

羽ばたき飛行機の羽ばたき時の流体力計測 Measurement of aerodynamic forces for flapping Micro air vehicle

北川一敬[†], 野村達也^{††}, 鳥居祐太^{††}
Kazutaka Kitagawa[†], Tatsuya Nomura^{††}, Yuuta Torii^{††}

Abstract Unmanned micro aerial vehicles(UMAV) have carried out unmanned missions the natural disaster and a forest fire on airborne survey, and direct sowing on farmland. Development of automatic and radio controlled pilot flight system of MAV have focused on an aerodynamic behavior of low Reynolds number effect for biofluid in unsteady regime. The motivation of present study is to design the beetle-like flapping micro air vehicle for disaster investigating and planetary exploring. To explain the outline of flapping mechanism, the results of the visualization of the flap motion and the experiment on little aerodynamic force measurement using the cantilever system.

1. 緒言

トンボ, 蝶, ハチドリやカブトムシを模倣した羽ばたき飛行機の研究開発はオランダ, 米国, 日本をはじめ盛んに行われている。(1)-(9)

特に, 甲虫は胴体部の容積が他昆虫と比して大きく, 各種機器の搭載に有利となる場合がある。本研究室に於いて, 2006年からコガネムシ科甲虫のドウガネとカナブンの羽ばたき飛行について, 流れ場や流体力計測を行い, 飛行特徴に注目し研究を行っている。(10)(11)

本研究では甲虫型羽ばたき飛行機の製作の第1歩として, フラッピング運動を行う羽ばたき機構を設計・製作した。羽ばたき飛行機の設計条件, 諸元, 羽ばたき機構の概要と羽ばたき運動の可視化と流体力計測を行い, 飛行機の性能を調査した。

2. 羽ばたき飛行機

甲虫の羽ばたきはフラッピング運動, リーディング運動, フェザリング運動の3種類を取り入れ, 翅の弾性を利用し効率よく飛翔している。設計する羽ばたき飛行機は, カナブンを模倣対象とし, ①質量1[g], ②羽ばたき周波数90[Hz], ③羽ばたき運動(フラッピング, リーディング, フェザリング)である。表1は試作機の設計仕様を示す。翼幅は両翼の翼幅, 翼弦は最大翼弦, 翼面積は両翼の翼面積である。

アスペクト比は翼幅の二乗と両翼面積の商, 翼面荷重は単位翼面積当たりの荷重である。試作機のアスペクト比はほぼ同じ羽ばたき周波数の蝶に対して大きくなる。質量は機体全体の質量であり, カナブんに近い翼面荷重に近づけるために, 軽量化が必要である。羽ばたき周波数は, 少なくとも20~30[Hz]にする必要がある。レイノルズ数は代表速度を風洞出口の流速, 代表長さを最大翼弦, 動粘度を空気20[°C]の時の値とした。無次元周波数は代表速度を風洞出口の流速, 代表長さを最大翼弦, 周波数を羽ばたき周波数とした値である。

表1 Dimensional of the flapping air vehicle

Wing span[mm]	160.6
Chord length[mm]	45.0
Wing thickness[μm]	8.0
Wing area[mm ²]	5242
Aspect ratio[-]	4.9
Mass[g]	4.86
Wing loading[N/m ²]	9.09
Beating frequency[Hz]	9.3
Reynolds number[-]	4345
Reduced frequency[-]	0.9

カナブンは翼面積269[mm²], 質量0.9[g], 翼面荷重3.3[N/m²], 試作機の設計点は翼面積5242[mm²], 質量7[g], 翼面荷重13.1[N/m²], 試作機は翼面積5242[mm²], 質量4.8[g], 翼面荷重9.0[N/m²]で, ハチドリに近い性能である。

[†] 愛知工業大学 工学部 機械学科 (豊田市)

^{††} 愛知工業大学大学院 工学研究科 (豊田市)

図 1a は羽ばたき飛行機, b は羽ばたき飛行機の 3 次元 CAD 図面, c は四節てこクランク機構の概要, d は羽ばたき翼を示す. 羽ばたき飛行機は, 胴体が $\phi 1.2[\text{mm}]$ のカーボンロッド, 全長 171[mm], 全幅 160.6[mm]である. Indoor Airplane World 社製超小型赤外線モジュールを実装し, 10~30[m]の範囲で操縦・制御が可能である. 翼以外の機体の質量は 4.417[g]であり, 羽ばたき周波数は 7~10[Hz]である.

