

# 3C11 前進飛行する膜型弾性羽ばたき翼の空力特性 に関する数値解析

○永井弘人, 宮島歩夢, 中村和敬（長崎大）

Numerical Simulation on Aerodynamic Characteristics of a Membrane Type Elastic Flapping Wing in Forward Flight  
Hiroto Nagai, Ayumu Miyajima, and Kazutaka Nakamura (Nagasaki Univ.)

Key Words : Flapping Wing, Aeroelasticity, Structural Nonlinearity, Unsteady Flow, CFD

## Abstract

We numerically simulated trimmed forward flights for a flapping drone equipped with two membrane-type elastic flapping wings that undergo aeroelastic deformation involving structural nonlinearities, such as membrane stress stiffening, snap-through buckling, and large rotations. The simulation was carried out using unsteady aeroelastic analysis based on a three-dimensional Navier-Stokes solver coupled with a quasi-nonlinear vibrational mode method. Trimmed flight conditions, where lift and thrust balance weight and drag, were identified by varying three design parameters: forward velocity, flapping frequency, and stroke-plane angle. The results indicate that the flapping drone is capable of achieving trimmed forward flight at speeds up to 5.7 m/s.

## 1. はじめに

鳥や昆虫は、翼を羽ばたかせて飛行することで、小型サイズであっても安定かつ俊敏な飛行を実現している。また、その柔軟な翼の羽ばたきによって、接触に対する安全性や静音性も実現している。そのような生物の優れた飛行能力を利用しようと、生物の飛行方法を模倣した小型飛行ドローンの開発が進められている。2枚の羽ばたき翼の自律飛行に成功した機体は数例ある<sup>[1-4]</sup>が、未だ生物の優れた飛行能力に比する性能には至っていない。今後、羽ばたき翼型小型飛行体の性能を向上させて、より生物に近づくためには、羽ばたき翼の空力・構造・制御を複合した最適設計が求められる。

生物の羽ばたき運動は、主に翼の往復運動であるフラッピング運動と、翼のねじり運動であるフェザリングの組み合わせから成るが、その複雑な運動を機械で能動的に実現しようとする、一般的には機構が複雑となり機体重量の増加を招く。そこで、現在の小型飛行機に用いられる羽ばたき翼は、翼前縁と翼根の2辺で支持された薄い膜構造が主流であり、その翼根にフラッピング方向（翼面外方向）の強制振動のみを与え、フェザリング運動（ねじり運動）は翼の受動的な空力弾性変形により実現する。これにより、簡単かつ軽量の機構で複雑な生物の羽ばたき運動を実現している。このような膜型羽ばたき翼の弾性変形は、膜張力の変化による剛性強化効果、飛び降り座屈（スナップスルー）、大回転の幾何学的構造非線形性を伴う<sup>[4,5]</sup>。このような膜型弾性羽ばたき翼の

空力特性は、多くの設計変数に支配された複雑な現象であるが、その解析は容易ではないため、これまで実験的な試行錯誤による設計開発に依存してきた。筆者らは、幾何学的構造非線形性を考慮した膜型弾性羽ばたき翼の空力弾性解析手法を開発しており、ホバリング時の空力特性については実験との比較検証を行い、比較的良い一致が見られた<sup>[6]</sup>。そこで、本研究では、膜型弾性羽ばたき翼の空力弾性解析を行い、前進飛行時の空力特性を明らかにすることを目的とする。前進飛行時の空力特性を調べるためには、機体重量および胴体抵抗と、羽ばたき翼が発生させる揚力および推力が釣り合うトリム状態を達成しなければならない。本研究では、機体の姿勢角および羽ばたき振動数を設計変数として、各前進飛行速度に対する膜型弾性羽ばたき翼のトリム飛行状態を、3次元数値流体力学（CFD）を用いて探索した。ただし、本研究では、胴体を回転楕円体でモデル化し、胴体と羽ばたき翼は別々に数値解析され、得られたそれぞれの空力特性を合わせることで、機体のトリム状態を探索した。

## 2. 解析モデルと解析手法

### 2-1 機体モデル

本研究で対象とした羽ばたきドローンの概要を図1に示す。その機体重量は20.5 g、全翼スパン長は180 mm、機体長さは140 mmである。機体には電池と通信・制御基板が搭載され、重心制御によりワイヤレスでのホバリングおよび垂直離着陸の自律飛行を達成し

