

## 【Abstract】

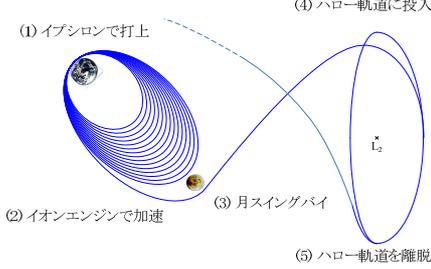
Japan Aerospace Exploration Agency has been developing a conceptual study and design for DESTINY, which stands for Demonstration and Experiments of Space Technology for INterplanetary voYage, using Small Scientific Satellite of ISAS. DESTINY aims to reach beyond Lagrange point of the Sun-Earth system by an ion thruster and lunar gravity assist. The mission objectives of DESTINY are to demonstrate and perform experiments of crucial advanced technologies such as a large-scale ion thruster and lightweight thin-film solar panels in future deep space exploration. This paper provides a summary of design overview, investigation status, and system analysis for engineering spacecraft DESTINY.

## ミッション概要

### 【深宇宙探査技術実験ミッション DESTINY】

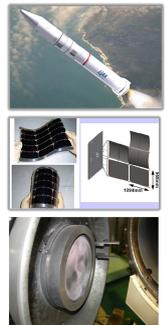
- Demonstration and Experiments of Space Technology for INterplanetary voYage
- ✓ イオンエンジンや月の重力アシストを用いることにより、太陽・地球系のラグランジュ点(L2)以遠を目指すミッション
  - ✓ 大型イオンエンジンや薄膜軽量太陽電池パネルなどの将来の深宇宙探査で鍵となる先端技術の実証・実験をDESTINYの目的とする
  - ✓ 小型科学衛星へのミッション提案に向けて概念検討・設計を進めている
  - ✓ DESTINY 実験機システムの検討および設計状況について報告

### 【ミッションプロフィール】



### 【深宇宙探査の鍵となる技術の実証】

1. イプシロンロケットによる高エネルギー軌道投入
2. 薄膜軽量太陽電池パネル
3. 大型イオンエンジン
4. 先端的熱制御
5. イオンエンジン運転中の軌道決定
6. 実験機運用の自律化・効率化
7. ハロー軌道遷移・維持の軌道制御



### 【実験機コンフィギュレーション】



【DESTINY実験機システム要求】

ミッション期間	ノミナル2年以上 (TBD)
目標重量	400 kg以下 (ミッション含む) (TBD)
打上げロケット	イプシロンロケット
軌道	150 km × 29,000 km長楕円軌道 (初期投入) ~38万km (月高度)、~150万km (太陽・地球系L2点)
衛星バス	小型科学衛星標準バスをベース
姿勢制御方式・精度	3軸姿勢制御・1分角以内 (TBD)
通信系キャリア周波数	X帯/Ka帯 併用
太陽電池発生電力	2,700 W以上 @ EOL (TBD)
バッテリー	打上げ時初期運用ならびに定常運用 (最大日陰期間60分) において必要な容量および充放電サイクル数
熱制御	バス・ミッション部を性能維持温度範囲内に温度制御

## DESTINY 実験機システム

### 【リソース管理(質量/電力バジェット)】

サブシステム構成	略号	質量 [kg]	電力@IES運転 [W]
ミッション系		92.3	2053.1
電気推進系	IES	49.0	1907.3
構造系	M-STR	25.7	—
熱制御系	M-TCS	10.0	133.0
計装系	M-EINT	3.6	—
ミッションデータ処理系	MDP	2.0	12.8
バス系		249.4	368.0
衛星マネジメント系	SMS	9.6	59.9
通信系	COM	12.4	32.9
電源系	EPS	73.6	16.9
姿勢軌道制御系	AOCS	36.5	127.5
化学推進系	RCS	14.2	52.2
熱制御系	TCS	14.5	78.6
構造系	STR	62.6	—
計装系	EINT	26.0	—
推進薬		64.0	—
<b>合計</b>		<b>405.7</b>	<b>2421.1</b>

### 【小型科学衛星標準バスからの変更点】

#### 【通信系】

- ・ 通信系をS帯からX/Ka帯機器に置き換え
- ・ トランスポンダをJAXA開発中のカテゴリA汎用トロンボンのX-Up/X-Downタイプに変更
- ・ XMGA, SPDT型同軸スイッチ、送信電力増幅器 (SPICA搭載予定品)の追加

#### 【電源系】

- ・ 標準SAP → 薄膜SAPへの変更
- ・ バッテリー 50Ah → 35Ah への変更
- ・ リアクションホイールを国産ホイールタイプSに変更

#### 【姿勢制御系】

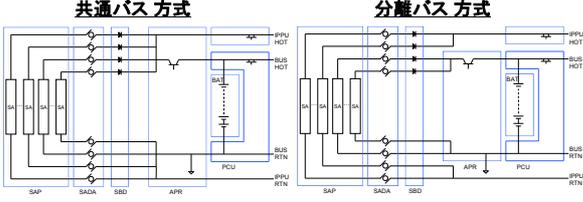
- ・ 磁気トルカ (MTQ) 及びAOCS I/Fモジュール (ACMDZ)の削除
- ・ 恒星センサ (STT)をはやぶさ2搭載品に変更
- ・ 慣性基準装置 (IRU)をFOG (IKAROS搭載品)に変更
- ・ 地磁気センサ (GAS)削除

