

# 微小デブリ環境モニタリング

## IDEA: In-situ Debris Environmental Awareness

上津原正彦<sup>1</sup>, 土井彰<sup>1</sup>, 有吉雄哉<sup>1</sup>, 田川真<sup>1</sup>, 堤祐樹<sup>1</sup>, 日南川英明<sup>1</sup>, 池田沙織<sup>1</sup>, 陳泓儒<sup>1</sup>,  
池村晋吾<sup>2</sup>, 中庭好崇<sup>2</sup>

<sup>1</sup>九州大学大学院工学府航空宇宙工学専攻, <sup>2</sup>九州大学工学部機械航空工学科

### 1. 設計解析フロー

本書は準リアルタイム(near real time)の微小デブリ環境計測をミッションとする相乗り小型副衛星の設計解析に取り組む。微小デブリとは、サイズ 1mm 以下の非常に小さなスペースデブリの総称であり、1mm よりも大きいデブリのように準リアルタイムの環境計測方法が確立しておらず観測データが乏しいため、環境が未解明なサイズレンジである。コスト効果的な微小デブリ環境モニタリングシステムの実現には、「安価・簡便・タイムリー」の特徴を持つ相乗り小型副衛星をモニタリング装置として利用する方法が有効である。

本書では前述のコンセプトに関して、第 2 章において衛星ミッションの定義・解析を行い、第 3 章ではミッション解析の結果に基づき衛星システムの設計に取り組む。さらに第 4 章では、第 3 章で設計する衛星システムが、第 2 章で明確化したプロジェクトバジェット内に収まることを確認するためにフィジビリティスタディを行う。本書のページ番号と対応した設計解析フローを可視化したものを図 1 に示す。

### 2. 衛星ミッション

#### 2.1. ミッションステートメント

地球周回軌道上に存在する不要な人工物体であるスペースデブリの中でも、サイズ 1mm 以下の非常に小さなものを微小デブリと呼ぶ。現状、微小デブリがどの軌道にどれほど分布しているのかと

いった環境に関して、1 mm よりも大きいデブリに比べて観測データが非常に少ない。次節では、微小デブリの環境計測が持つ 3 つの意義と、相乗り小型副衛星の利点について述べる。

#### 2.1.1. 微小デブリ環境データの蓄積(意義①)

微小デブリの環境データ欠落の原因は、微小デブリの観測が現状で困難なことにある。微小デブリはその小ささのため、地上から常に監視することは事実上不可能であり、現在取られている方法は、国際宇宙ステーションやスペースシャトルに衝突した微小デブリの衝突痕を地球に持ち帰って、人間の目で直接その痕の数や大きさを確かめる表面検査方法である。この方法では回収可能な軌道や時期が間欠的な上、衝突痕 1 つ 1 つを人間の目で評価していくため、観測効率が非常に悪い。さらにデブリの検出時刻は暴露期間という大きな誤差を含んでいるため、表面検査方法は環境変動の計測には向いていない。そこで本書では、一定のサンプリング周波数で微小デブリ環境の計測を行うセンサを搭載した衛星を地球周回軌道上に配置する方法を提案する。この方法によって微小デブリの準リアルタイム観測が実現し、効率よく微小デブリの環境データが蓄積され、現状では不可能な微小デブリ環境の現況や変動の正確な評価が可能になる。

#### 2.1.2. 微小デブリの脅威の評価(意義②)

微小デブリは数億～数兆個存在すると推測され

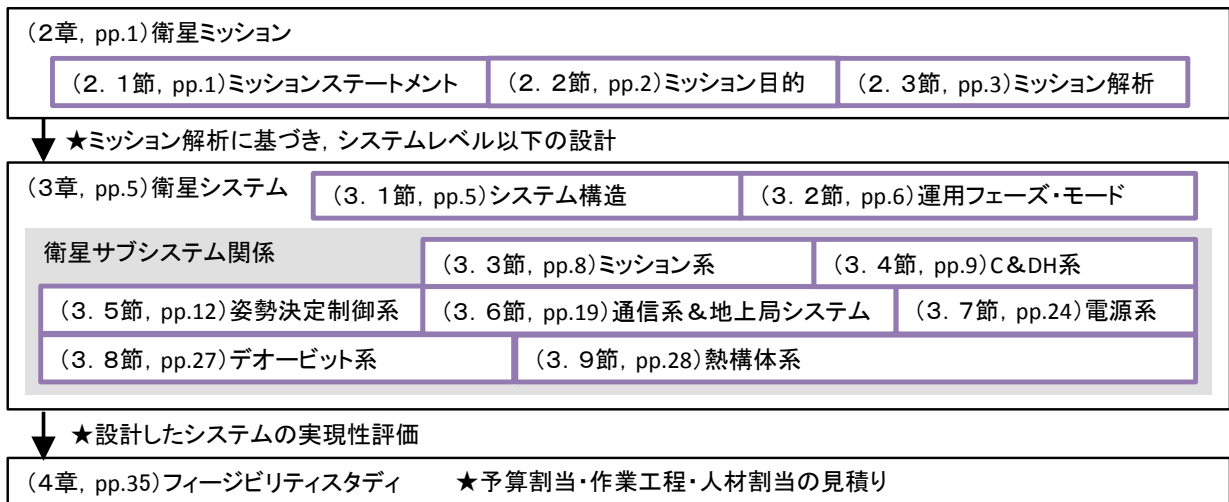


図 1. 設計解析フロー

ており、地球周回軌道上の人工衛星や宇宙船には頻繁に微小デブリの衝突が確認されている。その衝突の頻度は隕石や小惑星に由来するメテオロイドよりも1桁も大きい。微小デブリが持つ運動エネルギーは非常に小さいため、微小デブリの1回の衝突自体は宇宙機全体の破砕にはつながらないが、ワイヤーハーネスを破損させる程度の威力を持っている。そのため、微小デブリが高頻度の衝突の中で電源ケーブルなどの命綱に当たった場合は、その衛星に致命傷を与えてしまうことがある。事実、ADEOS2(みどり2号)が運用停止した原因の一つとして、電源ケーブルへの微小デブリの衝突が指摘されている。特に、前述した破損能力を持ったため設計上考慮すべきとされている100um~1mmの微小デブリ環境データを蓄積することで、衝突のリスクを正しく評価することが可能になる。

### 2.1.3. デブリ環境変動の繊細な観察(意義③)

微小デブリは大きいデブリに比べて表面積に対する体積・質量が非常に小さいため、面積質量比が大きい。従って、微小デブリは大気抵抗や太陽輻射圧といった非保存力による摂動が及ぼす軌道変化のスピードが早く、宇宙機が破砕した場合に発生する大小の大量のデブリのうち、微小デブリは大きいデブリよりも早いタイムスケールで宇宙空間に拡散していく。そのため、微小デブリの検出頻度の変動を察知することは、宇宙空間における災害の1つである宇宙機破砕を迅速に、繊細に察知することになる。

### 2.1.4. 相乗り小型副衛星の利点

相乗り小型副衛星に微小デブリセンサを搭載する利点は、近年開発が盛んな50kg級以下の小型衛星が持つ「安価・簡便・タイムリー」といった開発・運用上の特徴にある。これら特徴を活かすことで、今後世界中のロケット打上げの相乗り機会を利用し様々な軌道上の微小デブリデータを継続的に獲得することが容易となる。前述した通り、現状ではあらゆる軌道高度における微小デブリの継続的な観測データが欠如しているため、様々な

打上げ機会に柔軟に対応可能であるという小型衛星の特徴は、投入軌道のバリエーションを増やす上で大きく貢献する。

### 2.1.5. アイデア(IDEA)プロジェクト

相乗り小型副衛星により地球周回軌道上の微小デブリの環境を常時モニタリングすることで微小デブリの環境の現況や変動を評価しようとするプロジェクト「アイデアプロジェクト」が九州大学宇宙機ダイナミクス研究室において2011年より進行中である[1]。アイデア(IDEA)は In-situ Debris Environmental Awareness の略であり、その場(In-situ)つまり軌道上観測によりデブリの環境認識(Debris Environmental Awareness)を実現しようという意図がある。

アイデアプロジェクトでは、軌道上の異なる軌道高度・軌道面や同軌道上の異なる位相に本書が設計する相乗り小型副衛星(以下、アイデア衛星)を合計5機配置し、観測ネットワークを組む。ネットワーク構築による狙いは、①モニタリング空間の拡張、②三次元的な空間分布データの取得、③イベント発生時のデブリの拡散の監視、の3つである。本書ではアイデア衛星のシステム設計と1機目の配置計画について取組む。

## 2.2. ミッション目的

上記のプロジェクトの実現のために、アイデア衛星は図2に挙げる3つの微小デブリ観測ミッションを遂行する。以下、3つのミッションの概要について述べる。

### 2.2.1. 微小デブリ環境の現況評価(ミッション①)

本ミッションでは、観測軌道における微小デブリ環境の現況評価を行う。評価の基準として、軌道上の現在のデブリ環境を記述する「デブリ環境モデル」を用いる。その代表的なものとして、NASAが開発するORDEM(the new NASA Orbital Debris Engineering Model)とESAが開発するMASTER(Meteoroid and Space Debris Terrestrial Environment Reference)がある[2][3]。デブリ環境

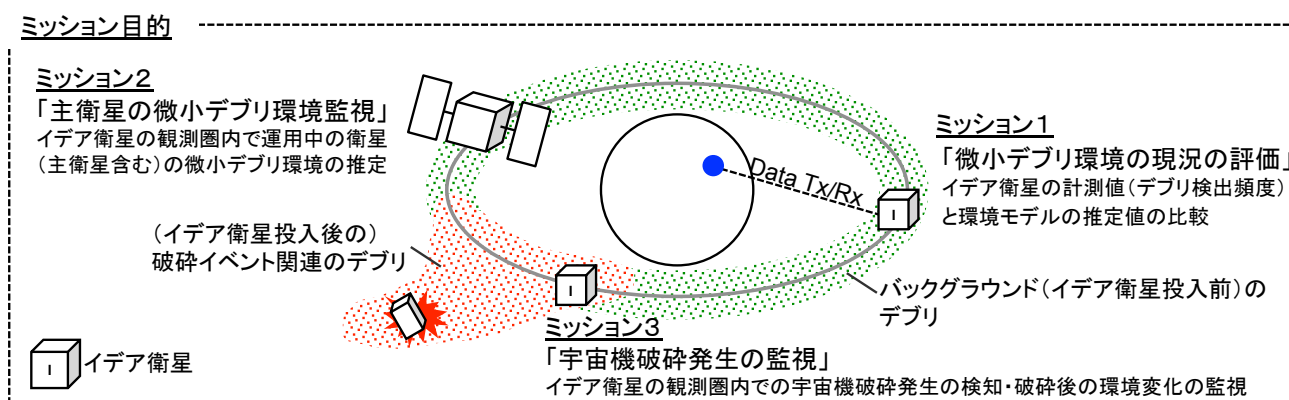


図2. ミッション概要

モデルは様々な視点から観た軌道上のデブリ流量（フラックス）を記述するモデルであり、ORDEM/MASTERは宇宙機的设计やリスク解析等の工学的視点で広く利用されている。しかし、ORDEM/MASTERにそれぞれ実装されたフラックスモデルは同軌道高度・微小デブリサイズ域においてフラックスのオーダーが1桁異なる程の大きな差異があることが報告されている[4]。

従って、現況評価の方法として、アイデア衛星が計測するデブリ検出頻度とORDEM/MASTERが予測するデブリ検出頻度との差を仮説検定の方法に基づき推定・評価することにより、現況がORDEM/MASTERのどちらにより近いかを定量的に評価する方法を導入する。この現況評価方法に適した軌道は、ORDEM/MASTERの予測フラックスの差異が大きい軌道であるため、ミッション解析においてそのような軌道を選定する。

### 2.2.2. 主衛星微小デブリ環境監視 (ミッション②)

同一軌道周辺において衛星が経験するデブリフラックスはほぼ均一である特徴を利用して、主衛星近傍の軌道に投入されるアイデア衛星が、主衛星ならびに近傍軌道で運用中の衛星が曝される微小デブリ環境を監視する。監視方法として、アイデア衛星の計測面毎のデブリ検出頻度から、監視対象衛星の形状モデルにおけるデブリ検出頻度を推定する。監視結果は即応性のある伝送手段を用いて監視エリア内の衛星の運用機関へ提供する。

### 2.2.3. 宇宙機破砕発生 of 監視 (ミッション③)

本ミッションはミッション2のアドバンスドミッションであり、アイデア衛星の観測軌道周辺で宇宙機の破砕が起こった場合に、該当する破砕を本衛星が即時検知し、破砕後の微小デブリ環境変化を監視する。破砕検知方法として、アイデア衛星の微小デブリ検出頻度の時間変動を監視する事で、破砕イベントにより生じるデブリクラウドを検出する。破砕が起こった空間や規模、そして観測軌道周辺の衛星が曝されるリスクを推定し、ミッション②と同様に運用機関に提供する。

## 2.3. ミッション解析

上記のミッションに対して、衛星システムの設計に必要な要求値を求めるために、プロジェクトバジェットや相乗り打上げ機関の受け入れ条件といったトップレベルの要求と、ミッションの機能要求や運用要求を定義する。

まず、トップレベル要求を定義する。プロジェクトバジェットについては相乗り小型副衛星の典型的な開発規模を考慮し、アイデア衛星1機目の開発・運用に必要な予算は科研費基盤研究A相当の

規模を想定する。プロジェクトの中核メンバー規模は1研究室で衛星の開発・運用が維持出来る規模と定義する。また、相乗り小型副衛星が持つ安価・タイムリー性の特徴を損なわないために、予算執行開始後の衛星完成までの期間は2年間と定義し、それを超えないものとする。相乗り打上げ機関の受け入れ条件の定義のためにミッション解析によって相乗り先の選定を行う。ミッション①～③に共通する観測の成立性のための要求として、フラックスが多い軌道であることが挙げられる。さらにミッション①の成立のためには環境モデル（ORDEM/MASTER）の予測フラックスの差異が大きい軌道であるほうが望ましい。これらの選定基準に基づき、先ほど設定した開発期間2年間を考慮し、2013年度以降に打上げが予定されている相乗り公募の可能性のある衛星について、その投入予定軌道におけるORDEM/MASTERの微小デブリ(考慮するデブリサイズは2.1.2節に基づき100um~1mm)の予測フラックスを纏めた結果を表1に示す。表に示された4件の相乗り候補はいずれも太陽同期軌道(Sun Synchronous Orbit, SSO)に投入が予定されており、その中でもGCOM-C1の軌道である軌道高度約800kmのSSOが予測フラックスの大きさ・差共に最も大きく、観測に適した軌道であると言える。従って、GCOM-C1の投入

表1. 相乗り主衛星の投入予定軌道における予測フラックス

年度	衛星名	投入軌道	Flux [1/m <sup>2</sup> /year]	
			MASTER 2005	ORDEM 2000
2013	ALOS-2	SSO 650km	77.15	61.10
2013	SAOCOM 1B	SSO 620km	63.82	58.70
2013	GCOM-C1	SSO 798km	171.40	120.00
2015	GCOM-W2	SSO 700km	114.20	84.80

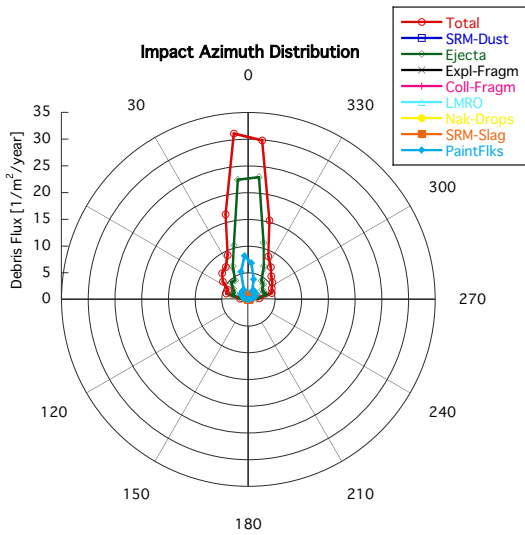
表2. トップレベル要求

プロジェクトバジェット	
開発・運用予算規模 (1機目)	5千万円(科研費基盤研究A相当)
プロジェクトの中核メンバー規模	15人(1研究室相当)
予算執行開始～衛星完成の期間	2年間
相乗り打上げ機関の受け入れ条件 (HII-A 相乗条件)	
質量	≤50kg (衛星フレームを含めない)
サイズ	50cm × 50cm × 50cm
打上げ環境への適合性	H-IIA ロケット打上げ環境条件への適合
その他	デブリ発生防止標準 (JMR-003)[24]への適合

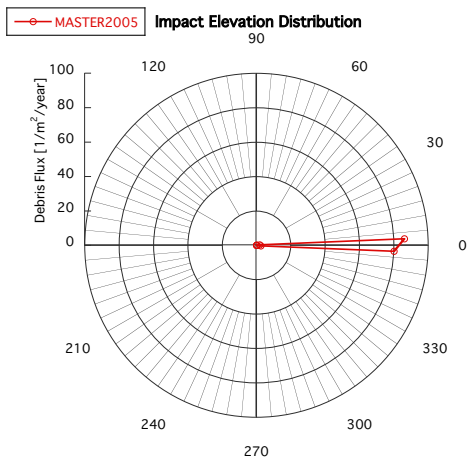
予定軌道をアイデア衛星のミッション軌道として定め、HII-A ロケットの相乗り条件(JERG-4-011)[12]をトップ要求として採用する。以上のトップ要求を纏めた結果を表2に示す。

続いて、機能・運用要求を定義する。まず計測軌道は表1の検討結果に基づき高度798kmのSSOと定義する。最低限必要とされる計測項目は微小デブリの検出頻度(Impact rate)であり、表2で定義した要求に適合する計測センサとして、宇宙塵の観測によく用いられる衝突検知型センサを採用する。衝突検知型センサはセンサ面に計測対象が衝突することで検出を検知するセンサであり、他のセンサ方式の候補として考えられる光学センサやレーダーに比べて安価にシステムが構築出来る上に原理上マイクロサイズの物体の検出に適している。デブリの衝突頻度はその特性からポアソン過

程にあてはまるため、衝突検知型センサによる計測で得られる検出率の真値と誤差はポアソン分布で一般的に記述される。従って、観測する検出率から適当な有意水準を設定することでポアソン分布に従った真値区間が得られるため、検出率を計測面積で割ることによりデブリフラックスの平均値と誤差を求めることができる。次に、姿勢制御の方式やセンサ開口面積を定義するために、計測軌道上における衝突方向別の予測フラックスを求める。衝突の入射方位角はNTW座標系においてIn-track方向(T)を基準にCross-track方向(W)への時計回りの回転を正として定義する。入射仰角は同様に進行方向を基準にTWに垂直な方向(N)への回転を正として定義する。MASTER2005を使用してこれら入射方向毎の予測フラックス分布の計算を計算した結果を図3に示す。図中の(a)(b)の結果よ

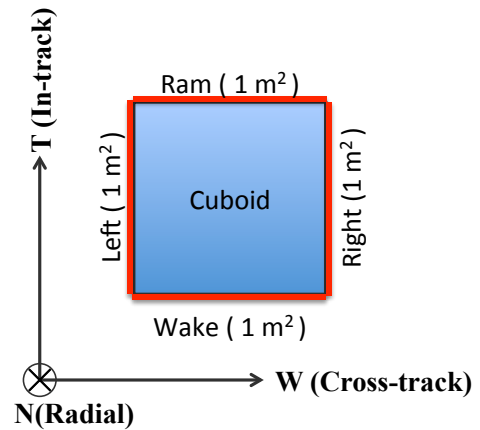


(a) 入射方位角の予測フラックス分布 (MASTER2005, サイズ 100um~1mm)

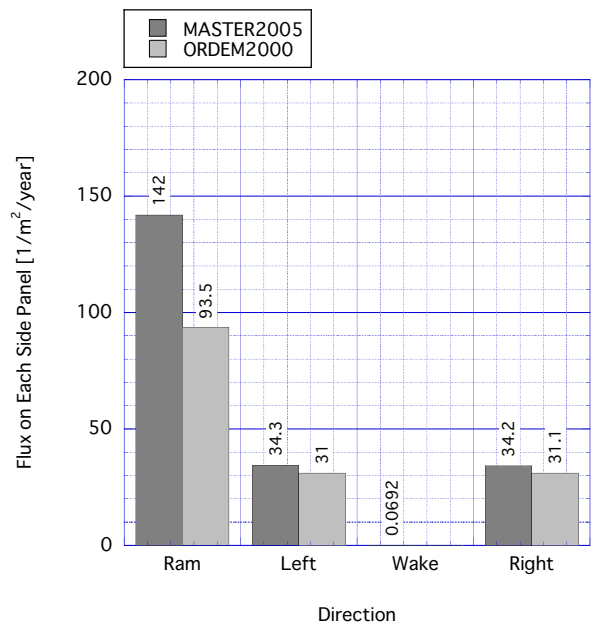


(b) 入射仰角の予測フラックス分布 (MASTER2005, サイズ 100um~1mm)

図3. 入射方向毎の予測フラックス分布



(a) フラックス計算体



(b) フラックス計算結果

図4. ORDEM/MASTERによる衝突方向別の予測フラックス

り、入射方向によってフラックスが大きく異なることが予測されることが明確に分かる。方位角に関しては進行方向(ラム面)の計測が有効である。また、仰角に関しては、進行方向±5度という非常に狭い範囲に入射が集中することが分かる。従って、立方体の衛星形状を仮定した場合、開口面を進行方向に垂直に固定する方法が最も有効である。

さらに、ミッション①の観測の成立性のために、各面の開口面積  $1\text{m}^2$  の立方体をフラックス計算体として定義し(図 4(a)参照)、計算体の各面を NTW 座標系に固定した場合にフラックス計算体が曝される各面毎の予測フラックスを ORDEM/MASTER で比較した結果を図 4(b)に示す。比較結果が示すことは、ラム面の予測フラックスが最も大きく、さらに特徴的なことは ORDEM/MASTER の予測フラックスの差異が最も大きくなる面もラム面であることである。レフト面・ライト面ともに 50cm 立方級の衛星で検出可能なオーダーの予測フラックスはあるものの、差異が小さいためミッション①の成立性が低い。

