

# 低速風洞内における羽ばたき飛行体位置制御システムの開発

## Development of the position control system of a micro air vehicle in a low speed wind tunnel

CM06003 近藤 篤 (指導教員 河村 良行 教授)  
 Atsushi KONDO (Prof. Yoshiyuki KAWAMURA)

### Abstract

The purpose of this study is to develop a wind tunnel experiment system to analyze flight mechanism of flapping Micro Air Vehicles (MAV). This system controls fixed wing MAVs and flapping MAVs in a wind tunnel without supporting rod and make it possible to do in situ observation. In order to realize this, we detected position, angle of attack and yaw angle of MAVs in a low speed wind tunnel by image processing system, which it consist of two CCD(Charge Coupled Device) cameras, which measures the yaw angle and the position. Being based on the experimental results obtained in the flight of the fixed wing MAVs controlled by PD algorithm, we have been succeeded in the free flight of the flapping wing MAVs by controlling of rudder, flapping frequency and wind speed.

Key Words: Flapping Micro Air Vehicle, Wind Tunnel Experiments, Image processing

### 1. 緒言

羽ばたき飛行機は、翼をはばたかせることによって渦を生み出し、その渦によって揚力を増大させているのではないかと考えられている<sup>[1]</sup>。また、渦を使って飛んでいる事によって、固定翼機と比べ失速しない、ホバリングが可能である、回転翼機よりも外乱に強い等の特徴を併せ持つと考えられている。

近年、携帯電話の技術の発展に伴い、電子部品も飛躍的に小型化、高性能化され、小型羽ばたき飛行機の製作が可能となった。

本研究室においても虫の様に羽ばたいて飛行する翼長 10[mm]の羽ばたき翼機の開発に成功した<sup>[2]</sup>。この羽ばたき翼機は交叉 4 枚翼型と呼ばれる翼を有し、クラッピングと呼ばれる翼を打ちつけ合う動作によって、揚力を生み出していると考えられているが、それらの飛行メカニズムの解明は十分に行われていない。

本研究では、羽ばたき飛行機の飛行メカニズムを解明するための風洞実験システムを開発することを目的としている。風洞実験を行うにあたって、支持棒やワイヤ等で飛行体を支えると、風の流が乱れたり、測定対象が小さいために支持装置が測定に影響を与えたりする事が考えられる。本研究は外部センサと、機体の持つアクチュエータによって風洞内で観測を行えるように制御を行い、支持装置を使うことなく、その場観察が行えるシステムとした。

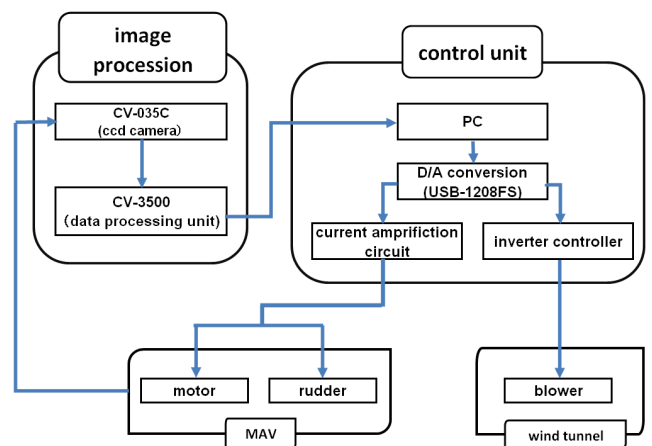


Fig. 1 System diagram of experimental setup

### 2. 実験システム

#### 2-1 システム概要

Fig. 1 にシステム図を、Fig. 2 にシステム外観を示す。機体にマーカーを取り付け、画像処理センサによって機体の位置、ヨーイング角度、迎角を検出する。検出した情報をパソコンで取り込み、飛行体の位置を修正するための制御量を計算した後に、DA 変換器によってアナログ電圧として電力増幅回路に印加する。電力増幅回路によって増幅されたアナログ電圧は電線を通じて、飛行体に備わっているモータ、コイルアクチュエータにそれぞれ印加される。電圧を印加されることによって、モータ、アクチュエータは駆動し、駆動されたアクチュエータは飛行体の位置、角度を変化させ、飛行体が風洞内で安定する事が出来る様に制御を行っている。また、制御をする際には Fig. 2 に示すように、X 軸、Y 軸、Z 軸を定義した。

