

## トンボ翼の揚力に関する研究

航空ガスタービン研究室 1170178 和田 展忠

## 1. 緒言

近年、ドローンを使用する人が多くなるとともにその墜落事故が多くなっている。その原因の多くは、風によりあおられ制御不能になってしまうケースが多い。そして、これを解決する方法として、昆虫の飛行方法に着目した。昆虫の中でもトンボは飛行性能が優れ、たとえ風にあおられても飛行の安定性を維持し、ほぼ地面に墜落することはない。しかし、ドローンは風にあおられると安定性を失い落下することがあり得る。そこで、トンボ翼の形状とそのトンボ自身の飛行方法を利用した昆虫型小型ドローンの開発の為にまずトンボの羽ばたきについて研究することにした。

## 2. 研究目的

## 2.1 トンボの羽ばたき方法

トンボの羽ばたきは、主に二つの動作に分けることができる<sup>(1)</sup>。一つ目のフェザリングは翼の迎角を自在に操る動作で、揚力を得たり方向を決めたりするなどに必要である。二つ目のフラッピングは、一端固定で上下に動作させる運動である。トンボは、この二つの組み合わせにより飛行していると考えられる。

## 2.2 研究内容

ここで、トンボの羽ばたきに関する研究を行うことにした。トンボ翼は、複雑な三次元の動作をするが、二次元的に上下にだけ羽ばたく基本動作（ヒービング）を対象にした。また、トンボ翼のような断面ではなく、平板翼を対象にする。初めに、上下機構を製作し、一様な流れの中で、翼の周りに発生する圧力分布を計測する。その後、圧力から翼全体の揚力を求め、時間の経過とともに、羽ばたいたときの揚力はどう変化しているのかを調査することにした。

## 3. 実験準備

## 3.1 上下機構の製作

図1に示す上下機構の仕組みは、ステッピングモータを用いて回転運動を縦に運動させる機構である。そして、リニアベアリングを用いて支柱をスライドさせるようにした。アクリル板でカムやリンク、ベアリングとリンクのつなぎ部分を製作した。また、ベアリングと支柱のすべりをより良くするために潤滑剤を塗布する。

## 3.2 試験翼の製作

実験するにあたり、試験翼と実際のトンボ翼のレイノルズ数を合わせる必要がある。トンボのレイノルズ数は大体 $10^3 \sim 10^4$ の間で推移するが、レイノルズ数が小さくなると風速や翼弦長の数値を小さくしなくてはならない。試験翼に圧力孔を取り付けるためにある程度の翼弦長が必要である。そこで、レイノルズ数を $2.7 \times 10^4$ に設定すると、翼弦長は10cm、風速は4m/sとした。翼厚については、トンボの翼弦長との比は10:1として翼厚は1cmとした。

## 3.3 試験翼の振動数の決定

トンボの羽ばたき振動数はおよそ30Hzであり、翼弦長は5mm、風速5m/s中で、ストローハル数はおよそ0.03になる。ストローハル数を合わせた実験を行うために必要な振動数

は1.2Hzとなる。

## 4. 実験方法

ステッピングモータが、1秒当たり1.2回転するようにマイコンにプログラムを書き込む。そして、変圧器でモータドライブに電圧を与え上下運動を行う。そのとき、平板翼を上下させる幅は、10cmとする。

計測の方法は、図2の平板翼の中心にあるリブに穴を明け、アルミのパイプを取り付け、チューブを通して、図3に示す圧力測定装置(スキャニバルブ)のポートに接続して行う。ポートの数は16個、0.1s間隔でデータを取得する。インターバルは15秒間で、計3回測定する。図5に示す風洞設備の中で、以下の図4にある矢印のように風を吹かせる。



Fig.1 Bobbing devices



Fig.2 Flat plate airfoil



Fig.3 Device for measuring pressure

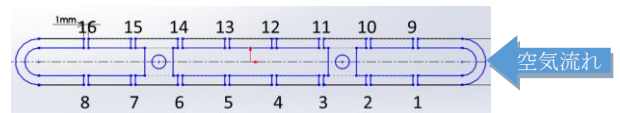


Fig.4 Cross section of the flat plate airfoil

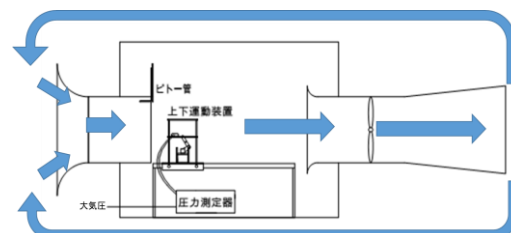


Fig.5 Schematic drawing of a wind tunnel

5. 実験結果

5.1 静止翼圧力

迎角 0 度, 風速 4m/s, 振動数 0Hz の時の圧力分布を図 6, 7 に示す. 以下の図 8, 9 はグラフを見やすくするため, 一部の圧力孔を省いている.

5.2 羽ばたき翼圧力

迎角 0 度, 風速 4m/s の時, 翼を振動数 1.2Hz で羽ばたかせ, 圧力測定器を用いて翼に発生する圧力を測定したグラフを図 8, 9 に示す. 圧力孔を前縁と後縁に穴をあけることができなかつたため, 翼の上面と下面のみを測定することにした. 以下の図 8, 9 はグラフを見やすくするため, 一部の圧力孔を省いている.

5.3 揚力

図 1 0, 図 1 1 に, 平板翼に発生する揚力を時間の変化とともに表したグラフを示す. 各々の圧力ポートに微小表面積をかけ揚力を出し, それらを足し合わせることで翼全体に発生する揚力を求めることができる.

