

1. 概要

本ミッションでは統計的検証法に特化した超小型衛星を開発し、2.5 年間の連続的な電離圏での観測を行うことで宇宙から地震に先行する電離圏異常の測定を試み、地震先行的異常の中でも有望とみられる夜間 VLF 帯電磁波強度減少現象について統計的検証および現象存否の立証を行う。以下にその設計検討の詳細を述べる。

2. ミッション背景

2.1. 研究背景

2011 年にマグニチュード 9.0 (以下 M 9.0) を記録した東北地方太平洋沖地震のような巨大地震を起因とした災害は現代社会においても人間の脅威であり、その減災は現代人類の大きな課題である。その中で防災と予測 (予知) はその解決に重要な役割を果たす。防災については技術的に大きな進歩を遂げており一般社会への普及まで進みつつあるが、予知については最先端の地震学の見知においても見通しが立っていない。例えば 2004 年以降、M 8.5 以上の地震が 5 つ発生しているが、いずれも断層面の滑り破壊は統一性がなく予測不能であった [1]。このように数週間から数分以内の期間で行う短期直前予測は地震学では極めて困難とされている [2]。

しかし一方、多種多様な観測から、地震先行的な可能性をもつ異常現象は膨大な数が報告されている。特に 1980 年代からは、夜間 VLF 帯電磁波強度減少現象や電子密度減少現象等をはじめとする大気圏および電離圏における先行的異常現象の観測も数件報告されるようになった。もしこれらの異常と地震との因果関係ないしは相関関係が定量的に評価されれば短期予測に役立つのは間違いない。しかし、これらの報告のほとんどは大地震の前に観測できた異常を科学的議論も不十分なまま安易に地震先行現象と見なしている。さらに科学的考察が相応になされている先行現象論文においても、大地震の発生頻度は地域的に見れば低頻度であるため特定の大きな地震のみについての記述に限られ、統計的な評価がなされていない。このような状況の中、Kamogawa や Uyeda らは、電離圏で検知されたと報告される先行現象を精査し、予知に有望かつ統計的に評価できる異常現象をいくつか挙げている [3][4]。

2.2. 地震予測研究と電離圏観測

2.2.1. 地震予測研究

本設計書では、地震予測とは地震発生から 4 時間前以内における短期直前予測のことを指す。地震予

測には「いつ」「どこで」「どのくらいの大きさで」という 3 要素が不可欠である。また、地震予測はその能否の見解さえ立っていない状況であるため、まず先行現象の存在から検証することが必要となる。

2.2.2. 電離圏からの観測の必要性

地震先行異常現象と大地震はその大地震の発生頻度の低さから、因果性を統計的に示すことは難しい。一般的に統計評価には 100 イベントほどのデータ数が必要となるが、海上現象の観測が困難であることや現象が地震発生地点の近傍でのみ見られると予想されることから、もし地上の少数定点による観測からデータを得ようとすれば、数百年単位の時間が必要となる。しかし電離圏での地震先行現象を衛星により観測するならばこの問題を解決することができる。Kamogawa および Uyeda らはいくつかの先行現象の発生継続時間が、数時間・数日スケールであることを示しており [3][4]、衛星の軌道周期ならばこれらを十分に検知できる。図 2-1 で示されるように大地震の発生場所は地理緯度 ±60 度の範囲内であるため、60 度以上の軌道傾斜角を持った衛星を使えばこれらをほぼ網羅できる。よって本ミッションでは、6.1.3 項に述べる複数運用にも適した超小型衛星を打ち上げ、その観測を維持することで、先行現象検知ための高分解能データ群を構築する。

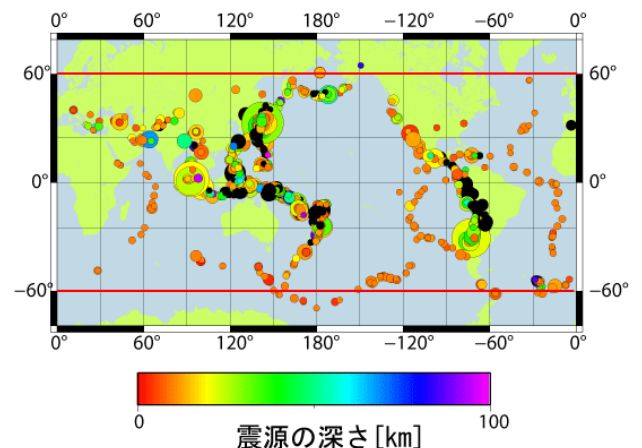


図 2-1 2.5 年間で発生した地震の位置 (M5.5 以上)

2.3. 検証する電離圏異常現象

2.3.1. 現象の概要

地震に関連する電磁気現象として大気圏および電離圏擾乱は 1980 年代後半ごろから指摘され始めた [4][5]。Kamogawa および Uyeda らによる先行現象の精査 [3][4] によれば、電離圏で測定可能な先行

現象のうち夜間 VLF 帯電磁波強度減少現象[6][7]は予知に有望な先行現象と報告されている。この知見は 2004 年 6 月にフランス CNES によって打ち上げられた地震に先行する電離圏異常検知衛星 DEMETER によって得られた。この観測により全球の M 4.8 以上の 2.5 年間分の地震に対して先行現象の統計的有意性が得られている。次項でその内容を詳細に述べる。

2.3.2. 衛星高度における夜間 VLF 帯電磁波強度減少

Němec らは、地震に先行的な電離圏の変動があるかを知るために DEMETER の電場データの解析を行った[6]。DEMETER は高度 660km の太陽同期軌道で運用され、VLF 帯電磁波(電場 1 成分)を継続的に観測した。解析では通常時のデータをもとにした標準値モデルを作成し(図 2-2)、観測データがモデルからどの程度ずれているかで地震と変動との相関を調べている。本解析では 2.5 年間の運用期間中に発生した、世界中の M4.8 以上の地震 9000 回について解析を行っている。その結果、震央上空における夜間 VLF 帯電磁波強度が周波数 1.7 kHz 周辺において地震発生前の 4 時間以内に 4~6 dB ほど減少するという規則性を指摘した。その異常が見られた範囲は震央から半径 500km 程度であった。この周波数帯の電磁波は背景電磁波とみられ、強度の減少は電離圏異常によって伝搬に異常が生じたためと解釈される。また彼らのさらなる報告[7]では電離圏の地震先行異常現象についてその規則性がより詳細に示された。この解析では 3.5 年以上の運用によるデータを使い、VLF 帯電磁波強度の減少は震源が浅い地震(40km 以下)において発生していることも示されている。図 2-3 はこれらの研究によって得られた地震発生前後の電場強度変化の図であり、震央からの距離が 330km 以内で震源の深さ 40km 以内の地震について (a)M5 以上 (b)M4.8 以上 (c)乱数による仮想地震 の 3 つの場合を表している。

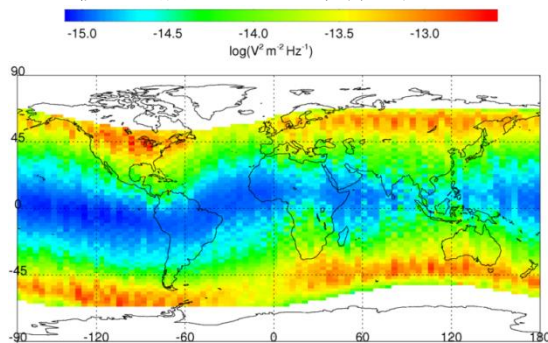


図 2-2 DEMETER の測定における全球 VLF 帯電磁場電場成分強度マップ

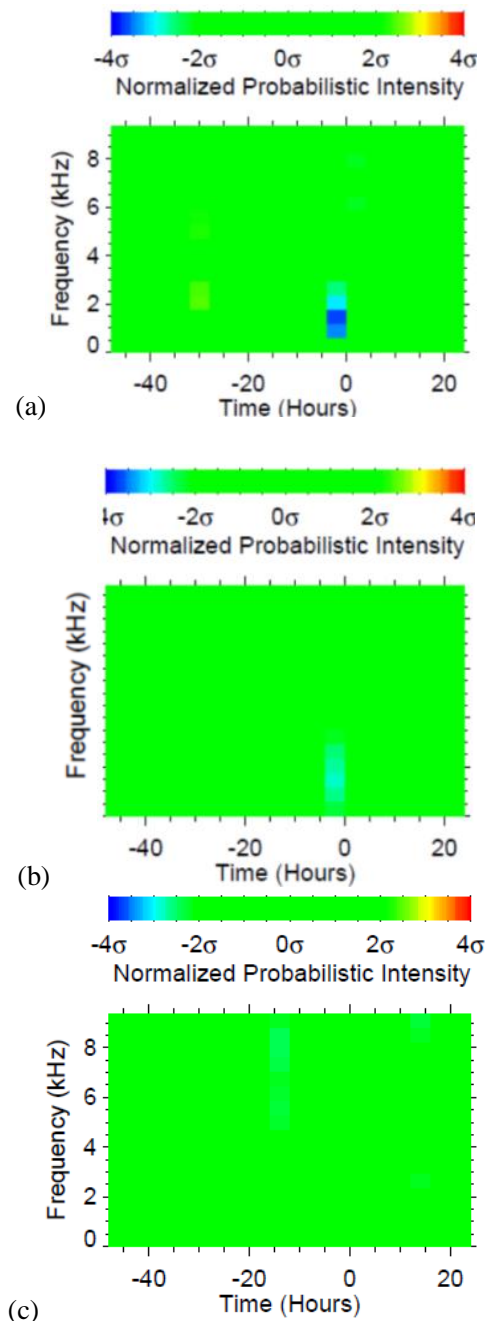


図 2-3 DEMETER 衛星による地震発生前後の電場強度変化[6].

2.3.3. 予測される異常

前項の先行研究から夜間 VLF 帯電磁波強度減少現象の持つ性質を考察する。まず図 2-3(a)と(b)を比較すると明らかに(a)における異常の方が明瞭であることがわかる。このことから発生する地震のマグニチュードが大きいほど強度減少の値も大きくなるということが予想できる。またこれが地震の持つエネルギーの大きさによるものであると考えれば、異常範囲も広がると期待できる。したがって、本現象においては以下の二つの性質が予測できる。

- 1) マグニチュードが大きくなるほど、強度減少量は大きくなる。
- 2) 異常の範囲もマグニチュードが大きくな

るにつれて広がる。

よって本ミッションでは前項の先行研究よりもマグニチュードの大きい地震に対して解析を行い、以上の予想の検証を行う。対象とする地震のマグニチュードはグーテンベルク・リヒター則による発生確率の大幅な減少を考慮し、M 5.5 とする。

また Nemec らは時間分解能 4 時間、空間分解能 110 km で解析を行っているが、これらの値は予想される異常の時間スケール (4 時間) 空間スケール (半径 500 km) に対して非常に大きく、より細かい分解能での解析が望まれる。サンプリング周期を短縮し、観測データ量を増やすことでより細かい分解能での異常の時空間図作成も目標とする。

2.4. 統計的検証方法

本ミッションでは、地震先行的であるとされる異常を統計的に検証するために Fujiwara および Kamogawa らの研究で導入された方法を踏襲する [5]。この方法は以後の代表的な論文である台湾の Liu ら、および Orihara および Kamogawa らなどで行われた異常と地震の相関関係を示すのにも標準的な方法となっている [8][9]。なお本解析では、現象の地震に対する先行性と後続性を混同しないためにデクラスタリングを行い、余震を除いた処理を行う。以下の項に一連の統計的検証方法を示す。

2.4.1. 電場強度標準モデルの構築

まず異常検知にあたって電離圏物理学で一般的な解析手法として電離圏標準モデルを構築する方法を応用し、電場強度標準モデルを構築する。モデルでは取得された連続測定データ群を元に①緯度、②経度、③地方時、④太陽活動(紫外, f10.7)、⑤地磁気活動度(Kp index)、⑥季節の 6 パラメータに対する標準値および標準偏差を算出できるものとする。また、モデルの質を向上させるためにも超小型衛星の軌道の高度と地方時を一定に保つことで統計パラメータを減らす。これらの操作によってできた経験標準モデルと観測した電離圏の変化を比較し、それらの差について評価していく。

2.4.2. 異常の抽出

測定データから大地震との相関関係を持つ異常の抽出を行う。これには時間重畳法 (Superposed Epoch Analysis: SEA) 法を導入する。この時間重畳法は多量のノイズを含む時系列データの位相を合わせて重ねることで安定した値を抽出するための解析技法である [10]。今回の解析では構築した標準モデルとの差異を重ねてその安定値の抽出を行う。もし電場強度の異常現象が確かに地震に先行するならば、規則性のないノイズはキャンセルされて地震先行的な異常現象が明確に表れる(図 2-4)。

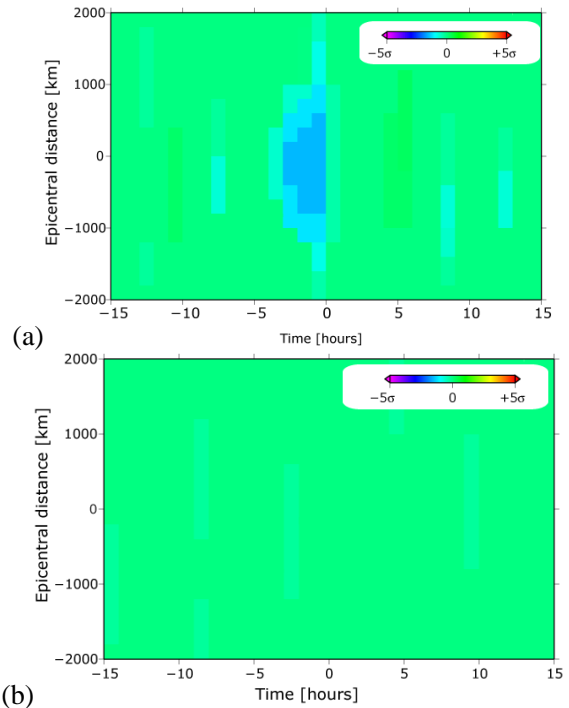


図 2-4 予想される解析結果
(a)M6 以上の地震(b)乱数で発生させた仮想地震

2.4.3. 相関関係の算定

観測した異常が地震予測に有効であるかを考察するためには、異常と地震の相関関係を示す必要がある。よって前項で抽出された異常を先行現象として定量的に検知するための閾値を定める。ただし、閾値の設定は異常の判定のみならず解析対象の地震のマグニチュードの下限や異常の地震に対するリードタイムも含まれる。今回は相関関係を得る方法として表 2-1 で書かれているような「四つの窓」と言われる方法を用いる。「四つの窓」は地震とリードタイムの範囲内の異常の存否に関する四つの関係の割合を示すものである。異常と地震の発生を 1 という値に定めた場合にそれらの信頼区間が 95 % を超えたものが強い相関のある有力な候補となる。閾値の設定の任意性を排除するために閾値をずらし、相関を取り直すことで相関が強固であることを示すことができる。

表 2-1 四つの窓

	地震がある	地震がない
異常あり	先行現象として期待できる	異常がほかの理由で生じていることを示す必要あり
異常なし	地震予測には向かない	通常状態を知るために必要

2.4.4. 因果関係の推察

本ミッションで対象とする異常が短期直前予測に資する先行現象であるのならば、M 5 に比べて大きなエネルギーを持つ M 5.5 ではより明瞭な異常が見られると期待される。このような因果性を統計的に推論する作業は疫学研究的に Hill's criteria とよ

ばれる判定基準を用いて行われる[11]. よって, 今回は観測した地震先行現象と地震活動の持つ因果関係を確認するために表 2-2 に示した Hill's criteria を参考にした判定基準に適応し因果推論を行う. 今回は特に表 2-2 の 1~4 の項目について着目して推察をする.

表 2-2 8つの判定基準

1	強固性	異常後の地震発生が高確率であるか
2	時間的前後関係	異常が地震に先行しているか
3	一貫性	時間的および空間的相関があるか
4	随伴性	異常の値が大きいほど地震のマグニチュードは大きいか
5	蓋然性	予想される因果関係を支持する物理学的知見があるか
6	一致性	予想される因果関係が既知の事実と一致するか
7	実験的研究	予想される因果関係を支持する実験的研究が行われているか
8	類似性	類似した因果関係の事象が存在するか

2.5. ミッション意義

本ミッションは, いまだ確証のあるものとしてとらえられていない地震先行現象を統計的手法を用いてその存否を明らかにするものである. また DEMETER の観測では, D 層電離圏の状態を予測するのに十分なだけの測定周波数レンジを設定しておらず, 電磁波強度減少と現象発生時の電離圏の状況を結び付けて解析することはできない. 本ミッションでは広い測定周波数レンジを設定し数多くのデータ数を得ることで, より信頼性の高い先行現象の統計的立証やメカニズム解析が可能となる. また今回は超小型衛星 1 基による運用を前提に記述していくが, 運用同期間に同型衛星群をさまざまな軌道傾斜面に対して数多く運用していくことで, データ収集の効率化が可能である. これによって統計的解析における先行現象の信頼性を格段に向上させることもできる.

3. ミッション

3.1. ミッション目的・目標

本ミッションの目的は地震先行的な電離圏異常現象の存否を明らかにすることである. また, DEMETER の先行研究から予想した性質の妥当性を確かめることで異常現象の発生メカニズムの解明を目指す. ミッション達成度の指標とするクライテリアを表 3-1 に示す.

表 3-1 ミッション・クライテリア

Success level	
Minimum	衛星の安定した運用と測定条件に合うデータの取得.
Full	M5.5 以上の 100 イベント程度のデータを取得し, 地震に先行する夜間 VLF 帯電磁波強度減少現象の存否を立証すること.
Extra	データの解析による短期地震予測の実現性を提示. 規模: 地震のマグニチュードに関するパラメータの発見. 場所: 異常の空間分布の解明. 時間: 高い精度でのリードタイムの決定.

3.2. ミッションの実現手段

前節の目的を達成するために衛星を用いて, 地震先行的な夜間 VLF 帯電磁波強度減少現象を観測する. さらに, 観測したデータを統計的に解析することで現象と地震の相関関係や因果性を定量的に示す. 観測においては, 過去の研究より異常がはっきり得られると予測される M5.5 以上の地震に関する異常に対象を絞り全球観測を行う. なお, 本ミッションでは統計的な解析や分解能の向上のためにより多くのデータを取得することが望ましいため, 複数機運用を視野に入れた超小型衛星に関する記述を行う.

3.3. ミッション成果物

本ミッションを達成することで, 目的としていた地震先行現象の存否を明らかにすることができるのみではなく, 物理学的な電離圏変動メカニズムに関して新たな知見が得られるものと考えられる.

