

令和 4 年 5 月 16 日現在

機関番号：22604
研究種目：基盤研究(C) (一般)
研究期間：2019～2021
課題番号：19K04840
研究課題名(和文) 内部特異点フリーなシザース・ペア・ダブルジンバルCMGの開発と駆動制御法の研究

研究課題名(英文) Development and Steering Control Law of Inner-Singularity-Free Double-Gimbal Scissored Pair Control Moment Gyros

研究代表者
小島 広久 (KOJIMA, HIROHISA)

東京都立大学・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) 3,400,000円

研究成果の概要(和文)：ダブルジンバル・シザースペア・コントロールモーメントジャイロを新たに提案した。このシステムはシザースペアとダブルジンバル機構のハイブリッド系であるため、原点およびx軸上以外には内部特異点を持たず、より簡便で精密な姿勢変更が可能になるとともに、可変速度コントロールモーメントジャイロよりも素早く外部特異点からの脱出が可能となった。また、内部特異点に対する特殊処理が不要となるモデル予測ジンバル駆動制御およびコントロールモーメントジャイロ・ヤコビアン逆行列計算が不要な逆幾何学ジンバル駆動則を新たに構築した。これにより、従来のコントロールモーメントジャイロの問題点を克服することができた。

研究成果の学術的意義や社会的意義
ダブルジンバル・シザースペア・コントロールモーメントジャイロ(CMG)を新たに提案した。このシステムはシザースペアとダブルジンバル機構のハイブリッド系であるため、CMG特有の内部特異点がこのシステムには殆ど存在せず、より簡便で精密かつ素早い姿勢変更を実現するためのトルクを発生でき、従来のコントロールモーメントジャイロの問題点を克服した装置となっている。この装置を用いることで、例えば大型衛星の素早い姿勢変更による地上同一点の長時間観測や大型トレーラの転倒防止など、従来よりも高精度・高速な姿勢変更が求められる場面での適用が期待できる。

研究成果の概要(英文)：A double-gimbal scissored-pair control moment gyroscope is newly proposed. This system is a hybrid system of scissored-pair and double gimbal mechanism, which has no internal singularity except at the origin and on the x-axis. This mechanism enables simpler and more precise attitude maneuver and faster escape from external singularities than variable-speed control moment gyroscopes. Besides, we developed a model predictive gimbal steering control method that eliminates the need for special treatment of internal singularities and an inverse kinematic gimbal steering method that eliminates the calculation of the inverse matrix of CMG Jacobian. Consequently, this study has overcome the problems of conventional control moment gyroscopes.

研究分野：宇宙機力学制御

キーワード：シザースペア・コントロールモーメントジャイロ 内部特異点 ジンバル駆動則 逆幾何学ジンバル駆動則 モデル予測制御

1 . 研究開始当初の背景

衛星の姿勢制御は、リアクションホイール (RW) やコントロールモーメントジャイロ (CMG) などのアクチュエータで実現されている。RW はホイール回転速度を変化させトルクを発生する装置である。一方、CMG は一定回転しているフライホイールの回転軸をジンバルと呼ぶ機構によって傾けることにより角運動量方向を変化させ、トルクを発生する装置である。CMG は RW と比較して大トルクを発生できることから、大型宇宙機の姿勢制御用アクチュエータとして使用されている。ジンバル 1 つを有するシングルジンバル CMG (SGCMG) 1 ユニットで瞬間的に発生できるトルク軸は 1 方向のみであるので、3 軸姿勢制御を実現するためには複数の SGCMG ユニットの組み合わせる必要があり、様々な形態の CMG システムが考えられてきた。しかし、SGCMG ユニット数が 5 個以下の場合、希望軸まわりにトルクを発生できない「特異点」が存在する。

