

「高速マヌーバ制御技術の研究」

A study of agile maneuver for artificial satellite

総合技術研究本部 誘導・制御技術グループ

遠藤達也, 川井洋志, 鈴木秀人

IAT Spacecraft Guidance, Control and Dynamics Engineering Group

Tatsuya Endo, Hiroshi Kawai, Suzuki Hideto

Abstract

This is the report of a study on agile maneuver for artificial satellite. Especially, CMG (Control Moment Gyro) assembly aiming to agile reorientation maneuver is discussed in this research. In a current research, the concept of the control system that uses CMGs is examined. On later study, the number and the arrangement of the CMGs cluster were examined for Rest-to-Rest maneuvering. In FY17 we studied on a CMG dynamics testbed system and prototype testbed was made. Also the small size CMG for function examination is designed. These experimental results are reported.

1. はじめに

近年, 人工衛星の高速マヌーバがミッション要求として挙げられてきている。CNES では高速マヌーバミッションを行う衛星として Pleiades-HR を開発中であり, 姿勢制御装置として CMG (Control Moment Gyro) を採用している。CMG とは高速に回転するローターをジンバル機構内に配置し, ジンバルを駆動させることによりジャイロトルクを出力するアクチュエータである。CMG は出力トルクはローターの持つ角運動量とジンバル角速度の積となるため, 同じ重量の RW (リアクションホイール) に比べ, 2桁も高いトルク出力が実現できる。当グループにおいても, 平成12年より CMG を用いた高速姿勢制御に関する基礎的な研究を続けてきている。

CMG は大きく分けて, シングルジンバル方式 (SG-CMG) (図 2-3) とダブルジンバル方式 (DG-CMG) (図 2-1, 2) の2つの方式がある。CMG アセンブリとしての CMG クラスタは3軸制御を行うためには, SG では少なくとも3個, DG では2個の CMG が必要である。これまでの宇宙機では CMG は機構が複雑になること, 搭載計算機資源を多く必要とすることなどから実際に採用された例は少ない。アメリカのスカイラブ, ハッブル宇宙望遠鏡, ロシアのミール, 国際宇宙ステーションなど大型の構造物などの制振に大トルクを必要とする宇宙機に利用された実績が数例ある程度である。その数例の中では冗長を含む4個の DG-CMG 構成の採用が多い。DG-CMG は, 内側のジンバルを駆動することにより得られる出力は外側のジンバル機構が衛星に伝達しなければならない。このため, 外側のジンバル駆動モータの最大出力トルク以下の出力に制限される。SG-CMG はジンバル軸の左右軸受けがトルクを受け持つため, 駆動モータに直接出力トルクが作用しない。このため, SG-CMG はジンバルモータを最大角速度で駆動可能となり, 理論的な限界のジャイロトルクを出力できる。SG-CMG の不利点はジンバルが固定されているために, ジャイロトルク出力がジンバルの駆動角に従って変化してしまうことである。一般的な4つの SGCMG のスキュー配置では, 対向す

る CMG をペアで駆動するが、この 2 ペアの CMG のそれぞれの合成角運動量の方向が一致するジンバル角が存在する。このジンバル角の状態では、2 ペアの CMG の出力方向が同一平面内に限定されてしまう。すなわち 3 軸姿勢制御ができなくなり、2 軸のみ制御可能な状況となる。これは CMG の特異姿勢と呼ばれる。CMG をトルカとして使用する場合には避けて通れない問題である。4 スキューの DG-CMG では、2 ペアの CMG のそれぞれの合成角運動量の方向が一致する場合であっても、ジンバル駆動が 2 自由度あるので、特異姿勢を回避する必要はない。これまでに大型宇宙構造物において DG-CMG が採用されてきた理由の一つはこの点にあると考えられる。

近年の高速マヌーバ用 CMG はトルカとしての利用ではなく角運動量交換アクチュエータとしての利用を目的としている。

2. FY17 の研究の概要

FY17 年度はこれまでインハウスで行なってきた研究成果を実証するための実験装置の開発に着手した。CMG アセンブリとその制御装置の開発は通常の DC ブラシレスサーボモータをホイールに代替することで制御則の性能については議論可能である。CMG 本体の性能の試験は CNES が行なった方式の、CMG を固定し静的な荷重を測定する方法と Honeywell が製作した、3 軸軸受による実ダイナミクス試験機の 2 通りの方法が考えられる。FY17 では、Honeywell 方式の試験装置の試作を行なった。また、CMG アセンブリの設計をインハウスで行ない、精密な切削加工を業者に依頼し試作を行なった。

