超低高度衛星技術試験機「つばめ」(SLATS)による地球観測

Regional Observation by Super Low Altitude Test Satellite “TSUBAME” (SLATS)

星野 宏和*・此上 一也*・金子 豊*・佐々木雅範*

Hirokazu HOSHINO, Kazuya KONOUE

Yutaka KANEKO and Masanori SASAKI

Abstract: SLATS is the first test satellite of JAXA to demonstrate operations at “super low orbit” below 400 km altitude, almost never used for long-life remote sensing. Lower altitudes will bring benefits for Earth observation such as higher resolution optical imaging and higher Signal/Noise ratio of Synthetic Aperture Radar. Small and High Resolution Optical Sensor (SHIROP) is a panchromatic camera to achieve under 1 meter resolution from super low altitudes. Pointing accuracy and image quality, which are influenced by atmospheric drag, ion engine and Time Delay Integration (TDI), are going to be evaluated. Techniques acquired by SLATS are planned to be used for future regional observation.

Keywords: SLATS, Low Altitude, Small Satellite, SHIROP

1. はじめに

宇宙航空研究開発機構(JAXA)は、平成29年度の打上げに向けて超低高度衛星技術試験機「つばめ」SLATS (Super Low Altitude Test Satellite)を開発している。

高度200-300km 台の超低高度は図1に示すように従来の地球観測衛星の高度よりも大気密度が高く、大気抵抗の影響が大きい。また、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とな

図1. 大気密度の高度推移と超低高度衛星が航行する高度

り、衛星の熱制御材を損傷させることが知られている。超低高度では観測幅が狭くなることから全球観測のリ

図2. 高度に応じた光学センサ地上分解能およびSAR送信電力変化

*宇宙航空研究開発機構

「写真測量とリモートセンシング」VOL. 56, NO. 5, 2017

モートセンシングにはこれまでほとんど使用されてこなかったが、図2に示すように光学センサの高分解能化や、合成開口レーダSAR（Synthetic Aperture Radar）など電波を用いるレーダのS/N向上・送信電力低減の利点がある。

2. ミッション概要

SLATSは「超低高度衛星技術の実証」「大気密度データの取得」「原子状酸素データの取得」「小型高分解能光学センサによる高分解能撮像」の4つを目的として、表1に示すサクセスクライテリアを設定している。

SLATSはH-IIA ロケットから分離後、図3に示す軌道高度プロファイルで高度を低下し、1年近い軌道遷移を経て、回帰日数1日で16周回（軌道周期90分）の高度268km以下において、イオンエンジンを稼働して高度保持を行う。

図3. SLATS 軌道高度プロファイル

3. 衛星・センサ概要

SLATSは大気抵抗の影響を小さくするため、図4に示すように断面積が小さい形状である。SLATSの主要諸元を表2に示す。

SLATSの軌道は軌道面の回転が地球の公転の角速

表1. SLATS サクセスクライテリア

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F _{A0} を計測できること ②高度180kmより低い高度において、F _{A0} 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。

図4．SLATS 軌道上外観図

表2．SLATS 主要諸元

項目	諸元	
軌道高度 (太陽非同期)	軌道投入時	643×450km (楕円)
	高度保持時	268～180km
サイズ	2.5m (X)×5.2m (Y)×0.9m (Z)	
質量	400kg	
発生電力	1,174W 以上	
センサ	原子状酸素衝突フルエンスモニタ 材料劣化モニタ 小型光学センサ 小型高分解能光学センサ	
打上げ	平成29年度 (2017年度)	
ミッション期間	打上げ後2年	

度よりも速い太陽非同期軌道であり、降交点通過地方太陽時 LST (Local Sun Time) は日に日に遅くなる。イオンエンジンを稼働する高度268km 以下では電力確保のため、軌道面と太陽方向のなす β 角 $< -60^\circ$ として日陰時間を短くしており、LST 16時以降の観測になる。

電力確保のため、軌道遷移期間中は図5 (左) の太陽指向姿勢とし、高度保持期間中は図5 (中) の+Y 軸地球指向姿勢が基本となる。光学観測の際には図5 (右) の+Z 軸地球指向姿勢に変更する。