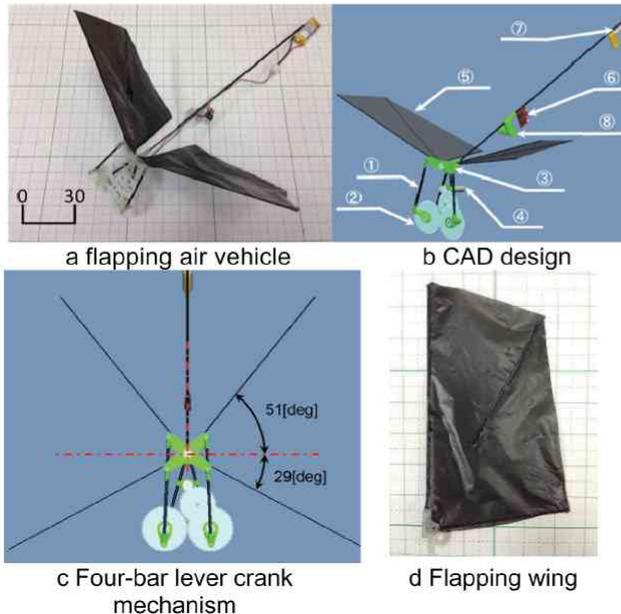


図 1 Description of the beetle-like micro air vehicle(MAV)

図 1b①⑦部は $\phi 1.2[\text{mm}]$ カーボンロッド, ②部はモジュール 0.3, プラスチック製ギア, モータから四節てこクランク機構部ギアまでのギア比は 26.7 である. ③部は 3D プリンターにより造形した翼とクランクの連結部品, ④部は $\phi 4[\text{mm}]$ コアレスモータ, コイル抵抗値は 7[Ω], モータ最大出力は 0.28[W]である. ⑤部は翼であり, 胴体から完全に分離している(図 1d 参照). ⑥部は受信変調周波数 38[kHz]の赤外線受信機, 送信範囲は 10~30[m], サイズ 7.5×9[mm]である. ⑦部は質量 1.1[g], 定格電圧 3.7[V], 容量 30[mAh] Li-Po バッテリーである. ⑧部は流体力計測用カンチレバー先端部の固定部分である. 四節てこクランク機構によりモータの回転運動をフラッピング運動に変換する機構となっている. 図 1c からフラッピング運動のストローク角はコガネムシ科甲虫のカナブンを模倣し, 翼を水平位置から上死点へ(Top Dead Center : 以下 T.D.C) 51[deg], 下死点へ(Bottom Dead Center : 以下 B.D.C) 29 [deg]とした. 図 2d の翼は, 翼膜の厚さ 8[μm]のポリエチレンフィルム, 翼幅 80.3[mm], 最大翼弦長 45[mm]である. 翼骨及び翅脈には $\phi 0.5[\text{mm}]$ のカーボンロッドを使用し, 翼端から翼根方向へ長さ 46[mm]のカーボンロッドの翅脈を貼り付けた.

3. 実験装置及び実験方法

図 2a と b は流体力計測実験とストロボスコープに羽ばたき運動の可視化実験の概略を示す. 図 2a の流体力計測は吹き出し式エッフェル型小型風洞出口に羽ばたき飛行機を設置し行った. 今回の計測では, 羽ばたき運動時のストローク面の角度を風洞流れと垂直 90[deg]に設定した. これは, 翼面に作用する流体力が一番効率よく発生する状態を想定した. 羽ばたき運動時に生じる流体力計測は, ひずみゲージを支点付近に取り付け, カンチレバー作用点(端部)に甲虫型羽ばたき飛行機を固定した. カンチレバーには作用点からの長さ 11.6[mm], O.D. 3[mm], I.D. 1.5[mm]のカーボンパイプ, ひずみゲージには(株)共和電業製半導体ひずみゲージ KFG-5-120-C1-11 (抵抗値: 120[Ω], ゲージ率: 2.1)を用いた. ひずみゲージの回路には, 測定感度向上の為に 2 アクティブゲージ法を用いており, 2 枚のひずみゲージを使用した. 固定した甲虫型羽ばたき飛行機の垂直方向の流体力(F_v)と水平方向の流体力(F_h)を同時計測する為に, 2 枚 1 組のひずみゲージを 2 箇所貼り付けた.

