

平成 30 年 6 月 11 日現在

機関番号：24403

研究種目：基盤研究(C) (一般)

研究期間：2015～2017

課題番号：15K06149

研究課題名(和文) パラメータ依存基底変換と制御則・駆動則の境界移動による制御器設計

研究課題名(英文) Control Design via Parameter-Dependent Coordinate Transformation and Moving Boundary between Control and Steering Laws

研究代表者

下村 卓 (SHIMOMURA, Takashi)

大阪府立大学・工学(系)研究科(研究院)・教授

研究者番号：40243191

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 3,800,000円

研究成果の概要(和文)：研究期間全体を通じて実施した研究の成果について、1.パラメータ依存基底変換によるLPV制御理論を確立し、実際の設計計算・シミュレーションにより、その有効性・有用性を確認した。2.制御則・駆動則の境界を移動することで、入力行列にスケジューリング変数がある場合のGS制御系設計を容易にした。3.本研究の適用対象を宇宙機の姿勢制御から軌道制御・振動制御、パラボラアンテナの制御、航空機の動揺低減へと広げることができた。これらは航空宇宙分野の様々な制御対象に対するLPV制御理論の適用可能性および実用性を広げ、この分野の学術的発展に寄与するとともに、現場での制御技術の発展に大いに寄与するものと考えられる。

研究成果の概要(英文)：The results of the research carried out throughout the research period are summarized as follows: 1) We established LPV control theory via Parameter-Dependent Coordinate Transformation and confirmed its effectiveness and usefulness by actual design calculations and simulations. 2. By moving the boundary between control and steering laws, we made it easy to design GS control systems when there exist scheduling parameters in the input matrix. 3. The target of this research has been extended from the spacecraft attitude control to orbit / vibration control, parabola antenna control, and aircraft gust alleviation. This extends the possibility of applying the LPV control theory to various control subjects in the aerospace field. It is considered that it will contribute to the academic development in this field and greatly contribute to the development of the control technology in the field.

研究分野：航空宇宙制御工学

キーワード：航空宇宙工学 人工衛星 姿勢制御 動力学方程式 運動学方程式 パラメータ依存基底変換 制御則
・駆動則 ゲインスケジュールド制御

1. 研究開始当初の背景

宇宙機の制御対象モデルは、動力学方程式と運動学方程式を組み合わせた状態方程式で与えられ、動力学方程式は実装する制御装置(アクチュエータ)に依存し、運動学方程式

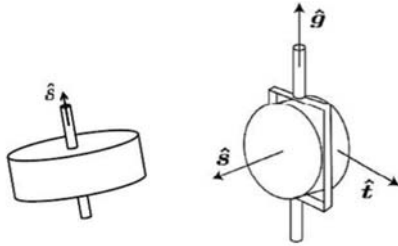


Fig. 1: RW

Fig. 2: CMG

$$\begin{array}{c} \text{動力学方程式} \\ \left[\begin{array}{c} \dot{\omega} \\ \dot{\bar{q}}_e \end{array} \right] = \left[\begin{array}{cc} A(\kappa) & 0 \\ G(\bar{q}_e) & 0 \end{array} \right] \left[\begin{array}{c} \omega \\ \bar{q}_e \end{array} \right] + \left[\begin{array}{c} B(\kappa) \\ 0 \end{array} \right] u \\ \text{運動学方程式} \end{array}$$

Fig. 3: 宇宙機の制御対象モデル

は宇宙機の姿勢表現(運動学パラメータ)に依存する(RW=Reaction Wheel, CMG=Control Moment Gyro).