た<sup>[4]</sup>。2枚の羽ばたき翼は1つのDCブラシレスモーターで駆動され、モーターの回転は、スライダー・クランク機構により、翼面外方向の往復回転運動（フラッピング運動）に変換される。機体尾部にはリチウムポリマー電池が搭載され、そのピッチおよびロール方向の取り付け角を、2つのリニアサーボアクチュエータによって変化させることで、機体の重心位置を変化させ、機体姿勢角のフィードバック制御を行っている<sup>[4]</sup>。したがって、対象機体は、羽ばたき振動数と機体の姿勢角を調整して、ホバリングおよび前進飛行時のトリム状態を達成している。実際の胴体はフレーム構造となっているが、本研究では図1に示すように機体を回転楕円体でモデル化し、その長径および短径は、それぞれ機体長さおよびの肩幅と同じ140 mmおよび22 mmとした。羽ばたき機の座標系を図2に示す。前進飛行速度を $U_0$ 、羽ばたきストローク面傾斜角を $\psi$ 、翼のフラッピング角を $\phi$ 、フェザリング角を $\theta$ とする。回転楕円体である胴体の機体軸はフラッピング軸と平行である。したがって、機体迎角 $\alpha$ とストローク面角 $\psi$ は、 $\alpha = \psi + \pi/2$ の関係となる。翼根に与えるフラッピング角入力 $\phi_{in}$ は、実測した時間履歴<sup>[5]</sup>から、次のフーリエ級数で表した。

$$\phi_{in}(t) = \phi_{0,in} \sum_k \{A_k \cos(2\pi k f_{in} t) + B_k \sin(2\pi k f_{in} t)\} \quad (1)$$

また、入力フラッピング角振幅 $\phi_{0,in}$ は、機構部のクランク・スライダー機構の変形を考慮して、実測値より加振振動数の2次関数として与えた。

$$\phi_{0,in} = 0.01014 f_{in}^2 + 0.1795 f_{in} + 48.38 \text{ [deg]} \quad (2)$$

本研究では、機体姿勢角 $\psi$ 、羽ばたき振動数 $f_{in}$ および前進飛行速度 $U_0$ を設計変数として、胴体および羽ばたき翼の数値流体解析を別々に行い、それぞれの空力特性からトリム飛行状態を探索する。2枚の羽ばたき翼から得られる時間平均揚力を $L_w$ 、時間平均推力を $T$ とし、胴体の揚力を $L_b$ 、抗力を $D_b$ とすると、トリム飛行時には、以下の式を満たす。

$$\begin{cases} L_w + L_b - W = 0 \\ T - D_b = 0 \end{cases} \quad (3)$$

ただし、 $W$ は機体重量であり、対象機体より $W = 20.5$  gfとした。

## 2-2 胴体空力特性の解析手法

回転楕円体の胴体迎角 $\alpha$ と胴体揚力 $L_b$ および胴体抗力 $D_b$ の関係を計算するため、汎用流体解析ソフト（ANSYS FLUENT 2020R2）を用いて、非定常3次元ナビエ・ストークス方程式を数値的に解いた。乱流モデルとしてSST k- $\omega$ モデルを用いた。解析は半裁モデルとして行われ、半裁の回転楕円体を覆う半円筒形

（半径1 m、軸方向長さ1.5 m）の計算領域を設定した。半円筒の前方断面および円筒側面には一様流入境界条件（ $U_0 = 10$  m/s）を、後方断面には流出境界条件を、半円筒の対称面には対称境界条件を適用した。メッシュ総数は1,183,837であり、胴体表面の $y^+$ 値は平均で3.29、最大値で9.06であった。時間刻み幅 $0.8 \mu\text{s}$ で1000ステップの計算を行い、揚力および抗力の定常応答の時間平均値で評価した。胴体の揚力係数および抗力係数を評価する際に用いられる基準面積は、回転楕円体の短径を用いた円の断面積とした。