以上の結果に基づき、アイデア衛星は能動的 3 軸制御によってセンサ開口部をラム面に指向する機能を持つものとする。姿勢制御の要求精度は各軸  $\pm 6^\circ$  と定めることで、姿勢制御誤差によって ORDEM/MASTER の各モデルに基づくデブリの年間検出個数の期待値が変化しない範囲内に収める。また、Chen[9]の検討結果に基づきセンサ有効面積の要求値は、ミッション①が成立可能な  $0.12\text{m}^2$  以上と定義する。ミッション期間は環境モデルで用いられる年単位のフラックスとその変動を計測するために 2 年以上と定義する。さらに、準リアルタイム観測の定義として、各時刻のミッションデータは 24 時間以内(=1 日以内)に必ずダウンリンクすることを要求として定める。その他、JAXA のデブリ発生防止標準(JMR-003)[24]に基づき、軌道寿命は運用終了後 25 年で能動的または受動的に大気圏に突入するものと定義する。これまでに述べてきた機能・運用要求の結果を纏めたものを表 3 に示す。

表 3. 機能・運用要求

計測軌道	SSO (高度 798km)
計測項目	微小デブリ(サイズ 100um~1mm)の検出頻度
計測センサ	衝突検知型センサ
姿勢制御	能動的 3 軸制御 (精度 $\leq \pm 6^\circ$ )
センサ有効面積	$\geq 0.12\text{m}^2$
ミッション期間	$\geq 2$ 年
データダウンリンク期限	計測後 $\leq 24$ 時間 (1 日)
軌道寿命	運用終了後 $\leq 25$ 年で大気圏突入 (25 年ルール)の遵守

### 3. 衛星システム

本章では、2 章で定義した要求に基づき、衛星システム以下のレベルの設計に取り組む。

#### 3.1. システム構造

アイデア衛星は、ミッション機器は衝突検知型センサ 1 種類のみでミッション達成可能であるが、得られるミッションデータの解析内容は多岐に渡り、解析方法の確立や解析成果に関する研究開発に重点をおいてプロジェクトバジェットを注ぐ必要がある。また、デブリフラックスの正確な推定のために一定のサンプリングレートで途切れることなくセンサデータを取得することが望ましい。従って、アイデア衛星はデブリ検出頻度の計測に特化したシンプル・堅固なシステム設計コンセプトを採用する。このコンセプトと表 3 に明記した各種要求に基づき設計するシステム構造を図 5 に示す。

衛星システムは 7 つのサブシステム (ミッション・C&DH・姿勢決定制御・デオービット・通信・電源・熱構体) から構成され、その他に地上局システムが存在する。ミッション要求に基づき定義されるサブシステムの内、ミッション終了後に能動的に高度低下を促すデオービットサブシステムを定義している点が、従来の相乗り小型副衛星には無く特徴的である。相乗り小型副衛星は軌道制御のための推進薬の搭載が困難であるため、実質デオービットのためには大気抵抗による自然浄化のみが望める。従来の相乗り小型副衛星では面積質量比の観点から高度 800km のような大気抵抗の作用が小さい軌道では 25 年ルールの遵守は困難である[10]。従ってアイデア衛星は 25 年ルール遵守のために、デオービットサブシステムとして幅  $0.35\text{m}$  × 長さ  $4\text{m}$  の展開セイルを搭載し、運用終了時に展開してアイデア衛星に大きな大気抵抗を作用させ積極的に高度低下を促すアプローチを取る。

本衛星は小規模のシステム構成かつ大きな表面積を必要とするミッション機器の搭載を出来る限り簡易な製造工程で実現するために、構体の外寸は 50cm 立方としてその表面にミッション機器を搭載する。構体内面には 20cm 四方の角柱構造を配し、その内部に各サブシステムを構成するデバイスのうち搭載可能なものを集約する。機器配置に関する詳細は熱構体サブシステムの節(3.9 節)において述べる。

タスク処理方式は冗長設計を組みやすくシステム構造やタスク処理構造がシンプルになる中央集権型を採用し、C&DH サブシステムが他のサブシステムのタスクを集中処理するものとする。更に、ミッションデータ取得・地上との I/F 系統に冗長設計を設けるものとする。

姿勢制御に関しては、内部リファレンス・外部



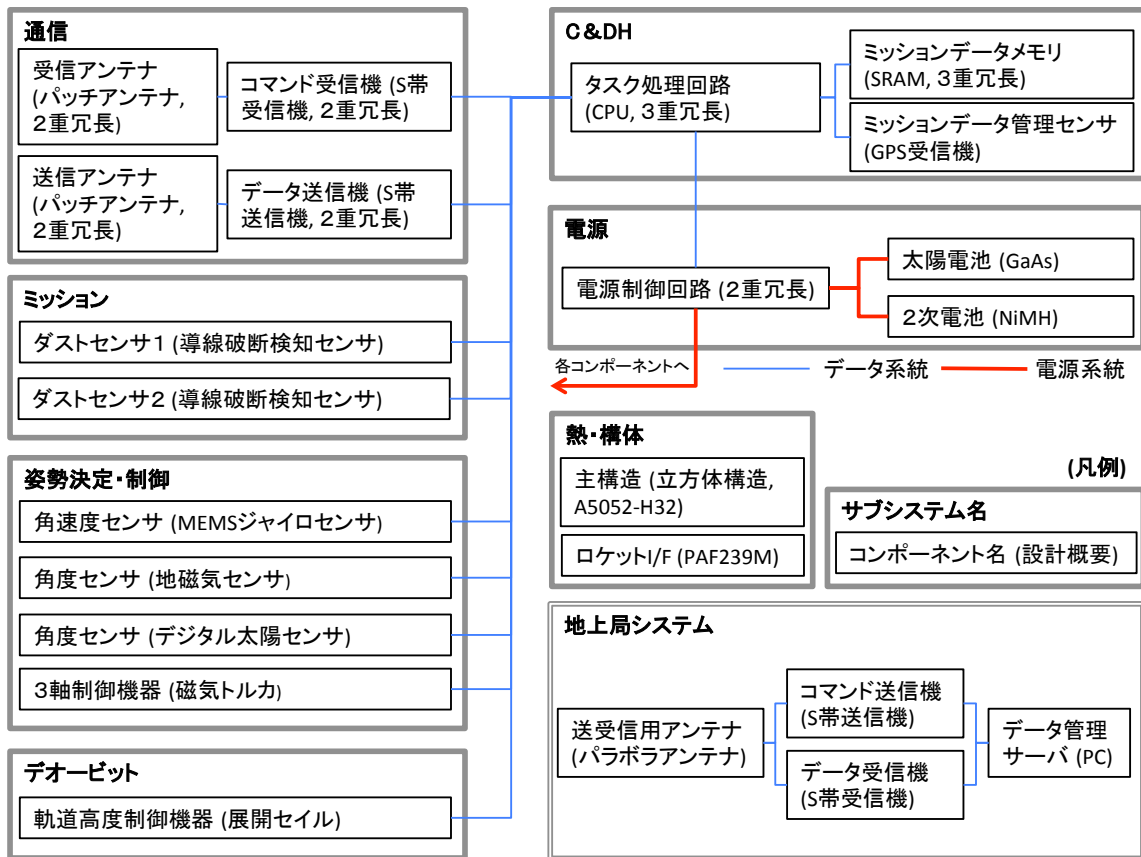


図 5. システムダイアグラム

リファレンスの 3 軸センサを搭載し、磁気トルカにより 3 軸姿勢制御を行う。ダストセンサは構体の隣り合う面にそれぞれ 1 系統ずつ搭載することで、ミッションサブシステムの節で後述する様々な計測モードを可能にさせる。

通信サブシステム&地上局システムではアイデア衛星の観測計画に柔軟性を持たせるべく、ミッションデータのサンプリング周波数の調整可能幅を大きくとるため、パケットの高速伝送が可能な S 帯をキャリアとしたシステム構成を行う。

各サブシステム以下のレベルの設計の詳細については各サブシステムの節で取組む。また、コンポーネントレベルでの質量管理表・電力管理表・温度管理表は以降の各節で多く引用するため、文章末尾に付表として纏めて記している。

### 3.1.1. 機体固定座標系の定義

本衛星が使用する機体固定座標系を定義する(図 6)。図中の衛星構造や機器配置の詳細は構体系の節(3.9.1 節)で記述している。座標軸のとり方については、質量中心を原点として分離機構フランジ面を+Z 軸、ダストセンサ搭載の 2 面を右手系で+X 軸、+Y 軸とそれぞれ定義する。各サブシステムの設計では図 6 の機体固定座標系を用いるが、例外的に姿勢決定・制御サブシステムでは使用する姿勢制御アルゴリズムの観点から衛星の運用モード毎に姿勢決定制御サブシステム独自の機体固定座標系を使用する。

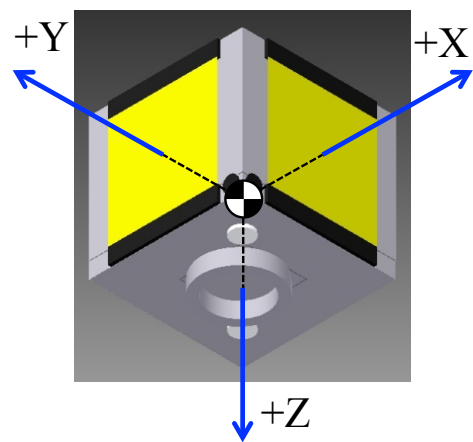


図 6. 機体固定座標系の定義

### 3.2. 運用フェーズ・モード

本節では、前節で定義したシステム構造の運用状態遷移の設計を行う。アイデア衛星の運用状態は長期的な状態を示す運用フェーズと、短期的な状態を示す運用モードの 2 種類で定義する。UML(Unified Modeling Language)準拠のステートマシン図を用いて、運用フェーズ・モードの状態遷移を設計した結果を図 7 に示す。運用フェーズは初期運用フェーズ・本運用フェーズ・運用終了フェーズの 3 つ、運用モードはデタンプリングモード・機能確認モード・観測モード・デオービッ

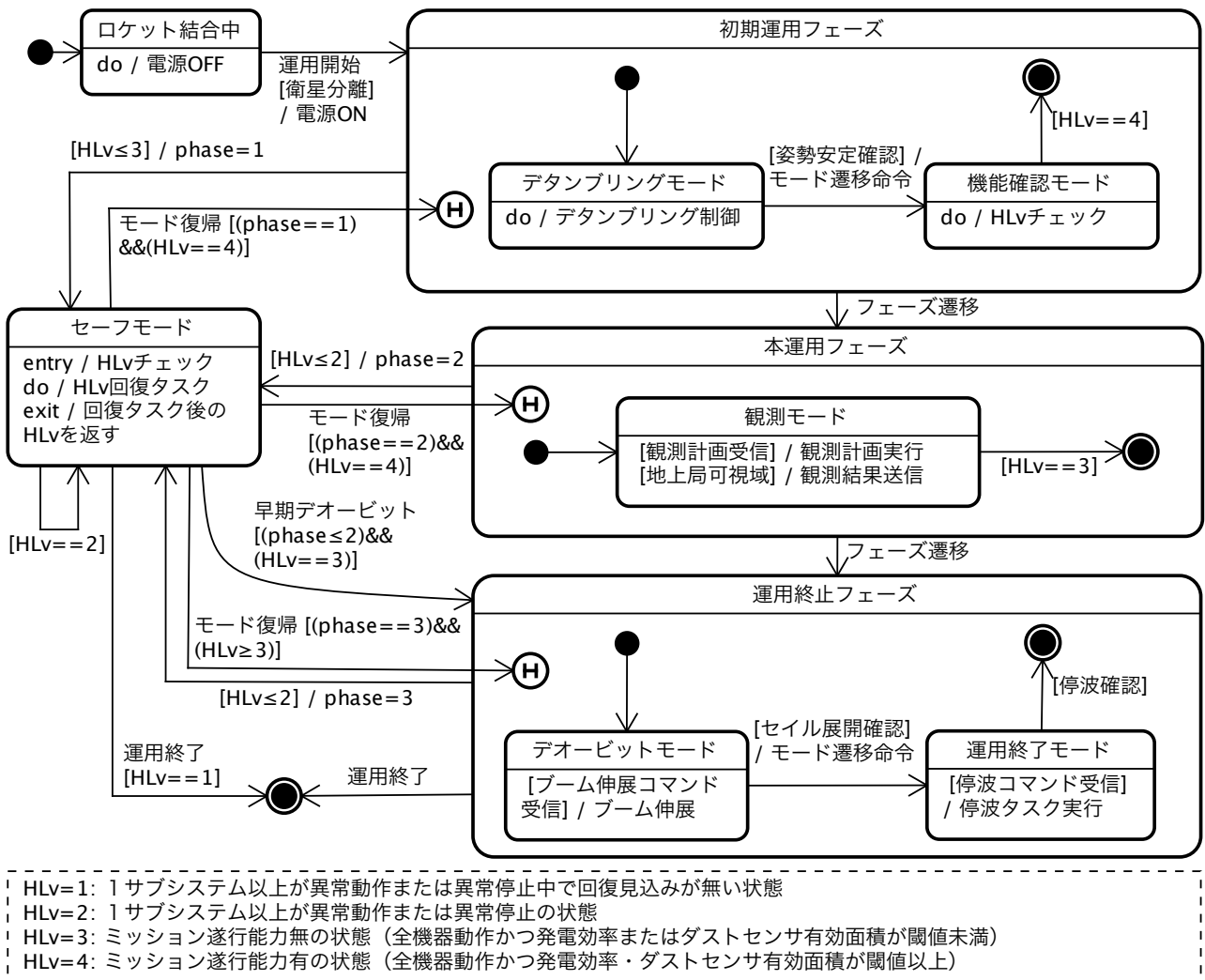


図7. 運用フェーズ・モード遷移ステートマシン図

トモード・運用終了モード・セーフモードの6つで定義する。各フェーズ/モードにおいてアイデア衛星の健康状態(HLv)を4段階で自己診断・地上診断のダブルチェックで管理する(図7参照)。診断結果は地上診断の結果に優越権を持たせ、自己診断結果はリファレンスとして用いる。各フェーズ/モードは地上コマンドやHLvの値をトリガーとして遷移する。

初期運用フェーズでは、デタンプリングモードで衛星分離後の姿勢安定を行い、機能確認モードで搭載機器がミッション遂行可能な正常状態(HLv=4)にあることを確認する。

初期運用フェーズでHLv=4の確認後、本運用フェーズに遷移して観測モードに入る。HLv=4の健康状態にある間は継続して本運用フェーズに属し、微小デブリの観測を行う観測モードを続ける。観測モードは、地上から観測計画の受信・軌道上で観測計画を実行・地上局の可視域に入ったら観測結果を送信、の3つのアクションから構成される。観測計画には、ダストセンサの指向モードやサンプリング周波数の設定などが含まれる。観測結果は、任意の測定周期におけるダストセンサの検出

結果(3.3節参照)や姿勢・軌道位置・時刻情報(3.4.7節参照)から構成される。

HLv=3となりミッション遂行に必要な能力を損失した場合は運用終了フェーズに入り、デオービットモードにおいて展開セイルを伸展完了後、運用終了モードに移行し、システムシャットダウンと停波を行い、全てのフェーズとモードが終了する。

セーフモードは各フェーズからは独立したモードとして定義され、各フェーズ/モードにおいて地上診断によりアイデア衛星の健康状態に異常が認められた場合(HLv≤2)は速やかにセーフモードに遷移し、健康状態の回復タスクを実行する。健康状態がHLv=4まで回復した場合は、セーフモード遷移前のフェーズ/モードに遷移するが、HLv=3までしか回復出来なかった場合はデオービットフェーズに遷移し、早期デオービットを行う。さらに、HLv=1以上に回復出来なかった場合は、衛星システムに回復不可能な致命的損傷が起こったものと見なし、運用終了を宣言するものとする。

### 3.3. ミッションサブシステム

#### 3.3.1. ミッション機器概要

ミッション機器であるダストセンサは、投入された軌道上で自らに衝突する微小デブリを検知するものである。本衛星においては、有限会社 QPS 研究所と株式会社 IHI が共同で出願中の特許を基に JAXA が開発中のダストセンサの搭載を想定した[11]。図 8 に示すように、センサ測定部ではポリイミドフィルム上に、幅  $50\mu\text{m}$ 、ピッチ  $100\mu\text{m}$  の銅パターンが設けられており、銅パターンの切断を電気的に検出して微小デブリの貫通を検出する。また、切断された銅パターンの本数から衝突したデブリのサイズを $\pm 100\mu\text{m}$ の誤差で推定し、デジタル信号を処理することで切断された銅パターンの位置を特定する。なお、センサ表面には衝突により発生する 2 次デブリ発生防止のための処理を施し、また、衛星構体表面には、銅パターン破断に備えて絶縁処理をほどこす。

センサは図 9 に示すように衛星構体表面の隣り合う側面 2 面にそれぞれ同一のものが設置され、センサを任意の姿勢でラム面に指向させることでデブリの衝突検出を行う。図 9 に示すように、センサを 2 面に配置して姿勢制御を行うことにより、様々な暴露方向に対してフラックスを測定することが可能になる。それぞれの計測モードにおける姿勢制御の詳細な条件や解析結果は姿勢決定制御系の節(3.5.5 節)で述べる。

得られたデータは随時地上にダウンリンクし、地上でのデータ解析を介して準リアルタイムで各ミッションを行う。

#### 3.3.2. ミッション機器諸元

図 10 に示すように、ダストセンサは  $35 \times 35 \text{ cm}^2$  の銅パターンとポリイミド膜から成る検出センサを、 $35 \times 5 \text{ cm}^2$  の向かい合う 2 辺の処理基板が囲っている。表 4 にダストセンサの主要諸元について記す。諸元中の各値は、センサを構成する各材料の物性値とサイズに基づき算出した。

質量については、図 10 に示すサイズに合わせたガラスエポキシ基板、ポリイミド膜、銅パターンそれぞれの質量を概算して合計した結果、 $0.5 \text{ kg}$  とした。検出線である銅パターンは、測定中は絶えず通電させる必要があるが、測定周期に合わせ電力の ON/OFF を切り替え、省電力運用に努める。平均消費電力については  $3 \text{ W}$  を想定する。許容温度範囲については、MIL 規格準拠を想定し、 $-65 \sim +120 \text{ }^\circ\text{C}$  とした。1 計測当たりのミッションデータ量は、検出線 3500 本すべてにおける、それぞれが通電状態にあるか否かを示すデジタル信号を合計して  $1.75 \text{ KB}$  とした。また、測定周期は後述する可視解析と回線設計とのトレードオフによって 10 秒と設定する。

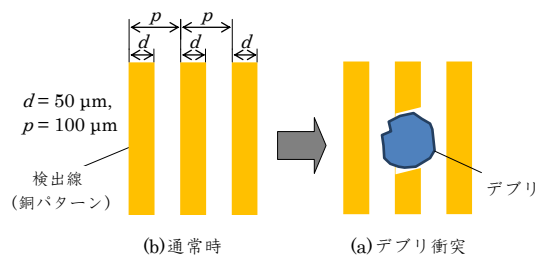


図 8. ダストセンサ検出方法

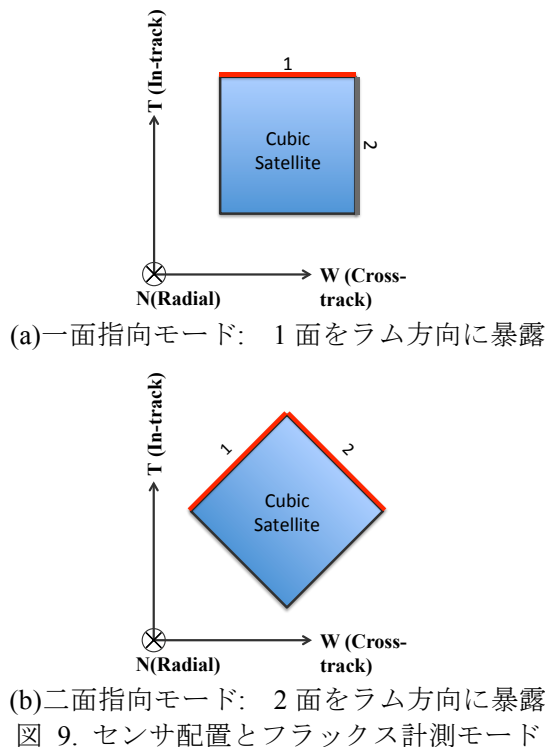


図 9. センサ配置とフラックス計測モード

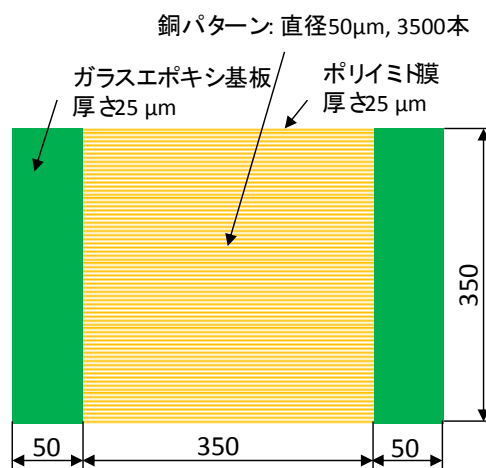


図 10. ダストセンサ寸法

表 4. ダストセンサ主要諸元

項目	値 (1 枚当たり)
質量	0.5 kg
電力	3 W
許容温度範囲	$-65 \sim +120 \text{ }^\circ\text{C}$
データ量 (1 計測当たり)	1.75 KB
測定周期	10 秒



### 3.4. C&DH サブシステム

#### 3.4.1. 設計概要

C&DH 系ではミッションデータ管理の信頼性確保を最優先項目として設計を進める。そのために、データ伝送路における差動電圧伝送や処理系における冗長設計などによって信頼性を確保する。

#### 3.4.2. システム

イデア衛星は 50cm 立方級の小型衛星であるために、コンポーネントの数は少ない。加えて、小型衛星の利点として開発期間の短縮が挙げられる。そこで、システム構成に関してはシンプルであることを心がける。データ処理方法として、集約型処理を採用することによってコンポーネント試験や統合試験に必要な期間を短縮する。

図 11 に本衛星のコンポーネント配置図を示す。図中において、赤い破線で囲まれた領域は、衛星構体内の中心部に位置するコンポーネントであり、「中央基板」と呼ぶ。中央基板は、プロセッサおよびメモリを集約した上層基板と、コネクタおよびセンサを集約した下層基板から成る。中央基板付近に配置できないコンポーネントについては、

耐ノイズ性の強い伝送方式を採用することによって信頼性の向上を図っている。また、中央基板においては静的三重冗長系を構築している。GPS を搭載することによって、ミッションデータについて正確なタイムスタンプを刻むことを可能とする。

