

-Lightning and Atmospheric electricity phenomena In Storms INvestigater- 設計解析書

東北大学大学院工学研究科 航空宇宙工学専攻

金澤知明 氏家恵理子 Saisutjarit Phongsatorn 首藤伸一 山口智史 吉川岳

東北大学大学院理学研究科 地球物理学専攻

中野藤之 大石ほなみ 佐藤和也 吉田暁洋

1 はじめに

1.1 ミッションの目的

台風の循環において発生する雷放電発行現象および高高度発光現象の一形態であるブルージェットを小型衛星に搭載した観測機器で常時観測を行う。それらの発生分布・発光強度の時間変化を観測し、その時間変化から推定される雷の放電過程の解明を目的とする。

1.2 科学的背景

1.2.1 台風 (Tropical Cyclones)

台風とは、北西太平洋 (東経 100 [deg]~ 180 [deg] の太平洋) で発生した熱帯低気圧のうち最大風速が 17 [m/s](34 ノット) 以上になったものをいう。また、南太平洋・東経 180 [deg] 以東の北太平洋・北大西洋で発生した熱帯低気圧のうち最大風速が 33 [m/s](64 ノット) 以上になったものをハリケーンといい、北インド洋では最大風速が 17 [m/s](34 ノット) 以上になったものをサイクロンという。呼び名は違うがいずれも同じ気象現象である。

台風は海面水温が 26~ 27 [] 以上の海域で発生し、発達にとまって中心を取り囲む目の壁雲・層状性の雲域である内側降雨帯・個別対流領域である外側降雨帯が組織化され巨大な渦巻きが形成される (図 1~ 3)。台風の勢力の維持には、海面から蒸発した水蒸気が凝結する際に放出する潜熱が必要である。水蒸気の供給が断たれ、摩擦力が大きくなる陸地では次第に衰え、消滅する。

全球で発生する台風および類似の気象現象は、1998 年~ 2005 年までの 8 年間で年平均約 30 個である。

1.2.2 雷・ブルージェット

雷は地球上で 1 秒間に 50 個程度発生していることが知られている。雷研究の歴史は長いが、電荷分離の

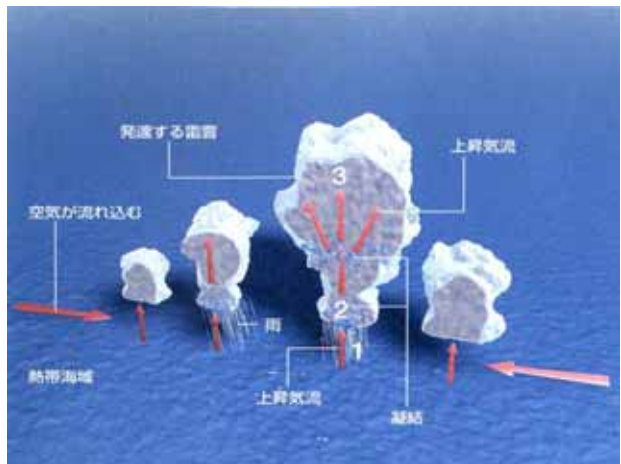


図 1: 発生期

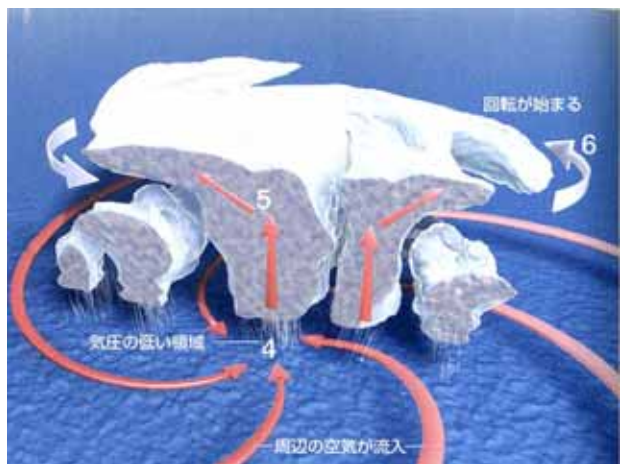


図 2: 発達期

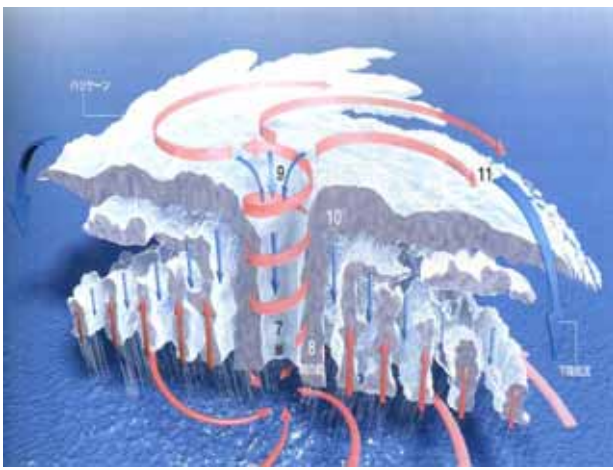


図 3: 最盛期

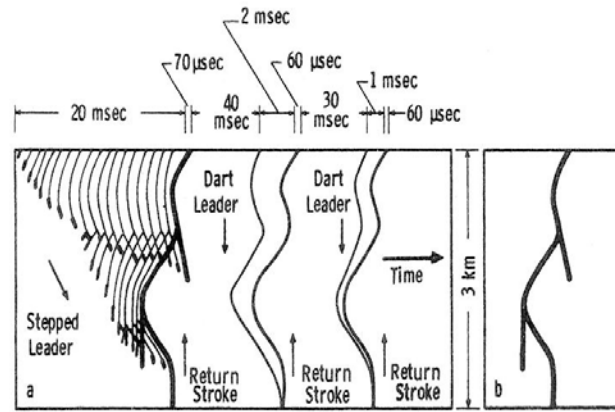


図 4: 雷の放電過程 [Uman, 2001]

メカニズムの大まかなストーリーとして次のようなことが知られている。雲の中において氷粒とあられが衝突することにより、氷粒は正に帯電し、あられは負に帯電する。質量の小さい氷粒は上昇気流により雲の上層へ運ばれ、質量の大きいあられは雲の下層に運ばれる。この帯電した粒子の集団が大地に逆の電荷を誘導し、大気の絶縁破壊電圧以上になると対地放電（落雷）が発生する。これはいわゆる積乱雲における雷の発雷機構であり、鉛直対流が電荷生成に重要な役割を担っている。一方、台風における雷の発生についての詳細は判明していない。台風が積乱雲の集合体ということから電荷の生成についても積乱雲と同等の発雷機構が存在していると推測されるが、反時計回りに台風の中心に吹き込んだ風が螺旋状に回転しながら上昇し、上空から時計回りに吹き出している対流形態の違いや、台風の中心に形成される暖気核の存在などにより、発雷機構が異なっている可能性は大きい。

雷の放電過程には様々な段階がある。初めにステップリーダが大気の絶縁破壊を引き起こしながら段階的に放電路を形成し、地表付近に達すると帰還雷撃 (Return stroke) が発生する。そして、リターンストロークにより放電路および雲中の電荷が中和されるが、完全に電荷が中和されていない場合は、その数十 [ms] 後に同じ放電路を通してダートリーダが進展し、地表付近に達すると後続雷撃が発生する (図 4)。

ブルージェットは、雷雲の雲頂から約 100 [km/s] の速さで、高度 40 ~ 50 [km] (成層圏高度) まで伸びる高高度発光現象の一種である (図 5)。スプライトやエルブスはこれまでに多数観測され、発生機構や発生条件が明らかになりつつあるがブルージェットの観測例は少なく (図 6)、現象自体よくわかっていないというのが現状である。

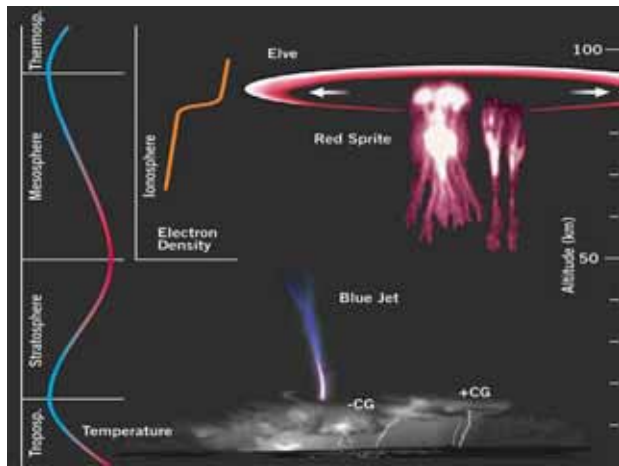


図 5: 高高度発光現象の模式図



図 6: ブルージェット

1.2.3 これまでの研究

台風と同じ気象現象であるハリケーンにおける雷現象の研究において、ハリケーンの雷の発光密度の最小は中心から 20~80 [km] にある。さらにその最小の領域を越え 100 [km] まで発光密度の小さい領域が続いている。雷発光密度の最大はハリケーンを中心から 200~300 [km] にあるということがわかっている。それぞれ、連続した対流雲の領域である目の壁雲 (Eyewall region)、層状雲の領域である内側降雨帯 (inner rain band region)、個別対流領域である外側降雨帯 (outer rain band region) に対応するものである。また、ハリケーンごとに雷活動には大きな違いがみられ、激しいハリケーンだからといって雷の発生数が多いというわけではないため、ハリケーンの大きさや強さを決定している水平風速によって雷活動度を見積もることはできない。

一方、台風の中の雷の統計解析も行われており、それによると夏期 (5 月~9 月) 発生台風では外側降雨帯において雷が多く発生しており、冬期 (10 月~4 月) 発生台風では台風を中心付近で雷が多く発生することがわかっている。また、台風の発達に伴う中心気圧の低下とともに雷活動も抑えられる傾向にあり、最盛期を過ぎ中心気圧の上昇とともにまた雷活動が活発になる傾向にあることが判明している。しかしながら、どのようなメカニズムが働いて雷の分布に違いが生じるのか、中心気圧の低下による台風の構造の変化がどのように雷の発雷機構に影響しているのかはよくわかっていない。

またブルージェットはハリケーンを約 30 分間飛行機観測した際、パイロットによりハリケーンの上空で数分ごとに目撃されている。先に述べたようにスプライトやエルプスと比較すると科学的な観測例は少なく、研究の初期段階にある。

1.3 ミッションの概要

地上からの台風の雷およびブルージェット観測では、地上で観察できる範囲しか観測することができない。一方、衛星観測では、台風が大洋上に存在している場合における雷の発生位置や時刻、発光強度などについての情報を得ることができる。台風の中で発生する雷について長期間にわたり、台風の発達過程における雷の放電形態が時々刻々把握することが可能である。

本ミッションでは高度 1000 [km] の低軌道 (LEO) を飛行する衛星を打ち上げ、昼夜常時観測を行い、台風における雷およびブルージェットについて発生分布・発光強度の時間変化・その時間変化から推定される雷の放電過程などについて明らかにする。

1.3.1 ミッションの意義

台風の中の雷および台風上空のブルージェットの観測に焦点を絞った観測衛星は今までにない。衛星から台風の中の雷現象を捉えることによって、主に台風の発生期から最盛期にかけて台風の中の雷分布の時間的・空間的な変化を追跡できるのみならず、発光強度の時間変化から推定される雷の放電過程の変動についても観測が可能となる。

ブルージェットの観測からは、今までに明らかにされていないその時空間分布が初めて示されることになり、いつどこでいかなる条件においてブルージェットが発生するのかが明らかになる。また、台風の上空のブルージェットについて定量的な評価が可能となり、台風の構造変化との対応や台風の中の雷との関係も明らかになり、大気電気や高高度発光現象の研究に多大な貢献が期待できる。

1.4 期待できる成果、独創性、社会的効果

1.4.1 衛星やミッション機器を打ち上げ運用を行い得られる成果

本ミッションを行うことにより得られると期待される成果を以下に示す。

1. 台風の中の雷の時空間分布変化の追跡

昼夜常時観測により台風の中で発生する雷の分布について、その時空間変化を追跡することができる。

2. 雷の発光強度から推定される雷の放電過程の観測

雷 1 イベントに対しプリトリガーサンプリングを行い、データ保存期間をトリガー前 20 [ms]、トリガー後 100 [ms] とすることにより、発光強度の時間変化を観測し、一連の雷放電過程を推定することができる。

3. ブルージェットの時空間分布台風との関係の解明

ブルージェットの観測から今まで得られていないその時空間分布が得られる。また、台風の上空のブルージェットの発生頻度が得られ、台風の構造変化との対応および台風の中の雷との関係が解明できる。

4. 台風・ハリケーン・サイクロンの相互比較

台風・ハリケーン・サイクロンは気象学的には同じ現象とされているが、雷の時空間分布変化やブルージェットの発生分布頻度を相互に比較することにより、これらの同一とされる現象を差別化できる可能性がある。

1.4.2 主張したい独創性、社会的効果

独創性

台風の中の雷および台風上空のブルージェットに焦点を絞り、南北 30 度の緯度幅をカバーし、広い観測幅をもち常時観測が可能な衛星である。また台風の中の雷の発光強度の時間変化を観測し、その観測から雷の

放電過程を推定できる。また、発光の継続時間や観測波長の違いによりブルージェットと雷を確実に分離し、今まで得られていないブルージェットの時空間分布を明らかにし、台風の上空でのブルージェットを定量的に評価できる。

社会的効果

台風は日本にとって重要な水の供給源であると同時に大きな災害をもたらす非常に激しい気象擾乱である。本ミッションにより得られる台風の中の雷分布の時空間変化やブルージェットの分布発生頻度などが台風の構造変化とどのような関係があるのかが明らかになれば、台風自体の理解にもつながり、台風による災害の防止に役立つ情報の提供ができると考えられる。

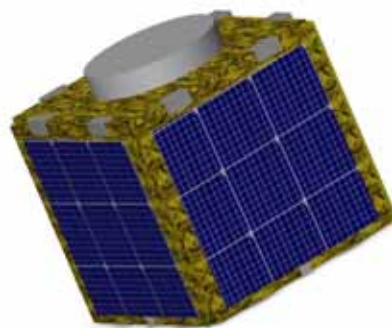


図 7: LAISIN の概観 (展開前)

1.5 名前の由来

本ミッションを遂行する小型衛星『LAISIN』は、Lightning and Atmospheric electricity phenomena In Storms Investigator 中の大文字からとったものである。タイトルは、本ミッションの観測対象である(台風の中の)雷を連想しやすいからである。

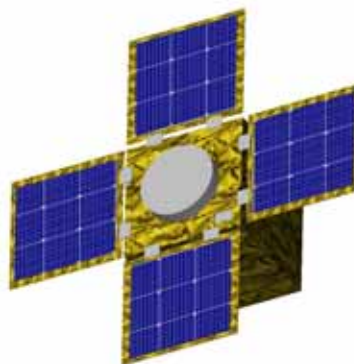


図 8: LAISIN の概観 (展開後)

2 ミッション

2.1 システム構成

本衛星 LAISIN は、重量約 45 [kg]、4 枚の太陽電池パドル展開機構を持つ寸法 45 [cm] 立方の衛星である。その概観を図 7、8 に示す。また、構成図を図 9 に示す。打ち上げ時には太陽電池パドル、アンテナは、折りたたまれているため、衛星は立方体の状態でロケットに搭載される。本衛星にはミッションペイロードとして、台風の中の雷およびブルージェットを観測するために、CMOS カメラを 2 台搭載する。

2.2 コンポーネント

図 10 に本衛星の機能系統図を示す。コンポーネントは、大きくミッション系とバス系に分けられる。表 1 に衛星の仕様をのせる。ミッション機器は、CMOS カメラを、姿勢位置センサは太陽センサ、地球センサ、ジャイロ、GPS を、姿勢制御系はリアクションホイール、スラスタを用いる。

