

## 第32回衛星設計コンテスト

### アイデアの部 ミッション概要書(3ページ以内)

#### 1. 作品情報・応募者情報

作品名(20文字以内) \*作品内容が推測しやすいような名称を付けてください。(略称は不可)  
AE センサ及び MBD 装置による微小デブリの存在密度調査

副題(自由記入)

微小デブリ観測衛星 - 宇宙の安全を守る小さな目

学校名

秋田大学

#### 2. ミッションの概要(プレスリリース等で使用するのので、200字程度でわかりやすく表現して下さい。)

人類の宇宙活動により発生したスペースデブリは、宇宙開発を進める上での大きな支障となっている。特に、直径数mm以下の微小デブリは既存の観測手段では観測が困難であり、その存在密度情報が十分に獲得できていない。本ミッションでは、データが少ないとされる高度600~1000kmにおいて微小デブリ観測衛星を運用する。本ミッションにより、微小デブリの存在密度情報を入手し、今後も増え続ける宇宙機のリスク評価が可能になることが期待できる。

#### 3. ミッションの目的と意義(目的・重要性・技術的/社会的意義等)

##### (a) 目的

本ミッションの目的は、存在密度情報が乏しく、デブリ環境モデルの推定値に大きなばらつきのある高度600~1000kmにおける微小デブリの情報を得ることである。そのため、AE センサを用いたデブリ観測板と、衛星表面の微小デブリの衝突痕を観測・評価できるカメラ(MBD装置)を搭載したデブリ観測衛星を打ち上げ、微小デブリの存在密度情報、速さ、飛翔方向、大きさを調査する。

##### (b) 重要性・技術的、社会的意義等

本ミッションにおいて高度600~1000kmにおける微小デブリの情報を得ることは、今後の宇宙開発、とりわけ高度600~1000kmで宇宙機を運用する際に、宇宙機の運用上のリスク評価が容易になると考えられる。今日、スペースデブリの観測体制が確立され、カタログ化されてはいる。しかし、直径数mm以下の微小デブリの存在密度情報については、その観測やカタログ化が困難であり、デブリ環境モデルにはデータギャップが存在している。本ミッションにより、AE センサによりデブリの衝突を検知し、観測板状の衝突箇所をカメラで観測する作業を繰り返すことで、今まで取得が困難であった微小デブリに関する情報が入手可能となる。このことは、高度600~1000kmにおける宇宙機の運用を安全かつ確実なものにする。特に、宇宙機の軌道投入や、宇宙機との衝突確率が高いと判断された際の回避行動(マニューバ)などである。以上より、本ミッションを行うことで、今後の更なる宇宙開発の発展に貢献できるであろう。

また、衛星の搭載機器の実用性を調査する意義もある。カメラやそのカメラを動かすための自由自在な変形が可能なビーム(Morphable Beam)からなるMBD装置、AEセンサの宇宙空間における実用性を確かめ、後の宇宙開発においてスペースデブリ等の観測をより容易にすることが期待される。

#### 4. ミッションの具体的な内容

##### (a) システム

本ミッションで提案する衛星は、JAXA種子島宇宙センターからH-IIA202型ロケットを用いた打ち上げを想定している。衛星は、姿勢制御系、通信系、電源系、ミッション系、熱制御系から構成されている。

また、衛星は打ち上げ後、パーキング起動(LEO)から高度600~1000km周回軌道へ投入される。

(b) 具体的な実現方法、もしくは実現のために必要な課題・開発すべき項目

本ミッションの実現のためには姿勢制御が重要である。衛星の進行方向に合わせて衛星の向きを変え、観測面が一定の方向（進行方向）を向いているように角度を変えていく必要があるからである。

微小デブリ観測面には100m<sup>2</sup>を確保することとする。衝突面としてアルミ板とPVDF（ポリフッ化ビニリデン）膜を設け、衝突検知センサとしてAEセンサを用いる。さらに、衝突後の画像を撮影するMBD装置を設けた。衝突面はアルミ板とPVDF二重構造にすることで、微小デブリの速さ、飛翔方向データを得ることができるような工夫をした。AEセンサを搭載することにより、衝突時間を調べ、存在密度情報を得ることができる。また、MBD装置による衝突痕の観測により、微小デブリのサイズを推測することができる。

5. 主張したい独創性や社会的効果

(a) 主張したい本ミッションの独創性

本ミッションの目的は、存在密度情報が乏しく、デブリ環境モデルの推定値に大きなばらつきのある高度600~1000kmにおける微小デブリの情報を得ることである。本ミッションでは、広範な観測面積を持つ100平方メートルの観測板を展開し、多くの微小デブリの衝突を検知することを可能にしました。さらに、デブリ衝突時の弾性波を検知するAEセンサを用いて、衝突時間や衝突位置、突エネルギーを正確に測定し、PVDF膜とアルミ板の二重構造の観測板によりデブリの速さと飛翔方向を推定する工夫が施されている。また、衝突後のデブリ痕を詳細に観察するためのカメラを搭載したMBD装置を導入し、デブリの大きさや形状を画像データとして取得することも可能である。これにより、微小デブリの存在密度、速さ、飛翔方向、大きさに関する詳細かつ実用的なデータが取得可能となり、高度600kmから1000kmにおけるデブリ情報が収集される。このデータは、宇宙機の運用上のリスク評価を容易にし、衝突回避行動の実施を支援することで、宇宙開発の安全性向上に貢献するさらに、AEセンサとMBD装置の宇宙空間での実用性を実証することで、将来的な宇宙デブリ観測技術の発展にも寄与する。

(b) 得られる成果・波及効果・対象となる受け取り手

現状不十分な高度600km~1000kmにおける微小デブリの存在密度情報、デブリの速さや飛翔方向、大きさに関する詳細なデータ、そしてこれらを基にした技術的知見が挙げられる。これにより、宇宙開発機関、大学や研究機関、宇宙産業企業が本ミッションの成果を活用し、宇宙機の設計や運用計画の改善、安全性の高い宇宙機開発に貢献することが期待される。このように、本ミッションは独創的な技術と方法を用いて微小デブリの詳細なデータを収集し、宇宙開発の安全性と技術の進展に大きく寄与することが期待される。

以上

# 第3 2回衛星設計コンテスト アイデアの部 解析書

## AE センサ及び MBD 装置による微小デブリの存在密度調査

秋田大学大学院理工学研究科共同サステナブル工学専攻エレクトロモビリティコース/  
秋田大学理工学部システムデザイン工学科機械工学コース

平直樹 / 宮田直輝 鈴木昴星 岡田航 平出健太 小杉悠貴 堀井健太郎

### 1 ミッションデザイン

#### 1.1 背景

スペースデブリ（宇宙ゴミ）は増加の一途を辿っており、人類の宇宙開発に大きな影響を与えている。そのため、デブリの存在密度情報は宇宙開発において重要な情報の一つとなっている。しかし、デブリの増加に伴い、地上からの観測が不可能なサイズの微小デブリが増加していることも問題となっている。現在のスペースデブリの存在密度情報の有無とその観測手段について示したものを図1に示す。横軸がスペースデブリのサイズ、縦軸は高度であり、それぞれにおいての存在密度情報の有無が表されており、色のついている部分がスペースデブリの存在密度情報が不足していることを示している。

