

超低レイノルズ数におけるコルゲート翼の空力特性

岡本正人, 鮫名啓太
金沢工業大学

Aerodynamic Characteristics of the Corrugated Wings at Very Low Reynolds Number

by
Masato Okamoto and Keita Ebina (Kanazawa Institute of Technology)

ABSTRACT

A dragonfly shows a good performance in its flight at very low Reynolds number. The wing section of a dragonfly is thin and corrugated profile. The purpose of the present study is to ascertain the aerodynamic characteristics of the corrugated thin airfoil at very low Reynolds numbers range provided between 1000 and 10000. The thin aluminum wing models were made in imitation of the wing section of a dragonfly for this study. The specific low pressure wind tunnel developed by authors was used for measuring the very small forces and moments acting on the wing model. The lift, drag and pitching moment coefficients of the thin corrugated airfoils were discussed by comparing with those of thin flat plate in the same Reynolds number. When the corrugation was inserted in a profile of thin airfoil at an appropriate position, the minimum drag coefficient decreased and the maximum lift-to-drag ratio increased. From these results, it has been revealed that the corrugated thin airfoil such as dragonfly wings shows a good performance in the lift coefficient and the lift-to-drag ratio at Reynolds number less than 5,000. Further, it was worthy note that the minimum drag coefficient is small in comparison with that of the thin flat plate. It was found through the flow visualization in the water tank test that the fixed vortices seen in the concaves of the airfoil are effective at very low Reynolds number.

1. はじめに

トンボの翅の断面形はギザギザしたコルゲーションを持った薄翼であるが、これらの翼の断面形状は昆虫のような低レイノルズ数領域では、揚力係数や揚抗比のような翼の性能が悪くならないことが知られている¹⁾。また、性能が悪くならないことから、羽ばたき翼のような非定常翼特性においても高い推進力が得られること²⁾や、コルゲートの効果として突風に対するロバスト性に対する可能性が指摘されている³⁾。今回は、これらの特性の中で特にコルゲート翼の定常翼特性に着目し、その空力特性を明らかにすることを目的とした。

Azuma et al.¹⁾はレイノルズ数 $Re=10,000$ で風洞実験を行い、コルゲート翼の定常翼特性においてその可能性を示した。一方、Hidaka and Okamoto⁴⁾は、 $3,000 \leq Re \leq 20,000$ において、30% c の位置で薄板を折り曲げた翼型(thin angular airfoil)とその下面を平板で塞いだ三角形翼型(triangular airfoil)の比較を行い、i) 低レイノルズ数領域では、板を折り曲げたような非流線形翼型でも性能が高いこと、ii) 下面を塞いだ厚翼より板を折り曲げた薄翼の方が最大揚力係数 $C_{l,max}$ や最大揚抗比 $(l/d)_{max}$ が大きくなること、iii) レイノルズ数が小さくなるほど最大高さ(キャンバ)が小さいほうが $(l/d)_{max}$ が大きくなることを示した。

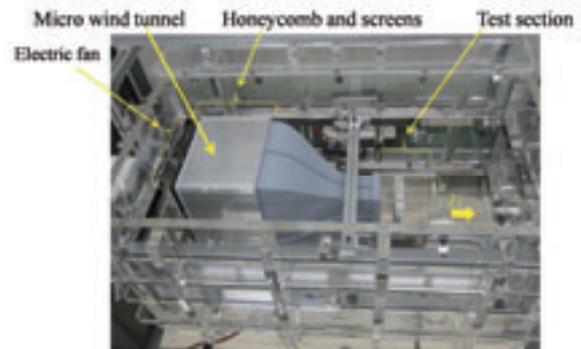
以上のことから、コルゲーションを持った薄翼(特にキャンパーの小さな外翼部)は $Re \leq 10,000$ では性能が悪くならないことが予想できる。そこで、今回の実験では Okamoto et al.⁶⁾の示したギンヤンマ後翅外翼部断面を真似た翼模型を $1,000 \leq Re \leq 10,000$ においてより詳細な実験を行った。なお、この超低レイノルズ数領域の実験を行うため、独自の低圧風洞を使用した。

