

地球外天体におけるジャイロ応用システムの開発

研究代表者 長谷部 信行
(先進理工学部 物理学科 教授)

1. 研究課題

ジャイロ스코ープはセンサーとしての利用が良く知られているが、動力源としての利用はあまり知られていない。しかし、モータなどの動力源に比べてジャイロ스코ープの回転数に比例した大きな力を発生することが可能である。一方、モータは回転方向と力の発生方向が同一なのに比べて、回転方向と 90 度の方向に力が発生するという性質のため、その扱いは容易ではない。

しかし、この課題を解決することにより、ドローンへの応用、輸送システム（2 輪車・自動車・航空機・ロケット・人工衛星）、ロボット、建築物（揺れ止め・振じれ止め）、産業機械（クレーン）など多くの分野での活用が期待できる。

申請者らは独自開発の 2 段独楽の理論を使って、ジャイロアクチュエータ搭載のロボットバイクを開発した。また、独楽の運動方程式を基にしてドローンに関する基本的な運動方程式を導出している。

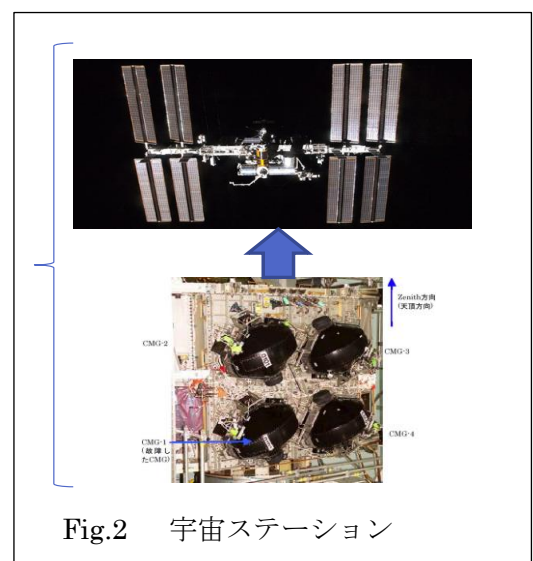
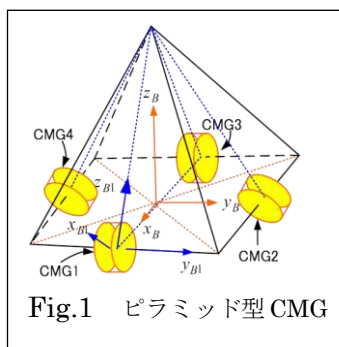
本研究では、この結果を基に地球外天体における飛行体の開発、また既に関連している自立走行 2 輪車をベースにして、ローバとしての 2 輪車の基盤開発を行う。

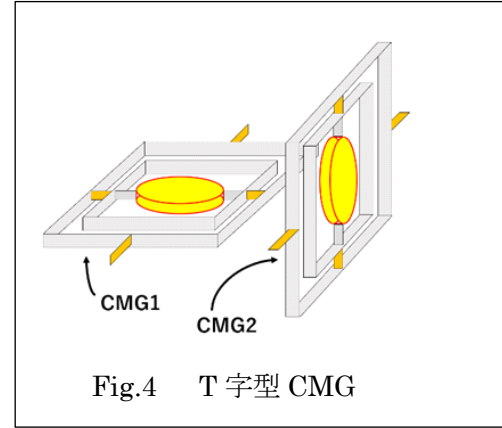
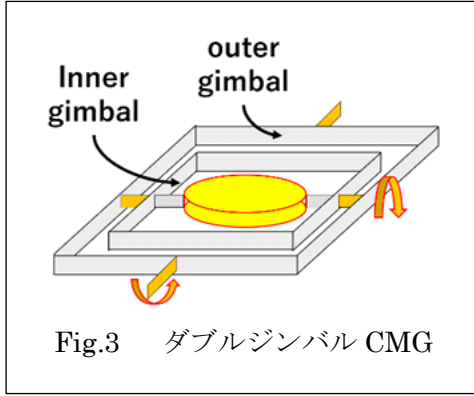
2. 主な研究成果

