

# 新凍結軌道による超低高度衛星の軌道保持

歌島 昌由\*, 野田 篤司\*

## Orbital Maintenance of Super Low Altitude Satellite by New Frozen Orbit

By

Masayoshi UTASHIMA\* and Atsushi NODA\*

**Abstract** : This paper studies an orbital maintenance of a satellite with the altitude of about 180km by the thrust of ion engines. Current earth observation satellites adopt the frozen orbit in which the altitude profile for one orbital period is almost fixed. The drag-free system could cancel the air drag and realize the frozen orbit. The installation of the drag-free system, however, causes a complicated and expensive satellite system. Therefore, we studied different methods and found an excellent orbit in which the mean eccentricity vector was kept constant by only adjusting the thrust of the ion engine in the interval of one orbital period. We call it “New Frozen Orbit.” Furthermore, the “new frozen eccentricity vector” is positively stable, and then the mean eccentricity vector autonomously converges to the “new frozen eccentricity vector” and is kept there only by maintaining the mean altitude.

**Key words** : Frozen Orbit, Ion Engine, Air Drag, Mean Eccentricity Vector

### 1. はじめに

地球観測衛星の軌道として、高度700km程度の太陽同期準回帰軌道が主に使われている。光学カメラの分解能は高度に反比例して向上し、SARの所要電力は高度の3乗に比例して減少する等のため、高度を下げる事は地球観測衛星にとって、大きな利点がある。

一方、高度を大きく下げると大気抵抗が指数関数的に大きくなるため、ヒドラジン・スラスタによる軌道保持では所要燃料が増え過ぎて実質的に軌道保持は困難となる。しかし、最近の電気推進系の進歩により、大気抵抗が非常に大きい200km付近の高度でも、衛星を年オーダーで飛行させる事が可能となってきた [1]。但し、原子状酸素が衛星材料を劣化させる恐れが有り、検討が必要である。

本論文では、高度約180kmの太陽同期軌道をイオン・エンジンにより保持する事を考える。従来の地球観測衛星は、軌道1周の高度変化がほぼ固定される凍結軌道 [2] を採用している。Drag-Freeシステム [1] を使えば、衛星が受ける摂動は地球重力ポテンシャルの非球対称項のみとなり、従来の凍結軌道を実現できる。しかし、Frag-Freeシステムの搭載は、衛星システムを複雑にし、コスト増の要因となる。

そこで我々は、別の方法を検討した。その結果、軌道1周単位の推力調整を行なって平均高度を保持するだけで、従来の凍結軌道に似た高度変化が固定される（平均離心率ベクトルが変化しない）軌道が実現できる事を見

---

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

出した。我々は、それを「新凍結軌道」と名付ける。この新凍結軌道では、「新凍結離心率ベクトル」と名付けた一定の平均離心率ベクトルが実現される。新凍結離心率ベクトルは、従来の凍結離心率ベクトルが中立安定だったのに比べて、正の安定性を持つと言う大きな利点がある。そのため、イオン・エンジンで平均高度を保持するだけで、平均離心率ベクトルは自動的に新凍結離心率ベクトルに収束し保持される。

## 2. 新凍結軌道

2.1節で新凍結軌道の基本概念を述べ、2.2節で軌道1周の間に遭遇する大気密度の偏りの影響を述べる。

### 2.1. 基本概念

$J_2$ 、 $J_3$ 項と大気抵抗の存在の下で、一定推力の連続噴射により平均軌道長半径を一定に保った場合に得られる新凍結軌道の基本概念を述べる。

#### 平均離心率ベクトル平面の速度場

初めに、平均離心率ベクトル平面における速度場を説明する。 $e \times \cos \omega$ をx軸に、 $e \times \sin \omega$ をy軸にした平面が離心率ベクトル平面であり、 $e$ 、 $\omega$ 共に、摂動による短周期変化を除いた平均要素を用いたものが、平均離心率ベクトル平面である（図1参照）。

図1の黒の速度場は、 $J_2$ 、 $J_3$ 項によるもの。点Aは従来の凍結離心率ベクトルである。黒の速度場は、点Aからの半径に比例した大きさの速度を持つ。一方、赤の速度場は、大気抵抗による速度場である。離心率が存在すると、近地点で大きな大気抵抗を受け、遠地点で小さな大気抵抗を受ける。その差のため、軌道は円に近づく。つまり、平均離心率ベクトルは、原点に向かう向きの速度場を持つ。速度の大きさは平均離心率が大きいほど大きい。