CMG 特異点は姿勢制御にとって不都合な状態であるため、対処法に多くの努力が注がれている。それらは、以下の方法に大別できる。

- (i) SGCMG ユニット数を特異点が存在しない 6 個 (以上) にする方法
- (ii) ジンバル数が 2 個あるダブルジンバル CMG (DGCMG) において、CMG ホイール回転速度も可変して特異点を脱する方法 (可変速度 CMG (VSDGCMG))
- (iii) 特異点を回避するジンバル駆動則 (局所傾斜法, Singularity Robust (SR 法), GSR 法など) しかし、依然として以下のような問題点が存在する。
 - (i) 6 個 (以上) の SGCMG の使用は、軽量化が求められる宇宙機には適さない。
 - (ii) VSCMG では、ホイール速度の変化によるトルク発生反応速度が遅い。また、ホイール角運動量の減少に伴い、CMG の特徴である高トルク発生機能が損なわれる。
 - (iii) ジンバル駆動則が複雑になり、多くのケース検証が必要となる。また、摂動トルクを発生する SR 法、一般化 SR 法は、姿勢運動に余分な運動を誘起させ、高精度な姿勢追従制御が求められる地上観測の実現が困難になる。

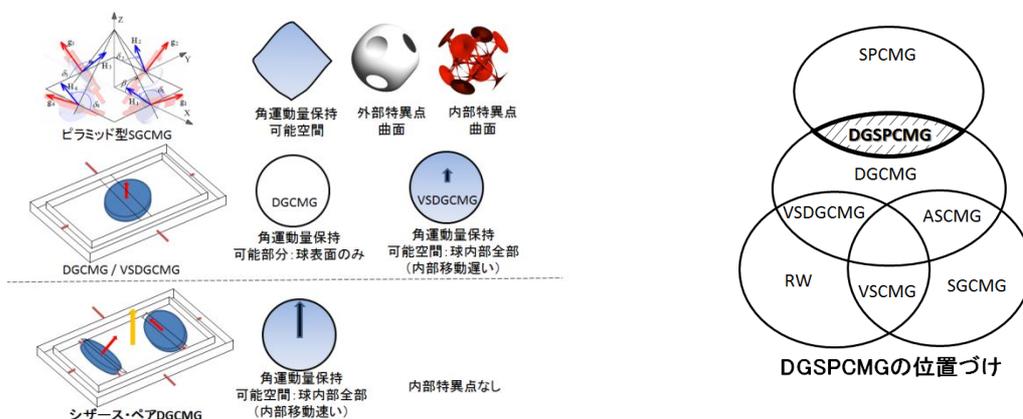


図 1 ダブルジンバル・シザースペア・コントロールモーメントジャイロの位置づけ

2 . 研究の目的

上記の研究背景を踏まえ、本研究は、以下の 2 点を明らかにすることを研究目的とする。

- (1) (i) ユニット数を増やさず、(ii) トルク発生反応速度が遅くなることなく、かつ高トルク発生機能を維持したまま、(iii) 簡便なジンバル駆動則で制御でき、余分な摂動トルクを発生しない新たな形態として申請者が考えるシザース・ペアとダブルジンバルを組み合わせたダブルジンバル・シザース・ペア・コントロールモーメントジャイロ (DGSPCMG) (図 1) に対するジンバル駆動則はどのようなものになるか、また VSDGCMG のトルク発生機能をどれくらい超えることができるか。
- (2) DGSPCMG は VSDGCMG よりも機構が増える分、故障リスクが増える。DGSPCMG 機構の一部が故障した場合、従来の CMG と比べ高トルク発生機能はどれほど維持されるのか、また、高トルク発生機能を維持するための適切なジンバル駆動則はどういったものになるか。

本実現しようとする CMG は、特異点回避ジンバル駆動則の開発に主眼を置いた従来の研究から 180 度方向転換し、原点と x 軸以外には内部特異点が存在せず、かつ VSCMG による特異点回避時の RW モードによるトルク発生反応遅さも解消できる、DGCMG と SPCMG のハイブリッド CMG システムであり、従来の内部特異点回避ジンバル駆動則および VSCMG の RW モードが無用になる画期的な研究と言え、CMG の使用が容易になり、適応分野の拡大につながる研究である (図 2)。

