

# 導電性テザーを用いた超低高度衛星の軌道高度の維持

## Maintaining altitude of Super Low Altitude Satellite using Electrodynamic Tether System

知能機械システム工学コース

機械・航空システム制御研究室 1225018 川辺 良星

### 1. 緒言

通常の地球観測衛星の軌道高度である高度 600km~800km では微量の大気が存在し、微小な大気抵抗による高度の低下が生じる。したがって、人工衛星の制御スラスタを噴射し、高度を維持する必要がある。さらに、高度 180km~300km である超低高度では高度 600km~800km の場合に比べ大気密度が約 1000 倍に増加するため、大量の燃料が必要になる<sup>(1)(2)</sup>。ゆえに、超低高度は長期的に運用する必要がある人工衛星に適していない。しかし、超低高度での運用が可能になれば、地上により近くなるため、光学画像の高分解能化、観測センサ送信電力の低減、衛星の製造・打ち上げコストの低減などが可能になると期待されている<sup>(1)</sup>。これまでに、イオンエンジン技術を利用して超低高度における軌道維持・軌道変換技術の実証などが行われてきたが、寿命は2年程度であった<sup>(1)</sup>。

本研究では、超低高度衛星の推進装置として導電性テザー(EDT)の利用を検討する。テザーとは長さ数百 m から数 km のワイヤ状の物体であり、導電性テザーはアルミニウム等の金属繊維、導電性繊維等から作成されている。宇宙機から伸展された導電性テザーシステムは磁界を横切ると誘導起電力が生じ、地球周辺のプラズマにより回路が構成されテザーに電流が流れ、地磁気との干渉でテザーに発生するローレンツ力を推進力として用いる<sup>(3)</sup>。このように導電性テザーは、ほとんど燃料を使うことなく軌道変換が可能であると考えられている。そして、電流の向きを変えることで、進行方向、減速方向へと推力の方向を決めることができる。このように導電性テザーは、ほとんど燃料を使うことなく軌道変換が可能であると考えられている。

本研究では超低高度衛星の長期運用における推進装置として推進剤を用いない導電性テザーが有用ではないかと考え、導電性テザーを用いた超低高度衛星の軌道高度の維持を目指す。本研究の目的は、超低高度で高度を維持するために必要な導電性テザーの性能を求めることである。

### 2. 運動モデルの構築

テザーを鉛直下向きに伸展させ東の方向に進んでいるとすると、地球中心方向に電流を流すことで進行方向にローレンツ力が得られ高度を上昇させることができる。しかし、磁界B中を長さLのテザーが速度vで横切ると誘導起電力

$$V_1 = vBL \quad (1)$$

となる誘導起電力が発生し、地球中心から衛星の向きに電流が流れてしまう。したがって、搭載電源系を用いて誘導起電力に打ち勝つように電流を流す必要がある。

#### 2.1 テザー電流とプラズマ密度の関係

導電性テザーによって発生するローレンツ力はテザーに流れる電流の値が関わるため、どの程度の電流を流すことができるか調べる。

テザー電流を $I_{OML}$ 、電気素量を $e$ 、プラズマ密度を $N_0$ 、テザー直径を $R$ 、テザー長を $L$ 、プラズマとテザー間の電位差を $V_2$ 、電子質量を $m_e$ とすると、ベアテザーに流れる電流は以下の

OML 理論 (Orbit Motion Limit Theory) の式

$$I_{OML} = eN_0RL \sqrt{\frac{2eV_2}{m_e}} \quad (2)$$

に従う<sup>(4)(5)</sup>。OML 理論は導体の電子収集に適用できると考えられている理論<sup>(6)</sup>であり、式(2)はテザーにある電圧がかかったときのプラズマ密度と電子収集部分の面積と電流の関係を表している。ある高度でのプラズマ密度と最大テザー電流を定め、式(2)より必要となる電位差を算出する。

#### 2.2 高度とプラズマ密度の関係

図1に高度とプラズマ密度の関係を示す。プラズマ密度は International Reference Ionosphere (IRI 2016)<sup>(7)</sup> の2015年の値を用いた。本研究では、最大テザー電流を一定とし、プラズマ密度が最も低い値のときの電位差を電位差の最大値とするが、プラズマ密度は同じ日時でも場所によって変化し、同じ場所でも日時によって変化するため、プラズマ密度の最小値を見つけるのは困難であった。そのため、可能な限りプラズマ密度が低い値を抜き出した。

