

令和元年6月4日現在

機関番号：14401

研究種目：基盤研究(C) (一般)

研究期間：2016～2018

課題番号：16K06886

研究課題名(和文) 複数の可変速1軸ジンバルCMGによる宇宙機の姿勢制御

研究課題名(英文) Spacecraft Attitude Control Using Variable-speed Control Moment Gyros

研究代表者

山田 克彦 (Yamada, Katsuhiko)

大阪大学・工学研究科 教授

研究者番号：30402481

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)：本研究の目的は、宇宙機の姿勢制御アクチュエータが複数台の可変速1軸ジンバルCMG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姿勢制御系を確立することであり、2台～4台の可変速1軸ジンバルCMGをもつ宇宙機を対象とする。2台のCMGをもつ場合には、ジンバル角やホイール角運動量の時間軌道を生成し、その軌道をもとにフィードバック姿勢制御を行う構成とした。3台以上のCMGをもつ場合には、剰余自由度を利用して、姿勢に加えてCMGの特異点の通過やホイールの角運動量を制御する構成とした。これらの姿勢制御則はシミュレーションおよび地上実験装置によってその有効性を検証した。

研究成果の学術的意義や社会的意義

CMGを有する宇宙機の姿勢制御では一定速の1軸ジンバルCMGを有する宇宙機を対象として幅広く検討されているが、可変速1軸ジンバルCMGを対象としたものは少なく、実験的検討もほとんど行われていないので、それに先鞭をつけたものとして学術的意義がある。また、可変速1軸ジンバルCMGは一定速1軸ジンバルCMGからハードウェアの改修をさほど必要とはしないので、実応用も容易であり、社会的意義を有するものである。

研究成果の概要(英文)：The purpose of this study is to construct the attitude control system for spacecraft with variable-speed control moment gyros (VSCMGs) in order to achieve agile and reliable attitude change maneuver. In this study, by focusing spacecraft with 2-4 VSCMGs, the attitude control system is investigated. When the spacecraft has two VSCMGs, time trajectories of gimbal angles and wheel angular momentums are firstly obtained, and then, the feedback attitude control system based on the time trajectories is realized. When the spacecraft has three or more VSCMGs, by utilizing the redundant degrees of freedom of actuators, the passage of the singular state of the CMGs and the wheel angular momentums are controlled as well as the spacecraft attitude. These attitude control systems are validated by numerical simulations and ground experiments.

研究分野：宇宙機工学

キーワード：宇宙機 姿勢制御 可変速CMG

## 様式 C - 19、F - 19 - 1、Z - 19、CK - 19 (共通)

### 1. 研究開始当初の背景

(1) CMG(Control Moment Gyro)は角運動量をもつホイールとホイールの回転軸を傾げるためのジンバルから構成される。右図はジンバル回転軸が1軸なので1軸ジンバルCMGと呼ばれる。CMGは高トルクを発生できる宇宙機の姿勢制御装置として近年注目を集めており、これまで国際宇宙ステーションのような大型の宇宙機の姿勢制御装置として実用化されてきたが、観測頻度の向上を目的とした観測衛星の姿勢変更の高速化にともない、中小型の宇宙機におい

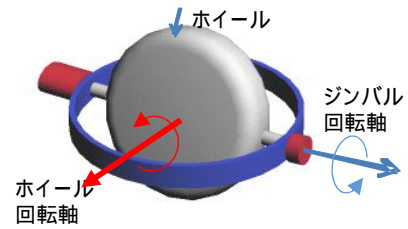


図1 可変速1軸ジンバルCMG

ても採用されつつある。たとえば2007年9月、2009年10月、2014年8月打上のBall Aerospace社(米)製のWorldView-1,2,3や、2011年11月、2012年12月打上のエアパス社(欧州)のPleiades-1,2では4台の1軸ジンバルCMGが採用されている。

