

# 超低高度衛星技術試験機「つばめ」 (SLATS) の開発と運用状況



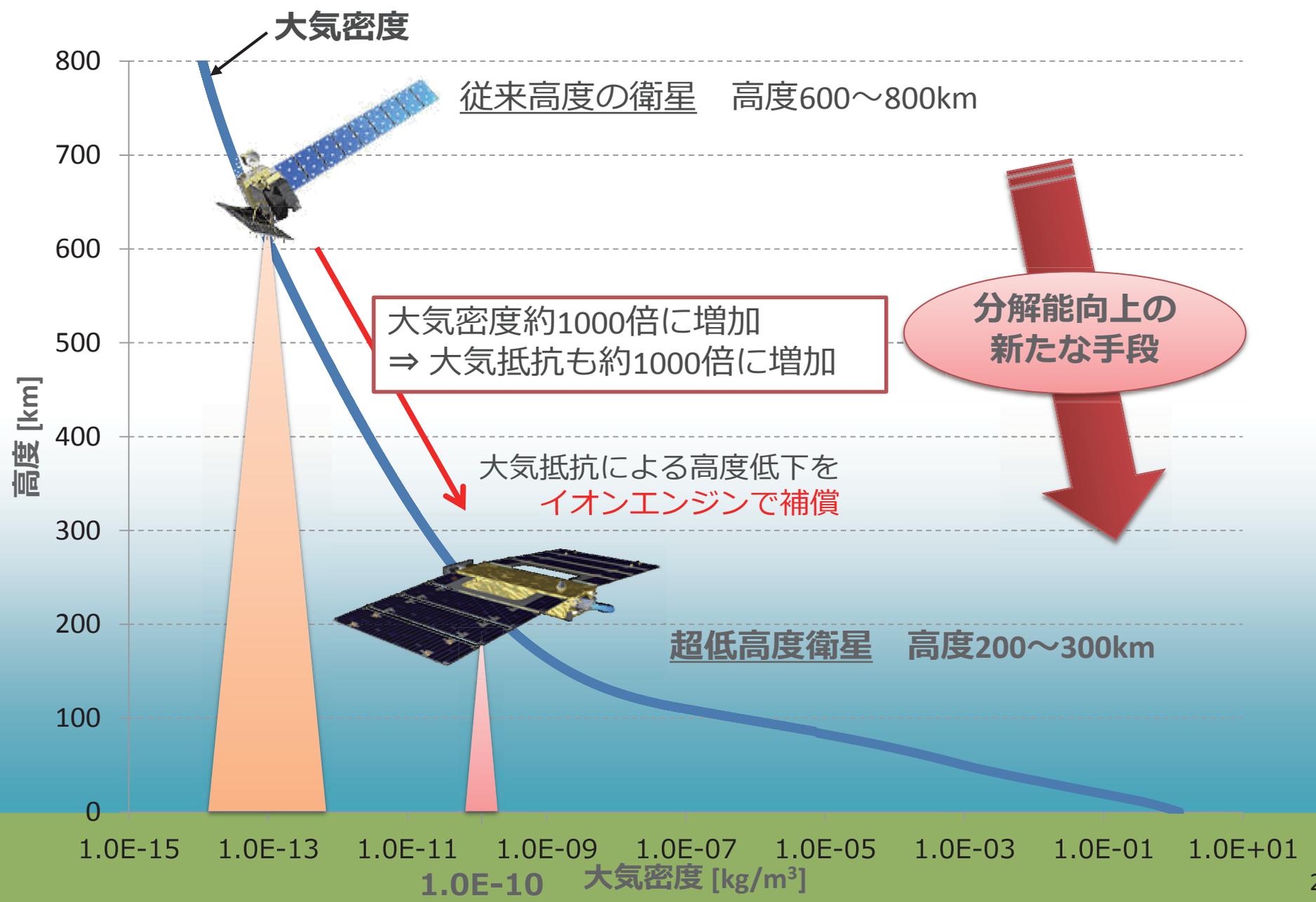
平成 30年 9 月 18 日

SLATS ワークショップ@ソラシティ御茶ノ水カンファレンスセンター

JAXA 第一宇宙技術部門 SLATS プロジェクトチーム  
プロジェクトマネージャ  
佐々木 雅範

1. 超低高度軌道の活用の意義/価値
2. SLATS 概要
3. SLATS ミッション
4. システム構成
5. 新規技術開発
6. 初期運用の状況
7. 外部機関との共同研究
8. まとめ

# 1. 超低高度軌道の活用の意義・価値 (特色)



# 1. 超低高度衛星の意義・価値（利点）

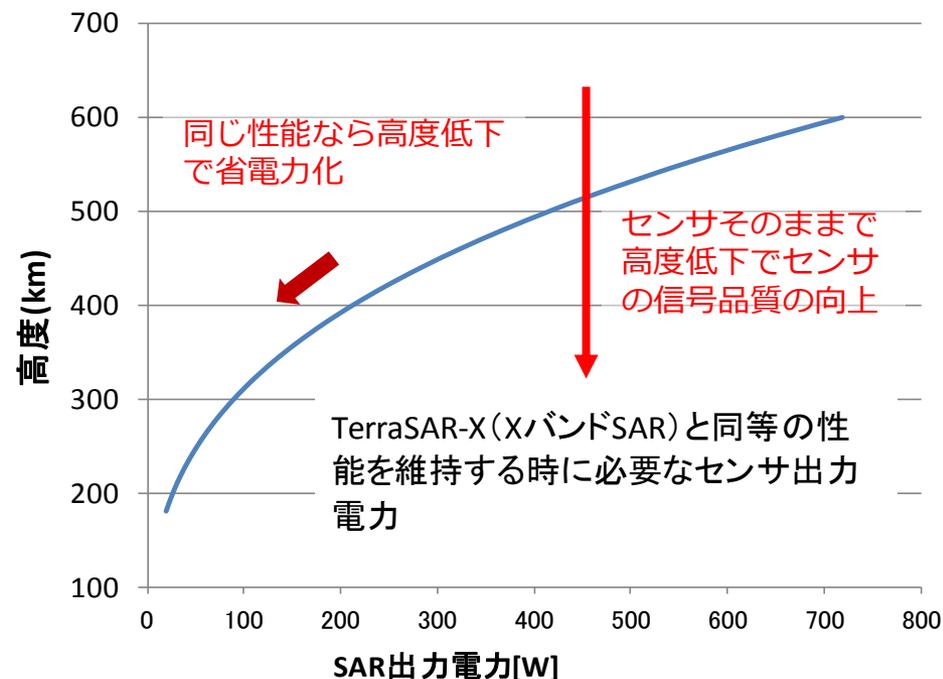
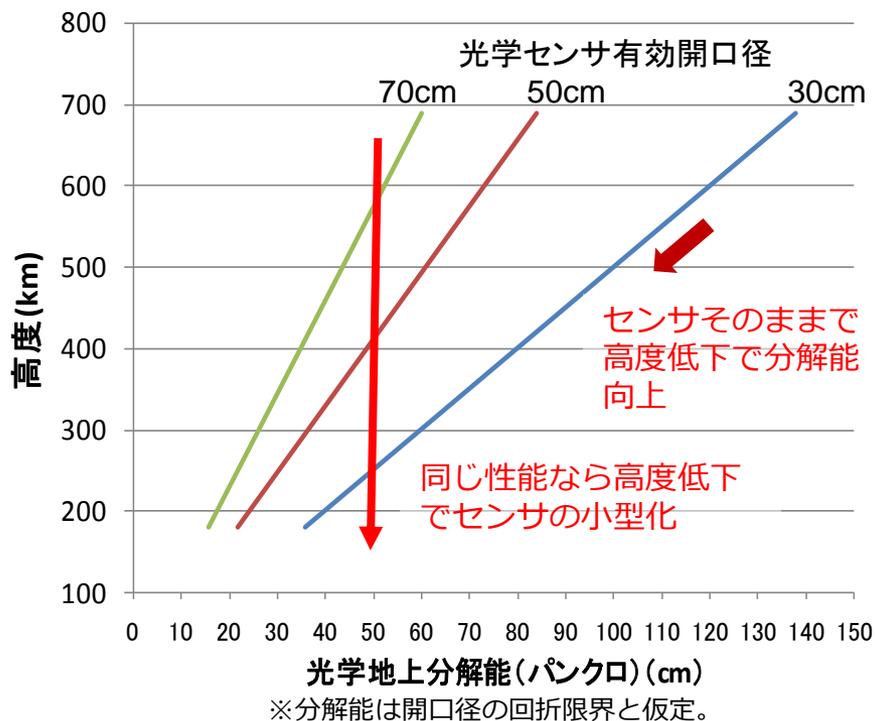
## （1）軌道高度と観測センサ性能の関係

