

100 – 1000 程度のレイノルズ数での翼形状について

On Airfoil shape at Reynolds Number of about 100 – 1000

- 大西一希, 同志社, 京都府京田辺市多々羅都谷 1-3, E-mail: dup0554@mail4.doshisha.ac.jp
- 近藤彰吾, 同志社, 京都府京田辺市多々羅都谷 1-3, E-mail: buk4059@mail4.doshisha.ac.jp
- 谷川博哉, 舞鶴高専, 京都府舞鶴市宇白屋 234, E-mail: tanigawa@maizuru-ct.ac.jp
- 平田勝哉, 同志社, 京都府京田辺市多々羅都谷 1-3, E-mail: khirata@mail.doshisha.ac.jp
- Kazuki ONISHI, Doshisha Univ., Kyoto, 610-0321, Japan
- Shogo KONDO, Doshisha Univ., Kyoto, 610-0321, Japan
- Hirotika TANIGAWA, Maizuru Tech., Kyoto, 625-0016, Japan
- Katsuya HIRATA, Doshisha Univ., Kyoto, 610-0321, Japan

The aerodynamic characteristics of airfoils have been researched in higher Reynolds-number ranges more than 10^6 , in a historic context closely related with the developments of airplanes and fluid machineries in the last century. However, our knowledge is not enough at low and middle Reynolds-number ranges. So, in the present study, we investigate three kinds of airfoils, namely, an iNACA0015 (the NACA0015 placed back to front) which was proposed as a high-performance airfoil for low Reynolds number in comparison with such basic airfoils as a NACA0015 and a flat plate in a low-Reynolds-number range of $Re = 1.0 \times 10^2 - 8.0 \times 10^2$, using three-dimensional computations. As a result, we have revealed the effects of attack angle α upon various aerodynamic characteristics such as the lift coefficient C_L , drag coefficient C_D and the lift-to-drag ratio C_L/C_D . Besides, we attempt to visualise the flow structure in three dimension.

1. 諸言

翼の空力特性の研究は、航空機の発達と関係が深い。実際、現在までの報告の多くは、航空機の高速度化や大型化に伴い高いレイノルズ数領域、すなわち、レイノルズ数 Re は 10^6 以上のものが多く見られる。^{1)–4)}

一方、低レイノルズ数領域 ($Re < 10^6$) 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 / 種子の飛行システムの解明、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。低 Re での翼の空力特性については、いくつかの研究が現在まで報告がある。^{5)–15)}

しかし、その様な低 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 数効果の為、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さをもたらす為である。

そこで本研究では、平板翼 FP, NACA0015, iNACA0015 (前後反転させた NACA0015) について、 $Re = 1.0 \times 10^2 - 1.0 \times 10^3$ での様々な空力特性 ($C_L, C_D, C_L/C_D$) と迎角 α との関係を、三次元数値解析結果を用いた可視化により明らかにする。

2. 計算方法

2.1 翼型の形状

Fig. 1 に、本研究で数値解析を行う翼型を示す。つまり、平板翼 FP, NACA0015, iNACA0015 (前後反転させた NACA0015) である。これは、低 Re 領域で高い性能を期待して提案された翼である。

2.2 定義式

本研究では、レイノルズ数 Re を次の式で定義する。

$$Re = \frac{Uc}{\nu} \quad (1)$$

ここで、 U は一様流の主流方向速度、 ν は流体の動粘度、 c は二次元翼の翼弦長である。

揚力係数 C_L 、抗力係数 C_D 及び圧力係数 C_p を以下の式で定義する。

$$C_L = \frac{L}{1/2 \rho U^2 A} \quad (2)$$

$$C_D = \frac{D}{1/2 \rho U^2 A} \quad (3)$$

$$C_p = \frac{p - p_0}{1/2 \rho U^2} \quad (4)$$

ここで、 L は揚力、 D は抗力、 ρ は流体の密度、 A は翼面積 lc 、 l はスパン長、 p_0 は静圧である。また、アスペクト比 AR の定義は、 $AR = l/c$ である。

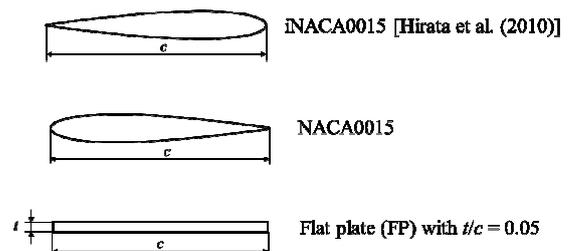


Fig. 1 Models: two-dimensional airfoils.

