

科学研究費助成事業 研究成果報告書

平成 29 年 4 月 28 日現在

機関番号：22604

研究種目：基盤研究(B) (一般)

研究期間：2013～2016

課題番号：25289309

研究課題名(和文) 自律的判断に基づく円滑な制御則切り替えによるCMGの耐故障性能向上

研究課題名(英文) Improvement of fault tolerance of CMG by smooth control law switching based on autonomous judgment

研究代表者

小島 広久 (KOJIMA, Hirohisa)

首都大学東京・システムデザイン研究科・教授

研究者番号：50322350

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 13,200,000円

研究成果の概要(和文)：本研究では、適応スキュー角モーメントジャイロ(ASCMG)の耐故障性向上を目的とし、故障同定と駆動則を円滑に切替えることが可能な制御方法を考案した。指令トルクと実出力トルクとの差分を一定時間積分・評価することにより故障個所の同定が行えること、同定に従い駆動則が円滑に切り替わる調整法により目標姿勢へ安定に姿勢変更が可能なこと、非劣駆動状態から劣駆動状態へも円滑に制御則を切り替えられることを数値シミュレーションにより確認できた。また、2個のCMGユニットが故障した劣駆動状態でもBacksteppingに基づく制御手法により視線方向変更制御が可能なことを微小重力環境下での実験により検証した。

研究成果の概要(英文)：In this study, in order to improve the fault tolerance of adaptive skew control moment gyroscope (ASCMG), an adjustment control method has been proposed, which can identify a fault CMG unit and smoothly switch the steering control laws. It is shown through numerical simulations that the fault CMG unit can be identified by integrating and evaluating the difference between the commanded torque and the actual output torque for a fixed time, and that the attitude can be stabilized to the target attitude by the proposed adjustment method in which the steering control laws are smoothly switched according to the fault identification. In addition, it has been verified through experiments under a microgravity condition that line-of-sight attitude maneuver can be achieved by a backstepping-based steering control law even in the case of two-CMG units failure.

研究分野：宇宙工学

キーワード：コントロールモーメントジャイロ ジンバル駆動則 故障同定 劣駆動制御 バックステッピング制御
適応則 微小重力実験

1. 研究開始当初の背景

宇宙システムは地上システムと異なり、一度宇宙に打ち上げられると容易に修理ができない。そこで耐故障性を高める必要がある。制御の観点からアクチュエータシステムの耐故障性を高める方法は2種類に大別できる。一般的に、稼働部や可変部の自由度を増やすと耐故障性能・制御性能は向上する。しかし、故障する箇所、故障の組み合わせ数も増大し、対処が困難になる。現時点では、故障パターンごとの対処方法を予めプログラミングし宇宙機に搭載もしくは地上から新たな制御則をその都度アップロードする方法が通常取られている。

しかし、故障箇所を地上から正しく同定できない場合もあり、また特に深宇宙探査機の場合、地上局から新たな制御則をアップロードする方法では通信量や通信時間の制約のため、故障箇所を正しく同定できたとしても対処が間に合わない恐れがある。また、複数ユニットの故障組合せが多数あり、その組み合わせ全てを打ち上げ前に試験することは困難である。人工知能・統計データの的なアプローチによる故障の同定の研究も行われているが、故障同定結果を制御則へ自動的に反映することまでは行われていない。また、自由度数が多い状態から少ない状態への遷移を考慮した例は、可変速度コントロールモーメントジャイロ (CMG) において CMG モードから可変速度 CMG へ、さらにリアクションホイール (RW) モードへ遷移させる制御則があるが、非劣駆動系から劣駆動系へシームレスな遷移が扱える制御は存在しない。

2. 研究の目的

本研究では、可動部が多い宇宙機アクチュエータである適応スキュー角 CMG (図1) を対象とし、故障組合せへの考慮・地上試験が不完全であっても、宇宙へ打ち上げられた後に対応できる故障箇所の自動認識、パラメータ自動調整機能、制御則の自動切換え選択機能を有する高度で自律的な制御ロジックを開発し検証することを目的とする。

