

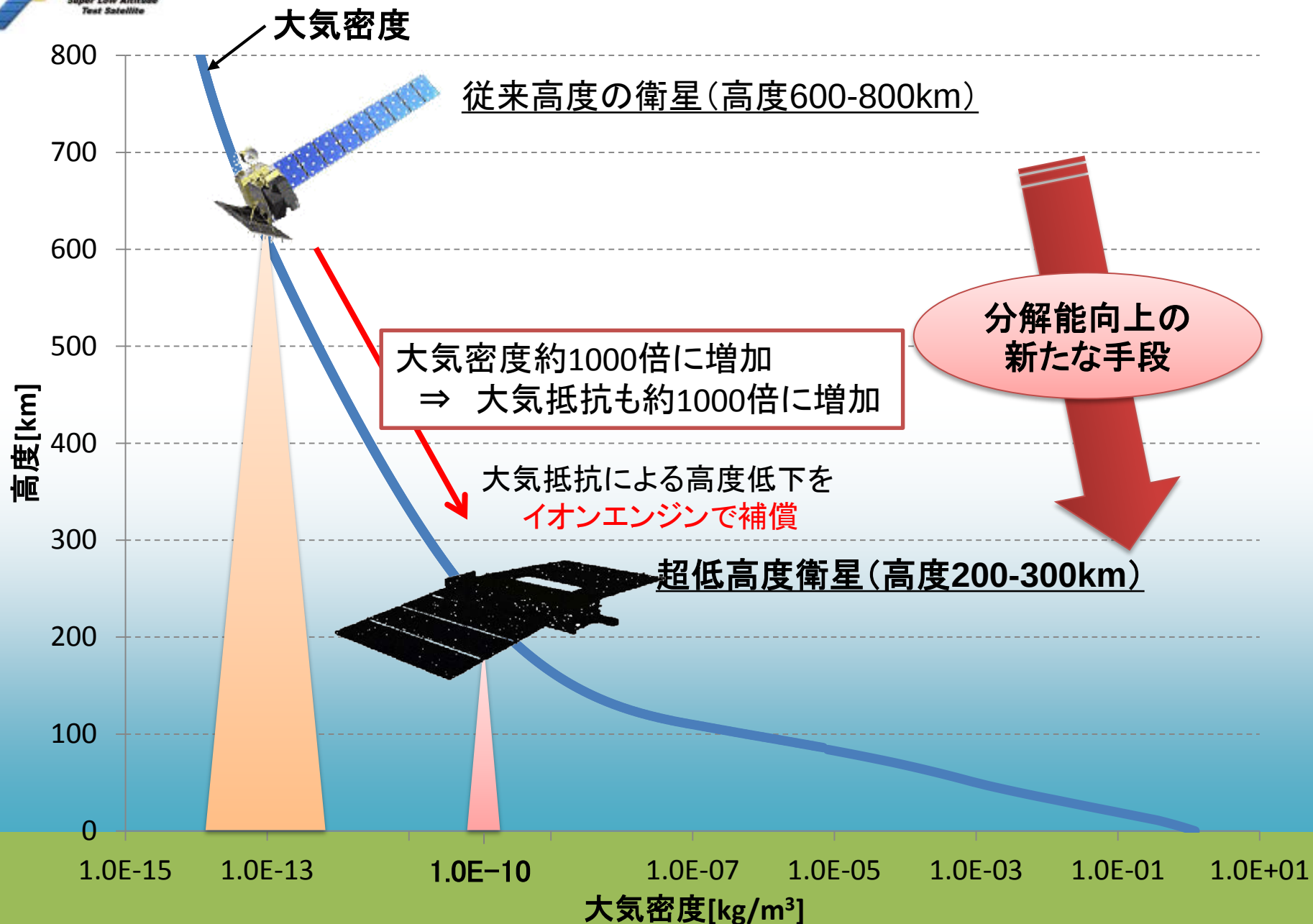
JAXAにおける超低高度衛星技術試験機 (SLATS)の開発と将来の展望について

平成27年5月26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 of 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

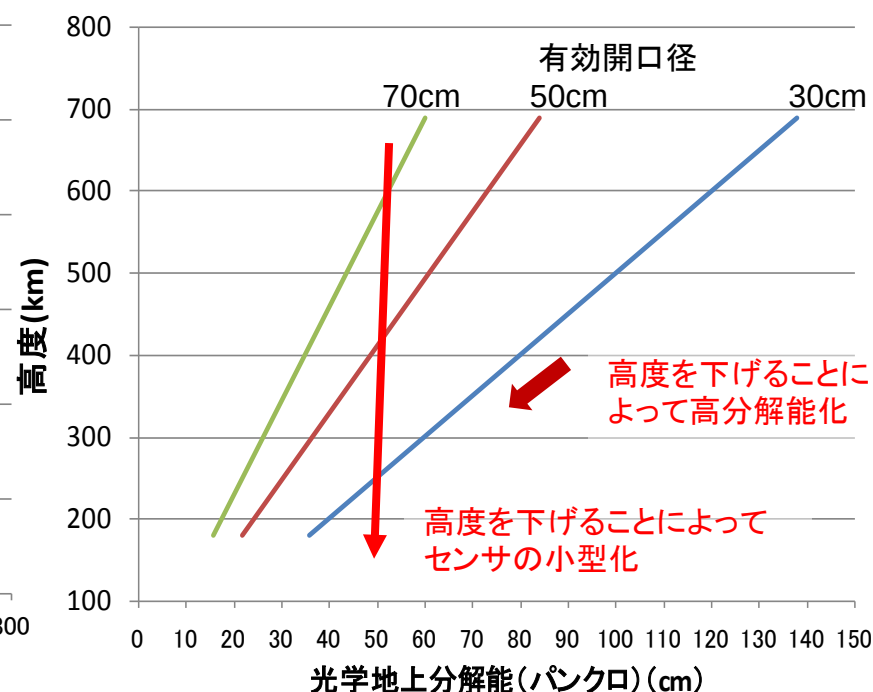
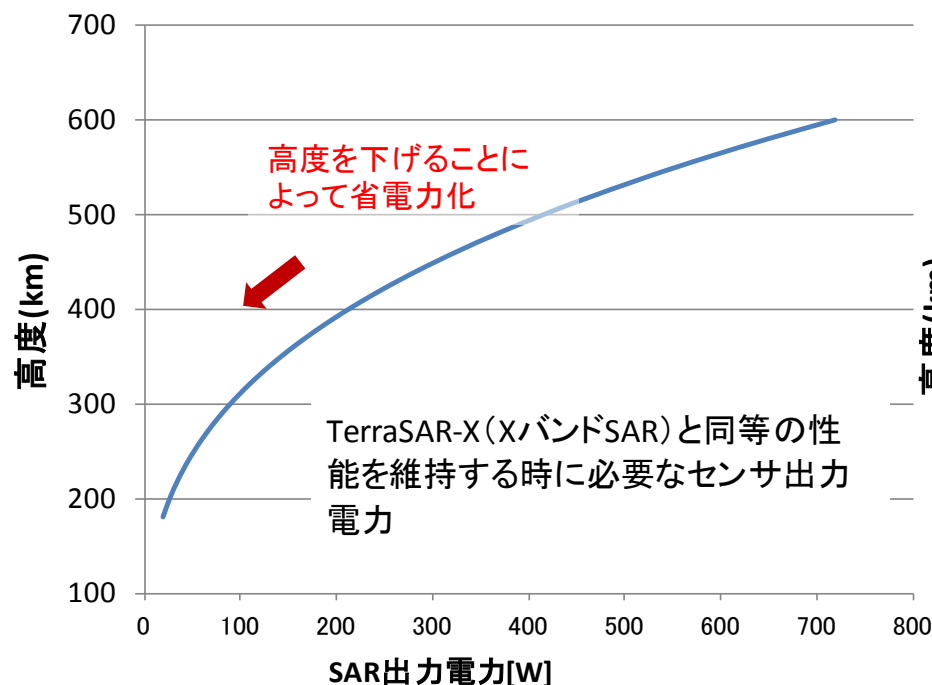
(1) 軌道高度と観測センサ性能の関係

