

後流における翼端渦の空力と渦構造に関する CFD 解析

CFD analysis for the aerodynamic feature and structure of trailing vortices in a wing wake

- 高橋良尚, 富山大, 富山県富山市五福 3190, m1871217@ems.u-toyama.ac.jp
- 清水亮介, 富山大, 富山県富山市五福 3190, m1771212@ems.u-toyama.ac.jp
- 五島健太郎, 富山大, 富山県富山市五福 3190, m1771209@ems.u-toyama.ac.jp
- 松島紀佐, 富山大, 富山県富山市五福 3190, kizam@eng.u-toyama.ac.jp
- Yoshinao Takahashi, University of Toyama, 3190, Gofuku, Toyama-city, Toyama
- Ryosuke Shimizu, University of Toyama, 3190, Gofuku, Toyama-city, Toyama
- Kentaro Goshima, University of Toyama, 3190, Gofuku, Toyama-city, Toyama
- Kisa Matsushima, University of Toyama, 3190, Gofuku, Toyama-city, Toyama

The article conducts a study to obtain guidelines for CFD grid spacing at wakes in order to precisely analyze vertical vortices emanating from a wing tip. We perform Reynolds averaged Navier-Stokes simulation about a rectangular wing whose every section is NACA0012 airfoil. Control parameters for grid generation, such as mesh densities on cross flow section planes downstream of the wing, a growth rate for grid spacing in the stream-wise direction and so on, are systematically changed and resulted vortex phenomena are discussed.

1. はじめに

航空機の後流における流体现象は、その後流の発生原因である航空機の空力的特徴を持つと考えられている。後流から空力特性を推定する手法として、非接触で後流面の流速データを得られる PIV (Particle Image Velocimetry) 計測や PIV データを使った圧力推定⁽¹⁾、流速および圧力から物体の抵抗値や揚力値を算出する後流積分⁽²⁾ が挙げられる。近年、航空機から発生する騒音解析で翼後端部の渦現象が注目を集めていることもあり、後流情報を活用した研究の重要性が認識され始めている。縦渦を利用した空力デバイスに、翼表面上の剥離を抑える目的とした Vortex Generator (VG) がある。VG を取り付けすることで主流における健全な流れを巻き込み、境界層の剥離を抑えることは知られているが、剥離制御に至る根本のメカニズムの解明には至っていない^{(3),(4)}。さらに、大型機の主翼や高揚力装置の端部から発せられる翼端渦によって小型機が巻き込まれ、操縦困難となる事故の低減や、離着陸機体の管制間隔を短くでき効率的な運航につながる⁽⁵⁾。これら事例からも翼端から発せられる渦のメカニズム解明は重要視されている。我々も後流に注目した研究を行っており、特に翼端から生じる縦渦を詳細に捉えることに着目し研究を行っている。

本稿では 1 台のワークステーションでの計算で翼端の縦渦の現象理解に十分な格子解像度の指針を得るために、後流面の格子を等間隔に配置できる構造格子で解析を行った。そして、渦構造の理解のために必要な翼端付近の格子分布を検討した。

2. 計算手法

2. 1. 計算モデル・格子

計算対象は NACA0012 翼型断面をもつ矩形翼である。翼のコード長 C を基準長さとして無次元化している。翼形状はスパン長が $5C$ で、Fig. 1 のように半スパン長の 95%位置から滑らかに翼厚を減少させ、100% (翼端) 位置では厚み 0 となるようにした。また翼端は $y-z$ 断面からみて、半スパン長の 5%が長径、翼厚の半分が短径となる半楕円形状とした。翼前縁の x 座標を $0C$ とし、 $y=0C$ を対称面とする半裁モデルで解析を行った。

計算格子は Fig. 2 のような翼周りに C 型、スパン方向に H 型である C-H 型構造格子を用いた。本稿では翼端渦の軸方向と x 軸方向が一致すること、境界層付近の細かな格子を利用し格子数を削減するために、Fig. 3 のように翼を回転させることで迎角を再

現した。格子点数は、翼周方向 (J 方向) は翼表面に 119 点、後流面に 49×2 点の計 217 点、クロスフロー面であるスパン方向 (K 方向) と翼面から離れる方向 (L 方向) については、翼端付近の格子分布が等間隔となるようにした。格子領域について、原点は翼前縁であり、 x 方向に $-10C \sim 11C$ 、 y 方向に $0C \sim 15C$ 、 z 方向は $-10C \sim +10C$ 確保した。境界層の最小格子幅は $5.77 \times 10^{-6}C$ である。本稿で可視化する後流面と翼の位置関係を Fig. 4 に示す。中央に示す半スパン長の翼が計算対象であり、翼後縁から $1C$ 後方にある x 方向に垂直な断面が後流面 ($x=2.0C$) である。主流方向の流れは x 軸に平行に流入する。

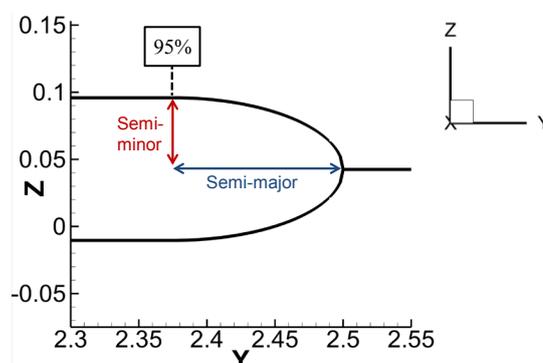


Fig. 1 Enlarged view of wing tip ($x=0.5C$)

