

## 科学研究費助成事業 研究成果報告書

平成 27 年 4 月 28 日現在

機関番号：14401

研究種目：基盤研究(C)

研究期間：2012～2014

課題番号：24560972

研究課題名(和文) 一台の多自由度CMGによる宇宙機の姿勢制御に関する研究

研究課題名(英文) Attitude Control of a Spacecraft by a CMG with Multiple Degree of Freedom

研究代表者

山田 克彦 (YAMADA, KATSUHIKO)

大阪大学・工学(系)研究科(研究院)・教授

研究者番号：30402481

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 4,100,000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として大トルクの出力できるCMG(Control Moment Gyro)が注目されている。CMGにおいて2つのジンバル軸を有しホイールの回転角速度も可変のCMGは1台で3自由度を有するため姿勢の3自由度を制御可能である。本研究ではこの3自由度CMGに関して姿勢変更軌道を構築し、姿勢変更能力の限界を明らかにした。さらに、姿勢角速度の減衰制御手法を提案し、種々の条件下における宇宙機の定常状態を求めた。また、CMGを用いる場合に問題となる特異点について、その影響を抑える制御手法を提案してシミュレーション及び地上実験によってその有効性を実証した。

研究成果の概要(英文)：A control moment gyro (CMG) has become a popular device for an attitude control of spacecraft. A CMG with 2 gimbals and a variable-speed wheel has 3 degrees of freedom and therefore can control 3-degree-of-freedom spacecraft attitude. In this study, attitude control and rate-damping control of a spacecraft by using this type of CMG are proposed. The control algorithm in a singular state of the CMG is also proposed and its validity is examined by ground experiments as well as numerical simulations.

研究分野：宇宙工学

キーワード：航法・誘導・制御 CMG 姿勢制御

## 1. 研究開始当初の背景

CMGは図1に示すように、回転するホイールと、その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。図ではジンバル回転軸が2軸あるので2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(ISS)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、観測衛星の姿勢制御の高速化にとともに、中小型の宇宙機においても採用されつつある。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。一方でCMGを宇宙機のアクチュエータとして用いる場合には、図1のようにジンバル回転軸を2軸にすることや、ホイールの回転速度を可変速にすることで、多自由度アクチュエータとしての特徴をもたせることができる。しかしながら、このようなCMGの多自由度特性を活かした宇宙機の姿勢制御については、これまであまり研究がなされてはいなかった。本研究では、この多自由度CMGを用いた宇宙機の姿勢制御に着目する。

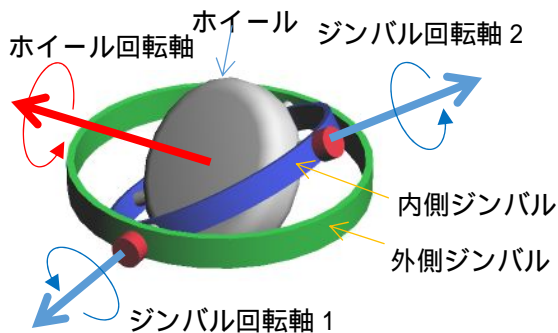


図1 CMGの構成

## 2. 研究の目的

本研究では、1台の多自由度CMGによる宇宙機の姿勢制御方法の確立とその実験的検証を目的とする。1台のCMGによる宇宙機の姿勢制御方法を確立することは、重量的制約の大きな小型宇宙機や、複数のCMGを搭載した宇宙機における故障時のバックアップなど、工学的意義は大きい。とくに以下の項目について研究を行う。

- (1) 1台の3自由度CMGによる宇宙機の姿勢変更軌道の構築

- (2) 1台の多自由度CMGによる宇宙機の姿勢角速度減衰方法の研究

- (3) 1台の3自由度CMGによる特異点通過/回避に関する研究

## 3. 研究の方法

### (1) 解析的方法

#### 宇宙機の姿勢変更軌道の構築

1台の3自由度CMGによって宇宙機に任意の姿勢変更を行わせるときのCMGのジンバル角とホイールの角運動量の時間軌道を最適制御理論に基づいて導出する。この方法により1台の3自由度CMGがもつ姿勢変更能力を検証する。

