

令和元年6月3日現在

機関番号：12601

研究種目：研究活動スタート支援

研究期間：2017～2018

課題番号：17H06615

研究課題名(和文)事前計算テンソル法を用いた高精度非重力外乱モデルの実ミッションへの応用

研究課題名(英文) A practical application of accurate non-gravitational disturbance model with pre-computed tensor method

研究代表者

五十里 哲 (Ikari, Satoshi)

東京大学・大学院工学系研究科(工学部)・助教

研究者番号：00802977

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 2,300,000円

研究成果の概要(和文)：高度な宇宙ミッションを実現するため、宇宙機の位置・姿勢の挙動を高精度に予測する必要がある。宇宙機の軌道・姿勢の振る舞いを高精度に予測するためには、宇宙機に加わる微小な非重力外乱(太陽輻射圧や空力外乱など)を高速かつ高精度に計算しなければならない。本研究では、先行研究にて著者が提案した「事前計算形状テンソルを用いた高精度太陽輻射圧計算手法」を、空力外乱や熱輻射圧計算にも応用できるように拡張した。また、数値シミュレーションだけでなく、実際の宇宙機データを利用した軌道・姿勢解析にも提案手法を適用し、提案手法が現実の問題に対しても、高速かつ高精度に非重力外乱を計算することができることを示した。

研究成果の学術的意義や社会的意義

本研究は、非重力外乱(太陽輻射圧や空力外乱など)という微小な力に焦点を当てている。これらの力は地上では重力や摩擦力に対して小さすぎて無視されているが、宇宙空間では大きな問題となる。一件、社会的意義の小さな研究に見えるが、この微小な力を高精度に計算することで、人間社会で必要不可欠になっているGPSシステムの精度向上につながる。また、将来の高度な宇宙ミッション(宇宙重力波望遠鏡など)を実現するためには、このような微小な力を高精度に計算し、宇宙機の動きを予測する必要がある。本研究はこの微小な非重力外乱を数値計算上だけでなく、現実的な問題の中で高精度に計算し評価したという点で意義深いといえる。

研究成果の概要(英文)：In order to realize a high-accurate space operation, we have to precisely predict position and attitude behavior of spacecraft. A precise calculation method for small non-gravitational disturbances (e.g., solar radiation pressure, air drag, and so on) is essential for precise prediction of the position and attitude. The author have proposed "pre-computed geometry tensor method" for accurate and quick calculation of solar radiation pressure in the previous research.

This research expanded the proposed method to air drag and thermal radiation pressure calculations. In addition, the proposed method is applied to actual spacecraft analyses by using real observation data to verify the usefulness of the method. The analyses showed that the proposed method can precisely and quickly calculate non-gravitational disturbances in the real problem.

研究分野：宇宙工学

キーワード：軌道上外乱 太陽輻射圧 空力外乱 熱輻射圧 軌道決定

様式 C-19、F-19-1、Z-19、CK-19（共通）

1. 研究開始当初の背景

高度な宇宙ミッションを実現するため、宇宙空間を航行する宇宙機の位置・姿勢の挙動を高精度に予測したいという要求が高まっている。例えば、GPS受信機の単独測位精度を通常の m 精度から cm 精度まで向上させるためには、測位衛星自身の軌道を cm 精度で決定する必要がある。日本でも準天頂衛星システムによって、2018年度から4機体制での測位サービスが開始され、cm 精度の精密軌道決定技術が強く求められている [Ref. 1]。また、深宇宙探査機では、姿勢制御による燃料消費を抑えるため、推進系による姿勢制御を行わずに太陽指向制御を維持するといった姿勢挙動解析が行われている [Ref. 2]。

宇宙機の軌道・姿勢の振る舞いを高精度に予測するためには、宇宙機に加わる微小な非重力外乱、特に、太陽輻射圧や空力外乱、熱輻射圧を 10^{-10} m/s² 程度の精度で求める必要がある。これまで、非重力外乱モデルの研究は多く行われてきたが、例えば従来の精密軌道決定では、大量の観測データから外乱力を経験的に推定するという手法が用いられてきた [Ref. 3]。この手法は、モデルを無理やり合わせこむことで、高精度な軌道決定結果を得ることができるが、大量の観測データが必要になること、物理的根拠が無く誤推定の危険があることなどの欠点を持つ。一方、詳細な宇宙機形状モデルを用い、レイトレース法などで精密な太陽輻射圧を求める物理ベースの研究も多くなされているが [Ref. 4]、計算コストが大きい、入力したモデルと実際の宇宙機の間で齟齬があり、軌道上データと一致しないといった課題がある。