2.3 軌道

2.3.1 打ち上げ時期

本衛星は台風の生涯を追い、台風の中で生じる雷およびブルージェットの観測を行うことが目的である。そ

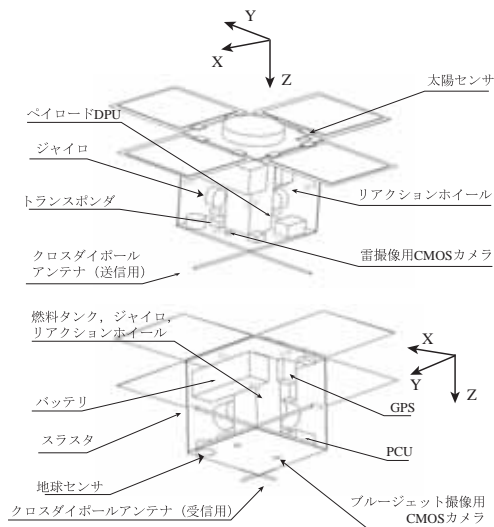


図 9: LAISIN の構成図

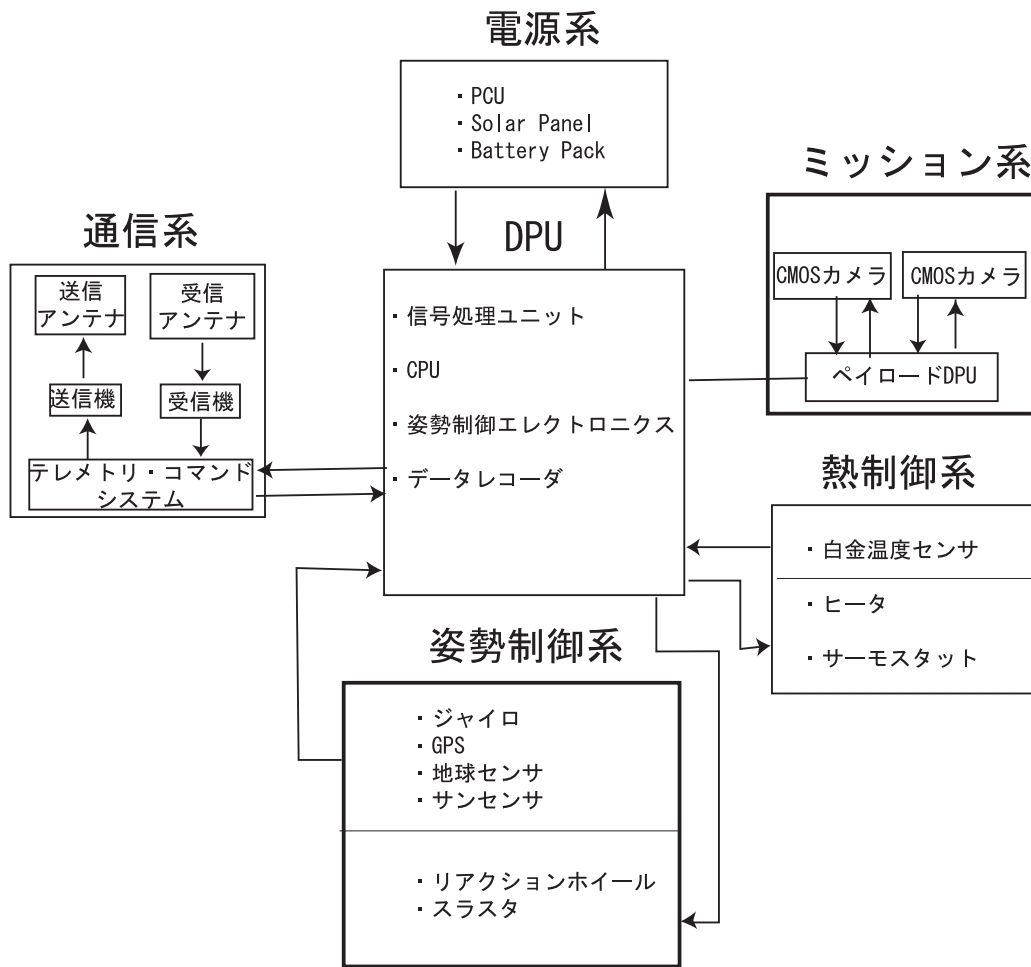


図 10: 機能系統図

ここで日本で台風発生数の多い6月～11月に観測ができるよう打ち上げるのが望ましい。

次に打ち上げる年であるが、台風は年によって発生数が違い、台風と年の関係は薄い。また、同様の雷観測ミッションを行う衛星として熱帯降雨観測衛星 (Tropical Rainfall Measuring Mission, TRMM) があるが、2009年9月までの運用となっている。よってその役目も引き受ける意味で、2010年6月を打ち上げ時期とする。

表 1: 衛星の仕様

寸法・重量 (打上げ時)	
外形寸法 [mm]	500×450×450
全備重量 [kg]	45.2
ミッション機器	
構成	CMOS カメラ データ処理装置
姿勢	
安定方式	3軸ゼロ・モーメントム
姿勢・位置センサ	太陽センサ, 地球センサ ジャイロ, GPS
姿勢制御装置	リアクションホイール スラスタ
電力	
電源	太陽電池セル リチウムイオンバッテリー
消費電力 [W]	(最大) 35.8 (最小) 31.8
通信	
通信局	クリスマス島 沖縄
Down-Link 周波数帯	UHF バンド
転送レート [kbps]	8 (Up-Link), 24 (Down-Link)
軌道要素	
軌道	LEO
高度 [km]	1000
傾斜角 [deg]	28.5
周期 [min]	105

2.3.2 軌道設計

ミッション要求および設計要求

本ミッションを成功させるため、軌道に関するミッション要求として、以下のことが求められている。

1. 赤道上同一地点を時間のロスなく観測が可能であること。
2. 赤道が常に観測視野にはいつていること。

また、軌道に関する設計要求として、以下のことが求められている。

3. 一周あたりの発電量および通信時間が十分に確保できること。

以上の要求を満たすよう軌道を検討し決定する。

赤道上同一地点の観測周期

要求 1 を満たす最も適した軌道は、常時観測が可能な静止軌道である。しかしながら、台風は周囲大気の状態などにより、移動速度は異なるが、極端に数十 [km] も移動することはない。また現在では、TRMM に搭載されている雷観測衛星 (Lightning Imaging Sensor, LIS) によりおよそ 90 分で同一地域を観測することができる。

以上の点から、観測周期 90 分というのが一つの目安となる。よって衛星の観測幅を含めた上で、同一地域を 90 分前後で観測できるような低高度の軌道を選ぶのが望ましい。

空気抵抗が小さくなる高度 300 [km] 以上から、パンアレン帯内側の高度 1500 [km] では、観測周期はおよそ 90 ~ 110 分となる。

赤道の常時観測

本ミッションでは、北半球、南半球どちらに発生している台風も観測を行う。日本で台風発生数の多い6月から11月にかけては、南半球では冬から春の季節となり、この時期に南半球側で発生した台風は、赤道付近を低緯度のまま推移していく。このため、赤道付近を常時観測する事ができれば、每周回同一の台風を観測する事ができ、台風の発生から消滅までを追うこ

とができる。

ここで、観測可能領域は、カメラの視野角によっても変化するが、衛星の高度にも左右される。赤道が常に観測域に入るには、観測可能な緯度幅が 57 [deg] よりも大きい必要がある。

よって本ミッションでは観測視野を緯度幅 60 [deg] とし、この視野を観測できる最低高度を求める。図 11 は、その時の各関係を図に表したものである。その結果、高度 986.7 [km] が最低高度であることがわかった。よって、高度約 1000 [km] 以上の軌道が求められる。

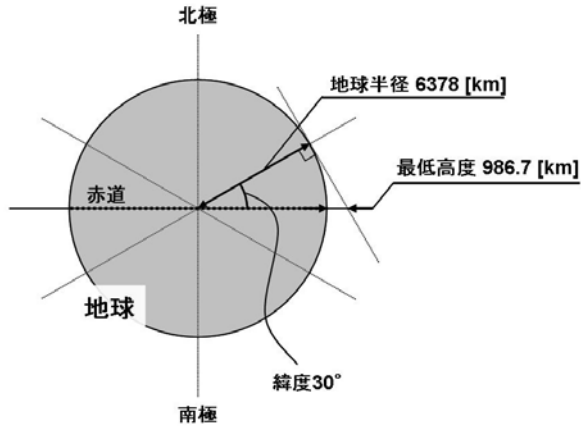


図 11: 最低高度

軌道選定

ここでは軌道選定を行うにあたって、運用実績のある軌道について様々な観点から比較を行い、本ミッションに適する軌道を選定していく。比較する軌道は、低軌道 (LEO)、静止トランスファ軌道 (GTO)、静止軌道 (GEO) の 3 種類である。表 2 に、各軌道を比較した結果を示す。

まず、本ミッションでは赤道域付近の台風の発生から消滅までを追うため、赤道域の観測およびその観測周期に重要な意味を持つ。そのため、赤道は常時観測できることが望ましく、さらに赤道上同一地域の観測周期は短い方がよく、90 分前後を下回ることが望ましい。また、赤道を常時観測するため、1000 [km] 以上の高度が必要である。

まず、近地点高度 500 [km]、遠地点高度 36000 [km] の GTO を仮定し、バンアレン帯の外側で観測を行うとすると、観測周期はおおよそ 4 時間となる。よって GTO はミッション要求を満たしていない。一方で、GEO は定点観測が可能であり、観測範囲の要求も満たす。また、LEO も高度 1000 [km] 以上ならば赤道の常時観測が可能であり、バンアレン帯内側までの高度 1500 [km] 内であるならば、観測周期は 90 ~ 110 分となり、おおよそ要求を満たしている。そこで、GEO と LEO の比較を行う。

この二つの大きな違いは軌道投入方法である。LEO は軌道投入後に何の操作もいらすが、GEO では軌道投入後に GTO の遠地点でアポジキックを行い、1.45 [km] 加速する必要がある。このとき、衛星重量の半分以上をアポジキックモータの燃料にを割く必要があり、また運用終了後にデオービットを行なうため、さらに多くの燃料を要することになる。このことから、搭載コンポーネントの積載量に大きな制限がかかり、ミッション機器に十分な重量を割くことができない。

以上の点から、本ミッションの軌道は LEO にする。

そこで、LEO の高度を選定する。高度 1500 [km] 付近はバンアレン帯であり、放射線の影響が強く、また軌道周期は短い方が望ましい。よって緯度 60 [deg] 幅を観測することができる、最低高度の 1000 [km] を採用する。ここで、表 3 は軌道条件を示す。

表 3: 軌道条件

軌道形状	円軌道
軌道高度	1000 [km]
軌道傾斜角	28.5 [deg]

ミッションシーケンス

本衛星の運用モードは、以下の 5 つで表される。本ミッションでは、

1. 復帰モード
2. 観測モード
3. UL/DL モード
4. 電源 OFF モード
5. 待機モード

ミッションシーケンスの概略図を図 12 に示す。また、以下に各モードのシーケンス内容を簡単に述べる。詳細は後の各パート、3.4 姿勢制御系、3.5 電源系、3.6 通信系で述べる。

1. 復帰モード
東経: 0 [deg]
この経度では、電源の復帰およびリアクションホイールに蓄積された角運動量を除去する。このモードが終了後、次の観測モードに移行する。
2. 観測モード
東経: 0 ~ 180 [deg], 西経: 180 ~ 90 [deg]
姿勢変更・復帰モード終了後、台風内の雷およびブルージェットの日夜問わず観測を行う。姿勢

表 2: 軌道の比較

	低軌道	静止トランスファ軌道	静止軌道
高度	1000 [km]	500 ~ 36000 [km]	36000 [km]
観測領域・周期	常時赤道を観測でき、観測周期は 90 ~ 100 分	可視領域は広いが、観測周期が長くおよそ 4 時間。	常時観測が可能である。
通信	通信電力、通信時間遅れともに小さく、地上局を 2 箇所に設置する事で、毎週回 UL/DL が可能。	近地点付近においては低軌道と、遠地点付近においては、地上局を複数置くことで静止軌道と同様の性質を持つ。	地球上からは一点に静止して見えるため、一箇所の地上局で常に通信できる。しかし、通信電力、通信時間遅れともに大きい。
放射線の影響	ブラジル磁気異常帯を通過するため、影響はあるが大きくは無い。	バンアレン帯を通過するため、影響は大きい。	低軌道よりは大きく、GTOよりは小さい。

は、カメラを常に地心方向に向けるようにする。

3. UL/DL モード

東経: 100 ~ 180 [deg], 西経: 180 ~ 170 [deg]
北緯 1.88 [deg], 東経 157.42 [deg] のクリスマス島と、北緯 26.5 [deg], 東経 127.9 [deg] の沖縄に地上局を設置し、この 2 箇所でダウンリンクを行える場所では、観測モードと並行して、得られたデータをダウンリンクする。

4. 電源 OFF モード

西経: 90 [deg]
待機モードに突入するための準備として、西経 90 [deg] まで搭載機器の電源を切り終わるようにする。

5. 待機モード

西経: 90 ~ 0 [deg]
この経度では、ブラジル磁気異常帯のため、バッテリーの充電だけを行う。

2.3.3 低軌道の解析

観測期間

本ミッションでは、太平洋赤道付近に発生・消滅する台風の中で生じる雷観測、およびブルージェット観測を目的としている。これは、運用期間が長いほど有効なデータを数多く得られる。また、高度 300 [km] 以上であるため、空気抵抗が軌道に与える影響は無視できる。さらに摂動も円軌道であるため、観測には影響

を与えない。よって、日本上で台風の発生数が多い 6 月 ~ 11 月までの半年間を観測期間とする。

赤道上同一地点の観測周期

赤道上同一地点の観測周期を求める。軌道解析ソフト Satellite Tool Kit (STK) を用いて、ミッション期間を 2010 年 6 月 1 日 ~ 2010 年 11 月 30 日までとし、この期間で解析を行った。解析結果を表 4 に示す。

表 4 より、観測間隔は 93 分 40 秒 ~ 106 分 30 秒となる。よって、観測周期 90 分前後という要求に当てはまる。

表 4: 観測間隔

	観測間隔
最短観測間隔	2010 年 6 月 13 日
最長観測間隔	2010 年 10 月 29 日

摂動

本ミッションにおいて摂動は、観測域や姿勢制御に影響をほとんど及ぼさないが、衛星が太陽から受ける熱量には影響がある。

摂動の一番大きな要因は地球の重力場の高次項であるが、特に長期的な運用によって変化するのが昇交点赤経 Ω と近地点引数 ω である。本ミッションでは近地点引数の影響は無いが、昇交点赤経の変化は熱および電力解析では影響がある。よって一日の昇交点赤経の変化量を求める。

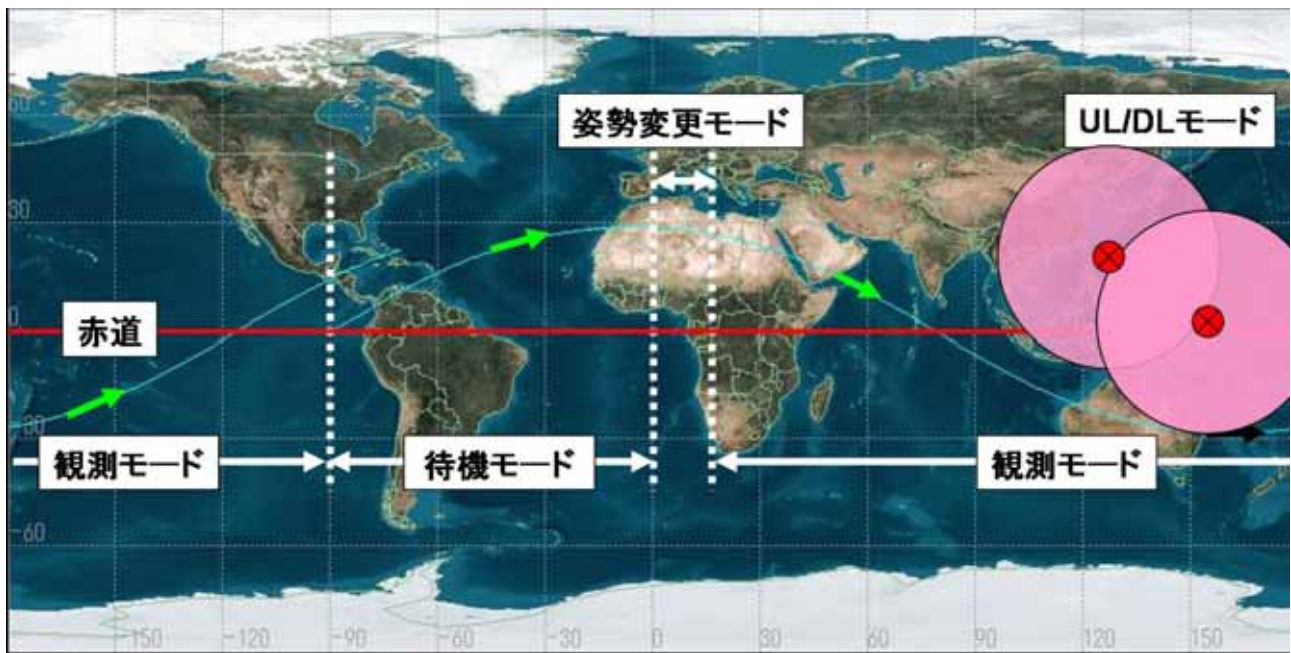


図 12: シーケンス内容

$$\dot{\Omega} = -\frac{3}{2} \frac{a_E^2 J_2}{p^2} n \cos i \quad (1)$$

ここで,

a_E : 地球半径 (6378.14 [km])

p : 軌道の半直弦

n : 軌道の平均角速度

i : 軌道傾斜角

J_2 : 重力ポテンシャルの二次項 (1082.64×10^{-6}) であり, $\dot{\Omega}$ の単位は [deg/day] である. 式 (1) を用いて, 一日の昇交点赤経の変化角 $\dot{\Omega}$ は

$$\dot{\Omega} = 5.25365 \text{ [deg/day]} \quad (2)$$

のように求まる. 以上の結果より, 衛星が最も太陽から熱を受ける日は, STK によると 8 月 7 日となる.

