

2G07 多目的最適化によるコントロールモーメントジャイロ 搭載宇宙機の耐故障性姿勢制御系設計

○能美亜衣(慶大院), 神澤拓也, 春木美鈴(宇宙航空研究開発機構), 高橋正樹(慶應大)

Fault-Tolerant Attitude Control System using Multi-Objective Optimization for Spacecraft Equipped with Control Moment Gyros

Ai Noumi (Graduate School of Keio Univ.), Takuya Kanzawa, Misuzu Haruki (JAXA) and Masaki Takahashi (Keio Univ.)

Key Words: Control Moment Gyro, Spacecraft, Attitude Control, Multi-Objective Optimization

Abstract

Recent years have seen a growing requirement for accurate and agile attitude control of spacecraft. In order to both quickly and accurately control the attitude of a spacecraft, Control Moment Gyros (CMGs) which can generate much higher torque than conventional spacecraft actuators are used as an actuator of spacecraft. Rapid maneuverability is needed for spacecraft with CMGs and it needs drive on motors. It is also said that drive on motors negatively affects lifetime of motors. Moreover, it is also important for attitude control systems to be fault tolerant. In this study, a design method is proposed for the attitude control system, using multi objective optimization of the hardware and software parameters. Pareto solutions are obtained using multi objective optimization of Skew angle and the parameters of the control system. The tendency of the evaluation value with or without optimizing Skew angle and with or without consideration of fault-tolerance is discussed.

1. 諸言

近年の宇宙機の姿勢制御系には、ミッションの多様化・複雑化により、これまでに要求されてきた高精度な指向安定度および姿勢安定度に加えて、大角度な姿勢変更を高速で行う技術が求められてきている。この要求に伴い、従来の姿勢制御用アクチュエータに比べて大トルクを出力可能なコントロールモーメントジャイロ(Control Moment Gyros, CMG) の利用が求められている。

CMG を宇宙機に搭載する場合、図 1 に示すような 4 基の CMG をピラミッド型に配置した Skew 配置で運用されることが一般的であり、CMG を複数基搭載することで冗長性を確保している。現在、Skew 角は図 2 に示すロール、ピッチ、ヨーの 3 軸全てに同等に角運動量を保持可能な 54.74 deg が採用されている。しかしながら、地球観測衛星のようなミッション軸が固定されている宇宙機の場合、すべての軸に同等に角運動量を保持する必要がなく、ミッションを短時間で達成するための Skew 角の設計が必要である。実際に打ち上げられた陸域観測技術衛星 2 号 (ALOS-2) はロール軸周りのミッションが想定されて

いる¹⁾。そこで著者らは、具体的なミッションを想定した、収束時間の最短化を目的とした Skew 角と制御系のパラメータの最適化を提案している^{2),3)}。

しかしながら、高速姿勢変更の達成を目的とし、収束時間の最短化を行うとモータの駆動量を多く必要とするため、モータの寿命に大きく影響を与える。

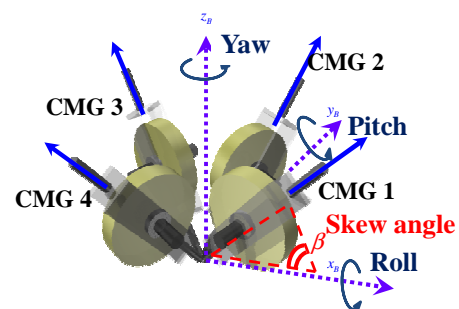


図 1 Skew 配置型 CMG システム

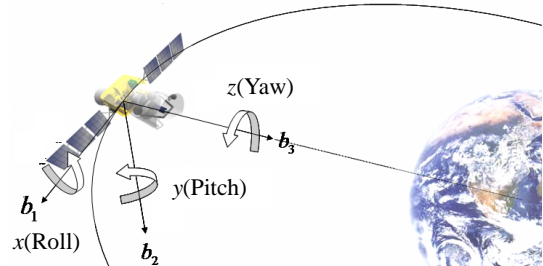


図 2 地球観測衛星の座標系定義

2005年に故障した国際宇宙ステーションのCMGの主な故障モードはジンバル軸可動部分、特にベアリングにおける金属疲労や組付け精度の不十分さに起因する過度な負荷の蓄積である⁴⁾。そのため、CMGの長寿命化に向けて、ジンバルの駆動を抑える必要がある。

