

低レイノルズ数条件下での改良型石井翼型の流体計算と性能評価

青野光, 立川智章

東京理科大学

安養寺正之, 涌井翔太郎, 濱田大生

九州大学

Numerical flow simulations around an improved Ishii airfoil under low Reynolds number flow conditions

by

Hikaru Aono, Masayuki Anyoji, Shotaro Wakui, Daiki Hamada, Tomoaki Tatsukawa

ABSTRACT

This paper conducts two-dimensional numerical flow simulations around an improved Ishii airfoil under low Reynolds number flow conditions. The improved Ishii airfoil is proposed in previous efforts and demonstrated better aerodynamic performance in comparison with those of an original Ishii airfoil. At first, numerical results in the cases of angles of attack ranging from -6 degrees to 9 degrees and a chord-based Reynolds number of 20,000 are compared with the experimental data. Results show a fair agreement with the experimental data. Then, Reynolds number effects are studied for the angles of attack at 3 degrees and 6 degrees, respectively. Numerical results present similar trend to that observed in the experiments. Furthermore, it seems that the change of Reynolds number has certain impact on the aerodynamic coefficients when the laminar separation bubble is not observed over the airfoil.

1. はじめに

小型飛行体は人の立ち入れない場所や様々な状況での情報収集機としての活用が期待され、これまで様々な形の小型飛行機とドローンが提案されている⁽¹⁾。最近では、複数のロータを利用したヘリコプター型飛行体の実利用の検討が開始されている。さらに、これらの飛行体に用いた応用の一つとして、惑星の飛行探査⁽²⁾が考えられ、例えば NASA では火星探査用のヘリコプター開発のプロジェクト⁽³⁾が進められている。日本でも JAXA を中心とし火星探査に向けた研究活動も活発であり、探査方法の一つとして固定翼航空機を用いた飛行探査の検討が進められている⁽⁴⁾。もし火星の飛行探査が実現されれば、比較的高速で広範囲な磁場観測や地質調査などが可能になる等、これまでのミッションの拡大が期待されている。加えて、既存のローバとの共同作業が実現できれば今後の惑星探査ミッションの成功率を高めることも期待できる⁽²⁾。

地球に比べて大気が薄いなどの厳しい条件下にある火星での飛行を実現するためには、幾つかの壁を越える必要がある。本研究はその壁の一つである主翼の翼型空力設計に関するものであり、特に現在 JAXA で検討されている火星探査航空機の主翼翼型として採用されている石井翼^(5,7)の改良型⁽⁸⁾に着目している。本研究では、安養寺らにより提案された改良型の石井翼型の空力特性と流れ場特性を理解することを目的とし、手始めに 2 次元流体計算を行いその解析結果について報告する。

2. 翼型

本研究の対象翼型である改良型石井翼型⁽⁸⁾を図 1 に示す。図中の横・縦軸は翼弦長(c)で正規化した座標系である。図 1 には参考情報として、オリジナルの石井翼型^(5,7)を一点鎖線、低レイノルズ数流れ用に開発された翼型である SD7003^(9,10)を破線で示す。なお、SD7003 翼型は Selig ら⁽⁹⁾により設計された翼型で、迎角の増加に伴い、徐々に上面剥離泡が形成される翼型であるためポラーカーブが滑らかな曲線を描き、低レイノルズ数条件下で比較的高い性能を示し、抗力係数が低い翼型であり、翼厚は 8.51%、キャンバーは 1.46%である。

はじめに、上面形状について従来の石井翼型と比較すると、前縁から $x/c = 0.1$ 付近まではほぼ同じであるが、それ

以降の下流側では $x/c = 0.28$ を最大にやや上面に膨らみつつ、フラットに近い形状になっている。続いて上面形状について SD7003 翼型と比較してすると、前縁より $x/c = 0.4$ 付近まではほぼ同一であるが、それ以降の下流側は上面に膨らんでいることが分かる。