#### 新凍結軌道の平均離心率ベクトルの存在領域

図1の2つの速度場の合成場において、速度がゼロになる可能性のある領域に、新凍結軌道の平均離心率ベクトルが存在し得る。 $J_2$ 、 $J_3$ 項による黒矢印と大気抵抗による赤矢印の方向が一致し、向きが反対になる領域が新凍結離心率ベクトルの可能領域であり、図2の線分AOを直径とする青の半円がそれである。青の半円上の任意の点Bは、原点から円Aへの接線の接点であり、 $J_2$ 、 $J_3$ 項による速度と大気抵抗による速度は、方向が同じで向きが逆になっている。このような点において、二つの矢印の大きさが一致すれば、その接点は新凍結離心率ベクトルとなる。

#### 2つの矢印（速度）の大きさの変化

次に、青色の円弧に沿って、2つの速度の大きさの変化を検討する。その結果を図3に示す。

太陽活動極大期において平均離心率ベクトルが点Aの時の「速度 by Air Drag」を1.0とすると、点Oにおける「速度 by  $J_2$ 、 $J_3$ 項」は約0.7である。円弧上を点Aから点Oに進むと、「速度 by Air Drag」は1.0から0.0に単調減少し、

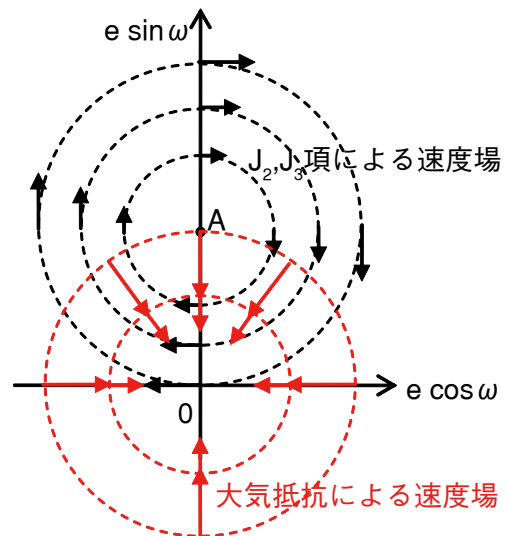


図1 平均離心率ベクトル平面の速度場

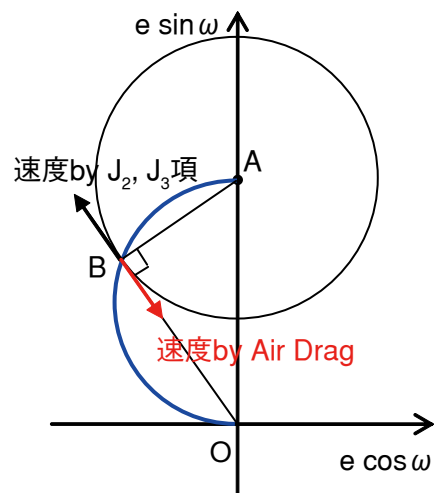


図2 新凍結離心率ベクトルの存在可能域

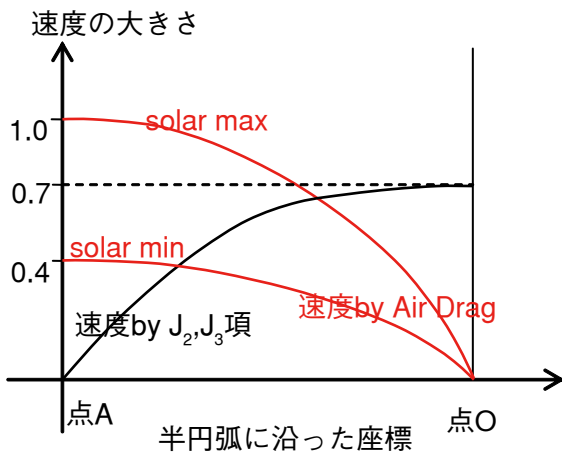


図3 平均離心率ベクトルの速度の大きさ

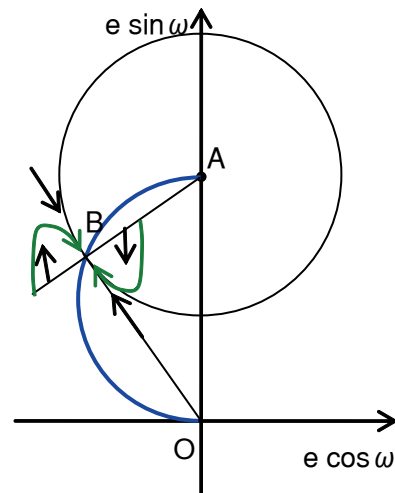


図4 新凍結離心率ベクトルの安定性

「速度 by  $J_2, J_3$ 項」は0.0から0.7に単調増加する。そのため、点Aと点Oの間のどこかで、必ず交点が存在する。その交点が、新凍結離心率ベクトルである。太陽活動極小期には、点Aにおける「速度 by Air Drag」は0.4程度となる。太陽活動が弱くなると、新凍結離心率ベクトルは点Aに近づき、太陽活動が強くなると、ゼロ離心率に近づく事が判る。

新凍結離心率ベクトルの安定性

