

低レイノルズ数流れ中の翼の空力特性への後流干渉の影響に関する研究

青野 光 (東京理科大学), 安養寺 正之, 濱田 大生 (九州大学)

A Study on Wake Interaction Effects for Airfoil Aerodynamics at Low Reynolds Numbers

by

Hikaru AONO, Masayuki ANYOJI, Daiki HAMADA

ABSTRACT

The current study reports on the results of two-dimensional Navier-Stokes simulations of an NACA0006 airfoil and force measurements interacting with either an airfoil-wake or a cylinder-wake under the low Reynolds number condition. The configuration of the airfoil-wake is constructed based on a design of Mars airplane unit No.2. The diameter of the cylinder in the configuration of the cylinder-wake is determined by a thickness of the main airfoil of the Mars airplane. The chord-based Reynolds number is 14,000. The angle of attack varies -4 degrees to 10 degrees. The computed aerodynamic coefficients in the airfoil-wake and without the wake interaction cases are in reasonable agreement with the experimental data when the angle of attack is less than 6 degrees. The results show that the lift coefficient and lift curve slope of the NACA0006 reduce due to the wake interaction. The characteristics of the wake depend on the relative configuration and the size and shape of the main object and play an important role in resultant aerodynamics of the horizontal stabilizer of the Mars airplane.

1. はじめに

近年、情報収集を主なミッションとする小型無人飛行体の研究開発が活発に行われている。飛行体の機体の大きさと活動時の飛行速度から見積られるレイノルズ数(Re)は $O(10^4-10^5)$ となる。このレイノルズ数領域では、空気の粘性の影響により物体壁面から流れの剥離が起きやすく、特に翼型まわり流れでは剥離、剥離せん断層の乱流遷移、乱流再付着などの流体现象が空力特性に大きな影響することが分かっている。

これまでの翼型の空力特性の解析では、主流に渦や乱れ等が非常に少ない理想的な流れ条件下について主に議論されている。しかし、飛行体が主翼に加えて姿勢を制御するために水平尾翼を有し、上流側にある主翼まわりで流れが剥離するような場合、水平尾翼にむかっていく流れはその影響を受け、その結果空力特性にも影響することが分かっている。例えば、安養寺⁽¹⁾は風洞計測を用いて主翼後流が尾翼に干渉することで、尾翼の揚力係数の非線形性の大幅な軽減を報告している。さらに、可視化結果により乱れの強い主翼剥離流れは尾翼面上の剥離泡を崩壊させる働きがあり、それにより空力特性に変化が起きたと言及している。さらに、この後流干渉による翼の空力特性への影響に関する研究と知見は、主流中に存在する乱れや渦などの主翼の空力性能への影響^(2,3)とも関連性が高い。しかしながら、それらに関する報告は少なく、特に本研究が対象とするレイノルズ数領域($Re=O(10^4)$)での知見が限られているのが現状である。

そこで、本研究では安養寺が報告した火星探査航空機 2号機を模擬した翼後流干渉⁽¹⁾と主翼を円柱に変えた円柱後流干渉中の尾翼の空力特性を二次元数値計算と実験(力計測)により解析し、低レイノルズ数流れ中の翼型の空力特性への後流干渉に関する知見を得ることを目的とする。

2. 対象と条件

図 1 に本研究が対象とする形状配置を示す。下流側の翼型は、安養寺の報告⁽¹⁾を参考し全てのケースで NACA0006 (翼弦長 c) とし、また上流側の物体形状は石井翼型⁽⁴⁾もしくは円柱とした。円柱の直径は複数検討したが、本稿では石井翼型の最大翼厚($0.117c$)に設定したものについて報告する。両形状の相対的な関係は図 1 を参考して頂きたいが、

下流側の NACA0006 は取付け角を -2 度、上流側の翼型の前縁を原点とし下流側に $4.024c$ 、上側に $0.4224c$ の位置に設置した。なお、上流側の物体形状が石井翼型のケースを翼後流(airfoil-wake)、円柱のケースを円柱後流(cylinder-wake)、物体がない場合を後流干渉がない(clean)と名付け、今後の議論を行う。代表長さを NACA0006 の翼弦長(c)、代表速度を一樣流速(U_∞)とし、その時のレイノルズ数は $14,000$ である。また、迎角は $\alpha=-4\sim 10$ deg. の範囲で解析を行った。

