

小型羽ばたき飛翔体の動的空力特性に関する研究

Study on Aerodynamic Characteristics of Flapping Micro Air Vehicles

CM06009 西本 怜史 (指導教員 河村 良行 教授)

Abstract

In this study, we have constructed the experimentally analyzing system for aerodynamic characteristics of a small flapping machine, which is expected to have high flight performance, and analyzed two types of flapping machine. We measured aerodynamic forces by two load-cells and digital filtering method in order to analyze the aerodynamic characteristics of flapping wings. From the experimental results, flapping machine with intersecting 4 wings produced much lift than that of conventional 2 wings type in lower Reynolds number. This means that clapping effect is considered to increase lift at Reynolds number of insect flight region. We have also developed continuous stroboscopic photography with high resolution for observation of the moving wing membrane. We have been successful in taking the sequential photographs of them, which are more suitable for image acquisition than those taken by a conventional high-speed camera.

Key words: aerodynamic measurement, stroboscopic photograph, digital filtering, flapping MAV, insect flight

1. 緒言

地球上の飛翔可能な生物は、主に羽ばたき翼を用いて非常に高度で複雑な飛翔を、高い効率を伴って実現している。これらの生物の中でも、昆虫は大きさや飛行性能という点において特に特徴的である。昆虫サイズもしくはさらに小さく高効率な人工飛翔体を実現できれば、震災地などの地形の制約を受けた場所や、微小空間など、人が足を踏み入れることができない環境における観測システムに活用できる可能性がある。

これまでの羽ばたき飛翔体に関する研究では、主に人工小型羽ばたき飛翔体(Micro Air Vehicle; MAV)の開発を行ってきた⁽¹⁾。その結果重量2.3 g、全翼長10 cmの小型羽ばたき飛翔体の赤外線遠隔操作飛行に成功したが、連続飛行可能時間は約3~5分間と非常に短い。観測用途等への実用化を考えた場合、人工羽ばたき飛翔体に求められる性能は、より大きな積載荷重と長時間の連続飛行である。この2つの問題を克服するためには、より効率的で大きな揚力を得ることが可能な羽ばたき飛翔条件を調べる必要がある。

そこで本研究では小型羽ばたき飛翔体の翼モデルを用いて、低速風洞中で羽ばたき翼が受ける荷重をロードセルによって動的に測定することを試みた。また、運動中の翼の動きの変化を解析するために低速度ストロボ撮影装置の開発を行った。

2. 実験装置及び力学的解析方法

2.1 羽ばたき機構

実験に用いた2種類の羽ばたき機構の外観をFig. 1に、諸元をTable 1に示す。2枚翼機構は単純なフラッピング運動のみを、交叉4枚翼機構は翼を打ち付ける際に生じるクラッピング効果によって飛行性能向上が期待される飛翔形態を模したものである。翼長200 mmまたは翼長150 mmの2枚翼を持つ機体と、翼長200 mmまたは翼長150 mmの交叉4枚翼⁽¹⁾を持つ機体を計4種類製作した。

駆動部は、直径0.8 mmのカーボンシャフトとポリエチレンフィルムから構成される翼を、携帯電話用小型振動モーター(MK07-1.7 Ω DIDE社)を用いてリンク機構によって往復運動させる構造としている。モーターは定電圧直流電源によって駆動され、ギア比はいずれも1:26.6である。比較を容易にするために2枚翼機構と交叉4枚翼機構の翼1枚あたりの面積と羽ばたきの振角は等しくなるように制作した。また、ギアボックス部の振動を減少させるアルミニウム材を削り出したものをギアボックスとしている。

さらに、計測時にフラッピング位置を検出するセンサーとしてギア部にフォトインタラプタ(SG-105, コー

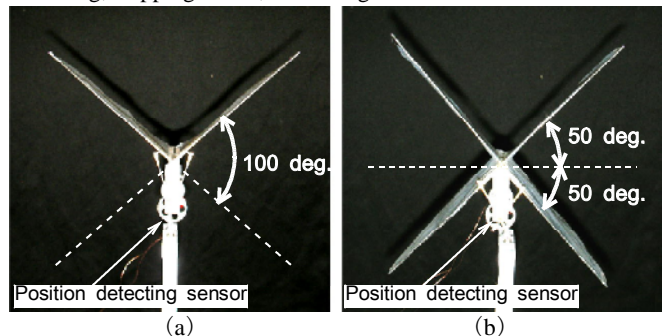


Fig. 1 Two types of flapping machines for measurement of aerodynamic forces acting on flapping wings. ((a) Conventional 2 wings, (b) Intersecting 4 wings)

