

LES によるフクロウ翼 (Re=23000) の空力特性評価 Aerodynamic Characteristics of Owl-like Airfoil (Re=23000) using LES

- 近藤勝俊 , 東理大, 東京都千代田区九段北 1-14-6, E-mail: kondo@flab.isas.jaxa.jp
青野光 , 宇宙研, 神奈川県相模原市中央区由野台 3-1-1, E-mail: aono@flab.isas.jaxa.jp
野々村拓 , 宇宙研, 神奈川県相模原市中央区由野台 3-1-1, E-mail: nonomura@flab.isas.jaxa.jp
安養寺正之, 宇宙研, 神奈川県相模原市中央区由野台 3-1-1, E-mail: anyoji@flab.isas.jaxa.jp
大山聖 , 宇宙研, 神奈川県相模原市中央区由野台 3-1-1, E-mail: oyama@flab.isas.jaxa.jp
Tianshu Liu , WMU, Western Michigan University, Kalamazoo, Michigan 49008-5343, USA,
E-mail: tianshu.liu@wmich.edu
藤井孝藏 , 宇宙研, 神奈川県相模原市中央区由野台 3-1-1, E-mail: fujii@flab.isas.jaxa.jp
山本誠 , 東理大, 東京都千代田区九段北 1-14-6, E-mail: yamamoto@rs.kagu.tus.ac.jp
Katsutoshi KONDO, Tokyo Univ. of Science, 1-14-6 Kudankita, Chiyoda-ku, Tokyo, JAPAN
Hikaru AONO, ISAS/JAXA, 3-1-1 Yoshinodai, Chuo-ku, Sagamihara, Kanagawa, JAPAN
Taku NONOMURA, ISAS/JAXA, 3-1-1 Yoshinodai, Chuo-ku, Sagamihara, Kanagawa, JAPAN
Masayuki ANYOJI, ISAS/JAXA, 3-1-1 Yoshinodai, Chuo-ku, Sagamihara, Kanagawa, JAPAN
Akira OYAMA, ISAS/JAXA, 3-1-1 Yoshinodai, Chuo-ku, Sagamihara, Kanagawa, JAPAN
Tianshu LIU, WMU, Western Michigan University, Kalamazoo, Michigan 49008-5343, USA
Kozo FUJII, ISAS/JAXA, 3-1-1 Yoshinodai, Chuo-ku, Sagamihara, Kanagawa, JAPAN
Makoto YAMAMOTO, Tokyo Univ. of Science, 1-14-6 Kudankita, Chiyoda-ku, Tokyo, Japan

Flow-fields around an Owl-like airfoil at Reynolds number of 23000 and the angle of attack ranging from 0 to 9 degrees are computed using implicit large-eddy simulations. The Owl-like airfoil is thin and asymmetric one. It is found that flow around the suction side separates near the trailing edge at low angles of attack and near the leading edge and reattaches on the surface at high angles of attack. In contrast, the flow over the pressure side separates near the leading edge and reattaches at low and middle angles of attack. Especially, laminar-to-turbulent transition can be seen in the flow of the pressure side at low angles of attack. Furthermore, the favorable aerodynamic characteristics of Owl-like airfoil are observed at low Reynolds numbers. The reason of it is that lift is enhanced by the greater positive curvature of the pressure surface as well as drag is reduced by the suction side shape.

1. はじめに

現在, JAXAと大学の研究者を中心に火星探査飛行機の成立性が議論されている。火星の大気密度は地球の1/100と非常に希薄で、飛行機のサイズも様々な制限により小さくなることから、低レイノルズ数(翼のコード長に対して $Re=10^4-10^5$)での飛行となる。このため、低レイノルズ数における翼の空力特性を把握することは火星探査飛行機を設計する上で一つ重要な点となる。

低レイノルズ数領域における翼の流れ特性として、高レイノルズ数領域より層流剥離が起きやすく、高い揚力係数を得にくいという問題がある⁽¹⁻⁴⁾。さらに層流剥離後、剥離せん断層が翼面上に再付着することにより、層流剥離泡を形成する場合がある。高レイノルズでは、この層流剥離泡の挙動が失速特性に影響を与えること⁽⁵⁾や、揚力曲線の非線形性の一因であること⁽⁶⁾が報告されているが、低レイノルズ数における剥離泡の挙動は未だわかっていないことが多い。

Schmitz^(1,2)らは実験によって、上記低レイノルズ数流れにおいて以下のような特徴を持つ翼型の空力性能が良いと報告している。

- 1) 前縁がとがっている(剥離点を固定し、レイノルズ数依存性を減らす)
- 2) 翼上面がフラットである(剥離領域を小さくする)
- 3) 翼下面で大きな正の曲率を持つ(翼下面での揚力を稼ぐ)

上記の2), 3)のような特徴を持ち、低レイノルズ数で性能のよい翼型として石井翼が挙げられる。石井翼はフリーフライトハンドラングライダーの世界記録保持者の石井氏によって作られた翼型である。野々村ら⁽⁷⁾や安養寺ら⁽⁸⁾は、石井翼が $Re=23000$ におい

て実験的、数値計算的にも高い空力性能を有することを明らかにしている。さらに青野ら⁽⁹⁾は、石井翼と上面形状が似た SD7003 翼と石井翼を比較し、石井翼の下面形状が揚力増加に貢献していることを明らかにしている。上記に述べた過去の研究より、石井翼の高い空力性能が明らかとなったが、火星探査航空機の翼型にはさらに20~30%以上の揚抗比向上を目指している。それに伴い、佐々木ら⁽¹⁰⁾は迎角を3度で固定して翼断面形状の最適化を行い、その解析を行っている。しかし、1ケースの翼型最適化にかかる計算コストは高く、スーパーコンピュータで非常に多くのノード数を用いて、計算を行わなければならない。それに対して、翼型を固定して、迎角を変化させた計算は最適化計算と比べると非常に小さい。そのため、Schmitz らの報告に適合する翼など、低レイノルズ数で高性能な翼型に対して迎角を変化させて解析を行い、知見を得ることは重要である。そこで我々のグループ⁽¹¹⁾は、Schmitz の報告 2), 3)に適合する特徴を持ち、石井翼と上面形状が似ている鳥類の翼であるフクロウ翼に注目し、 $Re=23000$ 、迎角 $0 \sim 9^\circ$ までを 1.5° 刻みに変化させ計7ケースに対して2次元層流解析を行った。その結果、フクロウ翼は石井翼と同程度の抗力で、下面形状の大きな正の曲率で揚力を稼いでいるため、迎角 6° において揚抗比約 23 という石井翼の最大揚抗比に比べて約 38%高い揚抗比を示している。これは Schmitz の主張 2), 3)と一致している。