#### 3.4.3. データバス

コンポーネント間における通信においては、RS422 方式を採用する。RS422 ではない通常のシリアル通信を必要とするコンポーネントに対しては、RS422 方式に採用されている差動電圧伝送に変換することで耐ノイズ性能を向上させる。差動電圧伝送方式の原理を図 12 に示す。信号伝送において、電氣的に反転させた信号を同時に伝達することで、伝送経路内にノイズがある場合でも伝送線間の電位差は一定に保たれるため、信号を正常に伝送することが可能となる。これによって、各コンポーネントからの信号を正常に保つことを可能とする。

#### 3.4.4. 冗長系

宇宙空間におけるシングルイベントによるミッションデータに対しての影響を最小限に抑える必

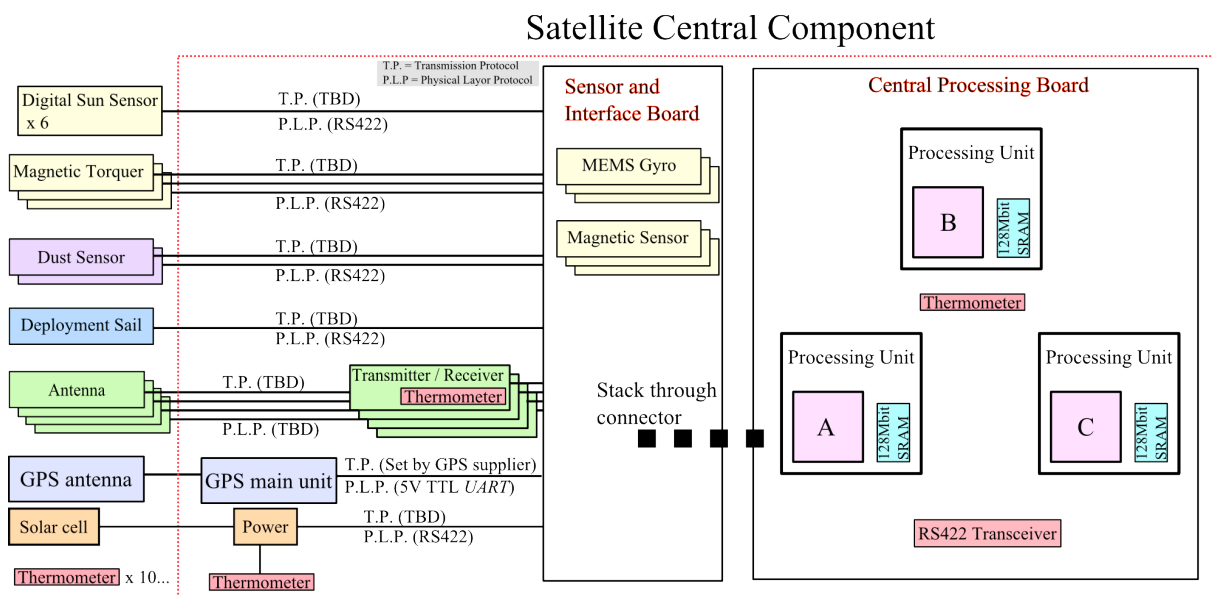


図 11. コンポーネント配置図

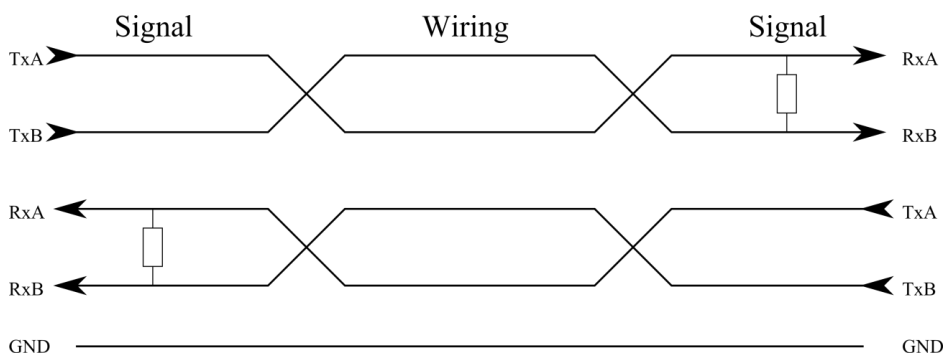


図 12. 差動電圧伝送原理図

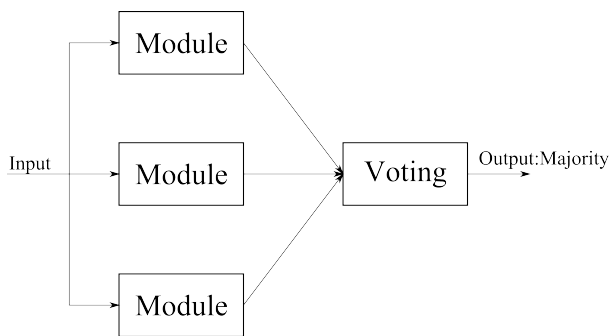


図 13. 静的冗長系模式図

要がある。そのために、プロセッサおよびメモリという中央処理系について冗長系を構成する。それぞれの処理系が同一のデータを同時に処理し、結果を比較することによって、より確からしい結果を得続けることを実現する。冗長系のアーキテクチャとして静的三重冗長系(図 13)を採用し、信頼性の向上と開発期間短縮を両立させる。三つの処理系から得たデータについて、多数決を行いその結果を地上に送信する。多数決を行うモジュールについては、IC による演算ではなく論理ゲートによる単純なシステムを用いることによって信頼性を確保する。

### 3.4.5. 可視解析

計測データを 24 時間(1 日)以内に地上局にダウンリンクすることがミッション要求として定められている。この要求にもとづいて、イデア衛星と地上局間の可視解析によってテレメトリ設計を行う。可視解析には STK (Satellite Tool Kit) を用いる。衛星の投入軌道として降交点地方時 12 時、高度 798km の太陽同期軌道を選び、地上局は九州大学に 1 局設置して運用することを想定する。可視解析の期間は投入軌道の回帰性を考慮し、1 週間と設定する。以上の解析条件の詳細を表 5 に示す。

表 5. 可視解析条件

衛星	軌道種別	太陽同期軌道
	軌道高度	798 km
	降交点地方時	12:00
地上局 (九州大学, 福岡,日本)	緯度	33.583 deg
	経度	130.4 deg
	最小仰角	5 deg
期間	16 Jun. 2011 03:00 GMT – 23 Jun. 2011 03:00 GMT	

図 14 では、シミュレーション期間内における本衛星のグラウンドトラックの内、通信可能な領域について示している。表 6 においては、シミュレーション期間内で得られた可視解析の結果を示している。結果を平均すると、1 日に 10 分間の通信が 4~5 回見込まれることがわかる。3.4.6 節以

降のコマンド・テレメトリ設計に当たっては、表 6 の結果のうち可視時間の最小値を用いる。

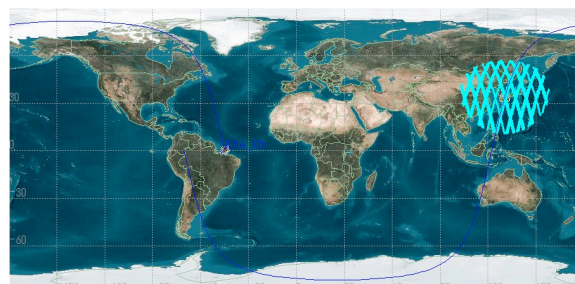


図 14. グラウンドトラック

表 6. 可視時間解析結果

	最小値	最大値	平均値
連続可視時間	4.2 min	12.6 min	10.1 min
合計可視時間(1 日あたり)	43.4 min	48.7 min	45.0 min
連続不可視時間	88 min	630 min	312 min

### 3.4.6. コマンド設計

本衛星のサイズにおけるコマンド数の標準は 40 項目程度である[13]。一項目あたりに、256bit が必要であると仮定する。また、パスの半分の可視時間ですべての項目について伝送すると仮定する。このとき必要なビットレートは

$$40 \text{ 項目} \times 256 \text{ bit} / (250 \text{ sec} / 2) = 81.92 \text{ bps}$$

と得ることが出来る。通信系の節における回線設計結果(表 17)より、アップリンク速度は 10 kbps が保証されているため、十分に通信可能である。

### 3.4.7. テレメトリ設計

衛星から地上局へのダウンリンクにおいては、ハウスキーピングデータとミッションデータを同時に送信する。プロトコルとして CCSDS 方式を採用する。ミッションデータの容量、ハウスキーピングデータの容量、転送可能な総容量について解析を行い設計とする。まず、ミッションデータ容量を見積る。表 7 にミッションデータ容量の内訳を示す。本衛星では、姿勢および位置情報がミッションデータに含まれるために、ハウスキーピングデータからはこれらを除外する。ミッション系による設計から、本ミッションデータのサンプリングレートは 0.1 Hz (10 秒おき) である。

表 7. ミッションデータ内訳

状況	項目	サイズ[byte]
定常	姿勢系計算結果	52.0
	姿勢系生データ :	4.5
	磁気センサ (3 軸)	
	姿勢系生データ :	36.0
	太陽センサ (+3 面)	
	姿勢系生データ :	36.0
	太陽センサ (-3 面)	
	姿勢系生データ :	12.0
	ジャイロ (3 軸)	
	太陽電池発電量 (2 面)	2.0
GPS : 位置情報 (3 軸)	12.0	
GPS : 時刻情報	4.0	
自己診断結果	1.0	
合計 (定常)	<b>159.5</b>	
検出	ダストセンサ	1750.0
	合計 (イベント)	<b>1909.5</b>

ミッションデータの取得については、「定常」と「検出」という二つの状況を用意する。「定常」では、ダストセンサ以外のデータを 0.1Hz で取得および保存を行う。「検出」では、ダストセンサを加えたデータを検出時とその次時点について取得および保存を行う。図 15 に「定常」「検出」における保存データのイメージを示している。

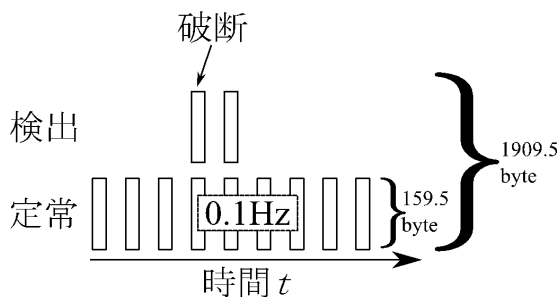


図 15. データ保存項目イメージ

次にハウスキーピングデータについて解析を行う。本衛星のサイズにおける標準のテレメトリ項目数は 40 項目程度である[13]。それぞれの項目について 1 byte 必要であると仮定する。従って 1 計測当り 40 byte のハウスキーピングデータを取得し、そのサンプリングレートを 0.25Hz (4 秒おき) とおく。

一日あたりに、保存されるデータ量の見積もりを行う。検出時のデータ量見積もりのために、年間の検出イベント数を 100 回と仮定する。また、何らかの理由によって通信できないパスがいくつか生じた場合に備え、検出時のミッションデータは履歴をすべて保持および送信することとする。

ミッションデータ (MIS Data) およびハウスキ

ーピングデータ (HK Data) 内における各データの取得周期を考慮し、1 日あたりに発生するデータ量を計算すると、次のように求まる。

(MIS Data)

$160 \text{ byte} \times 0.1 \text{ Hz} \times 86400 \text{ sec} + 1910 \text{ byte} \times 100 \text{ times} \times 2 \text{ redundancies} \approx 1.76 \text{ Mbyte}$

(HK Data)

$40 \text{ byte} \times 0.25 \text{ Hz} \times 86400 \text{ sec} \approx 0.86 \text{ Mbyte}$

以上の結果より、マージンを含めたテレメトリデータ容量を MIS Data は 2 Mbyte, HK Data は 1 Mbyte と設計する。

次に、1 日でダウンリンク可能なデータ総量について計算を行う。可視解析の結果から、1 日あたりの合計可視時間の最小値は約 43 分である。また、本衛星においてダウンリンクレートは通信系の節における回線設計結果(表 17)より 20kbps を想定している。CCSDS 方式において、1 つのパケットサイズ (256bit) に対して送信可能なデータサイズは 196bit である[13]。従って、24 時間分のダウンリンクパケットの中でデータが使用可能な容量は、

$20 \text{ kbps} \times 43 \text{ min} \times (196 \text{ bit} / 256 \text{ bit}) \approx 4.94 \text{ Mbyte}$

MIS Data ・ HK Data の設計容量と比較すると、

$4.94 \text{ Mbyte} > 2 \text{ Mbyte} + 1 \text{ Mbyte}$

以上の比較結果より、本衛星が 1 日当りに取得するテレメトリデータは 1 日以内に地上局にダウンリンク可能である。

### 3.4.8. ストレージ設計

衛星搭載用の半導体メモリ 3 種類 (SRAM ・ DRAM ・ フラッシュ) がそれぞれ持つ特徴を表 8 にまとめる[13]。記録回数における利点や、記録保持に要する電力の面から、SRAM を採用する。保存領域の容量について検討するにあたり、表 6 における不可視時間の最大値を使用する。この不可視時間において蓄積されるデータ容量は、HK Data ・ MIS Data それぞれのデータ容量とサンプリングレートから、次のように求まる。

$(160 \text{ byte} \times 0.1 \text{ Hz} + 40 \text{ byte} \times 0.25 \text{ Hz}) \times 630 \text{ min} + 1910 \text{ byte} \times 100 \text{ times} \times 2 \text{ redundancies} = 1.4 \text{ Mbyte} = 10.9 \text{ Mbit}$

保存領域の容量の設計値は、マージンやメモリ容量の規格値を考慮して、32 Mbit とする。また、冗長系構築の観点から SRAM は 3 系統搭載する。

表 8. 半導体メモリの特徴

	SRAM	DRAM	フラッシュ
耐機械・ 温度環境性	優れている		
耐放射線特 性	1)トータルドーズによる劣化 2)シングルイベントの発生可能性 3)誤り訂正符号の付加が必要		
記録回数	制限無	制限無	制限有
記録保持に 必要な電力	小さい	大きい (リフレ ッシュ回 路が必 要)	無し

### 3.5. 姿勢決定制御サブシステム

#### 3.5.1. 設計概要

アイデア衛星のミッションを遂行する上で、姿勢決定制御系に対して求められる項目について述べる。アイデア衛星では、デブリセンサを用いて飛来する微小デブリを検知するために、衛星構体に搭載されるデブリセンサ面を衛星進行方向に対して指向させる必要がある。ミッション系から与えられた姿勢角制御要求値は 6.0 deg 以下である。

本衛星では、姿勢制御方式として三軸安定ゼロモーメント方式を用いる。アクチュエータとして磁気トルカを搭載する。また、姿勢決定センサとして、デジタル太陽センサ、磁気センサ、ジャイロセンサを搭載する。本衛星は制御モードとして、衛星システムが定義する運用モードと対応付けて、デタンプリングモード、観測モード（一面指向モード、二面指向モード）、デオービットモードを定義する。デタンプリングモードは、本衛星がロケットから分離後、Bdot 制御則を用いて磁気トルカによってタンプリングを押さえ姿勢を安定させるモードである。ミッションモードは微小デブリ検知のために、デブリセンサを求められる計測方向へ姿勢角 6.0 deg の精度で指向させるモードである。デオービットモードは、運用終了フェーズにおいてセイルを天底(nadir)方向に伸展するために姿勢角を変更するモードである。観測モード並びにデオービットモードでは、PD 制御則と Cross Product 制御則を組み合わせ用いて、磁気トルカによって姿勢を制御する。

#### 3.5.2. ハードウェア設計

本節では、本衛星が投入される軌道において想定される外乱トルクの影響を含め、搭載する機器の設計を行う。考慮する外乱トルクとして、大気抵抗によるトルク、残留磁気によるトルク、太陽輻射圧によるトルク、地球の重力ポテンシャルによるトルクを取り扱う。

### デジタル太陽センサ

デジタル太陽センサを用いて衛星固定座標系における太陽方向単位ベクトルを決定する。デジタル太陽センサは浜松ホトニクス社製の位置検出素子(PSD)とシグマ光機社製のピンホールから構成され、九州大学宇宙機ダイナミクス研究室で開発を進めてきた独自コンセプトのセンサを使用する[23]。本センサ単体による太陽方向決定精度は 1 deg であり、視野確保の観点から構体の共通する 1 角に対して各面に 1 個ずつ 3 軸分を搭載し、さらに対角線上の 1 角にも同様に搭載することで、合計 2 系統搭載する。

### 磁気センサ

衛星固定座標系における地磁場を測定して、地球磁場方向ベクトルを算出する。磁気センサ素子として Honeywell 社製の HMC2003 を使用する。本センサ素子単体の性能は、計測レンジが  $\pm 2 \times 10^5$  nT、地場検出分解能は 120 nT である。

### ジャイロセンサ

衛星の 3 軸角速度を検出するために、ANALOG DEVICES 社製の MEMS ジャイロセンサ(ADXRS150)を各軸用に合計 3 素子搭載する。ADXRS150 の角度検出範囲は  $\pm 150$  deg/sec、サイズは 7.0 x 7.0 x 3.0 mm である。

### アクチュエータ（磁気トルカ）

運用軌道における地磁場解析を行い平均を求め、同時に各外乱トルクの最大値を求めることで、磁気トルカの性能を設計する。まず、外乱トルク解析を行った結果、運用軌道高度における RSW 系での地磁場の絶対値の平均値（2013 年 1 月 1 日 0 時 0 分 0 秒から一周期分）は

$$|B| = (5.83 \times 10^{-6}, 1.85 \times 10^{-5}, 2.14 \times 10^{-5}) [T]$$

となる。各外乱トルクの大きさから磁気モーメントを  $2.776 \text{ Am}^2$  となるように磁気トルカを設計すればよいことがわかった。磁気トルカの設計結果を表 9 に示す。以下、磁気トルカの設計に用いた理論について述べる。

ソレノイドコイルによる発生磁気モーメントを  $M_s$ 、比例係数を  $k_s$ 、電流を  $I$ 、巻き数を  $n$ 、断面積を  $A_s$ 、真空状態における透磁率を  $\mu_s$ 、相対透磁率を  $\mu_r$  とするとこれらの関係は次式で示される。

$$M_s = k_s I$$

$$k_s = n A_s \mu_0 \mu_r$$

芯による発生磁気モーメントを  $M_c$ 、比例係数を  $k_c$ 、比例係数を  $k_s$ 、消磁数を  $N_d$ 、長さを  $l$ 、直径を

表 9. 磁気トルカ設計解析表

設計パラメータ	記号	単位	状態	値
コア長さ	$l$	m	Input	0.1150
コア直径	$d$	m	Input	0.0104
コア材料密度	$\rho$	kg/m <sup>3</sup>	Input	8600
コア材料比透磁率	$\mu_r$	-	Input	4500
総巻き数	$n$	-	Input	2300
ソレノイドコイル断面積	$A_s$	m <sup>2</sup>	Variable	0.0001
計算係数(コア長さ/コア直径)	$k$	-	Variable	11.0577
計算係数	$N_d$	-	Variable	0.0174
計算係数	$k$	-	Variable	0.0176
磁気モーメント係数 1 (ソレノイドコイル部係数)	$K_s$	m <sup>2</sup>	Variable	0.0011
磁気モーメント係数 2 (コア部係数)	$k_c$	m <sup>2</sup>	Variable	11.1038
磁気モーメント係数	$C_{total}$	m <sup>2</sup>	Variable	11.1049
制御変数				
トルカに流れる電流	$I$	A	Control	0.25
設計値				
ソレノイドコイル部の発生磁気モーメント	$M_s$	A * m <sup>2</sup>	Variable	0.0003
コア部の発生磁気モーメント	$M_c$	A * m <sup>2</sup>	Variable	2.7760
付属品の発生磁気モーメント	$M_{extra}$	A * m <sup>2</sup>	Assumption	0.000001
トータルの発生磁気モーメント	$M$	A * m <sup>2</sup>	Variable	2.7762

$d$ , 長さとして直径の比を  $k$  とするとこれらの関係は次式で示される。

$$M_c = k_c I$$

$$k_c = \frac{nA_s}{\frac{1}{\mu_c} + N_d}$$

$$N = \frac{1}{k^2 - 1} \left\{ \frac{k}{\sqrt{k^2 - 1}} \ln \left( k + \sqrt{k^2 - 1} \right) - 1 \right\}$$

$$k = \frac{l}{d}$$

ソレノイドコイルとその芯から発生する全磁気モーメント  $M$  は次式で表される。

$$M = M_s + M_c = (k_s + k_c) I$$

発生する磁気モーメントベクトルと、地球の時速密度ベクトル  $B$  を利用して磁気トルカは次式で示されるトルクを発生することができる。

$$T = M \times B$$

### 3.5.3. 姿勢決定・制御方式

各姿勢制御モードに対するブロックダイアグラムを図 16 と図 17 にそれぞれ示す。デタンプリング

モードでは、入力値として磁気センサから得られた地磁場ベクトルの変化量を用いて目標姿勢角を目指し出力磁気ダイポール  $M$  を決定し、磁気トルカを用いて出力を行い本衛星の姿勢を変更し、姿勢角変化の結果をフィードバック制御する。

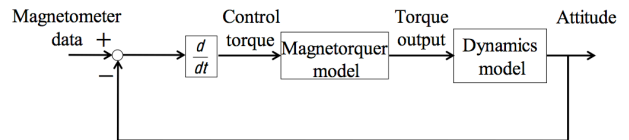


図 16. 姿勢決定・制御ブロックダイアグラム (デタンプリングモード)

観測モード・デオービットモードでは、本衛星の現在の姿勢角を入力値として取り扱い、目標姿勢角との偏差を、ゲイン  $K_p$  を用いて一次関数として制御 (P 制御) と、ゲイン  $K_D$  を用いてこの偏差の一階微分に比例した制御 (D 制御) を磁気トルカを用いて本衛星の姿勢角を変更して、姿勢角変化の結果をフィードバック制御する。

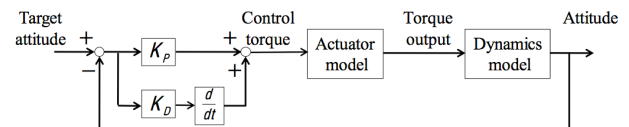


図 17. 姿勢決定・制御ブロックダイアグラム (観測モード・デオービットモード)