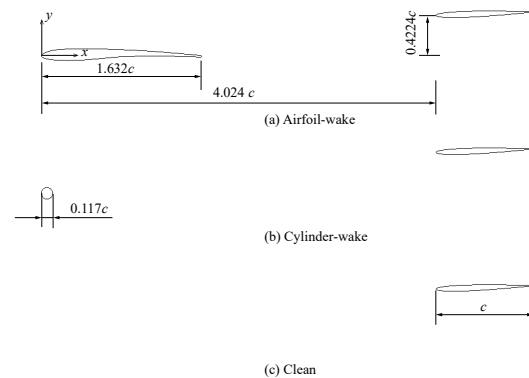


図 1 形状配置: (a) 翼後流、(b) 円柱後流、(c) 後流干渉無し

3. 研究手法

3. 1 数値計算

本研究では、LANS3D⁽⁵⁾を基にした圧縮性流体解析プログラムを利用し 2次元非定常解析を行った。支配方程式は、一樣流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⁽⁶⁾と 3次精度 MUSCL⁽⁷⁾、粘性項には 2次精度中心差分を適用し、時間発展には 2次精度 3点後退差分法を ADI-SGS 陰解法^(8,9)と内部反復 3回⁽¹⁰⁾により時間精度を保った。乱流モデルを用いず、全域層流を仮定した非定常解析を行った。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⁽¹¹⁾。計算

に用いた時間刻みは 5×10^{-4} であり、局所的な最大クラン数が約 3.0 である。円柱と翼の壁面上には滑り無し・断熱条件、初期流れ場に一樣流に規定の迎角分傾かせたものを与え、流入する流れは一樣で乱れないものを与えた。

本研究で用いた計算格子系は、各形状周りに作成した境界適合格子とそれらを覆う背景格子により構成されている。背景格子は、境界の影響を抑えるために十分に広く設定した。初めに計算格子の収束性を確認し、背景格子は流れ方向に 232 点、それと垂直方向に 232 点、石井翼型周りの計算格子は翼弦方向に 155 点、壁面から離れる方向に 76 点、円柱周りの計算格子は円周方向に 151 点、壁から離れる方向に 76 点、NACA0006 周りの計算格子は翼弦方向に 155 点、壁から離れる方向に 76 点を有する。翼面もしくは円柱表面から離れる方向の最小格子幅は、 $1.5 \times 10^{-4}c$ と設定した。各境界適合格子と背景格子の重なる領域内でのデータのやりとりは重合格子法⁽¹²⁾を適用した。

3. 2 実験計測

本実験では九州大学の回流式低速低騒音風洞を用いた。測定部の断面は $180 \text{ mm} \times 360 \text{ mm}$ であり、模型の上下面及び側面はアクリル板により囲われている。上流側に石井翼型を設置し、下流側に NACA0006 翼型を設置した。両翼型の相対的な配置は、数値解析の設定条件と同様に現在検討が進められている火星探査航空機 2 号機の設計案を参考にした。主翼翼型の迎角に対して尾翼翼型は -2 deg. になるよう設置し、相対角 -2 deg. を維持しながらそれぞれの迎角変更を行った。両模型は地面に垂直に設置し、NACA0006 翼型はシャフトを介して 3 分力微小力天秤（日章電機、LMC-3531-5N）に接続して空力を計測した。

4. 結果および考察

4. 1 揚力係数 C_l と抗力係数 C_d への影響

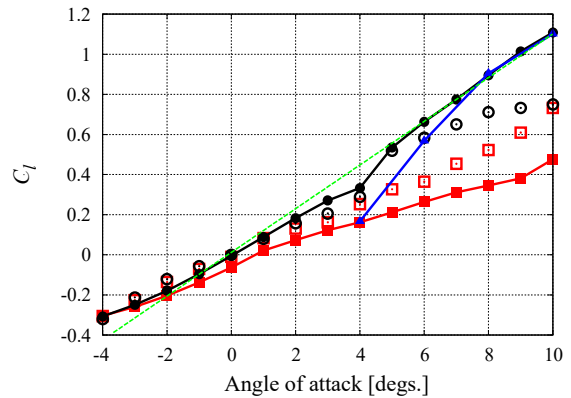
図 2 に翼後流中(Airfoil-wake)と円柱後流中(Cylinder-wake)の NACA0006 と後流干渉がない NACA0006 の揚力係数 C_l と抗力係数 C_d を比較したものを示す。

初めに、後流干渉がないケースの計算結果と実験結果を比較する。迎角が 6 deg. までは良好な一致を得ていることが分かる。しかし、それ以上の迎角では計算した C_l 、 C_d ともに実験結果より大きい。また、迎角 4 deg. から 5 deg. に変化した際に実験結果で見られる急激な揚力増加を計算結果でも捉えられていることから、本稿では主に迎角 6 deg. 以下に着目して議論を進める。

