

流体解析による動的風洞試験法の有効性の検証 Verification of Dynamic Wind Tunnel Test using Flow Simulation

- 岡戸 崇矩, 東海大, 神奈川県平塚市北金目 4-1-1, 2bed3215@mail.tokai-u.jp
 能澤 賢弥, 東海大, 神奈川県平塚市北金目 4-1-1, 5bmkm060@mail.u-tokai.ac.jp
 合田 芳輝, 東海大, 神奈川県平塚市北金目 4-1-1, 2bed1123@mail.tokai-u.jp
 芹沢 涼平, 東海大, 神奈川県平塚市北金目 4-1-1, 4bmkm034@mail.tokai-u.jp
 高橋 俊, 東海大, 神奈川県平塚市北金目 4-1-1, takahasi@tokai-u.jp
 Takanori OKADO, Tokai Univ., 4-1-1 Kitakaname, Hiratsuka, Kanagawa, 259-1292 JAPAN
 Kenya NOZAWA, Tokai Univ., 4-1-1 Kitakaname, Hiratsuka, Kanagawa, 259-1292 JAPAN
 Yoshiki GODA, Tokai Univ., 4-1-1 Kitakaname, Hiratsuka, Kanagawa, 259-1292 JAPAN
 Ryohei SERIZAWA, Tokai Univ., 4-1-1 Kitakaname, Hiratsuka, Kanagawa, 259-1292 JAPAN
 Shun TAKAHASHI, Tokai Univ., 4-1-1 Kitakaname, Hiratsuka, Kanagawa, 259-1292 JAPAN

In this study, we investigated the coupled phenomenon of movement and aerodynamics. We predicted dynamic wind tunnel experiments at high Reynolds number by using ANSYS FLUENT 14.5 with real moving wing condition. The study was carried out for a pitching rectangular wing for the comparison of the drag and lift coefficient between experiments and CFD. As results, similar hysteresis loops of the drag coefficient and lift coefficient were observed during the movement. In addition, generation of arch vortex was observed that was occurred from wing tip vortex and the leading edge vortex at the high angle of attack and strong three-dimensionality of the flow.

1. 背景, 目的

近年の航空機や自動車等の空力開発では, 非定常状態の空力現象の解明が求められている。特に流体中の移動物体周りの非定常空力現象の振る舞いは, 常に姿勢変化や振動にさらされる輸送用機器にとってはより現実の環境に近く, 詳細な性能予測を行うための重要な要素である。一様流中の翼の運動と空力の連成による非定常空力現象では, 運動速度の影響で流れの剥離が抑えられ, 定常での失速角に達しても揚力が上昇するという現象が発生する。しかしその一方, 一度流れが剥離するとなかなか再付着が生じず, 失速の状態が続くこともある。結果的に揚力係数は迎角とともに hysteresis loop を描くようになる¹⁾。この現象は動的失速と呼ばれる。この現象を小型無人飛行機やヘリコプターに応用する試みもみられ, 動的失速のメカニズムを明らかにすることでこの現象を活かした空力制御が可能となれば学術的にも工学的にも大きな意義を有する研究であると言える。

我々のグループはこれまでに動的失速の発生要因を探るべく, 一様流中において運動する物体周りの風洞試験, 並びに非定常流体解析に取り組んできている。本研究では, 数値計算により我々の動的風洞試験法の有効性を検証するために, 試験装置のモデル形状に忠実な 3 次元モデルでの非定常解析を行い, 風洞試験結果との比較を行う。本研究では過去にこの風洞試験で得られた結果²⁾に対して市販流体解析ソフトである ANSYS Fluent を用いて解析を行い, 我々の実験結果との比較検討と, 物体の運動と非定常空力現象の発生機構について迫る。

2. 動的風洞試験法

これまでにを行った風洞試験の概要について述べる。風洞試験では, 六分力天秤による揚力, 抗力の計測と, サーボモータによる翼の運動制御, 変位センサーによる翼の角度計測を行う。風洞試験の実験装置図を図 1 に示す。ここで翼型は矩形平板モデルとした。矩形平板モデルは翼弦長を $c=300\text{mm}$, アスペクト比は $AR=1.33$, 翼厚は翼弦長 c の 12% に設定した。ここではモデル形