3 システム詳細設計

1, 2 章で述べたミッションおよびシステム構成における要求を満たすミッション部, パス部を設計する.

ミッション部

3.1 観測方法

3.1.1 観測の概要

本衛星はミッション用機器として, 以下のコンポーネントを搭載して観測を行う.

- カメラ 1 (広域雷観測)
- カメラ 2 (ブルージェット観測)
- Payload Data Processing Unit (DPU)

観測器としてカメラを 2 台搭載し, カメラ 1 は地球表面で半径約 3300 [km] という広域を 550 ~ 750 [nm] の波長域で観測し雷放電発光現象 2 [ms] 露出, 500 [Hz] のサンプリングという高速で捉える. カメラ 2 は地球表面で半径約 600 [km] 円の視野を持ち, ブルージェットの発光で最も強い輝線と考えられる 337 [nm] ($N_2 2p$: 2nd positive band) を観測することで, 雷と区別して撮像する. カメラで撮像されたデータは DPU に送られ, イベント有り判断されたときの時刻, 位置に加え輝度値の重心を有する 1 ピクセルについてイベントの前後を記録する. 以下で詳しい観測器の仕様を述べる.

3.1.2 観測装置に対する設計要求

ミッションを成立させるため, 光学系の設計指針を以下のように設定した.

1. カメラ 1 は広域を観測することで雷の観測確率を上げる.
2. カメラ 2 はブルージェットの現象を確実に同定する.
3. それぞれ発光の位置を 10 [km] 以内の精度で特定する.

4. 昼夜問わず観測を実施させ十分な S/N 比を得る .

3.2 観測装置の設計

3.2.1 検出器

検出器として雷発光 (近赤外領域) 及びブルージェット
の発光 (紫外領域) の波長域において高い量子効率
が得られ、暗電流・読み出しノイズが小さく、かつフ
レームレートが 500 [frames/sec] という高速撮
像を実現する撮像素子を採用する . 消費電力の制限
から 2 台のカメラともに CMOS 素子を採用す
る . 両カメラとも地球中心を指向させ常時 Nadir
観測を実施する .

表 5: CMOS カメラ仕様

画素数	1024 (H) × 1024 (V)
画素サイズ	10.6 × 10.6 [μm]
フレームレート	雷: 500 [frames/sec] ブルージェット: 500 [frames/sec]
平均暗電流	1250 [electrons/pixel/sec]
量子効率	雷: 0.65 ブルージェット: 0.40
露光時間	雷: 2 [ms] ブルージェット: [2ms]
保存周囲温度	0 ~ 60
動作周囲温度	-10 ~ 70
消費電力	2.5 [W/台]

3.2.2 雷撮像カメラの設計

表 6: カメラ 1 重量

バッフル	30 [g]
レンズ (石英)	30 [g]
フィルタ (石英)	10 [g]
ケーシング	30 [g]
CMOS カメラ	120 [g]
計	220 [g]

カメラ 1 は雷放電現象を観測するが、広域をカバ
ーし光学系が大きくなりすぎないことを考慮しリレー
レンズを用いた設計とした . 図 6 では略記した視野
端からの入射光が、CMOS 素子に受光するよう
なリレーレンズを用いる .

雷放電現象をできるだけ多く観測するため、衛星
高度から見渡せる地球ディスク全てを視野とする
光学系

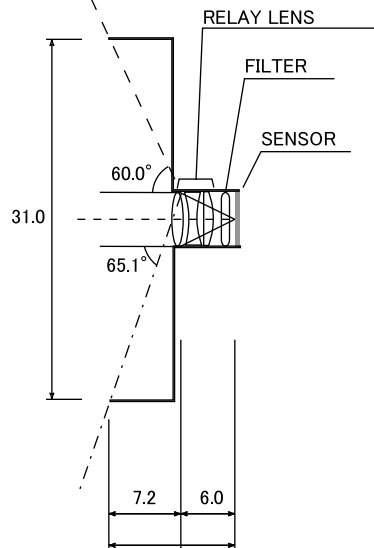


図 13: カメラ 1 (広域雷観測)

を設計した .

衛星高度から見た地球は全角 119.5 [deg] であるため、
レンズの視野全角は 120 [deg] とした . 視野におさま
る範囲は地球の表面のおよそ半径 3300 [km] 円であり、
1024 × 1024 [pixel] の検出器を使用することで落雷位
置を 6 [km] 以内の精度で特定する .

623 ~ 725 [nm] の雷の発光を視野片角 60 [deg] から
入射したときも捉えられるように 100 [nm] 程度短波
長側も透過させるフィルタを使用する .

また雷放電現象の発光は雲の散乱により 100 × 100
[km] 程度に広がると考えられるため発光を捉えるピク
セルは 15 × 15 [pixel] 程度になると思われるが、その
輝度重心位置を雷の位置とする .

3.2.3 ブルージェット撮像カメラの設計

表 7: カメラ 2 重量

バッフル	60 [g]
レンズ (すべて石英)	10 [g]:(対物) 20 [g]:(コリメータ) 20 [g]:(フォーカシング)
フィルタ (石英)	10 [g]
ケーシング	100 [g]
CMOS カメラ	120 [g]
計	340 [g]

カメラ 2 はブルージェット観測カメラである . この
カメラは雷発光と区別するため透過波長 337 ± 2 [nm]

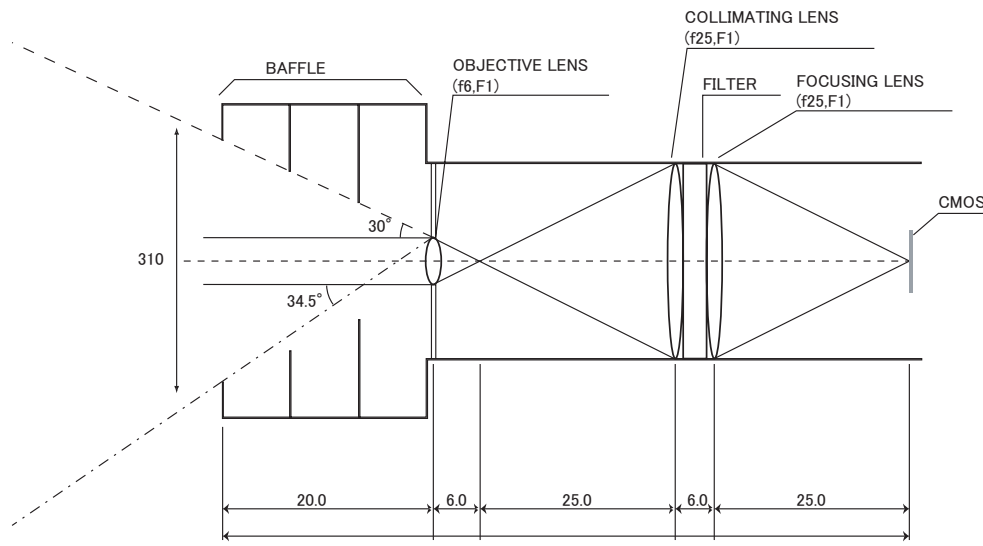


図 14: カメラ 2(ブルージェット観測)

の干渉フィルターを使用する．フィルターの透過波長の入射角依存性を考慮し，かつブルージェットを識別するために狭帯域のフィルターが必要となるのでコーリメータレンズを使用する．視野全角を 60 [deg] として観測範囲を絞ることで装置を小型化した．視野は地球表面の範囲でおよそ半径 600 [km] の円で 1024 × 1024 [pixel] のカメラでの観測により 1.2 [km] 程度の精度で位置を特定できる．ブルージェットは雲の上部から吹き出すような形で発光するため雲の散乱はない．ブルージェットの代表的な空間スケールとして水平方向の幅は 5 [km] であるため 5 × 5 [pixel] 程度ににおさまると考えられ，その輝度重心位置をブルージェットの位置とする．

表 8: カメラ性能諸元

視野全角	カメラ 1 : 120 度円 カメラ 2 : 60 度円
撮像素子	CMOS カメラ
フレームレート	500 [frames/sec]
露光時間	2 [ms]
ダイナミックレンジ	12 [bit]
空間分解能	カメラ 1 : 6.4 [km/pixel] カメラ 2 : 1.2 [km/pixel]

3.2.4 カメラの S/N 評価

本光学系における雷観測とブルージェット観測の可能性を議論する．

カメラ 1 の S/N 評価

表 9: 各カメラで使用する干渉フィルター

カメラ 1 (雷観測用)	中心波長 : 650 [nm] FWHM : 200 [nm]
カメラ 2 (ブルージェット観測用)	中心波長 : 337 [nm] FWHM : 4 [nm]

発光強度を I [photons/cm²/str/2ms/pixel] としたとき，1 サンプルあたりの光子数は

$$N_p = I \cdot A \cdot \Omega_{pixel} \cdot T_{filter} \cdot T_{lens}^n \quad (3)$$

A : 対物レンズの面積

Ω_{pixel} : ピクセル立体角

T_{filter} : フィルタ透過率

T_{lens} : レンズ透過率

n : レンズの枚数

である．

雷の発光強度を $I=1.78 \times 10^{11}$ と仮定し，対物レンズの口径を 6 [mm]， $T_{filter}=0.7$ ， $T_{lens}=0.9$ ， $n=3$ とすると式 (3) より

$$N_p = 1.07 \times 10^5 \text{ [electrons/2ms/pixel]}$$

となる．ここで検出器の量子効率が $\eta = 0.65$ (550 ~ 750 [nm] 平均) なので

$$\begin{aligned} N_e &= N_p \cdot \eta \\ &= 6.97 \times 10^4 \text{ [electrons/2ms/pixel]} \end{aligned}$$

となり，暗電流よりも十分大きくなるので，十分な S/N をもって検出することができるといえる．

続いて地球による太陽光の反射の影響を議論する．昼面の観測で予想される太陽光の反射によるバックグラウンドの量を推算する．地球昼面光フラックス F は

$$F = I_s \cdot a_E \cdot \Omega_s \cdot A \cdot \Omega_{pixel} \cdot \frac{B}{1000} \cdot \frac{1}{e_p} \cdot T_{lens}^n \cdot T_{filter} \cdot t \quad (4)$$

I_s : 太陽昼面光度 [W/cm²/str/um]

a_E : 地球アルベド = 0.3

Ω_s : 太陽立体角 = 6.77×10^{-5} [str]

E_p : 光子エネルギー = 3.06×10^{-19} [J/photon]

t : 露光時間 = 2×10^{-3} [sec]

B : フィルタ幅 [nm]

から得られる．雷放電発光の観測では 550~750 [nm] の波長の光を透過するフィルターを用いるので $I_s = 2.25 \times 10^3$ [W/cm²/str/um], $B = 2.0 \times 10^2$ [nm] であり式 (4) より

$$F = 3.54 \times 10^6 \text{ [photons/2ms]}$$

となる．雷のシグナル光子数は 3.31×10^4 [photons/2ms] と予想されるので雷を S/N= 10 で観測するには

$$\log_2 \frac{\text{太陽昼面光フラックス}}{\frac{\text{シグナル光子数}}{10}}$$

より 10 [bit] 必要となるが、余裕を持たせて 12 [bit] のダイナミックレンジを取る．

カメラ 2 の S/N 評価

次にブルージェット の S/N を評価する．対物レンズの口径を 6 [mm], 波長 337 [nm] におけるブルージェットの典型的な発光強度 2.71×10^8 [photons/cm²/str/2ms/pixel] を用い, $T_{filter} = 0.7$, $T_{lens}=0.9$, $n=3$ とすると式 (3) より

$$N_p = 40.8 \text{ [photons/2ms/pixel]}$$

となるので、 $\eta = 0.4$ と見積もると

$$\begin{aligned} N_e &= N_p \cdot \eta \\ &= 16.3 \text{ [electrons/2ms/pixel]} \end{aligned}$$

となる．この値は暗電流よりも十分大きいので、現象を検出することができるといえる．

雷の場合と同様にしてブルージェット観測の時の太陽昼面光フラックスを見積もる．ブルージェット観測では 337 [nm] の波長を用いるので $I_s = 1.68 \times 10^3$ [W/cm²/str/um]

$B = 4.0$, $E_p = 5.19 \times 10^{-19}$ とすると式 (4) より

$$F = 2.22 \times 10^4 \text{ [photons/2ms]}$$

となる．これに対してブルージェットの光子数は 40.8 [photons/2ms] と予想されるので、ブルージェットを S/N=10 で観測するためには 12 [bit] 必要となる．

以上のことからダイナミックレンジ 12 [bit] で観測する場合、S/N= 10 以上での観測が期待される．

3.2.5 データ処理系の設計

データ処理を行うペイロード DPU(Data Processing Unit) が行うタスクを以下に示す．

撮影するたびに前フレームとの輝度値の差分を計算し、ある閾値を超えたピクセルがあったときにトリガーをかけデータを取得する．閾値を超えたピクセルの輝度値の重心を位置データとして保存し、そのピクセルの強度を現象の強度とする．雷に関しては典型的な発光継続時間が 40 [ms] 程度なので、トリガー前 20 [ms] からトリガー後 100 [ms] までの発光強度を記録する．ブルージェットに関しては典型的な発光継続時間が 250 [ms] 程度なので、トリガー前 20 [ms] からトリガー後 300 [ms] までの発光強度を記録する．トリガー前のデータはメモリに一時的に保存させ時々刻々新しい物に書き換えていく．

観測したデータのデータレコーダへの転送およびダウンリンク系へのデータ転送をペイロード DPU によって行う．

バス部

3.3 構体系

3.3.1 重量

本衛星の重量の内訳を表 10 に示す．

3.3.2 構体設計

ここでは本衛星の基本構造について述べる．本体は 1 辺 450 [mm] の立方体形状であり、4 枚の太陽電池パドル展開機構を持つ．各パネルの材料・寸法を次に示す．

- 下面パネル (450 × 450 × 5 [mm])
材料：Al 合金 2024-T3
- 側面パネル (450 × 450 × 3 [mm])
材料：Al 合金 2024-T3
- 上面パネル (450 × 450 × 3 [mm])
材料：Al 合金 2024-T3
- 衛星分離部 (φ280 × 40 [mm])
材料：Al 合金 7075-T73