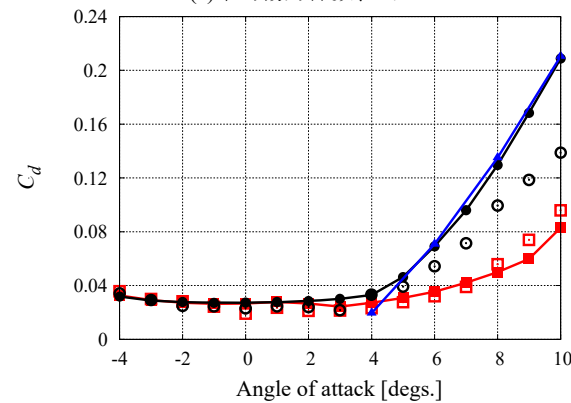
次に、翼後流中の計算結果と実験結果を比較する。 C_d の値は良く一致しているが、 C_l の計算値が小さい。但し、計算の揚力傾斜は実験のものと同様である。翼後流干渉の影響を考察すると、実験と計算ともに翼後流中の場合、 C_l が小さくなり、揚力傾斜も小さくなる。さらに、後流干渉がないケースで観察された揚力傾斜の強い非線形性が見られなくなる。

続いて、円柱後流中の計算結果からその影響を考察する。翼後流中と同様に C_l が小さくなるが揚力傾斜については後流干渉がないものと類似している。さらに、後流干渉のケースでは、迎角変化の空力性能への影響が翼後流中のものより大きい。迎角 4 deg. 時の円柱後流中の C_l と C_d は翼後流干渉中のものと近い値であるが、迎角が 2 deg. 上がると円柱後流干渉中の C_l と C_d は後流干渉がないケースの結果に近くなる。これらは後流を発生させる形状とその相対位置、後流中の渦スケールの影響であると考えている。

● Clean (CFD) ■ Airfoil-wake(CFD) ▲ Cylinder-wake(CFD)
○ Clean (EXP) □ Airfoil-wake(EXP) --- $2\pi\alpha$



(a) 平均揚力係数、 C_l



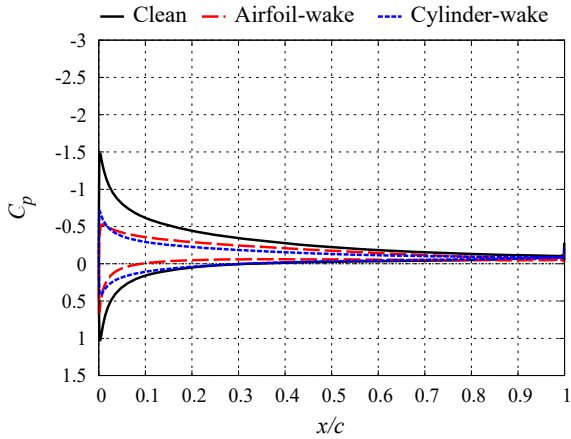
(b) 平均抗力係数、 C_d

図 2 尾翼の空力特性への影響

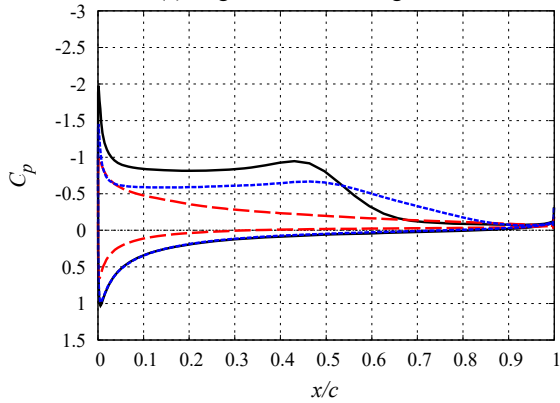
4. 2 平均流れ場・翼面圧力分布への影響

図 3 に翼後流もしくは円柱後流中の NACA0006 と後流干渉がない NACA0006 の翼面圧力分布 C_p を比較したもの、図 4 にその時の NACA0006 周りの速度分布と流線を示す。

図 2 から迎角 4 deg. の時、後流干渉中の NACA0006 の C_l は小さくなるが、図 3 と 4 の翼面圧力と速度の分布からもサクシオン側の圧力分布に違いが生じていることがわかる。また、円柱後流中と後流干渉が無いケースでは、後縁近傍に循環領域が生じている。さらに、図 2 から迎角 6 deg. の時、 C_l が翼後流中と円柱後流中とで異なったが、それも翼面圧力と速度分布の違いから一定の説明ができる。具体的には、後流干渉がない場合と円柱後流中の圧力分布からサクシオン側に剥離泡が形成されるが、翼後流中の圧力および速度分布にはその傾向が見られず、どちらかと言えば、翼面上が付着流れに近い分布になっているように考察できる。これは、円柱後流と NACA0006 が干渉する領域が上面側のみになっていることも原因であると考えている。このように、後流を発生させる物体の相対位置とその大きさ、剥離した渦スケールにより後流の特性が変化し、その結果干渉効果も変化する。