3.4. ミッション要求

3.4.1. 電場計測による夜間 VLF 帯電磁波強度の測定

今回測定すべき VLF 帯電磁波は電場と磁場の二つの成分から構成されている. しかし, 本ミッションでは統計的な面から多くのデータを扱わなければならないため, 衛星の規模から判断してより計測結果に信頼のおける電場に焦点を絞った測定を行う. 電場の測定方法としては電離圏空間の電位差からの算出を行う. DEMETER では地心軸方向に対して垂直な成分の測定が行われているが, 電離圏における VLF 帯背景電磁波は偏波性が少ないことから任意方向成分全般に関して先行現象は測定可能である. したがって, 図 3-1 のように任意に決定した電場測定方向に対してダイポール計器を進展させ, 計器先端に設置したプローブ間の電圧差を測定する. 電場の算出は測定した電圧差 $V(V)$ と衛星の姿勢によって与えられるパラメータ $\theta(rad)$ を使って以

下の計算で行う。

$$E = V/L\cos\theta$$

E は測定地点にかかる電場の強さ(V/m), V はプローブ間の電圧差(V), L はプローブ間の距離(m), θ は測定方向軸と計器の成す角度(rad)である。

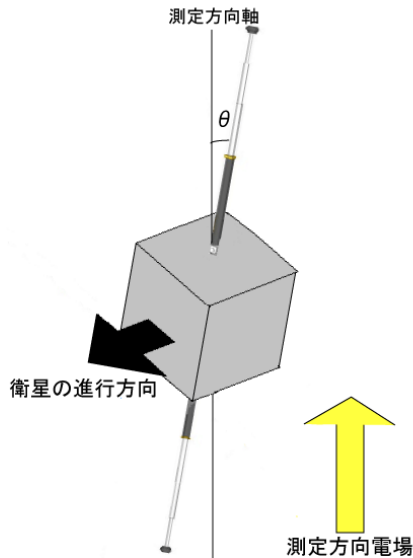


図 3-1 電場測定計器の配置。
測定方向軸との角度は θ とする。

なお本ミッションでは2.5年という長期運用を要求しているため、一方のプローブが故障時には衛星本体と正常なもう一方のプローブ間の電位差を測定するという冗長プログラムを設定する。これにより万が一の故障時にも低クオリティながら観測が継続できるようにする。

3.4.2. 運用・観測に関する要求

表3-1のクライテリア達成のために必要となる軌道条件、運用期間、対象とするデータ、サンプリング分解能等の要求をそれぞれ検討する。

3.4.2.1. 軌道条件

夜間 VLF 帯電磁波強度減少現象を測定するためには高度 100 km~1000 km の電離圏を観測しうる低軌道が必要となる。加えて、2.4.1 項で述べたように高度と観測時の地方時を一定に保つことで統計的な要素を減らす。なお VLF 帯電磁波が電離圏内を伝搬するときは磁力線に沿って進み、電離圏通過時に減衰していく。高度 500 km~1000 km 以内においては、高度変化を 100 km 以内に納めることでそれによっておこる測定強度の変化を 1/100 という許容範囲までに抑えることができる。よって高度条件に加え以下の条件を満たす必要がある。

- 1) 運用期間中の最大高度と最低高度の差は 100km 以内とする。
- 2) 観測地方時固定かつ観測地方時 20 時 ~ 4

時の間である。

3.4.2.2. 運用期間

本ミッションでは夜間の現象を測定するため、地方時 20 時 ~ 4 時に発生する現象を測定対象とする。なお、本ミッションでは地方時固定の軌道を要求しておりかつ予想される異常の時間スケールが 4 時間であるため、本衛星 1 基で検知できる地震はこのうちの 4 時間で起こったもののみとなる。また 2.3.2 項で述べたとおり M 5 以上における異常範囲は震央から半径 500 km 程度であること[7]から、M 5.5 においても少なくとも半径 500 km の異常範囲が期待できる。図 3-2 より本ミッションで要求する地方時固定の軌道（太陽同期）では各軌道間が 30° ほど間隔が空くことがわかるため、本衛星による検知可能領域は全球の 1/3 となる。図 3-3 は 2010 年 1 月 1 日から 1 年間、2 年間、2.5 年間で夜間のある 4 時間（地方時 20 時~4 時）に実際に起きた各マグニチュード以上の地震発生数に検知可能領域の 1/3 をかけることで、本軌道で観測可能である地震数とマグニチュードの関係を表したものである。これにより、2.5 年の連続した運用を行うことで M 5.5 以上の地震に関するデータ数を統計的評価可能な 100 イベント程度集めることができる。

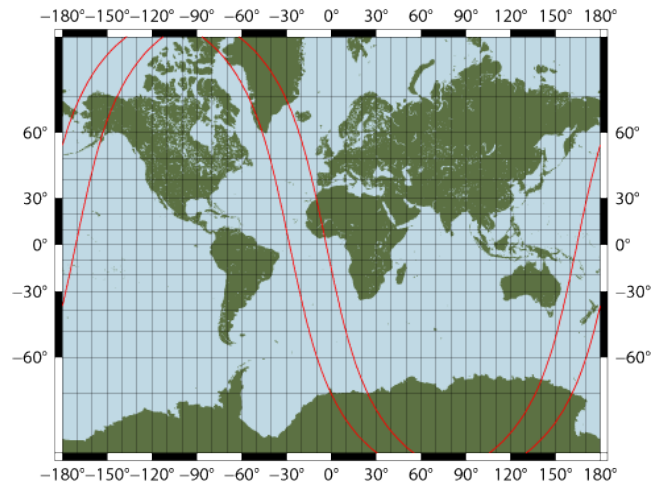


図 3-2 地方時固定軌道 2 周期の軌道図

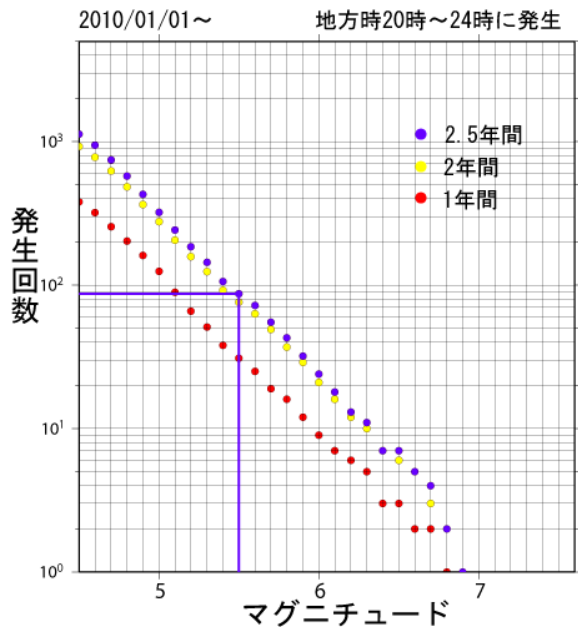


図 3-3 本衛星軌道で観測可能である地震の発生数とマグニチュードの関係。

3.4.2.3. 対象とするデータ

本ミッションで観測対象とする異常現象は 1.7 kHz 周波数帯にみられるが、現象の原因となる D 層電離圏の状態推定や既知の電磁波源である世界中の VLF 帯電磁波送信局からの電磁波を校正用電磁波源とするために、0.005 kHz~22.5 kHz を測定対象範囲とする。本ミッションでは DEMETER によって得られたデータよりも時空間分解能の高いデータの取得が要求されかつ地震予測に有用なパラメータを探すことを目標としているため、より明瞭な強度変化を検知する必要がある。2.3.3 項に示したようにマグニチュードの大きい地震ほど VLF 帯電磁波強度の減少が大きいと予想できる。よって解析を行う対象は M 5.5 以上の地震に先行する観測データとする。また、予測される異常の範囲が半径 500 km ほどであることから、観測対象領域は震源が衛星直下から半径 5 度以内の領域であることも条件に加える。

3.4.2.4. サンプル分解能

測定電磁波周波数帯からサンプリング周波数を検討する。FFT (Fast Fourier Transform) 後のデータ復元を完全に行うためにシャノンの標本化定理を考慮して、サンプリング周波数を測定電磁波周波数帯の 2 倍以上の値に設定しなくてはならない。今回は約 4 倍の値としてサンプリング周波数を 100 kHz と設定する。測定電磁波周波数帯が 0.005 kHz~22.5 kHz であることから、FFT の周波数分解能は 1024 分割とすることで 1 点あたり 22.0 Hz という分解能を得ることができる。また、DEMETER における観測よりも多くのデータを取得するためにデータサンプリングは 1 秒毎に行う。報告されている VLF 帯電磁波強度の減少量は 4~6 dB であるためデータ

記録分解能は 16bit とする。

3.4.2.5. ミッション要求まとめ

以上をもとに、本ミッションから衛星には以下の要求が与えられる。

- 1) 2.5 年間以上の連続した運用
- 2) 以下の条件を満たす衛星軌道
 - ・高度 100 km~1000 km の電離圏を観測可能な衛星高度であること
 - ・平均衛星高度から精度±50km の範囲内の高度維持
 - ・観測地方時固定
 - ・固定地方時が 20 時~4 時の間であること。
 - ・少なくとも緯度±60 度以内の範囲を観測すること。
- 3) 測定対象の電磁波について、1 秒毎のサンプリングで以下の条件のデータを得ること。
 - ・電磁波周波数帯 000.5 kHz ~ 22.5 kHz におけるスペクトルデータ
 - ・サンプリング分解能 100 kHz
 - ・スペクトル分解能 1024 点 (=22 Hz 幅)
 - ・データ記録分解能 16 bit

4. システム構成

4.1. 座標軸系の設定

姿勢制御系について、設計内容を述べる前に、説明に必要な 2 種類の座標系の設定をする。

4.1.1. 構体座標系

1 つ目の座標は、衛星の機体自身の座標である。これを構体座標系とする。分離機構が付いている面に垂直な軸を Z_b 軸とし、分離機構が付いている面を + 方向とする。また EHS が付いている面に垂直な軸を X_b 軸とし、EHS が付いている方向を + 方向とする。 Y_b 軸は $X_b \times Y_b$ の外積の解が Z_b となるように Y_b 軸を決定する。

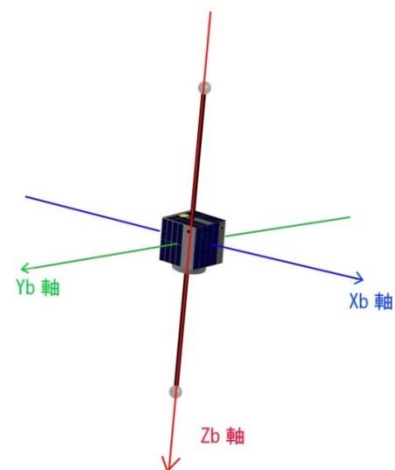


図 4-1 構体座標系

4.1.2. 慣性座標系

2 つ目の座標は、軌道上で衛星を点として見た時の、軌道上での座標系である。これを慣性座標系とする。地心方向から伸びる軸を Z' 軸とし、地球中心方向

を+方向とする。また、衛星の進行方向を X' 軸とし、衛星が進む方向を+方向とする。Y' 軸は X' × Y' の外積の解が Z' 軸となるように Y' 軸を決定する。

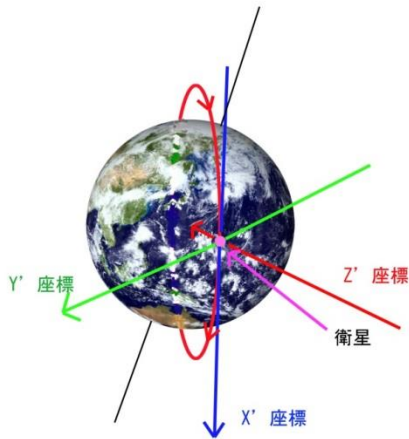


図 4-2 慣性座標系

4.2. 衛星の基本形状

本衛星は、H-IIA ロケットのピギーバック衛星制限内の 450×450×450 [mm]、質量 30[kg]の井桁構造を基本形状とする。伸展ブーム展開前の外観を図 4-3 に、伸展ブーム展開後の外観図を図 4-4 に示す。以降、運用系、構造系、熱制御系、姿勢制御系、電源系、通信系、C&DH 系の順で各系についての詳細な設計解析を述べる。

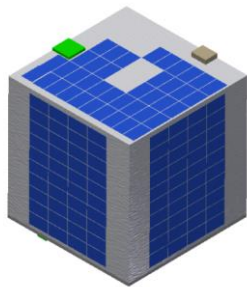


図 4-3 伸展ブーム展開前 外観図

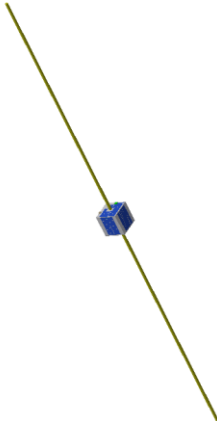


図 4-4 伸展ブーム展開後 外観図

4.3. 衛星概要

ミッション要求を満たすように設計した。本衛星の概要表を表 4-1 にまとめる。2.5 年間運用を行うために各種部品については宇宙耐性のあるものを評価し搭載する予定である。

表 4-1 概要表

衛星名		VIPPER
主要ミッション機器		電場測定ダイポール計器
ミッション内容		地震先行現象の検証を行う
予定打ち上げロケット		H-IIA
軌道	種類	太陽同期準回帰軌道
	高度[km]	666
構造	形状	井桁構造
	寸法[mm]	450×450×450
	外観	図4-3、図4-4に示す
	質量[kg]	30
姿勢制御	姿勢制御方式	重力傾斜安定方式
	センサ	地球センサ×3、太陽センサ×6、光ファイバジャイロセンサ×3、磁気センサ
	アクチュエータ	磁気トルカ
電源	バス電圧[V]	20 V系
	太陽電池制御	MPPT制御方式
	電源方式	バス安定化方式
運用	通信方式	S-bandによる送受信
		BPSK変調
	地上局	昭和基地
		相模原局
設計寿命	2.5年	

4.4. サブシステム

本衛星のシステムはミッション系 (EFM, MPCU)、構体系、熱制御系、電源系 (BAT, PCB)、通信系 (S-TRx, U-Tx), C&DH 系 (OBC), 姿勢制御系 (MS, MT, SS, FOG, EHS), 運用系から構成される。図 4-5 にシステムダイアグラムを示す。ただし略称は巻末表 A-1 参照のこと。

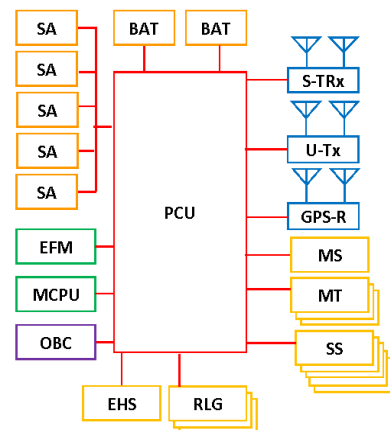


図 4-5 システムダイアグラム

5. ミッション搭載機器

地震に先行するとみられる夜間 VLF 帯電波強度減少現象を衛星から検知するために、以下の様式の電場測定計器(EFM)を載せる。また、計器によって測定されたデータは専用の CPU 内で処理を行う。

5.1. 電場測定

電場 1 成分の測定を行い、VLF 帯電磁波の電場成分を計測する。使用する計器は DEMETER で搭載された ICE (Instrument Champ Electrique)計器[12]の測定成分を 1 成分に絞って進展ブームを 1 m 長くし、また測定周波数帯を広げることで得られるデータの高性能化を図っている。

5.2. 電場測定ダイポール計器

電場測定計器は主に球形プローブと伸展ブームの二つの部分から成る。伸展ブームの先端に球形プローブをはめ込み、これらを対向的に設置させることでプローブ間の電場を測定する。本ミッションでは非常に波長の長い VLF 帯電磁波を対象とするため伸展ブームにはそれぞれ 5.0 m ほどのながさが必要となる。プローブ内部には電場測定のための電極とインピーダンス整合を行う電気プリアンプが内蔵される。なお、これらは厚さ 6 mm、半径 4 cm のアルミ板球形によって囲んだ上で酸化に強く電気伝導性や耐久性に優れた炭素繊維強化カーボンで表面を覆う。接合には接着剤等が不要で十分な強度が期待できる FLJ 接合法を採用する。これにより過酷な宇宙環境からの保護を行う。また、進展ブームとの接合部分にはアルマイト加工を施し絶縁とする。表 5-1 に使用するプリアンプのスペックを示す。

表 5-1 使用するプリアンプのスペック

機器名	OP27
寸法[mm]	5.0×6.2×1.75
電圧[V]	22
電流[A]	7.5×10^{-8}
動作温度[degC]	-65~+150

また、プローブ自体の振動が VLF 帯電磁波強度の測定値に与える影響は、測定時の進展ブームの振動を 1 kHz の 1/100 以下にすることで許容できるものとする。よって、伸展ブームには振動の振動数が 10 Hz、振幅が 70 cm 以下となる剛性を要求する。

5.3. 姿勢への要求

本衛星では電場強度算出のために高精度の姿勢データが必要となる。よって計器が地心軸方向を向くことを基準として、要求する姿勢決定精度と姿勢制御精度を以下に定める。

測定する強度変化量は DEMETER の観測結果をもとに平常時の 10 dB 以内であると予想されるため、分解能は 20 dB 必要である。さらに 1/100 まで

の誤差は許容できるとすると、

$$\arccos\left(1 - \frac{1}{10000}\right) \leq \theta_{Max}$$

以上の計算より姿勢決定に要求する精度は 5-deg 以内であると算出される。

また衛星の姿勢がずれることによって、測定電場強度がログアンプの測定レンジから外れることも防がなくてはならない。したがって姿勢制御に要求する精度も算出する。使用するログアンプのダイナミックレンジは 100 dB、測定する VLF 帯の電磁波強度のダイナミックレンジは 80 dB 以内である。

$$\arccos\left\{1 - \frac{(100 - 80)}{100}\right\} \leq \theta_{MAX}$$

以上の計算より姿勢制御に要求する精度は 37 deg 以内と設定する。

1 kHz 周辺の電磁波を測定するため、衛星の軸が振動する場合の許容できる振動数は 1/100 の 10 Hz 以内である。上記の姿勢制御精度より、このとき角速度は 1480 deg./sec 以内でなくてはいけない。

なお、地心軸方向まわりの回転は電場測定に影響を与えないため、これらの要求は地心軸方向に垂直な 2 軸に限定するものとする。

5.4. 得られるデータ量の算出

サンプリングしたデータは FFT を行うことで 1 秒サンプリングのスペクトルデータにする。1 日あたりに得られるミッションデータ量を以下の計算から算出する。本ミッションでは分解能の高いデータを必要とするためスペクトル解析における周波数分解能は 1024 分割として計算する。なお 1 日あたりの測定時間は、夜間かつ ±60 度の緯度の範囲しか観測を行わないため計 8 時間と設定する。

$$A \times B \times 60 \times 60 \times 8 = X$$

A は FFT による処理過程の 1 区間のデータ量[Byte]であり、今回はデータ記録分解能が 16bit であるため $A=2[\text{Byte}]$ とする。B はスペクトル解析における周波数分解能で $B=1024$ とする。X は 1 日あたりの非圧縮データ量[Byte]である。

さらにデータダウンリンク作業を考慮し、平均 65 % に可逆圧縮をかける。なお、この圧縮率は過去の DEMETER によって得られた生データを実際に圧縮してみることによって妥当な値を決定した。以上の計算より 1 日のデータ量は 38.3 MB/day とする。

5.5. CPU によるデータ処理

観測によるデータを処理する CPU には過去のさまざまな衛星への使用実績もある SH-4 を使用する。CPU には測定電磁波周波数帯の電場変化にあたるもののみを測定するための 5 Hz から 25 kHz のバンドパスフィルタと電圧増幅を行う 10 倍のプリアンプを組み込みそれぞれの処理を行う。その後、信号は AD 変換によりデジタル化され、生データ (Level 0 data) として一時的に保管される。また、本

ミッションでは 1.7 kHz 周辺の非常に細かい周波数分析が必要となるため観測したデータには FFT を行い、GPS から取得した時刻データとともにミッションデータ(Level 1)として加工する。なお、CPU ボードは 5 mm のアルミ板で立方体状に保護し、得られたデータは CPU 直結のストレージ内に保管する。図 5-1 にミッションデータ処理のダイアグラムを示す。また、表 5-2 に使用する CPU ボードのスペック、図 5-2 に外形を載せる。

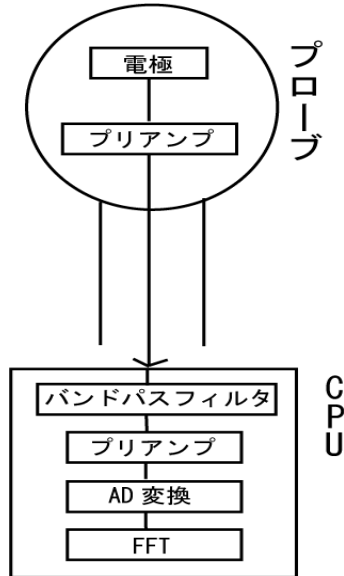


図 5-1 ミッションデータ処理ダイアグラム

表 5-2 CAT760CPU ボードのスペック [14]

CPU	SH7760 (SH-4)
メモリ	200[MHz]
	SDRAM 64[MB]
	Flash ROM 16[MB]
	SRAM 512[K]
シリアルポート	RS232-C レベル x2 ロジックレベル x1
サイズ[mm]	60×73
重量[g]	25
電源	電圧 3.3[V]
	電流 0.6[A] (待機時 0.2 [A])
動作温度[degC]	0~55



図 5-2 組み込みコンパクト Linux ボード CAT760 [13]

5.6. バス部への要求まとめ

以上のことから電場測定のためのバス部への要求を表 5-3 にまとめる。

表 5-3 電場測定のための各系への要求

要求先	内容
構造系	搭載機器 - 観測機器 (伸展ブーム+プローブ) - データ処理部 以下の電場測定計器を地心軸方向と反地心軸方向に対抗的に配置する - 5m 程度の伸展ブームを搭載すること - 伸展ブームの振動が 10Hz 以下であること - 伸展ブーム先端の振幅が 70cm 以下であること
熱制御系	動作温度範囲 - 観測機器 -65 ~ 150 degC - データ処理部 0 ~ 55 degC
姿勢制御系	地心軸方向以外の 2 軸 - 姿勢決定精度 5 度以内 - 姿勢制御精度 37 度以内 - 振動の角速度 1480 度/sec 姿勢情報を 1 秒周期で記録し、ダウンリンクできること
電源系	ミッション時に 2.5W の電力供給
通信系	38.3MB/day のデータダウンリンクを実施可能
C&DH系	位置情報, 時刻情報を 1 秒毎に取得

6. 運用

6.1. 衛星軌道

6.1.1. ミッションからの要求

本衛星の運用に関するミッションからの要求は次の項目である。

- 1) 最低 2.5 年の運用であること。
- 2) 高度を一定 (精度 $\pm 50\text{km}$) にとり、高度 100km~1000km の電離圏を観測可能な衛星高度であること。
- 3) 観測地方時を固定すること。
- 4) 固定地方時は LT20:00~4:00 の間であること。
- 5) 少なくとも緯度 $\pm 60^\circ$ 以内のデータが取得されること。

