



## 円盤翼の急激迎角変化時の 過渡的な渦構造\*

長谷川 裕晃<sup>1)</sup>, 島川 達也<sup>2)</sup>, 松内 一雄<sup>3)</sup>, 中川 健一<sup>4)</sup>

### Transient Vortex Structures of a Discoid Airfoil during Impulsive Incidence Variation

Hiroaki Hasegawa, Tatsuya Shimakawa, Kazuo Matsuuchi  
and Kenichi Nakagawa

#### ABSTRACT

It is necessary to know the unsteady properties determined from the vortex dynamics because the unsteadiness is known to make the force greater. The purpose of this study is to investigate the influence of vortices on transient aerodynamic characteristics of a three-dimensional airfoil whose angle of attack is varied impulsively. In the present experiment, the angle of attack of the airfoil is impulsively changed from 0 deg to the angle set under or beyond the static stall angle. The vortical flow fields were measured by using a stereoscopic PIV technique, and the image of three-dimensional vortex structure was depicted by plotting iso-vorticity surface calculated from the velocity data. The flow separates from the upper surface of the airfoil where the angle of attack increases beyond static stall angle under stationary conditions. On the other hand, when the airfoil is raised to a large angle of attack, high  $C_{Lmax}$  is attained by changing the rate of an angle of attack with the small non-dimensional rise time  $T^*$ . The small value of  $T^*$  indicates fast change in an angle of attack during incidence variation. The tip vortex (TIV) becomes stronger with increasing the angle of attack, and the whole separation on the upper surface of the airfoil is suppressed by the TIV after the airfoil stops. Therefore,  $C_L$  gradually decreases and the value of  $C_L$  comes to that of the stationary condition asymptotically.

**Keywords:** Vortex, Separation, Unsteady fluid force, Discoid airfoil, Stereo PIV

#### 1. はじめに

近年, 鳥や昆虫の羽ばたきや振動翼を活用した飛翔に関する研究が盛んに行われている<sup>1)3)</sup>. こうした飛翔の原理をビークルに応用し, 被災地や極限環境あるいは惑星などの探査に用いるという試みもある<sup>4)</sup>. 物体が非定常運動をするときに働く揚力は, ダイナミックリフトと呼ばれ, 定常流れに働く揚力に比べて, 最大で 2 倍程度の大きな力が働くと考え<sup>5)</sup>, この力を昆虫等は有効に使って飛翔している<sup>6), 7)</sup>. 昆虫や魚は羽根や鰭を動かすことで流体中に渦を生成し, 後方に放出することで飛翔および推進している. 鳥や昆虫の飛翔, 魚の推進に, 渦の生成と移動が重要な役

割を担っていることになる<sup>8)-10)</sup>. 鳥や昆虫が飛翔・推進しているのは, 羽根の非定常運動により流れ場に渦を作り出し運動量の生成を導き, この運動量の変化が力の発生に関与しているからである. つまり, 非定常な流れ場では, 渦が運動量を作り出しその変化量が力となる.

非定常流体力に関して, ピッチング運動やフラッピング運動などで翼を振動させ, 流体力や翼まわりの流れ場計測を行い, 失速遅れや前縁渦 (Leading-Edge Vortices: LEV) の挙動を捉え興味深い特徴が見出されている<sup>11)-14)</sup>. 固定翼で迎角が大きい場合でも, LEV が翼に付着している間では, 揚力が増加することはよく知られている. この LEV の挙動は, 翼が振動する非定常な流れ場では, 定常時と大きく異なることになる. さらに, 翼が三次元的な形状の場合, 非定常効果に及ぼす影響に違いが生じることが期待できる. こうした非定常効果に関して, 二次元と三次元模型

\* 原稿受付 2013 年 6 月 5 日

1) 正会員 秋田大学大学院 工学資源学研究科 (〒010-8502 秋田市手形学園町 1-1, E-mail: hhasegaw@mech.akita-u.ac.jp)