状の空力特性を確認するため, 迎角 α を -20° から 20° まで 5° 毎に変化させて計算した静的試験と翼に迎角 -20° から 20° までのピッチング運動を与えた動的試験の 2 種類の検証を行った。

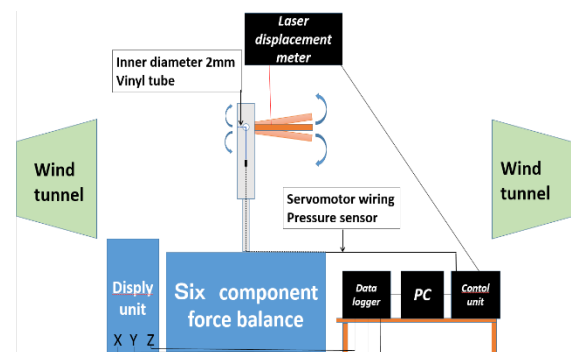


Fig. 1 Dynamic wind tunnel test equipment

動的試験における翼の運動はピッチング運動とし, 翼の迎角は初期設定角度を α_0 , 最大迎角 α_{max} , 時間を t として次式で表される。

$$\alpha = \alpha_0 + \alpha_{max} \sin \omega t \quad (1)$$

また角速度 ω は以下の式における無次元周波数を使って表される。

$$k = \frac{\omega c}{U_\infty} \quad (2)$$

ここで式中の変数は, 角速度 ω , 翼弦長 c , 一様流速度 U_∞ である。実験の条件を表 1 に示す。

Table 1 Parameters for experiment

レイノルズ数	1.5 × 10 ⁵								
一様流速度 [m/s]	7.571								
静的試験迎角 [Deg]	-20	-15	-10	-5	0	5	10	15	20
動的試験無次元周波数	0.08								

3. 計算手法

本研究での数値計算には ANSYS 社の商用ソフトウェア FLUENT14.5 を用いて計算を行った。支配方程式は 3 次元非圧縮性 Navier-Stokes 方程式である。本研究では移動境界を取り扱う為、FLUENT のダイナミックメッシュ機能を用いた。物体の運動条件にはユーザー定義関数 (UDF) を作成し、タイムステップ毎に UDF をもとに物体を移動させ、格子を変形させた。計算手法は以下の表 2 に示す。

支配方程式	三次元非圧縮性 Navier-Stokes 方程式
計算スキーム	SIMPLE 法
差分近似精度	二次精度風上差分
渦粘性モデル	Laminar

作動流体は標準大気とし、風洞試験と Re 数を等しくし、計算を行う。風洞試験との比較は可視化図と以下の式から算出した C_D 値、C_L 値で行う。

$$C_D = \frac{2D}{\rho U^2 c}, \quad C_L = \frac{2L}{\rho U^2 c} \quad (3)$$

ここで D は抗力、L は揚力、ρ は気体密度、U は一様流速度である。

4. 計算条件

風洞試験に用いた運動翼試験装置と計算モデルを図 2 に示す。なお数値計算でも風洞試験と同様、静的試験と動的試験の 2 種類の計算を行った。



Fig. 2 Experimental setup (left) and simulation model (right)

4.1. 静的試験

静的試験での計算領域を図 3 に示す。さらに翼まわりに発生する渦構造を詳細にとらえるために、図 4 のような格子を細分化した領域を設定した。静的試験では迎角を前述のとおりに指定し、計算を行った。各ケースの計算条件を以下の表 3 に示す。