3. 成果の概要

3.1 小型 3 軸軸受の試作

日本での球状の三軸空気軸受の製作の例は、1968 年に東京芝浦電気（株）が科学技術庁の委託研究で製作した球面軸受の製作についての報告がある。また、1976 年に旧航空宇宙技術研究所から、3 軸空気軸受に姿勢角測定装置やホイール、スラストを組み込んだ 3 軸テーブル装置の実験報告がある。何れの空気軸受も 1μ を下回る真球度であったが、浮上重量が大きいに起因する給気流量が多いため、不平衡な空気擾乱を発生していた。一方で、現在 Honeywell の HP で公開されている CMG テストベットでは、このような不平衡トルクは一見では見られない。誘導・制御技術グループで使用している、汎用品として販売されている多数孔空気浮上用エアパッドと自成絞のエアパッドの性能に非常に差があることから、性能を支配する空気軸受の設計の領域に踏み出して設計・試作を行なうこととした。製作は再現性を保障するために、機械加工による切削・研磨のみとして、大型なワークを持ち精密な 3 次元加工が出来る業者を探したところ、平和産業株式会社から設計・試作の協力を頂いた。Fig.1 にペイロードを載せるための腕と台を設備した納入時の写真を示す。この空気軸受の性能を評価するため、Fig.2 に示すように軸受の両腕に電源装置と角速度検出器及びデータロガーを配置し、鉛直軸回りのコーストダウン試験を実施した。Fig.3 にコーストダウン試験時での軸受の角速度の時刻暦を示す。試験では、安全上の理由から重心を軸受球面座の中心よりも低くし、水平面に対して復元安定性を持たせてある。軸受軸受に初期角速度を与える際に、鉛直軸(z 軸)以外にもトルクが伝わった。このため鉛直軸以外の x 軸、y 軸に角速度が発生しているが、直ぐに減衰している。この減衰は、球面座の中心と重心の高さが

一致していないため、運動に伴い球面座と球面の空隙が保てなくなり金属接触してしまうことによると考えられる。鉛直軸回りの角速度はおよそ 30[deg/s]から約 4000 秒を掛けてコーストダウンしている。この際のロストトルクカーブを Fig.4 に示す。ロストトルクの計算に用いる慣性モーメントは各コンポーネントの重量と図面上での配置位置から推定し算出している。CMG によるダイナミクス試験では最大角速度 3[deg/sec]を予定しているが、当該角速度での軸受のロストトルクは 0.035[mNm], マヌーバ 1 回回りの推定蓄積角運動量の最大値は 0.70[mNm・sec]であり、試験機の角速度は 0.014[deg/s]変化する。これは試験に用いた角速度検出器での分解能 0.02[deg/s]以下の外乱である。当初、空気軸受のドリフトレートを計測し、制御性能試験に反映する予定であったが、最終的には、全ての軸において、角速度計の検出限界以下の角速度まで減速している。これは、軸受の擾乱が非常に小さいことを示している。ビデオ撮影によりドリフトレートの推定を行なったが、有意な観測は出来なく極めて安定して静定している予想外の高性能な結果となった。