姿勢決定法としては様々な方法が存在するが、非線形問題に有用とされ、広く使われている Extended Kalman Filter (EKF) を用いる。

姿勢決定には磁気センサと太陽センサの観測量



yを用い、各軸のオイラー角を状態量xとする。  
EKFにおける観測更新と時間更新は次のように構成できる。

観測更新は以下のようになる。

$$y_k = y_k^m - h(\bar{x}_k)$$

$$K_k = \bar{P}_k H_k (H_k \bar{P}_k H_k + R_k)^{-1}$$

$$P_k = \bar{P}_k - K_k H_k \bar{P}_k$$

$$x_k = \bar{x}_k + K_k y_k$$

$$x_k = \frac{\bar{x}_k}{\|x\|}$$

添字kはk番目に観測されたことを意味し、 $y^m$ は観測した地磁気ベクトルと太陽方向ベクトル、 $h$ は観測行列、 $K$ はカルマンゲイン、 $R$ は観測ノイズの共分散行列、 $H$ は $h$ のヤコビ行列、 $P$ は状態量共分散行列である。

時間更新は以下のようになる。

$$\bar{P}_k = F_k P_k F_k + Q_k$$

$$x_{k+1} = F_k \hat{x}_k$$

$Q$ は離散系でのシステムノイズの共分散行列、 $F$ はシステム行列である。

デタンプリングモードと観測モードにおいて、姿勢制御周期1秒間の間でそれぞれ次のようなオンボード処理を行う。

#### デタンプリングモード

1. 磁気センサから生データ取得
2. 磁気センサの生データから地磁気ベクトルへの変換
3. 地磁気ベクトル変化率から磁気トルカへの印加電流の向きを決定 (B-dot 制御)
4. 磁気トルカに電流印加

#### 観測モード

1. 磁気センサ、太陽センサ、ジャイロセンサの生データ取得
2. 磁気センサの生データから地磁気ベクトルへの変換
3. 太陽センサの生データから太陽方向ベクトルへの変換
4. ジャイロセンサの生データから角速度への変換
5. EKFによる地磁気ベクトル、太陽方向ベクトルを用いた姿勢決定
6. PD 制御とクロスプロダクト則により制御量算出
7. 制御量を電流値に変換
8. 磁気トルカに電流印加

各モードで用いる制御則の理論について以下に述べる。

#### B-dot 制御則

各軸に搭載された磁気トルカから発生する磁気トルクを  $M_i$  ( $i=x, y, z$ ) で表す。制御トルクの入力絶対値は発生可能トルクの最大値を使用する。制御トルクの符号は次式に示す機体固定軸で計測される地磁場の傾きで決まる。

$$M_i = -M_{\max} \operatorname{sgn}\left(\frac{dB_i}{dt}\right)$$

#### PD 制御則

各軸に搭載された磁気トルカによる制御トルク  $T_c = [T_{c_x} T_{c_y} T_{c_z}]^T$  を PD 制御により決定する。

$$\begin{bmatrix} T_{c_x} \\ T_{c_y} \\ T_{c_z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} K_{p_x} & 0 & 0 \\ 0 & K_{p_y} & 0 \\ 0 & 0 & K_{p_z} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta \\ \psi \\ \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} K_{D_x} & 0 & 0 \\ 0 & K_{D_y} & 0 \\ 0 & 0 & K_{D_z} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix}$$

ゲイン  $K_p = [T_{p_x} T_{p_y} T_{p_z}]^T$ ,  $K_D = [T_{D_x} T_{D_y} T_{D_z}]^T$  を用いて上式で示される制御トルク  $T_c$  を定義し、計算の高速化を図り解析解を得るため線形化し、重力傾斜トルクを考慮した宇宙機の姿勢方程式は次式で表される。

$$I_x \ddot{\theta} + 3\omega_0^2 (I_y - I_z) \theta = T_x$$

$$I_y \ddot{\psi} - 4\omega_0^2 (I_z - I_x) \psi = T_y$$

$$I_z \ddot{\phi} + \omega_0^2 (I_y - I_x) \phi = T_z$$

ここで、トルク  $T = [T_x T_y T_z]^T$  を制御トルク  $T_c$  と外乱トルク  $T_D$  の和で表すと上式は次式のように簡単にすることができる。

$$I_i \ddot{\theta}_i + K_i \theta_i + c_i \theta_i = T_{D_i} \quad (i=x,y,z)$$

但し、 $\theta_x$  はロール角  $\theta$ 、 $\theta_y$  はピッチ角  $\psi$ 、 $\theta_z$  はヨー角  $\phi$  を表す。 $c_i$  は次式で表現される。

$$c_x = 3\omega_0^2 (I_y - I_z) \theta + K_x$$

$$c_y = -4\omega_0^2 (I_z - I_x) \psi + K_y$$

$$c_z = \omega_0^2 (I_y - I_x) \phi + K_z$$

このとき、伝達関数は次式で示される。

$$\frac{\Theta_i(s)}{T_{D_i}(s)} = \frac{1}{I_i s^2 + K_i s + c_i} = \frac{\omega_{ni}^2}{c_i (s^2 + 2\zeta_i \omega_{ni} s + \omega_{ni}^2)} \quad (i=x,y,z)$$

ここで、時定数  $\tau$ 、固有振動数  $\omega_{ni}$ 、減衰比  $\zeta$  は、

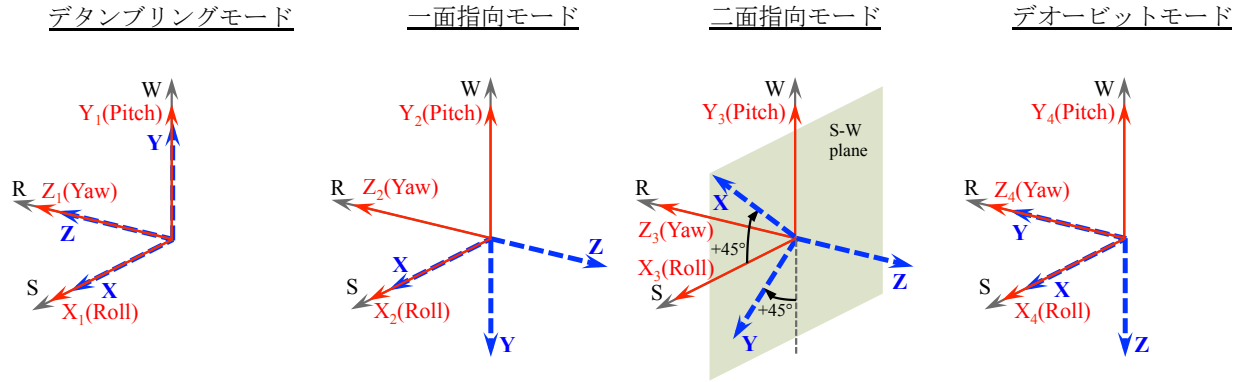


図 18. 姿勢制御モード毎の機体固定座標系の定義

$$\tau_i \equiv K_i / 2c_i, \quad \omega_{ni} \equiv \sqrt{c_i / I_i}, \quad \zeta_i \equiv \tau_i \omega_{ni}$$

である。臨界減衰比  $\zeta_i=1$  を用いる。以上から制御ゲインは次式で求められる。

$$\begin{aligned} K_{px} &= 4\pi^2 I_x / t_x^2 - 3\omega_0^2 (I_y - I_z) \\ K_{py} &= 4\pi^2 I_y / t_y^2 - 4\omega_0^2 (I_x - I_z) \\ K_{pz} &= 4\pi^2 I_z / t_z^2 - \omega_0^2 (I_y - I_x) \\ K_{Di} &= 4\pi^2 \zeta_i I_i / t_i^2 \end{aligned} \quad (i=x,y,z)$$

### Cross Product 制御則

この手法は計測された地磁場ベクトル  $B_m$  とそのレファレンス値  $B_r$  との外積  $c$  を用いる。

$$c = \frac{B_m}{|B_m|} \times \frac{B_r}{|B_r|}$$

制御則は PD 制御則と似ており、次式で表される。

$$T_r = K_p \cdot c + K_D \cdot \Delta\omega$$

ここで角速度  $\Delta\omega$  はジャイロセンサを用いられる。同様に制御ゲインについても PD 制御と同じように求められる。

### 3.5.4. シミュレーション

この節では、先に定義した各姿勢制御モードにおいてイデア衛星が目標とする姿勢維持が可能であることを示す。

#### 座標系の定義

姿勢表現の基準座標系として RSW 系を用いる。RSW 系では、質量中心を原点として、地球中心からの半径方向を R 軸、周方向を S 軸、R 軸と S 軸の外積からなる方向を W 軸とする。ミッション解

析(2.3 節)では一般化の為 NTW 系を用いて議論しているが、円軌道では RSW 系と NTW 系が一致する。姿勢表現にはオイラー角を用いる。すなわち機体固定座標系(図 6)において、X 軸周りの回転角をロール角( $\theta$ )、Y 軸周りの回転角をピッチ角( $\phi$ )、Z 軸周りの回転角をヨー角( $\psi$ )で表す。各軸の回転角が 0 であるとき、RSW 系と機体固定座標系は一致する。姿勢角の変更順はヨー( $\psi$ ) → ピッチ( $\phi$ ) → ロール( $\theta$ )とする。

3.5.3 節で示した線形化された PD 制御アルゴリズムは、オイラー角とその一階微分項を微小量として近似することが前提である。従ってシミュレーションに当たっては、制御モード( $i$ )毎に目標姿勢角に沿った機体固定座標系( $X_i Y_i Z_i$  系)を再定義する。制御モード毎の機体固定座標系( $X_i Y_i Z_i$  系)と本来の機体固定座標系( $XYZ$  系(図 6))と RSW 系の関係を図 18 に示す。各座標系における慣性モーメント、慣性乗積の値は表 26 を用いる。以下、各制御モードの  $X_i Y_i Z_i$  系の定義について詳述する。

デタンプリングモード( $i=1$ )では、角速度の収束を目的としており姿勢角には注目していないため、 $XYZ$  系と一致する形で  $X_1 Y_1 Z_1$  系を定義する。

一面指向モード( $i=2$ )では、 $XYZ$  系を  $\phi=0$  deg,  $\psi=0$  deg,  $\theta=180$  deg とした状態で改めてオイラー角をそれぞれ 0 deg とした機体固定座標系である  $X_2 Y_2 Z_2$  系を用いる。

二面指向モード( $i=3$ )においても、 $XYZ$  系を  $\phi=-45$  deg,  $\psi=0$  deg,  $\theta=180$  deg とした状態で改めてオイラー角をそれぞれ 0 deg とした機体固定座標系である  $X_3 Y_3 Z_3$  系を用いる。

デオービットモード( $i=4$ )では、展開セイルを天底方向に指向させる必要があるため、 $XYZ$  系を姿勢制御座標系とした際に目標とする姿勢角  $\phi=0$  deg,  $\psi=0$  deg,  $\theta=90$  deg で改めてオイラー角をそれぞれ 0 deg とした機体固定座標系である  $X_4 Y_4 Z_4$  系を用いる。

### デタンプリングモード

本衛星を分離後、衛星の姿勢のタンプリングを抑えるために表 10 に示した解析条件でその姿勢

運動を解析した。初期角速度として、JAXA 相乗り衛星で考えられる最悪条件を想定し、30.0 deg/sec と仮定した。初期姿勢角については無作為に選択した。さらに、姿勢制御に必要な要求トルクの90%で磁気トルカの出力を行った。これは、実際に要求トルクを正確に出力することは現実的に困難であることを想定している。制御則として B-dot 制御則を用いる。図 19 は、デタンプリングモードの解析結果を示している。およそ3時間で要求角速度内に収束する。よって、本衛星はデタンプリングを行うことが可能であることが検証の結果わかった。

表 10. デタンプリングモード解析条件

軸		Yaw	Roll	Pitch
初期値	角度 [deg]	30	40	50
	角速度 [deg/sec]	30	30	30
目標値	角度 [deg]	-	-	-
	角速度 [deg/sec]	0.0	0.0	0.0
目標精度	角度 [deg]	-	-	-
	角速度 [deg/sec]	0.5	0.5	0.5

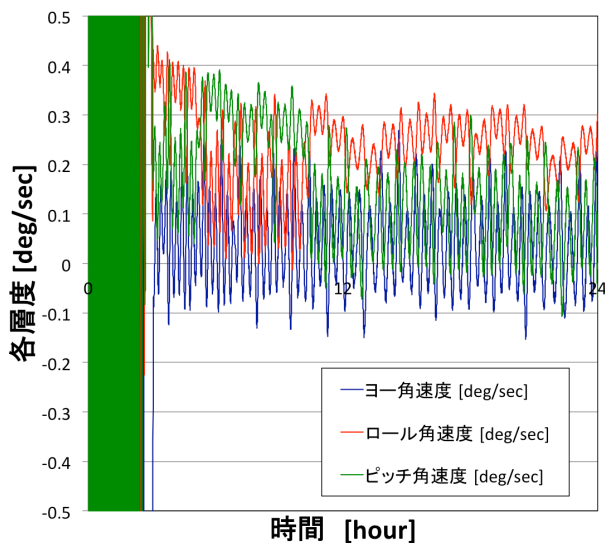


図 19. 角速度応答(デタンプリングモード)

### 観測モード

観測モードでは、デタンプリングを行った後を想定し、デタンプリングモードにおける要求角速度精度とデタンプリング後を想定し無作為に選択した姿勢角から、デブリセンサを進行方向へと要求精度 6.0 deg を維持するように制御を行う。ミッションモードには2種類(図 9)あり、それぞれについて解析を行った。

まず、一面指向モードについて解析を行う。図 20 は一面指向モードにおける姿勢制御を表 11 に基づく解析条件で行った際の角度応答を表している。各軸ともにおよそ40時間経過後からミッション要求値である 6 deg をほぼ満たしている。

図 21 は一面指向モードにおける姿勢制御を表 11 に基づく解析条件で行った際の角速度応答を表している。各軸ともにおよそ一日経過後から目標精度値である 0.1 deg/sec を満たしている。図 22 は一面指向モードにおける姿勢制御時の磁気トルカの発生磁気モーメントの履歴を表している。この履歴から磁気トルカの最大出力のおよそ25%の量で制御できていることがわかる。

続いて二面指向モードについて解析を行う。図 23 は二面指向モードにおける姿勢制御を表 12 に基づく解析条件で行った際の角度応答を表している。ヨー軸とピッチ軸については一日経過後からミッション要求値である 6 deg を満たしている。ロール軸について 6 deg を超える場合があるが、これはミッション遂行時におけるデブリセンサ面の投影面積には影響がなく問題ないと言える。

図 24 は二面指向モードにおける姿勢制御を表 12 に基づく解析条件で行った際の角速度応答を表している。各軸ともにおよそ3時間経過後から目標精度値である 0.1 deg/sec を満たしている。図 25 は二面指向モードにおける姿勢制御時の磁気トルカの発生磁気モーメントの履歴を表している。この履歴から磁気トルカの最大出力のおよそ10%未満の量で制御できていることがわかる。

表 11. 一面指向モード解析条件

軸	Yaw	Roll	Pitch
初期値	角度 [deg] 10	20	30
目標値	角速度 [deg/sec] 0.5	0.5	0.5
目標値	角度 [deg] 0.0	0.0	0.0
目標値	角速度 [deg/sec] 0.0	0.0	0.0
目標精度	角度 [deg] 6.0	6.0	6.0
目標精度	角速度 [deg/sec] 0.1	0.1	0.1

表 12. 二面指向モード解析条件

軸	Yaw	Roll	Pitch
初期値	角度 [deg] 10	20	30
目標値	角速度 [deg/sec] 0.5	0.5	0.5
目標値	角度 [deg] 0.0	0.0	0.0
目標値	角速度 [deg/sec] 0.0	0.0	0.0
目標精度	角度 [deg] 6.0	6.0	6.0
目標精度	角速度 [deg/sec] 0.1	0.1	0.1

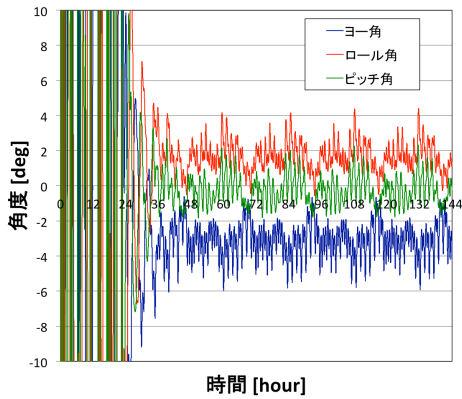


図 20. 角度応答(一面指向モード)

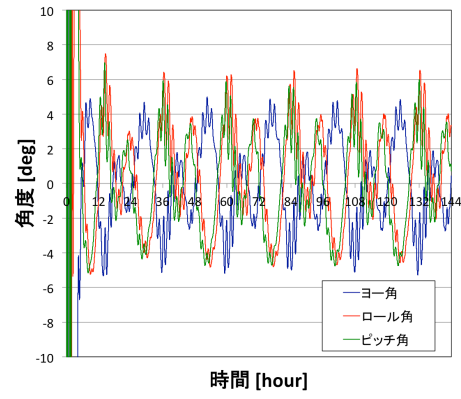


図 23. 角度応答(二面指向モード)

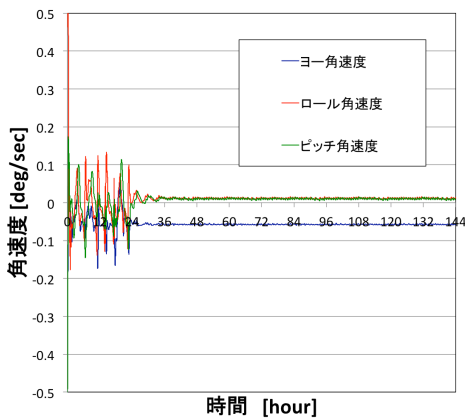


図 21. 角速度応答(一面指向モード)

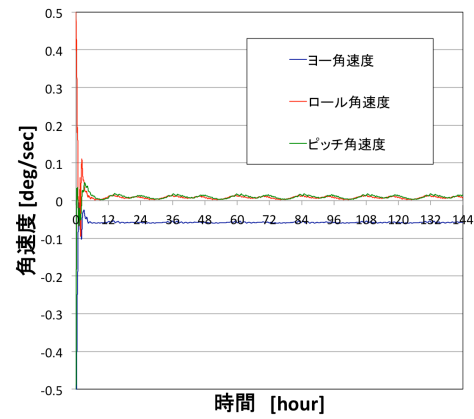


図 24. 角速度応答(二面指向モード)

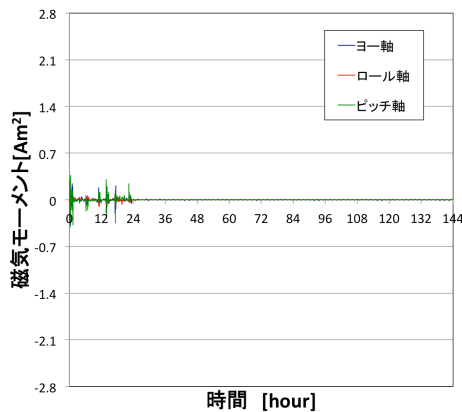


図 22. 磁気トルカによる発生磁気モーメント履歴(一面指向モード)

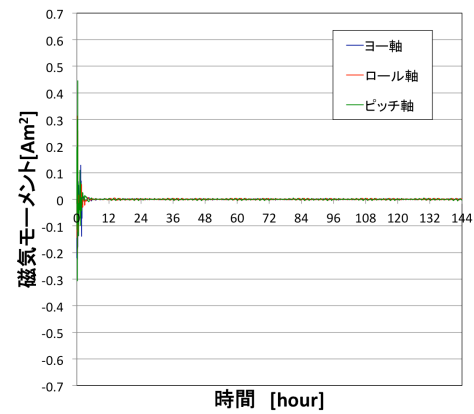


図 25. 磁気トルカによる発生磁気モーメント履歴(二面指向モード)

## デオービットモード

次に、デオービットモードについて解析を行う。デオービットモードでは、セイル伸展方向面(-Y面)を天底(nadir)方向に指向してセイル展開後に、地上からのコマンドを待つ状態で姿勢を維持できるのかを検証する。目標とする精度はパッチアンテナの指向精度である 60deg とし、角速度精度は 0.1 deg とする。

図 26, 27, 28 は、デオービットモードにおける姿勢制御を表 13 に基づく解析条件で行った際のそれぞれ角度, 角速度, 磁気トルカによる発生磁気モーメントの結果を表している。角度応答の結果(図 26)については、4 時間経過後から目標精度内に留まることができている。角速度応答の結果(図 27)については、各軸ともに大きく振れることもなく目標精度値である 0.1 deg/sec を維持しており、必要な磁気モーメントについても最大出力の 12%以下で維持できている。

デオービットモードでは、速度方向に対して最大の気抵抗を受けるようにセイル面を向けるのではなく、セイル面を寝かせるような形で維持させている。これにより、気抵抗を受けにくい姿勢であるため急な姿勢変更にも対応することができ、シャットダウン後も、重力傾斜トルクやその他のトルクの影響により、その姿勢角は徐々に振れ出し、揺れが大きくなることでランダム回転運動が起こり増加した平均断面積を用いることで早く軌道寿命を迎えることができる。

表 13. デオービットモード解析条件

軸	Yaw	Roll	Pitch	
初期値	角度 [deg]	40	40	4.0
目標値	角速度 [deg/sec]	0.1	0.1	0.1
目標値	角度 [deg]	0.0	0.0	0.0
目標値	角速度 [deg/sec]	0.0	0.0	0.0
目標精度	角度 [deg]	60	60	60
目標精度	角速度 [deg/sec]	0.1	0.1	0.1

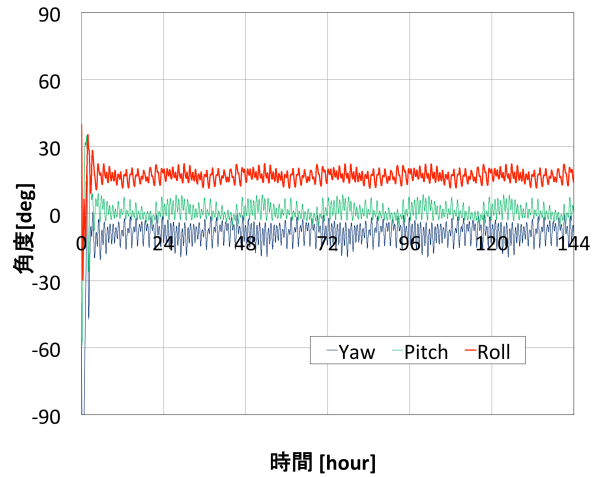


図 26. 角度応答(デオービットモード)