以上の要求を満たすための軌道を選定し、運用を行うこととする。

6.1.2. 軌道決定

まずは高度の選定を行う。本ミッションでは電離圏を測定するということなので、低軌道が妥当であると考えられる。この低軌道の利点は、地表に近いことから通信の時間に遅れが少なく、電力も少ない。さらに圧倒的に主衛星の打ち上げ頻度が高いため相乗りが高い確率で期待できる。ここでは、仮想

的な主衛星として過去の打ち上げ衛星「温室効果ガス観測衛星 GO-SAT」を実例にとる。本主衛星の高度は 666km, 太陽同期軌道であり, 地方時が一定という条件もミッション要求を満たす。本衛星の軌道要素を表 6-1 に示した。

表 6-1 軌道要素

項目	数値
軌道高度 [km]	666
軌道長半径 [km]	7044.137
離心率	0
軌道傾斜角 [deg]	98.16
近地点引数 [deg]	90
昇交点赤経 [deg]	115.612
真近点離角 [deg]	0
周期 [sec]	5871.27
回帰周回数	44
LST	13:00:00

打ち上げ元期を 2014 年 1 月 1 日としたときの本衛星の 1 回帰 (約 3 日) の軌道は図 6-1 のようになる。

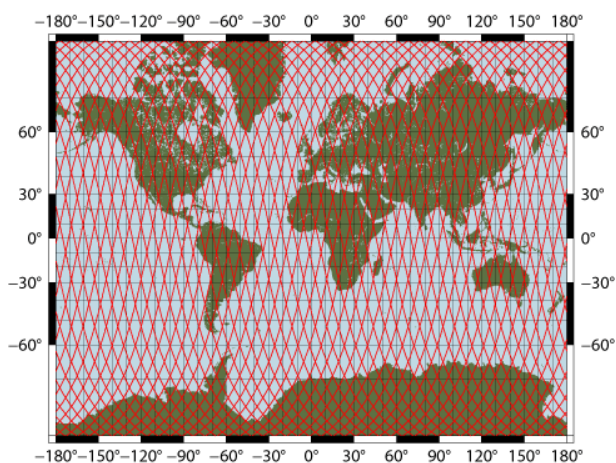


図 6-1 本衛星の 1 回帰の軌道

図 6-3 は, 太陽と地球が図 6-2 の位置関係にあるときに本衛星を軌道に投入してからの任意の時間経過後の地球を北極側からみた軌道と地方時の関係である。本衛星では地方時が 1 時のときの電離圏を観測することができる。LT20:00~4:00 の全ての時間を網羅することは出来ないが, 6.1.1 の 4) の要求を満たす。

また, 5) の要求より緯度 ±60 以内を測定するということであるので, 図 6-3 には軌道面における本衛星の測定範囲を示した。

以上のことより, この衛星軌道でミッションからの要求を満たすことが分かった。

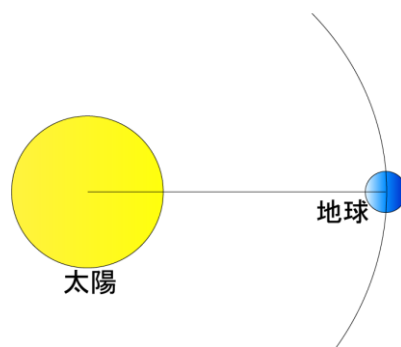


図 6-2 黄道面における太陽と地球の位置関係

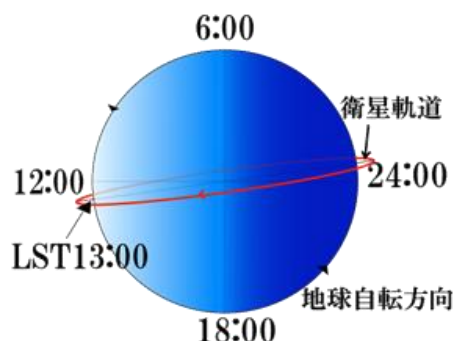


図 6-3 地球を北極側から見た, 本衛星軌道と地方時の関係

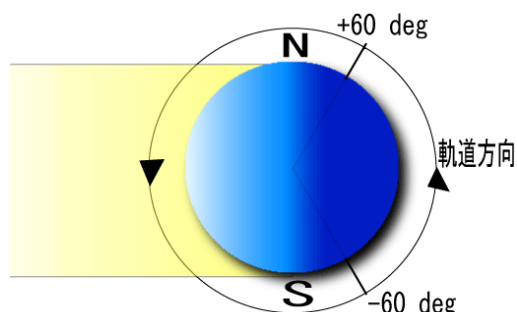


図 6-4 本衛星の測定範囲。ただし本図の衛星高度に関するスケールは地球半径と比べて大きめにかかっている。

6.1.3 オプションとしての衛星軌道

6.1.3.1 衛星群

先行現象発生時間が地震前最大 4 時間でありかつ領域が衛星から ±5° であるため, 衛星群による同時観測を行い, 事例数を増やすことができる。それには LT20 時, LT24 時, LT4 時および同位相の二つの衛星の軌道間が 10° であるような軌道投入を行えば最大 9 基運用可能である。つまり 9 基運用の場合, 運用期間中に発生するすべての地震について観測可能となり, 1000 イベント近くのデータ収集が可能となる。

6.1.3.2 複数運用

ここでは 6.1.2 で考えた軌道で, 軌道傾斜角を 0.2deg ずつずらした 3 衛星の軌道について考える。この 3 衛星の軌道は, 1 年後 2 年後には図に示すようにずれる。この軌道と, 2010 年 1 月 1 日から 2012

年 6 月 30 日までの 2 年半の間に起きた M5.0 以上の地震と比べて、検知可能なイベント数はどれくらいあるのかを解析した結果が図である。

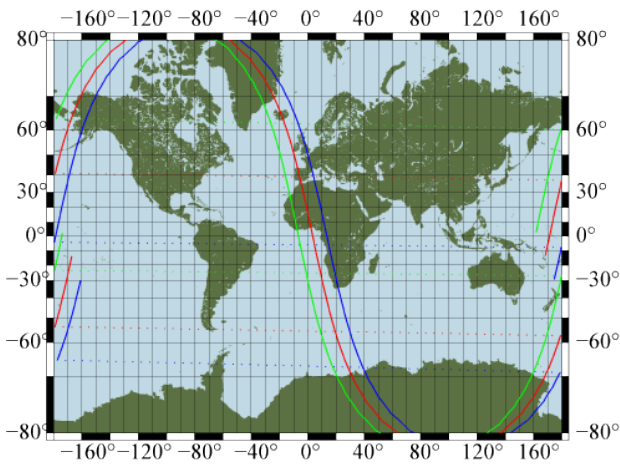


図 6-5 1 年後の 3 衛星の軌道

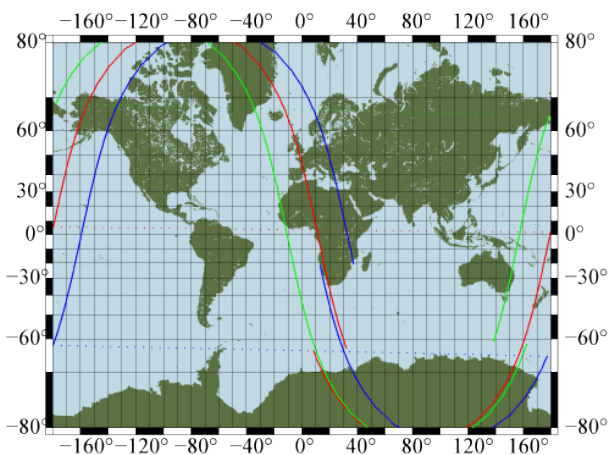


図 6-6 2 年後の 3 衛星の軌道

6.1.4 自主廃棄

運用後の衛星はゴミである。ただのゴミならばまだしも、宇宙に数千とある他の衛星と衝突する危険性がある。今日宇宙にはこのように運用を終えたが宇宙を浮遊し続ける衛星が数多く存在し、実際衝突した事例もある。そのような問題をこれ以上増やさないために自主廃棄を行う必要がある、ここではそのことについて述べる。

規定である 25 年以内に大気圏内へと落とせばよい。この衛星が軌道に投入されてから、高度についての経時変化を表すグラフを図 6-6 に示した。

このとき、衛星にかかる表面力を、衛星の形状を単一の球で近似する Cannoball model により大気抵抗を考慮して、次のような高度低下率を用いて計算を行った。

$$\frac{da}{dt} = -C_D \frac{S}{m} \rho V a$$

C_D は大気抵抗係数 (ここでは、 $C_D = 2.2$ として計算している)、 S は有効断面積、 m は衛星の総質量、

ρ は大気密度、 V は速度、 a は軌道長半径である。大気密度の値は図 6-5 に示すように、参考文献[14]にデータとして与えられている値を補間したものを用いた。

これらを用いて計算をすることにより、図 6-6 を得ることができ、25 年以内に自主廃棄が完了することが分かった。

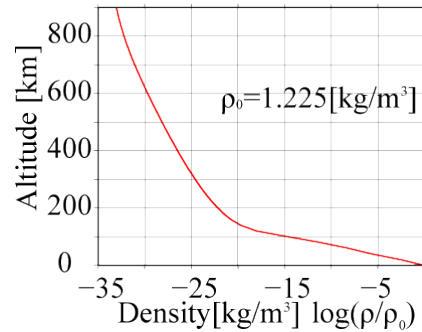


図 6-7 高度と大気密度との関係

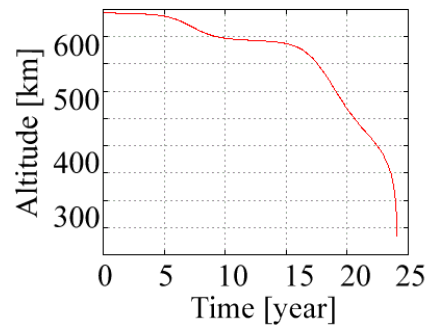


図 6-8 衛星の高度の経年変化

6.2. 運用シーケンス

本衛星の運用モードを以下のように分ける

- ・ 起動モード
- ・ ミッション姿勢移行モード
- ・ ノーマルモード
- ・ ミッションモード
- ・ セーフティモード

初期運用

ロケットから分離されてからタンブリングを抑えるために、3 軸制御機器を含む各種機器を順次起動、及び動作確認を行いミッション姿勢移行モードとなる。動作に異常がなければノーマルモードへと移行する。

定常運用

本衛星は夜間の観測であることより、GPS から世界標準時及び位置情報を取得できることから地方時を割り出す。その地方時が 20:00~4:00 のとき、かつ位置情報のデータが緯度 $\pm 60^\circ$ のときミッションモードとなる。

またミッションデータや H.K.データ等各種データ処理及び地上局との通信を行う。

緯度が $\pm 60^\circ$ でなくなると再び GPS による世界標準時及び位置情報を取得するノーマルモードへ移

行する。

電力が最低安全基準にも満たない、あるいは各種機器のエラーなどが生じた場合はセーフティモードへと移行し、最低限必要な通信機器などのみを残して使用電力を削減し、地上局からの指示を待つ。

7. 構体系

7.1. 構体系への要求

本衛星は H-II A ロケットに搭載することを想定している。表 7-1 に衛星設計入門に記載されている H-II A ロケットの搭載要求を示す。この搭載要求を満たすことにより、本衛星が十分な強度を持っていることを示すことができる。

表 7-1 H-II A ロケットの搭載要求

	機軸方向	機軸直交方向
第一次固有振動数[Hz]	30 以上	10 以上
加速度[G]	4	1.8

7.2. 衛星構成

衛星の形状は 450×450×450[mm](衛星分離部を含まない)の直方体である。衛星側面、内部パネルは軽量化のため、ハニカム構造を採用した。衛星内部に四枚のパネルを井桁状に配置する。井桁状に配置するとき、衛星分離部のサイズと重なる用に配置する。これにより、衛星本体の強度、剛性の向上が期待できる。本衛星の各パネルの寸法と諸元を示す。表 7-5 にハニカムパネルの剛性とハニカムパネル固有の破壊モード、リングリングとイントラセルバックリングの許容応力を示す。

表 7-2 本衛星の各パネルの寸法

パネル	寸法[mm]
側面パネル	444×438×6
内部パネル	338×438×6
上, 底面パネル	450×450×6

表 7-3 ハニカムサンドイッチパネルの諸元

	材料	厚さ[mm]
ハニカムコア	AL 3/16-5052-.002	4
フェイスシート	AL7075-T6	1 (上下)

表 7-4 構体材料の物性値

AL 3/16-5052-.002	
密度[kg/m ³]	91
剪断強度[MPa]	1.97
剪断弾性係数[GPa]	L 方向 0.55
	W 方向 0.22
AL7075-T6	
密度[kg/m ³]	2800
縦弾性係数[MPa]	71.0
剪断弾性係数[MPa]	26.9
ポアソン比	0.33
引張耐力[MPa]	455.1
圧縮耐力[MPa]	427.5

表 7-5 ハニカムパネルの強度

リングリング	465[MPa]
イントラセルバックリング	919[MPa]
曲げ剛性	3938[N・m]

7.3. 伸展ブーム

今回搭載する伸展ブームにはサカセアドテック社の Bi-Convex ブームを採用する。Bi-Convex は組紐により被覆されている。(図 7-1)[15]

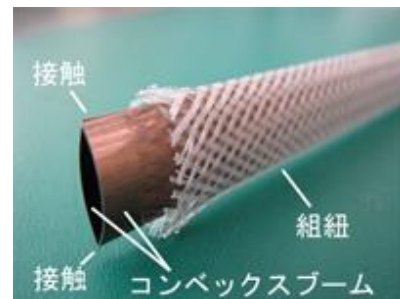


図 7-1 Bi-Convex ブーム
設計したブームのスペックを表 7-6 に示す。

表 7-6 ブームのスペック

材質	ばねステンレス鋼帯 (SU301)
寸法(ブーム) [mm]	φ100×5000
寸法(巻き取り収納機構含む) [mm]	φ80×100
質量(巻き取り収納機構, 固定具含む) [g]	1000

ブームの材質はばねステンレス鋼帯を採用し、ミッション要求を満たすようにブームの長さは 5[m]とした。ばねステンレス鋼帯の物理的性質を表 7-7 に示す。収納時は巻き取り収納機構に Bi-Convex ブームを巻き取り収納する。この巻き取り収納機構は自作する。

表 7-7 ばねステンレス鋼帯の物理的性質

密度[g/cm ³]	7.93
電気抵抗[μΩ・cm]	72
ヤング率[GPa]	193

7.4. 搭載機器配置

Autodesk Inventor を用いて機器配置を行った。井桁中心部に搭載機器が多く配置されていると衛星の組立が困難となるので井桁中心部には展開機構のみを配置する。表 7-8 の搭載機器の制約をふまえ、図 7-1, 図 7-2 に内部機器配置図と図 7-3, 図 7-4 に底面パネル (+Z 面), 上面パネル (-Z 面) の機器配置図を示す。

表 7-8 搭載機器の制約

	搭載機器名	搭載場所
姿勢制御系	地球センサ	X 軸側に配置, カメラが-Z 面を向くように設置
	太陽センサ	底面パネル以外の側面パネル角部に設置
	磁気トルカ	各軸平行になるよう設置
	ジャイロセンサ	各軸に平行になるよう設置
C&DH 系	GPS コンパイナ	GPS 受信機付近に設置

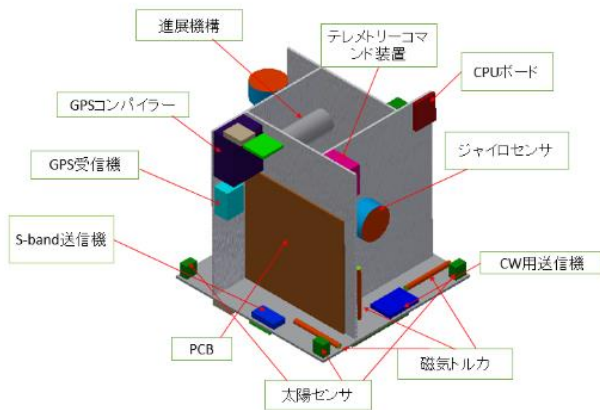


図 7-2 内部機器配置 1

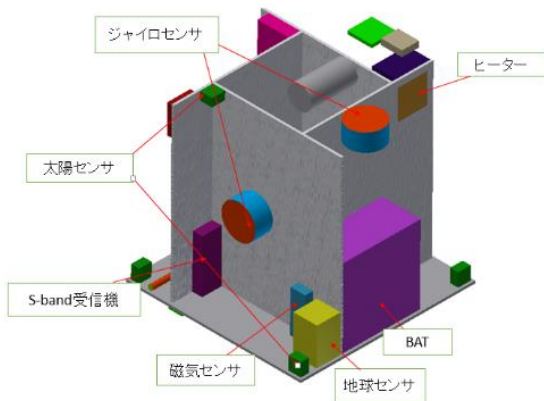


図 7-3 内部機器配置 2

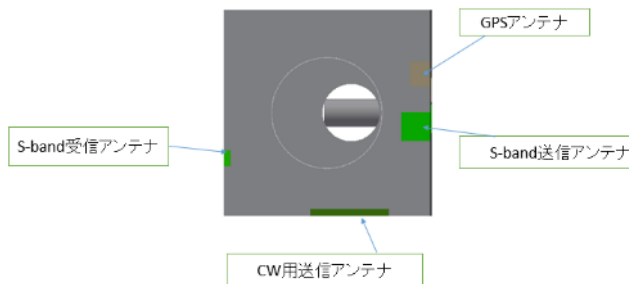


図 7-4 底面パネル機器配置(+Z)

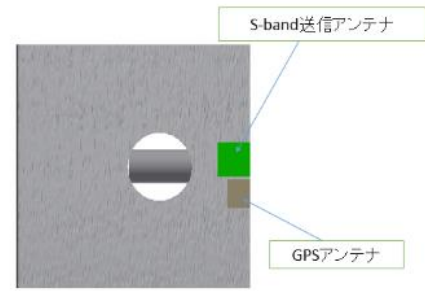


図 7-5 上面パネル機器配置図(-Z)

7.5. 質量特性

質量特性を表 7-9 に示す. 重心位置は衛星の中心を基準とした距離である.

表 7-9 質量特性

ブーム展開前		
重心位置[mm]	X	14.57
	Y	3.568
	Z	-17.2
慣性モーメント [kg・m ²]	I_{xx}	0.8264
	I_{yy}	0.8
	I_{zz}	0.6777
ブーム展開後		
重心位置[mm]	X	-84.96
	Y	-37.73
	Z	-3.759
慣性モーメント [kg・m ²]	I_{xx}	21.07
	I_{yy}	21.08
	I_{zz}	0.6777

7.6. 固有振動解析

打ち上げ時を想定して衛星分離部を固定して Autodesk Inventor を用いて固有振動解析を行った. 固有振動解析の結果, 第一次モードの固有振動数は 112.7[Hz]となった.

今回の解析では, ねじ等を含んでいないので実際の固有振動数より低くなると考えられる. 振動試験を実際に行い固有振動数が低くなる場合は対処が必要である.