高速姿勢変更の達成は重要であるが、ある定められた時間内にミッションを達成すれば良いため、ミッション時間を最短にする必要はなく、高速姿勢変更の達成とジンバルの駆動を抑えることによるCMGの長寿命化という相反する要求を考慮した設計が必要である。

また、宇宙のような極限環境では運用中の修理・補修が困難である。しかし、これまでにCMGの故障例が多数報告されている。大型宇宙機Mirは1997年に搭載していたSG-CMG (Single-Gimbal CMG) が故障し、太陽電池を太陽方向に指向することができず、電力の供給が不足する事態に陥った。また、上記にあるように国際宇宙ステーションに搭載されたDG-CMG (Double-Gimbal CMG) についても、2005年に4基のうち2基が故障し、その2基を停止し、残存した2基で姿勢制御が行われていたという事例が報告されている^{4),5)}。このような背景より、運用中にCMGシステムの一部が故障した場合でも残存した機能により姿勢制御が可能な耐故障性を備えた設計が必要である。

以上の背景より、高速姿勢変更の達成とモータの駆動量の低減によるCMGの長寿命化という相反する要求を考慮した耐故障性姿勢制御系の設計を目的とする。そこで、本研究では以上の目的を考慮した、Skew角と制御系のパラメータの多目的最適化を行う。

Skew角においては、可動部が増えることで故障が発生する箇所および確率が增大する可能性があるため、宇宙機打上げ前の設計段階に決定する固定Skew角を決定する。また、正常時を想定して設計した姿勢制御系を故障時に適用した場合、目標姿勢角への収束時間が長くなる傾向にあり、状況によっては要求時間内にミッションを達成できない場合があることを確認している。そのため、故障の状況に応じた制御系のパラメータを設計する。さらに、Skew角によって、適した制御系のパラメータが異なることからSkew角とそれぞれの状況に適した制御系のパラメータを同時に最適化する。具体的な設計方法として、高速姿勢変更の達成とCMGの長寿命化を考慮し、収束時間とジンバル軸周りの運動を評価基準とした評価関数を設計し、どちらの評価関数の値も小さく

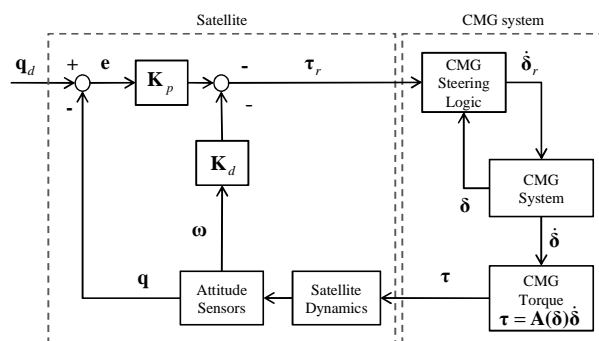


図3 CMG搭載宇宙機のブロック線図

なるようなパラメータの組み合わせを多目的遺伝的アルゴリズムにより算出する。また、比較手法として、Skew角の最適化を行わない場合、正常時のみを考慮した場合の2種類の手法による多目的最適化を行う。解析結果より、Skew角を最適化することにより、収束時間、ジンバルの駆動量のどちらの評価値も小さくすることが可能であり、設計の目的に合ったSkew角が設計可能であることを示す。また、耐故障性を考慮した際に選択されるSkew角の範囲についての知見を示す。

2. CMGモデル

CMGは一定角速度で回転しているホイールをホイール軸に直交するジンバル軸周りに回転させることでジャイロ効果によるトルクを発生させるアクチュエータである。CMGは実運用の際には冗長性のために複数基を組み合わせ配置し、協調して動作させる必要がある。図1に示すように4基のCMGをピラミッド型に配置するSkew配置で運用されることが多く、本研究においてもSkew配置の4基のCMGシステムを対象とする。

