

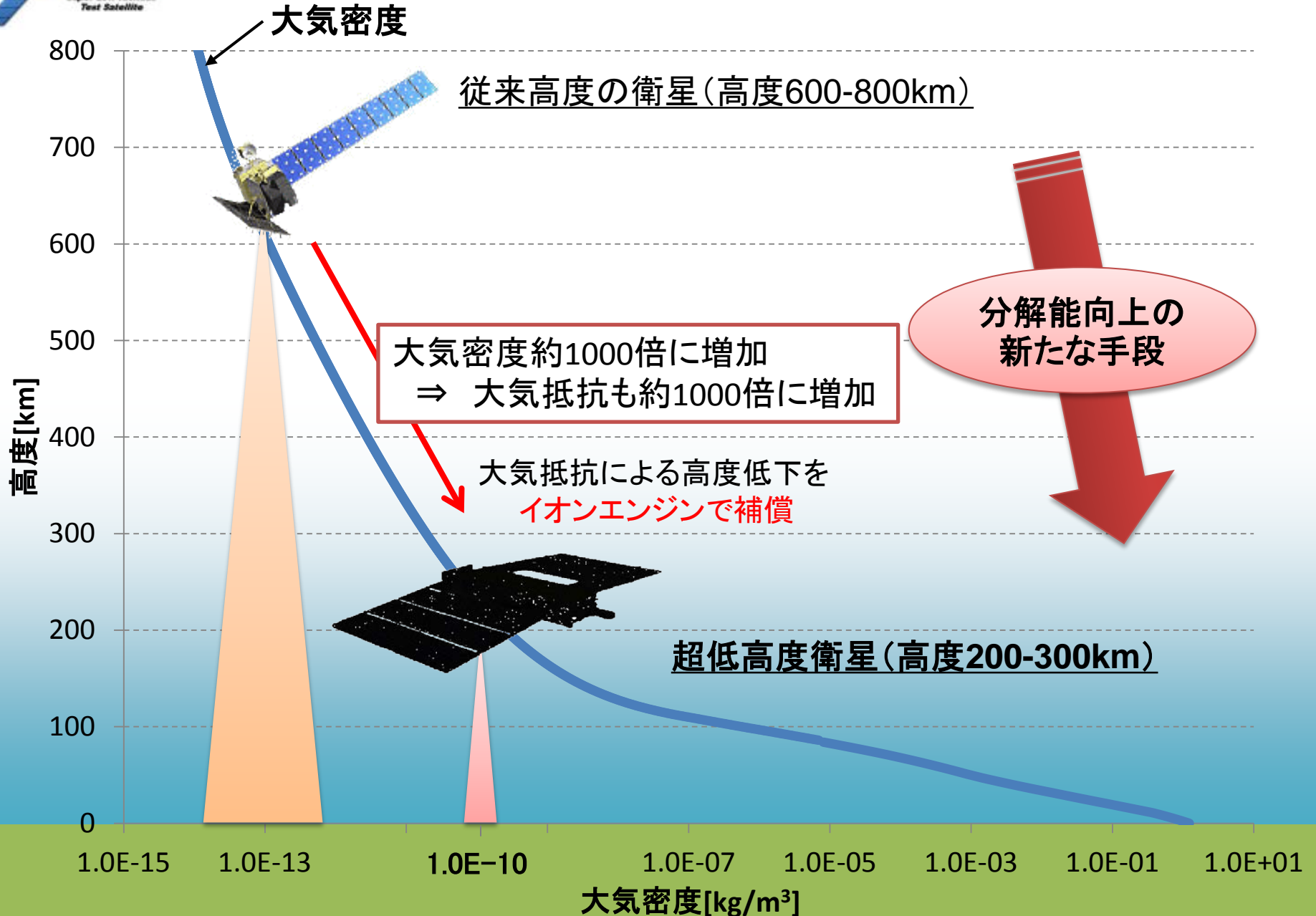
# 超低高度衛星技術試験機 (SLATS) の開発 と将来への展望

平成27年6月17日

宇宙航空研究開発機構  
第一宇宙技術部門  
SLATS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(目的、諸元、ミッション等)
3. SLATS成功基準
4. SLATS開発スケジュール
5. 将来の超低高度衛星への展望
6. まとめ

# 1. 超低高度軌道の活用の意義・価値 (超低高度の特色)



# 1. 超低高度軌道の活用の意義・価値

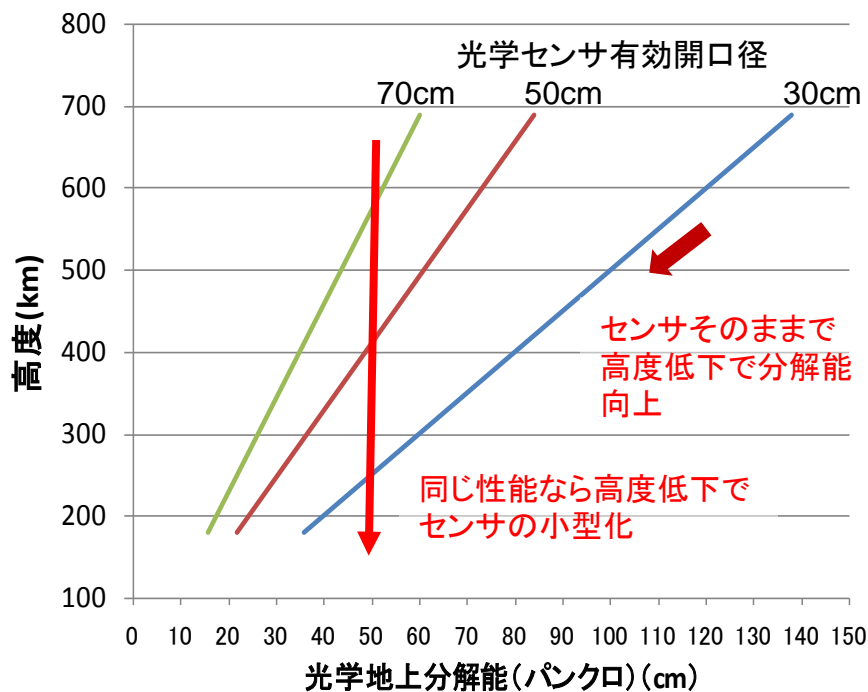
## (1) 軌道高度と観測センサ性能の関係

- |                      |   |      |           |       |
|----------------------|---|------|-----------|-------|
| 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 |

