

P-126 DESTINY+の工学ミッション

西山和孝、豊田裕之、中村徹哉、金城富宏、澤田健一郎、山本高行、佐藤峻介、金谷周朔、竹内央、大槻真嗣、坂東信尚、岡橋隆一、川勝康弘、高島健、DESTINY+所内準備チーム(JAXA),長野方星(名大)

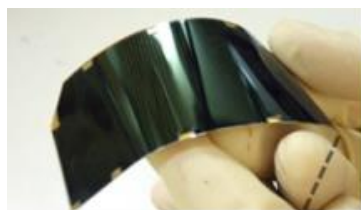
概要

航行能力（増速能力、加速度）を増強し、地球をはじめとする重力天体周回での動力航行を可能とする高性能深宇宙航行機を実証することがDESTINY+の工学ミッションである。

小型高性能深宇宙探査機プラットフォームを技術実証することで、我が国が近い将来に様々な深宇宙探査を低コスト・高頻度で持続的に実施することが可能となる。

本発表では電気推進・薄膜太陽電池パドル・先端的熱制御・軌道設計の各重要技術を紹介する。

DESTINY+の重要技術 (概要)



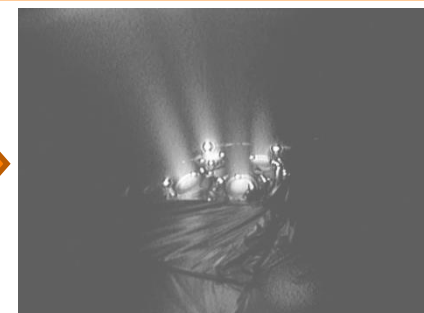
薄膜太陽電池

薄膜軽量
太陽電池パドル
出力質量比
100W/kg以上
従来の**2倍**

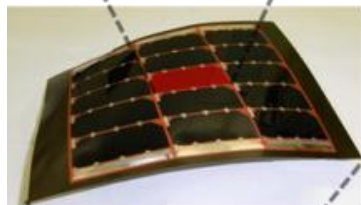
イオン
エンジン



はやぶさ 2 (推力30mN)

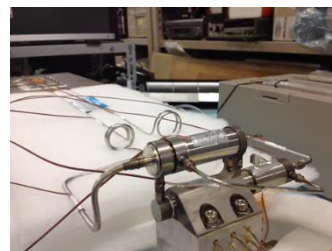


DESTINY+(推力40mN)
想像図

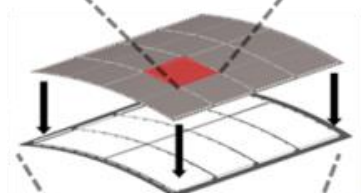


G-SSS

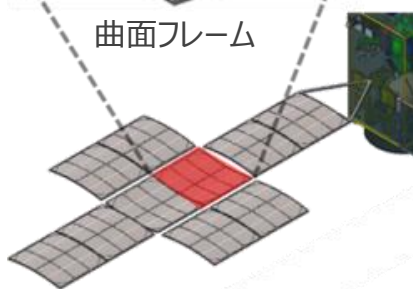
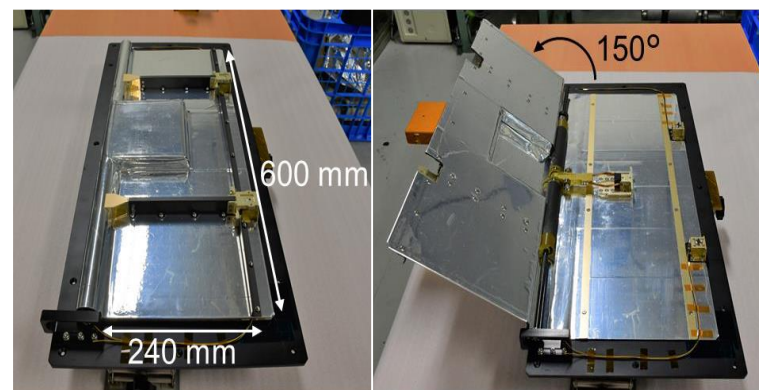
イオンエンジン系
の大電力化を
可能にする



