

飛行 Mach 数変動に対する性能のロバスト性に着目した 火星航空機 2次元翼の空力最適化

Robust Aerodynamic Design Optimization of Two-Dimensional Wing for Mars Exploratory Airplane Against the Variation of Flight Mach Number

下山幸治 (東大院), 大山聖 (ISAS/JAXA), 藤井孝藏 (ISAS/JAXA)

Abstract

Robust aerodynamic design optimizations of an airfoil configuration for Mars exploratory airplane against the variation of flight Mach number were carried out by using DFMOSS coupled with the CFD simulation. The present optimizations successfully revealed strong trade-off information between the optimality and the robustness of aerodynamic performance. These results indicated that an airfoil with large camber can improve the robustness in lift to drag ratio against the variation of flight Mach number, and an airfoil with larger curvature in the front part can improve the robustness in pitching moment against the variation of flight Mach number.

1 緒言

宇宙理学の分野では、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^[1-3]。

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。火星大気密度は地球の約1/100と非常に低く^[4]、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^[4]、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。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ありがたい。また、過去に提案された火星航空機の設計コンセプト^[1-3]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^[5]。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^[6]。しかし、過去に提案された火星航空機の設計^[1-3]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断面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、Fig. 1 に示される NASA で提案された Airplane for Mars Exploration (AME)^[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

つく飛行状況を想定する。ここで、 M_∞ 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^[5]。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、火星航空機翼断面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_∞ 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_∞ 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)
- ここで、 $M_\infty = 0.4735$ の時に
- 制約条件: $C_{M_p} \leq 0.13$

Case 1 は、 M_∞ 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_∞ 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。



Fig. 1 NASA's "Airplane for Mars Exploration (AME)".^[1]

最適化される翼断面形状は、Fig. 2 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、設計変数の探索領域設定が直感的にわかりやすいなどの利点を持つ^[7]。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。

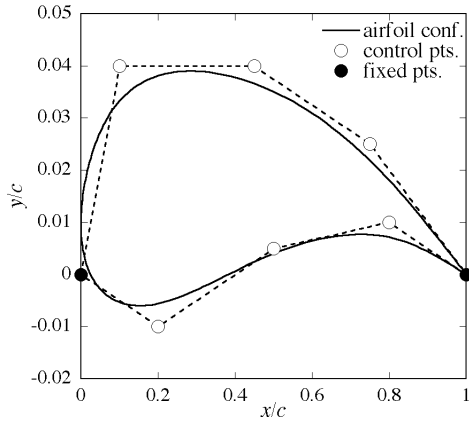


Fig. 2 Definition of airfoil configuration.

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)^[8]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)^[9]に多目的遺伝的アルゴリズム (Multi-Objective Genetic Algorithm: MOGA)^[10]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. [8]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^[11]とFitness Sharing法^[11]を用いて行う, また, 制約条件はPBCH (Pareto-Optimality-Based Constraint Handling) 法^[12]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, Stochastic Universal Sampling (SUS) 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^[13]を採用し、対流項の評価はSHUS^[14]を用いて行う。火星航空機の Re は 1.0×10^5 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^[15]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)をFig. 3に示す。今回の計算では、計18個のロバスト最適解を得ることができた。また、得られたロバスト最適解分布より、 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することが明らかとなった。さらに、今回得られたトレードオフ関係より、 L/D の平均が約44.5のところでは L/D の標準偏差が急激に増加するという傾向も把握することができた。

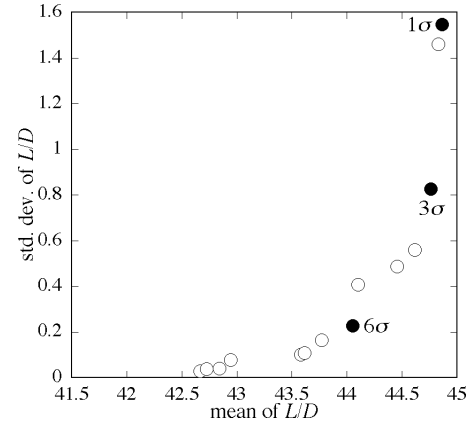


Fig. 3 Robust optimal solutions of Case 1.

以後、上記のロバスト最適解集合の中から $L/D \geq 42$ を満たすSigma Levelが $1\sigma, 3\sigma, 6\sigma$ となる3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_∞ がばらついた時に $L/D < 42$ 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個のロバスト最適解における $L/D-M_\infty$ 履歴を比較したものをFig. 4に示す。Sigma Levelが大きくなるにつれて、設計点 $M_\infty = 0.4735$ での L/D は小さくなるが、 M_∞ 増加に対する L/D の低下が緩やかになり、 M_∞ 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_∞ 増加に対する抵抗の発散が抑えられることに起因する。

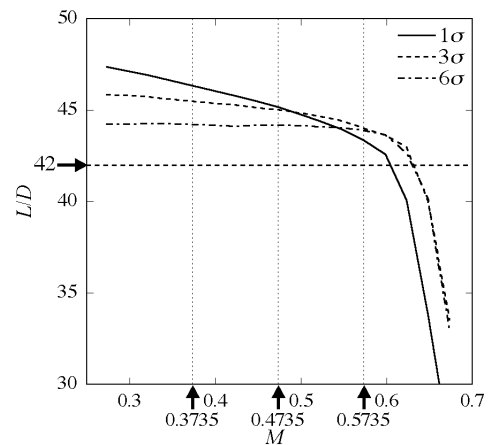


Fig. 4 L/D histories against M_∞ of robust optimal solutions of Case 1.