なお、本稿は第46回流体力学講演会/第32回航空宇宙数値シミュレーションシンポジウム(2014)における筆者らの原稿⁴⁾に加筆したものである。

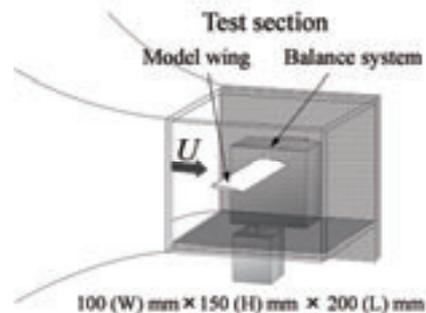
2. 実験方法

実験に使用した低圧風洞装置および測定部の構成を Fig. 1 に示す。本風洞装置は、Fig. 1(a)のように内部寸法が 640(W)mm × 600(H)mm × 1240(L)mm のアクリル製真空デシケータ内に超小型風洞設置している。真空デシケータは風洞周囲の圧力を大気圧~10kPa まで変化できる。Fig. 1(b)は

100(W)mm × 160(H)mm の長方形断面を持つ風洞測定部で、風速は $U=7\sim 10$ m/s に設定できる。風洞測定部における乱れの強さは 0.3%以下(大気圧)である。測定には、自作の三分力天秤を測定部の側面に取り付け、翼模型を両側面壁と僅かな隙間を設けて片持ち式に支持することで二次元翼として測定した。また、天秤に取り付けた超小型ステッピングモーターで迎角 α を変化させることができる。



(a) 真空デシケータ内に設置した超小型風洞



(b) 風洞測定部の模型設置方法

Fig. 1 本実験に使用した低圧風洞

3. 実験模型

今回実験した翼型を Fig. 2 に示す。Airfoil 1 は、ギンヤンマの後翅外翼部断面⁶⁾を模擬した模型である。さらにその形状による特性の効果を調べるため、Airfoil 1 の下面の凸部を無くした Airfoil 2、Airfoil 1 の上面凹部をシリコングリスで埋めた Airfoil 3 を測定した。また、ある程度特性の分

かっている薄い平板(flat plate)および折り曲げ薄翼(airfoil 4)を比較のために加えた。模型は翼弦長 $c=20\text{mm}$ の矩形翼 ($AR=5$) で、flat plate は、 0.3mm のアルミ板、その他の模型は、 0.2mm のアルミ板製である。Airfoil 1~3 及び Airfoil 4 の最大高さは共に $5\%c$ である。なお、模型の前後縁は垂直に切り落としている。

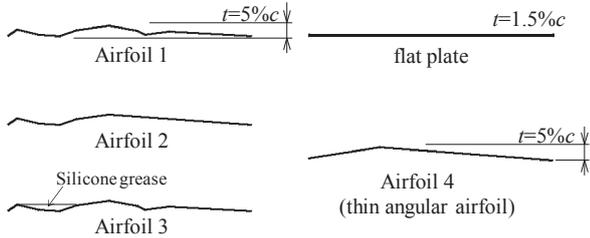


Fig. 2 実験を行った翼模型翼型

4. 実験結果と考察

4.1 薄い平板翼(flat plate)の空力特性

Fig. 3 は、 $1,000 \leq Re \leq 10,000$ のレイノルズ数で測定した薄い平板 (flat plate) の迎角 α の変化に対する揚力係数 C_l , 抗力係数 C_d , $25\%c$ まわりのピッチングモーメント係数 $C_{m,0.25c}$, 及び揚抗比 l/d である。

