

# 1A17 気流変動を考慮した火星探査航空機翼型のロバスト空力設計

下山幸治 (東大院, 現 東北大), 大山聖 (ISAS/JAXA), 藤井孝蔵 (ISAS/JAXA)

Robust Aerodynamic Airfoil Design Against Wind Variations for Mars Exploratory Airplane  
Koji Shimoyama (Univ. of Tokyo, currently, Tohoku Univ.), Akira Oyama (ISAS/JAXA) and Kozuo Fujii (ISAS/JAXA)

Key Words: CFD, Shock Wave

## Abstract

Robust aerodynamic design optimizations of an airfoil configuration for Mars exploratory airplane against the variation of flight Mach number have been carried out by using DFMOSS coupled with the CFD simulation. The present robust optimizations successfully found the airfoil designs with robust aerodynamic performances against wind variations. Obtained trade-off information between the optimality and the robustness of aerodynamic performances indicated that an airfoil with smaller camber can improve the robustness in lift to drag ratio against the variation of flight Mach number, and an airfoil with larger curvature near the shock wave location can improve the robustness in pitching moment against the variation of flight Mach number.

## 1 緒言

宇宙物理学の分野では、太陽系の物理学的、生物学的な起源の探究を目的として、太陽系惑星、特に火星の探査が近年注目されている。従来の火星探査は主に周回衛星やローバーを用いて行われているが、それらに比べて探査範囲、観測データ解像度の面で優れた新たな火星探査手段として固定翼型航空機の利用が期待視されており、既に火星航空機の具体的な設計コンセプトが国内外でいくつか提案されている<sup>[1-3]</sup>。

火星航空機を設計する上で注意すべき点の1つが、飛行条件の特異性である。火星大気の密度は地球の約1/100と非常に低く<sup>[4]</sup>、また打ち上げロケットの輸送能力の制限により火星航空機の機体サイズが小さくなることから、火星航空機は(翼根翼弦長1mを基準として)約 $10^5$ 程度の低 Reynolds 数で飛行することになる。加えて、火星大気の音速は地球の約2/3程度であり<sup>[4]</sup>、かつ薄い大気中で自重を支えるだけの揚力を得るために高速で飛行する必要があることから、火星航空機は0.45以上の高亜音速 Mach 数で飛行することになると考えられている。しかし、このような低 Reynolds 数かつ高亜音速 Mach 数という特殊な飛行条件では、過去に地球上で航空機が実用化された例は高高度航空機を除いてほとんどないため、現時点で設計概念が確立されていると言いがたい。また、過去に提案された火星航空機の設計コンセプト<sup>[1-3]</sup>は従来の地球航空機の設計概念を単純拡張したものに過ぎず、幅広い設計空間で火星航空機の設計コンセプトの議論が十分に行われていないのも現状である。

火星航空機を設計する上で注意すべきもう1つの点が、気流変動である。火星上空では非常に強い偏西風が吹いており、その風速が季節的、日的に変化することが知られている<sup>[5]</sup>。さらに、その偏西風は起伏に富んだ火星表面と干渉し、強制プラネタリー波と呼ばれる強い鉛直風を生み出すことも知られている<sup>[6]</sup>。しかし、過去に提案された火星航空機の設計<sup>[1-3]</sup>では、このような火星特有の気流変動の影響がほとんど考慮されていないのが現状である。気流変動が存在すると飛行条件が大きく変化し、性能も劇的に変化して予定されたミッションが達成されない危険性があるため、性能のロバスト性を考慮することが火星航空機設計では非常に重要である。

本研究では、性能の最適性とロバスト性の両方を考慮した設計最適化(ロバスト最適化)とCFD解析を併用して、飛行 Mach 数変動に対する空力性能のロバスト性に着目した火星航空機翼型形状の空力設計最適化を行うことで、火星航空機特有の飛行条件下で優れた空力性能を持つ設計を幅広く探索する。そして、得られた計算結果を詳細に議論することにより、飛行 Mach 数変動に対する空力性能の最適性、ロバスト性に関する新たな設計指針を提示することを目的とする。