Table 1 Specifications of the two types of flapping machines

	Conventional 2 wings	Intersecting 4 wings
Number of wings	2	4
Span	200 mm / 150 mm	200 mm / 150 mm
Chord	50 mm / 35 mm	50 mm / 35 mm
Stroke angle	100 degrees	50 + 50 degrees
Gear ratio	1:26.6	1:26.6

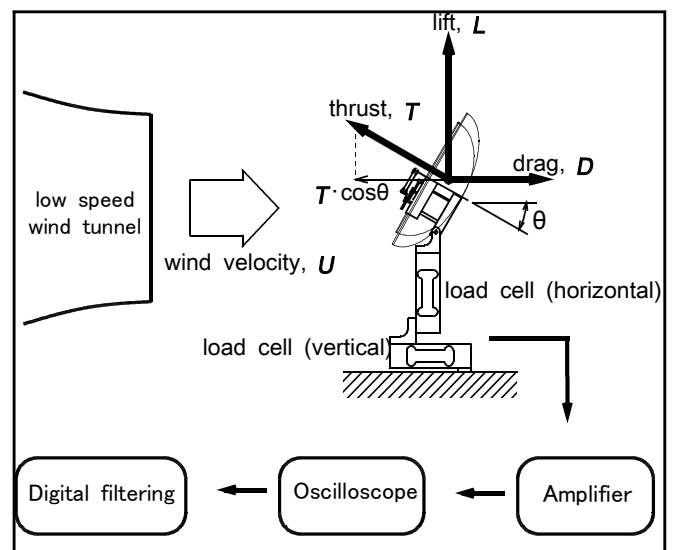


Fig. 2 Experimental setup for the measurement of aerodynamic forces acting on flapping wings.

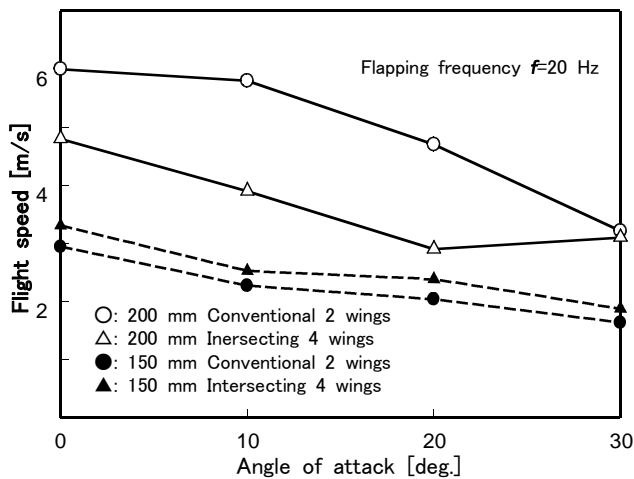


Fig. 3 Wind velocity as a function of angle of attack at 20 Hz under the condition that the horizontal force is adjusted to be zero.

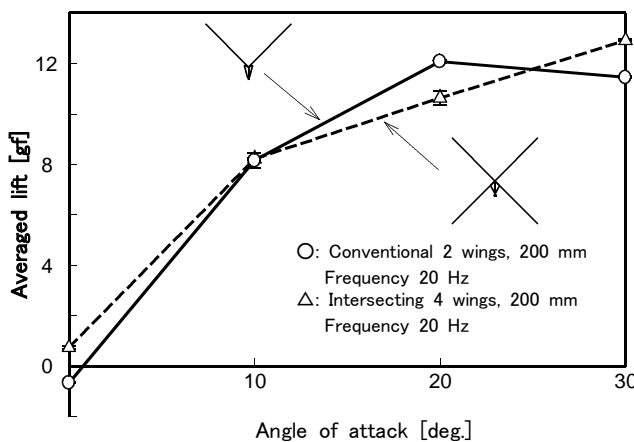


Fig. 4 Averaged lift as a function of angle of attack for flapping machine having 200 mm wing-span under the condition that the horizontal force is adjusted to be zero.