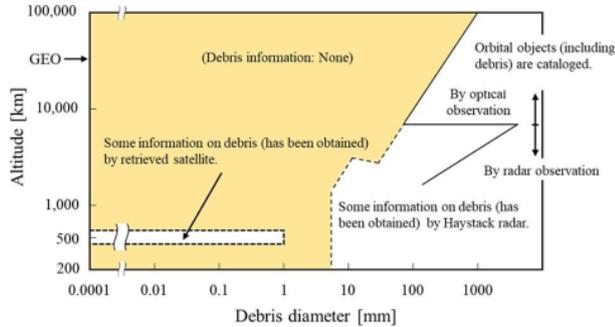


図1 スペースデブリの存在密度情報の有無とその観測手段<sup>1)2)</sup>

そこで我々は、高度 600km~1000km において数 mm 以下の微小スペースデブリの情報がなく、この高度にターゲットを絞る、存在密度情報のデータを得ることを目的とする。

#### 1.2 概要

高度 600km~1000km の微小デブリの存在密度情報を調査すると同時に、デブリの飛翔方向、速度のデータを入手することを目的としている。デブリを観測する機構については、デブリの存在密度情報、飛翔方向、速度のデータを得るために独自に設計を行い、それを実現するための衛星の設計を行った。衛星は、100m<sup>2</sup>の観測面を展開させ、展開パネルの板部へのデブリ衝突をもって観測を行う。観測面には AE センサを搭載し、デブリの衝突時刻を把握できるようにすることにより、存在密度情報を得る。また、カメラを用いて、デブリ衝突痕の観測を行い、デブリの大きさを推定する。観測面を PVDF（ポリフッ化ビニリデン）膜とアルミ板の二重構造にすることでデブリの飛翔方向、速度のデータの取得も行う。本ミッションで得られた成果が高度 600km~1000km での衛星運用時に役立ち、今後の宇宙活動に貢献出来ることを目指す。

#### 1.3 目的・意義

高度 600km~1000km におけるデブリの存在密度情報の他に、飛翔方向や、速度を調べることににより、より汎用性の高い情報を手に入れることが目的である。更に、衛星の搭載機器の実用性を調査する意義もある。カメラやそのカメラを動かすビーム (MBD 装置)、AE センサの実用性を確かめる目的もある。本ミッションを通して、今後の宇宙開発に活用できるデブリのデータを収集し、更には人工衛星の搭載機器の実用例を示すことで、宇宙産業全体、特に人工衛星による宇宙開発において貢献できるのではないかと考えられる。

#### 1.4 サクセスクライテリア

本ミッションにおけるサクセスクライテリア（成功判断基準）を表1の通りそれぞれ定めた。

表1 サクセスクライテリア

観測レベル	観測内容
Minimum	・観測面の展開 ・衛星の姿勢制御 ・デブリの飛翔方向の観測 ・デブリの速度データの取得
Full	・デブリ存在密度の取得 ・カメラによるデブリ衝突痕の観測
Advanced	・デブリ存在密度情報の汎用化

### 2 軌道設計

#### 2.1 軌道概要

本ミッションは、H-IIA202 型ロケットで高度 600km~1000km を周回する楕円軌道に投入する。章では、楕円軌道に投入後の昇交点赤経の摂動、近地点引数の摂動、太陽電池による発電の見積もり、および熱計算のため、軌道上の日照時間と日陰時間の計算を行う。計算に用いる諸定数は表 2-1 に示す<sup>3)</sup>。

表 2-1 定数表

項目名	変数	値
地心重力定数	$\mu[\text{km}^3/\text{s}^2]$	$3.9865 \times 10^5$
地球の赤道半径	$R[\text{km}]$	6378.142
高度 600km の地心距離	$r_b[\text{km}]$	6978.142
高度 1000km の地心距離	$r_a[\text{km}]$	7378.142
軌道傾斜角	$i[\text{deg}]$	30
軌道長半径	$a[\text{km}]$	7178.142
離心率	$e$	0.027862
軌道周期	$T[\text{s}]$	6052.044
摂動項	$J_2$	$1082.628 \times 10^{-6}$

#### 2.2 昇交点赤経と近地点引数の摂動

昇交点赤経の摂動を計算する。1 周あたりの摂動量  $\Delta\Omega_N = -0.400[\text{deg}]$  は、1 日あたりの摂動量  $\Delta\Omega_T = -5.715[\text{deg}]$

次に近地点引数の摂動を計算する。1 周あたりの摂動量  $\Delta\omega_N = 0.6354[\text{deg}]$ 、1 日あたりの摂動量  $\Delta\omega_T = 9.076[\text{deg}]$

結果より、昇交点赤経は約 63 日で一周、近地点引数は約 40 日で一周することが分かる。

よって、赤緯  $-30^\circ \sim +30^\circ$ 、赤経  $0^\circ \sim 360^\circ$ 、高度 600~1000km の空間をまんべんなく調査できる。

### 2.3 日照時間、日陰時間の計算

地球の影は太陽と反対方向に円柱状に伸びていると考え、図形的に軌道が陰に入る近点角を求め、そこから時間を計算する。ただし、太陽を点光源、平行光線と近似し、地球の扁平性は無視し、球体とする。

#### 2.3.1 日陰が最長となる場合

速度が遅くなる遠地点側が真夜中のとき、日陰が最長となる。そのときの様子を図 2-1 に示す。

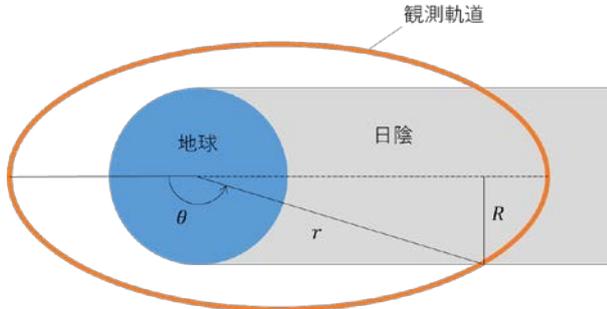


図 2-1 遠地点が真夜中の時の様子

$a(1 - e^2) \sin \theta = R(1 + e \cos \theta)$ を満たす $\theta$ を $\frac{\pi}{2} < \theta < \pi$ の範囲で解くと、真近点角 $\theta = 118.7[\text{deg}]$ 、離心近点角 $E = 117.2[\text{deg}]$ 、平均近点角 $M = 115.8[\text{deg}]$ 、日照時間 $T_{\text{day}} = 3895.3[\text{s}]$ 、日陰時間 $T_{\text{night}} = 2157[\text{s}]$ となる。

#### 2.3.2 日陰時間が最短となる場合

太陽光と軌道面がなす角を $\gamma$ とすると、日陰区間が最小になるのは $\gamma$ が最大の時である。

軌道傾斜角 $i = 30[\text{deg}] = 0.523599[\text{rad}]$ 、自転軸の傾き $\alpha = 23.4[\text{deg}] = 0.4084[\text{rad}]$ とすると、夏至または冬至で、昇交点が太陽方向と直交しているとき日陰時間が最短となる。