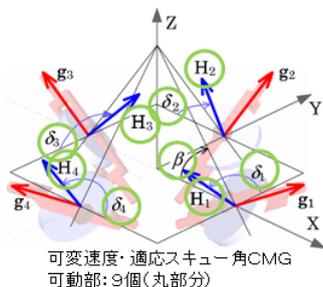


図1 適応スキュー角 CMG

具体的には、以下の3点を明らかにすることを目標とする。

- (1) 残存 CMG ユニットが2個となった劣駆動系に対するフィードバック制御則
- (2) 故障ユニット数・故障パターンに応じた

円滑な制御則の切り替え法

- (3) 故障により非劣駆動系から劣駆動系へ遷移する場合でも対応可能なシームレスな制御則

3. 研究の方法

- (1) 制御器が全て正常な状態での姿勢応答を計算機内で計算し、その結果と実際の姿勢運動を随時比較することで故障制御ユニットを最小二乗法で同定し、関連する重みを減少させ、故障ユニットを不活性化させる適応則を構築する (図2)。
- (2) 制御自由度が2個の劣駆動系に対応できる制御を考案する。
- (3) 制御自由度が2個のときと4個のときの制御則を重み付けしてブレンドし、制御出力と実際の応答出力を随時比較し、重みを自動調整することにより非劣駆動系から劣駆動系への円滑な調整を可能とする制御則を構築する。
- (4) 一部の制御ユニットを不稼働にした実験装置を用いて微小重力環境化での実験を行い、構築した制御則を検証する。

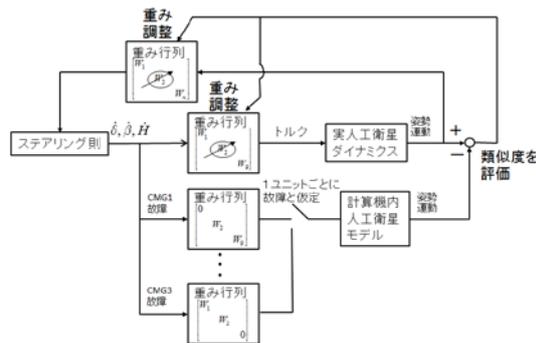


図2 故障ユニット同定・制御則自動調整アルゴリズムの概念図

4. 研究成果

- (1) 故障 ASCMG の駆動則切替え

① 考案した駆動則切替え法

故障する可能性のある9個全てのモータに対応した故障模擬モデルを作成する。故障模擬モデルのシミュレーションから得られる姿勢オイラー角と ASCMG 装置の姿勢オイラー角の計測結果から発生したトルクを比較することで、故障箇所を同定する。姿勢オイラー角速度の計測結果から発生したトルクは以下のように近似的に求めることができる。

$$T = J\dot{\omega} \quad (1)$$

ここで角加速度 $\dot{\omega}$ は角速度の計測結果を時間微分することで求める。故障模擬計算から算出した仮想出力トルクを \hat{T} とすると実際の ASCMG 装置から発生する出力トルク T との誤差は次式で示せる。

$$T - \hat{T} = J|\dot{\omega} - \hat{\dot{\omega}}| \quad (2)$$

式(2)から得た値を比較することで故障箇所を同定する。比較対象は全て正常に稼働していると仮定した模擬計算から得られる出力トルク T_N と式(2)同様に実際の ASCMG 装置か

ら発生する出力トルク T との差である．比較による故障同定判断式を以下に示す．

$$\begin{cases} \sum_i^{t+S} T - \hat{T}_i \geq \sum_i^{t+S} T - T_N & \text{No Fault} \\ \sum_i^{t+S} T - \hat{T}_i < \sum_i^{t+S} T - T_N & \text{ith Fault} \end{cases} \quad (i=1,2,\dots,9) \quad (3)$$

