

K3-56

低レイノルズ数での翼面上の剥離泡と翼端渦の干渉

Interference between separation bubble and wingtip vortex on thin wing at low Reynolds number

大久保尚昌¹, ○中川拓人¹, 大竹智久²Takamasa Okubo¹, *Takuto Nakagawa¹, Tomohisa Otake²

Abstract: This study focuses on interference between separation bubble and wingtip vortex on a wing. To clarify the interference between separation bubble and wingtip vortex on a wing, we conducted flow visualization on a wing by fluorescent liquid film method. By results of flow visualization on a wing, the separation position and the reattached position in the span direction were changed. The size of separation bubble was also changed because the effective angle of attack was decreased by downwash due to existence of the wingtip vortex. Interference between separation bubble and wingtip vortex was observed in this flow visualization on a wing.

1. はじめに

昨今の無人航空機や超小型航空機は電子機器のシステムの発達により災害支援などの幅広い分野で活躍している。これらの航空機は一般的な航空機に比べ低速かつ小型なため、レイノルズ数は $Re = 10^4 \sim 10^5$ 程度で飛行する。このような低レイノルズ数領域の流れ場では層流剥離や剥離泡などを含む複雑な流れ場が翼面上に現れる^[1]。また、低レイノルズ数領域で通常の航空機に用いられる翼を採用した場合、揚力傾斜に非線形性が現れることや、空力特性が著しく低下する^[2]が、薄翼を用いた場合ではレイノルズ数の変化による空力特性の違いには大きな変化は見られない^[3]ことが報告されている。本研究では薄翼の翼面上における層流剥離や剥離泡などの複雑な流れ場を解明することを目的として、蛍光リキッドフィルム法による翼面上での流れ場の可視化実験の結果を報告する。

2. 実験装置および方法

実験には、吹き出し口寸法 $0.5 \text{ m} \times 0.5 \text{ m}$ の回流型風洞と、Clack-Y 翼型の上面のカーブを用いた、翼弦長 $c = 120 \text{ mm}$ 、翼幅 $b = 300 \text{ mm}$ 、翼厚比 $t/c = 1.25\%$ の薄翼の翼模型(Fig.1)を使用した。実験条件は $Re = 5.8 \times 10^4$ とし、迎角は $\alpha = 0 \text{ deg.}, 10 \text{ deg.}, 15 \text{ deg.}, 20 \text{ deg.}$ で測定を行った。Fig.2 に蛍光リキッドフィルム法の実験に使用した装置の配置図を示す。

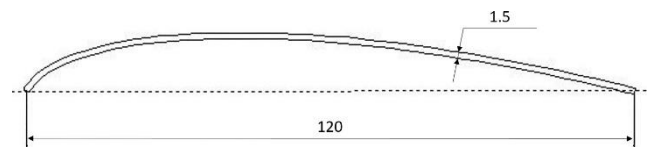


Fig.1 Wing model

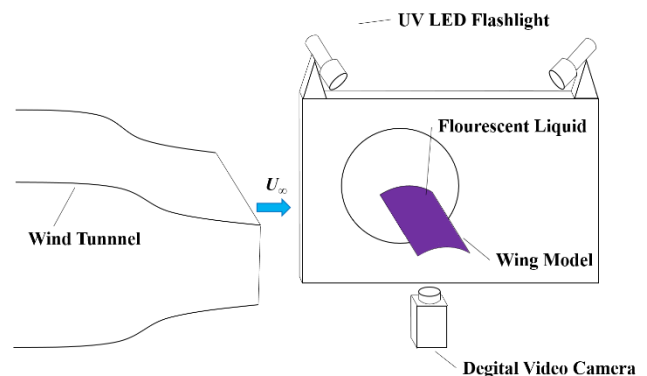


Fig.2 Experiment apparatus of flow visualization

3. 結果および考察

Fig.3 は、 $\alpha = 20 \text{ deg.}$ における剥離泡を確認した際の、翼面上の流れ場の可視化の画像である。剥離を起こし、速度勾配 $(\partial u / \partial y)_{y=0}$ がゼロになった点では塗膜の滞留を確認できるため、その点を剥離位置として、図中に緑色線で示した。また、剥離位置の下流には流れがほとんど静止している死水領域が存在する。層流剥離を起こした流れ場は乱流遷移し、十分に乱れが発達すると再付着する。翼面上の流れ場が再付着を起こし、流れが順流方向と逆流方向に別れた点を再付着位

