

電気推進による新たな衛星利用について

富田英一*, 臼杵茂*, 野田篤司**, 長野寛***

New Space applications using Electrical propulsion

By

Eiichi TOMITA* and Shigeru USUKI*, Atsushi NODA **, Hiroshi NAGANO***

Abstract : Electrical propulsion technology has probabilities to lead new space applications.
We introduce super low altitude satellite as a new concept using electrical propulsion.

Key words : Electrical propulsion, Super low Altitude, Satellite Application

1. はじめに

現在、人工衛星は、衛星通信や衛星放送、気象や地球観測など様々な利用が行われておりますが、更に様々な利用を進めることができるだけ潜在的能力が高いものと考えています。しかし、現状は、社会のニーズに衛星利用の技術が、まだまだ追いついていません。その様な中、電気推進は衛星の潜在能力を更に高める技術の一つであり、多くの用途があると考えております。

本稿では、電気推進による新たな衛星利用の可能性を示すひとつの例として、電気推進により空気抵抗を補償することにより、これまでの技術では数日で落下してしまうような低い高度を継続して使用する超低高度衛星について紹介いたします。

2. 超低高度衛星

2.1. 超低高度衛星とは？

2.1.1. 超低高度衛星というアイデア

これまで静止軌道や太陽同期軌道などの有用な軌道が開拓されてきました。ここで紹介する超低高度軌道はセンサの高分解能化や能動型センサの低消費電力化を実現する一つの解であり、新たな有用な軌道となり得るものです。この軌道では衛星の長期間の運用が困難でしたが、この方法を実現する新しいコンセプトとして、イオンエンジン推力で空気抵抗を補償し、継続的に低い軌道高度を維持する衛星システムを考案しました〔1〕。これを超低高度衛星と名付けています。

現在検討を進めている超低高度衛星は、主に観測分野でこれまで実用化出来なかったミッションを切り開くとともに、センサの小型化・省電力化により、衛星計画のコストダウンの可能性を有する新たなカテゴリーの衛星です。

2.1.2. 超低高度軌道の有効性

衛星からの光学観測においては、現在、商業観測衛星で 40cm 程度の分解能を実現されています。このセンサーを超低高度軌道に配置できれば、センサーの性能向上なしに、高度が低くなった分だけ分解能を向上することが出来ます。上空からの高分解能観測としては、航空機やヘリコプター等も使用されるが、定期的にグローバルな観測が可能な衛星観測で航空機並みの観測が実現できれば、新たなミッションを切り開いていくことになりま

* Space Applications Mission Directorate, Space Applications Program Systems Engineering Office, JAXA

** Systems Engineering Office, Mission Design Support Group, JAXA.

*** Aerospace Research and Development Directorate, Propulsion Group, JAXA.

す。

また、合成開口レーダによる観測の場合、必要となるレーダ送信器の出力は高度の3乗に比例するため、高度が低くなった分、レーダ送信機の省電力化が図れます。同様に大気組成の観測など、様々な利用が期待されつつも高出力レーザーが必要であった衛星搭載 LIDAR についてもレーザー出力が低出力で良いことになり、新たな衛星利用の道が開かれることが期待されます。

2.1.3. 超低高度軌道の特徴

それでは、ここで言う超低高度軌道とは、どのような軌道でしょうか？まず、高度ですが、高度 200km 程度の軌道です。一般に高度 400km 程度より低い高度では、空気抵抗を補償するための衛星搭載の推進薬量が増加するため、特別な場合を除き、あまり利用されていません。これまでに、JAXAの衛星で最も低い高度を周回した衛星は、熱帯雨林観測衛星 (TRMM) であり、その高度は 350km です。高度 200km 付近では、通常の衛星であれば、空気抵抗により三日から一週間で落下します。欧州では、重力場観測のための衛星 GOCE の打ち上げが計画されていますが、この衛星の軌道が 250km の地球周回軌道です。この衛星もイオンエンジンで空気抵抗を補償しています。

