

# P-131 高性能深宇宙航行機DESTINY+を 実現する重要技術

西山 和孝(JAXA), 中村 徹哉(JAXA),  
岡崎 峻(JAXA), 川端洋輔(東大),  
Chit Hong YAM (JAXA)

# 電気推進(1/2)



## 最大5km/s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が必須。

## 電気推進系の構成検討

- ・ ISAS独自開発の $\mu$ シリーズ( $\mu$  10,  $\mu$  10 Hlsp,  $\mu$  20)イオンスラスタ
- ・ 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。
- ・ Wet質量400～480 kgの探査機に40 mNの推力と5 km/sの増速能力を与える電気推進系(IES)の検討を実施。
- ・ IESに必要な質量やコスト・開発リスクを総合的に評価して $\mu$  10を4台で軽量化の工夫をした構成をノミナル案として選定。



イオンエンジン  $\mu$  10



$\mu$  10 Hlsp



$\mu$  20

## $\Delta V=5\text{km/s}$ を実現するIES構成比較

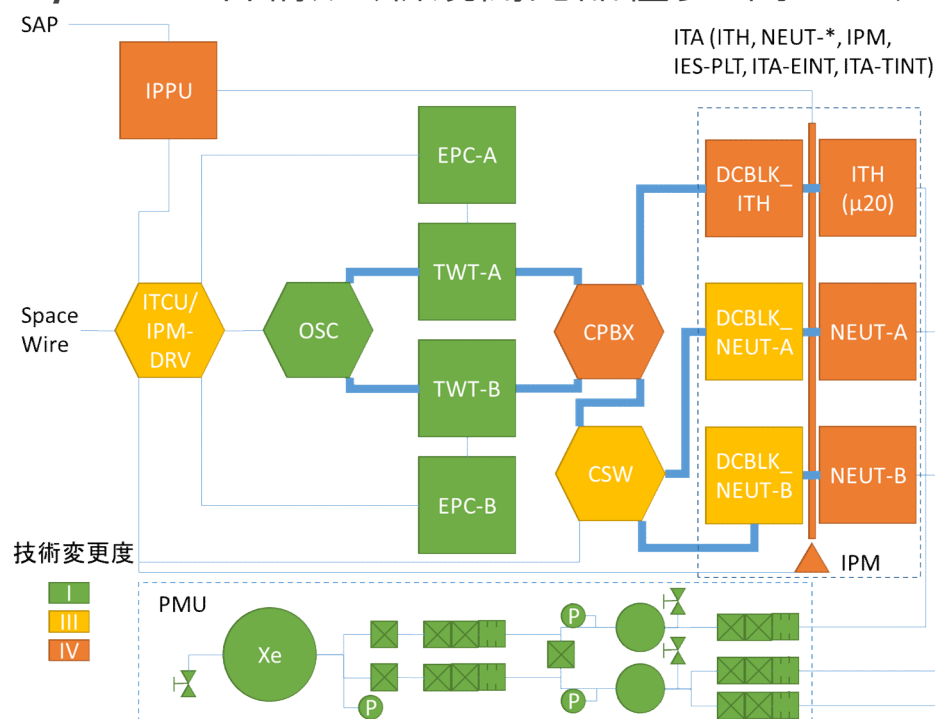
	はやぶさ2 (参考)	IES構成 ノミナル案	IES構成 案2	IES構成 案3
スラスタ	$\mu$ 10	$\mu$ 10	$\mu$ 10 Hlsp	$\mu$ 20
運転(搭載)台数	3 (4)	4 (4)	2 (2)	1 (1)
推力 (mN)	30	40	40	40
比推力 (s)@MOL	3000	3000	6500	3400
探査機WET質量 (kg)	610	440	440	440
加速度( $10^{-5}\text{m/s}^2$ )	> 4.9	> 9.1	> 9.1	> 9.1
IES電力 (W)	1250	1670	2930	1860
IES発熱 (W)	510	620	550	600
電気推進系(IES)質量 (kg)	66	57	71	49
IES用SAP質量 (kg)	23	17	29	19
Xe搭載量 (kg)	66	69	33	61
IES+SAP+Xe (kg)	155	143	133	129
開発コスト・リスク		○	△	×

# 電気推進(2/2)

- ・ 昨年度提案の大型イオンエンジン  $\mu 20$  の1台構成から、イオンエンジン  $\mu 10$  の4台構成に変更する。
- ・ マイクロ波供給系と推進剤供給系の軽量化のためにスラスト2台1組で取り扱う。
- ・ マイクロ波の2分配器が新たに必要だが、これがほぼ唯一の新規要素である。
- ・ 従来より軽量で最大90kg充填可能な宇宙実績のある複合材タンクを採用する。
- ・ スラスト制御器の姿勢軌道制御系への統合を目指す。