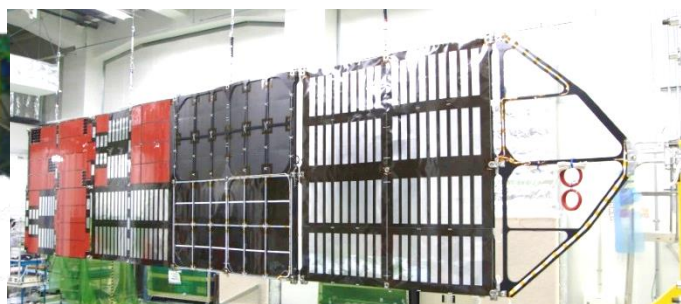
ループヒートパイプ



曲面フレーム



軽量パドル



メインパドル展開試験

展開ラジエーター
先端的熱制御デバイス(可逆展
開ラジエーター、ループヒートパイプ)
電気推進の集中発熱と広範囲の
方向からの太陽光熱入力に対応

イオンエンジン

4km/s以上の増速能力

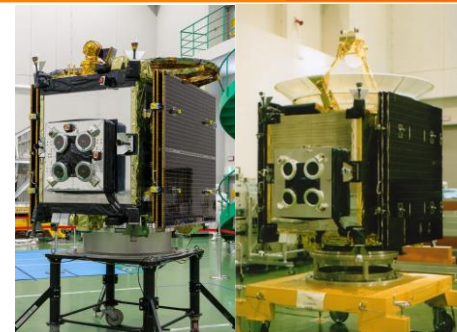
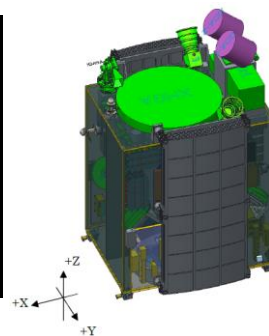
- ・ 重力天体からの脱出/投入を含む自在な宇宙航行に必要な増速量。
- ・ 化学推進系では実現困難。
(過去最大は約2.6km/s (MESSENGER))
- ・ 高比推力の電気推進系と軽量な探査機バスが必須。

電気推進系の構成

- ・ はやぶさシリーズで実績のあるISAS独自開発の μ 10イオンスラストの4台同時運転構成(従来は3台運転)
- ・ 長寿命化のための、独自のマイクロ波放電方式のイオン源と中和器を採用。寿命制限要素の中和器の地上耐久試験は5.3万時間を超えて続行中。
- ・ Wet質量480 kgの探査機に40 mNの推力と4 km/s以上の増速能力と従来の2倍近い加速度を提供する。



イオンスラスト μ 10



Ion engine systems for JAXA's deep space missions

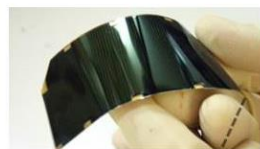
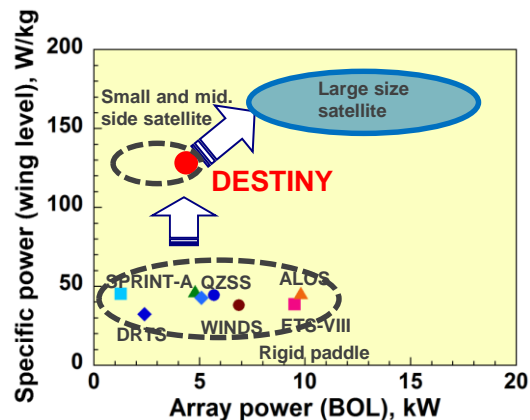
	DESTINY+	Hayabusa2 (2014-2020)	Hayabusa (2003-2010)
Ion Thruster	μ 10	μ 10	μ 10
Number of Thrusters (Including Backups)	4 (4)	3 (4)	3 (4)
Total Thrust (mN)	40	30	24
Specific Impulse (s)@MOL	3000	3000	3000
Spacecraft Wet Mass (kg)	480	610	510
Acceleration by Electric Propulsion ($\mu\text{m/s}^2$)	83	49	47
Ion Engine Subsystem (IES) Power (W)	1670	1250	1140
IES Heat Dissipation (W)	620	494	509
IES Dry Mass (kg)	64	66	61
Xenon Propellant Mass (kg)	60	66	66
ΔV Mission Requirement (km/s)	>4	2	2

