

令和 5 年 6 月 14 日現在

機関番号：12701

研究種目：基盤研究(C) (一般)

研究期間：2020～2022

課題番号：20K04917

研究課題名(和文) 特異入力を活用し高トルクを実現するピラミッド型マイクロVS-CMGの開発

研究課題名(英文) Development of Pyramid-type Micro VS-CMG with High Torque Utilizing Singular Input

研究代表者

樋口 丈浩 (Higuchi, Takehiro)

横浜国立大学・大学院環境情報研究院・准教授

研究者番号：20403652

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 3,300,000円

研究成果の概要(和文)：近年、衛星の姿勢制御はより高速な姿勢制御が求められている。本研究は小型衛星を対象に高速姿勢変更を実現するために、可変速コントロールモーメントジャイロ(VS-CMG)と呼ばれる制御装置の高効率利用方法の提案とその制御則に関する研究である。本研究では従来の機器では無駄となっていたトルクを有効に活用する方法を提案・検証し、特に有効であると考えられる超小型の姿勢制御装置の開発・実証実験を行った。研究により、効率的な制御を行うための制御則の完成、地上試験機を用いた制御の実証を行った。

研究成果の学術的意義や社会的意義

衛星の高速姿勢変更は例えば大規模災害時にいち早く災害エリアの観測を行うために、衛星の姿勢を大きく・高速に変更するために必要不可欠な技術となる。本研究により開発された制御装置及び制御則を小型の衛星に適用することにより、多くの小型衛星が高速に姿勢変更が可能となり、災害情報の迅速な把握や通信等が実施できるようになる。将来的にはより小型なデバイスを実現することにより、超軽量の柔軟部材などの形状安定に寄与させることも可能であり、安価軽量の宇宙構造物の構築などにも寄与できる。

研究成果の概要(英文)：In recent years, faster attitude control of satellites has been demanded. This research proposes a highly efficient utilization of a variable speed controlled moment gyro (VS-CMG) to achieve high-speed attitude maneuver for small satellites. In this research, we proposed and verified a method to effectively utilize torque that is wasted in conventional devices, and developed and demonstrated an very small attitude control device that is considered to be particularly effective for small satellites. Through this research, control laws for efficient operation of VS-CMGs were completed and control was demonstrated using ground test equipment.

研究分野：航空宇宙工学

キーワード：準最適制御則 高速姿勢変更 VSCMG

### 1. 研究開始当初の背景

衛星の姿勢変更は高い精度が要求されると共に、近年では素早く衛星の姿勢変更をすることが要求されている。高速姿勢変更は災害時の情報収集やガンマ線バーストの計測など様々なミッションでの活用が期待されており、今後の宇宙開発には必要不可欠な技術であると言える。CMG(図1)は高トルクが発生可能な制御装置として、研究・開発が行われており、実際にISSやPleiades-HRなどに搭載されている。これらCMGは回転するホイールを強制的にジンバル(回転軸自体を変更)することにより、大きなトルクを発生させることができる。CMGは一般的な制御装置に比べ発生トルクが大きいものの、特定の要求軸回りにトルクが発生することができなくなる特異点の問題や駆動部が多くなり故障率が高くなる問題がある。また、駆動部分が多くなることにより構造自体も大きくなり、特に高トルクを要する大型衛星や高精度・高速姿勢変更を要する地球観測衛星などに実用化・搭載が限られている。一方、小型衛星への適用は幾つかあるが、十分なトルクを発生させるためにはある程度の大きさを要することとなり衛星の大部分をCMGが占めることになる。現在、世界最小のCMGは1/2Uクラス(100mm×100mm×50mm)のものであるが、これは1Uクラスの衛星に搭載が予定されており、衛星全体の半分の体積を占めるものとなっている。

これまで一般的にCMGのホイール自体が保有する角運動量を変化させるVS-CMGには大きな注目が与えられることは少なかった。これは大トルクを発生させることのできるCMGはISSのような巨大な宇宙構造物や大型の衛星で使用されることが多く、大角運動量を保持させたまま、姿勢変更を行う事に主眼を置いているからである。また、大角運動量を保有するホイールの回転速度を変更させることはエネルギー的にも無駄が多く、さらには故障個所の増大やシステムの巨大化にもつながることが想定されてしまう。一方、小型衛星においてCMGを搭載する際、CMGのホイールが保有する角運動量は小さく、軸の摩擦の影響も大きいため、常にモータからトルクが与えられることが一般的である。この既にあるモータを可変速とすることにより「リアクションホイールとしてのトルク」、「特異入力となるCMGの有効活用」の2点を同時に利用し、一般的なCMGでは得られない高トルクを出すシステムを、アルゴリズム開発とシステム開発の両面からアプローチするのが本研究となる。

