサである。

(2) 構成・外観

IRU の外観図と極性定義を図 6.1.5.5-1 に示す。なお、IRU 角度増分信号の軸/極性定義は衛星座標系と一致していないため、ACFS にて変換処理を行う。

(3) 機能

- (a) 角度増分信号の出力 … 衛星の角速度(3 軸)を検出し、角度増分信号に変換して AOCE に出力する。
- (b) クロック基準信号の出力 … 角度増分信号に同期したクロック基準信号を AOCE に出力する。
- (c) オン/オフの指示 … AOCE からのオン/オフ指示信号を受け電源のオン/オフを行う。

(d) レートモードの切り替え … AOCE からのレートモード指示信号を受けレートモードを Hi または Lo に切り替える。

(e) AOCE へのモニタ信号出力 … 以下のモニタ信号を AOCE に出力する。

- ① オン／オフ ステータス信号 ④ 2 次電源電圧 モニタ信号
- ② レートモード ステータス信号 ⑤ モータ電流 モニタ信号
- ③ ジャイロ温度 モニタ信号

(f) 冗長系 … 3 台のジャイロにより 3 軸角速度情報につき冗長構成をなす。ジャイロごとにオン／オフ指示信号を送ることにより個別に電源をオン／オフすることができる。

(4) 性能

IRU の主要性能を表 6.1.5.5-3 に示す。

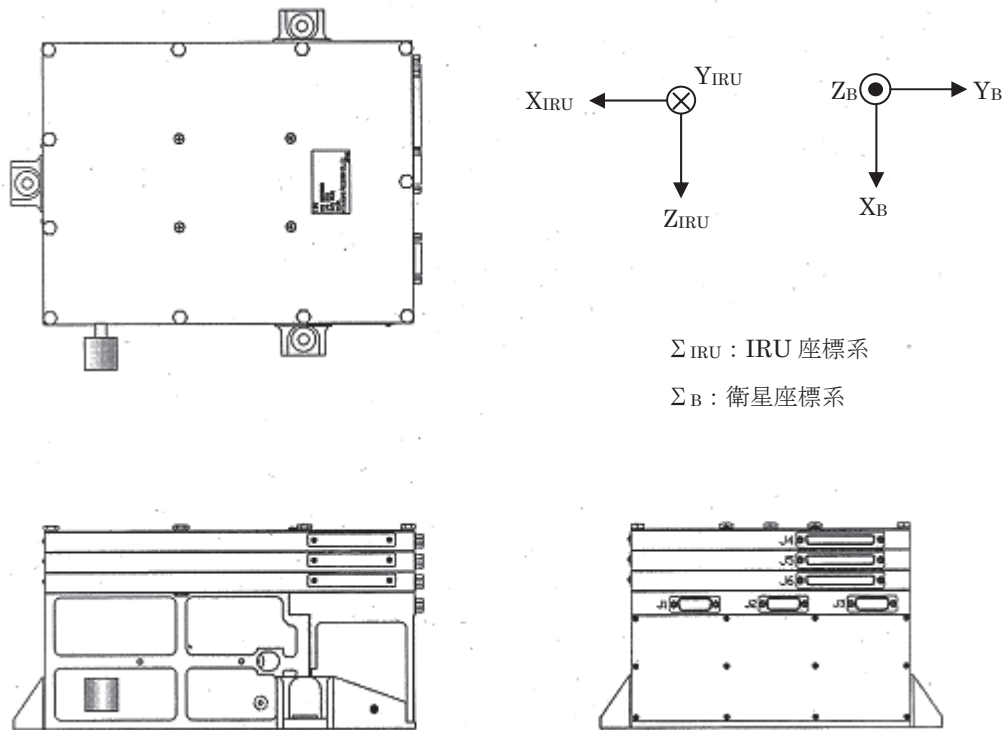


図 6.1.5.5-1 IRU 外観図・極性定義

表 6.1.5.5-3 IRU の主要性能

項目	性能
(1)角速度計測範囲	Lo モード: $\pm 400^\circ /h$ 、Hi モード: $\pm 2^\circ /s$
(2)スケールファクタ	Lo モード: $0.05'' /\text{パルス}$ 、Hi モード: $0.9'' /\text{パルス}$
(3)G 不感ドリフト	Lo モード: $\pm 1.0^\circ /h$ 、Hi モード: $\pm 0.9^\circ /h$
(4)G 不感ドリフト温度特性	Lo モード: 温度特性再現性 ・1 次: $0.005^\circ /h/^\circ C$ 以下 ・2 次: $6 \times 10^{-5}^\circ /h/^\circ C^2$ 以下 Hi モード: $\pm 0.5^\circ /h$
(5)G 感ドリフト	Lo モード: $5.09858 \times 10^{-3} /h/G$ al (参考値: $\pm 5^\circ /h/G$) Hi モード: $5.09858 \times 10^{-3} /h/G$ al (参考値: $\pm 5^\circ /h/G$)
(6)NEA(Noise Equivalent Angle)	Lo モード: $0.5''_{p-p}$ Hi モード: $30''_{p-p}$
(7)周波数特性	7Hz 以上

6.1.5.5.4 加速度計(ACC)

(1) 概要

ACC は衛星の加速度を測定するセンサである。

(2) 構成・外観

ACC の外観図と極性定義を図 6.1.5.5-2 に示す。

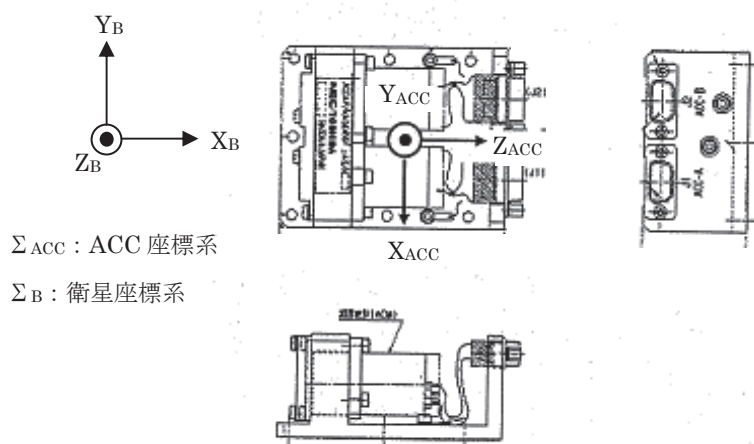


図 6.1.5.5-2 ACC 外観図・極性定義

(3) 機能

ACC は以下に示す機能を有する。

- (a) 加速度の検出 … 搭載位置における加速度を検出する。
- (b) AOCE への信号出力 … 加速度出力信号と ACC 温度 モニタ信号を AOCE に出力する。

(4) 性能

ACC の主要性能を表 6.1.5.5-4 に示す。

表 6.1.5.5-4 ACC の主要性能

項目	性能
(1) 計測範囲	±39.24Gal (参考値: ±40mG)
(2) スケールファクタ	127.4MV/Gal±5%以内 (参考値: 5V/40mG±5%以内)
(3) 出力電圧範囲	±7.5V ノミナル
(4) 出力極性	入力軸正方向に加速度入力時: 正入力
(5) バイアス	±0.4905Gal 以内 (参考値: ±500 μG 以内)
(6) バイアス温度係数	±0.02943Gal/°C 以内 (参考値: ±30 μG/°C 以内)
(7) バイアス安定性	±0.0981Gal/年以内 (参考値: ±100 μG/年以内)
(8) アライメント	±0.4° 以内
(9) 感度直線性	±0.1% 以内
(10) 分解能	19.62 × 10 ⁻³ Gal(0-p)以下 (参考値: 20 μG(0-p)以下)
(11) ノイズレベル	30.7053 × 10 ⁻³ Gal(rms)以下 (100kHz キャリアノイズ残留分) (参考値: 31.3 μG(rms)以下)
(12) 周波数特性	0~200Hz(±3dB 以内)

6.1.5.5.5 恒星センサアセンブリ(STA)

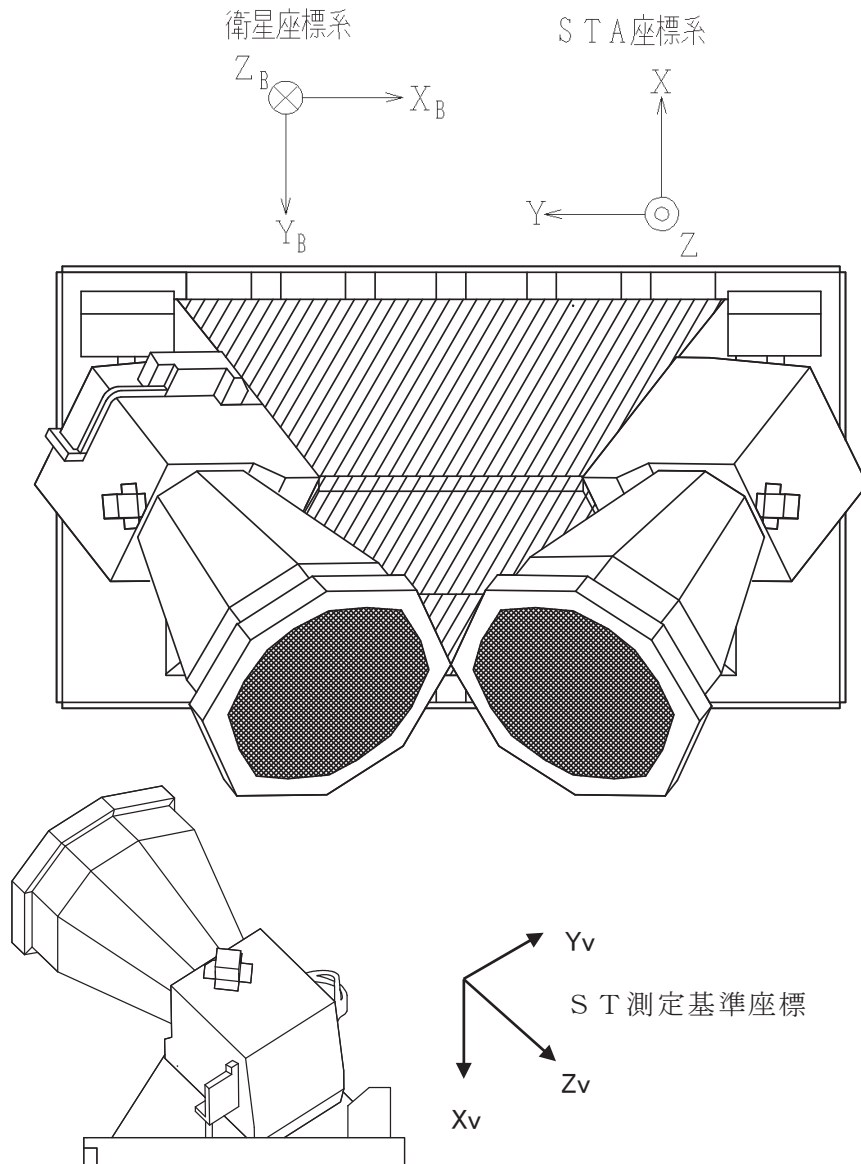
(1) 概要

STA は恒星を観測することにより衛星の姿勢計測を行なう。

(2) 構成

STA の構成を以下に示す。また、ST の外観、STA 座標系を図 6.1.5.5-3 に示す。

STA(1式) = 恒星センサ(ST)	2台
+ 恒星センサブラケット(STB)	1台
+ 熱制御材	1式
+ アセンブリ内計装	1式



注)本図は MLI 未装着状態を示す。

図 6.1.5.5-3 ST 外観、STA 座標系、ST 各々の ST 測定基準座標系

(3) 主要機能・性能

STA の主要機能・性能を表 6.1.5.5-5 を以下に示す。

表 6.1.5.5-5 STAの主要性能

項目	主要機能・性能
(1) 姿勢決定機能	慣性座標系に対する姿勢情報を検出する。
(2) 姿勢捕捉・追尾機能	姿勢決定のために恒星をトラックする。
(3) トラッキングレート	8° /s 以下
(4) 姿勢精度保証範囲	1° /s 以下
(5) 視野 FOV	±12.5° (半頂角)
(6) 妨害光回避角 (月周回軌道上)	太陽 : 25° (半頂角) 地球 : 25° (半頂角) 月 : 19° (半頂角)
(7) 立ち上がり時間:	3 秒未満
(8) データ出力	AOCE に対し以下のデータを出力する。 ①STモードステータス: 現在の ST モードを出力する。 ②姿勢角: ST 基準座標系での姿勢を慣性座標系からのクォータニオンで出力する。 ③姿勢品質ステータス: 姿勢品質ステータスを出力する。 ④ST ヘルスチェックステータス: ST ヘルスステータスを出力する。
(9) 精度	・バイアス誤差 : 25" 以下 ・ランダム誤差 : X/Y(視野中心直交軸): 25" 以下 Z(視野中心軸) : 150" 以下

(4) 動作

ST はセンサ内の CCD で撮像した星像を、センサ自身もつ恒星カタログとパターンマッチングをすることで、慣性空間内での姿勢を計測する。ST の主要な動作モードを表 6.1.5.5-6 に示す。

表 6.1.5.5-6 STの主要な動作モード

動作モード	内容
ポインティングモード (Autonomous Pointing Mode)	通常、このモードにて姿勢を測定する。ポインティングモードは、アキュジションモードとトラックモードを含む。スタンバイモードからコマンドにてポインティングモードに移行する。モード移行後、最初にアキュジションモードにて恒星パターンを同定し、同定後は自動でトラックモードに移行し姿勢を計測する。
アキュジションモード (Autonomous Acquisition Mode)	検出した恒星パターンの同定を行なうことにより姿勢を測定する。ポインティングモード移行時に、最初に実行するモードである。地上からのコマンドによりスタンバイモードから移行することも可能である。
トラックモード (Autonomous Tracking Mode)	ST が視野内の恒星を 10 個選択し、恒星位置を中心とするウィンドウを設ける。ウィンドウ内のピクセルがウィンドウ内の恒星の位置と等級を精密に測定し、この情報を基に精密に姿勢データを得る。ポインティング制御モード時はアキュジションモードにて恒星パターンの同定を行なった後、自動で移行し精密な姿勢を測定する。地上からのコマンドによりスタンバイモードから移行することも可能である。
スタンバイモード (Standby Mode)	異常が発生した場合に使用するモードである。

6. 1. 5. 5. 6 ホイール駆動回路(WDE)

(1) 概要

WDE は AOCE から駆動信号を受けて、RW の駆動制御を行なう電子回路である。

(2) 機能

- (a) RW の駆動電流制御 … AOCE からのトルクコマンド信号を入力し、RW への駆動電流を制御し、RW を加速または減速させる。
- (b) バイレベル信号の中継 … RW から出力されるホイール回転方向信号及びタコパルス信号を出力する。
- (c) 電源の供給 … RW を駆動するために必要なモータライン電源及びコンピュータ電源を供給する。
- (d) オン/オフの指示 … AOCE からオン/オフ指示信号を受け、WDE 電源のオン/オフを行なう。
- (e) モニタ信号の出力 … WDE のオン/オフステータス信号を AOCE へ出力する。
- (f) テレメトリ信号の出力 … RW 基板温度信号、WDE 電源部温度信号、WDE 電源電圧モニタ信号、及び RW 駆動電流モニタ信号を AOCE へ出力する。

(3) 主要性能

WDE/RWの主要性能を表 6.1.5.5-7 に示す。

表 6.1.5.5-7 WDE/RWの主要性能

項目	主要性能
角運動量	±19.5Nms@6150rpm
回転数制御範囲	±7500rpm
最大発生トルク	±0.2Nm
ホイールタコパルス	48 パルス/回転

(4) 動作

RW と WDE は組み合わせて使用する。AOCE からのトルク指令に従ってモータ電流制御が行われ、衛星に対するリアクショントルクを発生する。また、回転数検出のためのタコパルスを出力する。

6. 1. 5. 5. 7 リアクションホイール(RW)

(1) 概要

RW は、衛星に制御トルクを発生させて、衛星に作用する外乱トルクを角運動量として蓄積するアクチュエータである。WDE と 1 対 1 で組み合わせ動作する。「かぐや」では、RW+WDE を 4 系統搭載し、4 スキュー一配置とすることで冗長構成を形成する(衛星固定座標系との関係は図 6.1.5.4.-6 参照)。

(2) 機能

- (a) 制御トルクの発生、及び角運動量の蓄積 … WDE から電力及びモータ駆動電流を受けて、時計回り(CW)及び反時計回り(CCW)どちらの方向にも加減速が可能である。衛星に対して制御トルクを発生すると共に、衛星に作用する外乱トルクを角運動量として蓄積する。
- (b) 制御信号の出力 … 回転方向信号、タコパルス信号を WDE へ出力する。CW 方向回転時は、タコパルスは正值あるいは増加を示す。CCW 方向回転時は、タコパルスは負値あるいは減少を示す。
- (c) モニタ信号の出力 … 基板温度モニタ信号を WDE へ出力する。

(3) 性能・動作

RW は WDE を組み合わせて使用する。組み合わせての性能・動作は「6.1.5.5.6 ホイール駆動回路(WDE)」の項で記述する。

6. 1. 5. 5. 8 太陽センサヘッド (SSH)

(1) 概要

SSHは検出器に太陽電池セルを使用したアナログ型の一軸太陽センサである。SSHは衛星構体上に取り付けられ、その視野に太陽が入った時に信号を出力する。

(2) 構成

SSHは、図 6.1.5.5-4 のように、二つの検出器で構成され、AOCE 内で検出器 1 と検出器 2 の出力の差と和の比を取ることで太陽角を知ることができる。

「かぐや」では、4つの SSH を図 6.1.5.5-5 のように配置し、二つの感度軸 (SSH-1 と SSH-2) に対して、それぞれ二つの SSH で冗長系を構成している。SSH-1 は感度軸が機体 +X 方向から +Y 方向に 45° 傾けた軸まわり、SSH-2 は感度軸が機体 Z 軸まわりとなるように配置している。

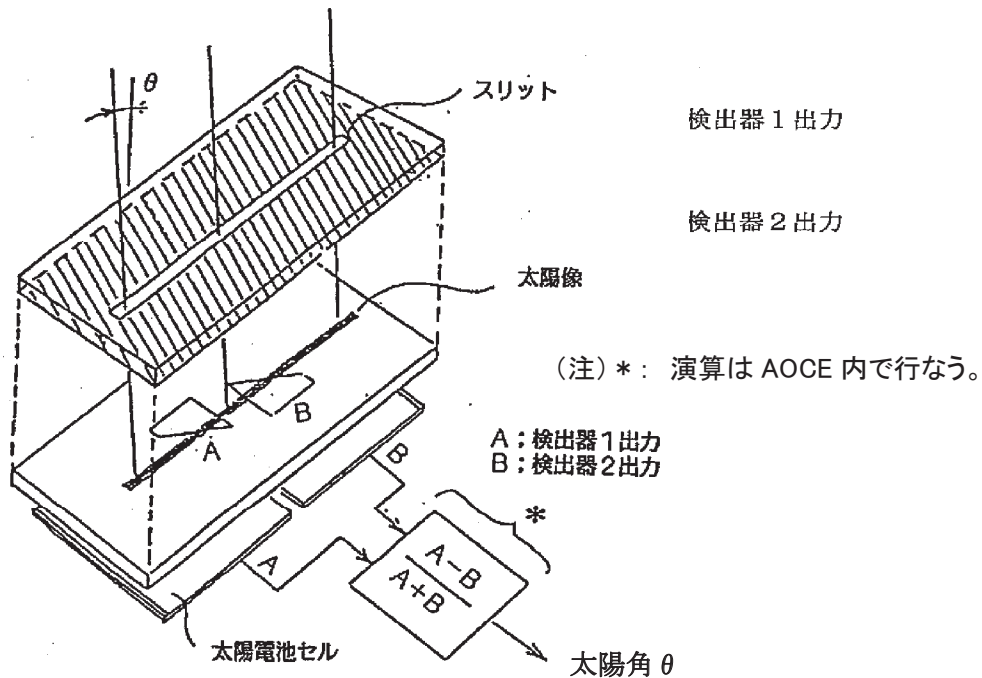


図 6.1.5.5-4 太陽角検出原理

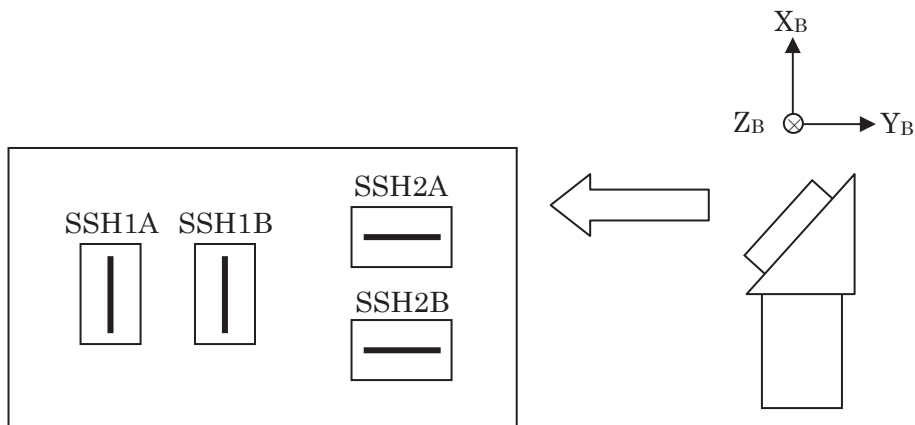


図 6.1.5.5-5 SSH 取付面の配置

(3)機能

SSH の機能を以下に示す。

(a) 太陽方向検出

スリットを通して入力される太陽光を検出器上に受光し、AOCE によりペア検出器の出力の差と和の比を取ることで太陽角を求める。

(b) テレメトリ出力

AOCE に検出器出力テレメトリを出力する。

(4)主要性能

検出器の出力の差分と和分の比をとったときの太陽角出力の性能を表 6.1.5.5-8 に示す。

表 6.1.5.5-8 太陽角出力の性能

項目	精度
非飽和領域	$\pm 32^\circ$ 以上
飽和領域	$\pm 51^\circ$ 以上
オフ軸特性	α が一定で β が変化したとき出力変化は次の値以内 $\pm 0.3^\circ$ ($\alpha : \pm 32^\circ$ 、 $\beta : \pm 32^\circ$) $\pm 0.5^\circ$ ($\alpha : \pm 32^\circ$ 、 $\beta : \pm 32^\circ \sim \pm 51^\circ$)
極性	正の角度 α に対し出力は正
バイアス誤差	$\pm 4.0^\circ$ 以内 ($\beta = 0^\circ$)
ノイズ	$\pm 0.1^\circ$ 以内

(5)動作

SSH はスリットを通して入力した太陽光を、内部に配置させた 2 個の検出器に受光させ、その出力レベルを AOCE に出力する。太陽角は ACFS で計算して得る。SSH は太陽電池セルによる受動センサであるため、パワーオン/オフの区別はない。

6.1.5.5.9 バルブ駆動回路(VDE)

(1)概要

VDE は AOCE からの制御信号を受けて、1N スラスタ推薬弁、20N スラスタ推薬弁、500N OME(軌道変更用エンジン)推薬弁、#4 遮断弁(LVS)、#6 遮断弁(LVL)を駆動する電子回路である。

(2)機能

VDE は以下の機能を有する。

(a) 推進系(UPS) 1N スラスタ推薬弁ドライバ回路(内部冗長回路構成)

- ①ドライバ回路の ENA/DIS … AOCE から主系、冗長系毎に各 1N スラスタ推薬弁ドライバ回路が ENA/DIS される。ENA/DIS 状態はパッシブバイレベルステータス信号として AOCE へ出力される。

②スラスタの駆動 … ENA されたドライバ回路は、AOCE からのロール駆動信号に応じて各スラスタ推薬弁へ駆動電力を供給する。

③温度テレメトリ … 各系統の電源部分にある抵抗部の温度をサーミスタで検出し、これを温度テレメトリとしてパッシブアナログ信号で AOCE へ出力する。

(b) UPS 20N スラスタ推薬弁ドライバ回路 (内部冗長回路構成)

①ドライバ回路の ENA/DIS … AOCE から A、B、C 系毎に各 20N スラスタ推薬弁ドライバ回路が ENA/DIS される。ENA/DIS 状態はパッシブバイレベルステータス信号として AOCE へ出力される。

②スラスタの駆動 … ENA されたドライバ回路は、AOCE からのピッチ、ヨー駆動信号に応じて各スラスタ推薬弁へ駆動電力を供給する。

③温度テレメトリ … 各系統の電源部分にある抵抗温度をサーミスタで検出し、これを温度テレメトリとしてパッシブアナログ信号で AOCE へ出力する。

(c) UPS 500N OME 推薬弁ドライバ回路 (内部冗長回路構成)

①ドライバ回路の ENA/DIS … AOCE から主系、冗長系毎に 500N OME 推薬弁ドライバ回路が ENA/DIS される。ENA/DIS 状態はパッシブバイレベルステータス信号として AOCE へ出力される。

②OME の駆動 … ENA されたドライバ回路は、AOCE からの駆動信号に応じて各推薬弁へ駆動電力を供給する。

③温度テレメトリ … 500N OME 推薬弁ドライバ回路の DC/DC 部分を温度テレメトリとしてパッシブアナログ信号で AOCE へ出力する。

(d) UPS LVS ドライバ回路

①LVS の駆動 … AOCE から各 LVS へ駆動電力を供給することにより各 LVS を開閉する。

(e) UPS LVL ドライバ回路

①LVL の駆動 … AOCE から各 LVL へ駆動電力を供給することにより各 LVL を開閉する。

6. 1. 5. 6 姿勢軌道制御系の運用結果

6. 1. 5. 6. 1 月遷移軌道フェーズ/月周回軌道投入フェーズにおける AOCS 運用結果概要

ロケットから分離された後、「かぐや」は姿勢軌道制御系の自動構成を実施し、その後、レートダンピング、太陽サーチ、太陽捕捉、太陽電池パドル展開、太陽指向クルージングなどを自動シーケンスで実施した。地上局可視が確保できた後、スピン停止運用、パドル 90 度スルー運用、恒星捕捉運用、三軸確立運用、HGA 展開運用を実施して、最終的には、月遷移軌道定常姿勢(慣性固定姿勢)に入れることができた。

搭載電子制御装置(AOCE)/姿勢軌道制御系搭載ソフトウェア(ACFS)は打上げ前から動作させており、衛星分離信号を検知した後の AOCS 自動構成で、慣性基準装置(IRU)とバルブ駆動装置(VDE)の電源が投入され、姿勢軌道制御系のコンフィギュレーション設定とモード設定が実施された。太陽センサ(SSH)は、衛星分離前から始まっていた日陰が明けた段階で動作を開始し、スタートラッカ(ST)は、打上げから約 4 時間後の三軸姿勢確立運用の前に電源投入した。加速度計(ACC)は、最初の軌道制御である ΔV_{c1} の前に電源投入し、リアクションホイール(RW)/ホイール駆動機構(WDR)は、 ΔV_{c1} 後に起動した。

月遷移軌道上、及び、月周回軌道上において、姿勢は安定して制御され、また、軌道制御運用においては、一連の制御シーケンスの中で、軌道制御及び姿勢制御は、正常に実行された。軌道制御間のホイールアンローディングも問題なく実施された。

「かぐや」を高度 100km の月周回極軌道に投入した後、月心指向姿勢に移行し、同時に、太陽電池パドルの太陽追尾、ハイゲインアンテナの地球追尾を実現した。

スタートラッカに関する軽微な不具合と、定常制御における LRS アンテナの 1 次モードによる姿勢レート変動が予想より大きいことを除くと、クリティカルフェーズから初期チェックアウトフェーズまで、姿勢制御は正常に機能した。

6. 1. 5. 6. 2 定常運用段階における AOCS 運用結果概要

姿勢制御として定常段階移行後、軌道制御運用(軌道高度維持、軌道面制御)、ヨーアラウンド運用、LISM 校正運用(ロールキャント運用)について各運用要求に応じて、問題なく姿勢制御を実施した。

2008 年 7 月 23 日には、通常 4 基使用しているリアクションホイールのうちの 1 基(RW#1)が軌道上で不具合を起こしたが、FDIR 機能により、RW#1 の異常を検知し、RW#1 を停止させ、残りの 3 基のリアクションホイールで姿勢制御するモードに自動移行した。これ以降、3 基のリアクションホイールによる姿勢制御を継続したが、もともと機器の 1 重故障は設計で考慮されており、定常運用段階においては、問題なく観測運用を継続した。なお、仕様の範囲内であるが、トータルの蓄積角運動量が減ったため、アンローディング間隔が 6 周回から 4 周回と短くなっている。

6. 1. 5. 6. 3 後期運用段階における AOCS 運用結果概要

2008 年 12 月 26 日に、RW#3 の摩擦トルクが増加し、RW#1 不具合の反映として要監視項目に設定していた摩擦トルクの上限(10mNm)を逸脱したので、マニュアルでホイールを停止し、高圧を使用する観測機器を立ち下げて、スラスト姿勢制御モードに切り替えた。その後、ホイールベンダーと連絡を取りながら RW#3 を慎重に動かし、不具合調査及びリカバリ運用手順の確立のためのデータ取得運用を実施し、最終的には、半 rev ゼロバイアスアンローディング運用により、ホイールの回転数を落として、ホイールの連続運用に復帰させた。2009 年 3 月 21 日に、RW#3 の摩擦トルクが継続的に 35mNm を超えたため、オンボード自律化監視機能により、ホイール

ール制御系からスラスト制御系に切り替えた。その後、RW#3 の状況を確認するために、RW#3 を動作させたが、摩擦トルクが 35mNm を超える状況が再現したので、RW#3 は寿命末期の状態にあると判断し、今後、ホイール制御系が必須となる運用に備えて、RW#3 は温存することとし、以後、姿勢制御はスラスト制御系により、実施することとなった。

また、スラスト姿勢制御に伴う推進薬消費を低減するために、2009 年 1 月 13 日に、姿勢制御の制御ゲインを 20%下げ、2009 年 3 月 27 日には、ピッチ/ヨーの制御ゲインをさらに下げた。

6. 1. 5. 6. 4 AOCS 機器の評価

(1) 搭載電子制御装置 (AOCE)/姿勢軌道制御系搭載ソフトウェア (ACFS)

AOCE/ACFS は、打上げ前から常時動作しており、その動作状況を表 6.1.5.6-1 に示す。シングルイベント・アップセット (SEU) やシングルイベント・トランジェント (SET) が発生しても、AOCE/ACFS は適切に動作した。以上より、AOCE/ACFS は、ミッション期間を通じて、正常に動作したと判断する。

表 6.1.5.6-1 AOCE/ACFS の動作状況

	動作状況	評価
ロールバック処理	なし	
CPU 再構成	1 回発生	SET により CPU2 の電源 OFF が発生したが、CPU 再構成を実施し、自動的に DUPLEX 運用に復帰した。問題なし。
CPU 切替え	なし	
MPU の SEU	24 回発生	EDAC 機能により自動的に誤り訂正し、問題なし
共有メモリの SEU	2 回発生	EDAC 機能により自動的に誤り訂正し、問題なし

(2) 慣性基準装置 (IRU)

IRU は衛星分離直後の電源投入から常時動作しており、各ジャイロの消費電流、温度に変化はなく、IRU は正常動作したと判断する。図 6.1.5.6-1 に、各ジャイロの消費電流を示す。

(3) バルブ駆動装置 (VDE)

バルブ駆動装置は、軌道制御、スラストによる姿勢制御、及び、ホイールアンローディングに使用しており、問題なく各イベントは完了した。このことから、バルブ駆動装置は、正常に動作したと判断する。

(4) 太陽センサ (SSH)

太陽センサは、定常段階では、セーフホールド時に使用される。定常運用段階/後期運用段階では姿勢制御が正常に動作し、セーフホールドに入っていないため、太陽センサは運用には使用していないが、モニタしている太陽角には異常は見られず、正常に動作したと判断する。

(5) スタートラッカ (ST)

スタートラッカは、初期の 3 軸姿勢確立から現在に至るまで、姿勢制御中/軌道制御中、及び地球/月の視野干渉時を除き、常に姿勢制御に使用され、図 6.1.5.6-2 に示すスタートラッカの精度指標テレメトリからも、正常に動作したと判断する。

(6)リアクションホイール／ホイール駆動装置(RW/WDE)

リアクションホイール／ホイール駆動装置は、初期運用や軌道制御運用などの特殊運用を除いて常時使用しており、以下に示す同一原因による2件の不具合が発生しているが、それ以外は、正常に動作した。図 6.1.5.6-3 にホイールのモータ電流を、図 6.1.5.6-4 にベアリング温度を示す。

(a)不具合事象

①RW#1 の摩擦トルク増大

2008年7月23日にRW#1の摩擦トルクが増大し、WDEの駆動能力を超えたため、オンボード不具合検知機能が、「RW#1が異常である」と判断し、RW#1の駆動を停止し、残りの3基のRWで姿勢制御をおこなうモードに移行させた。

②RW#3 の摩擦トルク増大

2008年12月26日に、RW#3の摩擦トルクが増加し、RW#1不具合の反映として要監視項目に設定していた摩擦トルクの上限を逸脱したため、ホイールを停止し、高圧を使用する観測機器を立ち下げて、スラスト姿勢制御モードに切り替えた。

(b)推定原因

かぐやRW#1の軌道上テレメトリを評価解析した結果、増大した摩擦トルクはホイール回転速度に依存しないクーロン摩擦である事が判明し、摩擦トルクの増加に対応したホイール温度の上昇も見られるため、ホイール内部での何らかの接触が発生していたと推測した。RW#3の増大した摩擦トルクも同じ特徴を持つため、同じ不具合と推定した。

また、この特徴は、米国の複数の衛星で発生した同型リアクションホイールの軌道上不具合(以下、米国衛星RW不具合)と類似しているため、米国衛星RW不具合と同様の不具合であると判断した。

(7)加速度計(ACC)

加速度計は、軌道制御中のVICOに使用されており、各軌道制御前のACCのバイアス推定では、 $0.00110\text{m/s}/0.1\text{s} \sim 0.00124\text{m/s}/0.1\text{s}$ であり、安定していた(図 6.1.5.6-5)。また、軌道制御前後の軌道決定値から算出される軌道制御評価結果で、軌道制御量の誤差が小さいことから、ACCが正常に動作したと判断する。

(8)HGA フィードフォワード機能確認

2007年10月25日のAOCSチェックアウトにおいて、HGAフィードフォワード機能確認として、HGAポイントドライブによるHGA角運動量(フィードフォワードデータ)に応じたフィードフォワード制御が実施されていることを確認し、機能・性能ともに正常に働くことを確認した。図 6.1.5.7-6に、HGAフィードフォワード機能確認試験における姿勢角誤差及び姿勢レートを示す。この試験後から、HGAフィードフォワード制御は常時ONであった。

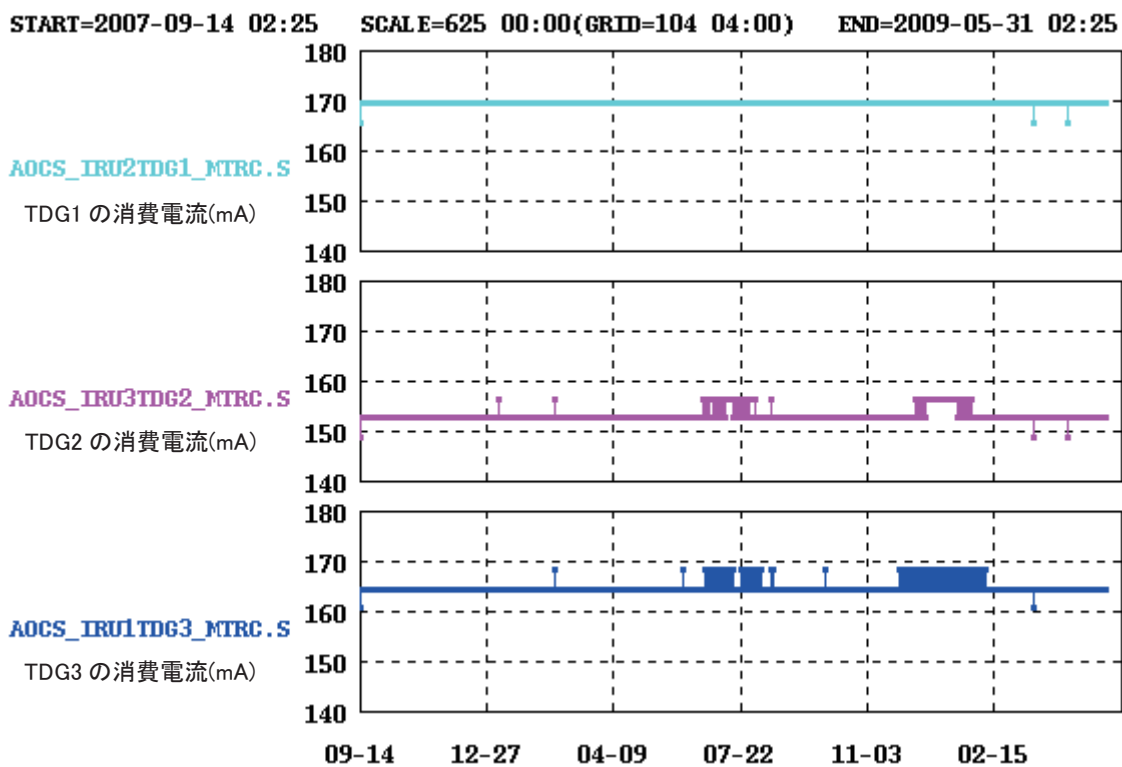


図 6.1.5.6-1 IRU の消費電流

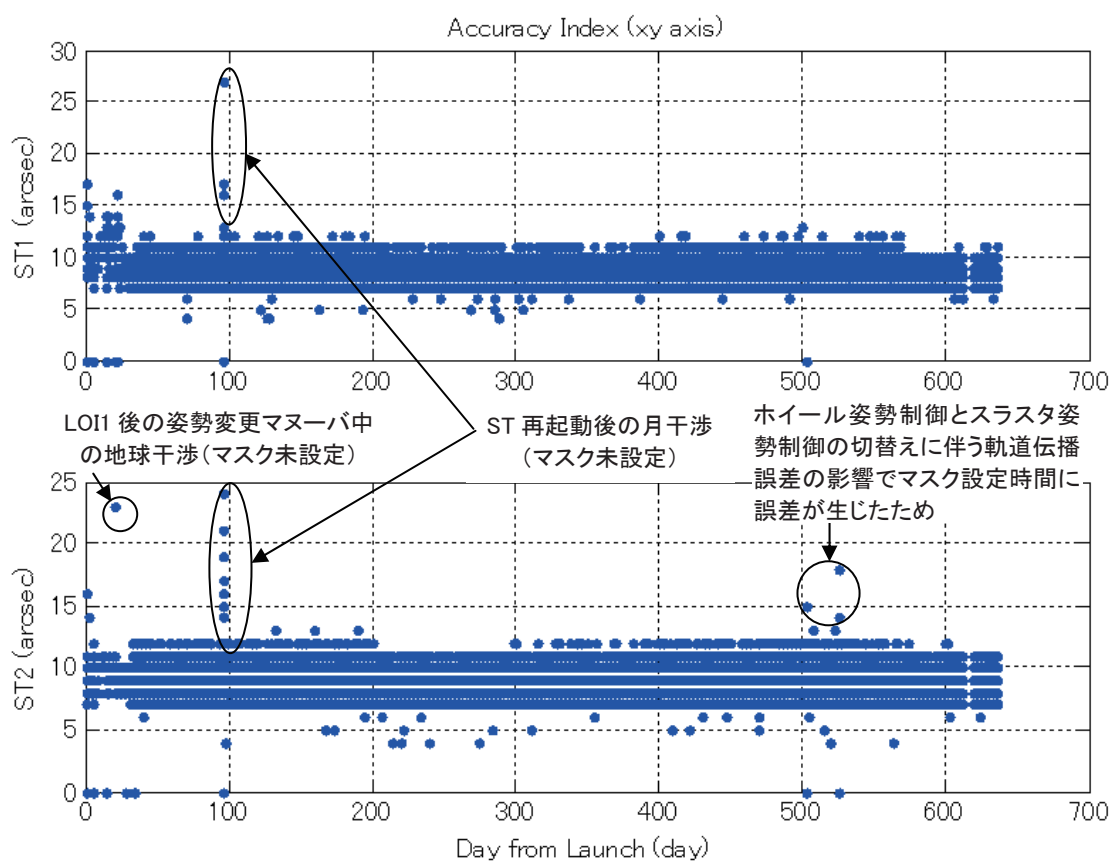


図 6.1.5.6-2 に示すスタートラッカの精度指標

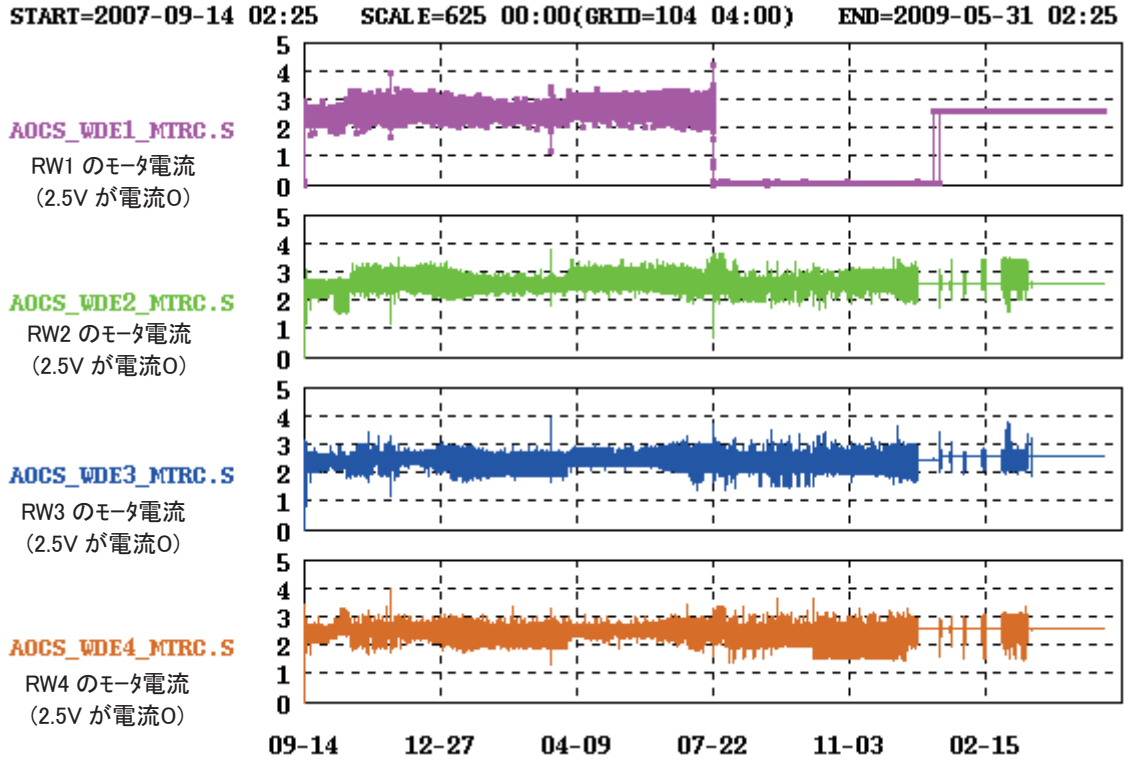


図 6.1.5.6-3 ホイールのモータ電流

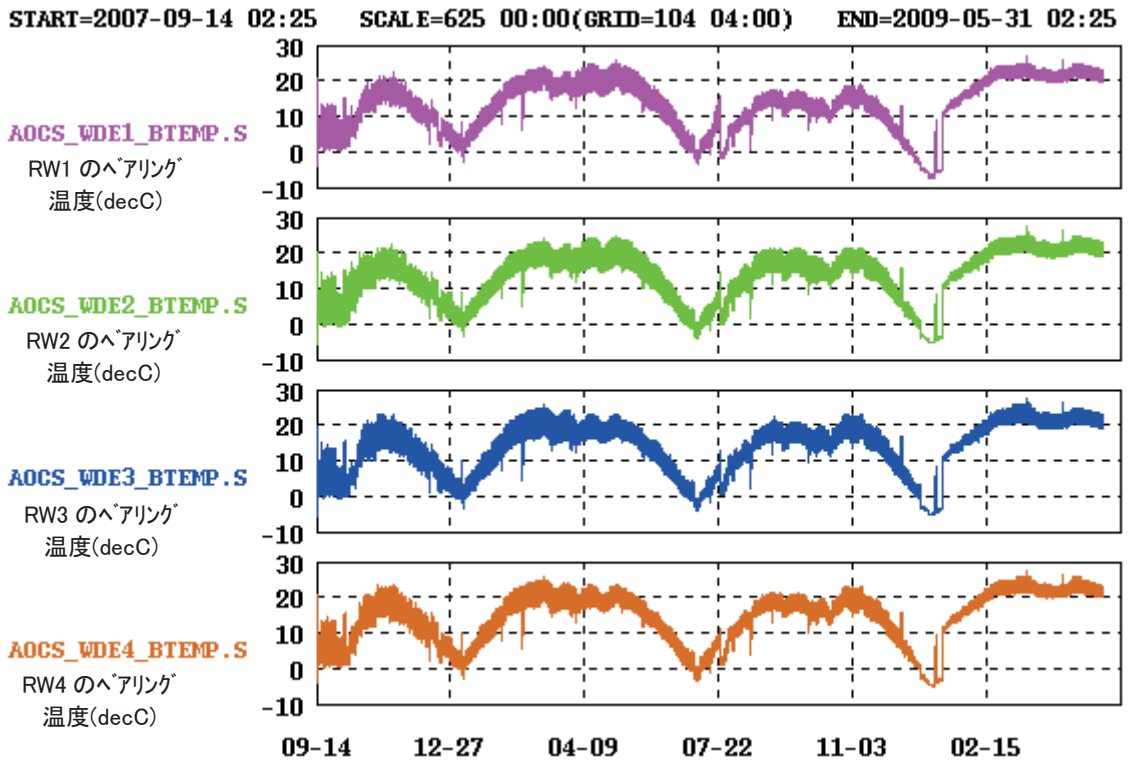


図 6.1.5.6-4 ホイールのベアリング温度

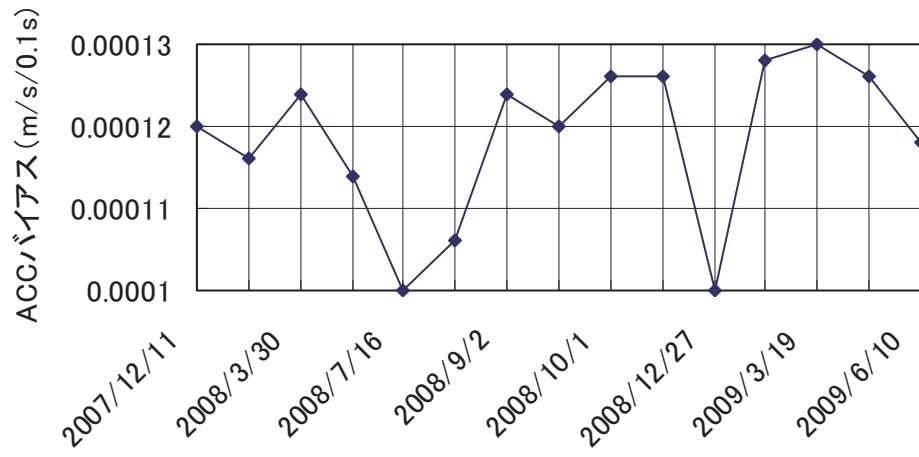


図 6.1.5.6-5 加速度計バイアス

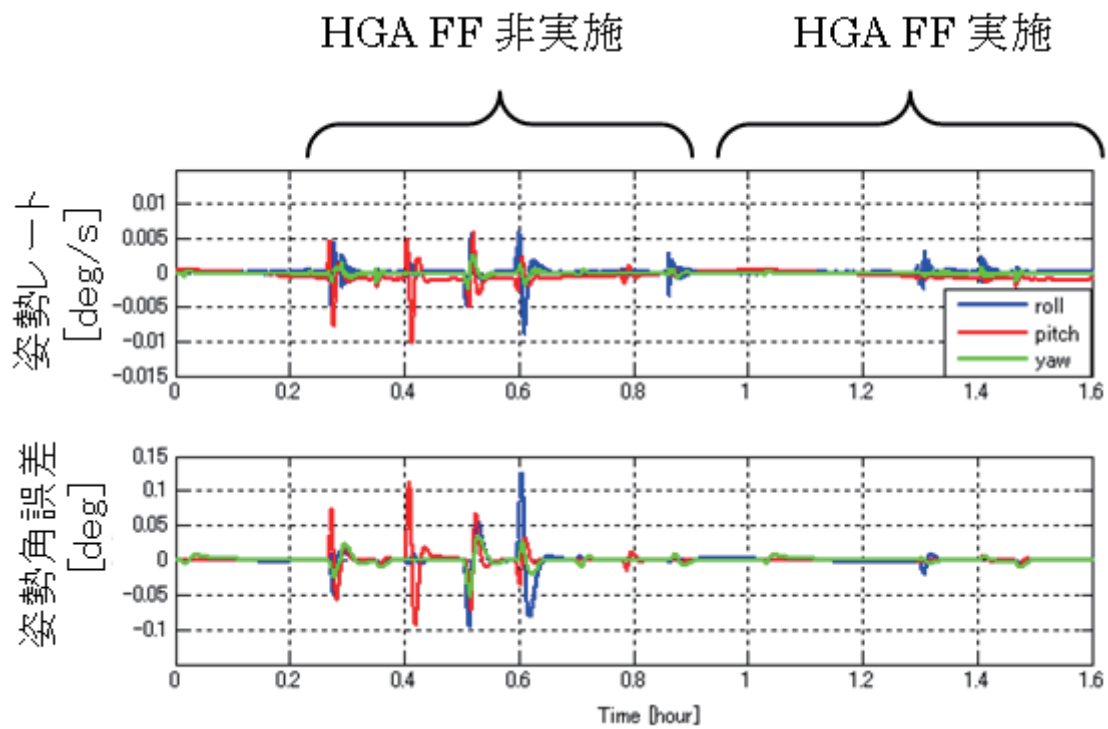


図 6.1.5.6-6 HGAフィードフォワード制御

6. 1. 6 推進系(UPS)

中澤 暁、佐々木 健、田山 聡、高橋 道夫
 増田 井出夫、香河 英史、後藤 大亮(JAXA)
 高橋 衛(IA)、赤井公積、岩山曜介(NT スペース)

6. 1. 6. 1 機能性能

(1) 概要

UPS はヒドラジン(N₂H₄)を燃料、一酸化窒素 3%を含む四酸化二窒素(MON-3)を酸化剤とした二液式エンジン(500N OME)と、N₂H₄ を推進薬とした一液式スラスタ(20N スラスタ、1N スラスタ)を合わせ持ったデュアルモード、調圧ブローダウン方式の推進系である。UPS は 500N OME、20N スラスタ、1N スラスタ、タンク類、バルブ類、センサ類及び計装類(電気、機械、熱)等から構成され、AOCS VDE からの駆動信号に応じ、軌道及び姿勢制御に必要な推力及びモーメントを発生する。

(2) サブシステムの構成

UPS の構成品目を表 6.1.6-1 に示す。

表6. 1. 6-1 構成品目表

No.	機器名称	略称	数量
1	加圧系組立	—	—
-1	気蓄器	TKHE	2
-2	調圧弁	REG	1
-3	高圧パイロ弁#4NC	PYVH	2
-4	高圧パイロ弁#4NO	PYVH	1
-5	低圧パイロ弁#4NO	PYVO	1
-6	高圧注排弁	FDVH	2
-7	低圧注排弁	FDV	4
-8	逆止弁	CV	2
-9	遮断弁#4	LVS	3
-10	高圧フィルタ#4	FLTH	1
-11	高圧圧力センサ	PRSH	1
-12	低圧圧力センサ	PRS	3
-13	加圧系配管	TUBE	1式
2	推進供給系組立	—	—
-1	燃料タンク	TKF	2
-2	酸化剤タンク	TKO	1
-3	低圧注排弁	FDV	10
-4	遮断弁#6	LVL	4
-5	遮断弁#4	LVS	5
-6	OME 圧力センサ	PRSC	1
-7	低圧フィルタ#4	FLTS	1
-8	低圧フィルタ#6	FLTL	2
-9	推進系配管	TUBE	1式
3	500N OME	—	1
4	20Nスラスタモジュール	20N-THR	12
5	1Nスラスタモジュール	1N-THR	8
6	熱制御材	TINT	1式

(3) 機能

UPS サブシステムは、以下の機能を有する。また、機能系統図を図 6.1.6-1 に、スラスタ配置を図 6.1.6-2 に示す。

- 姿勢軌道制御に必要な機能
 - ① 月遷移軌道上での周期調整マヌーバなどに必要な推力の発生
 - ② 月周回軌道投入に必要な推力の発生
 - ③ 月周回軌道制御に必要な推力の発生
 - ④ 3軸姿勢制御トルクの発生
 - ⑤ ヨーアラウンドのための制御トルクの発生
 - ⑥ アレッジセトリングに必要な推力の発生
 - ⑦ アンローディングのための制御トルクの発生
 - ⑧ レートダンプのための制御トルクの発生
- UPSの動作状態をテレメトリにてモニタできる機能
- ヒータ電力の供給を受けて、UPSが規定の温度環境を維持する機能

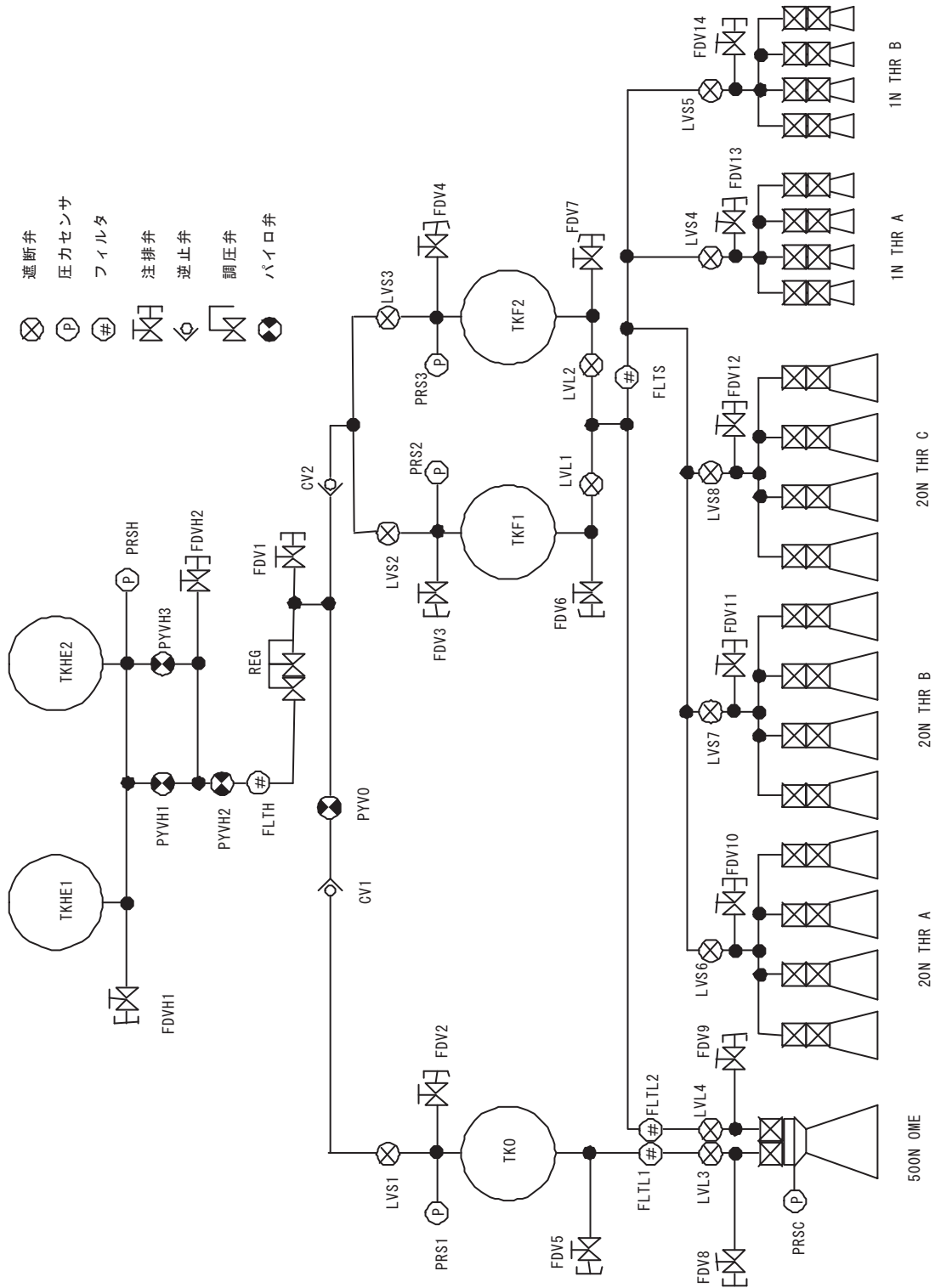


図6.1.6-1 UPS 機能系統図

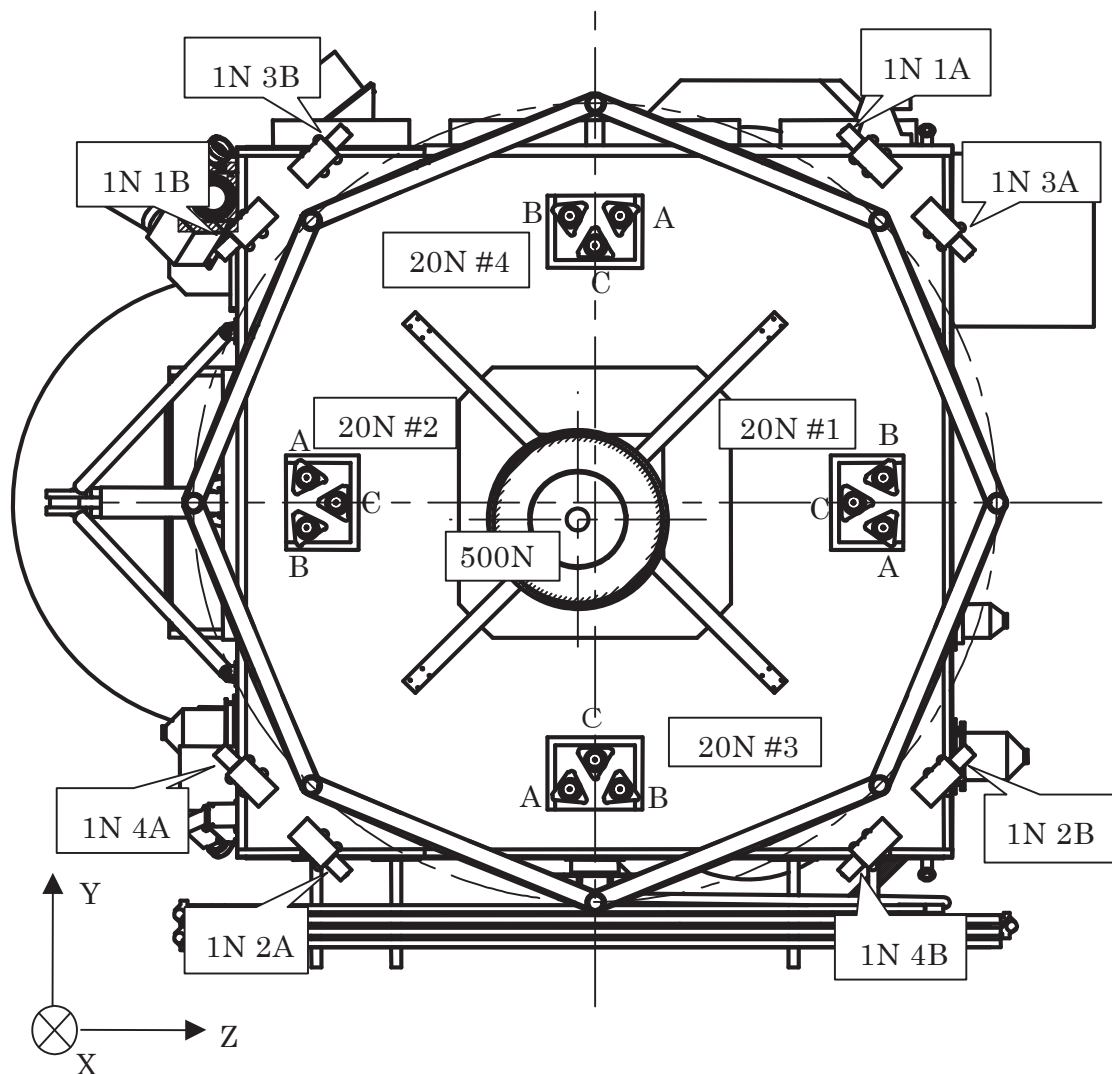


図6. 1. 6-2 スラスト配置図

6. 1. 6. 2 動作及び運用方法

打上げから運用終了までに衛星が取り得る動作モードを以下に示す。

(1) ロンチセットアップモード

射場にてロンチセットアップするコンフィギュレーションであり、H-IIA ロケット第2段から分離するまで維持される。

(2) スラスト制御モード

20スラストのパルス噴射によるピッチ／ヨー制御、1Nスラストのパルス噴射によるロール制御のモードであり、H-IIA ロケット第2段分離後の初期太陽捕捉、月遷移軌道での ΔV 時の姿勢移行、月周回運用中の軌道高度維持制御および軌道面制御の ΔV 前後の姿勢制御を行う。

(3) OME 噴射モード

500N OME 噴射による ΔV を発生するモードであり、月遷移軌道中の軌道変換マヌーバ、月周回軌道投入中のLOIのうち、制御量が多い場合の噴射を実施する。モード中は、20NスラストA系/B系/C系同時のパルス噴射によるピッチ／ヨー制御、1Nスラストのパルス噴射によるロール制御で姿勢制御を行う。

(4) 20N スラスト噴射モード

20スラスト4台のオフパルス運用による ΔV を発生するモードであり、月遷移軌道中の軌道変換マヌーバ、月周回軌道投入中のLOIのうち、制御量が少ない場合の噴射、月周回運用中の軌道高度維持制御および軌道面制御を実施する。モード中は、20Nスラストのオフパルス噴射によるピッチ／ヨー制御、1Nスラストのパルス噴射によるロール制御で姿勢制御を行う。

(5) アンローディングモード

月遷移軌道中、月周回軌道投入中および月周回運用中のアンローディングを行うモードであり、ピッチ／ヨー軸まわりは20Nスラストのパルス噴射、ロール軸まわりは1Nスラストのパルス噴射による。

(6) 運用終了モード

月周回運用終了時のモードであり、残推薬の排出処理等を行う。

6. 1. 6. 3 運用方法

打上げからの各フェーズについて、以下に示す。

(1) 打上げフェーズ

打上げから H-II A ロケット第 2 段を分離するまでのフェーズであり、射場にてロンチセットアップを行う。セットアップされたコンフィギュレーションは打上げフェーズ中(H-II A ロケット第 2 段分離まで)維持される。

(2) 月遷移軌道フェーズ

H-II A ロケット第 2 段分離後から月周回軌道投入開始までのフェーズであり、20N スラスタ/1N スラスタによる初期太陽捕捉、スラスタによる姿勢制御および 20N スラスタあるいは 500N OME によるマヌーバを実施する。

(a) 初期太陽捕捉

初期太陽捕捉では、最初のスラスタ噴射(20N/1N スラスタ共に A 系)に先立ち AOCGE の自動シーケンスにより各遮断弁(LVS4~8)の開をまず行った(各遮断弁と各スラスタ推薬弁間にはヘリウムガスが封入されている)。遮断弁開に引き続き、スラスタ噴射による初期太陽捕捉が行われる。

(b) 500N OME によるマヌーバ

500N OME マヌーバに対する準備作業として、LVL3/4 開、LVS2~3 開、PYVH1 開、LVS1 開を行う。これにより UPS は調圧された加圧ガスが燃料タンク、酸化剤タンクに供給される調圧モードとなる。500N OME インジェクタヒータは ΔV 開始前にコマンドによりオンし、 ΔV 開始前にコマンドでオフする。500N OME によるマヌーバでは、20N スラスタ(A 系のみ)によるアレジセットリングを実施したのち、500N OME を指定された時間噴射する。なお、OME 噴射終了後は、LVS1 閉、LVL3/4 閉をコマンドにより行う。

これ以降のマヌーバに対する準備作業では、LVL3/4 開、LVS1 開のみ行う。

(c) 20N スラスタによるマヌーバ

20N スラスタによるマヌーバは、20N スラスタ 4 台のオフパルス噴射によって行われる。なお、このマヌーバに際しては、LVS1~3 の開閉操作及びアレジセットリングは必要ない。

(3) 月周回軌道投入フェーズ

月周回軌道投入開始から定常制御開始までのフェーズであり、月周回軌道到達後からの軌道変更を行い、計 10~12 回の月周回軌道への投入制御(LOI1~6)を行う。その後、PYVO 閉、PYVH2 閉をコマンドにより実施する。これにより調圧された加圧ガスの各タンクへの供給が完全に遮断され、UPS は燃料消費に伴いタンク圧が低下するブローダウンモードとなる。

(a) 500N OME による LOI

500N OME による LOI は、初回マヌーバ(ΔV_{c1})以降の運用と同様である。なお、LOI のいずれかで次回の LOI に必要な酸化剤が不足することになった場合、20N スラスタによる LOI に移行する。その際、500N OME 噴射時の酸化剤消費量が予想以上に多かった場合は酸化剤が枯渇し、ディプリーションシャットダウンとなる可能性がある。ディプリーションシャットダウンが確認された場合、コマンド運用により OME 噴射停止コマンドシーケンスを実行し、実施していた LOI を終了する。

(b) 20N スラスタによる LOI

20N スラスタによる LOI は、20N スラスタによるマヌーバの運用と同様である。

(4) 月周回運用フェーズ

月周回軌道上でのモードであり、20N スラスタ 4 台のオフパルス噴射による軌道高度維持制御および軌道面制御、20N/1N スラスタによるアンローディングを行う。

6. 1. 6. 4 機能詳細および動作原理

衛星に搭載する UPS コンポーネントの機能詳細を表 6.1.6-2 に示す。

表 6. 1. 6-2 コンポーネント機能概要(1/2)

No.	機器	略称	機能
1	加圧系組立	—	
-1	気蓄器	TKHE	加圧ガスであるヘリウムガス(GHe)を貯蔵し、下流ラインへのガス供給を行う。
-2	調圧弁	REG	気蓄器からの加圧ガス圧力を、1.77MPa(+0.049/-0.062)MPa の一定圧力に調整する。
-3	高圧パイロ弁#4NC	PYVH	OME 噴射前まで気蓄器と下流側の調圧弁ラインとを遮断し、下流側の圧力上昇を防止する。
-4	高圧パイロ弁#4NO	PYVH	LOI-6 後に閉とし、下流の調圧弁ラインへの気蓄器からの加圧ガス供給を遮断し、加圧系と推薬供給系を分離する。
-5	低圧パイロ弁#4NO	PYVO	LOI-6 後に閉とし、燃料と酸化剤の蒸気を遮断し、燃料系と酸化剤系を分離する。
-6	高圧注排弁	FDVH	・気蓄器への加圧ガスを充填、排出する。 ・調圧弁機能確認のための加圧ガスを充填、排出する。
-7	低圧注排弁	FDV	調圧弁/遮断弁機能確認のための加圧ガスを充填、排出する。
-8	逆止弁	CV	弁の上下流側の圧力差により開閉し、弁下流の燃料蒸気および酸化剤蒸気の上流ラインへの逆流による混合を防止する。
-9	遮断弁#4	LVS	燃料タンクおよび酸化剤タンクへの加圧ガス供給の遮断を行う。
-10	高圧フィルタ#4	FLTH	下流に位置する調圧弁への異物混入を防ぐ。
-11	高圧圧力センサ	PRSH	気蓄器からの加圧ガス圧力モニタを行う。
-12	低圧圧力センサ	PRS	燃料タンク圧力モニタおよび酸化剤タンク圧力モニタを行う。
-13	加圧系配管	TUBE	気蓄器から燃料タンク/酸化剤タンクへの加圧ガスの流路となる。
2	推薬供給系組立	—	
-1	燃料タンク	TKF	燃料であるヒドランジンを貯蔵し、無重力および OME 噴射時にタンク下流ラインへヒドランジンの排出を行う。 最大搭載推薬量: 825kg
-2	酸化剤タンク	TKO	酸化剤である四酸化二窒素(MON-3)を貯蔵し、OME 噴射時にタンク下流ラインへ酸化剤の排出を行う。 最大搭載量: 355kg
-3	遮断弁#6	LVL	OME への燃料/酸化剤の供給および 1N/20 Nスラストへの燃料(ヒドランジン)供給の遮断を行う。

表6. 1. 6-2 コンポーネント機能概要(2/2)

No.	機器	略称	機能
-4	遮断弁#4	LVS	1N/20Nスラスタへの燃料(ヒドラジン)供給の遮断を行う。
-5	低圧注排弁	FDV	<ul style="list-style-type: none"> ・燃料タンクへの加圧ガスの充填、排出 ・酸化剤タンクへの加圧ガスの充填、排出 ・燃料タンクへの燃料の充填、排出および試験流体の充填、排出 ・酸化剤タンクへの酸化剤の充填、排出および試験流体の充填、排出 ・OME 燃料供給ラインの耐圧, 気密試験用加圧/減圧ポート ・OME 酸化剤供給ラインの耐圧, 気密試験用加圧/減圧ポート ・20N スラスタラインへのガス充填ポート ・1N スラスタラインへのガス充填ポート
-6	OME 圧力センサ	PRSC	500N OME の燃焼室圧力のモニタを行う。
-7	低圧フィルタ#4	FLTS	下流に位置する遮断弁およびスラスタ推薬弁シート部への異物混入を防ぐ。
-8	低圧フィルタ#6	FLTL	下流に位置する遮断弁および OME 推薬弁シート部への異物混入を防ぐ。
-9	推薬系配管	TUBE	燃料タンクおよび酸化剤タンクからOME、各スラスタへの燃料、酸化剤の流路となる。
3	500N OME	—	周期調整マヌーバや月周回軌道投入に必要な推力を発生する。
4	20Nスラスタモジュール	20N-THR	<ul style="list-style-type: none"> ・地球捕捉制御時におけるピッチ/ヨー姿勢制御トルクの発生 ・周期調整マヌーバおよび月周回軌道投入におけるピッチ/ヨー姿勢制御トルクの発生 ・月周回軌道投入調整マヌーバおよび月周回軌道投入 ΔV のための推力発生 ・アレージセトリングのための推力発生 ・月周回軌道制御のための推力発生 ・アンローディングのための推力発生
5	1Nスラスタモジュール	1N-THR	<ul style="list-style-type: none"> ・地球捕捉制御時におけるロール姿勢制御トルクの発生 ・周期調整マヌーバ、月周回軌道投入マヌーバおよび月周回軌道投入におけるロール姿勢制御トルクの発生 ・月周回軌道制御におけるロール姿勢制御トルクの発生 ・アンローディングのための推力発生
6	熱制御材	TINT	衛星外部に配置される注排弁、1N/20Nスラスタおよび配管の放射による熱交換を遮断する。

6. 1. 6. 5 主要コンポーネントの詳細

主要コンポーネントの動作原理、主要性能を示す。

(1) 500N OME

500N OME は、一酸化窒素 3%を含む四酸化二窒素 (MON-3)を酸化剤、ヒドラジン (N₂H₄)を燃料とした二液式エンジンである。OME は、推薬弁(N₂H₄/MON-3)、インジェクタ、燃焼室、インジェクタ温度センサ、インジェクタヒータ、推薬弁ヒータ、白金センサ、サーマルバリアおよびヒートシールドから構成される。500N OME の形状図を図 6.1.6-3 に示す。

OME は、N₂H₄ 推薬弁および MON-3 推薬弁を開とすることにより、N₂H₄ および MON-3 がインジェクタより燃焼室に供給される。燃焼室内でN₂H₄ およびMON-3が燃焼し、高温ガスがノズルを通して高速ガスとなって外部に噴射され、推力を発生する。N₂H₄ 推薬弁および MON-3 推薬弁を閉とすることにより、噴射を停止する。本開閉シーケンスは、AOCS のコマンドにより実行される。OME の噴射に先立ち、インジェクタヒータを ON とする。500 N OME 噴射の条件はインジェクタ温度が5℃以上である。OME 噴射によりインジェクタ温度が上昇するため、噴射開始前に5℃以上であることを確認し、インジェクタヒータを OFF する。

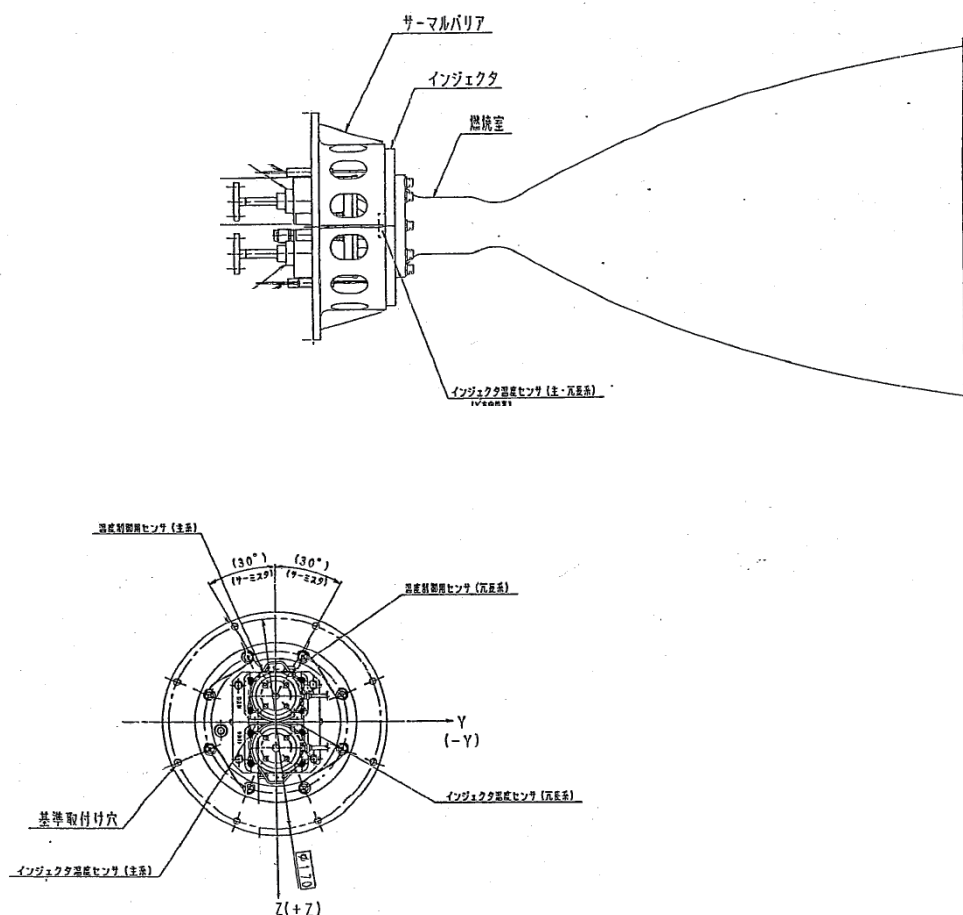


図6. 1. 6-3 500N OME 形状図

(2) 20N スラスタモジュール(20N-THR)

20Nスラスタモジュールは N_2H_4 を燃料とする一液式の20Nスラスタをモジュール化したものであり、20Nスラスタ1台、20Nスラスタ用ブラケット、ヒートシールド、推薬弁ヒータおよび白金センサから構成される。更に20Nスラスタは、ジェットモータ、推薬弁、触媒層ヒータおよび白金センサから構成される。20Nスラスタモジュールの内部形状図6.1.6-4に示す。

20NスラスタはVDE回路からのバルブ駆動信号により推薬弁が開となり、 N_2H_4 が触媒層に入る。 N_2H_4 は触媒層での触媒反応により N_2 、 H_2 、 NH_3 の高温の混合ガスに分解される。この高温ガスがノズルを通して高速ガスとなって外部に噴射され、推力を発生する。スラスタの噴射に先立っては、触媒反応による N_2H_4 の分解を促進するために、スラスタ噴射時の触媒は触媒層ヒータにより $30^{\circ}C$ 以上に保持されている必要がある。このため、スラスタを使用する1時間以上前には触媒層ヒータをONする。また、 N_2H_4 の融点が $2^{\circ}C$ である点から、推薬弁は $5^{\circ}C$ 以上となるように常時熱制御がなされている。

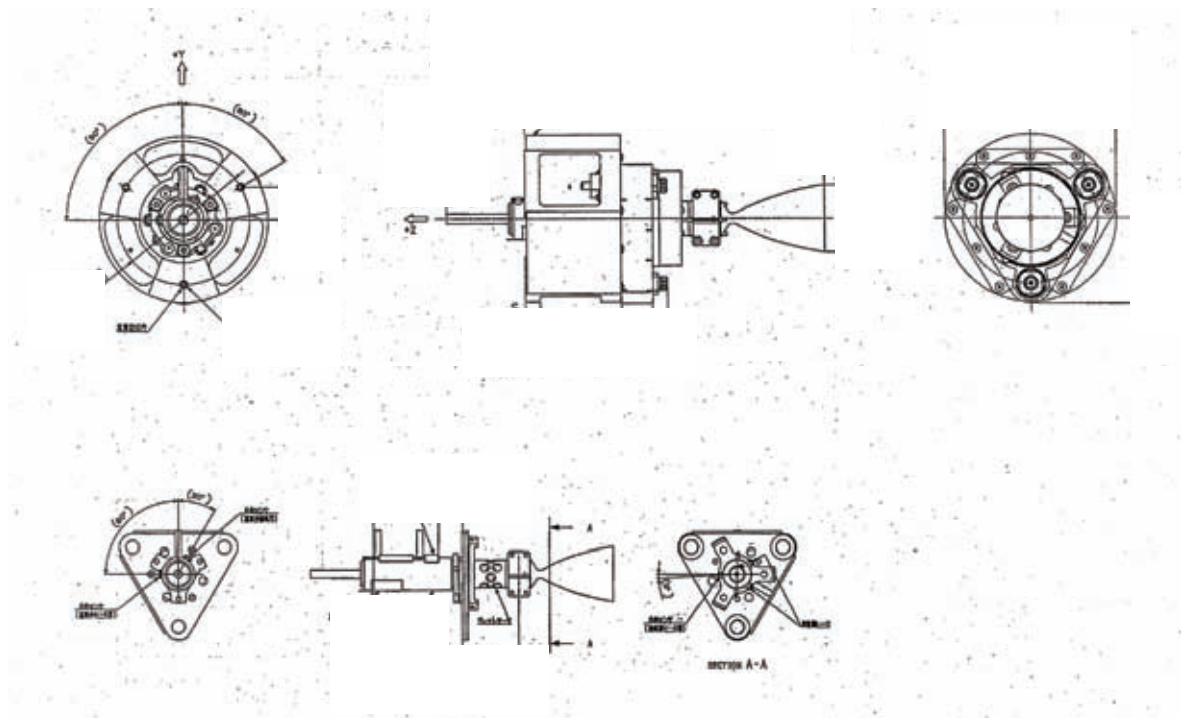


図6.1.6-4 20Nスラスタモジュール形状図

(3) 1N スラスタモジュール(1N-THR)

1N スラスタモジュールは N_2H_4 を燃料とする一液式の 1N スラスタをモジュール化したものであり、1N スラスタ1台、1N スラスタ用ブラケット、ヒートシールド、推薬弁ヒータおよび白金センサから構成される。1N スラスタは、ジェットモータ、推薬弁、触媒層ヒータおよび白金センサから構成される。1N スラスタモジュールの内部形状図を図 6.1.6-5 に示す。

1N スラスタは VDE 回路からのバルブ駆動信号により推薬弁が開となり、 N_2H_4 が触媒層に入る。 N_2H_4 は触媒層での触媒反応により N_2 、 H_2 、 NH_3 の高温の混合ガスに分解される。この高温ガスがノズルを通して高速ガスとなって外部に噴射され、推力を発生する。スラスタの噴射に先立っては、触媒反応による N_2H_4 の分解を促進するために、スラスタ噴射時の触媒は触媒層ヒータにより $200^{\circ}C$ 以上に保持されている必要がある。このため、スラスタを使用する前には触媒層ヒータを ON する。また、 N_2H_4 の融点が $2^{\circ}C$ である点から、推薬弁は $5^{\circ}C$ 以上となるように常時熱制御がなされている。

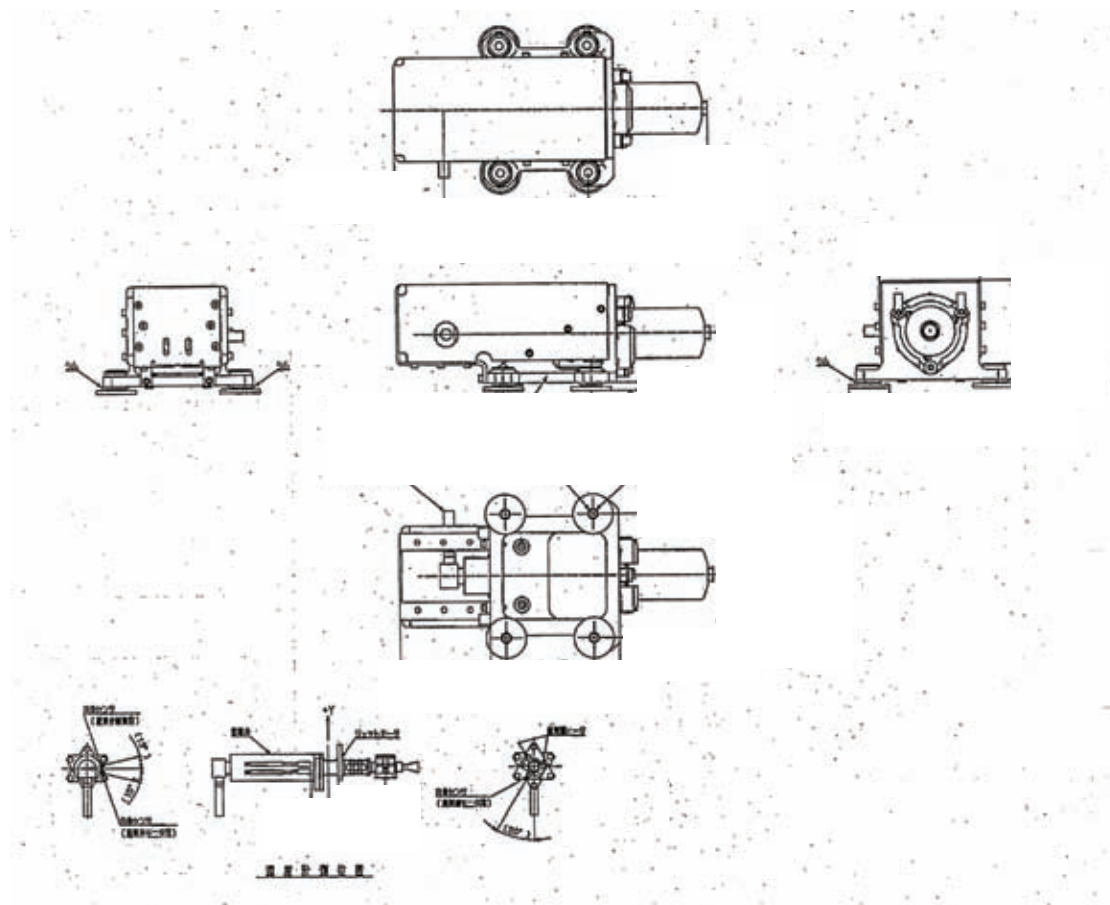


図6. 1. 6-5 1N スラスタモジュール形状図

(4) 気蓄器(TKHE)

気蓄器は、チタン合金製のライナーに外側から CFRP で補強した複合圧力容器であり、加圧ガスであるヘリウムガスの貯蔵・供給を行う。気蓄器内部にデバイス類はなく、ガスの充填排出用のポートを有するのみである。

(5) 燃料タンク(TKF)

燃料タンクは、チタン合金製の長胴型の圧力容器であり、燃料である N_2H_4 の貯蔵、無重力化および ΔV 加速度負荷中の排出を行う。燃料タンクの形状図を図 6.1.6-6 に示す。

燃料タンクは、表面張力推薬排出機構(PMD)を有している。これは以下の部品により構成される。

(a)バリア

(b)内部 PMD

- ①チャンネルA: 球殻側の円弧状のチャンネル
- ②チャンネルB: バリア側の直線上のチャンネル
- ③推薬サンプ : 排出口でのガストラップ機構
- ④チャンネルマニホールド
: チャンネルBの上部の集合部、バリア内のガス抜き弁
- ⑤チャンネルジョイント
: チャンネルA、Bの結合部、シェルへの固定部
- ⑥バリアサポート: バリアの支持部、推薬サンプのベントライン

(c)推薬導入板

バリアに組み付けられるメッシュで、バリア上部にある推薬がバリア下部に流れる流路となる。バリアの上部にある燃料は推薬導入板を通し、バリア下部に引き込まれる。この推薬導入板は、バリア内に入った推薬をバリア上部に出さない機構を有している。バリア内部の推薬はチャンネルAにそって推薬サンプに引き込まれ、排出ポートから外部に排出される。

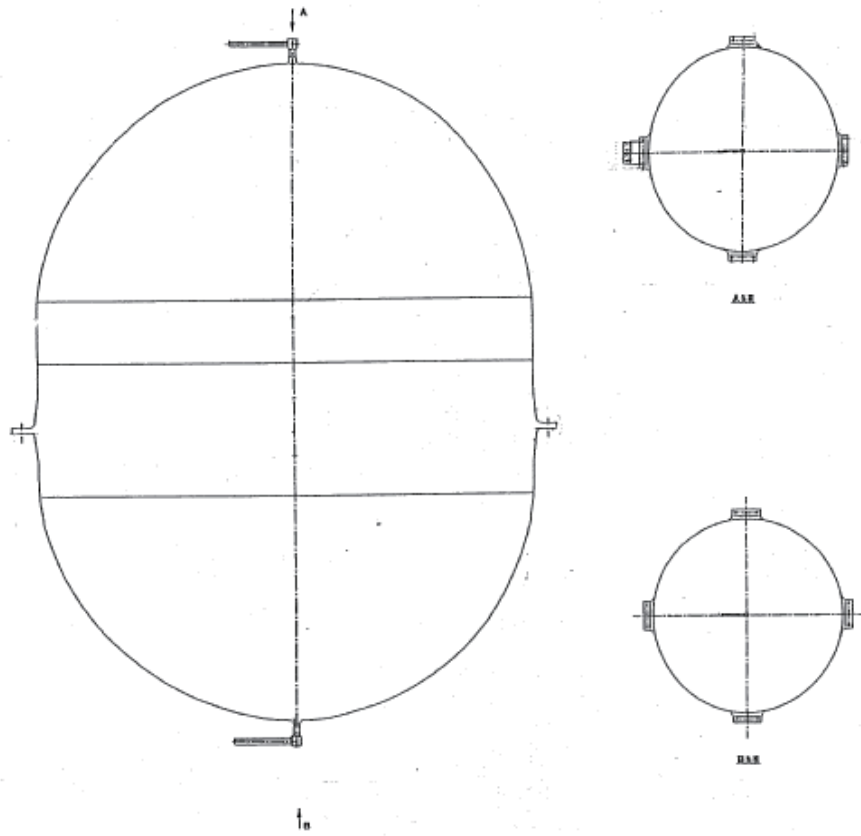


図6. 1. 6-6 燃料タンク形状図

(6) 酸化剤タンク(TKO)

酸化剤タンクは、チタン合金製の球形圧力容器であり、酸化剤である MON-3 の貯蔵、 ΔV 加速度負荷中の排出を行う。酸化剤タンクの形状図を図 6.1.6-7 に示す。

酸化剤タンク内部の構成品は以下のとおりである。

(a) 簡易排出機構

スタートバスケット、渦防止板からなり、軌道上で加圧ガスの混入なしに酸化剤を排出する。

(b) ディフューザ

加圧ガスの流入による推薬液面の動乱を防ぐ。

酸化剤タンクからの推薬排出前(2液式エンジン使用前)にはアレჯセトリングを行い、加速度負荷によりタンク内の酸化剤を排出ポート付近に集める。排出性能の向上の点から、排出ポート付近にある程度の酸化剤を保持できる機構としてスタートバスケットを設けている。

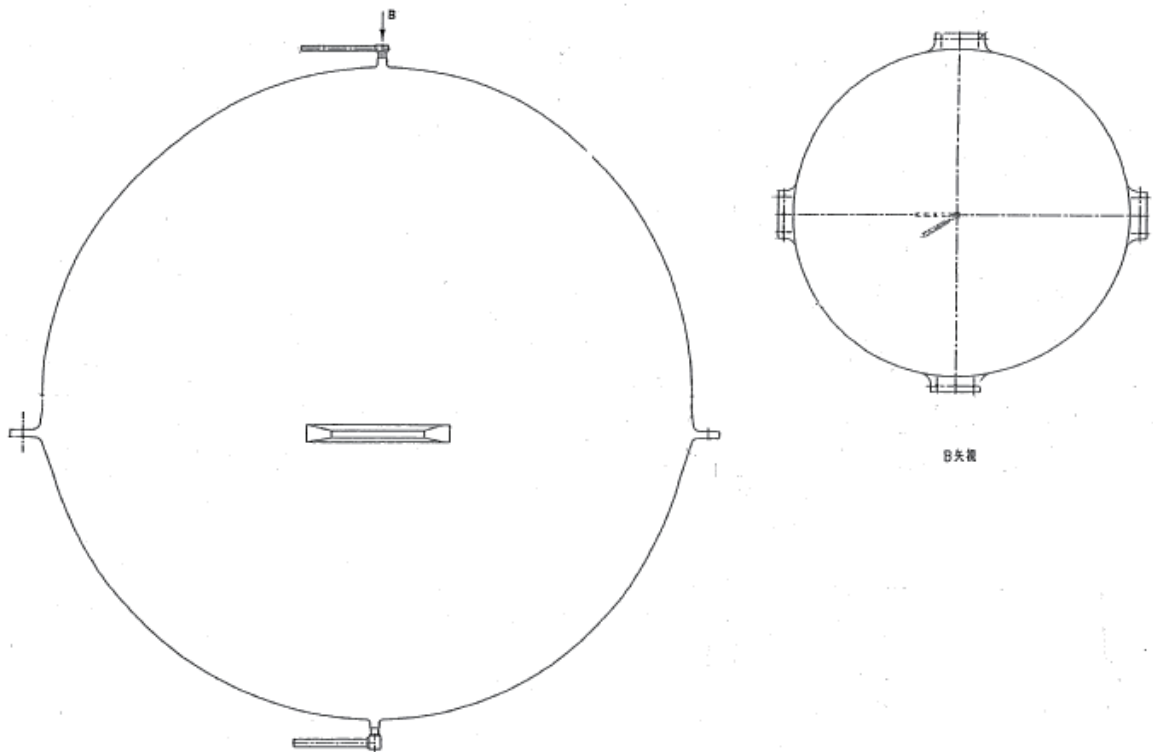


図6. 1. 6-7 酸化剤タンク形状図

(7) 高圧パイロ弁 NC/NO (PYVH) / 低圧パイロ弁 NO (PYVO)

「かぐや」のパイロ弁には、調圧弁上流の高圧パイロ弁 NC (ノーマルクローズ; 作動により閉→開となる) と高圧パイロ弁 NO (ノーマルオープン; 作動により開→閉となる)、及び調圧弁下流の低圧パイロ弁 NO (ノーマルオープン; 作動により開→閉となる) がある。

パイロ弁は、イニシエータ、プライマリチャンバ (PCA)、パイロ弁サブアセンブリの3パーツから構成される。

パイロ弁は、電源系からの火工品点火電力供給により、イニシエータを発火させることにより作動する。イニシエータは冗長構成となっており、一定のタイミングで主系/従系を発火させる。イニシエータの発火に連動し、PCA 内の火薬が発火する。この発火の発生圧力が、パイロ弁サブアセンブリ内の摺動機構 (RAM) を配管方向に押し出すことになる。NC では、RAM が弁内部で流体流路を遮断している機構を取り除くこととなり、これにより弁開状態となる。一方、NO では、RAM が流体流路の遮蔽物となり、弁閉状態となる。

(8) 調圧弁 (REG)

調圧弁は、上段/下段と直列に冗長構成され、弁入口から供給される高圧のヘリウムガスを一定圧力値に調圧し、弁出口から排出する。

(9) 逆止弁 (CV)

逆止弁は、シングルシートで構成され、内部スプリングにより弁が閉となるノーマルクローズタイプの弁である。弁上流側圧力が下流側圧力に対して上昇すると、弁が開となってヘリウムガスが流れるようになる。逆に、弁上流側と下流側の圧力差が一定値以下となると、スプリングの力により弁は閉となり、上流側への逆流を防止する。

(10) 高圧圧力センサ (PRSH) / 圧力センサ (PRS) / OME 圧力センサ (PRSC)

「かぐや」の圧力センサは、調圧弁上流側ガスラインの圧力を計測する高圧圧力センサ (PRSH)、調圧弁下流側ガスラインの圧力を計測する圧力センサ (PRS) 及び 500N OME の燃焼圧力を計測する OME 圧力センサ (PRSC) がある。

これらの圧力センサは絶対圧力計であり、圧力導入部、歪ゲージタイプの感圧部、信号変換処理部およびリセプタクルコネクタからなる。

流体の圧力変化は、配管状の圧力導入部を通して感圧部に伝えられる。感圧部では、その圧力変化によって歪ゲージに抵抗変化が発生する。この抵抗変化を信号変換処理部にて電圧変化に変換し、コネクタから圧力信号として出力される。なお、圧力センサは、打上げ前に EPS (CNV) からの 28V 電力により電源投入され、軌道上でオフすることはない。

(11) #4 遮断弁(LVS)／#6 遮断弁(LVL)

「かぐや」の遮断弁は、#4 配管(ガスライン、スラスタ燃料ライン)に接続する#4 遮断弁(LVS)と#6 配管(OME 燃料／酸化剤ライン)に接続する#6 遮断弁(LVL)がある。

これらの遮断弁は、通常永久磁石により開または閉のいずれかに保持されている。内部に装着された開／閉のソレノイドコイルのうち、開コイルに約 28[VDC]、0.2 秒のパルス信号を印加することにより、弁は閉から開の状態に変化する。同様に、閉コイルにパルス信号を印加することにより開から閉の状態に変化する。これらのパルス信号は、地上からのコマンドにより VDE 回路から遮断弁に供給される。遮断弁の開閉ステータスは、弁筐体に内蔵されたマイクロスイッチによりテレメトリに出力される。

(12) 高圧注排弁(FDVH)／低圧注排弁(FDV)

「かぐや」の注排弁は、調圧弁上流側に加圧ガスを充填・排出する高圧注排弁(FDVH)と調圧弁下流側に加圧ガス及び燃料／酸化剤を充填・排出する低圧注排弁(FDV)がある。

これらの注排弁は手動で操作できるように設計されている。注排弁の操作は地上試験時及び打上前の推薬あるいはガス充填時のみであり、軌道上での開閉操作を行うことはできない。

(13) 高圧フィルタ#4(FLTH)／低圧フィルタ#4(FLTS)／低圧フィルタ#6(FLTL)

「かぐや」のフィルタは、調圧弁のシート部を保護する高圧フィルタ#4(FLTH)、スラスタ燃料ラインの遮断弁およびスラスタ推薬弁シート部を保護する低圧フィルタ#4(FLTS)、OME 燃料／酸化剤ラインの遮断弁および OME 推薬弁シート部を保護する低圧フィルタ#6(FLTL)がある。

これらのフィルタは、金属メッシュスクリーンを内蔵するボディと入口／出口配管から構成され、金属メッシュサイズによりろ過する粒子のサイズが決定する。

(14) 配管(TUBE)

加圧系および推薬供給系で使用される配管種類は以下の通りである(#4、#6 は配管径を示す)。

- ・ #4 高圧配管
- ・ #4 低圧配管
- ・ #6 低圧配管
- ・ #4 Ti配管
- ・ #6 Ti配管

(15) 熱制御材(TINT)

UPS における熱制御材は、宇宙空間に露出される注排弁、20N スラスタモジュール、1N スラスタモジュールおよび構体パネル外の配管部に取り付けられる MLI である。

6. 1. 6. 6 開発

(1) 設計

SELENE UPS は N2H4/MON-3 で実績のある既開発衛星をベースに開発された。各コンポーネントを冗長構成とし、リスク低減を図った。500N スラスタのみ単体であるが、推薬弁は主系／従系のコイルを有している。SELENE UPS は基本的に既開発品を使用しているが、一部に新規性を有している(表 6.1.6-3)。

表 6. 1. 6-3 UPS 設計の新規性

コンポーネント	新規性	対策
推薬タンク	既開発衛星をベースに開発した。基本部分については既存設計と同じであるが、燃料タンクについては DRTS より小さくし、材質を変更した。	開発試験を実施し、変更の妥当性を確認した。(後述)
500N OME	既開発衛星用 AKE をベースとし、エンジン本体の設計を変更せず、電装品のみ設計変更を実施した。	他プログラムでの使用実績から問題なし。
20Nスラスタ	既開発衛星用 20 Nスラスタをベースに、触媒等の変更を実施した。	「衛星推進系用代替触媒信頼性評価試験」にて確認した。
1 Nスラスタ	既開発衛星用 1 Nスラスタ(フライト済み)をベースに、ノズルタイプの変更(キャント→ストレート)等を実施した。	他プログラムでの使用実績から問題なし。
気蓄器	既開発衛星用気蓄器に対して、信頼性を上げるため溶接線を減らした設計を採用した。	溶接線削除は耐性を向上する方向の変更であり、その他の変更はないため問題なし。

(2) 開発試験

(a) システム燃焼試験(SFT)

推進系システム作動特性の確認のため、システム燃焼試験(SFT)を実施した。試験項目を以下に示す。本試験にて、オリフィスを選定して作動点(燃焼圧と混合比の相関)を調整し、良好な作動特性データを取得した。また、試験項目ではないが、シールドボックスの有無による遮断弁の作動性を比較し、有意性がないことを確認し、各々PFM の設計に反映した。

- 1) 調圧弁ガスフロー試験
- 2) 推薬プライミング試験
- 3) タンク圧力静定試験
- 4) ノミナル作動点調整試験
- 5) ミッションデューティサイクル(MDC)試験
- 6) システム作動範囲確認試験
- 7) OME、20N スラスタ同時作動試験
- 8) ディプリーション確認試験

(b) 推薬タンク開発試験

推薬タンクの開発は、N2H4 タンクのみ開発モデルを製作し、開発試験を実施した。NTO タンクは N2H4 タンクの直胴部をなくした球形タンクであるため、N2H4 タンクの開発試験をもってタンクの認定とした。

なお、推薬をバリアに引き寄せるために当初タンク内にベーンを設置していた。しかし、リレー衛星／VRAD 衛星分離時の加速度が当初の想定よりも小さいことが判明し、ベーンの必要性がなくなったため、これを削除した。ベーンを削除後、試験を実施し、SELENE での使用環境に対して耐性を有することを確認した。

(c) 500N OME 熱平衡／熱噴射試験

本試験により OME 及びヒートシールドの熱数学モデルの精度向上のためのデータを取得し、噴射時の熱的健全性を確認した。その結果、フライト温度予測に十分使用可能な熱数学モデルを作成でき、PFM の熱設計に反映した。

6. 1. 6. 7 運用結果

(1) 概要

打ち上げから月周回軌道投入までは 500N OME、20N、1N 全てのスラスタを使用した。定常周回に入った後は、20N および 1N スラスタを用いた。

定常周回投入までのクリティカルフェーズでは、20NスラスタはA～C系全てを使用し、定常周回投入後はA系のみを用いている。定常観測中はホイールで姿勢を制御し、ホイールアンローディング時のみスラスタを動作させた。後期運用中に主系のスラスタが保証動作回数を超過する見込みとなったため、2009年4月3日～5月11日の間1Nスラスタおよび20Nスラスタを従系(B系)に切り替えて運用した。

いずれの UPS コンポーネントも、打ち上げから落下運用までの軌道高度制御、軌道面制御、ホイールアンローディングにおいて問題なく動作し、所期の機能性能を有していた。月周回軌道投入や軌道制御については、4.3.1章および4.3.2章を参照のこと。

各コンポーネントの評価を以下に記す。

(2) 500N OME

表 6.1.6-4 に衛星分離後から定常周回軌道投入までの推進系運用サマリを示す。 ΔV の大きな軌道制御は推力・比推力の高い 500N OME を、 ΔV の小さい軌道変換(補正)には比推力は低いものの推力が小さく微調整に向く 20N スラスタを用いた。なお、打ち上げ質量を節約するため、酸化剤は定常周回軌道投入の途中までの分しか搭載しなかった。計画通り LOI-5a で酸化剤を使い切り、以降の軌道制御ではディプリーションが起きる可能性があったため、以降は 500N OME は使用せず 20N スラスタのみで制御した。

表 6. 1. 6-4 軌道制御サマリ(衛星分離～定常周回軌道投入)

