

人工衛星の高性能姿勢制御の研究

A study of high performance maneuver for artificial satellite

総合技術研究本部 システム誘導技術グループ

遠藤達也, 川井洋志, 関口 毅, 鈴木秀人

ISTA Spacecraft Guidance, Control and Dynamics Engineering Group

Suzuki Hideto, Takeshi Sekiguchi, Hiroshi Kawai, Tatsuya Endo

Abstract

This is the report of a study of high performance maneuver for artificial satellite. Especially, CMG (Control Moment Gyro) aiming to agile reorientation maneuver is discussed in this report. The number and the arrangement of the CMG cluster were examined, for Rest-to-Rest maneuvering. The performance presumption parameter to the first design estimate was derived. The CMG assembly design for agile maneuver is determined by requirement of angular momentum and the moment of inertia of satellite. The result of the CMG assembly arrangement should be discussed from the point of electrical energy consumption, precise weight estimation and cost.

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 ではこのような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されている。当グループにおいても, 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利用例は少ない。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。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。

SG-CMG と DG-CMG のトレードオフ項目としては、以下の項目が挙げられる。

- ・ 最大出力トルク
- ・ 角運動量
- ・ 必要計算機資源
- ・ 重量
- ・ 消費電力
- ・ コスト
- ・ 信頼性

近年の搭載計算機の能力の発展に伴い、CMG の出力可能なジャイロトルクを最大限に発揮できる SG-CMG に注目が集まってきた。一方で、CMG の搭載目的が、大トルクを必要とする大型構造物の姿勢安定から角運動量を必要とする中・小型衛星の高速姿勢変更マヌーバへと要求が変化してきた。実際に高速マヌーバを行なう場合、SG-CMG においても衛星レートが大きくなるに連れて、衛星レートとホイールの外積により発生するジャイロトルクが無視できなくなる。このジャイロトルクはジンバル駆動モータ軸に一致するため SG でも DG と同様にジンバル駆動モータの最大出力トルクの制約を受けることとなり、DG に対する優位性が減少してくる。本稿では、一般に High Agility Maneuver に要求される Rest-to-Rest の衛星姿勢変更を想定し、CMG クラスタのサイジングと個数の関係の検討を行った。結論として、衛星の慣性モーメントと要求角運動量によって CMG クラスタは一次設計可能であることを示した。この設計の後に、精細な重量計算、消費電力、コストのトレードオフを行ないさらに要目を絞り込むことが必要である。