2.1. CMGのモデル化

CMGを搭載した宇宙機の一般的な姿勢制御系を図3に示す。姿勢制御系では、目標姿勢角が与えられたとき、宇宙機の姿勢角と姿勢角速度 ω の情報からトルク指令値 τ_r を計算する。そのトルク指令値 τ_r を実現するために必要なジンバル角速度をCMGステアリング則によって計算し、ジンバル角速度指令値 $\dot{\delta}_r$ とする。このジンバル角速度指令値 $\dot{\delta}_r$ に追従するようにCMGを駆動させ、実際に駆動したCMGのジンバル角速度 $\dot{\delta}$ によってトルク τ が発生される。

姿勢表現としてクォータニオンを用いた場合、目標姿勢角のクォータニオン $\mathbf{q}_d = [q_{1d} \ q_{2d} \ q_{3d} \ q_{4d}]^T$ と、現在の宇宙機姿勢角クォータニオン $\mathbf{q} = [q_1 \ q_2 \ q_3 \ q_4]^T$ から姿勢誤差 $\mathbf{e} = [e_1 \ e_2 \ e_3 \ e_4]^T$ は次式により求められる。

$$\begin{bmatrix} e_1 \\ e_2 \\ e_3 \\ e_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_{4d} & q_{3d} & -q_{2d} & -q_{1d} \\ -q_{3d} & q_{4d} & q_{1d} & -q_{2d} \\ q_{2d} & -q_{1d} & q_{4d} & -q_{3d} \\ q_{1d} & q_{2d} & q_{3d} & q_{4d} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix} \quad (1)$$

そして、姿勢誤差 \mathbf{e} から、トルク指令値 $\boldsymbol{\tau}_r$ は以下のような線形状態フィードバックの形で与えられる。

$$\boldsymbol{\tau}_r = - \begin{bmatrix} 0 & K_p & 0 & 0 \\ 0 & 0 & K_p & 0 \\ 0 & 0 & 0 & K_p \end{bmatrix} \mathbf{e} - K_d \mathbf{I} \dot{\mathbf{e}} \quad (2)$$

ここで、 K_p と K_d はそれぞれ比例ゲイン、微分ゲインである。

つぎに、4 基の CMG が保持する角運動量の総和 $\mathbf{h} = [h_x \ h_y \ h_z]^T$ は以下のように表される。

$$\begin{aligned} \mathbf{h} &= h_{CMG} \sum_{i=1}^4 \mathbf{H}_i(\delta_i) \\ &= h_{CMG} \begin{bmatrix} -c\beta \sin \delta_1 - \cos \delta_2 + c\beta \sin \delta_3 + \cos \delta_4 \\ \cos \delta_1 - c\beta \sin \delta_2 - \cos \delta_3 + c\beta \sin \delta_4 \\ s\beta \sin \delta_1 + s\beta \sin \delta_2 + s\beta \sin \delta_3 + s\beta \sin \delta_4 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (3)$$

ここで、 $c\beta = \cos \beta$, $s\beta = \sin \beta$ と略記した。 h_{CMG} は CMG のホイールの角運動量、 \mathbf{H}_i ($i=1,2,3,4$) は i 番目の CMG の角運動量ベクトル、 δ_i ($i=1,2,3,4$) は i 番目の CMG のジンバル角度、 β は Skew 角を表す。

CMG 角運動量の宇宙機固定座標系に対する相対的な時間変化 $\dot{\mathbf{h}}$ は CMG から出力されるトルク $\boldsymbol{\tau}$ に等しく、以下のように表される。

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{h}} &= h_{CMG} \begin{bmatrix} -c\beta \cos \delta_1 & \sin \delta_2 & c\beta \cos \delta_3 & -\sin \delta_4 \\ -\sin \delta_1 & -c\beta \cos \delta_2 & \sin \delta_3 & c\beta \cos \delta_4 \\ s\beta \cos \delta_1 & s\beta \cos \delta_2 & s\beta \cos \delta_3 & s\beta \cos \delta_4 \end{bmatrix} \dot{\boldsymbol{\delta}} \\ &= \mathbf{A}(\boldsymbol{\delta}) \dot{\boldsymbol{\delta}} \\ &\equiv \boldsymbol{\tau} \end{aligned} \quad (4)$$