2) 非会員 筑波大学大学院システム情報工学研究科

3) 非会員 筑波大学名誉教授

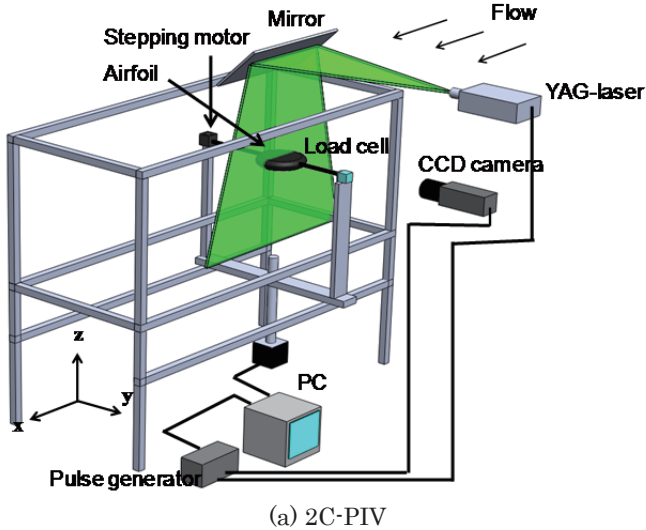
4) 非会員 秋田大学大学院 工学資源学研究科

を使用し, 実験と数値計算から, 流体力と流れ構造が調べられているが<sup>15)</sup>, 三次元的な渦構造の考察まではなされていない。

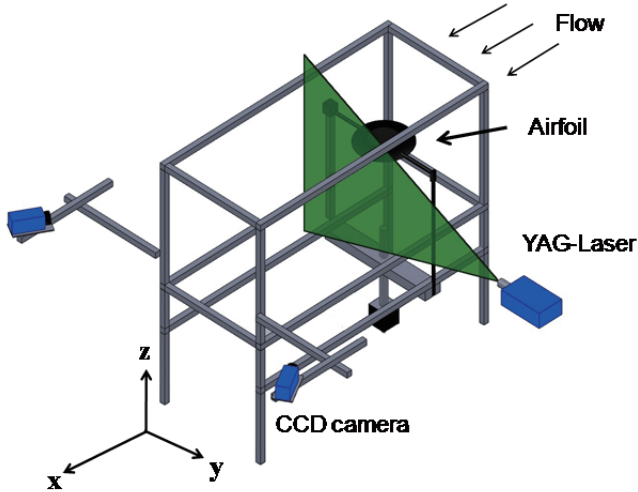
そこで本研究では, 三次元性を考慮した非定常流体力の基礎的な研究として, 翼運動で時間的に変化する渦構造を, ステレオ PIV により調べた。本研究の非定常流れ場は, 円盤翼を迎角  $0^\circ$  から定常失速角前あるいは失速角後の角度まで, 急始動, 急停止させることで実施した。このような翼運動は二次元翼では, Wagner 問題として知られている<sup>16)</sup>。二次元翼の迎角を急激に増加させた際, 定常揚力カーブとは異なる揚力カーブとなり, 失速角の後退が生じる<sup>17)</sup>。しかし, こうした流体力特性を生じる際の, 流れ場の変化は詳細には述べられていない。本研究では, 翼運動時の非定常流れでの渦の挙動に着目し, 流れ場に存在する渦の等渦度線をつなぐことで渦構造を構築し, 翼まわりおよび翼後方での流れ場の時間的変化の様子を調べた。

## 2. 実験装置および方法

### 2.1 実験装置



(a) 2C-PIV



(b) stereo PIV

Fig. 1 Schematic diagram of experimental setup.

本研究で使用了風洞測定部および実験装置と座標系を図1に示す。座標系の中心は, 翼中心である。また,  $u$ ,  $v$ ,  $w$  および  $\omega_x$ ,  $\omega_y$ ,  $\omega_z$  は, それぞれ速度および渦度の  $x$ ,  $y$ ,  $z$  成分である。測定部は,  $500 \text{ mm} \times 500 \text{ mm}$  の正方形断面である。図1(a)は, 2CPIV (Two-Component Particle Image Velocimetry) と流体力測定の場合を示す。本研究での PIV システムは, CCD カメラ(Mega Plus ES1.0, REDLAKE MASD), Nd:YAG レーザー(Solo PIV 120, NEW WAVE RESEARCH), パルスジェネレータ(Model 9314, Quantum)で構成され, 煙発生器(Model 8304, KANOMAX)を使用しトレーサにはグリコールを用いた。PIV での測定方法は既報<sup>18)</sup>と同じなので, 詳細は省略する。翼中心をとる支持部は, 一方はステッピングモータ(RK544AA-N10, ORIENTAL MOTOR Co., Ltd.)に, もう一方は流体力測定用のロードセル(LVS-50GA, KYOWA)と角度測定用のポテンショメータに接続されている。ステッピングモータは,  $0.072^\circ/\text{pulse}$  で制御可能である。 $x$ - $z$  断面を測定する際は, 測定部上方に取り付けたステンレスミラーにより水平に照射したレーザーを, 翼に垂直に当たるように偏光する。図1(b)は, ステレオ PIV 測定の場合である。ステレオ PIV では, 2 台のカメラを斜め後ろに配置し,  $y$ - $z$  断面の測定を行う。

### 2.2 実験方法

図2に使用した円盤翼を示す。非定常流体力と渦構造の関係を調べた基礎研究として実施した本成果は, 水泳推進における非定常効果解明<sup>18), 19)</sup>に使用することも考慮し, 模型には泳者の手をイメージし形状を単純化した円盤翼を用いた。円盤翼は, NACA 0015 翼型の前縁から最大翼厚部までの形状を, 最大翼厚部を軸として回転させたものとなっている。翼弦  $c$  および翼スパンとも  $150 \text{ mm}$  で, 最大翼厚は  $37.5 \text{ mm}$  である。翼は GFRP (Glass Fiber Reinforced Plastics) で製作し, 表面は滑面である。模型

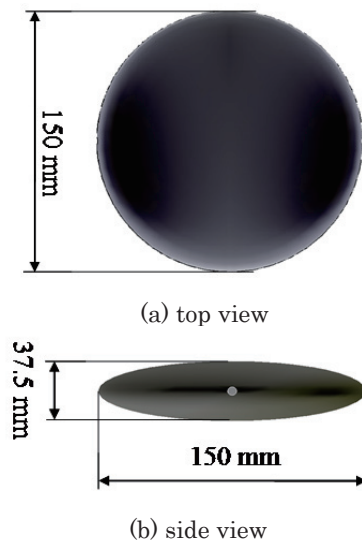


Fig. 2 Discoid airfoil

表面には、PIV 測定時のレーザー光の反射を抑えるために、顔料 (AB820, KAWAMURA CHEMICAL Co., Ltd.) で塗装してある。模型に運動を与える際のステッピングモータへの制御信号を、PIV システムのパルスジェネレータのトリガーに使用することで、モータの運動と画像取得の同期を取っている。これにより、任意の時刻 (迎角) での流れ場の測定が可能となる。迎角  $0^\circ$  ( $\alpha=0^\circ$ ) からの翼運動は、無次元立ち上がり時間  $T^*$

$$T^* = t_a U_0 / c \quad (1)$$

で定義した。ここで、 $t_a$  は最大迎角となり翼が停止するまでの時間、 $U_0$  は風洞の主流速である。つまり、 $T^*$  の値が小さいほど、翼が高い速度で動いていることになる。また、翼の運動開始後の測定時間  $t$  は、無次元時間  $tU_0/c$  で規定する。翼運動の際の迎角と無次元時間の関係を示すと、図 3 のようになる。迎角変化時に翼は一定速度で動いている。

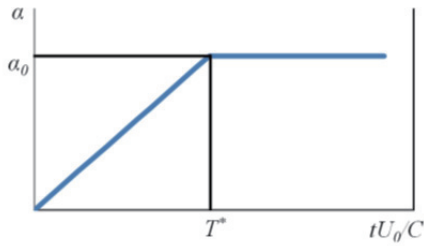


Fig. 3 Temporal change of angle of attack.