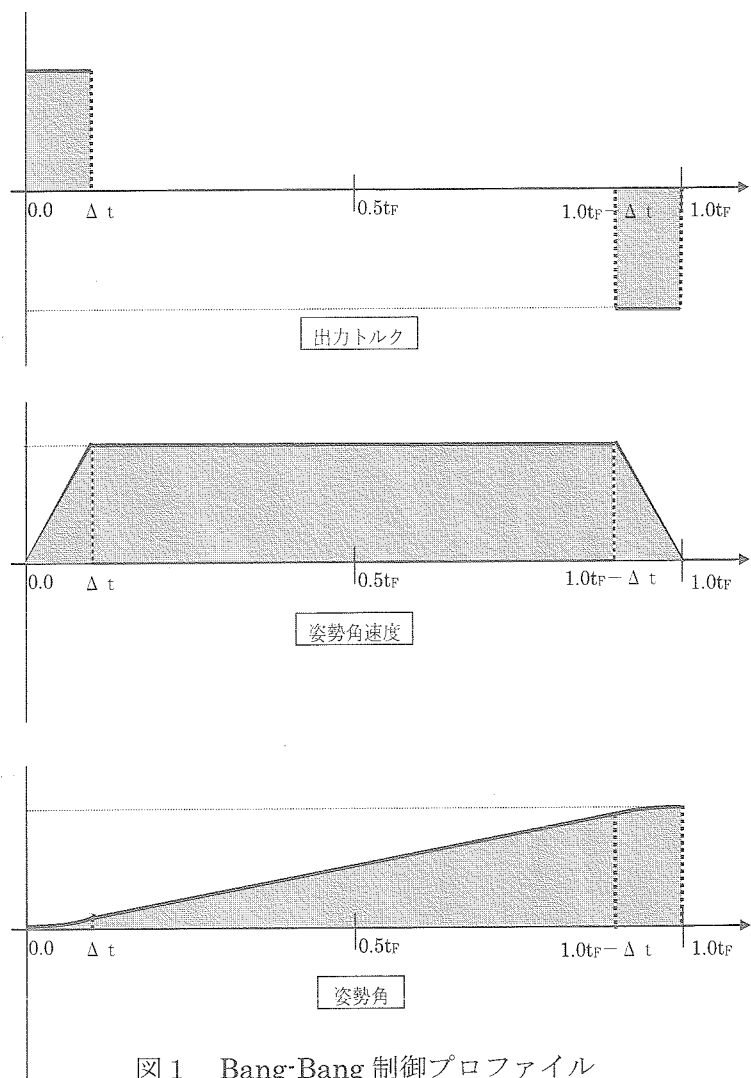


図1 Bang-Bang 制御プロファイル

2. 性能計算

人工衛星の高速マヌーバの基本は Bang-Bang 制御となる。この制御のプロファイルを図1に示す。RWと同様にCMGは角運動量交換型のアクチュエータである。よってアクチュエータに蓄積できる角運動量が衛星に出力できる角運動量の最大値である。CMGはジンバル角の駆動によって、短時間で最大角速度出力が可能である。よって大角度制御時には、最大角速度での一定レートの姿勢変更であると近似できる。この仮定により、CMGクラスタの性能評価がある角度へのマヌーバ時間によって可能となる。

最大出力角運動量が一定であれば、制御対象衛星の慣性モーメントを既知としてマヌーバ時間は一意に求まる。図2-3のようにSG-CMGクラスタをスキュー配置すると、冗長性を保ちながら3軸の任意方向へのトルク出力が可能である。図2の鉛直方向への出力の大きさはスキュー角 β に依存し β がゼロの際には水平面内のみの出力となる。スキュー角が大きくなると当然ながら、水平面内への出力は方向余弦成分となるのでホイールの持つ全角運動量を水平面内に出力できなく、能力が制限される。表1に、3軸への出力が均等となるスキュー角（余弦と正弦の値が一致する角 $54.7[\text{deg}]$ ）を用いて2DG, 3DG, 4SG, 5SGの性能を示した。対象衛星の慣性モーメントは500, 1000, 1500 $[\text{kg}\cdot\text{m}^2]$ の3タイプで比較を行なった。CMGの制御能力は出力角運動量によって左右される。ここでは、30および80 $[\text{Nms}]$ の2種類のホイールを使用するものとした。制御要求を60度の姿勢変更を20秒以内と規定し30 $[\text{Nms}]$ ホイール使用時の最大出力にて

