

導電性テザーシステムを用いた地球低軌道衛星の軌道制御

1. 緒言

軌道を周回している人工衛星は、長い時間がたつうちに太陽や月の引力、空気抵抗などの外乱によって軌道がくるってくる。軌道を修正するためには軌道制御をする必要があり、人工衛星は制御スラスターによって外力を発生させる方法が一般的である。しかし、この場合、制御スラスターの推進剤が無くなると軌道制御が不可能となってしまう、運用が不可能となってしまう。そこで、人工衛星の運用時間を延ばす一つの方策として推進剤の代わりに導電性テザーを用いる方法が挙げられる。本研究は地球低軌道衛星の高度保持に有効な導電性テザーシステムの検討を目的とする。

2. 導電性テザーシステム

ある軌道上で長さ L [m]の導電性テザーを軌道半径方向に進展し、軌道速度 v [m/s]で地球磁場 B [T]の中を運動すると、導電性テザーには誘導起電力 $V = (v \times B)L$ が生じ、周囲のプラズマ電位に対してテザーの上部は正に、下部は負に帯電する。ここでテザーの上端にて電子を収集し、下端にて電子を放出すると、周囲のプラズマ電位を介した電気的閉回路が形成され、電流 I [A]が流れる。この電流と地球磁場との相互作用によってローレンツ力 $F = (I \times B)L$ が発生し、推力が得られる⁽¹⁾(図 1)。このローレンツ力は速度方向と逆向きであり、人工衛星を降下させることが可能である。また逆に、搭載電源を用いて誘導起電力より大きな電圧をテザーに印可させ、逆向きに電流を流せば、そのときのローレンツ力は加速させる向きであり、人工衛星を上昇させることが可能である⁽²⁾(図 2)。

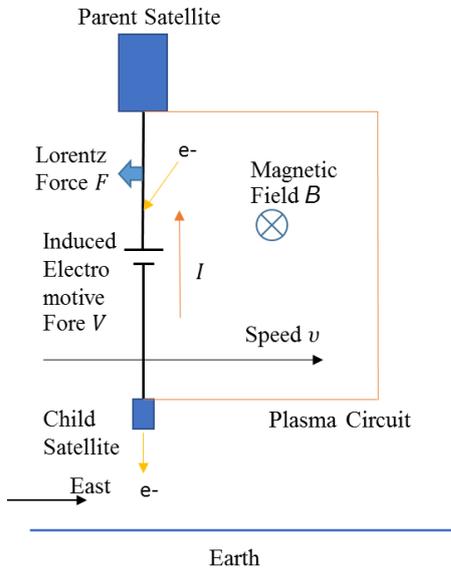


Fig.1 Deceleration by Electrodynamic Tether

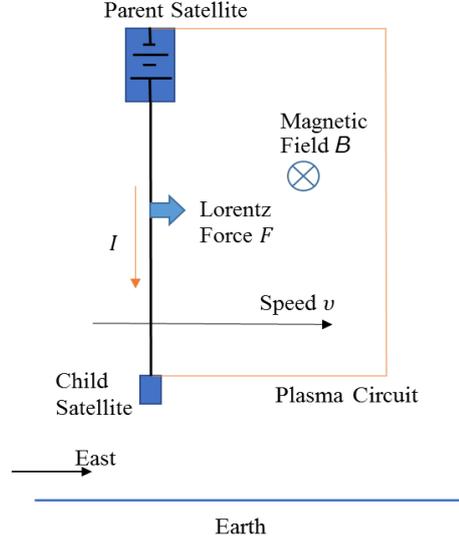


Fig.2 Acceleration by Electrodynamic Tether

3. 高度の選定

導電性テザーシステムの運用が可能な高度は地球磁場と大気密度とプラズマ密度の影響を受けるので、これらについて考察してみることにした。

3.1. 高度と推力の関係

人工衛星が赤道上で円軌道で運動すると仮定すると、ローレンツ力による推力を F_L 、空気抵抗を D 、高度を h としたときの正味の力 F_{net} は

$$\begin{aligned} F_{net} &= F_L - D \\ &= IBL - \frac{1}{2}\rho v^2 C_D S \\ &= IBL - \frac{1}{2} \frac{\rho \mu C_D S}{R_E^2 + h} \end{aligned}$$