オリジナルの石井翼と SD7003 翼型と比較して、改良型の大きな違いは下面にある。前縁から後縁にかけて全体的に薄くなっている点と $x/c = 0.15-0.65$ 付近まで見られる大きなキャンバー(アンダーキャンバー)が特徴的である。改良型では前縁で下面が薄くなり、アンダーキャンバーが強いことから、石井翼型と SD7003 翼型よりもキャンバーの強い翼型である。

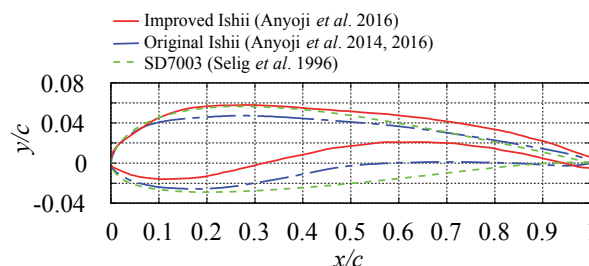


図 1 翼型形状の比較

3. 計算モデル

3.1 計算条件

本研究では翼弦長(c)を基準としたレイノルズ数(Re)が 20000 を基本とし解析を行った。このレイノルズ数 20000 は現在開発が進められている火星探査航空機の巡航レイノルズ数⁽¹²⁾より設定している。さらに、レイノルズ数効果を調べるために、30000, 40000, 60000 についても計算を実施した。翼の迎角はレイノルズ数 20000 について、-6 度から 9 度まで 1 度刻みに設定し、レイノルズ数効果については 3 度と 6 度を対象とした。

3.2 計算手法

本研究では、LANS3D⁽¹¹⁾を基にした圧縮性流体解析プログラムを利用した 2 次元非定常解析を行った。支配方程式は、一様流音速と翼弦長により無次元化した 2 次元圧縮性 Navier-Stokes 方程式を用い、一般曲線座標系に変換したも

のを有限差分法により離散化し数値的に解いた。対流項には SHUS⁽¹²⁾と3次精度 MUSCL⁽¹³⁾、粘性項には2次精度中心差分、時間積分には2次精度後退差分法を ADI-SGS 陰解法^(14,15)と内部反復3回⁽¹⁶⁾により精度を保った。乱流モデルをもちいず、全域層流を仮定し非定常計算を行った。本研究におけるレイノルズ数領域では、大きな剥離渦が伴わない条件であれば、本計算アプローチでも十分な精度で結果が得られることを確認している⁽¹⁷⁾。一様流マッハ数は0.2、計算に用いた時間ステップは 2×10^{-5} であり、局所最大クーラン数が約2.5である。翼面上には滑り無し・断熱条件、初期流れ場に一様流に規定の迎角分傾かせたものを与え、流入する流れは一様で乱れないものを与えた。

3. 3 計算格子

本研究で用いた計算格子を図2に示す。計算格子は翼後縁の形状を再現するために二つのゾーン格子から構成されている。二つのゾーン格子は後縁近傍でオーバーラップする領域(20点)があり、その領域内でデータのやりとりを行う重合格子法⁽¹⁸⁾を適用した。

翼周りの格子(白色)と後縁と後流用の格子(赤色)の格子点数はそれぞれ翼面上に711点、垂直方向に151点、後縁部分に51点、後流方向に152点の合計約15万点である。翼面上から外部境界までの距離は $30c$ とし、最小格子幅は $8 \times 10^{-5}c$ である。なお、格子収束性は確認済みである。