前者のスケジューリング変数の個数は一義的にはアクチュエータ数に一致し、後者のそれは運動学パラメータ数に一致するが、本研究開始当初までの我々の研究で、適切な変数変換により、その個数をそれぞれ3個まで(すなわち、合計6個まで)減らせることがわかっていった。($\kappa \in \mathbb{R}^3, \bar{q}_e \in \mathbb{R}^3$)

スケジューリング変数の個数が合計6個まで減らせても、それぞれの変数の上限下限を考慮すると、LPV (Linear Parameter-Varying) モデルに対応する凸多面体(凸包)の端点数は $2^6 = 64$ となる。すなわち、LMI (Linear Matrix Inequality) に基づく GS (Gain-Scheduled) 制御器設計で、64本の連立LMIを可解とする必要があるが、端点数が多すぎて、連立LMIが可解とならないか、可解となっても、制御性能が著しく低い設計結果となることが少なくなかった。

以上の点から、宇宙機の姿勢制御において、LPV制御(LPVMODELに基づくGS制御)の適用が、国の内外で進んでいなかった。

2. 研究の目的

本研究の目的は、宇宙機・航空機・自動車・船舶・ロボットなど、ある種の機械系に見られる、動力学・運動学方程式の構造的特徴を踏まえ、パラメータ依存基底変換と制御則・駆動則の境界移動による新しい制御器設計法を提案し、その有効性を検証することである。Fig. 3の制御対象モデルの例では、パラメー

タ依存基底変換行列:

$$T := \begin{bmatrix} I_3 & 0 \\ 0 & \bar{G}(\bar{q}_e)^{-1} \end{bmatrix}, \quad (1)$$

により、以下のような、パラメータ依存基底変換が可能である。

$$T \begin{bmatrix} \dot{\omega} \\ \dot{\bar{q}}_e \end{bmatrix} = T \begin{bmatrix} A(\kappa) & 0 \\ \bar{G}(\bar{q}_e) & 0 \end{bmatrix} T^{-1} T \begin{bmatrix} \omega \\ \bar{q}_e \end{bmatrix} + T \begin{bmatrix} B \\ 0 \end{bmatrix} u' \quad (2)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\omega} \\ \dot{\bar{q}}_e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A(\kappa) & 0 \\ I_3 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega \\ \bar{G}(\bar{q}_e)^{-1} \bar{q}_e \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B \\ 0 \end{bmatrix} u' \quad (3)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\omega} \\ \dot{\zeta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A(\kappa) & 0 \\ I_3 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega \\ \zeta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B \\ 0 \end{bmatrix} u \quad (4)$$

$$\Leftrightarrow \dot{\bar{x}} = \bar{A}_e(\kappa) \bar{x} + B_e u', \quad (5)$$

ここで、 $\zeta := G(\bar{q}_e)^{-1} \bar{q}_e$ と定義した。なお、 $\zeta \approx \bar{G}(\bar{q}_e)^{-1} \bar{q}_e$ であるが、厳密には、 $\zeta \neq \bar{G}(\bar{q}_e)^{-1} \bar{q}_e$ であるにもかかわらず、(3)式から(4)式に変形する際 $\bar{G}(\bar{q}_e)^{-1} \bar{q}_e$ を ζ で置き換えている。近似したと考えても良いが、前から掛かる係数行列の第2列が零のため、状態変数のこの部分を何で置き換えても影響しないという、制御対象の動力学・運動学方程式の構造的特徴を活かした置き換えである。

また、(2)式で、 $B(\kappa)u = Bu'$ の置き換えも行っている $B(\kappa)$ を $B(\kappa) = \bar{B}M(\kappa)$ のように κ に依存する部分 $M(\kappa)$ とそうでない部分 \bar{B} に分け、 κ に依存する部分 $M(\kappa)$ を駆動則に押し込む形で $u' = M(\kappa)u$ と置いたものである。これは、制御則・駆動則間の境界移動に他ならない。

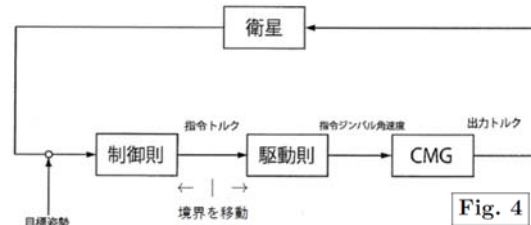


Fig. 4

(4)式の制御対象モデルに対するGS制御器設計は容易である。状態フィードバックの場合、GS制御器は $u' = -\bar{K}(\kappa)\bar{x}$ となるが、パラメータ依存基底変換 $\bar{x} = Tx$ をもとに戻すと、もとの制御対象(2)式に対するGS制御則が $u' = -\bar{K}(\kappa)T(\bar{q}_e)x = K(\kappa, \bar{q}_e)x$ のように得られる。制御系設計時に一時的に見えなくなっていたスケジューリング変数 \bar{q}_e が実装段階で復活する。