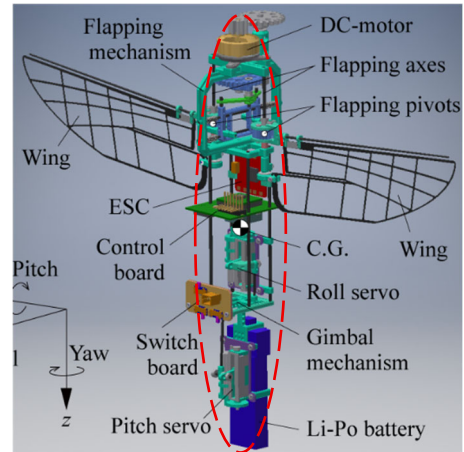


図 1. 羽ばたきドローンの概要と回転楕円体の胴体モデル

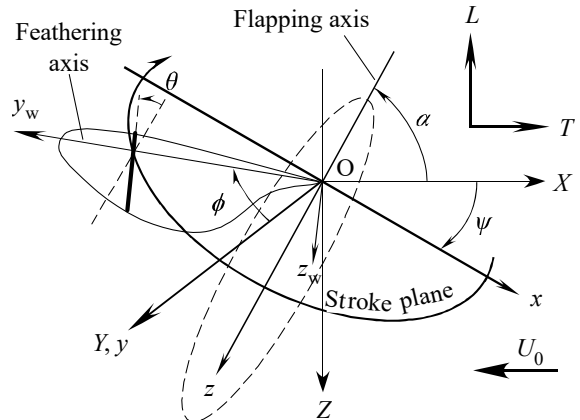


図 2. 羽ばたき翼の3次元座標系の定義

## 2-3 膜型弾性羽ばたき翼モデル

図1に示す実機に搭載された翼は、翼根のコード中央付近にスパン方向のスリットを設けているが、本研究では計算の簡単化のため、性能はほとんど同じだがスリットが無い翼モデル（CFN-C）を用いる。解析に用いた翼モデルを図3に示す。翼のセミスパン長 $R$ は82.3 mmである。翼は前縁スパーロッドと膜面から構成され、ロッドは直径0.8 mmの1方向CFRP（炭素繊維強化材料）、膜は不織布にPETシートを含浸して強化したもので、膜厚は $13.5 \mu\text{m}$ である。さらに、厚さ $78 \mu\text{m}$ のCFRP積層板（積層構成 [90/0/90]）から幅

0.75 mmで切り出した翅脈パターンを膜に接着することで膜剛性を補強した．膜の前縁は内径1.0 mmのスリーブになっており，その中をスパーロッドが通ることで，膜は前縁ロッドまわりにヒンジ回転することができる．また，翼根のベアリングはフラッピング軸に固定され，翼面はフラッピング軸まわりにも回転することができる．翼を機体に固定する際，翼前縁は動かさずに，翼根固定部を翼端側に $e=2.554$  mmだけ変位させて固定する．その結果，翼面は面外方向に座屈した状態で機体に取り付けられ，これによってスパン軸まわりの大きなねじれ角（フェザリング角）が与えられる．

翼根を機体に取り付けた状態で，前縁スパーロッドの基部を面外方向に強制加振してフラッピング運動を与える．羽ばたき運動による空気力および慣性力により，翼面には座屈変形に加えて受動的な空力弾性変形も発生する（図4）．また，フラッピング運動の切り返しでは，面外座屈変形の向きが反転（スナップスルー）し，鋭いねじり（フェザリング）回転を与えると同時に，次のストロークに対応した迎角が与えられる．羽ばたき翼構造の有限要素モデルを，汎用有限要素解析ソフトANSYS 19.1を用いて構築した．翼のスパーロッドおよび翅脈には2節点ビーム要素を，膜には4節点シェル要素を用いた．翅脈の異方性は古典積層理論に基づく積層はりとしてモデル化した．前縁スリーブ内でのスパーロッドの滑りと接触を接触要素で表し，翼根ベアリング部にはジョイント要素を用いた．

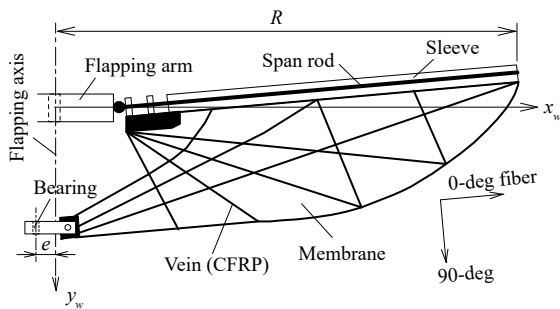


図 3. 膜型弾性羽ばたき翼モデル (CFN-C)