2.1 T 字型にダブルジンバル CMG を配置した人工衛星の姿勢制御

CMG(コントロールモーメントジャイロ)は、ジンバル軸によりフラーホイールを回転した場合、トルクがゼロとなる特異点が存在するが、4 つの CMG を Fig.1 のようにピラミッド型に配置することにより特異点の発生を最小限にすることができることが知られており、宇宙ステーション(Fig.2)の姿勢制御等に使用されている。

本年度は CMG の軽量化を考慮して Fig.3 に示すダブルジンバル CMG を T 字型に配置したシステム(Fig.4)の開発を行った(Eq.1)。

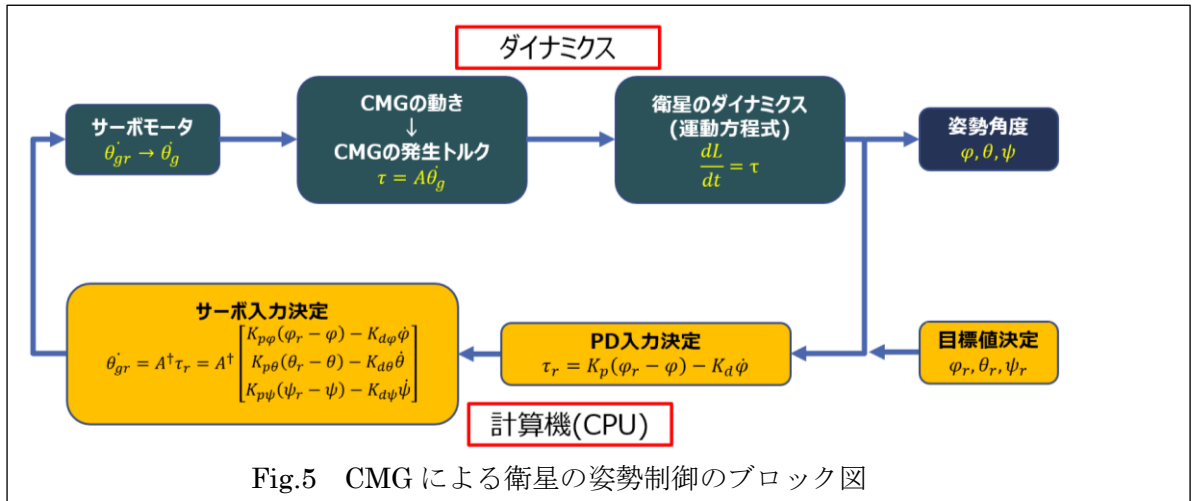


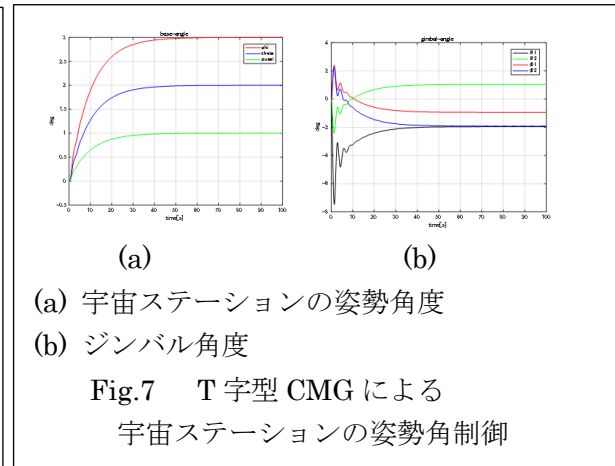
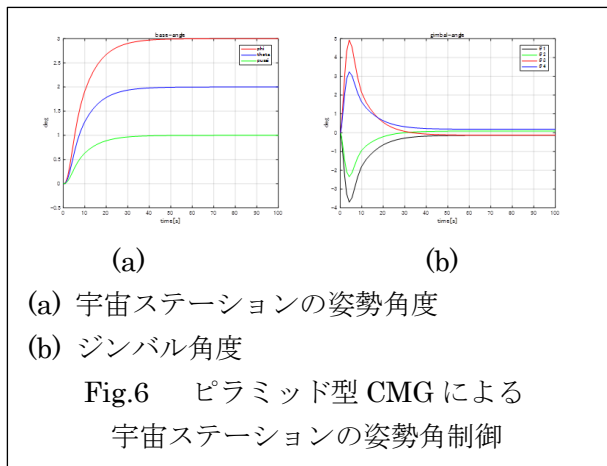