(2) これらはCMGの高トルクをいかして宇宙機を高速に姿勢変更させることが目的であり、このようなCMGを用いた高速姿勢変更の制御アルゴリズムについては数多くの研究がなされている。しかしこれらの研究はCMGのホイールの回転速度を一定とする複数(4台)の1軸ジンバルCMGを対象としたものであり、それ以外の、ホイールの回転速度を可変とするCMGを用いた組合せについてはほとんど研究がなされていなかった。一方、可変速1軸ジンバルCMG(Variable-speed CMG, 以下VSCMG)は、CMGの自由度を増やすメリットがあり、また一定速CMGの場合にもホイールの角速度を一定とする制御を行うことから、ハードウェア的に可変速を実現するのは困難ではない。このVSCMGを2台または3台用いることでも宇宙機の姿勢制御は可能であり、これまでよりもCMGの台数を減らすことができるので、高速姿勢変更を実現する宇宙機の姿勢制御装置を小型軽量化することができる。必要電力も少なくなるので、宇宙機全体も小型軽量化でき、高速姿勢変更性能をより向上させることができる。

### 2. 研究の目的

本研究の目的は、宇宙機の姿勢制御アクチュエータが複数台のVSCMG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姿勢制御系を確立することである。1軸ジンバルCMGは、回転して角運動量を有するホイールをジンバル軸回りに回転させることで姿勢制御トルクを発生させるアクチュエータであり、ホイールの速度を可変にするとホイール軸回りのトルクも発生させることができる。このような2自由度アクチュエータを複数台用いて宇宙機の姿勢制御を行う場合には、通常の一一定速の1軸ジンバルCMGを用いる場合よりもアクチュエータの台数を減らせる可能性があり、宇宙機の小型化、軽量化に寄与できる。本研究では、CMGが2台から4台の場合の宇宙機の姿勢制御系を確立し、実験的に検証する。

### 3. 研究の方法

#### (1) 2台のVSCMGによる姿勢制御系の構築

はじめに2台のVSCMGによる姿勢制御系を構築する。VSCMGが2台であっても、CMGのジンバル軸の駆動による2軸の大トルクとCMGの回転角速度の増減による小トルクとを組み合わせること宇宙機の姿勢制御系を構築することができる。しかしながら、これらのトルクは大きさが異なるために、効果的に利用するためには姿勢制御則やステアリング則を工夫する必要がある。VSCMGを2台用いたときの姿勢制御系を構築できると、1軸ジンバルCMGとしては、最少台数での姿勢制御が可能になるだけでなく、3台以上の1軸ジンバルCMGにとっては、1台のCMGが故障しても姿勢制御能力を保證することができるので、姿勢制御系の信頼性向上につながる。

#### (2) 3台以上のVSCMGによる姿勢制御系の構築

つぎに3台以上のVSCMGによる姿勢制御系を構築する．一定速の1軸ジンバルCMGでは4台のCMGをピラミッド配置と呼ばれる配置にして，姿勢制御系を構築するのが一般的である．ここではこの配置からの拡張として3台または4台のVSCMGをピラミッド配置にして姿勢制御系を構築する．この姿勢制御系では，姿勢制御則で得られる姿勢制御トルクをステアリング則によって各CMGのジンバル角に分解して各CMGを駆動する．3台以上のCMGではすべての軸にCMGの特徴である大トルクを発生できるが，CMGが特異点の場合にステアリング則が機能しないので問題となっていた．CMGが可変速の場合には，特異点において，可変速の自由度によってこの特異点の問題を解決できる可能性がある．特異点の問題を解決しつつCMGの回転角速度を許容範囲内に抑える制御系の構築をはかる．

#### 4. 研究成果

##### (1) 2台のVSCMGによる姿勢制御系の構築

図2に宇宙機におけるVSCMG2台の配置を示す．2台のVSCMGによる宇宙機の姿勢制御を行う場合には，大トルクを発生できるアクチュエータが2台しかないので，その大トルクを有効に活用する必要がある．ここでは，姿勢変更を実現するためのCMGのジンバル角とホイールの角運動量の時間軌道の構築と，その時間軌道を用いた宇宙機のフィードバック姿勢制御の2段階で姿勢制御を行った．また，得られた姿勢制御則を地上実験で検証した．