2. 2 計算方法

本研究で対象とする $Re < 10^6$ では、実用上多くの場合が非圧縮性粘性流体と見なすことで、十分な近似が得られる。したがって、非圧縮性ナビエ・ストークス方程式を考え、数値解析する。解析手法は、有限差分法である。(差分スキームは MAC 法、時間発展はオイラー陽解法を用いる。) 計算格子は、一般座標系をもつ境界適合格子を採用する。(型は O 型で、スタガード格子である。) 境界条件、格子点数、解析領域については、文献¹⁵⁾と同じである。

2. 3 揚力と抗力⁽⁷⁾

揚力 L と抗力 D は、物体表面上の圧力応力と粘性せん断応力とを重ね合わせることで計算する。物体表面では、速度がほとんど零となり $Re \ll 1$ と見なすことができる。そのことから表面に働く力 F は、ストークス近似を用い、非圧縮性という条件を考慮すると以下のように表すことができる。

$$C_F = -2 \int p n da + \frac{2}{Re} \int (\omega \times n) da. \quad (5)$$

ここで、 p は物体表面上の圧力、 a は表面積、 ω は渦度ベクトル、 n は物体表面上の法線ベクトルである (いずれも、無次元)。 C_F は F の無次元量で、 $C_F = (C_D, C_L)$ であり、 C_D は主流方向の係数、つまり抗力係数で、 C_L は主流に垂直方向の係数、つまり揚力係数である。

2. 4 計算格子と計算条件

Fig. 2 に示すように、計算格子には一般座標系をもつ境界適合格子を採用する。計算格子は O 型のスタガード格子である。ここに、図中の ξ と η は、それぞれ、翼表面の接線方向と法線方向の座標を表す。主たる計算での ξ 方向と η 方向の格子数は、それぞれ、200 と 90 である。また、 z 方向の格子数(スパン方向の格子数)は 40 である。(物理空間で $0.4c$ に相当)。最小格子幅 $\Delta\eta_{\min}$ は $1.0 \times 10^{-3}c$ 以下とする。物理空間での計算領域の寸法 H は $14.0c$ とする。ここに、 H は翼型の上流部分を原点 O とする円形計算領域の半径を表す。なお、パラメータの値を決定するための多くの予備計算を実施し、計算パラメータの値が結果に影響を与えないことを確認している。

翼表面での境界条件として、粘性条件を考える。一方、計算領域外縁の境界では、 $u=1$ かつ $v=0$ 、 $w=0$ なるディリクレ条件を与える。時間刻み Δt を $1.0 \times 10^{-4}c/U_\infty$ 以下として、以上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、計算結果が十分な収束状態に至る程度に計算時間が経過したかどうかを判断するために、 C_L と C_D の値の両方を観察する。

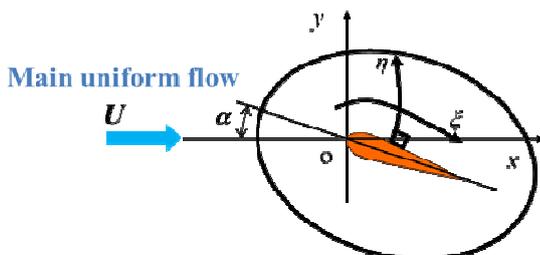


Fig. 2 Model together with a coordinate system. The z -axis is perpendicular to the x - y plane or the ξ - η plane.