イベント	マヌーバ後の軌道			500N/20N	ΔV (m/s)	噴射時間(s)	目的 開始日時(UT)
	中心体	遠地・月点 高度(km)	近地・月点 高度(km)				
ΔV_{c1}	地球	232,782	956	500N	23.18	158	投入軌道誤差補正 2007/09/14
ΔV_{a1}	地球	232,731	924	20N	0.56	37	軌道制御誤差補正 2007/09/15
ΔV_{p1}	地球	377,809	1,039	500N	93.34	524	周期調整 2007/09/19
ΔV_{c2}	地球	379,196	1,055	20N	1.12	57	周期誤差補正 2007/09/19
ΔV_{p2}	地球	378,132	2,243	20N	1.56	81	周期調整 2007/09/29
LOI-1	月	11,741	101	500N	298.80	1500	月周回軌道投入 2007/09/03
LOI-2	月	5,694	108	500N	102.48	509	遠月点高度降下 2007/10/05
LOI-3	月	2,399	115	500N	151.44	710	遠月点高度降下 2007/10/06
LOI-4	月	795	127	500N	164.96	696	遠月点高度降下 2007/10/10
LOI-5a	月	376.19	129.43	500N	68.30	293	遠月点高度降下 2007/10/14
LOI-5b	月	248.10	130.25	20N	25.73	1013	遠月点高度降下 2007/10/15
LOI-5c	月	136.39	124.87	20N	25.30	983	遠月点高度降下 2007/10/16
LOI-6	月	122.55	80.29	20N	12.82	497	遠月点高度降下 2007/10/18

(3) 20N スラスト累積作動回数および作動時間

打ち上げから'09/5/2 時点までのスラスト累積動作回数を表 6.1.6-1 に示す。'09/5/2 時点で20N2Aが累積作動時間の使用率90%を超過したが、スラストの動作には問題は生じていない(製品仕様値を100%としている)。その他についても上限値に対して十分マージンが有り、正常に動作しており、問題ない。

(4) 1N スラスト累積作動回数および作動時間

打ち上げから'09/5/2 時点までのスラスト累積動作回数を表 6.1.6-5 に示す。'09/5/2 時点で1N1A2Aが累積作動回数の使用率90%を超過したが、スラストの動作には問題は生じていない(製品仕様値を100%としている)。その他についても上限値に対して十分マージンが有り、正常に動作しており、問題ない。

表6. 1. 6-5 1N/20Nスラスト動作量サマリ

(2009/6/10 運用終了時点)

	スラスト	制御軸	累積作動時間		累積作動回数	
20Nスラスト	20N1A	ピッチA+	7401.2	sec	90471	回
	20N1B	ピッチB+	746.0	sec	9853	回
	20N1C	ピッチC+	254.1	sec	5679	回
	20N3A	ヨー A+	12573.8	sec	47114	回
	20N3B	ヨー B+	774.7	sec	926	回
	20N3C	ヨー C+	6.0	sec	94	回
	20N2A	ピッチA-	14733.5	sec	95142	回
	20N2B	ピッチB-	1239.2	sec	10966	回
	20N2C	ピッチC-	227.7	sec	4081	回
	20N4A	ヨー A-	12626.0	sec	71504	回
	20N4B	ヨー B-	1714.1	sec	25193	回
	20N4C	ヨー C-	929.7	sec	18382	回
1Nスラスト	1N1A,2A	ロールA+	9278.2	sec	179560	回
	1N1B,2B	ロールB+	301.0	sec	7446	回
	1N3A,4A	ロールA-	5740.2	sec	126459	回
	1N3B,4B	ロールB-	1186.5	sec	27918	回

(5) 燃料タンク圧力(タンク1, タンク2)

燃料タンク圧力(タンク1, タンク2)を図 6.1.6-8 に示す。燃料タンク圧力は許容範囲(0.78~1.82MPa)に維持されており正常である。LOI6終了以降、UPSはブローダウンモードに移行しているため、各高度維持制御時の ΔV 噴射により圧力が低下していくが想定された変動であった。

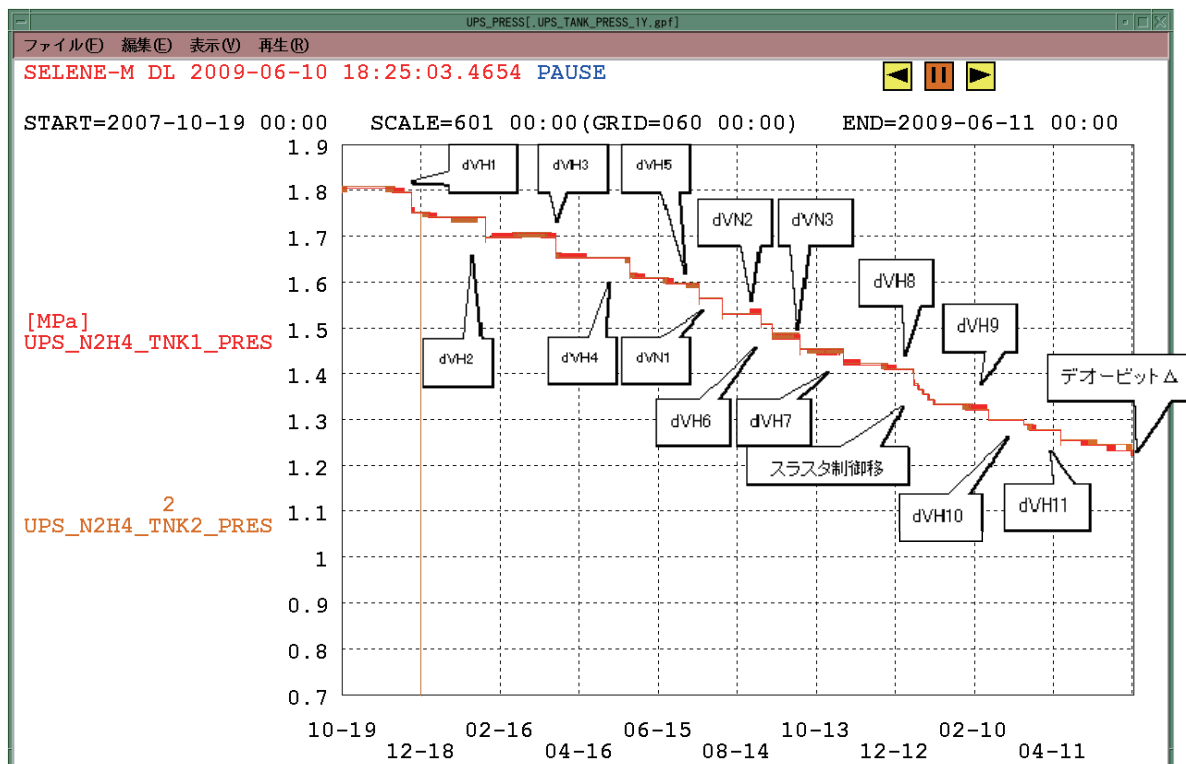


図6. 1. 6-8 燃料タンク圧力(定常周回軌道投入~09/6/10)

(6) 残存推薬量

残存推薬量を図 6.1.6-9 に示す。予測通りの推移であった。軌道投入誤差が小さかったため、LOI 終了時点での残推薬は303kgであった。その後の姿勢軌道制御で使用したが、計画通りの推移であり、ミッション終了時点での残推薬量は42.61kg(うち無効推薬量はワーストケースを想定し31.43kgと推定されるため、有効残推薬量は11.18kg)であった。無効推薬量を除くと、「かぐや」は搭載推薬量の約99%を使い切る運用を実施することができた。

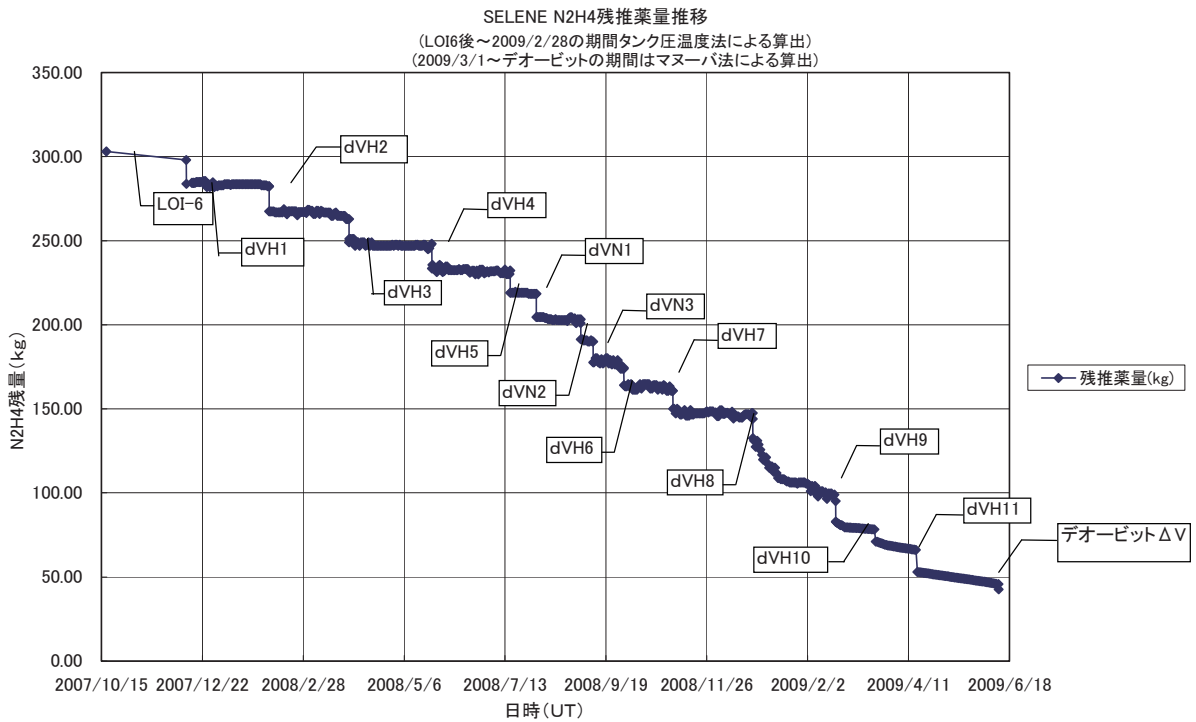


図6. 1. 6-9 残存推薬量(年間プロット)

(7) 推力評価

20Nスラストの推力変化を図 6.1.6-10 に示す。ΔVH1～ΔVH9 まで、各 ΔV 時の 20N スラスト推薬弁圧力に対するスラスト推力は仕様範囲の最大ライン上を推移しており、スラスト性能は正常であった。

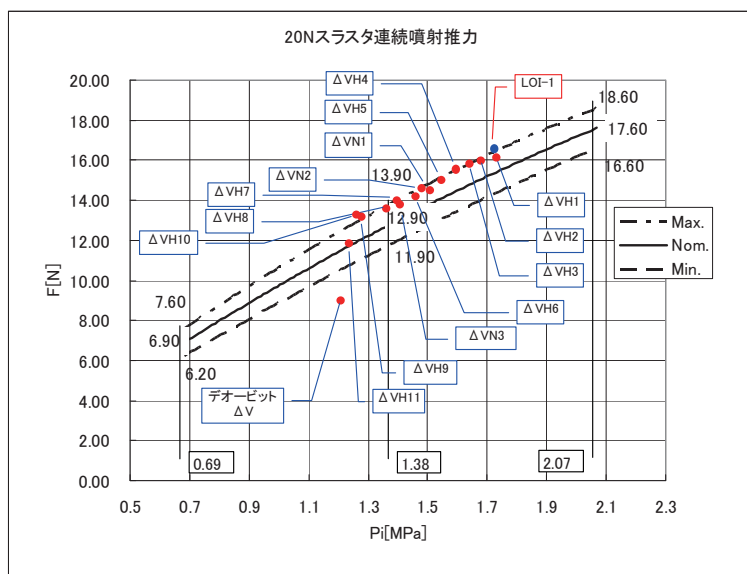


図 6. 1. 6-10 20Nスラスト推力の推移

6. 1. 6. 8 まとめ

推進系はサブシステム要求を満足する機能、性能を維持し、所期の目的であった「必要な衛星の姿勢軌道制御を行うこと」ができた。打ち上げから後期運用まで全てのコンポーネントは問題なく機能した。

6. 1. 7 構体系(STR)

中澤 暁(JAXA)、宮田 信(NEC)

6. 1. 7. 1 概要

構体系(以下「STR」)は、「かぐや」の基本構造体を形成し、リレー衛星、VRAD 衛星、太陽電池パドル、ハイゲインアンテナ、推進系等を含む他サブシステムの全ての機器を支持、または収納する機能を持つ。また、アッパーモジュール(UM)とローモジュール(LM)に分解でき、モジュール化して扱える機能を持つ。

6. 1. 7. 2 機能

STR は、打上げロケット(H-IIA 13号機)とのインタフェースを満足し、打上環境および軌道上環境において、「かぐや」を構成する全ての搭載機器を支持すると共に、所定の強度、剛性を満足する。STR の機能性能を以下に示す。

- 「かぐや」の基本構造体を形成し、リレー衛星、VRAD 衛星、太陽電池パドル、ハイゲインアンテナ、推進系等を含む他サブシステムの全ての機器を支持、または収納する。
- アッパーモジュールとローモジュールに分解でき、モジュール化して扱える。図 6.1.7-1 に各モジュールおよび各搭載パネルの分割図を示す。

6. 1. 7. 3 設計

構体パネルはアルミスキン／アルミハニカムを用い、COMETS での実績をもとに表 6.1.7-1 に示す構造様式とした(表 6.1.7-1)。構体系では多数のネジを使用する。磁場対策のため、ネジはSUS製ではなくすべてチタン合金製ネジを使用した。STR の外形を図 6.1.7-2 に示す。

表 6.1.7-1 STR構造様式とサイズ

	構造様式	サイズ
UM構体	「スティフナ+パネル」構造	UM:2.1 m×2.1 m×2.8 m
LM構体	「シアパネル+デッキ+トラス」構造	LM:2.1 m×2.1 m×1.4 m アダプタトラス:2.2 m八角柱×0.6 m

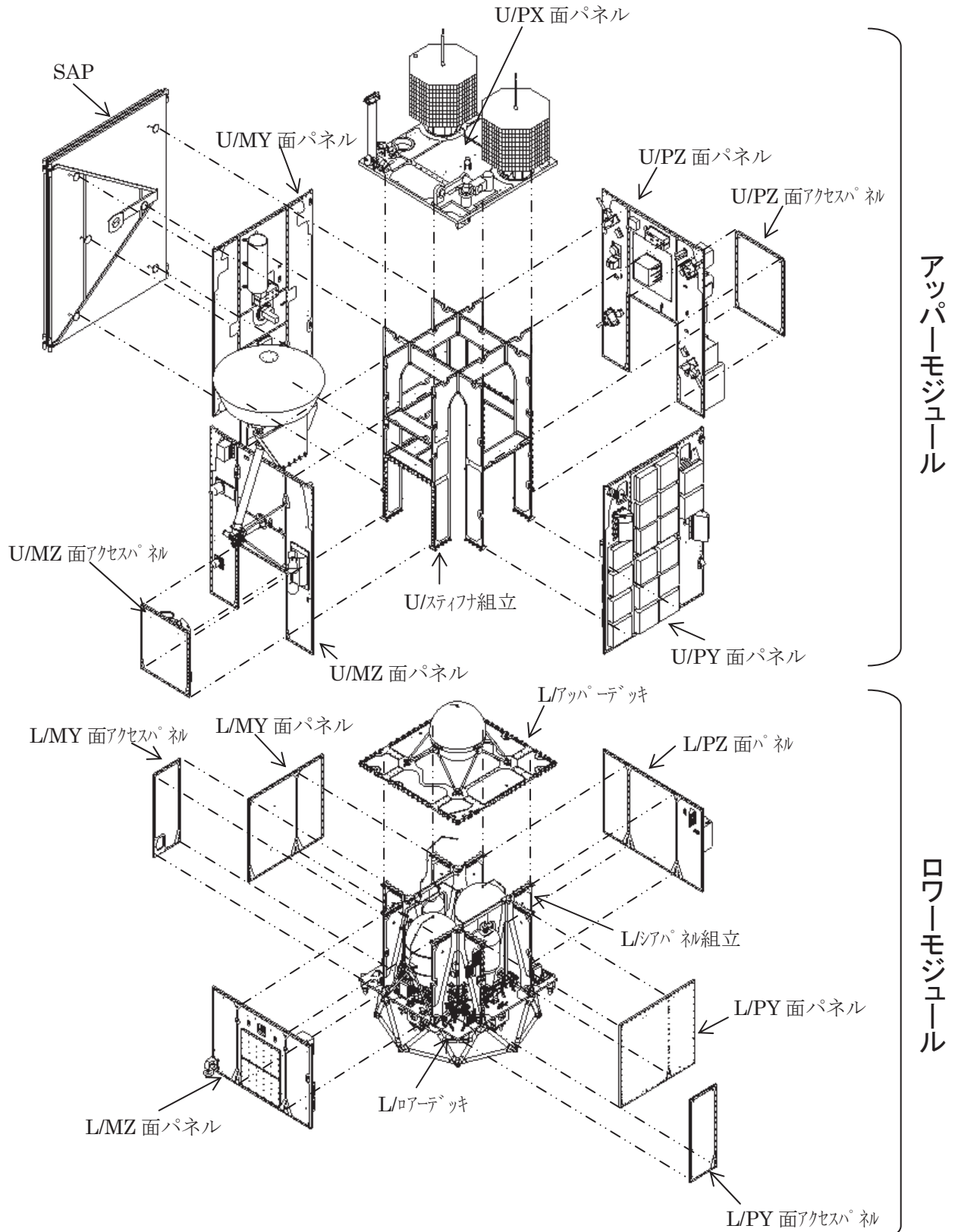


図 6.1.7-1 STR 分割図

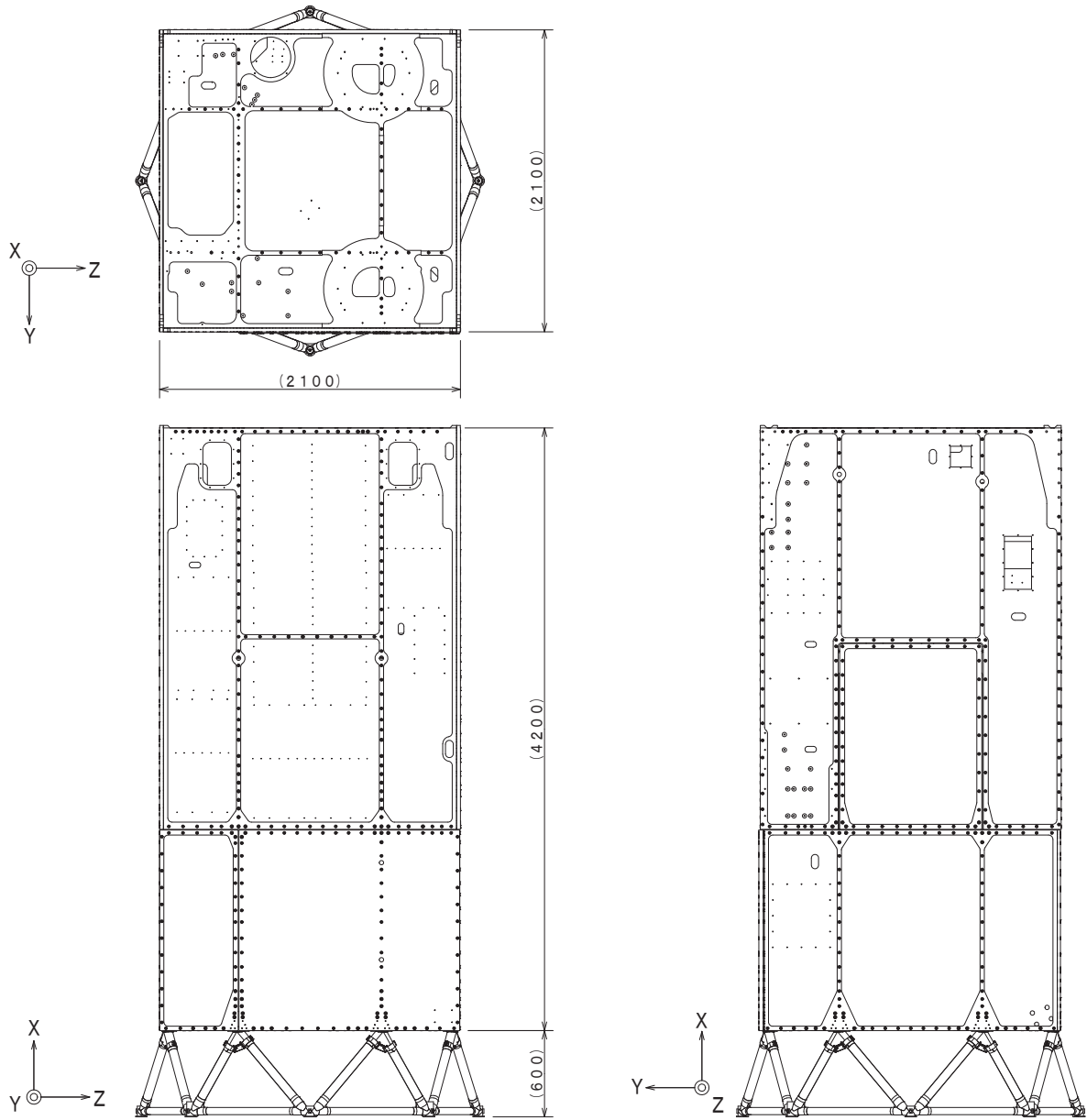


图 6.1.7-2 外形·寸法图

6. 1. 7. 4 結果

構体系はサブシステム要求を満足する機能、性能を維持し、所期の目的であった「基本構造体を形成し、他サブシステムの全ての機器を支持、または収納する機能を持つこと」ができた。

「かぐや」では、UM/LM分割様式としたが、以下のようなメリット・デメリットがあった。

- ・ 主として、電気機器をLM、推進系機器をLMIに搭載したため、それぞれの作業を並行して実施することができた。
- ・ 分割することで衛星コンテナを小型にすることができ、設備間や射場への移動が比較的簡便にできた。
- ・ ただし、移動後に衛星を再組立する時間と手間が必要となった。

6.1.8 計装系(INT)

中澤 暁(JAXA)、宮田 信(NEC)

6.1.8.1 概要

計装系(INT)は、「かぐや」に搭載される各機器間の電氣的接続、及び機械的接続を行う。必要な電力及び信号の伝達を行う電気計装系(E-INT)、搭載機器等を衛星構体に組付ける機械計装系(M-INT)、観測機器間の信号伝達およびEMC対策を行うミッションサポート系(MISSION-INT)からなる。

6.1.8.2 構成

INTの構成を図6.1.8-1に、主要品目の質量を表6.1.8-1に示す。

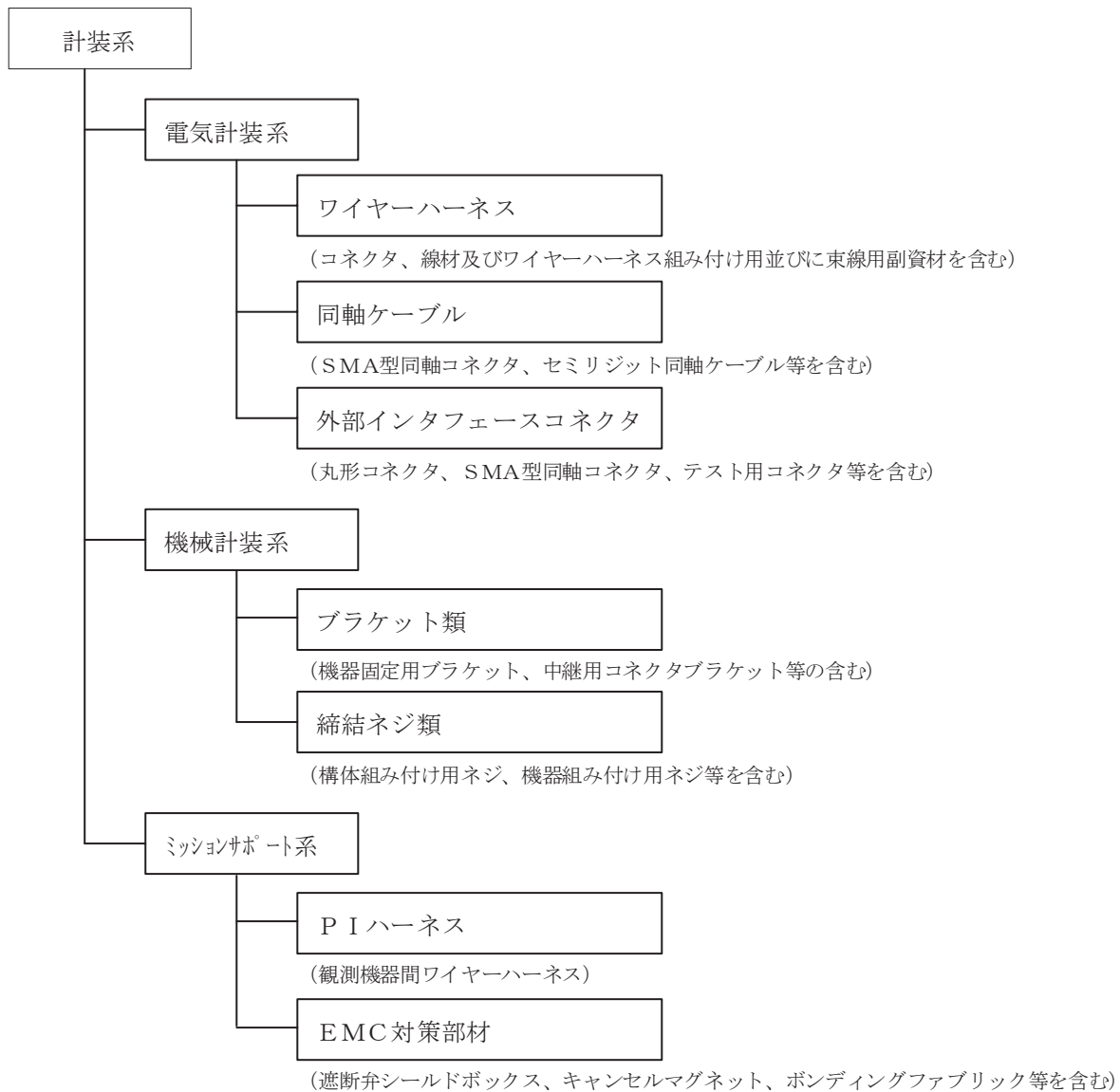


図 6.1.8-1 計装系サブシステム構成

表 6.1.8-1 主要品目の質量

品目	質量(*)
電気計装系 (E-INT)	137.25kg
機械計装系 (M-INT)	72.36kg
ミッションサポート系 (MISSION-INT)	42.30kg
計	251.91kg

(*)実測値(一部解析値を含む)

6.1.8.3 技術開発要素

電気計装系および機械計装系では、既存の技術を用いており新規技術はない。ミッションサポート系においては、以下の新規技術を用いている(表 6.1.8-2)。

表 6.1.8-2 技術開発要素(INT)

項目	内容
遮断弁シールドボックス	軟鉄を用いた磁気シールドは GEOTAIL で採用されたが、「かぐや」ではパーマロイを用いて磁気をシールドする(新規)。
キャンセルマグネット	フライト実績としては「のぞみ」で同様の方法で磁場対策を実施したが、磁石の材質などは異なる。「かぐや」で使用するキャンセルマグネットは宇宙実績のあるメーカーおよび材質の磁石を用いている。質量は大きくないため(1.0~5.7 g/個)、温度センサと同じ方法で衛星構体に貼り付けている。
ボンディングファブリック	構体のインピーダンス低減対策としては新規技術である。ただし、使用材料はハーネスのシールド材と同一でありフライト実績のある材料である。また、使用する熱環境は温度範囲に対して十分なマージンを持っている。

6. 1. 8. 4 主要コンポーネント

6. 1. 8. 4. 1 電気計装系(E-INT)

E-INT は、各機器の接続を行うことを主目的とし、以下の機能を有する。

- ・ 衛星構成機器間の電氣的接続を行う。
- ・ 機器の電氣的ボンディングをとる。
- ・ バス電力を必要とする機器に分配する。
- ・ 衛星とロケットの分離を検出する。
- ・ アンビリカルコネクタにより衛星とロケット間の電氣的インタフェースを行う。
- ・ 衛星内パージが必要な機器へのパージラインの確保

E-INT の構成図を図 6.1.8-2 に示す。



図 6.1.8-2 電気計装系の構成図

システムハーネスのうち、一次電源ラインは、EPS から各機器へ電力の供給を行う。U-SDB ラインは、MIL-STD-1553B 方式のシリアル・デジタル・インタフェースを介してテレメトリ・コマンド及び各種データの伝送を行う。火工品ラインは、バッテリー(BAT)から電気式起爆装置(EED)に電力を供給し、火工品の点火を行う。火工品ラインにインヒビット機能を持たせるために、BCCU/ODC 間に、ODC ターンオンコネクタを設けている。

同軸ケーブルは、RF インタフェースの確保を目的としたもので、以下の機器間の接続を行っている。

- ・ COM(USB-TRP/SANT 間、USB-TRP/HGA 間、S-TRX/HGA 間、XMOD/HGA 間)
- ・ その他(TFG/XMOD 間、UPI-E/UPI-S 間、LRS-E/LRS-P 間)

アンビリアルコネクタは、衛星とロケット間の電氣的インタフェースを取るもので、以下の機能を有する。

- ・ 外部バスライン、バッテリー充電ラインを有する。
- ・ バッテリリレーの ON/OFF 及びモニタラインを有する。
- ・ バス電圧、バス電流、バッテリー電圧、バッテリーセル温度のモニタ信号を送出する。
- ・ +28V コンバータ OFF ラインを有する。
- ・ UPS 圧力モニタライン、タンク温度モニタラインを有する。
- ・ UPS 系外部電源供給を行う。
- ・ RTU に対し、外部ピンチオフ電圧ラインを有する。
- ・ Rstar/Vstar 衛星に対し、外部バスライン、バッテリー充電ライン及びバス
- ・ 電圧バッテリー電圧モニタラインを有する。

いくつかの観測機器は湿度やコンタミによる性能劣化を避けるため、常に窒素パージをして保護した。パージホースは、衛星をロケットフェアリング内に収缶した後、打ち上げ直前に取り外した。収缶後は衛星へのアクセスが非常に難しくなるため、パージホースの脱着箇所は極力少なくし(もしくは一カ所に集約する)、脱着も簡便な方式を採用することが重要である。

外部に露出しているハーネスヘメテオロイドが衝突することが懸念されたため、対策として、以下を行った。

- ・ 外部に露出しているハーネスラインでは、主系/従系が異なるルートを通るように設計する。
- ・ ルートを分離することが困難なラインは、ハーネスに β クロスを巻いて保護する。

打ち上げ前の電気試験においては、各テレメトリおよびコマンドが健全に通ることを確認することで、全ハーネスにおいて接続ミスや緩みがないことを確認した。

6.1.8.4.2 機械計装系(M-INT)

M-INT は、以下の機能を有する。

- ・ ブラケット類は、衛星構体上の搭載機器等の取付インタフェース、センサ視野及びアクセス性を確保する機能を有する。
- ・ 締結ネジ類は、衛星構体へ搭載機器及び機器取付ブラケットを締結する機能を有する。
- ・ シールド及びカバー類は、ミッション機器への電磁放射雑音の影響を軽減する。

M-INT の構成図を図 6.1.8-3 に示す。

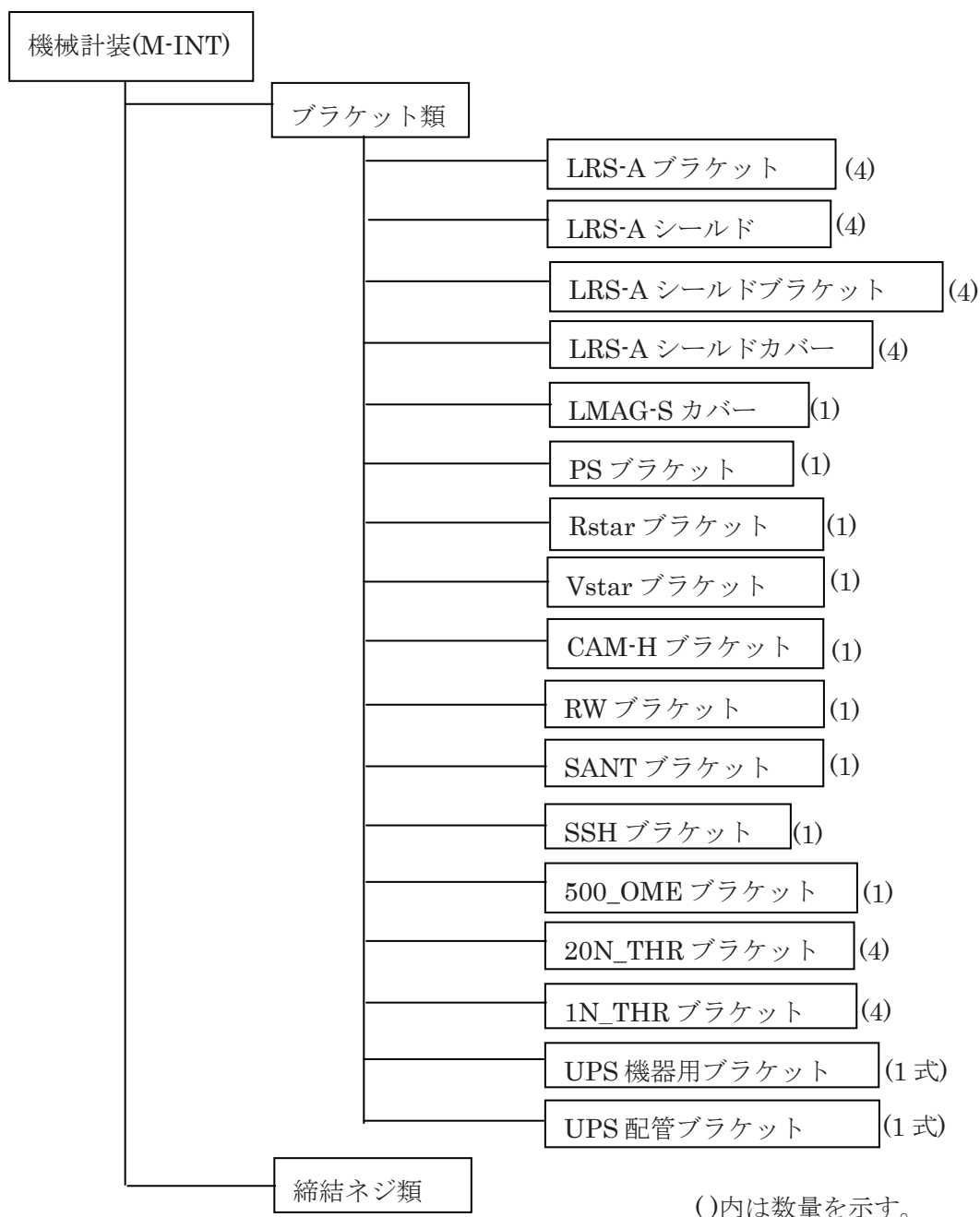


図 6.1.8-3 M-INT 構成図

6. 1. 8. 4. 3 ミッションサポート系

「かぐや」の特殊要求などの理由により、バスシステム側だけでは機能・性能の検証が実施できず、各観測機器側や EMC-WG 等との共同作業により機能・性能を検証していく必要のあるものを計装系の中から抽出して、ミッションサポート系 (MISSION-INT) として識別している。

MISSION-INT の構成を図 6.1.8-4 に示す。

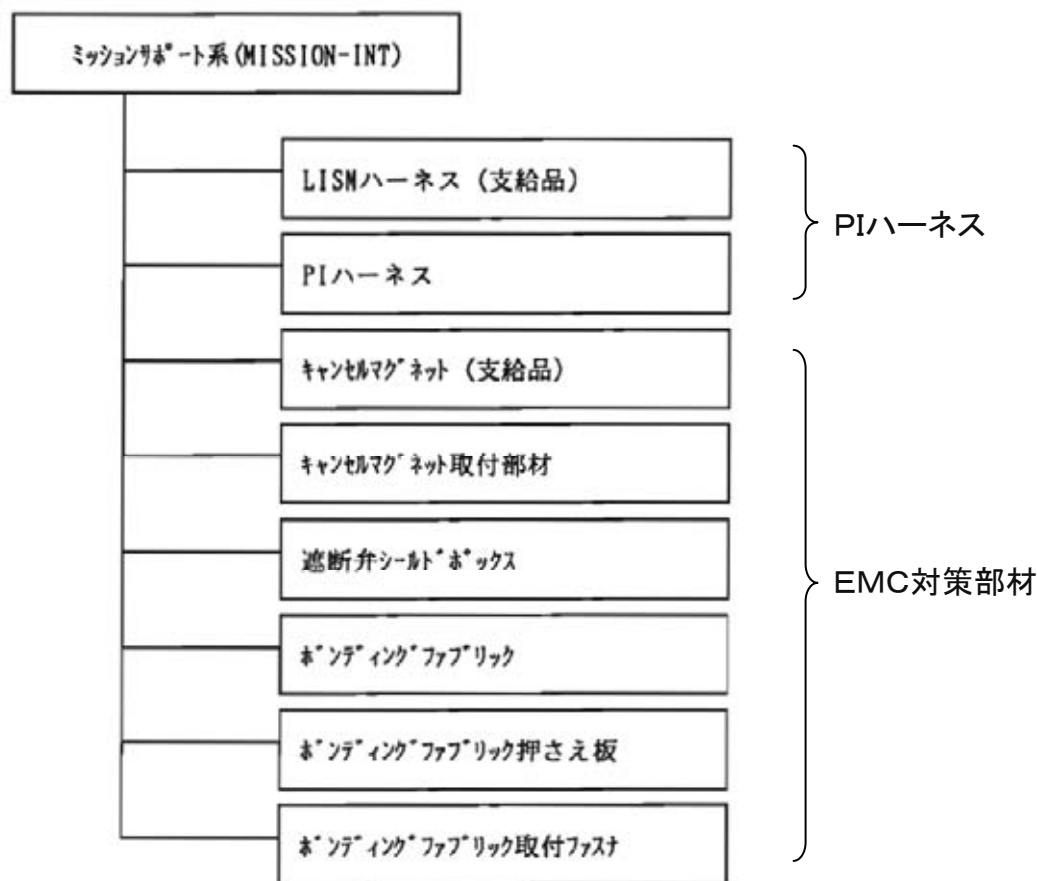


図 6.1.8-4 MISSION-INT の構成

(1) PIハーネス

電子回路部・センサ間など観測機器のコンポーネント同士を接続しているケーブルである。特別なハーネスではないが、観測機器の設計要求に応じてハーネス設計が決まるため、システムの電気計装系とは別に取り扱った。

(2) 遮断弁シールドボックス(S-BOX)

推進系遮断弁は弁の開閉のために内部に強力な磁石を有している。LMAG 観測へ干渉しないよう、磁石の磁界をシールドするために遮断弁の周囲をパーマロイ材料で製作した箱で覆った。外形を図 6.1.8-5 に示す。

単体磁気試験において、S-BOX で覆うことで外部の磁場は 1/100 以下に低減する性能を有していることを確認した。軌道上においても、遮断弁が動作しても LMAG データには影響を与えなかった。

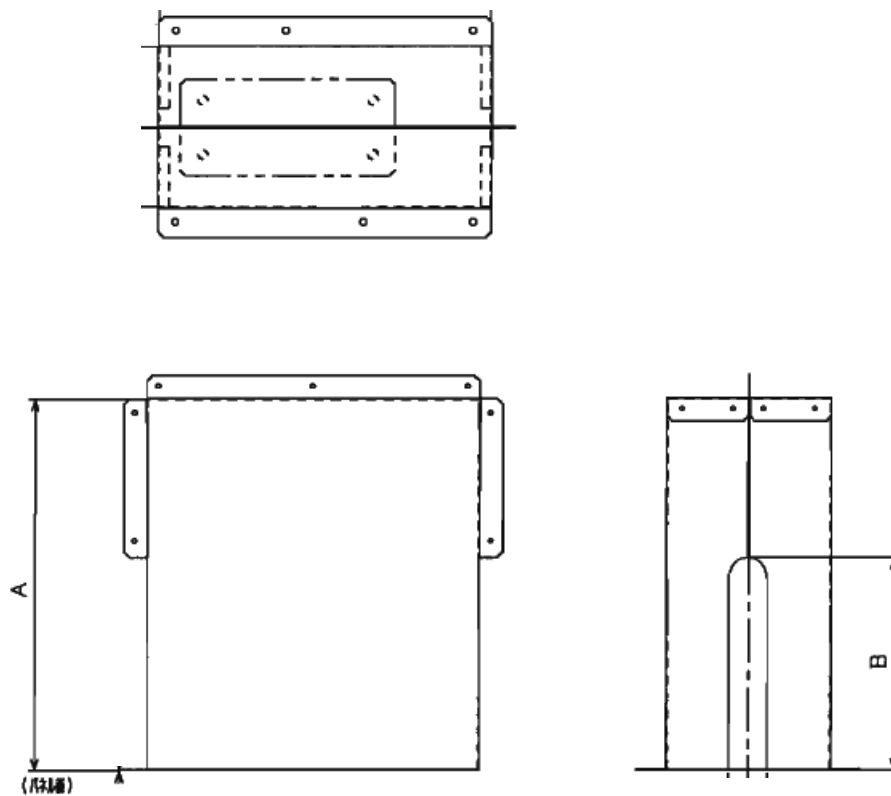


図 6.1.8-5 S-BOX 外形図(代表例)

(3) キャンセルマグネット(C-MAG)

SADM、APM、SW(COM)の磁界をキャンセルするために、機器の有する磁界と逆向きになるように磁石を追加した。温度特性を揃えるために、SADM や APM に使用されている磁石と同じサマリウムコバルト磁石を採用した。

まず、単体磁気試験においてキャンセルしなければならない磁場強度を確認し、C-MAG を入手した後、キャンセルする向きに実際にとりつけて、再度単体磁気試験によって、キャンセルされていることを確認する手順を踏んだ。C-MAG の性能を表 6.1.8-3 に示す。

SADM は磁場源が回転するため、C-MAG も回転部にとりつけた。地上で確認済ではあるが、軌道上のLMAGデータにも、SADM回転に同期したノイズはなく、正しくキャンセルされたことが確認できた。

表 6.1.8-3 C-MAG 性能一覧

名称	サイズ [mm]	質量 [g]	磁場強度 [nT@1m]	キャンセル機器
C-MAG-1	7.0 × 7.0 × 7.7	3.0	59.4	SADM
C-MAG-2	10.0 × 3.0 × 16.8	4.0	76.4	SW
C-MAG-3	10.0 × 3.0 × 23.7	5.7	107.4	TRP
C-MAG-4	5.0 × 2.0 × 12.0	1.0	18.2	APM

(4) ボンディングファブリック(B-FAB)

「かぐや」では、衛星構体内部機器の電磁放射雑音(RE02)に対する観測機器要求を満足するため、衛星構体間を低インピーダンスで結合し、電磁シールドを確実に実施しておく必要がある(詳細は 4.3.8 章を参照のこと)。このため、構体パネル間をシールドファブリックでボンディングした。

構体パネル間 B-FAB の配置を図 6.1.8-6 に示す(計58カ所)。

軌道上の LRS データで、観測するのに十分なバックグラウンドレベルであったことから、シールドファブリックがパネル間インピーダンスを低減することに効果があったと判断できる。ただし、インピーダンスを低減するには、シールドファブリックの取付点数を多くする必要があったため、衛星の組立・分解に手間と時間を要してしまうデメリットがあった。

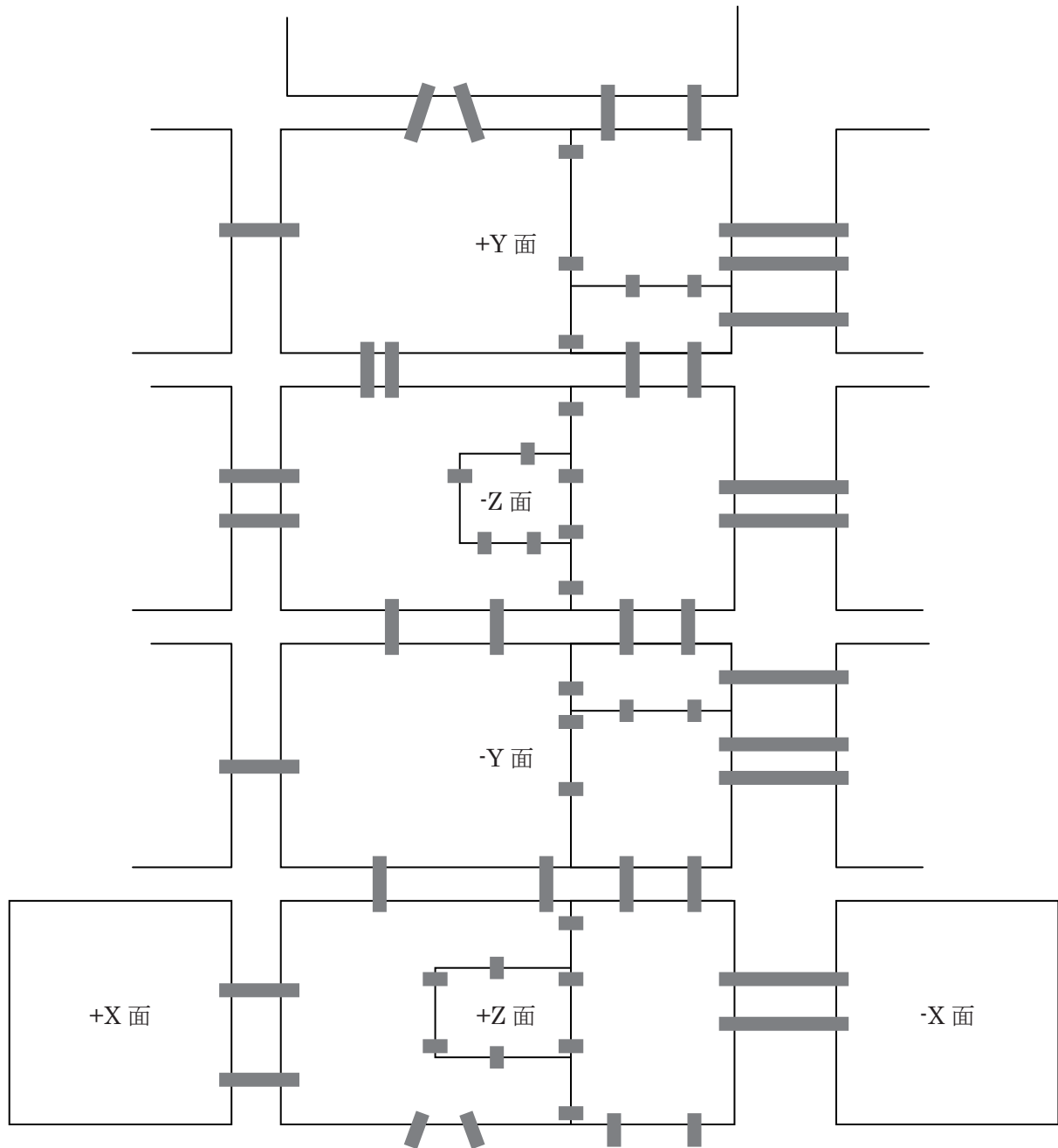


図 6.1.8-6 ボンディングファブリック配置図(構体パネルを展開した状態)

各パネル間をボンディングファブリック(太線)で接続し、パネル間インピーダンスを低減した。

6. 1. 8. 5 まとめ

計装系はサブシステム要求を満足する機能、性能を維持し、所期の目的であった「各機器間の電氣的接続、及び機械的接続を行うこと」ができた。ミッションサポート系においては、新規開発要素があったが、検討及び試験を通して観測機器が必要とする EMC 性能を実現することができた。

6. 1. 9 熱制御系 (TCS)

中澤 暁 (JAXA)、松藤 幸男 (NT スペース)

6. 1. 9. 1 概要

熱制御系 (TCS) は打上げ時からミッション終了までの全ての運用フェーズ及び運用モードを通して、衛星及び搭載機器の温度を許容範囲内に維持するための熱制御を行うサブシステムである。

熱制御はラジエータ、多層断熱材等を用いた受動型熱制御方式と、ヒータ、サーマルルーバを用いた能動型熱制御方式の併用により達成される。

主要機能は以下の通りである。

a) ヒータ制御機能

衛星各部および機器に取り付けられたバス系の熱制御用ヒータあるいはミッション系のサバイバルヒータに電力を供給し該当部を加熱保温する機能。

b) 宇宙空間への輻射放熱機能

衛星内部で発生した熱を衛星の表面から宇宙空間へ輻射により放熱する機能。

c) 宇宙空間への輻射放熱調整機能

衛星表面の温度により宇宙空間への放熱量を可変する機能。

d) 輻射断熱機能

衛星外表面を覆い宇宙空間との熱の出入りを遮蔽する輻射断熱機能。

e) 輻射結合機能

衛星内部において、各部の温度を均一化するために輻射結合を促進する機能。

f) 伝導熱拡散機能

衛星内部の高発熱搭載機器のヒートスポット化を避けるために、取付部周囲への伝導による熱拡散機能。

6. 1. 9. 2 構成

TCS の構成の図6. 1. 9-1に、外形寸法・質量を表6. 1. 9-1に、各構成品搭載位置を図6. 1. 9-2に示す。

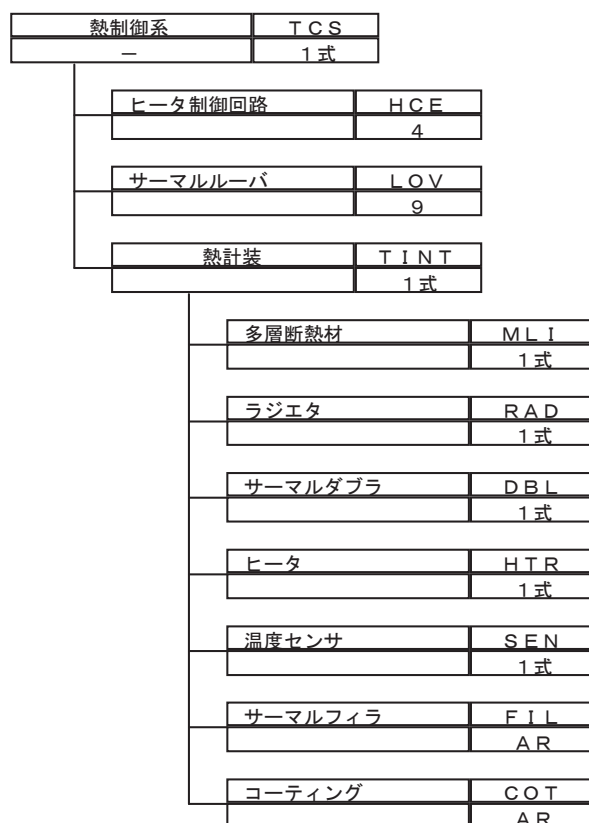


図6. 1. 9-1 熱制御系サブシステム構成

表6. 1. 9-1 主要品目の外形寸法・質量

コンポーネント名	数量	サイズ(mm)			質量(kg)	
		縦	横	高さ	単体質量	数量
ヒータ制御回路 (HCE)	4台	267	260	230	6.57 ±0.05 kg	4
サーマルルーバ (LOV)	9台	400	800	69	1.42 ±0.07kg	9

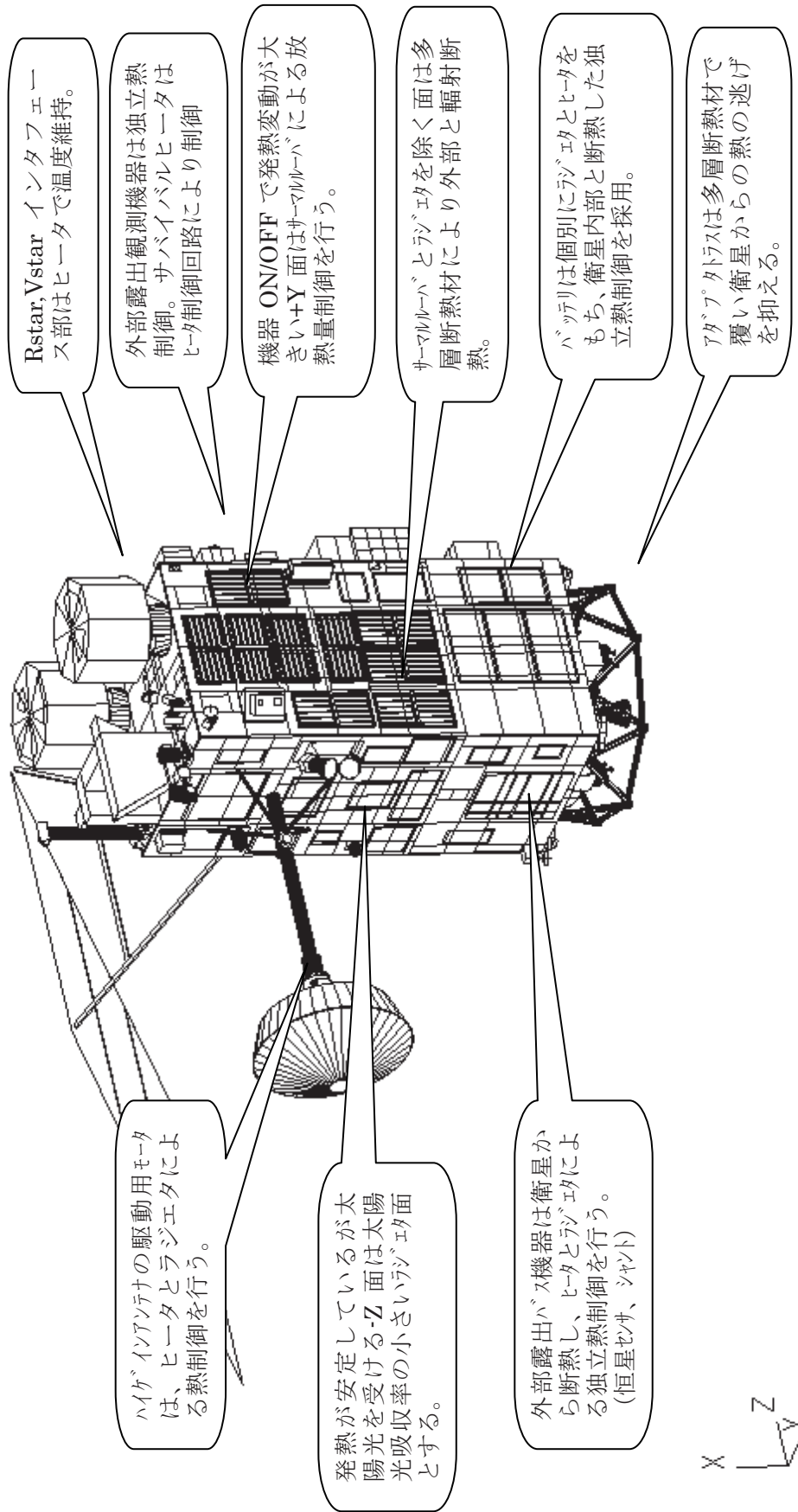


図6.1.9-2(1/2) TCS 構成品搭載位置 (衛星外部)

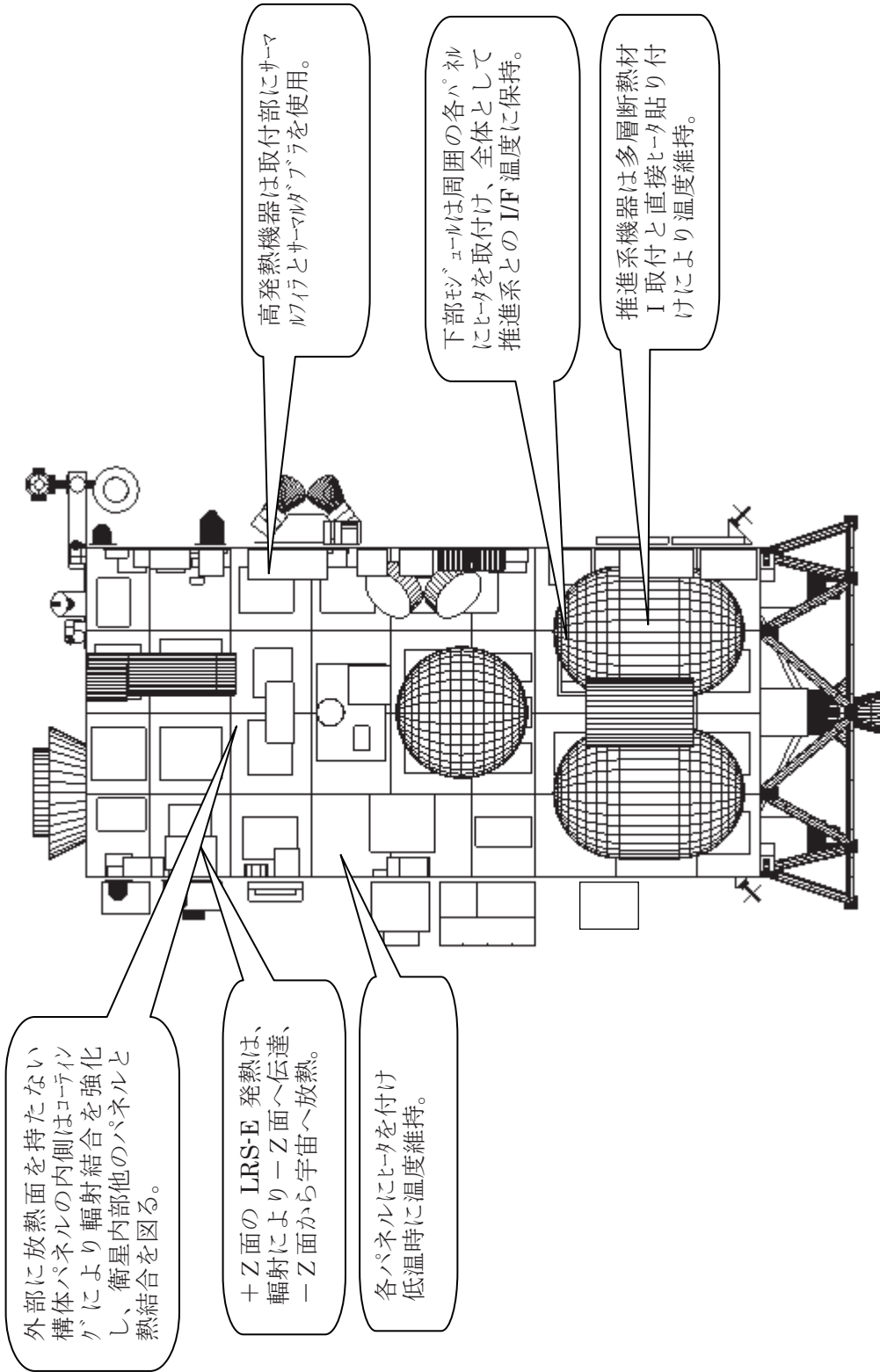


図6.1.9-2(2/2) TCS 構成品搭載位置(衛星内部)

6. 1. 9. 3 動作および運用方法

6. 1. 9. 3. 1 動作

運用各フェーズでのヒータ制御回路および月食プリヒートヒータ(STRヒータ)の動作を以下に示す。

HCE は衛星運用の全期間において、搭載機器および衛星各部を設定された温度に制御するため、常時 ON(ヒータ ENA)とする。このため HCE は、A系・B系を各2台ずつ合計4台の常用冗長構成とした運用とする。HCE の運用モードは下記の2モードとする。

(1) 自動制御モード

温度センサからの信号とコマンドにより設定された制御温度を比較することにより、ヒータへの一次バス電源供給を自動的にON/OFF制御するモード。

(2) マニュアル制御モード

コマンドにより、ヒータへの一次バス電源供給をON/OFF制御するモード。

なお、ON/OFF 温度は打ち上げ前に HCE 内の EEPROM に書き込まれており、コマンドにより軌道上においても変更が可能である。

月食プリヒート用ヒータ(STRヒータ)は地上からのコマンドにより ON/OFF を行う。STRヒータはCNVから電力が供給される。

LOV は構体温度に対してバイメタルが伸縮しブレードを回転させ輻射率が可変して熱制御を行うためコマンド等による特殊な運用はない。

6. 1. 9. 3. 2 運用方法

(1) 打ち上げ時～遷移軌道上

基本的に太陽電池パドルを太陽に向けた慣性飛行姿勢をとるため、衛星への熱入力の変化は微小である。リレー／VRAD 衛星分離時や ΔV 時には姿勢を変動させるが、HCE は AUTO モードで運用し、地上からの制御は必要としない。

(2) 定常観測時

月心指向姿勢をとるため、日照／日陰および β 角によって熱入力は大きく異なる。しかし、HCE (AUTO モード)および LOV によって制御されるため、地上から制御はノミナルでは必要としない。なお、定常観測時の外部搭載観測機器は、観測機器側のヒータによって熱制御をおこなう。

(3) 月食時

月食時には最大約5時間日陰状態が続く。その間、熱入力はほぼゼロであり、BAT への充電もできない。そこで、月食中は観測機器電源は OFF し消費電力を最小限に抑え、HCE により最小限の熱制御を行う。なお、月食直前の24時間は、プリヒート運用を行い衛星の温度ポテンシャルを上げて、ヒータ消費電力を節約する。

(4) その他

「かぐや」の定常運用においては、以下の特殊運用を行うことがある。ただし、熱的影響の小さいタイミングで行うか、熱的影響が小さく HCE および LOV で制御可能であるため、地上からの特別な制御は必要としない。

- ・ヨーアラウンド運用(半年に一度)
- ・軌道面制御、軌道高度制御(随時)
- ・GPS 校正運用(年に1～数回)

6. 1. 9. 4 機能、性能

4. 3. 5章(熱対策)で述べたように、月面からの熱輻射対策として十分な放熱面の確保、および月食対策として十分な保温能力が必要である。TCS の主要機能を以下に記す。

a) ヒータ制御機能

衛星各部および機器に取り付けられたバス系の熱制御用ヒータあるいはミッション系のサバイバルヒータに電力を供給し該当部を加熱保温する機能。

b) 宇宙空間への輻射放熱機能

衛星内部で発生した熱を衛星の表面から宇宙空間へ輻射により放熱する機能。

c) 宇宙空間への輻射放熱調整機能

衛星表面の温度により宇宙空間への放熱量を可変する機能。

d) 輻射断熱機能

衛星外表面を覆い宇宙空間との熱の出入りを遮蔽する輻射断熱機能。

e) 輻射結合機能

衛星内部において、各部の温度を均一化するために輻射結合を促進する機能。

f) 伝導熱拡散機能

衛星内部の高発熱搭載機器のヒートスポット化を避けるために、取付部周囲への伝導による熱拡散機能。

熱制御系の主要性能を表6. 1. 9-2に示す。

表6. 1. 9-2 主要性能

項目		機能・性能
ヒータ制御回路		搭載数 4台 出力系統数 63CH/1台 制御方式 自動制御 ヒータ供給電流 0.8 A/1系統、 21.0 A/台
サーマルレーパ		搭載数 9台 取付面積 0.32 m ² /台 ブレード開閉温度 5±5°C(close) ~ 20±5°C(open) 輻射率変動範囲 0.15以下(close) ~ 0.55以上(open)
熱計装 (T I N T)	ラジエタ	赤外輻射率 0.74~0.76 太陽光吸収率 0.14(BOL)/0.20(EOL) 面積：ラジエタ 3.9 m ² サーマルレーパ 2.9 m ²
	多層断熱材	層構成 ブラックカプトンを最外層とした多層構成 最外層表面特性 赤外輻射率 0.77 太陽光吸収率 0.93 実効輻射率 0.02~0.05 (0.025ノミナル) (実効輻射率：MLI最外層と被取付面の熱結合を輻射率で模擬)
	コーティング	赤外輻射率 0.75以上 塗装面積 15 m ²
	サーマルダブラ	アルミ合金板 機器発熱により面積・厚さを決定 取付面積 2.83 m ²
	サーマルフィラ	シリコン系フィラ 塗布面積 3.1 m ²
	ヒータ	フレキシブルヒータ 数量 323枚+配線+コネクタ+コネクタブラケット
	温度センサ	白金温度センサ 数量 187 (114:HCE-I/F + 73:RTU-I/F)

6. 1. 9. 5 主要コンポーネント

6. 1. 9. 5. 1 HCE (Heater Control Electronics)

HCEの機能は以下の3項目である。

- ・ ヒータコントロール用温度センサに定電流を供給して A/D 変換を行い、予め設定されている温度スレッシュホールドデータと比較することによって、接続されているヒータの ON/OFF 制御を行う。
- ・ 地上からのコマンドによりヒータ制御モードの選択(自動制御/マニュアル制御)、温度スレッシュホールド設定の変更をすることができる。
- ・ テレメトリとしてヒータ制御回路 ON/OFFステータス、HCE 機器温度ヒータON/OFF 指令値ステータス、ヒータ制御モードステータス、メモリエラーステータス、温度センサ計測値、温度スレッシュホールド設定値)を取得することができる。

HCEは4台から成り、うち2台は従系となっている。ただし、観測機器は機器側で制御するヒータ(ミッションヒータ)があるため、HCE ヒータ(サバイバルヒータ)は従系を有していない。

HCEの外観図を図6. 1. 9-3に示す。

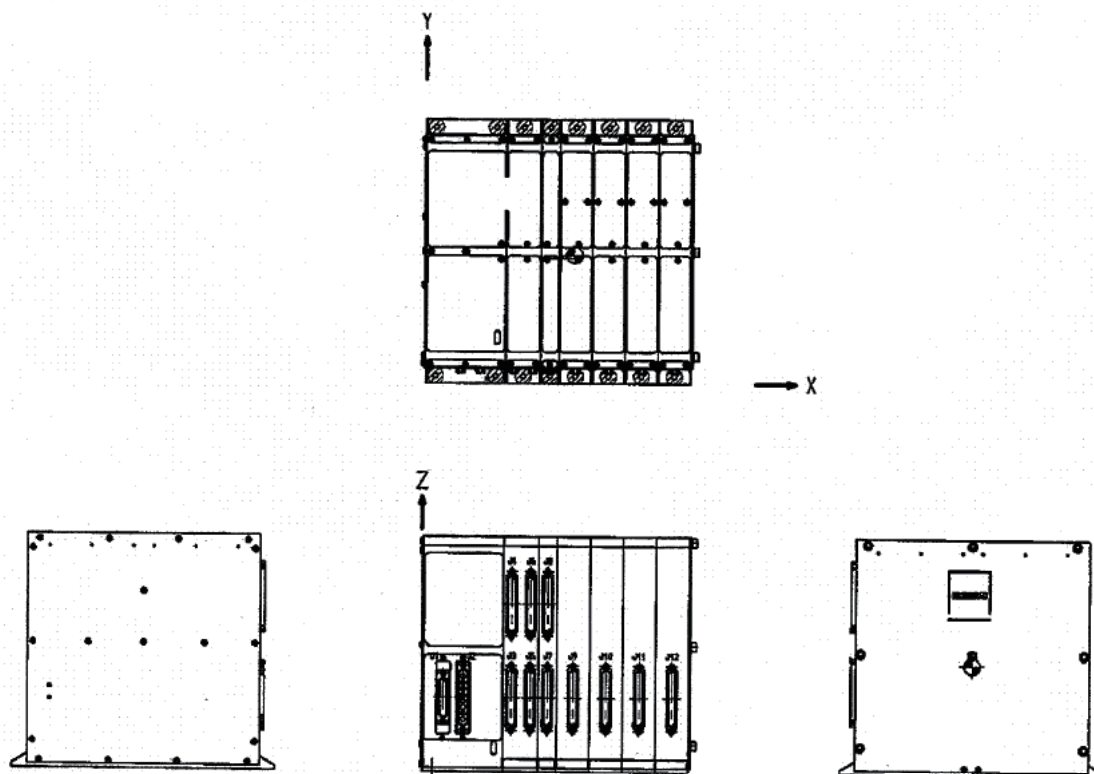


図6. 1. 9-3 HCE外観図

HCEは以下の二つのヒータ制御モードを有している。

(a) マニュアル制御

RTU からのマニュアルON/OFFコマンドに従い、各チャンネル独立して、制御用温度センサの計測値にかかわらず、強制的にヒータをオン/オフする。なお、マニュアルON/OFFコマンドは、個別チャンネルにて指定される。

(b) 自動制御

RTU からのオートENA/DISコマンドに従い、各チャンネル独立して、ヒータの自動制御を実行する。自動制御はEEPROM に書き込まれた温度スレッシュホールド設定値と制御用温度センサの温度計測値を比較し、図6. 1. 9-4に示すヒステリシス制御を行う。

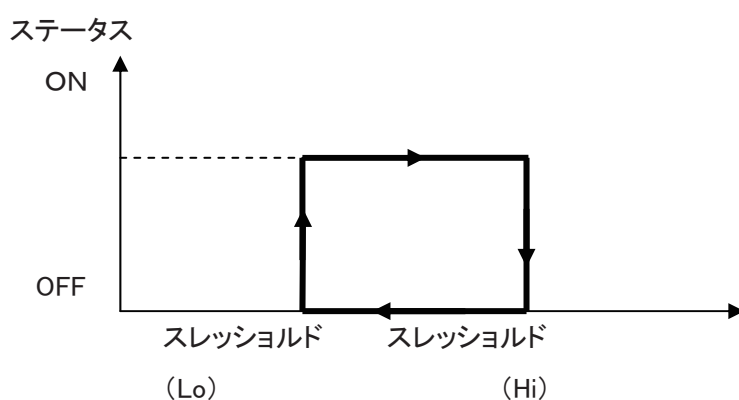


図 6. 1. 9-4 HCE 温度計測スレッシュホールド

RTU からのコマンドにより設定された、温度スレッシュホールド設定値 (Hi/Low) は、メモリ部の EEPROM に格納される。よって電源を OFF してもデータは保持される。軌道上においてもコマンドにより書き換えが可能である。

6. 1. 9. 5. 2 LOV (Louver)

LOVは、放熱面の上部に配置しその部分と宇宙空間との実効輻射率を変化させることにより、自動的に機器の温度変動を制御する装置である。バイメタルが温度変化に応じて伸縮しブレード軸に回転力を生じさせ、ブレードが自動的に開閉することにより実効輻射率が変化する。全閉時に実効輻射率最小(放熱量小)、全開時に実効輻射率最大(放熱量大)となる。

構造は、4 辺及び中央部にフレームを有し、その中央部のセンターフレームに取付けられたアクチュエータ(バイメタル)により 12 枚のブレードを開閉し、衛星構体パネルの熱制御を行う。

外観図を図8. 6-4に示す。

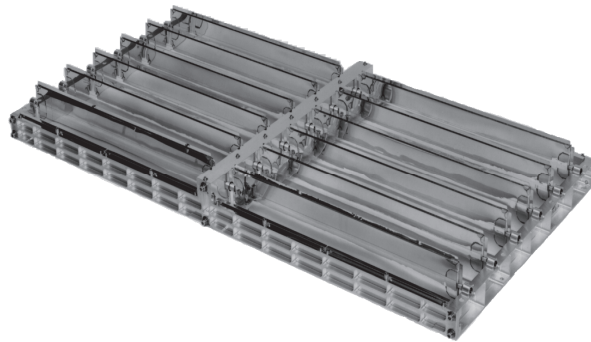


図6. 1. 9-5 LOV 外観図

6. 1. 9. 5. 3 TINT(Thermal INT)

以下に熱計装系の個々の品目について記す。

(1) 多層断熱材(MLI)

最外層に電気導電性のブラックカプトンフィルムを使用し、内部は両面アルミ蒸着ポリエステルフィルムとポリエステルネットを各5層以上積層した構造とする。衛星構体への取付は、ベルクロテープを使用する。

(2) ラジエタ

太陽光吸収率が小さく、赤外輻射率の大きいフレキシブルOSRを構体パネル表面に貼り付けラジエタとする。熱光学特性は、実測値を基に月周回衛星のミッション期間中の劣化等を考慮し、以下の値としている。

太陽光吸収率 α_s : 0.14(BOL) / 0.20(EOL)

赤外輻射率 ε_H : 0.74~0.76

ただし、個々のラジエタ面積は、機器の許容温度範囲、熱容量および周囲の機器発熱等を考慮し決定されている。なお、サーマルルーバの放熱面は、上記ラジエタと同じ構成となっている。

(3) ヒータ

ヒータは最低温度を維持するため、あるいは観測時に一定温度に温度制御するために必要な箇所に使用される。ヒータは軽量なカプトンフィルムベースのシート状ヒータを使用している。ヒータおよび温度センサ取り付け位置を付録2に示す。

(4) 温度センサ

温度センサは飛行中の衛星の温度を測定するために用いられる。温度センサの役割は2つあり、一つは衛星構体および搭載機器の温度をモニタするためのもの(テレメトリ温度センサ)であり、もう一つはヒータ制御回路によって温度制御すべき箇所の温度を検出しヒータのON/OFFを行うための温度制御用のものである。なお、温度制御用のセンサ情報もテレメトリとして利用することができる。

6. 1. 9. 6 運用上の注意、制約、禁止事項

衛星への太陽光入射に関して以下の制約がある。

- ・ 高発熱機器を搭載している放熱面(+Y面)は常に低温にしておく必要があるため、全ての運用フェーズにおいて、+Y面を太陽光に向けないこと。具体的には、太陽と衛星+Y軸のなす角度(Φ)を 72° 以上確保すること。ただし、 $\Phi \leq 68^\circ$ であっても太陽光入射が9分以下であれば許容可能である。
- ・ モニタカメラが高温にならないよう、定常軌道投入までは、衛星+X面を長時間太陽に向けないこと。具体的には太陽と衛星+X軸のなす角度(θ)が 30° 以下となる時間を80分以下とすること。定常運用フェーズにおいては、衛星姿勢は月心指向となり太陽入射角が変化するため本制約はない。

6. 1. 9. 7 運用結果

フェージング軌道においては、太陽センサが常時太陽を向く慣性姿勢をとった。+X面に搭載されたモニタカメラが高温化した以外は問題なく、熱解析通りの温度で衛星を制御することができた。モニタカメラは、MLIの隙間が正しくモデル化されていなかったために、事前の熱解析と異なる温度となったが、実測温度は問題なく運用を継続した。

定常観測中は、衛星は+Y面を常に太陽に、+Z面をつねに月面に向けた月心指向姿勢をとっていた。月面からの赤外輻射は β 角 $=0^\circ$ で最大となるため衛星にとって高温条件となり、一方 β 角 $=90^\circ$ で最小となり衛星は低温条件となる。臼田局可視時はX-MODなどによりX帯通信を行い、その他の時間はUSB-TRPなどによりS帯通信を行っていた。

初期チェックアウトフェーズ中に定常周回軌道に移行してから後期運用終了時までで β 角は3サイクル以上変化した。高温・低温ともに問題なく所定の温度制御が行われた。また、定常運用中に2回の皆既月食および1回の部分月食も迎えたが、いずれも衛星の各部位は許容温度内に維持され、問題なく運用された。詳細は4.3.5章(熱対策)を参照のこと。

各コンポーネントは正常に機能し、衛星の各部とも許容温度範囲内で熱制御されており、問題なかった(表3.2.8-1)。また、定常運用の低温・高温・月食時の温度テレメトリは解析結果とよく整合していた(詳細は4.3.5章)。「かぐや」の軌道上温度が予測に対して精度良く再現したことは、熱数学モデルの精度が良好であったとともに、設計において設定した月の熱特性が正しかったことを示している。

表6. 1. 9-3 熱制御系コンポーネントの評価(定常周回軌道)

コンポーネント	評価
HCE およびヒータ	各部の温度履歴よりHCE およびヒータは、正常に動作していることを確認した。代表例として月周回軌道上におけるHCEの温度制御データを図3.2.8-2に示す。また、推進系が搭載されている下部モジュール全体を保温する方式で、構体内の推進系機器が所定の温度範囲に収まっており、適切に熱制御されていた(図3.2.8-3)。
MLI	各部の温度が事前の熱解析結果と整合していることから、所定の断熱性能を有していると判断する。
LOV	定常周回軌道上の+Yパネル(放熱面)の温度が事前の熱解析結果と整合していることから、ブレードが正常に動作していると判断した。

6. 1. 9. 8 まとめ

熱制御系はサブシステム要求を満足する機能、性能を維持し、所期の目的であった「衛星及び搭載機器の温度を許容範囲内に維持すること」ができた。

熱的に厳しい月食時および β 角変化による高温低温時も衛星各部の温度を所定の範囲内に納めることができた。設計において設定した月の熱特性が正しかったことが確認され、熱数学モデルによる温度予測も精度良く行われた。

6. 1. 10 モニタカメラ系(CAMERA)

南野 浩之(JAXA)、小菅 勇司(NEC)

6. 1. 10. 1 概要

モニタカメラは SAP、HGA、UPI の展開状況、およびリレー衛星・VRAD 衛星の分離状況を撮影、記録し、テレメトリとして地上へ伝送する装置である。「かぐや」の分離・展開物の分離・展開状況は、各機器からテレメトリ(ラッチ信号等)で行うのが基本であるが、ラッチ機構に搭載されるマイクロスイッチなどの軌道上不具合が発生することが過去の経験からもあり、それらの不具合時には視覚的情報が確実なことから、モニタカメラによる画像情報による評価を行うため本装置を搭載している。設計の前提としては、各機器からのステータスによる分離・展開確認が主であり、モニタカメラ運用はバックアップの情報収集手段である。

6. 1. 10. 2 サブシステムの構成

CAMERA はカメラヘッド部(CAM-H)4台と、カメラ制御部(CAM-C)1台とから構成される(図 6.1.10.2-1)。機能ブロック図を図 6.1.10.2-2 に示す。また CAM-H および CAM-C の外観図を図 6.1.10.2-3 に示す。

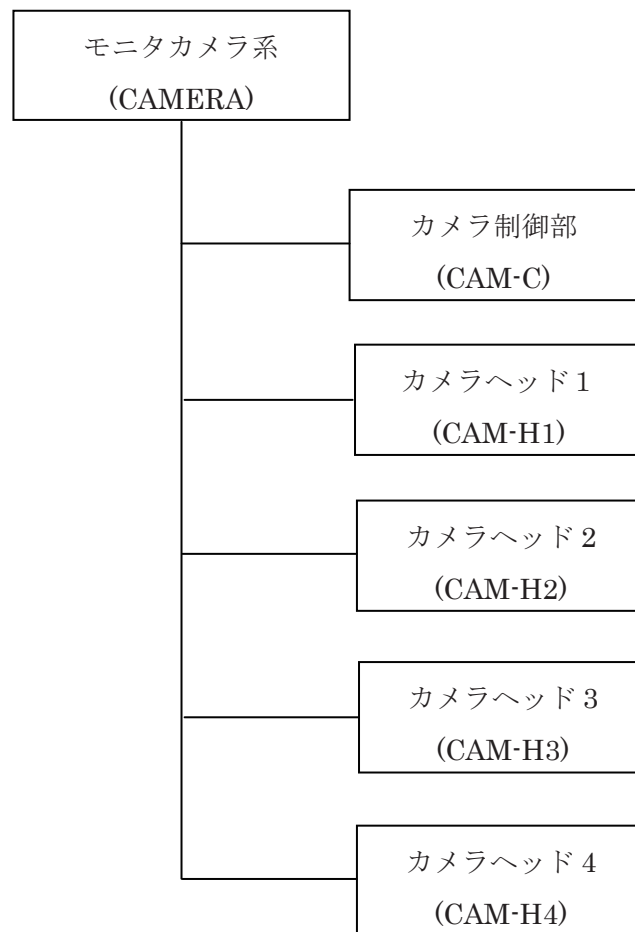


図 6.1.10.2-1 CAMERA 構成

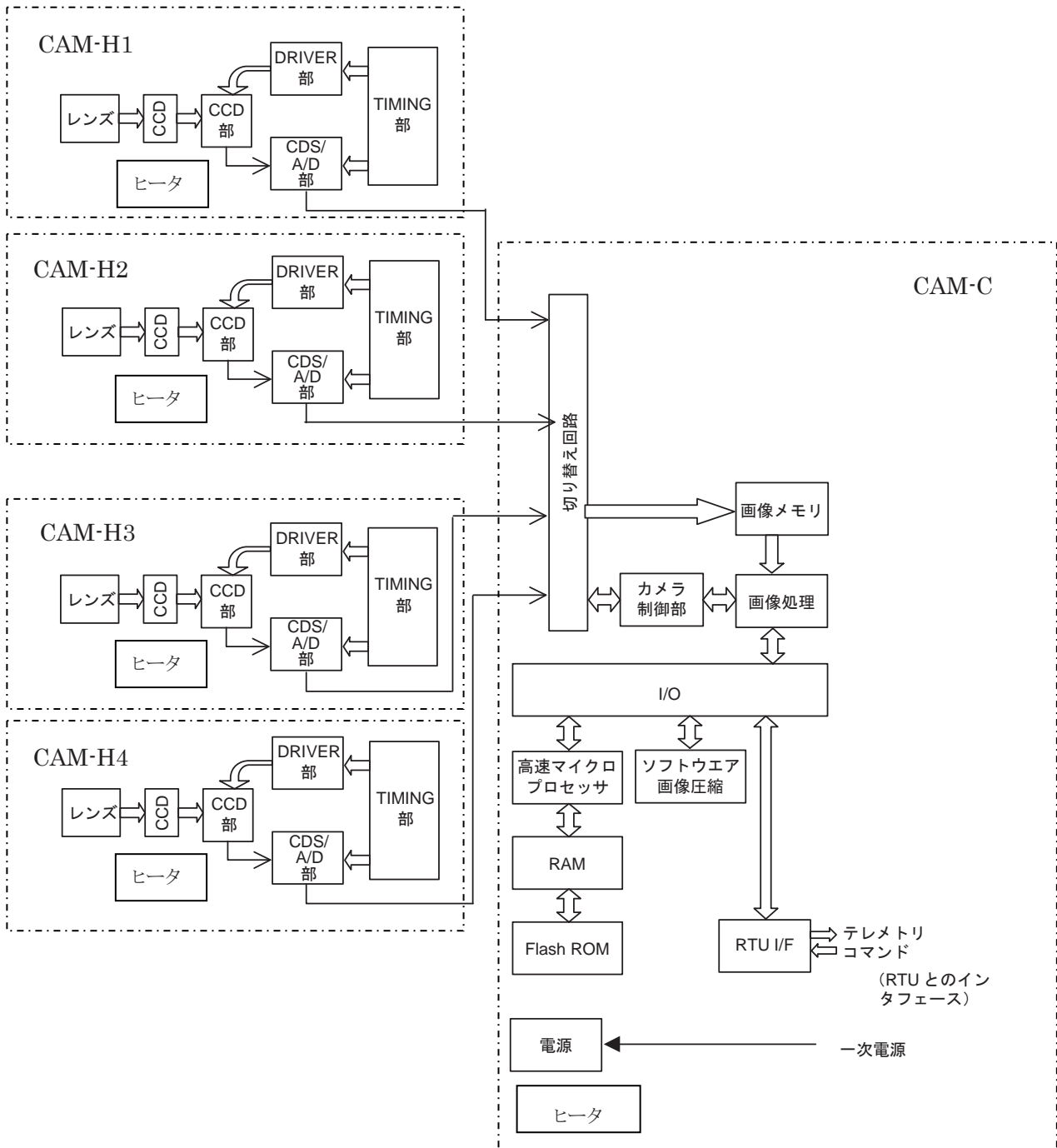


図 6.1.10.2-2 モニタカメラ系機能ブロック図

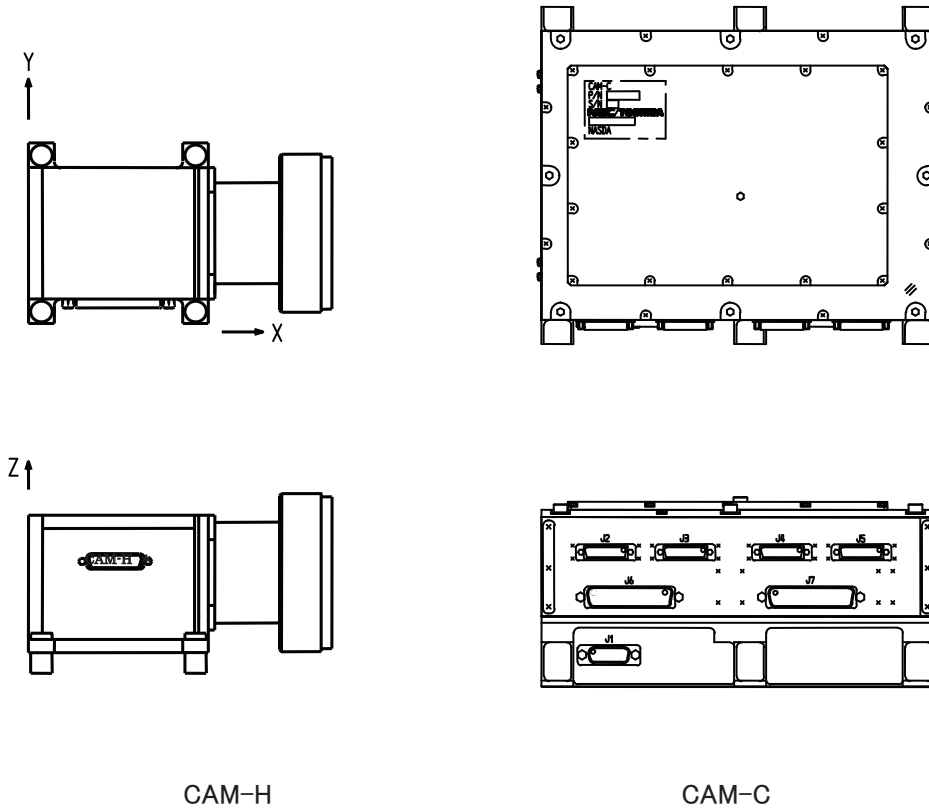


図 6.1.10.1-3 カメラヘッド(CAM-H)、カメラ制御部(CAM-C)外観図

6. 1. 10. 3 主要性能

CAMERAは既設計品をベースとして開発している。

CAMERAの主要性能を表 6.1.10.3-1 に示す。

表 6.1.10.3-1 CAMERA 主要性能

項目	内容
カメラ形式	33 万画素 1/3 インチ単版式カラーカメラ
垂直解像度	480TV 本(CCD カタログ値)
画素数	総画素数: 35 万画素 有効画素数: 33 万画素
アイリス	電子シャッターによる
焦点調整	固定
カメラレンズ視野角	水平: 94° 垂直: 71°
カメラ制御機能	カメラヘッド部切り替え カメラ ON/OFF 電子シャッター マニュアル/オート (1/30s ~ 1/10000s, γ 補正係数可変(1, 0.65, 0.45, 0.35) JPEG クオリティ(100, 95, 90, 80, 60, 50, 30, 10)
質量	CAM-H1 : 871g CAM-H2 : 873g CAM-H3 : 867g CAM-H4 : 872g CAM-C : 4062g 合計 : 7545g

モニタカメラは以下の機能を有する。

(1) 分離・展開機構のモニタ

- ハイゲインアンテナ(HGA)のモニタ
- リレー衛星(Rstar)/VRAD 衛星(Vstar)のモニタ
- 太陽パドル(SAP)のモニタ
- プラズマイメージャ(UPI)のモニタ

(2) カメラヘッド部の切り替え

4 台の CAM-H は、シリアルマグニチュードコマンドにより、任意の CAM-H に切り換えることができる。

(3) シャッタースピード制御

- シリアルマグニチュードコマンドによりシャッタースピードを以下の値に変更することができる。

シャッタースピード設定値: 1/30s, 1/50s, 1/60s, 1/125s, 1/250s, 1/500s,
1/1000s, 1/2000s, 1/4000s, 1/10000s

(初期設定値=1/30s)

- シリアルマグニチュードコマンドにより、シャッタースピードを 4 種類の自動調整モードに切り換えることができる。自動調整モードは、取得した画像データの各画素レベルを平均化し、その値が中心値(128)に近いレベルになるように、シャッタースピードを自動的に算出する。

自動調整モード設定値: 128±15%: 89~167, 128±20%: 76~180,
128±30%: 51~205, 128±40%: 25~231

(4) γ 補正係数切り換え

シリアルマグニチュードコマンドにより、以下の γ 補正係数の値に切り換えることができる。

γ 補正係数設定値: 0.65, 0.45, 0.35 (初期設定値=補正しない)

(5) JPEG クオリティ変更

シリアルマグニチュードコマンドにより、JPEG のクオリティを下記の値に変更することができる。JPEG クオリティは、取り込まれた画像データをどの程度まで維持して圧縮するかを決めるパラメータである。尚、同じクオリティでも撮影条件により画像サイズは異なる。

また、クオリティのノミナル値は 50 であり、クオリティを上げて使用し容量不足になった場合、最後の一枚は処理されない。

JPEG クオリティ設定値: 100, 95, 90, 80, 60, 50, 30, 10 (初期設定値=50)

(6) 多数決処理によるエラー訂正

シリアルマグニチュードコマンドにより、取得した画像データの JPEG 圧縮後のエラー訂正を行う。多数決処理は、画像データ取得時に、画像バッファ 3 フレームに同一画像データを書き込み、再生時にそれらのバッファデータを多数決処理し、出力する。

6. 1. 10. 4 モニタカメラの運用計画

「かぐや」のモニタカメラは、下記の図に示すノミナル SOE に示される姿勢及び運用の中で適時撮影を行い、地上局へ画像情報を送信する計画とした。

また、撮影対象物(分離・展開時を含む)に何らかの問題が発生した場合には、コンテンジェンシ対応として情報の収集を目的としたカメラ運用を必要に応じて行うこととした。この場合、取得する画像の使用用途(解像度要求等)、画像情報の入手までの時間的な要求、及び衛星可視状況を踏まえて最適なカメラの撮影パラメータを設定することとしたが、実際にはそのような運用は発生しなかった。

SELENE ミッション全体を通じたモニタカメラ運用シーケンスを図 6.1.10.4-1 に示す。

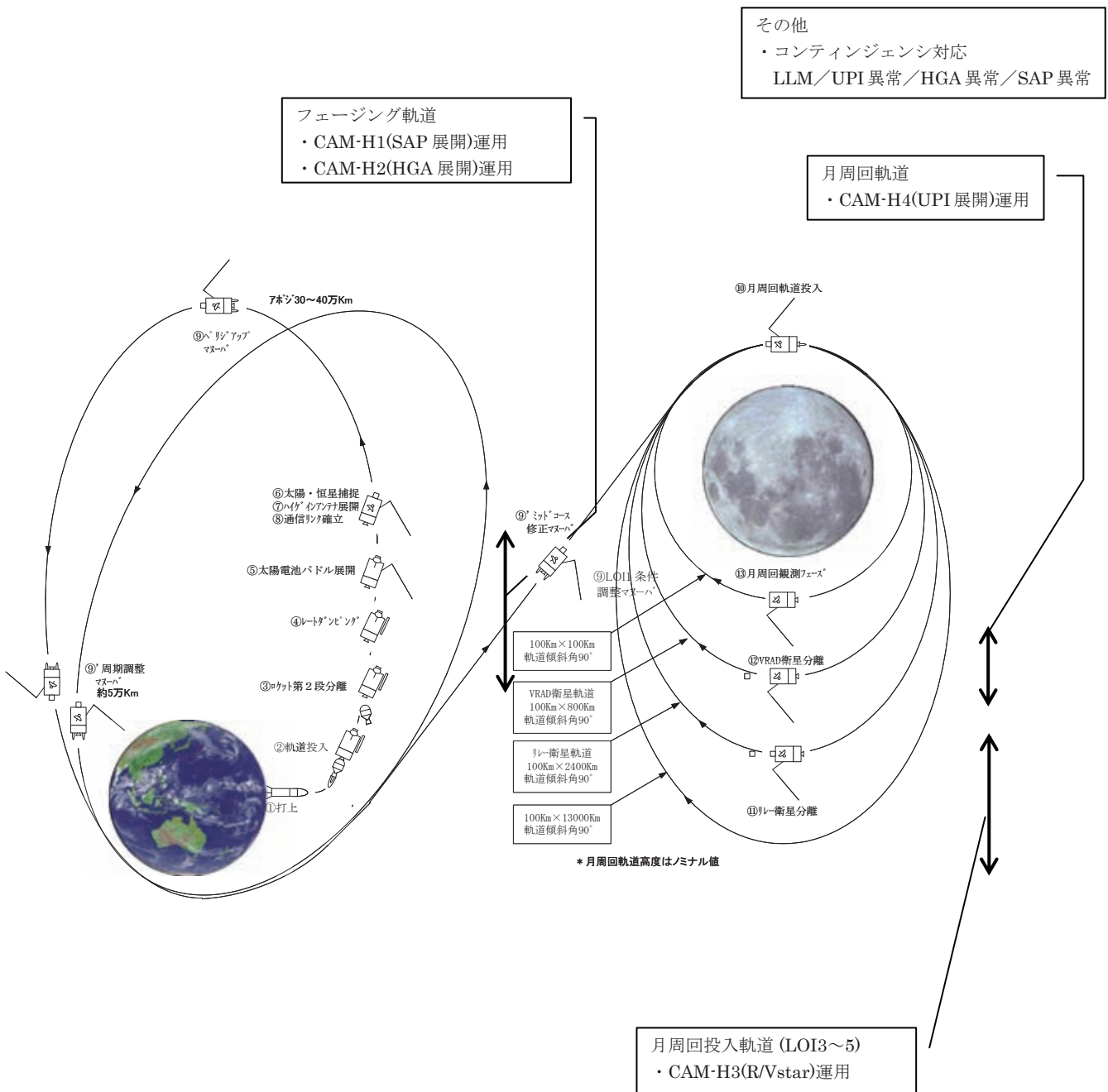


図 6.1.10.4-1 モニタカメラ運用シーケンス

(2) モニタカメラ撮影対象/視野

表 6.1.10.4-1 に各カメラヘッド部における撮影対象及び視野を示す。

図 6.1.10.4-2 にカメラヘッド配置図を示す。

表 6.1.10.4-1 各カメラヘッド部における撮影対象

カメラヘッド	撮影対象	視野
CAM-H1	太陽電池パドル (SAP)	<ul style="list-style-type: none"> ・ アウト/センタ/インパネルを視野に入れる。 ・ ヨーク/ブームを視野に入れる。 ・ 90° 回転した SAP を視野に入れる。
CAM-H2	ハイゲインアンテナ (HGA)	<ul style="list-style-type: none"> ・ S/X アンテナを視野に入れる。 ・ アンテナ駆動機構を視野に入れる。 ・ 展開機構を視野に入れる。
CAM-H3	リレー衛星(Rstar) VRAD 衛星(Vstar)	<ul style="list-style-type: none"> ・ 分離機構部を視野に入れる。 ・ 周回衛星から最大 2640mm 離れた R/Vstar を視野に入れる。
CAM-H4	プラズマイメージャ (UPI)	<ul style="list-style-type: none"> ・ UPI の最終展開状態までの視野を確保 ・ UPI カメラヘッドが-Z 面から飛び出した状態が視認できる。

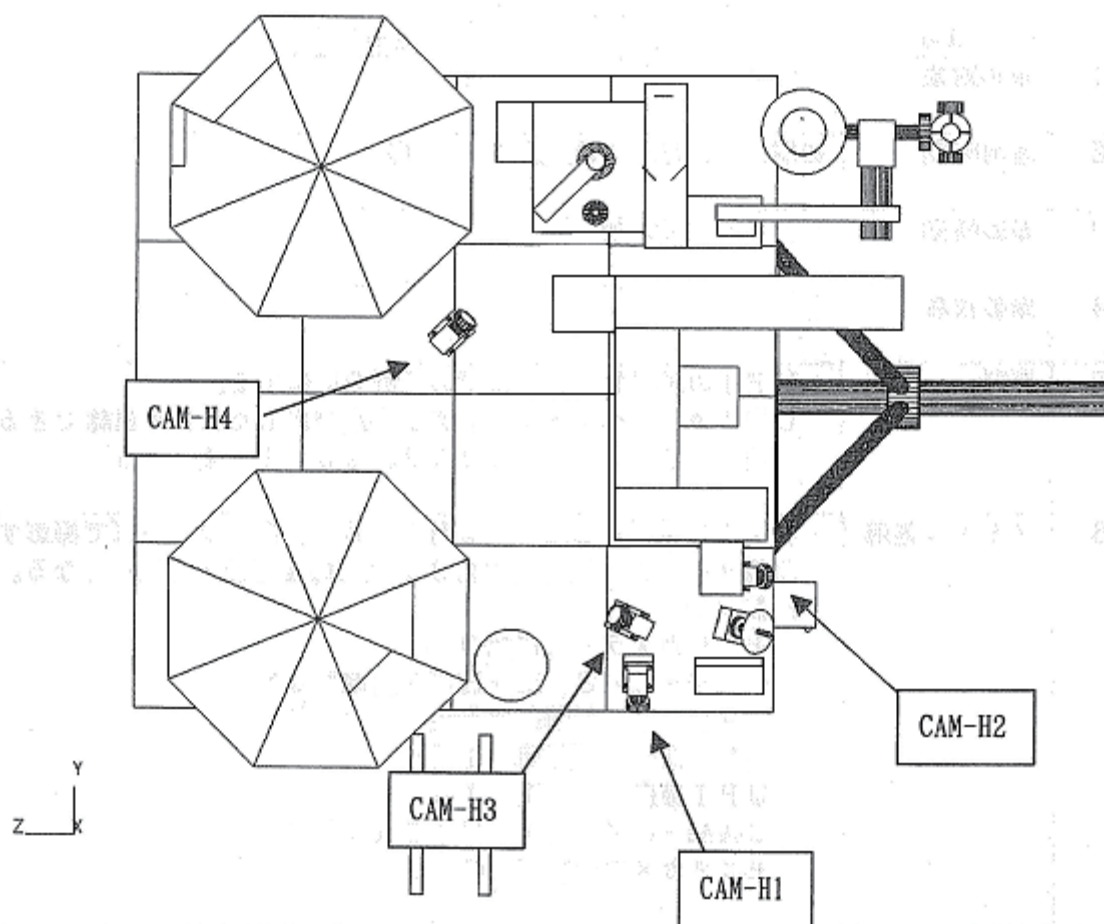
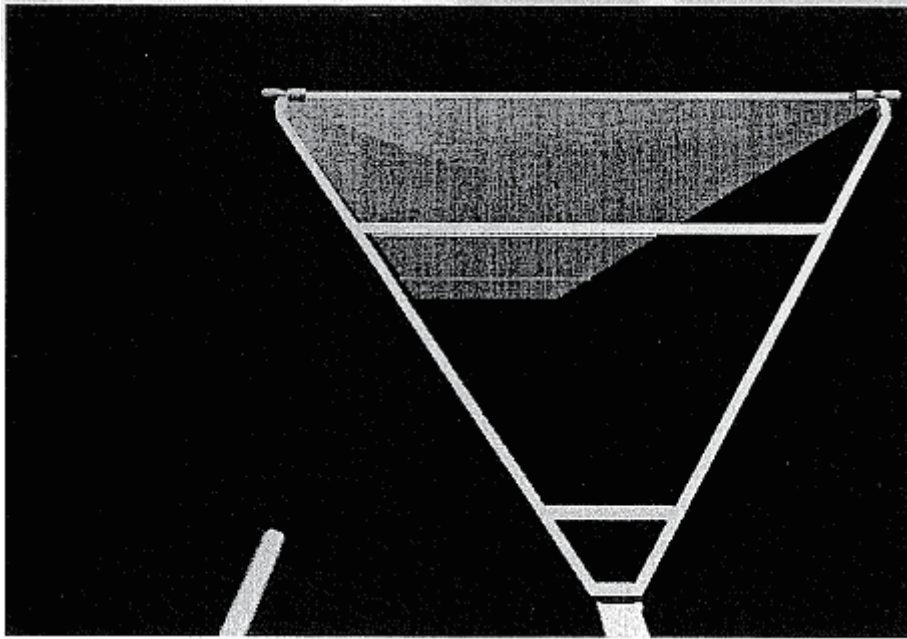


図 6.1.10.4-2 カメラヘッド配置図

6. 1. 10. 5 モニタカメラの運用結果

下記図 6.1.10.5-1～4 に上記 6.1.10.4 項で計画した運用計画に対する事前解析結果と実際の撮像結果を示す。両者を比較すると、設置時のアライメントのずれや製造誤差などにより視野が若干ずれているが、予測通りの撮像ができた。

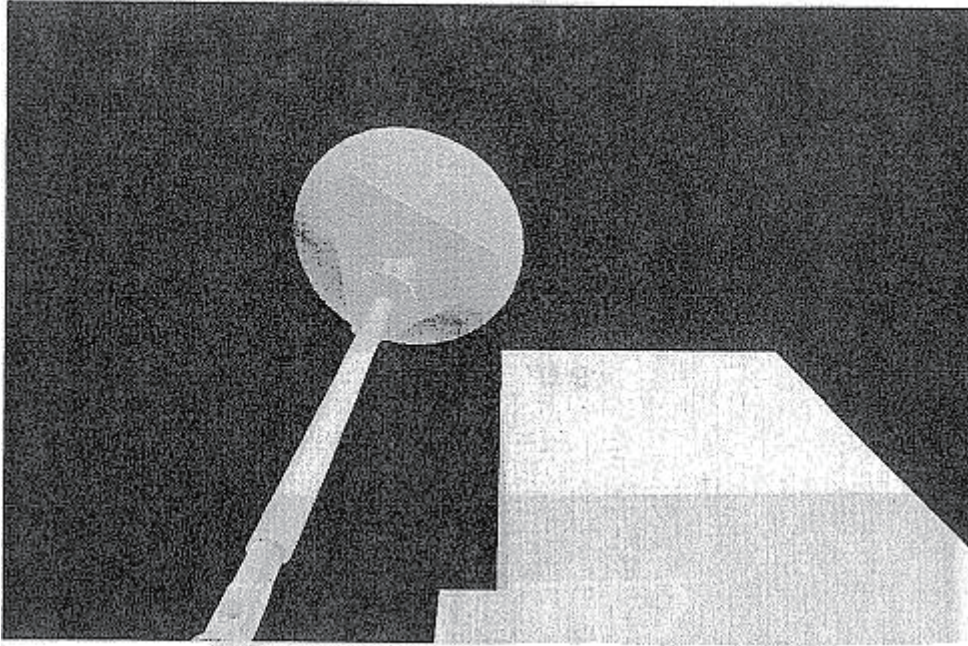


SAP 展開後の解析予測



SAP 展開後画像(展開、90deg スルー後)