6. 考察と今後の課題

今回の実験で, 上下運動装置を製作し, トンボ翼の羽ばたき翼に発生する圧力を計測することができた. 図 1 1 より, トンボは上下に羽ばただけでわずかにプラス側に揚力を得ていることが分かるが, 実験中, 平板翼を羽ばたかせている間, 翼の迎角が少し傾き, 揚力が増えたと考えられる. これは, リニアベアリングとつなぎの部分に小さな隙間があり, つなぎの部分小さく傾いたからであると思われる. つなぎとベアリング部分を隙間なく固定させることにより, 繋ぎの小さな傾きを抑えることができると考えられる.

今後の課題として, 上下運動装置を改善することと翼の揚力と上下運動の位置を明らかにすることが必要である.

文献

- (1) 中尚義, “トンボの飛翔を規範とした超小型飛翔体の開発”, pp. 48-49.

○迎角 0 度, 風速 4m/s, 振動数 0Hz の時の圧力分布

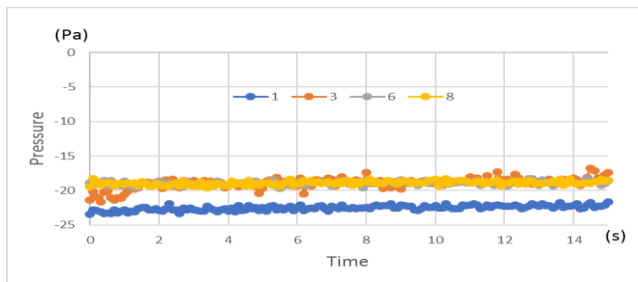


Fig.6 Pressure fluctuation on lower wing surface (0Hz)

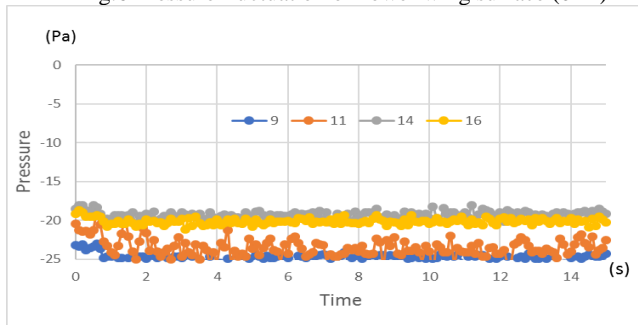


Fig.7 Pressure fluctuation on upper wing surface (0Hz)

○迎角 0 度, 風速 4m/s, 振動数 0Hz の時の圧力分布

※Fig.8, 9 はグラフを見やすくするために 0s~3s のみ示している.

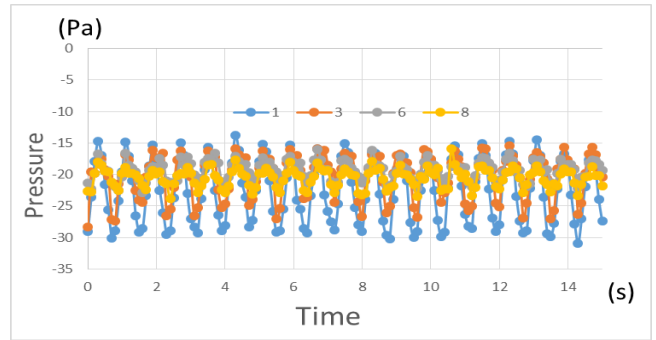


Fig.8 Pressure Fluctuation on lower wing surface (1.2Hz)

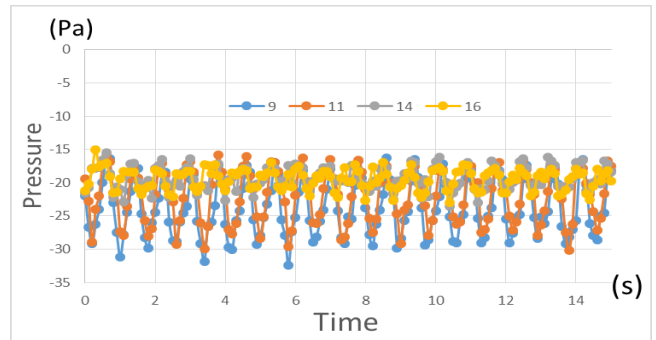


Fig.9 Pressure fluctuation on upper wing surface (1.2Hz)

○迎角 0 度, 風速 4m/s, 振動数 0Hz の時の揚力

※Fig.11 は, グラフを見やすくするために 0s~3s のみを示している.

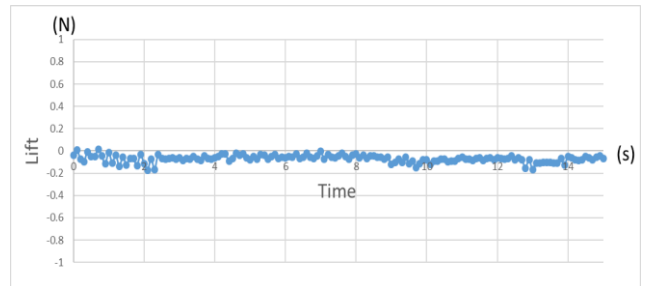


Fig.10 Lift Fluctuation (0Hz)

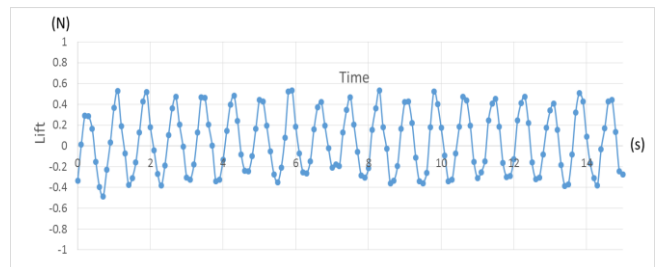


Fig.11 Lift Fluctuation (1.2Hz)