

科学研究費助成事業 研究成果報告書

平成 30 年 6 月 20 日現在

機関番号：13901

研究種目：若手研究(B)

研究期間：2015～2017

課題番号：15K18281

研究課題名(和文)電磁コイルから生じる宇宙プラズマ抗力をを用いた小型衛星の編隊飛行に関する研究

研究課題名(英文)Formation flight using plasma drag force generated by an electromagnetic coil for small satellites

研究代表者

稲守 孝哉 (INAMORI, TAKAYA)

名古屋大学・大学院工学研究科・講師

研究者番号：50725249

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 3,200,000円

研究成果の概要(和文)：本研究では電磁コイルから生じる宇宙プラズマ抗力をを用いた燃料が不要で重量が小さい新しい軌道制御手法を提案する事を目的とした。本研究では、最初に軌道上にて小型衛星が受けるプラズマ抗力について、小型衛星に搭載可能なサイズの磁気トルカから環境外乱に対して大きな力を出力可能かをPICシミュレータを用いて評価した。これにより空気抗力やJ2摂動に対して大きなプラズマ抗力を発生できる事が分かった。次に編隊飛行のための相対軌道制御則を構築し数値シミュレーションを用いて、プラズマ抗力をを用いて2つの衛星における相対軌道を制御可能である事を確認した。

研究成果の概要(英文)：This research proposed a fuel free relative orbit control method using an electromagnetic coil generating plasma drag force. This research, first, evaluated the plasma drag force to make clear the feasibility of the application of the plasma drag force in small satellites using a PIC (Particle in cell) simulator. The results showed that the satellite can generate a larger plasma drag force than environment disturbance force such as aero drag force and J2 perturbation. Second, the study developed an orbit control method with the plasma drag force based on MPC (model predictive control). The result showed that the satellites can keep the relative orbit with only an electromagnetic coil in LEO.

研究分野：航空宇宙工学

キーワード：小型衛星 軌道制御 フォーメーションフライト

1. 研究開始当初の背景

近年注目を集めている小型衛星は低コスト、短い開発期間という利点から地球観測や天文観測など様々な用途に使用されつつある。特に小型衛星でその特徴を生かすミッションとしては、複数の衛星を用いた編隊飛行や群衛星を用いた多地点同時観測、地球観測があげられる。これらのミッションを達成するためには複数衛星間の相対位置を制御するためのスラストといった軌道制御機器が不可欠である。しかしながら小型衛星では、重量、スペース、燃料の搭載や管理等のコストのためスラストの搭載が困難であり、軌道制御能力を持たない小型衛星が多い。そのため小型衛星のメリットを生かした複数衛星のミッションを実現する事が困難な状況にある。このような状況の中で小型衛星の宇宙利用は軌道変更を必要としないものに限られてきた。そこで本研究では小型衛星が頻繁にミッションを実施する地球低軌道において宇宙プラズマが存在することに着目し、多くの小型衛星に搭載されている姿勢制御用の電磁コイルを作用させ軌道制御にも用いることを考えた。多くの小型衛星に軌道制御能力を付加することで、複数機衛星ミッションの実現可能性をより高めることを目指して本研究を開始した。

2. 研究の目的

本研究では特に地球低軌道上(高度 600 km – 800 km)における小型衛星において、姿勢制御に用いる電磁コイルから生じる宇宙プラズマ抗力を利用し、燃料が不要で重量が小さい新しい軌道制御手法を提案する。本研究では最初に PIC (Particle in Cell) 法による数値シミュレーションにより、姿勢制御用の電磁コイルが地球低軌道上の宇宙プラズマと作用して生じる抗力の大きさを明らかにする。さらに、衛星の軌道姿勢運動の数値シミュレーションを実施しプラズマ抗力を用いることにより複数小型衛星による編隊飛行が可能であることを示す。最後に検討結果から宇宙プラズマ抗力を用いた提案軌道制御手法の有効性を示す。