C_l 曲線を見ると、 $Re > 5000$ では僅かに揚力傾斜の非線形性が見られるが、 C_l は 2次元翼の理論揚力傾斜 $2\pi\alpha$ に沿って増加し、 $\alpha=8\text{deg}$ 付近から傾斜は減少し C_l はほぼ一定値となる。これが、 $Re=3000$ になると揚力傾斜はやや小さくなり、 $Re=2000$ になるとさらに揚力曲線に非線形性が目立ってくる。この揚力曲線の非線形な特徴は、 $Re=1000$ の場合にも見られ、 $Re=2000$ のときよりも $\alpha > 5\text{deg}$ で C_l は大きくなり、 $\alpha=15\text{deg}$ 付近まで増加を続ける。これは $Re=1000$ のときのみ見られる特徴で、揚力傾斜が小さくなると共に C_{lmax} も大きくなる。

C_d を見ると、 $\alpha=0\text{deg}$ の C_{dmin} はレイノルズ数の減少と共に大きくなり、 α の増加と共に $C_d=C_{d0}+C_l \tan(\alpha)$ に従うように増加する。

$C_{m,0.25c}$ は、 $\alpha=0\text{deg}$ の付近ではほぼ 0 で一定であるが、揚力傾斜が非線形に増加すると負の値に変化し、この迎角はレイノルズ数の減少と共に大きくなる。そのため、 $Re \leq 2,000$ では負に変化する迎角は、 $Re \geq 3000$ と比較して大きくなる。 $C_{m,0.25c}$ が負に変化した後さらに迎角が増加すると $C_{m,0.25c}$ は再び一定値をとり、 $\alpha=20\text{deg}$ で $C_{m,0.25c} \cong -0.1$ となる。

l/d は、 $Re \geq 5,000$ では最大揚抗比 $(l/d)_{max} \cong 0.7$ でレイノルズ数による変化は小さく、 $Re \leq 3000$ では減少する。しかしながら、後述するように薄い平板においては他の翼型と比べるとレイノルズ数依存性は小さい。

4.2 Airfoil 1 の空力特性

Fig. 4 は、Airfoil 1 の迎角 α の変化に対する $C_l, C_d, C_{m,0.25c}, l/d$ の測定結果を示している。実験レイノルズ数は平板と同様に $1,000 \leq Re \leq 10,000$ である。

$Re=10,000$ の C_l 曲線を見ると、 $0\text{deg} < \alpha < 3\text{deg}$ のやや小さい揚力傾斜は、 $\alpha > 3\text{deg}$ で非線形に増加し、その後再び傾斜が減少した後 $\alpha=7\text{deg}$ 付近で最大揚力係数 C_{lmax} に達する。さらに迎角が増加すると C_l は緩やかに減少する。揚力傾斜は、レイノルズ数の減少と共に僅かに減少するが非線形性は見られ、 $Re=5,000$ では揚力傾斜は $\alpha > 4\text{deg}$ で増加し、 $\alpha=10\text{deg}$ で C_{lmax} になる。 $Re=3,000$ ではさらに揚力傾斜は小さくなるが、 C_l 曲線の非線形性が目立ってくる。しかし、 $Re=2000$ になると $Re \geq 3000$ のような急激な C_l の増加は起こらず、 $\alpha > 5\text{deg}$ で揚力傾斜が増減を繰り返しながら $\alpha=12\text{deg}$ で C_{lmax} になる。さらに、 $Re=1,000$ になると平板と

同様に、 $\alpha=17\text{deg}$ 付近まで C_l は増加し $\alpha=18\text{deg}$ で大きな C_{lmax} をとる。

抗力係数 C_d は、それぞれのレイノルズ数で揚力傾斜が非線形に増加する迎角で増加率が大きくなる。また、 C_{dmin} はレイノルズ数の減少と共に大きくなる。

