

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)	論文要旨
Type(English)	Summary

論文要旨

THESIS SUMMARY

専攻：機械宇宙システム 専攻
Department of
学生氏名：河尻 翔太
Student's Name

申請学位(専攻分野)：博士 (工学)
Academic Degree Requested Doctor of
指導教員(主)：松永 三郎 教授
Academic Supervisor(main)
指導教員(副)：野田 篤司 特定准教授
Academic Supervisor(sub)

要旨(和文 2000 字程度)
Thesis Summary (approx.2000 Japanese Characters)

人工衛星の小型化に対する機運が高まっている。小型化に伴う打上げ機数の増加により実施されるミッションは多様化しており、姿勢変更の迅速性が宇宙機システムに要求される場合もある。迅速性向上の手段としては、コントロール・モーメント・ジャイロ (CMG) の搭載が有望視されている。CMG は宇宙機の姿勢制御用装置の一種であり、大トルクを出力可能という利点があるが、単体での出力トルクの方法は時変であるため、姿勢制御系が所望のトルクを発生しにくい欠点(特異点問題)も有している。従来、CMG の駆動則の導出は動力学に基づいたアプローチが一般的であり、複雑な回転の運動方程式を考慮しなければならなかった。本論文では動力学より平易な運動学、すなわち逆運動学あるいは角運動量保存則を利用する。これには様々な問題を単純化できるという利点があり、本研究では逆運動学あるいは角運動量保存則に基づく運動学的な姿勢制御を用いて、CMG 搭載宇宙機の制御性能を向上させることを目的とする。

1 章「序論」では CMG に関する研究背景を整理した上で、研究課題とそれを解決する手段としての運動学的な姿勢制御に言及し、研究目的を述べている。

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に、可変速一軸ジンバル CMG (可変速 SGCMG) 搭載宇宙機および可変速二軸ジンバル CMG (VSDGCMG) 搭載宇宙機の厳密なオイラー方程式を導出する。そして、得られた運動方程式を妥当な仮定のもとに単純な式へと近似し、次章以降のシミュレーションにおける支配方程式として利用する。

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、単一 VSDGCMG 系に対して既存の逆運動学に基づく駆動則を適用しただけでは、特異点回避時に大きな姿勢誤差が発生してしまう場合が存在することを示す。これを防ぐため、「解の乗り換え」という概念を定義し、特異点回避のみならず特異点通過も可能な新制御則を提案する。さらに、既存手法と比較して、提案手法はノイズにはやや弱いものの、特異点回避・通過の判断を正しく行って姿勢誤差をより低減できること、および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示す。

4 章「SGCMG を用いた角運動量保存則に基づく低計算量的高速姿勢制御」ではまず、実際の超小型衛星に搭載された小型 CMG を例に取り、最大ジンバル角速度・角加速度という機械的な拘束条件を CMG が有することを示し、これらを考慮することでより実践的な制御則が提案可能なことに言及する。次に、それらの拘束に加え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、ほぼ目標オイラー軸回りに一定角速度で回転が行われる時区間「コースティング区間」が最短時間解に 1 回または 2 回現れることを示す。そして、この結果およびシステムの全角運動量が零という条件を用いることで、機体为目标オイラー軸まわりに回転させ

るジンバル角度の組、およびその回転継続時間のみを求める問題に最短時間姿勢変更問題を帰着させ、低計算量な高速姿勢変更手法を提案する。同手法では **CMG** のジンバルモータの機械的な制約を、角速度のみならず角加速度まで考慮できるという点に特色がある。提案手法と既存のフィードバック則との比較を行い、整定時間を 6-8 割にまで短縮できることを明らかにする。さらに、準最短時間制御との比較を行い、整定時間は最大で 3 割増となってしまうものの、計算時間は概算で 100 分の 1 にまで抑えられることを示す。

