

科学研究費助成事業（科学研究費補助金）研究成果報告書

平成24年5月24日現在

機関番号：14301

研究種目：挑戦的萌芽研究

研究期間：2009～2011

課題番号：21656222

研究課題名（和文）帯電制御によるプロペラントレス衛星編隊飛行の軌道制御に関する基礎研究

研究課題名（英文）Trajectory Control for Propellant-less Charged Satellite Formation Flight

研究代表者

山川 宏 (YAMAKAWA HIROSHI)

京都大学・生存圏研究所・教授

研究者番号：50260013

研究成果の概要（和文）：放電等による故障を引き起こす可能性があるために、通常は回避される人工衛星の帯電現象を、逆に積極的に利用することで、人工衛星の軌道や姿勢の制御に利用する方法に関する研究を行った。微量のイオン・電子の放出を行うことで帯電量を調整する簡易な装置を用いるため、燃料が不要であり、従来のガスやプラズマを高速度で噴出するタイプのエンジンを想定する場合と比較して、小型軽量の衛星による編隊飛行に適用可能である。

研究成果の概要（英文）：Satellite charging is considered to impose damage on the system due to discharge effects and is usually circumvented. On the contrary, this research investigates the possibility of positive use of satellite charging for application to satellite trajectory and attitude controls. Satellite charging control is realized by emitting a small amount of ions and electrons, with a light weight subsystem. The positive charging strategy may be applied to propellant-less satellite formation flight as well as to micro/nano satellite missions.

交付決定額

（金額単位：円）

| | 直接経費 | 間接経費 | 合計 |
|--------|-----------|---------|-----------|
| 2009年度 | 700,000 | 0 | 700,000 |
| 2010年度 | 800,000 | 0 | 800,000 |
| 2011年度 | 1,300,000 | 390,000 | 1,690,000 |
| 年度 | | | |
| 年度 | | | |
| 総計 | 2,800,000 | 390,000 | 3,190,000 |

研究分野：宇宙工学、宇宙機の軌道力学

科研費の分科・細目：総合工学・航空宇宙工学

キーワード：帯電衛星、編隊飛行、軌道力学、ダイナミクス、軌道制御

1. 研究開始当初の背景

人工衛星の帯電は、地球周辺のプラズマ中のイオンや電子との衝突により起きる。日照時には、光が衛星表面に当たることで表面の電子が光電子として真空中に放出されやすいために、衛星電位は一般に正の値（+数V～数十V）になり、逆に日陰の場合は負の値になる。一般に、衛星における帯電現象は、放電の危険性、観測への支障が予見され、欧

州の CLUSTER（クラスタ）衛星[1]などで、周辺のプラズマで満たされている空間の電位と等しくなるように衛星を中和していることからわかるように、通常は回避すべき現象と捉えられている。しかし、本研究の特色は、衛星帯電量の制御という既存の技術を積極的に用いて、新たに人工衛星の軌道制御や姿勢制御に応用する点にある。

King 等[2]は、帯電した2つの人工衛星間

に働くクーロン力による衛星の相対位置制御の概念を提案した。また、近接する2つの帯電した衛星を想定した場合には、衛星から見た場合にはクーロン力以外に重力、遠心力が働くために、相対的な位置が変化しない平衡点が存在することが King 等 [2], Natarajan 等 [3] によって明らかにされた。Natarajan と Schaub [3] は、さらに、その平衡位置からずれている位置にある2つの人工衛星を、帯電量を時間とともに変化させることによって、平衡位置にまで誘導する軌道制御則を提案した。

Streetman と Peck [4] は、地球周回軌道上を飛翔する1機の帯電した人工衛星と、地球磁場との間のローレンツ力により、その地球周回軌道の大きさや形状の修正が可能であることを示した。重力のみを想定した場合と比較して、軌道修正の自由度が大きくなる。