①光学・熱赤外観測における地上分解能：	分解能	$\propto$	高度
②SAR 観測におけるレーダの送信電力：	送信電力	$\propto$	高度の3乗
③LIDAR 観測におけるレーザの送信電力：	送信電力	$\propto$	高度の2乗

## （2）軌道高度を下げると、センサのサイズ・電力はそのままでも性能向上が可能

- ① 光学センサの分解能向上。
- ② アクティブセンサ（SAR、LIDAR 等）の信号品質（信号対雑音比）の向上。

## （3）同じセンサ性能なら、小型・省電力化が可能 ⇒ 衛星の小型・低コスト化



## 今までにない自由度をもつ衛星を実現 ⇒ 新たな衛星の使い道を拓く

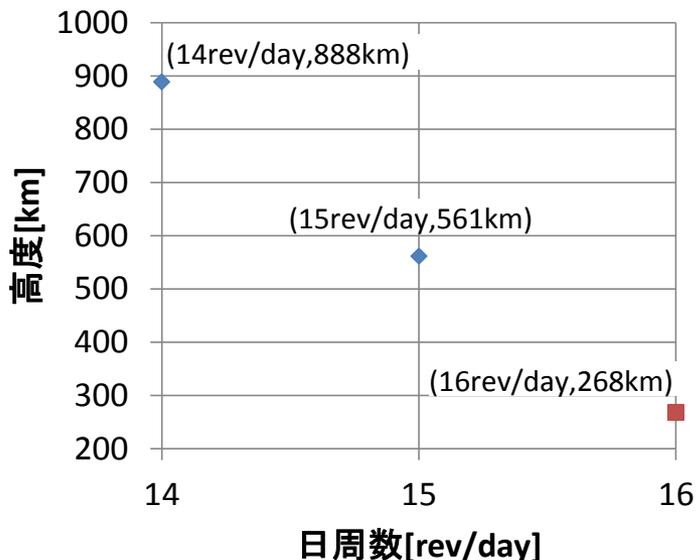
- 従来の周回衛星は、ミッション期間中は一つの固定された軌道で運用。
- 超低高度衛星は、燃料効率（比推力）がガスジェットの10倍以上を有するイオンエンジンを搭載するため、軌道変換の幅や回数が飛躍的に増加。

応用例として、太陽同期準回帰軌道と完全回帰軌道の併用運用を実現。

例 通常：5日回帰軌道 高度324km ⇔ 緊急時：完全回帰軌道（1日回帰） 高度268km



## 『全球観測』と『高頻度/高分解能観測』をフレキシブルに選択



完全回帰軌道となる軌道高度と日周数の関係



軌道高度と太陽同期軌道傾斜角の関係

## 将来の超低高度衛星の実用化に向けた技術課題一覧

No	課題内容	対処案
1	<p><b>[軌道上大気密度の予測精度、原子状酸素の課題]</b></p> <p>大気密度や原子状酸素の予測精度が十分ではなく、衛星の軌道制御、姿勢制御への影響や材料劣化が懸念される。            (大気密度は軌道高度600km→250kmで約1000倍)</p>	<p>実証データを取得し、環境予測モデルの精度向上を図る。原子状酸素に耐性のある材料を評価・採用。  <b>⇒ SLATSにて対応</b></p>
2	<p><b>[実用ミッションへ適用する際の課題]</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>○ 実利用での長期運用を設定すると、下記の状況が発生し得る。               <ol style="list-style-type: none"> <li>1) ミッション機器の大型化, 消費電力の増加</li> <li>2) 軌道保持用推進剤が増大 ⇒ 衛星が大型化</li> <li>3) より大推力のイオンエンジンや、それを駆動する大電力パネルが必要 ⇒ 再び2)へ</li> </ol> </li> <li>○ 軌道高度の低下により、地上局との通信時間が減少するため、データ伝送容量が減少する。            (600km 10分程度 → 250km 4分程度)</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>○ 超低高度に対応したシステム設計等の工夫。            大気抵抗軽減のための高効率な太陽電池パネルやバス機器の小型化・省電力化。</li> <li>○ 搭載通信系の高速度化や観測運用の制限等。</li> </ul>
3	<p><b>[電気推進系の課題]</b></p> <p>衛星の長期間運用や大型化に向けては、イオンエンジンやホールスラスタの長寿命化や大推力化が課題</p>	<p>イオンエンジン等の耐久性向上, 大口径化, クラスタ化。</p>
4	<p><b>[各観測ミッションに対応した技術課題]</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>○ 光学センサ：画素サイズ縮小と視点速度の上昇による入射光量の減少。大気抵抗の増大や指向精度の悪化等。</li> <li>○ レーダセンサ：大気抵抗の増大や指向精度の悪化。干渉SAR観測を行うために必要な軌道保持精度等。</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>○ S/N向上対策, 指向精度及びMTFの向上対策, 小型化, 等</li> <li>○ アンテナ等の高密度実装。軌道保持精度の向上, 等</li> </ul>

# 1. 超低高度軌道の活用の意義・価値 (観測に係る技術課題)

## 軌道高度を大幅に下げると

- ✓ 大気抵抗により軌道の制御精度や予測精度が劣化.
- ✓ 観測幅が狭くなる。  
(高度600km→250kmで4割程度)
- ✓ 地上からの可視時間が短くなる。  
(同じく4割程度)

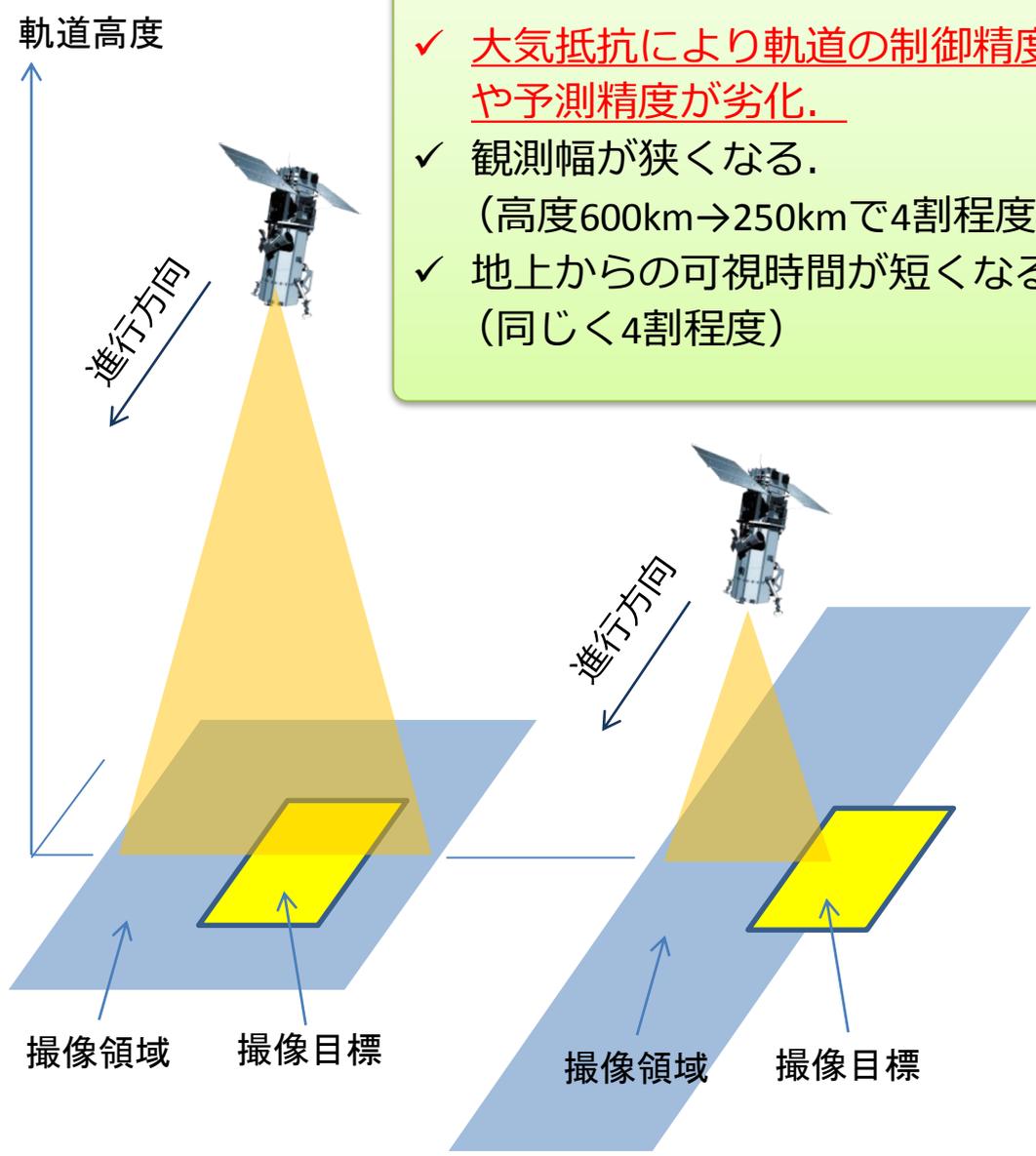
## 画像取得への影響

- ①画像がぼける可能性. ※
- ②撮像目標を外す恐れ.
- ③長い撮像時間が必要.
- ↓
- ④ダウンリンク可能な撮像シーンが減少する.

