

推進力方向制御機構をもつ  
サイクロジャイロ翼型飛行ロボットの開発

電気通信大学大学院 電気通信学研究科

博士（工学）学位申請論文

東 善之

2010年3月

推進力方向制御機構をもつ  
サイクロジャイロ翼型飛行ロボットの開発

博士論文審査委員会

主査 田中 一男 教授

委員 前川 博 教授

委員 横井 浩史 教授

委員 明 愛国 准教授

委員 金森 哉吏 准教授

著作權所有者

東 善之

2010

# 推進力方向制御機構をもつ

## サイクロジャイロ翼型飛行ロボットの開発

東 善之

### 概 要

近年、Micro Air Vehicle や Unmanned Air Vehicle といった飛行ロボットの研究は、飛行機など既存の機体を利用するものから、新しい形状の機体を開発しているものまで幅広く行われている。前者の研究では、飛行体の制御に主眼が置かれており、飛行機やヘリコプタなどの制御やナビゲーションの研究が行われている。

これに対し後者の、機体や機構の開発に主眼が置かれている研究として、1930年代にサイクロジャイロ翼を持つ飛行体の開発が試みられている。しかし、回転中の翼の迎角を変化させる機構の実現性が乏しかったため、その飛行は未だ実現されていない。サイクロジャイロ翼とは翼面と平行な回転軸周りに回転する翼である。サイクロジャイロ翼を持つ飛行体はヘリコプタよりも優れた運動性能を発揮でき、ホバリングのみならず機首を上げ（下げ）ながらの前進（後退）や、真下に向けてのホバリングも可能である。このような飛行能力は災害救助などの極限状況で優位性を発揮できると考えられる。

本研究室における過去の研究においては、サイクロジャイロ翼の回転時に回転軌道上において発生する力を相殺せず、上方に力を得るための可変迎角機構を提案し、試作機が製作されている。

本稿では、サイクロジャイロ翼の翼幅、翼枚数、偏心点距離といった機体の設計パラメータを実験を通して決定することで性能向上を図る。また、性能向上を行った機体を用いて垂直なガイドに沿った浮上実験を行い、本機構を有する飛行ロボットが浮上可能であることを示す。その一方で、実験的な設計パラメータの変更では、開発の非効率性が大きな問題であり、推進効率の向上も必要であることから、機体に働く上昇力及び消費電力を計算するシミュレーションモデルの開発を行う。そして構築したシミュレーションモデルが、可変迎角機構のパラメータ変化を含めた実機実験の結果を表現できることを示す。

その後、モデルの精度向上を図り、翼から発生する上昇力を算出するためのモデルを改善していく。この時、サイクロジャイロ翼のレイノルズ数を考慮し、そのレイノルズ数領域における揚力・抗力係数を用いることで、以前のモデルと比べ約 12%モデルの精度が向

上することを示す。さらに、向上させたシミュレーションモデルを用いて最適な設計パラメータを決定することで、これまでの 2 倍以上の上昇力を得る設計パラメータが存在することを示す。

また、これまで行われていなかったサイクロジャイロ翼から発生する力の方向の制御機構を開発する。この機構は、サイクロジャイロ翼が翼の回転に対して、2つの回転中心点を有していることを利用し、その 2 点の位置関係を変化させることで、力の方向を制御するものである。特に、翼の回転と 2 点の位置関係を変化させる制御機構を独立させることで、翼の回転による反トルクの影響を極力小さくし、小さなサーボモータによる機構の実現を目指す。そして、製作した実機による実験結果から、発生する力の方向制御機構の有効性を確認する。本論文は全 7 章で構成されており、各章の概要は以下の通りである。

第 1 章では、研究の背景を周辺研究を交え述べるとともに、本研究の沿革、本機構の特徴、目的について示す。

第 2 章では、飛行ロボット開発のために採用した可変迎角機構について述べていく。可変迎角機構は、サイクロジャイロ翼の回転時に回転軌道上において発生する力を相殺せず、上方に力を得るための機構であり、サイクロジャイロ翼を用いた飛行ロボットを開発するにあたり核となる機構である。

第 3 章では、サイクロジャイロ翼を用いた推進器の翼幅、翼枚数、偏心点距離といった設計パラメータを実験的に決定することで性能向上を図る。また、この推進器を飛行ロボットへ適用した際の飛行可能性を示すために浮上実験を行う。

第 4 章では、飛行ロボットの開発効率及び推進効率を高めるために、推進器から発生する上昇力及び消費電力を計算するシミュレーションモデルの開発を行う。また、構築したシミュレーションモデルが可変迎角機構の設計パラメータを変化させた実験を含め、実機による実験結果を表現できるモデルであることを示す。

第 5 章では、前章にて構築したシミュレーションモデルの精度向上を図っていく。この時、サイクロジャイロ翼のレイノルズ数を考慮し、そのレイノルズ数領域における揚力係数と抗力係数を用いることで、以前のモデルと比べモデルの精度を約 12% 向上させることができることを示す。さらに、シミュレーションモデルを用いて最適な設計パラメータを決定することで、第 4 章における機体の 2 倍以上の上昇力が得られる機体パラメータが存在することを、実機実験を含めて示す。

第 6 章では、サイクロジャイロ翼から発生する力の方向の制御機構を開発する。この機構は、飛行時の姿勢制御、位置制御のために必要不可欠な機構である。サイクロジャイロ翼を用いた推進器が翼の回転に対して、回転中心点と偏心点と呼ばれる 2 つの回転中心点を有していることを利用し、その 2 点の位置関係を変化させることで、力の方向を制御するものである。

最後に、第 7 章では、本研究で得られた成果をまとめるとともに、本飛行ロボットの将来的な展望について述べる。

# Development of Cyclogyro wing based Flying Robot with Thrust Direction Control Mechanism

Yoshiyuki Higashi

## Abstract

Nowadays, several flying robots are studied on their information gathering ability and high maneuverability. These studies are categorized into the investigation using existing aircraft such as the helicopter and the development of new flight mechanism like the flutter robot. The former attaches importance to the guidance and the control of aircraft. On the other hand, the latter is focused on the development of the new thruster and the mechanism for flight control. With respect to mechanism of generating lift forces, a unique mechanism, named cyclogyro, was proposed in 1930's.

An airplane with the mechanism was designed at the time. The cyclogyro planned in 1930's is an airplane propelled and given lift by horizontal assemblies of rotating wings. According to the web site, very few prototypes were built, and those that were constructed were completely unsuccessful.

The essential principle is that the angle of attack of the rotating wings is altered as they go round, allowing the lift/thrust vector to be altered. This allows the airplane to rise vertically, hover, and even go backwards with various attitudes. Thus, cyclogyro-based flying robot has possibility of being a high maneuverability MAV.

This advantage in the flight ability is brought out in the disaster site. To the best of our knowledge, nobody has proposed effective and practical mechanism of altering angles of attack. Thus, there is no record of any successful flights, although the machines of this type have been designed by some companies.

We proposed a new variable attack angle mechanism that is quite simple and effective, and developed a flying robot with the mechanism in past study. In this paper, we demonstrate in some experiments that the change of attack angle provide enough lift force to fly if the parameters (the wing span, the number of wings and the eccentric distance) are appropriately designed. Thus the experiment with the prototype shows that the flying robot with the cyclogyro wing has the ability to hover.

However, due to parameter selection based on experiments, we needed to build another robot, whenever a design parameter was changed. Hence, just only two or three

selections for each design parameter were considered. The approach is quite inefficient from the development effort points of view. For overcoming this problem, the simulation model composed three models called the angle of attack model, the lift force model and the power model are developed. The angle of attack model calculates wing's angle of attack from the geometric condition of closed link mechanism. The lift force model calculates the lift and the drag generated from wings using the angle of attack calculated from the angle of attack model. And, the power model calculated the electric power of the motor.

But this lift force model does not contain the wing characteristic. Therefore, the model calculates only the lift force using only the force that air pushes the wing. As a result, the constructed lift force model had some error between the simulation results and the experimental results.

For this problem solving, to improve the accuracy of the simulation model, we reconstruct the lift force model by considering the cyclogyro wing's Reynolds number and the aerodynamic characteristic of wings. The utility of the new simulation model is validated by comparing the new simulation model with previous results and experimental results.

On the other hand, the greatest merit of the cyclogyro wing is its maneuverability, that is, it can flight with various attitudes. However, the mechanism of the flight control for the cyclogyro wing is not yet developed. Thus its rotor could not change the direction of the generated force, and it could not control the attitude of the flying robot. We develop the new mechanism for the control of the generated force direction. Its validity is evaluated by the experiment with the prototype.

