

令和 4 年 5 月 26 日現在

機関番号：24403

研究種目：基盤研究(C) (一般)

研究期間：2019～2021

課題番号：19K04837

研究課題名(和文)CMGを用いた宇宙機の最適フィードバック姿勢制御に関する研究

研究課題名(英文)Optimal feedback control of spacecraft attitude using control moment gyros

研究代表者

山田 克彦(Yamada, Katsuhiko)

大阪府立大学・工学(系)研究科(研究院)・客員教授

研究者番号：30402481

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 1,700,000円

研究成果の概要(和文)：宇宙機の姿勢制御アクチュエータが複数台の1軸ジンバルCMG(Control Moment Gyro)である場合に、宇宙機を高速かつ確実に姿勢変更させるためのフィードバック姿勢制御系について検討した。この系に対して各時刻の姿勢誤差から最適なジンバル角速度を直接的に求めるアルゴリズムを提案し、ピラミッド配置のCMG系に適用した。その結果、CMGが4台の場合、1台が故障して3台となった場合、2台が故障して2台となった場合の、いずれの場合においても、ほぼ同じアルゴリズムで宇宙機の姿勢制御が行えることを実験検証できた。

研究成果の学術的意義や社会的意義

CMGを用いた宇宙機の姿勢制御系では通常姿勢制御トルクからジンバル角速度を求めるが、この際に変換マトリクスが特異になってジンバル角速度を求められないことがある。本方法では姿勢制御誤差から姿勢制御トルクを求めずに、直接的にジンバル角速度を求めるために特異の問題を避けることができる。また、この方法では、CMGの台数によらずにほぼ同じアルゴリズムを適用することができるため、CMGの1台または2台が故障したような場合にも対応することができる。このような利点を有する方法は類似例がなく、学術的意義を有するとともに、実際の宇宙機に対して適用することで、信頼性の高い高速姿勢制御系を実現することができる。

研究成果の概要(英文)：A feedback attitude control system was studied for agile and reliable attitude change of a spacecraft with multiple single-axis gimbal CMGs (Control Moment Gyros) as attitude control actuators. For this system, we proposed an algorithm to directly calculate the optimal gimbal angular velocity from the attitude error at each sampling time, and applied it to a CMG system with a pyramid configuration. As a result, it was experimentally verified that the same algorithm can control the attitude of a spacecraft in the case of four CMGs, the case of three CMGs due to the failure of one CMG, and the case of two CMGs due to the failure of two CMGs.

研究分野：宇宙機の力学と制御

キーワード：宇宙機 姿勢制御 CMG 最適制御

様式 C-19、F-19-1、Z-19 (共通)

1. 研究開始当初の背景

宇宙機の姿勢制御では、高速で姿勢変更を行うために複数台の Control Moment Gyro (CMG) が用いられる。CMG のうち、ジンバル軸が1つのものは Single-gimbal CMG (SGCMG) と呼ばれ、3軸姿勢制御のためには3台以上の SGCMG を組み合わせた CMG システムを構成することが一般的である。通常は、宇宙機の姿勢制御から姿勢制御トルクを求めて、それからステアリング則によって CMG のジンバル角速度を求めることになるが、この場合には、姿勢制御トルクを実現するジンバル角速度を求められない特異点が存在する。この特異点を回避することは容易ではなく、CMG を宇宙機の姿勢制御に用いる際の障害となっていた。

2. 研究の目的

本研究の目的は、宇宙機の姿勢制御において CMG のもつ能力を損なうことなく、より簡単な制御則によって CMG を使用できるようにすることである。SGCMG の組合わせで宇宙機の姿勢制御を行う場合は、上記のような特異点を回避するために複雑な姿勢制御則を用いることが一般的であるが、より簡単な制御則で宇宙機の高速姿勢制御を実現することをめざす。