また、小嶋ら⁽¹²⁾は上記の 1)のような特徴を持つ NACA0002 翼型に対して2次元の RANS 解析および3次元の LES 解析の比較を行った。その結果、前縁から完全に剥離してしまうような高迎

角条件を除き、剥離泡を形成するような翼型周りの流れは、2D-RANS 解析によって再現でき、3D-iLES 解析から得られる空力係数を定性的に推定できることを明らかにした。しかし、3 次元的な流れ場の定量的な考察は 2 次元の解析では不十分である。さらに 2), 3) のような特徴を持つ翼型がどの程度 2 次元層流計算で再現できるのかについては未だ議論されていない。

そこで本研究は、2 次元の層流解析では高揚抗比を示したフクロウ翼に対して、 $Re=23000$ において 3 次元の LES 解析を行い、フクロウ翼の持つ 3 次元的な流れ場の特性を明らかにすることを目的とする。なお、2 次元層流解析との比較を行い、翼上下面に剥離泡を形成する翼型の流れ場に対して、空力係数がどの程度の差を生じるかについても議論する。

2. 計算モデル

2.1 計算条件

本研究では、フクロウ翼周りの流れ場特性を解析した。一樣流速度は問題の簡単化のために圧縮性を無視できる範囲内で、マッハ数 0.2 とした。また、レイノルズ数は翼コード長を基準として $Re=23000$ とした。迎角 α は $0 \sim 9^\circ$ までを 3° おきに変化させ、計 4 ケースに対して LES 解析を行った。また、比較のために我々が過去に行ったフクロウ翼の 2 次元層流計算の解析結果を用いた。

2.2 計算対象

本研究で用いた翼形状を図 1 に示す。翼型比較のため、NACA0012 翼および石井翼を同時に示してある。フクロウ翼形状の式は文献(13)を参考されたい。図中の c はコード長である。図 1 から、対称翼の NACA0012 翼と比べるとフクロウ翼は大きなキャンパーを持ち、翼中心付近から後縁にかけて非常に薄い。また翼上面は $x/c=0.6$ 付近までフラットな構造で、この構造は石井翼と似ている。翼下面には大きな正の曲率を持っており、大きな揚力を得ることが期待できる。最大翼厚はコード長 c に対して 5.5% (at $x/c=0.11$) で、 $0.9 < x/c < 1.0$ の範囲での翼厚は 0 である。

2.3 計算手法

本研究では、ISAS/JAXA で開発された流体解析ソルバー LANS3D⁽¹⁴⁾を用いて、3 次元 LES 解析を行った。支配方程式は一樣流音速と翼のコード長 c によって無次元化を施した、3 次元圧縮性 Navier-Stokes 方程式とする。空間差分には 6 次精度コンパクト差分法⁽¹⁵⁾を、数値安定性のため 10 次精度 3 重対角フィルター (フィルター係数 0.495)⁽¹⁶⁾と合わせて用いた。乱流解析には、この 3 重対角フィルターが最小格子幅以下の乱流エネルギー散逸を模擬できるとし、サブグリッドスケールモデルを用いない陰的な LES (iLES) を行った。また、時間積分は 2 次精度後退差分を ADI-SGS 陰解法⁽¹⁷⁾で解き、時間方向の精度を保つために内部反復⁽¹⁸⁾を 5 回行っている。境界条件は、スパン方向に 10 点重ねた周期境界とする。比較対象の計算の結果の一部は 2 次元層流計算 (2D-Laminar) であるが、この計算手法は文献(11)を参照されたい。

2.4 計算格子

3D-iLES ケースの計算に用いた翼型周りの C 型構造格子を図 2 に示す。スパン方向には、コード長の 20% 長さをとっている。格子点数の詳細を表 1 に示す。また、本格子を用いて、 $\alpha=9.0^\circ$ の条件で 3 次元 LES 計算 (3D-iLES) を行い、その結果を時間方向、スパン方向に平均した解から算出される壁座標に基づいた、コード長方向の格子幅分布を図 3 に示す。図 3 より、本解析での計算格子は、

$$\Delta \zeta^+ < 25, \Delta \eta^+ < 15, \Delta \zeta^+ < 3$$

を保っており、乱流解析には十分な格子と判断する。

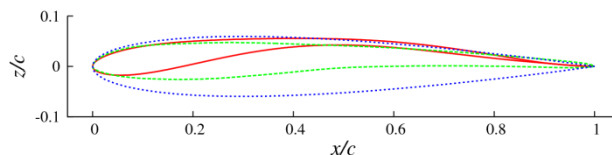


Figure 1 Owl-like(solid), Jshii(broken, green), NACA0012(dotted, blue) airfoil profile.

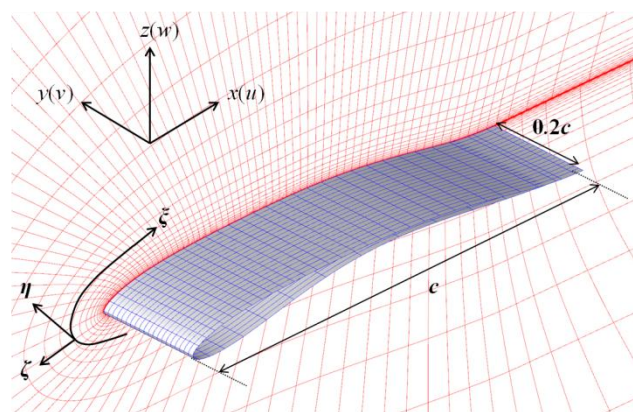


Figure 2 Image of computational grid of an Owl-like airfoil

Table 1 Detail of the number of grid point

ζ	η	ζ	Total
615	200	101	12,423,000

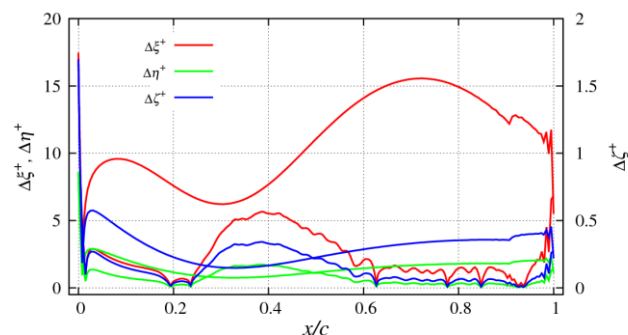


Figure 3 Distribution of grid spacing along an Owl-like airfoil

4. フクロウ翼周りの 3D-iLES 解析結果

4.1 フクロウ翼周りの瞬間場

図 4 に速度勾配テンソルの第 2 不変量 (Q 値) の等値面を x 方向 (流れ方向) 渦度の大きさに色付けした瞬間流れ場 (瞬間場) を迎角 3° 毎に示す。背景には x 方向速度分布が示してある。また、 $\alpha=0, 3^\circ$ に関しては、翼上面、下面の両方から見た図を示した。