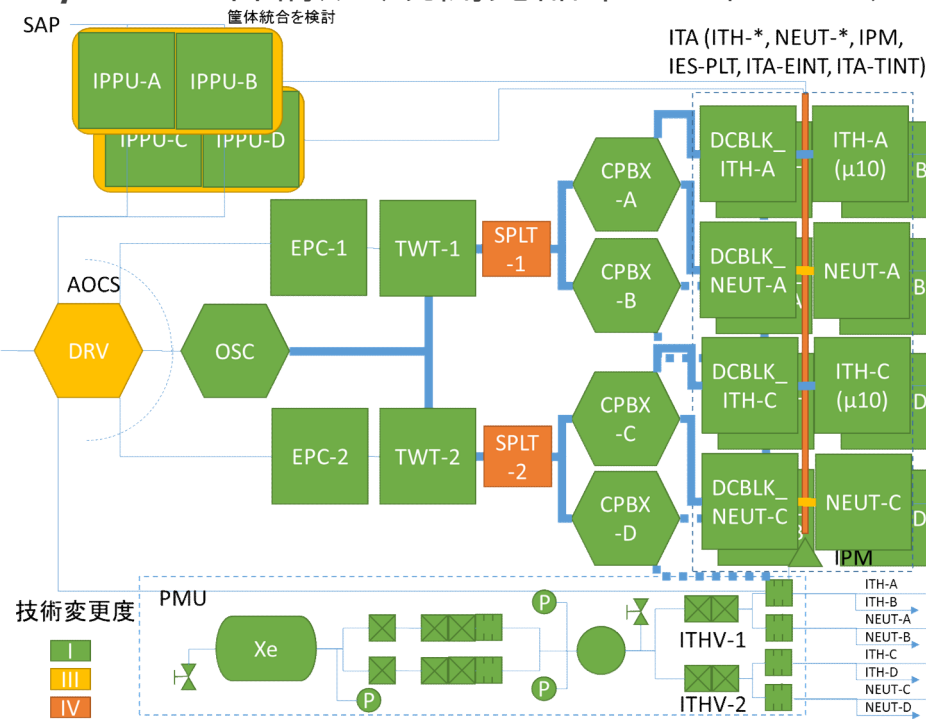
昨年度案(前ページ案3)

$\mu 20$  の1台構成(新規開発品種多く高コスト)



今年度案

$\mu 10$  の4台構成(既開発品中心で低コスト)



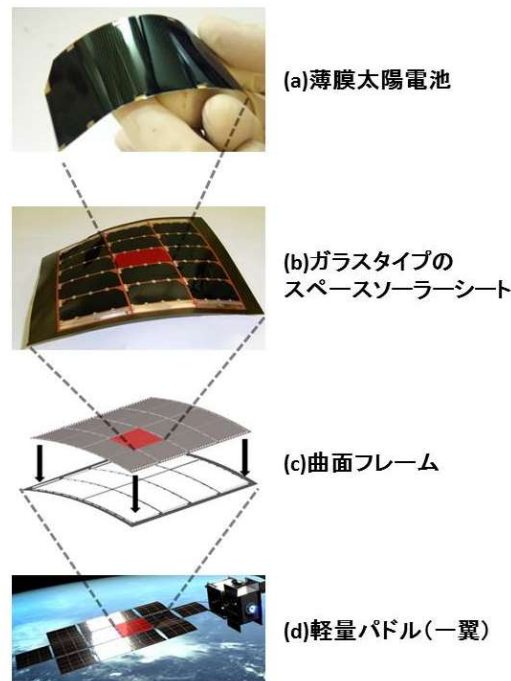
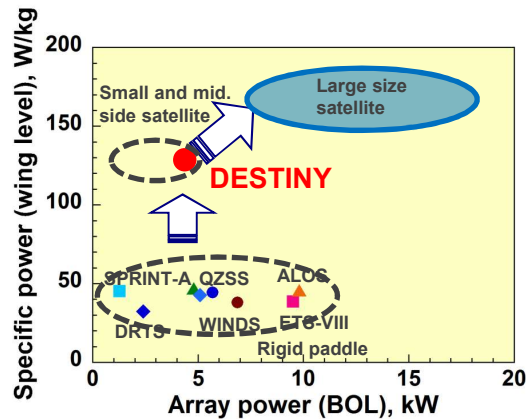
# 薄膜軽量太陽電池パドル(1/2)