本研究では、レイノルズ数  $Re (=U_0 c/\nu)$  は  $3.0 \times 10^4$  で実施した。ここで、 $\nu$  は動粘性係数である。

### 3. 実験結果および考察

#### 3.1 翼の定常揚力特性

図 4 に定常時の各迎角での揚力係数を示す。各迎角において、 $400 \mu\text{s}$  のサンプリング間隔で 1000 個のサンプリングを行うという測定を 10 回実施し、その 10 回分を平均して値を求めている。最大揚力係数は 0.67、失速角は  $25.2^\circ$  である。図 5 に、翼まわりの流れ場の PIV 計測での結果を示す。定常失速前の  $\alpha=24.5^\circ$  と定常失速角を超えた  $\alpha=30.2^\circ$ 、 $36.0^\circ$  での結果である。翼スパン中心位置 ( $y/c=0$ ) での  $x$ - $z$  平面の流れ場である。図は、 $y$  方向渦度

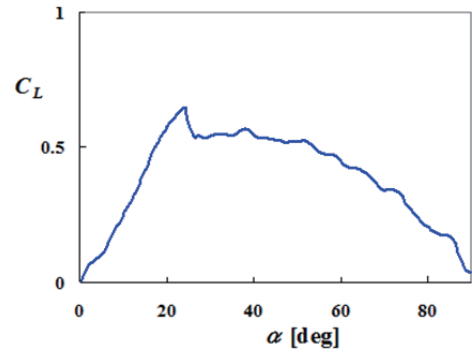


Fig. 4  $C_L$  curve under stationary condition.

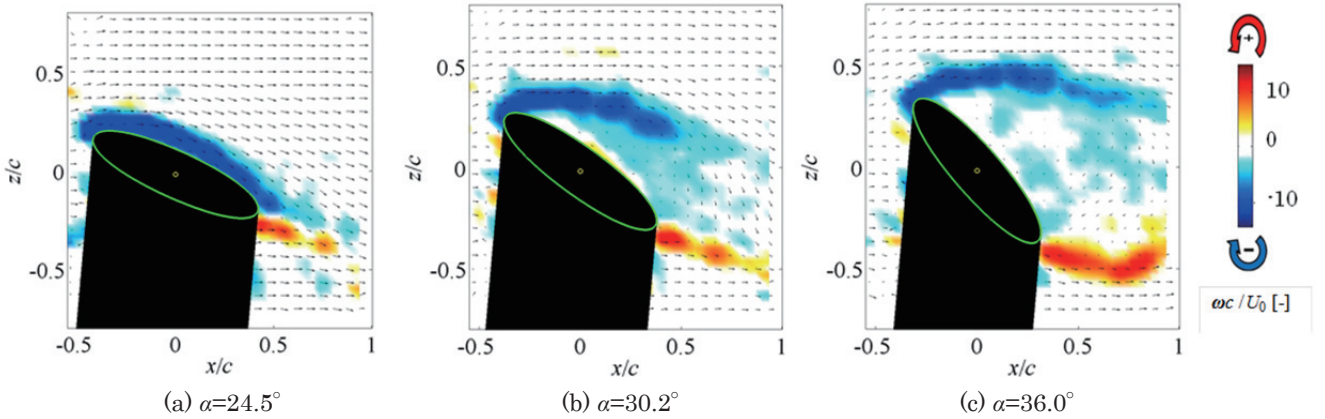


Fig. 5 Flow vectors and density map of vorticity under stationary conditions ( $y/c=0$ ).

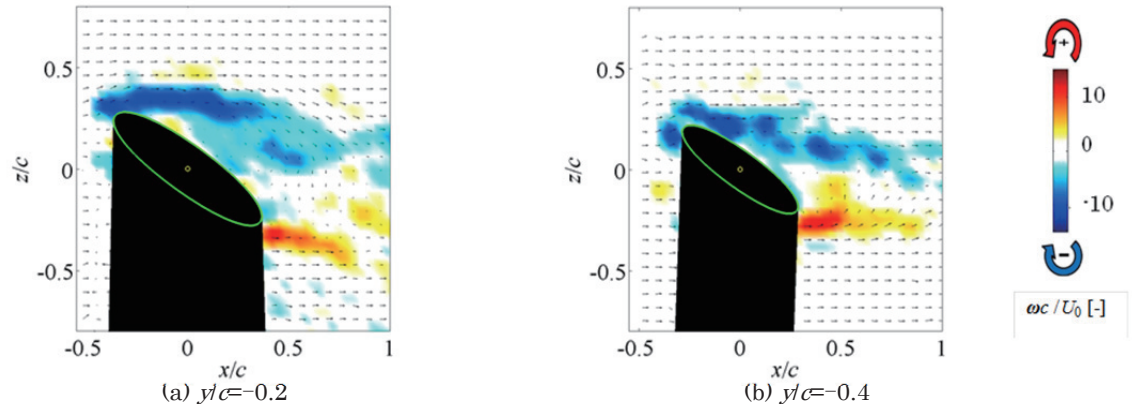


Fig. 6 Flow vectors and density map of vorticity under stationary conditions ( $\alpha=36.0^\circ$ ).

の等値線と速度ベクトルを重ねて表示してある。渦度の  $y$  成分  $\omega_y$  は,

$$\omega_y = \frac{\partial u}{\partial z} - \frac{\partial w}{\partial x} \quad (2)$$

である。PIV 計測では、15 Hz 間隔の測定を 100 回行い、平均して求めている。失速角前の  $\alpha=24.5^\circ$  では、翼の前縁からの流れは、翼背面上に沿って存在している。そして、翼背面に沿った下流方向の流れが確認できる。一方、失速角を超えた  $\alpha=30.2^\circ$  では、翼背面に沿った流れは確認できない。LEV は、翼背面に付着することなく、翼背面にはく離域が存在する。翼背面の大部分ははく離流れに覆われる。また、より大きな迎角の  $\alpha=36.0^\circ$  では、翼背面のはく離域が拡大している。迎角が増加すると、前縁からの流れの翼面への再付着位置が後縁側に移動していく。その後、再付着位置が後縁を超えると（再付着が起こらないと）、翼背面がはく離流れに覆われる。つまり、迎角の増加時にはく離泡が再付着しないバーストが起こる。バーストにより流れの再付着はなく、翼背面では全面はく離が発生する。こうした、迎角増加に伴い前縁直後からはく離する失速流れの様相は、前縁失速型の特徴である。このため、失速後に急激な揚力低下を引起し（図 4）、失速後に失速からの回復が困難になる。

