

## High-Performance Aerofoil at $Re = 100$

Katsuya HIRATA\*, Ryo NOZAWA, Shogo KONDO, Kazuki ONISHI, Erika TAKAHASHI and Hirochika TANIGAWA

(Received January 23, 2019)

The aerodynamic characteristics of aerofoils have been massively investigated at Reynolds numbers  $Re$ 's higher than  $10^6$ . On the other hand, our knowledge is not enough at low  $Re$ , in spite of the recent miniaturisation of fluid machineries. Besides, the aerofoil is used as the elemental device for drones or flying/swimming robots, and often governs their basic performances. In this study, the authors examine three kinds of high-performance aerofoils proposed for very-low  $Re$  on the basis of our previous findings (Hirata et al., 2011) at  $Re = 1.0 \times 10^2$  using two- and three-dimensional computations. The three aerofoils are an iNACA0015 (the NACA0015 placed back to front), a FPBi (a flat plate blended with the iNACA0015 as its upper half) and a FPBN (a flat plate blended with the NACA0015 as its upper half). The authors compare them with such basic airfoils as a NACA0015 and a FP (a flat plate). As a result, the FPBi shows the best performance among five kinds of aerofoils.

**Key words :** low Reynolds number, airfoils, aerodynamics, CFD

**キーワード :** 低レイノルズ数, 翼, 空力, 数値流体力学

## $Re = 100$ での高性能翼

平田 勝哉, 野澤 怜, 近藤 彰吾, 大西 一希, 高橋 江梨香, 谷川 博哉

### 1. 序

翼は, 流れと流体力を制御する装置の内, 最も一般的かつ基本的なものの一つである. 翼の空力特性の研究は, 前世紀の科学技術の発展に強く影響を受けている. 事実, 現在までの報告は, 航空機や流体機械の高速化や大型化に伴い,  $10^6$  以上の高いレイノルズ数  $Re$  (代表長さは翼弦長  $c$ ) が多い<sup>1-4)</sup>. 一方, 低  $Re$  領域 ( $Re < 10^6$ ) における翼の空力特性の把握は, 無人航空機 UAV / 超小型航空機 MAV の開発や昆虫 / 鳥 / 魚 / 種子の飛行 / 遊泳システムの解明, 小型風力 / 水力発電機や小型燃焼器の開発などにおいて重要である<sup>5,6)</sup>. (3. 1 節も参照)

低  $Re$  での翼の空力特性については, 現在までに, 多くはないがいくつかの報告がある<sup>7-22)</sup>. しかし,

低  $Re$  領域での翼の空力特性についての理解は, 層流—乱流遷移などに関係した複雑かつ無視できない  $Re$  効果の為, 未だに充分ではない. 現象の強い非線形性が, 解析および数値計算, 実験の精度や信頼性に様々な技術的困難をもたらす為である.

著者らは,  $Re < 10^5$  の条件下で風洞や水槽実験と共に二次元と三次元の数値解析を行い, 基本的な二次元翼つまり NACA0015 と平板 (以降, FP と呼ぶ), 更に上流面と下流面の形状を修正したいくつかの FP について研究を行った<sup>20)</sup>. 結果として, 二種類の基本的二次元翼について,  $Re = 1.0 \times 10^2 - 1.0 \times 10^5$  の範囲における最小抗力係数  $C_{Dmin}$  の  $Re$  依存性を明らかにした. 更に, 極めて低い  $Re = 1.0 \times 10^2$  で, 数値解析結果に基づいて, 近傍の流れ場や表面圧力分布などと

\*Department of Mechanical Engineering, Doshisha University, Kyoto, Email: khirata@mail.doshisha.ac.jp

共に、迎角  $\alpha$  に対する抗力係数  $C_D$  と揚力係数  $C_L$ 、揚抗比  $C_L/C_D$  などの空力特性を明らかにした。その結果は、鋭利な上流面の重要性、および、前後反転した NACA0015 (以降、iNACA0015 と呼ぶ) の可能性を示した。更に FP について、上流面と下流面の形状の影響を明らかにした。

本研究では、著者らの以前の研究<sup>20)</sup>を参考にして、極低  $Re$  領域で高い性能を期待できそうな三種類の二次元翼を対象とする。即ち、iNACA0015 と FPBi, FPBN (それらの定義は後述) である。そして、 $Re = 1.0 \times 10^2$  で、NACA00015 や FP などの基本的二次元翼と比較しつつ、それらの二次元翼を二次元と三次元の数値解析により調べる。具体的には、 $C_D$  や  $C_L$ 、 $C_L/C_D$  と迎角  $\alpha$  との関係に注目する。更に、これらの  $\alpha$  効果を説明する為、 $Q$  値やヘリシティ、流線、翼周りの圧力分布と速度分布を用いて、 $\alpha = 0 \text{ deg.}$  と  $4 \text{ deg.}$ ,  $16 \text{ deg.}$ ,  $18 \text{ deg.}$  での翼周りの流れを可視化し、翼表面の圧力分布も明らかにする。

## 主な記号

$2A_F$	羽ばたき振幅 (両振幅) [m]
$c$	翼弦長 (= 代表長さ) [m]
$C_D$	抗力係数
$C_L$	揚力係数
$C_L/C_D$	揚抗比
$C_p$	圧力係数
$f_F$	羽ばたき周波数 [Hz]
$H$	計算領域の物理的大きさ [m]
$H_R$	相対ヘリシティ, $\equiv (\mathbf{v} \cdot \boldsymbol{\omega}) / ( \mathbf{v}   \boldsymbol{\omega} )$
$Ma$	マッハ数
$Q$	速度勾配テンソルの第二不変量 [1/s <sup>2</sup> ]
$Re$	レイノルズ数, $\equiv \rho U_\infty c / \mu$
$Re (V_{WT})$	$V_{WT}$ に基づくレイノルズ数, $\equiv \rho V_{WT} c / \mu$
$s$	スパン長 [m]
$t$	翼厚 [m]
$t/c$	断面比
$\mathbf{v} = (u, v, w)$	流速 [m/s]
$U_\infty$	一様な主流の平均流速 [m/s]
$V_{WT}$	翼端速度 (一回の羽ばたき中の最大値), $\equiv 2\pi A_F f_F$ [m/s]
$(x, y, z), (\xi, \eta, \zeta)$	座標系 [m]
$\alpha$	迎角 [deg.]
$\alpha'$	補正された $\alpha$ [deg.]
$\Delta \xi_{\min}, \Delta \eta_{\min}$	最小格子寸法 [m]
$\rho$	流体の密度 [kg/m <sup>3</sup> ]
$\mu$	流体の粘度 [Pa s]
$\boldsymbol{\omega} = (\omega_x, \omega_y, \omega_z)$	渦度 [1/s]

## 2. 方法

### 2.1. モデル

Fig.1 に、モデルを示す。モデルは、極低  $Re$  領域で高い性能を期待して提案された三つの二次元翼と、NACA0015 と FP の二つの基本的二次元翼である。三つの二次元翼とは、iNACA0015 (前後反転させた NACA0015) と FPBi (平板翼の上半分を iNACA0015 の上半分で置き換えた翼)、FPBN (平板翼の上半分を NACA0015 の上半分で置き換えた翼) である。

五つの全ての翼は、翼弦長  $c$  を代表長さとする。iNACA0015 と FPBi は、それぞれ、抗力最小化<sup>18,19)</sup> と揚力最大化<sup>19)</sup> のために最適化された形に似ている。それらは、共に鋭利な上流面かつ滑らかな下流面を特徴とする。

iNACA0015 に関して、著者らは、極低  $Re$  領域での空力特性の向上には、鋭利な上流面が重要であることを示した<sup>22)</sup>。つまり、鋭利な上流面は、上側上流面近くで、鋭くかつ非常に低い圧力低下を引き起こす。この上流面の鋭利さの重要性は iNACA0015 の有効性を暗示する。

更に、空力特性の向上には、下側面の非凸形状と上側面の凸形状も重要である<sup>22)</sup>。前者は、下面の圧力を高くする。後者は、 $\alpha$  が小さい時、上側面の中央部を広い範囲にかけて、わずかに圧力を低下させる。FPBi は、上流面が鋭利かつ、下測面が非凸形状、上測面が凸形状となるように意図して設計されている。FPBN も、同様である。(上の重要性については、3.5 節も参照)

NACA0015 と FP は、共に、断面が基本的かつ対称な二次元翼である。NACA0015 は、高  $Re$  領域での典型的な流線型翼である。FP は、上流面と下流面が鋭利な最も単純な薄翼である。FP の断面比は  $t/c=0.05$  である。

関係する全ての物理量を、無次元化する為、代表長さとして  $c$  を、代表速度として一様な主流の平均流速  $U_\infty$  を採用する。全ての数値計算は、 $Re=1.0 \times 10^2$  にて実施する。

## 2.2. 解析方法

上記の五種類の翼について、数値解析を行う。計算方法は概ね先の研究<sup>22)</sup>と同じである。実用上多くの場合、 $Re < 10^6$  で非圧縮性流体とみなせる。よって、三次元の非圧縮性ナビエ・ストークス方程式を考え、それを有限差分法で近似的に解く。流速と圧力のカップリングには、MAC 法を用いる。空間の離散化には、二次中心差分を用いる。対流項の空間の離散化を三次風上差分として、二次中心差分と一致することを確認している。(Fig.6, Fig.9 を参照)そして、時間発展には、オイラー一次陽解法を用いる。