## 2 設計問題定義

本研究では、NASAで提案された Airplane for Mars Exploration(AME)<sup>[1]</sup>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  $\alpha = 2.0$ [deg])を採用し、 $M_\infty$ が設計点周りで0.1の標準偏差でばらつく飛行状況を想定する。ここで、 $M_\infty$ の標準偏差として指定された値0.1(約22m/s)は、火星航空機が飛行する高度約数 km 上での偏西風風速の季節的、日的変動の観測値にほぼ相当する<sup>[5]</sup>。本研究では、以下に示される揚抗比  $L/D$ 、ピッチングモーメント係数  $C_{M_p}$  のロバスト性に着目した2ケースについて、火星航空機翼型形状の空力設計最適化を行う。

- Case 1:  $L/D$  のロバスト性に着目した場合  
 $M_\infty$  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
- Case 2:  $C_{M_p}$  のロバスト性に着目した場合  
 $M_\infty$  が設計点 0.4735 の周りで 0.1 の標準偏差でばらつく時の
  - 最大化:  $L/D$  の平均
  - 最大化:  $|C_{M_p}| \leq 0.13$  を満たす Sigma Level  
(Sigma Level: 制約条件が満たされる確率を表す指標、詳細は Ref. [7] を参照のこと)

ここで、 $M_\infty = 0.4735$  の時に

- 制約条件:  $|C_{M_p}| \leq 0.13$

Case 1 は、 $M_\infty$  が設計点から大きくばらついた時に  $L/D$  が劇的に低下し、目標航続距離を達成できなくなる状況を回避することを目的とした問題設定を意味する。Case 2 は、 $M_\infty$  が設計点から大きくばらついた時に主翼が作り出す  $C_{M_p}$  が劇的に変化し、水平尾翼が作り出せる最大  $C_{M_p}$  ( $|C_{M_p}| = 0.13$ ) では全機のピッチ方向安定性を制御できなくなる状況を回避することを目的とした問題設定を意味する。また、いずれのケースにおいても、空力特性の本質を見失わないために翼厚に関する制約条件はあえて課さないこととする。

最適化される翼型形状は、Fig. 1 に示されるように B-spline 曲線によって定義する。B-spline 曲線は、3 次式で定義される小区間の境界で 2 階までの導関数が連続である、少ない設計変数で様々な曲線を表現できる、設計変数の探査領域設定が直感的にわかりやすいなどの利点を持つ<sup>[8]</sup>。本研究では、前縁、後縁に対応する 3 個の固定点と、座標を自由に指定できる 6 個の制御点を用いて、1 本の B-spline 曲線を定義する。本設計問題の設計変数は、6 個の B-spline 曲線制御点の  $x, y$  座標 (計 12 個) である。

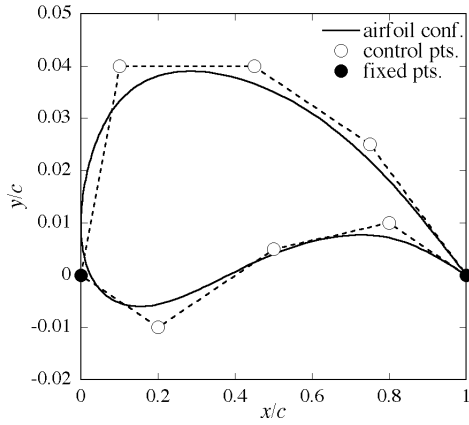


Fig. 1 Definition of airfoil configuration.

### 3 数値計算手法

#### 3.1 最適化

本研究では、ロバスト最適化手法として多目的シックスシグマ手法 (Design for Multi-Objective Six Sigma: DFMOSS)<sup>[7]</sup> を採用する。DFMOSS は、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)<sup>[9]</sup> に多目的遺伝的アルゴリズム (Multi-Objective Genetic Algorithm: MOGA)<sup>[10]</sup> の概念を導入することにより考案された新たな手法であり、計算前の入力パラメータの面倒がない、有益な設計判断材料となる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という利点を持つ (DFMOSS の詳細は Ref. [7] を参照のこと)。

目的関数である空力性能の統計量 (平均, 標準偏差) の算出は 2 次精度の Taylor 展開近似によって行い、適応度の算出は Pareto-ranking 法<sup>[11]</sup> と Fitness Sharing 法<sup>[11]</sup> を用いて行う, また, 制約条件は PBCH (Pareto-Optimality-Based Constraint Handling) 法<sup>[12]</sup> を用いて取り扱うこととする。各遺伝的操作は, Best-N 選択による世代交代, SUS (Stochastic Universal Sampling) 選択による親の選択, Blended Crossover (BLX-0.5) による交叉を各々採用する。交叉によって生成された子に対しては, 10% の確率, 探索領域の 10% の幅で突然変異を与えることとする。個体数は 64, 世代数は 100 である。