※ 画質に直接関係する検出器の駆動レートは、軌道予測情報をもとに計画、決定されるため、軌道の制御精度や予測精度は、画質の劣化につながる可能性がある。

## 超低高度衛星の実用化

軌道の制御精度や予測精度の向上が必須。  
 対策として、大気モデルや衛星空力モデルの高精度化、自律撮像機能、等



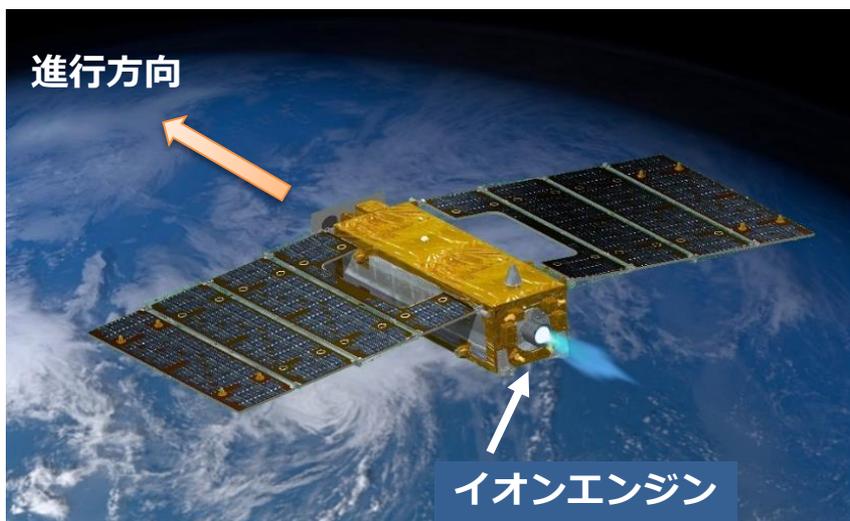
## 2. SLATS 概要（目的/主要諸元）

SLATS は超低高度軌道からの地球観測を実証することで、地球観測における新たな利用の可能性を拓くことを目的とする。

### SLATS のミッション

- ① 超低高度衛星技術の実証
- ② 大気密度に関するデータの取得
- ③ 原子状酸素に関するデータの取得
- ④ 小型高分解能光学センサによる撮像実験

<SLATS外観図>



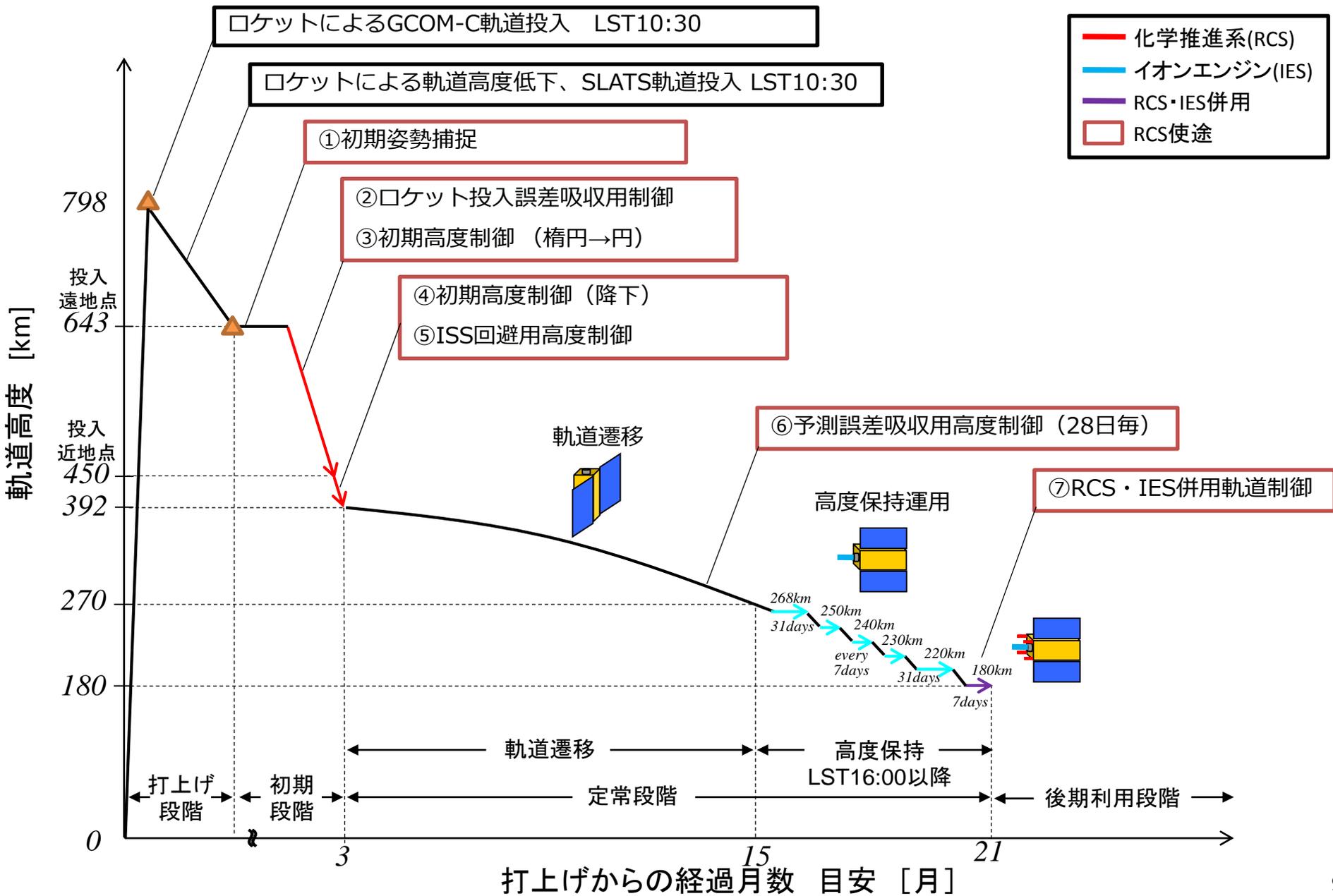
項目	SLATS主要諸元
軌道	投入軌道から 268km にかけて大気抵抗等を利用し軌道変更する。 268~180 km にてイオンエンジンを用いた軌道保持を行う。180kmではガスジェットも使用する。
サイズ	打上げ時 X 2.5 m × Y 1.1 m × Z 0.9 m 軌道上 X 2.5 m × Y 5.2 m × Z 0.9 m
発生電力	1174W以上
打上げ質量	383 kg
設計寿命	2年以上
ミッションセンサ	(1) 原子状酸素衝突フルエンスモニタ (2) 材料劣化モニタ (3) 小型光学センサ (4) 小型高分解能光学センサ
打上げ	平成29年12月 GCOM-C と相乗り打上げ

## 2. SLATS 概要 (開発・運用スケジュール)

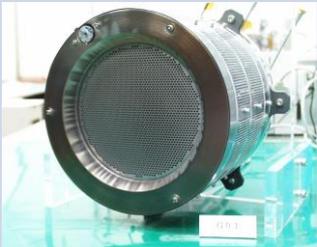
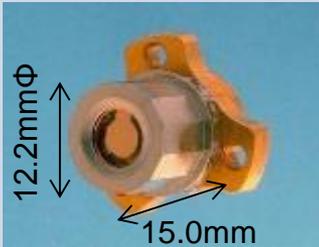
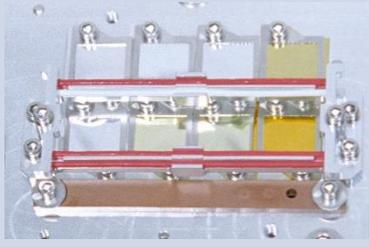
	FY19 ~ FY25	FY26	FY27	FY28	FY29	FY30	FY31
マイルストーン			△ 詳細設計審査		△ 開発完了審査	△ 定常運用移行確認会	
	研究	詳細設計	維持設計		射場	初期運用	定常運用
衛星システム		バス機器製作・試験	ミッション機器製作・試験	システム製作・試験			
ロケット関連		衛星分離部等ロケット製作、打上げ作業					
地上システム 運用準備		地上システムの整備			運用準備		

