

論文 / 著書情報
Article / Book Information

論題(和文)	ハチドリ規範型羽ばたき飛行体のフラッピング制御による高効率化
Title(English)	
著者(和文)	近藤寛隆, 藤井智矢, 田中博人
Authors(English)	Hiroataka Kondo, Tomoya Fujii, Hiroto Tanaka
出典(和文)	第41回日本ロボット学会学術講演会, , ,
Citation(English)	, , ,
発行日 / Pub. date	2023, 9
Note	このファイルは著者（最終）版です。 This file is author (final) version.

ハチドリ規範型羽ばたき飛行体のフラッピング制御による高効率化

○近藤 寛隆 藤井 智矢 田中 博人（東京工業大学）

In order to realize a flight system that takes the hovering and agile flight capabilities of hummingbirds as a benchmark, this study focuses on improving efficiency through flapping control. As part of the experiment, in addition to feed-forward control, two types of feedback control were implemented where the flapping motion at the root of the wing follows both a sine wave and a triangle wave. As a result, compared to the feed-forward control, the sine wave showed a decrease of 6-9% in both lift and lift efficiency, while the triangle wave showed an increase of 5-16%.

1. 緒言

ハチドリは羽ばたき翼による持続的なホバリングが可能な鳥として知られており、機動性も含めた優れた飛行能力の模倣を実現するため、多くのハチドリ規範型羽ばたき飛行体が研究されている。それらの中では、翼の打ち上げ・打ち下ろしといったフラッピング運動は機構的に決定され、アクチュエータの運動としてはモータを一定回転させるほか、電圧を調整することで羽ばたき周波数を制御するのみにとどまるものが多い[1-2]。

しかし、実際のハチドリの翼根元のフラッピング運動は、打ち上げや打ち下ろしで非対称となっており、この運動と柔軟な翼の受動的な変形により、翼全体のフラッピング運動が決定されている[3]。そしてこの運動は、ハチドリの効率的な飛行を実現する要因の1つになっていると考えられる。

当研究室では、ハチドリの柔軟な翼の模倣に取り組んでおり、受動的な翼変形が、羽ばたきによって生成される揚力や揚力効率に対して与える影響を調査している。そこで、本研究では当研究室における電動羽ばたき機の翼根元のフラッピング運動に着目し、複数の制御波形によりフラッピング運動制御を実施することで、揚力や揚力効率がどのように変化するかを調査する。これにより、さらに高効率なフラッピング運動制御を実現することを目的とする。

2. 研究手法

2.1 電動羽ばたき機的设计・製作

本研究で使用する電動羽ばたき機は、当研究室の従来機 [4] の設計を元に、3D プリント部材を多く取り入れて新たに製作した。コアレス DC モータ (L0720N5M55-560-4.0, Constar micromotor co., ltd) の回転を、減速比 4 の遊星ギヤを 2 段重ねた減速器で 16 分の 1 に減速し、スコッチヨーク機構でラック付きスライダを往復運動させる。このラックが翼基部のピニオンギヤを回転させて、フラッピング角 156° (peak-to-peak) の羽ばたき運動を実現する。ここで、電動羽ばたき機のフラッピング角 ϕ を図 1 の

ように定義する。なお、図 1 は電動羽ばたき機を上から見た図である。翼長方向回りの翼のフェザリング角度は鉛直面に対して $\pm 22.5^\circ$ である。

部品の製作には光造形方式の 3D プリンタ (Form 3+, Formlabs) を使用した。また、DC モータは磁気式ロータリエンコーダ (POLOLU-3081, Pololu) を底面に実装するため、両軸化している。

2.2 フラッピング運動制御方法

本研究では、当研究室で従来実施されてきた定電圧でのフィードフォワード制御 (パターン A と呼ぶ) に加え、フラッピング角の時間変化が正弦波となる (DC モータを一定角速度で回転させる) フィードバック制御 (パターン B と呼ぶ) と、フラッピング角の時間変化が三角波となる (翼のフラッピング角速度をストローク中に一定とする) フィードバック制御 (パターン C と呼ぶ) を実施した。

DC モータは、エンコーダにより取得したモータの角度と目標角度との誤差をもとに、電流の比例制御を実施した。マイコン (NUCLEO-F767ZI, ST マイクロエレクトロニクス) によって計算した制御量をアナログ信号としてコントローラ (ESCON Module 24/2, maxon) に送信し、DC モータを駆動した。