境界条件は、翼表面では粘着条件である。計算領域の外周では  $u = U_\infty$  かつ  $v = 0$ ,  $w = 0$  のディレイクレ条件である。Fig.2 と Fig.3 に示すように、計算格子には O 型のスタッガード格子を用いる。これは、一般座標系  $(\xi, \eta)$  を持つ境界適合格子である。 $\xi$  と  $\eta$  は、それぞれ、翼表面では接線方向と法線方向の座標となる。 $\xi$  方向と  $\eta$  方向の格子数は、それぞれ、200 と 90 である。最小格子幅  $\Delta\eta_{min} = 10^{-3}c$  である。計算領域の物理的大きさ  $H$  は、 $28.0c$  とする。ここで、 $H$  は、翼の上流端を原点  $O$  とする円形の計算領域の半径である。

大部分の計算では、時間刻み  $\Delta t = 10^{-4}c/U_\infty$  にて、上記の条件下で時間発展させて数値解析を進める。数値解析を行っている間、計算結果が十分に飽和するまで時間が経過したか判断するために  $C_D$  と  $C_L$  値の両方を観察する。パラメータ  $H$  と  $\Delta\xi_{min}$ ,  $\Delta\eta_{min}$ ,  $\Delta t$  の値は、計算結果に影響を与えないかの確認の為に多くの予備計算を実施して決定した。Fig.4 は、その予備計算の一例を示す。具体的には、 $\Delta\eta_{min}/c = 0.002$  かつ  $H/c = 28.0$  における  $\alpha = 4 \text{ deg.}$  での iNACA0015 に対する  $C_L$  と  $C_D$  に及ぼす  $\Delta\xi_{min}$  の影響を示す。これら二つの影響は  $\Delta\xi_{min}/c \leq 0.01$  で無視できることが分かる。

## 3. 結果と考察

### 3.1. 低 $Re$ 領域での飛行と遊泳

この節では、低  $Re$  領域での実際の生物の飛行と遊泳について調べる。Table1 は、 $Re < 10^4$  の範囲で、空気中を羽ばたき飛行する生物の翼端速度  $V_{WT}$  に基づくレイノルズ数  $Re(V_{WT})$  を示す。 $Re(V_{WT}) \equiv \rho V_{WT} c / \mu$  にて定義する。ここに、 $V_{WT} \equiv 2\pi A_F f_F$  である。 $\rho$  と  $\mu$ ,  $A_F$ ,  $f_F$  は、それぞれ、流体密度と流体粘度、羽ばたき振幅、羽ばたき振動数である。同様に、Table 2 は、 $Re < 10^3$  の領域で水中を水かき遊泳する生物の  $Re(V_{WT})$  を示す。Table 3 は、 $Re \approx 10^2 - 10^3$  で空気中を滑空する植物の種子の  $Re$  を示す。ここで、代表速度としては、翼端回転速度または飛行速度を用いている。

Fig.5 に、空気中の様々な飛行物体の、 $Re$  または  $Re(V_{WT})$  と翼弦長  $c$  との関係をまとめる。

$Re \approx 10^2 - 10^3$  の極低  $Re$  範囲ですら、羽ばたき/水かき動作を利用して飛行/遊泳する生物が実際に存在することが分かる。この事実は、強い粘性摩擦により、揚力が抗力より相対的に優越ではなくなる  $10^2$  程度の極低  $Re$  領域でさえ、翼の空力特性を理解することは重要であると示唆する。よって、以下の節では、典型的な極低  $Re = 1.0 \times 10^2$  での流れについて専ら議論する。

### 3.2. 二次元性（二次元と三次元の比較）

Fig.6 に、 $Re = 1.0 \times 10^2$  における iNACA0015 と NACA0015 の結果  $C_D$  (Fig.6(a)) と  $C_L$  (Fig.6(b)) ,  $C_L/C_D$ (Fig.6(c))を示す。

示された  $\alpha$  の値は翼が対称形なので、正のみである。二次元解析を三次元解析と比較すると、両翼共に 24 deg.を含む大きな  $\alpha$  であっても、二次元解析は三次元解析とよく一致する。この事実は、 $Re=1.0 \times 10^2$  の様な極低  $Re$  領域では、大きい  $\alpha$  であっても二次元解析は、翼の周りの流れを調べるのに充分有効であることを示唆する。（空力特性自体については、3.3節にて議論する）なお Fig.6 では、対流項の空間差分の違い（二次中心と三次風上）により結果が異なることも確認している。

Fig.7 と Fig.8 は、共に三次元解析の一例である。これらは、それぞれ、iNACA0015 と NACA0015 周りの流れを示す。各図とも Fig.7(a)と Fig.7(b)は、それぞれ、 $\alpha=4$  deg.と 8 deg.での正規化された  $Q(=QU_\infty^2/c^2)$  が 0.1 の等値面である。それらの等値面は、各図左上の凡例として示された相対ヘリシティ  $H_r(=(\mathbf{v} \cdot \boldsymbol{\omega})/(|\mathbf{v}| \cdot |\boldsymbol{\omega}|))$  に応じて、着色されている。 $Q$  値の等値面の形状、および、いたる所で  $H_r = 0$  との事実から、どの流れも二次元的であると判断できる。なお、どの流れも、完全に定常である。

要約すると、 $Re=1.0 \times 10^2$  の流れは、 $\alpha$  が大きい時でさえ、完全に定常かつ二次元的であるとみなせようである。よって、以降の小節では、流れの二次元性を仮定して、二次元解析だけを専ら行う。

### 3.3. 空力特性

まず最初に、今回の二次元数値解析を過去の研究（Taira et al. (2008)と Sun & Boyd(2004)）と比較し、今回の計算精度を確認する。Taira et al. <sup>21)</sup>とは、 $AR = 2$  かつ  $t/c = 0.037$ ,  $Re = 1.0 \times 10^2$  での FP に関する、 $200 \times 88 \times 128$  格子の三次元数値解析と曳航油層実験を指す。Sun & Boyd は、 $t/c=0.05$  かつ  $Re=1.357 \times 10^2$ ,  $Ma = 0.2$  での FP に関する、二次元数値解析を指す。Fig.9 は、 $\alpha$  に対する  $C_D$ (Fig. (a))と  $C_L$ (Fig. (b)),  $C_L/C_D$ (Fig. (c))を示す。示された  $\alpha$  の値は、翼が対称形なので、正のみである。

初めに、今回の FP の計算結果に注目する。（この結果も対流項の三次風上差分と二次中心差分との差がないことを示す）Fig.9(a)では、 $\alpha=0-24$  deg.の範囲で、 $\alpha$  の増加に伴い  $C_D$  が単調漸増する。特に、 $\alpha \leq 10$  deg.では、 $C_D$  はほぼ一定値（約 0.4）をとる。Fig.9(b)では、 $\alpha=0-24$  deg.の範囲で、 $\alpha$  が 0 から増加するに連れ、 $C_L$  は単調に 0 から増加する。より詳しく述べると、 $\alpha$  に対する  $C_L$  の増加率  $dC_L/d\alpha$  は、 $\alpha$  が小さい時、ほぼ一定である。しかし、更に  $\alpha$  が増加するに連れて、 $dC_L/d\alpha$  は単調減少する。よって、Fig.9(c)では、 $\alpha \leq 10$  deg.で、 $C_L/C_D$  は  $C_L$  と同様に  $\alpha$  の増加に伴い単調増加し、 $\alpha \geq 10$  deg.で、その増加率  $d(C_L/C_D)/d\alpha$  は  $\alpha$  の増加に連れて単調減少する。そして、 $\alpha = 16$  deg.で  $d(C_L/C_D)/d\alpha$  は 0 となり、その後負をとる。よって、 $C_L/C_D$  は  $\alpha = 16$  deg.で最大値に達する。すなわち、穏やかな失速が現れる。

次に、他の研究者の結果と比較する。結論から述べると、定性的一致が確認でき、今回の計算精度は充分そうである。定量的には、多少の差異が存在する。すなわち、今回の  $C_D$  や  $C_L$ ,  $C_L/C_D$  は、全て、他研究者とほぼ同じ桁であるが、少し他研究者より大きくなりがちである。差異のうちでも、Sun & Boyd との差異は  $Re$  の違いにも拘らず、最も小さい。一方、Taira et al. による数値解析との差異は、若干、大きい。この事実は、 $AR$  の影響が無視でないことを示唆する。

Fig.10 に、 $Re = 1.0 \times 10^2$  での五つの翼の空力特性をまとめる。Fig.10(a)と(b), (c)は、それぞれ、 $\alpha$  に対する  $C_D$  と  $C_L$ ,  $C_L/C_D$  を示す。Fig.9 と同様、 $\alpha$  の値は、翼が対称なので正のみである。

結論から述べると、五つの翼の空力特性はお互い定性的に似ている。

初めに、Fig.10(a)を見る。五つ全ての翼で、 $\alpha=0-24$  deg.の範囲で、 $\alpha$  の増加に伴い、 $C_D$  は単調に漸増する。定性的だけでなく定量的にも、 $C_D$  は五つの翼でお互いよく似ている。よって、 $\alpha \leq 10$  deg.で五つ全ての翼の  $C_D$  は一定値（約 0.4）をとる。