# 目次

<b>1</b>	<b>序論</b>	<b>1</b>
1.1	研究の背景	1
1.2	従来の研究	4
1.3	研究の目的	8
1.4	論文の構成	10
<b>2</b>	<b>可変迎角機構を有する飛行ロボット</b>	<b>12</b>
2.1	可変迎角機構	14
2.2	機体構造	15
2.3	飛行ロボットの設計パラメータ	18
<b>3</b>	<b>実験に基づく設計パラメータの選定と浮上実験</b>	<b>20</b>
3.1	予備実験	20
3.2	翼面積の検討	23
3.3	翼枚数の検討	28
3.3.1	2枚翼の上昇力測定実験	29
3.3.2	3枚翼の上昇力測定実験	30
3.4	偏心距離の検討	32
3.5	浮上実験	38
3.6	まとめ	38
<b>4</b>	<b>シミュレーションモデルの構築</b>	<b>41</b>
4.1	回転による翼の迎角算出モデル	42
4.1.1	Case I : $0 < \theta - \theta_p \leq \pi$ の場合	43
4.1.2	Case II : $\pi < \theta - \theta_p \leq 2\pi$ の場合	44

---

4.2	上昇力算出モデル	46
4.3	シミュレーションモデルの補正係数	50
4.4	シミュレーションモデルの検証	52
4.4.1	翼面積	52
4.4.2	偏心距離	54
4.4.3	偏心角度	55
4.4.4	最適設計パラメータの探索	56
4.4.5	考察	60
4.5	消費電力算出モデルの構築	62
4.5.1	翼の抗力による電力消費	62
4.5.2	回転中のリンクによる電力消費	64
4.5.3	回転時の摩擦による電力消費	66
4.6	消費電力算出モデルの検証と最適パラメータの探索	67
4.6.1	過去の実験値との比較	67
4.6.2	翼弦長の変更による比較	67
4.6.3	前節における最適パラメータを使用した比較	68
4.6.4	消費電力を加味した最適パラメータの探索	69
4.7	まとめ	72
5	シミュレーションモデルの精度向上	74
5.1	上昇力シミュレーションモデルの改善	74
5.2	改善した上昇力算出モデルの検証	77
5.2.1	翼弦長を変化させた場合の比較	78
5.2.2	偏心距離を変化させた場合の比較	79
5.3	最適パラメータの探索	81
5.4	まとめ	83
6	推進力の方向制御機構	86
6.1	偏心角制御機構の開発	86
6.2	実機実験による検証	91
6.2.1	実験装置	91

---

6.2.2	ステップ入力に対する力の応答 . . . . .	92
6.2.3	サイン波入力に対する力の応答 . . . . .	92
6.3	1点支持状態での姿勢安定化実験 . . . . .	94
6.3.1	実験装置 . . . . .	94
6.3.2	実験結果 . . . . .	96
6.4	まとめ . . . . .	97
7	まとめと今後の展望 . . . . .	99
7.1	まとめ . . . . .	99
7.2	今後の展望 . . . . .	101
	参考文献 . . . . .	104
	謝辞 . . . . .	108

## 目 次

1.1	Amphibious snake like robot.(Hirose lab., Tokyo Institute of Technology)[9]	2
1.2	Underwater vehicle with variable configuration segmented wheels.(Iwamoto lab., Ryukoku University)[10]	2
1.3	Category of aircrafts.	2
1.4	Small ornithopter "DelFly".(the Delft University of Technology)[23]	3
1.5	Cyclogyro-based airplane planed in 1930s [24].	4
1.6	Vioth schneider propeller.[26]	5
1.7	Locomotion capability of VCSW.	6
1.8	First prototype of flying robot with cyclogyro wing.	7
1.9	Generated force by rotating wings.	8
2.1	Mechanism of multi-parallel link rotor.[32]	13
2.2	Variable attack angle mechanism (Overview).	14
2.3	Variable attack angle mechanism (Detailed view).	15
2.4	Single rotor helicopter's mechanism for canceling Anti-torque.	16
2.5	Counter propeller helicopter's mechanism for canceling Anti-torque.	16
2.6	Tandem rotor helicopter's mechanism for canceling Anti-torque.	16
2.7	Cyclogyro-based flying robot with 4 rotors.	17
2.8	Comparison of flight attitude between helicopter and cyclogyro wing.	18
3.1	Experimental system with strain gauge.[28]	20
3.2	Experimental system with platform scale.	21
3.3	Measuring results of preliminary experiment.	23
3.4	Force generated by a wing.	24
3.5	Comparison normal wing model with double wing span model.	25

3.6 Nylon string at wing-tip . . . . .	25
3.7 Comparison of lift force between normal wing and double wing span model.	27
3.8 Comparison of lift force / weight ratio between normal wing and double wing span model. . . . .	27
3.9 4 wings model, 3 wings model and 2 wings model. . . . .	28
3.10 Tendency of lift force generated from 2, 3 and 4 wings model. . . . .	30
3.11 Lift force / weight raio of 3 wings model. . . . .	32
3.12 Closed link mechanism. . . . .	33
3.13 Difference of angle of attack for eccentric distances. . . . .	34
3.14 Lift/Weight ratio of experimental resules with 3 kind of eccentric distance model. . . . .	37
3.15 Hovering experiment along vertical guide. . . . .	40
4.1 Lift force and power simulation model flow. . . . .	42
4.2 Case I ( $0 < \theta - \theta_p \leq \pi$ ). . . . .	43
4.3 Case II ( $\pi < \theta - \theta_p \leq 2\pi$ ). . . . .	44
4.4 Attack angles for rotation angle. . . . .	45
4.5 Lift coefficient of NACA0012. . . . .	46
4.6 Drag coefficient of NACA0012. . . . .	48
4.7 Lift calculated using characteristic coefficients. . . . .	48
4.8 Lift calculated from pressure of wings. . . . .	49
4.9 Experimental result using test model. . . . .	49
4.10 Lift coefficients of flat plate in steady condition and pitching motion. . . .	50
4.11 Drag coefficients of flat plate in steady condition and pitching motion. . . .	51
4.12 Single and double chord wings. . . . .	53
4.13 Comparison between single and double chord wings (simulation and experimental results). . . . .	53
4.14 Simulation results for some eccentric distances. . . . .	54
4.15 Experimental results for some eccentric distances. . . . .	55
4.16 Simulation and experimental results for some eccentric angles. . . . .	56

---

4.17	Lift force for eccentric deisrtance and angles. . . . .	58
4.18	Flying robot with optimized parameters. . . . .	59
4.19	Comparison between present and optimized models (simulation and exper- imental results). . . . .	59
4.20	Deflection of wings. . . . .	60
4.21	Downwash in rotational motion. . . . .	61
4.22	Drag force of rotating wings . . . . .	63
4.23	Drag force of rotating links. . . . .	65
4.24	Power of rotational friction. . . . .	66
4.25	Power for some frequency (simulation and experimantal results). . . . .	68
4.26	Comparison between single and double chord wings (simulation and exper- imental results). . . . .	69
4.27	Power for some frequency with optimized model(simulation and experimen- tal results). . . . .	70
4.28	Lift force for power in optimized parameters. . . . .	72
5.1	Lift coefficient of flat plate in $Re=10000$ . . . . .	75
5.2	Drag coefficient of flat plate in $Re=10000$ . . . . .	76
5.3	Change of virtical force for rotational angle. . . . .	77
5.4	Comparison between wing chord 50mm wing and 100mm wing. . . . .	78
5.5	Experiment and simulation results calcurated from new simulation model. .	80
5.6	Experiment and simulation results calcurated from previous simulation model. . . . .	80
5.7	Comparison between lift force of optimal model and previous model. . . . .	82
5.8	Comparison between lift coefficient of flat plate based on experiment and lift coefficient in chapter 4. . . . .	84
5.9	Comparison between drag coefficient of flat plate based on experiment and drag coefficient in chapter 4. . . . .	85
6.1	Control mechanism of Voith Schneider Propeller.[26] . . . . .	87
6.2	Force direction control with hub ring. . . . .	87

---

6.3	Design and prototype of force direction control mechanism. . . . .	89
6.4	Developed prototype and definition of x, y and z-axis on 3D piezoelectric force sensor. . . . .	91
6.5	Experimental system for validation. . . . .	92
6.6	Response of force direction to step input. . . . .	93
6.7	Response of force direction to sine curve input. . . . .	93
6.8	4 rotors model with force direction control mechanism. . . . .	95
6.9	Connector consisted of universal joint and ball bearing. . . . .	95
6.10	3D motion sensor composed of gyro sensor, acceleration sensor and geo-magnetic sensor. . . . .	96
6.11	3D motion sensor on cushioning material. . . . .	96
6.12	Results of attitude control experiment. . . . .	97
7.1	First design of flying robot with leg. . . . .	102
7.2	New design of flying robot with leg. . . . .	102
7.3	Multi-field mobile robot with cyclogyro wing.(flight mode) . . . . .	103
7.4	Multi-field mobile robot with cyclogyro wing.(running mode) . . . . .	103
7.5	Multi-field mobile robot with cyclogyro wing.(underwater mode) . . . . .	103