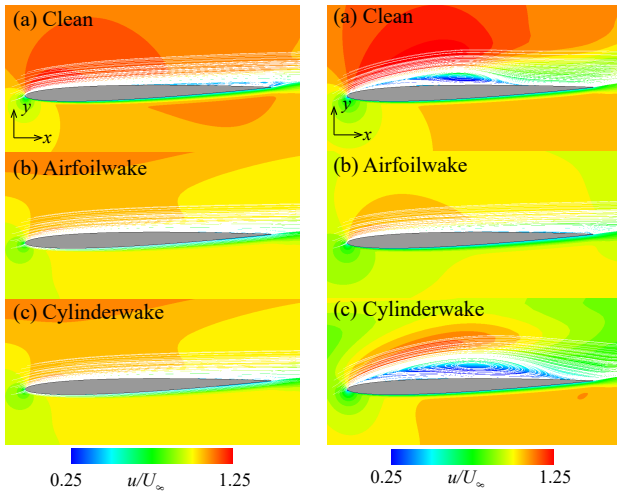


(a) Angle of attack= 4 deg.



(b) Angle of attack= 6 deg.

図 3 翼面圧力係数分布 (NACA0006)

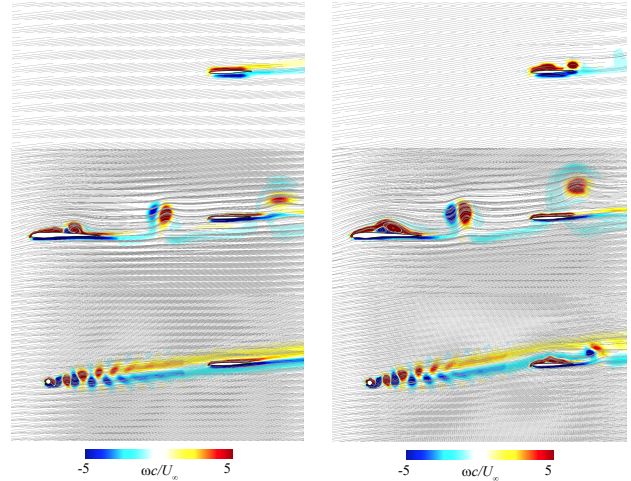


(a) Angle of attack= 4 deg. (b) Angle of attack= 6 deg.

図 4 x 方向速度と流線分布 (NACA0006)

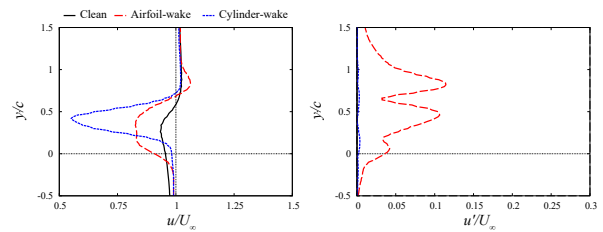
4. 3 瞬間流れ場と後流干渉中の速度プロファイル

図 5 に瞬間渦度分布の比較を示す。翼後流と円柱後流を比較すると、翼後流中では 2 次元の渦が尾翼に向かって流れていくが、円柱後流中では、カルマン渦列とそれによるせん断流れが尾翼に向かっていくことが分かる。この特性の違いを平均速度場と変動場への影響を考慮して空力特性に繋げた考察を行う。図 6 に翼後流中と円柱後流中の NACA0006 と翼後流干渉しない NACA0006 の平均速度分布と変動分布を比較したものを示す。データを可視化した位置は NACA0006 の前縁より 0.124c ほど前方である。

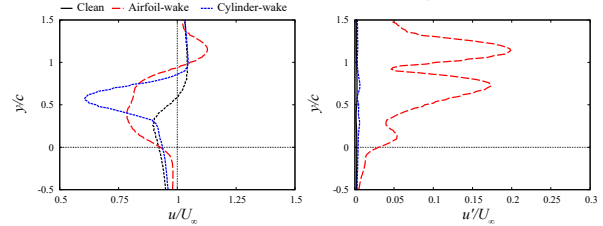


(a) Angle of attack= 4 deg. (b) Angle of attack= 6 deg.