- 太陽電池パドル構造 (450 × 450 × 1 [mm])
材料：CFRP

3.3.3 展開機構

本衛星では、要求される電力をまかなうために展開式太陽電池パドルを用いる。図 15,16 に太陽電池パドル展開前と後の様子を示す。衛星がロケットから放出され、リアクションホイールによって初期姿勢制御を行った後、パドルが展開される。展開方法は、テグス、ヒータ、スプリング、ヒンジからなる。パネルの端を衛星本体の側面の端にスプリングをつけたヒンジで止めます。このヒンジは、展開する前は閉じていて展開すると 90 [deg] 開き、ロックされるものです。テグスによって、パネルを保持し、ヒータによってテグスを切り、展開します。

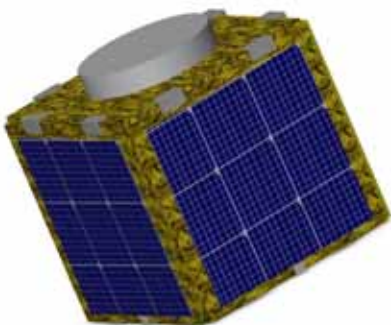


図 15: 太陽電池パドル展開前

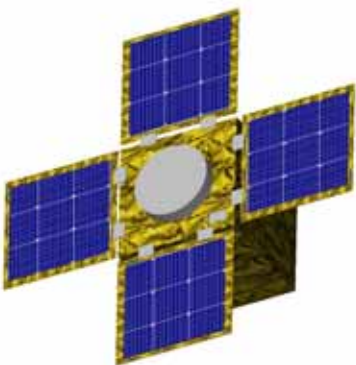


図 16: 太陽電池パドル展開後

3.3.4 内部機器配置

本衛星の内部機器の配置を図 17 に示す。衛星本体の真ん中に、支柱が存在する。これは、衛星の上下面にかかる力を逃がす役割も果たす。また、このなかには燃料タンク、リアクションホイール、ジャイロが配置される。CMOS カメラ、地球センサは地球半径側の Z

表 10: 重量配分

	コンポーネント	質量 [kg]
ミッション系	CMOS カメラ ×2	0.56
	ペイロード DPU	1.00
センサ系	太陽センサ	0.10
	地球センサ	1.40
	ジャイロ ×3	1.35
	GPS	0.10
電源系	バッテリー	1.86
	バッテリーケース	0.05
	シャント	0.20
	太陽電池パネル	1.13
バス系	DPU	1.00
	PCU	1.50
	ハーネス	0.29
	クロスダイポールアンテナ	0.1
	トランスポンダ	0.30
	リアクションホイール ×3	5.40
	スラスタ ×12	1.80
	燃料	2.00
	タンク	1.00
	熱制御系	黒色ペイント
Al 蒸着テフロン		0.05
MLI		0.43
GFRP		0.03
サーマルフィラ		0.06
ヒータ		0.01
サーモスタット		0.01
白金温度センサ		0.01
構体系	前面パネル	1.70
	後面パネル	1.70
	下面パネル	2.84
	横パネル ×2	3.40
	上面パネル	1.70
	支柱	2.5
	蝶番 ×4	0.33
	支持金具 ×8	1.00
	締結部材類	1.00
	展開機構 ×4	2.00
	太陽電池パドル ×4	1.25
	構造マージン	4.00
	合計	

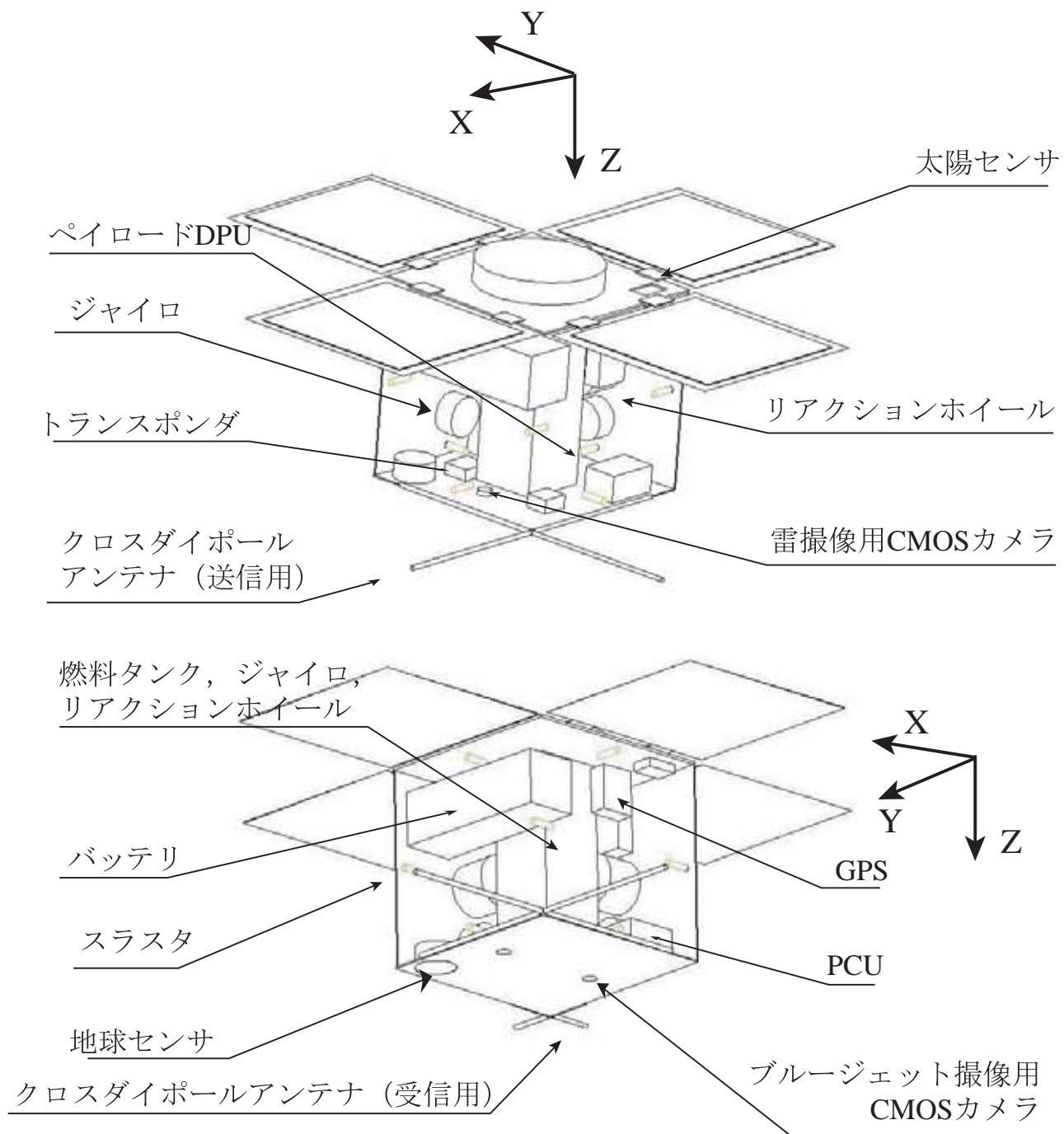


図 17: 内部機器の配置

方向の面に配置した．太陽センサは最も太陽方向を向くことが多い衛星分離部側に配置した．またクロスダイポールアンテナは，地球側の面に配置した．表 10 は衛星の重量配分を示す．

以下では，これらコンポーネントに関わるセンサ系，電源系，熱制御系，通信系の詳細を述べる．

3.3.5 慣性モーメント

3次元 CAD ソフトである SolidWorks を用いて衛星のモデルを作成し，慣性モーメントを求めた．太陽電池パドル展開前の慣性テンソルは，

$$I = \begin{pmatrix} 1.75 & 0.00 & 0.05 \\ 0.00 & 1.63 & 0.17 \\ 0.05 & 0.17 & 1.57 \end{pmatrix} \quad (5)$$

となり，パドル展開後の慣性テンソルは，

$$I = \begin{pmatrix} 1.71 & -0.13 & -0.03 \\ -0.13 & 1.83 & 0.16 \\ -0.03 & 0.16 & 1.69 \end{pmatrix} \quad (6)$$

となった．ロケットから放出され，軌道上で姿勢が安定するまでの姿勢制御では前者の慣性テンソルを，その後は後者の慣性テンソルを用いて姿勢制御を行う．

3.4 姿勢制御系

3.4.1 姿勢要求精度

本衛星は高度 1000 [km] の円軌道に投入される．円軌道で地球を周回し，台風の中の雷およびブルージェットを観測する．撮像される画像 1 [pixel] あたりの視野角は 0.12 [deg] である．そのため，本ミッションで要求される姿勢精度も露光時間中に，0.12 [deg] より小さい精度で姿勢制御しなければならない．

3.4.2 姿勢制御方式

衛星の姿勢制御方式には重力傾斜方式，スピン安定方式，三軸安定方式がある．重力傾斜方式は完全に受動安定方式であるため，安価であり，燃料も必要としない．しかし，重力傾斜方式が成立するためには重力傾斜トルクが，衛星が受ける他の外乱トルクより大きいことが必要である．本ミッションでは地磁気トルクが最も大きな外乱トルクであるため採用しない．スピン安定方式は高い安定性と高い指向精度を得ることができる．また，衛星を安定にするためには衛星の形を円盤状につくる必要がある．本衛星は電力を得るために太陽パドルを展開するので，本ミッションでは採用しない．三軸安定方式の精度はセンサとアクチュエータ

の性能に依存する．また，衛星の寿命はスラスタ推薬量，センサとベアリングの寿命に依存してしまう．しかし，運用に自由度があり，高い姿勢制御を実現できる．さらに質量特性が比較的自由に，軌道上でパドルを展開でき大電力が収集できるので，三軸安定方式を採用する．

運用期間中はブラジル磁気異常帯を除き，リアクションホイールによって姿勢制御を行う．リアクションホイールのアンローディングは 10 周に一度行うものとする．

3.4.3 外乱トルク

円軌道において，次に示す 4 つの外乱トルクが主に衛星の姿勢を乱す要因になる．

- 重力傾斜トルク
- 空力トルク
- 太陽輻射圧トルク
- 地磁気トルク

解析に用いた衛星の慣性モーメントを表 11 に示す．また，外乱トルクを表 12 に示す．

各外乱トルクは以下のように求められる．

表 11: 慣性モーメント

	I_x	I_y	I_z
太陽パドル展開前 [kgm ²]	1.75	1.63	1.57
太陽パドル展開後 [kgm ²]	1.71	1.83	1.69

重力傾斜トルク T_g

$$T_g = \frac{3\mu}{R^3} |I_y - I_z| \theta \quad (7)$$

μ : 地球重力定数 (3.9×10^5 [km³/s²])

R : 軌道半径 (地球半径 R_E + 高度 h [km])

I_y, I_z : 慣性モーメント (1.83 [kgm²], 1.69 [kgm²])

θ : ロール軸周りの姿勢誤差 (0.497 [rad])

空力トルク T_a

$$T_a = F_a (cp - cg) \quad (8)$$

$$F_a = 0.5(\rho C_d AV^2) \quad (9)$$

F_a : 空気圧 [N]

$cp - cg$: 圧力中心と重心との距離 (0.25 [m])

ρ : 大気密度 (1.0×10^{-15} [kg/m³])

C_d : 空力係数 (2.5)

A : 表面面積 (0.61 [m²])

V : 衛星速度 (7350 [m/s])

太陽輻射圧トルク T_{sp}

$$T_{sp} = F_{sp}(cp - cg) \quad (10)$$

$$F_{sp} = P_s A_s (1 + q) \cos i \quad (11)$$

F_{sp} : 太陽輻射圧 [N]

$cp - cg$: 圧力中心と重心との距離 (0.25 [m])

P_s : 太陽光輻射圧定数 (4.617×10^{-6} [N/m²])

A_s : 表面面積 (0.61 [m²])

q : 反射係数 (0.6)

i : 太陽光入射角 (0 [rad])

地磁気トルク T_m

$$T_m = 10^{-7} DB \quad (12)$$

$$B = 2 \frac{M_e}{R^3} \quad (13)$$

D : 残留磁気ダイポール (200 [pole · cm])

B : 地球磁場 ([gauss])

M_e : 地磁気ダイポール (8.1×10^{25} [G · cm³])

表 12: 高度 1000 [km] の外乱トルク

重力傾斜トルク [Nm]	2.03×10^{-7}
空力トルク [Nm]	1.03×10^{-8}
太陽輻射トルク [Nm]	1.13×10^{-6}
地磁気トルク [Nm]	8.06×10^{-6}
外乱トルクの合計 [Nm]	9.40×10^{-6}

3.4.4 リアクションホイールのサイジング

観測高度である 1000 [km] において、外乱トルクがすべて同じ方向へ作用する最悪ケースを想定した場合、10 周 (1040 [min]) で蓄積される角運動量 H は、

$$\begin{aligned} H &= 9.40 \times 10^{-6} \times 104 \times 60 \times 10 \\ &= 5.87 \times 10^{-1} \text{ [Nms]} \end{aligned}$$

と計算できる。アンローディングは、10 周につき一度行うので、搭載されるリアクションホイールは 10 周分の外乱を打ち消すことができる角運動量容量が要求される。VECTRONIC Aerospace 社によって製造されているリアクションホイールを参考にして、1 [Nms] の角運動量容量をもったリアクションホイールを搭載する。リアクションホイールの諸元を表 13 に示す。0.12 [deg] の姿勢精度要求を満たすため、比較的低出力なリアクションホイールを選定した。

表 13: リアクションホイール諸元

発生トルク [Nm]	0.02
最大蓄積角運動量 [Nms]	1
質量 [kg]	1.8
消費電力 [W]	3.3
最大回転数 [rpm]	5000
寸法 [mm]	$\phi 115 \times 86$

3.4.5 センサの選定

本衛星に搭載するセンサとして、初期姿勢捕捉と粗精度検出のために太陽センサを用いる。また、本ミッションは地球指向であり、低軌道であることから衛星の厳しい姿勢精度要求に応えるために地球センサとレーザージャイロを搭載する。ロール軸 (X 軸)、ヨー軸 (Z 軸) のジャイロのドリフト補正には地球センサ、ピッチ軸 (Y 軸) には太陽センサを用いる。センサの諸元を表 14 に示す。また一番高い姿勢精度が要求される観測モードにおいて、ジャイロのドリフトレートと観測時間の積は、要求される姿勢精度より小さくないといけない。ドリフトレートは 0.0035 [deg/h] であり、観測時間はブラジル磁気異常帯を含めて約 104 [min] であるので、その積は 0.006 [deg] となる。つまり要求される姿勢精度 (0.12 [deg]) より小さいので搭載するジャイロは適当である。

3.4.6 姿勢制御シーケンス

この項では各姿勢制御シーケンスにあわせて、姿勢制御の考察を行う。

1. 本衛星が高度 1000 [km] の円軌道に投入された時点で衛星はタンプリング状態であるので、リアクションホイールによってこの回転を除去する。姿勢捕捉用に太陽センサを用いる。その後太陽パドルを展開する。(初期捕捉モード)

表 14: センサ諸元

	太陽センサ	地球センサ	レーザージャイロ
精度 [deg]	0.1	0.06	0.0035/h (ドリフトレート)
重量 [kg]	0.1	1.4	0.45
寸法 [mm]	50 × 73 × 20	135 × 135 × 131	φ88 × 45
消費電力 [W]	0	0.8	2.2

- 姿勢を制御し、台風の中の雷とブルージェットを観測する。カメラを常に地心方向に向けるようにする。このとき外乱が生じるため、センサによってリアクションホイールの制御入力値を補正する。(観測モード)
- ブラジル磁気異常帯通過中は、強い放射線の影響のため一切ミッションは行わず、この間姿勢制御は行わない。(待機モード)
- ブラジル磁気異常帯を抜けたのち、リアクションホイールに蓄積している角運動量を除去する。(アンローディング)