$\alpha=0^\circ$ の翼上面 (図 4(a-1)) では、背景の x 方向の速度分布および渦構造 (Q 値) から、前縁付近は付着流であるが、後縁付近において剥離する。後縁付近の剥離せん断層からはスパン方向に軸を持つ 2 次元的な渦が放出されるが、後流では翼下面から生じた 3 次元的な渦に巻き込まれて 3 次元的な渦構造となる。

$\alpha=0^\circ$ 翼下面 (図 4(a-2)) では、背景の x 方向速度分布から、前縁付近で流れが剥離し、剥離せん断層の内側には死水領域を形成していることがわかる。さらに Q 値を流れ方向の渦度で色付けした等値面より、翼中心付近で剥離せん断層内の速度勾配を起因とした Kelvin-Helmholtz 不安定性によって 2 次元的な渦が発生した後に崩壊し、細かい 3 次元的な渦を形成していることがわかる。本論文では、2 次元的な渦が崩壊して細かい 3 次元的な渦構造が発生することを乱流遷移と定義する。 $\alpha=0^\circ$ における翼下面は、翼中心付近で乱流遷移している。

$\alpha=3^\circ$ の翼上面 (図 4(b-1)) では、流れ場は $\alpha=0^\circ$ と同様の後縁剥離流である。後流では翼上下面から放出される 2 次元的な渦によりリブ構造が観察できる。このリブ構造は速度の異なる 2 次元的な渦が翼上下面から周期的に放出されることにより発生しているが、詳細な考察は本論文の範囲を超えるため省略する。

一方翼下面 (図 4(b-2)) では、背景の x 方向の速度分布および渦構造 (Q 値) から前縁付近で剥離し、後縁付近で再付着している。一般的に、流れ場が再付着するような場合には $\alpha=0^\circ$ で見られるような 2 次元的な渦の崩壊 (乱流遷移) が観察される。しかし、このケースにおいて乱流遷移は観察されない。すなわち $\alpha=3^\circ$ では層流状態のまま剥離、再付着する層流再付着をしている。

$\alpha=6^\circ$ (図 4(c)) では最大翼厚位置付近で剥離しており、 $\alpha=9^\circ$ (図 4(d)) での剥離点はさらに前縁側に移動し、どちらのケースも最大キャンバー位置よりも前縁側で剥離している。また、剥離せん断層の内側には死水領域を形成していることが確認できる。さらに Q 値を流れ方向の渦度で色付けした等値面より、最大翼厚位置付近で剥離せん断層内からスパン方向に軸を持った 2 次元的な渦が周期的に生成、放出されている。この渦は翼中心付近で崩壊した後、流れ方向に軸を持った渦がつながったようなヘアピン状の渦を形成する。図 4(c), (d) の背景の x 方向速度分布より、ヘアピン渦が形成されている位置より後縁にかけて剥離せん断層は消滅している。これらのことから、2 次元的な渦が周期的に生成、崩壊を繰り返して絶えずヘアピン渦が翼面上を移流することで、剥離せん断層が消滅し、流れが再付着しているといえる。

剥離、再付着に関する議論は平均場にて詳しく行うが、 $\alpha=0^\circ$ の翼下面および $\alpha=6, 9^\circ$ の翼上面では剥離→遷移→再付着の流れ場、 $\alpha=3^\circ$ 翼下面では剥離→層流再付着の流れ場である。

全迎角において、翼上面での流れ場は低レイノルズ数翼に関する過去の研究と比較するとおおよそ類似している⁽⁷⁻⁹⁾。しかし、翼下面の流れ場では、フクロウ翼下面の大きな正の曲率により低迎角で剥離しており、特に $\alpha=0^\circ$ では 2 次元的な渦が崩壊し、乱流遷移している。この流れ場は翼下面に大きな正の曲率を持つ翼特有のものであると考えられる。

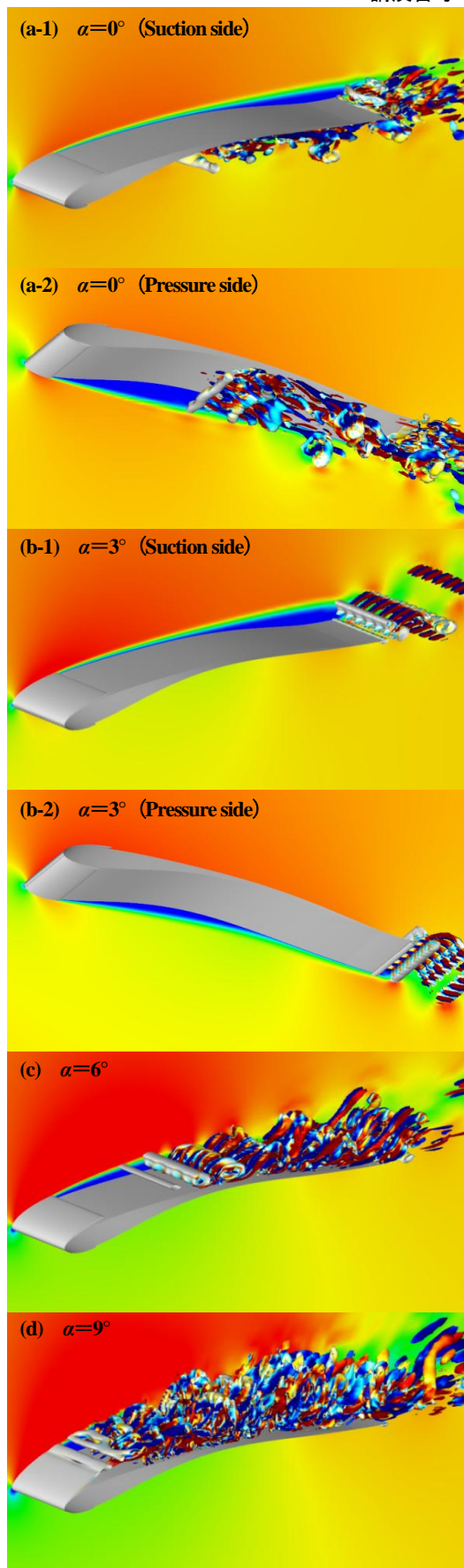


Figure 4 Snapshots of instantaneous flow fields around an Owl-like airfoil. Color contour indicates magnitude of streamwise velocity (0-0.25) . Iso-surfaces indicate the invariant of the velocity gradient ($Q=5$) and its color shows x-vorticity (range : -5 - 5)