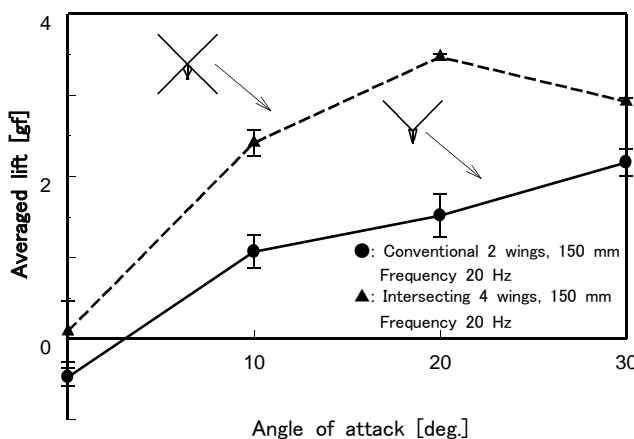


Fig. 5 Averaged lift as a function of angle of attack for flapping machine having 150 mm wing-span under the condition that the horizontal force is adjusted to be zero.

デンシ社)を搭載した。フォトインタラプタからの信号をシュミットトリガICに入力することでインパルス出力に変換し、計測の際のトリガ信号を得ている。

2.2 計測装置

飛行中に羽ばたき機構が得る荷重を計測するために試作した装置の概要をFig. 2に示す。計測装置はロード

セル(MODEL1004 VISHAY社, 定格荷重 3 kgf), 低速風洞, オシロスコープ, パーソナルコンピュータによって構成される。揚力と推力を同時かつ個別に測定するために, 2個のロードセルを直角に組み合わせた。直角に組み合わせたロードセルは互いに干渉せず, 独立した測定が可能である⁽²⁾。ロードセルから出力された信号を増幅器で増幅し, オシロスコープによって羽ばたき運動1周期あたり約2500点のデジタルデータに変換した。さらに羽ばたき運動32周期分を平均化したものをパーソナルコンピュータに保存した。

2.3 揚力計測のための飛行状態再現

羽ばたき機構を静止空气中で動作させても, 飛行中の状態を押し測ることはできない。そこで低速風洞から一定速度の風を送り, 羽ばたき機構を一定周波数で動作させることで飛行状態を再現した。低速風洞から送られる風の力と羽ばたき機構の推力が釣り合うことで飛行状態を再現することができ, 飛行に必要な力を測定することができる。しかし, 風速によって羽ばたき周波数は変化してしまう。そのため, 羽ばたき周波数が設定周波数になるように羽ばたき機構のモーターに印加する電圧を調節しながら, 同時に推力の平均測定値が0 gfとなるように風速を調整する。この調整を迎角や周波数に応じて行い, 飛行状態の再現とした。

2.4 フィルタリング及び慣性力の補正

動的な荷重測定を行う場合, ロードセルによって得られる信号には, 羽ばたき運動よりも高い周波数を持つ測定システム全体の共振成分と, 翼を上下振幅させることで生じる羽ばたき運動の慣性力成分が含まれる。

そこで, 共振成分を測定値から選択的に取り除くために, 採取した信号に対してパーソナルコンピュータ上でデジタルフィルタリングを行った。デジタルフィルタリングの方法は, まず羽ばたき運動1周期分のデジタルデータに対し, フーリエ級数展開を用いてパワースペクトルを得る。次に, パワースペクトルの分布からロードセル自体の固有振動に起因する周波数を特定し, 成分を除去した上で逆フーリエ変換を行った。

また, 羽ばたき運動の周期に等しい慣性力を補正する手法として, 翼膜を取り去った羽ばたき機構で慣性力のみを測定を行った。ポリエチレン製の翼膜の重量は0.05 gであり, 翼の重量全体に比較すると微小であるため無視できるものと考えられる。そこで, 2枚翼機構及び4枚翼機構を動作させて垂直成分及び水平成分を動的に測定し, この値をフィルタリングを行った2枚翼機構及び4枚翼機構の測定値から減算することで, 翼膜に作用する空気力のみを抽出を行った。