式(3)では式(2)で求められる値を S 時間積算し，その結果から故障同定を行なう．これは式(2)の値から比較し故障同定を行なった場合，ASCMG が特異状態になったときに誤同定してしまう可能性があるためである．また i は，それぞれの故障箇所の番号であり，1 から 4 は各 CMG1 から CMG4 のホイールの故障，5 から 8 は各 CMG1 から CMG4 のジンバルの故障，9 はスキューの故障を表している．

総角運動量 h は各 CMG が持つ角運動量に切替え要素である I_i を各項に掛ける．通常時はこれにより故障した場合に I_i の値を減少させ 0 とすることで不活性化と駆動則の切替える．以下に示す．また駆動則も同様に I_i を使用し式(5)のように設計した．

$$\hat{h} = I_1 h_1(\delta_1) + I_2 h_2(\delta_2) + I_3 h_3(\delta_3) + I_4 h_4(\delta_4) \quad (4)$$

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{\delta} \\ \dot{\beta} \end{bmatrix} &= I \begin{bmatrix} \dot{\delta} \\ \dot{\beta} \end{bmatrix} + (1-I_1) \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\delta}_{f1} \\ \dot{\beta} \end{bmatrix} + (1-I_2) \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\delta}_{f2} \\ \dot{\beta} \end{bmatrix} \\ &+ (1-I_3) \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\delta}_{f3} \\ \dot{\beta} \end{bmatrix} + (1-I_4) \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\delta}_{f4} \\ \dot{\beta} \end{bmatrix} + (1-I_5) \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\delta} \\ \dot{\beta}_{f5} \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (5)$$

ここで I_i の調整則は以下の通りである．

$$\Delta I = -\mu \left(h_i(\delta_i) \right)^{\#} (J \omega_{ide} - J \omega_{act}) \quad (i=1,2,3,4) \quad (6)$$

ここで μ は重み要素， $h_i(\delta_i)$ は故障箇所を持つ CMG ユニットの角運動量である．また $J \omega_{ide}$ はどこも故障していない場合の模擬計算から算出した仮想角速度である．また ω_{act} は実際の故障箇所を持つ ASCMG 装置から得られる角速度である．なお，指令トルク計算にはクオタニオンフィードバック制御

$$u = -K_p \hat{q}_e - K_d \omega \quad (7)$$

CMG 正常時駆動則には GSR 法

$$\begin{bmatrix} \dot{\delta} \\ \dot{\beta} \end{bmatrix} = Q^T (Q Q^T + \lambda_0 E)^{-1} \dot{h} \quad (8)$$

$$Q = [A \ B] \quad (9)$$

$$A = \begin{bmatrix} -c\beta \cos \delta_1 & \sin \delta_2 & c\beta \cos \delta_3 & -\sin \delta_4 \\ -\sin \delta_1 & -c\beta \cos \delta_2 & \sin \delta_3 & c\beta \cos \delta_4 \\ s\beta \cos \delta_1 & s\beta \cos \delta_2 & s\beta \cos \delta_3 & s\beta \cos \delta_4 \end{bmatrix} \quad (10)$$

$$B = \begin{bmatrix} (\sin \delta_1 - \sin \delta_3) s\beta \\ (\sin \delta_2 - \sin \delta_4) s\beta \\ (\sin \delta_1 + \sin \delta_2 + \sin \delta_3 + \sin \delta_4) c\beta \end{bmatrix}$$

$$E = \begin{bmatrix} 1 & \varepsilon_3 & \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 & 1 & \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 & \varepsilon_1 & 1 \end{bmatrix} > 0, \quad \varepsilon_i = \varepsilon_0 \sin(\rho t + \phi_i) \quad (11)$$

を用いた．

②数値シミュレーション結果

表 1 シミュレーションパラメータ 1

パラメータ	数値
衛星慣性テンソル	diag(1.5, 0.65, 1.1) [kgm ²]
初期ジンバル, スキュー角	(0, 0, 0, 54.73) [deg]
ホイール角運動量	0.043 [Nms]
$\lambda_0, \varepsilon_0, \rho, \phi_i$	0.01, 0.01, $\pi/2$, (0, $\pi/2$, π)
ゲイン K_p, K_d	0.09J [Nm], 0.424J [Nms]
初期, 目標オイラー角	(0, 0, 0) [deg], (0, 0, 90) [deg]
故障同定積分時間 S	10 s
調整則ゲイン μ	5