#### 宇宙機の姿勢角速度減衰方法の研究

宇宙機の姿勢変更と同様に宇宙機の姿勢角速度の減衰(レートダンピング)は宇宙機姿勢制御系にとって重要な機能である。この姿勢角速度減衰の能力とCMGのもつ自由度との関係を検討する。

#### 特異点通過/回避に関する研究

1台の3自由度CMGではジンバル角速度とホイールの駆動トルクによって宇宙機本体の姿勢制御トルクを生成する。しかしある状況では望ましい姿勢制御トルクを生成できない。このような状況をCMGの特異点という。特異点において宇宙機の姿勢を乱さないようにすることはCMGによる宇宙機の姿勢制御の中心的課題であり、1台の3自由度CMGの場合に、この課題を検討する。

### (2) 実験的方法

解析的方法によって得られた成果を実験的に確認する。とくにCMGの特異点通過/回避においては、CMGのジンバル角が短時間で大きく駆動することがあるので、そのふるまいを実験的に検証することが必要である。本研究で構築したCMGの実験装置の外観を図2に示す。この装置では空気軸受によって円形のテーブル部分を浮上させる構造となっており、テーブルは姿勢の3自由度を自由に運動することができる。テーブル上には3自由度CMGが搭載されており、このCMGを用いて宇宙機を模擬したテーブルの姿勢制御を行う。この3自由度CMGの構成を図3に示す。各ジンバル軸とホイール回転軸はダイレクトドライブモータで駆動されるが、一部のジンバル軸を固定することによってCMGの自由度を減らすことも可能である。

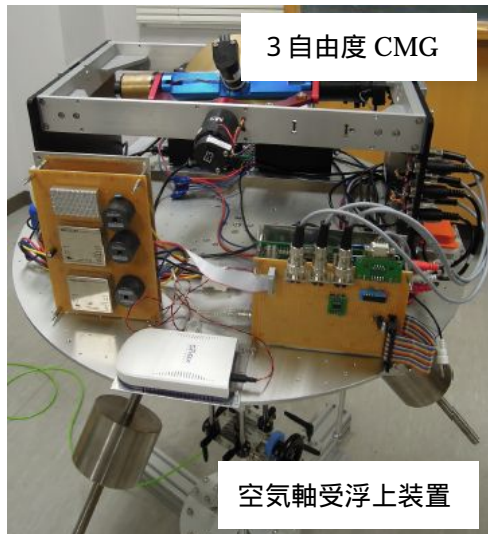


図2 実験装置の外観

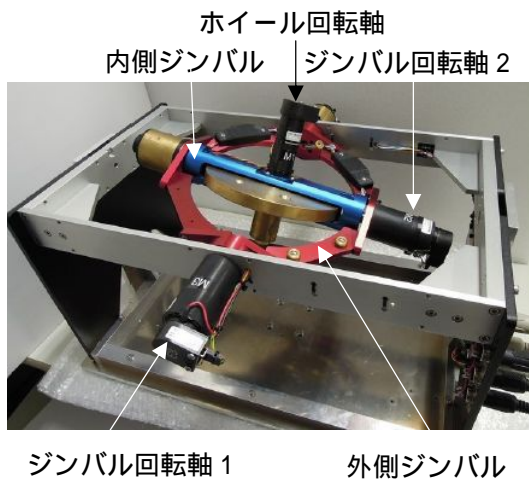


図3 3自由度 CMG の構成

#### 4. 研究成果

##### (1) 宇宙機の姿勢変更軌道の構築

CMG による宇宙機の姿勢制御では、CMG のもつ角運動量と宇宙機のもつ角運動量の和は慣性空間で一定である。CMG のジンバル角を傾げるか、あるいはホイールの回転角速度を変化させることによって CMG のもつ角運動量が慣性空間で変化した分は、宇宙機のもつ角運動量となる。CMG のジンバル角とホイールの回転角速度を適切に変化させれば、宇宙機の角運動量変化によって宇宙機に望ましい