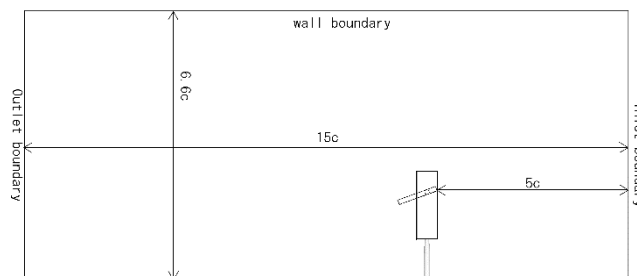


Fig. 3 Computational domain for steady flow simulation at AOA 20 deg

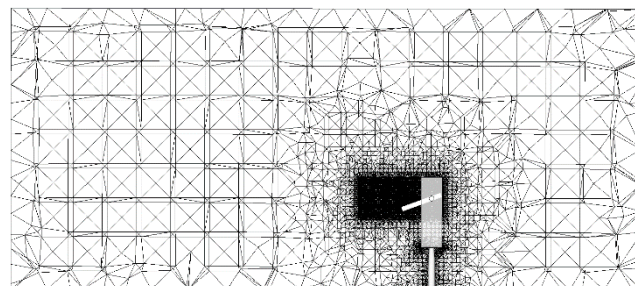


Fig. 4 Mesh distribution for steady flow simulation at AOA 20 deg

Table 3 Parameters for steady flow simulation

迎角 [deg]	0	5	10	15	20
流速 [m/s]	7.666				
計算領域	6.6c × 6.6c × 15c				
CFL 数	0.6				
Δx [mm]	0.1268	0.1684	0.1684	0.1684	0.1684
プリズム層数	16	12	12	12	12
総格子点数	843,630	536,334	525,714	623,730	690,091

4.2. 動的試験

動的試験での計算領域を図 5 に示す。また、格子分布は図 6 のとおりである。翼の運動は式 (1) の通りのピッチング運動である。動的試験の計算条件を以下の表 4 に示す。

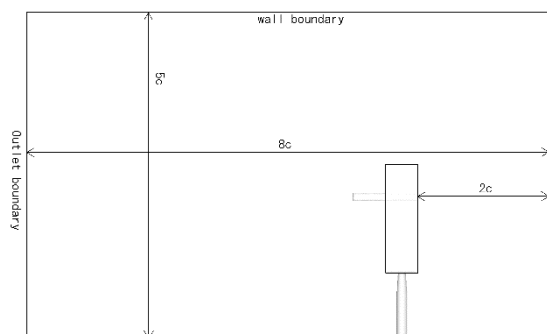


Fig. 5 Computational domain for dynamic flow simulation

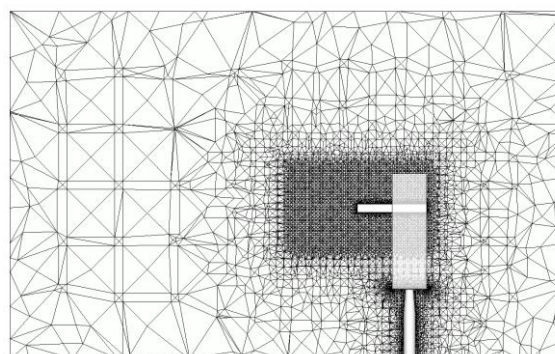


Fig. 6 Mesh distribution for dynamic flow simulation

Table 4 Parameters for dynamic flow simulation

無次元周波数	0.08
流速 [m/s]	7.666
計算領域	5c × 5c × 8c
CFL 数	0.7
Δx [mm]	0.5714
プリズム層数	5
総格子点数	225,768