初期捕捉モード

本衛星はロケットから高度 1000 [km] の円軌道に投入された時点で角運動量を持っている。最悪のケースとし、三軸とも 1 [rpm] で回転しているタンプリング状態を想定する。これをリアクションホイールを回転させて除去することを慣性モーメントが一番大きいロール軸 (X 軸) に注目して考察する。1 [rpm] は 0.105 [rad/s] であるので、パドル展開前のロール軸周りの角運動量は

$$L_x = I_x \omega = 0.18 \text{ [Nms]} \quad (14)$$

となり、搭載するリアクションホイールの許容角運動量より、十分小さいことがわかる。つまり、タンプリングをリアクションホイールのみで抑制できる。

衛星が切り離されたのち、太陽センサを用いて太陽を捕捉し、姿勢を確立する。このとき本衛星を 600 [s] で 90 [deg] 回転させることを想定する。衛星を大角度回転させるためにはスラスタや磁気トルカなどのアクチュエータが使用される。スラスタを用いると、衛星の寿命はスラスタの燃料に依存してしまうが、大きなトルクを発生できることが特徴である。一方、磁気トルカは地磁気の影響が大きい低軌道付近では有効であり、また構造がシンプルであることと、燃料を必要としないという利点があるが、発生トルクが小さいことが欠点である。本衛星はリアクションホイールのアンローディングも同じアクチュエータを用いるので、磁気トルカではアンローディングに用いるとかなりの時

表 15: スラスタ諸元

推力 [N]	0.15
比推力 [s]	99.4
重量 [kg]	0.15
寸法 [mm]	φ 14 × 56
燃料	窒素

間が必要となる。本ミッションはブラジル磁気異常帯を除き、常時観測が目的なので、アンローディングに磁気トルカを使用することは現実的ではない。よって、アクチュエータにはスラスタを採用する。

パドル展開前に慣性モーメントが一番大きいロール軸 (X 軸) について、次の時系列で姿勢を変更することを考える。

(30 秒間加速) → (540 秒間等速) → (30 秒間加速)

はじめと終わりの加速度の絶対値が等しいとすると、等角速度 $\dot{\theta}$ は $\dot{\theta} = 90 \text{ [deg]}/600 \text{ [s]} = 0.15 \text{ [deg/s]}$ となる。30 秒で 0.15 [deg/s] になるための角加速度 $\ddot{\theta}$ は

$$\ddot{\theta} = \frac{\dot{\theta}}{t} = \frac{0.15 \text{ [deg/s]}}{30 \text{ [s]}} = 0.005 \text{ [deg/s}^2\text{]} \quad (15)$$

となる。またモーメントアーム長を L 、発生推力を F 、発生トルクを T とおくと、 $F \cdot L = T$ より、

$$\begin{aligned} F &= \frac{I \ddot{\theta}}{L} \\ &= \frac{(1.75 \text{ [kg} \cdot \text{m}^2\text{)})(0.005 \text{ [deg/s}^2\text{)})}{0.25 \text{ [m]}} \\ &= 0.035 \text{ [N]} \end{aligned} \quad (16)$$

となる。この値に近い出力のスラスタを選択する。選択したスラスタの諸元を表 15 に示す。次に、このときに必要な燃料質量を計算する。この期間のパルス数はパルスの開始と停止、軸の数、1 軸回転させるために用いるスラスタの数の積なので次のように計算することができる。

$$(\text{パルス数}) = 2 \times 3 \times 2 = 12$$

1 パルス 30 秒を割り当てると、噴射時間は次のように求めることができる。

$$(\text{噴射時間}) = 12 \times 30 = 360 \text{ [s]} \quad (17)$$

また 2 つのスラストを偶力として衛星を回転させることから、

$$F = 2f \quad (18)$$

であり、 f はスラスト 1 つの推力である。また所要燃料質量は、 g を重力加速度とすると、

$$M = \frac{Ft}{I_{sp}g} \quad (19)$$

と求めることができる。よって、表 15 の値を用いて、

$$M = \frac{2 \times 0.15 \text{ [N]} \times 360 \text{ [s]}}{99.4 \text{ [s]} \times 9.8 \text{ [m/s}^2\text{]}} = 0.11 \text{ [kg]} \quad (20)$$

観測モード

三軸姿勢制御方式により、衛星の姿勢を観測精度 0.12 [deg] で制御する。このとき、ジャイロで検出される角速度を積分することにより、直接姿勢の検出をする。さらに、地球センサの姿勢情報を加えてフィルタを形成し、精度の高い姿勢決定をする。

待機モード

大気モードでは、ブラジル磁気異常帯突入前に搭載機器の電源を切る。

アンローディング

ブラジル磁気異常帯を抜けたのち、リアクションホイールに蓄積された角運動量をアンローディングする。アンローディングに必要なスラスト噴射時間と所要燃料質量の解析を行う。

スラスト噴射時間 t は、発生トルクを T 、リアクションホイールに蓄積した角運動量を H とすると、

$$t = \frac{H}{T} \quad (21)$$

で表すことができる。アンローディングは 10 周 (1040 [min]) に一度行うので、以上の式よりアンローディングする場合のスラスト噴射時間は $t = 7.8$ [s] となる。

衛星の運用期間 (半年) のうちに衛星は地球を 2498 周アンローディングするので、表 15 を用いて、

$$M = 2498 \times \frac{1}{10} \times \frac{0.15 \times 2 \times 7.8}{99.4 \times 9.8} = 0.63 \text{ [kg]} \quad (22)$$

と求めることができる。初期補足の燃料を含め、約 2 倍のマージンを考慮し、燃料は 2.0 [kg] 搭載することにする。

3.5 電源系

3.5.1 消費電力

本衛星は軌道投入後、次の 5 つのモードで運用される。

表 17: バッテリの諸元

製造元	SANYO
製品名	リチウムイオン二次電池 UR18650F
公称電圧	3.7 [V]
公称容量	2.1 [Ah]
質量	46.5 [g]
外形寸法	直径：18.1 [mm] 高さ：64.8 [mm]

- 観測モード：経度 0 ~ -90 [deg] において観測を行う
- 復帰モード：経度 0 [deg] において 10 周に一度、外乱でずれた姿勢を調節する (ただしこの調整は一瞬で行われ、電力をほとんど使わないので、電力解析では考慮しない)
- 待機モード：経度 -90 ~ 0 [deg] , ミッションを行わない
- 観測・UL/DL モード：経度 157.42 [deg] 緯度 1.88 [deg] , 経度 26.5 緯度 127.9 度の地上局から、半径 16200 [km] の地域の上空においてデータのアップ・ダウンリンクを行う

各モードでの消費電力を表 16 に示す。

3.5.2 電源系の選定

電源安定化方式

本衛星は小型衛星であるため、電源の軽量化及び高い電力伝達効率が望ましい。よって、バス安定化方式は非安定化バスとし、余剰電力の棄却にはパーシャルシャント方式のシャントを用いる。シャント質量は 200 [g] と見積もる。また、食時の電力供給用バッテリーとバッテリーの充放電及び搭載機器への電力供給を制御する Power Control Unit (PCU) を搭載し、重量 1.5 [kg] , 消費電力 2.0 [W] と見積もる。

電源系機器

本衛星は、後述するように観測時における太陽光の入射角の影響から発電量が著しく低下してしまう。よって太陽電池セルは出来るだけ効率の高いものを選定しなければならない。一方、バッテリーについても軽量で高性能なものが望ましい。

以上の点を考慮し太陽電池セル及びバッテリーを選定した。それぞれの諸元を表 17, 18 に示す。

表 16: 電力配分 [W]

	観測モード	復帰モード	待機モード	観測・UL/DLモード
ミッション系				
カメラ ×2	5	1	1	5
エレクトロニクス部	2	2	2	2
データレコーダ	1	1	1	1
UHF-band 通信系	2.5	2.5	2.5	2.5
バス系				
DPU	6	6	6	6
リアクションホイール ×3	9.9	9.9	9.9	9.9
ジャイロ ×3	6.6	6.6	6.6	6.6
太陽センサ	0	0	0	0
地球センサ	0.8	0.8	0.8	0.8
スラスタ	0	0	0	0
Power Control Unit	2	2	2	2
合計	35.8	31.8	31.8	35.8

表 18: 太陽電池の諸元

製造元	SPECTROLAB 社
製品名	Ultra Triple Junction Solar Cells
構造	GainP2/GaAs/Ge
初期効率	28.3 [%] @28 [deg-C]
動作電圧	2.35 [V]
単位面積あたりの質量	0.84 [kg/m ²]
劣化率	0.983
温度係数	0.286 [%/deg-C]
セルパッキング能率	95 [%]

3.5.3 発電電力量への影響

観測モードにおいてはカメラを地球の中心に、かつ図 18 において衛星本体に固定した X 軸を地軸に対して直角に指向させなければならず、観測モードで充電する際は太陽光が太陽電池パネルに対して角度 ψ を持ち、発電量が落ちる。さらに本衛星はブラジル磁気異常帯を通過中に大量の放射線を浴び、太陽電池が劣化することにより発電量が低下する。よってこれらの要素を考慮したサイジングが不可欠である。

太陽電池パネルが発電しなければならぬ発電量を次式で見積もる。

$$(\text{最大発電量}) = \frac{P}{\eta\gamma\epsilon\delta} [\text{W}] \quad (23)$$

ここで、

P : 発電量 [W]

η : 劣化率

γ : 温度の影響

ϵ : 放射線に対する保存率

δ : 有効発電率

である。前述したように P, δ, ϵ は打ち上げから刻々と変化する。本解析ではこれらの値を打ち上げ日 (6/1) から 1 分おきに計算している。次節のサイジングにおいては、太陽電池についての諸元について述べ、式 (23) の各パラメータをもとにしてバッテリーに供給される電力量について計算し、これに基づいてバッテリーの諸元を求める。まず、以下では有効発電率、温度の影響、放射線に対する保存率についての解析を行う。

有効発電率

待機モードでは、ブラジル磁気異常帯の強い放射線が各種機器に与える影響を考慮し、姿勢制御は行わない。ブラジル磁気異常帯に入るとそのまま待機モードに入る。しかし前述の姿勢制御系における解析より、ブラジル磁気異常帯通過中の主に太陽輻射による外乱が衛星姿勢に与える影響によって、太陽電池パネル方向と太陽方向の角度のずれは、数 [mdeg] 程度である。

観測モードではカメラを地球に指向させなければならず、太陽電池パネルと太陽光の間に角度が生じてしまい効率良く発電を行うことができない。これを考慮に入れなければ正確な太陽電池セルの有効発電率を算出することができない。太陽電池セルの発電量は太陽光とのなす角度の余弦に比例して変化する。この余弦を算出する式を以下において導出する。

まず、春分点の方向に x 軸、地軸の向きに z 軸をとり、これらと右手系をなすように y 軸を定めて地球中

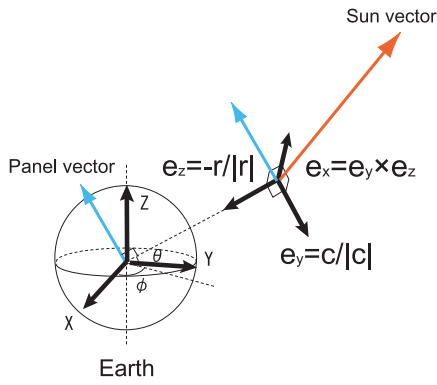


図 18: 機体座標系での基底の定義

心赤道面基準慣性座標系とする．この座標系は季節に関わらず常に一定の方向を指し示す．軌道データより，上で定めた座標系にて衛星の位置 r ，速度 v を得る．それらの外積 $c = r \times v$ を定めると，これは軌道面に垂直なベクトルとなる．ここで，衛星の機体座標系の基底 e_x e_y e_z を次のように定義する (図 18) ．

$$e_x = e_y \times e_z, \quad e_y = \frac{c}{|c|}, \quad e_z = -\frac{r}{|r|} \quad (24)$$

観測時には衛星のカメラ面は地球中心に向く．太陽電池パネルに垂直なベクトルと衛星の位置ベクトルが直交しなければならない．この太陽電池パネル面に垂直な単位ベクトルを特にパネルベクトルと呼び， r_p として地球中心赤道面基準慣性座標系で表すと，図 18 に示すように仰角 $\pi/2 - \theta$ ，方位角 $\phi + \pi$ の方向を向いているので，

$$\begin{aligned} r_p &= \begin{bmatrix} \cos(\pi/2 - \theta) \cos(\phi + \pi) \\ \cos(\pi/2 - \theta) \sin(\phi + \pi) \\ \sin(\pi/2 - \theta) \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} -\sin \theta \cos \phi \\ -\sin \theta \sin \phi \\ \cos \theta \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (25)$$

と書ける．このパネルベクトルを機体座標系で表すと，

$$r'_p = \begin{bmatrix} e_x & e_y & e_z \end{bmatrix}_p^T r_p \quad (26)$$

と書ける．また，機体座標系において $x - y$ 平面から $-e_z$ 方向に仰角 α ， e_x から e_y に向かって方位角 β を定義すると，機体座標系で表した太陽の方向ベクトル r_s は

$$r_s = \begin{bmatrix} \cos(-\alpha) \cos \beta \\ \cos(-\alpha) \sin \beta \\ \sin(-\alpha) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \beta \\ \cos \alpha \sin \beta \\ -\sin \alpha \end{bmatrix} \quad (27)$$

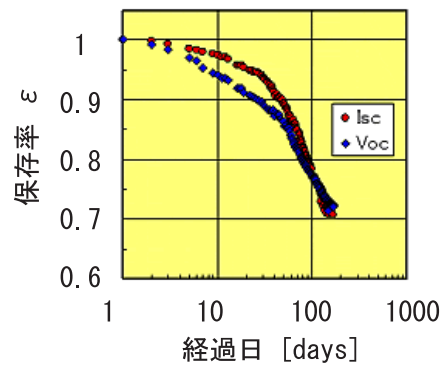


図 19: Si 太陽電池の軌道上データ

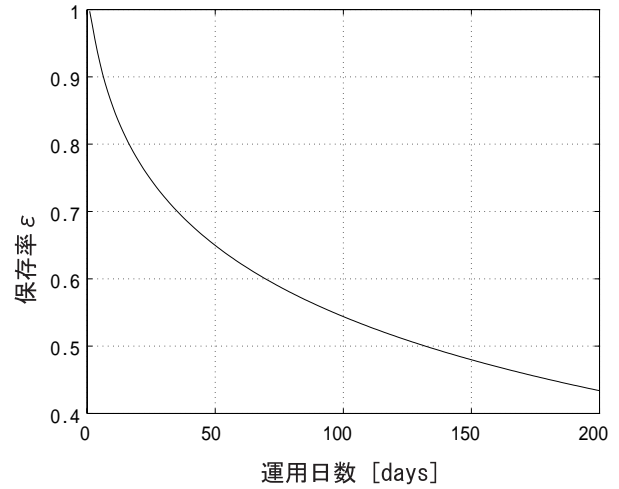


図 20: 放射線による太陽電池の劣化

と書ける．さて，共に機体座標系で表された r'_p ， r_s の内積はこのベクトルのなす角の余弦を与える．そしてこれは太陽電池パネルと太陽のなす角 ψ を用いて次のように書ける．

$$r'_p \cdot r_s = \cos \psi \quad (28)$$

放射線被爆による太陽電池の劣化

本衛星は，ミッション期間中に頻繁にブラジル磁気異常帯を通過する．このときに問題となるのは，ブラジル磁気異常帯通過中における，放射線による太陽電池の劣化である．この観点から半年というミッション期間における太陽電池の劣化を考慮しなければならない．この時，打ち上げ直後の開放電圧・短絡電流値に対する値の比として保存率 ϵ を用いてどれくらい劣化したかを評価する．

放射線による劣化を解析するに当たって，2002 年 2 月から約半年間，GTO 軌道を飛行していた「つばさ (MDS-1)」の軌道上データを用いた．同衛星は民生部品の放射線帯域における実証実験を行った．本資料で

は搭載されていた N 型ベース単結晶 Si 太陽電池の打ち上げからの経過日に対する短絡電流・開放電圧の初期状態に対する割合を保存率 ϵ として示している (図 19) . 図 19 より, 短絡電流, 開放電圧の保存率は経過日に対して明らかに落ちている . ここで図 19 における各グラフを経過日の対数関数を変数とした二次関数で近似する . 打ち上げから 200 日後に短絡電流・開放電圧の保存率が 0.7 であるとみなすと, それぞれの保存率 y は運用日数 [days] を x とした次式で表される .

$$y = a(\log_{10} x)^2 + 1 \quad (29)$$

ここで $a = -0.057$ である . 式 (29) を用いて電力の保存率を計算するには, 短絡電流・開放電圧の保存率の積, つまりここでは y^2 を計算しなくてはならない . ここで問題になるのは, 本衛星は高度 1000 [km] の円軌道を飛行しているの, GTO 軌道を飛行していた「つばさ (MDS-1)」のデータから近似した式 (29) はそのまま使用することはできない . GTO 軌道の一周回のうち, バンアレン帯を通過している時間は 26.5 [%] であり, 本衛星の軌道の一周回のうち, ブラジル磁気異常帯を通過している時間は 37 [%] である . これは GTO 軌道の 1.4 倍にあたるので, 式 (29) の x に 1.4 を乗じれば, 本衛星の軌道における電力の保存率を計算することができる .