次に、Fig.10(b)を見る。 $C_L$  は、iNACA0015 を除く四つの翼で、 $\alpha = 0-24$  deg.の範囲で単調増加する。一方、iNACA0015 では、 $\alpha = 22$  deg.で  $C_L$  が最大値をとる。一方、増加率  $dC_L/d\alpha$  は、五つ全ての翼で、 $\alpha$  の

増加に伴い単調減少する。この時、 $\alpha$  が小さい範囲では、 $dC_L/d\alpha$  はほぼ、一定となる。定量的観点からは、五つの翼の間で  $\alpha$  の値に応じた明らかな違いが見られる。

最後に、Fig.10(c)を見る。五つ全ての翼について、 $\alpha \leq 10$  deg. では、 $C_L/C_D$  は  $\alpha$  の増加に伴い単調増加する。 $\alpha \geq 10$  deg. では、 $d(C_L/C_D)/d\alpha$  は  $\alpha$  の増加に伴い単調減少する。 $\alpha = 16-22$  deg. の範囲のある  $\alpha$  にて、 $d(C_L/C_D)/d\alpha$  は 0 を通過してその後に負値となる。すなわち、ある  $\alpha$  で、 $C_L/C_D$  は最大値をとる。その結果、五つのどの翼にも、穏やかな失速が現れる。定量的な観点からは、五つの翼の間で  $\alpha$  の値に応じた明らかな違いが再び見られる。

より精密な空力特性の議論の為には、Fig.10 は公平ではない。すなわち、FPBi と FPBN は、非対称形なので、 $C_L$  も  $C_L/C_D$  も共に、 $\alpha = 0$  deg. で、0 とならない。このキャンバー効果を補正する為、迎角  $\alpha$  の代わりに修正の迎角  $\alpha'$  を導入する。その結果、 $C_L$  も  $C_L/C_D$  も共に、 $\alpha' = 0$  deg. で、0 となる。

Fig.11 は、 $\alpha' = -25-25$  deg. かつ  $Re = 1.0 \times 10^2$  での、 $\alpha'$  に対する  $C_L/C_D$  を示す。 $\alpha'$  と  $C_L/C_D$  の関係に非対称性を確認する為、 $\alpha'$  の範囲は、正のみではない。五つ全ての翼で、 $\alpha'$  が 0 から増加するにつれて、 $C_L/C_D$  は 0 から増加する。更なる  $\alpha'$  の増加につれて、 $C_L/C_D$  は、Fig.10(c) と同様、 $\alpha'$  のある値で最大値をとる。

今、Fig.11 に基づき、五つの翼の性能を比較する。Table.4 に、Fig.11 の結果をまとめる。そこには、五つの翼について、(1) $C_L/C_D$  の最大値、および、(2)それに対応する  $\alpha'$ 、(3)と、NACA0015 と比較した時の向上率を示す。五つの翼の中で FPBi と FPBN, FP の三つの翼は、 $\alpha' = 15-20$  deg. で 25%以上の高い向上率を示す。そして、五つの翼の中で FPBi の  $C_L/C_D$  の最大値は最も大きい。iNACA0015 の  $C_L/C_D$  の最大値は、上記の三つの翼より小さいが、NACA0015 より明らかに大きい。(高  $Re$  領域での典型的翼性能<sup>2)</sup> と極低  $Re$  領域での翼性能の比較については、Hirata et al.<sup>22)</sup> を参照)

以上をまとめると、極低  $Re$  では五つの翼の空力特性は定性的によく似ている。定量的には、FPBi と FPBN, FP の三つの翼が NACA0015 より良好な空力

特性を示す。iNACA0015 の空力特性は、上記の三つの高性能翼と NACA0015 との中間である。三つの高性能翼の中では FPBi が最良である。制御性に関しては、 $C_L/C_D$  の顕著な失速特性がないことから、五つの翼の中で、NACA0015 が最も優れている。

### 3.4. 流れの可視化

この節では、翼周りの流れについて論じる。(議論する流れは全て、任意に選ばれたある瞬間のものである。) なぜならば、 $Re = 1.0 \times 10^2$  での流れは全てが完全な定常性を示すためである。

Fig.12 と Fig.13 には、それぞれ、 $Re = 1.0 \times 10^2$  における FPBi と NACA0015 の周りの流れを可視化している。各図には、Fig(a)に  $\alpha = 4$  deg.の結果を、Fig(b)に  $\alpha = 18$  deg.の結果を示す。各図の上段と中段、下段は、それぞれ、翼周りの圧力分布と渦度分布、流線を示す。圧力  $p$  と渦度  $\omega_z$  は、それぞれ、圧力係数  $C_p$  と  $\omega_z c/U_\infty$  として、無次元化して示す。これらの値は、各図右上のカラーバーの色と対応する。流線の色は、 $|v|/U_\infty$  の値を表す。その値は、同様に、各図右上のカラーバーの色と対応する。

まず最初に、基本的な二次元翼(NACA0015 と FP) が示す特徴をまとめる<sup>22)</sup>。具体的には、Fig.12 を見て、NACA0015 について論じる。Fig.12(a)と(b)上段の一組の圧力分布を比較すると、二つの類似点に気づく。つまり、(i)上側面の上流部に広く分布する低圧力と、(ii)上流面近くの下側面に集中する高圧力の二つである。更に、Fig.12(a)と(b)の間には、以下の二つの些細な相違点も存在する。(iii)  $\alpha$  の増加に伴って生じる、上側面の上流部に広く分布する低圧域での明瞭な圧力低下と、(iv)  $\alpha$  の増加に伴って生じる上流面近くの下側面に集中する高圧域の下流方向への拡大の二つである。ここで、上流面近くの下側面に集中する高圧域での  $C_p$  のピーク値自体は、 $\alpha$  にあまり依存しないことに、注意すべきである。これら二つの類似点(i)と(ii)と二つの些細な相違点(iii)と(iv)は Fig.14 で定性的に議論する。

Fig.12(a)と(b)中段の一組の渦度分布を比較すると、両者間の明瞭な相違点(v)に気づく。つまり、Fig.12(b)でさえ流れが完全に定常であることと、Fig.12(a)と

(b)間の圧力場の類似点(i)と(ii)にも関わらず、Fig.12(b)だけで上側面の中央からの流れの剥離が現れ、Fig.12(a)には流れの剥離が現れない。Fig.12に示していないが、NACA0015の様々な $\alpha$ での可視化された流れを見ると、この明瞭な相違点(v)が、Fig.10(b)と(c)に現れている $C_L$ と $C_L/C_D$ の $\alpha$ に対する増加率 $(dC_L/C_D)/d\alpha$ と $dC_L/d\alpha$ と対応することも確認できる。

Fig.12(a)と(b)の下段の流線を比較しても、明瞭な相違点(v)を再び確認できる。詳しく述べると、 $\alpha=18$  deg. (Fig.12(b))では、上側面からの流れの剥離と上側面への流れの再付着とともに、上側面の下流部に再循環流領域を、観察できる。しかし、 $\alpha=4$  deg. Fig.12(a)では、流体は翼表面に沿って流れ、そのような再循環流領域は現れないさらに流れの剥離と剥離泡のいずれも観察できない。

次に、NACA0015以外の翼について論じる。結論から述べると、 $\alpha$ が小さい時のiNACA0015とFPBiを除き、NACA0015以外の翼にも上と同様な結論を導ける。Fig.13に、FPBi周りの流れを示す。なお、iNACA0015周りの流れは、FPBi周りの流れに殆ど等しい。また、FPBNとFPの周りの流れは、NACA0015周りの流れに殆ど等しい。よって、iNACA0015とFPBN, FPの結果は示さない。

Fig.13のFig.12との唯一の違いは、Fig.13(a)の上段すなわち、圧力分布図で確認できる。Fig.13(a)の冗談では類似点(i)を確認できない。その代わりに、(vi)上側面全体に渡る一定の低圧力(ただし、非常に低いわけではない)を確認できる。もちろん、Fig.13(a)と(b)の上段の圧力分布を比較すると、NACA0015と同様、一つの類似点(ii)と些細な二つの相違点(iii)と(iv)を確認できる。それらは、後に、Fig.14-16で定量的に議論する。もし、Fig.13中段の渦度分布と、Fig.13下段の流線をFig.13(a)( $\alpha=4$  deg.)とFig.13(b)( $\alpha=18$  deg.)について比較すると、NACA0015と同様、上側面の中央からの流れの剥離の有無、つまり、明確な相違点(v)を確認できる。更に、NACA0015と同様、図に示していない様々な $\alpha$ でFPBi周りの可視化された流れを見ると、この明瞭な相違点(v)が、Fig.10(b)と(c)に現れている $C_L$ と $C_L/C_D$ の $\alpha$ に対する増加率 $(dC_L/C_D)/d\alpha$ と $dC_L/d\alpha$ と対応することも確認できる。