2. 2. CFD 計算手法および条件

CFD 計算のための流れ場条件は、一様流マッハ数 $M_\infty=0.82$ 、迎角 $\alpha=4.86^\circ$ 、レイノルズ数 $Re=3.0 \times 10^6$ である。本計算の解析手法について、支配方程式は 3 次元圧縮性薄層近似 N-S 方程式であり、移流項は 3 次精度、粘性項は 2 次精度とした。また、乱流モデルは Baldwin-Lomax である。

2. 3 後流積分を用いた抵抗係数の算出

本稿では後流面の情報から抵抗係数を得ることで、渦の捉え方と抵抗値の関連を知るために、表面積分法ではなく後流積分法^{(6),(7)}から抵抗値を算出した。また、揚力の発生に伴う抵抗である誘導抵抗についても、抵抗分解することで算出した。

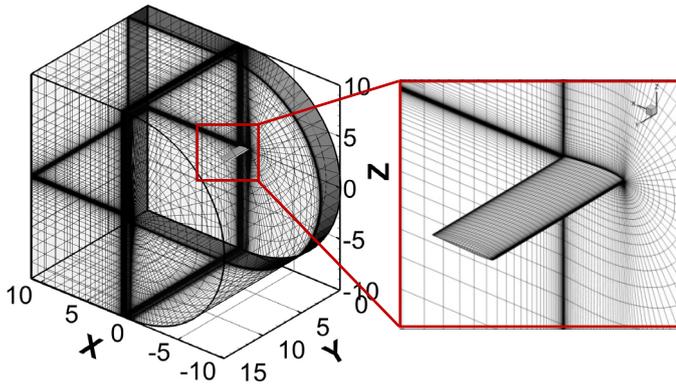


Fig. 2 C-H type grid and enlarged view of wing

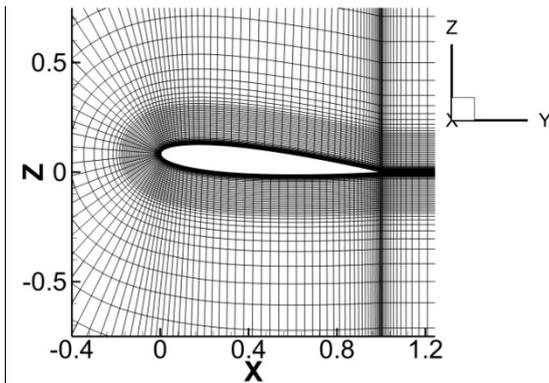


Fig. 3 Grid distribution ($y=0.0C$)

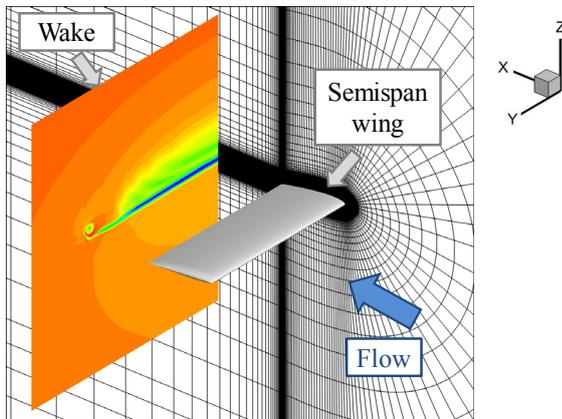


Fig. 4 Positional relationship between the semi-span wing and the cross-flow plane

まず後流積分法の導入のために、Fig. 5 のような積分路を考える。一様流の速度を U_∞ 、翼表面積を S_0 、主流と垂直方向の断面を S_2 とする。 S_2 は翼の下流であれほどの位置でもよいとしている。

以下に検査体積の運動量保存束から導出される後流積分法の基本式を示す。

$$D = \iint_{S_2} [\rho u (U_\infty - u) + (P_\infty - P)] dS \quad (2.1)$$

ここで、 ρ 、 u 、 P はそれぞれ S_2 面における密度、主流方向速度、圧力である。添え字 ∞ は一様流における物理量であることを示している。

続いて、式(2.1)を抵抗要素ごとに分解した際に得られる、誘導抵

抗の式(2.2)に示す。

$$D_i = \iint_{S_2} \frac{\rho_\infty}{2} (v^2 + w^2) dS \quad (2.2)$$

$$- \iint_{S_2} \frac{\rho_\infty}{2} (1 - M_\infty^2) (\Delta u)^2 dS$$

ただし、 v 、 w は S_2 面上の y 方向、 z 方向の速度成分であり、 Δu は x 方向の速度の一様流との差 ($u - U_\infty$) である。