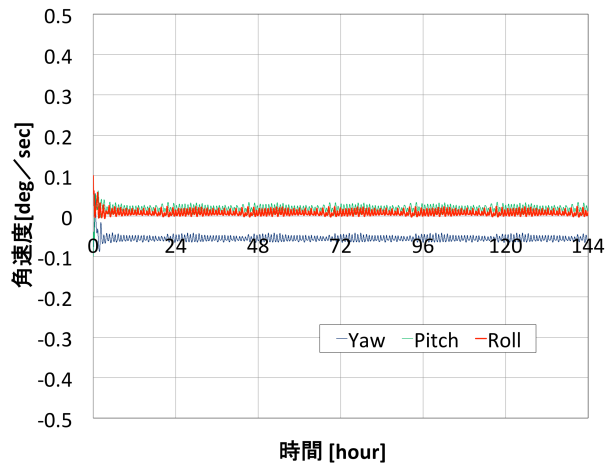


図 27. 角速度応答(デオービットモード)

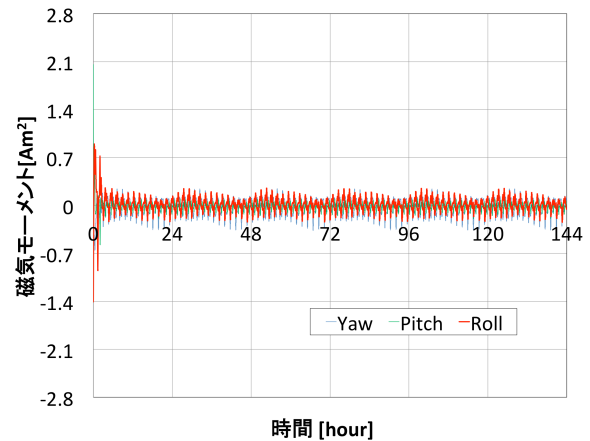


図 28. 磁気トルカによる発生磁気モーメント履歴(デオービットモード)

以上の解析結果から、本衛星で必要な制御モードであるデタンプリングモード、観測モード(一面指向モード・二面指向モード)、デオービットモードにおいてその目標値と目標精度が達成できることを示せた。



### 3.6. 通信サブシステム&地上局システム

通信系の設計にあたっては、全体からの要求として以下の2つの条件を満たす必要がある。

- ① 十分な冗長性を持ち、衛星と地上とで確実な通信が可能であること
  - ② ミッションデータの通信に、十分な速度を有していること
- これらを満たすようにして、以下に設計を行う。

#### 3.6.1. 運用計画

イデア衛星の1号機は、後述の地上局1局のみと通信を行う。2号機以降については、世界中の運用可能な地上局との協力体制の元、運用を行う予定である。以下、1号機の通信運用計画を述べる。

打上げ後の一定期間は、初期運用を行う。無変調の電波を発信してビーコン運用を行い、地上からの捕捉を行う。その後、通常運用へと移行する。

通常運用では、日本上空の地上局からの可視域においてのみ電波を発信する必要がある。その制御方法としては、搭載しているGPSからのデータを利用し、その緯度・経度情報をもとに日本上空かどうかを判断し、ダウンリンクを開始することを行う。また、冗長構成として、地上で計算したスケジュールをアップリンクし、そのデータをもとに衛星側がタイマーを用いて通信時間を制御することも可能とする。

このどちらも機能していないと考えられる場合には、緊急時の運用として、数十秒間隔で電波を常に発信し、衛星の位置を地上に知らせることとする。

#### 3.6.2. 地上システム

地上システムは、送受信用パラボラアンテナ、管制・運用PC、データ保存・配信サーバーで構成する(図 29)。

送受信用パラボラアンテナは、九州大学内に設置する。パラボラアンテナは、管制室に設置する管制・運用用PCにて方位角、仰角を遠隔で制御する。ダウンリンク系統は、ダウンコンバータで周波数を下げた後、分波器で2系統に配分する。1系統は、受信機、復調器によってダウンリンクデータを取り出す。もう1系統は、スペクトラムアナライザーで信号の周波数を計測し、レンジレートとして、衛星の軌道の推定を行う。アップリンク系統は、変調器、送信機を通じ、アップコンバータでS帯の周波数まで引き上げる。

管制用PCはコアとなる地上局管制ソフトとそれぞれのハードウェアドライバーで構成し、ハードウェアが故障し、代替品がそれまでの製品と違うものになったとしても、ソフトウェア全体の改

修を行わず、ハードウェアドライバーの作成のみで対応できる。

取得したHKデータは、データ保存用サーバーに保存し、今後の運用と次期衛星設計の参考にする。また、ミッションデータは、同じくデータ保存用サーバーに保存され、配信サーバーを通じて、共同研究機関からアクセスできるようにする。

#### 3.6.3. 通信系の設計

全体からの要求に基づき、通信はアップリンク・ダウンリンクともにS帯を用いて、十分にミッションデータを得ることができる速度を得る。また、アップリンク時の変調方式は、PCM-PSK/PMを用い、ダウンリンク時には、BPSK方式を用いる。通信機器としては、通信を確実なものとする冗長設計のために送信用、受信用のパッチアンテナをそれぞれ2つずつ(ANT1, ANT2)、送信機(TX1, TX2)、受信機(RX1, RX2)を2つずつ搭載する。これらの機器に、信号を等しく合成・分配するハイブリッド(HYB1, HYB2, HYB3)及び機器を選択するスイッチ(SW)を搭載する。以上の搭載予定の機器の諸元を表 14・表 15・表 16に纏める。

表 14. 送信機諸元

寸法	100×80×33.5[mm]
変調方式	BPSK
シンボルレート	20ksps
送信出力	0.5 W

表 15. 受信機諸元

寸法	90×70×40[mm]
変調方式	PCM-PSK/PM
ビットレート	10kbps

表 16. パッチアンテナ諸元

寸法	90×90×40 [mm]
偏波	円偏波
利得	5 dBi
電力半値幅	60 度

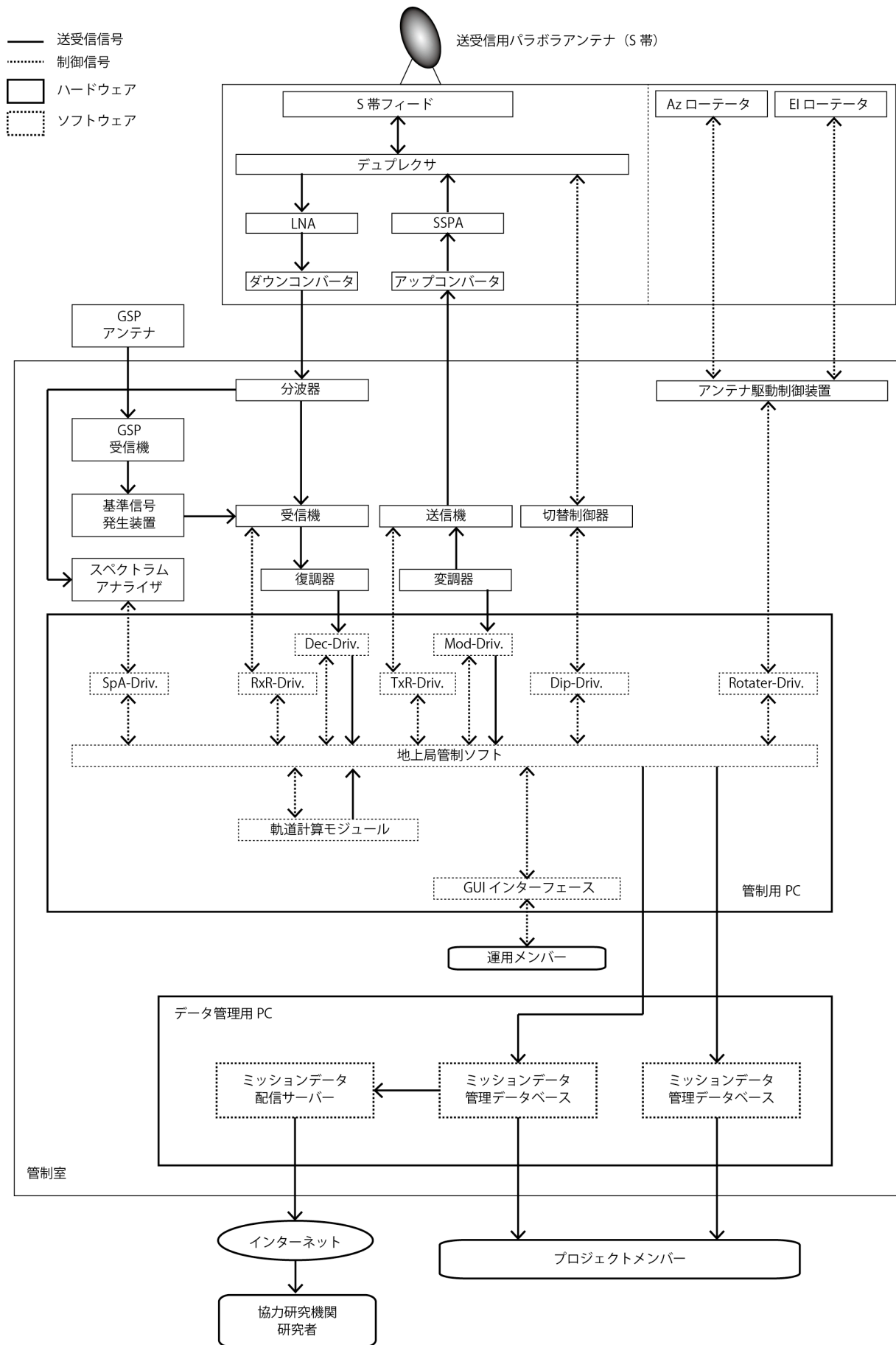


図 29. 地上システム

次に、これらの機器の構成図を図 30 に示す。地上からの電波は、アンテナ及び 1 つ目のハイブリッドを通り合成されて、2 つ目のハイブリッドにより等しく 2 つの受信機に分配される。また逆に、送信機は使用する送信機側にスイッチを合わせ、ハイブリッドを通して上下 2 つのアンテナに分配されて発信される。片側のアンテナ、受信機、送信機が壊れた場合でもハイブリッドを搭載していること、またスイッチにより切り替えが可能であることから、十分な冗長構成となっている。

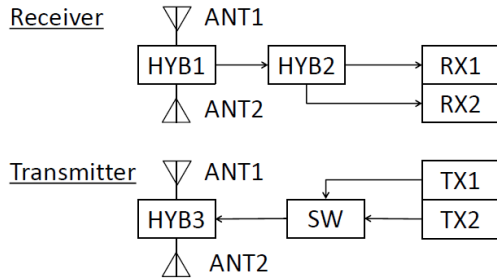


図 30. 機器構成図

### 3.6.4. 回線設計

前述の設計に基づき回線設計を行った結果を表 17 に示す。ただし、軌道高度を 798km とし、最悪条件下での解析を行うため、地上局からみた衛星の仰角を通信可能領域の下限である 5 度として計算している。また、地上局のアンテナ径を 2.4m とし、その開口能率を 0.5 とした。

以下に、回線設計の詳細について述べる。詳細を記していない損失の値に関しては、アイデア衛星での機器構成において S 帯を用いて通信を行う際に適当な値を用いている。また、降雨損失及び各種損失については考慮しないこととする。

#### ・送信 EIRP

等価等方放射電力(EIRP)  $P_E$  [dBW]は、以下の式で与えられる。

$$P_E = P_{TX} - L_{FTX} + G_{ATX} - L_{APT X}$$

$P_{TX}$ : 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]

$G_{ATX}$ : 送信アンテナの絶対利得[dBi]

$L_{APT X}$ : 送信アンテナのポインティング損失[dB]

#### ・受信 $G/T$

受信  $G/T$ [dB/K]は、以下の式で与えられる。

$$G/T = G_{ARX} - L_{FRX} - L_{APRX} - T_S$$

$G_{ARX}$ : 受信アンテナの絶対利得[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]

$L_{APRX}$ : 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]

#### ・自由空間損失

自由空間損失は、以下の式で与えられる。

送受信アンテナ間の距離は、仰角 5 度における地上局と衛星との距離(2780km)を用いる。

$$L_d = 10 \log \left( \frac{4\pi d}{\lambda} \right)^2$$

$d$ : 送受信アンテナ間の距離[km]

$\lambda$ : 波長[km]

#### ・受信 $C/N_0$

受信  $C/N_0$  [dBHz]は、以下の式に前述の式により求めたパラメータを代入することで計算する。

$$C/N_0 = P_E - L_{PS} - L_d - L_F - L_{RA} - L_V + G/T + 228.6$$

$P_E$ : 送信局の 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]

$L_{RA}$ : 大気吸収損失[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]

#### ・要求 $C/N_0$

要求  $C/N_0$ は、以下の式で与えられる。

$$C/N_0 = L_m + (E_b/N_0)_{req} - G_c + L_d + BR$$

$L_m$ : 変調損失[dB]

$(E_b/N_0)_{req}$ : 所要のビットエラーレート(BER)を得るための最小  $E_b/N_0$  [dB]

$G_c$ : 符号化利得[dB]

$L_d$ : ハードウェア劣化量[dB]

$BR$ : ビットレート[dBHz]

$E_b/N_0$  の値に関しては、参考文献[20]に記されている衛星通信における典型的な値を参照している。また、ハードウェアの劣化量としては、一般的な値である 2.5dB を与える。符号化の利得は、BER を  $1 \times 10^{-5}$  とすると、畳みこみ符号化の利得により 5.2dB となる。

#### ・回線マージン

受信  $C/N_0$  から要求  $C/N_0$  を引いた値が回線マージンとなる。表 17 からわかるように、アップリンク、ダウンリンクともに十分なマージンを確保することが可能である。

### 3.6.5. 最大電力束密度規定への適合性

無線通信規則では、地表面での電力束密度 PFD(Power Flux Density)の最大値が規定されてい

る. S 帯では, 仰角 0 [deg] ~ 5 [deg]において, PFD  $\leq -154$  [dBW/m<sup>2</sup>/4kHz], 仰角 25 [deg] ~ 90 [deg] において, PFD  $\leq -144$  [dBW/m<sup>2</sup>/4kHz]となる必要がある. PFD は, 以下の式で与えられている.

$$PFD_{4kHz} = 10 \log(p_{4kHz}) + G_{TX} - 10 \log(4\pi d^2)$$

$p_{4kHz}$ : 4kHz 帯域幅での電力の最大値[W]

$G_{TX}$ : 送信アンテナ利得(給電損失を含む)[dB]

$d$ : 衛星と地上との距離 [m]

アイデア衛星の場合では, 符号化率  $R=1/2$ , 拘束長  $K=7$  の畳み込み符号化及び 11Chip の拡散符号

を用いることにより, 帯域を広げて PFD の低減を図る. その結果として, アイデア衛星では, 仰角 90 [deg] の場合  $-148.46$ [dBW/m<sup>2</sup>/4kHz], 仰角 5 [deg] の場合  $-159.30$ [dBW/m<sup>2</sup>/4kHz]となり, 規定を満たしている.

### 3.6.6. 回線成立確率

衛星の姿勢変動時における回線成立確率について検討する. 衛星の姿勢が最も変動するのは, 打ち上げ直後からデタンプリングモードを経て, 姿勢が安定するまでの期間であると考えられる. そのため, ここでは衛星がとりうる姿勢はランダムであると仮定して確率分布を求める. 図 31 に示

表 17. 回線設計

項目	アップリンク	単位	ダウンリンク	単位
周波数	2.10	GHz	2.25	GHz
送信 EIRP	45.43	dBW	-9.01	dBW
送信機出力	16.99	dBW	-3.01	dBW
給電損失	3	dB	1	dB
送信アンテナ利得	31.44	dBi	-5	dBi
ポインティング損失	0	dB	0	dB
電力分配損失	0	dB	0	dB
自由空間損失	167.77	dB	168.36	dB
偏波損失	0.2	dB	0.2	dB
大気吸収損失	0.6	dB	0.6	dB
降雨損失	0	dB	0	dB
各種損失	0	dB	0	dB
受信 G/T	-30.87	dB/K	6.17	dB/K
アンテナポインティング損失	0.1	dB	0.1	dB
受信アンテナ利得	-5	dBi	32.04	dBi
給電損失	1	dB	1	dB
システム雑音温度	24.77	dBK	24.77	dBK
受信 C/N0	74.59	dBHz	56.59	dBHz
ビットレート	10000	bps	20000	bps
	40	dBHz	43.01	dBHz
ビットエラーレート	0.00001		0.00001	
要求 Eb/N0	9.6	dB	9.6	dB
ハードウェア劣化量	2.5	dB	2.5	dB
符号化利得	5.2	dB	5.2	dB
変調損失	3	dB	0	dB
要求 C/N0	49.9	dBHz	49.9	dBHz
回線マージン	24.69	dB	6.68	dB

すように、角  $\phi$  を地上局のアンテナと衛星側のアンテナを正対させた状態からのずれ角と定義する。このとき、衛星が角  $\phi$  の姿勢である確率は図 32 に示す半球(半径 1)の微小な幅  $d\phi$  の帯の中に衛星が存在している確率  $\sin \phi d\phi$  に等しくなる。そのため、累積分布関数は、

$$P(\phi) = 1 - \cos \phi$$

と求めることができ、図 33 のようなグラフで表される。ただし、本衛星ではアンテナを 2 面に搭載しているので  $0[\text{deg}] \leq \phi \leq 90[\text{deg}]$  とし、アンテナの放射は軸周りに対称であると仮定して計算を行った。

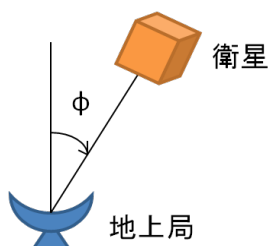


図 31. 角  $\phi$  の定義

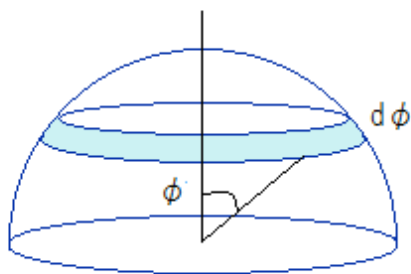


図 32. 衛星が角  $\phi$  に存在する範囲

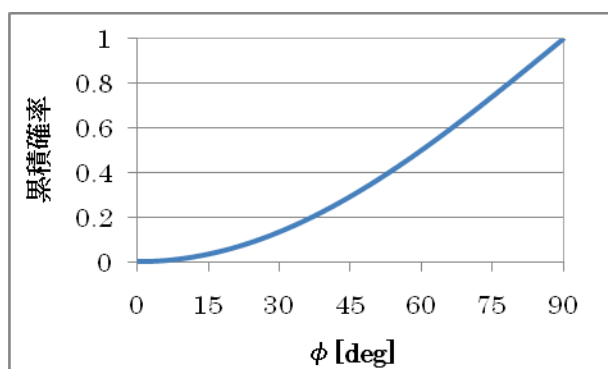


図 33. 累積確率分布

受信電力変動は、姿勢変動に伴う衛星側アンテナの利得の変化に依存している。各  $\phi$  [deg] の値に対する受信電力の変動を図 34 に、その際のマージンの変化を図 35 に示す。各グラフのマーカーは、衛星側アンテナの放射パターンから求めた値であり、実線はその近似曲線である。ただし、仰角は最悪値の  $5[\text{deg}]$  としている。

図 35 から、マージンが負となるのは、 $75[\text{deg}]$

のときとなる。よって、図 33 から回線成立の確率は、74%程度とわかる。

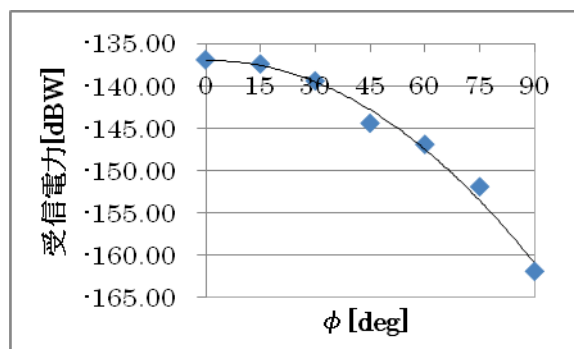


図 34. 受信電力変動

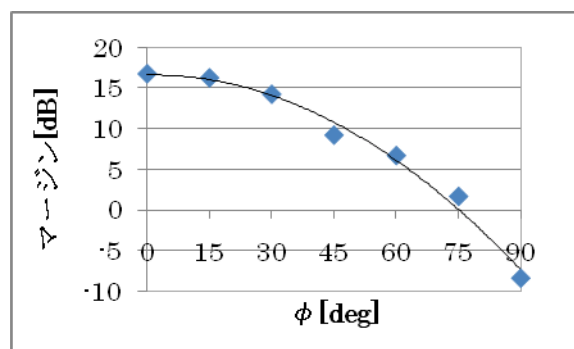


図 35. マージンの変化

今回示した結果は、あくまで仰角  $5[\text{deg}]$  で、とりうる姿勢がランダムであると仮定した場合である。実際の運用時には、より仰角が大きいことが予想されるとともに、打ち上げ後に自動的に姿勢制御が行われ、磁気トルカ 80%出力時でデタンプリングに 8 時間、1 面指向モードに 3 日要した後は、姿勢が安定し、ほぼ 100%の確率で回線が成立する。以上から、回線設計上のマージン  $6.68\text{dB}$  で回線は十分に成立するといえる。



### 3.7. 電源サブシステム

#### 3.7.1. 設計概要

アイデア衛星は、+X 面、+Y 面にデブリセンサがあり、+Z 面は地球指向で分離機構フランジとアンテナが搭載されているため、太陽電池は-X 面、-Y 面、-Z 面に貼り、発電を行う。発電電力を少しでも多く確保するため、高効率の太陽電池セルを使用することが望ましい。また、バッテリーに関しては、ニッケル水素電池を使用する。

#### 3.7.2. 太陽電池の設計

各面が発電する電力は、

$P_s = (\text{太陽光強度}) \times (\text{セル効率}) \times \cos\gamma \times (\text{受光面積})$  により与えられる。ただし、 $\gamma$  は軌道面法線と太陽入射光がなす角度である。

発電量はまた、太陽同期角だけではなく、太陽高度の変化による季節変動と軌道傾斜角が  $90^\circ$  と異なることの影響も受ける。よって、 $\cos\gamma$  は、

$$\cos\gamma = \cos\alpha\cos\beta\cos\theta - \sin\alpha\sin\theta$$

により与えられる。ただし、 $\alpha$  は赤道面と太陽方向がなす角度、 $\beta$  は  $(90^\circ - \text{太陽同期角})$ 、 $\theta$  は (軌道傾斜角  $-\beta$ ) である。

本衛星が確保可能な発電面積は構体表面の三分分のみであるため、太陽電池セルは可能な限り高効率のものを使用する。本衛星が使用するセルは、emcore 社の GaAs セルであり、発電効率は 29.5 を実現する。太陽電池の諸元を表 18 に示す。