Fig.12やFig.13と同様に他の翼についても流れを可視化することにより、Fig.10に示した五つの翼の空力特性が定性的にお互い似かよることが合理的であることを理解できる。なぜなら、 $\alpha$ が小さい時のiNACA0015とFPBiを除くと、五つ全ての翼で、類似点(i)(ii)と、些細な相違点(iii)(iv)と、明瞭な相違点(v)を確認できる。(それらは、圧力分布や渦度分布、流線などの翼近傍の流れ場に及ぼす $\alpha$ の影響に基づいている) $\alpha$ が小さい時のiNACA0015とFPBiでは、例外的に、(ii)-(v)に加えて(vi)が確認でき、(i)は確認できない。しかし、これまでの所、Fig.10で示した翼ごとの空力特性の違いを(NACA0015とFPBiの二つに限ったとしても)定量的に議論はできない。(Fig.10からは、NACA0015を含む他の五つの翼の内、FPBiが定量的に最も優れている)それ故、次節では、翼表面の圧力を定量的に議論する。

### 3.5. 表面圧力

Fig.14とFig.15, Fig.16は、それぞれ、 $Re=1.0 \times 10^2$ でのiNACA0015とFPBi, FPBNの表面圧力分布である。各図には、比較の為、NACA0015とFPの表面圧力分布も示す。横軸 $x$ は、 $c$ によって無次元化された上流端からの距離を示し、各図のFig.(a)とFig.(b)はそれぞれ、 $\alpha=4$ と18 deg.での結果を示す。

まず最初に、基本的二次元翼(NACA0015とFP)が示す特性をまとめる<sup>22)</sup>。初めに、Fig.14を見て、NACA0015について論じる。Fig.14(a)では、 $\alpha=4$ と18 deg.との間で前述の二つの類似点を確認できる。すなわち、(i)上側面のの上流部に広く分布する低圧力と、(ii)上流面近くの下側面に集中する高圧力の二つである。(少し細かく述べると、集中した高圧領域での、 $C_p$ の最大値は、ポテンシャル理論や高 $Re$ 実験の双方の中で一般的な値である1よりかなり大きい。この大きな $C_p$ は、極低 $Re$ 領域における粘性効果を表している)もちろん、Fig.14(b)を見ても、Fig.4(a)と同様、類似点(i)と(ii)を確認できる。加えて、Fig.14(a)と(b)を比較すると、 $\alpha=4$ と18deg.との間で前述の二つの些細な相違点を確認できる。すなわち、(iii) $\alpha$ の増加に伴って生じる上側面のの上流部に広く分布する低圧域での明瞭な圧力低下と、(iv) $\alpha$ の増加に伴って生

じる上流面近くの下側面に集中する高圧域の下流方向への拡大の二つである。しかし、 $\alpha = 4$  と  $18 \text{ deg.}$  との間で明瞭な相違点(v)つまり、上側面中央からの流れの剥離の有無に対応する違いは確認できない。

次に、Fig.14 を見て、FP について論じる。Fig.14(a) では、 $\alpha$  の値に依らず類似点(i)と(ii)を再び確認できる。もちろん、Fig.14(b)を見ても、Fig.14(a)と同様、これら二つの特徴を確認できる。Fig.14(a)と(b)を比べると、NACA0015 と同様、僅かな相違点(iii)と(iv)を確認でき、明瞭な相違点(v)を確認できない。

最後に、Fig.14 を見て、NACA0015 と FP を比較する。両翼間には、一つの明瞭な違いがある。すなわち、上流面近くの上側面での非常に大きな圧力低下が、NACA0015 では見られないが、FP では見られる。また、両翼間には、もう一つ別の違いもある。すなわち、下側面中央の広い部分での圧力は、NACA0015 のものより FP のものの方が僅かに高い。これは、特に下側面で著しい。FP では、 $4$  と  $18 \text{ deg.}$  のどちらの  $\alpha$  でも、上流面近くの上側面での鋭い圧力低下と、下側面に広く分布する高圧力とを確認できる。これら二つの特徴が、FP の優れた空力特性、すなわち、FP の  $C_L$  と  $C_L/C_D$  とが共に NACA0015 のそれらより大きいことに寄与すると考えることは合理的である。鋭い圧力低下は FP の鋭利な上流面に起因し、下側面の広範囲の高圧力は FP 下側面の非凸形状に起因すると考えてもよさそうである。厳密に言えば、 $\alpha = 4 \text{ deg.}$

(Fig.14(a)) では、NACA0015 の上側面の中央部に広く分布する僅かに低い圧力は、上側面が凸形状なので、FP と比較した空力特性の向上に貢献している可能性がある。しかし、全体としては、NACA0015 の下側面の僅かに低い圧力による寄与が、上側面の寄与を上回っている。(FP のみに見られる上流面近く上側面での非常に大きな圧力低下(ポテンシャル薄翼理論では $\infty$ )は、FP の鋭利な上流面に沿った剥離のない流れと関係付けられそうである。これは、Sun & Boyd<sup>15)</sup> による報告すなわち「 $\alpha \leq 10 \text{ deg.}$  の時に流れは剥離しないが、 $\alpha = 20 \text{ deg.}$  で局所的な強い逆圧力勾配の為に、流れは上流面近くで剥離し始める。」ことと整合する)

要約すると、極低 Re 領域では、空力特性の改善の

為には鋭利な上流面が、重要である。それが、上流面近くの上側面で、鋭くかつ非常に大きな圧力低下をもたらす為である。更に、非凸形状の下側面も重要である。それが、下側面に広く分布する高い圧力をもたらす為である。更に、凸形状の上側面も重要である。それが、上側面の中央部に広く分布する僅かだがより低い圧力をもたらす為である。これら三つの重要な点からは FPBi と FPBN の高性能を、一番目と三番目の重要な点からは iNACA0015 の高性能を予想できよう。

今、Fig.14 において、NACA0015 と FP とを参考にしつつ、iNACA0015 について考える。Fig.14(a)からは、類似点(i)上側面の上流部に広く分布する低圧力の代わりに、(vi)上側面全体に分布する一定の低圧力を、確認できる。つまり、iNACA0015 の上側面の圧力分布は、NACA0015 と FP のどちらにも似ていない。(vi)の一定圧力は、非常に低い訳ではなくむしろ零に近い。負値である。それ故、(vi)の出現は空力特性の低下を示唆する。しかし、NACA0015 や FP と同様、上流面近くの下側面に集中する高圧力(ii)を確認できる。すなわち、iNACA0015 の下側面の圧力分布はむしろ NACA0015 に近く、その下側面で高圧領域が広いことは、空力特性の向上を示唆する。一方、Fig.14(b)からは、iNACA0015 の上側面と下側面の両方の圧力分布が FP に近いことを、確認できる。より厳密には、下側面の下流部での  $C_p$  は、むしろ NACA0015 の  $C_p$  にかなり近い。

次に、Fig.15 を見て、FPBi について考える。Fig.15(a) から、Fig.14(a)の iNACA0015 と同様、(vi)上側面全体に分布する一定の低圧力を、確認できる。しかし、FPBi の下側面の圧力分布は FP に近い。Fig.15(b)からは、FPBi の上側面と下側面の圧力分布が両方とも FP に近いことを、確認できる。

最後に、Fig.16 を見て、FPBN について考える。Fig.16(a)からは、FPBN の上側面の圧力分布が NACA0015 とほぼ一致すること、ならびに、FPBN の下側面の圧力分布が FP とほぼ一致することを、確認できる。Fig.16(b)からも、以上二つの一致を再び確認できる。以上の事実は、FPBN の上半分が NACA0015

から、下半分が FP から構成されていることを考えると、順当であろう。

要約すると、極低  $Re$  領域では、FPBi と FPBN, FP の空力特性が最も高い。iNACA0015 の空力特性は、NACA0015 の空力特性よりも定量的に優れているが、以上三つの高性能翼には劣る。この結果は、合理的に見える。何故ならば、三つの高性能翼は全て、鋭利な上流面と非凸形状の下側面を有している。一方、iNACA0015 は、鋭利な上流面はあるが、非凸形状の下側面の代わりに、性能を低下させるであろう、凸形状の下側面を有している。特に、小さな  $\alpha$  での iNACA0015 と FPBi の空力特性については、更なる精密な検討を要すると思われる。

#### 4. 結論

低  $Re$  領域で、高い性能を持つと期待できる三種類の二次元翼を提案した。即ち、iNACA0015 と FPBi, FPBN である。極低  $Re (= 1.0 \times 10^2)$  において、二次元と三次元計算より NACA0015 や FP といった基本的二次元翼と比較しつつ、三つの翼を調べた。

結果として、 $\alpha$  が大きい時でさえ、流れは完全に二次元的であった。 $C_D$  や  $C_L$ ,  $C_L/C_D$  といった様々な空力特性への  $\alpha$  の効果を明らかにした。極低  $Re (= 1.0 \times 10^2)$  では、五つ全ての翼の空力特性は定性的によく似る。定量的には、FPBi と FPBN, FP の三つの翼が、最も高い性能を示し、NACA0015 より明らかに優れている。iNACA0015 の空力特性は、NACA0015 と三つの高性能翼との中間となる。三つの高性能翼の中では、FPBi は最高である。制御性に関しては、NACA0015 が五つの翼の中で明瞭な  $C_L/C_D$  の失速がない為、最も優れる。 $C_L/C_D$  の最大値は、FPBi が  $\alpha = 18 \text{ deg.}$  のときに得られ、NACA0015 の  $C_L/C_D$  の最大値と比較して 34% の向上を達成する。これは、UAVs や MAVs の実際の運用において、より長距離で効率的な飛行の可能性を示唆する。更に、様々な  $\alpha$  において、翼周りの流線や圧力分布、渦度分布により流れを可視化した。その結果は、空力特性と可視化された流れの間の整合性を示す。また、その際、鋭利な上側面と非凸形状の下側面の二つの、重要性を確認した。た