遠地点が日陰の場合、 $\cos^2 \theta \cos^2 \gamma = 1 - \frac{R^2(1+e \cos \theta)^2}{a^2(1-e^2)^2}$ を満たす $\theta$ を $\frac{\pi}{2} < \theta < \pi$ の範囲で解くと、真近点角 $\theta = 146.2[\text{deg}]$ 、離心近点角 $E = 145.3[\text{deg}]$ 、平均近点角 $M = 144.4[\text{deg}]$ 、日照時間 $T_{\text{day}} = 4854.4[\text{s}]$ 、日陰時間 $T_{\text{night}} = 1197.6[\text{s}]$ となる。

近地点が日陰の場合、 $\cos^2 \theta \cos^2 \gamma = 1 - \frac{R^2(1+e \cos \theta)^2}{a^2(1-e^2)^2}$ を満たす $\theta$ を $0 < \theta < \frac{\pi}{2}$ の範囲で解くと、真近点角 $\theta = 45.0[\text{deg}]$ 、離心近点角 $E = 43.9[\text{deg}]$ 、平均近点角 $M = 42.7[\text{deg}]$ 、日陰時間 $T_{\text{night}} = 1438.1[\text{s}]$ 、日照時間 $T_{\text{day}} = 4614.0[\text{s}]$ となる。

## 3 機体設計

### 3.1 機体概要

#### 3.1.1 概要

本衛星の展開パネルの展開前後の概略図を図 3-1 に、衛星の諸元を表 3-1 に示す。衛星システムは、姿勢制御系、通信系、電源系、ミッション系、熱制御系から構成されている。詳細については、各系に記載する。

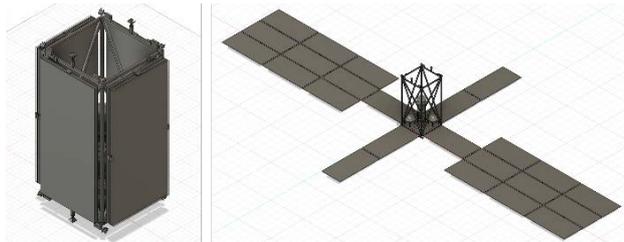


図 3-1 パネル展開前(左)と展開後(右)の機体概略図

表 3-1 人工衛星の諸元

初期寸法[mm]	1400×1400×3000(縦×横×高さ)
展開寸法[mm]	26035×13795(長手方向×短手方向)
打上げロケットと衛星フェアリング	H-a 202 4S 型 Model 1194M adapter
搭載物	<ul style="list-style-type: none"> <li>リアクションホイール (Stabs 4RW0)</li> <li>磁気トルカ ×3</li> <li>姿勢センサ (粗太陽センサ) ×6</li> <li>X-Band ミディアムゲインアンテナ</li> <li>X-Band 送信機</li> <li>ローゲインアンテナ (S-Band パッチアンテナ) ×2</li> <li>S-Band 送受信機</li> <li>リチウムイオンバッテリー ×3</li> <li>太陽光パネル</li> <li>AE センサ ×72</li> <li>AE センサカバー ×72</li> <li>プリアンプ ×72</li> <li>AE 解析機器 (AE ボード) ×9</li> <li>ヒーター</li> <li>二液式 20N 級スラスタ ×12</li> <li>燃料タンク</li> <li>酸化剤タンク</li> <li>高圧ガスタンク</li> <li>コンピュータ</li> <li>MBD 装置</li> </ul>

本衛星の基本構造は、バス部・ミッション部の各装置よりも大きな外枠 (トラス骨組み構造) によって、大面積の展開パネルを保持するものである。

展開パネル 1 枚の基本構造は、PVDF 膜とアルミ板、AE センサ (1 枚のアルミ板に 3 つ実装)、AE センサを固定するための AE センサカバー、PVDF 膜とアルミ板を二重窓構造のように固定するフレームによって構成される。展開パネルの断面図を図 3-2 に示す。本衛星は、1400mm×3000mm の観測面を持つ展開パネルを合計 24 枚展開 (図 3-1 参照) する。このとき、観測面積は 100.8m<sup>2</sup> となる。

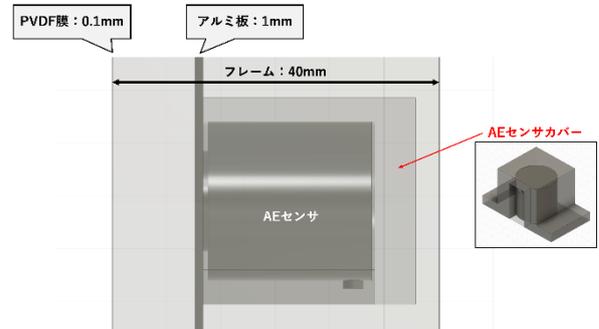


図 3-2 展開パネルの断面の概略図

#### 3.1.2 バス部の設計

バス部の構造様式はパネル組立構造とし、パネルには軽量かつ高剛性であるハニカムサンドイッチパネルを採用する。また、構造強度の確保や内部機器の搭載の容易さを考え、井桁構造を採用して各コンポーネントを配置する。

バス部の各コンポーネントの配置を図 3-3 に示す。ただし、各装置を配置する上での制限および考慮点を以下に述べる。まず、磁気トルカは 3 台直交配置とする。姿勢センサには粗太陽センサを選択し、センサの視野が全天をカバーできるように各方向に配置する。具体的には、バス部の各側面方向には構体表面に直接配置する。バス部上下面については、この面にセンサを配置してもそれぞれ衛星底面パネルと高圧ガスタンクが遮蔽物となる。そのため、バス部上面方向のセンサは衛星上部のトラスに、バス部下面方向のセンサは衛星底面パネルに配置することとする。ミディアムゲインアンテナは、方位角・仰角の調整が可能であるため、衛星稼働時に進行方向後方を向くことになるバス部上面に設置し、地球方向を指向させるものとする。また、面アンテナタイプのローゲインアンテナは、長手方向のパネル側の

バス部側面（両面）にそれぞれ1つずつ配置する。これは、長手方向のパネルが重力傾斜によって進行方向に対して縦向き（すなわち地球方向もしくは地球反対方向）となるように姿勢安定するため、その方向のバス部側面に配置することで、いずれか一方は確実に地球指向するものである。リチウムイオンバッテリーは、低音環境下による劣化防止のため桁中心部に配置した。プリアンプ及び AE 解析機器はそれぞれ搭載個数が多いが、これらは密集させて配置するものとする。