3. 研究の方法

本研究では宇宙機と CMG システムを分割せずに1つの統合システムとして扱うアプローチで特異点の存在下でも高速かつ正確な姿勢制御を実現する姿勢制御手法を提案する。本手法では、最短時間での姿勢変更を実現するジンバル角速度軌道を事前に計算しておき、CMG システムのジンバル角速度をステアリング則ではなく、その軌道に従って決定する。この軌道は統合システムのキネマティクスに基づきながら最適化されるため、特異点の存在が考慮されており、この軌道に従う限り特異点問題は顕在化しない。また、制御途中においても軌道の再計算を繰り返すことで外乱やパラメータ不確かさによる誤差をキャンセルし、ロバスト性を確保する。

4. 研究成果

(1) 力学モデルとキネマティクス

① CMG の力学モデル

4台の SGCMG を図1のように配置したピラミッド配置型 CMG システムを考える。ボディ系の x, y, z 軸をそれぞれ図1のように定めると、各 CMG が持つ角運動量はそれぞれ次のように与えられる。

$$\begin{aligned} [\mathbf{h}_1]_B &= h_w \begin{bmatrix} -\sin \theta_1 \cos \beta \\ \cos \theta_1 \\ \sin \theta_1 \sin \beta \end{bmatrix}, & [\mathbf{h}_2]_B &= h_w \begin{bmatrix} -\cos \theta_2 \\ -\sin \theta_2 \cos \beta \\ \sin \theta_2 \sin \beta \end{bmatrix}, \\ [\mathbf{h}_3]_B &= h_w \begin{bmatrix} \sin \theta_3 \cos \beta \\ -\cos \theta_3 \\ \sin \theta_3 \sin \beta \end{bmatrix}, & [\mathbf{h}_4]_B &= h_w \begin{bmatrix} \cos \theta_4 \\ \sin \theta_4 \cos \beta \\ \sin \theta_4 \sin \beta \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (1)$$

ただし、 β はスキュー角、 h_w はホイールの持つ運動量の大きさ、 θ_k ($k \in \{1, 2, 3, 4\}$) はジンバル角を表す。また、 $[\cdot]_B$ はベクトルのボディ系表現を意味する。ジンバルの回転によって生じる角運動量は無視できるほど小さいと仮定すると、CMG システムが持つ総角運動量は次式で表される。

$$\mathbf{h}_c(\boldsymbol{\theta}) = \sum_{k=1}^4 \mathbf{h}_k(\theta_k) \quad (2)$$

ここで、 $\boldsymbol{\theta} = [\theta_1, \theta_2, \theta_3, \theta_4]^T$ である。CMG が宇宙機に与える制御トルク $\boldsymbol{\tau}_c$ は $\mathbf{A}(\boldsymbol{\theta}) = (1/h_w)\partial\mathbf{h}_c/\partial\boldsymbol{\theta}$ を用いて

$$\boldsymbol{\tau}_c = -\dot{\mathbf{h}}_c = -h_w\mathbf{A}(\boldsymbol{\theta})\dot{\boldsymbol{\theta}} \quad (3)$$

と表される．式 (3) を変形することにより最も単純なステアリング則が次式のように導かれる．

$$\dot{\theta} = -\frac{1}{h_w} A^\dagger(\theta) \tau_c \quad (4)$$

ただし， A^\dagger は A の疑似逆行列を意味する．ジンバル角の組み合わせによっては A のランクは 2 以下になり，このような特異点では疑似逆行列 A^\dagger を求めることはできず，ステアリング則 (4) は機能しなくなる．

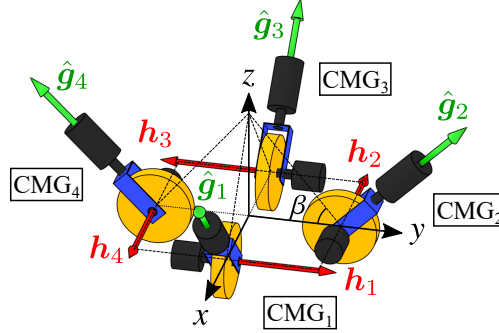


図1 ピラミッド配置型 CMG

(2) 最短時間姿勢制御

① 提案手法の構造

提案手法の制御目的は宇宙機を可能な限り高速に目標姿勢へ回転させ，その後目標姿勢を維持することである．本手法は 2 つのフェーズで構成される．1 つは時間最小化フェーズ (Time minimization phase; TMP)，もう 1 つは誤差最小化フェーズ (Error minimization phase; EMP) である．