従来の凍結離心率ベクトルには、平均離心率ベクトルがそこからずれたとしても、元に戻るような復元力は存在しなかった。しかし、新凍結離心率ベクトルには、釣り合い位置からずれた時には復元力が作用する安定性が存在する。その事を図4に示す。新凍結離心率ベクトルの点Bの周りの速度ベクトルを黒矢印で示した。この図より、緑線で示した様に点Bに収束する傾向のある事が判る。この安定性は、大気抵抗により円軌道に近づく事から得られる。

高度保持制御の不安定性

一定推力による制御で平均離心率ベクトルは安定であったが、高度保持の観点では不安定性を持っている。僅かに高度が上がると、大気密度が減少し、同じ推力では高度はより増加する。高度が下がった場合も同様に不安定である。従って、常に高度変化をモニターし、適切に制御を行なう必要がある。

**2.2. 大気密度の偏りの影響**

ここまでの説明では、大気密度は高度にのみ依存すると近似した。実際には、軌道面と太陽方向の関係により、軌道1周の中で大気密度の大きい所と小さい所が存在する。その様子を図5に模式図で示す。大気密度が最大になる経度は、太陽の直下より、約30度大きい。そのため、Descending Local Time (DLT) = 6時のDawn-Dusk軌道でも、昇交点と降交点の大気密度は同じではなく、昇交点側の方が大気密度が大きい。DLT = 10時30分の軌道では、昼間の降交点側の方が大気密

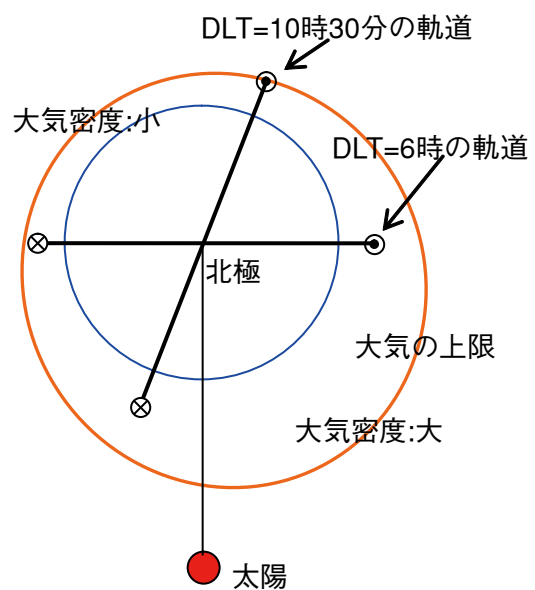


図5 軌道面と太陽方向の関係

度が大きい。

図6に示すように、左に太陽が存在する場合を考える。昼側は大気密度が大きく、夜側は小さい。摂動として大気抵抗だけが存在し、イオン・エンジンの一定推力で平均軌道長半径が保持されている場合の安定軌道は、円軌道ではなく、図6に示す様に、大気密度の小さい方に近地点が来る楕円軌道となる。当初、円軌道であっても、昼側は大気抵抗が推力よりも大きいため減速され、夜側は推力が大気抵抗よりも大きいため加速されるからである。

図6のように、昇交点側に近地点の来る軌道が安定な場合、大気抵抗による平均離心率ベクトルの移動は、図7の原点Oではなく、点O'に向かう。従って、線分AO'を直径とする半円上に新凍結離心率ベクトルが乗る事になる。