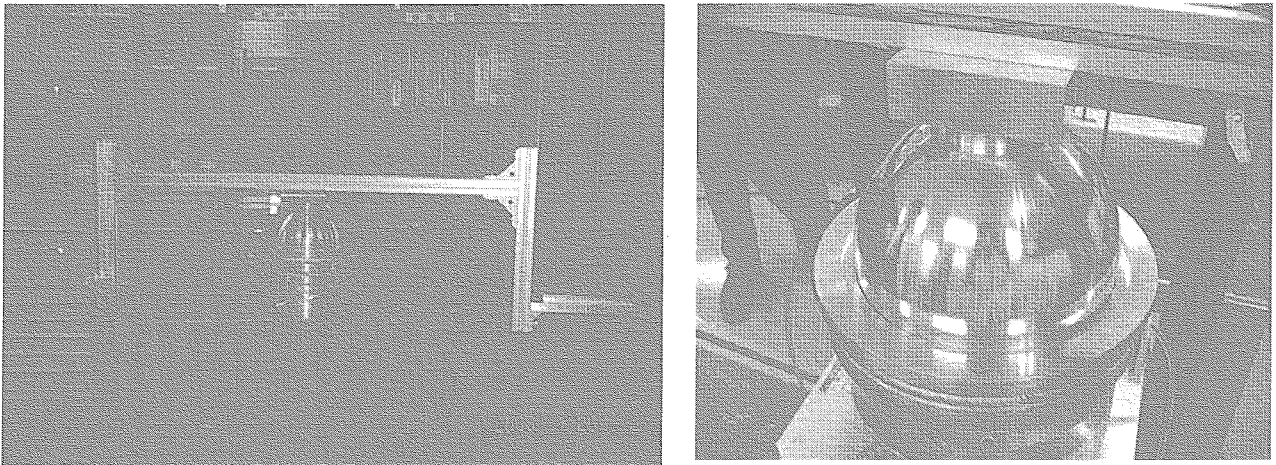


Fig.1 3 Axis Air Bearing with payload table



Fig.2 Loss Torque Test
(FOG, Data logger, Battery)

Table 1
Principal design of Air bearing

最大垂直荷重	100[Kg]
球面半径	100R
ノズル角	30度
ノズル径(相当)	$\phi 32 \mu$
ノズル数	16
最大供給気圧	2.1[kg/cm ²]
最大空気流量	1.8[Nl/min]

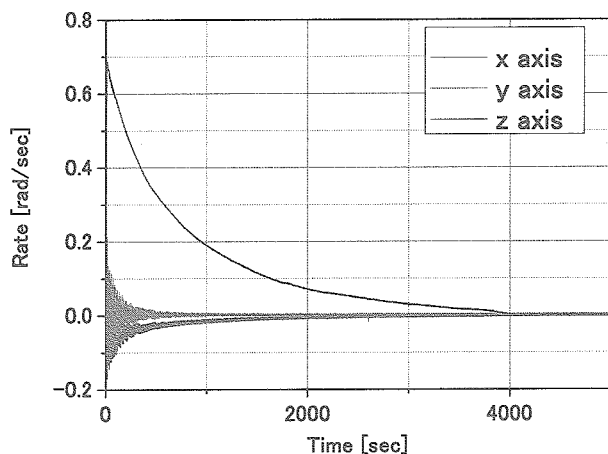


Fig. 3 Vertical axis coast down test
Time history of angular velocity

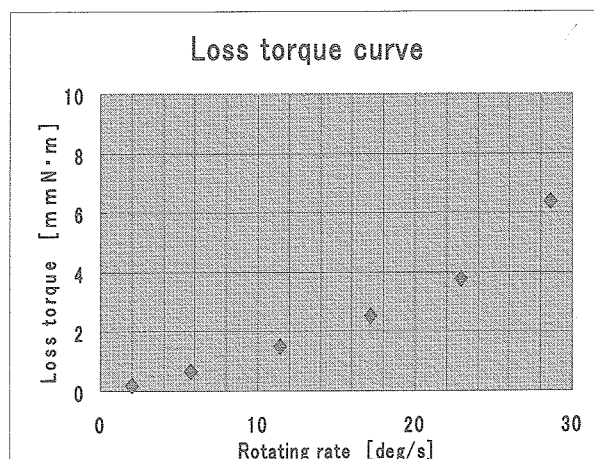


Fig. 4 Loss torque curve of Vertical axis

3.2 小型 CMG アセンブリの設計・製作

小型 CMG アセンブリの設計要目を Table.2 に示す.

3 軸空気軸受に小型 CMG アセンブリ, ACS, バッテリー, 角速度検出器を搭載した慣性モーメントを $6.25 [\text{kg} \cdot \text{m}^2]$ と見積もり, 試験装置の目標最大角速度による出力角運動量及び必要ジャイロ剛性トルクからサーボモータの必要トルク出力を $0.032 [\text{Nm}]$ と見積もった. さらに, 高分解能のエンコーダを搭載していること, バックラッシュが少ないことなどから, 安川電機の DC ブラシレスモータ SGMMJ-A1C (10W) を選定した. サーボモータの定格回転数より, ローターの必要慣性モーメントを求め, ローター部の寸法を決定した. サーボモータとローター部の寸法から, CMG 単体の図面を決定した. Fig.5 に一般配置図を示す. さらに, サーボモータ付属のドライバーの搭載を考慮し, CMG アセンブリの全体設計を行なった. CMG のスキュー角は製作精度を考慮し 60 度とした. この角度は CMG 出力の等方性が崩れるが, 性能の評価・確認には影響しない. 完成した CMG アセンブリの写真を Fig.6 に示す.