#### 2-2 低速風洞

Fig. 3 に風洞の外観を示す。一昨年製作した小型低速風洞は全長 1.8[m]×0.3[m]×0.6[m]で、開口部の大きさ

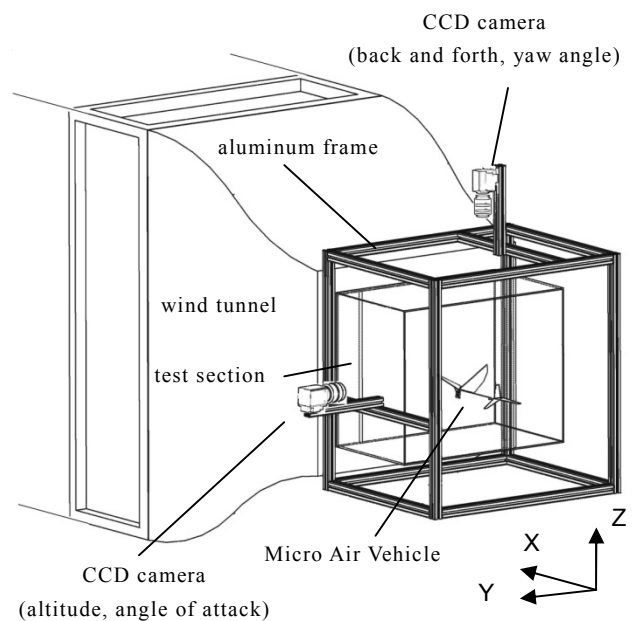


Fig. 2 Experimental setup

が 0.3[m]×0.3[m]であった。この風洞で飛行制御する際に、風洞の開口部の大きさが機体の翼長 200[mm] と比べると十分な大きさでない為に、機体が風洞壁面の影響を受ける、測定洞が小さい為に制御範囲が狭い等の問題があった。そこで本年度は一昨年と比べると測定洞の断面積が約 5 倍の 0.6[m]×0.75[m]となる低速風洞を設計、製作した。風洞の風を作り出す送風機は、風洞の風速が 6[m/s]になる様、最大流量 166[m<sup>3</sup>/s]の送風機(スイデン製, SJF-506)を用いた。風洞の風速制御には、インバータ(オムロン製, 3G3MV)を用いた。また、整流胴内部には乱れを低減させ流速が一定になるように、厚さ 200[mm]ピッチ 3[mm]の穴が開いた波板状のプラスチックハニカム(新日本コア製)を詰めた。

次に風洞の性能を評価する為に風速分布を測定した。Fig. 4 に測定洞中央部を中心とした風洞中央の上下左右の風速分布を示す。測定には熱線式風速計を使用し、測定洞中央の風速を 2[m/s]とした際の風速分布を測定した。その結果、上下の風速は平均 2.03[m/s], 左右の風速は平均 2.00[m/s]となった。上下は左右に比べると縮流比が大きいためばらつきは大きくなっているが、±0.1[m/s]程度の風速差なので、風速はほぼ一様になっていると考えられる。

### 2-3 位置・姿勢センサ

機体の位置・姿勢を検出するセンサは CCD カメラを用いた画像処理システム(キーエンス製 CV-3000)を使用した。この画像処理システムは色の識別をする事が可能で、機体には 2 色の長方形型 30[mm]×15[mm]のカラーマーカーを上面と側面にそれぞれ貼り付け、2 台の CCD カメラによって、機体の位置、迎角、ヨーイング角度を検出した。制御の際の CCD カメラのシャッター速度は 1/1000[s]とし、高輝度 LED を 86 個使用した照明を 2 組使用している。

## 3. 固定翼機の風洞内制御飛行

### 3-1 手動操縦による制御飛行

風洞が一昨年製作した物よりも大型化したことによって、固定翼機が飛行可能となる範囲も広がったので、人の操縦によって固定翼機を制御した。Fig. 5 に使用した固定翼機の外観を示し、Table.1 に固定翼機の諸数値を示す。固定翼機は市販されている、翼長 20[cm], 重量 3.8[g]の小型室内飛行機(タカラトミー製, エアロソアラ)を使用した。

機体には推力を生み出すプロペラ、ヨーイング角度を制御するラダーを取り付けている。それぞれの電圧の印加方法は、機体に直径 0.08[mm]のポリウレタン銅線を束ねて、直接電圧を印加している。風速は風洞外で自由飛行を行った際に計測した 2.3[m/s]を基準にして、飛行時の高さに応じて微調整した。