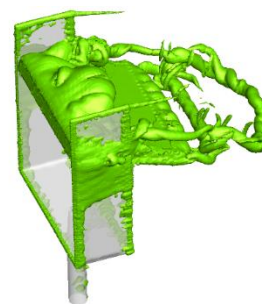


Fig. 9 Iso surface of vorticity magnitude 300

5. 計算結果

5.1 静的試験結果

風洞試験での $Re=150000$ の結果と CFD の結果との比較を図 7, 図 8 に示す。

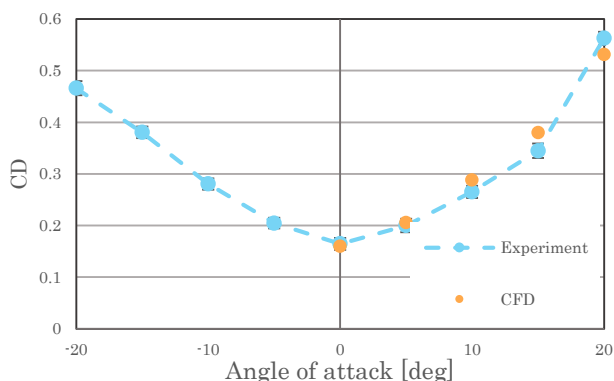


Fig. 7 Comparison of CD

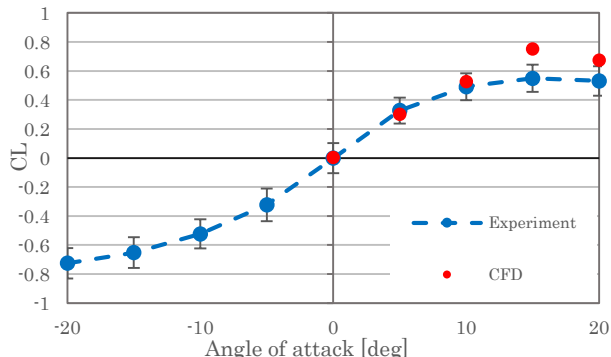


Fig. 8 Comparison of CL

図 7 の抗力係数の比較では, CFD と実験値との差異は小さく, 最大の迎角 15° でも 10%程度であった. 一方で図 8 の揚力係数では迎角 10° 程度から緩やかなカーブを描いており, 文献と同じ傾向を示している⁹⁾. CFD と比較すると迎角 15° では実験値との差異が大きいのもの, 迎角 20° ではまた差異が小さくなっていることが見て取れ, 最大揚力が生じる失速角付近でのずれはあるものの, ほぼ良好に実験結果を捉えている. 迎角 15° で実験値とずれの原因については, 現在調査中である.

図 10 は迎角 20° 角の時の CFD の結果を渦度の絶対値 300 の等値面で可視化した図である. 図 10 より翼前縁部では流れが剥離し渦が発生していることと, また翼後縁部ではアーチ構造の渦の発生が確認でき, 流れの 3 次元構造を再現できていると思われる. また翼上面後部には渦がなく, 翼前縁部に一度剥離した流れがその後上面に再附着する事なく主流へと流れていると考えられる. 以上により, CFD により実験モデルの大規模な流れ場構造については再現できたと考えている.

5.2 動的試験に対する格子依存性の確認

次に格子解像度を変えた場合の比較を行う. 動的試験の計算には格子の変形による歪みからプリズム層数が 5 層程度が限界であった. そこで, 迎角 10° の静的試験においてプリズム層数を 5 層と 7 層として計算を行い, 格子依存性について調査した. それぞれの CD 値, CL 値の時間履歴を図 10 に, 計算領域の中央断面における Z 軸方向の渦度分布図を図 11, 図 12 に示す. CD, CL 共にプリズム層数の変化に対して大きな差は見られなかった. 可視化図の比較においても同様に, 渦度分布の変化は見られず, 本計算ではプリズム層が 5 層で格子収束が得られたと考えられる.

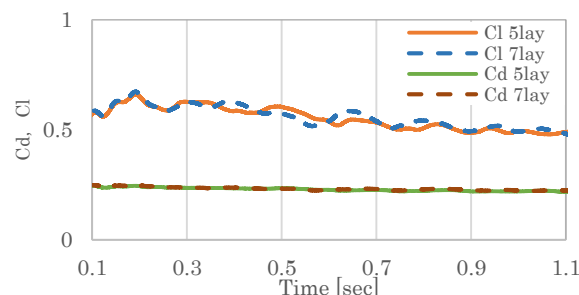


Fig.10 Time history of Flat plate (AOA 10 deg)

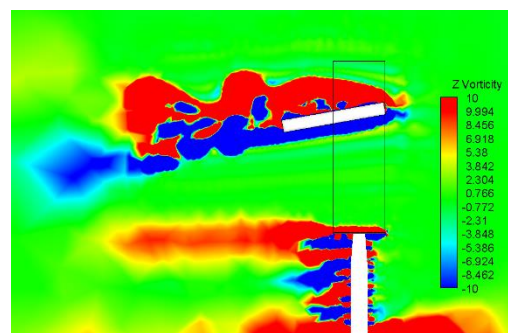


Fig.11 Instantaneous vorticity distribution (Prismatic layer : 5 layers)

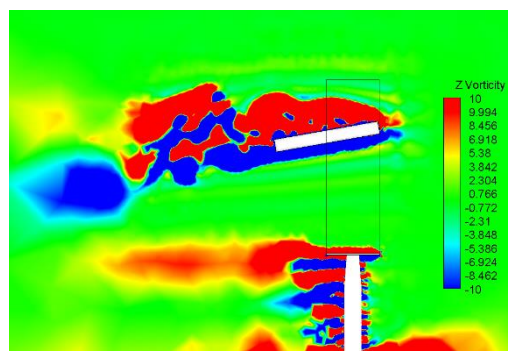


Fig.12 Instantaneous vorticity distribution (Prismatic layer : 7 layers)