3. 結果と考察

3. 1 $Re = 1.0 \times 10^2$ における諸空力特性

Fig. 3 に $Re = 1.0 \times 10^2$ における三種類の翼に関する諸空力特性 ($C_L, C_D, C_L/C_D$) と迎角 α との関係を示す。

最初に、これまで行われた研究との比較を行う。Sun & Boyd (2004) との結果と比較する。 Re の 100 と 135.7 の違いはあるが翼特性は定性的に同じ傾向を示し、かつ、定量的にも大きな差はなく Re の小さな違いによる影響はほとんどない。

次に、基本的な翼型である NACA0015 と FP の諸空力特性についてまとめる。はじめに、基本的な対称翼である NACA0015 と FP を考える。 C_L は、NACA0015 と FP の両翼型とも、 α の増加につれて C_L は単調かつ徐々に零から増加する。ここで、 $\alpha \leq 10$ deg. での増加率 C_L/α は、より大きな α での C_L/α よりも大きい。また、 $\alpha = 0 - 20$ deg. の範囲で、FP の C_L は NACA0015 の C_L よりも常に大きい。つぎに、 C_D は、両翼型とも、 α の影響は小さく、その値は両翼型ともに約 0.4 - 0.65 程度である。最後に、 C_L/C_D は、定性的には C_L と同様に、両翼型とも α の増加につれて零から単調に増加する。しかし、 $\alpha = 12 - 20$ deg. では、単調増加傾向が弱まり、むしろ α によらず一定の値をとる。なお、 $\alpha = 0 - 20$ deg. の範囲で、FP の C_L/C_D は NACA0015 の C_L/C_D よりも常に大きい。以上をまとめると、 $Re = 1.0 \times 10^2$ において、基本的な翼型である NACA0015 と FP は定性的に類似しており、定量的には FP の方が NACA0015 よりも優れている。

次に、iNACA0015 を考える。まず、iNACA0015 の C_L は、 $\alpha = 0 - 20$ deg. の範囲で、 α が零から増加にするにつれて、単調かつ徐々に零から増加する。また、iNACA0015 の C_D は、調べた α の範囲内で、 C_D はほぼ一定値 (≈ 0.5) をとる。iNACA0015 の C_L/C_D は、 C_L と同様、 α の増加につれて、 C_L/C_D は単調かつ徐々に増加する。以上をまとめると、低 Re において iNACA0015 の空力特性は、NACA0015 や FP の空力特性と定性的に類似する。さらに、iNACA0015 の空力特性を、NACA0015 や FP と定量的に比較する。iNACA0015 の C_L は、どの α でも、NACA0015 の C_L よりも常に大きく、FP の C_L よりも常に小さい。iNACA0015 の C_D は、NACA0015 や FP の C_D とおおよそ一致する。iNACA0015 の C_L/C_D は、どの α でも、NACA0015 の C_L/C_D よりも常に大きく、FP の C_L/C_D よりも常に小さい。以上をまとめると、低 Re での iNACA0015 の空力特性は、定量的には NACA0015 のものより優るが、FP のものより劣る。

