

氏 名 坂岡 恵美

学位(専攻分野) 博士(工学)

学位記番号 総研大甲第 2395 号

学位授与の日付 2023 年 3 月 24 日

学位授与の要件 物理科学研究科 宇宙科学専攻
学位規則第6条第1項該当

学位論文題目 モデル予測制御による飛翔体の時間変化特性に対応可能な
ロバスト制御系設計

論文審査委員 主 査 川勝 康弘
宇宙科学専攻 教授
佐伯 孝尚
宇宙科学専攻 教授
三浦 政司
宇宙科学専攻 准教授
森田 泰弘
宇宙科学専攻 教授
野中 聡
JAXA 宇宙科学研究所 教授

(様式3)

博士論文の要旨

氏 名 坂岡 恵美

論文題目 モデル予測制御による飛翔体の時間変化特性に対応可能なロバスト制御系設計

本研究ではモデル予測制御と呼ばれる比較的新しい制御理論を応用してロケットの姿勢制御系を設計する。ロケットの姿勢制御系を設計する上で考慮すべき2大特徴として、ダイナミクスの不確定性と時変性があげられる。ダイナミクスの不確定性が存在する原因はモデル化誤差や外乱である。モデル化誤差とは制御対象を数式モデルとして表現する際に発生する、実機とモデルの間に存在する誤差のことである。モデル化誤差は機体質量や推力など対象の運動を決定するパラメータを推定するときや、非線形なダイナミクスを線形化するときが発生する。さらに、ロケットが飛翔する空間は空気が存在するため、突風外乱が発生する。この影響を受けることで実機が想定と異なる挙動を示すことがある。以上がダイナミクスの不確定性の主な原因であり、制御器はこの特性に対応し、ロケットを安定に飛翔させることが求められる。ダイナミクスの2大特徴の2つ目は時変性である。ダイナミクスの時変性の一例として、飛翔中に機体の質量が大きく変化することがあげられる。これはロケットの全機体質量の約9割を推進薬が占めており、その推進薬を消費しながら飛翔することが原因である。この推進薬消費にともなう質量の変化により機体の安定性に関するパラメータが時間と共に大きく変化する。制御器はダイナミクスの不確定性に加えて、このようなパラメータの大規模な時間変化に対応することが求められる。

本研究は特に2つ目の特徴であるダイナミクスの時変性に対して新規性に富んだアプローチを提案する。従来の制御器設計手法では時変性に理論的に対応することができないため、ゲインスケジューリング法を適用している。ゲインスケジューリング法は全飛翔時間を複数のブロックに区切り、そのブロック内ではダイナミクスは一定であると仮定して制御器を設計する手法である。この手法では飛翔時間を制御対象の特性を考慮しながら区間分けするため、それ自体に専門的な経験と知識が必要である。さらに、複数個制御器を設計する必要があるため、1回の打上げに対して制御器設計にかかる時間が多く必要となる。本研究で提案する手法はこの手間を低減し、時変性に対して理論的に対応することでスケジューリングを不要とし、1回の打上げに必要な制御器の数を減らすことが最大の目的である。この目的を実現するため、本研究では比較的新しい制御理論であるモデル予測制御を利用する。モデル予測制御は逐次制御の結果をフィードバックしながら最適化計算を解く理論であるため、予め最適化計算を解くLQRや予めゲインを設定しておくPID制御と比較して良い性能が期待される。さらにモデル予測制御は制御器内に有する制御対象のモデルや利用する最適化アルゴリズムを工夫することで、制御対象の不確定性に耐性のあるロバスト制御や制御対象の変化に積極的に対応する適応制御など様々な種類の制御を行うことが可能である。本研究はモデル予測制御がロバスト制御および適応制御に対応できることに着目し、ダイナミクスの不確定性に対しては従来手法を踏襲してロバスト制御で対応し、ダイナミクスの時変性に対しては適応制御を適用することを検討する。本研