表 18. 太陽電池の諸元 [19]

初期効率[%]	29.5
動作電圧[V]	2.41
温度係数[%/°C]	0.22
動作電圧劣化率[-]	0.97
動作電流劣化率[-]	0.99
セル効率劣化率[-]	0.96
単位面積当たりの質量[mg/cm <sup>2</sup> ]	84.0
厚さ[mm]	0.14

#### 必要発電電力の解析

太陽電池アレイが発電しなければならない電力  $P_{sa}$  は、次式により計算できる。

$$P_{sa} = (P_e T_e / X_e + P_d T_d / X_d + P_c T_c / X_d) / (T_d + T_c)$$

表 19. 必要発電電力算出のパラメータ

$P_e$ : 蝕時消費電力[W]	31.05
$P_d$ : ミッション時消費電力[W]	31.05
$P_c$ : 通信時消費電力[W]	35.75

$T_e$ : 蝕時間[h]	0.58
$T_d$ : 日照時間 (通信無) [h]	0.93
$T_c$ : 日照時間 (通信時) [h]	0.17
$X_e$ : バッテリから負荷までの電力伝達効率	0.9
$X_d$ : 太陽電池アレイから負荷までの電力伝達効率	0.9

今回の設計では、非安定バスを使用するとし、電力伝達効率は  $X_d = 0.9$  とする。

計算に使用する各機器の消費電力を付表の表 37 に示す。運用モードの中で最も消費電力大きいのはデオービットモードであり、よって必要発電電力も本モードに合わせて計算する。以上により本モードにおいて太陽電池アレイが発電しなければならない電力は 53.7 W となった。

#### 可能発電電力の解析

一方、本衛星は先述したとおり、発電可能面は -X 面、-Y 面、-Z 面の 3 面のみである。そのため、-X 面、-Y 面、-Z 面の太陽電池アレイ発生電力が  $P_{sa}$  を満たす場合は常にミッションを行うことが可能だが、 $P_{sa}$  を満たしていない場合、太陽方向を指向し発電するモードが必要である。太陽指向モードの必要性について検討するために、軌道条件が最悪の場合を想定した計算を以下に示す。

太陽同期軌道において、降交点通過地方時 12 時の場合を考える。この軌道における -X 面、-Y 面、-Z 面の電力発生パターンを図 36 に示す。

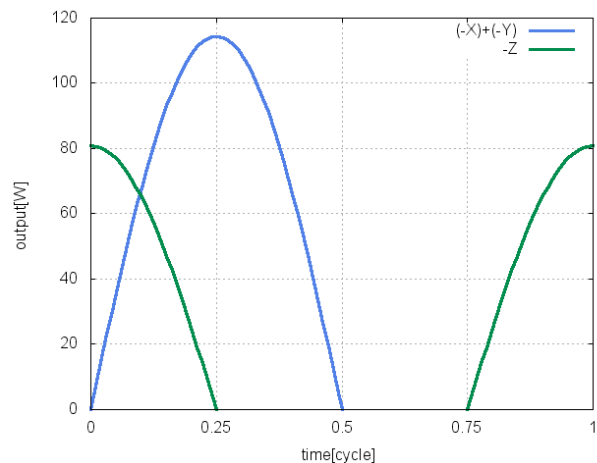


図 36. 発生電力パターン

赤道面と太陽方向がなす角度の最悪値として、冬至の時の  $23.5^\circ$  を用いる。

-Z 面の電力  $P_{-Z}$  は衛星公転周期を  $T$  とすると、

$$P_{-Z} = \left| 80.9 \times \cos\left(\frac{2\pi}{T}\right) \right| \quad \left( 0 \leq t \leq \frac{T}{4}, \frac{3}{4}T \leq t \leq T \right)$$

$$P_{-z} = 0 \quad \left( \frac{T}{4} < t < \frac{3}{4}T \right)$$

となる。

(-X面)+(-Y面)の電力 $P_{(-X)+(-Y)}$ の最大値は1面の最大発電量の $\sqrt{2}$ 倍となるので、電力 $P_{(-X)+(-Y)}$ は、

$$P_{(-X)+(-Y)} = \left| 114.4 \times \sin\left(\frac{2\pi}{T}t\right) \right| \quad \left( 0 \leq t \leq \frac{T}{2} \right)$$

となる。

各面の平均電力は、

$$\overline{P_{-z}} = 80.9 \times \frac{2}{T} \times \int_0^{T/4} \cos\left(\frac{2\pi}{T}t\right) dt$$

$$\overline{P_{(-X)+(-Y)}} = 114.4 \times \frac{2}{T} \times \int_0^{T/4} \sin\left(\frac{2\pi}{T}t\right) dt$$

上記の計算式より、平均電力は 62.2 W > “必要発電電力”となるので、太陽指向モードは必要ない。

### 太陽電池アレイのサイジング

アレイのサイジングを行う際、寿命末期における太陽電池のセル劣化、温度による影響、を考慮しなければならない。温度による影響は、衛星表面が 70 °C であると仮定して計算する。また、太陽光強度は 1350 W/m<sup>2</sup> とする。軌道は、軌道は最も太陽入射角が小さい冬至の場合を想定する。これより、寿命初期におけるアレイ発電量を計算すると、59.8 W となり、必要なセル面積は、

$$\text{セル面積} = \frac{\text{アレイ発電量 (寿命初期)}}{\text{太陽光強度} \times \text{セル効率}} = 0.15[\text{m}^2]$$

となる。セル1枚のサイズを 4 cm × 7 cm とすると、セル数は 54 枚必要となる。セルパッキング能率を 90% とすると、アレイ面積は 0.17m<sup>2</sup> となる。

次に、直列段数と並列数について計算する。バス電圧を 12 V、ハーネス電圧低下量を 1 V、セル電圧はマージンとして 95% とすると、直列段数は 8 となる。よって、並列数は 7 となり、セルは 1 面あたり 8 直列 7 並列の計 56 枚必要となる。

### 3.7.3. バッテリーの設計

#### バッテリーのサイジング

次式によりバッテリー容量を見積もることができる。

$$C_r = \frac{P_e \times T_e}{C_d \times N \times V_d \times n}$$

$C_r$  [Ah]: バッテリー容量

$P_e$  [W]: 平均蝕時供給電力

$T_e$  [h]: 最大蝕時間

$C_d$  [%]: 許容バッテリー DOD

$N$ : バッテリー直列段数

$V_d$  [W]: バッテリー平均放電電圧 (バス電圧)

$n$ : バッテリーから負荷への電力伝達効率

また、使用する NiMH バッテリーの諸元を表 20 に示す。本衛星は一日に地球を 14.3 周するため、一日の充放電回数も同じく 14.3 回となる。これより、運用期間が 2 年であると総充放電回数は 10439 回となる。図 37 より DOD は約 50 % まで許容可能であるが、大きな DOD での充放電の繰り返しはバッテリーの寿命を縮めることになるので、ここでは余裕をもって 20 % として計算する。

表 20. バッテリーセルの諸元

公称電圧 (平均放電電圧) [V]	1.2
容量[Ah]	2.0
質量[g]	27

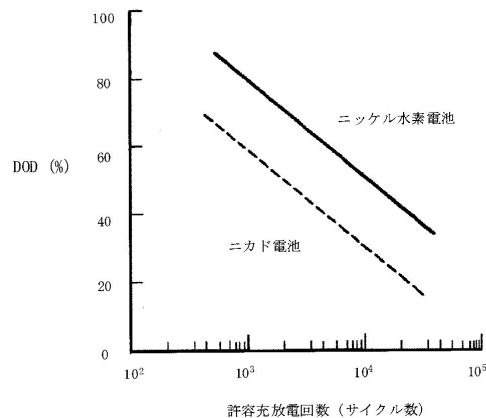


図 37. DOD 対許容充放電回数 [13]

次にバッテリーの直列段数を求める。ここでバス電圧を 12 V、ハーネス電圧低下量を 1 V とすると、バッテリー直列段数は、

$$N = \frac{\text{バス電圧} + \text{ハーネス電圧低下量}}{\text{1 バッテリーセルあたりの放電電圧}} = 10.8$$

よって、バッテリーの直列段数は 11 とする。また、負荷への電力伝達効率を 0.9 とする。

以上により、蝕時に必要なバッテリーの容量は 4.8 Ah となる。電池 1 個の容量は 2.0 Ah であるので、11 段直列が 3 組必要ということになる。一方、通信時に必要なバッテリー容量は、0.63 Ah となり、11 段直列の電池が 1 組で十分である。蝕時用バッテリー質量は 891 g、通信時用バッテリー質量は 297 g となるので、バッテリー総質量は 1.188 kg となる。

#### モード別需給電力の解析

平均発電電力は、各モードにおける負荷電力とバッテリー充電電力をまかなう必要がある。すなわち、負荷電力 (消費電力) とバッテリー充電電力の

和が平均発電電力以下であれば連続的な運用が可能であり、平均発電電力以上であれば運用を制限する必要がある。各モードにおける負荷電力とバッテリー充電電力を付表の表 39 に示す。ここで、バッテリー充電電力の算出に用いた式を次に示す。

$$W_{ch} = \left( \frac{W}{V_{bat}} \times \text{蝕時間}[h] \right) \div \text{日照時間}[h] \times \text{バッテリー充電ロス係数} \times V_{bus}$$

$W_{ch}$  [V]: バッテリー充電電力

$W$  [V]: 消費電力

$V_{bat}$  [V]: バッテリー放電電圧

$V_{bus}$  [V]: バス電圧

バッテリー放電電圧は先のバッテリーサイジングより、11 段直列の 13.2 V とする。また、バッテリー充電ロス係数は 1.05 と仮定する。

以上より、各モードにおける発電電力と必要電力を表 21 に示す。但し、必要電力とは負荷電力とバッテリー充電電力の和とする。表 21 より、全てのモードにおいて平均発電電力が必要電力を上回っていることがわかる。つまり、電力バランスの観点から見て、どの運用モードにおいても連続的に運用を実施することが可能と言える。

表 21. 運用モード毎の発電電力・必要電力

	ア	イ	ウ	エ	オ	カ
(1)	62.2	62.2	62.2	62.2	62.2	62.2
(2)	46.5	46.5	46.5	54.0	57.2	42.8
(1)-(2)	15.7	15.7	15.7	8.2	5	19.4

ア: 機能確認モード, イ: デタンプリングモード, ウ: セーフモード, エ: 観測モード, オ: デオービットモード, カ: 運用終了モード

(1): 平均発電電力, (2): 必要電力 (負荷電力 + バッテリー充電電力)

### 3.7.4. 電力制御方式

太陽電池セルは宇宙環境にさらされると経年劣化するため、太陽電池とバッテリーは衛星の寿命末期において必要な電力が供給できるように設計する必要がある。しかし、これにより、寿命初期において、太陽電池は過大な電力を発生するためバッテリーが過充電されてしまい、バッテリーの寿命が短くなる。つまり、太陽電池の発生電力を制御することにより過充電や過熱を防ぐ必要がある。その方法として、一般的にシャント方式と PPT 方式があるが、シンプルな設計を優先させ、本衛星ではシャント方式を採用する。シャントはバス電圧を安定化させる役割を担っている。また、満充電後の過充電を防ぐために充電電流は充電器で制御する。

バッテリーに関しては、日照中は太陽電池からの電力供給によりミッションを行い、余剰電力でバッテリーを充電する。日陰時はバッテリーからバス機器に電力を供給することになるが、この電力供給には二つの方式がある。一つはバッテリー出力を制御せずにバス機器に供給する非安定化バス方式、もう一つは電圧を一定に制御して供給する安定化バス方式である。本衛星では、太陽電池面が 3 枚しかなく発電量に限りがあり、少しでも電力消費を抑える必要があるため、電力伝達効率がより高い非安定化バス方式を採用する。非安定化バス方式の模式図を図 38 に示す。一方で、非安定化バス方式は、バッテリー・ラッチアップが起こる可能性があるため、この点には注意を払い日陰明け時の負荷を小さくするなど対策とる必要がある。

また、軌道上での破碎を防止するため、運用終了後はバッテリーと充電回路を切り離し、充電回路の遮断を行う。

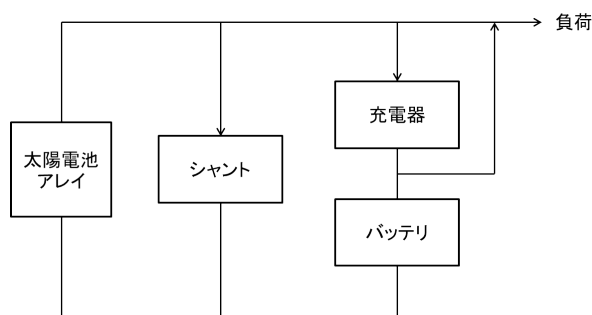


図 38. 非安定化バス模式図

### 3.8. デオービットサブシステム

#### 3.8.1. 設計概要

JAXA のデブリ発生防止標準(JMR-003)[ 24 ]では、ミッション終了後 25 年以内に大気圏内で小型衛星を燃え尽きさせることが要件とされている。展開セイルを用いずに表 22 で示す解析条件のもとで解析を行うと、高度 90 km に達するまでに 243 年かかることがわかった。ゆえに、25 年ルールを遵守するためには大気抵抗を強く作用させ軌道寿命を短くするために展開セイルのような平均断面積を増加させる機能が必須である。

本衛星では、展開セイルを用いて要求を達成する。本節では、運用終了後から展開し、大気抵抗を利用して高度 90 km に達すれば 25 年ルールを遵守できるとし、それに基づいて展開セイルの運用手順とサイズ設計を行う。

#### 3.8.2. デオービット・シーケンス

展開セイルの運用手順を次に示す。

- ① 打ち上げからミッション終了までは、デオービット系に電源は供給しない。
- ② ミッション終了をミッション系で判断されると、デオービット系の制御基板に電源が供給され待機状態となり、地上局からの指令で展開する。
- ③ 重力傾斜安定を促すため、展開セイルを地球指向へさせるためロール軸周りに 90 度回転させる。その後、姿勢情報等を地上局へ送り、全システムシャットダウンのコマンドを待つ。

#### 3.8.3. 機器構成

本展開セイルの機構は、材料としてポリイミド膜（厚さ 125  $\mu$ m）から成る展開セイル膜面、膜面を短冊状に折り畳んだ状態から広げるための伸展機構、およびその駆動モータにより構成される。

#### 3.8.4. 展開セイル膜面積のサイジング

展開セイルは、衛星搭載初期に収納機構に折り畳まれた状態の展開膜の一端とブームの先端が結合してあり、駆動機構によってブームが伸展されることにより、展開膜が引き出される構造である。

25 年ルールを遵守するために必要な展開セイルの大きさを表 22 の解析条件で求めた。なお、解析に必要な断面積の値には、全表面積を 4 で除した値を平均断面積として使用した。この値は、衛星がランダム回転している場合を想定しており、大きなセイル面積を必要とするが、重力傾斜安定よりも大気抵抗によるトルクが勝り、セイルが地心方向を指向しない場合でも 25 年ルールを満たすことができる。解析結果を図 39 に示す。この結果から 25 年ルールを遵守する上で必要なセイル伸展長は 4 m あれば十分であることがわかった。

よって、本衛星のデオービットで使用する展開セイルの大きさは、35 cm x 4.0 m とする。セイル展開後の衛星とセイルのサイズ関係を図 40 に示している。

表 22. デオービット解析条件

衛星サイズ	50 x 50 x 50 cm
衛星質量	21.5 kg
セイル幅（固定）	35 cm
初期高度	798.0 km
外乱	大気抵抗
デオービット判定	高度 90 km

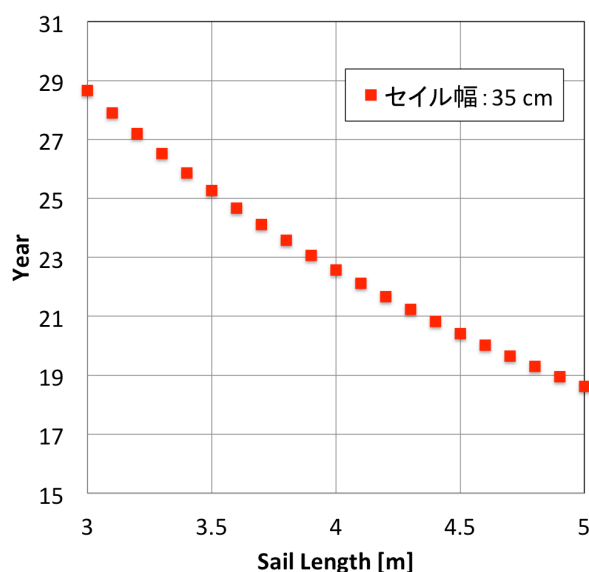


図 39. 展開セイル長さとお道寿命の関係

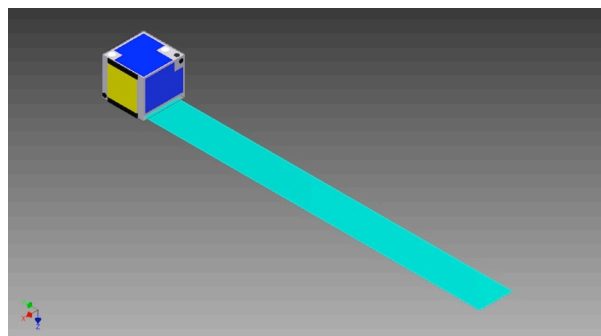


図 40. セイル展開後の衛星外観

### 3.9. 熱構体サブシステム

#### 3.9.1. 構体系設計概要

本衛星の本体形状は、デブリセンサの面積を確保するために 500×500×450(mm)の直方体とした。構造の特徴としては、二重の底面を用いることで展開セイルの分離機構への暴露を避け、セイルの展開がより確実に行われるようにした。また、ハーネスを短くし、伝送ロスを低減するために、構体中央部に機器を集中配置した。表 23 に各部材の材料、寸法を示す。構体には、アルミニウム合金 A5052-H32 を使用する(表 24)。

表 23. 各パネルの材質及び寸法

構成	材質	個数	寸法(mm)
±X 面	A5052-H32	2	490×450×1
+Y 面		1	490×450×1
-Y 面		1	490×400×1
+Z 面		1	490×490×2
-Z 面		1	490×490×1
内面		4	440×200×2
二重底		1	490×490×1
梁		8	142×50×2

表 24. A5052-H32 物性値

密度[kg/m <sup>3</sup> ]	2680
縦弾性係数[GPa]	69.6
せん断弾性係数[GPa]	26.5
ポアソン比	0.33
引張耐力[MPa]	158.6
圧縮耐力[MPa]	151.7

二重底に関しては中央に 200×200mm の穴をもうけ、内面パネル 4 枚を組み合わせた四角柱が穴を抜ける井桁のような構造になっている。井桁構造には内部機器をデブリから防護する役割もある。外壁と内壁で 2 重壁になるので、1 面の壁で防護するより小さい板厚で同等の防護が可能である。また、±X 面、±Y 面及びその面に接続する機器による共振を防ぐために、内面パネルと±X 面、±Y 面を梁により接続した。図 41 に機体の外観を示す。

#### 3.9.2. 機器配置

図 42 のように機器を配置した。配置の際はロードパスを考え、荷重が衛星側からロケット側へうまく伝わるようにした。井桁構造の中にバッテリー、中央処理基盤、通信用送受信機を配置し、井桁構造の周りに磁気トルカを 3 つ配置した。

#### 3.9.3. 質量特性

本衛星の質量配分を文書末尾の

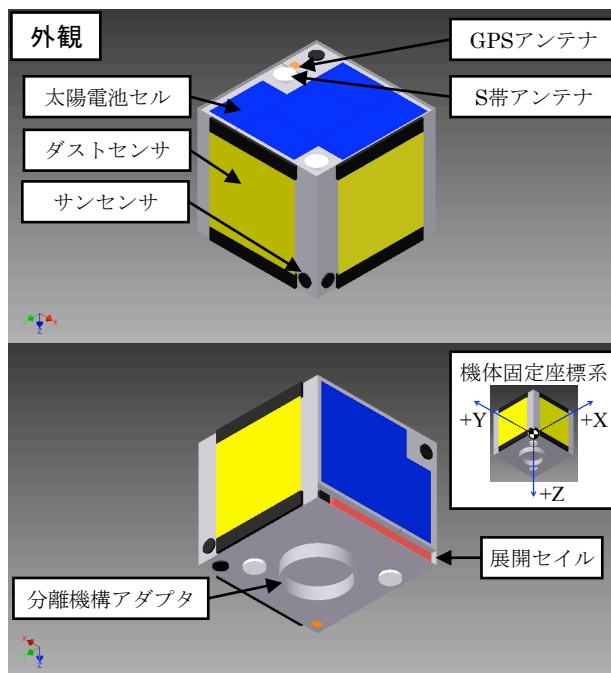


図 41. 衛星外部構造・機器配置

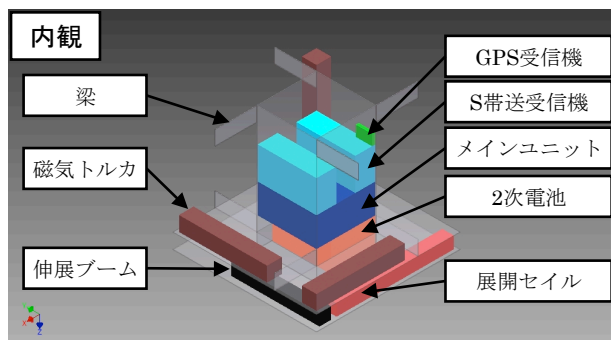


図 42. 衛星内部構造・機器配置

表 38 に示す。本機は搭載機器が少なく、制限である 50kg を超えることはないと予測されたので、各系に対し質量の制限は行わずに搭載機器を選定し、各機器の質量を決定した。ハーネスに関しては、最大本数、長さ及び使用するハーネスの材質から質量を算出した。質量マージンは全体質量の 10 パーセントとした。なお、マージンの中には機器やパネルの締結部の質量等が含まれる。質量中心を求めた結果を表 25 に示す。なお、原点は構体+X 面、-Y 面、+Z 面の交点とした。

表 25. 質量中心

X 座標	-229mm
Y 座標	248mm
Z 座標	-172mm

#### 3.9.4. 慣性モーメント・慣性乗積

各機器の形状および配置を考慮し慣性モーメン



ト・慣性乗積を算出した。機体固定座標系(XYZ系)並びに姿勢制御用の機体固定座標系( $X_i Y_i Z_i$ 系)における各軸それぞれについて慣性モーメント・慣性乗積を求めた結果を表 26 に示す。デオービットモードに関しては、本機は運用を終えるとセイルを展開(図 40)して軌道を離脱するので、セイル展開後の衛星の挙動を知るために、セイル展開後の慣性モーメントを算出した。