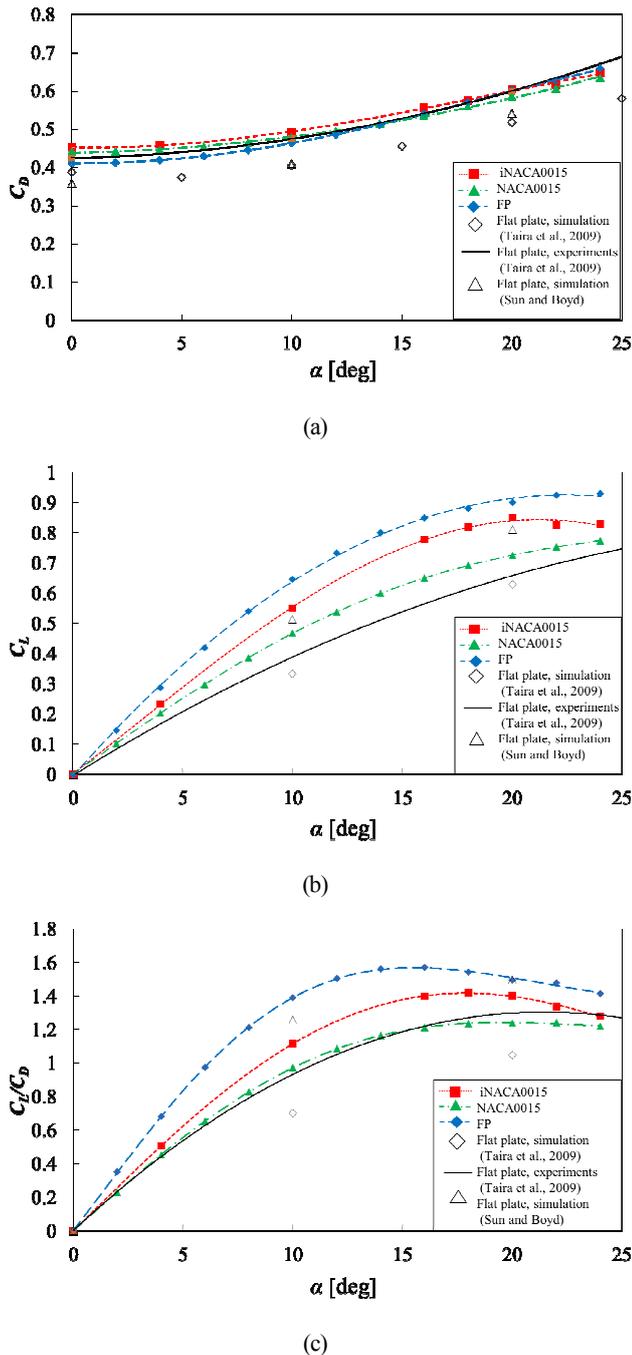


Fig. 3 Aerodynamic characteristics versus attack angle α at $Re = 1.0 \times 10^2$. \blacksquare , \blacktriangle and \blacklozenge , 3D. \cdots , \cdots and \cdots , 2D (Hirata et al., 2010). \diamond , Computations by Taira et al., (2009) (for FP with $AR = 2$ and $t/c = 0.037$ at $Re = 100$ and grid size is $200 \times 88 \times 128$). — , Experiment using oil tow tank by Taira et al., (2009) (for FP with $AR = 2$ and $t/c = 0.037$ at $Re = 100$). \blacktriangle , 2D computations by Sun & Boyd (2004) (for FP with at $Re = 135.7$ and $Ma = 0.2$).

3. 2 $Re = 8.0 \times 10^2$ における諸空力特性

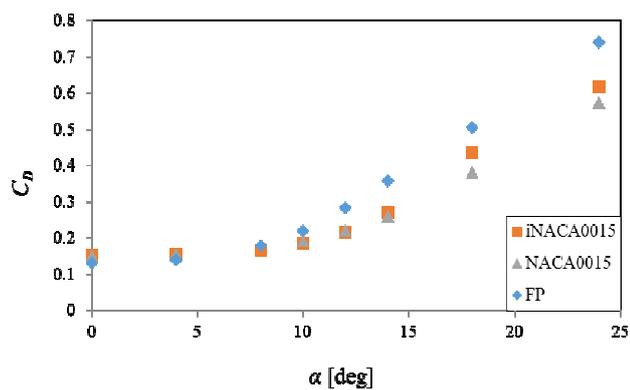
Fig. 4 に $Re = 8.0 \times 10^2$ における三種類の翼に関する諸空力特性 (C_L , C_D , C_L/C_D) と迎角 α との関係を示す。

最初に 3. 1 節と同様に、基本的な翼型である NACA0015 と FP の諸空力特性についてまとめる。この Re でも、まず基本的な対称翼である NACA0015 と FP を考える。 C_L は、NACA0015 と FP と共に α の増加につれて C_L は単調かつ徐々に零から増加する。また、増加率 C_L/α は、どの角度でも一定である。しかし、NACA0015 に関しては、 $18 - 24 \text{ deg}$ の間では増加せず、減少していることがわかる。また、 $\alpha = 0 - 24 \text{ deg}$ の範囲で、FP の C_L は NACA0015 の C_L よりも常に大きい。次に、 C_D は、 $\alpha \leq 10 \text{ deg}$ では、どの翼に対して一致しているのに対し、 $\alpha \geq 12 \text{ deg}$ では FP が他の翼型に比べ大きくなる。それ以降は単調増加を示し、FP が常に最も大きな値を示した。揚力、抗力共に、FP が常に最大値を示している。最後に、揚抗比 C_L/C_D について考える。 $\alpha \geq 8 \text{ deg}$ では FP も、NACA0015 も共に定性的にほとんど一致している。ただ、 $\alpha = 4 \text{ deg}$ の時、定量的に FP の方が NACA0015 の値より高いということから、 α が小さいときは、FP のほうが、翼特性が良いということがわかる。 α が大きくなってもそれぞれの翼に関して特性の大きな違いは無いと考えられる。

