

低レイノルズ数翼型の設計最適化

Low Reynolds Number Airfoil Design Optimization

○大山聖 (JAXA ISAS), 藤井孝藏 (JAXA ISAS)

Akira OYAMA* and Kozo FUJII*

*Division for Space Transportation Eng., JAXA ISAS, Sagami-hara, Kanagawa 229-8510, Japan

Low Reynolds number airfoil design optimization is demonstrated. A two-dimensional Navier-Stokes solver is used for aerodynamic performance estimation of the airfoil design candidates because the viscosity effect is not negligible at low Reynolds number flight condition. An evolutionary computation is used for robust airfoil design optimization. The result demonstrated that the optimized airfoil is a very thin airfoil with significant camber. The result also showed that the low Reynolds number airfoil has time variation in its lift and drag.

1. 緒論

偵察機などの高高度で飛行する飛行機は大気密度が低いことからレイノルズ数が旅客機などの飛行条件と比較して格段に低い。また、将来の火星科学探査の手段として考えられている火星飛行機^(1,2)を考えた場合には飛行レイノルズ数はさらに低く、 10^5 程度であると考えられている。

レイノルズ数 10^6 以上では翼型の特性はレイノルズ数によって余り変化しないことがよく知られているが、 10^5 以下の低レイノルズ数では翼型の特性は急激に変化する。例えば、シュミッツの実験⁽³⁾によると、レイノルズ数 4×10^4 では、翼型より平板、平板より薄い板を曲げたもののほうが優れた揚抗比を持つ。しかしながら、低レイノルズ数における翼型の設計最適化はほとんど行われていない。

よって本研究ではレイノルズ数 10^5 において翼型の空力設計最適化を行い、低レイノルズ数翼型の設計指針を得ることを目的とする。低レイノルズ数流れでは流れの粘性の与える影響が無視できないため、2次元ナビエ・ストークス(N-S)計算を用いて空力評価を行う。設計の最適化には進化的計算を用いることとする。

2. 最適化問題の定式化

2.1 飛行条件と設計目的の設定

文献1)の火星探査ミッションを参考に流れ場の条件を設定する。火星の一日の日照時間は約10時間であることから、約5時間飛行し、その間に2,000キロメートルの飛行を行うと仮定すると、巡航マッハ数は0.4735となる。また、巡航状態におけるレイノルズ数は翼根コード長1mを基準にして約100,000である。流れ場は層流条件を仮定する。迎角は2度と設定し、揚抗比の最大化を最適設計の目的とする。本研究では、低レイノルズ数翼型の特性の本質を見失わないため、翼厚に対しての制約条件は課さない。

2.2 翼型のパラメータ化

翼型のパラメータ化手法の選択は得られる最適解に大きな影響を与えるため、翼型設計最適化を行う上でとても重要な作業である⁽⁴⁾。本研究ではBスプライン曲線で翼型をパラメータ化する。Bスプラインは三次式で定義される小区間の境界で二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することができる、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。ここでは9つの制御点でBスプライン曲線を表現することとする。前縁・後縁の制御点は固定であるため、自由な制御点は6つであり、そのコード方向座標および垂直座標を設計変数とする(図1)。このパラメータ化手法で一つの翼型を表現するのに必要な設計変数の数は12である。また、Bスプラインは制御

点を通過しないため、コード長が1となるようにコード方向に関して正規化を行っている。

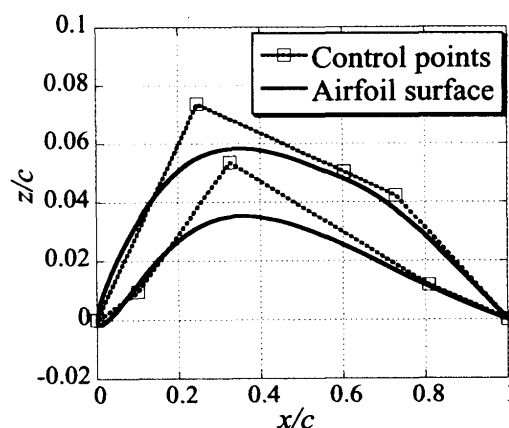


Fig.1 Airfoil parameterization using B-Spline curves.

