

## 3C06 低レイノルズ数領域において急出発翼に働く非定常 流体力に加速度が及ぼす影響

○木田勇氣（防衛大研究科），溝口誠，井藤創（防衛大）

Effect of Acceleration on Unsteady Force of Rapidly Started Wing at Low Reynolds Number

Y. Kida, M. Mizoguchi, and H. Itoh (National Defense Academy)

Key Words: Low Reynolds Number, Rapidly Starting, Acceleration Distance

### Abstract

Unsteady aerodynamic characteristics of wings accelerating from rest to a terminal speed are investigated using a towing tank at a Reynolds number of 36000. A flat plate wing and a NACA0012 wing are tested. The lift coefficients at an angle of attack 30 deg are evaluated at different accelerations. The flow fields are visualized and analyzed using PIV. Experimental results show that the lift coefficients defined at the terminal speed depend on the acceleration. However, the lift coefficients defined at an instantaneous speed are independent of the acceleration. It is considered that the correspondence of the instantaneous lift coefficients resulted from the same development of the flow fields. The visualization shows the similar flow field regardless of the acceleration.

### 1 序論

近年需要が高い小型無人航空機は，従来の大型有人機と比べて，低いレイノルズ数領域（ $10^4 \sim 10^5$ ）を飛行する．その飛行環境には突風などの流速変動をはじめとした環境擾乱が含まれていることが多い<sup>1)</sup>．突風を静止状態から急出発する翼で実験的に模擬することで，翼に働く流体力と突風の関係を調べる研究が進められている．Manarら<sup>2)</sup>は，静止状態から急出発する平板翼において，異なる加速度での揚力係数を比較した．

著者らは前報<sup>3)</sup>において，静止状態から急出発する平板翼に働く流体力を測定し，加速距離が非定常流体力に及ぼす影響を検討した．迎え角 30 deg の揚力係数は，無次元加速距離が小さいと，加速終了位置で極大値を示し，無次元加速距離を翼弦長の 27 倍まで大きくすると，極大値が観察されなくなる．また，加速中の揚力係数は加速距離によって異なっているが，加速終了後の揚力係数は一致しており，加速距離に依存していない．加速中の揚力係数の加速距離への依存性については明らかになっていない．そこで，本研究では低レイノルズ数領域において静止状態から急出発する翼の流体力を測定し，流れ場の可視化を行うことで，急出発翼の非定常空力特性と加速度の関係を調べた．

### 2 実験装置と実験方法

#### 2. 1 力測定

力測定は防衛大学校に設置されている曳航水槽で行った．実験装置の概要を図 1 に示す．実験で使用した翼模型は，翼厚 5 mm の平板翼型の矩形翼（翼弦長  $c = 90$  mm，翼幅  $b = 270$  mm，アルミ合金製）で，幾何学的アスペクト比は 3.0 である．曳航架台はステップモーター（Keyence QS-M60）とタイミングベルトによってリニアガイドに沿って直動する．曳航架台の位置や速度の制御と記録には PLC（Keyence KV-7500）を用いた．曳航架台には回転ステージと支持部を介して日章電機製の防水三分力天秤を取り付けた．翼模型はフランジを介してこの天秤に取り付けられている．迎え角は 30 deg に設定した．迎え角 30 deg は，定常時には失速状態にある<sup>4)</sup>．天秤の定格出力は，曳航方向および曳航方向と垂直かつ水槽の奥行き方向の力が 10 N，これら二つの軸に垂直な軸周りのモーメントが 1 Nm である．天秤の出力はサンプリング周波数 1 kHz で測定し，PLC と接続した A/D 変換器（Keyence KV-SAD04）を用いて記録した．

曳航時に水面に生じる波の影響を低減<sup>5, 6)</sup>するために，幅約 790 mm，奥行き 450 mm の防波板を，模型と天秤を接続するフランジと水平になるように取り付けした．防波板には直径 105 mm の穴をあけ，直径 95 mm のフランジが防波板と接触しないようにした．