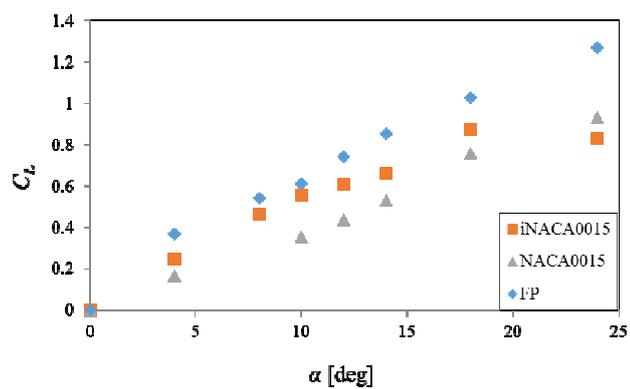
次に、iNACA0015 を考える。 C_D は、定性的にも定量的にも $\alpha = 0 \text{ deg} - 8 \text{ deg}$ までは他の翼と一致し、 $\alpha \geq 10 \text{ deg}$ では単調増加する。また、 $\alpha \geq 10 \text{ deg}$ では FP と NACA0015 の間の値をとる。

C_L に関しては、FP や NACA0015 と同様に、 α の増加につれて C_L は単調かつ徐々に零から増加する。ただし、iNACA0015 の C_L は、 $\alpha = 18 - 24 \text{ deg}$ の間で、NACA0015 の C_L の値より大きくなる。 C_L/C_D については、他の翼とは異なる結果を示している。他の 2 つの翼ではそれぞれ $\alpha = 8 \text{ deg}$ と 10 deg で最大値を示しているのに対して、iNACA0015 では、 $\alpha = 14 \text{ deg}$ で最大値を示し、その値自体もそれら二つのものと比べると、小さくなる。つまり、 $Re = 8.0 \times 10^2$ では、iNACA0015 よりも、FP や NACA0015 が優れた翼特性を有する。

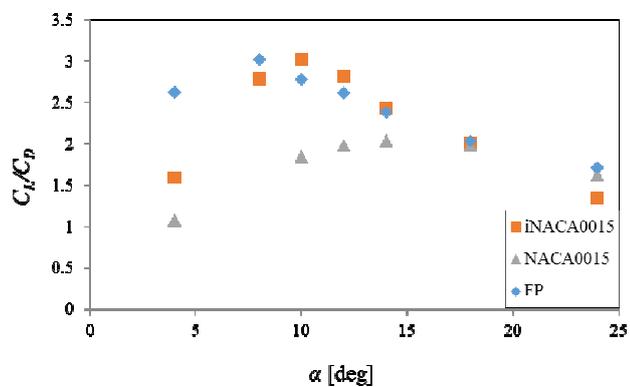
最後に、Fig. 3(c) と Fig. 4(c) から C_L/C_D の比較を行うと、三つの翼とも、それぞれ、 C_L/C_D が最大値となる α の値が小さい。このことから、どの翼も Re の増加につれて、より小さい α で C_L/C_D の最大値をとる。つまり、より高い Re で失速が起こりやすい。



(a)



(b)

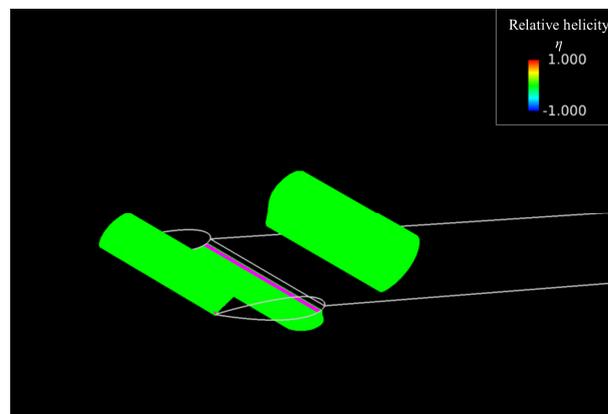


(c)