#### 3.2 空力性能評価

本研究では、最適化計算の過程で生成される火星航空機翼の各設計候補に対して、それらの空力性能を CFD 解析により評価する。流体の基礎方程式は 2 次元 Favre 平均圧縮性薄層近似 Navier-Stokes 方程式である。時間積分法として LU-ADI 陰解法<sup>[13]</sup> を採用し、対流項の評価は SHUS<sup>[14]</sup> を用いて行う。火星航空機の  $Re$  は  $1.0 \times 10^5$  と層流と乱流の遷移領域に位置するが、ここでは全域乱流を仮定し、乱流モデルとして Baldwin-Lomax Model<sup>[15]</sup> を用いた CFD 解析を行う。

計算格子としては C 型構造格子を採用し、翼周りに 12,801 点の計算格子 (翼周方向 251 点, 翼垂直方向 51 点) を代数的手法により自動生成する。この程度の格子点数を用いて層流計算を行うと、非物理的な渦が発生し、空力性能を正しく評価できないことを考慮し、ここでは乱流モデルを用いた CFD 解析を採用している。

## 4 計算結果

### 4.1 Case 1: 揚抗比のロバスト性に着目した場合

Case 1 の最適化計算によって得られたロバスト最適解の分布 ( $L/D$  の平均- $L/D$  の標準偏差) と、ロバスト性を考慮しない従来の 1 点最適化計算 (設計点  $M_\infty = 0.4735$  での  $L/D$  最大化) によって得られた解を比較したものを Fig. 2 に示す。1 点最適化計算によって得られた解は非常に大きな  $L/D$  の標準偏差を有して

おり、 $M_\infty$  変動に対する  $L/D$  のロバスト性が悪い設計である。一方、ロバスト最適化計算では、1 点最適解に比べて  $L/D$  の標準偏差の小さい、すなわち  $M_\infty$  変動に対する  $L/D$  のロバスト性に優れた計 18 個の解を見つけ出すことができた。以上より、気流変動に対してロバストな空力性能を発揮できる翼型設計を見つけるためには、設計点での性能だけに着目した従来の最適化ではなく、性能のロバスト性にも着目した最適化が必要であることが確認された。また、得られたロバスト最適解分布を見ることにより、 $L/D$  の平均が大きくなる (最適性が良くなる) につれて  $L/D$  の標準偏差が大きくなる (ロバスト性が悪くなる) という強いトレードオフ関係が存在し、例えば  $L/D$  の平均が約 44.5 のところで  $L/D$  の標準偏差が急激に増加するといった傾向を把握することができた。

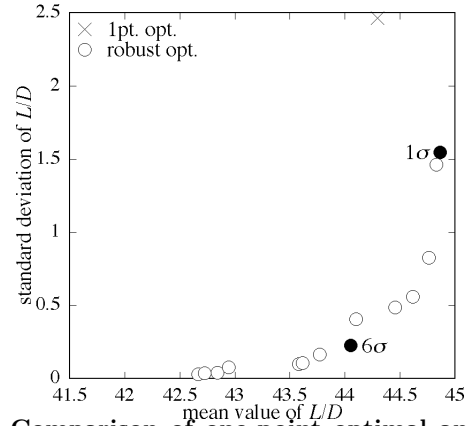


Fig. 2 Comparison of one-point optimal and robust optimal solutions of Case 1.

以後、上記の 1 点最適解と、ロバスト最適解集合の中から  $L/D \geq 42$  を満たす Sigma Level が  $1\sigma, 6\sigma$  となる 2 個の解を比較することにより、トレードオフ関係の詳細を議論する。ここで、Sigma Level が大きなロバスト最適解ほど、 $M_\infty$  がばらついた時に  $L/D \leq 42$  が満たされる確率が高い、すなわち目標  $L/D$  (航続距離) が達成されやすいという意味でロバスト性に優れた解である。これら 3 個の解における  $L/D$ - $M_\infty$  履歴を比較したものを Fig. 3 に示す。1 点最適解では、設計点  $M_\infty = 0.4735$  での  $L/D$  が最も大きいですが、 $M_\infty$  が増加するにつれて  $L/D$  が急激に低下している。一方でロバスト最適解では、Sigma Level が大きくなるにつれて、1 点最適解に比べて設計点  $M_\infty = 0.4735$  での  $L/D$  は小さくなるが、 $M_\infty$  増加に対する  $L/D$  の低下が緩やかになり、 $M_\infty$  が増加しても下限値 42 を下回りにくくなることが確認された。この傾向は、 $M_\infty$  増加に対する抵抗の発散が抑えられることに起因する。