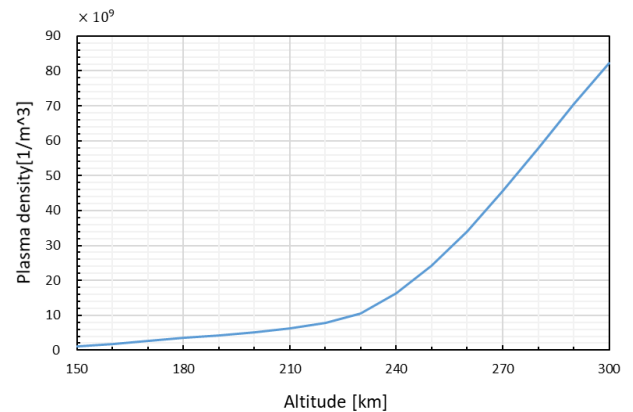


Fig.1 Altitude and plasma density

#### 2.3 印可電圧と消費電力

人工衛星が赤道上で円軌道で航行するとしたときの設定した所望の最大テザー電流を得るために必要となる印可電圧と消費電力がどの程度になるか検証を行った。導電性テザーシステムの性能について2通り設定し比較を行った。表1に導電性テザーシステムの諸元を示す。電子収集部分の面積についてはどちらも10m<sup>2</sup>とした。結果については、高度240kmから290kmの間で10kmごとの値を示した。

Table 1 Specifications of electrodynamic tether system

	pattern 1	pattern 2
Tether length	10km	2km
Maximum tether current	0.1A	0.5A

衛星が赤道上で円軌道で運動するとしたとき、テザー電流

を $I_{OML}$ 、磁束密度を $B$ 、テザー長を $L$ とすると、ローレンツ力 $F_L$ は

$$F_L = I_{OML}BL \quad (3)$$

で表され、 $(I_{OML} \times B)$ が同じ値になるように設定した。磁場については International Geomagnetic Reference Field(IG-RF 13)<sup>(8)</sup>の2015年の値を用い計算を行った。

最大テザー電流画流れたときの、それぞれの誘導起電力、電位差、印可電圧、消費電力を求め比較を行った。ここで、印可電圧は誘導起電力と電位差の合計を表しており、誘導起電力は式(1)、電位差は式(2)を用いて求めた。

### 2.3.1 高度240の場合

図1より高度240kmのプラズマ密度は $16.35 \times 10^9 [1/m^3]$ である。また、高度240kmでの速度 $v$ は $7.7607 [km/s]$ である。表2に高度240kmのときの誘導起電力、電位差、印可電圧、消費電力を示す。磁束密度が最大るとき誘導起電力が最大となり、磁束密度が最小のとき誘導起電力が最小となる。

Table 2 Induced electromotive force, potential difference, applied voltage, power consumption at an altitude of 240 km

	Pattern 1	pattern 2
Induced electromotive force	2771V(max) 1741V(min)	554V(max) 348V(min)
Potential difference	42V	1037V
Applied voltage	2813V(max) 1783V(min)	1591V(max) 1385V(min)
Power consumption	281W(max) 178W(min)	796W(max) 693W(min)

印加電圧についてパターン2の方が磁束密度最大るときで43%小さく、磁束密度が最小のときで22%小さくなることが分かった。また、消費電力についてはパターン1の方が磁束密度最大るときで65%小さく、磁束密度が最小のときで74%小さくなることが分かった。

### 2.3.2 高度250の場合

図1より高度250kmのプラズマ密度は $24.19 \times 10^9 [1/m^3]$ である。また、高度250kmでの速度 $v$ は $7.7548 [km/s]$ である。表3に高度250kmのときの誘導起電力、電位差、印可電圧、消費電力を示す。磁束密度が最大るとき誘導起電力が最大となり、磁束密度が最小のとき誘導起電力が最小となる。

Table 3 Induced electromotive force, potential difference, applied voltage, power consumption at an altitude of 250 km

	pattern 1	pattern 2
Induced electromotive force	2755V(max) 1732V(min)	551V(max) 347V(min)
Potential difference	19V	474V
Applied voltage	2774V(max) 1751V(min)	1025V(max) 821V(min)
Power consumption	277W(max) 175W(min)	512W(max) 410W(min)