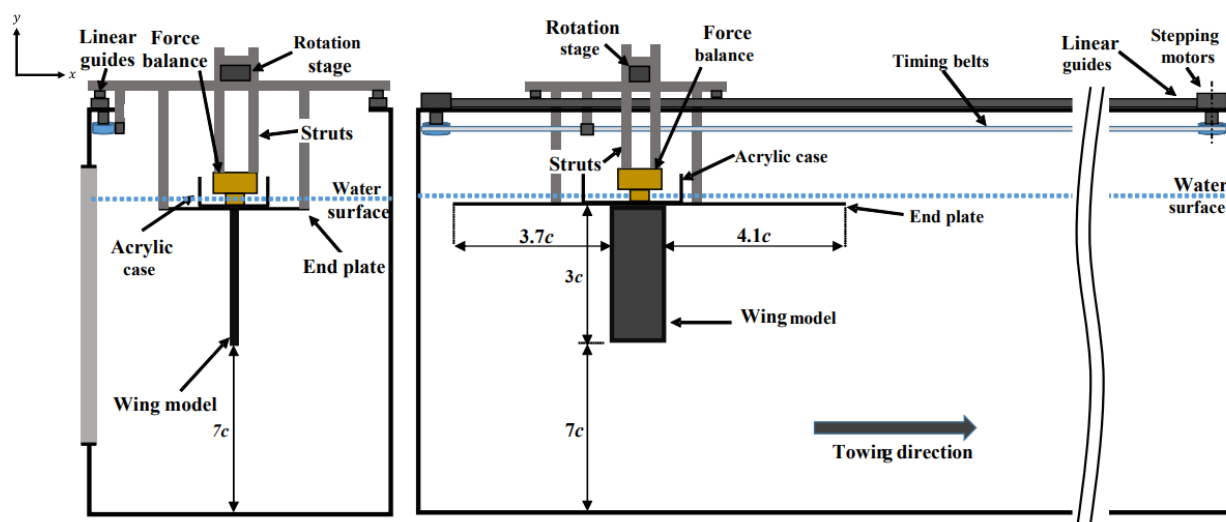


図 1：曳航水槽と力測定システムの概要

模型とフランジの間には、防波板に発達する境界層の排除厚さ程度の隙間を設けた。本研究では、この防波板とフランジを翼端板として半裁実験を行った。したがって、模型の有効アスペクト比は 6.0 となる。

翼模型は静止状態から設定速度まで加速され、設定速度に達した後は一定速度（終端速度）で水槽内を曳航される。この終端速度  $U_{ter}$  は、模型翼弦長を代表長とするレイノルズ数が  $3.6 \times 10^4$  となるように設定した。終端速度に達するまでの加速距離  $x_a$  は、模型翼弦長  $c$  で無次元化して  $x_a/c = 1, 3, 6, 13, 17$  および 27 とした。終端速度で無次元化した曳航速度と無次元曳航距離  $x/c$  の関係を図 2 に示す。本研究では減速過程は扱わない。また、解析対象とする無次元曳航距離は 0 ～ 40 である。

実験は無次元加速距離ごとに 3 回実施し、アンサンブル平均した結果を評価した。実験開始時に残存する水槽内の流速変動は、基準終端速度 (370 mm/s) に対する乱れ強さに換算して 0.1% 未満である<sup>4, 7)</sup>。天秤で測定した流体力から、模型の揚力係数を評価した。加速中の天秤出力には模型に働く慣性力が含まれるが、本実験での慣性力が揚力係数の測定結果に及ぼす影響は十分小さく無視できる。支持部に働く流体力は、模型曳航時の測定結果から差し引いてその影響を除去した（揚力係数の付加質量成分については先行研究<sup>4, 7)</sup>を参照）。曳航水槽での実験では、天秤の出力信号に機械振動や電氣的振動が含まれ、信号処理が必要となる。本研究では打撃試験などの予備試験の結果をもとに、カットオフ周波数 4 Hz のゼロ位相ローパスフィルターを適用した。ここまでに述べた解析手順は先行研究<sup>4, 7)</sup>と同様である。さらに、定性的なトレンドの観察を容易にするため、流体力の時系列変化に、前後 250 点の移動平均を適用した。NACA0012 翼型については、加瀬ら<sup>7)</sup>が取得した