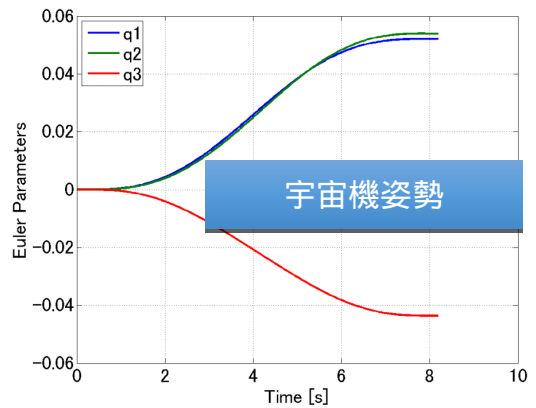
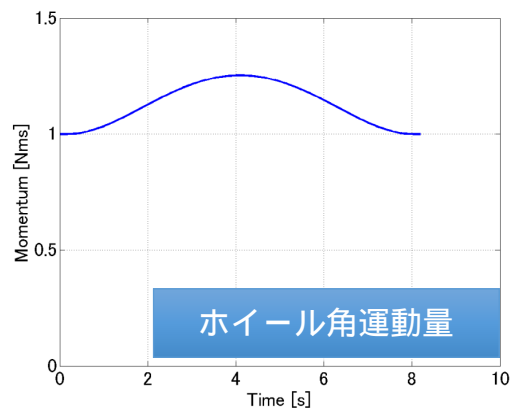
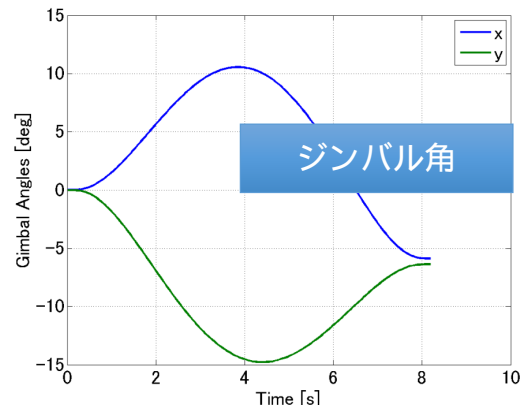


図4 宇宙機の姿勢変更軌道の例

姿勢変更を起こさせることができる。本研究では、このようなジンバル角とホイールの角運動量の時間軌道を求めるアルゴリズムを構築した。この時間軌道の一例を図4に示す。この図に示すように CMG の各ジンバル角とホイールの回転角速度を適切に与えれば、宇宙機本体に望ましい姿勢変更を起こさせることができる。

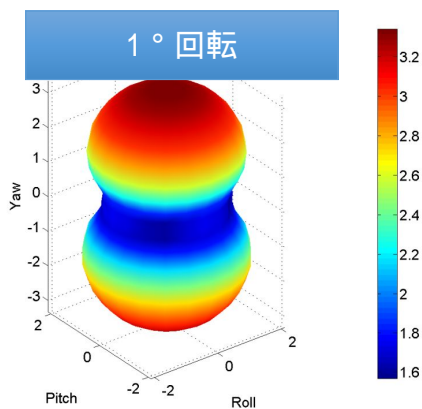


図5 姿勢変更方向と時間

図5には姿勢を変更する向きを変化させて、その向きの1度の姿勢変更に必要な時間をプロットした結果を示す。この図は姿勢変更の向きを表すオイラー軸を、原点からのあらゆる方向にとり、そのオイラー軸の長さを姿勢変更に必要な時間に比例させて描いたものである。図で赤色に示す部分は時間が長く、青色に示す部分は時間が短いことを表している。この図に示すようにホイールの初期回転軸であるz軸の向きに姿勢変更するときには時間がかかる。これは、この向きには(CMGの角運動量をジンバル軸で傾げるのではなく)角運動量の大きさを変化させて駆動することによる。このように、姿勢変更の向きによって時間の長短の生じる1台3自由度CMGの姿勢制御アクチュエータとしての基本性能が明らかになった。