3. 研究の方法

a. PIC (Particle in Cell) 法による数値シミュレーションを用いた姿勢制御用電磁コイルによる宇宙プラズマ抗力の評価

軌道上における宇宙プラズマ環境において衛星が搭載姿勢制御用の電磁コイルにより受けるプラズマ抗力を PIC 法を用いた数値シミュレータを開発して評価する。衛星磁気モーメント、衛星磁場形状、姿勢、速度、プラズマ組成、プラズマ密度に対する衛星に生じるプラズマ抗力の大きさを明らかにする。

b. 軌道姿勢シミュレータの開発

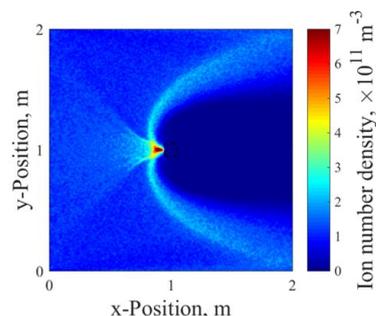
地球重力場モデルと IGRF モデル、IRI2000 宇宙プラズマモデルといった軌道上における宇宙環境モデルを用いた小型衛星の軌道姿勢シミュレータを構築する。また作業 a で構築したプラズマ抗力モデルを実装する。姿勢外乱としては太陽輻射圧トルク、空力トルク、磁気トルク、重力傾斜トルクを実装する。

c. 相対軌道制御則の構築

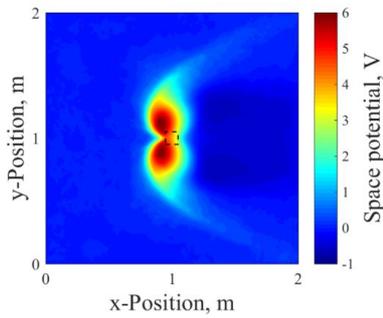
作業 a で構築したプラズマ抗力モデルをもとに、開発したシミュレータを用いて複数衛星間の相対軌道の制御法を構築する。本研究では特にアロングトラック軌道とレコード盤軌道において複数衛星の軌道維持則を提案し、b で構築したシミュレータで評価する。

4. 研究成果

(1) 3. 研究の方法 a を実施し、数値シミュレーションにより姿勢制御用電磁コイルが宇宙プラズマ環境下において力を生じる事を示した(図 1)。図 1(b)のように電磁コイルによる磁場により電子が侵入できない領域が生じ、これにより電位分布が生じる。この電位分布によりイオンの軌道が曲げられ抗力が生じることが分かった。さらに本シミュレーション結果よりプラズマ抗力により生じる力の大きさを評価した。その結果、小型衛星に搭載する 15 Am^2 程度の電磁コイルではプラズマ抗力が磁気モーメント、プラズマ密度、速度の二乗にほぼ比例することが分かった。また姿勢角に対して力の大きさが周期関数となる事を示した。例えば 15 Am^2 の電磁コイルで $1 \times 10^{-7} \text{ N}$ 程度の力が生じる事が分かった。また、姿勢角によっては軌道面外方向に揚力を生じる事を明らかにした。(図 2)



(a)



(b)

図1 衛星搭載電磁コイルで 15 Am^2 磁気モーメントを出力した際の(a) イオン密度分布 (b) 電位分布

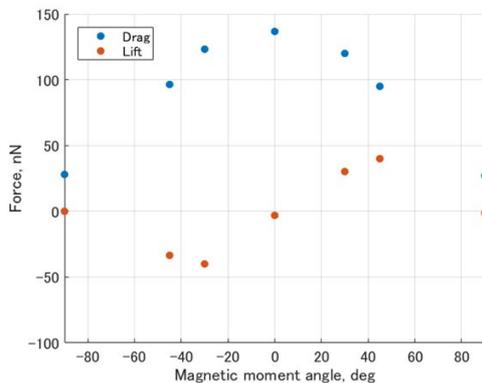


図2 衛星速度ベクトル方向に対するプラズマ抗力と揚力の関係

(3) (1)の結果より、小型衛星編隊維持においてプラズマ抗力を用いて空気抗力の影響の低減できることや、揚力を軌道面外方向にも出力できることが分かり、 J_2 項による影響を低減できることを示した。例えば高度 600 km の円軌道において2機の衛星の正面面積差が 0.01 m^2 また位置差が 10 m において使用できることを示し、対象とする小型衛星においてプラズマ抗力と揚力を相対軌道制御に用いる事ができることを示した。

(4) 3. 研究の方法 b を実施し、地球低軌道における小型衛星の軌道と姿勢ダイナミクスをモデル化したシミュレータを開発した。特に宇宙環境から生じる軌道外乱や姿勢外乱をシミュレートするため IGRF モデル、IRI2000 を用いた。姿勢外乱トルクとしては太陽輻射圧トルク、空力トルク、磁気トルク、重力傾斜トルクを実装した。