- SLATSの研究はFY19にスタート。
- SLATSにてファーストフライトとなるJAXA戦略コンポ (LSRD、IRU、RW、1Nスラスタ) については、FY21からFY28にかけてEMを用いた認定試験及びフライトモデルの領収試験を実施した。

## 2. SLATS 概要 (軌道プロファイル)



### 3. SLATS ミッション (ミッション機器)

1. イオンエンジン	2. 原子状酸素フルエンス計測	3. 材料劣化モニタ	4. 小型高分解能光学センサ
<p>イオンエンジンを噴射して、自律的かつ高精度に軌道を保持できることを軌道上実証する。 GPS データに基づいて衛星が自律的に噴射時間を判断する。</p>  <p>イオンエンジン</p>	<p>原子状酸素計測センサ 8 台 を用いて、衛星の前方、後方や側面から入射する原子状酸素の量、及び衛星構体内の原子状酸素の量を計測する。</p>  <p>原子状酸素計測センサ</p>	<p>原子状酸素による衛星材料サンプルの劣化をモニタする。 13 種類の材料サンプルを宇宙空間に曝し、カメラの画像から劣化状況を観察する。</p>  <p>搭載材料サンプル</p>	<p>高分解能の小型光学センサを用いて地表面の観測を行う。 信号対雑音比を向上させる撮像技術と大気抵抗、イオンエンジン噴射等との影響評価を行う。</p>  <p>小型高分解能光学センサ</p>



**超低高度衛星技術**  
 衛星の自律的なイオンエンジン噴射アルゴリズムにより、高精度に軌道を保持する技術を獲得

**大気密度データ取得**  
 実データに基づき大気モデルや衛星空力モデルの高精度化を図り、衛星設計に反映

**原子状酸素データ取得**  
 実データに基づき数値モデルの高精度化を図り、また材料劣化を把握し、衛星設計に反映

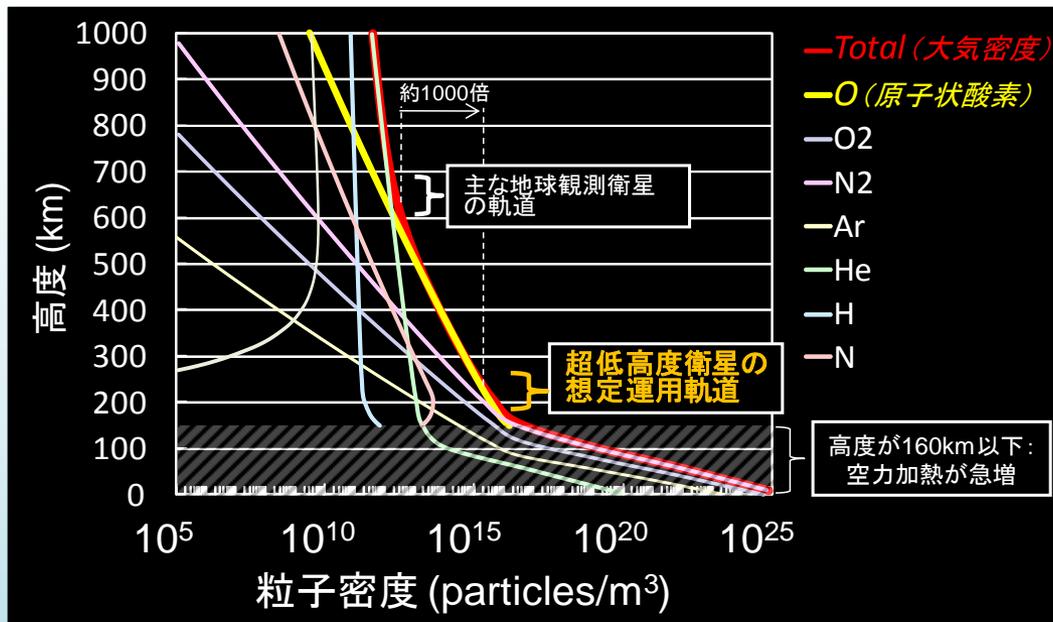
**撮像制御実験**  
 大気抵抗やエンジン推力を受けた状態の画像を分析し、センサや姿勢制御系の設計に反映

目的	達成目標		
	ミニмумサクセス*2	フルサクセス*1	エクストラサクセス*2
超低高度衛星技術の実証	超低高度軌道への投入が成功すること 【判断時期：高度268km到達時点】	①高度*3220km(ノミナル)において、27日間以上、自律的に高度保持を実施し、高度保持精度±1km(1σ)を満足すること ②異なる高度から光学センサにより撮影できること	緊急高度上昇運用の有用性を示せること
大気密度データの取得*4	高度268kmより高い高度において、大気密度に関するデータを取得できること 【判断時期：高度268km到達時点】	高度268kmから180kmにおいて、90日間の大気密度に関するデータを取得できること	①高度268kmから180kmにおいて、90日間を超えて大気密度に関するデータを取得できること ②高度180kmより低い高度において、大気密度に関するデータを取得できること
原子状酸素データの取得*4	原子状酸素衝突フルエンスセンサが正常に動作すること 【判断時期：打上げ3ヶ月後】	高度268kmから180kmにおいて、90日間の原子状酸素衝突フルエンス( $F_{AO}$ )を計測できること	①高度268kmから180kmにおいて、90日間を超えて $F_{AO}$ を計測できること ②高度180kmより低い高度において、 $F_{AO}$ を計測できること
	材料劣化モニタ機器の全機能が正常に動作すること 【判断時期：打上げ3ヶ月後】	高度180km以上において、材料劣化状況を原子状酸素衝突フルエンスと共に取得できること	原子状酸素による材料劣化について新たな知見が得られること
小型高分解能光学センサによる高分解能撮像	小型高分解能光学センサが正常に動作し、撮像ができること 【判断時期：高度268km到達時点】	衛星姿勢と協調制御による画質向上の効果や大気抵抗及びイオンエンジン噴射による画質への影響が評価できること	超低高度軌道(高度268km以下)において、衛星姿勢との協調制御による画質向上の効果や大気抵抗及びイオンエンジン噴射による画質への影響を評価できること。

\*1 :フルサクセスの達成判断時期は全て定常段階終了時とする。 \*2 :ミニмум/エクストラサクセスは、項目ごとに達成判断をする。  
\*3 :高度は「平均軌道長半径-赤道半径」の値とする。 \*4 :ミッション期間中に取得できるデータを用い、環境モデルの評価解析を行う。

# 3.1 原子状酸素衝突フルエンスミッション

- 超低高度軌道（200km～300km）における大気は、紫外線により酸素分子から解離した反応性の高い「原子状酸素」が主成分である。
- また、大気の密度は、主な地球観測衛星が利用する軌道高度 600km 程度に比べ約 1000 倍となる。
- 原子状酸素は、衛星に使用されるポリイミド等の熱制御材を損傷させることが知られている。
- 超低高度において定常的な運用をした衛星がないため、原子状酸素の量や衛星材料の劣化特性に関する実測データが不足しているのが現状。  
→ SLATS にて実測データを取得



大気成分の粒子密度の高度分布

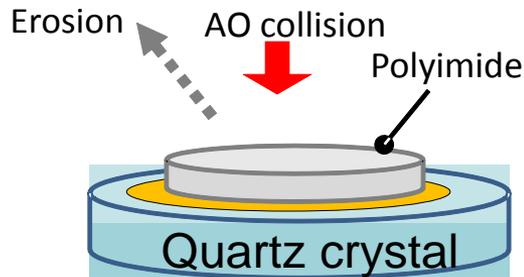


宇宙ステーション太陽電池パドル側面部の原子状酸素による劣化の様子  
(宇宙空間に1年間曝露)

原子状酸素衝突フルエンスセンサ（AOFS）はAOフルエンスを計測するシステムである。コントローラ、6台のセンサヘッド及び2台のコンタミモニタヘッドから構成される。