表3より、印加電圧についてパターン2の方が磁束密度最大るときで63%小さく、磁束密度が最小のときで53%小さくなることが分かった。また、消費電力についてはパターン1の方が磁束密度最大るときで46%小さく、磁束密度が最小のときで57%小さくなることが分かった。

### 2.3.3 高度260の場合

図1より高度260kmのプラズマ密度は $33.98 \times 10^9 [1/m^3]$ である。また、高度260kmでの速度 $v$ は $7.7490 [km/s]$ である。表4に高度260kmのときの誘導起電力、電位差、印可電圧、消費電力を示す。磁束密度が最大るとき誘導起電力が最大となり、磁束密度が最小のとき誘導起電力が最小となる。

Table 4 Induced electromotive force, potential difference, applied voltage, power consumption at an altitude of 260 km

	pattern 1	pattern 2
Induced electromotive force	2738V(max) 1723V(min)	548V(max) 345V(min)
Potential difference	10V	240V
Applied voltage	2748V(max) 1733V(min)	788V(max) 585V(min)
Power consumption	275W(max) 173W(min)	394W(max) 292W(min)

表4より、印加電圧についてパターン2の方が磁束密度最大るときで71%小さく、磁束密度が最小のときで66%小さくなることが分かった。また、消費電力についてはパターン1の方が磁束密度最大るときで54%小さく、磁束密度が最小のときで41%小さくなることが分かった。

### 2.3.4 高度270の場合

図1より高度270kmのプラズマ密度は $45.43 \times 10^9 [1/m^3]$ である。また、高度270kmでの速度 $v$ は $7.7431 [km/s]$ である。表5に高度270kmのときの誘導起電力、電位差、印可電圧、消費電力を示す。磁束密度が最大るとき誘導起電力が最大となり、磁束密度が最小のとき誘導起電力が最小となる。

Table 5 Induced electromotive force, potential difference, applied voltage, power consumption at an altitude of 270 km

	pattern 1	pattern 2
Induced electromotive force	2722V(max) 1714V(min)	545V(max) 343V(min)
Potential difference	6V	135V
Applied voltage	2728V(max) 1720V(min)	680(max) 478V(min)
Power consumption	273W(max) 172W(min)	340W(max) 239W(min)

表5より、印加電圧についてパターン2の方が磁束密度最大るときで75%小さく、磁束密度が最小のときで72%小さくなることが分かった。また、消費電力についてはパターン1の方が磁束密度最大るときで20.0%小さく、磁束密度が最小のときで28.0%小さくなることが分かった。

### 2.3.5 高度280の場合

図1より高度280kmのプラズマ密度は $57.91 \times 10^9 [1/m^3]$ である。また、高度280kmでの速度 $v$ は $7.7373 [km/s]$ である。表6に高度280kmのときの誘導起電力、電位差、印可電圧、消費電力を示す。磁束密度が最大るとき誘導起電力が最大となり、磁束密度が最小のとき誘導起電力が最小となる。

Table 6 Induced electromotive force, potential difference, applied voltage, power consumption at an altitude of 280 km

	pattern 1	pattern 2
Induced electromotive force	2706V(max) 1706V(min)	541V(max) 341V(min)
Potential difference	4V	83V
Applied voltage	2710V(max) 1710V(min)	624V(max) 424V(min)
Power consumption	271W(max) 171W(min)	312W(max) 212W(min)

表 6 より、印加電圧についてパターン 2 の方が磁束密度最大  
のときで 77% 小さく、磁束密度が最小のときで 75% 小さくなる  
ことが分かった。また、消費電力についてはパターン 1 の  
方が磁束密度最大のときで 13% 小さく、磁束密度が最小の  
ときで 19% 小さくなることが分かった。

### 2.3.6 高度 290 の場合

図 1 より高度 290km のプラズマ密度は  $70.51 \times 10^9 [1/m^3]$   
である。また、高度 290km での速度  $v$  は  $7.7315 [km/s]$  である。  
表 7 に高度 290km のときの誘導起電力、電位差、印可電圧、  
消費電力を示す。磁束密度が最大のとき誘導起電力が最大と  
なり、磁束密度が最小のとき誘導起電力が最小となる。

Table 7 Induced electromotive force, potential difference, applied voltage, power consumption at an altitude of 290 km

	pattern 1	pattern 2
Induced electromotive force	2691V(max) 1697V(min)	538V(max) 339V(min)
Potential difference	3V	56V
Applied voltage	2694V(max) 1700V(min)	594V(max) 395V(min)
Power consumption	269W(max) 170W(min)	297W(max) 198W(min)