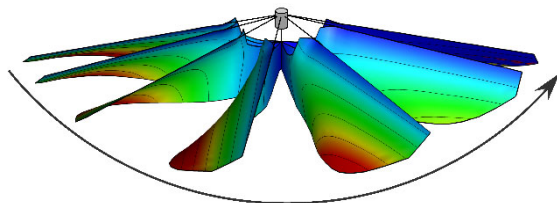


図 4. 膜型弾性羽ばたき翼の空力弾性変形の様子

## 2-4 構造非線形性を考慮したモード法

羽ばたき翼に発生する受動的な空力弾性応答と，それに伴う翼の空気力を解析するため，翼構造の運

動方程式と数値流体力学（CFD）とを連成させた非定常空力弾性解析を行う．本研究が対象とする翼には，大回転，膜応力による剛性強化，スナップスルー座屈の幾何学的構造非線形性が現れる．このような非線形構造を解くためには，各時間ステップで非線形の有限要素解析を行うことが望ましいが，流体との連成解析を考えた場合，開発・計算コストが高く，また安定した解析も難しい．そこで，線形手法であるモード法に構造非線形性を組み込んだモデルを構築し翼応答を解析した．その詳細は文献<sup>[5]</sup>に示されており，ここではその概略を示す．

翼の面外たわみ分布を $\{w\}$ とすると，翼構造の運動方程式は以下のように表される．

$$[M]\{\ddot{w}\} + \{N(w)\} = \{f\} \quad (4)$$

ここで， $[M]$ は質量行列， $\{N\}$ は変形 $\{w\}$ に依存した構造内力分布である．羽ばたき翼が受ける外力 $\{f\}$ は，空気力と慣性力であり，次式で表される．

$$\{f\} = \{p_a\} - [M]\{a_{in}\} \quad (5)$$

ここで， $\{p_a\}$ は空気力分布， $\{a_{in}\}$ は強制加振による翼面の加速度分布である．膜型羽ばたき翼の変形 $\{w\}$ は面外座屈による変形が支配的なので，座屈による主変形 $\{w_0\}$ とその摂動変形 $\{\delta w\}$ に分けられるものとして， $\{w\} = \{w_0\} + \{\delta w\}$ で表すと，運動方程式(4)は次式で表される．

$$\begin{cases} [M]\{\ddot{w}_0\} + \{N(w_0)\} = \{f\} - \{\delta f\} \\ [M]\{\ddot{\delta w}\} + [K_t(w_0)]\{\delta w\} = \{\delta f\} \end{cases} \quad (6)$$

ただし， $[K_t]$ は変形 $\{w_0\}$ での接線剛性行列を表す．

いま，主変形 $\{w_0\}$ は1つの座屈モードベクトル（0次モード） $\{W_0\}$ のみで表される1自由度系とし，摂動変形は摂動振動モード $\{W_k\}$ の線形結合で表されるとすると，それぞれ次式で表される．

$$\begin{cases} \{w_0\} \cong \{W_0\}\xi_0(t) \\ \{\delta w\} = \sum_{k=1}^4 \{W_k(\xi_0)\}\xi_k(t) \end{cases} \quad (7)$$

ここで， $\xi_k$ はそれぞれのモード座標であり，本研究では4次の摂動モードまでを重ね合わせた．(7)式を(6)式に代入してモード座標系での運動方程式に変換すると，次式で表される．

$$\begin{cases} M_0\ddot{\xi}_0 + N_0(\xi_0) = Q_0 \\ M_k\ddot{\xi}_k + M_k\{\omega_k(\xi_0)\}^2\xi_k = Q_k - M_k^{cp}\ddot{\xi}_0 - R_k^{cp}N_0(\xi_0) \end{cases} \quad (k=1, 4) \quad (8)$$

ここで， $M_k (= \{W_k\}^T [M] \{W_k\})$ は $k$ 次のモード質量， $Q_k (= \{W_k\}^T \{f\})$ は $k$ 次の一般化外力， $N_0 (= \{W_0\}^T \{N(\xi_0)\})$ は0次モードの一般化内力， $\omega_k$ は主変形状態 $\xi_0$ での摂動モードの固有円振動数である．また， $M_k^{cp}$ ， $R_k^{cp}$ は座屈モード（0次）と $k$ 次の摂動モード（ $k$

= 1-4) の連成係数を意味し、次のように表す.

$$M_k^{cp} = \{W_k\}^T [M] \{W_0\} \quad (9)$$

$$R_k^{cp} = \{W_k\}^T \{W_0\} / \{W_0\}^T \{W_0\}$$

(8)式に現れる係数 $M_k$ ,  $M_k^{cp}$ ,  $R_k^{cp}$ や, 主変形状態 $\xi_0$ に依存する関数 $\omega_k(\xi_0)$ および $N_0(\xi_0)$ は, 空力荷重を想定した静的な分布荷重下での座屈後解析およびモード解析によって, 空力弾性解析に先立って近似的に求めておく<sup>[5]</sup>. 例として, スナップスルー直後の翼の座屈後変形を図5に示す. 本手法について, ホバリング時の空気力や翼応答については, 実験とよく一致することが確認されている<sup>[5]</sup>.

