

多目的シックスシグマ手法の開発と火星航空機翼型ロバスト空力設計への適用 Development of Multi-Objective Six Sigma Approach and Its Application to Robust Aerodynamic Airfoil Design for Mars Airplane

正 下山幸治 (東大院, 現 東北大) 正 大山聖 (ISAS/JAXA) 正 藤井孝藏 (ISAS/JAXA)
Koji SHIMOYAMA, Univ. of Tokyo, currently, Tohoku Univ., 2-1-1 Katahira, Aoba-ku, Sendai, 980-8577
Akira OYAMA, ISAS/JAXA, 3-1-1 Yoshinodai, Sagamihara, Kanagawa, 229-8510
Kozo FUJII, ISAS/JAXA, 3-1-1 Yoshinodai, Sagamihara, Kanagawa, 229-8510

Key Words: Robust Optimization, Design for Multi-Objective Six Sigma, Airfoil Design

1 緒言

実際の工学製品開発では、設計、製造過程で含まれる誤差、あるいは使用環境の違いなどの様々な不確実性が存在するため、開発された製品の発揮性能が予測値から大きくはずれる可能性がある。例えば航空機翼設計を取り上げると、翼の空力性能が翼形状や飛行条件に対して非常に敏感に変化することが知られている。よって、ちょっとした形状誤差や気流変動などの不確実性の影響で翼性能が劇的に低下する危険性があるため、設計点における性能だけに着目した従来の設計最適化ではなく、それらの不確実性に対する性能のロバスト性にも着目した設計最適化(ロバスト最適化)が必要になる。特に、近年新たな火星探査手段として期待視されている火星航空機⁽¹⁾を設計する場合には、非常に大きな気流変動を有する火星大気特有の性質を考慮すると、ロバスト最適化技術の利用がより一層望まれる。

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つ。よって、性能の最適性とロバスト性の間のトレードオフ関係を表す曲線上に複数個の妥協解(ロバスト最適解)が存在する。これらのロバスト最適解集合から構成されるトレードオフ情報は設計者が採用すべき解を選ぶ上で非常に有益な設計判断材料となるため、このトレードオフ情報を抽出することがロバスト最適化の目標である。

これまでに、いくつかのロバスト最適化手法が提案されてきたが、その中でも、他の手法に比べて定式化が単純であるシックスシグマ手法(Design for Six Sigma: DFSS)⁽²⁾は特に普及したロバスト最適化手法の1つであり、実際に様々な分野の設計問題に適用されてきた。しかし、DFSSは単目的最適化概念に基づいた手法であるため、入力パラメータの設定が面倒であったり、性能の最適性とロバスト性の間のトレードオフ情報を十分に抽出するまでに多大な時間がかかるといった問題点を抱えていた。

本研究では、従来のDFSSに多目的遺伝的アルゴリズム(Multi-Objective Genetic Algorithm: MOGA)⁽³⁾の概念を導入することにより、高効率かつ利便性に優れた新たなロバスト最適化手法、多目的シックスシグマ手法(Design for Multi-Objective Six Sigma: DFMOSS)を提案する。また、新手法DFMOSSを用いて飛行Mach数変動を考慮した火星航空機翼型のロバスト空力設計最適化を行うことにより、本問題におけるDFMOSSの有効性を検証するとともに、飛行Mach数変動に対する翼型空力性能の最適性とロバスト性の間の具体的なトレードオフ情報を提示する。

2 多目的シックスシグマ手法

ロバスト性を考慮しない通常の最適化問題として、設計変数を x とする目的関数 $f(x)$ の無制約最小化問題を考える。この最適化問題を、従来のロバスト最適化手法であるシックスシグマ手法(Design for Six Sigma: DFSS)⁽²⁾では次式で表される最適化問題

$$\begin{aligned} \text{Minimize: } & w_\mu \mu_f + w_\sigma \sigma_f^2 \\ \text{Subject to: } & \mu_f - n\sigma_f \geq \text{LSL} \\ & \mu_f + n\sigma_f \leq \text{USL} \end{aligned} \quad (1)$$