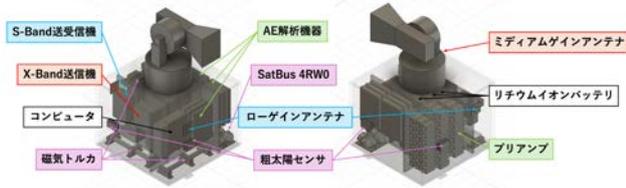


図 3-3 バス部の配置概略図

### 3.1.2 展開パネルの保持・展開構造の設計

本衛星が観測面として展開する展開パネルについて、その保持・展開・固定には以下の機構を採用する。

保持解放機構には、かんぬきピンとテグスを用いた機構を採用し、打ち上げから展開までの間、展開パネルをトラス骨組みに固定するものとする。

展開機構には蝶番の回転バネ機構により展開するスプリング付きのヒンジを、展開後の保持機構にはピン型ラッチ機構を採用する。この展開機構および展開後保持機構は、ラッチ付きバネヒンジとしての一体型部品とする。このラッチ付きバネヒンジは、展開パネル同士を接続し展開するための部品としても採用する。

### 3.1.3 推進系の設計

軌道制御のための推進系について以下に示す。本衛星は、大面積のデブリ観測用の展開パネルを有するため、軌道上でのデブリ回避マヌーバも必要であると考えられる。そこで、本衛星には、低推力の二液式 20N 級スラスタを搭載する。搭載数と位置は、計 12 基を図 3-4 に示す位置に設置し、冗長設計とする。スラスタ配置の設計においては、小惑星探査機はやぶさ 2 の配置<sup>9)</sup>を参考にした。また、スラスタには、噴射プルームによるコンタミ防止のため、スラスタカバーを実装する。

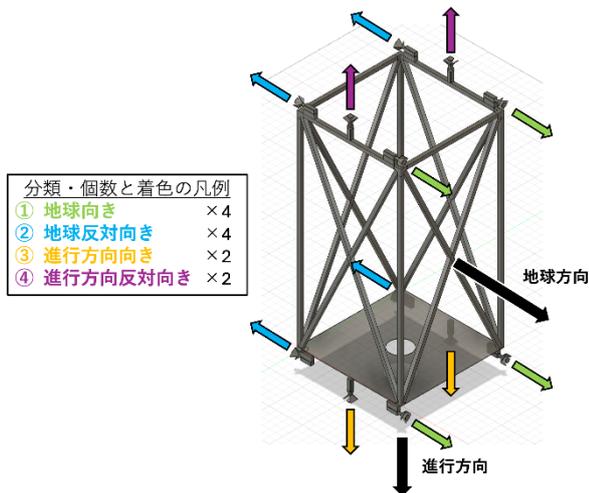


図 3-4 スラスタの配置

### 3.1.4 デブリ存在密度調査の実現性検証

本衛星が、観測面 100m<sup>2</sup>でデブリ存在密度調査を十分に行えるかを検証する。ここでは、先行研究<sup>9)</sup>を参考に、フラックスの変化率と観測期間から観測面積を求め、評価することとする。

まず、目標とする衝突回数を設定する。ORDEM および MASTER の累積フラックスは最大で 2 桁程度異なる。また、本ミッションでは、高度 600km~1000km における数 mm 以下の微小デブリをターゲットに絞っており、ORDEM 単体では高度 800km、直径 1mm 程度のフラックスに対して、標準偏差が約 20%である。これらを考慮し、標準偏差が 10%程度となるデー

タの取得を目標とする。したがって、確率的に発生する事象の計数観測に対しては、その平方根が標準偏差となることから人工衛星へのデブリの衝突回数目標値を 100 とする。

続いて、デブリの目標衝突回数 100 回によって検出可能なフラックスの変化率の限界値を求める。先行研究<sup>9)</sup>では、軌道上観測で得られた時系列衝突データに基づいて環境変動を検出する統計的手法が示され、衝突の予想回数とその時に検出可能な環境変化率の関係が導出された。この関係を用いると、予想衝突回数が 100 のとき、検出可能なフラックスの変化率の限界値は約 1.50 である。これは理想的な値であり、環境変動の検出可能性を高めるために余裕を持たせて、フラックスの変化率を 1.75 と設定する。

ここで、本ミッションの観測期間を 1 年間と設定する。先行研究<sup>9)</sup>では、初期フラックスが 100[1/m<sup>2</sup>/year]の時の、1 m<sup>2</sup>の観測面積で軌道上観測した場合の観測期間とその期間で検出可能なデブリの変化率の相関関係が示された。まず、フラックスの変化率が 1.75 となるような観測期間を求め、表 3-2 に示す。

表 3-2 観測面積と変化率の相関関係

初期フラックス [1/m <sup>2</sup> /year]	観測面積 [m <sup>2</sup> ]	フラックスの変化率 1.75 を検出するまでの観測期間 [day]
100	1	150

次に、期間を 1 年 (365[day]) にした場合の、フラックスの変化率 1.75 を検出するのに十分な初期フラックスの値を、反比例の関係を用いて算出し、表 3-3 に示す。

表 3-3 測定期間 365[day]での初期フラックスの算定結果

初期フラックス [1/m <sup>2</sup> /year]	観測面積 [m <sup>2</sup> ]	フラックスの変化率 1.75 を検出するまでの期間[day]
100÷2.43≒41.2	1	150×2.43≒365

続いて、面積を 100[m<sup>2</sup>]にした場合の、フラックスの変化率 1.75 を検出するのに十分な初期フラックスの値を、反比例の関係を用いて算出し、表 3-4 に示す。

表 3-4 検出面積 100[m<sup>2</sup>]での初期フラックスの算定結果

初期フラックス [1/m <sup>2</sup> /year]	観測面積 [m <sup>2</sup> ]	フラックスの変化率 1.75 を検出するまでの期間[day]
41.2÷100=0.412	1×100=100	365

以上より、観測面積を 100m<sup>2</sup>とし、1 年間の観測期間を設定した場合、フラックスの変化率 1.75 を検出するためには初期フラックスがおおよそ 0.4[1/m<sup>2</sup>/year]以上である必要がある。

続いて、想定軌道での累積フラックスが 0.4[1/m<sup>2</sup>/year]以上となるデブリ径を求める。そこで、2024 年、近地点 600km×遠地点 1000km の楕円軌道、軌道傾斜角 30°における ORDEM および MASTER での推計結果を表 3-5 に示す。

表 3-5 推計結果

環境モデル	1mm 以上の 累積フラックス [1/m <sup>2</sup> /year]	累積フラックスが 0.4[1/ m <sup>2</sup> /year]以上 となるデブリ径[mm]
ORDEM	0.73	1.14
MASTER	0.009	0.2

以上より、高度 600km~1000km を周回し、100m<sup>2</sup>の観測面積、1 年間の観測期間を設定した場合、約 0.2mm の精度で検出が可能であればデブリ存在密度調査を十分に行えるといえる。

## 3.2 姿勢制御

今回の衛星はゼロモーメント方式を採用するため、ジェピコ社のリアクションホイール (RW) をピラミッド型に four skew で配置し、4 つのリアクションホイールを統合した 3 台直行配置で姿勢制御を行う。また、RW のアンローディングを行うために明星電気社の磁気トルカを搭載する。

他の衛星とのニアミス予報時に Yaw 制御で相手との相対速度方向にエッジを向ける機能を持たせ、衝突確率を下げる。

衛星の慣性モーメントは以下の式を利用して求められる。

$$J = \frac{1}{12} M(a^2 + b^2) + ML^2$$

各々の軸回りを計算し、慣性モーメントを求めたところ、重力傾斜安定でないため能動制御を行う。

$$I = \begin{pmatrix} 20894.5 \\ 1504.5 \\ 1504.5 \end{pmatrix} [\text{kg} \cdot \text{m}^2]$$