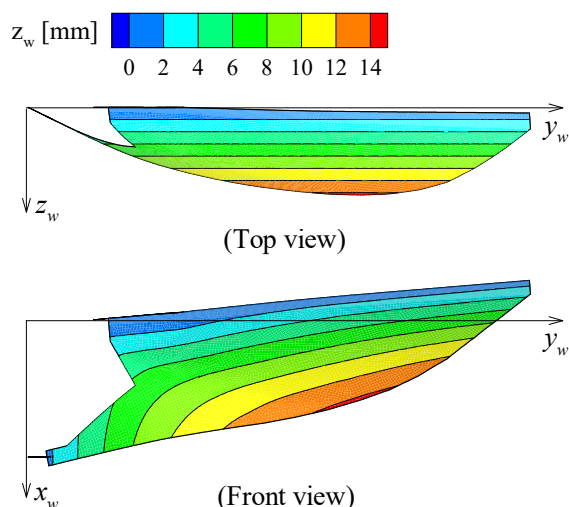


図 5. スナップスルー直後の翼変形

## 2-5 空力弾性解析手法

羽ばたき翼のCFD解析として, 独自に開発した3次元ナビエ・ストークスソルバ<sup>[6,7]</sup>を用いた. 計算は片側の羽ばたき翼に対して行い, 翼まわりには物体適合H-H型格子を用い, 翼のコード方向に201点 (翼面上に81点), スパン方向に61点 (翼面上に25点), 翼面に垂直方向に81点を配置した. 時間ステップは羽ばたき1周期の1/8064として, 十分に応答が収束した8周期目の時間平均値を空力特性として評価した. 空力弾性解析では, 各時間ステップでCFDと(8)式の運動方程式とを交互に解いて連成させることで, 各時間ステップの流れ場および変形応答を求めた. なお, 空力弾性解析では, (8)式に構造減衰項を加えて, 構造減衰係数0.05を用いた.

## 3. 解析結果

羽ばたき振動数 $f_m$ を29 Hz, 30 Hz, 31 Hz, 31.5 Hz, 32 Hzの5種類に設定して, それぞれの $f_m$ に対して, 前進飛行速度 $U_0$ を0-6 m/sの範囲で, ストローク面傾斜角 $\psi$ を0-50 degの範囲で離散的に変化させて, それぞ

れの設計変数に対して1枚の羽ばたき翼が発生する揚力および推力を空力弾性解析によって計算した. また, 胴体迎角 $\alpha$ を0 degから90 degの範囲で5 deg刻みに変化させたときの胴体の揚力係数および抗力係数を計算した. 胴体迎角と揚力および抗力係数の関係を図6に示す.

以上より得られた羽ばたき翼および胴体の空力特性から, 各設計変数での2枚の羽ばたき翼と胴体に発生する機体全体の鉛直力 $L-W$ および水平力 $T-D$ を計算した. 図7に各 $f_m$ に対する機体の鉛直力と水平力の等高線を示す. なお, 図中の□印は解析サンプル点, ×印は解析を行ったが収束解が得られなかった点を示す. 等高線 $L-W=0$ と $T-D=0$ の交点が, それぞれの $f_m$ に対するトリム状態となる. トリムとなる交点は, 離散的に得られた解析のサンプル点から線形補間により求め, 再度その交点での空力弾性解析を行った.  $f_m = 31.5$  Hzおよび32 Hzでは, トリムを満たす交点が2点となった.

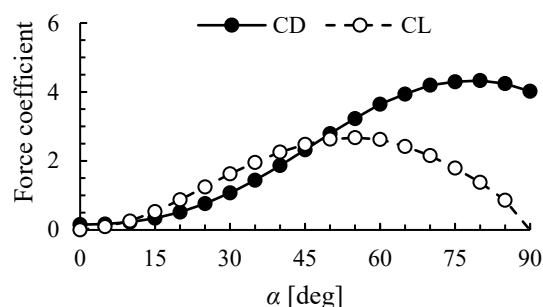


図 6. 機体迎角と揚力係数および抗力係数

## 4. 考察

機体の鉛直方向および水平方向の力のつり合いが達成されたトリム状態での, 各前進飛行速度に対するストローク傾斜角, 羽ばたき振動数, フラッピング角・フェザリング角最大振幅, 時間平均フラッピングパワー, 最大フラッピングトルクの関係を図8に示す.