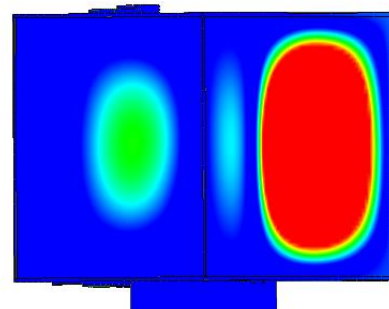


図 7-6 固有振動解析

7.7. 静荷重解析

表 7-1 の加速度の値から機軸方向に 4G, 機軸直交方向に 1.8G に安全率 1.5 を掛けた値を設計荷重とし機軸方向に 6G, 機軸直交方向に 2.7G の荷重が同時にかかるとして解析を行った。衛星質量は 50[kg]と仮定して解析を行った。

解析の結果、衛星分離部と底面パネルが接触している部分に最大応力 σ が発生した。その値は

$\sigma = 11.1[\text{MPa}]$ であった。ハニカムサンドイッチパネルのフェイスイシート材料 AL7075-T6 の圧縮耐力は $\sigma_{cr} = 427.5[\text{MPa}]$ なので安全余裕 MS は、

$$MS = \frac{\sigma_{cr}}{\sigma} - 1 \cdots (\text{式 7-1})$$

$$MS = \frac{427.5}{11.1} - 1 \cdots (\text{式 7-2})$$

$$MS = 37.5 > 0 \cdots (\text{式 7-3})$$

実際の衛星質量は 50[kg]以下なので、この結果から十分な強度を持っているといえる。

- 内部の発熱機器による熱量
- 深宇宙に対する放熱による熱量

8. 熱制御系

8.1. 熱制御の目的

衛星に搭載される機器には、その機能、性能を満足して正常に動作するための適切な温度範囲がある。この温度範囲に機器の温度を保つように熱制御を行うことが必要である。

通常は設計予測温度範囲の高温側、低温側の外側にそれぞれ 10[degC]の幅をとる。それに加え許容温度に対して、設計・製造および軌道上での予測できない不確定性を吸収するための設計マージンを通常 5[degC]の幅を高温、低温側に含んでいなければならない。つまり、計 15[degC]のマージンを必要とする。

8.2. 熱設計概要

熱の伝わり方は 3 つある。物を伝って起こる熱移動は熱伝導、風などの流体を伝って起こる熱移動は対流熱伝達、温度の異なる物体間で電磁波によるエネルギーの授受により起こる熱移動は輻射伝熱である。宇宙空間では対流は起こらないため対流熱伝達は考えない。よって今回は輻射伝熱のみを考えればよい。衛星の温度は、衛星に与えられる熱入力と、宇宙空間へ放射される熱出力との間の熱的な平衡によって決まる。地球の周囲を周回する衛星に入射する熱入力には太陽入射、地球からの放射、アルベド(太陽からの放射が地球によって反射されて衛星に入射する熱入力)などがある。また、発電量が多く衛星表面に接している搭載機器の発熱量を考慮する必要がある。搭載機器の動作温度範囲表を表 8-1 に示す。衛星本体は各面ごとの多接点法を行い、プローブは 1 接点法で熱解析を行う。

外部熱入力には次のようなものが考えられる。

- 太陽直達入射による熱量
- アルベドによる熱量
- 地球赤外放射による熱量

表 8-1 搭載機器動作温度範囲表

搭載機器	機器名	熱的 I/F	
		動作温度範囲 [degC]	
		Min	Max
ミッション系	電場測定ダイポール計器	-40	70
	CPU ボード	0	55
姿勢制御系	地球センサ	-30	55
	磁気センサ	-20	70
	磁気トルカ	-20	70
	太陽センサ	-25	50
電源系	ジャイロセンサー	-40	75
	EPS(PCB)	-20	60
	EPS(BAT)	0	40
	通信系	S-band 送信機	-20
S-band 受信機		-20	60
受信アンテナ		-20	60
CW 用送信アンテナ		-20	60
送信アンテナ		-20	60
C&DH	テレメトリ・コマンド装置	-40	85
	GPS アンテナ	-20	80
	GPS 受信機	-20	60

8.3. 太陽入射のための軸の取り方

8.3.1. 衛星の軌道

季節による変動で前後してしまいが、1 サイクルの日照時間が 3600 秒、日陰時間が 1800 秒という太陽同期軌道の条件がある。また、衛星が地球を回る速度はほぼ一定であるため、日陰時の角度の大きさを 120[deg]であると仮定した。

そこで、図 8-1 のように角度をとり、 $\varphi = 240[deg] \sim \varphi = 360[deg]$ までを日陰とした。

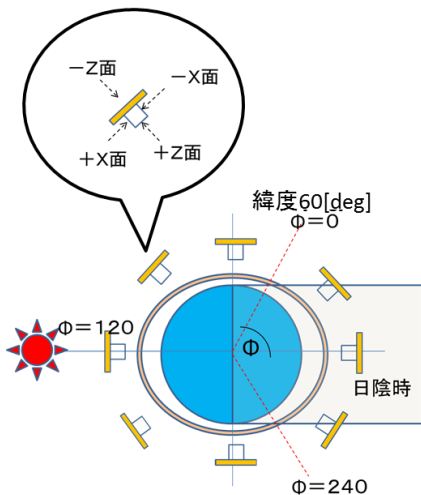


図 8-1 衛星の軌道

地球の自転が黄道面に対して垂直だと仮定して

いるが、黄道面と赤道面のなす角である 23.3[deg]の分は 8.3.4.項で補正する。

8.3.2. 衛星表面への太陽入射エネルギー

(1)+X 面について

$\Phi = 30[deg]$ の時に太陽の入射エネルギーが最も大きい。以上より、 $\Phi = 30[deg]$ の時に $\cos\varphi_{+x} = 1$ になるように角度 φ_{+x} をとる。

したがって、+X 面の法線方向と太陽方向のなす角は次のようなる。

$$\Phi = 30[deg] < \varphi_{+x} < \Phi = 210[deg]$$

ただし、 $\cos\varphi_{+x} < 0$ の時は太陽のエネルギーが入射しないため、

$$\cos\varphi_{+x} = 0$$

※ $\cos\varphi_{+x}$ は、衛星に降り注ぐ太陽入射エネルギーの正射影成分である。

8.3.3. 地球から入射するアルベド

アルベドは太陽からの照り返しのことであり、太陽入射エネルギーが地球にあたる際に生じる。図 8-1 より、 $\Phi = 0[deg] \sim \Phi = 240[deg]$ の間である。

8.3.4. 太陽同期軌道による図 8-1 の矛盾点

太陽同期軌道の衛星（重力傾斜安定であるから-Z 軸方向）の軌道面と太陽のなす角は一定に保たれる。この角度を $\angle\Psi$ とすると次の関係式がある。

$$\Psi = (\text{軌道傾斜角}) - 90 + (\text{赤道面と黄道面のなす角}) \\ = 98.16 - 90 + 23.26 = 31.42[deg]$$

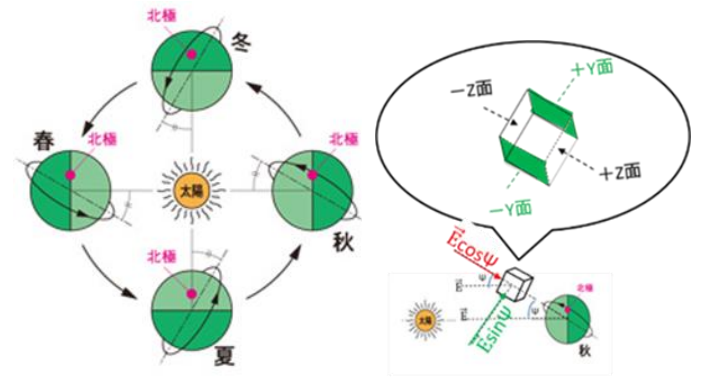


図 8-2 Ψ の説明[16]/図 8-3 入射する太陽エネルギー

太陽が放出するエネルギーを \vec{E} とすると、図 8-3 より、図 8-1 で法線ベクトルが太陽の方を向く面（-Z 面、 $\pm X$ 面）に入射するエネルギーは $\cos\Psi$ 倍され、図 1 で太陽と地球の方を向かない面（ $\pm Y$ 面）に入射する太陽エネルギーは $\sin\Psi$ 倍されることが確認できる。

8.4. 熱平衡方程式の項の説明

8.4.1. 衛星表面の物性値

衛星表面の太陽光の吸収率の平均値 α_{mean} は次式で表せる。

$\alpha_{mean} = F_{cell}\alpha_{cell} + (1-F_{cell})\alpha_{other}$
 衛星表面の太陽光の反射率の平均値 ϵ_{mean} は次式で表せる。

$\epsilon_{mean} = F_{cell}\epsilon_{cell} + (1-F_{cell})\epsilon_{other}$
 F_{cell} : 太陽電池セルが衛星表面を占める割合
 α_{cell} : 太陽電池セルの吸収率
 α_{other} : MLI フィルムの吸収率
 ϵ_{cell} : 太陽電池セルの反射率
 ϵ_{other} : MLI フィルムの反射率

面積が $0.0008[m^2]$ の太陽電池を +Z 面以外に 40 枚貼るため、太陽電池セルの総面積は一面あたり $0.032[m^2]$ となる。一面中の太陽電池以外の表面を MLI フィルムで覆うため MLI フィルムの面積は $0.171[m^2]$ となる。以上の結果を踏まえて、衛星表面の物性値を次の表 8-2 にまとめる。

表 8-2 衛星表面の物性値

	吸収率[-]	反射率[-]
太陽電池セル	0.68	0.82
MLI フィルム	0.2	0.6
平均値	0.276	0.635
衛星の+Z 面	0.1	0.07

※平均値：±X 面, ±Y 面, -Z 面で, 太陽電池セルと MLI フィルムの割合を考慮した吸収率： α_{mean} と反射率： ϵ_{mean} を表す。

8.4.2. 太陽放射による熱量： Q_s

太陽からの熱放射エネルギーは経度や緯度による変化は少なく, 季節により最も大きく変化する。今回, 算出したい温度は年間を通しての最大温度であるから, 近日点で熱解析をするため,

$$E_s = 1399[W/m^2] \text{ となる。}$$

※今回の熱解析の条件では, E_s が最小の時, 最大の時比べて, 衛星表面の平均温度が約 $5[degC]$ 下がる。このことは, 衛星表面の熱物性値が同じで姿勢制御なしの衛星本体を 1 点とした熱解析の結果より確認した。

表 8-3 E_s の違いにより算出される温度差

	太陽入射エネルギー	
	$1399W/m^2$	$1309W/m^2$
平均温度の最高値	$35[degC]$	$30[degC]$

太陽放射による熱入力は

$$Q_s = \alpha E_s A \cos\theta$$

となる。

E_s : 太陽からの熱放射エネルギー $A \cos\theta$: 太陽に対する衛星の投影面積

8.4.3. 地球赤外放射による熱量： Q_e

地球からの熱放射によって衛星に伝えられるエネルギー E_e は極付近において最小値 $140[W/m^2]$ をとり, 赤道付近において最大値 $264[W/m^2]$ を

とる。

地球赤外放射は季節変動よりも緯度に大きく依存するため, 次の地球赤外放射が次のグラフに従うと見積もる。

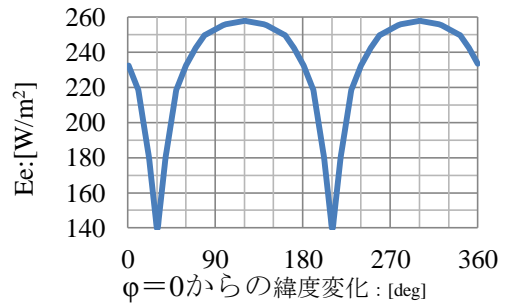


図 8-4 地球赤外放射の緯度による変化

地球赤外放射による熱量： Q_e は次式で表される。

$$Q_e = E_e A F_e$$

E_e : 地球からの熱放射エネルギー

F_e : 地球赤外放射に関する形態係数

地球と衛星表面が球だと仮定すれば F_e は次式で表される。

$$F_e = \frac{1}{2} \left\{ 1 - \sqrt{1 - \frac{R^2}{(R+H)^2}} \right\}$$

R : $6378[km]$ H : $666[km]$

8.4.4. アルベドによる熱量： Q_a

地球の大気や地表面から太陽光が反射されてくる熱量をアルベドという。衛星表面に入射するアルベドは次式で表される。

$$Q_a = a E_s A F_a$$

a : アルベド係数

F_a : アルベドの放射形態係数

E_s : 太陽からの熱放射エネルギー

F_a は Bannister の近似解を適用する。衛星が黄道上にあると仮定して, 衛星と地球と太陽 (∠(衛星)-(地球)-(太陽)) のなす角を θ とすると,

$$F_a = F_e \cos\theta \quad (\cos\theta > 0)$$

$$F_a = 0 \quad (\cos\theta < 0)$$

アルベドは季節変動よりも緯度に大きく依存するため, 次のアルベド係数が次のグラフの変化に従うと見積もる。

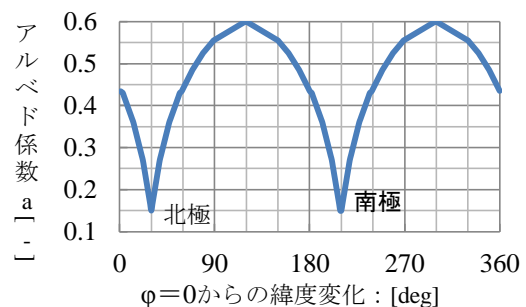


図 8-5 緯度によるアルベド係数の変化

8.4.5. 深宇宙に対して、放熱する熱量： Q_{emit}

$$Q_{emit} = \varepsilon\sigma AF_s(T^4 - T_0^4)$$

T：衛星の表面温度 [K]

A：放熱面の面積

σ ：ステファン・ボルツマン定数

$$\sigma = 5.669 \times 10^{-8} \text{ [W/(m}^2\text{K}^4\text{)]}$$

1),2)+X,-X,+Y,-Y,-Z方向

F_s ：深宇宙に対する形態係数 $F_s=0.8$

宇宙の温度より $T_0=4\text{[K]}$ となる。

3)+Z方向

F_s ：球面に対する微小平板の形態係数
地球表温度を $T_0=283\text{[K]}$ と仮定する。

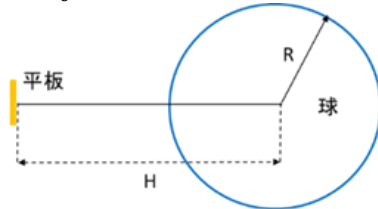


図 8-6 衛星と地球の関係図

図 8-6 において、微小平板が球に及ぼす形態係数は次式で表される。

$$F_s = \frac{1}{\left(\frac{H}{R}\right)^2} = \frac{1}{\left(\frac{666+6378}{6378}\right)^2} = 0.82[-]$$

8.5. 宇宙環境により増減する熱量

宇宙環境による熱量の増減を以下の 2 項の場合に分けて計算する。

8.5.1. 日照時に受ける熱量と放出する熱量

1)+X,-X,-Z方向

$$Q_{in} = Q_s = \alpha E_s A \cos\varphi_{\pm X, -Z} \times \cos(31.42)$$

$$Q_{out} = 0.8\varepsilon\sigma A(T^4 - 4^4)$$

2)+Y,-Y方向

$$Q_{in} = Q_s = \alpha E_s A \cos\varphi_{\pm Y} \times \sin(31.42)$$

$$Q_{out} = 0.8\varepsilon\sigma A(T^4 - 4^4)$$

3)+Z方向

$$Q_{in} = Q_e + Q_a = E_e A F_e + a E_s A F_a$$

$$Q_{out} = 0.82\varepsilon\sigma A(T^4 - 283^4)$$

8.5.2. 日陰時に受ける熱量と放出す熱量

1)+X,-X方向

$$Q_{in} = 0$$

$$Q_{out} = 0.8\varepsilon\sigma A T^4$$

3)+Z方向

$$Q_{in} = Q_e = E_e A F_e$$

$$Q_{out} = 0.82\varepsilon\sigma A(T^4 - 283^4)$$

8.6. 日照時の熱平衡方程式

発熱量の多い GPS・送受信機をそれぞれ、 $\pm Y$ 面に配置している。 $\pm X$ 面, $\pm Z$ 面に発熱量の大きい機器は搭載しないため、次の熱平衡方程式を考えることができる。

m：放熱面の質量 $m = 2.84\text{[kg]}$

C：放熱面(Al-7075T6)の比 $c=880\text{[J/kgK]}$

8.6.1. 温度の算出

1)+X,-X,-Z方向

$$mc \frac{dT}{dt} = Q_{in} - Q_{out} =$$

$$\alpha E_s A \cos\theta \times \cos(31.42) - 0.8\varepsilon\sigma A(T^4 - 4^4)$$

$\frac{dT}{dt}=0$ として、

$$T = \sqrt[4]{\frac{\alpha}{0.8\varepsilon} \frac{E_s}{\sigma} \cos(31.42) \cos\theta + 4^4}$$

2)+Y,-Y方向

$$mc \frac{dT}{dt} = Q_{in} - Q_{out} + Q_{機器} = \alpha E_s A \cos\theta \times$$

$$\sin(31.42) - 0.8\varepsilon\sigma A(T^4 - 4^4) + Q$$

$$\frac{dT}{dt}=0 \text{ として, } T = \sqrt[4]{\frac{Q + \alpha E_s A \sin(31.42) \cos\theta + 4^4}{0.8\varepsilon\sigma A}}$$

3)+Z方向

$$mc \frac{dT}{dt} = Q_{in} - Q_{out} + Q_{ヒータ} = E_e A F_e +$$

$$a E_s A F_a - 0.82\varepsilon\sigma A(T^4 - 283^4) + Q$$

$$\frac{dT}{dt}=0 \text{ として, } T = \sqrt[4]{\frac{Q + E_e A F_e + a E_s A F_a + 283^4}{0.82\varepsilon\sigma A}}$$

8.6.2. グラフの作成

$\frac{dT}{dt}=0$ にしているため、求まる解の時間変化を求めすることはできないように思えるが、5400秒で角度 φ が 360[deg] 変化することより、「T の角度を 1[deg] 増やすことと 15[s] 経過することは同じ」である。よって、次のグラフが得られる。

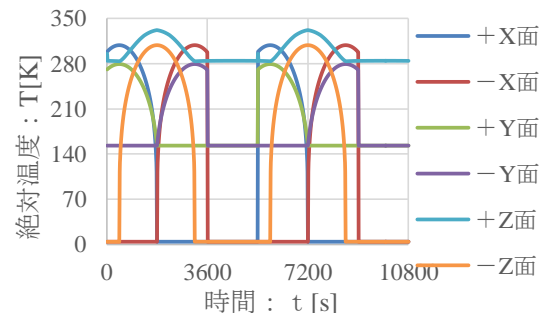


図 8-7 衛星表面の最高温度を表すグラフ

ただし、図 8-7 では、熱量の減少に伴う温度変化や熱伝達を考えていない。次に、熱量の減少に伴う温度変化を考える。図 8-7 は $dT/dt=0$ となる平衡温度を求めているため、熱容量に応じた温度変化の様子は解らない。そこで、図 8-5 は最高温度を求めるために利用して最高温度に達してから、熱入力： $Q_{in}=0$ になると仮定して dT/dt の変化を利用して温度の時間による減少を考える。そして、 Q_{in} による温度上昇の分を補正する。

8.7. 日陰時の熱平衡方程式

MLI フィルムの実効放射率： $\varepsilon_{eff}0.035[-]$ である。温

度減少時の反射率 ε'' は次の値になる。

$$\varepsilon''_{mean} = F_{cell}\varepsilon_{cell} + (1-F_{cell})\varepsilon_{eff} = 0.159[-]$$

式中では、 ε''_{mean} を ε'' と書く。

8.7.1. +X, -X, +Y, -Y, -Z 方向

熱平衡方程式は次式で表される。

$$mc \frac{dT}{dt} = -Q_{out} = -0.8\varepsilon''\sigma AT^4$$

$$\frac{dT}{dt} = -\frac{0.8\varepsilon''\sigma AT^4}{mc}$$

8.7.3. グラフの作成

Q_{in} の補正の例として、 $\pm X, -Y$ 面について行う。温度による熱容量の変化を表にすると、

表 8-4 温度による熱量の変化

	絶対温度[K]	Q_{in} を無視した際の温度変化[K]dT/dt	時間[s]	Q_{in} を考慮した際の上昇温度[K]
日照時 (熱入力を補正)	310	-0.00710	0	1.137
	309	-0.00701	114	1.136
	308	-0.00692	229	1.130
	307	-0.00683	345	1.121
	306	-0.00674	463	1.108
	305	-0.00666	583	1.092
	304	-0.00657	704	1.072
	303	-0.00648	826	1.051
	302	-0.00640	950	1.027
	301	-0.00631	1076	1.002
	300	-0.00623	1203	0.977
	299	-0.00615	1332	0.952
298	-0.00607	1462	0.929	
日陰時 (熱入力なし、 温度が減少)	297	-0.00598	1594	合計 (温度上昇) [K]
	296	-0.00590	1728	13.734
	295	-0.00583	1863	日陰初めの温度[K]
	294	-0.00575	2000	311.74
	293	-0.00567	2139	
	292	-0.00559	2280	
	291	-0.00552	2423	
	290	-0.00544	2567	
	289	-0.00537	2714	
	288	-0.00529	2862	
	287	-0.00522	3012	
	286	-0.00515	3164	
	285	-0.00507	3319	
	284	-0.00500	3475	
	283	-0.00493	3633	
	282	-0.00486	3794	
	281	-0.00480	3957	
	280	-0.00473	4121	
	279	-0.00466	4289	
	278	-0.00459	4458	
277	-0.00453	4630		
276	-0.00446	4804		
275	-0.00440	4980		
274	-0.00434	5159		
273	-0.00427	5340		

表 8-4 より, 図 8-7 で最高温度に達してから日陰に入るまで, 約 2[degC] の温度上昇することが確認できる。

最高温度からの温度降下を次のグラフに記す。

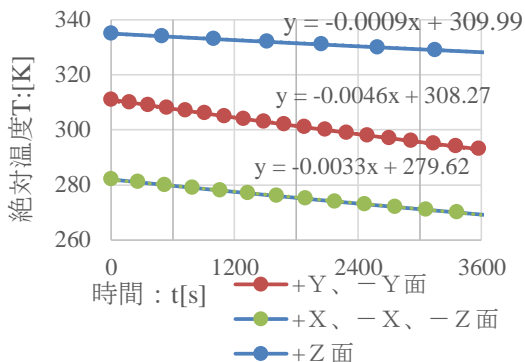


図 8-8 最高温度に達してからの温度減少

図 8-8 より,5400 秒までなら 1 次近似できる
 +X 面,-X 面,-Z 面では, $\frac{dT}{dt} = -0.0033[-]$
 +X 面,-X 面では, $\frac{dT}{dt} = -0.0046[-]$
 +Z 面では, $\frac{dT}{dt} = -0.0009[-]$
 としたの温度減少を考慮してグラフを書き直すと

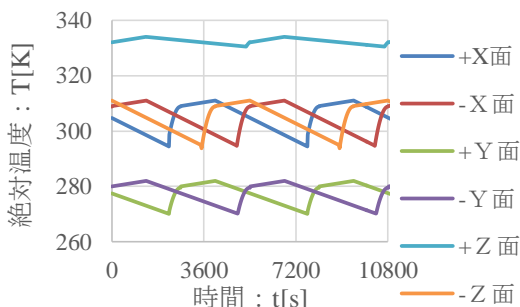


図 8-9 温度減少を考慮したグラフ (熱伝導を考慮していない.)