太陽電池パネルの温度変化の影響

太陽電池パネルは温度が上昇するにつれて発電効率が低下する . 表 18 の太陽電池セルの緒言から, 基準である 28 [deg-C] から 1 [deg-C] 上昇するごとに 0.286 [%] 低下することが分かる . 後述の熱解析により求められた, 打ち上げから 1 [min] おきの太陽電池パネルの温度変化データを処理することにより温度の影響を解析する .

本衛星の太陽電池パネルを 4 区画に分け, それぞれのパネルが受ける影響を $\gamma_1, \gamma_2, \gamma_3, \gamma_4$ とおき, その相加平均 γ をとると, パネル全体に対する温度の影響は次式で評価される .

$$\gamma = \frac{\gamma_1 + \gamma_2 + \gamma_3 + \gamma_4}{4} \quad (30)$$

3.5.4 サイジング

表 16 をもとにバッテリー系, 太陽電池パドルのサイジングを行う上で次の 2 式を用いる .

$$C_r = \frac{P_e T_e}{C_d V_d n} \quad (31)$$

$$P = \frac{P_c}{n} + \frac{P_e T_e V_a}{V_d n_c T_d} \quad (32)$$

ここで、

C_r : バッテリ容量 [Ah]

P_e : バッテリ使用時平均供給電力 [W]

T_e : バッテリ使用時間 [h]

C_d : 許容バッテリー放電深度 (DOD)

V_d : バス電圧 [V]

n : 電力伝達効率

P_c : 充電時平均供給電力 [W]

T_c : 充電時間 [h]

V_a : アレイ電圧 [V]

であり, これらはそれぞれ軌道データから求めた . この時, バッテリ使用時平均供給電力 P_e [W], 充電時平均供給電力 P_c [W] は共に次式で求められる .

$$P_e, P_c = \frac{\Sigma(\text{消費電力 [W]}) \times (\text{消費時間 [h]})}{(\text{放電及び充電時間})} \quad (33)$$

バッテリー系

本衛星のミッションでは, ブラジル磁気異常帯を日なたでむかえ, かつ UL/DL を日陰で行うとき, 日陰は常時観測になるので, バッテリの使用量が最大になる . このとき, 衛星が日陰に入っている時間は, 観測・UL/DL モード 0.3 [h], 観測モード 0.28 [h] であり, この間はバッテリーによる電力の供給が行われている . このデータと表 16 よりバッテリー使用時平均供給電力 P_e [W] は

$$\begin{aligned} P_e &= \frac{35.8 \times 0.3 + 35.8 \times 0.28}{0.58} \\ &= 35.8 \text{ [W]} \end{aligned} \quad (34)$$

となる . ミッション期間中, 本衛星のバッテリーは約 2000 回充放電を繰り返す . よって放電深度 (DOD) C_d [%] は 10 [%] とする . バス電圧 V_d [V] は 12 [V] とし, 非安定化バスのため電力伝達効率 n は 0.9 とする . 以上の条件を式 31 に代入すると所要容量 C_r [Ah] は

$$C_r = \frac{35.8 \times 0.58}{0.1 \times 0.9 \times 12} = 19.23 \text{ [Ah]}$$

となる . 使用電池の緒言 (表 18) より, 19.23/2.1 = 9.2 となり, 並列には 10 本必要である . バス電圧が 12 [V] であるから直列には 4 本必要であり, 計 40 本となるので, 総重量は $0.0465 \times 40 = 1.86$ [kg] となる . ただし, バッテリーケース重量を 0.05 [kg] とし, バッテリー系全重量を 1.91 [kg] と見積もる .

本衛星は、いかなるときでもカメラを地球方向に向けている。このため、ミッション期間中において最も発電量が少なくなる 6/10 日近辺で、更に伝達効率等も考えれば日陰時に UL/DL をし、日が当たるときに待機モードに入るときが、電源系にとって最悪のケースとなる。

この日に衛星が日なたに入ってる時間は待機モード 0.65 [h] , 観測モード 0.52 [h] である。これより P_c [W] は

$$P_c = \frac{31.8 \times 0.65 + 35.8 \times 0.52}{1.17} = 33.58 \text{ [W]} \quad (35)$$

となり、 P_e は式 (34) の通りなので、これらより式 (32) を用いて、太陽電池が発電しなくてはならない P [W] を求める。ここで、 V_a はアレイ電圧 [V] を表しており、バッテリーの直列 4 本分の電圧の 20 [%] 増しと考え 17.76 [V] とした。電力容量に最大総消費電力量を代入して、

$$P = \frac{33.58}{0.9} + \frac{35.8 \times 0.58 \times 17.76}{12 \times 0.9 \times 1.75} = 56.82 \text{ [W]}$$

次に、発電量を求める。本衛星は太陽電池パネルを 4 面分搭載しているので、

$$\begin{aligned} & \text{(太陽電池パネルの全面積)} \\ &= (\text{パネル 1 枚あたりの面積}) \times (\text{パネル搭載数}) \\ &= 0.40 \times 0.40 \times 4 = 0.64 \text{ [m}^2\text{]} \end{aligned}$$

である。これにより搭載できる太陽電池セルは、

$$\begin{aligned} & \text{(全セル面積)} \\ &= (\text{太陽電池パネルの全面積}) \times (\text{パッキング能率}) \\ &= 0.64 \times 0.95 = 0.61 \text{ [m}^2\text{]} \end{aligned}$$

と計算できる。ここで本衛星の太陽電池が発電し得る最大発電量は、

$$\begin{aligned} & \text{(最大発電量)} \\ &= (\text{太陽光強度}) \times (\text{セル初期効率}) \times (\text{全セル面積}) \end{aligned}$$

である。ここで、太陽光強度を 1350 [W/m²] とし、太

陽電池の諸元よりセル初期効率は 0.28 であるので、

$$\begin{aligned} & \text{(最大発電量)} \\ &= 1350 \times 0.28 \times 0.61 \\ &= 230.58 \text{ [W]} \end{aligned}$$

と求めることができる。この最大発電量を式 (23) を用いて実質的な発電量 P を 1 [min] おきに計算した。このとき、式 (30) より温度による影響を 0.85 と見積り、式 (29) より放射線による劣化率を 0.78 と見積り、劣化率は電池の緒言より 0.983 とした。実質的な発電量の平均値は 72.26 [W] となり、6/10 日近辺でも十分な発電を確保できた。

次に、各面のセル枚数、アレイの構成を決める。セル面積はセル 1 枚の寸法を 2 [cm] × 2 [cm] とすると、

$$\begin{aligned} \text{(セル総数)} &= \frac{\text{(全セル面積)}}{\text{(セル 1 枚の面積)}} \\ &= \frac{0.608}{0.0004} = 1520.0 \\ \text{(セル直列数)} &= \frac{\text{(アレイ電圧)}}{\text{(セル電圧)}} \\ &= \frac{17.76}{2.35} = 7.56 \quad 8 \\ \text{(セル並列数)} &= \frac{\text{(セル総数)}}{\text{(セル直列数)}} \\ &= \frac{1520}{8} = 190.0 \end{aligned}$$

また、パネル質量を以下のように求めた。

$$\begin{aligned} & \text{(セル貼り付け面重量)} \\ &= (\text{パネル全面積}) \\ & \quad \times (\text{単位面積あたり貼り付け面重量}) \\ &= 0.64 \times 0.5 = 0.32 \text{ [kg]} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} & \text{(全セル重量)} \\ &= (\text{全セル面積}) \times (\text{パネル搭載数}) \\ & \quad \times (\text{GaAs セルの単位面積あたりの重量}) \\ &= 0.608 \times 1 \times 0.84 = 0.51 \text{ [kg]} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} & \text{(ハーネス重量)} \\ &= (\text{パネル枚数}) \times (\text{パネル搭載数}) \\ & \quad \times (\text{セル 1 枚あたりのハーネス重量}) \\ &= 1520 \times 1 \times 0.0002 = 0.30 \text{ [kg]} \end{aligned}$$

以上を合計して、太陽電池パネル全体の質量は 1.13 [kg] で見積もる。

表 19: 雷観測カメラの諸元

受光部画素数	1024×1024[pixel]
露出時間	2 [msec]
視野	全角 120 度円
発光強度分解能	12 [bit/sample]
サンプリング数	60[sample/event]

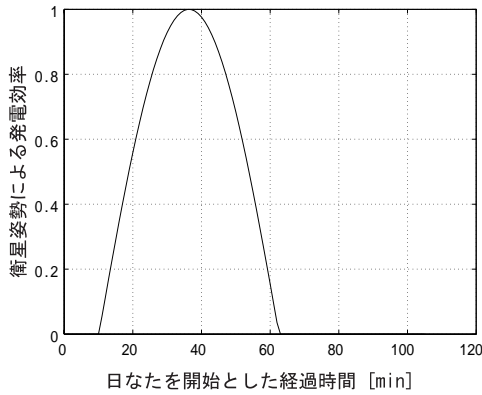


図 21: 1 周期における有効発電率の推移

表 20: ブルージェット観測カメラの諸元

受光部画素数	1024×1024[pixel]
露出時間	2 [msec]
視野	全角 60 度円
発光強度分解能	12 [bit/sample]
サンプリング数	160[sample/event]

3.6 通信系

3.6.1 はじめに

本衛星は台風の中で発生する雷の発光現象をとらえ、その強度や分布を観測する。観測により得られたミッションデータは地上局に無線で送らなければならない。またミッションデータの他に、衛星の運用状況も把握する目的で House Keeping (HK) データと呼ばれる、衛星バス部の情報も地上局に送る必要がある。さらに衛星に動作を命令するコマンドも受信せねばならず、通信系は衛星と地上との連絡をとる重要な役割を果たす。しかし通信系に対する要求は非常に厳しく、いかなる状況でも通信品質を確保し、かつ法的規制も満たさなければならない。それらを満たす通信系の設計の妥当性を説明するには、以下のような項目の定量的な解析が求められる。

- 通信可能時間、伝送レート
- 通信に用いる周波数帯
- アンテナの種類や送信電力、給電系損失
- 伝播路にある大気や雲、雨による減衰
- 長距離通信による自由空間損失

本節では通信速度要求や法的規制を満たし、安定したデータ通信が可能かどうか検討する。

3.6.2 データ量の算出

ミッションデータ

雷観測およびブルージェット観測により得られる 1 周回あたりのミッションデータの量を算出する。まず、カメラのアウトプットデータに関する諸元は表 19, 20 のようにまとめられる。1 回の雷発生を 1 [event] と

数え、1 [event] あたりのミッションデータ量を計算する。1 [event] あたりのミッションデータは表 21 のようなデータ構成とする。次に、1 周回に観測する雷、ブルージェットの数 (event 数) を見積もる。これまでの観測から、カメラの視野内には 5 [event/sec] の頻度で雷が、 1.28×10^{-3} [event/sec] の頻度でブルージェットが検出されると推測される。1 周回あたりの観測時間は 66 [min/orbit] であるのでそれぞれ 19800[event/orbit], 5 [event/orbit] だけ観測される。

以上より、1 周回で蓄積されるミッションデータ量は 1.99 [MB] となる。

$$802 [\text{bit/event}] \times 19800 [\text{event}] + 2002 [\text{bit/event}] \times 5 [\text{event}] = 1.99 [\text{MB}]$$

HK データ

衛星の状態を知るために、HK データも取得・蓄積しダウンリンクを行う。合計で 27 項目あり、全て 16 [bit] で表現する。サンプリング周期を 20 [sec] (0.05 [Hz]) とすると、66 [min/orbit] で 198 回記録し、1 周回で 85.5 [kbit/orbit] 蓄積される。

以上より、ダウンリンクをするデータ量は合計で 2.00 [MB/orbit] となる。

ビーコンについて

衛星が動作していることを確認するために HK データを常時送信する。

3.6.3 回線設計

PF3 規定および回線マージンを両立させるために通信系は次のような設定とした。

地上局設置場所

衛星は赤道付近を観測するため地上局も赤道に近い

表 21: ミッションデータ構成

項目	雷観測	ブルージェット観測
時刻	32 [bit]	32 [bit]
発光位置	10 [bit/axis] × 2 [axis] = 20 [bit]	10 [bit/axis] × [axis] = 20 [bit]
発光強度の推移	12 [bit/sample] × 60 [sample] = 720 [bit]	12 [bit/sample] × 160 [sample] = 1920 [bit]
衛星の姿勢	10 [bit/axis] × 3 [axis] = 30 [bit]	10 [bit/axis] × 3 [axis] = 30 [bit]
合計	802 [bit]	2002 [bit]

表 22: 取得 HK データ項目

各パート	データ項目
姿勢制御系	GPS, ジャイロ サンセンサ, 地球センサ スラスタ, RW
電源系	バッテリー出力電圧 ・出力電流・温度・残量 太陽電池温度 コンバータ出力電圧
通信系	トランスポンダ温度 CPU 温度
ミッション系	カメラ温度
その他	衛星識別信号

表 23: 回線設計

項目	-
アップリンク周波数	1428 [MHz]
地上局設置場所	クリスマス島 (N1.88[deg], W157.42[deg])
地上局設置場所	沖縄 (N26.5[deg], W127.9[deg])
地上局アンテナ	パラボラアンテナ (φ1 [m])
地上局送信出力	10 [W]
地上局送信ビットレート	8 [kbps]
ダウンリンク周波数	401.5 [MHz]
衛星側アンテナ	クロスダイポールアンテナ
衛星側送信出力	0.05 [W]
衛星側送信ビットレート	24 [kbps] (ダウンリンク)
衛星側送信ビットレート	0.1 [kbps] (ビーコン)

所を設定し、効率の良い通信を行う。赤道直下のクリスマス島および沖縄に JAXA の通信設備があるため、両所に地上局アンテナを設置する。2ヶ所合計で1周回平均 18 分の通信が可能である。

アンテナ

衛星側は PFD 規定のために、送信出力を極力抑えなければならない。さらに姿勢喪失の際も通信ができるように指向性の強いアンテナは使用しないため、利得が低くなる。したがって、衛星側に搭載するアンテナはクロスダイポールアンテナとし、地上局のアンテナを、指向性が強く利得の高いパラボラアンテナを用いてそれを補う。パラボラアンテナの利得 $[G]$ は次式より求まる。

$$[G] = 10 \log \left\{ \left(\frac{\pi D}{\lambda} \right)^2 \eta \right\} \quad [\text{dBi}] \quad (36)$$

D : 開口面直径 [m]

η : 開口面効率 [%] (60 % とする)

λ : 使用する電波の波長 [m]

3.6.4 通信解析

本章での回線設計の妥当性を検討する

主要な回線パラメータ

回線の品質を左右するのは、信号の S/N (信号電力対雑音電力比) であるが、変調機及び復調機の特性を分離し、衛星回線部分の特性を一般的に規定するために、一般には搬送波電力対雑音電力密度比: C/N_0 (C : 搬送波電力, N_0 : 1 [Hz] あたりの雑音電力密度) が使用される。 $[C/N_0]$ は、[dB] 値で表現され、この値が規定以下になった場合に回線は切断されたとする。これより、 $[\]$ で表す記号はデシベル [dB] 値を表すこととする。この受信限界品質を示す規定を所要 C/N_0 とし、 $[C/N_0]_R$ と表現する。2 つのパラメータは以下の式で与えられる。

$$[C/N_0] = [P_E] - [L_d] - [L_F] - [L_A] - [L_{RA}] + [G/T_S] + 228.6 \quad (37)$$