# 表 目 次

3.1	Preliminary experimental results with platform scale. . . . .	22
3.2	Experimental results with double wing span model. . . . .	26
3.3	Experimental results with 2 wings model. . . . .	29
3.4	Experimental results with 3 wings model. . . . .	31
3.5	Experimental results with enncentric distance 12.5mm model. . . . .	35
3.6	Experimental results with enncentric distance 20mm model. . . . .	36
3.7	Experimental results with enncentric distance 25mm model. . . . .	36
3.8	Experimental results with enncentric distance 35mm model. . . . .	37
4.1	Compensation of lift and drag coefficients. . . . .	51
4.2	Eccentric angles at maximum and minimum lift force. . . . .	56
4.3	Comparison of design parameters in present model and optimized model. . . . .	58
4.4	Optimized parameters calculated from simulation model without power model and include power model. . . . .	71
5.1	Comparison of evaluation function $J$ in Fig.5.4. . . . .	79
5.2	Comparison of evaluation function $J$ in Fig.5.5and Fig.5.6. . . . .	79
5.3	Design parameters of previous model and optimized parameters calculated from simulation model. . . . .	81

# 第1章

## 序論

### 1.1 研究の背景

近年，アクチュエータやセンサの小型化，軽量化に伴い，人間型，昆虫型のといった脚を持つもの [1, 2, 3] から，車両や飛行体をベースとして自律制御可能にしたもの [4, 5] まで多種多様な移動ロボットが開発されている．搭乗者を必要としない移動ロボットでは操縦者の安全が確保されるため，陸上はもとより空中，水中といったフィールドでも運用が可能であり，ロボットの大きさや形状の制約も少ないため，瓦礫の下や壁面の移動をも可能としている．これらの一例として，亀川，松野によるレスキューロボットの研究 [6, 7] や，三宅による窓清掃ロボットの研究 [8] などが挙げられる．また，広瀬らの開発した蛇型ロボット [9] や，岡田らの開発した可変翼車輪を用いた移動ロボット [10] では，1種類の移動機構で陸上と水中両方の移動に成功している．

空中を移動する飛行ロボットは地上を俯瞰し，広い範囲にわたり情報収集を行うことができる点や，空中は移動の障害となるものが少なく，移動範囲が広い点などのメリットから研究が行われている．その対象とされる航空機や飛行体は Fig.1.3 に示すように，揚力の発生原理や，動力の有無によって分類することができる．軽航空機 (Lighter than aircraft) は機体を浮上させるための揚力を，袋状の気嚢に空気よりも軽いヘリウムなどの気体を入れることで生じさせており，飛行船や気球が含まれている．また，重航空機 (Heavier than aircraft) には，機体に取り付けた翼が対気速度を持つことで揚力を生じる飛行機やグライダー，ブレードと呼ばれる翼を回転させ揚力を得るヘリコプタ，オートジャイロなどが含まれる．さらに，機体に固定された翼を持ちながら垂直離着陸，短距離着陸が可能な VTOL 機 (Vertical takeoff and landing) や STOL 機 (Short takeoff and landing) も重航空機に含まれる．

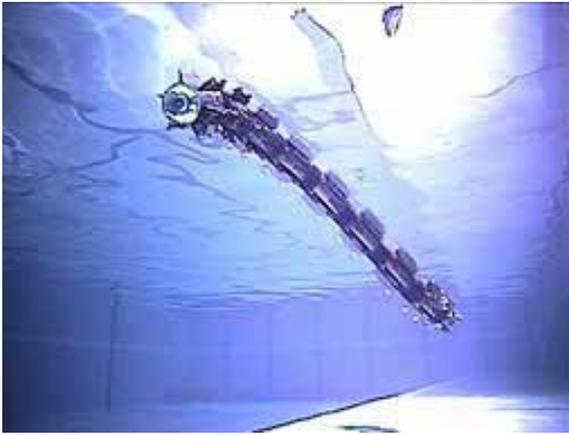


Fig. 1.1:Amphibious snake like robot.(Hirose lab., Tokyo Institute of Technology)[9]

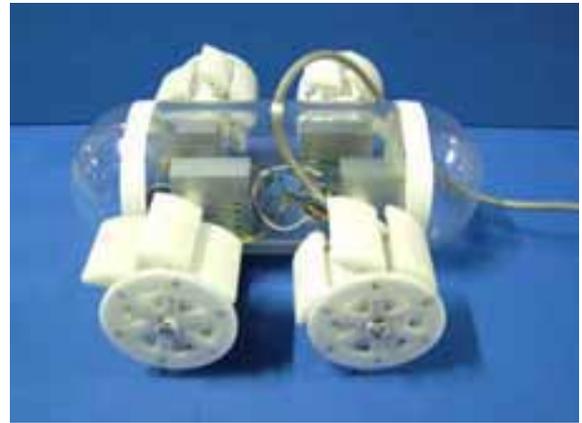


Fig. 1.2:Underwater vehicle with variable configuration segmented wheels.(Iwamoto lab., Ryukoku University)[10]

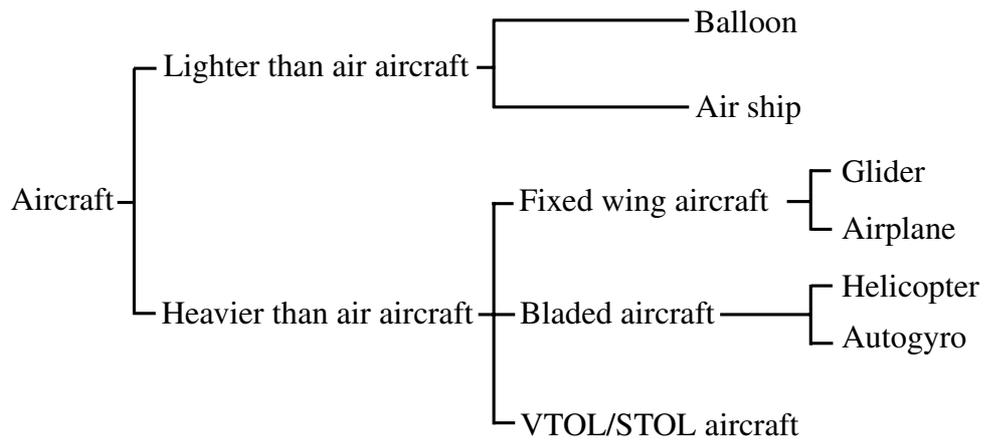


Fig. 1.3:Category of aircrafts.

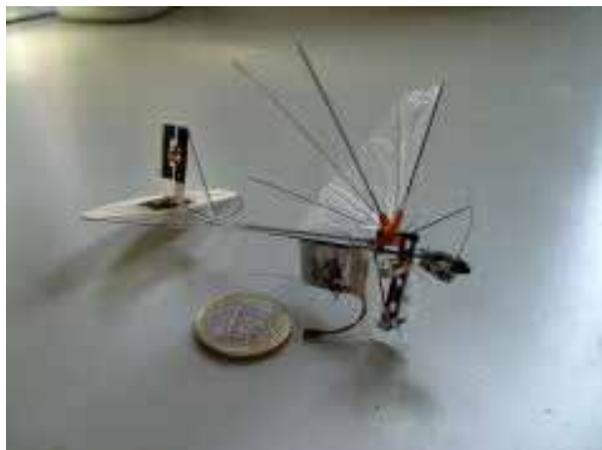


Fig. 1.4: Small ornithopter "DelFly".(the Delft University of Technology)[23]

飛行ロボット分野の研究は飛行機やヘリコプタ [11, 12, 13] のように既存の機体を利用するものから，新しい形状の機体を開発しているものまで幅広く行われている．前者の研究は既存の機体を利用していることから飛行ロボットの誘導，制御に主眼が置かれているのに対して，後者は機体や機構そのものの開発に主眼が置かれている．前者の研究としては，飛行機やヘリコプタ以外に飛行船 [14, 15] の制御やナビゲーションの研究が行われている．また、DARPA(The Defense Advanced Research Projects Agency) [16, 17] による Micro Air Vehicle や Unmanned Air Vehicle に関する研究がよく知られている．