点O'の位置は、DLT = 6時の軌道では-x軸側になり、10時30分の軌道では+x軸側になる。DLTが午後の軌道では、点O'は更に+x軸側に寄る事になる。いずれの場合でも、太陽活動の強弱により、新凍結離心率ベクトルは青の半円上を自動的に移動する。

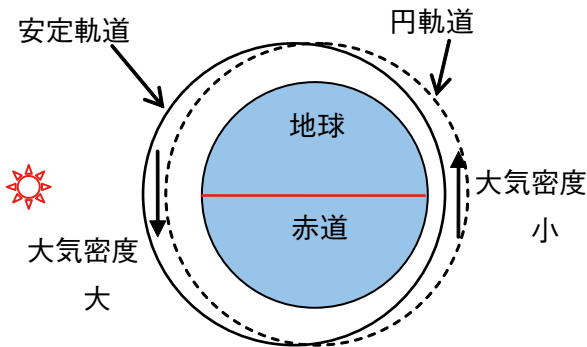


図6 大気密度の偏りによる安定軌道の変化

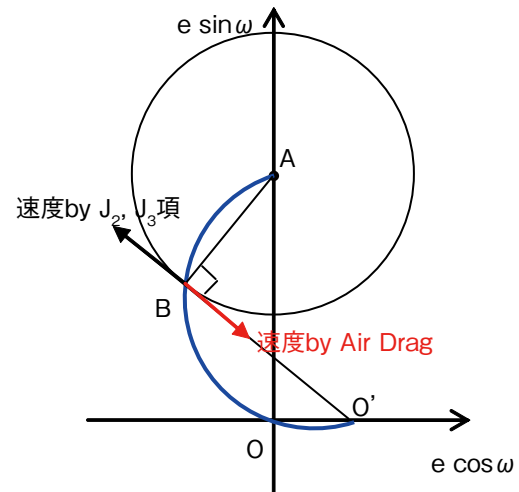


図7 大気密度の偏りの影響

### 3. シミュレーション

前章では定性的に新凍結軌道について述べたが、本章ではSTK/Astrogatorを使ったシミュレーションにより、定量的に新凍結軌道を示す。

#### 3.1. 一定推力での数十日間のシミュレーション

本節では、STK/Astrogatorを使ったシミュレーションにより、第2章で述べた新凍結軌道が存在し、実際に適用できる事を示す。3.1.1節でシミュレーション条件を述べ、3.1.2節で5つのケースのシミュレーション結果を示す。

##### 3.1.1. シミュレーション条件

以降で使用するシミュレーション条件を以下に記す。

初期接触軌道要素 (STK/Astrogator への入力)

Epoch : 2006年1月1日6時UT

a = 6567.952km

$$e = 0.001246 \quad (J_2, J_3 \text{での凍結軌道の離心率})$$

$$i = 96.3 \text{deg}$$

$$\Omega = \begin{cases} 10.678 \text{deg} & (\text{DLT} = 6 \text{時}) \\ 78.178 \text{deg} & (\text{DLT} = 10 \text{時}30 \text{分}) \end{cases}$$

$$\omega = 65.11 \text{deg} \quad (J_2, J_3 \text{での凍結軌道の近地点引数})$$

$$f \text{ (真近点離角)} = -65.11 \text{deg}$$

この接触軌道要素は、赤道上の高度が約180kmの平均軌道要素に、長半径と離心率ベクトルの短周期摂動量を加えて算出したものである。

#### STK/Astrogator の軌道生成条件

- ・地球重力ポテンシャル： $J_2$ 項と  $J_3$ 項
- ・大気密度モデル：Jacchia-Roberts
  - 太陽活動極大期：solar flux = 270
  - 太陽活動極小期：solar flux = 60
- ・衛星パラメータ

質量：500kg 抵抗係数×断面積：2.0m<sup>2</sup>

- ・イオンエンジンの比推力：3000秒

#### 3.1.2. シミュレーション結果

本節では、太陽活動極大期及び極小期の各々に対し、DLT = 6時と10時30分の軌道に対する新凍結軌道のシミュレーション結果を示す。簡単のため、ケース毎に出来るだけ長期間、軌道高度がほぼ一定となるイオン・エンジン推力値を求め、それを用いて平均離心率ベクトルの変化を計算した。

各ケースの代表として、太陽活動極大期の DLT = 6時の場合の高度変化を図8に示す。このケースでは、29.78963mNの推力を使用した。約40日間のシミュレーションが可能である。