用いた数値を表 1 に示す．初期姿勢から目標姿勢への姿勢変更において初期時刻から CMG1 ジンバルが本来の動きの 10%しか動かない故障を有していると仮定する．

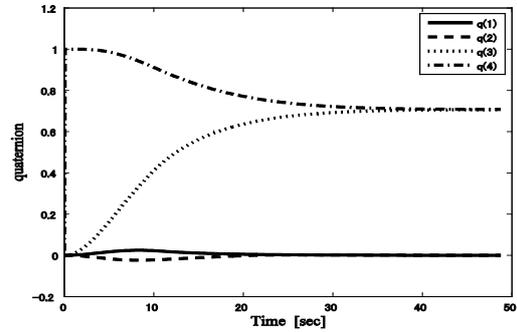


図 3 姿勢 (クオタニオン) の時間履歴

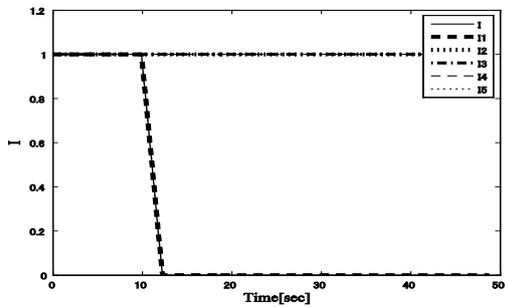


図 4 重み h の時間履歴

結果を図 3, 図 4 に示す．図 3 は姿勢 (クオタニオン) の時間履歴，図 4 は重みの時間履歴である．10 秒以降で駆動の切替えが行なわれ，CMG1 ユニットの不活性化し，代わりにスキューが大きく動作し指令トルクへの不

足分を補う結果となっている. 49 秒前後で目標姿勢に安定していることが確認できた.

(2)2CMG (劣駆動状態) における視線制御姿勢表現には W-Z パラメータを使用する. 姿勢制御は 2 段階制御とし, 前半はフィードフォワード制御, 目標姿勢近傍に近づいた段階で 2 段階目としてフィードバック制御に切り替えることとする.

①フィードフォワード制御

機体座標系内の任意の方向に設定したミッション機器視線を 2 回の機体軸まわり 1 軸回転 (x 軸-y 軸または y 軸 x 軸) で慣性座標系の任意の方向へ向けることが可能であることを示した. そして, 適切な回転軸の選択方法, 必要な回転角を球面三角関数により求める方法を提示した.

②フィードバック制御

Backstepping 法に基づき, 以下のフィードバック制御則を設計した.

$$\dot{\delta} = \frac{1}{h_0} \hat{A}_2^{-1} \hat{J} \hat{R}^{-1} \times \quad (12)$$

$$\{k_1 \bar{W} R \omega_b + k_2 (\bar{R} \omega_b + k_1 w) + (1 + \nu) w\}$$

$$\hat{A}_2 = \begin{bmatrix} -c\beta c\delta_1 & c\beta c\delta_3 \\ s\beta c\delta_1 & s\beta c\delta_3 \end{bmatrix} \quad (13)$$

$$\hat{J} = \begin{bmatrix} J_1 & 0 \\ 0 & J_2 \end{bmatrix} \quad (14)$$

$$\hat{R} = \begin{bmatrix} R_{11} & R_{12} \\ R_{21} & R_{22} \end{bmatrix}, \quad \bar{R} \triangleq \begin{bmatrix} R_{11} & R_{12} & R_{13} \\ R_{21} & R_{22} & R_{23} \end{bmatrix} \quad (15)$$

$$\bar{W} = \begin{bmatrix} (1+w_1^2-w_2^2)/2 & w_1 w_2 & w_2 \\ w_1 w_2 & (1-w_1^2+w_2^2)/2 & -w_1 \end{bmatrix} \quad (16)$$

R は機体 Z 軸からミッション機器視線基準座標系への座標変換行列, ω_b は衛星角速度, k_1, k_2 は制御ゲイン, w は W-Z パラメータの W 部分ベクトルである.