3. 設計最適化手法

3.1 CFDによる揚抗比の評価

各翼型設計候補に対して、翼型周方向に201点、垂直方向に49点のC型構造格子を代数的手法により作成する。N-S計算にはTVD型の上流差分法⁽⁵⁾及びLU-ADI陰解法⁽⁶⁾を用いる。翼型まわりの流れ場が非定常になることが予想されるため、グローバル時間刻みを用い、時間刻み幅は境界層内でクーラン数がほぼ1となるように設定する。

3.2 進化的計算による最適化

最適化には、大域的最適解の探索能力に優れた進化的計算⁽⁷⁾を用いる。N-S計算による設計候補の評価は計算コストが高いため、ここでは進化的計算の中でも最適化効率の高い領域適応型遺伝的アルゴリズム⁽⁸⁾を用いることとする。ここで用いられる進化的計算コードでは、ランキングに基づくSU S選択およびBLXを交叉に用いる。突然変異率は10%とし、初期探索領域の10%までの変異を与える。集団サイズは64とする。計算にはJAXA ISASのSX-6を用い、単純に各個体の空力評価計算を並列に行うことで並列化効率の向上を図る。

4. 結果

最適化された翼型の形状とある瞬間の表面圧力分布を図2に示す。得られた最適解は翼厚が非常に薄く大きなカンバーをもつことが特徴である。これは大きな流れの剥離が生じ、その排除厚さ分、翼厚が薄くなったためと考えられる。このことは、シュミッツの実験結果とも一致する。

圧力分布を見てみると、層流条件で得られた最適解の上面圧力分布が波打っている。これは翼型上面の剥離点後方から定期的に渦が放出されている影響である。図3に揚抗比極大（揚力・抗力ともに極小）および揚抗比極小（揚力・抗力ともに極大）となる瞬間の全圧分布を示す。翼型上面の剥離点後方から渦が放出されている様子がわかる。

図4に揚力係数および抗力係数の計算収束後の時間履歴を示す。翼型の揚力および抗力が周期的に変動していることがわかる。揚力・抗力・揚抗比の時間平均値を表1に示す。

5 まとめ

低レイノルズ数翼型の空力設計最適化を行った。レイノルズ数 100,000、層流流れを仮定し、揚抗比の最大化を目標に最適化を行った。流れ場の解析には二次元N-S計算を用い、最適化には進化的計算を用いた。

得られた最適翼型は薄い板を曲げた形状となった。このことはシュミットの実験結果と一致している。また、薄くなった原因は、流れの大きな剥離による排除厚さであると考えられる。

最適化された翼型は上面の流れの剥離に起因する流れ場の非定常性から揚力係数・抗力係数ともに変動していることがわかった。今回の計算が2次元計算であることや、十分な格子点数をとっていないことから、今回の計算結果について定性的・定量的な議論は行わないが、これらの変動は飛行機の構造や観測系に与える悪影響を考えると好ましくないため、乱流ワイヤやボルテックスジェネレータを使って層流を乱流に積極的に遷移させる必要が生じるであろう。

