

博士課程学位論文

無尾翼・小型羽ばたき飛行体の開発と
飛行に及ぼす翅挙動の影響に関する研究

井村 忠継

2012年9月

本論文の概要

・論文要旨

本研究では、無尾翼・小型羽ばたき飛翔体を開発し、その飛翔の解析および飛翔モデルの構築により、無尾翼・羽ばたき飛翔に及ぼす翅挙動の影響を明らかにした。その結果、翅の羽ばたき周波数、翅の前後の位置および羽ばたき振幅中心が、それぞれ飛翔時の飛翔方向の上下、左右および飛翔時の姿勢に大きく影響していることが明らかになった。さらには、姿勢の変動は、翅の流体力の作用点および作用する角度と迎え角の差に依存することが判った。

・本論文では以下の順で研究結果を報告する。

第一章では、研究背景として飛翔体の開発および鳥や昆虫の飛翔に関する研究の現状と羽ばたき飛翔体開発の問題点を述べ、本研究の目的を述べる。

第二章では、無尾翼・小型羽ばたき飛翔体の開発方法を述べ、羽ばたき周波数を推定する羽ばたきモデルおよび羽ばたき運動の幾何学モデルを用いて、適正なモータ、減速比および羽ばたき運動を決定する諸パラメータの選定方法を述べる。

第三章では、開発した飛翔体の持つ翅の挙動（フラッピング角、リード・ラグ角およびフェザリング角）を調べ、飛翔体の翅の挙動を蝶のそれらと比較し、飛翔体が行う羽ばたき運動の特性を述べる。また、飛翔体の飛翔軌跡を示す。

第四章では、飛翔に影響する飛翔体の持つ諸パラメータ（羽ばたき周波数、羽ばたき振幅中心角および翅の前後の位置）と飛翔の関係を調べ、それらが飛翔にどのような影響を及ぼすか、について述べる。

第五章では、無尾翼・羽ばたき飛翔モデルを構築し、第四章で得られた結果により、その妥当性を検討し、飛翔に大きな影響を及ぼす因子を明らかにする。さらには、飛翔モデルを羽ばたき一周平均の観点で用い、無尾翼・羽ばたき飛翔体が飛翔するために必要な条件について述べる。

第六章では、得られた知見をまとめ、結論を述べる。

目次

目次	- 2 -
使用記号	- 6 -
第 1 章 序論	- 8 -
1.1 緒言	- 8 -
1.1.1 羽ばたき翼を持つ飛翔体の研究	- 8 -
1.1.2 昆虫の飛翔の研究	- 10 -
1.2 問題点および目的	- 12 -
第 2 章 無尾翼・羽ばたき飛翔体の開発	- 13 -
2.1 従来研究と本章の概要	- 13 -
2.2 適した駆動系の選定	- 13 -
2.2.1 本項の概要	- 13 -
2.2.2 飛翔体の駆動系およびそのモデルの概要	- 13 -
2.2.3 翅の運動により生じるトルク	- 14 -
2.2.4 駆動系のモデル化	- 16 -
2.2.5 飛翔体の駆動系および翅の設計	- 18 -
2.2.5.1 翅の寸法の決定方法	- 18 -
2.2.5.2 飛翔体の仕様の決定	- 18 -
2.2.5.3 適したモータおよび減速比の選定	- 19 -
2.2.5.3 使用電源	- 22 -
2.3 飛翔体の駆動系の寸法と羽ばたき運動	- 24 -
2.3.1 本項の概要	- 24 -
2.3.2 翅の運動の幾何学的モデル	- 24 -
2.3.3 駆動系の各寸法と羽ばたき運動	- 27 -
2.3.4 各寸法の決定手法	- 29 -
2.4 開発した飛翔体の概要	- 32 -

2.4.1	開発した無尾翼・小型羽ばたき飛行体の諸元	- 32 -
2.4.2	バッテリーの電圧の減少と羽ばたき周波数	- 33 -
2.5	まとめ	- 34 -
第3章 開発した飛行体の翅の挙動と飛行		- 35 -
3.1	本章の概要および目的	- 35 -
3.2	実験装置および実験方法	- 35 -
3.2.1	飛行観察実験装置	- 35 -
3.2.1.1	飛行体の飛行観察実験装置	- 35 -
3.2.1.2	蝶の飛行観察実験装置	- 36 -
3.2.2	翅の三次元的な座標の導出	- 37 -
3.2.2.1	飛行体の翅の三次元的な座標の導出	- 37 -
3.2.2.2	蝶の翅の三次元的な座標の導出	- 40 -
3.2.3	翅の位置を示す3つの角度	- 41 -
3.2.3.1	フラッピング角 β	- 41 -
3.2.3.2	リード・ラグ角 ζ	- 42 -
3.2.3.3	フェザリング角 θ	- 43 -
3.2.4	翅の変形量	- 43 -
3.2.5	微小力計測装置とその特性	- 45 -
3.3	飛行体の翅先端の挙動および翅の変形	- 49 -
3.3.1	飛行体のフラッピング角, リードラグ角およびフェザリング角	- 49 -
3.3.2	翅膜の変形	- 51 -
3.3.2.1	飛行時の翅膜の挙動	- 51 -
3.3.2.2	翅の変形量	- 53 -
3.4	飛行体の飛行	- 55 -
3.4.1	飛行軌跡	- 55 -
3.4.2	飛行映像	- 56 -
3.5	飛行体と蝶の翅の運動の比較	- 59 -
3.5.1	フラッピング角およびリード・ラグ角	- 59 -
3.5.2	フェザリング角	- 60 -
3.6	飛行体に生じる力とカベクトルの角度	- 62 -
3.7	まとめ	- 63 -
第4章 無尾翼・小型羽ばたき飛行体の持つ諸パラメータとその飛行特性		- 64 -

4.1	本章の概要および目的	- 64 -
4.2	パラメータ, 実験装置および方法	- 64 -
4.2.1	本項の概要	- 64 -
4.2.2	パラメータの概要および定義	- 64 -
4.2.2.1	羽ばたき周波数	- 64 -
4.2.2.2	羽ばたき振幅中心	- 64 -
4.2.2.3	翅の前後位置	- 65 -
4.2.3	飛翔観察実験および実験方法	- 66 -
4.2.3.1	飛翔軌跡	- 67 -
4.2.3.2	姿勢角	- 67 -
4.2.3.3	飛翔速度	- 68 -
4.3	羽ばたき周波数の変化と飛翔速度	- 70 -
4.2.1	本項の概要	- 70 -
4.2.2	空間的な飛翔速度	- 70 -
4.2.3	飛翔体を基準とした飛翔速度	- 71 -
4.2.4	姿勢と飛翔速度	- 73 -
4.4	羽ばたき振幅中心と姿勢角	- 76 -
4.2.1	本項の概要	- 76 -
4.2.2	羽ばたき振幅中心と飛翔特性	- 76 -
4.4.2.1	飛翔軌跡	- 76 -
4.4.2.2	姿勢および飛翔速度	- 78 -
4.2.3	蝶の飛翔とその羽ばたき振幅中心	- 81 -
4.5	翅の前後の位置と飛翔方向	- 83 -
4.2.1	本項の概要	- 83 -
4.2.2	翅の前後の位置と飛翔方向	- 83 -
4.6	まとめ	- 85 -
第 5 章 飛翔モデルの構築とその妥当性の検討および飛翔に必要な条件		- 86 -
5.1	本章の概要および目的	- 86 -
5.2	飛翔モデルの構築	- 86 -
5.2.1	本項の概要	- 86 -
5.2.2	x - z 平面における飛翔のモデル	- 87 -
5.2.3	x - y 平面における飛翔のモデル	- 90 -
5.3	飛翔モデルの妥当性の検討	- 92 -
5.3.1	本項の概要	- 92 -
5.3.2	羽ばたき周波数による姿勢角の変化	- 92 -

5.3.3	羽ばたき振幅中心による姿勢の変化.....	- 94 -
5.3.4	翅の前後の位置による飛翔方向の変化.....	- 96 -
5.3.5	本項のまとめ.....	- 97 -
5.4	飛翔モデルを用いた飛翔の必要条件.....	- 98 -
5.4.1	本項の概要.....	- 98 -
5.4.2	飛翔高度が上昇するための条件.....	- 98 -
5.4.3	姿勢角の変動を小さくする条件.....	- 98 -
5.4.4	本項のまとめ.....	- 100 -
5.5	まとめ.....	- 101 -
第 6 章 結言.....		- 102 -
6.1	結言.....	- 102 -
今後の展望.....		- 104 -
参考文献.....		- 105 -
謝辞.....		- 108 -
付録.....		- 111 -
①	羽ばたき周波数の変化と飛翔パラメータの瞬時値.....	- 111 -
I.	本項の概要.....	- 111 -
II.	飛翔パラメータの瞬時値.....	- 111 -
②	翅の変形量と飛翔.....	- 114 -
I.	本項の概要.....	- 114 -
II.	翅の翅脈の位置と翅の変形.....	- 114 -
III.	翅の変形と飛翔の様子.....	- 116 -

使用記号

ADF	Aerodynamic force
A_n	Known wing length [m]
A_R	Aspect ratio of wings
c	Chord length [m]
C_D	Drag coefficient
C_L	Lift coefficient
C_T	Thrust coefficient
CFA	Center of flapping amplitude
CF	Position of center of wing forces [m] (equilibrium point of wing moment)
CG	Center of gravity (Base of Wing)
D	Drag [N]
f	Flapping frequency [Hz]
F_{ADF}	Vector of aerodynamic forces (thrust, drag and lift)
g	Acceleration of gravity [m/s^2]
G	Reduction gear ratio
k_t	Coefficient between motor revolution and motor torque
k_ω	Coefficient of wing torque by wing motion
k_0	Coefficient of wing torque by factor except wing motion
C_D	Drag coefficient
L	Lift [N]
LE	Leading edge
m	Mass [g]
M	Moment around CG of flapping robot [$N*m$]
n	Data number
N	No-load revolution[Hz] of motor
S	Wing area [m^2]
s	Span length [m^2]
T	Thrust [N]
TE	Trailing edge
T_ω	Wing torque [$N*m$] by wing motion
T_s	Starting torque [$N*m$]
t	Time [s]
V	Spatial flight velocity [m/s] of robot (velocity against ground)

v	Flight velocity [m/s] from viewpoint of robot (net velocity)
W/S	Wing loading [N/m^2]
ω	Angular velocity [rad./s]
ω_M	Motor revolution[Hz]
$X_{Head}, Y_{Head}, Z_{Head}$	Coordinate value [m] of a robot head on (X, Y, Z)
$x_{tip}, y_{tip}, z_{tip}$	Coordinate value [m] of wing tip
(X, Y, Z)	Inertial coordinate system (spatial coordinate system)
(x, y, z)	Coordinate system fixed on body (coordinate system from view of robot)
$(x_{\beta\zeta}, y_{\beta\zeta}, z_{\beta\zeta})$	Coordinate system fixed on Leading edge of wing
α	Angle of attack [deg.]
β	Flapping angle [rad.]
θ	Feathering angle [rad.]
θ_{ADF}	Angle of vector of aerodynamic forces [deg.]
θ_{CFA}	Center of flapping amplitude [deg.]
θ_{body}	Body angle [deg.]
ζ	Lead lag angle [rad.]

第1章 序論

1.1 緒言

1.1.1 羽ばたき翼を持つ飛翔体の研究

1990年代、Defense Advanced Research Projects Agency (DARPA) は Micro Air Vehicles (MAVs) と呼ばれる最大寸法が 15 [cm] , 10 [m/s] より遅い速度で飛翔する小型の無人航空機の開発を主導し[1], 多額の資金を研究機関へ注入した. このことを起点し, MAV の研究は国内外を問わず盛んに行われるようになった. 特に, 米国内において MAV の研究に対し数億規模の補助金が様々な機関から行われ. 多くの研究がなされている(表 1.1.1-1).

MAVs は大型の航空機 に比べて低コストで運搬が容易であり, 墜落時の人的損害が生じないなど多くの長所を有するため, 様々な分野での利用を目的として開発されている. MAVs は防災, 構造物の保守点検など多くの活躍の機会を期待されており, 特に惑星探査や偵察などの遠隔地での調査などへの利用が期待されている. 電源の小型化, 構造, 材料, 制御デバイスおよび通信技術の急激な進歩に伴い, 多くの研究グループが 固定翼, 回転翼および羽ばたき翼の MAVs の開発に成功している[2][3][4][5][6]. 例えば, フロリダ州立大学の P. Ifju らは, 炭素繊維製の軽量な骨組みとプラスチック, ナイロン, 布およびラテックスの複合材料の薄い膜を有する飛翔体を提案し[7], 小型かつ軽量で弾性変形を有する飛翔体 (図 1.1.1-1) を開発した[8]. セイコーエプソン社の宮澤修らは, 同軸反転ロータを持つ 12[g] 程度の小型・軽量な回転翼の飛翔体を開発した[9]. ペンシルヴァニア州立大学の GRASP 研究所は, 4つのロータを持つ飛翔体 (図 1.1.1-2) を開発し, それらを群制御した[10]. ジョージア工科大学 GTRI の Robert C. Michelson は火星探査を目的とし, 互いにねじるように駆動する前後一対の羽, 化学反応により駆動する人工筋肉, スズメガをモデルにした翅, 75 [g] 程度の重量を持つ Entomopter (図 1.1.1-3) と呼ばれる飛翔体を開発した[11].

近年, 自然界の生き物を模倣するバイオミメティクスという考え方が注目されている. この考え方に基づいて, 昆虫の飛翔メカニズムを応用し開発された多くの羽ばたき飛翔体が報告されている[12][13][14] もの, その多くがほとんどの昆虫が持たない尾翼を用いて, 飛翔を制御している. その原因の一つに羽ばたき飛翔における飛翔制御メカニズムが十分に解明されていないことが挙げられる. そのため, 羽ばたき運動により飛翔に十分な力を得ているにも関わらず, 飛翔できない飛翔体も報告されている. ハーバード大学の R. J. Wood は, Smart composite microstructures (SCMs) と呼ばれる技術を用いて, 昆虫と同じ機構で羽ばたき運動を行い, 翅の共振により 110 [Hz] の高い羽ばたき周波数を実現した超小型 (30 mm) の飛翔体を開発した[15]. しかしながら, 適した電源が存在せず, 飛翔の制御手法が未確立であったため, 飛翔に十分な力を得ているにも関わらず飛翔することができていない. このように, 飛翔体の開発においては, 飛翔を制御する手法を確立することが必要といえる.

しかしながら、これまでの飛翔体の研究の多くは飛翔体の翅の運動が生じる流体力に注目した研究が多く、飛翔の制御に注目した研究報告例は非常に少ない。近年、尾翼を持たない羽ばたき飛翔体に関する報告がなされてきている [16][17] もの、安定した姿勢で飛翔する飛翔体の姿勢に注目した研究は少なく、尾翼を持たない羽ばたき飛翔体がどのようなメカニズムで変動しつつも安定した姿勢で飛翔しているかは明らかになっていない。

Table 1.1.1-1 Grants for development of MAVs in USA

研究機関	研究期間	研究予算
NASA	2000 - 2002	\$ 1,000,000
パース大学 - BAEシステムズ社, 米・空軍科学研究局	2000 - 2002	\$ 1,300,000
UCバークレー - 米・海軍研究局, DARPA	1998 - 2003	\$ 2,130,000
UCバークレー - 全米科学財団	2005 - 2008	\$ 370,000
フロリダ大学 - 米・空軍科学研究局	2003 - 2007	\$ 4,700,000
ジョージア工科大 - DARPA, 米・空軍科学研究局	2003 - 2007	\$ 10,000,000
デラウェア大学 - 米・陸軍研究局	2005 - 2008	\$ 213,000
デラウェア大学 - NASA	2004 - 2005	\$ 460,000
デラウェア大学 - 全米科学財団	2006 - 2009	\$ 240,000
デラウェア大学 - 全米科学財団	2007 - 2010	\$ 290,000
ハーバード大学 - 米・空軍科学研究局	2008 - 2010	\$ 300,000
ハーバード大学 - DARPA	2007 - 2008	\$ 150,000
ハーバード大学 - 全米科学財団	2008 - 2013	\$ 400,000
ハーバード大学 - 全米科学財団	2008 - 2009	\$ 122,363
ハーバード大学 - 全米科学財団	2009 - 2014	\$ 9,301,955
コーネル大学 - DARPA	2006 - 2007	\$ 1,000,000
コーネル大学 - NASA	2004 - 2006	\$ 474,394
ミシガン大学 - 米・空軍調査研究所	2006 - 2010	\$ 2,250,000
ミシガン大学 - 米・空軍科学研究局	2007 - 2012	\$ 3,744,999

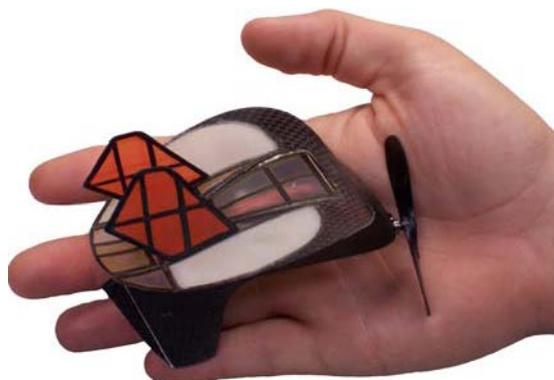


Fig. 1.1.1-1 Florida MAV : Fixed wing
(R. Albertani et.al, Exp. Mech. Vol. 47, 2007)



Fig. 1.1.1-2 Quad rotor MAV : Rotation wing
(<https://www.grasp.upenn.edu/>)



Fig. 1.1.1-3 Entomopter : Flapping wing (R. C. Michelson, The ITEA J., vol. 29(4), 2008)

1.1.2 昆虫の飛翔の研究

昆虫や鳥は、進化の過程の結果、地球上で最も効果的に飛翔する飛翔体と考えられている。自然の飛翔体の翅の構造、駆動および飛翔制御システムなどの飛翔システムは最適化され、調和しているとも考えられている。過去においてマルハナバチのパラドックスと呼ばれ、理論上飛翔するために必要な自重より大きな力を発生できないとみなされた昆虫や鳥の飛翔は、近年注目され、力の発生メカニズムについて多くの研究がなされ、機器や製作技術の進歩により、解明が進んでいる[18][19][20]。Dinkinson らは昆虫の翅の回転運動が羽ばたき運動によって生じる揚力・推進力に付加的な力を生じる *Rotational circulation* と *Wake capture* を明らかにした[21]。T.Maxworthy は翅の上死点において、翅を重ねることが大きな揚力を生む *Clap and fling* [22]を明らかにしている。R. J. Bomphrey らは、固定されたスズメガ周りの流れの可視化により、渦輪を形成しスズメガが飛翔し、その渦輪の循環がスズメガに生じる力と定性的に一致していることを明らかにしている[23]。このような多くのメカニズムを用いて昆虫や鳥は飛ぶために自重より大きな力を得ていることが明らかにされている[24][25]。

この鳥や昆虫の中でも蝶は羽ばたきと滑空を組み合わせで飛翔し、その飛翔の姿が美しいことで知られている。また、非直線的な飛翔を行い、舞うように飛翔し、低周波数で飛翔することが知られている。Sunada らは、離陸飛翔する *Pieris melete* の飛翔観察実験を行い、飛翔する蝶の翅、重心位置および腹の挙動を報告している[26]。R. B. Srygley らは、自由飛翔する *Vanessa atalanta* まわりの流れ場の可視化により、自由飛翔する蝶が2種類の *Leading edge vortex*, *Rotational circulation*, *Wake capture* および *Clap and fling* を用いて飛翔していることを確認している[27]。

このように鳥や昆虫の飛翔に関する研究では、流れの可視化を用いた力の発生メカニズムに関する研究が多く、羽ばたき運動と飛翔の関係に関する研究は少ないのが現状となっている。そのため、翅の挙動が飛翔にどのような影響を及ぼすか、は未だ明らかになっていない。

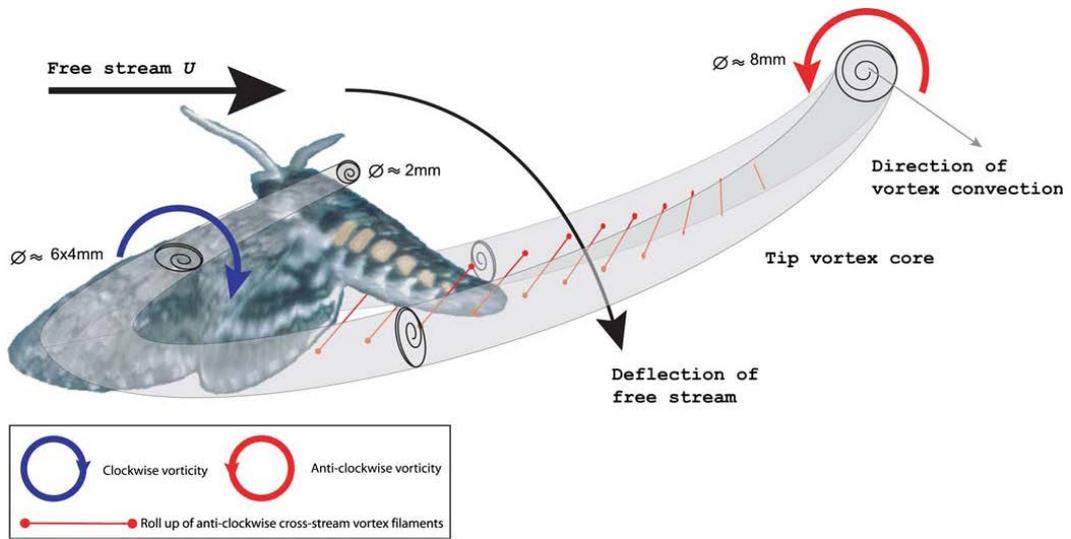


Fig. 1.1.2-1 Vortex ring around Hawk moth (R. J. Bomphrey et. al, Exp. in Fluids, vol. 40 , 2006)



Fig. 1.1.2-2 Visualization around *Vanessa atalanta* (R. B. Srygley et. al, Nature 420, 2002)

1.2 問題点および目的

これまでに羽ばたき飛翔体について多くの研究がなされているものの、その多くは羽ばたき運動と翅に生じる流体力との関係を明らかにした報告もしくは、飛翔体の開発に関する論文である。そのため、飛翔の制御に関しては従来の飛翔体で用いられる尾翼を用いており、尾翼を持たない飛翔体の飛翔時の姿勢と羽ばたき運動の関係を示した研究例を筆者は知見しない。そこで、本研究では、羽ばたき運動と飛翔に注目し、羽ばたき時の翅の挙動が無尾翼・羽ばたき飛翔に及ぼす影響を明らかにすることを目的とする。

具体的には、羽ばたき運動と飛翔時の姿勢への影響を明確に調べるため、姿勢の変動を抑制する尾翼を持たない無尾翼・羽ばたき飛翔を開発し、その飛翔体の羽ばたき運動および飛翔を評価する。また飛翔体の飛翔に影響を及ぼす諸パラメータ（羽ばたき周波数、羽ばたき振幅中心および翅の前後の位置）に対する飛翔特性を調べる。さらには、飛翔体の飛翔モデルを構築し、飛翔観察の結果を用い、その飛翔モデルの妥当性を検討し、飛翔体の持つ諸パラメータが飛翔にどのように影響を及ぼすかを明らかにする。

第2章 無尾翼・羽ばたき飛翔体の開発

2.1 従来研究と本章の概要

本章では、無尾翼小型羽ばたき飛翔体を開発し、その開発・設計手法、および開発した飛翔体の概要およびその飛翔について記す。飛翔体の開発のため、駆動系のモデルを用いた適正なモータの選定方法を確立し、任意の羽ばたき運動を行わせる駆動系の各寸法を適正化する方法を確立した。

2.2 適した駆動系の選定

2.2.1 本項の概要

本項では、飛翔体の開発のため、高い羽ばたき周波数を実現するために適したモータおよび減速比の組み合わせを決定することを目的としている。具体的には、羽ばたき運動によって生じる翅の抗力によるモータへの負荷を考慮した羽ばたき飛翔体の駆動モデルを構築し、モータの諸源および減速比から飛翔体の羽ばたき周波数の推定が可能にする。それを用いて高い羽ばたき周波数を実現するために適したモータおよび減速比を選定する。

2.2.2 飛翔体の駆動系およびそのモデルの概要

図 2.2.2-1 に飛翔体の駆動系の概要を示す。飛翔体はモータを駆動源とし、ギアボックスを通してモータの回転数は減速され、モータの負荷は軽減される。ギアボックスより伝達されたクランクの回転が、文献[28] とほぼ同様のでこクランク機構を通じて直線運動に変換される。変換された直線運動は和紙とカーボンロッドによって構成された翅を駆動し、飛翔体は羽ばたき運動を行う。翅膜は和紙で構成されているため、変形を伴いながら羽ばたき運動を行う。翅の運動に伴う翅の変形により、翅の抗力係数、揚力係数、推進力係数などの物理量が一周期間で時間的に変動することが考えられるものの、本研究では駆動系の設計を行うため、それらの動的な変化の影響を考慮せず、1 周期平均値を用いてモデル化を行う。

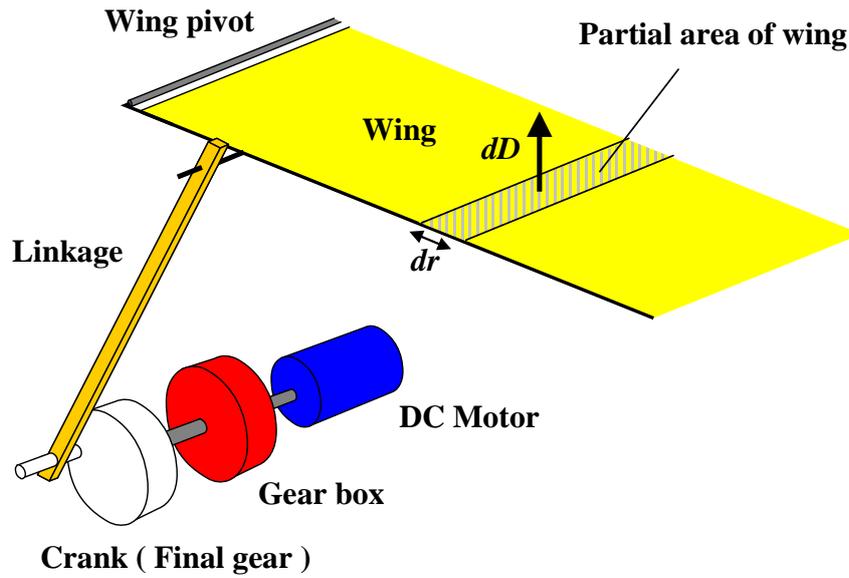


Fig. 2.2.2-1 Schematic illustration of actuating system of a flapping robot

2.2.3 翅の運動により生じるトルク

図 2.2.3-1 に羽ばたき時の翅にかかる抗力の模式図を示す。翅が回転することにより翅の表面が受ける流体により抗力 D が発生する。

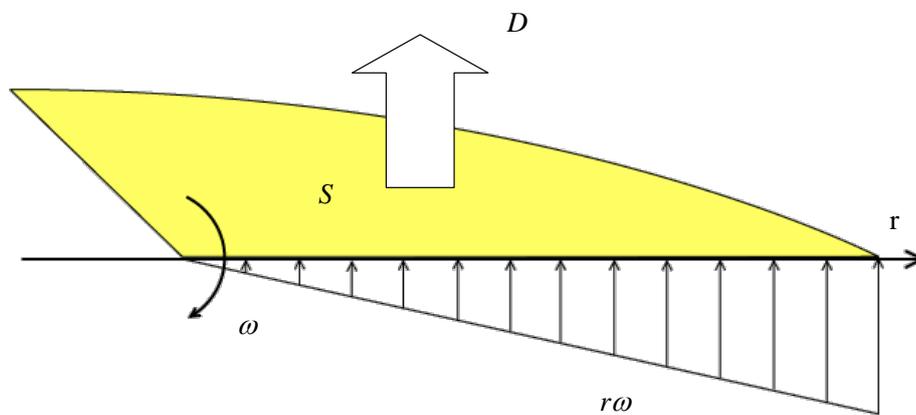


Fig. 2.2.3-1 Distribution of velocity and drag

図 2.2.3-2 に微小面積 dS にかかる微小抗力 dD を示す。微小投影面積 ds に生じる翅の抗力 dD は抗力係数 C_D 、密度 ρ 、平均羽ばたき速度 U を用いて式(2.2.3-1)のように表すことができる。また翅スパン方向（半径方向）を r 方向とする。

$$dD = \frac{\rho}{2} C_D U^2 dS \quad (2.2.3-1)$$

図 2.2.3-3 に楕円の微小区間を示す．翅形状が 1/4 楕円であるため，翅の面積 dS は翅のスパン長さ s および翼弦長さ c を用いて式(2.2.3-2)と定義される．

$$dS = c \sqrt{1 - \frac{r^2}{s^2}} dr \quad (2.2.3-2)$$

また，微小区間の翅損失トルク dT_ω は回転中心からの位置 r とその微小区間にかかる抗力 dD の積を用いて式(2.2.3-3)で表すことができる．

$$dT_\omega = r dD \quad (2.2.3-3)$$

式(2.2.3-1), (2.2.3-2), (2.2.3-3)と流速 $U=r\omega$ より翅 1 枚に生じるトルク T_ω は式(2.2.3-4)で表すことができる．

$$\begin{aligned} T_\omega &= \int_0^s r \frac{\rho}{2} C_D (r\omega)^2 c \sqrt{1 - \frac{r^2}{s^2}} dr \\ &= \frac{\rho}{15} C_D s^4 c \omega^2 \end{aligned} \quad (2.2.3-4)$$

また，式(2.2.3-4)より翅のトルク係数 k_ω は式(2.2.3-5)と定義される．

$$k_\omega = \frac{\rho}{15} C_D s^4 c \pi \quad (2.2.3-5)$$

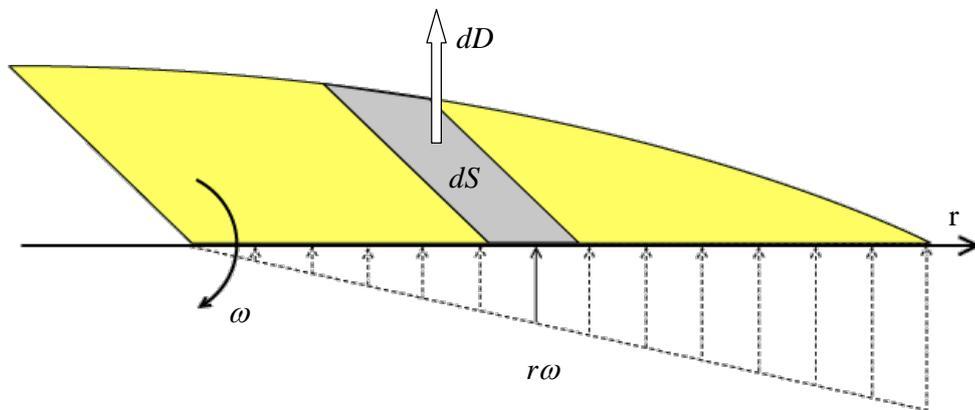


Fig. 2.2.3-2 Drag on dS on flapping motion

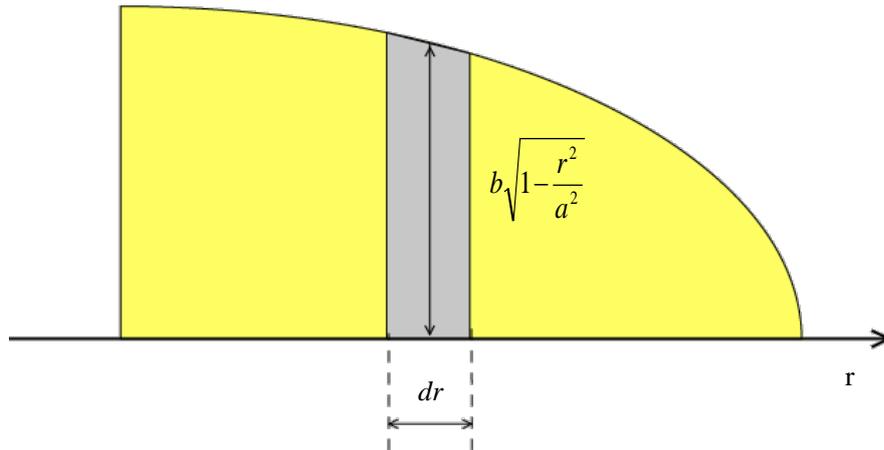


Fig. 2.2.3-3 Imperceptible area of ellipse

2.2.4 駆動系のモデル化

一般的なコアレスモータの特性を図 2.2.4-1 に示す。コアレスモータは高回転数で低トルクであるが小型で軽量なことが言える。モータのトルクおよび回転数は電流量に依存している。回転数はまたモータの回転数 ω_M とモータへの負荷トルク T は線形に変化するため、その変化の傾きを k_t とし、無負荷回転数を N とすると回転数 ω_M は式(2.2.4-1) の関係となる。

$$\omega_M = N - k_t T \quad (2.2.4-1)$$

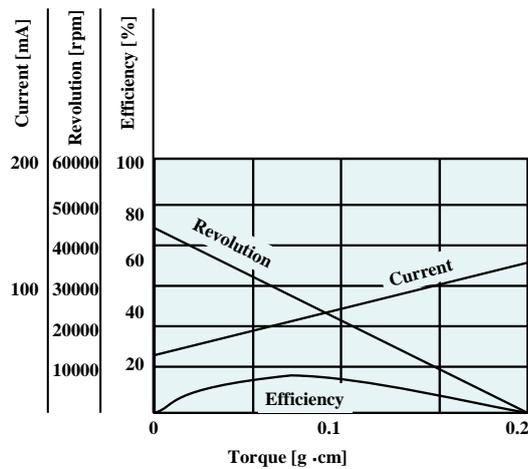


Fig. 2.2.4-1 Characteristics of coreless motor

羽ばたき運動を実現するために要求されるモータの特性は低回転数・高トルクである。一方、軽量かつ十分に普及したモータの一つにコアレスモータがある。コアレスモータは、軽量かつ高回転数・低トルクを出力する特徴がある。また、翅の羽ばたき運動には、ロータやプロペラなどの羽根を回転させる場合に比べ、大きなトルクが必要である。そのため、飛翔体の動力源として、コアレスモータを用いる場合、高い減速比が必要となる。そのため減速比を考慮したモデルを構築する。

モータへの負荷に対する回転数の減少する傾きを示す回転数／トルク勾配 k_t は式(2.2.4-1)で定義される。 N は無負荷回転数、 T_s は停動(起動)トルクを示す。

$$k_t = \frac{N}{T_s} \quad (2.2.4-1)$$

また、モータへの負荷トルク T は式(2.2.4-2)で表せる。 T_ω および T_0 はそれぞれ翅一枚でのトルク損失および摩擦や慣性モーメントによるトルク損失、 G は減速比を示し、負荷トルクは減速比に反比例する。

$$T = \frac{T_\omega + T_0}{G} \quad (2.2.4-2)$$

羽ばたき周波数 ω とモータ回転数 ω_M の関係は減速比 G を用いて式(2.2.4-3)で表せる。

$$\omega = \frac{\omega_M}{G} \quad (2.2.4-3)$$

式(2.2.2.2-1)、式(2.2.2.3-2)および式(2.2.2.3-3)より、ある負荷トルクがモータに生じたときの羽ばたき周波数は式(2.2.4-4)で表せる

$$\omega = \frac{NG - k_t(T_\omega + T_0)}{G^2} \quad (2.2.4-4)$$

翅に生じる負荷トルクを考慮すると、羽ばたき周波数は式(2.2.4-4)、式(2.2.3-4)および式(2.2.3-5)より式(2.2.4-5)と算出できる。

$$\omega = \frac{-G^2 + \sqrt{G^4 + 8k_T k_\omega NG - 8k_T^2 k_\omega T_0}}{4k_T k_\omega} \quad (2.2.4-5)$$

2.2.5 飛翔体の駆動系および翅の設計

2.2.5.1 翅の寸法の決定方法

翼面荷重および翅のアスペクト比から翅の寸法を決定する手法を示す。翼面荷重 W [N/m^2] は機体の質量 M [kg] と片翅の面積 S [m^2] より式(2.2.5.2-1)で定義される。

$$W = \frac{Mg}{2S} \quad (2.2.5.1-1)$$

翅形状が1/4楕円であるため、翅スパン長さ a と翅弦長さ c から翅面積 S は式(2.2.5.2-2)と表される。また、アスペクト比 A_R は式(2.2.5.2-3)で定義される。翼面荷重、翅面積およびアスペクト比を考慮すると、翅スパン長さ a は式(2.2.5.2-4)で導出できる。

$$S = \frac{ab\pi}{4} \quad (2.2.5.1-2)$$

$$A_R = \frac{2a}{b} \quad (2.2.5.1-3)$$

$$a = \sqrt{\frac{MgA}{W\pi}} \quad (2.2.5.1-4)$$

導出し式(2.2.5.2-4)において、飛翔体の重量は翅重量の変化に伴い変化するため、導出される翅スパン長さに誤差が含まれるものの、翅重量の変動は飛翔体の胴体部に比べ10%以下と小さいため、翅スパン長さの誤差は3%程度と十分に小さい。そのため、式(9)によって翅スパン長さを算出することが可能となる。

2.2.5.2 飛翔体の仕様の決定

図 2.2.5.2-1 に蝶に関する文献[29]などから導出した鱗翅目の翼面荷重と翅の羽ばたき周波数およびアスペクト比の関係を示す。横軸は翼面荷重を示し、左および右側の縦軸はそれぞれ、翅の羽ばたき周波数およびアスペクト比を示す。○印および□印はそれぞれ、蝶および蛾の値を示し、中実印および中空印のそれぞれは翅の羽ばたき周波数およびアスペクト比を示す。これによると蝶の羽ば

たき周波数, 翼面荷重およびアスペクト比はそれぞれ, 7 - 15 [Hz] , 0.5 - 1.5[N/m²] および 1.5 - 3.0 程度である. 特に, 翅の羽ばたき周波数は羽ばたき運動により生じる非定常流体力に直接的に影響することが知られており[30], それは本稿のモデル化に用いた式(2.2.3-4) でも確認できる. 本稿における飛翔体の翅の羽ばたき周波数, 翼面荷重およびアスペクト比をそれらの値になるように設計する.