式 (4) より、宇宙機の姿勢制御系から求まるトルク指令値 $\boldsymbol{\tau}_r$ を実現するためにはジンバル角速度指令値 $\dot{\boldsymbol{\delta}}_r$ を求め、ジンバル角速度 $\dot{\boldsymbol{\delta}}$ を $\dot{\boldsymbol{\delta}}_r$ に追従させればよいことがわかる。なお、ジンバル角速度指令値 $\dot{\boldsymbol{\delta}}_r$ を求める逆運動学の式はステアリング則⁶⁾と呼ばれている。最も単純なステアリング則は、 \mathbf{A} の擬似逆行列を用いるものである。

$$\dot{\boldsymbol{\delta}}_r = \mathbf{A}^T (\mathbf{A} \mathbf{A}^T)^{-1} \boldsymbol{\tau}_r \quad (5)$$

このステアリング則において、4 基の CMG の各ジンバル角度の組み合わせにより出力可能なトルクが三次元から二次元へと縮退してしまう状態を特異点という。特異点近傍においてはジンバル角速度指令値 $\dot{\boldsymbol{\delta}}_r$ が非常に大きな値を持つことになり、CMG のジンバル軸に大きな負担がかかり故障につながる可能性がある。

特異点回避手法の一例として、Bong Wie らによって提案された Generalized SR Inverse 法⁷⁾について述べ

る。CMG システムに入力するジンバル角速度指令値 $\dot{\boldsymbol{\delta}}_r$ を与え、特異点状態においてもトルクを発生させ、特異点を回避する手法である。

$$\dot{\boldsymbol{\delta}}_r = \mathbf{A}^\# \boldsymbol{\tau}_r \quad (6)$$

$$\begin{aligned} \mathbf{A}^\# &= [\mathbf{A}^T \mathbf{P} \mathbf{A} + \lambda \mathbf{I}_4]^{-1} \mathbf{A}^T \mathbf{P} \\ &= \mathbf{A}^T [\mathbf{A} \mathbf{A}^T + \lambda \mathbf{P}^{-1}]^{-1} \\ &= \mathbf{A}^T [\mathbf{A} \mathbf{A}^T + \lambda \mathbf{E}]^{-1} \end{aligned} \quad (7)$$

$$\mathbf{P}^{-1} \equiv \mathbf{E} = \begin{bmatrix} 1 & \varepsilon_3 & \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 & 1 & \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 & \varepsilon_1 & 1 \end{bmatrix} \quad (8)$$

ここで、 $\varepsilon_i = \varepsilon_0 \sin(\omega t + \phi_i)$ ($i=1,2,3$) であり、 $\lambda = \lambda_0 e^{-\mu t}$ 、 $\omega = \pi/2$ 、 $\phi_i = (1-i)(\pi/2)$ ($i=1,2,3$)、 t は時間、 λ_0 、 ε_0 、 μ は設計パラメータである。 m は特異値指標と呼ばれ $m = \sqrt{\det(\mathbf{A} \mathbf{A}^T)}$ で表され、特異点に近づくほど小さくなり、特異点では 0 になるという性質を持つ。本研究では特異点回避手法として、Generalized SR Inverse 法を採用する。また、CMG のジンバル角加速度 $\ddot{\boldsymbol{\delta}}$ を求める式は以下のように表される。

$$\ddot{\boldsymbol{\delta}} = K_g \mathbf{J}^{-1} (\dot{\boldsymbol{\delta}}_r - \dot{\boldsymbol{\delta}}) \quad (9)$$

