流体・構造連成シミュレーションによる 羽ばたき飛行ロボットの浮上力解析

濱 本 将 樹^{*1} 太 田 佳 似^{*1} 原 圭 太^{*1} 久 田 俊 明^{*2}

Lift Force Computation for Flapping Flight Robot by Using Fluid-structure Interaction Analysis

Masaki Hamamoto^{*1}, Yoshiji Ohta^{*1}, Keita Hara^{*1} and Toshiaki Hisada^{*2}

Lift force and specification requirements for a dragonfly-scale flapping flight robot are quantitatively investigated by using fluid-structure interaction analysis. For the robotics application of flapping flight, the specifications of actuators and energy sources to generate a certain lift force are essential to design a realistic robot. However, these parameters have been poorly studied because of the difficulty of small-scale unsteady aerodynamics interacting with flapping wings. In the present paper, we show the quantitative evaluation of these parameters in a design of realistic 2DOF actuator by using a fluid-structure interaction analysis based on arbitrary Lagrangian-Eulerian finite element method.

Key Words: Flapping Flight, Fluid-structure Interaction Analysis, Finite Element Method, Arbitrary Lagrangian-Eulerian Method

1. は じ め に

トンボに代表される昆虫の羽ばたき飛行は、ホバリング可能であり機動性も高いため、マイクロロボットの移動手段として極めて魅力的である。エネルギー供給の制約から、これまでの昆虫スケールでの羽ばたき飛行ロボット研究は、ゴム動力等の制御性の低いものや、磁場などの外部からのエネルギーにより羽を駆動するタイプに留まっており、産業上必須であると考えられる、スタンドアロンで機動力や制御性の高いものは未だ実現されていない。しかし近年、インドアエアプレーン等のホビー分野で大容量放電が可能な小型の二次電池が市販されており、すでに3[g]を切るラジコンヘリコプターも報告されていることから、羽ばたき飛行ロボットについても、スタンドアロン実現への期待が高まっている[1]。

羽ばたき飛行は、固定翼機や回転翼機と違って流体力学的に扱いが難しい非定常流体構造連成問題であり、また羽や羽ばたき方の設計に無数の組み合わせが考えられ、実験的検討には多大な時間を要する。そこで、定量的に浮上力や要求パワーを算出できるシミュレーションは、設計に大変有用なツールとなる。筆者らはこれまで、Arbitrary Lagrangian-Eulerian method (ALE

法)に基づく流体・構造連成有限要素法[2][3]を用い、トンボの羽ばたき飛行の解析に取り組んでおり、羽の変形も含めた、ホバリングや高速旋回のシミュレーションを実現している[4]。さらに、工学的に扱いやすい材料・形状を想定して設計された簡略羽を、昆虫の羽ばたき方を2自由度に簡略化した羽ばたき方により駆動することで、規範とした生体の昆虫と同等以上の浮上効率が達成可能であることを報告している[5]。

しかし、これまでのモデルは羽のみの解析であり、具体的な羽駆動メカニズムを含んでいなかった。また、規範となった中型のトンボ(アカカネ: *Sympetrum frequens*)のスケールでは、浮上力が0.3[gf]程度と小さく、一般に市販されている高出力の二次電池の質量が0.5~1[g]程度であることを考えると現実的な設定とは言えなかった。そこで今回、現実的な範囲でスタンドアロンでの羽ばたき飛行ロボットの実現可能性を論じるため、大型のトンボであるオニヤンマのスケールを参考に羽長を設定し、さらに実際の駆動を想定した2自由度羽ばたきメカニズムまで含めたシミュレーションを行い、羽ばたき浮上を実現する上でモータや電源に要求される仕様を定量的に算出することを試みた。

2. 羽ばたき機構の構成

ホバリングの代表的な羽ばたき方は、水平方向に羽全体が扇形を描く回転運動と、羽の前縁を回転軸としたねじり回転運動の2自由度である[5](以後、前者の回転運動の角度を α 、後者のねじり角を β とする)。この2自由度運動を、二つのパイ