8.8. 熱伝導の補正

8.8.1. 熱伝導の式

以下の式から伝導熱伝達係数を算出する。

$$(\text{伝導熱伝達係数}) = \frac{(\text{熱伝導率}) \times (\text{接触面の断面積})}{(\text{接触面とねじれの位置の長さ})}$$

伝導熱伝達係数を K'' とすると,

$$K'' = \frac{221 \times 0.009}{0.02} = 104[\text{W/K}]$$

と算出される。

※1050 の熱伝導率は,221[W/mK]とする。

※熱伝導率が 190[W/mK]である Al-2024 製の M10 のねじを 10 本用いて,接触面同士を固定する.接触面に占めるねじの割合は微小であるため,ネジによる熱伝達は無視する。

物体 1 が物体 2 により Δt 秒間に变化する温度は次式で表される。

$$\Delta T_1 = \frac{\Delta t}{mc} \times K'' (T_2 - T_1)$$

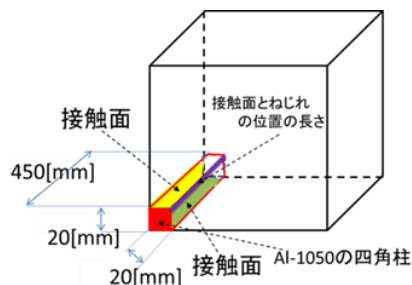


図 8-10 衛星構体の固定方法

8.8.2. 熱伝導の考え方

図 8-7 から解るように+Z 面の温度が最も高く, $\pm Y$ 面の温度が最も低いため熱伝導による温度変化は最も大きくなる.したがって,「+Z 面から $\pm Y$ 平面への熱伝導」をはじめに考える。

1) +Z 面の $\pm Y$ 平面への熱伝導

$$\Delta T_{+Z\text{面}} = K'' \times \left\{ \frac{(T_{+Z\text{面}}) - \frac{(T_{+X\text{面}}) + (T_{-X\text{面}}) + (T_{+Y\text{面}}) + (T_{-Y\text{面}})}{4}}{4} \right\}$$

$$\Delta T_{+X\text{面}} = T_{+Y\text{面}} + 0.25 \times \Delta T_{+Z\text{面}}$$

$$\Delta T_{-X\text{面}} = T_{+Y\text{面}} + 0.25 \times \Delta T_{+Z\text{面}}$$

$$\Delta T_{+Y\text{面}} = T_{+Y\text{面}} + 0.25 \times \Delta T_{+Z\text{面}}$$

$$\Delta T_{-Y\text{面}} = T_{+Y\text{面}} + 0.25 \times \Delta T_{+Z\text{面}}$$

$\pm X, -Z$ 面の熱伝導も同様に考える。

以上より, 熱伝導を 4 回計算してみる.すると, 次のグラフが得られる。

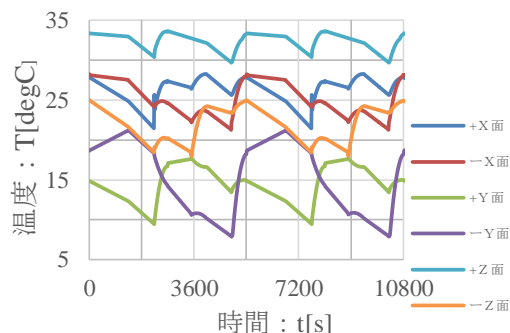


図 8-11 熱伝導を考慮したグラフ

図 8-11 より,太陽入射エネルギーが最大の時の各面での最高温度と最低温度を求めた.最低温度は 5[degC]引くことに注意して, 次の表 8-5 に結果をまとめる。

表 8-5 衛星の表面温度の最高値と最低値

	最低温度	最高温度
	温度[degC]	温度[degC]
X+	7	28
X-	16	28
Y+	4	18
Y-	3	16
Z+	25	34
Z-	12	25

表 8-1,表 8-3 より,衛星に搭載する機器の動作温度内に+Z 面におかれたバッテリー以外±15[degC]のマーヅンをもって収まる.バッテリーは+6[degC]のマーヅンがある.

8.9. ヒータ

フェアリングから分離後,衛星は数十時間,定められた姿勢をとることができない.つまり,バッテリーを搭載した+Z 面が宇宙の方を向いてしまうことがある.

バッテリーの温度が 0[degC]を下回ると,寿命が縮むので,0[degC]を切ってはならないためヒータを+Z 面に搭載する.

宇部興産のシートヒータを使う.ヒータの抵抗が 12.8[Ω]であり,5[V]で使った時の消費電力は次式で表される.

$$P = \frac{5^2}{12.8} = 1.95[\text{W}]$$

となる.

また, 1 サイクルでの温度上昇を計算する.

$$\Delta T = \frac{P \times 5400[\text{s}]}{m c} = \frac{1.95 \times 5400}{2381} = 4.4 [\text{degC}]$$

よって,ヒータを ON にすると,1 サイクルで約 4.4[degC]+Z 面の温度が上昇する.

8.10. プローブの熱解析

8.10.1. 熱解析の条件

プローブは太陽に対して衛星の陰に入ったり,衛星表面からの反射を受けたりする.しかし,その影響は微小であるため,無視する.

プローブの材質は強化炭素複合材(CFRP)の表面に白色ペイントを施す.

表 8-6 プローブの緒元

	記号	値	単位
密度	ρ	2.7E-06	kg/mm ³
質量	m	1.03	Kg
比熱	c	880	J/KgK
表面積	A	0.0452	m ²
発熱量	Q	0.75	W

※日陰時は 1[W]のヒータを使う.

8.10.2. 熱平衡方程式

日照時と日陰時で式が若干違うことに注意して次の式を用いて熱解析を行う.

$$mc \frac{dT}{dt} = Q + \{F_{cell}\alpha_{cell} + (1 - F_{cell})\alpha_{other}\} E_s A \cos\beta - \{F_{cell}\epsilon_{cell} + (1 - F_{cell})\epsilon_{other}\} (E_e A F_a - \sigma A F_s T^4)$$

$\cos\beta$: 太陽入射係数

球面であるため, $\cos\beta=0.25[-]$

8.10.3. 熱平衡方程式

$$\frac{dT}{dt} = a^4 - b^4 T^4$$

a,b は次の値である.

日照時の a は,

$$a^4 = \frac{1}{mc} [Q + \{F_{cell}\alpha_{cell} + (1 - F_{cell})\alpha_{other}\} (E_s A \cos\beta + a E_s A F_a) (E_e A F_e - P_{cell} n_{cell})]$$

日陰時の a は,

$$a^4 = \frac{1}{mc} [Q + \{F_{cell}\epsilon_{cell} + (1 - F_{cell})\epsilon_{other}\} E_e A F_e]$$

b は,日照,日陰に関わらず次式で表される.

$$b^4 = \frac{1}{mc} [\{F_{cell}\epsilon_{cell} + (1 - F_{cell})\epsilon_{other}\} \sigma A F_s T^4]$$

※フェアリング内の温度として $T_0 = 298[\text{K}]$ を想定する.

8.10.4. 解析結果

$\frac{dT}{dt} = 0$ となる関係式を用いて最高温度と最低温度を求めた.

表 8-7 プローブの最高温度と最低温度

	最高温度[degC]	最低温度[degC]	
	ヒータなし	ヒータなし	ヒータあり
Z 正	36	-36	-6.08
Z 負	38.7	-27.1	6.38

表 8-7 より,日陰時にヒータを使うことで,プローブ内の装置の動作温度内に収まる.

9. 姿勢制御系

9.1. 姿勢制御系へのミッション要求

姿勢制御系へのミッションからの要求は以下の通りである.

- 必要とされる姿勢決定精度は地心軸方向を基準に(地球方向軸以外の 2 軸)5deg 以内
- 必要とされる姿勢制御精度は地心軸方向を基準に(地球方向軸以外の 2 軸)37deg 以内
- 地心座標系における地心軸方向に垂直な 2 軸まわりの振動が角速度 1480deg/s 以内
- 地方時が夜間(地方時 20:00~4:00)のとき,かつ位置情報のデータが緯度±60deg のとき衛星はミッションモードとなり観測を行う.

これらの要求を満たすために,本衛星には重力傾斜安定方式を採用する.またデタンプリングを行うために磁気トルカ(MT)を搭載する.姿勢検出には,太陽センサ(SS),地球センサ(EHS),リングレーザージャイロ(RLG),磁気センサ(MS),を使用する.

9.2. 使用する姿勢センサ

9.2.1. 太陽センサ

今回扱う太陽センサは 2 軸において角度を検出することが可能である.今回は消費電力が少ないことと視野角が±70deg であることを考慮し,衛

星の5面に本センサを1つずつ設置し、太陽を捕捉できる視野を確保する。

表 9-1 太陽センサ概要

型番	SS-411 Tow-Axis Digital Sun Sensors
販売元	SinclairInterplanetary
視野角[deg]	±70
精度[deg]	±0.1
コマンド /テレメトリ	UART,SPI,I2C,CANorRS-485
アップデート[Hz]	5
質量[g]	34
寸法[mm]	34×32×21
電圧[V]	5.0~50.0
消費電力[mA]	27
使用温度範囲 [degC]	-25~+50



図 9-1 太陽センサ 図 9-2 地球センサ

9.2.2. 地球センサ

地球センサ(表 9-2)は地球と宇宙空間の赤外領域における輻射強度の違いから地球ディスクのエッジの方向を検出するもので、ピッチ軸とロール軸が地球から何度ずれているかを検出することができる。

表 9-2 地球センサ仕様

型番	Earth Horizon Sensor
販売店	SSBV
FOV[deg]	±5
精度[deg]	<0.2
ノイズ等価角度[deg]	0.05
出力感度[mV/deg]	~80
データ取得レート[Hz]	20
重量[g]	500
寸法[mm]	61×95×61
動作温度[degC]	-30~+55
軌道上寿命	7年 (750 km)
消費電力[W]	<1.5

9.2.3. リングレーザージャイロセンサ

レーザー光の干渉を利用して回転を検出するジャイロである。ピッチ、ロール、ヨー角軸の角速

度が分かるように、3つ搭載する。

表 9-3 リングレーザージャイロの概要

型番	GG1320AN Digital Laser Gyro
販売店	Honeywell
最大入力速度[deg/s]	+900
動作温度[degC]	-54~+85
計測角度(25degC)[deg/s]	0~±150
バイアス安定性[deg/hr]	≤0.0035
ランダムウォーク [deg/root-hour]	0.0035
電圧[V]	+5
消費電力[W]	0.375
質量[g]	454
寸法[mm]	φ88×45



図 9-3 リングレーザージャイロ外観

9.2.4. 磁気センサ

本衛星では、デタンプリングや、姿勢安定性能向上のために、磁気トルカによる姿勢制御を行う必要がある。このためには地磁気の測定が不可欠となる。

表 9-4 磁気センサ仕様

型番	HMR-3000
販売元	Honeywell
動作範囲[nT]	5.0×10^4
分解能[nT]	1.0×10^2
アップデート[Hz]	1~20
質量[g]	104
寸法[mm]	38.1×107×20.6
電圧[V]	5
消費電力[W]	0.175
使用温度範囲[degC]	-20~+70



図 9-4 磁気センサ



図 9-5 磁気トルカ

9.3. 使用するアクチュエータ

9.3.1. 磁気トルカのサイジング

電磁場と地磁気との作用を用いて衛星を制御するアクチュエータである。今回は衛星が軌道に放出された後のデタングリングを行うため、観測モードにおいて外乱トルクを軽減するためにも用いる。磁気トルカに求められる最大出力は、地球センサが地球に近い方向を向いていない時に、 X_b 軸もしくは Y_b 軸を基準に反転させる場合である。

全外乱トルク T_{all} よりも磁気トルカの最低トルクが上回れば、姿勢を制御することが可能である。したがって次節 9-4 節で求める外乱トルクを合わせると、 $T_{all}=2.80 \times 10^{-5} \text{Nm}$ となる。磁気トルカの出力可能トルク T_{MT} は式(9-1)で定義される。

$$T_{MT} = M \times B \quad (9-1)$$

M:磁気トルカが発生する磁気モーメント [Am^2]

B:地球磁場 [Wb/m^2]

ここで地球磁場の代表値として $4.5 \times 10^{-5} \text{Wb/m}^2$ をとると、磁気トルカの出力可能トルクは

$$T_{MT} = 4.55 \times 10^{-5} \text{Nm} \quad (9-2)$$

となり、 $T_{all} = 2.56 \times 10^{-5} \text{Nm} < T_{MT}$ となる。したがってこの磁気トルカは制御をするにあたって適当である。

表 9-5 磁気トルカ仕様

型番	MT1-1
販売元	ZARM
発生磁気モーメント [Am^2]	± 1
消費電力[W]	0.23
電圧[V]	± 5
直線性誤差	$< 2\%$
残留ダイポール	$\leq 0.5\%$
コイル抵抗値 [Ω]	108
寸法[mm]	$\phi 13.5 \times 132$
質量[g]	< 60

9.4. 環境外乱

衛星は軌道を周回している際に外部環境から外乱を受ける。本衛星は重力傾斜安定方式を使用するため、環境外乱としては太陽輻射圧トルク、磁気トルク、大気抵抗トルクを考慮すれば良い。

9.4.1. 太陽輻射圧トルク

衛星に太陽からの電磁放射によって生じる圧力の中心が衛星の質量中心に一致しないことによって生じるトルクであり、以下の式で定義される。

$$T_{sp} = P_s A_s L_s (1 + q) \cos i \quad (9-3)$$

P_s : 太陽光輻射圧力定数 ($4.617 \times 10^{-6} \text{N/m}^2$)

A_s : 表面積

L_s : 圧力中心と質量間の中心距離

i : 太陽入射角

q : 反射係数 (0~1. 通常 $q=0.6$ を用いる)

今回の衛星は形状が一辺 0.5m の立方体であるので、全体の表面積

$A_s = 0.25 \times 6 \text{m}^2$, また L_s を 0.1 と仮定して T_{sp} , また i の値が 0deg の時 $\cos i$ が最大値をとることによって、

$$T_s = 4.617 \times 10^{-6} \times 1.25 \times 0.1 (1+0.6) \times 1 = 9.23 \times 10^{-7} \text{Nm} \quad (9-4)$$

となる。

9.4.2. 磁気トルク

衛星が持つ磁気モーメントが地磁気と相互作用することで生じるトルクである。磁気トルクは式(6-4)で定義される。

$$T_{mag} = DB = D \times \frac{2M}{R^3} \approx 2.38 \times 10^{-5} \text{Nm} \quad (9-5)$$

D: 軌道上での残留磁気モーメント [Am^2]

B: 地球磁場 [Wb/m^2]

9.4.3. 大気抵抗トルク

次に大気抵抗トルクについて述べる。トルク T_a は $T_a = F \cdot L$ (9-6)

で与えられる。

F : 各暴露表面面積にかかる力

L : 重心から各面の中心までのモーメント腕長

この F は

$$F = 0.5 \rho C_d A V^2 \quad (9-7)$$

で与えられる。

ρ : 大気密度

C_d : 空力係数 (形状にかかわるが通常 2~2.5 を用いる)

A : 表面積

V : 衛星速度

本衛星は高度 666km の軌道への投入を想定している。高度 650km での大気密度 ρ の最大値は文献値 [8] より 4.77×10^{-13} であり、以降の計算ではこの値を利用する。より高度の高い高度 666km での大気密度はこの値より小さくなる。本衛星の形状は一辺 0.5m の立方体であり、各表面面積 A は 0.25m^2 である。衛星速度 V [km/sec] については以下の式より、

$$V = \sqrt{\frac{\mu}{R}} = \sqrt{\frac{3.986 \times 10^5}{6378+650}} = 7.53 \text{km/s} \quad (9-8)$$

(μ は地心重力定数: $3.986 \times 10^5 [\text{km}^3/\text{s}^2]$)

(9-7)式に求まった値を代入すると、

$$F = 3.32 \times 10^{-6} \text{N} \quad (9-9)$$

衛星の密度が一定だと仮定すると形状が立方体のため、 $L=0.25 \text{m}$ となる。

よって(9-6)式に代入すると、

$$T_a = 8.29 \times 10^{-7} \text{Nm} \quad (9-10)$$

となる。

9.5. 姿勢安定方式

本衛星には地心軸上に5mのミッション用進展ブームが2本対称に伸びていて、かつ地球指向で周回するため、要求される制御精度と組み合わせて考えると、重力傾斜安定方式が有効である。

9.6. 姿勢決定方式

ミッション要求より、ピッチ、ロールの姿勢決定が必要である。本衛星の姿勢推定にはカルマンフィルタを適用し、姿勢検出にRLG、推定値の補正にEHSを用いることにした。ここではまずピッチについて考える。

θ_E, ω_G : EHS と RLG による検出した値

W: RLG に対するランダムドリフト

w_r : ランダムドリフトウォーク

N: EHS のランダムノイズ

$\theta, \dot{\theta}$: 真値

に対して次の方程式が成り立つ。

$$\begin{cases} \dot{\omega} = \dot{\theta} - \omega_G - w_G \\ \dot{\theta}_E = \theta + v \end{cases} \quad (9-11)$$

これらを状態方程式に直すと、

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Cu + Bw \\ z = Hx + v \end{cases} \quad (9-12)$$

$$x = \begin{bmatrix} \theta \\ w_r \end{bmatrix}, u = \begin{bmatrix} W \\ 0 \end{bmatrix}, w = \begin{bmatrix} W \\ d\omega_r \end{bmatrix}, \quad (9-13)$$

$$A = \begin{bmatrix} 0 & -1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} -1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, C = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad (9-14)$$

$H = \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \end{bmatrix}, v = v, z = \theta_E, K = \begin{bmatrix} K \\ K_d \end{bmatrix}$ (カルマンフィルタゲイン行列)

また、最尤値を与える推定方程式は、

$$\frac{d\hat{x}}{dt} = A\hat{x} + B\hat{\omega} + K(z - H\hat{x}) \quad (9-15)$$

となる。

構成図を描くと次のようになる。

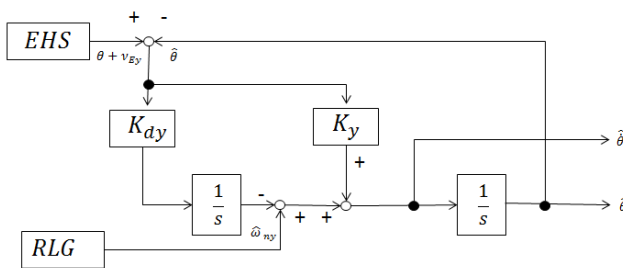


図 9-6 カルマンフィルタ構成図

ここで、カルマンフィルタゲイン行列と最尤推定値の共分散に対して以下のリカッチ方程式が成り立つ。

$$\begin{cases} \dot{P} = AP + AP^t + BQB^t - PH^tR^{-1}HP \\ \dot{K} = PH^tR^{-1} \end{cases} \quad (9-16)$$