田中ら[17] は, 尾翼を持たない羽ばたき飛翔体に関して, 適切な重心位置は飛翔体のモーメントを平衡させ, 安定した前進する飛翔を実現する. 特に, 重心位置が翅弦長 C [m] に対して $0.34 C$ の位置にあるとき, 安定した飛翔を行うことを明らかにしている. 本研究の飛翔体も同様の重心位置を有しており, 重心位置は $0.33 C$ となっている.

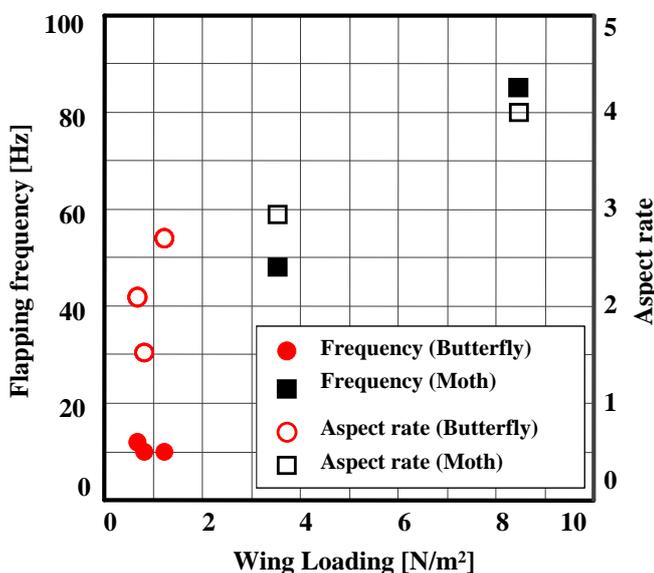


Fig. 2.2.5.2-1 Specification of butterflies and moths

2.2.5.3 適したモータおよび減速比の選定

試作・検討に用いたモータの諸元を 表 2.2.5.3-1 に示す. 表は用いたモータの質量, 使用するバッテリーの定格電圧に近い 4 [V] の電圧を印加したときの無付加回転数[rpm], および始動トルク [mN・m] を示している. これらのモータおよび作成した駆動系のモデルを用いることにより, 飛翔体に適したモータおよび減速比を調べた.

モータごとの羽ばたき周波数および翼面荷重を図 2.2.5.3-1 に示す. 横軸および縦軸にそれぞれ推定羽ばたき周波数および推定翼面荷重を示す. モータの質量に 1.6[g] 加算した質量を機体質量とし

翼面荷重を算出し、アスペクト比、抗力係数および減速比はそれぞれ、3.0, 0.415 および 40.0 としている。この抗力係数は、作成したモデル（式(2.2.4-5)） および実験から得られた羽ばたき周波数を用い逆算することにより、算出された。

前述のように、飛翔体には羽ばたき周波数 7 ~ 15 [Hz] および翼面荷重 0.5 ~ 1.5 [N/m²] が求められている。そのため、破線で囲まれたモータ (Motor A, B, C, D および E) 付近のモータが飛翔体に適していることがわかる。本稿では、非正常流体力に大きな影響を及ぼすと考えられる羽ばたき周波数を重要な要素と考え、最も周波数の高い状態を実現できる Motor B を飛翔体に用いた。当然、この判断基準は製作者の意向によって変化する。例えば、軽量の飛翔体を作製したい場合、Motor C が適切なモータとなる。

式(2.2.4-5)からも明らかのように、駆動系の減速比はその羽ばたき運動に大きな影響を及ぼす。そのため、適した減速比を推定することは飛翔体の開発に重要である。ここでは、作成したモデルを用いて高い羽ばたき周波数を得るために適した減速比を推定する。図 2.2.5.3-2 に減速比と羽ばたき周波数の関係を示す。横軸は減速比、縦軸は翅の羽ばたき周波数を示す。実線および破線がそれぞれ羽ばたき周波数、およびモータへの負荷トルクが 2 倍と考えたときの羽ばたき周波数を示す。使用したモータは Motor B であり、抗力係数は 0.415、翼面荷重 1.4 [N/m²]、アスペクト比 3.0 として算出した。ここでは、最大値の 90% 以上の羽ばたき周波数を出力する減速比を適正值とする。羽ばたき周波数は減速比の増大に伴い高くなり、減速比 30 で最大値となり、最大値の 90% 以上の範囲である減速比 15 ~ 50 が適した減速比とわかる。

一方、羽ばたき運動では、翅の上死点および下死点付近で運動方向が瞬間的に変わる。そのため、翅の上・下死点では駆動系に大きなトルクが生じ、羽ばたき周波数が低下すると考えられる。そこで、翅の運動方向が変化することにより翅の上・下死点付近で生じると考えられるトルクを 2 倍と仮定し、そのときの羽ばたき周波数を算出した（図 2.2.5.3-2 破線）。モータへの負荷トルクが 2 倍のとき、羽ばたき周波数は減速比 50 のとき最大値となり、最大値の 90% 以上の範囲を示す減速比である 38 ~ 70 が 2 倍のトルクが負荷されたときの適した減速比とわかる。

これら 2 つの範囲に含まれる 38 ~ 50 の減速比を用いるとき、上・下死点においても高い（最大値の 90% 以上）羽ばたき周波数で羽ばたき運動を行うことができると考えられ、飛翔体の仕様として適した減速比であるといえる。

それに加え、減速比は歯車の組み合わせ方に依存し、離散的に分布する。また、軽量かつ小型な市販の歯車の歯数は 9, 12, 40, 60 および 90 であり、それらの組み合わせを考慮した結果、適した減速比付近の実現可能な減速比は 44.4（歯車 4 個、歯数 9, 9, 60, 60）であった。歯車の組み合わせには、噛み合う歯車同士の歯数が素数であることが耐久性を考慮するとき重要であるが、本研究では耐久性については考慮しないため、歯数に関しては考慮しない。これらのことから飛翔体に使用するモータおよび減速比が決まり、開発する駆動系の仕様が決定された。

Table 2.2.5.3-1 Specifications of motors used for optimization

	Mass [g]	No-load Rev. [rpm]	Starting Torque [mN·m]
Motor A	0.4	40000	0.20
Motor B	0.6	39000	0.35
Motor C	0.2	50000	0.08
Motor D	0.3	35000	0.12
Motor E	0.6	30000	0.30
Motor F	1.2	30000	0.04
Motor G	3.5	16500	0.43
Motor H	1.3	21300	0.47
Motor I	2.3	20200	0.44
Motor J	0.5	34000	0.03

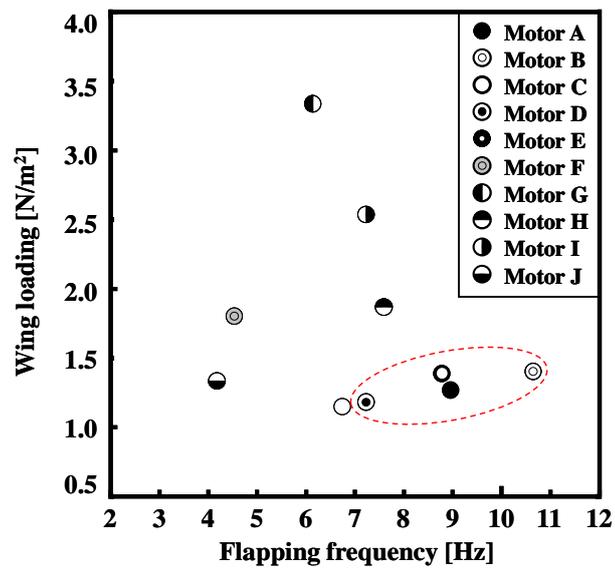


Fig. 2.2.5.3-1 Optimized motors for actuating system

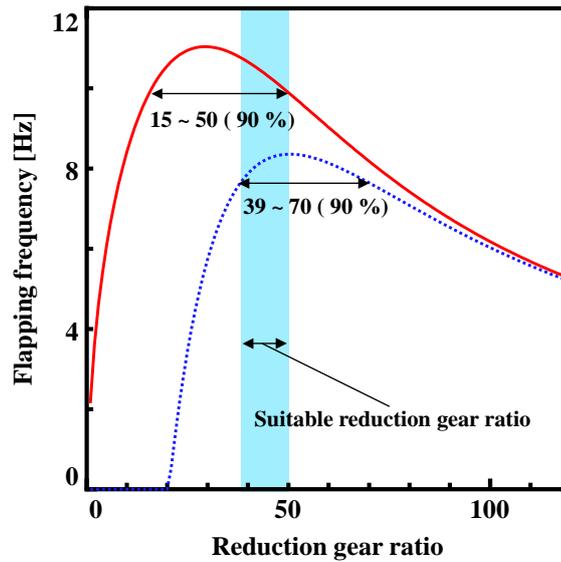


Fig. 2.2.5.3-2 Optimized reduction ratio for this actuating system

2.2.5.3 使用電源

電源にはリチウムイオンポリマー電池（図 2.2.5.3-1）を用いる。リチウムイオンポリマー電池は電解質にゲル状の高分子を用いたリチウム二次電池であり、単位体積あたりの蓄積電力が高く、出力電流も高い。また軽量で、形状の自由度が高いため、飛翔体の電源として適しているといえる。

また、通常のリチウム電池と違い、規定の使用においては性能の劣化が起こりづらいということが言える。しかしながら、過電流など規定の量以上の電力を充電すると発火の危険性があるのでリチウムポリマー電池の取り扱いには注意が必要である。また、規定の電圧以下になるまで放電することで電池としての性能が大きく劣化する。

本研究で用いたリチウムイオンポリマー電池は IPX-10 であり、その重量、最大起電圧、最大許容電流および電力容量はそれぞれ、0.4 [g], 4.2 [V], 80 [mA] および 10 [mAh] である。

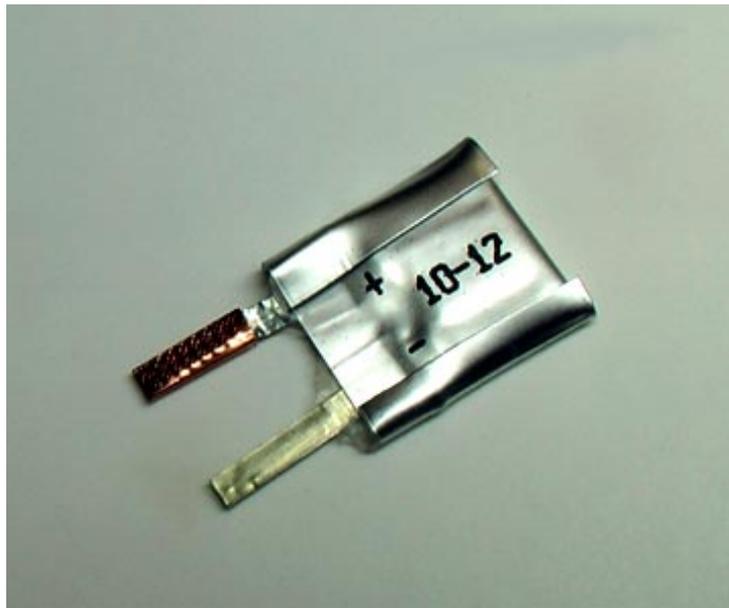


Fig. 2.2.5.3-1 Li-Po battery

2.3 飛翔体の駆動系の寸法と羽ばたき運動

2.3.1 本項の概要

本項では、駆動系の寸法の決定手法を確立することを目的とする。駆動系の寸法のパラメータは複雑に羽ばたき運動に影響を及ぼすため、任意の羽ばたき運動を行わせるのは困難である。そのため、飛翔体に行わせる羽ばたき運動を入力とし、各寸法を決定する手法を確立する必要がある。具体的には、翅の運動の幾何学的モデルを構築し、駆動系の各寸法が羽ばたき運動に与える影響を明らかにすることにより、羽ばたき運動を制御する上で重要な要素を明らかにする。さらには、構築したモデルを用いた適正化手法を確立し、飛翔体に行わせる羽ばたき運動の詳細（羽ばたき振幅、羽ばたき振幅中心）を任意に決定できる手法を確立する。

2.3.2 翅の運動の幾何学的モデル

図 2.3.2-1 に飛翔体の駆動系の模式図を示す。飛翔体はクランクを入力として、てこクランク機構を用いて羽ばたき運動を行う。リンクの長さ l 、クランクの位置 (x_1, y_1) 、リンクと翅の連結部 (x, y) 、翅と固定リンクの連結部 $(0, A)$ およびてこ（翅）の回転半径 r_2 から式(2.4.2-1) および式 (2.4.2-2) が導出される。

$$(x-x_1)^2 + (y-y_1)^2 = l^2 \quad (2.3.2-1)$$

$$x^2 + (y-A)^2 = r_2^2 \quad (2.3.2-2)$$

式(2.4.2-1) および式 (2.4.2-2) より 翅のフラッピング角を示すことができる式(2.4.2-3)、式 (2.4.2-4) および式(2.4.2-5) を導出できる。

$$y = kx + n \quad (2.3.2-3)$$

$$n = \frac{A^2 + l^2 - r_2^2 - x_1^2 - y_1^2}{2(A - y_1)} \quad (2.3.2-4)$$

$$k = \frac{x_1}{A - y_1} \quad (2.3.2-5)$$

式(2.4.2-2)に 式(2.4.2-3) を代入することにより，式(2.4.2-6) が導出できる

$$x = \frac{-k(n-A) \pm \sqrt{k^2(n-A)^2 - (1+k^2)\{(n-A)^2 - r_2^2\}}}{1+k^2} \quad (2.3.2-6)$$

また，クランクの位置を式(2.4.2-7) および 式 (2.4.2-8) で示される回転座標系で示すことにより，羽ばたき運動を物理的に表現できる羽ばたき周期とほぼ同じ意味を持つ入力 θ で羽ばたき運動を記述できる．

$$x_1 = r_1 \cos \theta \quad (2.3.2-7)$$

$$y_1 = r_1 \sin \theta \quad (2.3.2-8)$$

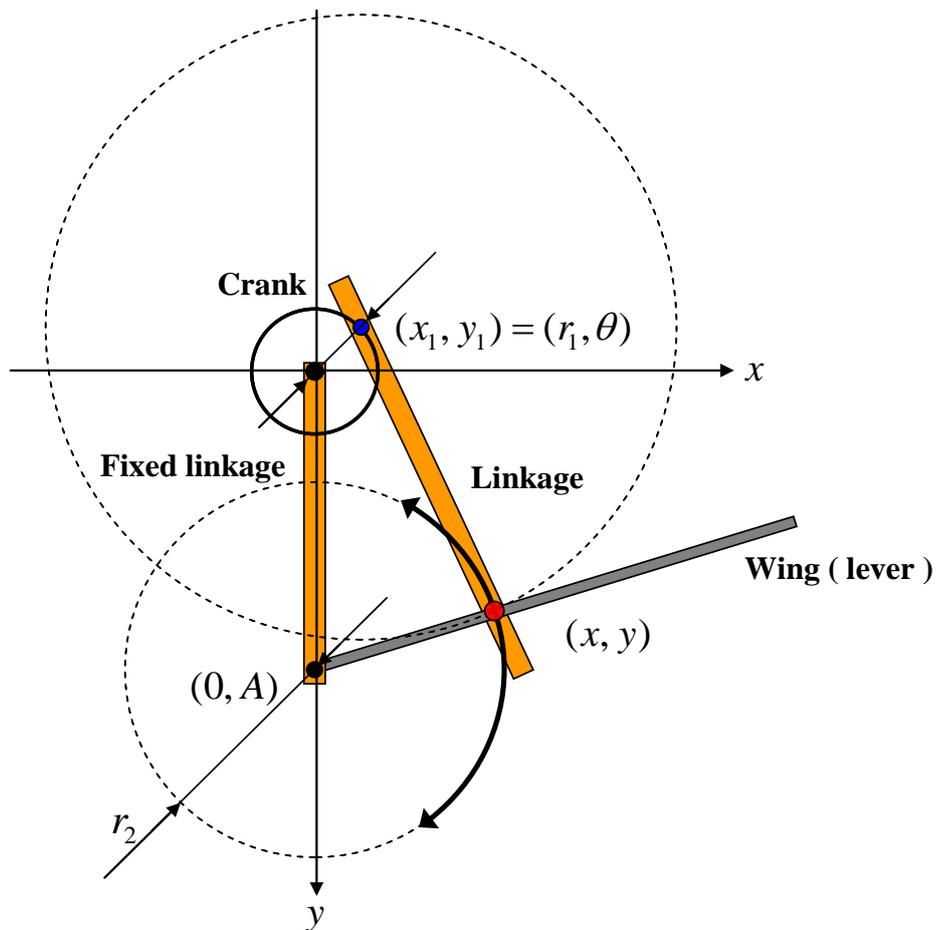


Fig. 2.3.2-1 Geometric illustration of actuating system of a flapping robot

表 2.3.2-1 にシミュレートに用いた駆動形の幾何学的な諸源を示す。この諸源および作成したモデルを用いシミュレートした羽ばたき運動を図 2.3.2-2 に示す。式(2.3.2-6)の平方根の正負によって翅の左右は決定される。また、クランクの位置が左右の翅で異なるため、もう一つのクランクの位置は $\theta + \alpha$ (α : 二つのクランク間の角度) としている。クランクの位置を示す角度 θ に伴い羽ばたき運動が行われることが確認できる。

図 2.3.2-3 に作成したモデルを用いシミュレートしたフラッピング角の時間変化を示す。クランクの角度に伴い羽ばたき運動が行われ、右と左の翅の羽ばたき角には位相差があることがわかる。上・下死点の位置が左右の翅で異なり、また左右の翅が上・下死点となるクランク位置の間の距離が上死点と下死点異なるため、この位相差は完全に無くすことは出来ない。

Table 2.3.2-1 Specifications of actuating system

Length of linkage l	20 [mm]
Angle between cranks α	60 [deg.]
Radius of cranks r_1	4.2 [mm]
Length of lever r_2	12 [mm]

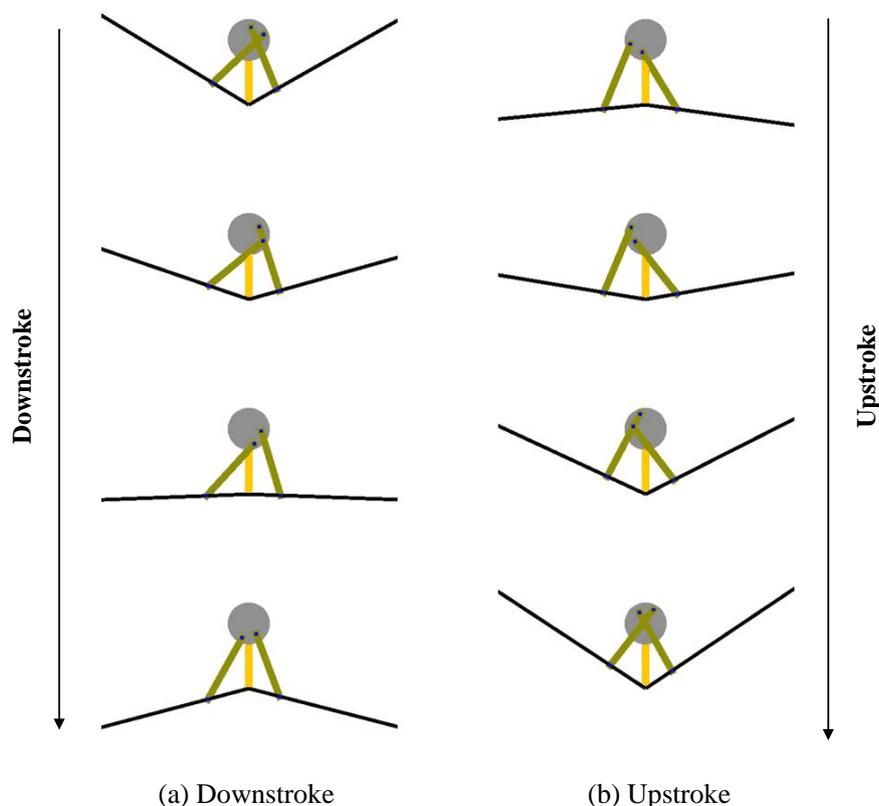


Fig. 2.3.2-2 Sim. result of flapping motion by geometric model of actuating system

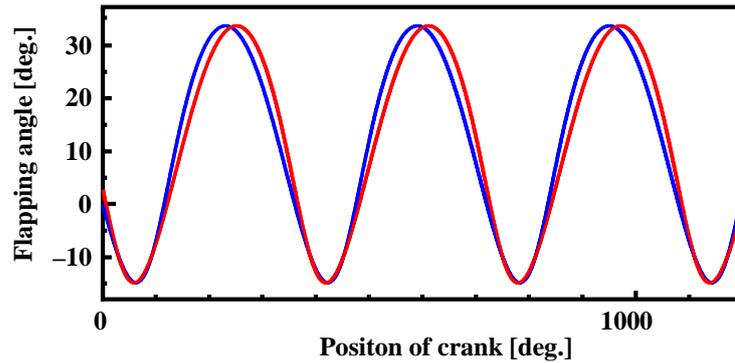


Fig. 2.3.4.2-3 Time variation of flapping angle by geometric model of actuating system

2.3.3 駆動系の各寸法と羽ばたき運動

各パラメータを変動させた場合の羽ばたき角の時間変化を示す。図 2.3.3-1, 図 2.3.3-2, 図 2.3.3-3 および図 2.3.3-4 はそれぞれ, リンクの長さ (1 [mm]毎), クランク間の角度(10 [deg.]毎), てこの長さ(1 [mm]毎)およびクランクの半径(0.2 [mm]毎)を変動させている。横軸および縦軸はそれぞれ, クランク位置およびフラッピング角を示している。

リンクの長さが変動したとき, フラッピング角の平均値は変動するものの, 定性的に一致(一部のリンクの長さを除く)している。リンクの長さが大きい/小さいとき, フラッピング角の平均値は小さい/大きい。即ち, フラッピング角の振幅の中心角度がリンクの長さによって変動することがわかる。

クランク間の角度が変動するとき, フラッピング角の位相が変動するものの, フラッピング角は定性的に一致している。クランクの間の角度が大きい/小さいとき, フラッピング角の位相は早い/遅い。即ち, フラッピング角の位相はクランク間の角度によって変動することがわかる。

てこの長さが変動するとき, フラッピング角の振幅および平均値が変動する。てこの長さが大きい/小さいとき, フラッピング角の振幅は小さく/大きく, フラッピング角の平均値は小さい/大きい。即ち, てこの長さによってフラッピング角の振幅および平均値が変動することがわかる。さらには, てこの長さによって2つのパラメータが変動するため, 羽ばたき角を調整するパラメータとしては, 適切とはいえないことがわかる。

クランクの半径が変動するとき, フラッピング角が変動する。クランクの半径が大きい/小さいとき, フラッピング角の振幅は大きい/小さい。即ち, クランクの半径によってフラッピング角の振幅が変動することがわかる。

これらのことから, 飛翔体のフラッピング角の平均値(振幅の中心), 位相差および振幅はそれぞれ, リンクの長さ・てこの長さ, クランク間の角度およびクランクの半径・てこの長さによって

変動することがわかった。特に、フラッピング角の平均値，位相差および振幅を調整するパラメータとして，それぞれリンクの長さ，クランク間の角度およびクランクの半径が適切といえる。

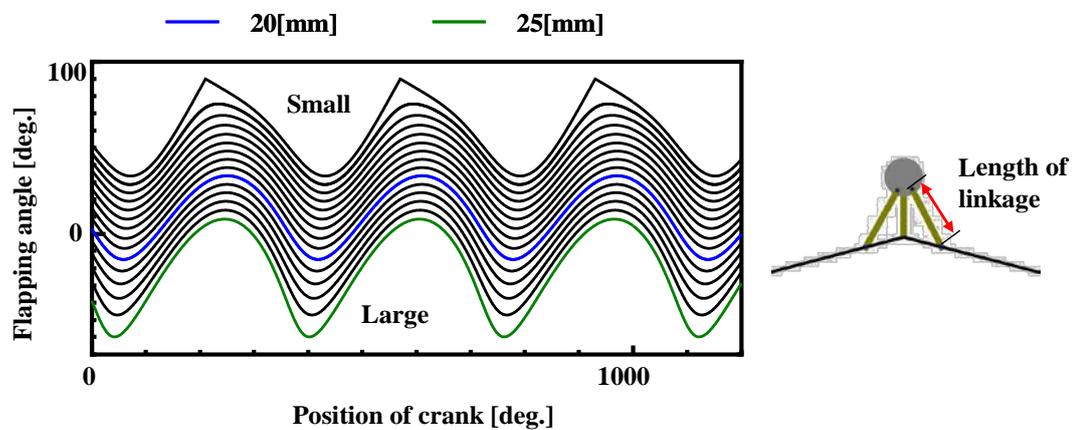


Fig. 2.3.3-1 Length of linkage

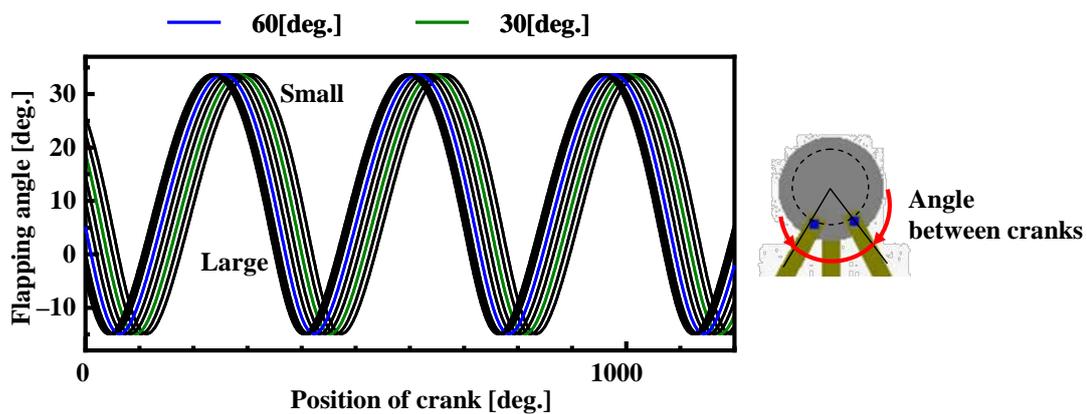


Fig. 2.3.3-2 Angle between cranks

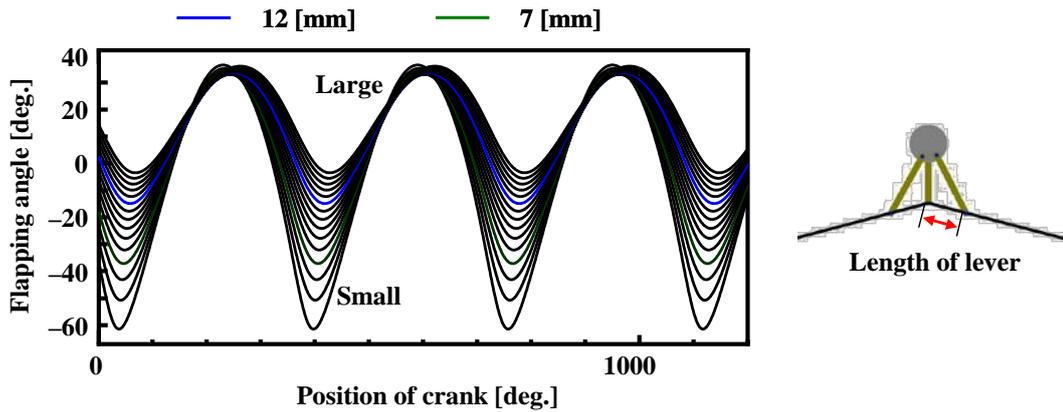


Fig. 2.3.3-3 Length of lever

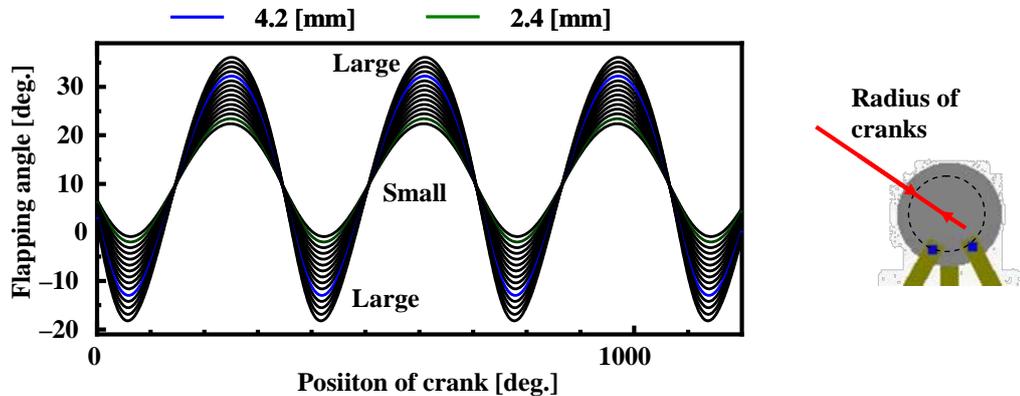


Fig. 2.3.3-4 Radius of cranks

2.3.4 各寸法の決定手法

2.3.3において、駆動系の各パラメータが羽ばたき運動に及ぼす影響を明らかにした。しかしながら、任意の羽ばたき角を与える各パラメータの値を決める方法については未だ確立されていない。そのため、その方法を確立することを本項では目指す。ここでは、左右の翅のフラッピング角の差を最小化する際の例を示す。

図 2.3.4-1 に最小化するためのアルゴリズムを示す。このフローチャートは、最初に割り振られたパラメータの総数の中から最適解を導き出すアルゴリズムを示しており、パラメータの総数の中から、ある条件（閾値）を満たす解の数が一つになるまで閾値を変化させる。具体的には、初期の閾値と閾値の刻み幅を設定し、閾値と刻み幅が解の数が一つになるまで、式(2.3.4-1)および式(2.3.4-2)に基づき変化し続ける初歩的なアルゴリズムとなっている。

今回は、ある位相における左右のフラッピング角の差を閾値とした。また、4つのパラメータをそれぞれ40ずつに分割し、総数2,560,000個の中から最も差が小さい解1つを導いた。図2.3.4-2および表2.3.4-1にフラッピング角の差が最小となるように適正化したフラッピング角および適正化された各パラメータを示す。横軸および縦軸はそれぞれ、クランク位置およびフラッピング角を示している。適正化前のフラッピング角（図2.3.4.2-3）と比べ、適正化により左右の翅のフラッピング角の差が小さく（5.31 [deg.] → 2.08 [deg.]）なることが確認できた。適正化後のフラッピング角の差は、一つのパラメータごとに適正化した値（クランクの間の角度を適正化した場合が最小値2.45 [deg.]）に比べ、左右の翅を小さくなった。また、任意のフラッピング角の平均値、位相差および振幅を有する各パラメータを導出するには、3つの閾値を設定することにより可能である。

$$E = E \pm d \tag{2.3.4-1}$$

$$d = d / 2 \tag{2.3.4-2}$$

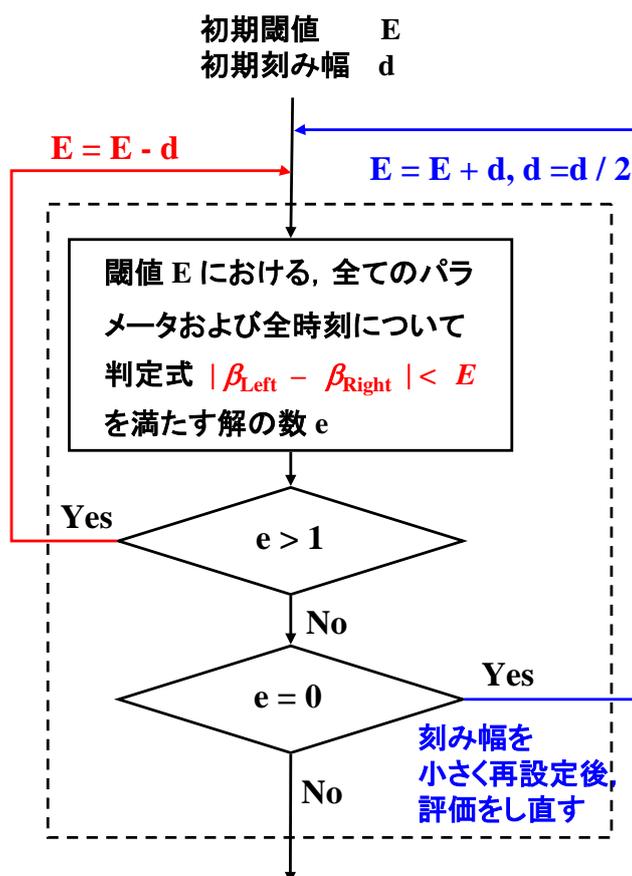


Fig. 2.3.4-1 Flowchart of improvement algorithm

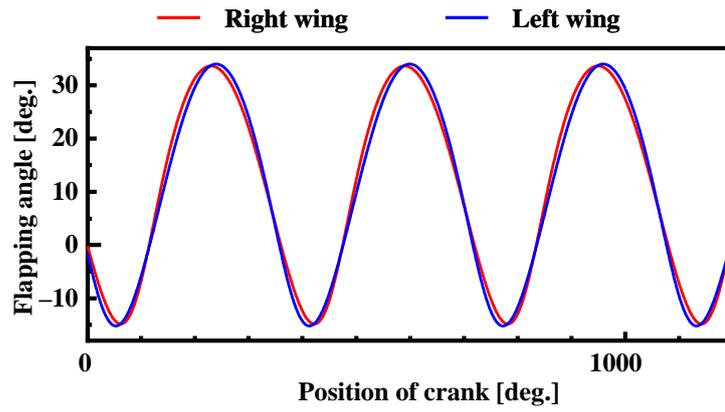


Fig. 2.3.4-2 Time variation of flapping angle after improvement

Table 2.3.4-1 Variation of parameters by improvement

	Before	After
Length of linkage l	20.0 [mm]	18.5 [mm]
Angle between cranks α	60 [deg.]	56 [deg.]
Radius of cranks r_1	4.2 [mm]	2.8 [mm]
Length of lever r_2	12.0 [mm]	7.2 [mm]
Difference between right and left flapping angle E	5.31 [deg.]	2.08 [deg.]