表 7 より、印加電圧についてパターン 2 の方が磁束密度最大  
のときで 78% 小さく、磁束密度が最小のときで 77% 小さく  
なることが分かった。また、消費電力についてはパターン 1  
の方が磁束密度最大のときで 9% 小さく、磁束密度が最小の  
ときで 14% 小さくなることが分かった。

### 2.4 考察

図 2 に高度と印加電圧の関係、図 3 に高度と消費電力の関  
係をそれぞれ示す。表 2 から表 7 および図 2、図 3 より、パ  
ターン 2 はパターン 1 より印可電圧は小さくなるが、消費電  
力については大きくなってしまった。このことから印可電圧  
と消費電力の間にはトレードオフの関係があると考えられ  
る。また、パターン 1 の場合発生する誘導起電力が数千 V と  
非常に大きくなり、電流を地球中心方向に流すのは困難では  
ないかと考えられる。

電位差と印可電圧については高度が上がるにつれて小さ  
くなるが、パターン 2 の方がパターン 1 より変化が大きかつ  
た。これは、図 1 より超低高度では高度を上げるとプラズ  
マ密度は指数関数的に上昇することや、式(2)より電位差  $V_2$  は  
プラズマ密度  $N_0$  の 2 乗に反比例するため高度が低いときの電  
位差が大きかった方がより差が大きくなることが理由だと  
考えられる。

消費電力については消費電力については図 3 より、高度が  
低いとパターン 1 とパターン 2 の差が大きくなったが、高度  
が高いと差が小さくなることが分かる。

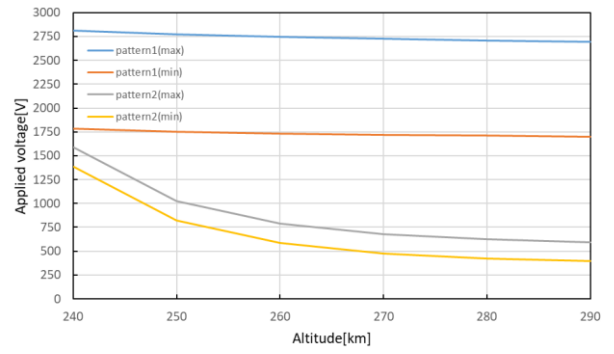


Fig.2 altitude and applied voltage

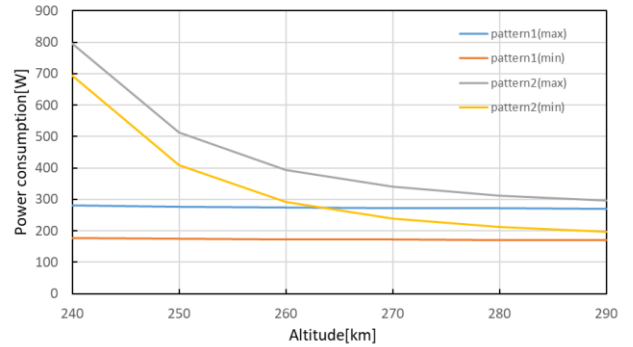


Fig.3 altitude and power consumption

## 3. 軌道計算

### 3.1 推力と空気抗力

高度 300km 以下でローレンツ力が大気抵抗より大きくな  
り、高度制御が可能であるか推算する。本研究ではテザー衛  
星の親衛星にのみ大気抵抗が働いているとし、テザー衛星は  
回転しないものとした。

衛星の運動する速度を  $v$ 、速度方向に垂直な有効断面積を  
 $S$ 、抗力係数を  $C_D$ 、大気密度を  $\rho$ 、重力定数を  $\mu$ 、地球の半径  
を  $R_E$ 、高度を  $H$  とすると大気抵抗  $D$  は

$$D = \frac{1}{2} \rho v^2 C_D S = \frac{1}{2} \frac{\rho \mu C_D S}{R_E + H} \quad (4)$$

で表される。したがって、式(2)、式(3)より正味の力  $F_{net}$  は

$$F_{net} = F_L - D = I_{OML} B L - \frac{1}{2} \frac{\rho \mu C_D S}{R_E + H} \quad (5)$$