図 6.1.10.5-1 CAM-H1 視野

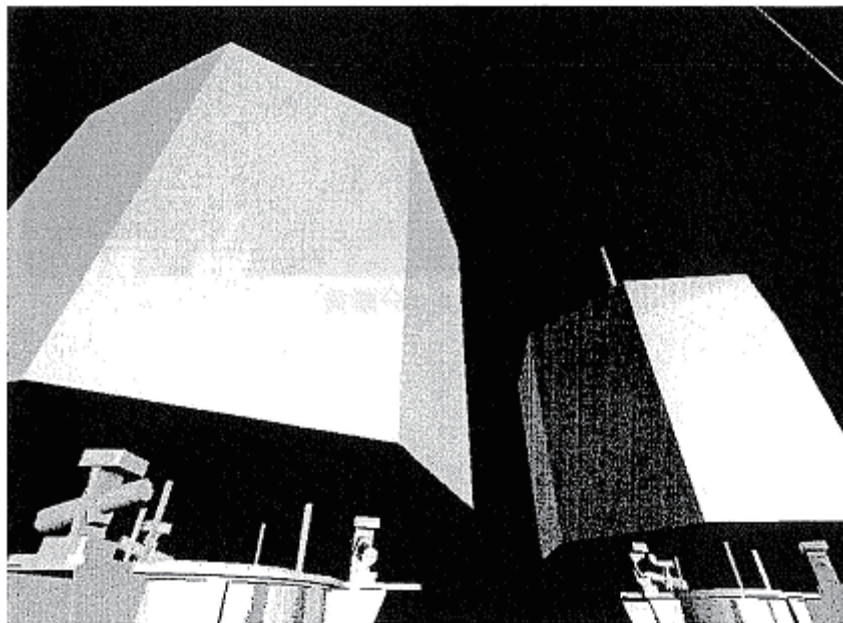


(HGA 展開後の予測画像)



HGA 展開後の画像

図 6.1.10.5-2 CAM-H2 視野

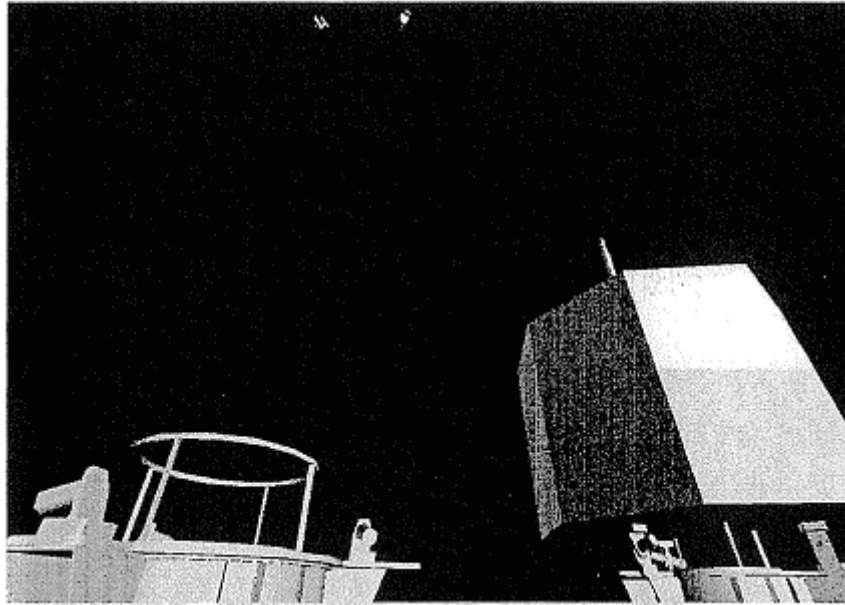


(Rstar/Vstar 分離前)



Rstar 分離前画像

図 6.1.10.5-3 (1/3) CAM-H3 視野

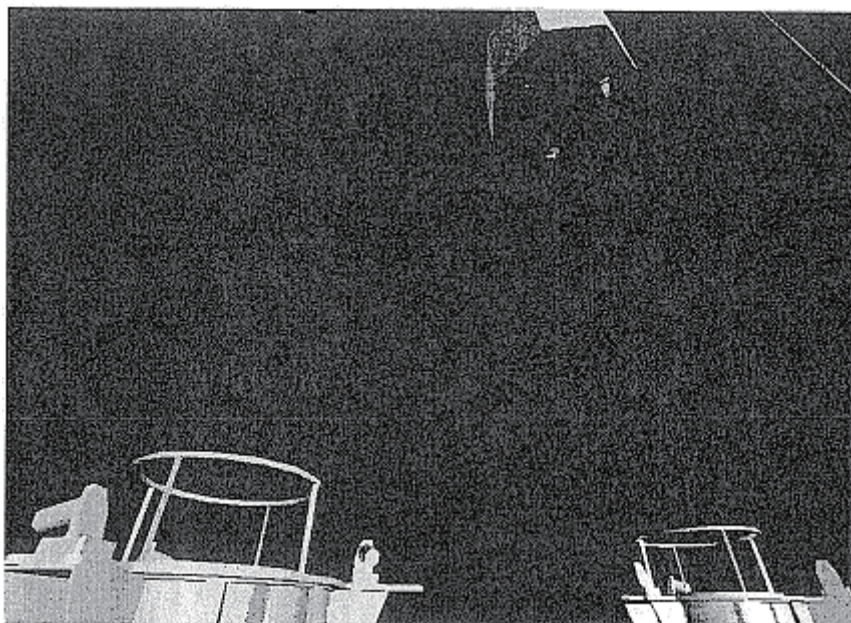


(Rstar 分離後事前解析)



Rstar 分離後画像

図 6.1.10.5-3 (2/3) CAM-H3 視野

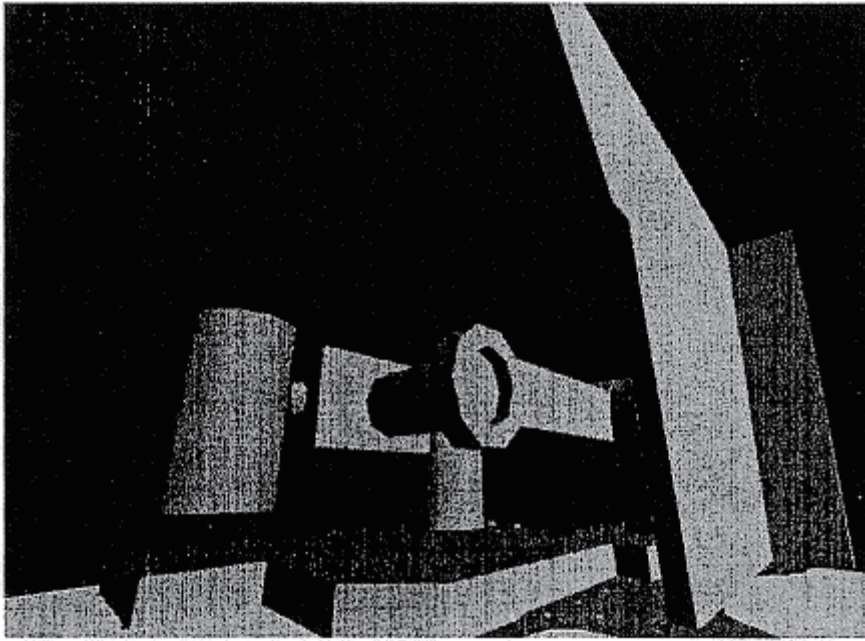


(Vstar 分離後事前解析)



Vstar 分離後画像

図 6.1.10.5-3 (3/3) CAM-H3 視野

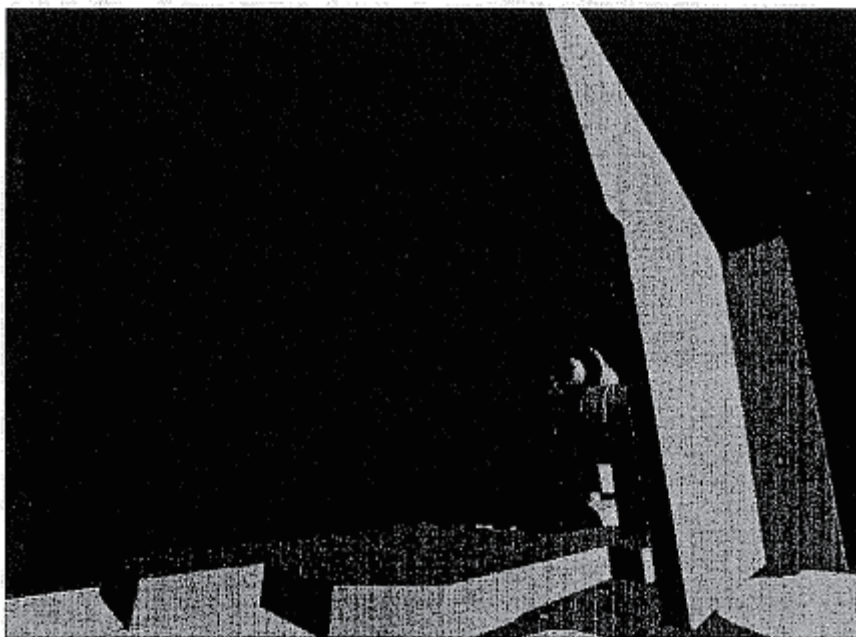


(UPI 展開前事前解析)



UPI 展開前画像

図 6.1.10.5-4 (1/2) CAM-H4 視野



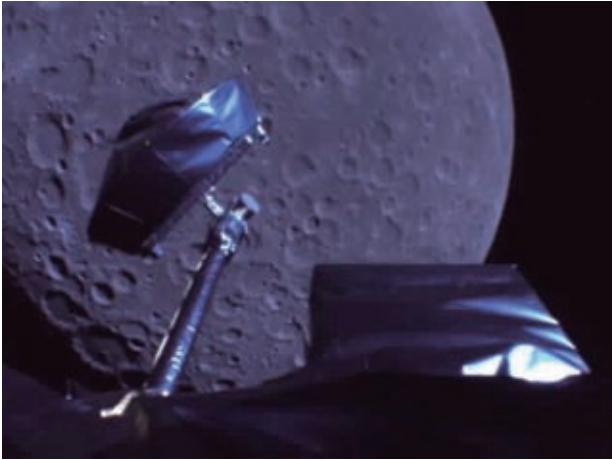
(UPI 展開後事前解析)



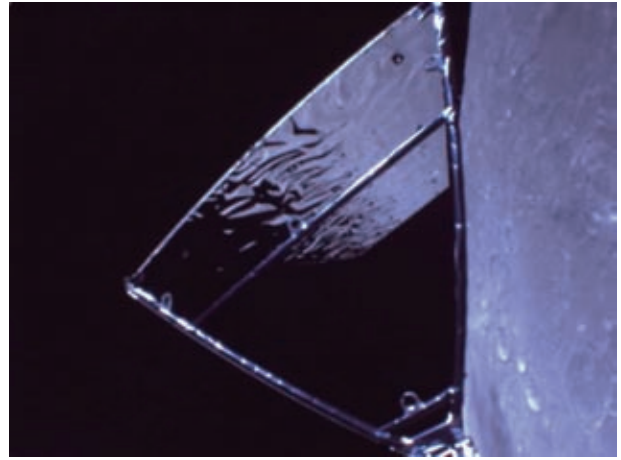
UPI 展開後画像

図 6.1.10.5-4 (2/2) CAM-H4 視野

その他に月周回軌道(定常運用)に入る前までに撮像したモニタカメラの画像を参考として紹介する(図 6.1.10.5-5)。



(写真1)月に近づきつつある時の月面とハイゲインアンテナの駆動



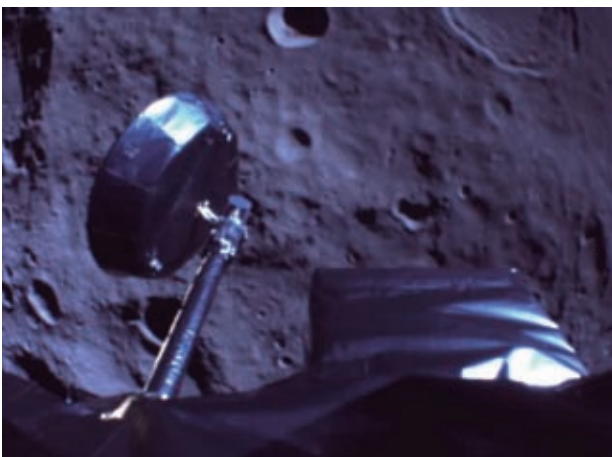
(写真4)月周回軌道上での SAP の駆動(裏面が見えている)



(写真2)月軌道投入後の LRS アンテナの展開と LMAG アンテナの展開



(写真5)SAPのヨークの間から見えた地球



(写真3)月面に近づいたときのハイゲインアンテナ側から見た写真



(写真6)「おきな」、「おうな」分離後に子衛星搭載面から見た月面

図 6.1.10.5-5 モニタカメラで撮像した画像

6. 2 観測機器

6. 2. 1 「おきな」(Rstar)／「おうな」(Vstar)

岩田隆浩(JAXA)、並木則行(千葉工大)、花田英夫(国立天文台)、
今村 剛、南野浩之、佐々木 健(JAXA)、増井 亘(NEC)

6. 2. 1. 1 概要

「おきな」(Rstar:リレー衛星)／「おうな」(Vstar:VRAD 衛星)は、月周回軌道において「かぐや」から分離された2機の小型衛星である。「おきな」は、2007年10月9日に、高度2,395-120km、軌道傾斜角 90.1° の楕円軌道に分離された。また「おうな」は、同年10月12日に、高度792-129km、軌道傾斜角 90.1° の楕円軌道に分離された。なお「おきな」は、ミッションを遂行した後、2009年2月12日に予定どおり月面に衝突した。

「おきな」には、リレー衛星搭載中継器(RSAT-1)と相対 VLBI 用衛星電波源 1(VRAD-1)が、「おうな」には VLBI 用衛星電波源 2(VRAD-2)が搭載され、これらを用いたミッションに供される。次に、ミッションの概要について述べる。

1) リレー衛星搭載・対向中継器(RSAT-1・RSAT-2)

「おきな」に搭載されたリレー衛星搭載中継器(RSAT-1)は、「かぐや」に搭載されたリレー衛星対向中継器(RSAT-2)と共に、4 ウェイドップラー計測による月の裏側の重力場観測を行った。RSAT ミッションの概念図を図6. 2. 1-1に、RSAT ミッションに関わる通信リンクの内容を表6. 2. 1-1に示す。月の裏側の重力場観測では、「かぐや」が月の裏側を飛行中に、JAXA 臼田局¹→「おきな」²→「かぐや」³→「おきな」⁴→臼田局の経路で、4 ウェイのドップラー(距離変化率)計測を行うことによって、月の裏側での周回衛星の軌道を決定する。この時同時に、「おきな」の2 ウェイ RARR(測距・距離変化率)計測を行うことにより、「おきな」の軌道を決定する。各探査機の軌道は重力場の構造(重力の強弱の分布)によって変化することから、「かぐや」と「おきな」の精密な軌道決定によって月の重力場分布を知ることができる。従来の月探査では月の裏側を飛行中の探査機の軌道を測定することができなかったことから、「おきな」を用いた4 ウェイドップラー計測によって初めて月の裏側の重力場を直接調べることが可能になった。

2) 相対 VLBI 用衛星電波源1・2(VRAD-1・VRAD-2)

「おきな」に搭載された相対 VLBI 用衛星電波源1(VRAD-1)と「おうな」に搭載された相対 VLBI 用衛星電波源2(VRAD-2)は、多周波相対 VLBI(超長基線電波干渉計)観測という手法により、月全体の重力場の精密観測を行った。VRAD ミッションの概念図を図6. 2. 1-2に、VRAD ミッションに関わる通信リンクの内容を表6. 2. 1-2に示す。VRAD-1 及び VRAD-2 から発する電波を、地上の複数の電波望遠鏡で観測して、受信信号の相関処理によって受信電波の位相差から遅延時間を求めて「おきな」と「おうな」の軌道決定を行う。地上の大気と電離層の影響を除去するために、VRAD-1 と VRAD-2 の信号を同時または交互に受信する。また位相差から遅延時間を求める際に1周期を超える不確定性を除去するため、S帯(2GHz帯)で3波、X帯(8GHz帯)で1波の電波を用いる。地上の VLBI 観測局の配置を、図6. 2. 1-3に示す。この手法を多周波相対 VLBI 法と称する。相対 VLBI では、従来の RARR 計測と比べて位置決定精度が約2桁向上すること、2機の子衛星は能動的な軌道・姿勢制御を行わないことから、月全体の重力場構造(重力場展開係数の低次項)を精密に調べることが可能になった。

3) 電波科学観測 (RS)

RS では、「おうな」が月の背後に回りこむ際に、「おうな」の送信電波が月の電離層を通過して臼田局に届き、この電波の位相が月の電離層の影響で変化するのを検出する。RS ミッションの概念図を図6. 2. 1-4に、RS ミッションに関わる通信リンクの内容を表6. 2. 1-2に示す。VRAD-2 の S 帯と X 帯は、共通の周波数発振器から作られており、電波が電離層を通過する際に生じる位相遅延の周波数依存性を用いて、経路中の電子数を測定することができる。月の電離層が仮に存在する場合、地球の電離層と比べて遙かに薄いことが予測されるが、「おうな」の月による掩蔽の前または後に数分間以上の連続観測を行って地球電離層による時間変化成分を推定して除去することにより、月の電離層による遅延の変化分の検出が可能になる。

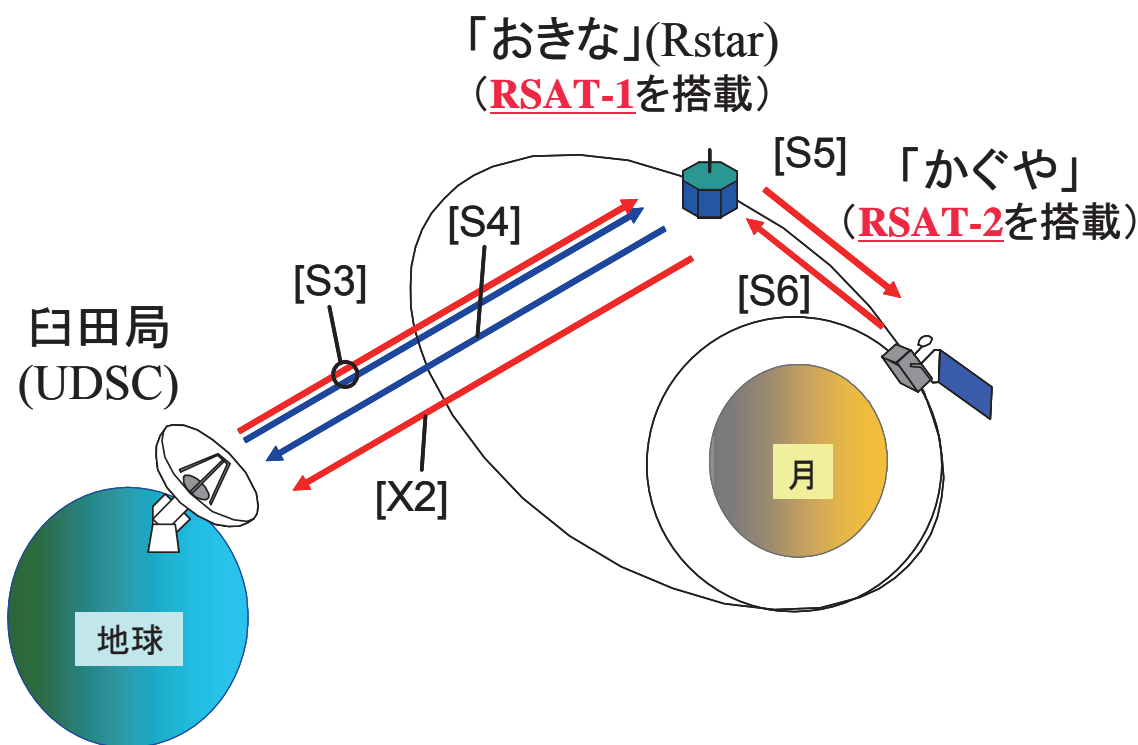


図6. 2. 1-1 RSAT ミッションの概念図。赤線は 4 ウェイ、青線は 2 ウェイの通信経路を表す。各通信リンクの符号 (S3, S4, S5, S6, X2) の内容は表6. 2. 1-1 に示す。

表6. 2. 1-1 RSAT ミッションの通信リンク諸元

符号	周波数 [MHz]	経路	内容 *
S3	2081.466	臼田局→「おきな」	コマンド, RARR, 4ウェイドップラー計測
S4	2260.416	新 GN 局→「おきな」	コマンド
S5	2241.579	「おきな」→臼田局	テレメトリ, RARR
S6	2051.614	「おきな」→周回衛星	4ウェイドップラー計測
X2	8456.125	周回衛星→「おきな」	4ウェイドップラー計測
		「おきな」→臼田局	4ウェイドップラー計測

*) RARR: 2ウェイ測距・距離変化率計測

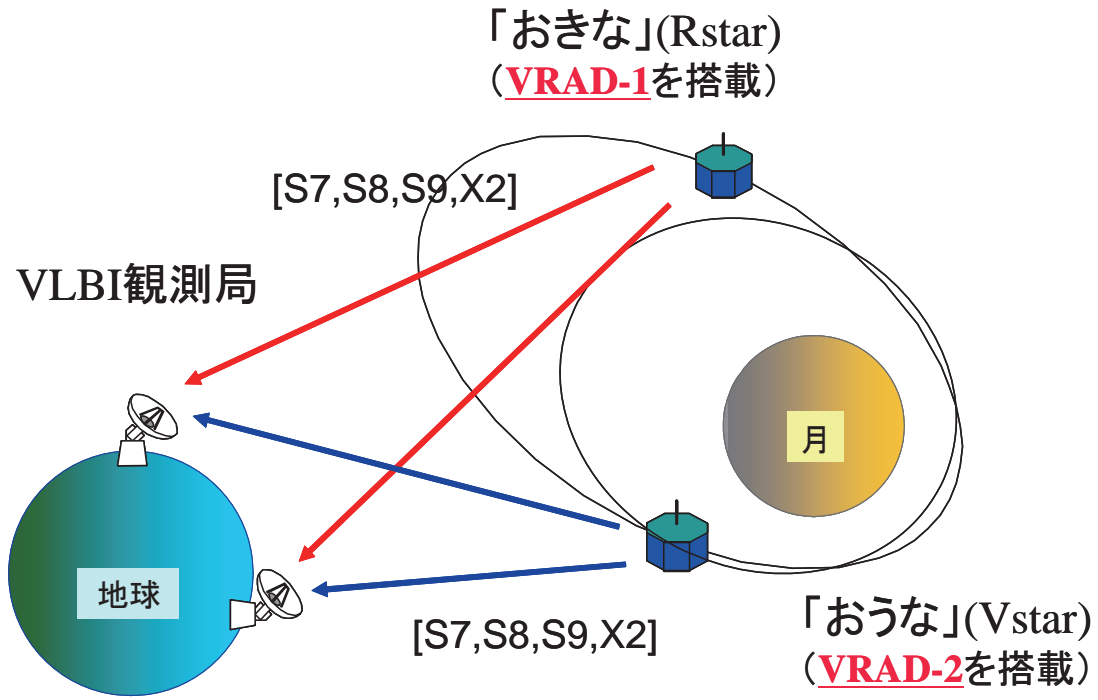


図6. 2. 1-2 VRAD ミッションの概念図。
各通信リンクの符号(S7, S8, S9, X2)の内容は表6. 2. 1-2に示す。

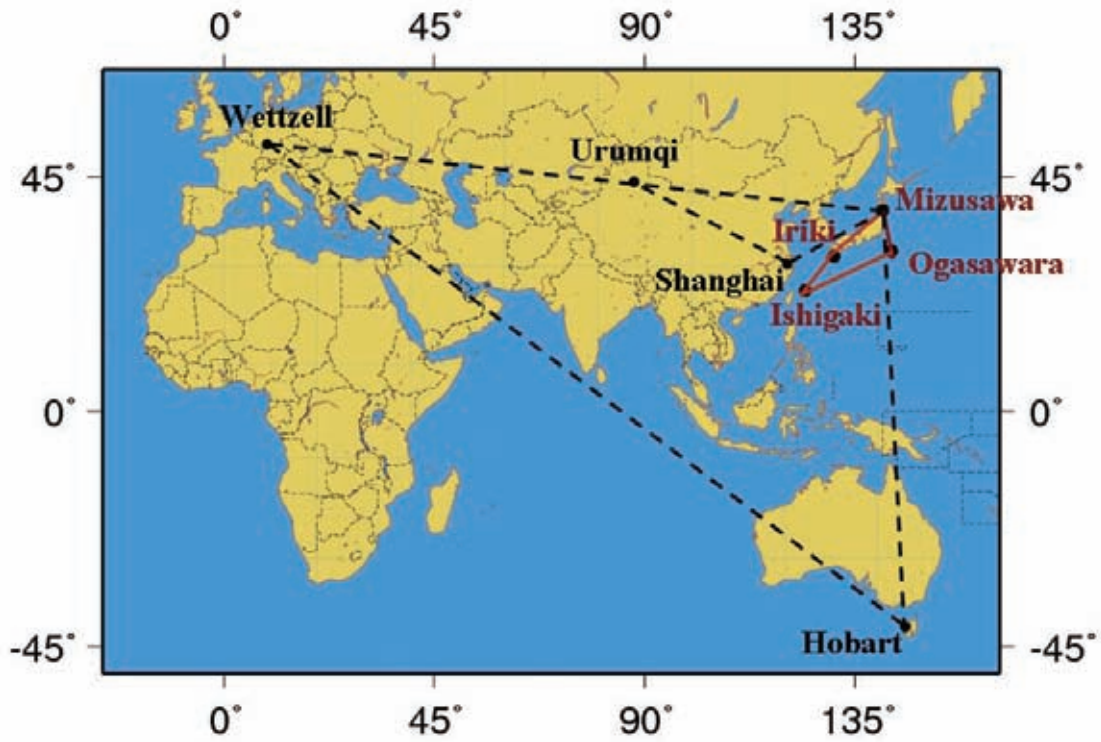


図6. 2. 1-3 VRAD ミッションで用いた地上 VLBI 観測網。
赤実線は国内局、黒点線は海外局の基線を示す。

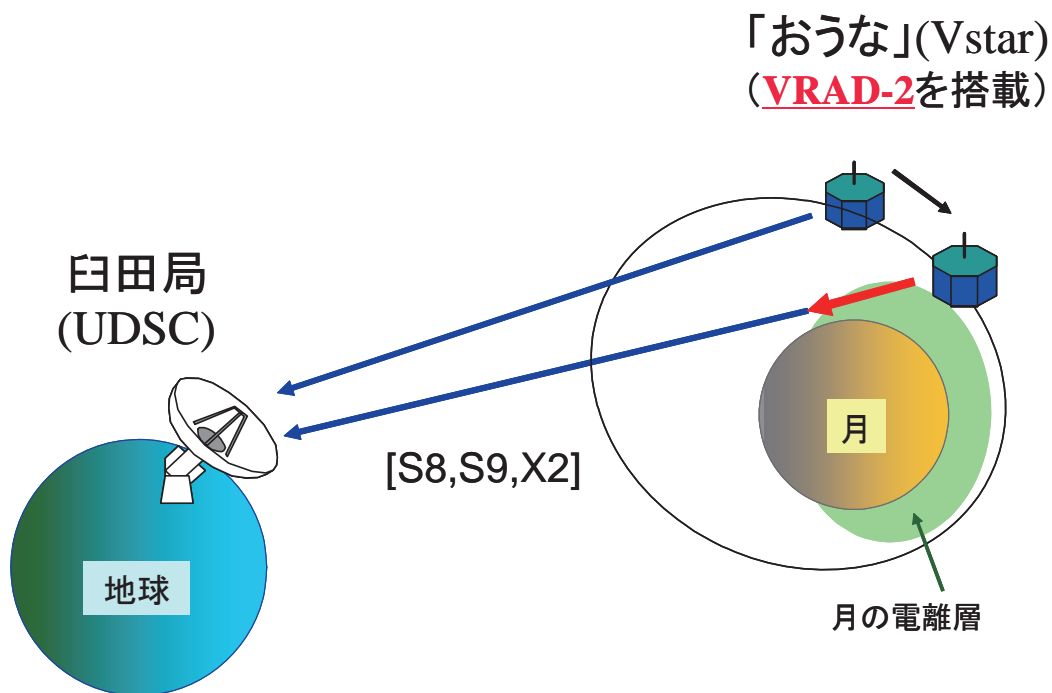


図6. 2. 1-4 RS ミッションの概念図。

各通信リンクの符号 (S8, S9, X2) の内容は表6. 2. 1-2に示す。

表6. 2. 1-2 VRAD・RS ミッションの通信リンク諸元

符号	周波数 [MHz]	経路	内容 *
S3	2081.466	臼田局→「おうな」	コマンド, RARR
		新 GN 局→「おうな」	コマンド
S4	2260.416	「おうな」→臼田局	テレメトリ, RARR
S7	2212.0	「おうな」→VLBI 局	相対 VLBI
S8	2218.0	「おうな」→VLBI 局	相対 VLBI
		「おうな」→臼田局	電波科学
S9	2287.3125	「おうな」→VLBI 局	相対 VLBI
		「おうな」→臼田局	電波科学
X2	8456.125	「おうな」→VLBI 局	相対 VLBI
		「おうな」→臼田局	電波科学

*) RARR: 2ウェイ測距・距離変化率計測

6. 2. 1. 2 設計

6. 2. 1. 2. 1 構成

「おきな」(Rstar) / 「おうな」(Vstar) は RVstar サブシステムに帰属するバス機器と観測機器から構成され、バス機器は構体系、熱制御系、電源系、計装系各サブシステムから構成される。観測機器は、「おきな」に搭載されるリレー衛星搭載中継器 (RSAT-1)、相対 VLBI 用衛星電波源 1 (VRAD-1)、「おうな」に搭載される VLBI 用衛星電波源 2 (VRAD-2) から成る。ここでは、「かぐや」に搭載されるリレー衛星対向中継器 (RSAT-2) についても述べる。

RVS・RSAT/VRAD の主な構成品目と各コンポーネントの消費電力を表6. 2. 1-3~5に、機能ブロック図を図6. 2. 1-5~8に示す。また「おきな」の外観図を図6. 2. 1-9に示す。

表6. 2. 1-3 「おきな」(RSAT-1・VRAD-1 を含む)の主な構成品目表。

区分	サブシステム・観測機器名 コンポーネント名	略称	消費電力 [W]
バス 機 器	構体系	STR	
	主構体部	SMB	-
	ソーラレイパネル	SAP	-
	保持分離機構	RR	-
	熱制御系	TCS	
	電源系	EPS	
	電力制御器	PRU	
	バッテリー	BAT	
	計装系		
	ニューテーションダンパ	ND	-
アッパーデッキスカート	UP-SKT	-	
ローデッキスカート	LO-SKT	-	
観 測 機 器	リレー衛星搭載中継器	RSAT-1	
	S/X帯垂直ダイポールアンテナ	S/X-ANT	-
	S帯送信平面アンテナ	T-ANT1・2	-
	S帯受信平面アンテナ	R-ANT1・2	-
	S帯中継器	S-TRP	8.6~12.3
	S/X帯中継器	S/X-TRP	9.0
	S帯パワーアンプ	S-PA	6.0
	X帯パワーアンプ	X-PA	7.4
	S帯ダイプレクサ	S-DIP	-
	S帯ハイブリッド	S-HYB	-
	テレメトリ・コマンド処理部	TCU	3.3
	S帯スイッチ	S-SW1・2	-
	S帯送信バンドパスフィルタ	T-BPF	-
	S帯受信バンドパスフィルタ	R-BPF	-
相対 VLBI 用電波源1 VRAD-1 発信器	VRAD-1 RAD-1	5.2	

表6. 2. 1-4 RSAT-2 の構成品目表

区分	観測機器名 コンポーネント名	略称	消費電力 [W]
観 測 機 器	リレー衛星対向中継器	RSAT-2	
	S帯中継器	S-TRX	40
	S帯ダイプレクサ	S-DIP	-

表6. 2. 1-5 「おうな」(VRAD-2を含む)の主な構成品目表。

区分	サブシステム・観測機器名 コンポーネント名	略称	消費電力 [W]
バス 機 器	構体系	STR	
	主構体部	SMB	-
	ソーラレイパネル	SAP	-
	保持分離機構	RR	-
	熱制御系	TCS	
	電源系	EPS	
	電力制御器 バッテリー	PRU BAT	
観 測 機 器	計装系		
	ニュートーションダンパ	ND	-
	アッパーデッキスカート	UP-SKT	-
	ローデッキスカート	LO-SKT	-
	相対 VLBI 用電波源2	VRAD-2	
	S/X帯垂直ダイポールアンテナ	S/X-ANT	-
	S帯中継器	S-TRP	8.6~12.3
S帯ダイプレクサ	S-DIP	-	
S帯ハイブリッド	S-HYB	-	
テレメトリ・コマンド処理部	TCU	3.3	
VRAD-2 発信器	RAD-2	6.9	

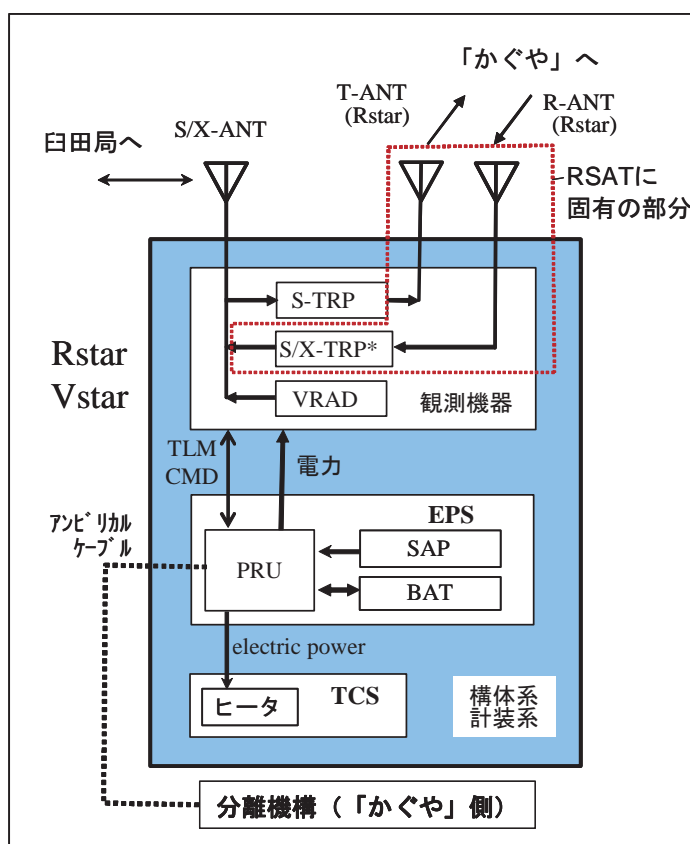


図6. 2. 1-5 「おきな」(Rstar)バス機能系統図

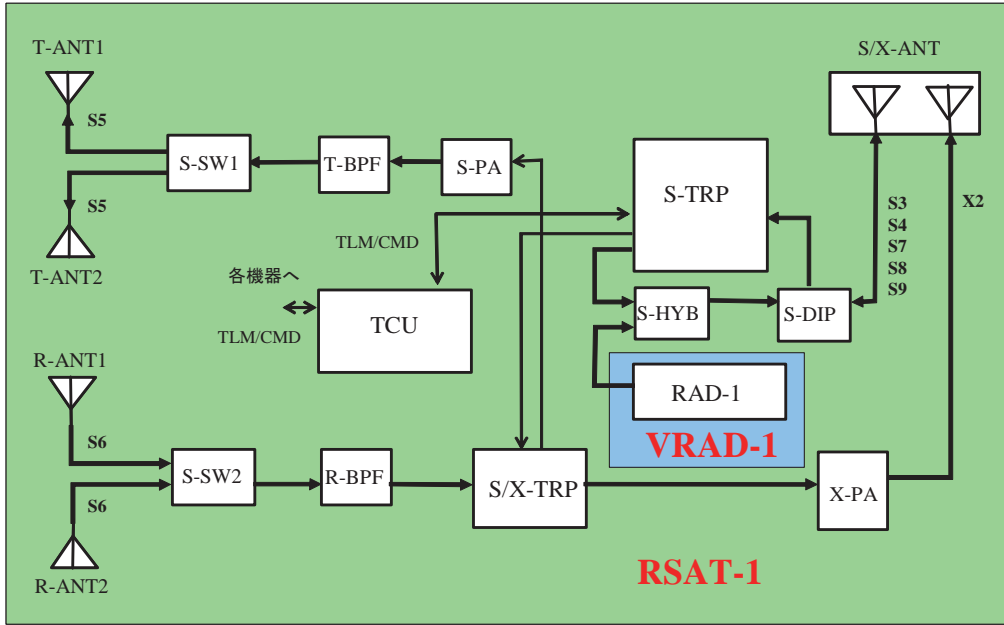


図6. 2. 1-6 「おきな」(Rstar)観測機器 (RSAT-1、VRAD-1)機能系統図

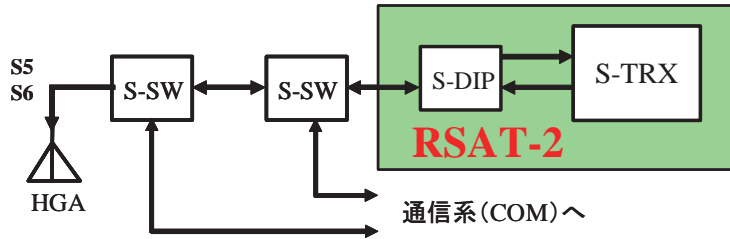


図6. 2. 1-7 RSAT-2 機能系統図

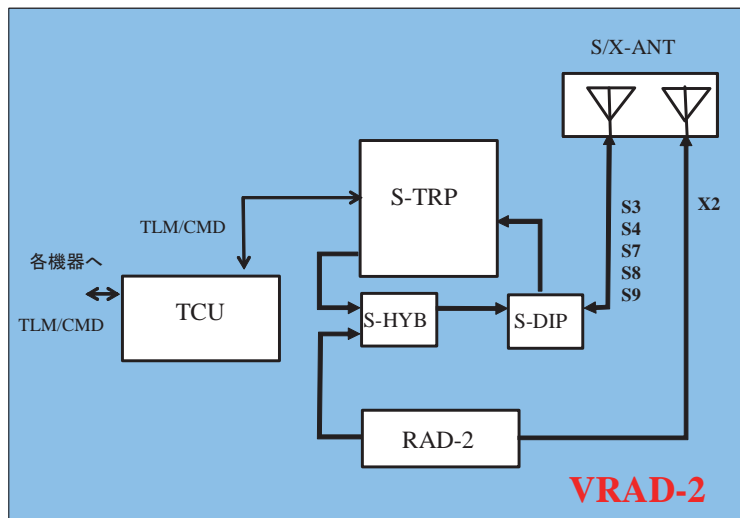


図6. 2. 1-8 「おうな」(Vstar)観測機器 (VRAD-2)機能系統図

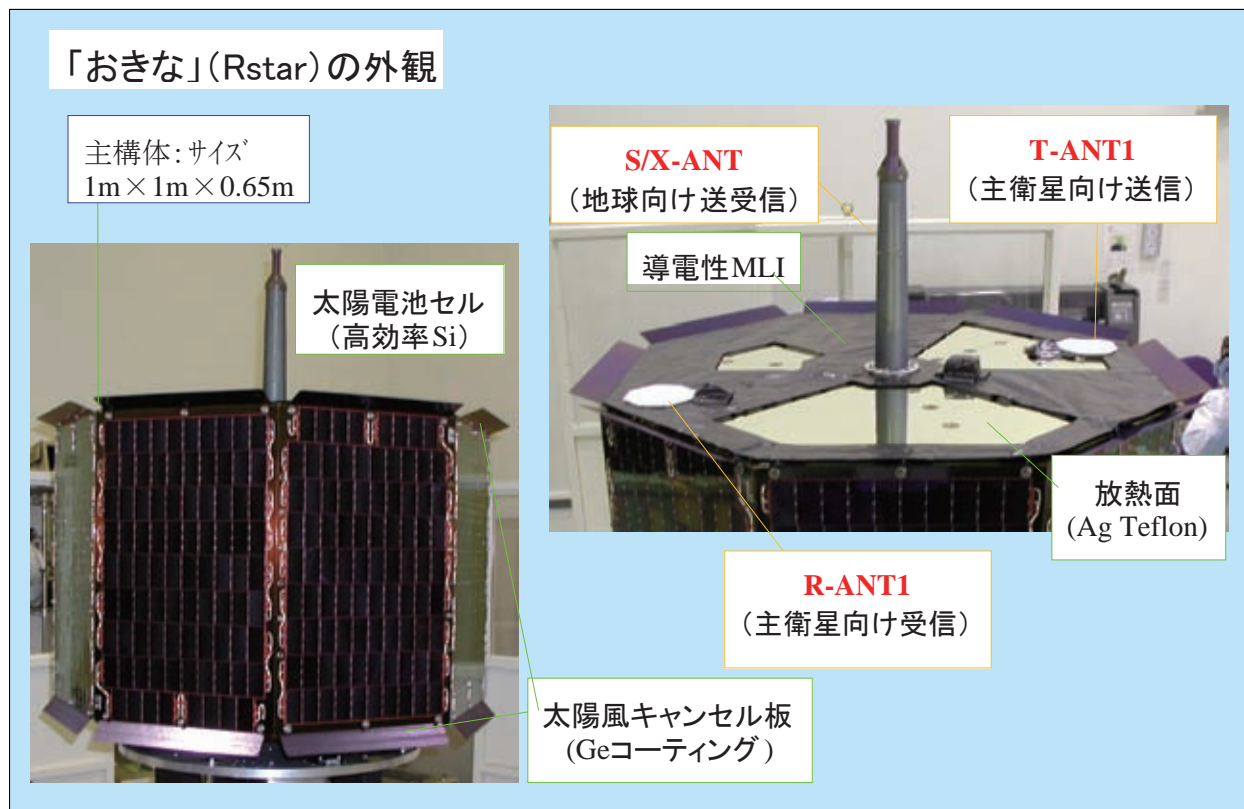


図6. 2. 1-9 「おきな」(Rstar)外観図

6. 2. 1. 2. 2 機能

a) 「おきな」(Rstar)/「おうな」(Vstar)バス (RVstar サブシステム)

「おきな」/「おうな」バスの主要機能は以下の通りである。

- (1) 「おきな」は、リレー衛星搭載中継器 (RSAT-1)、相対VLBI用電波源1 (VRAD-1)を搭載し、各々のミッションを遂行する。
- (2) 「おうな」は、相対VLBI用電波源2 (VRAD-2)を搭載し、そのミッションを遂行する。
- (3) ミッション遂行に必要な電力の発生、蓄積、及び分配を行う。但し、周回衛星との結合時には、周回衛星より電力の供給を受ける。
- (4) 打ち上げ時の振動環境に対して、搭載機器の保持、固定を行う。
- (5) 地上試験から軌道上までの熱環境に対して、搭載機器に対する適切な温度環境の維持、制御を行う。
- (6) 観測機器のミッションを遂行できるように、所定の姿勢維持を行う。但し、能動的姿勢制御の機能を持たず、衛星の質量特性、分離時の初期姿勢条件を基に、ミッション期間の姿勢維持を図る。
- (7) 打ち上げ時に必要な剛性を維持し、かつ、周回衛星からの分離を行う分離機構を有する。
- (8) 分離機構は、分離に際して、スピン安定によるミッション期間中の姿勢保持、並びに分離時に干渉回避を行うために必要な、スピン角速度、射出並進速度、チップオフレートを与える。
- (9) 地上支援装置からの電力を受け、試験に必要な電力を負荷に供給する機能を有する。また、地上バッテリー充電電源から充電電力の供給を受け、単独にバッテリー充電を行える機能を有する。

- (10) バッテリーは、発生電力・消費電力等の状況に応じて、V/Tカーブ(電圧・温度制御曲線)の切替、及び充電モード(V/T制御、トリクル充電、ゼロアンペア充電)の切替機能を有する。
- (11) 主要機能、性能、状態を監視するためのテレメトリ信号を送信する機能、及び、動作モードを設定するためのコマンド信号を受信する機能を有する。これらの機能は、観測機器(RSAT-1、VRAD-2)に帰属する。

b) RSAT

RSAT-1 の主要機能は以下の通りである。

- (1) 「おきな」の2ウェイRARR計測を行うための、S帯測距信号捕捉・追尾、コヒーレント周波数変換、S帯送信による中継を行う。
- (2) 「かぐや」の4ウェイドップラー計測のため、地上局→「おきな」→「かぐや」経路のS帯測距信号捕捉・追尾、搬送波抽出、コヒーレント周波数変換、S帯送信による中継を行なう。
- (3) 「かぐや」の4ウェイドップラー計測のため、「かぐや」→「おきな」→地上局経路のS帯搬送波受信、コヒーレント周波数変換、X帯送信による中継を行なう。
- (4) 「おきな」(バス機器を含む)の主要機能、性能、状態を監視するためのテレメトリ信号を送信する。また、動作モードを設定するためのコマンド信号を受信する。
- (5) VRADミッションのためのX帯搬送波を生成・送信する。またVRAD-1が生成したS帯搬送波を送信する。

また、RSAT-2 の主要機能は以下の通りである。

- (6) 「かぐや」の4ウェイドップラー計測のため、「おきな」→「かぐや」→「おきな」経路のS帯搬送波捕捉・追尾、コヒーレント周波数変換、S帯送信による中継を行なう。

c) VRAD

VRAD-1 の主要機能は以下の通りである。

- (1) 「おきな」及び「おうな」の相対VLBIを行うための、S帯搬送波3波を生成する。なお、X帯1波は、RSAT-1のS/X-TRPが生成する搬送波を利用する。
- (2) S帯の3波は、位相遅延の不確定性を解くために、周波数を

$$f(S8) = f(S7) + 6 \text{ [MHz]}, \quad f(S9) = f(S7) + 80 \text{ [MHz]}$$
 の関係を満たす配列に分配する。

また、VRAD-2 の主要機能は以下の通りである。

- (3) 「おうな」の2ウェイRARR計測を行うための、S帯測距信号捕捉・追尾、コヒーレント周波数変換、S帯送信による中継を行う。
- (4) 「おきな」及び「おうな」の相対VLBIを行うための、S帯搬送波3波、及びX帯搬送波1波を生成する。
- (5) S帯の3波は、位相遅延の不確定性を解くために、周波数を

$$f(S8) = f(S7) + 6 \text{ [MHz]}, \quad f(S9) = f(S7) + 80 \text{ [MHz]}$$
 の関係を満たす配列に分配する。
- (6) VRADミッションにおいて地球電離層補正を行うため、また、電波科学(RS)ミッションにおいて月電離層による伝搬遅延の周波数依存性を検出するため、S帯とX帯の間にコヒーレントな信号を持たせる。
- (7) 「おうな」(バス機器を含む)の主要機能、性能、状態を監視するためのテレメトリ信号を送信する。また、動

作モードを設定するためのコマンド信号を受信する。

6. 2. 1. 2. 3 性能

「おきな」(Rstar) / 「おうな」(Vstar) バス及び RSAT/VRAD の主要性能を表6. 2. 1-6~8に示す。

表6. 2. 1-6 「おきな」(Rstar) / 「おうな」(Vstar) バス主要性能

項目	性能・備考
主構体形状・サイズ	八角柱・990 [mm] × 990 [mm] × 650 [mm]
質量特性	
質量	
Rstar	53.5 [kg] (分離後の子衛星質量は 45.13 kg)
Vstar	53.3 [kg] (分離後の子衛星質量は 44.95 kg)
質量中心	x = 325 ± 3 [mm]以内 y = 0 ± 2 [mm]以内 z = 0 ± 2 [mm]以内
慣性能率	Ixx = 3.8 × 10 ⁶ [kg mm ²] ± 10 [%]
慣性能率比	1.03 < Ixx / Iyy < 1.08 1.03 < Ixx / Izz < 1.08
慣性主軸と機軸の傾き	3° 以下
分離機構方式	伸展リング方式
分離性能	表6. 2. 3-2に示す
姿勢安定性	スピン軸方向; 白道面垂直に対して ± 20° 以内
電源方式	16~26 [V] 非安定バス
太陽電池	
方式	高効率シリコン (Si) セル
発生電力 (EOL)	69.5 [W] 以上 (Rstar)、66.0 [W] 以上 (Vstar)
バッテリー	
方式	ニッケル水素 (NiMH) バッテリー
定格容量	13 [Ah]
放電深度	20 [%] 以下 (定常時)、85 [%] 以下 (月食時)

表6. 2. 1-7 RSAT-2 主要性能

項目	性能・備考
受信系	
S 帯フォワード信号 (S5)	
中心周波数	2241.579 [MHz]
追尾ループ等価雑音帯域幅 (2BL)	100 [Hz]
送信系	
S 帯リターン信号 (S6)	
中心周波数	2051.614 [MHz]
出力	+41 [dBm] ± 1 [dB] (10 [W] 以上)
質量合計	3.86 [kg]

表6. 2. 1-8 RSAT-1・VRAD-1・VRAD-2 主要性能

項目	性能・備考
受信系	
S 帯アップリンク信号(S3)	
中心周波数	2081.466 [MHz]
追尾ループ等価雑音帯域幅(2BL)	1 [kHz]
S 帯リターン信号(S6)	
中心周波数	2051.614 [MHz]
受信帯域幅	±30 [kHz]以上
送信系	
S 帯ダウンリンク信号(S4)	
中心周波数	2260.416 [MHz]
出力	+23 [dBm] ±1 [dB] (0.2 [W])
S 帯フォワード信号(S5)	
中心周波数	2241.579 [MHz]
出力	+30 [dBm] ±1 [dB] (1 [W])
S 帯 VLBI 用電波(S7, S8, S9)	
中心周波数	2212.000, 2218.000, 2287.313 [MHz]
実効放射電力(EIRP)	18 [mW]以上
周波数変動	50 [ppm]以下
X 帯ダウンリンク信号(X2); RSAT-1	
中心周波数	8456.125 [MHz]
出力	+30 [dBm] ±1 [dB] (1 [W])
X 帯 VLBI 用電波(X2); VRAD-2	
中心周波数	8456.125 [MHz]
実効放射電力(EIRP)	30 [mW]以上
周波数変動	50 [ppm]以下
アンテナ	
S/X 帯垂直ダイポールアンテナ(S/X-ANT)	
S 帯アンテナ利得	-1 [dBi]以上(エレメント垂直面±16° 以上)
X 帯アンテナ利得	-1 [dBi]以上(エレメント垂直面±16° 以上)
S 帯平面アンテナ(R-ANT・T-ANT)	
アンテナ利得	-5 [dBi]以上(アンテナ軸±70° 以上)
コマンド	
副搬送波周波数	4 [kHz]
ビットレート	125 [bps]
変調方式	PCM (NRZ-L) - PSK - PM
変調指数	0.9 [rad]±10 [%]
テレメトリ	
副搬送波周波数	8.192 [kHz]
ビットレート/シンボルレート	128 [bps]/256 [sps]
変調方式	PCM(NRZ-M)-CONV-Bi φ-L-PSK-PM
変調指数	0.9 [rad]±10 [%]
測距信号	
変調指数	0.5 [rad]±10 [%](受信)、0.2~0.7 [rad](送信)
質量合計	13.7 [kg](RSAT-1+VRAD-1)、9.4 [kg](VRAD-2)

6. 2. 1. 3 課題と対策

6. 2. 1. 3. 1 アンテナの構成と軽量化

「おきな」(Rstar)では、2 ウェイと4 ウェイという異なる方向の通信回線に対して、各々のアンテナを用意する必要がある。「おきな」はスピン衛星であることから、地上との通信にはカーディオイド型の指向性を持つミドルゲインアンテナを用いることとした。図6. 2. 1-9に示す S/X-ANT は、S帯とX帯を同軸状に配置した垂直ダイポールアンテナで、写真の水平方向に主指向性を持つ。衛星のスピン軸は写真の鉛直方向であり、白道面垂直とすることにより地上との通信を常時可能にする。一方「おきな」に対する「かぐや」の位置は様々な方向を取ることから、衛星間通信用には広域の指向性を持つローゲインアンテナを用いることとし、軽量化のため平面アンテナを採用した。同図の T-ANT1 と R-ANT1 は、送信用と受信用の平面アンテナで、写真の鉛直上向に指向性を持つ。同図下方向への指向のため衛星の下面に T-ANT2 と R-ANT2 を配置している。T-ANT1・R-ANT1 と T-ANT2・R-ANT2 の組合せを同軸スイッチで切り替えることにより、「かぐや」との通信を長時間可能にした。

S/X-ANT は、「ひてん(Muses-A)」と GEOTAIL に用いられた S/X 帯同軸スタック方式の多段コリニアアンテナをベースとした。但し「おきな」/「おうな」の姿勢設計の結果に基づき広い指向性($\pm 16^\circ$ 以上)を持たせ、RSAT/VRAD ミッションの多様なS帯周波数(表6. 2. 1-1・2の S3, 4, 7, 8, 9)に応じた広帯域特性を持たせるための改造を行った。ビーム幅を拡げるため、放射素子を1段とした。また、主構体およびフレア板による干渉を考慮してS帯アンテナ部を嵩上げし、併せて剛性を高める構造とした。一般に宇宙用S帯アンテナでは、コマンド回線の受信周波数(2.0 GHz 帯)とテレメトリ回線の送信周波数(2.2 GHz 帯)の2周波で共振させるが、本 S/X-ANT では送信周波数に VRAD ミッションのための3波が加わり、S帯の使用帯域が広範囲に及ぶため、共振特性の最適化を行った。これらの結果について、アンテナ単体試験に加えて小型衛星とフレア板を模擬したパネル上でのアンテナ利得計測により、所要性能を満足することを確認した。

「おきな」と「かぐや」との通信に用いる平面アンテナ:T-ANT(送信用)・R-ANT(受信用)は、2002年12月に打ち上げられたピギーバック衛星 μ -Lab Sat に用いた S 帯平面アンテナをベースとした。 μ -Lab Sat ではS帯の送受信を同一アンテナで行うため広帯域特性を有したが、「おきな」では送信・受信を別アンテナとして各々の周波数帯に特化した。これらをスピン軸対称に配置することにより、Doppler データにおける衛星スピンの影響の低減を図った。「おきな」の平面アンテナ取付面には、フレア板や分離機構の火工品上部ブラケット等の構造物が搭載されているが、軽量化のため嵩上げを行わず、模擬構体を用いたアンテナ利得計測により所要性能を満足することを確認した。「おきな」は、最長300分となる月食時の日陰に対する耐久性を必要としているため、低温側の許容温度範囲を μ -Lab Sat より拡げる必要があった。そこでJAXA 筑波宇宙センター小型衛星試験棟で熱真空試験を実施し、その後の電気性能試験で耐性を有することにより、 -117°C までの耐低温性を確認した。

6. 2. 1. 3. 2 姿勢要求・姿勢解析と質量特性計測

「おきな」と「おうな」は姿勢制御系を持たないことから、分離姿勢及び分離時に印加された運動は、その後の衛星姿勢において支配的となる。垂直ダイポールアンテナによる地球局との通信リンクの確保と、太陽電池セルへの太陽光入射の確保のためには、スピン軸が白道面垂直となる姿勢で軌道投入し、1年間のミッション期間内の姿勢倒れ角を $\pm 20^\circ$ 以内とする必要がある。

衛星の姿勢変動要因としては、長期変動として作用する軌道上での重力場傾斜、太陽輻射圧と、ニューテーションとして作用する分離時チップオフ、機軸と慣性主軸のずれがある。分離時チップオフによるニューテーションは、チップオフレートとスピン角速度の比に依存し、スピン角速度の設計値を $60^\circ/\text{s}$ 以上とした時の最大

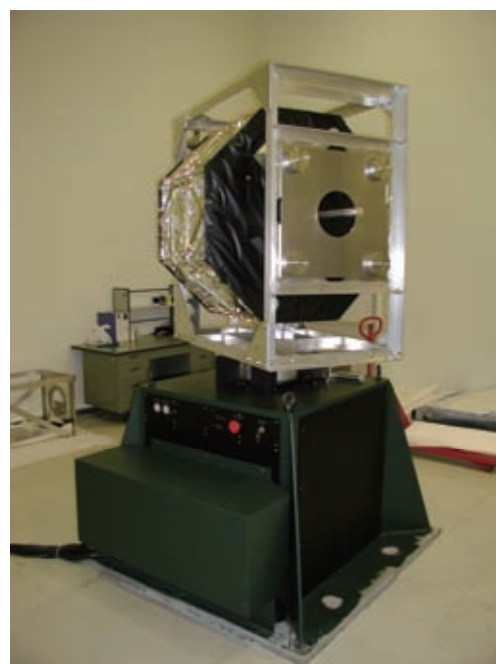
値として 0.1 を与えた。慣性主軸のスピン軸に対するずれは、設計上は 3° を配分した。なお、Vstar 構造試験モデル(MTM)による質量特性計測試験の結果では、実際の慣性主軸のずれは約 0.1° であった。ニューテーションの2つの要因は製作上のばらつきに依存することから、その和を2乗和平方根値で管理した。これらの他に、主衛星への取付誤差、主衛星の分離時指向精度、分離姿勢における残留レートの合計として、分離時姿勢誤差 1° を配分した。これらの設計上の配分値を表6. 2. 1-9にまとめる。試験モデルを用いた質量特性計測試験の様子を図6. 2. 1-10に示す。

表6. 2. 1-9 変動角配分値

指向性の変動要因	変動角
衛星姿勢の変動要因	
機軸と慣性主軸のずれ	0.5°
分離時チップオフ	5.7°
分離時姿勢誤差(アライメント,指向精度,残留レート)	1.0°
慣性空間に対する衛星姿勢倒れの小計	13.6°
軌道による視差	0.7°
地上局の視差(:地球半径)	1.0°
地上局方向の変動の合計	15.3°

図6. 2. 1-10

機械試験モデルMTMを用いた
Z軸方向の質量特性計測試験。



6. 2. 1. 3. 3 分離機構の開発と分離性能

「おきな」と「おうな」の分離機構には、加速・スピン印加時の摩擦抵抗が小さくかつ軽量の伸展リング方式と、ハーネス分離を姿勢擾乱の小さいワイヤカッターによるハーネス切断方式を採用した。伸展部分の外観図を、図6. 2. 1-11に示す。本方式では、 $\phi 400$ mm 伸展リングを24本の伸展材(板バネ)で繋ぎ留め、これを押し曲げた状態で3箇所の火工品ブラケットで固縛する。火工品の作動による解放によって、上部リングにフック留めされた衛星が、分離速度とスピン角速度を印加されて分離する。

分離機構の分離特性は「おきな」/「おうな」の姿勢に与える影響が大きいことから、試作試験用モデル (BBM) 及び開発モデル (EM) を用いた地上試験を行って、基本特性を計測した。図6. 2. 1-12に試験コンフィギュレーションを、図6. 2. 1-13に分離機構試験用モデル (BBM) を用いた試験風景を示す。模擬構体は、「おきな」の質量特性としてノミナル値から設計上の最大・最小値までを模擬する。これを 4m ショックコードを用いて、分離位置で重力と張力がキャンセルする状態で吊る。火工品シミュレータは、火工品による分離ナット動作を模擬し、動作時刻にばらつきを与えることによって分離特性に対する影響を評価した。レーザ変位計により分離速度とチップオフレート、高速ビデオカメラを用いた画像解析装置によりスピン角速度と水平速度を測定した。分離時刻の特定は加速度計により行い、模擬構体が完全に分離してから安定した運動をする 100～200ms の領域の計測値を各データに用いた。

分離機構 BBM による分離試験では、主に分離機構の構造並びに形状の最適化のためのデータを取得し、EM による試験では、分離機構各構成部の温度・荷重等に対する特性を要素試験により確認した。EM 試験では、引き続き熱真空試験・振動試験と合わせて、分離特性の熱履歴後の変化の測定を継続している。

BBM による分離試験の結果と、EM の要素試験までの結果に基づく特性予測値を表6. 2. 1-10に示す。ここで熱履歴としては、製作・保管・軌道上での最長かつ最高温ケースを考え、常温保管を 10 ヶ月、熱真空試験における 70℃環境を 8 時間、軌道上での 60℃環境を 12 日間とした。EM 要素試験の結果、分離特性は熱履歴に依存して幅を持つことが示され、また BBM 試験結果と併せて、本分離機構の分離特性が主衛星との干渉回避と姿勢保持のための基本的要求性能について、満足していることを確認した。

表6. 2. 1-10 分離機構の要求仕様と地上試験結果

項目	目標値	測定結果	目的
分離速度	> 93 mm/s	101～142 mm/s (†)	分離干渉回避の回避
分離方向ずれ	< 25 deg	3.0±1.8°	
スピン角速度	> 60 deg/s	61～67 deg/s (†)	分離後姿の勢保持
チップオフレート (*)	< 0.1	0.045±0.018	

*) チップオフ角速度/スピン角速度、†) 測定値に基づく軌道上予測値。

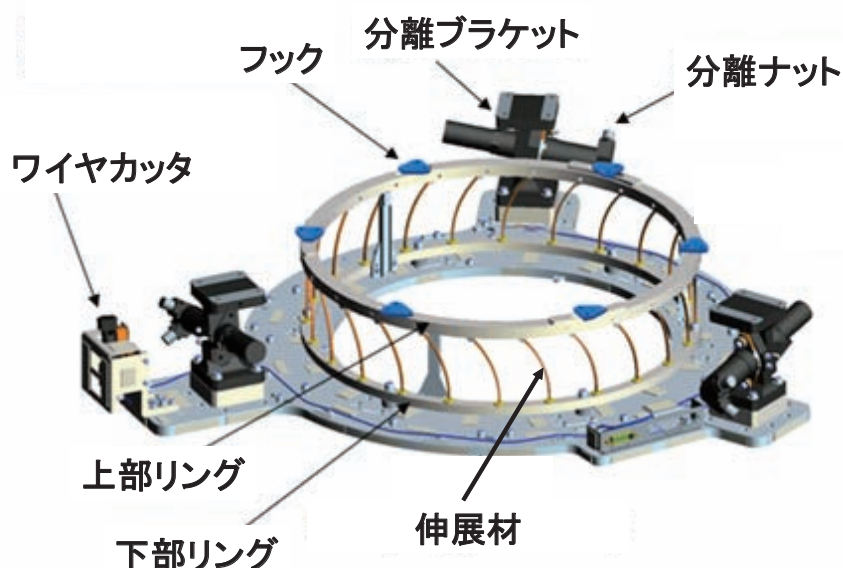


図6. 2. 1-11 分離機構の外観図。

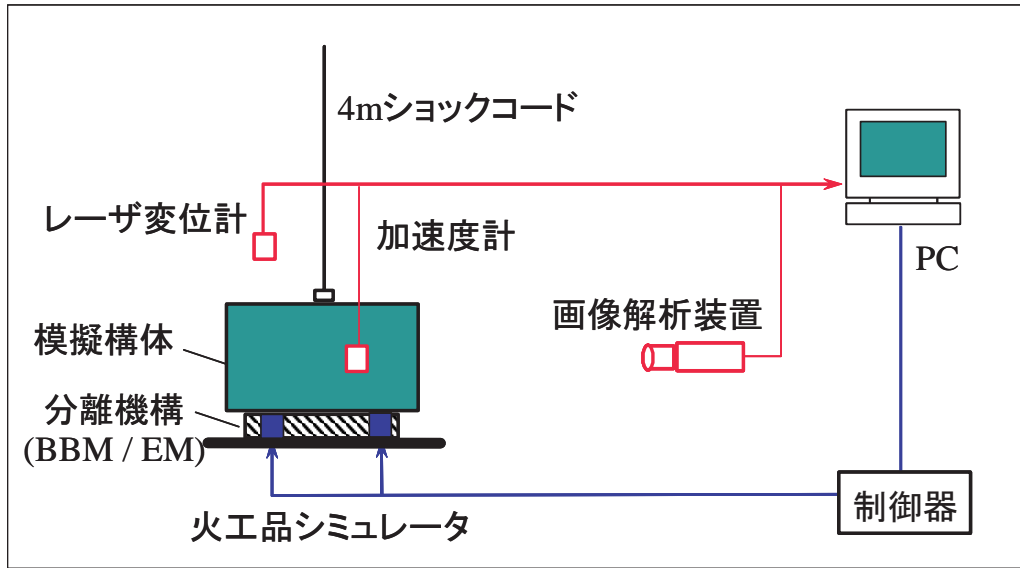
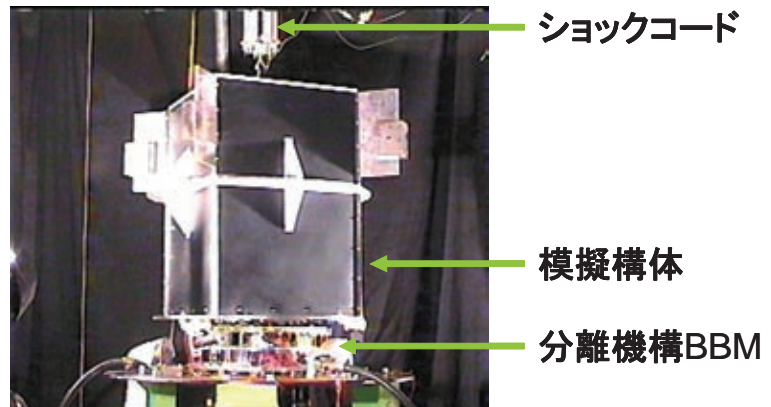


図6. 2. 1-12 分離特性計測試験の概念図。

図6. 2. 1-13

分離機構 BBM(試験用モデル)と
模擬構体を用いた分離特性計測試験。



6. 2. 1. 3. 4 4ウェイ総合性能の検証

中継衛星を経由した4ウェイ通信としては TDRS、「きく6号」、「こだま」の例があるが、これらは、いずれかの局が地球局に対してほぼ静止した状態であった。RSAT ミッションでは、地球局・「おきな」・「かぐや」間の相対位置は常に変化するため、4ウェイ各回線のドップラー偏移に対して搬送波捕捉と追尾を行う必要がある。

臼田局アップリンク信号(S3)は、まず「おきな」を掃引して2ウェイの捕捉を行い、次いで「かぐや」を掃引して4ウェイ捕捉を達成する。衛星側の受信機のループバンド(表6. 2. 1-7)は、ループ S/Nを最小マージンとすることと捕捉時間が運用上問題ないことを考慮して決定した。この時、捕捉可能周波数変化率は、回線解析上の最小ループ S/N、固有周波数 ω_n 、ダンピングファクター ζ に依存する。これらの値から、出力 (P) と等価雑音帯域幅 ($2B_L$) を以下の関係を考慮して最適化した。

1) 通信の成立性: 所要 S/N (信号電力対雑音電力比)

$$S_{\min}/N = (1-\alpha) \eta_{\text{gain}} \eta_{\text{loss}} P / 2B_L \quad (\zeta > 0: \text{回線マージン})$$

2) 観測計測精度: ドップラー(測距・距離変化率)計測精度

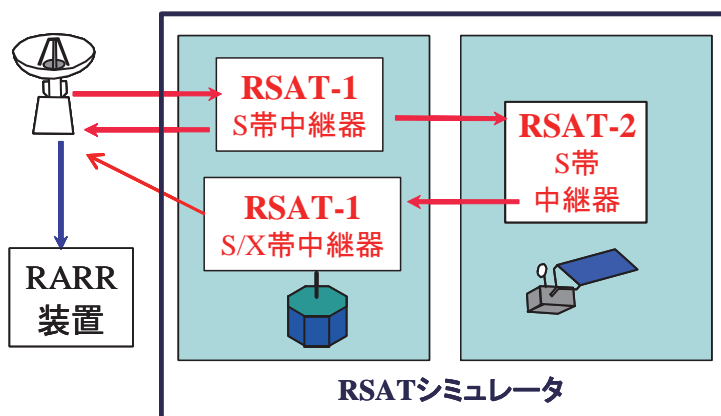
$$\sigma_{\text{rr}} = (c / 4\pi f T) \sqrt{2 / (S/N)} \quad (f: \text{受信周波数}, T: \text{積分時間})$$

3) 運用成立性: 最大捕捉可能周波数変化率

$$\xi = (1/4 \pi) (1.9 B_L)^2 [1 - 2 / \sqrt{(S/N)}]$$

所要観測精度は、重力場観測カバレッジと所要推定精度から決められ「おきな」の 2 ウェイドップラー計測の所要精度は 0.2 mm/sec(18 秒積分値)、「かぐや」の 4 ウェイドップラー計測の所要精度は 1.0 mm/sec(10 秒積分値)となった。3 機の中継器(S-TRP, S-TRX, S/X-TRP)と臼田局送受信機で構成される 4 ウェイ回線で捕捉が可能であること、ドップラー計測の所要精度が達成可能であることを示すため、RSAT の各中継器と臼田局とを接続した適合性試験を 2003 年に実施した。この時の試験コンフィギュレーションの概念図を、図6. 2. 1-14に示す。RSAT シミュレータでは、減衰器を使用して各回線の損失を模擬した。この結果、上述の 2 ウェイと 4 ウェイのドップラー計測精度は各々0.10mm/secと0.36mm/secであり、所要性能を満たしていることを確認した。

図6. 2. 1-14
RSAT シミュレータを用いた
臼田局・4 ウェイ適合性
試験の概念図。



6. 2. 1. 4 運用成果

「おきな」(Rstar)／「おうな」(Vstar)は、月周回軌道において「かぐや」から分離された2機の小型衛星である。「おきな」は、2007年10月9日に、高度2,395-120km、軌道傾斜角90.1°の楕円軌道に分離された。また「おうな」は、同年10月12日に、高度792-129km、軌道傾斜角90.1°の楕円軌道に分離された。なお「おきな」は、ミッションを遂行した後、2009年2月12日に予定どおり月面に衝突した。

「おきな」は2007年10月9日に、「おうな」は同月12日に「かぐや」からの分離が行われ、各々の軌道投入の直後から初期軌道決定とテレメトリ監視が行われた。その後、10月31日、11月1日、同5日の合計30時間をかけて、RVS衛星バス並びにRSAT/VRAD観測機器の初期チェックアウトを実施した。この中で各機器の機能、軌道上性能が、RSAT/VRADミッションの遂行に問題ないことを確認するとともに、地上局を含む観測システム全体の性能を評価した。その後、「おきな」は2009年2月12日の月面衝突運用まで、「おうな」は同年6月29日まで運用に供され、4ウェイドップラー計測(RSATミッション)と相対VLBI観測(VRADミッション)による月重力場の高精度グローバルマッピングと、電波科学観測(RSミッション)による月電離層検出のためのデータを取得し、月内部構造の二分性の解明などの科学成果に貢献した。この間、2008年2月21日と8月16日には、月食に伴う最長239分の日陰を経験した。これらのミッション期間においてテレメトリの監視がなされ、軌道上性能の有意な変化がないことが確認された。

6. 2. 1. 4. 1 バス系

初期チェックアウトと初期運用の期間に測定された「おきな」/「おうな」の軌道、及びバス機器の主要性能と、設計要求値との比較を表6. 2. 1-11に示す。

表6. 2. 1-11 「おきな」(Rstar)、「おうな」(Vstar)衛星バスの軌道上特性

項目・コンポーネント	設計値	計測値*
投入軌道(システムインタフェース):		
Rstar 近月点高度	100 km	120 km
Rstar 遠月点高度	2400 km	2395 km
Vstar 近月点高度	100 km	129 km
Vstar 遠月点高度	800 km	792 km
EPS: 電源系性能		
バッテリー電圧 [V]	16.8~24.8	21.0~22.3
フル充電電流 [A]	1.7~2.0	1.81~1.84
C/D 比	1.0 ~ 1.1	1.03~1.07
定常時放電深度	20 %以下	10 %以下
太陽電池セル発生電力[W]	93 以上 (R) 92 以上 (V)	122 (R) 106 以上 (V)
TCS: 熱制御系性能		
バッテリー [°C]	許容値 0~+35	9.2~12.9 (R) 9.2~12.9 (V)
観測機器 [°C]	許容値 -30~+60 予測値 -17~+29	-22.7~+10 (R) -20~+10 (V)
分離機構性能		
スピン角速度 [deg/sec]	60.0 以上	66.38 (R) 67.46 (V)

*) (R): Rstar、(V): Vstar.

a) 電源系(バッテリー、電力制御器)

「おきな」/「おうな」の電源系は、ニッケル水素(NiMH)バッテリーと電力制御器(PRU)から構成される。PRU は、太陽電池からの電力のバッテリーとそれ以外の機器(負荷)への分配、およびバッテリーの充放電に関する制御をおこなう。バッテリーの電圧は、温度との関数である電圧・温度制御曲線(V/T カーブ)の値を維持するように制御されるV/T 制御モードとなり、日陰中の放電の後には、充電電流が最大(約 1.8A)であるフル充電モードとなる。但し太陽電池の温度特性により、発生電力が十分でない時には、負荷への電力供給がバッテリー充電に対して優先されるアレイ電力制御モードとなる。

バッテリー特性の一例として、初期チェックアウト時のバッテリー特性値の履歴を図6. 2. 1-15に示す。バッテリーの電圧、充放電電流、温度テレメトリから示される充放電特性は、上で述べた PRU による制御が設計どおり正しく行われていることを示している。初期チェックアウトでのバッテリーの電圧は 21.0~22.3 V の間で推移しており、設計値 16.8~24.8 V に対して充分安定した値を示した。V/T 制御モードの時のバッテリー温度 9~13°C のときの電圧は 22.1~22.3 V であり、V/T カーブの設計どおりの値であった。放電末期電圧はほぼ 21V(セル平均 1.31V 以上)を示しており、放電電量に対して適正な値である。食中のバッテリー放電と日照中のバッテリー充電への移行は、正しく行われている。食明け後にヒーターオフの場合は、フル充電モードとなり、その後 22.1~22.3 V で V/T 制御モードに移行している。食明け後にヒーターオンの場合には、一定時間アレイ電力制御モードが継続する。放電深度(DOD)は 6~10%の範囲内で動作しており、実運用模擬試験で検証した要求値 20% 以下(月食時を除く)に対して余裕のある運用となっている。充電と放電の電流比(C/D 比)は、平均して 1.03~1.07 程度の傾向で推移し、設計範囲内の値を示しており所定の性能を有している。

以上によって、電源系(バッテリー、電力制御器)が、ミッション遂行に必要な電力の蓄積、分配を行えることを確認した。

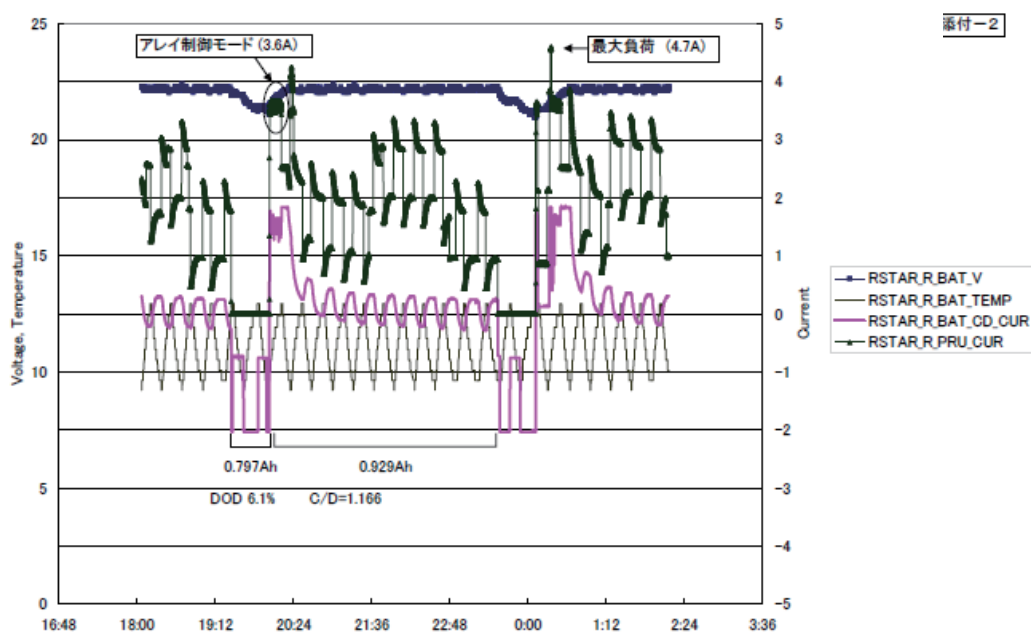


図6. 2. 1-15 「おきな」(Rstar)バッテリー・PRU の履歴(2007/10/31~11/1)

b) 太陽電池

「おきな」/「おうな」の太陽電池は、高効率シリコン電池セルで構成されている。太陽電池セルの発生電力は、バッテリー充電と負荷への供給電流の合計に相当する PRU 電流、バッテリー電圧、及び地上試験で確認された太陽電池・PRU 間の効率値 87%から、「PRU 電流」×「バッテリー電圧」÷0.87 で算出できる。「おきな」では最大発生電力が 122 W と測定された。「おうな」は「おきな」より負荷電力が小さく最大発生電力を要するモードが無いため、発生電力の下限値が 106W であることが測定された。発生電力に対する設計要求値は、ミッション終了時の最低値(EOL)では、「おきな」で 69.5W 以上、「おうな」で 66.0W である。これから換算した月軌道投入時の所要初期発生電力は各々93 W と 92 W であることから、測定された軌道上発生電力は要求値を上回っている(表 6. 2. 2-4)。以上によって、太陽電池が、ミッション遂行に必要な電力の発生を行えることを確認した。

c) 熱制御系

「おきな」/「おうな」の熱制御系は、バッテリーヒーターがバッテリー温度 10°Cでオン、13°Cでオフとなることにより、バッテリーを許容温度 0~+35°C、他の内部搭載機器を許容温度範囲-30~+60°Cに維持するという設計である。熱制御系の性能は、各コンポーネントの温度を監視することにより確認した。温度の一例として、「おうな」の温度データの履歴を図6. 2. 1-16に示す。バッテリー温度は、オーバーシュートを含めて約 9~13°Cで推移し、許容温度に対して十分なマージンがあり、ヒーター制御が正しく行われていることが確認された。他の内部搭載機器の温度は-23~+10°Cの範囲で推移しており、許容温度に対して 7°C以上の余裕がある。

低温側におけるテレメトリ温度と解析予測温度の差は、X-PA の-3°Cが一番小さく、かつ厳しい箇所であったが(解析温度-26°C、実測温度-22.7°C)、予測温度の範囲を維持し、初期チェックアウト時から2°C程度の温度変化となっているため、熱制御機能は維持されていると判断できる。一方、高温側は、「おきな」・「おうな」とも熱的に高温状態となっていないため、テレメトリ温度の方が、予測温度よりも十分低い温度となっており、高温側に対しても十分な温度維持機能があることを確認した。設計時に想定していた温度マージン 8°Cよりも小さい温度差となっているため、熱数学モデルの妥当性も確認できたと考えられる。

これらの結果から、熱制御系は適正な熱環境を与えていると判断される。熱制御系は、軌道上の熱環境に対して、搭載機器への適切な熱環境の維持、制御を行えることを確認した。

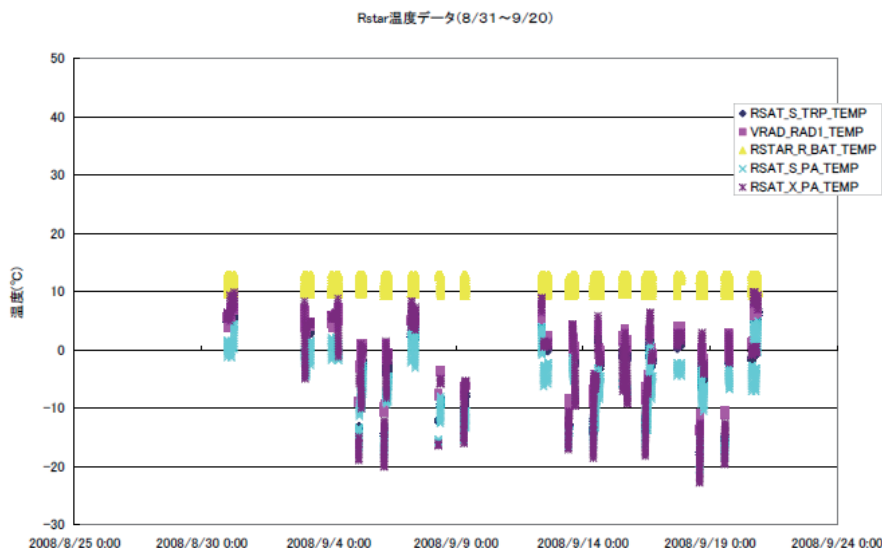


図6. 2. 1-16 「おきな」(Rstar)温度データの履歴(2008/8/31~9/20)

d) 分離機構

分離機構の動作については、「かぐや」に搭載されたモニタカメラの画像と、ワイヤカタ作動テレメトリにより確認した。図6. 2. 1-17に、モニタカメラによる「おきな」と「おうな」の各々分離前後の画像を示す。

分離機構の性能については、衛星のスピン角速度と衛星・地上間の受信レベルの値から評価した。ドップラーデータを用いた衛星スピン角速度の推定方法については、次節に述べる。スピン角速度は「おきな」で $66.4^{\circ}/\text{sec}$ 、「おうな」で $67.5^{\circ}/\text{sec}$ と推定され、姿勢安定要求に基づく設計値 $>60^{\circ}/\text{sec}$ を満足している。衛星及び地上局の受信レベルは予測値の範囲内であるとともに、分離以降の運用で有意な変化はない。このことから、分離角度とニューテーションにおいて、衛星姿勢に有意な影響を与える問題はないと推定され、分離機構によって、所定のスピンならびに分離姿勢が与えられていることを確認した。

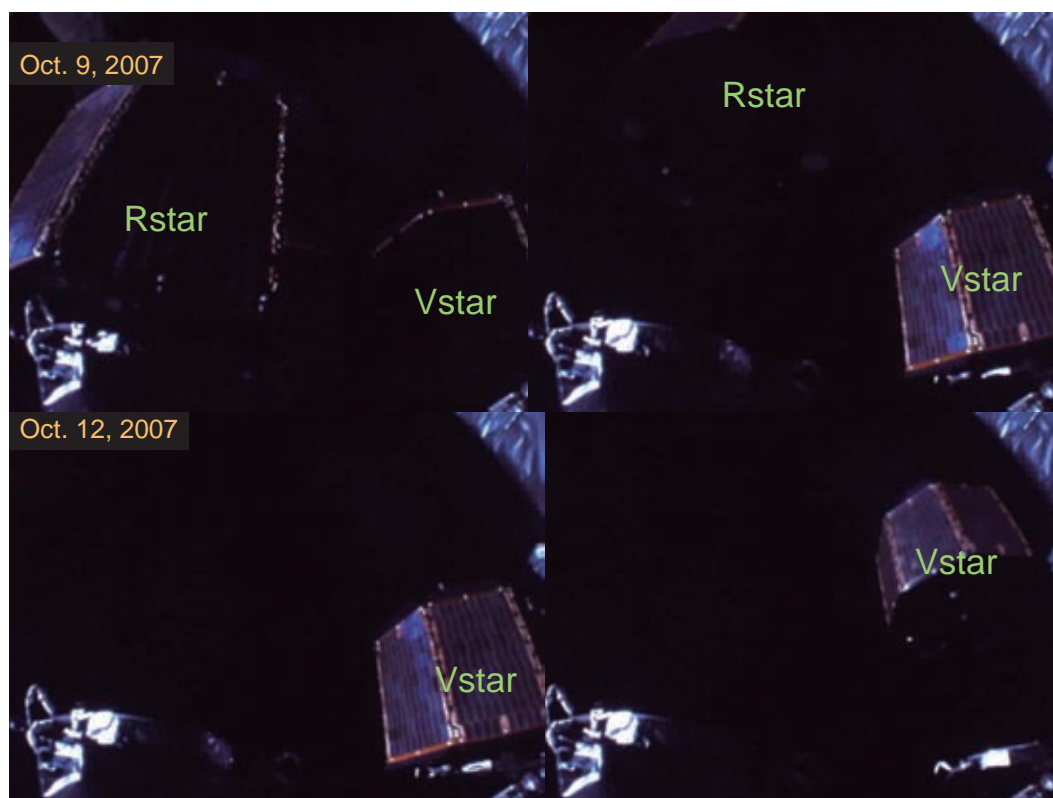


図6. 2. 1-17 モニタカメラによる分離映像。左上:「おきな」(Rstar)分離前。右上:同分離後。
左下:「おうな」(Vstar)分離前。右下:同分離後。

6. 2. 1. 4. 2 搭載観測機器 (RSAT/VRAD)

a) テレメトリ・コマンド機能及び RF 回線性能

RSAT/VRAD ミッション観測機器の機能と性能については、初期チェックアウト期間に確認し、その後のミッション期間に維持されていることを監視した。全てのテレメトリ表示とコマンドへの応答は、テレメトリ・コマンド機能が地上で確認された機能を維持していることを示した。

通信機器の回線設計は、地上局と自由空間電波伝搬経路を含む全系において、要求する特性を満足していることを確認した。表6. 2. 1-12に、各通信回線性能を示す。この表で「おきな」「おうな」での受信レベルは、初期チェックアウトで AGC レベルテレメトリとして計測された範囲を示しており、「かぐや」と UDSC の受信レベルは初期チェックアウトで AGC レベルテレメトリとして記録された代表値を示す。表において受信レベルの設計値は、各通信回線の距離とアンテナ利得の範囲から算出した変動値を示している。「おきな」「かぐや」間の距離の変動幅は 4,400~400 km であり、S-RTN 信号の実測された受信レベルはこのうち 3,000~500 km 程度の間で変化したものに対応している。測定された値は全て設計値と整合しており、軌道上での性能劣化や分離姿勢による有意な影響は見られていない。

4 ウェイドップラー計測開始時には、周波数予報値に基づく初期周波数から、RSAT-2 の S-TRX 温度に応じて、無掃引又は 10~20kHz の幅を 1kHz/sec の周波数変化率で掃引することにより、周波数捕捉を行った。図 6. 2. 1-18に 4 ウェイ捕捉時の RSAT-2 機器温度と掃引幅の関係を示す。掃引に要する時間は最大 40sec であり、設定時間等を見込んで配分値 90sec に対して余裕があり、4 ウェイ捕捉手法が確立された。4 ウェイの捕捉と軌道決定は、地球周回の静止衛星または静止ターゲットを用いた実運用ケースはあるものの、月周回軌道であること、かつ全リンク距離が常時変化するコンフィギュレーションにおいて、世界初の実例となった。

重力場の推定精度は測距並びにドップラー計測の測定精度に依存し、これらは通信回線の S/N 比に依存している。回線性能が設計値を満足していることは、衛星と地上局を合わせた通信性能は、目標とする重力場推定精度の達成に適合していることを示している。

表6. 2. 1-12 軌道上の受信 AGC レベルと回線設計からの予測値の比較。

ポインティング損失、偏波損失は回線設計に同じ、降雨損失は 0dB とする。

Rstar 回線	S-up	S-up	S-down
経路	新 GN→Rstar	臼田→Rstar	Rstar→臼田
送信アンテナ利得 [dBi]	43.2	61.5	-1~+6
距離 [10^3 km]	406~362	406~362	406~362
受信アンテナ利得 [dBi]	-1~+6	-1~+6	62.1
受信レベル予測値 [dBm]	-116.7~-106.7	-94.3~-84.3	-139.1~-129.1
同 実測値 [dBm]	-115~-107	-94~-86	-139~-135
Rstar 回線	S-FWD	S-RTN	X-down
経路	Rstar→主衛星	主衛星→Rstar	Rstar→臼田
送信アンテナ利得 [dBi]	-5~+7	25.8	-1~+5
距離 [10^3 km]	4.400~0.4	4.400~0.4	406~362
受信アンテナ利得 [dBi]	26.1	-5~+7	72.0
受信レベル予測値 [dBm]	-133~-98	-122~-87	-132~-123
同 実測値 [dBm]	-118 *	-120~-90	-125.5~-124 *
Vstar 回線	S-up	S-up	S-down
経路	新 GN→Vstar	臼田→Vstar	Vstar→臼田
送信アンテナ利得 [dBi]	43.2	61.5	-1~+6
距離 [10^3 km]	406~362	406~362	406~362
受信アンテナ利得 [dBi]	-1~+6	-1~+6	62.1
受信レベル予測値 [dBm]	-116.7~-106.7	-94.3~-84.3	-139.1~-129.1
同 実測値 [dBm]	-115~-107	-94~-86	-139~-135

*) 初期チェックアウト中の代表値。他は初期運用期間の値。

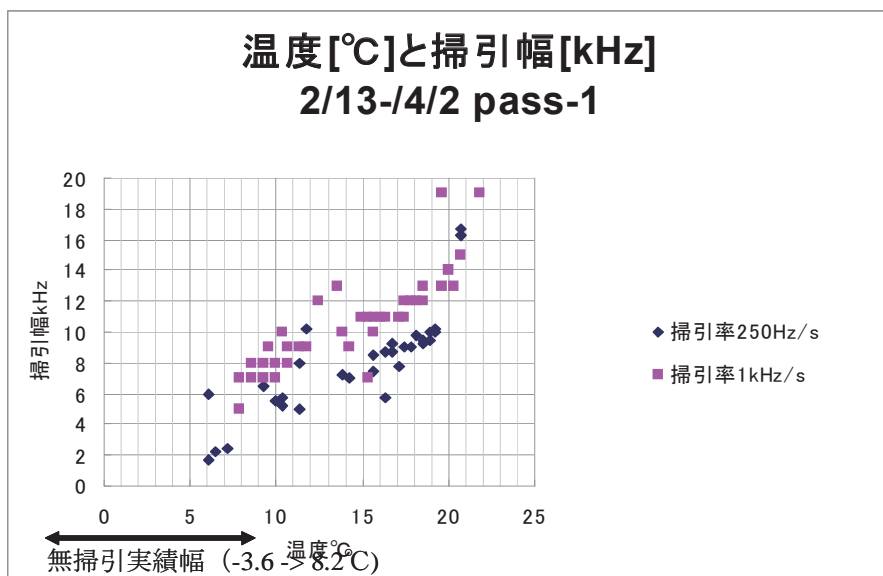


図6. 2. 1-18 4 ウェイ捕捉時の RSAT-2 機器温度と掃引幅の関係図。

b) 地上観測・データ解析システム及び総合性能

(1) ドップラーデータによる衛星スピンの評価

「おきな」に対するのドップラー計測では、アンテナの位相中心とスピン軸の微小なずれがドップラーシフトとして現れる。この時、アンテナのビームパターン構造に伴う複雑な位相特性により、スピン周期の高調波成分が生じ、スピン周期の成分と共に、補正されたドップラーデータにおいて残差として現れる。ドップラー周波数計測値では、これらの衛星スピンのサンプリング周波数を超える成分は、折り返しにより、サンプリング周波数より低い周波数として観測される。これらを除くするには、例えばドップラーデータでは 100 次までの月重力場成分に対して 0~0.05Hz の帯域で感度があることから、この領域に高調波を含むスピンの成分が入り込まないように、衛星スピン周期とサンプリング周波数を選んで、不要信号をフィルタで除去する。

ドップラーデータの残差に表れるスピンのスペクトルを、図6. 2. 1-19に示す。スピン周波数は、「おきな」で 0.1844 ± 0.0001 Hz、「おうな」で 0.1874 ± 0.0001 Hz となり、分離時のスピン角度は表6. 2. 1-11の値と推定された。

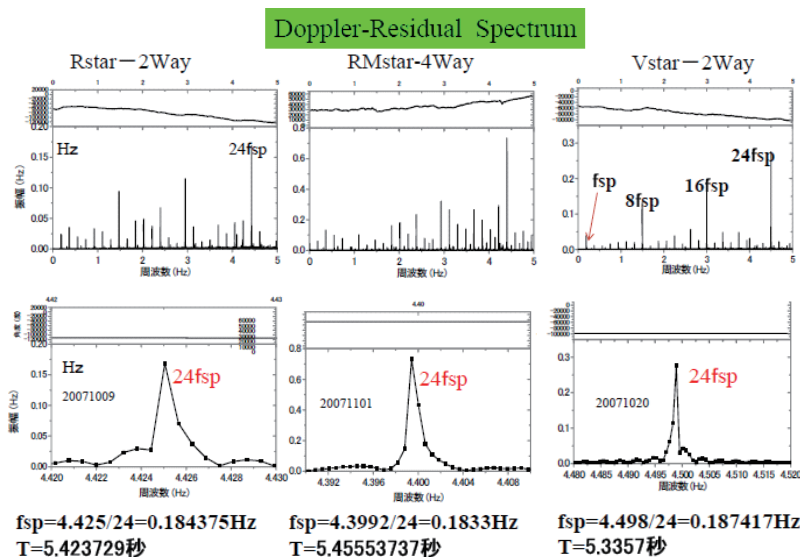


図6. 2. 1-19 2 ウェイ及び 4 ウェイドップラーデータの残差におけるスピンのスペクトル。上段は高調波の全体、下段はスピンの 24 次高調波成分の拡大。

(2) 4 ウェイロック判定ソフトの機能確認

RSAT ミッションの4ウェイドップラー計測は、通常は主衛星が月の裏側を飛行中に実施されるためテレメトリがダウンリンクされず、従って主衛星にある RSAT-2 の捕捉状態を確認することができない。これを補うために、4ウェイのダウンリンク信号(X2)の周波数安定度から RSAT-2 の捕捉状態を判定する、「4 ウェイ判定ソフト」を開発した。RSAT-2 がロック状態の時、X2 信号の周波数安定度は地上の水素メーザ周波数標準に同期して高安定となり、アンロック状態の周波数変動と区別できることを利用したものである。本ソフトウェアを臼田局と SOAC の4 ウェイ判定端末にインストールして、4 ウェイ掃引に際して臼田局オペレータが捕捉状態の判定に使用する。

初期チェックアウトにおいて、「4 ウェイ判定ソフト」の機能を確認し、判定パラメータの調整を実施した。この結果、周波数安定度の積分時間を 5 秒とし、かつ、周波数安定の閾値を 100 Hz/sec²と設定することで、実用的な4 ウェイロック判定が可能であることを実証した。図6. 2. 1-20に、表示画面の例を示す。

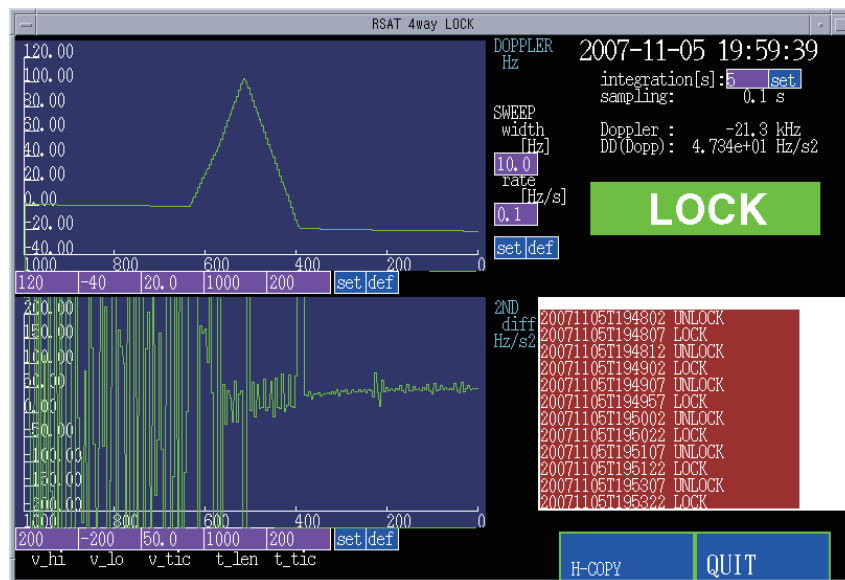


図6. 2. 1-20 4 ウェイロック判定ソフトの画面。上のグラフは周波数、下のグラフが周波数安定度を示す。横軸は時間。

(3) 軌道決定と重力場解析システム

RSAT ミッションのデータは、臼田局で追跡データとして取得された後に筑波宇宙センターで工学値変換がなされ、距離と距離変化率のデータとして表される。VRAD ミッションのデータは、各 VLBI 局で記録された後に国立天文台 (NAOJ) 水沢で相関処理がなされ、遅延時間と遅延時間変化率のデータとして表される。これらのデータは RSAT/VRAD の4 ウェイならびに相対 VLBI に対応して改修された GEODYN-II によって各衛星の軌道情報(各時刻の位置・速度)が算出され、過去の重力場データ(LP100J など)をアприオリ値として重力場球面調和関数の展開係数が推定される。

図6. 2. 1-21は、「かぐや」が可視中(月の表側)から非可視中(月の裏側)に移動する際の、ドップラー計測値と予報値との差分の時間履歴である。非可視中の時間帯に残差が大きく変動していることは、アприオリ値として用いている従来の重力場モデルは、実際の重力場からのずれが大きいため、予報値と実測値の間の

差が増大していることを表しており、月の裏側に道の重力場構造が存在ことを示唆している。図6. 2. 1-22は、「おきな」の位置推定誤差の時間履歴を示す。2 ウェイドップラー計測のみを用いた場合と比べて、VLBI を加えた場合には位置決定の精度が向上することを表している。これによって、従来 GEOTAIL や「のぞみ」で実施された群遅延 VLBI と比較して、位相遅延相対 VLBI 法によって軌道決定精度が向上していること、多周波 VLBI 法により位相の不確定性が解けていることが確認された。図6. 2. 1-23は、これらの重力場解析データを球面調和関数展開係数の次数スペクトルとして表したものである。「かぐや」以前の重力場モデル LP100K と比較して、70 次以下で精度改善が見られ、特に 10~35 次では 1 桁以上の精度向上が見られている。これは、4 ウェイドップラー計測によって月の軌道を直接計測することが可能になったため、月の裏側の重力場構造(6. 2. 1. 4. 3節)が正確に決定できたことによる効果である。

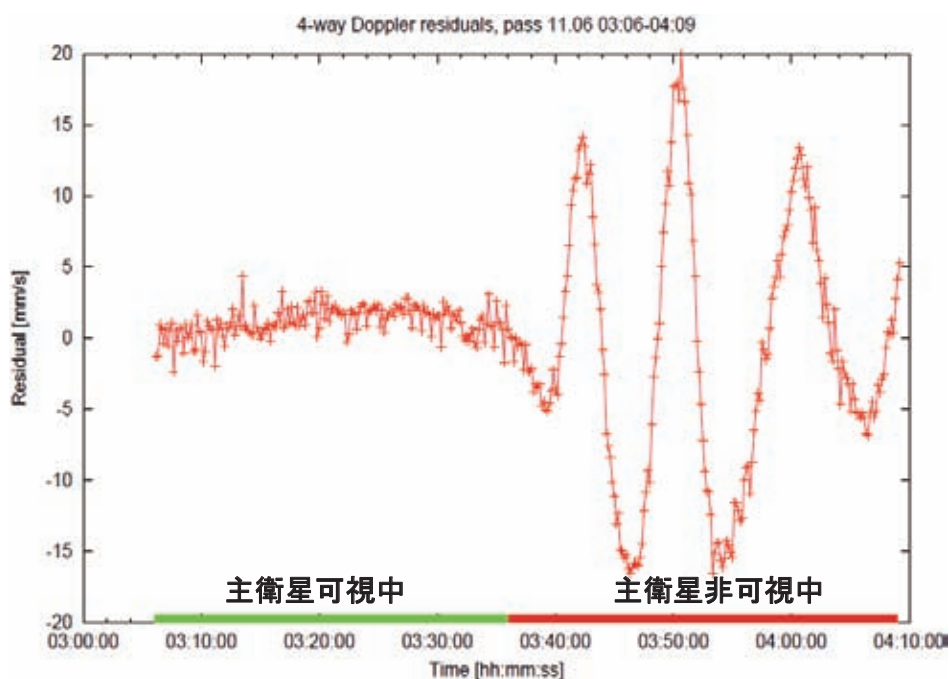


図6. 2. 1-21 RSAT ミッションによる「かぐや」のドップラー計測値と予報値との差分の時間履歴。

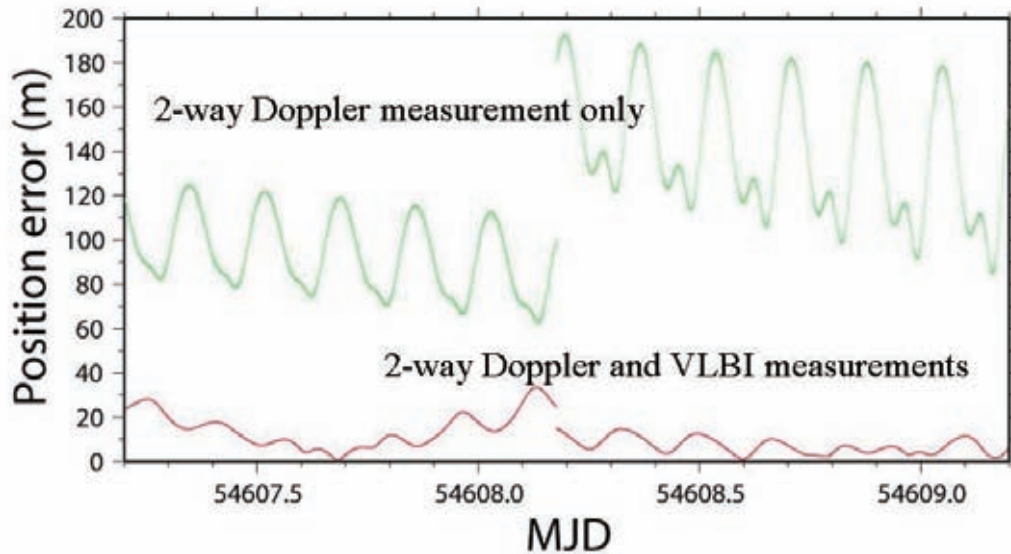


図6. 2. 1-22 「おきな」(Rstar)位置推定誤差の時間履歴比較(花田他, 2009 から)。青線:2 ウェイドップラー計測のみを用いた場合。赤線:2 ウェイドップラー計測に VLBI を加えた場合。