後者の研究として，鳥や昆虫の動きを模範とした羽ばたき翼に関する研究 [19, 20, 21, 22] が数多くされている．中でも Bart Remes らの開発した羽ばたき翼ロボット [23] は，翼幅 10cm，重量 3.07g と小型な機体 (Fig.1.4) でありながら，カメラを搭載しての飛行を可能としている．

飛行のための新たな機構として，1930年代にサイクロジャイロ翼を持つ飛行体 (Fig.1.5) の開発 [24] が試みられている．サイクロジャイロ翼とは，ボートのパドルのように翼面と平行な回転軸周りに翼を回転させ推進力を得る回転翼である．単純に翼を回転させた場合には，回転軌道上に生じる力は回転中心点を中心として対称となり，互いに力を相殺してしまうため，発生する力の総和は0となり推進力を得ることはできない．サイクロジャイロ翼が提案された当時は，回転中の翼の迎角を変化させる機構の実現性が乏し

かったため，その推進力のみによる飛行は実現されていない．

サイクロジャイロ翼をもつ飛行体はホバリングのみならず機体を傾けての並進飛行が可能であり，ヘリコプタよりも優れた運動性能を発揮できるという考えから，サイクロジャイロ翼を有する飛行ロボットに関する研究 [27]-[29] が過去に行われている．優れた運動性能の一例として，機首を上げ（下げ）ながらの前進（後退）はもとより，機首を真下に向けてのホバリングまで可能である．このように，サイクロジャイロ翼を有する飛行ロボットはヘリコプタよりも多くの飛行姿勢をとることが可能であり，災害救助などの極限状況でその優位性を発揮できる．

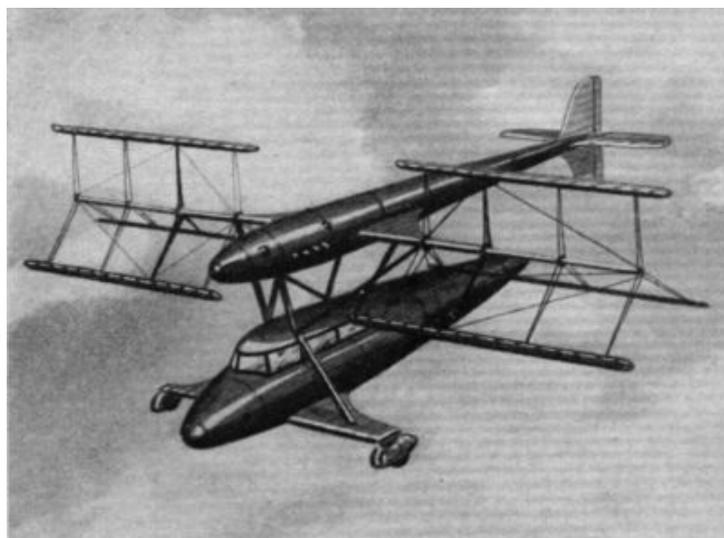


Fig. 1.5:Cyclogyro-based airplane planed in 1930s [24].

## 1.2 従来の研究

サイクロジャイロ翼を飛行に用いることは，優れた運動性への期待から，1930年代に提案された．しかし，ロールバツ八試験機（翼車径3.6m, 翼幅4.2m, 翼弦0.3m）やストラングレン試験機（翼車径5.5m, 翼幅2.8m, 翼弦0.28m）などが試みられたものの，回転中の翼の迎角を変化させるための機構として実用的なものが開発されず，その飛行は実現されていない．2005年の日本国際博

覧会(通称:愛知万博)では,サイクロジャイロ翼を推進用に用いた飛行船の紹介も行われた. 恩田らが開発したこの飛行船ではサイクロイダルプロペラと呼ばれており,機体の浮上のための揚力を気囊の静的揚力によって生じさせ,推進用にサイクロジャイロ翼を搭載することで,回転半径方向のどの方向にも推進力を向けることができ,宙返り飛行などのアクロバット飛行を可能としている.

その一方で,サイクロジャイロ翼はFig. 1.6にあるようなフォイトシュナイダプロペラと呼ばれる推進機として船舶に利用されている[25, 26]. フォイトシュナイダプロペラは,サイクロジャイロ翼の特長からスクリューに比べ方向を容易に変えることができるため,港内艇や作業船などに利用されている.

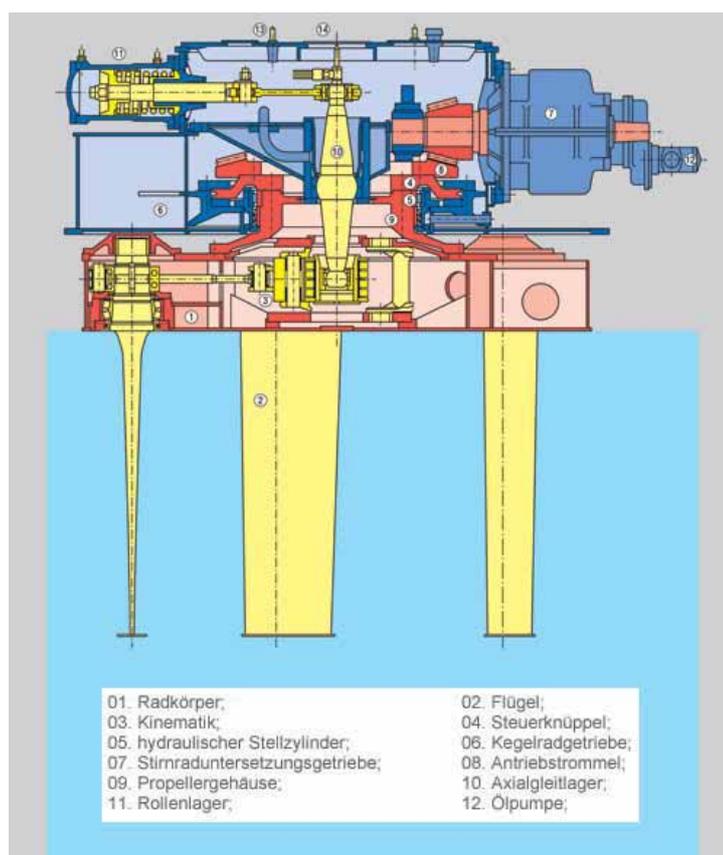


Fig. 1.6:Voith schneider propeller.[26]

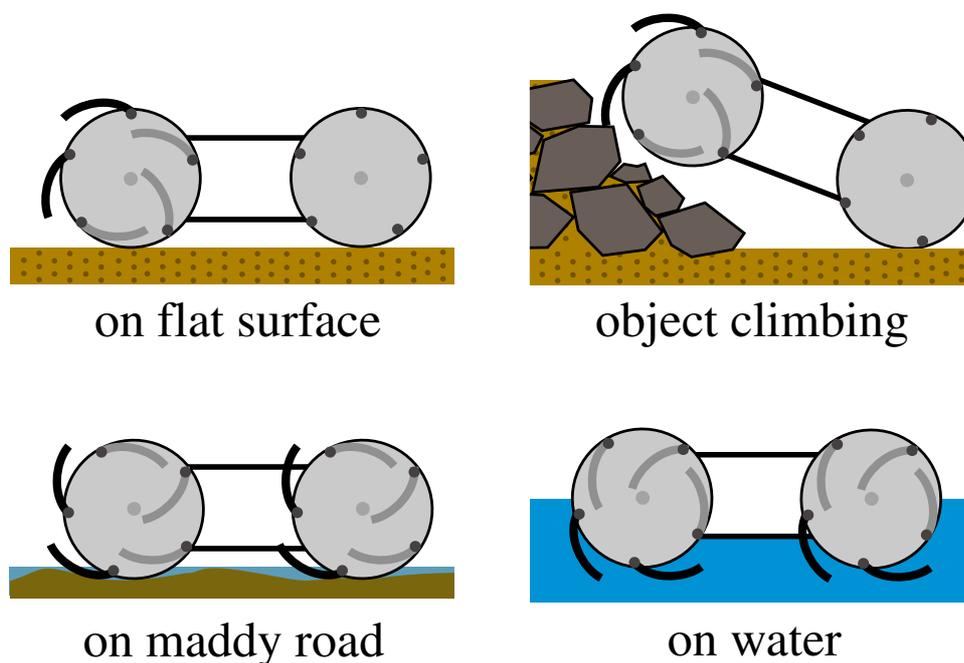


Fig. 1.7:Locomotion capability of VCSW.