ここから、 $\dot{P} = 0$ とにおいて計算し、ロールについて

も同様にすると、次のようになる。

表 9-6 ピッチ,ロールの推定誤差

軸	推定誤差[deg]
ピッチ	2.1×10^{-2}
ロール	2.1×10^{-2}

9.7. 各種運用モード

本衛星は、複数の制御モードがありそれらをスイッチングして、各事象に対応させていくシステムとなっている。(図 9-7)に各モードの変遷を示す。

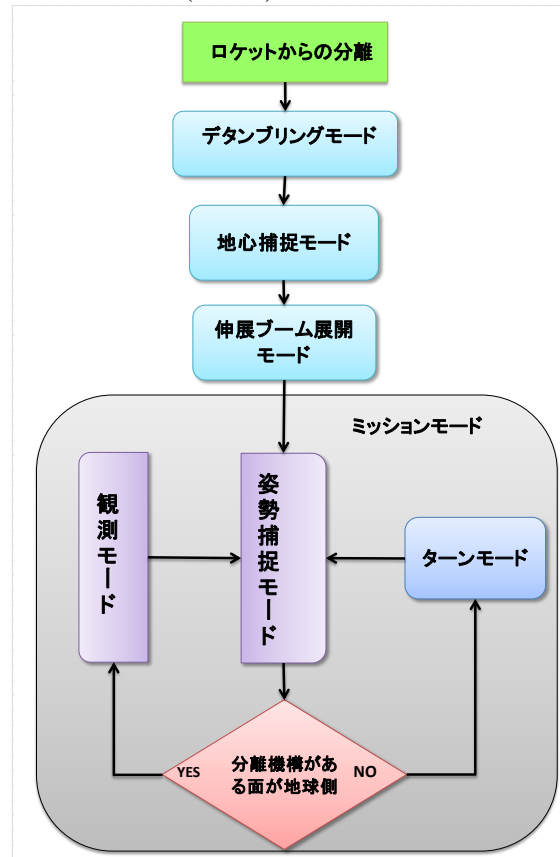


図 9-7 運用モードフローチャート図

9.7.1. デタンプリングモード

本衛星が、ロケットから分離された直後、予測不能の回転をしている時のモードである。このモードでは、機体座標 Z_b 軸回りの角運動量を用い、機体座標 X_b 軸, Y_b 軸面の内のいずれかの SS の視野角内に太陽が補足できるように回転させる。補足後、次式に従い磁気トルカを制御する。

$$M_i = -M \text{sgn} \left(\frac{dB_i}{dt} \right) \quad (i = x, y, z) \quad (9-17)$$

B_i : 機体座標軸の地磁気成分

M_i : 磁気モーメント成分

式(9-17)は B_i の時間変化率が減衰するように、磁気トルカによって磁気モーメントを発生させることによる、各軸まわりの回転減衰量を意味している。地球センサで地球を補足できるようになり次第、地心補足モードへ移行する。

9.7.2. 地心補足モード

地球センサが地球を補足している状態で、機体座標 Z_b 軸の+方向が地心方向を向き、慣性座標の Z' 軸+方向と、機体座標の Z_b 軸+方向の角度を一定以下にするため、(9-17)式を使用し、制御する。

衛星が軌道面内で1次元の姿勢運動をしている場合の重力傾斜安定による制御概念図を図9-8に示す。

以下では、重力傾斜安定に引き込むために要求される進展ブーム展開前状態における、タンブリング・レートの制約を求めると、

θ_x : 軌道進行方向の衛星の姿勢角(ロール)

θ_y : 軌道面法線方向の衛星の姿勢角(ピッチ)

θ_z : 地心方向回りの衛星の姿勢角(ヨー)

とし、第0近似としてこれらは力学的に相互に独立として扱えるものとする。

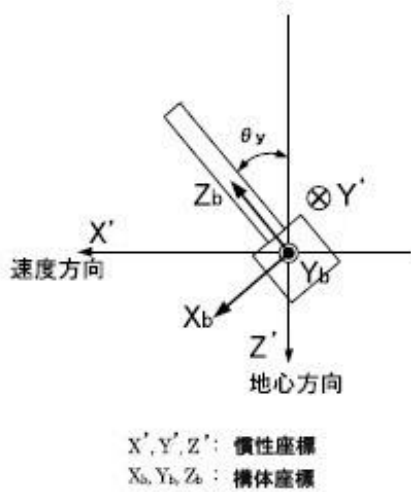


図9-8 重力傾斜安定の制御概念図

重力傾斜安定に引き込むための、ブーム進展後の各軸角速度条件は、

Ω_0 : 軌道の回転速度 $\sqrt{\mu/R_0^3}$ (μ は地球の重力定数, R_0 は衛星-地球中心間距離)

$\Omega_0 = 1.07 \times 10^{-3}$ より

$$|\dot{\theta}_y| \leq \sqrt{3} \Omega_0 \sqrt{(I_x - I_z)/I_y} \cos \theta_y \quad (9-18)$$

$$|\dot{\theta}_x| \leq 2 \Omega_0 \sqrt{(I_y - I_z)/I_x} \cos \theta_x \quad (9-19)$$

$$|\dot{\theta}_z| \leq \Omega_0 \sqrt{(I_y - I_x)/I_z} \cos \theta_z \quad (9-20)$$

により求められる。

表9-7 衛星の機体特性

ブーム進展前の慣性能率[kgm ²]	ブーム進展後の慣性能率[kgm ²]
$I_{x0}=0.82$	$I_x=21.07$
$I_{y0}=0.83$	$I_y=21.08$
$I_{z0}=0.67$	$I_z=0.67$

各軸の姿勢角が $\theta_x = \theta_y = \theta_z = 0$ になった瞬間における、表9-7に示す機体特性値を当てはめ、

必要とされるブーム展開前の各軸の角速度を(9-21)式により導出する。

$$|\dot{\theta}_0| \leq |\dot{\theta}| \times (I/I_0) \quad (9-21)$$

I_0 : ブーム伸展前の慣性モーメント[kgm²]

I : ブーム伸展後の慣性モーメント[kgm²]

$\dot{\theta}_0$: ブーム伸展前の角速度[deg/s]

$\dot{\theta}$: ブーム伸展前後の角速度[deg/s]

となる時であり、各軸について計算すると次のようになる。

表9-8 重力傾斜安定に入る為の各軸角速度条件

X 軸[rpm]	3.25
Y 軸[rpm]	2.78
Z 軸[rpm]	0.0078

こうして、衛星の3軸の角速度が、表9-8に示した値以下になり次第、伸展ブーム展開モードに移行する。

9.7.3. 伸展ブーム展開モード

衛星の各軸加速度が重力傾斜安定に入った状態で、伸展ブームを展開する。展開後、姿勢補足モードに移行する。

9.7.4. ミッションモード

ミッションモードは、姿勢補足モード、観測モード、ターンモードの3つから構成される。衛星は約98minで地球を1周するが、衛星が太陽を補足できる時間は、65min程度である。姿勢補足モードでは、このSSで太陽を補足出来る期間中にEHSのデータと組み合わせることにより、3軸すべての姿勢決定の校正を行う。SSで太陽を補足出来ない地球1周の内の約32minの間は観測モードで運用する。観測モードでは、RLGによる姿勢追跡の誤差を、EHSのみで、2軸のみ更新しながら運用する。またターンモードでは、想定外の外乱等により、機体座標 Z_b 軸の面が反転してしまった場合にMTをアクチュエータとして使い、姿勢を反転させる。

9.7.4.1. 姿勢補足モード

本衛星では、ミッションデータを取得する期間では、SSを使用することが出来ないため、RLGによる姿勢検出の際に生じるドリフトを2軸分しか校正できない。そのためSSが使用可能な約65minの間に、衛星の5面に設置された視野角70度のSSによって太陽を補足し、EHSの取得データと合わせて、3軸分のドリフトを校正する。

9.7.4.2. 観測モード

慣性座標 Z と機体座標 Z_b 軸がなす軸を θ とし、その回転軸回りの慣性能率をその回転軸回りの慣性能率を I_θ 、 Z_b 軸まわりの慣性

能率を I_Z とすれば、その軸回りに働く重力傾斜トルク T_θ は次式で表される。

$$\begin{aligned} T_\theta &= \frac{3}{2} \Omega_0^2 (I_z - I_\theta) \sin(2\theta_y) \\ &= \frac{k_p}{2} \sin(2\theta_y) \quad (9-22) \end{aligned}$$

Ω_0 : 軌道の回転速度 $\sqrt{\mu/R_0^3}$ (μ は地球の重力定数, R_0 は衛星-地球中心間距離)

$$k_p: 3\Omega_0^2 (I_z - I_\theta)$$

これよりポテンシャルエネルギー E_p は

$$\begin{aligned} E_p &= \int_0^\theta T d\theta = \int_0^\theta \frac{k_p}{2} \sin(2\theta) d\theta \\ &= -\frac{k_p}{4} (\cos 2\theta - 1) \quad (9-23) \end{aligned}$$

で与えられる。姿勢角と重力傾斜によるポテンシャルエネルギーの関係は上式より

$$\cos 2\theta = 1 - \frac{4}{k_p} E_p \quad (9-24)$$

これより、 $x = 2\theta$ とすれば $x \ll 1$ より、Taylor 展開を行い、

$$1 - \frac{1}{2} x^2 = 1 - \frac{4}{k_p} E_p \quad (9-25)$$

よって、

$$x^2 = \frac{8}{k_p} E_p \quad (9-26)$$

であり、 x を $x+a$ まで変化させるのに用いたエネルギーを ΔE_p とすれば、

$$(x + \Delta x)^2 - x^2 = \frac{8}{k_p} \Delta E_p \quad (9-27)$$

ここで、外乱トルク T による変位 $\Delta\theta$ によるエネルギーが全てポテンシャルになったとすれば、

$$\Delta E_p \leq \Delta E = T \Delta\theta \quad (9-28)$$

となり、

$$\theta \leq \frac{T}{k_p} - \frac{1}{2} \Delta\theta \quad (9-29)$$

が導ける。

これに

$$T = T_s + T_a + T_{mag} = 2.56 \times 10^{-5}, \quad \Delta\theta = 0 \quad (9-30)$$

を用い、また本衛星はほぼ等密と考えて $I_\theta \geq I_x$ より

$$k_p = 3\Omega_0^2 (I_z - I_x) \quad (9-31)$$

$$I_z - I_x = 20 \quad (9-32)$$

$$\Omega_0 = 1.07 \times 10^{-3} \quad (9-33)$$

よって(9-29)式より

$$\theta \leq 20.8 \quad (9-34)$$

とすれば、重力傾斜トルクと外乱トルクが最大でも $\theta \approx 20.8$ 位置で釣り合い、重力傾斜安定方式が地球指向 21deg で実行できることが分かる。これよりミッション伸展ブームの展開軸が地心軸方向を基準に 37deg 以内に収まることから、ミッション要求に沿った姿勢制御を行うことができる。観測モードに到達した後は、このモードを維持し続ける。万が一衛星の機能が一時的に停止した場合も、重力傾斜安定方式は常に機能するため、衛星の姿勢は保たれるはずである。しかし、予期せぬ

理由により衛星の姿勢が反転した場合には、磁気トルカによって姿勢を乱し、衛星の姿勢を反転させる。

9.7.4.3. ターンモード

分離機構のパフが付いている、構体座標 Z_b 軸+方向が、反地球方向の慣性座標 Z' 軸-方向を向いてしまった場合、MT を用い、機体を反転させる。

構体座標 Z_b 軸の向きを変えるように反転するためには、回転軸を X_b, Y_b 平面に設定し、慣性座標 X', Y' に固定しないといけないので、MS で検出する機体座標の磁場の変化に合わせて、MT の出力を変化させる必要がある。

すなわち、

$$T_{MT} = M \times B = \begin{bmatrix} M_y B_z - M_z B_y \\ M_z B_x - M_x B_z \\ M_x B_y - M_y B_x \end{bmatrix} \quad (9-35)$$

回転軸を X_b, Y_b 平面に設定するため、

$$M_y = \frac{B_y}{B_x} M_x \quad (9-36)$$

とし、その後

α deg 回転させた瞬間の構体座標系 ($O - X_b Y_b Z_b$) での磁気を検出すれば、慣性系で回転軸を固定するため、

$$\begin{aligned} T_{bMT}' &= M_b' \times B_b' = T_{MT}|_{O-X_b Y_b Z_b} \\ &= [C_T'] T_{MT}|_{O-X_b Y_b Z_b} \quad (9-37) \end{aligned}$$

となるように M_b を制御する。

ここで、 α [deg] 回転後の各パラメータは $'$ 付きとし、 $O - X_b Y_b Z_b$ 系から $O - X_b' Y_b' Z_b'$ 系への変換行列を $[C_T']$ と表した。

MTQ 出力による角運動量は微小なため、上記の制御を 1 秒間隔で行えば回転軸を慣性系でほぼ固定でき、反転後の地球指向 37deg 以内を目安に姿勢補足モードに移行する。

10. 電源系

10.1. 電源設計

本節では、本衛星における電源設計に関して述べる。電源系の設計方針は電源回路内およびバッテリーでの漏れ電流が少ないこと、全運用期間中に安定して電力を供給できることである。さらに、今回のミッションでは電場観測を行うため太陽電池の配列および各種配線をツイストペアとすることにより、観測への影響をキャンセルできる設計とする。限られたコンフィギュレーションの中で、安定した供給を実現するために、MPPT 制御機能を搭載した、電力利用効率の高い電源システムの開発を行う。

10.2. 電源系への制約と要求

本衛星におけるシステム制約を表 10-1 に示す。各機器における電気的要求を表 10-2 に示す。本電源システムは以下の制約に従い設計を行う。

表 10-1 システム制約

名称	
軌道	太陽同期軌道
高度[km]	666
構体表面最大面積[mm]	450×450
姿勢制御方式	重力傾斜安定
運用期間	2.5年

表 10-2 各系における電力的要求

サブシステム	装置名	電圧 [V]	電力 [W]
ミッション	電場測定機器(5mプローブ)	22	1.5
	ミッションデータ処理装置	3.3	1.98
電源	電源制御回路	5	0.1
姿勢	磁気センサ	5	0.175
	恒星センサ	5	2.5
	太陽センサ	5	0.81
	光ファイバジャイロ	5	1.2
	磁気トルカ	5	0.69
	リアクションホイール	5	1.38
通信	S-band 送信機	20	2.5
	S-band 受信機	16	1.5
	CW 送信機	4.2	0.1
C&DH	メイン MPU(+サブで PIC)	5	3.9
	GPS アンテナ	5	1.5
	GPS 受信機	5	2
合計			21.835

10.3. 電源システム

本衛星における電源システム図を図 10-1 に示す。本衛星の電源システムは電力発生部である太陽電池、電力制御部である MPPT 制御部、蓄電部である Li-B、電力分配部である DCDC コンバータで構成される。太陽電池での発生電力は MPPT 制御により最大動作電力に制御する。太陽電池の電圧はバッテリー電圧よりも高いため、22.2 V へと降圧し、電力をバッテリーに蓄える。その後、DCDC コンバータを通して各機器に供給する。またシステム解析に用いる電源系パラメータを表 10-3 に示す。

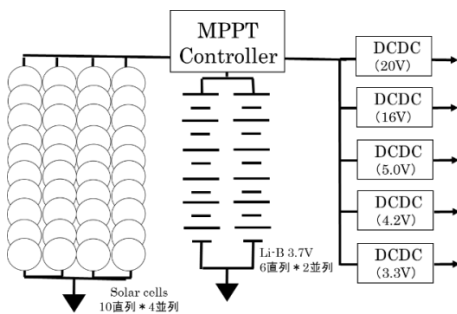


図 10-1 電源システムブロック図

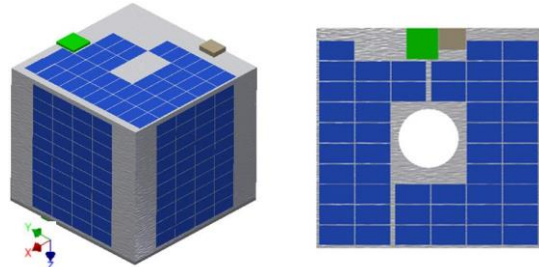
表 10-3 電源系設計パラメータ

記号	名称	
P	発生電力[W]	23
Pc	消費電力[W]	18.135
η_{sw}	スイッチング効率	0.95
η_{ppt}	MPPT 追尾効率	0.95
η_{BAT}	バッテリー充電効率	0.9
η_{rad}	SA 動作電力劣化率[2.5年]	0.95
η_{radv}	SA 動作電圧劣化率[2.5年]	0.95
Td	日照時間[hour]	1.06
Te	日陰時間[hour]	0.59
C	バッテリー容量[Ah]	16.2

電源系各サブシステム設計について以下に記す。

10.3.1. 電力発生部

太陽電池は、衛星各面に対してボディマウント方式で貼り付ける。衛星側面の 4 面には 59 枚、衛星 Z 面には 49 枚、-Z 面には 36 枚の太陽電池を搭載する。太陽電池貼り付けパターンを図 10-2 に示す。搭載予定のセルの仕様を表 10-4 に示す。



太陽電池貼り付けパターン Z面貼り付けパターン

図 10-2 太陽電池貼り付けパターン

表 10-4 太陽電池仕様

名称	
効率[%]	2.0
解放電圧[V]	2.575
開放電流[mA/cm ²]	16.9
最大電力点電圧[V]	2.285
最大電力点電流[mA/cm ²]	16

本電源における発生電力は以下のように現せる。

$$P = \eta_{rad}(a \times 10) \times (V_{mp} + \alpha_v \Delta T_{SA}) \dots (\text{式 10-1})$$

$$\times (I_{mp} + \alpha_I \Delta T_{SA}) \times \cos \phi$$

各係数は一年のうち、太陽入射エネルギーが最小になる 7 月、セル特性基準温度 25 度の値で、以下の通りとする。

$$\left. \begin{aligned} V_{mp} &= 2.3[V] \\ \alpha_v &= -6.5 \times 10^{-3}[V] \\ I_{mp} &= 0.45[A] \\ \alpha_I &= 0.2 \times 10^{-4}[A] \end{aligned} \right\} \dots (\text{式 10-2})$$

最悪条件で発生電力を計算する。最悪条件は太陽

光投影面が最小となる、-Z面に垂直に太陽光が入射している場合（ $\phi=0$ ）とする。-Z面における太陽電池セルの総枚数は36枚であり、このときの発生電力は $P=23[W]$ である。この $23[W]$ を標準発生電力とすると日照時使用可能電力は $14.82[W]$ となる。

10.3.2. MPPT 制御部

本衛星では電力利用効率の改善のためMPPT制御を採用する。制御アルゴリズムとしては、もっとも追従効率の高い山登り法を採用する。MPPT制御部はデュアルスイッチング方式回路を採用する。

10.3.3. 蓄電部

本衛星の蓄電システムにはLi-Bを使用する。Li-Bは体積当たりのエネルギー量に優れており、Li-Bを使用することで高いエネルギー効率を実現する事が出来る。使用するLi-B諸元を表10-5に示す。本衛星は運用期間2.5年と比較的長期の運用であるためDOD20%と設定する。

表 10-5 バッテリ仕様(1セル)

名称	
公称電圧[V]	3.6
容量[mAh]	1350
厚さ[mm]	6.5
幅[mm]	38.1
高さ[mm]	49.85
質量[g]	30

バッテリーは公称電圧 $3.6[V]$ 、バス電圧が最大 $20[V]$ であることより直列数は $20 \div 3.6 = 5.5 < 6$ より6直列とする。

10.3.4. 電力分配部

電力分配部にはSEL対策としてDCDCコンバータの前段に自動復帰タイプの電子フューズを設置する。後段には機器動作不良時に動作を停止できるように制御復帰タイプの電子フューズを設置する。また、一つのDCDCコンバータに動作不良が生じたとしても、衛星としてミッションを遂行できるように、他のDCDCコンバータから電力を供給できる仕組みとする。

10.3.5. 電力収支解析

本衛星の電力収支解析結果を以下に示す。本解析はシステム制約の条件のもとで行った。運用時一周回における発生電力と各機器の電量使用を図10-3電力消費解析に示す。解析結果より一周回における余剰電力は $1.01[Wh]$ であり充分運用可能であると考えられる。

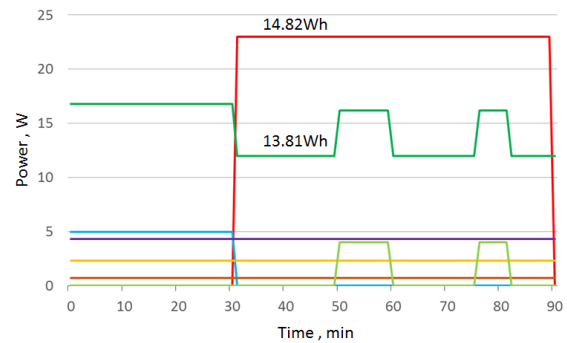


図 10-3 電力消費解析

表 10-6 解析条件

名称	
太陽光入射角 $\phi[degC]$	3.6
太陽光強度 $[W/m^2]$	1350
アルベド $[W/m^2]$	6.5
日照時間[h]	38.1

この電力収支解析の結果本電源システムが衛星を運用するに足る事が分かる。

11. 通信系

11.1. 通信系の設計概要

本衛星は地震先行現象観測衛星であり、ミッションデータを取得し地上に送らなくてはならない。つまり、HKデータ(House Keeping Data)と呼ばれるバス部分の各種情報とミッションデータを地上局に送ることになる。衛星との通信は衛星が地上局の上空にある場合しか行えず通信可能時間も制限されるため通信可能データ量を考慮する。また、電波を利用した通信は宇宙空間・大気圏より大気や天候の変動による外乱をうけるため、回線設計を行い実際に衛星と地上局で通信を行えることを確認する。通信系として必要な搭載機器には電波を送受信するアンテナと電波の変調・復調を行う機器がある。