また、一方で、高度 160km 程度以下になると空力加熱が急増するため、衛星としての利用は困難となります。

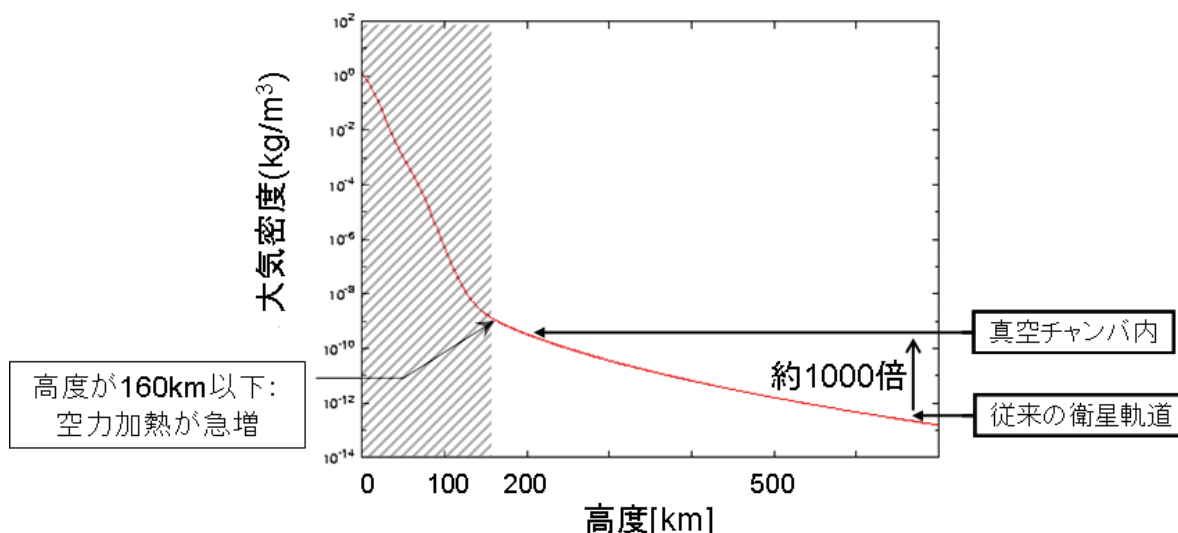


図1. 高度による大気密度の変化

この 200km 程度の軌道の特徴を示すため、一般に周回衛星でよく使われている 600km の場合と比較して試算した結果を表1に示します。

高度は異なりますが、地球半径に比べれば差は小さいため、地球を基準とすることになる軌道速度や一日の地球周回回数については、従来の周回軌道と超低高度軌道の間には大きな差異はありません。

一方で、地表面との関係で決まる量については差異が大きく、地上からの可視時間は一般的な周回衛星では 10 分程度確保できるのに対して 4 分程度と短くなります。また、衛星が姿勢を振って見渡せる範囲についても高度が低い分狭くなります。

軌道の環境については、大気密度が高く、これに伴い大気抵抗が大きいこと、衛星表面材料等の劣化をもたらす原子状酸素量が多いことが特徴です。但し、大気密度は通常の周回軌道に比べて高いといっても、地上試験で用いる真空チャンバー並みの真空度です。放射線環境については、通常の周回軌道とは大きな違いはありません。

表 1. 超低高度軌道の特徴

軌道		従来の LEO	超低高度軌道	備考
軌道高度		600 k m	180 k m	
軌道速度		7,560 m/s	7,800 m/s	ほぼ変わらない
一日の周回数		14.9	16.3	
地上からの可視時間		10 min	4 min	
姿勢を振った場合の有効な地表可視範囲		2,070km	690km	約 1 / 3 となる.
環境	密度	$1.1 \times 10^{-13} \text{ kg/m}^3$	$5.2 \times 10^{-10} \text{ kg/m}^3$	真空チャンバーは $1.6 \times 10^{-10} \text{ kg/m}^3$ ($1 \times 10^{-7} \text{ torr}$ 相当)
	大気抵抗	0.006 mN/m ²	32 mN/m ²	32mN/m ² では, 300kg 1m ² の衛星で 10-5 G
	原子状酸素	—	高度 600km の 103 倍	
	放射線環境	—	高度 600km の 0.63 倍	