置とし、図中では青色線で示した。また、本実験では剥離位置から再付着位置の間に存在する死水領域を剥離泡とする^[4]。再付着点の上流側の逆流方向の流れが停止した点を逆流停止位置とし、図中では黄色線で示した。Fig.4は $\alpha = 0 \text{ deg.}$, 10 deg. での翼面上の剥離位置、再付着位置、逆流停止位置を示したグラフである。Fig.5は $\alpha = 15 \text{ deg.}$, 20 deg. での同様のグラフである。 $\alpha = 0 \text{ deg.}$ では前縁からの翼弦長方向長さの約30~40%位置以降で塗膜の滞留を確認できるため、前縁からの翼弦長方向長さの約30~40%位置で剥離を起こしていると考えられる。Fig.4より $\alpha = 10 \text{ deg.}$ では、剥離位置、再付着位置、逆流停止位置が見られ、剥離泡が形成されていることが分かる。また、剥離は前縁からの翼弦長方向長さの約20~30%位置で起きていることが分かる。Fig.5より $\alpha = 15 \text{ deg.}$, 20 deg. でも同様に、剥離位置、再付着位置、逆流停止位置が見られる。剥離は前縁から翼弦長方向長さの約10~20%位置で起きていることが分かる。これらの結果より剥離位置は迎角が大きいくほど、前縁側に移動していることが分かる。また、 $\alpha = 10 \text{ deg.}$, 15 deg. , 20 deg. において翼端付近の剥離泡は後縁側に存在している。これは翼端渦による吹き下ろしの影響によって、翼端側では有効迎え角が小さいために剥離泡の位置が後縁側に移動したと考えられる。以上の結果から、3次元翼での剥離泡は、迎角の変化だけでなく、翼端渦の吹きおろしの影響も受けていることが分かった。

4. まとめ

剥離泡と翼端渦の干渉を調べるため、翼面上の流れ場の可視化を行った。可視化結果から、翼端側の剥離泡では、翼端渦による吹き下ろしの影響を大きく受け、有効迎え角が小さくなることで剥離泡の位置が後縁側に移動していることが確認できた。今後は、翼面上で剥離泡と翼端渦との干渉による流れ場の構造を定量的に確認するため、圧力センサを用いて圧力分布の測定を行う。

参考文献

[1]Tani, I.:Low-speed flows involving bubble

separations, Prog. in Aerospace Sciences, 5, pp. 70-103, 1964

[2]大竹智久, 低レイノルズ数領域での翼型の空力特性と流れ場の研究, 日本大学学位論文, pp15-19, 2009

[3]岡本正人:低レイノルズ数における定常・非定常翼型空力特性の実験研究, 日本大学大学院学位論文, pp1-6, 2005

[4]李家賢一, 翼型上に生ずる層流剥離泡, ながれ22, pp15-16, 2003

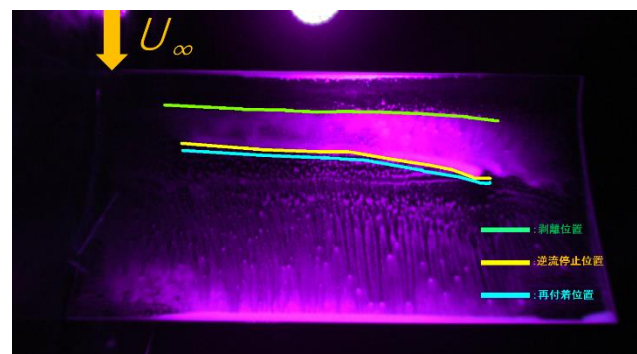


Fig.3 Flow visualization by fluorescent liquid film method at $\alpha = 20 \text{ deg.}$

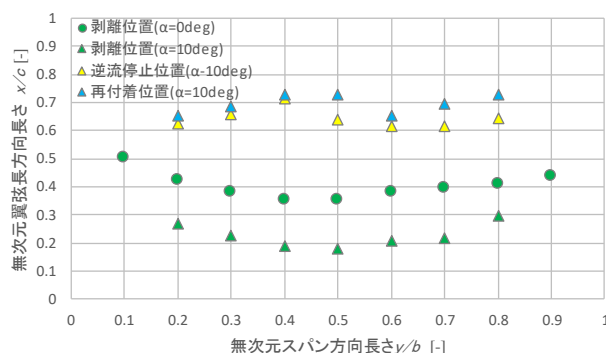


Fig.4 Distributions of separation and reattachment position on the wing surface at $\alpha = 0 \text{ deg.}, 10 \text{ deg.}$

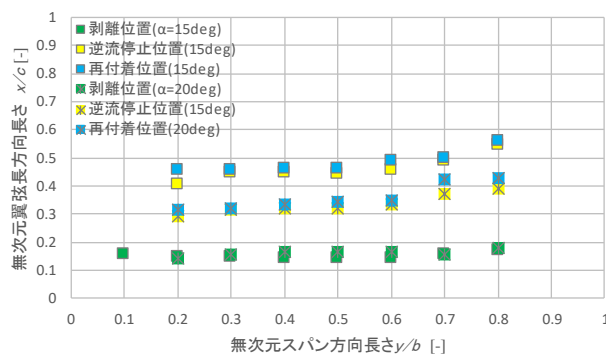


Fig.5 Distributions of separation and reattachment position on the wing surface at $\alpha = 15 \text{ deg.}, 20 \text{ deg.}$