

令和元年6月25日現在

機関番号：32706

研究種目：若手研究(B)

研究期間：2016～2018

課題番号：16K21070

研究課題名(和文)CMGの特異点回避を考慮した宇宙機の姿勢制御手法の構築

研究課題名(英文)Attitude Control of Spacecraft by Nonlinear Model Predictive Control with Consideration of Singularity Avoidance of CMG

研究代表者

池田 裕一(Ikeda, Yuichi)

湘南工科大学・工学部・講師

研究者番号：80435396

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 3,400,000円

研究成果の概要(和文)：本研究では、大トルクを出力できるコントロールモーメントジャイロ(CMG)を搭載した宇宙機の高速かつ大角度姿勢制御問題に対して、CMGの特異点回避を考慮した姿勢制御手法の構築、および実証実験による制御手法の実装可能性についての検証を目的とし、非線形モデル予測制御による制御手法を提案した。数値シミュレーションにより、制御性能を劣化させずにCMGの特異点を回避できることを確認した。

研究成果の学術的意義や社会的意義

CMG搭載宇宙機の姿勢制御に関する研究の多くは、特異点からの脱出・回避を行うためのジンバル駆動則の設計であり、これらは指令トルクを算出する制御則とは個別に設計されるため、特異点からの脱出・回避時における制御性能の劣化や角運動量飽和についての議論はなされていない。本研究はCMG搭載宇宙機の姿勢制御問題に対して、制御性能と特異点回避を同時に考慮できるという新しい制御手法を提案するものであり、様々なCMGシステムにも柔軟に適用できるという従来研究にはない特色を有する。また、CMGは建設用クレーンの吊荷姿勢制御にも用いられることから、宇宙機以外のシステムにも適用可能な汎用性の高い制御手法となる。

研究成果の概要(英文)：In this research, for the agility and large angle attitude control problems of spacecraft equipped with control moment gyro (CMG) that can output large torque, we aim at the construction of attitude control method with considering of singularity avoidance of CMG and verification of implementability of control method by experimental apparatus, and we proposed a control method using nonlinear model predictive control. The effectiveness of proposed control method is verified by numerical simulations, it is confirmed that the singular point of CMG can be avoided without deteriorating the control performance.

研究分野：制御工学

キーワード：宇宙機 姿勢制御 コントロールモーメントジャイロ 特異点回避 非線形モデル予測制御

様式 C-19、F-19-1、Z-19、CK-19 (共通)

1. 研究開始当初の背景

(1)近年、地球・天文観測のミッションにおいて、特定領域の複数目標点を短時間で観測する多点指向制御の需要が高まっている。国外においても、特定地域上空を通過する衛星がその地域を通過する間に地域全体を観測する、というミッションが提案されている(引用文献①)。このようなミッションでは、宇宙機の姿勢を高速かつ大角度で変更させる必要があるため、姿勢制御用アクチュエータとして大トルクを出力することができるコントロール・モーメント・ジャイロ (CMG) の使用が考えられる。

(2)CMG はジャイロ効果によりトルクを発生させる装置であり、リアクションホイール (RW) に比べて非常に大きなトルクを発生させることができる。一方、CMG の欠点は、ある回転軸方向にトルクが発生できない「特異点」と呼ばれるジンバル角の組が存在することであり、CMG を用いた宇宙機の姿勢制御においては特異点回避を考慮した制御手法の開発が重要な研究課題の一つに位置付けられている。CMG の特異点回避問題については数多くの手法が提案されているが、そのほとんどは特異点からの脱出または回避を行うジンバル駆動則の設計である(引用文献②)。ジンバル駆動則は指令トルクを算出する制御則とは個別に設計されるため、制御性能や制御トルクの飽和 (CMG の角運動量飽和) についての議論はなされていない。特に、CMG が角運動量飽和を生じた場合、ジンバル角が「外部特異点」と呼ばれる脱出不可能な特異点に陥るため、外部特異点の回避は非常に重要な問題である。