図 5 瞬間渦度分布の比較

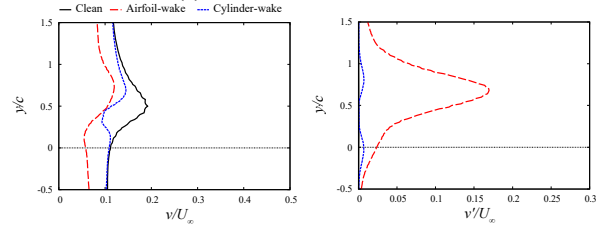


(a-1) Angle of attack= 4 deg.

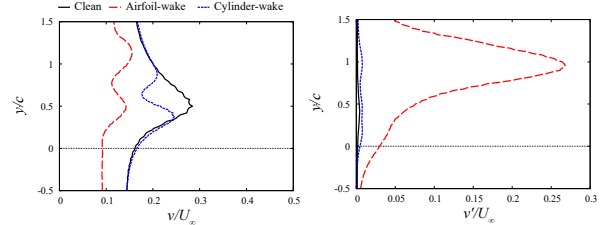


(a-2) Angle of attack= 6 deg.

(a) x 方向速度とその変動



(b-1) Angle of attack= 4 deg.



(b-2) Angle of attack= 6 deg.

(b) y 方向速度とその変動

図 6 NACA0006 近傍の流れの平均速度分布と変動

図 6 から特筆すべき点は、翼後流中の速度変動の大きさである。どちらの迎角についても主流速度に対して約 5~25% の変動強さを有している。図 5 から後流中の渦の移流が速度変動の主な要因である。加えて、後流干渉が無い場合と比べて平均速度が減少していることより、実質的な迎

角も減少していることが推測できる。従って、前節で見られた翼後流中の翼面圧力分布や速度分布の変化は実質的な気流角の低下と気流の速度変動の合同的な影響であることを示唆している。

続いて、円柱後流中の速度プロファイルに注目すると、どちらの迎角においても、NACA0006 の前縁付近 ($y/c=0.4224$) で流速が低下している。その結果、翼面のサクシオン側での流速も小さくなり、前縁付近翼面圧力分布に後流干渉がない場合と比べて低下する。そのため、揚力減少につながったと推測される。

5. 結論

低レイノルズ数流れ中の翼の空力特性への後流干渉の影響に関して、二次元層流計算と実験による力計測を行った。翼後流干渉のケースでは、実験と計算結果を比較し、迎角が 6 deg. 以下であれば空力係数の良好な一致を得た。

以下が本研究により得た知見である。

- (i) 後流干渉により揚力係数と揚力傾斜は減少する。従って、エレベータとして働く水平尾翼を想定したとき、後流干渉は空力特性において重要な役割を有する。
- (ii) 後流特性は各形状の相対的位置、後流形成の源となる物体の形状と大きさに依存し、その幅や形成される渦と渦スケールにより干渉した翼の特性に影響を与える。

今後更なる解析を進め、後流特性に応じた結果を整理し一般的な知識としての体系化を目指す。

参考文献

- 1) 安養寺正之, 低レイノルズ数領域における尾翼空力特性に対する主翼剥離流れの干渉効果, 1L11, 平成 29 年度 航空宇宙空力シンポジウム, pp. 1-3.
- 2) Nguyen, L., Golubev, V., Visbal, M.: Numerical Study of Transitional SD7003 Airfoil Interacting with Canonical Upstream Flow Disturbances, AIAA J., 56 (2018), pp. 158-181.
- 3) Barnes, C., Visbal, M.: Counterclockwise Vortex-Gust/Airfoil Interactions at a Transitional Reynolds Number, AIAA J., 56 (2018), pp. 2540-2552.
- 4) 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.
- 5) Fujii, K., Obayashi, S.: High-resolution Upwind Scheme for Vortical-flow Simulations, J. Aircr., 26 (1989), pp. 1123-1129.
- 6) 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.
- 7) van Leer, B.: Towards the Ultimate Conservation Difference Scheme. IV: A new approach to numerical convection, J. Comp. Phys., 23 (1977), pp. 276-299.
- 8) 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.
- 9) Nishida, H., Nonomura, T.: ADI-SGS Scheme on Ideal Magnetohydrodynamics, J. Comp. Phys., 228 (2009), pp. 3182-3188.
- 10) Chakravarthy, S. R.: Relaxation Methods for Unfactored Implicit Upwind Schemes, AIAA Paper 84-0165 (1984), pp. 1-11.
- 11) 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.
- 12) Fujii, K.: Unified Zonal Method Based on the Fortified Solution Algorithm, J. Comp. Phys., 118 (1995), pp. 92-108.