モーメント係数 $C_{m,0.25c}$ は、 $\alpha=0\text{deg}$ 付近ではキャンバ効果によって負の一定値であるが、 C_l が非線形に増加する迎角で $C_{m,0.25c}$ は負に増加する。また、レイノルズ数が小さい方が $C_{m,0.25c}$ の負の値は小さくなる。 $\alpha=20\text{deg}$ の $C_{m,0.25c}$ は薄い平板より負の値が大きくなる。

l/d を見ると、平板に比べてレイノルズ数による変化が大きく、特に $Re \geq 3,000$ でレイノルズ数減少による $(l/d)_{max}$ の減少は大きい。

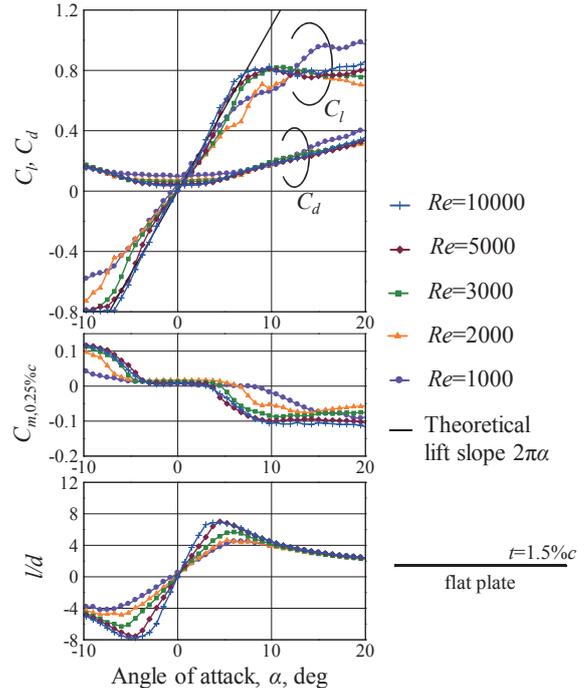


Fig. 3 薄い平板翼 (Flat plate) の特性

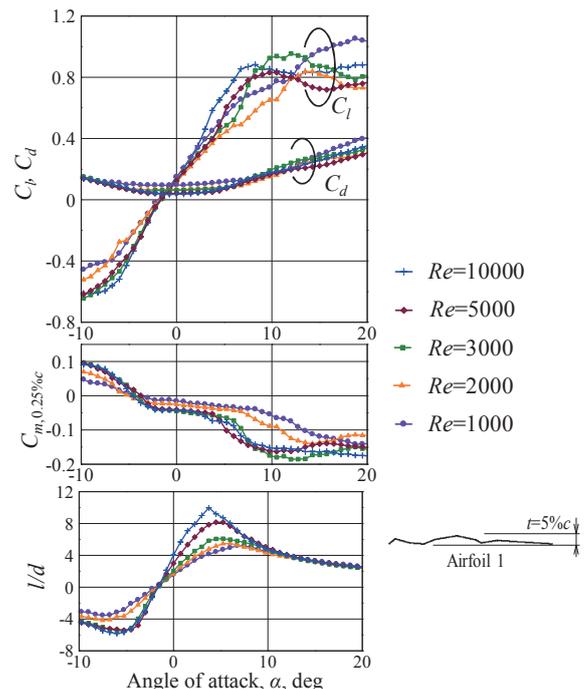


Fig. 4 トンボ翅断面 (Airfoil 1) の特性

4.3 Airfoil 1 のコルゲーションの効果

Airfoil 1 のコルゲーションの効果を確認するために、下面の凸部を無くした Airfoil 2 と上面凸部を埋めた Airfoil 3 との比較を行った。Fig. 5 は、 $Re=5,000$ における $-2\text{deg} \leq \alpha \leq 10\text{deg}$ の結果である。