2.4 開発した飛翔体の概要

2.4.1 開発した無尾翼・小型羽ばたき飛翔体の諸元

開発した無尾翼・小型羽ばたき飛翔体およびその諸元を図 2.4.1-1 および表 2.4.1-1 に示す。開発した無尾翼・小型羽ばたき飛翔体は尾翼を持たない。その翅スパン長さ、翅弦長さおよび重量はそれぞれ、240 [mm]、80 [mm] および 1.97 [g] である。作製した無尾翼・小型羽ばたき飛翔体の翼面荷重、羽ばたき周波数およびアスペクト比が蝶と同程度の値を示している。そのため、蝶と同程度の羽ばたき周波数で同程度の荷重を支える必要があり、蝶に近い飛翔を行うと考えられる。モータに印加する電圧を調整することにより 7 ~ 11 [Hz] の範囲の羽ばたき周波数で飛翔することができる。この飛翔体は翅の上反角、羽ばたき周波数および両翅の取り付け位置により、飛翔体の飛翔姿勢、垂直方向の飛翔速度および飛翔方向を調整可能である。



Fig. 2.4.1-1 Micro flapping robot

Table. 2.4.1-1 Specifications of Micro flapping robot

翅スパン長さ	240 [mm]
翅弦長さ	80 [mm]
重量	1.97 [g]
翼面荷重	1.5 [W/m ²]
羽ばたき周波数	9 ~ 11 [Hz]
アスペクト比	3.0

2.4.2 バッテリの電圧の減少と羽ばたき周波数

作製した無尾翼・小型羽ばたき飛行体の飛行時間と固定された飛行体の羽ばたき周波数の関係を図 2.4.2 - 1 に示す。横軸は飛行時間を示し、縦軸は羽ばたき周波数および電源電圧を示している。○印および□印はそれぞれ、固定された状態で羽ばたき運動を行うときおよび自由飛行時の羽ばたき周波数の平均値を示している。バッテリーの定格電圧が 3.4 ~ 4.2 [V] であるため、バッテリーの電圧が 3.4 [V] 付近にまで低下する間の羽ばたき周波数の変化を調べた。

飛行時間の経過により、バッテリーの電圧が低下する。それに伴い、自由飛行時・固定飛行時いずれの羽ばたき周波数も低下し、720 [s] の駆動で羽ばたき周波数は 1.5 [Hz] 程度低下する。自由飛行時の羽ばたき周波数は、固定時に比べて、高い羽ばたき周波数で羽ばたき運動を行うことがわかる。これは、自由飛行時においては自由度が高いため、翅に生じる力が胴体の運動などにも消費されるため、翅が受ける力が小さくなるためと考えられる。

作製した無尾翼・小型羽ばたき飛行体は、駆動開始より 7 分程度で高度が低下し始めることを確認しており、羽ばたき周波数が 0.6 [Hz] 程度の低下で無尾翼・小型羽ばたき飛行体は高度を上昇できなくなると考えられる。

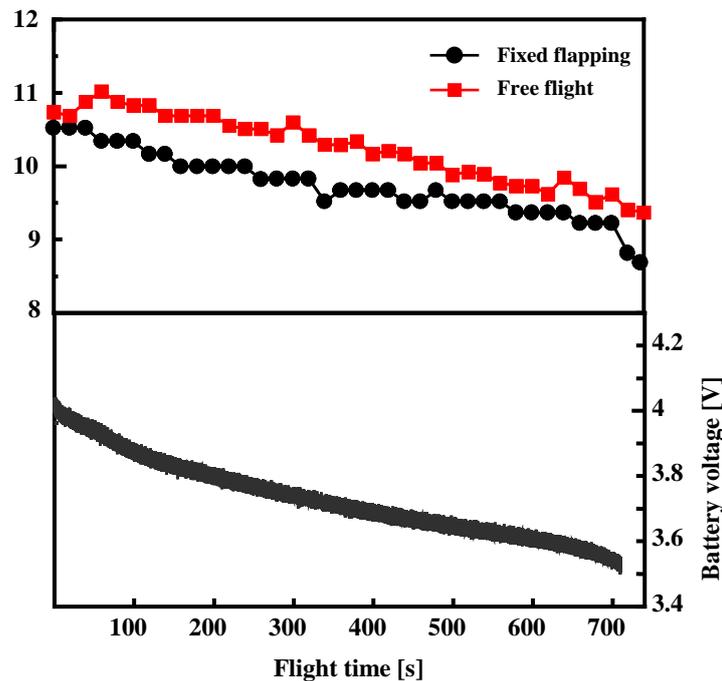


Fig. 2.4.2 - 1 Time variation of flapping frequency

2.5 まとめ

飛翔可能な無尾翼・小型羽ばたき飛翔体を開発し，その開発手法について述べた．具体的には飛翔体の駆動系のモデル化を行い，それを用い高い羽ばたき周波数を実現するために適したモータおよび減速比を選定した．さらには，飛翔体の任意の羽ばたき運動を実現する駆動系の寸法を決定する手法を確立し，それらを用いて無尾翼・小型羽ばたき飛翔体を開発した．

開発した無尾翼・小型羽ばたき飛翔体の翅スパン長さ，翅弦長さおよび重量はそれぞれ，240 [mm]，80 [mm] および 1.97 [g] であり，小型かつ軽量の飛翔体を開発したと言える．

第3章 開発した飛翔体の翅の挙動と飛翔

3.1 本章の概要および目的

本項では開発した飛翔体の翅の挙動と飛翔を評価し、蝶の翅の挙動と比較することにより、開発した飛翔体の特徴を羽ばたき運動の面から明らかにすることを目的とする。

3.2 実験装置および実験方法

3.2.1 飛翔観察実験装置

3.2.1.1 飛翔体の飛翔観察実験装置

図 3.2.1.1-1 に飛翔観察実験装置を示す。飛翔観察実験装置はマーキング (図 3.2.2.1-1 参照) を施した飛翔体および高速度カメラまたはデジタルビデオカメラで構成される。飛翔体の予想飛翔経路に垂直になるように高速度カメラまたはデジタルビデオカメラを設置する。焦点位置は予想飛翔経路上に飛翔体を手で保持し、その際の飛翔体の位置に合わせる。初速を与えずに飛翔体を飛翔させ、その飛翔の様子を高速度カメラで捕らえる。飛翔観察実験で得られた値を基に、翅の挙動および飛翔軌跡を導出した。

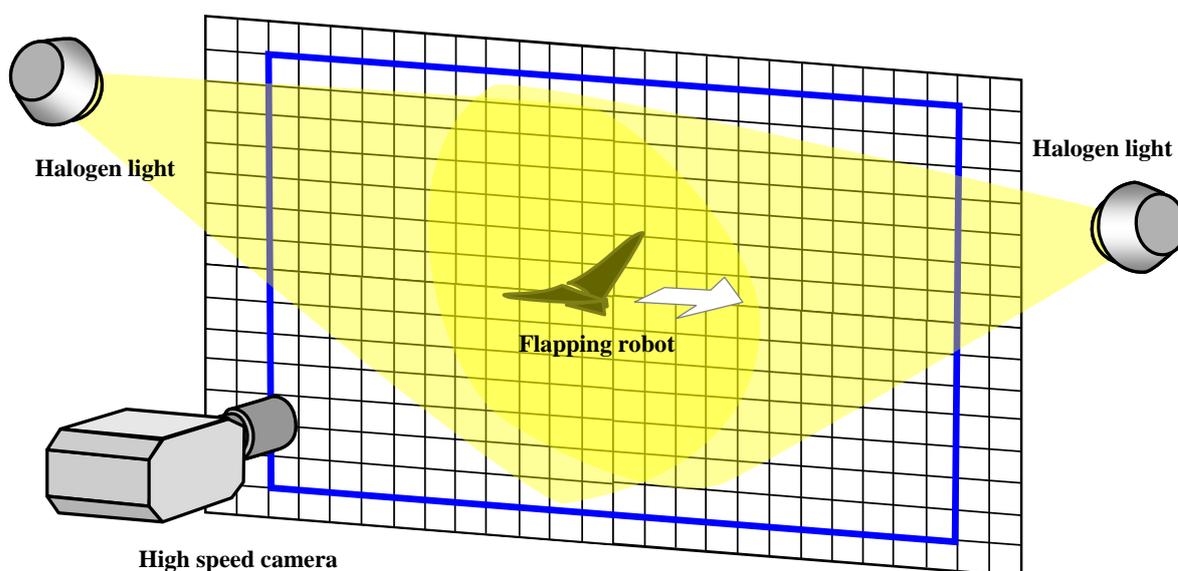


Fig. 3.2.1.1-1 Experimental apparatus for flight observation

3.2.1.2 蝶の飛翔観察実験装置

図 3.2.1.2-1 および図 3.2.1.2-2 に実験に用いた蝶ヒメアカタテハ(学名 : *Vanessa cardui*) および羽ばたき観察実験装置をそれぞれ示す. 蝶の翅弦長 c , 翅スパン長さ l , 翅面積 s および体重 m はそれぞれ 25[mm], 30[mm], 245[mm²]および 160[mg]である. 羽ばたき観察実験装置はアクリル容器 (300×500 mm²), ハロゲンライトおよび高速度カメラで構成されており, 羽ばたき運動する蝶の翅の羽ばたき運動を高速度カメラ(1125 [fps])で撮影した. 自由飛翔観察実験においては自由飛翔する蝶の翅および, 固定観察実験においては蝶の脚を翅の羽ばたき運動を阻害しないように固定された蝶の翅を, それぞれ高速度カメラで捉えた.



Fig. 3.2.1.2-1 The butterfly (Painted Lady)

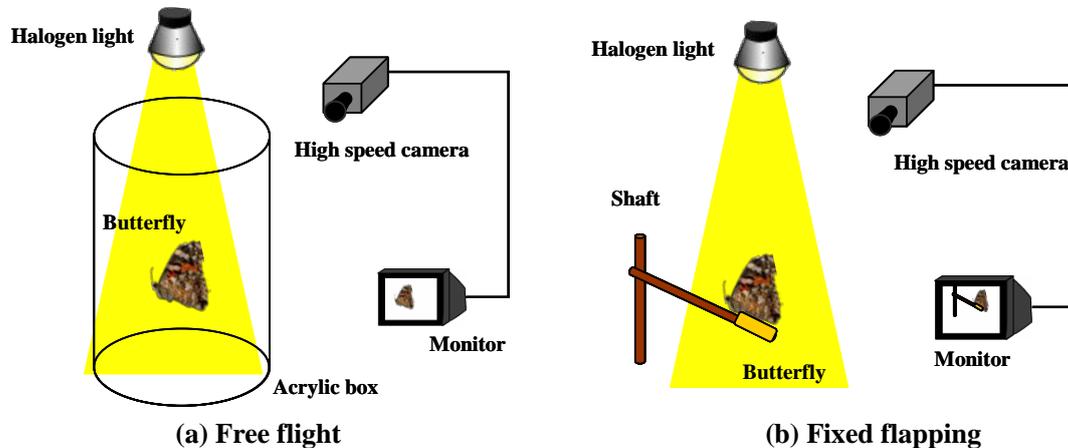


Fig. 3.2.1.2-2 Experimental apparatus for flight observation

3.2.2 翅の三次元的な座標の導出

3.2.2.1 飛翔体の翅の三次元的な座標の導出

翅の三次元的な座標はマーキングを施した測定点（図 3.2.2.1-1）を用いて奥行き方向の位置を算出することにより、3 次元的な翅膜の変形を明らかにすることができる。この値の導出には以下のことを行う必要がある。

(イ) 座標値の測定

(ロ) 飛翔体の胴体を基準とした座標系に変換

(ハ) 奥行き方向の変位を算出

(イ) 座標値の測定方法

飛翔体の翅に設けた測定点の座標を計測する。座標値は 2 次元の値 (X, Z) となる。測定方法は以下に示す。

- (1) 動画解析ソフト(Dipp-MotionXD)を起動し座標測定を行う映像を読み込む。
- (2) 各座標測定点を指定し、手動で座標を測定する。
- (3) キャリブレーションを行う。
- (4) 測定した値を保存する。

(ロ) 飛翔体の胴体を基準とした座標系に変換

飛翔体の翅の挙動は飛翔体を基準とした座標系で評価する必要があるため、式(3.2.2.1-1)に基づいて座標変換を行う。以下にその詳細を記す（図 3.2.2.1-2 参照）

- (1) 頭部を基準とした座標系 (X', Z') に画像から計測した座標値 (X, Z) を変換する (①→②)
- (2) 式 (3.2.2.1-2) に基づき姿勢角 θ_{body} を導出する
- (3) (1) で得られた座標値 (X', Z') を姿勢角 θ_{body} だけ回転し飛翔体の胴体部を基準とした座標系に変換する (②→③)

$$\begin{pmatrix} x \\ z \end{pmatrix}^T = \begin{pmatrix} X - X_{Head} \\ Z - Z_{Head} \end{pmatrix}^T \begin{pmatrix} \cos \theta_{body} & \sin \theta_{body} \\ -\sin \theta_{body} & \cos \theta_{body} \end{pmatrix} \quad (3.2.2.1-1)$$

$$\theta_{body} = \tan^{-1} \left(\frac{Z_{body} - Z_{Head}}{X_{body} - X_{Head}} \right) \quad (3.2.2.1-2)$$

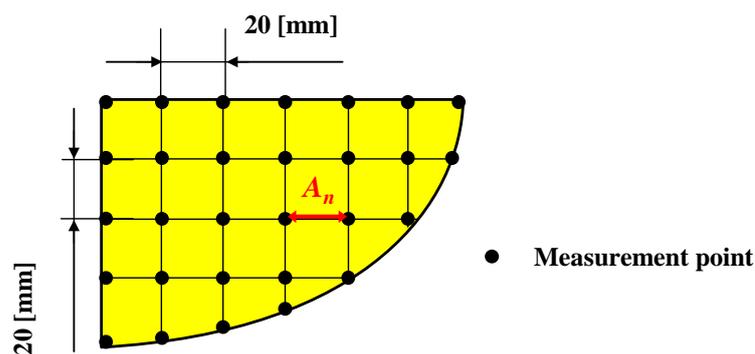


Fig. 3.2.2.1-1 Measurement points on the wing of robot

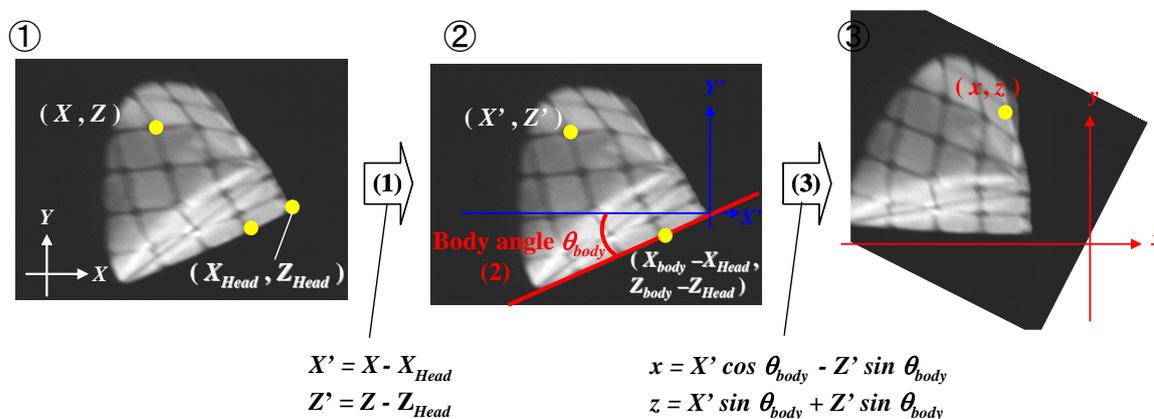


Fig. 3.2.2.1-2 Coordinate translation of robot

(ハ) 奥行き方向の変位を算出

測定した座標値は二次元の値のみを有するため、奥行き方向の評価が出来ない。そのため、ピタゴラスの定理を基に、奥行き方向の座標を算出する。図 2.5.3.1-2 の既知の値 A_n を用いピタゴラスの定理を利用することにより、式(3.2.2.1-3)に基づき奥行き方向の変位を算出することができる。ただし、ピタゴラスの定理で算出できる値自体はスカラー値である距離であるため、算出した $(y_n - y_{n-1})$ の向きについては算出できない。本実験においては、翅の変形が一次モードであるため、奥行き方向に翅が変形していると見做して算出している。そのため、変形が二次モード以上の場合にはこの方法は適用できない。以下に奥行き方向の座標の算出方法を記す

- (1) 計測された座標値および既知の値 A と式(3.2.2.1-3)を用いて、奥行き方向の変位を算出する。
- (2) 図に記される計算の順番(例 ①,②など)に沿って奥行き方向を計算していく

(3) 翅が水平位置，上死点および下死点にある状態で奥行き方向の誤差を評価する.

$$y_n = y_{n-1} + \sqrt{A_n^2 - (x_n - x_{n-1})^2 - (z_n - z_{n-1})^2} \quad (3.2.2.1-3)$$

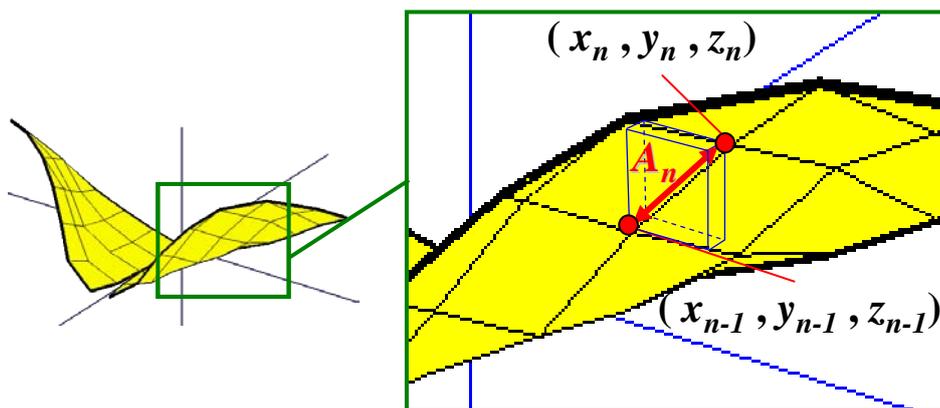


Fig. 3.2.2.1-3 Schematic illustration of calculation for displacement on y direction

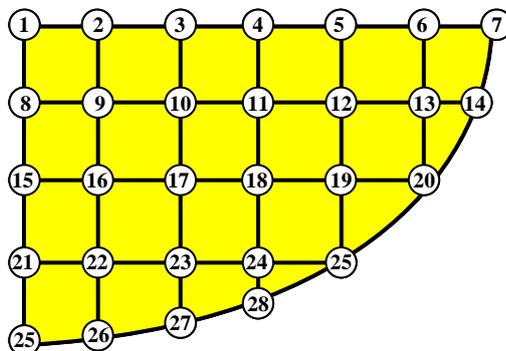


Fig. 3.2.2.1-4 Order of calculation for displacement

3.2.2.2 蝶の翅の三次元的な座標の導出

飛翔観察実験により得られた画像を図 3.2.2.2-1 に示すように、蝶の重心●(CG:胸部と腹部の間)、頭部■(Head)および右前翅先端▲(Right wing tip)の座標と右翅のスパン長さ1に対して、1/4, 1/2, 3/4の位置の前縁●および後縁■の座標をフレーム毎に抽出した。翅の三次元的な座標の導出方法は 3.2.3.1 とほぼ同じ方法で算出している。この値の導出には以下のことを行う必要がある。その際、(ロ)の式 (3.2.2.1-3) は式 (3.2.3.2-1) に変更される (図 3.2.3.2-2 参照)。

- (イ) 座標値の測定
- (ロ) 飛翔体の胴体を基準とした座標系に変換
- (ハ) 奥行き方向の変位を算出

$$\Delta z = \sqrt{A^2 - (\Delta x^2 + \Delta y^2)} \quad (3.2.3.2-1)$$

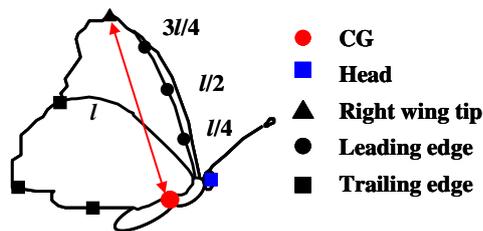


Fig. 3.2.2.2-1 Measuring points on a butterfly wing

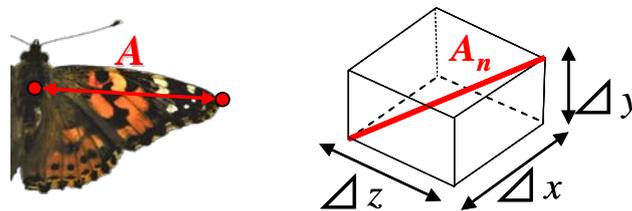


Fig. 3.2.2.2-2 Schematic illustration of calculation for displacement on y direction

3.2.3 翅の位置を示す3つの角度

翅の挙動を評価する3つの角度について述べる。フラッピング角，リード・ラグ角およびフェザリング角を用いて翅の位置を評価する。フラッピング角，リード・ラグ角およびフェザリング角は，それぞれ，翅の上下，前後およびねじり方向の挙動を示しており，羽ばたき運動における翅の位置を示す基本的な角度である。図3.2.3-1(a)，(b)および(c)にそれぞれ，フラッピング角 β [rad.]，リードラグ角 ζ [rad.]およびフェザリング角 θ [rad.]と各角度の示す翅の運動を示す。

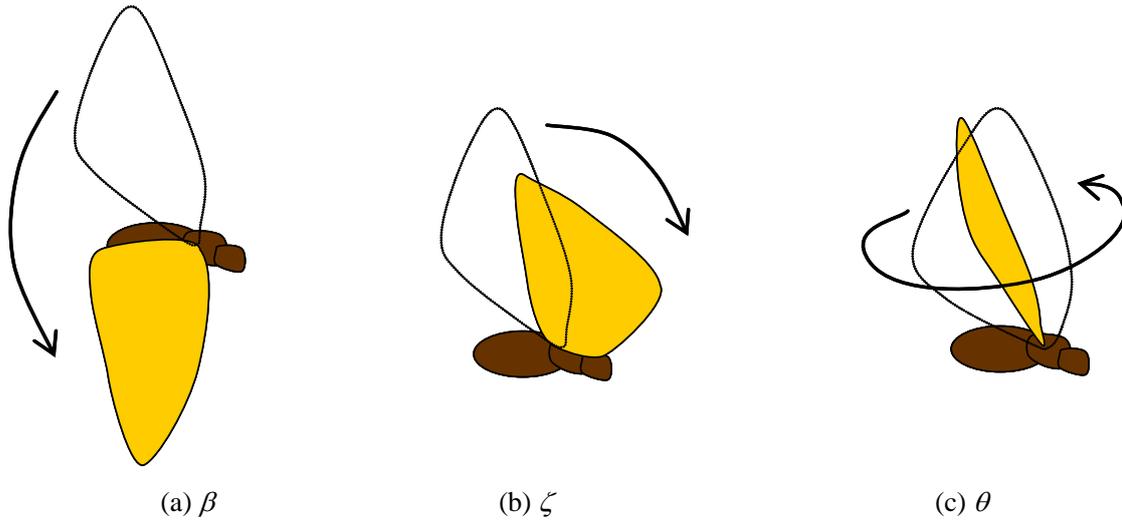


Fig. 3.2.3-1 Flapping angle β , lead-lag angle ζ and feathering angle θ

3.2.3.1 フラッピング角 β

フラッピング角は飛翔体の胴体を基準とした座標系における翅先端の座標値 (x_{tip} , y_{tip} , z_{tip}) を用いて，式 (3.2.3.1-1) で定義される (図 3.2.3.1-1 参照) .

$$\beta = \tan^{-1} \frac{z_{tip}}{y_{tip}} \quad (3.2.3.1-1)$$

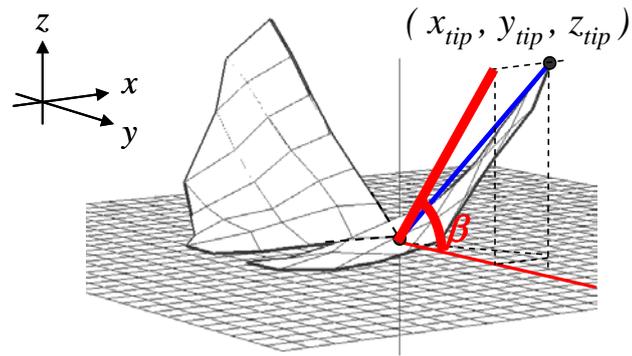


Fig. 3.2.3.1-1 Definition of flapping angle

3.2.3.2 リード・ラグ角 ζ

リード・ラグ角は飛翔体の胴体を基準とした座標系における翅先端の座標値 $(x_{tip}, y_{tip}, z_{tip})$ を用いて、式 (3.2.3.2-1) で定義される (図 3.2.3.2-1 参照) .

$$\zeta = \tan^{-1} \frac{x_{tip}}{y_{tip}} \quad (3.2.3.2-1)$$

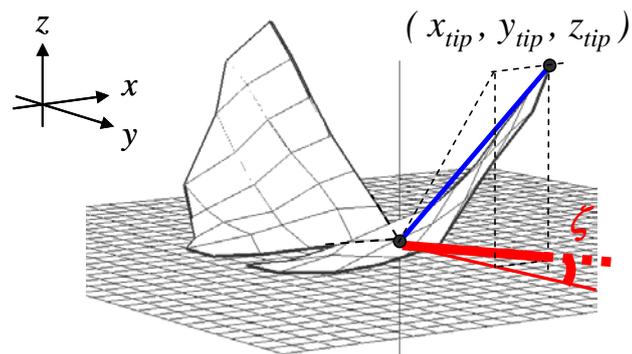


Fig. 3.2.3.2-1 Definition of lead-lag angle

3.2.3.3 フェザリング角 θ

フェザリング角は飛翔体の胴体を基準とした座標系における翅前縁の座標値(x_{LE}, y_{LE}, z_{LE})および翅後縁の座標値(x_{TE}, y_{TE}, z_{TE})を用いて、式 (3.2.3.3-1) で定義される (図 3.2.3.3-13 参照) .

$$\theta = \tan^{-1} \frac{(z_{LE} - z_{TE})}{\sqrt{(x_{LE} - x_{TE})^2 + (y_{LE} - y_{TE})^2}} \quad (3.2.3.3-1)$$

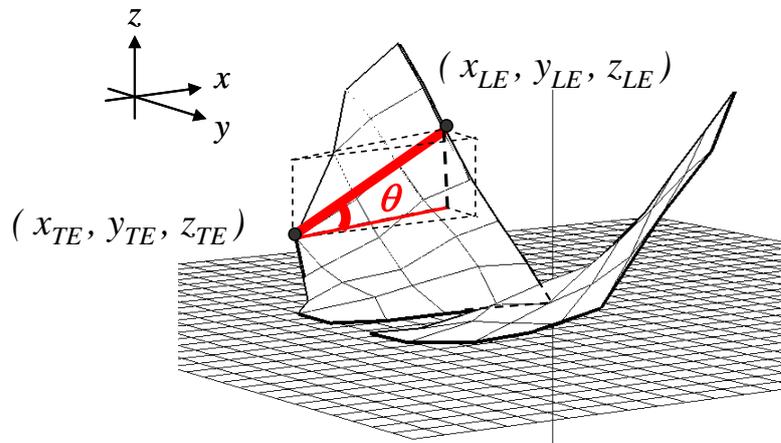


Fig. 3.2.3.3-1 Definition of feathering angle

3.2.4 翅の変形量

翅の変形量の定義を記す. 翅の変形量は翅前縁を基準とした座標系 ($x_{\beta\zeta}, y_{\beta\zeta}, z_{\beta\zeta}$) (図 3.2.4-1) における翅の z 方向の座標値 (変位) が翅の変形量と定義する. 羽ばたき運動においては, 翅の変形の基準となる平面が, 羽ばたき運動に伴い, フラッピング角およびリード・ラグ角だけ移動する. そのため, 翅の変形量を評価するには, 座標変換を行い, 翅の変形の基準となる平面に座標を合わせる必要がある. そこで, 式 (3.2.4-1) を用いて, 飛翔体の胴体を基準とする座標系をフラッピング角およびリード・ラグ角だけ回転させ, 座標変換する. 以下にその詳細を記す (図 3.2.4-2 参照) .

$$\begin{pmatrix} x_{\beta\zeta} \\ y_{\beta\zeta} \\ z_{\beta\zeta} \end{pmatrix}^T = \begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix}^T \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \beta & \sin \beta \\ 0 & -\sin \beta & \cos \beta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos \zeta & 0 & -\sin \zeta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \zeta & 0 & \cos \zeta \end{pmatrix} \quad (3.2.4-1)$$

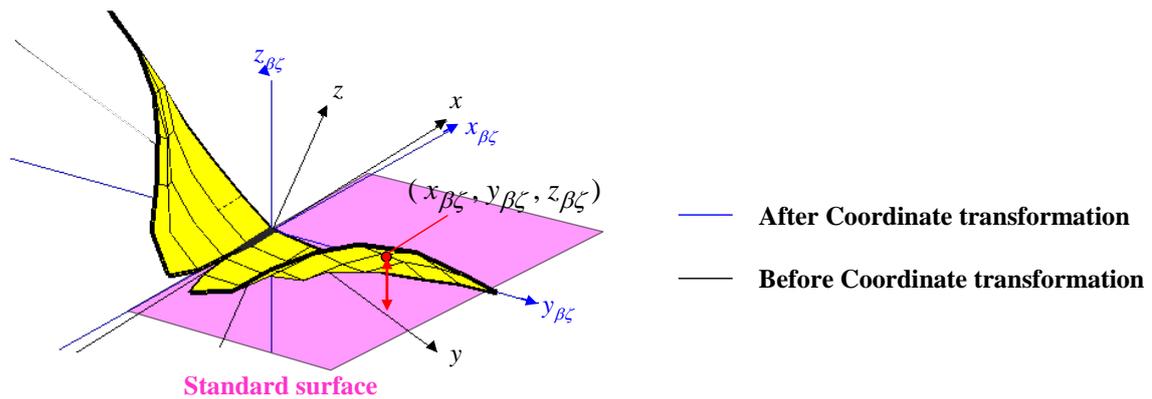


Fig. 3.2.4-1 Definition of wing deformation

- (1) 式 (3.2.3.1-1 および) 式 (3.2.3.2-1) に基づきフラッピング角 β およびリード・ラグ角 ζ を導出する
- (2) 飛行体の胴体を基準とした座標値 (x, y, z) をフラッピング角だけ回転させた座標系 $(x_\beta, y_\beta, z_\beta)$ に変換する (①→②)
- (3) フラッピング角だけ回転させた座標値 $(x_\beta, y_\beta, z_\beta)$ を翅前縁を基準とした座標系 $(x_{\beta\zeta}, y_{\beta\zeta}, z_{\beta\zeta})$ に変換する (②→③)

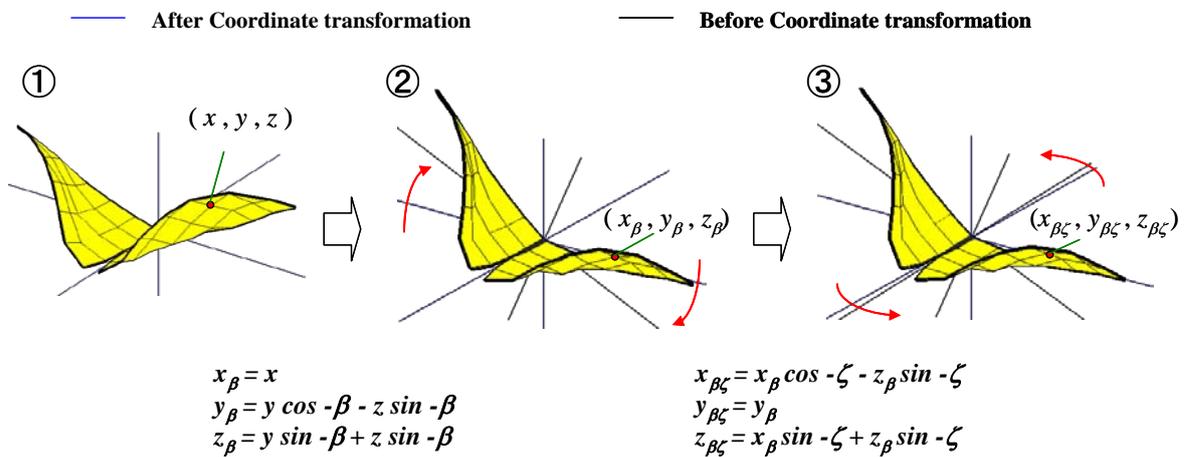


Fig. 3.2.4-2 Coordinate translation for conducting deformation

3.2.5 微小力計測装置とその特性

図3.2.5-1に飛翔体が受ける力を計測する装置を示す。計測装置は、Aurora Scientific 社製 404A およびガイドレール部で構築されている。図3.2.5-2 および表3.2.5-1 はそれぞれ、404A およびその諸元を示している。404A はセンサ部と本体で構築されており、センサ部の突起によって一方向の力を計測する。センサの定格荷重，分解能，直線性，ヒステリシスおよび時間分解能は，それぞれ ± 100 [mN]， 2.0 [mN]， $\pm 0.2\%$ ， 0.01% および 0.3 [msec] である。直線性は誤差を示しており，計測値の 0.2% が誤差として含まれていると考えられる。飛翔体が羽ばたき運動により受ける力は3方向であるが，センサが受ける力はガイドレールにより一方向に限定される。従って，飛翔体の取り付け方向を変化させることにより，計測する力の方向を変える。ガイドレールを用いることにより，センサの性能が変化していることが考えられるため，振動モータ（偏心モータ）を用い公正を行い，時間分解能，精度および確度を確認した。

振動モータ（偏心おもり付きモータ）の回転運動によって生じる力（遠心力）を用いて，時間分解能を評価した。振動モータに生じる力の最大値が，おもりの上・下死点（ガイドレールのロッドと並行な方向）で生じる。高速度カメラ（ 1000 [fps]）を用いることにより，おもり上・下死点となる時間がわかるため，装置の時間分解能は確認できる。そして，この装置は 1 [msec] の時間分解能を持つことが確認されている。この値は，飛翔体の羽ばたき周波数 10 [Hz] に対し，十分な分解能を持つといえる。

図3.2.5-3に計測装置の力-電圧特性を示す。横軸および縦軸は，それぞれ電圧および力を示している。赤線は最小二乗法近似した結果を示しており，この関数に従い，電圧から力を算出する。この関数は電圧 0.638 [V] から変化し， $0\sim 0.638$ [V] の範囲では $F = 2.769 \log_e V + 19.282$ ， 0.638 [V] 以上では $F = 7.9849 V + 12.934$ の関数に従う。 0.638 [V] 以下では，特性が大きく変化していることが確認できる。 20 [mN] 付近以上から出力電圧が飛躍的（ 50 倍以上）に上昇することから，ガイドレール部のロッドとその支持部の摩擦（静止摩擦）によりこの変化が生じると考えられる。

計測時に予測される誤差を表3.2.5-2に示す。予測される誤差を精度と確度の和と定義した。精度はそれぞれの力における10回の電圧計測結果の標準偏差により算出され，確度は最小二乗法を用いて算出された関数のある力における電圧と計測値の差の平均値により算出されている。また，入力である力は振動モータによって生じるが，その回転数はわずか（ 0.1 [Hz]オーダ）に異なるため，最小二乗法により導出された関数を用いて，その差は補正される。

計測されたデータのフィルタリング処理について述べる。FFTを用いてバンドパス処理によりフィルタリングを行う。図3.2.5-4に荷重がない状態における出力電圧の振幅のスペクトルを示す。横軸および縦軸はそれぞれ，周波数およびスペクトルを示す。 0 [Hz] で示されるスペクトル（バイアスを示す）除き，スペクトルは 60 [Hz]， 120 [Hz]， 180 [Hz] と 60 [Hz] の整数倍に立つことがわかる。また，羽ばたき周波数が 10 [Hz]程度であることを考慮すると，高周波数成分（ 100 [Hz] 程度）はカットできると考えられる。また， $0\sim 5$ [Hz] の低周波成分は，ドリフトの影響が含まれると考えら

れるため、カットする。このことから、5~110 [Hz] のバンドパスフィルタを構築し、また、 60 ± 3 [Hz] についてはカットした。フィルタリングの結果を図 3.2.5-5 に示す。これは飛翔体の垂直方向の力をフィルタリングした結果であり、横軸および縦軸はそれぞれ、時間および力を示している、図中の黒および赤線はそれぞれ、フィルタリング前およびフィルタリング後の力を示している。

フィルタリングによる位相の遅れはなく、高周波成分が適切に除去できていることがわかる。このことから、このフィルタリングは適切といえる。

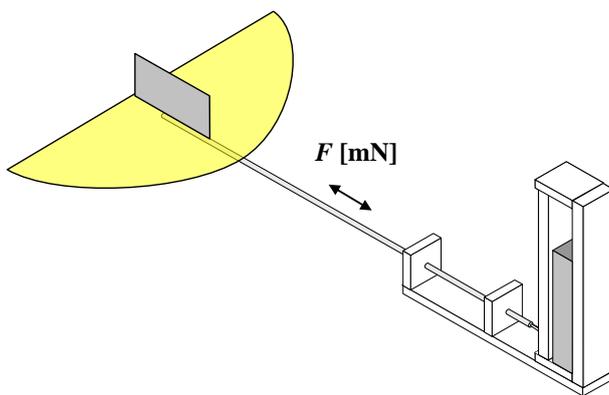


Fig. 3.2.5-1 Experimental apparatus for measuring force



Fig. 3.2.5-2 Force transducer 404A

Table 3.2.5-1 Specification of 404A

Full scale	± 100 [mN]
Resolution	2.0 [μN]
Linearity	± 0.2 % (Error ± 0.2 %)
Hysteresis	0.01 %
Step response time	0.3 [msec]

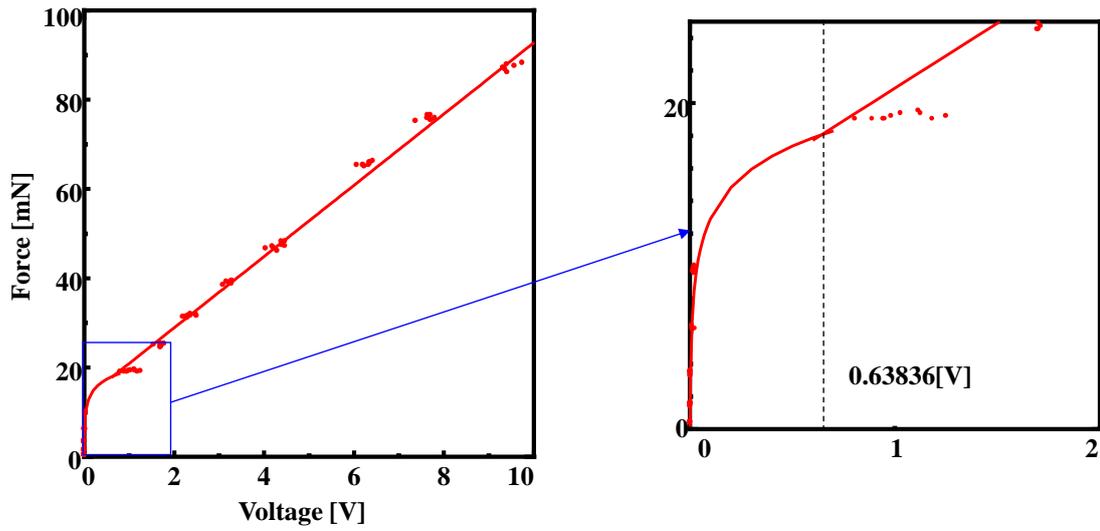


Fig. 3.2.5-3 Force – voltage characteristic of force measurement apparatus

Table 3.2.5-2 Predicted error of force measurement apparatus

荷重[mN]	電圧[V]	精度[%]	確度[%]	予測誤差[%]
0.43	0.000983	0.76	14.27	15.03
1.53	0.001870	3.13	8.13	11.26
3.46	0.003076	4.26	10.4	14.66
6.23	0.011576	0.89	29.38	30.27
9.79	0.017989	15.8	41.38	57.18
19.21	1.027507	10.73	30.15	40.88
24.99	1.699529	1.4	12.24	13.64
31.61	2.321000	3.5	0.34	3.84
39.04	3.142247	4.28	3.14	7.42
47.31	4.180668	5.38	1.69	7.09
65.60	6.179260	3.2	5.75	8.95
75.87	7.683583	1.11	2.19	3.3
87.61	9.574607	2.2	3.66	5.86