2.2. 超低高度衛星技術試験機

このような超低高度軌道を継続的に使用した事例がありませんので、JAXAでは、実用機として、この超低高度軌道を使用する前に、軌道上でしか確認できない技術的な課題の確認を行う超低高度衛星技術試験機 (SLATS: Super Low Altitude Test Satellite) を計画しています。

SLATS のミッションである軌道上でしか確認できない技術的な課題は、①大気抵抗を補償した軌道保持、②原子状酸素の影響把握、③姿勢安定度の確認です。

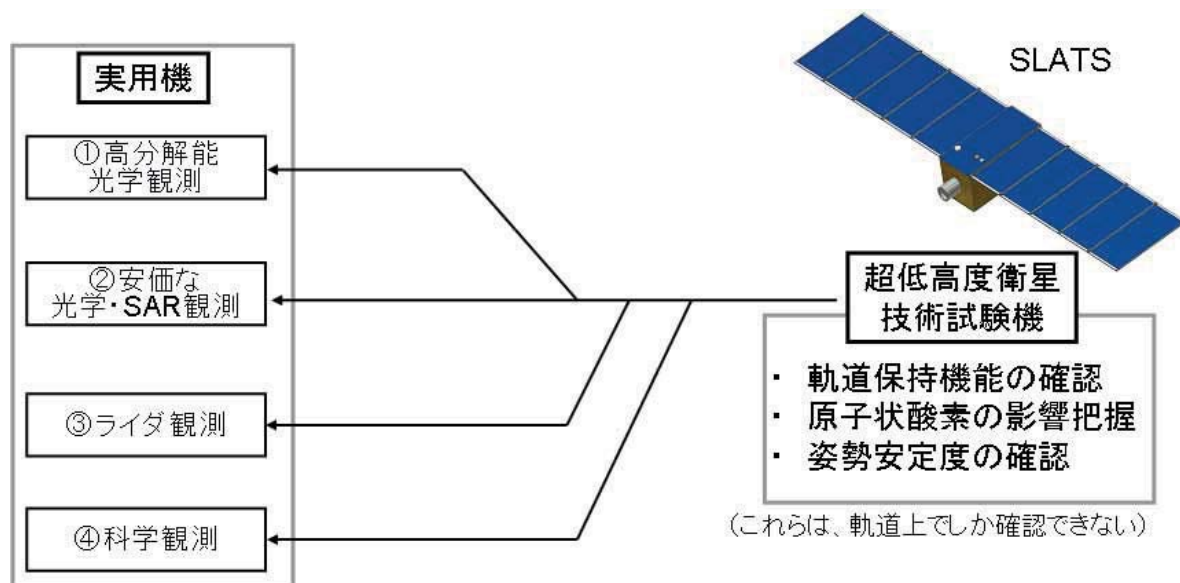


図 2. 超低高度衛星技術試験機(SLATS)計画

SLATS では、ロケット投入軌道から順次高度を下げ、最終的には180kmの高度で3ヶ月間①大気抵抗を補償した軌道保持、②原子状酸素の影響把握、③姿勢安定度の確認を行う計画です。