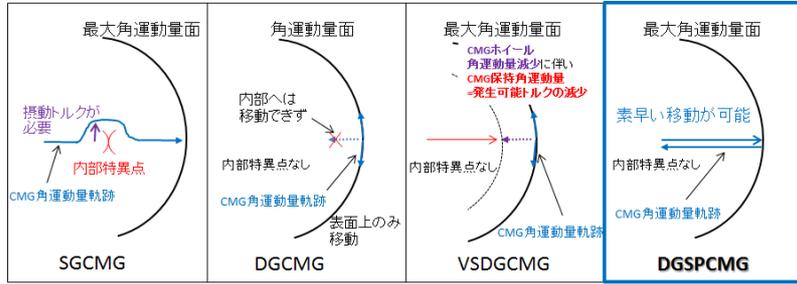


図2 ダブルジンバル・シザースペア・コントロールモーメントジャイロの特徴

3. 研究の方法

前述の目的を達成するために、以下の方法・順序で研究を実施した。

(1) DGSPCMG の駆動則の考案

DGSPCMG システムは、内部ジンバル角が 90 度に到達したジンバルロック状態およびシザース・ペア角がゼロのとき特異点となるが、いずれもトルクを発生せずにジンバル角を変更できるヌルモーションにより解消できる。ヌルモーション方向は 2 通り存在し方向選択に任意性があるが、トルク発生可能になるまでのジンバル角変更量を考慮することでジンバル回転方向選択の任意性を解消する方法を明らかにする。

(2) VSDGCMG に対するトルク発生反応速度の優位性検証

DGSPCMG のシザース・ペア角を 90 度に固定し、RW モードでもってジンバルロック状態を回避する VSCMG 姿勢制御および DGSPCMG のシザース・ペア駆動を用いた姿勢制御の比較実験を行い、ジンバルロック時における DGSPCMG の VSDGCMG に対するトルク発生反応速度の優位性を明らかにする。

(3) シザース・ペア機構故障とトルク発生性能との関係および対処ジンバル駆動則の検証

故障には、シザース・ペア部分に起因するもの、ダブルジンバル部分に起因するもの、およびその組み合わせ考えられる。このうち、シザース・ペアに起因するシザースペア・ジンバルの停止、シザース・ペアの不同調駆動を中心に、各ケースにおいてジンバル角駆動範囲によって CMG 保持角運動量空間の範囲がどう変化するか 3 次元視覚化し、トルク発生性能との関係を明らかにする。

4. 研究成果

(1) DGSPCMG の駆動則の考案

宇宙機における DGSPCMG システムを動作させるための特異点对応型切り替えジンバル駆動則

(図 3) および 3 つの異なる目的関数を用いたモデル予測ジンバル駆動則(図 4, 式(1)(2)(3))を提案し、数値シミュレーションにより検証を行った。シミュレーションの結果、提案したジンバル駆動則は、衛星を目標姿勢に正確に安定化させることに成功した。また、ジンバル駆動則に関しては、切り替えジンバル駆動則において、シザースペア・ジンバル角 $sp=0$ に対してヌルモーションを用いた特異点脱出法を提案し、シザースペア・ジンバル角の範囲を制約する $sp = \pm 1/2$ のジンバル駆動則が特異点からの容易な脱出に有効であることが示された。