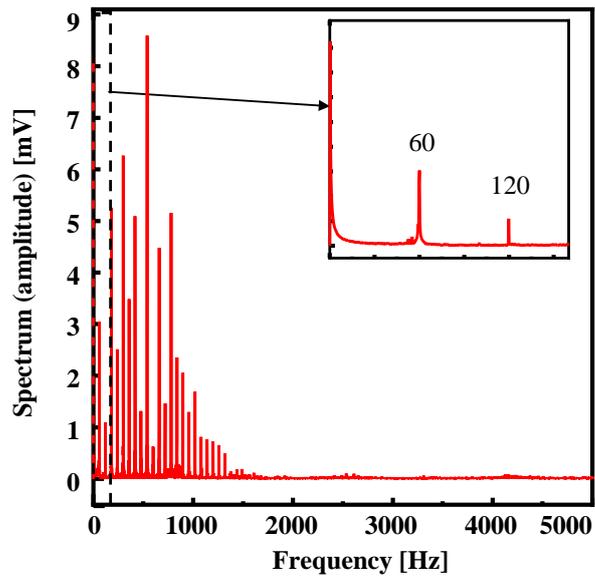


Fig. 3.2.5-4 Spectrum of voltage from force measurement apparatus at no-load

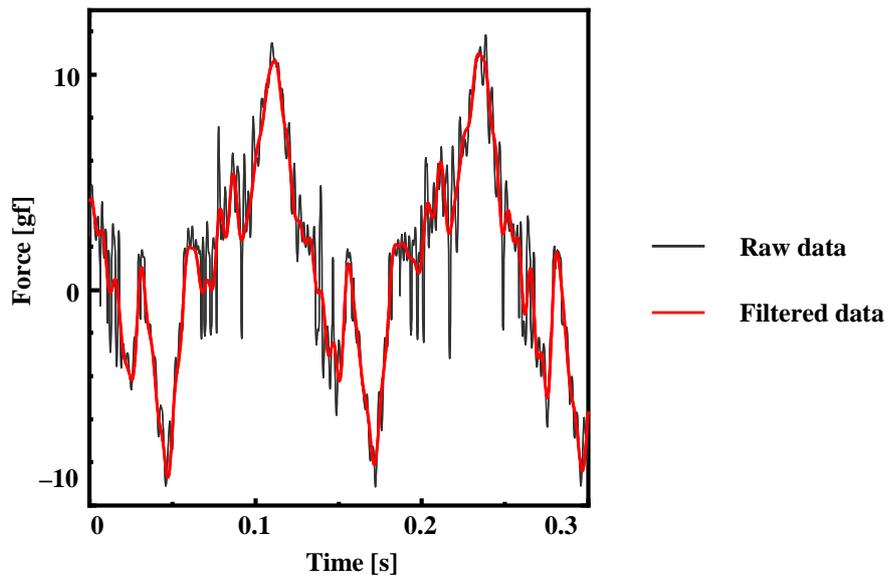


Fig. 3.2.5-5 Denoising result by band pass filtering

3.3 飛翔体の翅先端の挙動および翅の変形

3.3.1 飛翔体のフラッピング角，リードラグ角およびフェザリング角

飛翔する無尾翼・小型羽ばたき飛翔体蝶の翅先端の変化軌跡を図 3.3.1-1 に示す。横軸および縦軸はそれぞれ，リード・ラグ角およびフラッピング角を示しており，赤線，青線および黒線はそれぞれ打ち上げ時，打ち下ろし時の翅先端変化軌跡およびその平均値を示している。

無尾翼・小型羽ばたき飛翔体の上死点および下死点付近におけるフラッピング角はそれぞれ 0.5 [rad.] および -0.3 [rad.] 程度，リード・ラグ角の最大値および最小値はそれぞれ，0.1 [rad.] および 0.0 [rad.] 程度で駆動している。無尾翼・小型羽ばたき飛翔体は，0.8 [rad.] 程度の振幅でほぼ垂直に羽ばたき運動を行うことがわかった。

飛翔する無尾翼・小型羽ばたき飛翔体のフェザリング角の時間変化を図 3.3.1-2 に示す。横軸および縦軸はそれぞれ，羽ばたき運動の周期およびフェザリング角を示しており，赤線，紫線，青線，橙線，緑線および黒線はそれぞれ，飛翔体の翅スパン長さ 1 の 5/6, 2/3, 1/2, 1/3, 1/6 および翅弦方向の翅のフレームにおけるフェザリング角の時間変化を示している。また，●印および■印はそれぞれフラッピング角の上死点および下死点を示している。

飛翔体の翅先端付近のフェザリング角の振幅はそれぞれ 1.7 [rad.] 程度であり，フェザリング角が大きく変化し，飛翔していることが分かる。翅の打ち上げ／打ち下ろしを行うとき，飛翔体の翅はスパン方向に異なる大きさの翅の変形を有しており，翅が三次元的に変形していることが分かる。さらには，翅のねじれの角度は，翅先端が大きく，胴体付近では小さくなること確認できる。

翅のねじりの位相に関しては，フラッピング角の上死点のとき，フェザリング角がスパン方向で同程度であり，1.5 [rad.] 付近の値であることから，飛翔体は，上・下死点付近では，スパン方向で変形していないことがわかる。

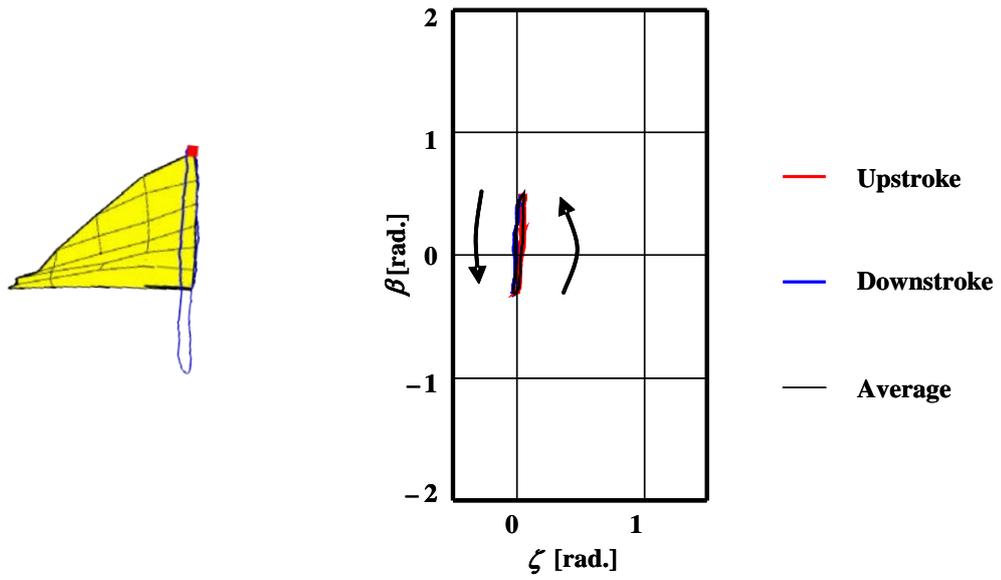


Fig. 3.3.1-1 Trajectory of wing tip of robot (flapping angle and lead-lag angle)

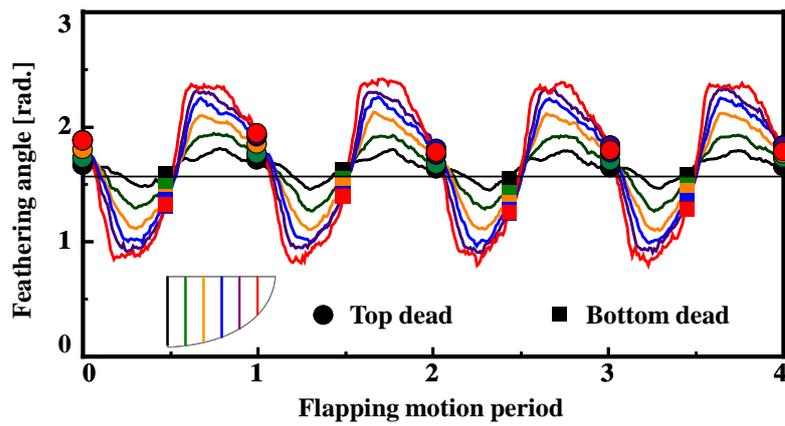


Fig. 3.3.1-2 Feathering angle of robot

3.3.2 翅膜の変形

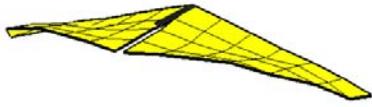
3.3.2.1 飛行時の翅膜の挙動

無尾翼・小型羽ばたき飛行体が翅の打ち上げおよび打ち下ろし（羽ばたき運動）を行う際の翅の弾性変形の様子をそれぞれ、図 3.3.2.1-1 および 図 3.3.2.1-2 に示す。図 3.3.2.1-1 (a), (b), (c) および (d) はそれぞれ、下死点、打ち上げの前半、打ち上げの後半および上死点を示し、また、図 3.3.2.1-2 (a), (b), (c) および (d) はそれぞれ、上死点、打ち下ろしの前半、打ち下ろし後半および下死点を示す。

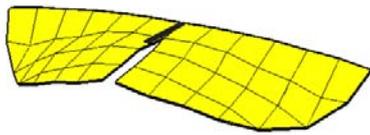
打ち上げる際、下死点付近において翅後端をかき出すように翅が大きく変形する（図 3.3.2.1-1 (a)）。その際、胴体付近のねじりは小さく、翅先端付近のねじりが大きくなり、翅のねじりがスパン方向に一定でないことがわかる（図 3.3.2.1-1 (b)）。打ち上げの後半では翅が上向きに大きくねじれ、打ち上げの際に翅をたたみこむように翅を変形させていることが分かる（図 3.3.2.1-1 (c)）。上死点においても下死点同様、翅後端が大きく変形する（図 3.3.2.1-1 (d)）。

一方、翅を打ち下ろす際には、無尾翼・小型羽ばたき飛行体は、上死点付近で翅のねじりとともに、翅全体が上向いた状態から翅を打ち下ろし始める（図 3.3.2.1-2 (a)）。そのため、打ち下ろしの前半においては、翅前縁付近の翅膜が局所的に下向きのねじれを生じ、翅が覆いかぶさるように翅膜が変形する（図 3.3.2.1-2 (b)）。打ち下ろし後半においては、局所的なねじれがなくなり、翅弦方向でほぼ同じ向きに翅がねじれる（図 3.3.2.1-2 (c)）。下死点付近において、翅が変形することにより翅後端が大きく移動し始めるため翅が変形し、打ち上げ始める際に翅は水平となっている（図 3.3.2.1-2 (d)）。

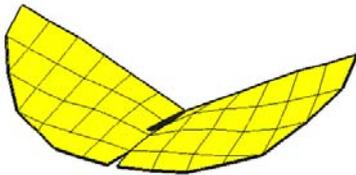
これらの結果より、無尾翼・小型羽ばたき飛行体の翅は十分に変形していることがわかる。すなわち、無尾翼・小型羽ばたき飛行体の翅はねじり運動に相当するフェザリング角の変化が大きいことがわかる。これまでの研究成果より、自由飛行する蝶（ヒメアカタテハ）の翅はフラッピング角およびリード・ラグ角だけでなく、フェザリング角も大きく変化させていることが明らかとなっている。このことから、無尾翼・小型羽ばたき飛行体は翅が変形することにより、蝶の飛行に近い羽ばたき運動を実現していると言える。



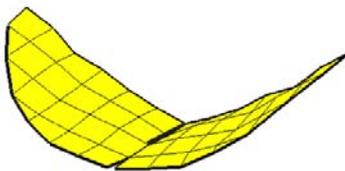
(a) Bottom dead position



(b) Anterior half of upstroke

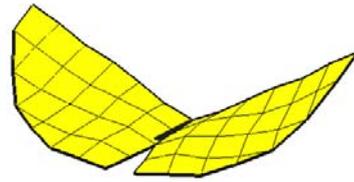


(c) Posterior half of upstroke

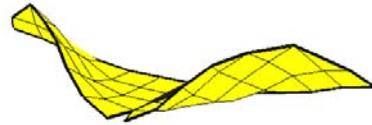


(d) Top dead position

Fig. 3.3.2.1 -1 Wing behaviors on upstroke



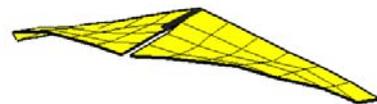
(a) Top dead position



(b) Anterior half of downstroke



(c) Posterior half of downstroke



(d) Bottom dead position

Fig. 3.3.2.1 -2 Wing behaviors on downstroke

3.3.2.2 翅の変形量

作製した無尾翼・小型羽ばたき飛翔体が翅の打ち上げおよび打ち下ろし（羽ばたき運動）を行う際の翅の変形量の分布をそれぞれ、図 3.3.2.2-1 および 図 3.3.2.2-2 に示す。図 3.3.2.2-1 (a), (b), (c) および (d) はそれぞれ、下死点、打ち上げの前半、打ち上げの後半および上死点を示し、また、図 3.3.2.2-2 (a), (b), (c) および (d) はそれぞれ、上死点、打ち下ろしの前半、打ち下ろし後半および下死点を示す。図 3.3.2.2-1 および 図 3.3.2.2-2 の左翅に示されるコンターは翅の変形量を示しており、赤色が上方向への変形、青色が下方向への変形を示している。また、コンターが表示している変形量の範囲は -0.03 [m] ~ 0.03 [m] である。

無尾翼・小型羽ばたき飛翔体が翅の打ち上げる際、下死点付近では、上向きに変形していた翅後端が、翅の打ち上げを開始すると下向きに変形し始める。（図 3.3.2.2-1 (a), (b)）。その際、翅後端付近以外の翅膜は変形していない。打ち上げの前半付近においては、変形量は後端が最も大きく、前縁付近では小さくなる。また、翅先端付近の変形量が胴体付近に比べ大きく、翅の変形量は翅弦方向だけでなく、翅スパン方向においても一定ではない（図 3.3.2.2-1 (b)）。打ち上げの後半では、翅先端だけでなく翅の縁となる部分のほとんどが大きく変形している。翅のスパン中心かつ翅の縁となる部分が最も変形し、翅の形状が下に凸となる。その結果、打ち上げの際に翅をたたみこむような形状に翅を変形させることがわかる（図 3.3.2.2-1 (c)）。上死点においては、翅先端付近が停止するため、翅膜自体の持つ慣性により翅先端付近は変形が見られなくなるものの、翅後端付近については下方向へ翅膜が変形したままである（図 3.3.2.2-1 (d)）。

一方、翅を打ち下ろす際には、上死点付近では、下向きに変形していた翅後端が、翅の打ち下ろしを開始すると上向きに変形し始める（図 3.3.2.2-2 (a), (b)）。打ち下ろしの前半付近においては翅先端付近および胴体付近の翅後端では翅膜の変形が見られず、翅スパン長さの $5/6$ の位置付近の後端のみが局所的に上向きの変形を有している。そのため、翅膜全体としては翅を覆いかぶせるように変形している（図 3.3.2.2-2 (b)）。打ち下ろし後半においては、翅スパン長さの $5/6$ の位置付近の後端が局所的に変形することが確認できず、翅の縁となる部分のほとんどが大きく上向きに変形する（図 3.3.2.2-2 (c)）。下死点付近においては、翅スパン中心付近の後端のみ、やや上向きにねじれる（図 3.3.2.2-2 (d)）。その後、翅膜自体の慣性により、翅後端が下方向に移動し、翅膜の変形がほぼなくなる。

これらの結果より、翅の変形量は翅膜全体で一定ではなく翅後端付近かつ翅先端付近が最も変形することがわかる。打ち上げおよび打ちおろし共に、翅先端から翅が変形し始め、翅の縁を沿うように変形が伝播していくことがわかる。さらには、打ち上げおよび打ち下ろしともに胴体付近が大きく変形することは確認できず、胴体付近がほぼ変形しないことがわかる。胴体付近がほぼ変形しないために、胴体付近の翅のねじれは小さくなる。蝶の翅のねじれの大きさに関しては胴体付近に比べ、先端付近が大きく変形することから、無尾翼・小型羽ばたき飛翔体の翅の変形は蝶の翅のねじれを定性的に再現しており、そのために安定的な飛翔が可能となることが考えられる。

3.4 飛翔体の飛翔

3.4.1 飛翔軌跡

開発した飛翔体の飛翔開始から 0~2 [m] および 2~4 [m] の飛翔軌跡を 図 3.4.1 - 1 (a) および(b) に示す。横軸および縦軸はそれぞれ水平方向および垂直方向の位置を示す。丸印および線分がそれぞれ、飛翔体の先端および胴体部、赤および青がそれぞれ、翅の上死点および下死点を示す。

飛翔体は、水平方向の位置 0.0 [m] から 1.0 [m] 付近までの間、無尾翼・小型羽ばたき飛翔体の高度は低下するものの、1.0 [m] 付近以降は高度は上昇し続ける。水平方向の位置 3.0 [m] 以降においてはほぼ一定の角度で高度は上昇する。また、羽ばたき運動に伴い、飛翔体の姿勢は振動するものの、羽ばたき運動を数回行う間に飛翔軌跡は一回ほど振動し、羽ばたき運動と飛翔軌跡の振動は直接的な関係がないことがわかる。水平方向の位置 4.0 [m] 以降でも高度は上昇し続け、連続飛翔時間は 15 分程度であった。飛翔する無尾翼・小型羽ばたき飛翔体は、飛翔開始直後に一度、高度の低下および上昇した後、高度は常に上昇することがわかる。

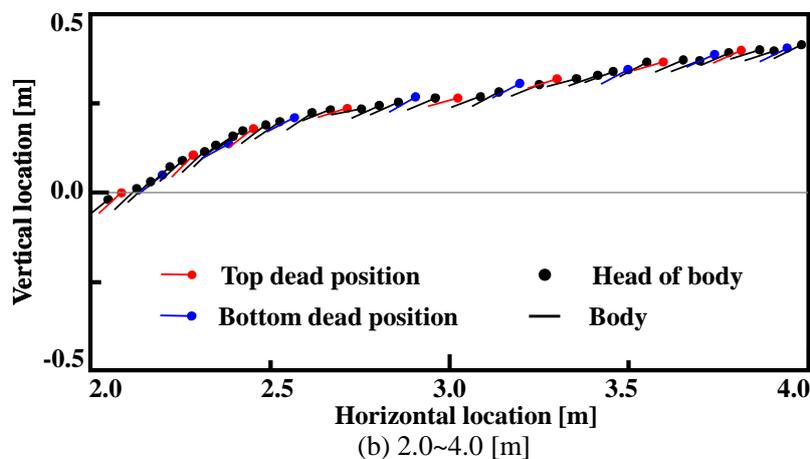
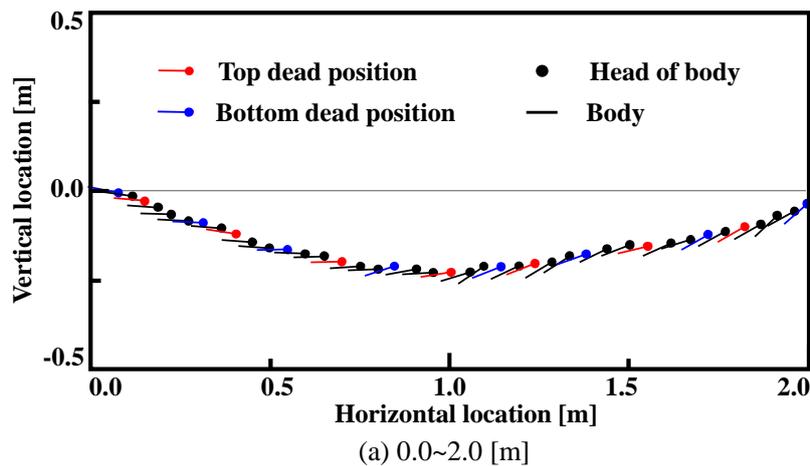


Fig. 3.4.1 - 1 Flight trajectory of micro flapping robot

3.4.2 飛翔映像

開発した飛翔体の飛翔の様子を図 3.4.2-1 および図 3.4.2-2 に示す. 左および右の画像はそれぞれ、飛翔体をフレームの中心付近に来るよう撮影した画像およびデジタルビデオカメラが固定された状態で撮影した画像である. 時間解像度は 30 [fps] であり, 10 フレームごとに分割した. また, 無尾翼・小型羽ばたき飛翔体を手から離れた時間を 飛翔時間 $t = 0.00$ [s] とした.

飛翔時間 $t = 0.00 \sim 1.00$ [s] において, 無尾翼・小型羽ばたき飛翔体の高度が一度低下し, その後, 上昇することが確認できる. 飛翔時間 $t = 1.00 \sim 2.00$ [s] においては常に高度を増加させつつ, 前進飛翔を行うことが確認できる. 飛翔時間 $t = 2.00 \sim 5.66$ [s] においては大きな旋回半径で右に旋回する. 飛翔時間 $t = 6.00 \sim 9.00$ [s] においては旋回方向が変化し左に旋回を行う. このことから, 開発した飛翔体は, 旋回の方法および有無に関わらず飛翔高度が上昇し, まっすぐに前進する飛翔, 右に旋回を行う飛翔および左に旋回を行う飛翔を行うことがわかる.



Flight time $t = 0.00$ [s] (Flight start)



Flight time $t = 2.33$ [s]



Flight time $t = 0.33$ [s]



Flight time $t = 2.66$ [s]



Flight time $t = 0.66$ [s]



Flight time $t = 3.00$ [s]



Flight time $t = 1.00$ [s]



Flight time $t = 3.33$ [s]



Flight time $t = 1.33$ [s]



Flight time $t = 3.66$ [s]



Flight time $t = 1.66$ [s]



Flight time $t = 4.00$ [s]



Flight time $t = 2.00$ [s]



Flight time $t = 4.33$ [s]

Fig. 3.4.2-1 Flight images (0 ~ 4.33 [s])



Flight time $t = 4.66$ [s]



Flight time $t = 7.00$ [s]



Flight time $t = 5.00$ [s]



Flight time $t = 7.33$ [s]



Flight time $t = 5.33$ [s]



Flight time $t = 7.66$ [s]



Flight time $t = 5.66$ [s]



Flight time $t = 8.00$ [s]



Flight time $t = 6.00$ [s]



Flight time $t = 8.33$ [s]



Flight time $t = 6.33$ [s]



Flight time $t = 8.66$ [s]



Flight time $t = 6.66$ [s]



Flight time $t = 9.00$ [s]

Fig. 3.4.2-2 Flight images (4.33 ~ 9.00 [s])

3.5 飛翔体と蝶の翅の運動の比較

3.5.1 フラッピング角およびリード・ラグ角

飛翔する無尾翼・小型羽ばたき飛翔体，自由飛翔する蝶および固定飛翔する蝶の翅先端の変化軌跡を図 3.5.1 - 1 (a)，(b) および(c) に示す．横軸および縦軸はそれぞれ，リード・ラグ角およびフラッピング角を示しており，赤線，青線および黒線はそれぞれ打ち上げ時，打ち下ろし時の翅先端変化軌跡およびその平均値を示している．

無尾翼・小型羽ばたき飛翔体の上死点および下死点のフラッピング角はそれぞれ 0.5 [rad.] および -0.3 [rad.] 程度であるのに対し，自由飛翔および固定飛翔する蝶の上死点および下死点のフラッピング角はそれぞれ，自由飛翔する蝶が 1.0 [rad.] および -0.5 [rad.] 程度，固定飛翔する蝶が 1.3 [rad.] および -0.8 [rad.] 程度である．無尾翼・小型羽ばたき飛翔体のフラッピング角は自由飛翔する蝶および固定飛翔する蝶のそれと比べ，2/3 および 2/5 程度の振幅の大きさであり，小さな羽ばたき振幅で安定的に飛翔していることが分かる．

リードラグ角の大きさについても比較を行うと，打ち上げと打ち下ろしのリードラグ角の差（翅先端変化軌跡の幅）が最も大きなところで，無尾翼・小型羽ばたき飛翔体のリード・ラグ角の振幅は蝶のその 1/10 程度であることが分かる．

これらのことから，作製した無尾翼・小型羽ばたき飛翔体は，小さなフラッピング角およびリード・ラグ角で飛翔していることが明らかとなった．

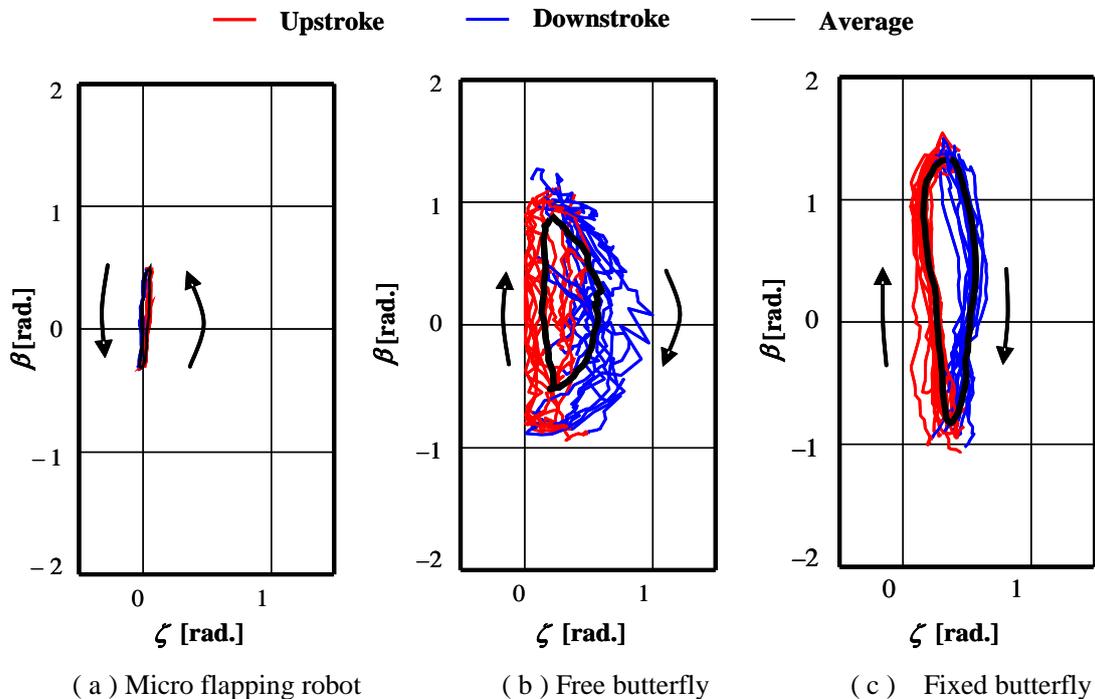


Fig. 3.5.1 - 1 Wing tip trajectories of Micro flapping robot and butterfly

3.5.2 フェザリング角

飛翔する無尾翼・小型羽ばたき飛翔体および蝶のフェザリング角の時間変化を、図 3.5.2-1 (a) および (b) に示す。横軸および縦軸はそれぞれ、羽ばたき運動の周期およびフェザリング角を示しており、上部グラフの赤線、紫線、青線、橙線、緑線および黒線はそれぞれ、飛翔体の翅スパン長さ 1 の $5/6, 2/3, 1/2, 1/3, 1/6$ および翅弦方向の翅のフレームにおける無尾翼・小型羽ばたき飛翔体のフェザリング角の時間変化を示し、下部のグラフの赤線、青線および緑線はそれぞれ蝶の翅スパン長さ 1 の $3/4, 1/2$ および $3/4$ の位置の自由飛翔する蝶のフェザリング角を示している。また、丸および四角はそれぞれフラッピング角の上死点および下死点を示す。

無尾翼・小型羽ばたき飛翔体および自由飛翔する蝶の翅先端付近のフェザリング角の振幅は、それぞれ、 1.7 [rad.] および 2.0 [rad.] 程度であり、飛翔体・蝶ともにフェザリング角を大きく変化させ飛翔していることがわかる。打ち上げおよび打ち下ろしを行うとき、無尾翼・小型羽ばたき飛翔体および蝶の翅はともにスパン方向に異なる大きさの翅のフェザリング角を有しており、三次元的に変形していることが分かる。さらには、翅のねじれの角度は、翅先端が大きく、胴体付近では小さくなること確認できる。

無尾翼・小型羽ばたき飛翔体および蝶の翅スパン中心付近におけるフェザリング角の時間変化を図 3.5.2-2 に示す。横軸および縦軸はそれぞれフラッピング角の周期 t/T およびフェザリング角 θ [rad.] を示しており、青線および赤線はそれぞれ、蝶および無尾翼・小型羽ばたき飛翔体の翅スパン中心付近のフェザリング角を示している。

無尾翼・小型羽ばたき飛翔体および蝶の翅スパン中心付近におけるフェザリング角の振幅は 1.2 [rad.] 程度であり、同程度の振幅のフェザリング角の変化を持つことがわかる。また、翅先端付近のフェザリング角は 1.7 [rad.] および 2.0 [rad.] であり、胴体付近のフェザリング角は 0.8 [rad.] および 0.9 [rad.] であった。このことから飛翔体と蝶はフェザリング角の振幅が同程度であり、飛翔体は蝶のフェザリング角の振幅を再現しているといえる。

位相に関しては、安定的に飛翔する無尾翼・小型羽ばたき飛翔体は、フラッピング角が上・下死点付近に達するとほぼ同時期に、最も翅がねじれるのに対し、蝶はフラッピング角が上・下死点付近に達する以前に最も翅をねじる。このように、蝶と無尾翼・小型羽ばたき飛翔体のフェザリング角に位相差があり、飛翔体の翅のフェザリング角は、蝶に比べ $0.25\sim 0.33$ 周期程度位相が遅れている。これは、蝶が能動的に翅をねじるのに対し、飛翔体のフェザリング角は翅の受動的な変形によって変化しているためと考えられる。Dickinson らは翅に生じる付加的な流体力が並進運動と回転運動の位相に依存することを明らかにしており、並進運動に対し回転運動の位相が早い、つまり翅が上・下死点に達する前に翅の回転運動を行うことにより、翅の移動方向に対し垂直な方向に、最も効果的に力を得ることができ、回転運動を行うのが翅の駆動に対し遅れるほど得られる力が小さくなることを明らかとしている[21]。このことから、蝶の翅の回転運動は、無尾翼・小型羽ばたき

飛翔体に比べ、大きな力を生むことが出来、飛翔体の翅のフェザリング角は蝶に比べ効果的な運動を行っていないと考えられ、これは受動的な変形の限界であるといえる。

これらの結果から、本研究で作製した飛翔体は、フラッピング角を能動的に駆動させ、フェザリング角が受動的に変化することで、蝶に近い翅の運動を実現している。特に、フェザリング角は位相が異なるものの、振幅が同程度であり、無尾翼・小型羽ばたき飛翔体のフラッピング角およびリード・ラグ角の変化は、蝶のそれらに比べ小さいため、本研究で作製した無尾翼・小型羽ばたき飛翔体は、フラッピング角およびリード・ラグ角に比べ、フェザリング角に依存し飛翔を行っていると考えられる。また、この飛翔体は蝶の翅のフェザリング角の振幅を再現した飛翔体といえる。

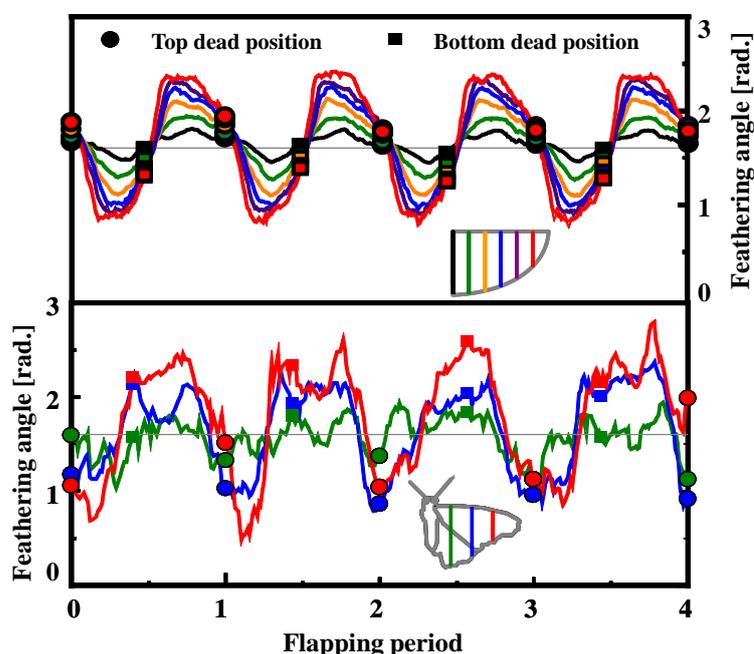


Fig. 3.5.2-1 Feathering angles of micro flapping robot and butterfly

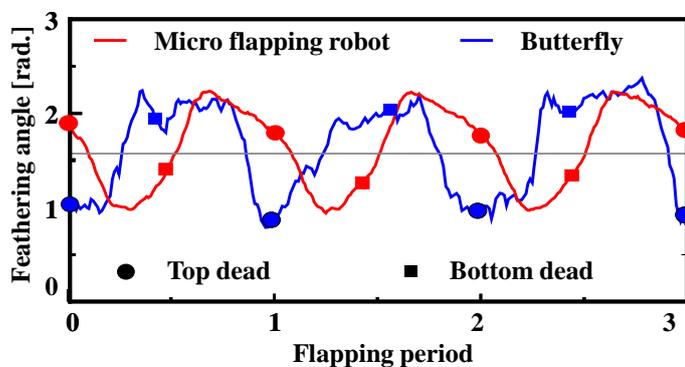


Fig. 3.5.2-2 Feathering angles at half of wing of span length

3.6 飛翔体に生じる力と力ベクトルの角度

図 4.4.5-1(a) および(b)に飛翔体に生じる力の時間変化を示す。横軸は時間，図 4.4.5-1(a) および(b)の縦軸はそれぞれ，垂直方向の力および水平方向の力を示す。赤線および黒線はそれぞれ，計測値および予測される誤差を加えた計測値を示している。

垂直方向の力は1回の羽ばたき周期に1回の力の変動が見られ，水平方向の力は1回の羽ばたき周期に2回の力の変動が見られる。これは，垂直力は翅に生じる力の向きが打ち上げと打ち下ろしで異なり，一方，水平方向の力は翅に生じる力の向きは打ち上げと打ち下ろしで変化しないためである。垂直方向の力は最大で110 [mN] 程度の力が計測され，飛翔体の自重(21.6 [mN])の5倍程度の力が瞬間的に発生していることがわかる。

垂直方向および水平方向の力の平均値はそれぞれ，18.5 [mN] および 16.3 [mN] であった。垂直方向の力の平均値は飛翔体の自重(21.6 [mN]) より小さいため，飛翔体は高度を維持するためには，水平方向の力を垂直方向に作用させる必要があることがわかる。一方，羽ばたき周波数で飛翔する飛翔体は飛翔高度を維持するとき，16 [deg.] 程度姿勢を上向けて飛翔していることが分かっている(図 4.4.4-3) また，水平方向の力と垂直方向の力および重力(自重)を合成したベクトルの傾きは-14. [deg.] であった。これらのことから，翅に生じる力のベクトルの傾きが，飛翔高度を維持するときに必要な姿勢角とほぼ等しく，飛翔高度を維持するために必要な姿勢角は，翅の揚推比に主に依存すると考えられる。