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) 高度を下げることで以下を実現

- ① 光学センサの分解能向上
- ② アクティブセンサ(SAR、LIDAR等)の送信電力低減。

(3) 従来程度の性能であれば、センサの小型化・省電力化が可能 ⇒ 衛星も小型化



※本図は分解能が開口径の回折限界と同じことを前提としている

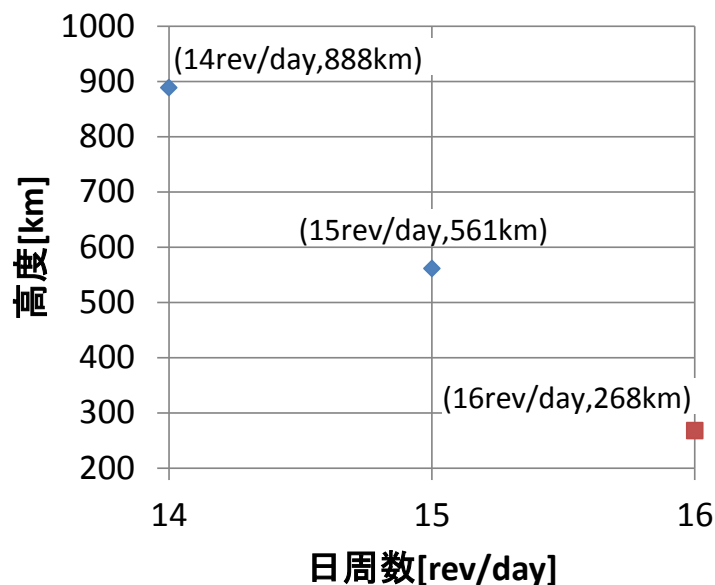
1. 超低高度軌道の活用の意義・価値

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

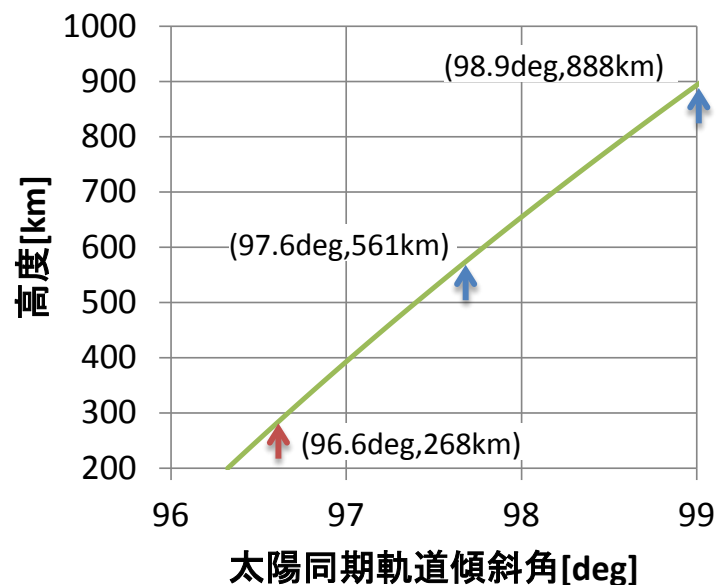
- これまでは、ミッション期間中は一つの固定された軌道で運用
- 超低高度衛星は、① 燃料効率(比推力)の高いイオンエンジンを搭載するため、
従来の衛星にはないフレキシブルな軌道変換を繰り返すことが可能。
- ② このため、低高度で太陽同期準回帰軌道と**完全回帰軌道**の併用運用を実現
例: 通常: 準回帰軌道(高度324km) ⇔ 緊急時: 完全回帰軌道(高度268km)



同一場所の高頻度/高解像度観測を実現



完全回帰軌道となる高度と日周数の関係



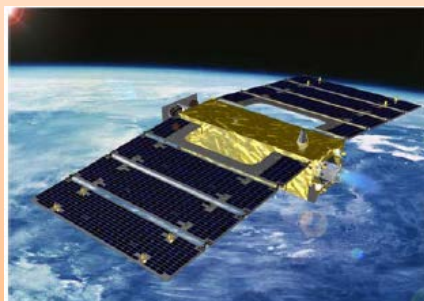
高度と太陽同期軌道傾斜角の関係

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	[軌道上大気密度の予測精度の課題] 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)	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。 ⇒ SLATSにより対応
2	[実用ミッションへ適用する際の課題] ○ 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。 1) ミッション機器の大型化、消費電力の増加 2) 軌道保持用推薬が増大 ⇒ 衛星が大型化 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 ○ 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)	○ 超低高度に対応したシステム設計等の工夫。 高効率な太陽電池パネルやバス機器の小型・省電力化が必要。 ○ 搭載通信系の高速化や観測運用の制限等。
3	[電気推進系の課題] 衛星の長期間運用や大型化に向け、イオンエンジンの長寿命化や大推力化が課題	イオンエンジンのグリッド等の耐久性向上、大口径化、クラスタ化。
4	[各観測ミッションに対応した技術課題] ○ 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。 ○ 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。	○ S/N向上対策、指向精度及びMTFの向上対策、小型化、等 ○ アンテナ等の高密度実装。高効率太陽電池パネル、軌道保持精度の向上、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。

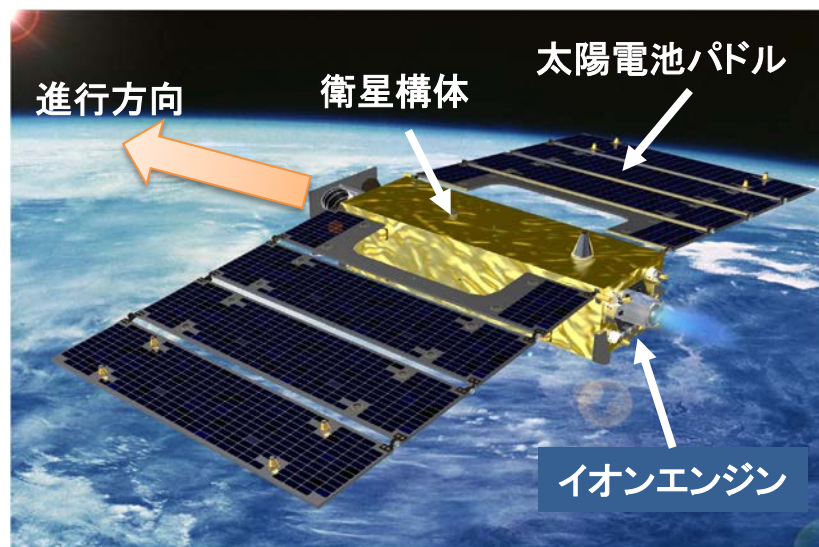
③ 小型高分解能光学センサによる撮像実験

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(暫定)
発生電力	1140W以上(暫定)
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>