表 3-6 に SatBus4RW の性能を示し、表 3-7 に小型衛星搭載用磁気トルカの性能を示す。また、使用する磁気トルカを図 3-6 に示す。

表 3-6 SatBus4RW の性能

寸法	92.5mm × 92.5mm × 51.3mm
質量	665g
温度範囲	H-IIA ロケット (H2A204 Model 4S)
消費電力 (アイドル時)	180mW
消費電力 (通常時)	600mW
消費電力 (ピーク時)	6000mW
最大トルク(X 軸)	5.9mNm
最大トルク(Y 軸)	5.9mNm
最大トルク(Z 軸)	5.0mNm
最大モメンタムストレージ(X 軸)	37mNm
最大モメンタムストレージ(Y 軸)	37mNm
最大モメンタムストレージ(Z 軸)	31.3mNm

表 3-7 小型衛星搭載用電気トルカの性能

寸法	250mm × 56mm × 29mm
質量	500g
温度範囲	-30 ~ +60°C
入力電流	70mA
発生磁気モーメント	12Am <sup>2</sup> typ.
抵抗	217Ω



図 3-5 SatBus4RW<sup>6)</sup>



図 3-6 磁気トルカ<sup>7)</sup>

### 3.3 通信系

衛星には1つのミディアムゲインアンテナと送信機、送受信機、2つのローゲインアンテナを搭載する。ミディアムゲインアンテナは小惑星衛星「はやぶさ2」で使用されていた X-Band・ミディアムゲインアンテナ (X-MGA) を参考にし、図 3-7 に示す。S-Band の高周波特性により、大量のデータを効率的に送信することが可能であり、ローゲインより速く、ハイゲインより指向性の広いア

ンテナである。送信機は明星電気株式会社の X-Band 送信機 (MTX-540X) を参考にし、図 3-8 に示す。波数 8.0GHz~8.4GHz、変調方式 64APSK を使用し、消費電力 22W、質量 (約 1.3kg) と軽量化を実現している。通常、消費電力は送信出力の数 10 倍程度必要と仮定すると、消費電力は 22W、衛星の送信出力は 2.0W 程度となる。

ローゲインアンテナは 25×25×25、接地板が 50×50mm のパッチ型で S-Band のものを使用し、図 3-9 に示す。パッチアンテナの場合、アンテナの口径を波長の 1/2 の大きさとしたときに最も効率よく電波の送受信が可能となる。また、基板の比誘電率を ε としたとき、波長が真空中より 1/√ε に短縮されるため、誘電率の高い基板上にパッチを作り小型化するのが一般的である。また、誘電体基板の裏側においても導体が存在するため、表面の円形パッチ部分よりも広く設計する。これらのことを考慮し、パッチの外側の誘電体基板を含めた口径は 6.3cm となったが、余裕を持たせるため、全体の口径を 7.0cm が妥当であると判断した。送受信機は株式会社ディエステクノロジーの S-Band 送受信機 (DSTRX-1) を参考にし、図 3-10 に示す。波数 2.0 GHz~2.1GHz、変調方式 BPSK のものを使用し、消費電力 5.0W、質量 (約 795g) とこちらも軽量化を実現している。消費電力は送信出力の数 10 倍程度必要であること、送受信電力が 23dBm と仮定すると、消費電力は 5.0W、衛星の送信出力は 0.2W 程度となる。

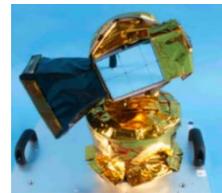


図 3-7 X-Band・ミディアムゲインアンテナ (X-MGA)<sup>8)</sup>



図 3-8 X-Band 送信機 (MTX-540X)<sup>9)</sup>



図 3-9 S-Band パッチアンテナ<sup>10)</sup>

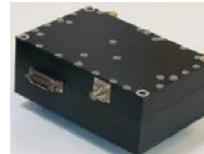


図 3-10 S-Band 送信機 (DSTRX-1)<sup>11)</sup>

### 3.4 電源系

搭載物の消費電力量 W[Wh]を求める。各搭載物 1 つ当たりの消費電力を表 3-8 に示す。

表 3-8 搭載物の消費電力

搭載物	消費電力[W]
SatBus4RW	6.000
磁気トルカ×3	1.1
MBD	44
X-BAND 送受信機	22
S-BAND 送受信機×2	5
AE ボード×9	10
AE センサ	0
プリアンプ×72	2.1

消費電力量 W[Wh]は各装置の消費電力と稼働時間の積である。ここで、衛星に不具合が起きた場合を考慮し、稼働時間は軌道周

期とする。軌道周期は6052.044[s] = 1.681123[h]であるので  

$$W = 6 \times 1.681123 + 1.1 \times 3 \times 1.681123 + 44 \times 1.681123$$

$$+ 22 \times 1.681123 + 5 \times 2 \times 1.681123$$

$$+ 10 \times 9 \times 1.681123 + 2.1 \times 72 \times 1.681123$$

$$= 547.4 \dots$$

$$W \cong 547[\text{Wh}]$$

以上から消費電力量は 547Wh である。

バッテリーはリチウムイオンバッテリーを用いる。諸元を表3-9に示す。

表 3-9 搭載バッテリー諸元<sup>12)</sup>

項目	数値
容量[Ah]	134
電圧[V]	3.7
寸法[mm]	130×50×250(W×T×H)
質量[kg]	3.53

このバッテリーの1個の電力量は 495.8Wh である。充放電効率を 80% とすると、必要なバッテリーの個数は、

$$\frac{547}{495.8 \times 0.80} = 1.379 \dots \cong 1.38$$

冗長性を考慮して、3個を搭載することとする。総質量は10.59kg である。

ミッションで使用する太陽光セルはSPECTROLAB社の XTE-SF (Standard Fluence) Space Qualified Triple Junction Solar Cellを使用する。この太陽光セルの仕様を表3-10に示す。

表 3-10 太陽光セルの諸元<sup>13)</sup>

項目	数値
電力変換効率(EOL) [%]	27.9
寸法[cm]	3.97×6.91
単位当たりの質量[mg/cm <sup>2</sup> ]	50 - 84
厚さ[μm]	80 - 225

姿勢変化が無制御であるときを考慮した全セル面積 $S_c/4[\text{m}^2]$ は以下のように表される。球近傍での太陽光エネルギー $I$ を 1370W/m<sup>2</sup>、充放電効率 $\eta$ [%]を80%、発電効率 $e$ [%]を太陽光セルの寿命末期である27.9%とする。日照時間 $T_{day}$ は3895.3[s] = 1.0820[h]なので、

$$\frac{S_c}{4} = \frac{W}{\eta T_{day} I (e/100)}$$

$$S_c = \frac{4 \times \frac{0.80 \times 1.3480}{1370 \times 0.279}}{27.4 \times 10^{-4}} = 6.966 \dots \cong 6.97[\text{m}^2]$$