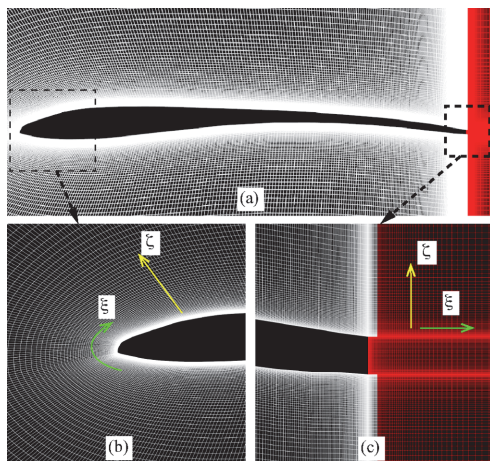


図2 計算格子(a)改良型石井翼全体、(b)前縁付近、(c)後縁付近

表1 計算格子点数

	ξ	ζ
ゾーン1: 翼周り	751	151
ゾーン2: 後縁と後流	152	251

4. 結果及び議論

4. 1 レイノルズ数 20,000

4. 1. 1 平均空力係数の比較と考察

図3に本研究で計算した平均空力係数と迎え角の関係、安養寺らの改良型石井翼の実験データ⁽⁸⁾、オリジナルの石井翼型とSD7003翼型の過去の計算結果^(9,10)を示す。また、過去の計算はレイノルズ数23,000のものであり、この違いが結果に大きな影響はないと考えている。

はじめに、改良型石井翼の計算結果と実験データと比較し計算結果の妥当性を検討した。図3から迎え角変化に対応した揚力係数(C_L)と抗力係数(C_D)の計算値は実験値と良好な一致を示すことが分かる。但し、定量的には計算結果

と実験結果で若干の違いが見られるが、これらの差は実験での迎角誤差を考慮すれば小さく考えている。しかし、ポーラー曲線でも確認してみると迎角誤差だけでは説明ができない部分もあるため、引き続き検討を進めていく。以上から、本稿では定量的な差はみられるが概ね計算は妥当な結果との前提で流れ場と空力特性の関係を議論していく。

図3から改良型石井翼は比較している迎角においてオリジナルの石井翼型とSD7003翼型より揚力係数が高い。計算した抗力係数は、オリジナルの石井翼型には及ばないが低抗力係数で設計されているSD7003翼型と同等の抗力係数である。さらに、揚抗比(L/D)で比べると、オリジナルの石井翼型とSD7003翼型とより高く、迎角4度付近で最大の揚抗比を示す。また、迎角が ± 1 度変わっても十分に高い揚抗比を有することから巡航に適用可能な迎角範囲がオリジナルの石井翼型とSD7003翼型より広いことが分かる。最大揚抗比についてもオリジナルの石井翼型と同等である。以上のことから、本研究の計算結果からも改良型石井翼はレイノルズ数20000では優れた翼型であることが分かる。

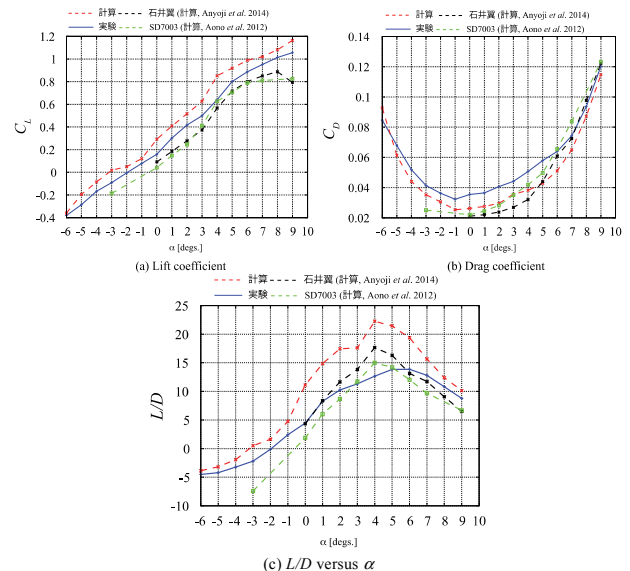


図3 迎角変化と平均空力係数の関係

4. 1. 2 平均流れ場特性

各迎角での平均翼弦方向速度分布を図5に示す。迎角-6度から-1度で下面での流れの剥離と再付着が見られ剥離泡が形成されている。下面の剥離は翼の中心付近から起き、その剥離点は負の迎角が大きくなるにつれて前縁側に移動する。その一方、再付着点は迎角が-1度までは後縁側に移動するがその後剥離点と同様に前縁側に移動する。