薄膜軽量太陽電池パドル(1/2)

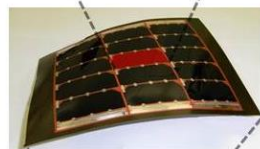
概要

DESTINY+においては、高出力電気推進を支えるために大電力を発生させる太陽電池パドルが必要となるが、そのためには大面積の太陽電池パドルが必要で、従来の太陽電池パドルでは容積増/質量増につながりミッションが成立しない。

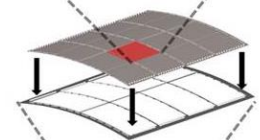
そこでJAXAにおいては、**高効率薄膜太陽電池**を用いた**ガラスタイプスペースソーラーシート(G-SSS)**を搭載した**薄膜軽量太陽電池パドル**の研究開発を進めている。従来のリジッドパネルに対し、DESTINY仕様の軽量パドルでは**およそ半分の容積かつ半分以下の質量を実現する**ものである。



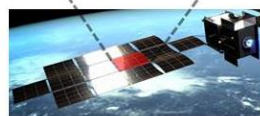
(a)薄膜太陽電池



(b)ガラスタイプのスペースソーラーシート



(c)曲面フレーム



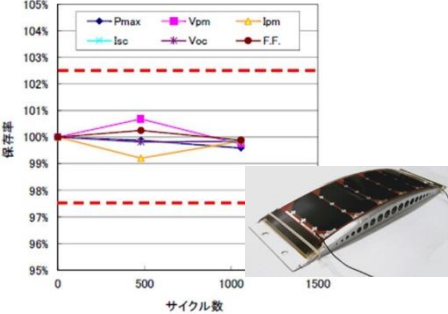
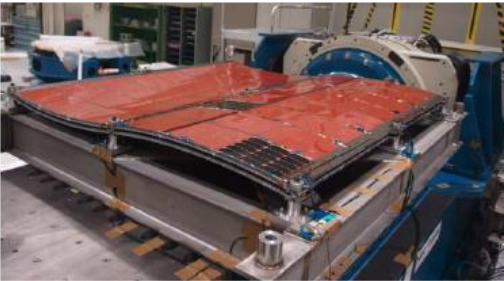
(d)軽量パドル(一翼)

基本仕様	<ol style="list-style-type: none"> 1. 初期効率30%以上の高効率薄膜3接合太陽電池(IMM3J)を用いたガラスタイプスペースソーラーシート(G-SSS)の搭載 2. 出力質量比 100W/kg以上@BOL (パドルレベル) 3. 2次元展開曲面パネルによる大面積展開
開発方針	<ol style="list-style-type: none"> 1. IMM3Jを用いたG-SSSを開発する. ここでは, NESSIEで実証実験済みの技術を用いる(IMM3Jのフライトデータは問題なく取得). 2. 曲面軽量フレーム・ヒンジ, そして軽量・高出力のG-SSSを用いた曲面パネルを開発する. 3. 多段の2次元展開に関しては, はやぶさや海外衛星で実績のある技術を応用して開発する.
鍵となる技術開発	<ol style="list-style-type: none"> 1. G-SSSは日本独自の技術であり海外でも開発されていない. なお, FY26にG-SSSの確認相当試験を終了した. 2. IMM3Jを用いた世界で初めてのG-SSSによる軽量・高出力なパドルシステム. 3. 干渉することなくスムーズに2次元展開させるための信頼性の高い展開機構.