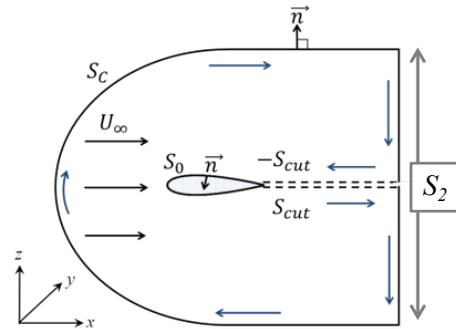


Fig. 5 Integral path of Wake Integration

3. クロスフロー断面の格子細分化

翼端渦の構造を精度良く捉えるためにはどの程度格子幅を細かくすれば十分であるかを示すために、翼端付近の格子を等間隔に細分化した。

3. 1. 格子幅と細分化範囲

等間隔格子幅は翼のコード長に対して、0.8%、0.4%、0.2%、0.1%の4ケースの比較を行う。また細分化範囲は y 方向 $2.33C \sim 2.53C$ 、 z 方向 $-0.165C \sim 0.165C$ である。後述の翼後縁から流出境界までの主流方向の格子成長率は1.20である。翼端付近の後流面 ($x=2.0C$) の格子分布をFig. 6に示し、スパン方向と翼垂直方向の格子数をTable 1に示す。

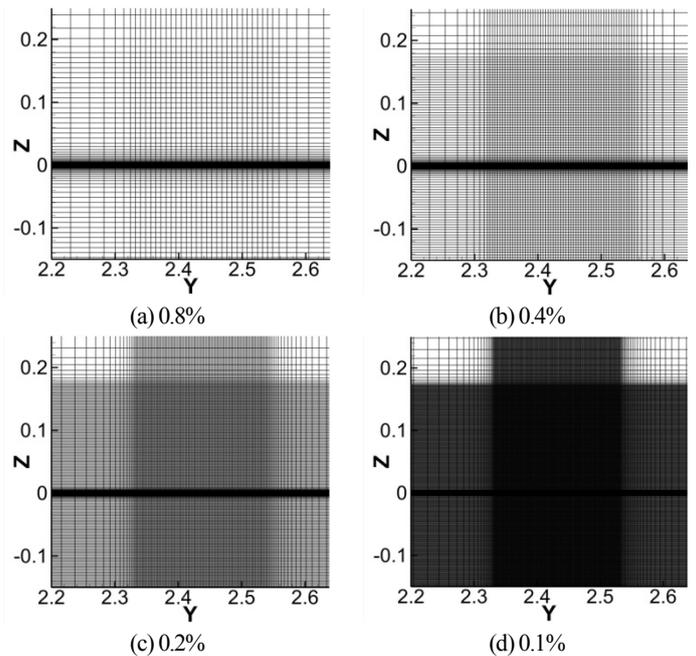


Fig. 6 Grid distribution near the wing tip ($x=2.0C$)

Table 1 Number of grid points of each grid types

	(a) 0.8%	(b) 0.4%	(c) 0.2%	(d) 0.1%
Total grid	1,892,674	3,144,330	6,972,210	15,876,154
Free-stream	217	217	217	217
Spanwise	98	138	210	314
Normal to the body	89	105	153	233

3. 2. 各格子の可視化と流速分布の比較

Fig. 5 で示した格子種類での後流面 ($x=2.0C$) における x 方向の流速分布と円周方向速度 ($V_\theta = \sqrt{v^2 + w^2}$) を Fig. 7 と Fig. 8 にそれぞれ示し, Fig. 9 に(d)0.1% において翼端付近の後流面 ($x=2.0$) の x 方向の速度が最小となる(y, z)=($2.417 C, 7.101 \times 10^{-2} C$)を z 軸上に抽出し, 各格子幅で比較したものを示す.

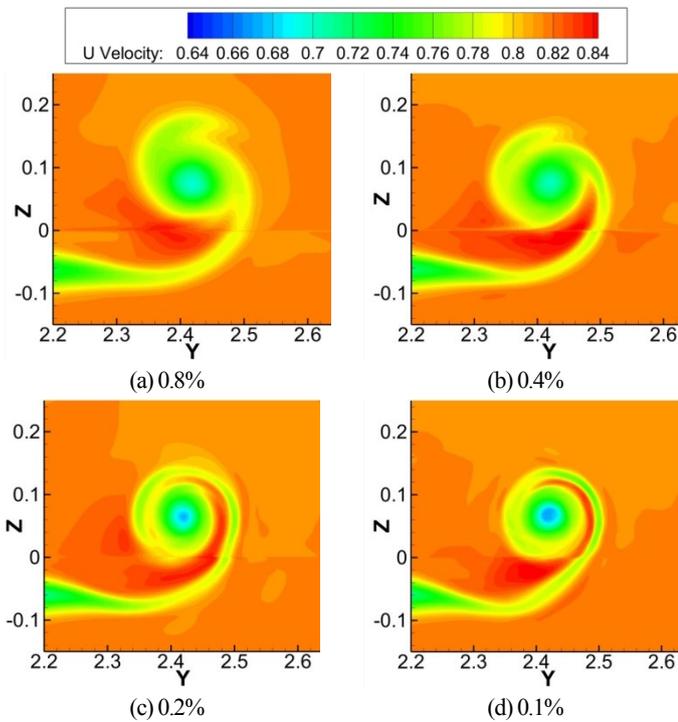


Fig. 7 x direction velocity distribution of each grid types ($x=2.0C$)

Fig. 7 の後流面 ($x=2.0C$) における x 方向の流速分布より, 等間隔格子幅が小さくなるほど渦外部の一樣流の流れを巻き込む様子を捉えられており, x 方向の流速が加速された領域が渦内部まで続いていることがわかる. この領域では Fig. 9 の $z=-0.02C$ 付近を見てもわかるように, 一樣流よりも流速は大きいため渦を主流方向へと引っ張る要素となっていると考えられる. また, (a) 0.8% と (b) 0.4% でみられた渦上方の速度欠損域が小さくなった. これらの変化は格子が細分化されたことによって数値拡散が減少したためであると考えられる.