図9に5つのケースの平均離心率ベクトルの変化を示す。その内の4ケースは、(0, 0.00113)の点Aが平均離心率ベクトルの初期値である。1ケースだけ(-0.0005, 0)付近の点aからシミュレーションした。初期位置が異なっても、同じ新凍結離心率ベクトルに収束する事が判る。

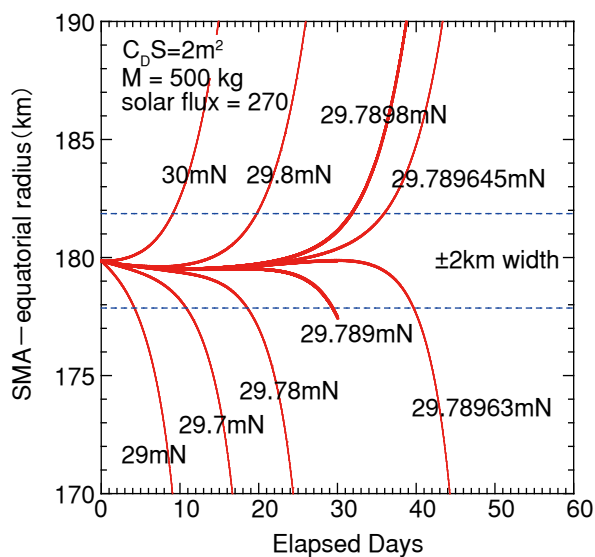


図8 高度の変化 (太陽活動極大期)

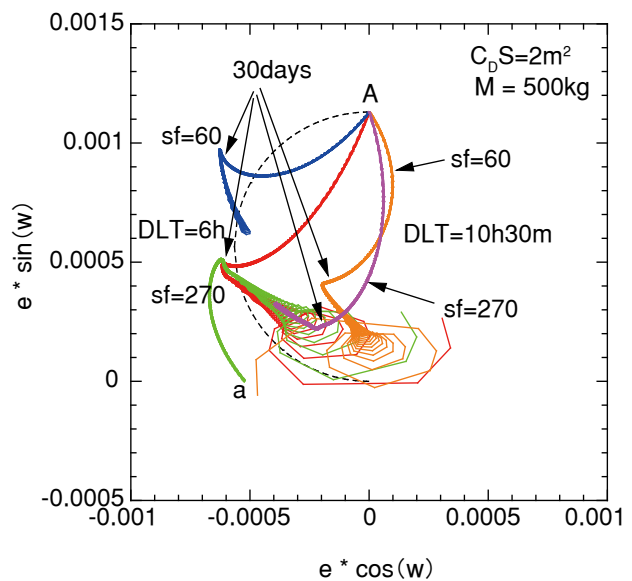


図9 平均離心率ベクトルの変化

図9の何れのケースも、約30日目以降で方向が大きく変わっているが、そこは高度が保持されていない領域である。

どのケースも約30日で新凍結離心率ベクトルが実現され、DLT = 10時30分では、6時と比べて2.2節で述べたようにx軸の正の向きに収束点が移動している事が判る。

### 3.2. オンオフ制御による軌道保持シミュレーション

現実には大気密度は日々変動するため、軌道保持においては、或る間隔で平均高度を把握しイオン・エンジン推力を微調整する必要がある。或る間隔として、軌道1周回が適切である。GPS受信機から得られる時々刻々の接触軌道要素を1周回で平均する事で、高精度の平均軌道要素（平均高度など）が容易に得られるからである。

本ミッションにおいては、細かいスロットリング機能を持つイオン・エンジンの搭載が望ましいが、実証機に搭載を想定しているイオン・エンジンには、その機能はない。そこで、一定推力のイオン・エンジンのオンオフ制御による軌道保持を検討した。オンオフ期間の最小単位は、軌道1周回とした。前述の様に高精度の平均要素を得るためである。

一方、イオン・エンジンの放電電源を頻繁にオンオフすると、寿命の心配がある。そこで、放電電源は常にオン状態とし、ビーム電源のオンオフにより推力をオンオフする方式を採用する。ビーム電源のオンオフには寿命の問題はない。この場合の問題点は、推力オフ期間であっても放電電源がオンのため、燃料のキセノンが推力オン時と同じレートで放出される事である。そのため、太陽活動が穏やかであってもミッション寿命を延ばす事はできない。しかし、実証機では問題ではない。