また，前節にて挙げた岡田らの可変翼車輪 (VCSW:Variable Configuration Segmented Wheel) も，サイクロジャイロ翼と同様の機構を用いたものである。可変翼車輪は車輪のリムをいくつかの翼に分割し，翼の一端を回転支持して，車輪の回転とともにこの翼が特定の方向に周期的に展開及び収納する機構となっている。全周に翼を展開する機構と異なり，Fig.1.7に図示されるように車輪下部では翼を収納することもでき，路面走行において影響を与えず，高速走行が可能であるとしている。また，斜面においては翼のエッジを斜面に立てることですべりを防ぎ，泥濘地では翼による押し下げ効果により車体の沈下を防ぐ。そして，水上では翼を下方に展開することで推進力を発生させるというものである。

サイクロジャイロ翼のような水平軸型回転翼は，翼回転時に翼の迎角を変化させない場合，回転軌道上で発生する力を相殺してしまうため，推進力を得ることはできない。本研究室では，これまでにサイクロジャイロ翼による飛行実現のため，回転時に回転軌道の上下において発生する力のベクトルを相殺せず，上方に力を得るための機構を用いて，Fig.1.8に示すような飛

飛行ロボット1号機 [27] を製作した。この機構は回転軌道上で生じる力の総和を上昇力方向へ生じさせるために、翼の回転時に翼の迎角を変化させることができる可変迎角機構である。可変迎角機構の詳細については次章にて述べる。また、飛行ロボット1号機よりも翼面積の大きな翼を使用した飛行ロボット2号機 [28] を開発し、約43gfの上昇力を得た。しかしながら、この時の機体重量178gに対して24%程度の力であり、推進力が発生していることは確認されたものの、十分な推進力ではない。また、片もちはりひずみゲージでの簡単な計測システムであったために計測精度に疑問が残る結果となった。

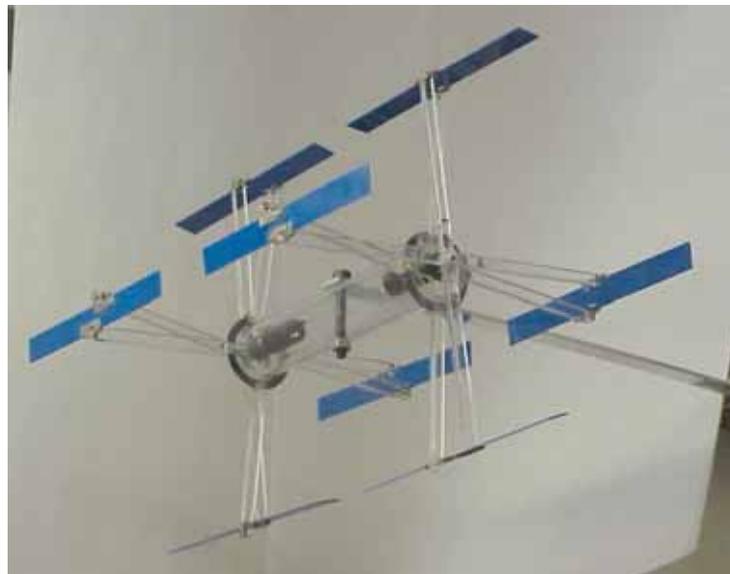


Fig. 1.8: First prototype of flying robot with cyclogyro wing.

### 1.3 研究の目的

フォイトシュナイダプロペラやサイクロジャイロ翼のような、翼面(ブレード面)と翼の回転軸が平行な推進器では、Fig.1.9に示すように回転軌道上の全ての翼が推進方向の仕事に寄与するわけではない。通常のスクリューやプロペラのような、翼と回転軸が垂直な推進器では全ての翼が均等に推進力を生じているため、これらと比較した場合に水平軸型回転翼の推進効率が劣る一因となっている。しかしながら、推進力を回転軸周りの任意の方向へ向けることが可能であることや、回転軸と翼面が平行であることから、可変翼車輪のように同一の機構で地上や水中といった異なるフィールドも移動できる可能性を有していることなどのメリットを持っている。このメリットを活かすことで、ヘリコプタなど既存の飛行体よりも自由度の高い飛行姿勢をとることができ、優れた飛行が可能になるものと考え、著者らはサイクロジャイロ翼を持つ飛行体の開発を行っている。

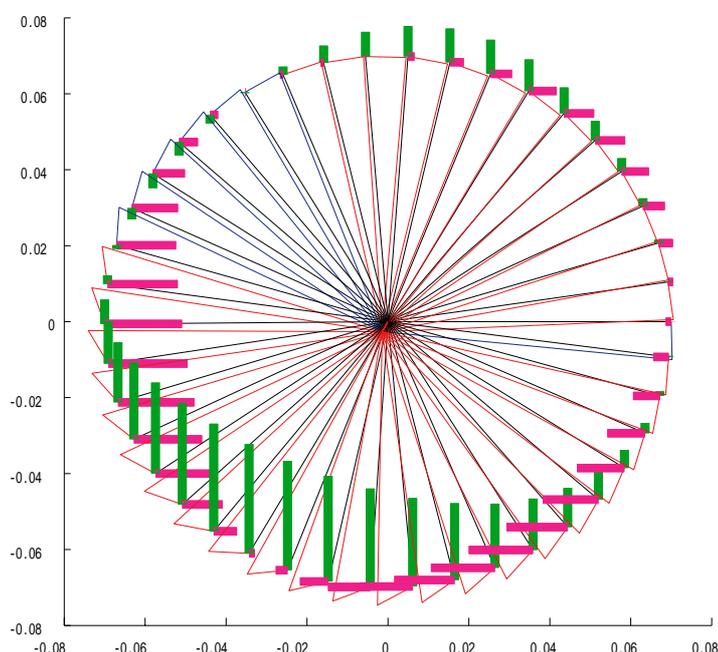


Fig. 1.9:Generated force by rotating wings.

これまでに開発された飛行ロボット2号機[28]においては、飛行のためには

推進力が不足しており、推進効率の向上が望まれる。そこで、サイクロジャイロ翼の設計パラメータを実機実験を通して選定することで、自重比にして100%を上回る上昇力を得ることを目的とする。そして、その設計パラメータを用いた機体を使用することで、本機構を有する飛行体の浮上が可能であることを示す。

また、実験に基づく設計パラメータの変更では、変更のたびに異なるパーツを使用した機体の製作が必要となる。よって、開発効率を高めるために、機体に働く上昇力を計算するシミュレーションモデルを開発する。その後、本論文で構築したシミュレーションモデルが可変迎角機構の設計パラメータの変更実験を含めた実験結果を表現できるモデルであることを示す。

構築したシミュレーションモデルを用いて最適な設計パラメータを探索することで、約20%の上昇力の向上が可能であることを明らかにし、実機実験を通しその有効性を確認する。また、上昇力を算出するシミュレーションモデルより得られた翼の抗力を考慮することで、翼回転時のモータにおける消費電力を算出するモデルの構築も行なう。このモデルに対しても実機実験との比較を行うことで有効性の検証を行なう。さらに構築した消費電力モデルを導入した場合の最適パラメータを探索し、消費電力モデルを含まない場合のパラメータとの比較を行なう。

上記の目的は、機体の推進効率、開発効率の向上ということを目적으로しているが、飛行ロボットとして飛行させるには、飛行制御機構の開発が必要である。そこで、本稿において飛行時の姿勢制御、位置制御に必要である、推進力の方向を制御するための機構を開発する。この飛行制御機構では、本稿で用いている可変迎角機構においては2つの回転中心点の位置関係によって、力の向きを制御することが可能であるという特徴を生かし、軽量化のために小さなサーボモータを使用した機構とすることを目的とする。

## 1.4 論文の構成

本研究では過去の研究において提案された，可変迎角機構を有するサイクロジャイロ型飛行ロボットのモデル化を行い，構築したモデルの妥当性の検証，実機実験の結果との比較を行う．さらに構築したモデルを用いて飛行ロボットの性能向上を図る．本論文は本章を含め全7章で構成されており，各章の概要は以下の通りである．

第2章では，飛行ロボット開発のために採用した可変迎角機構について述べる．可変迎角機構は，サイクロジャイロ翼の回転時に回転軌道上において発生する力を相殺せず，浮上する力を得るための機構であり，サイクロジャイロ翼を用いた飛行ロボットを開発するにあたり中心となる機構である

第3章では，サイクロジャイロ翼を用いた推進器の翼幅，翼枚数，偏心点距離といった設計パラメータを実験的に決定することで性能向上を図る．また，この推進器を飛行ロボットへ適用した際の飛行可能性を示すために浮上実験を行う．

第4章では，飛行ロボットの開発効率及び推進効率を高めるために，推進器から発生する上昇力及び消費電力を計算するシミュレーションモデルの開発を行う．また，構築したシミュレーションモデルが可変迎角機構の設計パラメータを変化させた実験を含め，実機による実験結果を表現できるモデルであることを示す．