$$\begin{aligned}
 & \begin{bmatrix} J_{B1}\dot{\omega}_1 + (J_{B3} - J_{B1})\omega_2\omega_3 \\ J_{B1}\dot{\omega}_2 + (J_{B3} - J_{B1})\omega_3\omega_1 \\ J_{B3}\dot{\omega}_3 \end{bmatrix} = -J_{G3} \begin{bmatrix} 0 & \cos\theta_1 & -\cos\theta_2 \sin\varphi_2 & -\sin\theta_2 \cos\varphi_2 \\ -\cos\theta_1 \cos\varphi_1 & \sin\theta_1 \sin\varphi_1 & 0 & \cos\theta_2 \\ -\cos\theta_1 \sin\varphi_1 & -\sin\theta_1 \cos\varphi_1 & -\cos\theta_2 \cos\varphi_2 & \sin\theta_2 \sin\varphi_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\psi}_1\dot{\varphi}_1 \\ \dot{\psi}_1\dot{\theta}_1 \\ \dot{\psi}_2\dot{\varphi}_2 \\ \dot{\psi}_2\dot{\theta}_2 \end{bmatrix} \\
 & + \begin{bmatrix} \frac{1}{2}(J_{G1} + J_{G3} + (J_{G1} - J_{G3})\cos 2\theta_1) & 0 & -(J_{G1} - J_{G3})\cos\theta_2 \sin\theta_2 \cos\varphi_2 & J_{G1} \sin\varphi_2 \\ (J_{G1} - J_{G3})\cos\theta_1 \sin\theta_1 \sin\varphi_1 & J_{G1} \cos\varphi_1 & \frac{1}{2}(J_{G1} + J_{G3} + (J_{G1} - J_{G3})\cos 2\theta_2) & 0 \\ -(J_{G1} - J_{G3})\cos\theta_1 \sin\theta_1 \cos\varphi_1 & J_{G1} \sin\varphi_1 & (J_{G1} - J_{G3})\cos\theta_2 \sin\theta_2 \sin\varphi_2 & J_{G1} \cos\varphi_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\varphi}_1 \\ \ddot{\theta}_1 \\ \ddot{\varphi}_2 \\ \ddot{\theta}_2 \end{bmatrix} \\
 & + \begin{bmatrix} 0 & -2(J_{G1} - J_{G3})\cos\theta_1 \sin\theta_1 & (J_{G1} - J_{G3})\cos\theta_2 \sin\theta_2 \sin\varphi_2 & (J_{G1} - (J_{G1} - J_{G3})\cos 2\theta_2)\cos\varphi_2 \\ (J_{G1} - J_{G3})\cos\theta_1 \sin\theta_1 \cos\varphi_1 & -(J_{G1} - (J_{G1} - J_{G3})\cos 2\theta_1)\sin\varphi_1 & 0 & -2(J_{G1} - J_{G3})\cos\theta_2 \sin\theta_2 \\ (J_{G1} - J_{G3})\cos\theta_1 \sin\theta_1 \sin\varphi_1 & (J_{G1} - (J_{G1} - J_{G3})\cos 2\theta_1)\cos\varphi_1 & (J_{G1} - J_{G3})\cos\theta_2 \sin\theta_2 \cos\varphi_2 & -(J_{G1} - (J_{G1} - J_{G3})\cos 2\theta_2)\sin\varphi_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\varphi}_1^2 \\ \dot{\varphi}_1\dot{\theta}_1 \\ \dot{\varphi}_2^2 \\ \dot{\varphi}_2\dot{\theta}_2 \end{bmatrix} \\
 & + \Omega_B \times \left\{ \begin{bmatrix} \frac{1}{2}(J_{G1} + J_{G3} + (J_{G1} - J_{G3})\cos 2\theta_1) & 0 & -(J_{G1} - J_{G3})\cos\theta_2 \sin\theta_2 \cos\varphi_2 & J_{G1} \sin\varphi_2 \\ (J_{G1} - J_{G3})\cos\theta_1 \sin\theta_1 \sin\varphi_1 & J_{G1} \cos\varphi_1 & \frac{1}{2}(J_{G1} + J_{G3} + (J_{G1} - J_{G3})\cos 2\theta_2) & 0 \\ -(J_{G1} - J_{G3})\cos\theta_1 \sin\theta_1 \cos\varphi_1 & J_{G1} \sin\varphi_1 & (J_{G1} - J_{G3})\cos\theta_2 \sin\theta_2 \sin\varphi_2 & J_{G1} \cos\varphi_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\varphi}_1 \\ \dot{\theta}_1 \\ \dot{\varphi}_2 \\ \dot{\theta}_2 \end{bmatrix} + J_{G3} \begin{bmatrix} \sin\theta_1 & \cos\theta_2 \cos\varphi_2 \\ \cos\theta_1 \sin\varphi_1 & \sin\theta_2 \\ \cos\theta_1 \cos\varphi_1 & \cos\theta_2 \sin\varphi_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\psi}_1 \\ \dot{\psi}_2 \end{bmatrix} \right\}
 \end{aligned}$$