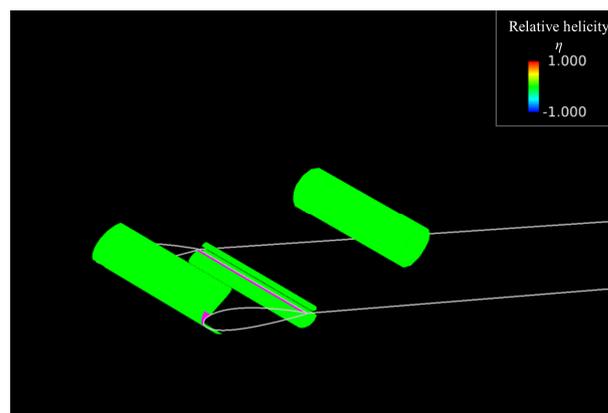
Fig. 4 Aerodynamic characteristics versus attack angle α ($Re = 8.0 \times 10^2$).

3. 3 流れの可視化

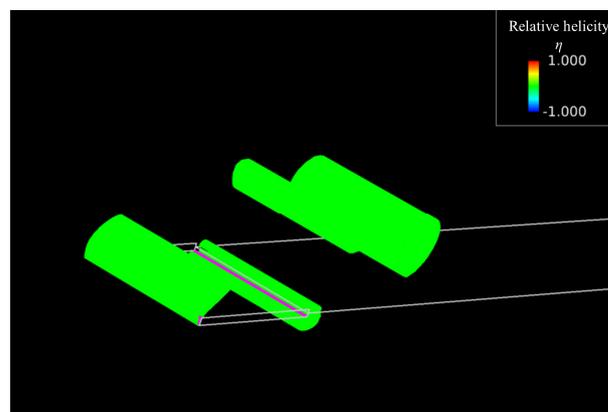
Fig. 5 に, $Re = 2.0 \times 10^2$ かつ $\alpha = 24$ deg. での, $Q = 3$ の等値面を示す. また, Fig. 6 に, $Re = 8.0 \times 10^2$ かつ $\alpha = 24$ deg. での, $Q = 3$ の等値面を示す. 各図とも, 等値面の色は相対ヘリシティ η の値 (図中の凡例を参照) に対応する. まず, Fig. 5 から見る. これらの図から, iNACA0015, NACA0015, FP の流れは, スパン方向に二次元的であることが分かる.



(a) iNACA0015



(b) NACA0015

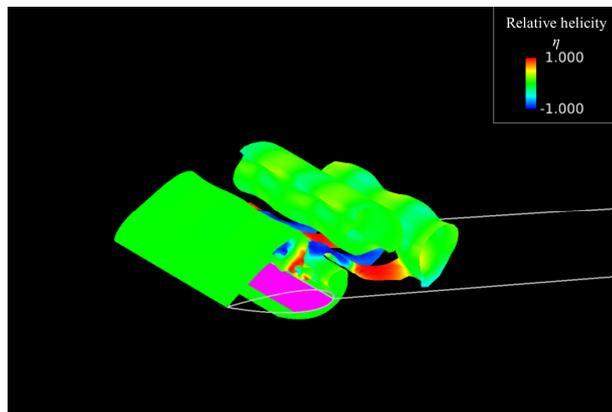


(c) FP

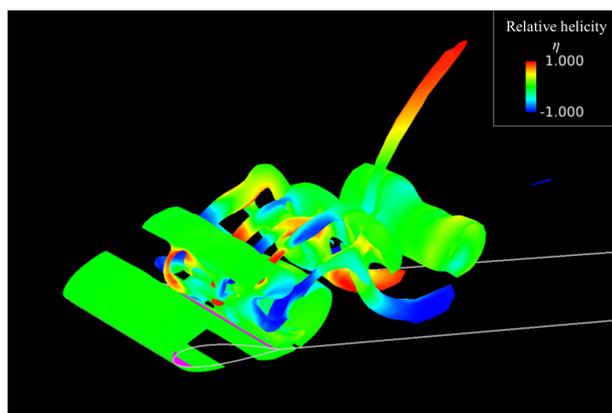
Fig. 5 Three-dimensional computation at $Re = 2.0 \times 10^2$ and $\alpha = 24$ deg., which is visualised using iso- Q surfaces with normalised $Q = 3$.