### 2. 研究の目的

本研究ではCMGを利用した最短時間姿勢変更問題に着目し、CMGのホイールを可変速としたピラミッド型Variable Speed(VS)-CMGを用いた最短時間姿勢変更を、実機実験・制御系設計を通し、世界最小の高トルクVS-CMGを実現することを目的としている。VS-CMGを用いた衛星の最短時間姿勢変更では、特に小型の衛星においてその効果が有効であることが知られ始めている。本研究においては提案機器・手法の小型衛星への適用、同サイズのCMGに対しトルク400%の達成、さらには世界最小・インチサイズの超小型姿勢制御装置としての性能を、実機開発を通して確認する。インチサイズの姿勢制御装置は小型衛星の姿勢制御にのみ有効であるだけでなく、宇宙空間の柔軟構造物の部位別姿勢制御や空中での小型飛行体、地上ロボットの部位姿勢制御などへの応用が期待される。

本研究では、CMGの特性を最大限に活かすため、これまで主流とされる特異点回避問題に関する研究とは指向を変え、特異点を気にする必要が無い、フィードフォワード型制御手法を用いる。従来、特異点は追従すべき姿勢角履歴に対するCMGの駆動則に起因する問題であり、目標角のみを指定するrest-to-rest型の最短時間制御を行う際には発生しない。しかしながら一般的なピラミッド型CMGでは姿勢変更する軸方向へのトルク寄与ができないホイール、すなわち、発生トルクが目標方向と直角方向になっている状況について、特異入力と呼ばれる中間的な入力が発生してしまう問題がある。一方、この特異入力が発生するCMGの回転軸はCMGが保有している角運動量の軸と同一方向であるため、CMGのホイールを可変速(VS)とすることにより、CMGのジンバルを止めたまま、リアクションホイールとしての能力を発揮し、姿勢変更に大きく寄与することができる。このようにVS-CMGを用いる事により、目標角への姿勢変更をより速く行うことができるシステムを提案し、開発する。

### 3. 研究の方法

研究は大きく分けて、数値シミュレーションと制御則設計を中心としたソフトウェア研究・開発と実機を作成するハードウェア開発を並行して進め、最終的に超小型VS-CMGを開発する。

準最適制御則はオンラインで搭載可能なフィードフォワード制御則と最終的に姿勢を制定させるためのフィードバック制御則で構成される。フィードフォワード制御則は最短時間姿勢変更の結果をもとに、要求された目標回転角に対するVS-CMGの最適入力の近似解を用いる。特異入力が発生するCMG以外はバンバン制御となるため、入力の切り替えタイミングを近似する。特異入力が発生するCMGについてはCMGの軸方向をどのように調整するか、ホイールの角運動量

についてどのようにするかについて検証を行った上で、近似則としてフィードフォワード制御則を構築する。このフィードフォワード制御則を構築するにあたり、総当り的な最短時間姿勢変更に関するデータ収集を行う。フィードフォワード制御則では直接的に各入力を近似式等により算出するため、そもそも特異点が存在しない。フィードバック制御則は既存のクォータニオンフィードバック則をベースとし、VS-CMG に対する駆動則を適用する。以上のように、ソフトウェア開発部分では VS-CM の準最短時間姿勢変更を目標とし、オフライン最適解の収集と制御則の設計を行う。

ハードウェアの開発は VS-CMG 本体と周辺機器の開発に分けられる。本研究の主目的の一つである VS-CMG の小型化を目指すため、本体の設計・モータの選定等には複数の選択肢を設定し、製作を行う。初期段階ではある程度大きさのある VS-CMG を開発し、駆動システム、計測機器、基本的な制御則・駆動則に関する検証を行う。ソフトウェア側の開発と並行し、段階的に小型 VS-CMG の開発を行う。モータなどの駆動部分は購入するが、CMG などの機械部品については CAD デザインを用い 3D モデリングマシンにより作成する。この際、ホイールの保有できる角運動量をできるだけ大きくするための設計最適化も含め行う。また、周辺機器として小型 VS-CMG が搭載可能なエアベアリング機構を導入し、宇宙空間を再現するものとする。ソフトウェアおよびハードウェアの両面での開発を並行し実施することにより、超小型 VS-CMG を開発する。