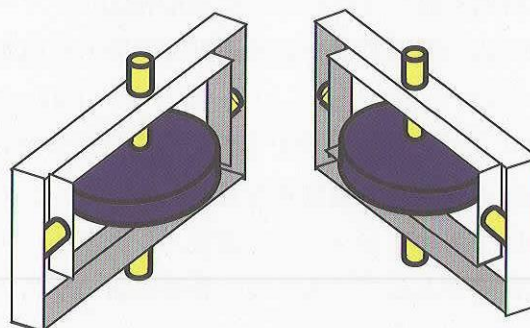


図 2-1 2V ペア配置 DG-CMG

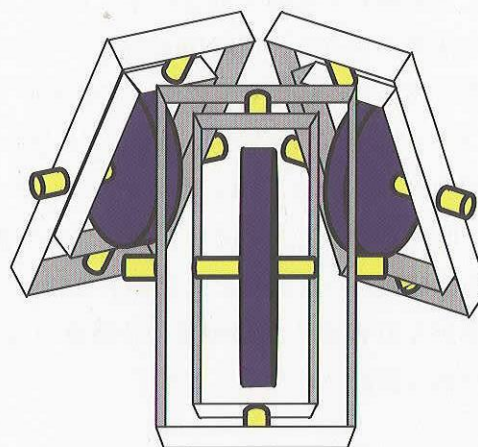


図 2-2 3スキュー配置 DG-CMG

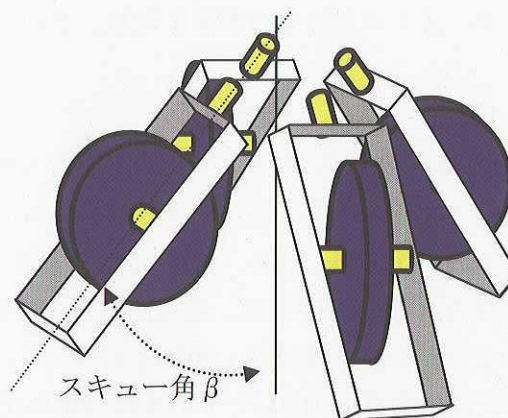


図 2-3 4スキュー配置 SG-CMG

図 2. CMG クラスタの例

も規定時間を満たさない場合は 80[Nms]のホイールを使用する。また、それぞれの配置での制御に必要な出力角運動量を総角運動量で除した値を出力率として表示した。この出力率が高い程、CMG の特性を引き出している。出力率が 100%になると回避不能な特異点となるので 1 次設計段階で 0.9 を超える出力率を選択する際は注意が必要である。最大ジンバル角は、制御に必要な出力角運動量から駆動角を算出している。この最大ジンバル角までのジンバル駆動をレートアップ時間を用いてジンバル角速度、ジンバルトルク、最大出力トルクを算出している。また、重量は推定値であるのであくまで目安の値である。以下に表 1 に示した 3 段階の慣性モーメントにおける評価を示す。

1) $I=500$ [kgm²] の衛星

V ペア型 2 DG (2 DG), 3 スキュー配置 DG (3DG), 4 スキュー配置 SG (4 SG), 5 スキュー配置 SG (5 SG) の比較を表 1 にまとめた。SG では 30[Nms]のホイールを採用した。DG では CMG の個数が少なく、30[Nms]のホイールでは総角運動量が要求に満たないため 80[Nms]のホイールを採用した。結果全てのタイプにおいて、出力できる角運動量が十分に確保でき、60deg-20 秒以下での姿勢変更が可能である。十分な性能であることから、出力角運動量を一定として設計し比較を行っている。DG の 2 タイプはアウタージンバルトルクが過大とならないようにレートアップ時間を選定している。このクラスの衛星の場合、CMG の個数が少ないほうが重量的に有利となる。CMG の重量の 1 次見積もりでは、SG を 20[kg], DG を 35[kg]と見積もっている。尚、出力率が 1.0 は最大角運動量の特異点となる。出力率が 0.9 を超えると特異点に接近することとなるため、設計上好ましくない。

2) $I=1000$ [kgm²] の衛星 60deg-20 秒となるように設計を行った。2 DG では出力率が 0.93 となり、ほぼ最大出力に近づいている。また、アウタージンバルトルクは 8.76[Nm]と大きく、アウタージンバルモータの重量増加が危惧される。3DG, 4SG, 5 SG では十分実現可能な設計となるため、トレードオフは重量となり、このクラスの衛星では、4 SG が重量的に有利となる。

3) $I=1500$ [kgm²] の衛星

60deg-20 秒となるように設計を行った。2 DG では最大出力としても、要求を満たさず、23.88 秒となる。こととき、アウタージンバルトルクは 12.57[Nm]と大きく、アウタージンバルモータの設計が困難となる。3DG では、アウタージンバルトルクが 7.02 [Nm] になり、重量増加が危惧される。4SG では、最大出力としても、要求をわずかに満たさず 20.03 秒となる。このときのジンバル角速度は 74.99[deg/s]であり、高レートのジンバル角速度の実現が必要となる。5 SG では出力率も 0.81 で十分実現可能な設計となる。よって、このクラスの衛星では、5 SG が有利となる。尚、今回トレードオフを行っていないが、このクラスでは、4 SG の 1 台あたりの角運動量を大きくした場合と 5 SG の重量トレードが必要となる。