これら、ローレンツ力やクーロン力の電磁気力制御下の人工衛星の軌道運動においては、重力以外に、電磁気力のカップリングを考慮する必要がある。また、帯電衛星と地球磁場間のローレンツ力は、人工衛星の地球磁場との相対速度、そして、地球磁場における位置（北極、赤道等の場所の違い）の双方の関数となる。このように非常に複雑な特性を有する軌道特性（ダイナミクス）で記述する必要がある点に、本研究のチャレンジすべき点がある。

1. Torkar, K., et al., "Active Spacecraft Potential Control for Cluster – Implementation and First Results," *Annales Geophysicae*, Vol. 19, pp. 1289-1302 (2001).

2. King, L. B., Parker, G. G., Deshmukh, S., and Chong, J. H., "Study of Interspacecraft Coulomb Forces and Implications for Formation Flying," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 19, No. 3, pp. 497-505 (2003).

3. A. Natarajan, A., Schaub, H., "Linear Dynamics and Stability Analysis of a Two-Craft Coulomb Tether Formation," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol.29 no.4, pp. 831-839 (2006).

4. Streetman, B. and Peck, M. A., "New Synchronous Orbits Using the Geomagnetic Lorentz Force," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 30, No. 6, pp. 1677-1690 (2007).

2. 研究の目的

本研究では、この衛星の帯電量を自然現象に任せるのではなく、積極的に制御することにより、地球磁場と帯電衛星との相互作用によって、磁場方向と人工衛星の速度方向の双方に対して垂直方向に働くローレンツ力、あるいは、複数の帯電衛星間に働く引力ある

いは斥力であるクーロン力を用いて、地球を周回する複数の人工衛星の相対位置や軌道・姿勢の制御を行う手法を研究する。

3. 研究の方法

(1) 帯電技術の前提

人工衛星の帯電量の制御は、能動的な電子放出、あるいは、イオン放出により行うことを想定しており、既に欧州の CLUSTER (クラスター) 衛星等で搭載されているイオンエミッタ (放出装置) や電子エミッタと同じ原理の軽量な装置を用いることにより実現できる。人工衛星の帯電量のコントロールのためのイオンあるいは電子の放出量は僅かであり、これにより、軌道を修正することができれば、ほぼ燃料 (プロペラント) が不要となる「プロペラントレス」な推進機関と捉えることができる。また、電子やイオン放出の量が、一般のエンジンでのガス放出量と比較すると非常に小さいために、衛星の質量変化は、ほぼなくて質量一定と考えることができ、放出による人工衛星の速度 (ひいては運動量)、および、人工衛星周辺のプラズマ環境に与える影響は無視可能となる。さらに、帯電量の制御に必要な電力は 1 W 程度と小さく、また、帯電量制御に要する時間は数ミリ秒であるために、ほぼ瞬間的に帯電量を制御可能と考えられる。従って、衛星の軌道の変化の仕方 (ダイナミクス) という観点からは、事前に設計された、時間の関数である帯電量の目標値に正確に追従すると考えてよい。

地球周回軌道上を飛翔する1機の帯電した人工衛星と、地球磁場との間のローレンツ力により、その地球周回軌道の大きさや形状の修正が可能であり、重力のみを想定した場合と比較して、軌道修正の自由度が大きくなる。例えば、重力のみと比較して、より低高度での太陽同期軌道が実現可能である。太陽同期軌道とは、ほぼ地球の極域を通過する軌道で、地球の形状が、完全な球と比較して僅かに扁平であることによって、地球から見た太陽の方向と同期して、人工衛星の地球まわりの極軌道の面が回転していく軌道のことを指す。これにより、いつも人工衛星の軌道面に対して、太陽が相対的に同じ方向に見える等、効率的に、太陽観測、天文観測、地球観測を行うことができるようになる。ローレンツ力により、より低い高度で太陽同期を実現できれば、より高い精度での地球の表面観測が可能となることが考えられる。