制御は TMP から始まる．TMP では，まず姿勢変更前に非線形計画問題 (NLP) を解いて，初期姿勢から目標姿勢まで最短時間で到達するための軌道 (時間最小軌道) を求める．その後，姿勢変更を開始して求めた軌道に従って CMG システムのジンバル角速度を操作する．姿勢変更開始後は一定の短い時間間隔で軌道を更新する EMP フェーズに移行する．

EMP でも TMP と同様に一定の短い時間間隔で軌道を更新していくが，目標状態を終端拘束とするのではなく，最適化問題の評価関数を目標姿勢との誤差にとる．終端拘束を外したため問題はつねに実行可能となり，また，評価関数は目標姿勢との誤差であるから宇宙機の姿勢は目標姿勢へ漸近する．

② 軌道の離散化

宇宙機の姿勢表現には Rodrigues パラメータ \mathbf{p} を用いる．軌道の最適化を有限次元の最適化問題に帰着させるために，軌道を有限個のパラメータで表現することを考える．ここで， N 個の三角パルス関数 $\alpha_1(\tau), \dots, \alpha_N(\tau)$ を次式で定義する．

$$\alpha_i(\tau) = \begin{cases} \frac{1}{\Delta\tau}(\tau - (\tau_{ci} - \Delta\tau)) & (\tau_{ci} - \Delta\tau \leq \tau \leq \tau_{ci}) \\ \frac{1}{\Delta\tau}((\tau_{ci} + \Delta\tau) - \tau) & (\tau_{ci} \leq \tau \leq \tau_{ci} + \Delta\tau) \\ 0 & \text{otherwise} \end{cases} \quad (5)$$

ただし，

$$\tau_{ci} = (i-1)\Delta\tau, \quad \Delta\tau = \frac{1}{N-1} \quad (i \in \{1, \dots, N\}) \quad (6)$$

そして，ジンバル角速度 $\dot{\theta}$ ，および，姿勢の加速度 $\ddot{\mathbf{p}}$ の軌道を N 個の三角パルス関数 $\alpha_1(\tau), \dots, \alpha_N(\tau)$ の重み付き線形結合として表現する．

$$\dot{\theta}_k(t; \mathbf{u}_k, T) = \sum_{i=1}^N u_{ki} \alpha_i(\tau(t; T)), \quad \ddot{\mathbf{p}}_k(t; \mathbf{v}_k, T) = \sum_{i=1}^N v_{ki} \alpha_i(\tau(t; T)) \quad (7)$$

ただし， $\mathbf{u}_k = [u_{k1}, \dots, u_{kN}]^T$ ， $\mathbf{v}_k = [v_{k1}, \dots, v_{kN}]^T$ は重み， T は姿勢変更完了時間， $\tau(t; T) = t/T$ である．

③ TMP における初回の軌道生成

TMP では姿勢変更前に NLP を解き時間最小軌道を求める。CMG の物理的制約として以下の制約を設ける。

$$|\ddot{\theta}_k| \leq \ddot{\theta}_{\max}, \quad |\dot{\theta}_k| \leq \dot{\theta}_{\max} \quad (k \in \{1, 2, 3, 4\}) \quad (8)$$

また、境界条件として以下を設ける。

$$\dot{\theta}(0; \bar{u}, T) = \dot{\theta}_0, \quad \dot{\theta}(T; \bar{u}, T) = \mathbf{0}, \quad \dot{p}(T; \bar{v}, T) = \mathbf{0}, \quad p(T; \bar{v}, T) = p_f \quad (9)$$

ただし、添字 \cdot_0, \cdot_f はそれぞれ初期値、目標値を意味する。軌道を決定づけるパラメータをまとめて $\mathbf{x} = [\bar{u}^T, \bar{v}^T, T]^T$ とおく。時間最小軌道は次の NLP を解くことによって得られる。

$$\min_{\mathbf{x}} T, \quad \text{subject to} \quad T \geq 0, \quad (8), (9) \quad (10)$$

④ TMP における軌道更新

姿勢変更途中の軌道更新は短時間で完了できる必要があるため計算コストの大きい NLP (10) をそのまま使用することはできない。そこで、軌道更新には NLP (10) を 1 次近似することによって得られる LP を用いる。