実際に測定に必要な測定範囲は数10 gf程度であるが, 本実験はバンドパスフィルタリングを前提にしているため, 出来る限り羽ばたき運動による空気力の振動数とロードセルの固有振動数の値を遠ざける目的で定格荷重3 kgfのロードセルを選定した。

3. 揚力測定結果

3.1 飛行速度と平均揚力

模擬飛行状態において, 翼面積を変化させた場合に2枚翼と交叉4枚翼機構が生じる揚力を比較検討する目的で, 迎角を変化させた場合の飛行速度及び揚力を測定した。飛行速度に相当する迎角ごとの風速をFig. 3に示す。また, 全翼幅200 mmの羽ばたき機構における迎角ごとの平均揚力測定結果をFig. 4に, 全翼幅150 mmの羽ばたき機構における測定結果をFig. 5に示す。いずれも羽ばたき周波数を20 Hzに設定し, 迎角を0 deg.から30 deg.まで10 deg.ずつ変化させた場合の測定結果である。

翼全幅200 mmの機体における2枚翼機構の飛行速度

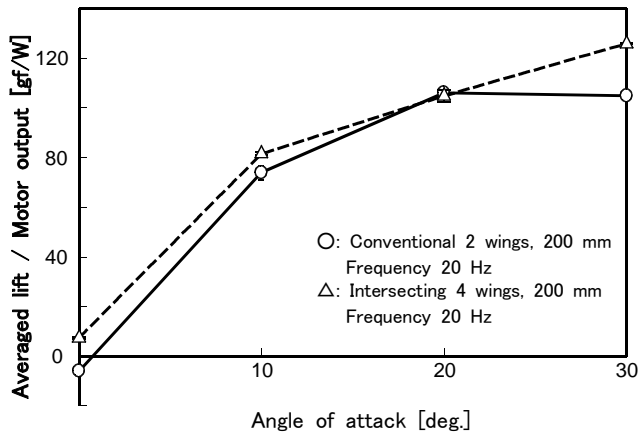


Fig. 6 Lift-Power ratio as a function of angle of attack for flapping machine having 200 mm wing-span.

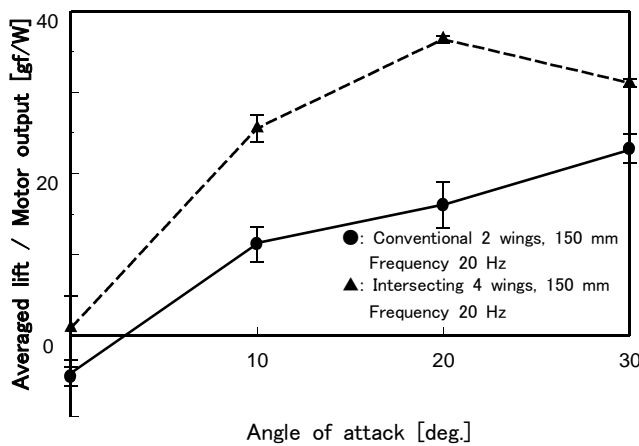


Fig. 7 Lift-Power ratio as a function of angle of attack for flapping machine having 150 mm wing-span.

は、迎角 30 deg.を除いて交叉 4 枚翼機構の飛行速度を平均 50 % 程度上回っている。しかし、翼全幅 150 mm の機体においては 4 枚翼のほうが 2 枚翼の飛行速度を平均 10 % 上回る結果となった。次に平均揚力値に着目すると、翼全幅 200 mm の機体では大きな飛行速度の差があるにも拘わらず、2 枚翼機構と交叉 4 枚翼機構の平均揚力値に大きな差異は見られない。これに対して翼全幅 150 mm の機体では、迎角 20 deg.において交叉 4 枚翼機構が 2 枚翼機構に対しおよそ 2 倍の揚力を生み出していることがわかった。

