

氏名	笠井 慎也 <small>かさい しんや</small>
所属	システムデザイン研究科 システムデザイン専攻
学位の種類	博士(工学)
学位記番号	シス博 第75号
学位授与の日付	平成28年3月25日
課程・論文の別	学位規則第4条第1項該当
学位論文題名	Study on Steering Mode Variation Control Methods for High Performance Four Single-Gimbal Control Moment Gyros (高性能4シングルジンバルコントロールモーメントジャイロ実現のための駆動部変更制御法に関する研究)
論文審査委員	主査 教授 小島 広久 委員 教授 竹ヶ原 春貴 委員 教授 増田 士朗 委員 教授 下村 卓(大阪府立大学)

【論文の内容の要旨】

Control Moment Gyros (CMG)は従来の姿勢制御装置のReaction Wheel (RW)よりも大きなトルクを出力可能なため、大型人工衛星の姿勢制御装置としての利用が期待されている。特にピラミッド型配置4Single Gimbal CMGは総角運動量をゼロにでき、かつ対称になる4基のSGCMGで構成されるCMGシステムで、高トルクによる大型人工衛星の高速姿勢制御更と搭載CMG基数の減少に伴うミッション機器の増加の両方が期待されている。過去のCMGシステムの研究では、CMGシステムが持つ特異点問題という欠点が大きく注目され、特異点問題に関する研究は数多く行われてきた。しかし、ピラミッド型配置4SGCMGのうちの2基のSGCMGが故障しても3軸姿勢制御が続行可能となる劣駆動的なアプローチによる耐故障性の向上に関する研究はあまり行われてこなかった。また、高いアジリティーを要求されるミッションに対して、ISSのような4基のDouble Gimbal CMG(DGCMG)による高トルク出力は既の実現されているが、DGCMGよりも稼働部分が少なく重量の面で有利なピラミッド型配置4SGCMGでもってDGCMG並みの高トルク出力を追求する研究は行われてこなかった。さらに、大型人工衛星は高トルクが必要なため、姿勢制御にCMGシステムの適用が望ましいが、大型人工衛星はその大きさ故に衛星の柔軟構造の部分が多くなる。そのため、人工衛星の姿勢制御時に、増加した柔軟構造部に励起される振動は無視できないものとなる。過去の研究では、励起される振動を抑制しようとする試みは数多く行われてきたが、姿勢制御に使うCMGシステムの特性までを考慮した研究は行われてこなかった。

そこで本論文では、耐故障性の向上、更なる高トルク化および大型人工衛星の柔軟構造の振動抑制の3つの問題点に対して、ピラミッド型配置4SGCMGに対する駆動部変更制御法

の確立を行い、これらの問題点の解決を目的とする。

本論文は以下の5章で構成される。

第1章では、本研究の背景と目的を明確にした。

第2章では、ピラミッド型配置4 SGCMG システムの耐故障性の向上を示した。駆動部分の多い CMG 装置は故障リスクも高い。修理することができない宇宙空間においては、装置の一部が故障したとしても残存の装置で姿勢制御を継続できる能力、すなわち耐故障性を有する必要がある。そのため、耐故障性の向上を目指し、ジンバル角の駆動部分を変更した CMG による劣駆動的なアプローチとして、故障によりピラミッド型配置の4基の内の対面配置の2基だけになった CMG に対して、独立して直接姿勢制御を行えない軸周りの姿勢制御を行う方法を示した。コーニング効果を用いて直接独立して姿勢制御を行えない軸周りの姿勢制御を行うために必要な他軸まわりの回転量を球面三角幾何学に基づいて求め、その結果を用いて姿勢変更に必要な時間を解析的に求めた。数値シミュレーションから、独立して直接姿勢制御を行えない軸周りの姿勢制御の実現を示した。また、目標到達時間短縮のために、目標姿勢角が小さい時は1軸目のマヌーバの適切な動きが求められ、目標姿勢角が大きくなると1軸目のマヌーバを最小慣性主軸周りに動かすことが求められるようになった。

第3章では、ピラミッド型配置4 SGCMG システムの更なる高トルク化を実現する方法とジンバル駆動則を示した。従来型では固定されていたスキュー角を可変スキュー角へと駆動部分の変更を行うことで、固定だった角運動量包絡面を所望の方向へ拡大や縮小することが可能となった。この CMG システムを Adaptive Skew CMG (ASCMG) と呼ぶ。この ASCMG は稼働部分が5箇所であるため、駆動部分が8箇所である4DGCMG よりも重量低減の面で有利であるだけでなく、x、y、z軸回りに限れば4DGCMGに近い高トルクの出力が実現可能になった。しかし、考案したスキュー角駆動機構には駆動限界領域が存在するため、スキュー角の現在角度を考慮するための重み関数を用いたジンバル・スキュー駆動則を提案し、重み関数を調整するパラメータによる性能の違いを詳細に調査した。その結果、パラメータを適切に選ぶことにより、提案したジンバル駆動則を用いた ASCMG は、スキュー角制限を考慮しない駆動則で発生する行き過ぎ量を抑制でき、かつ目標到達時間を従来の CMG よりも10%短縮できることを示した。

第4章では、ピラミッド型配置4 SGCMG によって励起される柔軟構造物の振動抑制性能を示した。大型人工衛星の姿勢制御の時に、大型化に伴って増えた柔軟構造部に励起される振動は無視できないものとなる。そこで、姿勢制御性能と振動抑制性能を共に満足させるために、Variable Speed CMG (VSCMG) と呼ばれる大きなトルクの出力可能な CMG モードと小さく精度の高いトルクを出力可能な RW モードを状況に応じて使い分けることができる CMG システムに対して、目標状態との距離とジンバル角を考慮する重み関数を用いたジンバル・ホイール駆動則を提案した。更に、姿勢制御性能と振動抑制性能を共に満足させるだけでなく、可変速度ホイールの動特性も考慮した指令トルクを与えるために Linear Matrix Inequality に基づいた制御器を提案した。数値シミュレーションによって、提案したジンバル駆動則と制御器を用いた VSCMG は従来法よりも柔軟構造物の振動抑制と目標状態への収束性に関して優れた性能を発揮したことを示した。

第5章では、これまでの章で得られた結果を総括し、結論を述べた。