帯電した2つの人工衛星間に働くクーロン力による衛星の相対位置制御も考えられる。10m 程度の相対距離で、従来の化学推進や電気推進を使用する場合は、噴出するガスであるプルームによる周辺衛星のセンサ等への汚染 (コンタミネーション) を考慮する必要があるが、クーロン力の場合、燃料噴射を伴

わないためにコンタミネーションフリーの推進系と考えられる。クーロン力による位置制御の特徴は、クーロン力による、物理的にはつながっていない（構造が不要な）複数の衛星間の相対距離の制御である点にある。細いケーブルによって物理的に人工衛星をつなぐテザー衛星が張力（引力）を与えるのと比較して、クーロン力制御は空間電位に対する電荷のプラス、マイナスを制御することにより引力と反力の双方を与えることが可能である。また、一般にテザーの場合、ケーブルは柔軟構造物でありその剛性は変えられないが、クーロン力制御の場合、帯電量の制御により衛星間剛性（引力・反力の大きさ）を制御可能となる。

(2) ローレンツ力による軌道制御に関する研究

本研究では、円軌道上の帯電していない1機の目標（ターゲット）衛星に対する、別の1機の帯電している衛星の相対的な運動に注目した。目標の衛星は帯電していないので、従来と同様に重力の影響を主に受ける地球周回の軌道運動を行い、帯電した衛星は、地球磁場との相互作用でローレンツ力が働く。実際の地球磁場は複雑であるが、ダイポール磁場という近似的なモデルで地球磁場を表した。地球の極付近と赤道付近では磁場が異なることからわかるように、地球磁場における位置によって、磁場の大きさと方向、ひいては、ローレンツ力が変化することが予想される。そこで、地球磁場における位置、および、磁場に対する相対速度の関数であるローレンツ力を、人工衛星の地球周回円軌道の軌道要素（軌道の大きさ、傾き、位置等を表す指標）で表現した。次に、目標衛星に相対的な位置関係に注目しているため、目標となる帯電していない人工衛星を中心として、その人工衛星とともに中心が動く回転座標系における運動方程式を解析的に導いた。

帯電衛星の帯電量の制御、ひいては、ローレンツ力の制御によって、目標衛星を中心とした任意の相対的な位置に移動させる可能性について検討した。2次元の場合については、数式を用いて、解析的な解を導出した。また、コンピュータによる大規模計算を用いる数値解法によって、最小の帯電量による最適な移行軌道を求める可能性を示した。これは、放電等を回避するために、帯電量はできるだけ小さくするための工夫である。これらにより、帯電量を変化させることにより、与えられた特定の初期相対位置からターゲットの相対位置まで移行させる可能性を示した。

今後の目標としては、衛星帯電量を時間のうへで階段状（ステップ状）に変化させる方法、あるいは、時間に対して滑らかに連続的

に変化させる方法により、任意の2つの位置・速度の境界条件を満たす制御手法の確立が考えられる。

(3) ローレンツ力による姿勢制御に関する研究

自然力を用いた人工衛星の姿勢制御方法として、重力傾斜トルクを利用した手法は今までに用いられてきた。これは、同じ人工衛星でも、地球中心に近い部分の方が、より地球中心より遠い部分より強い重力が働くために、地球中心方向に姿勢が保たれるトルクが働くという現象を利用している。この重力傾斜トルクのみでは制御できる姿勢範囲が制限されているが、新たに、宇宙機重心から離れた位置における帯電部分が、地球磁場中を移動する際に発生するローレンツ力によるトルクという概念を本研究において提案し、重力傾斜トルクにローレンツ力によるトルクが加わることで、どのような姿勢運動が可能になるかを検討した。