4.2 フクロウ翼周りの平均場

本節では、3D-iLES 解析によって得られた解を時間方向およびスパン方向に平均した解（以下平均場）の議論を行う。図 5 に 3D-iLES により得られた平均解の x 方向速度分布と流線（黒線：外部流，白線：循環流）を迎角ごとに示す ((a) $\alpha=0^\circ$, (b) $\alpha=3^\circ$, (c) $\alpha=6^\circ$, (d) $\alpha=9^\circ$)。

$\alpha=0, 3^\circ$ (図 5(a), (b)) の翼上面では、瞬間場での考察と同様に、せん断層が翼中央付近で剥離、再付着することなく後縁を通りすぎる後縁剥離流となる。後縁付近では剥離せん断層の内側に後縁から翼面に沿って流れが逆流する循環領域が形成されている。また、 $\alpha=0^\circ$ の翼下面では前述の通り、剥離せん断層から 2 次元の渦が周期的に放出されるが、平均場では剥離せん断層の内側にスパン方向に軸を持つ閉じた循環領域として剥離泡が形成されており、流れ場は再付着流となる。 $\alpha=3^\circ$ の翼下面の平均場では、瞬間場では剥離せん断層の内側に形成された死水領域に、循環領域として剥離泡が形成され再付着流となる。

$\alpha=6, 9^\circ$ (図 5(c), (d)) において瞬間場の議論と同様に、 $\alpha=6^\circ$ では最大翼厚位置付近、 $\alpha=9^\circ$ では前縁付近で剥離せん断層は剥離、翼中心付近で再付着する再付着流となる。また、 $\alpha=0, 3^\circ$ の下面と同様に剥離せん断層の内側に剥離泡を形成しており、その厚さは $\alpha=6^\circ$ の方が薄い。さらに過去の研究から、低レイノルズ数領域で性能の良い石井翼の $\alpha=9^\circ$ では失速を伴う流れとなるが、図 5(d) をみるとフクロウ翼の $\alpha=9^\circ$ では失速していない。

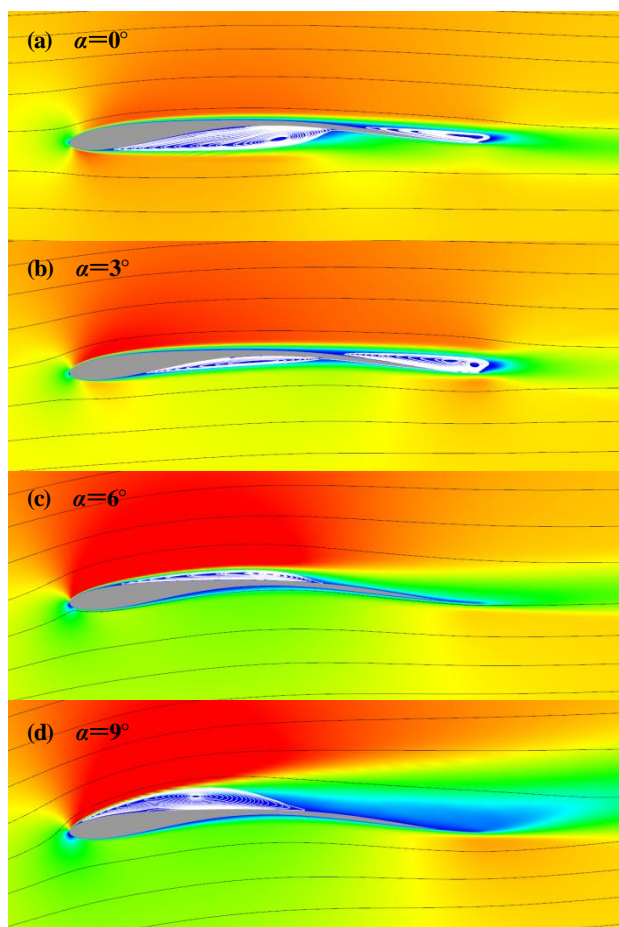


Figure 5 Snapshots of phase- and spanwise-averaged flow fields around an Owl-like airfoil. Contour indicates magnitude of streamwise velocity (0-0.25).

4.3 スパン方向の速度変動

図 6 に各迎角におけるフクロウ翼周りのスパン方向の速度変動分布を示す ((a) $\alpha=0^\circ$, (b) $\alpha=3^\circ$, (c) $\alpha=6^\circ$, (d) $\alpha=9^\circ$)。

$\alpha=0^\circ$ (図 6(a)) では、翼上面にスパン方向の速度変動はなく、2 次元な流れ場である。一方翼下面では、ヘアピン渦が観察される翼中心付近から後縁にかけてスパン方向の変動が大きい。 $\alpha=3^\circ$ (図 6(b)) になると、翼上面にはスパン方向の乱れは存在しないが、後流で観察されるリブ構造では、小さな乱れが存在する。 $\alpha=6, 9^\circ$ では、スパン方向の速度変動の図 6 と瞬間場の図 4 および平均場の図 5 を対応させると、スパン方向に軸を持つ 2 次元の渦が崩壊しヘアピン状の渦が形成される付近でスパン方向の変動が見られ始め、再付着点付近で最も乱れが大きいことが分かる。特に、 $\alpha=9^\circ$ では強いスパン方向の乱れが観察でき、強い 3 次元性を持つ流れ場となる。

上記の考察から、 $\alpha=3^\circ$ の翼面上ではスパン方向の乱れが存在せず、流れ場は 2 次元である。一方、 $\alpha=0^\circ$ の翼下面、 $\alpha=6, 9^\circ$ の翼上面ではスパン方向の乱れが存在し、流れ場は 3 次元であり、特に $\alpha=9^\circ$ は強い 3 次元性を示している。