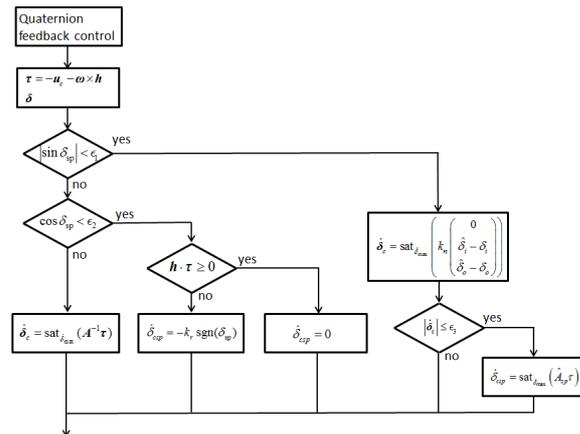


図3 DGSPCMG システムに対する特異点对応型切り替えジンバル駆動則

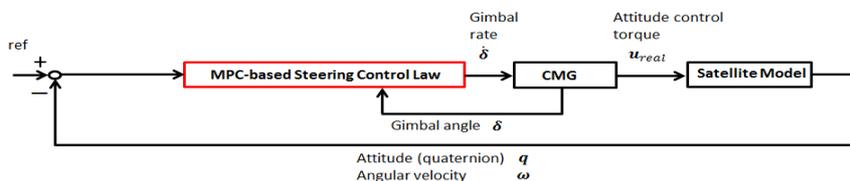


図4 DGSPCMG システムに対するモデル予測ジンバル駆動則

(i) 高速マヌーバタイプ

$$J = \frac{1}{2}a_1\omega^T(t+T)\omega(t+T) + \frac{1}{2}a_2(\dot{q}^T(t+T)\dot{q}(t+T) + (1 - q_4(t+T))^2) + \frac{1}{2}\int_t^{t+T} (a_3(\dot{q}^T(\tau)\dot{q}(\tau) + (1 - q_4(\tau))^2) + a_4\dot{\delta}^T(\tau)\dot{\delta}(\tau)) d\tau \quad (1)$$

(ii) 最小エネルギータイプ

$$J = \frac{1}{2}a_1\omega^T(t+T)\omega(t+T) + \frac{1}{2}a_2(\dot{q}^T(t+T)\dot{q}(t+T) + (1 - q_4(t+T))^2) + \frac{1}{2}\int_t^{t+T} a_4\dot{\delta}^T(\tau)\dot{\delta}(\tau) d\tau \quad (2)$$

(iii) ハイブリッドタイプ

$$J = \frac{1}{2}a_1\omega^T(t+T)\omega(t+T) + \frac{1}{2}a_2(\dot{q}^T(t+T)\dot{q}(t+T) + (1 - q_4(t+T))^2) + \frac{1}{2}\int_t^{t+T} \{w(q_4(\tau))a_3(\dot{q}^T(\tau)\dot{q}(\tau) + (1 - q_4(\tau))^2) + (1 - w(q_4(\tau)))a_4\dot{\delta}^T(\tau)\dot{\delta}(\tau)\} d\tau \quad (3)$$

また、モデル予測ジンバル駆動則における制御性能を比較下。Y軸まわりに90度マヌーバした場合の結果を表1に示す。ハイブリッドタイプは高速マヌーバタイプと最小エネルギータイプの中間の性能を有し、素早い姿勢運動開始と目標姿勢への滑らかな静止が可能であることが確認された。

表1 モデル予測ジンバル駆動則による姿勢変更：目的関数ごとの整定時間と制御絵フォート

目的関数	整定時間	制御エフォート
高速マヌーバタイプ	13.86 s	3.4144
最小エネルギータイプ	18.17 s	2.9271
ハイブリッドタイプ	16.35 s	3.0627

(2) VSDGCMG に対するトルク発生反応速度の優位性検証

実験結果(図5)から、角運動量の大きさの変化要求に対するDGSPCMGの応答速度は、そのような特異点からの脱出に外部特異点に垂直なトルクのみを必要とする場合、可変速度CMGよりも約30倍速くなることが確認できた(図5)。

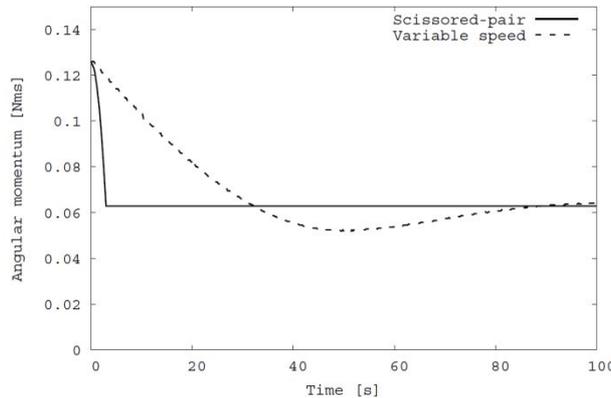


図5 トルク発生反応速度の比較

(3) シザース・ペア機構故障とトルク発生性能との関係および対処ジンバル駆動則の検証

DGSPCMG に対し逆幾何的ジンバル駆動則を提案した。提案法はCMGの角運動量とジンバル角の関係(式(4), 図6)から次ステップにおけるジンバル角を求め(図7), そこからジンバル速度を計算する手法である。指令トルクからジンバル速度を求める従来の方法と異なり, CMGヤコビアンを使用しないため特異点を考慮する必要がない駆動則となっている。

$$\mathbf{h}(\delta) = 2h_w \sin \delta_{sp} \begin{bmatrix} \sin \delta_i \\ \cos \delta_i \sin \delta_o \\ \cos \delta_i \cos \delta_o \end{bmatrix} \quad (4)$$