2. 研究の目的

(1)近年、申請者らは CMG の特異点回避問題に対して、非線形モデル予測制御 (NMPC) を用いた手法を提案している(引用文献③~⑤。特に⑤)。提案手法では、CMG のジンバル角が角運動量飽和も含めた特異点に陥らないような制御入力を生成する、という従来研究とは異なる考え方に基づいており、これにより制御性能についても議論が可能となる。また、CMG の 1 部が故障しても、姿勢角を目標姿勢近傍にとどめることができる耐故障性にも優れた方法でもある(図 1, 2 参照)。

(2)本研究では、申請者らの先行研究から得られた知見を発展させ、CMG の配置や個数などに依存せず、多様なミッションにも対応できる姿勢制御手法の構築を検討する

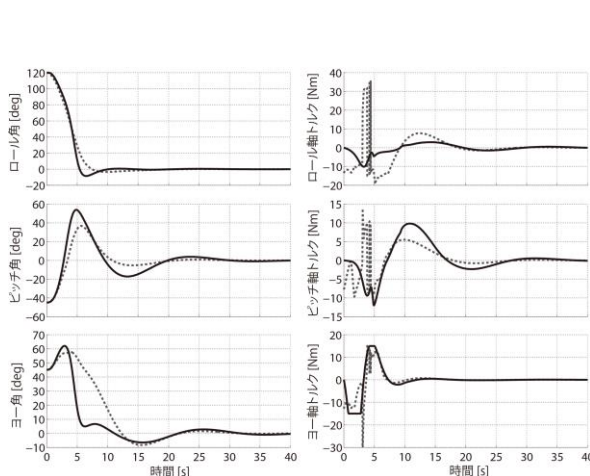


図 1 : 姿勢角(左)と制御トルク(右)の応答。実線が先行研究で破線が従来法。先行研究は従来法よりも目標姿勢(原点)への収束が速く、制御トルクが振動していない。

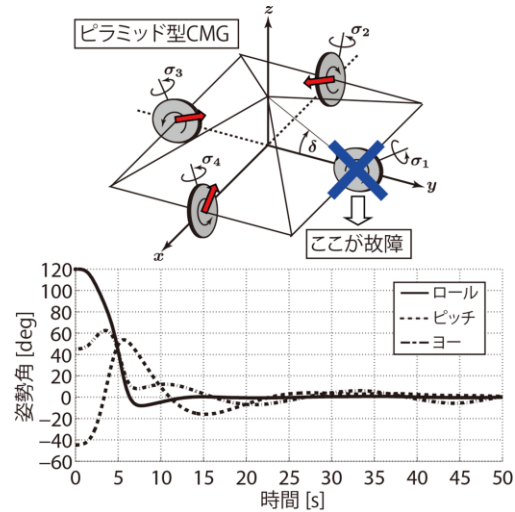


図 2 : CMG の 1 つが故障したときの姿勢角の応答。CMG が故障しても姿勢が目標姿勢(原点)近傍にとどまっている。

3. 研究の方法

(1)姿勢制御用アクチュエータとして CMG を用いた場合、従来研究では、指令トルクを算出する制御則と CMG を駆動するジンバル駆動則は個別に設計される。そのため、CMG システムの特異点からの脱出・回避時における制御性能の劣化や角運動量飽和についての議論はなされていない。この問題に対しては、CMG システムが特異点に陥らずかつ角運動量飽和を考慮した指令トルクを生成することにより解決できると考えられる。本研究では、制御入力の飽和などの拘束を扱うことができ、障害物回避などの制御仕様を柔軟に組み込める非線形モデル予測制御の手法を適用し、様々な CMG システムに対しても適用可能な CMG システムの特異点回避と角運動量飽和を考慮した姿勢制御手法を構築する。この手法では、制御入力をジンバル角速度ではなく制御トルクとしているため、制御性能についても評価することが可能となる。