そこで著者は、従来の物理ベース手法の課題を克服した、高精度かつ高速に計算可能であり、モデル補正も可能という太陽輻射圧計算手法を博士課程の研究で新たに開発した。提案手法では、図 1 に示すように、宇宙機形状情報のみから事前に計算できる太陽輻射圧のための形状テンソル(以降、事前計算形状テンソル)を新たに定義することに成功した。この事前計算形状テンソルを用いることで、実解析時には、精度は維持したまま、高速演算が可能となり、さらに物質の光学特性を推定することでモデル補正が可能となる。実際、提案手法は従来の物理ベース手法と比較し、同程度の精度を保ちながら、100 倍近い速度で演算を行うことができおり、光学特性推定も数値シミュレーションによって実証されている。

しかし、著者による先行研究は、数値シミュレーションでのモデル検証に留まっており、実際の宇宙機の挙動解析は十分に行われていない。また、熱輻射圧などその他の外乱が十分に考慮されていないなど実用化のために必要となる課題も残っている。よって、基礎研究段階である提案手法を昇華させ、実用化のための応用研究を行う必要がある。

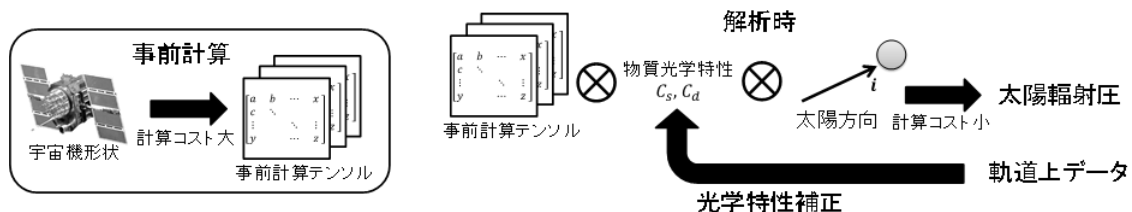


図 1. 提案した事前計算形状テンソルを用いた太陽輻射圧計算手法の概念図

<引用文献>

Ref. 1 : T. Takasu, M. Miyoshi, and et al., "QZSS-1 Precise Orbit Determination by MADOCA" International Symposium on GNSS 2015, Kyoto, 2015.

Ref. 2 : G. Ono, Y. Tsuda, and et al., "Generalized Attitude Model for Momentum-Biased Solar Sail Spacecraft" Journal of Guidance, Control, and Dynamics, vol. 39, no. 7, pp. 1491-1500, 2016.

Ref. 3 : T. A. Springer, G. Beutler, and M. Rothacher, "A new solar radiation pressure model for GPS satellites", GPS solutions, vol. 2, no 3, pp.50-62, 1999.

Ref. 4 : P. W. Kenneally and H. Schaub, "High Geometric Fidelity Modeling of solar Radiation Pressure Using Graphical Processing Unit," in 26th Space flight mechanics meeting, USA, 2016.

2. 研究の目的

本研究の目的は、先行研究で提案した事前計算形状テンソル手法による太陽輻射圧計算手法を拡張し、実際の軌道上宇宙機の挙動解析に応用可能な、実用的な非重力外乱計算手法を構築することである。まず提案手法を拡張し、空力外乱や熱輻射圧などにも応用できる統一的な外乱計算手法を構築する。その後、提案手法によって得られた高精度な軌道上外乱を用いて、測位衛星の精密軌道決定実験や超小型深宇宙探査機の姿勢挙動解析を行う。その時、本提案手法の利点である、高精度・高速・高いモデル適応性という三つが実際に有効であるかを示す。これらの実データ解析結果から、提案手法の実用上の問題点を導き出し、より実用的な高精度非重力外乱モデルを構築する。

3. 研究の方法

研究目的実現のため、提案手法の拡張、実際の軌道上宇宙機の軌道・姿勢挙動解析、従来手法との比較による提案手法の課題整理を行う。まず提案手法の拡張として、太陽輻射圧と似て宇宙機表面に作用して働く力である空力外乱をターゲットに、計算手法の拡張・統合を行う。その後、熱輻射圧についても同様に拡張・統合を行う。次に実際の軌道上宇宙機の挙動解析として、測位衛星みちびきの cm 級精密軌道決定と深宇宙探査機 PROCYON の姿勢運動解析という二種の解析実験を行う。これら二種の解析を行うことで、軌道・姿勢両面でのモデル検証が可能となり、提案手法の広い応用性を示すことができる。特に測位衛星みちびきの軌道決定実験に関しては、いくつかの先行研究との精度比較が可能となるため、提案手法の有効性、利点・改善点を明確にすることができる。