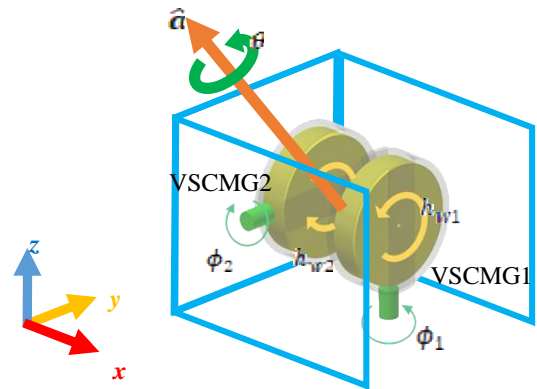


図2 2台のVSCMGの配置

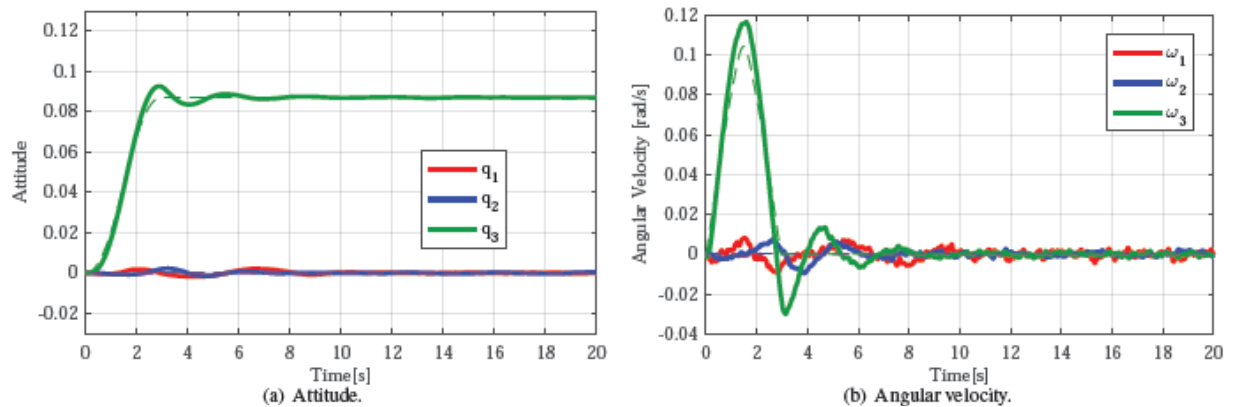


図3 2台のVSCMGによる姿勢制御実験の結果（左：姿勢，右：姿勢角速度）

図3に地上実験装置によるVSCMG2台による姿勢制御実験の結果を示す．この図で破線が設定したジンバル角とホイール角運動量の時間軌道による宇宙機の姿勢および姿勢角速度の目標値であり，実線が実際の姿勢制御実験による宇宙機の姿勢および姿勢角速度である．この図に新すように，VSCMGが2台の場合であっても，望ましい姿勢変更を達成できることを確認した．

##### (2) 3台以上のVSCMGによる姿勢制御系の構築

つぎに図4に示すような3台のVSCMGによる宇宙機の姿勢制御則の構築を行った．この場合，宇宙機の姿勢の3自由度に対してVSCMGの3個のジンバル角と3個のホイール角運動量の合計6個の自由度を有

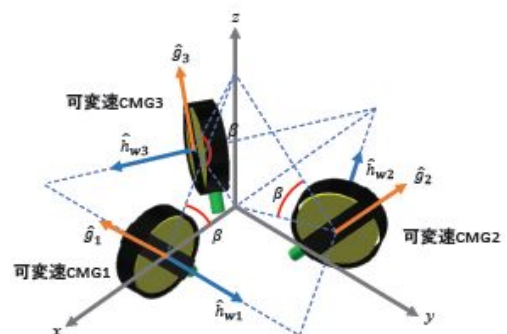


図4 3台のVSCMGの配置

している．はじめに一定速の 1 軸ジンバル CMG3 台の場合と，VSCMG3 台の場合についてその姿勢制御性能を比較した．この結果を図 5 に示す．この図はあらゆる向きに姿勢変更を行わせたときの必要となる時間をプロットしたもので，赤色が濃い領域は姿勢変更にかかる時間を表す．この結果から VSCMG では姿勢変更にかかる時間が短く，かつ向きによるばらつきも小さいことがわかる．