3.2 平均揚力-モーター出力比の算出

平均揚力を測定しただけでは、効率的に揚力が得られているかどうかを知ることは困難である。そこで、モーターをトルク計として用いることで平均揚力に対するモーター出力の比率を算出した。使用したモーターの電流とトルクの関係より、動作中の電流値を計測すれば羽ばたき機構の動作に必要なトルク τ [Nm] を求めることができる。ギア比を考慮したモーター回転数 f [Hz] と τ からモーターの仕事量 P [W] は

$$P = 2 \pi f \tau \quad [W] \quad (1)$$

と表すことができる。羽ばたき運動によって得られる揚力の平均値を L_a [gf] とすると、平均揚力-モーター出力比 L_e は

$$L_e = \frac{L_a}{P} = \frac{L_a}{2\pi f \tau} \quad [gf/W] \quad (2)$$

となる。Fig. 4 及び Fig. 5 に示した平均揚力の結果をモーター出力 P で除した計算結果を Fig. 6 及び Fig. 7 に示す。結果、平均揚力-モーター出力比における 2 枚翼機構と交

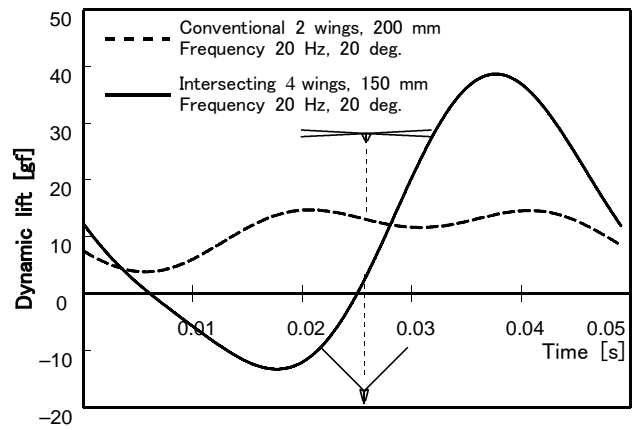


Fig. 8 Dynamic lift for flapping machine having 200 mm wing-span at angle of attack of 20 deg. at 20 Hz.

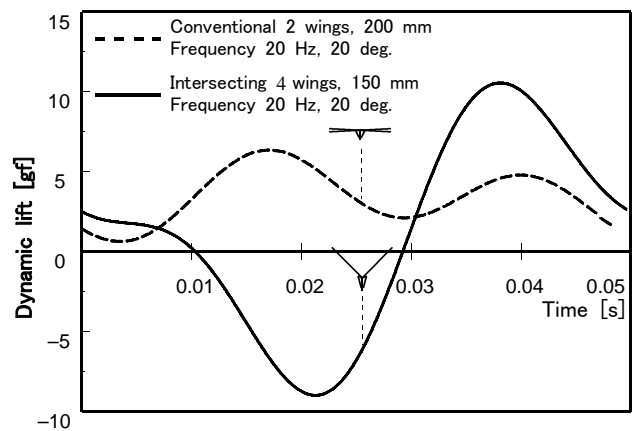


Fig. 9 Dynamic lift for flapping machine having 150 mm wing-span at angle of attack of 20 deg. at 20 Hz.

又 4 枚翼機構との関係は、平均揚力における関係とほぼ同等であることがわかった。全翼幅 200 mm の場合は、平均揚力測定の結果と同様、2 枚翼機構と交叉 4 枚翼機構の違いは少ない。全翼幅 150 mm における交叉 4 枚翼機構は、2 枚翼機構に比べて非常に高い揚力を効率的に発生していると言える。

3.3 動的揚力測定及び考察

全翼長 150 mm の交叉 4 枚翼羽ばたき機構が、同翼幅の 2 枚翼機構に比べて非常に大きな揚力を得ることができた理由を調査するために、羽ばたき周波数 20 Hz、迎角 20 deg.における動的揚力測定を行った。Fig. 8 に翼全幅 200 mm の羽ばたき機構における動的揚力測定結果を、Fig. 9 に翼全幅 150 mm の羽ばたき機構における動的揚力測定結果を示す。2 枚翼機構は翼全幅が変化しても、波形の変化は少ない。しかし、交叉 4 枚翼機構は翼全幅が 150 mm に小さくなることで、翼を閉じる動作時の揚力が翼を開く動作をする場合の揚力と比較して大きく検出された。翼を閉じる際の揚力向上は、クラッピング効果によるものと推察される。このことは、翼全幅が小さくなるにつれてクラッピング動作の飛行性能への影響が大きくなる可能性を示唆していると考えられる。