2.3 羽ばたき試験による揚力計測

実験のセットアップ全体は図 2 に示すとおりで

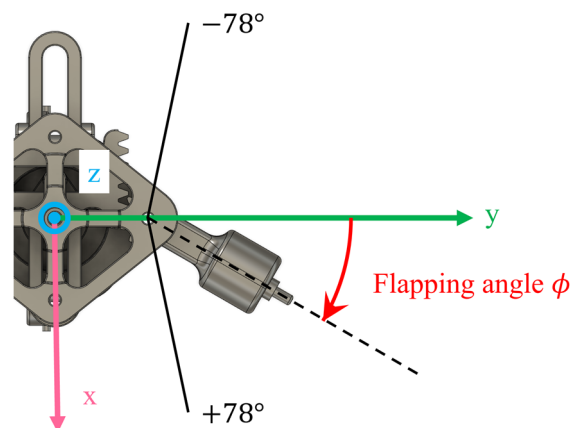


Fig. 1 Flapping angle

ある．羽ばたき周波数は 10 Hz とした．

マイコンによるフラッピング制御が行われるのは 15 秒間であり，制御開始から 10 秒経過後にデータロガー（DL850E，横河計測株式会社）にトリガを送信することで 1 秒間データ取得を行う．平均電圧については，フィードフォワード制御時には安定化電源（PA18-5B，TEXIO）の値を，フィードバック制御時には電圧計（3803，日置電機株式会社）の値を記録した．

電動羽ばたき機の詳細は図 3 に示すとおりである．テーブル上に固定された支柱の先端に 6 軸力覚センサ（Nano17Ti SI-8-0.05，ATI Industrial Automation, Inc., USA）を取り付け，その上に電動羽ばたき機を固定している．なお，実験で使用した 2 枚の翼は翼長 80 mm，最大翼弦長 28 mm の四分楕円翼の前縁を後退させたもので，どちらも重量は 0.199 g であった．またフラッピング角は，翼長方向が y 軸に平行となる位置を原点とした．

3. 結果と考察

3.1 モータ角

まず，3 つのパターンにおいて，モータの目標角度と実際の角度のグラフは図 4 のようになった．ここで，2 枚の翼をそれぞれ「Wing1」「Wing2」としている．また，横軸は時間 [ms]，縦軸は角度 [deg] を表

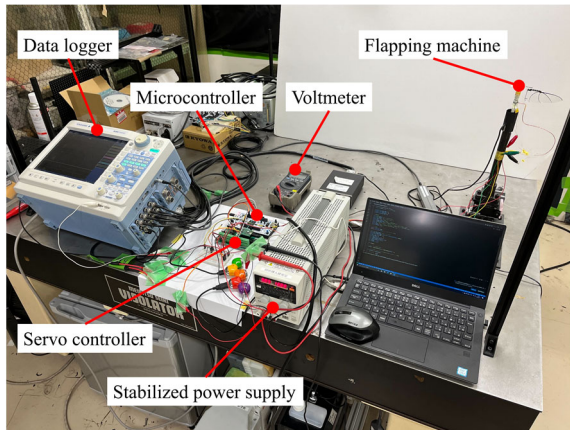


Fig. 2 Experimental setup

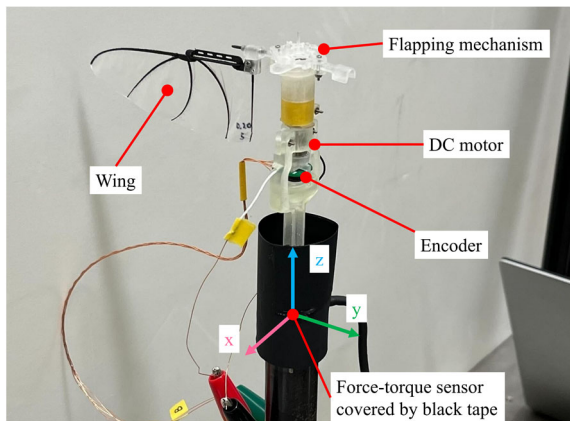


Fig. 3 Flapping machine

している．なお，赤線はモータの目標角度，黒線は Wing1 の場合のモータの角度，青線は Wing2 の場合のモータの角度を表している．

図 4 から Wing1，Wing2 の概形が比較的一致しており，羽ばたきに再現性があることが分かる．

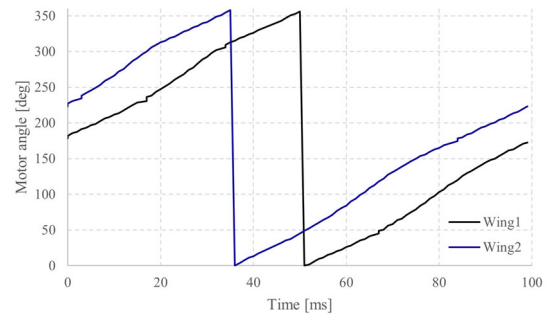
しかし，図 4 (b)，図 4 (c)からは，目標角度に対して実際の角度に 0.005 s から 0.01 s 程度の時間遅れが生じていることが分かる．特に，図 4 (c)の 90°，270° 付近の位置において 0.01 s 以上の遅れが生じている．