次に, Fig. 6 を見る. これらの図を見ると, iNACA0015, NACA0015, FP の流れは, スパン方向の二次元的性が崩れ, 三次元的になる.

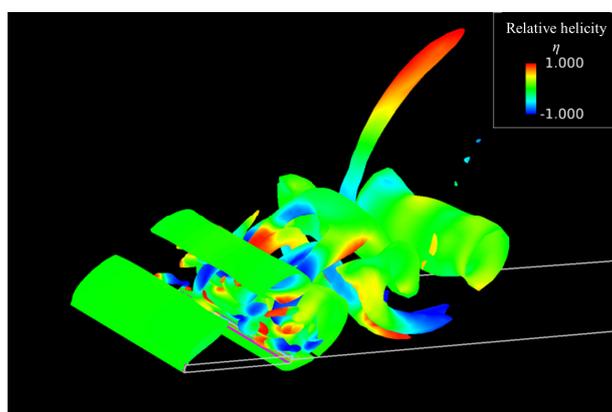
$Re = 1.0 \times 10^2, 4.0 \times 10^2$ でも同じ様に可視化を実施した. その結果, $Re = 2.0 \times 10^2$ と同じように, スパン方向に二次元的になる. よって, $\alpha = 24 \text{ deg.}$ では, $Re = 4.0 \times 10^2$ と $Re = 8.0 \times 10^2$ の間で, 二次元流れから三次元流れに遷移することがわかる.



(a) iNACA0015



(b) NACA0015



(c) FP

Fig. 6 Three-dimensional computation at $Re = 8.0 \times 10^2$ and $\alpha = 24 \text{ deg.}$, which is visualised using iso- Q surfaces with normalised $Q = 3$.

特に Fig. 6 からは, また, これらの図を見比べると, iNACA0015 が他の翼と比べて三次元性が弱いことが分かる. ここで, 3. 2 節で述べたように, $Re = 8.0 \times 10^2$ において, iNACA0015 の C_L が $\alpha = 18 - 24 \text{ deg.}$ の間で, NACA0015 の C_L の値より大きくなる. つまり, 流れの三次元性が強い NACA0015 の方が, 流れの三次元性が弱い iNACA0015 よりも C_L が大きくなるのである.

3. 5 水槽実験について

数値解析結果を確認する為, 現在, 可視化実験が進行している. Fig. 7 に, 実験装置を示す. 実験では, 移動水槽を用いて, NACA 翼周りの流れの可視化を行う. さらにその可視化結果の PIV 解析より, 定量的議論を行う予定である.

上方から翼を吊るすように固定し, レール上の水槽を移動させる. この機構のメリットとしては, 回流水槽とは違い, 流れの一樣性を保ったまま, 流れの様子を観測できることである. また, 計測系への機械振動等のノイズを低減できる.



Fig. 7 Photograph of an experimental set-up with a moving water tank.

7. 結言

$Re = 1.0 \times 10^2 - 8.0 \times 10^2$ における一様流中に置かれた翼 (iNACA0015 と NACA0015, FP) について、三次元数値解析を実施した。得られた結果を以下にまとめる。

- (1) C_D に関して, $Re = 1.0 \times 10^2$ において, 三つの翼の C_D の値はほぼ一致する。 $Re = 2.0 \times 10^2 - 8.0 \times 10^2$ において, α の増加につれて, FP の C_D は他の翼より大きくなる。
- (2) C_L に関して, $Re = 1.0 \times 10^2 - 8.0 \times 10^2$ かつ $\alpha = 0 - 24 \text{ deg}$. において, FP の C_L の値はどの α でも他の翼型に比べ大きい。
- (3) $C_L C_D$ に関して, $Re = 1.0 \times 10^2 - 8.0 \times 10^2$, $\alpha = 0 - 24 \text{ deg}$. において Re の増加につれて $C_L C_D$ の最大値を示す α は低下する。
- (4) $Re = 8.0 \times 10^2$ かつ $\alpha = 18 - 24 \text{ deg}$. において, iNACA0015 の C_L が, NACA0015 の C_L より逆に大きくなる。この時, NACA0015 の流れの三次元性は強く, iNACA0015 の流れの三次元性は弱い。
- (5) $Re = 2.0 \times 10^2 - 4.0 \times 10^2$ かつ $\alpha \leq 24 \text{ deg}$. では, どの翼の流れも二次元的である。