さらに Fig. 8 の円周方向の速度分布について, (d) 0.10% の渦中心 (y, z)=($2.42C, 6.70 \times 10^{-2} C$) では円周方向速度 $V_\theta = 1.19 \times 10^2$ と 0 に近く, 半径方向に大きくなるほど速度が大きくなり, 渦外になると流速が低下していることがわかる.

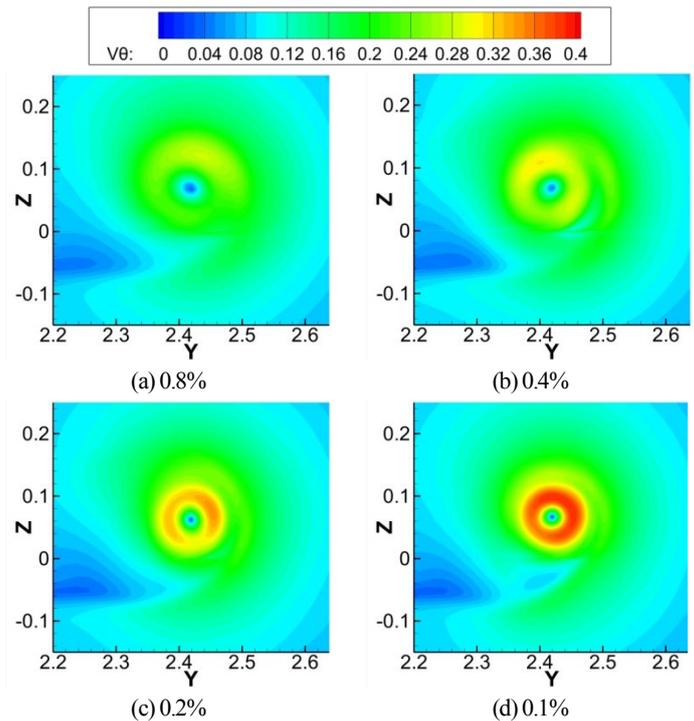


Fig. 8 Tangential velocity distribution of each grid types ($x=2.0C$)

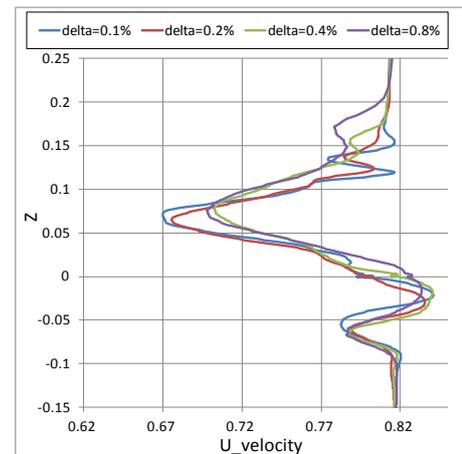


Fig. 9 The x direction velocity on the z axis ($y=2.417C$)

Fig. 9 の渦中心を通る x 方向の流速について, 最も流速の低い $z=0.05 C \sim 0.10 C$ では(a) 0.1%と(b) 0.2%, (c) 0.4%と(d) 0.8%にそれぞれに大きな変化はないことから, 格子幅がある程度細かくなければ渦中心は捉えられないことがわかる. また, 格子幅が大きくなるにつれ速度変化が鈍っており, 速度変動は緩やかとなることが定量的に評価できた.

これらの結果より, 格子幅の細かさは渦現象を詳細に捉えることに加え, 細かな速度変動の捕捉に関連していると考えられる.

3. 3 誘導抵抗の比較

2. 3 の式(2.2) に示した後流積分法から得られる誘導抵抗を格子間隔ごとに比較した. 対象とする後流データは Fig. 6-8 で可視化した後流面 $x=2.0C$ である. その面の全領域で積分した結果を Fig. 10 に示す.

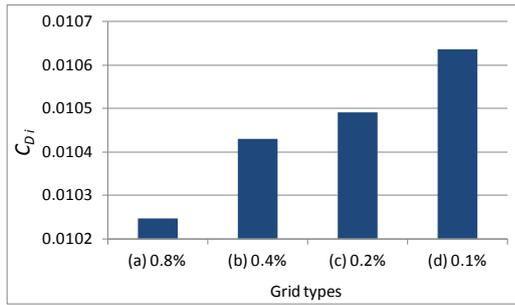


Fig. 10 Relationship between induced drag and grid types

Fig. 10 の各格子と誘導抵抗の関係より、(a) 0.8%と(d) 0.1%では 3.90ct ($1ct=10^{-4}$) の差が生じており、格子間隔が小さくなるほど誘導抵抗が増加していることがわかる。これは Fig. 8 の円周方向速度成分を見てもわかるように、格子を細分化したことで y 方向と z 方向の速度成分が大きくなり、抵抗が増加し、より正しい物理現象の再現が行えたのではないかと考えている。