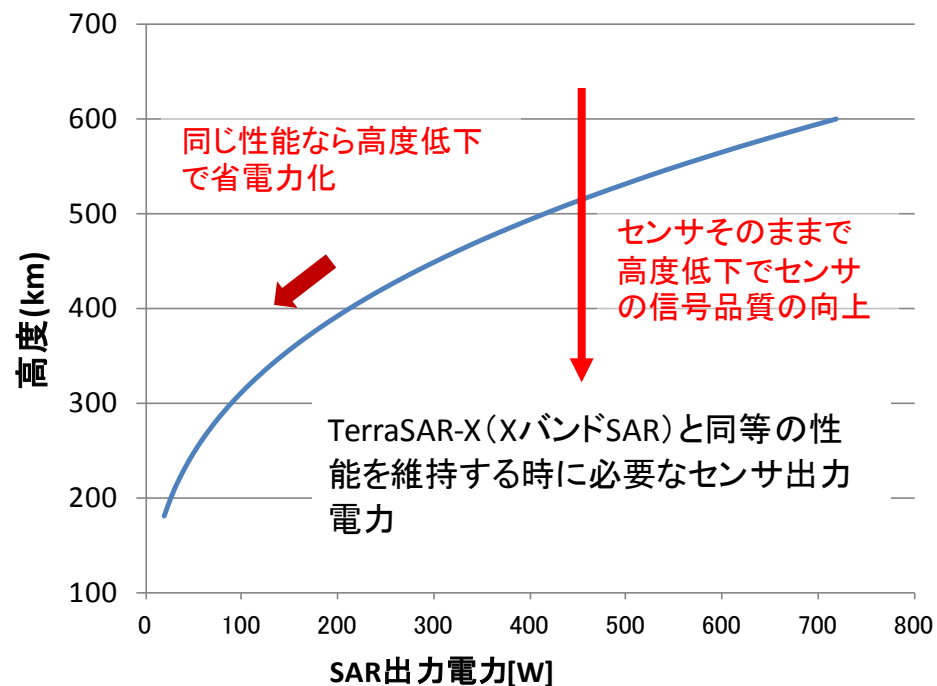
## (2) 軌道高度を下げると、センサはそのままでも性能向上が可能

- 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(S/N)の向上。

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



※分解能は開口径の回折限界と仮定。



# 1. 超低高度軌道の活用の意義・価値

**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**

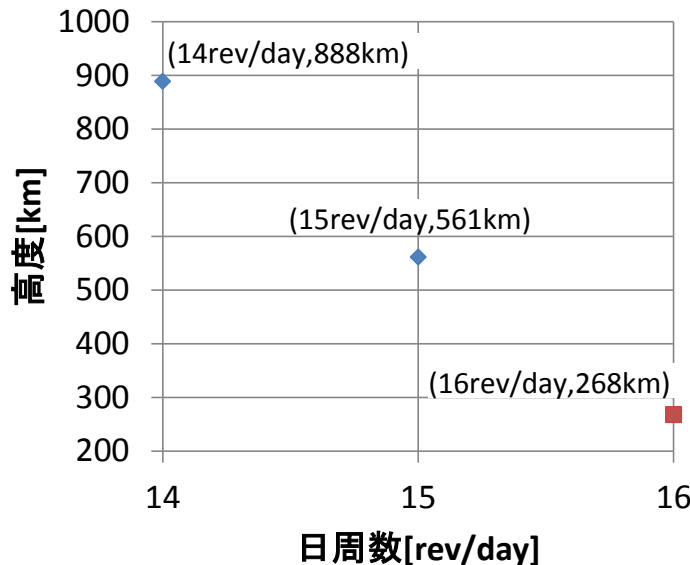
- 従来の周回衛星は、ミッション期間中は一つの固定された軌道で運用。
- 超低高度衛星は、燃料効率(比推力)がガスジェットの10倍以上を有するイオンエンジンを搭載するため、**軌道変換の幅や回数が飛躍的に増加**。

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。

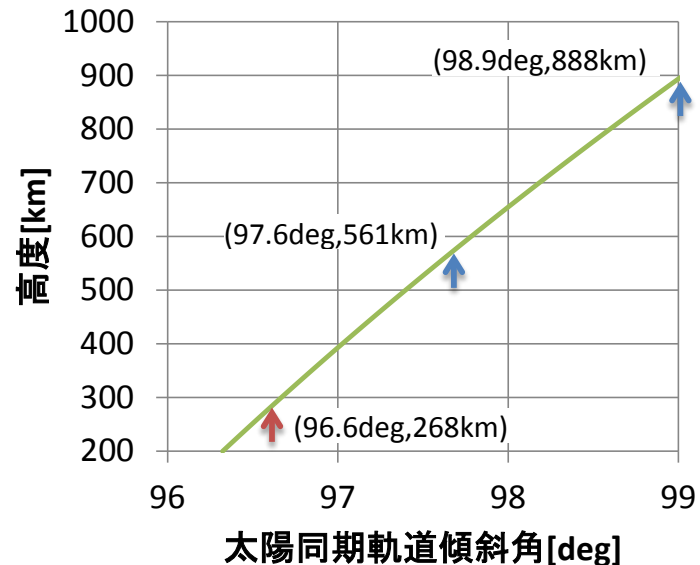
例 通常:5日回帰軌道 高度324km ⇔ 緊急時:完全回帰軌道(1日回帰) 高度268km



**『全球観測』と『同じ地点の高頻度/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



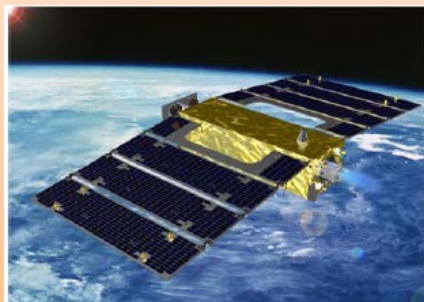
軌道高度と太陽同期軌道傾斜角の関係

# 1. 超低高度軌道の活用の意義・価値

イオンエンジン技術

活用

超低高度衛星技術試験機  
Super Low Altitude Test Satellite  
(SLATS)



新たな軌道  
開拓により、  
衛星利用  
の新たな可  
能性を拓く

超低高度の  
・飛行技術獲得  
・環境データ取得  
・リモセン衛星の  
事前試験

科学的な意義

- ① 超低高度域の大気密度に関するデータ取得
- ② 原子状酸素の材料への影響に関するデータの取得

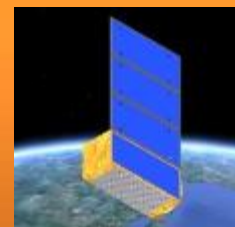
超低高度衛星の例

高分解能  
光学



小型・低コストで  
大幅な分解能向上  
を実現

新しい周波数  
によるSAR



Ku帯を利用して  
高分解能  
SARを実現

2次元風向・風速  
LIDAR



世界初の2次元風  
向・風速観測を実現

# 1. 超低高度軌道の活用の意義・価値

## 将来の超低高度衛星の実用化に向けた課題一覧

No	課題内容	対処案
1	<p><b>[軌道上大気密度の予測精度の課題]</b></p> <p>大気密度の予測精度が十分ではなく、衛星の軌道制御や姿勢制御への影響が懸念される。(大気密度は軌道高度600km→250kmで約1000倍)</p>	<p>飛行実証データにより、環境予測モデルの精度向上を図る。 ⇒ <b>SLATSにより対応</b></p>
2	<p><b>[実用ミッションへ適用する際の課題]</b></p> <p>○ 実用ミッションでの長期運用を設定すると、下記の状況が発生し得る。</p> <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) 軌道保持用推薬が増大 ⇒ 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> <p>○ 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)</p>	<p>○ 超低高度に対応したシステム設計等の工夫。</p> <p>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。</p> <p>○ 搭載通信系の高速化や観測運用の制限等。</p>
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、イオンエンジンの長寿命化や大推力化が課題</p>	<p>イオンエンジンの耐久性向上、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> <p>○ 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。</p> <p>○ 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。</p>	<p>○ OS/N向上対策、指向精度及びMTFの向上対策、小型化、等</p> <p>○ アンテナ等の高密度実装。軌道保持精度の向上、等</p>