薄膜軽量太陽電池パドル(2/2)

技術開発項目

(1)G-SSS および (2)曲面パネル

項目	従来技術からの変更点及び研究開発状況	これまでの成果(例)	開発計画
G-SSS	<ul style="list-style-type: none"> ・リジッドな3接合太陽電池から軽量・フレキシブルな高効率薄膜3接合セル(IMM3J:30%以上)に変更した。 ・ガラス厚さを標準タイプの50μmから100μmに変更し、放射線遮蔽能力を向上させた。 ・G-SSSの開発確認相当試験を実施し、問題ないことを確認している。 	 <p>G-SSS 熱衝撃試験結果(-180°C⇔120°C)</p>	<p>G-SSSを実機搭載を想定した曲面形状のクーポンパネルにて熱真空・熱サイクル試験を実施し、試験結果をFM設計・製造に反映する。</p>
フレーム型曲面パネル	<ul style="list-style-type: none"> ・G-SSSを結合させた大型シートを曲面フレームにベルクロにて搭載する方式とした。 ・フラットな形状からパネル全体を緩やかな曲面とすることで振動耐性を確保した。 ・大型*軽量パネルにて10Gの正弦波振動耐性(ノッチなし)を確認し、得られた結果をEM設計・製造に反映する。 <p><検証済み項目></p> <ul style="list-style-type: none"> ・パネルへの膜面搭載性確認 ・膜面製造性確認 ・膜面の振動・音響耐性確認 ・同コンセプトパネルの振動音響耐性確認 	 <p>大型*軽量パネル振動試験</p> <p>※DESTINYを想定した小型軽量パドルを基に、4倍に拡張した大型軽量パドルも同時に開発している。大型軽量パドルはDESTINY用の曲面フレームを対称に拡張し、機構部品を共通とした同一設計である</p>	<p>実機相当の設計、構造解析を継続する。実機相当の製造・試験は未実施であるため、EMを製作し、以下の環境試験により設計・解析の妥当性を評価し、結果をFM設計・製造に反映する。</p> <ol style="list-style-type: none"> 正弦波振動試験 音響試験 展開試験 熱真空試験

先端的熱制御(1/2)

ループヒートパイプ(LHP)

- 高機能・自由度の熱制御・輸送デバイス
- 温度制御性や熱スイッチ性などの高機能熱輸送を可能にし、自由な熱輸送経路を構築できる特徴を持つ。従来の技術では実現できない高度な要求を低リソースで実現できるデバイスとして期待される技術

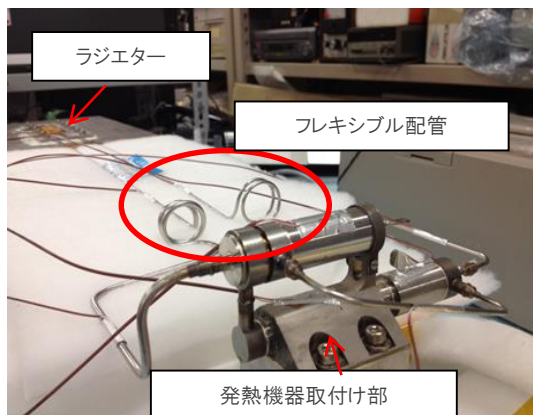


図 ループヒートパイプ

“可逆”展開ラジエター

- 可逆展開ラジエターは軽量化かつ受動的に放熱面の開閉が可能
- 最大でラジエター搭載面積の3倍の放熱面積の確保し、保温時にはラジエターを収納しヒータ電力を削減する
- 将来深宇宙探査や多様なミッションに応えられる拡張性の高い熱制御デバイス。