4. 翼後縁から流出境界における主流方向格子分布変更

前節ではクロスフロー面を細分化することで、翼端渦の形状がどのように変化するか注目した。ここでは、後流が伝播する方向である翼後縁 ($x=1.0C$) から流出境界 ($x=11.0C$) までの主流方向の格子分布が渦構造に与える影響を比較した。

4. 1 格子分布

前節で比較した翼後縁から流出境界付近までの格子成長率は 1.20 であるが、ここでは格子成長率 1.05, 1.10, 1.20 の計 3 ケースの比較を行った。主流方向の格子分布に依存した流れ場の影響をみるために、クロスフロー断面の格子分布は Fig. 6 の(c) 0.2%を用いた。上記の 3 ケースの対称面 ($y=0C$) における翼後縁付近の格子分布を Fig. 11 に示し、翼後縁から流出境界までの格子点数を Table 2 に示す。

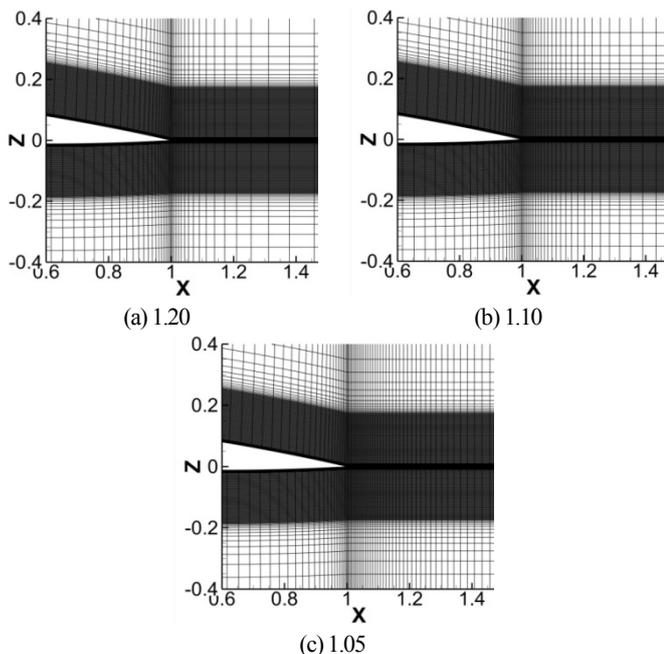


Fig. 11 Grid distribution near the trailing edge ($y=0C$)

Table 2 Number of grid points of each grid growth rate

	Grid growth rate		
	(a) 1.20	(b) 1.10	(c) 1.05
Total grid	6,972,210	8,514,450	11,084,850
Free-stream	217	265	345
Trailing edge to Outflow boundary	49	153	113

4. 2. 可視化図と空力係数の比較

Fig. 11 に示した格子の後流面 ($x=2.0C$) における翼端付近の x 方向の渦度分布を Fig. 12 に示す。また、翼端渦の拡散の様子を可視化するために、 $x=0.8C\sim 2.0C$ までを 0.1C 刻みの後流を格子成長率(a)1.20 と(c)1.05 について x 方向の渦度で比較した。その渦度の正と負の成分について Fig. 13, Fig. 14 にそれぞれ示す。さらに後流面 $x=2.0C$ の全領域を積分することで得られた各格子成長率の抵抗係数を Table 3 に示す。

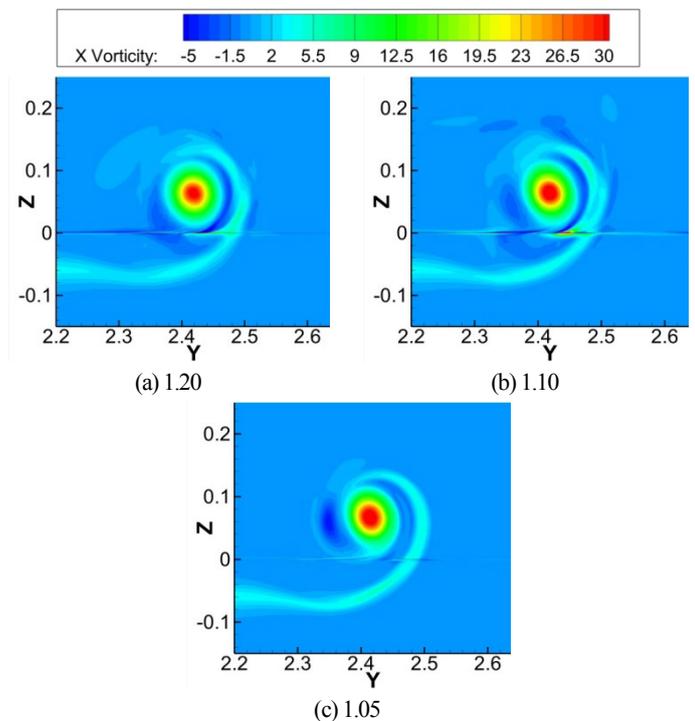


Fig. 12 x direction vorticity distribution of each grid growth rate ($x=2.0C$)