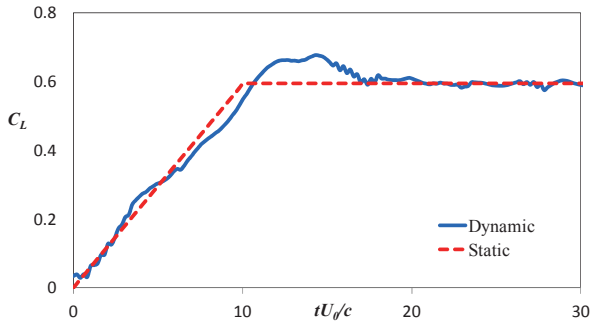
図 6 に、 $\alpha=36.0^\circ$  における翼の異なるスパン方向位置  $y/c=-0.2$ 、 $-0.4$  での流れ場の様子を示す。スパン位置の違いで翼面からはく離の位置やはく離域の大きさに違いがある。こうして定常での流れ場においても、円盤翼では、

各翼スパン位置で渦の挙動が異なることで、流れの様相に違いが生じ、三次元的な流れ場となる。

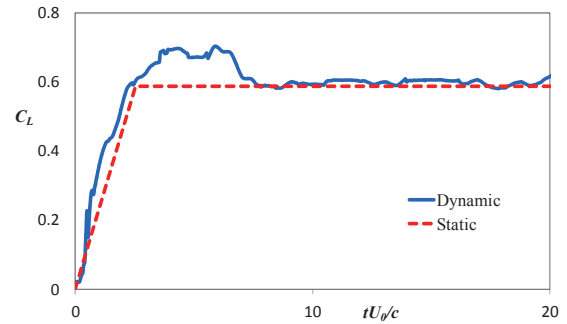
### 3.2 迎角変化時の流体力特性

模型の迎角変化は、 $0^\circ$  から定常失速前の  $\alpha_0=24.5^\circ$  と失速後の角度である  $\alpha_0=36.0^\circ$  までをそれぞれ実施した。図 7 に、翼運動時の揚力係数の変化を示す。図中の破線は、翼運動の無次元時刻から求めた迎角と同じ迎角における、定常揚力係数の値である。定常失速角を超えない迎角変化の運動では、無次元立ち上がり時間の異なるいずれの翼運動においても、最大揚力係数は、翼の停止後に得られている。さらに、得られる最大揚力係数の値は、 $T^*$  の値によらずほぼ同じになった。つまり、失速角より小さい角度まで、急激に迎角を変化させた場合、定常時の揚力に対する値の増加に、翼の迎角変化速度の違いは確認できない。翼停止後に得られた最大揚力は、その後に時間の経過とともに、定常状態の揚力の値に近づいていく。この定常状態の揚力の値に戻るまでの時間も、いずれの無次元立ち上がり時間でも、顕著な違いは確認できなかった。しかし、より迎角を速く変化させた（無次元立ち上がり時間の短い） $T^*=2.09$  では、迎角増加時の揚力傾斜が、大きくなっていた。

図 8 に定常失速角を超える角度まで、急激に迎角を変化させた場合の揚力係数の変化を示す。 $\alpha_0=24.5^\circ$  の場合と異なり、いずれの迎角変化速度でも最大揚力係数は翼停止時に得られている。つまり、急激に迎角を変化させた場合、定常失速角を超えても揚力は増加する。この最大揚力係数の値は、翼運動を速くするほど、大きな値となってい

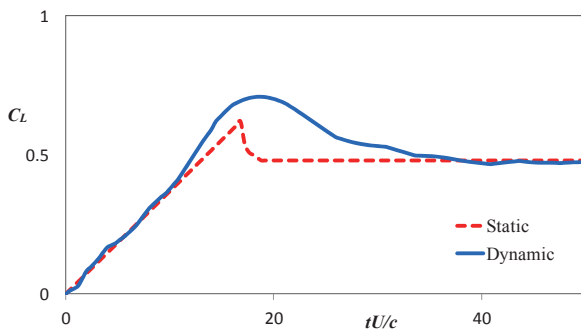


(a)  $T^*=9.61$

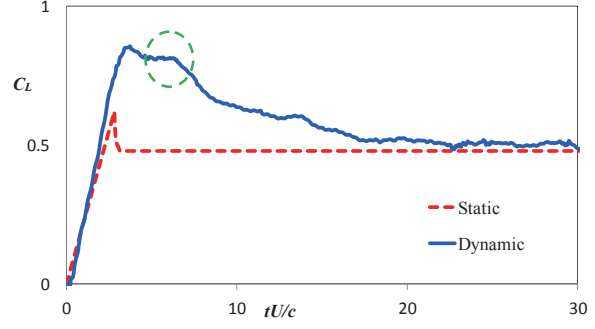


(b)  $T^*=2.09$

Fig. 7  $C_L$  curves ( $\alpha_0=24.5^\circ$ ).



(a)  $T^*=18.4$



(b)  $T^*=3.13$

Fig. 8  $C_L$  curves ( $\alpha_0=36.0^\circ$ ).



る。また、得られた最大揚力係数の値は、 $\alpha_0=24.5^\circ$  の場合より大きい。そして、 $\alpha_0=24.5^\circ$  の場合と比較して、 $\alpha_0=36.0^\circ$  では翼停止後に定常状態の値に戻るまでの時間が長い。言い換えると、定常失速角を超えた迎角まで急激に迎角を変化させた場合、失速遅れと最大揚力係数の増大が起こる。これは、迎角変化時の翼運動により誘起された下向きの速度により、翼の実質迎角が減少するためである。こうして翼の実質迎角が減少するため、定常失速角を超えても、翼面上の流れのはく離が抑えられる。さらに、翼停止後に失速を迎えた後も、急激に揚力係数が低下するのではなく、ゆっくりと定常時の揚力係数に近づいていく。円盤翼の定常揚力特性では、失速後に急激な揚力低下を生じる。しかし、迎角増加の翼運動後では、こうした失速後の急激な揚力低下は確認できない。くわえて、 $T^*$ の値が小さくなるにつれ、翼運動時に得られる最大揚力係数の値は大きくなる。翼停止後に定常状態に戻る際の揚力係数低下の傾きも緩やかになる。 $T^*=3.13$  では、翼停止後に一度揚力係数の減少が抑えられ (図 8(b)の破線○印)、その後低下していく現象が確認された。

こうした急激迎角変化時の揚力変動の傾向は、Aiharaらが NACA0012 を使用して実施した二次元翼の結果と大まかには類似している。しかし、円盤翼の場合、ほぼ同程度の無次元立ちあがり時間での二次元翼と比べると、翼停止後に定常揚力係数の値になるまでの時間が約 2 倍かかっていた<sup>17)</sup>。つまり円盤翼では、二次元翼に比べ翼停止後に定常状態の揚力に漸近していく際の揚力カーブの傾きが緩やかである。揚力は、ゆっくり低下していく。この円盤翼での翼停止後の揚力係数の減少傾向が二次元翼と異なることについては、3.4 節でのステレオ PIV 測定による翼まわりの流れ場の説明と共に詳しく述べる。