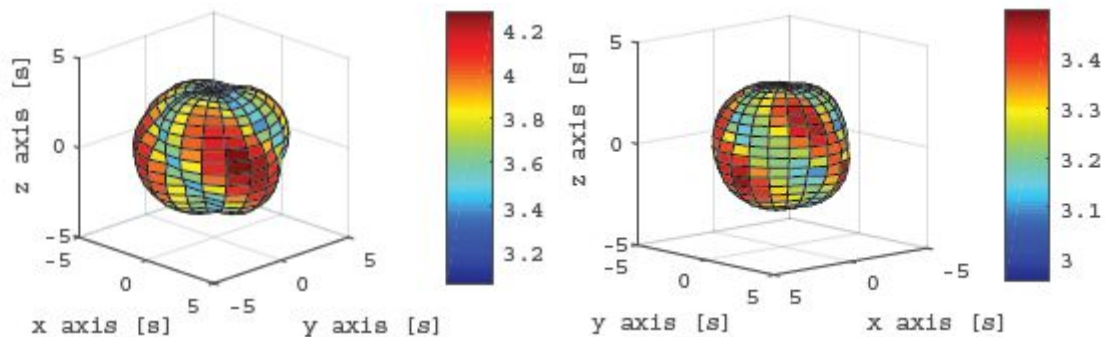


図 5 3 台の CMG による姿勢変更時間の比較 (左：一定速，右：可変速)

さらに，VSCMG が 3 台以上の場合を対象に，CMG が特異でないときには CMG で姿勢変更を行い，ホイールは角運動量を一定に保つような制御を行い，CMG が特異に近づくときのみホイールによる姿勢制御を行うような姿勢制御則を構築した．この姿勢制御則では，ほとんどの場合に CMG が特異状態にあってもうまく動作することが確認できた．ただし，CMG が特異状態にあり，かつ姿勢制御トルク方向と CMG で出力できないトルク方向とが完全に一致する場合には，CMG で達成できる最大角運動量が大きく制限されることが確認された．この問題に対処するために，姿勢制御トルク方向と CMG で出力できないトルク方向とが一致しないようにする補正項を導入し，姿勢制御則を修正した．その結果，VSCMG が 3 台以上の場合に，CMG の角運動量をほぼ目標値近傍に制御しつつ，CMG の特異状態も自然に通過できることを確認した．

VSCMG が 4 台の場合に，提案した姿勢制御系を CMG の地上実験装置により検証した．図 6 に地上実験装置における VSCMG4 台の配置を示す．

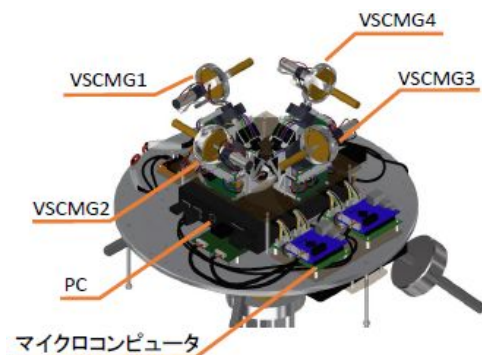


図 6 4 台の VSCMG による地上実験装置

また，この実験装置による地上実験の結果を図 7 に示す．この図では上段の宇宙機姿勢と姿勢角速度の図において，目標値を破線で示し，実験結果を実線で示している．この図に示すように，実験結果では，ほぼ目標値通りの宇宙機姿勢と姿勢角速度が実現できていることがわかる．また，下段には CMG のジンバル角とホイール角運動量の動きを示す．この図では，シミュレーション結果を点線で，実験結果を実線で示している．CMG のジンバル角の図に示すように，地上実験の結果は，ほぼシミュレーションと同じ動きを示しており，地上実験においても制御則が想定通りに動作していることがわかる．さらにホイール角運動量の図に示すように，CMG が特異状態に近づく 5[s] 付近ではホイール角運動量が 20% 程度変動して CMG の特異状態を自然に通過し，CMG が特異状態を脱するとホイール角運動量の値も初期値の値に漸近している．