引用文献

- 1) Hall, D. W., Parks, R. W., and Morris, S.: Airplane for Mars Exploration, www.redpeace.org, (1997).
- 2) Guynn, M. and Croom, M.: Evolution of a Mars Airplane Concept for the ARES Mars Scout Mission, AIAA Paper 2003-6578 (2003).
- 3) Jones, R. T. (著) 柘植俊一, 麻生茂 (訳): 翼理論 (日刊工業新聞社, 1993) 40-49.
- 4) Oyama, A., Obayashi, S., Nakahashi, K., and Hirose, N.: Fractional Factorial Design of Genetic Coding for Aerodynamic Optimization, AIAA Paper 1999-3298 (1999).
- 5) Obayashi, S. and Wada, Y.: Practical Formulation of a Positively Conservative Scheme, *AIAA J.*, 32 (1994) 1093-1095.
- 6) Fujii, K. and Obayashi, S.: Practical Application of Improved LU-ADI Scheme for the Three-Dimensional Navier-Stokes Computations of Transonic Viscous Flows, *AIAA Journal* 25 (1987) 369-370.
- 7) Deb, K.: *Multi-Objective Optimization using Evolutionary Algorithms* (John Wiley & Sons, 2001).
- 8) Oyama, A., Obayashi, S., and Nakahashi, K.: Real-Coded Adaptive Range Genetic Algorithm and Its Application to Aerodynamic Design, *JSME International Journal Series A*, Vol. 43, No.2, (2000) 124-129.

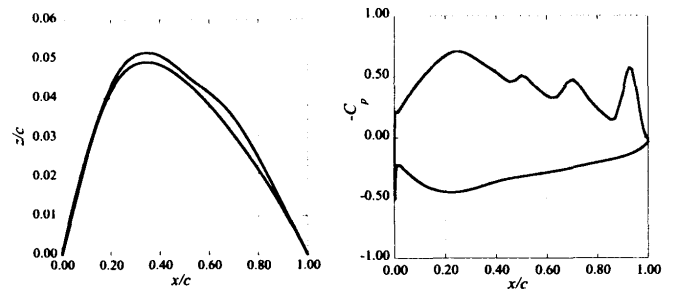


Fig.2 Optimized airfoil shape and corresponding C_p distribution.

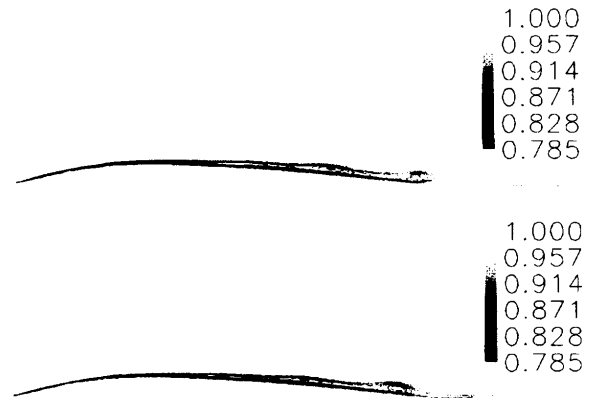


Fig.3 Total pressure distributions (up: l/d max, low: l/d min).

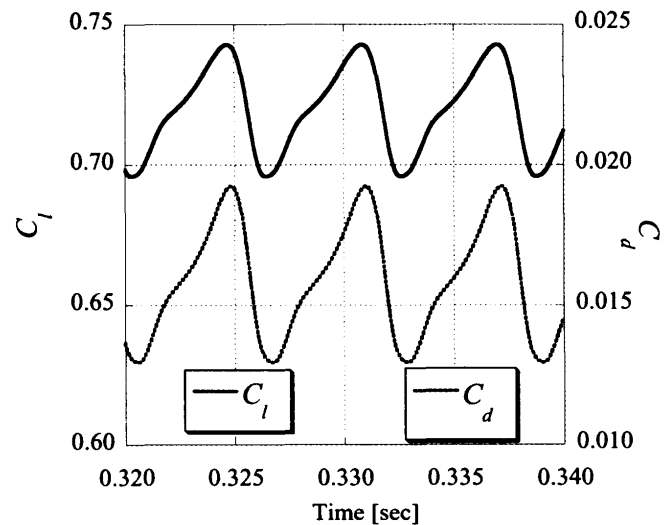


Fig.4 Lift and drag coefficients time history.

表1 最適解の揚抗比の比較

C_l	C_d	l/d
0.7200	0.01599	45.62