本研究課題では、この理論的アイデアを具体的な宇宙機の制御対象モデルに適用し、設計計算やシミュレーションを通して、適用上の問題点や有効性を検証する。また、宇宙機以外の機械システムについても、制御対象のモデル表現がFig. 3のように書ける。そこで、宇宙機以外の機械システムにも、本手法を適用し、設計計算やシミュレーションを行い、実システムに適用する上での問題点を抽出するとともに、本手法の有効性を検証する。

3. 研究の方法

(1) 宇宙機の姿勢制御に, RW, CMG, VSCMG (Variable-Speed CMG) といった複数の制御装置を単体で, あるいは組合せて使用する場合, またその劣駆動系・冗長系に対し, 運動学・動力学に基づき, 包括的な LPV モデリングを行う. まず, N 個の VSCMG を有する宇宙機に対し, 動力学方程式の一般形を導出する. スピンレートを固定した場合, ジンバルをロックした場合に LPV モデルがどう変化するかを示す.

この過程で, アクチュエータ依存のパラメータを抽出し $A(\kappa)$, $\kappa \in \mathbb{R}^3$ を構成する. RW の場合には, $B(\kappa)$ が定数行列 B になるから, 初年度はこの場合に限定し, パラメータ依存基底変換だけに焦点を当てて研究を進める. なお, \bar{q}_c を最終値近傍で近似して, $\bar{G}(\bar{q}_c)$ を定数行列で置き換えるといった別のアイデアも検討する. ただし, この方法は, 初期値が最終値から大きく離れた場合にうまくいかない可能性がある. そこで, この方法の適用可能な範囲についても検討する.

以上により, スケジューリング変数を 3 個に減らし, 凸多面体 (凸包) の端点数を $2^3 = 8$ 個に減らす. これにより, 従来可解とならなかった連立 LMI を可解とし, 宇宙機の LPV 制御理論に基づく GS 制御器設計を実用域に引き上げる.

(2) (1)で得られた新たな運動学・動力学方程式表現や包括的 LPV モデルに基づき, 宇宙機の新しい制御系設計・運用法を提案する. 特に, 冗長系に対し, 姿勢制御とともに, 電力蓄積やトルク最適化, 仕事量最適化といった付加機能を同時実現することを検討する.

CMG, VSCMG の場合には, もはや $B(\kappa)$ が定数行列 B にならないから, その場合の制御則・駆動則の境界移動について本格的に検討する. これは, Fig. 4 に示すように制御則と駆動則の役割をオーバーラップさせ, その重複部分を制御側にもたせるか駆動側にもたせるかを, 制御装置とミッションの組合せに応じ柔軟に変化させることにも対応する. この観点からの検討も行い, 考察をさらに深める.

さらに, Fig. 3 の構造をもつ他の機械システムに本手法を適用し, 実用上の問題点を抽出するとともに, 有効性を検証する.

(3)最初の 2 年間で新たに判明した実用上の問題点や新しいアイデアを再度考察・検討するとともに, 研究全体のまとめに入る.

以上の 3 年間にわたる研究の全過程を通じ, 設計計算や数値計算, シミュレーションや実験による検証も随時行う. 特に線形行列不等

式を用いた定式化, 理論構築, 設計計算や数値計算を鋭意進める.

4. 研究成果

(1) 研究期間の 1 年目は, 本研究課題の基礎的・理論的検討に重点を置いた. 制御対象を宇宙機の姿勢制御に絞り, 制御装置を RW, CMG, DGVSCMG (Double-Gimbal VSCMG) と色々変えた場合の動力学方程式の違い, 運動学パラメータを Quaternion, MRP (Modified Rodrigues Parameter) と色々変えた場合の運動学方程式の違いにより, 提案法にどのような影響が出て, どのような修正が必要になるかを詳細に検討した.