#### 【二次推進系】

- ・ RCS搭載 (ERGIにて検討中のRCS)

## システム検討・設計状況

### 【電源系構成トレードオフ】



- ✓ 分離バス方式か共通バス方式か?
- ✓ ミッション用ヒータ電力をどちらのアレイから供給

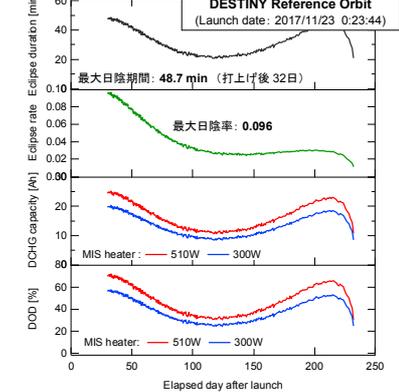
条件項目	設定値	備考
軌道周期	6.96 h (418 min)	打上げ初期の最短の軌道周期を想定
日照/日陰期間	358 min / 60 min	夏・冬時打上げを想定しマージンを考慮
バッテリー放電効率	0.98	参考: SPRINT-Aの実績値 1.3%
電力供給効率	0.89	参考: SPRINT-Aの実績値 10.6%
バッテリー放電電圧	35 V	3.6 V/cell × 10 cell (1セル故障) -1.0V = 35 V

	IES ON	IES OFF	
IPPU	1516.2 W	0 W	IPPU内コンバータ効率の 85% 込み
バス (Misヒータ、IPPU除く)	738.5 W	553 W	マージン +5% 考慮する
Misヒータ	133 W	200, 300, 400, 500 W	Misヒータ電力を変数として入力

日陰中ミッションヒータ電力	200 W	300 W	400 W	500 W	
放電電力 [W]	795.9	898.7	1000.7	1102.8	
BAT DOD [%]	65.0	73.4	81.7	90.0	
最低充電電力 [W]	133.7	150.8	167.9	185.0	
SAP要求電力	共通アレイ	2733.9	2753.1	2772.3	2791.6
電力	分離アレイ	2733.9	2753.1	2853.6	2985.2

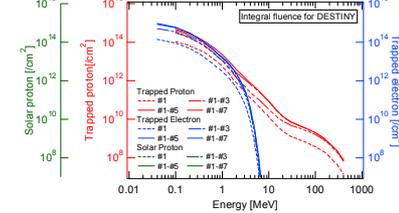
- ・ BATの深い放電を避けるためには、Misヒータ電力は300W以下にする必要
- ・ Misヒータ電力が500Wの場合、共通アレイに比べ分離アレイのほうが200W程度増加するが、300W程度まで低減が図れればSAP要求電力に差はない
- ・ 検討結果: SAPアレイ構成を分離バスを採用

### 【電力解析(バッテリー放電深度)】



ミッションヒータ電力	510 W	300 W
最大電流量 [Ah]	24.2	20.2
最大DOD [%]	72.0	57.8

### 【放射線解析】



- ・ モデル: AP8 (Solar Min) / AE8 (Solar Max)
- ・ DESTINYはERGと同等の厳しい放射線環境であることが判明

### 【通信系回線計算】

- ・ MGAを使った場合いずれの地上局においても十分なビットレート、マージンを確認
- ・ 臼田局を除いてXLGA 1kbpsを下ろすことは難しい可能性もある

アンテナ/送信経路	地上局アンテナ	ビットレート [bps]	回線マージン [dB]
XMGA / SSPA	臼田64 m	32,768	17.3
	内之浦34 m	32,768	7.5
	内之浦20 m	32,768	2.8
	勝浦11 m (KTU3)	8,192	5.3
XLGA / SSPA	勝浦S/X 20 m (KTU4)	32,768	3.7
	臼田64 m	8,192	3.2
	内之浦34 m	512	5.4
	内之浦20 m	256	3.7
	勝浦11 m (KTU3)	128	3.1
	勝浦S/X 20 m (KTU4)	256	4.6

距離: 0.01 AU (地球-太陽地球系L2), SSPA電力: 10W, MGA利得: 15dBi, LGA: -5dBiとして算出

### 【まとめ】

- ・ 小型科学衛星による深宇宙探査技術実験ミッションDESTINYの検討・設計状況について報告した。
- ・ 現在、SAPの大型化・大電力化に伴う実験機システムへの設計インパクトに対する成立性を中心に検討を進めている。
  - 電源系構成: 分離バスを採用する方向
  - BAT容量: DOD (35 Ah)の観点からヒータ電力削減が必要
  - 地上局回線: MGAでのビットレート、回線マージンを確認
  - 放射線環境: ERGとほぼ同等の耐放射線性が要求
- ・ 今後募集の予定の小型科学衛星ミッション提案に向けて実験機システムの成立性および詳細な検討を進めていく。