究は3段階に分けて行われる。第1段階では既存のロバストモデル予測制御、適応型モデル予測制御を適用して制御器を設計し、ダイナミクスの不確定性と時変性それぞれに対応できることを確認する。第2段階では第1段階で設計した制御器を簡易的に組み合わせることで2つの制御理論の統合が可能である見込みを付けるとともに課題点を見出す。第3段階では第2段階で得られた知見をもとに2つの制御理論を統合することを検討する。既存の理論では時間変化するシステムに対して安定性を保証できないという課題に対して、理論を拡張することで時間変化するシステムに対して安定性を保証できる新理論の提案を行う。各制御器の性能はシミュレーションにより確認し、制御器の安定性を評価する。

本論文は全11章で構成される。第1章では宇宙開発の動向やこれまで利用されてきたロケット、ロケットの姿勢制御系の発展の歴史について述べる。第2章ではモデル予測制御(MPC)の概要として、制御系の構成、基本的な最適化計算の方法、MPCの種類、そしてMPCの応用例について各文献を引用しながら紹介する。第3章では本研究で扱う機体のダイナミクスとそのモデル化について述べる。制御対象の各パラメータや運動方程式、および周波数応答を示す。第4章では問題設定としてロケットの姿勢制御系における入出力信号と、代表的なコマンドについて述べる。本研究ではフェアリング部分に取り付けられたレート積分センサからの出力である姿勢角レートと姿勢角を制御出力とし、操作量はアクチュエータの舵角とする。第5章では提案する制御器の比較用として設計する従来制御器の設計手法とその応答を示す。従来制御器として H_∞ 制御器を低次元化した制御器を模擬する。シミュレーションにて、制御器が制御対象をロバスト安定にできていることを示す。また、時変システムに対しても制御器を適用したシミュレーションを行い、時間変化する制御対象に対しては対応出来ないことを確認する。第6章では研究の第1段階として、制御対象の時変性に対応可能な制御器の設計手法とその応答を示す。適応モデル予測制御器を設計し、時変システムに適用したシミュレーションを行うことで時間変化に対応可能であることを示す。第7章では、引き続き本研究の第1段階として、制御対象の不確定性に対応可能な制御器の設計手法とその応答を示す。ロバストモデル予測制御器を設計し、不確定性を有するシステムに適用したシミュレーションを行うことで不確定性に対応可能であることを示す。第8章では研究の第2段階として、第1段階で設計した制御器を組み合わせ適応ロバストモデル予測制御器を設計し、不確定性を有する時変システムに適用する。シミュレーションにて不確定性と時変性両方に対応可能となる応答を示す。一方で、適用しているロバスト制御理論が成立する条件が時変システムに対応していないことを示し、具体的に修正すべき点を示す。研究の第3段階となる第9章では前章で示した課題点に対して検討したアプローチを示す。第10章では最終的に提案する制御理論を示し、提案する制御理論に基づいて設計した制御器を使ったシミュレーション結果を提示し、提案手法の有効性について述べる。最後に、第11章で本論文を総括する。

This study proposes a novel algorithm based on model predictive control for attitude controller design of launch vehicles. The 2 distinguishing characteristics to be considered in designing attitude controllers are uncertainty and time-varying characteristics of dynamics. The uncertainty is caused by modeling error and gust disturbances. The modeling error is error between actual controlled systems and mathematical models. It has 2 main causes. The 1st one is the estimation error of parameters that decide the motion, such as mass and thrust. An example of these parameters is bending stiffness. It can have an estimation error because the total length is so long that the bending stiffness cannot be measured directly, and the test results of each component are used to estimate it. The 2nd cause of the modeling error is the linearization of controlled systems. The dynamics of launch vehicles have non-linearity. In designing attitude controllers, a controlled system is linearized to make it easier to handle. This procedure drops some non-linearly elements, and this leads to modeling errors. Additionally, gust disturbances exist in a phase where a launch vehicle flies and affect unexpected motion. The 2nd distinguishing characteristic is the time-varying characteristics of dynamics. For example, the mass significantly changes in flight. This is because propellant accounts for about 90% of the total mass of the launch vehicle, and the launch vehicle consumes it in flight. Because of this significant mass change caused by propellant consumption, some parameters change significantly related to the stability of the launch vehicle. Controllers are required to tackle them and make launch vehicles stable.