図6 に示す小型高分解能光学センサ SHIROP (Small and High Resolution Optical Sensor) はバン

図5．SLATS 姿勢モード

(左：太陽指向, 中：+Y 軸地球指向, 右：+Z 軸地球指向)

図6．SHIROP 外観図

表3．光学センサ SHIROP 主要諸元

項目	諸元
望遠鏡方式	カセグレン型
有効開口径	20cm
焦点距離	2 m
波長	0.48-0.7 μ m
検出器	2次元 CCD
撮像方式	時間遅延積分 (最大64段, 可変)
GSD	1 m 以下 (高度268km)
視野角 FOV	0.5deg 以上 (高度220km で観測幅 2 km 相当)
SNR	25以上 (高度268km, 北緯35.7° 春分・LST 16:30, 反射率10%)
MTF	0.08以上 (高度268km)
質量	19.8kg 光学部: 16.9kg, 電気部: 1.9kg
電力	27.8W

クロマチック観測を行う口径20cmの望遠鏡であり、+Z 方向を指向し、スナップ撮像を行う。SHIROP 主要諸元を表3に示す。

軌道高度の低下に伴い、観測幅や地上分解能 GSD (Ground Sampling Distance) が変化する。軌道高度 400km において GSD は1.08m の関係であり、軌道高度に応じて 7 km/s 台の衛星の進行による直下の地表移動距離が GSD と同じになる期間をコマンドにより 0.1 μ s 単位で設定可能である。

SHIROP は GPS 受信機を搭載しており、撮像対象の位置情報に対応して撮像時刻を自律的に決定する機能を有する。

4．観測プロダクト

SLATS は超低高度で地方時16時以降の観測となることから、CCD 出力信号を加算合成する時間遅延積分 TDI (Time Delay Integration) により S/N を向上さ

図7. TDI 段数と S/N 向上, MTF の関係

図8. SHIROP シミュレーション画像
条件: 高度268km, 北緯35.7°, 春分・LST 16:30

せる。TDI 段数と S/N 向上およびアロングトラック AT (衛星進行) 方向・クロストラック CT 方向の光学伝達関数 MTF (Modulation Transfer Function) の関係を図7に示す。また、高度268km, 北緯35.7°, 春分・LST 16:30の条件における SHIROP による撮像シミュレーション画像を図8に示す。

超低高度では大気抵抗などにより軌道精度への影響があり、撮像位置精度が低下する可能性がある。SLATS では将来の地球観測に向け、技術的な観点で、高度, LST, TDI 段数, イオンエンジン推力, 大気抵抗, ヨーステアリング (地球の自転による撮像対象の動きに合わせた衛星姿勢の地心方向を軸とした補正であり、最大64段の TDI により検出器上で4ピクセル程度) が画像に及ぼす影響を評価する予定である。

SHIROP では1週間で40シーン程度を撮像する計画である。基本的に直下を撮像し、必要に応じて X 軸

図9. SHIROP 運用プロフィール

回りに衛星姿勢を回転するロールポインティングを行う。伝送レート (S 帯 1 Mbps) の制約のため、図9の SHIROP 運用プロフィールに示すように、サムネイルを先に伝送し、地上に伝送する画像 (1週あたり非圧縮4枚または圧縮12枚程度) を選択する。

5. 将来の実利用拡大への期待

SLATS は将来の地球観測の実利用に向けた技術試験機であり、光学センサのほかレーダやレーザ光を用いるライダーなど、観測地点との距離が近くなることで利点が増す身近な観測プラットフォームとして利用が拡大することが期待されている。SLATS での技術試験結果を踏まえ、将来の地球観測構想に反映していく計画である。

図10に示す SLATS は、現在、システム PFT (プロトフライト試験) を経て、開発を完了したところであり、種子島での打上げに向けて作業を進めているところである。SLATS の今後の動向にご注目いただきたい。

図10. システム PFT における SLATS

(受付日2017.9.5, 受理日2017.10.13)

参考文献

- 1) Hoshino, H. et al., SLATS and Future Prospect -New viewpoints for Earth Observation-, 31st International Symposium on Space Technology and Science, 2017, 2017-n-09.