## 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上の質量を実現する**ものである。



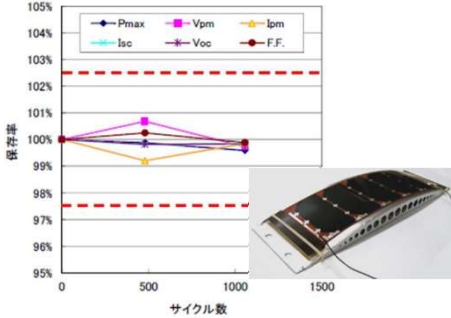
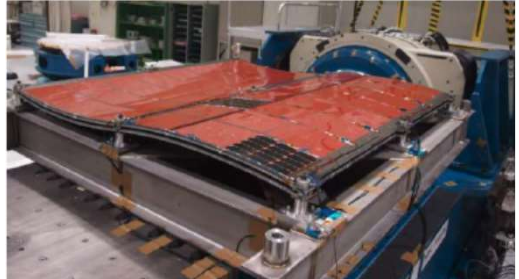
基本仕様	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. 初期効率<b>30%以上</b>の高効率薄膜3接合太陽電池(IMM3J)を用いた<b>ガラスタイプスペースソーラーシート(G-SSS)</b>の搭載</li> <li>2. 出力質量比 <b>100W/kg以上@BOL</b> (パドルレベル)</li> <li>3. <b>2次元展開曲面パネル</b>による大面積展開</li> </ol>
開発方針	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. IMM3Jを用いたG-SSSを開発する. ここでは, NESSIEで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).</li> <li>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.</li> <li>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.</li> </ol>
鍵となる技術開発	<ol style="list-style-type: none"> <li>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.</li> <li>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.</li> <li>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.</li> </ol>

# 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	FY26までの成果(例)	開発計画
G-SSS	<ul style="list-style-type: none"> <li>・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。</li> <li>・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。</li> <li>・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。</li> </ul>	 <p>G-SSS 熱衝撃試験結果(-180℃⇔120℃)</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"> <li>・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。</li> <li>・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。</li> <li>・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。</li> </ul> <p>&lt;検証済み項目&gt;</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>・パネルへの膜面搭載性確認</li> <li>・膜面製造性確認</li> <li>・膜面の振動・音響耐性確認</li> <li>・同コンセプトパネルの振動音響耐性確認</li> </ul>	 <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> <ul style="list-style-type: none"> <li>A. 正弦波振動試験</li> <li>B. 音響試験</li> <li>C. 展開試験</li> <li>D. 熱真空試験</li> </ul>

# 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

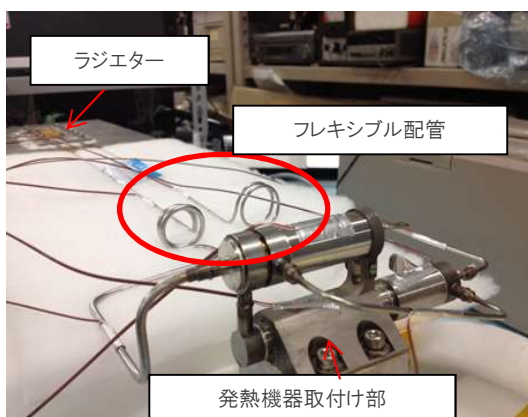


図1-1 ループヒートパイプ

### 基本仕様

- ・100W級の熱輸送を実現できるLHPを搭載する。
- ・LHPの液溜めは外付けタイプとする。

### 開発方針

1. 実験と解析の双方から最適なLHP搭載・使用方法を最適化する。
2. 宇宙機で実績のあるメーカーから調達する事で、LHPを衛星で高機能に使用する技術習得をする。
3. 大学を含めLHP研究者と協同で開発を行う。

### 鍵となる技術開発

1. 搭載対象機器との熱インターフェース方法
2. 熱輸送を円滑に開始する方法(スタートアップ)
3. 衛星熱モデルに取り込める内部流体モデル化したLHP熱モデルの構築

	2016年	2017年	2018年	2019年	2020年
	計画決定	基本設計	詳細設計 衛星TTM	FM製造	総合試験・打ち上げ
ループヒートパイプ	BBMでの熱試験 <検証項目> 機器への取り付け方法 フレキシブル配管 ヒートスイッチ性 スタートアップ  数学モデル構築 衛星熱数学モデルに取り込み	EM設計・製造 単体熱試験・ <検証項目> LHPの機能・性能 フレキシブル性  ラジエーターの開閉時定数 ラジエーター保温機能確認			FM総合試験 打ち上げ
展開ラジエーター	展開方法検討 配管結合方法検討 ラジエーター設計 BBMによる試験			FM設計・製造  機械環境試験 展開機構評価 FM性能評価	