⑤ EMP における軌道更新

EMP における軌道更新には TMP における軌道計算に用いる LP に以下の変更を適用したものを使用する。

- 評価関数を「姿勢変更完了時間」から「姿勢と姿勢速度の目標値との誤差」に変更
- 終端条件を除去
- 姿勢変更完了時間 T を設計変数から外し定数 T_h で固定

変更後の評価関数は次式で表される。

$$J = \sum_{i=1}^{N_Q} (\|e_p(t_i^Q; \bar{v})\|^2 + \mu \|e_{\dot{p}}(t_i^Q; \bar{v})\|^2) \quad (11)$$

ただし、 $e_p(t; \bar{v}) = p(t; \bar{v}, T_h) - p_f$, $e_{\dot{p}}(t; \bar{v}) = \dot{p}(t; \bar{v}, T_h) - \dot{p}_f$ ($\dot{p}_f = \mathbf{0}$), μ は正の実数, N_Q は自然数である。また、 t_i^Q ($i \in \{1, \dots, N_Q\}$) は次式で定義される。

$$t_i^Q = \frac{T_h(i-1)}{N_Q-1} \quad (12)$$

式 (11) は設計変数について線形ではないが「凸二次形式 + 定数」の形式へ変形できるため問題は二次計画問題 (QP) となる。

(3) 数値シミュレーション

提案手法による宇宙機の姿勢制御シミュレーション結果を示す。ここでは、宇宙機全体の慣性テンソルのノミナル値を $[J]_B = \text{diag}[10, 10, 10] \text{ kgm}^2$, そのモデル化誤差を $[J_e]_B = \text{diag}[0.4, -0.1, 0.3] \text{ kgm}^2$, スキュー角を $\beta = 45 \text{ deg}$, CMG のホイールが持つ角運動量の大きさを $h_w = 1 \text{ Nms}$ に設定する。また、CMG の物理的制約は $\ddot{\theta}_{\max} = 5 \text{ rad/s}^2$, $\dot{\theta}_{\max} = 1 \text{ rad/s}$ とし、宇宙機および CMG システムの初期状態は $\dot{\theta}_0 = [0, 0, 0, 0]^T \text{ rad/s}$, $\theta_0 = [0, 0, 0, 0]^T \text{ rad}$, $\dot{p}_0 = [0, 0, 0]^T$, $p_0 = [0, 0, 0]^T$ とする。提案手法における各パラメータは $N = 30$, $N_K = 54$ (TMP), 59 (EMP), $N_Q = 233$, $\mu = 0.15$, $T_h = 5.0 \text{ s}$ に設定し、軌道の更新周期は 0.15 s , CMG システムの制御周期は 0.025 s とする。

初期姿勢を $[1, 0, 0]^T$ の周りに 30 deg だけ回転させた姿勢を目標姿勢としたときのシミュレーション結果を図 2 に示す。この結果から、CMG システムは $t = 2$ 付近で特異点に陥っているものの姿勢は目標姿勢へ到達できていることが確認できる。また、図 2(a) より CMG の物理的制約が満たされていることも確認できる。

(4) 地上実験

提案手法による姿勢制御の地上実験結果を述べる。地上実験に用いた実験機の写真を図 3、模式図を図 4 に示す。実験機は CMG, コンピュータ, センサなどが取り付けられた金属テーブルとそれを支持する支柱で構成される。図 4 に示されるようにテーブルは球面軸受を介して支柱で支持されており、加えて、支柱側から送り込まれる圧縮空気によってテーブルは空気浮上している。これにより、ほとんど摩擦のない 3 軸回転が実現され、実験機は宇宙空間での宇宙機の回転運動を再現する。