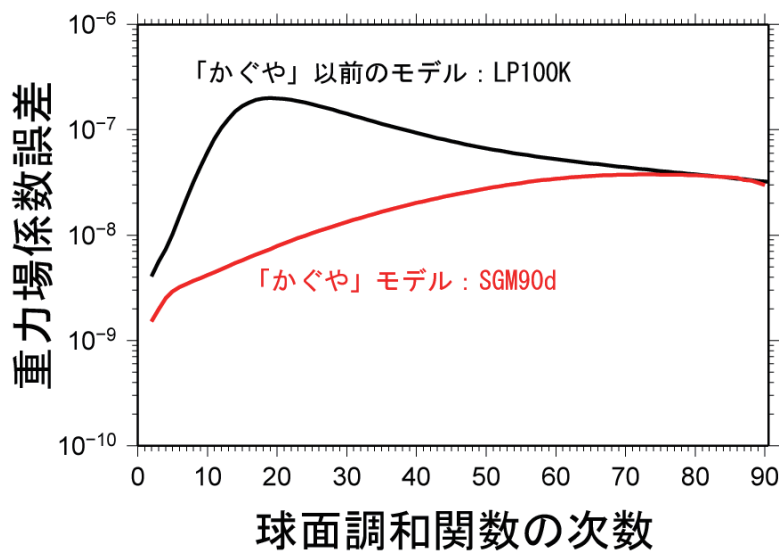


図6. 2. 1-23 重力場展開係数の次数スペクトルの比較。黒線:LP100K、赤線:SGM90d。

(4) 電波科学(RS)解析システム

RS ミッションでは、「おうな」が月の背後に回りこむ際に、「おうな」の送信電波が月の電離層を通過して臼田局に届き、この電波の位相が月の電離層の影響で変化するのを検出する。「おうな」の搭載発振器の周波数変動の影響を取り除くために、プラズマの屈折率が周波数によって異なることを利用して、共通の発振器から作られるS帯電波(2.2GHz)とX帯電波(8.5GHz)を同時に受信し、これらの位相の線形結合 ϕ_{diff} を求める。月電離層による寄与は最大で ϕ_{diff} は0.03 cycle程度と見積もられ、要求される観測精度は0.005 Cycle程度である。

図6. 2. 1-24は2008年11月7日に取得された ϕ_{diff} の時系列の一部分を示したものであり、約5秒周期の衛星のスピンの伴う周期的変動が見えている。スピンに伴うパターンは0.005 Cycle程度以上の精度で繰り返されており、このことから必要な観測精度が達成されていると判断される。この品質の観測データを繰り返し

取得して分析することにより、月電離層の様相を明らかにできることが確認された。

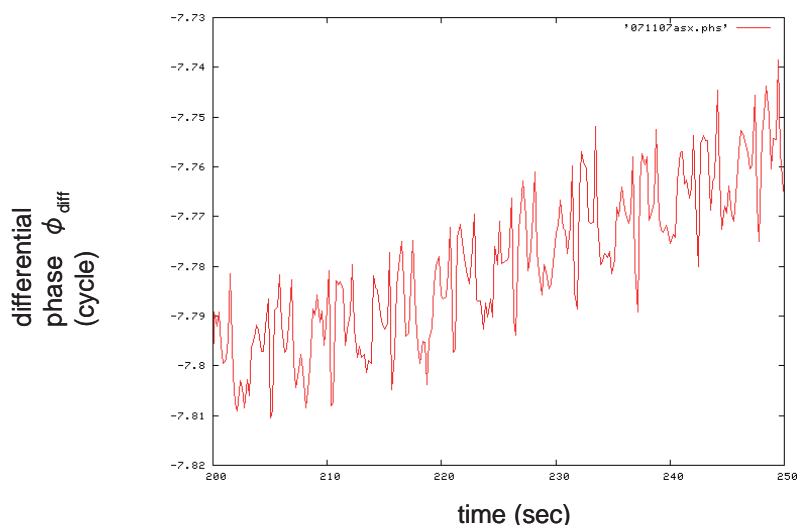


図6. 2. 1-24 RS 観測によって検出された S/X 帯位相の相対遅延量

6. 2. 1. 4. 3 主な科学的成果

a) 月の重力場のグローバルマッピング

前節で述べた重力場係数の球面調和関数を用いて、月面の重力分布の二次元地図を描くことができる。図6. 2. 1-25は、高度較正された重力値の標準重力からのずれ(フリーエア重力異常)の分布を比較したもので、左が「かぐや」で求めた重力場モデル SGM90d による月の表側、中央が同じく月の裏側の重力分布を表す地図である。右は、比較のために LP100K による月の裏側の地図を示している。赤色は重力が強い場所(正の重力異常)、青色は重力が弱い場所(負の重力異常)を示している。

まず、裏側の SGM90d と LP100K の地図を比較すると、従来は縦横方向に伸びたノイズ(エイリアシング効果)によって見えなかった、リング状の重力異常の構造が多くの場所で顕著に見られている。これらの構造は、地形との比較によって、いずれも直径が300kmを越える衝突盆地と対応していることが確かめられた。このことは、4 ウェイドップラー計測によって月の裏側の重力場が明らかになったことを示している。

さらに裏側と表側の重力異常を比較すると、表側のものはほぼ円盤状であるのに対して、裏側はリング状であり、違いが明らかである。代表として、図6. 2. 1-25で場所を示した、表側の「晴れの海」と裏側の「アポロ盆地」のフリーエア重力異常の拡大図を、図6. 2. 1-26に示す。アポロ盆地では、中心のピークは有意であるが、その外側に環状に位置する負の重力異常(青色の領域)と、さらに外側を環状に取り囲む正の重力異常(黄色の領域)が、より明確である。

表側に見られる円盤状の重力異常は、従来からマスコン(mass concentration: 質量集中)として知られており、巨大なクレータができる際に、月の内部のマントル物質の上昇(マントルプラグ)やクレータの表面の玄武岩の海が生じて、質量の過剰が正の重力異常を引き起こしていると考えられてきた。衝突に伴う質量欠損によるマントル上昇圧が、地殻の弾性圧を超える場合、マントルプラグが生じて地殻均衡が保たれる。ところがクレータ形成過程で、過剰なマントル上昇の発生や、玄武岩の海の集積と、冷却による地殻形状の固定が重畳した場合に、質量の過剰な集中が保持される。この時、強い正の重力異常が観測される。RSAT の結果は、月の裏側では、上述したマスコン形成のメカニズムが成り立っていないことを示唆する。即ち、マントル上昇または玄

武岩の海の集積は相対的に小さい。また、その外側の負と正の重力異常は、クレータ内部の質量欠損とその外側のリングの質量超過に対して、地殻補償が働いていないことを示す。このことから、地殻の厚さと温度分布や冷却過程が、月の表と裏側では異なっていたことが予測され、月の表面で観測されてきた二分性が内部にまで及んでいると考えられる。

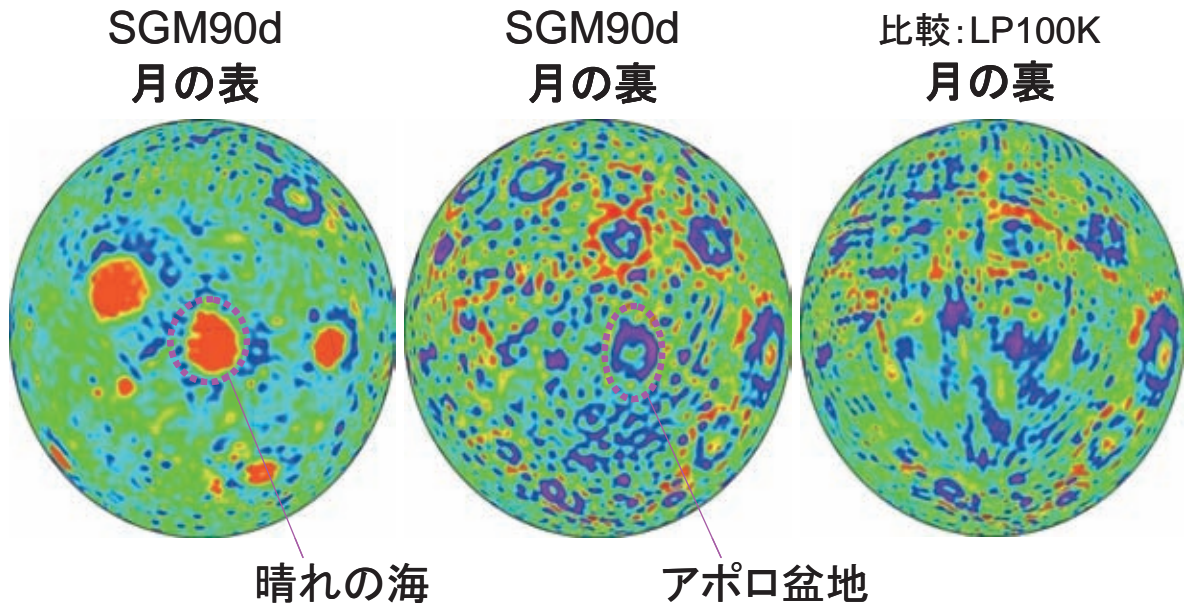


図6. 2. 1-25 月の重力場分布(フリーエア重力異常)の比較。左:SGM90d による月の表側。中:同月の裏側。右:LP100Kによる月の裏側。

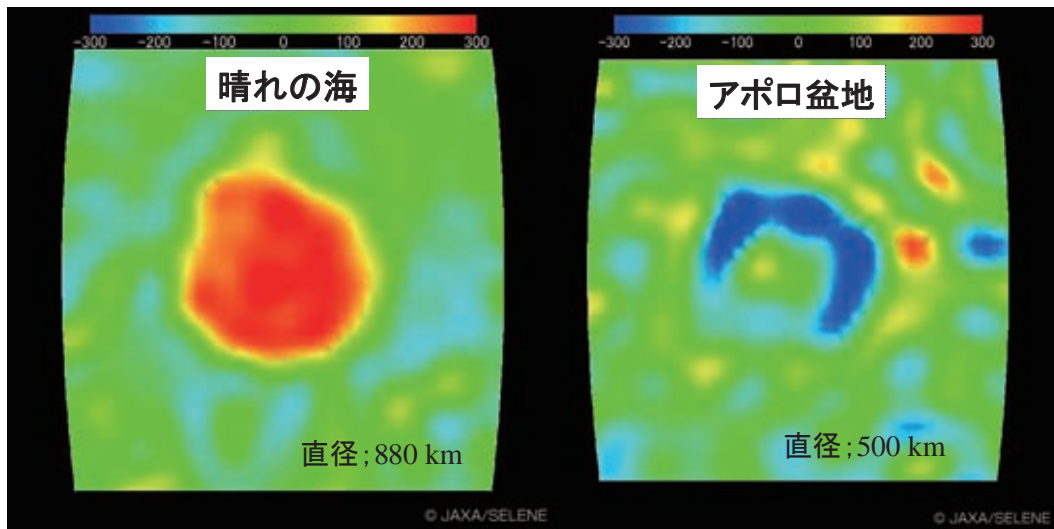


図6. 2. 1-26 月の衝突盆地の重力分布の比較。左:月の表側の「晴れの海」と、右:裏側の「アポロ盆地」のSGM90dによるフリーエア重力異常。

b) 月の電離層の検出

ロシアによる過去の月ミッションでは、月の日照側には月面から高度数十 km にかけて最大密度 1000 cm^{-3} 程度の電離層が存在するとの報告があるものの、理論的な説明が難しいこともあり観測の信頼性に疑いがはさまれ、その実態は明確ではなかった。これに対して、RS 観測の結果と観測地点（電波経路が月面と接する点）での太陽天頂角（天頂方向と太陽方向がなす角度）との関係を調べると、月の日照側の高度 30~40 km 以下で積分電子密度が増加することが多いという傾向が見られた。図6. 2. 1-27は、太陽天頂角が 60° 以下の 19 回の観測例について、高度 30 km 以上の 50 秒間の積分電子量の変化を地球電離層トレンドとみなして校正を行った、月の高度（月面から電波経路までの距離）と積分電子量の関係図である。高度 30 km 以下を横切るのに 100 秒以上を要した 4 観測を、地球電離層変動の影響を大きく被りうるケースとみなして除去している。月面近くで -0.02 TECU 程度の負の値を持つものが 2 例あり、このことから地球電離層の変動に起因する誤差が少なくとも 0.02 TECU 程度あることが示唆される。図より、値のばらつきは大きいものの、総じて月面近傍で正の偏差が見られており、月電離層の存在の可能性が示唆される。正偏差の大きさはロシアの月ミッションでの観測と同程度である。その他の太陽天頂角では顕著な傾向は見られていない。

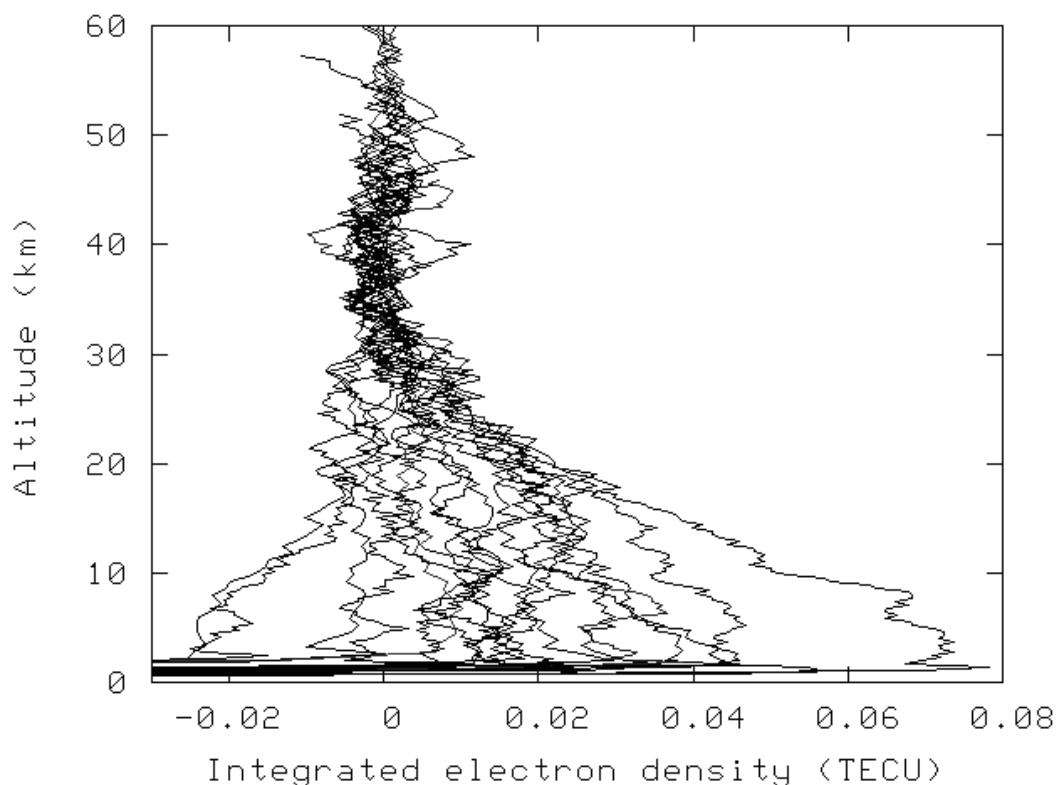


図6. 2. 1-27 月の高度（月面から電波経路までの距離）と積分電子量の関係図。19 回の観測結果をまとめてプロットしてある。単位は $\text{TECU} = 10^{16} \text{ m}^{-2}$ 。

参考文献

花田他、測地学会誌、印刷中（2009）。

6. 2. 2 γ 線分光計及び粒子線計測器(GAP)

館野 直樹、高島 健(JAXA)、長谷部 信行(早稲田大)
 檜崎 勝弘(SHI)、中澤 道夫(明星)

6. 2. 2. 1 概要

GAP(Gamma-ray and Particle Spectrometer; γ 線分光計及び粒子線計測器)は γ 線分光計(GRS)と粒子線計測器(CPS)からなる複合観測機器である。

γ 線分光計(GRS:Gamma Ray Spectrometer)は月表面物質が放出する γ 線を分光計測し、月表面の元素分布のグローバルマッピングを行うための機器である。 γ 線は、原子核より放射される高エネルギー光子であり、原子核に固有のエネルギーを持っている。各原子核から放射される γ 線を、検出効率の分かっている測定器で分光・計数することによりその元素の濃度を定めることができる。

粒子線計測器(CPS:Charged Particle Spectrometer)は、銀河宇宙線ならびに太陽粒子線の生成過程・加速機構の解明、月周辺での広いエネルギー範囲での宇宙線環境測定を行うための機器である。また α 線の観測により、月表面におけるRn、Poの分布を求め、月での地殻変動やガス放出機構を解明することを目的としている。

ミッションイメージを図6.2.2-1に示す。

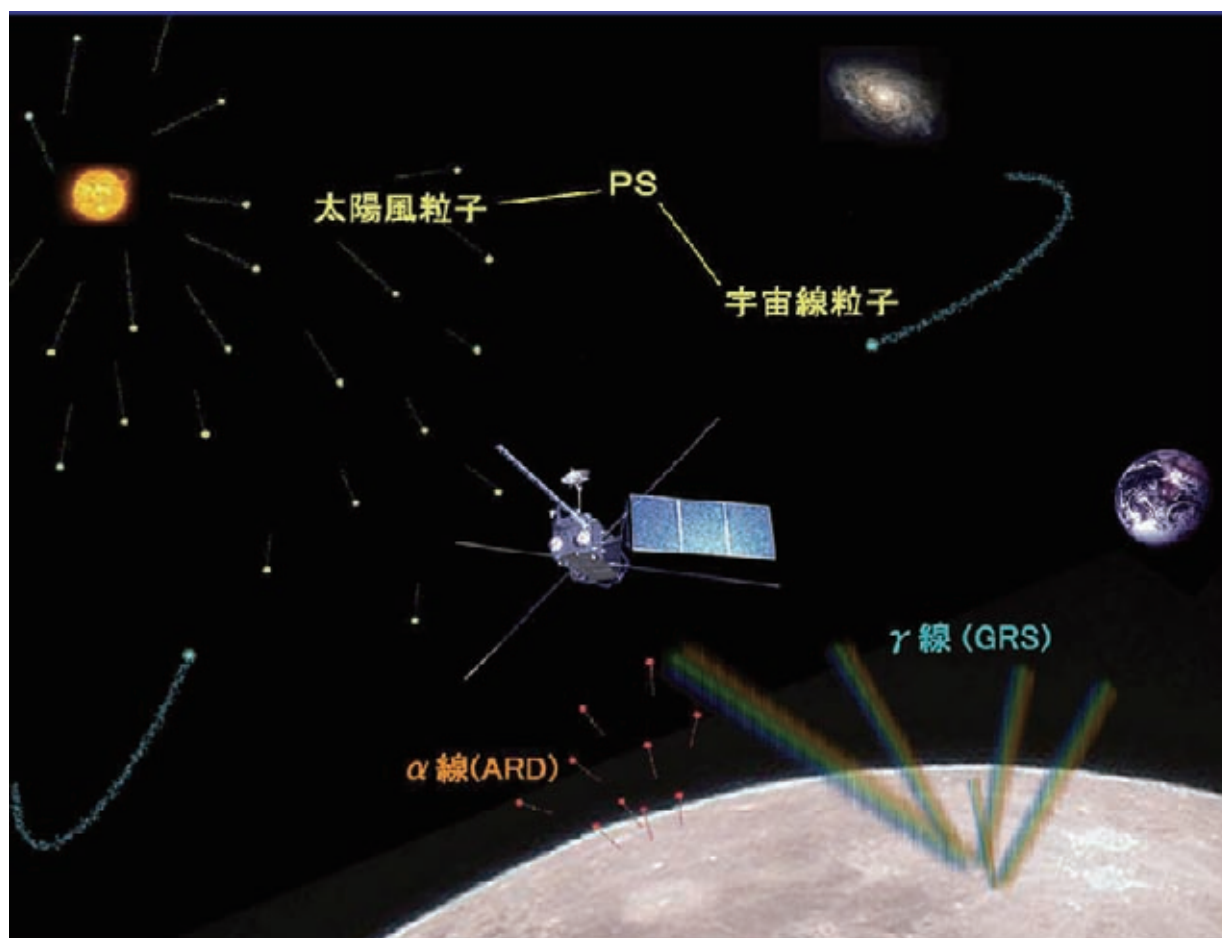
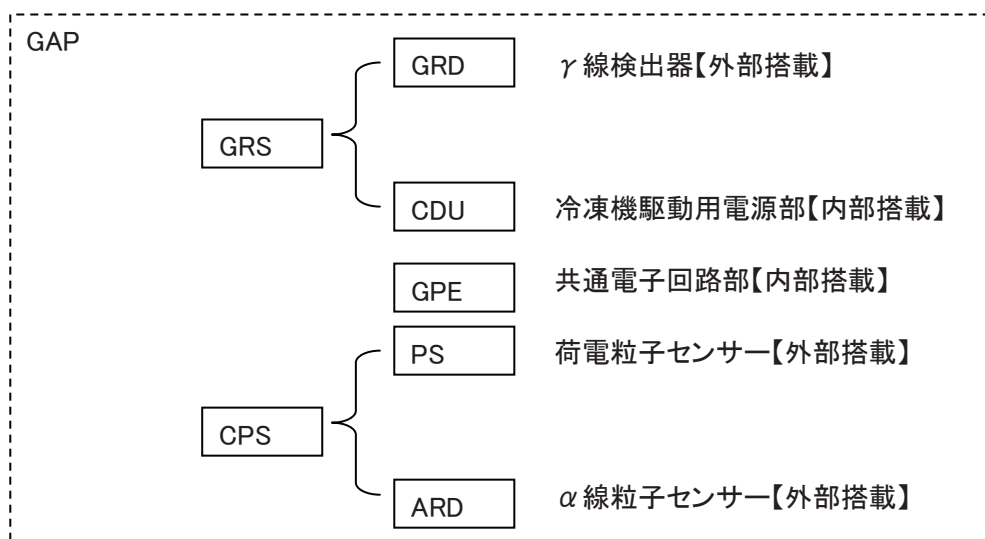


図6. 2. 2-1 GAPミッションイメージ

6. 2. 2. 2 設計

6. 2. 2. 2(1) 構成

図 6.2.2-2~5 に GAP の構成を示す。



- GRD: Gamma Ray Detector
- CDU: Cooler Driving Unit
- PS: Particle Spectrometer
- ARD: Alpha Ray Detector
- GPE: Gamma Particle Electronics

図6. 2. 2-2 GAP機器構成図

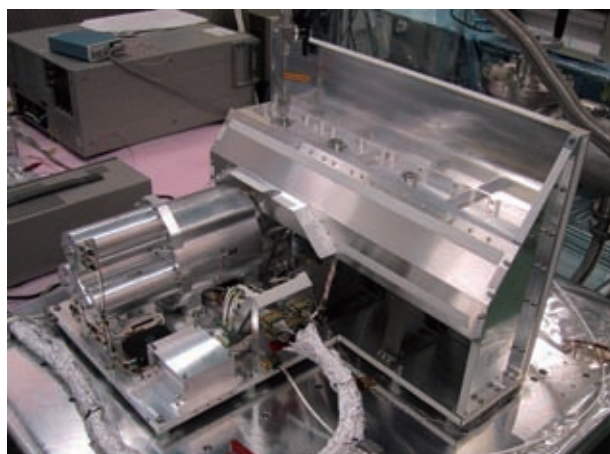
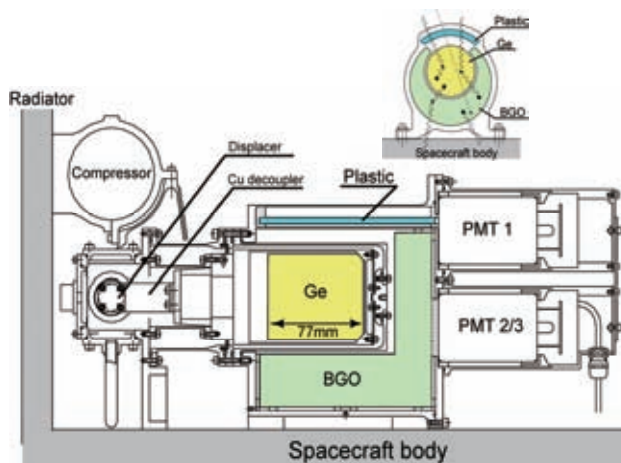


図6. 2. 2-3 GRD

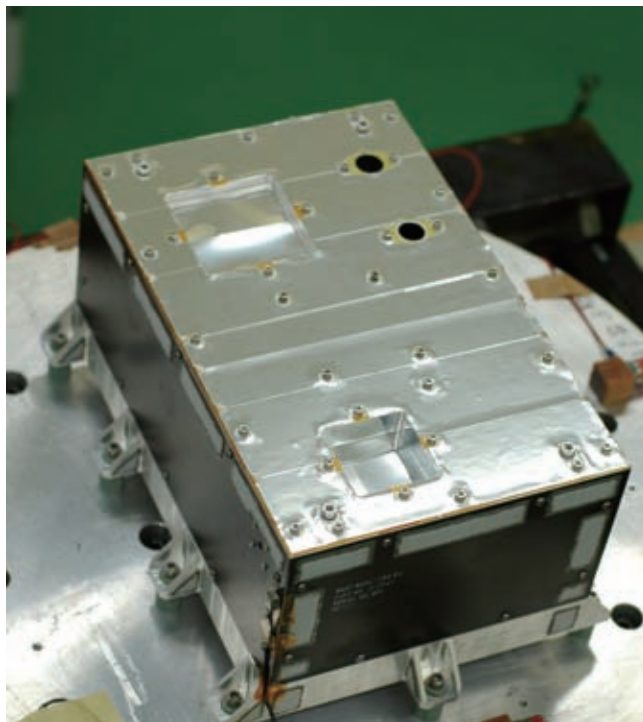


図6. 2. 2-4 PS: 銀河宇宙線や太陽粒子線などの高エネルギー粒子計測器

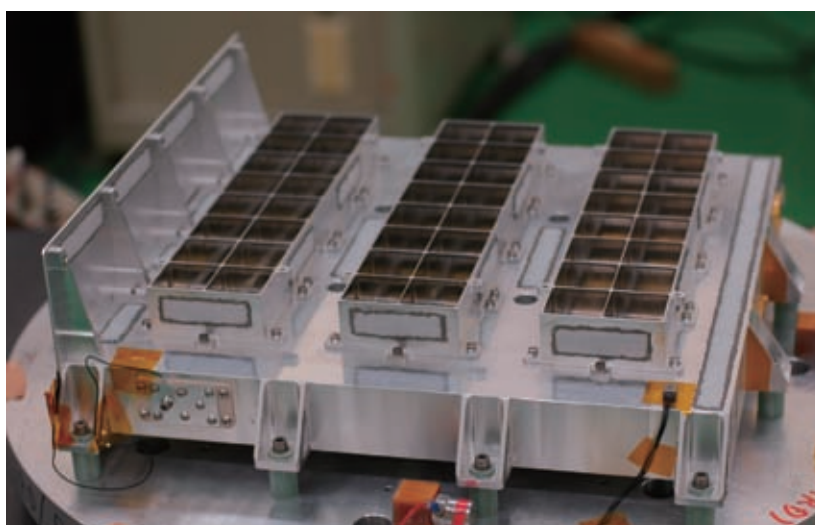


図6. 2. 2-5 ARD: 月面から放出されるアルファ線を検出し、
月面表面におけるラドンやポロニウムを分布を探索する検出器

6. 2. 2. 2(2) 機能

1) GRD の機能

γ 線分光計の検出部として、主検出器と反同時計数装置からなる。GRD の主検出器は容積が約 250cc の大きな高純度の Ge 結晶であり、反同時検出器に BGO シンチレータとプラスチックシンチレータを使用してコンプトン散乱によるバックグラウンドと衛星構体からの γ 線バックグラウンドと高速荷電粒子によるバックグラウンドを低減する。Ge 結晶の冷却はスターリング冷凍機により行い、ミッション中、常に 90K 以下に保つ。GRD はかぐやの+Z 面に搭載されており、常に月面側を向いている。

2) CDU の機能

GRD の主検出器である Ge 検出器を冷却するための冷凍機を駆動するための電源で、52Hz の交流電源である。

3) PS の機能

幅広いエネルギーと核種弁別のために、Si 半導体検出器が用いられる。広いエネルギー範囲をカバーするため、4 台の観測機器 (HID、LPD-HE、LPD-P、LPD-e) からなっている。各観測機器は、検出器を通過した宇宙線のエネルギーを多数枚の Si 半導体検出器で測定し、その出力を処理した上で観測データとして地上に伝送する。PS はかぐやの+Y 面に搭載されており、常に深宇宙側を向いている。

4) ARD の機能

月面から噴出する Rn が崩壊する際に放出する α 線と、Po が崩壊する際に放出する α 線を区別して測定するために、高エネルギー分解能を持った大面積の Si 半導体検出器を用いる。ARD 装置は常に月面を向いているため、半導体検出器の表面は遮光処理がなされており、月面の昼夜を問わず常時測定による全球マッピングが可能となっている。ARD はかぐやの+Z 面に搭載されており、常に月面側を向いている。

5) GPE の機能

各センサー信号を処理する共通電子回路部でありアナログ部とデジタル部からなる。コマンド・テレメトリーの送受信は、テレコマ OBC (T/C-OBC) でおこなう。センサーからのデータ処理および HV に関する制御は、GRD/ARD については T/C-OBC で行い PS については SI-OBC でおこなう。

GAP の機能ブロック図を図 6.2.2-6 に示す。

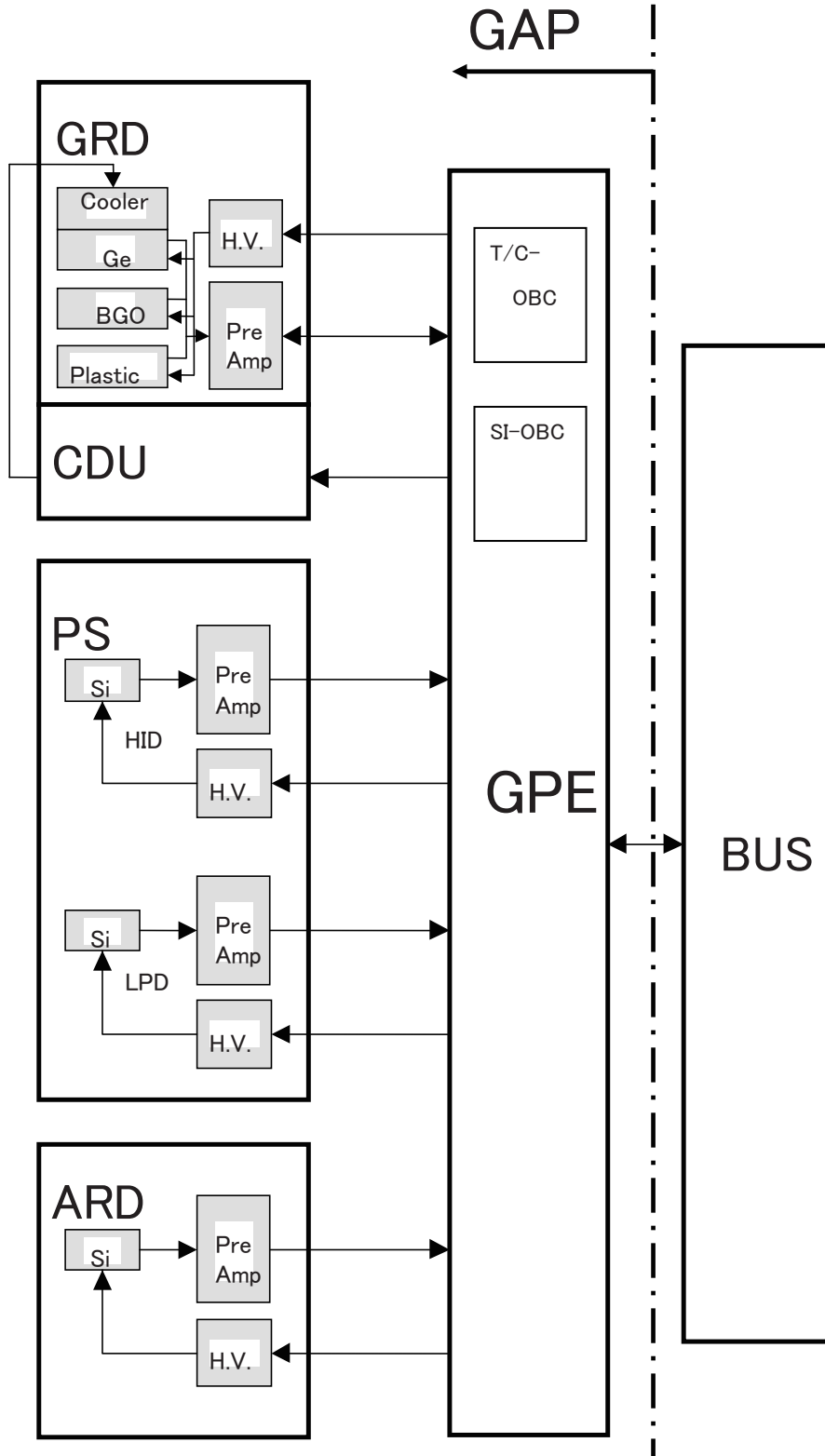


図6. 2. 2-6 GAP機能ブロック図

6. 2. 2. 2(3) 性能

GAP の性能を表 6.2.2-1~4 に示す。

表6. 2. 2-1 γ 線検出器(GRD)の主要性能

主検出器	高純度半導体Ge検出器 (HP-Ge) N型同軸型、体積:約250 cc
エネルギー範囲	0.2~12MeV
エネルギー分解能	5 keV 以下@1.33MeV γ -ray
反同時検出器	BGO (1~4cm厚) + Plastic Scinti (5mm)
重量	28.86 kg (冷却系の排熱機構含む)
電力	55.0W (回路 3.0W+冷却用 52.0W)
サイズ	620 mm × 500 mm × 425 mm
マウント	月面直視(+Z)
センサー軸	月面指向
視野角	90° (±45°)
冷却方式	スターリング冷凍機 (90K以下)
排熱	宇宙空間に放出
データレート	6 kbps

表6. 2. 2-2 冷凍機駆動用電源部(CDU)の主要性能

重量 (kg)	4.27 kg
電力 (W)	76.0 W (この内52Wは冷凍機へ供給、他24Wは内部消費)
サイズ	400 mm × 360 mm × 58.5 mm
熱制御	従属熱制御

表6. 2. 2-3 荷電粒子センサー(PS)の主要性能

粒子	LPD-e	LPD-P	LPD-He	HID
Electron	30keV~1MeV	~50keV		
Proton		100keV~60MeV		
He			2.5 - 30 MeV/n	
C			4 - 60 MeV/n	40 - 140 MeV/n
Fe			7 - 135 MeV/n	100 - 320 MeV/n
Kr				100 - 370 MeV/n
核種測定の種類	Electron	Proton	He - Fe	C - Kr
エネルギー/質量分解能(fwhm)	< 15 keV	< 30keV	< 0.5 chu@ Fe	< 0.4 amu @ Fe
SΩ(cm ² ・sr)	0.17	0.16	5.5	50
視野	SSD1 の中心を頂点とする頂角 28.4 度の円錐内	SSD1 の中心を頂点とする頂角 30 度の円錐内	PSD1 と PSD2 の中点を頂点とする頂角 40 度の円錐内	PSD1 と PSD2 の中点を頂点とする頂角 50 度の円錐内

表6. 2. 2-4 α線粒子センサー(ARD)の主要性能

エネルギー測定レンジ	4MeV~8MeV
エネルギー分解能	100keV以下(RnとPoからのα線を区別するため)
空間分解能	100km以下(地上でのデータ解析により40km程度)
昼間側での観測	半導体検出器表面に遮光処理
宇宙線除去	アンチ検出器を併用することにより、90%以上宇宙線の影響を除去

6. 2. 2. 3 課題と対策

1) GRS

主な開発要素としては、Ge 検出器のクライオスタットとして断熱支持機構および冷凍機、各コンポーネントの打ち上げ環境における耐振動性を考慮した支持機構である。要素試作、開発モデルおよびPMの開発を通して、全ての開発要素について問題を解決し、所期の性能を達成した。

- Ge 検出器のクライオスタット断熱機構
GFRP による高強度の断熱支持方式の採用
- Ge 検出器冷却用スターリング冷凍機
板ばね支持方式による駆動ピストン非接触シールによる長寿命化
- Ge 検出器の防振対策
冷凍機の対向型ピストン化、Ge 検出器支持構造の高剛性化
フレキシブル伝導冷却パスを採用
- 反同時計数装置の支持機構
シリコン充填材による緩衝機構の採用
- CDU の大容量化および EMC 対策
電源入力フィルタの強化、コイル配置等の工夫

2) CPS

主な開発要素としては、広いエネルギー範囲の測定と大きな検出器静電容量に対応するため、専用プレアンプ開発である。要素試作、開発モデルおよび PM の開発を通して、全ての開発要素について問題を解決し、必要な目標性能を達成した。

- ハイブリット・プレアンプ
広エネルギーレンジに対応し測定ダイナミックレンジを広域化、大きな静電容量を持つ検出器に対しても低ノイズにてエネルギー測定可能となった。
- 高精度低電力波形整形回路・高精度ピークホールド回路
質量・電力の低減化、検出回路の高分解能化に成功した。
- B+Si(Li)検出器の開発
周囲雰囲気の影響されず、検出器の取扱いの容易化に成功した。
- 検出器遮光処理
月面からの反射光を防ぎ、昼夜問わず観測できるための、遮光性能及び検出性能の両立に成功した。

6. 2. 2. 4 運用成果

1) GRS

かぐや GRS で計測された月ガンマ線のエネルギースペクトルを図6. 2. 2-7に示す。比較のためにルナプロスペクターで取得されたスペクトルも示す。かぐや GRS のエネルギー分解能は、ルナプロスペクターのそれと比較はるかに優れていることが判る。主要元素である Fe、Ti、Ca、Si、Mg、Al、O や天然放射性元素である U、Th、K も同様に測定されている。

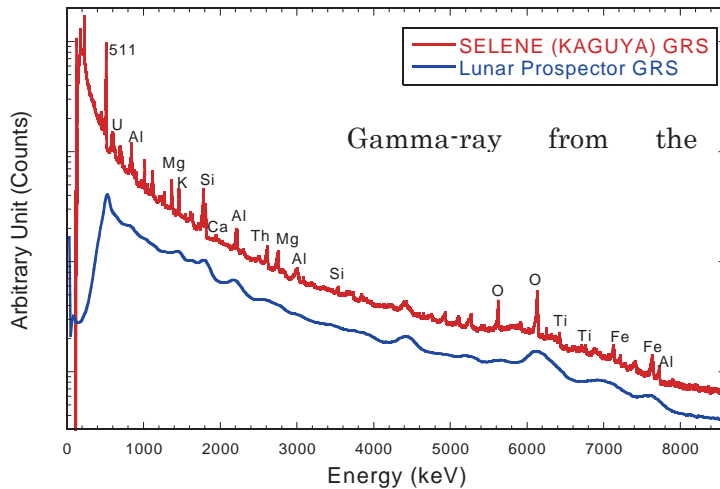


図6. 2. 2-7 かぐやガンマ線分光計と Lunar Prospector が取得した月ガンマ線スペクトル。元素識別能力を示すエネルギー分解能について、かぐや GRS とルナプロスペクターGRS のそれと比較した時に、かぐや GRS ははるかに優れていることが判る。

かぐや GRS では、月表層の元素組成を全球にわたって測定した。図6. 2. 2-8に、天然放射性元素である Th 元素の濃度分布を示す。Thをはじめ U や K などの天然放射性元素は、月の表側の嵐の海の地域、特に雨の海とその南側が高濃度である。次に裏側のサウスポールエイトケン地域が濃集している。

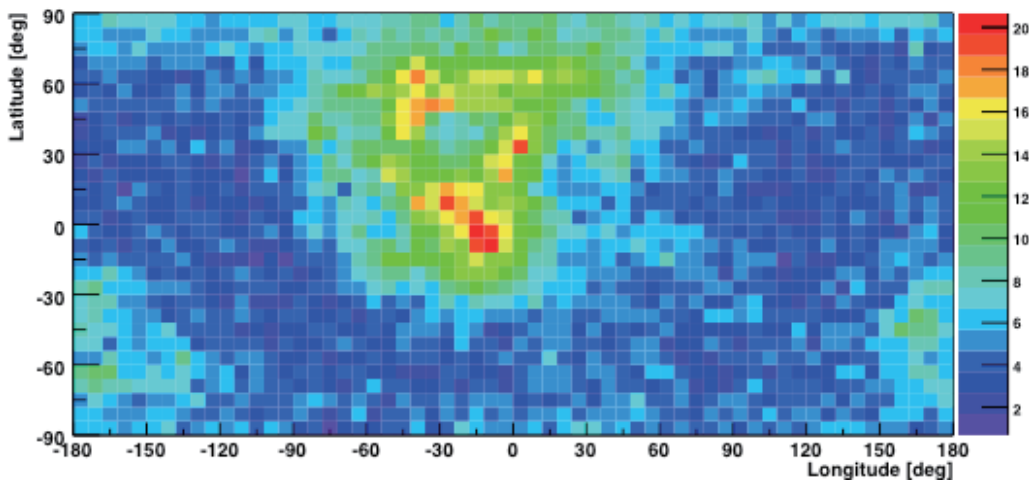


図6. 2. 2-8 Th の全球濃度分布図 観測データが異常となる不具合が発生して観測を中断した約4ヶ月を除き、定常運用期間を通して観測データを取得した。欠測期間を補完するため、後期運用で観測を継続しデータ補完することができた。

Ge 結晶が宇宙線を被爆による放射線損傷を受けてエネルギー分解能の経時劣化が見られたが、定常運用期間を通じて観測継続可能なレベルを維持した。また後期運用において Ge 結晶のアニーリング運用を行い、エネルギー分解能の回復に成功した。図に結晶のアニーリング前後で得られた40 K の1461 keV ガンマ線のエネルギースペクトを示す。図6. 2. 2-9を見て判るようにアニーリングにより分解能が改善され、ピークが鋭くなっている様子がわかる。

$\beta = 90^\circ$ 低温環境、月食等を含め、所定の温度範囲に制御でき、冷凍機の冷却性能劣化は認められなかった。

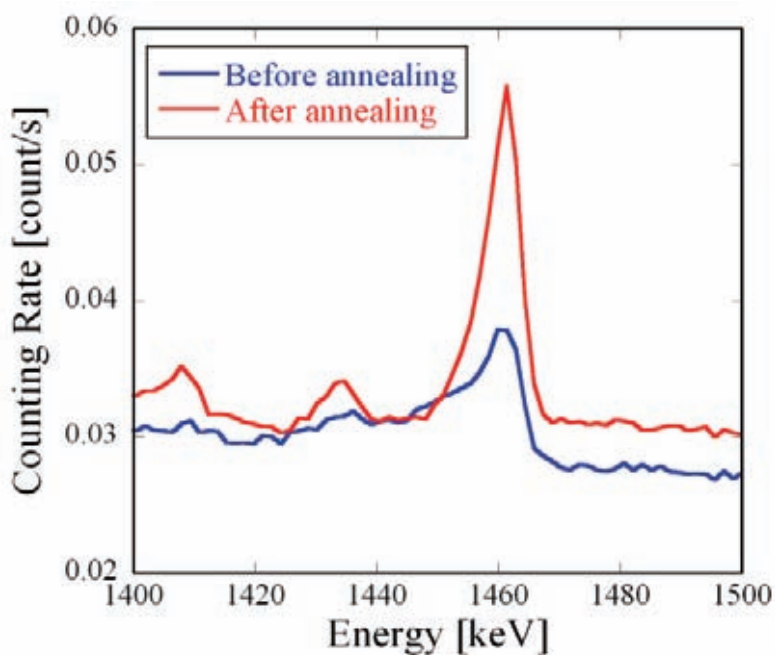


図6. 2. 2-9 Ge 結晶のアニーリング前後のガンマ線のエネルギースペクトル。大きな γ 線ピークは40 K の1461 keV の光電ピークを示している。アニールによりエネルギー分解能が改善されていることがわかる。

2) CPS

初期チェックアウトで発生した2つの検出器(HID、LPD-HE)の異常を除き、定常運用期間を通して観測データを取得した。なお異常の発生した2つの検出器については、後期運用において温度依存性の検証運用を実施し、初期チェックアウトと同じ結果を得た。その他の検出器における取得データの一部を図6.2.2-10に示す。

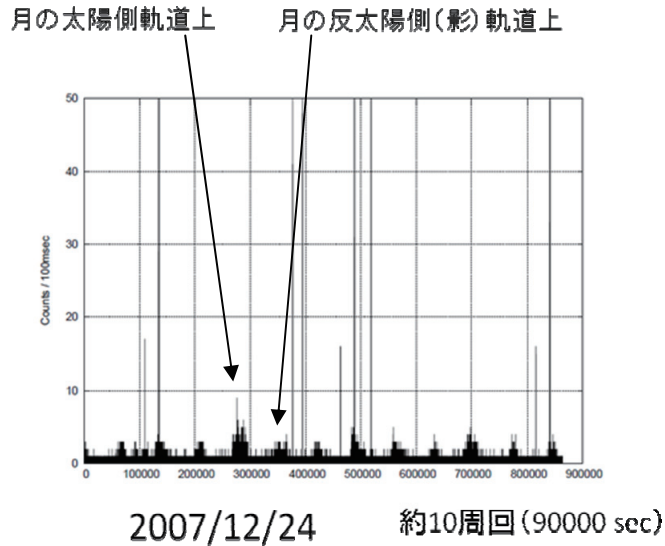


図6. 2. 2-10 >100keVのプロトン粒子の月周辺環境における計測結果

オプション運用としてバックグラウンド計測を実施し、ARDの校正に必要なデータを取得した。また、テストパルスを使用したBGO校正運用、CPS校正運用を適宜実施した。バックグラウンド計測は、検出器表面へのRnの付着等によりバックグラウンドが増加していないかを確認する目的であった。その結果を図6.2.2-11に示す。

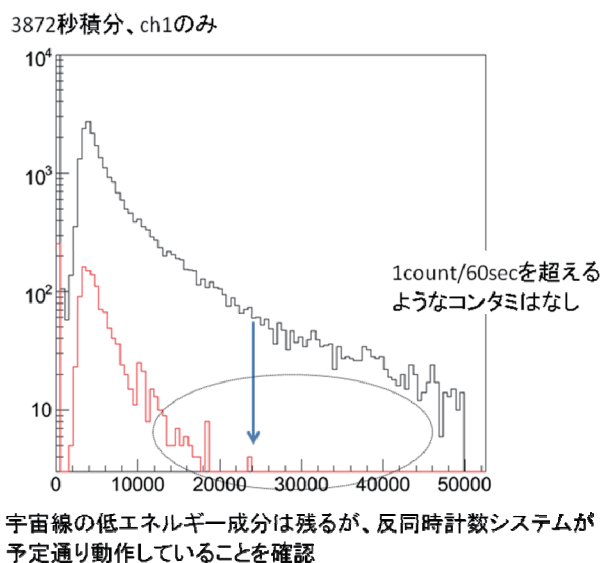


図6. 2. 2-11 バックグラウンド計測運用時にARDから得られたエネルギースペクトル
青矢印の位置が α 線のエネルギーに相当するが、設計値である
1カウント/60秒を超えるようなコンタミがないことが確認された。

<参考文献>

K.Narasaki, S.Tsunematsu, K.Kanao, K.Otsuka, S.Hoshika, K.Fujioka, K.tsurumi, M.Hirabayashi,
“Development of Single-stage Stirling Cooler for Space Use,”
Adv. in Cryogenic Engin., Vol.51B pp.1505-1512, 2006

6. 2. 3 レーザ高度計(LALT)

館野 直樹(JAXA)、荒木 博志(NAOJ)、加瀬 貞二(NEC)

6. 2. 3. 1 概要

LALT(Laser Altimeter; レーザ高度計)はかぐやから月面までの測距データを軌道沿いに取得し、重心に対する形状中心の位置誤差が0.5 m(1σ)以下の高分解能月地形モデルを作成することを目標とする観測機器である。

打上げ後、スレッショルドレベル選定、繰り返し周期(1s、2s)選択、高圧電源確認を中心とする基本動作の確認を行い、初期運用終了後、通常ミッション終了までは1秒間に1回の測距を連続で行う。

ミッションデータ(フットプリント)のイメージを図 6.2.3-1 に示す。

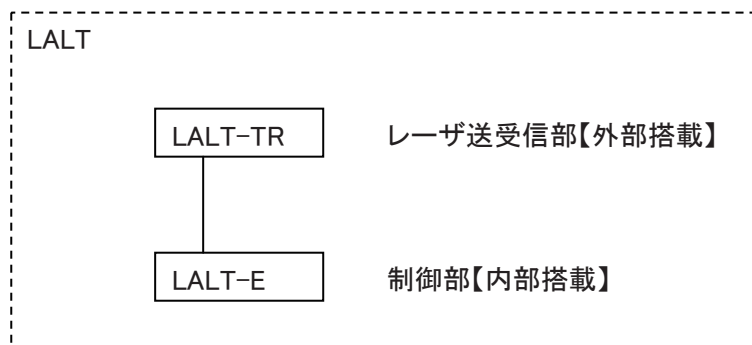


図6. 2. 3-1 LALT フットプリントイメージ(黒点がフットプリント)

6. 2. 3. 2 設計

6. 2. 3. 2(1) 構成

図 6.2.2-2~3 に LALT の構成を示す。



LALT-TR: Laser Altimeter Transmitter Receiver

LALT-E: Laser Altimeter Electronics

図6. 2. 3-2 LALT機器構成図

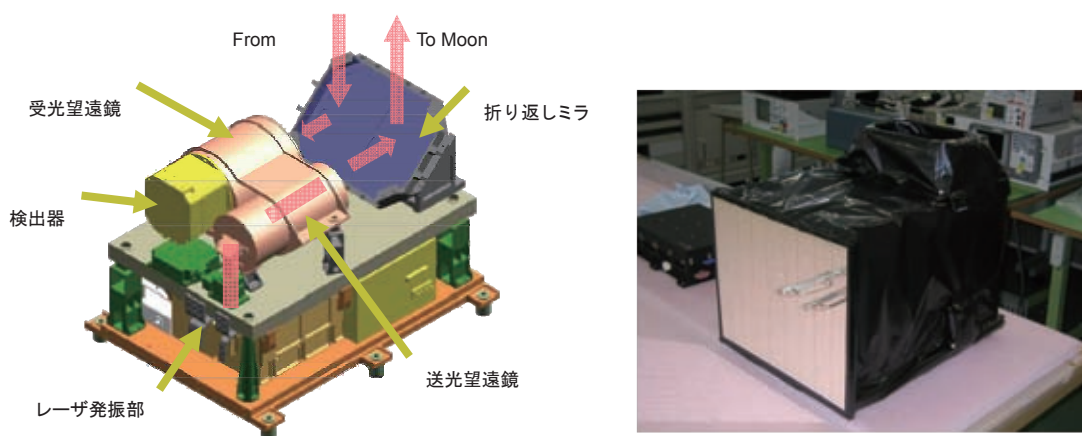


図6. 2. 3-3 LALT-TR

6. 2. 3. 2(2) 機能

1) LALT-TR の機能

Cr ドープ Nd:YAG レーザを月面に向けて照射するレーザ照射機能、月面から反射してくるレーザ光を受信するレーザ受信機能、レーザ光を照射した目標までの距離を計測する機能、固定距離のレンジリミット機能等を有する。

各部の機能を以下に記す。

- ・ ミラー部

望遠鏡の入出力光軸を直角に反射させ、月面鉛直方向に向ける。

- ・ 望遠鏡部

受光光学部: 望遠鏡で受信したレーザ光をアナログ信号処理部に導く。

送光光学部: レーザ光のビーム拡がりを補正し、レーザ高度計の外部へ出射する。

- ・ スタートパルス検出部

送信レーザ光を PIN フォトダイオードで検出し、スタート信号を制御計数部へ送出する。

送信レーザ光のエネルギーモニタ信号を制御計数部に送出する。

- ・ レーザ発振部

1064nm(100mJ)レーザ光を出射する。

Nd:YAG 励起用のレーザダイオード(LD)は、発振波長と Nd:YAG の吸収が最適となるように、ヒータにより温度安定化(22±2°C)されている。励起に伴い LD と Nd:YAG ロッドで発生する熱は熱伝導により排出される。

- ・ Q-SW ドライバ

高圧電源部から供給される電圧を、制御計数部から送信されるトリガ信号により、ポッケルスセルに高圧パルスとして印加する。

- ・ レーザダイオードドライバ

制御計数部からのトリガ信号により、レーザ発振部の LD に電流パルスを供給する。

- ・ 高圧電源部
アナログ信号処理部の Si-APD に高圧電源を供給する。
Q-SWドライバ用高圧電源を供給する。
- ・ アナログ信号処理部
光検出回路: 受光光学部から導かれた受信光を Si-APD にて検出する。
パルス増幅回路: Si-APD の出力を増幅し、制御計数部の多重化カウンタ回路へ出力する。
ピークホールド回路: Si-APD の出力のピーク値を取得し、制御計数部へ出力する。
- ・ 制御計数部
18.75MHz の位相(時間間隔カウンタは 18.75MHz で動作)を 1/8 ずつシフトして 8 重に多重化したカウンタにより距離分解能 1 m の測距データを取得し、インタフェース制御部へ送出する。
インタフェース制御部からのコマンドを受け、レーザ高度計の動作制御を行う。
レンジゲート処理を行う。
温度データ、送信エネルギーレベル、高圧電源部の出力電圧、レーザダイオード電流をモニタし、インタフェース制御部へ送出する。

2) LALT-E の機能

システム側から供給された 1 次電源を用いて 2 次電源を生成し、構成ユニットに所定の電源を供給する機能、HK テレメトリ・コマンド、観測データに関する衛星システム側とのデータ I/F 機能等を有する。

各部の機能を以下に記す。

- ・ 低圧電源部
レーザダイオードドライバ、高圧電源部、制御計数部、アナログ信号処理部、スタートパルス検出部、インタフェース制御部、テレコマ OBC に電源を供給する。
- ・ インタフェース制御部
システム側からのコマンドをテレコマ OBC を介して受け付け、制御計数部に対して LALT 内部コマンドを発行する。
白金温度センサを基に独立熱制御用のヒータを制御する。
低圧電源部の出力電圧をモニタする。
- ・ テレコマ OBC
LALT ミッションデータ及び HK テレメトリデータをシステム側に送出する。
コマンドの処理を行う。
インタフェース制御部と組み合わせ、LALT 全体の制御、外部バスとの通信を行う。

LALT の機能ブロック図、電源系統図を図 6.2.3-4 及び 5 に示す。

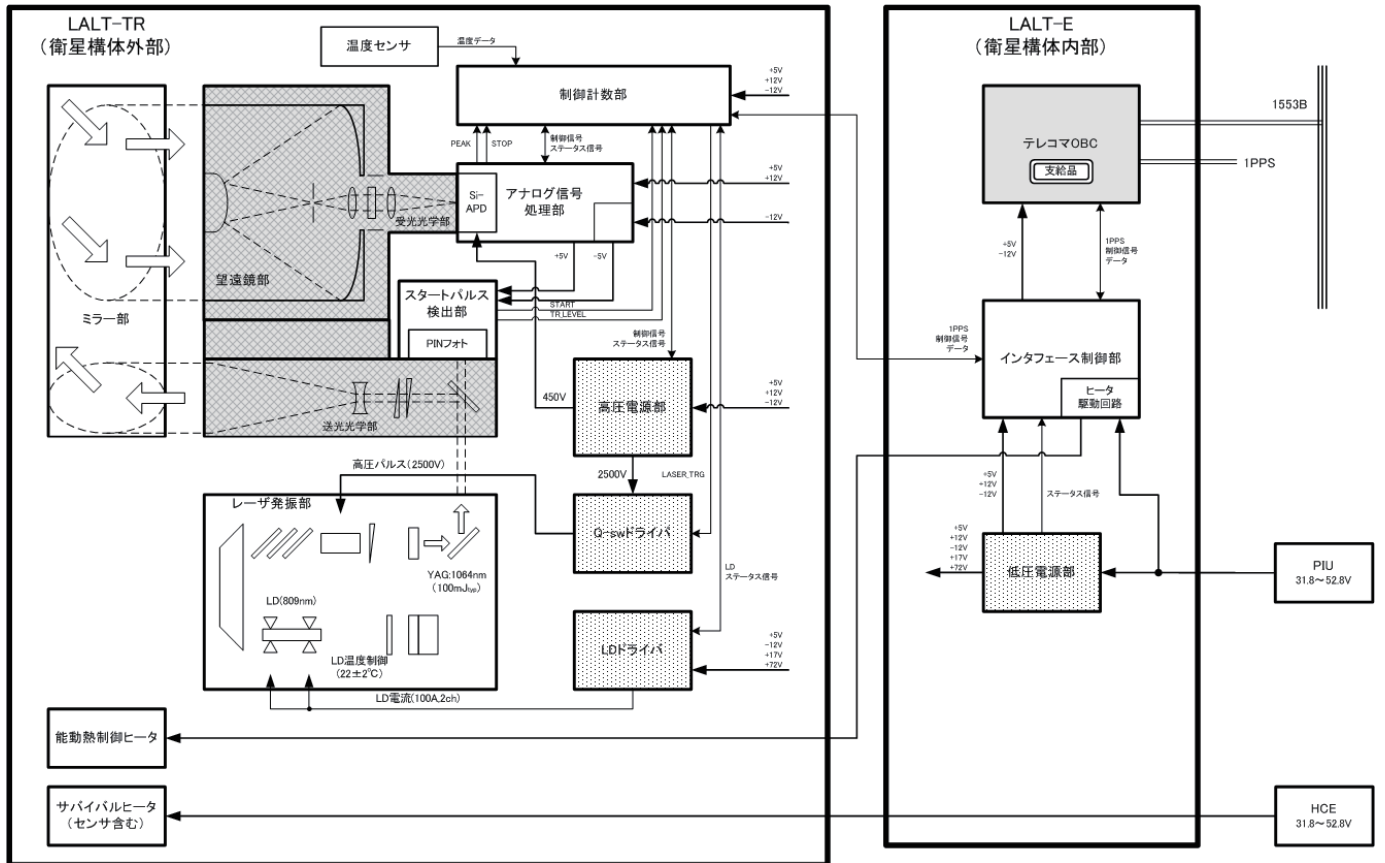


図6. 2. 3-4 LALT機能ブロック図

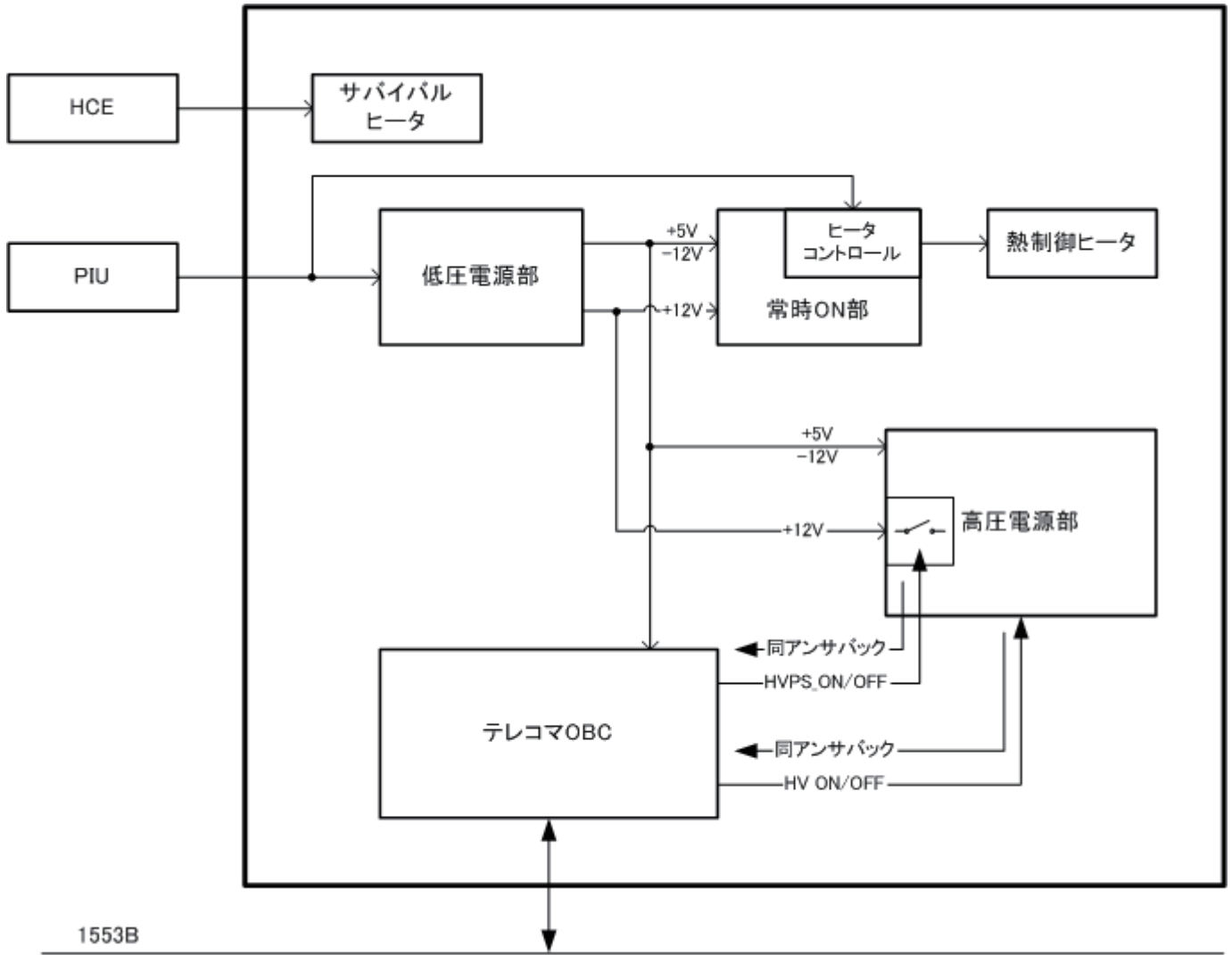


図6. 2. 3-5 LALT電源系統図

6. 2. 3. 2(3) 性能

LALT の性能を図 6.2.3-1 に示す。

表6. 2. 3-1 LALTの主要性能

項目	機能、性能
測定波長	1064nm
測距範囲	50～150km
レーザー繰り返し周期	1 秒または 2 秒
レーザー出力	100±5mJ @22±2°C (LD マウント温度) 80mJ 以上 @-11°C～+40°C(規定点温度)
レーザーパルス幅	17ns
送受信望遠鏡	送信: φ 73mm 受信: φ 100mm
観測方向	鉛直方向
受信視野	1mrad
レンジ精度	5m 以内

6. 2. 3. 3 課題と対策

主な開発要素としては、レーザ発振部の熱真空環境耐性の確立と、打上げ時の振動/衝撃耐性と熱真空環境耐性を兼ね備える光学系の開発である。

PM の開発を通して、全ての開発要素について問題を解決し、目標としていた性能を達成した。

- ・ レーザ発振部の熱真空耐性
月周回軌道上の熱真空環境に耐えるレーザ発振部の開発

- ・ キネマチックマウント
月周回軌道上の熱真空環境下における光軸ずれを補償し、打上げ時の振動/衝撃に耐えるキネマチックマウントの開発

- ・ 構造体の小型軽量化
小型軽量、かつ打上げ時や運用時の振動/衝撃/熱環境に耐える、各部構造体の開発

- ・ 素子の放射線耐性
スタートパルス検出部、アナログ信号処理部等の構成素子の放射線耐性の確認

- ・ 回路部の EMC 対策
EMC 要求を満足する LALT-TR、LALT-E 内部の EMC 対策

6. 2. 3. 4 運用成果

定常運用期間中においてレーザ出力が減衰する事象が発生したが、1034 万点以上の月面測距を実施し、この結果サイエンス目標達成に十分なデータを取得することができた。得られた測距データの一部を図6. 2. 3-6に示す。また月面上の地形データ各点の精度は、高度方向で約 4m、水平方向で約 77m と見積もられている(Araki et al, 2009)。

また後期運用においても観測を継続し、クロストラック方向の精度向上に成功した。観測開始(2007 年 12 月 30 日)から 2009 年 6 月 2 日までに得られた観測点分布を図6. 2. 3-7に示す。クロストラックの測線間隔(地形図の分解能)は、赤道付近で 15km 以下、平均約 2km である。2009 年 5 月 6 日までに得られた月面高度データは 1906 万点以上、測距成功率 96.44%であった。取得データを元に作成した地形図を図6. 2. 3-8に示す。

熱制御については、 $\beta = 90^\circ$ 低温環境、月食等を含め、所定の温度範囲に制御できた。

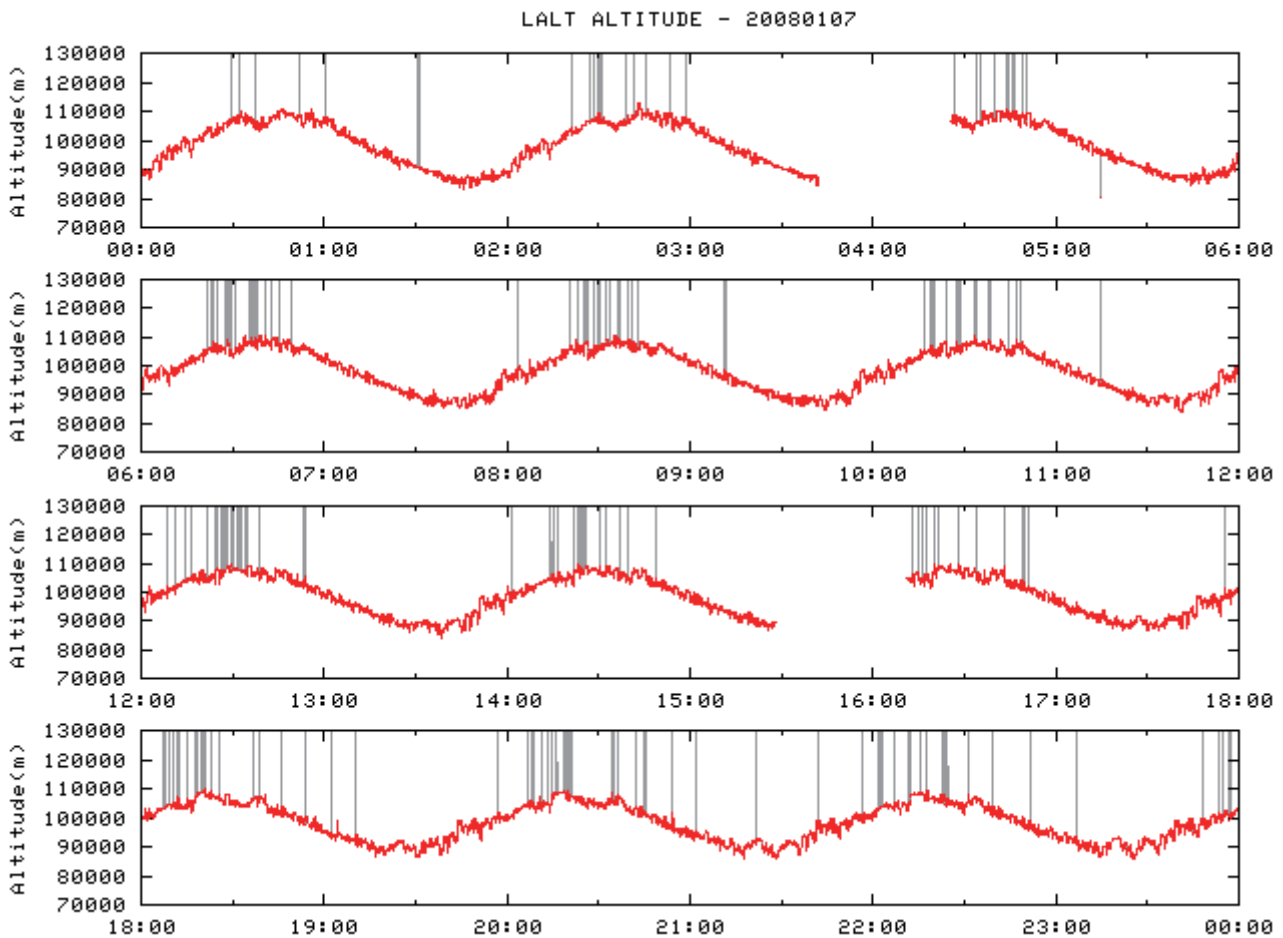


図6. 2. 3-6 2008 年 1 月 7 日の LALT 測距データ時系列。横軸の時刻は UTC。プロファイルが途切れているところは、リアクションホイールのアンローディングによる観測停止期間。データの‘ヒゲ’は測距データなし、もしくは受信ノイズを表す(この図では計 263 回)。この日の観測成功率は 99.68%であった。

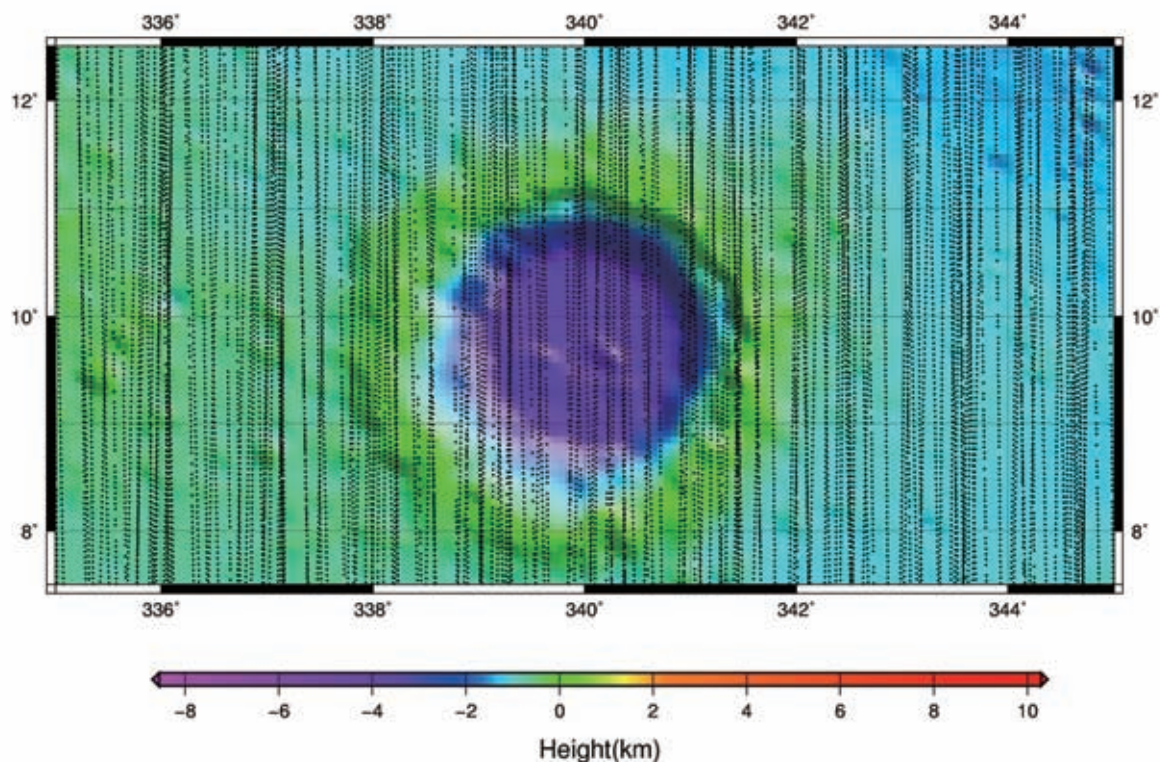


図6. 2. 3-7 コペルニクスレータ付近の、観測開始(2007年12月30日)から2009年6月2日までに得られたLALTフットプリントの分布。クロストラックの測線間隔(地形図の分解能)は約7km以下、平均では約2km、月面全体でも15km以下に収まっている。背景の地形図は、定常運用期間内のLALTデータを使って得られた地形図。

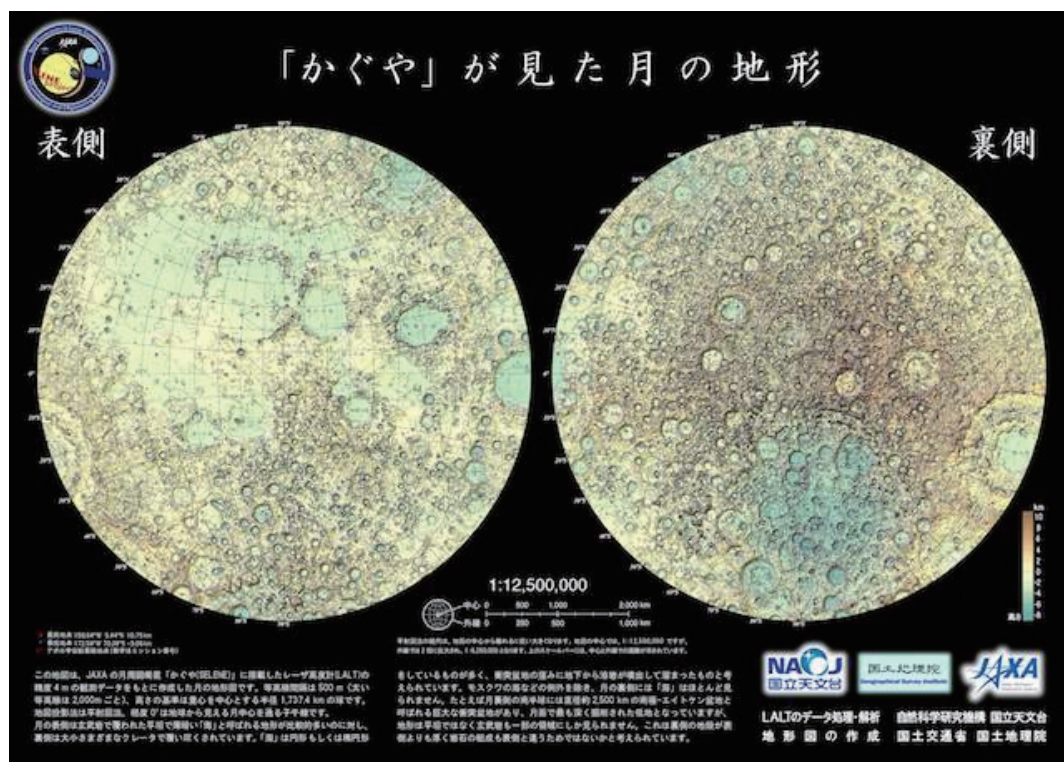


図6. 2. 3-8 月全球の地形図。LALTは、従来の月探査衛星で探査されていない極域(緯度75度以上)を含む月全球の高さの情報を取得した。取得データを国立天文台が解析し、国土地理院が地形図を作成した。

<参考文献>

Araki H, S. Tazawa, H. Noda, Y. Ishihara, S. Goossens, S. Sasaki, N. Kawano, I. Kamiya, H. Otake, J. Oberst, and C. Shum (2009): Lunar Global Shape and Polar Topography Derived from Kaguya-LALT Laser Altimetry, *Science*, **323**, 897-900.

6. 2. 4 月面撮像／分光機器 (LISM)

館野 直樹、春山 純一、大竹 真紀子 (JAXA)
松永 恒男 (NIES)、殿谷 登 (富士通)

6. 2. 4. 1 概要

月面撮像／分光機器 (LISM) は次の 3 つの観測機器から構成されている。
LISM の機能及び目的は以下の通りである。

1) 地形カメラ (Terrain Camera、略称 TC)

- ・全球 (95% 以上) について高空間分解能画像を取得する。
- ・地形図を作成するための立体視データを取得する。

2) マルチバンドイメージャ (Multi-band Imager、略称 MI)

- ・全球 (95% 以上) について高空間分解能の可視近赤外域多バンド撮像を行なう。
- ・月面の地質ユニットのマッピングを行なう。
- ・SP で物質が同定された地質ユニットの水平方向の広がりを調べる。

3) スペクトルプロファイラ (Spectral Profiler、略称 SP)

- ・高波長分解能の可視～近赤外域の連続反射スペクトルを測定する。
- ・月面物質の岩石タイプ・鉱物種を同定し、月地殻の組成に関する情報を得る。

観測原理を以下に示す。

TC と MI はプッシュブルーム方式により月面の連続撮像を行う。TC は立体視を行うために、1 次元センサを付けた 2 つのカメラをそれぞれ斜め前方と斜め後方に向けている。MI は異なる 9 つの波長で月面を撮影するために、フィルタを貼った 2 種類の 2 次元検出器をつけたカメラ 2 つを直下視方向に向けている。SP は衛星直下の月面を観測する分光計で、回折格子を用いて月面からの光を 296 波長で観測する。図 6. 2. 4-1 に観測方法のイメージを示す。

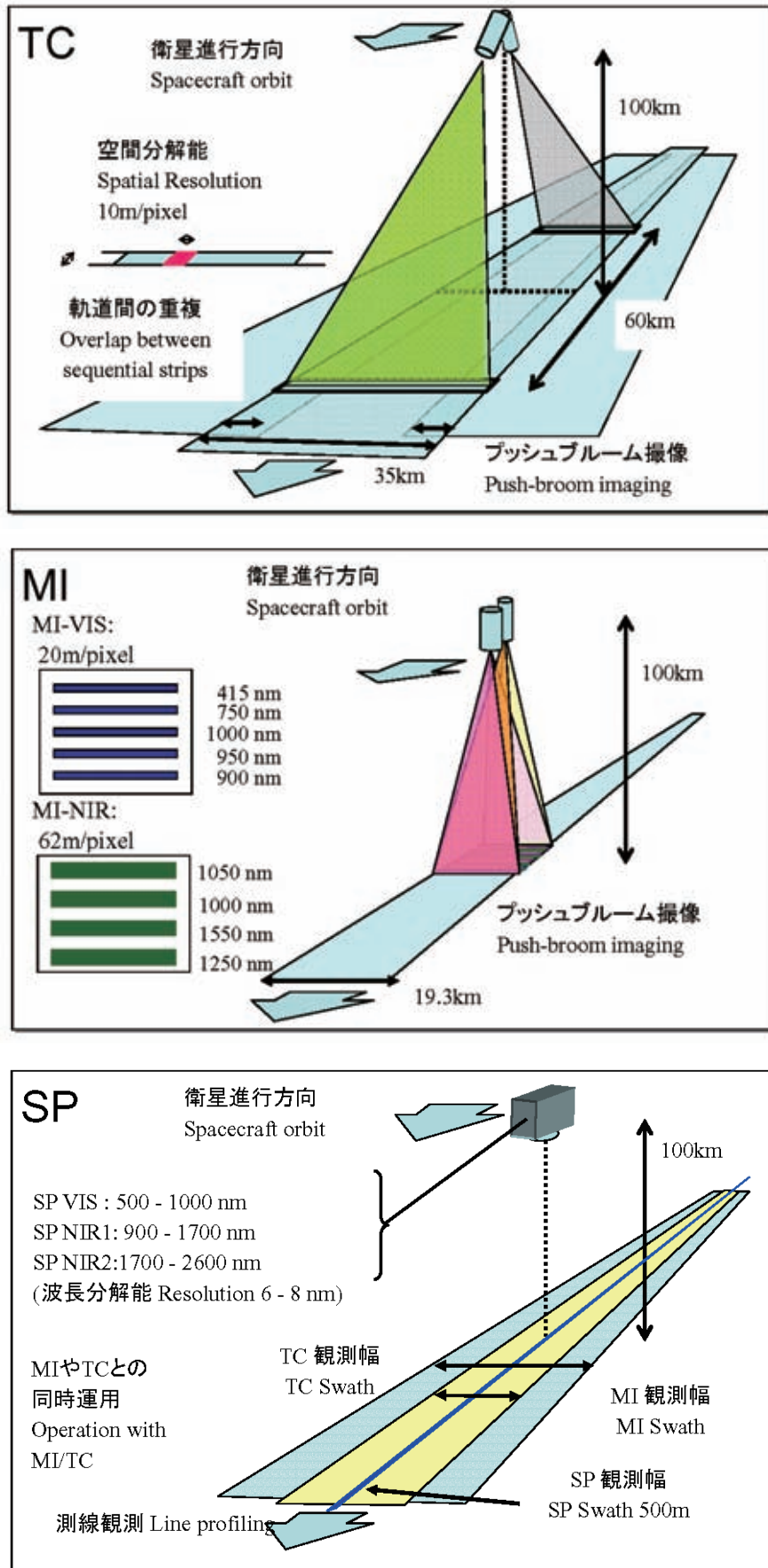


図6. 2. 4-1 LISMミッションイメージ

6. 2. 4. 2 設計

6. 2. 4. 2(1) 構成及び機能

LISM の外観図を図 6. 2. 4-2 に示す。構成は以下の通りである。

1) 放射計部

(1-1)LRU(TC/MI)

(1-1-1)TDU/T1・T2(TC 用集光・検出器部)

集光系は、屈折光学系式のものを 2 本(衛星固定座標+X,-X 方向を撮像するものをそれぞれ T1,T2 と呼ぶ)用いる。検出器は、1 次元 Si-CCD を用いる。またそれぞれの集光系は 0.43~0.85 μm のバンドパスフィルタを持つ。

(1-1-2)TDU/MV・MN(MI 用集光・検出器部)

集光系は屈折光学系式のものを 2 本(可視用 MV・近赤外用 MN)用いる。検出器は、観測バンド(9 バンド)に対応したバンドパスフィルタを 2 次元 Si-CCD および InGaAs 検出器上に貼り付けたものを用いる。

(1-2)LRU(SP)

(1-2-1)TSDU/SV・SN1・SN2(SP 用集光・分光・検出器部)

カセグレン式共通反射集光系 1 個、ツェルニーターナー型分光計 2 個、検出器 3 個等からなる。TSDU/SV は 1 個の回析格子および Si-PIN ホトダイオード素子の 1 次元検出器 1 個よりなり、0.52~0.96 μm の波長域の信号を検出する。

TSDU/SN1・SN2 は 1 個の回析格子、1 個のダイクロックフィルタおよび 2 個の 1 次元 InGaAs 素子よりなる。SN1 は 0.9~1.7 μm 、SN2 は 1.7~2.6 μm の波長域の信号を検出する。

(1-2-2)SP/OCU/RAD(SP 用校正照射部)

レンズ等からなり、SP 用校正光源部からの光を光ファイバーにて SP 主鏡へ導く。

2) 共通電気回路部

(2-1)DPU(観測データ処理部)

TDU/T1・T2、TDU/MV・MN、TSDU/SV・SN1・SN2 からのアナログ信号の増幅、A/D 変換(TC:10,MI-VIS:10,MI-NIR:12,SP:16 ビット)等を行う。処理部の信号は、DPCU に送られる。また、DPCU からのコマンドを処理・実行し、各 TDU に駆動信号を送る。SP/OCU/CLS(SP 用校正光源部: ハロゲンランプ 2 個、色ガラスフィルター 1 枚)を含む。

(2-2)DPCU(共通データ処理部)

DPCUはDPUからA/D変換後のデータを受け取り、圧縮・伝送フォーマット化等の必要な処理を行なった後、衛星バスにデータを転送する。また衛星バスから送られたコマンドを処理・実行し、必要に応じてDPU、PCDUに転送する。DPCUの扱うデータフローはRS-422を介する衛星システムへの送出(科学データ)と、MIL-STD-1553Bに準拠するHKデータおよびコマンドのやりとりに大別できる。

(2-3)PCDU(共通電源)

PCDUは衛星の主電源ラインから受ける電力を処理し、2次電源としてLISMの各コンポーネントに適切に分配する。なお、サバイバル・ヒータ用のヒータ電源ラインはPCDUを介さず直接衛星バスよりLRUに供給される。

TC_MI

SP



図6. 2. 4-2 LISM外観

LISMの機能ブロック、電源系統図を図6. 2. 4-3に示す。

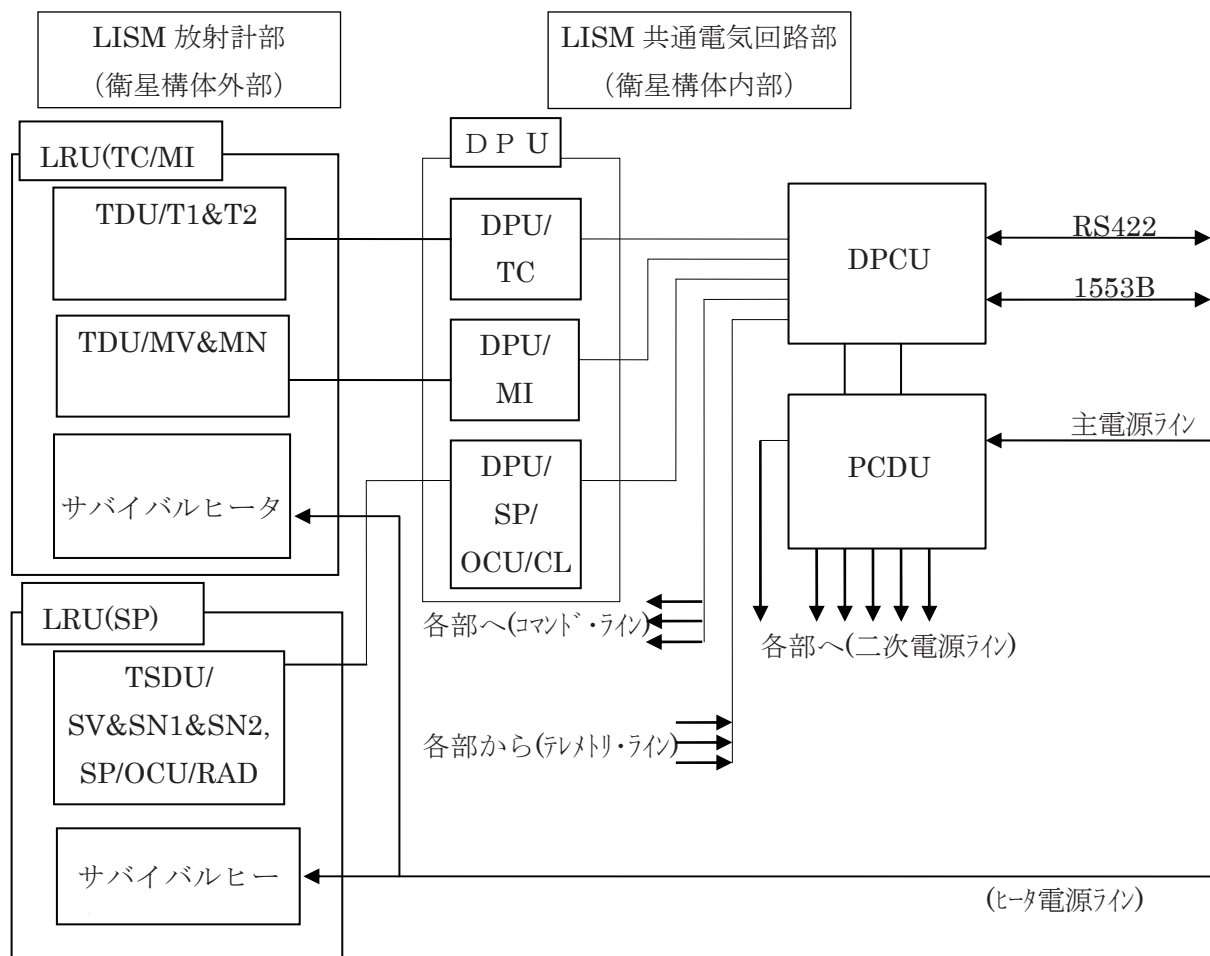


図6. 2. 4-3 LISM 電源系統図

6. 2. 4. 2(2) 性能

LISM の性能を表6. 2. 4-1に示す。

表6. 2. 4-1 LISMの性能

	TC	MI	SP
空間分解能 ^(*1)	10m/pixel	VIS:20m, NIR:62m/pixel	562m:アロングトラック 400m:クロストラック
瞬時視野 ^(*2)	0.0055°	VIS:0.011° NIR:0.036°	0.23°
視野 ^(*2)	最大視野:22.4° (フル刈幅モード時) ノミナル:19.3° (ノミナル刈幅モード時) ハーフ:9.65° (ハーフ刈幅モード時)	VIS:11°(19.3km) NIR:11.2°(19.6km)	0.23°(400m)
総合 MTF(@Nyquist)	視野 10° 以内で 0.2 以上	0.2 以上	N/A
B/H 比	0.57	N/A	N/A
波長域	0.43 - 0.85 μm	VIS:0.415、0.75、0.9、 0.95、1.0 μm NIR:1.0、1.05、 1.25、1.55 μm	VIS:0.52 - 0.96 μm NIR1:0.9 - 1.7 μm NIR2:1.7 - 2.6 μm
分光方式	バンドパスフィルタ	バンドパスフィルタ	回折格子
バンド数	2(ステレオ視)	VIS:5 バンド NIR:4 バンド	296
波長幅	420nm	10 - 50nm	6 - 8nm
軌道上校正	N/A	N/A	輝度・波長校正
S/N ^(*3)	100 以上	100 以上	0.81~0.86 μm:2300 以上 0.55~0.70 μm 及び 1.30~1.60 μm:1000 以上 0.70~1.30 μm:460 以上 (ただし0.81~0.86 μmを除く)
A/D 変換ビット	10	VIS:10, NIR:12	16
圧縮パケット化 データレート ^(*4)	3.3Mbps	3.4Mbps	0.014Mbps
データ圧縮率 ^(*5)	30 %	VIS:80 % NIR:圧縮しない	圧縮しない

(*1)高度 100km での値

(*2)クロストラック方向瞬時視野および視野

(*3)月面上での反射率がそれぞれ 2%,5%,6%での値。

(*4)TC はステレオ視観測 (T1,T2 併用)時の値。

(*5)平均して記載値程度の圧縮率になるように、事前にコマンドで符号化テーブル、量子化テーブルを設定する。

6. 2. 4. 3 課題と対策

主な開発要素は各検出器の耐環境性である。これらを確認するため要素試作・PM 製作及び開発試験で評価を行い、所期の機能性能に関するFM設計・製作の実現性を確認した。

1) TC 検出器の耐振動／耐衝撃／耐放射線性能

PM 品を製作して振動および衝撃試験前後の電気性能・光学性能試験を実施し、問題ないことを確認した。耐放射線性についてはミッション期間中に想定されるフルエンス以上のプロトン照射を行い、欠陥画素・暗時出力特性の変化が問題ないレベルであることを確認した。トータルドーズ耐性については検出器製造メーカのデータで確認できているため照射試験を不要と判断した。

2) MI検出器の耐振動／耐衝撃／耐放射線性能

CCD の電気性能、耐振動・衝撃性能を確認するため、PM 品(バンドパスフィルタ無しの検出器と検出器基板)を製作して振動・衝撃試験を実施し、問題ないことを確認した。

次にバンドパスフィルタの CCD への固定方法の妥当性を確認する目的で、バンドパスフィルタ付きの検出器を製作し、振動試験前後に暗時出力・光反応確認を行った結果、問題なかった。耐放射線性については、MI-VIS,NIR 両方とも、ミッション期間中に想定されるフルエンス以上のプロトン照射を行い、欠陥画素・暗時出力特性の変化が問題ないレベルであることを確認した。また、NIR 検出器についてはトータルドーズ耐性も照射試験で確認した。VIS 検出器については検出器製造メーカのデータで確認できているため照射試験を不要と判断した。

3) SP 分光計の耐振動／耐衝撃性能

PM 品を製作して振動および衝撃試験前後の電気性能・光学性能試験を実施した。FM 設計確認会後に実施した一部の再試験結果も含めて、問題ないことを確認した。

4) SP 銀蒸着アルミ鏡, 検出器(VIS,NIR1,NIR2), 校正部ファイバ・光源の耐放射線性能

これらの光学部品についてミッション期間中に想定されるトータルドーズ以上の照射試験を実施し、特性に変化がないことを確認した。また、検出器(VIS,NIR1,NIR2)についてはミッション期間中に想定されるフルエンス以上のプロトン照射も行い、欠陥画素・暗時出力特性の変化が問題ないレベルであることを確認した。

5) SP 回折格子の温度特性

SP で使用される回折格子の温度特性を、異なる部材、構造のテストピースの熱真空試験と光学性能試験で確認し、回折格子の性能劣化が発生しない温度範囲を求めた。その上で、SP の温度条件等を見直し、月周回軌道上で SP の性能劣化が発生しない運用が可能であることを確認した。

6. 2. 4. 4 運用成果

フェー징オービットにおいて、順調に、電源オンされた後(図6. 2. 4-4及び5)、TC,MI とともに、ノミナルミッション期間中に予定通り、95%以上のカバレッジを達成した。また、後期運用で、刈り抜けがほぼ埋められた(図6. 2. 4-6~13)。ミッションデータはきわめて良好であった(図6. 2. 4-14~16)。SP についてもノミナルミッション及び後期運用での運用は順調に進み、良好なミッションデータが取得された(図6. 2. 4-17~19)。

LISM 通電確認 @JST 07/9/25 1:26-1:45

```

LISM_QL PASS 130231-1301 2007-09-24T16:26:01[]
IMS_TIME 01446-00145561 MF 02
HCE:TCMI OFF-21.89 SP OFF-21.97 PLT ON-32.89 PIU OFF 0.02 52.06
<POWER> <TEMP> <MODE/STATUS> LLM NML
U10TC+24V 0V DPCU 255.00 DPU 255.00 DPCU_STA NML CHD_ERR NML
OTC+7.8V 0.0 PCDU 255.00 PCDU_1 255.00 DPCU_OIP OFF DPCU_OTC OFF
T/C+5V 0.0 PCDU_2 255.00 PCDU_3 255.00 LMT_MODE 1 DATA_LMT NML
T/C-12V 0.0 PCDU_4 255.00 PCDU_5 255.00 PKT_COUNT 0
T/C+12V 0.0 OTC_DRV 255.00 PLT_CNT 255.00 RATE_LMT NML PCE12 A
U2CAL+5V 0.0 - TC/MI - - TC/MI -
SP+5V 0.0 LRI/TH 255.00 TH_RAD 255.00 OBSERVE STOP SP_SPT DIS
SP-15V 0.0 TCL_OPT 255.00 TC2_OPT 255.00 Q_TABLE 1 H_TABLE 1
SP-15V 0.0 MIV_OPT 255.00 MIN_OPT 255.00 TC_HEATE OFF MI_HEATE OFF
USM+36V 0.0 TC_1 OFF MI_VIS OFF
T1/MV+5V 0.0 - SP - TC_2 OFF MI_NIR OFF
T1/MV-8V 0.0 LRI/SP 255.00 N2_DET 230.00 TC_EXP S MI_EXP S
T1/MV+8V 0.0 SP_1 255.00 SP_2 255.00 TC_FOV NML
T1-18V 0.0 SP_3 255.00 SP_4 255.00 TC_THR DIS
T1/MV+18V 0.0 CAL_VIS 255.00 CAL_NIR 255.00
U4DPCU+5V 0.0 PLT_RAD 255.00 PLT_HOT 91.05 - SP -
T2/MN+5V 0.0 BULB_1 255.00 BULB_2 255.00 OBSERVE STOP SP_CALIB OFF
T2/MN-8V 0.0 SP_HEATE OFF SP_POWER OFF
T2/MN+8V 0.0 PLT_CUR 0.00 SP_VIS OFF SP_NIR1 OFF
T2-18V 0.0 BULB_MON 0.00 BULB_CUR -0.01 SP_NIR2 OFF SP_PLT OFF
T2+18V 0.0 BULB_CR 4.76 BULB_CN 4.76 SP_EXP S SP_RES NML

```

↓ 1次電源 on, 熱制御系 on でのテレメ・スクリーンショット

```

LISM_QL PASS 130232-1301 2007-09-24T16:29:54[]
IMS_TIME 01446-00145794 MF 11
HCE:TCMI OFF-21.89 SP OFF-21.97 PLT OFF-30.92 PIU ON 0.14 52.06
<POWER> <TEMP> <MODE/STATUS> LLM NML
U10TC+24V 0V DPCU -4.53 DPU -4.86 DPCU_STA NML CHD_ERR NML
OTC+7.8V 0.0 PCDU 0.46 PCDU_1 2.07 DPCU_OIP OFF DPCU_OTC OFF
T/C+5V 5.1 PCDU_2 0.14 PCDU_3 0.14 LMT_MODE 1 DATA_LMT NML
T/C-12V -12.1 PCDU_4 0.46 PCDU_5 0.46 PKT_COUNT 0
T/C+12V 12.1 OTC_DRV -4.86 PLT_CNT -3.52 RATE_LMT NML PCE12 A
U2CAL+5V 0.0 - TC/MI - - TC/MI -
SP+5V 0.0 LRI/TH -19.91 TH_RAD -22.42 OBSERVE STOP SP_SPT DIS
SP-15V 0.0 TCL_OPT -20.41 TC2_OPT -20.41 Q_TABLE 1 H_TABLE 1
SP-15V 0.0 MIV_OPT -20.41 MIN_OPT -20.92 TC_HEATE OFF MI_HEATE OFF
USM+36V 0.0 TC_1 OFF MI_VIS OFF
T1/MV+5V 0.0 - SP - TC_2 OFF MI_NIR OFF
T1/MV-8V 0.0 LRI/SP -22.42 N2_DET 241.11 TC_EXP S MI_EXP S
T1/MV+8V 0.0 SP_1 -22.93 SP_2 -22.93 TC_FOV NML
T1-18V 0.0 SP_3 -22.93 SP_4 -22.93 TC_THR DIS
T1/MV+18V 0.0 CAL_VIS -23.52 CAL_NIR -22.93
U4DPCU+5V 0.0 PLT_RAD -29.83 PLT_HOT -31.22 - SP -
T2/MN+5V 0.0 BULB_1 -5.64 BULB_2 -5.64 OBSERVE STOP SP_CALIB OFF
T2/MN-8V 0.0 SP_HEATE OFF SP_POWER OFF
T2/MN+8V 0.0 PLT_CUR 0.00 SP_VIS OFF SP_NIR1 OFF
T2-18V 0.0 BULB_MON 0.25 BULB_CUR -0.01 SP_NIR2 OFF SP_PLT OFF
T2+18V 0.0 BULB_CR 4.76 BULB_CN 4.77 SP_EXP S SP_RES NML

```

図6. 2. 4-4(上)、5(下)。2007年9月25日のLISM一次電源投入前(上)、投入後(下)のQL画面。電気系統に無事通電が確かめられた。

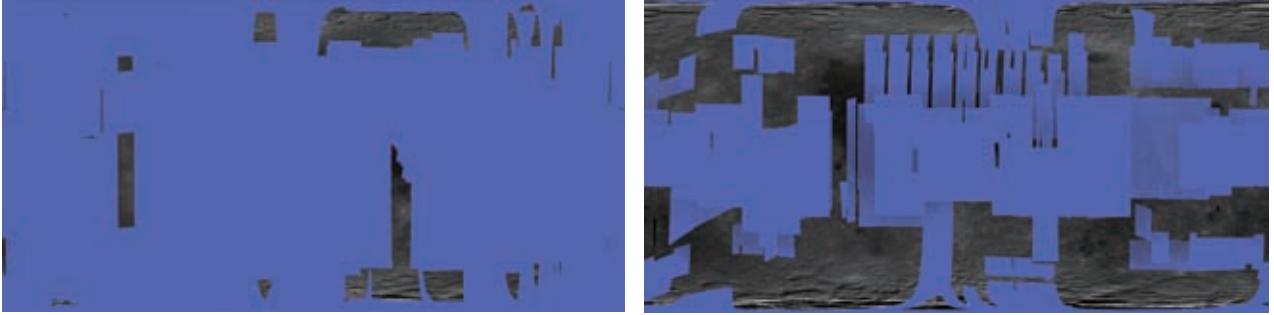


図6. 2. 4-6(左)、7(右)。TCステレオカバレッジ。ノミナルミッション期間中カバレッジ(～200810月31日)(左)、後期運用中カバレッジ(ただし解析途中 2008年12月21日～2009年6月2日)(右)