第5章では，前章にて構築したシミュレーションモデルの精度向上を図る．ここでは，精度向上のために回転中の翼から発生する上昇力を算出するためのモデルを改善する．この時，サイクロジャイロ翼のレイノルズ数を考慮し，そのレイノルズ数領域における揚力係数と抗力係数を用いることで，以前のモデルと比べモデルの精度を約15%向上させることができることを示す．さらに，シミュレーションモデルを用いて最適な設計パラメータを決定することで，これまでの約2倍の上昇力が得られる機体パラメータが存在することを，実機実験を含めて示す．

第6章では，サイクロジャイロ翼から発生する力の方向の制御機構を開発する．この機構は，飛行時の姿勢制御，位置制御のために必要不可欠な機

構である。サイクロジャイロ翼を用いた推進器が翼の回転に対して、回転中心点と偏心点と呼ばれる2つの回転中心点を有していることを利用し、その2点の位置関係を変化させることで、力の方向を制御するものである。開発した制御機構は実機による実験を通して、推進器から発生する力の方向が制御されていることを確認する。また、4つのロータと開発した制御機構を搭載した機体を用いて、1点支持状態での姿勢安定化実験を実施する。

最後に、第7章では、本研究で得られた成果をまとめるとともに、本飛行ロボットの将来的な展望について述べる。

## 第2章

# 可変迎角機構を有する飛行ロボット

序論にて挙げたサイクロジャイロ翼を始めとする水平軸型回転翼では，翼の回転中にその迎角を変化させることができない場合，回転軌道上で各々の方向に発生する力は相殺されてしまい，上昇，推進する力を得ることはできない．この問題を解決するために，回転中の翼の迎角を変化させる，回転とともに翼面積を変化させるなどの手法が必要となる．

翼回転時に翼の迎角を変化させる可変迎角機構として，本稿では1枚の翼に対して2本のリンクを繋ぎ，それぞれのリンクが異なる2つの回転中心点を持った閉リンク機構を用いることで，翼に対してピッチング方向の往復運動を与えている．この機構の原理は，恩田らのサイクロイダルプロペラ [30, 31] でも使用されており，翼後方を支えるリンクが回転できるように接続されたスリップリングの中を，翼前方のリンクを回転させる駆動軸が通る構造で，翼の駆動軸中心とスリップリングの中心を2つの回転中心点としている．

長谷川らの開発したマルチ平行リンク回転翼 [32] においては，翼の回転周期に対して，その半分の周期の自転運動を翼へ与える機構も提案されている．マルチ平行リンク回転翼では Fig.2.1 に示すように，回転中心から翼に向けてメインリンクがついており，メインリンク長とサブリンク長は等しくなっている．回転中心にはクランクリンクがついており，メインリンク，サブリンク，翼，クランクリンクの4つの要素で平行リンク機構が成り立っている．

この機構においてメインリンクを固定し，クランクリンクのみを回転させた場合には，クランクリンクの回転運動に合わせて，サブリンクでつながれた翼も自転運動することとなる．メインリンクを回転させた場合には翼は公転運動をすることとなるため，メインリンクとともにクランクリン

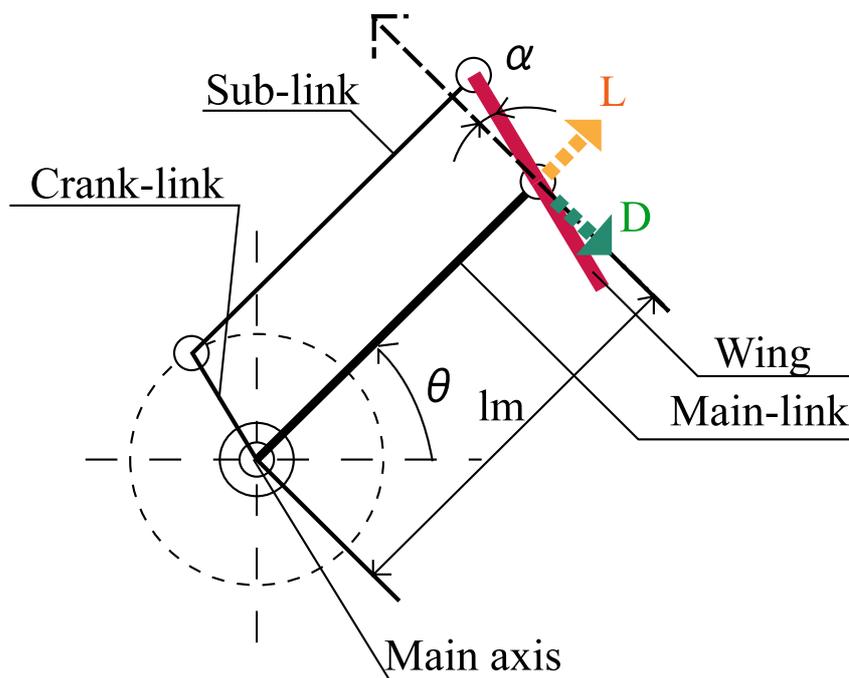


Fig. 2.1: Mechanism of multi-parallel link rotor.[32]

クを回転させることによって，翼は公転運動と自転運動の両方を伴う運動をすることとなる．この機構を用いた実験機も開発され，機体の浮上も確認されている.[33]

また，翼運動時に翼の迎角が変化する必要性は，羽ばたき翼においても同様のことが言える．昆虫の羽ばたきを模した小型羽ばたき機の開発を行っている文献[20]では，ピエゾ素子を用いて羽ばたき運動を翼に与えると同時に，翼の付け根部に回転の自由度を与えることで，羽ばたきながら翼の迎角が変化する機構となっている．この翼の回転によって得られる迎角変化は，空気の力による受動的なものであるが，R.J. Woodは，この回転が上昇力を生み出すにあたり鍵となる，と迎角変化の重要性を述べている．

実際の鳥の羽ばたきにおいても，フラッピング，フェザリング，スパニング，リードラグといった4種の動きを複合させた運動となっている．これらの運動ではフラッピング運動が羽ばたきの角度，フェザリング運動が翼の迎角，スパニング運動が翼面積，リードラグ運動が翼の前後位置を変化つつ迎角変化させる運動となっている.[34]

## 2.1 可変迎角機構

Fig. 2.2は回転翼部の1箇所を回転軸方向から見た図であり, Fig. 2.3は回転中心 $O_r$ , 偏心点 $O_e$ , メインリンク, サブリンク, 翼からなる閉リンク機構の詳細図である.

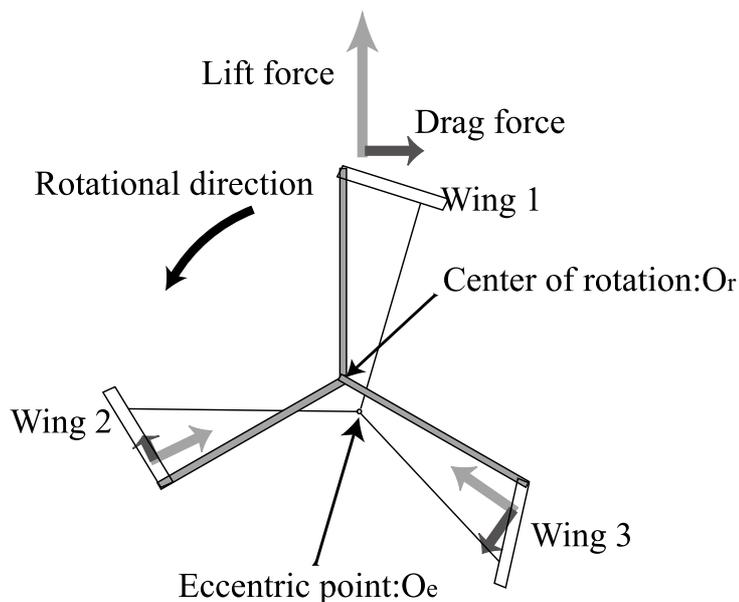


Fig. 2.2: Variable attack angle mechanism (Overview).

サイクロジャイロ翼の特徴は翼が回転軸に対し平行に回転することである. この点が一平面内を翼が回転するヘリコプタとは明らかに異なっている. また, 翼後方を支えるサブリンクの回転中心をメインリンクの回転中心から偏心させることで, 回転位置に応じて迎角が変化する可変迎角機構 [27, 28] となっている. ここで, 迎角は空気流入方向と翼弦線のなす角度である.