# 先端的熱制御(2/2)

## “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。

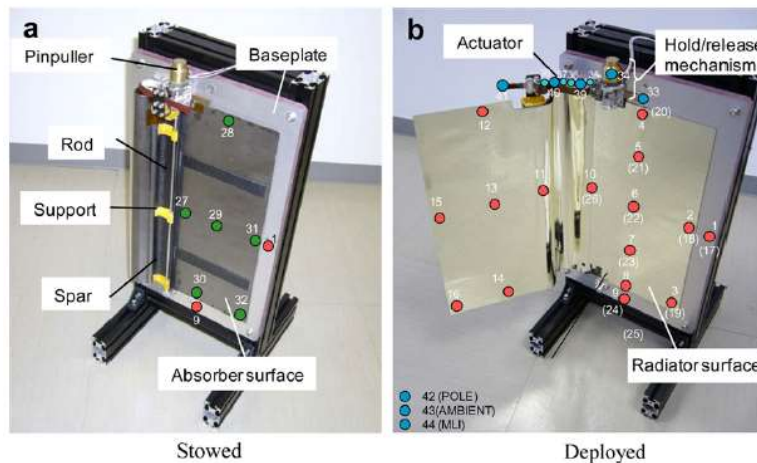


図 可逆展開ラジエター

### 基本仕様

- ・グラフアイトシートによる熱拡散
- ・形状記憶合金を用いた開閉可能な展開ラジエター
- ⇒軽量かつ高性能なデザイン

### 開発方針

1. BBMを用いた地上試験によって適用性を検証
2. 大学を主体に協同で開発を行う。

### 鍵となる技術開発

1. 搭載対象機器との熱インターフェース方法
2. 展開機構と熱拡散方式の最適化
3. 熱モデルに取り込める熱数学モデルの構築

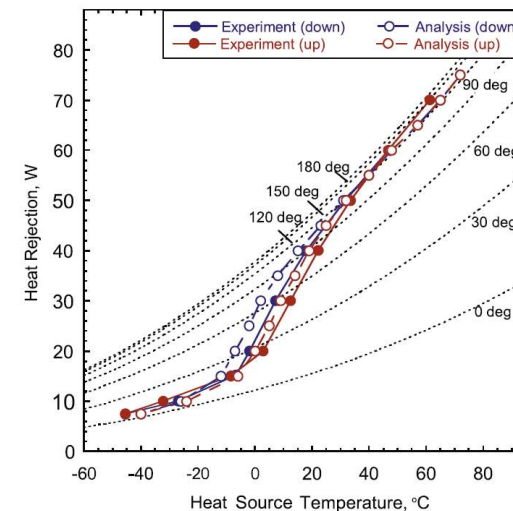


図 可逆展開ラジエター性能

# スパイラル軌道上昇



## 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

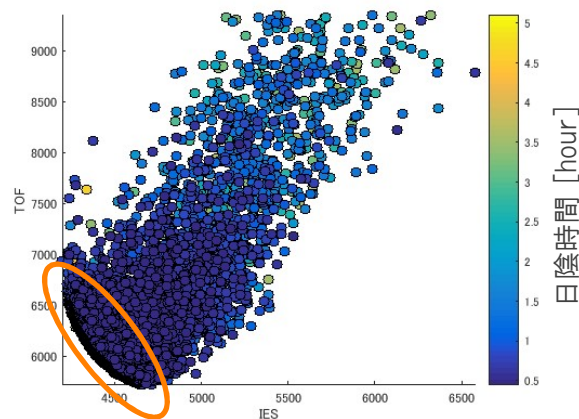
- 多目的最適化: 複数の評価関数、制約条件のもとで軌道計算を実施する。
- **A-SPADE**: 軌道(群)を入出力とする機能ブロックを基本構成とする。

## 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。

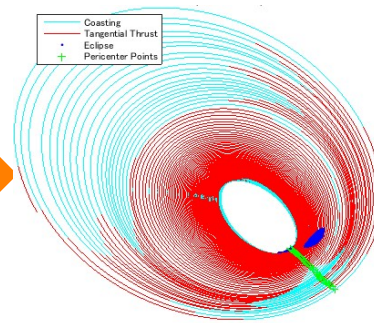
## 鍵となる技術開発

- 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。



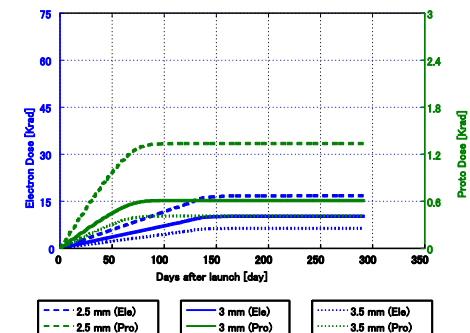
多目的最適化(パレートフロント)

軌道の選択



軌道一例(パレートフロント)

ミッション解析



システム関連解析の一例