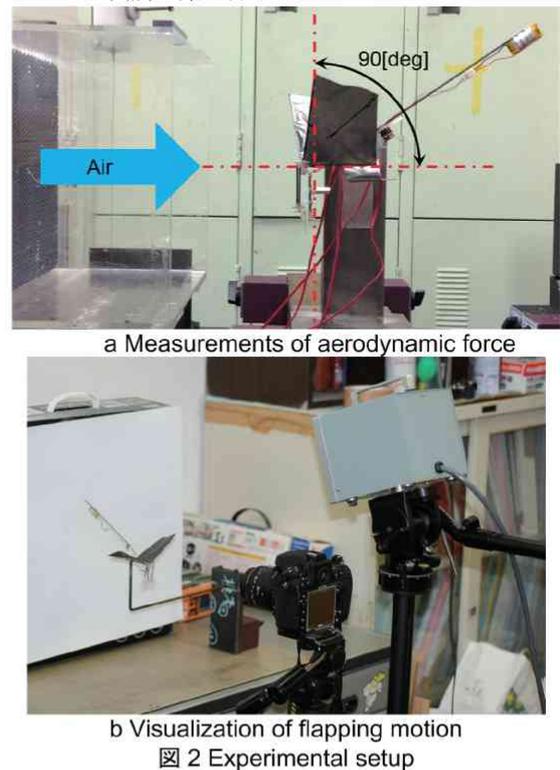


図 2 Experimental setup

図 2b の羽ばたき運動時の可視化は, 無風時の定常的な羽ばたき運動時に, デジタルストロボスコープ (菅原研究所 S-126X) を設置し, デジタルカメラ(ニコン D800)により撮影を行った.

4. 実験装置及び実験方法

図 3a と 3b は甲虫型羽ばたき飛行機の T.D.C から一周期

分のフラッピングモーションを示す。図 3a は T.D.C から B.D.C まで、図 3b は B.D.C から T.D.C までのストロボ撮影の結果を示し、各写真の時間間隔は $\Delta t = 1.00\text{msec}$ である。図 3a から翼は、T.D.C からの振り下げ運動で、流体力の影響及び翅脈の自重によりフェザリング運動を行っている。B.D.C に向かって、迎角の小さいまま、降り下げ動作を行い、下死点近くで大迎角状態への変更する。図 3b から翼は大迎角状態から、振り上げ運動とフェザリング運動を行っている。T.D.C に向かうにつれて、大迎角状態を小さい迎角へ変更している。T.D.C 付近では、大迎角に変化し、翅脈の影響が出始める。以上のような一連の動作を繰り返すことで、羽ばたき飛行を行っている。



a Down stroke motion

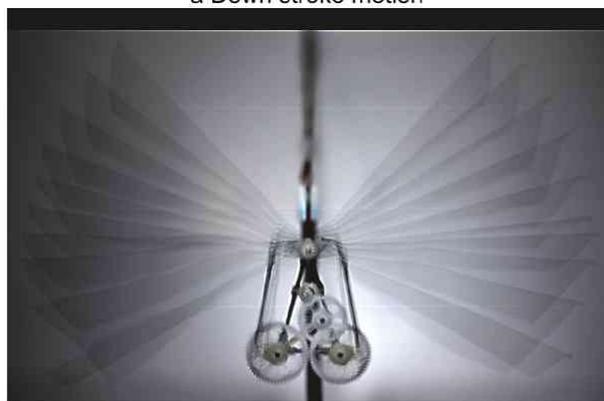
b Up stroke motion
図 3 Flapping motion

図 4 は甲虫型羽ばたき飛行機のストローク面の角度 $90[\text{deg}]$ の時の流体力計測の 1 周期分の結果を示す。横軸は羽ばたき運動 1 周期分の時間で無次元化した無次元時間 T^* 及び実測時間である。縦軸は、測定した各方向の流体力(水平方向の流体力 F_h 、垂直方向の流体力 F_v)を示す。グラフ中の破線が F_h 、実線が F_v を表し、 F_h は供試体を押す方向の力を正、 F_v は上方向の力を正とした。

$T^* = 0.00$ の T.D.C から振り下ろし運動を行い始める。その時の F_v は増加し始め、 F_h は減少し始める。甲虫型羽ばたき飛行機は翼端付近のみ翅脈を有する翼であり、図 3 の $T^* = 0.09$ 及び $T^* = 0.64$ から、翼は流体力の影響及び翅脈の自重によりフェザリング運動を行っている。 $T^* = 0.09$ におい

て、フェザリング運動によって、吐出渦を発生しているが、 F_v と F_h は殆ど同じ大きさの流体力を発生している。 $T^* = 0.18$ 付近まで、 F_v は増加、 F_h は抵抗を生じ減少する。

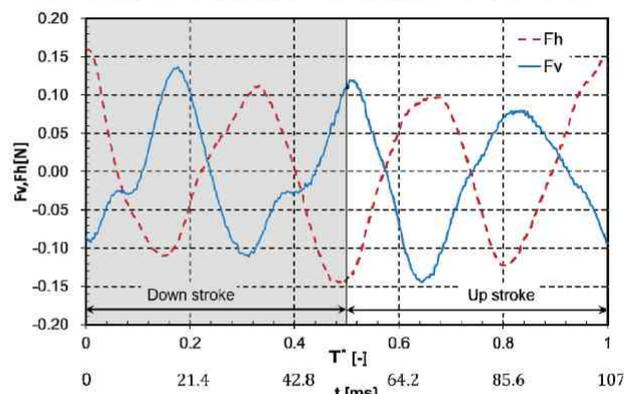


図 4 Time histories of vertical and horizontal force for the beetle-like MAV (Stroke face angle = $90[\text{deg}]$)