#### 4. 研究成果

3 年の研究機関において、本件研究では大きく分けて 4 つに分類される研究成果を達成した。以下、分類別にそれら成果を示す。

##### (1) VSCMG を含む CMG の最短時間姿勢変更の検証

準最適制御則の設計にあたり、まずは実際の最適解に関する検証を行う必要がある。問題の基本的な構成と結果例をここに示す。一般的な CMG システムと異なり、ジャイロホイールの角運動量項が存在しており、有効に活用されている結果が得られた。図 1 に VSCMG の最短時間姿勢変更の結果例を示す。結果では第 2 ジンバルに特異入力が発生していることが見て取れ、回転に有効なトルクを発生させることができている様子が見て取れる。VSCMG では角運動量を可変とすることにより、展開に寄与するトルクが発生できていることが図から読み取れる。また、網羅的に様々な回転条件下で最適化計算を行った結果、従来モデルに対して、若干に角運動量の変更を許可するだけで 4% 程度の展開時間が改善されることがわかった。様々な回転条件における計算結果を得るとともに、この先設計される準最適制御則に利用できるデータなどの確保も実施した。

##### (2) 準最適制御則の基本設計

衛星の高速姿勢変更を最適化計算によって解くには、繰り返し計算や初期仮定解が必要であり、計算コストが高くなるという問題点がある。そこで本研究では初期仮定解によらないリアルタイムで制御可能な準最適制御則を提案した。本制御則はルールベースに基づくフィードフォワード制御とフィードバック制御則を用いて設計されている。フィードフォワード制御は最適解の結果からポントリャーギンの最小原理を基に設計を行っている。最終的な姿勢角誤差はフィードバック制御により修正される。ルールベースに基づく本提案制御則は繰り返し計算を行わずに最短時間で衛星を制御することが出来る。

フィードフォワード制御ではバンバン入力の推定項と特異入力の推定項にわけることができる。バンバン入力はシューティング法を用いて解き、その結果をもとにポントリャーギンの最小原理を用いて入力を算出する。本研究で

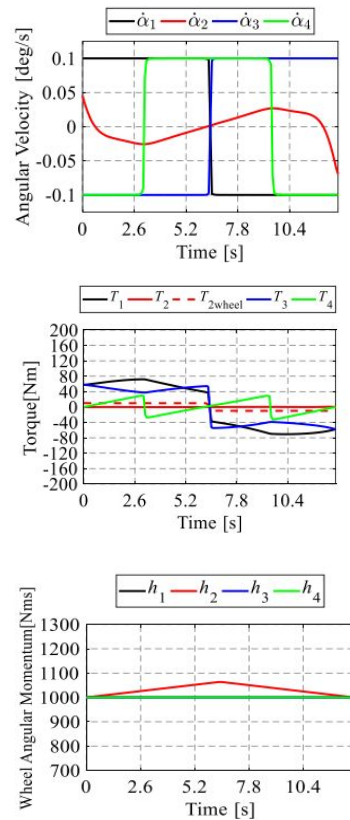


図 1 数値最適解 (VSCMG)  
上：ジンバル角速度，中：発生トルク，下：ホイールの角運動量変化

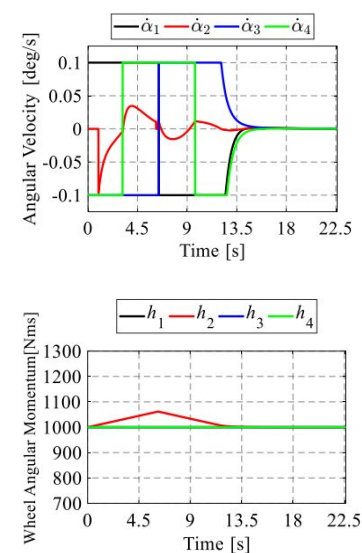


図 2 準最適制御則の設計例  
上：ジンバル角速度  
下：ホイール角運動量

はこれら随伴変数を前節で求めた数値最適化で求めた初期値のみを初期随伴変数として利用することにより、計算の発散を防ぎ、少ないコストで準最適な結果を得られるものとしている。フィードフォワード制御では次に示す 5 つのステップを順番に実施することにより、その入力を算出する。1: 特異入力が発生するジンバルの推定, 2: 特異入力の入力量の決定, 3: VSCMG として利用する CMG の選定, 4: 随伴変数初期値の推定, 5: マヌーバ終了時間の予測。以上のステップを通して、特異点の存在しないフィードフォワード制御を実現する。