C_l を比較すると、Airfoil 2 は Airfoil 1 とほぼ同じ傾斜の非線形な揚力曲線を持ち、同じ迎角における C_l は Airfoil 1 よりも増加する。また、Airfoil 1 の揚力曲線の非線形性は、Airfoil 3 では殆ど見られなくなり、 $\alpha > 5\text{deg}$ で C_l は最も小さくなる。

次に C_d を比較すると、 C_l と同様にどの迎角においても Airfoil 2 が最も大きい。また、 $\alpha < 5\text{deg}$ 付近までは Airfoil 1 が最も小さくなる。

$C_{m,0.25c}$ は C_l が大きいほど負の値は大きくなり、Airfoil 3 は、 $\alpha > 6\text{deg}$ では C_l が小さいために負の値も小さくなる。

l/d を見ると Airfoil 1 の $(l/d)_{\max}$ が最も大きく、Airfoil 2 と Airfoil 3 は同程度となる。

以上のことから、Airfoil 1 の翼は下面の凸部があることで $C_{d\min}$ が小さくなり、上面の凹部があることで僅かに C_l が大きくなり、同時に $(l/d)_{\max}$ も大きくなると考えられる。ただし、下面の凸部がない場合の方が、大きな C_l が得られた。

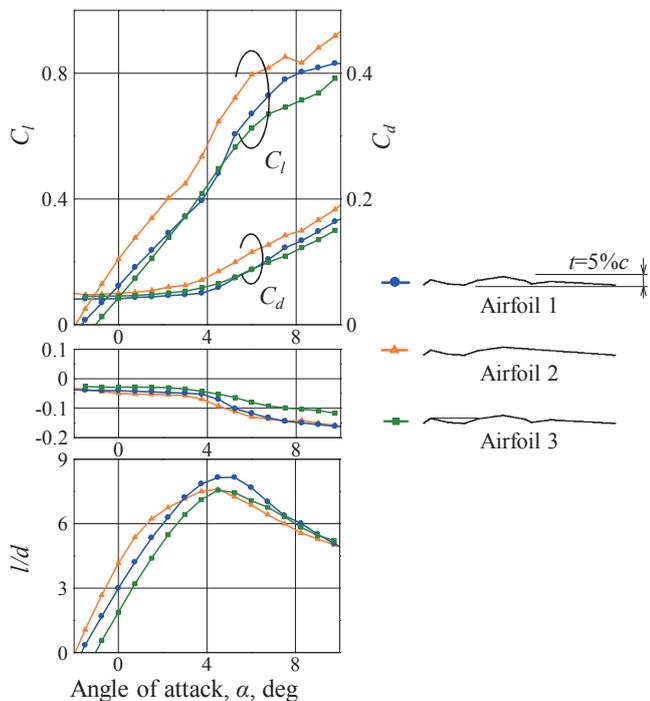


Fig. 5 トンボ翅断面とその変形翼の特性の比較

4.4 Airfoil 1 と Airfoil 4 の比較

Fig. 6 は、Airfoil 1 を、超低レイノルズ数領域において高い性能を示す折り曲げ薄翼 (Airfoil 4) と $Re=5000$ において比較したものである。

Airfoil 4 の C_l 曲線を見ると、 $\alpha \leq 10\text{deg}$ で、 α の増加と共に揚力傾斜は非線形に増加するが、Airfoil 1 と比較すると、 $\alpha \leq 4\text{deg}$ では Airfoil 4 の方が揚力傾斜は大きい。 $\alpha \geq 5\text{deg}$ で Airfoil 1 は急に揚力傾斜が大きくなり、 $\alpha \geq 8\text{deg}$ で Airfoil 4 も揚力傾斜が増加する。Airfoil 4 の非線形な揚力傾斜の増加は、前縁に発生する剥離泡によるものである⁴⁾。この剥離泡は尖った翼前縁に発生し、その再付着点が折り曲がった頂点付近を越えたときに、揚力傾斜は大きくなると考えられる。これに対し、Airfoil 1 の前縁部は下に折れ曲がっているため前縁上面には剥離泡が発生せず、後述するよう