人の操縦による結果、風洞内において固定翼機はそれ自身で、安定した飛行を行おうとせず、バランスを崩して、風洞の壁面に接触し、風洞内で留まる事が出来なかった。また、人によるでバランスを崩した機体を制御したが、安定飛行を行うことなく制御不能となってしまった。これは人の反射神経の速度が遅い、プロペラとラダーを 2 つの制御を同時に行っているため、機体の位置の変化に対して常に遅れて制御している等の理由で不安定な状態になってしまったと考えられる。

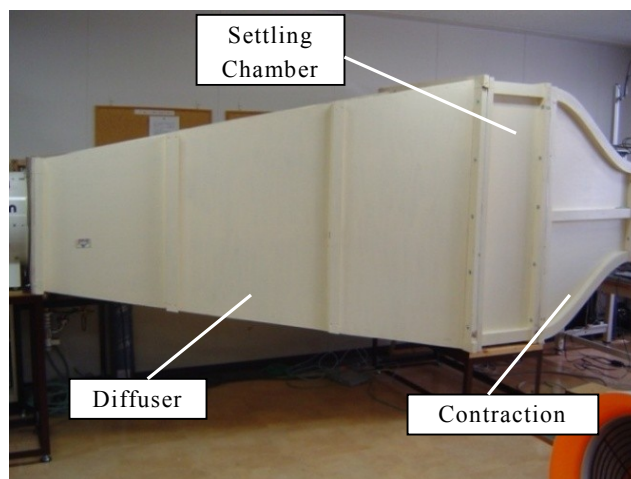


Fig. 3 Low speed wind tunnel (4.4m×1.2m×1.6m, test section 600mm(height)×750mm(width))

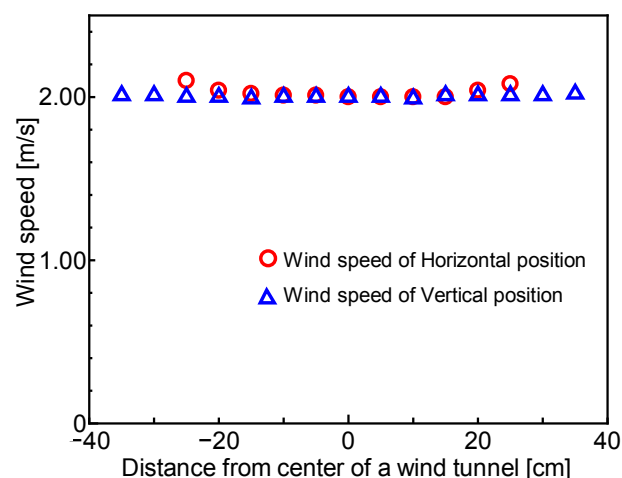


Fig. 4 Wind speed distribution of a low speed wind tunnel(test section 600mm×750mm)

Table. 1 Specifications of the fixed wing MAV

whole wing span	200 [ mm ]
Chord length (max)	60 [ mm ]
Length of airframe	150 [ mm ]
Total weight	3.8 [ g ]

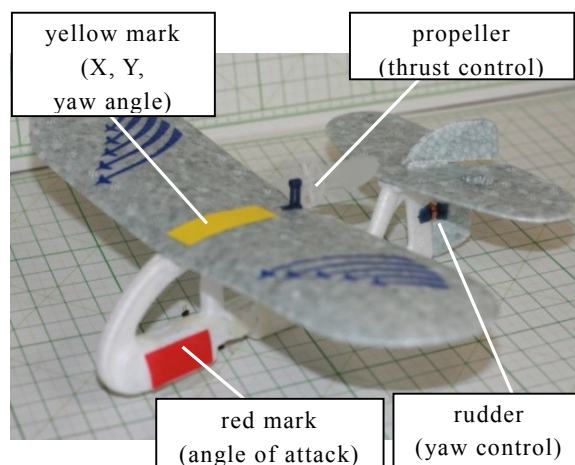


Fig. 5 Fixed wing MAV

### 3-2 位置・姿勢センサを用いた位置制御飛行

CCDカメラを用いた位置・姿勢センサとパソコンを用いて固定翼機の制御を行った。センサに用いるカラーマーカーは固定翼機の重心位置付近の主翼と機体前部の側面に取り付けた。固定翼機を風洞外で飛ばした際に安定した飛行を行っていたので、風洞内でも安定して飛行すると考え、主翼に貼ったカラーマーカーを機体の左右の位置 Y とし、機体のラダーを用いて固定翼機を制御した。