具体的には、2つの正負に帯電する部分を持つ人工衛星を想定すると、それぞれの帯電部分には、逆向きのローレンツ力が働くことを利用する。まずは、人工衛星が地球の赤道面の上空を飛翔しているとし、なおかつ、人工衛星の姿勢がその軌道面内だと仮定する。人工衛星の中心軸の地球中心方向に対する角度および角速度に注目し、角度を横軸、角速度を縦軸とする位相空間を用いて考察を行った。

得られた成果としては、初期の角度と角速度の条件に依存して、ずっと角度が増加し続ける、つまり、人工衛星が回転運動をしつづける場合があり、また、異なる条件では、ある角度を中心として、角度が増減を繰り返す、つまり振動運動を続けるという結果が得られた。また、帯電量の大きさ、つまり、ローレンツトルクと重力傾斜トルクの比に応じて、この回転運動と振動運動が実現する条件、つまり、初期角度と初期角速度の領域が大幅に変化することを示した。

また、今後の課題としては、姿勢運動特性（ダイナミクス）検討の結果に基づき、地球周回軌道を赤道面に限定せず（極軌道等を含むという意味）、軌道の傾斜角に応じて、ローレンツトルクによって、姿勢を3次的に制御することの可能性、および、具体的な制御手法が挙げられる。今後、宇宙望遠鏡や、地球観測衛星等への応用を考えて、慣性座標系において一定の姿勢（例えば太陽や恒星に対して同じ姿勢）を保持する可能性、回転座標系において一定姿勢（例えば地球表面に対して同じ姿勢）に制御する可能性、スピニングやスピンドアウンを行う可能性も検討課題である。

(4) クーロン力による軌道制御に関する研究

既に複数の帯電衛星間のクーロン力を利用した人工衛星の軌道制御について研究代表者等の 2008 年の先行研究では、従来考慮されていなかった、通常は距離の 2 乗で減衰していくクーロン力が、周辺のプラズマ環境によって、急激に (exponential に) その影響力が減衰していく効果 (デバイ長の効果) を考慮した軌道制御手法を検討した。本来は、相対距離の 2 乗に反比例するクーロン力制御のコンセプトは、相対距離が 10m 程度の複数の超小型衛星の近距離編隊飛行における精密位置制御に適している。この相対距離の上限は地球周辺のプラズマ環境のデバイ長によって決まっている。この距離以上では巨視的には衛星の電荷が周辺のプラズマ中のイオンあるいは電子によって中和されるように見えて、クーロン力は、デバイ長の関数としてさらに減衰していくために力が伝わりにくい。その効果も考慮して、同様に、クーロン力、つまり、地球周回軌道上の 2 つの帯電衛星の帯電量を時間変化させることで、2 つの帯電衛星の相対的な位置を制御できることを示した。

本研究では、クーロン力を考慮した 3 体問題について考察をした。通常は、3 体問題とは、2 つの主天体を考慮し、3 つ目の微小な天体 (あるいは人工衛星) の 2 つの主天体に対する相対運動を 2 つの天体の重力のみを考慮して表現している問題である。このように、従来は、重力だけで構成される 3 体問題に、帯電衛星間に働くクーロン力を導入できるよう理論的に拡張を行った。重力に加えてクーロン力を考慮した場合に、3 体問題において力がつりあう平衡点であるラグランジュ点の位置が、重力とクーロン力の比に応じて変化することを示した。

4. 研究成果

帯電衛星に生じるローレンツ力による軌道制御については、地球磁場と速度の関数であるローレンツ力を、人工衛星の地球周回円軌道の軌道要素で表現し、目標となる帯電していない人工衛星を中心として、その人工衛星とともに中心が動く回転座標系における運動方程式を導出した。さらに、帯電衛星の帯電量の制御、ひいては、ローレンツ力の制御によって、目標衛星を中心とした相対的な目標位置に移動させる可能性を示した。

複数の帯電部を持つ衛星に生じるローレンツトルクによる姿勢制御については、初期の角度と角速度の条件に依存して、人工衛星が回転運動、あるいは、振動運動を続けることを示し、帯電量の大きさ、つまり、ローレンツトルクと重力傾斜トルクの比に応じて、この回転運動と振動運動が実現する条件、つ