$[P_E]$: 送信局の EIRP [dBW]

$[L_d]$: 自由空間損失 [dB]

$[L_F]$: 偏波損失 [dB]

$[L_A]$: 大気吸収損失 [dB]

$[L_{RA}]$: 降雨損失 [dB]

$[G/T_S]$: システム雑音温度に対する受信アンテナ利得比 [dB/K]

所要 $[C/N_0]_R$ は、次式で表される。

$$[C/N_0]_R = [L_m] + [E_b/N_0]_{req} - [G_c] + [L_d] + [BR] \quad (38)$$

ただし、

$[C/N_0]_R$: 所要 $[C/N_0]$ [dBHz]

$[L_m]$: 変調損失 [dB]

$[E_b/N_0]_{req}$: 所要の BER を得るための最小 $[E_b/N_0]$ [dB]

$[G_c]$: 符号化利得 [dB]

$[L_d]$: ハードウェア損失 (復調損失) [dB]

$[BR]$: ビットレート [dBHz]

以上、得られた $[C/N_0] - [C/N_0]_R$ がマージンとして与えられる。このマージンが正であればよい。

$[C/N_0]$ に必要なパラメータ

1. システム雑音に対する受信アンテナ利得比: $[G/T]$
受信 G/T は次式によって与えられる。

$$[G/T] = [G_{ARX}] - [L_{FRX}] - [T_S] \quad (39)$$

$[G_{ARX}]$: アンテナの絶対利得 [dBi]

$[L_{FRX}]$: 給電系の損失 [dB]

$[L_{APRX}]$: ポインティング損失 [dB]

$[T_S]$: システム雑音温度 [dBK]

2. 給電損失: $[L_{FRX}]$
送受信器の給電系の損失。地球局において 0.3 [dB]、衛星アンテナにおいて 1.1 [dB] という仮定をした。

3. アンテナポインティング損失: $[L_{APRX}]$
地上局のアンテナにはポインティング損失があり、1 [dB] とした。

4. システム雑音温度: $[T_S]$
 $[T_S]$ は、次式で与えられる。

$$[T_S] = 10 \log(T_A/L + T_F(1 - 1/L) + T_E) \quad [\text{dBK}] \quad (40)$$

$$L = 10^{(L_{FRX}/10)} \quad (41)$$

T_A : 衛星アンテナの雑音温度 [K]

T_F : 給電線雑音温度 [K]

T_E : 受信機雑音温度 [K]

5. 自由空間損失: $[L_d]$
回線設計の基本となる量であり、自由空間における伝搬損失をあらわす。迎角 5 [deg] での最大通信距離 d を 3194[km] とし計算する。

$$[L_f] = 10 \log \left(\left(\frac{4\pi d}{\lambda} \right)^2 \right) \quad [\text{dB}] \quad (42)$$

6. 偏波損失: $[L_F]$
偏波には直線偏波、円偏波、楕円偏波の 3 種類がある。到来信号偏波と受信偏波の組み合わせで偏波損失 L_F [dB] が決まる。本設計では円-円なので、0 [dB] とする。

表 24: 通信解析結果

	単位	アップリンク	ダウンリンク	ビーコン
周波数	MHz	1428	401.5	401.5
波長	m	0.21	0.75	0.75
送信 EIRP	dBW	49.98	-14.11	-14.11
送信機出力	W	10	0.05	0.05
送信機出力	dBW	10	-13.01	-13.01
送信側給電損失	dB	0.3	1.1	1.1
送信アンテナ利得	dBi	41.28	0	0
送信側ポインティング損失	dB	1	0	0
自由空間損失	dB	165.62	154.60	154.60
通信最大距離	km	3194	3194	3194
偏波損失	dB	0	0	0
大気吸収損失	dB	0.004	0.004	0.004
降雨損失	dB	0	0	0
受信 G/T	dB/K	-28.82	3.90	3.90
受信機ポインティング損失	dB	0	1	1
受信アンテナ利得	dBi	0	30.26	30.26
受信側給電損失	dB	1.1	0.3	0.3
システム雑音温度	dBK	27.72	26.05	26.05
受信アンテナ雑音温度	K	300	100	100
給電線雑音温度	K	313	313	313
雑音指数	dB	3	3	3
受信機雑音温度	K	288.63	288.63	288.63
受信 C/N_0	dBHz	81.13	59.79	59.79
変調方式		PSK/PM	PSK/PM	PSK/PM
要求 E_b/N_0	dB	10	10	10
ハードウェア損失	dB	2.5	2.5	2.5
符号化利得	dB	3	3	3
ビットレート	kbps	8	24	0.5
変調損失	dB	3	3	3
要求 C/N_0	dBHz	51.03	55.80	32.00
回線マージン	dB	36.10	6.98	33.79
電力束密度 (PFD)(迎角 5 [deg])	dBW/m ²	-	-155.19	-155.19
電力束密度 (PFD)(迎角 90 [deg])	dBW/m ²	-	-145.10	-145.10
1 周回で送受信できるデータ量	MB	1.08	3.24	0.014
1 周回で蓄積される全データ量	MB	-	2.00	0.011

7. 大気吸収損失：[L_A]

対流圏における酸素及び水蒸気による共鳴吸収による損失．波長が長いほど減衰が大きい．今回用いる周波数帯の波長では無視できるほど小さいため，0 [dB] とした．

[C/N_0]_R に必要なパラメータ

1. ビット誤り率 (BER) と要求 [E_b/N_0]

要求 [E_b/N_0] は，所要ビット誤り率を達成するために必要な値である．ビット誤り率とは，データのビットの 0 と 1 を間違えて判断する確率である．アップリンクにおいては，BER 要求は，1E-6，ダウンリンクにおいては 1E-7 として計算している．要求 [E_b/N_0] は，要求 BER が求めれば得ることができる．

$$BER = \frac{1}{\sqrt{\pi}} \int_{\sqrt{E_b/N_0}}^{\infty} \exp(-t^2) dt \quad (43)$$

E_b ：搬送波電力と伝送速度の比

N_0 ：雑音電力密度

2. ハードウェア損失：[L_d]

伝送路の直線ひずみである遅延歪み，振幅ひずみなどによって生じる．一般的には 2.0~2.5 [dB] 程度を劣化量として見こんでいる．本設計では，2.5 [dB] とした．

3. 符号化利得：[G_C]

デジタル伝送方式で行われる，誤り訂正符号によるビット誤り率の改善による効果．BER と数値的に関係がある．今回は，要求 BER を達成するのに必要な Viterbi 複合による符号化利得を用いた．

4. 変調損失：[L_m]

残留搬送波位相変調方式において，正弦波および矩形波信号からなる周波数多重化信号によって搬送波周波数を位相変調した場合の，今回は 2.5 [dB] と仮定する．

回線設計の結果

回線設計の結果を表 24 に示す．回線マージンが 3 [dB] 以上であり，通信可能な状態を保てる．

3.7 構造解析

構造解析は，3次元 CAD である SolidWorks により作成し，構造解析ソフト COSMOS/Works を用いて解析した．解析は，パドル展開前の応力解析と固有振動数解析について行った．

図 22: 解析モデル



図 22: 解析モデル

図 23: 応力分布-上面側

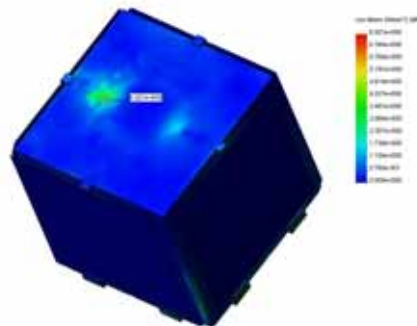


図 23: 応力分布-上面側

図 24: 応力分布-下面側

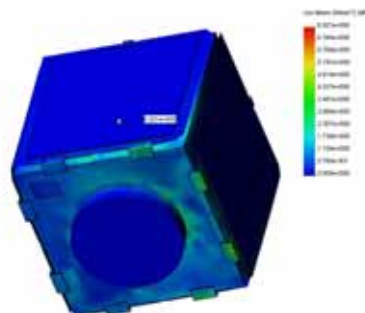


図 24: 応力分布-下面側

3.7.1 設計要求

以下に、H-IIA ロケットのピギーバック衛星として要求される軌道投入までのインターフェイス条件のうち最も厳しい値を挙げる。

- 剛性条件
機軸方向 1 次固有振動数：30 [Hz] 以上
機軸直角方向 1 次固有振動数：10 [Hz] 以上
- 準静的荷重
機軸方向：4 [G] (MECO 時)
機軸直角方向：± 1.8 [G] (リフトオフ時)

この設計要求を満たすことを、以下の応力解析、固有振動解析を行い、確認する。

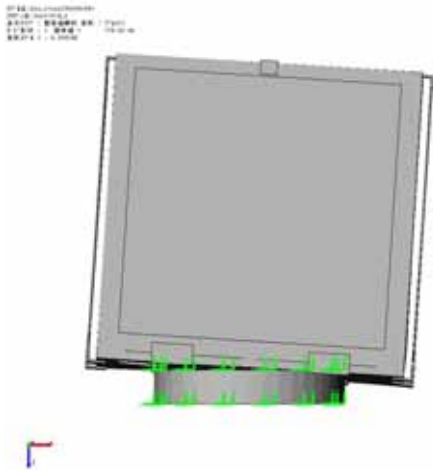


図 25: 展開前の固有振動 1 次モード

3.7.2 応力解析の結果

準静的荷重を機軸方向 8 [G]、機軸直角方向 3 [G] と安全側に高く見積もって同時に負荷したときの、衛星に発生する応力を計算した。解析モデルを図 22 に、解析結果を図 23、図 24 に示す。

ミーゼス則に基づく最大発生応力は内部の仕切り板に作用し、6.921 [MPa] となった。Al 2024-T3 の圧縮耐力を 269 [MPa] とすると、安全余裕 MS は次式により求まる。

$$MS = \frac{269}{6.921} - 1 = 37.87 \quad (44)$$

よって正の安全余裕が確保されている。

3.7.3 固有振動数解析の結果

パドル展開前の固有値解析結果の 1 次モードを図 25 に示す。1 次モードの固有振動数が 170.62 [Hz] となり

機軸方向、機軸直角方向ともに設計要求を十分満たす剛性が確認できた。

3.8 熱解析

3.8.1 温度要求

衛星に搭載される各機器は、性能を満足して正常に動作するためには適切な温度範囲内にある必要がある。外部熱入力、衛星の運用条件などを考慮して熱モデルによって予測される温度範囲に 15 幅の設計マージンを加えた最大予測温度範囲内で温度環境を設計しなければならない。各搭載機器の最大予測温度範囲を表 25 に示す。この中でもっとも熱的にクリティカルな部品はバッテリーである。これらの温度条件を満たすために機器の熱設計を行う。

3.8.2 外部熱入力

衛星の打ち上げから軌道以上に達するまで、あるいは軌道上における衛星への支配的な外部熱入力は太陽輻射、地球赤外放射、およびアルベドが考えられる。

太陽輻射

LEO 軌道では、太陽の輻射はもっとも大きな外部熱流入力となる。太陽から衛星表面への入射エネルギーは次式で表される。

$$Q_s = \alpha_s S A \cos \theta \quad (45)$$

α_s : 太陽光吸収率

S : 太陽放射エネルギー [W/m²]

A : 衛星の表面積 [m²]

θ : 衛星の法線と太陽光方向のなす角 [deg]

地球の赤外放射

地球赤外放射は 254 [K] の黒体とほぼ等価の熱放射をしていると見なすことができ、地球の緯度、地形、季節および雲の状態によって変動するが、年平均値約 $S_e = 237$ [W/m²] で放射している。地球からの赤外輻射量 Q_e は、次式で表される。

$$Q_e = \alpha_e S_e A F_e \quad (46)$$

α_e : 吸収率

S_e : 地球放射エネルギー [W/m²]

A : 衛星の表面積 [m²]

F_e : 地球と衛星表面の形態係数

アルベド

アルベドは地球の大気や地表面から反射し、衛星の外部熱入力となる。(太陽の光の約 30%、衛星の位置に

表 25: 各搭載機器の最大予測温度範囲

機器名	動作時 [deg C]	非動作時 [deg C]	発熱量 [W]
観測カメラ × 2	0/+60	-10/+70	5
エレクトロニクス部	-30/+60	-15/+55	2
データデコーダ	-	-	6
UHF-band 通信系	-170/+120	-170/+120	8
バッテリー	-10/+35	-10/+40	4.5
DPU	-	-	6
R.W.	-30/+65	-30/+65	9.9
地球センサ	-40/+80	-40/+80	0.8
太陽センサ	-40/+50	-50/+80	0
ジャイロセンサ × 3	-40/+70	-40/+70	6.6
スラスタ	-	-	0
Power Control unit	-40/+100	-40/+100	2

よって変動する) アルベドによる入射エネルギー Q_a は次式ようになる.

$$Q_a = \alpha_s a S A F_a \quad (47)$$

α_s : 太陽光吸収率

a : アルベド係数 (年平均値 0.3)

S : 地球熱放射エネルギー [W/m²]

A : 衛星の表面積 [m²]

F_a : 地球と衛星表面との形態係数 (日向の部分)

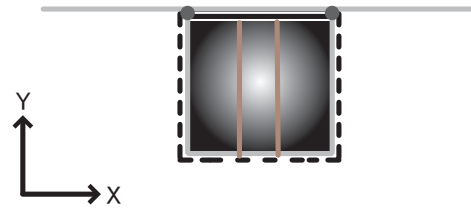
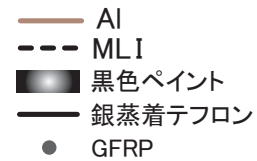


図 26: 熱制御素子取り付け図 (XY 断面図)

3.8.3 内部熱入力

各搭載機器における発熱量は表 25 に示した通りである. 表 25 および, 電源系で述べた各モードでの消費電力を内部発熱として解析に用いる.(表 26 参照)

表 26: 各モードでの内部発熱量

モード	発熱量 [W]	常時観測時の発熱量 [W]
観測モード	35.8	40.8
復帰モード	31.8	40.8
待機モード	31.8	40.8
観測・UL/DL モード	35.8	40.8

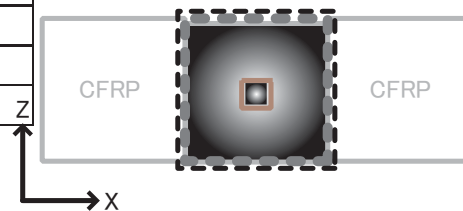


図 27: 熱制御素子取り付け図 (XZ 断面図)

3.8.4 熱制御

熱制御素子

熱制御素子の搭載位置を図 26, 27 に, 諸元を表 27 に示す.