5.3. 動的試験結果

翼の迎角に対する CD 値 CL 値の計算結果をそれぞれ図 13, 図 14 に示す。図 13 より, CD 値は緩やかな放物線を描く∞型のヒステリシスループとなっており, 迎角が -20° と 20° 付近では値が変動している。また CL 値は図 14 より, 迎角にほぼ比例して変化しているが, 静的試験時には揚力が低下する 20° 付近まで揚力を保ち続けていることが分かった。また同じ迎角でもピッチアップ時の方が揚力は高く, 時計回りのヒステリシスループになっていることが分かる。

実験値と比較すると, CD 値は CFD と同じく∞型のループを描いてはいるものの, 迎角 0 の付近での値が CFD では 0.16 程度に対し, 実験では 0.43 程度となっており, さらにその形状は左右非対称となっている。また CL 値では CFD の最大値が 1.1 程度に対し, 実験では 0.4 程度にとどまっていたことから, 数値的には大きな差異がみられた。この原因については, 計測機器の応答誤差及びサーボモータのトルクが風洞の風圧に負けてしまい, 適切な迎角が得られなかったためと考えられる。

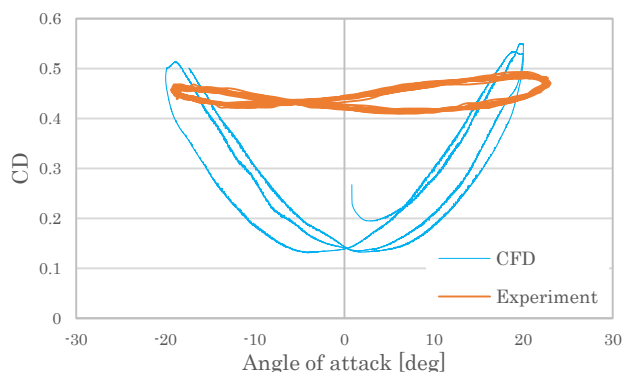


Fig.13 Comparison of CD in pitching motion

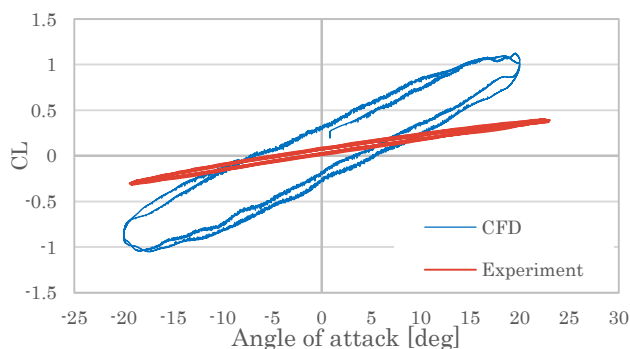


Fig.14 Comparison of CL in pitching motion

次に動的試験における計算結果の可視化図を以下に示す。図 15 における迎角が 10° までのピッチアップでは翼前縁部の低圧部分が翼上面に沿って後縁側へ移動していることが分かる。その後図 1 から図 17 にかけて, 迎角が 15° に達すると前縁から低圧部が放出され, 迎角が最大となる 20° の時にはいくつかの低圧部が放出されている。この時前縁からの低圧部は翼中央部まで伸びていることがうかがえる。その後ピッチダウンへと移行し, 図 18 にて低圧部が前縁部を離れて以降は上面には低圧部が生じていない。これが同迎角でもピッチアップ時の方が揚力が大きい理由と思われる⁽⁴⁾。ピッチダウンでは図 19 の迎角 -10° の時点で低圧部が放出され, 迎角が 20° となる図 20 で下面前縁の低圧部が翼面から離れかけていることが確認できた。