③数値シミュレーション結果

表 2 の数値で行った計算結果を図 5-図 7 に示す. 図 5 はジンバル角の時間履歴, 図 6 は姿勢の時間履歴, 図 7 は視線角誤差の時間履歴である. 図 5 より, 時刻 38 秒付近まではフィードフォワード制御を実施しており, 2 つのジンバル角を逆位相・同相と動かし, それぞれ 1 軸マヌーバを行っていることが分かる. また, 2 回目の 1 軸マヌーバ終盤に視線角誤差が制御則切り替え閾値に入り, それ以降, フィードバック制御を実行していることが分かる. 最終的に視線角誤差がゼロに安定化していることが図 7 から確認できる. 以上の結果から, 提案制御法を使い, 2 つの Skew 配置 SGCMG によりミッション機器視線を目標視線方向へ指向・安定化可能であることが確認できた.

表 2 シミュレーションパラメータ 2

パラメータ	数値
慣性テンソル	diag(0.5, 0.5, 0.5) [kgm ²]
CMG ホイール角運動量	0.02 [Nms]
初期 W-Z パラメータ	-0.366, 0.366, 0.0
ミッション機器視線方向	0.577, 0.577, 0.577
制御切り替え視線角閾値	0.02 [rad]
制御ゲイン k_1, k_2	0.5, 0.5

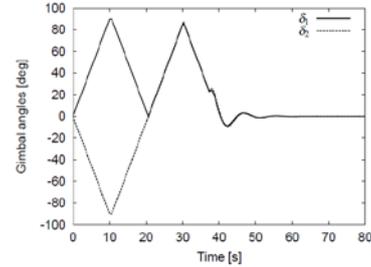


図 5 ジンバル角の時間履歴

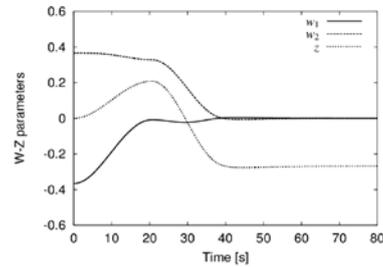


図 6 W-Z パラメータの時間履歴

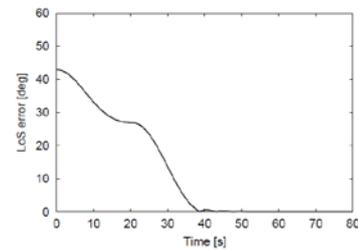


図 7 視線角誤差の時間履歴

(3) 非劣駆動系から劣駆動系へ円滑な切替則

①正常時ジンバル駆動則

CMG が 4 個とも正常なときのジンバル駆動則として以下の GSR 法を用いる.

$$\dot{\delta} = (1/h_0) \mathbf{A}_1^T (\mathbf{A}_1 \mathbf{A}_1^T + \lambda_0 \mathbf{E})^{-1} \dot{\mathbf{h}}_{cmd1} \quad (17)$$

ここで h_0 は CMG ホイール角運動量であり, 右辺の各記号は次のとおりである.

$$\dot{\mathbf{h}}_{cmd1} = \mathbf{J} \left\{ k_1 \mathbf{W} \boldsymbol{\omega} + k_2 \boldsymbol{\sigma} + z \begin{bmatrix} -w_2 \\ w_1 \\ 1 \end{bmatrix} + (1 + |\mathbf{w}|^2) \begin{bmatrix} w_1 \\ w_2 \\ 0 \end{bmatrix} \right\} \quad (18)$$

$$\mathbf{E} = \begin{bmatrix} 1 & \varepsilon_3 & \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 & 1 & \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 & \varepsilon_1 & 1 \end{bmatrix}, \quad \varepsilon_i = \varepsilon_0 \sin(\rho t + \phi_i) \quad (19)$$

$$\mathbf{A}_1 = \begin{bmatrix} -c\beta \cos \delta_1 & \sin \delta_2 & c\beta \cos \delta_3 & -\sin \delta_4 \\ -\sin \delta_1 & -c\beta \cos \delta_2 & \sin \delta_3 & c\beta \cos \delta_4 \\ s\beta \cos \delta_1 & s\beta \cos \delta_2 & s\beta \cos \delta_3 & s\beta \cos \delta_4 \end{bmatrix} \quad (20)$$