複数の制御装置を単体で, あるいは組み合わせで使用した場合, またその劣駆動系・冗長系に対し, 運動学・動力学に基づき, 包括的な LPV モデリングを行った. N 個の DGVSCMG を有する宇宙機に対し, 動力学方程式の一般形を導出し, スピンレートを固定した場合, ジンバルをロックした場合に LPV モデルがどう変化するかを示した.

パラメータ依存基底変換と制御則・駆動則の境界移動により, スケジューリング変数を 3 個に減らし, 凸多面体 (凸包) の端点数を $2^3 = 8$ 個に減らし, 従来可解とならなかった連立 LMI を可解とし, 宇宙機の LPV 制御理論に基づく GS 制御器設計を実用域に引き上げた.

以上の成果を国内外の学術講演会で発表 (国際会議 3 報, 国内会議 5 報) するとともに, 学術誌への論文投稿を行い, 英文誌 1 報, 和文誌 2 報の掲載を行った. 米国航空宇宙学会が主催する世界最大の国際会議 AIAA SciTech 2016 の誘導制御部門では, 本研究課題の研究代表者の指導下にある大学院生が Graduate Student Paper Competition の Finalist に選ばれた (世界で 6 名).

(2) 研究期間の 2 年目は, 前年度に得られた新たな運動学・動力学方程式表現や包括的 LPV モデルに基づき, 宇宙機の新しい制御系設計・運用法を提案した. 特に, 冗長系に対し, 姿勢制御とともに, 電力蓄積やトルク最適, パワー最適といった付加機能を同時実現することを検討した. 一方, 多目的駆動則設計という新たなジャンルを切り開き, 特異点近傍では特異点回避を優先し, 特異点遠傍では他の付加機能を実現するという, 多目的駆動則設計法を確立した. 零空間の自由度を活用できない駆動系や劣駆動系に対しては, 制御則設計において, 特異点近傍では特異点回避を優先し, 特異点遠傍では姿勢制御を優先するという, 新たな制御則設計法を提案した.

RW の場合, 入力行列 B が定数行列となり, 制御系設計問題が比較的容易であったが, CMG, DGVSCMG の場合には, 入力行列 B が

定数行列にならないことから、入力行列 B を、スケジューリング変数に依存する部分とそうでない部分に分割し、スケジューリング変数に依存する部分を駆動則側に押し込み、制御則設計を簡単にすることを提案した。このような制御則・駆動則の境界移動について、2年目は本格的に検討した。

本研究課題の派生研究として、制御対象を人工衛星の姿勢制御から、宇宙用探査・衛星追尾用大型パラボラアンテナの姿勢制御、宇宙往還機の誘導制御、航空機の動揺低減へと広げて検討を進めることができた。

以上の成果を国内外の学術講演会で発表（国際会議 6 報，国内会議 4 報）するとともに、学術誌への論文投稿を行い、英文誌 1 報，和文誌 2 報の掲載を行った。システム制御情報学会研究発表講演会では、本研究課題の研究代表者と研究指導下の大学院生が連名の論文が優秀賞（SCI 学生発表賞）に選ばれた。

(3) 研究期間の 3 年目，最終年度は，最初の 2 年間で新たに判明した実用上の問題点や新しいアイデアを再度考察・検討するとともに，研究全体のまとめを行った。さらに，制御対象を人工衛星の姿勢制御から，柔軟構造物の振動制御，軌道制御，宇宙探査・衛星追尾用大型パラボラアンテナの制御，宇宙往還機，航空機の動揺低減へと広げて検討を進めた。本研究課題を共同で遂行する大学院生（博士後期課程在学）をアメリカ合衆国（スタンフォード大学，コロラド大学ボルダー校，NASA ジェット推進研究所）に派遣し，国際共同研究を進めるとともに，国際共著論文 4 報（英文学術誌 2 報，国際会議 2 報）を発表した。