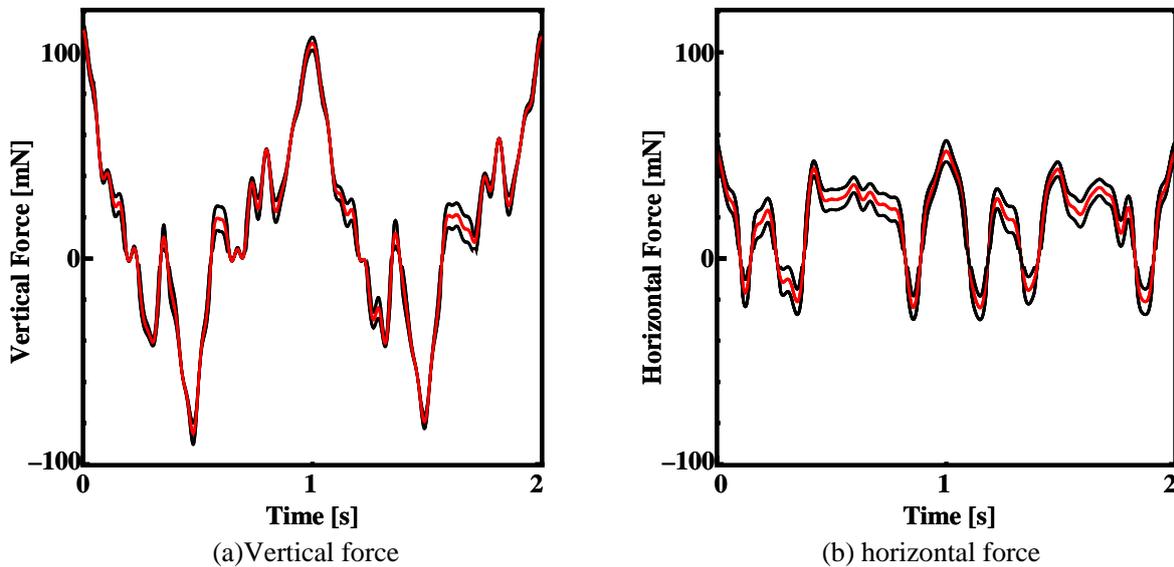


Fig. 4.4.5-1 Forces at a robot on flapping

3.7 まとめ

無尾翼・小型羽ばたき飛翔体の上死点および下死点のフラッピング角はそれぞれ 0.5 [rad.] および -0.3 [rad.] 程度であり，飛翔体のフラッピング角は自由飛翔する蝶に比べ， $2/3$ 程度の振幅の小さな羽ばたき振幅で羽ばたき運動を行う．飛翔体はリード・ラグ角をほとんど変化させずに飛翔しており，飛翔体のリード・ラグ角の振幅は蝶の $1/10$ 程度であった．つまり，開発した無尾翼・小型羽ばたき飛翔体は，小さなフラッピング角でリード・ラグ角をほとんど変化せずに飛翔していることが明らかとなった．

無尾翼・小型羽ばたき飛翔体の翅は十分に変形しており，ねじり運動に相当するフェザリング角の変化が大きい．また，飛翔体の翅先端付近の翅膜の変形量が大きいのに対し，胴体付近の翅膜の変形量が非常に小さいため，翅先端付近の翅のフェザリング角の変動が大きいのに対し，胴体付近の翅のフェザリング角の変化は小さい．このため，自由飛翔する蝶（ヒメアカタテハ）の翅のフェザリング角と同程度の振幅を有しており，無尾翼・小型羽ばたき飛翔体は，飛翔する蝶のフェザリング角の振幅を再現（翅スパン中心付近で 1.2 [rad.]程度）しており，蝶に似た羽ばたき運動を再現した飛翔体といえる．

無尾翼・小型羽ばたき飛翔体は，飛翔開始直後を除き，安定的な飛翔姿勢および飛翔速度を持ち，高度を常に増加させながら飛翔する．翅のねじり運動により飛翔体の推進力を大きくするため，飛翔体の翅の変形が飛翔に重要な要素の一つといえる．

第4章 無尾翼・小型羽ばたき飛翔体の持つ諸パラメータとその飛翔特性

4.1 本章の概要および目的

本章では、開発した無尾翼・小型羽ばたき飛翔体を用い、無尾翼・羽ばたき飛翔の知見を蓄積することを目的とする。具体的には、羽ばたき周波数、羽ばたき振幅中心および翅の前後位置を変化させ、それがどの程度飛翔に影響するかを明らかにする。

4.2 パラメータ，実験装置および方法

4.2.1 本項の概要

飛翔実験を行う際に変化させるパラメータの定義、飛翔観察実験に用いる実験装置および実験方法を示す。パラメータは羽ばたき周波数、羽ばたき振幅中心、翅の前後位置および翅の変形を用いる。また、飛翔体が羽ばたき運動によって受ける力を計測するための微小力計測装置を説明し、またその特性を示す。

4.2.2 パラメータの概要および定義

4.2.2.1 羽ばたき周波数

羽ばたき周波数を1秒間に何回羽ばたき運動を行う回数と定義する。羽ばたき周波数は翅に生じる流体力に重要なパラメータである。飛翔体のバッテリー電圧の低下に伴い、羽ばたき周波数が低下するものの、その低下の勾配は0.002 [Hz/s]程度であり、1秒にも満たない瞬間的な飛翔の様子を計測する時には考慮する必要はない。

4.2.2.2 羽ばたき振幅中心

図4.2.2-1に羽ばたき振幅中心角度の定義を示す。羽ばたき振幅中心角度は翅の上死点と下死点がそれぞれ原点となす線分の角二等分線と水平線が成す角度とする。

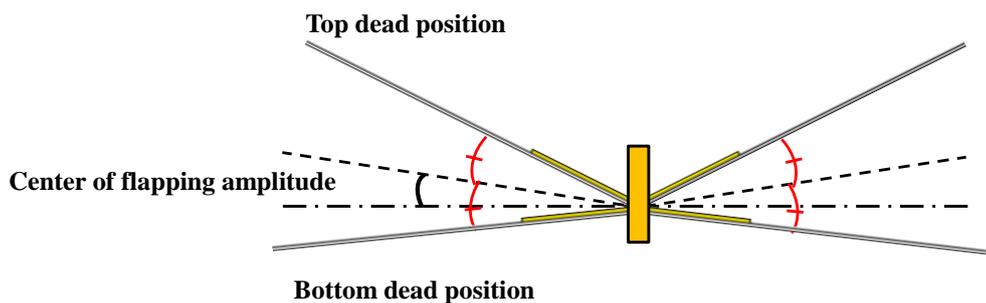


Fig. 4.2.2.2-1 Definition of center of flapping amplitude (CFA)

4.2.2.3 翅の前後位置

図に翅の前後の位置の定義を示す。翅の前後の位置は、重心位置を基準とした翅の前縁の位置により定義され、初期状態で翅は $0.33C$ の位置にある。本研究では左右の翅の位置の差をパラメータとして扱う。左翅を $0.33C$ の位置で移動させず、右翅の位置を移動し飛翔実験を行う。

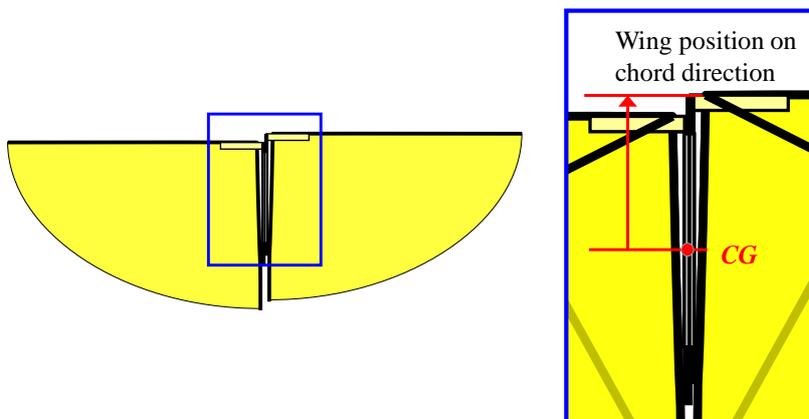


Fig. 4.2.2.3-1 Definition of wing position on chord direction

4.2.3 飛翔観察実験および実験方法

飛翔観察実験装置は飛翔体および高速度カメラまたはデジタルビデオカメラで構成される。飛翔体の予想飛翔経路に垂直になるように高速度カメラまたはデジタルビデオカメラを設置する。焦点位置は予想飛翔路上に飛翔体を手で保持し、その際の飛翔体の位置に合わせる。初速を与えずに飛翔体を飛翔させ、その飛翔の様子を高速度カメラで捉える。この飛翔観察方法を基本とし、異なる羽ばたき周波数、羽ばたき振幅中心角度、翅の前後の位置および翅の変形量で飛翔させた際の、飛翔の様子を観察し、それらのパラメータの飛翔への影響を調べた。撮影した映像を1フレームごとに分割し、画像処理ソフトを用い座標を測定した。異なる羽ばたき周波数、羽ばたき振幅中心および翅の変形量を有する飛翔体の飛翔は飛翔時の飛翔軌跡、姿勢角および飛翔速度によって評価される。

図 4.2.3-1 は x-y 平面を観察する飛翔観察実験装置を示す。x-z 平面を観測する飛翔観察実験装置は、3.2.1.1 で既に述べた。x-z 平面は異なる羽ばたき周波数、羽ばたき振幅中心および翅の変形を有する飛翔体の飛翔観察実験に用いられる。x-y 平面は異なる翅の前後の位置を有する飛翔体の飛翔観察実験に用いる。

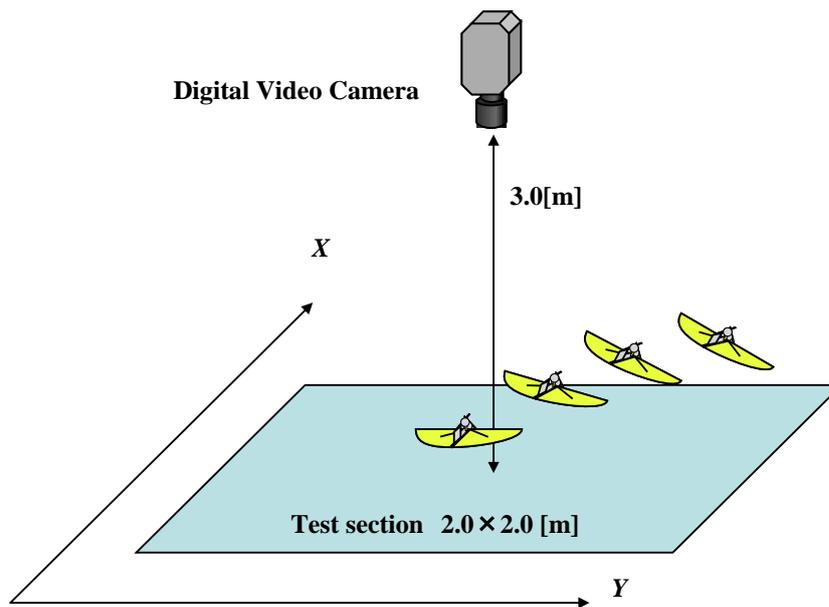


Fig. 4.2.3-1 Experimental apparatus for flight observation on X-Y plane

4.2.3.1 飛翔軌跡

飛翔時の飛翔軌跡の導出方法を本項では示す。飛翔軌跡は、高速度カメラで撮影した飛翔映像を 0.0178[s]ごとに分割し、それぞれの画像ごとに飛翔軌跡は飛翔時の胴体部の先端と翅後端で成された線分および胴体部の先端をプロットすることにより、導出する（図 3.2.3.1-1 参照）。

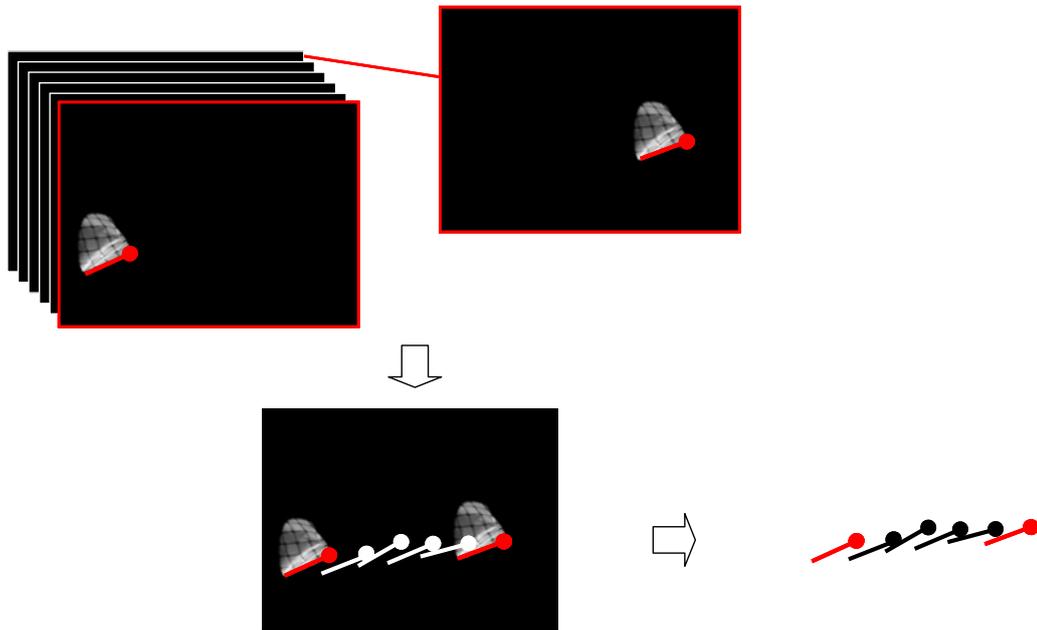


Fig. 4.2.3.1-1 Method for conducting flight trajectory

4.2.3.2 姿勢角

図 4.2.3.2-1 に姿勢角の定義を示す。飛翔時の姿勢角 θ_{body} は、式(3.2.2.1-2)により定義されている（3.2.2.1（ロ）参照）。式中の (X_{body}, Y_{body}) および (X_{Head}, Y_{Head}) はそれぞれ、胴体部および胴体部の先端の座標を示す。

$$\theta_{body} = \tan^{-1} \left(\frac{Z_{body} - Z_{Head}}{X_{body} - X_{Head}} \right) \quad (3.2.2.1-2)$$

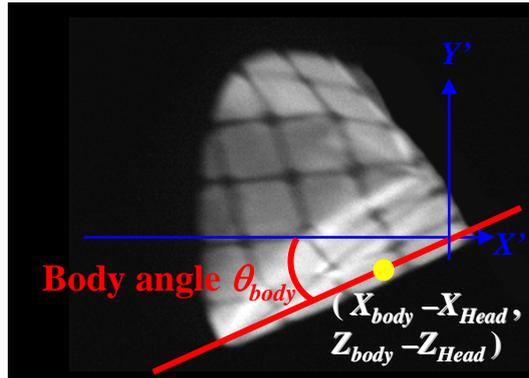


Fig. 4.2.3.2-1 Definition of body angle

4.2.3.3 飛行速度

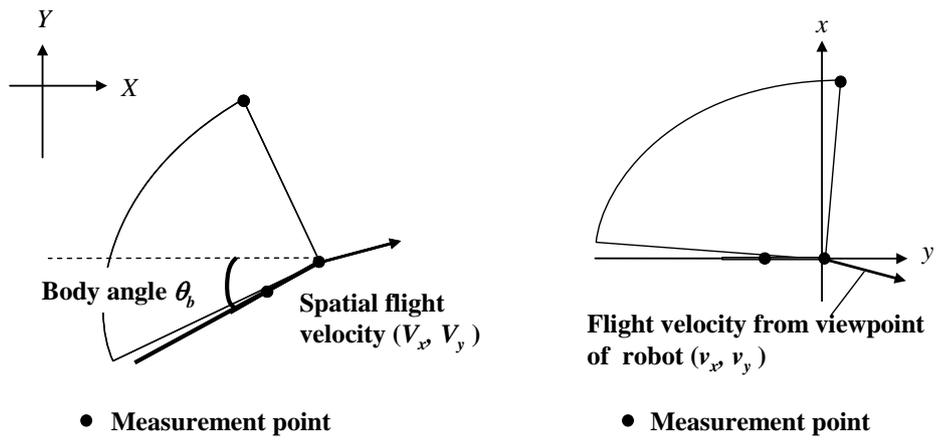
飛行速度に関して，空間的な飛行速度 V （絶対速度）および飛行体を基準とした飛行速度 v （相対速度，正味の飛行速度）の2つの飛行速度を用いて評価を行った．図 4.2.3.3-1(a) および (b) はそれぞれ，空間的な飛行速度および飛行体を基準とした飛行速度を示す．

空間的な飛行速度 V は式 (4.2.3.3-1) により定義されており，他の方向 (Y, Z) についても同様にして定義される．式中の $X_{Head,n}$ および Δt はそれぞれ，ある時間 n における胴体部の先端の空間的な座標および微小区間における時間 ($t_n - t_{n-1}$) を示している．

飛行体を基準とした飛行速度 V は空間的な飛行速度，姿勢角および式 (4.2.3.3-2) を用いて定義される．飛行体を基準とした飛行速度は，飛行体胴体部を水平方向と平行な状態に座標変換したときの飛行速度を示しており，飛行体の羽ばたき運動が生じる水平方向および垂直方向の力と関係すると考えられる．

$$V_x = \frac{X_{Head,n} - X_{Head,n-1}}{\Delta t} \quad (4.2.3.3-1)$$

$$\begin{pmatrix} v_x \\ v_y \end{pmatrix}^T = \begin{pmatrix} V_x \\ V_y \end{pmatrix}^T \begin{pmatrix} \cos(-\theta_b) & \sin(-\theta_b) \\ -\sin(-\theta_b) & \cos(-\theta_b) \end{pmatrix} \quad (4.2.3.3-2)$$



(a) Spatial coordinate system (b) Coordinate system from robot viewpoint

Fig. 4.2.3.3-1 Coordinate systems for evaluating the flight

4.3 羽ばたき周波数の変化と飛行速度

4.2.1 本項の概要

本項では、羽ばたき周波数と飛行の関係を明らかにすることを目的とし、異なる羽ばたき周波数で飛行する飛行体の飛行速度および姿勢角を調べる。羽ばたき翼を持つ飛行体において、固定翼・回転翼のプロペラ・ローターの回転数に対応するパラメータと考えられる。翼に生じる理論上の流体力は相対速度に対し二次曲線に沿うように増大することが知られている。そのため、翅に対する相対流速を変化させる羽ばたき周波数が変化することにより、飛行が変動すると考えられる。

このように、羽ばたき周波数は飛行を制御する上で重要かつ基礎的なパラメータと考えられるが、無尾翼・羽ばたき飛行体においては、ゴム動力を用いた飛行体の報告が多く[16][17]、変動量の小さな羽ばたき周波数を有する飛行体の研究は少ない。そのため、羽ばたき周波数と無尾翼・羽ばたき飛行の関係が明らかにされていない。

4.2.2 空間的な飛行速度

飛行時の飛行体の空間的な水平方向および垂直方向の飛行速度の一周期平均値を、それぞれ 図 4.3.2-1 (a) および (b) に示す。横軸に羽ばたき周波数 f 、図 4.3.2-1 (a) および (b) の縦軸に、それぞれ空間的な水平方向の飛行速度 V_x および垂直方向の飛行速度 V_y を表す。実線は線形近似した直線を示す。

図 4.3.2-1 (a) より、羽ばたき周波数が 7.8 [Hz] から 10.5 [Hz] まで上昇することで、水平方向の飛行速度が 1.6 [m/s] 程度から 2.1 [m/s] 程度まで高くなり、羽ばたき周波数に対し線形的に大きくなることがわかる。その勾配は 0.04 [m/s*Hz] であった。図 4.3.1-1 (b) においても、垂直方向の飛行速度も同様に羽ばたき周波数に対し線形的に増加しており、その勾配が 0.20 [m/s*Hz] であった。羽ばたき周波数が 7.8 [Hz] から 10.5 [Hz] まで上昇することで、垂直方向の飛行速度が -0.3 [m/s] 程度から 0.3 [m/s] 程度まで高くなることわかる。垂直方向の飛行速度の上昇の勾配が水平方向のそれに比べ 5 倍程度大きいことから、羽ばたき周波数が変化することで主に垂直方向の飛行速度が変化することがわかる(図 4.3.2-1 (a) および(b))。

一般的に飛行体の終端速度は物体に生じる力と抗力が均衡する飛行速度であり、抗力は飛行速度の上昇に伴い大きくなるため、飛行体に生じる流体力は羽ばたき周波数の上昇によって大きくなる。このことから、羽ばたき周波数が高くなることにより、飛行速度が高くなった。しかしながら、羽ばたき周波数が高くなるとともに、飛行時の姿勢角も大きくなるため、垂直方向の飛行速度は姿勢角による飛行への影響が含まれている。そのため、空間的に垂直方向の飛行速度が高くなった原因が、羽ばたき周波数の上昇にあるのか、姿勢角が大きくなったことにあるのか、が不明瞭である。

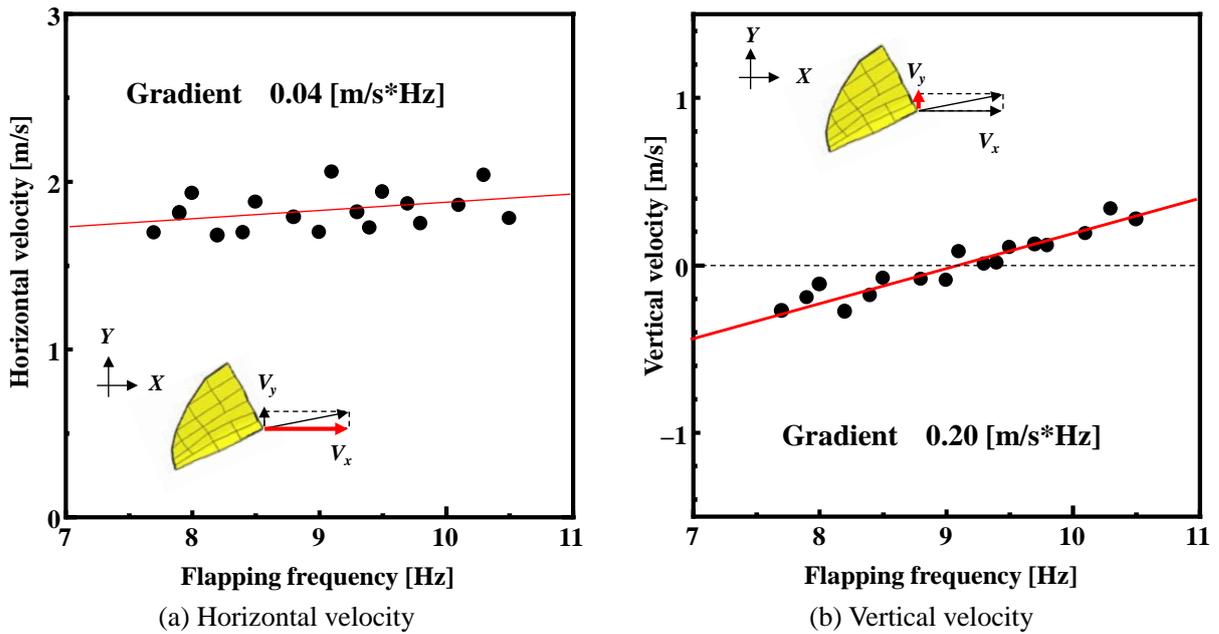


Fig. 4.3.2-1 Spatial flight velocities at different flapping frequencies

4.2.3 飛行体を基準とした飛行速度

飛行体を基準とした水平方向および垂直方向の飛行速度，および羽ばたき周波数の一周平均値を 図 4.4.3-1 (a) および (b) に示す．また，飛行速度の分布を図 4.3.3-1 (c) に示す．図 4.3.3-1 (a) および (b) の横軸は羽ばたき周波数，図 4.3.3-1 (c) の横軸に水平方向の飛行速度を示す．図 4.3.3-1 (a) の縦軸は水平方向の飛行速度を示し，図 4.3.3-1 (b) および (c) の縦軸は垂直方向の飛行速度を示す．図 4.3.3-1 (a) および (b) の実線は線形近似した直線を示す．

図 4.3.3-1 (a) において，飛行体を基準とした水平方向の飛行速度は 1.6 [m/s] ~ 2.0 [m/s] の範囲に分布しており，羽ばたき周波数に対する飛行速度の分布は，空間を基準とした結果 (図 4.3.3-1 (a)) と同様の傾向がある．飛行速度は羽ばたき周波数に対して線形的に増加し．その勾配は 0.05 [m/s*Hz] であった．図 4.3.3-1 (b) において，飛行体を基準とした垂直方向の飛行速度は，-0.3 [m/s] ~ -0.6 [m/s] の範囲に分布している．水平方向の結果 (図 4.3.3-1 (b)) とは対照的に，羽ばたき周波数に対する垂直方向の飛行速度の分布は，空間を基準とした場合と大きく異なり，羽ばたき周波数に依存せずほぼ一定となっている．このことから，羽ばたき周波数が上昇したとき，飛行体を基準とした垂直方向の飛行速度が上昇していないにもかかわらず，空間的な垂直方向の飛行速度が上昇していることがわかる．図 4.3.3-1 (c) に示された水平方向と垂直方向の飛行速度の分布に注目すると，異なる羽ばたき周波数で飛行しても飛行体を基準とした飛行速度の変化が小さく，集中的に分布していることがわかる．また，空間的な飛行速度が正となる飛行(●印)が飛行体を基準とした飛行速度が速い領域付近 (図中の右上) に多く分布しているものの，飛行速度が遅い領域付近 (図中の左下)

にも分布している。そのことから、飛行速度が遅い飛行でも飛行体の飛行高度が上昇することが確認できる。従って、飛行体を基準とした飛行速度と空間的な垂直方向の飛行速度に有意な関係がないと考えられる。これらのことから、羽ばたき周波数が高くなるときの空間的な垂直方向の飛行速度の上昇は、飛行体自体の垂直方向の飛行速度が上昇したことが直接的な原因ではないといえる。

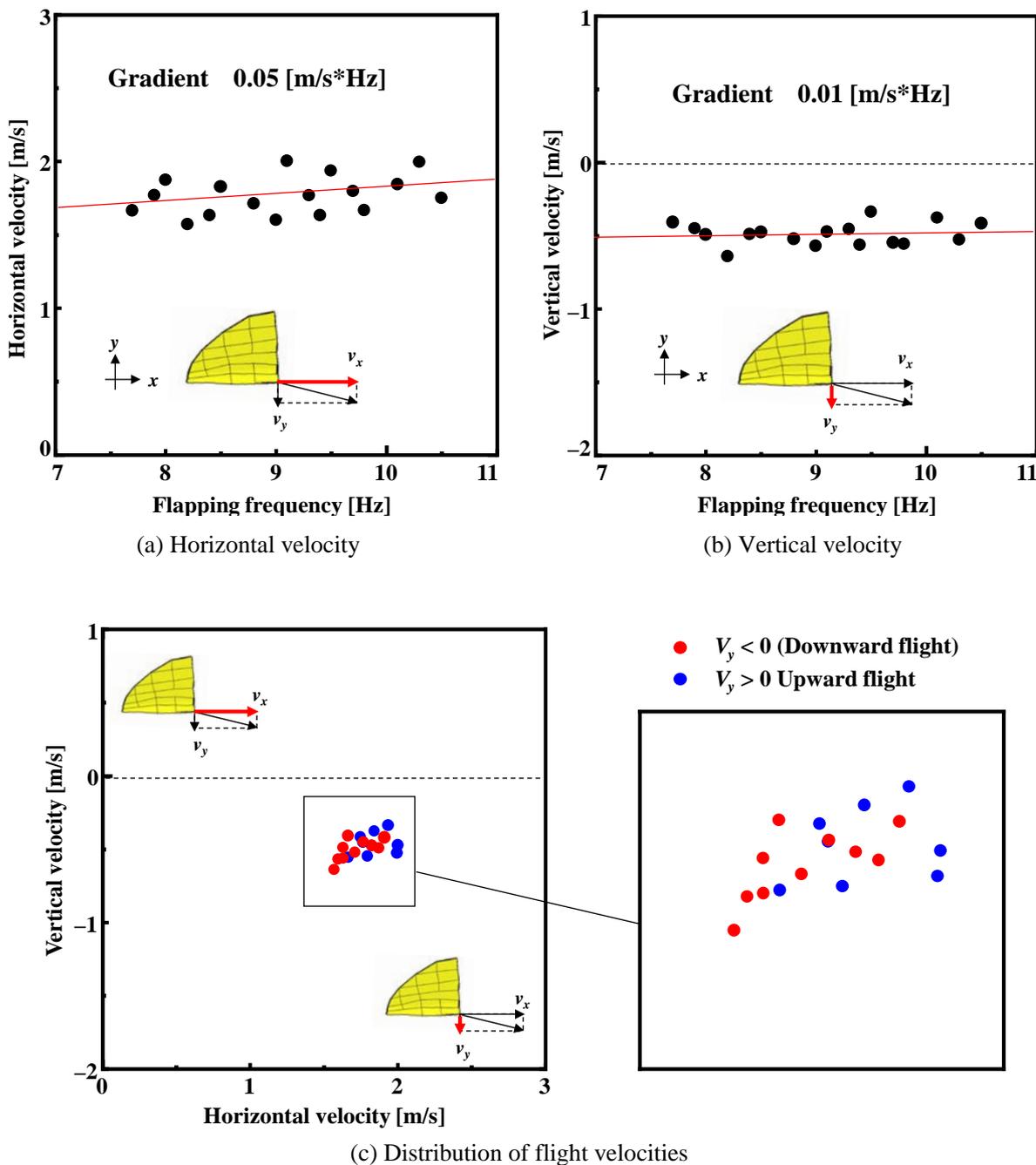


Fig. 4.3.3-1 Flight velocities at viewpoint form robot

4.2.4 姿勢と飛行速度

飛行時の飛行体の姿勢角および迎角の一周期平均値をそれぞれ、図 4.3.4-1 および図 4.3.4-2 に示す。横軸に羽ばたき周波数 f ，図 4.3.4-1 および図 4.3.4-2 の縦軸にそれぞれ姿勢角 θ_{body} および迎角 α を表す。線形近似された直線を実線で示す。

羽ばたき周波数が 7.8 [Hz] から 10.5 [Hz] まで上昇することで、姿勢角が 5 [deg.] 程度から 25 [deg.] 程度まで大きくなり、羽ばたき周波数に対し線形的に大きくなることがわかる。また、その勾配は 6 [deg./Hz] 程度であった。飛行時の姿勢角が大きいとき、垂直方向の飛行速度が 0 [m/s] より速い飛行を行う傾向にあることがわかる。つまり、羽ばたき周波数が高くなることにより飛行時の姿勢角が大きくなり、飛行高度が上昇する傾向にあることがわかる。これらのことから、姿勢角が空間的な飛行速度に影響を及ぼしているとわかる。

羽ばたき周波数が増加することにより迎角は線形的に減少し、その勾配は -0.5 [deg./Hz] であった。また、ある羽ばたき周波数における迎角の分布の幅は 8 [deg.] 程度であった。迎角は飛行体を基準とした座標系における飛行速度の傾きにより定義され、飛行体を基準とした座標系の垂直方向の飛行速度はほぼ変化せず、水平方向の飛行速度は上昇している。そのため、迎角は羽ばたき周波数に対し、減少する。

図 4.3.3-1 (b) において、羽ばたき周波数が変化した場合においても飛行体を基準とした垂直方向の飛行速度は負の値を示すため、飛行体自体はほぼ下向きに飛行していると言える。即ち、飛行体の翅には重力より大きな垂直方向の力が生じていない。しかしながら、図 4.3.2-1 (b) からわかるように、空間的な座標においては、高い羽ばたき周波数で羽ばたく飛行体は、飛行高度を上昇しながら飛行する。図 4.3.4-1 が示すように、羽ばたき周波数が高くなる時飛行時の姿勢角が大きくなり、飛行体を基準とした飛行速度はほぼ変化しない。一方、飛行体を基準とする飛行速度 V が同程度（飛行速度ベクトルの大きさが同程度）の場合、飛行速度ベクトルの角度 θ （姿勢角に伴い変動）が大きいとき垂直方向の速度が高くなることは幾何学的に明らかである（式 4.3.4-1）。

$$V_y = V \sin \theta \quad (4.3.4-1)$$

このことから姿勢角が大きくなることにより同程度の飛行速度でも空間的な垂直方向の飛行速度が高くなり得ることがわかる（図 4.3.4-3）。さらには、羽ばたき周波数により、姿勢角が大きくなるため、この飛行体自体の飛行速度がほぼ変化しないにも関わらず、空間的な飛行速度が高くなると考えられる。このことより、無尾翼・羽ばたき飛行体の羽ばたき周波数を変化させたとき、空間的な飛行速度は主に姿勢角に依存すると考えられる。

この考えを検証するため、姿勢角と空間的な垂直方向の飛行速度の関係を図 4.3.4-4 に示す。横軸は姿勢角を示し、縦軸は空間的な垂直方向の飛行速度を示す。実線は線形近似した直線を示す。姿勢角が大きいとき、空間的な垂直方向の飛行速度が高くなり、姿勢角が小さいとき、垂直方向の飛行速度が低くなることを示す。垂直方向の飛行速度は姿勢角に対し線形的に増加し、その勾配

は 0.03 [m/s*deg.] であった. また, 姿勢角が 16 [deg.] 以上のとき空間的な飛行速度が正となることも分かる. 以上のことから, 姿勢角が大きいことが空間的な垂直方向の飛行速度を高くするための必要な条件の1つと考えられる.

当然のことながら, 上記のことは姿勢角が大きいとき, 常に飛行体が上昇飛行することを示すものではない. 飛行体が上昇飛行を行うためには, 少なくとも翅が生じる流体力の合力ベクトルの大きさが重力より大きい必要があり, 姿勢角は翅が生じるベクトルの向きを上向かせるという補助的な役割を負っているに過ぎない. この飛行体においては, 重力より小さな垂直力が生じているため, 姿勢角が上向くことにより水平方向の力も利用することにより飛行高度が上昇していると考えられる. 言い換えれば, 飛行高度を上昇させるために必要な姿勢角 (この飛行体においては 16 [deg.] 程度) は, 翅が生じる力の揚推比, 即ち, 翅が生じる流体力の合力ベクトルの傾きに依存すると考えられる.