このように，VSCMG を用いた姿勢制御則において，CMG のジンバル角の動きとホイール角運動量の両方を有効に利用して，CMG が特異状態になっても自然に特異点を通過できる姿勢制御則を構築し，その有効性を実験的に検証した．



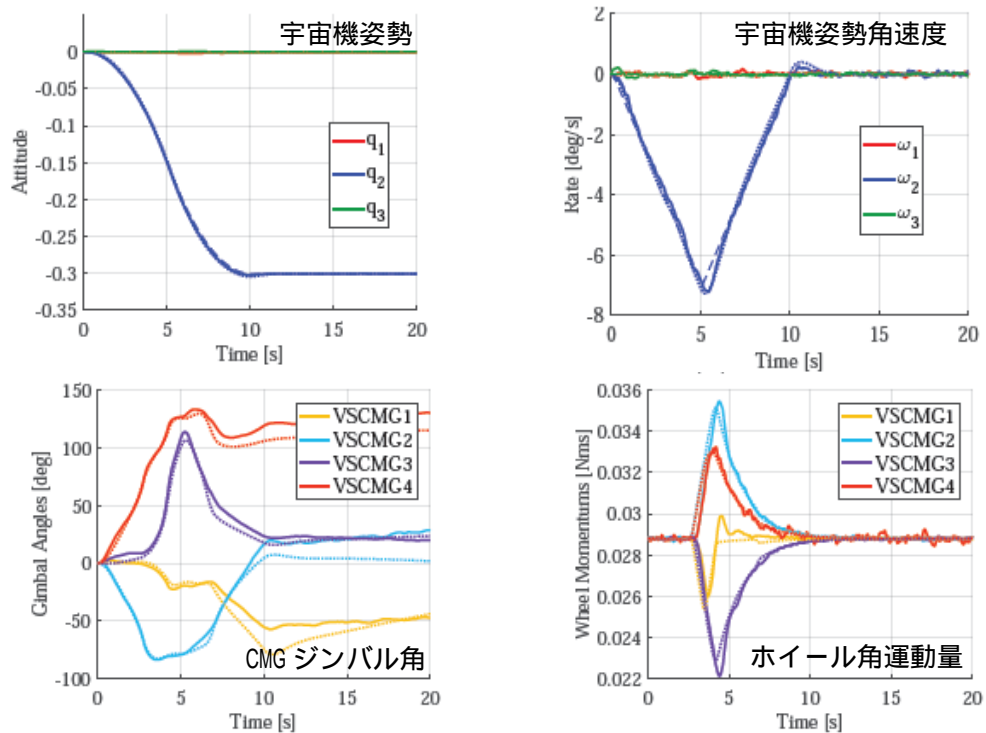


図7 4台のVSCMGによる姿勢制御実験の結果

## 5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕(計 1 件)

1. Daiki Higashiyama, Katsuhiko Yamada, and Yasuhiro Shoji: Optimal Attitude Control for Spacecraft Using Two Variable-Speed Control Moment Gyros, Transactions of the Japan society for aeronautical and space sciences, Aerospace Technology Japan, 査読有, 17 巻 3 号, 2019, pp. 371-379. DOI:10.2322/tastj.17.371

〔学会発表〕(計 4 件)

1. 東山大輝, 莊司泰弘, 山田克彦: 複数台の可変速 CMG 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, 2018.
2. 東山大輝, 莊司泰弘, 山田克彦: 複数台の可変速 CMG による宇宙機の姿勢制御, 第 61 回宇宙科学技術連合講演会, 2017.
3. Daiki Higashiyama, Katsuhiko Yamada, and Yasuhiro Shoji: Optimal Attitude Control for Spacecraft Using Two Variable-Speed Control Moment Gyros, 31<sup>st</sup> International Symposium on Space Technology and Science, 2017.
4. 東山大輝, 山田克彦: 2 台の可変速 CMG による宇宙機の最適姿勢制御, 第 53 回日本航空宇宙学会中部・関西支部合同秋季大会, 2016.

## 6. 研究組織

(1)研究分担者

莊司泰弘 (Shoji, Yasuhiro)

大阪大学・大学院工学研究科・助教

研究者番号: 70582774