迎角-1度、0度、1度で、翼の上下面で流れの剥離が生じる。図3の空力係数の傾きが迎角-1度と-2度の間で変化しているのは、上面側の剥離が無かったことと下面側に剥離泡が形成されたこととの関係が強いことが分かる。

迎角2度から9度では、上面側で流れの剥離が生じ、4度以上の迎角において剥離した流れが再付着し、剥離泡が形成されている。この流れの変化は抗力曲線に大きく影響していることが分かる。剥離点と再付着点どちらも後縁から迎え角の増加とともに前縁側へ移動している。

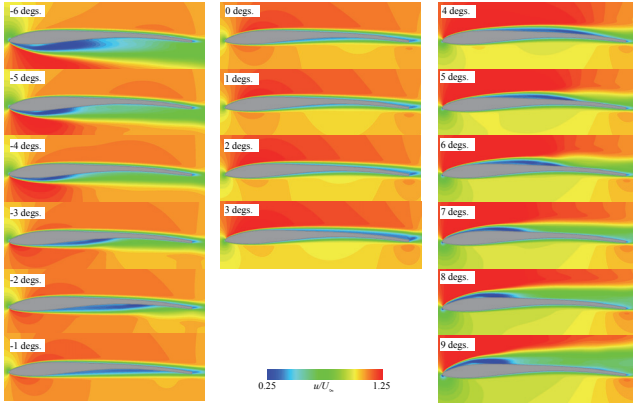


図 5 平均翼弦方向速度分布

4. 2 レイノルズ数効果の解析

4. 2. 1 平均空力係数

迎角 3 度と 6 度の平均空力係数とレイノルズ数の変化との関係を図 6 に示す。なお、図 5 で示すようにレイノルズ数 20000、迎角 3 度では剥離泡が形成されていない、迎角 6 度では剥離泡が上面側に形成されている流れ場に関して、それぞれレイノルズ数効果を考察していく。

図 6 の結果の比較から、計算した平均空力係数も実験⁽⁸⁾でみられた同様な傾向を捉えられていることが分かる。具体的には、揚力係数のレイノルズ数依存性は小さいが、レイノルズ数の増加とともに抗力係数は減少する傾向を示す。

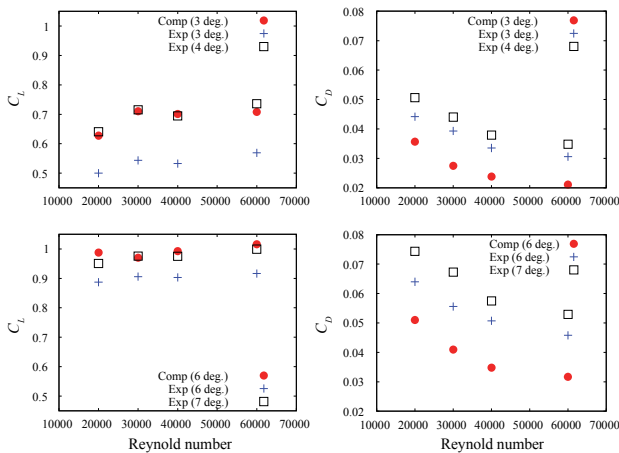


図 6 空力特性に関するレイノルズ数効果

4. 2. 2 平均流れ場特性

迎角 3 度と 6 度の平均翼弦方向速度分布、翼面圧力分布、とレイノルズ数変化との関係を図 7 に示す。

迎角 3 度では、平均翼弦方向速度分布を考察してみると流れ場の変化は大きな確認できない。剥離点位置はほぼ同一でレイノルズ数 30000 以上で流れの再付着を確認できる。翼面圧力分布の比較より、レイノルズ数の増加とともに上下面ともに全体的に翼面圧力曲線で囲む面積が増えており、その結果図 6(a)でみられた若干の揚力係数の増加の要因であることが推測できる。