に前縁後方の上面凹部にできた剥離泡が揚力傾斜の増加の原因になると思われる。

C_d について比較すると、 $\alpha \leq 5\text{deg}$ では Airfoil 1 の方が C_d が小さくなるが、揚力傾斜の増加と共に大きくなる。

$C_{m,0.25c}$ は、どちらの翼型も揚力傾斜が非線形に増加する迎角で、負に変化していることが分かる。

l/d を見ると、 $(l/d)_{\max}$ にはほとんど差はなく、その値は 8 程度である。 $(l/d)_{\max}$ は揚力傾斜が大きくなる直後の迎角で生じるため、Airfoil 4 の方が $(l/d)_{\max}$ をとる迎角は大きくなる。

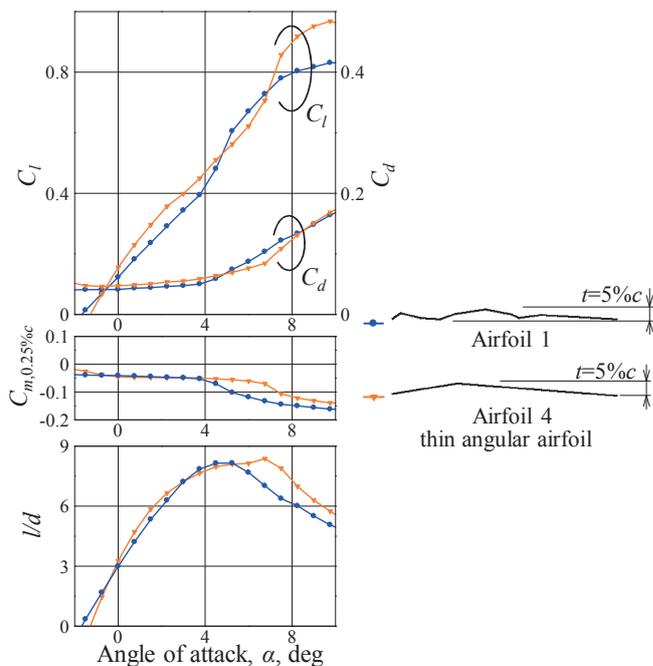


Fig. 6 トンボ翅断面と折り曲げ薄翼の比較

4.5 コルゲート翼の主要な空力特性

今回測定した全ての翼型の $-20\text{deg} \leq \alpha \leq 20\text{deg}$ の結果から、主要な空力特性である最大揚力係数 $C_{l\max}$ 、最小抗力係数 $C_{d\min}$ 、最大揚抗比 $(l/d)_{\max}$ に着目し、そのレイノルズ数変化を考察する。

$C_{l\max}$ は、レイノルズ数による差は $Re \geq 2,000$ では比較的小さいが、 $Re=1,000$ では、前述のように C_l は迎角の増加と共に増加していくため $C_{l\max}$ は大きくなる。 $Re \leq 3,000$ で $C_{l\max}$ が最も大きくなるのは Airfoil 4 で、 $Re \geq 5,000$ では翼型による差は小さい。Airfoil 1 の上面凹部を塞いだ Airfoil 3 では $Re \leq 5,000$ で $C_{l\max}$ は減少する。

$C_{d\min}$ は、どのレイノルズ数においても最も小さい値を示すのは、トンボ翼断面を模した Airfoil 1 で、最も大きいのは Airfoil 4 であるが、どの翼型も層流摩擦抵抗係数 $2C_f$ よりも大きい。

$(l/d)_{\max}$ はどの翼型においてもレイノルズ数の増加と共に大きくなるが、折り曲げ薄翼の Airfoil 4 は $Re=10,000$ において $(l/d)_{\max}$ が最も大きくなる。しかし、 $Re \leq 5,000$ では他のコルゲート翼との値の差は小さくなり、特に Airfoil 1 との差は見られなくなる。しかし、いずれの場合も薄い平板翼よりは大きい値を示している。