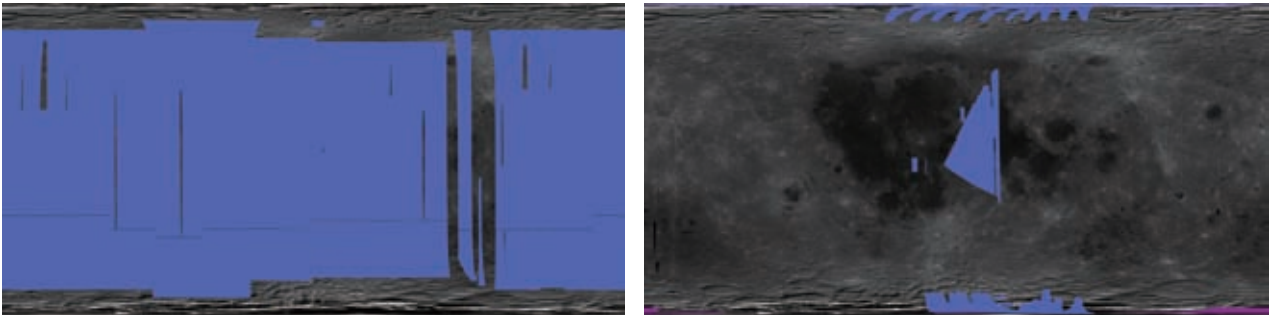


図6. 2. 4-8(左)、9(右)。TC単眼視朝方カバレッジ。ノミナルミッション期間中カバレッジ(～200810月31日)(左)、後期運用中カバレッジ(ただし解析途中 2008年12月21日～2009年6月2日)(右)

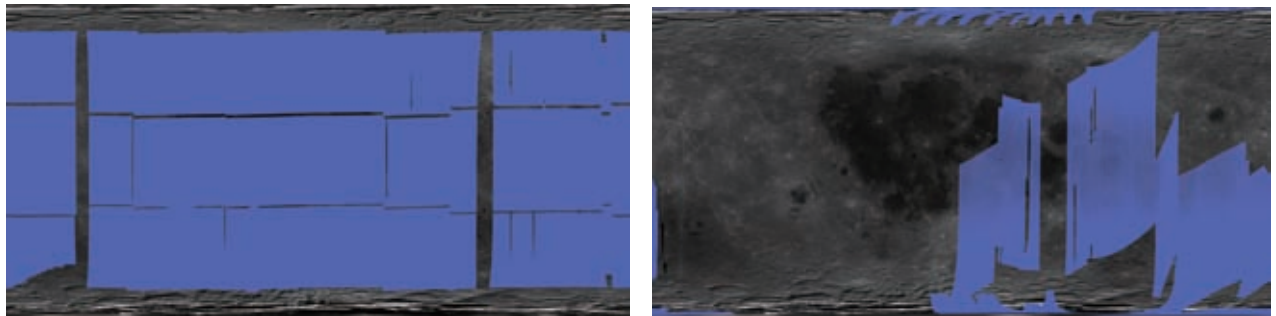


図6. 2. 4-10(左)、11(右)。TC単眼視夕方カバレッジ。ノミナルミッション期間中カバレッジ(～200810月31日)(左)、後期運用中カバレッジ(ただし解析途中 2008年12月21日～2009年6月2日)(右)

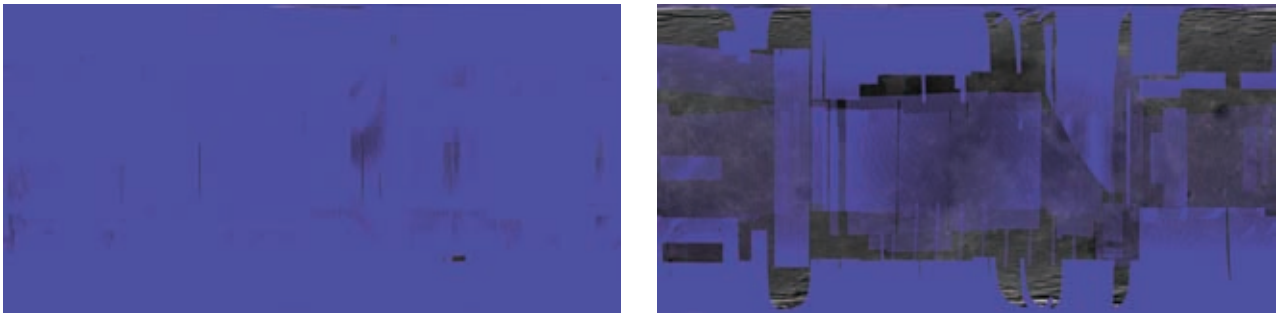


図6. 2. 4-12(左)、13(右)。MI カバレッジ。ノミナルミッション期間中カバレッジ(～2008 年 10 月 31 日)
(左)、後期運用中カバレッジ(ただし解析途中 2008 年 12 月 21 日～2009 年 6 月 2 日)(右)

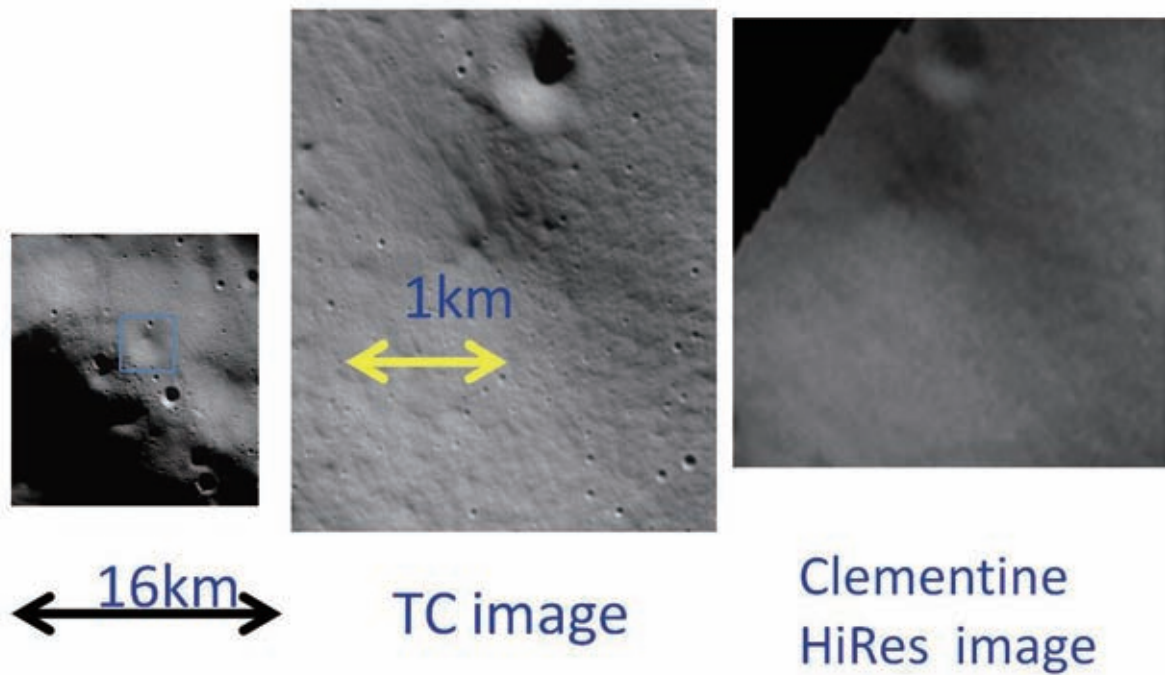


図6. 2. 4-14 TCによるミッションデータ(2007年11月3日撮像)。左は、ステレオ非圧縮フル刈幅モードによるデータ。中央は、左の口領域の拡大。右は、中央の画像と同領域に相当するクレメンタインハイレゾカメラのデータ。クレメンタインハイレゾカメラのデータと比較して、TC データが格段に質が高いことがわかる。



図6. 2. 4-15 TCによるミッションデータ。モスクワの海(2008年1月17日撮像。差し渡し約210km)。この領域のデータを含む月の裏側の海領域のデータから、月の裏側に~25億まで火成活動があったことが発見された。この画像の一部は、サイエンス誌の表紙を飾った。

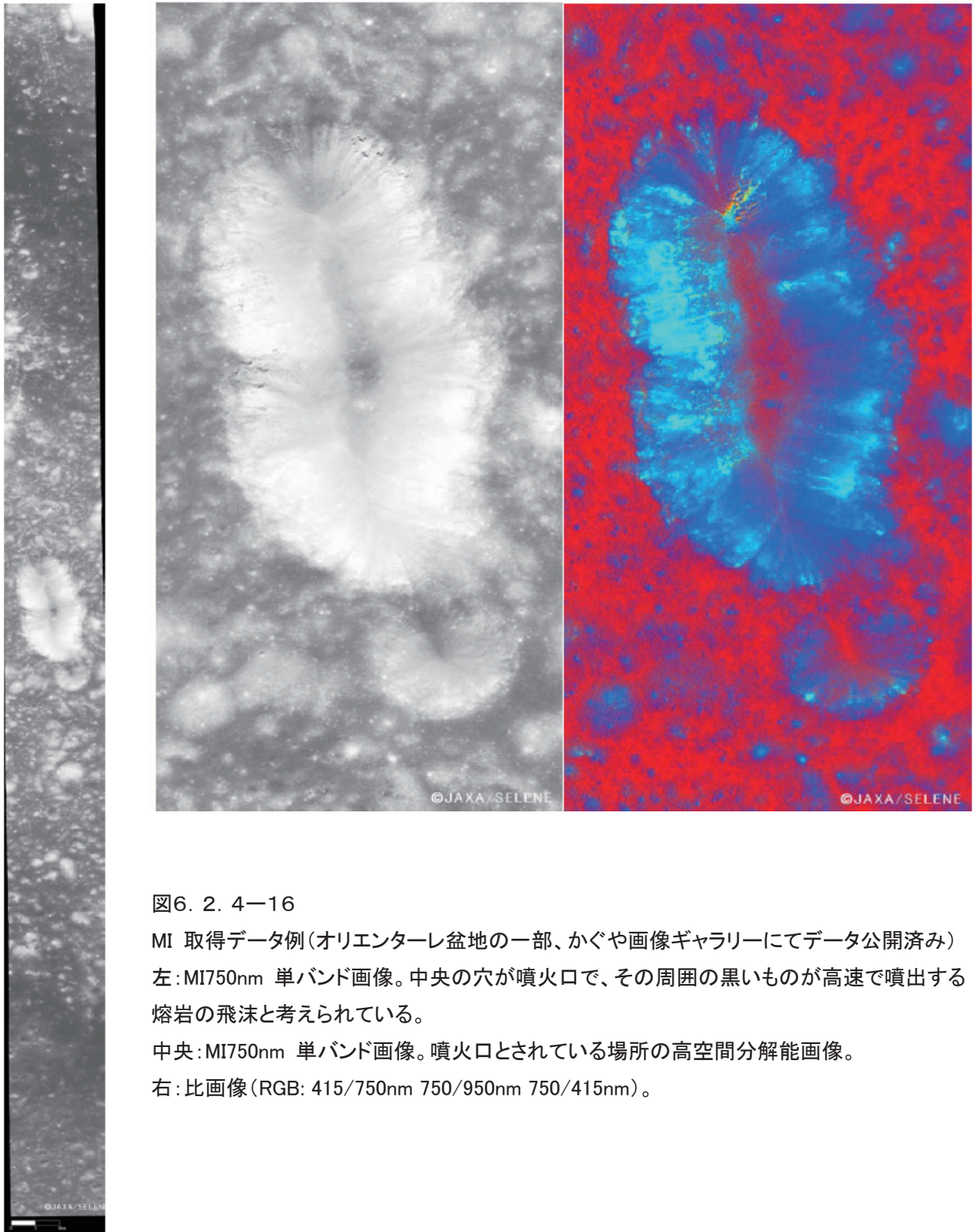


図6. 2. 4-16

MI 取得データ例(オリエンターレ盆地の一部、かぐや画像ギャラリーにてデータ公開済み)

左:MI750nm 単バンド画像。中央の穴が噴火口で、その周囲の黒いものが高速で噴出する熔岩の飛沫と考えられている。

中央:MI750nm 単バンド画像。噴火口とされている場所の高空間分解能画像。

右:比画像(RGB: 415/750nm 750/950nm 750/415nm)。

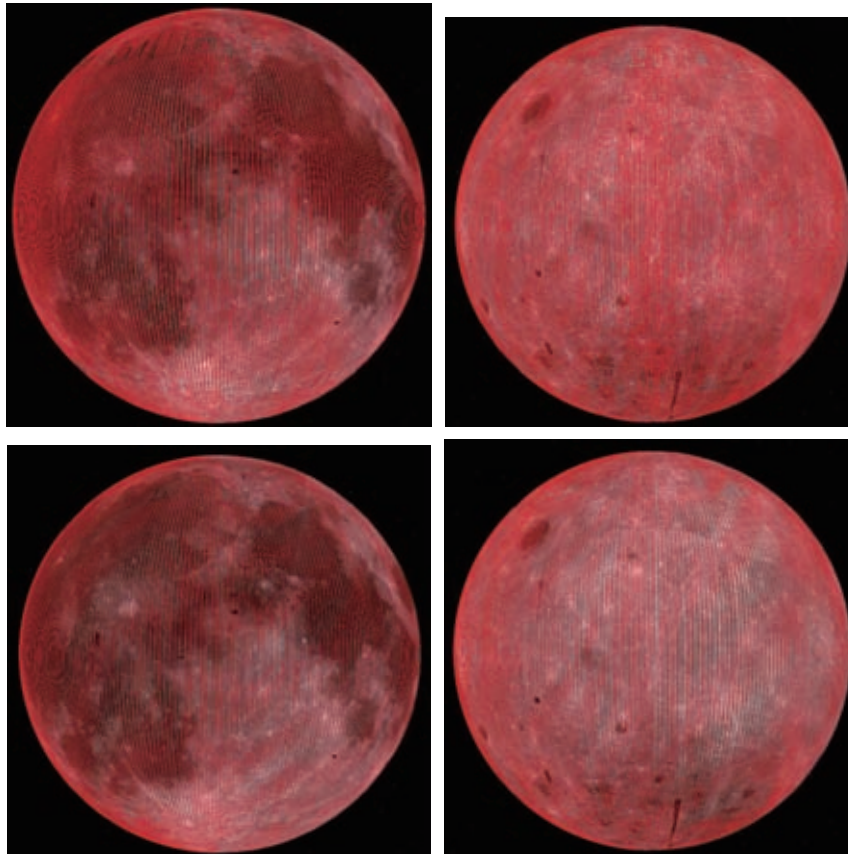


図6. 2. 4-17(上)、18(下) SP カバレッジ。左側:ニアサイド、右側:ファーサイド。
ノミナルミッション期間中カバレッジ(～2008年10月31日)(上)、後期運用中カバレッジ(下)

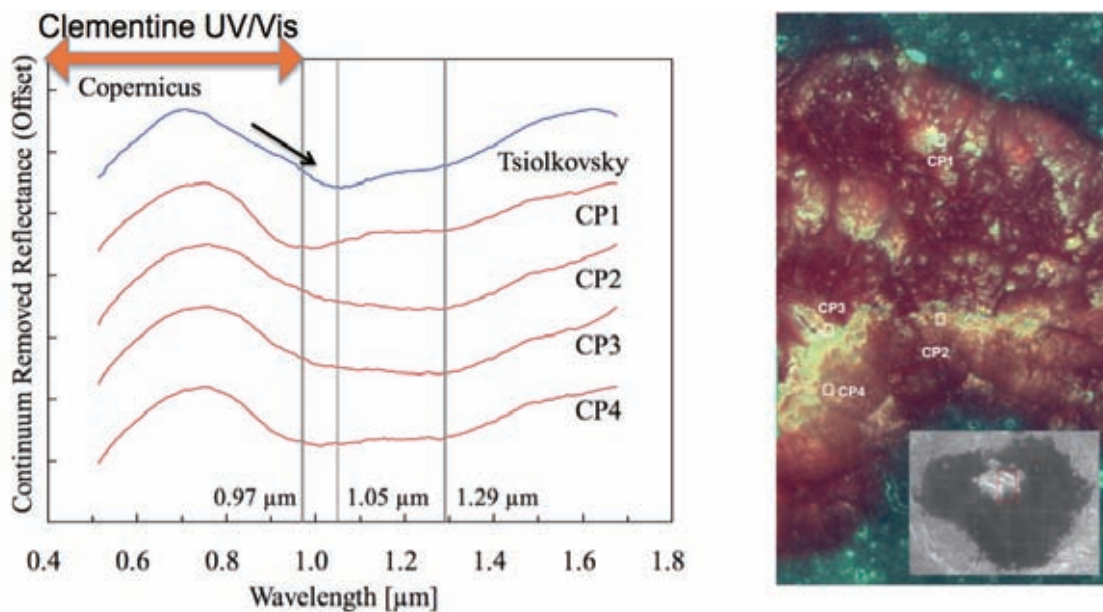


図6. 2. 4-19

月表側の Copernicus クレータ及び月裏側の Tsiolkovsky クレータの中央丘の SP データ。地球からの連続分光観測により前者にはかんらん石が分布していることが知られていた。また Clementine UV/Vis カメラでは後者も前者と同様のスペクトルが観測されたため、後者にもかんらん石が分布していると考えられていたが、SP の観測によりかんらん石ではなく輝石と斜長石の混合であることが初めて示された。

以上の様に、LISM は、定常運用期間を通して計画どおり観測データを取得することができた。

また、オプション運用として、以下を実施した。

- ・ 暗時観測運用、SP 輝度／波長校正運用を適宜行い、校正データを取得した。
- ・ SP 校正サイト観測運用を行い、観測値を放射輝度へ変換するためのデータ取得を行った。
- ・ 経度方向の観測領域抜けを無くすための軌道制御(面外)を実施し、計画どおりのデータが取得できた。

寿命管理が必要な、SP 校正ランプ点灯時間および SP ペルチェ動作回数も制限範囲内であり、 $\beta=90^\circ$ 低温環境、月食等を含め、所定の温度範囲に制御できた。

後期運用においても観測を継続し、データの蓄積を行った。

<参考文献>

Haruyama, J., H. Otake, M. Ohtake, A. Shiraishi, N. Hirata, and T. Matsunaga, LISM (Lunar Imager / SpectroMeter) Mission for SELENE Project, 31st Lunar Planet. Sci. Conf., abst. #1317, 2000.

Haruyama, J., H. Otake, and M. Ohtake, LISM Mission for SELENE Project, Proc. 22nd Int. Sym. Tec. Space Sci., 1686-1691, 2001.

Haruyama, J., M. Ohtake, N. Hirata, R. Nakamura, and T. Matsunaga, Expected Performance of Lunar Imager/SpectroMeter on SELENE, 34th Lunar Planet. Sci. Conf., abst. #1565, 2003(1).

Haruyama, J., M. Ohtake, T. Matsunaga, N. Hirata and LISM Working Group, Flight Model Performance of SELENE Terrain Camera, Proc. 23rd. Int. Sym. Tec. Space Sci., 1992-1996, 2003 (2).

Haruyama, J., M. Ohtake, N. Hirata, R. Nakamura and T. Matsunaga, Flight model performance of SELENE Terrain Camera (II), Proc. 25th Int. Sym. Tec. Space Sci., 857-862, 2005.

Haruyama, J., M. Ohtake, T. Matsunaga, T. Morota, A. Yoshizawa, and LISM Working Group, Planned Digital Terrain Model Products from SELENE Terrain Camera Data, 37th Lunar Planet. Sci. Conf., abst. #1132, 2006(1).

Haruyama, J., M. Ohtake T. Matsunaga, and LISM Working Group, Global High-resolution stereo mapping of the Moon with the SELENE Terrain Camera, Adv. Geosci., 3: Planetary Science, World Scientific Publishing, Edited by W-H. Ip, and A. Bhardwaj, 101-108, 2006 (2).

Haruyama, J., T. Matsunaga, T. Morota, C. Honda, M. Torii, Y. Yokota, H. Kawasaki, M. Ohtake, and LISM Working Group, Pre-Launch Operation Planning of Lunar Imager/Spectrometer (LISM) on SELENE, 38th Lunar Planet. Sci. Conf., abst. #1136, 2007.

Haruyama, J., T. Matsunaga, M. Ohtake, T. Morota, Y. Yokota, C. Honda, M. Torii, Y. Ogawa and LISM Working Group, "Global Lunar-Surface Mapping Experiment by the Lunar Imager/Spectrometer on SELENE", Adv.Space.Research, doi:10.1016/j.asr.2007.04.062,2007

Junichi Haruyama, Tsuneo Matsunaga, Makiko Ohtake, Tomokatsu Morota, Chikatoshi Honda, Yasuhiro Yokota, Masaya Torii1, Yoshiko Ogawa, Haruo. Kawasaki, and the LISM Working Group,"Global lunar-surface mapping experiment using the Lunar Imager/Spectrometer on SELENE",Earth Planets Space,

Matsunaga, T., M. Ohtake, J. Haruyama, Y. Ogawa, R. Nakamura, Y. Yokota, T. Morota, C. Honda, M. Torii, M. Abe, T. Nimura, T. Hiroi, T. Arai, K. Saiki, H. Takeda, N. Hirata, S. Kodama, T. Sugihara, H. Demura, N. Asada, J. Terazono, and H. Otake, Discoveries on the lithology of lunar crater central peaks by SELENE Spectral Profiler, *Geophysical Research Letters*, doi:10.1029/2008GL035810, 2008

J. Haruyama, M. Ohtake, T. Matsunaga, T. Morota, C. Honda, Y. Yokota, M. Abe, Y. Ogawa, H. Miyamoto, A. Iwasaki, C. M. Pieters, N. Asada, H. Demura, N. Hirata, J. Terazono, S. Sasaki, K. Saiki, A. Yamaji, M. Torii, J-L Josset, Long-Lived Volcanism on the Lunar Farside Revealed by SELENE Terrain Camera, *Science* DOI:10.1126/science.1163382 Published Online November 6, 2008

Junichi Haruyama, Makiko Ohtake, Tsuneo Matsunaga, Tomokatsu Morota, Chikatoshi Honda, Yasuhiro Yokota, Carle M. Pieters, Seiichi Hara, Kazuyuki Hioki, Kazuto Saiki, Hideaki Miyamoto, Akira Iwasaki, Masanao Abe, Yoshiko Ogawa, Hiroshi Takeda, Motomaro Shirao, Atsushi Yamaji, Jean-Luc Josset, Lack of Exposed Ice Inside Lunar South Pole Shackleton Crater, *Science*, DOI:10.1126/science.1164020, October 23, 2008 (電子版), Vol. 322, pp. 938-939, 7 November 2008 (印刷版)

M. Ohtake, J. Haruyama, T. Matsunaga, Y. Yokota, T. Morota, C. Honda, and LISM team, Performance and scientific objectives of the SELENE (KAGUYA) Multiband Imager, *Earth, Planets, and Space*, 60, 4, 257-264, 2008.

T. Morota, J. Haruyama, C. Honda, Y. Yokota, M. Ohtake, Y. Ogawa, and T. Matsunaga Lunar cratering chronology: Statistical fluctuation of crater production frequency and its effect on age determination, *Earth, Planets, and Space*, 60, 4, 265-270, 2008.

J. Haruyama, T. Matsunaga, M. Ohtake, T. Morota, Y. Yokota, C. Honda, M. Torii, Y. Ogawa, and LISM Working Group, Global lunar surface mapping experiment by Lunar Imager/Spectrometer on SELENE, *Earth, Planets, and Space*, 60, 4, 243-256, doi:10.1016/i.asr.2007.04.062.2007, 2008.

6. 2. 5 月レーダサウンダー(LRS)

館野 直樹(JAXA)、小野 高幸(東北大)、奈良 修(明星)

6. 2. 5. 1 概要

LRS目標は、主として月のテクトニクスの解明にある。同装置はHF周波数帯の電波を発射して、月面と地下から反射してくる信号を解析し、地形と地下構造を描き出すものである。また、この観測装置は月周回軌道における広帯域高感度の電波受信機として、太陽・地球・惑星自然電波放射観測にも利用される。

LRSシステムにおいては2対のダイポールアンテナ(30 m tip-to-tip)が用いられる。サウンダー観測においては、それぞれサウンダーパルスの送信およびエコーパルスの受信に用いられる。また自然電波受信については、サウンダー観測中においては1対の、サウンダー観測の無い場合においては2対のアンテナを用いた太陽・惑星電波の観測が行われる。以下にLRSの主要な機能を示す。

【サウンダー観測機能】

全長30mのダイポールアンテナ2対をそれぞれ送受信アンテナとして用い、5MHz帯の周波数による800Wのサウンダーパルス送信、並びに月表面および地下からの反射エコー信号の受信を行う。地下反射エコーの検出を高いレンジ分解能にて観測するため、パルス圧縮を行って、月地下2~5kmの不連続面から反射して帰ってくるエコーを約100mの分解能にて観測する機能を有する。

この観測は月周回軌道の可能な限り広範な領域にて行うため、機器の消費電力を最大50W程度に押さえて、月地下構造のマッピングを行う。ダイポールアンテナを用いたレーダ観測のため、アンテナパターンが広く、月表面の地形がなめらかでない場合に不要波の受信を避けることができないが、周回軌道に沿っての合成開口処理手法、並びに隣接する複数軌道データを用いての同様の解析を行って、正確な月地下構造の解明を目指す。

【プラズマ波動及び自然電波観測機能】

30mのダイポールアンテナ2対をセンサとして、プラズマ波動並びに自然電波観測を10Hzより30MHzにいたる広範な周波数領域にて実施する。

レーダサウンダーによるマッピング観測時には、50ms毎のサウンダーパルス送受信のタイミングと同期を取って受信観測を行うことにより、ほぼ連続した受信観測データの取得機能を有する。

「サウンダー観測」に対して「パッシブ観測」と呼ばれることもある。

図 6.2.5-1 にミッションイメージを示す。

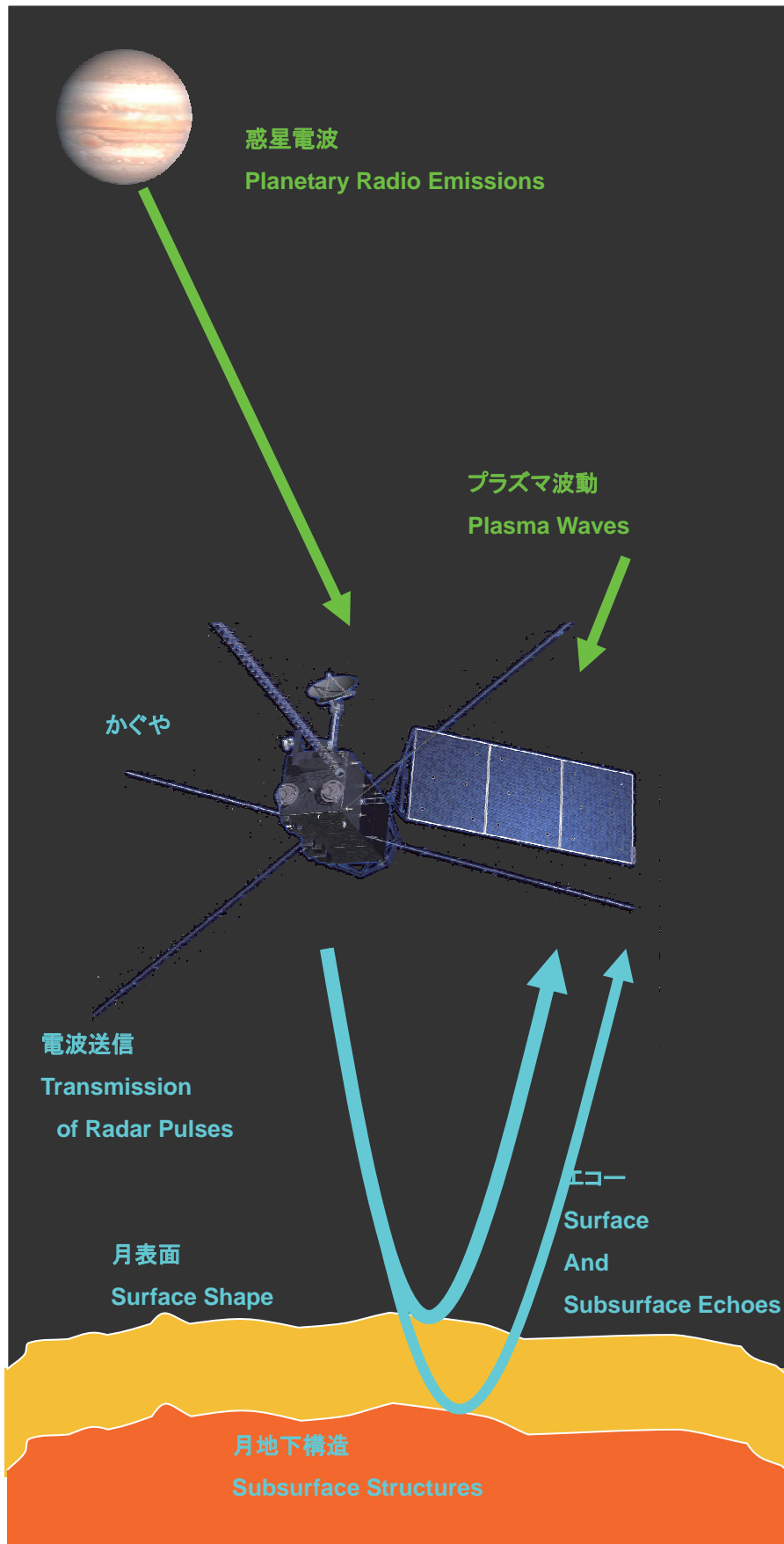


図6. 2. 5-1 LRSのミッションイメージ

6. 2. 5. 2 設計

6. 2. 5. 2(1) 構成

LRS は以下のユニットから構成される。構成を図 6.2.5-2 に示す。

LRS-E: LRS 電子回路部

LRS-P: LRS プリアンプ(4台)

LRS-P1

LRS-P2

LRS-P3

LRS-P4

LRS-A: LRS アンテナ(4台)

LRS-A1

LRS-A2

LRS-A3

LRS-A4

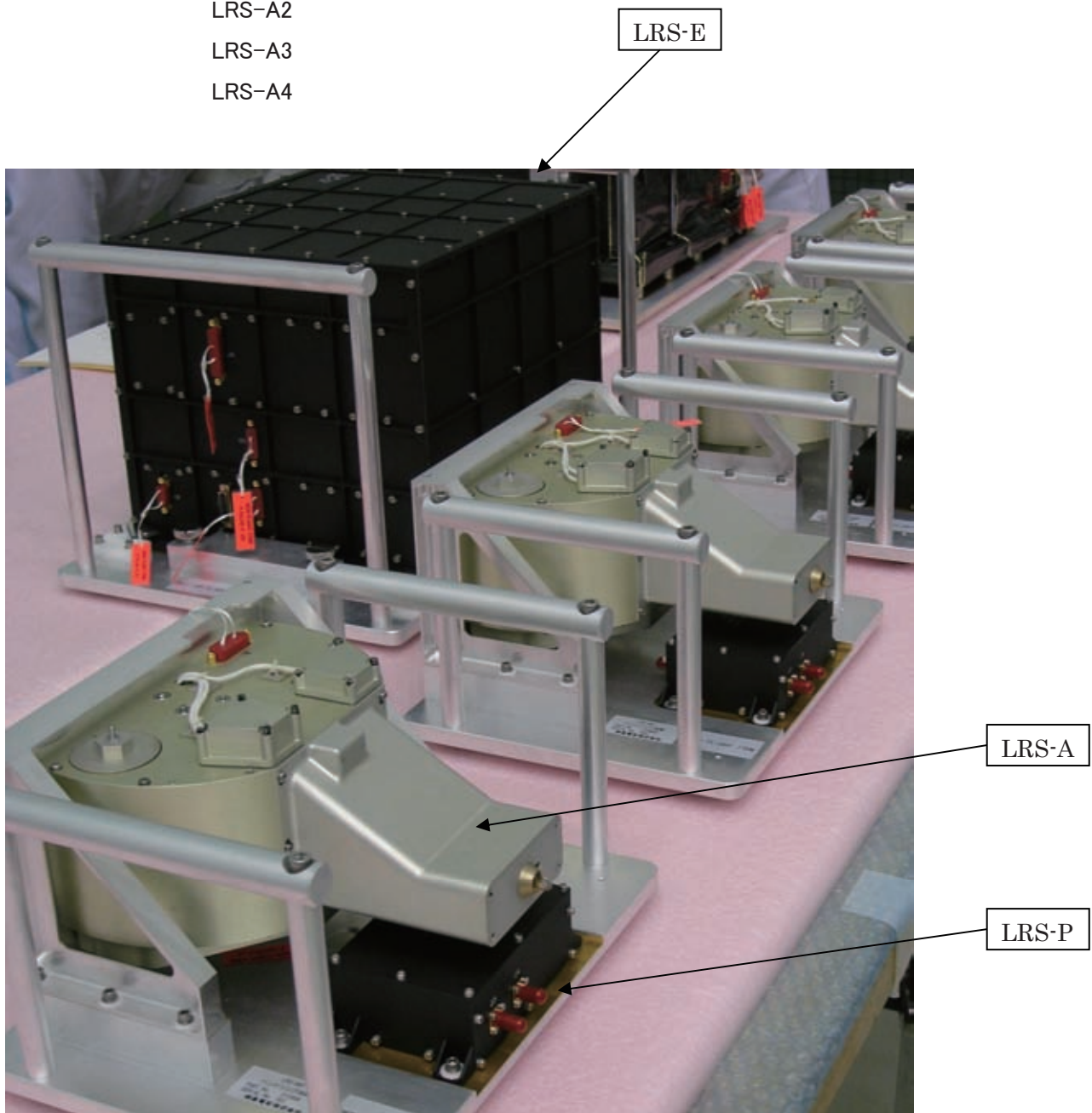
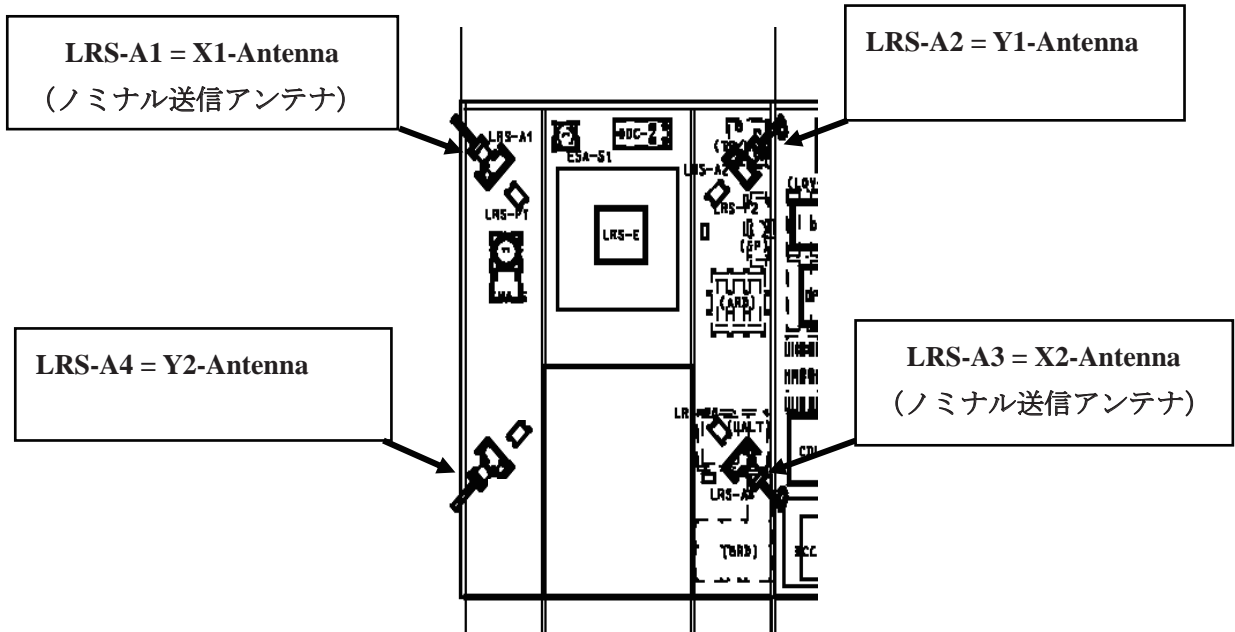


図6. 2. 5-2 LRSの機器構成

図 6.2.5-3 及び 4 に LRS アンテナの搭載位置を示す。



注)衛星内側から見た図

図6. 2. 5-3 LRSアンテナの搭載位置(その1)

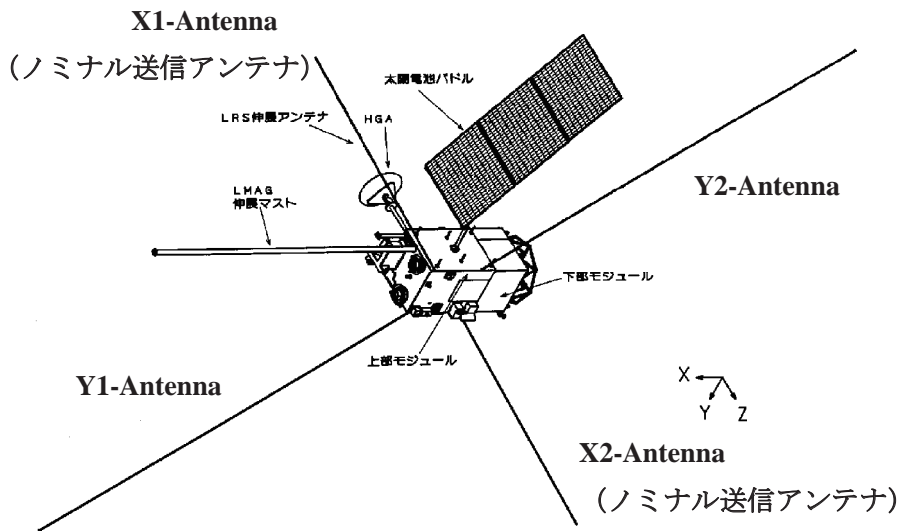


図6. 2. 5-4 LRSアンテナの搭載位置(その2)

6. 2. 5. 2(2) 機能

LRS の機能ブロック図、電源系統図を図 6.2.5-5 及び 6 に示す。

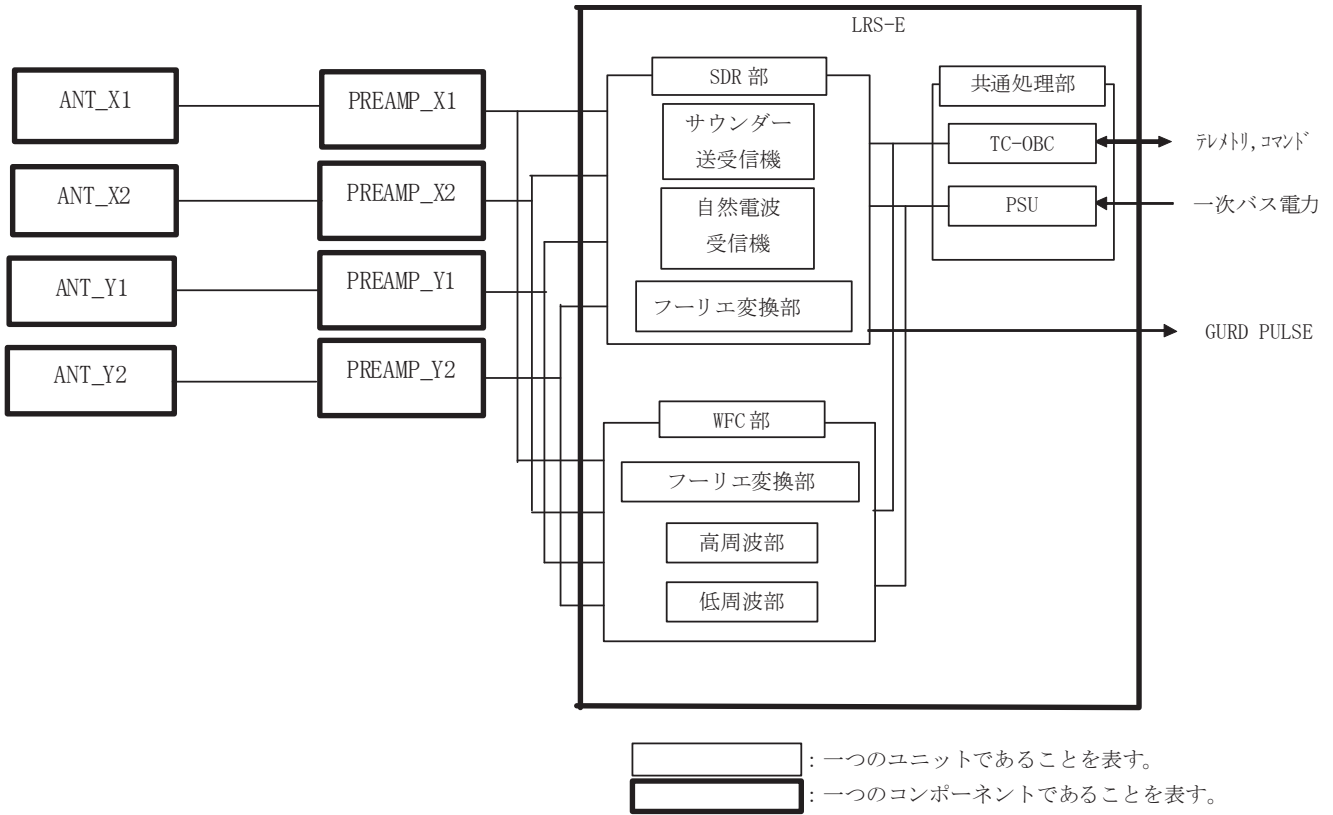


図6. 2. 5-5 LRS機能ブロック図

LRSユニット間電源・信号ライン配置図

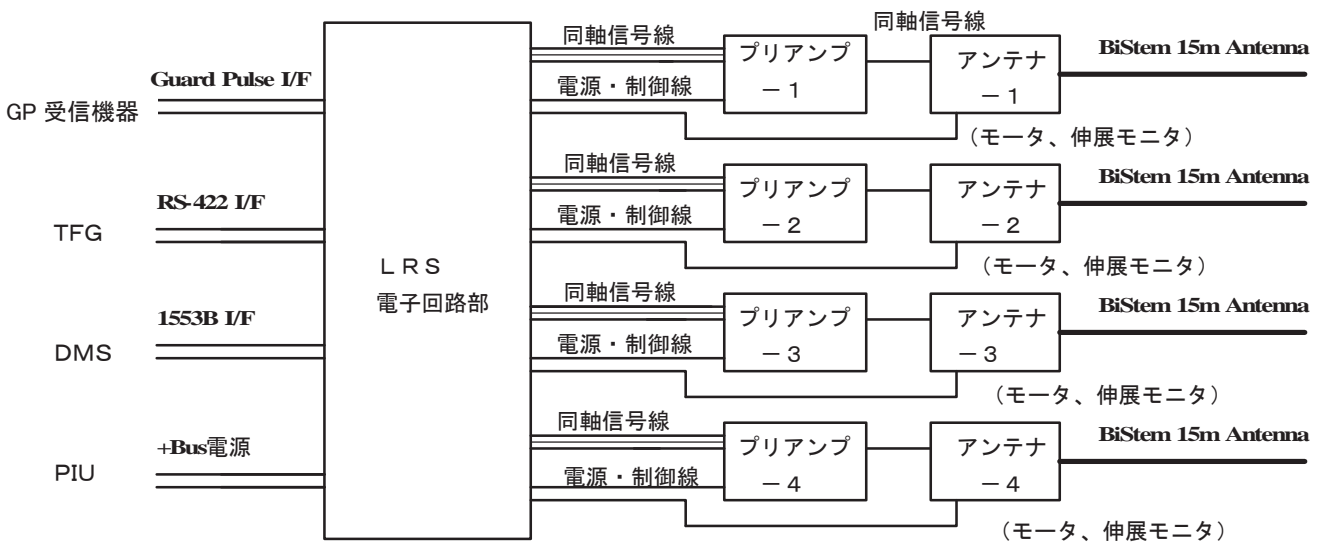


図6. 2. 5-6 LRS電源系統図

以下にLRSシステムの動作概要を示す。

1) サウンダー送受信機

【周波数合成部】

直線性と再現性のよいFM変調信号を得るため、サウンダー送信信号並びに受信機局部発信周波数信号は、波形をメモリに記録し、これを高速D/A変換することにより得る。サウンダー送信信号は、所期のスペクトル分布を得るため、振幅情報と共にメモリに記録されている。

メモリ内容 : 送信波形データ(200 μ s分)
及び局部発信周波数信号(400 μ s分)

D/Aコンバータ : 変換精度12bit、クロック25MHz

トリガ機能 : サウンダー送信タイミングにて200 μ sの信号を発生した後、設定された遅延時間(650 μ s程度)の経過後、400 μ sの局部発振周波数信号を発生する。

【パワーアンプ】

5MHzにてダイポールアンテナより800Wの送信を行うサウンダーパワーアンプは、これまでのプラズマサウンダー用パワーアンプを改良して送信電力の向上を目指す。特にLRS観測では大電力送信においても波形の直線性が重要であるため、これまでに開発された600Wパワーアンプを2台使用して必要な電力を発生させる。パワーアンプに安定な電源を供給するコンデンサバンクは、250 μ sの間、電源電圧(45V)の変動を2V以下に押さえて出力トランジスタに60Aの電流を供給するため、容量を8,000 μ Fとする。

【サウンダー受信機】

サウンダー受信機においてはアンテナにてピックアップされた信号と周波数シンセサイザーで合成される局部発信周波数信号とを混合して2MHz帯域のサウンダー受信機出力信号へと周波数変換する。

【アンテナスイッチ】

観測モードに従って、X-Yのダイポールアンテナと送信機、受信機の接続を制御する。

特にサウンダーモードにて1つのアンテナを送受信アンテナに同時使用する場合、TRスイッチにより高速でアンテナと送信機、受信機の切り替えを行う。

【ガードパルス信号】

サウンダRFパルス送信に起因する擾乱への対応策として、サウンダ送信波に同期した信号を配信する。配信はLRS-E内部のドライバ回路にて行い、GAP、MAP、UPI、XRSに配信する。

2) 自然電波受信機

【HF帯受信機】

サウンダー観測との同時観測による自然電波受信では、サウンダープリアンプ信号をサウンダーパルス送信の直前の0.163msの期間にてA/D変換し、これをFFT解析することによって自然電波スペクトルを得る。

観測周波数レンジが20kHzより10MHzに至ることから、A/Dコンバータは25Mspsの超高速A/Dコンバータが使用される。デジタル変換された信号は4096サンプルデータについてFFT解析される。解析際には最大限の精度を得るため、広帯域増幅段に利得制御機能を持ち、A/D変換器が飽和しないよう調整される。

サウンダー観測の無い期間におけるHF帯自然電波観測は、2対のダイポールアンテナを使用しての偏波観測並びにX, Yダイポールアンテナそれぞれによるダイナミックスペクトル観測が行われる。受信機はこれまでのプラズマ波動観測装置にて開発されてきたデジタルシンセサイザ方式の掃引受信機が用いられる。20kHzより30MHzに至る受信周波数は連続的に周波数掃引され。このときWFCでは、数100kHz以下の周波数帯において波形並びにスペクトル観測を行う。

【WFC(波形捕捉受信機)】

1kHz-1MHzの2チャンネルをA/D変換し、そのデータをプログラマブルダウンコンバータ(PDC)で100kHz毎の帯域を取り出し、順次DSPで高速フーリエ変換(FFT)する。取り出す帯域を順次掃引して周波数スペクトルを得る。A/D変換の前にLPFとHPFを組み合わせたBPFを置き、FFTを行っている帯域外の信号を除去することができる。0.5kHz以下の高周波数分解能かつ0.5秒以下の高時間分解能が期待できる高速スペクトル受信機となる。テレメータ割当量に応じて平均化する範囲を変え、動的に周波数分解能や、時間分解能を変化させる。サウンダー動作時は1チャンネル動作となる。送信直前にデータサンプリングを行うので、プリアンプの入カインピーダンスが低くなる他は同様の観測を行う。

100Hz-100kHzの3チャンネルのデータを16ビットでA/D変換し、それぞれを3から5ビット程度に圧縮して効率よくテレメータ伝送する。第1チャンネルはダイポール(差動受信)、第2チャンネルはモノポール(アンテナの片側)、第3チャンネルはダイポール(差動受信)またはもう一方の片側をA/D変換した上でDSPによる処理を行う。データ伝送前のある程度のデータをためておき、部分的なスペクトルでその価値を評価し、テレメータをより効率よく利用する処理を行う。高周波部の波形を送ることもできる。なお長時間の連続データも取れるように、上限周波数を50kHzに変更することも可能である。これは、オーバーサンプリングA/Dの特性により、フィルタの特性を変えずに行っている。

6. 2. 5. 2(3) 性能

LRS の性能を表 6.2.5-1 に示す。

表6. 2. 5-1 LRSの主要性能

アンテナ	2 対の 30 m tip-to-tip ダイポールアンテナ (バイシステム)	
電子回路		
サウンド動作		
周波数	4-6 MHz FM (1MHz and 15 MHz Optional)	
パルス幅	200 μ s	
パルス繰り返し周期	50 ms	
スイープレート	10kHz/ μ s	
出力(EIRP)	800 W (+20%, -50%)	
サウンド受信機		
エコ観測レンジ	Surface + 5 km \sim - 25 km	
レンジ分解能	75 m	
A/D 変換精度	12 bits (6 Msps)	
ガードパルス信号		
パルス幅	300 μ s	
パルス繰り返し周期	50 ms	
配信先	GAP、MAP、UPI、XRS	
自然電波受信機		
観測モード	Dynamic Spectrum (DS) Polarization Spectrum (PL) FFT Spectrum (NPW) Waveform Capture (WFC)	
周波数レンジ	10 Hz - 30 MHz	
データレート		
通常	176 kbps	
高速	492 kbps	

6. 2. 5. 3 課題と対策

主な開発課題は、バイシステムアンテナ、コンデンサバンク、EMC 対策である。これらに対して要素試作、PM 製作、開発試験を実施し、所期の性能を達成した。

1) アンテナ

従来の科学衛星はスピン安定姿勢制御方式であったため、ワイヤーアンテナを用いていたのに対し、かぐやは三軸制御衛星であり、全長 15m tip-to-tip のアンテナを伸展することは未経験であった。強度の点からバイシステムアンテナを選定し、PM の開発試験を実施した。ダイナミクス性能、耐振動性能、EMC 性能、熱真空動作性能の確認を行い、所期の目的を達成した。

2) コンデンサバンク

800W のサウンダー送信パルス電力を発生させるため、高耐圧のコンデンサバンクの要素試作を行い、所期の性能が達成できることを確認した。

3) EMC 対策受信システム

雑音感受特性を向上させるため、LRS 受信機の一部(サウンダー信号発生部、プリアンプ、受信部及び周波数変換部)を試作し、回路方式を確立した。

4) トータルドーズ耐性

フライト実績のない電子部品に対して照射試験を実施し、かぐやが軌道上で遭遇するトータルドーズ耐性を確認した。

6. 2. 5. 4 運用成果

定常運用期間中において、電子回路部の不具合が発生したために観測を停止したが、観測停止までに必要な観測データを取得することができた。

また、オプション運用として、CAL 運用を適宜実施し、健全性診断を行った。サウンダー観測、自然電波観測とも、所期の性能を維持した。

熱制御については、 $\beta = 90^\circ$ 低温環境、月食等を含め、所定の温度範囲に制御できた。

なお日照時に電源系動作に起因するノイズと、地球の無線局からの電波が受信されたが、ミッションデータへの影響は軽微であり、それ以外にミッションに影響するノイズは抑制されていることを確認した。LRS の運用計画を調整することで、これらの影響を回避して所期のミッション目的を達成した。

後期運用において、電子回路部の不具合に関する原因究明及び復帰運用を行い、自然電波観測モードの復旧に成功し、データの追加取得を実施した。

図 6.2.5-7 に取得したミッションデータ例を示す。

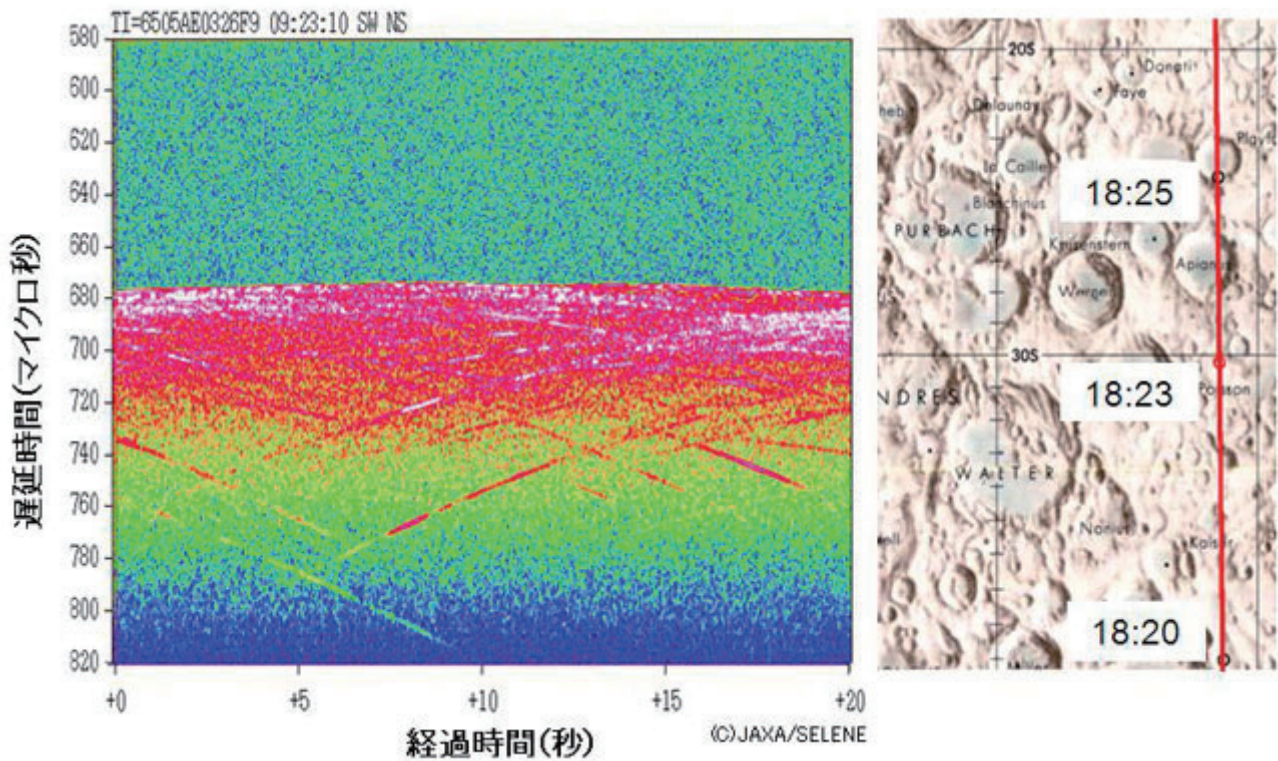


図6. 2. 5-7 LRS サウンダー観測結果例

平成 19 年 11 月 20 日 18:22:50-18:23:10 の 20 秒間における観測データ並びにかぐやの軌道。

ポアソン (Poisson: 30.4S/10.6E) 付近)

6. 2. 6 月磁場プラズマ観測装置 (MAP)

館野 直樹、斎藤 義文 (JAXA)、綱川 秀夫 (東工大)

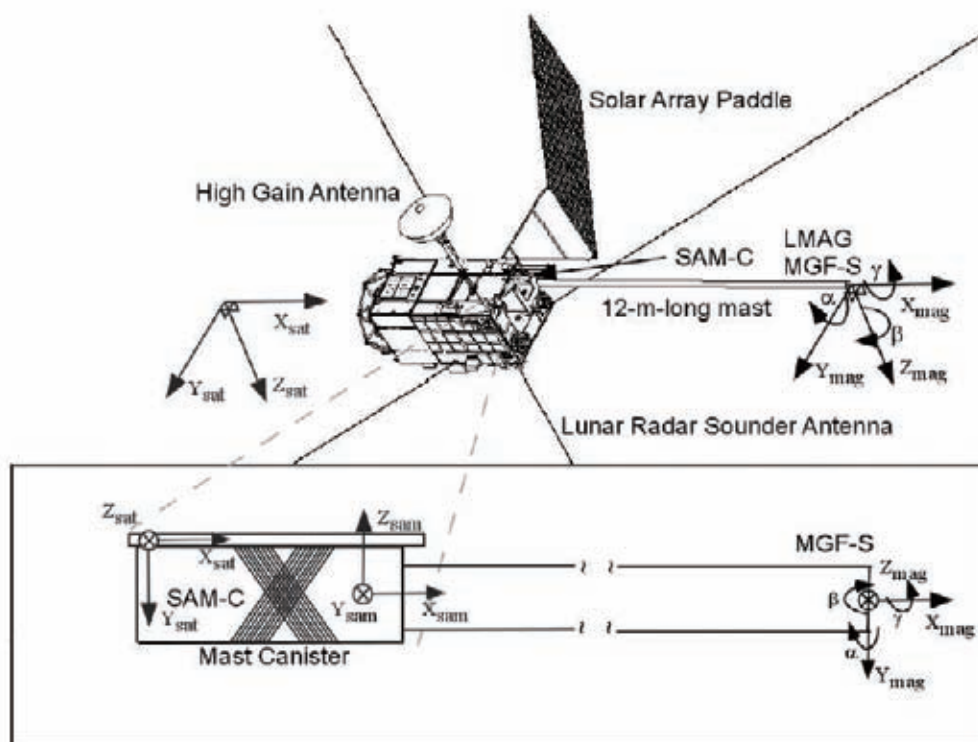
尾本 敬信、保坂 正光 (明星)、武内 由成 (日本飛行機)

6. 2. 6. 1 概要

MAP (Magnetic Field and Plasma Experiment; 月磁場プラズマ観測装置) は月磁場観測装置 (LMAG) とプラズマ観測器 (PACE) からなる複合観測機器である。現在の月の磁場・プラズマ環境を観測すると同時に、30～40 億年前の月の磁場・プラズマ環境および月深部の進化を研究することを目的にしている。

1) LMAG (Lunar Magnetometer)

リングコア型磁力計により軌道上の直交3成分磁場を観測することで、月面の磁場分布を解析する3軸磁力計である。地球磁場の10万分の1以下の磁場まで計測が可能であり、衛星からの磁場干渉をできるだけ避けるために、センサをマスト先端部 (長さ12m) に取り付けている。磁力計と衛星の位置関係を図6.2.6-1に示す。



Schematic view of the KAGUYA spacecraft showing the relationship among the magnetometer (mag), SAM-C (sam) and satellite (sat) coordinate frames with the Euler angles (α, β, γ). Indicated is the mast canister and SAM-C in close-up view seen from the $-Z_{\text{sat}}$ direction.

図 6.2.6-1 磁力計と衛星本体の位置関係

2) PACE (Plasma Energy Angle and Composition Experiment)

PACE は、月の周りの電子を計測する電子分析器 (ESA)、太陽風イオンを計測するイオン分析器 (IEA)、月周辺のイオンを計測するイオン質量分析器 (IMA) で構成されている。電子やイオンのエネルギー、密度、速度、温度、質量などを計測することができる。イオン質量分析には TOF (Time Of Flight) 質量分析器を用いている。IMA と ESA-S1 がかぐやの +Z 面に、IEA と ESA-S2 が -Z 面に搭載されており、それぞれ月面側/反月面側を向いている。PACE と太陽風との位置関係を図 6.2.6-2 に示す。

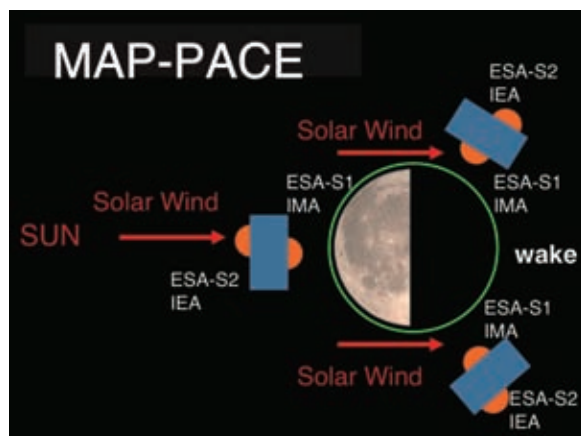
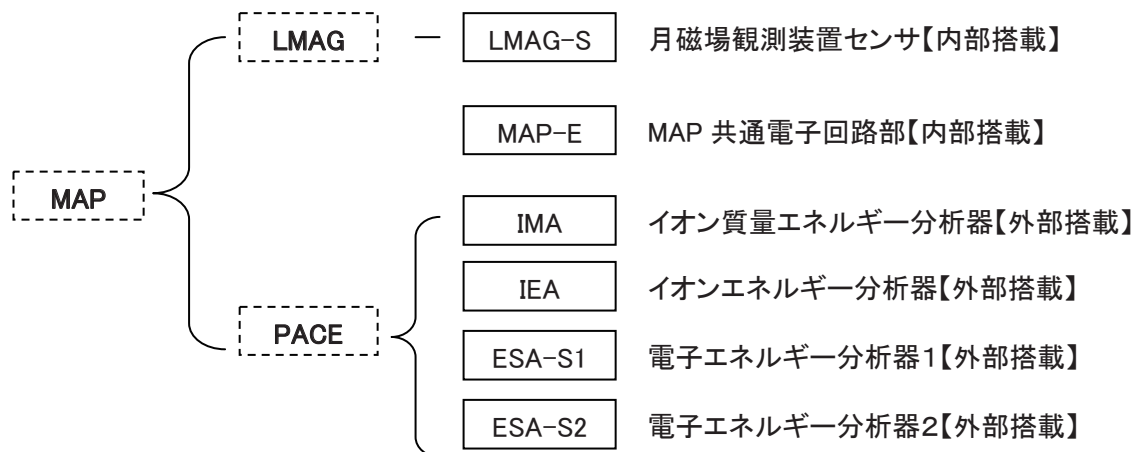


図 6.2.6-2 PACE と太陽風との位置関係

6. 2. 6. 2 設計

6. 2. 6. 2(1) 構成

MAP は図 6.2.6-3 に示すユニットから構成される。外観図を図 6.2.6-4 及び 5 に示す。



MAP : Magnetic Field and Plasma Experiment

MAP-E : MAP Electronics

LMAG : Lunar Magnetometer

LMAG-S : LMAG Sensor

PACE : Plasma Energy Angle and Composition Experiment

IMA : Ion Mass Analyzer

IEA : Ion Energy Analyzer

ESA : Electron Spectrum Analyzer

図6. 2. 6-3 MAPの構成

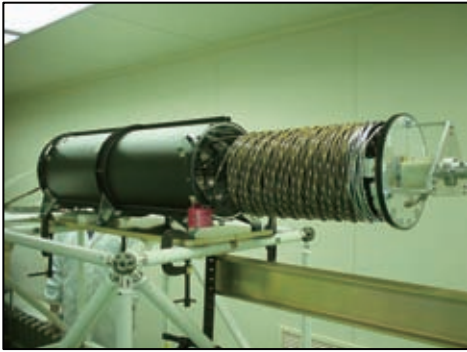


図6. 2. 6-4 LMAG外観図

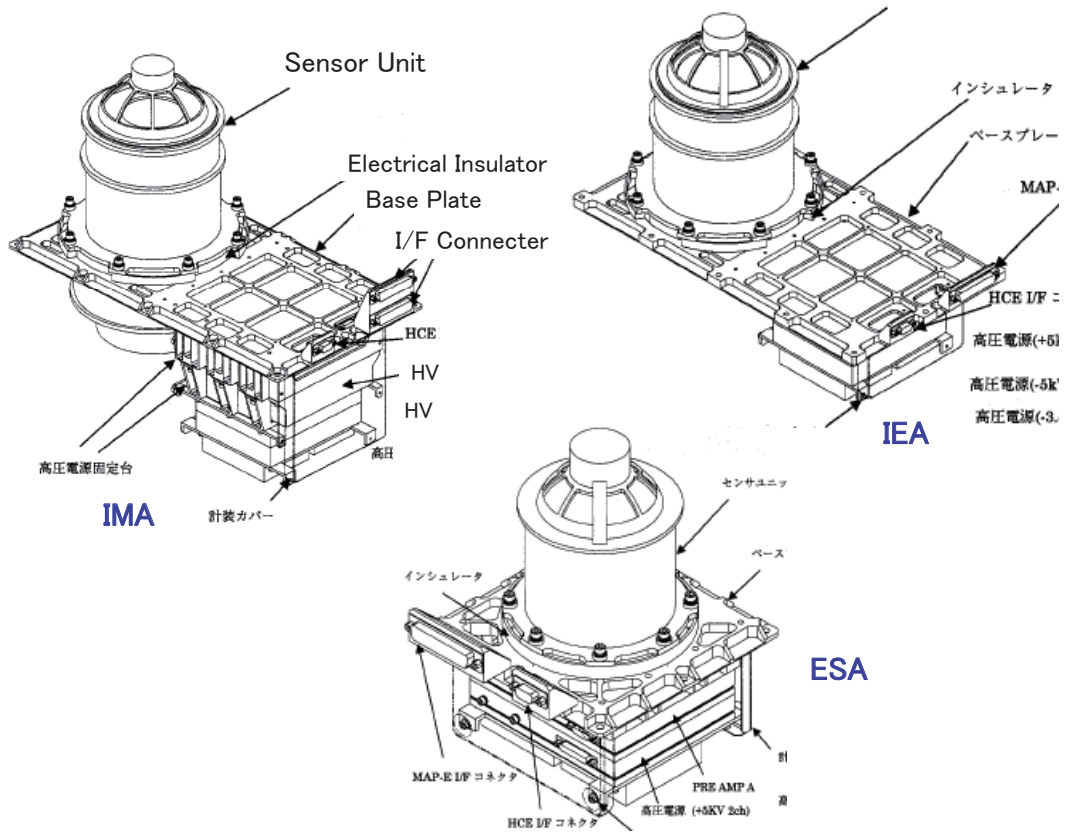


図6. 2. 6-5 PACE外観図

6. 2. 6. 2(2) 機能

1) 月磁場観測装置 (LMAG: Lunar Magnetometer)

伸展したマスト先端部(12m)に取り付けたリングコア型フラックスゲート磁力計により、DC~10Hzの周波数帯域において、直交3成分磁場を観測する。搭載してあるリングコア型フラックスゲート磁力計はフィードバック形式となっており、ゼロ点ドリフトが小さく微小磁場を精度良く観測できる。マスト収納容器(キャニスタ)に取り付けた2軸コイルで発生させる人工磁場により、センサアライメントモニタが可能である。なお、周囲磁性体の磁化を防ぐために、基準磁場発生後に消磁磁場を自動的に発生する

2) 電子エネルギー分析器 (ESA : Electron Spectrum Analyzer)

月周辺電子、太陽風電子、ならびに地球磁気圏電子の3次元エネルギー分布関数を視野掃引型静電分析器を用いて測定する。各領域におけるプラズマ加速、輸送過程の解明を行うと共に、月表面の磁場擾乱によって反射される電子を測定することにより、月表面擾乱磁場のマッピングを行う。

電子観測器 ESA-S1、S2 は入射口に視野角方向掃引電極(上部デフレクター、下部デフレクター)を装備、観測装置内部のトロイダル型の偏向電極を用いて電子のエネルギー分析を行う。ESA-S1、S2の観測視野は取り付け衛星パネルに垂直な方向(観測装置の回転対称軸と同じ)から45度傾いた方向を中心に、視野角方向掃引電極を用いて±45度の範囲をカバーしている。回転対称軸周りの視野と併せて1台あたり半球面の観測視野を実現している。2台の電子観測器 ESA-S1 と ESA-S2 は+Z面(月面を見下ろす側の衛星パネル)と-Z面(月面と反対側の衛星パネル)にそれぞれ搭載されており、これら2台のセンサーを用いることで電子の3次元分布関数の計測を行う事が出来る。視野角方向掃引電極には0Vから+4kVの高圧が印加され、トロイダル型の偏向電極にはこれと同期して0Vから+3kVの高圧が印加される。視野角方向掃引電極を通り抜けた電子のうちトロイダル型の偏向電極に印加された高圧レベルに対応したエネルギーの電子のみが偏向電極を通り抜け荷電粒子の検出器であるMCP(マイクロチャンネルプレート)に入射、その背後に置かれた1次元円型抵抗体アノードで検出される。電子の検出された位置から回転対称軸まわりの電子の入射方向を特定することができる。

3) イオン質量エネルギー分析器 (IMA: Ion Mass Analyzer)

月面側の半球方向から飛来する月周辺イオン、太陽風イオン、ならびに地球磁気圏イオンのエネルギー質量分析を視野掃引型静電分析器とLEF(Linear Electric Field)型TOF(Time Of Flight)質量分析器を用いて行う。月-太陽風相互作用、月-地球磁気圏相互作用の解明、月大気、月地殻を構成する物質の月面分布の測定とそれらの物質の太陽風によるスパッタリング過程の解明を行う。

IMAはESAと同様の構造を持ったエネルギー分析部と、LEF(Linear Electric Field)TOF(Time Of Flight)イオン質量分析部で構成されるイオンエネルギー質量分析器で+Z面に搭載されている。視野角方向掃引電極(上部デフレクター、下部デフレクター)には0Vから+4kVの高圧が印加され、球型の偏向電極にはこれと同期して0Vから-4kVの高圧が印加される。視野角方向掃引電極と球型の偏向電極の間にある一対の電極は感度調整電極であり感度を電氣的に1/100まで減衰させる事ができる。IMAの球型偏向電極を通り抜けたイオンは最大15kV加速されてLEF TOF 質量分析部に入射する。非常に薄い(0.5 $\mu\text{g}/\text{cm}^2$)カーボンフォイルがLEF TOF 質量分析部の入り口に取り付けられており、これを加速されたイオンが通過する際に2次電子(スタート電子)を放出する。スタート電子は、質量分析器内部の電場で加速され質量分析部の下方に置かれたMCPとその背後の1次元円型抵抗体アノードで検出される。スタート電子が検出された位置から回転対称軸まわりのイオンの入射方向を特定することができる。更にこ

これらのスタート電子はMCPと抵抗体アノードの間に置かれたメッシュ電極を通過する際スタート信号を生成する。カーボンフォイルを通過したイオンの殆どは電荷を失い中性粒子として質量分析部に入射する。これらの中性粒子は抵抗体アノードの中央に置かれたアノードで検出され、その出力信号がストップ信号として使用される。カーボンフォイルを通過した一部のイオンは正イオンとして質量分析部に入射する。これらのイオンは入射位置からの距離に比例して大きくなる線形電場（LEF）によって反射され、質量分析部の上部に衝突しそこで2次電子を生成する。これらの2次電子は加速されて抵抗体アノードの中央に置かれたアノードでストップ信号として検出される。スタート信号とストップ信号の間の時間差を計測することで、イオンの質量を求めることができる。特に反射イオンによって生成されたストップ信号を用いるとカーボンフォイルをイオンが通過する時に発生するエネルギー減衰の統計的揺らぎや、角度散乱の影響を受けずにイオンの質量を決定することができるためナトリウム、カリウムなどの重いイオンの質量分析を行うことが可能となる。

4) イオンエネルギー分析器 (IEA : Ion Energy Analyzer)

反月面側の半球方向から飛来する月周辺イオン、太陽風イオン、ならびに地球磁気圏イオンのエネルギー分析を視野掃引型静電分析器を用いて行う。IMAと共に月-太陽風相互作用、月-地球磁気圏相互作用の解明、月大気、月地殻を構成する物質の月面分布の測定とそれらの物質の太陽風によるスパッタリング過程の解明を行う。

IEAはIMAのエネルギー分析部と同じ構造を持ったエネルギー分析器であり、-Z面に搭載されている。太陽風イオンのフラックスと月起源イオンのフラックスの強度は大きく異なるため、検出器のMCPを飽和させずに太陽風を計測し、同時に希薄な月起源イオンを十分な統計精度で計測できるように感度調整電極を使用する。IEAの球形偏向電極を通り抜けたイオンはMCPとその背後に置かれた1次元円型抵抗体アノードで検出される。イオンの検出された位置から回転対称軸まわりのイオンの入射方向を特定することができる。

MAPの機能ブロック図を6.2.6-6に示す。

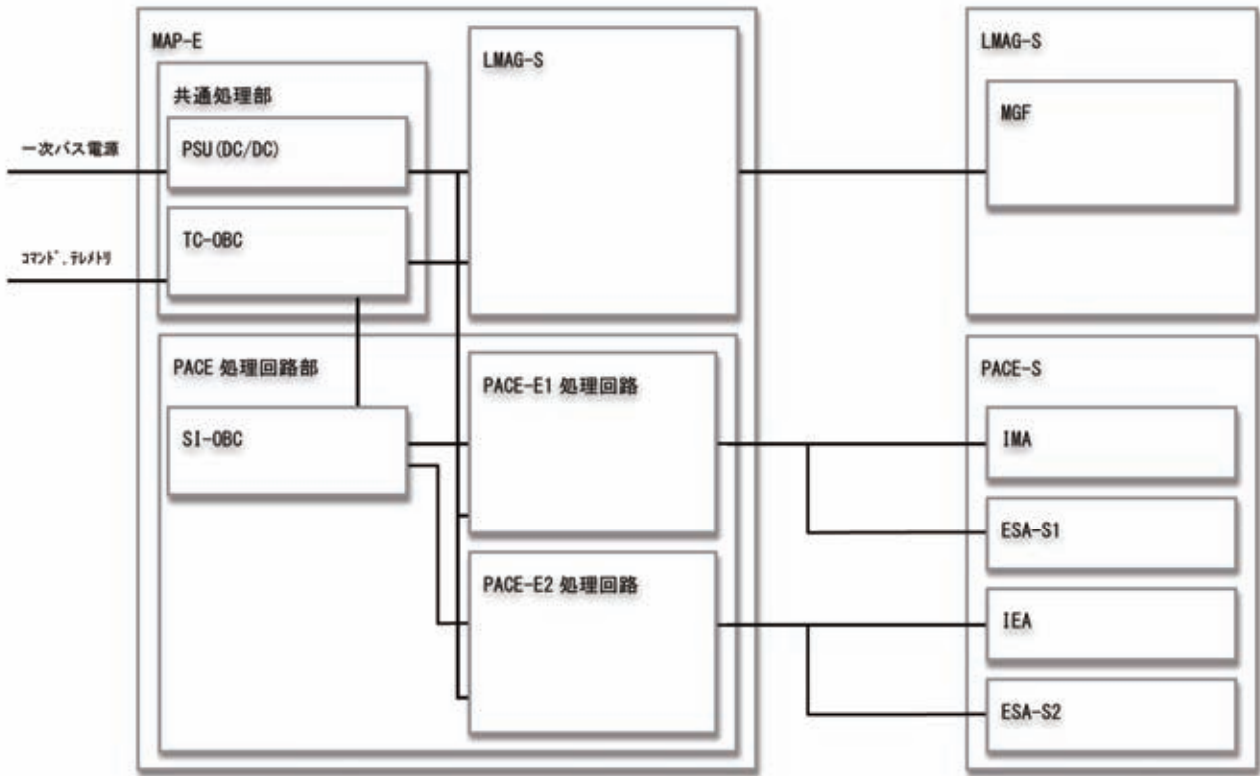


図6. 2. 6-6 MAP機能ブロック図

6. 2. 6. 2(3) 性能

MAP の性能を表 6.2.6-1 及び 2 に示す。

表6. 2. 6-1 LMAGの性能

磁場観測性能	
ダイナミックレンジ	±64, ±256, ±1024, ±65536 nT X,Y,Z同時切り替え、自動・手動切り替えが可能
分解能	0.008nT, 0.03nT, 0.125nT, 8.0nT (16ビットADC, 実効14ビット)
測定周波数	DC~10Hz
ノイズレベル	100pT(p-p)以下
直線性	10 ⁻³ 以下
サンプリングレート	32回/sec、1PPS同期。
センサ極性	コマンドによる手動切り替え(X,Y,Z同時)。
マスト伸展機能	
伸展所要時間	約40分
伸展機構部モニタ	
ストラップ	リール回転モニタ(8ビットADC)。テンション状態をモニタ。
モータヒータ電流	8ビットADC
マスト伸展/収納	完了状態をモニタ。
センサアライメントモニタ機能	
基準磁場	2軸コイルにより12m先で約2nTの基準磁場を発生。
コイル電流	最大±2.5A、12ビットDAC出力。16ビットADCでモニタ。
消磁磁場	磁場減衰率:0.125A / 1掃引周期、消磁時間:約8 sec
モニタ精度	0.5°以下
温度モニタ機能	
MGF-S	-200~+100°C、8ビットADC
MGF/SAM-E基板	-50~+100°C、16ビットADC
HTR-E基板	-50~+100°C、8ビットADC
MST-Mのモータ・ギア	-50~+100°C、8ビットADC
センサアライメントモニタコイル	-50~+100°C、8ビットADC
磁力計センサ自動保温機能	
設定温度	-30°C~+30°C
交流ヒータ	最大2W以上、40kHz
回路内部電圧モニタ機能	
±12V	0~±20V、8ビットADC
+5V	0~+10V、8ビットADC
+28V	0~+30V、8ビットADC

表6. 2. 6-2 PACEの性能

1) IMA	
測定エネルギー範囲	5eV/q - 28keV/q
測定質量範囲	1 - 60
エネルギー分解能	5% (min.)
エネルギー掃引ステップ	32
質量分解能	m/Δm ~ 15
センサ視野角	2π (1台あたり)
角度分解能	5° × 10° (min.)
時間分解能	1秒 (min.)
測定角度分割	4分割 × 16分割 (1台あたり)
視野角掃引範囲	45° ± 45°
球型静電分析器	
平均半径	55mm
内、外球間隔	4mm
g-factor (5° × 22.5° 当たり)	10 ⁻⁶ ~ 10 ⁻⁴ cm ² str keV/keV (可変)
2) IEA	
測定エネルギー範囲	5eV/q - 28keV/q
エネルギー分解能	5% (min.)
エネルギー掃引ステップ	32
センサ視野角	2π (1台あたり)
角度分解能	5° × 5° (min.)
時間分解能	1秒 (min.)
測定角度分割	4分割 × 16分割 (1台あたり)
視野角掃引範囲	45° ± 45°
球型静電分析器	
平均半径	55mm
内、外球間隔	4mm
g-factor (5° × 22.5° 当たり)	10 ⁻⁶ ~ 10 ⁻⁴ cm ² str keV/keV (可変)
3) ESA	
測定エネルギー範囲	5eV - 10keV (ESA-S1) 5eV - 15keV (ESA-S2)
エネルギー分解能	15% (min.) (ESA-S1) 10% (min.) (ESA-S2)
エネルギー掃引ステップ	32
センサ視野角	2π (1台あたり)
角度分解能	5° × 8° (min.)
時間分解能	1秒 (min.)
測定角度分割	4分割 × 16分割 (1台あたり)
視野角掃引範囲	45° ± 45°
球型静電分析器	
平均半径	30mm
内、外球間隔	5mm (ESA-S1) 3mm (ESA-S2)
g-factor (5° × 22.5° 当たり)	10 ⁻³ cm ² str keV/keV (ESA-S1) 2 × 10 ⁻⁴ cm ² str keV/keV (ESA-S2)

6. 2. 6. 3 課題と対策

主な開発要素は以下の通りである。

1) LMAG

- ・ 磁力計センサアライメントモニタ機能
マスト収納容器(キャニスタ)に設置したモニタ・消磁装置
- ・ 磁力計センサ部交流ヒータ機能
磁力計への影響を最小限にするヒータ

2) PACE

- ・ $\pm 45^\circ$ の視野掃引(IMA、IEA、ESA-S1、ESA-S2)
全周囲方向観測を実現する視野掃引機能(掃引型高圧電源)
- ・ LEF TOF 質量分析器の開発(IMA)
エネルギー質量分析を実現する 15kV 高圧電源
- ・ カーボンフォイルの耐環境性(IMA)
打上げ時・ロケットフェアリング内音響環境に対する耐性確保
- ・ TOF CHIP 放射線耐性(IMA)
ミッション終了までの耐放射線性確保

いずれも要素試作および PM 製作、開発試験を通して、開発要素について課題を解決し、目標としていた性能を達成した。

6. 2. 6. 4 運用成果

定常運用期間を通して計画どおり観測データを取得することができた。

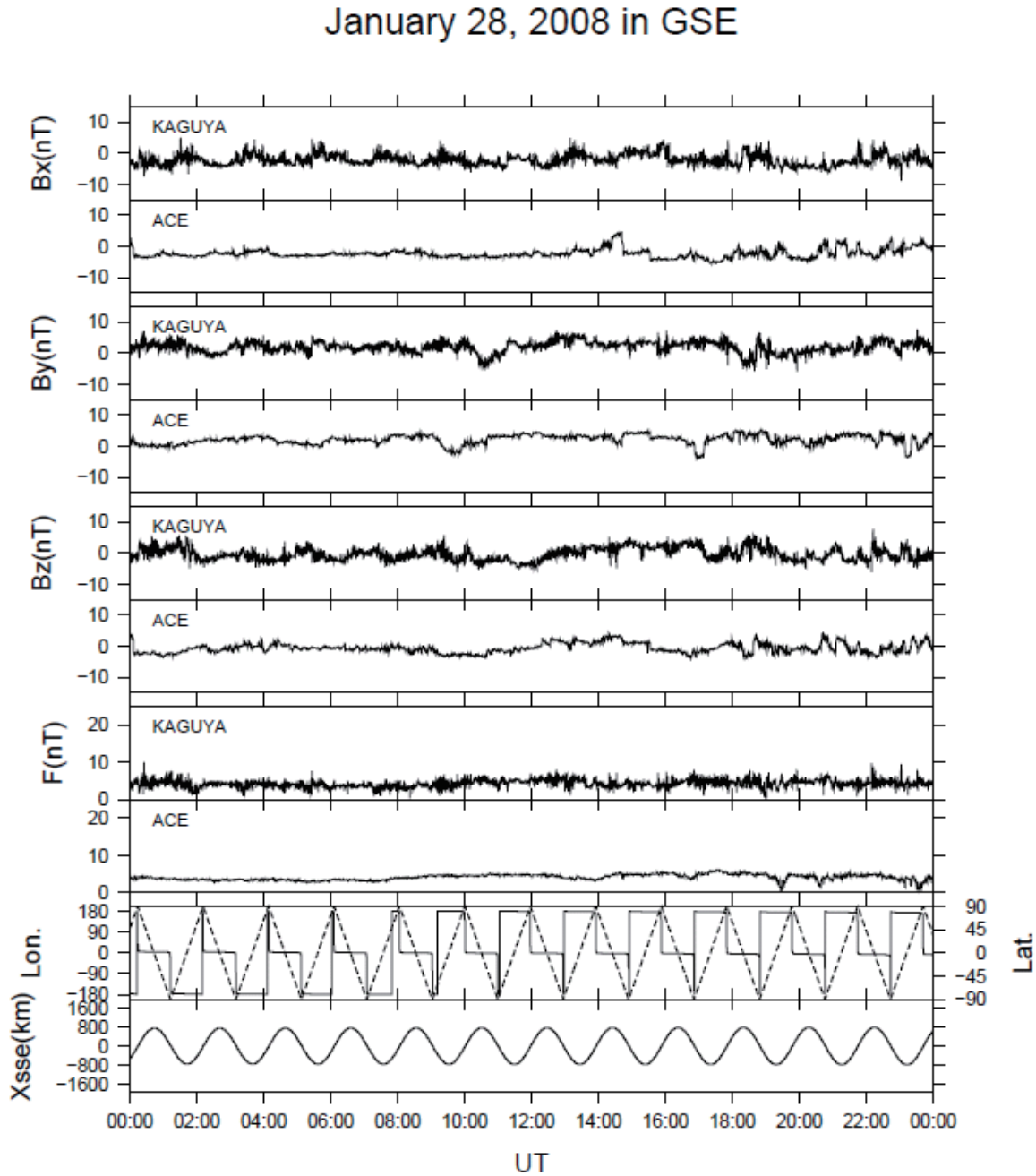
オプション運用として、MCP 校正運用を適宜実施し、MCP 感度劣化を把握して高電圧印加レベルを調節した。また、打上げ前の計画どおり IMA15 kV 電源を 2 回に分けて 12kV まで昇圧し、正常に観測を行った。

LMAG、PACE とともに、ミッション機器およびバス機器による干渉は十分に小さく、所定の性能を維持して、問題なく観測が実施できた。

また熱制御に関しては、 $\beta = 90^\circ$ 低温環境、月食等を含め、所定の温度範囲に制御できた。

後期運用においては、高度 50km での月磁場、プラズマ環境の 3次元分布観測を約 2 ヶ月間実施した。さらに近月点 30km 以下でのミニ磁気圏に対する追加観測を実施するとともに、IMA の 15k V への昇圧運用を実施した。

図 6.2.6-7 に MAP-LMAG により観測された磁力データを示す。



Time series of the magnetic field (B_x , B_y , B_z , and F (total force)) on January 28, 2008 observed by KAGUYA/LMAG are compared with the ACE data. The LMAG data and ACE level-2 data obtained at <http://cdaweb.gsfc.nasa.gov/> are 1-second and 16-second values, respectively, in the Geocentric Solar Ecliptic (GSE) coordinate system. KAGUYA's positions are also shown in the body-fixed selenographic latitude (dashed line) and longitude (solid line) and in the X component of the Selenocentric Solar Ecliptic (SSE) coordinate system.

図6. 2. 6-7 月磁場の観測例

図 6.2.6-8 は MAP-PACE によって観測された1日分の E-t 図(横軸時間、縦軸エネルギー、カウントをカラーで示している)の例である。上から ESA-S2, ESA-S1, IEA, IMA によって得られたデータ、および衛星の緯度・経度であるが、2時間毎に太陽風プラズマを正常に観測していることがわかる。

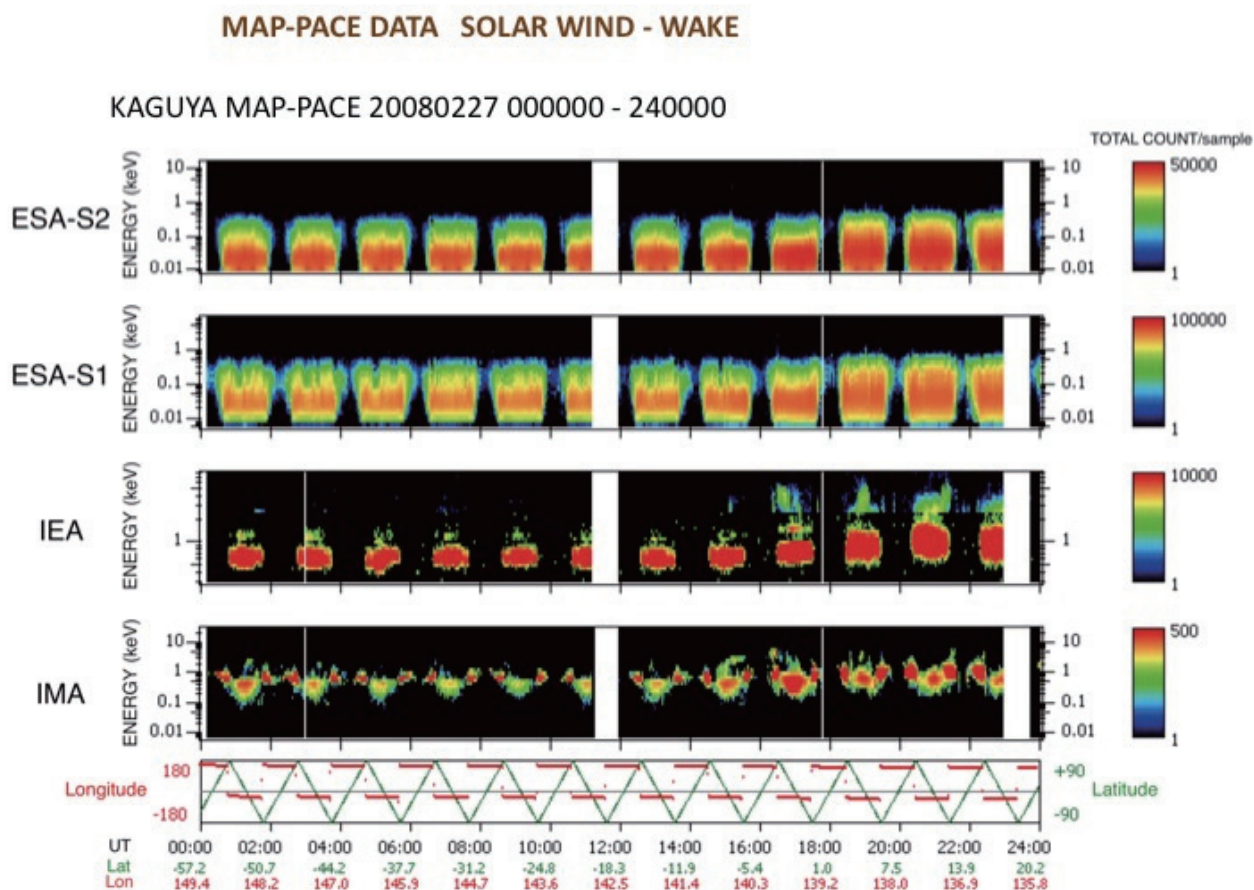


図6. 2. 6-8 PACE の観測例

<参考文献>

- 1 Shimizu, H., F. Takahashi, N. Horii, A. Matsuoka, M. Matsushima, H. Shibuya, and H. Tsunakawa, Ground calibration of the high-sensitivity SELENE lunar magnetometer LMAG, *Earth Planets Space*, **60**, 353–363, 2008.
- 2 Takahashi, F., H. Shimizu, M. Matsushima, H. Shibuya, A. Matsuoka, S. Nakazawa, Y. Iijima, H. Otake, and H. Tsunakawa, In-orbit calibration of the lunar magnetometer onboard SELENE (KAGUYA), submitted to *Earth Planet Space*.
- 3 Yokota, S. and Y. Saito, Estimation of picked-up lunar ions for future compositional remote SIMS analyses of the lunar surface, *Earth Planets Space*, **57**, 281–289, 2005.
- 4 Yokota S., Y. Saito, K. Asamura, and T. Mukai, Development of an ion energy mass spectrometer for application on board three-axis stabilized spacecraft, *Rev. Sci. Instrum.*, **76** (2005), pp.014501-1-014501-8.
- 5 Saito Y., S. Yokota, K. Asamura, T. Tanaka, R. Akiba, M. Fujimoto, H. Hasegawa, H. Hayakawa, M. Hirahara, M. Hoshino, S. Machida, T. Mukai, T. Nagai, T. Nagatsuma, M. Nakamura, K. Oyama, E. Sagawa, S. Sasaki, K. Seki, T. Terasawa, Low energy charged particle measurement by MAP-PACE onboard SELENE, *Earth Planets and Space*, **60** (2008), 4, pp.375-386.
- 6 Saito Y., S. Yokota, T. Tanaka, K. Asamura, M. N. Nishino, M. Fujimoto, H. Tsunakawa, H. Shibuya, M. Matsushima, H. Shimizu, F. Takahashi, T. Mukai, and T. Terasawa (2008), Solar wind proton reflection at the lunar surface: Low energy ion measurement by MAP-PACE onboard SELENE (KAGUYA), *Geophys. Res. Lett.*, **35**, L24205, doi:10.1029/2008GL036077.
- 7 Yokota S., Y. Saito, K. Asamura, T. Tanaka, M. N. Nishino, H. Tsunakawa, H. Shibuya, M. Matsushima, H. Shimizu, F. Takahashi, M. Fujimoto, T. Mukai and T. Terasawa (2009), First direct detection of ions originating from the Moon by MAP-PACE IMA onboard SELENE(KAGUYA), *Geophys. Res. Lett.*, in press, doi:10.1029/2009GL038185.
- 8 Nishino M. N., K. Maezawa, M. Fujimoto, Y. Saito, S. Yokota, K. Asamura, T. Tanaka, H. Tsunakawa, M. Matsushima, F. Takahashi, T. Terasawa, H. Shibuya, and H. Shimizu, Pairwise energy gain-loss feature of solar wind protons in the near-Moon wake, *Geophys. Res. Lett.*, in press

6. 2. 7 プラズマイメージャ(UPI)

館野 直樹(JAXA)、吉川 一郎(東大)、渡辺 拓男(明星)

6. 2. 7. 1 概要

UPI(Upper-atmosphere and Plasma Imager; プラズマイメージャ)は月を巡る軌道から地球を見る2台の望遠鏡(TEX 及び TVIS)とそれらを搭載するジンバルから構成される。

TEX は酸素イオン(83.4nm)とヘリウムイオン(30.4nm)による共鳴散乱光を検出する。TEX は極端紫外領域の反射効率を高めた多層膜コーティング鏡とレジスティブアノード付マイクロチャンネルプレート(MCP)によって128x128 画素の画像を取得する。空間分解能は 500km(地球表面)である。

TVIS は動きの速いオーロラや暗い大気光を捉えるため、明るい反射屈折光学系と高感度 CCD 撮像素子を備える。月から見て地球が収まる視野をもち、空間分解能は地球表面での距離に換算しておよそ 30km となる。フィルターを切り替えることで、オーロラや大気光の輝線スペクトルの波長を選択できる。

ミッションイメージを図 6.2.7-1 に示す。

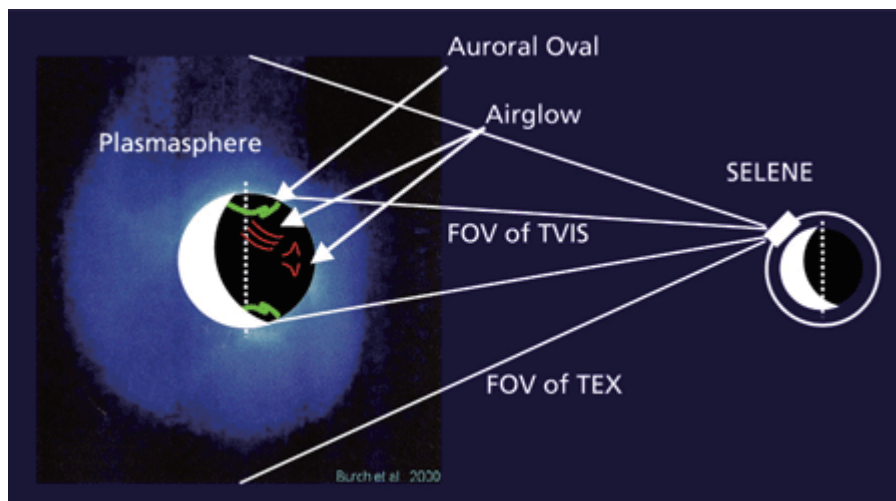
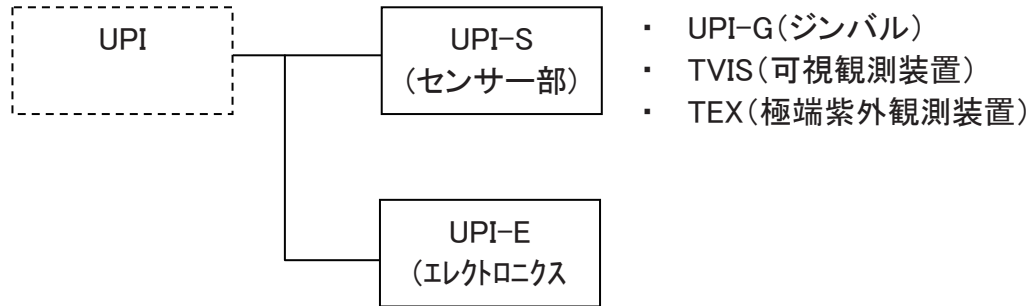


図6. 2. 7-1 UPIミッションイメージ

6. 2. 7. 2 設計

6. 2. 7. 2(1) 構成

UPI は図 6.2.7-2 に示すユニットから構成される。



UPI-S:	UPI Sensor
UPI-G:	UPI Gimbal
TVIS:	Telescope of Visible airglow
TEX:	Telescope of Extreme Ultraviolet
UPI-E:	UPI Electronics

図 6.2.7-2 UPIのユニット構成

6. 2. 7. 2(2) 機能

1) UPI-TVIS

可視の撮像は可視部望遠鏡(UPI-TVIS f:320mm F2.35)によって行う。UPI-TVIS の光学系はレンズ4枚を用い、反射2面、屈折8面で構成される反射屈折系である。望遠鏡に入射した光はフィルターを通して観測する波長を選択され、CCD 撮像素子で検出される。光学系の合成 F 値は 2.35 である。CCD 撮像素子はダークノイズの発生を抑えるために、ペルチェ素子と放射冷却を併用して -40°C 以下まで冷却する。空間分解能は地球上の距離に換算して約 30km である。CCD 撮像素子に直接太陽光が入射することを避けるために Bright Object Sensor (BOS)を望遠鏡開口部に設置し、BOS からの信号によりフィルターターレットを回転して光路を遮ると同時に鏡筒を衛星構体面に向ける。

2) UPI-TEX の機能

観測装置は直焦点に極端紫外光用検出器(MCP)を置く。反射鏡は極端紫外光の反射率を良くする為に、 304 \AA に反射率ピークを持つ多層膜反射鏡を用い、極端紫外光(304 \AA)用検出器としてのマイクロチャンネルプレート(MCP)を使用する。MCP 前面に置かれたフィルターにより、観測波長より長波長の光を除去する。鏡の表面に重元素と軽元素を積層させた多層膜コートを実施することによって反射率を上げる。波長を選択するためのフィルターについては、 304 \AA を分離するフィルター(アルミニウム/カーボン)を用いる。

3) UPI-G の機能

上記2つのセンサーは衛星X面上に設置される専用ジンバルに搭載され、視野方向の制御を行う。ジンバルは赤道儀軸を衛星Y軸と平行に設置されなければならない。打ち上げ時には衛星壁面へ収納されている。打ち上げ後フランジボルト(FRANGIBOLT:形状記憶合金を使ってボルトを切る装置)を切断してジンバルを展開し、 180° 展開後、機械的に固定する。

4) UPI-E の機能

UPI-E はセンサー部である UPI-TEX 及び UPI-TVIS からの信号を処理し、画像データとした後、テレメトリーへ渡す。また、衛星を通じてコマンドを受取、機器の ON/OFF、高圧の設定、観測モードの変更等を行う。またジンバルによるセンサー視野方向の制御を行う。

UPI の機能ブロック図を図 6.2.7-3 に示す。

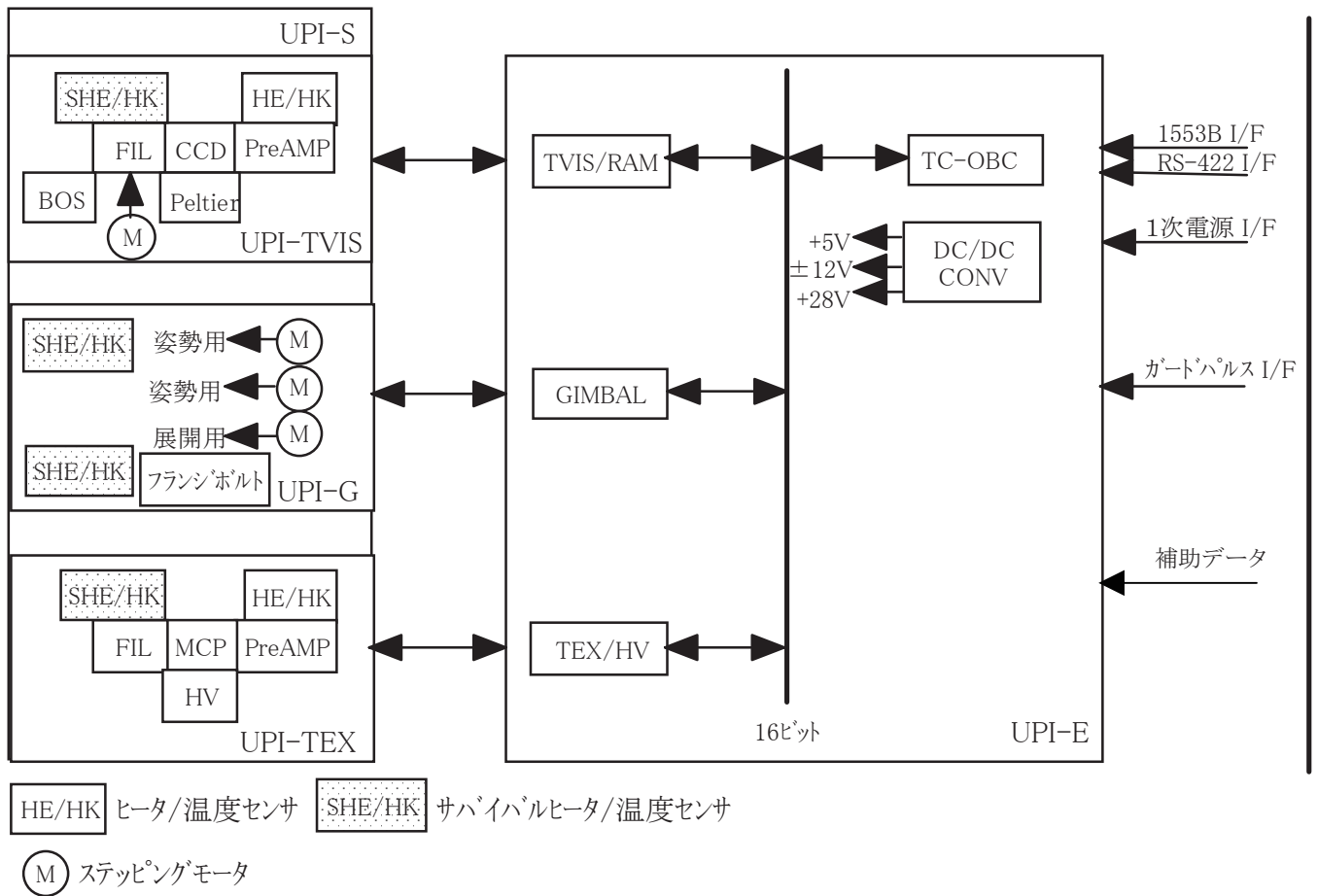


図6. 2. 7-3 UPI機能ブロック図

6. 2. 7. 2(3) 性能

UPI の性能を表 6.2.7-1 に示す。

表 6. 2. 7-1 UPIの性能

口径	UPI-TVIS ϕ 136mm f320mm 合成 F:2.35 UPI-TEX ϕ 120mm f168mm F:1.4
検出器	UPI-TVIS 冷却 CCD チップ <ul style="list-style-type: none"> ・受光エリア 13.3×13.3mm, 512×512 画素(2×2 ビニング後) ・放射及び電子冷却 到達最低温度 -40°C ・メカニカルシャッター(フィルターターレットの1ポジション)有り ・全視野 $2.38^{\circ} \times 2.38^{\circ}$ 角度分解能 0.0047° ・データメモリー 32Mbyte UPI-TEX 2 次元位置検出用レジスティブアノード付き MCP <ul style="list-style-type: none"> ・視野角 $10^{\circ} \times 10^{\circ}$ 角度分解能 0.08° (128×128 pixels) ・月軌道より地球周辺を観測する場合, 0.08Re の空間分解能に相当する
フィルター	枚数 6 (うち1枚は完全遮光用アルミ蒸着ミラー) ターレット回転 $60^{\circ} / \text{sec}$ 温度範囲 $20 \pm 5^{\circ}\text{C}$
測定波長	UPI-TVIS 427.8nm(N2+), 557.7nm(OI), 589.3nm(NaI), 630.0nm(OI), >730nm(OH) UPI-TEX 30.4nm (HeII), 83.4nm(OII) 波長分解能 3nm (FWHM)
駆動軸の定義	展開姿勢において, 衛星座標系 Y 軸に沿った軸を GY 軸, Z 軸に沿った回転軸を GZ 軸と定義する. GY, GZ 軸の 0 度方向は共に衛星 X 軸方向とする.
可動範囲	GY 周り $\pm 120^{\circ}$ GZ 周り $\pm 90^{\circ}$
軸周り慣性モーメント (展開時)	GY 周り 0.321 kgm^2 (0° 時) GZ 周り 0.197 kgm^2 (0° 時)
回転速度(※)	観測時 GY 軸 $0.050^{\circ} / \text{sec}$, GZ 軸 $0^{\circ} / \text{sec}$ (周回観測始時に角度セット, 観測中は固定) 巻戻時(最速時) GY 軸 $0.36^{\circ} / \text{sec}$, GZ 軸 $0.30^{\circ} / \text{sec}$
駆動モーター諸元	回転角 $1.8^{\circ} / \text{step}$ ユニポーラ・定電流駆動型(二相で使用)
ギア比	GY 軸 1:2000, GZ 軸 1:2418.4875
パルス送出間隔	観測中 平均 56.34pps (GY 軸のみ, GZ は 0pps) 展開時 400pps (GY, GZ 軸共通)
動作温度範囲	$-30^{\circ}\text{C} \sim 60^{\circ}\text{C}$ (モーター動作温度範囲による)
フランジボルト型式	アクチュエータ:F2000 ファスナー:100-029901-0001 ISAS#8Fastener