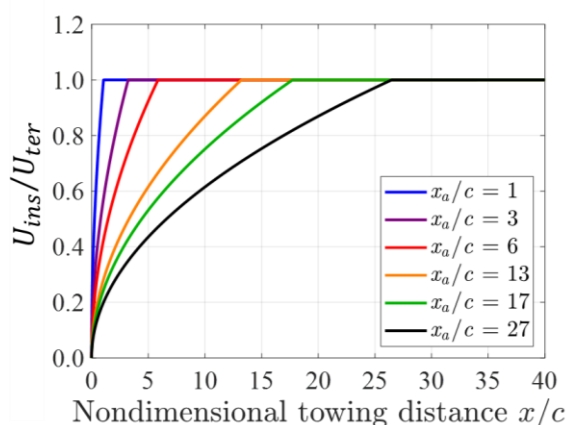


図 2：曳航速度と曳航距離の関係

データを再解析して評価した。

## 2. 2 PIV 解析

可視化実験は力測定と同じ曳航水槽を用いて行った。実験装置の概要を図 3 に示す。NACA0012 翼型の矩形翼（翼弦長  $c = 180$  mm, 翼幅  $b = 540$  mm）を模型として使用し、翼模型は最終的にサンドペーパーを用いて研磨した。幾何学的アスペクト比は 3.0 である。模型は前縁から 25% 翼弦長位置の翼下面側の  $0.25b$ ,  $0.50b$  および  $0.75b$  位置の 3 か所で細い支柱を介して回転軸となる支柱と接続した。模型の迎え角は、回転ステージ及び角度調整用のアダプタによって 30 deg に設定した。

水面の影響を低減し、半裁実験を行うために、力測定と同様に防波板を兼ねた翼端板を模型の水面側翼端に設置した。また、可視化の際に水面の揺れの影響を除外できるように観察用アクリルケースを防波板の上に設置した。高速度カメラによる撮影はアクリルケースを通して行った。