Eq.1 T字型ダブルジンバル CMG による人工衛星の姿勢制御モデル

Eq.1において、左辺は宇宙ステーション本体、右辺はCMGの数式モデルを示している。また、Fig.5に制御ブロック図を、Fig.6, Fig.7にはピラミッド型CMGを用いた場合とT字型CMGを用いた場合のシミュレーション結果を夫々示している。T字型CMGはピラミッド型CMGに比べ軽量であるが制御応答はほぼ同等であることがわかる。





2.2 CMG によるドローンの姿勢制御

近年、複数のロータの回転により浮力を得て飛行する小型飛行体としてのマルチコプタが注目されており、物資運搬、農薬散布、航空写真撮影、構造物点検、災害調査、動画撮影など、その用途は多岐に渡っている。しかし、航続時間、天候などの使用環境や軽量化、制御性能など多くの問題が存在する。これらの問題を解決するためには、マルチコプタの構造を厳密に定量的に理解することが重要である。しかし、現状では、上昇下降、左右方向、前後方向の飛行に対して、複数のロータの回転数、回転方向をどうすれば良いかなどの定性的な議論がほとんどであり、訓練による操縦の上達が求められているという状況である。

本研究では、人工衛星の姿勢制御に用いられる設計法であるピラミッド型 CMG 設計法に基づいてドローンの運動モデルとその制御系の設計を行った。Fig.8 は CMG を搭載した機体のモデル図、Fig.9 は制御系である。Fig.10 は x 方向の速度 5[km/h]、 y 方向の速度 10[km/h]、高度 50m で飛行中、200 秒後に x 方向に風速[20m/s]の突風を与えた場合の(a)CMG 有と(b)CMG 無のシミュレーションである (a)は、突風に流されながらも飛行を継続しているが、(b)では突風時には墜落していることがわかる。