位置制御実験の結果、ラダーによって機体の飛行状態を変化させる事は出来たが、機体が大きくバンクし、数秒しか風洞内で制御する事は出来なかった。この原因として、ラダーで位置を直接制御するにはラダーの力が足りない、前節の人の操縦で制御を行ったのと同様に、位置の変化による制御では常に遅れて制御している事になっている等の理由が考えられる。

### 3-3 ヨーイング角度、位置 X による姿勢制御飛行

前節の飛行結果より飛行体の位置が変わる前に機体のヨーイング角度が変化すると考え、機体のヨーイング角度を用いて姿勢制御飛行を行った。機体のヨーイング角度  $\theta_{ia}$  を制御する際のラダーの制御電圧  $V$  は、測定角度  $\theta_n$ 、サンプリングタイム  $t_s$  とし、PD 制御式、

$$V = K_{p1}(\theta_{ia} - \theta_n) - K_{d1}\left(\frac{\theta_n - \theta_{n-1}}{t_s}\right) \quad (1)$$

を用いることによって電圧を求めて制御した。また、前後方向はプロペラを用いて機体の位置 X を PD 制御し、高さについては風洞の風速と、機体の速度で釣り合う位置があると考え、制御は行わなかった。

ヨーイング角度と前後の位置 X を用いて制御した際の機体の軌跡を Fig. 6 に示す。位置 X はモータによって直接制御されている為に安定し、位置 Z についてもモータの推力に追従しているため、位置 X と同様に安定した。しかし、位置 Y については直接制御を行っているのではなく、ヨーイング角度によって受動的に決まるので、乱れた際は収束が遅く、安定しなかった。

### 3-4 ヨーイング角度、位置 X, Y による位置制御飛行

前章で、機体を制御する際に位置 Y を制御していなかった為に Y 座標が収束せず、安定した飛行を行う事が出来なかった。そこで、機体の位置 Y を制御式に用いることによって、機体の位置制御を行った。

位置制御を行うにあたって、ヨーイング角度と風洞内での機体の位置との関係を調べた。ヨーイング角度の目標値を機体が中央で飛行するように調整した後、姿勢制御に用いているヨーイング角度の目標値を変え、その際の機体の位置、ヨーイング角度の変化を記録した。その結果、ヨーイング角度の目標値を変化させると、角度の変化に従って、機体の位置が変化した。

そこでヨーイング角度の目標値に位置 Y を組み込んで位置制御を行った。制御式は目標位置  $Y_{ia}$  で推測されるヨーイング角度  $\theta$ 、測定位置  $Y_n$  を用いて機体のヨーイング角度  $\theta_{ia}$  を、

$$\theta_{ia} = \theta - \left( K_{p2}(Y_{ia} - Y_n) + K_{i2} \int_0^n (Y_{ia} - Y_n) dt + K_{d2} \left( \frac{Y_n - Y_{n-1}}{t_s} \right) \right) \quad (2)$$

によって求め、 $\theta_{ia}$  を前節の式(1)に組み込むことによ

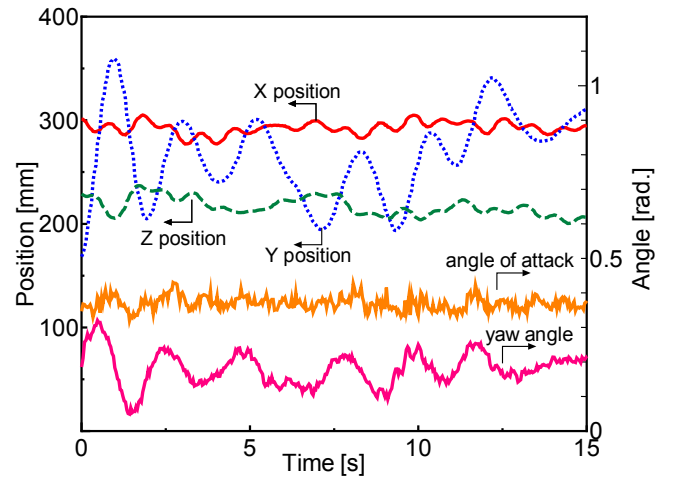


Fig. 6 Attitude control of the free flight of the fixed wing MAV in the wind tunnel(wind speed 2.3m/s)