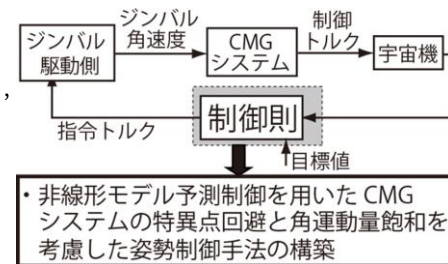


図 3 : 指令トルクを生成する制御則と制御系

(2) 理論的研究と並行して、より現実的な成果を得るために、実験装置を新たに購入・製作し構築した制御システムの実験的検証を行う。本研究では、コントローラーに汎用ノート PC を用いてジンバルとホイールの制御を一括して行うことでこの制約を緩和するとともに、考案した制御手法を実際の宇宙機へ搭載するために必要なコントローラーの性能、および制御則の実装可能性についても検討する。さらに、実証実験を実施することにより、数式モデルによる理想環境下での成果に加えて、ノイズや製作過程で生じる物理パラメータ誤差、CMG システムなどの機器の配置誤差にも対応できる制御手法の構築を目指す。また、必要に応じて CMG システムや宇宙機の数学モデルの検討、考案した制御手法の改良を行う。

4. 研究成果

(1) 従来の CMG の特異点回避の研究では、CMG が出力すべきトルク（指令トルク）を算出する制御則と指令トルクの出力および特異点からの脱出・回避を行うジンバル駆動則の設計は別々に行われている。このため、CMG の角運動量が飽和することにより陥る外部特異点のように、指令トルクを出力しつつ特異点を回避することができない状況においては、指令トルクとは別のトルクをジンバル駆動則により出力して特異点回避を行う必要があるため、特異点回避中に姿勢が大きく乱れる可能性がある。この特異点回避中の制御性能の劣化について申請者らは、特異点に陥らない指令トルクを出力することで解決できると考え、NMPC を用いた制御手法を提案した（引用文献③～⑤。特に⑤）。

この提案手法では、現在時刻からある程度未来のシステムの状態を予測して評価関数を最小化するという意味で最適な入力を生成する、制御目的に合わせて評価関数を柔軟に設定できる、制御入力や状態変数の制約の考慮が可能であるという NMPC の利点を用いて、評価関数内に特異点に接近した場合に効果を発揮する特異点回避項を導入している。この特異点回避項を導入により、CMG システムが特異点近傍に接近した場合には入力制約を考慮しつつ特異点から離れる指令トルクを、逆に特異点から離れた状態では目標値へと素早く収束する指令トルクを出力することが可能であり、また、入力制約を考慮することで外部特異点の回避も可能となっている。さらに制御性能を向上させるには評価関数における重み（制御パラメータ）を調整する必要があるが、制御性能と特異点回避を両立させる重みを見つけることは容易ではない。一方、CMG システムが特異点に陥ることなく指令トルクを出力できる（言い換えれば、アクチュエータの特性を考慮しない）とした場合の制御手法も多くの手法が提案されており（例えば、引用文献⑥、⑦）、パラメータ調整による制御性能の改善も容易である。

本研究では、申請者らが以前に提案した制御手法（引用文献⑤）と CMG システムが特異点に陥ることなく指令トルクを出力できるとした場合の制御手法を組み合わせ、より制御性能の調整が容易な CMG の特異点回避を考慮した NMPC による姿勢制御手法を構築した。数値シミュレーションにより、特異点回避を達成しつつ、従来手法よりも制御性能を向上させることができることを確認した（5. [学会発表] ①、⑧。図 4 参照）。