フィードバック制御ではフィードフォワード制御で残った姿勢角の偏差を小さくすることを目的としている。フィードバック制御におけるトルクの指令値は一般的なクォータニオンフィードバック制御を用いて求めた。またフィードフォワード制御とフィードバック制御との切り替えはシグモイド関数から得られる重み係数によって滑らかに切り替えを行うことができるように設計した。

以上設計された制御則を適用し、計算した結果を示す。図 2 に各入力結果、図 3 は発生トルクや姿勢変化の出力結果を示す。図 2 の入力は設計したフィードフォワード制御則により前半のバンバン制御および得意入力が表現されており、後半ではフィードバック制御により収束する方向に動いている様子が見て取れる。図 3 は発生トルクと姿勢角を示してあり、適切に動作している様子が見て取れる。

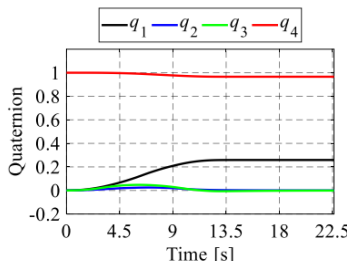
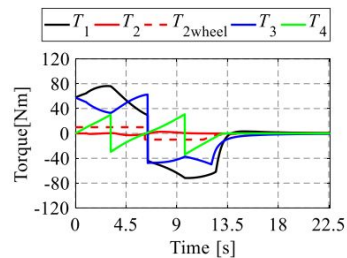


図 3 準最適制御則出力結果  
上：発生トルク，下：姿勢角

### (3) 初期随伴変数の感度解析

フィードフォワード制御を実際の衛星に導入するにあたって問題となる点が 2 つある。それらはフィードフォワード制御による残留誤差と初期随伴変数の適用範囲である。前者はその後に来るフィードバック制御により適切に収束させることができる。後者については、すべての回転条件における初期随伴変数を確保することは現実的ではないため、初期随伴変数に関する感度解析を行った。

まず、ある軸周りに 90 度回転の最短時間姿勢変更を解いた時の初期随伴変数を利用したその他の目標角へのフィードフォワード制御の終端における残留角度と残留角速度を調査した。図 4 にそれらの値が示されており、いずれも 90 度では良好な値が見て取れるものの、残留角度と残留角速度が相反する傾向を示していることが見て取れる。ここで、これらの値の積をコストとして利用することにより、その初期随伴変数の適用範囲を適切に評価することができる。積により求まる値は 90 度で最小となった。また、より大きな角度のマヌーバに共有するよりも小さな角度に共有する方がコストの増加率が小さく影響が少ないということがわかる。結果、コスト増加率が 5% 未満となる範囲が -15 度から +5 度となっており、20 度間隔の初期随伴変数を用意しておけば十分な精度のフィードフォワード制御が行えると考える。例えば、マヌーバ角度要求が 0 度から 180 度の間で 0.1 度精度のミッションにおいても、10 度、30 度、50 度、70 度、90 度、110 度、130 度、150 度、170 度の 9 つのマヌーバ角度に対して事前に最適計算を行うこと（初期随伴変数を用意すること）で、実用的な制御が可能であるということが分かった。