図8(a)より, ストローク傾斜角 $\psi$ は,  $U_0$ に対して線形に近い増加傾向を示している. これは,  $U_0$ に応じて $\psi$ を増加させることで, 羽ばたき翼による発生空気力のベクトルを前方に傾けて推力を増加させることが主な原因である.

図8(b)より, 羽ばたき振動数 $f_m$ は,  $U_0 = 0$ から1.5 m/sの範囲では $U_0$ に対して $f_m$ は増加するが,  $U_0 > 1.5$  m/sでは減少している. ホバリング状態から低速前進飛行をする際に, 推力を発生させるために $\psi$ を増加させて機体を前方に傾ける必要があり, その結果として鉛直方向の揚力が減少するため, トリムを保つためには $f_m$ を増加させる必要があると考えられる. しかし,  $U_0$ が大きくなれば, 前方から流入風を利用して揚力



を発生させることができるため、 $f_m$ を減少させてもトリムが保てると考えられる。

図8(c)より、フラッピング角およびフェザリング角の最大振幅は $U_0$ に対して大きく変化しないことが分かった。フラッピング角振幅が変化しないのは、翼の曲げ剛性は十分に高く、曲げ変形が小さいことが原因であると考えられる。一方、フェザリング角が変化しないのは、膜応力による剛性強化効果によって、膜がある程度のねじれ変形量に達すると、それ以上は変形できないことが原因であると考えられる。

図8(d)より、入力するフラッピング運動に必要な時間平均パワーは、 $U_0$ に対して減少傾向となった。一般的に、航空機のパワーは $U_0$ に対してU字曲線を描くが、膜翼型羽ばたき翼では、解析した前進飛行速度範囲では極小値は見つからなかった。

図8(e)より、フラッピング強制加振に加えるトルクの瞬間最大値は、 $U_0$ に対して非線形的に変化し、 $U_0=0$ で最大値となり、 $U_0=2.6$  m/sで極小値、 $U_0=4.7$  m/sで極大値となった。この結果より、アクチュエータがホバリング時に羽ばたき翼の駆動トルクを供給できるのであれば、前進飛行時でも問題無く駆動できることが分かった。

図9に各前進トリム飛行時の羽ばたき翼の70%スパン位置でのフェザリング角（ねじれ角）の時刻歴応答を示す。図より、Downstrokeでのフェザリング角の応答はほとんど同じである一方で、Upstrokeでのフェザリング角応答は大きく異なり、 $U_0$ の増加に対してUpstroke時のフェザリング角振幅は減少する傾向となった。また、UpstrokeからDownstrokeへの切り返し時の迎角変化のタイミングも $U_0$ に対して大きく変化することが分かった。

## 5. おわりに

本研究では、膜型弾性羽ばたき翼を搭載する羽ばたきドローンを対象として、前進飛行速度、機体傾斜角および羽ばたき振動数を設計変数とし、それぞれの条件での空気力を3次元数値流体力学（CFD）に基づく空力弾性解析を用いて計算し、各風速での鉛直方向および水平方向の力のつり合いが取れたトリム状態を探索した。その結果、飛行速度5.7 m/s以下で、トリムを取れる条件が存在することを明らかとした。本研究では、羽ばたき振動数29 Hz未満についての解析は行っていない。したがって、29 Hz未満であれば前進飛行速度5.7 m/sでのトリム条件が見つかる可能性はある。また、本研究は鉛直方向および水平方向の力のつり合い条件のみを考慮し、ピッチングモーメントのつり合いについては考慮していない。これらを考慮すれば、対象機体の最大飛行速度が明らかになるかもしれない、それらを調べることは今後の課題