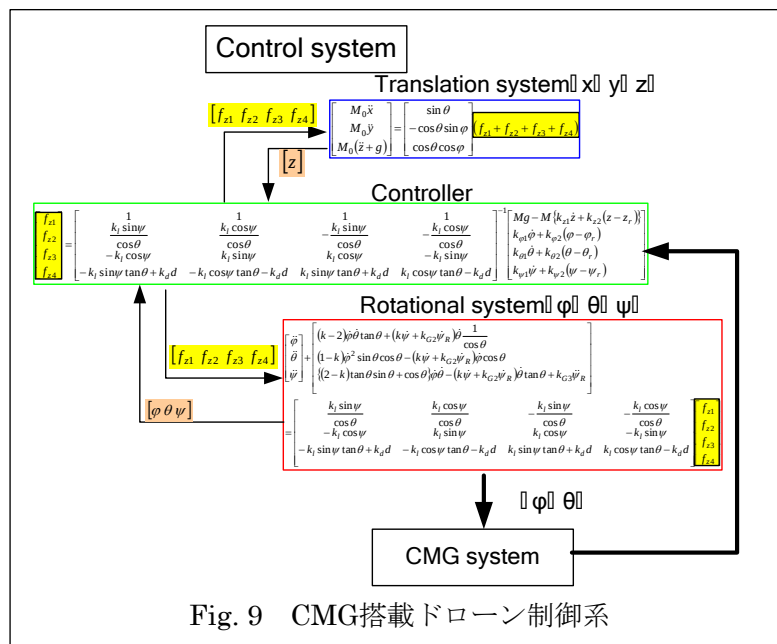
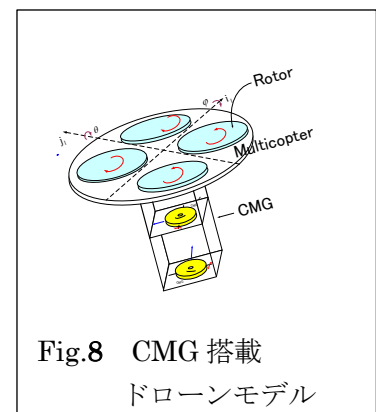
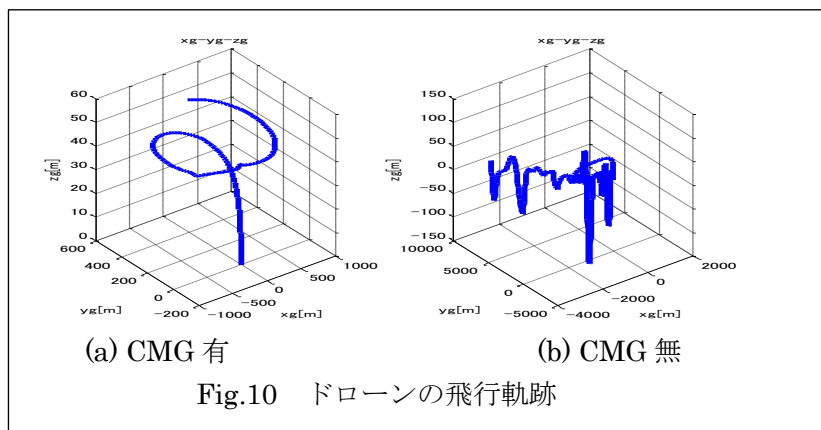


Fig. 9 CMG搭載ドローン制御系





3. 共同研究者

大内茂人(研究院客員教授), 清水創太(研究院客員準教授), 長岡 央(JAXA研究員), 内藤雅之(研究院助手), 氣賀 信太郎(院生M2), 洪如月(B4)

4. 研究業績

4.1 学術論文

- (1) S.Kiga, S.Ouchi, N.Hasebe, N.Kodani, Y.Takamoto and M.Mubin: Attitude Control of Drones by Back-stepping Control, SICE Annual Conference 2017
- (2) T.Yamazaki, S.Shimizu, N.Hasebe: Considerations about Saliency Map from Wide Angle Fovea image, 26th IEEE International Symposium on Industrial Electronics
- (3) S.Kiga, S.Ouchi, N.Hasebe, N.Kodani and M.Mubin: Attitude Control of Drones by CMG, IEEJ International Workshop SAMCON 2018
- (4) N.Kodani, S.Ouchi, T.Inaba and M.Mubin: Self-sustaining Posture Control of an Unmanned Motorbike using a Twin Control Moment Gyroscope, IEEJ International Workshop SAMCON 2018

4.2 総説・著書

クレーンの振れ止め制御, ロボット制御学ハンドブック, pp26. 4. 4(大内)

4.3 招待講演

なし

4.4 受賞・表彰

なし

4.5 学会および社会的活動

- (1) S.Kiga, S.Ouchi, N.Hasebe: Attitude Control of Drones by back-stepping method : Application of the Pyramid Type CMG System, 27th Workshop on JAXA
- (2) S.Kiga, S.Ouchi, N.Hasebe: Self Sustaining Drive Control of Gyro-Bike, Workshop in South Korea
- (3) 大谷, 大内: 無人二輪車の旋回自立走行制御, 平成 29 年度神奈川県ものづくり技術交流会
- (4) R.Hong, S.Ouchi, S.Kiga, N.Hasebe, T.Miyashita: **Attitude control of Two-wheeled Inverted Pendulum by using CMG**, 28th Workshop on JAXA

5. 研究活動の課題と展望

今後は, 実用化に向けた T 字型 CMG による人工衛星の姿勢制御の研究, CMG 搭載ドローンに関する飛行実験, さらにツイン CMG 搭載 2 輪車の実用化研究を行う。