## 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し、下記のミッションを実施する。

### SLATSのミッション

#### ① 超低高度衛星技術の実証

超低高度域でのイオンエンジンによる軌道保持などの衛星運用を軌道上実証する。

#### ② 大気密度・原子状酸素に関するデータの取得

超低高度域での衛星の軌道や姿勢の変動データや原子状酸素(AO)のデータを取得し、

大気密度モデルの精度向上や超低高度衛星に係る設計基準への反映を行う。

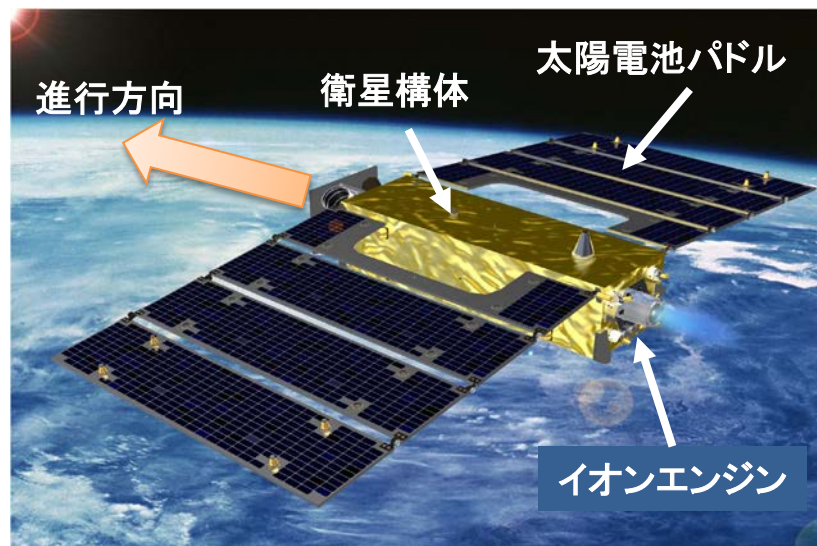
#### ③ 小型高分解能光学センサによる撮像実験

超低高度域にて衛星の軌道や姿勢と協調して撮像する実験を行う。

### <SLATS主要諸元>

項目	仕様
主要ミッションセンサ	(1) 小型高分解能光学センサ (SHIROP) (2) 原子状酸素モニタシステム (AMO) (a) AO計測センサ(AOFS) (b) 材料劣化モニタ (MDM)
サイズ	2.5 (X) × 5.2 (Y) × 0.9 m (Z) (軌道上展開状態)
質量	400 kg以下
発生電力	1140W以上
設計寿命	2年以上
運用軌道	軌道高度 268km~180km
打上年度	平成28年度
打上ロケット	H-IIAロケットによる相乗り打上げ (主衛星: GCOM-C)

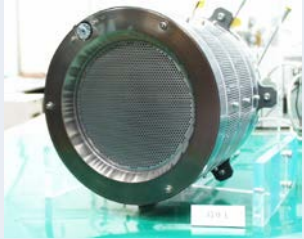
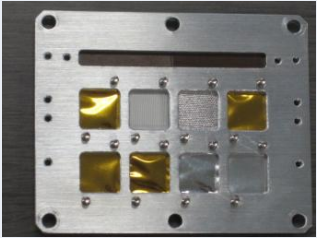
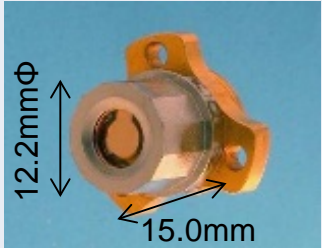
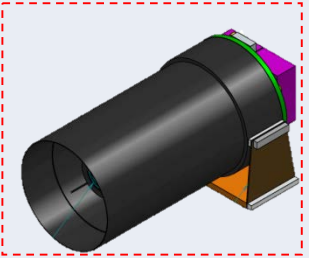
### <SLATS外観図>

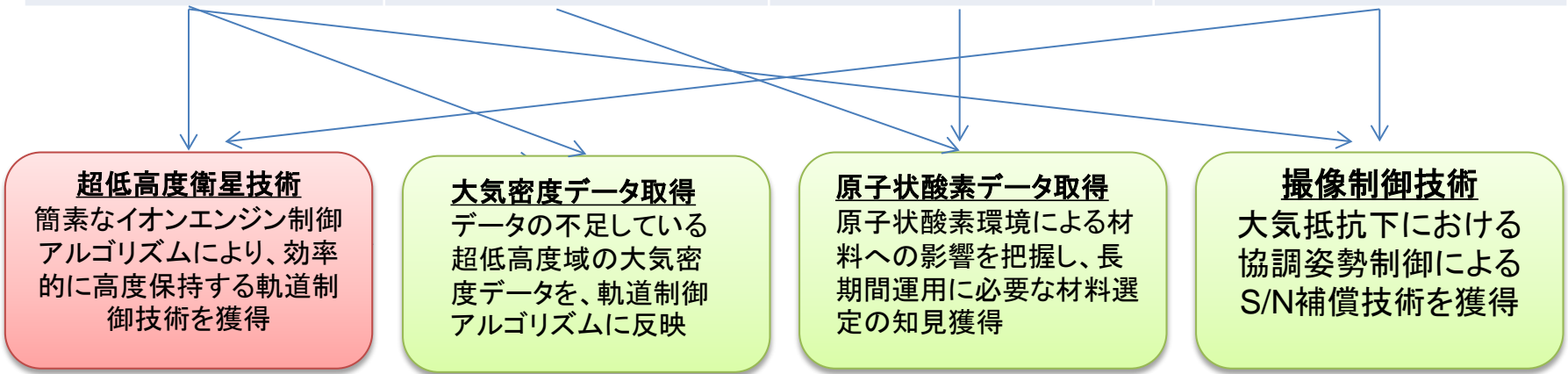




## 2. SLATS概要(搭載ミッション機器)

### SLATS搭載ミッション機器の概要

① イオンエンジン	② 材料劣化モニタ	③ 原子状酸素フルエンス計測	④ 小型高分解能光学センサ
<p>イオンエンジンとGPSにより、自律的に高度保持を実施し、超低高度域での軌道保持技術を実証。</p>  <p>イオンエンジン(スラスト部)外観</p>	<p>13種類の材料サンプルを、カメラにより定期的に撮像し、材料サンプルの劣化をモニタする。</p>  <p>材料サンプル搭載例</p>	<p>原子状酸素計測センサ(QCM)合計8chをSLATS各面に搭載し、原子状酸素による質量減少量(周波数変化)を計測する。</p>  <p>原子状酸素計測センサ外観</p>	<p>小型の光学センサにより、高分解能撮像を行うとともに、大気抵抗やイオンエンジン噴射等の影響評価を行う。</p>  <p>小型高分解能光学センサ・望遠鏡部外観</p>