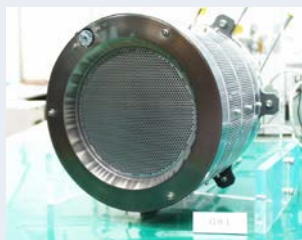


2. SLATS概要(搭載ミッション機器)

SLATS搭載ミッション機器の概要

① イオンエンジン

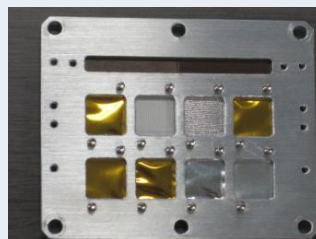
イオンエンジンとGPSにより、自律的に高度保持を実施し、超低高度域での軌道保持技術を実証。



イオンエンジン(スラスト部)外観

② 材料劣化モニタ

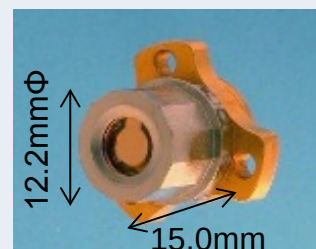
13種類の材料サンプルを、カメラにより定期的に撮像し、材料サンプルの劣化をモニタする。



材料サンプル搭載例

③ 原子状酸素フルエンス計測

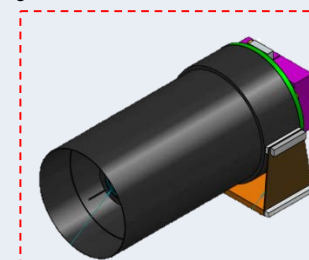
原子状酸素計測センサ(QCM)合計8chをSLATS各面に搭載し、原子状酸素による質量減少量(周波数変化)を計測する。



原子状酸素計測センサ外観

④ 小型高分解能光学センサ

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。



小型高分解能光学センサ・望遠鏡部外観

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SN補償技術を獲得

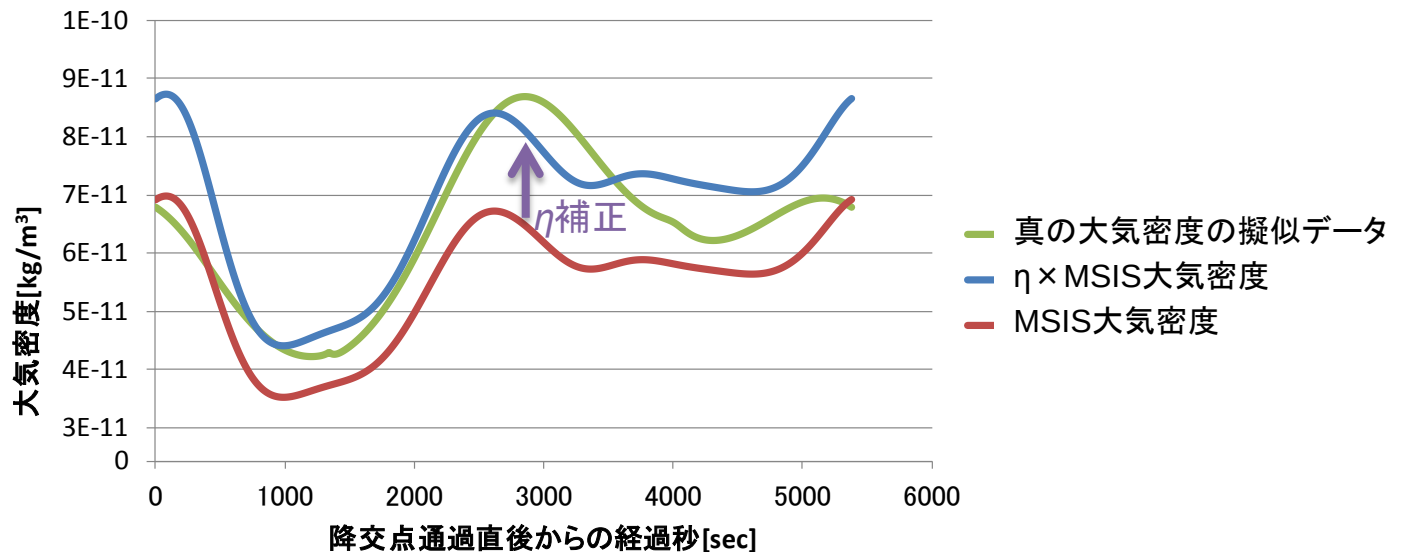
2. SLATS概要(参考:大気密度に関するデータ)

- (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(GPS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(GPS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 η 」を算出する。

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

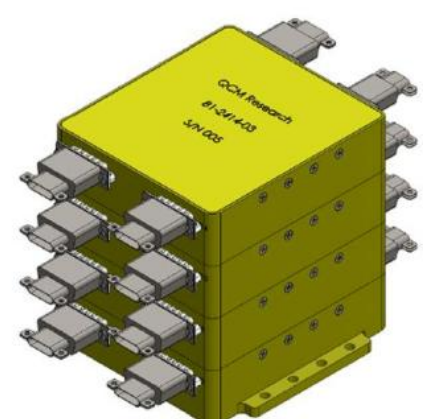
D : 大気抵抗[N]、 ρ : 大気モデル出力大気密度[kg/m³]、 η : 大気抗力補正係数[-]、 v : 軌道速度[m/s]、 C_D : 抗力係数[-]、 S : 参照面積[m²]