原稿受付 2007年1月15日

^{*1}シャープ株式会社

^{*2}東京大学

^{*1}SHARP CORPORATION

^{*2}University of Tokyo

Fig. 1 Appearance of (a) robot mockup and (b) actuator

モルフ型 piezo アクチュエータを用いて効率よく実現する羽ばたきメカニズムが Fearing らにより提案されている [6]。筆者らはこの構成を、より高出力化に適した摩擦駆動タイプの超音波モータを用いた構成に変更し、Fig. 1 に示される 2 自由度羽ばたき機構を考案した。なお、超音波モータは一般的な縦 1 次-屈曲 2 次振動モードを用いて楕円運動を行う超音波振動子が、摩擦力によりロータを駆動するタイプを想定しており、軽量化のためロータは円形でなく扇形としている。

本構成では、この二つのロータの往復回転運動が、三つのヒンジを有するヒンジ機構を介して羽の 2 自由度運動へと変換される。すなわち、Fig. 1 に示されるように、上ロータに直結された上プレート-羽の根元部-中間プレート-下ロータに直結された下プレート、の順に各プレートがフィルムにて接続された複合ヒンジ機構により、上ロータの回転角 θ_1 により羽前縁が水平方向に運動し、上下ロータの回転角の差、 $\theta_1 - \theta_2$ によって羽がねじられる機構である。

3. シミュレーション手法

3.1 仕様算出手順

浮上実現性を論じる手法として、最も明快なのは、モータまで含めたシミュレーションを行い、投入電力に対して得られる浮上力を算出する手法である。しかし超音波モータの内部構造まで含めたモデリングは非常に困難であり、現実的ではない。そこで本論文では、Fig. 2 に示されるように、超音波振動子自体はシミュレーションモデルには含めず、ロータの運動は境界条件として与え、これを実現するのに要求されるトルク等を流体・構造連成解析により算出し、これをモータ仕様等に換算する。すなわち、あらかじめ定められた羽ばたき方をロータの動きに変換し、これを入力（変位境界条件）として、ヒンジ機構と羽、および周囲流体まで含めて流体・構造連成シミュレーシ

Fig. 2 Schematic diagram of analysis

Fig. 3 Attitude angles of the wing

ンを行う。この計算結果として、浮上力とロータ駆動に用いられたトルクが得られる。これによりモータや電源に求められる仕様を算出する。

3.2 羽ばたき機構のモデリング

3.2.1 ヒンジ機構の駆動方法

Fig. 3 に今回用いた羽ばたき方を示す。前述のように、基本となるのは角速度一定の回転運動と両端付近での羽の切り返しである。これらの区間を、2 階微分まで連続に接続するため、三角関数を用いて α , β を以下のように設定する。すなわち、時刻 t を周期 T で除算した余りを u として、まず α については、

$$\alpha(u) = \begin{cases} \omega_0 u & (0 \leq u \leq T/4 - t_{flip}/2) \\ A_0 + A_1 \cos(\pi/t_{flip}(u - T/4)) & (T/4 - t_{flip}/2 < u \leq T/4) \\ \alpha(T/2 - u) & (u > T/4) \\ -\alpha(-u) & (u < 0) \end{cases} \quad (1)$$

ただし、

$$\begin{cases} A_0 = \alpha_0(T/4 - t_{flip}/2)/(T/4 - t_{flip}(1/2 - 1/\pi)), \\ A_1 = \alpha_0 - A_0, \\ \omega_0 = A_0/(T/4 - t_{flip}/2). \end{cases} \quad (2)$$

同様に β については,

$$\beta(u) = \begin{cases} \beta_0 & (0 \leq u \leq T/4 - t_{flip}/2) \\ -\beta_0 \sin(\pi/t_{flip}(u - T/4)) & (T/4 - t_{flip}/2 < u \leq T/4) \\ -\beta(T/2 - u) & (u > T/4) \\ \beta(-u) & (u < 0) \end{cases} \quad (3)$$

と与える. なお, ここでは $T = 42$ [ms], $\alpha_0 = \pi/4$, $\beta_0 = \pi/6$, $t_{flip} = 10$ [ms] とした. この際得られる羽の運動を **Fig. 4** に示す. ここでは羽ばたき方は水平であるが, 便宜上, 前方への羽の運動を打ち下ろし, 後方への羽の運動を打ち上げと称する.

