Re = 30,000 での NACA0012 翼端まわりの流れ場 Flow field around a wing-tip of aNACA0012 airfoil in Re = 30,000

○中村拓也¹,大竹智久²,菊池崇将²,村松旦典² *Takuya Nakamura¹, Tomohisa Ohtake², Takamasa Kikuchi², Akinori Muramatsu²

Abstract: We calculated three-dimensional flow field around a NACA0012 airfoil involving a wing-tip at $\alpha = 7$ degrees in Re = 30,000. flow of span-wise direction on upper surface was caused by induced velocity of wing-tip vortexes. As a results, separation point and vortexes structures shows different characteristics in region from wing-root to wing-tip. We confirm that the flow around wing-tip contributes development of complicated flow field on the upper surface.

1. はじめに

昨今の UAV(Unmanned Air Vehicles)や MAV(Micro Air Vehicles)は様々なシステム技術の発達によって災害支 援などの幅広い分野で活躍している.また自動制御シ ステムの発達から空力特性を理解することは重要であ ると考える.これらは一般的な航空機に比べ,低速か つ小型であるためはレイノルズ数は $Re = 10^4 \sim 10^5$ 程度 で飛行することになる. このような低レイノルズ数領 域では高レイノルズ数領域とは異なる空力特性を示し, 低迎角の段階での揚力係数の非線形性や最大揚力係数 や揚抗比の低下などが例として挙げられる. これらは 翼面上における境界層が層流から乱流に遷移する前に 剥離する層流剥離や剥離した流れが乱流に遷移し,剥 離泡が形成される[1]. このような流れ場は三次元の非 定常な流れ場であり,実際の航空機はアスペクト比や テーパー比などの平面形の変化が複雑に絡んで空力特 性が変化する. 岡本らの報告^[2]によると低レイノルズ 数領域においてアスペクト比によって空力特性が変わ り、それは翼端渦による渦揚力が付加されるためであ る. このことより翼端渦に着目し, 翼端渦が低レイノ ルズ数領域特有の流れ場にどのように干渉するのか調 べた.

2. 解析手法および解析対象

2.1 解析手法

解析手法として有限体積法を用いた Openfoam^[3]を使 用し数値計算を行う.支配方程式は連続の式及び非定 常非圧縮三次元 Navier-Stokes 方程式を用いる.

$$\nabla \cdot U = 0 \tag{1}$$

$$\frac{\partial U}{\partial t} + (U \cdot \nabla)U = -\frac{1}{\rho}\nabla p + \nabla(\nu\nabla U)$$
(2)

ここで U は流速, t は時間, ρ は密度, p は圧力, v は動粘性係数を表す. ソルバーは PISO 法, 乱流モデル

1:日大理工・学部・航宇 2:日大理工・教員・航宇

は使用しない.離散化については時間項に Crank-Nicolson法,対流項には線形風上差分法,その他 には二次精度中心差分を用いた.

2.2 解析対象および境界条件

Figure 1 に計算格子と対象モデルを示す. 翼型は NACA0012 翼を使用し, 翼弦長をc = 0.15 m, 主流速度 をU = 3.0 m/s とし, アスペクト比はAR = 1.0, 翼端の 形状はNACA0012の翼弦線を中心に回転した形状とし た. 検査流体は空気を用い, 迎角を $\alpha = 7$ °とし, レイ ノルズ数はRe = 30,000とする.

翼型と外部境界までの距離は翼弦長の10倍とり,格 子点は翼型周方向を300分割,放射方向を100分割, 後流方向を120分割,翼幅方向を25分割とした.また 境界層内を15分割とし,翼端まわりの流れ場を詳細に 捉えたいので翼幅方向の格子を翼端近傍へ集中させた.

境界条件には,流入面(流速固定,圧力勾配 0),翼根 部壁を slip 条件,流出面(流速,圧力ともに勾配 0)とし た.また比較のため二次元においても同様の条件で解 析をおこなった.



Figure 1. Computational domain

3. 解析結果及び考察

Figure 2 に二次元および三次元での揚力係数, 抗力係数を示す. 二次元の結果に比べ, 三次元での結果は振

動が小さくなっている.二次元の計算結果では翼表面 上に層流剥離泡が形成されている^[4].振動の原因は剥 離泡によるものと考えられ三次元では剥離泡の発生が 抑えられていると考えられる.また揚力係数の減少が 見られるが揚力線理論を用いて概算すると,このとき の翼根有効迎角は 4~5°となり揚力係数の減少するの は明らかである.

代表としてt = 2.0 sの時の流れ場について考察する. Figure 3 に流速 u の負の等値面を, Figure 4 に Q 値(速 度勾配の第二不変量)を示す. 翼根付近に着目すると剥 離領域が存在することが分かる. 翼端方向で剥離領域 が減少し, 翼端付近ではほぼ現れない. これは翼端渦 が翼上面の流れに影響し, 剥離を遅らせているためで ある. また渦構造は翼端渦と翼根付近の横渦が確認で きた.

Figure 5 に前縁から見た yz 平面における v, w 成分の 速度ベクトルを示す. この図を見ると翼端を回り込む ように流速が起こる.下流に進むにつれ翼端周速度が 大きくなり,翼後縁において翼根方向への流速が発達 している.

Figure 6 に翼上面の z 方向のせん断応力を示す. 白線 はせん断力が 0 である. 翼端前縁から後縁方向にいく につれ, 翼根方向のせん断応力が大きくなっていきそ の領域が翼幅中心におよぶ. これから翼端で巻き込ん だ流れが翼根方向に流れている. Figure 5,6 から翼端渦 によって翼上面流れ場に干渉し, 三次元流れ場が形成 されていることが確認できる.

4. 結論

翼端渦が翼表面の流れ場に影響し, 翼端付近では剥 離が抑えられ, 渦構造もほぼなくなった.また翼端で 回り込んだ流れによってv,wの速度成分が大きくなり, 翼幅方向で流れ場が大きく異なることが確認できた. 流れ場を見ると剥離泡を確認できる.今後は,壁の境 界条件を slip 条件から対象条件に変更して解析し,よ りあった境界条件を決定する.また風洞実験を行い数 値計算との妥当性を検証していく.

参考文献

[1]Tani I: Low-Speed Flows Involving Bubble Separations,
Prog. Aeronautical Sci, pp.70-103, 1964
[2]岡本正人,神馬義貴:低レイノルズ数領域における 翼の平面形空力特性の実験的研究,秋田工業高等専門 学校研究紀要, Vol.44, pp.44-50, 2009
[3] Openfoam: http://openfoam.com/ [4]大竹智久,中江雄亮,本橋龍郎:低 Re 数領域での NACA0012 翼の非線形空力特性,日本航空宇宙学会, pp.439-445,2007.



Figure 6. Contour of z-directional shear stress