4. 連続的翼膜撮影装置の開発

4.1 連続的翼膜撮影装置開発の目的

本実験に用いた羽ばたき機構は、上下に翼を動かすフラッピング運動のみ可能である。しかし翼膜に柔軟性に非常に富むポリエチレンを用いているため、翼は空気力によ

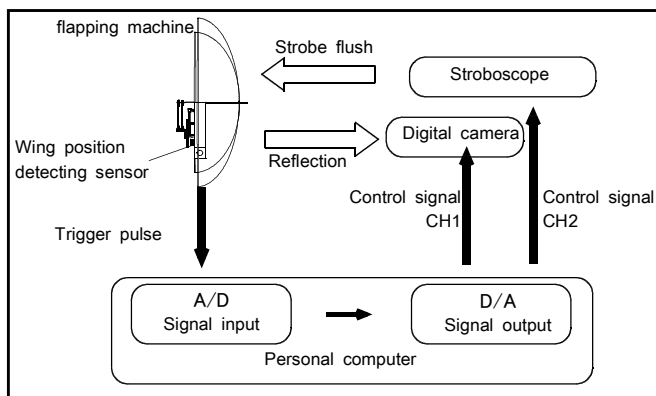


Fig. 10 Experimental setup for continuous stroboscopic photography system.

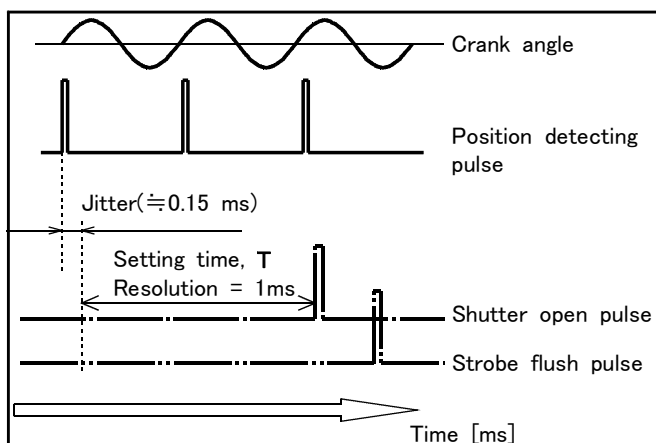


Fig. 11 Temporal diagram of high resolution continuous stroboscopic photography system for flapping wings.

って複雑に変形する。羽ばたき機構における荷重の動的变化は前述の方法によって測定可能であるが、荷重の変化が翼のどのような動きによって引き起こされたかを知ることができない。翼の動きを定量的に評価することができれば、動的揚力測定の結果から示唆された、クラッピング効果による揚力向上メカニズムを明らかになる可能性がある。

羽ばたき運動は 10 Hz から 20 Hz という高速な往復運動である。一般的に高速運動を撮影する手法として、まず高速度カメラの使用が挙げられる。しかし高速度カメラは非常に高価であるうえに一般に解像度が低く、シャッター速度を短くするに従って高度な照明装置を必要とする欠点がある。そのため小さな輝点を鮮明に撮影することが難しく、動画解析ソフトなどの併用が困難である。そこで、羽ばたき機構の翼膜の観察に特化した、安価でも高解像度の映像を撮影可能にする画像解析システムの開発を行った。

4.2 開発コンセプト

羽ばたき機構の翼膜を撮影するために、高速度カメラよりも高精細な画像を取得することが可能なデジタル一眼レフカメラの使用を試みた。しかし、デジタルカメラは高精細な静止画を容易に得ることができるが、瞬間的な事象を連続的に撮影することはできない。そこで、羽ばたき運動が高速ではあるが反復的であるという特徴に着目して、ストロボフラッシュを用いた連続的写真撮影装置を制作した。