センサヘッドは長年のJAXA研究開発部門の試験を通じて検証されたAO計測技術を用いたものである。

SLATS進行方向に面した2台のセンサヘッドについては、AO入射量をコントロールするためにMDMシャッタが配置されている。



$$F = \frac{\Delta m}{A \cdot \rho \cdot Re}$$

where

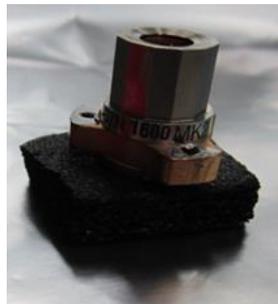
F : AO fluence [atoms/cm<sup>2</sup>]

$\Delta m$  : Mass loss of Polyimide [g]

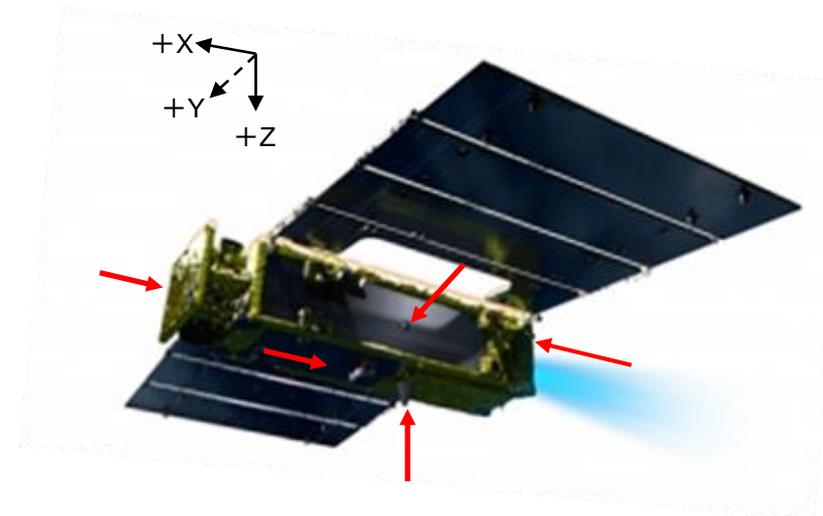
A : Area of Polyimide [cm<sup>2</sup>]

$\rho$  : Density of Polyimide [g/cm<sup>3</sup>]

Re : Reaction efficiency [cm<sup>3</sup>/atom]



センサヘッド



センサヘッドの配置

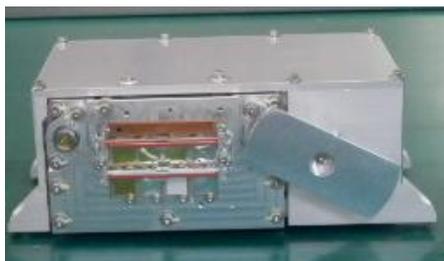
なお、1台は構体内部

## 3.2 材料劣化モニタミッション

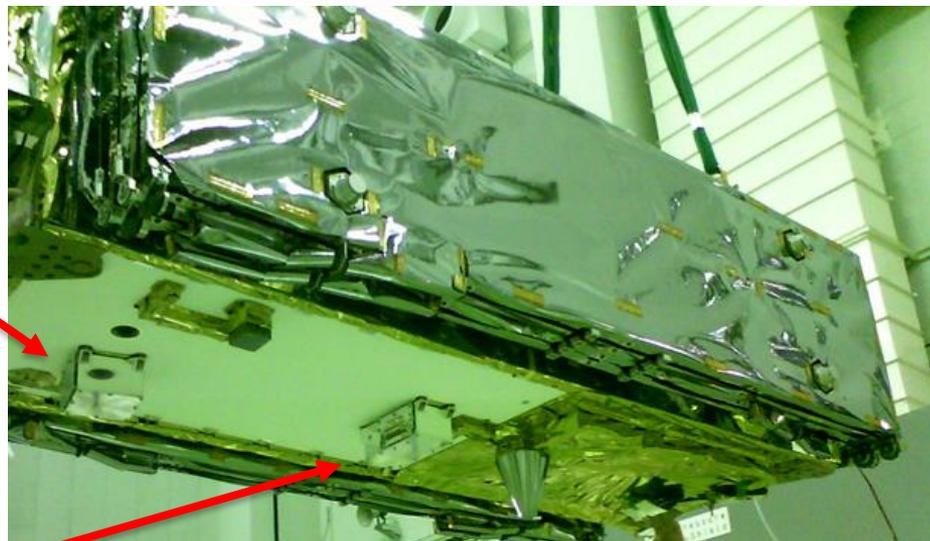
材料劣化モニタ（MDM）は軌道上でのAOによる材料の劣化をモニタするシステムである。1週間に1度の頻度で材料サンプル（熱制御材として用いるポリイミド、テフロン、ガラス繊維等）の劣化状態を撮影する。また、MDMのシャッタは600秒閉、6秒開を繰り返し、AOFS検出面へのAO入射を制御している。



カメラ部 (MDM-C)

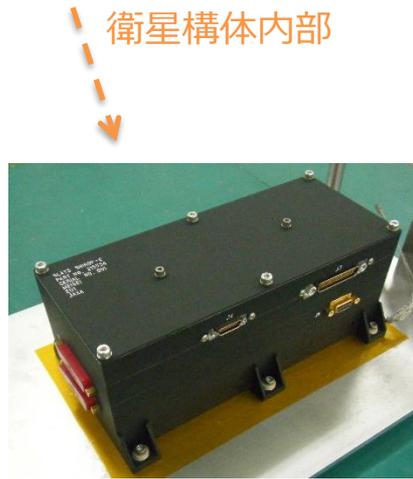
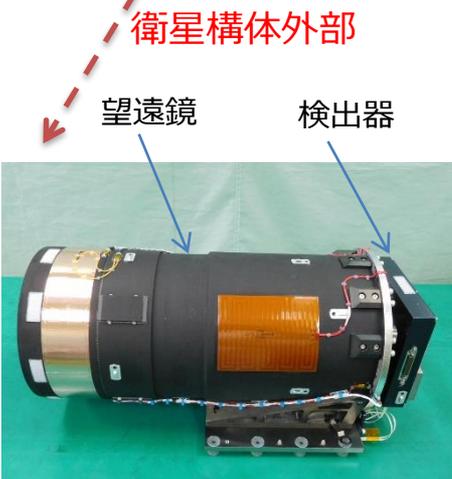
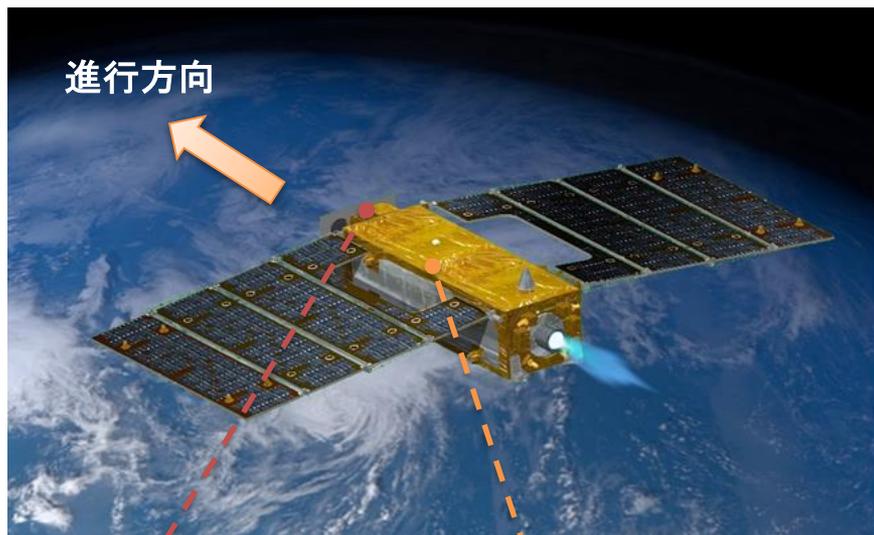


材料サンプル部(MDM-S)



MDM の配置

試料名	意義	用途
耐AOコーティング/ポリイミドフィルム (UPILEX-R) /Al	実用の超低高度衛星への熱制御フィルムとして非常に有望な材料である。	MLI最外層
耐AO性ポリイミドフィルム (BSF-30) /Al		
UV遮蔽コーティング/耐AO性ポリイミドフィルム (BSF-30) /Al		
ITOコーティング/ポリイミドフィルム (カプトン) /Al	SLATSに搭載している導電コーティング付フィルムの耐AO性が評価できる。	
ベータクロス/Al	含浸樹脂（フッ素系）が浸食されても、形状が維持されるかを確認することができる。	
Expanded PTFEケーブル (φ1.18,φ1.35,φ1.58mm)	被覆材の消失を確認することにより、超低高度環境下における必要な被覆厚さの情報が得られる。	配線
ETFEケーブル		
FEPフィルム (1mil) /Ag	FEPにおける宇宙環境劣化の知見が得られ、フッ素系樹脂に対して適切な評価が可能になる。	OSR
FEPフィルム (5mil) /Ag	FEPの超低高度環境下における耐AO性、反応効率を取得できる。	
ITOコーティング/FEPフィルム (5mil) /Ag	コーティング付フィルムの耐AO性が評価できる。	
ベスペル	AO衝突量を把握するためのモニタ材料。	モニタ材料