$T^* = 0.18$ で前縁剥離渦の発生によって、 F_v は減少過程、 F_h は増加過程に移っている。 $T^* = 0.33$ において、前縁剥離渦の発生の確認ができる。しかし、 F_v は最少となって、増加過程に入り、 F_h は減少過程に入る。 $T^* = 0.50$ の B.D.C で羽ばたき運動は振り上げ運動となる。この時 F_v は減少し始め、 F_h は増加し始める。 $T^* = 0.65$ の振り上げ運動でフェザリング運動を行った後に、 F_v は増加し、 F_h は減少し始める。 $T^* = 0.81$ の振り上げ運動で翼下面に前縁剥離渦が確認でき、 F_v は減少し始め、 F_h は増加し始める。 $T^* = 1.00$ で T.D.C に戻り、同じ流体力形成が繰り返される。

羽ばたき飛行機の動力によって、流体力計測中にカンチレバーが振動した。機体後方へバッテリーを移動し、空力中心はカンチレバー作用点付近に移動させた。その結果、四節でコクランク機構からの振動が伝わり、バッテリー付近からも自重により振動してしまった。また翼膜を付けていない状態で羽ばたき運動を行ったところ、四節でコクランク機構とバッテリーからの振動がひずみセンサに伝わっていることを確認した。今回の流体力計測結果には、羽ばたき運動による翼の慣性力、四節でコクランク機構とバッテリーからの振動も同時計測している可能性がある。

よって、カンチレバーが流体力による力以外で振動しないカンチレバーの材料、構造の選定とその剛性を増し、機体の重心にカンチレバーを取り付けるなどして改善する必要がある。また、四節でコクランク機構や翼の慣性力による振動を抑制するために、それらの振動を打ち消す機構が必要である。

5. 結言

甲虫型羽ばたき飛行機的设计条件、諸元、羽ばたき機構の概要、羽ばたき運動の可視化と流体力計測を行い、以下の結果を得た。

(1) 四節でコクランク機構により、羽ばたき周波数9.3[Hz]でフラッピング運動を行う甲虫型羽ばたき飛行機が完成した。

(2) 甲虫型羽ばたき飛行機の翼周りの可視化結果から、翼膜の翼端付近に翅脈を有する翼は、T.D.C及びB.D.C到達直後にフェザリング運動を行い、それにより翼後縁から吐

出渦が発生している。

(3) 甲虫型羽ばたき飛行機の流体力計測から、1周期の羽ばたき運動の中で F_h , F_v 共に増加と減少の変曲点が6箇所もあり、スムーズに流体力を発生出来ていないことがわかった。

(4) 甲虫型羽ばたき飛行機の流体力計測は羽ばたき運動機構による振動や羽ばたき運動の慣性力も計測してしまうため、それらの振動を打ち消す機構を用いて計測する必要がある。

参考文献

- (1) Sir J. Lighthill, "Mathematical Biofluid dynamics", SIAM (1975)
- (2) C. P. Ellington, "The aerodynamics of hovering insect flight, III. Kinematics", *Phi. Trans. of the R. Soc. of London*, Vol. 305, No. 1122, 41-78 (1984)
- (3) R. Dudley, "The Biomechanics of Insect Flight", Princeton Univ. Press (2000)
- (4) M. Azhar, et al, "Mimicking unfolding motion of a beetle hind wing", *Chinese Science Bulletin*, Vol. 54, No. 14, 2416-2424 (2009)
- (5) A. J. Burton, "Directional Change in a Flying Beetle", *J. Exp. Bio.*, 54, 575-585 (1971)
- (6) H. V. Phan, et al, "Stable Vertical Takeoff of an Insect-Mimicking Flapping-Wing System Without Guide Implementing Inherent Pitching Stability", *J. Bio. Eng.* 9,391-401, (2012)
- (7) A. J. Burton, "Nervous control of flight orientation in a beetle", *Nature, Land.* 204, 1333(1964)
- (8) M. Okamoto, et al, "Aerodynamic characteristics of the wings and body of a dragonfly", *J. Exp. Bio.*, 199, 281-294 (1996)
- (9) S. Sunada, et al, "Airfoil characteristics at a low reynolds number", *J. Flow Visualization & Image Processing*, Vol. 7, 207-215 (2000)
- (10) K. Kitagawa, et al, "Visualization of flapping wing of the drone beetle", *J. Visualization*, Vol. 12, No. 4, 393-400 (2009)
- (11) 深瀬, 北川, "コガネムシ科甲虫の飛翔時の非定常流体力の計測", 第 25 回エアロ・アクアバイオメカニズム研究会講演会資料集, 17-18(2010)