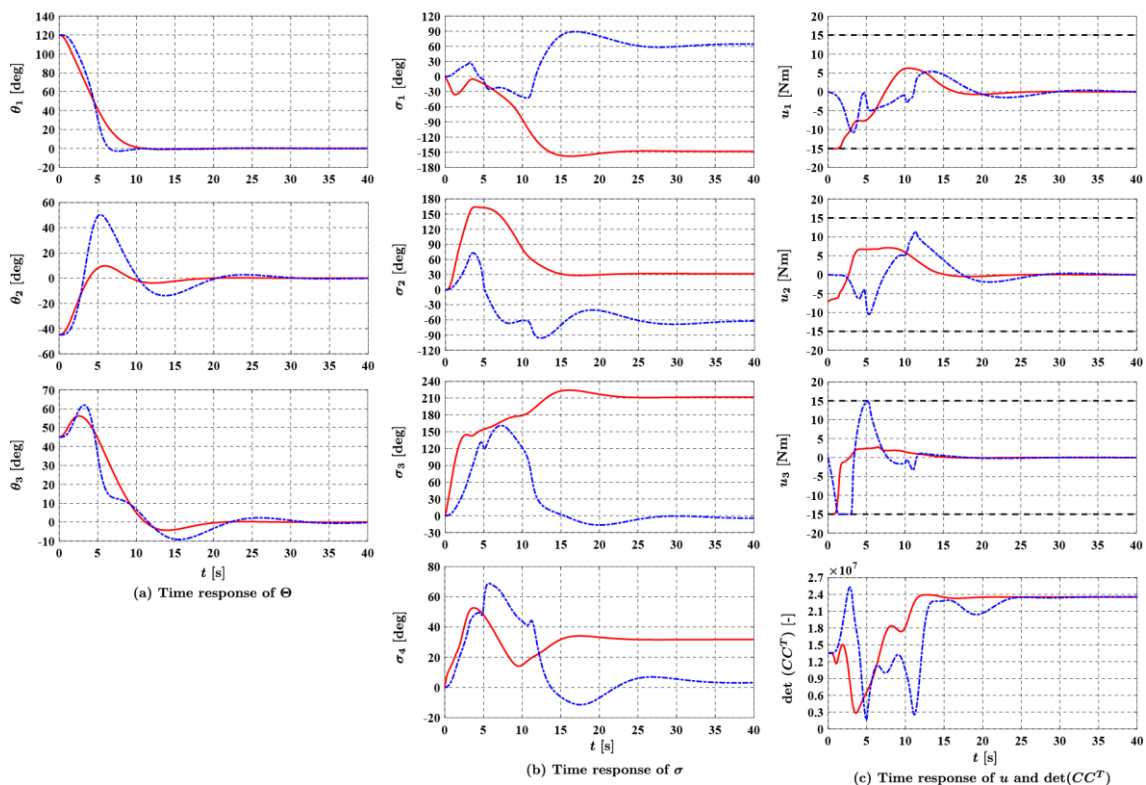


図 4 : (1) のシミュレーション結果（提案手法：実線。従来手法：一点鎖線）

なお、引用文献⑧でも NMPC を用いた特異点回避制御手法を提案しているが、引用文献⑧では与えられた指令トルクを出力し、かつ特異点を回避するジンバル角を求めるために NMPC を用いているのに対して、本研究では特異点を回避する指令トルクを求めるために NMPC を用いている点が異なる。

(2) (1)では従来手法よりも制御性能を向上させる制御手法を構築した。しかし、一般に NMPC は閉ループ系の安定性を保証してはならず、宇宙機のように人が容易に立ち入れない極限環境で動作する装置において閉ループ系の安定性を保証することは重要である。NMPC を適用したときの閉ループ系の安定性については、終端拘束や終端コストを用いた条件が示されており（引用文献⑨）、申請者らも引用文献⑩の結果に基づいた終端コストの安定化条件を示している（引用文献⑪、⑫、5. [学会発表] ⑨）。本研究では、申請者らが提案した NMPC 安定化手法の結果に基づいた CMG の特異点回避と閉ループ系の安定性を考慮した NMPC による姿勢制御手法を提案し、数値シミュレーションにより有効性を確認した（5. [学会発表] ⑤）。NMPC 閉ループ系が安定となるため最適化計算における計算時間が短縮され制御性能が向上したが、CMG の特異点回避性能は劣化してしまった。特異点回避性能の向上が今後の課題となる。