まり、初期角度と初期角速度の領域が大幅に変化することを示した。

クーロン力については、従来は重力のみを考慮していた 3 体問題において、クーロン力を考慮し、力がつりあう平衡点であるラグランジュ点の位置が、重力とクーロン力の比に応じて変化することを示した。

このように、宇宙機の軌道ダイナミクスにおいて、従来では考慮されていなかった高い非線形性を有する帯電衛星間のクーロン力・帯電衛星と地球磁場間のローレンツ力を導入することによって、新たな軌道ダイナミクス・制御理論を展開した。また、本研究は、従来と異なり、推進系を搭載しない多数の超小型衛星によるフォーメーションフライトを可能とするものであり、既存の宇宙推進システム概念にはなかった全く新しい発想に基づくミッションの提案が可能となった。

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)

- ① Yamakawa, H., Hachiyama, S., and Bando, M., Attitude Dynamics of a Pendulum-shaped Charged Satellite, Acta Astronautica, 査読有, Vol. 70, 2012, pp. 77-84, doi:10.1016/j.actaastro.2011.07.019.

[学会発表] (計 7 件)

- ① 八山慎史、坂東麻衣、山川宏、ローレンツ力と重力による帯電衛星の姿勢運動に関する研究、第 55 回宇宙科学技術連合講演会、2011 年 11 月 30 日-12 月 2 日、愛媛県民文化会館 (愛媛県)
- ② Hachiyama, S., Bando, M. and Yamakawa, H., Attitude Dynamics of a Pendulum-shape Charged Satellite Using Lorentz and Gravity Forces, The 28th International Symposium on Space Technology and Science, 2011 年 6 月 5 日-6 月 10 日、沖縄コンベンションセンター (沖縄県) .
- ③ 辻井秀、矢野克之、坂東麻衣、山川宏、ローレンツ力を用いた衛星編隊飛行のダイナミクスと制御に関する研究、第 54 回宇宙科学技術連合講演会、2010 年 11 月 17-19 日、静岡県コンベンションアーツセンター (静岡県) .
- ④ 八山慎史、坂東麻衣、山川宏、ローレンツ力と重力による振り子型衛星の姿勢運動に関する研究、第 54 回宇宙科学技術連合講演会、2010 年 11 月 17-19 日、静岡県コンベンションアーツセンター (静岡県) .
- ⑤ Yamakawa, H., Hachiyama, S., and Bando,

M., "Attitude Dynamics of a Pendulum-Shaped Charged Satellite," 61st International Astronautical Congress, 2010年9月26日-10月1日, Prague, Czech Republic.

- ⑥ 山川宏、八山慎史、帯電した宇宙機の振動運動と回転運動、第59回理論応用力学講演会、2010年6月8-10日、日本学会会議（東京都）。
- ⑦ 辻井秀、山川宏、矢野克之、坂東麻衣、ローレンツ力による衛星編隊飛行に関する一考察、第53回宇宙科学技術連合講演会、2009年9月9-11日、京都大学（京都府）。

〔図書〕（計0件）

〔産業財産権〕

○出願状況（計0件）

名称：
発明者：
権利者：
種類：
番号：
出願年月日：
国内外の別：

○取得状況（計0件）

名称：
発明者：
権利者：
種類：
番号：
取得年月日：
国内外の別：

〔その他〕

ホームページ等

6. 研究組織

(1) 研究代表者

山川 宏 (YAMAKAWA HIROSHI)
京都大学・生存圏研究所・教授
研究者番号：50260013

(2) 研究分担者

()

研究者番号：

(3) 連携研究者

坂東 麻衣 (BANDO MAI)

京都大学・宇宙総合学研究ユニット・特定
助教

研究者番号：40512041