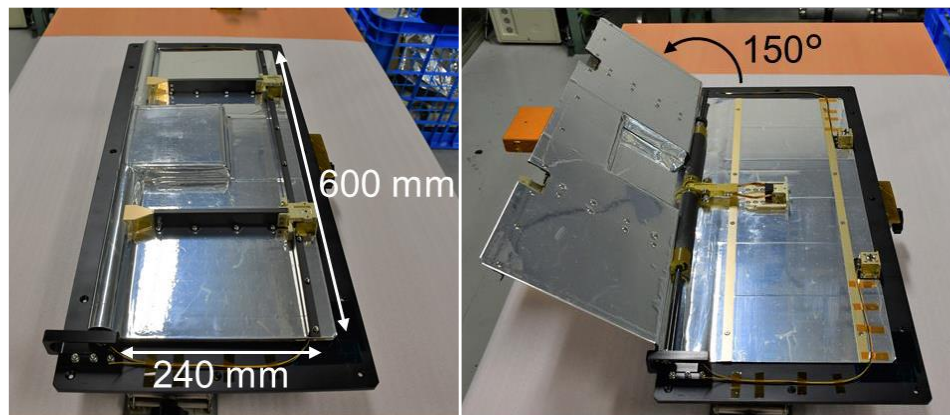
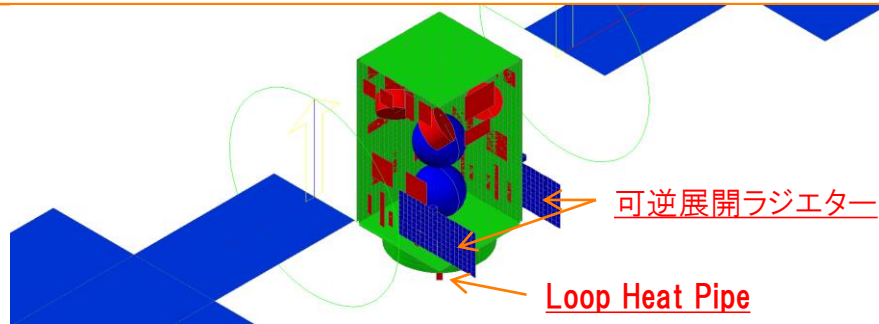


図 可逆展開ラジエター

Hosei Nagano, Akira Ohnishi, Yuji Nagasaka, “Development of a lightweight deployable/stowable radiator for interplanetary Exploration”, Applied Thermal Engineering 31 (2011) 3322e3331

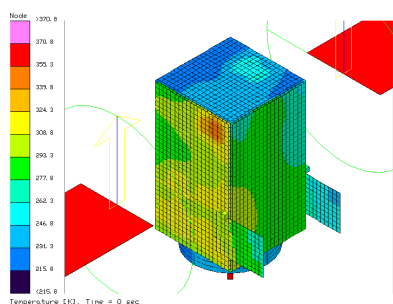
先端的熱制御(2/2)



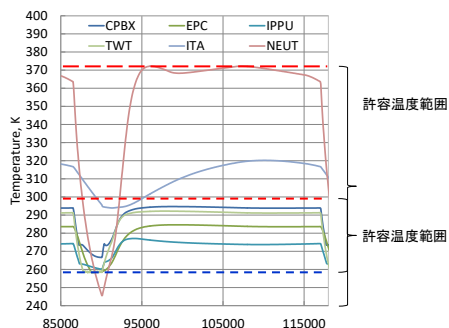
先端熱制御技術を用いた熱制御システム

可逆展開ラジエターとループヒートパイプを取り込んだシステム熱数学モデルを構築し、先端熱制御デバイスの有用性を検証した。

先端的熱制御デバイスを取り込んだ簡易システム熱数学モデル



COLDケース一周回の熱解析結果の一例



HOTケースの定常状態熱解析結果の一例

	機器名称	許容温度	Azimuth				
			100 deg	90 deg	60 deg	30 deg	0 deg
-Y Panel	TWT	-30~70	55.0	60.2	61.8	59.2	52.9
	IPPU	-25~65	44.5	42.6	44.3	44.1	42.8
	EPC	-30~70	55.0	52.7	54.7	52.0	45.1
	CPBX	-15~65	65.9	63.7	65.1	62.0	55.1
+Y Panel	TWT	-30~70	22.5	26.9	29.9	28.9	24.6
	IPPU	-25~65	5.4	3.3	7.1	8.5	7.0
	EPC	-30~70	22.5	19.7	22.7	21.3	16.5
	CPBX	-15~65	32.5	29.7	33.0	31.7	26.9
-Z Panel	ITH	-100~100	72.1	63.7	59.4	42.2	13.5
	NEUT	-100~200	117.8	120.1	130.0	123.3	97.6