となる。

### 3.2 摂動方程式

軌道要素を算出し、経度ごとの高度  $H$  を求める。軌道面上  
の位置を求めるには、まず軌道の形を決定する軌道長半径  $a$   
と離心率  $e$  が必要となる。平均近点離角を  $M$ 、親衛星の質量  
を  $m$ 、心近点離角を  $\nu$  とすると摂動方程式は次のようになる。

$$\frac{da}{dt} = \frac{F_{net}}{m} \sqrt{\frac{a^3 \sqrt{1+2e \cos \nu + e^2}}{\mu \sqrt{1-e^2}}} \quad (6)$$

$$\frac{de}{dt} = \frac{F_{net}}{m} \sqrt{\frac{a \sqrt{1-e^2} (e + \cos \nu)}{\mu \sqrt{1+2e \cos \nu + e^2}}} \quad (7)$$

$$\frac{dM}{dt} = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} - \frac{F_{net}}{m} \sqrt{\frac{a (1-e^2) (1+e \cos \nu + e^2) \sin \nu}{\mu e (1+e \cos \nu) \sqrt{1+2e \cos \nu + e^2}}} \quad (8)$$

次式を用いて変数を時間  $t$  から真近点離角  $\nu$  へ変数変換する。

$$dt = \frac{\sqrt{a^3 (1-e^2)^3}}{\sqrt{\mu (1+e \cos \nu)^2}} d\nu \quad (9)$$

$a$ 、 $e$ 、 $M$  の初期値を与えてやり、4 次のルンゲクッタ法を用

いて新たな  $a$ ,  $e$ ,  $M$  を求める.

次にケプラー方程式により心近点角  $E$  を求める. ケプラー方程式は,

$$E - e \sin E = M \quad (10)$$

で表される. ケプラー方程式は未知数に関する超越方程式のため近似計算によって解を求める. 近似計算の方法は反復計算法の一つであるニュートン・ラフソン法(Newton-Raphson method)を用いる. 地球の中心を原点とする座標系のときの人工衛星の軌道面上の座標  $(X, Y)$  は

$$X = a \cos E - ae \quad (11)$$

$$Y = a\sqrt{1 - e^2} \sin E \quad (12)$$

で表わされ高度は

$$H = \sqrt{X^2 + Y^2} - R_E \quad (13)$$

となる.

### 3.3 軌道計算の結果

表 1 で示したパターンで, 初期値を東経 0 度, 離心率 0 としたときの経度に対する高度を求めた. パターン 2 のとき流れる電流がパターン 1 のときの 5 倍であればローレンツ力は同じになるため, まとめて図に示した. また, 親衛星の質量を 300kg とした.

#### 3.3.1 高度 240km の場合

図 4 に衛星が 1 周したときの経度と高度の関係(240km)を示す.

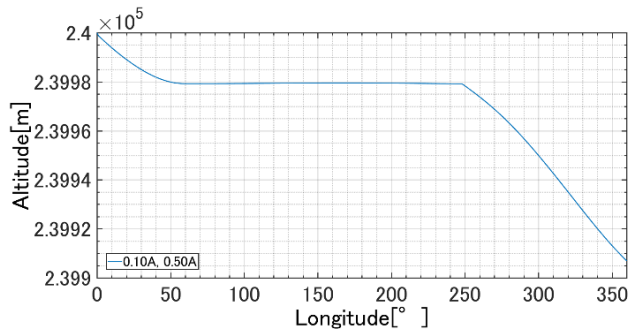


Fig. 4 Altitude relative to longitude at one round (240km)

図 5 に衛星が 5 周したときの経度と高度の関係(240km)を示す.

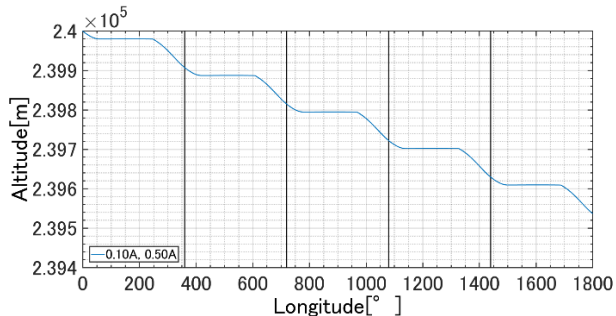


Fig. 5 Altitude relative to longitude at five round (240km)

図 4, 図 5 より高度 240km では最大テザー電流でも高度を上昇あるいは維持することができないと分かった.

#### 3.3.2 高度 250km の場合

図 6 に 1 周したときの経度と高度の関係(250km)を示す.