Fig. 12 の後流面 ($x=2.0C$) における x 方向の渦度分布より、格子成長率が(a) 1.20 と(b) 1.10 では $z=0C$ 付近にある境界層の細かい格子の影響によって、翼の上下を境に途切れた分布となっていたが、(c) 1.05 ではそれが改善された。また、(c) 1.05 の翼端渦の左隣である $y=2.35C$ 付近に渦度が負となる分布が見られた。これは翼端渦の生成と同時に副次的に生じた 2 次渦であると考えられる。

翼端渦の下流への伝達について、Fig. 13 の正の渦度分布ではどちらの格子も翼端渦を捉えることができていたが、主流方向へ大きくなるほど翼端渦まわりの渦度が 0 に近い領域が(c) 1.05 では現れておらず、輪郭がはっきりした。また、Fig. 14 の負の渦度分布について (a) 1.20 では $x=1.5C$ 付近で 2 次渦が拡散しているが、(c) 1.05 では翼端渦の周りを逆向きに回転しながら下流へ伝わることを確認できる。これらの変化は、流れが下流へと伝わる過程において、格子が密になることで数値拡散が減少したためであると考えられる。

Table 4 Number of grid points and fine grid region of each grid types

	Grid A	Grid B	Grid C	Grid D
Total grid	6,175,386	8,581,482	12,789,546	15,692,138
Spanwise	186	234	282	346
Normal to the body	153	169	185	209
Y direction region	2.35~2.50	2.30~2.55	2.25~2.60	2.20~2.65
Z direction region	±0.15	±0.20	±0.25	±0.30

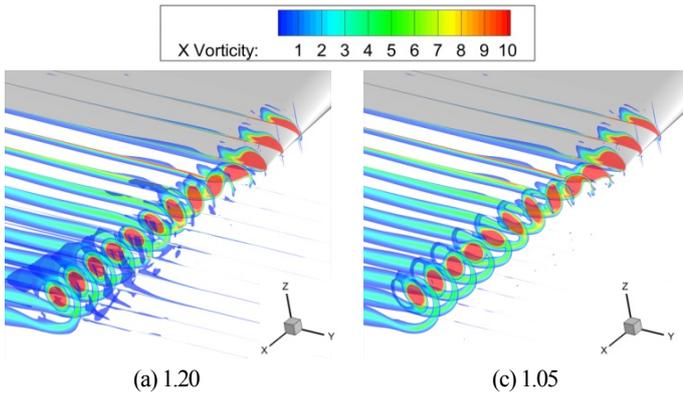


Fig.13 Positive x direction vorticity distribution (Cutoff above 0.1)

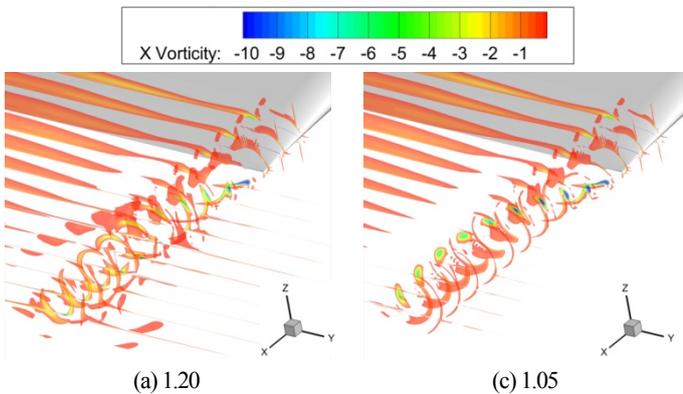


Fig.14 Negative X direction vorticity distribution (Cutoff below -0.1)

Table 3 Relationship between drag coefficient and grid growth rate

	Grid growth rate		
	(a) 1.20	(b) 1.10	(c) 1.05
C_D	0.058375	0.058363	0.058326
C_{Di}	0.010523	0.010548	0.010492

また後流積分法を用いて求めた抵抗係数について、Table 3 から各抵抗の最大・最小の差は、抵抗係数 C_D は (a) 1.20 と(c) 1.05 から 0.49ct であり、誘導抵抗係数 C_{Di} は(a) 1.20 と(b) 1.10 から 0.57ct であった。格子成長率の比較範囲が小さいためか、抵抗の差はいずれも 1 ct 未満となった。

以上の結果から、抵抗値の大きな変化がない場合でも、下流への後流面の伝わり方に変化がみられた。そのため翼から離れた位置で後流面の渦構造を捉えるにはクロスフロー面のみを細分化するだけではなく、下流方向の格子も密にする必要があることがわかった。

5. 細分化領域の拡大

ここまでの章では $x=2.0C$ における翼端渦を観察するために、渦を囲む領域でのみクロスフロー面を細分化してきた。ここでは翼端まわりの細分化領域の大きさによって渦構造がどのように変化するかを比較した。

5. 1. 格子分布

翼端付近の等間隔格子幅は 0.2% とし、翼後縁から流出境界までの格子成長率は 1.20 とした。また、格子の領域は Table 4 のように y 方向、 z 方向にそれぞれ上下左右に 0.05C ずつ細分化領域を渦中心の外側へと広げた。その格子の翼端付近のクロスフロー面の可視化図を Fig. 15 に示す。