先端熱制御システムを取り込む目的

COLDケースにおけるヒータ電力300W以下
(デバイスを使用しない簡易設計に必要なヒータ電力600Wから半減させる)
COLD・HOTケースでのイオンエンジン系機器の温度が許容温度範囲内

結果

COLDケースヒータ電力: 約240W
COLD・HOTケース温度: 許容範囲内

⇒システム要求を満たす設計が可能

軌道設計

概要

▶ 多目的最適化を利用した軌道設計

スパイラル軌道上昇フェーズにおいては、**トータル飛行時間、放射線帯通過時間、イオンエンジン動作時間、日陰時間**など多くの評価関数に対して軌道を最適化する必要がある。遺伝的アルゴリズムを利用した多目的最適化により様々な条件を切り出して軌道の特徴を評価することが可能になる。

▶ 深宇宙探査ミッションデザイン支援環境(A-SPADE)を利用したミッションデザイン

打上軌道計画と連携したシステム関連解析を可能とすることで、ミッションデザインの**生産性を向上**させるツール整備を行う。

基本仕様

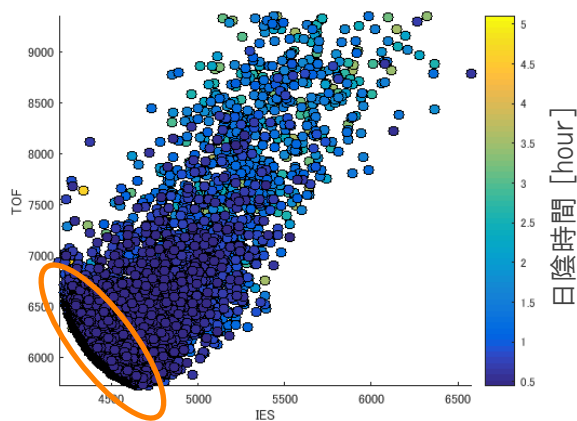
- 多目的最適化: 複数の評価関数、制約条件のもとで軌道計算を実施する。
- **A-SPADE**: 軌道(群)を入出力とする機能ブロックを基本構成とする。

開発方針

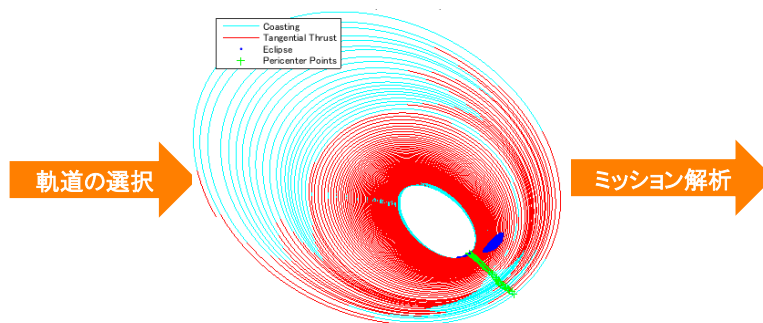
- 多目的最適化: 複数の軌道伝搬ツールにより多目的最適化を実施し、最適化結果の妥当性を検証する。
- **A-SPADE**: デベロッパーの解析作業効率化、生産性向上、知見・情報の共有化。ユーザの即戦力化。

鍵となる技術開発

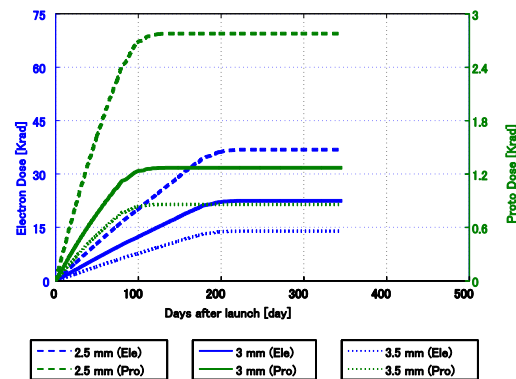
- ツール開発の効率の向上。
- 研究者間のツールの共有。
- 通常(非先端)ミッション用の共通ツール。
- 新規加入者の即戦力化。



多目的最適化(パレートフロント)



軌道一例(パレートフロント)



システム関連解析の一例
(放射線環境解析)