**超低高度衛星技術**  
 簡素なイオンエンジン制御アルゴリズムにより、効率的に高度保持する軌道制御技術を獲得

**大気密度データ取得**  
 データの不足している超低高度域の大気密度データを、軌道制御アルゴリズムに反映

**原子状酸素データ取得**  
 原子状酸素環境による材料への影響を把握し、長期間運用に必要な材料選定の知見獲得

**撮像制御技術**  
 大気抵抗下における協調姿勢制御によるS/N補償技術を獲得

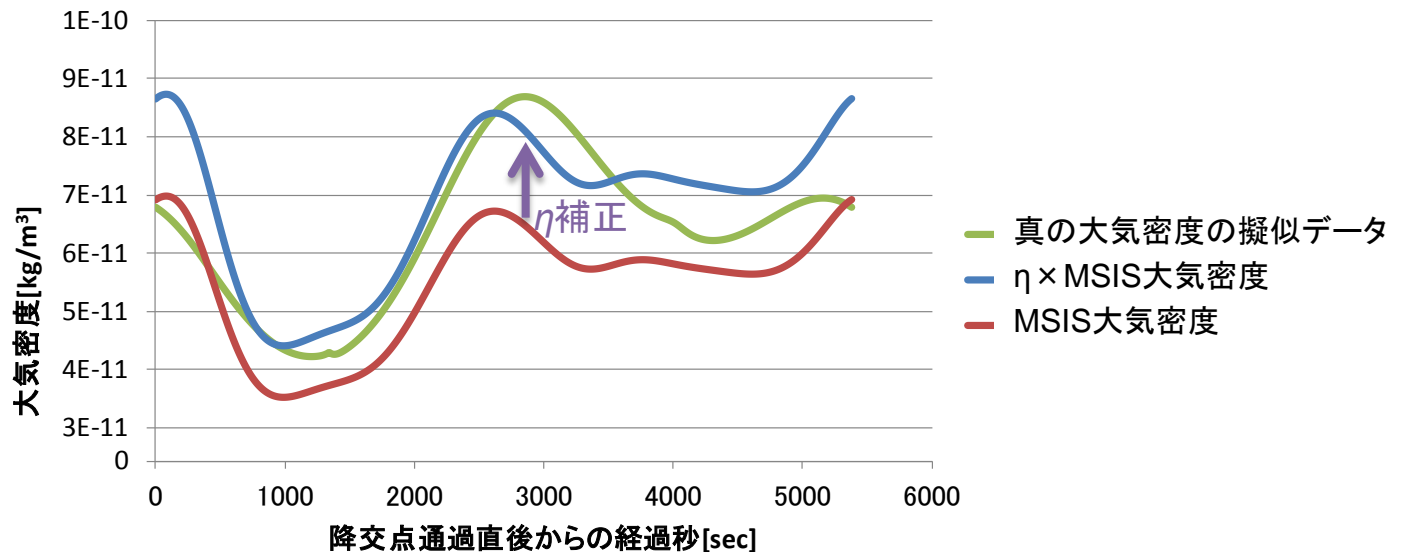
## 2. SLATS概要(参考:大気密度に関するデータ)

- (1) SLATSは衛星リソース、開発コストの観点から高精度加速度計を搭載していない。
- (2) SLATSの大気密度データは、高度履歴(GPSR出力)および蓄積角運動量履歴(リアクションホイール出力)から算出する。
- (3) 高度履歴(GPSR出力、約10秒周期)から得るデータから次式で定義する「大気抗力補正係数 $\eta$ 」を算出する。

$$D = \underbrace{\eta \cdot \frac{1}{2} \rho v^2 C_D S}_{\text{モデル値}}$$

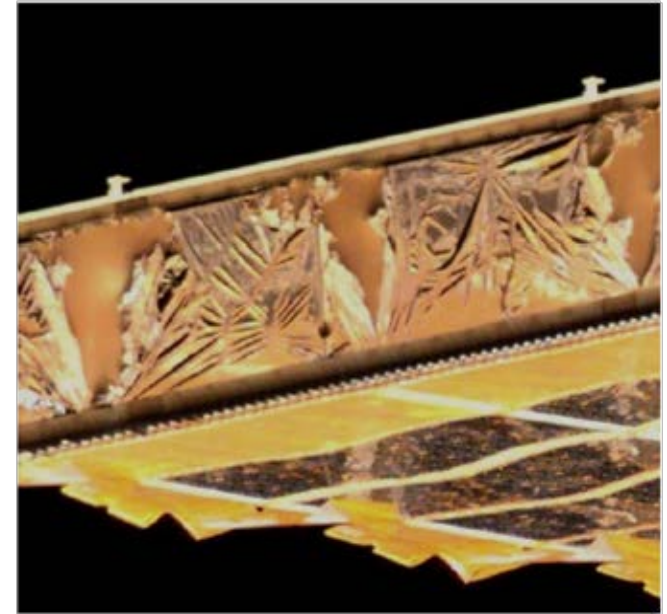
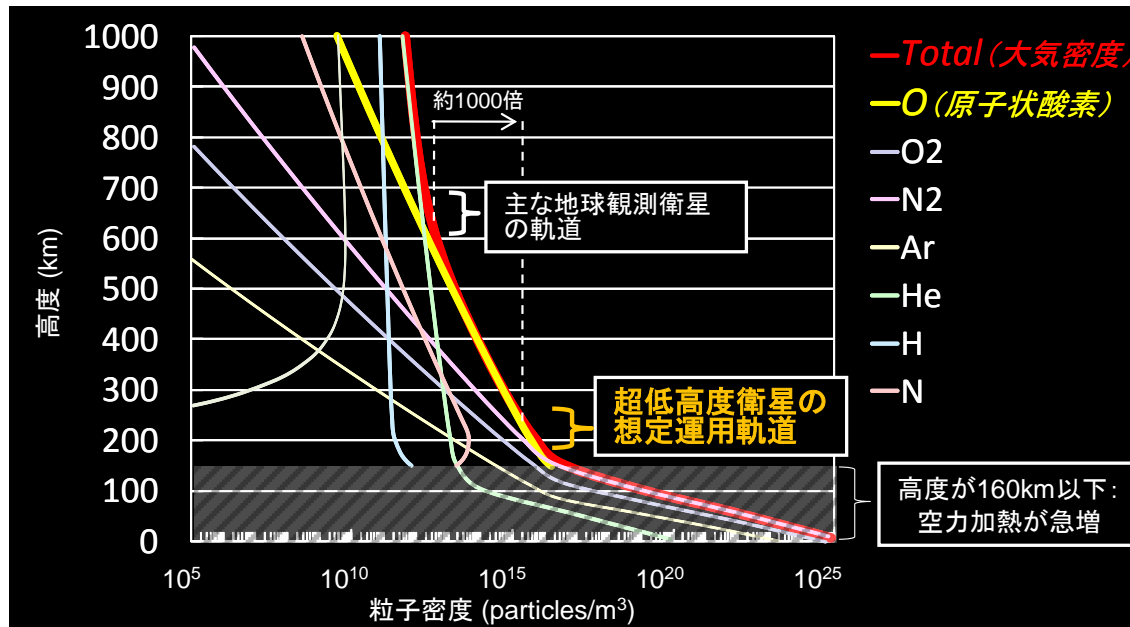
$D$ : 大気抵抗[N]、 $\rho$ : 大気モデル出力大気密度[kg/m<sup>3</sup>]、 $\eta$ : 大気抗力補正係数[-]、 $v$ : 軌道速度[m/s]、 $C_D$ : 抗力係数[-]、 $S$ : 参照面積[m<sup>2</sup>]