だし特に小さい  $\alpha$  では、iNACA0015 と FPBi の更なる研究が求められよう。

一般に、今回の結果は、通常の  $Re (\geq 10^6)$  での流れと、極低  $Re$  領域での流れとの間の違いの大きさを示唆している。しかし、本研究で使用された翼は、五種類に限定されているので、今後、様々な翼についての研究が望まれよう。(例えば、模型飛行機で一般的な、下側面が凹形状の翼など)

論文の編集には本学の高田稜一氏の援助を受けた。ここに記して感謝の意を表す。

#### 参考文献

- 1) E. N. Jacobs, A. Sherman, "Airfoil Section Characteristics as Affected by Variations in the Reynolds Number", *NACA Technical Report*, **586**, 227–267 (1937).
- 2) I. H. Abbott, A. E. von. Doenhoff, *Theory of Wing Sections*, (Dover, New York, 1958), pp. 462–463.
- 3) F. W. Riegels, *Aerofoil Sections*, (Butterworths, London 1961).
- 4) R. Eppler, *Airfoil Design and Data*, (Springer-Verlag, Berlin 1990).
- 5) H. Kawano, "Three-Dimensional Obstacle Avoidance of Blimp-Type Unmanned Aerial Vehicle Flying in Unknown and Non-Uniform Wind Disturbance", *Journal of Robotics and Mechatronics*, **19**[2], 166–173 (2007).
- 6) K. Iwata, K. Matsubara, K. Kawasaki, O. Matsumoto, "Turbojet Engine for Aerial Cargo Robot (ACR)", *Journal of Robotics and Mechatronics*, **24** [6], 1040–1045 (2012).
- 7) J. H. McMasters and M. L. Henderson, "Low Speed Single Element Airfoil Synthesis", *Tech. Soaring*, **6**, 1–21 (1980).
- 8) M. Okamoto, K. Yasuda, A. Azuma, "Aerodynamic Characteristics of the Wings and Body of a Dragonfly", *Journal of Experimental Biology*, **199**, 281–294 (1996).



- 9) 阿部裕幸, 筒井康賢, 吉識晴夫, “低レイノルズ数領域において翼型特性に及ぼす主流乱れの影響 (乱流格子による実験)”, 日本機械学会論文集 (B 編), **62** [602], 3592-3598 (1996).
- 10) S. Sunada, A. Sakaguchi, K. Kawachi, “Airfoil Section Characteristics at a Low Reynolds Number”, *Transactions ASME, Journal of Fluids Engineering*, **199**, 129–135 (1997).
- 11) 阿部裕幸, “低レイノルズ数領域において翼型特性に及ぼす主流乱れの影響”, 産業技術総合研究所技術報告書, **186** (2000).
- 12) 石川仁, 工藤大輔, 木谷勝, 望月修, 鄭志明, “前縁セレーションによる平板翼の性能改善と流れ特性”, 日本機学会論文集 (B 編), **67**[655], 680–687 (2001).
- 13) T. Motohashi, “Characteristics of Rectangular Wings at Low Reynolds Numbers”, *Proc. 39th Aircraft Symposium JSASS*, 3D6, 1–4 (2001) (in Japanese).
- 14) N. Nakane, T. Tanaka, T. Motohashi, “Aerodynamic Characteristics of NACA0012 in a Wide Reynolds Number Range”, *Proc. 35th Fluid Dynamics Conference, JSASS*, 179–182 (2003) (in Japanese).
- 15) Q. Sun, I. D. Boyd, “Flat-Plate Aerodynamics at Very Low Reynolds Number”, *Journal of Fluid Mechanics*, **502**, 199–206 (2004).
- 16) 高木亮治, “低レイノルズ数流れにおける NACA4402 翼の空力特性解析”, 日本航空宇宙学会論文集, **54**[631], 367–373 (2006).
- 17) 大竹智久, 中江雄亮, 本橋龍郎, “低 Re 数領域での NACA0012 翼の非線形空力特性”, 日本航空宇宙学会論文集, **55**, 439–445 (2007).
- 18) H. Yagi, M. Kawahara, “Optimal Shape Determination of a Body Located in Incompressible Viscous Fluid Flow”, *Computer Methods in Applied Mechanical and Engineering*, **196**, 5084–5091 (2007).
- 19) E. Katamine, N. Nishihashi, H. Azegami, “Shape Optimization of Steady-State Viscous Flow Fields for Drag Minimization and Lift Maximization”, *Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers, Series B*, **74**, 2426–2433 (2008).
- 20) 大竹智久, 橋本龍郎, “低 Re 数領域での NACA0012 翼まわりの流れ場”, 日本航空宇宙学会論文集, **57**, 397–404 (2009).
- 21) K. Taira, T. Colonius, “Three-Dimensional Flows around Low-Aspect-Ratio Flat-Plate Wings at Low Reynolds Numbers”, *Journal of Fluid Mechanics*, **623**, 187–207 (2009).
- 22) K. Hirata, M. Kawakita, T. Iijima, M. Koga, M. Kihira, J. Funaki, “Numerical and Experimental Study on Aerodynamic Characteristics of Basic Airfoils at Low Reynolds Numbers”, *Journal of Fluid Science and Technology*, **5**, 447–463 (2010).
- 23) Y. Zhou, Md. Mahbub Alam, H. X. Yang, H. Guo, D. H. Wood, “Fluid Forces on a Very Low Reynolds Number Airfoil and Their Prediction”, *International Journal of Heat and Fluid Flow*, **32**, 329–339 (2011).
- 24) 江端重葉, 安田孝宏, 南川久人, 宮本悠治, 里深信行, “低レイノルズ数領域で用いる水中グライダーの翼断面形状に関する研究”, 日本機械学会論文集 (B 編), **79** [806], 12–25 (2013).

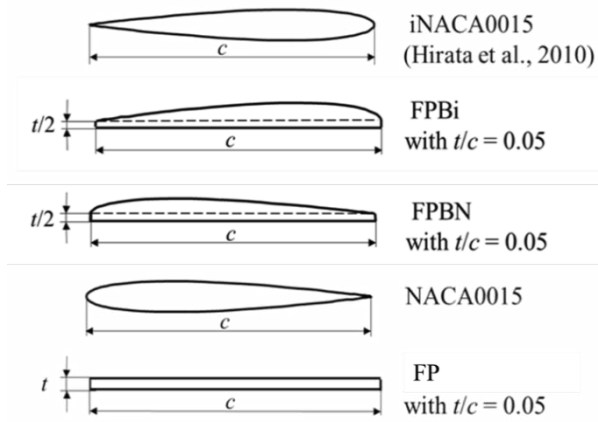
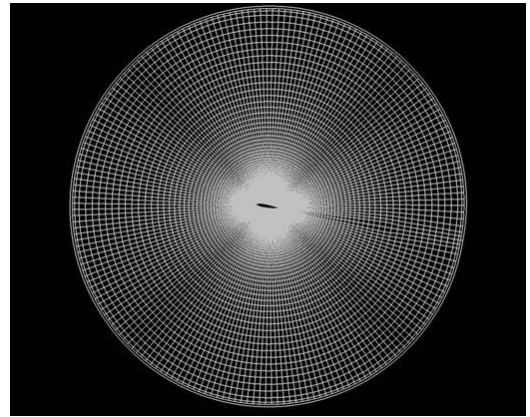
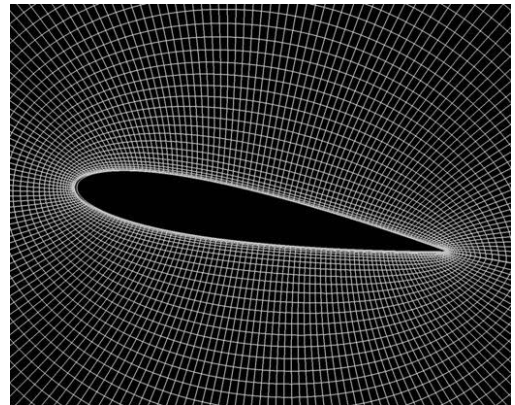


Fig. 1. Models: two-dimensional airfoils.



(a) Over-all view: computational domain with a diameter  $H$



(b) Close-up view: details around an airfoil with minimum grid sizes  $\Delta\xi_{\min}$  and  $\Delta\eta_{\min}$  on airfoil's surface

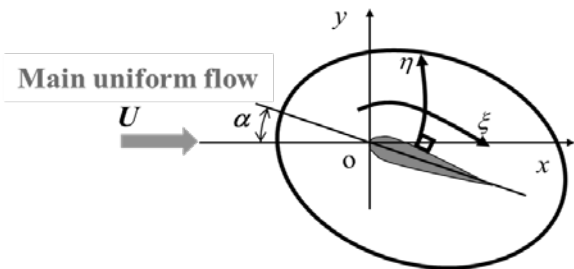


Fig. 2. Model together with a coordinate system. The  $z$ -axis is perpendicular to the  $x$ - $y$  plane or the  $\xi$ - $\eta$  plane.

Fig. 3. Computational grid on the  $x$ - $y$  plane (for NACA0015).