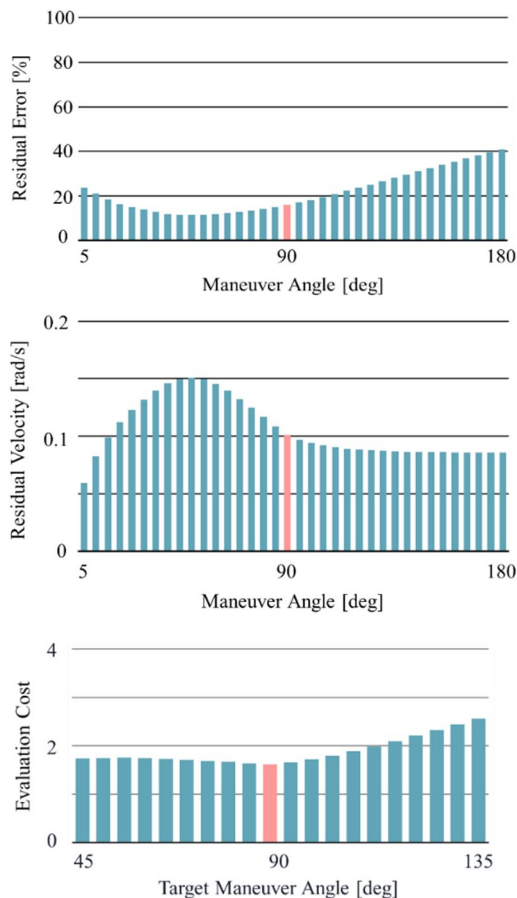


図 4 90 度の初期随伴変数を用いた時の  
上：終端角度誤差，中：残留角度誤差率  
下：上記 2 つの積で示されるコスト

#### (4) 実験機開発と検証

第4項目として、VS-CMGの性能評価実験について説明する。まず、VS-CMG試験機などによって構成された実験装置の概要について述べ、実験結果を示す。図5に、VS-CMG試験機の外観および構成図を示す。設計・作成されたVSCMGを球体浮上装置の治具上に設置し、マイコン、慣性センサ、制御用の小型PC、PC用のモバイルバッテリー、モータ駆動回路および回路を作成するためのブレッドボードも載せた状態で実験装置を構築した。球体浮上装置の上に設置することにより3軸周りの自由度を持つ無重力環境を実現している。

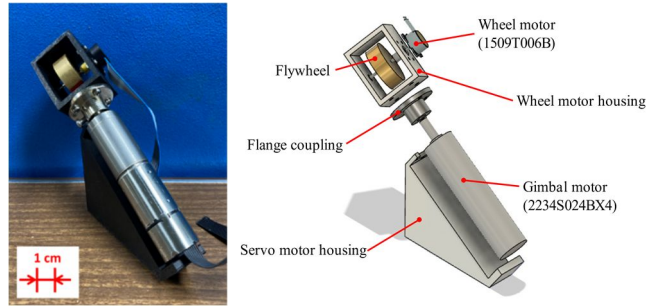


図5 VS-CMG試験機(左)と構成図(右)

図6は姿勢変更の要求トルクに対して行われた制御結果になる。上図のトルク要求値、中図は各ジンバルの角度、下図は姿勢角を示している。下図において、遅れはあるものの要求されている姿勢角に回転できていることがわかる。上図のトルク要求値が遅れて収束しているのは姿勢角が十分に発揮できていない可能性が示唆される。しかしながら、動作初期10秒程度は設計トルクが十分に発生させられていることが読み取れる。

本例のみならず、様々な制御環境で実験を実施し、VSCMGに関する諸制御に関する問題や傾向などを得ることができた。

以上の4つの分類に分けられた研究成果を得ることができた。当初目標のインチサイズの実現までには至らなかったが、準最適制御則開発、発生トルクの傾向や問題点など様々な知見を得ることができた。

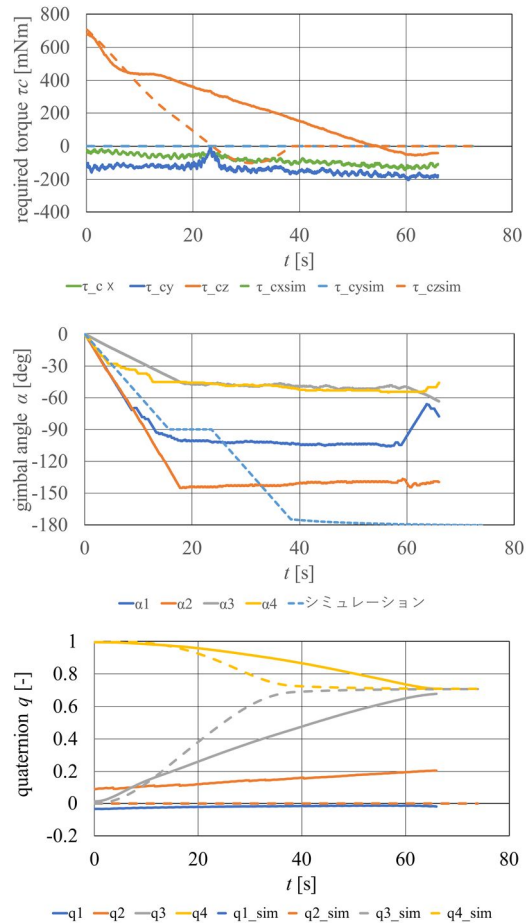


図6 ジャイロ効果によるトルクの評価実験における 上：要求トルク，中：ジンバル角度，下：姿勢角 の実験結果

5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕 計2件（うち査読付論文 2件 / うち国際共著 0件 / うちオープンアクセス 0件）