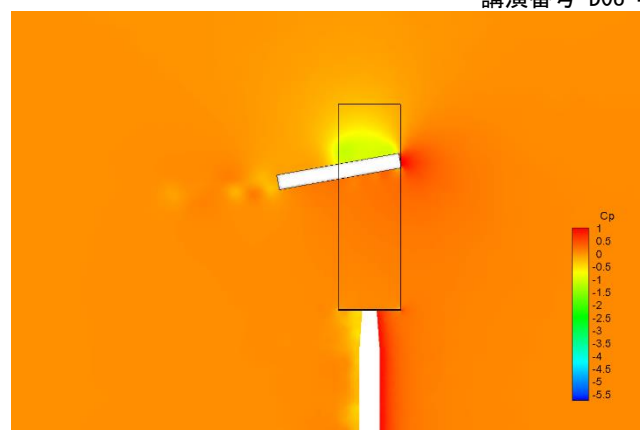


Fig.15 Vorticity distribution at AOA 10 deg (pitch-up)

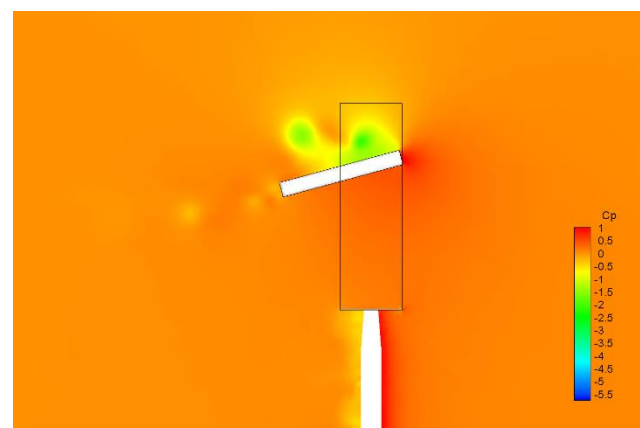


Fig.16 Vorticity distribution at AOA 15 deg (pitch-up)

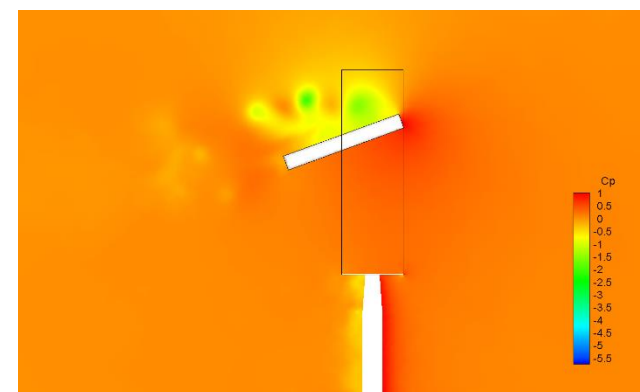


Fig.17 Vorticity distribution at AOA 20 deg (pitch-up)

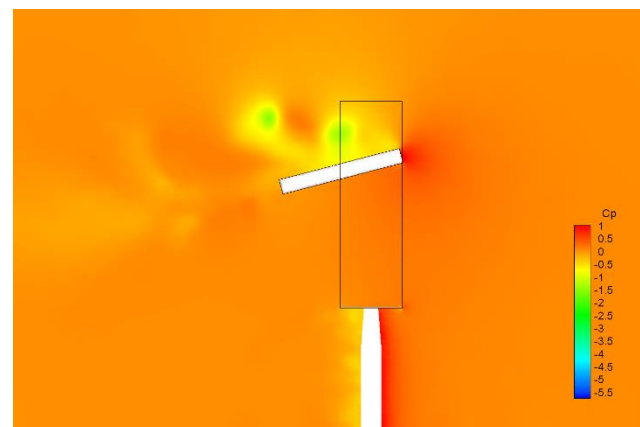


Fig. 18 Vorticity distribution at AOA 15 deg (pitch-down)

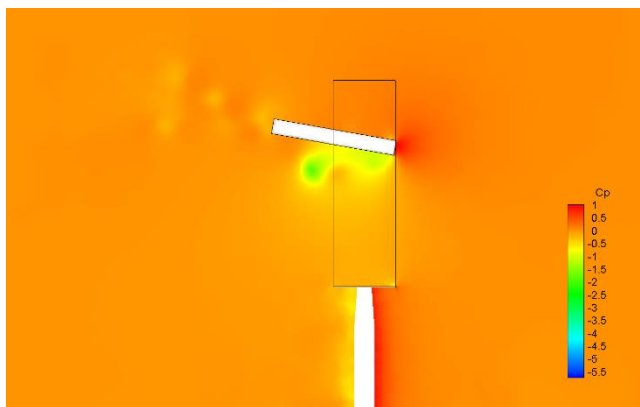


Fig. 19 Vorticity distribution at AOA -10 deg (pitch-down)