4. FY18 の研究計画

4.1 小型 3 軸軸受の製作

FY17 の空気軸受の試作において, 球面の凸凹に起因する, 安定姿勢の存在が顕著であったことから, 製作工程をさらに細分化することにより, 球面の真球度を球面座と同等以上に仕上げ, 実験装置を完成させる. FY17 の空気軸受が非常に高性能であったことから, この空気軸受の設計・製作 KnowHow を用いて, さらに大型の実機 AOCs 系を搭載できる 3 軸軸受の部分試作を行なう予定である.

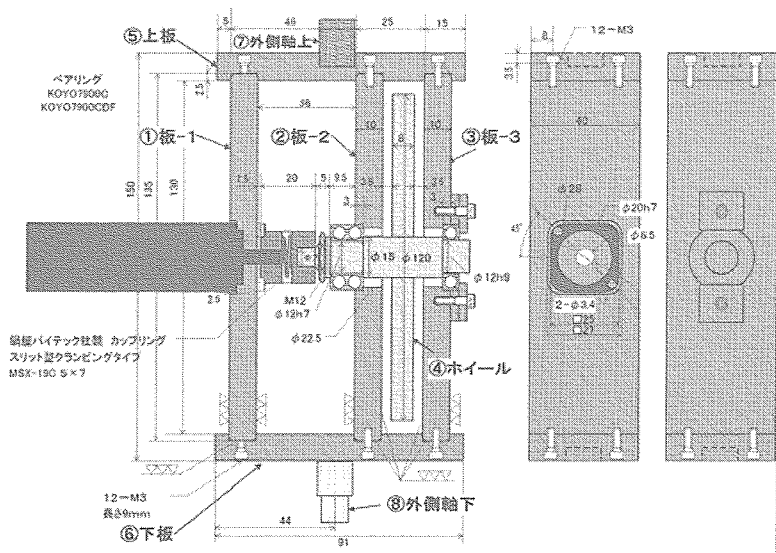


Table2
Principal design of CMG

Wheel Iz [$\text{kg}\cdot\text{m}^2$]	0.0014
wheel rated speed [rpm]	3000
Max Gimbal rate [rad/s]	2.5
Gimbal angle [deg]	± 180
4skew-CMGs out put angular momentum [Nms]	0.9