このとき、 K_g は CMG 制御系のフィードバックゲイン、 \mathbf{J} は CMG のホイールの慣性モーメントである。

3. 相反する要求を考慮した耐故障性姿勢制御系の設計方法

3.1. 設計パラメータ

3.1.1 Skew 角

図 1 に示す Skew 角により、各軸に対して保持できる角運動量が変わる。Skew 配置の CMG システムにおける、3 軸方向の最大角運動量 (H_x, H_y, H_z) は以下のように得られる⁸⁾。

$$H_x = \frac{c\beta(-s\beta u_z + c\beta u_x)}{n_1} + \frac{u_x}{n_2} + \frac{c\beta(s\beta u_z + c\beta u_x)}{n_3} + \frac{u_x}{n_4} \quad (10)$$

$$H_y = \frac{u_y}{n_1} - \frac{c\beta(s\beta u_z - c\beta u_y)}{n_2} + \frac{u_y}{n_3} + \frac{c\beta(s\beta u_z + c\beta u_y)}{n_4} \quad (11)$$

$$\begin{aligned} H_z &= \frac{s\beta(-c\beta u_x + s\beta u_z)}{n_1} + \frac{s\beta(s\beta u_z - c\beta u_y)}{n_2} \\ &\quad + \frac{s\beta(s\beta u_z + c\beta u_x)}{n_3} + \frac{s\beta(s\beta u_z + c\beta u_y)}{n_4} \end{aligned} \quad (12)$$

$$n_1 = \pm \sqrt{1 - (s\beta u_x + c\beta u_z)^2} \quad (13)$$

$$n_2 = \pm \sqrt{1 - (s\beta u_y + c\beta u_z)^2} \quad (14)$$

$$n_3 = \pm \sqrt{1 - (-s\beta u_x + c\beta u_z)^2} \quad (15)$$

$$n_4 = \pm \sqrt{1 - (-s\beta u_y + c\beta u_z)^2} \quad (16)$$

ここで, $u_x = \sin \theta_2, u_y = -\sin \theta_1 \cos \theta_2,$
 $u_z = \cos \theta_1 \cos \theta_2$ で表され, θ_1, θ_2 は x 軸と y 軸の 2
 つの連続する回転角度である. これらの式 (10) ~
 (16) から最大角運動量は Skew 角 β に依存している
 ことがわかる.

Skew 角 β を 0 deg から 90 deg まで 10 deg ずつ変化
 させた場合と一般的に扱われている 54.74 deg の場合
 の最大角運動量を図 4 に示す. 図 4 より, Skew 角 β
 が大きくなるにつれてロール軸, ピッチ軸方向の最大
 角運動量 H_x, H_y は減少するのに対して, ヨー軸
 方向の最大角運動量 H_z は増加していることがわか
 る. また, Skew 角 β が 54.74 deg の場合には, 3 軸の
 最大角運動量がほぼ等しくなっていることがわかる.
 しかし, ミッション, 特異点回避, 太陽指向に要す
 る姿勢制御性能は異なるため, すべての要求性能を
 同等に扱う必要はないと考えられる. 本研究におい
 ては高速姿勢変更の達成と長寿命化を目的としてい
 るため, これらの目的に合った Skew 角の設計を提案
 する. また, 故障時においても同様の解析を行った
 ところ, Skew 角と最大角運動量の関係から正常時,
 CMG 1 故障時, CMG 2 故障時の 3 種類に分類され
 ることがわかった. そのため, 本研究ではこの 3 種類
 を取り扱うこととする. また, 故障時においては正
 常時と同様な傾向が見られるが, 最大角運動量が正
 常時より小さくなるという傾向を確認した.

3.1.2 制御系パラメータ

設計する制御系のパラメータは, 式(2)の宇宙機の
 姿勢制御系のゲイン K_p, K_d , 式(9)の CMG の制御
 系のゲイン K_g , 特異点回避手法のパラメータ
 $\lambda_0, \epsilon_0, \mu$ の 6 個である. 正常時, 故障時において
 適切なパラメータが異なるため, それぞれの状況に
 適したパラメータを設計する. また, Skew 角によ
 っても適切なパラメータが異なるため, Skew 角と同
 時に設計する.