次に、3個のロバスト最適解における翼断面形状を比較したものをFig. 5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。1σのロバスト最適解では、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、

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ことが確認された。

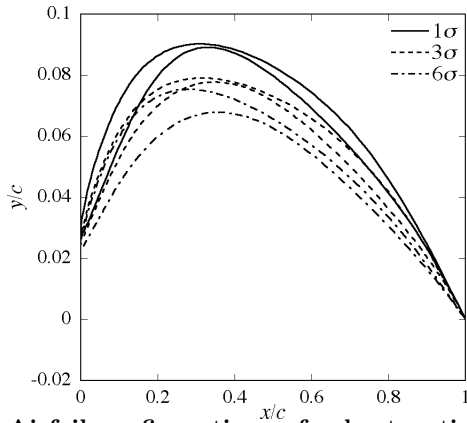


Fig. 5 Airfoil configurations of robust optimal solutions of Case 1.

上記の翼断面形状の傾向の物理的根拠を明らかにするために、Sigma Level が 1σ , 6σ となるロバスト最適解において、 M_∞ 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. 6 に示す。Figure 6(a) に示される 1σ のロバスト最適解では、 M_∞ 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. 6(b) に示される 6σ のロバスト最適解では、 M_∞ 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. 5 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バーが小さくなることに起因する。すなわち、翼の最大キャンバ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。

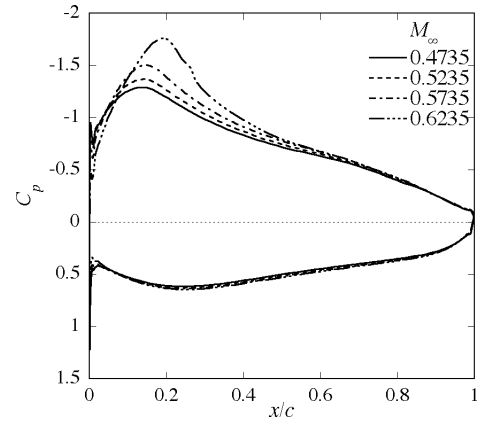
4.2 Case 2: ピッチングモーメントのロバスト性に着目した場合

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 $|C_{M_p}| \leq 0.13$ を満たす Sigma Level) を Fig. 7 に示す。今回の計算では、計 40 個のロバスト最適解を得ることができた。また、得られたロバスト最適解分布より、 L/D の平均が大きくなる（最適性が良くなる）につれて $C_{M_p} \leq 0.13$ 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が明らかとなった。

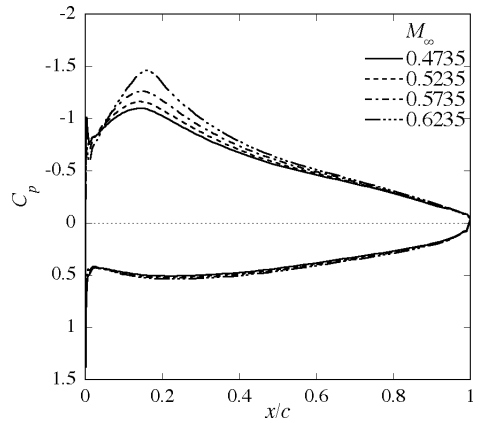
以後、上記のロバスト最適解集合の中から Sigma Level が 1σ , 4σ , 8σ となる 3 個の解を比較することにより、トレードオフ関係の詳細を議論する。これら 3 個のロバスト最適解における $C_{M_p}-M_\infty$ 履歴を比較したものを Fig. 8 に示す。Sigma Level が大きくなるにつれて、 $C_{M_p}-M_\infty$ 履歴が下限値 -0.13 から上にシフトし、 M_∞ が増加しても下限値を下回りにくくなることが確認された。また、 M_∞ 増加に対する C_{M_p} の減少が若干緩やかになることも確認された。

次に、3 個のロバスト最適解における翼断面形状を比較したものを Fig. 9 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。また、 1σ 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、 4σ , 8σ のロバスト最適解では翼断面形状が前部（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。

上記の翼断面形状の傾向の物理的根拠を明らかにするために、Sigma Level が 1σ , 8σ となるロバスト最適解において、 M_∞ 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. 10 に示す。Figure 10(a) に示される 1σ のロバスト最適解では、 M_∞ 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. 10(b) に示される 8σ のロバスト最適解では、 M_∞ 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. 9 に示されるように、Sigma Level が大きく



(a) Robust optimal solution with 1σ .



(b) Robust optimal solution with 6σ .