翼模型の曳航手順は力測定と同様であり、曳航架

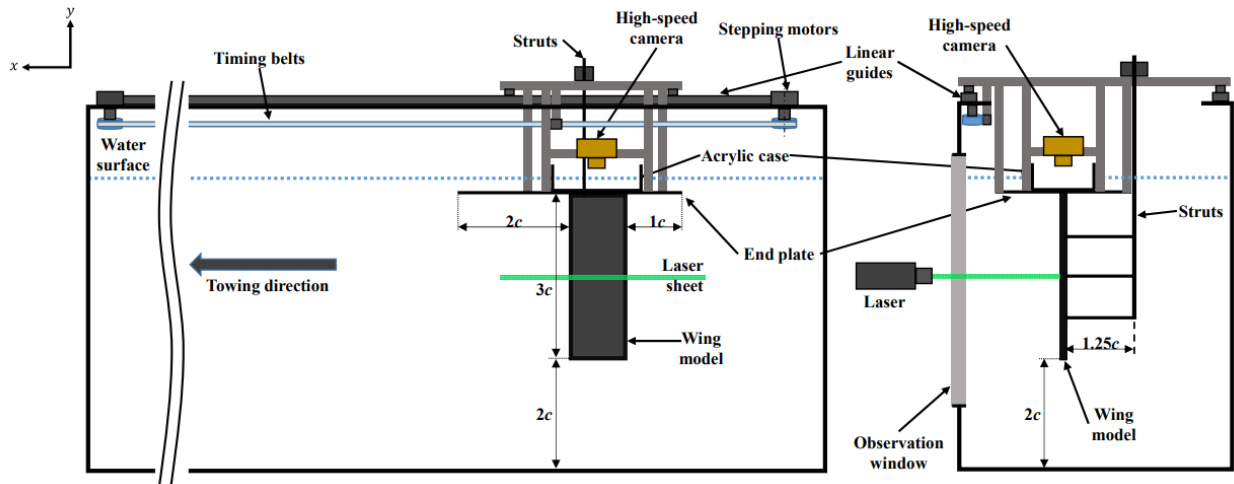


図3：可視化システムの概要

台の位置や速度の制御についても同じ器材を使用した。無次元加速距離  $x_a/c$  は1および6とした。連続光レーザー（カトウ光研、PIV Laser G5000-KM、出力5 W、波長 532 nm）のレーザーシートを、観察窓を通して水槽側面から照射し、水中に混入させた粒子からの散乱光を曳航架台に取り付けた高速度カメラ（カトウ光研 K-6）で撮影した。レーザーシートは翼幅方向の中央断面へ水平に照射し、翼弦長方向の流れ場を撮影した。

PIV による可視化用の蛍光粒子には SX-117（シロイヒ株式会社）を使用した。この粒子の比重は 1.2、平均直径は 4～6  $\mu\text{m}$  であり、波長 532 nm の緑色レーザー光による励起により波長 605 nm のオレンジ色の蛍光を発する。また、模型からの反射光を低減し翼表面近くまで観察するために、この蛍光粒子に適合する光学フィルターを使用した。この光学フィルターは、カットオン波長が  $570 \pm 6 \text{ nm}$  のロングパスフィルターである。そのため、連続光レーザーによる模型表面からの反射光は光学フィルターでカットされ、粒子からの散乱光は高速度カメラまで到達する。撮影速度 500 fps、撮影画素数は  $1280 \times 1028 \text{ pixel}$  とした。解析手法には2段の再帰的相関法を用いた。PIV の空間分解能は約  $0.18 \text{ mm/pixel}$ 、最終ステップでの検査領域  $8 \times 8 \text{ pixel}$ 、探索領域  $28 \times 28 \text{ pixel}$ 、主流流速方向とそれに垂直な方向の格子間隔はそれぞれ 8 pixel である。

本研究では、PIV 解析の結果を、瞬時の曳航速度  $U_{ins}$  で無次元化した局所流速  $u$  の等値線図およびベクトル図で示す。各曳航位置における局所流速は、該当位置の前後 0.05 の区間内の平均値として定義した。無次元曳航距離  $x/c=1$  における流速は、 $x/c$  が 0.95～1.05 の区間の平均値、 $x/c=3$  における流速は、 $x/c$  が 2.95～3.05 の区間の平均値とした。

### 3 実験結果と考察

#### 3.1 力測定

平板翼について、静止状態からの急加速に伴う揚力係数の変化を図4(a)に示す。縦軸は揚力係数、横軸は無次元曳航距離である。急発翼の揚力係数は、速度を終端速度  $U_{ter}$  として次式のように定義される<sup>2)</sup>。

$$C_{L_{ter}} = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho U_{ter}^2 S}$$

$\rho$  は流体の密度、 $S$  は代表面積である。迎え角 30 deg の場合、無次元加速距離が小さいと、加速終了位置で極大値を示すが、無次元加速距離  $x_a/c=27$  のときは極大値が観察されなくなる<sup>3)</sup>。また、無次元曳航距離  $x/c$  が 0～25 の区間の揚力係数は加速距離によって異なるが、25～40 の区間の揚力係数は一致している。

本研究では、代表速度を瞬時の曳航速度  $U_{ins}$  として、瞬時揚力係数  $C_{L_{ins}}$  を次式のように定義した。

$$C_{L_{ins}} = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho U_{ins}^2 S}$$