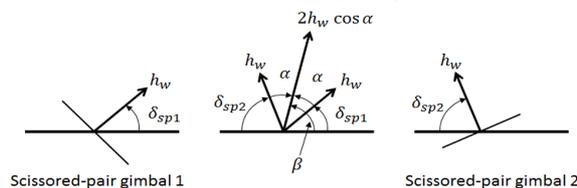


図6 シザース CMG の角運動量の大きさ・向きとジンバル角の関係

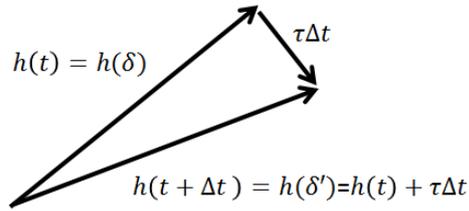


図7 逆幾何学ジンバル駆動則における制御サイクル前後の角運動量の関係

また、ジンバル駆動の一部が故障した場合における CMG の角運動量とジンバル角の関係（式 (5) (6) も考え、シザースペア・ジンバル角の同一の制約を解除した駆動則も同様に考えた。

(i) インナー軸が故障した場合

$$\mathbf{h}(\delta) = 2h_w \sin \delta_+ \begin{bmatrix} \cos \delta_- \sin \theta \\ \cos \delta_- \cos \delta_{i,0} \sin \delta_{o,0} - \sin \delta_- \cos \delta_{o,0} \\ \cos \delta_- \cos \delta_{i,0} \cos \delta_{o,0} + \sin \delta_- \sin \delta_{o,0} \end{bmatrix} \quad (5)$$

(ii) アウター軸が故障した場合

$$\mathbf{h}(\delta) = 2h_w \sin \delta_+ \begin{bmatrix} \cos \delta_- \sin \delta_i \\ \cos \delta_- \cos \delta_i \sin \theta - \sin \delta_- \cos \theta \\ \cos \delta_- \cos \delta_i \cos \theta + \sin \delta_- \sin \theta \end{bmatrix} \quad (6)$$

なお、式(5)(6)における δ_+ 、 δ_- は2つのシザースジンバル角の平均と差の半分である（図6）

ジンバル軸正常時、インナージンバル軸故障時、アウタージンバル軸故障時の CMG 角運動量空間は図8のようになる。得られた CMG 角運動量空間を用いてマヌーバが容易な軸との関係を考察した。図9は任意の軸まわりに20度マヌーバする際の整定時間を示したものである。

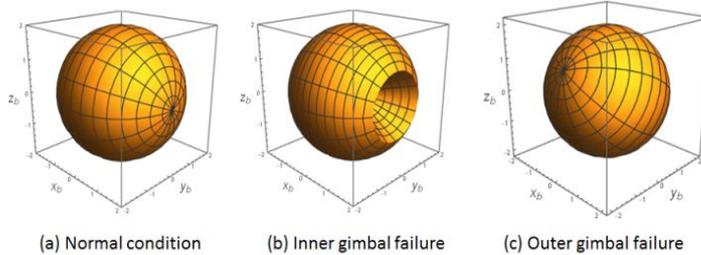
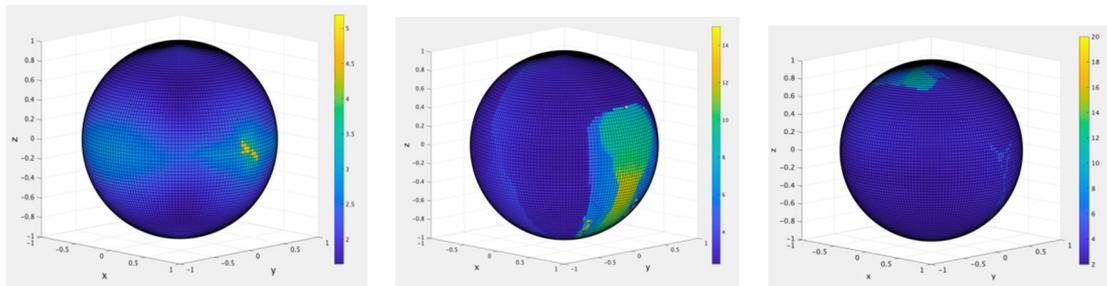