ここで、 η 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。

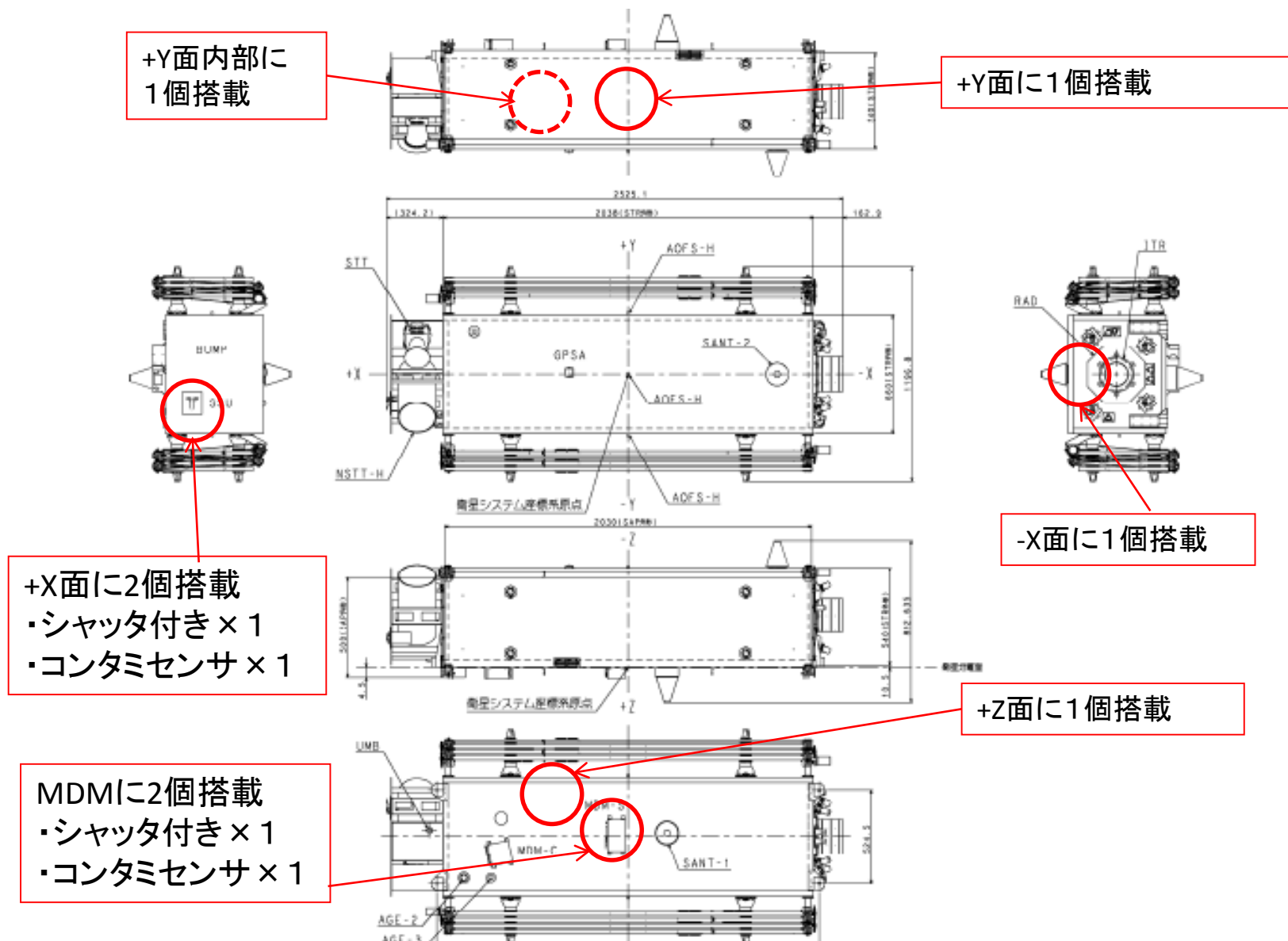


2. SLATS概要(原子状酸素フルエンス計測)

① AOFS(原子状酸素フルエンスセンサ)仕様

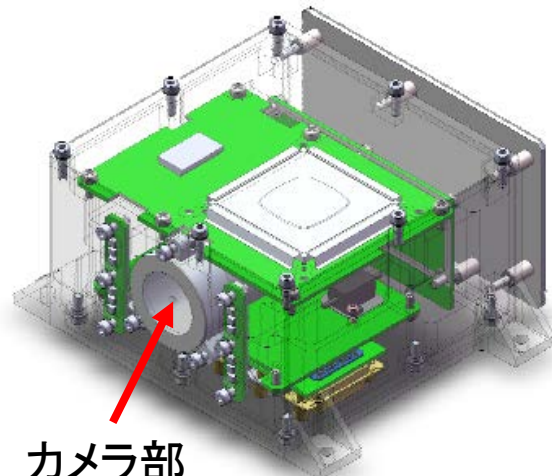
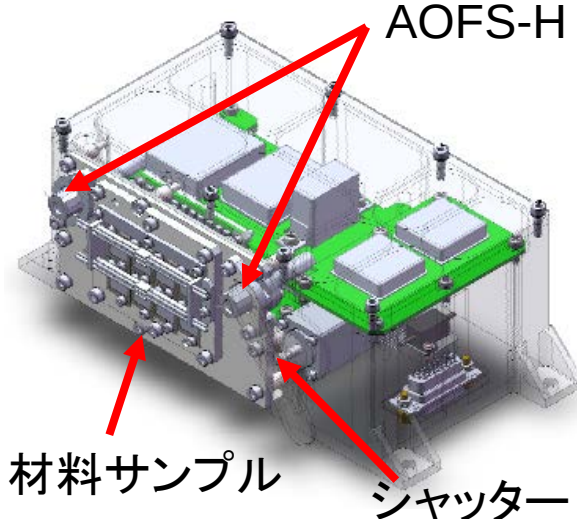
コンポーネント	諸元	外観
AOFSコントローラ (AOFS-CTRL)	主要機能: (1)SLATS- SCUとのテレメトリ/コマンド送受信処理 (2)8個のMK24TQCMセンサのコントロール 外形: 143mm × 133mm × 138mm	 (コネクタソケットを含んだ図)
AOFSセンサヘッド (AOFS-H)	構成: QCM Research社製MK24TQCM × 8個。 TQCM: 温度制御機能付き水晶微小天秤 主要機能: (1) ポリイミド膜により原子状酸素衝突フルエンスを計測(6個) (2) コンタミネーション計測(2個) (3) センサ面保温機能(75℃に保温。最高80℃まで可能) 外形: 12.2mmϕ × 15.0mm^H(コネクタピン除く)	AO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AO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 