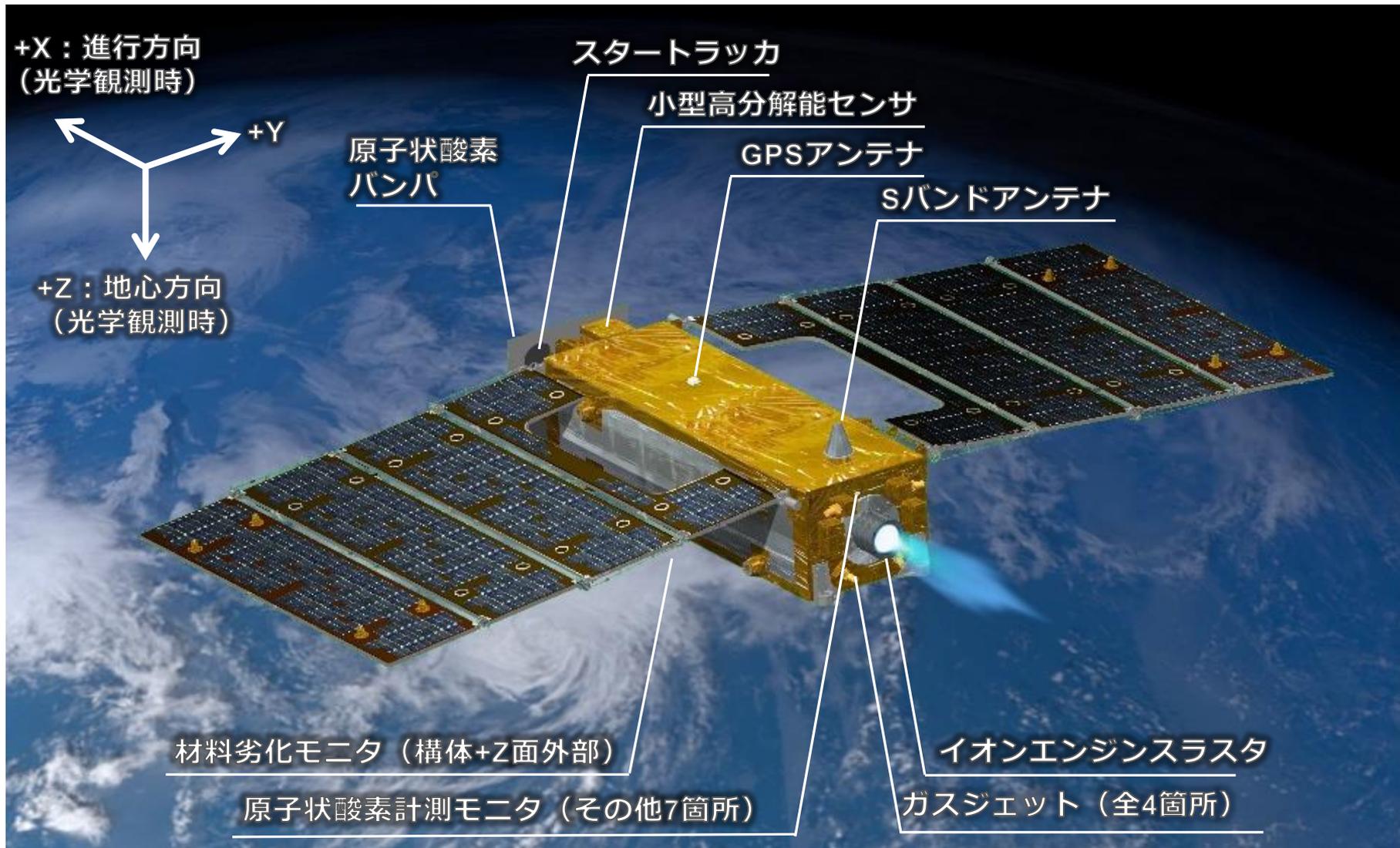


小型高分解能光学センサ  
光学部

小型高分解能光学センサ  
電気部

項目	諸元
望遠鏡	4x4イン望遠鏡 + 補正レンズ
検出器	17x17 CCDを用いてTDI撮像
観測波長	0.48 $\mu\text{m}$ ~ 0.7 $\mu\text{m}$
有効開口径	0.2 m
分解能	1 m 以下
視野角 FOV	9.1 mrad 高度 220 kmにて観測幅 2 km
質量	19.4 kg 光学部 16.9 kg 電気部 1.9 kg
サイズ	光学部 270 × 540 × 270 mm 電気部 125 × 225 × 95 mm
消費電力	33 W 保温用ヒータを含む

SLATS の軌道上外観を示す。



➤ 自由分子流解析 (FM) 及びモンテカルロ解析 (DSMC) による稀薄空力解析

### 解析条件

- ✓ SLATS三次元CADモデル(node数:182~1,511,087)
- ✓ ガス7種 (N, O, Ar, He, H, N<sub>2</sub>, O<sub>2</sub>), 等

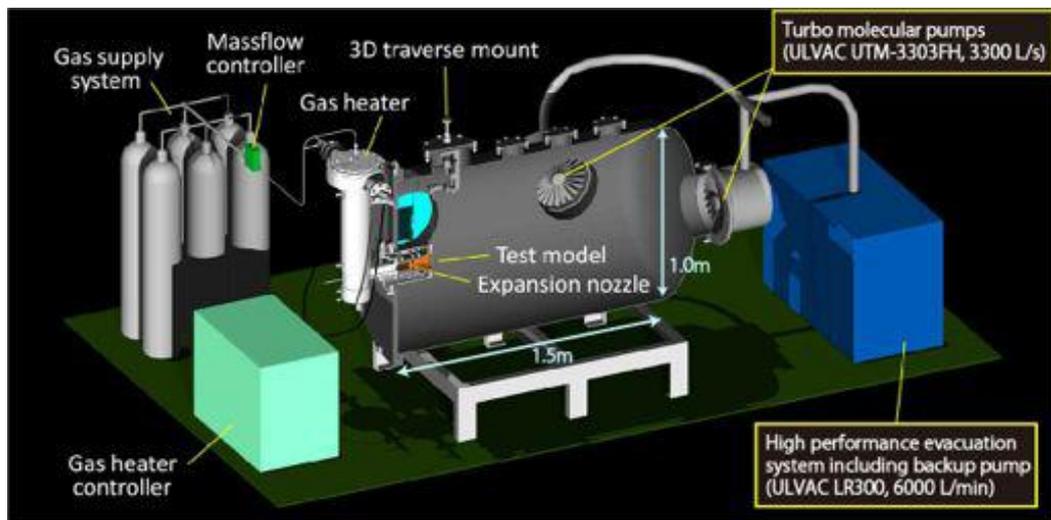
### 解析結果サマリ

- ✓ 軌道高度毎に衛星の迎角、横滑り角に対応した、空力係数 ( $C_D, C_L, C_M$ ) を解析. → SLATS の衛星空力 DB を作成.
- ✓ 高度 150km 以上では FM と DSMC との空力係数の違いは  $\pm 5\%$  以下.
- ✓ 表面熱適応係数 (境界における全反射分子に対する拡散反射分子の割合) を  $0.9 \pm 0.1$  と仮定した場合, 空力係数誤差は最大 20%.
- ✓ また, 形状依存性が無視できる範囲で形状を簡略化し, 計算コストの軽減を実現.