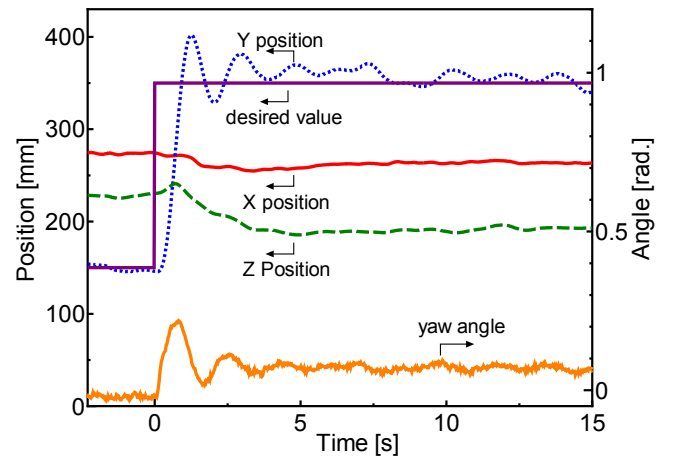


Fig. 7 Step response of free flight of the fixed wing MAV in the wind tunnel (Position control)

て、位置制御を行っている。

この制御式を用いて、風洞の端から端へ機体の目標値を変化させた際の、ステップ応答を計測した。ステップ応答は 10 回繰り返して、それらを平均して評価した。平均化したステップ応答の機体の軌跡、角度を Fig. 7 に示す。

位置制御の結果、用いた制御はあらかじめ風洞の位置とヨーイング角度の関係を元にし、目標値  $Y_{ia}$  での機体のヨーイング角度  $\theta$  を割り出し、制御に組み込んでいるので早く立ち上がり、積分動作により目標値に収束させることが出来た。外乱があった際でも位置によってフィードバックされるので、収束も角度制御に比べ収束する時間も短かった。

また、位置 Y とヨーイング角度の関係は、ヨーイング角度が位置 Y より先に変化している事を確認出来た。

## 4. 羽ばたき翼機の風洞内制御飛行

### 4-1 ヨーイング角度、位置 X, Z による姿勢制御飛行

Fig. 8 に 4 枚翼羽ばたき翼機の概観を、Table.2 に諸数値を示す。風洞の測定胴の大きさと機体の大きさが相対的に小さく、かつ安定した飛行が行う事が可能となる様に羽ばたき翼機を設計、製作した。リンクの駆動



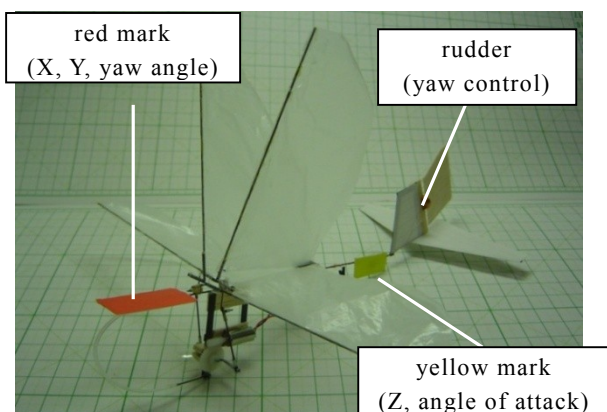


Fig. 8 Flapping MAV

Table. 2 Specifications of the flapping MAV

whole wing span	200 [ mm ]
Chord length (max)	55 [ mm ]
Length of airframe	215 [ mm ]
Total weight	4.3 [ g ]
Maximum flapping frequency	13.5 [ Hz ]

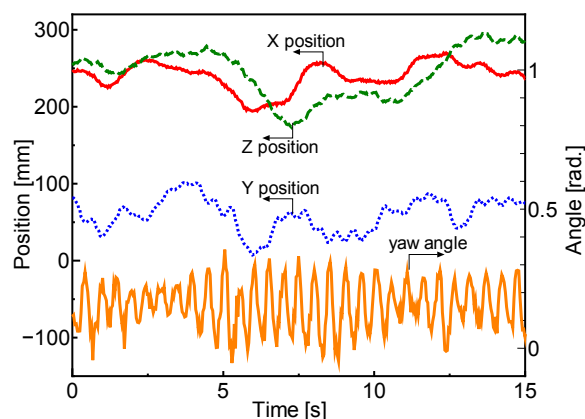


Fig. 9 Attitude control of the free flight of the flapping MAV in the wind tunnel