②劣駆動時ジンバル駆動則

システム全体の角運動量はゼロ，対面 2CMG (2, 4 番) が故障，劣駆動制御状態では，CMG-Z 軸まわりの回転運動が減速していると仮定し，以下の駆動則を設計した。

$$\begin{bmatrix} \dot{\delta}_1 & \dot{\delta}_3 \end{bmatrix}^T = \dot{\delta} = (1/h_0) \hat{\mathbf{A}}_2^{-1} \dot{\mathbf{h}}_{cmd2} \quad (21)$$

ここで右辺の角運動量変化指令値及びビャコビアン，その他の記号は以下のとおりであり

$$\dot{\mathbf{h}}_{cmd2} = \hat{\mathbf{J}} \left\{ k_1 \hat{\mathbf{W}} \tilde{\omega} + k_2 \tilde{\sigma} + (\mathbf{g}_1 + \mathbf{g}_2) \right\} \quad (22)$$

$$\tilde{\sigma} = \tilde{\omega} - \tilde{\omega}_d \quad (23)$$

$$\hat{\mathbf{W}} = \begin{bmatrix} (1+w_1^2-w_2^2)/2 & w_1 w_2 \\ w_1 w_2 & (1-w_1^2+w_2^2)/2 \end{bmatrix} \quad (24)$$

k_1, k_2 は制御ゲインである。仮想入力 $\tilde{\omega}_d$ には

$$\tilde{\omega}_d = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -k w_1 + \mu \frac{z + \lambda \omega_z}{w_1^2 + w_2^2} w_2 \\ -k w_2 - \mu \frac{z + \lambda \omega_z}{w_1^2 + w_2^2} w_1 \end{bmatrix} \quad (25)$$

を用いる。なお， $\mathbf{g}_1, \mathbf{g}_2$ の詳細は割愛した。

③劣駆動系ジンバル駆動則への円滑な切替
式(17)のジンバル速度，式(21)のジンバル速度に重み付けして接続する。

$$\dot{\delta}_{3 \rightarrow 2} = I \dot{\delta} + (1-I) \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \dot{\delta} \quad (26)$$

なお，機械的制限を考慮してジンバル速度の上限に制限を設けた。前式の I は重みであり，次の更新則で更新する。

$$\dot{I} = \begin{cases} -\eta \frac{(J\omega + \hat{h}(\delta)) \cdot (h_2(\delta_2) + h_4(\delta_4))}{|h_2(\delta_2) + h_4(\delta_4)|^2} & 0 < I \leq 1 \\ 0 & I = 0 \end{cases} \quad (27)$$

$$\hat{h}(\delta) = h_1(\delta_1) + h_3(\delta_3) + I(h_2(\delta_2) + h_4(\delta_4)) \quad (28)$$

ここで， $\eta (> 0)$ は更新ゲインである。この更新則は，衛星の角運動量がジンバル角度から推測される角運動量に対して不足している原因は CMG 故障が原因という考えに基づいており，不足に応じて劣駆動制御へ遷移していくように重み I を更新している。