3.2.2 ヒンジ機構のキネマティクス

式 (1), (3) により定められた α , β の時刻歴から, θ_1 , θ_2 の時刻歴が以下のように決定される. 上ロータは, 羽の前縁部に直結されているので, 羽ばたきのストローク角 α は上ロータの回転角 θ_1 そのものである. β については, $\alpha = \theta_1 = 0$, すなわち **Fig. 5** に示されるように, 点 P が x 軸上にある状態で考えると, 点 P, Q, R の座標値はそれぞれ,

$$\begin{cases} P(\overline{OP}, 0, 0), \\ Q(\overline{OP}, \overline{PQ} \cos \beta, -\overline{PQ} \sin \beta), \\ R(\overline{OR} \cos \delta\theta, \overline{OR} \sin \delta\theta, 0). \end{cases} \quad (4)$$

となる. QR は一定であるので,

$$\begin{aligned} \overline{QR}^2 &= (\overline{OP} - \overline{OR} \cos \delta\theta)^2 \\ &+ (\overline{PQ} \cos \beta - \overline{OR} \sin \delta\theta)^2 + (-\overline{PQ} \sin \beta)^2 \end{aligned} \quad (5)$$

Fig. 4 Appearance of wing motion. (a) Downstroke and (b) upstroke motion of the left wing

が常に成立するため,

$$\sin(\delta\theta + \varphi) = \frac{\overline{QR}^2 - \overline{OP}^2 - \overline{OQ}^2 - \overline{OR}^2}{\sqrt{p^2 + q^2}} \quad (6)$$

により $\delta\theta = \theta_1 - \theta_2$ が求まる. ただし,

$$\begin{cases} p = -2\overline{OP} \cdot \overline{OR}, \\ q = 2\overline{PQ} \cdot \overline{OR} \cdot \cos \beta, \\ \tan \varphi = p/q. \end{cases} \quad (7)$$

である. なお, 今回用いたモデルでは, **Fig. 5** に示す初期状態, すなわち $\beta = 90$ [deg], $\delta\theta = 45$ [deg] の配置において, $OP = OR = 15$ [mm], $OQ = 15.8$ [mm], $PQ = 5$ [mm], $QR = 12.5$ [mm] である. これらの関係を用いて得られた θ_1 , θ_2 の時刻歴を **Fig. 6** に示す.

3.2.3 ヒンジ機構の材料構成

ヒンジのプレート部分は 30 [μ m] 厚の SUS を想定しており, 強度確保のためにヒンジ部を含まない辺に折り曲げを設けてある. プレート同士を接合するフィルム部分はアラミドを想定している. なお, ロータは高さ 1 [mm], 半径 5 [mm], 肉厚 0.5 [mm] の中空構造で, 材質は SUS を想定しているが, 計算負荷軽減のため, 変形は無視できると考え, 慣性モーメント以外は計算モデルから省かれている. すなわち, ロータはその側面部のみ残り, この部分の質量密度は, ロータ全体の慣性モーメントを代替する値に設定されているため通常の SUS の値の約 4 倍となっている. これらのパラメータを **Table 1** に示す.

Fig. 5 Kinematics of mechanical linkage

Fig. 6 Rotational angles of lower (θ_1) and upper (θ_2) motors

Table 1 Parameters for each component

	Material	Young's modulus (GPa)	Thickness (μm)	Mass density (kg/m ³)
(Rotor)	-	20000	30	28300
Hinge plate	SUS	230	30	7930
Hinge film	Aramid	3.9	4.5	1300
Wing root	4-layer CFRP	125	40	3200*
Corrugation	3-layer CFRP	125	30	3200*
Frame (edge)	Single-layer CFRP	125	20	1600
Deck part	SL CFRP covered with aramid film	125	10	200*

*Equivalent values to simulate real masses.