2. SLATS概要(原子状酸素フルエンス計測位置)

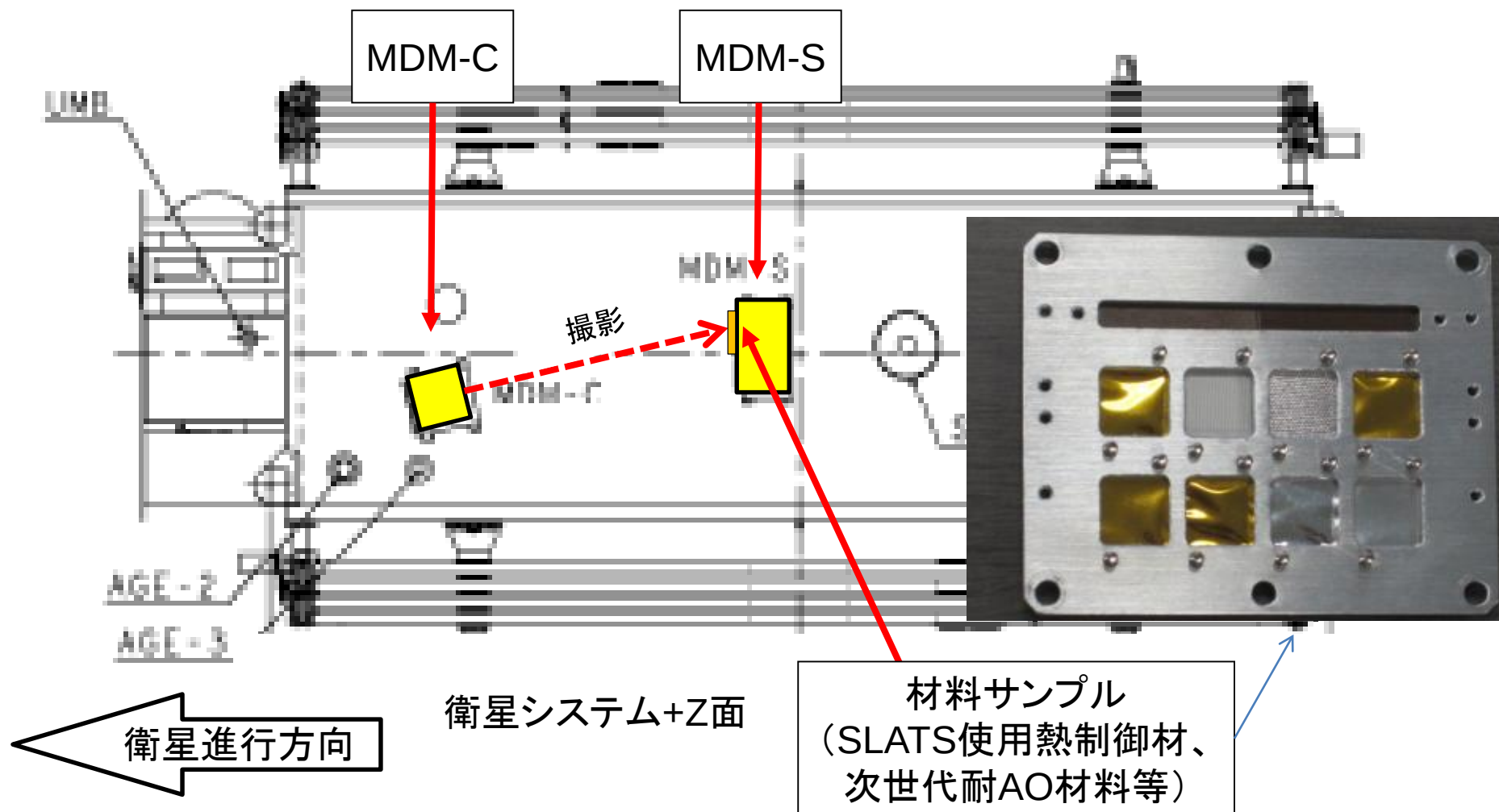


2. SLATS概要(材料劣化モニタ)

① MDM(材料劣化モニタ)仕様

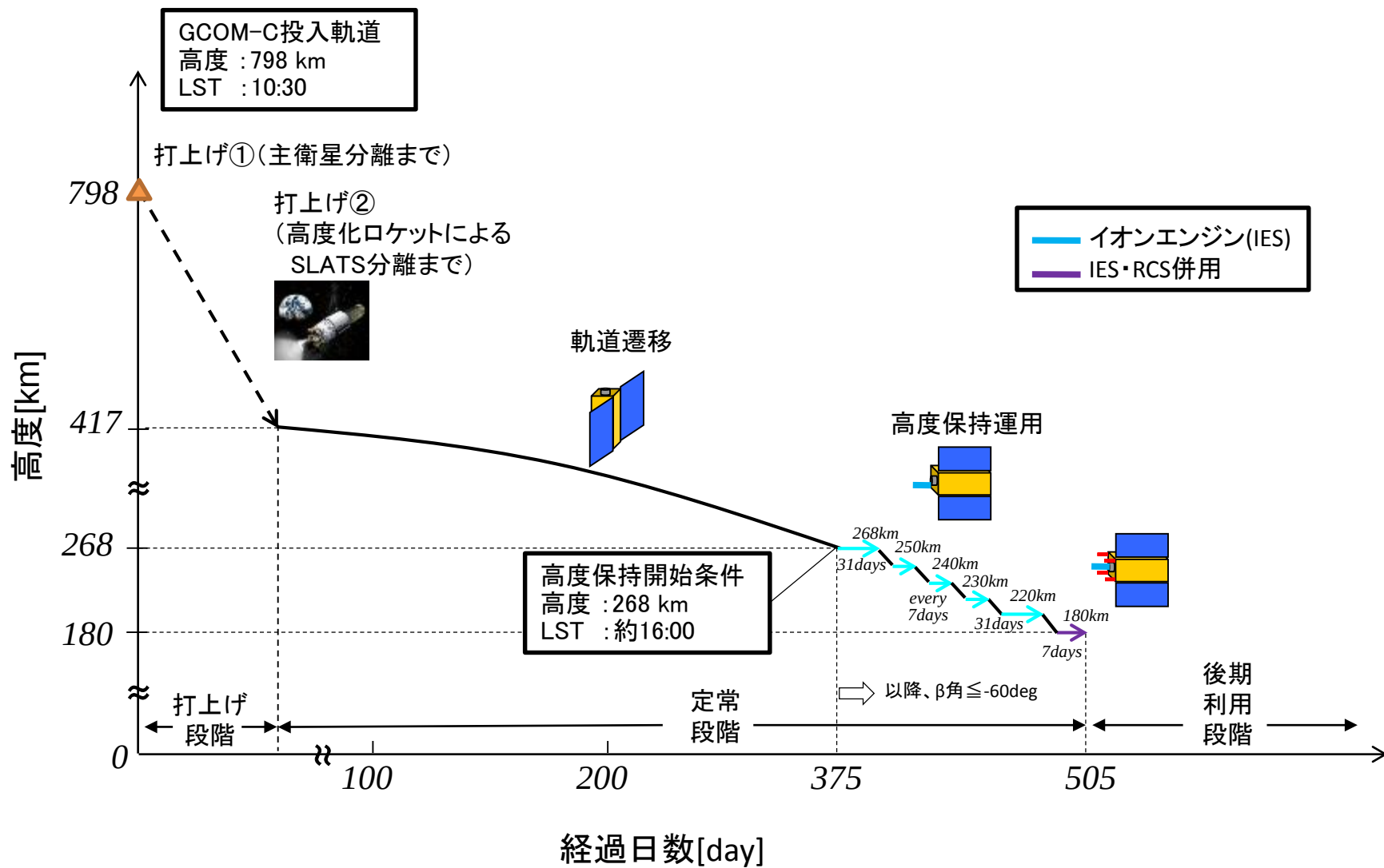
コンポーネント	諸元	外観
材料劣化モニタ カメラ部 (MDM-C)	主要機能: (1)SLATS- SCUとのテレメトリ/コマンド送受信処理 (2) 材料サンプルの撮影、保存 (3) 材料サンプルへの前面光照明 画素数:30万画素 外形:154mm×118mm×73mm(突起含む)	 カメラ部
材料劣化モニタ サンプル部 (MDM-S)	主要機能: (1)材料サンプルの保持 (2)材料サンプルへの背面光照明 (3)AOFS-H搭載およびシャッター機能 (4)MDM各機器への電力分配 外形:209mm×120mm×73mm(突起含む)	 AOFS-H 材料サンプル シャッター

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 μ 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(運用軌道プロファイル暫定)