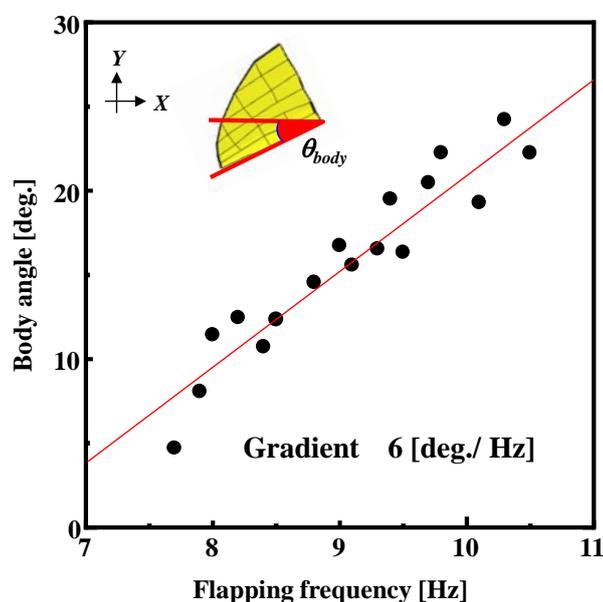


Fig. 4.3.4-1 Body angle at different flapping frequencies

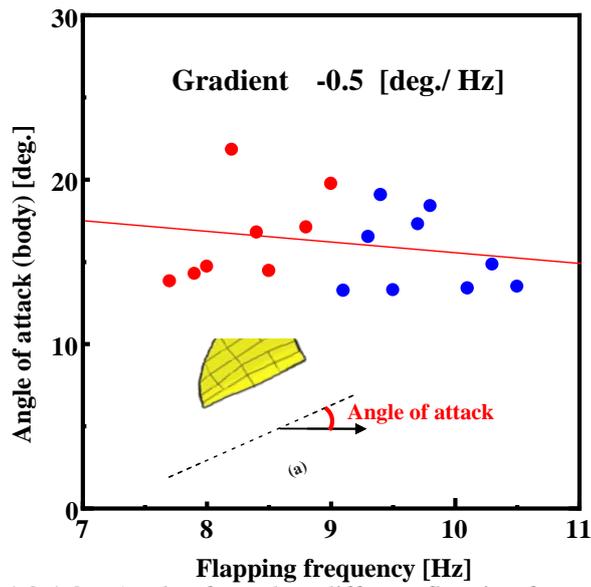


Fig. 4.3.4-2 Angle of attack at different flapping frequencies

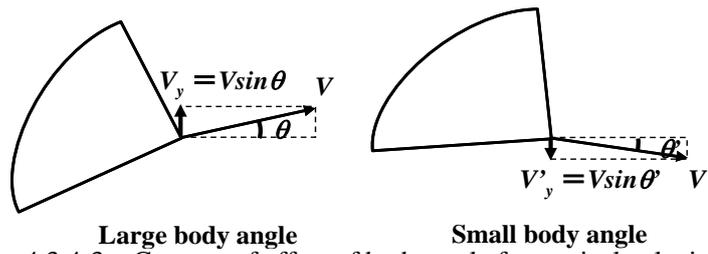


Fig. 4.3.4-3 Concept of effect of body angle for vertical velocity

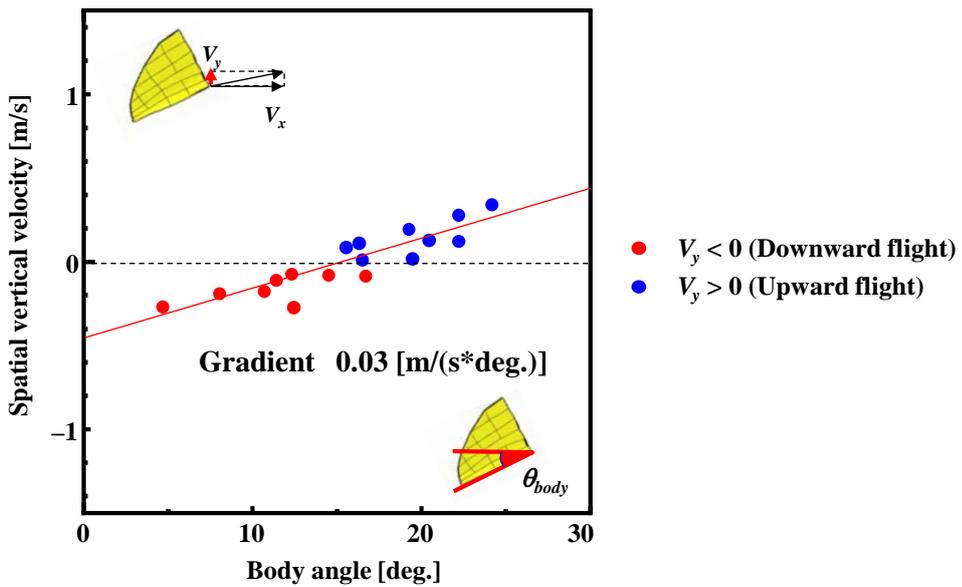


Fig. 4.3.4-4 Effect of body angle for spatial vertical velocity

4.4 羽ばたき振幅中心と姿勢角

4.2.1 本項の概要

本項では、羽ばたき翼の研究において、ほとんど注目されていない羽ばたき振幅中心が飛翔へ与える影響を調べる。羽ばたき振幅中心は、従来の航空機における上反角に対応するパラメータである。羽ばたき翼においては、翅が振動（羽ばたき運動）する位置（高さ）を示す空間的なパラメータであり、飛翔に大きな影響を及ぼすことが考えられる。翅に生じる力が一定であっても、羽ばたき運動する中心位置が変化することより、飛翔体に生じるモーメントが変化し、飛翔時の姿勢が変動すると考えられる。飛翔時の姿勢は4.4で述べたように、飛翔を大きく変化させる可能性があり、羽ばたき振幅中心の重要性は高いと考えられる。

本研究では、異なる羽ばたき振幅中心を有する飛翔体の飛翔観察実験を行い、飛翔軌跡および姿勢角を評価する。さらには、飛翔する蝶の姿勢角および羽ばたき振幅中心角度の1周期平均値を計測する。

4.2.2 羽ばたき振幅中心と飛翔特性

4.4.2.1 飛翔軌跡

無尾翼・小型羽ばたき飛翔体の羽ばたき振幅中心角度を変化させた際の飛翔軌跡を図4.4.2-1に示し、飛翔時の平均姿勢角および最大姿勢角を表4.4.2-1に示す。横軸は水平方向の位置を示しており、縦軸は垂直方向の位置を示している。青線、赤線、緑線および黒線はそれぞれ、羽ばたき振幅中心角度が7.3 [deg.], 14.1 [deg.], 21.5 [deg.], 29.3 [deg.] のときの飛翔軌跡を示す。

羽ばたき振幅中心角度が7.3 [deg.] のとき、飛翔開始直後において無尾翼・小型羽ばたき飛翔体は下向きの姿勢で高度が低下する。0.4 [m] 付近で飛翔体の姿勢は上向き、0.6 [m] 付近で高度を低下が止まる。その後、1.5 [m] 付近まで姿勢角は増加し、高度は増加する。1.5 [m] 付近において、姿勢角64 [deg.] 程度の最大値となった後、姿勢角は大きく振動し、さらには、飛翔体の飛翔速度はほぼ0 [m/s] となり、1.5 [m] 付近では飛翔体が不安定な状態であることがわかる。その後、飛翔体の姿勢は大きく下を向き、高度が急速に低下し始めることがわかる。

羽ばたき振幅中心角度が14.1 [deg.] のとき、飛翔開始直後において無尾翼・小型羽ばたき飛翔体は下向きの姿勢で高度が低下する。0.2 [m] 付近で飛翔体の姿勢は上向き、0.3 [m] 付近で高度の低下が止まる。その後、0.6 [m] 付近まで姿勢角を増加しながら、高度が増加する。0.6 [m] 以降については、姿勢角はやや振動するものの、大きく低下することなく飛翔を続ける。

羽ばたき振幅中心角度が21.5 [deg.] のとき、飛翔開始直後において無尾翼・小型羽ばたき飛翔体は下向きの姿勢で飛翔し、高度が低下する。0.6 [m] 付近で飛翔体の姿勢は上向き、1.0 [m] 付近

で高度を低下が止まる。その後、姿勢角を振動するものの、大きく低下することなく安定的に飛翔を続け、また、飛翔体の高度は緩やかながらに増加する。

羽ばたき振幅中心角度が 29.3 [deg.] のとき、飛翔開始直後から一度も姿勢角を上向かせることなく飛翔し、0.4 [m] 付近で着地する。

姿勢角の平均値は、羽ばたき振幅中心角度が 7.3, 14.1, 21.5 および 29.3 [deg.] のとき、それぞれ 13, 11, -1 および -60 [deg] 程度であり、羽ばたき振幅中心が増大するとき、姿勢角が小さくなることわかる。これらのことから、無尾翼・小型羽ばたき飛翔体の羽ばたき振幅中心角度が高い場合には、その姿勢角が大きくなり、羽ばたき振幅中心角度が低い場合には、大きな姿勢角となることわかる。また、羽ばたき振幅中心角度には、飛翔を続けるための適正值があり、この飛翔体では、14 [deg.] ~ 22 [deg] 程度であった。

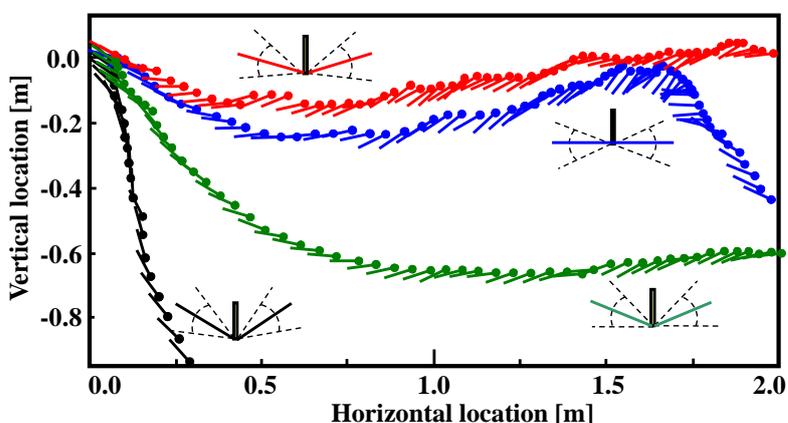


Fig. 4.4.2.1-1 Center of flapping amplitude and flights

Table 4.4.2.1-1 Center of flapping amplitude and body angle

CFA [deg.]	Average of body angle [deg.]	Maximaum of body angle [deg.]
7.3	13.33	64.33
14.1	11.23	50.39
21.5	-1.22	27.89
29.3	-61.62	-30.46

4.4.2.2 姿勢および飛翔速度

図 4.4.2.2-1 (a), (b) および(c) はそれぞれ, 羽ばたき振幅中心角度が 7.3, 14.1 および 21.5 [deg.] のときの飛翔体の姿勢および飛翔速度を示す. 飛翔開始時の影響が低下したと思われる図 4.4.2.1-1 の水平位置が 1~2 [m] の区間における飛翔体の姿勢および飛翔速度を評価した, 横軸は水平方向の位置を示し, 上段の左, 上段の右, 下段の左および下段の右の縦軸はそれぞれ, 垂直方向の位置, 角度 (姿勢角および迎角), 水平方向の飛翔速度および垂直方向の飛翔速度を示している. 上段の黒, 赤および青線はそれぞれ, 垂直方向の位置, 姿勢角および迎角を示し, 下段の赤および青線はそれぞれ, 水平方向および垂直方向の飛翔速度を示している.

羽ばたき振幅中心角度が 7.3 [deg.] (図 4.4.2.2-1(a)) のとき, 水平位置 0.1[m] から飛翔速度が低下し, 飛翔高度が上昇していることがわかる. この飛翔高度の上昇は, 姿勢角が大きいため重力の影響が大きくなり, 飛翔体の持つ慣性力 (式 (4.3.2.1-4) および式 (4.3.2.1-5)) により飛翔していると考えられる. また, 迎角が負となるとき (水平位置が 0.15[m] 付近, 0.4[m] 付近および 0.6[m] 付近) 水平方向の飛翔速度が上昇する. これは抗力が減少するため^(注釈1)と考えられる. 水平位置 0.7~0.9[m] の区間において, 迎角が 80 [deg.] 以上となり, 姿勢角, 飛翔高度および垂直方向の速度のいずれも減少していることがわかる.

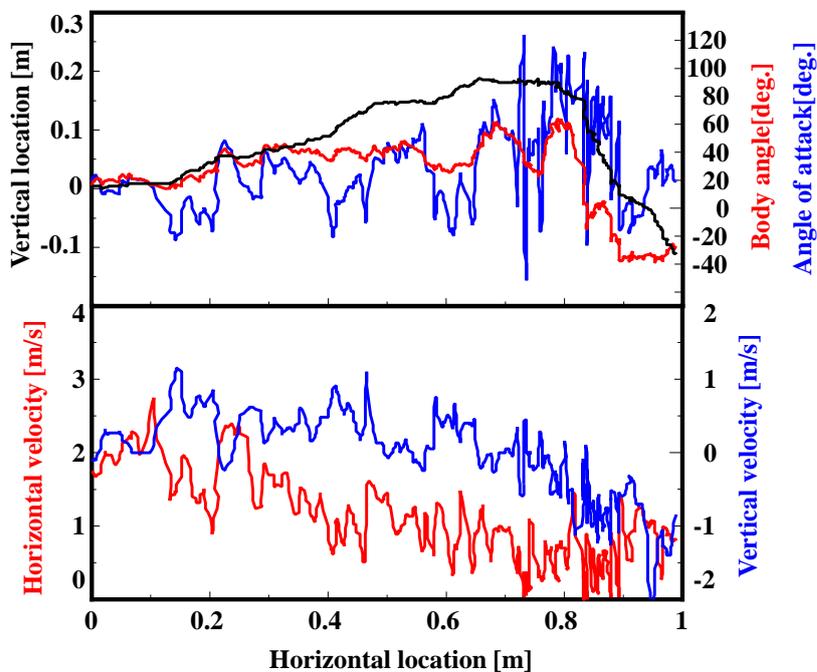
田中らは, 低い姿勢角の飛翔体に生じ, 揚力を増大させる流れの再付着が迎角 41 [deg.] 程度では生じないことを報告している[17]. この飛翔体においても, 迎角が大きくなることにより翅への流れの再付着が生じず剥離することにより, 揚力が小さくなり, 結果として, 飛翔高度, 姿勢角および垂直方向の飛翔速度が減少したと考えられる. また, 姿勢角が大きくなることにより, 飛翔速度を高くするために必要な推進力が重力方向に使用され, 垂直力が飛翔速度を低下させる方向に作用するため, 水平方向の飛翔速度が低下したと考えられる. その結果として迎角が大きくなり, 失速が生じたと考えられる.

飛翔高度が上昇し続ける羽ばたき振幅中心角度が 14.1 [deg.] (図 4.4.2.2-1(b)) のとき, 迎角は -40~60 [deg.] の範囲で変動しており, 迎角が 40~60 [deg.] の範囲まで増大すると減少し始め, 迎角が負の値まで減少すると増大を始めることがわかる.

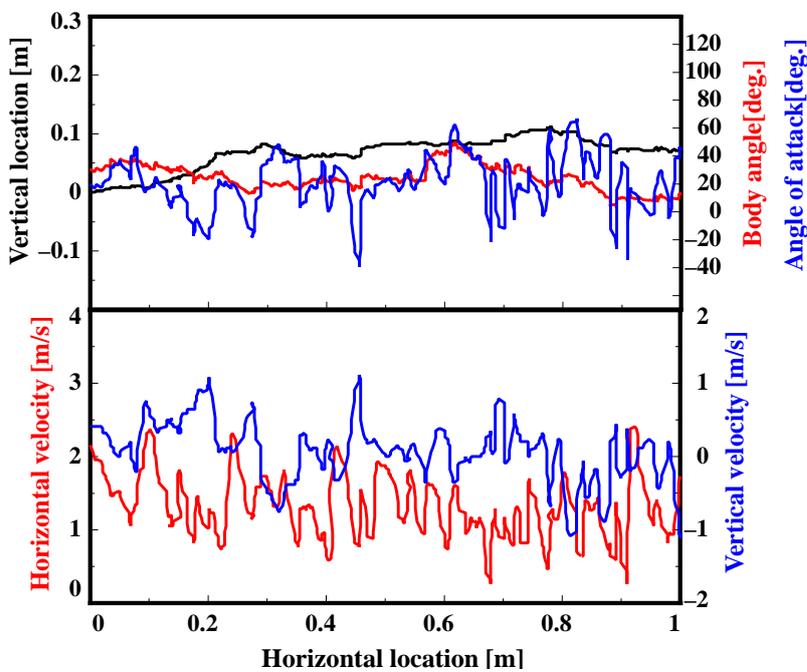
低い姿勢角で飛翔高度が上昇する羽ばたき振幅中心角度が 21.5 [deg.] (図 4.4.2.2-1(c)) のとき, -50~20 [deg.] 程度の範囲の低い迎角で飛翔していることがわかる. 迎角が最小値となる水平位置 0.35 [m] 付近では, 水平方向の飛翔速度が上昇し, 垂直方向の飛翔速度が低下するが, 直後に垂直方向の飛翔速度が上昇することがわかる. 他の飛翔と同様に迎角が大きいとき, 飛翔速度が低下する.

これらのことから, 飛翔体には, 迎角が大きいとき迎角を小さく, 迎角が小さいとき迎角を大きくするため, ある範囲の迎角で飛翔すると考えられる. さらには, 飛翔体は適切な迎角の範囲で飛翔することにより, 失速などの姿勢の急激な変化が生じず, 大きな変動ない安定した姿勢角で飛

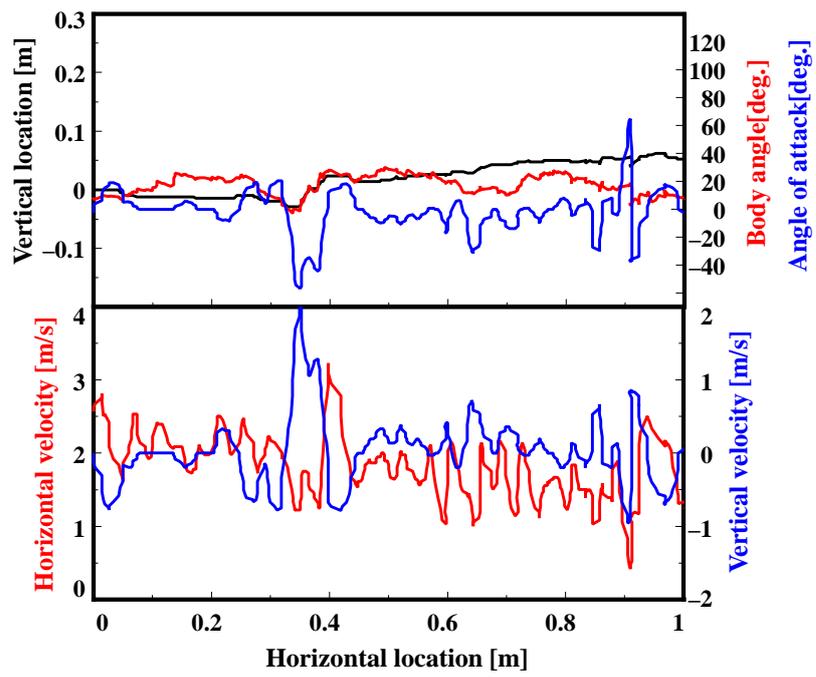
翔ることがわかる。羽ばたき振幅中心が変化することにより飛行体に生じるモーメントが変化した結果、適切な迎角の範囲で飛行しなくなり、飛行が不安定になると考えられる。



(a) $\theta_{CFA} = 7.3$ [deg.]



(b) $\theta_{CFA} = 14.1$ [deg.]



(c) $\theta_{CFA} = 21.5$ [deg.]

Fig. 4.4.2.2-1 Flight characteristics by changing *CFA*

4.2.3 蝶の飛翔とその羽ばたき振幅中心

蝶が高い姿勢角および低い姿勢角の状態での飛翔する際の翅先端変化軌跡を図 4.4.3-1 (a) および (b) に示す。横軸および縦軸はそれぞれ、リード・ラグ角およびフラッピング角を示す。蝶（クロアゲハ）はアクリルボックスの底に止まっている状態に刺激を与え、飛翔させた。その飛翔の様子を捉えた。飛翔している蝶の姿勢角を計測し、その一周平均値が 30 [deg.] 以上の飛翔を高い姿勢角の飛翔とした。また、高い姿勢角で飛翔する際の翅の先端座標 ($x_{tip}, y_{tip}, z_{tip}$) を取得し、8 周期の変化軌跡を導出した。低い姿勢角では、5 周期となっている。

蝶が高い姿勢角で飛翔する際、蝶の羽ばたき運動の上死点および下死点のフラッピング角はそれぞれ 1 [rad.] および -1 [rad.] 程度であることに対し、低い姿勢角で飛翔する蝶は羽ばたき運動の上死点および下死点におけるフラッピング角は 1 [rad.] および 0.5 [rad.] 程度であることがわかる。これらのことから、蝶が高い姿勢角で飛翔する際は、羽ばたき運動の下死点におけるフラッピング角が低くなり、低い姿勢角で飛翔する際は羽ばたき運動の下死点におけるフラッピング角が高くなることがわかる。すなわち、羽ばたき振幅中心角度を変化させることで蝶は姿勢を変化させていると言える。

翼面荷重が異なる蝶の姿勢角と羽ばたき振幅中心の位置の関係を図 4.4.3-2 に示す。横軸および縦軸はそれぞれ、羽ばたき振幅中心角度および飛翔時の姿勢角を示しており、丸印および四角印はそれぞれ、クロアゲハおよびヒメアカタテハを示している。姿勢角および羽ばたき振幅中心は 1 周期の平均値であり、ヒメアカタテハおよびクロアゲハのそれぞれ、10 回および 13 回の飛翔から導出されている。ヒメアカタテハおよびクロアゲハともに高い羽ばたき振幅中心角度で飛翔する際は飛翔時の姿勢角が低くなり、低い羽ばたき振幅中心角度で飛翔する際は飛翔時の姿勢角が高くなることが分かる。また、同程度の羽ばたき振幅中心角度で飛翔する際、クロアゲハの姿勢角はヒメアカタテハに比べ、常に高くなることがわかる。クロアゲハの翼面荷重はヒメアカタテハの 3/5 程度であり、翅単位面積あたりの重量が軽いため、ヒメアカタテハに比べ、翅単位面積当たりで生み出すモーメントが小さくとも姿勢角を増加することが可能であるためと考えられる。

これらのことから蝶は羽ばたき振幅中心角度を変化させることで、蝶自身の姿勢角を制御していることがわかる。さらには、飛翔体の姿勢角が羽ばたき振幅中心により変化することは、飛翔体だけの特性ではないといえる。

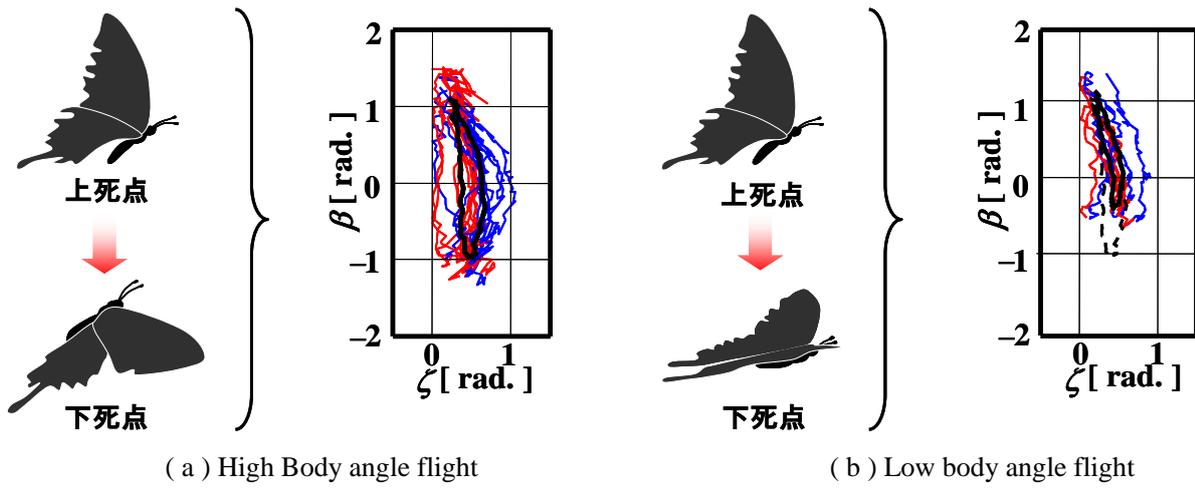


Fig. 4.4.3- 1 Flight attitude control of butterfly

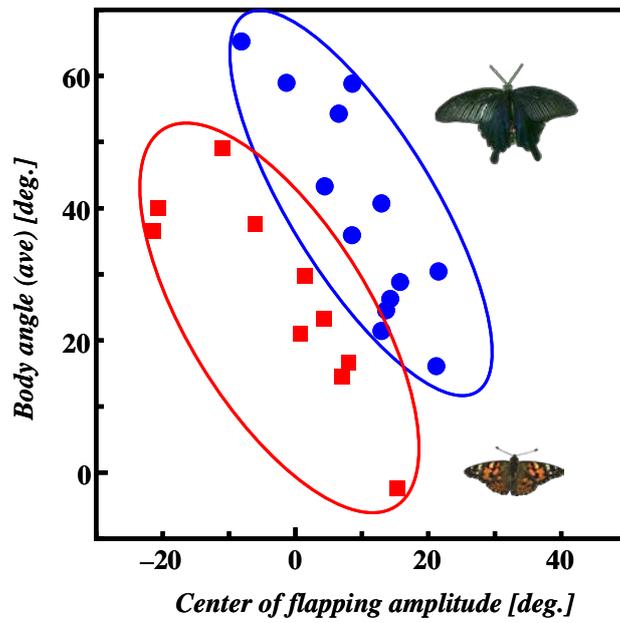


Fig. 4.4.3- 2 Body angle and center of flapping amplitude of butterflies

4.5 翅の前後の位置と飛翔方向

4.2.1 本項の概要

本項では、翅の前後の位置と飛翔方向の関係を調べる。翅の前後の位置に関する研究はほとんどなされていない。翅の前後の位置を変化させることにより、左右の翅から飛翔体に生じるモーメントが変化し、また、流れ場も変化し、流体力（主に推進力の向き）が変化すると考えられる。そのため、飛翔体のバランスが崩れ飛翔方向が変化すると考えられる。

本研究では、左右の翅で異なる翅の前後の位置を有する飛翔体の飛翔軌跡およびそのヨー角の角速度を評価する。

4.2.2 翅の前後の位置と飛翔方向

図 4.5.2-1 および表 4.5.2-1 はそれぞれ、異なる翅の前後の位置を有する飛翔体の x-y 平面の飛翔軌跡およびヨー方向の角速度を示す。横軸および縦軸は、それぞれ Y 方向および X 方向を示している。青線、紫線、黒線、橙線および赤線はそれぞれ、右翅が左翅に対し $-0.037c$ 、 $-0.019c$ 、 $0c$ 、 $0.019c$ および $0.037c$ の位置にある飛翔体の飛翔軌跡を示している。また、左翅の前後の位置は $0.330c$ で固定されている。

右翅の前後の位置が $-0.037c$ および $-0.019c$ のとき（右翅が左翅に対し後方にある）、飛翔体は右旋回を行い、その角速度の平均値はそれぞれ、 -258 [deg./s] および -113 [deg./s] であった。翅の前後の位置が $0c$ のとき（右翅が左翅と同じ位置にある）、飛翔体はやや左方向に飛翔するものの、ほぼ前進し、その角速度の平均値は 9 [deg./s] であった。翅の前後の位置が $0.019c$ および $0.037c$ のとき（右翅が左翅に対し前方にある）、飛翔体は左旋回を行い、その角速度の平均値はそれぞれ、 119 [deg./s] および 264 [deg./s] であった。このように、翅の前後の位置により、飛翔体の飛翔方向が変化することがわかる。また、この飛翔体においては、翅弦長さの 2% 程度の変化により、角速度は $110\sim 140$ [deg./s] 程度変化することがわかる。

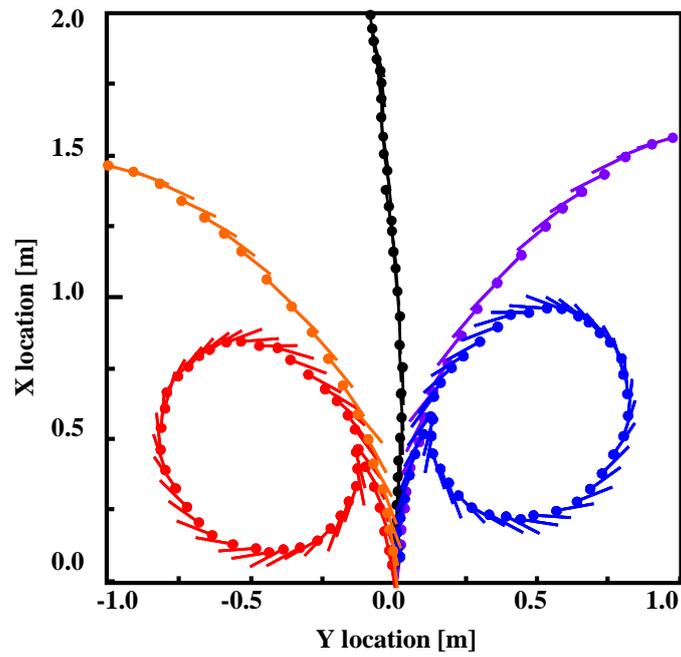


Fig. 4.5.2-1 Flight direction by right wing position

Table 4.5.2-1 Variation of flight direction and angular velocity by right wing position

Right wing position	Flight direction	Angular velocity[deg./s]
-0.037C	Right	-8.7
-0.019C	Right	-3.8
0.000C	Forward nearly	0.3
0.019C	Left	4.0
0.037C	Left	8.9

4.6 まとめ

羽ばたき周波数が高くなる時、飛翔時の姿勢角が線形的に大きくなるため、飛翔体自体の飛翔速度がほとんど変化しないにも関わらず、空間的な垂直方向の飛翔速度が高くなることが明らかとなった。さらには、羽ばたき周波数を変化させたとき、姿勢角が大きくなることで空間的な垂直方向の飛翔速度を高くするための条件の一つであることが明らかとなった。また、この飛翔体において、飛翔高度を維持するために必要な姿勢角の大きさは 16 [deg.] 程度であり、飛翔体の翅に生じる力のベクトルの傾きは -14. [deg.] であった。これらのことから、翅に生じる力のベクトルの傾きが、飛翔高度を維持するときに必要な姿勢角とほぼ等しく、飛翔高度を維持するために必要な姿勢角は、翅の揚推比に主に依存すると考えられる。さらには、羽ばたき周波数が上昇するとき、翅に生じる揚力の増大が飛翔体を上向けるモーメントとして働くため、姿勢角が増大すると考えられる。

無尾翼・小型羽ばたき飛翔体の羽ばたき振幅中心角度が高い場合には、その姿勢角が大きくなり、羽ばたき振幅中心角度が低い場合には、大きな姿勢角となりやすいことがわかる。また、羽ばたき振幅中心角度には、飛翔を続けるための適正值があり、この飛翔体では、14 [deg.] ~ 22 [deg.] 程度であった。飛翔体には、迎角が大きいとき迎角を小さく、迎角が小さいとき迎角を大きくするようなモーメントが働くため、ある範囲の迎角で飛翔すると考えられる。さらには、飛翔体は適切な迎角の範囲で飛翔することにより、失速などの姿勢の急激な変化が生じず、大きな変動ない安定した姿勢角で飛翔することがわかる。羽ばたき振幅中心が変化することにより飛翔体に生じるモーメントが変化した結果、適切な迎角の範囲で飛翔しなくなり、飛翔が不安定になると考えられる。

さらには、飛翔体の姿勢角が羽ばたき振幅中心により変化することは、飛翔体だけの特性ではなく、蝶（ヒメアカタテハ・クロアゲハ）の飛翔においても大きな姿勢角で飛翔するときには羽ばたき振幅中心を低くしていることが明らかとなった。

飛翔体に揚力が生じ、羽ばたき振幅中心角度が 0 以上のとき、翅の前後の位置を変化させることによりヨー方向のモーメントが生じる。そのため、翅の前後の位置により、飛翔体の飛翔方向が変化し、旋回を行うとき従来の飛翔体と同様にローリングを行い、旋回を行うことがわかった。また、翅の前後の位置を移動することにより、飛翔方向の角速度が変化し、この飛翔体においては、翅弦長さの 2% 程度の変化により、角速度は 110~140 [deg./s] 程度変化することがわかった。

第5章 飛翔モデルの構築とその妥当性の 検討および飛翔に必要な条件

5.1 本章の概要および目的

本章では、飛翔体のモデルを構築する。その飛翔モデルおよび前章の結果から飛翔体の持つ諸パラメータにより飛翔が変化する際に飛翔に及ぼす影響を明らかにすることにより、3.4.1項で示したような飛翔軌跡の変化（振動）の原因を明らかにし、さらには、飛翔に必要な条件を明らかにすることを目的とする。具体的には、飛翔モデルを構築し、その飛翔モデルの妥当性を、前章の結果を用いて、定性的に検討する。妥当性が検討された飛翔モデルを用いて、飛翔に必要な条件を明らかにする。

5.2 飛翔モデルの構築

5.2.1 本項の概要

本項では、無尾翼・羽ばたき飛翔モデルを構築する。図 5.2.1-1 に飛翔体のモデルを示す。図中の $L, T, D, \alpha, V, Mg, \theta_{CFA}$ および θ_{body} はそれぞれ、揚力、推進力、抗力、迎角、飛翔速度（主流速度）、重力、羽ばたき振幅中心角度および姿勢角を示す。また、 CF はモーメントの平衡点の位置を示しており、モーメントの平衡点は力の作用点ともいえる。飛翔速度は飛翔体を基準とした場合、主流速度と見做し、飛翔速度ベクトルの方向と姿勢角により迎角は決まる。このモデルを基に $x-z$ 平面および $x-y$ 平面の飛翔体の飛翔を記述する。このとき、飛翔体の左右の翅は同じ特性を持つと仮定する。また、本研究の飛翔モデルは、羽ばたき運動に伴う姿勢の変化ではなく、3.4.1項で示したような飛翔軌跡の変化（振動）の原因を明らかにすることを目的としているため、主に羽ばたき一周期の平均値を用いることを念頭に飛翔はモデル化され、平均値を用いて議論を行う。

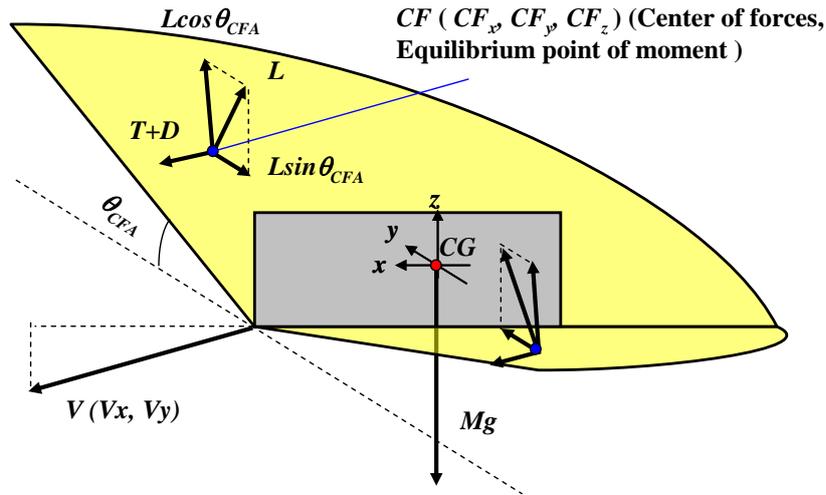


Fig. 5.2.1-1 Schematic illustration of flight model of a flapping robot

5.2.2 x-z 平面における飛翔のモデル

姿勢角（ピッチ角方向）の変動に影響する飛翔体に生じる力の概念図（x-z平面）を図 5.2.2-1 に示す。図中の L, T, D, α, V, Mg および θ_{body} はそれぞれ、揚力、推進力、抗力、迎角、飛翔速度（主流速度）、重力および姿勢角を示す。特に CF_x, CF_z はモーメントの平衡点の位置を示しており、モーメントの平衡点は力の作用点ともいえる。このモーメントの平衡点は、飛翔時の姿勢角の変動に大きな影響を及ぼすパラメータであるが、非定常運動翼においては計測が困難であるためその詳細はほとんど明らかになっていない。また、これらのパラメータの値は微小時間 Δt の平均値を扱う。この概念図を基に重心 CG まわりのモーメント M_y は式 (5.2.2-1) で表される。翅に生じる流体力（揚力、推進力および抗力）の合力ベクトルの傾き θ_{ADF} (式(5.2.2-3)) および大きさ $|F_{ADF}|$ (式(5.2.2-4)) を用いると、 M_y は式 (5.2.2-2) となる。また、迎角および角加速度はそれぞれ、式 (5.2.2-5) および式 (5.2.2-6) で示される。このとき、飛翔体の回転中心は重心位置と一致していると仮定し、時計回りを正としている。本研究では平均値を主に扱い、特に、姿勢角の変動は羽ばたきに同期した変動ではなく、何回かの羽ばたきに対して生じる変動を指す。

$$M_y = \left(L_{(V,\alpha)} \cos \theta_{CFA} \cos \alpha - (T_{(V,\alpha)} + D_{(V,\alpha)}) \sin \alpha \right) CF_{x(\alpha)} + \left(L_{(V,\alpha)} \cos \theta_{CFA} \sin \alpha - (T_{(V,\alpha)} + D_{(V,\alpha)}) \cos \alpha \right) CF_{y(\alpha)} \quad (5.2.2-1)$$

$$M_y = CF_{x(\alpha)} |F_{ADF}| \sin(\alpha - \theta_{ADF}) + CF_{y(\alpha)} |F_{ADF}| \cos(\alpha + \theta_{ADF}) \quad (5.2.2-2)$$

$$\theta_{ADF} = \tan^{-1} \left(\frac{L_{(V,\alpha)}^n \cos \theta_{CFA}}{(T_{(V,\alpha)}^n + D_{(V,\alpha)}^n)} \right) \quad (5.2.2-3)$$

$$|F_{ADF}| = \sqrt{(L_{(V,\alpha)}^n \cos \theta_{CFA})^2 + (T_{(V,\alpha)}^n + D_{(V,\alpha)}^n)^2} \quad (5.2.2-4)$$

$$\alpha = \tan^{-1} \left(\frac{v_z}{v_x} \right) = \theta_{body} - \tan^{-1} \left(\frac{V_z}{V_x} \right) \quad (5.2.2-5)$$

$$\ddot{\theta} = \frac{M_y}{I_y} \quad (5.2.2-6)$$

一方，飛翔体を基準とした座標系における水平および垂直方向の力は式 (5.2.2-7) および式 (5.2.2-8) で表せる．また，加速度は式 (5.2.2-9) となる．

$$\begin{aligned} F_x &= (T_{(V,\alpha)} + D_{(V,\alpha)}) \cos \alpha + L_{(V,\alpha)} \cos \theta_{CFA} \sin \alpha - mg \sin \theta_{body} \\ &= |F_{ADF(V,\alpha)}| \cos(\theta_{ADF} - \alpha) - mg \sin \theta_{body} \end{aligned} \quad (5.2.2-7)$$

$$\begin{aligned} F_z &= -(T_{(V,\alpha)} + D_{(V,\alpha)}) \sin \alpha + L_{(V,\alpha)} \cos \theta_{CFA} \cos \alpha - mg \cos \theta_{body} \\ &= |F_{ADF(V,\alpha)}| \sin(\theta_{ADF} - \alpha) - mg \cos \theta_{body} \end{aligned} \quad (5.2.2-8)$$

$$\dot{v} = \frac{F}{m} \quad (5.2.2-9)$$

式 (5.2.2-1) および式 (5.2.2-3) を一次精度で離散化することにより， t_n から Δt [s] 後の t_{n+1} における飛翔体を基準とした飛翔速度および姿勢角はそれぞれ，式 (5.2.2-10)，式 (5.2.2-11) および式 (5.2.2-12) と表せる．

$$v_x^{n+1} = v_x^n + \frac{\Delta t}{m} \left(|F_{ADF(V,\alpha)}^n| \cos(\theta_{ADF}^n - \alpha^n) - mg \cos \theta_{body}^n \right) \quad (5.2.2-10)$$

$$v_z^{n+1} = v_z^n + \frac{\Delta t}{m} \left(|F_{ADF(V,\alpha)}^n| \sin(\theta_{ADF}^n - \alpha^n) - mg \sin \theta_{body}^n \right) \quad (5.2.2-11)$$

$$\theta_{body}^{n+1} = 2\theta_{body}^n + \theta_{body}^{n-1} + \Delta t^2 \left(\frac{M_y^{n-1}}{I_y} \right) \quad (5.2.2-12)$$

式 (5.2.2-10) および式 (5.2.2-11) は、それぞれ (5.2.2-13) および式 (5.2.2-14) と表せる.

$$v_x^{n+1} = v_x^n + \frac{\Delta t}{m} \left(|F_{ADF}| \cos(\theta_{ADF} - \alpha) - mg \sin \theta_{body} \right) \quad (5.2.2-13)$$

$$v_z^{n+1} = v_z^n + \frac{\Delta t}{m} \left(|F_{ADF}| \sin(\theta_{ADF} - \alpha) - mg \cos \theta_{body} \right) \quad (5.2.2-14)$$

飛翔体を基準とした座標系から空間的な座標系への変換は式 (5.2.2-15) および式 (5.2.2-16) で示される. 空間的な座標系における水平方向および垂直方向の力の釣り合いは式 (5.2.2-17) および式 (5.2.2-18) で示され, 空間的な飛翔速度は式 (5.2.2-19) および式 (5.2.2-20) となる.

$$X = x \cos \theta - z \sin \theta \quad (5.2.2-15)$$

$$Z = x \sin \theta + z \cos \theta \quad (5.2.2-16)$$

$$F_X = |F_{ADF}| \sin(\theta_{ADF} + \theta_{body} - \alpha) \quad (5.2.2-17)$$

$$F_Z = |F_{ADF}| \cos(\theta_{ADF} + \theta_{body} - \alpha) - mg \quad (5.2.2-18)$$

$$V_X^{n+1} = V_X^n + \frac{\Delta t}{m} \left(|F_{ADF}| \sin(\theta_{ADF} + \theta_{body} - \alpha) \right) \quad (5.2.2-19)$$

$$V_Z^{n+1} = V_Z^n + \frac{\Delta t}{m} \left(|F_{ADF}| \cos(\theta_{ADF} + \theta_{body} - \alpha) - mg \right) \quad (5.2.2-20)$$

これらの方程式を用いることにより, 現時刻から 2 時刻前までの状態から次時刻の飛翔を推定することができる. このとき, 打ち上げと打ち下ろしで翅に生じる揚力が劇的に変化するため, 微小時間 Δt を打ち上げおよび打ち下ろしに必要な時間より小さく設定することにより, 羽ばたき運動による姿勢の変動を含んだ飛翔を表現できると考えられるが, 本研究では考慮しない.