3.2. パラメータの最適化手法

前節で述べた Skew 角と制御系のパラメータを相
 反する要求を考慮し, 決定する方法について述べる.
 本研究では, 高速姿勢変更の達成とジンバルの駆動
 量の低減による長寿命化という相反する要求を考慮
 する. 相反する要求を考慮したパラメータの最適化
 を行うため, 本研究では多目的最適化手法の一つで
 ある, 多目的遺伝的アルゴリズムを用いる. 図 5 に
 示すように, 初期化としてどの状況にも適応可能な
 Skew 角 β , 正常時, CMG 1 故障時, CMG 2 故障時
 における式(2)の宇宙機の姿勢制御系のゲイン $K_p,$
 K_d , 式(9)の CMG の制御系のゲイン K_g , 特異点回
 避手法のパラメータ $\lambda_0, \epsilon_0, \mu$ の計 19 個をコード化

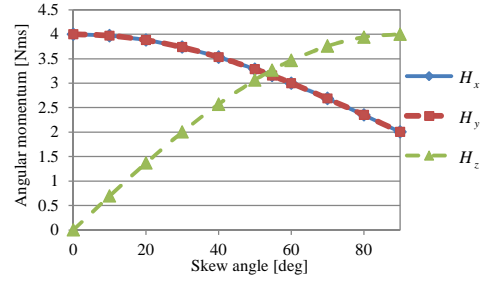


図 4 Skew 角と最大角運動量の関係

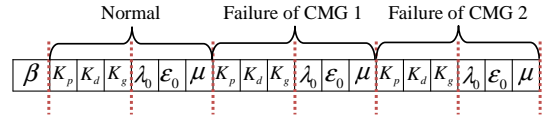


図 5 多目的遺伝的アルゴリズムの一個体

した染色体を一個体とし, 生成する. 各パラメータ
 の値は以下に示す範囲で与える.

$$10 \leq \beta \leq 50$$

$$30 \leq K_p \leq 200$$

$$50 \leq K_d \leq 250$$

$$0.27 \leq K_g \leq 0.285$$

$$-4 \leq \log_{10} \lambda_0 \leq 4$$

$$-4 \leq \log_{10} \epsilon_0 \leq 4$$

$$-4 \leq \log_{10} \mu \leq 4$$

そして, 各個体のパラメータを用いて正常時, CMG
 1 故障時, CMG 2 故障時の 3 つの状況において数値
 解析を行い, 収束時間 t_j を求める. ここで j は状況
 を表し, $j=1$ は正常時, $j=2$ は CMG 1 故障時, $j=3$
 は CMG 2 故障時とする.

高速姿勢変更を収束時間, ジンバルの駆動量をジ
 ンバルの角度, 角速度, 角加速度の変位量で評価す
 る. 収束時間とジンバルの駆動量を以下の評価関数
 f_1, f_2 で表す. この際に, 重視したい状況に合わせ
 て, 正常時, CMG 1 故障時, CMG 2 故障時の評価値
 の重み a_i を設計する. また, $t_{\max} = 40,$
 $\delta_{\max} = 6, \dot{\delta}_{\max} = 6, \ddot{\delta}_{\max} = 6$ とした.

$$f_1 = \sum_{j=1}^3 f_{1j} \quad (17)$$

$$f_{1j} = a_j (t_j / t_{\max}) \quad (18)$$

$$f_2 = \sum_{j=1}^3 f_{2j} \quad (19)$$

$$f_{2j} = a_j (f_{\delta} + f_{\dot{\delta}} + f_{\ddot{\delta}}) \quad (20)$$

$$f_{\delta} = \frac{1}{4t_j} \sum_{i=1}^4 \sum_{k=0}^{t_j/dt} \left(\frac{\delta_i(kdt)}{\delta_{\max}} \right)^2 \quad (21)$$

$$f_{\dot{\delta}} = \frac{1}{4t_j} \sum_{i=1}^4 \sum_{k=0}^{t_j/dt} \left(\frac{\dot{\delta}_i(kdt)}{\dot{\delta}_{\max}} \right)^2 \quad (22)$$

$$f_{\delta} = \frac{1}{4t_j} \sum_{i=1}^4 \sum_{k=0}^{t_j/dt} \left(\frac{\ddot{\delta}_i(kdt)}{\ddot{\delta}_{\max}} \right)^2 \quad (23)$$