である。

謝辞

本研究は、科研費基盤研究（C）（25K08124）の助成を受けたものです。

参考文献

- [1] Keennon, M., Klingebiel, K., Won, H., and Andriukov, A., Proc. 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA-2012-0588 (2012), 24pp.
- [2] Roshanbin, A., Altartouri, H., Karásek, M., and Preumont, A., Inter. J. MAV, 9 (2017), pp. 270-282.
- [3] Phan, H. V., Aurecianus, S., Kang, T., and Park, H. C., J. Micro Air Vehicle, 11 (2019), 1.
- [4] Nagai, H., Nakamura, K., Fujita, K., Tanaka, I., Nagasaki, S., Kinjo, Y., Kuwazono, S., and Murozono, M., Sensors and Materials, 33, 3 (2021), pp. 859-872.
- [5] Nagai, H., Nakamura, K., Murozono, M., Fujita, K., Arizono, H., Nagasaki, S., Yashiro, S., 2nd International Symposium Flutter and its Application, (2020), pp. 248-263.
- [6] Isogai, K., Fujishiro, S., Saitoh, T., Yamasaki, M., and Matsubara, M., AIAA J., 42 (2004), pp. 2053-2058.
- [7] Minoda, T., Nagai, H., Yashiro, S., Uda, N., Aeroelastic Effects of Corrugation for an Insect-Sized Flapping Wing, AIAA J., 60, 5 (2022), pp. 3180-3193.

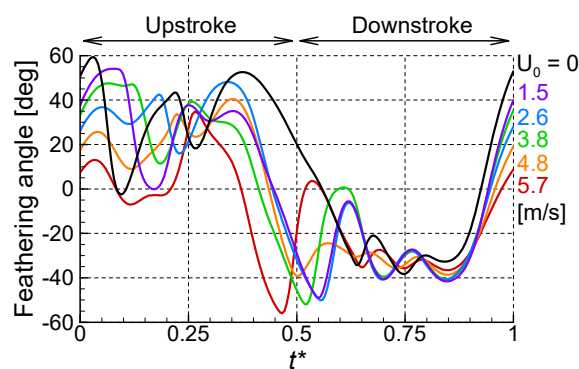


図 9. トリム飛行時のフェザリング角の一周期時間履歴

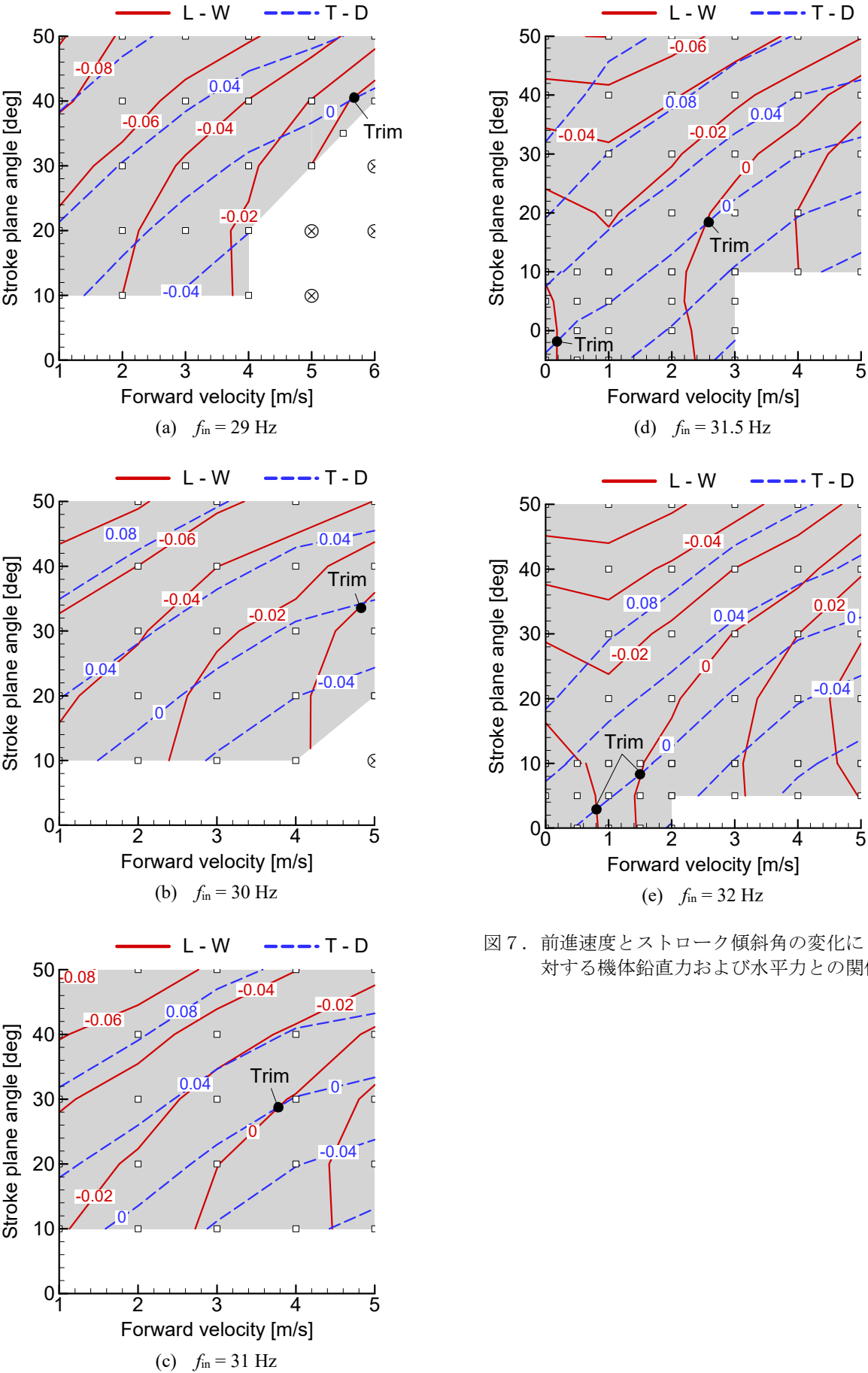
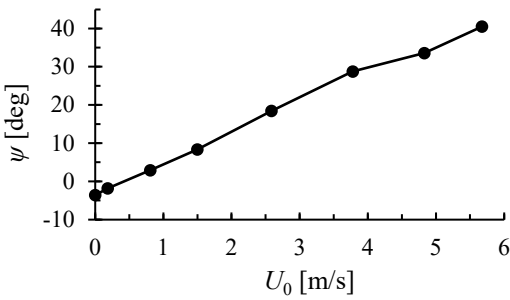
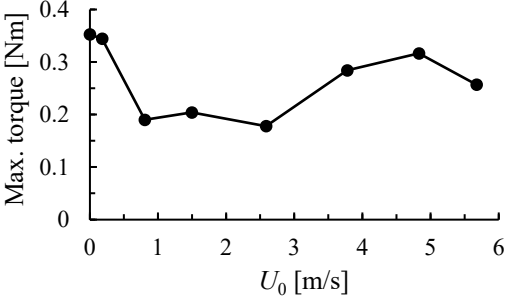