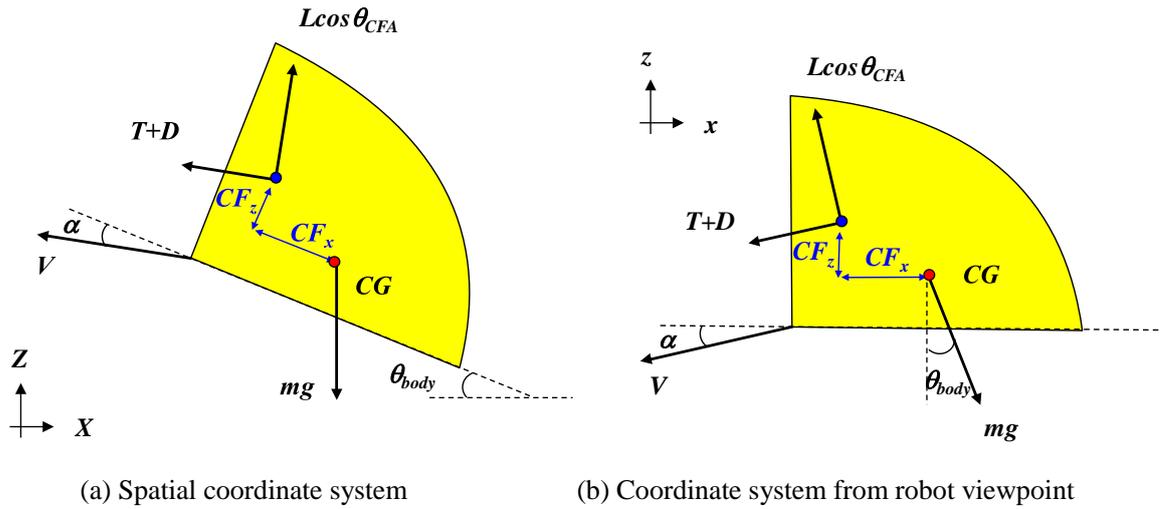


Fig. 5.2.2-1 Flight model (x - z plane) of a flapping robot

5.2.3 x - y 平面における飛翔のモデル

飛翔方向（ヨー角）の変動に影響する飛翔体に生じる力の概念図（ x - y 平面）を図 5.2.3-1 に示す。図中の L, T, D, V, α, CF および θ_{CFA} はそれぞれ、揚力、推進力、抗力、飛翔速度（主流速度）、迎角、翅に生じるモーメントの平衡点（流体力の重心）および羽ばたき振幅中心角度を示す。この概念図を基に重心 CG まわりの右翅および左翅のモーメント M_{zr} および M_{zl} はそれぞれ、式 (5.2.3-1) および式 (5.2.3-2) で表される。

$$M_{zr} = -L_{(V,\alpha)} \sin \theta_{CFA} CF_{x(\alpha)} - \left((T_{(V,\alpha)} + D_{(V,\alpha)}) \cos \alpha + L_{(V,\alpha)} \cos \theta_{CFA} \sin \alpha \right) CF_{y(\alpha)} \quad (5.2.3-1)$$

$$M_{zl} = L_{(V,\alpha)} \sin \theta_{CFA} CF_{x(\alpha)} + \left((T_{(V,\alpha)} + D_{(V,\alpha)}) \cos \alpha + L_{(V,\alpha)} \cos \theta_{CFA} \sin \alpha \right) CF_{y(\alpha)} \quad (5.2.3-2)$$

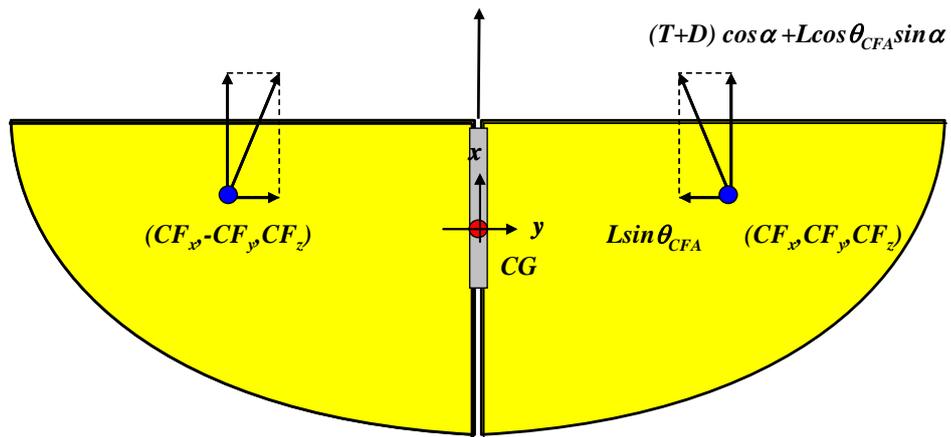


Fig. 5.2.3-1 Flight model (x-y plane) of a flapping robot

5.3 飛行モデルの妥当性の検討

5.3.1 本項の概要

本項では、構築した飛行モデルの妥当性を検討することを目的としており、飛行体の持つ諸パラメータ（羽ばたき周波数，羽ばたき振幅中心および翅の前後の位置）が異なる飛行体における飛行時の姿勢の変動の傾向を飛行モデルにより評価し、実際の飛行のそれと比較することにより、構築した飛行モデルの妥当性と検討する。

5.3.2 羽ばたき周波数による姿勢角の変化

羽ばたき周波数が高くなる時、姿勢角が大きくなり、その結果飛行高度が上昇することがわかった。羽ばたき周波数により姿勢角が変化する原因をここでは構築した飛行モデルを用いて明らかにする。

羽ばたき周波数が Δf だけ上昇するとき、揚力および推進力がそれぞれ、 ΔL および ΔT だけ大きくなると仮定し、また飛行速度が微増した結果、抗力も ΔD だけ大きくなったと仮定する。このときのモーメント M_y は式 (5.3.2-1) と表せられる。

$$M_y = \left((L_{(V,\alpha)} + \Delta L) \cos \theta_{CFA} \cos(\alpha + \Delta\alpha) - (T_{(V,\alpha)} + D_{(V,\alpha)} + \Delta T + \Delta D) \sin(\alpha + \Delta\alpha) \right) CF_{x(\alpha)} + \left((L_{(V,\alpha)} + \Delta L) \cos \theta_{CFA} \sin(\alpha + \Delta\alpha) - (T_{(V,\alpha)} + D_{(V,\alpha)} + \Delta T + \Delta D) \cos(\alpha + \Delta\alpha) \right) CF_{y(\alpha)} \quad (5.3.2-1)$$

迎角の変化量が小さいと仮定する（式 5.3.2-2）と、モーメントの変化量 ΔM_y は式 (5.3.2-1) と式 (5.2.2-2) の差から式 (5.3.2-3) と表せられる。

$$\Delta\alpha \doteq \sin(\alpha + \Delta\alpha) - \sin\alpha \doteq \cos(\alpha + \Delta\alpha) - \cos\alpha \doteq 0 \quad (5.3.2-2)$$

$$\begin{aligned} \Delta M_y &= (\Delta L \cos\alpha - (\Delta T + \Delta D) \sin\alpha) CF_{x(\alpha)} \\ &\quad + (\Delta L \sin\alpha - (\Delta T + \Delta D) \cos\alpha) CF_{y(\alpha)} \\ &= |\Delta F_{ADF}| \sin(\alpha - \Delta\theta_{ADF}) CF_{x(\alpha)} + |\Delta F_{ADF}| \cos(\alpha + \Delta\theta_{ADF}) CF_{y(\alpha)} \end{aligned} \quad (5.3.2-3)$$

また、垂直方向の力 F_y は Δf だけ上昇するとき、式 (5.2.2-8) を用いて、式 (5.3.2-4) となる。

$$F_y = -(T_{(V,\alpha)} + D_{(V,\alpha)} + \Delta T + \Delta D) \sin(\alpha + \Delta\alpha) + (L_{(V,\alpha)} \cos \theta_{CFA} + \Delta L) \cos(\alpha + \Delta\alpha) - mg \cos(\theta_{body} + \Delta\theta_{body}) \quad (5.3.2-4)$$

迎角の変化量が小さいと仮定する（式 5.3.2-2）と、式（5.3.2-4）と式（5.2.2-8）の差から垂直方向の力の変化量は、 ΔF_y は式（5.3.2-5）と表せる。

$$\Delta F_y = -(\Delta T + \Delta D) \sin \alpha + \Delta L \cos \alpha - mg(\cos \theta_{body} - \cos(\theta_{body} + \Delta \theta_{body})) \quad (5.3.2-5)$$

ここで、 $\Delta \theta_{body}$ が小さいと仮定し、 θ_{body} が 10~20 [deg.] 程度であることを考慮すると、式(5.3.2-5)は式（5.3.2-6）と見なせる。

$$\begin{aligned} \Delta F_y &= -(\Delta T + \Delta D) \sin \alpha + \Delta L \cos \alpha \\ &= |\Delta F_{ADF}| \sin \left(\tan^{-1} \left(\frac{\Delta L}{\Delta T + \Delta D} \right) - \alpha \right) \end{aligned} \quad (5.3.2-6)$$

羽ばたき周波数の変化に対する v_y の変化が小さい（図 4.3.3-1(b)）ことから、羽ばたき周波数の微小変化による $\Delta F_y \approx 0$ と仮定すると、式（5.3.2-7）で迎角と流体力の変化量の関係が表せる。

$$\alpha = \tan^{-1} \left(\frac{\Delta L}{\Delta T + \Delta D} \right) = \Delta \theta_{ADF} \quad (5.3.2-7)$$

式(5.3.2-3)に式（5.3.2-7）を代入すると、式（5.3.2-8）が得られる。式（5.3.2-8）より、 CF_x および CF_y の値のおよび迎角により、羽ばたき周波数を变化させた際の姿勢の変化が決定されることがわかる。羽ばたき周波数が変化するとき、迎角の平均値が 13~22[deg.] 程度（図 4.3.4-2）であるため、式（5.3.2-9）の k が正のとき、姿勢角が増大することがわかる。

$$\Delta M_y = |\Delta F_{ADF}| CF_{x(\alpha)} + |\Delta F_{ADF}| \cos(2\alpha) CF_{z(\alpha)} \quad (5.3.2-8)$$

$$CF_z = k CF_x \quad (5.3.2-9)$$

図 5.3.2-1 は飛翔体の CF_x と CF_y の変化と飛翔高度が上昇する飛翔体の関係を示している。横軸および縦軸はそれぞれ、バッテリーの位置およびリンクの長さを示している。バッテリーの位置およびリンクの長さによりそれぞれ、重心の前後方向の位置および羽ばたき振幅中心が変化する。即ち、バッテリーの位置およびリンクの長さにより、 CF_x および CF_y がそれぞれ変化する。

飛翔高度が上昇する飛翔体において、その CF_x の増大に対し、 CF_z は増大することがわかる。つまり式（5.3.2-9）の k が正であり、飛翔体の流体力の作用点の水平方向と垂直方向の位置は正の勾配で変化することがわかる。また、羽ばたき周波数の実験に用いた飛翔体はこの実験で用いた飛

翔体と同じ飛行体であり、飛行高度の上昇が可能であることから、この結果は羽ばたき周波数が異なる飛行体においても適用できると考えられる。

これらのことから、この飛行モデルにおいて、羽ばたき周波数が上昇するとき姿勢角が大きくなるといえる。このことから、この飛行モデルは実際の羽ばたき周波数の変化による飛行の変化を定性的に再現しているといえる。

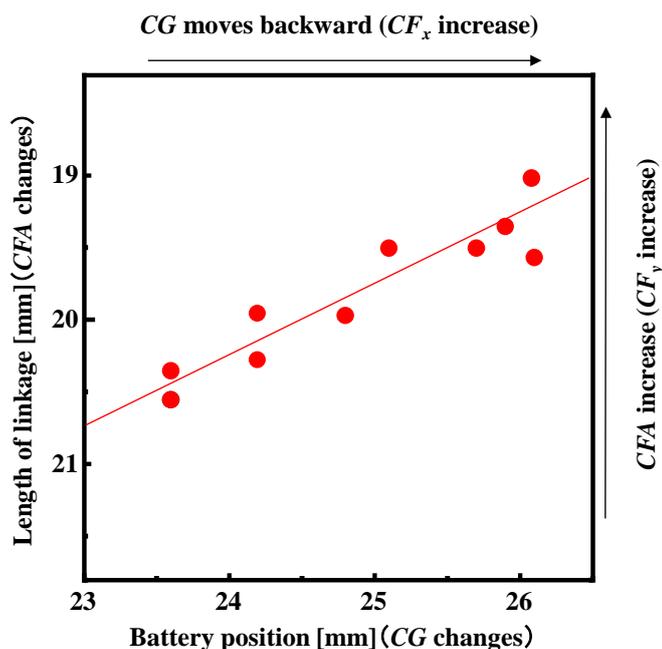


Fig. 5.3.2-1 Relation between robot flights and CF

5.3.3 羽ばたき振幅中心による姿勢の変化

- ・ 羽ばたき振幅中心と姿勢角の変動

羽ばたき振幅中心角度を変化させることにより、飛行時の姿勢角が変化することがわかった。具体的には姿勢角が大きい時には、姿勢角は大きくなり、姿勢角が小さい時には姿勢角が小さくなる。特に羽ばたき振幅中心角度が大きいとき、姿勢角が大きく減少するような飛行が観察された。ここでは、飛行モデルにおいても同様の挙動を示すかを確認する。

羽ばたき振幅中心を変化させることにより CF_y が $CF_y + \Delta z$ に変化すると仮定すると、そのときのモーメント M_y は式(5.3.3-1) のように表せる。

$$\begin{aligned}
M_y + \Delta M_y &= M_y + (L_{(V,\alpha)} \cos \theta_{CFA} \sin \alpha - (T_{(V,\alpha)} + D_{(V,\alpha)}) \cos \alpha) \Delta z \\
&= M_y + \Delta z \sqrt{L_{(V,\alpha)}^2 \cos^2 \theta_{CFA} + (T_{(V,\alpha)} + D_{(V,\alpha)})^2} \sin \left(\alpha - \tan^{-1} \left(\frac{(T_{(V,\alpha)} + D_{(V,\alpha)})}{L_{(V,\alpha)} \cos \theta_{CFA}} \right) \right) \quad (5.3.3-1)
\end{aligned}$$

この ΔM_y により、羽ばたき振幅中心が変化することで姿勢が変化すると考えられる。ここで、4.4における力の計測結果より、式(5.3.3-1)の \sin 関数の第二項が48 [deg.]であり、迎角の平均値が48 [deg.]以下であることから、式(5.3.3-1)の第二項は負となる。その結果、羽ばたき振幅中心角度が大きくなる($\Delta z > 0$)なるとき姿勢角が小さくなり、小さく($\Delta z < 0$)なるとき姿勢角が大きくなると考えられる。このことから、羽ばたき振幅中心角度が大きいたとき、翅のモーメントの平衡点（力の作用点）の位置が高くなることにより、飛翔体に生じるモーメントが大きくなるため姿勢角が大きくなると考えられる。さらには、この飛翔モデルは羽ばたき振幅中心による飛翔の変化を再現しているといえる。

- ・ 速度が小さく、迎角が極めて大きい（100 [deg.] 以上）状態における姿勢角の減少

姿勢角が大きくなり、重力と推進力および揚力が均衡した結果、飛翔速度が0付近まで減速し、迎角が120 [deg.]程度と極めて大きいため流れの剥離が生じたと考えられる状態（図4.4.2.2-1(a) 水平位置0.7 [m]付近）を $T \gg L$ および $T \gg D$ と仮定し、 L および D が無視できると考えると、式(5.2.2-1)は式(5.3.3-2)のように変化し、さらに式(5.3.3-3)となる。

$$M_y = -T_{(V,\alpha)} (CF_{x(\alpha)} \sin \alpha + CF_{z(\alpha)} \cos \alpha) \quad (5.3.3-2)$$

$$M_y = -T_{(V,\alpha)} \sqrt{CF_{x(\alpha)}^2 + CF_{z(\alpha)}^2} \sin \left(\alpha + \tan^{-1} \left(\frac{CF_{z(\alpha)}}{CF_{x(\alpha)}} \right) \right) \quad (5.3.3-3)$$

このことから、式(5.3.3-4)を満たすとき、姿勢が下向くような負のモーメントが生じることがわかる。速度が非常に小さいとき、迎角は極めて大きく（100 [deg.] 以上 図4.4.2.2-1(a)参照）なる。翼の空力中心は翼型に依らず翼弦長の25%の位置にあると知られている。これを1/4楕円について考慮すると、0.20cの位置にあると計算できる。この位置に翅の CF_x があると仮定すると、 CF_x は正の位置にあると考えられ、さらには、翅の変形を考慮した場合、 CF_x は大きくなると考えられる。また、羽ばたき振幅中心角度は7 [deg.]以上であるため CF_z は正と考えられる。さらには、飛翔高度が上昇する飛翔体の CF_z/CF_x が正であることを考慮すると（図5.3.2-1）、右辺が負となると考えられる。そのため、姿勢が下向くモーメントが生じ、飛翔体の姿勢角が大きくなり飛翔速度がほ

ば 0 となる時、姿勢を下向ける傾向があると考えられる。そのため、図 5.3.2.2-1(a)の水平位置 0.8 [m] 付近のような姿勢角の急激な減少が見られると考えられる。

$$\alpha > -\tan^{-1}\left(\frac{CF_{z(\alpha)}}{CF_{x(\alpha)}}\right) \quad (5.3.3-4)$$

これらのことから、構築した飛行モデルは、羽ばたき振幅中心角度が変化した際の飛行を定性的に再現していると考えられる

5.3.4 翅の前後の位置による飛行方向の変化

右翅を Δx だけ平行移動させたとき、翅のモーメントの平衡点 CF_x が Δx だけ変化（前方向が正）し、 $CF_x + \Delta x$ となる。そのため、飛行体の重心まわりのモーメント M_z は式 (5.3.4-1) で表される。また、そのとき、右翅の流体力特性および重心位置が変化しないと仮定する。

$$M_{zr} = -L_{(V,\alpha)} \sin \theta_{CFA} (CF_{x(\alpha)} + \Delta x) - \left((T_{(V,\alpha)} + D_{(V,\alpha)}) \cos \alpha + L_{(V,\alpha)} \cos \theta_{CFA} \sin \alpha \right) CF_{z(\alpha)} \quad (5.3.4-1)$$

また、左右の翅の前後の位置が同じ場合、左右の翅のヨー方向のモーメント M_z は 0 付近であると考えられる。実際の飛行において、左右の翅の前後の位置が同じ場合、飛行体が前進飛行することから、そのことは確認できる (4.5.2 参照)。即ち、左右の翅の前後の位置が同じ場合、右翅と左翅が生じるヨー方向のモーメントの和は 0 と考えられ (式 (5.3.4-2))、式 (5.2.3-1) および式 (5.2.3-2) と式 (5.3.4-2) から式 (5.3.4-3) が導出される。

$$M_{zr} + M_{zl} = 0 \quad (5.3.4-2)$$

$$L_{(V,\alpha)} \sin \theta_{CFA} CF_{x(\alpha)} - L_{(V,\alpha)} \sin \theta_{CFA} CF_{x(\alpha)} + \left((T_{(V,\alpha)} + D_{(V,\alpha)}) \cos \alpha + L_{(V,\alpha)} \cos \theta_{CFA} \sin \alpha \right) CF_{z(\alpha)} - \left((T_{(V,\alpha)} + D_{(V,\alpha)}) \cos \alpha + L_{(V,\alpha)} \cos \theta_{CFA} \sin \alpha \right) CF_{z(\alpha)} = 0 \quad (5.3.4-3)$$

右翅を Δx だけ平行移動させたときのヨー方向のモーメントの変化量 ΔM_z は式(5.3.4-1)と式(5.2.3-2)の和から式(5.3.4-3)の左辺を引いた式(5.3.4-4)で表される。

$$\Delta M_z = -L_{(V,\alpha)} \sin \theta_{CFA} \Delta x \quad (5.3.4-4)$$

このことから、飛翔体に揚力が生じ、羽ばたき振幅中心角度が0以上のとき、右翅の前後の位置を変化させることによりヨー方向のモーメントが生じる。即ち、翅を前進させるとき左旋回、翅を後退させるとき右旋回を行う向きにモーメントが生じる。そのため、翅を前後の位置を変化させることにより飛翔方向が変化すると考えられる。さらには、翅の前後の位置の変化量 Δx が大きいほど生じるモーメントが大きいため、翅の前後の位置により飛翔方向の角速度（ヨー角の角速度に相当）も大きく変化すると考えられる。さらには、飛翔モデルにより、飛翔方向の変化を表現できたことから、このモデルは翅の前後の位置による飛翔方向の変化を再現できているといえる。

5.3.5 本項のまとめ

この飛翔モデルは、5.3.2～5.3.4において述べた通り、羽ばたき周波数、羽ばたき振幅中心および翅の前後の位置の変化による飛翔の変化を定性的に再現している。このことから、この飛翔モデルは流体力およびその作用点（モーメントの平衡点）の変化に対し、定性的には妥当性を有しているといえる。定量的な妥当性の評価に関しては、翅の持つ流体力の作用点および流体力の迎角および主流速度に対する特性を明らかにした上、その特性を用いて飛翔を詳細に（ Δt を小さくし、一周平均値でなく瞬時値を用いる）シミュレートすることにより検証できる。

飛翔体の持つ諸パラメータが変化することにより、飛翔時の流体力の作用点および作用する角度が変化した結果、飛翔が変化し、それらが飛翔に重要な役割を果たすことが判った。

5.4 飛翔モデルを用いた飛翔の必要条件

5.4.1 本項の概要

本項では、前項で妥当性を検討した飛翔モデルを用い、飛翔時の姿勢の変動が小さく、飛翔高度が上昇するために必要な条件を明らかにする。

5.4.2 飛翔高度が上昇するための条件

一般的に翅が生じる流体力が重力よりも大きいことが、飛翔高度が上昇するための必要条件となる。本項では、その詳細を述べる。

式 (5.2.2-18) より、式 (5.4.2-1) を満たすことが、飛翔高度が上昇するための必要条件といえる。

$$|F_{ADF}| \sin(\theta_{ADF} + \theta_{body} - \alpha) - mg > 0 \quad (5.4.2-1)$$

式 (5.4.2-1) の $(\theta_{ADF} + \theta_{body} - \alpha)$ は流体力の作用する空間的な角度を示しており、例えば、90 [deg.] のとき、流体力は鉛直（重力）方向のみに作用する。式 (5.4.2-1) より、飛翔体の高度が上昇するためには、少なくとも流体力が重力よりも大きいことが満たされる必要があり、その迎角と流体力が作用する角度および姿勢角によって、流体力と重力の差の許容範囲が決まるといえる。

さらには、 $\cos(\theta_{ADF} + \theta_{body} - \alpha)$ が 0 のとき、飛翔体は上下方向の飛翔のみを行い、流体力の総和が重力と等しいとき、飛翔体は停止し、ホヴァリングを行う。

5.4.3 姿勢角の変動を小さくする条件

飛翔時の姿勢角が上下方向の飛翔方向の決定に大きな役割を果たすことは既に述べた（4.3 参照）。飛翔時の姿勢角の変動が小さく、失速が生じないことが、急激な飛翔速度および姿勢角の変動が小さい飛翔のためには重要と考えられる（4.4 参照）。そこで、姿勢角の変動がほぼ生じない、即ちモーメントが生じないための条件を明らかにした。

式 (4.3.2.1-1) からモーメントが生じないための条件は式 (5.4.2-1) となる。

$$\begin{aligned} & (L_{(V,\alpha)} \cos \theta_{CFA} \cos \alpha - (T_{(V,\alpha)} + D_{(V,\alpha)}) \sin \alpha) CF_{x(\alpha)} \\ & + (L_{(V,\alpha)} \cos \theta_{CFA} \sin \alpha - (T_{(V,\alpha)} + D_{(V,\alpha)}) \cos \alpha) CF_{z(\alpha)} = 0 \end{aligned} \quad (5.4.2-1)$$

式 (5.4.2-1) より式 (5.4.2-2) と表せる。ここで、推進力係数 C_T 、抗力係数 C_D 、揚力係数 C_L 、流体の密度 ρ 、翅面積 S および主流速度 V を用いて、推進力、抗力および揚力をそれぞれ式

(5.4.2-3) , 式 (5.4.2-4) および式 (5.4.2-5) と定義する. 式 (5.4.2-5) は推進力係数, 抗力係数および揚力係数を用いて式 (5.4.2-3) と表せる.

$$T_{(V,\alpha)} = \frac{1}{2} \rho S C_{T(\alpha)} V^2 \quad (5.4.2-2)$$

$$D_{(V,\alpha)} = \frac{1}{2} \rho S C_{D(\alpha)} V^2 \quad (5.4.2-3)$$

$$L_{(V,\alpha)} = \frac{1}{2} \rho S C_{L(\alpha)} V^2 \quad (5.4.2-4)$$

$$\frac{CF_{z(\alpha)}}{CF_{x(\alpha)}} = \frac{\sin \left(\alpha - \tan^{-1} \left(\frac{T_{(V,\alpha)} + D_{(V,\alpha)}}{L_{(V,\alpha)} \cos \theta_{CFA}} \right) \right)}{\sin \left(\alpha - \tan^{-1} \left(\frac{L_{(V,\alpha)} \cos \theta_{CFA}}{T_{(V,\alpha)} + D_{(V,\alpha)}} \right) \right)} \quad (5.4.2-5)$$

$$\frac{CF_{z(\alpha)}}{CF_{x(\alpha)}} = \frac{\sin \left(\alpha - \tan^{-1} \left(\frac{C_{T(\alpha)} + C_{D(\alpha)}}{C_{L(\alpha)} \cos \theta_{CFA}} \right) \right)}{\sin \left(\alpha - \tan^{-1} \left(\frac{C_{L(\alpha)} \cos \theta_{CFA}}{C_{T(\alpha)} + C_{D(\alpha)}} \right) \right)} = \frac{\sin \left(\alpha - \tan^{-1} \left(\frac{1}{\cos \theta_{CFA}} \left(\frac{C_{T(\alpha)}}{C_{L(\alpha)}} + \frac{C_{D(\alpha)}}{C_{L(\alpha)}} \right) \right) \right)}{\cos \left(\alpha + \tan^{-1} \left(\frac{1}{\cos \theta_{CFA}} \left(\frac{C_{T(\alpha)}}{C_{L(\alpha)}} + \frac{C_{D(\alpha)}}{C_{L(\alpha)}} \right) \right) \right)} \quad (5.4.2-6)$$

飛翔体まわりのモーメントが生じない条件は, 翅の流体力によって生じるモーメントの平衡点 (流体力の作用点) の水平方向と垂直方向の位置の比と迎角と翅に生じる推進力方向の力と揚力方向の力の比によって決まることがわかる. 即ち, 姿勢の変動が小さくなる翅のモーメントの平衡点 (流体力の作用点) の位置は, 飛翔時の迎角および翅の流体力特性 (推/揚比と抗/揚比の和) により決まり, 垂直方向のモーメントの平衡点は水平方向のそれに対しある傾きで大きくなるといえる.

また, このときの迎角を仕様により定められた想定迎角として与えることにより, 設計に満たすべきの翅の仕様が決定される.

図 5.4.2-1 は飛翔体の CF_x と CF_y の変化と飛翔の関係を示している. 横軸および縦軸はそれぞれ, バッテリの位置およびリンクの長さを示している. バッテリの位置およびリンクの長さによりそれぞれ, 重心の前後方向の位置および羽ばたき振幅中心が変化する. 即ち, バッテリの位置およびリンクの長さにより, CF_x および CF_y がそれぞれ変化する. 赤丸印および黒丸印はそれぞれ, 飛翔高度が上昇および下降する飛翔を示している. 飛翔高度の上昇には, 変動の小さい上向きの姿勢角, 重力より大きな流体力および迎角が小さいときに迎角を大きくする特性が必要であると考えられる. 即ち, 上昇飛翔を行う飛翔体は少なくとも変動の小さい上向きの姿勢角で飛翔していると

いえる。上昇飛行を行う飛行体の CF_x が大きいき CF_y も大きく、 CF_x が小さいとき CF_y も小さく、上昇飛行を行う飛行体の CF_y は CF_x に対して、ある傾きで大きくなることがわかる。このことは、 CF_x および CF_y が飛行に重要であり、式 (5.4.2-6) で得られたモーメントが生じない条件の結果と定性的に一致していることを示している。

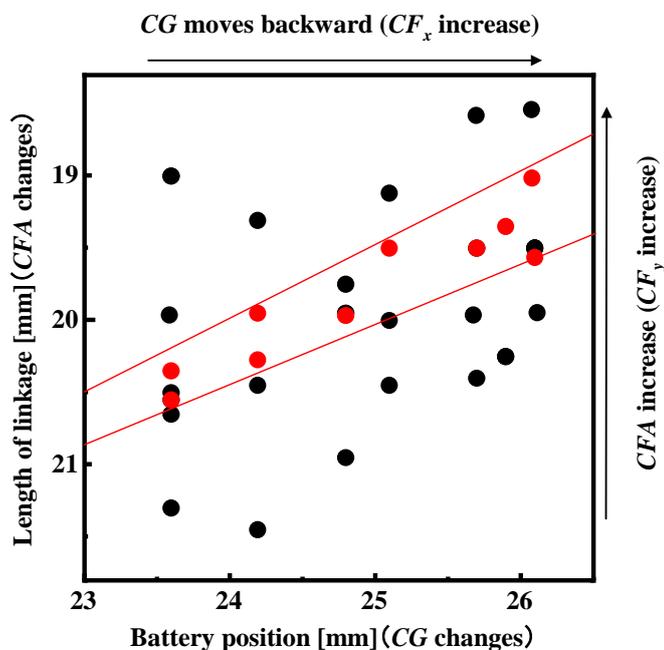


Fig. 5.4.2-1 Relation between robot flights and CF

5.4.4 本項のまとめ

飛行体の高度が上昇するためには、少なくとも流体力が重力よりも大きいことが満たされる必要があり、その迎角と流体力が作用する角度および姿勢角によって、流体力と重力の差の許容範囲が決まるといえる。

飛行体まわりのモーメントが生じない条件は、翅の流体力によって生じるモーメントの平衡点（流体力の作用点）の水平方向と垂直方向の位置の比と迎角と翅に生じる推進力方向の力と揚力方向の力の比によって決まることがわかる。即ち、姿勢の変動が小さくなる翅のモーメントの平衡点（流体力の作用点）の位置は、飛行時の迎角および翅の流体力特性（推/揚比と抗/揚比の和）により決まり、垂直方向のモーメントの平衡点は水平方向のそれに対しある傾きで大きくなるといえる。

5.5 まとめ

飛翔体に生じる流体力および重力を考慮した無尾翼・羽ばたき飛翔モデルを構築した。構築した飛翔モデルは、翅の羽ばたき周波数、羽ばたき振幅中心および翅の前後の位置の変化による飛翔の変化を定性的に再現している。このことから、この飛翔モデルは流体力およびその作用点（モーメントの平衡点）の変化に対し、定性的には妥当性を有しているといえる。

飛翔体の持つ諸パラメータが変化することにより、飛翔時の流体力の作用点および作用する角度が変化した結果、飛翔が変化し、それらが飛翔に重要な役割を果たすことが判った。

この飛翔モデルを用い、飛翔高度が上昇するためおよび姿勢の変動が小さくなるための条件を明らかにした。

飛翔体の高度が上昇するためには、少なくとも流体力が重力よりも大きいことが満たされる必要があり、その迎角と流体力が作用する角度および姿勢角によって、流体力と重力の差の許容範囲が決まるといえる。

飛翔体まわりのモーメントが生じない条件は、翅の流体力によって生じるモーメントの平衡点（流体力の作用点）の水平方向と垂直方向の位置の比と迎角と翅に生じる推進力方向の力と揚力方向の力の比によって決まることがわかる。即ち、姿勢の変動が小さくなる翅のモーメントの平衡点（流体力の作用点）の位置は、飛翔時の迎角および翅の流体力特性（推/揚比と抗/揚比の和）により決まり、垂直方向のモーメントの平衡点は水平方向のそれに対しある傾きで大きくなるといえる。

これらのことから、無尾翼・羽ばたき飛翔の姿勢の変動は、翅の流体力の作用点および作用する角度と迎え角の差に依存することが判った。

第6章 結言

6.1 結言

・飛翔体の開発

1. 飛翔体の駆動系のモデル化を行い、それを用い高い羽ばたき周波数を実現するために適したモータおよび減速比を選定した。さらには、飛翔体の任意の羽ばたき運動を実現する駆動系の寸法を決定する手法を確立し、それらを用いて無尾翼・小型羽ばたき飛翔体を開発した。

・開発した飛翔体の翅の挙動と飛翔

2. 無尾翼・小型羽ばたき飛翔体の翅は十分に變形しており、ねじり運動に相当するフェザリング角の變化が大きい。また、飛翔体の翅先端付近の翅膜の變形量が大きいのに対し、胴体付近の翅膜の變形量が非常に小さいため、翅先端付近の翅のフェザリング角の變動が大きいのに対し、胴体付近の翅のフェザリング角の變化は小さい。このため、自由飛翔する蝶（ヒメアカタテハ）の翅のフェザリング角の變化と同程度の翅の變形を有しており、無尾翼・小型羽ばたき飛翔体は、飛翔する蝶の翅のねじれを定性的に再現しており、蝶に似た羽ばたき運動を再現した飛翔体といえる。

3. 無尾翼・小型羽ばたき飛翔体は、飛翔開始直後を除き、安定的な飛翔姿勢および飛翔速度を持ち、高度を常に増加させながら飛翔する。

・飛翔体の持つ諸パラメータと飛翔特性

4. 羽ばたき周波数が高くなる時、飛翔時の姿勢角が線形的に大きくなるため、飛翔体自体の飛翔速度がほとんど変化しないにも関わらず、空間的な垂直方向の飛翔速度が高くなることが明らかとなった。さらには、羽ばたき周波数を變化させた時、姿勢角が大きくなることが空間的な垂直方向の飛翔速度を高くするための条件の一つであることが明らかとなった。また、この飛翔体において、飛翔高度を維持するために必要な姿勢角の大きさは 16 [deg.] 程度であり、飛翔体の翅に生じる力のベクトルの傾きは-14. [deg.] であった。これらのことから、翅に生じる力のベクトルの傾きが、飛翔高度を維持するときに必要な姿勢角とほぼ等しく、飛翔高度を維持するために必要な姿勢角は、翅の揚推比に主に依存すると考えられる。

5. 無尾翼・小型羽ばたき飛翔体の羽ばたき振幅中心角度が高い場合には、その姿勢角が大きくなり、羽ばたき振幅中心角度が低い場合には、大きな姿勢角となりやすいことがわかった。ま

た、羽ばたき振幅中心角度には、飛翔を続けるための適正值があり、この飛翔体では、14 [deg.] ~ 22 [deg.] 程度であった。さらには、飛翔体の姿勢角が羽ばたき振幅中心により変化することは、飛翔体だけの特性ではなく、蝶（ヒメアカタテハ・クロアゲハ）の飛翔においても大きな姿勢角で飛翔するときには羽ばたき振幅中心を低くしていることがわかった

6. 翅の前後の位置を移動することにより、飛翔方向の角速度が変化することが明らかとなった、また、この飛翔体においては、翅弦長さの2%程度の変化により、角速度は110~140 [deg./s]程度変化する。

・飛翔モデルの構築とその妥当性の検討および飛翔に必要な条件

7. 飛翔体に生じる流体力および重力を考慮した無尾翼・羽ばたき飛翔モデルを構築した。構築した飛翔モデルは、翅の羽ばたき周波数、羽ばたき振幅中心および翅の前後の位置の変化による飛翔の変化を定性的に再現している。このことから、この飛翔モデルは流体力およびその作用点（モーメントの平衡点）の変化に対し、定性的には妥当性を有しているといえる。

8. 飛翔体の持つ諸パラメータが変化することにより、飛翔時の流体力の作用点および作用する角度が変化した結果、飛翔が変化し、それらが飛翔に重要な役割を果たすことが判った。