Fig. 7 Wing structure

3.3 羽のモデリング

Fig. 7 に羽の構造を、Table 1 にシミュレーションに用いた材料物性を示す。羽は軽量化のため、前縁と羽の根元以外は、CFRP (Carbon Fiber Reinforced Plastic) を用いた骨組みにアラミドフィルムを貼り付けた構造を用いることを想定している。なお、羽形状は以前の研究で得られた、昆虫の羽形状を簡略化して得られたものであり [5]、前縁部分は生体の昆虫と同様、コルゲーションと呼ばれる波板構造により曲げ強度を保たせている。この枠構造部分は、計算効率向上のため等方平板としてモデル化し、上記骨組み+フィルム構造の曲げ剛性および質量を代替する厚みおよび質量密度を与えている。

また、Fig. 7 および Table 1 に示されるように、前縁および羽の根元付近は強度を確保するために3層もしくは4層の積層構造を用いることを想定している。これら積層部分についても等方平板としてモデル化している。

3.4 流体のモデリング

今回は左右対称を想定したホバリングの解析であるためハーフモデルを採用し、左羽についてのみ解析を行った。よって解析領域は半径 300 [mm] の半球状に設定した。流体要素は四面体 5/4c MINI 要素、すなわち各頂点と重心に流速節点、各頂点に圧力節点を有する混合型要素を用いた。要素数は 8,264 要素、節点数は 11,494 節点である。

4. シミュレーション結果

4.1 羽の運動と流速分布

Fig. 8 にシミュレーションにより算出された羽の挙動と、羽長の付け根から 3/4 の位置における断面流速分布を示す。なお、

Fig. 8 Appearance of fluid flow. White wireframe indicates the motion of the imaginary rigid wing, which has no deformation

Fig. 9 Lift force

Fig. 10 Driving torque for upper (Tr1) and lower (Tr2) motors

羽の変形の様子を示すため、仮想の剛体羽の位置を、白ワイヤフレームにて示している。Fig. 4 に示されるように、根元でのねじり角 β は ± 30 [deg] 程度であるが、これに羽の変形が加わるによりさらに 30 [deg] 前後羽が捻れるため、浮上力を生み出す先端部については、打ち上げの際には 65 [deg]、打ち下ろしの際は 53 [deg] の捻れを生じる。また本来なら、Fig. 4 に示されるように打ち上げと打ち下ろしで対称な羽ばたき方を想定しているが、結果的に、ヒンジの隙間 (0.1 [mm]) 等の影響で非対称な運動となっている。ただしこれは Fig. 4 に示される駆動の時刻歴の変更に容易に補正が可能であるため、以下の仕様算出では、打ち上げのデータに基づいて議論を行う。

流速分布については、前縁に Leading Edge Vortex (LEV) の発生が顕著に認められ、切り返し直前まで剥離していない。羽ばたきは水平に行われるので、羽の迎え角としては打ち上げが 25 [deg]、打ち下ろしが 37 [deg] であり、通常の航空機と比較すると大きめの値であるが、LEV が剥離していないことから妥当な空力が得られていると言える。

4.2 浮上力とトルク

Fig. 9 に浮上力を示す。打ち上げ、打ち下ろし共に、切り返し直後に急峻なピークが見られ、ストローク中央付近ではおおむね一定の値をとっていることが分かる。このピークは Dickinson らにより指摘されている後流捕獲現象である。羽ばたき 1 周期における平均浮上力は 0.0125 [N] である。

Fig. 10 に上下のモータに要求されるトルクを示す。これより、打ち上げ開始および打ち下ろし開始時にある程度高いトルクが必要であることが分かる。ただし、この際、モータの角速度は小さいため、後述するようにモータに対するパワーの要求仕様を厳しくするものではない。

