

論文 / 著書情報
Article / Book Information

題目(和文)	コントロール・モーメント・ジャイロ搭載宇宙機の運動学に基づく姿勢制御
Title(English)	Kinematics-Based Attitude Control of a Spacecraft with Control Moment Gyros
著者(和文)	河尻翔太
Author(English)	Shota Kawajiri
出典(和文)	学位:博士(工学), 学位授与機関:東京工業大学, 報告番号:甲第10793号, 授与年月日:2018年3月26日, 学位の種別:課程博士, 審査員:松永 三郎,山浦 弘,古谷 寛,野田 篤司,遠藤 玄,中西 洋喜
Citation(English)	Degree:Doctor (Engineering), Conferring organization: Tokyo Institute of Technology, Report number:甲第10793号, Conferred date:2018/3/26, Degree Type:Course doctor, Examiner:,,,,,
学位種別(和文)	博士論文
Category(English)	Doctoral Thesis
種別(和文)	審査の要旨
Type(English)	Exam Summary

(博士課程)

論文審査の要旨及び審査員

報告番号	甲第	号	学位申請者氏名	河尻 翔太	
論文審査 審査員		氏名	職名	氏名	職名
	主査	松永 三郎	教授	遠藤 玄	准教授
	審査員	山浦 弘	教授	中西 洋喜	准教授
		古谷 寛	准教授		
野田 篤司		特定准教授			

論文審査の要旨 (2000 字程度)

本論文は、「コントロール・モーメント・ジャイロ搭載宇宙機の運動学に基づく姿勢制御」と題し、以下の6章から構成されている。

第1章「序論」では、宇宙機の姿勢変更の迅速性向上の手段として、コントロール・モーメント・ジャイロ (CMG) が大トルクを出力でき有望視されているが、単体での出力トルクの方向が時変のため要求トルクを発生できない特異点問題を有すること、CMG の駆動則の導出が動力学に基づく回転運動方程式を考慮し複雑化することを指摘したうえで、本研究では回転の運動学に着目して、逆運動学や角運動量保存則を利用した簡便な姿勢制御法を提案し、低計算量で制御性能に優れていることを明らかにすることが本論文の目的であると述べている。

第2章「CMG 搭載宇宙機の姿勢力学」では、宇宙機の力学の基礎となる運動学と単一剛体の動力学について整理した後、可変速1軸ジンバル CMG (VSSGCMG) 系および可変速2軸ジンバル CMG (VSDGCMG) 系を搭載した宇宙機の一般的かつ厳密な回転動力学方程式を導出している。そして、この方程式を適切な仮定のもとに姿勢制御に適用しやすい運動方程式へと近似して、次章以降に述べる制御方法の基礎としている。

第3章「単一 VSDGCMG を用いた逆運動学に基づく姿勢制御」では、まず、1個の VSDGCMG に対して既存の逆運動学に基づく駆動則を適用すると特異点回避時に大きな姿勢誤差が発生する課題を解決するために、解の乗り換えという概念を導入して特異点回避のみならず特異点通過も可能な制御方法を提案している。次に、既存方法と比較して提案方法はややノイズには弱いものの、特異点回避・通過の判断を正しく行い姿勢誤差をより低減できること、特異点回避時の最大トルク誤差を1割強にまで低減できることを明らかにしている。

第4章「SGCMG を用いた角運動量保存則に基づく低計算量の高速度姿勢制御」では、まず、超小型衛星に搭載された小型 CMG を例にとり、最大ジンバル角速度・角加速度の拘束条件を考慮することが制御性能向上に必須であることを指摘して、それらの拘束と終端ジンバル角度に拘束を与えた場合、ピラミッド型 SGCMG 系に対しては、宇宙機の瞬間回転軸 (オイラー軸) がほぼ時不変で一定角速度で回転するコースティング区間が最短時間解に1~2回現れることを示している。次に、宇宙機全体の角運動量が零という条件を用いることで、コースティング区間の存在する最短時間解が容易に近似生成できることに着目し、ジンバルモータの角速度と角加速度の制約を考慮する低計算量な最短時間姿勢制御法を提案して、既存のフィードバック則と比較して姿勢変更時間を6~8割にまで短縮できること、準最短時間制御と比較して変更時間が最大で3割増しとなるが計算時間は概算で100分の1になることを示している。

第5章「形状可変機構と SGCMG を併用した角運動量保存則に基づく姿勢制御」では、宇宙機形状を変化できる機構と SGCMG を併用した姿勢制御に関して、まず、対象系の有する特異点を回避するため制御則に現れる逆行列にジッター項を含めたフィードバック則を角運動量保存則に基づいて提案し、その有効性を示している。次に、最短時間姿勢変更問題に対し、宇宙機の角運動量保存を仮定してロバストかつ低計算量な方法を提案した上で擬スペクトル法によって解くことで、初期姿勢と最終姿勢から決まる目標オイラー軸まわりに回転する姿勢変更の場合、形状可変機構と SGCMG を併用した最短時間解はそれぞれを単体で用いたときの解に類似していること、対象の形状可変機構配置ではz軸回りにトルクを直接発生できないが、形状変化によりz軸回りの慣性モーメントを低減させることで姿勢変更時間を短縮する解を生成できることを明らかにして、3軸姿勢変更や大角度姿勢変更に要する時間が形状可変機構のみを搭載した系と比較して1割強にまで短縮されることを示している。

第6章「結論」では、本研究で得られた結果を総括し、今後の課題を述べている。

以上を要するに、本論文は、CMG の姿勢制御性能を向上させるために、逆運動学と角運動量保存則に基づく低計算量で高精度かつ最短時間性能に優れた姿勢制御法を提案したものであり、工学上、工業上、貢献するところが大きい。よって本論文は博士 (工学) の学位論文として十分な価値があると認められる。

注意: 「論文審査の要旨及び審査員」は、東工大リサーチポジトリ (T2R2) にてインターネット公表されますので、公表可能な範囲の内容で作成してください。