九州大学学術情報リポジトリ
Kyushu University Institutional Repository

非ホロノミックな拘束を活用した劣駆動宇宙機の姿勢と位置の制御に関する研究

松野，崇

https://doi.org/10.15017/1398374

出版情報：九州大学，2013，博士（工学），課程博士
バージョン：
権利関係：全文ファイル公表済

論　文　要　旨

区　分	甲	氏　名	松野　崇
論文題名	非ホロノミックな拘束を活用した劣駆動宇宙機の姿勢と位置の制御に関する研究		

論　文　内　容　の　要　旨

本論文では，アクチュエータが全てスラスターである劣駆動宇宙機（制御するべき自由度に対して入力の数が少ない）に対して，姿勢と位置を同時に目標とする状態フィードバック制御のアルゴリズムを検討している．これは，宇宙機の制御に必要なアクチュエータ数を低減することを意味し，その結果として宇宙機の軽量化につながる．また，アクチュエータが故障した時に，残ったスラスターを用いて宇宙機を制御するバックアップに対応する．

まず，2章においては2次元劣駆動宇宙機の状態フィードバック制御系を検討した．これは，面外方向の運動を面内運動と独立に制御可能なアクチュエータが生き残っていれば，問題を2次元面内に帰着できることに基づいている．ここでの検討では2基のスラスターの方向は宇宙機に固定されており，かつ，その推力は0からある正値の範囲で可変であるとした．この問題に対し，従来の開ループ手法よりもモデル化誤差に対する安定度を増すために，状態フィードバック制御系を提案した．さらに，質量および慣性モーメントに対して，フィードバック制御が安定となるモデル化誤差の範囲を特定する式を示した．その有効性を，数値シミュレーションにより検証した．

次の3章では，2章の2次元宇宙機のスラスター推力に，0かある正値のいずれかという制約を加えている．これは，推力の大きさが可変なスラスターは複雑な機構・重量増を必要とするので，特に小型宇宙機ではスラスター推力はON/OFFに限定されることに対応する．スラスター推力がON/OFFであれば， 2基のスラスターが発生するトルクが釣り合い並進力だけを生じさせる特別な場合と，トルクが釣り合わない場合とで問題の性質が異なる．そこで，3章においてはこれらを分けて議論し，それぞれについて不変マニフォールドを用いる切り替え制御系を設計した．

トルクが釣り合う特別な場合では，4つのステップにより不変マニフォールドへ到達する制御系を設計した．各ステップの切り替えタイミングを状態量から定めることで，開ループ制御に比べてモデル化誤差に対するロバスト性を向上させることができる．トルクが釣り合わない一般的な場合に対しては，複数のマニフォールドを用いる切り替え制御系を検討した．この場合，どのようなマニューバであっても並進力の発生に伴って必ず回転トルクが発生する．そのため，1つの不変マニフォールドへ拘束しながら宇宙機を目標状態へ漸近させることが不可能である．そこで，複数のマニフォールドへ次々に宇宙機が遷移することで，徐々に目標状態へ近づく制御系を新たに考案した．数値シミュレーションにより，これら2通りの制御系の有効性を検証した．

4章では，3次元の劣駆動宇宙機の姿勢・位置の制御手法を検討した．これは，2次元問題に投影できない，すなわち，3つの全ての軸方向・軸回りの運動が劣駆動である宇宙機の3次元制御問題を取り扱ったものである．

方向が固定されている3基のスラスターを持つ宇宙機においては，回転運動と並進運動が従属関係

となる．そこで，4章ではまず3軸回りの姿勢運動だけを取り扱った．3軸姿勢制御に必要なスラスターの数と取り付け条件（スラスター方向と取り付け位置）を，3つのケースに分けて議論した．その3つのケースとは，i) 4基のスラスターにより，直交する3軸回りに独立に正負双方向の任意の大きさのトルクを発生可能なケース，ii) 3基のスラスターにより，直交する2軸回りに正負双方向の任意の大きさのトルクを発生でき，かつ，第3軸に直交する軸回りのトルクが恒等的に0となるケース，iii) 3基のスラスターにより，直交する2軸回りに正負双方向の任意の大きさのトルクを発生でき，かつ，第3軸まわりに正（または負）のみのトルクが発生可能となるケース，である．i)，ii)においては既存の姿勢制御手法を適用することで対応できるが，iii)には既存の制御系が適用できない．よって，iii)に対してはジャイロ効果を用いて正（または，負）のみのトルクが発生する軸回りに負（または，正）方向のシングルスピン状態を作り出し，その後減速させるという制御系を新たに設計した．

さらに4章では，上記の3軸姿勢制御系を発展させ，3基のスラスターによる宇宙機の姿勢と位置の同時制御を検討した．ここで検討した制御は，3つの不変マニフォールドを用いる切り替え制御系である．制御系はStep-a からStep-d までの4つのステップにより構成される．Step-aは第1の不変マニフォールドへの到達則，Step-bは第1の不変マニフォールドへ状態を拘束しつつ第2の不変マニフォールドへの到達則，Step-cは第1，第2の不変マニフォールドへ状態を拘束しつつ第3の不変マニフォールドへの到達則，Step-dは3つの不変マニフォールドへ状態を拘束しつつ目標状態への到達則となる．第2と第3の不変マニフォールドは，第1の不変マニフォールド上に宇宙機がある限り不変であるように設計されるため，宇宙機に意図的に摂動を加え，目標状態へ到達できるように，第1の不変マニフォールドへの収束を繰り返す．数値シミュレーションを行い，提案手法の有効性を検証した．

最後に，5章において本論文のまとめを述べている．本論文で提案した制御手法を適用することにより，従来提案された劣駆動宇宙機よりもさらにアクチュエータが低減することが可能となる．加えて，宇宙機の質量および慣性モーメントに対するロバスト性を向上させることもできる．特に，3基のスラスターにより3次元の姿勢・位置が制御可能であることを見出した点は劣駆動宇宙機の研究分野における大きな進歩である．