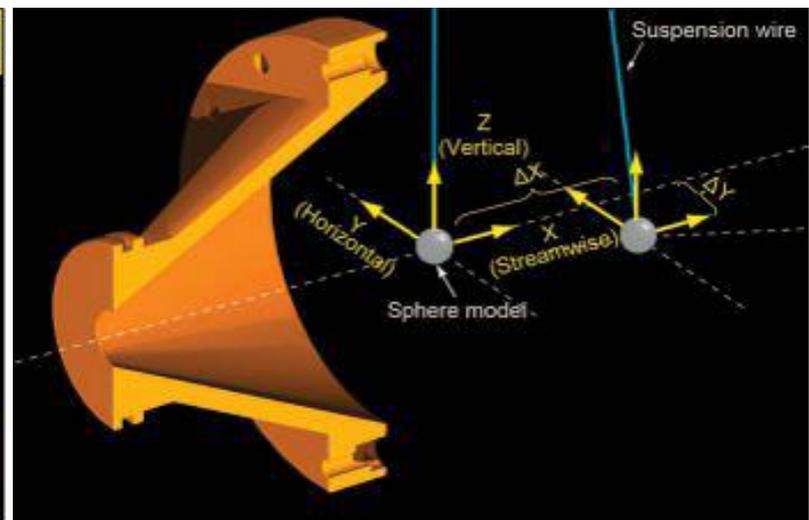
## 5.1 空力解析技術 (2/3)

### ➤ 極超音速稀薄風洞@調布 を用いた熱適応係数評価

- ✓ CFDとDMSCの連成解析及びピトー圧計測により、試験装置で作られる流れ場を評価。
- ✓ 衛星と同じ表面材質で製作した吊り下げ球サンプル (φ5~6.35mm) を用いて流れ場内の変位を計測し、空力特性から熱適応係数を算出。
- ✓ 衛星形状モデル (Al合金製、Al合金製, 1/200, 1/400スケール) を用いた空力特性評価も実施。



極超音速稀薄風洞@調布



吊り下げ球の流れ場内変位計測

- 予測解析と軌道上運用に基づく大気密度の評価
  - ✓ 軌道上の GPSRデータから計算される大気抵抗 (推定値)
  - ✓ 衛星空力 DB、衛星姿勢軌道データと大気モデル (NRL-MSISE-00) から計算される大気抵抗 (解析値)
  - ✓ 上記から、每周回の大気抵抗補正係数  $\eta$  (推定値と理論値の比) を計算する。  $\eta$  に基づいて自律軌道制御量の補正を行い、実際の運用が行う。目標推定精度 10% 以下。

$$\eta = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho v^2 C_D S}$$

← GPSRデータに基づく推定値

← 解析値

$\eta$ : 大気抵抗補正係数	$D$ : 大気抵抗 [N]
$\rho$ : 大気モデル出力大気密度 [kg/m <sup>3</sup> ]	$v$ : 軌道速度 [m/s]
$C_D$ : 抗力係数	$S$ : 参照面積 [m <sup>2</sup> ]

- ✓  $\eta$  に基づいて、理論大気モデルの高精度化や後継機の空力設計への反映を予定。
- ✓ 例えば、イオンエンジンの自律軌道制御の結果、軌道保持精度が良好であれば、
  - ① 観測軌道の高精度化による精密な観測計画立案が可能
    - 観測の指向精度向上、干渉SARの精度向上、等が期待できる。
  - ② イオンエンジン噴射時間の精度向上による適正な電力需要予測が可能
    - 太陽電池パドルや電源系の小型化による小型化・低コスト化が期待できる。

## 5.2 高分解能光学センサ（SHIROP）開発

### 高分解能の画像取得と短期・低コストの開発を実現

- BBM、EM、PFMの3段階開発を3年間で実施。
- BBM試験の充実化。
- End-to-End 試験を実施する設備を整備。
- 望遠鏡部について、光学性能に係る独立試験検証を実施し、開発の確実化。

開発モデル	製作範囲	検証内容
SHIROP 光学部 BBM	望遠鏡部 の主要構成要素	有効開口径20cmの望遠鏡。 主鏡・副鏡支持機構の熱・機械環境評価。 CFRP部材に起因する排湿変形評価，AO 対策評価。
	検出器部全体	機能性能評価，光学特性評価。 温度特性，機械環境特性，部品（民生半導体）評価。
SHIROP 電気部 BBM	電気部全体	機能性能評価。 衛星システムとの電気インタフェース確認（EMレベル）。
SHIROP EM	望遠鏡部のみ (検出器部、電気 部はBBMを活用)	光学性能評価（大気環境、真空・温度環境）， 熱・機械環境評価（振動・衝撃・熱サイクル）， CFRP部材に起因する排湿変形評価， 軌道上予測温度評価（熱平衡試験）。
SHIROP PFM	全て	上記の試験に加え、望遠鏡部の光学特性独立検証。

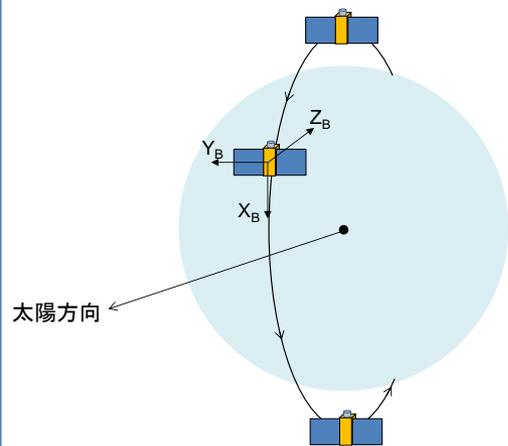
### チェックアウト項目

- 電源系, 通信系, データ処理系
  - ✓ 発生電力, 供給電力, 通信性能, テレコマ機能, データ記録・再生機能、等
- 姿勢軌道制御系
  - ✓ 各姿勢モード (レートダンピング, 太陽サーチ, 太陽指向, 地球指向, 軌道制御, エアロスルー、エアロブレーキ、TDI撮像) に係る機能確認
  - ✓ 姿勢安定度、軌道決定精度、指向精度、等
- 熱制御系
  - ✓ 温度データ取得, 予測解析と軌道上実測値との比較評価
- 化学推進系
  - ✓ 推力, 推進効率, 等.
  - ✓ 1Nスラスタ4台動作による軌道マヌーバ. 643×450km→392km
- イオンエンジン系
  - ✓ 各動作モード, 電力, 温度, 推進性能, 等
- ミッション機器
  - ✓ 各種機能確認, 動作パラメータ調整, 光学性能評価, 等

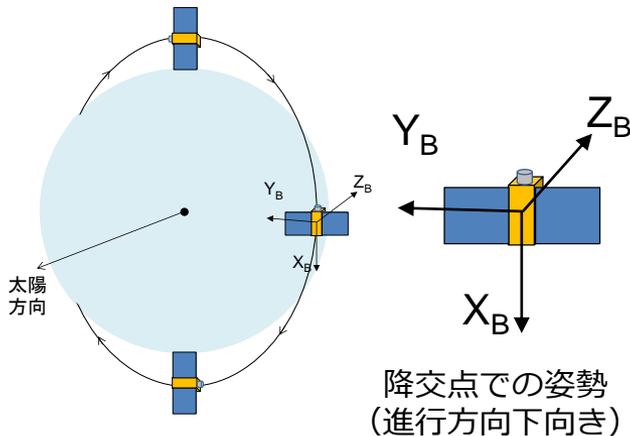
## 6. 初期運用の状況 (姿勢モード)

SLATS の定常運用における姿勢モードを下図に示す。

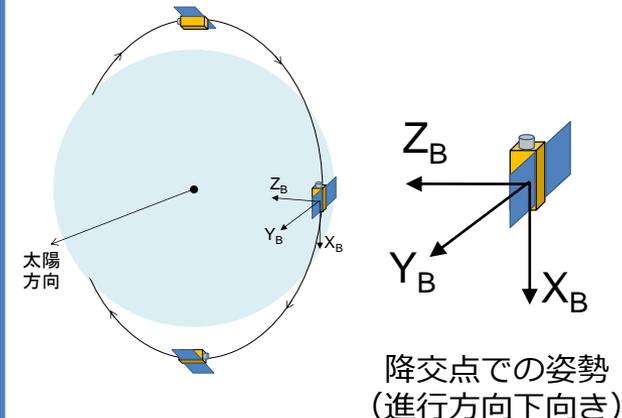
**-Z軸太陽指向モード (SPM)**  
 270km以上における基本姿勢



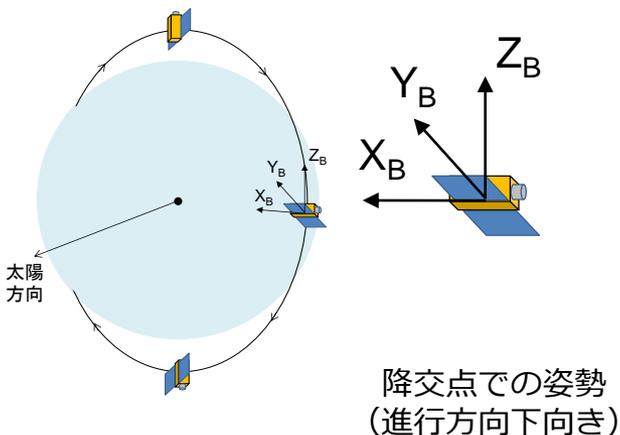
**+Y軸地球指向モード (NM-Y)**  
 270km以下における基本姿勢