4. 研究成果

(1) 太陽輻射圧計算と空力外乱計算の統一化

高精度空力外乱計算手法と太陽輻射圧計算手法の共通点を整理し、また、空力外乱計算に対して適切な近似モデルを組み込むことで、両外乱が同一の計算式で表すことができるということを示した。その後、提案手法である事前計算形状テンソル法を空力外乱計算へ拡張し、新たな外乱計算手法を導き、**空力外乱と太陽輻射圧外乱を全く同じ事前計算形状テンソルを用いて精密・高速に計算できる**ことを明らかにした。特に、図 2 のように従来手法に比べ 1桁程度高精度な空力外乱・太陽輻射圧外乱計算を実施できることを示した。この成果を第 61 回宇宙科学技術連合講演会にて発表し、著者は若手奨励賞優秀論文を受賞した。

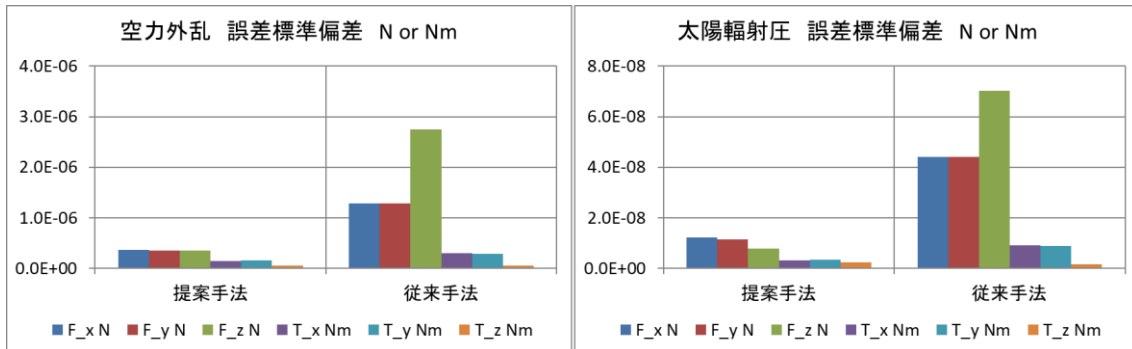


図 2. 空力外乱および太陽輻射圧外乱計算精度の比較(引用：5. [学会発表] —5)

(2) 熱輻射外乱などその他の外乱のモデル化

従来から主要な外乱源と考えられてきた太陽輻射圧や空力外乱以外にも、熱輻射圧、太陽から放出されたプロトン粒子の衝突、惑星間磁場と衛星内部磁場の干渉によって生じる磁気外乱トルクといった従来無視されてきたような小さな外乱力にも注目し、そのモデル化を行った。熱輻射外乱に関して、4-(1)と同様に太陽輻射圧・空力外乱と計算の統合を目指し、一部の統合に成功した後述の測位衛星みちびきの外乱解析や PROCYON の外乱解析に適用した。

また、プロトン粒子の衝突や惑星間磁気外乱に関しては、現実の衛星モデルに対し、簡易的な計算を行い、その影響度を評価した。その結果、CME によって大量の粒子が太陽から放出された際や、それに伴って惑星間磁場に大きな乱れが生じた際に、探査機に十分大きな外乱が加わることが分かった。これら微小な外乱については、まだ多くの検討事項が残っており、今後太陽輻射圧や空力外乱と同様に統一的にモデル化できるようさらなる研究が必要である。

(3) 測位衛星みちびきへの適用

提案手法である事前計算形状テンソル法の性能を評価するため測位衛星みちびきの精密軌道決定実験を行った。みちびきの正確な形状データを基に高精度太陽輻射圧外乱モデルを構築した。さらに、4-(2)で述べたように熱設計情報を基に、熱輻射外乱モデルも構築した。これらの数値モデルを軌道決定ツールに実装し、2016 年の一年間の実観測データをもとに精密軌道決定実験を行った。この時、軌道上外乱に関するパラメータ推定は全く行わず、アプリオリな情報のみを使って軌道決定を実施した。

その結果、図 3 に示す通り従来の解析的非重力外乱モデルを利用した場合は、その軌道決定オーバーラップ精度が 66cm 程度であったのに対し、提案手法を用いることで 36cm まで改善できることを確認することができた。また、Satellite Laser Ranging(SLR)による観測値との残差比較を行った結果、提案手法では RMS で 11cm の精度に達していることを確認した。これは、15 パラメータを推定している経験モデルの 9.6cm と同程度の性能であり、このような高精度な軌道決定結果を、パラメータ推定を全く行わず達成したことは、大きな成果といえる。

また、この時提案手法を実装したことによる軌道決定計算時間の増加などは見られなかった。つまり、十分に計算コストの小さなアルゴリズムであることも示すことができた。今後、さらに精度を高めるため、後述の 4-(4)でその有効性を示した光学特性推定を組み合わせることを検討している。また、この成果を 2018 年に打ち上げられた QZS-2, 3, 4 号機に適用し、その精度