図8 DGSPCMGの最大角運動量包絡面

(a)正常時 (b)インナージンバル軸故障時 (c)アウタージンバル軸故障時



(a) 正常時 (b) インナージンバル軸故障時 (c) アウタージンバル軸故障時

図9 任意の軸まわりに20度マヌーバする際の整定時間

図9からアウタージンバル軸故障時の整定時間はジンバル軸正常時とほぼ同様であることが分かる。この結果の理由は、シザースペアの同一角条件を解除したことにより、CMGが全方向に角運動量を保持できるようになったためであり、これは図8(c)からも確認できる。

シミュレーションの結果、ジンバル正常時のみでなく、アウタージンバル軸故障時でもGSR法より整定時間が若干短くて優れていることが確認された。また、インナージンバル軸故障時には、アウタージンバル軸まわりのマヌーバにおいて整定時間は大きくなるが(図9(b))、故障角 θ によらず3軸姿勢制御が可能であることを確認できた。従って、提案した逆幾何学的ジンバル駆動則の妥当性が確認できた。

5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕 計2件（うち査読付論文 2件/うち国際共著 2件/うちオープンアクセス 1件）

1. 著者名 Kojima Hirohisa, Nakamura Reiji, Keshtkar Sajjad	4. 巻 66
2. 論文標題 Steering control law for double-gimbal scissored-pair CMG	5. 発行年 2020年
3. 雑誌名 Advances in Space Research	6. 最初と最後の頁 771 ~ 784
掲載論文のDOI (デジタルオブジェクト識別子) 10.1016/j.asr.2020.05.007	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスではない、又はオープンアクセスが困難	国際共著 該当する

1. 著者名 Kojima Hirohisa, Nakamura Reiji, Keshtkar Sajjad	4. 巻 13
2. 論文標題 Model predictive steering control law for double gimbal scissored-pair control moment gyros	5. 発行年 2021年
3. 雑誌名 Acta Astronautica	6. 最初と最後の頁 273 ~ 285
掲載論文のDOI (デジタルオブジェクト識別子) 10.1016/j.actaastro.2021.03.023	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスとしている（また、その予定である）	国際共著 該当する

〔学会発表〕 計3件（うち招待講演 0件/うち国際学会 2件）

1. 発表者名 小島広久, 中村玲二, Keshtkar Sajjad
2. 発表標題 DGSPCMGシステムに対するモデル予測駆動則の導入検討
3. 学会等名 第64回宇宙科学技術連合講演会
4. 発表年 2020年

1. 発表者名 Kojima, H., Nakamura, R., and Keshtkar, S
2. 発表標題 Model Predictive Steering Control Law for Double-gimbal Scissored Pairs of Control Moment Gyros
3. 学会等名 70th International Aeronautical Congress (国際学会)
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 Nakamura, R., Kojima, H., and Keshtkar, S
2. 発表標題 Inner-singularity-free CMG System: Double-gimbal Scissor-paired CMG and Steering Control Law
3. 学会等名 32nd International Symposium on Space Technology and Science (国際学会)
4. 発表年 2019年

〔図書〕 計0件

〔出願〕 計0件

〔取得〕 計1件

産業財産権の名称 姿勢制御装置及び姿勢制御方法	発明者 小島広久, ケシュト カー・サジャ, ポズ ニヤック・アレキサ	権利者 同左
産業財産権の種類、番号 特許、6867634	取得年 2021年	国内・外国の別 国内

〔その他〕

-

6. 研究組織

氏名 (ローマ字氏名) (研究者番号)	所属研究機関・部局・職 (機関番号)	備考

7. 科研費を使用して開催した国際研究集会

〔国際研究集会〕 計0件

8. 本研究に関連して実施した国際共同研究の実施状況

共同研究相手国	相手方研究機関		
メキシコ	Technologico de Monterrey		