瞬時揚力係数は速度に依存しないため、加速度が揚力係数の時系列変化に及ぼす影響の議論が容易になる。平板翼の瞬時揚力係数を図4(b)に示す。縦軸は瞬時揚力係数、横軸は無次元曳航距離である。図4(a)と比較すると、加速距離によって異なっていた  $x/c$  が 0～25 の区間の揚力係数が、瞬時揚力係数では加速距離によらず一致していることがわかる。

NACA0012 翼の揚力係数<sup>7)</sup>を図5(a)に示す。平板翼の揚力係数と同様に、NACA0012 翼は加速終了位置で極大値を示す。しかし、極大値を示した後に再上昇し、平板翼では確認されなかった2つ目の極大値を示した。NACA0012 翼の瞬時揚力係数を図5(b)に示す。平板翼と同様に、加速距離によらず瞬時揚力係

数が定量的に近くなった。

どちらの翼型も、加速距離によって揚力係数が異なる区間があったが、瞬時揚力係数は加速距離によらず定量的に一致する。瞬時揚力係数の一致は、同一の曳航位置における流れ場の構造の一致を示していると考えられる。そこで、異なる加速距離の流れ場を、曳航位置ごとに比較する。

### 3. 2 PIV 解析

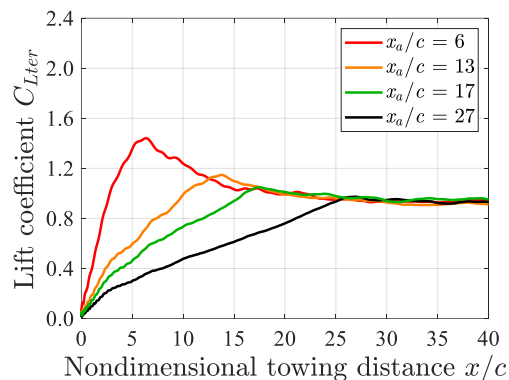
NACA0012 翼の無次元曳航距離  $x/c = 1$  における無次元流速  $u/U_{\infty}$  の等値線図を図 6 に示す。  $x/c = 1$  は、無次元加速距離  $x_a/c = 1$  の場合では加速終了位置であり、  $x_a/c = 6$  の場合では加速の初期段階にあたる。流速が相対的に遅い領域を青色で、相対的に速い領域を赤色で示している。図 6 (a) より、  $x_a/c = 1$  の場合、翼前縁側の翼表面上に流速が遅い領域、その上に流速が速い領域が広がっていることがわかる。2つの領域の間の急激に流速が変化している層は剥離剪断層であり、流速が遅い領域は剥離領域であると考えられる。図 6 (b) より、  $x_a/c = 6$  の場合も  $x_a/c = 1$  と同様の流速分布になっていることがわかる。

無次元曳航距離  $x/c = 1$  における無次元流速ベクトル図を図 7 に示す。ベクトル図の矢印の長さは、それぞれの無次元局所流速の大きさに比例している。図 7 (a) より、  $x_a/c = 1$  の場合、等値線図で確認された流速が遅い領域に渦が形成されていることがわかる。また、翼後縁側の流れは翼面に沿って付着している。図 7 (b) より、  $x_a/c = 6$  の場合も  $x_a/c = 1$  と同様のベクトル図になっていることがわかる。

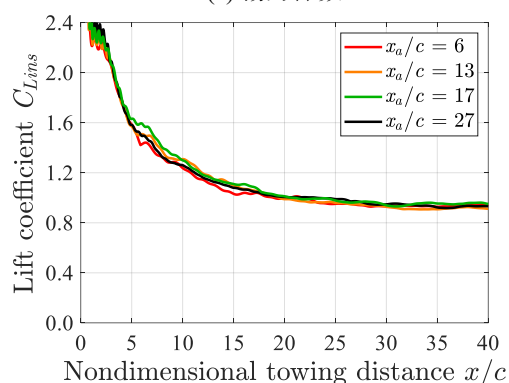
無次元曳航距離  $x/c = 3$  における無次元流速の等値線図を図 8 に示す。  $x/c = 3$  は、無次元加速距離  $x_a/c = 1$  の場合は終端速度で曳航している位置であり、  $x_a/c = 6$  の場合は加速途中の位置である。図 6 の  $x/c = 1$  の等値線図と比較すると、図 8 の  $x/c = 3$  の等値線図は、流速が遅い領域が翼面から離れる方向に拡大している。図 8 (a) と図 8 (b) を比較すると、流速分布は類似しているものの、図 8 (a) の流速が遅い領域内に、円弧上に広がる流速が速い領域が観察される。図 8 (b) ではそれが明瞭でない。