を評価する予定である。

			SLR 残差		オーバー ラップ誤差
モデル	タイプ	推定量数	平均誤差	RMS	3D RMS
EDBY	経験	15	-0.44 cm	9.7 cm	10.3 cm
従来手法	解析	0	7.3 cm	18.3 cm	66.5 cm
提案手法	解析	0	-1.2 cm	11.1 cm	36.6 cm

図 3. 測位衛星みちびきの軌道決定精度比較(引用：5. [学会発表] —2)

(4) PROCYON への適用と光学特性推定

事前計算形状テンソル法を用いた精密な太陽輻射圧計算を行い、それを利用した姿勢運動数値シミュレータを構築した。数値シミュレーション結果と PROCYON の軌道上データを比較し、提案手法の妥当性を検証した。また、光学特性の不確定性を補正するため、軌道上データを用いた光学特性推定器を構築した。その結果、**光学特性を補正することで、シミュレーション結果と軌道上結果が一致することが確認された。**これにより、**事前計算形状テンソルが高速・高精度という利点だけでなく、実問題への適応性の高さも併せ持つ手法**であることを示すことができた。

この解析から PROCYON は時折、太陽輻射圧では説明のできない姿勢運動をしていることも明らかとなった。これらの原因として、これまで無視されていたより小さな非重力外乱の影響などが考えられる。そこで前述の 4-(2)の研究内容を基に、PROCYON に加わる熱輻射圧、プロトン粒子の衝突、惑星間磁場外乱を解析し、それらの組み合わせにより異常な姿勢運動を説明できる可能性があることを示した。しかし、本事象については完全な検証はできていないので、今後とも研究をつづける必要がある。

5. 主な発表論文等

[雑誌論文] (計 2 件)

1. Funabiki N., Ikari S., Ishikawa A., Funase R., and Nakasuka S. “Accurate Aerodynamic Model of Membranes in Free-Molecular Flow for Deorbit Device Design”, *TRANSACTIONS OF THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES, AEROSPACE TECHNOLOGY JAPAN*, 17, pp.189-196, 2019, <https://doi.org/10.2322/tastj.17.189>, 査読有
2. Ito T., Ikari S., Funase R., Sakai S., Kawakatsu Y., Tomiki A., and Inamori T., “Active use of solar radiation pressure for angular momentum control of the PROCYON micro spacecraft”, *Acta Astronautica*, 152, pp.299-309, 2018, 10.1016/j.actaastro.2018.08.009, 査読有

[学会発表] (計 6 件)

1. Ikari S., Inamori T., Ito T., and Funase R., “Analysis of Disturbance Anomaly of Interplanetary Micro Spacecraft PROCYON”, 29th Space Flight Mechanics Meeting, 2019
2. Ikari S., Nakasuka S., Nakata K., Saito T. Watanabe Y., Kawano I., and Igarashi Y., “Precise orbit determination of QZSS satellites with high-fidelity non-gravitational disturbance model”, IGS Workshop 2018, 2018
3. 五十里 哲, 中須賀 真一, 中田 圭二, 齊藤 智彦, 渡邊 泰之, 河野 功, 五十嵐 祐貴, “高精度非重力外乱モデルを用いた QZSS 衛星の精密軌道決定”, 第 62 回宇宙科学技術連合講演会, 2018
4. Ikari S., Tokunaga K., Ito T., Inamori T., Funase R., and Nakasuka S., “Optical Property Estimation by Precomputed Tensor Method for High-fidelity SRP Model”, 31st ISTS, 26th ISSFD, and 8th NSAT, 2017
5. Ishikawa A., Oguri K., Ikari S., Funase R., and Nakasuka S., “Estimation of Shape and Optical Parameters of Spinning Solar Sail Equipped with Reflectivity Control Devices”, 31st ISTS, 26th ISSFD, and 8th NSAT, 2017
6. 五十里 哲, 船曳 敦漢, 海老沼 拓史, 船瀬 龍, 中須賀 真一, “事前計算形状テンソルを用いた表面外乱の高精度・高速計算手法”, 第 61 回宇宙科学技術連合講演会, 2017
7. 五十里 哲, 伊藤 琢博, 阪上 遼, 松下 周平, 稲守 孝哉, 船瀬 龍, “超小型深宇宙探査機 PROCYON の軌道上姿勢外乱解析”, 第 14 回宇宙環境シンポジウム, 2017

[図書] (計 0 件)

〔産業財産権〕

○出願状況（計 0 件）

○取得状況（計 0 件）

〔その他〕

2017 年に開催された第 61 回宇宙科学技術連合講演会にて、上記〔学会発表〕5 に関する研究発表で、若手奨励賞優秀論文を受賞。

6. 研究組織

(1)研究分担者

無し

(2)研究協力者

無し

※科研費による研究は、研究者の自覚と責任において実施するものです。そのため、研究の実施や研究成果の公表等については、国の要請等に基づくものではなく、その研究成果に関する見解や責任は、研究者個人に帰属されます。