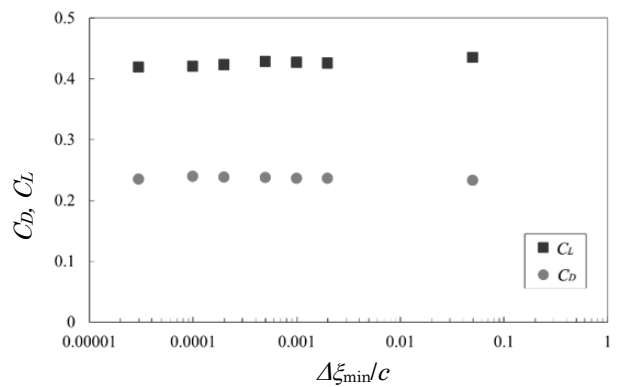


Fig. 4. Influence of the minimum grid size  $\Delta\xi_{\min}/c$  in the direction parallel to an airfoil surface (for iNACA0015 at  $Re = 1.0 \times 10^2$  and  $\alpha = 4$  deg. with  $\Delta\eta_{\min}/c = 0.002$  and  $H/c = 28.0$ ).

Table 1. Reynolds number  $Re(V_{WT})$  based on wing-tip velocity  $V_{WT}$  of the animal's flying in air (at 20 °C) at  $Re < 10^4$ .

	Flap amplitude (up-to-down) $2A_F$ [mm]	Wing span $s$ [mm]	Flap frequency $f_F$ [Hz]	Wing chord (mean) $c$ [mm]	$Re(V_{WT})$
Fly	0.5-0.7	2-5	600	0.6-0.8	50-200
Mosquito	1.0-1.5	4-6	200	1-2	100-400
Honeybee	2.0-3.0	8-12	200	2-4	500-1000
Butterfly	10-20	30-60	30	10-20	1000-3000
Hummingbird	10-15	40-60	50	10-20	3000-5000

Table 2. Reynolds number  $Re(V_{WT})$  based on wing-tip velocity  $V_{WT}$  of the animals swimming in water (at 10 °C) at  $Re < 10^3$ .

	Flap amplitude (front-to-back) $2A_F$ [mm]	Wing span $s$ [mm]	Flap frequency $f_F$ [Hz]	Wing chord (mean) $c$ [mm]	$Re(V_{WT})$
Notonecta triguttata (Matsumo-mushi)	3.0-4.0	12-15	2	1	20-60
Clione pallas	5.0-10	6-12	2	2	70-110
Diving beetle (Gengorou)	5.0-7.0	15-20	3	2	120-160

Table 3. Reynolds number  $Re$  of the plant-seed gliding in air (at 20 °C) at  $Re \approx 10^2 - 10^3$ .

	Wing chord (mean) $c$ [mm]	$V_{WT}, U_\infty$ [mm/s]	$Re$
Maple leaf	10	0.2 (tip rotating speed)	100-200
Alsomitra	7	1.5 (flight speed)	600-800

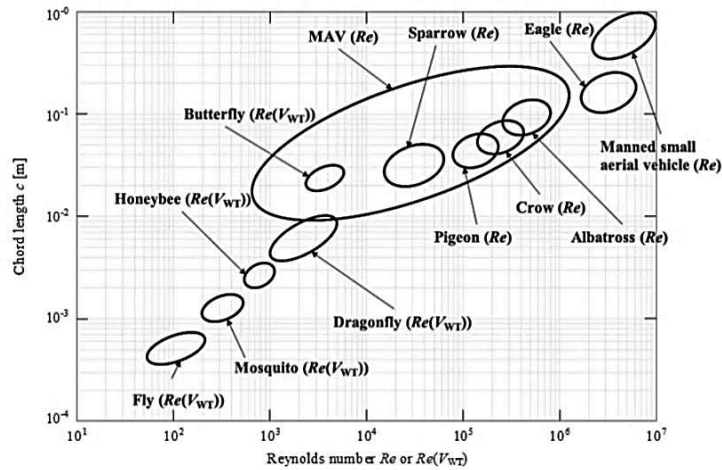
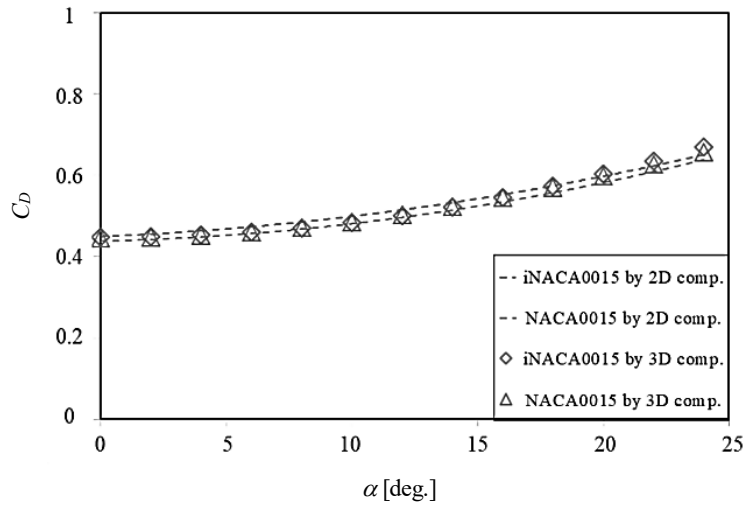
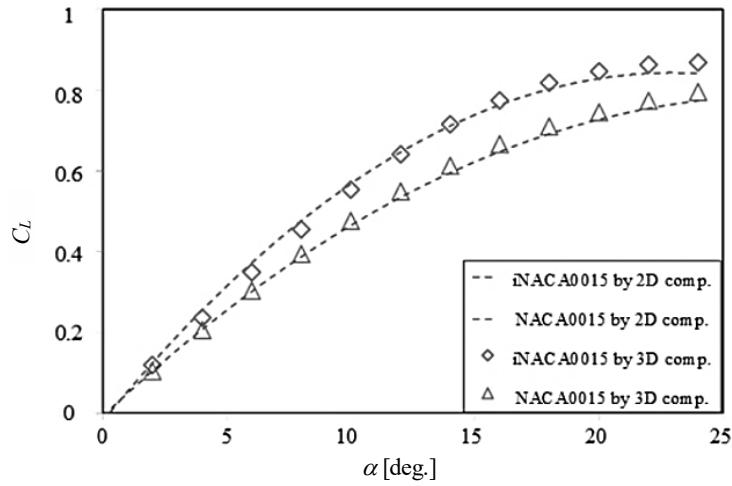
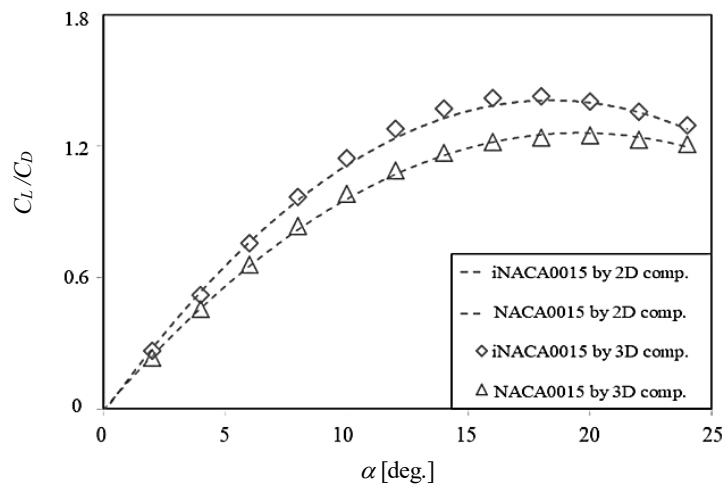
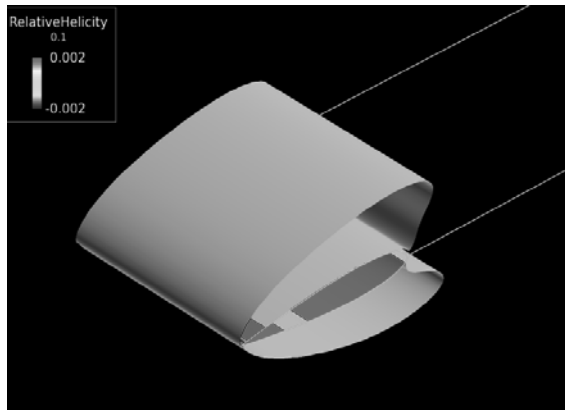
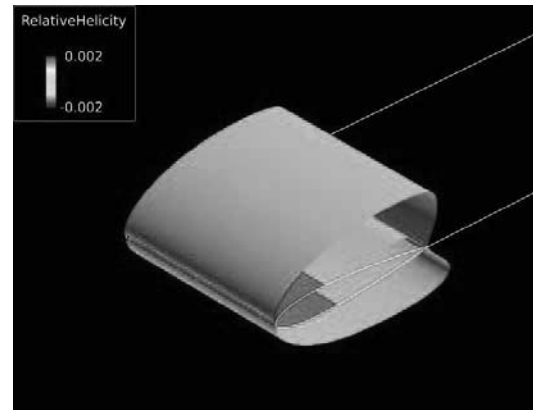


Fig. 5. Relation between Reynolds number  $Re$  or  $Re(V_{WT})$  and chord length  $c$  for various flying objects in air.

