

審査の結果の要旨

氏名 横山 信宏

修士（工学）横山信宏 提出の論文は「複合領域最適化およびその宇宙往還機概念設計への応用に関する研究」と題し、6章と付録からなる。

複数の技術分野を統合する航空機や宇宙機の設計では、複合領域の最適化が重要であると認識されている。特に、将来型宇宙輸送システムの一候補として検討されている有翼型宇宙往還機の設計においては、飛行軌道も機体設計と同時に最適化することが重要である。こうした問題へ最適化手法を適用する際の技術的課題は、複数の解析プログラムを最適化プログラムに効率よく組み込むこと、大規模な問題を高速に探索すること、を可能にすることであった。

本論文は、飛行軌道最適化を含む複合領域最適化の手法、およびその宇宙往還機概念設計問題への応用の両面において検討を行っている。手法に関しては、動的な軌道最適化問題を離散化し、静的な設計問題と併せて非線形計画問題として定式化する解法を採用している。本論文では、探索手法の高速化と、複雑な解析コードをその入出力関係を用いて近似するメタモデルの生成法に新たな提案を行い、その有効性を検証しようとしている。また、応用面では、詳細なエンジンモデルを用い、さらに宇宙往還機の縦のトリム・静安定性などの剛体としての飛行特性を考慮した問題設定のもとで、各種の制約の下でペイロードを最大にする機体設計および飛行経路の最適化を試み、宇宙往還機の概念設計の方向性を明らかにしようとしている。

第1章は序論で、本研究の背景と目的を明らかにしたうえで、過去の研究事例について概観し、本論文の構成を整理している。

第2章では、軌道最適化を含む複合領域最適化問題における数値解法のコアとなるスパース **SQP** 解法の改良を提案し、その検証を行っている。スパース **SQP** の最も重要な部分は、**Hesse** 行列の効率の良い計算法の確立にあり、本章では2種類の新たな手法を提案している。修正 **L-BFGS** 法と命名された1つ目の計算法は、**Hesse** 行列のスパース性を利用して **BFGS** 法を適用する **L-BFGS** 法に改良を加えている。具体的には、**Hesse** 行列をリセットする際に、正定性を保証しつつ、対角成分を自動微分演算によって得られる真の値に置くものである。**DBDH** 法と命名された2つ目の計算法は、本問題における **Hesse** 行列の2重縁取りブロック対角構造に着目し、2重縁取り成分も含めた小行列単位で分割して第1の方法におけるリセット方式を取り入れた **BFGS** 法を適用する手法である。これら2つの計算法を複数の例題に適用し、従来の計算法に対する優位性を実証している。

第 3 章では、サンプル点の入出力データからメタモデルを生成する新たな手法を提案している。従来のサンプル点の設定方法は、設計空間がなす超立方体内で、入力変数を各軸方向に投射したときの多水準性と、空間内における近傍点間のユークリッド距離の均一性を同時に実現するものであった。本論文では、制約条件によって限定された入力空間のみを対象とすることで近似精度を向上させる手法 (CSUD) を提案している。複数の例題によって作成したメタモデルの近似精度が高くなることが確認されている。

第 4 章では、提案する複合領域最適化手法を用いて、予冷ターボジェットエンジンとロケットエンジンを搭載した単段式宇宙往還機 の概念設計問題を解いている。本論文の特徴は、機体の質量分布を考慮してトリム条件、静安定条件を拘束した最適化を行っていることで、機体の空力モデルと、エンジン性能モデルには第 3 章で開発したメタモデル化手法を採用している。最適化計算の結果、トリム・静安定条件は機体設計に影響を与え、ペイロードを減少させることを明らかにしている。

第 5 章では、ラムジェットエンジンとスクラムジェットエンジンを一つのエンジンで実現できるデュアルモードエンジンとロケットエンジンを搭載した単段式宇宙往還機 の概念設計問題を解いている。第 4 章と同様に、トリム・静安定性を考慮すると共に、機体設計自由度を増し、推進性能と機体形状の間の依存関係も考慮している。得られた最適解により、トリム・静安定性が機体設計に及ぼす影響を第 4 章よりも一層明確にしており、物理的な理由についても考察している。特に、静安定性を確保する上で適した機体形状が、推進性能の観点からは必ずしも望ましくないことを明らかにし、また、最適な飛行軌道が、推進性能のみで決まるわけではないことも実証している。

第 6 章は結論で、本論文で得られた成果を要約している。

以上、要するに、本論文は、非線形計画法の高速解法および、メタモデルを高精度化するサンプル点の設定法の提案をおこない、その手法を、有翼型単段式宇宙往還機 の複合領域最適化に適応し、その有効性を実証している。開発した手法を宇宙往還機 の最適設計に適応した結果は、トリムや静安定性の制約がエンジン性能と機体設計の両面に影響を及ぼすという知見を明らかにした。これらの成果は、航空宇宙工学上貢献するところが大きい。

よって本論文は博士 (工学) の学位請求論文として合格であると認められる。