図 7. 前進速度とストローク傾斜角の変化に  
対する機体鉛直力および水平力との関係

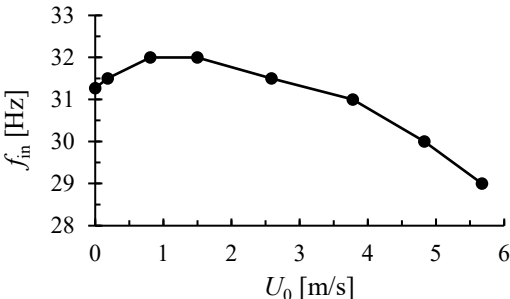


(a) ストローク面傾斜角

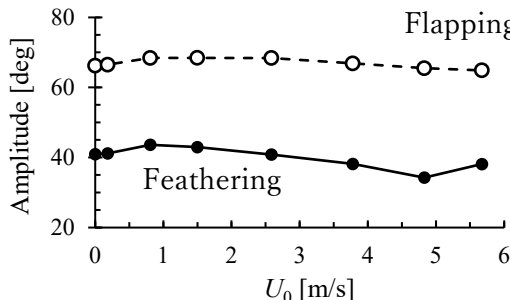


(e) 最大フラッピングトルク

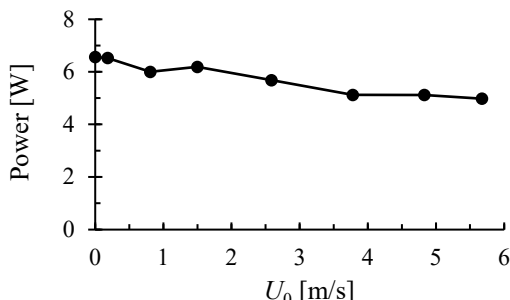
図 8. トリム飛行時の飛行速度と羽ばたき翼  
応答との関係



(b) 羽ばたき振動数



(c) フラッピング・フェザリング角振幅



(d) フラッピングパワー