には  $\phi 6$ [mm] のモータを使用し、平歯車を 2 枚組み合わせてギアダウンしている。尾翼にはヨー方向の制御の為に、 $\phi 0.08$ [mm] のポリウレタン銅線を 250 回巻いた内径 3[mm]、外形 7[mm]、厚さ 3[mm] のコイルと  $\phi 2$ [mm]  $\times$  1.5[mm] のネオジム磁石を組み合わせたコイルアクチュエータを取り付けている。

固定翼機の姿勢制御飛行を基にして、羽ばたき翼機の制御を行った。姿勢制御方法は固定翼機の制御と同様にヨーイング角度を用いてラダーを制御し、前後の位置 X は、目標値に収束するように羽ばたき周波数を変化させ、推力を増減させることによって制御した。高さの制御については、固定翼機の時と同様に制御は行わなかった。

姿勢制御の結果、位置 Y、ヨーイング角度を制御することにより、風洞内で制御を行う事が可能となった。しかし、高さはその場で留まらず、時間が経つに連れ、徐々に位置が高くなっていき、制御不能となってしまった。これは、羽ばたき翼機の推力と風洞の風速が釣り合う点が狭い、もしくは釣り合う点の変動している為、徐々に揚力が大きくなり位置が釣り合わなくなっ

たとえられる。

次に先ほどの羽ばたき翼機の制御に、風洞の風速を加えて高さの位置 Z の制御を行った。本制御は前後方向 X とヨーイング角度の制御は前節と同様とし、その制御に新たに位置 Z の制御を風洞の風速で制御する事によって姿勢制御を行った。

この姿勢制御の結果を Fig. 9 に示す。この姿勢制御により、高さ制御も可能となり、羽ばたき翼機を風洞内で制御することが可能となった。その他の座標については固定翼機と制御方法が同じなので、軌跡もほぼ同様な値を示しているが、ヨーイング角度は 2[Hz] 程度と、固定翼機よりも速い周期で大きく変動していた。

#### 4-2 ヨーイング角度、位置 X、Y、Z による位置制御飛行

3-4 の結果を基にして、羽ばたき翼機で位置制御を行った。制御方法は固定翼機と同じ制御方式とした。結果は位置を変化することは出来たが、ヨーイング角度の変化によって、制御範囲外になってしまう事が多かった。また、固定翼機と同様にステップ応答を計測しようと試みたが、ヨーイング角度によって位置が変化し、測定できなかった。この横方向の不安定さは、主翼の調整によって飛行の安定性が大きく変わってしまう、モータの慣性モーメントによって左右どちらかに向かって飛行を行ってしまう、羽ばたくことで不安定になってしまっている等が考えられる。

#### 5. 結言

0.3[m]  $\times$  0.3[m] の測定胴を持つ小型低速風洞の結果を用いて、新たに 0.6[m]  $\times$  0.75[m] の測定胴を持つ大型低速風洞を設計、製作した。センサには CCD カメラと処理装置を組み合わせた画像計測処理装置を用いる事により、飛行体の前後位置、角度を検出する事が可能となった。このシステムにより、固定翼機は前後とヨーイング角度をラダーとプロペラで、羽ばたき翼機は前後、ヨーイング角度、高さをラダーと羽ばたき周波数、風洞の風速を制御する事によって風洞内で留まらせる事が可能となった。また、機体のヨーイング角度を用いることによって位置制御が可能となり、風洞内で機体の位置を指定して飛行させる事が可能となった。

#### 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] C. P. Ellington, Leading-edge vortices in insect flight, NATURE, vol. 384 p.626-630 (1996).

#### 研究実績

- [1] 近藤篤, 伊藤慎吾, 榎本哲也, 大川原佳寛, 河村良行 「低速風洞内飛行体位置制御システムの開発」, 第 19 回エアロ・アクアバイオメカニズム研究会, 東京, 3 月, 2007.
- [2] Tanmay Mishra, David Quintero, Brandon Smith, Rajveer Tut, Koji Kitashima, Atsushi Kondo, Satoshi Nishimoto, “Innovative Compressed Air & Vacuum Delivery System”, The Stanford Design EXPERIENCE 2007, U.S.A, Stanford, June, 2007.