本研究では、宇宙機の姿勢変更問題として一般的な初期状態および終端状態で宇宙機の角速度が 0 となる Rest-to-Rest マヌーバミッションの解析を行う。本研究では、実際にミッションの軸があらかじめ決定されている中型の地球観測衛星を想定する。想定する宇宙機の諸パラメータを表 1 に示す。数値解析で行うミッションは実際の地球観測衛星である ALOS-2 を参考にし、ロール軸周り 60 deg のミッションを行うこととする。宇宙機に搭載する CMG の諸パラメータは、Pleiades-HR1 に搭載された Astrium 社製 15-4S のパラメータを用いる⁸⁾。また、目標姿勢角度が $\pm 0.01 \text{ deg}$ 以内に収束したときの時間を収束時間 t_i とする。

本研究では、比較手法としてさらに 2 種類の最適化を行った。それぞれの手法の条件を表 2 に示す。比較手法 1 では、Skew 角を一般的に採用されている 54.74 deg に固定し、他の制御系のパラメータを最適化する。比較手法 2 では、正常時のみに重みを設計し、正常時のみを考慮した設計とする。

表 1 数値解析に用いるパラメータ

Parameter	Symbol	Value
宇宙機の慣性モーメント	J	diag(5000,5000,3000) kgm ²
CMG ホイールの慣性モーメント		diag(0.19,0.19,0.19) kgm ²
CMG の角運動量	h_{CMG}	75 Nms
最大ジンバル速度	$\dot{\delta}_{\max}$	3.0 rad/s
最大ジンバル加速度	$\ddot{\delta}_{\max}$	6.0 rad/s ²
制御周期	dt	0.01 s

表 2 各手法の比較

	評価関数の重み			Skew 角の最適化
	a_1	a_2	a_3	
提案手法	3	1	1	○
比較手法 1	3	1	1	×
比較手法 2	1	0	0	○

表 3 各手法による Skew 角

	Skew 角 (deg)
提案手法	23.00 ± 0.19
比較手法 1	54.74
比較手法 2	31.98 ± 7.64

4. 数値解析

本節では、提案手法と 2 種類の比較手法を用いて得られたパレート解と Skew 角の関係を分析し、手法の条件による評価値への影響を考察する。各手法によって選択された Skew 角を表 3 に示す。比較手法 1 では Skew 角の最適化を行っていないため、54.74 deg となる。

4.1. Skew 角の最適化の有無による影響

提案手法と比較手法 1 を比較し、Skew 角の最適化による影響を考察する。2 つの手法によって得られたパレート解を図 6 に示す。表 3 より、提案手法では Skew 角が一般的に採用されている 54.74 deg より小さい値が選択されている。これは、3.1.1 項でも述べたように Skew 角が小さいほどミッション軸であるロール軸方向に角運動量を保持できるため、収束時間を短くするために Skew 角が小さい値が選択されたと考えられる。また、図 6 より Skew 角を最適化することで、同じジンバルの駆動量においても収束時間がより短くなることがわかる。さらに、同じ収束時間においてもジンバルの駆動量を小さく抑えることが可能となっている。これらの結果より、Skew 角を最適化することにより、収束時間、ジンバルの駆動量をどちらも小さくすることが可能であり、設計の目的に合った Skew 角が設計可能であるといえる。

4.2. 耐故障性の考慮による比較

図 7 に提案手法と比較手法 2 で求めたパラメータを用いて算出した正常時の収束時間と f_2 の関係を示す。

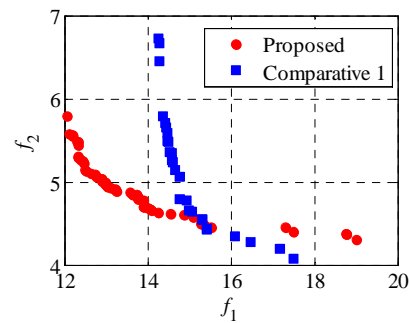


図 6 提案手法と比較手法 1 のパレート解

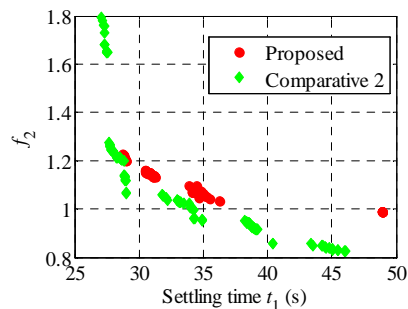


図 7 提案手法と比較手法 2 における正常時の収束時間と f_2 の関係

す。表 3 と図 7 から、提案手法では、正常時に比べ角運動量が小さくなる CMG 1 故障時, CMG 2 故障時を考慮するため、正常時に比べて収束時間を短縮することが難しく、ロール軸方向にトルクを大きく出力するために、比較手法 2 に比べて Skew 角が小さい角度が選択されたと考えられる。また、耐故障性を考慮したために、Skew 角の選択される範囲が狭まったと考えられる。