シミュレーション条件は、3.1.1節と同じであり、太陽活動極大期でも軌道保持できるようにイオン・エンジンの推力を36mNとした。実証機の打上げは、太陽活動極大期に近いと考えられるので、極大期に対し、DLT = 6時と10時30分の2つの軌道で、約1年間のシミュレーションを行なった。保持高度幅は、 $\pm 0.5\text{km}$ とした。

図10に393日間の平均離心率ベクトルの変化を示す。主に太陽方向の赤緯変化により、新凍結離心率ベクトルが1年周期の運動をしている。なお、オンオフ期間の最小単位を軌道1周回に制限しない場合もシミュレーションしたが、平均離心率ベクトルの運動に大きなノイズが乗る事がある。図11の黒線が、調査した中で最もノイズが大きかった場合である。

図12に393日間の平均高度変化を示す。DLT = 10

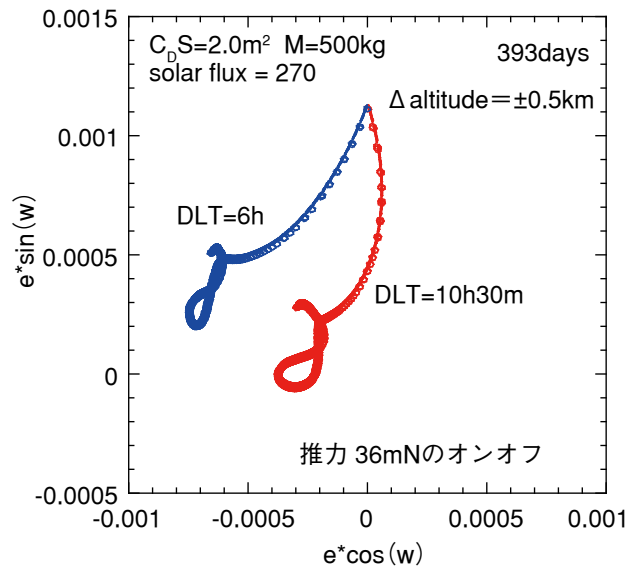


図10 平均離心率ベクトルの変化

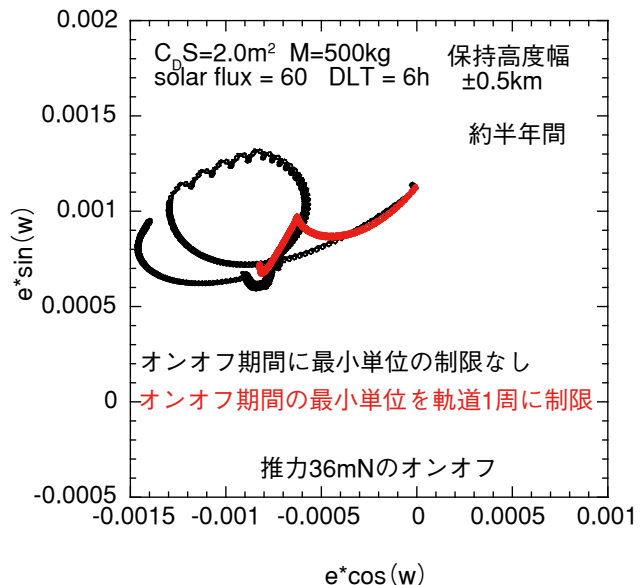


図11 オンオフ期間の最小単位を制限しない場合



時30分の場合であるが、6時の場合も殆ど同じである。初期時刻は1月1日であり、春分と秋分の頃に大気抵抗が大きい事が判る。

以上の検討より、簡易なオンオフ制御でも新凍結軌道を正確に保持できる事が判った。

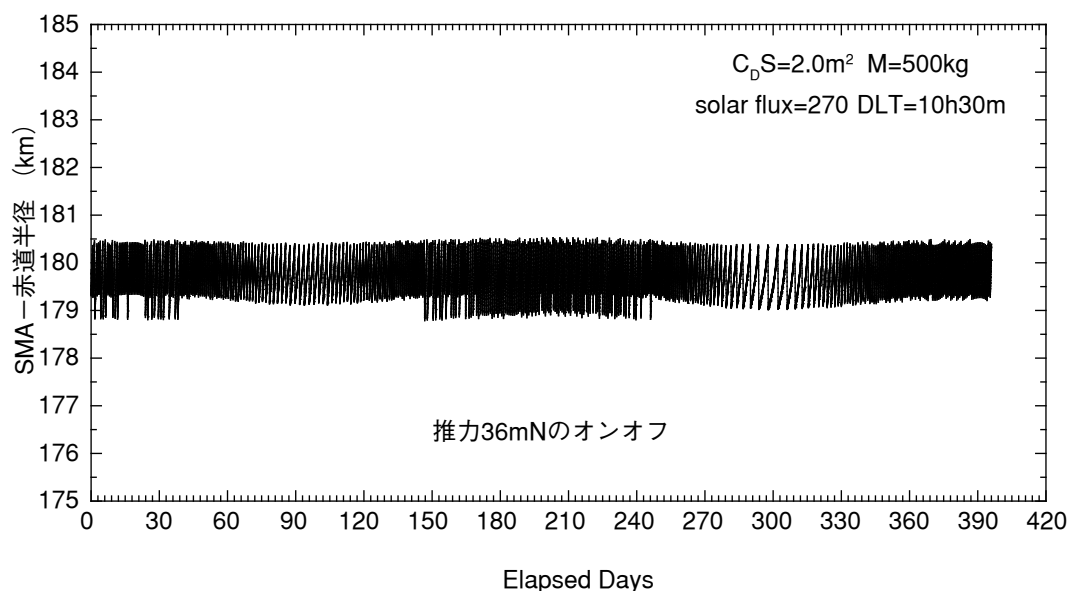


図 12 高度の変化 (DLT = 10時30分)

### 3.3. ロケット分離から目標軌道までのシミュレーション

本節では、ロケット分離から目標軌道までのイオン・エンジンのオンオフ制御による軌道変換のシミュレーションを示す。

