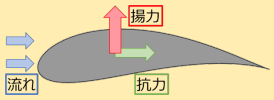
低レイノルズ数におけるトンボの翅(はね)にはたらく揚抗比

明治大学 総合数理学部 現象数理学科 4年 池田研究室

1. レイノルズ数と揚抗比

・**レイノルズ数(Re)**
流れの状態を表すパラメータ.
飛行機の領域…$\mathrm{Re} \geq 10^7$, トンボの領域…$\mathrm{Re} = 10^3 \sim 10^4$.

・**揚抗比**
揚力と抗力の比. (揚力÷抗力)
大きいほど飛行性能が良い.



2. トンボの翅の特徴

特徴1. とても薄い

トンボの翅は翼弦長1cmに対して10μmから100μmの翅脈と2μmの薄膜から形成される. 風洞実験から, 低レイノルズ数において翼厚が薄い方が飛行性能が良くなることがわかっている[1][2].

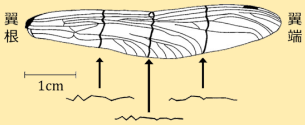


図1. トンボの翅の断面形状. 非常に薄く, 凹凸のあるコルゲート翼である. ([5])

特徴2. 凹凸形状

トンボの翅はコルゲート翼と呼ばれる凹凸のある断面形状をしている.
凹凸には翅の剛性を高める効果がある[3].
また, 凹凸には渦が発生して, 流れの抵抗を緩和させる効果がある[4].

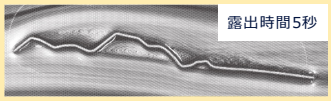


図2. コルゲート翼まわりの流れ. $\mathrm{Re} = 7000$, $\alpha = 5°$. ([4])

目標 トンボの翅の2つの特徴に着目し, 低レイノルズ数での迎え角による揚抗比の変化を調べる.

3. 計算条件

翅モデル

◎ 翅形状
- ➢ コルゲート翼
- ➢ 平板翼(比較対象)

◎ 翼厚
- ➢ 翅脈に合わせた$0.01L$
- ➢ 薄膜に合わせた$0.0002L$

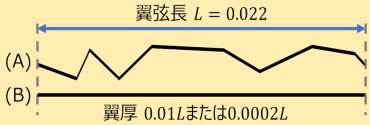


図3. 翅モデル. (A)はコルゲート翼, (B)は平板翼である. それぞれの翅形状に翼厚$0.01L$, $0.0002L$の2種類を使用する.

有次元非圧縮Navier-Stokes方程式と連続の式

$$\frac{\partial \boldsymbol{u}}{\partial t} + (\boldsymbol{u} \cdot \nabla)\boldsymbol{u} = -\frac{1}{\rho}\nabla p + \nu \Delta \boldsymbol{u} + F \qquad \mathrm{div}\, \boldsymbol{u} = 0$$

計算領域

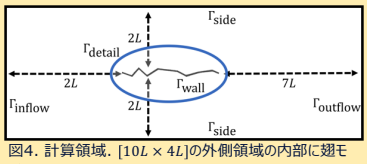


図4. 計算領域. $[10L \times 4L]$の外側領域の内部に翅モデルを1つおく. 青色の楕円内部は計算を密に行うためにメッシュを細かく刻んだ翅周辺領域である.

境界条件

左から風が流入する条件

$$\Gamma_{\mathrm{inflow}} \quad \boldsymbol{u} = (U, 0)$$
$$\Gamma_{\mathrm{side}} \quad \boldsymbol{u} = (U, 0)$$
$$\Gamma_{\mathrm{outflow}} \quad p = 0$$
$$\Gamma_{\mathrm{wall}} \quad \boldsymbol{u} = (0, 0)$$

用いられる各パラメータの大きさは以下とする.

密度 ρ [kg/m^3]	粘性係数 μ [Pa・s]	動粘性係数 ν [m^2/s]	翼弦長 L [m]	一様流 U[m/s]	レイノルズ数 Re
1.205	1.821×10^{-5}	1.512×10^{-5}	0.022	3.44	5000
				6.87	10000

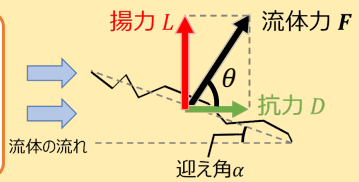
抗力 D と揚力 L の計算方法

圧力 p と剪断応力 τ をそれぞれ翅まわり C で線積分して流体力 $\boldsymbol{F}$ を計算し, 各成分に分解して D と L を求める.

流体力 $\boldsymbol{F}$ と抗力 D, 揚力 L

$$\boldsymbol{F} = \oint_C (-p\boldsymbol{n} + \tau \boldsymbol{e}) ds$$

$$D = \|\boldsymbol{F}\| \cos\theta$$
$$L = \|\boldsymbol{F}\| \sin\theta$$



4. 計算結果

Ⅰ. 空気流れの可視化

結果
凹凸内の渦が$\alpha \geq 6°$で放出.
後縁ではカルマン渦が発生.

翼厚$0.01L$のコルゲート翼の凹凸に渦が発生した. 迎え角$\alpha \leq 5°$で凹凸内の渦は隙間にとどまるが, $\alpha \geq 6°$で剥離が発生し上方の渦が放出する様子が見られた.
翅後縁ではカルマン渦が発生した.