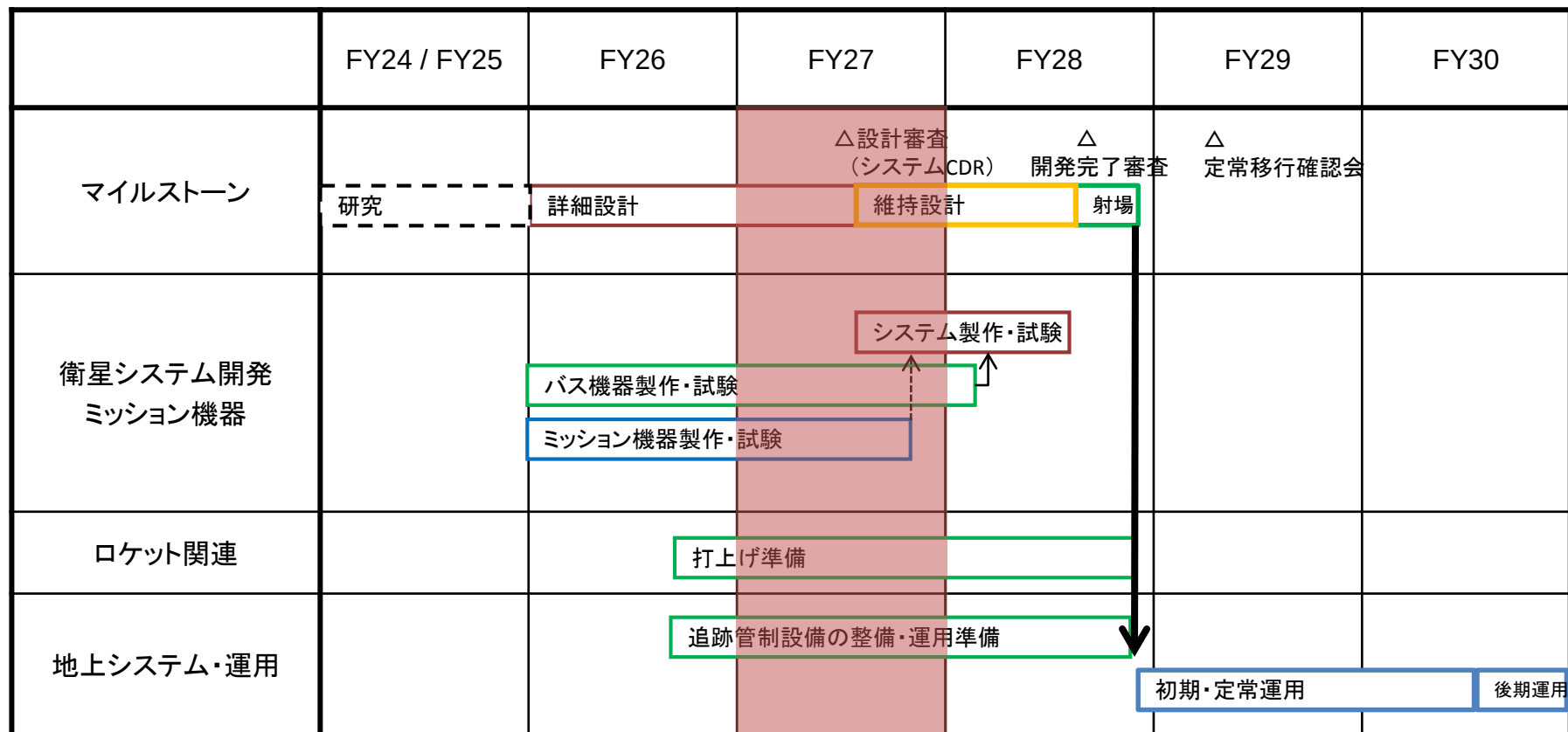
3. SLATS成功基準

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 $\pm 1\text{km}(1\sigma)$ 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。

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。

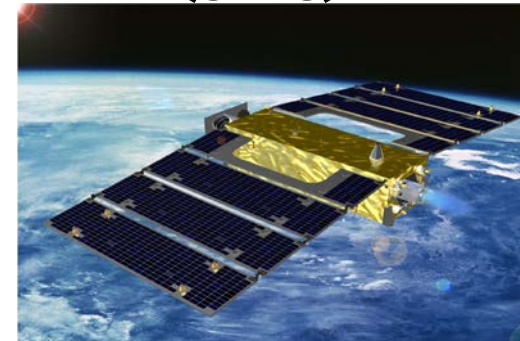
② 大気密度・原子状酸素に関するデータの取得

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

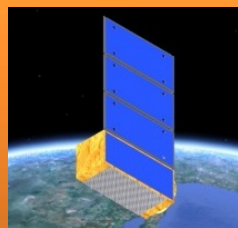
将来の超低高度衛星の候補案

高分解能光学

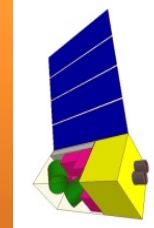


光学センサやSARを用いた高分解能観測により、特定地点を1日1回以上の高頻度かつ詳細な画像情報として、防災関連事業に提供。

高分解能SAR



風向・風速LIDAR

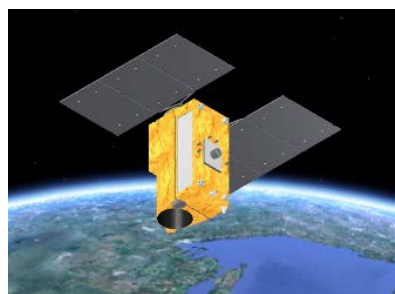


LIDAR観測にて、風向・風速データを取得し、気象予測モデルの精度向上。

5. 将来の超低高度衛星への展望 光学衛星の例

- ① コンセプトの一例を以下に示す。既存光学系を採用し衛星開発費の圧縮を図り、更にイプシロンロケットに搭載可能な小型軽量システムに抑え、打上げ費の圧縮も図る(衛星開発費、打上げ費含め100億円以下目標)
- ② 更に、小型軽量システム及びイオンエンジンによる軌道自在性を活かして、H-II Aロケットによる複数機同時打上げにも対応する(打上げトータルコストの圧縮及び観測頻度向上)
- ③ 最下例は、一度に4機を打上げる計画であり、1機あたりの打上げコストはイプシロンロケット単独打上げを下回り、更にコンステレーションによる観測頻度向上により1日でほぼ全球任意地点の観測を可能とする。

● 超低高度光学観測衛星コンセプト例



項目	値
衛星質量	640kg
高度(SSO)	268km
光学センサ	口径62cm
地表分解能	0.28cm
観測幅	6.0km
運用期間	5年
平均推力	10mN

シングル
ローンチ



マルチ
ローンチ



● 打上げ手段例①：イプシロンロケット

イプシロンロケット2号機型*
による単独打上げ

*小型科学衛星2号機ERG用、
打上げ能力: 高度300km、
SSO、640kg

イプシロンロケット
包絡域収納図



● 打上げ手段例②：H-2Aロケット

H-2Aロケット
による4機同時打上げ*

*投入高度からの降下タイミングに
より軌道面内位相を制御し、コンス
テレーションで全球観測

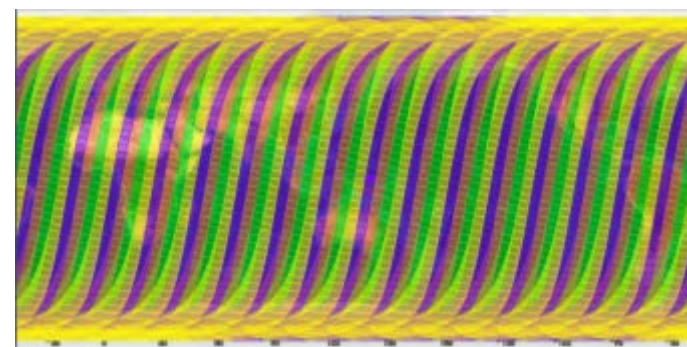
H-2Aロケット
4機包絡域収納図



● : 衛星位置



高度268km
太陽同期完全回帰軌道
位相90deg毎配置



1日分の光学可視範囲
(±45degポインティング、4機分)

