

## 論文の内容の要旨

論文題目 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)

氏名 下山 幸治

本論文は、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の実現を目指し、効率良く確実に最適性とロバスト性の間のトレードオフ情報を抽出できる新たなロバスト最適化手法を開発し、本手法を用いて気流変動に対する空力性能のロバストに着目した火星探査航空機翼の空力最適化を行い、空力性能の最適性とロバスト性の間のトレードオフ関係に関する具体的な設計指針を提示したものである。

観測データ解像度の向上、探査範囲の拡大を目的として、従来の周回衛星やローバーに代わり、航空機を用いた新たな火星探査手段が注目されている。火星航空機は地球航空機と全く異なる条件(低 Reynolds 数、高亜音速 Mach 数)で飛行することになるため、既存の地球航空機に関する設計概念をそのまま火星航空機の設計に適用させることは望ましくない。実際、これまでに火星探査航空機の検討例がいくつか報告されているが、その大半は既存の地球航空機に関する設計概念を単純利用したものに過ぎない。よって本論文では、火星飛行条件下で本当に優れた性能を持つ設計を幅広い設計空間で探索し、火星航空機に関する新たな設計概念を確立するために、設計最適化技術を利用する。

火星航空機を設計する際に注意すべきもう1つの点が、気流変動の考慮である。火星上空では非常に強い偏西風が吹き、かつそれが起伏に富んだ火星地形と干渉し合うため、気流の風速、風向が日的、季節的に大きく変動することが知られている。よって、気流変動によって飛行条件が変化することで性能が劇的に低下し、予定された火星探査ミッションが達成されない危険性がある。よって本論文では、火星探査ミッションの安全性、信頼性を向上させてミッションの失敗を避けるために、ロバスト設計最適化技術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設計を行う。

一般的に、性能の最適性とロバスト性は相反する性質を持ち、これらの相反する2つの設計要求の間にはトレードオフ関係が存在する。このようなトレードオフ情報は設計者にとって非常に有益な設計判断材料となるため、それを抽出することがロバスト設計

最適化の目標となる。これまでに、「シックスシグマ手法(DFSS)」を代表とするいくつかのロバスト最適化手法が提案されてきたが、最適性とロバスト性の間のトレードオフ情報を効率良く抽出できないという問題を抱えている。よって本論文では、このようなトレードオフ情報を効率良く抽出できる新たなロバスト設計最適化手法「多目的シックスシグマ手法(DFMOSS)」を提案する。

最初に、提案されたロバスト設計最適化手法 DFMOSS の有効性を検証するために、複数のテスト問題に適用した。これらの結果より、新手法 DFMOSS は重み係数やシグマレベルといった入力パラメータを計算前にあらかじめ与える面倒がなく、また1回の計算で複数個のロバスト最適解が得られ、最適性とロバスト性の間のトレードオフ情報を効率良く抽出できることが確認された。加えて、出力として得られたロバスト最適解分布から、満たされるシグマレベルを各ロバスト最適解に対して柔軟に評価することも確認された。以上より、従来法 DFSS に比べて新手法 DFMOSS は効率的でありかつ利便性に優れた特性を持つことが示された。

次に、ロバスト最適化手法 DFMOSS と数値流体力学(CFD)解析手法を用いて、火星探査航空機の翼断面形状のロバスト空力設計を3つの場合について行った。いずれの場合も、設計点(巡航状態)での性能だけに着目した従来の1点最適化計算では空力性能のロバスト性に優れた設計を見つけ出せず、一方 DFMOSS を用いたロバスト最適化計算では空力性能の最適性とロバスト性の間のトレードオフ情報を効率良く抽出できることが確認された。1つ目の飛行 Mach 数変動に対する揚抗比のロバスト性に着目した場合には、キャンバーの小さい翼型を採用することで、飛行 Mach 数増加に対する衝撃波の強さの変化が抑えられ、揚抗比のロバスト性が改善されることが明らかとなった。2つ目の飛行 Mach 数変動に対するピッチングモーメントのロバスト性に着目した場合には、翼前部で翼型を折り曲げ局所的に曲率を大きくすることで、飛行 Mach 数増加に対する衝撃波の後方への移動が抑えられ、翼後部で発生する頭下げピッチングモーメントの変化が小さくなり、ピッチングモーメントのロバスト性が改善されることが明らかとなった。3つ目の迎角変動に対する揚抗比のロバスト性に着目した場合には、翼前縁半径を大きくすることで、迎角増加に対する前縁剥離泡の成長が抑えられ、揚抗比のロバスト性が改善されることが明らかとなった。

最後に、ロバスト最適化手法 DFMOSS と CFD 解析手法を用いて、飛行 Mach 数変動、迎角変動、横滑り角変動に対する揚力、抗力、ピッチングモーメントのロバスト性に着目した火星探査航空機の翼断面、平面形状のロバスト空力設計を行った。この結果より、多くの設計変数、目的関数を有する大規模な最適化計算においても、DFMOSS を用いたロバスト最適化計算によって空力性能の最適性とロバスト性の間の複雑なトレードオフ情報を効率良く抽出するができ、本手法が有効であることが確認された。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が前縁剥離現象に大きく依存することも確認され、得られた設計情報を実際の設計に利用するためには、大規模剥離を

起こす持つ解を取り除いた上でのトレードオフ情報の詳細な議論や、剥離現象に対する CFD 解析手法の信頼性の検証が必要であることが明らかとなった。