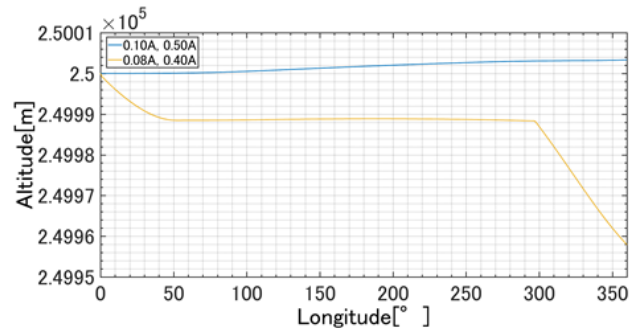


Fig. 6 Altitude relative to longitude at one round (250km)

図 7 に衛星が 5 周したときの経度と高度の関係(250km)を示す.

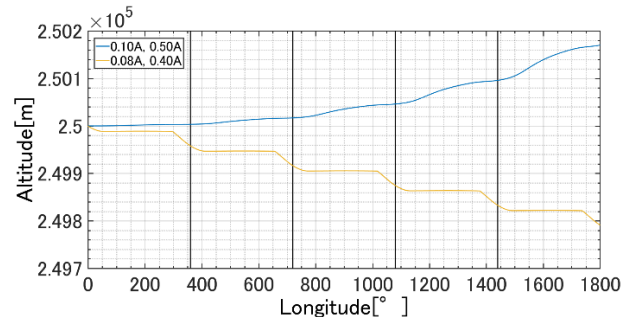


Fig. 7 Altitude relative to longitude at five round (250km)

図 6, 図 7 より高度 250km では, 最大テザー電流であれば高度を上昇させることができ, 5 周目で 170m 上げることが分かった.

#### 3.3.3 高度 260km の場合

図 8 に衛星が 1 周したときの経度と高度の関係(260km)を示す.

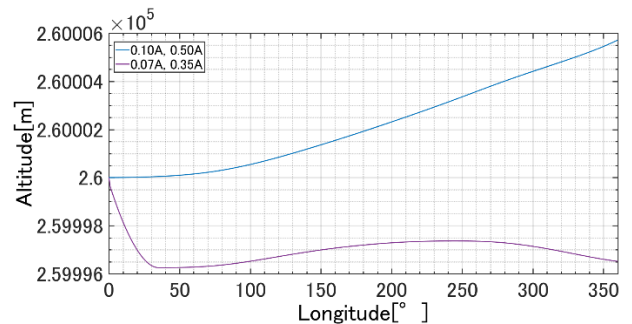


Fig. 8 Altitude relative to longitude at one round (260km)

図 9 に衛星が 5 周したときの経度と高度の関係(260km)を示す.

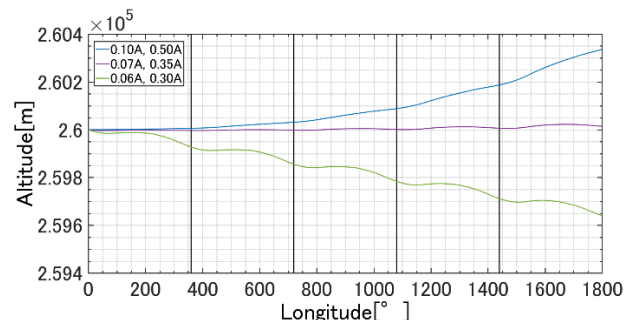


Fig. 9 Altitude relative to longitude at five round (260km)

図8, 図9より高度260kmでは, パターン1でテザー電流が0.07A, パターン2でテザー電流が0.35Aのとき, 1周目では高度が下がるが2週目以降では高度を維持できることが分かった. また, 最大テザー電流であれば, 5周目で340m上げることができることが分かった.

### 3.3.4 高度270kmの場合

図10に衛星が1周したときの経度と高度の関係(270km)を示す.

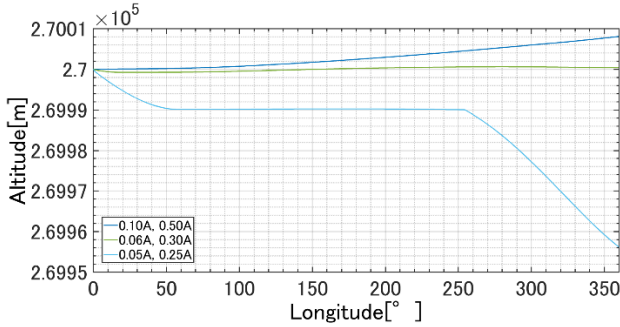


Fig. 10 Altitude relative to longitude at one round (270km)

図11に衛星が5周したときの経度と高度の関係(270km)を示す.

