A3 CMG による高速姿勢マヌーバ実験装置の開発 (その2)

Development of Agile maneuver testbed for CMG (part 2)

○ 遠藤達也, 川井洋志
(JAXA, IAT 誘導・制御技術グループ)

Tatsuya Endo, Hiroshi Kawai
(JAXA, IAT, Spacecraft Guidance, Control and Dynamics Engineering Group)

Key Words: CMG, agile maneuver, artificial satellit, control

Abstract This report is the introduction of a study of SG-CMG (Single-Gimbal Control Moment Gyro) for agile satellite maneuver in JAXA IAT. In this research, the Rest-to-Rest satellite maneuver by 4-CMG is planned. The feature of the CMG test system is described. Control law of the pair drive of CMGs is explained. It aims to verification of agile artificial satellite maneuver by the experiment and the research of up to date is announced.

〔講演要旨〕近年、地球観測衛星や科学観測衛星では高精度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。こうした高速マヌーバを実現するために CMG (コントロール・モーメント・ジャイロ) を用いた姿勢制御の研究開発が行われてきている。これまでに幾つかの SG-CMG の制御方法が議論されてきているが、実験による姿勢制御精度まで踏み込んだ研究は少ない。JAXA 誘導・制御技術グループでは、実験による検証を目指し研究を進めている。本稿では CMG を用いた高速マヌーバの実験装置の開発について概要の報告を行なう。平成 18 年度に、試験装置についての概要を報告した。本稿では、平成 19 年度に実施したオープンループ制御則、及び FB 制御則に関する実験の例について報告する。

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。姿勢制御装置として CMG (Control Momet Gyro) を採用している Walrd view-1 が打ち上げに成功している。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。平成 18 年度の SEC'07 では、実験装置 (Fig.2.1) についての概要やエアベアリングのロストルク性能を報告した。本稿では、平成 19 年度に実施してきた制御実験の結果について報告する。

2. オープンループ制御則

CMG の駆動則を最も平易に考案する手法として、CMG をペアで駆動する方式がある。Fig. 2.1 に実験装置の CMG の配置図を示す。図はピラミッドの頂点方向からみた平面図である。Fig. 2.1b に Fig. 2.1a の 4 番の側面図を示す。それぞれの CMG のジンバル回転方向をジンバルモーター (Fig. 2.1a の中心側にあるモータ) からホイールを見て右回りを正とする。CMG のペア駆動とは、Fig. 2.2a の 1 番と 3 番、2 番と 4 番の CMG のジンバルをペアで同期させて駆動することを意味する。例えば、Fig. 2.2a の 2 番の CMG を正方向に、4 番の CMG を逆方向に同期して微小角 θ 動かす時、2 番の CMG はジンバル軸とホイールの角運動量方向と直角方向へ角運動量を出力する。ジンバル軸は Fig. 2.2b に示すようにスキュー角 β を持っているので、x 軸、y 軸、z 軸全ての成分を持つ。同様に 4 番の CMG も 3 軸全ての成分を持つので、2 番、4 番の

Fig.2.1 CMG 実験装置

Fig.2.2a CMG Assembly

Fig.2.2b Skew angle of CMG

CMG の合成角運動量が出力となる。2 番と 4 番は対称に動作しているので、それぞれの CMG の角運動量の x 軸, y 軸の成分は打ち消しあい、出力は+z 方向だけとなる。また、2 番と 4 番を同じ正方向に微小角駆動した場合には、z 軸の出力が打ち消しあい、2 番のジンバル軸の x-y 平面の投影方向への出力となる。駆動する角度を大きくした場合は、90 度まで単調増加する。また、角度を逆にすると、出力の方向は逆になり 4 番のジンバル軸の x-y 平面投影方向となる。この様に、ジンバルをペア駆動することにより、合成トルクあるいは合成角運動量が 1 軸に拘束される。同様に、1 番, 3 番をペア駆動すると、出力は 1 番, 3 番のジンバル軸の x-y 投影方向若しくは z 軸方向に出力が拘束される。1-3 番のペアと 2-4 番のペアの出力を組み合わせることによって、x-y 平面上の任意の軸に対して出力が可能となる。Fig.2.3 に実験装置の Body 座標系 (サフィックス b で表記する) に設備した画像を示す。問題としては、Body 座標系 x_b 軸周りの Rest-to-Rest の最小時間姿勢変更と定義する。CMG の出力できる角運動量はホイールの角運動量以下となるので、大角度マヌーバにおける時間最小問題では、一般に Bang-Coast-Bang 制御が最適解となる。ジンバルの動きとしては、最大角運動量を出力するジンバル角まで最大角速度で駆動した後に、そのジンバル角を維持し、その後出力を最小とするジンバル角まで再び最大角速度で駆動するという動作となる。本稿で示すペア駆動では、終端のジンバル角は必ず初期ジンバル角に戻る駆動則としている。よって、駆動則の演算では、ペアとなる CMG の最大ジンバル角を求めるのみとなる。