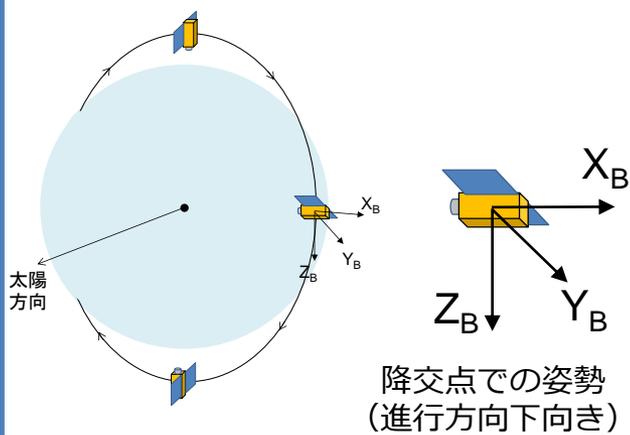
**+Z軸地球指向モード (NM-Z)**  
 光学観測姿勢、エアロスルー姿勢



**+X軸地球指向モード (NM-PX)**  
 エアロブレーキ姿勢#1



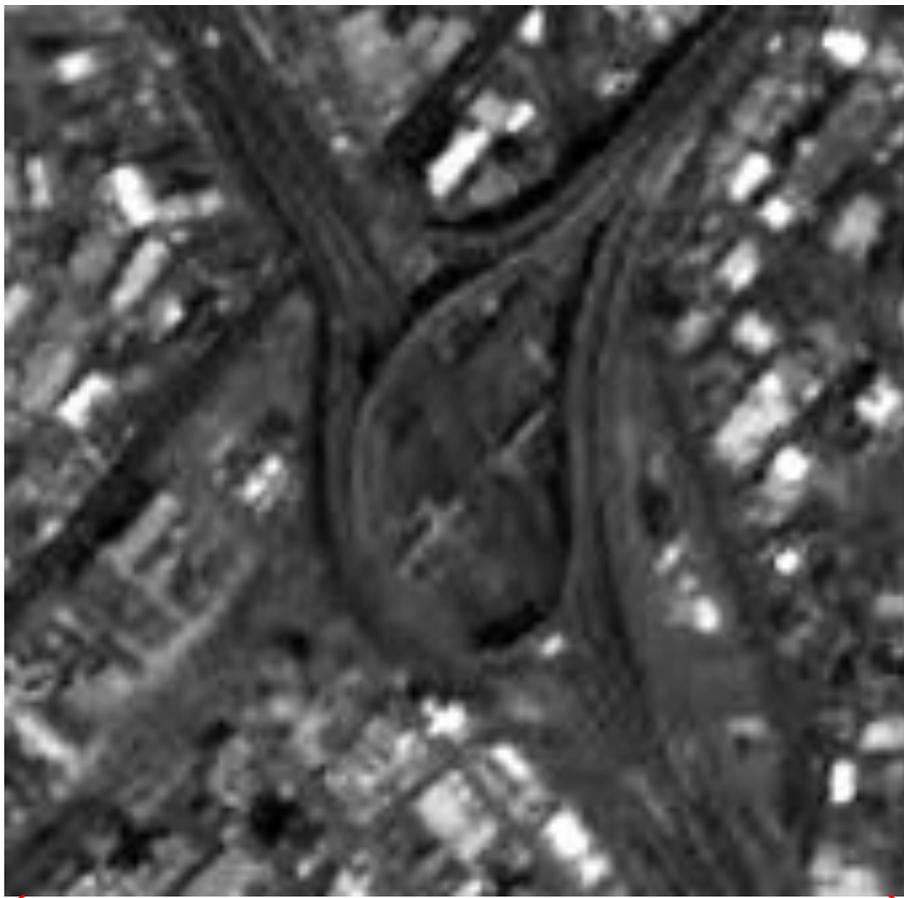
**-X軸地球指向モード (NM-MX)**  
 エアロブレーキ姿勢#2



## 6. 初期運用の状況 (ALOSとSLATSとの画像比較)

ALOS/PRISM画像 と SLATS / SHIROP画像との比較を示す。

東名高速 上社ジャンクション付近  
(高度差 294km)



約420m

ALOS (GSD 2.5m、高度692km)



約420m

SLATS (高度398km)

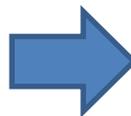
## 6. 初期運用の状況（高度による分解能GSDの変化）

SLATS / SHIROP画像について、似たような被写体として、高速道路のジャンクションを比較。



約300m

高度462km 西宮



高度差  
64km



約300m

高度398km 名古屋

# 7. 外部機関との共同研究

## 共同研究による成果拡大

- 研究テーマを公募・選定
- FY29~FY31に実施予定
- ⇒超低高度衛星技術に係る設計基準等に成果を反映

## <宇宙材料分野>

神戸大・工 横田助教  
AO, N<sub>2</sub>衝突誘起材料(ホ<sup>o</sup>リミト<sup>o</sup>/FEP)劣化メカニズム解析

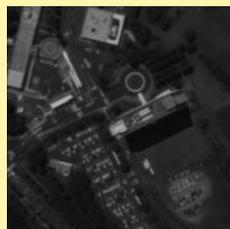


軌道上サンプル



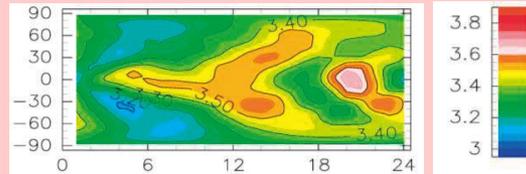
AO環境実験装置  
©神戸大

- 関係省庁、関係企業  
後継機の開発に向けた  
技術評価・要求分析



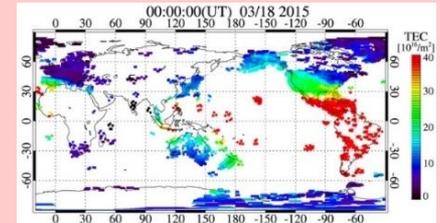
## <超高層大気環境分野>

九大・理 三好准教授  
理論大気モデルによる大気密度比較解析



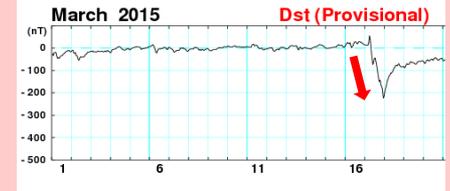
例 中性大気密度の緯度分布  
(高度200km, 10<sup>-10</sup>kg/m<sup>3</sup>, 秋分, F10.7=200)

京大・理 齊藤准教授  
プラズマ密度(全電子数TEC観測、AO/N<sub>2</sub>組成比推定)と大気密度との比較・経験大気モデルの検証



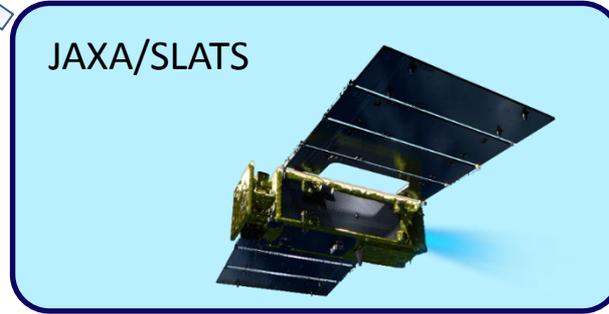
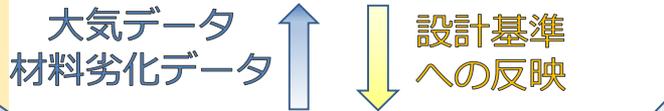
全電子数TEC©NICT

京大・理 能勢助教  
磁気異常と大気密度変化の統計解析



地磁気指数Dst©京大

磁気嵐



## ユーザとの連携強化

SLATS及び後継機に関わる勉強会  
⇒SLATS画像提供に関する協定、  
等

JAXA/ISAS  
超低高度域における協調観測



左: 探査衛星ERG「あらせ」  
右: 観測ロケット(S-520)

超低高度衛星の意義・価値と超低高度衛星技術試験機（SLATS）の開発・運用状況についてご紹介しました。

JAXAでは、宇宙空間におけるフロンティア領域の開拓と地球観測利用の拡大を目指し、超低高度衛星技術の研究開発を進めていきます。

将来の新しい人工衛星の利用を生み出すことで、防災・気象・環境等の数多くの分野において社会的課題の解決に貢献していきたいと考えております。