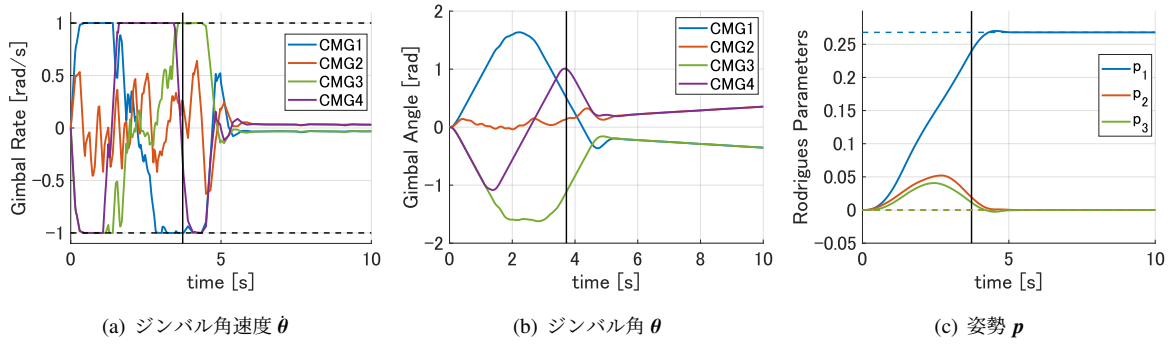


図2 数値シミュレーション結果

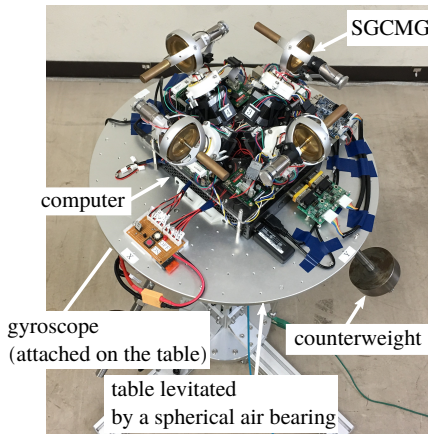


図3 実験機

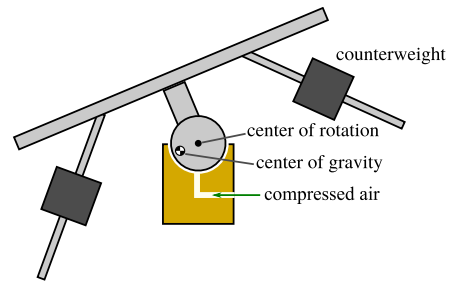


図4 実験機の模式図

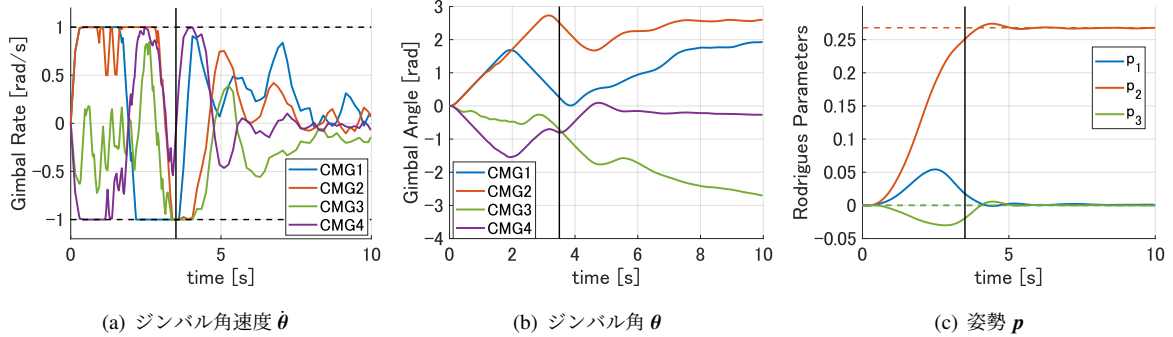


図5 実験結果

実験機の慣性モーメントは $[0.41, 0.54, 0.50] \text{ kgm}^2$ ，スキュー角は $\beta = 45 \text{ deg}$ ，CMG のホイールが持つ角運動量の大きさは $h_w = 0.0576 \text{ Nms}$ である．CMG の物理的制約，初期姿勢およびその他のパラメータは前述の数値シミュレーションと同じ値を用いる．初期姿勢を $[0, 1, 0]^T$ の周りに 30 deg だけ回転させた姿勢を目標姿勢としたときの実験結果を図5に示す．結果より，提案手法によって実験機は目標姿勢に到達し，安定していることが確認できる．加えて，軌道の更新はすべて所定の軌道更新周期 0.15 s 以内に完了しており，軌道更新の計算コストが現実的なものであることも確認された．