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、形状可変機構と **SGCMG** を組み合わせた新たな姿勢制御系に対し制御則の提案を行う。まず、角運動量から導出したフィードバック則を提案する。システムが有する特異点への対処として、逆行列にジッター項を含めている。そして、提案したフィードバック則によって特異点が回避できることをシミュレーションにより示す。次に、対象とする系の最短時間姿勢変更問題を解くことによってフィードフォワード入力を求める。力学に関する拘束条件として角運動量保存則のみを課すことで、計算のロバスト化、低計算量化を図っている。この姿勢制御系は特に大角度姿勢変更においてノンホロノミック性が強いが、擬似スペクトル法によって最短時間解、すなわちフィードフォワード入力を得られることを示す。そして、系として目標オイラー軸まわりに常に回転できるマヌーバであれば、形状可変機構、**SGCMG** の最短時間解は、それぞれを単体で用いたときの最短時間解に類似することを示す。加えて、対象とする形状可変機構は **Z** 軸回りに直接トルクを発生させることはできないが、**Z** 軸回りの慣性モーメントを低減させることで、マヌーバ時間の短縮に間接的に貢献可能なことも明らかにする。さらに、同系では 3 軸制御あるいは大角度マヌーバの姿勢変更時間を、形状可変機構のみを搭載した系に比して 1 割強にまで短縮可能であることを示す。

6 章「結論」では以上の結論を要約し、今後の課題を述べる。

備考：論文要旨は、和文 2000 字と英文 300 語を 1 部ずつ提出するか、もしくは英文 800 語を 1 部提出してください。

Note : Thesis Summary should be submitted in either a copy of 2000 Japanese Characters and 300 Words (English) or 1copy of 800 Words (English).

注意：論文要旨は、東工大リサーチリポジトリ(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。

Attention: Thesis Summary will be published on Tokyo Tech Research Repository Website (T2R2).

論文要旨

THESIS SUMMARY

専攻：	機械宇宙システム	専攻
Department of		
学生氏名：	河尻 翔太	
Student's Name		

申請学位 (専攻分野)：	博士	(工学)
Academic Degree Requested	Doctor of	
指導教員 (主)：	松永 三郎 教授	
Academic Supervisor(main)		
指導教員 (副)：	野田 篤司 特定准教授	
Academic Supervisor(sub)		

要旨 (英文 300 語程度)
Thesis Summary (approx.300 English Words)

Control moment gyros (CMGs) are actuators for attitude control of spacecraft. Though they can generate high torque, the torque direction depends on time; attitude systems consisting of CMGs cannot always generate torque in arbitrary directions. This degenerated state is called “singular state”. Previous studies focused on dynamics-based CMG steering laws and therefore complex Euler's rotation equations must be taken into account. In this research, kinematics-based steering laws are proposed, which can simplify various problems. The objective of this research is to improve attitude control performance by using the proposed methods.

Chapter 1 introduces the background, motivation, related works, and the objective of this research.

Chapter 2 formulates kinematics and dynamics of a spacecraft. Then, strict Euler's rotation equations are derived for variable-speed single-gimbal CMGs (SGCMGs) and variable-speed double-gimbal CMGs (VSDGCMGs). Approximated Euler's equations are also introduced for simulations in the following chapters.

Chapter 3 proposes a singularity avoidance/passage steering law for a VSDGCMG based on inverse kinematics. It is shown that simple application of inverse kinematics to the system only avoids the singular state and sometimes causes the large attitude error in the vicinity of the state; therefore the proposed law not only avoids but also passes the state and reduces attitude error by using the concept of “transition” that is defined in this chapter.

Chapter 4 focuses on agile maneuvers using SGCMGs with low-computational complexity. Important mechanical constraints are described for CMGs. Then, it is shown that time-optimal maneuvers of a spacecraft with SGCMGs are similar to the typical simple rotations under the constraints. From this result and a zero-momentum condition, a low-complexity attitude control, which can satisfy the mechanical constraints, is proposed for large-angle maneuvers using SGCMGs.

Chapter 5 addresses kinematic-based attitude control of a system consisting of variable-shape mechanisms and SGCMGs. A feedback law for the system is proposed based on angular momentum. Then, time-optimal solutions as feedforward inputs are obtained and discussed for maneuvers of a spacecraft with the actuators.

Chapter 6 presents conclusions and future work of this study.

備考：論文要旨は、和文 2000 字と英文 300 語を 1 部ずつ提出するか、もしくは英文 800 語を 1 部提出してください。

Note：Thesis Summary should be submitted in either a copy of 2000 Japanese Characters and 300 Words (English) or 1copy of 800 Words (English).

注意：論文要旨は、東工大リサーチリポジトリ (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。

Attention: Thesis Summary will be published on Tokyo Tech Research Repository Website (T2R2).