(※)運用時は, AOCS からの軌道情報により, UPI 内部で地球方向を算出し指向する

6. 2. 7. 3 課題と対策

主な開発要素は、CCD/MCP の電子回路系、ジンバル機構である。これらに対して開発試験を実施した。いずれの技術課題も適切に処置を行い、所期の性能を達成した。

1) TVIS CCD 撮像電子回路系

PM を製作し、CCD/ペルチェ素子が要求性能を満たすことを確認した。

2) TEX MCP 電子回路系

PM を製作し、MCP の性能、フィルターの耐音響性、プリアンプの性能が要求を満たすことを確認した。フィルターが音響試験で破損する不具合が発生したが、補強メッシュの素材を変更した後に再試験を実施し、耐性を確認した。

3) ジンバル

STM を製作し、耐振動性、モータ/ギアの真空中駆動特性、フランジボルトの性能が要求を満たすことを確認した。モータ/ギアの駆動試験で金属粉が発生したが、ギア的设计変更により抑制することができた。また、ジンバルの振動試験で TVIS 及び TEX 鏡筒端から金属粉が発生したが、接触部をテフロンに変更することで対処した。

6. 2. 7. 4 運用成果

TEX、TVIS とともにセンサ系の性能を維持できた。また、熱制御としては、 $\beta=90^\circ$ 低温環境、月食等を含め、所定の温度範囲に制御できた。ただし、ジンバル Az 軸/EI 軸に不具合が発生した後、若干の運用制約が生じたため、間欠的な運用に切り替え、観測を実施した。

またオプション運用として、TEX PHA モード運用を適宜実施し、MCP に著しい劣化がないことを確認した。さらに TVIS CAL モード運用を適宜実施し、CCD 及び光学系に著しい劣化がないことを確認した。

図 6.2.7-4 に UPI(TEX) の観測結果例を示す。

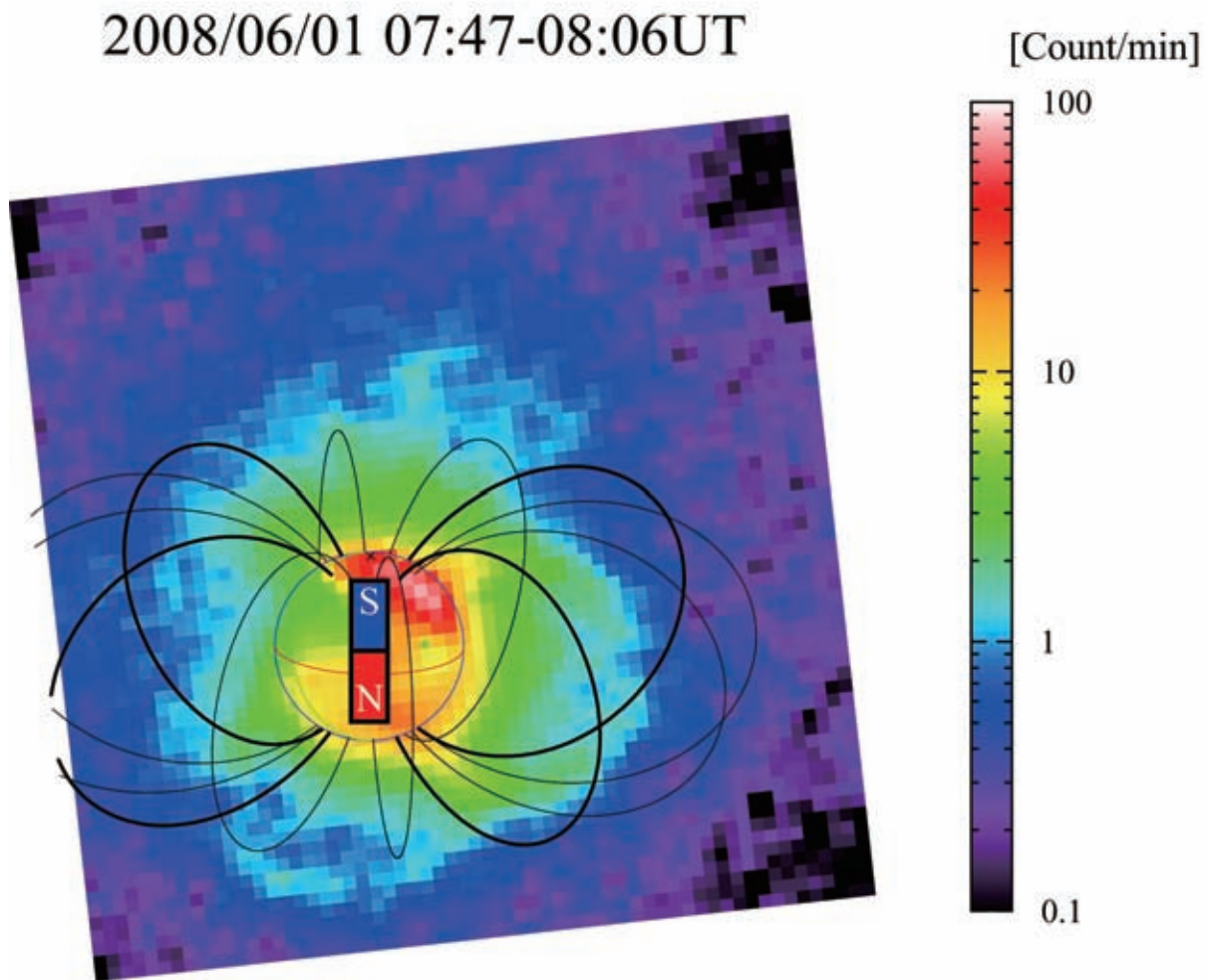


図6. 2. 7-4 UPI(TEX)観測結果例

地球周辺のプラズマが散乱した極端紫外光の像(2008年6月1日撮影)。

6. 2. 8 蛍光 X 線分光計(XRS)

館野 直樹、岡田 達明(JAXA)、村尾 一(明星)

6. 2. 8. 1 概要

XRS(X-Ray Spectrometer; 蛍光X線分光計)の目標は、主として月面のほぼ全域の表層物質の主要元素(Mg, Al, Si, Fe, Na, Ca, Ti, etc)の組成を定量的、かつ高い空間分解能で測定することを通して、月の起源や進化を解明するための鍵となる基礎情報を取得することである。

太陽X線が月面に照射することによって、月の昼側表面からは構成元素に固有なエネルギーをもつX線(蛍光X線)が励起され、上空へ向けて放射されている。その蛍光X線を周回衛星から観測することによって、月面の地形・地質構造に対応する岩石タイプの決定、元素組成の地域変化とその系統性などを精密に調べる。

ミッションイメージを図 6.2.8-1 に示す。

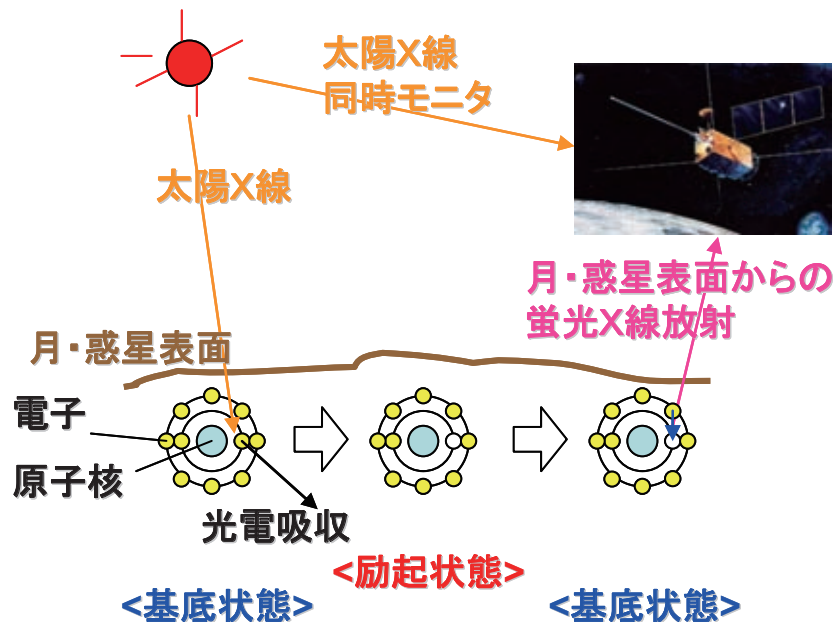
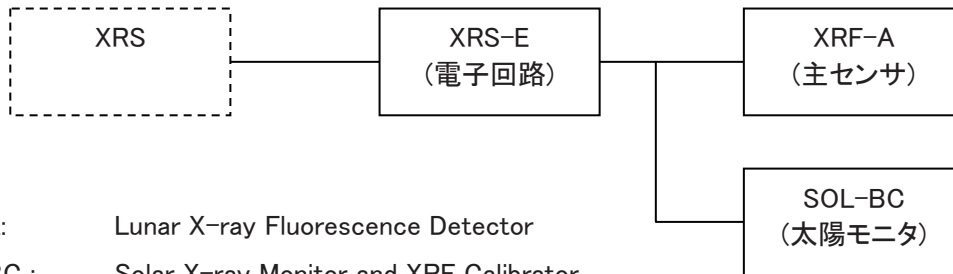


図6. 2. 8-1 XRSミッションイメージ

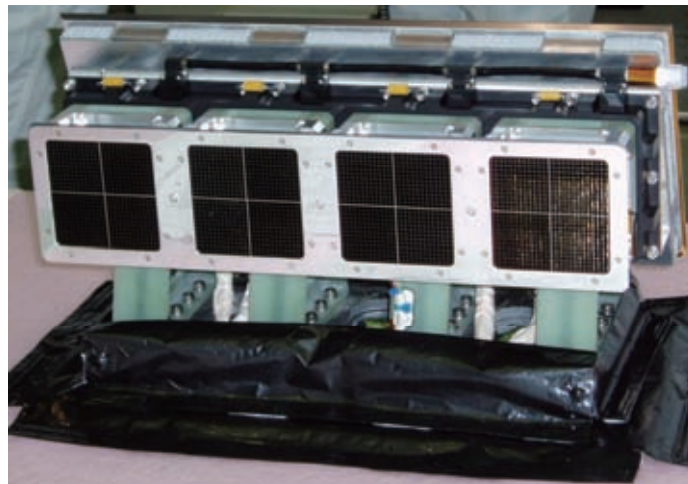
6. 2. 8. 2 設計

6. 2. 8. 2(1) 構成

図 6.2.8-2 に XRS の機器構成体系および各機器の構成を示す。



XRF-A: Lunar X-ray Fluorescence Detector
 SOL-BC : Solar X-ray Monitor and XRF Calibrator
 XRS-E: XRS Electronics



<XRF-A>



<SOL-BC>

図6. 2. 8-2 XRSの構成

6.2.8.2(2) 機能

1) XRF-A

16枚の CCD を用いた大面積(100cm²)かつ高い空間分解能(FOV=11°)の月面蛍光 X 線観測用センサである。4枚毎に4つのユニットに分かれる。ユニット毎にマルチプレクサ(MPX)で切り替えて4枚の CCD を順番に駆動し、読出す。X 線の入射した CCD の画素には X 線の光子のエネルギーに比例する量の電荷が発生するので、それを電圧に変換して読み出すことで入射 X 線のエネルギー分布を調べる。機上で CCD の各画素のバックグラウンド平均値を算出・更新する。放熱面からの放射冷却により、CCD を動作温度に冷却する。また、CCD 前部のコリメータにより X 線の入射角(FOV)を制限し、ベリリウム窓で可視光を遮断する。

2) SOL-BC

SOL-B は PIN ダイオードによって直接太陽 X 線をモニタする。通常観測モードで 16 秒積分した波高スペクトルを出力する。SOL-C は月面物質を模擬した組成をもつガラス質の標準試料を搭載しており、太陽 X 線によって励起される X 線を1枚の CCD で観測することにより、機上で蛍光 X 線の強度やスペクトル変動に対する較正データを取得する。

3) XRS-E

各センサ系の制御および観測データの処理を行う。観測時(HW モード=OBS)は、イベント抽出のための参照値として演算したバックグラウンドの平均値をSRAMに格納し、検出した X 線イベントと画素ごとの比較を行い、その差が平均値よりも設定した閾値以上である場合、X 線イベントとして識別し、FIFO へ出力する。

これ以外に、CCD の全画素の読み出しデータを SRAM に書き込むモード(HW モード=MW)がある。SRAM の内容をダンプすることにより、CCD の診断用のワンショット画像が得られる。

XRS の機能ブロック、電源系統図を図 6.2.8-3 及び 4 に示す。

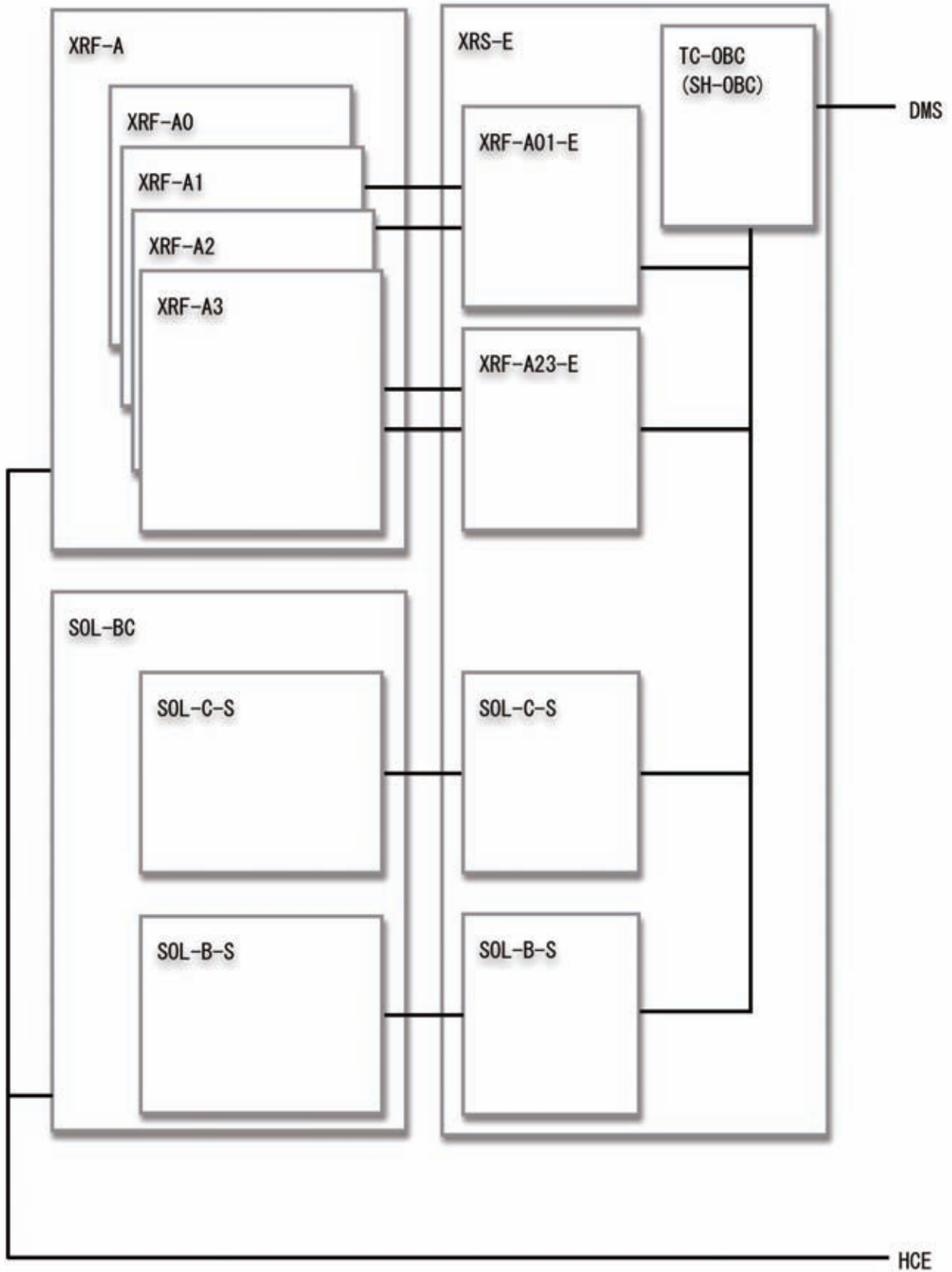


図6. 2. 8-3 XRS機能ブロック図

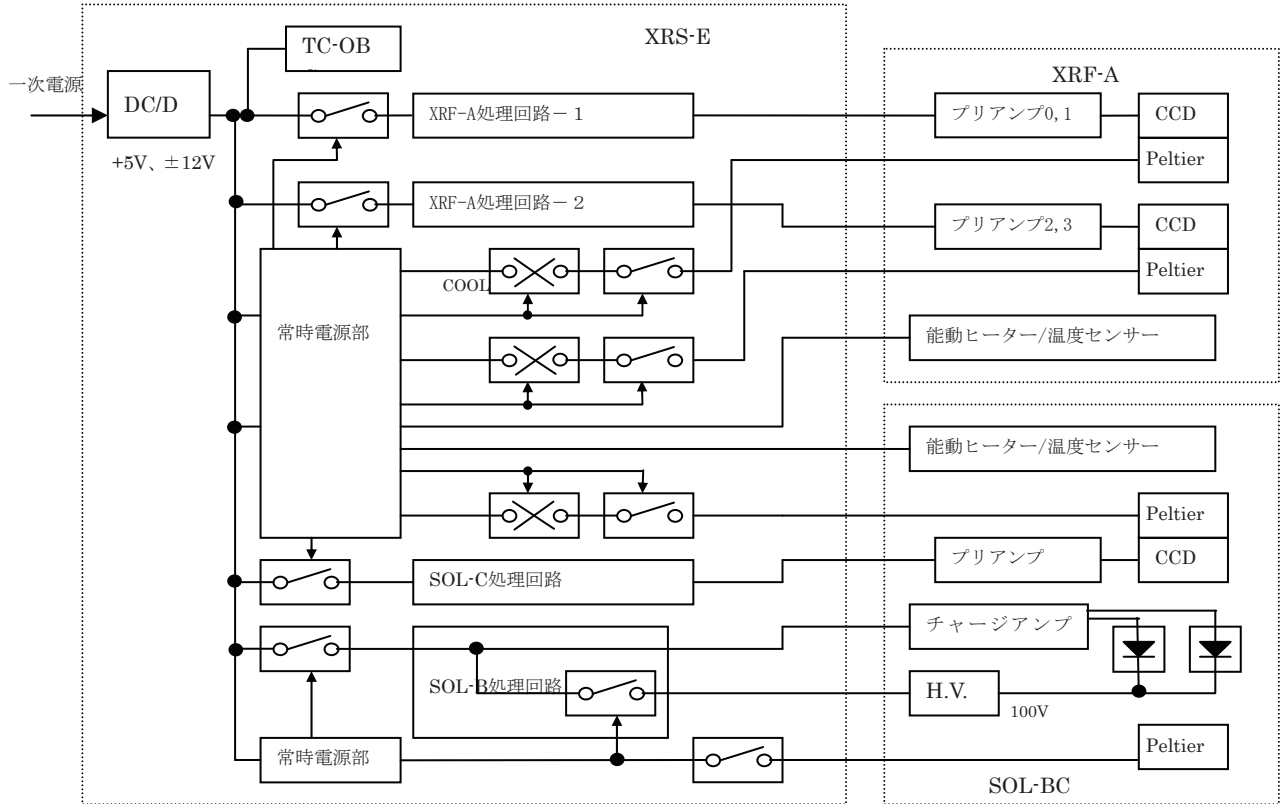


図6. 2. 8-4 XRS電源系統図

6. 2. 8. 2(3) 性能

XRS の性能を表 6.2.8-1 に示す。

表6. 2. 8-1 XRSの性能

	XRF-A	SOL-B	SOL-C
検出器の特徴 検出器 使用チップ数 入射窓 コリメータ 熱制御	CCD(1k x 1k) , □1” 16(4chips/unit x 4units) Beryllium(5 μ mt) リン青銅製, 3mm ピッチ 放射冷却	PIN ダイオード, □3.5mm 2 Beryllium(25, 125 μ mt) アルミ製 放射冷却(又は TEC)	CCD(1k x 1k), □1” 1 Beryllium(5 μ mt) リン青銅製, 3mm ピッチ 放射冷却および TEC
センサ緒元 有効面積 [cm ²] 検出帯域 [KeV] 視野角 [deg] エネルギー分解能 [eV] 検出効率 [%] 動作温度 [K] ADC [bit] FIFO [bit] SRAM [Byte] 読出し周期 [us] 積分時間 [s]	100(合計) 1~10 12 120 @Al-K, 170 @Mn-K 30~50 <230 12(ΔE=3.65eV) 32K x 16bit x 2 2M x 2 8(nominal) EVENT:取得時 SPCTR: 16 秒(NMLmode) 160 秒(BG mode)	ピンホール大(≤1mm ²) 1~12 X: -80~+80, Y:-80~+5 500 @Mn-K ~100 <253 8 N/A 512K x 2 入射時 16 秒(NML mode) 160 秒(BG mode)	6 1~10 X: -80~+80, Y:-80~+5 120 @Al-K , 170 @Mn-K 30~50 <230 12(ΔE=3.65eV) 32K x 16bit 2M 8(nominal) EVENT:取得時 SPCTR: 16 秒(NML), 160 秒(BG)
観測緒元 観測対象 検出元素 空間分解能 [km] 計数率 [cps/chip]	月面(昼, 夜) 常時: Mg, Al, Si X 線フレア: Mg, Al, Si, K, Ca, Ti, Fe 20 x 20 ~1@Si-K(定常時)	太陽, 宇宙(較正時) N/A N/A 0.1k~1k(定常時)	太陽(標準試料) 常時: Mg, Al, Si, (Na) X 線フレア: Mg, Al, Si, K, Ca, Ti, Fe N/A ~4@Si-K(定常時)
運用モード	通常観測モード(昼側): 64 packet/16 秒. 各ユニットで送出レート制御 BG観測モード(夜側): 通常観測の 1/10 のレート(*)		
補記			標準試料の搭載

メジャーフレーム(32 秒毎)の出力に対して 10 回に 1 回のみ出力, 9 回は Primary Header(6octets)=0H

6. 2. 8. 3 課題と対策

主な開発課題は以下の通りである。これらの新規技術・開発要素に関して以下の要素試作、PM 製作、開発試験を実施した。

1) 軟 X 線を透過する遮光窓

低エネルギー域の X 線まで検出するために極薄(厚さ 5~10 μm)のベリリウム製 X 線窓の開発を行った。光漏れについては遮光試験で確認した。機械環境耐性を持たせるため、15mm ピッチのステンレス(金メッキ)のメッシュで挟み、さらに5mm厚の格子状フレームを用いて支持した。PMを製作し、音響試験で打上げ時の耐機械環境性を確認した。

2) 玄武岩から斜長岩の中間的な組成をもつ搭載用標準試料

軌道で行う太陽 X 線モニタのために均質で月面物質の組成に類似した組成の標準試料が必要である。月の海物質である玄武岩と高地物質である斜長岩の中間的な組成の材質をガラス化し、均質な板状(厚さ 2mm)の搭載用標準試料を製作した。振動試験や熱サイクル試験により搭載に問題ないことを確認した。

3) PIN ダイオード

高い時間分解能で太陽 X 線の強度変化を測定するために、PIN ダイオード検出系の開発を行った。センサは AMPTEK 社製部品を用い、プリアンプ部を試作した。約 90V のバイアス電圧や動作温度特性の評価を行った結果、所定のエネルギー領域に十分な感度があることを確認したため FM 設計に反映した。

4) X線 CCD とその駆動回路

かぐやの XRF-A は MUSES-C の XRS とほぼ同機能を有している(受光面積とチャンネル数は増やしている)。CCD 関連の開発要素に対しては MUSES-C で確認されており、CCD 取付方法、FPGA 処理方法などで抽出された問題点については PFM 設計・製造に反映した。

6. 2. 8. 4 運用成果

初期チェックアウトにおいて、XRF-A の CCD 観測データにイベント過多によるバッファ溢れや、診断用画像データにイベントの縦流れが見られるなどの不具合事象が発生した。その後は機器の状態評価と動作最適化を図るために、幾つか動作設定を変えながら定常運用期間を通して観測・評価データと IMAGE ダンプによる診断データの取得を行った。初期には見かけ上イベント発生量を軽減できる 1 枚駆動モードでの観測、後期には 4 枚モードでペルチェクーラーを用いた低温状態での観測(熱設計上、2 周回あたり 15 分以内)を継続しているが、ミッション期間を通して有効な観測データは得られておらず、結果として観測目標であった主要元素組成マップの構築ができていない。

不具合事象の原因は、打ち上げ後のフェージング軌道上で放射線帯を通過する際に、XRF-A 搭載の X 線 CCD が低エネルギー捕捉陽子の照射を受けたことによる放射線ダメージによると推定される。このため CCD の検出効率やエネルギー分解能が劣化し、所期の CCD 性能が得られていない。図 6.2.8-5 及び 6 に代表的データを示す。

なお定常運用期間・後期運用期間を通じて、極端に低い太陽活動レベルが継続したことにより、CCD の十分な性能評価やパラメータ設定が進まなかった(較正用線源を搭載しておらず、観測データの月 X 線の輝線を用いる予定であった)。上記不具合が発生しなかったとしても、低太陽活動度により本期間中における十分な空間分解能と精度での観測結果を得ることは困難であったと推測される。

一方、SOL-C の CCD では標準試料からの X 線ピークが分離できる性能を実証できた。放熱面による熱制御としては $\beta=90^\circ$ 低温環境、月食等を含め、所定の温度範囲に制御することができた。後期運用においても観測を継続したが、サイエンス的に有意となるミッションデータは取得できなかった。

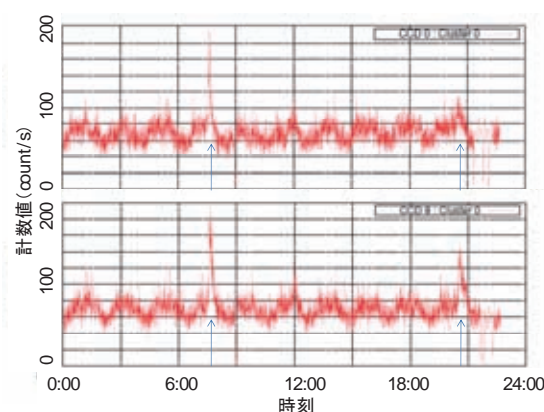


図6. 2. 8-5 2007年12月13日の2度のC級フレア発生時(矢印)にXRF-AのCCD0、CCD8で計数値が増大した。CCD劣化により、XRF-Aでは強いフレア時以外はX線検出の有無すら判断がつけられない。

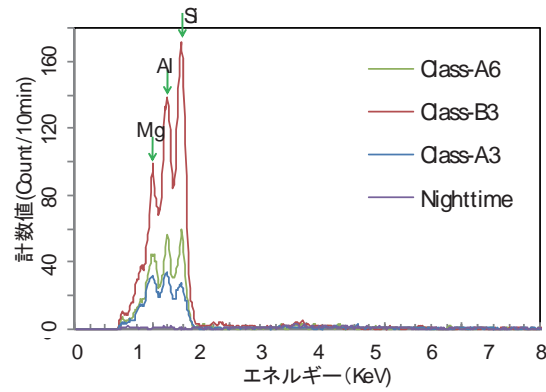


図6. 2. 8-6 2008年3月28-29日の10分積分によるSOL-CのCCD出力X線スペクトル。B級や前後のA級フレア時にマグネシウム(Mg)、アルミニウム(Al)、ケイ素(Si)の輝線が分離して観測できている。

<参考文献>

- 1 Okada, T., Kato, M., Yamashita, Y., Shirai, K., Yamamoto, Y., Matsuda, T., Tsunemi, H., Kitamoto, S., Lunar x-ray spectrometer experiment on the SELENE mission, *Adv. Space Res.*, **30** (8), 1909–1914, (2002).
- 2 Yamamoto, Y., T. Okada, H. Shiraishi, K. Shirai, T. Arai, K. Ogawa, K. Hosono, M. Arakawa, M. Kato, Current status of X-ray spectrometer development in the SELENE project. *Adv. Space Res.*, **42**, 305–309, 2008
- 3 K. Shirai, T. Okada, Y. Yamamoto, T. Arai, K. Ogawa, H. Shiraishi, M. Iwasaki, M. Arakawa, M. Grande, and M. Kato, Instrumentation and performance evaluation of the XRS on SELENE orbiter. *Earth Planet Space*, **60**, 277-282, 2008.
- 4 K. Ogawa, T. Okada, K. Shirai, and M. Kato, Numerical estimation of lunar X-ray emission for X-ray spectrometer onboard SELENE. *Earth Planet Space*, **60**, 283-292, 2008.
- 5 Y. Maruyama, K. Ogawa, T. Okada, and M. Kato, Laboratory experiments of particle size effect in X-ray fluorescence and implications to remote X-ray spectrometry of lunar regolith surface. *Earth Planet Space*, **60**, 293-297, 2008.

6. 2. 9 高精細画像取得システム(HDTV)

館野 直樹(JAXA)、山崎 順一(NHK)、田中宏幸(明星)

6. 2. 9. 1 概要

HDTV(High Definition Television; 高精細画像取得システム)は、最先端の高精細カラーカメラによって月周回軌道から動画映像を取得する世界でも例を見ない試みであり、主な目標は月面ならびに地球の高精細映像(ハイビジョン:横 1980 画素×縦 1080 画素)を取得することである。

HDTVは、2/3型の220万画素CCDからなる固定焦点カラーカメラ、取得映像データの圧縮回路および半導体記録回路から構成される。高精細カメラからは約1.485Gbpsのデジタル映像信号が出力されるが、記録容量ならびに衛星/地球間のデータ伝送容量削減のためにデジタル映像信号を143Mbpsに圧縮する。圧縮映像は約1ギガバイトの半導体メモリ(記録時間は、約1分間)に一時蓄積された後、最大7.529Mbpsで地球に伝送される。

ミッションデータのイメージを図6.2.9-1に示す。

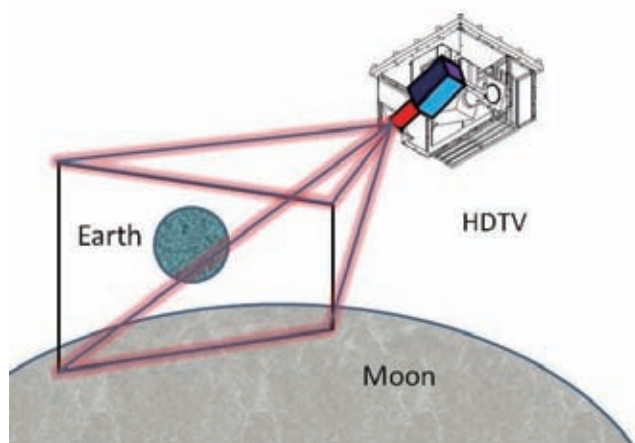


図6. 2. 9-1 HDTVミッションデータイメージ

6. 2. 9. 2 設計

6. 2. 9. 2(1) 構成

HDTV はカメラ系(HDTV-C)と、電子系(HDTV-E)から構成され、1筐体に収められている。

また、HDTV-Cはレンズ部とカメラエレキ部、HDTV-Eはエンコーダ部、メモリ部、電源部、外部インタフェース部から構成される。図 6.2.9-2 に HDTV の構成及び外観を示す。

- HDTV-C: テレカメラ(望遠カメラ)およびワイドカメラ(広角カメラ)で構成される
 レンズ部: カメラの光学系
 カメラエレキ部: CCD 映像処理回路
- HDTV-E: 以下のサブコンポーネントから構成される
 エンコーダ部: HDTV-C の映像を符号化圧縮する
 メモリ部: 符号化圧縮された映像を記録保存する
 電源部: 各部へ DC 電源を供給する
 外部インタフェース部: 衛星側とのテレメトリコマンドインタフェースを司る

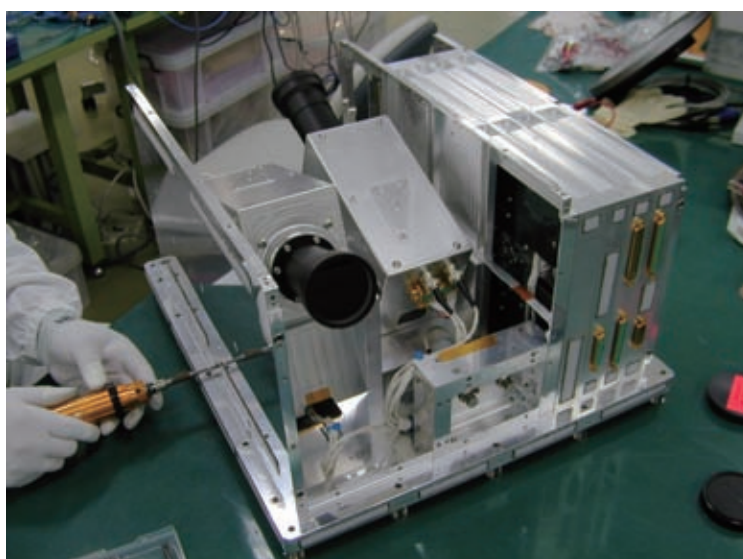
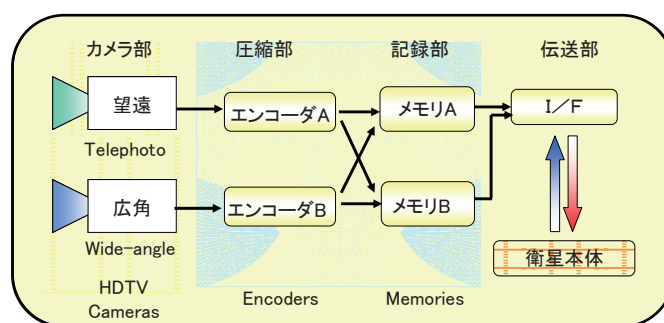


図 6. 2. 9-2 HDTVの構成(上)及び外観(下)

6.2.9.2(2) 機能

HDTV の機能ブロック図、電源系統図を図 6.2.9-3 及び 4 に示す。

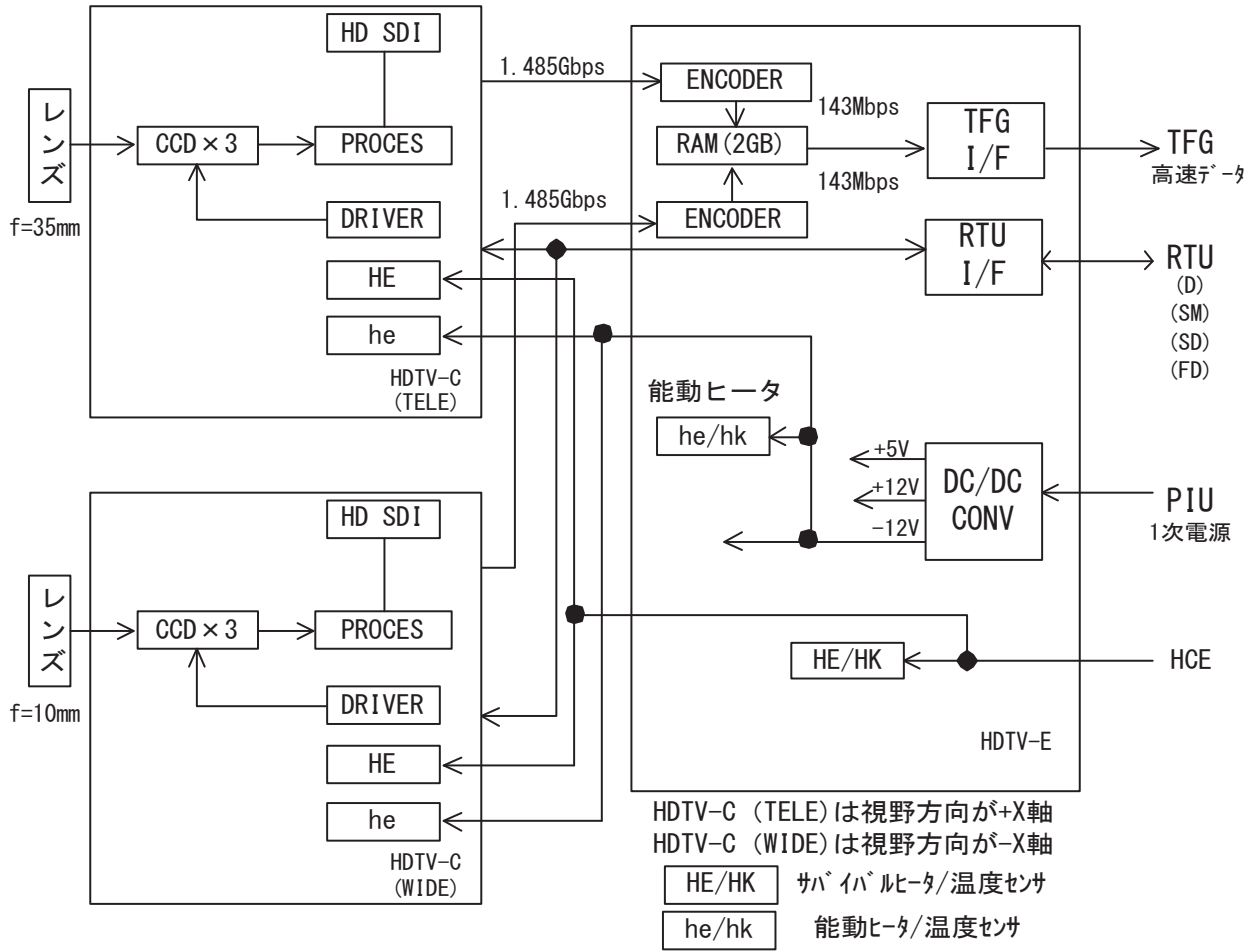


図6.2.9-3 HDTV機能ブロック図

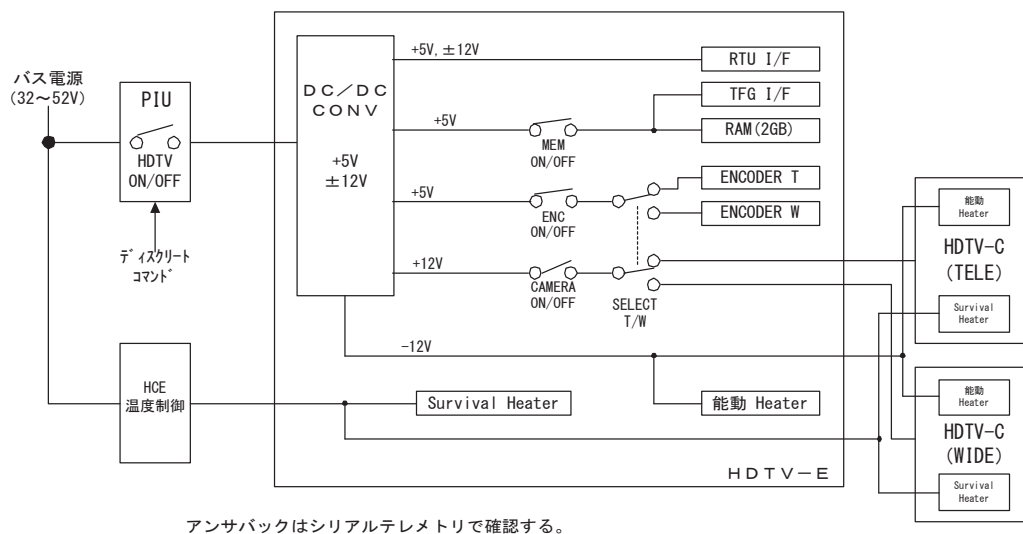


図6. 2. 9-4 HDTV電源系統図

6. 2. 9. 2(3) 性能

HDTV の性能を表 6.2.9-1 及び 2 に示す。

表 6. 2. 9-1 HDTV(カメラ系)の主要性能

	HDTV-C
<u>カメラ特徴</u> センサ 使用チップ数 プリズム レンズ 熱制御 FOV サンプリング時間間隔 露出時間	CCD(1920×1080:有効画素数) 3チップ ダイクロイックプリズムによる三原色分光 固定焦点(T:望遠、W:広角)、固定絞り 放射冷却、ヒータ加温 広角:51.23°(水平),30.17°(垂直),57.62°(対角) 望遠:15.60°(水平),8.80°(垂直),17.85°(対角) 1/59.94(sec) 1/64.3~1/16,000(sec)
<u>カメラ諸元</u> 有効面積 画素サイズ 検出波長 サンプルレート 量子化ビット数 露光調整 DSP	9.6×5.4mm(対角11mm) 5μm×5μm 400~700nm 74.1758MHz 12bit 電子シャッター 0.18μmルール、330万ゲートクラスのLSI
<u>観測諸元</u> 観測対象 観測モード	月面(昼)、地球 連続撮影モード(MOVIEモード)、静止画モード(STILLモード)
<u>その他</u>	HDTVのアライメント誤差(※)±0.365°以下 ※)HDTV内望遠鏡取付誤差、ロンチシフト、熱歪み、を含む

表6. 2. 9-2 HDTV(電子系)の主要性能

	HDTV-E
圧縮部特徴 圧縮方式 動作速度	フレーム内圧縮方式(DCT方式) 1.485Gbpsのデータを143Mbpsに圧縮 0.25 μ mルール、100万ゲートクラスのLSI 74.1758MHz
記録部 半導体メモリ 記録時間	約1Gbyte \times 2 動画にて約1分間 \times 2
伝送部 最大伝送 bit ノミナル伝送 bit	7.529Mbps 高速伝送 7.529Mbps 低速伝送 100kbps RS-422方式,CCSDSパケット方式

6. 2. 9. 3 課題と対策

HDTVの開発項目は搭載主要部品、HDTV-C(カメラ系)、HDTV-E(電子系)の3つに分けられる。高精細画像取得ならびにデータ圧縮伝送には、2/3型220万画素CCDや最先端高集積LSI(0.18 μ mルールなど)の使用が不可欠である。開発期間の短縮、開発費用の削減を図るために、基本的にこれら中心部品は民生用部品を利用している。このため、厳しい宇宙環境におけるこれらの主要部品の信頼性向上が重要な開発内容であった。

以下にHDTVの新規技術要素を示す。

- ・ CCDの耐放射線対策
耐プロトン特性の把握及び画素補正技術の確立

- ・ 高解像度レンズの開発
真空中における光学特性の確保

- ・ プリズムの張り合わせや固定法の確立
可動部の廃止、板マウント方式の採用

- ・ 高集積LSIの耐放射線対策および熱対策
電流制限回路とタイマー回路の付加、メインプログラムの二重化と制御データの3重化、熱経路の見直し等

- ・ 高密度実装基板の振動対策およびEMC対策
部品・プリント基板の固定補強、部品実装位置の工夫等

- ・ コンポーネントの宇宙仕様化
放熱・放射線・コンタミネーション対策、重要回路の冗長化

6. 2. 9. 4 運用成果

撮像実績と撮像被写体の例を図 6.2.9-5~9 及び表 6.2.9-3 に示す。

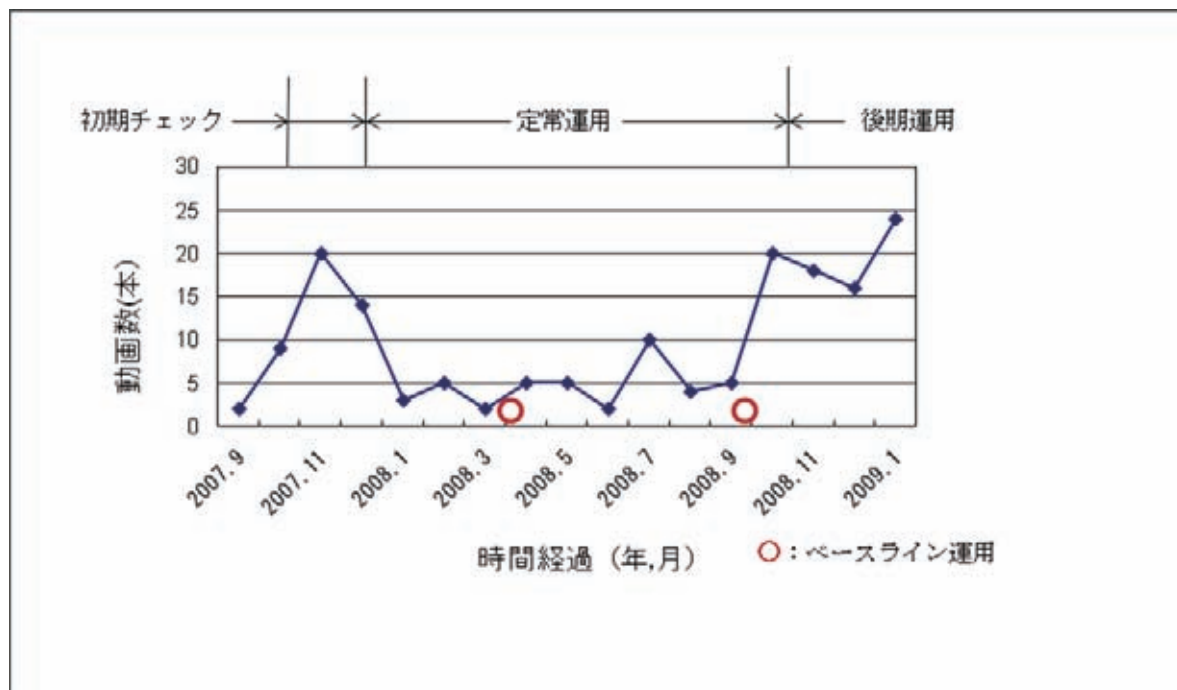


図6. 2. 9-5 撮像実績

表6. 2. 9-3 撮像被写体の例

被写体	撮影年月日 (日本時間)	軌道等の特徴
遠ざかる地球	2007年9月29日	遷移軌道 (地球から11万km)
満地球の出入り	2008年4月6日 2008年9月30日	定常運用(高度100km) 昇交点経度 $\Omega=0$ 度、180度 ベースライン運用
アポロの着陸地点 月の特徴的な地形 有名なクレーター	2007年12月21日ー 2009年1月31日	定常運用および後期運用 軌道の β 角(日照条件)などを考慮
衛星直下の月 月食中の地球	2008年7月4日 2009年2月10日	慣性航行 科学観測機器の校正運用やヨーアラウンド
最高/最低地点 落下予想地点	2009年2月1日ー 2009年6月11日	低高度運用(高度50km円軌道、 20×100 km楕円軌道など)

ベースライン運用として、昇交点経度 Ω が0度又は180度になる軌道で、月面から地球が昇る(沈む)シーンの動画撮像を行った(年に2回)。

オプション運用としては、他の機器がまだ運用になる前の初期チェックアウト時に月面及び地球の動画/静止画の撮像を行った。定常運用中は、データ伝送リソースに余裕がある期間を利用して撮像を行った。また、他の機器の校正運用機会を利用して、慣性航行中の月面撮像も行った。

後期運用においては、さらにデータ伝送リソースを適切に調整することにより計画を上回る回数のオプション運用を行い、高度 50km の鮮明な月面撮影や月食中の「地球のダイヤモンドリング」撮影等、良好な映像・画像を取得した。

全てのミッション運用期間において、性能を維持できた。放射線による白キズも予測よりも遙かに少なく、鮮明な画像が取得できた。

また $\beta = 90^\circ$ 低温環境、月食等を含め、所定の温度範囲に制御できた。



図6. 2. 9-6 地球の入り(望遠カメラ)

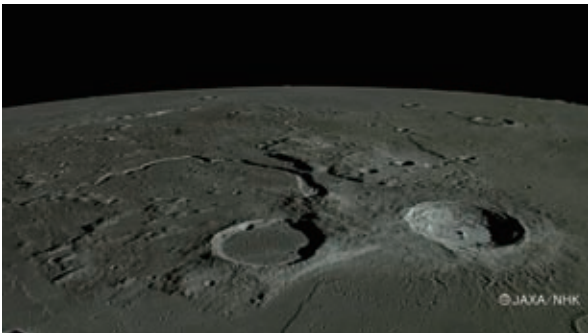


図6. 2. 9-7 アリスタルコス台地(広角カメラ)

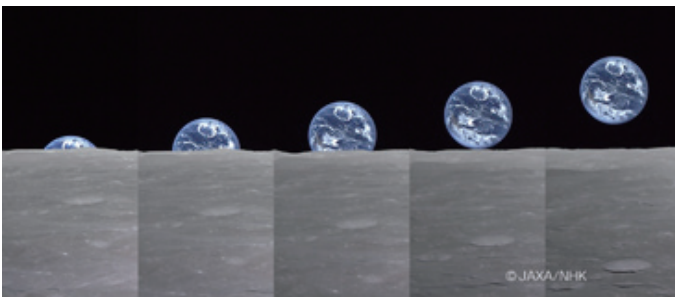


図6. 2. 9-8 満地球の出(望遠カメラ)の連続表示



図6. 2. 9-9 地球のダイヤモンドリング(望遠カメラ)の部分拡大

<参考文献>

1. Rie Honda, Junichi Yamazaki, Seiji Mitsuhashi, Junichi Tachino, Masahito Yamauchi, and Motomaro Shirao, Results of High-Definition Television System (HDTV) on board SELENE(KAGUYA), Lunar and Planetary Science Conference XXXX (Houston), 2540, 2pp., 2009
<http://www.lpi.usra.edu/meetings/lpsc2009/pdf/2540.pdf>
2. Rie Honda, Junichi Yamazaki, Seiji Mitsuhashi, Junichi Tachino, and Motomaro Shirao, Images obtained by HDTV onboard KAGUYA (SELENE) and Its Application to the Lunar Surface Science, Proceedings of the 41th ISAS Lunar and Planetary Symposium, 4pp., 2009
3. Rie Honda, Junichi Yamazaki, Seiji Mitsuhashi, Masahito Yamauchi, Junichi Tachino, and Motomaro Shirao, Initial Results of Imaging of Lunar features by High-definition Television (HDTV) on board SELENE, Lunar and Planetary Science Conference XXXIX (Houston), 1876, 2pp., 2008
<http://www.lpi.usra.edu/meetings/lpsc2008/pdf/1876.pdf>

7. かぐや地上系システムの開発と成果

7.1 地上系システム全体概要

米倉克英、星野宏和、祖父江真一(JAXA)

かぐや地上系システムは、「かぐや」、「おきな」、「おうな」の追跡管制運用及びデータ伝送、処理、保存、提供等のために JAXA インフラシステムを有効活用しながら、SELENE ミッション運用解析センター(SELENE Operation and Analysis Center、略称 SOAC)を中心に、特有の機能を新規に整備したシステムであり、追跡管制系システム及びミッション運用・解析系システムから構成されている。

システム開発、整備の基本的な考えとしては、追跡管制系システムは、GN 各局(勝浦、沖縄、増田、パース、サンチャゴ、マスパロマス)、及び臼田局/内之浦局を使用して、USB 回線により、「かぐや」「おきな」、「おうな」のテレメトリ、コマンド及びレンジ・レンジレート運用を行い、姿勢/軌道を制御・保持する(「かぐや」のみ)とともに、「かぐや」、「おきな」、「おうな」のミッション達成に必要な追跡管制運用を実施するためのものとして、さらに、打ち上げ~クリティカルフェーズならびに緊急時には、NASA 深宇宙ネットワーク(Deep Space Network:DSN)の追跡支援を受ける(「かぐや」のみ)ことも可能なよう開発、整備した。

一方、ミッション運用・解析系システムは、臼田局/内之浦局や追跡管制システムから取得した「かぐや」、「おきな」、「おうな」のミッション系データの分配・蓄積、ミッション機器毎の所定の処理および観測機器のミッション運用計画の作成を行うとともに、かぐやプロダクトの保存、提供ならびに公開を行うためのものとして開発、整備した。

かぐや地上系システム構成分類を図7. 1-1に、かぐや地上系システムの全体構成概念図を図7. 1-2に示す。

かぐや地上系システムの特色としては、追跡管制系システムにおいては、旧 ISAS 系の科学衛星用衛星管制系システム、データ伝送系システム、地上局システム(臼田局、内之浦局)、並びに旧 NASDA 系の軌道力学系システム、地上局システム(GN 各局)、種子島射場作業用音声連絡設備の各方面の技術を生かしながら、「かぐや」、「おきな」、「おうな」のダウンリンクされたミッション系データ/テレメトリをモニタしつつ、数日後のコマンドアップリンク時に運用パラメータを変更可能な点であり、これらはバス運用者、ミッション運用者間の緊密な調整結果を受けて、迅速で柔軟な対応が可能な運用システムができあがった。

またミッション運用・解析系システムにおいては、各ユーザとのインタフェース規定、サービス規定を明確にすることにより、ミッション運用計画管理の一元化、JAXA 外部からのミッション系データのクイックルック、ミッション機器毎の解析結果であるプロダクトデータ保存の一元化、プロダクトの相互参照が可能な解析システムができあがった。

* なお、本章での以降の記述では特に指定がない限り「かぐや」、「おきな」、「おうな」の3衛星に共通する内容は、「おきな」、「おうな」に対する内容も含んでいるものとして「かぐや」と表記する。

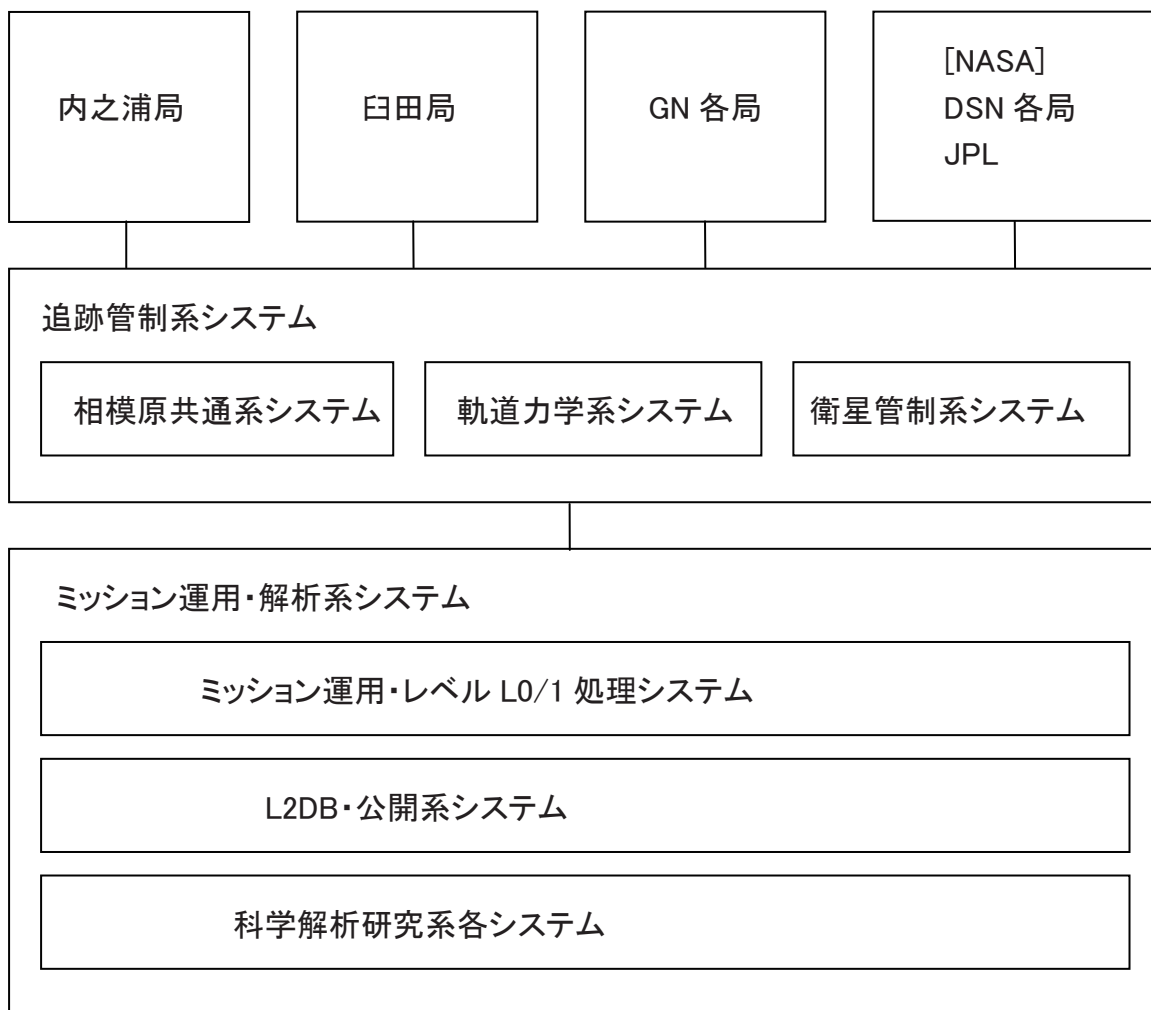


図7. 1-1 かぐや地上系システム構成分類

SELENE 地上系システムの開発体制の概要を表7. 1-1に示す。

表 7.1-1 SELENE 地上システム開発体制

システム分類	対象システム	開発主担当
追跡管制系	衛星管制系システム	月・惑星探査プログラムグループ SELENE プロジェクトチーム
	軌道力学系システム	統合追跡ネットワーク技術部
	相模原共通系システム	月・惑星探査プログラムグループ SELENE プロジェクトチーム
ミッション運用・解析系	ミッション運用・レベル 0/1 処理システム	月・惑星探査プログラムグループ SELENE プロジェクトチーム
	L2DB・公開系システム	月・惑星探査プログラムグループ SELENE プロジェクトチーム
	各科学解析研究システム	各 PI

また、JAXA 統合以前から「かぐや」の運用方法や地上システム間のインタフェースに関する検討・調整を行う各ワーキンググループが設けられて、システム設計・開発に貢献した。(各 WG の詳細は、9章にて記述する)

地上システム間のインタフェース調整結果はインタフェース管理仕様書としてまとめられ「かぐや」地上系各システム開発担当は、協力してインタフェース管理仕様書の改訂要求の収集と版管理を行った結果、「かぐや」地上系システムの確実な開発ができた。

また、単体開発の完了した各システム間をまたがる総合的なインテグレーションをインテグレーションコントロールボード(ICB)の主導により各地上システム開発担当者が協力して実施した結果、打ち上げ前に十分余裕をもって、衛星システム～追跡管制系～ミッション運用系～ミッションデータ解析系～各 PI のシステムまで通した End-to-End でのシステムインタフェース、運用インタフェースの確認ができた。

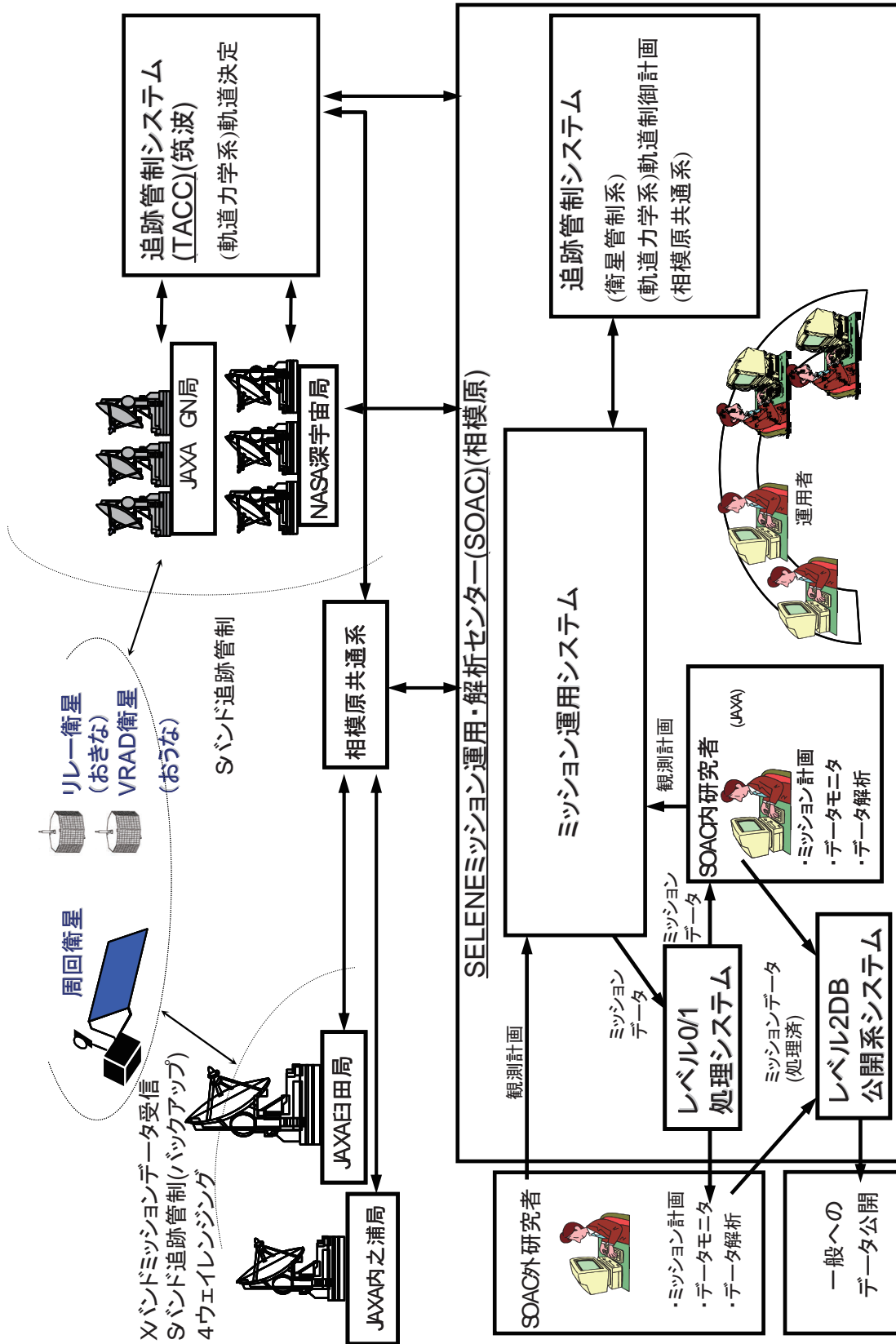


図7.1-2 「かぐや」地上系システム全体構成概念図

7. 2 SELENE ミッション運用解析センター(SOAC)の開発と成果

米倉克英、星野宏和、祖父江真一、二ノ宮賢治、池田 人、小川美奈(JAXA)
野村信人、今吉聡邦(宇宙技術開発)、大石貴之、丸岡昌紀、岸 恵一(沖電気株)

7. 2. 1 SELENE ミッション運用解析センターの概要

SELENE ミッション運用解析センター(SELENE Operation and Analysis Center、以下、「SOAC」と略す)は、「かぐや」の管制運用を中心となって実施する運用室とデータ保存・解析・提供を中心となって実施する解析室とに別れている。

運用室では、「かぐや」の衛星状態モニタや、コマンド送信、コマンド計画立案のための衛星管制系の装置及び軌道決定・軌道生成、軌道計画・制御計画立案のための軌道力学系の装置があり、また、かぐやの観測計画立案、観測データをクイックルックするための装置がある。運用者や研究者はこれらの装置を使用して運用を行った。図 7.2.1-1 にその運用風景を示す。

解析室では、観測データを解析・蓄積するためのレベル 0/1 処理及び公開するためのレベル 2 データベース公開の装置があり、内外の研究者は、これらの装置を使用して取得したデータの研究を行っている。



図7. 2. 1-1 「SOAC 運用室での運用風景」

7. 2. 2 SOAC 運用室の設計・整備

SOAC 運用室は、かぐや運用の中心となる重要な部屋である。しかしながら、必要な作業スペースの制約からほとんど新規に部屋内に運用作業に必要なインフラシステム整備、環境整備をする必要があった。

まず、SOAC 運用室は、もともと科学実験用の大部屋を使用するため空調関係の追加整備、OA 用フロア工事、セキュリティ対応工事に加え、運用を想定したレイアウト検討結果に伴う部屋内間仕切り工事や什器類(机、椅子、FAX/コピー機、ホワイトボード等)の整備が必要であった。

これに加えて、追跡管制運用検討結果に伴う運用用音声システムや運用支援ツール(SOE 表示ツール、カウントダウンツール、軌道データ提供システム)、並びに SOAC 運用室が大規模停電にあった場合でも追跡管制運用が継続可能なよう無停電電源装置の整備が必要であった。

これらの整備の結果、追跡管制運用作業の効率化、情報の共有化に役立ち、かつ運用の信頼性向上に大変貢献することができた。

以下に主なものの整備内容、設計思想、特徴等を記す。

7. 2. 2. 1 音声システムの整備

かぐやの追跡管制運用作業を円滑かつ確実に遂行するためには、SOAC 運用室内だけでなく各主要運用拠点とも綿密な音声連絡を行うことが必要であるため、以下の拠点との音声インタフェースに関わる音声系システムを整備した。

- a) SOAC 運用室内
- b) 筑波宇宙センター追跡管制棟(TACC)
- c) 相模原キャンパス Spacecraft Operation Center(SSOC)
- d) 臼田宇宙空間観測所(UDSC)
- e) 内之浦宇宙空間観測所(USC)
- f) NASA ジェット推進研究所(JPL)
- g) 種子島宇宙センター内既設音声システム

なお、本音声系システムは、種子島射場で長年使用されている作業用相互連絡電話設備(OIS)の既存技術を活用することにより設備の信頼性を確保しつつ、新たに本音声系システムを使用した種子島射場との双方向通話を可能とすることにより、射場衛星作業の効率的な連携を可能とした。

本音声系システムは以下の機能を有する。

- ① 8チャンネルの通話チャンネルのうち、任意のチャンネルを選択してモニタ可能(同時モニタ可能なチャンネル数は最大8チャンネル)。
- ② 8チャンネルの通話チャンネルのうち、任意のチャンネルを選択して通話可能。(同時通話可能なチャンネル数は最大8チャンネル)
- ③ モニタはスピーカ及びヘッドセットのいずれでも可能。

図7. 2. 2-1に音声系システムの接続概念図を示す。

追跡管制運用作業に本音声システムを活用することにより、打ち上げ前準備段階～かぐや運用終了に至るまで、高品質な音声情報を SOAC 運用室内の各作業担当間はもとより、離れた運用拠点とも迅速で正確な情報伝達、情報共有ができ、追跡管制運用作業の効率化、及び運用の信頼性向上に大変貢献することができた。

また、本音声システム及びこれに伴う技術は、現在相模原キャンパス内の科学衛星追跡管制運用作業用のインフラシステムとしても有効活用される結果となった。

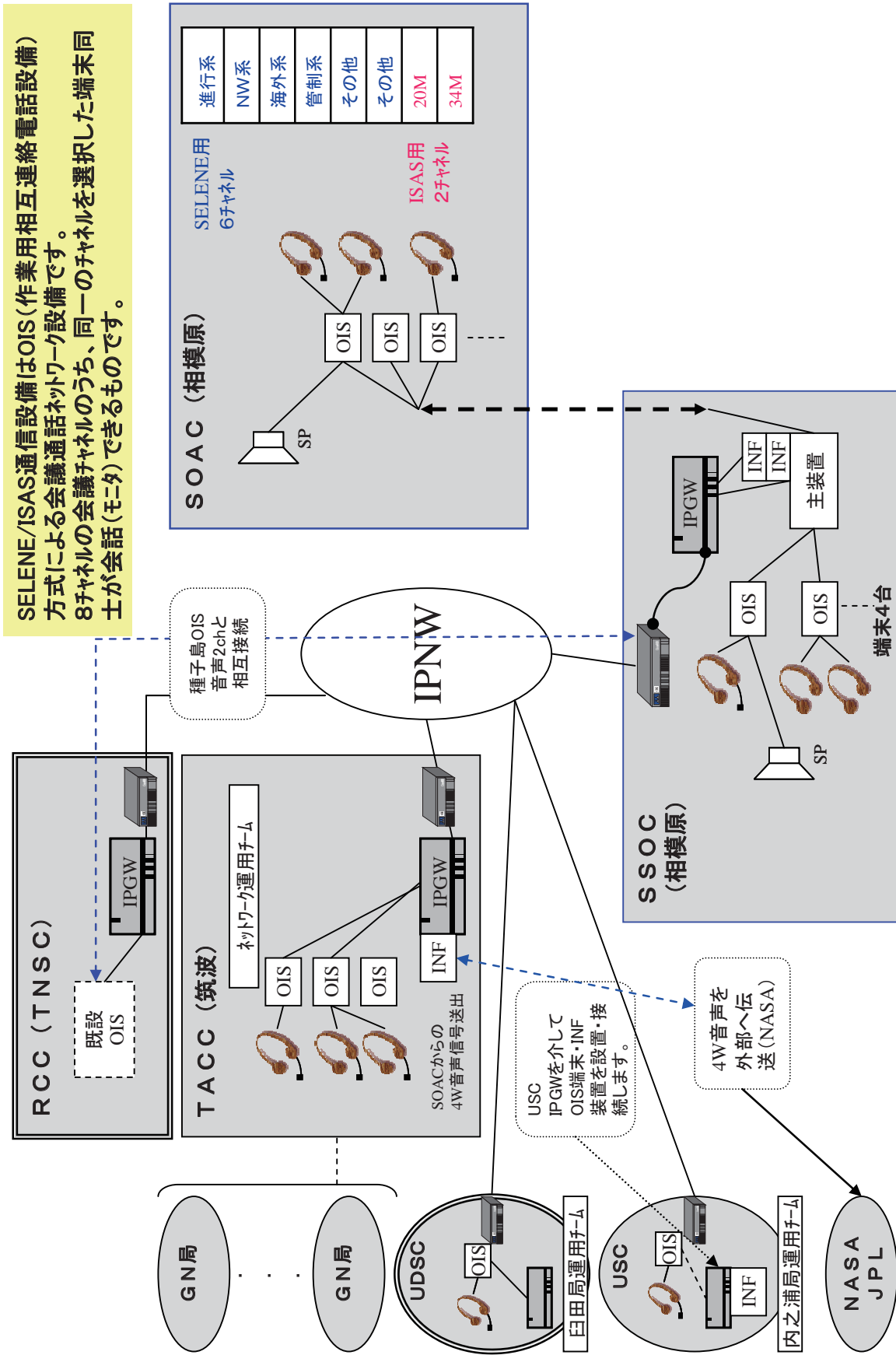


図7. 2. 2-1 音声系システムの接続概念図

7. 2. 2. 2 シーケンスオブイベント(SOE)表示ツールの整備

SOAC 運用室での衛星管制運用作業では、多人数が運用情報を共有する事により同じ意識を持って、勘違いのないように作業進行する必要がある。このため、運用室内の大型ディスプレイに運用スケジュールを表示し、リアルタイムで時刻の経過を表現する運用作業支援ツールを整備した。同時に、このツールは1日分のシーケンスオブイベント(追跡管制運用情報:SOE)を出力できるものとした。

本表示ツールは以下の機能を有する。

a) レイアウト

- ・表示イメージを図7. 2. 2-2、3に示す。
- ・横軸は24時間、12時間、6時間、3時間の幅から選択表示。
- ・縦軸は表7. 2. 2-1から選択表示。

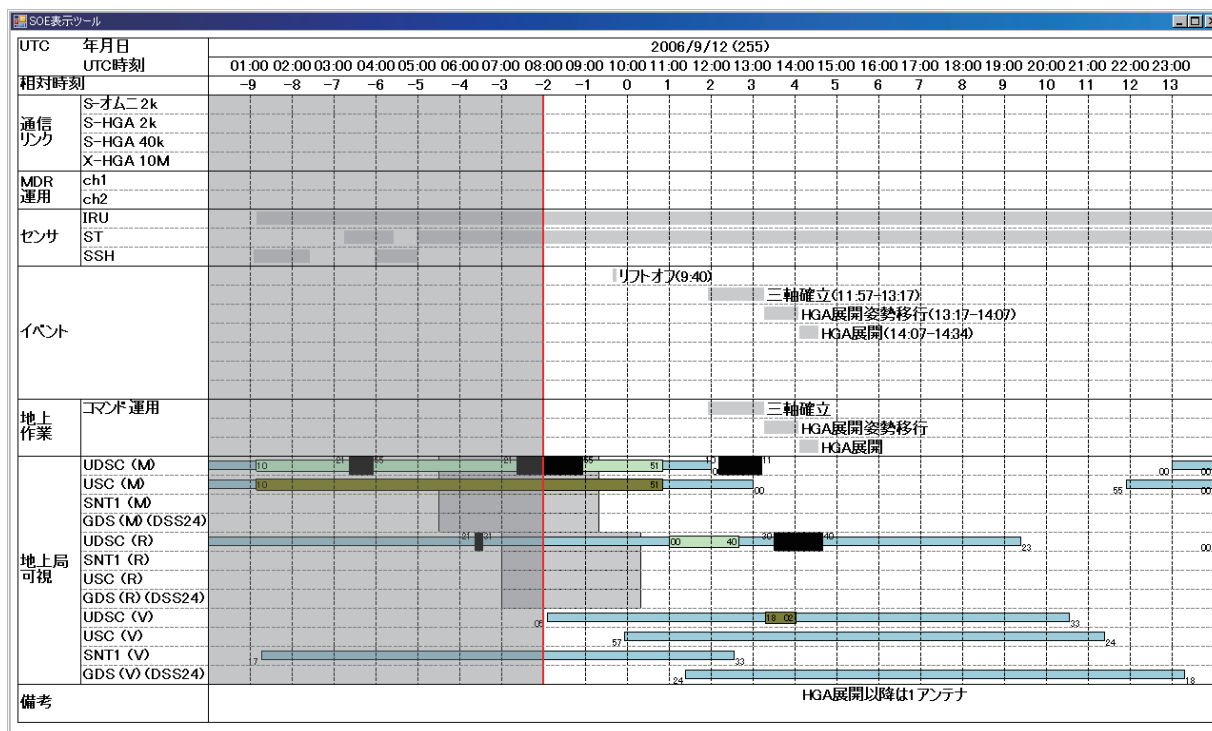


図7. 2. 2-2 SOE 表示ツールの表示イメージ

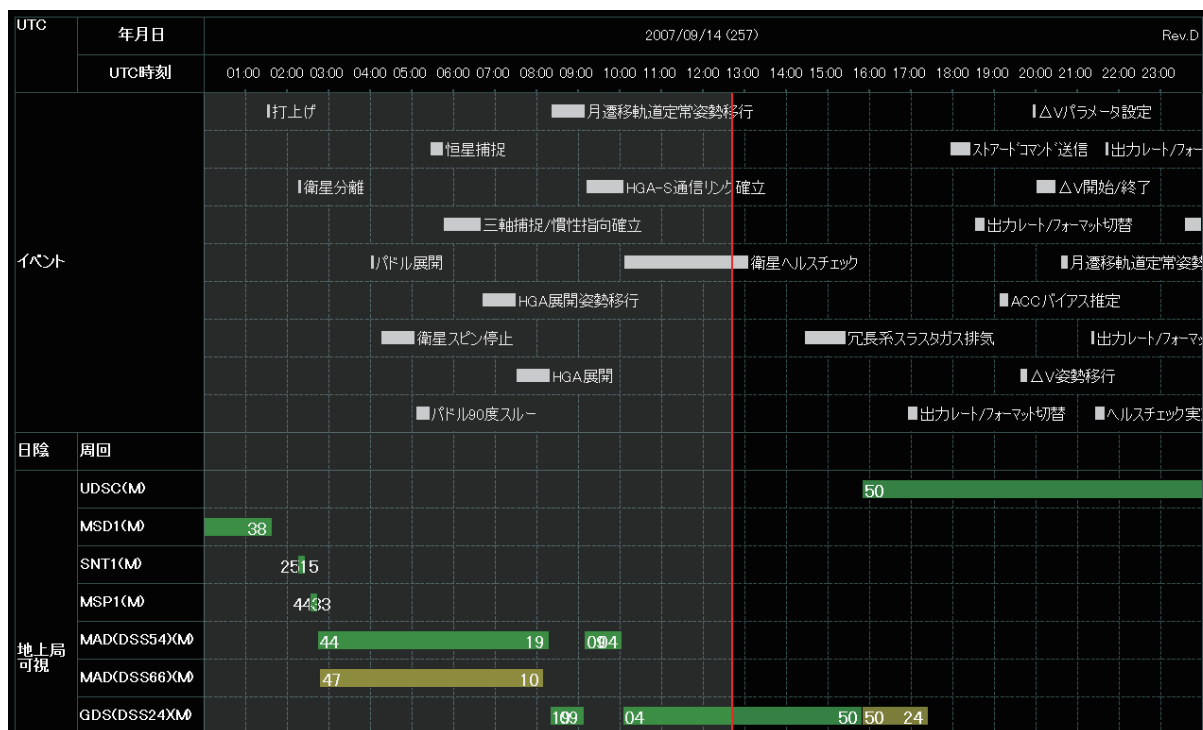


図7. 2. 2-3 「SOE 表示ツールの実際の表示画面」

表7. 2. 2-1 SOE 表示ツールでの表示項目

項目		内容
UTC	yyyy/mm/dd	運用年月日
	相対時間	リフトオフからの通算時間
	UTC 時刻	時刻(UTC)
通信リンク	S-オムニ 2k	通信リンク種別 HGA ブラックアウト情報の表示も行う。ただし、表示は掩蔽と同様な表示とする。
	S-HGA 2k	
	S-HGA 40k	
	X-HGA 10M	
MDR	ch 1	MDR の記録／再生運用時間帯
	ch 2	
センサ	IRU	各センサに関する情報
	ST	
	SSH	
アクチュエータ	RW	ホイール、スラスタの運用情報
	1N/20N	
	500N	
姿勢	姿勢	姿勢モード
	制御モード	制御モード
	AOCS FDIR	ENA/DIS
イベント		衛星イベント
地上作業	コマンド運用	コマンド運用内容
追跡データ	RARR	レンジ、レンジレート取得時間帯
	RR	
掩蔽		各局の掩蔽時間帯
日陰(食)		食時間帯
地上局可視	UDSC	各局(UDSC、USC、GN 各局、NASA DSN 各局)の可視時間帯、AOS/LOS 時刻 運用計画
	~	
	CAN(Φ34m)	
	CAN(Φ26m)	
備考		特記事項等

b) 表示データの源泉

- ・時刻情報は NTP サーバより取り込み。
- ・通信リンク/MDR/センサ/アクチュエータ/姿勢情報等は、リアルタイムな情報変化に対応できるようにするためオペレータからの手入力を基本としている。手入力は項目単体毎の入力インタフェースのほか、EXCEL データからのコピー&ペーストも可能となっている。
(なお、データの入力更新作業中も大型ディスプレイでのリアルタイム表示は継続できるようにしている。)
- ・掩蔽情報(HGA ブラックアウト情報含む)、日陰(食)情報、地上局可視情報、地上局の合サイン計画は、HGA 運用計画サブシステムや軌道力学系システムが作成する、「衛星運用計画」、「軌道イベント」、「局イベント」の情報を入力することにより、最新の情報へ即時更新ができる

ようにしている。

c) 表示動作

- ・経過部分を網掛け。表示更新はリアルタイム(1分毎)。
- ・縦ラインを現在時刻位置に表示。表示更新リアルタイム(1分毎)。
- ・経過表示に使用する時刻源泉はシステム時刻を使用(NTPによる校正有り)。
- ・画面更新は24時間表示の場合は8時間毎(UT 0:00,8:00,16:00)のタイミングで、8時間分をシフトした表示切替え(同様に4時間(12時間表示)、2時間(6時間表示)、1時間(3時間表示)のシフト表示にも対応)。
- ・日付指定して表示する SOE は、0:00~24:00UT 固定とし、経過表示のハッチングは無し。

d) その他

- ・イベント名称について英語名称も同時に入力することで、英語版の SOE 出力も可能としている。また、日本語名称-英語名称対応データベースを具備しており、データベースに特定用語を設定することにより、英語名称入力の簡易化が可能となっている。英語版 SOE は、NASA/JPL へ運用情報の提供を行うのに使用した。
- ・入力された情報から、後述するカウントダウンツール向けの源泉データ出力も行える。
- ・入力情報はデータベースで管理しており、過去や将来(入力済みのもの)の運用スケジュールの確認が容易に行えるようになっている。

追跡管制運用作業に本 SOE 表示ツールを活用することにより、打ち上げ前準備段階~かぐや運用終了に至るまで、当初の目的通り SOAC 運用室内の多人数が同時に衛星状態及び関連する情報を把握出来たため、勘違いなく、確実に作業進行することができた。また、本 SOE 表示ツールの画面を Web カメラを使用して画像伝送することにより、運用関係者が筑波宇宙センターや JAXA 外部からも SOAC 運用室内と同様の意識を持って作業支援にあたることができ、追跡管制運用作業の作業品質確保および信頼性向上に大変貢献することができた。

また本 SOE 表示ツール及びこれに伴う技術は、超高速インターネット衛星「きずな(WINDS)」の追跡管制運用作業支援ツールとしても有効活用される結果となった。

7. 2. 2. 3 カウントダウンツールの整備

SOAC 運用室での衛星管制運用作業では、7.2.2.2 項の SOE 表示ツールと同様の目的をもったカウントダウンツールを運用作業支援ツールとして整備した。

カウントダウンツールは、予め設定したイベント時刻、イベント名称および現在時刻との相対時間を大型ディスプレイに表示するとともに、リアルタイムで相対時間のカウントダウンを表示し、設定時刻にアラーム鳴動等で運用者に注意を喚起する。

また、本ツールは Window XP 上で動作するよう製作されており、運用室外の各主要ポジションそれぞれに設置してある PC でも利用可能であったため、イベント時刻とイベント情報を DB 化して共有することにより、離れた場所でもイベント時刻を共有し、同じ意識、同じタイミングで運用を進

行することが可能であった。

本ツールは以下の機能を有する。

a) レイアウト

- ・表示イメージを図7. 2. 2-4、5に示す。
- ・直近のイベントを一番大きく表示。
- ・表示項目は、現在時刻(UT、JST および任意のシフト時刻)、イベント名称、イベント時刻、イベント相対時間。

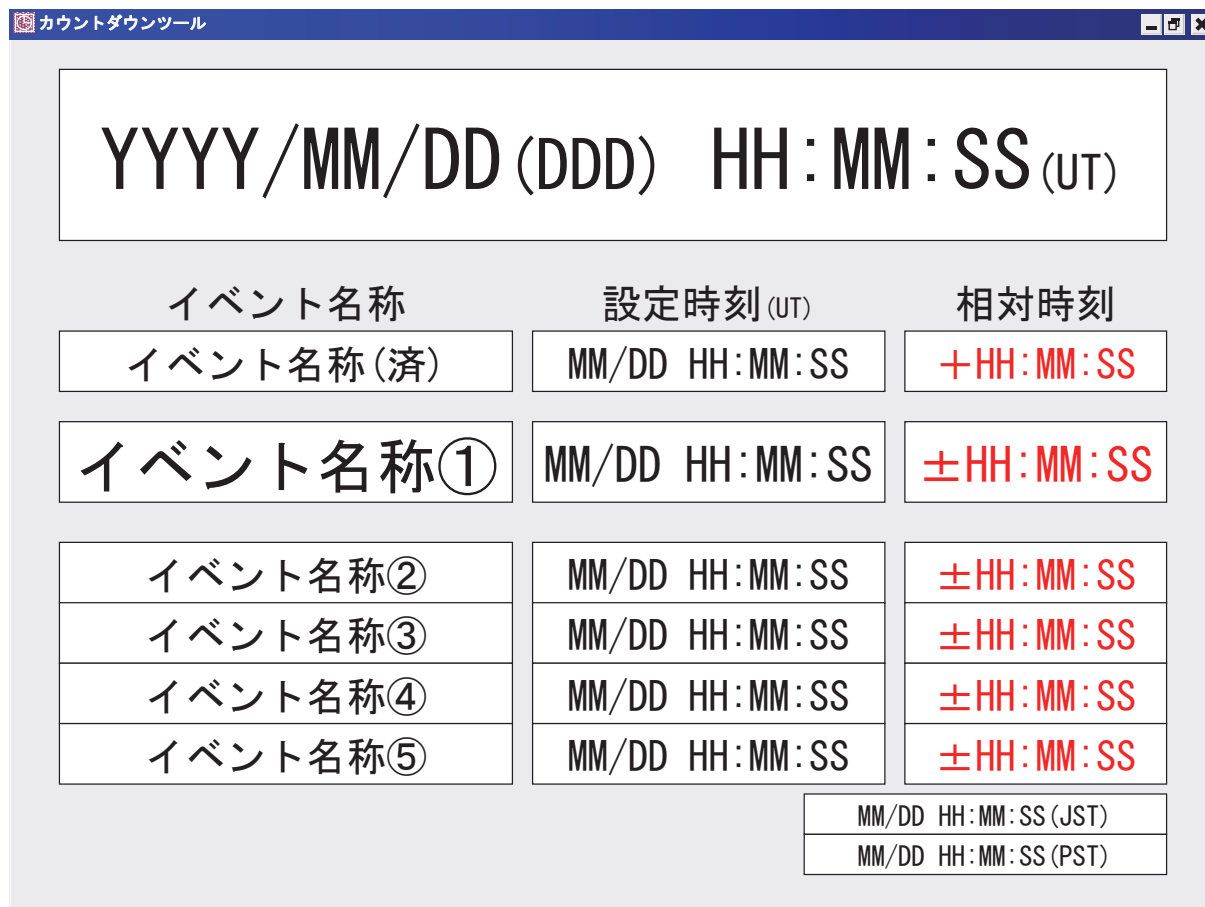


図7. 2. 2-4 カウントダウンツールの表示イメージ



図7. 2. 2-5 「カウントダウンツールの実際の表示画面」

b) 表示データの源泉

- ・時刻情報は NTP サーバより取り込み。
- ・イベント時刻およびイベント名称はオペレータからの手入力が基本であるが、SOE 表示ツール等から出力される源泉データ使用も可能。
- ・複数の源泉データファイルから、ツールで読み込みファイルを複数選択可能。

c) 表示動作

- ・現在時刻(UT)および現在時刻(JST)はリアルタイム更新(1 秒毎)。
- ・次イベントおよび将来のイベントを計 5 件表示可能。
- ・経過したイベントについてはイベント時刻の n 秒後(任意設定)に、または次の経過イベントが発生した場合に画面から削除し、次イベントをロールアップ。
- ・相対時刻はリアルタイムでカウントダウン(1 秒毎)。
- ・イベント時刻にアラームを鳴動(N 秒前、10 秒前からの 1 秒毎)。

追跡管制運用作業に本カウントダウンツールを活用することにより、打ち上げ前準備段階〜かぐや運用終了に至るまで、当初の目的通り SOAC 運用室内の多人数がイベント時刻を共有することにより同じ意識を持って、勘違いのないように確実に作業進行することができた。また、本カウントダウンツールの源泉情報を Web 上で共有することにより運用関係者が自分の PC でカウントダウンツールを動作させたり、本カウントダウンツールの画面を Web カメラを使用して画像伝送することにより、運用関係者が筑波宇宙センターや JAXA 外部からも SOAC 運用室内と同様の意識を持って作業支援にあたることができ、追跡管制運用作業の作業品質の確保および信頼性向上に大変貢献することができた。

また本 SOE カウントダウンツール及びこれに伴う技術は、超高速インターネット衛星「きずな(WINDS)」の追跡管制運用作業支援ツールや、地上システムの定常運用(GN 等)でも有効活用される結果となった。

7. 2. 2. 4 軌道データ提供システムの利用

追跡管制運用作業を多人数が同じ意識を持って、勘違いのないように作業進行する必要があることは前項でも述べた通りであるが、月遷移軌道中や月周回中の衛星の軌道、位置情報、地球からの距離、衛星に太陽があたる方向等を視覚的にイメージしてとらえることが「かぐや」の追跡管制運用では必要であった。これは衛星のハウス・キーピング(HK)運用における構体各所の温度や発生電力、通信条件を的確に判断するためであったことや、効率的なミッション運用計画立案のためである。

このため、「かぐや」の追跡管制運用作業では、軌道情報を分かりやすく表示するために JAXA 既存システムである軌道データ提供システム(Orbital Data Distribution System: ODDS)を利用した。ODDS へ提供するデータは実際の軌道力学運用で使用する軌道予報値(短期、長期情報)である。

地球一月遷移軌道では、月投入までの軌道制御によって軌道の形が変化する様子や、LOI の

ための月との周期調整の様子が 3 次元で表示されるため各イベントの理解に役立った(図7. 2. 2-6)

月投入以降の月周回フェーズでは、月周回衛星「かぐや」のほかにも、リレー衛星「おきな」、VRAD 衛星「おうな」の軌道も同時に表示することができ、各衛星の位置だけでなく、相対位置関係を把握するのに役立った(図7. 2. 2-7)。3 次元表示の他にも 2 次元の地形図上に表示する機能もあり、衛星の直下点をプロットすることで、いつ月のどの部分を通過予定かが簡単にわかる。加えて日陰・日照を表示することも可能であり、ミッション運用立案時の参考としても役立った(図7. 2. 2-8)。

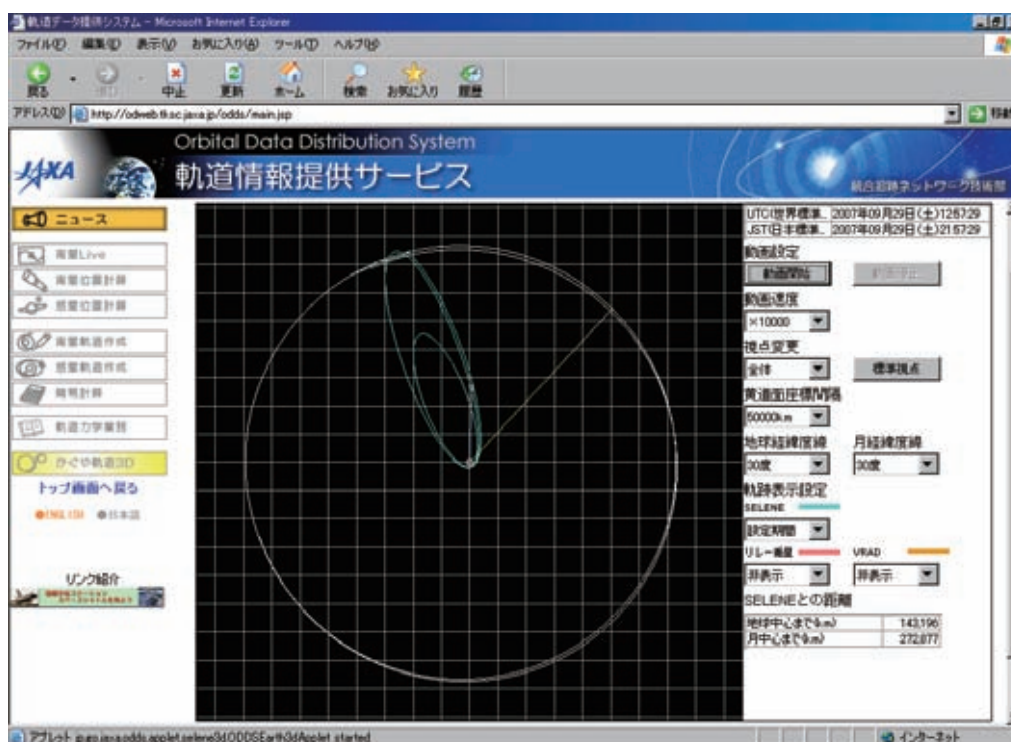


図7. 2. 2-6 月投入軌道表示

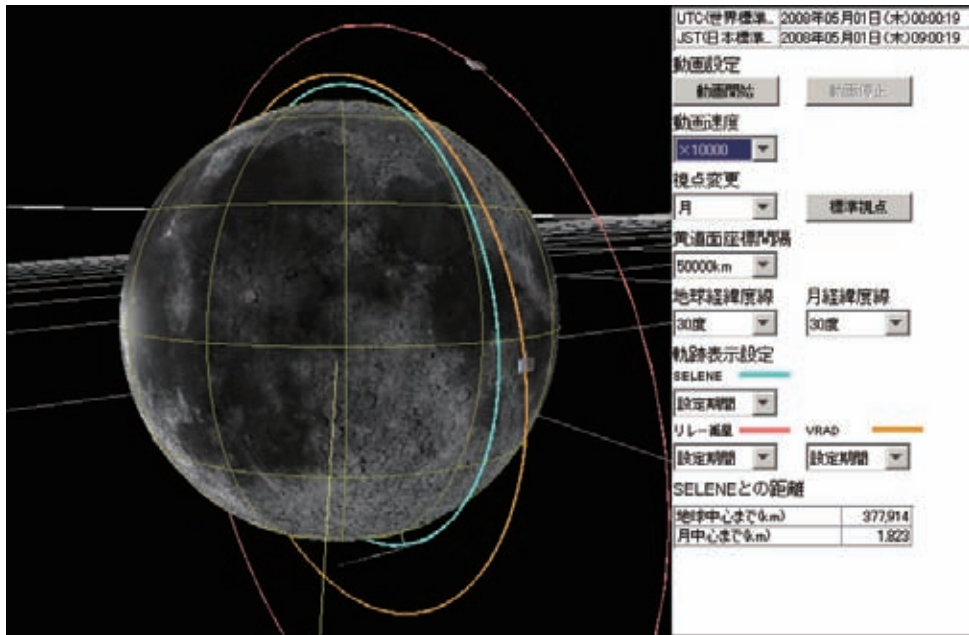


図7. 2. 2-7 定常観測フェーズ軌道表示



図7. 2. 2-8 地形マップ表示

7. 2. 2. 5 無停電電源装置(UPS)の整備

SOAC 運用室で使用する電源中断の許されない極めて重要な機器に対しては、安定した交流電力を供給する無停電電源装置(UPS)を整備し、突発的な短時間停電発生時においても衛星運用が継続可能(リアルタイム運用で 15 分、各装置の安全停止に 15 分)な対応を行った。

また、蓄電池(バッテリー容量)の算出にあたっては、各計算機、設備の最大電力使用量(カタログ上の規格値)をもとに行った。

UPS の仕様は以下にとおりである。

a) 14kVA 無停電電源装置

・概説

負荷容量 14kVA に対して、3.5kVA ユニット 4 台 ($3.5\text{kVA} \times 4 \text{台} = 14\text{kVA}$) で構成された並列冗長運転方式とする。万が一、1 台のユニットに故障が発生した場合でも、実負荷容量が、残った正常ユニットの合計容量より少なければ、インバータからの給電を継続する。

・電気的条件

定格出力容量	: 14kVA (11.2kW)
給電方式	: 商用同期型常時インバータ給電方式
交流入力	: 単相 2 線 200V \pm 15%
入力周波数	: 50/60 Hz \pm 5%
交流出力	: 単相 2 線 100V \pm 6%以内
出力周波数	: 50/60 Hz \pm 1%以内(入力周波数と同一 自動選択)
バックアップ時間	: 30 分以上

b) 3.5kVA 無停電電源装置

・概説

負荷容量 3.5kVA に対して、3.5kVA ユニット 2 台 ($3.5\text{kVA} \times 2 \text{台} = 7\text{kVA}$) で構成し、1 ユニット分の余裕を持たせる並列冗長運転方式とする。万が一、1 台のユニットに故障が発生した場合でも、残った正常ユニットがインバータからの給電を継続する。

・電気的条件

定格出力容量	: 3.5kVA (2.8kW)
給電方式	: 商用同期型常時インバータ給電方式
交流入力	: 単相 2 線 200V \pm 15%
入力周波数	: 50/60 Hz \pm 5%
交流出力	: 単相 2 線 100V \pm 6%以内
出力周波数	: 50/60 Hz \pm 1%以内(入力周波数と同一 自動選択)
バックアップ時間	: 25 分以上

(1) 空調・電力等の環境整備

運用室では、多い時で約 50 人～70 人程度の人々(打ち上げ/クリティカルフェーズ時)が分担

して運用に従事する。また、30～40 台の計算機、設備類が同時に稼働する場合もある。

このようなハードな環境下でも、安定した温度環境、電力供給環境、動線の確保が必要である。

運用室としての環境整備基本方針は以下のとおりである。

a) 床環境

- ・耐荷重: 300 kg/m²以上(ただし、上床に対しては 200 kg/m²以上)

b) 床構造

- ・コンピュータ用ケーブル敷設のため可能な限り上床方式

c) 床表面材質

- ・耐油性を持った塵埃のでないもの。
- ・静電気を発生させないもの。(表面絶縁抵抗 $10^6\sim 10^9\Omega$)
- ・金属が露出していないもの。(電気的安全のため)

d) 空調環境(人的発熱量 50 人分+コンピュータ稼働時)

- ・温度: 平均 23°C程度を維持できること。
- ・湿度: 20%～60%を維持できること。

e) 電力条件

- ・電力供給方式: 商用電力供給

f) LAN ケーブル等の敷設条件

- ・設備設置後のレイアウト変更が可能なよう、ケーブル長は十分に余裕を持たせること。
- ・ケーブルの両端には接続設備が識別できるよう、識別タグをつけること。
- ・ケーブル色は取り扱うデータ種、あるいは LAN 種別(リアルタイム系、ノンリアルタイム系等)によって可能な限り異なる色のケーブルを使用すること。

本 UPS を整備したおかげで、商用電力の瞬間的な停電時にも SOAC 運用室内の計算機等に障害や損害を与えることなく追跡管制運用を継続することができた。

また、年 1 回の相模原キャンパス電気設備法定点検時の大規模停電(朝～夕方までの約8時間継続停電)時には、別途準備した自家用発電機を利用し、自家用発電機との供給電力切換え作業中には、本 UPS のバッテリーからの電力供給を行うことで、追跡管制運用作業を中断することなく継続できた。

7.3 かぐや追跡管制システムの開発と成果

米倉克英、祖父江真一、池田 人、井上高広、小川美奈、田中孝治(JAXA)
大石克己(NEC)、青島千晶、大西 隆史(富士通株)

7.3.1 追跡管制システムの概要

かぐや追跡管制システムは、かぐや衛星システム、かぐやミッション運用系システム等との連携をとりつつ、かぐやの追跡管制を行うためのシステムである。

かぐや追跡管制システムは、大別すると衛星管制系システム、軌道力学系システム、相模原共通系システム、地上ネットワーク系システム、海外機関地上ネットワークに分類でき、基本的に以下のシステムあるいはシステムに関する技術を利用することを前提として開発した。(主なシステムについては、次項以降に主な役割や開発結果等の詳細を記述する)

- (1) 科学衛星用衛星管制システム
- (2) 地上ネットワークシステム(GN)
- (3) 臼田局(UDSC)並びに内之浦局(USC)
- (4) 軌道力学系システム(FDS)
- (5) 新衛星追跡管制システム対応基幹ネットワーク(INITS)
- (6) 相模原衛星管制センター(SSOC)
- (7) NASA 深宇宙ネットワークシステム(DSN)

7.3.2 衛星管制系システム

衛星管制系システムは、周回衛星／リレー衛星／VRAD 衛星それぞれの衛星状態の監視／制御、ミッション支援等衛星テレメトリ／コマンドによるリアルタイムな管制を行なうとともに、衛星全体の運用計画立案、衛星固有の運用に対応した運用計画立案を行うためのシステムで、表7.3.2-1の各サブシステムで構成される。