迎角 6 度では、レイノルズ数 40000 まで翼上面で流れの剥離と再付着、剥離泡の形成、後縁での剥離が確認できる。このとき剥離点はレイノルズ数変化の影響が少ないが、他方再付着点の位置はその影響を受ける。翼面圧力分布を考察してみると、剥離泡を示すフラットな圧力分布がレイノルズ数の増加に伴い、翼弦方向長さが短くなること分かる。さらに、レイノルズ数 20000 と 60000 の上面側の圧力分布を比較した場合、前縁近傍ではレイノルズ数 60000 が

小さいがその関係が $x/c = 0.25$ 付近で上下関係がひっくり返り、再度 $x/c = 0.625$ 付近で元の関係になる。このように剥離泡が生じるケースでは、レイノルズ数変化が剥離泡に大きく影響し、上面側の圧力分布の差異を生み出す。他方積分値である揚力係数はその分布の差異の影響が少なかったため、レイノルズ数の揚力係数への影響が小さいことが推測される。

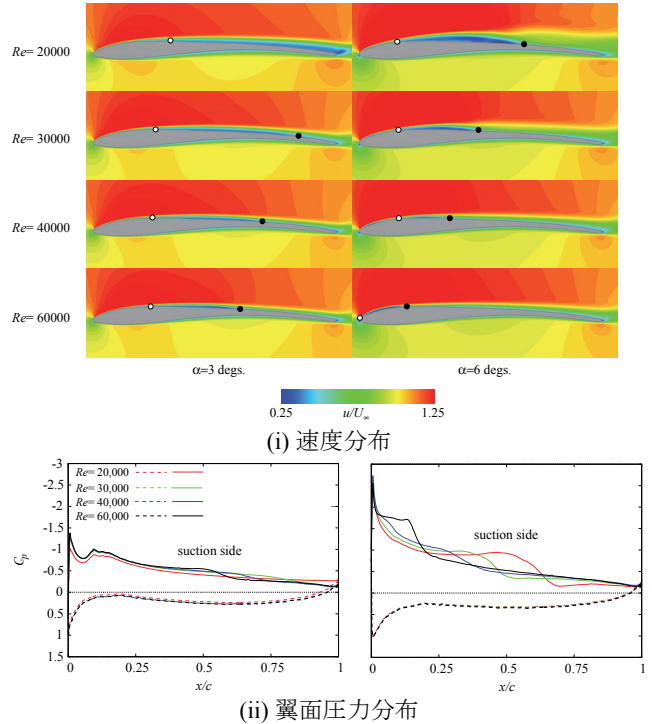


図 7 平均分布に関するレイノルズ数効果

5. おわりに

本研究は、火星大気での探査や地球上での低速飛行する小型飛行機の主翼翼型として、安養寺らにより提案された改良型石井翼型⁽⁸⁾について、2次元流体計算により翼まわりの流れ場と空力特性との関係などを調べた。以下が得られた結果と知見である。

- (1) 計算された空力性能と流れ場特性は実験との良好な一致を得た。
- (2) 改良型石井翼型はレイノルズ数20000でオリジナルの石井翼型およびSD7003翼型より空力性能が優れている。
- (3) 改良型石井翼型のレイノルズ数依存性を確認した。剥離泡が生じる迎角ではその影響が小さく、その一方剥離泡ができる前の迎角の方が相対的にレイノルズ数の影響が大きくなる傾向がある。

今後は現在得られている改良型石井翼のレイノルズ数依存性について更に解析を進めていく。さらに、大規模な剥離が生じる条件で3次元流体計算を行い、定量的な解析と失速特性についても調査する予定である。また、得た知見を活用し、火星での飛行が可能な主翼設計の指針を創出したい。

参考文献

1) Floreano, D., Wood, R. J.: Science, Technology and the Future of Small Autonomous Drones, Nature, 521 (2015), pp. 460-466.