セル一枚当たりの面積は $s_c = 3.97 \times 6.91 = 27.4[\text{cm}^2]$ であるので、必要な枚数 $N$ は、

$$N = \frac{S_c}{s_c} = \frac{6.97}{27.4 \times 10^{-4}} = 2543.7 \dots \cong 2544$$

となり、必要枚数は 2544 枚である。冗長性を持たせるため、太陽光セルの枚数を 4000 枚とする。また、面積 $3.97 \times 6.91$ のセル 4000 枚以上をパネル 4 枚に貼る。余裕を持たせ、パネル 1 枚の縦方向の太陽光セルの枚数を 80 枚、縦方向の太陽光セルの枚数を 60 枚とする。そのときのパネル 1 枚あたりの太陽光セルの面積は  
 $(3.97 \times 10^{-2} \times 80) \times (6.91 \times 10^{-2} \times 60) = 13.16 \dots \cong 13.2[\text{m}^2]$  である。

### 3.5 ミッション系

ミッション系では、主にデブリを観測するための機構について記述する。デブリ観測機構は大きく板部、AE センサ、MBD 装置に分けて記述する。

#### 3.5.1 板部.

PVDF 膜とアルミ板 (1mm) からなる。この膜と板の間は 10mm の間隔を設ける。膜を貫通し、アルミ板に当たるような二重構造にすることで、デブリの速度と方向を調査する。衝突箇所は、後述するカメラで画像を撮影し送信する。

#### 3.5.2. AE センサ

本ミッションでは、検出パネルにおいてデブリの衝突検知に AE センサを用いる。AE センサとは、固体が変形や破壊した際に発生する弾性波を検出するものであり、破壊現象をリアルタイムで測定できるほか、1つのプレートに十分な間隔で3つ以上のセンサを同時に使用することで欠陥の位置座標、衝突時間を平面上でおおまかに特定することが可能である。この AE 信号を検出するために使用するセンサは、AE センサと呼ばれる。AE センサには様々な種類があるが、本ミッションでは宇宙環境下での使用を想定し、それに適したセンサを選定する必要がある。周波数の高い信号は空気中では減衰が大きいので、アコースティックエミッション (AE) は主に材料中に伝播する。また、宇宙環境の大きな温度変化に対応できる使用可能な温度範囲の広いセンサを使用する。

今回使用するのは、MISTRAS 社の D9215 センサ<sup>14)</sup>である。D9215 は、高温および放射線耐性を備えた差動 AE センサであり、共振周波数は 100 kHz、帯域幅は 80kHz から 560kHz である。使用されているすべての材料は原子力環境での使用が実証されている。センサの動作温度範囲は-200°C~540°C で、ソフトライネケーブルは最大 150°C で動作可能であるため、宇宙環境でも使用可能である。

プリアンプは MISTRAS 社の IL-LP-In-Line Low-Power Preamplifier<sup>15)</sup>を採用する。これは、MISTRAS の AE システムや他のデータ収集ボードとシームレスに使用できる。サイズは 1×1×2インチと小型である。衛星内部に取り付ける。

AE 解析機器としては、MISTRAS 社の Express-8<sup>16)</sup>を採用する。Express-8 は、PCI-Express バスアーキテクチャを採用したボード上の高速 8 チャンネル AE システムである。最新規格の PCI-Express を採用することで、システム拡張後も高性能なデータ転送と処理速度を維持できる。波形、波形ストリーミング、プロセッシングを内蔵し、シャープなカットオフと低ノイズを実現する 500 以上の選択可能なデジタルフィルタを備えている。動作温度範囲が 0°C ~ 50°C であるため、これも衛星内部に取り付ける。

以上の装置とシステムを使用することで、宇宙環境下においても高精度かつ信頼性の高いデブリ衝突検知が可能となる。

#### 3.5.3 MBD 装置

人工衛星表面を観測する装置について、当研究室の先行研究で開発された、微小デブリ衝突痕の軌道上観測装置 Morphable Beam Device (MBD) を用いる。MBDは、変形が容易かつ形状の維持が可能な構造材料であるMorphable Beam (MB) とその先端に取り付けられたカメラで、衛星表面を観測する装置である。図 3-11 に MBD 装置による衛星表面の観測イメージを示す。

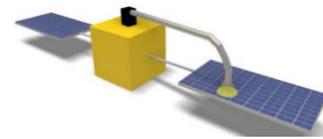


図 3-11 MBD 装置の概念図

MBD 装置の 4 号機である MBD-4 の構成は、インターロックチューブ (MB) , MB 先端に取り付けられたカメラとその制御部、MB を伸展・収納・変形させる MB 制御部である。MB は制御部のリンク 1 および 2 とバネにより保持される。MB の伸展・収納動作は伸展ローラーの回転により行われ、また、変形動作は変形ローラーが同心円状に位置変更されることで行われる。図 3-12 に MBD-4 の外観を、図 3-13 に MB 制御部の外観を示す。



図 3-12 MBD-4 の外観

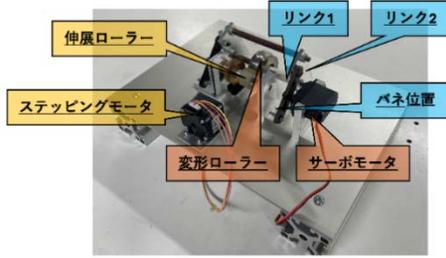


図 3-13 MB 制御部の外観

MBD-4 の諸元を以下の表 3-11 に示す。

表 3-11 MBD-4 諸元<sup>17)</sup>

本体サイズ[mm]	350×250×170 (最大)
本体重量[kg]	4.66
カメラ制御部サイズ[mm]	170×60×150 (最大)
カメラ制御部質量[kg]	0.49
チューブ[kg/m]	0.16

MBD での観察の際には、深層学習を活用した物体検出アルゴリズムで、デブリ衝突痕を検出する。このシステムは先行研究<sup>18)</sup>により開発済みである。

また、MB 先端のカメラ位置・姿勢は、自己位置推定技術を活用する。画像処理ライブラリである OpenCV のターゲットマーカー ArUco を使い、カメラで撮影した各 ArUco マーカーの位置関係からカメラ位置・姿勢を取得する。これにより、観測面のデブリ衝突痕を、MB 先端の自律制御によって観測することが可能になる。

### 3.6 熱制御系

想定される衛星が受ける外部熱入力は、最高条件は太陽放射、地球赤外放射、地球表面からの太陽光反射のアルベドであり、最低条件は地球赤外放射のみである。

地球周辺での、単位面積当たり、単位時間当たりの太陽放射エネルギーを  $E_s = 1366[\text{W}/\text{m}^2]$ 、年平均の地球赤外放射  $E_e = 234[\text{W}/\text{m}^2]$ ・アルベド係数(反射率)  $a = 0.3$  とした。

表面は断熱性に優れた多層断熱ブランケット(以下 MLI とする)で覆うこととする。材質は、ブラック KAPTON フィルムであり、吸収率  $\alpha$  と放射率  $\varepsilon$  はそれぞれ 0.925、0.8 とする。また、地球の半径を 6378.142[km]、軌道高度を 1000[km] とする。