なお、これらのシステムは、既存の科学衛星用運用管制システム等をベースに、かぐやで新規に開発したシステム及び機能付加等したシステムから構成される。

運用管制システムの開発においては、多くの運用者が衛星の状態を監視することを可能とするため、状態監視用計算機の台数を増やす必要があったが、従来の科学衛星用衛星管制ソフトウェア（UNIX-WS系）をPC-Linux系対応にソースコードレベルでダウンサイジングさせたものを採用することにより計算機本体と保守費用が安価なハードウェア構成を実現させた。また、運用管制システムでは、主従系合わせて15台の計算機で共通的に使用するデータを管理する必要があったため、データ管理サーバとしてRAID化したNAS(Network Attached Storage)を採用した。衛星管制系システムの開発に伴い、STEと以下に示す衛星管制系システムの一部（「おきな」、「おうな」に関する機能は更に限定的な機能として）を共有化し、「かぐや」試験時にSTEを用いることにより、テレメトリ／コマンドに関する処理機能並びにデータベースの信頼性向上を図った。また、テレメトリ／コマンドに関するデータベースの衛星情報ベースSIB(Spacecraft Information Base)はXMLで記述され、運用管制システムでは、定義に基づき衛星からのHK(housekeeping)テレメトリデータを工学値変換している。衛星PFT(Proto Flight Test)で検証されたSIBを地上系システム(追跡管制システム、ミッション運用・解析システム)で1つの情報として共通化、共有している。

- ① 運用管制システムソフトウェア
- ② 衛星運用管制データベース管理システムソフトウェア(衛星データベース含む)
- ③ データ分配装置ソフトウェア
- ④ データ蓄積装置ソフトウェア
- ⑤ テレメトリ入力装置ソフトウェア
- ⑥ コマンド出力装置ソフトウェア

運用計画立案の機能については、ハイゲインアンテナ制御計画や姿勢制御計画、通信系／データ処理系計画、軌道計画・制御計画の「かぐや」固有の衛星システム運用に関わる新規開発要素も多く、衛星管制系と軌道力学系のそれぞれの機能を綿密な作業スケジュールのもとに立案作業を行う必要があったが、各計算機への作業分散、機能分散、能力分散をすることによりタイムリーな運用イベントにも対応可能なよう設計した。

表7.3.2-2に運用計画立案系の各固有の機能について示す。

表7. 3. 2-1 衛星管制系の各サブシステム

管制系	運用管制システム	•テレメトリデータのリアルタイムでのQL(Quick Look)による衛星状態の監視、過去のデータやMDR再生データのDL(Delay Look)／オフライン処理 •コマンド(リアル、ストアード、タイムライン、マクロ書き換え、メモリロード)運用による衛星の制御、コマンド照合や再送制御等のCOP(Command Operation Procedure)制御
	運用管制システム(UDSC設置)	
	衛星運用管制データベース管理システム	衛星情報ベースSIB(Spacecraft Information Base)管理
	データ分配装置(追管)	リアル伝送、オフライン伝送
	データ蓄積装置(追管)	(SDTP(Spacecraft Data Transfer Protocol))
	ユーザゲートウェイ(新GN/NASA対向)装置	TLM(RAF→SDTP)、CMD(SDTP→FwdCLTU)
	プロバイダゲートウェイ(SOAC対向)装置	TLM(H-II共通→RAF)、CMD(FwdCLTU→H-II共通)
	ドメイン管理装置	LAN管理
計画系	衛星運用計画システム(ISACS-PLN)	衛星運用計画立案
	姿勢制御計画サブシステム	衛星運用計画系固有部
	通信系／データ処理系計画サブシステム	
	ハイゲインアンテナ制御計画サブシステム	

表7. 3. 2-2 かぐや運用計画立案に関する固有機能

姿勢制御計画サブシステム	<ul style="list-style-type: none"> •軌道パラメータ, 姿勢制御系の再捕捉に必要な日陰パラメータ, 恒星センサST 視野への太陽, 地球, 月干渉(系および時間)算出 •SAP の太陽追尾誤差角度および補正コマンド算出 •アンローディング頻度予測とアンローディング計画(ΔV 量, ΔV 方向)作成およびテレメトリによるアンローディング実績評価
通信系／データ処理系計画サブシステム	<ul style="list-style-type: none"> •LLM 発生および月心指向時のHGA 異常発生を想定したS バンドオムニアンテナ切替え計画立案 •MDR(ch1)のHK データ再生計画立案
ハイゲインアンテナ制御計画サブシステム	<ul style="list-style-type: none"> •可視情報(地上局イベント)を元にした臼田局, 内之浦局, GN 局, 周回衛星-リレー衛星間の運用計画作成と天頂通過などのHGA 運用制限時間算出(衛星運用計画ファイル, イベント時刻対応表ファイル, パス計画ファイル作成) •HGA 指向方向算出とアンテナ駆動制御装置(APS)運用スケジュールコマンド作成 •APS と同ロジックでのターゲット方向(AZ(Azimuth)/EL(Elevation), AZ/EL レート)および指向残差算出 •衛星時刻とテレメトリ受信時刻からの最小自乗近似によるAPS 時刻補正係数算出 •軌道生成値を元にした「おきな」, 月の軌道の多項式近似による軌道要素近似係数算出 •算出した恒星時から最小自乗近似による恒星時近似係数算出

衛星管制系システムは、リアルタイム運用及び計画立案作業に関するすべてのハードウェアシステム(PC:21台、サーバ計算機:12台)の系統を主/従構成の2系統にすることにより単一故障点を無くしているが、設置主体であるSOACの運用不可時(大規模災害や大規模停電時)におけるバックアップとして、運用管制システムを臼田局にも配置(PC:2台)し、衛星管制運用における最低限のサイト冗長も確立した。

打上げ準備段階～打上げまでの運用では、H-II A ロケットのフェアリング部に搭載された「かぐや」からのテレメトリデータを種子島宇宙センター射場に設置した衛星試験装置(STE)で受信しながら、コマンドによる「かぐや」の各機器立上げを行うとともに、GN局である増田局を介してSOACでもテレメトリデータを同時受信し、衛星状態の監視を行いながら、STEでの運用不能時における「かぐや」へのコマンド制御をバックアップできるようにした。

衛星管制系システムに関わるソフトウェアの開発作業は、平成12年度の設計から始まり、平成18年度に開発を終了した。開発試験においては開発した各プログラムが開発仕様書に適合し、単体レベルでの動作に問題ないことを確認するとともに、追跡管制システム内インテグレーション試験、RF適合性試験、システム間インテグレーション試験、End-to-End試験を通じて、各種インタフェース、運用性、性能等に問題のないことを確認した。

衛星管制系システムは、これらの設計、開発、試験を行ったことで、計画したかぐやの各種追跡管制運用イベントを確実に実施することができ、衛星システムの不具合時、地上システムの不具合時にも、迅速かつ的確に対応することができた。

7. 3. 3 軌道力学系システム(支援情報系含む SELENE 整備部分)

軌道力学系システムは、「かぐや」、「おきな」、「おうな」それぞれの軌道決定及び軌道生成、地上局による捕捉追尾運用に必要な外部提供用データ作成、食情報や太陽方向情報といった SELENE のバス運用やミッション運用に必要な提供用固有情報作成を行うとともに、月遷移軌道並びに月周回軌道における軌道計画・制御計画立案、「おきな」、「おうな」の衛星分離軌道計画立案を行うためのシステムで、表7. 3. 3-1の各サブシステムで構成される。これらのシステムは、既存の軌道力学系システム(FDS)をベースに「かぐや」で新規に開発しているサブシステム及び既存装置に機能付加したサブシステムから構成される。なお、各サブシステムの設置ポジションは TACC、あるいは TACC と SOAC 運用室の両方に配置された。TACC に配置された SELENE 専用システムは SOAC からリモート操作可能とした。TACC と SOAC のインタフェースは、既存の軌道力学ゲートウェイ(FD-GW)を使用した。

また、SOAC～TACC 間の接続(各地上局までの接続含む)並びに各種データ伝送においては、既存インフラである新衛星追跡管制システム対応基幹ネットワーク(INITS)並びに支援情報系データ配布管理サブシステムを利用した。

軌道力学系システムは、TACC 設置計算機(PC:3 台、サーバ計算機:2 台、クライアント計算機:3 台)、SOAC 設置計算機(PC:3 台、ワークステーション:2 台)を整備した。なお、打上げ/クリティカル運用時は、クライアント計算機毎に3系統の運用形態を確立した。また、軌道計画・制御計画サブシステムは2台のワークステーションを用いて並行運用を行った。

また、DRTS で JPL I/F を担った通信機器を FD-GW に接続変更し、JPL とのデータ、音声 I/F を可能とした。

軌道力学系システムの系統図を図7. 3. 3-1に示す。

FD-GW 以外の軌道力学系システムは、衛星管制系システムと同様に、主/従構成により単一故障点を無くした。また、軌道決定・予報運用については、JAXA 筑波宇宙センターと NASA/JPL の間で地理的冗長性を有し、さらにそれぞれ軌道決定を行う機能・人員を独立で有するため、サイト冗長も確立した。軌道計画・制御計画サブシステムについては、TACC にバックアップ機を設置し、SOAC 運用不可時(大規模災害や大規模停電時)において、臼田局設置の運用管制システムと連携して衛星管制運用における最低限のサイト冗長も確立した。

FD-GW(既存)は単一故障点であるが、運用上クリティカルな軌道決定値、軌道予報値の伝送に関しては電子メール、リモート端末経由のファイル操作、FAX をバックアップとすることが可能とすることにより運用上の問題を解決した。

表7. 3. 3-1 軌道力学系の各サブシステム

サブシステム名	設置場所	機能
軌道決定サブシステム	TACC	各地地上局で取得した追跡データの工学値変換、規格化、圧縮などの加工を行い、衛星の軌道決定および軌道生成を行う(「かくや」は週2回、「おきな」「おうな」は週1回)。
ネットワーク運用サブシステム	TACC	軌道決定サブシステムで作成した軌道生成値をもとに、可視や掩蔽時刻等の地上局イベント、地上局で捕捉追尾するためのアンテナ予報値等の外部提供用データを作成する。
SELENE 固有情報作成サブシステム	TACC	軌道決定サブシステムで作成した軌道生成値をもとに、軌道イベント情報(レボ情報:昇交点・降交点通過時刻)、食率情報(日照・日陰)、太陽方向情報などの衛星運用やデータ解析に必要な提供用固有情報を作成する。
軌道力学ゲートウェイ(FD-GW)	TACC	軌道力学系の各種ファイルを相模原SSOCのファイルGWおよびJPLのファイルGWとの間でファイル転送を行う。
運用管理サブシステム	TACC	データの蓄積管理、運用監視など、軌道力学系において共通の処理を行う。
統合型軌道力学系システム(uFDS)	TACC	他宇宙機との電波干渉予測情報、ロケットフェーズのアンテナ予報値などの外部提供用データを作成する。
軌道系リモート端末	SOAC	TACCに設置されたSELENE軌道力学系の各サブシステムを相模原から操作するための端末。
軌道計画・制御計画サブシステム	SOAC	以下の機能を使用して衛星運用計画立案に必要な情報を作成する。 <ul style="list-style-type: none"> ・ロンチウィンドウ解析(月遷移軌道・月周回軌道投入(LOI)シーケンス解析、「おきな」「おうな」軌道解析) ・ミッドコースマヌーバ、LOI軌道制御計画立案 ・「おきな」「おうな」分離軌道計画立案と分離後の軌道予測 ・月周回軌道高度維持・軌道面制御の軌道計画立案(開始-終了時刻、ΔV量、ΔV方向) ・軌道制御評価(ΔV量、ΔV方向の誤差評価)と軌道制御誤差を考慮した予測軌道、軌道計画立案

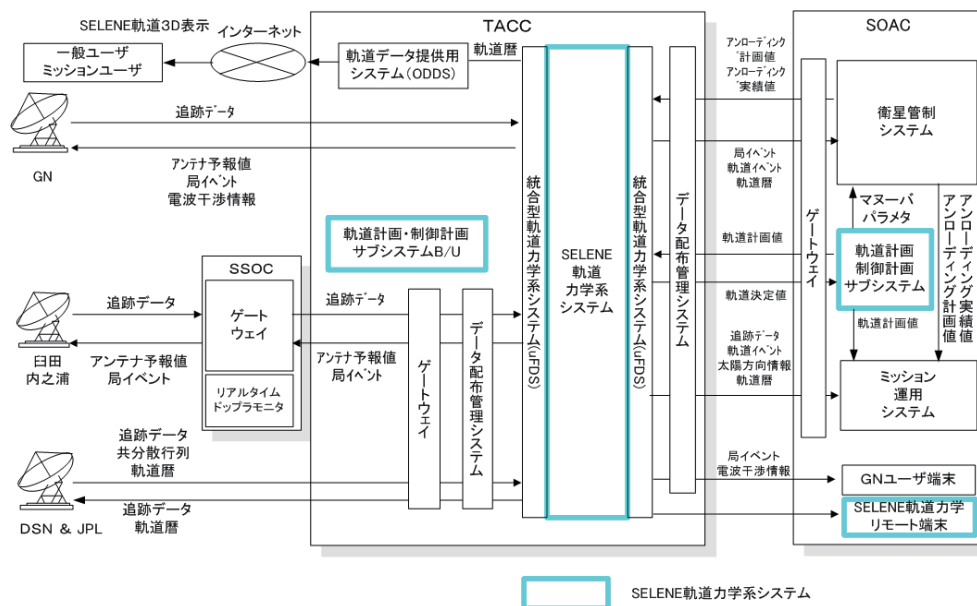


図7. 3. 3-1 軌道力学系システムの系統図

軌道力学運用では、クリティカルフェーズ、初期機能確認フェーズ、定常運用フェーズ、後期運用フェーズ (RW 不具合時を除く) を通して、衛星管制、ミッション運用、ネットワーク運用からの要求を満足する精度で軌道情報 (軌道決定値、軌道生成値、アンテナ予報値等) を提供した。

実際の予報精度に関して、運用実績を用いて評価した。当日の軌道決定値と前回の軌道決定値を同じエポックまで伝播した値の位置差をプロットする (図7. 3. 3-2、3、4)

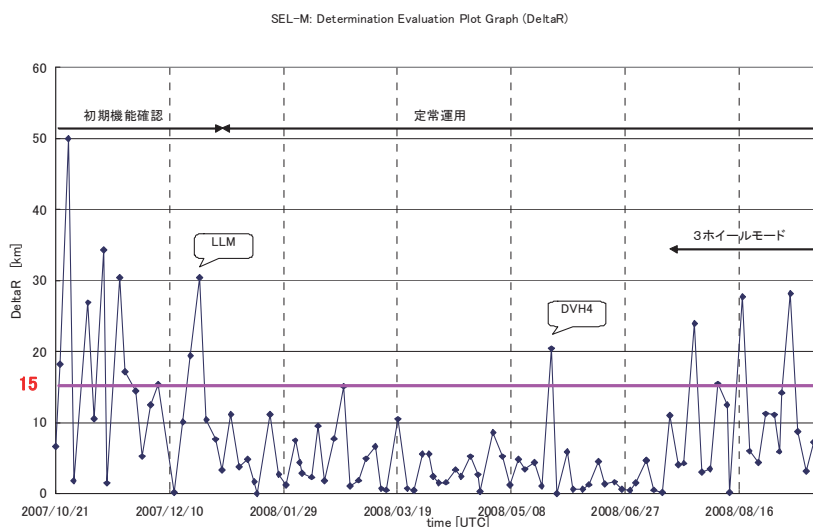


図7. 3. 3-2 「かぐや」の位置差

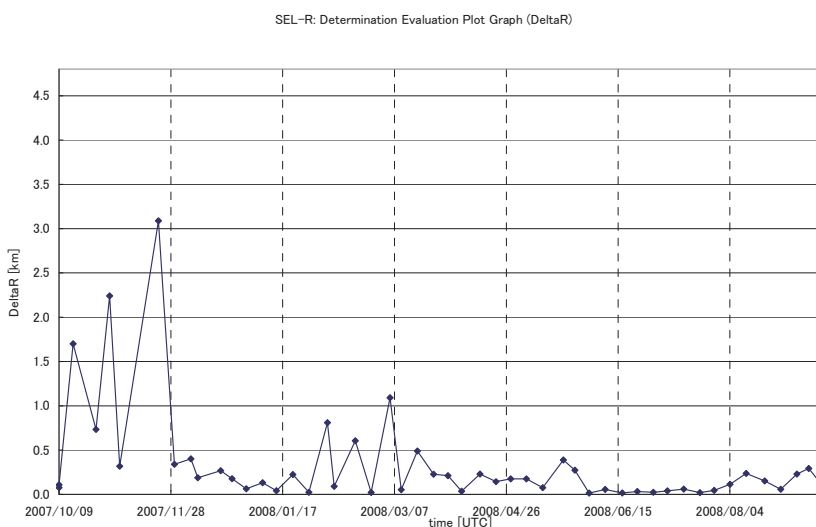


図7. 3. 3-3 「おきな」の位置差

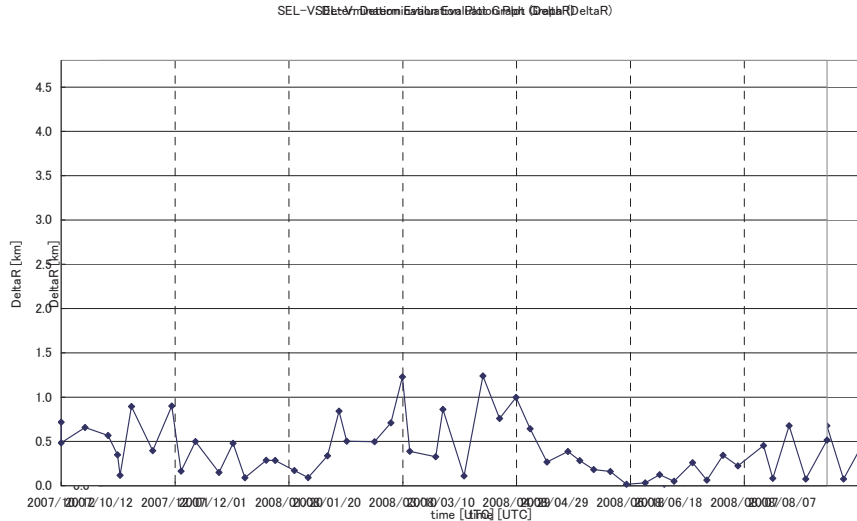


図7. 3. 3-4 「おうな」の位置差

「かぐや」の軌道予報精度の目安は、事前の誤差共分散解析より、軌道決定間隔である 3、4 日後で位置差 15km (3σ)である。図7. 3. 3-2より、おおむね位置差 15km 以内であるが、位置差が数十 km に達している時期があることがわかる。LLM(軽負荷モード)、軌道制御での位置差増大は、姿勢・軌道制御のためのスラスタ噴射の影響である。初期機能確認フェーズの前半、RW 不具合発生後は、アンローディング実績値と計画値が異なっていることが影響している。

「おきな」、「おうな」の軌道予報精度要求は、1週間後の位置差が 4.8km (3σ)である。図7. 3. 3-3、4より、要求精度を満たしていることがわかる。

「かぐや」に関しては、後期運用中は RW に不具合が発生したため、スラスタ姿勢制御モードでの軌道決定・軌道予報運用を実施した。スラスタモードでは、姿勢制御で発生する微小な並進加速度の影響が非常に大きく、スラスタモード移行直後は、軌道予報精度が非常に悪かったが、実績を考慮して微小加速度の予報値のアップデートを行い、軌道予報精度を向上させた。

後期運用の最後には、「かぐや」を月表側へ制御落下させる運用が実施された。軌道力学系システムでは LALT で取得・解析された月面高度データを組み合わせてデオービット ΔV 実施後の落下軌道の詳細解析を行い、落下時刻、落下位置、落下高度等を算出した。

また、2009/04/16 に実施した第 11 回高度維持制御(DVH11)以降、最終のデオービット ΔV 実施まで軌道高度維持制御を行わない軌道計画であり、衛星の軌道高度変化によって予期しない事前衝突の可能性も考えられたため、軌道力学系運用では、週に1回の軌道決定毎に、デオービット予定日までの軌道予報値について衝突解析を行い、事前衝突の有無を確認する作業も実施した。

軌道力学系では、将来の月惑星探査機の追跡管制で重要になる観測対象天体の重力場を探査機自身の追跡データを使って改良する技術を習得するために、ミッション期間中に取得した SELENE の追跡データを使用して月重力場モデルの改良を実施した。重力場改良には、地上局で直接計測した「かぐや」の 2way RARR、「おきな」の 2way RARR のほかに、「かぐや」が月裏側を飛行中に、「おきな」を経由して地上局で取得された 4way Doppler を含めて解析を行った。拘束条件や重力場モデルの次数の異なる重力場モデルを作成した。図7. 3. 3-5 に最大次数 60 次、初期共分散無限大で推定した月重力場モデル (SGMT60) のフリーエア重力異常マップを示す。

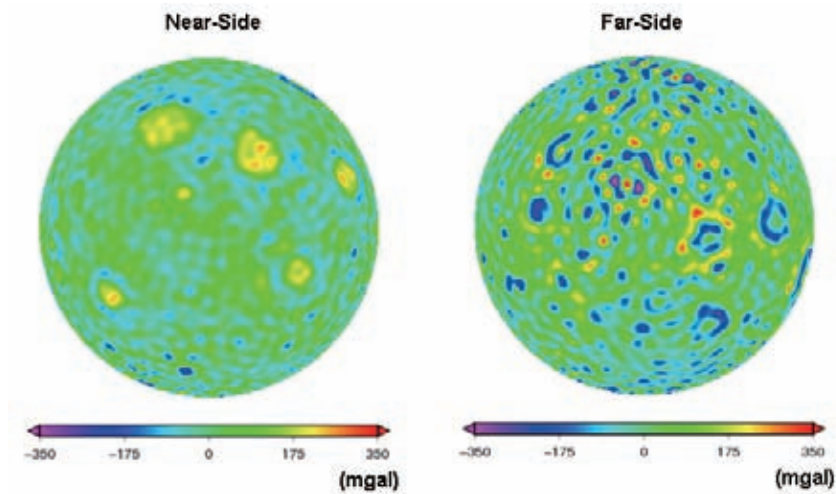


図7. 3. 3-5 フリーエア重力異常マップ (SGMT60)

7.3.4 相模原共通系システム(SELENE 整備部分)

相模原共通系システムは、インフラシステムである臼田局(UDSC)、内之浦局(USC)、相模原衛星管制センター(SSOC)、月ミッション運用解析センター(SOAC)室内設備に対して SELENE 固有となる以下の項目に関して付加機能を整備した。

臼田局

- (1)X 帯 RF インターフェース装置整備
- (2)X-LNA 切り替え分配器整備
- (3)S 帯変調装置機能追加
- (4)S 帯テレメトリ復号装置機能追加
- (5)S 帯テレメトリデータ処理装置機能追加
- (6)衛星管制装置機能追加
- (7)X 帯高速データ受信周波数変換装置整備
- (8)X 帯高速データ変復調/復号装置整備
- (9)X 帯高速擬似テレメトリ信号発生装置整備
- (10)X 帯高速テレメトリデータ処理装置整備
- (11)局運用管制設備機能追加
- (12)コマンド出力装置機能追加
- (13) RSAT 4WAY ロックモニタ整備
- (14)局間データ伝送装置機能付加・整備
- (15)オカルテーションシステム改修

内之浦局

- (1)局運用管制設備機能追加
- (2)S 帯ベースバンド装置機能追加
- (3)S 帯 TLM 入力/コマンド出力装置機能追加
- (4)X 帯高速テレメトリ復合装置機能追加
- (5)X 帯高速テレメトリデータ処理装置整備
- (6)局間データ伝送装置機能付加・整備

相模原

- (1)PI-QL 整備
- (2)局間データ伝送装置機能付加・整備
- (3)SOAC 商用電源、空調設備

7.3.5 各地上局

各地上局の配置を図7.3.5-1に示す。

(1) 臼田局及び内之浦局

臼田局(UDSC)及び内之浦局(USC)は、衛星の捕捉追尾運用を行いながら、SOAC から伝送されたコマンドデータ(S帯)の衛星への送出及び衛星から受信したテレメトリデータ(S帯)／ミッションデータ(X帯)の SOAC への伝送を行うとともに、衛星の測距／距離変化率データ(S帯)の取得を行うインフラシステムである。

臼田局はリレー衛星／VRAD 衛星の主局としても活躍した。

(2) GN 各局(勝浦、沖縄、増田、パース、サンチャゴ、マスパロマス)局

GN 各局は、衛星の捕捉追尾運用を行いながら、SOAC から伝送されたコマンドデータ(S帯)の衛星への送出及び衛星から受信したテレメトリデータ(S帯)の SOAC への伝送を行うとともに、衛星の測距／距離変化率データ(S帯)の取得を行うインフラシステムである。

なお、GN 局の一部であるキルナ局については、可視性の観点から SELENE では使用していない。

(3) JPL 及び DSN 各局(マドリッド、ゴールドストーン、キャンベラ)

JPL には JPL の軌道系システムがあり、衛星の軌道決定および追跡データ処理を行い、TACC にある軌道力学系システムと I/F を行うシステムである。DSN 各局は、衛星の捕捉追尾運用を行いながら、SOAC から伝送されたコマンドデータ(S帯)の衛星への送出及び衛星から受信したテレメトリデータ(S帯)の SOAC への伝送を行うとともに、衛星の測距／距離変化率データ(S帯)の取得を行うシステムである。

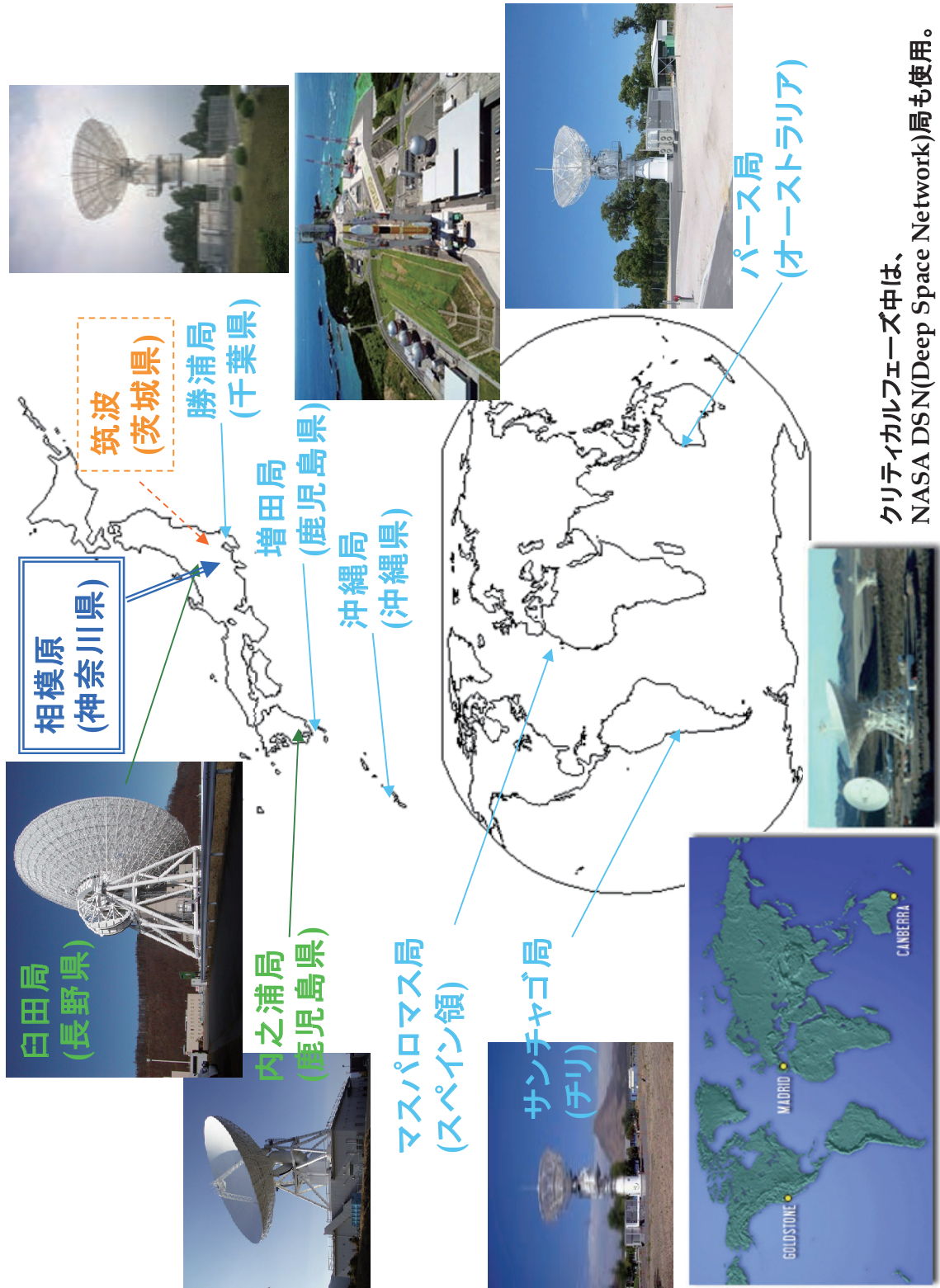


図7. 3. 5-1 各地上局の配置

【本章(7章)の参考文献】

- 1) 矢野昌邦、島村敬之、久保雅嗣、大橋清一、“科学衛星向け衛星管制システム”、NAS 技報 No.17、pp.45-50、Oct.2006.
- 2) 星野宏和、米倉克英、山田敦、岩名泰典、小川美奈、二ノ宮賢治、松井快、祖父江真一、奥村隼人、田中孝治、原英雄、滝澤悦貞、“月周回衛星「かぐや」地上系システムの開発と運用成果”、日本航空宇宙学会誌、57(660)、14-19、2009.
- 3) 米倉克英、小西久弘、祖父江真一、池田人、小川美奈、“「かぐや(SELENE)」地上系システムの開発と運用成果”、電子情報通信学会技術研究報告(信学技報)Vol.109 No.101、SANE2009-15-SANE2009-46、pp.7-12、June25-26,2009
- 4) http://www.jaxa.jp/projects/sat/selene/press_j.html

8. ミッション運用・解析システムの開発と成果

星野 宏和、奥村 隼人、祖父江 真一(JAXA)

8. 1. ミッション運用・解析システムの概要

8. 1. 1 ミッション運用・解析システムの概要と位置付け

「かぐや」地上系システムは、「かぐや」、「おきな」、「おうな」の追跡管制および計画立案、データ伝送、処理、保存、提供、公開などを目的として整備したシステムであり、追跡管制システム、ミッション運用・解析システムの大きく2つのシステムに分類される。

「かぐや」ミッション運用・解析システムは、観測計画立案、ミッションデータの伝送、処理、保存、提供、公開などを目的としており、『ミッション運用・レベル L0/1 処理システム』、『L2DB・公関係システム』、『可視化処理システム』および『センター内ユーザシステム』から構成され、JAXA 相模原キャンパスの SELENE ミッション運用・解析センター(SOAC: SELENE Operation and Analyses Center)に整備された。なお、センター内ユーザシステムは LISM 処理設備および研究者用 WS から構成される研究者のシステムであり、SOAC 外の各研究機関の研究者は、学術情報ネットワーク SINET3 やインターネットを経由してアクセスして必要なデータ処理やデータ授受等を行う。「かぐや」地上系システムにおけるミッション運用・解析システムの各システムの概要、位置付けを表 8.1.1-1、図 8.1.1-1 に示す。

表 8.1.1-1 ミッション運用・解析システムの各システムの概要

システム	概要
ミッション運用システム	観測計画立案、Quick Look 用ミッションデータの伝送
レベル 0/1 処理システム	解析用ミッションデータの処理、保存、提供
L2DB・公関係システム	「かぐや」L2 プロダクトの保存、提供、公開
可視化処理システム	初期成果や一般向け広報用可視化画像の公開
センター内ユーザシステム	研究者用のデータ処理、データ授受

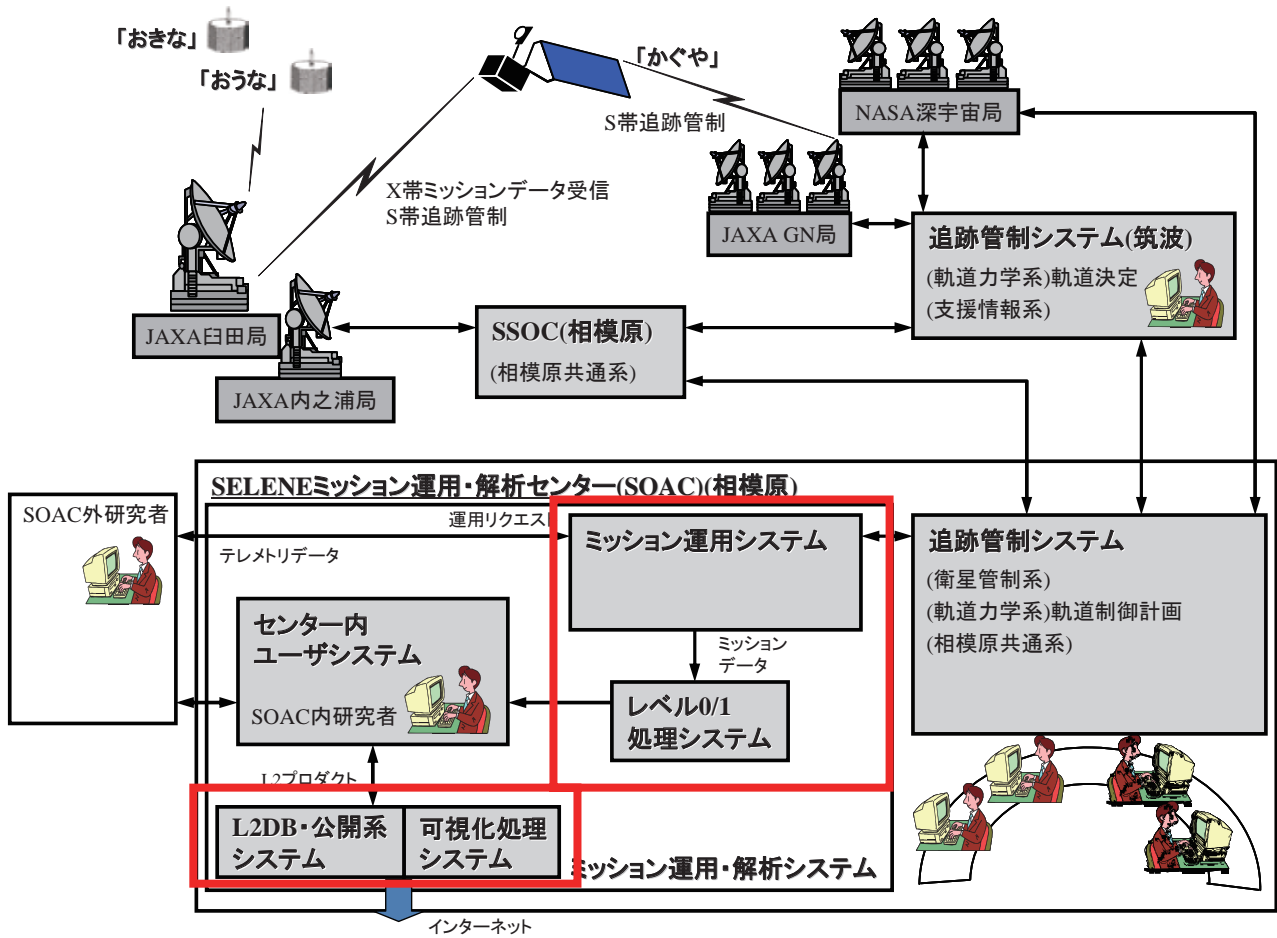


図 8.1.1-1 ミッション運用・レベル 0/1 処理システム、L2DB・公関係システム、可視化処理システムの位置付け

【本章(8章)の参考文献】

- 1) 星野 宏和、米倉 克英、山田 敦、岩名 泰典、小川 美奈、二ノ宮 賢治、松井 快、祖父江 真一、奥村 隼人、田中 孝治、原 英雄、滝澤 悦貞、「月周回衛星「かぐや」地上系システムの開発と運用成果」、*日本航空宇宙学会誌*、**57(660)**、14-19、2009.
- 2) Hirokazu Hoshino, Katsuhide Yonekura, Mina Ogawa, Kenji Ninomiya, Shin-ichi Sobue, Hayato Okumura, Manabu Kato and Susumu Sasaki, Development and Operation results of “KAGUYA(SELENE)” ground systems, 27th International Symposium on Space Technology and Science, Tsukuba, 2009-o-3-03v, 2009.

8. 1. 2 ミッション運用・レベル 0/1 処理システム

ミッション運用・レベル 0/1 処理システムは、ミッション機器の観測計画立案を行うとともに、臼田局・内之浦局で受信したミッションデータや追跡管制システムから取得した HK(House Keeping)データに対してリアルタイムやオフラインのデータ処理を行い、要求に応じて、保存されたデータを提供するシステムである。各局で受信したデータは全て SOAC に伝送され、新規データ受信およびユーザからの要求等をトリガとして自動処理を行う。

ミッション運用・レベル 0/1 処理システムは、以下の 2 つのシステムから構成される。

- (1) ミッション運用システム
- (2) レベル 0/1 処理システム

ミッション運用システムを構成する装置の概要を表 8.1.2-1 に示す。

表 8.1.2-1 ミッション運用システムを構成する装置の概要

システム・設備	装置	概要
ミッション運用システム	ミッション運用系データ分配装置	相模原共通系のデータ分配装置(全)から受信したデータをオンラインインタフェース伝送プロトコル(SDTP; Spacecraft Data Transfer Protocol)に基づきミッション運用システムの各装置に即時に(リアルタイムモードで)マルチキャスト伝送する。また、テレメトリデータについてトランスファフレームからのデパケットを行う。ミッション運用系データ分配/蓄積装置共用のバックアップ機を準備している。
	ミッション運用系データ蓄積装置	相模原共通系のデータ蓄積装置(全)に蓄積されたデータファイルの取得および一時蓄積(5日間、以下同じ)、ミッション運用系データ分配装置からオンラインインタフェース伝送プロトコル(SDTP)にて取得したオンランデータの一時蓄積およびミッション運用システム内の各装置に蓄積したデータファイルの提供を行う。また、ミッション運用システム内の各装置からの要求に応じて、蓄積したテレメトリデータをオンラインインタフェース伝送プロトコル(SDTP)に従い伝送(レトバッファ)する。ミッション運用系データ分配/蓄積装置共用のバックアップ機を準備している。
	センター外機関向けデータ蓄積装置	ミッション運用系データ蓄積装置に蓄積されたデータファイルの取得、一次蓄積およびセンター外機関のユーザに蓄積したデータファイルの提供を行う。また、センター外機関の各ユーザからの要求に応じて、蓄積されたテレメトリデータをオンラインインタフェース伝送プロトコル(SDTP)に従って後伝送(レトバッファ)を行う。
	コマンド作成プリチェック装置	運用要求受付装置および SOAC 内に設置された PI-QL/計画系からの観測機器運用リクエストを受け付け、登録を行った後に、知識ベースにより観測機器運用リクエストの妥当性をチェックして、コマンド計画を試作する(チェックされた観測機器運用リクエストは、追跡管制系の衛星運用計画システムによって取得され、最終的な衛星コマンド計画として作成される)。
	運用要求受付装置	SOAC 外の計画系装置において作成された観測機器運用リクエストを受け付け、登録を行う。
	ミッション運用データベース装置	周回衛星に搭載される観測機器、リレー衛星および VRAD 衛星の運用計画立案に必要な情報ファイルをレベル 0/1 処理システムおよび各 PI から取得し一時蓄積する。また、各 PI が作成したツールを本装置の専用ディスク領域に保管する。
	MDR 運用支援ツール	観測機器運用で利用される MDR のパーティション 2 に関して、運用計画に基づいた定常、定型運用時の記録・再生状態の推移と空き容量などのリソースを計算・予測する。
TACC 対向ゲートウェイ設備	TACC 対向ゲートウェイ装置	TACC に設置される軌道力学系システム(軌道決定サブシステム、ネットワーク運用支援サブシステム、SELENE 固有情報作成サブシステム、運用管理サブシステム)と、SOAC に設置されるデータ蓄積装置(追管)やデータ蓄積装置(全)間のファイルインタフェースについて、両者のファイルフォーマット変換を行う。なお、TACC 側とのデータ交換は、データ配布管理システムを介して行う。バックアップ機を準備している。

データ分配/蓄積装置や衛星運用計画システム ISACS(Intelligent SAtellite Control Software)-PLN(コマンド作成プリチェック装置、運用要求受付装置)については、可能な限り、はやぶさ(MUSES-C)など、過去の科学衛星で使用された運用実績のあるシステムを流用して開発を行った。

ミッション機器の観測計画立案は、提供された軌道情報等を元に、研究者チームが運用リクエストファイルを

作成、登録した後、週 2 回、ISACS-PLN でマージ、時刻順のソートおよびコマンドの実行順や実行間隔等を規定した知識ベースに基づくチェックが行われ、コンパイル後に作成されたコマンド計画インタフェースファイルを追跡管制システムに送付する流れで行われた。なお、日照時は観測、日陰時は非観測や、アンローディング実施期間中は高電圧を使用する観測機器は観測を停止するなどのように定型化した運用パターンは、運用リクエストファイル相当の運用テンプレートに定義しておき、イベント時刻対応表に記載されたイベントに応じてコマンドが自動生成されるようにしている。

各局で受信したデータは SOAC に伝送された後、データ分配装置を経由してデータ蓄積装置に蓄積される。これまでの科学衛星と比較するとデータ量も多く、X 帯の生データだけで 1 日当たり平均約 10GB となる。研究者チームは、受信局、時刻、可視時間帯で区切った識別番号であるパス番号を指定して必要なフレーム/パケットをミッション運用システムからリアルタイム伝送および順次伝送するレートバッファリング伝送で取得してモニタすることが可能である。臼田局、内之浦局で受信されたテレメトリデータは、X 帯の LISM、ハイビジョンカメラ HDTV を除くリアル VC のデータは独自プロトコルである SDTP(Spacecraft Data Transfer Protocol)によるリアルタイム伝送、HDTV データは SDTP による準リアルタイム伝送、再生データやリアル VC の LISM データを含む全データは 10 分単位のデータにファイル化されて FTP により SOAC に伝送される。

「かぐや」ハイビジョンカメラで撮影した HDTV 映像データ伝送には、①リアル伝送(撮影しながら地球に伝送)または②過去に撮影した映像を可視時間帯に伝送する 2 つの形態がある。HDTV データはデータレートが大きい(約 8[Mbps])ため、「かぐや」の X 帯ミッションデータ回線(10[Mbps])の大半を占める。よって、HDTV データを伝送する場合には、他にデータ量の大きい月面撮像・分光機器 LISM の観測やデータ伝送を行わないような運用制約を設けている。また、臼田-相模原間の回線は約 15[Mbps]まで帯域を拡張して帯域制御しているが、「かぐや」以外の他衛星のデータファイル伝送に遅延等の悪影響を及ぼさないように、回線の余裕の範囲内で(添水のようなイメージで)後送り伝送するように制御している(SDTP による準リアルタイム伝送)。HDTV データ伝送概要図を、図 8.1.2-1 に示す。なお、SOAC 側では HDTV チームによるデコード等の処理が必要であり、HDTV データは相模原以外(NHK や筑波等)へは伝送を行っていない。(他ミッション機器については、該当データを各研究機関からアクセスして授受を行っている。)

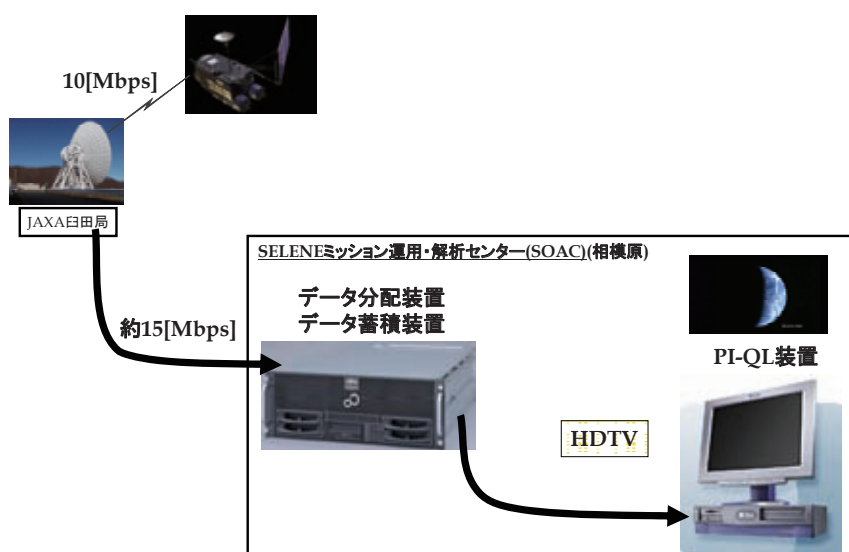


図 8.1.2-1 HDTV データ伝送概要図

軌道データに関する筑波の軌道力学系システムとSOAC間の授受のために、TACC 対向ゲートウェイ設備を介しているが、筑波追跡管制棟 TACC のデータ配布管理システムでの伝送プロトコル(メール+FTP)と SOAC 側でのデータ蓄積装置間の伝送のプロトコルを変換するゲートウェイであるとともに、一部、TACC→SOAC 間に伝送する軌道データについては、ファイル内の衛星番号や衛星名やヘッダ情報、ファイル名を変換している。

次に、レベル 0/1 処理システムを構成する装置の概要を表 8.1.2-2 に示す。

表 8.1.2-2 レベル 0/1 処理システムを構成する装置の概要

システム・設備	装置	概要
レベル 0/1 処理システム	レベル 0/1 サーバ装置	ミッション運用系データ蓄積装置から受信したテレメトリデータ、追跡データ、軌道データなどの蓄積、取得したデータの加工(レベル 0 処理、レベル 1 処理、情報ファイル生成)を行う。処理用 NAS、蓄積用 NAS を含む。
	レベル 0/1 配布処理装置	データ提供対象ユーザとして登録されているセンター内ユーザシステム(LISM 処理設備および研究者用 WS)からの要求に従って検索結果および蓄積データの提供を行う。また、運用者からの指示に従って提供データファイルを外部記憶媒体に保存する。
	SPICE 対応フォーマット変換処理ソフトウェア	レベル 0/1 処理システムにて作成される情報ファイル(軌道生成値ファイル、姿勢情報ファイル、衛星時刻校正データファイル)から、SPICE カーネル(SPK, CK, SCLK)へ変換するためのフォーマット変換処理を行うソフトウェア。センター内ユーザシステム等にインストールして使用する。

レベル 0/1 処理システムは、研究者の解析用データ提供を目的としており、衛星からのテレメトリデータを蓄積するとともに、S 帯/X 帯データの VCID(Virtual Channel Identifier)単位のフレーム分解(レベル 0 処理)、APID(Application Process Identifier)単位のパケット分解や S 帯テレメトリデータの工学値変換(レベル 1 処理)を行い、バス機器/観測機器 HK ファイルや情報ファイル(姿勢情報ファイル、衛星時刻校正データファイル等)を作成する。なお、VCID はリアル/再生で異なるため、リアル/再生の分別はレベル 0 処理で行われる。

ミッション運用系データ蓄積装置からは、テレメトリデータの場合は 10 分単位で分かれたデータが伝送されるが、レベル 0/1 処理システムでは受信局/パス単位で処理が完了するため、レベル 0/1 処理システムからは、受信局/パス単位で、リアル/再生が区別されたデータが提供される。

テレメトリ/コマンドデータベースの衛星情報ベース SIB(Spacecraft Information Base)は XML で記述され、運用管制システムと同様に、レベル 0/1 処理システムでは SIB(tlmfile.xml)の定義に基づき衛星からの HK テレメトリデータを工学値変換しており、工学値変換結果データとして、バス機器/観測機器 HK ファイル、姿勢情報ファイルなどの各種情報ファイルを作成している。

衛星 PFT(Proto Flight Test)で検証された SIB を、地上系システムで 1 つの情報として共通化、共有するようにしており、更新が合った場合には追跡管制システム(衛星運用管制データベースシステム)から SOAC の各システムに伝送している。

テレメトリパケットのセカンダリヘッダに付与される衛星時刻相当の TI カウンタから時刻 UT が算出できるように、約 13 秒に 1 回配信される時刻校正用 VC(Virtual Channel)62 のデータを用いて、温度等に依存した TI カウンタの進み具合の誤差が考慮できるように、「かぐや」と地上局間の伝播時間等を補正した上で局での地上受信時刻から算出した TI(衛星内時刻)-UT(地上受信時刻)の対応を衛星時刻校正データファイルとして作成している。なお、時刻校正用 VC 上では週情報と秒情報に分かれているが、衛星内時刻は GPS と同じく 1980 年 1 月 6 日を基点とする週情報と秒情報から算出した通算秒数で表した数を設定する。後述する SPICE(NAIF)ツールキットの制約上、6,000 行になるまでマージ処理した後は、超えると新規ファイルに切り替わるようにしている。

軌道力学系からは軌道生成値ファイル、食(衛星から見た月食/地球食(地球から見たいわゆる月食))の時刻と食率に関する日陰日照情報ファイル、約 2 時間で 1 周回する際の昇交点(南→北方向)/降交点通過時刻も

添えたレボナンバーファイル、太陽方向情報ファイルなどの軌道データが週 2 回更新されて提供される。軌道生成値ファイルはクリティカル/短期/長期/一年に期間識別され、1 分単位で出力されるが、短期については軌道決定のエポックを N とすると N-4 または N-3 日～N+34 日の期間となる。レベル 0/1 処理システムでは 1 ヶ月単位でファイル分割しており、最新ファイルに更新するように所定のマージ処理を行う。

なお、NASA ジェット推進研究所 (JPL)/Navigation and Ancillary Information Facility (NAIF) (<http://naif.jpl.nasa.gov/naif/>)が開発した、ある時刻での探査機の位置や姿勢などのアンシラリ(補助)データを扱うサブルーチン・関数の集合体である SPICE(NAIF)ツールキットが使えるように、SPK(位置)、CK (姿勢)、SCLK(時刻)の SPICE(Spacecraft, Planet, Instrument, Camera-matrix, Events)カーネルを、レベル 0/1 処理システムから提供する軌道生成値ファイル、姿勢情報ファイル、衛星時刻校正データファイルの情報ファイルを元に変換して作成している。SPK は約 1～2 ヶ月間、CK は局/リアル/再生/パス毎、SCLK は約 6,000 行毎に作成されている。

全ミッション期間中の合計約十数[TB]に及ぶテレメトリデータ(S 帯/X 帯生データ、工学値変換結果データ)、情報ファイル(テレメトリ、コマンド(計画、履歴)、軌道データ、追跡データ)が蓄積されている。各研究者チーム向けのセンター内ユーザシステム宛にはパス終了後に処理完了通知メールを送付して、要求メールをトリガにしてレベル 0/1 データをメール+FTP を用いたインタフェース方式により提供している。なお、メールによるデータ検索も可能である。

8. 1. 3 L2DB・公関係システム

L2DB・公関係システムは、データ処理された「かぐや」L2 プロダクトの保存、管理および提供、検索ならびに加工、公開を行う情報システムである。

L2DB・公関係システムは、以下の 2 つのシステムから構成される。

- (1) L2DB サブシステム(データ保存・管理設備、媒体提供設備)
- (2) 公関係サブシステム(データ公開設備)

L2DB サブシステムを構成する装置の概要を表 8.1.3-1 に示す。

表 8.1.3-1 L2DB サブシステムを構成する装置の概要

システム・設備	装置	概要
データ保存・管理設備	データ保存管理装置 (1 次キャッシュディスク装置を含む)	センター内ユーザシステムからの L2 プロダクトの登録、検索、取得要求を受け付けて処理を行い、保存、管理する。
	アーカイブ装置 (2 次キャッシュディスク装置、テープライブラリ装置を含む)	
	保存管理オペレータ装置	
	システム管理装置	
	サンプルプログラム	レベル 0/1 処理システムおよび L2DB サブシステムとセンター内ユーザシステム(研究者用 WS)の間のインタフェース仕様に基づいてファイルの受け渡しを行うことを目的とした、センター内ユーザシステム(研究者用 WS)上で動作するプログラムの集合で、以下の 6 つ機能に大別される。 ・L0/1 データ検索機能 ・L0/1 データ取得機能 ・L2 プロダクト登録・更新機能 ・L2 プロダクト検索機能 ・L2 プロダクト取得機能 ・媒体作成機能
媒体提供設備	媒体変換サーバ装置	公関係システムからの PI ユーザの要求および媒体変換オペレータ装置での計画生産により、PDS に対応した媒体(DLT、DVD)を作成する。また、センター内ユーザシステムからの媒体作成要求を受け付けて処理を行う。
	媒体変換オペレータ装置	
	DVD チェンジャ装置	

公関係サブシステムを構成する装置の概要を表 8.1.3-2 に示す。

表 8.1.3-2 公関係サブシステムを構成する装置の概要

システム・設備	装置	概要
データ公開設備	コンテンツ管理設備	SOAC 外ユーザ(PI ユーザ、一般ユーザ)からの L2 プロダクトの検索、取得要求を受け付けて処理を行う。また、マッププロダクトの加工処理を行う。
	データ加工装置	
	WWW サーバ装置	
	FTP サーバ装置	

「かぐや」の L2 プロダクトは、

- ・ NASA/JPL が定義した PDS(Planetary Data System(<http://pds.nasa.gov>))フォーマット相当の「PDS プロダクト」(PDS ラベル化されたメタデータと TABLE、IMAGE、SERIES などのデータ属性で定義されるデータオブジェクト)
- ・ L2DB・公関係システム管理用のメタデータである「カタログ情報ファイル」
- ・ 画像データについては「サムネイル画像ファイル」(JPEG)
- ・ LISM プロダクトについては「低解像度データファイル」

を tar 圧縮したファイルであり、処理レベル毎に『標準』または『高次』の校正済みデータの他、『未校正』データに区分される。「かぐや」L2 プロダクトは表 8.1.3-3 に示すように合計約数十種に渡り、プロダクトリストとして一覧化されており、合わせて、フォーマット説明書を準備している。

表 8.1.3-3 一般公開予定の「かぐや」L2 プロダクトリスト一覧の概要

ミッション	処理レベル	プロダクト種	データ属性	マップ	
XRS		—	—	—	
GRS	標準	γ線エネルギースペクトル	TABLE	—	
		γ線強度全球マップ(K, Th, U, O, Mg, Al, Si, Ca, Ti, Fe)	IMAGE	—	
LISM/TC	標準	主要元素全球マップ(K, Th, U, O, Mg, Al, Si, Ca, Ti, Fe)	IMAGE	—	
		TC 低太陽高度(朝/夕)反射率マップ	IMAGE	○	
LISM/TC	高次	DTM/TC オルソ	IMAGE	—	
		TC オルソマップ	IMAGE	○	
		TC オルソモザイク	IMAGE	—	
		DTM マップ	IMAGE	○	
		DTM モザイク	IMAGE	—	
		LISM/MI	標準	MI-VIS 輝度データ	IMAGE
LISM/MI	標準	MI-NIR 輝度データ	IMAGE	—	
		MI-VIS 反射率データ	IMAGE	—	
		MI-NIR 反射率データ	IMAGE	—	
		高次	MI 反射率マップ	IMAGE	○
LISM/SP	標準	SP 輝度/拡散反射率データ	TBD	—	
		SP 高次解析データ+測点位置情報	TBD	—	
LRS	標準	サウンドア地下断面データ(SDR_Bscan)	IMAGE	—	
		高周波自然電波(NPW)	SERIES	—	
		低周波自然電波(WFC)	SERIES	—	
LALT	標準	LALT 測距データ	TABLE	—	
		月全球地形時系列データ	TABLE	—	
	高次	月全球地形グリッドデータ	ARRAY	—	
		月全球地形マップデータ	IMAGE	○	
		月北極/南極地形数値データ	ARRAY	—	
		月北極/南極地形画像	IMAGE	—	
月形状球面調和展開係数	TABLE	—			
RSAT	高次	月重力ポテンシャル係数(GEODYN 形式)	TABLE	—	
		月重力ポテンシャル誤差共分散(GEODYN 形式)	TABLE	—	
		「おうな」軌道生成値(GEODYN 形式)	SERIES	—	
		「かぐや」軌道生成値(GEODYN 形式)	SERIES	—	
		重力場マップ	IMAGE	○	
		重力場パワースペクトル	TEXT	—	
VRAD	高次	GEODYN 形式正規行列	TABLE	—	
		相対 VLBI による Doubly differenced 1-way レンジ	SERIES	—	
CPS	標準	「おうな」軌道生成値	SERIES	—	
		Rn/Po 全球マップ	IMAGE	○	
CPS	高次	Rn/Po 時系列カウント	IMAGE/SERIES	—	
		特定領域マップ	IMAGE	—	
		標準	Electron/Proton/He 時系列データ	IMAGE/SERIES	—
		高次	Electron/Proton イベントデータ	IMAGE/SERIES	—
LMAG	高次	磁気異常グリッドデータ	TABLE	—	
		磁気異常マップ	IMAGE	○	
	標準	磁場時系列データ	SERIES	—	
PACE	高次	一次元電気伝導度構造	TABLE	—	
		電子反射計月面磁気異常マップ	IMAGE	○	
	標準	月面 2 次イオンマップ	IMAGE	○	
UPI	標準	電子・イオンエネルギースペクトル時系列データ (処理前、処理後、CDF、キーパラメータ、サマリプロット)	SERIES	—	
		UPI-TEX 月面画像	IMAGE	—	
		UPI-TEX プラズマ圏画像(He(30.4nm)、O(83.4nm))	IMAGE	—	
UPI	標準	UPI-TVIS オーロラ・大気光画像 (OI(557.7nm)、OI(630nm)、NaI(589.3nm)、N2+(427.8nm)、OH(>730nm)、dark image)	IMAGE	—	
		UPI-TVIS オーロラ・大気光画像	IMAGE	—	
		UPI-TVIS オーロラ・大気光画像	IMAGE	—	
RS	高次	電子密度高度分布	TABLE	—	
HDTV		—	—	—	
SPICE	標準	軌道情報カーネル(spik)	SPK	—	
	高次	RISE 軌道情報カーネル(spik)	SPK	—	

標準	姿勢情報カーネル(ck)	CK	—
標準	時刻情報カーネル(sclk)	SCLK	—
高次	長期時刻情報カーネル(sclk)	SCLK	—

L2 プロダクトはセンター内ユーザシステムからメール+FTP 方式によりデータ保存・管理設備に登録、保存される。取得の他、検索は SQL でも可能である。なお、メール+FTP 方式のインタフェースのプロトコルは、ミッション運用・解析システムで共通化しており、標準ソフトウェアとして Perl で記述したセンター内ユーザシステム用ソフトウェアを準備して、各研究者チームが共通的に使用している。また、媒体提供設備での PDS 格納形式に準拠した DVD、DLT での媒体作成の他、公開用データや SPICE カーネルは、データ公開設備(公関係 Web)を経由して検索やオンラインで注文、取得が可能である。L2DB・公関係システムの概要を図 8.1.3-1 に示す。

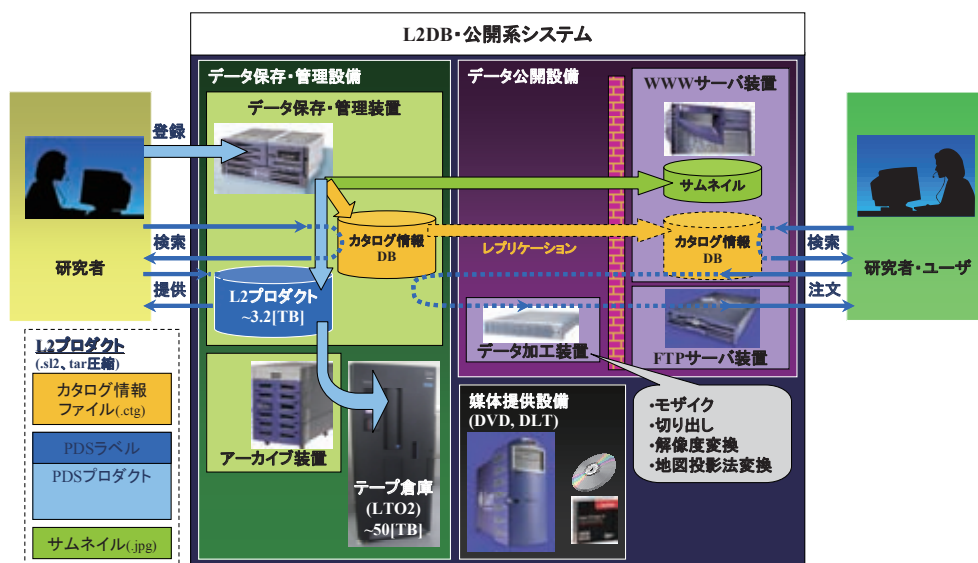
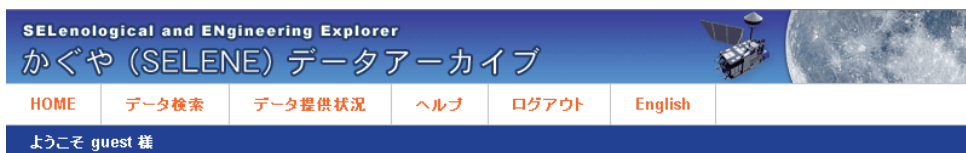


図 8.1.3-1 「かぐや」L2DB・公関係システムの概要図

L2DB・公関係システムには、1年半近い期間分の約 50TB までの L2 プロダクトが登録可能である。LISM プロダクトはデータ量の大半を占めるために再処理後の最新版のみの管理になるが、処理や校正プロセスは詳細解析が進むにつれて改訂されることがあるため、他のプロダクトは 2 世代まで管理できる。テープ倉庫には約 250 本の LTO2 テープ(200GB)が格納されている。

研究者チームによるデータ検証等のため、定常運用終了 1 年後までは「かぐや」研究者チーム間での L2 プロダクトの相互参照までとなるが、定常運用終了 1 年後の 2009 年 11 月からはデータ一般公開が予定されている。

公関係サブシステムでは、観測機器名/処理レベル/プロダクト名、観測日時、緯度経度、バージョンなどの条件検索が可能である。検索結果として、カタログ情報と合わせて、サムネイル画像やフットプリントも表示できる。また、データ注文により 1 回につき最大 100 ファイルの L2 プロダクトが FTP サーバ装置からダウンロードできる。データ検索時の条件設定画面を図 8.1.3-2 に示す。



データ検索

基本検索条件	
プロダクト	プロダクト選択 SPICE/標準/軌道情報カーネル(spkl) [T] SPICE/標準/姿勢情報カーネル(ck) [T] SPICE/標準/時刻情報カーネル(sclk) [T] プロダクト削除 プロダクト説明
時刻範囲 (UT)	Data Range: 2007/09/14 15:39:45 - 2008/11/30 00:00:00 YYYY / MM / DD hh : mm : ss.sss 開始 [] / [] / [] [] : [] : [] 終了 [] / [] / [] [] : [] : []
観測範囲	Data Range: SN:-90.0/90.0 WE:0.0/360.0 (deg) North West [] 度 East [] 度 [] 度 観測範囲選択 [] 度 [] 度 South 位置フラグ ALL
バージョン	CURRENT

観測範囲選択

Close

図 8.1.3-2 「かぐや」L2DB・公関係システムの概要図

位置情報を有する画像データのマッププロダクトでは、複数の画像をつなぎ合わせるモザイクや切り出しの他、等緯度経度図法、メルカトル図法、正射図法、平射図法、ランベルト正角円錐図法、サンソン図法への地図投影法の変換、解像度の変更が可能である。なお、「かぐや」L2 プロダクトの座標系は DE421 に準拠する方針になっており、地図投影法は等緯度経度図法(正距円筒図法)が標準となっている。

8.1.4 可視化処理システム

可視化処理システムは、広報およびサイエンスの促進を目的としたシステムで、平成19年初めに SELENE ミッション運用・解析センター(SOAC)内に新たに追加された。このシステムは、可視化処理計算機とウェブサーバ兼ウェブマップサーバからなる(図 8.1.4-1 参照)。可視化処理計算機は、L2DB や研究者から L2 データを取得し、様々な可視化画像を作成する。ウェブサーバ上には、かぐや画像のポータルサイトとして「かぐや画像ギャラリー」ホームページが構築されており、可視化された画像は、かぐや画像ギャラリーおよびウェブマップサーバを通して公開される。以下に画像ギャラリーおよびウェブマップサーバの詳細を示す。

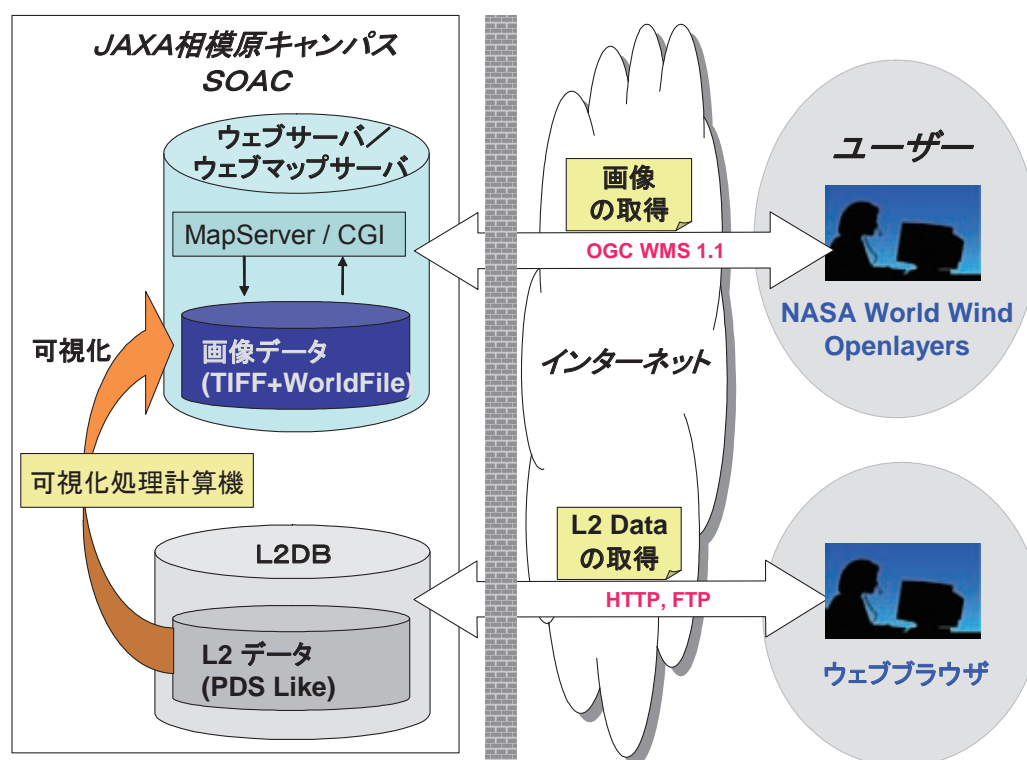


図 8.1.4-1 可視化処理システムの概念図

1) かぐや画像ギャラリー

かぐや画像ギャラリーについては、11.7章「科学データの教育普及目的での早期公開」に記載する。

2) ウェブマップサーバ

ウェブマップサーバは、OGC(Open Geospatial Consortium)標準の Web Map Server(WMS)に準拠しており、WMS によりウェブ GIS 環境を構築することで、解析研究を促進することや画像・データの一般への普及、啓蒙を目的としている。

解析研究の促進では、複数の物理量データの重ね合わせ、比較などでの利用を検討している。かぐやは約1年間の観測により月の全球に渡って、元素分布、地形、重力場といった様々な物理量データ(10.2科学成果の図10.2-1参照)を取得し、最終的にそれらの全球マップを作成する予定である。それらのマップ画像をWMSに登録し、webブラウザ等で容易に複数を重ね合わせたり比較したりできるようにすることを考えている。

かぐやの月の科学では、複数の観測ミッションの成果を組み合わせた統合サイエンス研究によって、月の起源と進化の謎に迫ることを目指している。WMS により複数データへのアクセス、表示が容易になることで、統合サイエンス研究に役立つことが期待される。レーザ高度計 (LALT) による全球高度マップやリレー衛星中継器 (RSAT) による全球重力異常マップ、ガンマ線分光計 (GRS) によるウラン (U), トリウム (Th), カリウム (K) の全球カウントレートマップなどはすでに完成し WMS に登録されており、かぐやの研究者内で試験的に利用されている。一例として LALT の全球マップの表示例を図 8.1.4-2 に示す。

データの普及・啓蒙としては、NASA World Wind (NWW) などの 3 次元のインタラクティブな GIS のインターフェースを用いて、かぐやの画像や映像を見せていくことを検討している。現在、NASA とも協力し NASA World Wind JAVA をかぐや向けにカスタマイズした NWWJ for KAGUYA を準備している。NWWJ for KAGUYA は JAVA Web Start を利用しており、基本的に OS に依存せず、Windows, Mac, Linux いずれの OS でも利用可能である。また、かぐや向けにカスタマイズされていることにより、ユーザーは画面左のメニューにあるレイヤーを選択するだけで、SOAC のウェブマップサーバにアクセスし画像を表示させることが可能である。図 8.1.4-3 は NWW JAVA for KAGUYA 上にハイビジョンカメラ (HDTV) の観測域を表示させた例を示す (月球画像は NASA Clementine の画像を利用)。観測域中心のアイコンには、YouTube JAXA チャンネル (<http://www.youtube.com/jaxachannel>) 上の該当の HDTV のムービーにリンクされており、ユーザーは HDTV の観測場所を容易に探すことができ、かつ、見たい場所のムービーをすぐに閲覧することができる。HDTV の他に、地形カメラやマルチバンドイメージャといった高解像度の光学センサの広報画像や、前述の物理量データのマップについても、NWWJ for KAGUYA から閲覧することが可能であり、解析研究のツールとしてだけでなく、かぐやデータのポータルとしての役割が期待される。今後も、研究者内での試験利用を通して、使いやすさや機能を改善していき、データ一般公開の 2009 年 11 月には、一般に向けて公開したいと考えている。

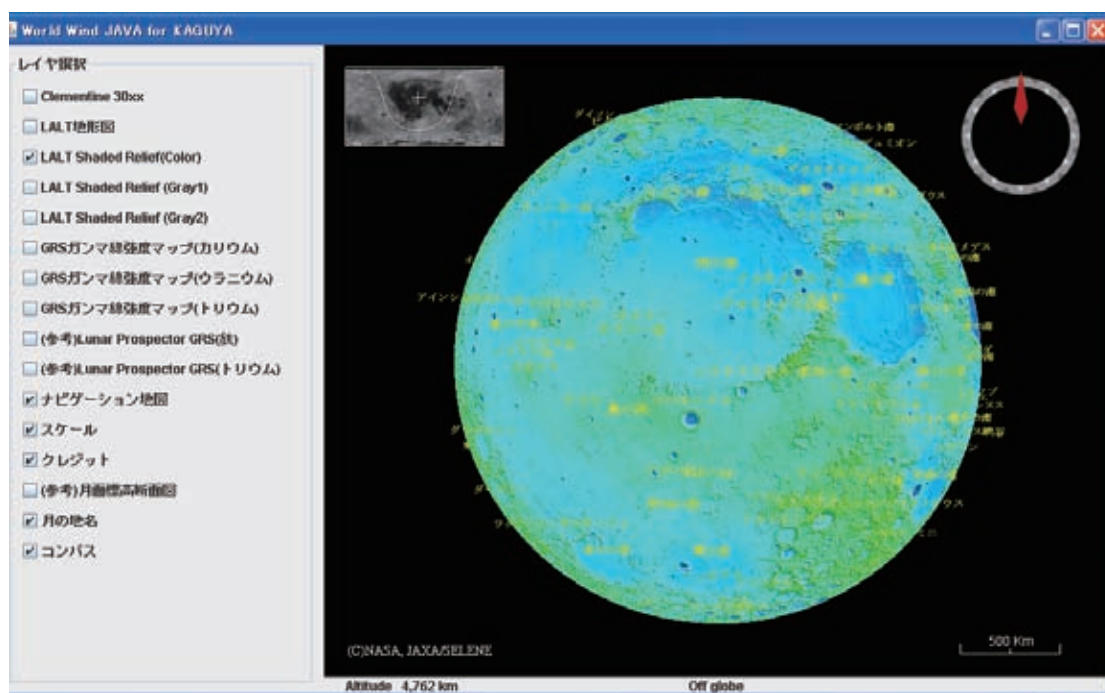


図 8.1.4-2 LALTによる全球マップ(Shaded Relief)の表示例

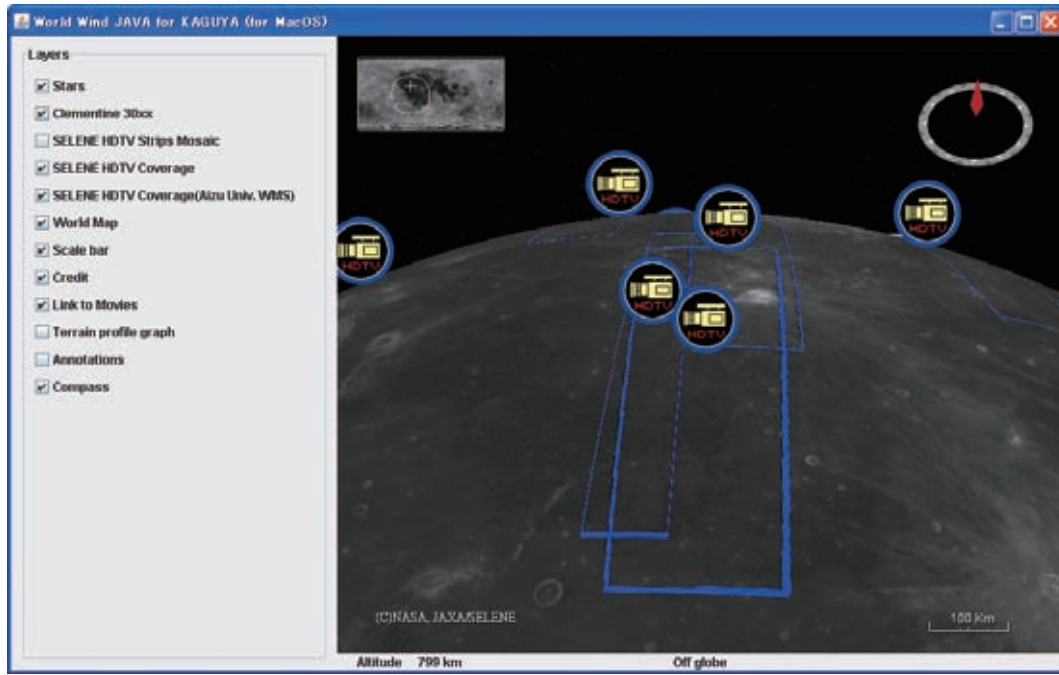


図 8.1.4-3 HDTV の観測領域表示へとムービーへのリンクアイコン

8.2 開発結果(設計、製作、検証試験)および運用成果

星野 宏和、祖父江 真一(JAXA)

8.2.1 開発経緯と結果

ミッション運用・解析システム(ミッション運用・レベル0/1 処理システム、L2DB・公関係システム)開発、運用の主要マイルストーンを図 8.2.1-1 に示す。

年度	12以前	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22以降
フェーズ	概念設計(要求定義)		基本(外部)設計 詳細(内部)設計	製作・単体試験		システム 内試験	インテグレーション 試験	▲打上げ 運用準備・運用			
ミッション運用・レベル0/1 処理システム L2DB・公関係システム			▲SRR	▲DR			システム間 試験	▲開発完了	▲一般公開		
					▲計算機(一期)	▲計算機(二期)	End-to-End試験 ▲1 ▲2				

図 8.2.1-1 ミッション運用・解析システム 主要マイルストーン

ミッション運用・解析システムは、「概念設計(要求定義)」、「基本設計」、「詳細設計」を経て、「製作」後に装置単体での「単体試験」、装置を結合したシステムとしての「システム内試験」に引き続き、「インテグレーション試験」としてインタフェース規定された他システム同士を結合した「システム間試験」、衛星から地上系システム全体を対象としたエンドユーザまでの「End-to-End 試験」(テレメトリ関連とコマンド関連を分けた#1、関連付けした#2 の 2 回実施)による検証まで段階に分けて試験を実施して、ウォータールーフールで開発した。また、運用担当者のシステム運用訓練等を経て、開発完了後はミッション期間を通じて運用を継続しており、定常運用終了 1 年後の 2009 年 11 月からは、データ一般公開が予定されている。

なお、「システム内試験」では、開発仕様書で規定した機能、性能要求には含まれないが、異常時の動作を検証する「異常系動作試験」、および平成 16 年 10 月から平成 17 年 3 月にかけて実施した SELENE プロジェクト点検での点検結果に対する「SELENE プロジェクト点検項目」の検証を実施した。また、「システム間試験」では、あるシステムの障害が他システムにまで影響を及ぼさないことを確認する「障害対応試験」と、実運用で想定されるネットワークおよび処理の最大負荷時に、正常かつ想定する速度での処理が可能であることを確認する「負荷試験」を実施した。

また、ミッション運用・解析システムの計算機は、ソフトウェア開発用の中核装置(WS 約 12 台)は一期(平成 15 年 9 月以降)、移植可能またはディスク等の装置(WS 約 16 台、PC 約 34 台、NW 機器約 21 台)は性能向上を見込んで二期(平成 17 年 4 月以降)の大きく 2 回に段階分けして調達した。なお、停電対応として、SOAC 内の計算機は UPS 経由での電力供給としており、ミッション運用・解析システムでは、一定時間経過後は安全にシャットダウンさせるようにしている。

各工程のマイルストーン(チェックポイント)として、以下のレビュー(審査会)を実施した。

- System Requirement Review(SRR)(平成 14 年 9 月)／技術評価会(平成 14 年 10 月)
概念設計のベースライン、要求条件、開発仕様書の整合性および設計への移行の可否を確認した。レビューの結果としては「設計」への移行が了承された。
- Design Reiew(DR)(平成 15 年 8 月)
基本設計、詳細設計の妥当性およびプログラム製作への移行の可否を確認した。レビューの結果としては

プログラム「製作」への移行が了承された。

・開発試験確認会(平成 18 年 4 月)

システム内インテグレーション試験結果、システム間インテグレーション試験への移行可否を確認した。確認会の結果としては「インテグレーション試験」への移行が了承された。

・開発完了審査会(平成 19 年 3 月)

システム間インテグレーション試験結果、End-to-End 試験結果を含む開発結果、運用への移行可否を確認した。確認会の結果としては開発の完了および「運用」への移行が了承された。

8. 2. 2 運用成果

各運用フェーズのマイルストーン(チェックポイント)として、以下のレビュー(審査会)を実施した。

- ・打上げ移行前審査会(平成 19 年 9 月)
運用準備完了状況と不具合処理状況を確認して、打上げ後の「初期運用」への移行が了承された。
- ・定常運用移行前審査会(平成 19 年 12 月)
初期運用フェーズの運用状況と不具合処理状況を確認して、「定常運用」への移行が了承された。
- ・定常運用終了審査会(平成 20 年 10 月)
定常運用フェーズの運用状況と不具合処理状況を確認して、「後期運用」への移行が了承された。
- ・ミッション終了審査会(平成 21 年 6 月)
後期運用フェーズの運用状況と不具合処理状況を確認して、ミッション終了とデータ一般公開等作業の引継ぎ、移行が了承された。

「かぐや」運用期間中のデータ蓄積量は、表 8.3-1 のように、レベル 0/1 処理システム、L2DB・公関係システムに、以下のデータ量が蓄積されている。

表 8.3-1 ミッション運用・解析システム データ蓄積状況 (2009 年 6 月 4 日現在)

システム	データ種	蓄積データ量
レベル 0/1 処理システム	生データ、L0/1 データ (VCID/APID 別、工学値変換)	～15.4[TB]
L2DB・公関係システム	L2 プロダクト	～11.7[TB] (約 235 万件)

なお、国際協力の一環として、2008 年 4 月に NASA/LRO 向けに RSAT/月重力場の GEODYN 形式正規行列および LALT/高緯度月全球地形時系列データ(3 か月分)を、2008 年 12 月に全球分の GEODYN 形式正規行列を SOAC 公関係 WWW サーバ装置経由で提供した。なお、LALT/高緯度月全球地形時系列データについては、PDS 形式に準拠するようにヘッダ情報等を作成して、SOAC 側からオンラインで提供する調整を NASA 側と行った。

不具合等が発生した場合には、改修等の保守作業を行うとともに、作業実施にあたりコンフィギュレーション変更管理を行っているが、新規開発部分の不具合が割合として多かった。一例として、条件分岐の誤りに起因する不具合や流用部分をそのまま適用した弊害(※)に起因する不具合もあったことから、特に新規開発分についてはソフトウェア設計書にフローチャートを記載して単体検証を重点的に実施すべきであったことと、流用部分についても自衛用に適切に適用されているかの検証が必要と考えられる。

※レベル 0/1 処理システムでの工学値変換処理は既存部分を流用して SIB(tlmfile.xml)に定義されている順序に従って工学値変換を実施する方式にしていたため、擬似テレメトリを上位に、参照先のテレメトリを下位に記述している場合には、1 秒以上前の参照元テレメトリの値を参照して擬似テレメトリを演算していた(参照元テレメトリの出現タイミングと比較して擬似テレメトリの結果出力が 1 秒以上遅れる)ことが判明したため、SIB での定義順に関わらず、同一時刻に発生しているテレメトリの値を用いて工学値変換する処置を打上げ前に行った。

定常運用終了 1 年後からは、公開系サブシステムからデータ一般公開が予定されている。データ一般公開や運用者作業負荷軽減に必要な項目については機能強化も準備として行っている。現状では JAXA 科学衛星向けの宇宙科学データベース DARTS(Data ARchive and Transmission System)等との互換性はないが、NASA、ESA 等の宇宙機関が参加して相互参照可能なデータアーカイブを目指す IPDA(International Planetary Data Alliance)への対応の議論も進められている。今後の月・惑星探査ミッションを考慮して、データやデータベースの移管などの換装について検討が進められており、計算機増設や換装およびユーザの利便性向上のための機能強化を行い、一般公開以降に向けた準備を進めている。「かぐや」の観測データは、月利用可能性の調査を目的として、将来の月利用の可能性や月面上活動のための調査検討にも活用されるが、諸外国の月探査衛星のデータと合わせて、今後の有人月面活動に寄与されるものと期待される。

9. ワーキンググループ活動

観測機器のオンボードデータ処理部, EMC, 運用, 地上データ処理などミッション機器間で共通的・横断的な課題への対応を検討することを目的として, ワーキンググループ (以下, WG) を設置し, 活動を実施した. メンバーは各WGごとに, 主査, ミッション機器開発チーム (PI チーム, 開発メーカー), 関連するシステムメーカー, 専門家から構成された. 各WGの活動には, 検討された結果が関連する機器の開発仕様や関連文書へ確実に反映されていることの確認も含まれる.

以下, 各WGごとの活動経緯, 結果をまとめる.

9.1 共通回路 WG 活動結果

大嶽 久志、飯島 祐一 (JAXA)

9.1.1 概要

共通回路 WG 活動の目的を以下にまとめる。

- ・ オンボードコンピュータ基板(以下「OBC 基板」)の開発に関わる調整
XRS、GAP、MAP、LRS、UPI、LALT のテレコマ制御部に使用される共通設計の OBC の仕様調整を行う。また OBC 基板に関して、外部インタフェース仕様調整を行う。
- ・ 衛星DH系とミッション機器とのテレコマンタフェースに関わる調整
衛星DH系およびミッション機器のテレコマ制御部の設計に必要なテレコマンタフェース項目を調整する。
- ・ システム試験に関わる調整
噛合試験、システムPFTのミッション機器に関わる試験準備を行う。

9.1.2 活動経緯

9.1.2.1 スケジュール

共通回路 WG の活動実績を以下に示す(図9.1.2-1)。なお、打ち上げ後は活動を行っていない。

	1999 (H11)	2000 (H12)	2001 (H13)	2002 (H14)	2003 (H15)	2004 (H16)	2005 (H17)	2006 (H18)	2007 (H19)	2008 (H20)	2009 (H21)
OBC 基板の開発 に関わるインタ フェース仕様調整	[活動期間]			△ FM設計確認会					△ 打ち上げ		
衛星DH系とミッシ ョン機器とのテレ コマンタフェース 仕様調整	[活動期間]						△ プロジェクト 点検				
システム試験に 関わる調整				[活動期間]							
(システム試験)					[活動期間]	[活動期間]	[活動期間]				
					システム 噛合試験	システム PFT 前半	システム PFT 後半				

図9.1.2-1 共通回路WGの活動実績

9. 1. 2. 2 OBC基板の開発に関わる調整

OBC 基板が組み込まれる観測機器(XRS、GAP、MAP、LRS、UPI、LALT)との以下のインタフェース仕様要求事項をまとめ、仕様への反映を行った。反映結果は SH-OBC 設計確認会、及び各担当の設計確認会で確認し、設計の妥当性は各観測機器の単体PFTで検証された。

- ・再構成処理、障害処理の仕様調整
- ・オンボードソフト(ファームウェア)の仕様調整
- ・搭載メモリ(EEPROM、DRAM)などの H/W に関する仕様調整
- ・基板・電源との電氣的インタフェース
- ・U-SDB や障害処理等のテレコメインタフェース
- ・取付の機械的インタフェース
- ・機械/熱条件インタフェース

9. 1. 2. 3 衛星DH系とミッション機器とのテレコメインタフェースに関わる調整

衛星DH系とミッション機器との以下のテレコメインタフェース調整を行い、仕様への反映を行った。反映結果はテレコマ・電気設計基準書、システムCDR、プロジェクト点検で確認した。また、これらの設計結果の妥当性は嚙合試験、システムPFTで検証された。

- ・1553Bインタフェースタイムスロット(ミッションデータ、HKワード)の配分
- ・バスFDIR、DMS異常時の対応(同期信号・1pps 基準信号が配信されない等)
- ・DFAS自律化コンディションテーブルの設定
- ・アンローディング時の DFAS と高圧観測機器の対応の分担
- ・LLMシーケンスの設定
- ・マクロコマンドの設定

9. 1. 2. 4 システム試験に関わる調整

嚙合試験、システムPFTのうちミッション機器に関わる試験に関して以下の項目を実施した。結果は試験計画、試験手順書に反映されていることを試験タスクブリーフィングで確認した。

- ・試験方針の周知
- ・スケジュール調整
- ・試験コンフィグレーション調整
- ・試験手順調整

9. 1. 5 まとめ

WGの所期の目的を9. 1. 2項で記載したように達成したうえで、打ち上げることができた。

打ち上げ後、OBC 基板は不具合なく所定の性能を発揮している。DH系とミッション機器間のインタフェースも問題なく動作しており、所期の観測成果を得ることができた。

9. 2 EMC-WG 活動結果

中澤 暁、飯島 祐一(JAXA)

9. 2. 1 概要

「かぐや」ではミッション達成のため、厳しい電磁適合性(EMC)に対する以下の要求がある。

- ・ LRS(月地下探査および自然電波観測)のミッションデータに、衛星からの電界放射雑音が干渉しないこと。
- ・ LMAG(月磁場観測)および PACE(プラズマ観測)のため、衛星全体の磁場および磁場変動を低減すること及び表面電位分布を小さくすること

上記の要求に対して、EMC-WG では以下の活動を行った。

- ・ EMC 設計基準の検討と制定:
ミッション要求を基に各機器に対して必要な設計基準を検討し、「かぐや」電磁適合性設計基準書(JX-ESPC-100314)を制定した。具体的には、核搭載機器に対して電界放射雑音(RE02)、不平衡電流(LC01)、磁場に対する上限値を規定し、各機器はこれらを遵守するよう設計・製造し、試験にて性能を確認する。
- ・ 各機器の検証シナリオ検討:
各機器設計フェーズにおいて、同一設計品の有無や類似設計品を調査し、検証シナリオおよび機器設計についてバス系サブシステムおよび観測機器を支援した。
- ・ EMC 試験計画検討および結果評価:
機器単体 EMC 試験(RE02、LC01)および電磁干渉試験の試験条件やコンフィギュレーション検討の支援を行った。また、試験結果を評価し、必要な対策について調整を行った。
- ・ その他:
ミッション目標達成のため、治工具や衛星の着磁防止対策について検討を行った(検討結果は設計基準書に反映された)。また、射場における着磁防止のための調査を行った。

9. 2. 2 活動経緯

1) スケジュール

EMC-WG の活動実績を図 9.2.2-1 に示す。

	2000 (H12)	2001 (H13)	2002 (H14)	2003 (H15)	2004 (H16)	2005 (H17)	2006 (H18)	2007 (H19)	2008 (H20)	2009 (H21)
基本設計										
詳細設計										
維持設計										

図9. 2. 2-1 EMC-WG 活動実績

2) 基本・詳細設計フェーズ

各機器の EMC 開発シナリオを検討、調整し、設計に必要な部品、類似設計品、同一設計品の EMC 試験 (RE02、LC01、磁場) の支援を行った。特に磁気試験は、計測およびデータ解析を LMAG チームにて実施した。

3) EMC コントロール確認会

PFM 製作にあたり、バス/ミッション横通しで各機器の課題を整理し、EMC 対策の妥当性と実現性を確認することを目的に、03年4月に EMC コントロール確認会を行った。

プロジェクト内外の有識者を交えてレビューを行い、いくつか課題があるが EMC 対策が妥当であり実現性を有しているとの結論に至った。

4) 維持設計フェーズ

製造後に各機器の EMC 試験を行い、設計基準を満足しているか評価を行った。低減が必要となった機器については、対策について各サブシステムと調整した。設計基準書の基準を満足できなかった機器がいくつかあったが、それぞれ備考欄に示す評価を行いミッションが達成可能であることを確認した。

機器単体を確認した後、衛星全体としての EMC 性能を評価するため、以下のシステム試験を実施した。

- a) 啗合試験／電磁干渉試験
- b) 啗合試験／磁気試験(下部モジュールはノンフライト品)
- c) システムPFT前半／電磁干渉試験
- d) システムPFT後半／下部モジュール磁気試験

電界放射雑音については、a)の電磁干渉試験において、いくつかの機器においてさらなるEMC対策が必要であることが判明した。また、パネル間インピーダンスを計測した結果、想定よりも大きかったため、LC01の設計基準値を一部厳しく見直した。啗合試験実施後に、各機器において対策を実施した結果、c)の電磁干渉試験において非常に良好な結果がえられ、LRSミッションに必要な電界放射雑音の低減が達成できていることが確認された。このシステムPFT試験以降は、衛星のインピーダンス、および各機器のEMC性能を変えないように管理を行った。具体的には、衛星を再組立する際にはパネル間インピーダンスが維持されていることを確認した。また、筐体を開けて作業を行った機器についてはLC01計測を行い、電磁干渉試験時からEMC性能が変化していないことを確認した。

磁気特性については、b)およびd)の磁気試験においてLMAG・PACEミッションに対して問題となる磁場干渉がないことを確認した。これまでの試験結果を基に軌道上磁気予測解析を実施し、問題ないことを確認した。

5) 運用フェーズ

LRS、LMAG、PACEの運用データを取得し、軌道上でも観測に問題のないことを確認した。

9.3.3 まとめ

バス系サブシステムおよび観測機器に対して前述の活動を行った結果、プロジェクト移行当時から課題としていた衛星システムのEMC要求を満足する見込みを得た上で打ち上げることができた。

軌道上データを評価した結果、LRS、LMAG、PACEに大きな干渉は見られず、所期の観測成果を得ることができた。

9.3 ミッション運用 WG 活動結果

大嶽 久志、飯島 祐一 (JAXA)

9.3.1 概要

ミッション運用 WG では 2005 年 11 月より以下の目的のため活動を行った。

- ・ ミッション機器運用に関わる準備 (打ち上げ前)
MSCBを始めとする運用準備会でミッション機器チームへの周知、調整が必要になった事項について、WGで周知・調整を行う。
- ・ ミッション運用システムの試験に関わる準備・調整 (打ち上げ前)
ミッション運用システムのうち PI-QL が関わるシステム間試験、End-to-End 試験の調整を実施する。
- ・ ミッション機器運用に関わる調整 (打ち上げ後)

9.3.2 活動経緯

9.3.2.1 スケジュール

ミッション運用 WG の活動実績を以下に示す (図9.3.2-1)。

	2005 (H17)	2006 (H18)	2007 (H19)	2008 (H20)	2009 (H21)
ミッション機器運用に関わる準備	[Bar]			△ 打ち上げ	
ミッション運用システムの試験に関わる準備・調整 (地上系システム試験)	[Bar]				
		[Box] [Box]	[Box]		
		システム間試験	End-to-End 試験	End-to-End 試験#2	
ミッション機器運用に関わる調整				[Bar]	

図9.3.2-1 ミッション運用WGの活動実績

9.3.2.2 ミッション機器運用に関わる準備 (打ち上げ前)

(1) 初期チェックアウト運用 (フェー징軌道上)

クリティカル運用のためミッション機器は必要最低限のチェックアウト (TCS 系サバイバルヒータの故障に備えて能動ヒータによる制御) を実施する。チェックアウトのシナリオ、スケジュール、手順について調整した。

(2) 初期チェックアウト運用 (月周回軌道上)

月周回軌道上で実施するチェックアウト運用について、成功基準の設定、フローの設定、必要時間、実施条件を確認し、スケジュール、手順について調整した。

(3) 定常運用

(3-1) 定常運用のタイムライン計画作成に関わる事項

- ・各ミッション機器チームが運用計画立案に使用する情報ファイル(内容、更新時期)について調整した。
- ・各ミッション機器チームが作成する運用リクエストファイルについて、作成に関わる方針(記述に関する詳細な注意事項、タイムラインコマンドのリソース配分等)を調整した。
- ・運用リクエストファイルをコンパイルしてタイムラインコマンドを作成する際に必要な知識ベース(必須・違反シーケンス、ユーザ発行可能コマンド等を登録したデータベース)について、登録内容を調整した。

(3-2) 軌道上運用を想定した計画立案訓練の実施

軌道上運用を想定した観測条件(衛星軌道のベータ角、日照/日陰、可視/非可視等)を設定して情報ファイルを準備し、各ミッション機器チームが情報ファイルを使用して運用リクエストファイルを作成、システム側でそれらを取り込んでコマンド計画ファイルを作成した(本WG活動の一環として実施)。その結果、想定通りのタイムライン計画ファイルが作成できていることを確認した。

(4) 衛星特殊イベント時のミッション機器運用

軌道制御、ARD校正など衛星システムが通常運用時とは異なるコンフィグレーション(姿勢・通信状態)となる時のミッション機器運用(観測中断など)について調整した。

(5) ミッション機器運用文書の準備

- (1)~(4)の調整結果を集約したミッション機器運用文書を作成した。

9. 3. 2. 3 地上系システム試験に関わる準備・調整(打ち上げ前)

(1) ミッション運用系システム確認

ミッション運用解析センタ(SOAC)の内外でミッション機器運用に関わるデータフロー(地上系インタフェース管理仕様書に記載)について確認した。

(2) PI-QL が関わるシステム間試験、End-to-End 試験の調整

システム間試験・End-to-End 試験のため、使用する計画立案用のデータや設定等の準備を実施した。

9. 3. 2. 4 ミッション機器運用に関わる調整(打ち上げ後)

(1) 長期運用計画の調整

- ・ 2ヶ月後の1ヶ月間の運用について、衛星特殊イベントの実施時刻、地上局のアサイン時間に対応したミッション機器データのコマンド、ダウンリンクリソースを調整した。
- ・ ミッション機器の運用状況、不具合発生状況に応じて、リアル運用のスケジュール、手順、衛星コンフィグレーション等の調整を実施した。

(2)特殊運用結果の確認

ミッション機器の特殊運用(ARD校正など)について、実施後に結果を確認した。

(3)後期運用計画の調整

定常運用の結果を踏まえて、後期運用の内容、スケジュール、手順について調整した。

9.3.3 まとめ

WGの当初の目的を、9.3.2項で記載したように達成することができた。運用期間を通して、各機器が最大限の成果が得られるよう運用計画を調整・立案し、各機器は所定のデータを取得することができた。

9.4 地上・運用関連 WG

星野 宏和、米倉 克英、田中 孝治、小川 美奈(JAXA)

9.4.1 地上データ処理 WG 活動結果

ミッション運用・解析システムの開発にあたり、以下の事項についての調整を目的として、地上データ処理 WG を平成 9 年 1 月から継続して実施した。①については継続して随時実施しており、平成 9 年～16 年までは②の調整が、平成 17 年～18 年までは③の調整がメインであった。平成 19 年度以降は、実運用での①の調整が主な調整内容である。

- ① プロダクトリストの作成／検討やデータ相互参照などのデータ処理を行う研究者間の調整。
- ② ミッション運用・レベル 0/1 処理システム、L2DB・公開システムの様式検討／調整とデータ処理に必要な情報の検討(データ処理を行う研究者中心で実施)。
- ③ ミッション運用・レベル 0/1 処理システム、L2DB・公開システムとセンター内ユーザシステムとのインタフェース試験調整。

9.4.2 運用ワーキンググループ

運用ワーキンググループでは衛星開発、地上開発グループにより運用に関わる事項について調整を行った。主な調整議題は以下のとおりである。これらの調整内容を適宜地上系システムの開発内容に反映し、開発を行った。

- ① 運用検討: 想定している運用を実現する機能からの各機器・系への要求内容を調整。
- ② 運用ルール検討: 各種制約の影響などの観点から各機器・システムの運用を検討し、調整。
- ③ 運用準備検討: 想定している運用を実現するための運用体制・手順の検討を行い、調整。

9.4.3 臼田ワーキンググループ

臼田ワーキンググループでは、臼田局、内之浦局、SSOC のインフラ設備と検証に関して、以下の事項に関して検討・調整を行った。

- ① SELENE の臼田局、内之浦局への要求仕様の検討
- ② 臼田局、内之浦局、SSOC の新規整備・改修内容の検討と調整
- ③ 合性検証方法の検討と試験結果の評価
- ④ 臼田局、内之浦局、SSOC の運用方法の検討と調整

これらの検討・調整内容を地上系システムの開発内容に反映し、開発を行った。

9.4.4 ミッション軌道ワーキンググループ

ミッション軌道ワーキンググループは、衛星および地上システムの設計や運用条件設定に必要な軌道関連の事項として、各衛星の定常軌道、飛行計画、軌道決定・予報精度、軌道外乱の検討を行った。衛星担当、地上システム担当、ミッション担当が参加し、平成 8 年から平成 14 年度にかけて 27 回開催された。

10. ミッションの成果

祖父江 真一、奥村 隼人 (JAXA)

10. 1 ミッション達成度

かぐやミッションでは表10. 1-1に示すようなミニマム、フル、サクセスの3段階の成功基準を定義している(平成17年6月3日の宇宙開発委員会推進部会にて報告)。ミニマムサクセスは、前章までの報告のとおり、月周回軌道への投入、定常運用の観測を実施しており、定常運用の初期に達成している。フルサクセスは、元素分布を除く「月の科学」および「月での科学」、「月からの科学」については、定常運用期間中に予定通りの観測データを取得し、定常運用終了時(平成20年10月30日)に基準を達成した。また、元素分布については、観測機器の不具合により定常運用期間中での観測を一時停止していたが、後期運用において高度100kmでの補完観測を実施し、平成20年12月中に所期のデータを取得しフルサクセス基準を達成した(表10. 1-2, 3参照)。

さらに平成21年2月1日からは、残りの燃料を用いて高度50kmでの低高度運用を開始し、約2ヶ月間、LMAGによる磁場計測、PACEによる電子、イオン観測などにより低高度でのデータを取得し、エクストラサクセス基準も達成した。平成21年4月16日からは、より低高度での観測を開始し、6月11日の制御落下まで、より精度の高いデータを取得することに成功した。

表10. 1-1 SELENEミッション成功基準

成功基準	内容	結果
ミニマム	・月周回軌道に投入し、観測のための衛星運用(3軸姿勢制御、熱制御、軌道制御等)が行われること。	<達成>月周回軌道への投入、及び観測のための衛星運用を問題なく実施した。
	・「月の科学」にインパクトを与える観測データを取得すること。このため、月周回軌道(高度約100kmの極軌道)において、元素・鉱物分布、地形・表層構造、内部構造(重力場、磁場)の新しい知見に繋がる観測データを月が1回自転する期間取得すること。	<達成>高度約100kmの極軌道において、左記の物理量に関する観測データを月が1回自転する期間に取得した。
フル	・月周回軌道(高度約100kmの極軌道)において、約1年間、「月の科学」、「月での科学」、「月からの科学」に大きく貢献するデータを取得すること。	<達成>高度約100kmにおいて、約1年間、左記のデータを取得した(観測機器不具合により一時観測を停止した元素分布については、後期運用における観測で補完し所期のデータ取得を達成した)。詳細は表10-2, 3を参照。
エクストラ	・約1年間の観測ミッションを達成した後、残存する推進薬を用いて、観測ミッション期間の延長や低高度での観測を実施すること。	<達成> 定常運用終了から約3ヶ月間、高度100kmでの観測を延長して実施した。また、平成21年2月1日より高度50kmの低高度観測を開始し、約2ヶ月間、LMAGによる磁場計測、PACEによる電子、イオンの観測を実施しデータ取得を完了した。さらに、4月16日から、より低高度の観測を開始し、6月11日まで継続した。