Fig.5 General Arrangement of CMG

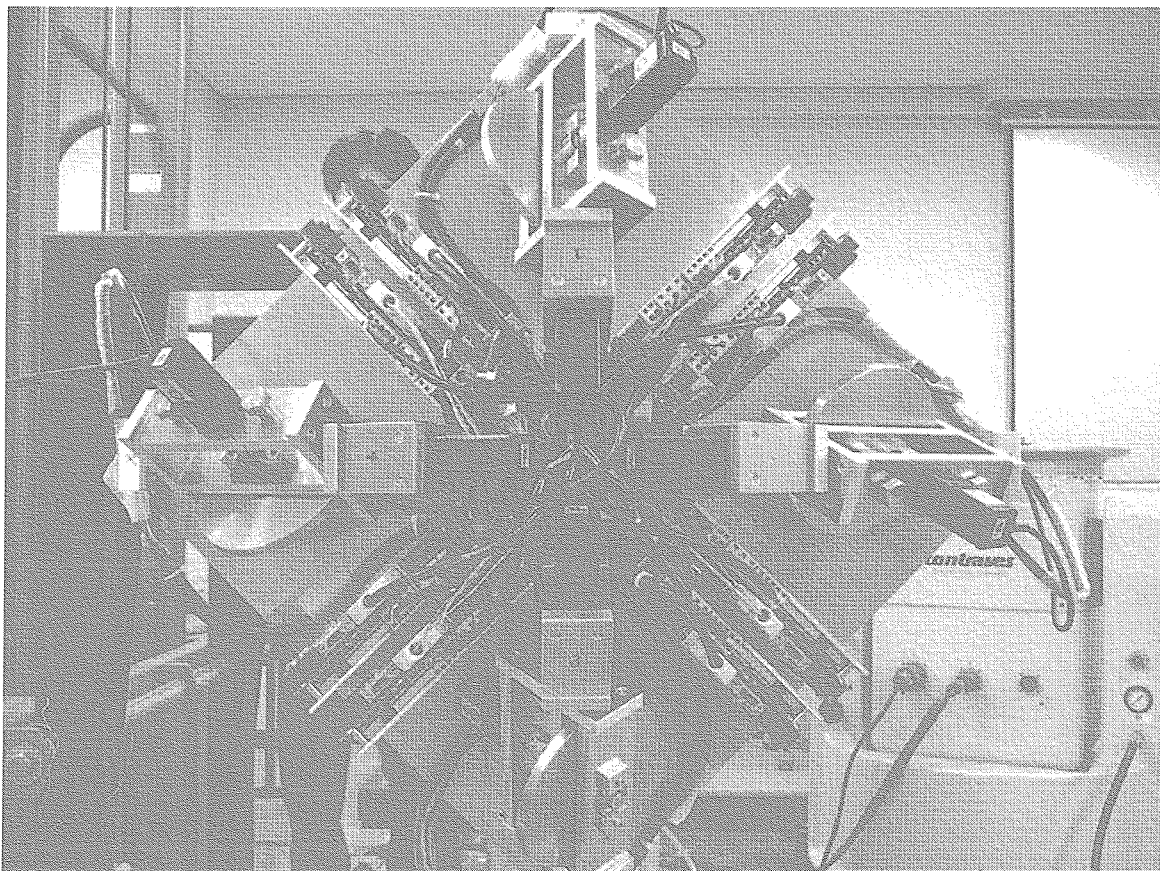


Fig.6 CMG Assembly

4.2 小型 CMG Testbed の製作

FY17 に製作した小型 CMG アセンブリ他, FOG 等姿勢センサ, ACS, 電源, DCDC, データロガーを小型 3 軸軸受に搭載し, 衛星模擬システムを構築する. さらに CMG 制御則を設計・コーディングし, CMG による高速マヌーバ試験を実施する予定である.

5. まとめ

FY17 の高速マヌーバ制御技術の研究において, 小型 3 軸空気軸受の試作を行なった. 結果, 目標性能を十分に満足する試作品の製作に成功した. この成果を踏まえ FY18 に小型 3 軸空気軸受の高精度な完成品の製作を行なうと共に, 実衛星の ACS の性能評価が可能な大型空気軸受の部分試作に着手する予定である. また, 小型 CMG アセンブリの設計・製作を行なった. FY18 では, CMG の制御試験用 Testbed として完成し, 制御性能試験に供する予定である.

参考文献

- [1] Benedicte Girouart, et.al., “Performances of the Pleiades-HR Agile Attitude Control system” 5th Esa International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control systems. Oct.2002
- [2] Bong Wie, “Singularity Robust Steering Logic for Redundant Single-Gimbal Control Moment Gyros”, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2001, september
- [3] S.R. Vadali and Krishnan, “Suboptimal Command Generation for Control Moment Gyroscopes and Feedback Control of Spacecraft Journal of Guidance”, Control, and Dynamics 1995, November
- [4] Kenichi Aoto, Kenji Tsuto, Tomoyuki Nagashio and Takashi Kida, “NONLINEAR SPACECRAFT ATTITUDE CONTROL BY CONTROL MOMENT GYROS”, INTERMAC2001 Joint Technical Conference, Tokyo, ジャパン OSA-5(1060), 2001
- [5] Joseph A. Paradiso, “Global Steering of Single Gimballed Control Moment Gyroscopes Using a Directed Search”, AIAA Conf. New Orleans, 1991
- [6] 黒河治久, “EXACT SINGULARITY AVOIDANCE CONTROL OF THE PYRAMID TYPE CMG SYSTEM”, AIAA-94-3559-CP, 1994
- [7] Giulio Abanzini and Guido de Matteis, “A Local Optimization Technique for Attitude Motion Tracking Using Control Moment Gyroscopes” Journal of the Astronautical Sciences, 2002, April
- [8] 遠藤達也, 川井洋志, “ダブルジンバル CMG の制限利用法の一考察”, 平成 17 年度日本航空宇宙学会年会講演会, 2004
- [9] 遠藤達也, 川井洋志, 八尾 喬生, 皆木満昭, 矢野秀幸, 駒井雅昭, 藤野ようこ, “三軸空気軸受の試作”, 平成 18 年度日本航空宇宙学会年会講演会, 2005
- [10] 菅野和平, 丸茂齋, 荻島毅一郎, 久保盛唯: 日本における気体軸受実用化の現状—姿勢制御シミュレータ用球面軸受への応用—, 潤滑第 9 巻第 2 号 p.113~118, 1964.
- [11] 十合晋一: 気体軸受設計ガイドブック, 共立出版株式会社, 2002.
- [12] 村上力, 狼嘉彰, 岡本修, 中島厚, 木田隆, “人工衛星の姿勢制御研究用 3 軸テーブル装置および実験例”, NAL TM-304, 1976 年 7 月