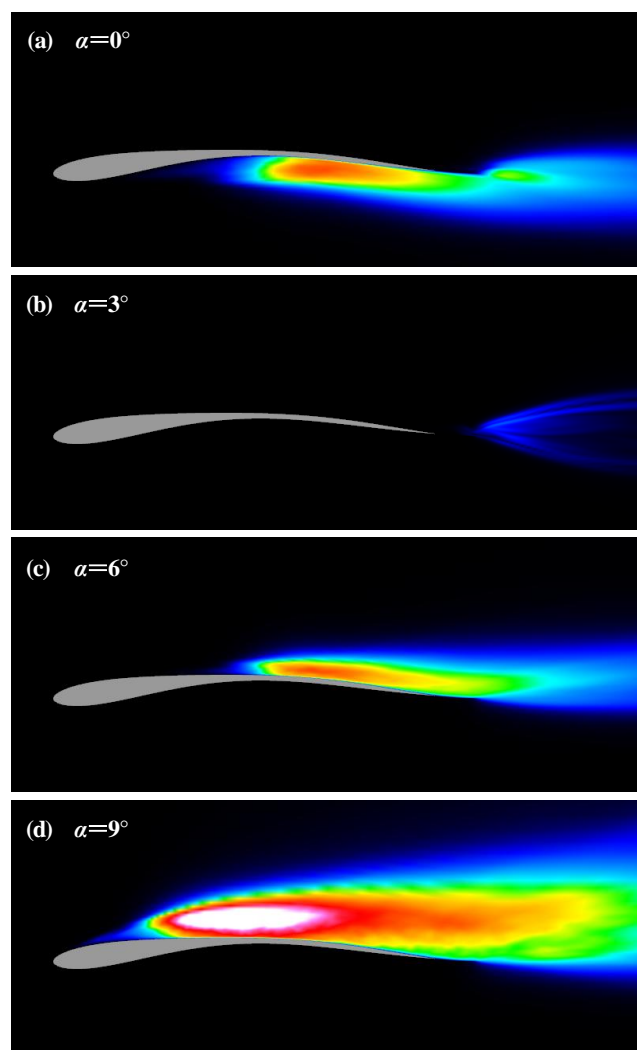


Figure 6 Spanwise velocity fluctuation contours around Owl-like airfoil at $\alpha=0, 3, 6, 9$ [deg.]. Color contour indicates magnitude of spanwise velocity fluctuation (0-0.05)

4.4 剥離点, 再付着点, 剥離泡長さ

本節では, 剥離点や再付着点, 剥離泡長さについて議論を行う。図 7 に平均場から得られた C_p を基に作成した, 剥離点および再付着位置と迎角の関係を示す。翼型および最大翼厚位置を同時に破線で示してある。

翼下面において, $\alpha=0^\circ$ では最大翼厚位置より前縁側で剥離しており, 迎角の増加に伴い $\alpha=3^\circ$ で剥離点は後縁側に移動する。また, $\alpha=0^\circ$ では翼中心付近を過ぎたあたりで再付着しており, $\alpha=3^\circ$ では前縁側へ移動する。翼下面における剥離は, 翼下面に大きな正の曲率を持つ流れ場特有のものである。

翼上面において, $\alpha=0, 3^\circ$ の剥離点は平均場で議論した通り後縁剥離を起こしており, 迎角の増加に伴い急激に前縁側へ移動する。 $\alpha=6, 9^\circ$ になると流れ場は前縁剥離流となるが, 翼中心付近にて再付着する再付着流となっている。翼上面の流れ場は迎角の増加に伴い, 後縁剥離→前縁剥離再付着となり, NACA0012 翼および石井翼と同様の流れ場構造となる。

4.5 翼面圧力分布

図 8 に各迎角の平均場から得られた翼面圧力係数分布 (C_p 分布) を示す (a) $\alpha=0^\circ$, (b) $\alpha=3^\circ$, (c) $\alpha=6^\circ$, (d) $\alpha=9^\circ$ 。比較のため, 2D-Laminar 解析により得られた関係も同時に示しておく。

$\alpha=0, 3^\circ$ (図 8(a), (b)) の翼上面では前縁付近で負圧のピークが確認され, その後緩やかに圧力回復を起こしていく。また $\alpha=0^\circ$ の翼下面では, 負圧のピークが確認され, 剥離泡内部で一定の値を示した後に急激な圧力回復を起こし, 後縁付近の大きな正の曲率で正圧を稼いでいる。 $\alpha=3^\circ$ の翼下面において, 負圧のピークが確認され, 剥離泡の内部で一定の値を示すのは $\alpha=0^\circ$ と同様であるが, 再付着点付近では緩やかな圧力回復を起こしている。このことから, 翼下面において, 剥離→遷移→再付着となる $\alpha=0^\circ$ の分布と, 剥離→層流再付着となる $\alpha=3^\circ$ の分布の特性は異なり, 層流再付着の方が圧力回復は緩やかであることがわかる。

$\alpha=6, 9^\circ$ (図 8(c), (d)) になると, 翼上面の圧力分布において前縁付近で負圧のピークが確認されるのは低迎角と同様であるが, 平均場で議論した剥離泡の内部ではフラットな圧力分布を得られており, 乱流遷移, 再付着する部分で急激な圧力回復が見られる。一方翼下面における流れ場は付着流であり, 低迎角と同様大きな正の曲率で正圧を稼いでいる。

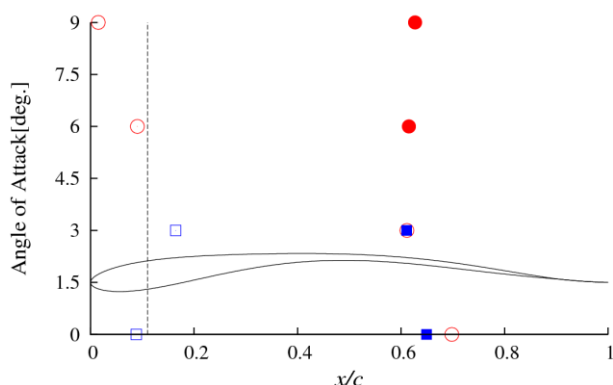


Figure 7 Separation and reattachment location predicted by current simulation as a function of angle of attack (α). Pressure surface(Blue, square) and Suction surface(red, circle). An open symbol indicates separation point and a close symbol indicates a reattachment point. Black broken line is maximum thickness of an owl-like airfoil.

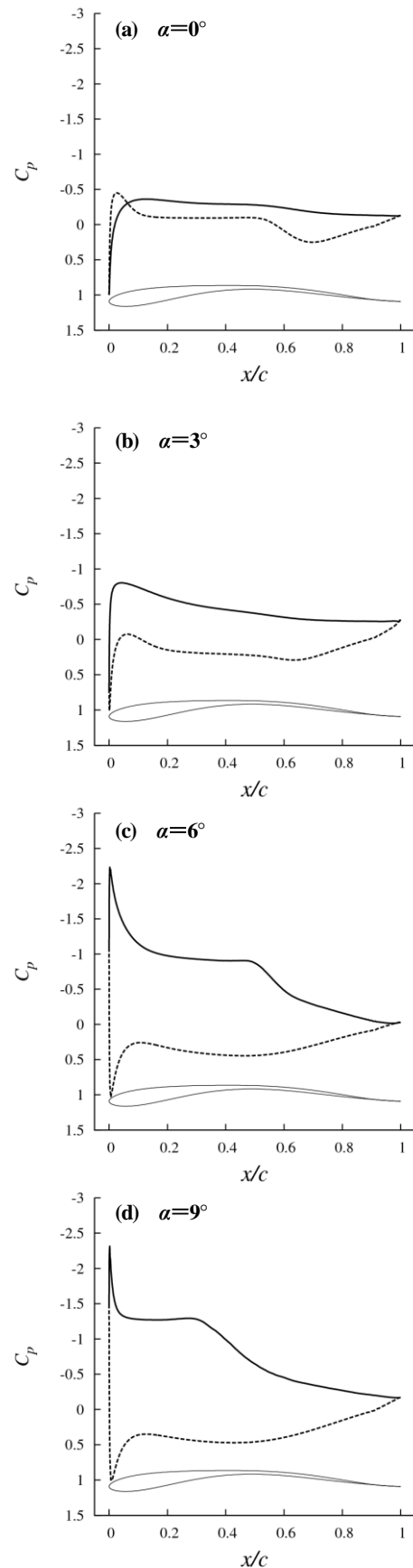


Figure 8 Phase- and spanwise-averaged pressure coefficient distribution of an Owl-like airfoil. Suction side (solid) pressure side (broken).