ここで、 $\eta$  はSLATSで用いられている大気モデルNRLMSISE-00による大気抗力と実際の大気抗力のずれを表す値となる。



## 2. SLATS概要(原子状酸素フルエンス計測)

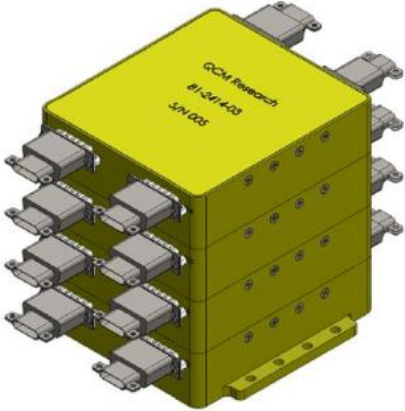
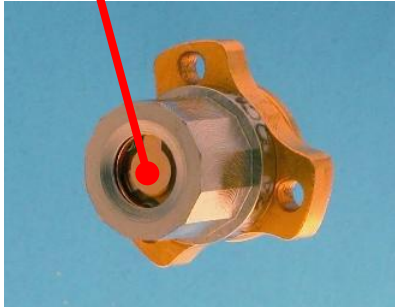
超低高度軌道域では、材料を劣化させる原子状酸素(Atomic Oxygen, AO)の密度が大きく、衛星外表面の断熱に用いる多層インシュレーション(MLI)等の材料を侵食することから、衛星の外表面に対しては防護対策が必要となる。



原子状酸素による材料劣化の例  
 (国際宇宙ステーション  
 太陽電池パドル側面部  
 宇宙空間に1年間曝露後)

## 2. SLATS概要(原子状酸素フルエンス計測)

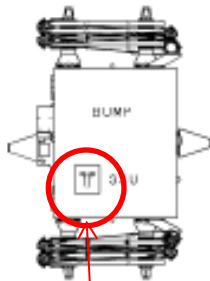
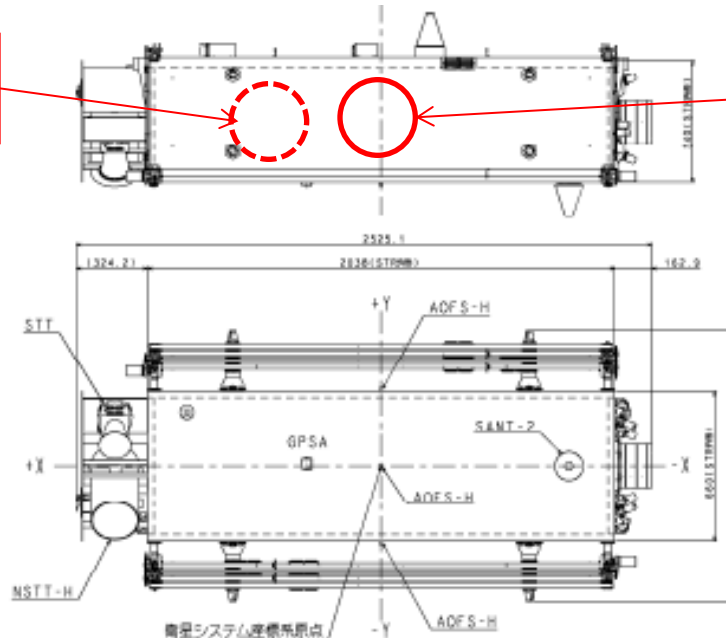
### ① AOFS(原子状酸素フルエンスセンサ)仕様

コンポーネント	諸元	外観
AOFSコントローラ (AOFS-CTRL)	<p>主要機能:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>(1)SLATS- SCUとのテレメトリ/コマンド送受信処理</li> <li>(2)8個のMK24TQCMセンサのコントロール</li> </ul> <p>外形: 143mm × 133mm × 138mm</p>	 <p>(コネクタソケットを含んだ図)</p>
AOFSセンサヘッド (AOFS-H)	<p>構成: QCM Research社製MK24TQCM × 8個。 TQCM: 温度制御機能付き水晶微小天秤</p> <p>主要機能:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>(1) ポリイミド膜により原子状酸素衝突フルエンスを計測(6個)</li> <li>(2) コンタミネーション計測(2個)</li> <li>(3) センサ面保温機能(75°Cに保温。最高80°Cまで可能)</li> </ul> <p>外形: 12.2mm<math>\phi</math> × 15.0mm<sup>H</sup>(コネクタピン除く)</p>	<p>原子状酸素計測用センサ面にポリイミド膜を付着させ、ポリイミドが原子状酸素によってガス化することによる質量減少(周波数変化)を計測する</p> 

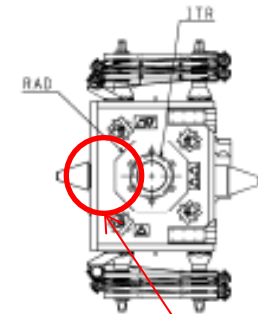
## 2. SLATS概要(原子状酸素フルエンス計測位置)