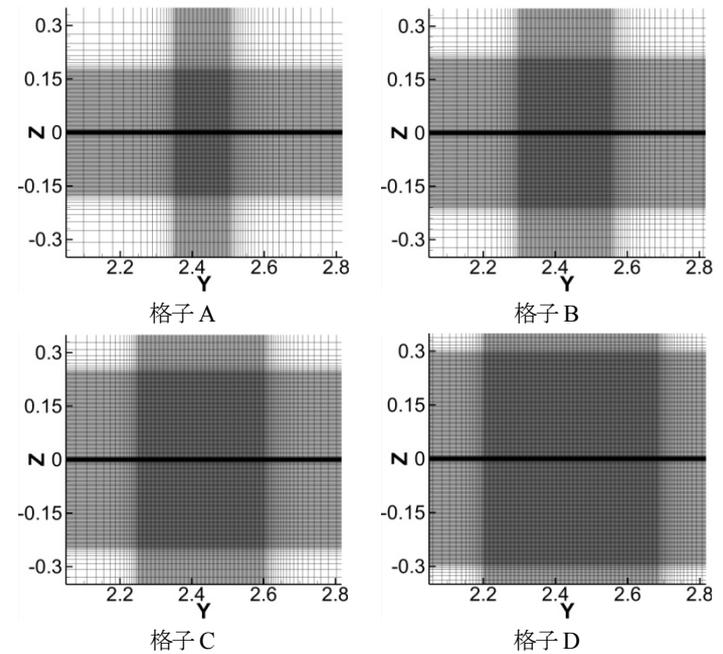


Fig. 15 Grid distribution near the wing tip ($x=2.0C$)

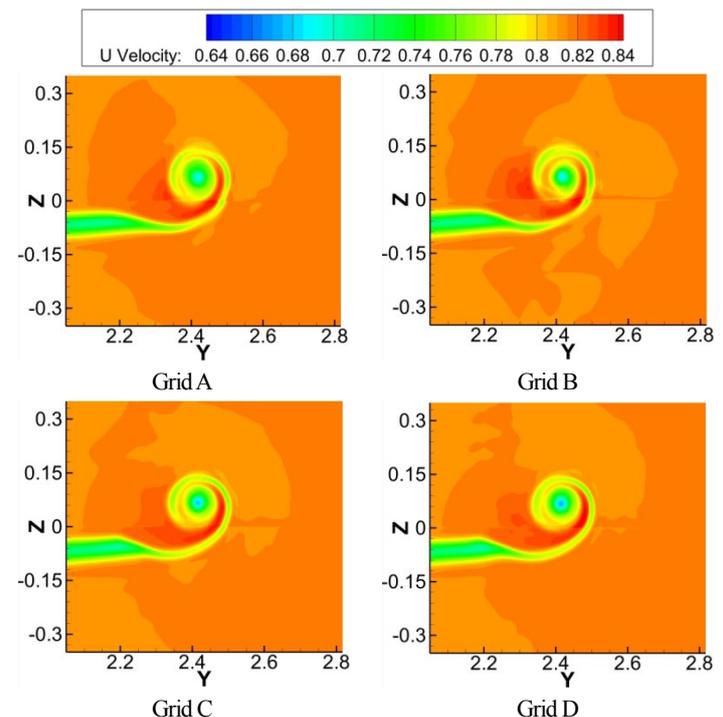


Fig. 16 x direction velocity distribution of each grid types ($x=2.0C$)

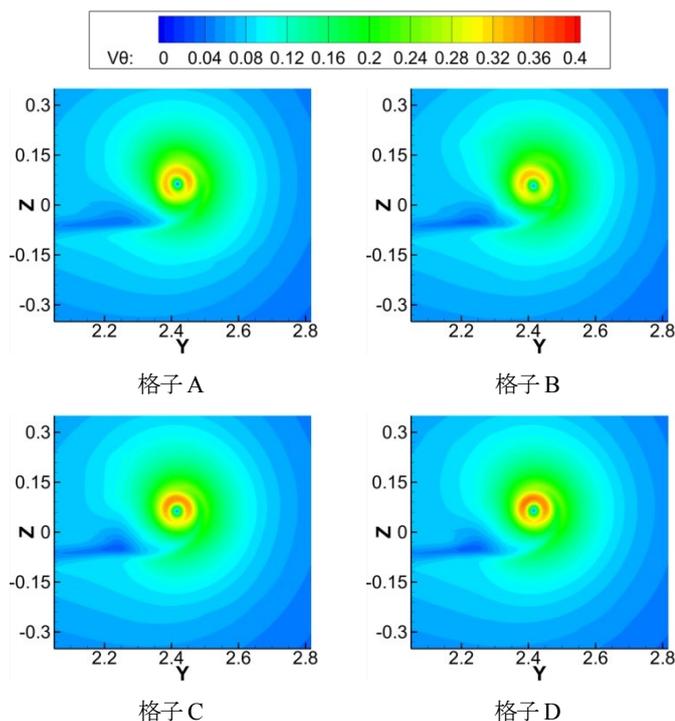


Fig. 17 Tangential velocity distribution of each grid types ($x=2.0C$)