4.6 空力係数

続いて、フクロウ翼の揚力、抗力、揚抗比の特性を議論する。図 9 に(a)揚力係数 C_L , (b)抗力係数 C_D , (c)揚抗比 L/D 分布を示す。また、過去の研究で明らかとなった低レイノルズ数において性能が良い石井翼の揚力、抗力係数および揚抗比分布も同時に示す。ただし、石井翼は 1° 刻みで表した。

揚力係数分布 (図 9(a)) より、フクロウ翼の C_L は全ての迎角において、石井翼を上回ることがわかる。これは翼面圧力分布の考察や図 1 の翼型形状の比較より、翼下面の大きな正の曲率によって石井翼よりも大きな揚力を稼ぐためと考えられる。

抗力係数分布 (図 9(b)) より、低迎角と高迎角でフクロウ翼と石井翼の C_D の大小が入れ替わることがわかる。これは、石井翼の翼下面は全迎角で付着流だが、フクロウ翼の翼下面は低迎角で剥離泡を形成する。そのため、低迎角では抗力係数が高くなる。

揚抗比分布 (図 9(c)) をみると、こちらも揚力係数分布と同様、 L/D は全迎角において石井翼を上回っている。特に $\alpha=6^\circ$ では最大揚抗比約 23 という高揚抗比が得られ、フクロウ翼は揚抗比という面で高性能な翼型であるといえる。

5. 2D-Laminar 解析との比較

5.1 翼面圧力分布の比較

図 10 に本論文の 3D-iLES 解析により得られた翼面圧力分布および過去の 2D-Laminar 解析により得られた翼面圧力分布を迎角ごとに示す。

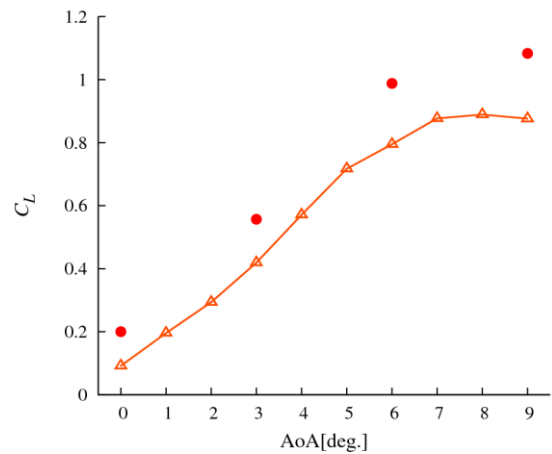
$\alpha=0^\circ$ (図 10(a)) の 2D-Laminar 解析による分布をみると、翼下面の再付着点付近で 2 度目の負圧のピークが現れ (圧力のオーバーシュート), その後急激に圧力が回復するが, 3D-iLES では観察されない。

$\alpha=3^\circ$ (図 10(b)) においては, 4.3 節より翼面上でスパン方向に乱れない 2 次元な流れ場であるため 2D-Laminar 解析と 3D-iLES 解析の分布が一致している。

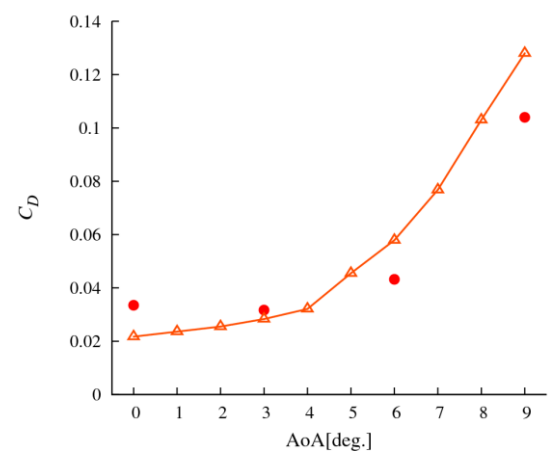
$\alpha=6^\circ$ (図 10(c)) の 2D-Laminar 解析では, $\alpha=0, 9^\circ$ のような圧力のオーバーシュートは観察されないが, 剥離泡の範囲における C_p 値は 3D-iLES 解析よりも小さくなっている。また後縁付近では 2D-Laminar 解析の方が負圧が大きくなり, 後縁剥離を大きく見積もる。

また, $\alpha=9^\circ$ (図 10(d)) の 2D-Laminar 解析では大きな圧力のオーバーシュートが見られる。4.3 節で述べたとおり, $\alpha=9^\circ$ では 3 次元性の強い流れ場となる。2D-Laminar 解析ではこのような強い 3 次元性をもつ流れ場を 2 次元的に捉えてしまうため, 圧力のオーバーシュートが起こり, 結果として剥離泡を短く見積もる。また $\alpha=6^\circ$ と同様に後縁剥離を大きく見積もる。

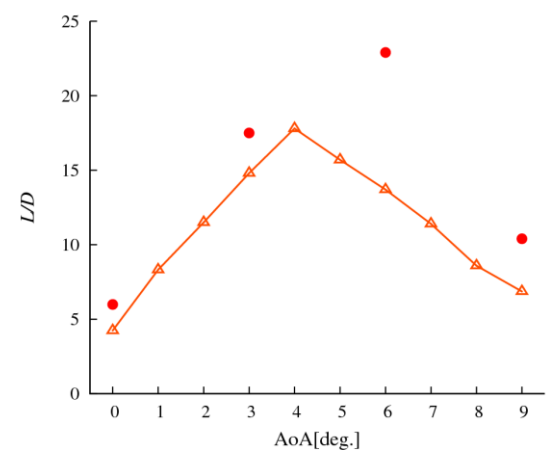
以上の考察から, $\alpha=9^\circ$ のようなスパン方向に強い乱れを持つ流れ場では圧力のオーバーシュートを起こし, 2D-Laminar 解析と 3D-iLES の翼面圧力分布は大きく異なり, 定性的な予測も難しい。しかし, $\alpha=0, 6^\circ$ のような弱い乱れであれば分布の差は小さく定性的な予測はある程度一致する。また, $\alpha=3^\circ$ のような翼面上にスパン方向の乱れを持たない流れ場の圧力分布は 2D-Laminar 解析と完全に一致する。