### (2)宇宙機の姿勢角速度減衰方法の研究

宇宙機がもつ姿勢角速度を減衰させて宇宙機を静止させることも宇宙機の姿勢制御系の重要な役割である。本研究では1台の3自由度CMGによって姿勢角速度を減衰させる制御手法とそのときの定常状態について検討した。このときの姿勢角速度減衰の例を図6に示す。この図に示すように宇宙機のもつ角速度を速やかに減衰できている。この場合、宇宙機のもつ初期角運動量はホイールの角運動量の増減で吸収することになるが、ホイールの角運動量の大きさに限界があると、宇宙機の角速度を0とすることはできない。その場合、宇宙機は最大慣性主軸の回りに純スピン運動を行うことも明らかにした。

### (3)特異点通過/回避に関する研究

1台の3自由度CMGで宇宙機の姿勢制御を行う場合には、宇宙機の姿勢制御トルクをCMGのジンバル角速度とホイール駆動トルクに分解する必要がある。この分解はつねに行えとは限らず、CMGの内側ジンバル角がある角度になって外側ジンバル軸とホイールの回転軸とが一直線上になるときは、分解が

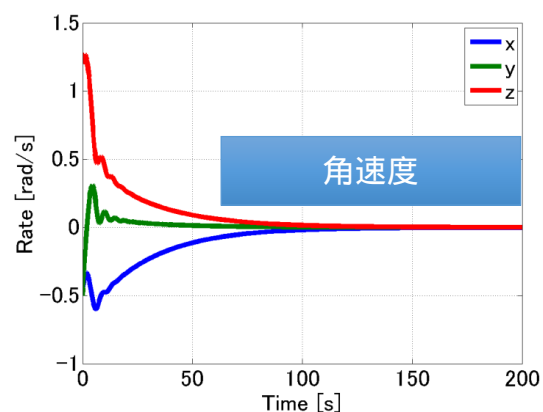
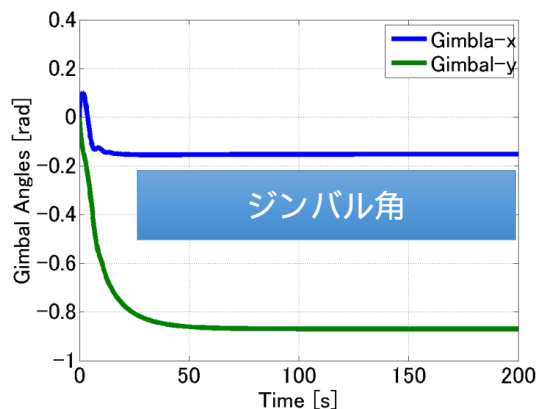


図6 姿勢角速度減衰の例

行えない。このような状態をCMGの特異点という。CMGを用いて宇宙機の姿勢制御を行うときには、特異点で正確な姿勢制御トルクを実現できず姿勢の乱れることがある。

本研究では、特異点に近づいて離れる際に、完全に特異となる状態を経由する場合を特異点の通過、特異点に近づくだけで特異点を経由せずに離れる場合を特異点の回避と呼ぶ。CMGが特異点近傍になるときに、特異点の通過と回避のどちらを選択すべきか(どちらが宇宙機の姿勢角速度変動を抑えることができるか)は、そのときの状態によって異なる。本研究では特異点の近傍になったときのCMGの状態から、特異点の通過と回避のどちらを選択すべきかを判定するアルゴリズムを構築した。