表 27: 各熱制御素子の諸元

項目	諸元	形状	重量 [g]	備考
黒色ペイント	$\alpha=0.95, \varepsilon=0.86$	2 [m ²]	150	chemiglaze Z306
銀蒸着テフロン	$\alpha=0.08, \varepsilon=0.80$	0.15 [m ²]	57	S13G/LO
MLI	$\alpha=0.02, \varepsilon=0.02$	1.35 [m ²]	432.5	断熱幕
GFRP	熱伝導率:0.279[W/m/K]	175 [cm ³]	31.5	断熱スペース

太陽電池パネル

電力の要求により太陽電池セルを貼り付ける面は4面が必要なため、太陽電池セルをそれぞれ±x, ±y面にCFRPの板上に貼り付ける。太陽電池パネルは宇宙空間に晒されるので温度の変化はかなり大きい。パネルの裏側のCFRPは放熱して温度を抑える。

外壁

衛星外壁は外部環境に常にさらされており、温度変化が最も大きい。そこで外部との熱入出力を抑えるためにMLIで放熱面及び太陽電池パドル以外の面を全て覆う。衛星分離部は太陽電池パネルと同じ面にあるので、この面には銀蒸着テフロンを用いる。一番クリティカルなバッテリーの上限温度は40℃と考えると1[m²]当たりの放熱能力は

$$\varepsilon_i \varepsilon_j F_{ij} \sigma (T_i^4 - T_j^4) = \varepsilon \sigma T^4 = 435 \text{ [W/m}^2\text{]} \quad (48)$$

となる。内部機器の最大発熱量は40.8[W]なので、放熱面積は0.09[m²]必要である。

衛星内部

衛星本体内部の温度のムラをなくすために衛星内部を黒色ペイントで塗装する。構体には熱伝導率の高いアルミ合金を使用しているため、温度を均一化する一助となる。

3.8.5 その他

アウトガス

黒色ペイントやサーマルフィラ等には有機材料が用いられており、アウトガスを考慮に入れなければならない。アウトガスが少ない材料を選定し、さらに真空チャンバで事前に脱気を行う。

接地

外壁に取り付けられる熱制御素子は電子線や陽子線などにより帯電しやすく、放電の危険性がある。そこで電氣的ストラップや導電性のあるサーマルフィラを用いて接地を行う。

有効寿命

本ミッション期間は6ヶ月と短いので、熱制御素子を選定するにあたって品質保障期間による制限はないものとする。

3.9 解析

3.9.1 熱解析モデル

本解析では図28のように節点を12点に分割する。宇宙空間も節点の1つとして含め、全ミッション期間において非定常解析を行った。

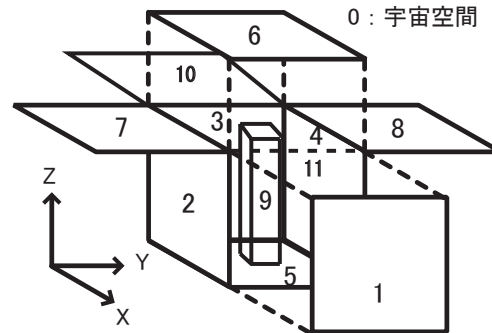


図 28: 節点分割と節点番号の定義

熱平衡方程式 節点が n 個の時、 i 番目の節点の熱平衡方程式は

$$m_i C_{pi} \frac{dT_i}{dt} = Q_i + \sum_{j=0}^n K_{ij} (T_i - T_j) - \sum_{j=0}^n R_{ij} \sigma (T_i^4 - T_j^4) \quad (49)$$

m_i : 節点 i の質量 [kg]

C_{pi} : 節点 i の比熱 [J/kg/K]

T_i : 節点 i の温度 [K]

Q_i : 節点 i の熱入力 [W]

K_{ij} : 節点 i, j 間の伝導熱伝達係数 [W/K]

R_{ij} : 節点 i, j 間の放射係数 [m²]

σ : Stefan-Boltzmann 係数 [W/(T⁴ · m²)]

K_{ij} , R_{ij} はそれぞれ節点の位置関係及び形状で決まる係数である。節点 i , 節点 j の間に断熱材を挟んだ

表 28: 熱解析ケースの定義

解析条件	高温ケース		低温ケース	
	衛星内部機器	太陽電池パネル	衛星内部機器	太陽電池パネル
外部入力				
・太陽定数	1399	1399	0	0
・アルベド	0.6	0.6	0.15	0.15
・地球赤外放射強度	264	264	140	140
太陽入射角 (°)	90	90	0	0

表 29: 熱解析結果

節点番号	節点の記述	高温ケース	低温ケース
0	境界節点 (宇宙)	-270.15	-270.15
1	X デッキ	9.98/32.54	9.96/21.40
2	-y デッキ	9.90/31.12	9.85/20.07
3	-x デッキ	9.94/31.57	9.92/20.74
4	y デッキ	9.99/33.25	9.99/22.23
5	-Z デッキ	9.64/25.12	9.28/16.51
6	Z デッキ (衛星分離部)	9.74/49.24	9.64/29.99
7	-Y パネル (太陽電池パネル)	-53.0/95.81	-91.4/65.15
8	Y パネル (太陽電池パネル)	-54.9/96.26	-89.7/65.68
9	支柱 (衛星内部)	9.68/25.06	9.32/16.50
10	X パネル (太陽電池パネル)	-53.2/96.12	-90.1/65.48
11	-X パネル (太陽電池パネル)	-52.3/95.92	-92.8/65.32

時, K_{ij} は次式で表される.

$$K_{ij} = \frac{A_{ij}}{\frac{1}{h_i} + \frac{d}{\lambda} + \frac{1}{h_j}} \quad (50)$$

A_{ij} : 節点 i, j 間の接触面積 [m^2]

h_i : 節点 i の接触伝熱係数 [$\text{K}/\text{m}^2/\text{W}$]

d : 断熱材の厚さ [m]

λ : 断熱材の熱伝導率 [$\text{W}/\text{m}/\text{K}$]

断熱材は GFRP を用い, 厚さ d を 1.0 [cm] とした. 接触する節点の材質が同一で, 接点間に断熱材を挟まない場合は便宜的に式 51 のように求める.

$$K_{ij} = \frac{k_i A_{ij}}{L_{ij}} \quad (51)$$

k_i : 節点 i の熱伝導率 [$\text{W}/\text{m}/\text{K}$]

L_{ij} : 節点 i, j 間距離 [m]

形態係数の定義 一般的な表示式は次のようになる.

$$F_{ij} = \frac{1}{\pi A_i} \int_{A_i} \int_{A_j} \cos \theta_i \cos \theta_j dA_i dA_j / r^2 \quad (52)$$

放射係数 R_{ij} 面 A_i と面 A_j の間の放射係数は一般に次のように表示することができる.

$$R_{ij} = \epsilon_i \epsilon_j F_{ij} A_i \quad (53)$$

ϵ_i, ϵ_j : 面 A_i, A_j の放射率

F_{ij} : 放射形態係数

宇宙空間や地球との熱放射伝達

$$Q_{ps} = \epsilon \sigma F_s A (T^4 - T_s^4) \quad (54)$$

$$Q_{pe} = \epsilon \sigma F_e A (T^4 - T_e^4) \quad (55)$$

ϵ は衛星の表面の放射率, σ は Stefan-Boltzmann 係数であり, F_s は衛星から宇宙を見た場合の形態係数とすると, 次の関係が成り立つ.

$$F_s = 1 - F_e \quad (56)$$

T_s は宇宙空間の温度 3K で, T_e は地球の平均温度として 254K である.

熱解析ケースの定義 定常軌道上での最悪条件について表 28 のように定義する.

3.10 解析結果

表 28 に定義した熱解析ケースについて全ミッション期間中での各節点の最高温度及び最低温度を示す.

- 放熱面のサイズ: 0.09 [m^2]
- 支柱の予測温度変化: 9.68 ~ 25.26 [deg C]
- デッキの予測温度変化: 9.28 ~ 49.24 [deg C]

- 太陽電池パネルの温度変化：-92.8 ~ 96.12 [deg C]

以上によりミッション期間中、衛星は全て節点において温度要求範囲内に収まっていることが分かる。

3.11 放射線解析

3.11.1 放射線の影響

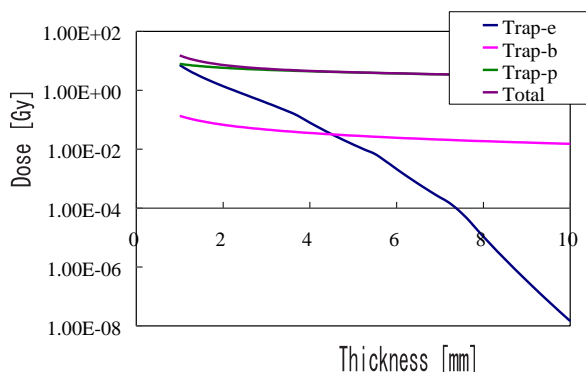


図 29: Al 遮蔽厚とトータルドーズの関係

宇宙における放射線環境は、電磁波と粒子線に大別できる。電磁波としては、X 線、γ 線、紫外線、可視光線、赤外線、マイクロ波線等があり、粒子線としては陽子、電子、アルファ線、重イオンなどがある。放射線帯の底部の高度は、1000km 以上、ブラジル近傍の南大西洋上空ではそれが 300 km と極端に下がっている。本衛星は軌道高度 1000km、軌道傾斜角 28.5 度の LEO であるため、放射線対策が必要である。

3.11.2 放射線対策

放射線は、衛星の電子機器に対しトータルドーズ効果、およびシングルイベント現象とよばれる影響を与える。トータルドーズとは、放射線の種類やエネルギーによらず、それらが発生させた電離の総量だけによって決まる劣化現象である。一方、シングルイベントとは、半導体部品の高集積化に伴い、宇宙放射線の粒子がたとえ一個でも集積回路を通過すると、その回路に一時的な誤動作や永久的な損傷が生じる現象である。この現象は前述の南大西洋異常で起こることが多い。

放射線によるドーズ量を計算するモデルプログラム SHIEDOSE-2 を用いると、衛星の軌道やミッション期間などを入力することで被曝するトータルドーズ量を予測することができる。本衛星の軌道計算結果を入力して計算した、Al 遮蔽厚と予測されるドーズ量の関係を図 29 に示す。本衛星では、外壁の厚さが 3 [mm] なので、トータルドーズ量が 30 [Gy] 程度であると見積

ることができる。素子の対放射線性の良い宇宙用半導体部品を使うことでミッションに耐えると考えられる。

また、本衛星のシングルイベント対策は、メモリと CPU に三重冗長性を持たせることでデータの信頼性を高める。

4 開発スケジュール

4.1 開発スケジュール

TRMM の後続機の役割もかねて、2010 年に打ち上げる。それに合わせて設計・開発を行う。打ち上げまでの開発スケジュールを図 30 に示す。開発・製作費用は計 2 億 5 千万円と見積もる。

4.2 打ち上げ

本衛星は、軌道高度 1000 [km] の LEO 軌道を通り、2010 年に衛星のペギーバックとして、軌道に投入されることを想定している。

5 おわりに

本設計では台風の循環場において発生する雷や、台風上空でのブルージェットの常時観測を行う衛星の検討を行った。この衛星によって得られるデータによって台風の中の雷分布の時間的空間的な変化や、発光強度の時間変化から雷の放電過程を推定できる。また、ブルージェットの観測からは今までに明らかにされていないその時空間分布が初めて示されることになる。本衛星は南北 30 度の緯度幅をカバーし、広い観測幅を備え、昼夜常時観測を行う。これにより、台風の中の雷分布の時空間変化を捉えることができ、また台風とブルージェットの関係が明らかになれば、台風の研究をはじめ、大気電気学や高高度発光現象の研究に大きな貢献ができる。本設計において実現可能性の高いシステムを提案できたことは、地球上と宇宙空間の環境の違いをよくふまえた適切な設計を行えば、小型の衛星でも十分に科学的なデータが得られることを示している。

謝辞

本資料をまとめるにあたり、東北大学大学院 工学研究科 航空宇宙工学専攻 吉田和哉教授、中西洋喜助手、坂本祐二助手、および同理学研究科 地球物理学専攻 小野高幸教授、福西浩教授に大変お世話になりました。心から感謝いたします。また、各研究室のメンバーの方々にミッション検討から資料作成に至る

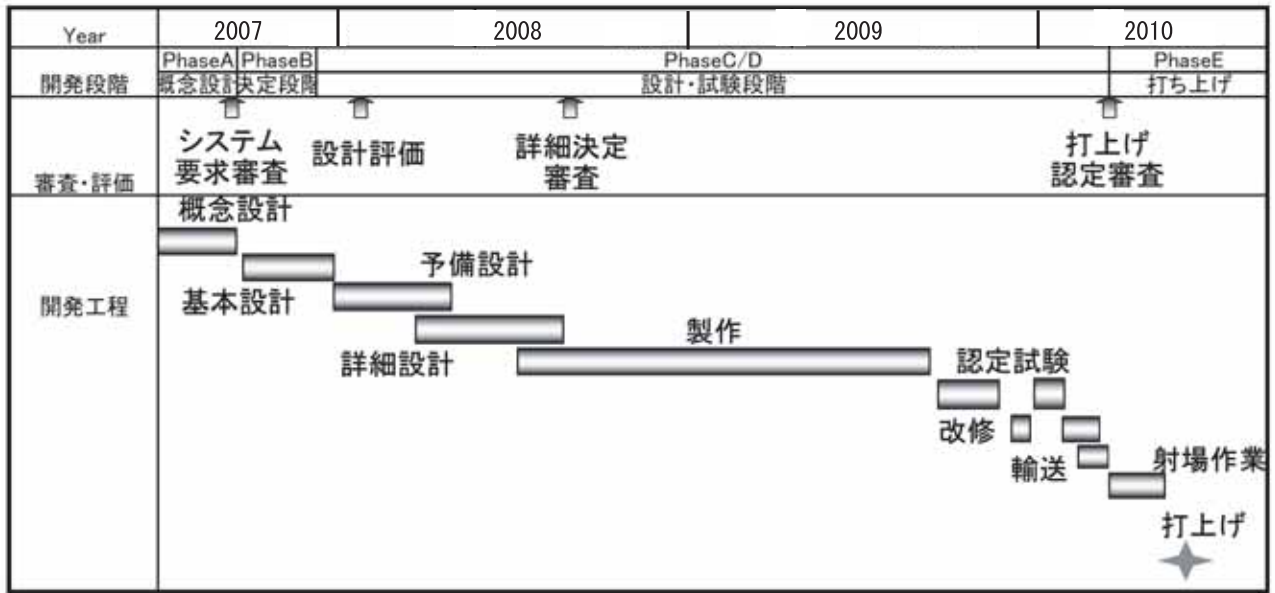


図 30: 開発スケジュール

まで、多大なるお力添えをいただきました。本当にありがとうございました。

平成 18 年 10 月 13 日
第 14 回衛星設計コンテスト
東北大チーム メンバー同

参考文献

- [1] Black,R.A.,and J.Hallet,1999:Electrification of the Hurricane.J.Atmos.Sci.,56,2004-2028.
- [2] Cecil,D.J, and E.J.Zipser, 2002: Reflectivity,Ice Scattering, and Lightning Characteristics of Hurricane Eye-walls and Rainbands. Part1:Quantitative Description.Mon. Wea.Rev.,130,769-784.
- [3] Morinari,J.,P.Moore, and V.Idone,1999:Convective Structure of Hurricanes as Revealed by Lightning Location.Mon. Wea.Rev., 127,520-534.
- [4] Science@NASA,"More lightning news from inside hurricanes and tornadoes," 16 June 1999, < http://science.msfc.nasa.gov/newhome/headlines/essd16jun99_1.htm > (22 April 2006)
- [5] Wescott,E.M., D.Sentman, D.Osborne,D.Hampton, and M.Heavner,1995:Preliminary results from Sprites94 aircraft campaign:2.Blue jets.Geophys. Res.Lett.,22,1209-1212
- [6] Wescott,E.M., D.D.Sentman, M.J.Heavner, D.L.Hampton, and O.H.Vaughan Jr., 1998:Blue Jets:their rerationship to lightning and very large

hailfall, and their physical mechanisms for their production. J. Atmos. Solar-Terr. Phys., 60, 713-724

- [7] 小倉義光：一般気象学 [第2版]，東京堂出版会 (1999)
- [8] 北川信一郎：雷と雷雲の科学 雷から身を守るには ， 森北出版株式会社 (2001)
- [9] 日本大気電気学会 編：大気電気学概論， コロナ社 (2003)
- [10] 衛星設計コンテスト実行委員会監修 茂原正道， 鳥山芳夫，「衛星設計入門」，培風館，2002 .
- [11] 茂原正道，「宇宙システム概論」，培風館，1995 .
- [12] 富田信之，「宇宙システム入門」，東京大学出版会，1993 .
- [13] 木田隆，小松敬治，川口淳一郎，「人工衛星と宇宙探査機」，コロナ社，2001 .
- [14] 飯田尚志，「衛星通信」，オーム社，1997 .
- [15] 室津義定，「宇宙工学の基礎 宇宙航行力学」，共立出版，1998
- [16] http://www.nasda.go.jp/press/2002/08/tsubasa_sac_020828-01_j.html#data5
- [17] <http://sees.tksj.jaxa.jp/Japanese/>
- [18] <http://young.mecsys.ryukoku.ac.jp/sugi3/ukaren2B12.pdf>