### 3.3 迎角変化時の $x$ - $z$ 断面での流れ場

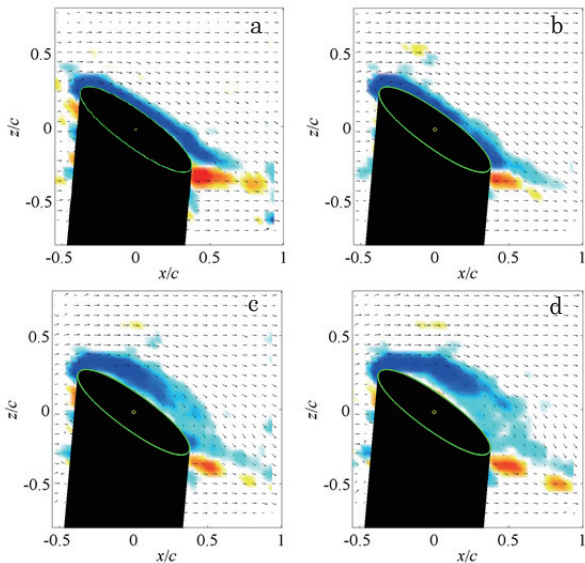


Fig. 9 Flow vectors and density map of vorticity ( $y/c=0$ ,  $\alpha_0=36.0^\circ$ ,  $T^*=3.13$ ): (a)  $tU_0/c=3.2$ , (b)  $tU_0/c=6.96$  (c)  $tU_0/c=16.92$  and (d)  $tU_0/c=24.4$ .

図 9 に翼中心軸 ( $y/c=0$ ) の  $x$ - $z$  平面での翼まわりの流れ場を示す。翼が最大迎角になった後の流れ場の変化である。迎角変化の最大角度は  $\alpha_0=36.0^\circ$  で、無次元立ちあがり時間が  $T^*=3.13$  の結果である。翼前縁からはく離せん断層は、定常失速角を超えても翼背面に沿って、下流方向へ流れている (図 9(b))。翼停止後、翼背面では翼後縁からはく離が始まる。この時、はく離が始まる場所より前縁側では、翼背面に沿った流れが存在し、揚力が発生する。その後、時間の経過とともに、はく離点は前縁側に徐々に移動していく。その結果、はく離域は前縁側に広がっていき (図 9 の(c), (d)), 揚力は減少していく。つまり、急激に迎角を増加させた場合、前述したように翼の実質迎角が減少する。しかし、翼が停止し翼運動による誘起速度がなくなると、翼まわりでは失速流れの様相となる。この時、LEV が翼背面に付着している間は、揚力の急激な低下は抑制される。このため、翼停止後に揚力が急激に低下せず、時間とともに定常状態の値に漸近していく。別の無次元立ちあがり時間での翼まわりの流れ場を測定した場合、翼速度の遅い時は、このはく離点の前縁側への移動は短い時間で生じていた。迎角変化時の翼速度が遅く、翼の誘起速度が小さいため、翼停止後の誘起速度の影響が早く消滅する。このため、翼停止後の揚力係数低下の傾きが大きくなる。

### 3.4 迎角変化時の $y$ - $z$ 断面での流れ場

円盤翼の場合、翼縁が曲率を持ち定常時の流れ場においても、スパン方向に違いが見られた。さらに、迎角変化の運動時は、運動の中心軸から翼縁までの距離は、各スパン位置で異なる。言い換えると、翼運動による誘起速度の影響は、各スパン位置で異なることになる。このため、渦の強さやスケールが、各スパン位置で異なり、流れ場の三次元性が顕著になる。そこで、 $y$ - $z$  平面での流れ場の様子を調べるために、ステレオ PIV による測定を実施した。測定は、 $x/c=-0.46\sim 0.53$ ,  $x/c=0.63\sim 1.33$  の範囲を  $x$  方向に 0.1 および 0.13 間隔で、それぞれ測定面を移動させながら測定した。 $y/c=0$  での  $x/c=0.5$  は、翼後縁位置である。円盤翼の対称性から、測定は下流側から見て右半平面 ( $y/c>0$ ) で行い、 $y$  軸の負側には対称となるように反転させ

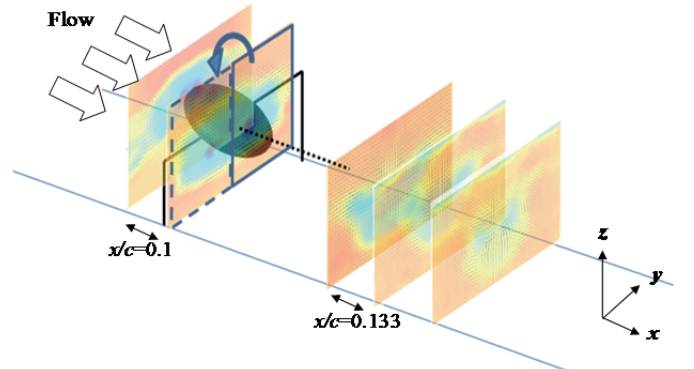


Fig. 10 Measurement schematic of three-dimensional flow field.