+Y面内部に  
1個搭載

+Y面に1個搭載



+X面に2個搭載  
・シャッタ付き×1  
・コンタミセンサ×1

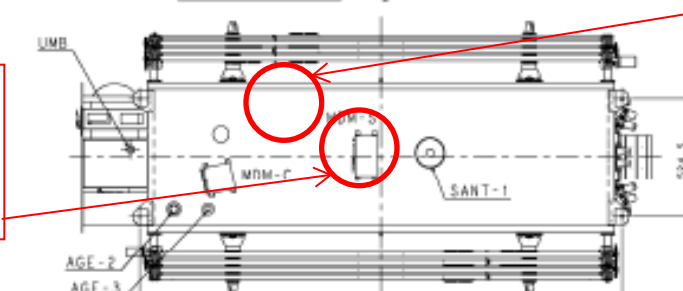


-X面に1個搭載



+Z面に1個搭載

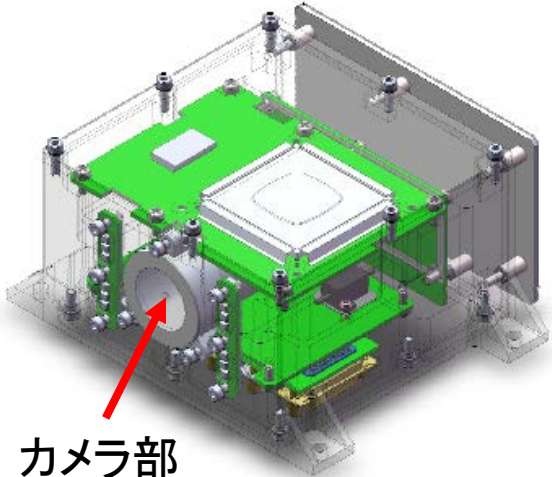
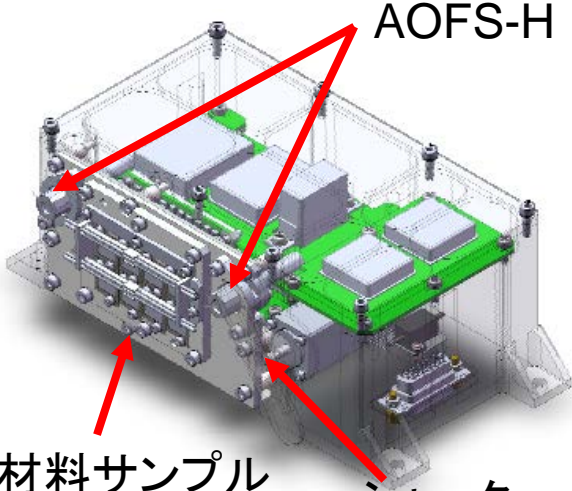
MDMに2個搭載  
・シャッタ付き×1  
・コンタミセンサ×1



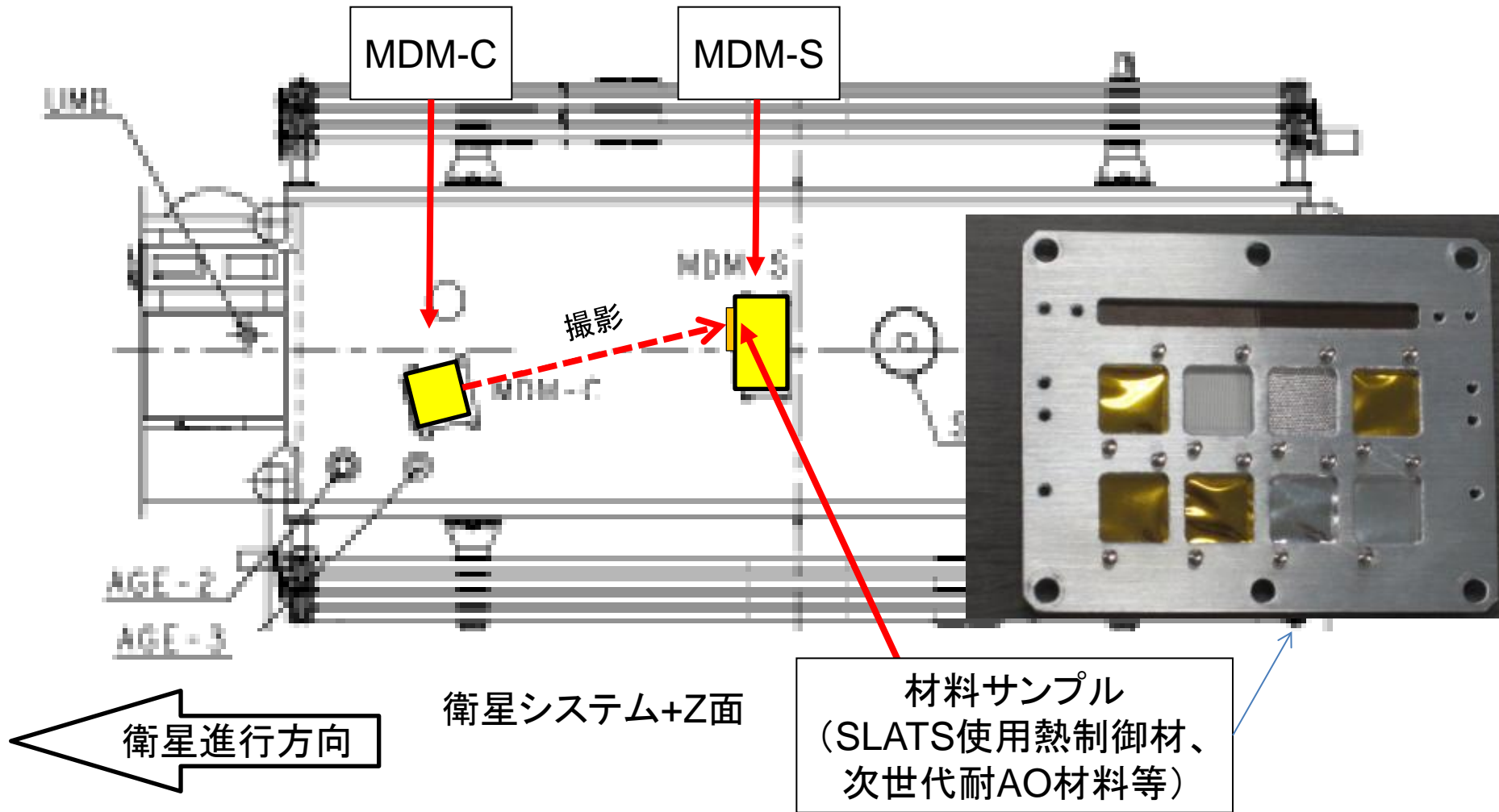


## 2. SLATS概要(材料劣化モニタ)

### ① MDM(材料劣化モニタ)仕様

コンポーネント	諸元	外観
材料劣化モニタ カメラ部 (MDM-C)	主要機能: (1)SLATS- SCUとのテレメトリ/コマンド送受信処理 (2) 材料サンプルの撮影、保存 (3) 材料サンプルへの前面光照明 画素数:30万画素 外形:154mm×118mm×73mm(突起含む)	 <p>カメラ部</p>
材料劣化モニタ サンプル部 (MDM-S)	主要機能: (1)材料サンプルの保持 (2)材料サンプルへの背面光照明 (3)AOFS-H搭載およびシャッター機能 (4)MDM各機器への電力分配 外形:209mm×120mm×73mm(突起含む)	 <p>AOFS-H</p> <p>材料サンプル</p> <p>シャッター</p>