すなわち、 x がばらつくことで変化する目的関数 $f(x)$ の平均 μ_f と分散 σ_f^2 を足し合わせたものを最小化する単目的最適化問題に置き換えて考える。上式中の制約条件はばらつき性能が正常に許容領域に収まる確率を保証するものであり、 n は Sigma Level(n が大きいほど許容領域に収まる確率が大きい)、LSL/USL は各々 Lower/Upper Specification Limit(許容領域の下/上限値)を表す。上式を見てもわかるように、DFSSでは計算前に重み係数 w_μ 、 w_σ や Sigma Level n を与える必要があるが、設計者が何の情報もなしに計算前にこれらの値を適切に設定することは難しい。また、DFSSでは単目的最適化問題を扱うため、最適化計算1ケースで得られるロバスト最適解は1つだけであり、有益な設計判断材料である最適性とロバスト性の間のトレードオフ情報を取得するためには入力パラメータを変えた最適化計算を複数ケース行う手間がかかる。また、そのように最適化計算を複数ケース行っても、必ずしもトレードオフ情報が求められる保証はない。

そこで本研究では、従来のDFSSに多目的遺伝的アルゴリズム(Multi-Objective Genetic Algorithm: MOGA)⁽³⁾の概念を導入することにより、新たに多目的シックスシグマ手法(Design for Multi-Objective Six Sigma: DFMOSS)⁽⁴⁾を開発した。DFMOSSでは、次式で表される最適化問題

$$\begin{aligned} \text{Minimize: } & \mu_f \\ & \sigma_f \end{aligned} \quad (2)$$

すなわち、目的関数 $f(x)$ の平均 μ_f と標準偏差 σ_f を新たな個別の目的関数として扱い、双方を最小化する多目的最適化問題を考える。DFMOSSを用いたロバスト最適化のフローチャートをFig. 1に示す。DFMOSSでは多目的最適化問題を扱うため、DFSSの場合に必要な計算前の重み係数 w_μ 、 w_σ の設定の手間が省ける。また、DFMOSSではDFSSの場合に考慮していた Sigma Level n に関する制約条件を考慮せずに最適化計算を行い、計算結果として得られるロバスト最適解から満たされる Sigma Level を後処理的に評価できるため、計算前の Sigma Level の設定の手間も省ける。実際の最適化計算プロセスの中では、MOGAの要領で複数個の設計候補(個体) x_1, x_2, \dots, x_N を並列に扱う。各個体 $i = 1, 2, \dots, N$ に対して、 x_i の近傍で $f(x)$ をサンプルすることにより、 μ_f と σ_f を個別の目的関数として算出する。次に、各個体に対して算出された μ_f 、 σ_f 間の Pareto 最適性に基づいて相対的に優劣の評価を行い、優れた個体を親個体として選択し、それらを交叉、突然変異させることで次世代の個体 x_1, x_2, \dots, x_N を作成する。以上のプロセスを μ_f と σ_f の間のトレードオフ関係が収束するまで反復させることにより、最終的に複数個のロバスト最適解を得ることが可能となる。

DFMOSSを用いた場合の Sigma Level n の評価方法をFig. 2を用いて説明する。ここで、計算結果として4個のロバスト最適解(解A, B, C, D)が得られたと仮定する。図中の色塗り領域は Sigma Level = 6σ を満たす領域を表す。解Cは色塗り領域の中に含まれているため、 6σ のロバスト性を有していると判断できる。一方、解A, B, Dは Sigma Level = 6σ を満たす領域には含まれないが 3σ を満たす領域には含まれているため、解Cに比べて 3σ というロバスト性に劣った解であると判断できる。このような後処理的な方法を採用することにより、各ロバスト最適解に対して柔軟に Sigma Level を評価することが可能となる。

3 火星航空機翼型空力設計への適用

本研究で開発されたDFMOSSの有効性を検証するために、DFMOSSを用いて飛行Mach数変動を考慮した火星航空機翼型のロバスト空力設計最適化を行い、得られた計算結果を従来法DFSSを用いた場合と比較した。さらに、本設計問題における翼型空力性能の最適性とロバスト性の間の具体的なトレードオフ情報を抽出した。本研究では、NASAで提案されたAME(Airplane for Mars Exploration)⁽¹⁾の設計点(翼弦長基準 Reynolds 数 $Re = 1.0 \times 10^5$ 、一様流 Mach 数 $M_\infty = 0.4735$ 、迎角 $\alpha = 2.0[\text{deg}]$)を採用し、 M_∞ が設計点周りで0.1の標準偏差でばらつく飛行状況下での揚抗比 L/D のロバスト性に着目したロバスト最適化問題を考える。DFSS, DFMOSS 各々を用いた場合の本ロバスト最適化問題の定式化は、以下のように表される。

- DFSSによるロバスト最適化
 M_∞ が設計点0.4735の周りで標準偏差0.1でばらつく時の
– 最小化: $-w_\mu \cdot (L/D \text{の平均}) + w_\sigma \cdot (L/D \text{の分散})$
– 制約条件: $(L/D \text{の平均}) - n \cdot (L/D \text{の標準偏差}) \geq 42$