研究期間全体のまとめとなる最終年度の成果として，国内外の学術講演会で発表（国際会議 4 報，国内会議 3 報）するとともに，学術誌への論文投稿を行い，英文誌 3 報，和文誌 1 報が掲載済み，さらに，これとは別に英文誌 2 報が採録決定（印刷中）となっている。

研究期間全体を通じて実施した研究の成果について，1. パラメータ依存基底変換による LPV 制御理論を確立し，実際の設計計算・シミュレーションにより，その有効性・有用性を確認した。2. 制御則・駆動則の境界を移動することで，入力行列にスケジューリング変数がある場合の GS 制御系設計を容易にした。3. 本研究の適用対象を宇宙機の姿勢制御から軌道制御・振動制御，パラボラアンテナの制御，宇宙往還機，航空機の動揺低減へと広げることができた。これらは航空宇宙分野の様々な制御対象に対する LPV 制御理論の適用可能性および実用性を広げ，この分野の学術的発展に寄与するとともに，現場での制御技術の発展に大いに寄与するものと考えられる。

5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕（計 12 件）

- ① T. Sasaki and T. Shimomura: Attitude Control of a Spacecraft with a Double-Gimbal Variable-Speed Control Moment Gyro via LPV Control Theory, *Advanced in the Astronautical Sciences*, 査読有, Vol. 153, pp. 707-723 (2015)
- ② 佐々木貴広, 下村 卓: RW を搭載した宇宙機の姿勢制御と偏差 Quaternion に関する研究: 誤った定義を用いたときの収束範囲と制御性能, システム制御情報学会論文誌, 査読有, Vol. 28, No. 4, pp.127-132 (2015)
<https://doi.org/10.5687/iscie.28.127>
- ③ 佐々木貴広, 櫻又 直, 下村 卓: DGVSCMG を搭載した宇宙機の LPV 制御理論による姿勢制御, 日本航空宇宙学会論文集, 査読有, Vol. 63, No. 3, pp. 77-82 (2015)
<https://doi.org/10.2322/jjsass.63.77>
- ④ T. Sasaki, T. Shimomura, and S. Kanata: Spacecraft Attitude Control with RWs via LPV Control Theory: Comparison of Two Different Methods in One Framework *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan*, 査読有, Vol. 14, No. ists30, pp. Pd_15- Pd_20 (2016)
https://doi.org/10.2322/tastj.14.Pd_15
- ⑤ 坂本慎介, 下村 卓, 金田さやか: LMI による大型アンテナサーボ系のゲインスケジューリング制御, 日本航空宇宙学会論文集, 査読有, Vol. 64, No. 5, 276-280 (2016)
<https://doi.org/10.2322/jjsass.64.276>
- ⑥ 佐々木貴広, 下村 卓, 金田さやか: CMG を搭載した宇宙機の安定化制御: 駆動則設計による LPV モデルのスケジューリング変数削減法, システム制御情報学会論文誌, 査読有, Vol. 29, No. 11, pp. 469-475 (2016)
<https://doi.org/10.5687/iscie.29.469>
- ⑦ T. Sasaki and T. Shimomura: Gain-Scheduled Control/Steering Design for a Spacecraft with Variable-Speed Control Moment Gyros, *SICE, Journal of Control, Measurement, and System Integration*, 査読有, Vol. 10, No. 3, pp. 237-242 (2017)
<https://doi.org/10.9746/jcmsi.10.237>
- ⑧ 佐々木貴広, 下村 卓: DGVSCMG 搭載宇宙機の特異点にロバストな制御器設計, 日本航空宇宙学会論文集, 査読有, Vol. 65, No.