2.1 オープンループ制御則の設計

まず、ペア駆動の場合のジンバル角度と CMG 出力軸の方向の関係を求める。衛星の現在の観測カメラ視線軸 $LOS\_Initial$ と終端状態における観測カメラの視線軸 LOS_Final から、衛星のマヌーバ軸 r を求める。マヌーバ軸は衛星が持つべき角運動量ベクトル方向を意味する。

$$r = \frac{LOS_I \times LOS_F}{\|LOS_I \times LOS_F\|} \quad (2.1)$$

H を CMG 1 台のホイールの持つ角運動量, θ_i をジンバル角 (：モータ側からホイールを見て右回りを正), 初期ジンバル角ゼロ度は Fig.2.2 の状態とすると次式で表現される。

$$H_{bi} = \begin{bmatrix} H \sin \theta_i \sin \beta \frac{1}{\sqrt{2}} - H \cos \theta_i \frac{1}{\sqrt{2}} \\ H \sin \theta_i \sin \beta \frac{1}{\sqrt{2}} + H \cos \theta_i \frac{1}{\sqrt{2}} \\ H \sin \theta_i \cos \beta \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

ただし、サフィックス i は CMG の番号を意味する。CMG 1 番と 3 番のジンバル軸角度が大きき同じで符号が逆。CMG 2 番と 4 番のジンバル軸角度が大きき同じで符号が逆となるように駆動する。式(2.2)において次式の関係性を維持するとする。

$$\begin{aligned} \theta_1 &= -\theta_3 = \theta_{13} \\ \theta_2 &= -\theta_4 = \theta_{24} \end{aligned} \quad (2.2)$$

この時 CMG 全系のもつ角運動量の

$$H_b = \sum H_{bi} = \sqrt{2} H \sin \beta \begin{bmatrix} \sin \theta_{13} + \sin \theta_{24} \\ \sin \theta_{13} - \sin \theta_{24} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.3)$$

この角運動量ベクトルが常に目標出力軸 kr (k は任意の正数) を維持すれば、目標軸以外の軸への出力を発生させない。よってジンバル軸角度の制約条件として次式が導かれる。

$$\begin{bmatrix} \sin \theta_{13} + \sin \theta_{24} \\ \sin \theta_{13} - \sin \theta_{24} \end{bmatrix} = -kr \quad (2.4)$$

CMG 系の持つ角運動量と衛星の持つ角運動量は保存するので、常に正負が逆となる。このため右辺にマイナスを乗じている。結果として 1-3 番のペアと 2-4 番のペアのジンバル角度は次式を満たすように駆動する。

$$\sin \theta_{13} = -\frac{k}{2}(r_x + r_y) \quad (2.5)$$

$$\sin \theta_{24} = -\frac{k}{2}(r_x - r_y)$$

ジンバル角度は試験系の制約から $-180 \sim 180$ [deg] であるので左辺の領域は次式となる。

$$\begin{aligned} -1 &\leq \sin \theta_{13} \leq 1 \\ -1 &\leq \sin \theta_{24} \leq 1 \end{aligned} \quad (2.6)$$

式(2.5), 式(2.6)より k を最大とする θ_{13} , θ_{24} が求める目標ジンバル角となる。

Fig.2.3 CMG Assembly on Body coordinate system

Table2.1 Principal design of CMG

Wheel Iz [kg·m ²]	0.0014
wheel rated speed [rpm]	3000
Max Gimbal rate [rad/s]	2.5
Gimbal angle [deg]	± 180
4 skew-CMGs output angular momentum [Nm s]	0.9