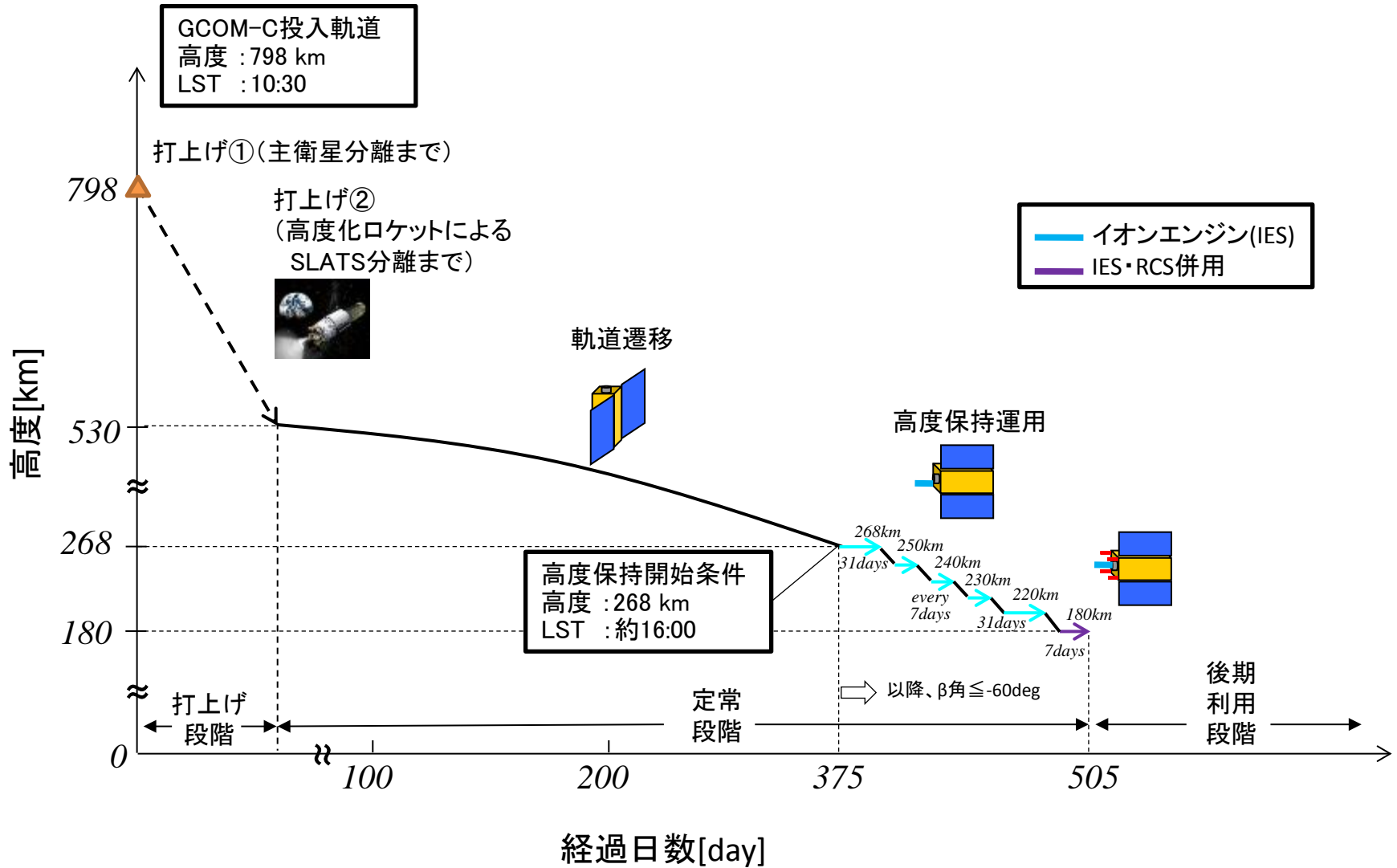
## 2. SLATS概要(材料劣化モニタ搭載位置)



- (1) MDMによりAOによる材料サンプルの劣化を分解能100 $\mu$ m以下の光学画像で把握することが可能。
- (2) MDMによるサンプル撮像は基本的には1週間に一度の頻度で行う予定である。