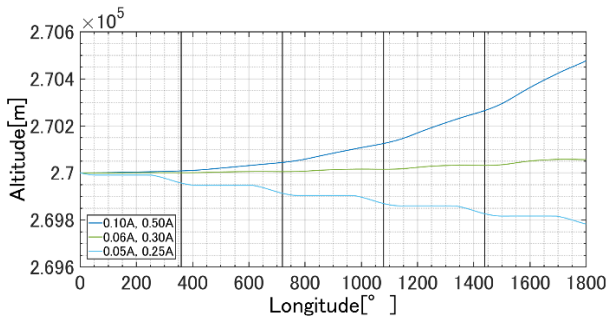


Fig. 11 Altitude relative to longitude at five round (270km)

図10, 図11より高度270kmでは, パターン1でテザー電流が0.06A, パターン2でテザー電流が0.3Aであれば高度を維持あるいは上昇させることができ, 5周目で470m上げることができることが分かった.

### 3.3.5 高度280kmの場合

図12に衛星が1周したときの経度と高度の関係(280km)を示す.

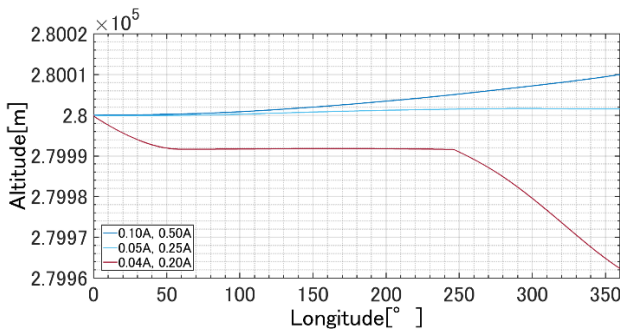


Fig. 12 Altitude relative to longitude at one round (280km)

図13に衛星が5周したときの経度と高度の関係(280km)を示す.

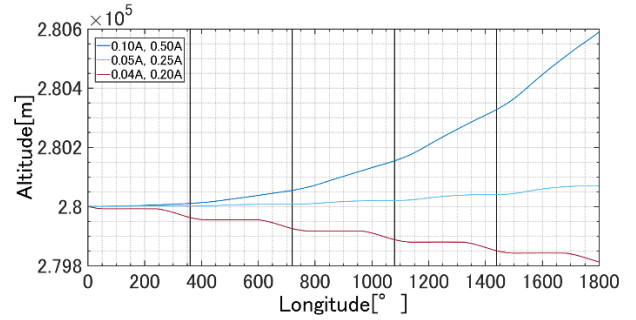


Fig. 13 Altitude relative to longitude at five round (280km)

図12, 図13より高度280kmでは, パターン1でテザー電流が0.05A, パターン2でテザー電流が0.25Aであれば高度を維持あるいは上昇させることができ, 5周目で600m上げることができることが分かった.

### 3.3.5 高度290kmの場合

図14に衛星が1周したときの経度と高度の関係(290km)を示す.

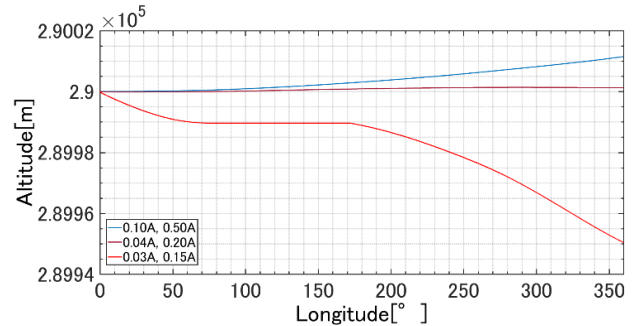


Fig. 14 Altitude relative to longitude at one round (290km)

図15に衛星が5周したときの経度と高度の関係(290km)を示す.