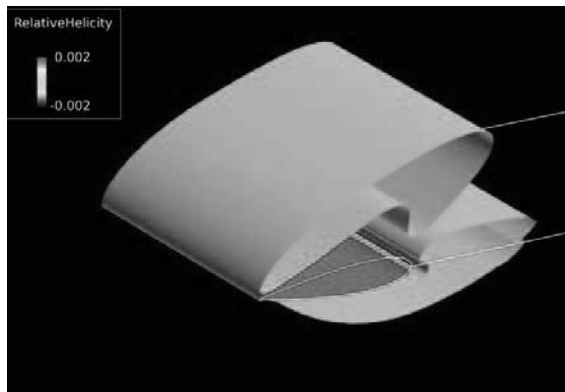
(a) Drag coefficient  $C_D$ (b) Lift coefficient  $C_L$ (c) Lift-to-drag ratio  $C_L/C_D$ Fig. 6. Comparison between 2D and 3D computations; aerodynamic characteristics versus attack angle  $\alpha$  at  $Re = 1.0 \times 10^2$ .



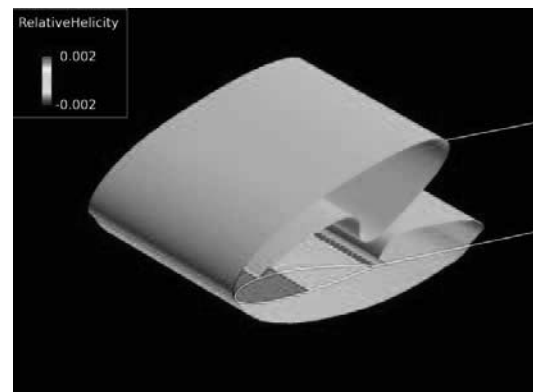
(a) At  $\alpha = 4$  deg.



(a) At  $\alpha = 4$  deg.



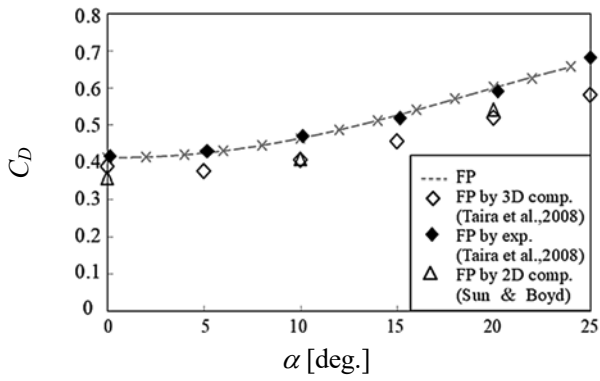
(b) At  $\alpha = 18$  deg.



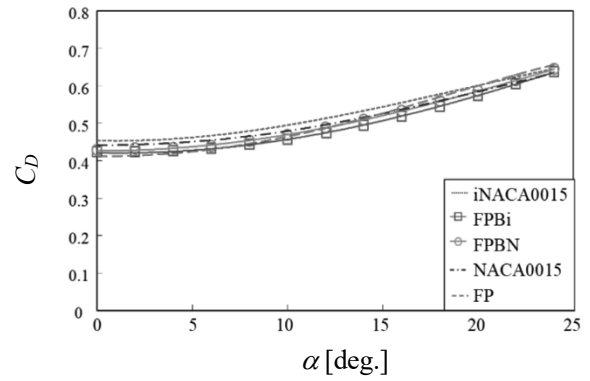
(b) At  $\alpha = 18$  deg.

Fig. 7. 3D computation visualised using iso- $Q$  surfaces with a normalised  $Q$  value ( $\equiv QU_\infty^2/c^2$ ) of 0.1 (for NACA0015 at  $Re = 1.0 \times 10^2$ ). The colour on the iso- $Q$  surfaces represents relative helicity  $He_R$  shown as a legend on the upper left hand of each figure.

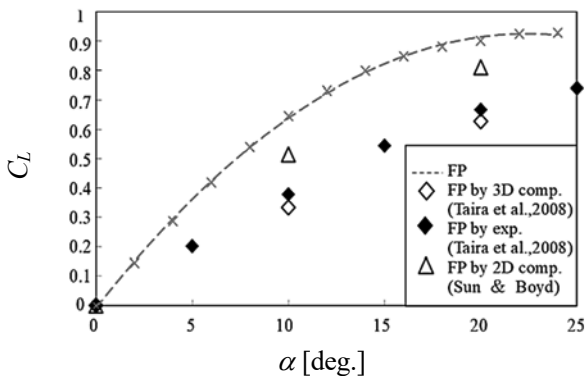
Fig. 8. 3D computation visualised using iso- $Q$  surfaces with a normalised  $Q$  value ( $\equiv QU_\infty^2/c^2$ ) of 0.1 (for NACA0015 at  $Re = 1.0 \times 10^2$ ). The colour on the iso- $Q$  surfaces represents relative helicity  $He_R$  shown as a legend on the upper left hand of each figure.



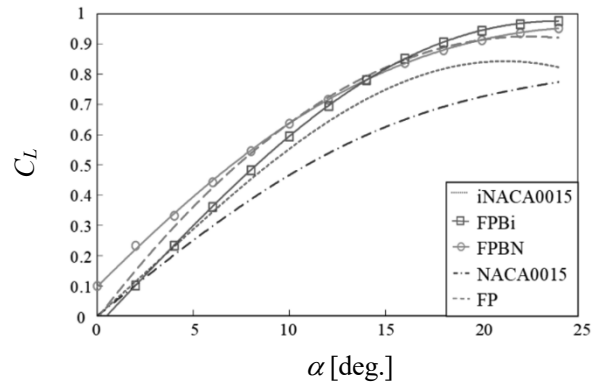
(a) Drag coefficient  $C_D$



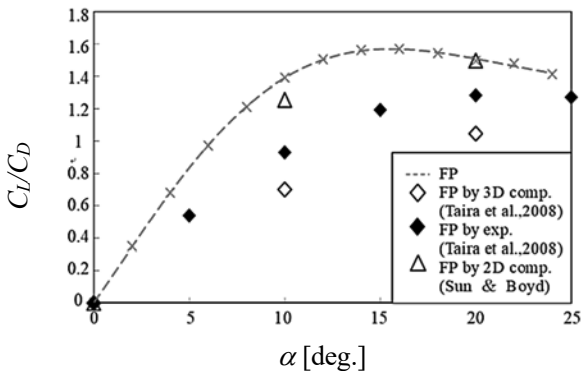
(a) Drag coefficient  $C_D$



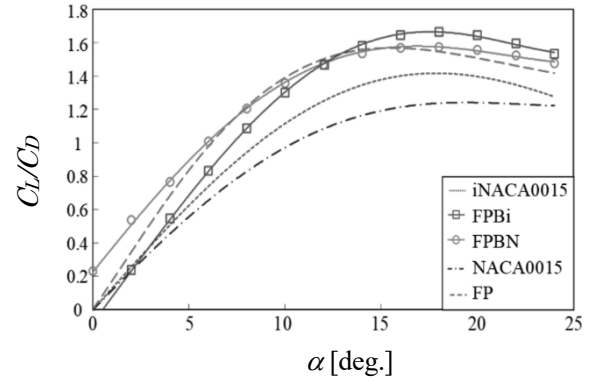
(b) Lift coefficient  $C_L$



(b) Lift coefficient  $C_L$



(c) Lift-to-drag ratio  $C_L/C_D$



(c) Lift-to-drag ratio  $C_L/C_D$

Fig. 9. Comparison of the present computation for FP to that of other researchers at  $Re = 1.0 \times 10^2$ .  $\diamond$ , 3D computation by Taira et al. (2008) (for FP with  $AR = 2$  and  $t/c = 0$  at  $Re = 1.0 \times 10^2$ ).  $\blacklozenge$ , Experiment using oil tow tank by Taira et al. (2008) (for FP with  $AR = 2$  and  $t/c = 0.037$  at  $Re = 1.0 \times 10^2$ ).  $\triangle$ , 2D computation by Sun & Boyd (2004) (for FP with  $t/c = 0.05$  at  $Re = 1.357 \times 10^2$  and  $Ma = 0.2$ )

Fig. 10. Aerodynamic characteristics versus attack angle  $\alpha$  at  $Re = 1.0 \times 10^2$ .