以上のことから、 $Re=10,000$ では、Airfoil 4 の折り曲げ薄翼の方が、 $C_{l\max}$ や $(l/d)_{\max}$ の性能が高くなるが、 $Re \leq 5000$ ではトンボ翼のようなコルゲート翼との差は無くなり、 $C_{d\min}$ においてはむしろコルゲート翼の方が小さくなることが分かる。

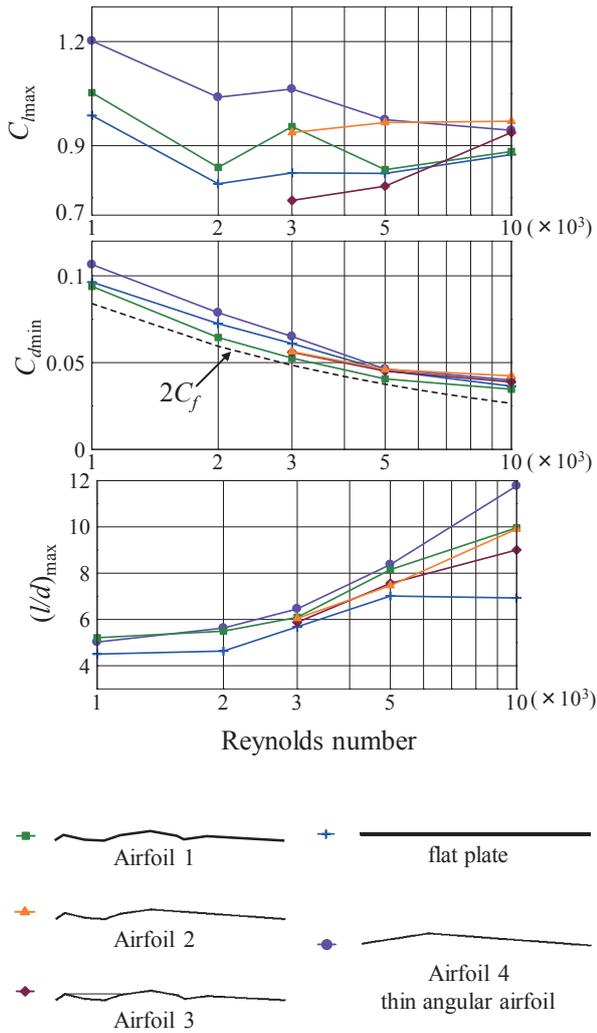


Fig. 7 実験翼型の主要空力特性のレイノルズ数変化

4.6 コルゲート翼周りの流れ

Airfoil 1 と、Airfoil 2 について流水水槽（詳細は文献 2 を参照のこと）により流れの可視化を行った。Fig. 8 は、翼の特性において C_{dmin} を示す $\alpha=2deg$ と、 $(l/d)_{max}$ を示す $\alpha=5deg$ のそれぞれの流脈線を比較した結果である。測定レイノルズ数は $Re=6000$ である。

Fig.8(a)の $\alpha=2deg$ の翼周りの流れを見ると、上面と下面の両方の凹部に剥離渦が発生していることが分かる。上面の剥離渦はどちらの翼型もほぼ同じである。下面の凸部に注目すると、Airfoil 1 は凹部に剥離渦が留まっているのに対し、Airfoil 2 は、後縁へ向かって流れ出ているのが分かる。Airfoil 1 は Airfoil 2 と比較して C_{dmin} が小さく、翼型下面の剥離渦が留まっていることによる表面近傍の止水域が影響していると思われる。