11.2. 通信系への要求

通信系への要求は以下の2点がある。

- 1) テレメトリデータのダウンリンク
- 2) コマンドデータのアップリンク

この2点の要求を考慮して設計を行う。ただし、通信データ量や可視時間を考慮する際、その最悪値を用いることとする。

11.2.1. ミッションからの要求

ミッションからの要求はミッションデータをダウンリンクすることである。

表 2-1 ミッションデータ量と可視時間(昭和基地)に11.2.1項の結果を示す。ダウンリンクでは1日のデータ量を送信するので、マージンをとり1日の可視時間の80%で送信完了とする。また、

38.3[MB]のデータを送信するので、マージンを取り40[MB]として、ビットレートを求めた結果を(式 11-1)に表す。

$$\frac{40 \times 8 \times 2^{10}}{5233.2 \times 0.8} = 78.27[\text{kbps}] \quad (\text{式 11-1})$$

(式 11-1)の結果から、マージンを取り、ビットレートを100[kbps]とする。

表 11-1 ミッションデータ量・可視時間(昭和基地)

	ダウンリンク
データ量[MB/day]	38.3
可視時間(最大)[sec/path]	603.81
可視時間(平均)[sec/path]	523.32
可視時間(最少)[sec/path]	415.21
可使時間[sec/day]	52333.2
通過回数[回/day]	10
ビットレート[kbps]	100

なお、昭和基地での可使時間の計算に当たり設定した仰角は最小角を規定の最小値である5[deg]に最大値を80[deg]にした。最小値を5[deg]にした理由として、本地上局ではダウンリンクのみを行うとともに基地周辺は電波を遮断する人工物などがないためである。

また、ダウンリンクができない状況に備えて衛星内に蓄積できるデータ量はダウンリンクの速度を考慮すると、2日分のデータ量である76.6MBが妥当である。このデータ量は可使時間の80%でダウンリンクを行うとしたとき、1.5日分の可使時間で完了する。よってこのデータ量をデータ処理系で蓄積を行う。

11.2.2. バス系からの要求

バス系からの要求はHKデータのダウンリンクとアップリンクされたコマンドデータの受信である。表 11-2に11.2.2項の結果を示す。

アップリンクでは1回の通過で通信を行うので、マージンを取り1回の最小の可視時間の80%で通信が完了するとする。アップリンクするデータ量は0.00192[MB]なので、マージンを取り0.005[MB]として、ビットレートを求めた結果を式(11-2)に表す。

$$\frac{0.005 \times 8 \times 2^{10}}{386.27 \times 0.8} = 0.13[\text{kbps}] \quad (\text{式 11-2})$$

HKデータのダウンリンクでは1日でデータを送信するので、マージンを取り1日の可視時間の80%で送信が完了するとする。また、15.97[MB]のデータを送信するので、マージンを取り、20[MB]として、ビットレートを求めた結果を式(11-3)に表す。

$$\frac{20 \times 2^{10} \times 8}{3212.02 \times 0.8} = 85.01[\text{kbps}] \quad (\text{式 11-3})$$

(式 11-3)の結果から、マージンを取りビットレ

ートを100[kbps]とする。また、バス系データについては上記とは別に、非常時の衛星状態確認用として、CWを用い必須情報のみを低速のモールス信号として送出する。なお、相模原局の可使時間の計算にもちいた仰角は最小角を人工物による電波の遮断も考慮して15[deg]に最大角を80[deg]に設定した。

表 11-2 HKデータ量と可視時間(相模原局)

	アップリンク	ダウンリンク
データ量[MB/day]	0.00192	15.97
可視時間(最大)[sec/path]	387.22	387.22
可視時間(平均)[sec/path]	386.75	386.75
可視時間(最少)[sec/path]	386.27	386.27
可使時間[sec/day]	773.49	773.49
通過回数[回/day]	2	2
ビットレート[kbps]	4	100

11.3. 搭載機器

本衛星に搭載する通信機器の構成は、アンテナ、S-band 送信機・受信機、AMA-band 送信機となる。なお衛星の情報収集を行うのに併用するCWビーコンの周波数はアマチュア無線帯の430[MHz]帯を用いる。

11.3.1. アンテナ

使用するアンテナは前述のミッション・バス要求に添うよう自作する。送信アンテナには指向性のあるパッチアンテナを、受信アンテナには無指向性のモノポールアンテナを用いる。なお、指向性アンテナによる通信可能範囲を確認するため最適化計算が行える「MMANA」というアンテナ解析ソフトを用いて検証を行う。S-bandのアンテナの諸元を表 11-3と表 11-4に示し、図 11-1にモノポールアンテナの解析結果を示す。

表 11-3 ダウンリンク用アンテナ

	半波長パッチアンテナ
周波数[MHz]	2263.60
全長[mm]	63×63×7.9
重量[g]	75
利得[dBi]	4.10

表 11-4 アップリンク用アンテナ

	モノポールアンテナ
周波数[MHz]	2084.40
全長[mm]	34×15×5
重量[g]	8.5
利得[dBi]	2.00

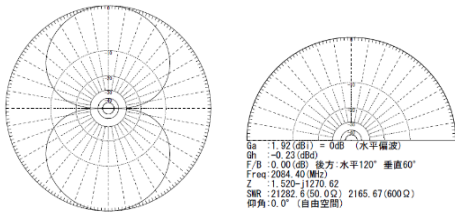


図 11-1 モノポールアンテナのアンテナパターン

モノポールアンテナは図 11-1 より地球面に搭載し、パッチアンテナは地球面と反地球面に計 2 つ搭載する。また、CW に用いるモノポールアンテナの諸元を表 11-5 に、アンテナの解析結果を図 11-2 に示す。

表 11-5 CW ダウンリンク用アンテナ

	モノポールアンテナ
周波数[MHz]	435
全長[mm]	172×15×5
重量[g]	188
利得[dBi]	2.00

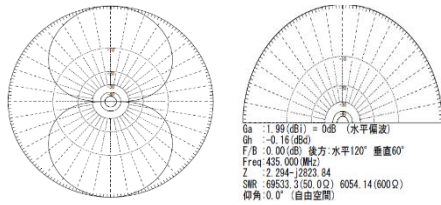


図 11-2 CW 用モノポールアンテナのアンテナパターン

図 11-2 の CW 用モノポールアンテナの通信可能範囲より、CW 用送信アンテナも同様に地球面に搭載する。

11.3.2. 送受信機

送受信機は S-band の送受信機としてアメリカの MidSTAR-1 にも使用されていて、他の送受信機より消費電力の低い Space Quest 社製のものを採用する。なお、搭載位置については、地球面のアンテナの近くに搭載し、送信する電波に対する雑音を最小限にする。送受信機の諸元を表 11-6 に示す。

表 11-6 送受信機の諸元

	送信機	受信機
寸法[mm]	68×35×15	135×50×25
重量[g]	200	200
消費電力[W]	2.5	1.5
動作電圧[V]	20	16

また、CW の送信機は創価大学の Negai にも使われていて多くの超小型衛星に使用されて実証実験がなされている西無線研究所製のものを採用する。なお、搭載位置は地球指向面に設置してい

る送信アンテナの近くに搭載する。CW 送信機の諸元を表 11-7 に示す。

表 11-7 CW 送信機の諸元

	送信機
寸法[mm]	88.5×60×10.5
重量[g]	60.0
消費電力[W]	0.5
動作電圧[V]	4.2

11.4. 地上局

地上局の設置場所

本ミッションで用いる地上局は二箇所を設定する。ミッションデータを昭和基地に、HK データを相模原局にダウンリンクを行い、コマンドの送信は全て相模原局で行う。

使用する昭和基地については、日本の地球磁気圏観測衛星である「あけぼの」のようにミッションデータ量が多い衛星のダウンリンクに使用されている。これは、衛星が極域上空を通過する軌道を周回する場合は、高緯度地域に地上局を設置することで 1 日当たり多数の運用可視数を確保できるためである。本ミッションでは毎日の観測で多量のミッションデータが発生し、これらを地上へダウンリンクする必要がある。本衛星はミッションの要求から極域上空を通過する太陽同期準回帰軌道を周回するため、昭和基地はミッションデータのダウンリンクに適当な地上局といえる。加えて、近年は昭和基地を地上局として使用する衛星自体が少ないため、他の衛星との運用時間が被ることはないと考えている。

表 11-8 に両地上局の諸元を示し、図 11-3 にアンテナの外観を示す。

表 11-8 地上局の諸元比較

	昭和基地	相模原局
アンテナ直径[m]	11	3.6
アンテナ利得[dBi]	45.31	35.61
送信 ERIP[dBW]	-	44.57
ビーム幅[deg]	3	3.6



図 11-3 昭和基地、相模原局のパラボラアンテナ

11.5. 回線設計

11.5.1. 変調方式

本衛星はダウンリンク、アップリンク双方のときに位相偏移変調方式を採用する。その理由はほ

かの変調方式と比較して伝送効率がよく、ほかの電波の干渉を受けにくいためである。なお、この方式の中でも最も電力効率が良い二位相偏移変調(BPSK)を用いる。

11.5.2. 回線設計

通信系としては通信を成立させることが求められる。そのため、回線設計を行い、通信が成立するかどうかを判断する。以下に示す各種計算を行って作成した回線設計表を表 11-9 に示す。

11.5.2.1. 送信 EIRP

等価等方放射電力(EIRP) P_E [dBW]は、次式により与えられる。

$$P_E[\text{dBW}] = P_{\text{TX}} - L_{\text{FTX}} + G_{\text{ATX}} - L_{\text{APT X}} \quad (\text{式 11-4})[18]$$

P_{TX} : 送信機の実出力電力[dBW]

L_{FTX} : 送信機と送信アンテナを接続する給電系の損失[dB]

G_{ATX} : 送信アンテナの最大放射方向の絶対利得[dBi]

$L_{\text{APT X}}$: 送信アンテナのポインティング損失[dB]

11.5.2.2. 受信 G/T

受信 G/T は、次式で与えられる。

$$G/T[\text{dB/K}] = G_{\text{ARX}} - L_{\text{FRX}} - L_{\text{APR X}} - T_s \quad (\text{式 11-5})[17]$$

G_{ARX} : 受信アンテナの最大放射方向の絶対利得[dBi]

L_{FRX} : 受信アンテナと受信機を接続する給電系の損失[dB]

$L_{\text{APR X}}$: 受信アンテナのポインティング損失[dB]

T_s : システム雑音温度[dbK]

ただし、雑音温度は次式で与えられる。

$$T_s[\text{dbK}] = 10 \log\{(T_A/L + T_F(1 - 1/L) + T_E)\} \quad [17]$$

$$L = 10^{L_{\text{FRX}}} \quad (\text{式 11-6})$$

T_A : アンテナ雑音温度[K]

T_F : 給電線雑音温度[K](通常、予測温度上限の313[K]を用いる)

T_E : 受信機雑音温度[K]

11.5.2.3. 自由空間損失

自由空間損失 L_d [dB]は次式で与えられる。

$$L_d[\text{dB}] = 10 \log(4\pi d/\lambda)^2 \quad (\text{式 11-7})[17]$$

d : 送受信アンテナの距離[m]

λ : 波長[m]

11.5.2.4. 偏波損失

偏波には直線偏波、円偏波、楕円偏波の3種類がある。このうち到来信号波と受信偏波の組み合わせで偏波損失 L_p [dB]を設定する。円-直線(または、直線-円)の場合

$$L_p[\text{dB}] = 3.0 \quad (\text{式 11-8})[17]$$

直線-直線の場合

$$L_p[\text{dB}] = 10 \log\left(\frac{1}{\cos^2 \theta}\right) \quad (\text{式 11-9})[17]$$

楕円-楕円の場合

$$L_p[\text{dB}] = 10 \log\left(\frac{(R_1^2+1)(R_2^2+1)}{(R_1 R_2 + 1)^2 \cos^2 \theta + (R_1 + R_2)^2 \sin^2 \theta}\right) \quad (\text{式 11-10})[17]$$

R_1 : 受信アンテナの楕円偏波率

R_2 : 到来信号波の楕円偏波率

θ : 受信アンテナの偏波の長軸と到来信号波の偏波の長軸とのずれ角

R_1 と R_2 は楕円の長軸と短軸の比である。本衛星では直線-円偏波で偏波損失の計算を行う。

11.5.2.5. 降雨損失

降雨損失 L_{RA} [dB]は、搬送波周波数が高くなればなるほど、その影響が顕著になり X バンドで1~2[dB]、Ku バンドで6~9[dB]、Ka バンドで20~30[dB]に達する場合もある。降雨損失 L_{RA} [dB]は次式で与えられる。

$$L_{\text{RA}} = \gamma_R \frac{h_{\text{RA}} - h_{\text{AN}}}{\sin e} \quad (\text{式 11-11})[17]$$

γ_R : 特性減衰[dB/km]

h_{RA} : 雨雲の高度[km]

h_{AN} : アンテナの高度[km]

e : 地上局の仰角[deg]

11.5.2.6. 大気吸収損失

大気吸収損失 L_A [dB]は次式で与えられる。

$$L_A[\text{dB}] = \gamma_o r_o + \gamma_w r_w \quad (\text{式 11-12})[17]$$

γ_o , γ_w : 酸素および水蒸気の吸収係数[dB/km]

γ_o は0.006, γ_w は0.007である

r_o , r_w : 酸素および水蒸気の等価通路法長[km]

衛星を見込む迎角 EI [deg]と酸素、水蒸気の分布高度(それぞれ4[km], 2[km])により次式から算出する。

$$r_o = \frac{4}{\sin EI} \quad (\text{式 11-13})[17]$$

$$r_w = \frac{2}{\sin EI} \quad (\text{式 11-14})[17]$$

通信に使用できる仰角は、地球局側の送信規定から仰角 EI [deg]を相模原局では15[deg]、昭和基地では5[deg]として計算を行う。

11.5.2.7. 受信 C/N₀

受信 C/N_0 [dBHz]は、次式で与えられる。

$$C/N_0 = P_E - L_{\text{PS}} - L_d - L_F - L_A - L_{\text{RA}} - L_V + G/T + 228.6 \quad (\text{式 11-15})[17]$$

P_E : 受信局の EIRP[dBW]

L_{PS} : 電力分配損失[dB]

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]
 L_V : 各種損失[dB]
 G/T : システム雑音温度に対する受信アンテナ利得比[dB/K]

11.5.2.8. 要求C/N₀

要求C/N₀[dBHz]は、次式で与えられる。

$$C/N_0 = L_m + (E_b/N_0)_{req} - G_c + L_d + BR \quad (\text{式 11-16})[17]$$

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[dB]
 BR : ビットレート[dBHz]

11.5.2.9 回線マージン

回線が成立する条件として回線マージンがアップリンクで 10[dB]以上、ダウンリンクで 3[dB]以上取れば良いとする。

回線マージン M [dB]は次式により与えられる。

$$M[\text{dB}] = C/N_{0rec} - C/N_{0req} \quad (\text{式 11-17})[17]$$

C/N_{0rec} : 受信C/N₀[dB]

C/N_{0req} : 要求C/N₀[dB]

HK データのアップリンクのマージン M_{up} [dB]は次の通り。

$$M_{up}[\text{dB}] = (75.74 - 38.11)[\text{dB}] \\ = 37.63[\text{dB}] > 10[\text{dB}] \quad (\text{式 11-18})[17]$$

よって回線マージンは 10[dB]以上確保できることが分かる。

次に相模原局でのダウンリンクを考える。

HK データのダウンリンクの回線マージンは次の通り。

$$M_{dw}[\text{dB}] = (58.30 - 52.09)[\text{dB}] \\ = 6.21[\text{dB}] > 3[\text{dB}] \quad (\text{式 11-19})[17]$$

よって回線マージンは 3[dB]以上確保できることが分かる。

CW の回線マージン M_{CW} [dB]は次の通りとなる。

$$M_{CW}[\text{dB}] = (43.47 - 40.09)[\text{dB}] \\ = 3.38[\text{dB}] > 3[\text{dB}] \quad (\text{式 11-20})[17]$$

よって回線マージンは 3[dB]以上確保できることが分かる。

次に昭和基地でのミッションデータのダウンリンクの回線マージンを考える。

ミッションデータのダウンリンクの回線マージン M_{mi} [dB]は次の通り。

$$M_{mi}[\text{dB}] = (67.93 - 52.09)[\text{dB}] \\ = 15.83[\text{dB}] > 3[\text{dB}] \quad (\text{式 11-21})[17]$$

よって回線マージンは 3[dB]以上確保できることが分かる。

11.5.3. 電力束密度(PFD)

電力束密度 PFD(Power Flux Density)とは、地表面に放射される単位面積当たりの電波の強度を意味する。衛星から創出される電波が地上の無線システムに影響を与えないように、電波の強度は規定された値以下に抑えなければならない。この許容値として、地表面での電力束密度の最大値が国際電気通信条約付属無線通信規則で規定されている。また、最大電力密度の制限は、周波数帯及び地球局仰角(EL)をパラメータにして規定されている。以下に S バンドの電力束密度制限を示す。

$$0[\text{deg}] \leq EL \leq 5[\text{deg}]$$

$$\Rightarrow \text{PFD} \leq -154[\text{dBW}/\text{m}^2] \quad (\text{式 11-22})[17]$$

$$5[\text{deg}] \leq EL \leq 25[\text{deg}]$$

$$\Rightarrow \text{PFD} \leq -154 + 0.5(EL - 5)[\text{dBW}/\text{m}^2] \quad (\text{式 11-23})[18]$$

$$25[\text{deg}] \leq EL \leq 90[\text{deg}]$$

$$\Rightarrow \text{PFD} \leq -144[\text{dBW}/\text{m}^2] \quad (\text{式 11-24})$$

本衛星では相模原基地と昭和基地を使用することを想定している。各々の仰角 EL は 15[deg], 5[deg]であることから、その条件に当てはまる不等式を利用して制限値である最大 PFD を求める。この結果は(式 11-22)と(式 11-23) から相模原局では、 $-149[\text{dBW}/\text{m}^2]$ となり、昭和基地では、 $-154[\text{dBW}/\text{m}^2]$ となる。

また、電力束密度を考える上で帯域幅を考慮しなくてはいけない。X バンド以下の規定帯域は 4kHz であり、4kHz 帯域幅での電力の最大値 P_{4kHz} [W]は次のように求められる。

$$P_{4kHz}[\text{W}] = \frac{P}{f_s} \times 4\text{kHz}[\text{W}] \quad (\text{式 11-25})[17]$$

P : 送信電力[W]

f_s : 送信ビットレート[bps]

4kHz 帯域幅での地表面における電力束密度 PFD_{4kHz} は次式で与えられる。

(式 11-25)で求めた値を用いて、ダウンリンクする際に生じる電力束密度は(式 11-27)となる。

$$\text{PFD}_{4kHz}[\text{dBW}/\text{m}^2/4\text{kHz}] = 10 \log \frac{P_{4kHz} \times g_{tx}}{4\pi d^2 \times 10^6} \quad (\text{式 11-27})[17]$$

P_{4kHz} : 4kHz 帯域幅での電力の最大値[W]

g_{tx} : 送信アンテナ利得

d : 衛星と地上との最大距離[m]

これより、使用する S-band での電力束密度は $-175.51[\text{dBW}/\text{m}^2/4\text{kHz}]$ 、AMA-band での電力束密度は $-155.51[\text{dBW}/\text{m}^2/4\text{kHz}]$ となる。これらの

値は先ほど求めた最大 PFD 以下の値をとっているため、本設計では電力束密度の制限を満たす。

表 11-9 回線計算表

	アップリンク	ダウンリンク (相模原局)		ダウンリンク (昭和基地)
周波数 [MHz]	2084.40	2263.60	438.00	2263.60
波長 [m]	0.14	0.13	0.68	0.13
最大通信距離 [km]	2829.35	2829.35	2829.35	2829.35
EIRP [dBW]	44.65	3.04	-13.04	3.04
送信機出力 [dBW]	10.00	3.98	-10.00	3.98
フィーダ損失 [dB]	1.00	5.00	5.00	5.00
送信アンテナ利得 [dB]	35.69	4.10	2.00	4.10
ポインティング損失 [dB]	0.04	0.04	0.04	0.04
自由空間損失 [dB]	167.86	168.57	154.30	168.57
降雨損失 [dB]	0.10	0.10	0.10	0.00
大気吸収損失 [dB]	0.15	0.15	0.15	0.44
偏波損失 [dB]	3.00	3.00	3.00	3.00
受信 G/T [dB/K]	-25.41	3.48	-9.54	13.29
アンテナポインティング損失 [dB]	0.04	0.04	0.04	0.04
受信アンテナ利得 [dBi]	2.00	36.40	23.39	46.11
システム雑音温度 [dBK]	26.37	27.89	27.89	27.77
アンテナ雑音温度 [K]	100.00	351.00	351.00	300.00
受信 C/N ₀ [dBHz]	75.74	58.30	43.47	67.93
ビットレート [kbps]	4.00	100.00	1.00	100.00
ビットレート [dBHz]	33.11	47.09	27.09	47.09
変調方式	BPSK	BPSK	CW	BPSK
要求 Eb/N ₀ [dB]	10.50	10.50	10.50	10.50
ハードウェア劣化量 [dB]	2.50	2.50	2.50	2.50
ビットエラー率	0.00000230	0.00000230	0.00000230	0.00000230
符号化利得 [dB]	8.00	8.00	0.00	8.00
変調損失 [dB]	0.00	0.00	0.00	0.00
要求 C/N ₀ [dBHz]	38.11	52.09	40.09	52.09
回線マージン [dBW/m ² /4kHz]	37.63	6.21	3.38	15.38
PFD [dBW/m ² /4kHz]	-	-175.51	-155.51	-175.51
最大 PFD	-	-149	-149	-154