- 2) Liu, H., Aono, H., Tanaka, H.: Bioinspired Air Vehicles for Mars Exploration, *Acta Futura*, 6 (2013), pp.81-95.
- 3) Mars Helicopter,
<https://www.jpl.nasa.gov/news/news.php?feature=4457>,
(2015).
- 4) 大山, 米本, 竹内, 徳竹, 永井, 砂田, 大槻: 火星探査飛行機の多目的設計探査, 第 55 回宇宙科学技術連合講演会, 2G01 (2011).
- 5) 安養寺, 野々村, 大山, 藤井, 野瀬, 沼田, 永井, 浅井: 低レイノルズ数領域における石井翼の空力特性評価, 第 55 回宇宙科学技術連合講演会, (2011).
- 6) 野々村, 小嶋, 安養寺, 大山, 藤井: LES による石井翼 ($Re=23000$) の空力特性評価, 宇宙航空研究開発機構特別資料: 第 43 回流体力学講演会 2011 論文集, JAXA-SP-11-015, (2012), pp. 43-48.
- 7) Anyoji, M., Nonomura, T., Aono, H., Oyama, A., Fujii, K., Nagai, H., Asai, K.: Computational and Experimental Analysis of a High-Performance Airfoil under Low-Reynolds-Number Flow Condition, *J. Aircr.*, 51 (2014), pp. 1864-1872.
- 8) 安養寺, 涌井, 濱田, 高岡: 火星探査航空機の主翼翼型性能の改善, 第 54 回飛行機シンポジウム, 3105 (2016), pp. 1-5.
- 9) Selig, M.S., Donovan, J.F., Fraser, D.B., *Airfoils at Low Speeds*, SoarTech Publications (1989).
- 10) Aono, H., Nonomura, T., Anyoji, M., Oyama, A., Fujii, K.: A Numerical Study of Effects of Airfoil Shape on Low Reynolds Number Aerodynamics, *EICECT 131* (2012), pp. 1-15.
- 11) Fujii, K. Obayashi, S.: High-resolution Upwind Scheme for Vortical-flow Simulations, *J. Aircr.*, 26 (1989), pp. 1123-1129.
- 12) Shima, E., Jonouchi, T.: Role of CFD in Aeronautical Engineering. No.14: AUSM type upwind schemes, Special Publication of National Aerospace Laboratory, (1997), pp. 7-12.
- 13) van Leer, B.: Towards the Ultimate Conservation Difference Scheme. IV: A new approach to numerical convection, *J. Comp. Phys.*, 23(1977), pp. 276-299.
- 14) Fujii, K.: Simple Ideas for the Accuracy and Efficiency Improvement of the Compressible Flow Simulation Methods, *Proceedings of the International CFD Workshop of Supersonic Transport Design*, 1998.
- 15) Nishida, H., Nonomura, T.: ADI-SGS Scheme on Ideal Magnetohydrodynamics, *J. Comp. Phys.*, 228(2009), pp. 3182-3188.
- 16) Charkravarty, S. R.: Relaxation Methods for Unfactored Implicit Upwind Schemes, *AIAA Paper 84-0165* (1984), pp. 1-11.
- 17) Lee, D.H., Nonomura, T., Oyama, A., Fujii, K.: Comparison of Numerical Methods Evaluating Airfoil Aerodynamic Characteristics at Low Reynolds Number, *J. Aircr.*, 52 (2015), pp. 296-306.
- 18) Fujii, K.: Unified Zonal Method Based on the Fortified Solution Algorithm, *J. Comp. Phys.*, 118(1995), pp. 92-108.