5. 将来の超低高度衛星への展望 SAR衛星の例

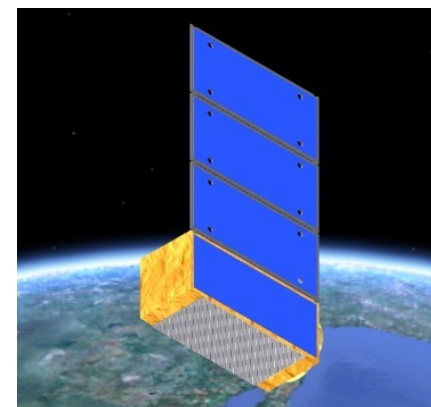
L/C/Xバンドに次ぐ新たな周波数帯として、広帯域が使用可能なKuバンドを利用した高分解能SAR観測を実現。

(地球観測を目的とした衛星搭載KuバンドSARは世界初)

超低高度SAR観測衛星とTerraSAR-Xの比較

	超低高度SAR観測衛星		TerraSAR-X
軌道高度	300 km	軌道高度の低下	515 km
周波数	13 GHz(Ku-band)	新たな周波数	9.65 GHz(X-band)
帯域幅	500 MHz(最大)	広帯域幅	300 MHz(最大)
アンテナ寸法	3.0 m(Az) × 1.5 m(El)		4.8 m(Az) × 0.8 m(El)
地上分解能	0.6 m以内(Az) × 0.6 m以内(Rz) (Spotlight) 1.5 m以内(Az) × 1.0 m以内(Rg) (Stripmap)	分解能の向上	2 m以内(Az) × 1 m以内(Rz) (Spotlight) 3 m以内(Az) × 3 m以内(Rg) (Stripmap)
観測幅	6 km(Spotlight) 10 km以上(Stripmap)		10 km(Spotlight) 30 km以上(Stripmap)
NESZ	-23 dB以下 (Spotlight/Stripmap)	同等の信号品質	-23 dB(Spotlight) -22 dB以下(Stripmap)
送信電力	ピーク: 2 kW 平均: 300 W (送信Duty:15%)		ピーク: 2.26 kW 平均: 407 W (送信Duty:18%)

超低高度SAR観測衛星システム例



軌道上外観図

項目	諸元
高度(SSO)	300km
LST	18時
地上分解能	1.5m(Az) × 1.0m(Rg) (Stripmap) 0.6m(Az) × 0.6m(Rg) (Spotlight)
観測幅	10.0km(Rg) (Stripmap) 6.0km(Az) × 6.0km(Rg) (Spotlight)
SARセンサ	KuバンドSAR
イオンエンジン	20mN級イオンエンジン × 2基
運用期間	5年
衛星質量	1000kg以下

5. 将来の超低高度衛星への展望 LIDAR衛星の例

ドップラライダによる風向・風速観測については、従来の軌道高度からの観測とすると、大規模なレーザ送信電力が必要であり、実現が困難であったが、超低高度衛星にドップラライダを搭載することで、**世界初の2次元高精度風向・風速観測ミッション**が実現可能となる。

■ 衛星による風向・風速観測の意義

A) 気象予報精度の向上

a. 台風予報精度向上

(台風はライフサイクルの大半において海洋上に存在しており、現在観測データが不足している)

b. メソ数値予報システムの精度向上

B) 気候変動予測分野への貢献

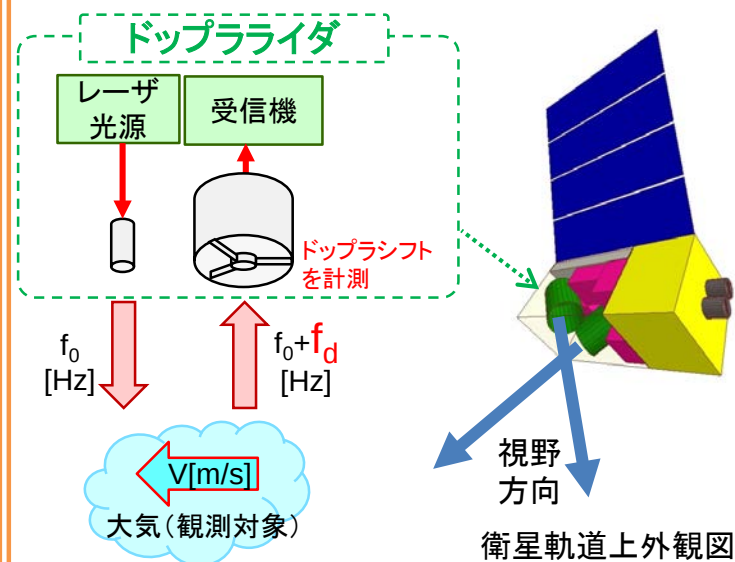
a. 熱帯気象モニタリング

温帯の中期予報にも大きなインパクトを及ぼす

b. 大気中の物質輸送の解明

越境汚染や炭素循環の推定精度を向上できる

超低高度LIDAR観測衛星システム例



項目	諸元
高度 (SSO)	268km
LST	18時
ミッションセンサ	ドップラライダ (口径35cm) × 2基
観測分解能	水平分解能: 200km 鉛直分解能: 0.5km
イオンエンジン	20mN級イオンエンジン × 2基
運用期間	5年
衛星質量	600kg以下

5. 将来の超低高度衛星への展望

社会的・科学的課題の解決に向けた体制の全体像(案)