無次元曳航距離  $x/c = 3$  における無次元流速ベクトル図を図 9 に示す。図 7 (a) の  $x/c = 1$  のベクトル図と比較すると、図 9 (a) の  $x/c = 3$  のベクトル図は、渦の規模が大きくなっている。また、翼面上の流れは曳航方向に対して逆流している。図 9 (a) と図 9 (b) を比較すると、同様の大きさの渦が形成されていることがわかる。

PIV 解析の結果から、同一の曳航位置における流れ場の構造が加速距離によらず似ていることがわかった。これは、無次元曳航距離に対する流れ場の発達プ

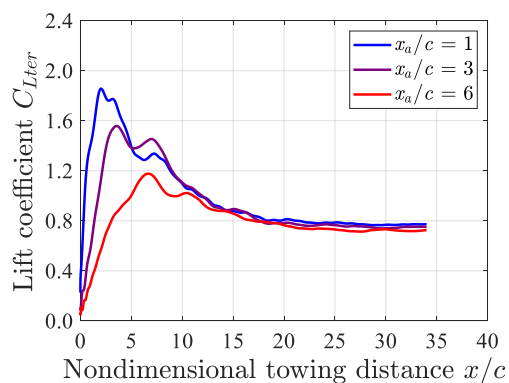


(a) 揚力係数

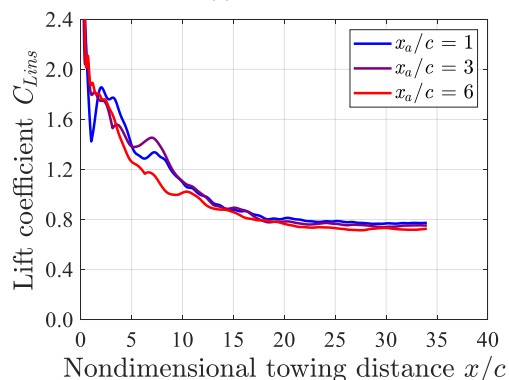


(b) 瞬時揚力係数

図 4：平板翼の揚力係数と瞬時揚力係数  
(迎え角 30 deg)



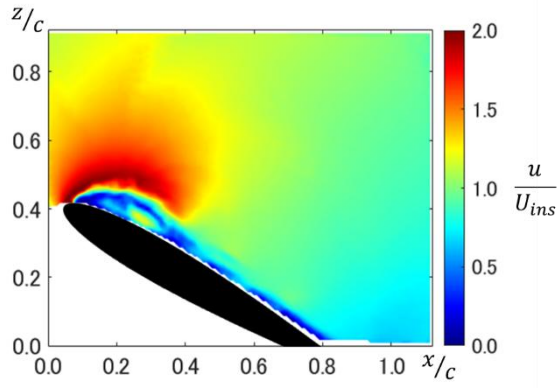
(a) 揚力係数



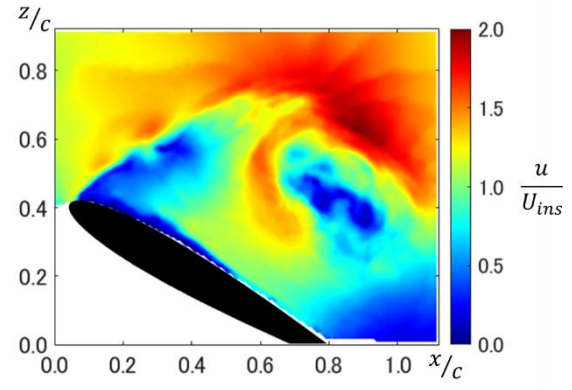
(b) 瞬時揚力係数

図 5：NACA0012 翼の揚力係数と瞬時揚力係数  
(迎え角 30 deg)