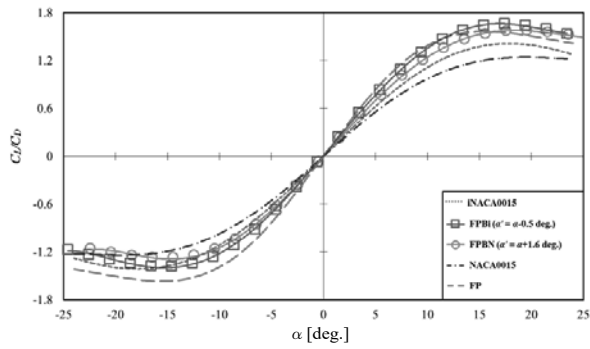
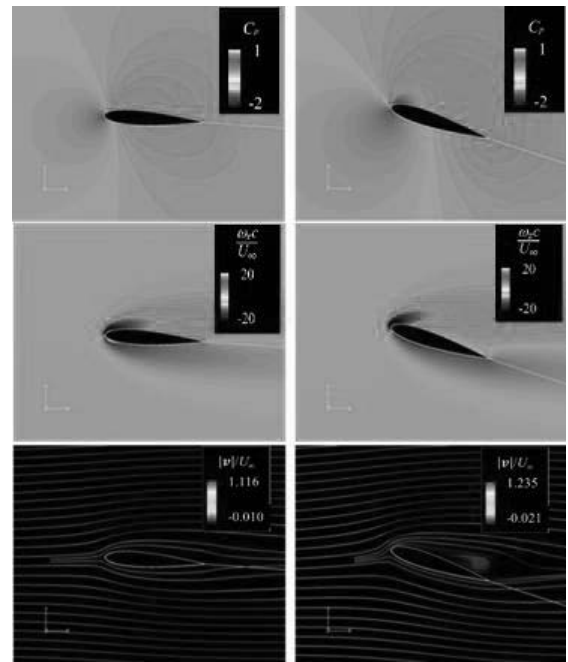


Fig. 11. Lift-to-drag ratio  $C_l/C_d$  versus corrected attack angle  $\alpha'$  at  $Re = 1.0 \times 10^2$  in a range of  $\alpha'$  from -25 to +25 deg.

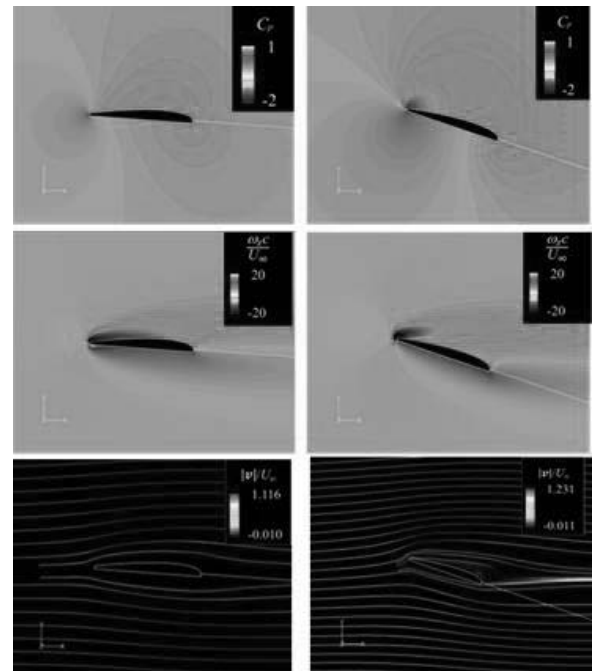


(a)  $\alpha = 4$  deg. (b)  $\alpha = 18$  deg.

Fig. 12. Pressure distribution, vorticity distribution and streamlines (for NACA0015 at  $Re = 1.0 \times 10^2$ ).

Table 4. Maximum  $C_l/C_d$ .

Airfoil	$\alpha'(\alpha)$ [deg.]	$C_l/C_d$	Relative improvement [%]
iNACA0015	18.0 (18.0)	1.42	14
FPBi	17.5 (18.0)	1.66	34
FPBN	19.6 (18.0)	1.58	27
NACA0015	22.0 (22.0)	1.24	0
FP	16.0 (16.0)	1.59	26



(a)  $\alpha = 4$  deg. (b)  $\alpha = 18$  deg.

Fig. 13. Pressure distribution, vorticity distribution and streamlines (for FPBi at  $Re = 1.0 \times 10^2$ ).

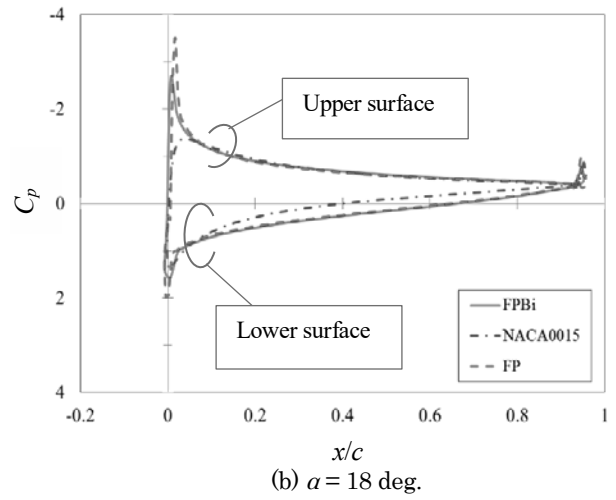
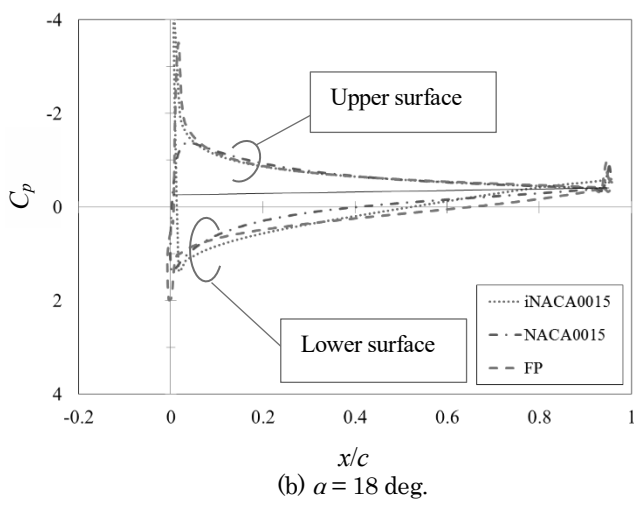
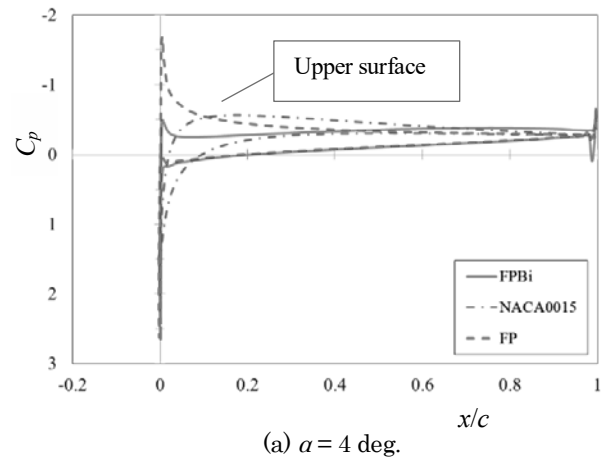
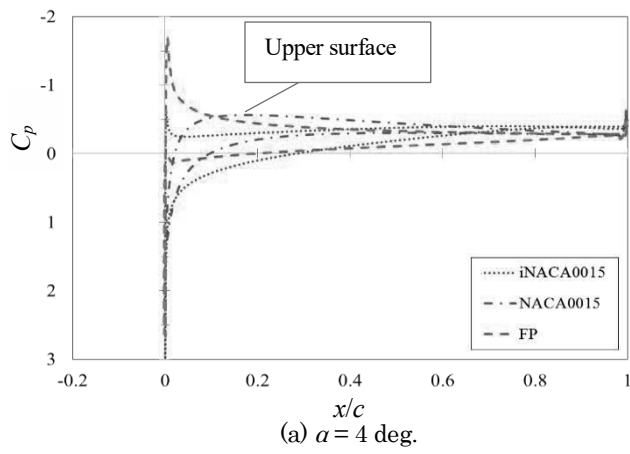


Fig. 14. Surface-pressure profiles on airfoil surfaces (for iNACA0015 at  $Re = 1.0 \times 10^2$ ).

Fig. 15. Surface-pressure profiles on airfoil surfaces (for FPBi at  $Re = 1.0 \times 10^2$ ).



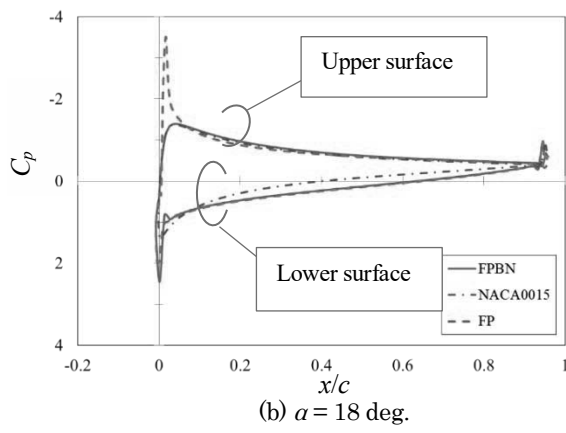
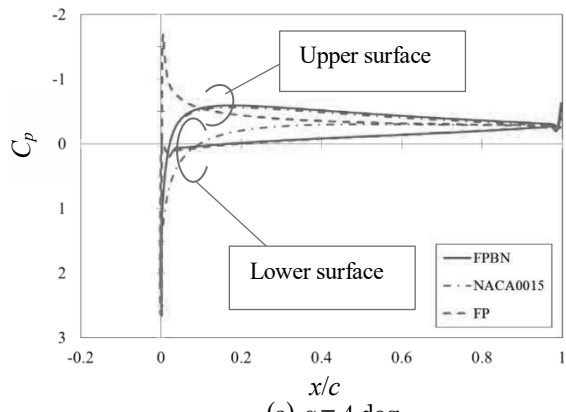


Fig. 16. Surface-pressure profiles on airfoil surfaces (for FPBN at  $Re = 1.0 \times 10^2$ ).