(a) Lift coefficient (C_L)



(b) Drag coefficient (C_D)



(c) Lift-to-drag ratio (L/D)

Figure 9 Aerodynamic coefficient as a function of angle of attack (α). Owl (circle, red) and Ishii (solid, triangle, orange)

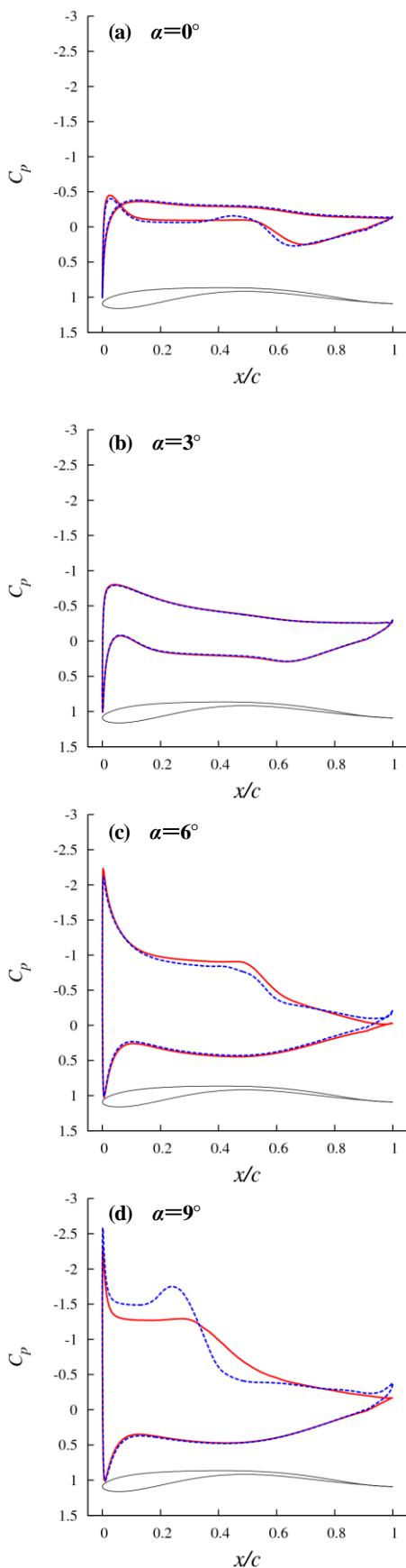


Figure 10 Phase- and spanwise-averaged pressure coefficient distribution of an Owl-like airfoil. 3D-iLES(solid, red), 2D-Laminar(broken, blue)

5.2 空力係数の比較

図 11 に本論文の 3D-iLES 解析により得られた空力係数および過去の 2D-Laminar 解析により得られた空力係数を示す。

揚力係数分布 (図 11(a)) をみると、翼面圧力分布においても考察した通り、 $\alpha=3^\circ$ において 3D-iLES 解析と 2D-Laminar 解析の C_p 分布は一致している、揚力係数の値も一致している。しかし、3D-iLES に比べて、 $\alpha=0^\circ$ においては約 14% 高く、 $\alpha=6^\circ$ においては約 6% 低く、 $\alpha=9^\circ$ においては約 4% 高い。これは前節で考察した圧力のオーバーシュートや、後縁剥離による見積り差が原因で起こると考えられる。また、抗力係数分布 (図 11(b)) をみると $\alpha=0, 3^\circ$ ではほぼ値は一致するが、 $\alpha=6, 9^\circ$ では 7% 程度 2D-Laminar 解析の方が抗力を低く見積もっている。これは 3D-iLES 解析では翼上面が乱流に遷移することにより抗力係数の圧力が寄与する成分が大きくなるためと考えられる。最後に揚抗比分布 (図 11(c)) から、 $\alpha=3, 6^\circ$ ではほぼ一致しているが、 $\alpha=0^\circ$ では約 16%、 $\alpha=9^\circ$ では約 11%、3D-iLES よりも 2D-Laminar 解析の方が高く揚抗比を見積る。これは、 $\alpha=6^\circ$ を除いて 2D-Laminar 解析が 3D-iLES に比べて C_L は高く、 C_D は低く見積もる傾向にあるからである。また、 $\alpha=6^\circ$ では、 C_L 、 C_D 共に 2D-Laminar 解析が高く見積もるため結果として揚抗比は一致している。

上記の考察から、定性的な空力係数の評価には 2D-Laminar 解析で十分であるが、翼型設計等の正確な値が要求される場合には、3D-iLES 解析を行う必要がある。

6. 結言

本論文では、 $Re=23000$ におけるフクロウ翼周りの流れの 3D-iLES 解析を行い、3 次元的な流れ場の詳細を明らかにした。また、過去に行った 2D-Laminar 解析結果と本研究で得られた 3D-iLES 解析結果に対して空力係数の比較を行った。

フクロウ翼周りの流れ場は、翼上面と翼下面がそれぞれ特有の流れ場となっている。迎角を上げるに従い、翼上面では後縁剥離流→前縁剥離再付着流となり、翼下面では前縁剥離再付着流→付着流となる。フクロウ翼の特性を迎角ごとにまとめると

- 1) $\alpha=0^\circ$ では翼下面の流れ場は乱流遷移するが、流れ場の 3 次元性は弱い。
- 2) $\alpha=3^\circ$ の流れ場は 2 次元的な流れ場で、翼下面は層流再付着する。後流ではリブ構造が観察される。
- 3) $\alpha=6^\circ$ では流れ場の 3 次元性は弱い。剥離領域の面積が小さく、最大揚抗比約 23 を得られる。
- 4) $\alpha=9^\circ$ の流れ場では強く 3 次元性が現れるが、この迎角でも失速していない。

また、翼全体の特性として 2D-Laminar で得た知見と同様、下面の大きな正の曲率で揚力を稼ぎ、翼上面で抗力を減らす翼型である。

2D-Laminar 解析との比較では、このレイノルズ数におけるフクロウ翼の空力係数は揚力係数で最大 14%、抗力係数で最大 7%、揚抗比で最大 16% 程度の差を持つが、3D-iLES 解析と定性的に一致する。しかし、スパン方向の乱れが強い流れ場における翼面圧力分布の整合性は低いため 3D-iLES 解析をする必要がある。よって Schmitz の提案 2), 3) に適合する翼型のおおまかな特性を知る際には 2D-Laminar 解析で定性的に耐えうるが、翼型を設計する際などの正確な値が要求される際には 3D-iLES 解析を行う必要がある。

