

審査の結果の要旨

論文提出者名 下山 幸治

修士(工学)下山幸治提出の論文は、「Robust Aerodynamic Design of Mars Exploratory Airplane Wing with a New Optimization Method」(ロバスト性を考慮した新手法による火星探査航空機翼の空力設計最適化)と題し、英文で書かれ本文6章から構成されている。

軌道からの探査やローバーによる探査に比べて広域・多点探査に優れる航空機を用いた火星探査には大きな期待感がある。火星探査航空機に関してはすでに種々の提案があるが、その設計コンセプトは地球航空機の設計概念を拡張したものに留まっている。火星大気での飛翔を考えた場合、低 Reynolds 数、高亜音速 Mach 数という飛行条件、さらには大きな気流変動が存在するという火星独特の条件を加味した設計が必要となる。このような複雑な設計課題に対しては、最近注目を集めているロバスト最適設計技術が有効であるが、解決しなければならない課題も多い。

このような事実を背景に、本論文において筆者は、ロバスト性を考慮した火星探査航空機翼の空力設計最適化を目標に、新たなロバスト最適化手法を開発し、それを用いて気流変動に対する性能のロバスト性に着目した火星探査航空機翼の空力最適化を行い、最適空力性能とロバスト性の間のトレードオフ関係に関する設計指針を提示した。

第1章は序論であり、過去の火星探査航空機設計、ロバスト設計最適化手法に関する研究を概観し、過去の研究で明らかにされた事実と残された課題や問題点を洗い出した上で、本論文の目的と意義を示している。

第2章では、多目的最適化手法やロバスト最適化手法の考え方を説明した後、従来のロバスト最適化手法「シックスシグマ手法」に多目的遺伝的アルゴリズムの概念を導入することにより、新たなロバスト最適化手法「多目的シックスシグマ手法」を提案している。また、最適化に利用する空力数値シミュレーション手法について説明している。

第3章では、この手法を複数のテスト問題に適用することにより、本手法の有効性を検証している。これらの適用例を通じて「多目的シックスシグマ手法」が、最適性とロバスト性の相対重要度を予め設定する必要がなく1回の最適化プロセスで最適性とロバスト性の間のトレードオフ情報が抽出できるという従来法に比べて高効率かつ利便性に優れた特性を有することが確認されている。

第4章では、「多目的シックスシグマ手法」を用いて火星航空機翼断面形状のロバスト空力設計を行っている。第一に、本ロバスト空力設計における「多目的シックスシグマ手法」を用いたロバスト設計最適化の有効性が確認されている。加えて、飛行 Mach 数変動に対する揚抗比やピッチングモーメントのロバスト性の改善、さらに迎角変動に対する揚抗比のロバスト性の改善のための具体的な設計指針を提示するとともに、それらの物理的根拠を明らかにしている。

第5章では、「多目的シックスシグマ手法」を用いて火星航空機翼断面，平面形状のロバスト空力設計を行っている．大規模な最適化計算に対しても「多目的シックスシグマ手法」が有効であることが示され，加えて，迎角変動，横滑り角変動に対する揚力のロバスト性は前縁剥離現象に大きく依存することが明らかにされている．

第6章は結論であり，本研究で得られた結果をまとめている．

以上要するに，本論文は新たなロバスト最適化手法を開発し，その有効性を詳細に検証した上で，火星航空機翼のロバスト空力設計に適用したもので，この手法が実用的な計算コストで設計最適化を実現しうることを示すとともに，空力性能におけるロバスト性への配慮の重要性を指摘し，あわせて気流変動に対するロバスト性を有する翼の具体的な設計指針を提示したものであり，その成果は航空宇宙工学に大きく貢献するものと考えられる．

よって，本論文は博士(工学)の学位請求論文として合格と認められる．