Fig.2.4 Simulation result of maneuver rate

Fig.2.6 Experiment result of maneuver rate

Fig.2.5 Simulation result of maneuver angle

Fig.2.7 Experiment result of maneuver angle

2.2 シミュレーション及び実験結果

シミュレーションで用いた物理量を Table.2.1 に示す。シミュレーションでは、ジンバル角度や角速度に対してモータは正確に追従できるとしている。ただし姿勢角、姿勢レートは実験装置と同様に1秒周期での離散データにより得られるとした。シミュレーション結果を Fig.2.4, Fig.2.5 に示す。シミュレーションでは、マヌーバ角度をピッチ軸回りに-30 度としている。マヌーバ角度を-60 度とした実験による制御結果を Fig.2.6, Fig.2.7 に示す。また、実験装置の制御ブロック図を Fig.2.8 に示す。この実験では、装置の重心位置とエアベアリングの重心位置がずれている。このため重力による復元力の振動が Roll 軸、Yaw 軸回りに見られる。Pitch 軸回りはエアベアリングによるロストルクの影響も殆ど見られず、シミュレーションと同等の性能を示している。なお、実験では慣性モーメントの推測誤差や目標角への到達時間の計測遅れなどが存在する。結果として目標を約 10 度行き過ぎている。この実験結果から、実験装置は十分小さなロストルクあるいは擾乱しか発生しておらず、地上試験による CMG による制御性能を評価する上で問題ないことが示された。また同時に非常にシンプルなオープンループによる制御則も十分に機能することが実証された。課題としては、制御精度の向上が上げられるが、本研究では、オープンループによる制御の後に Feed Back 制御則に切り換えることにより、終端の制御精度を向上させる方針とした。また、試験装置としての

Fig.2.8 Block diagram of CMG Controller

性能としては、Roll 軸、Yaw 軸回りの運動も検証できるよう重力復元トルクをできる限り少なくすることが求められる。昨年の口頭発表でも紹介したが、重心とエアベアリングの空力中心を一致させるため、装置にマスを取り付け重心位置の調整を行なった。結果装置の CMG を支える腕のねじり剛性が不十分であり、Yaw 軸周りに装置の姿勢を変更すると、重力により腕がたわみ、重心位置を変化させ安定化する現象が見られた。このため、装置の腕の剛性を強化する改良を実施した。次章に示す Feed Back 制御則では、3 軸のポインティング制御を行なうため、復元トルク外乱は制御性能を評価する上で好ましくない。このため、復元力による振動周期を出るだけ大きくし、実験の評価が可能な 100 秒程度になるまで重心位置の調整を行なった。

3. Feed Back 制御則

Feed Back 制御則として、Feed Forward 制御則で用いた Bang-Coast-Bang 制御を Bang-Bang に修正し、周期 Feed Back 制御として、Feed Forward 制御則に追加した。2.1 章では、CMG の出力方向を x 軸、 y 軸平面に限定して議論をしている。一方で 2 章の初めにペア駆動により z 軸のみに対する出力方法の例を示した。ここでは、Feed Forward による大角度マヌーバの後の微小角度の 3 軸 Feed Back を想定している。そこで微小角では線形近似が可能となるので、目標姿勢の誤差を $x-y$ 平面の任意軸周りの誤差と z 軸周り誤差と 2 つに分離して、それぞれの誤差を修正するためのジンバル駆動角を求め和を取るという手法により制御則を設計した。具体的には、 z 軸への出力分だけ、 $x-y$ 平面への出力にバイアス角度を持たせるという演算となるため、演算負荷は非常に少ない。Fig.3.1 に実験結果の角速度履歴を示す。重心位置と空力中心が近い大角度マヌーバ中のロールとヨウの復元トルクの周期は長くなっている。Fig.3.2 に角度履歴を示す。ピッチ軸の制御が Feed Forward 制御終了後の Feed Back により収束しているのが確認できる。尚、ロール軸の FOG のデータは結線不良のため取れていない。しかしながら、平易なアルゴリズムによっても十分な制御が可能であることを示した。

Fig.3.1 Experiment result of maneuver rate

Fig.3.2 Experiment result of maneuver angle

4. まとめと今後の予定

CMG 実験装置の開発状況について報告を行なった。簡単な CMG 制御則の設計を行ない、実験によりその制御則の検証を行なった。CMG の制御則は国内においても大学やシステムメーカーにおいても提案されている。平成 19 年度より、横浜国立大学、東京工業大学、電気通信大学、慶応大学、愛媛大学、名古屋大学との共同研究を開始し、本試験装置等での制御性能試験を実施している。今後この成果をまとめ、本研究の成果として JAXA の衛星プロジェクトに提案していく予定である。

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, Japan OSA-5(1060), 2001
- [5] Joseph A. Paradiso, "Global Steering of Single Gimbaled 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
- [13] 遠藤達也, 川井洋志 "CMG による高速姿勢マヌーバ実験装置の開発", 第 15 回スペース・エンジニアリング・コンファレンス・2007 年 1 月