12. C&DH (Command and Data Handling) 系

12.1. 要求

- ① HK データ (Housekeeping Data, 衛星の各部分の温度など衛星の状態を知るためのデータ, 表 12-2 参照) を処理し, ミッション系データ, 非常確認用の必須情報も含めて送信データを通信系に受け渡すこと。
- ② 通信系から受け渡された地上からのコマンド (指令) を各系に伝えること。
- ③ 各系データを一時的に保管しておくこと。
- ④ 各種搭載機器の展開・ON/OFF を制御できること。
- ⑤ 誤作動が起きた際, すばやく対応させること。また, 深刻な故障を起こさせないこと。
- ⑥ 時刻データを計測し, ①で示した各種データの取得時刻を記録させること。

12.2. 概要

本機の C&DH 系は, 高性能なメイン MPU (マイクロプロセッサ, プログラムを実行させるための

小型ハードウェア) でミッションデータ以外のデータ処理を行う。また, 放射線に強いものをサブ MPU として搭載し, 誤作動からの回復を担当させる。

S-band 送受信機・CW 送信機とメイン MPU は連絡が取れるようになっている。テレメトリデータは最大速度を 115.2kbps として, 地上局への送信速度に合わせて S-band 送信機に渡され, その送信機によって地上に送信される。CW 送信機には非常確認用の必須情報を常に渡し続けさせる。また, メイン MPU は地上局から S-band 受信機経由でコマンドを受け取り, 各系に伝達させる。

メイン MPU とミッション系 MPU は相互に通信を行い, この通信によってミッションの観測データをメイン MPU に受け渡させる。

メイン MPU は, 電力をセーブさせるために, 6.2 節の各運用モードに応じ必要になった機器だけを ON にさせる電源管理機能を有させる。

地上局の異常などでテレメトリデータを地上に送信できなかった場合に備えて, MPU にメモリを追加し, データをあとで送信できるようにさせる。メモリの容量は, 過去の大学衛星を参考に,

また地上局へのデータの送信速度よりあまり多くの蓄積データを送るのは不可能なため、メモリは 85.8MB(二日分)までを蓄積できるようにさせる。

メイン・サブ MPU、メイン・ミッション系 MPU 間の通信を頻繁に行うようにさせておき、もしミッション系 MPU からの通信に異常が発生したときは、メイン MPU が異常を感知し、リセットもしくはシャットダウンをかけることで誤作動からリカバリーさせる。メイン MPU が異常を起こした時は、サブ MPU によって同様のリカバリーが行われるようにさせる。また、ミッション系のブロープの一方が故障した場合にも観測を続けられるようにさせる。詳しくは 12.3.節またはミッション系を参照されたい。

メイン MPU は GPS 受信機（全地球測位システム端末）と接続しており、1 Hz ごとの衛星の位置データ・時刻データを取得させるほか、メイン MPU 内の RTC（リアルタイムクロック）でミリ秒単位の時刻データを取得させる。

衛星内部の通信・電源システムは図 12-3 を参照されたい。

12.3. メイン MPU の動作・性能

ここでは、メイン MPU の動作・性能について説明していく。ミッション系 MPU については 5.5.節を参照されたい。

12.3.1. 動作

メイン MPU の仕事は以下の 5 点である。

- ① ミッションデータの処理
ミッションデータはすべてデジタルで受け渡されるので、データをメモリで保管し、送信機に受け渡す。
- ② HK データの処理
各センサからは、熱・電圧などのアナログデータが送られてくるので、それをデジタルデータに変換（A/D 変換）して保管し、送信機に受け渡す。
- ③ 各系へのデータの伝送
地上からのコマンドを各系センサ・MPU へ伝送する。
- ④ 各種機器の ON/OFF
メイン MPU は電源系との通信を通じて、各種機器の展開・ON/OFF の制御を行う。
- ⑤ ミッション系 MPU・観測機器の監視
ミッション系 MPU と定期的に通信し、異常がないか監視する。異常がある場合、リカバリーを行う。また、一方のブロープが使用不可になった場合にも衛星本体を観測機器の片側として観測を続けられるように命令する。
- ⑥ 時刻の計測
GPS 受信機・RTC によって時刻を計測し、ミッション系データに時刻データを、各種 HK データ

に細かい取得時刻を付け加える。GPS 受信機が使えない場合に備えて、時刻の初期値は地上局から任意に設定できる機能を有させる。

12.3.2. 必要な性能

各センサ・MPU と接続でき、またデータ量の多い姿勢データを処理・保存させるために、処理能力が高く、また大容量のメモリを搭載できる OBC（On-Board-Computer、基盤に搭載された MPU の総称）である必要がある。本衛星では、小型衛星や Can-Sat 向けに開発された OBC であり、高い演算能力をもつ MPU を搭載した SH4-BoCCHAN-1 を使用する。外観を図 12-1 に示す。



図 12-1 SH4-BoCCHAN-1 の外観[18]

12.4. サブ MPU の動作・性能

ここでは、サブ MPU の動作・性能について説明していく。情報処理・伝達はすべてメイン MPU が担当するため、サブ MPU には高い演算能力は必要とされない。しかし、高機能な MPU は一般に放射線に弱く、それ単体では信頼性の低いものになってしまう。そのため、サブ MPU として放射線に強く、メイン MPU の異常に対してリセットやシャットダウンを行うことができるものを選定する。過去の大学衛星を参考に、MPU の監視には PIC を搭載することを考えている。

12.5. 誤作動防止策

宇宙での放射線により、衛星の電子機器が誤動作することが知られている。これに対して本衛星では以下のような対策を取る。

- ① シングルイベント・アップセット対策
シングルイベント・アップセットとは、強いエネルギーを持った放射線粒子が電子機器に衝突したときに起こる、データが反転する現象のことである。これが原因で発生する誤作動をソフトエラーという。メイン MPU のプログラムにチェックサムを入れ、そこで反転が認められた場合はサブ MPU よりリセットを行わせ、ソフトエラーを防ぐ。
- ② シングルイベント・ラッチアップ対策
シングルイベント・ラッチアップとは、アップセットと同様に高エネルギー粒子が電子機器に衝突したときに起こる現象で、こちらは当たった回路に過電流が流れて機器の故障を引き起こしてしまう。対策としては、ラッチアップ時には電源系でシャットダウンを行うので、C&DH はリカ

バリヤを行う。

③ トータルドーズ対策

トータルドーズとは、電子機器内部に放射線が蓄積され、機器を劣化させてしまうという現象である。この衛星の寿命は2.5年であり、この間信頼性を保って動作し続けることが必要である。そのため、前もって予想される放射線量を計算し、試験を行ったのちに過去の大学衛星に倣ってアルミ板を外側に取り付け放射線量を安全なレベルまで減らし、劣化を防ぐ。



図 12-2 GPS 受信機外観[19]

12.6. 位置情報と時刻

本ミッションには衛星の位置データ・時刻データが不可欠となる。よって今回はGPS受信機を衛星に設置することで観測時の衛星の位置情報と時刻の情報を入手させる。ミッション系が必要な時刻のデータはGPS受信機で取得し(受信データ周波数:1Hz)、姿勢制御に必要なミリ秒単位の時刻データはMPU搭載のRTCを参照させる。ミッション系MPUとの時刻同期については、今回の衛星は約7km/sで移動させるが、観測させる電離層の異常は1000kmほどの範囲に渡るものであるため1秒程度の誤差であれば十分許容可能である。使用する受信機については過酷な宇宙環境や軌道速度に耐えられるものとして、実際に小型実証衛星SDS-1に搭載された実績のある以下の受信機を採用する。以下の表12-1に使用するGPS受信機のスペックをまとめる。

表 12-1 GPS 受信機のスペック

項目	スペック
サイズ[mm]	(アンテナ)54×44×15 (回路)72×50×40
重量[kg]	(アンテナ)0.07 (回路)0.23
電力[W]	2.0
電圧[V]	5.25±0.25
剛性	(アンテナ)1000Hz以上 (回路)2000Hz以上
動作温度範囲 [degC]	(アンテナ)-30~+80 (回路)-20~+60
受信チャンネル	8ch
受信周波数 [MHz]	1575.42
位置誤差 (3σ)[m]	50
速度誤差 (3σ)[m/s]	1

12.7. 総データ量

C&DH系の総データ量は表12-3を参照されたい。C&DH系では扱う合計データ量と送信機に渡すデータ量の項目に分けて表記した。なお、ここでいう”姿勢データ”とは、各姿勢系センサから得られたデータを処理し、HKデータとして地上に下ろすデータのことである。

表 12-2 取得HKデータ

姿勢制御	太陽方向
	地球方向
	衛星角速度
	地磁気情報
	磁気トルカ指令値
GPS	位置情報・時刻
電源系	太陽電池電流
	太陽電池電圧
	バス電圧
	バス電流
	バッテリー電圧
	バッテリー電流
	機器のON/OFF情報
熱制御系	バッテリー温度
	各面温度

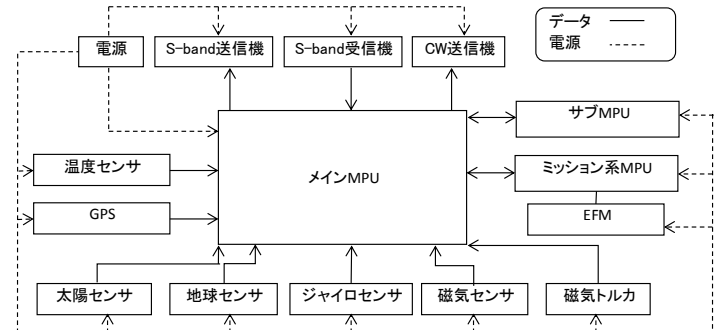


図 12-3 衛星内部の通信・電源システムブロック図

表 12-3 総データ量

	データ項目	取得周期 [Hz]	合計データ量 [MB/day]	送信データ量 [MB/day]
ミッション系	ミッションデータ		38.3	38.3
姿勢制御系	太陽方向		29.7	-
	地球方向		3.30	-
	衛星角速度		14.8	-
	地磁気情報		0.25	-
	磁気トルカ指令値		1.24	-
	姿勢データ		-	2.03
GPS	位置情報・時刻	1	2.42	2.42
電源系	太陽電池電流	0.016	0.018	0.018
	太陽電池電圧	0.016	0.018	0.018
	バス電圧	0.016	0.018	0.018
	バス電流	0.016	0.018	0.018
	バッテリー電圧	0.016	0.018	0.018
	バッテリー電流	0.016	0.018	0.018
熱制御	バッテリー温度		0.024	0.024
	各面温度		0.024	0.024
合計			90.2	42.9

13. 実施計画

本プロジェクトは実際の打ち上げ、運用を視野に入れたものである。以下に開発のスケジュール、費用、また財源の確保について記述する。

13.1. 開発・運用計画

衛星の開発はエンジニアリングモデル(EM)とフライトモデル(FM)の二つの段階に分けて行う。

(1) EM 段階

本段階では FM の前段階として EM を設計・製造し、衛星システムがミッション要求を達成可能か評価する。衛星に搭載予定の各機器の単体動作試験を行った後、これらの機器を構体に組み付け、構造・熱・姿勢制御・データ処理などシステム全体としての評価を行う。本段階で設計・製造の問題点が確認された場合は調査・対策を行い、結果を次の FM 段階へ反映する。

(2) FM 段階

本段階では EM 段階での問題点を修正した後、FM を製造する。FM についても製造が完了した後、各機器の性能が要求を満足しているか確認する目的で試験・評価を実施した後、打ち上げ・運用を開始する。

13.2. 開発・運用費用

本衛星のミッション機器やバスシステムの技術は過去に打ち上げられた超小型衛星らを参考に開発を行う。搭載機器については可能な限り実績品を採用し、開発・運用費用についても過去の超小型衛星を参考に見積もりを行った。

なお製作に関して、2機目以降は EM の製作や地上システム整備の必要がない分 60,000,000 円ほど削減できると考えられる。よって本ミッションにかかる総費用は 240,000,000 円ほどであると計算できる。

表 0-1 衛星製作にかかる費用(円)

ミッション機器	20,000,000
バスシステム	100,000,000
組立・試験	20,000,000
地上システム	10,000,000
運営・管理	90,000,000
合計	240,000,000

13.3. ロードマップ

先行現象である確率が1%の水準で有意ならば、存否の立証のためにさらに3機の小型衛星を打ち上げる。このことによって、統計的に先行現象であることを証明する。

先行現象であることの期待が小さい場合はデータ部については、ホイスラーやヒスなどの電離圏研究のデータとしても活用する。バス部は流用し、ミッション機器のみを代えて搭載することで、他の先行現象を観測する衛星を開発することが可能である。

サブシステム名	機器名	略称	機械的I/F				電氣的I/F			熱的I/F		備考
			寸法 [mm]	数量	単体 質量 [kg]	合算 質量 [kg]	定常 消費電力 [W]	合計 消費電力 [W]	動作 電圧 [V]	動作温度 範囲 [degC]		
										Min	Max	
ミッション	電場測定ダイ ポール計器	EFM	φ60	2	0.36	0.72	1.5	3	22.50	-40	70	
	CPU ボード	MCPU	60×73× 10	1	0.565	0.565	1.98	1.98	3.30	0	55	ミッション搭載機 器 5.5節参照
構造	伸展ブーム 構造材	BCON	φ80×100	2	1	2	-	-	-	-	-	サカセアドテック社
	計装	-	-	-	-	12.16	-	0	-	-	-	
		-	-	-	-	3.71	-	0	-	-	-	
熱制御	温度 センサ	TS				0		0				
	ヒータ	HEA	25.4 ×25.4	3	0.01858	0.05574		2	5.00	-185	260	ポリイミド宇宙物 産シートヒータ
	MLI	MLI	45×45	6	0.01	0.06	-	0	-	-	200	Sheldahl社 146377 g400500
電源	太陽 電池	SA	70×40	236	0.008	1.888	-	0	-	10	60	
	バッテリ	BAT	200×200 ×100	1	0.5	0.5	-	0	-	-	-	6直列1セット
	電源制御回路	PCB	300×300 ×5	1	0.2	0.2	0.1	0.1	-	-	-	
姿勢制御	磁気 センサ	MS	38.1×107 ×20.6	1	0.104	0.104	0.175	0.175	5.00	-20	70	HMR-3000
	磁気 トルカ	MT	φ13.5 ×132	3	0.06	0.18	0.23	0.69	5.00	-	-	MT1-1
	地球 センサ	EHS	61×95× 61	1	0.5	0.5	1.5	1.5	12.00	-30	55	Earth Horizon Sensor
	太陽 センサ	SS	34×32 ×21	5	0.034	0.17	0.135	0.675	5.00	-25	50	SS-411 Tow-Axis Digital Sun Sensors
	ジャイロセン サ	RLG	φ88×45	3	0.454	1.362	0.375	1.125	5.00	-54	85	GG1320AN Digital Laser Gyro
通信系	S-band 送信機	STx	68×35 ×15	1	0.2	0.2	2.5	2.5	20.00	-20	60	TX-2400
	S-band 受信機	SRx	135×50 ×25	1	0.2	0.2	1.5	1.5	16.00	-20	60	RX-200S
	CW 送信機	Utx	88.5×60 ×10.5	1	0.06	0.06	0.1	0.1	4.20	-30	60	TXE-430-MFMCW-3 01A
	S-band受信ア ンテナ	S-ANT	34×15 ×5	1	0.0085	0.0085	-	0	-	-20	60	自作 (モノポール)
	S-band送信ア ンテナ	S-ANT	63×63 ×7.9	2	0.075	0.15	-	0	-	-20	60	自作(パッチアンテ ナ)
	CW 送信アンテナ	U-ANT	172×15 ×5	1	0.0188	0.0188	-	0	-	-20	60	自作 (モノポール)
C & D H	テレメトリ・ コマンド装置	OBC	80×80 ×30	1	0.5	0.5	1.5	1.5	3.30	-45	85	
	GPS 受信機	GPS- ANT	54×44 ×15	1	0.07	0.07	2	2	-	-20	60	
	GPSアンテナ	GPS-R	72×50 ×40	2	0.23	0.46	0.2	0.4	5.25	-20	80	
	GPS コンバイナ		120×90 ×60	1	0.25	0.25	0.5	0.5				

引用文献

- [1]Lay, T., (2012) Seismology: Why giant earthquakes keep catching us out, *Nature*,483,149–150, doi:10.1038/483149a.
- [2]Geller, R. J. (2011), Shake-up time for Japanese seismology, *Nature*, 472, 407–409, doi:10.1038/nature10105.
- [3]Kamogawa, M., (2006) Preseismic Lithosphere-Atmosphere-Ionosphere Coupling, *Eos Trans. AGU*, 87, 417 & 424.
- [4]Uyeda, S., T. Nagao, M. Kamogawa, (2011), Earthquake Prediction and Precursor, *Encyclopedia of Solid Earth Geophysics*, Part 5, 168-178, DOI: 10.1007/978-90-481-8702-7_4, Springer.
- [5]Fujiwara, H., M. Kamogawa, M. Ikeda, J. Y. Liu, H. Sakata, Y. I. Chen, H. Ofuruton, S. Muramatsu, Y. J. Chuo, and Y. H. Ohtsuki, (2004) Atmospheric anomalies observed during earthquake occurrences, *Geophys. Res. Lett.*, **31**, L17110, doi:10.1029/2004GL019865.
- [6]Němec, F., O. Santolík, M. Parrot, and J. J. Berthelier (2008), Spacecraft observations of electromagnetic perturbations connected with seismic activity, *Geophys. Res. Lett.*, 35, L05109, doi:10.1029/2007GL032517.
- [7]Němec, F., O. Santolík, and M. Parrot (2009), Decrease of intensity of ELF/VLF waves observed in the upper ionosphere close to earthquakes: A statistical study, *J. Geophys. Res.*, 114, A04303, doi:10.1029/2008JA013972.
- [8]Liu, J. Y., Y. I. Chen, Y. J. Chuo, and C. S. Chen (2006), A statistical investigation of preearthquake ionospheric anomaly, *J. Geophys. Res.*, *111*, A05304, doi:10.1029/2005JA011333.
- [9]Orihara, Y., Kamogawa, M., Nagao, T., Uyeda, S. (2012) Preseismic anomalous telluric current signals observed in Kozu-shima Island, Japan, *PNAS*, vol109,47,19125-19128 solar irradiance, *Nature Phys.* 6, 690-692.
- [10]M. Kretzschmar, T. Dudok de Wit, M. Wernerm H Sabri, J.-F. Hochedez, S. Dewitte, (2010) The effect of flares on total on total solar irradiance, *Nature Phys.* 6, 690-692.
- [11]Hill, B. A. (1965), The Environment and Disease: Association or Causation?. *Proc. Royal Soc. Med.*, 58, 295–300.
- [12]Berthelier, J.J., M. Godefroy, F. Leblanc, M. Malingre, M. Menvielle, D. Lagoutte, J. Y. Brochot, F. Colin, F. Elie, C. Legendre, P. Zamora, D. Benoist, U. Chapuis, Y., J. Artru (2006), ICE, The electric field experiment on DEMETER, *Planetary Space Sci.*, 54, 456-471.
- [13]エーワン株式会社 | ルネサスエレクトロニクス, http://japan.renesas.com/partner/board_hardware/bh_aone/index.jsp, 2013.6.28 アクセス.
- [14]Rocket & Space Technology , <http://www.braeunig.us/space/atmos.htm>, 2013.7.4 アクセス.
- [15]第 56 回宇宙科学連合講演会, 渡邊秋人ら, 組紐を被覆した伸展構造物の検討(2012)
- [16]宇宙航空研究開発機構, Satellite types and their Orbit, http://www.eorc.jaxa.jp/hatoyama/experience/rm_kiso/satellit_type_orbit.html, 2013.10.28 アクセス.
- [17] 茂原 正道・鳥山 芳夫, 衛星設計入門, 培風館 (2002)
- [18]Astrex社HP, SH4-BoCCHAN-1 , http://astrex.jp/online/img/SH4-BoCCHAN-1_OBC.pdf, 2013.10.28 アクセス.
- [19]明星電気HP, 衛星搭載GPS受信機, <http://www.meisei.co.jp/products/space/2gps.html>, 2013.10.28 アクセス.