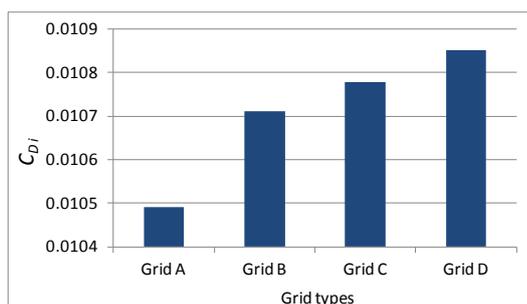


Fig. 18 Relationship between induced drag and grid types

Fig. 16 の後流面 ($x=2.0C$) における x 方向の流速分布より、細分化領域が狭い Grid A では、翼端から翼端渦まで続く速度欠損が連続的ではなく、 $z=0C$ 付近の境界層の細かな格子で分布が途切れた分布となっているのに対し、格子領域が広がるにつれ滑らかな分布となっている。また、格子領域の大きさに関わらず一様流よりも速い流れがみられているが、Grid C と Grid D では渦の輪郭がはっきりと現れた。細分化した領域が広くとることで、領域外の粗い格子へと渦が拡散するのを抑えているためであると考えられる。

Fig. 17 の円周方向速度と Fig. 18 の格子種類と誘導抵抗の関係について、Fig. 17 で円周方向の速度成分を捉えられていた Grid C と Grid D の誘導抵抗は大きいことがわかる。また、Grid A と Grid D の C_{Di} の差は 3.58ct であり、Grid C と Grid D の差は 0.73ct であった。

領域が広いほど翼端渦の解像度は良くなり、抵抗値も上昇した。渦構造を詳細に捉えるためには、渦近傍のみを細分化するのではなく、渦周辺の広い領域に密な格子を配置しなければならないことがわかった。今回の解析結果から Grid C と Grid D の Fig. 16 と Fig. 17 の可視化図の変化が小さいことと C_{Di} の差が 1ct 未満であることから、渦構造を捉えるには Grid C のように少なくとも翼端渦の 2 倍以上の領域を確保する必要があると考える。

6. まとめ

渦現象の解析のために、単独翼における流れ場に対しマッハ数 0.82、レイノルズ数 3.0million、迎角は 4.86° の条件で解析を行った。その計算条件で、翼端付近のクロスフロー面の格子の細分化、翼後縁から流出境界までの格子成長率の変更、細分化領域の拡大を行い、翼端渦構造にどのような変化が現れるかについて検証した。これらの結果から得られた知見を以下にまとめる。

- 1) 翼端渦付近の格子をコード長に対して 0.1%程度まで細分化したとき、格子が粗いときには見られなかった、渦構造内に主流方向の速い領域を確認できた。また円周方向の流速分布を可視化することで、ランキン渦を確認することができた。後流積分で得られた誘導抵抗は格子が密になるほど増加する関係が得られた。
- 2) 翼後縁から流出境界における主流方向格子変更について、クロスフロー面の格子数に変化はないが、渦の輪郭をはっきりと捉える事ができた。また格子成長率 1.05~1.20 の範囲では後流積分から得られた抵抗値の差は 1ct 未満でありほとんど変化はないが、翼端渦とは逆向きの 2 次渦が拡散せずに下流面へと伝わる事が確認できた。
- 3) 翼端渦付近の後流面の細分化範囲を拡大することで、翼端渦の解像度が良くなり、また誘導抵抗は増加した。解析結果から、渦現象を詳細に捉えるためには渦の大きさの 2 倍以上の領域を確保する必要がある。

以上より、渦構造の理解のために必要な格子分布の指針を示し、Vortex Generator の剥離を抑えるメカニズムの 1 つの理由の解明につながると考えている。今後の課題として、適切な格子分布と領域を組み合わせた格子で解析を行うことで、渦現象の理解を進めていきたい。

参考文献

- (1) Matsushima, K., and Kato, H., "Numerical Assessment for PIV Pressure Measurement in Airplane Wakes", AIAA Paper 2016-3270, pp.1-13, 2016.
- (2) Hunt L. D. and Giles B. M., "Wake Integration for Three-Dimensional Flowfield Computations: Applications", JOURNAL OF AIRCRAFT Vol.36, No.2, March-April 1999, pp.366-373, 1999.
- (3) 小池俊輔, 伊藤靖, 楠瀬一洋, 中島努, 佐藤衛, 神田宏, 村山光宏, 中北和之, 山本一臣, "遷音速 2 次元翼に対する Vortex Generator 効果", JAXA-RR-14-002, pp. 1-8, 2014.
- (4) 小池俊輔, 伊藤靖, 楠瀬一洋, 村山光宏, 中北和之, 山本一臣, "遷音速 3 次元翼に関する Vortex Generator 効果", JAXA-RR-17-013, pp. 7-9, 30-39, 108-116, 2018.
- (5) 奥野善則, 又吉直樹, "大型航空機の後方乱気流が小型機に与える影響に関する研究", JAXA-RR-07-029, pp. 1-2, 2008.
- (6) Kusunose K., "A Wake Integration Method for Airplane Drag Prediction", ISBN4-86163-015-0 C3353. Tohoku University Press, Mar. 2005.
- (7) 松島紀佐, 清水亮介, 高橋良尚, "CFD シミュレーション結果の航空機後流における空力諸量", 日本航空宇宙学会第 49 期総会・年会, 講演番号 2B04, Apr.2018.