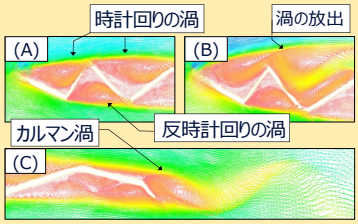


図5. 翼厚$0.01L$のコルゲート翼まわりの流れの可視化. (A)は$\alpha = 5°$の前縁, (B)は$\alpha = 10°$の前縁, (C)は後縁の近傍を拡大したもの. $t = 0.006$, $\mathrm{Re} = 10000$.

Ⅱ. 揚抗比の時間変化

結果
コルゲート翼は,
$\alpha \leq 5°$で周期的に安定.
$\alpha \geq 6°$で不規則な振動.
平板翼は,
$\alpha \leq 4°$で定常状態.
$\alpha \geq 5°$で周期的に安定.

迎え角αを0°から10°まで1刻みに検証し, 揚抗比の時間変化を調べた.

可視化の結果と照らし合わせると, 翼厚$0.01L$のコルゲート翼の$\alpha \leq 5°$での揚抗比の変動は後縁のカルマン渦による影響, 翼厚$0.01L$の平板翼の$\alpha \geq 5°$での揚抗比の変動は上方の渦の移動・放出による影響と考えられる.
また, 翼厚$0.01L$のコルゲート翼の$\alpha \geq 6°$での揚抗比の変動の要因を種類の渦の同時発生による影響と考え, 離散フーリエ変換により周波数分析により検証したが残念ながら十分な結果は得られなかった.

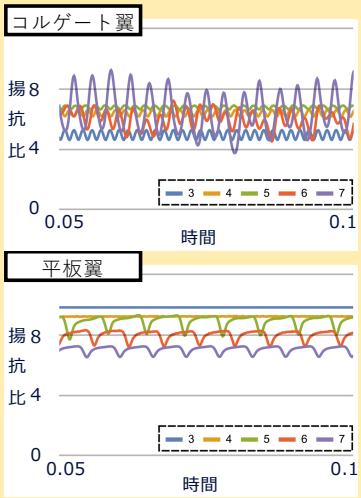


図6. 迎え角ごとの揚抗比の時間変化. $3° \leq \alpha \leq 7°$の迎え角の結果を色分けしている. $0.05 \leq t \leq 0.1$, $\mathrm{Re} = 10000$. 上段が翼厚$0.01L$のコルゲート翼, 下段が同じ翼厚の平板翼の結果を表す.

Ⅲ. 平均揚抗比

結果
コルゲート翼はレイノルズ数の変化による影響が小さい.
翼厚を小さくすると$\alpha \geq 5°$で揚抗比が大きくなり,
平板翼の揚抗比を上回る.

$t = 0.05$から0.1までの時間平均揚抗比を求め, 迎え角との関係を調べた. 結果を他の翅モデルと比較し, コルゲート翼の効果を検証した.

翼厚$0.01L$のコルゲート翼は平板翼よりも平均揚抗比が下回る.
しかし, $\mathrm{Re} = 5000$と10000の場合の結果から, 平均揚抗比はレイノルズ数の影響をほとんど受けていないことがわかる.
また, 翼厚$0.0002L$のコルゲート翼の平均揚抗比は$\alpha \geq 5°$で翼厚$0.01L$のコルゲート翼よりも2から3大きくなり, 同じ翼厚の平板翼を上回った.

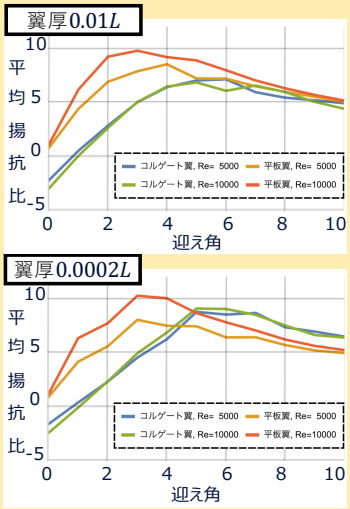


図7. 迎え角と時間平均揚抗比の関係. 2種類の翅形状と$\mathrm{Re} = 5000, 10000$の結果を色分けしている. 上段が翼厚$0.01L$, 下段が翼厚$0.0002L$の翅モデルによる結果を表す.

結論
- コルゲート翼の特性…$\alpha \leq 5°$ではカルマン渦により周期的で, $\alpha \geq 6°$では上方の渦の放出により不規則.
- 平板翼との比較 …レイノルズ数の変化による影響はほとんどない. 翼厚が薄い場合, 平板翼を$\alpha \geq 5°$で上回る.

翼厚が薄いコルゲート翼は, $\alpha \geq 5°$で平板翼よりも優れる.

参考文献：
[1] I.H.Abbott, A.E.Von Doenhoff, Theory of wing sections: including a summary of airfoil data, Courier Corporation (2012).
[2] 河内啓二, 昆虫の飛行メカニズム(流体力学的視点から), 生物物理, 39(5) (1999), pp.279--284.
[3] S.Sunada, L.Zeng, K.Kawachi, The relationship between dragonfly wing structure and torsional deformation, Journal of theoretical biology, 193(1) (1998), pp.39--45.
[4] 小幡章,『トンボに学ぶ飛行テクノロジーと昆虫模倣』, 技報堂出版 (2017).
[5] A.B.Kesel, Aerodynamic characteristics of dragonfly wing sections compared with technical aerofoils, Journal of experimental biology, 203(20) (2000), pp.3125--3135.