表 26. 主軸慣性モーメント及び慣性乗積

XYZ 系, デタンプリングモード ( $X_1 Y_1 Z_1$ 系) [ $\text{kgm}^2$ ]		一面指向モード ( $X_2 Y_2 Z_2$ 系) [ $\text{kgm}^2$ ]	
Ix	0.852	Ix	0.852
Iy	0.868	Iy	0.868
Iz	0.897	Iz	0.897
Ixy	-0.058	Ixy	-0.058
Iyz	-0.034	Iyz	-0.034
Izx	0.051	Izx	0.051
二面指向モード ( $X_3 Y_3 Z_3$ 系) [ $\text{kgm}^2$ ]		デオービットモード ( $X_4 Y_4 Z_4$ 系) [ $\text{kgm}^2$ ]	
Ix	0.802	Ix	6.912
Iy	0.918	Iy	0.855
Iz	0.897	Iz	6.932
Ixy	-0.008	Ixy	-0.061
Iyz	-0.06	Iyz	-0.398
Izx	0.005	Izx	0.029

### 3.9.5. 構造解析

#### 打ち上げインターフェースでの条件

イデア衛星 1 号機は、H-II A への搭載を想定し、解析を実施した。以下に H-II A ロケットの相乗り小型副衛星への剛性、強度要求を示す[12]。

表 27. HII-A 衛星への剛性要求

方向	最低次の固有振動数
機軸方向	$\geq 100\text{Hz}$
機軸直交方向	$\geq 50\text{Hz}$

表 28. HII-A ロケットの準静的加速度

	機軸方向加速度	機軸直交方向加速度
圧縮評 定	$-58.84\text{m/s}^2\{-6.0\text{G}\}$	$\pm 49.04\text{m/s}^2\{5.0\text{G}\}$
引張評 定	$49.04\text{m/s}^2\{5.0\text{G}\}$	$\pm 49.04\text{m/s}^2\{5.0\text{G}\}$

### 数学モデル

解析には、構造解析ソフト ANSYS を使用した。機器については、質量が 100g 以下のものを省略し、一部を質点と仮定した。解析の結果、節点数 26745、要素数 3675 となり、数学モデルは図 43 のようになった。

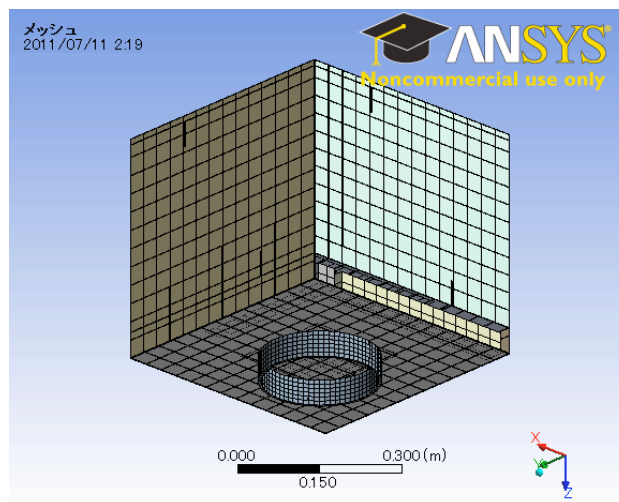


図 43. 構造数学モデル外観

### 固有振動数解析

打ち上げロケットと衛星の振動モードが動的に連成すると、衛星にかかる振動荷重が増加する。この荷重はロケットと衛星の固有振動数を分離することで減らすことができる。このための衛星への剛性要求が表 27 に示されている。衛星の構造解析モデルについて衛星分離面を固定し、衛星の機軸方向、機軸直角方向それぞれについて、ANSYS を用いて基本振動数を求めた結果を図 44 図 45 に示す。機軸方向 1 次モードの固有振動数は 202.4Hz、機軸直角方向 1 次モードの固有振動数は 400.12Hz となり、表 27 の剛性要求を満たしている。なお、1 次モードの評価には有効質量を用い、他より突出しているものを軸の振動モードと判断した。

### 静荷重解析

表 28 によると、ロケット打ち上げ時に衛星には機軸方向に最大 6G、機軸に直角な方向に最大 5G の加速度がかかる。この値に安全係数 1.5 を乗じて、衛星分離面固定の構造解析モデルに様に負荷し、構造要素に発生する部材力を求めると、図 46 図 47 のようになった。構体の中で最大相当応力が作用する部分は梁構造であり、最大相当応力は 32.8MPa であった。ここで梁に使われているアルミニウム合金の圧縮耐力は 151.7MPa なので、安全余裕 MS は、

$$MS = 151.7 / 32.8 - 1 = 3.625$$

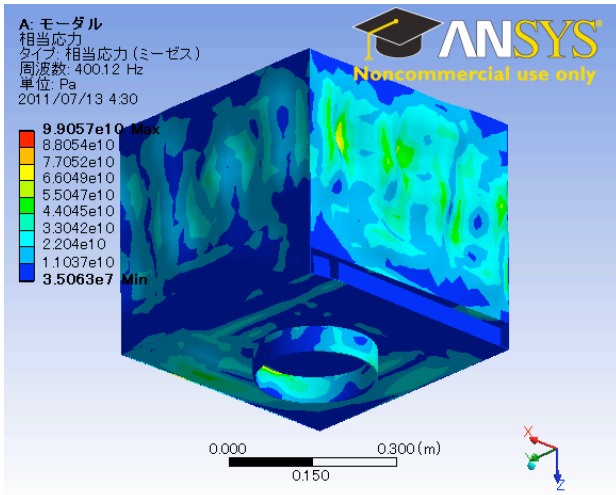


図 44. 機軸直角方向 1 次モード

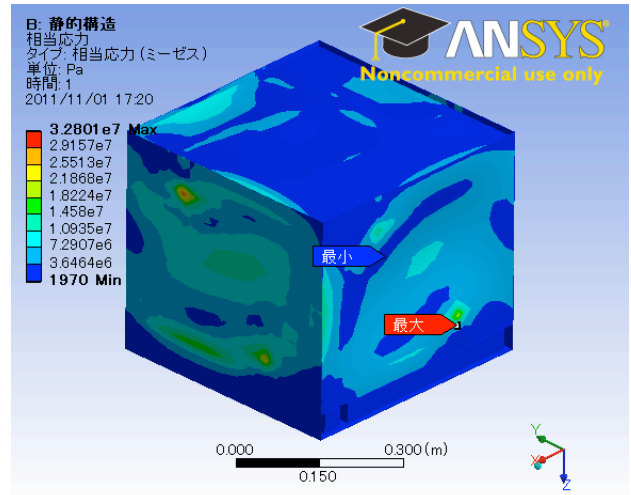


図 46. 静荷重解析結果（外部構造）

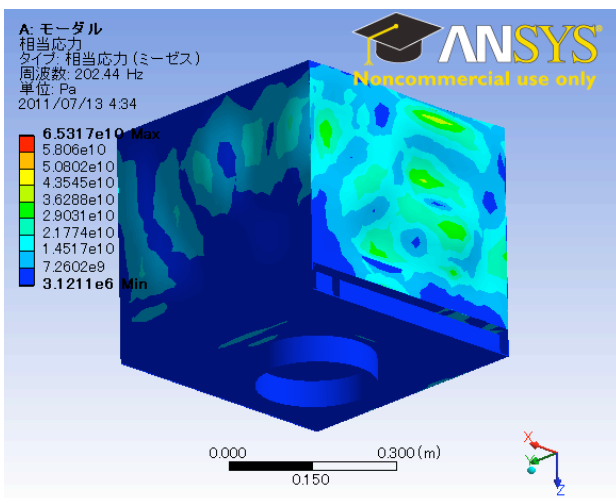


図 45. 機軸方向 1 次モード

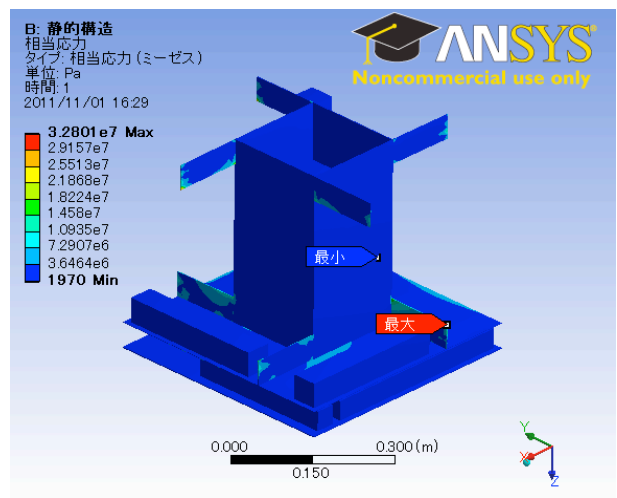


図 47. 静荷重解析結果（内部構造）

となり、0 以上となるので本衛星は打ち上げ時の荷重に耐えうる。

また、梁が座屈しない事の検証を行う。座屈応力は次のオイラーの公式により表される。

$$\sigma_{cr} = \frac{n\pi^2 EI}{l^2 A}$$

E：縦弾性係数

I：断面二次モーメント

n：両端の条件により決まる定数

l：梁の長手方向の長さ

A：断面積

n は安全側に考え 1 とした。表 23・表 24 の値を用いて  $\sigma_{cr}$  を計算すると

$$\sigma_{cr} = 7.1 \text{ GPa}$$

となった。梁にかかる圧縮荷重は図 47 の結果より最大で 32.8 MPa なので座屈は起こらないことが

分かる。

### 超高速衝突耐久性解析

要求される計測サイズに対して、現状のシステム設計結果が要求を満たすことを確認するためには、防護設計の観点で設計のレビューを行うことが適切である。具体的には次の 2 点を満たしているか確認する。

1. 十分要求サイズのデブリは防護可能であること
2. 防護可能サイズの上限值以上のデブリが IDEA に衝突する確率はデブリ発生防止に関する NASA Safety Standard (NSS1740.14) の要求値[25]を十分に下回っていること

まず 1 点目について示す。IDEA の運用を担う主コンポーネント群は衛星内の中央に設けられた 20cm 四方の柱構造の内部に収められている。ここで、デブリが衛星に衝突した場合に衛星の暴露壁（外壁）を貫通してもその後 20 cm 四方の柱構造

の壁面（内壁）を貫通しない(IDEA が機能喪失しない)ことを，デブリ防護設計に一般的に用いられる Ballistic Limit Equation(BLE)を用いて確認する。つまり，IDEA の主構造体が所謂 Whipple バンパーとしての機能を有することを確認する。多重壁 (Multiple wall)に対する BLE は次の一般式で定義される[26].

$$D_p \leq D_{p,lim} = \left[ \frac{t_w + K_2 t_s^\mu \rho_s^{v_2}}{K_1 \rho_p^\beta \rho_w^\kappa \rho_s^{v_1} v_p^\gamma (\cos \alpha_p)^\xi S^\delta} \right]^{1/\lambda}$$

但し，各係数についての説明と今回の解析で用いる値を表 29 に纏めて示す。今回の解析では，デブリの衝突速度( $v_p$ )は IDEA の軌道でフラックスが最も大きくクリティカルとされる 15km/sec (図 49 参照)，衝突角( $\alpha_p$ )は BLE から最も要求が厳しくなる壁面への垂直衝突を想定する。その他補正係数は，ISS 等の防護設計に用いられた実績のある hyper velocity impact(>7km/s)に対する modified Cour-Palais equation の値を採用する[26]。さらに，衝突体・壁面の物性値や機械的特性については適当にアルミ合金(A5052-32H)を仮定する。以上の仮定に基づく BLE の計算結果は図 48 のようになり，衝突速度 15 km/sec 時に防護可能なデブリ直径は 2.59mm と求まる。要求される計測サイズの上限值 1mm 程度に対して防護可能な直径は大きく上回っていることがわかる。従って，IDEA の主構造体が Whipple バンパーとして機能するため，計測サイズの要求値に対して IDEA のシステムは十分に機能するといえる。

表 29. BLE の諸係数

記号	単位	概説	設定値
$t_w, t_s$	cm	内壁面，外壁面厚さ	0.2, 0.1
$K_1, K_2$	-	補正係数	mod. Cour-Palais (表 30 参照)
$\lambda, \beta, \gamma, \xi, \kappa, \delta, \mu, v_1, v_2$	-	補正指数	mod. Cour-Palais (表 30 参照)
$D_p$	cm	防護可能な衝突物体直径	-
$D_{p,lim}$	cm	最大防護可能直径	-
$S$	cm	内壁面-外壁面間距離	15
$\rho_p, \rho_s, \rho_w$	g/cm <sup>3</sup>	衝突物体，外壁面，内壁面の密度	2.68 (A5052 系合金全種別平均) [27]

$v_p$	km/s	衝突速度	-
$\alpha_p$	deg	衝突角度 (衝突面法線基準)	0.0
$\tau$	MPa	内壁面の降伏応力	195.0 (A5052-H32 の 0.2%耐力) [27]
$\tau^*$	MPa	参照降伏応力(表 30 参照)	483.0

表 30. Modified Cour-Palais equation の補正係数 ( $v_p \cos(\alpha_p) > 7$  km/s で使用可能) [26]

$K_1$	$K_2$	$\lambda$	$\beta$	$\kappa$	
$0.129(\tau^*/\tau)^{0.5}$	0	1.5	0.5	0	
$\delta$	$\gamma$	$\xi$	$\mu$	$v_1$	$v_2$
-0.5	1.0	1.0	0.0	0.167	0

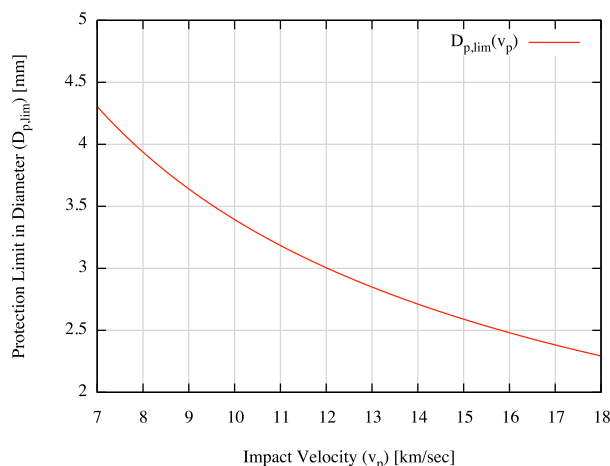


図 48. デブリの外壁面衝突速度と，IDEA が防護可能なデブリ直径の関係

次に 2 点目について示す。衝突速度 15km/sec 前後とした時に，防護不可能なサイズ領域のデブリが IDEA に衝突する確率が NASA のガイドラインを十分に下回っていることを確かめる。NASA のガイドラインを参照する理由は，唯一定量的な指標が公開されているガイドラインのためである。打上げる衛星に対して，運用に支障を与える恐れのある small debris(1mm~10cm 程度)の衝突確率を 1%オーダーまたはそれ以下に，衛星を破砕するエネルギーを持つ large objects(未破砕の宇宙機または破砕後の大きな破片)の衝突確率を 0.1%オーダーまたはそれ以下に抑えるように定められている[25]。ガイドラインでは Large object と Small debris の定量的なサイズ基準については定義されていないので，より要求の厳しい Large object の基準「0.1%オーダー以下」に衝突確率が収まるかどうかを評価する。衝突確率(P)の計算式は次式で与えられている[25].

$$P = 1 - \exp(-FAT)$$

但し、Fは単位面積・単位時間当りのフラックス、Aは衝突確率を評価する対象システムの平均断面積、Tは衛星の運用期間を示す。IDEAの場合、Aは $0.25\text{m}^2 \times 6 \text{面} \times (1/4) = 0.375 \text{m}^2$ 、TはIDEAの最低運用期間である2年間を想定する。

MASTER2005の計算結果に基づく、IDEAの計測軌道周辺において2mm以上のデブリの衝突速度別のフラックス分布は図49のようになる。このうち、最もクリティカルとなる衝突速度15km/sec前後(14~16km/sec)のフラックス(F)は、 $1.27 \times 10^{-3} \text{ #/m}^2/\text{year}$ となる。従って衝突確率(P)は $0.0952\% \leq 0.1\%$ となるため、NASAのガイドラインを十分に満たしていることが分かる。

以上の2点より、計測サイズ領域に関するミッション要求に対してIDEAのシステム設計結果が妥当であることを示した。

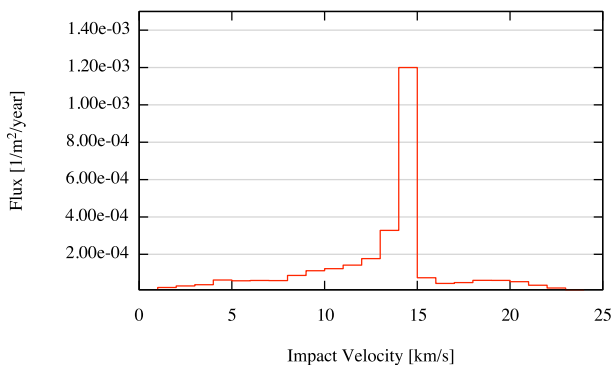


図 49. デブリの衝突速度とフラックス(サイズ $\geq 2\text{mm}$ )の関係

### 3.9.6. 熱制御系設計概要

人工衛星に搭載される機器には、正常に動作し、その機能、性能を十分に発揮できる温度範囲がある。これを、機器の許容温度範囲という。本衛星の搭載機器の許容温度範囲を付表38に示す。

全ミッション期間(打ち上げ時から運用終了までの)衛星内外の熱環境を解析し、最も熱入力の少ない低温最悪条件と最も熱入力の多い高温最悪条件での温度が、各機器の許容温度範囲に収まるように熱制御素子の選定及びサイジングを行う。なお、製造や軌道上での不確実性や、解析に使用したパラメータの不確実性などを吸収するために、許容温度範囲の高温側と低温側に $5^\circ\text{C}$ の設計マージンをもたせる。

### 3.9.7. 熱解析

衛星を7つの節点に分けて熱解析を行う。節点の振り分けは表31・図50の通りである。構体の外表面の6つの面それぞれを1節点とし、構体内部の構造は+Z面の内側のパネルも含め、すべてまとめて1つの節点とした。各節点の目標温度範囲

も合わせて表31に示す。なお、内部構造と外表面をつなぐ梁に関しては熱放射を無視し、熱伝導のみを考慮した。

表 31. 節点条件

節点番号	節点	目標温度[°C]
節点 1	+X 面	-60~115
節点 2	-X 面	-155~95
節点 3	+Y 面	-60~115
節点 4	-Y 面	-155~95
節点 5	+Z 面	-155~95
節点 6	-Z 面	-155~95
節点 7	内部構造	5~40 (蝕時) -5~60 (日照時)

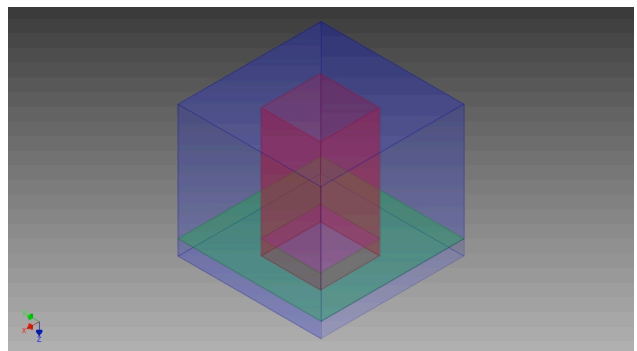


図 50. 節点の振り分け(青：節点1~6、緑、赤：節点7)

熱解析に用いる熱平衡方程式を次に示す。

・熱平衡方程式

$$m_i c_{p,i} \frac{dT_i}{dt} = Q_i - \sum_{j=1}^n C_{ij} (T_i - T_j) - \sum_{j=1}^n \varepsilon_i \varepsilon_j A_i F_{ij} \sigma (T_i^4 - T_j^4)$$

$m_i$  : 節点 i の質量[kg]

$c_{p,i}$  : 節点 i の比熱[J/kg/K]

$T_i, T_j$  : 節点 i, j の温度[K]

$Q_i$  : 節点 i の熱入力[W]

$C_{ij}$  : 節点 i, j 間の伝導熱伝達係数[W/K]

$\sigma$  : Stefan-Boltzmann 定数( $5.669 \times 10^{-8} \text{W/m}^2/\text{K}^4$ )

$\varepsilon_i, \varepsilon_j$  : 節点 i, j の放射率

$A_i$  : 節点 i の面積[m<sup>2</sup>]

$F_{ij}$  : 節点 i, j 間の放射形態係数

上記の熱平衡方程式を Runge-Kutta 法にて数値的に解くことで温度解析を行った。

### 3.9.8. 熱入力 $Q_i$

熱入力  $Q_i$  には、内部熱入力( $P_{i, \text{inn}}$ )と外部熱入力( $P_{i, \text{ext}}$ )の2つの和である。

$$Q_i = P_{i, \text{inn}} + P_{i, \text{ext}}$$

### 内部熱入力 $P_{i, \text{inn}}$ .

内部熱入力は、搭載機器の発熱量であり、これは衛星の運用モードに依存する。各モードにおける消費電力(文書末尾表 38)を入力値として用いる。

### 外部熱入力 $P_{i, \text{ext}}$ .

全ミッションを通して、考えられる外部熱入力は次の 1)~5)である。

- 1) 太陽放射
- 2) 地球赤外放射
- 3) アルベド(太陽光の地球からの反射)
- 4) 打ち上げ時のフェアリングからの赤外放射
- 5) ロケットエンジン、アポジモータ、2次推進系などの噴射時の熱入力

このうち、衛星の温度に主に影響するのは 1)~3)である。

#### 1) 太陽放射

地球周辺において、単位面積、単位時間当たりの太陽放射エネルギー  $E_S$  は次のように表せる。

$$E_S = 1353 \times (1 + 0.034, -0.0325) \text{ W/m}^2$$

近日点である 1 月 3 日に最大値  $1399 \text{ W/m}^2$ 、遠日点である 7 月 4 日に最小値  $1309 \text{ W/m}^2$  となる。また、地球周回衛星の場合、軌道高度に依存しない。

#### 2) 地球赤外放射

地球からの熱放射の波長は赤外域である。放射される熱量  $E_e$  は、年平均値として次式で表せる。

$$E_e = 234 + (+24, -94) \text{ W/m}^2$$

地球赤外放射は緯度に大きく依存し、極地域で最小値( $<174 \text{ W/m}^2$ )、北緯  $20^\circ$  から南緯  $20^\circ$  の地域で最大値( $>244 \text{ W/m}^2$ )をとる。