- DFMOSSによるロバスト最適化
 M_∞ が設計点0.4735の周りで標準偏差0.1でばらつく時の
– 最大化: L/D の平均
– 最小化: L/D の標準偏差

最適化される翼型形状をB-spline曲線によって定義し、B-spline曲線の制御点座標(計12個)を本最適化問題の設計変数とする。また、空力特性の本質を見失わないために翼厚に関する制約はあえて課さないこととする。

DFSS の場合には単目的遺伝的アルゴリズム (Single-Objective GA: SOGA), DFMOSS の場合には MOGA を各々組み合わせてロバスト最適化問題を解いた。ここで用いられた SOGA, MOGA の遺伝的操作の詳細は、ごく一般的な手法を採用している。個体数は 64, 世代数は 100 である。翼型空力性能は 2 次元 CFD 解析によって評価し、空力性能の平均, 標準偏差等の統計量は $M_\infty = 0.3735, 0.4735, 0.5735$ の 3 条件下での空力性能をもとに 2 次精度 Taylor 展開近似手法を用いて算出した。DFSS を用いたロバスト最適化の場合には、あらかじめ Sigma Level = 3σ と設定し、重み係数 w_μ, w_σ の異なる計 3 ケース ($w_\mu : w_\sigma = 1 : 10, 1 : 1, 10 : 1$) の計算によって得られた結果を示す。一方 DFMOSS を用いた場合には、重み係数や Sigma Level を設定せずに行った 1 ケースの計算結果を示す。ここで、DFSS を用いたロバスト最適化計算 1 ケースと DFMOSS を用いた計算 1 ケース各々に要する計算時間はほぼ等しい。すなわち、本最適化計算では、DFSS を用いた場合は DFMOSS を用いた場合の約 3 倍の計算時間を要したことを意味する。

DFSS, DFMOSS 各々を用いて得られたロバスト最適解分布 (L/D の平均- L/D の標準偏差) を Fig. 3 に示す。DFSS を用いた場合には、 3σ のロバスト性を有する 3 個のロバスト最適解を見つけ出すことに成功しているが、それらの解は比較的狭い範囲に、かつ離散的に分布している。すなわち、今回の DFSS を用いた計算 3 ケースだけでは、 L/D の平均 (最適性) と標準偏差 (ロバスト性) の間のトレードオフ関係を十分に見出すことができず、詳細なトレードオフ情報を抽出するためには重み係数を変えた更なる計算ケースを試みる必要がある。また、今回の DFSS を用いた計算ではあらかじめ設定した 3σ という Sigma Level が適切であったため、運良くそれを満たすロバスト最適解を求めることに成功したが、必ずしも設定した Sigma Level を満たすロバスト最適解を見つけ出せる保証はない。一方、DFMOSS を用いた場合には、計算 1 ケースだけで設計空間内に幅広くかつ一様に分布する多数 (計 18 個) のロバスト最適解を効率良く見つけ出すことができた。また、それらの解の分布から大域的なトレードオフ関係が容易に理解できる。例えば、満たされる最大 Sigma Level が 6σ 以上になることや、 L/D の平均が約 44.5 を上回るところで L/D の標準偏差が急激に増加するなどといった詳細な傾向が把握できる。今回の計算では、DFMOSS に比べて DFSS の方が見つけたロバスト最適解 (Fig. 3 中でより右下に位置する解) を見つけ出している。これは、DFMOSS を用いた計算では L/D のロバスト性は良いが最適性は極端に悪くなる設計空間も無駄に探索しているためであり、そのような探索範囲を省く制約条件を付加することで簡単に回避できる。

DFMOSS を用いて得られたロバスト最適解集合の中から Sigma Level が $1\sigma, 3\sigma, 6\sigma$ となる 3 個の解を選び出し、各解の翼型形状を比較したものを Fig. 4 に示す。いずれの解においても、揚力を稼ぐために翼厚が非常に小さくなる。一方で、Sigma Level が大きくなるにつれて、翼の最大キャンバーが小さくなる傾向が見られた。これは、飛行 Mach 数が増加した時の衝撃波の成長を抑えることで造波抵抗の増大が抑えられることに起因する。以上の結果より、飛行 Mach 数変動に対する揚抗比のロバスト性を改善するためには翼型の最大キャンバーを小さくする必要があるという設計指針が示された。