Fig. 8(b)より、 $\alpha=5deg$ のときの Airfoil 1, 2 の流れは共に上面の凹で発生した剥離渦から、後縁に向かって多数の小さな渦が放出されているのが分かる。上述のように、この上面凹部の剥離渦は C_l の増加に寄与しているものと思われる。下面に注目すると、下面凹部に剥離渦が発生しているが、翼の後縁付近では $\alpha=2deg, 5deg$ 共に Airfoil 2 の方が、流れが下方に押し下げられており、このことが、Fig. 5 に見られた C_l の増加につながっていると考えられる。

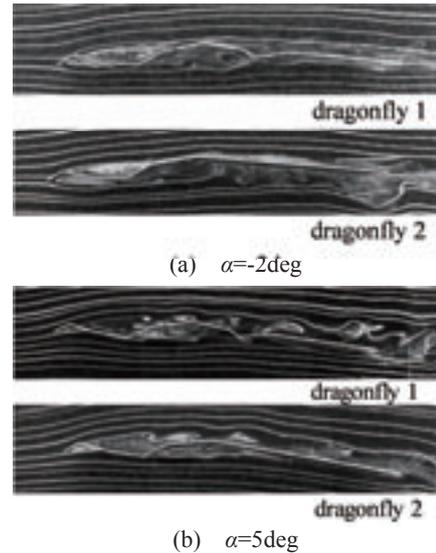


Fig. 8 流れの可視化結果（流水水槽実験による）

5. 結論

トンボの外翼部を模したコルゲート薄翼断面について、昆虫のレイノルズ数領域 $1,000 \leq Re \leq 10,000$ で風洞実験を行い、次のような結果が得られた。

- (1) トンボ翼断面 (Airfoil 1) の揚力係数 C_l は折り曲げ薄翼 (airfoil 4) と比較すると小さくなる。
- (2) Airfoil 1 は、どのレイノルズ数においても最小抗力係数 C_{dmin} が最も小さくなる。
- (3) Airfoil 1 は、 $Re \leq 5,000$ で Airfoil 4 と同程度の最大揚抗比 $(l/d)_{max}$ を示す。 $Re=10,000$ では Airfoil 4 の方が大きい。
- (4) 前縁上面の凹部は $(l/d)_{max}$ の増加に有効で、下面の凹部と後方の突起は C_{dmin} の減少に有効である。
- (5) ただし、下面後部に突起のない翼型の方が最大揚力係数 C_{lmax} は大きくなる。
- (6) トンボの翅の断面形状は、コルゲーションにより渦を発生、固定することで性能を上げていると考えられる。

なお、本研究は科研費 25630395 の助成により行ったものである。

参考文献

- 1) Azuma, A., Okamoto, M., and Yasuda, K., "Aerodynamic Characteristics of Wing at Low Reynolds Number," Fixed and Flapping Wings Aerodynamics for Micro Air Vehicle Applications, edited by T. J. Mueller, Progress in Astronautics and Aeronautics, 195, AIAA, Reston, VA(2001), pp. 341-398
- 2) Kuroda, T., Okamoto, M., "Unsteady Aerodynamic Forces Measurements on Oscillating Airfoils with Heaving and Feathering Motions at Very Low Reynolds Number," The 2013 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, 2013
- 3) Obata, A., and Shinohara, S., "Flow Visualization Study of the Aerodynamics of Modeled Dragonfly Wings," AIAA j., Vol. 47, No. 12, December 2009
- 4) Hidaka, H, and Okamoto, M., "An Experimental Study of Triangular Airfoils for Mars Airplane," 29th International Symposium on Space Technology and Science, 2013
- 5) 鮫名啓太, 岡本正人, "超低レイノルズ数におけるコルゲート翼の空力特性," 第 46 回流体力学講演会/第 32 回航空宇宙数値シミュレーションシンポジウム, 2014
- 6) Okamoto, M., Yasuda, K., and Azuma, A., "Aerodynamic Characteristics of the Wings and Body of a Dragonfly," J. Exp. Biology, Vol. 199, pp. 281-294, 1996