#### 3) アルベド

アルベドは、地球の大気や地表面から反射してくる太陽光のことをいう。その強度  $E_a$  は次式で表せる。

$$E_a = aE_S$$

$a$  はアルベド係数といい、主に緯度によって変化する。極地域で最大値( $>0.6$ )、北緯  $20^\circ$  から南緯  $20^\circ$  の地域で最小値( $<0.20$ )を取る。年平均としては次のように表せる。

$$a = 0.30 + (+0.30, -0.15)$$

衛星表面に入射するエネルギーは、これまでに述べたエネルギーに各面の面積と放射形態係数および太陽光吸光率をかけたものである。したがって、外部熱入力  $P_{i, \text{ext}}$  は次式で表せる。

$$P_{i, \text{ext}} = \alpha_i A_i (E_S F_{S,i} + E_e F_{e,i} + a E_S F_{a,i})$$

$\alpha_i$  : 節点  $i$  の太陽光吸光率

$A_i$  : 節点  $i$  の表面積

$F_{S,i}$  : 太陽放射に関する節点  $i$  の放射形態係数

$F_{e,i}$  : 地球赤外放射に関する節点  $i$  の放射形態係数

$F_{a,i}$  : アルベドに関する節点  $i$  の放射形態係数

### 放射形態係数 $F_{ij}$

一般に、2つの面の放射形態係数  $F_{ij}$  は次式より

求まる。

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

$dA_i, dA_j$  : 面  $i, j$  の微小部分の面積

$\theta_i$  :  $dA_i$  と  $dA_j$  を結ぶ直線と  $dA_i$  の法線とのなす角

$\theta_j$  :  $dA_i$  と  $dA_j$  を結ぶ直線と  $dA_j$  の法線とのなす角

$r$  :  $\theta_i$  :  $dA_i$  と  $dA_j$  を結ぶ直線の長さ

$F_{S,i}, F_{e,i}, F_{a,i}$  も同様の式から求められる。

また、放射形態係数には一般に次の幾何的關係が成り立つ。

$$A_i F_{ij} = A_j F_{ji}$$

$$\sum_{j=1}^n F_{ij} = 1$$

$F_{ij}$  を求める理論式を解析的に解くのは困難であるので、熱解析においては参考文献 [13] [21] [22] を参照しながら上記の幾何的關係を用いて  $F_{ij}$  を求めた。

### 伝導熱伝達係数 $C_{ij}$

各節点は締結部分で接続されており、接触熱伝導のみを考慮する。 $C_{ij}$  は次式で表される。

$$C_{ij} = A_{ij} h$$

$A_{ij}$  : 接触面積

$h$  : 接触熱伝達率

$h$  の値は、接触面の材質や表面状態、固定方法など、様々な要因によって変化する。材質、接触圧などをパラメータとして測定したデータがあるが、実際には熱真空試験を通して評価する必要がある。一般に、真空中で測定された構造材の締結部における  $h$  は  $50 \sim 800 \text{ W/m}^2\text{K}$  の範囲になることが分かっている。

### 3.9.9. 温度ケースの定義

ここで解析の対象となる低温最悪条件と高温最悪条件を定義する。低温最悪条件は外部熱入力と内部発熱が最小で、高温最悪条件はそれらが最大の場合である。さらに、宇宙空間にさらされる表面は経年劣化によって太陽光吸収率が増加し、衛星の温度は高くなる。したがって、低温最悪条件はミッション初期の外部熱入力と内部発熱が最小の場合で、高温最悪条件はミッション末期の外部熱入力と内部熱入力が最大の場合である。しかし、本衛星は運用期間が短いため、光学的特性の経年劣化は無視した。表 39 より、内部発熱が最大となるのは機能確認モード ( $29.05 \text{ W}$ ) で、最小となるのは運用終了モード ( $18.64 \text{ W}$ ) である。しかし、運用終了モードでは機器を停止させることが目的であるので、解析をしてもあまり有用でない。そこ



で、2番目に内部発熱の小さいデタンプリングモード(23.05 W)で低温最悪条件の解析を行った。機能確認モード及びセーフモードで、高温最悪条件となる衛星の姿勢は、太陽光吸収率の高い太陽電池の付いた面(-X, -Y, -Z 面)が最も多く太陽光に曝される姿勢である。すなわち、機能確認モード及びセーフモードで、観測モードの二面指向モードと同じ姿勢となる場合が高温最悪条件である。各条件での主要なパラメータを表 32 に示す。

表 32. 低温・高温最悪条件のパラメータ

	$E_s$ [W/m <sup>2</sup> ]	$E_e$ [W/m <sup>2</sup> ]	a	$P_{i.in}$ [W]
低温最悪条件	1309	140	0.15	23.05
高温最悪条件	1399	265	0.6	29.05

### 3.9.10. 熱制御素子の選定

各表面の光学的特性を表 33 に示す。観測モードでの姿勢によって、外部熱入力が大きく異なる±X 面および±Y 面は、MLI を実装することで断熱性を高めて温度変化を小さくした。一方、外部熱入力の時間変化の少ない+Z 面は銀蒸着テフロンで覆い、そこから内部の熱を外に逃がすように設計した。残る-Z 面の熱制御素子は、アルミ研磨面や白色塗料、黒色塗料、無色アルマイトなど、様々な素子で解析を行い、黒色アルマイトを採用した。また、構体の内面には全てアロジンを処理を施し、構体内部での放射による熱伝達を抑えた。

表 33. 衛星表面の光学的特性

名称	実装面	太陽光吸収率 $\alpha$	全半球反射率 $\epsilon$
ダストセンサ	+X, +Y	0.02	0.02
太陽電池	-X, -Y, -Z	0.92※	0.85
MLI	±X, ±Y	0.28	0.03
黒色アルマイト	-Z	0.67	0.87
銀蒸着テフロン	+Z	0.03	0.9
アロジン処理	構体内面	0.17	0.1

※ 内部機器の消費電力を内部熱入力としているので、太陽電池セルの発電効率の 0.3 を引いた値 0.62 を用いて解析を行った。

### 3.9.11. 解析結果

低温最悪条件、及び高温最悪条件での各節点の最低温度と最高温度を表 34・表 35 に示す。同様に各節点の温度の時間履歴を図 51・図 52 に示す。

高温最悪条件では目標温度範囲内に収まっていることがわかる。しかし、低温最悪条件では、節点①～⑥は目標温度範囲以内に収まったものの、節点⑦は低温側に 1.69℃以上オーバーした。今回は最も許容温度範囲の狭いバッテリーを含め、その他の搭載機器も一つの節点として解析しているため、このような結果となった。実際は搭載機器と構体の間に接触熱抵抗が存在するため、機器への熱量の出入りは少ない。さらに、このモデルでは搭載機器の熱容量を無視しており、節点⑦の熱容量は実際より小さい。以上のことを踏まえると、目標温度範囲内に収まると考えられる。更に詳細な解析をするためには、各搭載機器を単独の節点として解析する必要がある。

表 34. 各節点の最低・最高温度(低温最悪条件)

節点	最低温度 [°C]	最高温度 [°C]
①	-36.0	4.82
②	-36.0	4.81
③	-46.9	4.42
④	-46.6	4.52
⑤	-41.2	3.40
⑥	-53.1	4.51
⑦	-1.69	11.47

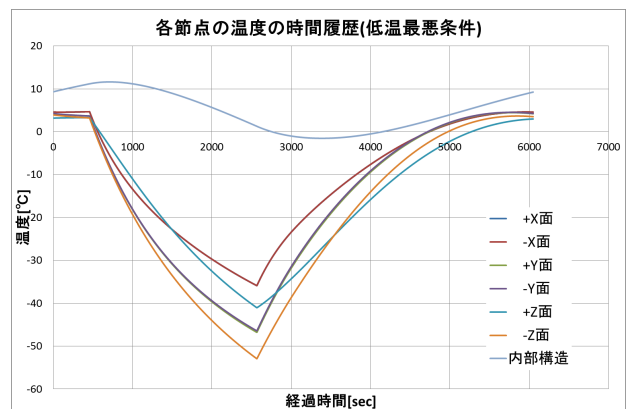


図 51. 温度の時間履歴(低温最悪条件)

表 35. 各節点の最低・最高温度(高温最悪条件)

節点	最低温度 [°C]	最高温度 [°C]
①	-0.675	38.7
②	-25.9	61.0
③	-4.77	37.9
④	-34.4	64.6
⑤	-10.3	40.0
⑥	-79.0	82.6
⑦	15.0	39.8



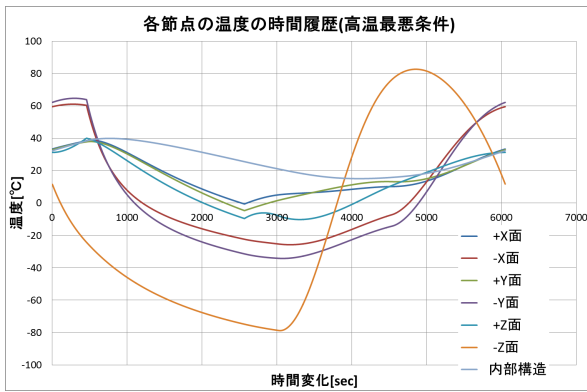


図 52. 温度の時間履歴(高温最悪条件)

#### 4. フィージビリティスタディ

本章では、第3章において設計した衛星システムが、第2章で定義したプロジェクトバジェットで実現可能であるかどうかを見積もる。まず、開発・運用予算規模の妥当性を議論する。予算に関しては、衛星開発費を4500万円計上し、コンポーネント設計・試験までは学生主体で行い、製造は専門業者への依頼をメインとする。ミッション機器に関してはJAXAの大学連携制度を利用して、ダストセンサは無償調達可能であると想定する。システム中のコンポーネントは新規に研究開発が必要なものは無いため、研究開発費は計上しない。衛星試験費に関しては九州大学内に既に備えられている衛星試験装置や九州工業大学で2010年度に開設した超小型衛星試験センターを積極的に利用することで100万円程度に押さえることは可能である。さらに、衛星運用費に関しても、九州大学で別プロジェクトとして整備が進められているS帯地上局の利用権利を得ることで設備投資を低く抑えることが可能となり、最低2年間の運用費として300万円は充分な金額であると判断する。

以上の予算配分計画に基づき、アイデア衛星1号機の開発運用計画について検討した結果を表36に示す。開発計画の基本コンセプトとして、開発

期間短縮・低コスト化のためにEMコンポーネントを試験・改修しFM化する。別途C&DHの三重冗長系の要素はBBMレベルの開発・試験が必要と考えられるため、JFY2011のQ1-Q2においてCansatを利用してBBM開発を行う。予算はJFY2012から執行されるものとし、それまでに研究室のプロジェクトコアメンバーでコンポーネントレベルまでの設計を終了させ、PDR(Preliminary Design Review)・CDR(Critical Design Review)を通じて製造段階へ移行可能なことを判定する。JFY2012以降に予算を執行し、マニファクチャの協力を得て衛星要素の製造や各種試験を2年以内に完了させる。衛星システムの開発と並行して、地上局システムに関しては周波数取得申請やシステム整備・運用試験を行う。最終試験完了時期にAR(Acceptance Review)を行い、打上げ可能/不可能であることを判断し、JFY2013の第4期に衛星打上げを想定する。相乗り受け入れ先のシステム安全審査に関しては、PDR・CDR・ARといったマイルストーン通過時に適宜実施を予定する。初期運用終了時期にORR(Operation Readiness Review)を行い、ミッション運用可能/不可能を判断する。ミッション運用期間は2年以上を予定し、衛星の健康状態(HLv)または運用予算を判定基準として運用終了時期を決定する。

コアメンバーの人員配置について検討した結果を表37に示す。表36に示したスケジュールを15人規模で遂行するためには各系には最低限2人を割り当て、一部メンバーの重複を認めることが必要である。プロジェクトのライフサイクル全体を一貫して管理可能なテクニカルメンターの大学外部からの招致を検討する。また、コアメンバーとは独立した形でシステムセーフティの監査を行うグループをプロジェクト内にて組織することも予定している。

表 36. アイデア衛星1号機の開発運用計画

年度	JFY2010		JFY2011		JFY2012				JFY2013				JFY2014	JFY2015	JFY2016		
クォータ	Q3	Q4	Q1	Q2	Q3	Q4	Q1	Q2	Q3	Q4	Q1	Q2	Q3	Q4	Q1~Q4	Q1~Q4	Q1
ミッション			解析・設計		2~5号機 配置計画										初期 運用	ミッション運用	運用終 止
地上局システム			設計		周波 数申 請	周波数申請 (2~5号機)	地上局整備		運用試験				初期 運用	ミッション運用	運用終 止		
システム			設計						最終試験								
サブシステム			設計						試験								
コンポーネント			設計						試験								
製造					要素製造												
マイルストーン			PDR		CDR								AR	ORR			

表 37. システム/サブシステムレベルのコアメンバー人員配置計画 (単位:人, 重複有り)

システム	地上局	ミッション	C&DH	デオービット	姿勢決定制御	熱構体	電源	通信
	3	3	2	3	2	2	2	2

## 5. まとめ

本書において設計解析に取り組んだアイデア衛星が目指す微小デブリ環境計測ネットワークは世界初の試みであるとともに、そこから得られる観測成果は宇宙状況認識(Space situational awareness)に関する研究への大きな貢献が期待される。本書は、アイデア衛星のミッション定義・解析ならびにシステム設計に取り組んだ。さらにプロジェクトの期間・予算・人員の制約の観点からシステム開発・運用のフィージビリティについて検討した。これらの取り組みを通じて、相乗り小型副衛星のコンセプトに基づいてアイデア衛星を開発・運用することの妥当性や実現可能性を示した。

## 6. 謝辞

アイデア衛星の設計に際して数々のアドバイスやご支援を頂きました。九州大学大学院工学府 航空宇宙工学専攻 花田俊也准教授並びに平山寛助教、デブリセンサ開発関係者の方々、QSAT シリーズ開発関係者の方々、九州大学大学院 工学研究 航空宇宙工学部門 宇宙機ダイナミクス研究室 OB・OG の方々に深く感謝の意を申し上げます。

また、コンテスト参加登録可能人数の都合上メンバー未登録となった九州大学工学部機械航空工学科 大山智久君のアイデア衛星設計への協力に御礼申し上げます。

## 参考文献

- [ 1 ] A. Doi, S. Ikeda, M. Uetsuhara, The IDEA Project Team, "How Should the IDEA Project Be?," The 28th International Symposium on Space Technology and Science, 2011-r-62p, June 9, 2011.
- [ 2 ] Oswald, M., Wegener, P., Stabroth, S., Wiedemann, C., Rosebrock, J., Martin, C., Klinkrad, H. and Vörsmann, P., "The MASTER 2005 Model," Proceedings of the Fourth European Conference on Space Debris, 2005, pp. 235-242.
- [ 3 ] Liou, J-C., Matney, M., Anz-Meador, P., Kessler, D., Jansen, M. and Theall, J., "The New NASA Orbital Debris Engineering Model ORDEM2000," NASA/TP-2002-210780, 2002.
- [ 4 ] S. Fukushige, Y. Akahoshi, Y. Kitazawa, and T. Goka, "Comparison of Debris Environment Models; ORDEM2000, MASTER2001 and MASTER2005," IHI Engineering Review, 40 (2007), pp. 31-41.
- [ 5 ] [http://suzaku.eorc.jaxa.jp/GCOM\\_C/about/c\\_boddy\\_main\\_j.html](http://suzaku.eorc.jaxa.jp/GCOM_C/about/c_boddy_main_j.html), Last access: June 21, 2011.
- [ 6 ] <http://www.jaxa.jp/pr/brochure/pdf/04/sat29.pdf>, Last access: June 21, 2011.
- [ 7 ] <http://database.eohandbook.com/database/missionsummary.aspx?missionID=452>, Last access: June 21, 2011.
- [ 8 ] <http://database.eohandbook.com/database/missionsummary.aspx?missionID=542>, Last access: June 21, 2011.
- [ 9 ] H. Chen and T. Hanada, "Debris Environment Monitoring Using Small Satellite as Secondary Payload," The 28th International Symposium on Space Technology and Science, 2011-r-14, June 7, 2011.
- [ 10 ] T. Hanada and K. Maniwa, "How Small Satellites can Comply with the Space Debris Mitigation Guideline," The 28th International Symposium on Space Technology and Science, 2011-r-36, June 9, 2011.
- [ 11 ] Kitazawa, Y., Matsumoto, H., Sakurai, A.: Hanada, T., and Hasegawa, S. The 28th International Symposium on Space Technology and Science, 2011-r-11, June 7, 2011.
- [ 12 ] 宇宙航空研究開発機構, 公募小型衛星/H-II A ユーザーズマニュアル, JERG-4-011.
- [ 13 ] 茂原正道・鳥山芳夫, 衛星設計入門, 培風館, 2005
- [ 14 ] Howard D. Curtis, Orbital Mechanics for Engineering Students, ELSEVIER, 2005.
- [ 15 ] Yokota Kazuki, General Attitude Control System for Micro-Satellite, Master Thesis, Kyushu University, 2010.
- [ 16 ] 宇宙航空研究開発機構, 宇宙機の姿勢運動の定式化, 2004.
- [ 17 ] 宇宙航空研究開発機構, 人工衛星の力学と制御, 2004.
- [ 18 ] 衛星通信, 飯田尚志 編著, オーム社, 1997.
- [ 19 ] [http://www.emcore.com/assets/photovoltaics/ZTJ\\_datasheet.pdf](http://www.emcore.com/assets/photovoltaics/ZTJ_datasheet.pdf), Last access: June 27, 2011.
- [ 20 ] Space Mission Analysis and Design, James R. Wertz and Wiley J. Larson, Microcosm, 1999.
- [ 21 ] John R. Howell, Robert Siegel, M. Pinar Mengüç, *Thermal Radiation Heat Transfer*, CRC Press, 2010.
- [ 22 ] Frank P. Incropera, David P. Dewitt, Theodore L. Bergman, Adorienne S. Lavine, *Fundamentals of Heat and Mass Transfer*, John Wiley & Sons, Inc., 2007.
- [ 23 ] 宮崎一樹, 加藤貴裕, 三桝裕也, 鶴田佳宏, Jozef C. van der Ha, "九州大学における民生部品を利用した姿勢決定センサユニットの開発と評価," 第 53 回宇宙科学技術連合講演会, JSASS-2009-4274, pp. 1253-1258, 2009.
- [ 24 ] 宇宙航空研究開発機構, スペースデブリ発生防止標準, JMR-003.
- [ 25 ] "NASA Safety Standard - Guidelines and Assessment Procedures for Limiting Orbital Debris," Office of Safety and Mission Assurance, NASA, NSS1740.14, pp.5\_1 - pp.5-6, 1995.
- [ 26 ] H. Klinkrad, "Space Debris - Models and Risk Analysis," Springer, ISBN3-540-25448, 2006, pp.199 - pp.212.
- [ 27 ] "アルミニウムハンドブック第 6 版," 日本アルミニウム協会, 2001, pp.26, pp.33.

## 付表

表 38. 搭載機器質量・電力・温度管理表

機器名称	搭載 個数	質量[kg/個]	電力(待機 時)[W/個]	電力(運用 時)[W/個]	許容温度範囲 (待機時)[°C]	許容温度範囲 (運用時)[°C]
太陽電池	1	0.395	—	—	-160~100	-160~100
NiMH 二次電池	1	1.188	—	—	0~45	-10~65
中央処理基板	1	0.600	1.0	1.0	-20~65	-20~65
磁気センサ	3	0.100	0.0	0.3	-55~175	-55~150
ジャイロセンサ	3	0.100	0.0	0.2	-20~71	-20~60
S 帯送信用パッチアンテナ	2	0.345	0.0	0.0	-10~60	-20~60
S 帯受信用パッチアンテナ	2	0.345	0.0	0.0	-10~60	-20~60
S 帯送信用通信機	2	0.350	0.0	9.0	-20~60	-20~60
S 帯受信用通信機	2	0.350	2.0	2.0	-10~60	-10~60
磁気トルカ	3	1.000	0.0	2.8	-20~71	-20~60
デオービットセイル	1	1.000	0.0	9.0	-15~65	-15~65
構体(MLI 含む)	1	7.076	0.0	0.0	—	—
分離機構	1	1.100	—	—	—	—
データケーブルハーネス	1	0.860	0.0	0.0	—	—
電力ケーブルハーネス	1	1.060	1.0	1.0	—	—
ダストセンサ	2	0.500	—	3.0	-65~120	-65~120
デジタルサンセンサ	6	0.015	0.0	0.0	-20~71	-20~60
GPS 受信機	1	0.240	2.0	2.0	-20~60	-20~60
GPS アンテナ	2	0.020	—	—	-10~60	-20~60
衛星全体 (10%マージン込)	—	21.229 (23.352)	—	—	—	—

表 39. 運用モード毎の電力管理表

機器名称	機能確認 モード	デタンプリ ングモード	セーフモ ード	観測モ ード	デオービッ トモード	運用終了モ ード
太陽電池	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
NiMH 二次電池 ※1	17.43	17.43	17.43	20.25	25.65	20.25
中央処理基板	3.00	3.00	3.00	3.00	3.00	3.00
磁気センサ	0.90	0.90	0.90	0.90	0.90	0.90
ジャイロセンサ	0.45	0.45	0.45	0.45	0.45	0.45
S 帯送信用パッチアンテナ	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
S 帯受信用パッチアンテナ	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
S 帯送信用通信機 ※2	4.30	4.30	4.30	9.00	9.00	9.00
S 帯受信用通信機	4.00	4.00	4.00	4.00	4.00	4.00
磁気トルカ	8.40	8.40	8.40	8.40	8.40	8.40
デオービットセイル	0.00	0.00	0.00	0.00	9.00	0.00
構体	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
分離機構	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
データケーブルハーネス	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
電力ケーブルハーネス	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00
ダストセンサ	6.00	0.00	6.00	6.00	0.00	0.00
デジタルサンセンサ	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
GPS 受信機	1.00	1.00	1.00	1.00	0.00	0.00
消費電力合計[W] ※3	29.05	23.05	29.05	33.75	35.75	26.75
合計[W]	46.48	46.5	46.48	54.00	57.2	42.8
軌道平均[W]	29.05	23.05	29.05	25.64	27.64	18.64

※1 バッテリ充電電力, ※2 機能確認モード, デタンプリングモード, セーフモードのみ常時電源 ON. その他は, 可視時間のみ電源 ON, ※3 二次電池以外を合計した値