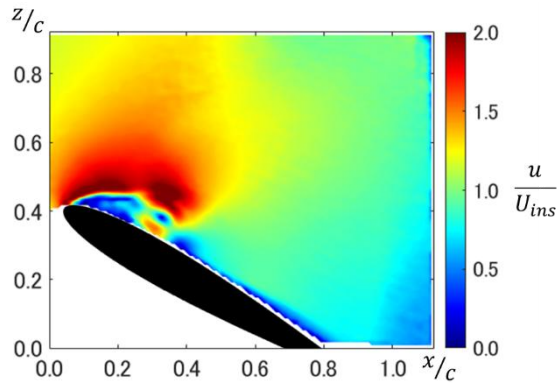




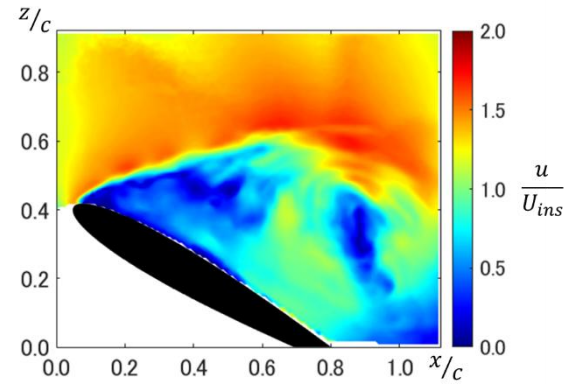
(a)  $x_a/c = 1$



(a)  $x_a/c = 1$



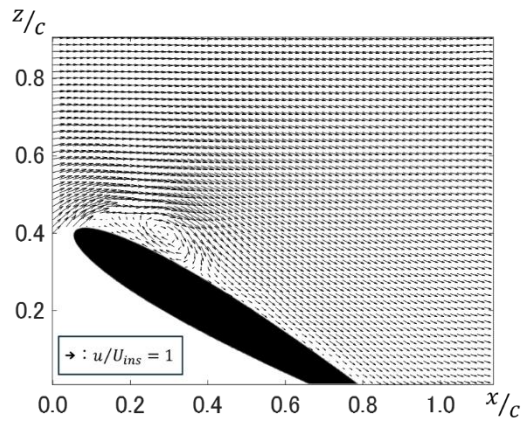
(b)  $x_a/c = 6$



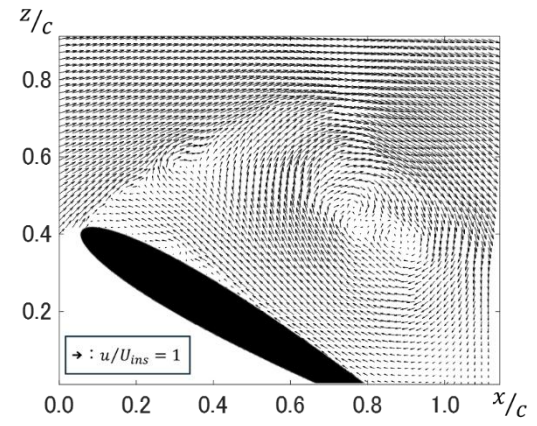
(b)  $x_a/c = 6$

図 6 :  $x/c = 1$  の無次元流速

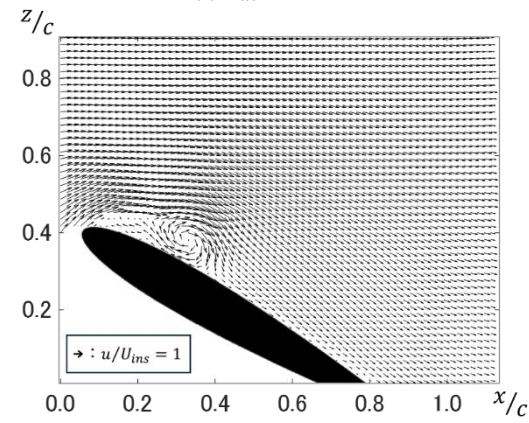
図 8 :  $x/c = 3$  の無次元流速



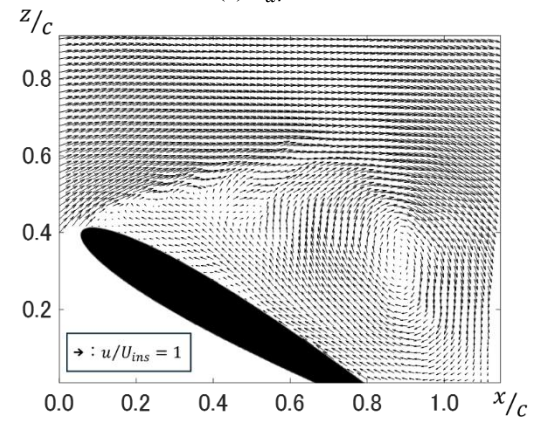
(a)  $x_a/c = 1$



(a)  $x_a/c = 1$



(b)  $x_a/c = 6$



(b)  $x_a/c = 6$

図 7 :  $x/c = 1$  の速度ベクトル図

図 9 :  $x/c = 3$  の速度ベクトル図

ロセスが，加速距離によらず一致することを示唆している．

#### 4 結論

本研究では，低レイノルズ領域において，平板翼および NACA0012 翼を静止状態から加速させ，終端速度に達した後は一定のまま曳航を続けたときの流体力と流れ場を調べた．加速距離をパラメータにすることで，急出発翼の非定常空力特性に加速度が及ぼす影響を検討した．

定常時に失速状態にある迎え角 30 deg の場合，終端速度で定義された揚力係数では，どちらの翼型も，加速終了までの区間の揚力係数が加速度によって異なる．一方で，瞬時の曳航速度で定義された揚力係数では，全区間の揚力係数が加速度によらず一致した．また，PIV 解析の結果より，同一の曳航位置における流れ場の構造が加速距離によらず似ていることがわかった．これらのことから，瞬時揚力係数が一致するとき，無次元曳航距離に対する流れ場の発達プロセスは，加速度によらず一致すると考えられる．