となる。ここで、テザー長 L とテザー電流 I は宇宙ステーション補給機「こうのとり」(HTV)と同じ、それぞれ700m, 10mAとし⁽³⁾、地球磁場 B を最も推力が得られない場合を考え25000nTと仮定した⁽⁴⁾。このときのローレンツ力による推力を図3に示す。また、 ρ は大気密度(NRLMSISE-00 Atmosphere Model)、 v は衛星の速度、 C_D は抗力係数2と仮定、 S は代表面積15m²と仮定、 R_E は地球の半径6378km、 μ は地球の重力定数 $3.986 \times 10^5 \text{ km}^3/\text{s}^2$ である。大気密度は表1のときの座標の値の平均で、このとき高度における力を図3に示す。

Table 1 Coordinate of atmospheric density

	Date	Latitude	Longitude
①	1/1/2017	0°	0°
②	1/1/2017	0°	180°
③	4/1/2017	0°	0°
④	4/1/2017	0°	180°
⑤	4/15/2017	0°	0°
⑥	4/15/2017	0°	180°

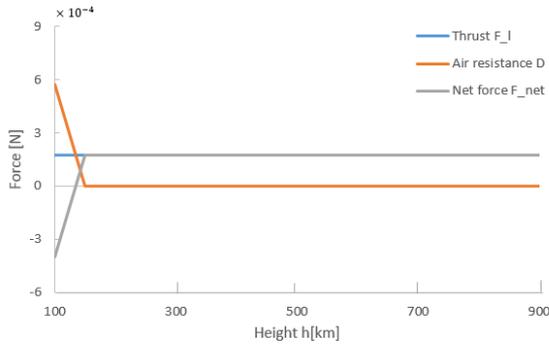


Fig.3 Force at altitude

図 3 より, 150km 以上であれば軌道を上昇させる力が得られることが分かる。

3.2. プラズマ密度と高度とテザー電流の関係

プラズマ密度は IRI(International Reference Ionosphere)2016 を用い, 座標は表 2 のときを用い, 高度別プラズマ密度を図 4 に示す。

Table 2 Coordinate of plasma density

	Date	Latitude	Longitude
①	1/1/2017	0°	0°
②	1/1/2017	0°	180°
③	4/1/2017	0°	0°
④	4/1/2017	0°	180°
⑤	4/15/2017	0°	0°
⑥	4/15/2017	0°	180°

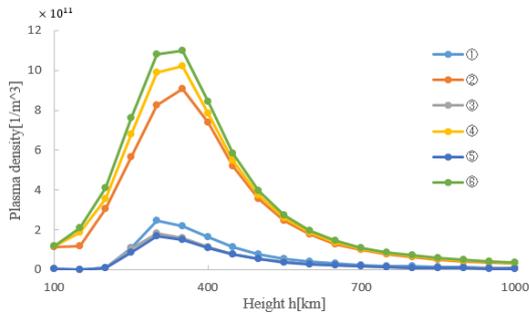


Fig.4 High altitude plasma density

また, 図 4 のプラズマ密度が小さくなる場所を拡大したものを図 5 に示す。

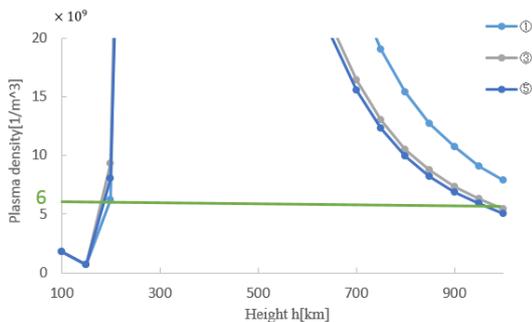


Fig.5 An enlarged view of the place where the plasma density becomes small in FIG. 4