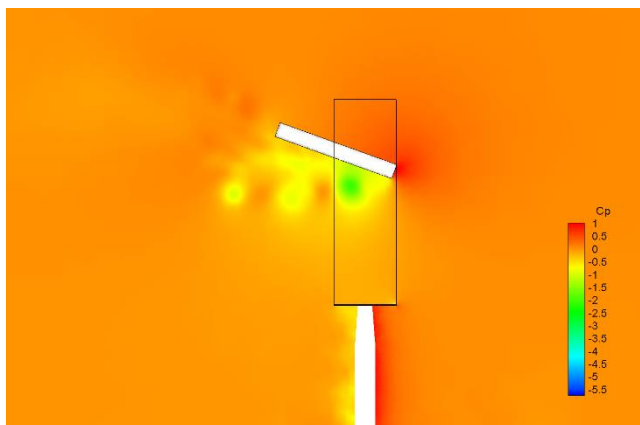


Fig. 20 Vorticity distribution at AOA -20 deg (pitch-down)

さらに、ピッチアップ時の迎角 $5^\circ \sim 20^\circ$ における渦度の可視化図を以下に示す。図 21 のピッチアップ時には、翼前縁に剥離泡が見られ、図 22 では後流へ移動した剥離泡からアーチ型の渦構造が放出されている。図 16 における低圧部はこの剥離泡及びアーチ渦であると考えられる。これは図 14 の迎角 20° 付近での揚力の急上昇時に見られることから、このアーチ渦が動的失速流れに見られる特徴的な渦である動的失速渦 (DSV : Dynamic Stall Vortex) であると考えられる⁹⁾。さらに図 23、図 24 より、前縁剥離は翼上面に沿って中央部まで達したのち、アーチ渦を翼の中心付近から発達させているのに対し、翼端近傍では後流に向けて翼端渦が発達している。これは文献⁹⁾にも示された傾向であり、図 9 の静的試験では見られない動的試験特有の現象であった。その後、翼がピッチダウンへと移行する図 25 では、前縁剥離泡が放出する渦からアーチ構造は確認されなかった。

これらの事から、ピッチング運動をする翼は、失速角に達した際に剥離泡から強力な渦を発達させ (図 21-図 22)、この渦による負圧の影響により揚力の急激な上昇、抗力の低下を引き起こしたと思われる。さらに最大迎角からピッチダウンへ移行する際にはこの動的失速渦が翼上面から離れるため、流れがこの渦の低圧部に誘起されて揚力の低下を招いたと考えられる。

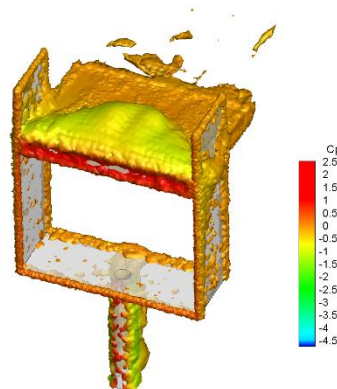


Fig. 21 Isosurface at AOA 5 deg (pitch-up)

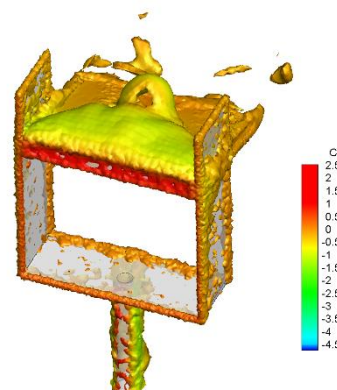


Fig. 22 Isosurface at AOA 9 deg (pitch-up)