Fig. 6 Chordwise C_p distributions over the airfoil surface at various M_∞ of Case 1.

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、負圧ピーク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

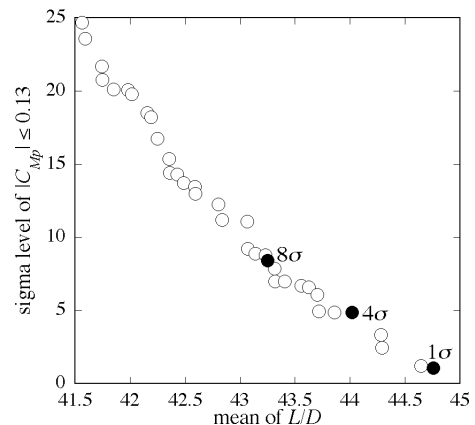


Fig. 7 Robust optimal solutions of Case 2.

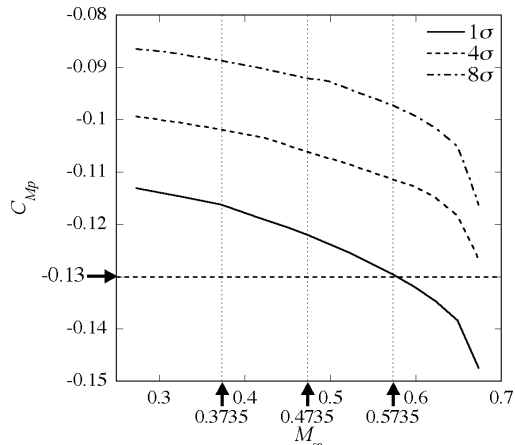


Fig. 8 C_{M_p} histories against M_∞ of robust optimal solutions of Case 2.

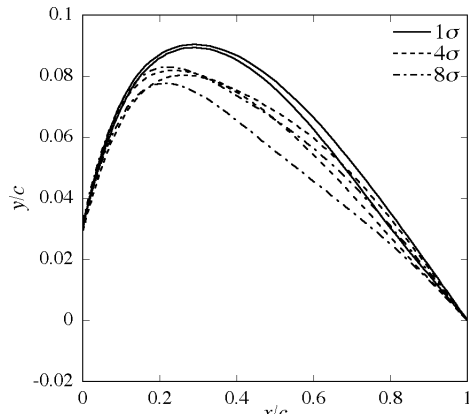


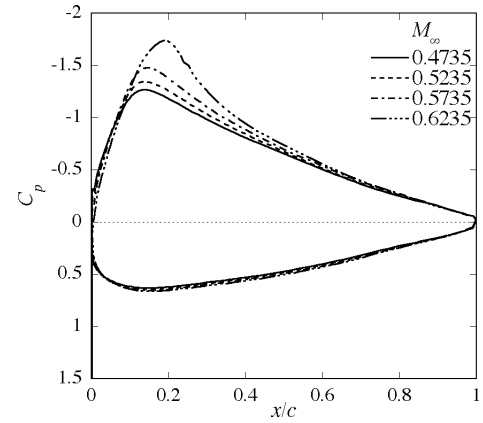
Fig. 9 Airfoil configurations of robust optimal solutions of Case 2.

した火星航空機翼断面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、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ることが明らかとなった。また、揚抗比のロバスト性に優れた空力とは翼の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設計とは翼前部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。

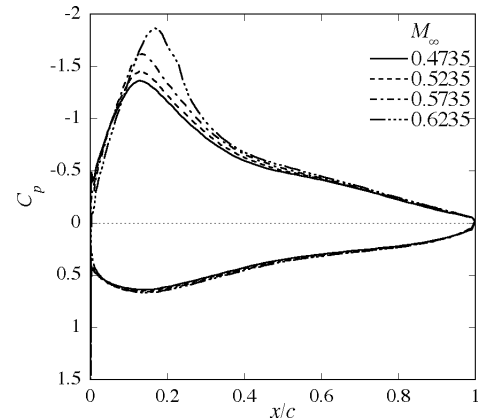
今回の計算では飛行 Mach 数変動だけを取り上げたが、実際には気流方向（迎角、横滑り角）の変動も火星上空に存在する。また、翼断面形状だけでなく、翼平面形状も火星航空機翼の空力設計上重要なパラメータである。気流の風速、方向の変動を考慮し、火星航空機翼の断面、平面形状のロバスト空力最適化を行い、より現実的な設計指針を提示することが今後の課題である。

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] 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 期年会講演集, 2005, pp. 61-64.
- [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.



(a) Robust optimal solution with 1σ .



(b) Robust optimal solution with 8σ .

Fig. 10 Chordwise C_p distributions over the airfoil surface at various M_∞ of Case 2.

- [6] 廣田勇, グローバル気象学, 東京大学出版会, 1992.
- [7] Oyama, A., Obayashi, S., Nakahashi, K. and Hirose, N., "Fractional Factorial Design of Genetic Coding for Aerodynamic Optimization," AIAA Paper 99-3298, 1999.
- [8] 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.
- [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.