9. 飛翔体飛翔高度が上昇するためおよび姿勢の変動が小さくなるための条件を明らかにした。飛翔体の高度が上昇するためには、少なくとも流体力が重力よりも大きいことが満たされる必要があり、無尾翼・羽ばたき飛翔の姿勢の変動は、翅の流体力の作用点および作用する角度と迎え角の差に依存することが判った。

今後の展望

飛翔体の姿勢の安定について

1. 迎角および主流速度に対する飛翔体の翅が生じる流体力，モーメントおよび流体力の作用点を調べ，飛翔モデルに用いることにより，提案した飛翔モデルの定量的な妥当性を検証する。
2. 1. において調べたパラメータを近似式に近似し，状態方程式を構築することにより，飛翔体の姿勢が安定する条件を明らかにする．これにより無尾翼・羽ばたき飛翔の姿勢の安定問題については，一定の結論が出ると予想される。
3. 2. において明らかになった姿勢の安定条件を用い，翅の流体力特性を用いた任意の飛翔を行う無尾翼・羽ばたき飛翔体の設計指針を確立する。

飛翔体の翅の大きさについて

4. 飛翔体の翅の大きさと飛翔性能について調べ，乱流への遷移領域における飛翔性能について明らかにする．これにより，飛翔体の大きさの最大値が定性的に明らかとなり，飛翔体設計の指針となると考えられる。

飛翔体の翅の変形について

5. 翅の弾性が流体力特性に及ぼす影響を調べ，翅の弾性が流体力に及ぼす影響をエネルギーの観点から明らかにする．また，弾性を有する翅を持つ飛翔体と持たない飛翔体の飛翔実験を行い，弾性が飛翔に及ぼす影響を明らかにする。
6. 翅のリード・ラグ角が流体力特性に及ぼす影響を流れ場および流体力の観点から明らかにする。

参考文献

- [1] Defense Airborne Reconnaissance Office : “UAV Annual Report FY 1997”. pp. 42, Defense Airborne Reconnaissance Office, 1997
- [2] Grasmeyer, J.M. and Keennon, M.T., “Development of the Black Widow Micro Air Vehicle”, 39th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. Reno, NV. January 2001.
- [3] Lipera, L., Colbourne, J.D., Tischler, M.B., Mansur, M.H., Rotkowitz, M.C., Patangui, P., “The Micro Craft iSTAR Micro Air Vehicle: Control System Design and Testing”, American Helicopter Society 57th Annual Forum. Washington, D.C., May 9-11, 2001.
- [4] T.Nick Pornsin-sirirak, S.W. Lee, H. Nassef, J. Grasmeyer, Y.C. Tai, C.M. Ho, M. Keennon, “MEMS WING TECHNOLOGY FOR A BATTERY-POWERED ORNITHOPTER”, The 13th IEEE Annual International Conference on MEMS, Miyazaki, Japan, January 23-27, 2000, pp. 709-804
- [5] Gupta, N.K., Copp, P., and Chopra, I., “Development of a Test-bed for Closedloop MAV Flight Control”, American Helicopter Society International Specialists' Meeting on Unmanned Rotorcraft. Chandler, Arizona, January 2007.
- [6] Bohorquez, F., “Rotor Hover Performance and System Design of an Efficient Coaxial Rotary Wing Micro Air Vehicle”, Ph.D. dissertation, directed by Darryll Pines. Dept. of Aerospace Engineering. University of Maryland. College Park, MD., 2007
- [7] Ifju, P. G., Ettinger, S., Jenkins, D. A., & Martinez, L., “Composite Materials for Micro Air Vehicles,” Proceeding for the SAMPE Annual Conference, Long Beach CA, May 6-10, 2001.
- [8] R. Albertani & B. Stanford & J.P. Hubner & P.G. Ifju, “Aerodynamic Coefficients and Deformation Measurements on Flexible Micro Air Vehicle Wings”, *Experimental Mechanics*, vol. 47, pp. 625–635, 2007
- [9] 宮澤修, “μFR (マイクロフライングロボットについて) ” , *マイクロメカトロニクス*, vol. 50, No.196 pp. 100–108, 2006
- [10] Sundaram, S. and C.N. Hadjicostis. “Control of Quantized Multi-Agent Systems with Linear Nearest Neighbor Rules: A Finite Field Approach”, 2010 American Control Conference. Baltimore, Maryland. June 30-July 2, 2010.
- [11] Robert C. Michelson, “Test and Evaluation of Fully Autonomous Micro Air Vehicles,” *The ITEA Journal*, vol. 29(4), pp. 2-11, 2008
- [12] Zaem A .Khan, Sunil K. Agrawal, 2006, Design of Flapping Mechanisms Based on Transverse Bending Phenomena in Insects, IEEE International Conference on Robotics and Automation pp. 2323-2328
- [13] De Croon, G.C.H.E., de Clerq, K.M.E., Ruijsink, R., Remes, B., and de Wagter C., ” Design, aerodynamics, and vision-based control of the Delfly,” In the *International Journal of Micro Air Vehicles*, vol. 1(4), pp. 255-262, 2009

- [14] Wil Regan, Floris van Breugel, and Hod Lipson, "Towards Evolvable Hovering Flight on Physical Ornithopter", 10th International Conference on the Simulation and Synthesis, 2006,
- [15] Robert J. Wood, "The First Takeoff of a Biologically Inspired At-Scale," IEEE TRANSACTIONS ON ROBOTICS, vol. 24 (2), pp. 341-1960, 2008
- [16] 藤川太朗,佐藤芳憲,眞方勇介, 山下達彦, 菊池耕生, "弾性体リンクを用いた往復遙動機構による蝶型はばたきロボットの開発", 日本機械学会論文集 C 編,vol. 76, no.761, pp. 151-157, 2010
- [17] H. Tanaka, K. Hoshino, K. Matsumoto, and I. Shimoyama, "Flight Dynamics of a Butterfly-type Ornithopter", The 2005 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS'05), pp. 310 – 315, Edmonton, Alberta, Canada, August 2-6, 2005
- [18] H Liu and H Aono," Size effects on insect hovering aerodynamics: an integrated computational study", Bioinsp. Biomim. 4 (2009) 015002 (13pp)
- [19] C.P. Ellington, C. van den Berg, A. P. Willmott, and A. L. R. Thomas, "Leading-edge vortices in insect flight", Nature 384, pp.626-630, 1996
- [20] F. O. Lehmann, "The mechanisms of lift enhancement in insect flight," Naturwissenschaften, vol.91, pp. 101-122, 2004
- [21] M.H.Dickinson, F.O.Lehman, and S.P.Sane, Wing Rotation and the Aerodynamic Basis of Insect Flight, Science, 284, pp. 1954-1960, 1999
- [22] T.Maxworthy, Experiments on the Weis-Fogh mechanism of lift generation by insects in hovering flight. Part. 1 Dynamics of the fling, J.Fluid Mech., 93, part1, pp. 47-63, 1979
- [23] R. J. Bomphrey, N. J. Lawson, G. K. Taylor, and A. L. R. Thomas, "Application of digital particle image velocimetry to insect aerodynamics : measurement of the leading-edge vortex and near wake of a Hawkmoth", Experiments in Fluids, 40 , pp.546–554, 2006
- [24] D.R. Warrick, B. W. Tobalske and D. R. Powers, "Aerodynamics of the hovering hummingbird", NATURE, vol 435, 23, pp.1094-2006, 2005
- [25] A. K. Brodsky, "VORTEX FORMATION IN THE TETHERED FLIGHT OF THE PEACOCK BUTTERFLY INACHIS 10 L. (LEPIDOPTERA, NYMPHALIDAE) AND SOME ASPECTS OF INSECT FLIGHT EVOLUTION", J. exp. Biol. 161, pp.77-95, 1991
- [26] Sunada S, Kawachi K, Watanabe I, and Azuma A, "Performance of a Butterfly in Take-off Flight," J. Exp. Biol., Vol. 183, pp. 249-277, 1993
- [27] R. B. Srygley & A. L. R. Thomas, "Unconventional lift-generating mechanisms in free-flying butterflies", Nature 420, pp.660–664, 2002
- [28] 田中博人,星野一憲, 松本潔および下山勲, "チョウ型羽ばたき飛行の研究", 第22回 日本ロボット学会学術講演会予稿集, 1F26, 岐阜, 2004
- [29] 東昭, "生物の動きの事典", 朝倉書店, 1997

[30] Che-Shu Lin, Chyanbin Hwu and Wen-Bin Young, The thrust and lift of an ornithopter's membrane wings with simple flapping motion, *Aerospace Science and Technology*, 10, pp. 111-119, 2006

[31] 河野 淳, 瀧脇 正樹, 田中 和博, 2008, “羽ばたき飛翔する蝶の翅の挙動と翅周りの渦流れ”, 九工大院博士前期課程学位論文

[32] 瀧脇 正樹, 田中 和博, 永山 勝也, “非定常運動翼後流の渦流れと非定常推進力”, 日本機械学会論文集(B編), Vol. 728, No. 73, pp. 922-929, 2007

[33] J. Tang, D. Viieru, and Wei Shyy, “A Study of Aerodynamics of Low Reynolds Number Flexible Airfoils”, 37th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit 25 - 28 June 2007, Miami, FL

[34] H. Tanaka, K. Hoshino, K. Matsumoto, and I. Shimoyama, “Design and Performance of Micromolded Plastic Butterfly Wings on Butterfly Ornithopter”, The 2008 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS '08), pp. 3095-3100, Nice, France, September 22-26, 2008

謝辞

本論文は、筆者が九州工業大学情報工学部機械システム工学科および九州工業大学大学院情報工学研究科システム専攻 田中・瀧脇・清水研究室における6年を経て行った研究成果をまとめたものです。この研究を行うにあたり、多くの方々のご指導、ご助言およびご協力を頂きました。ここに感謝の気持ちを述べたいと思います。

本研究を行うにあたり、九州工業大学情報工学部機械情報工学科 田中和博教授および瀧脇正樹准教授からやりがいのある研究テーマを与えられ、ご指導頂きました。また、御二人には公私に渡ってお世話になり、指導方針の御二人から私は育てられました。研究においては、田中先生からは、マクロかつ理論的なアプローチ・マクロな視点の重要性・研究に対する考え方などを、瀧脇先生からはミクロかつ実践的なアプローチ・基礎的な研究に対する考え方などを、それぞれ学ばせて頂きました。私的な面でも、お酒への考え方、文化・教養、運動など多岐に渡ってお世話になりました。田中先生とは、休憩所でよく顔を合わせることもあり、その度に文化的かつ刺激的なお話ができ、楽しく過ごさせて頂きました。瀧脇先生から生活面において何度か大変なお説教を頂いたことを今でも感謝しております。また、多くの研究発表の機会を与えて頂き、結果として若手優秀講演フェロー賞などの多くの賞を受けることが出来ました。御二人からは多くのアドバイスを頂き、しかもそれを活かすことができずとも、諦めずにご指導頂けたこと、本当にありがとうございました。僭越ながら、御二人とも私の第2第3の父親だと思っています。尤も、義理と人情の頑固親父とややドライで知識と知見の豊富な父親といった違いはありますが、この御二人のおかげで、今の自分があると思います。

九州工業大学情報工学部機械情報工学科 鈴木裕教授および伊藤高廣教授には、講究を始め様々なアドバイスを頂き、またお会いした際にも研究へのインスピレーションが生じるようなお話をさせて頂きました。この御二人には、当博士論文の副査となって頂き、鈴木教授には、客観的な視点に基づいたご指導を、伊藤教授には「ものづくり」や制御に基づいたご指導を、それぞれして頂き、このような形でまとめることが出来ました。

九州工業大学情報工学部機械情報工学科 清水文雄助教授および肥後寛技官には、ゼミの際のご質問をはじめ、多くのアドバイスを頂きました。清水助教授にはメールサーバの管理や数値計算の理論の勉強に関して、肥後寛技官には実験装置の構築などの実験面に関して、それぞれ大変お世話になりました。

九州工業大学情報工学部機械情報工学科 徳田君代特任教授には、修士論文の副査となって頂いたことを始め、講究や授業など様々な機会でご指導・アドバイスを頂きました。会社でご活躍された経験を基にした視点は、私は当然のことながら有しておらず、大変参考になりました。また、研究に関するだけでなく、人生に関する事柄についてもアドバイス頂きました。

私の人生の1/4弱を過ごした研究室の面々に多大な感謝を表します。中でも、5年間共に過ごした中喜隆さんは、私の兄貴分とも言うべき存在であり、実際、一緒に過ごした時間は本当の兄弟と

同程度となるような濃厚な密度で、起床以降は就寝までほとんど同じ空気を吸っていました。また、話した内容も、研究、私生活、教養、政治、馬鹿話と、多岐に渡り、本物の兄のように感じております。淵脇先生と中さんのおかげで、当時の実験室は家族のような雰囲気を持ち、互いの問題点を共有していたため、厳しくも楽しく研究を行うことができました。この雰囲気が好き（愛していたともいえるほど。笑）だったことが、私は博士後期課程に進学した理由の一つだったりします。淵脇先生が准教授になられ、ご多忙になった結果、指導方針が変わり（私はそう思っています）、この家族的な雰囲気は徐々に失われてしまい、私はとても残念に思っていますが、いつかこの雰囲気が戻ると信じています。

私の実験室における先輩である村上さんと河野さんは共に個性的でした。村上さんは人を安心させる何かを、河野さんは明るい雰囲気を作る何かを、それぞれ発散させているようで家族的な雰囲気が形成される上で、欠かせない御二人でした。村上さんは、男性ながらに実験室のお母さん役・導電性高分子の当研究室の開拓者として黙々と研究を行っていました。おかげ様で、たくさんの実践的な知識と心地よい雰囲気を頂きました。河野さんからは、蝶の飛翔に関する「イロハ」を教えて頂きました。また、河野さんが作った誕生日を祝う習慣は、今でも研究室に続いており、河野さんの「気持ち」は継承されています。

私と同期の、山下、中村、野見山とは、良い思い出をたくさん貰いました。ソフトボール、流れの夢コンテスト、TA など一緒に頑張りました。中でも最後のゼミ旅行は本当に最高でした。旅先に携帯を忘れて迷惑掛けました（笑）。山下とは、共に色々な経験をしました。共に悩み、時には励まし合い、喜びを分かち合いました。戦友というか、親友だと勝手に思っています。中村・野見山には、たくさん迷惑掛けたことと思います。研究が忙しいときには、何も言わないのに様々な配慮をして頂き、誠にありがとうございます。

私の研究対象と同じ無尾翼・小型羽ばたき飛翔体と蝶の研究を行った川野くん、下田くん、黒木くん、堤くんには色々と苦難を共にしました。特に、IMS でのイベントやテレビ取材のときには、夏の猛暑・冬の厳寒の中、滝のような汗を出し、体を震えさせながらも、楽しく飛翔体を調整することができました。君たちのおかげです。その結果、様々なイベントを成功させることができました。また、その中で得られた知見が基となり、この論文が出来ています。ありがとうございます。大変よい思い出となりました。川野くん・黒木くんは、可視化が主なテーマでしたが、下田くんとは3年間共に研究を行いました。下田くんは、研究に関してはコメントを控えますが、なんとも言えない魅力がありました。でも、ご飯を買いに行くからと、貸した私の車でドリフトするのは止めて下さい（笑）。私が論文執筆のため、実験できない中、堤くんに多くの実験を行って貰っております。堤くんが真面目に実験を重ねてくれるおかげで、安心して論文執筆に集中でき、このような博士論文を完成させることが出来たと思います。

博士後期課程として、同じ立場だった栗波さん、永田さん、アップイロンさんとは、ゼミや日常において色々なことが議論できて楽しかったです。

このような研究生活で得られた僅かな閃き, 知識や新しい視点が積もり重なり, 今の私を形作り, その一部がこの博士論文として顕在化したと思っています. この点においては, 述べる事が出来なかった研究室の皆様も同様です. また, 拙い私を精神的にも支援し続けて下さった両親・兄弟, 友人たち, そして私に関わる森羅万象に感謝の意を表し, 謝辞と致します.

付録

① 羽ばたき周波数の変化と飛翔パラメータの瞬時値

I. 本項の概要

本項では、羽ばたき周波数の変化と飛翔特性の関係を調べた際の各パラメータ（飛翔速度および姿勢角）の瞬時値について記述する。本項では、第4章で用いた実験装置および実験方法と同じ条件で瞬時値を調べている。

II. 飛翔パラメータの瞬時値

異なる羽ばたき周波数で飛翔する飛翔体の飛翔軌跡を Fig. ①II-1 に示す。横軸および縦軸は、それぞれ水平方向の位置および垂直方向の位置を示している。赤、青、緑および黒色の軌跡は、それぞれ 9.5 [Hz], 9.0 [Hz], 8.5 [Hz] および 8.0 [Hz] の羽ばたき周波数で飛翔する飛翔軌跡を示す。

羽ばたき周波数が 9.5 [Hz] のとき飛翔体の飛翔高度は上昇し、9.0 [Hz] のとき飛翔高度を維持し、8.5 [Hz] および 8.0 [Hz] のとき飛翔高度が低下することがわかる。加えて、羽ばたき周波数が低下すると飛翔高度の上昇の勾配が小さくなることも分かる。飛翔時に羽ばたき周波数を変化させた場合においても、飛翔体は安定した姿勢で飛翔し、羽ばたき周波数によって飛翔高度が変化する。

飛翔時の飛翔体の姿勢角の時間変化を Fig. ①II-2 に示す。横軸および縦軸にそれぞれ、羽ばたき周波数 f および姿勢角 θ_{body} を表す。飛翔体は、5 [deg.] 程度の範囲で姿勢角を変動させながら、飛翔している。羽ばたき周波数が 8.0 [Hz] から 9.5 [Hz] まで上昇することで、姿勢角の平均値が 10 [deg.] 程度から 17 [deg.] 程度まで大きくなり、羽ばたき周波数の増加に対し姿勢角が大きくなる。また、羽ばたき周波数が高いとき、上昇飛翔を行う傾向がある。すなわち、羽ばたき周波数が高くなるとき、飛翔時の姿勢角が大きくなり、飛翔高度が上昇する傾向にある。

羽ばたき周波数と飛翔体を基準とした水平方向および垂直方向の飛翔速度の変化を Fig. ①II-3 (a) および (b) に示す。横軸は羽ばたき周波数を示し、Fig. ①II-3 (a) および (b) の縦軸には、それぞれ水平方向および垂直方向の飛翔速度を示す。

飛翔体を基準とした水平方向の飛翔速度を変動しながら飛翔体は飛翔し、その変動の幅は 0.3 [m/s] 程度となっている。羽ばたき周波数を 8.0 [Hz] から 9.5 [Hz] まで増加させても、水平方向の飛翔速度はほぼ同程度である。このことから羽ばたき周波数を変化させたとき、水平方向の飛翔速度はあまり変化しないことがわかる。

飛翔体を基準とした垂直方向の飛翔速度を変動しながら飛翔体は飛翔し、その変動の幅は 0.9 [m/s] 程度となっている。羽ばたき周波数に対する垂直方向の飛翔速度は羽ばたき周波数の変化に対しほとんど変化しない (Fig. ①II-3 (b)). このことから、羽ばたき周波数を高くすることにより、

飛行体を基準とした垂直方向の飛行速度が大きく上昇していないにもかかわらず、飛行高度が上昇していることがわかる (Fig. ① II - 1)。飛行速度はいずれの羽ばたき周波数においても、飛行速度が 0 [m/s] のより高いことはほとんどないため、飛行体自体は下向きに飛行していることがわかる。従って、空間的な垂直方向の飛行速度の上昇と飛行体を基準とした飛行速度の関係は弱く、飛行体自体の飛行速度が上昇したことが空間的な飛行速度の上昇の直接的な原因ではないと考えられる。

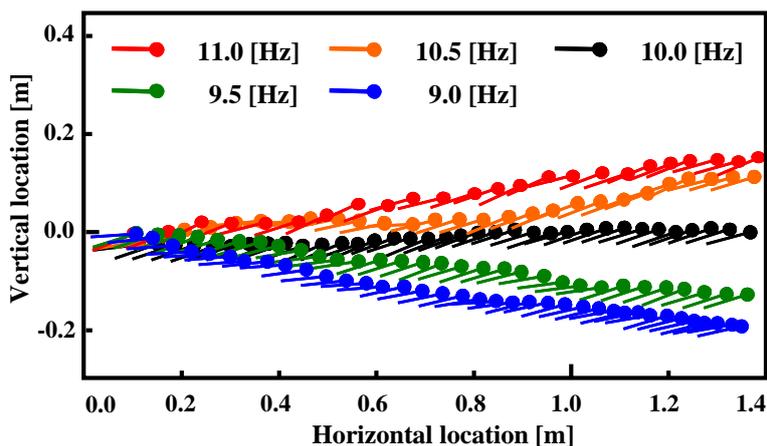


Fig. ① II - 1 Flight trajectories of flying small flapping robot with different flapping frequencies

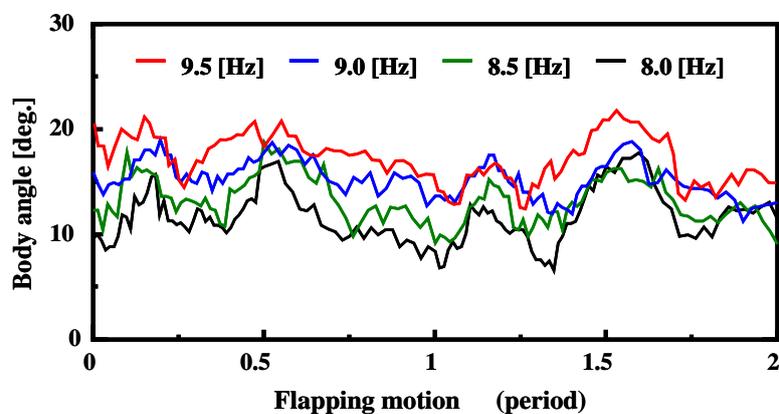
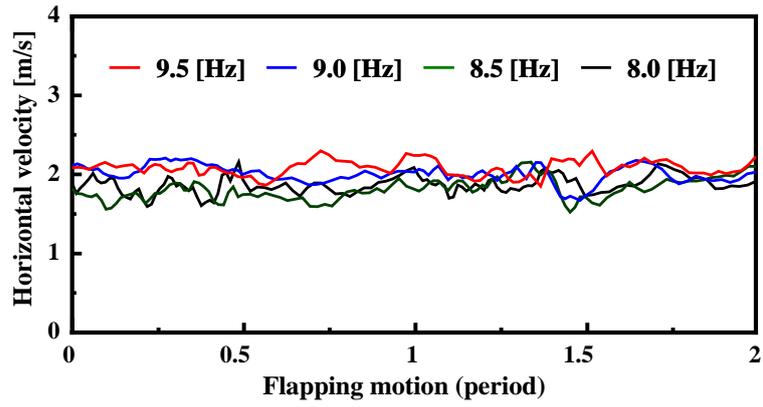
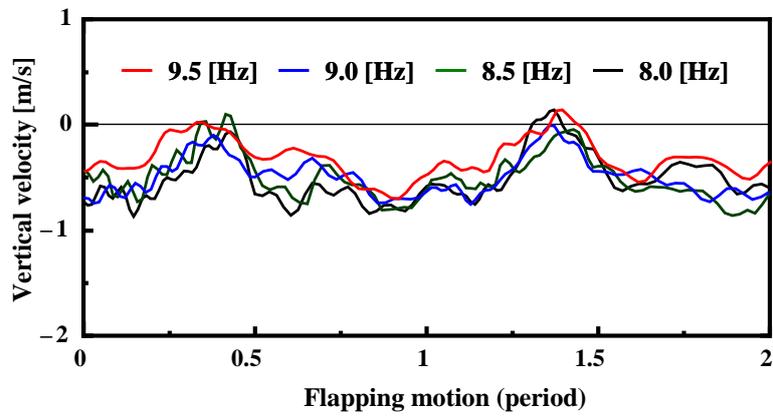


Fig. ① II - 2 Body angles of flying small flapping robot with different flapping frequencies



(a) Horizontal velocity



(b) Vertical velocity

Fig. ① II - 3 Flight velocities at viewpoint from robot with different flapping frequencies

② 翅の変形量と飛翔

I. 本項の概要

本項では、翅の変形と飛翔の関係を調べる。翼の変形は近年、注目され数多くの研究がなされている。弾性変形を有することにより、後端が変形し後流の渦構造が変化した結果、翼が発生する推進力が大きくなる[32]ことや、弾性変形を有することにより後端が変形し、並進運動に回転運動を加えた組み合わせ運動（適切な位相を与えることで推進力が大きくなる）のような効果を持つこと[33]が報告されている。しかしながら、変形が飛翔にどのような影響を与えるについて述べられた研究は極少数である。Tanakaらは、蝶の翅を綿密に再現した翅を用いて、その飛翔から翅の特性を調べ、適切な変形を有することが、高い揚力係数が必要なゆっくりと飛翔するために重要であることを明らかにしている[34]。

本研究では、翅の変形量が異なる三つの翅を用いて、飛翔時の姿勢角および飛翔速度を評価する。

II. 翅の翅脈の位置と翅の変形

翅は和紙とカーボンで構成されており、翅は羽ばたき運動に伴い変形する。翅にカーボロッドを配置することにより、翅の変形を変化させた。翅A、翅Bおよび翅Cはそれぞれ、カーボンロッドを用いない翅。カーボンを2本の翅およびカーボンロッドを3本用いた翅である。

図②II-1にそれぞれの翅の打ち上げおよび打ち下ろしの羽ばたき角 θ [deg.]（翅が水平位置にある角度）における翅の変形を示す。左翅は翅の変形量を示しており、赤および青はそれぞれ、上向きおよび下向きの変形を示している。翅Aは、カーボンの配置されている位置付近以外が変形し、最大で40 [mm]程度変形する。打ち上げ時においては、翅の後端が翅先端方向に引き寄せられるほど変形する。打ち下ろし時においては翅の後端の変形は見られない。翅Bは翅Aと同様にカーボンの配置されている位置付近を除き翅が変形している。また、胴体付近が翅Aと比べほとんど変形していないことがわかる。打ち上げ時に比べ、打ち下ろし時は翅が大きく変形する面積が広いことがわかる。翅Cは、翅のほぼ全域で変形量が小さいことがわかる。

図②II-2に翅の変形量の最大値（羽ばたき一周期）が10 [mm]より大きな変形を行う位置を示す。黒丸印および赤丸印はそれぞれ、変形量が10 [mm]より小さな変形および大きな変形を行う位置を示している。青線は変形量の最大値が10 [mm]より小さな点の端を示しており、この線を基に変形量の大きな範囲を算出した。表II-1に変形量の最大値が10 [mm]より大きな変形量を有する面積を示す。翅A、翅Bおよび翅Cはそれぞれ、翅面積に対し65.3% (0.0049 [m²]), 44.0% (0.0033[m²]) および29.3% (0.0022[m²]) が大きな変形（10 [mm]より大）を有している。このような翅を用いて飛翔観察実験を行った。

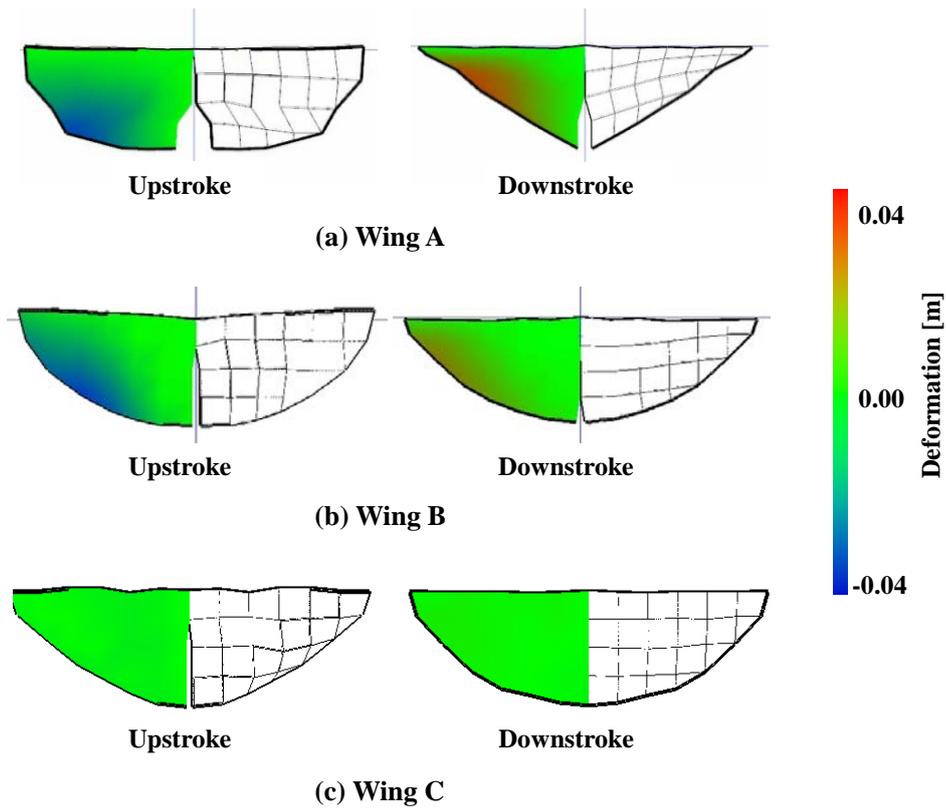


Fig. ② II-1 Wing deformation of wings for flight observation

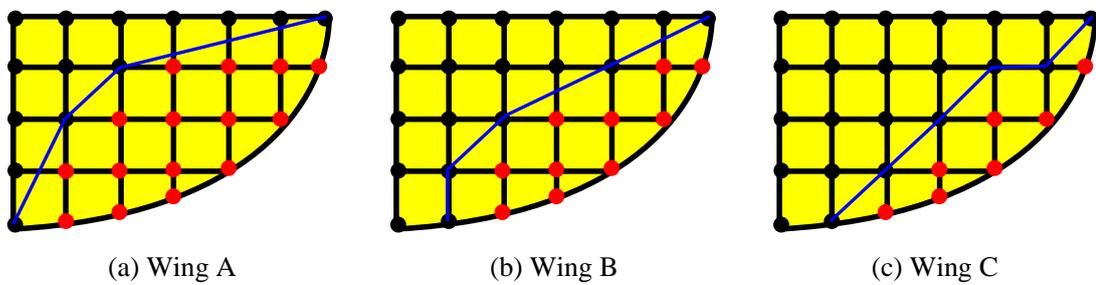


Fig. ② II-2 Large deformation area of wings for flight observation

Table ② II-1 Large deformation area of wings for flight observation

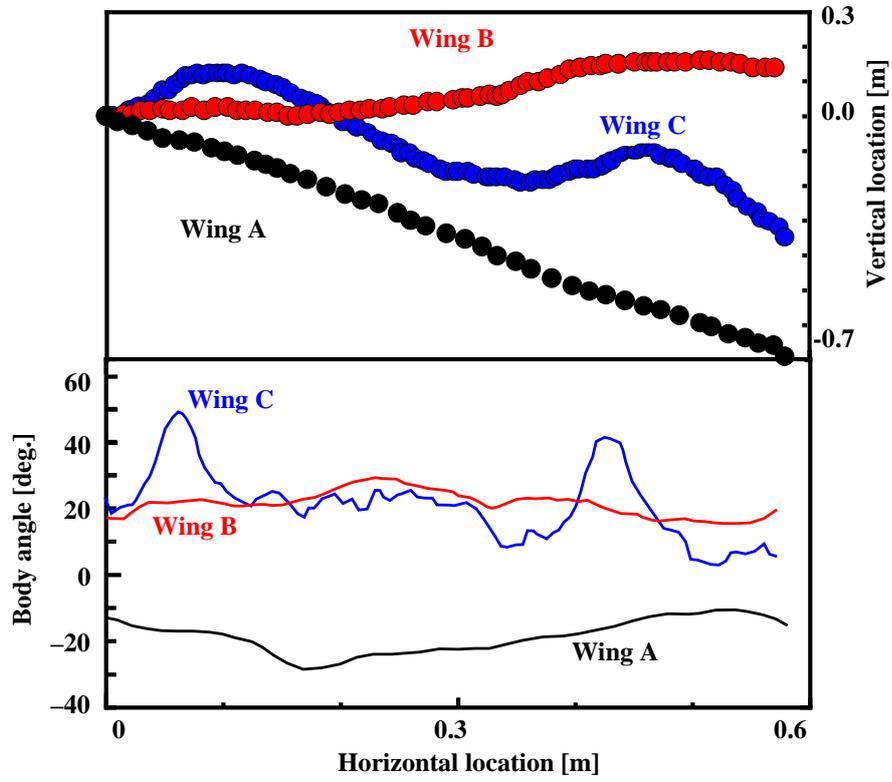
	Wing A	Wing B	Wing C
Large deformation area S_{Large} [m ²]	0.0049	0.0033	0.0022
Area ratio S_{Large} / S_{Wing}	65.3 %	44.0 %	29.3 %

III. 翅の変形と飛翔の様子

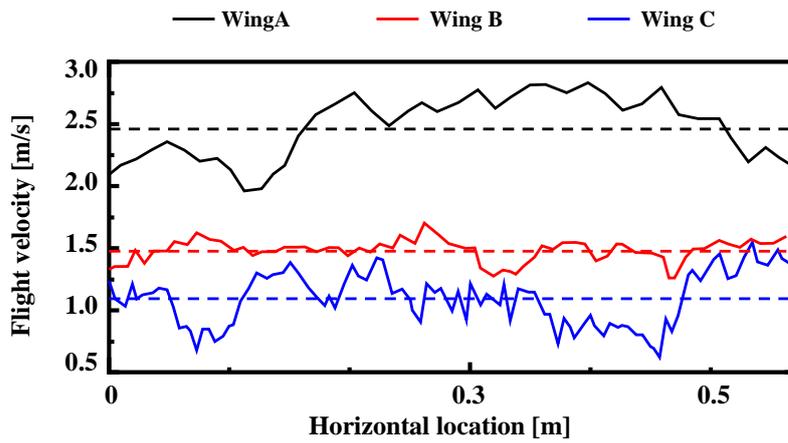
図②III-1 に異なる翅の変形を有する飛翔体の飛翔時の姿勢角および垂直方向の位置を示す。横軸は水平方向の位置、右側および左側の縦軸はそれぞれ、垂直方向の位置および姿勢角を示す。黒、赤および青はそれぞれ、Wing A, Wing B および Wing C の値を示している。図 ②III-2 に異なる翅の変形を有する飛翔体の飛翔速度を示す。横軸および縦軸はそれぞれ水平方向および垂直方向の飛翔速度を示し、黒線、赤線および青線はそれぞれ、Wing A, Wing B および Wing C の飛翔速度を示している。

Wing A は飛翔開始直後から一度も姿勢角を上向かせることなく飛翔し、飛翔高度は低下し続け 0.6 [m] 付近で着地する。このことから、Wing A の翅は姿勢を上向かせるモーメントが生じていないことがわかる。また、進行方向はほぼ直線的であることから、揚力方向に力がほぼ働いていない（重力 \approx 揚力）と考えられる。Wing B は 20~30 [deg.] 程度の範囲で姿勢角を 10 [deg.] 程度変動させながら飛翔し飛翔高度は上昇し続ける。姿勢が上向き、姿勢角の変動が小さいことから、適切なモーメントを受けながら飛翔していると考えられる。Wing C の飛翔高は 20 [deg.] 程度の振幅で振動しながら飛翔し、飛翔高度は低下していく。また、姿勢角は飛翔高度の振動の上死点付近で差極大値を示す。その極大値の値はともに 40 [deg.] 程度であり、流れの翅への再付着が見られないことが考えられる。このことと、姿勢角が相対的に低下するため、飛翔高度が低下すると考えられる。さらには、姿勢が上向き Wing B と同程度の姿勢角においても飛翔高度が低下し続けるため、Wing A に比べ小さな揚力で飛翔していると考えられる。これらのことから、飛翔体は翅の変形により飛翔が大きく変化し、姿勢角および飛翔時の位置が変化するといえる。

Wing A の飛翔速度は姿勢角の低下に伴い 0.1 [m] 付近上昇し、2.7 [m/s] 付近でほぼ安定する。その後、姿勢角は上昇し-10 [deg.] 程度となる。それに連動するように飛翔速度は 0.5 [m] 付近から低下する、Wing B の飛翔速度は微小に変動するものの安定している。Wing C の飛翔速度は 0.4 [m/s] 程度変動し、姿勢角が極大値なる位置付近で飛翔速度が低下し、姿勢角が小さくなる時高くなることわかる。これらのことから飛翔速度は姿勢角の変動に影響されていることがわかる。飛翔速度が変動 Wing A, Wing B および Wing C の平均飛翔速度はそれぞれ、2.5 [m/s], 1.5 [m/s] および 1.1 [m/s]であった。Tang, J. は翅が変形することにより、並進運動に回転運動の効果を与えることを報告している。また、並進運動に回転運動を加えることにより、推進力が大きくなることも報告されている。これらのことから、飛翔体の飛翔速度は、翅の変形に影響を受けると考えられ、翅面積に対し 65.3 %, 4.0 % および 29.3 % が大きく (10 [mm] より大) 変形するとき、飛翔速度の平均値はそれぞれ、1.1 [m/s], 1.5 [m/s] および 2.5 [m/s] で飛翔することがわかった。



Fig, III-1 Flight position and body angle of robots with different wing deformation



Fig, III-2 Flight velocity of robots with different wing deformation