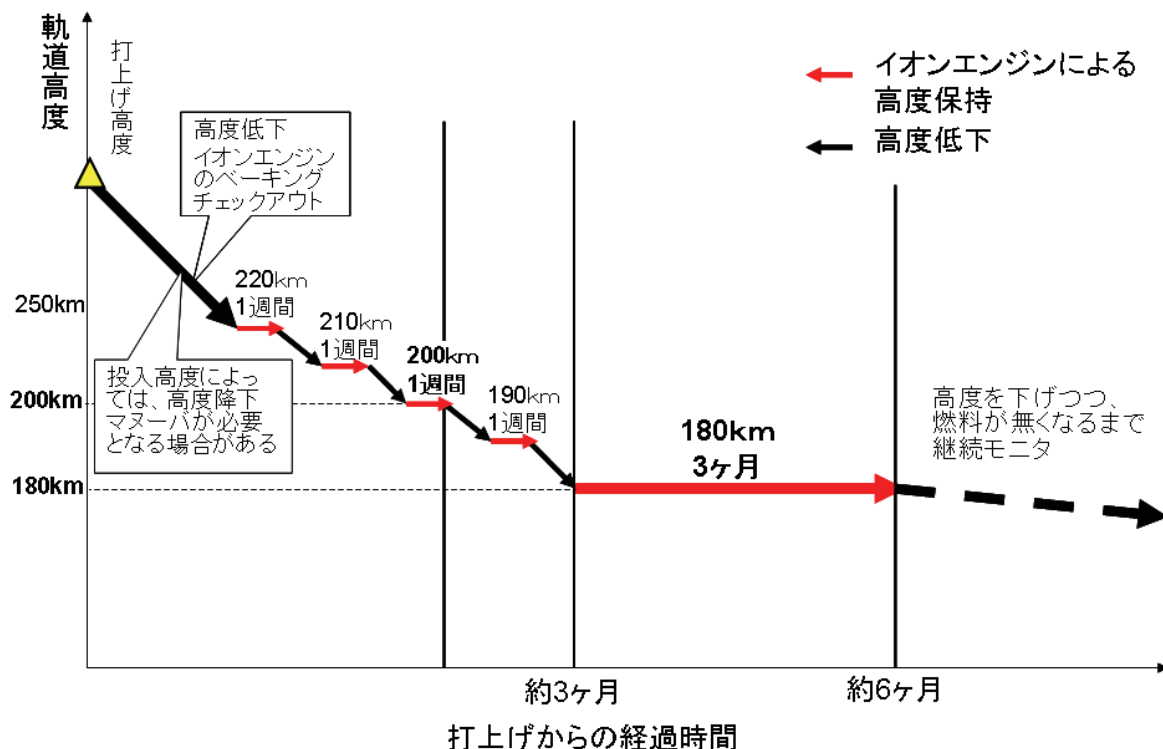


図3. 超低高度衛星技術試験機(SLATS)の実験計画

3. 更なる電気推進の可能性について

そもそも、これまでの衛星利用においては、静止トランスファ軌道から静止軌道への軌道変換や月・惑星探査機の軌道変換のために推進力を有しております。この用途において、更に、電気推進の有する高比推力という特徴を活かして打ち上げ質量を低減することを目指して、電気推進による軌道変換〔2〕について、検討が進められています。

本稿で紹介しました超低高度衛星では、空気抵抗の補償のために電気推進を使用していますが、これは、地球周回の衛星が推進力を持ち、ロケットで投入された軌道から自由になることでもあります。投入軌道から自由になる技術は、衛星利用を更に進める可能性を有していると考えています。例えば、複数衛星のコンスタレーションを組む場合に一度の打ち上げで複数機を打ち上げ、衛星自らが軌道を変換しコンスタレーションを組むことが出来ると、打ち上げ経費の低減ができ、衛星を更に身近にする可能性があります。また、衛星の軌道位置を常に変換し、同一経度上に留まることが可能になれば、新しい衛星利用の道が開かれるものと考えます。

参考文献

- [1] NODA, HOMMA, UTASHIMA, “The Study of a Super Low Altitude Satellite”, ISTS2008-f-5, 2008
- [2] 長野, “オール電化推進系の静止衛星システム(2)–衛星システム検討–”, 第50回宇科連, 2006.11