Fig. 11 Power requirements

Fig. 12 Motor specification estimation with the relationship between driving torque and angular velocity

5. 仕様算出

5.1 ロボットの質量

最大可搬質量は羽の生み出す浮上力そのものであるので、羽 2 枚構成を想定すれば 0.025 [N]、すなわち約 2.5 [gf] である。したがって、羽 2 枚構成でのロボットの質量を、約 2.5 [g] に抑えることができれば浮上は可能である。

5.2 電池の要求仕様算出

モータの機械的パワーはトルクと角速度の積であり、これを Fig. 11 に示す。これを電気-機械変換効率で割れば、電源に対する要求仕様を求めることができる。例えば一般的な超音波モータの効率として 30%、ドライバ変換効率 85% を想定すると、羽 1 枚当たり約 0.6 [W] の電力が必要となる。実際のロボットの構成として羽 2 枚を想定すると、必要電力は約 1.2 [W] となる。近年のリチウムイオン 2 次電池の出力向上は目覚ましく、質量 0.8 [g] で約 1.5 [W] の出力が可能なものも登場している。羽 2 枚で 2.5 [gf] の浮上力が得られることを考えると、上記の変換効率が達成されるのであれば、電池については羽ばたき浮上の可能性を否定する決定的な要因とはならないレベルに達していると言える。

5.3 モータの要求仕様算出

浮上に必要なモータ仕様も、トルクと角速度の関係から描いた Fig. 12 のリサージュより求めることができる。説明の簡便のため、角速度とトルクの間に線形関係を仮定すると、Fig. 12

中に破線で示されるように、無負荷回転速度 200 [rad/s]、起動トルク 22 [gf·cm] であれば、打ち上げにおける羽の駆動に足りることが分かる。すなわち機械出力 110 [mW] という要求仕様が得られる。超音波モータの場合、一般的に角速度とトルクの関係は非線型であるとされる場合や、必要な最大トルクについても Fig. 12 のリサージュを用いて議論することが可能である。なお、上記の仕様を満たす超小型のモータは市販されていないが、近年発表されている小型超音波モータは質量 0.1 [g] 程度で機械出力 30 [mW]、効率 30% を達成しており、今後の技術進展が期待される [7]。

6. 結 論

ALE 有限要素法に基づく流体・構造連成解析を用い、現実的なスケールでの羽ばたき飛行について、アクチュエータの構成まで含め、ホバリングのシミュレーションを行い、浮上力および要求仕様を算出した。

起動トルク 22 [gf·cm]、無負荷回転速度 200 [rad/s] のモータ二つにより 2 自由度駆動されるヒンジ機構と、長さ 72.5 [mm] の羽を用い、羽ばたき周波数 23.8 [Hz] にて浮上力 0.0125 [N] を得られることが分かった。

既存の航空機における安全率 1.5 という数値に象徴されるように、浮上ロボットの実現には総合的な軽量化設計が不可欠であり、シミュレーションを用いた定量化は設計指針を定める上で極めて有用である。今後も本シミュレーション手法を拡張し、高い機動力を達成できる羽ばたき飛行ロボットを実現するための設計ツールとしていく予定である。