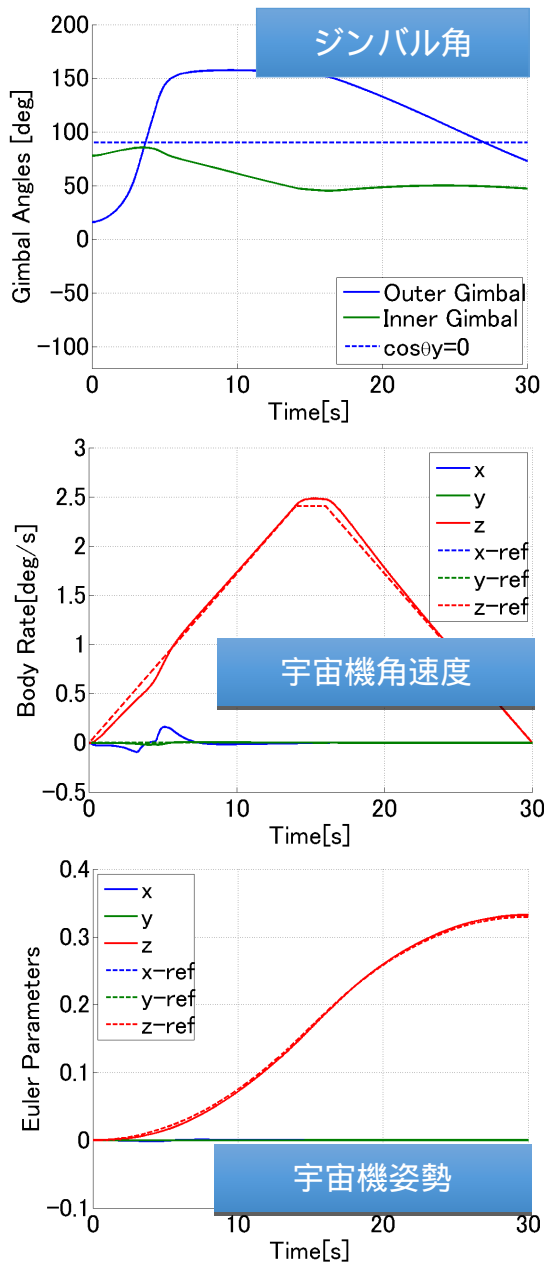


図7 特異点の回避 (シミュレーション)

CMG の状況に応じて、通過すべき特異点を通過した場合、通過すべき特異点を回避させた場合、回避すべき特異点を回避した場合、回避すべき特異点を通過させた場合の4通りについて、シミュレーションと実験を行いアルゴリズムの妥当性を検証した。この結果の一例を図7,8に示す。

図7は上記の の場合であり、特異点を回避すべきとの判断結果に対して、回避するような動作を行った場合のシミュレーション結果である。図7のジンバル角の結果からわかるように、内側ジンバル角は特異点を示す点線に接近するが、点線と交差することなく点線から離れていく。このような動作が特異点の回避であり、この例では回避すべき特異点

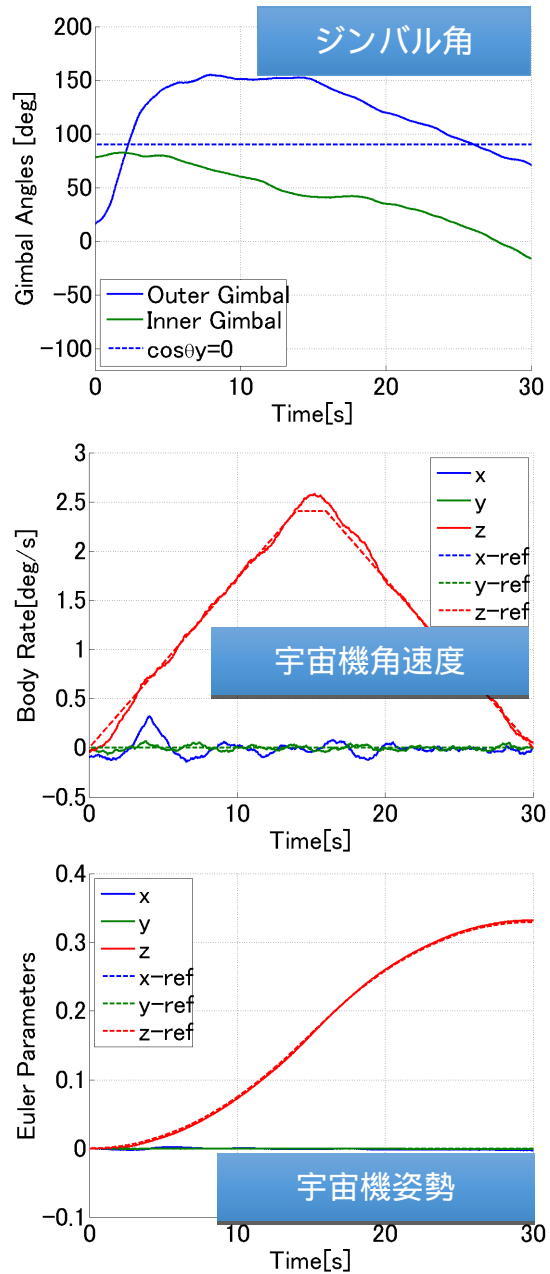


図8 特異点の回避 (実験)