## 2. SLATS概要(運用軌道プロフィール概要)

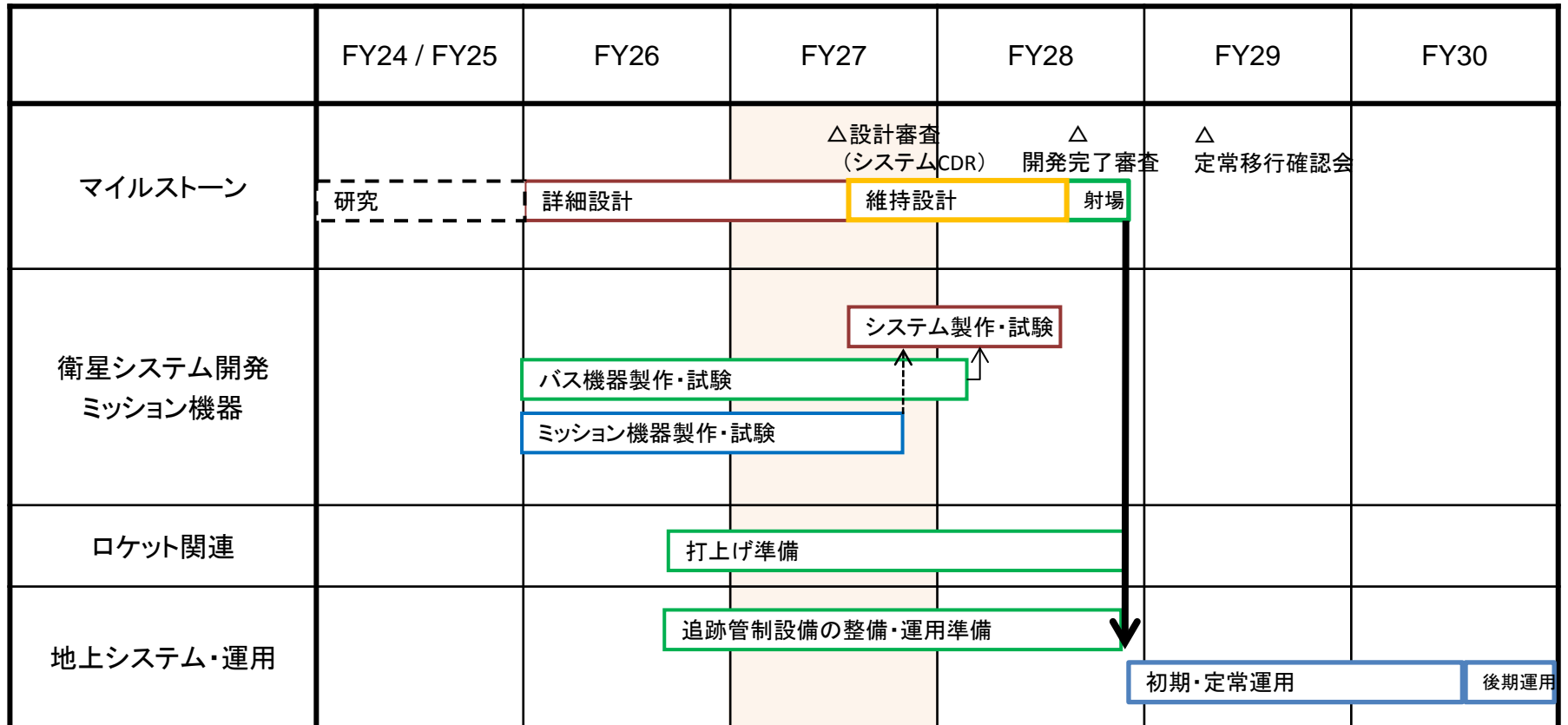


### 3. SLATS成功基準

目的	達成目標		
	ミニマムサクセス*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 : ミニマム/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。

# 4. SLATS開発スケジュール



## 5. 将来の超低高度衛星への展望

### SLATSのミッション: 将来の超低高度衛星の実現に向けた試験機

#### ① 超低高度衛星技術の実証

超低高度域でのイオンエンジンによる軌道保持などの衛星運用を軌道上実証する。

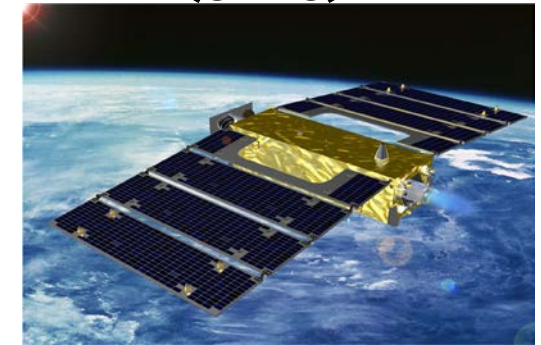
#### ② 大気密度・原子状酸素に関するデータの取得

超低高度域での衛星の軌道や姿勢の変動データや原子状酸素(AO)のデータを取得し、大気密度モデルの精度向上や超低高度衛星に係る設計基準への反映を行う。

#### ③ 小型高分解能光学センサによる撮像実験

超低高度域にて衛星の軌道や姿勢と協調して撮像する実験を行う。

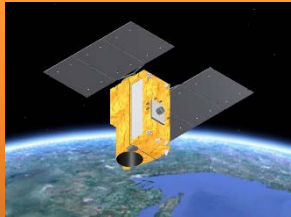
<SLATS>



超低高度域のサイエンスや高分解能観測の成果を後継機に反映し、社会的課題の解決に貢献

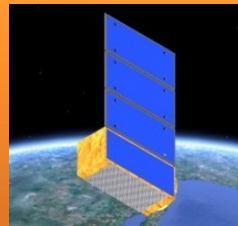
### 将来の超低高度衛星の候補案

#### 高分解能光学

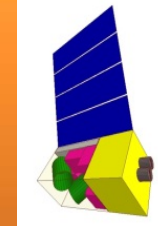


光学センサやSARを用いた高分解能観測により、特定地点を1日1回以上の高頻度かつ詳細な画像情報として、防災関連事業に提供。

#### 高分解能SAR



#### 風向・風速LIDAR



LIDAR観測にて、風向・風速データを取得し、気象予測モデルの精度向上。

#### 想定する社会的課題、科学的課題、技術的課題

超低高度衛星の貢献が期待できると考える課題と対応の例

#### 1. 社会的課題

##### ①防災分野： 画像情報の把握、等

- 例：超低高度から光学センサやSARを用いた高分解能観測をすることで、対象地点を高頻度(1日1回)かつ詳細な画像情報をユーザに提供することで貢献、等。

##### ②気象環境分野： 気象予報精度の向上、等

- 例：超低高度からのLIDAR観測にて、風向・風速データを取得し、気象予測モデルに同化させることで、気象予測モデルの精度向上に貢献、等。

#### 2. 科学的課題

##### ①高層大気サイエンス分野： 超低高度域の実測データを一定期間取得、等

- 例：超低高度域の大気密度、プラズマ、磁気等の実測データが極めて少ないことが課題であり、大気密度等を一定期間にわたり実測することで高層大気サイエンス分野の科学的課題の解決に貢献、等。

#### 3. 技術的課題

##### ①超低高度域における大気密度に関する日変化、時間変化の予測精度の向上

- 例：SLATS及びSLATS後継機の運用にて得られるデータに基づき精度向上を図り、衛星の姿勢・軌道制御精度の向上、長寿命化、低コスト化を実現し、超低高度衛星の利用拡大を図る。

## 5. 将来の超低高度衛星への展望

現在想定している超低高度ミッションは多岐にわたり、JAXA単独ですべてのミッションの研究開発やデータの利用、社会課題の解決は不可能。

このため、研究機関、大学、企業、利用ユーザ等と事業を分担・協力して進めていくことが不可欠と認識。

### 分担例

- ①JAXAは超低高度衛星にかかわる衛星システム技術、運用技術や宇宙特有の望遠鏡・アンテナ・搭載装置にかかわる技術の開発を担当。
- ②センサにかかわる研究・技術に優れた研究機関が、当該センサの研究・開発を担当。
- ③サイエンスや利用研究を行う機関等が、センサ観測等によって得られたデータの利用を担当。

上記の活動を通じて、超低高度軌道の利用価値の最大化を図る。

## 6. まとめ

現在開発中の超低高度衛星技術試験機(SLATS)の開発計画と将来の超低高度衛星への展望についてご紹介しました。

これまであまり人工衛星で利用されてこなかった超低高度域(200km～300km程度)を活用することにより、新しい人工衛星の利用が生まれ、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するものと考えております。

社会的課題の解決に橋渡ししていくには、科学的課題や技術的課題を抽出し、解決するための体制づくりが不可欠と捉えています。

NICT殿をはじめ、さまざまな研究機関、大学、企業等の研究者・技術者やユーザの方々のご協力・ご支援をいただき、超低高度軌道の価値の最大化するためのミッション検討を進めていきたいと考えております。