表 1 CMG クラスタ出力

	出力角運 動量[Nms]	出力率	レートアップ 時間[s]	最大衛星 レート [deg/s]	60degマ ヌーバ時 間	1台の角運 動量[Nms]	スキュー角 β [deg]	最大ジンバ ル角 [deg]	ジンバル角速 度 [deg/s]	最大アウ タージンバ ルトルク [Nm]	最大出力 トルク[Nm]	総重量 [Kg]
I=500												
Vペア型2DG-CMG	50.00	0.44	5.00	5.73	15.47	80.00	0.00	26.23	5.25	3.24	7.32	70.00
3スキュー配置DG-CMG	50.00	0.21	5.00	5.73	15.47	80.00	0.00	19.19	3.84	1.76	5.36	105.00
4スキュー配置SG-CMG	50.00	0.53	2.00	5.73	12.47	30.00	54.70	61.15	30.58	-	16.01	80.00
5スキュー配置SG-CMG	50.00	0.42	2.00	5.73	12.47	30.00	54.70	49.73	24.87	-	13.02	100.00
	設計点											
I=1000												
Vペア型2DG-CMG	104.75	0.93	10.00	6.00	20.00	80.00	0.00	67.80	6.78	8.76	9.47	70.00
3スキュー配置DG-CMG	104.70	0.44	10.00	6.00	20.00	80.00	0.00	38.88	3.89	3.41	5.43	105.00
4スキュー配置SG-CMG	65.46	0.69	2.00	3.75	20.00	30.00	54.70	79.60	39.80	-	20.84	80.00
5スキュー配置SG-CMG	65.44	0.54	2.00	3.75	20.00	30.00	54.70	66.80	33.40	-	17.49	100.00
	設計点		設計点		設計点							
I=1500												
Vペア型2DG-CMG	113.14	1.00	6.12	4.32	20.00	80.00	0.00	90.00	14.71	20.53	20.53	70.00
3スキュー配置DG-CMG	157.08	0.65	10.00	6.00	20.00	80.00	0.00	58.80	5.88	7.02	8.21	105.00
4スキュー配置SG-CMG	98.00	1.00	2.00	3.74	20.03	30.00	54.70	149.98	74.99	-	39.26	80.00
5スキュー配置SG-CMG	98.15	0.81	2.00	3.75	20.00	30.00	54.70	105.10	52.55	-	27.52	100.00
	設計点		設計点		設計点							

3. まとめ

衛星の慣性モーメント I が $500 \sim 1500$ [kgm²] の衛星の姿勢変更角 $60\text{deg} - 20$ 秒 (3 [deg/s]) 高速マヌーバ用 CMG クラスターのサイジングと個数の検討を行った。クラスターの個数が少ない程重量的に有利である。3軸制御を冗長系を持ちながら実現するために、DG では最小 2 個、SG では最小 4 個のクラスター数となる。ホイールの角運動量を 30 [Nms]、 80 [Nms] の 2 タイプとしスキュー角 β を一定とした場合、制御に必要な角運動量と CMG クラスターの出力角運動量の関係が SG, DG とは無関係に線形関係にあると近似可能であることが確認された。さらに結果から、1次設計点として次に示す式が得られた。この式を用いることより、CMG の個数とホイールサイズは、設計段階で搭載可能な CMG 重量により決定可能となった。

$$\sum H_{CMGout} \approx \frac{I_s}{10} \approx \frac{H_s}{190} \quad [\text{Nms}]$$

I_s : 対象衛星の制御要求軸の慣性モーメント (制御軸が変化する場合最大となる制御軸)

H_s : 対象衛星の制御要求軸の最大角運動量

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 GYROSCOPES", INTERMAC2001 Joint Technical Conference, Tokyo, ジャパン 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