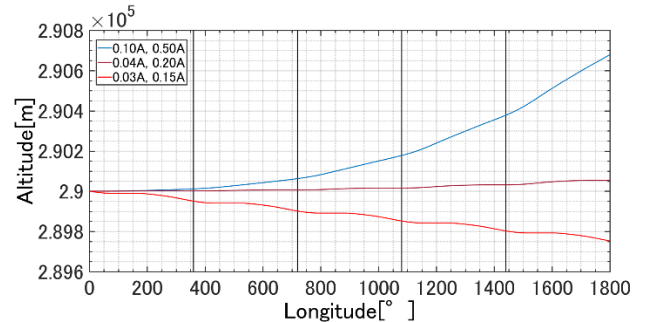


Fig. 15 Altitude relative to longitude at five round (290km)

図14, 図15より高度280kmでは, パターン1でテザー電流が0.04A, パターン2でテザー電流が0.2Aであれば高度を維持あるいは上昇させることができ, 5周目で680m上げることができることが分かった.

## 3.4 考察

図4から図15より, 高度240km以下で高度を維持あるいは上昇させるには最大テザー電流とテザー長の積( $I_{OML} \times B$ )の値を大きくする必要があると考えられる. また, どの高度でも初めの高度の上昇は緩やかであったのは離心率が0だったことが原因で, 離心率が大きくなると高度の上昇が急になると考えられる. さらに, 高度が下がる時急激に降下している場所があるのは, 離心率が0のときに減速して大気抵

抗の影響が増大し急激に大気中へ引き込まれることが理由だと考えられる。

#### 4. 結言

高度 300km 以下の超低軌道では通常の地球観測衛星が運用される軌道よりも大気密度が大きく、大気による抵抗の影響で高度を維持するための推進剤の消費が増加し人工衛星の長期運用が困難になる問題がある。本研究文では、超低高度衛星の推進装置として導電性テザーを用いることを提案し、導電性テザーを用いた超低高度衛星の軌道高度の維持を目指して解析を行った。超低高度で高度を維持するために必要な導電性テザーの性能を求めることを目的とし、導電性テザーや人工衛星のパラメタを設定し、モデルの構築を行い、印加電圧と消費電力について検証を行った。そして、設定した人工衛星が高度を維持することが可能かどうか検証するために、人工衛星の位置を推定するための式の作成を行った。その結果、電子収集部分の面積を $10\text{m}^2$ 、テザー長を 2km、最大テザー電流を 0.5A、有効面積を $5\text{m}^2$ としたとき、500V から 1000V 程度の電圧を印加することが可能であれば、高度 250km から 290km で高度を上昇あるいは超低軌道を維持させられる可能性があることが分かった。

今後の展望としては、空気抵抗について親衛星と子衛星とテザーを分けて計算すること、地球の自転を考慮すること、軌道傾斜角をつけることなどが挙げられる。

#### 文献

- (1) 山本 静夫, 高畑 博樹, “超低高度衛星技術試験機 (SLATS) の検討状況について”, 宙開発利用部会 (第 12 回)
- (2) 佐々木雅範, “超低高度衛星技術試験機「つばめ」 (SLATS) の運用結果について”, 第 63 回宇宙科学技術連合講演会講演集(2020)
- (3) 大川恭志, 奥村哲平, 壹岐賢太郎, 河本聡美, “導電性テザー実証実験 (KITE) の概要とその成果”, 第 63 回宇宙科学技術連合講演会講演集(2020)
- (4) J.R.Sanmartin,R.D.Estes,“The orbital-motion-limited regime of cylindrical Langmuir probes”, PHYSICS OF PLASMAS, 1999
- (5) R.D.Estes, J.R.Sanmartin, “Cylindrical Langmuir probes beyond the orbital-motion-limited regime”, PHYSICS OF PLASMAS, 2000
- (6) 山極芳樹, 高木暁生, 吉村尚倫, 田中孝治, 佐々木進, “導電テザーロケット実験用ホローカソード作動およびテザー・ブーム荷電粒子収集性能確認実験”, 平成 22 年度スペースプラズマ研究会・講演集(2011)
- (7) International Reference Ionosphere (IRI 2016)  
[https://ccmc.gsfc.nasa.gov/modelweb/models/iri2016\\_vitmo.php](https://ccmc.gsfc.nasa.gov/modelweb/models/iri2016_vitmo.php)  
(参照日 2020 年 2 月 6 日)
- (8) International Geomagnetic Reference Field(IGRF 13)  
[https://ccmc.gsfc.nasa.gov/modelweb/models/igrf\\_vitmo.php](https://ccmc.gsfc.nasa.gov/modelweb/models/igrf_vitmo.php)  
(参照日 2020 年 2 月 6 日)