テザーに流れる電流は OML 理論 (Orbit Motion Limit Theory)⁽²⁾より求められ, テザーに流れる電流 I_{OML} は

$$I_{OML} = 2eN_0RL\sqrt{\frac{2e\phi}{m_e}}$$

となる. ここで, e は電気素量 $1.602 \times 10^{-19}\text{C}$, N_0 はプラズマ密度, R はテザー半径 0.5mm と仮定, ϕ はプラズマとテザー間の電位差, m_e は電子質量 $9.109 \times 10^{-31}\text{kg}$ である. このときの電圧ごとの電流とプラズマ密度の関係を図 8 に示す。

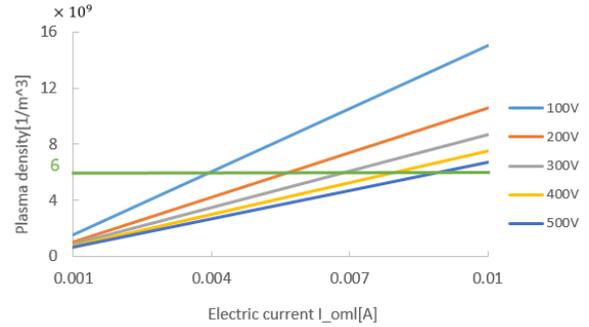


Fig.6 Relationship between current and plasma density

図 6 より, 電圧が 500V 以下であれば, 電流 10mA を得るのに必要なプラズマ密度は $6.0 \times 10^9 \text{1/m}^3$ 以上であり, このときのプラズマ密度を得られる高度は図 7 より 200km 以上, 900km 以下であることが分かる。

4. 軌道長半径と電流の関係

摂動方程式より動径横断座標系での軌道長半径の時間変化量は

$$\frac{da}{dt} = \frac{2}{n\sqrt{1-e^2}} \left\{ a_r e \sin \theta + a_\theta \frac{a(1-e^2)}{r} \right\}$$

となる. ここで, a は軌道長半径, e は離心率, n は平均運動 $\sqrt{\frac{GM}{a^3}}$, G は万有引力定数, M は地球の質量, θ は真近点離角 0° , a_r は半径方向の加速度 0m/s^2 , a_θ は接線方向の加速度である. 衛星の質量を m とすると,

$$a_\theta = \frac{F}{m} = \frac{F_t - D}{m}$$

であり, 摂動方程式に代入すると,

$$\begin{aligned} \frac{da}{dt} &= \frac{2}{nm} (F_t - D) \\ &= \frac{2}{nm} \left(IBL - \frac{1}{2} \rho v^2 C_D S \right) \\ &= \frac{2}{nm} \left(IBL - \frac{1}{2} \frac{\rho \mu C_D S}{R_E + h} \right) \end{aligned}$$

となり, 軌道長半径と電流の関係がわかる. これによりテザー電流の制御で軌道制御が可能であると考えられる。

5. 結言

導電性テザーシステムを用いた地球低軌道衛星の運用可能な高度と得られる推力を算出した. その結果, 高度 200km 以上, 900km 以下であれば軌道制御を行うのに必要な力が得られることが分かった. 今後, この結果と運動方程式を出してシミュレーションを行い, 制御系の設計をしたいと考えている。

文献

- (1) 三輪徹, 山極芳樹, 松井信, 能見公博, 佐野心治, 浅井徳彰, 溝口航, “超小型衛星用導電性テザーシステムにおける電子エミッタの研究開発”, 平成 24 年度宇宙輸送シンポジウム: 講演集録, (2013).
- (2) 河本聡美, 池田哲平, 大川恭志, 西田信一郎, 北村正治 “導電性テザーのダイナミクスとその応用例について”, 低推力・連続加速を用いた宇宙ミッションに関する研究会論文集, (2008), pp. 69-75.
- (3) 「HTV 搭載導電性テザー実証実験 の検討状況について」, (http://www.jaxa.jp/press/2013/09/20130904_htv_j.pdf) (2018-01-19)
- (4) 「気象庁 地磁気観測所」, (<http://www.kakioka-jma.go.jp/knowledge/qanda.html>) (2018-01-19)