④シミュレーション結果

開始時 3 軸制御可能と仮定し，重み I を更新則で変化させ劣駆動制御へ接続する。表 3 の

パラメータを用いた結果を図 8，図 9 に示す。

表 3 シミュレーションパラメータ 3

パラメータ	数値
慣性テンソル	diag(0.5, 0.6, 0.7) kgm ²
CMG ホイール角運動量	0.02 Nms
初期 W-Z パラメータ	-0.2, 0.2, 0.1
$\lambda_0, \varepsilon_0, \rho, \phi_i$	0.001, 0.1, 0.5, (0.5, 0.5, 0.5)
$k_1, k_2, \mu, \lambda, \eta$	1.0, 0.5, 1.0, 1.0, 0.5
ジンバル速度・角度制限	± 1.0 rad/s, ± 0.7 rad

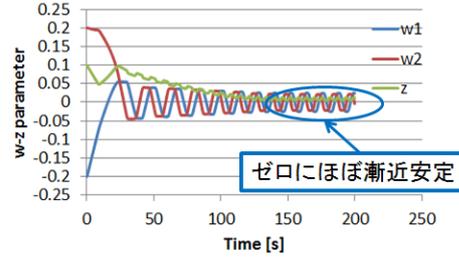


図 8 姿勢 (W-Z パラメータ) の時間履歴

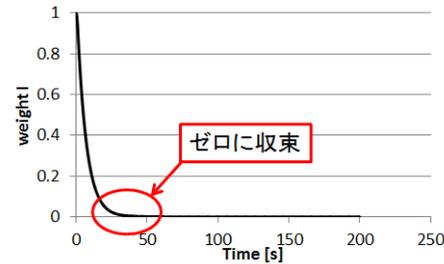


図 9 重みの時間履歴

ピラミッド配置 SGCMG の対面 2 個 CMG が故障した状態に対して，提案手法により，3 軸姿勢制御可能と想定した状態から劣駆動状態へ円滑に制御則が切り替わり，目標姿勢へほぼ漸近安定化可能であることが確認できた。

(4)微小重力環境下での実験

微小重力実験による検証を行うための CMG 実験装置 (図 10) を作成した。微小重力実験スペースおよび微小重力状態が保持される時間長さを考慮し，できるだけ小型軽量かつ CMG 角運動量が大きくなるよう実験装置を半径 25cm 高さ 35cm のアクリル円柱で覆い，CMG を立方体の側面に配置することで小型化を図り，かつ CMG ホイールを真鍮とすることで慣性モーメントを大きくし，短時間での姿勢変更を可能とする装置を作成した。

作成した実験装置の諸元を表 4 に示す。PC との通信は Bluetooth により行い，装置上のオンボード計算機には Arduino Mega を使用し，計測角速度からの姿勢計算，ジンバル駆動速度の計算は PC 側で行う構成とした。

微小重力下での実験では，W-Z パラメータによる姿勢表現を用いた Backstepping 法に基づく 2CMG による視線制御実験を，5 パターンの 30 度視線変更に対して実施した。

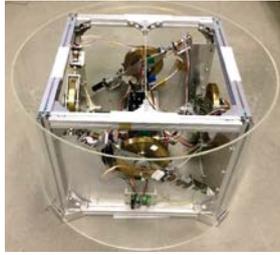


図 1 0 微小重力実験用 CMG 実験装置

表 4 実験装置諸元

パラメータ	数値
サイズ	半径 25cm, 高さ 35cm
質量	10 kg
慣性テンソル	diag(0.238, 0.341, 0.268) kgm ²
ホイール慣性モーメント	0.00083 kgm ²
ホイール回転速度	2000 rpm
ホイール角運動量	0.174 Nms
ジンバル速度・角度制限	±30 deg/s, ±65deg

表 5 初期姿勢・ジンバル角・制御ゲイン

パラメータ	値
初期姿勢 W-Z パラメータ	(0.1895, 0.1895, 0.0)
制御ゲイン k_1, k_2	3.0, 3.0
初期ジンバル角	(0, 0, 0, 0)

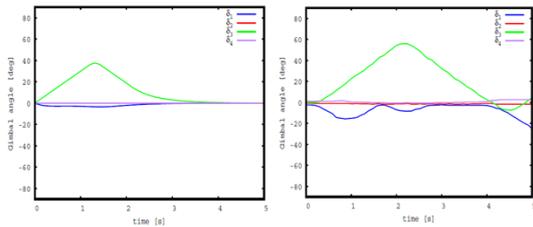


図 1 1 ジンバル角の時間履歴

(左: 数値計算結果, 右: 実験結果)