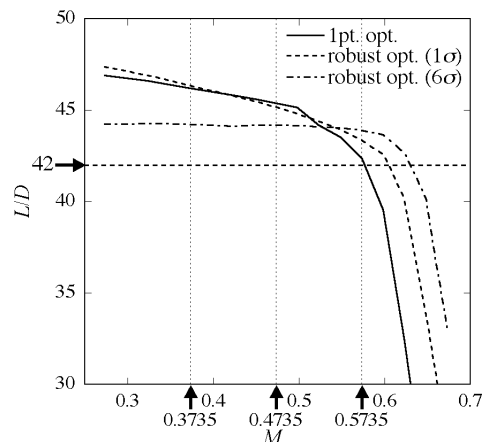


Fig. 3  $L/D$  histories against  $M_\infty$  of one-point optimal and robust optimal solutions of Case 1.

次に、1 点最適解と 2 個のロバスト最適解における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、上下面の差圧を大きくして揚力を稼ぐために翼厚が非常に小さくなる。これは、火星航空機のような低 Reynolds 数流れでは粘性抵抗が大

大きく、揚抗比を最大化させるためには主に揚力を大きくすることが必要となるためと考えられる。1点最適解では、翼の最大キャンパーが設計点で剥離を起こさない程度に大きくなる。一方でロバスト最適解では、Sigma Level が大きくなるにつれて、翼の最大キャンパーが小さくなることが確認された。

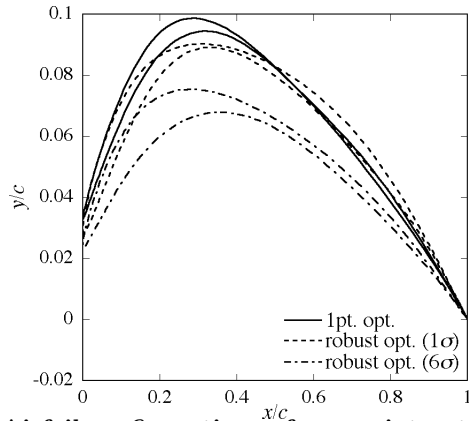


Fig. 4 Airfoil configurations of one-point optimal and robust optimal solutions of Case 1.

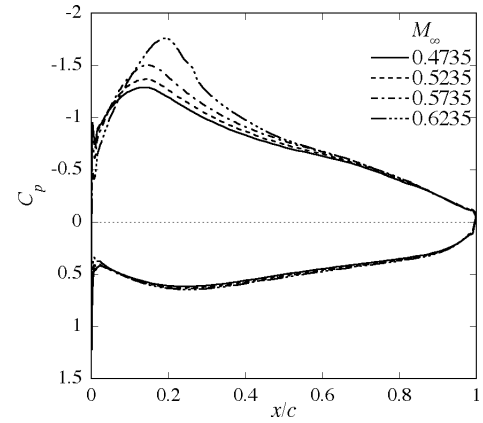
上記の翼型形状の傾向の物理的根拠を明らかにするために、Sigma Level が  $1\sigma$ ,  $6\sigma$  となる 2 個のロバスト最適解において、 $M_\infty$  の増加に対する翼弦方向の翼面上圧力係数  $C_p$  分布の変化を比較したものを Fig. 5 に示す。Figure 5(a) に示される  $1\sigma$  のロバスト最適解では、 $M_\infty$  の増加に対し翼上面に形成される負圧ピークが急激に上昇する。それに対し、Fig. 5(b) に示される  $6\sigma$  のロバスト最適解では、 $M_\infty$  の増加に対する翼上面の負圧ピークの変化が抑えられている。これは、Fig. 4 に示されるように、Sigma Level が大きくなるにつれて翼の最大キャンパーが小さくなることに起因する。すなわち、翼の最大キャンパーを小さくすることで、飛行 Mach 数の増加に対する負圧のピーク（衝撃波）の成長を抑え、造波抵抗の増加を抑えることができ、最終的に揚抗比のロバスト性を改善できることが明らかとなった。