1. 著者名 Tsuchiya Mitsuyoshi、Higuchi Takehiro	4. 巻 20
2. 論文標題 Semi-Optimal Control Using Shooting Method for Real Time Minimum-Time Maneuver of Satellite with VSCMG	5. 発行年 2021年
3. 雑誌名 AEROSPACE TECHNOLOGY JAPAN, THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES	6. 最初と最後の頁 9~18
掲載論文のDOI (デジタルオブジェクト識別子) 10.2322/astj.20.9	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスではない、又はオープンアクセスが困難	国際共著 -

1. 著者名 TSUCHIYA Mitsuyoshi、HIGUCHI Takehiro	4. 巻 19
2. 論文標題 Semi-Optimal Control for Minimum-Time Maneuver of Satellite with Variable Speed Pyramid Type SGCMGs	5. 発行年 2021年
3. 雑誌名 TRANSACTIONS OF THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES, AEROSPACE TECHNOLOGY JAPAN	6. 最初と最後の頁 24~33
掲載論文のDOI (デジタルオブジェクト識別子) 10.2322/tastj.19.24	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスではない、又はオープンアクセスが困難	国際共著 -

〔学会発表〕 計8件（うち招待講演 0件 / うち国際学会 2件）

1. 発表者名 及川 航平, 樋口 丈浩, 藤井 元春, 星加 那音, 海江田 蒼, 淵脇 大海
2. 発表標題 小型宇宙機の最短時間姿勢変更のための準最適制御におけるVSCMGの有効性
3. 学会等名 第65回宇宙科学技術連合講演会
4. 発表年 2021年

1. 発表者名 藤井 元春, 樋口 丈浩, 及川 航平, 星加 那音, 海江田 蒼, 淵脇 大海
2. 発表標題 VSCMG搭載小型衛星のFF/FB姿勢制御則の切り替え時刻最適化
3. 学会等名 第65回宇宙科学技術連合講演会
4. 発表年 2021年

1. 発表者名 星加 那音, 樋口 丈浩, 及川 航平, 藤井 元春, 海江田 蒼, 淵脇 大海
2. 発表標題 超小型ピラミッド型VS-CMG姿勢制御装置の試験機開発
3. 学会等名 第65回宇宙科学技術連合講演会
4. 発表年 2021年

1. 発表者名 Kohei Oikawa, Takehiro Higuchi, Motoharu Fujii, Naoto Hoshika, So Kaieda, Ohmi Fuchiwaki
2. 発表標題 Semi-Optimal Control Law for Minimum-Time Maneuver of Satellite with Pyramid-Type VSCMG
3. 学会等名 33rd International Symposium on Space Technology and Science (国際学会)
4. 発表年 2022年

1. 発表者名 及川航平, 樋口丈浩, 土屋光慶, 上野誠也
2. 発表標題 ピラミッド型VSCMG搭載衛星の最短時間姿勢変更
3. 学会等名 第64回宇宙科学技術連合講演会
4. 発表年 2020年

1. 発表者名 星加那音, 藤井元春, 海江田蒼, 鳥居壮瑠, 淵脇大海, 樋口丈浩
2. 発表標題 超小型ピラミッド配置VS-CMG姿勢制御実験機の開発
3. 学会等名 第66回宇宙科学技術連合講演会講演集
4. 発表年 2022年

1. 発表者名 海江田蒼, 藤井元春, 星加那音, 鳥居壮瑠, 淵脇大海, 樋口丈浩
2. 発表標題 VSCMG搭載小型衛星実験機における準最短時間姿勢変更実験
3. 学会等名 第66回宇宙科学技術連合講演会講演集
4. 発表年 2022年

1. 発表者名 Motoharu Fujii, Kohei Oikawa, Takehiro Higuchi, Naoto Hoshika, So Kaieda, Ohmi Fuchiwaki
2. 発表標題 Sensitivity Analysis of Initial Costate for Semi-Optimal Attitude Control Law of Small Satellites with VSCMGs
3. 学会等名 SICE Annual Conference2022 (国際学会)
4. 発表年 2022年

〔図書〕 計0件

〔産業財産権〕

〔その他〕

-

6. 研究組織

	氏名 (ローマ字氏名) (研究者番号)	所属研究機関・部局・職 (機関番号)	備考
研究分担者	淵脇 大海  (Fuchiwaki Ohmi)  (20377021)	横浜国立大学・大学院工学研究院・准教授   (12701)	

7. 科研費を使用して開催した国際研究集会

〔国際研究集会〕 計0件

8. 本研究に関連して実施した国際共同研究の実施状況

共同研究相手国	相手方研究機関
---------	---------