参 考 文 献

- [1] <http://www.proxflyer.com/>
- [2] Q. Zhang and T. Hisada: "Analysis of fluid-structure interaction problems with structural buckling and large domain changes by ALE finite element method," Comput. Methods Appl. Mech. Engrg., vol.190, pp.6341-6357, 2001.
- [3] 張群, 久田俊明: "流体・構造の相互依存性が強い連成問題の数値手法", 第 14 回数値流体力学シンポジウム, 講演番号 C10-3, 2000.
- [4] M. Hamamoto, Y. Ohta, K. Hara and T. Hisada: "Free-flight analysis of flapping flight during turning by fluid-structure interaction finite element analysis based on arbitrary Lagrangian-Eulerian method," Proceedings of IEEE Int. Conference on Robotics and Automation, pp.3300-3305, 2004.
- [5] M. Hamamoto, Y. Ohta, K. Hara and T. Hisada: "Design of flexible wing for flapping flight by fluid-structure interaction analysis," Proceedings of IEEE Int. Conference on Robotics and Automation, pp.2265-2270, 2005.
- [6] R.S. Fearing, K.H. Chiang, M.H. Dickinson, D.L. Pick, M. Sitti and J. Yan: "Wing transmission for a micromechanical flying insect," Proceedings of IEEE Int. Conference on Robotics and Automation, 2000.
- [7] 小谷拓也: "厚さ 0.4 mm のモータが出現 超小型ポンプなども可能に", 日経エレクトロニクス, no.838, p.31, 2003.

Fig. 13 Schematics of ALE-based fluid-structure interaction analysis, where Q means inner force and F means outer force. The suffix of s indicates structure, f means fluid, and fs means fluid and structure, respectively. Note that the equilibrium situation of the shared node is described in the second row of the matrix formulation

付録 A. ALE 有限要素法に基づく流体・構造連成解析について

手法の詳細は文献 [2] [3] に譲り、ここではその概念を説明する。ALE 法によれば、任意に移動する点より観測した流体の挙動が定式化される。なお、この式には、観測点の移動に伴い移流項が新たに生じる。流体 (空気) メッシュは構造 (羽) の移動に伴い追従移動するよう、仮想弾性体としてその位置を定める。このようにすることで、同一のメッシュにおいて、流体と構造の定式化が可能である。さらに、流体と構造の境界、すなわち羽表面の節点では、流速と構造の速度は共通であり、節点に働く内力 (慣性力を含む) の総和と外力の総和は釣り合う。よって、Fig. 13 に模式的に示されるように、離散化された流体の増分マトリクス方程式と、構造の増分マトリクス方程式が、上記境界節点を介して一つのマトリクス方程式にマージされる (増分マトリクス方程式を用いるのは、非線型方程式の解法の一つである割線法を用いるためである)。このマトリクス方程式を解くことにより、境界面での力の釣り合いを含めて矛盾のない解が得られる、強連成解析が実現する (なお、流体と構造を個別に解き、互いに境界条件を交換、更新しながら反復収束させる手法は弱連成解析と呼ばれ、本論文のような、流体と構造の連成が強い問題には適さない)。

濱本将樹 (Masaki Hamamoto)

1974年2月9日生。1998年東京大学大学院工学系研究科機械情報工学専攻修士課程修了。同年、シャープ株式会社技術本部中央研究所（現：基盤技術研究所）に配属，現在に至る。生物機能応用ロボティクス，マイクロメカトロニクスの研究に従事。修士（工学）。日本機械学会の会員。

（日本ロボット学会正会員）

原 圭太 (Keita Hara)

1960年4月28日生。1985年大阪大学大学院医学系研究科修了。同年シャープ株式会社入社，医療用機器の開発，アナログ IC の研究開発などを手がける。現在，同技術本部バイオセンシングシステム研究所に所属。医学博士。日本生体医工学会，日本医療情報学会，脳神経外科学会等の会員。

太田佳似 (Yoshiji Ohta)

1960年11月7日生。1983年大阪大学物理学科卒業。同年，シャープ株式会社半導体技術研究所に配属，多値 DRAM，フラッシュメモリ，無線通信用アナログ IC 等の開発，生物機能の工学応用研究などを手がける。現在，同技術本部基盤技術研究所に所属。

久田俊明 (Toshiaki Hisada)

1950年3月21日生。1973年早稲田大学理工学部卒業。1979年東京大学大学院博士課程修了（工学）。現：東京大学大学院新領域創成科学研究科教授。連続体力学および非線型有限要素法を手がけ，近年，特に心臓シミュレータなどのバイオメカニクスの研究に従事。