3, pp. 111-116 (2017)
<https://doi.org/10.2322/jjsass.65.111>

⑨ T. Sasaki, T. Shimomura, S. Pullen, and H. Schaub: Attitude and Vibration Control for a Flexible Spacecraft with Double-Gimbal Variable-Speed Control Moment Gyros, *Advances in Astronautical Sciences*, 査読有, Vol. 161, pp. 33-52 (2017)
<http://www.univelt.com/book=6309>

⑩ T. Sasaki, T. Shimomura, and S. Kanata: LMI-based Mixed H_2/H_∞ Control with Regional Constraints for Spacecraft Attitude Tracking, *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan*, 査読有, Vol. 16, No. 1, pp. 75-80 (2018)
<https://doi.org/10.2322/tastj.16.75>

⑪ R. Takase, Y. Hamada, and T. Shimomura: Aircraft Gust Alleviation Preview Control with a Discrete-Time LPV Model, *SICE, Journal of Control, Measurement, and System Integration*, 査読有, Vol. 11, No. 3, pp. 001-008 (articles in advance) (2018)
<https://www.jstage.jst.go.jp/browse/jcmsi/11/0/contents-char/en>

⑫ T. Sasaki, J. Alcorn, H. Schaub, and T. Shimomura: Convex Optimization for Power Tracking of Double-Gimbal Variable-Speed Control Moment Gyroscopes, *AIAA Journal of Spacecraft and Rockets*, 査読有, Vol. 55, Issue 3, pp. 001-011 (articles in advance) (2018)
<https://doi.org/10.2514/1.A33944>

[学会発表] (計 25 件)

① T. Sasaki and T. Shimomura: Spacecraft Attitude Control with RWs via LPV Control Theory: Comparison of Two Different Methods in One Framework, *30th International Symposium on Space Technology and Science* (Kobe, Japan, July 2015)
http://archive.ists.or.jp/upload_pdf/2015-d-11.pdf

② T. Sasaki and T. Shimomura: Spacecraft Attitude and Total Power Optimal Control with Redundant Double-Gimbal Variable-Speed Control Moment Gyros, *66th International Astronautical Congress* (Jerusalem, Israel, October,

2015)

③ T. Sasaki and T. Shimomura: Fault-Tolerant Architecture of Two Parallel Double-Gimbal Variable-Speed Control Moment Gyros, *AIAA SciTech, Guidance, Navigation, and Control Conference*, (San Diego, California, USA, January, 2016)

④ 佐々木貴広, 下村 卓: CMG を搭載した宇宙機の LPV モデリングに基づく安定化問題, 第 59 回システム制御情報学会研究発表講演会(SCI' 15) (2015 年 5 月, 大阪),

⑤ 大井俊彦, 金田さやか, 下村 卓: 線形行列不等式に基づく柔軟な宇宙構造物の制御系設計, 第 59 回宇宙科学技術連合講演会 (2015 年 10 月, 鹿児島)

⑥ 坂本慎介, 下村 卓, 金田さやか: LMI による大型アンテナサーボ系のゲインスケジューリング制御, 第 52 回日本航空宇宙学会中部・関西支部合同秋期大会 (2015 年 11 月, 大阪)

⑦ 佐々木貴広, 下村 卓, 金田さやか: DGVSCMG を搭載した宇宙機の姿勢制御とパワートラッキング, 第 52 回日本航空宇宙学会中部・関西支部合同秋期大会 (2015 年 11 月, 大阪)

⑧ 竹原諒一, 下村 卓, 金田さやか: LPV 制御理論に基づく宇宙往還機の再突入誘導, 第 58 回自動制御連合講演会 (2015 年 11 月, 神戸)

⑨ T. Sasaki, T. Shimomura, and S. Kanata: LPV Control and Singularity Avoidance of a Spacecraft with DGCMGs, 20th IFAC ACA, (Quebec, Canada, August, 2016).

⑩ T. Sasaki, T. Shimomura, and S. Kanata: Gain-Scheduled Control and Singularity Avoidance with a Double-Gimbal Variable-Speed Control Moment Gyro, *AIAA SPACE 2016 Astrodynamics Specialist Conference*, (Long Beach, California, USA, September, 2016).

⑪ Y. Paku, T. Shimomura, and Y. Hamada: Gain-Scheduled Preview Control for Aircraft Gust Alleviation, *SICE 2016* (Tsukuba, Japan, September, 2016).