まず、パネルからの熱放射(常時)を考える。AE センサの電力は小さいので、パネルの内部の発熱は無いものとし、パネル同士や本体との熱結合(伝導・放射)は、無視できるものとする。放射によるパネルへの入熱で、本体による影を考慮せず、小さいとして無視する。パネルからの放射による放熱でも、本体による遮蔽が影響するが、小さいとして無視する。パネルの表面が吸収率  $\alpha_1$ 、放射率  $\varepsilon_1$ 、裏面が吸収率  $\alpha_2$ 、放射率  $\varepsilon_2$  とする。表裏は同じ温度  $T[\text{K}]$  とすると、

$$\varepsilon_1 \sigma T^4 A + \varepsilon_2 \sigma T^4 A = (\varepsilon_1 + \varepsilon_2) \sigma T^4 A$$

裏表の物性が等しいので、

$$\varepsilon_1 \sigma T^4 A + \varepsilon_2 \sigma T^4 A = 2\varepsilon \sigma T^4 A$$

次に、太陽光放射による入熱(日照時のみ)は以下の式で与えられる。

$$\alpha_1 E_s \frac{A}{4} + \alpha_2 E_s \frac{A}{4} = (\alpha_1 + \alpha_2) E_s \frac{A}{4} = 2\alpha E_s \frac{A}{4}$$

次に、地球赤外放射による入熱(常時)を考える。また、姿勢ランダムの場合の放射形態係数  $F_e$ (受光面からみて、視野が地球で覆われている割合)は、

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

( $R$ :地球の半径,  $H$ :軌道高度)

赤外放射による入熱は、

$$\varepsilon_1 E_e A F_e + \varepsilon_2 E_e A F_e = (\varepsilon_1 + \varepsilon_2) E_e A F_e = 2\varepsilon E_e A F_e$$

次に、地球アルベドによる入熱(日照地域の上空飛行時)を考える。地球表面からの太陽光反射(可視光)  $E_a = a E_s$  アルベドに関する地球と衛星表面の形態係数  $F_a$  は、完全に昼の場合、

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

アルベドによる入熱は、

$$\alpha_1 E_a A F_a + \alpha_2 E_a A F_a = (\alpha_1 + \alpha_2) E_a A F_a = 2\alpha E_a A F_a$$

最後に平衡温度を求める。ここでは、時間変化を無視して、まず平衡温度を計算する。

ここで、273.15[K]で0[°C]とする。

・最高温度

太陽光は近日点のころの値  $E_s = 1428 \text{ W}/\text{m}^2$  を用いる。完全日照時で  $F_a = F_e$  とする。熱放射=太陽光入熱+地球赤外入熱+地球アルベド入熱より、

$$(\varepsilon_1 + \varepsilon_2) \sigma T^4 A = (\alpha_1 + \alpha_2) E_s \frac{A}{4} + (\varepsilon_1 + \varepsilon_2) E_e A F_e + (\alpha_1 + \alpha_2) E_a A F_a$$

$$T = \sqrt[4]{\frac{(\alpha_1 + \alpha_2) E_s}{4} + \frac{(\varepsilon_1 + \varepsilon_2) E_e + (\alpha_1 + \alpha_2) E_a}{(\varepsilon_1 + \varepsilon_2) \sigma} F_e}$$

$$= \sqrt[4]{\frac{2\alpha E_s / 4 + (2\varepsilon E_e + 2\alpha E_a) F_e}{2\varepsilon \sigma}}$$

$$= 319.939696[\text{K}]$$

$$= 46.789696[^\circ\text{C}]$$

・最低温度

完全に日陰であり、アルベドも無いとき、熱放射=地球赤外入熱なので、 $(\varepsilon_1 + \varepsilon_2) \sigma T^4 A = (\varepsilon_1 + \varepsilon_2) E_e A F_e$  より、

$$T = \sqrt[4]{\frac{E_e F_e}{\sigma}} = 178.9808744[\text{K}]$$

$$= -94.1691256[^\circ\text{C}]$$

となる。

板部の単位面積あたりの時間経過に伴う温度変化のグラフから、最高・最低温度の妥当性を検討する。図 3-14 は、 $c \frac{\Delta T}{\Delta t} = Q_{in} - Q_{out}$  に基づき、MATLAB にてシミュレーションを行った結果である。(c:比熱,  $Q_{in}$ :吸収熱,  $Q_{out}$ :放射熱,  $\Delta T$ :温度変化,  $\Delta t$ :時刻)

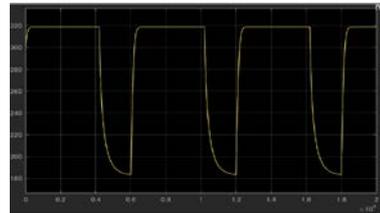


図 3-14 板部の単位面積あたりの経過時間と温度の関係

このグラフは縦軸に温度、横軸に時間をとったものであり、最低温度になる時間は、最高温度を継続する時間と比べて極めて短時間であり、また、AE センサの動作温度範囲内に平衡温度が保つことができると考えられる。

板の部分の表面積  $A_b = 200[\text{m}^2]$ 、受光断面積  $A_{sb} = \frac{A_b}{2} \times \cos \theta$

( $\theta = 0^\circ \sim 90^\circ$ ) と考える。  $\theta$  が  $0^\circ \sim 90^\circ$  の板の平衡温度は最高条件の場合を  $T_{b1}$ 、最低条件の場合を  $T_{b2}$  とすると次の図 3-11 のようにな

る。  
 バス部の表面積  $A_B$ 、受光断面積  $A_{SB}$  とする。バス部を一辺 1.4m の立方体と考えると表面積  $A' = 11.76[m^2]$  となり、受光断面積は最大時を斜めから角に太陽光を受けた場合、最小時を一面のみ太陽光を受けた場合とすると最大時は正六角形の面積と考え、最小時は正方形と考えることができる。

ここでバス部の平衡温度は次式で求めることができる。

$$T = \sqrt[4]{\frac{\alpha E_s A_s}{\epsilon \sigma A'}}$$

そのため受光断面積の最大値は  $A_{SB} = 5.09[m^2]$ 、最小値は  $A_{SB} = 1.96[m^2]$  となる。バス部平衡温度を最高条件時  $T_{B1}$ 、最低条件時  $T_{B2}$  とすると表 3-12 のようになる。

表 3-12 バス部の平衡温度

$A_{SB}[m^2]$	$T_{B1}[K]$	$T_{B2}[K]$
Max(=5.09)	365.0	213.2
Min(=1.96)	287.5	167.9

よって、バス部の平衡温度は最高条件時に最大値 365.0K、最小値 213.2K、平均値 326.2K、最低条件時に最大値 287.5K、最小値 167.9K、平均値 190.6K となる。バス部の平衡温度は平均値を基準に考えると、 $-82.6 \sim 53.1^\circ C$  となる。

使用する AE センサとバッテリーや推進系の動作温度範囲を表 3-13 に示す。

表 3-13 各種搭載機器の動作温度範囲

搭載機器	動作温度範囲[ $^\circ C$ ]
AE センサ	-200~+540
バッテリー	-20~+25
スラスタ配管	+5~+60
燃料タンク	+5~+40