初めに、本ミッションの投入軌道を検討した。太陽活動極大期の場合において、高度180kmの軌道を逆行積分し、ロケット分離からイオン・エンジン制御開始までの期間を変えた時の望ましい投入高度を検討した。図13にその結果を示す。搭載を想定しているイオン・エンジンの推力は、約20mNである。衛星の抵抗係数×断面積を $1.0\text{m}^2$ とする。

衛星の初期チェックアウトやイオン・エンジンのベーク期間を考慮して、ノミナルでは、ロケット分離から30日後にイオン・エンジン制御を開始すると考える。すると、目標投入軌道は、表1となる。

ロケット投入誤差が殆ど無視できる場合は、表1の軌道を狙えば良い。ここでは、近地点誤差は微小として無視できるが、遠地点誤差が $\pm 25\text{km}$ 存在する場合を考える。遠地点高度誤差が $-25\text{km}$ の時に表1の軌道になるようにノミナル軌道を設定し、実際には $+25\text{km}$ の遠地点高度誤差が発生した場合のシミュレーションを行なう。

この場合、ロケット分離から52.56日後に近地点

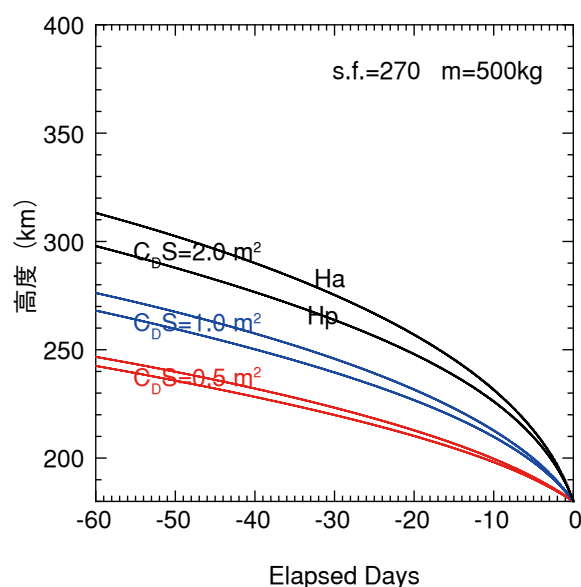


図 13 望ましい投入軌道 (太陽活動極大期)

表 1 望ましい投入軌道 (太陽活動極大期)  
( $C_D S = 1.0\text{m}^2$ , 30日後にイオン・エンジン点火)

遠地点高度	245.80km
近地点高度	239.47km

高度が180km となるため、ここからイオン・エンジンの制御を開始する。その時の初期軌道情報を表2に示す。

図14に、近地点高度が180km に達した時点からミッション軌道（高度180km の略円軌道）に到着するまでの高度の変化を示す。3.2節に述べたオンオフ制御を適用している。