#### 参考文献

- 1) Mohamed, A., et al, “Gusts Encountered by Flying Vehicles in Proximity to Buildings,” Drones, 7(1), 22, 2023.
- 2) Manar, F., et al, “Comparison of Rotating and Translating Wings: Force Production and Vortex Characteristics,” AIAA J., **54**, pp. 519-530, 2016.
- 3) 木田 勇気ら, “低レイノルズ数領域において急出発する平板翼に働く非定常流体力の計測,” 第 62 回飛行機シンポジウム講演集, 2B11, 2024.
- 4) 溝口 誠ら, “曳航水槽内で急出発する翼に働く流体力の時系列測定,” 第 56 回流体力学講演会講演集, 2B03, 2024.
- 5) Stevens, P. R. R. J., et al, “Experiments and Computations on the Lift of Accelerating Flat Plates at Incidence,” AIAA J., **55**, pp. 3255-3265, 2017.
- 6) Corkery, S., et al, “Response of a Flat Plate Wing to a Transverse Gust at Low Reynolds Numbers,” AIAA Paper 2018-1082, 2018.
- 7) 加瀬 正堯ら, “低レイノルズ数領域において静止状態から急加速する NACA0012 翼の非定常空力特性,” 航空宇宙技術, **23**, pp. 18-26, 2024.