3.2 フラッピング角

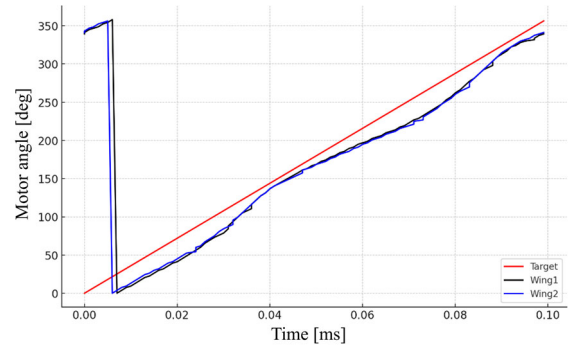
図 5 に翼根元のフラッピングの目標角度と実際の角度のグラフを示す．なお，電動羽ばたき機のフラッピング角 ϕ° は，モータの角度を θ° として

$$\phi = 156 \cdot \sin \theta \quad (1)$$

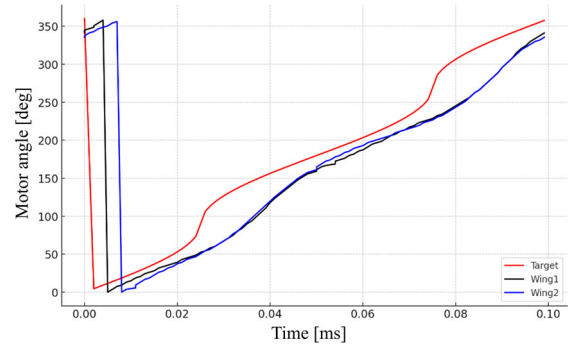
で表される．図 5 の横軸は時間 [ms]，縦軸は角度 [deg] を表している．なお，赤線はモータの目標角度，黒線は Wing1 の場合の翼根元の角度，青線は Wing2 の場合の翼根元の角度を表している．



(a) Pattern A



(b) Pattern B



(c) Pattern C

Fig. 4 Motor angle

図 5 からは、どのパターンにおいても打ち上げ・打ち下ろしの切り替わりのタイミングにおいて、目標の正弦波よりも変化が急激であることが分かる。特に、図 5 (b), 図 5 (c)はどちらも三角波に近い形状となっている。

3.3 揚力と揚力効率

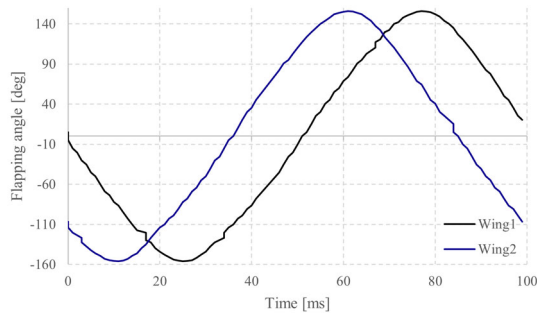
それぞれのパターンにおいて発生した平均の揚力 F [mN]と電圧 V [V], 電流 I [A]から、揚力および揚力効率の比較を行った。なお、揚力効率 η [mN/W]とは、平均消費電力 P [W]を