5. 結言

本論文では、4 基で構成される Skew 配置型のコントロールモーメントジャイロ(Control Moment Gyros, CMG)による宇宙機の姿勢変更問題において、高速姿勢変更の達成とモータの駆動量の低減による CMG の長寿命化という相反する要求を考慮した、耐故障性姿勢制御系の Skew 角と制御系のパラメータの最適化により設計する方法を提案した。

Skew 配置型 CMG システムにおいて、Skew 角と最大角運動量の関係に着目し、目的を考慮した Skew 角を設計することを提案した。また、Skew 角、正常時、故障時に応じて CMG システムの特性が変わることから、それぞれの状況に応じた制御系のパラメータを Skew 角と同時に設計することを提案した。

高速姿勢変更の達成とモータの駆動量の低減による CMG の長寿命化を考慮するため、それぞれ収束時間とジンバルの駆動量を用いて評価関数を設計し、多目的遺伝的アルゴリズムを用いて、Skew 角と制御系のパラメータの多目的最適化を行った。

パラメータの多目的最適化により、高速姿勢変更の達成と CMG の長寿命化という相反する要求を考慮したパレート解を算出した。また、比較手法として、Skew 角の最適化を行わない場合、正常時のみを考慮した場合の 2 種類の手法による多目的最適化を行った。解析結果より、Skew 角を最適化することにより、収束時間、ジンバルの駆動量のどちらの評価値も小さくすることが可能であり、設計の目的に合った Skew 角が設計可能であることを示した。また、耐故障性を考慮したことにより、選択される Skew 角の範囲が狭まることを示した。

今後の課題としては、実際の宇宙機のサイズを考慮した Skew 角の設計、実機による提案手法の有効性の確認が挙げられる。

参考文献

- 1) 神澤拓也, 岩田隆敬, 有川義久, 名取崇史: 陸域観測技術衛星 2 号(ALOS-2)の姿勢軌道制御系, 第 55 回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2011-4242, 2011.
- 2) Noumi, A., Takahashi M: Fault-Tolerant Attitude Control Systems for a Satellite Equipped with Control Moment Gyros, AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, AIAA, Boston, AIAA2013 - 5119, 2013,.
- 3) 能美亜衣, 高橋正樹: コントロールモーメントジャイロ搭載人工衛星の耐故障性姿勢制御系, 第 13 回「運動と振動の制御」シンポジウム, 福岡, 2013.
- 4) Burt, R. R., Loffi, R. W.: Failure Analysis of International Space Station Control Moment Gyro, Proceedings of the 10th European Space Mechanisms and Tribology Symposium, Spain, pp. 13 - 25, 2003.
- 5) Gurrisi, C., Seidel, R., Dickerson, S., Didziulis, S., Frantz, P., Ferguson, K.: Space Station Control Moment Gyroscope Lessons Learned, Proceedings of the 40th Aerospace Mechanisms Symposium, pp. 161 - 176, 2010.
- 6) Wie, B.: Bailey, D., Heiberg, C.: Singularity Robust Steering Logic for Redundant Single-Gimbal Control Moment Gyros, Journal of Guidance, Control, Dynamics, Vol.24, No.5, pp. 865 - 872, 2001.
- 7) Wie, B.: Singularity Escape/Avoidance Steering Logic for Control Moment Gyro Systems, Journal of Guidance, Control, Dynamics, Vol.28, No.5, pp. 948 - 956, 2005.
- 8) Wie, B.: Space Vehicle Dynamics and Control Second Edition, AIAA Education Series, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2008.