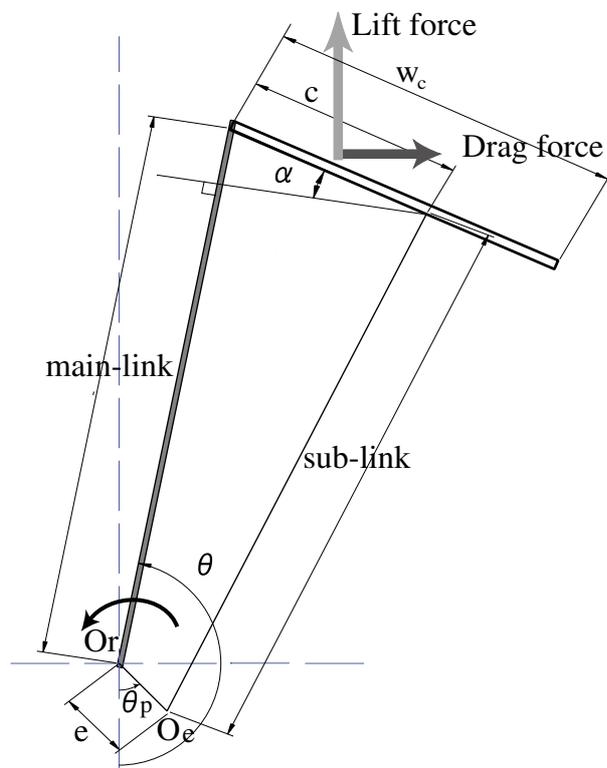


Fig. 2.3: Variable attack angle mechanism (Detailed view).

## 2.2 機体構造

翼を回転させて推進力、揚力を得る回転翼機に分類される飛行体では、回転翼部から機体を回転させようとする反トルクが働く。よって飛行を考えた場合には、機体の回転を防止する機構や、回転しないような構造とする必要がある。一般的なヘリコプタを例として挙げると、シングルロータ型のヘリコプタではFig.2.4のようにテールロータによって機体の回転を防止するモーメントを発生させ、同時軸二重反転型やタンデムロータ型のヘリコプタでは、Fig.2.5, Fig.2.6に示すように2つのメインロータを反転させることで機体のヨー回転を防止している.[35]

著者らが開発しているサイクロジャイロ翼型飛行ロボットの機体は、Fig.2.7に示すように回転翼部を4箇所所有し、それぞれ隣り合う翼の回転方向を逆向きにすることで翼の回転による反トルクを相殺し、機体全体が回転する

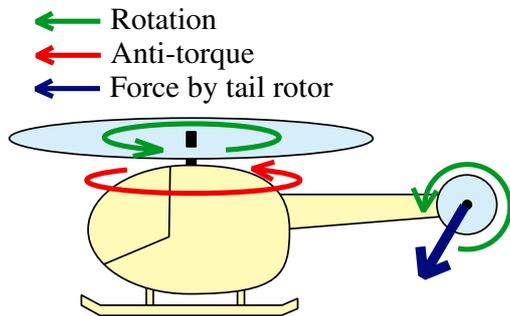


Fig. 2.4:Single rotor helicopter's mechanism for canceling Anti-torque.

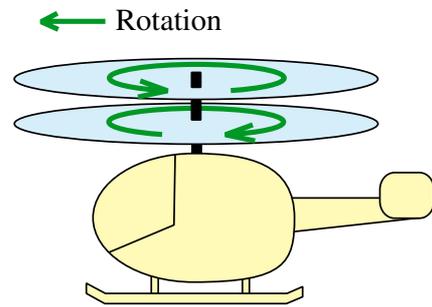


Fig. 2.5:Counter propeller helicopter's mechanism for canceling Anti-torque.

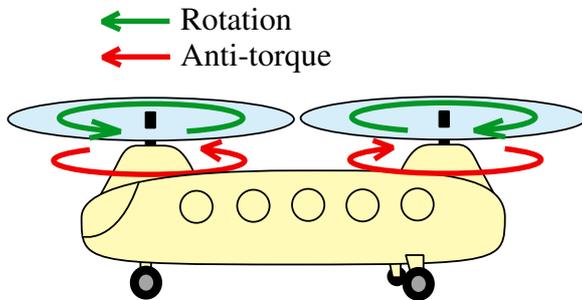


Fig. 2.6:Tandem rotor helicopter's mechanism for canceling Anti-torque.

ことを防ぐ構造となっている。

サイクロジャイロ翼は翼の回転の半径方向であれば、どの方向にも推進力を発生させることができる。そのため、Fig.2.8に示すように、ヘリコプターでは前進、後退時に機体を進行方向へ傾ける必要があるが、サイクロジャイロ翼を持つ飛行体では、頭上げ、頭下げどちらの姿勢であっても前進、後退が可能となる。それとともに、さまざまな姿勢でのホバリングも可能となっている。

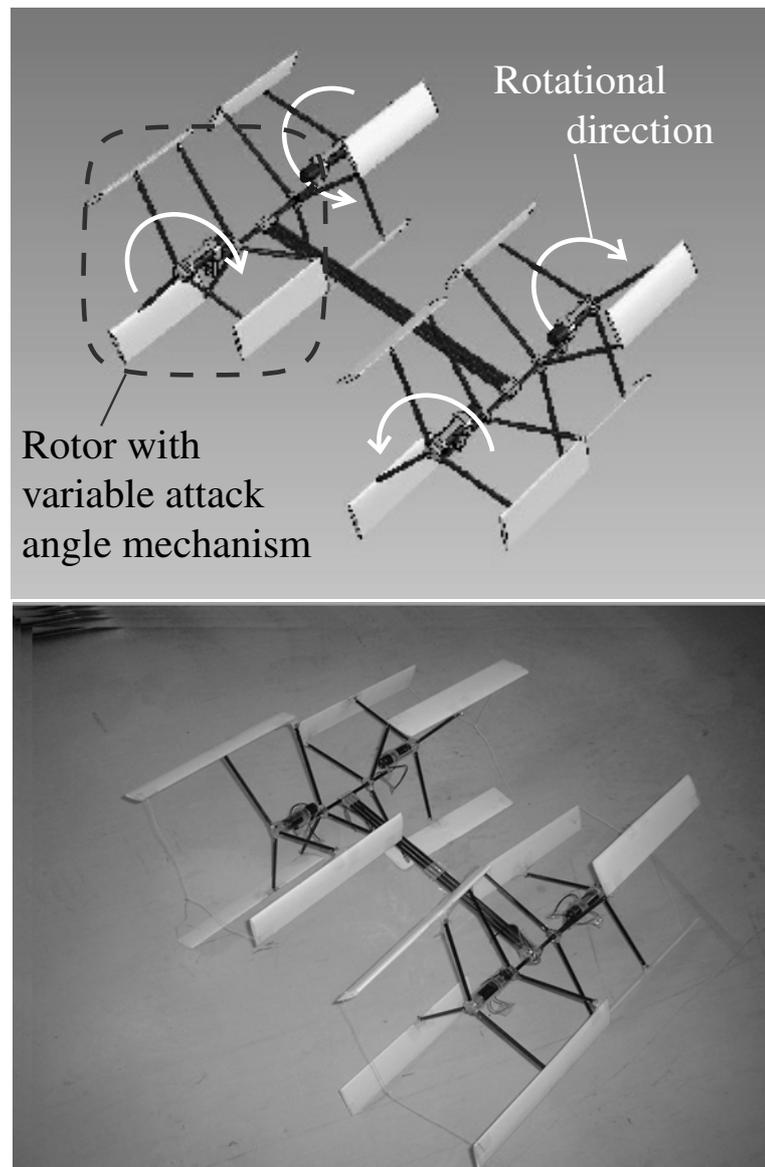


Fig. 2.7:Cyclogyro-based flying robot with 4 rotors.

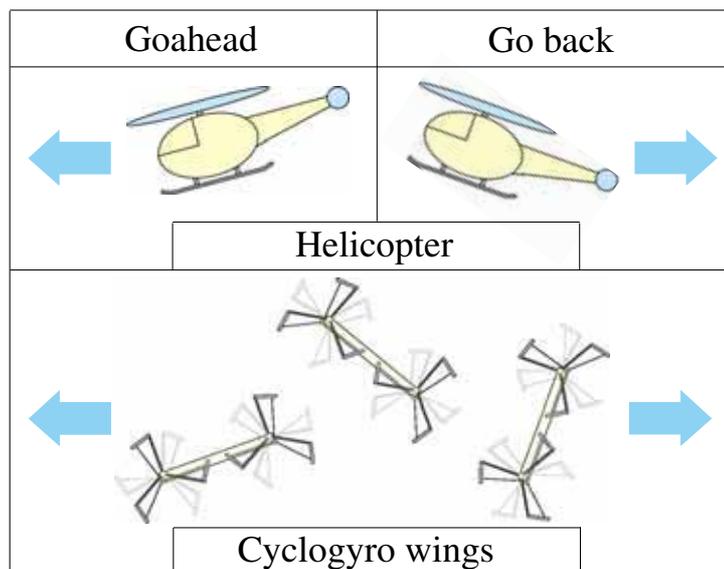


Fig. 2.8: Comparison of flight attitude between helicopter and cyclogyro wing.