#### 4.2 Case 2: ピッチングモーメントのロバスト性に着目した場合

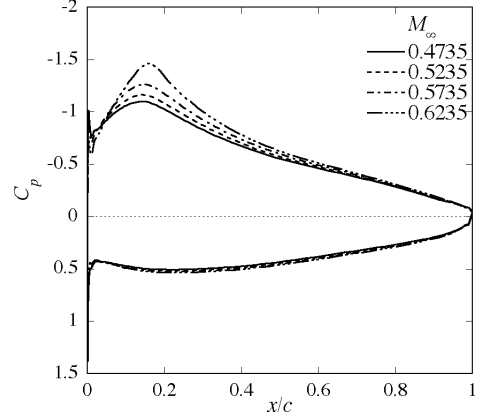
Case 2 の最適化計算によって得られたロバスト最適解の分布 ( $L/D$  の平均  $|C_{Mp}| \leq 0.13$  を満たす Sigma Level) と、ロバスト性を考慮しない従来の 1 点最適化計算 (設計点  $M_\infty = 0.4735$  での  $L/D$  最大化、制約条件  $|C_{Mp}| \leq 0.13$ ) によって得られた解を比較したものを Fig. 6 に示す。1 点最適化計算によって得られた解は  $0\sigma$  という非常に小さな Sigma Level を有しており、 $M_\infty$  変動に対する  $C_{Mp}$  のロバスト性が悪い設計である。一方、ロバスト最適化計算では、1 点最適解に比べて大きな Sigma Level を有する、すなわち  $M_\infty$  変動に対する  $C_{Mp}$  のロバスト性に優れた計 40 個のロバスト最適解を見つけ出すことができた。以上より、Case 1 の場合と同様に、本問題においてもロバスト最適化の有効性が確認された。また、得られたロバスト最適解分布を見ることにより、 $L/D$  の平均が大きくなる (最適性が良くなる) につれて  $C_{Mp} \leq 0.13$  を満たす Sigma Level が小さくなる (ロバスト性が悪くなる) という強いトレードオフ関係が存在することも確認された。

以後、上記の 1 点最適解と、ロバスト最適解集合の中から Sigma Level が  $1\sigma$ ,  $8\sigma$  となる 2 個の解を比較することにより、トレードオフ関係の詳細を議論する。これら 3 個のロバスト最適解における  $C_{Mp}-M_\infty$  履歴を比較したものを Fig. 7 に示す。1 点最適解では、設計点  $M_\infty = 0.4735$  では  $|C_{Mp}| \leq 0.13$  が満たされるが、 $M_\infty$  が増加すると  $C_{Mp}$  が下限値  $-0.13$  を下回り、 $|C_{Mp}| \leq 0.13$  が満たされなくなる。一方でロバスト最適解では、Sigma Level が大きくなるにつれて、 $C_{Mp}-M_\infty$  履歴が下限値  $-0.13$  から上にシフトし、 $M_\infty$  が増加しても下限値を下回りにくくなることが確認された。また、 $M_\infty$  増加に対する  $C_{Mp}$  の減少が若干緩やかになることも確認された。

次に、1 点最適解と 2 個のロバスト最適解における翼型形状を



(a) Robust optimal solution with  $1\sigma$ .



(b) Robust optimal solution with  $6\sigma$ .

Fig. 5 Chordwise  $C_p$  distributions over the airfoil surface at various  $M_\infty$  of Case 1.

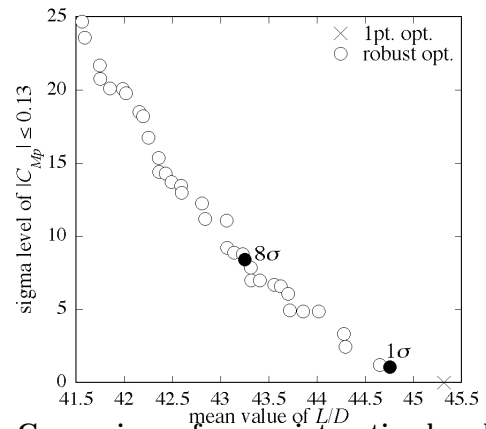


Fig. 6 Comparison of one-point optimal and robust optimal solutions of Case 2.