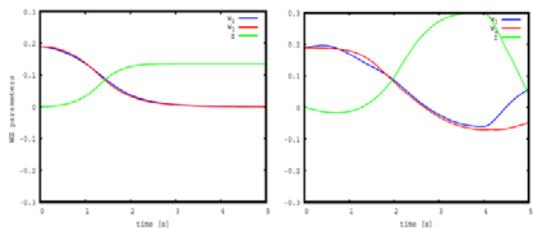


図 1 2 姿勢 (W-Z パラメータ) 時間履歴

(左: 数値計算結果, 右: 実験結果)

初期値, 制御ゲインを表 5 に, 結果の 1 例を図 1 1, 図 1 2 に示す. 図 1 1 はジンバル時間履歴, 図 1 2 は姿勢の時間履歴である. 図中の左側は対応する数値計算結果, 右側が実験結果である. ジンバルの動きが数値計算と実験とで異なるが, 視線方向 (w_1, w_2) の時間変化の様子は類似しており, 浮遊時間が十分確保できたパターンにおいては, 計画通りの整定時間で視線方向をほぼ目標方向に移動安定化できることが確認できた. よって,

対面の 2CMG が故障した場合における視線変更制御が残りの対面 2CMG で達成できることが実験的に確認できた. なお, 実験可能時間が 4 秒程度と短すぎたため, 故障同定・制御則切り替え実験までは検証できなかった.

5. 主な発表論文等

[雑誌論文] (計 5 件)

- ① Kojima, H., Trivailo, P.M. and Yoshimura, Y.: Spacecraft Line of Sight Maneuver Control Using Skew-arrayed Two Single-Gimbal Control Moment Gyros, Transactions of JSASS, Aerospace Technology Japan, 査読有, Vol.14, No.ists30, pp.Pd_31-Pd_37 (2016). DOI: 10.2322/tastj.14.Pd_31
- ② 笠井慎也, 小島広久: 適応スキュー角ピラミッド型 CMG に対するゲインスケジューリングジンバル駆動則, 日本航空宇宙学会論文集, 査読有, Vol.62, No.2, pp.55-62(2014). DOI: 10.2322/jjsass.62.55

[学会発表] (計 12 件)

- ① 尾崎 徹, 小島 広久: 適応スキュー Control Moment Gyro における故障個所同定・駆動則切り替え方法に関する研究, 第 3 回制御部門マルチシンポジウム, 2016 年 3 月 8 日, 南山大学 (愛知県・名古屋市)
- ② 小島 広久: ピラミッド型 CMG における 3 軸制御から劣駆動姿勢制御への円滑な制御切り替え法の提案, 59 回宇宙科学技術連合講演会, 2015 年 10 月 8 日, かがしま県民交流センター (鹿児島県・鹿児島市)
- ③ Ozaki, T. and Kojima, H.: Fault-Tolerant Steering Control Law for Adaptive-Skew Control Moment Gyros, 30th ISTS, 2015 年 7 月 7 日, 神戸国際会館 (兵庫県・神戸市)
- ④ Kojima, H., Trivailo, P.M., and Yoshimura, Y.: Spacecraft Line of Sight Maneuver Control Using Skew-arrayed Two Single-gimbal Control Moment Gyros, 30th ISTS, 2015 年 7 月 7 日, 神戸国際会館 (兵庫県・神戸市)
- ⑤ 小島 広久: W-Z パラメータに基づいた 2 個の Skew 配置 CMG による衛星の LOS 変更制御, 第 58 回宇宙科学技術連合講演会, 2014 年 11 月 13 日, 長崎ブリックホール (長崎県・長崎市)

6. 研究組織

(1) 研究代表者

小島 広久 (KOJIMA, Hirohisa)

首都大学東京・システムデザイン研究科・教授

研究者番号: 50322350