(5) 結論

本研究では宇宙機と CMG システムを分離せずに 1 つの統合システムとして扱うというアプローチにより，特異点の存在下でも高速かつ正確な姿勢制御を実現する姿勢制御手法を提案した．この方法では，CMG システムのジンバル角速度の決定にはステアリング則を用いず，代わりに，事前に最適化問題を解くことによって得られた軌道を用いる．また，ロバスト性を確保するために姿勢変更途中にその軌道を一定の短い時間間隔で更新する．数値シミュレーションと地上実験により提案手法の有用性および実用性を確認した．

5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕 計3件（うち査読付論文 3件/うち国際共著 2件/うちオープンアクセス 1件）

1. 著者名 Yuki Bunryo, Satoshi Satoh, Yasuhiro Shoji, Katsuhiko Yamada	4. 巻 68
2. 論文標題 Feedback attitude control of spacecraft using two single gimbal control moment gyros	5. 発行年 2021年
3. 雑誌名 Advances in Space Research	6. 最初と最後の頁 2713-2726
掲載論文のDOI（デジタルオブジェクト識別子） 10.1016/j.asr.2021.05.010	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 Matteo Facchino, Atsushi Totsuka, Elisa Capello, Satoshi Satoh, Giorgio Guglieri, Katsuhiko Yamada	4. 巻 1
2. 論文標題 Design and validation of an MPC controller for CMG-based testbed	5. 発行年 2021年
3. 雑誌名 Optimization and Engineering	6. 最初と最後の頁 1-37
掲載論文のDOI（デジタルオブジェクト識別子） 10.1007/s11081-021-09633-z	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスとしている（また、その予定である）	国際共著 該当する

1. 著者名 Haoxiang Liu, Satoshi Satoh, Yasuhiro Shoji, Ichiro Jikuya, Katsuhiko Yamada	4. 巻 65
2. 論文標題 Selecting Initial Gimbal Angles of Roof-type CMG System for Avoiding Singularities in Spacecraft Attitude Maneuver	5. 発行年 2022年
3. 雑誌名 TRANSACTIONS OF THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES	6. 最初と最後の頁 1-11
掲載論文のDOI（デジタルオブジェクト識別子） 10.2322/tjsass.65.1	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 該当する

〔学会発表〕 計6件（うち招待講演 0件/うち国際学会 0件）

1. 発表者名 齋藤涼, 佐藤訓志, 莊司泰弘, 山田克彦
2. 発表標題 宇宙機のピラミッド配置型CMGによる最適姿勢制御
3. 学会等名 29th. Workshop on Astrodynamics and Flight Mechanics
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 分領 勇貴, 佐藤 訓志, 莊司 泰弘, 山田 克彦
2. 発表標題 2台のCMGを用いた宇宙機の姿勢制御
3. 学会等名 第63回宇宙科学技術講演会
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 分領 勇貴, 佐藤 訓志, 莊司 泰弘, 山田 克彦
2. 発表標題 2台のCMGによる宇宙機の最適姿勢制御
3. 学会等名 第56回日本航空宇宙学会関西・中部支部合同秋期大会
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 齋藤涼, 佐藤訓志, 莊司泰弘, 山田克彦
2. 発表標題 宇宙機のピラミッド配置型CMGによる最適姿勢制御と実験
3. 学会等名 30th. Workshop on Astrodynamics and Flight Mechanics
4. 発表年 2020年

1. 発表者名 坂本遼介, 莊司泰弘, 佐藤訓志, 軸屋一郎, 山田克彦
2. 発表標題 ループ配置型CMGによる宇宙機の高速度姿勢変更計画
3. 学会等名 30th. Workshop on Astrodynamics and Flight Mechanics
4. 発表年 2020年

1. 発表者名 齋藤涼, 佐藤訓志, 莊司泰弘, 山田克彦
2. 発表標題 宇宙機のピラミッド配置型CMGによる最適姿勢制御
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

〔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

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