4 結論

本研究では、従来のロバスト最適化手法 DFSS に MOGA 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 DFMOSS を提案し、それを用いて飛行 Mach 数変動を考慮した火星航空機翼型のロバスト空力設計最適化を行った。その結果、従来法 DFSS に比べて、新手法 DFMOSS は飛行 Mach 数変動に対する翼型空力性能の最適性とロバスト性との間の詳細なトレードオフ情報を効率良く抽出できることが示された。また、具体的な翼型設計指針として、飛行 Mach 数変動に対する揚抗比のロバスト性を改善するためには最大キャンバーを小さくする必要があることが明らかとなった。

参考文献

- (1) Hall, D. W., Parks, R. W. and Morris, S., "Airplane for Mars Exploration," NASA Ames Research Center, 1997, URL: http://www.redpeace.org/final_report.pdf.
- (2) *iSIGHT Reference Guide Version 7.1*, Engineous Software, Inc., 2002, pp. 220-233.
- (3) Deb, K., *Multi-Objective Optimization using Evolutionary Algorithms*, John Wiley & Sons, Ltd., 2001.
- (4) Shimoyama, K., Oyama, A. and Fujii, K., "A New Efficient and Useful Robust Optimization Approach - Design for Multi-Objective Six Sigma," *Proceedings of the 2005 IEEE Congress on Evolutionary Computation*, Vol. 1, 2005, pp. 950-957.

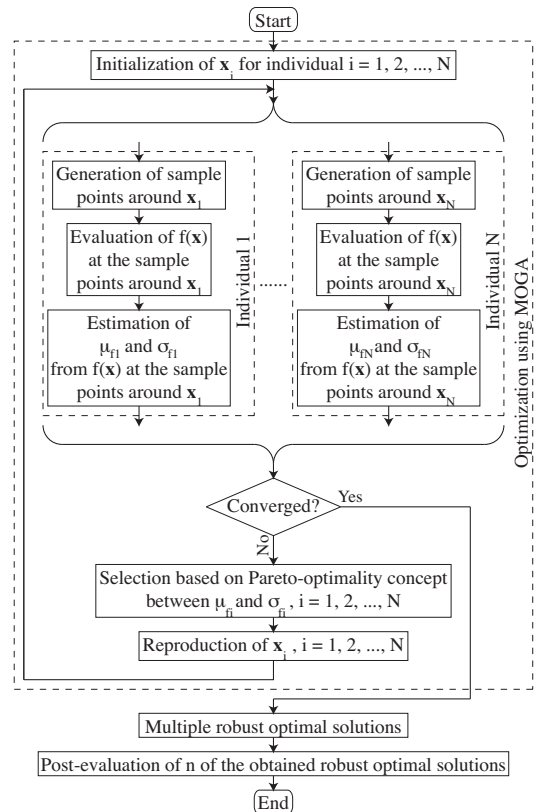


Fig. 1 Flowchart of robust optimization using DF-MOSS.

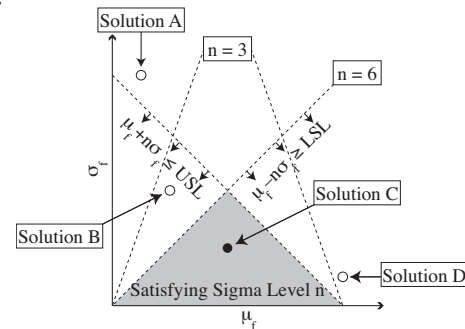


Fig. 2 Post-evaluation of sigma level.

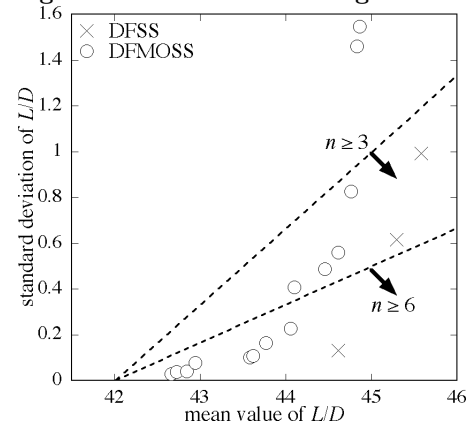


Fig. 3 Robust optimal solutions.

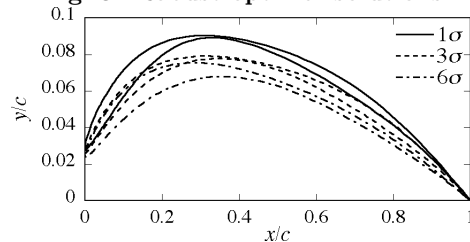


Fig. 4 Airfoil configurations of three robust optimal solutions obtained by DFMOSS.