今後, 水槽実験にて, 得られた数値解析の結果検証する予定である。

参考文献

- (1) Jacobs, E. N. and Sherman, A., "Airfoil Section Characteristics as Affected by Variations in the Reynolds Number," *NACA Technical Report*, No. 586 (1937), pp. 227 - 267.
- (2) Abbott, I. H. and Doenhoff, A. E. von., *Theory of Wing Sections* (1958), Dover, New York, pp. 462 - 463.
- (3) Riegels, F. W., *Aerofoil Sections* (1961), Butterworths, London.
- (4) Eppler, R., *Airfoil Design and Data* (1990), Springer-Verlag, Berlin.
- (5) McMasters, J. H. and Henderson, M. L., "Low Speed Single Element Airfoil Synthesis," *Tech. Soaring*, Vol. 6 (1980), pp. 1 - 21.
- (6) Okamoto, M. Yasuda, K. and Azuma, A., "Aerodynamic Characteristics of the Wings and Body of a Dragonfly," *Journal of Experimental Biology*, Vol. 199 (1996), pp. 281-294.
- (7) Sunada, S. Sakaguchi, A. and Kawachi, K., "Airfoil Section Characteristics at a Low Reynolds Number," *Transactions ASME, Journal of Fluids Engineering*, Vol. 199 (1997), pp. 129-135.
- (8) 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 巻 655 号, 2001, pp. 680 - 687.
- (9) Motohashi, T., "Characteristics of Rectangular Wings at Low Reynolds Numbers," *Proc. 39th Aircraft Symposium JSASS*, 3D6 (2001), pp. 1 - 4 (in Japanese).
- (10) Nakane, N. Tanaka, T. and Motohashi, T., "Aerodynamic Characteristics of NACA0012 in a Wide Reynolds Number range," *Proc. 35th Fluid Dynamics Conference, JSASS* (2003), pp. 179 - 182 (in Japanese).
- (11) Sun, Q. and Boyd, I. D., "Flat-Plate Aerodynamics at Very Low Reynolds Number," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 502 (2004), pp. 199 - 206
- (12) Ohtake, T., Nakae, Y. and Motohashi, T., *Journal of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 55 (2007), pp. 439 - 445 (in Japanese).
- (13) Yagi, H. and Kawahara, M., "Optimal Shape Determination of a Body Located in Incompressible Viscous Fluid Flow," *Computer Methods in Applied Mechanical and Engineering*, Vol. 196 (2007), pp. 5084 - 5091.

- (14) 片峯英次, 西橋直志, 畔上秀幸, "抗力最小化・揚力最大化を目的とした定常粘性流れ場の形状最適化", 日本機学会論文集 (B編), 74 巻 748 号, 2008, pp. 2426 - 2433.
- (15) Taira, T. and Colonius, T., "Three-dimensional flows around low-aspect-ratio flat-plate wings at low Reynolds numbers," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 623 (2009), pp. 187 - 207.
- (16) Hirata, K., Kawakita, M., Iijima, T., Koga, M., Kihira, M. and Funaki, J., "Numerical and Experimental Study on Aerodynamic Characteristics of Basic Airfoils at Low Reynolds Numbers", *Journal of Fluid Science and Technology*, Vol. 5, No. 3 (2010), pp. 447 - 463.
- (17) 近藤彰吾, 野沢怜, 谷川博哉, 平田勝哉, "様々な翼型のレイノルズ数領域における空力特性について", 第27回数値流体力学シンポジウム講演論文集, A05-4, (2013), pp. 1 - 7.