(5) 3. 研究の方法 c を実施し小型の電磁コイルを有効活用する制御則を構築した。特に今回はモデル予測制御を用い

て制約を考慮しながら、速度ベクトル方向にはプラズマ抗力、軌道面外方向にはプラズマ揚力を用いた編隊維持を実施する軌道制御則を構築した。

(6) 3. 研究の方法 c を実施し、相対軌道の代表的な軌道としてアロングトラック軌道とレコード盤軌道においてプラズマ抗力と揚力を用いた相対軌道維持の実現性を評価した。アロングトラック軌道においてはプラズマ抗力を用いて、レコード盤軌道においてはプラズマ抗力と揚力を用いて、大気抵抗と J_2 摂動に対処し軌道維持をできることを示した。

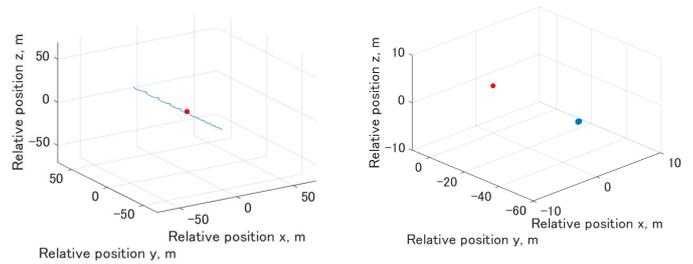


図3 アロングトラック軌道における(a)制御なし (b) 制御あり のときの2機衛星の相対関係

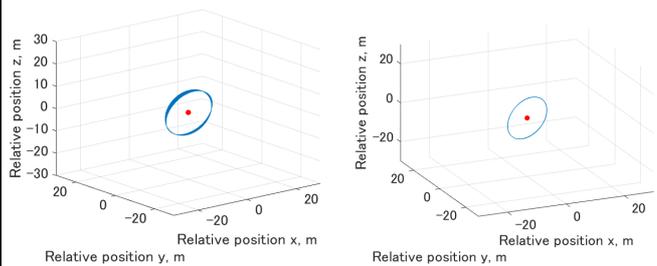


図4 レコード盤軌道における(a)制御なし (b) 制御あり のときの2機衛星の相対関係

以上の検討より地球低軌道において小型衛星に搭載可能な姿勢制御用電磁コイルによりプラズマ抗力と揚力を生じる事を示した。また、これらの力が複数の小型衛星による編隊飛行において、空力外乱や J_2 摂動の影響をキャンセルして編隊維持が可能であることを示した。

5. 主な発表論文等
(研究代表者、研究分担者及び連携研究者には下線)

[雑誌論文](計 1件)

J. Park, S. Matsuzawa, T. Inamori, I. Jeung, Nanosatellite constellation deployment using on-board magnetic torquer interaction with space plasma, Advances in space research, Vol. 61, Issue 8, pp. 2010-2021, 2018.

[学会発表](計 3件)

S. Matsuzawa, "Magnetic Plasma Deorbit for Nano-Satellites Using Plasma Drag Force", The 31th International Symposium on Space Technology and Science (ISTS), 2017-s-11-f, Matsuyama, Japan.

松澤真司, 稲守孝哉, 川嶋嶺, 尾崎直哉, 超小型衛星における宇宙プラズマ抗力を用いたデオービット, 第61回宇宙科学技術連合講演会, 2017.

R. Kawashima, T. Inamori, T. Matsuguma, Particle Simulation of Interactions between Plasma and Magnetic Field Surrounding Nanosatellite Magnetic Torquers, 2015-f-87p, The 27th International Symposium on Space Technology and Science (ISTS), Kobe, Japan, 2015.

6. 研究組織

(1)研究代表者

稲守 孝哉 (INAMORI, Takaya)
名古屋大学・大学院工学研究科・講師
研究者番号: 50725249

(2)研究分担者

なし

(3)連携研究者

川嶋 嶺 (KAWASHIMA, Rei)
東京大学・大学院工学系研究科・助教
研究者番号: 80794429

松澤 真司 (MATSUZAWA, Shinji)
名古屋大学・大学院工学研究科

藤原 正寛 (FUJIWARA, Masaki)
名古屋大学・大学院工学研究科