Fig. 10 にストロボフラッシュを用いた連続的写真撮影装置システム図を、Fig. 11 に撮影理論及びジッターを示す。羽ばたき機構にはフラッピング位置検出センサーとして、ギア部に反射型フォトインタラプタを搭載しており、一定の位置でパルス波を出力することが可能である。パルス波の立ち上がりスロープをパーソナルコンピュータで認識し、設定間隔 T だけ待機した後にデジタルカメラのシャッターを開

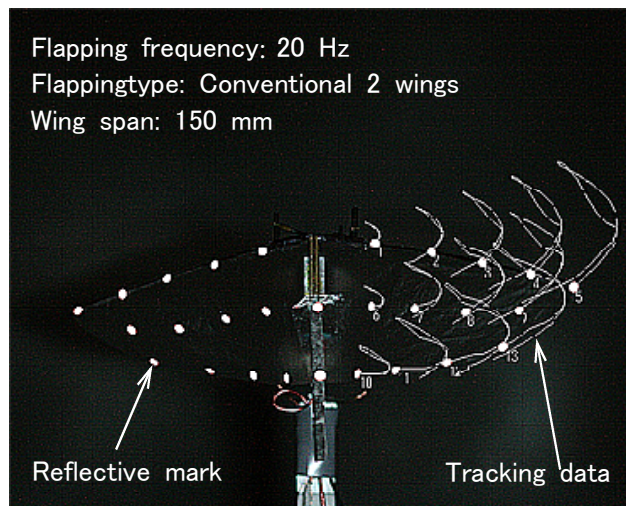


Fig. 12 Tracking of reflective marks on the flapping wings by 2D image analysis software for conventional 2 wings type flapping machine at 20 Hz.

き、ストロボフラッシュによって画像を得る。設定間隔 T を ms 単位で等間隔に増加しながら写真撮影を行うことで、擬似的な高速度撮影が可能である。また、シャッタースピードはストロボスコープの発光時間によって決定される。実験に用いたストロボスコープはおよそ $33 \mu s$ の発光時間であるため、シャッタースピードは $1/30000$ 秒程度であり、必要十分な速度である。ただし、Fig. 11 に示すように、システムには標準偏差 $0.15 ms$ のジッターが存在する。ジッターが存在する主な原因は、ギア部の振動による位置検出パルスのゆらぎであるためフラッピング位置検出センサーの改良によって、さらに小さな時間分解能の連続写真を撮影可能であると考えられる。

4.3 撮影結果

Fig. 12 にストロボフラッシュを用いた連続的写真撮影装置によって羽ばたき機構の翼の様子を撮影し、2次元動画解析ソフトウェア(Move-tr/2D, (株)ライブラリー)によって自動トラッキングを行った様子を示す。マーカーを鮮明に捉えることに成功したため、汎用の動画解析ソフトウェアによる自動追跡を正確に行うことができた。本手法によって、翼の 3次元解析の基礎的技術が確立した。

5. 結言

- [1] 2枚翼機構及び交叉4枚翼機構における平均揚力、動的揚力の計測を可能にした。その結果、翼膜が小型化するとクラッピング効果が増大する可能性を見いだした。
- [2] 高解像度ストロボ撮影装置の開発に成功した。本手法によって翼膜の動きに関する定量的評価が可能となるものと考えられる。

参考文献

- (1) 早田智史, 河村良行, 「ホバリング可能な小型羽ばたき飛行機の開発」, 第81期日本機械学会流体力学部門講演会講演論文集, P149, 2006
- (2) 本橋龍郎, 「微小空気の測定(第1報)」, 日本大学理工学研究所所報, P71, 2001

研究・発表業績

- (1) 西本怜史, 佐渡島学, 前田悠太, 河村良行, 「羽ばたき翼に作用する空気の動的計測」, 第19回エアロ・アクアバイオメカニズム研究会, 東京, (2007)
- (2) Tanmay Mishra, David Quintero, Brandon Smith, Rajveer Tut, Koji Kitashima, Atsushi Kondo, Satoshi Nishimoto, Innovative Compressed Air & Vacuum Delivery System, Stanford, (2007)