This study proposes a novel approach for mainly the 2nd distinguishing characteristic: the time-varying characteristics of dynamics. The current method cannot theoretically respond to it and tackles it with a gain-scheduling approach. In this approach, a whole flight time is divided into multiple blocks, and controllers are designed under the assumption that dynamics are constant within a block. This method requires specialized experience and knowledge for the division. Additionally, much time is necessary since multiple controllers are needed for one flight. This can be a problem in the improvement of the launch frequency. The ultimate goal of this study is to reduce the number of controllers required for one flight by theoretically dealing with the time-varying characteristics to make division unnecessary. This decreases time and effort in designing attitude controllers and leads to the improvement of the launch frequency. This study uses model predictive control for the goal. The model predictive control is one of the relatively new control theories and a theory that solves optimization problems with feedback results at every control interval. Hence, better performance is expected compared to LQR, which solves optimization problems in advance, and PID control, which calculates gains offline. Furthermore, the model predictive control can perform various control types for adaptation to the control purpose; robust control is performed by devising an optimization algorithm; adaptive control is achieved by providing a controller with multiple models. This study utilizes the model predictive control so that the robust control is performed for the uncertainty, and the adaptive control is conducted for the time-varying characteristics. This study is divided into 3 stages. In the 1st stage, a robust model predictive controller and an adaptive model predictive controller are respectively designed for the uncertainty and the time-varying characteristics. In the 2nd stage, a simulation is conducted with the controller by simply combining the controllers designed in the first stage. Some problems are

stated from the simulation results. In the 3rd stage, an integration of these controllers is considered based on the knowledge obtained in the second stage. The difficulty in the integration is that the conventional robust theory is only satisfied under the assumption that a system is time-invariant. This study expands it so that the proposed robust theory can guarantee robust stability against time-varying systems. These controllers are evaluated with simulations.

This thesis consists of 11 chapters. Chapter 1 describes the trends in space development, rockets used so far, and the history of the development of rocket attitude control systems. Chapter 2 provides an overview of model predictive control, including the structure of the control system, basic optimization calculation methods, types of MPCs, and examples of MPC applications, by citing various references. Chapter 3 describes the dynamics of the vehicle treated in this study. The equations of motion and the frequency response are presented. Chapter 4 describes the input/output signals and typical commands in the rocket attitude control system, as problem settings. In this study, the attitude angle rate and the attitude angle from the sensor attached to the fairing are used as the control output, and the manipulated variable is the steering angle of the actuator. In Chapter 5, the design method and response of a conventional controller are shown. This controller is designed to mimic a reduced-order controller of the H_∞ controller, and it is for comparison with a proposed controller. Simulations show the controller can robustly stabilize the controlled system. Additionally, simulations are also performed for a time-varying system with the controller. This simulation is for confirmation that the controller cannot respond to a time-varying characteristics. In Chapter 6, as the 1st phase of this study, an adaptive model predictive controller is designed for the time-varying characteristics. The ability to tackle the characteristics is evaluated by simulation. Chapter 7 is also the 1st phase of the study. A robust model predictive controller is designed for uncertainty. The controller is evaluated by simulation. In Chapter 8, as the 2nd phase of this study, the adaptive robust model predictive controller is designed by integrating the controllers designed in the first phase. This controller is applied to the time-varying systems with uncertainty. The simulation shows good performance, but robust stability doesn't be guaranteed. This is because the robust algorithm assumes application to a time-invariant system. This is a problem to be revised. Chapter 9, which is the 3rd phase of this study, presents the approaches considered for the problems stated in the previous chapter. In Chapter 10, the proposed theory is shown, and the controller is designed based on it and evaluated with simulations. Finally, Chapter 11 presents the conclusion of this thesis.