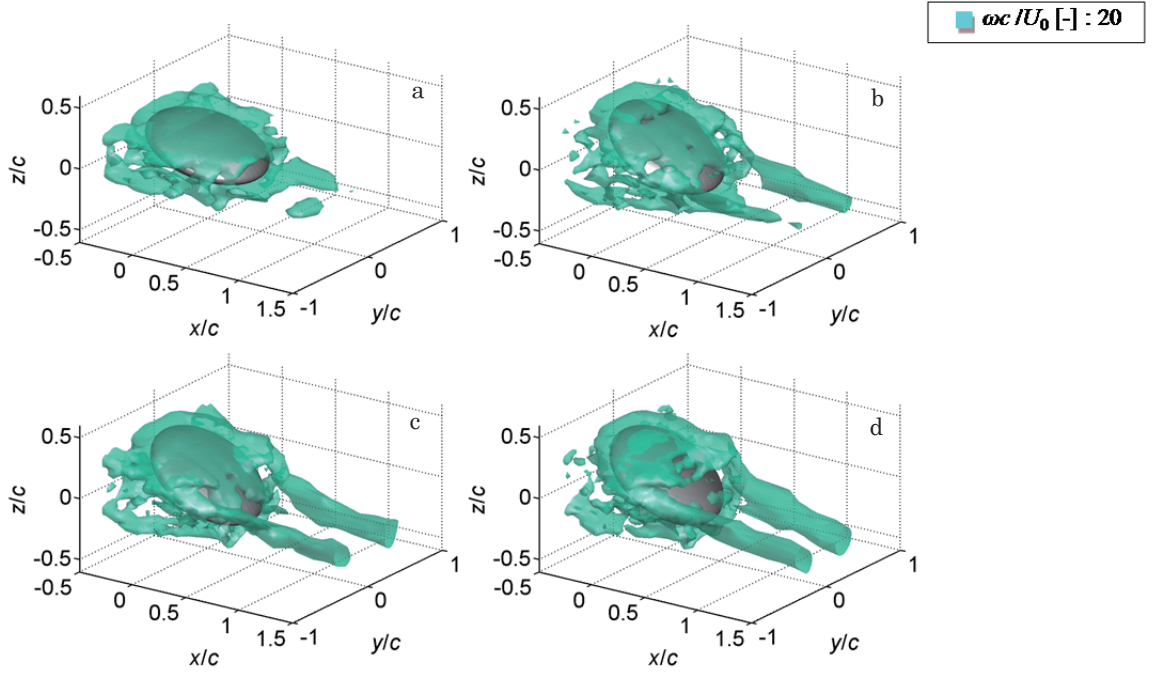


Fig. 11 Three-dimensional vortex structure during impulsive incidence variation ( $\alpha_0=36.0^\circ$ ,  $T^*=3.13$ ): (a)  $tU_0/c=1.7$ , (b)  $tU_0/c=3.2$ , (c)  $tU_0/c=6.96$  and (d)  $tU_0/c=12.96$ .

て求めている。ステレオ PIV による測定断面のイメージを図 10 に示す。

図 11 に渦度の等値面をつないで、渦構造を三次元的にイメージしたものを示す。各測定面で、翼運動を 10 回繰り返し、同時刻の流れ場を 10 回測定し平均することで渦度を求めている。渦度は各成分の渦度から絶対値として求めた。渦度の絶対値  $|\omega|$  は、

$$|\omega| = \sqrt{\omega_x^2 + \omega_y^2 + \omega_z^2} \quad (3)$$

である。迎角  $0^\circ$  の状態から、翼の迎角を増加させてしていくと、LEV は翼面に付着し翼を被うように成長していく。翼運動の開始時および開始直後の低迎角の時には、対称な渦対としての翼端渦 (Tip Vortex : TIV) の存在は確認できない。  $tU_0/c=3.2$  の定常失速角を超え、翼運動が停止すると、TIV の存在が明確になってくる。その後、時間が経過すると、TIV は下流方向に伸び、はっきりとした渦対として存在する。この TIV の渦対間の距離は、時間が進むにつれ小さくなっていく。また、翼停止直後 ( $tU_0/c=3.2$ ) に、翼背面では部分的なはく離が見られる。このはく離領域は、後縁から徐々に広がり、次第に翼背面ははく離流れに覆われていく。

こうした TIV は、高迎角のデルタ翼に見られる前縁からはく離した左右二つの逆回転の LEV が、後退角に沿って下流側に伸びる構造と類似している。しかし、円盤翼では前縁が曲率を持った円弧になっている。このため、迎角増加時に前縁からはく離流れが、円弧に沿った状態で再

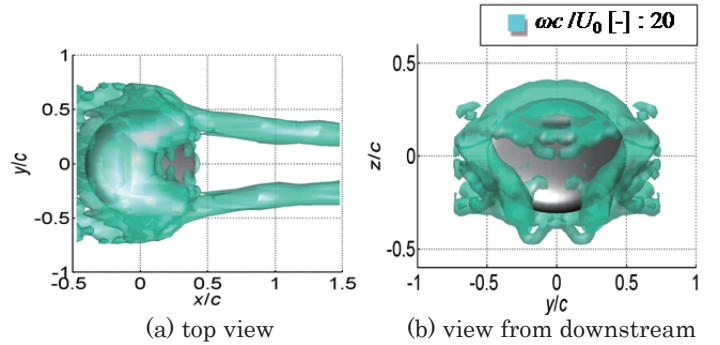


Fig. 12 Three-dimensional vortex structure at  $tU_0/c=12.96$  ( $\alpha_0=36.0^\circ$ ,  $T^*=3.13$ ).

付着する。こうした曲率に沿ったはく離泡が形成される様子は、Potts らの迎角を有するディスク翼での可視化からも確認されている<sup>20)</sup>。再付着した流れは、翼背面全体を覆うように下流側に流れていく。この翼背面の流れ場は、デルタ翼で、前縁から対称な渦対となる構造とは異なる。円盤翼を被う渦は、その後迎角の増加にともない翼の左右の端から下流方向に流れ出て、対称な TIV となる。その際、翼の迎角増加運動による誘起速度で、翼の実質迎角が減少する。実質迎角が小さいため、定常での失速角を超えても、LEV は翼背面に付着し、翼面上で大規模なはく離域は存在しない。こうした状況で翼運動が停止し、実質迎角の低下が抑制され始めると、翼中心軸 ( $y/c=0$ ) の後縁付近から、翼面に沿いきれない流れのはく離が始まる。この翼背面の流れ場の様子を図 12 に示す。図 11(d) の  $tU_0/c=12.96$  での渦構造を、上部および下流側からの視点で描いたものである。LEV は翼面上を後縁まで流れきれず、翼の後縁