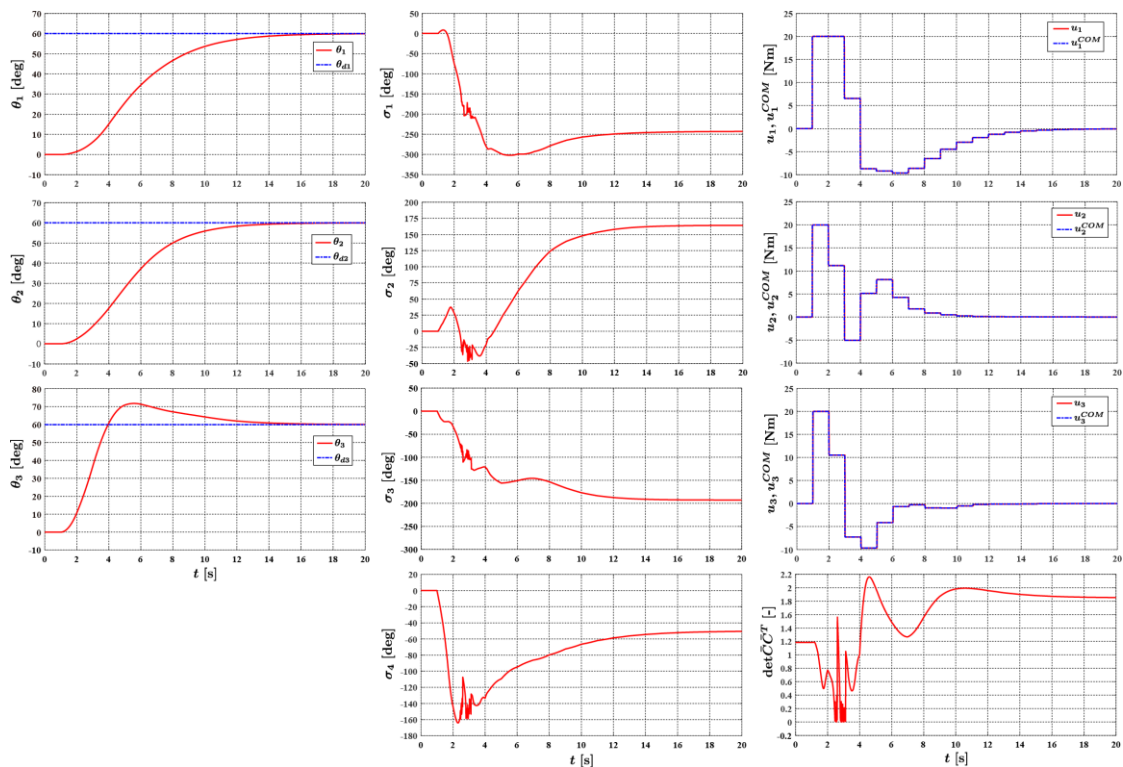


図 5 : (2)のシミュレーション結果

(3)CMG の出力トルクの大きさは、フライホイールの角運動量とジンバルの角速度で決まる。そのため、高トルクを出力させるには、(i)フライホイールを大きくする、(ii)フライホイールとジンバルを高速で駆動させればよいが、(i)は CMG が大きくなる、(ii)はジンバルを高速で回転させるモータが必要になるなどの問題があり、今後の宇宙開発での使用が想定される小型衛星への高トルク出力 CMG の搭載は難しい。

CMG 以外の高トルクが出力可能なアクチュエータとしてリアクション・コントロール・システム (RCS) がある。RCS はスラスタの燃料噴射の反作用力を用いているためオンオフ入力となるが、CMG と同様に大きいモーメントが生成でき、CMG と比べてアクチュエータの構造が単純であり特異点回避問題もない。また、現状の実用衛星は、通常、RCS とリアクションホイール (RW) を併用する制御系構成となっている。このことから、(1)目標姿勢から離れており高トルクが必要な場合には、RCS により目標姿勢のある程度近くまで素早く姿勢を到達させ、(2)中・低トルクが出力可能な CMG により目標値までの高精度制御を行う、というように RCS と CMG を併用した制御が有効であると考えられる。

申請者らは、CMG を RW に置き換えた現状の実用衛星に対して、NMPC を用いた姿勢制御手法を提案した（引用文献⑪、⑫、5. [学会発表] ⑨）。この手法は閉ループ系の安定性を保証する終端コスト行列の設計条件も与えているため非常に有用な手法であるが、オンラインで非線形最適化問題を解く必要があるため計算量が問題となる。一方、オンオフまたは量子化入力をもつ線形システムの制御問題においては、制御系が連続制御器と量子化器から構成されるものとし、この閉ループ系の安定性を保証する連続制御器を設計する手法が提案されており（引用文献⑬、⑭）、固定の制御器を用いているためオンラインでの計算量の問題はない。また、NMPC における非線形最適化問題がサンプリング時間内に解けなかったときのバックアップ制御器として用