⑫ T. Sasaki and T. Shimomura: Attitude Control of a Spacecraft with Variable-Speed Control Moment Gyros via LPV

Control Theory, SICE 2016 (Tsukuba, Japan, September, 2016).

- ⑬ T. Sasaki, T. Shimomura, and S. Kanata: Gain-Scheduled Attitude Control with Power Tracking and Singularity Avoidance of Double-Gimbal Variable-Speed Control Moment Gyros, 67th International Astronautical Congress (Guadalajara, Mexico, September, 2016).
- ⑭ 佐々木貴広, 下村 卓, 金田さやか: CMG搭載宇宙機の多目的駆動則設計による姿勢制御, 第60回システム制御情報学会研究発表講演会(SCI'16) (2016年5月, 京都)
- ⑮ T. Sasaki and T. Shimomura: Singularity Escape of a Spacecraft with a Double-Gimbal Variable-Speed Control Moment Gyro, 26th Workshop on Astrodynamics and Flight Mechanics (2016年7月, 神奈川)
- ⑯ 遠藤正貴, 下村 卓, 金田さやか: 宇宙往還機の軌道設計と誘導制御性能の改善, 第59回自動制御連合講演会 (2016年11月, 北九州)
- ⑰ 佐々木貴広, 下村 卓, 金田さやか: 宇宙機の姿勢制御とRWの回転数制御の同時実現一冗長自由度をもたない場合一, 第53回日本航空宇宙学会中部・関西支部合同秋期大会 (2016年11月, 名古屋)
- ⑱ 坂本慎介, 下村 卓, 金田さやか: LMIによる速度追従性を有するアンテナサーボ系の制御系設計, 第53回日本航空宇宙学会中部・関西支部合同秋期大会 (2016年11月, 名古屋)
- ⑲ T. Sasaki, T. Shimomura, S. Pullen, and H. Schaub: Attitude and Vibration Control for a Flexible Spacecraft with Double-Gimbal Variable-Speed Control Moment Gyros, 3rd DyCoSS, (Moscow, Russia, May-June, 2017)
- ⑳ T. Sasaki, T. Shimomura, and S. Kanata: LMI-based Mixed H_2/H_∞ Control with Regional Constraints for Spacecraft Attitude Tracking, 31st ISTS, (Ehime, Japan, June, 2017)
http://archive.ists.or.jp/upload_pdf/ISTS-2017-d-150_ISSFD-2017-150.pdf
- ㉑ T. Sasaki, H. Schaub, and T. Shimomura: Convex Optimization of a Spacecraft

Stabilization with a Double-Gimbal Variable-Speed Control Moment Gyro Actuator: Geometric Approach, 1st IEEE CCTA, (Hawaii, USA, August, 2017)

- ㉒ R. Takase, T. Shimomura, and Y. Hamada: Aircraft Gust Alleviation Preview Control with a Discrete-Time LPV Model, SICE 2017 (Kanazawa, Japan, September, 2017)
- ㉓ 島田健史, 下村 卓, 金田さやか, 佐々木貴広: DGVSCMG搭載宇宙機の姿勢制御一極配置と非干渉化によるPD制御系設計一, 第61回宇宙科学技術連合講演会 (2017年10月, 新潟)
- ㉔ 坂本慎介, 下村 卓, 金田さやか: LMIを用いたアンテナサーボ制御系におけるフィードバックの影響, 第54回日本航空宇宙学会関西・中部支部合同秋期大会 (2017年11月, 京都)
- ㉕ 島田健史, 下村 卓, 金田さやか: DGVSCMG搭載宇宙機の姿勢制御: 極配置と非干渉化によるPD制御系設計, 第60回自動制御連合講演会 (2017年11月, 調布)

[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]

ホームページ等

<http://www.aero.osakafu-u.ac.jp/as/shimomura/>

6. 研究組織

(1)研究代表者

下村 卓 (SHIMOMURA, Takashi)

大阪府立大学・大学院工学研究科・教授

研究者番号: 40243191