博士論文審査結果

Name in Full 氏名 坂岡 恵美

Title 論文題目 モデル予測制御による飛翔体の時間変化特性に対応可能なロバスト制御系設計

本論文はモデル予測制御(Model Predictive Control: MPC)と呼ばれる比較的新しい制御理論を応用したロケット飛翔体の画期的な姿勢制御器設計手法を提案するものである。ロケットのダイナミクスの大きな特徴である時変性と不確定性の両方を扱うことのできるモデル予測制御の新理論を構築したという点で独自性の高い研究であり、その成果は制御器設計の効率を飛躍的に高め、ロケット打上げの高頻度化や多様なミッションに対応した柔軟な輸送手段の実現に寄与することが期待できる。

論文は全 11 章で構成されており、特に核となるのが 6~10 章である。第 6, 7 章は研究の第 1 段階に位置づけされる内容である。ダイナミクスの時変性と不確定性のそれぞれに対して MPC が有用であることを検証することを目的として、各特性に対して対応可能となる拡張版の MPC 制御器を設計する。第 8 章は研究の第 2 段階に位置づけされる内容であり、第 1 段階で設計した制御器を簡易的に統合し、ダイナミクスの時変性と不確定性の両方に対応可能な制御器を設計する。第 9, 10 章は研究の第 3 段階に相当する内容である。第 2 段階で設計した制御器では理論的に保証することができなかった時変システムに対しての可解性・安定性を理論的に保証する新たな理論を提案する。

第 1 章では導入として研究分野の背景、解決すべき課題点、本論文の構成を示す。第 2 章では本論文の提案理論の基礎となる MPC の概要と MPC の応用例について文献を引用しながら紹介する。第 3 章では扱う機体のダイナミクスとそのモデル化について述べ、第 4 章では問題設定としてロケットの姿勢制御系における入出力信号と、代表的なコマンドを示す。第 5 章では提案する制御器の応答比較用として設計した従来制御器(H_{∞} 制御器)について示す。ロバスト性を有する一方で、時変性には対応できないことをシミュレーションから確認する。第 6 章では研究の第 1 段階として、制御対象の時変性に対応可能となる適応モデル予測制御器の設計手法とその応答を示す。MPC 制御器内に有するモデルを時系列データとすることで最適化計算の計算精度を向上させ、時変システムに対応可能な制御器を設計する。設計した制御器を時変システムに適用したシミュレーションを行うことで時間変化に対応可能であることを示す。第 7 章では引き続き本研究の第 1 段階として、制御対象の不確定性に対応可能となるロバストモデル予測制御器の設計手法とその応答を示す。MPC 制御器内で行う最適化計算にロバスト制御理論を適用することでロバスト制御を可能にする。設計した制御器を、不確定性を有する時不変システムに適用したシミュレーションを行うことで不確定性に対応可能であることを示す。第 8 章では研究の第 2 段階として、第 1 段階で設計した制御器を組み合わせる適応ロバストモデル予測制御器を設計し、不確定性を有する時変システムに適用する。シミュレーションにて不確定性と時変

性両方に対応可能となる応答を示す。一方で、適用しているロバスト制御理論が時変システムに対応していないことを示し、具体的に修正すべき点を示す。研究の第3段階となる第9章では前章で示した課題点に対して検討したアプローチを示す。第10章では第9章で行った検討をもとに最終的に新たに提案する制御理論を示す。従来の理論では対応できなかった時変システムに対しての計算の可解性・ロバスト安定性を理論的に保証するため、最適化計算の拘束条件に新たにシステム間の関係性に関連する式を追加することで時間変化するシステムに対しても常に可解性とロバスト安定性が理論的に保証される理論を新たに提案する。提案した理論をもとに制御器を設計し、不確実性を有する時変システムに対して適用したシミュレーションを行うことで制御器の性能評価を行う。また、提案理論の実用性をより向上することができる可能性にも言及しているだけでなく、従来手法と比較して提案手法の有用性について明示する。最後に、第11章で総括する。

以上のように、本論文はロケットのダイナミクスにおける長年の課題であった時変性と不確実性の両方に対して同時に対応可能な制御器の設計理論・手法の構築に初めて成功し、その有効性を示したものである。本論文では制御器性能を M-V ロケットのパラメータを用いて評価したが、提案された手法は大きな時変性と不確実性を併せ持つ制御対象に対して幅広く適用が可能なものである。その成果は再使用ロケットの帰還フェーズにおける姿勢制御はもちろん、探査機や重力天体への着陸等への応用も期待することができ、大変有用なものである。

以上、出願された論文は独自性・有用性ともに優れたものであり、博士論文としてふさわしいものであるとして合格と判定した。