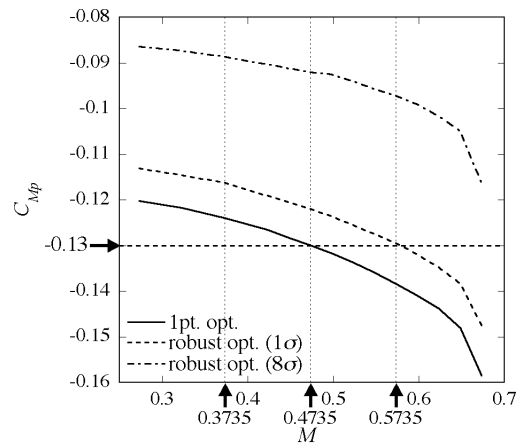


Fig. 7  $C_{Mp}$  histories against  $M_\infty$  of one-point optimal and robust optimal solutions of Case 2.

比較したものを Fig. 8 に示す．Case 1 の場合と同様に，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．1 点最適解， $1\sigma$  のロバスト最適解では，翼の最大キャンバーが設計点で剥離を起こさない程度に大きくなる．一方で， $8\sigma$  のロバスト最適解では翼型形状が前部（約 15% 翼弦位置）で急に折れ曲がり，Sigma Level が大きくなるほどその折れ曲がりが強くなることが確認された．

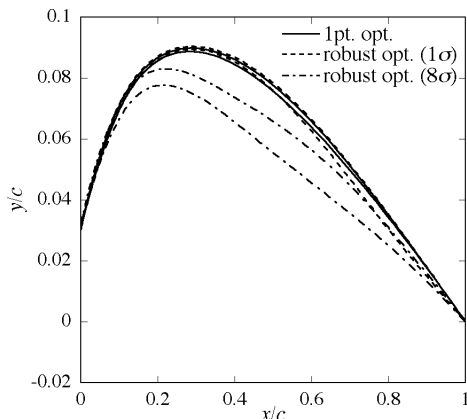


Fig. 8 Airfoil configurations of one-point optimal and robust optimal solutions of Case 2.

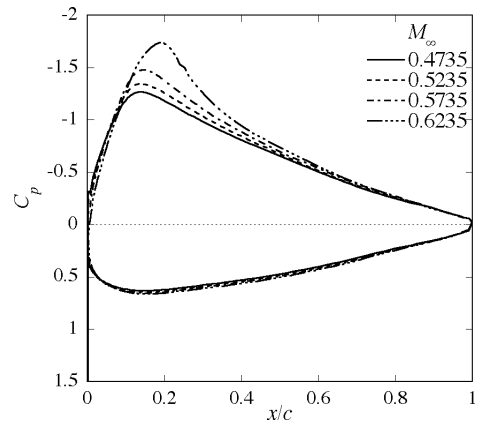
上記の翼型形状の傾向の物理的根拠を明らかにするために，Sigma Level が  $1\sigma$ ， $8\sigma$  となる 2 個のロバスト最適解において， $M_\infty$  の増加に対する翼弦方向  $C_p$  分布の変化を比較したものを Fig. 9 に示す．Figure 9(a) に示される  $1\sigma$  のロバスト最適解では， $M_\infty$  の増加に対し翼上面に形成される負圧ピークが後方に移動している．それに対し，Fig. 9(b) に示される  $8\sigma$  のロバスト最適解では， $M_\infty$  が増加しても翼上面の負圧ピークの位置があまり変化しない．これは，Fig. 8 に示されるように，Sigma Level が大きくなるにつれて翼が前部で強く折れ曲がることに起因する．すなわち，衝撃波が発生する位置で局所的に大きな曲率を持たせることで，飛行 Mach 数の増加に対する翼上面の負圧ピーク（衝撃波）の後方への移動を抑え，ピッチングモーメントのロバスト性を改善できることが明らかとなった．