表10. 1-2 「月の科学」に関するフルサクセスの達成状況

分類	観測対象	評価	観測機器
月の科学	元素分布	<○:達成> ・ガンマ線分光計(GRS)が、不具合により定常運用期間中に観測を一時停止していたが、後期運用において補完観測を実施し、所望のデータの取得した。 ・エックス線分光計(XRS)については、不具合および太陽活動が非常に静かであることから、科学的に有効なデータを得られていない。	XRS, GRS
	鉱物分布	<○:達成> ・マルチバンドイメージャ(MI)、スペクトルプロファイラ(SP)により、所期の観測を実施し、全球のMIの分光データおよびSPのスペクトルデータを取得した。	MI, SP
	地形	<○:達成> ・地形カメラ(TC)、レーザー高度計(LALT)により、所期の観測を実施し、全球の地形・高度データを取得した。	TC, LALT
	表層構造	<○:達成> 月レーダサウンダー(LRS)のサウンダー観測によって全球の表層探査のデータ、粒子線計測器(CPS)のARDによる月面表層からのアルファ線の全球にわたる観測データを取得した。	LRS, CPS/ARD
	磁場異常	<○:達成> 月磁場観測装置(LMAG)による全球にわたる磁場の観測データおよびプラズマ観測装置(PACE)の電子反射計による月面からの反射電子の観測により全球磁気異常マップの作成に必要なデータを取得した。	LMAG, PACE
	重力分布	<○:達成> リレー衛星中継器(RSAT)の 2way および 4way ドップラー観測により初めて月全球の重力計測データを取得し、また相対 VLBI 用電波源(VRAD)の相対 VLBI 観測のデータも取得しており、高精度な重力場モデル作成に必要な観測データを取得した。	RSAT, VRAD

表10. 1-3 「月での科学」、「月からの科学」に関するフルサクセスの達成状況

分類	観測対象	評価	観測機器
月での科学	月周辺環境(電磁、宇宙線)の観測	<○:達成> LMAGによる磁場計測、PACEによる電子、イオンの観測、LRSによる自然電波観測、RSによる電波科学観測、CPS/PSによる高エネルギー陽子・電子観測を実施し、十分な月周辺環境の観測データを取得した。	LMAG, PACE, CPS/PS, LRS, RS
月からの科学	地球電磁気及び惑星電波の観測	<○:達成> LRS の自然電波観測、プラズマイメージャ(UPI)による地球磁気圏の観測、PACEによる電子、イオンの観測により、プラズマ物理/惑星電波について十分なデータを取得した。	LRS UPI PACE

10. 2 科学的成果

1) 概要

「かぐや」における科学研究は、各観測機器によりこれまでにない高精度・高分解能のデータを月全域等について取得し、それらのデータを統合的に解析することで、「月の科学」、「月での科学」、「月からの科学」の新たな科学的知見を得ることを基本的考え方としている。図10. 2-1、2、3にそれぞれ「月の科学」、「月での科学」、「月からの科学」の概念図を示す。「月の科学」では、各観測機器のデータから元素分布、鉱物分布、地形・表層構造、重力分布、磁場分布といった物理量を導出したのち、それらを個別および統合的に解析することにより、月の原料物質、内部構造などの中間テーマの研究を実施し、最終的には月の起源と進化の謎に迫ることを目標としている。

平成21年6月現在では、定常運用期間の観測データの初期校正・解析の成果が出始め、観測機器個別の研究成果が論文誌に掲載され始めているところである(主な成果については2)、3)項にて示す)。今後は個別の研究とともに、統合的な解析も進められ、月の起源と進化の謎に迫る研究も行われていく予定である。なお、各観測機器の処理済みデータは、定常運用終了1年後からインターネットにより公開される。これらのデータはこれまでの月に関する情報を一新することになり、今後の月の研究や月探査で基礎データとして広く用いられると考えられる。

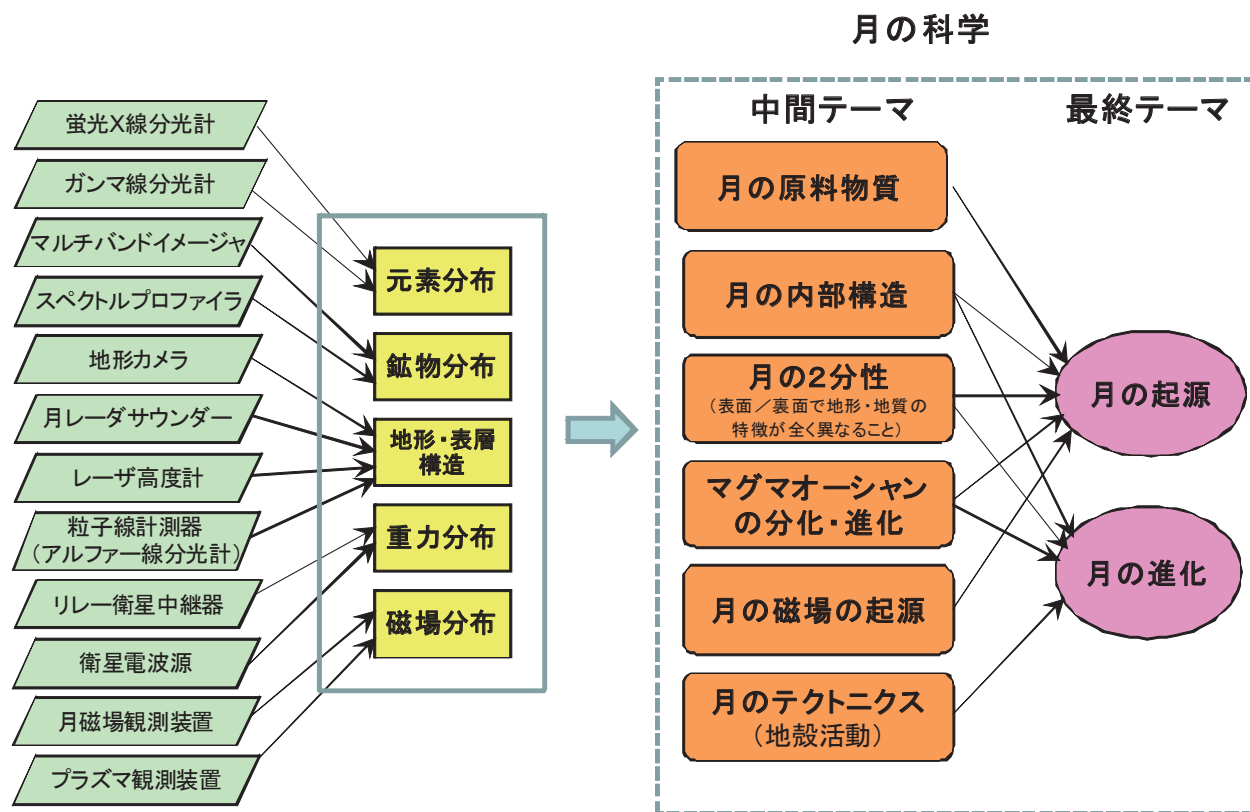


図10. 2-1 「かぐや」の月の科学

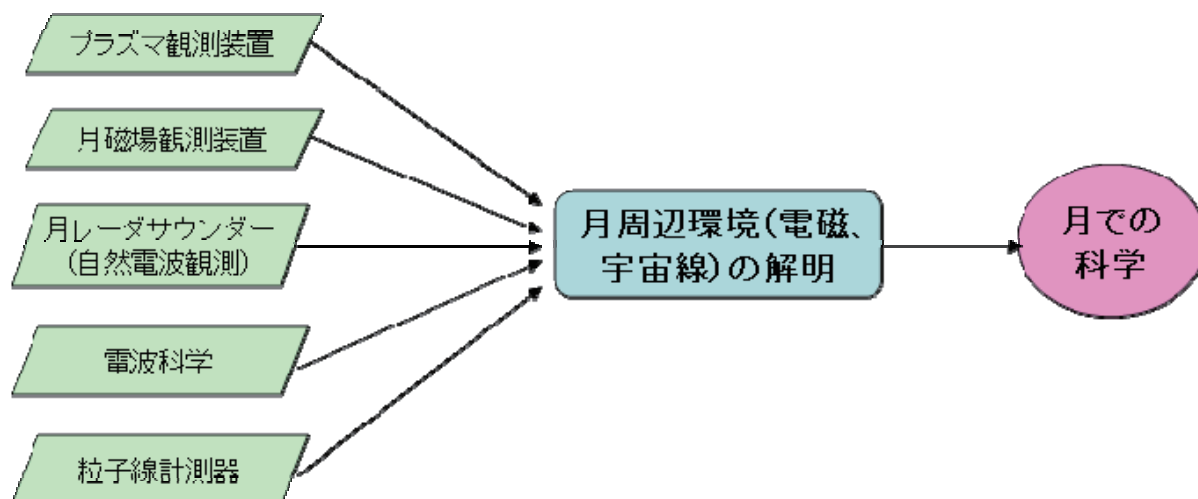


図10. 2-2 「かぐや」の月での科学

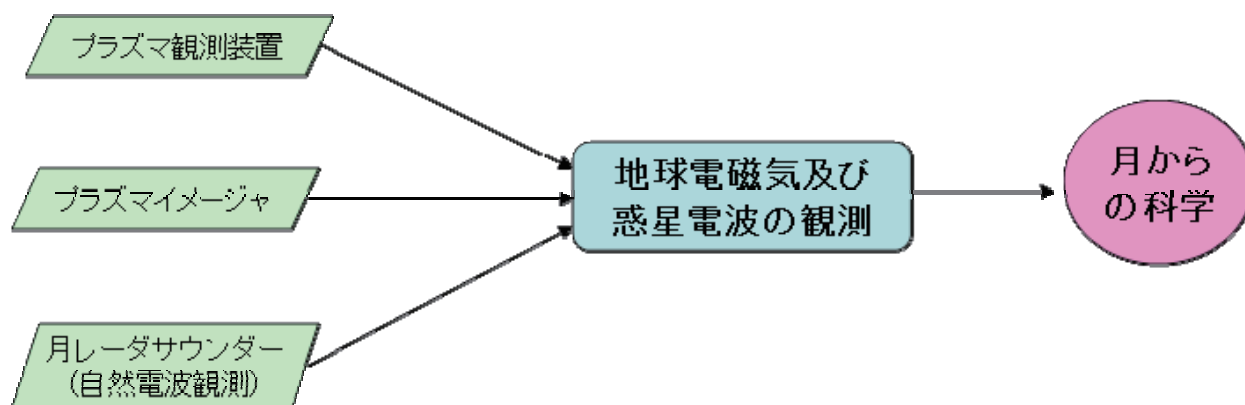


図10. 2-3 「かぐや」の月からの科学

2) 主な科学的成果

表10. 2-1に、平成21年6月現在に発行済みの、かぐやの科学的成果に関する査読付論文一覧を示す。また、そのうちいくつかの成果について以下に紹介する(詳細については、かぐや画像ギャラリー(<http://wms.kaguya.jaxa.jp/>)における解説および論文原著を参照されたい)。

なお、表10. 2-1以外に、すでに「かぐや特集号」の予定が決まっているものとして、米科学誌 Space Science Review(SSR)、国内科学誌 Earth, Planets and Space(EPS)、測地学会誌がある。SSRおよびEPSには、各観測機器の初期校正・解析の結果が掲載される予定である。また、測地学会誌にはリレー衛星中継器(RSAT)、衛星電波源(VRAD)に関する初期成果が特集される予定である。

表10. 2-1 かぐやの科学成果に関する発行済み査読付論文一覧(2009年6月時点)

No.	発行日	機器	主著者	投稿先	タイトル	備考
1	2008/10/1	GRS	唐牛 謙	遊星人 vol.17 no.3, 2008	月探査衛星「かぐや」搭載ガンマ線分光計で探る月表層の元素分布	日本惑星科学会誌
2	2008/10/1	LALT	荒木 博志	遊星人 vol.17 no.3, 2008	「かぐや」搭載レーザー高度計(LALT)による月全球高度観測—初期成果より—	日本惑星科学会誌
3	2008/10/1	MAP	西野 真木	遊星人 vol.17 no.3, 2008	「かぐや」MAPが明らかにする月ウエイク領域の現象	日本惑星科学会誌
4	2008/11/7	TC	J. Haruyama	Science 7 November 2008: 938-939.	Lack of Exposed Ice Inside Lunar South Pole Shackleton Crater	米国科学誌(サイエンス)
5	2008/12/4	SP	T. Matsunaga	Geophys. Res. Lett., 35, L23201	Discoveries on the lithology of lunar crater central peaks by SELENE Spectral Profiler	米国地球物理学連合(AGU)誌(GRL)
6	2008/12/30	LALT	H. Noda	Geophys. Res. Lett., 35, L24203	Illumination conditions at the lunar polar regions by KAGUYA(SELENE) laser altimeter	米国地球物理学連合(AGU)誌(GRL)
7	2008/12/31	PACE	Y. Saito	Geophys. Res. Lett., 35, L24205	Solar wind proton reflection at the lunar surface: Low energy ion measurement by MAP-PACE onboard SELENE	米国地球物理学連合(AGU)誌(GRL)
8	2009/1/6	MAP	T. Nagai	Ann. Geophys., 27, 59-64, 2009	Plasmoid formation for multiple onset substorms: observations of the Japanese Lunar Mission "Kaguya"	欧州地球科学連合(EGU)誌
9	2009/2/13	LALT	H. Araki	Science 13 February 2009: 897-900	Lunar Global Shape and Polar Topography Derived from Kaguya-LALT Laser Altimetry	米国科学誌(サイエンス)
10	2009/2/13	R/V	N. Namiki	Science 13 February 2009: 900-905.	Farside Gravity Field of the Moon from Four-Way Doppler Measurements of SELENE (Kaguya)	米国科学誌(サイエンス)
11	2009/2/13	TC	J. Haruyama	Science 13 February 2009: 905-908	Long-Lived Volcanism on the Lunar Farside Revealed by SELENE Terrain Camera	米国科学誌(サイエンス)
12	2009/2/13	LRS	T. Ono	Science 13 February 2009: 909-912.	Lunar Radar Sounder Observations of Subsurface Layers Under the Nearside Maria of the Moon	米国科学誌(サイエンス)
13	2009/3/24	R/V	F. Kikuchi	Radio Sci., 44, RS2008	Picosecond accuracy VLBI of the two subsatellites of SELENE (KAGUYA) using multifrequency and same beam	米国地球物理学連合(AGU)誌(RS)
14	2009/4/10	GRS	N. Hasebe	J. Phys. Soc. Jpn, Suppl. A Vol.78 (2009) pp. 18-25	High Performance Germanium Gamma-Ray Spectrometer onboard Japanese First Lunar Mission SELENE(KAGUYA)	日本物理学会誌別冊
15	2009/4/10	GRS	N. Yamashita	J. Phys. Soc. Jpn, Suppl. A vol.78 (2009) pp. 153-156	Germanium Gamma-Ray Spectrometer on SELENE (KAGUYA)	日本物理学会誌別冊
16	2009/6/5	PACE	S. Yokota	Geophys. Res. Lett., 36, L11201	First direct detection of ions originating from the Moon by MAP-PACE IMA onboard SELENE(KAGUYA)	米国地球物理学連合(AGU)誌(GRL)
17	2009/6/22	PACE	M. Nishino	Geophys. Res. Lett., 36, L12108,	Pairwise energy gain-loss feature of solar wind protons in the near-Moon wake	米国地球物理学連合(AGU)誌(GRL)

i) 月の科学

月の科学に関する主な成果としては、まず米国科学誌「サイエンス」より発行された5件の論文が上げられる。最初に発行されたのは地形カメラ(TC)によって南極のシャクルトンクレータに露出した水氷がないことを明らかにした論文(表 10.2-1 の No.4 の論文)である。この論文は、地形カメラの空間分解能10mの高精度かつ高感度なデータにより初めて明らかになったシャクルトンクレータの永久影(1年中陽が当たらない部分)内の地形から、露出した水氷がないことや永久影内の温度、水氷の存在可能性について議論したものである。

残りの4件は、地形カメラ(TC)、リレー衛星中継器(RSAT)、月レーダーサウンダー(LRS)、レーザー高度計(LALT)に関するものであり、平成21年2月13日にかぐや特別編集号として4件同時に発行され、TCによるモスクワの海の画像が表紙を飾った(図10. 2-4)。4篇の論文の概要は表10. 2-2のとおりである。

表10. 2-2 サイエンス誌 かぐや特別編集号の論文概要

機器	概要	ページ数
レーザー高度計 (LALT)	従来の月地形モデル ULCN 2005 の10倍以上の計測点数と高度精度で月全球の高度を計測した(特に極域のレーザ高度計測は世界初である)(図10. 2-5)。このデータにより、衝突盆地などの構造を高精度に再現した。また、月面の最高地点と最低地点を求め、高度差が従来考えられていたよりも2km以上大きい19.81kmであることを明らかにした。さらに月の基本形状について地球、金星、火星と比較し、月の起伏が非常に大きいことを示した。	H. Araki et al. Science 13 February 2009: 897-900
リレー衛星中継器 (RSAT)	月全球の重力分布、特に世界で初めての月の裏側の重力場の直接観測によって裏側の重力場の分布を明らかにした(図10. 2-6)。その結果から重力異常の3種類に分類し(重力異常が正~負~正のリング形をしている TypeI,II、マスコン盆地と呼ばれる強い正の重力異常 TypeIII)、月の内部構造や進化について議論した。TypeI,II が裏側に、TypeIII が表側に分布していることから、40-35 億年前頃の月内部は表側が高温で、裏側が低温だったことが分かる。	N. Namiki et al. Science 13 February 2009: 900-905
地形カメラ (TC)	クレータの個数密度からその場所の形成年代を推定するクレータ年代学という手法を、月の裏側のモスクワの海に適用し、以前は約30億年前と考えられていた形成年代が約25億年前であることを明らかにした。これはTCの空間分解能10mの高精度な画像によって新たに分かったことである。	J. Haruyama et al. Science 13 February 2009: 905-908
月レーダサウンダー (LRS)	晴れの海など月の表側の海において、地下数百メートルの深さに層状構造があること、この層状構造は、海の盆地を埋めている玄武岩とその間に挟まれるレゴリスなどからなっており、褶曲(しゅうきよく)していることを示した。また、LRS による地下探査で捉えられた地下の褶曲の状況から、褶曲を起こした地殻変動は地層群の自らの重さによって発生したものであるとの従来の考えを覆し、月全体の冷却が主たる要因となっていることを示した。	T. Ono et al. Science 13 February 2009: 909-912



図10. 2-4 米科学誌サイエンス 平成21年2月13日発行 かぐや特別編集号表紙

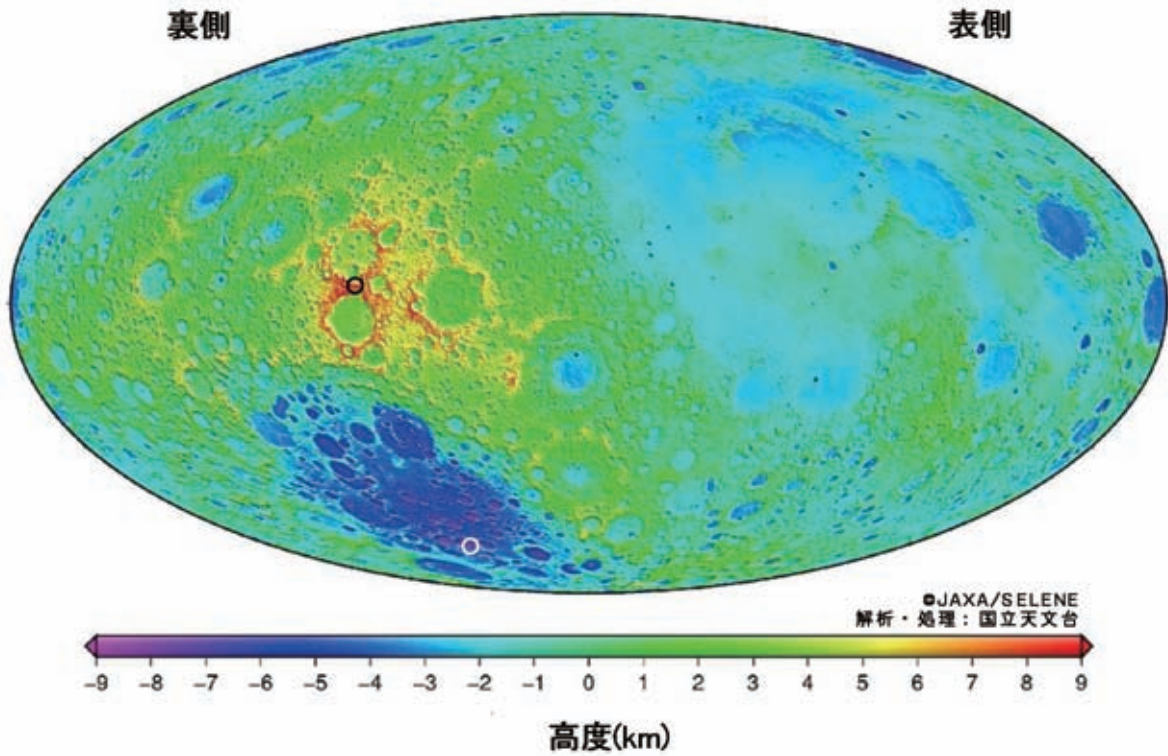
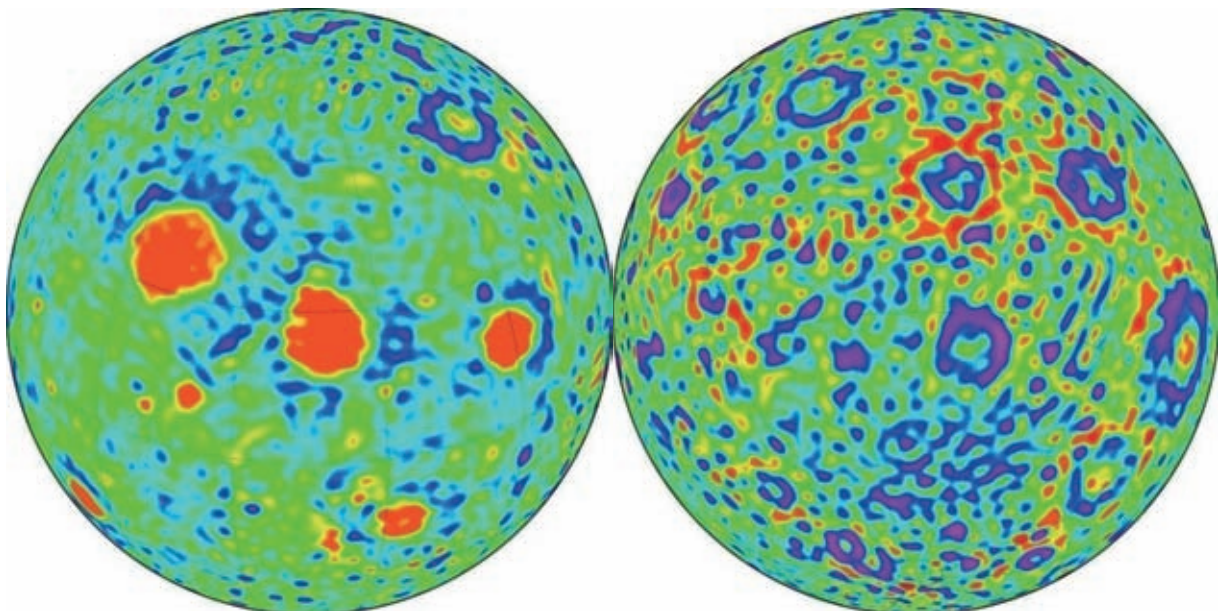


図10. 2-5: LALTによる月の全球形状(ハンメル等積投影図法) 高度基準は重心原点の半径 1734.4kmの球面、黒丸は月面最高点(-158.64° E, 5.44° N, +10.75 km)、白丸は月面最低点(-172.58° E, 70.43° S, -9.06 km)を示す



©JAXA/SELENE

解析処理: 九州大学、国立天文台

図10. 2-6 かぐや重力場モデル(SGM90d)による重力異常図. 左は月の表側を北東から見下ろした図. 右は裏側を南西から見上げた図. 赤色は重力が強い地域を, 青色は弱い地域を表している.

鉱物組成に関しては、スペクトルプロファイラ(SP)による初期成果が論文発表されている。SPによる3つのクレータの中央丘の連続スペクトル観測により、過去の研究で“かんらん石”含有と思われていた中央丘の鉱物組成が、実は斜長石と輝石で構成されていることを明らかにしている(表 10.2-1 の No.5 の論文)。

元素分布は、ガンマ線分光計(GRS)による初期成果が論文発表されたほか、2009年3月のLPSC (Lunar and Planetary Science Conference)では、ウラン(U)や鉄(Fe)の全球濃度マップが学会発表された。また重力分布では、衛星電波源(VRAD)の相対 VLBI 手法による、これまでよりも高精度(10cm の精度)で、子衛星位置の計測に成功したことが報告されている(表 10.2-1 の No.13 の論文)。磁場分布は、月磁場観測装置(LMAG)によって月全球の磁場を高精度に観測できることが確認され、学会発表が行われている。

ii) 月での科学

月での科学の主な成果としては、プラズマ観測装置(PACE)による月面で反射された太陽風イオンの観測の成果(表 10.2-1 の No.7 の論文)が上げられる。この論文では、月面に衝突した太陽風イオンのうち、0.1%~1%程度が(少しエネルギーを失って)反射/散乱されることを明らかにしたほか、反射/散乱されて戻ってきたイオンが殆ど陽子(水素原子核)で構成されていること、さらにそれが加速されたものを始めて発見したことが報告されている。代表的なデータを図 10.2-7 に示す。この成果は、2008年12月AGU Fall Meeting において招待講演として紹介されている。

月レーダーサウンダー(LRS)の自然電波観測もすでに月全球に渡ってデータの取得が完了しており、学会での初期成果の発表が行われている。

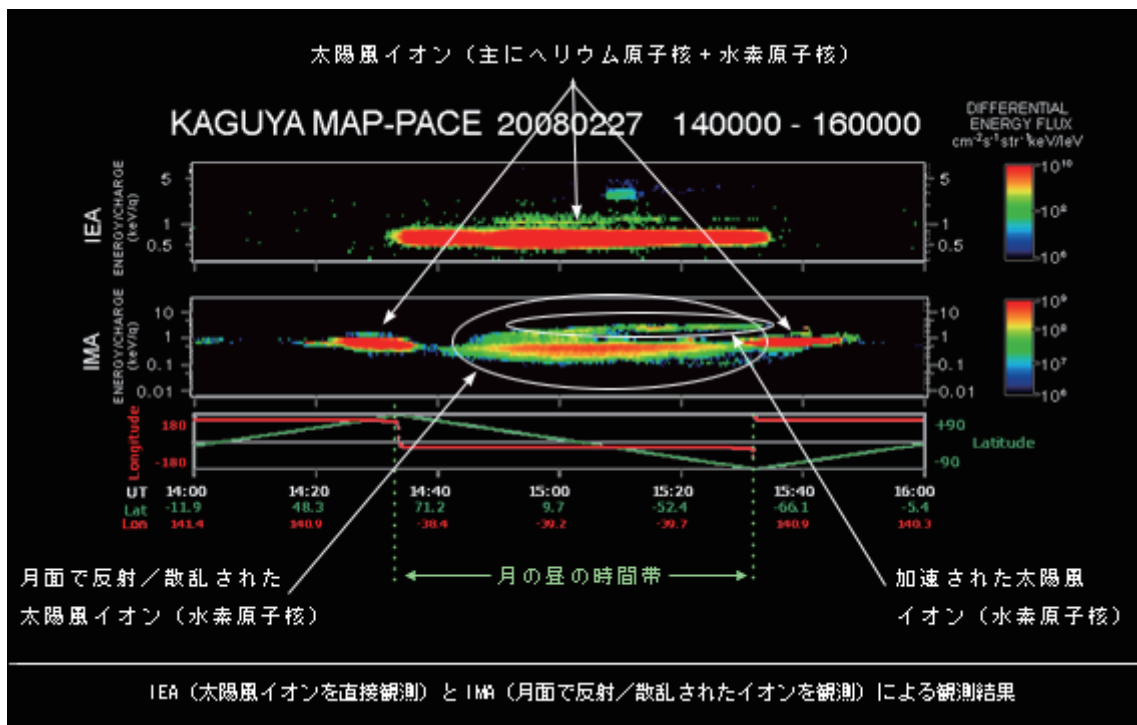


図10. 2-7 PACEによる月面で反射/散乱されたイオンの観測結果

iii) 月からの科学

月からの科学では、プラズマイメージャ(UPI)の極端紫外観測装置(TEX)による地球磁気圏の観測、同じくUPIの可視観測装置(TVIS)による月ナトリウム希薄大気の観測が報告されており、それぞれの学会発表が行われている。

3) 月利用への貢献

かぐやの観測データによって作成される全球の高精細な画像、地形図、重力場、鉱物、元素分布図などは、将来の月探査計画、月面有人活動に大きく貢献することが期待される。月面有人活動の検討については、すでに下記の論文が発行されている。また、地形カメラの極域の画像データは、SELENE-LRO 協力協定のもと、LCROSSの衝突サイト選定のために利用されている。

a) レーザー高度計を用いた月有人活動実施のための活動拠点を選定するための地形、日照・日陰率に関する論文(「かぐや搭載 LALT による 月の極域での日照条件解析」)(表 10.2-1 の No.6 の論文)

b) 地形カメラによる月面拠点候補地に関する論文(上記2項 i)で紹介)

4) 学会活動

かぐや打上げ後の主な学会発表について表10. 2-3に紹介する。

表10. 2-3 かぐやの主な学会活動

開催年月	学会名	内容	備考
2008年3月	LPSC (Lunar and Planetary Science Conference)	かぐやセッション	HDTV特別上映
2008年5月	日本地球惑星科学連合大会	月の科学セッション	かぐや展示
2008年6月	ISTS	オーガナイズドセッション	かぐや展示
2008年7月	国際隕石学会	国際隕石学会	
2008年7月	1st Annual NLSI* Lunar Science Forum	招待講演	HDTV特別上映 * NASA Lunar Science Institute
2008年9月	電子通信情報学会	かぐやセッション	かぐや展示
2008年11月	日本惑星科学学会 秋季講演会	かぐやセッション	かぐや展示
2008年11月	宇宙科学技術連合講演会	オーガナイズドセッション	かぐや展示
2008年12月	A G U (American Geophysical Union) Fall Meeting	かぐやセッション	
2009年3月	LPSC (Lunar and Planetary Science Conference)	Chandrayaan1、Chang'e、かぐや特別セッション	HDTV特別上映
2009年5月	日本地球惑星科学連合大会	月の科学セッション(2日間)	かぐや展示
2009年5月	リモートセンシング学会/SICE 合同セッション	かぐやセッション	
以下は予定			
2009年7月	ISTS	オーガナイズドセッション	
2009年7月	2nd Annual NLSI Lunar Science Forum	招待講演	
2009年11月	宇宙科学技術連合講演会	オーガナイズドセッション	

10.3 国際協力

「かぐや」の国際協力としては、「かぐや」の観測データ提供や衛星運用により NASA の LRO (Lunar Reconnaissance Orbiter: ルナリコナイスانسオービター)/LCROSS(Lunar Crater Observation and Sensing Satellite: エルクロス)及びインド宇宙機関「ISRO」のチャンドラヤン1号の計画推進へ次のとおり貢献している。なお、科学協力については、双方の研究者間で別途協議中である。

(1) NASA、LRO/LCROSS への貢献

1) SELENE-LRO 協力協定に基づき、以下のデータ提供作業を実施した。NASA はこれらのデータを LRO などの NASA 月探査衛星のミッションプランニングに利用する。

- ・ リレー衛星による月の重力場のデータの共同解析及び提供(定常運用期間中に取得した全球のデータを提供した)
- ・ レーザー高度計による高度データ提供(緯度45度以上の3ヶ月分の観測データを提供した)

2) LCROSS サイトセレクション

LCROSS の衝突ターゲットサイトの選定等のため、地形カメラなどの極域の観測データ提供した。

(2) ISRO チャンドラヤン1号への貢献

新設したチャンドラヤン1号用深宇宙用地上局等の試験のために、SELENE S 帯テレメトリデータの受信試験を JAXA-ISRO 協力協定に基づき実施した。科学協力については別途協議中である。

11. 広報活動

祖父江 真一、奥村 隼人 (JAXA)

11.1 広報・普及啓蒙活動の概要

月周回衛星「かぐや」プロジェクトにおける広報・普及啓蒙活動の基本的な考え方を図 11-1 に示す。これらについては、大きく以下の二つの側面に分けられる。まず第一に、一般的な広報・普及啓蒙活動の精力的な推進である。報道対応、インターネットを利用した直接の情報発信、教育普及用媒体の作成・配布、一般向け講演会等の実施など、広報・普及啓蒙活動には、これまでのプロジェクトと比較するとプロジェクトの作業として高い優先度が割り当てられ、着実に実施されてきた。第二に、広報・普及啓蒙活動に関するいくつかの新たな試みも行っている。教育普及用機器の搭載や、科学データの教育普及目的での早期公開、企業との連携、多様な表現手法の採用などがそれである。以下では、それぞれの項目について順次取り組みを紹介する。なお詳細については、11.11 項の表 11-2 に示した文献を参照されたい。

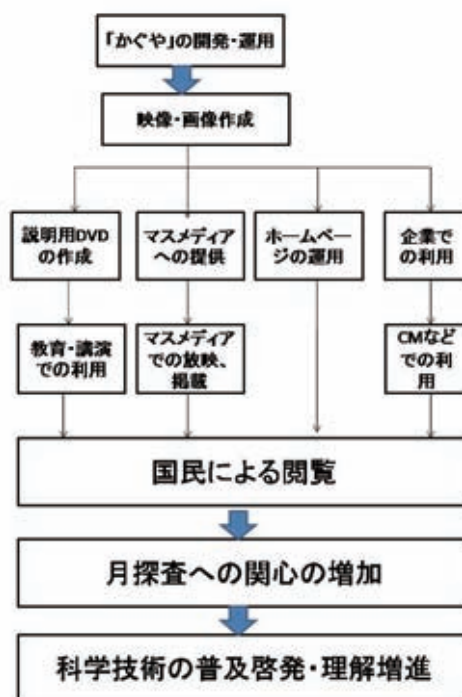


図 11-1 「かぐや」の広報・普及啓蒙活動

11.2 報道対応

プレスリリース、取材対応などを行い、マスメディアを通じて広範囲への情報発信を実施している。新聞、雑誌、TV などのマスメディアでとりあげられた回数は、すでに 100 回を超えている(取材は 50 回以上)。

打ち上げ前から各種のイベントも行った。愛称募集で知名度の向上を図るとともに、「月に願いを」キャンペーンで一般市民のミッションへの参加を可能にした。JAXA の広報部が実施している平成 19 年度の宇宙関連での国民の関心事に関する調査でも、土井宇宙飛行士の飛行を除けば、「かぐや」の愛称決定、「かぐや」の打ち上げ、「かぐや」が月に向かう途中で 11 万 km かなたから撮影した遠ざかる地球の映像、「かぐや」が月周回軌道からとらえたいわゆる「地球の出」などが高い関心を得たという結果になっており、これらは一定の広報効果を挙げたと言ってよいだろう。

TV の特別番組も 4 回ほど編成され、科学番組としては高い視聴率(8時台の科学番組として 10%以上など)を得ており、「かぐや」および月に対する国民の関心の高さがうかがえる。

1 1. 3 媒体の配布

国内外の科学館や教育現場の要請に応じるために、「かぐや」の衛星概要、ミッション紹介、打ち上げ・運用状況、観測データの画像・映像の解説などをする教育普及用のコンテンツを制作して DVD やブルーレイディスクなどの媒体として用意し、配布を行っている。打ち上げからの運用室のドキュメンタリービデオ“遙かなる月へ月周回衛星「かぐや」の軌跡”と、HDTVなどに解説をつけて紹介した“かぐやが見た月の姿”は、国内外の科学館、教育現場などにそれぞれ約 2000 枚配布し、利用が進められている（日本のプラネタリウム協議会を通じた国際プラネタリウム協会への配布、LPSC での展示や HP での案内を通じた教育現場への提供）。加えて、教育用素材集を作成し、DVD 化して提供している。なお、成果 DVD については、2008 年度と 2009 年度の 2 回作成した。

あわせて、広報用のパンフレット、ポスター、グッズなどを作成し、シンポジウム、イベントなどの機会に配布している。

1 1. 4 インターネットを活用した情報発信

報道や科学記事、科学番組などで取り上げられたり、媒体で配布したりすることのできる情報は、内容や配布先などの面で制約を受ける。そこで、多種多様なニーズに応えるために、映像・画像、教育用素材、「かぐや」の運用状況や最新の科学的成果などを中心に、インターネットを利用した直接の情報発信を行っている。

図 11-2 に「かぐやプロジェクトホームページ (<http://www.kaguya.jaxa.jp/>)」のトップページを示す。かぐやプロジェクトホームページは、かぐやのポータルサイトとして、かぐやに関する様々な情報を提供しており、現在も 1 週間に 1 回以上の頻度で情報を発信している（表 11-1）。またアクセス数は打上げ直後より急激に増加し、打上げから約 2 ヶ月後の HDTV による地球の出しの動画公開までは 7000～30000 ページビュー／日ほどのアクセスを記録し、その後も 1 日に 2000～3000 ページビュー程度のアクセスをコンスタントに維持している（図 11-3）。

また、統合追跡ネットワーク技術部においては、人工衛星および惑星の軌道の計算、位置表示、3Dアニメーション表示などができる「軌道情報提供サービス (ODDS)」をインターネットで提供している。「かぐや」のコンテンツとしては、2007 年 9 月 3 日より地球から月までのかぐやの軌道を 3Dアニメーションで表示できる月軌道投入 3D を公開した他、2008 年 5 月末には月周回投入後の「かぐや」の軌道を 3D および月面マップ上にアニメーション表示できるコンテンツを公開している。

表 11-1 かぐやプロジェクトサイトの更新回数

更新内容	2007 年	2008 年	2009 年 (5 月現在まで)
SELENE 通信 (お知らせ)	10	10	12
SELENE 通信 (イベント)	6	7	25
画像ギャラリーの更新	2	26	17
YouTube の更新	-	3	7
プレスリリース	3	2	7
その他	32	35	1
計 (回数)	53	83	69



図11-2:かぐやプロジェクトホームページ

「かぐや」プロジェクトホームページ ページビューの日変化 (2007年3月31日～2009年3月31日)

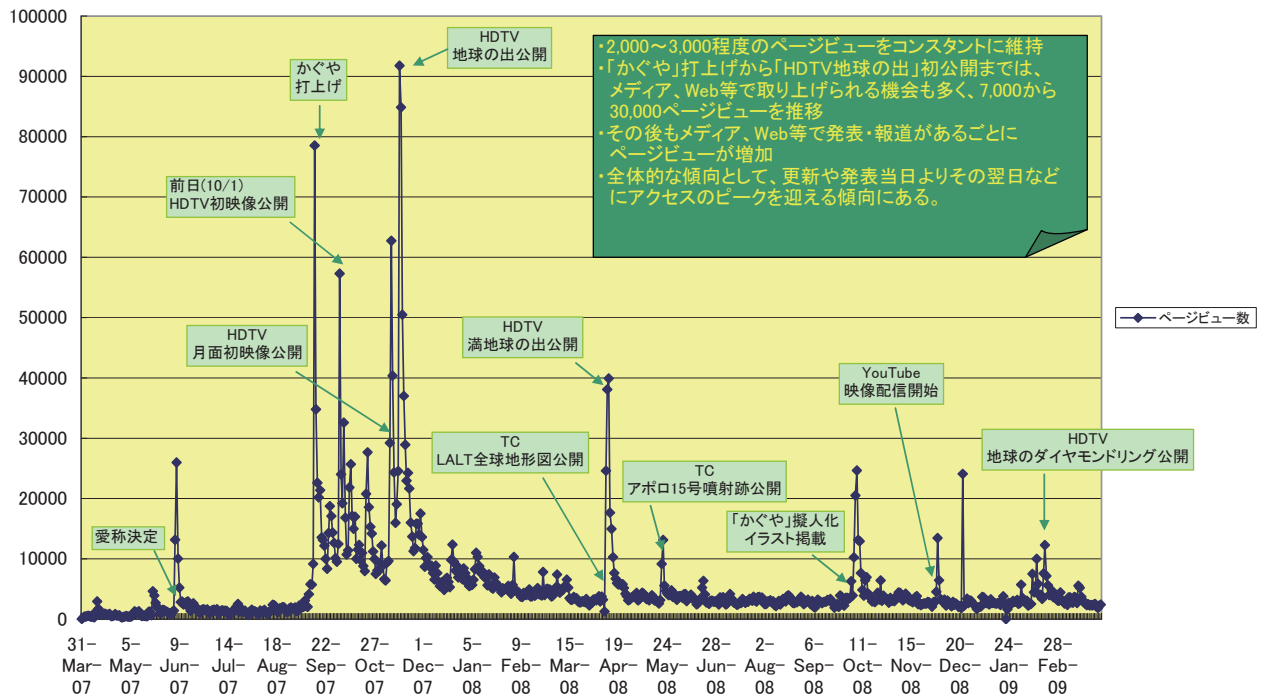


図11-3 かぐやプロジェクトホームページのアクセス数

1 1. 5 一般講演会等の実施

教育普及の現場からは、研究者の生の声を聞きたいという要望も多数寄せられる。そこで、インターネットによる情報発信以外にも、学校や科学館などの依頼に応じ、プロジェクト関係者の一般講演を行っている。講演実績は19年度が約80件、20年度が100件を超え、21年度も同様のペースである。これにより、3日に一度は「かぐや」関係者が日本のどこかで講演をしている数になっている。さらに、観測機器チームメンバーによる「かぐや」講演も実施されているので、実態としてはさらに多くの「かぐや」の話が日本全国でなされている。

1 1. 6 教育普及用機器の搭載

従来の科学衛星や探査機にない特徴として、「かぐや」には教育普及用機器が搭載されているということがあがる。「かぐや」には日本放送協会と共同で開発されたハイビジョンカメラ(HDTV)が搭載されており、あたかも月旅行に出かけたかのような迫力のある画像を取得している。

得られた画像は、NHKを中心とする放送各社を通じて科学番組だけでなく一般の番組などにも広く活用されている。さらに、2009年2月現在でJAXA デジタルアーカイブ(<http://jda.jaxa.jp>)にも取得されたすべてのHDTV映像として180映像(連続静止画を含む)を登録し、オンデマンドでの一般利用に供している。また、2008年12月からはHDTV映像、地形カメラ映像をYouTubeという映像共有サービスを利用し、JAXAチャンネルの主要な1つのコンテンツとして配信している。(<http://www.youtube.com/jaxachannel>)

これ以外にも、教育センターによる成果DVD配布や教科書および補助教材への「かぐや」画像の提供が進められた。特に小学校の指導要領に月がとりあげられたため、「かぐや」の画像が教材に掲載されるケースが多くみられ、継続的な教育現場での利用が期待されている。

1 1. 7 科学データの教育普及目的での早期公開

科学衛星や探査機で取得された科学データは、通常は研究目的のために関連研究者に一定期間占有され、学術的な成果が得られるのと同時に成果発表の形で公開されることが多い。しかしながら「かぐや」プロジェクトでは、地形カメラ(TC)やレーザ高度計(LALT)などの科学観測ミッションのデータも、観測機器チームの理解と協力の下に、教育普及目的で有用となる科学データの早期公開を実現し、広報・普及啓発活動に活用されている。

特に利用価値の高いのは画像データであるため、一般の人たちの関心の場所の画像を選定し、観測機器チームによる平易な用語での解説を加えたのちに、広報・普及啓発用画像として「かぐや」画像ギャラリー(<http://wms.kaguya.jaxa.jp>)に登録し、提供している。画像ギャラリーには平成21年5月現在150点以上の画像が登録されており、図11-4の利用実績を解析すると、HDTVによる「地球の出」の動画や地形カメラによるアポロ着陸地点画像など、一般の人たちに関心の高く、わかりやすいコンテンツが登録されたときに、大幅に利用数が伸びていることがわかる。図11-5はかぐや画像ギャラリーの画面イメージであり、図11-6はかぐや画像ギャラリーからダウンロード可能な地形カメラで観測されたデータから作成されたティコクレータ立体視画像の視点をかえて作成したfly through動画のスナップショットである。また、TVの特別番組が組まれた場合や科学雑誌で特集が組まれた場合にも同じような傾向が見られた。

今後は、3次元の地理情報システム(GIS)と組み合わせることで3次元の月表示の中からのデータ検索、表示および複数の画像の重ね合わせ表示などができるようなシステムの構築も検討している(8. 1. 4項参照)

かぐや画像ギャラリー ページビューの日変化(2007年12月5日～2008年12月24日)

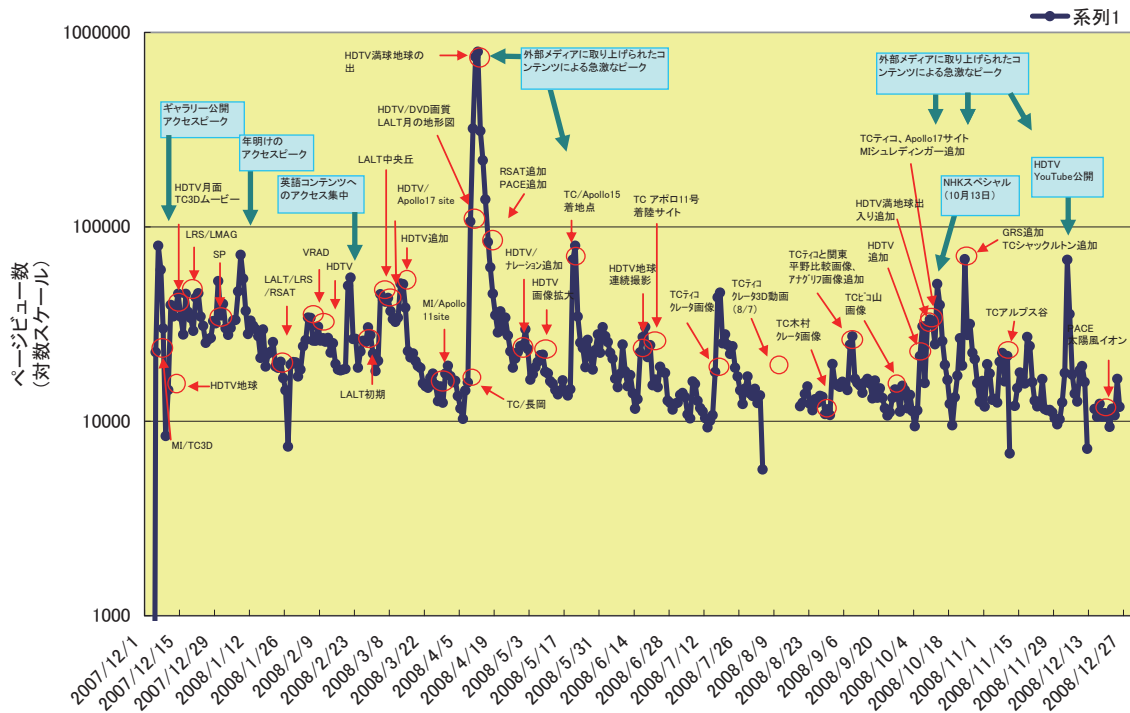


図 11-4(その 1) かぐや画像ギャラリーの利用実績(リニューアル前)

かぐや画像ギャラリー ページビューの日変化(2008年12月25日～2009年4月30日)

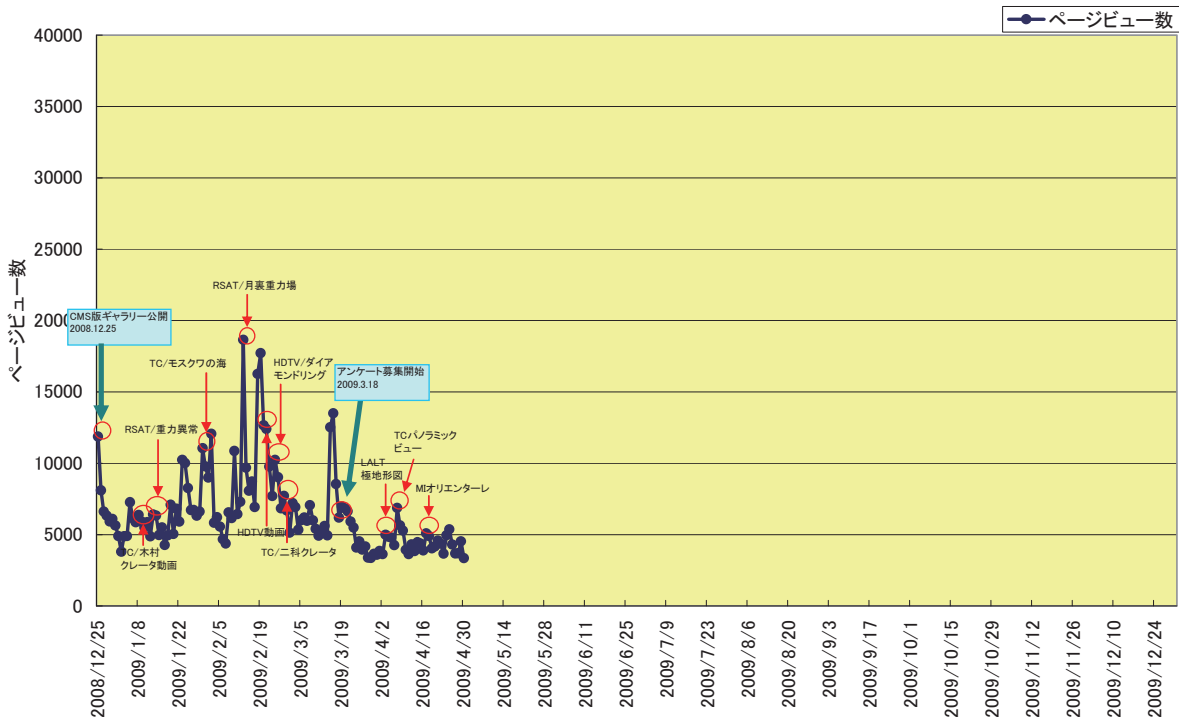


図 11-4(その 2) かぐや画像ギャラリーの利用実績(リニューアル後)

* 平成 20 年 12 月 25 日のリニューアル時にページ構成が変わり集計基準が変わったため、リニューアル前後でグラフを分けている。



図 11-5 かぐや画像ギャラリーの画面イメージ

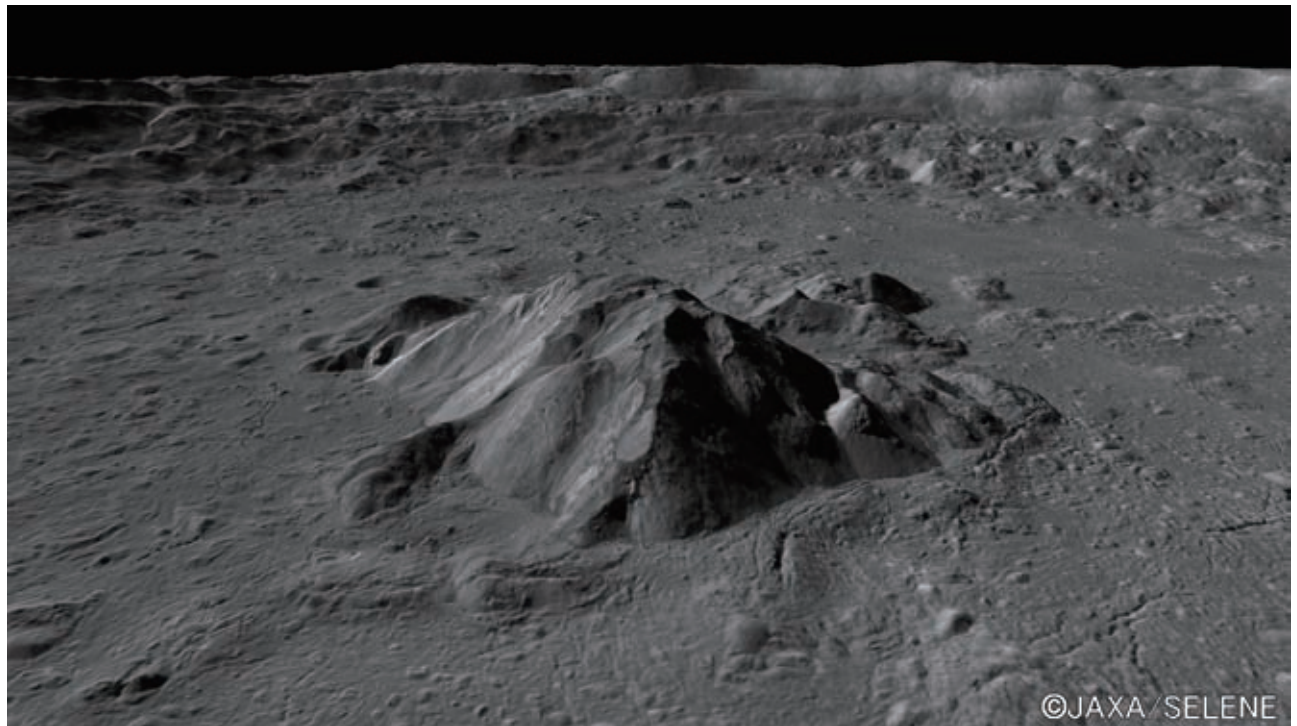


図 11-6 地形カメラによるティコクレータ

1.1.8 多様な表現手法の活用

宇宙関係では成果を表現する方法は視覚に強く依存しがちだが、「かぐや」プロジェクトでは「見る」ことだけでなく「聴く」「触れる」ことも重視している。このような試みは、視覚障害者にとってきわめて有効な手段であるとともに、晴眼者にもより深い理解を可能にする。

例えば、レーザ高度計(LALT)で得られた月面の高さ情報は、アートディレクターの東泉一郎氏を中心とした moonbell プロジェクトと LALT 観測機器チームとの協力により “moonbell” (http://wms.selene.jaxa.jp/selene_sok/) という可聴化システムが共同開発され運用されている。図 11-7 は、moonbell の操作画面イメージである。moonbell では、デフォルトの設定では、平均の高さがピアノで、観測場所ごとの高さがマリimbaで演奏され、これによって、「かぐや」が奏でる月の音楽は、高さを耳で体感するだけでなく、環境音楽的な効果も提供している。日本科学未来館で平成 20 年 9 月に開催されたお月見イベントなどで広くデモンストレーションするとともに、日本科学未来館と立教大学が作成した 4K 映像である「かぐやの夢」にも moonbell の音が使われている。

LALT のデータはまた、立体月球儀として加工され、月面の表側と裏側の起伏の違いが手で触れるだけで直観的に理解できるような教材として活用されている。

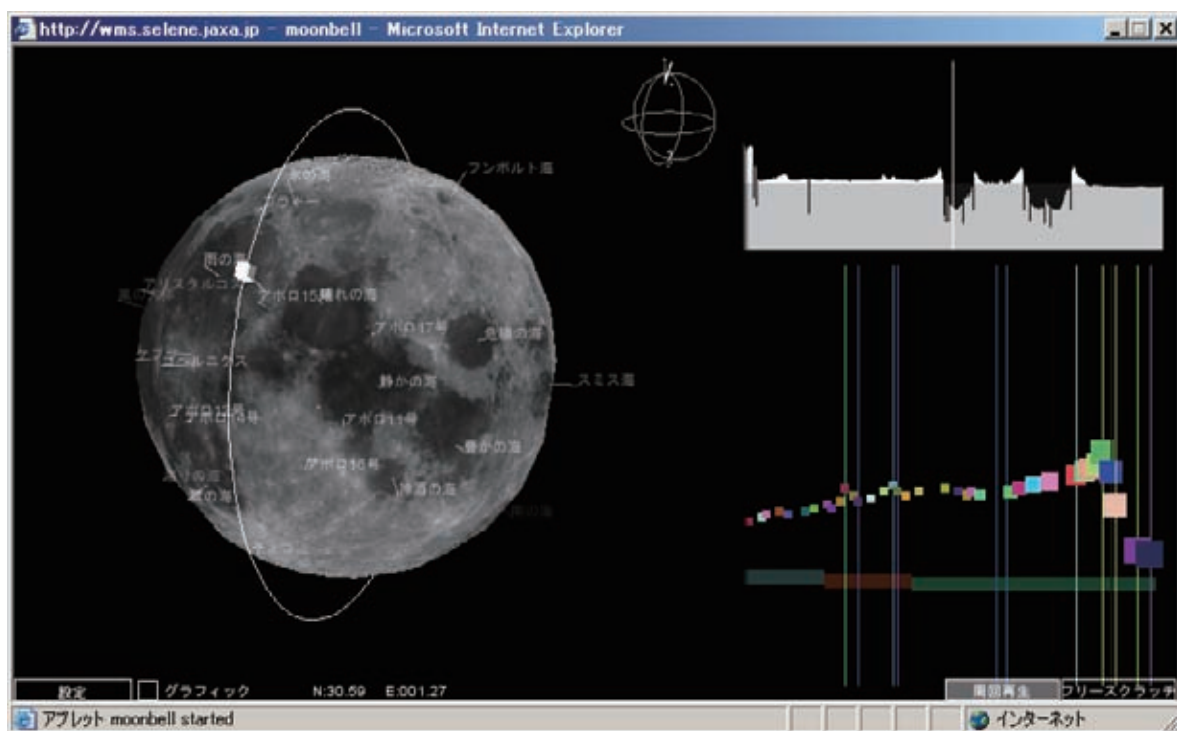


図 11-7 可聴化システム moonbell の画面イメージ

11.9 企業との連帯

広報・普及啓発をより効果的に行うために、企業等との連携も強めた。打ち上げ前から JAXA 産学官連携部が中心となって実施してきた『『かぐや』応援キャンペーン』では、「我が国が本格的に月の探査を目指し、日本国民に夢・希望・勇気をもってもらおう」というテーマに賛同して応募したキャンペーン参加企業は、「〇〇社は、『かぐや(SELENE)』を応援します！」という文言や「SELENE ロゴ」等を自社の商品等へ掲出したり、「かぐや」応援イベントを実施することなどにより、「かぐや」の広報・普及啓発活動に協力する。企業にとっても、一定の要件を満たせば「かぐや」の資料や観測データなどを従来よりも使いやすく利用できるため、これまでに 60 以上の企業が応援キャンペーンの趣旨に賛同した。特に、「かぐや」の開発・運用などに携わった企業では、自社のイベントや CM など「かぐや」の情報を積極的に活用してきた。これによって、従来よりも多く、JAXA 主体でなく関係企業を通じた形で「かぐや」の情報をより広く発信することができた。

この応援キャンペーンは、当初は定常運用期間中に限定して行われることになっていたが、「かぐや」が引き続き運用されることもあり、「かぐや」が落下する＝ミッションが完了するまで実施される予定である。なお、キャンペーン企業はミッション完了から 1 年後まで利用を継続可能である。

また、応援キャンペーン以外にも、「かぐや」コンテンツの成果利用契約に基づく、LALT データを用いた凹凸月球儀の販売検討をはじめとする企業によるさらなる利用も進められている。

11.10 ソフトパワーとしての科学の利用

「かぐや」は、かけがえのない地球のことや、月を知ることが地球を知ることにつながることを広く体感させてくれる。洞爺湖サミットにおけるハイビジョン映像の上映ならびに参加首脳が満地球のパネルにサインをしたことや、チームマイナス 6% に代表されるような地球環境保全活動への取り組みの紹介にも、「かぐや」がとらえた灰色の月面と青い地球の対比が多く使われている(図 11-8 参照)。これらのことは、科学が人間社会に対して明確なメッセージを発しうるものであり、外交のソフトパワーとしても有効に機能しうることを示しているのではないだろうか。



図 11-8 「かぐや」が撮影した「満地球」画像の代表的な使用例
(左が洞爺湖サミット、右がチームマイナス 6%)

11.11 まとめ

「かぐや」は最先端の科学観測機器を搭載し、月の起源と進化の解明に寄与する世界に冠たるデータを提供しており、観測機器チームによるすばらしい成果、新たな知見を世界にむけて発信してくれることは間違いがない。また、その成果である地形、日照、資源情報などは、将来の月面有人活動においても大変重要なデータとなることも疑いがない。

しかしながら、「かぐや」の成果は、純然たる科学、工学利用にとどまらず、広報・普及啓発における宇宙科学、月への国民の関心と日本が最先端のミッションを問題なく実現できたことでの国民に夢と自信を与えることにもつながっている。これらは、広報部やプロジェクトに対する講演会での質疑やメールなどを通じて、関係者が身をもって感じているところである。

また、高度 100km の月周回軌道に入り本格運用を開始するまでに HDTV でとらえた遠ざかる地球の姿や、モニターカメラによる月の写真などを公開することにより、国民の関心を得ることができた。その上で、「かぐや」がとらえた青く小さな地球は、地球がいかにすばらしく、はかないものかを印象づけるものとして広く利用されている。

広報用としてのハイビジョンカメラの搭載・活用ならびに、プロジェクトと観測機器チーム協力による観測機器による広報・普及啓発用の画像公開・提供活動により、「かぐや」は単なる科学衛星を越えた存在となっている。

NASA は月ミッションの実施にあたり、納税者への還元のために、観測機器チームなどと協力して教育普及活動に少なくともプロジェクト資金の 0.5% の資金を投じることを表明している[表 11-2 No.9 参照]。今後のミッションにおいても、これを参考にしつつ、「はやぶさ」と「かぐや」という探査ミッションで国民の関心を高めてきた流れをつないでいくべきであると考える。

表 11-2 かぐやの広報活動に関する文献一覧

No.	文献
1	祖父江真一、加藤學、星野宏和、奥村隼人、滝澤悦貞、「月周回衛星「かぐや」の広報・普及啓蒙活動について」、日本地球惑星科学連合 2008 年大会、P221-226、2008 年 5 月
2	祖父江真一、加藤學、星野宏和、奥村隼人、滝澤悦貞、KAGUYA(SELENE) data delivery and EPO plan、ISTS2008、2008-K-25、2008 年 6 月
3	祖父江真一、加藤學、星野宏和、奥村隼人、滝澤悦貞、「月周回衛星「かぐや」(SELENE)の現状について」、vol 28 No.1、pp44-46、日本リモートセンシング学会誌、2008 年
4	祖父江真一、荒木博志、田澤誠一、野田寛大、奥村隼人、東泉一郎、島田卓也、比嘉聡、小林江里子、月周回衛星「かぐや」(SELENE)レーザ高度計(LALT)データの可聴化について、vol 28 No. 3、pp274-277、日本リモートセンシング学会誌、2008 年
5	祖父江真一、滝澤悦貞、加藤學、春山純一、JAXA 月周回衛星「かぐや」の開発と期待される成果について、P53-55、電子情報通信学会 通信方式研究会 第 2 種研究会 第 21 回情報伝送と信号処理ワークショップ、2008 年
6	祖父江真一、奥村隼人、星野宏和、滝澤悦貞、かぐやの広報・普及啓発活動について、P172、第 52 回航空宇宙学会連合講演会、2008 年 11 月
7	祖父江真一、奥村隼人、星野宏和、かぐやデータの教育への応用について、P162、第 52 回航空宇宙学会連合講演会、2008 年 11 月
8	NASA プロジェクトにおける広報への予算配分について http://nasascience.nasa.gov/researchers/sara/library-and-useful-links/LPSC_031008_final.pdf

12. 略語一覧

略語	英文	和文
A		
a	semi-major axis	軌道長半径
ACC	Accelerometer	加速度計(搭載機器名:AOCS)
ACFS	Attitude Control Flight Software	姿勢軌道制御系搭載ソフトウェア
AGE	Aerospace Ground Equipment	地上支援装置
AOCE	Attitude & Orbit Control Electronics	姿勢軌道制御電子回路(搭載機器名:AOCS)
AOCS	Attitude and Orbit Control System	姿勢軌道制御システム(サブシステム名)
Ag-Tf	Ag Teflon	銀蒸着テフロン
Ah	ampere hour	アンペア時
AOS	Acquisition of Signal	入感
APE	Antenna Pointing Electronics	アンテナ指向制御電子機器(搭載機器名:COM)
APM	Antenna Pointing Mechanism	アンテナ指向機構(搭載機器名:COM)
ARD	Alpha Ray Detector	アルファ線検出器(搭載機器名:GAP)
AT	Acceptance Test	受入試験
B		
BAT	Battery	蓄電池、バッテリー(搭載機器名:EPS)
BBM	Breadboard Model	試作試験用モデル
BCCU	Battery Charge Control Unit	バッテリー充電器(搭載機器名:EPS)
BOL	Begin of Life	寿命初期
BOS	Blight Object Sensor	ブライトオブジェクトセンサ(搭載機器名:UIPI)
bps	bit per second	ビット/秒
C		
CAMERA	Monitor Camera	モニタカメラ(サブシステム名)
CAM-C	Monitor Camera Controller	モニタカメラ制御部(搭載機器名:CAMERA)
CAM-H	Monitor Camera Head	モニタカメラヘッド部(搭載機器名:CAMERA)
CGSDS	Consultative Committee for Space Data Systems	宇宙データシステム諮問委員会
CDR	Critical Design Review	詳細設計審査
CDU	Cooler Driver Unit	冷凍機駆動用電源部(搭載機器名:GAP)
CFRP	Carbon Fiber-Reinforced Plastic	炭素繊維強化複合材料
ch	channel	チャンネル
CMD	Command	コマンド
CNV	Converter	コンバータ(搭載機器名:EPS)
C/O	Check Out	チェックアウト、機能確認
COM	Communication Subsystem	通信系(サブシステム名)
CPS	Charged Particle Spectrometer	粒子線計測器(ミッション名)
D		
deg	degree	度
DFAS	DMS Flight Application Software	DMS フライトアプリケーションソフトウェア
DH	Data Handling	データ処理系(サブシステム名)
DIP	Diplexer	ダイプレクサ、分波合波回路(搭載機器名:COM)
DMS	Data Management System	データ管理システム(搭載機器名:DH)
DPCU	Data Processing Control Unit	共通データ処理・制御部(搭載機器名:LISM)
DPU	Data Processing Unit	観測データ処理部(搭載機器名:LISM)
DSN	Deep Space Network	深宇宙通信網

略語	英文	和文
E		
ECU	Electronic Control Unit	パドル駆動回路(搭載機器名:SPS)
ECU PS	Electronic Control Unit Power Supply	パドル駆動回路電源(搭載機器名:SPS)
EED	Electro-Explosive Device	電気式起爆装置
EEPROM	Electrical Erasable Programmable Device	メモリ(書込/消去可能)
EINT	Electrical Integration Hardware	電気計装
EM	Engineering Model	エンジニアリングモデル、開発モデル
EMC	Electro Magnetic Compatibility	電磁適合性
EMI	Electro Magnetic Interference	電磁干渉
EOL	End of Life	末期
EPS	Electrical Power Subsystem	電力系(サブシステム名)
ESA	European Space Agency	欧州宇宙機関
ESA-S	Electron Spectrum Analyzer	電子エネルギー分析器(搭載機器名:MAP)
F		
FBA	Frange Bolt Assembly	フランジボルトアセンブリ
FDIR	Failure Detection, Isolation and Reconfiguration	故障検知分離再構成
FJT	Fujitsu	富士通株式会社
FTA	Fault Tree Analysis	故障の木解析
G		
GAP	Gamma-ray, Arpha-ray and Particle Spectrometer	ガンマ線分光計および粒子線検出器(統合ミッション名)
GFRP	Grass Fiber Reinforced Plastic	ガラス繊維強化複合材料
GHe	Helium Gas	ヘリウムガス
GN	Ground Network System	地上ネットワークシステム
GPE	Gamma and Particle Electronics	GAP 共通電子回路部(搭載機器名:GAP)
GRD	Gamma Ray Detector	ガンマ線検出器(搭載機器名:GAP)
GRS	Gamma Ray Spectrometer	ガンマ線分光計(ミッション名)
H		
HCE	Heater Control Electronics	ヒータ制御回路(搭載機器名:TCS)
HDTV	High Definition Television	高精細映像取得システム(ミッション名、搭載機器名)
HGA	High Gain Antena	高利得アンテナ(搭載機器名:COM)
HRM	Hold Release Mechanism	保持解放機構
HYB	Hybrid	合波器(搭載機器名:COM)
I		
i	inclination	軌道傾斜角
IA	IHI Aerospace	IHI エアロスペース(株)
ICD	Interface Control Document	インタフェース管理文書
IEA	Ion Energy Analyzer	イオンエネルギー分析器(搭載機器名:MAP)
I/F	Interface	インタフェース
IMA	Ion Mass Analyzer	イオン質量エネルギー分析器(搭載機器名:MAP)
INT	Integration Hardware	計装系(サブシステム名)
IRU	Inertial Reference Unit	慣性基準装置(搭載機器名:AOCs)
ISAS	Institute of Space and Astronautical Institute	旧宇宙科学研究所
ISAS	Institute of Space and Astronautical Institute	JAXA 科学研究本部
ITO	Indium-Tin-Oxide	酸化スズインジウム
J		
JAXA	Japan Aerospace Exploration Agency	宇宙航空研究開発機構

略語	英文	和文
JPL	Jet Propulsion Laboratory	ジェット推進研究所
K		
KRN	Kiruna Tracking Station	キルナ可搬局
KTU	Katsuura Tracking and Communication Station	新 GN 勝浦宇宙通信所
L		
LALT	Laser Altimeter	レーザ高度計(ミッション名)
LALT-E	LALT Electronics	LALT 制御部
LALT-TR	LALT Transmitter Receiver	LALT 送受信部
LISM	Lunar Imager/Spectrometer	月面撮像/分光機器(統合ミッション名)
LLM	Light Load Mode	軽負荷モード
LM	Lower Module	下部モジュール
LMAG	Lunar Magnetometer	月磁場観測装置(ミッション名)
LMAG-S	Lunar Magnetometer Sensor	月磁場観測装置センサ(搭載機器名:MAP)
LOI	Lunar Orbit Insertion	月周回軌道投入
LOV	Louver	サーマルルーバー(搭載機器名:TCS)
LOS	Loss of Signal	消感
LRS	Lunar Radar Sounder	月レーダサウンダー(ミッション名)
LRS-A	LRS Antenna	LRS アンテナ(搭載機器名:LRS)
LRS-E	LRS Electronics	LRS 電子回路部(搭載機器名:LRS)
LRS-P	LRS Preamp	LRS プリアンプ(搭載機器名:LRS)
LRU	LISM Radiometer Unit	LISM 放射計部(搭載機器名:LISM)
LV	Latch Valve	遮断弁(搭載機器名:UPS)
M		
MAP	Magnetic Field and Plasma Experiment	月磁場プラズマ観測装置(統合ミッション名)
MAP-E	MAP Electronics	MAP 共通電子回路部(搭載機器名:MAP)
MDR	Mission Data Recorder	ミッションデータレコーダ(搭載機器名:DH)
MEC	Meisei Electric Co.,Ltd.	明星電気(株)
MELCO	Mitsubishi Electric Corporation	三菱電機(株)
MI	Multi-band Imager	マルチバンドイメージャ(ミッション名)
MINT	Mechanical Integration Hardware	機械計装
MLI	Multi Layered Insulator	多層断熱材
MOD	Modulator	変調器(搭載機器名:COM)
MS	Margin of Safety	安全余裕
MSD	Masuda Tracking and Communication Station	新 GN 増田宇宙通信所
MSP	Maspalomas Tracking Station	新 GN マスパロマス可搬局
MTM	Mechanical Test Model	構造試験モデル
N		
N2H2	Hydrazine	ヒドラジン
NAO	National Astronomical Observatory of Japan	国立天文台
NASA	National Aeronautics and Space Administration	米国航空宇宙局
NASDA	National Space Development Agency of Japan	旧宇宙開発事業団
NEC	NEC Corporation	日本電気(株)
NiCd	Nickel Cadmium Battery	ニッケルカドミウム電池
NiMH	Nickel-Metal Hydride battery	ニッケル水素電池
NIPPI	NIPPI Corporation	日本飛行機(株)
NHK	Japan Broadcasting Corporation (Nippon Hoso Kyokai)	日本放送協会
NTO	Nitrogen tetroxide	酸化剤(四酸化二窒素)
NTS	NEC TOSHIBA Space Systems	NEC 東芝スペースシステム(株)

略語	英文	和文
O		
OBC	OnBoard Computer	搭載計算機
ODC	Ordnance Controller	オードナンス制御器 (搭載機器名:EPS)
OKN	Okinawa Tracking and Communication Station	新 GN 沖縄宇宙通信所
OME	Orbit Maneuver Engine	軌道制御エンジン
P		
PACE	Plasma Energy Angle and Composition Experiment	プラズマ観測器(ミッション名)
PAF	Payload Attach Fitting	衛星分離部
PCDU	Power Control and Distribution Unit	共通電源部(搭載機器名:LISM)
PCU	Power Control Unit	電力制御器(搭載機器名:EPS)
PDR	Preliminary Design Review	基本設計審査
PFM	Proto-Flight Model	プロトフライトモデル
PFT	Proto-Flight Test	プロトフライト試験
PI	Principal Investigator	代表研究者、主研究者
PIU	Power Interface Unit	パワーインターフェスユニット(搭載機器名:EPS)
PQR	Post Qualification Test Review	プロトフライト試験後審査
PROM	Programmable Read Only Memory	メモリ(書換可能/読取専用)
PRT	Perth Tracking Station	新 GN パース可搬局
PS	Particle Spectrometer	粒子線望遠鏡(搭載機器名:GAP)
PSR	Pre-shipment Review	出荷前審査
PYV	Pyrovalve	パイロ弁(搭載機器名:UPS)
Q		
QT	Qualification Test	認定試験
R		
R&RR	Range & Range Rate	距離データ及び距離変化率
RF	Radio Frequency	無線周波
RNG	Ranging Data	測距データ
RR	Range Rate	距離変化率
RR	Restrain and Release Mechanism	保持分離機構
RS	Radio Science	電波科学(ミッション名)
RSAT	Relay Sub-satellite Transponder	リレー衛星中継器(ミッション名、搭載機器名)
Rstar	-	リレー衛星
RTU	Remote Terminal Unit	リモートターミナルユニット(搭載機器名:DH)
RW	Reaction Wheel	リアクションホイール(搭載機器名:AOCs)
S		
SADM	Solar Array Paddle Drive Mechanism	パドル駆動機構(搭載機器名:SPS)
S-ANT	S-band Antenna	S帯アンテナ(搭載機器名:COM)
SAP	Solar Array Paddle	太陽電池パドル(搭載機器名:SPS)
S-DIP	S-band Diplexer	S帯ダイプレクサ(搭載機器名:RSAT)
SELENE	SELENE Engineering Explorer	月周回衛星セレーネ
SHI	Sumitomo Heavy Industries, Ltd.	住友重機械工業(株)
SH_OBC	SH On-Board-Computer	SH搭載計算機
SHNT	Shunt Dissipater	シャントデシペータ(搭載機器名:EPS)
SITE	Spacecraft Integration and Test Building	総合環境試験棟
SNT	Santiago Tracking Station	新 GN サンチアゴ可搬局
SOAC	SELENE Operation and Analysis Cneter	月ミッション運用解析センター
SOE	Sequence Of Event	時刻とイベントの対応表

略語	英文	和文
SOL-BC	Solar X-ray Monitor and XRF Calibrator	太陽X線モニタ(搭載機器名:XRS)
SP	Spectral Profiler	スペクトルプロファイラ(ミッション名、搭載機器名:LISM)
SPS	Solar Array Paddle Subsystem	太陽電池パドル系(サブシステム名)
SSH	Sun Sensor Head	太陽センサヘッド(搭載機器名:AOGS)
SSOC	Sagamihara Satellite Operation Center	相模原衛星運用センター
S-SW	S-band Switch	S帯スイッチ(搭載機器名:COM)
ST	Star Tracker	恒星センサ
STA	Star Tracker Assembly	恒星センサアセンブリ
STM	Structural Thermal Model	熱構造モデル
STR	Structure Subsystem	構体系(サブシステム名)
S-TRP	S-band Transponder	S帯中継器(搭載機器名:RSAT)
SwRI	Southwest Research Institute	サウスウエスト研究所
T		
TC	Terrain Camera	地形カメラ(ミッション名)
TC-OBC	Telemetry Command On-Board-Computer	テレコマ搭載計算機(観測機器で共通に使用)
TCS	Thermal Control Subsystem	熱制御系(サブシステム名)
TEX	Telescope of Extreme Ultraviolet	極端紫外観測装置(搭載機器名:UIPI)
TFG	Transfer Frame Generator	トランスファフレームジェネレータ(搭載機器名:DH)
THR	Thruster	スラスタ(搭載機器名:UPS)
TINT	Thermal Integration Hardware	熱計装
TLM	Telemetry	テレメトリ
TKF	Fuel Tank	燃料タンク(搭載機器名:UPS)
TKHE	Helium Tank	気蓄器(搭載機器名:UPS)
TKO	Oxidizer Tank	酸化剤タンク(搭載機器名:UPS)
TKSC	Tsukuba Space Center	筑波宇宙センター
TNSC	Tanegashima Space Center	種子島宇宙センター
TRP	Transponder	中継器(トラポン)
TTM	Thermal Test Model	熱試験モデル
TVIS	Telescope of Visible airglow	可視部望遠鏡(搭載機器名:UIPI)
U		
UDSC	Usuda Deep Space Center	臼田局
UM	Upper Module	上部モジュール
UPI	Upper-Atmosphere and Plasma Imager	プラズマイメージャ(ミッション名)
UPI-E	UPI Electronics	UPI エレクトロニクス部(搭載機器名:UIPI)
UPI-S	UPI Sensor	UPI センサ部(搭載機器名:UIPI)
UPS	Unified Propulsion Subsystem	推進系(サブシステム名)
USB	Unified S-band	統一Sバンド
USC	Uchinoura Space Center	内之浦局
USB-TRP	USB Transponder	USB トランスポンダ(搭載機器名:COM)
UVC	Under Voltage Control	下限電圧制御
V		
VDE	Valve Drive Electronics	バルブ駆動回路(搭載機器名:UPS)
VLBI	Very Long Baseline Interferometer	超長基線干渉計
VRAD	VLBI Radio Source	衛星用電波源(ミッション名、搭載機器名)
Vstar	-	VRAD 衛星
W		
WBS	Work Breakdown Structure	作業区分構成

略語	英文	和文
WDE	Wheel Drive Electronics	ホイール駆動回路(搭載機器名:AOCS)
X		
X-HYB	X-band Hybrid	X帯合波器(搭載機器名:COM)
XMOD	X-band Modulator	X帯変調器(搭載機器名:COM)
XPA	X-band Preamp	X帯プリアンプ(搭載機器名:COM)
XRF-A	Lunar X-ray Fluorescence Detector	蛍光X線センサ(搭載機器名:XRS)
XRS	X-Ray Spectrometer	蛍光X線分光計(ミッション名)
XRS-E	XRS Electronics	XRS 電子回路部(搭載機器名:XRS)
X-SW	X-band Switch	X帯スイッチ(搭載機器名:COM)
Y		
Z		

13. プロジェクト関係者一覧(五十音順)

会田 孝明 (NEC ネットズエスアイ)
 青木 滋 (JAXA)
 青木 豊 (富士通(株))
 青島 千晶 (富士通(株))
 青沼 大地 (宇宙技術開発(SED))
 赤井 公積 (NT スペース)
 赤木 智穂 (NEC 航空宇宙システム)
 秋山 演亮 (和歌山大学)
 浅田 智朗 (会津大学)
 浅葉 薫 (NEC)
 浅村 和史 (JAXA)
 浅利 一善 (国立天文台)
 阿部 和弘 (日本飛行機株式会社)
 阿部 克浩 (NEC 航空宇宙システム)
 安部 喜久夫 (NEC)
 安部 博文 (富士通(株))
 安部 正真 (JAXA)
 天羽 弘士 (NEC 航空宇宙システム)
 網本 順一 (IHI エアロスペース)
 綾田 春樹 (NEC)
 荒井 武彦 (国立天文台)
 荒井 朋子 (千葉工業大学)
 荒川 政彦 (名古屋大学)
 荒木 博志 (国立天文台)
 荒谷 誠一郎 (NEC 航空宇宙システム)
 有川 昭吾 (三和エンジニアリング(株))
 有吉 重将 (宇宙技術開発(SED))
 飯島 祐一 (JAXA)
 飯村 美紀 (宇宙技術開発(SED))
 池上 真悟 (NEC)
 池田 人 (JAXA)
 池田 瑞穂 (NEC)
 石井 孝和 (NEC)
 石井 知徳 (三菱電機株式会社)
 石井 雅博 (IHI エアロスペース)
 石川 幹 (三菱電機株式会社)
 石川 利昭 (国立天文台)
 石川 知明 ((株)アイネット)
 石川 裕理 (IHI エアロスペース)
 石坂 圭吾 (富山県立大学)
 石島 義之 (JAXA)
 石戸 喜夫 (JAXA)
 石橋 史朗 (富士通(株))
 石橋 政博 (宇宙技術開発(SED))
 石橋 幸夫 (宇宙技術開発(SED))
 石原 吉明 (国立天文台)
 石本 宗久 (NEC エンジニアリング)
 泉 国次 (日本飛行機株式会社)
 泉 達司 (JAXA)
 板垣 春昭 (JAXA)
 市川 信一郎 (JAXA)
 市川 誠 (JAXA)
 市角 元 (NEC 航空宇宙システム)
 市野 裕行 (三菱電機株式会社)
 一斗 隆志 (NEC エンジニアリング)
 伊藤 光義 (NEC 航空宇宙システム)
 伊藤 利晃 ((株)アイネット)
 伊東 宏昌 (NTT データ CCS)
 伊藤 真之 (神戸大学)
 糸田 千鶴 (太成学院大学)
 稲垣 直寛 (日本飛行機株式会社)
 稲田 亜美 (新日鉄ソリューションズ)
 犬伏 啓介 (NEC 航空宇宙システム)
 井上 加奈子 (NEC ネットズエスアイ)
 井上 淳一 (富士通(株))
 井上 高広 (JAXA)
 井上 知恵 ((株)アイネット)
 井上 裕之 (新日鉄ソリューションズ)
 井町 智彦 (金沢大学)
 今村 剛 (JAXA)
 今吉 聡邦 (宇宙技術開発(SED))
 岩佐 俊一 (宇宙技術開発(SED))
 岩崎 晃 (東京大学)
 岩田 隆浩 (JAXA)
 岩名 泰典 (JAXA)
 岩本 祥広 (NT スペース)
 岩山 曜介 (NT スペース)
 上野 繁樹 (三菱電機株式会社)
 上野 秀人 (富士通(株))
 上野 文裕 (IHI エアロスペース)
 内堀 康弘 (NEC)
 内堀 幸夫 (放射線医学総合研究所)
 梅田 浄二 (IHI エアロスペース)
 浦塚 清峰 (情報通信研究機構)
 江川 宏 (NEC 航空宇宙システム)
 江面 堯明 (NEC ネットズエスアイ)
 海老原 充 (首都大学東京)
 大井 理全 (NEC 航空宇宙システム)
 大石 克己 (NEC)
 大石 貴之 (沖電気工業(株))
 大川 祐輔 ((株)アイネット)
 大川 義幸 (三菱電機株式会社)
 大久保 毅人 (三菱電機株式会社)
 大久保 充 (三菱電機株式会社)
 大下 俊彦 (東京エレクトロニックシステムズ)
 大志万 直人 (京都大学・防災研究所)

大嶋 元樹 (日本アンテナ株式会社)
大島 渉 (三技協)
太田 和夫 (JAXA)
太田 敬 (宇宙技術開発(SED))
大嶽 久志 (JAXA)
大竹 真紀子 (JAXA)
大谷 宏三 (NEC 航空宇宙システム)
大西 隆史 (富士通(株))
大野 正治 (静岡沖電気(株))
大原 計哉 (NEC エンジニアリング)
大前 宏和 (富士通(株))
大村 善治 (京都大学 生存圏研究所)
大家 寛 (東北大学)
岡 隆一 (会津大学)
岡田 茂 (NEC ネットズエスアイ)
岡田 達明 (JAXA)
尾形 輝美 (富士通(株))
岡田 敏美 (富山県立大学)
尾形 慶照 (三菱電機株式会社)
岡野 章一 (東北大学)
岡林 功 (NEC ネットズエスアイ)
小川 和律 (JAXA)
小川 達哉 ((株)アイネット)
小川 美奈 (JAXA)
小川 佳子 (会津大学)
奥平 修 (早稲田大学)
奥野 祥二 (神奈川大学)
奥村 隼人 (JAXA)
尾郷 慶太 (NT スペース)
長内 智太郎 (NEC エンジニアリング)
押上 祥子 (名古屋大学)
小田啓邦 (産業技術総合研究所)
小野 公士 (三和エンジニアリング(株))
小野 高幸 (東北大学)
小野寺 勝彦 (JAXA)
尾花 由紀 (東京大学)
小原 隆博 (JAXA)
尾本 敬信 (明星電気株式会社)
小山 孝一郎 (台湾中央大学)
恩地 朋子 (NEC 航空宇宙システム)
香河 英史 (JAXA)
鍵谷 将人 (東北大学)
笠羽 康正 (東北大学)
笠原 禎也 (金沢大学)
柏木 利介 (神奈川大学)
春日 一仁 (NEC)
加瀬 貞二 (NEC)
片山 保宏 (JAXA)
勝股 保彦 (宇宙技術開発(SED))
加藤 貴昭 (NEC 航空宇宙システム)
加藤 広司 (宇宙技術開発(SED))
加藤 学 (JAXA)
金森 洋史 (JAXA)
金子 博 (明星電気株式会社)
金子 豊 (JAXA)
鎌倉 千秋 (IHI エアロスペース)
神川 えりか (NEC 航空宇宙システム)
上川 佳 (新日鉄ソリューションズ)
神谷 泉 (国土地理院)
神谷 芳和 (JAXA)
亀田 和秀 (東芝電波システムエンジニアリング)
唐牛 譲 (早稲田大学)
川井 勝人 (三菱電機株式会社)
川勝 康弘 (JAXA)
川口 岳夫 (宇宙技術開発(SED))
川崎 春夫 (JAXA)
河瀬 直人 (富士通(株))
川副 伸一 (富士通(株))
河野 晃明 (NEC ネットズエスアイ)
河野 宣之 (奥州宇宙遊学館)
川村 俊一 (三菱電機株式会社)
川村 勉 (NEC エンジニアリング)
神原 文博 (NEC エンジニアリング)
菊池 冬彦 (国立天文台)
菊池 雅行 (極地研究所)
岸 恵一 (沖電気工業(株))
岸野 義宏 (IHI エアロスペース)
北里 宏平 (会津大学)
北村 斉 (NEC)
木下 貴博 (JAXA)
木下 怜香 ((株)アイネット)
木野村 潤一 ((株)アイネット)
木村 淳 (北海道大学)
木村 雅文 (NEC 航空宇宙システム)
楠田 和宏 (三和エンジ)
國森 裕生 (情報通信研究機構)
久野 晃司 (NEC 航空宇宙システム)
久保 雅嗣 (NEC 航空宇宙システム)
久保 善謙 (宇宙技術開発(SED))
熊谷 哲成 (NEC エンジニアリング)
熊本 篤志 (東北大学)
隈元 信也 (NEC ネットズエスアイ)
倉 伸宏 (宇宙技術開発(SED))
藏品 豊 (三菱スペースソフトウエア)
倉田 賢一 (NEC エンジニアリング)
倉橋 政司 (NT スペース)
栗原 淳 (日本飛行機株式会社)
栗山 裕一 (NEC 航空宇宙システム)
小坏 秀明 (三菱電機株式会社)
河野 長 (東京工業大学)
河野 裕介 (国立天文台)
郷原 利裕 (NEC エンジニアリング)

小久保 英一郎 (国立天文台)
児島 敦 (JAXA)
小島 隆之 (NEC 航空宇宙システム)
小島 政信 (NT スペース)
児島 光雄 (富士通(株))
小菅 勇司 (NEC 航空宇宙システム)
児玉 信介 (産業技術総合研究所)
後藤 晃 (宇宙技術開発(SED))
後藤 健太郎 (IHI エアロスペース)
後藤 大亮 (JAXA)
後藤 由貴 (金沢大学)
小西 久弘 (JAXA)
五戸 雄一郎 (三菱電機株式会社)
小林 進悟 (JAXA)
小林 治伸 (NEC 航空宇宙システム)
小林 宏章 ((株)アイネット)
小林 正規 (千葉工業大学)
駒井 崇 (NEC エンジニアリング)
小松 進一 (早稲田大学)
権代 智丈 (NT スペース)
今野 美砂 (NEC 航空宇宙システム)
齊藤 昭則 (京都大学)
齊藤 岳彦 (NEC 航空宇宙システム)
斎藤 義文 (JAXA)
佐伯 和人 (大阪大学)
境野 淑介 (富士通(株))
坂野井 健 (東北大学)
佐川 永一 (国際通信経済研究所)
佐久間 典子 (新日鉄ソリューションズ)
佐々木 晶 (国立天文台)
佐々木 進 (JAXA)
佐々木 崇志 (日本飛行機株式会社)
佐々木 健 (JAXA)
佐藤 章 (JAXA)
佐藤 活志 (京都大学)
佐藤 隆行 (NT スペース)
佐藤 宣彦 (NEC エンジニアリング)
澤口 一馬 (宇宙技術開発(SED))
椎名 哲男 (NEC エンジニアリング)
塩井 和人 (宇宙技術開発(SED))
塩川 和夫 (名古屋大学)
篠崎 憲二 (富士通(株))
篠原 育 (JAXA)
柴村 英道 (埼玉県立大学)
渋谷 秀敏 (熊本大学)
嶋田 大輔 (NEC 航空宇宙システム)
島田 貴 (NT スペース)
島袋 翼 (宇宙技術開発(SED))
島村 敬之 (NEC 航空宇宙システム)
清水 久芳 (東京大学地震研究所)
白井 慶 (JAXA)
白石 浩章 (JAXA)
白尾 元理 (惑星地質研究会)
白川 健一 (NEC 航空宇宙システム)
進藤 光 (NEC エンジニアリング)
菅野 貴之 (東京大学地震研究所)
杉浦 正典 (NEC 航空宇宙システム)
杉田 精司 (東京大学)
杉原 孝充 (海洋研究開発機構)
杉森 活彦 (IHI エアロスペース)
鈴木 淳 (NEC エンジニアリング)
鈴木 大郎 (会津大学)
鈴木 亮 (宇宙技術開発(SED))
関 華奈子 (名古屋大学)
関 正徳 ((株)アイネット)
関口 毅 (JAXA)
千秋 博紀 (千葉工業大学)
相馬 充 (国立天文台)
祖父江 真一 (JAXA)
高井 茂希 (住友重機械工業)
高島 健 (JAXA)
高田 淑子 (宮城教育大学)
高野 忠 (JAXA)
高野 裕 (JAXA)
高橋 宏一 (NT スペース)
高橋 太 (東京工業大学)
高橋 文雄 (NEC ネットズエスアイ)
高橋 正人 (東京エレクトロニックシステムズ)
高橋 昌人 (静岡沖電気(株))
高橋 衛 (IHI エアロスペース)
高橋 道夫 (JAXA)
高村 裕幸 (NT スペース)
滝澤 悦貞 (JAXA)
滝田 亮 (NEC ネットズエスアイ)
田口 真 (立教大学)
武内 由成 (日本飛行機株式会社)
武田 弘 (千葉工業大学)
田澤 誠一 (国立天文台)
太刀野 順一 (NHK)
立田 進 (日本飛行機株式会社)
舘野 直樹 (JAXA)
田中 一久 (NT スペース)
田中 貴美恵 (NEC 航空宇宙システム)
田中 孝治 (JAXA)
田中 潤一 (JAXA)
田中 宏幸 (明星電気株式会社)
田中 義光 (新日鉄ソリューションズ)
谷本 和夫 (明星電気株式会社)
田淵 義夫 (宇宙技術開発(SED))
田村 昌之 (IHI エアロスペース)
田山 聡 (JAXA)
千代川 義光 (NEC エンジニアリング)

塚原 裕樹 (三技協)
辻 敬太郎 (NEC ネットエスアイ)
土江 正人 (富士通(株))
土屋 正治 (NT スペース)
綱川 秀夫 (東京工業大学)
津貫 英信 (宇宙技術開発(SED))
坪川 恒也 (真英計測)
壺阪 和義 (富士通(株))
鶴田 潤 (三菱電機株式会社)
鶴田 慎司 (NT スペース)
鶴田 誠逸 (国立天文台)
釣見 啓介 (住友重機械工業)
出村 裕英 (会津大学)
寺沢 敏夫 (東京工業大学)
寺藺 淳也 (会津大学)
寺田 純 (NT スペース)
寺田 博 (NEC 航空宇宙システム)
富樫 賢二 (富士通(株))
徳田 敏和 (宇宙技術開発(SED))
常山 道夫 (宇宙技術開発(SED))
殿谷 登 (富士通(株))
富山 昌朋 (沖ウインテック(株))
鳥井 健司 (三菱スペースソフトウェア)
鳥居 雅也 (JAXA)
鳥居 雅也 (富士通(株))
内藤 均 (JAXA)
長井 嗣信 (東京工業大学)
長柄 泰博 (JAXA)
長尾 徹 (IHI エアロスペース)
中川 栄治 (JAXA)
中川 潤 (三菱電機株式会社)
中川 広務 (東北大学)
中澤 暁 (JAXA)
中澤 道夫 (明星電気株式会社)
中島 一朗 (富士通(株))
中嶋 憲 (三菱スペースソフトウェア)
中島 憲一 (東京エレクトロニックシステムズ)
長島 隆一 (JAXA)
中島 亮 (新日鉄ソリューションズ)
永田 修司 (富士通(株))
長田 利明 (三菱電機株式会社)
長妻 努 (情報通信研究機構)
長野 高太郎 (三菱スペースソフトウェア)
中野 俊弥 (NEC 航空宇宙システム)
中野谷 俊輔 (三菱スペースソフトウェア)
中道 健 (富士通(株))
中村 朋子 (JAXA)
中村 正人 (JAXA)
中村 靖之 (NT スペース)
中村 良介 (産業技術総合研究所)
中山 秀幸 (NEC 航空宇宙システム)
並木 なぎさ (新日鉄ソリューションズ)
並木 則行 (千葉工業大学)
奈良 修 (明星電気株式会社)
檜崎 勝弘 (住友重機械工業)
新原 敏之 (宇宙技術開発(SED))
西垣 孝則 (JAXA)
西郡 直実 (富士通(株))
西野 真木 (JAXA)
西村 純 (神奈川大学)
西本 敦 (富士通(株))
西山 毅 (三技協)
二ノ宮 賢治 (NEC 航空宇宙システム)
仁平 芳春 (沖ウインテック(株))
能川 公 (IHI エアロスペース)
野崎 幸重 (NT スペース)
野田 寛大 (国立天文台)
野原 郁男 (宇宙技術開発(SED))
乃美 和博 (住友重機械工業)
野村 和哉 (富士通(株))
野村 宣武 (新日鉄ソリューションズ)
野村 信人 (宇宙技術開発(SED))
橋本 弘蔵 (京都大学 生存圏研究所)
橋本 若路 (三菱スペースソフトウェア)
長谷川 洋 (JAXA)
長谷中 利昭 (熊本大学)
長谷部 信行 (早稲田大学)
服部 雅人 ((株)アイネット)
花田 英夫 (国立天文台)
浜木 徹 (NT スペース)
濱田 明彦 (NT スペース)
浜田 睦 (NEC ネットエスアイ)
浜本 正秀 (NEC エンジニアリング)
早川 基 (JAXA)
林 隆史 (会津大学)
林 好男 (三菱電機株式会社)
林田 亮弘 (NEC ネットエスアイ)
原 誠一 (NTT データ CCS)
原 英雄 (JAXA)
原田 雄司 (国立天文台)
張替 俊夫 (宇宙技術開発(SED))
春山 純一 (JAXA)
晴山 慎 (JAXA)
比嘉 道也 (JAXA)
疋田 澄夫 (JAXA)
平田 成 (会津大学)
平原 聖文 (東京大学)
平原 靖大 (名古屋大学)
廣石 健 (住友重機械工業)
福田 貴雄 (JAXA)
福原 潤二 (宇宙技術開発(SED))
富家 文穂 (NT スペース)

藤本 正樹 (JAXA)
船木 實 (極地研究所)
舟木 政信 (JAXA)
古市 智史 (NEC ネットエスアイ)
古林 武 (NEC エンジニアリング)
日置 和之 (NTT データ CCS)
保坂 正光 (明星電気株式会社)
星 聡 (富士通(株))
星野 宏和 (JAXA)
星野 真弘 (東京大学)
細谷 元一 (三和エンジニアリング(株))
堀田 智充 (NEC)
堀内 康男 (NEC)
堀江 琢 (三菱電機株式会社)
本多 健二 (IHI エアロスペース)
本田 親寿 (会津大学)
本田 理恵 (高知大学)
前川 通 (富士通(株))
前島 弘則 (JAXA)
前田 修 (日本飛行機株式会社)
前田 佳奈美 (東京エレクトロニクスシステムズ)
正村 基 (宇宙技術開発(SED))
増井 亘 (NEC)
増田 直行 (富士通(株))
増田 日出夫 (JAXA)
増山 正行 (三菱電機株式会社)
町田 修一 (NEC ネットエスアイ)
町田 忍 (京都大学)
松井 快 (JAXA)
松井 崇雄 (三菱電機株式会社)
松尾 知子 (三菱電機株式会社)
松岡 彩子 (JAXA)
松岡 正敏 (NEC 航空宇宙システム)
松島 政貴 (東京工業大学)
松永 恒雄 (国立環境研究所)
松野 光伸 (NEC ネットエスアイ)
松藤 幸男 (NT スペース)
松本 晃治 (国立天文台)
松本 秀一 (JAXA)
丸岡 昌紀 (沖電気工業(株))
萬年 栄司 (日放電子)
萬年 一剛 (温泉地学研究所)
三浦 貞仁 (宇宙技術開発(SED))
三浦 博 (JAXA)
三尾 有年 (新日鉄ソリューションズ)
水谷 仁 (JAXA)
三谷 烈史 (JAXA)
道上 達広 (福島工業高等専門学校)
三橋 亜紀 (三和エンジニアリング(株))
三橋 政次 (NHK)
南 繁行 (大阪市立大学)
南野 浩之 (JAXA)
三宅 亘 (東海大学)
三宅 壮聡 (富山県立大学)
三宅 俊子 (富士通(株))
宮島 大亮 (NT スペース)
宮田 信 (NEC)
宮地 孝 (早稲田大学)
宮原 啓 (JAXA)
宮原 俊幸 (沖電気工業(株))
宮本 英昭 (東京大学)
向井 利典 (JAXA)
村尾 一 (明星電気株式会社)
村田 克也 (富士通(株))
村田 茂 (NEC)
村松 丈志 (NT スペース)
望月 奈々子 (JAXA)
元橋 保夫 (NT スペース)
森 茂博 (JAXA)
森 康 (三菱電機株式会社)
森岡 昭 (東北大学)
森岡 俊一 (NEC エンジニアリング)
森田 秀郎 (NEC 航空宇宙システム)
諸田 智克 (JAXA)
柳澤正久 (電気通信大学)
矢野 昌邦 (NEC 航空宇宙システム)
矢作 行弘 (NEC エンジニアリング)
藪原 英二 (IHI エアロスペース)
山口 靖 (名古屋大学)
山崎 力 (NT スペース)
山崎 敦 (JAXA)
山崎 順一 (NHK)
山路 敦 (京都大学)
山下 直之 (早稲田大学)
山菅 篤史 (NEC ネットエスアイ)
山田 敦 (JAXA)
山田 一幸 (NT スペース)
山田 啓介 (IHI エアロスペース)
山田 知佐 (JAXA)
大和 光輝 (三菱電機株式会社)
山本 聡 (国立環境研究所)
山本 善一 (JAXA)
山本 浩之 (宇宙技術開発(SED))
山本 昌幸 (三菱スペースソフトウエア)
山本 幸生 (JAXA)
山本 美樹 (NEC 航空宇宙システム)
結城 裕行 (NEC エンジニアリング)
湯本 隆宏 (日本飛行機株式会社)
横尾 浩行 (富士通(株))
横田 勝一郎 (JAXA)
横田 康弘 (JAXA)
横溝 正人 (富士通(株))

横山 隆明 (JAXA)
横山 誠 (富士通(株))
横山 由紀子 (岡山理科大学)
吉岡 伸人 (JAXA)
吉川 一郎 (東京大学)
吉澤 明 (三菱スペースソフトウェア)
吉澤 栄一 (NEC エンジニアリング)
吉田 恭治 (JAXA)
吉田 健二 (芝浦工業大学)
吉野 秀樹 (NT スペース)
吉村 令慧 (京都大学・防災研究所)
依田 正 (NEC)
米倉 克英 (JAXA)
劉 慶会 (国立天文台)
和田 浩二 (千葉工業大学)
渡辺 一幸 (新日鉄ソリューションズ)
渡部 浩一 (NT スペース)
渡辺 拓男 (明星電気株式会社)
渡辺 俊樹 (名古屋大学)
渡邊 正浩 ((株)アイネット)
渡部 政博 (宇宙技術開発(SED))
鰐淵 健夫 ((株)アイネット)

宇宙航空研究開発機構特別資料 JAXA-SP-09-016

発行 平成22年3月31日
編集・発行 宇宙航空研究開発機構
〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1
URL : <http://www.jaxa.jp/>
印刷・製本 ケーティエス情報（株）

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記にお願いいたします。

宇宙航空研究開発機構 情報システム部 研究開発情報センター
〒305-8505 茨城県つくば市千現2-1-1
TEL: 050-3362-6224 FAX: 029-868-2956

© 2010 宇宙航空研究開発機構

※本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体に加工することを禁じます。