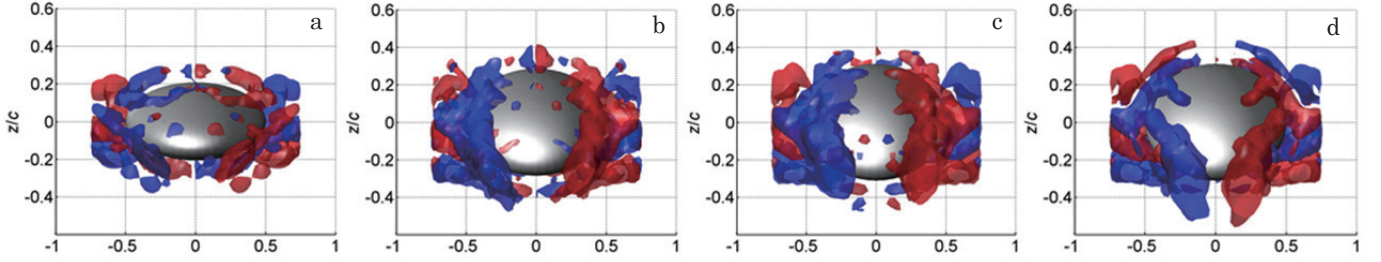


Fig. 13 Vortex structure depicted by iso-surface of  $\omega_x$ . Red and blue lines denote  $\omega c/U_0=10$  and  $-10$ , respectively. ( $\alpha_0=36.0^\circ$ ,  $T^*=3.13$ ): (a)  $tU_0/c=1.7$ , (b)  $tU_0/c=3.2$ , (c)  $tU_0/c=6.96$  and (d)  $tU_0/c=16.92$ .

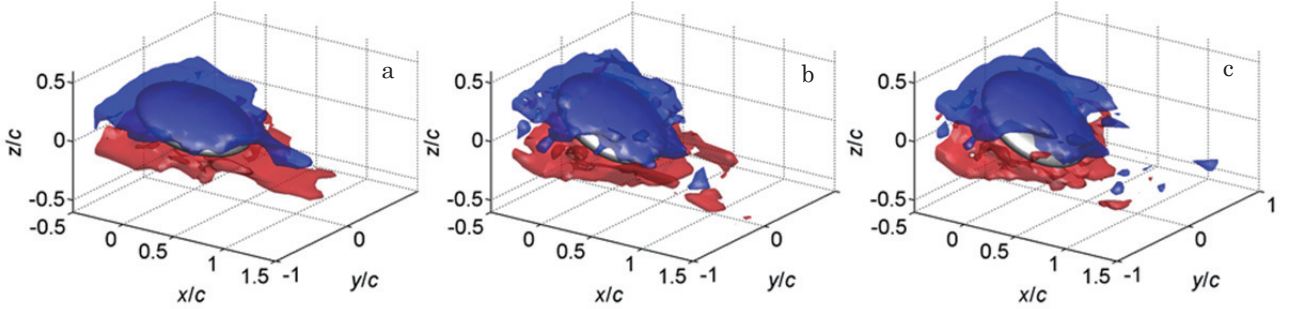


Fig. 14 Vortex structure depicted by iso-surface of  $\omega_y$ . Red and blue lines denote  $\omega c/U_0=10$  and  $-10$ , respectively. ( $\alpha_0=36.0^\circ$ ,  $T^*=3.13$ ): (a)  $tU_0/c=1.7$ , (b)  $tU_0/c=3.2$  and (c)  $tU_0/c=6.96$ .

側からはく離域が前縁側に向かって広がっていく。この時、TIV は、左右の翼縁に沿って下流側に流れ、左右対称の渦対として存在する。つまり、LEV は翼面からはく離し始めても、TIV は翼縁に沿って流れる。この TIV の存在で、翼背面の流れは、翼中心軸の後縁から、はく離が進行していくことになる。この二つの渦の  $z$  方向位置は図 12 の下流側からの図で見るとわかりやすい。この LEV と TIV の二つの渦構造は、平板を用いた Kang ら<sup>15)</sup>の結果でも示されている。

こうした異なる構造の渦の挙動を詳細に調べるために、渦度成分をわけて描いてみた。図 13, 14 に  $\omega_x$  と  $\omega_y$  の渦度の等値面を、それぞれ示す。  $x$  方向渦度  $\omega_x$  は、

$$\omega_x = \frac{\partial w}{\partial y} - \frac{\partial v}{\partial z} \quad (4)$$

である。 $\omega_x$  は TIV に、 $\omega_y$  は LEV に相当する。青が時計回り、赤が反時計回りの渦度である。 $tU_0/c=1.7$  は、迎角増加時で揚力が十分得られている時刻である (図 8(b))。渦構造をわかりやすくするために、 $\omega_x$  に関しては、下流からの視点で描いてある。翼の運動中、翼面上を被っている渦は、 $\omega_y$  の成分がほとんどである。その後、翼停止直後の  $tU_0/c=3.2$  になると、 $\omega_y$  が後縁側の翼の左右の端から剥がれ始める。その時  $\omega_x$  は、翼の前縁付近からつながり下流側に流れていく。言い換えると、 $\omega_y$  は翼の後縁側の左右の端からはく離が始まり、はく離域は翼中心軸方向に広がっていく。それに対して、 $\omega_x$  が翼の前縁から翼縁に沿って翼面を被うように存在し、対称の渦対の存在が顕著になる。

この TIV は、翼が円盤形状で曲率があるため、失速後の迎角では翼縁に沿って下流側に流れる。失速角を超えているため、翼面のはく離域が拡大していくにつれ、翼から流れ出る TIV の端が翼後縁側に移動する。その際、後縁側での翼の曲率の影響で、渦対間の距離が短くなっていく (図 13(c), (d))。

つまり、円盤翼の急激迎角変化時の渦の挙動では、翼面に付着している LEV は、翼運動停止後に翼の左右の端からはく離が始まる。そして、はく離域は翼中心軸方向に広がる。円盤翼では、運動軸と翼前縁までの距離が、スパン方向位置で異なる。このため翼運動による誘起速度の影響は、翼の左右の端より、翼中心軸付近で大きい。この誘起速度の影響を強く受ける翼中心軸付近で、はく離の発生が抑制される。また、TIV は迎角増加時に、LEV 付着による翼まわりの循環が大きくなるのにもとない、強くなる。つまり、三次元翼のため、翼縁で、翼の上下面の圧力差が生じる。迎角が大きくなり、翼まわりの循環が増加すると、圧力差も大きくなり、TIV が強くなる。TIV は翼停止と共に弱まり、左右の翼縁に沿って流れる。翼から流れ出る位置が、翼後縁の翼スパン中心軸方向に移動していく。その後、TIV が崩壊すると、翼は失速状態になる。三次元翼では、TIV の存在が、失速角を超えた迎角での翼運動停止後に、翼背面での急激な全面はく離の発生を抑制している。これが、翼運動停止後に三次元翼での揚力カーブが、二次元翼に比べ緩やかに定常時の値に漸近する理由である。円盤翼ではこうした TIV の存在と LEV が TIV と干渉し翼