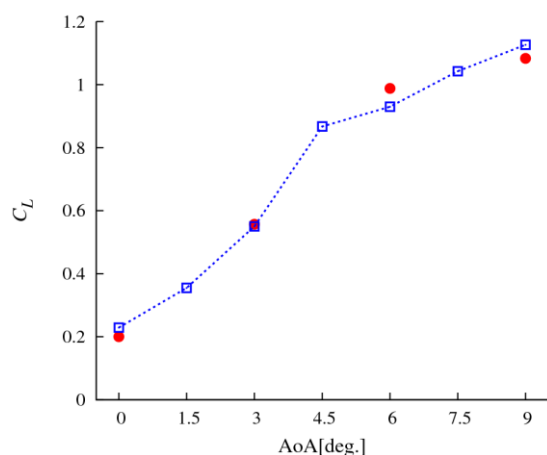
今後は、さらに迎角を細かくとり上面および下面の剥離特性や失速特性を明らかにする。また、フクロウ翼のレイノルズ数効果についても調べる予定である。

謝辞

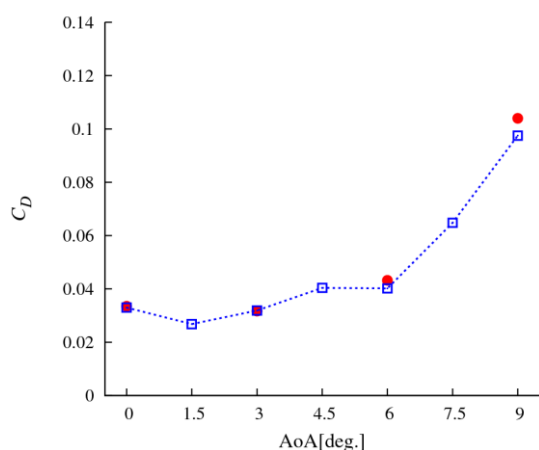
数値解析には JAXA の JSS を用いた。ここに感謝の意を記す。
また藤井研究室のメンバーには本研究に対し貴重なコメントを頂いた。

参考文献

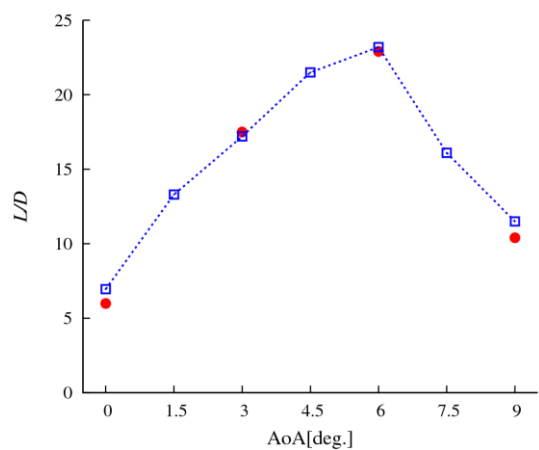
- (1) Schmitz, F. W. : Aerodynamics of the Model Airplane Part1, RSIC-721, 1967.
- (2) Schmitz, F.W. : The Aerodynamics of Small Reynolds Number, NASA TM-51, 1980.
- (3) 李家賢一 : 翼型上に生ずる層流剥離泡, ながれ 22, 15-22, 2003.
- (4) Lissaman, P. B. S. : Low-Reynolds-number Airfoils, Annual Review in Fluid Mechanics, pp 223-239, 1983.
- (5) Mueller, T. J. and Batill, S. M. : Experimental Studies of Separation on a Two Dimensional Airfoil at Low Reynolds Numbers, AIAA Paper 80-1440, 1980.
- (6) Okamoto, M. : An experimental study in aerodynamic characteristics of steady and unsteady airfoils at low Reynolds number, Ph.D thesis, Nihon University, 2005.
- (7) 野々村拓, 小嶋亮次, 安養寺正之, 大山聖, 藤井孝藏 : LES による石井翼 (Re=23000) の空力特性評価, 第 43 回流体力学講演会, 2011.
- (8) 安養寺正之, 野々村拓, 大山聖, 藤井孝藏, 野瀬慶, 沼田大樹, 永井大樹, 浅井圭介 : 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.
- (9) 青野光, 野々村拓, 安養寺正之, 大山聖, 藤井孝藏 : 低レイノルズ数流れにおける固定翼翼断面形状の空力特性への影響, 第 25 回数値流体力学シンポジウム, 2011.
- (10) 佐々木岳, 立川智章, 野々村拓, 大山聖, 米本浩一, 松本剛明 : 遺伝的アルゴリズムによる低レイノルズ数高揚抗比翼型の設計探査, 第 56 回宇宙科学技術連合講演会, 2012.
- (11) 近藤勝俊, 青野光, 野々村拓, 安養寺正之, 大山聖, Liu Tianshu, 藤井孝藏, 山本誠 : 火星航空機に向けた低レイノルズ数における数値シミュレーションによるフクロウ翼の空力特性, 第 56 回宇宙科学技術連合講演会, 2012.
- (12) 小嶋亮次, 野々村拓, 大山聖, 藤井孝藏 : 低レイノルズ数における空力性能評価手法に関する研究, 第 54 回宇宙科学技術連合講演会, 2010, (to appear in Journal of Aircraft).
- (13) Liu, T., Kuykendoll, K., Rhew, R., and Jones, S. : Avian Wing Geometry and Kinematics, AIAA Journal, vol. 44, No.5, May 2006.
- (14) Fujii, K., and Obayashi, S. : High-resolution Upwind Scheme for Vortical-flow Simulations, Journal of Aircraft, Vol.26, pp 1123-1129., 1989.
- (15) Lele, S.K., : Compact Finite Difference Scheme with Spectral-Like Resolution, Journal of Computational Physics, Vol.103, pp.16-22, 1992.
- (16) Gaitonde, D.V. and Visbal, R.M., : Pade Type High-Order Boundary Filters for the Navier-Stokes Equations, AIAA Journal, Vol.38, No.11, pp. 2103-2112. 2000.
- (17) 藤井孝藏 : 有限体積法の最前線—高速気流計算法の最近の動向, 日本計算工学会誌, 第 3 巻, 第 3 号, p. 158-166., 1998
- (18) Chakravarthy, S. R. : Relaxation Methods for Unfactored Implicit Upwind Schemes, AIAA Paper 84-0165, 1984



(a) Lift coefficient (C_L)



(b) Drag coefficient (C_D)



(c) Lift-to-drag ratio (L/D)

Figure 11 Aerodynamic coefficient as a function of angle of attack (α). 3D-iLES (circle, red) and 2D-Laminar (solid, square, blue)