## 5 結言

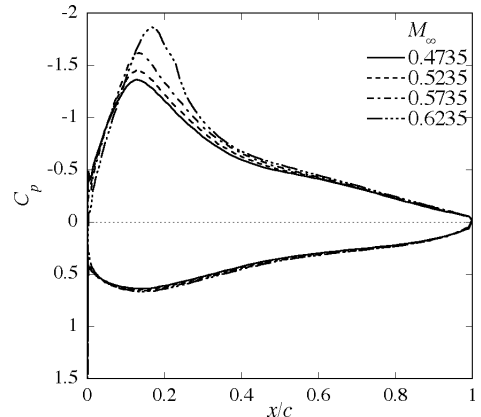
本研究では，DFMOSS を用いたロバスト最適化と CFD 解析を併用して，Mach 数変動に対する空力性能のロバスト性に着目した火星航空機翼型形状の空力設計最適化を行うことで，火星航空機特有の飛行条件下で優れた空力性能を持つ設計を幅広く探索した．その結果，気流変動に対してロバストな空力性能を発揮できる翼型設計を見つけ出すためには，設計点での性能だけに着目した従来の最適化ではなく，性能のロバスト性にも着目した最適化が必要であることが明らかとなった．また，揚抗比のロバスト性に着目した場合，ピッチングモーメントのロバスト性に着目した場合の双方で，空力性能の最適性とロバスト性の間に強いトレードオフ関係があり，揚抗比のロバスト性に優れた翼型設計とは最大キャンバーを小さくすること，ピッチングモーメントのロバスト性に優れた翼型設計とは衝撃波が発生する位置で局所的に大きな曲率を持たせることであるという設計指針が物理的根拠とともに明らかとなった．

## 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](http://www.redpeace.org/final_report.pdf).
- [2] Guynn, M. D., Croom, M. A., Smith, S. C., Parks, R. W. and Gelhausen, P. A., "Evolution of a Mars Airplane Concept for the ARES Mars Scout Mission," AIAA Paper 2003-6578, 2003.
- [3] 田中義輝, 岡部能幸, 鈴木大晴, 中村久美子, 久保大輔, 徳弘雅世, 李家賢一, "地質・地形探査用火星航空機概念設計について", 日本航空宇宙学会第 36 期年會講演會講演集, 2005, pp. 61-64.



(a) Robust optimal solution with  $1\sigma$ .



(b) Robust optimal solution with  $8\sigma$ .

Fig. 9 Chordwise  $C_p$  distributions over the airfoil surface at various  $M_\infty$  of Case 2.

- [4] 松田佳久, 惑星気象学, 東京大学出版会, 2000.
- [5] Smith, M. D., Pearl, J. C., Conrath, B. J. and Christensen, P. R., "Thermal Emission Spectrometer Results: Mars Atmospheric Thermal Structure and Aerosol Distribution," *Journal of Geophysical Research*, Vol. 106, No. E10, 2001, pp. 23929-23945.
- [6] 廣田勇, グローバル気象学, 東京大学出版会, 1992.
- [7] 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.
- [8] Oyama, A., Obayashi, S., Nakahashi, K. and Hirose, N., "Fractional Factorial Design of Genetic Coding for Aerodynamic Optimization," AIAA Paper 99-3298, 1999.
- [9] *iSIGHT Reference Guide Version 7.1*, Engineous Software, Inc., 2002, pp. 220-233.
- [10] Deb, K., *Multi-Objective Optimization using Evolutionary Algorithms*, John Wiley & Sons, Ltd., 2001.
- [11] Fonseca, C. M. and Fleming, P. J., "Genetic Algorithms for Multiobjective Optimization: Formulation, Discussion and Generalization," *Proceedings of the 5th International Conference on Genetic Algorithms*, 1993, pp. 416-423.
- [12] Oyama, A., Shimoyama, K. and Fujii, K., "New Constraint-Handling Method for Multi-Objective Multi-Constraint Evolutionary Optimization and Its Application to Space Plane Design," *EUROGEN 2005*, 2005.
- [13] Fujii, K. and Obayashi, S., "Practical Applications of New LU-ADI Scheme for the Three-Dimensional Navier-Stokes Computation of Transonic Viscous Flows," AIAA Paper 86-0513, 1986.
- [14] Shima, E. and Jounouchi, T., "Role of CFD in Aeronautical Engineering (No. 14) -AUSM Type Upwind Schemes-," *Proceedings of the 14th NAL Symposium on Aircraft Computational Aerodynamics*, NAL SP-34, 1997, pp. 7-12.
- [15] Baldwin, B. S. and Lomax, H., "Thin-Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows," AIAA Paper 78-257, 1978.