いることも考えられる。

以上より、申請者は、RCS と RW を併用した宇宙機の姿勢制御問題に対して、引用文献⑩の考え方に基づいた離散時間非線形制御手法を提案し、数値シミュレーションにより NMPC を適用したときと近い制御性能を得られることを確認した (5. [学会発表] ②, ③, ⑥, ⑦ [図書] ①. 図 6 参照)。なお、CMG ではなく RW を用いたのは、RCS と CMG の併用においては RCS の離散値入力と CMG の特異点回避を同時に扱うことになるため、まずは簡単のため特異点がない RW にて理論構築を行うことにしたためである。

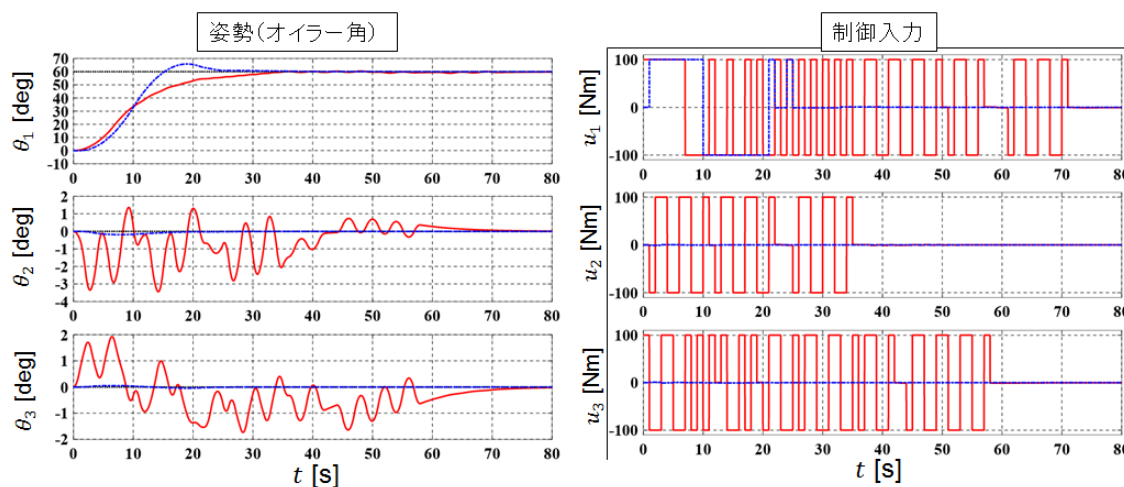


図 6 : (3) のシミュレーション結果 (提案手法 : 実線. 従来手法 (NMPC) : 一点鎖線)

今後は(1)～(3)にて構築した制御手法の有効性と実装可能性を製作した実験装置にて検証する予定である。

<引用文献>

- ①S. Somov et al., Optimizing the Guidance and Control Laws at the Space Optoelectronic Observation, 18th IFAC World Congress, pp. 2078-2083, 2011
- ②B. Wie et al., Singularity Robust Steering Logic for Redundant Single-Gimbal Control Moment Gyros, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol.24, No.5
- ③中島崇, 池田裕一, 千田有一, CMG の特異点回避を考慮した MPC による宇宙機の姿勢制御, 第 54 回自動制御連合講演会, pp. 781-784, 2011
- ④中島崇, 池田裕一, 千田有一, CMG の特異点回避を考慮した MPC による宇宙機の姿勢制御, 計測自動制御学会中部支部シンポジウム 2011 講演論文集, pp. 23-26, 2011
- ⑤Y. Ikeda et al., Attitude Control of Spacecraft by NMPC with Consideration of Singularity Avoidance of CMG, The 51st IEEE Conference on Decision and Control, pp. 1733-1739, 2012
- ⑥S. M. Joshi et al., Robust Attitude Stabilization of Spacecraft Using Nonlinear Quaternion Feedback, IEEE Trans. on Automat. Contr., Vol. 40, No. 10, pp. 1800-1803, 1995
- ⑦Y. Ikeda et al., Nonlinear Tracking Control of Rigid Spacecraft under Disturbance using PID Type H_∞ Adaptive State Feedback, Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 58, No. 5, pp. 289-297, 2015
- ⑧橋本, 藤本, モデル予測制御を用いたコントロール・モーメント・ジャイロの内部特異点回避および通過制御, 第 61 回システム制御情報学会研究発表講演会, CD-ROM, 2017
- ⑨大塚敏之, 非線形最適制御入門, コロナ社, 2011
- ⑩J. B. Rawlings and D. Q. Mayne, Model Predictive Control : Theory and Algorithms, Nob Hill Publishing, 2009
- ⑪阪本篤志, 池田裕一, 山口功, 木田隆, モデル予測制御による宇宙機の非線形トラッキング制御 : 線形パラメータ変動システムを用いた設計, 航空宇宙技術, 第 15 巻, pp. 133-140, 2016 年 11 月