以上を踏まえ、本衛星にはバス部の温度を上げる為のヒーターを搭載する。

使用するヒーターの候補としては、ORBITAL ENGINEERING のポリイミドヒーター<sup>19)</sup>を検討している。バス部の平衡温度は  $-82.6 \sim 53.1^\circ C$  となるため、温度が下がり切る前にヒーターを動作させ温度を維持していく方法を取る。

#### 4 まとめ

本解析書では、高度 600km~1000km における微小デブリの調査をするために、ミッションデザインと機体設計の二つの観点からその実現性について検討を行った。ミッションデザインでは、微小デブリの存在密度情報を調査するだけでなく、速さ、飛翔方向、衝突時間のデータを得ることを目標としている。機体設計においては、デブリ衝突面を 100m<sup>2</sup> 展開できるパネル展開方式とし、衝突面にはアルミ板と PVDF 膜を設け、AE センサを用いることで衝突時間を測定し、存在密度情報を得ることができる。また、衝突後の画像を撮影する MBD 装置を搭載することで、デブリの大きさを調査することも可能である。これらの調査に必要な姿勢制御系、通信系、電源系、熱制御系についても検討を行った。

本ミッションの独創性は、データが乏しい高度 600km~1000km における微小デブリの詳細な調査に焦点を当て、100m<sup>2</sup> という大面積の観測面を展開し、多くの微小デブリの衝突を検知する点にある。AE センサを用いて衝突時間や位置、エネルギーを正確に測定し、PVDF 膜とアルミ板の二重構造によりデブリの速さと飛翔方向を推定する工夫が施されている。さらに、衝突後のデブリ痕を詳細に観察するためのカメラを搭載した MBD 装置を導入し、デブリの大きさや形状を画像データとして取得することができる。

#### 文献

- 1) 北沢 幸人, 上松 和夫, 微小デブリの衝突試験技術と計測技術, 石川島播磨技報, 1995, 35 巻 2 号, pp.143-149.
- 2) J.-C. Liou, Risk from Orbital Debris, RAS Specialist Discussion Meeting on Space Dust and Debris in the Vicinity of the Earth, 2018.
- 3) 天文年鑑 2021 年版, 誠文堂新光社, 2020 年.
- 4) JAXA, “はやぶさ 2 拡張ミッション-こちら「はやぶさ 2」運用室: No.3”,

<<https://www.hayabusa2.jaxa.jp/topics/20151117/>> (参照日 2024/10/24)

5) Masahiro Furumoto, Hironori Sahara, Statistical assessment of detection of changes in space debris environment utilizing in-situ measurements, Acta Astronautica 177 (2020) 666-672

6) 株式会社ジェピコ, “【リアクションホイール制御システム】NanoAvionics

- SatBus 4RW0”, <

<https://www.jepico.co.jp/media/maker/NanoAvionics/a598/> (参照日

2024/06/15)

7) 明星電気株式会社, 小型衛星搭載用磁気トルカ, <

<https://www.meisei.co.jp/products/space/satellite/p1367/> (参照日 2024/06/15)

8) JAXA, “はやぶさ 2 拡張ミッション-こちらはや拡張ミッション編: No.3”,

<[https://www.hayabusa2.jaxa.jp/topics/20210901\\_ts3/](https://www.hayabusa2.jaxa.jp/topics/20210901_ts3/)> (参照日 2024/06/21)

9) 明星電気株式会社, 衛星搭載用 X バンド送信機 (MTX-540X),

<<https://www.meisei.co.jp/products/space/satellite/p1381/>> (参照日 2024/06/18)

10) Taoglas, S-Band パッチアンテナ製品情報, <[WLP.2450.25.4.A.02.pdf](https://www.taoglas.com/products/space/wlp2450.25.4.a.02.pdf)>

(参照日 2024/06/29)

11) 株式会社ディエステクノロジー, S-バンド送受信機: DSTRX-1,

<[https://www.dst.co.jp/products\\_search/satellite\\_component/communication\\_device/item\\_51/](https://www.dst.co.jp/products_search/satellite_component/communication_device/item_51/)> (参照日 2024/06/30)

12) “国際宇宙ステーション用リチウムイオン電池を受注”, 株式会社 GS ユ

アサ, [https://www.gs-yuasa.com/jp/nr\\_pdf/20121130.pdf](https://www.gs-yuasa.com/jp/nr_pdf/20121130.pdf)

(参照 2024/07/07).

13) “XTE-SF (Standard Fluence) Space Qualified Triple Junction Solar Cell”.

SPECTROLAB . [https://www.spectrolab.com/photovoltaics/XTE-](https://www.spectrolab.com/photovoltaics/XTE-SF_Data_Sheet.pdf)

[SF\\_Data\\_Sheet.pdf](https://www.spectrolab.com/photovoltaics/XTE-SF_Data_Sheet.pdf), (参照 2024/06/26).

14) D9215-50-650KHZ VERY HIGH TEMPERATURE AE SENSOR WITH

HARDLINE-SOFTLINE CABLE <[https://www.physicalacoustics.com/by-](https://www.physicalacoustics.com/by-product/sensors/D9215-50-650-kHz-Very-High-Temperature-AE-Sensor-with-Hardline-Softline-Cable/)

[product/sensors/D9215-50-650-kHz-Very-High-Temperature-AE-Sensor-with-](https://www.physicalacoustics.com/by-product/sensors/D9215-50-650-kHz-Very-High-Temperature-AE-Sensor-with-Hardline-Softline-Cable/)

[Hardline-Softline-Cable](https://www.physicalacoustics.com/by-product/sensors/D9215-50-650-kHz-Very-High-Temperature-AE-Sensor-with-Hardline-Softline-Cable/)> (参照日 2024/06/21)

15) PREAMP ONE ACOUSTIC EMISSION (AE) PRE-

AMPLIFIER <[https://www.physicalacoustics.com/by-](https://www.physicalacoustics.com/by-product/preamplifiers/preamp-one/)

[product/preamplifiers/preamp-one/](https://www.physicalacoustics.com/by-product/preamplifiers/preamp-one/)> (参照日 2024/06/21)

16) EXPRESS-8-PCI EXPRESS-BASED EIGHT-CHANNEL AE BOARD &

SYSTEM <<https://www.physicalacoustics.com/by-product/express-8/>> (参照日

2024/06/21)

17) 中山元晴, 人工衛星表面の微小デブリ衝突痕の観測を行うカメラ搭載

フレキシブルチューブを用いた装置の開発, 秋田大学理工学部システムデ

ザイン工学科令和 4 年度卒業論文, 2022.

18) 齋藤健吾, 深層学習による物体検出を用いた人工衛星表面の微小デブ

リ衝突痕の観測システムの開発, 秋田大学理工学部システムデザイン工学

科令和 5 年度卒業論文, 2023.

19) ORBITAL ENGINEERING INC, ポリイミドヒーター,

<<https://tech.orbital-e.co.jp/allproducts/heaters/>> (参照日 2024/11/10)