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。

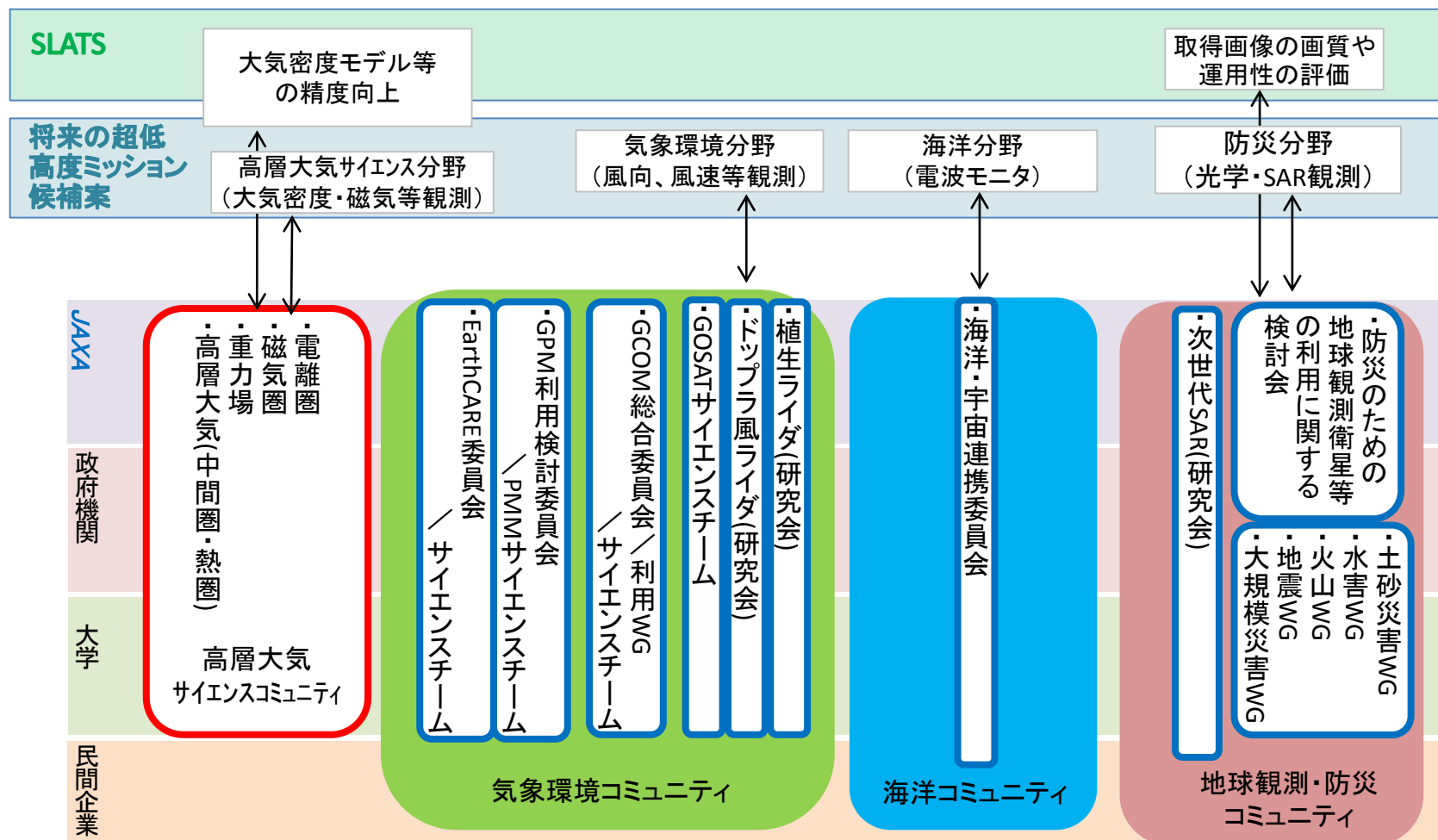
3. 技術的課題

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

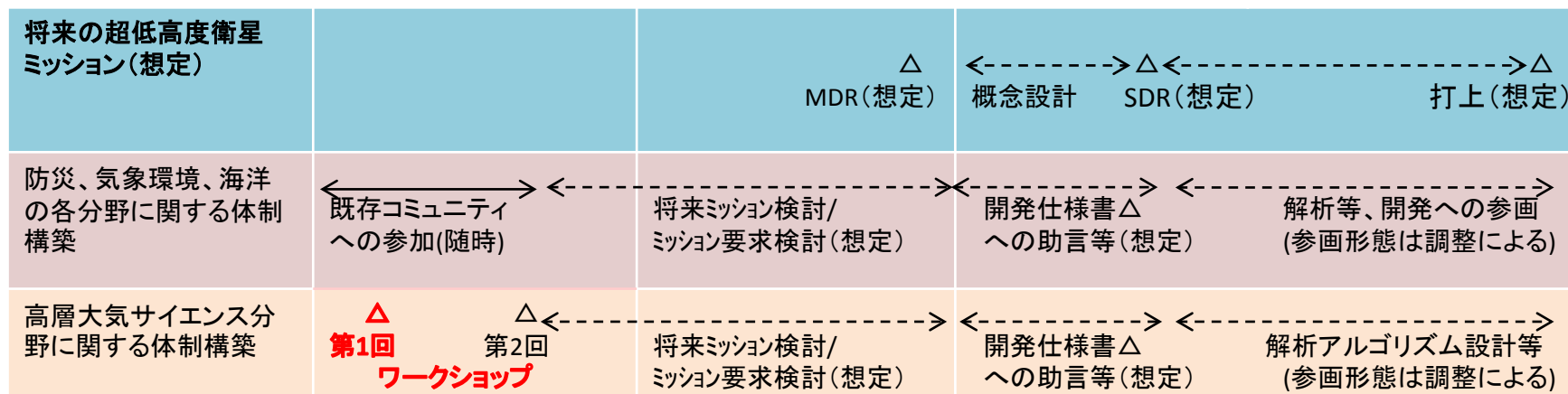
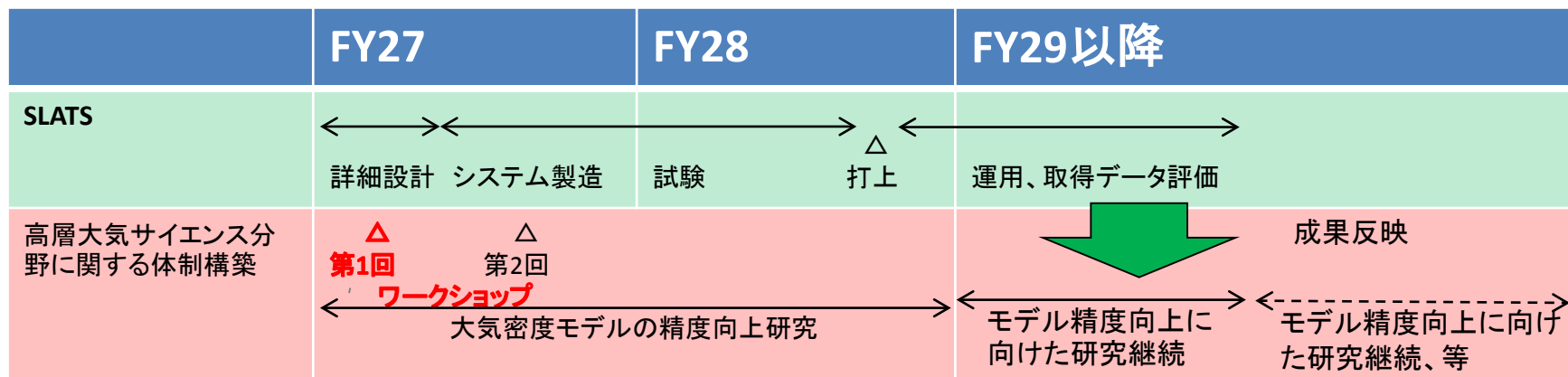
- 例：SLATS及びSLATS後継機の運用にて得られるデータに基づき精度向上を図り、衛星の姿勢・軌道制御精度の向上、長寿命化、低コスト化を実現し、超低高度衛星の利用拡大を図る。

5. 将来の超低高度衛星への展望

社会的・科学的課題の解決に向けた体制の全体像(案)



5. 将来の超低高度衛星への展望 コミュニティ活動のスケジュール案



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をしました。

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。

JAXAとしても本体制づくりに参画・支援をしたいと考えており、また、さまざまな研究機関、大学等の研究者・技術者の方々の参画を大いに期待しております。

ご理解ご協力を賜りますようお願い申し上げます。