保持平均高度を195km に設定したオンオフ制御を前半の約48日間行ない、平均離心率を0.002235から0.001150まで小さくしている。その後、地上からのコマンドにより、保持平均高度の目標値を約180km に変更し、オンオフ制御を継続している。保持平均高度の目標値を約180km に変更すると、推力オフが約4.5日間続き、その間に平均高度が約15km 低下して約180km になっている。このケースでは、ロケット分離から約105日（3.5ヶ月）で、高度180km のミッション軌道に到着している。

図15に、オンオフ制御を開始してから約半年間の平均離心率ベクトルの変化を示す。最初の約48日間のオンオフ制御により、平均離心率ベクトルが大きく改善し、その後のオンオフ制御で新凍結離心率ベクトルに収束している。

表2 52.56日後の軌道情報

近地点高度	180km
遠地点高度	209.46km
平均高度	194.73km
離心率	0.00224

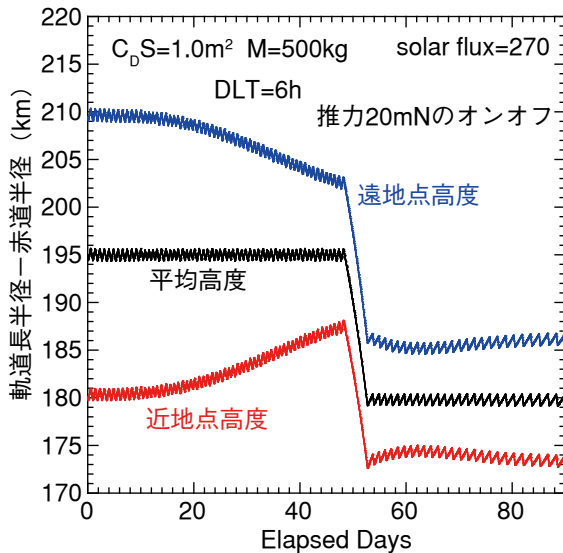


図14 ミッション軌道までの高度変化

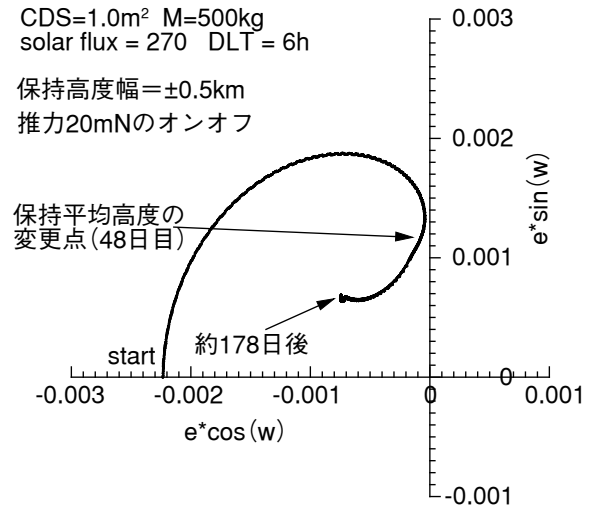


図15 ミッション軌道までの平均離心率ベクトル変化

#### 4. まとめ

本論文では、約180km という低高度を飛行する地球観測衛星をイオン・エンジンを使って軌道保持する事を検討した。通常、地球観測衛星は、軌道1周の高度変化がほぼ固定される凍結軌道を採用している。これは、地球重力場の特性を利用しており、本論文の衛星でも Frag-Free システムを採用すれば、従来の凍結軌道を実現できる。しかし、コストが増大するため、本論文では、別の新しい方法を使用した。

軌道1周単位の推力調整により平均高度を保持するだけで、従来の凍結軌道に似た高度変化が固定される軌道を見つけた。我々はそれを「新凍結軌道」と名付けた。従来の凍結軌道は中立安定であるのに対し、新凍結軌道は正の安定性という好ましい性質を持つ。

STK/Astrogator を使ったシミュレーションにより、新凍結軌道の存在を確認した。更に、最も簡易な推力制御法であるオンオフ制御でも、新凍結軌道を精度良く保持できる事が確かめられた。なお、オンオフ制御において



は、軌道1周回を最小単位とするのが、保持精度の点から望ましい。

#### 参考文献

- [1] ESA, "GOCE System Critical Design Review, Executive Summary," May 2005.
- [2] V. A. Chobotov, Editor, "Orbital Mechanics," AIAA Education Series, pp.291-296, 1991.