$$P = VI \quad (2)$$

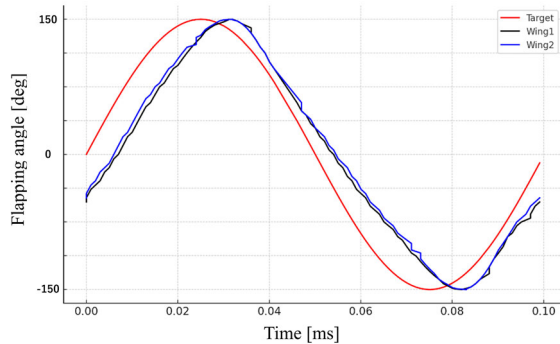
として、

$$\eta = F/P \quad (3)$$

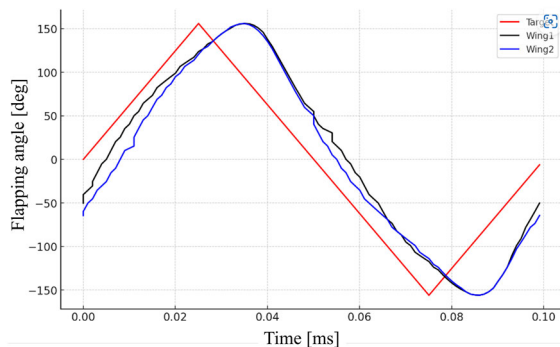
で定義する。また、揚力 F [mN]と電流 I [A]は 2 枚の翼データをアンサンブル平均することにより算出した。



(a) Pattern A



(b) Pattern B



(c) Pattern C

Fig. 5 Flapping angle

図 6 にパターン A, B, C それぞれの揚力と揚力効率の比較を示す。定電圧駆動のパターン A を基準とすると、図 6 (a)からパターン B は 5.7%揚力が低下し、逆にパターン C は 4.5%上昇していることが分かる。同様に、図 6 (b)からパターン B は 9.4%揚力効率が低下し、逆にパターン C は 16.3%上昇している。

3.4 考察

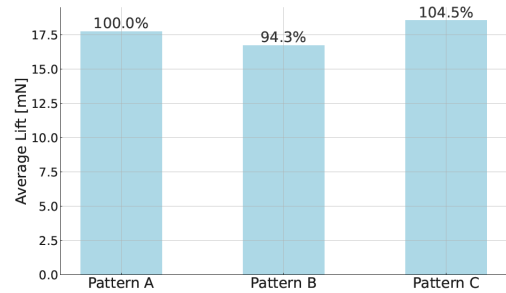
図 4, 図 5 のように、特にパターン B, パターン C において目標角度に対する追従性は十分とはいえず、三角波のような羽ばたき波形になっているものの、揚力や揚力効率に大きな差があることが分かった。

まず、パターン B やパターン C で目標追従性が低かった原因としては、本研究で比例制御を用いたことが考えられる。比例制御は目標に近づくとき定常偏差が発生する欠点があり、これを防ぐためには積分制御や微分制御と組み合わせることが有効だと考えられる。

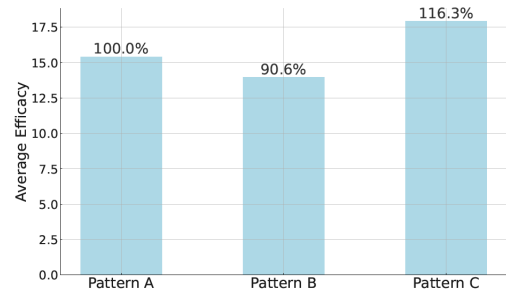
さらに、パターン B とパターン C の揚力や揚力効率に大きな差が出た原因としては、図 5 のような打ち上げ・打ち下ろし後の立ち上がりの速さが早い段階での揚力発生に繋がっていると考えられる。

4. 結言

本研究では、羽ばたき翼運動のフラッピング制御による揚力や揚力効率の変化について調査した。その結果、翼根元の運動が正弦波となるように制御した場合は、定電圧で駆動した場合よりも揚力・揚力効率ともに 6-9%低下し、翼根元の運動が三角波となるように制御した場合は、定電圧の場合よりも揚力・揚



(a) Lift



(b) Lift efficacy

Fig. 6 Comparison of each pattern

力効率ともに 5-16%増加することが分かった。

参 考 文 献

- [1] M. Keennon, K. Klingebiel, H. Won, and A. Andriukov: “Development of the nano hummingbird: A tailless flapping wing Micro Air Vehicle,” 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, AIAA 2012-0588, 2012.
- [2] Y. Nan, M. Karásek, M. E. Lalami, and A. Preumont: “Experimental optimization of wing shape for a hummingbird-like flapping wing Micro Air Vehicle,” *Bioinspiration & Biomimetics*, vol. 12, no. 2, 026010, 2017.
- [3] M. Maeda, T. Nakata, I. Kitamura, H. Tanaka, and H. Liu: “Quantifying the dynamic wing morphing of hovering hummingbird,” *Royal Society Open Science*, vol. 4, no. 9, 170307, 2017.
- [4] J. Dang, T. Fujii, and H. Tanaka, “Design of a hummingbird-mimetic flexible wing with soft limiter of passive feathering”, 8th International Symposium on Aero Aqua Bio-Mechanisms (ISABMEC 2022), pp.97-100 2022.