を回避したことによって、宇宙機の姿勢角速度の特異点接近時の乱れを比較的少なく抑えることができています。

また、図8はこの同じ場合を図2の実験装置を用いて実験した結果である。この図から明らかのように、実験結果とシミュレーション結果は整合しており、特異点を回避することによって特異点近傍での姿勢角速度変動を抑えることは実験でも確認されている。ただし、実験における内側ジンバル角の動きはシミュレーションとは異なり、一定値に収束することなく運動を続けている。図2に示すように、実験装置では空気軸受を用いて宇宙機に相当するテーブル部を浮上させて自由な姿勢運動を実現しているが、重心が回転中心

より微小距離分だけ鉛直下方に位置しているために、実験装置では傾いた分だけ重力による復元トルクが加わる。そのため内側ジンバル角がこの重力トルクを補償するために運動を続けていると考えられる。

この例において、特異点を通過させた場合には、特異点の通過時に宇宙機の姿勢角速度がより乱れることがシミュレーションと実験によって確認されている。さらに、特異点を通過すべき場合には、特異点を通過させた方が宇宙機の姿勢角速度の乱れが少なくすむことも、やはりシミュレーションと実験によって確認されている。

これらの結果から、シミュレーションと実験の両面において、提案する特異点の通過/回避則の妥当性が検証された。

## 5. 主な発表論文等

(研究代表者、研究分担者及び連携研究者には下線)

### [学会発表](計7件)

塚原拓矢, 山田克彦, 多自由度 CMG による宇宙機の姿勢制御, 第 58 回宇宙科学技術連合講演会, 2014 年 11 月 12 日, 長崎ブリックホール

K. Yamada, T. Tsukahara, Spacecraft Attitude Control using a Control Moment Gyro with Multi-degree of freedom, The 24<sup>th</sup> Workshop on JAXA Astrodynamics and Flight Mechanics, 2014 年 7 月 29 日, 宇宙科学研究所

藤井健太, 山田克彦, 可変速 2 軸ジンバル CMG を用いた宇宙機の姿勢制御, 第 1 回制御部門マルチシンポジウム, 2014 年 3 月 7 日, 電気通信大学

藤井健太, 山田克彦, 可変速 2 軸ジンバル CMG を用いた宇宙機の姿勢制御, 第 57 回宇宙科学技術連合講演会, 2013 年 10 月 10 日, 米子コンベンションセンター

K. Yamada, K. Fujii, Spacecraft Attitude Control by a Variable-speed Control Moment Gyro, The 23<sup>rd</sup> Workshop on JAXA Astrodynamics and Flight Mechanics, 2013 年 7 月 30 日, 宇宙科学研究所

K. Fujii, H. Nakashima, K. Yamada, Spacecraft Attitude Control Using a Variable-Speed Double-Gimbal Control Moment Gyro, 29<sup>th</sup> International Symposium on Space Technology and Science, 2013 年 6 月 7 日, 名古屋国際会議場

中島博文, 山田克彦, 可変速 2 軸ジンバル CMG を用いた宇宙機の姿勢制御, 第 49 回日本航空宇宙学会関西・中部支部合同秋季大会, 2012 年 11 月 30 日, 名城大学

[その他]

ホームページ等

<http://www-space.mech.eng.osaka-u.ac.jp/research.html>

## 6. 研究組織

### (1) 研究代表者

山田 克彦 (YAMADA KATSUHIKO)

大阪大学・工学研究科・教授

(平成 25 年 9 月まで名古屋大学・工学研究科・教授)

研究者番号: 30402481

### (2) 連携研究者

島 岳也 (SHIMA TAKEYA)

三菱電機(株)・先端技術総合研究所・専任

研究者番号: 80626573