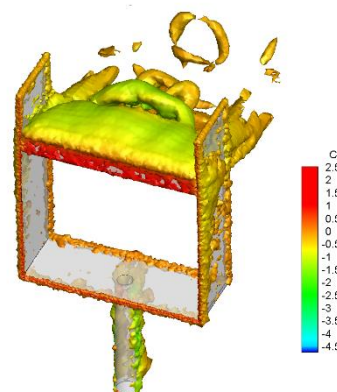


Fig. 23 Isosurface at AOA 17 deg (pitch-up)

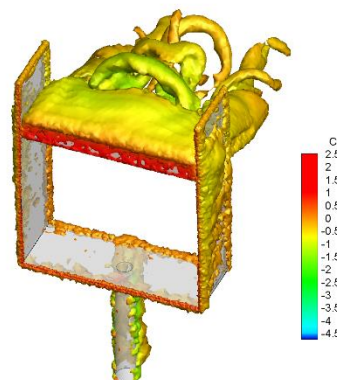


Fig. 24 Isosurface at AOA 20 deg (pitch-up)

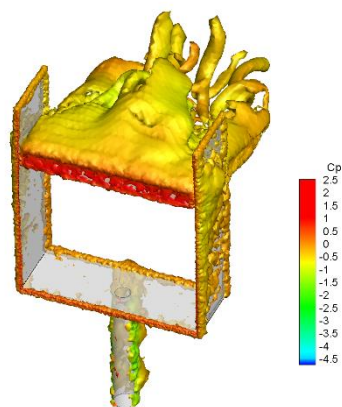


Fig. 25 Isosurface at AOA 16 deg (pitch-down)

6. 結言

本研究では商用 CFD を用いて運動翼試験の数値計算を行った。 $Re=150000$ における矩形平板のピッチング運動を、試験機を忠実に再現した形状モデルで計算を行い、実験結果と比較した。得られた結果を以下に示す。

1. CD 値, CL 値共に風洞試験と同じ特性を持つヒステリシスループを確認することができた。
2. 静的試験時には失速を起こした高迎角時において、動的試験では揚力を保つことが実験, CFD 共に確認できた。
3. CFD 可視化図より, 2 の現象は前縁剥離渦, 及び翼端渦が上面に沿って発達したことが要因であると考えられる。
4. さらに, CFD ではアーチ型の渦構造が確認でき, 流れの 3 次元性を確認できた。
5. 実験においては, 計測機器の応答性や翼にかかる風圧の影響による計測誤差が生じた可能性がある。
6. 高迎角時の揚力・抗力の急激な変化は, 翼前縁の剥離渦から成長した動的失速渦が発生, 放出された際に生じた。

今後の課題として, 矩形平板が高レイノルズ数に耐え得るよう実験装置の改良を行う。また NACA0012 翼モデルを用いて同様の検証を行い, 動的失速現象の解明を行う。

謝辞

本研究は東北大学流体科学研究所一般公募共同研究「移動物体周りの非定常流体现象予測の高度化のための研究」より一部補助を受けて行われている。

参考文献

- (1) Kobra Gharali, David A. Johnson, “Dynamic stall simulation of a pitching airfoil under unsteady freestream velocity”, *Journal of Fluids and Structures*, Vol.42, pp.228-244, 2013.
- (2) 能澤賢弥, 府川祐介, 松村勇治, 高橋俊, ”ピッチング運動翼の非定常空力計測と数値解析”, 第 47 回流体力学講演会 / 第 33 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 2015.
- (3) 岡本正人, 神馬義貴, “低レイノルズ数における翼の平面形空力特性の実験的研究”, 2009.
- (4) 麻生茂, 隈本雄一, “低流速におけるダイナミックストール現象の数値計算(第 12 回航空機計算空気力学シンポジウム論文集)”, 航空宇宙技術研究所特別資料, 巻:27,頁:291 -296, 1994.
- (5) 福本浩章, 浅野兼人, 青野光, 渡辺毅, 田中元史, 松田寿, 大迫俊樹, 野々村拓, 大山聖, 藤井孝藏, “ピッチング翼周りの動的失速流れ制御における DBD プラズマアクチュエータ設置位置の影響”, 第 28 回数値流体力学シンポジウム, 2014.
- (6) 時末裕充, 高田浩之, “動的失速時の翼周辺はく離流と非定常空力に関する研究 (第 2 報, 数値解析—その 2)”, 日本機械学会論文集 (B 編), Vol.50, No.84, 1984.