⑫阪本篤志, 池田裕一, 山口功, 木田隆, 非線形モデル予測制御を用いた宇宙機の姿勢制御(スラスタとホイールによる閉ループ系の安定性と最適性), 日本機械学会論文集, 第82巻, 第842号, Paper No. 16-00198 (13 ページ), 2016年10月

⑬二宮, 木田, 山口, 濱田, 佐々修一, 線形システムのオンオフ状態フィードバック制御系の設計, 日本航空宇宙学会論文誌, 第52巻, 第604号, pp. 189-195, 2004

⑭小池, 千田, 池田, 非線形量子化器を伴う空圧除振台の制御, 計測自動制御学会論文集, 第49巻, 第4号, pp. 488-496, 2013

5. 主な発表論文等

[学会発表] (計9件)

①Yuichi Ikeda, Large Angle Maneuver of Spacecraft by Nonlinear Model Predictive Control with Consideration of Singularity Avoidance of CMG, SICE Annual Conference 2019 (採択決定. 2019年9月に発表予定)

②池田裕一, RW と RCS を併用した宇宙機の離散時間非線形姿勢制御, 第6回制御部門マルチシンポジウム, Paper No. 1H2-2 (5 ページ), 2019年3月

③池田裕一, 木田隆, アクチュエータの特性を考慮した宇宙機のモデル予測制御, 第61回自動制御連合講演会, pp. 1488-1494, 2018年11月

④山崎武志, 中田洸介, 山口 功, 池田裕一, 木田隆, ピラミッド型配置 CMG 搭載宇宙機の特異点回避のための2段階最適化による高速姿勢変更, 第62回宇宙科学技術連合講演会, Paper No. 2I16 (4 ページ), 2018年10月

⑤池田裕一, 木田隆, 山口功, CMG の特異点回避と閉ループ系の安定性を考慮した NMPC による宇宙機の姿勢制御, 第62回宇宙科学技術連合講演会, Paper No. 2I14 (6 ページ), 2018年10月

⑥池田裕一, スラスタとリアクションホイールを併用した宇宙機の大角度姿勢制御, 第5回制御部門マルチシンポジウム, Paper No. Fr93-2 (3 ページ), 2018年3月

⑦Yuichi Ikeda, Discrete-time Nonlinear Attitude Tracking Control of Spacecraft, The 2017 Asian Control Conference, pp. 617-622, 2017年12月

⑧池田裕一, CMG の特異点回避を考慮した非線形モデル予測制御による大角度姿勢制御, 第61回宇宙科学技術連合講演会, Paper No. 2I15 (6 ページ), 2017年10月

⑨Atsushi Sakamoto, Yuichi Ikeda, Isao Yamaguchi, Takashi Kida, Nonlinear Model Predictive Control for Large Angle Attitude Maneuver of Spacecraft with RW and RCS, The 55th IEEE Conference on Decision and Control, pp. 3202-3209, 2016年12月

[図書] (計1件)

①Yuichi Ikeda, Discrete-time Nonlinear Attitude Tracking Control of Spacecraft, Gyroscopes - Principles and Applications (1部を執筆), INTECH, 2019年中に発行予定.

[その他] (計1件)

①池田裕一, 木田隆, アクチュエータの特性を考慮した姿勢制御: 敏捷な宇宙機の実現を目指して, 計測と制御, 第57号, 第4号, pp. 253-259, 2018年4月

6. 研究組織

(1) 研究協力者

研究協力者氏名: 木田 隆

ローマ字氏名: Takashi Kida

研究協力者氏名: 山口 功

ローマ字氏名: Isao Yamaguchi

※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。