まわりの流れがスパン方向に異なることで, 三次元的な流れ場となる。

#### 4. 結言

翼の非定常効果と三次元効果に関する基礎研究として, 円盤翼を使用し, 急激に迎角を増加させる運動を与え, 翼に働く力と流れ場の測定を実施した。特に, 翼運動時の翼まわり, 翼後方での渦の挙動をステレオ PIV により三次元的に調べた。得られた結果は, 以下のようにまとめることができる。

- (1) 迎角  $0^\circ$  から定常失速角より小さい迎角までの翼変化では, 翼の変化速度の違いは, 最大揚力係数の値に影響しない。さらに, いずれの翼変化速度でも, 最大揚力係数は翼停止後に得られ, 翼停止後に定常時の揚力の値に漸近していく揚力変動の傾向も, 類似する。
- (2) 迎角  $0^\circ$  から定常失速角を超える迎角までの翼変化では, 翼を速く動かすことで, 得られる最大揚力係数の値が増加する。さらに, 翼を速く動かした場合, 翼停止後に定常状態の揚力に戻るまでの時間が長くなる。
- (3) 翼運動による誘起速度の影響で翼の実質迎角が減少するために, LEV は, 定常失速角を超えても翼背面に付着する。
- (4) TIV は, 翼の迎角増加時に顕著となる。その後, 迎角の増加とともに強くなり, 渦対として存在する。この渦対間の距離は, 翼停止後に時間の経過とともに短くなっていく。この TIV の存在で, 失速角を超えた迎角で翼運動が停止した場合, 翼背面での全面はく離の進行が抑制され, 翼停止後に生じる揚力の低下が緩やかになる。

#### 参 考 文 献

- 1) Wu, J. H. and Sun, M., Unsteady Aerodynamic Forces of a Flapping Wing, *Journal of Experimental Biology*, 207 (2004), pp. 1137-1150.
- 2) Dickinson, M. H. and Sane, S. P., The Control of Flight Force by Flapping Wing: Lift and Drag Production, *Journal of Experimental Biology*, 204 (2001), pp. 2607-2626.
- 3) Wang, Z. J., Two Dimensional Mechanism for Insect Hovering, *Physical Review Letters*, Vol. 85, No. 10 (2000), pp. 2216-2219.
- 4) Platzer, M. F. and Jones, K. D., Experimental Investigation of the Aerodynamic Characteristics of Flapping-wing Micro Air Vehicles, *AIAA Paer2003-0418* (2003), pp. 1-11.
- 5) Izumi, K., Study on Fluid Dynamic Forces and Flow Structure around Impulsively Started Bodies, *AIAA Paper2003-0230*, (2003), pp.1-11
- 6) Thomas, A. L. R. and Srygley, R/ B., Unconventional Lift-Generating Mechanisms in Free-Flying Butterflies, *Nature*, Vol. 420, No. 12 (2002), pp/ 660-664.
- 7) Taylor, G. K., Nudds, R. L. and Thomas, A. L. R., Flying and Swimming Animals Cruise at a Strouhal Number Tuned for High Power Efficiency, *Nature*, Vol. 425, No. 16 (2003), pp. 707-711.
- 8) Lauder, G. V. and Drucker, E. G., Locomotor Forces on a Swimming Fish: Three-Dimensional Vortex Wake Dynamics Quantified Using Digital Particle Image Velocimetry, *Journal of Experimental Biology*, 202 (1999), pp. 2393-2412.
- 9) Brucker, C. and Bleckmann, H., Vortex Dynamics in the Wake of a Mechanical Fish, *Experiments in Fluids*, 43 (2007), pp. 799-810.
- 10) Sane, P. S., The Aerodynamics of Insect Flight, *Journal of Experimental Biology*, 206 (2003), pp. 4191-4208.
- 11) Birch, J. M., Dickson, W. B. and Dickinson, M. H., Force Production and Flow Structure of the Leading Edge Vortex on Flapping Wings at High and Low Reynolds Numbers, *Journal of Experimental Biology*, 207 (2004), pp. 1063-1072.
- 12) Shyy, W. and Liu, H., Flapping Wings and Aerodynamic Lift: The Role of Leading-Edge Vortices, *AIAA Journal*, Vol. 45, No. 12 (2007), pp. 2817-2819.
- 13) Birch, J. M. and Dickinson, M. H., Spanwise Flow and the Attachment of the Leading-edge Vortex on Insect Wings, *Nature*, Vol. 412, No. 16 (2001), pp. 729-733.
- 14) Cleaver, D. J. and Gursul, I., Lift Enhancement by Means of Small-Amplitude Airfoil Oscillations at Low Reynolds Numbers, *AIAA Journal*, Vol. 49, No. 9 (2011), pp. 2018-2033.
- 15) Kang, C. K., Aono, H., Baik, Y. S., Bernal, L. and Shyy, W., Fluid Dynamics of Pitching and Plunging Flat plate at Intermediate Reynolds Numbers, *AIAA Journal*, Vol. 51, No. 2 (2013), pp. 315-329.
- 16) Jones, R. T., The Unsteady Lift of a Wing of Finite Aspect Ratio, Langley Memorial Aeronautical Laboratory, National Advisory Committee for Aeronautics, Report No. 681 (1939), pp. 31-38.
- 17) Aihara, Y., Koyama, H. and Murashige, A., Transient Aerodynamic Characteristics of a Two-Dimensional Airfoil During Stepwise Incidence Variation, *J. Aircraft*, Vol. 22, No. 8 (1985), pp. 661-668.
- 18) 長谷川裕晃, 三瀬陽, 松内一雄, 泳者の手を模擬した三次元振動翼における渦の生成とその挙動, *ながれ*, 29 巻, 5 号 (2010), pp.373-382.
- 19) 松内一雄, 水泳のブル動作における推進力発生メカニズム, *バイオメカニクス研究*, Vol. 12, No. 1 (2008), pp. 34-41.
- 20) Potts, J. R. and Crowther, W. J., Visualization of the Flow over a Disc-Wing, 9th International Symposium on Flow Visualization, Paper No. 247 (2000).