## 2.3 飛行ロボットの設計パラメータ

本稿におけるサイクロジャイロ翼を有する飛行ロボットの機体の設計パラメータは以下の通りである。

### 翼部

$b$	[mm]	翼幅
$w_c$	[mm]	翼弦
$S$	[ $m^2$ ]	翼面積
$n$	[-]	翼枚数

### 可変迎角機構部

$O$		回転中心点
$O_e$		偏心点
$l_m$	[mm]	メインリンク長
$l_s$	[mm]	サブリンク長
$e$	[mm]	偏心距離
$c$	[mm]	リンク間距離

$\theta$	[deg.]	メインリンク回転角度
$\theta_p$	[deg.]	偏心角度

Fig. 2.3を見ても分かるように偏心距離 $e$ と偏心角度 $\theta_p$ は本機構特有のパラメータである。偏心距離 $e$ の変化は翼迎角の振れ幅に寄与し、偏心距離 $e$ が長くなるほど回転中の翼の振れ幅は大きくなる。この詳細と偏心距離 $e$ の取りうる範囲については次章にて述べる。また、偏心角度 $\theta_p$ の変化は、回転翼部全体を回転させることに相当するため、発生する力のベクトルの方向を変化させることができる。つまり偏心角度 $\theta_p$ を変化させることにより飛行の制御を行い、サイクロジャイロ翼特有の高い運動能力を発揮することが可能となる。第6章ではこの特性を利用し、推進力の方向制御機構を開発する。

飛行ロボットに使用する翼の平面形状は矩形であるため、翼幅 $b$ と翼弦長 $w_c$ から1枚の翼面積 $S$ が以下のように算出できる。

$$S[m^2] = bw_c/10^{-6} \quad (2.1)$$

第3章、第4章、第5章における翼面積 $S$ は上記の式によって得られたものを使用するが、ここで翼面積 $S$ の単位は $[m^2]$ である。また、上記のパラメータの他に翼の回転数 $f$  [Hz]があるが、回転数は実験においてパルスカウンタを用いて計測できる。

## 第3章

# 実験に基づく設計パラメータの選定と 浮上実験

### 3.1 予備実験

過去の実験 [27][28] においては，片持ちはりにひずみゲージを取り付けた Fig.3.1 に示すような実験装置を製作し，上昇力，推進力の測定を行っていた．しかし，回転する翼と実験装置との衝突を防止するために，はりはある程度の長さを必要としており，計測結果に振動を含む結果となった．

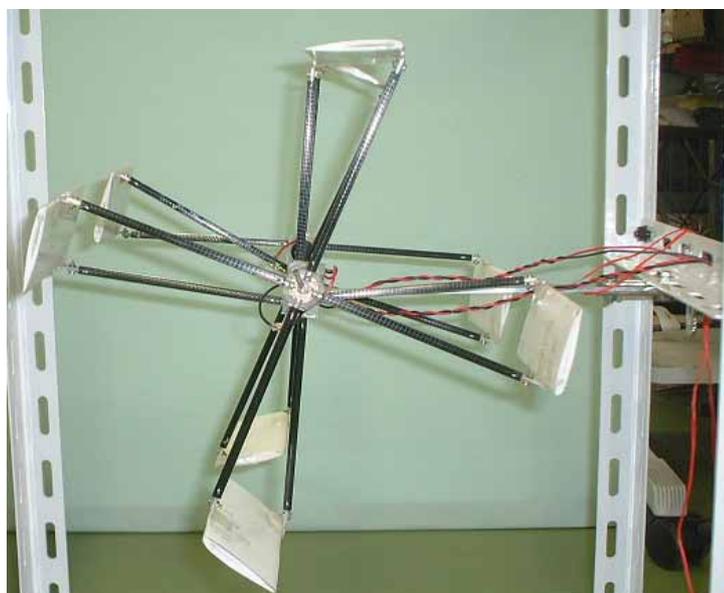


Fig. 3.1: Experimental system with strain gauge.[28]

そこで，本章の予備実験においては，Fig.3.2 のような台ばかりを用いた装置を使用して上昇力の測定を行った．上昇力測定の原理は機体を運転させ

ると上昇力が発生し，その力で台ばかりの針が上昇力の分だけ動くという単純なものであるが，台ばかりに使用されているバネの特性上，高周波の振動の影響をひずみゲージよりも受けにくいものとなっている．

実験には2つのロータを有する機体を使用し，回転周波数3Hzから1Hz刻みで機体のスムーズに回転できる回転数(約10Hz)まで行い，最後にモータの可能最高回転数まで運転し上昇力の測定実験を行った．この時，翼の回転周波数はパルスカウンタを用いて計測を行った．実験機の材料としてメインリンク，サブリンクにはカーボンパイプ，翼にはRCヘリコプタ用のブレード(Kyosho EH15)を加工し用いている．また，モータにはマクソン社製4.5W DCモータを使用し，モータを支えるフレームにはアクリルを用いている．設計パラメータは以下の通りである．

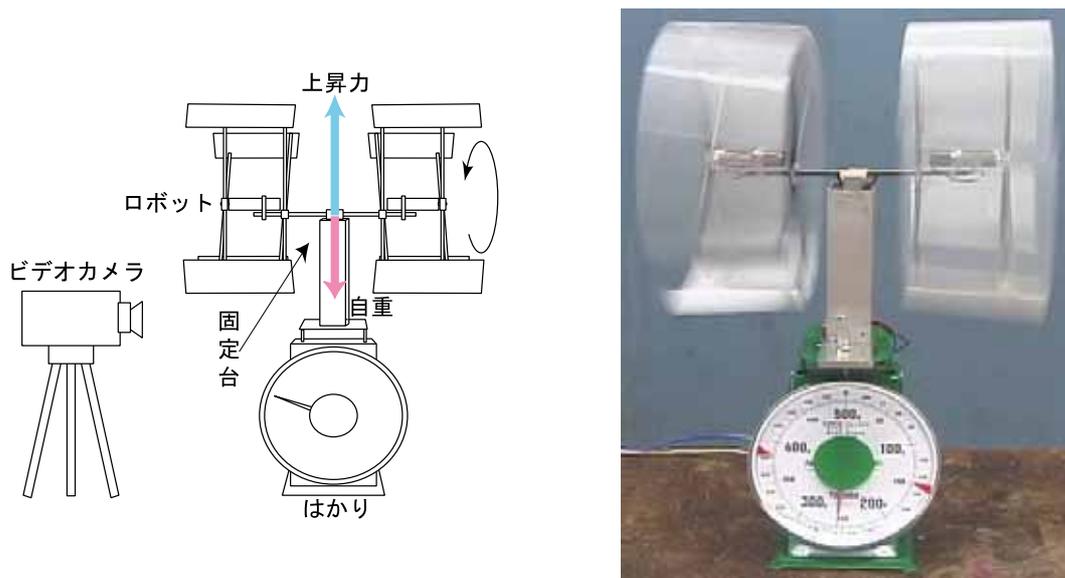


Fig. 3.2:Experimental system with platform scale.

- ・ main-link 長 :  $l_m=130$  mm
- ・ sub-link 長 :  $l_s=135$  mm
- ・ 偏心距離 :  $e=15$  mm
- ・ リンク間距離 :  $c=45$  mm

- ・ 翼弦長： $w_c=45$  mm
- ・ 翼幅： $b=120$  mm
- ・ 翼枚数： $n=4$  枚
- ・ 機体重量：224 g

その結果を Table3.1 に示す。結果を見ると最大回転数 15.38Hz の時に上昇力 / 自重比 = 58.0% を得ることができた。得られた結果をプロットしたグラフを Fig.3.3 に示す。また，空気力が回転周波数に対して2次の関数となると仮定して，この実験結果に対して2次曲線にて近似し，現在の機体で自立飛行が可能，すなわち上昇力 / 自重比が100%を超える回転周波数を調べた。この結果，約40%の軽量化，または，回転周波数 20Hz を超えれば飛行が可能であることが分かった。

Table 3.1:Preliminary experimental results with platform scale.

Rotational frequency $f$ [Hz]	Lift force [gf]	Lift force/Weight ratio [%]
3	4	1.8
4	8	3.6
5	12	5.4
6	18	8.0
7	26	11.6
8	34	15.2
9	42	18.8
10	56	25.0
15.38	130	58.0

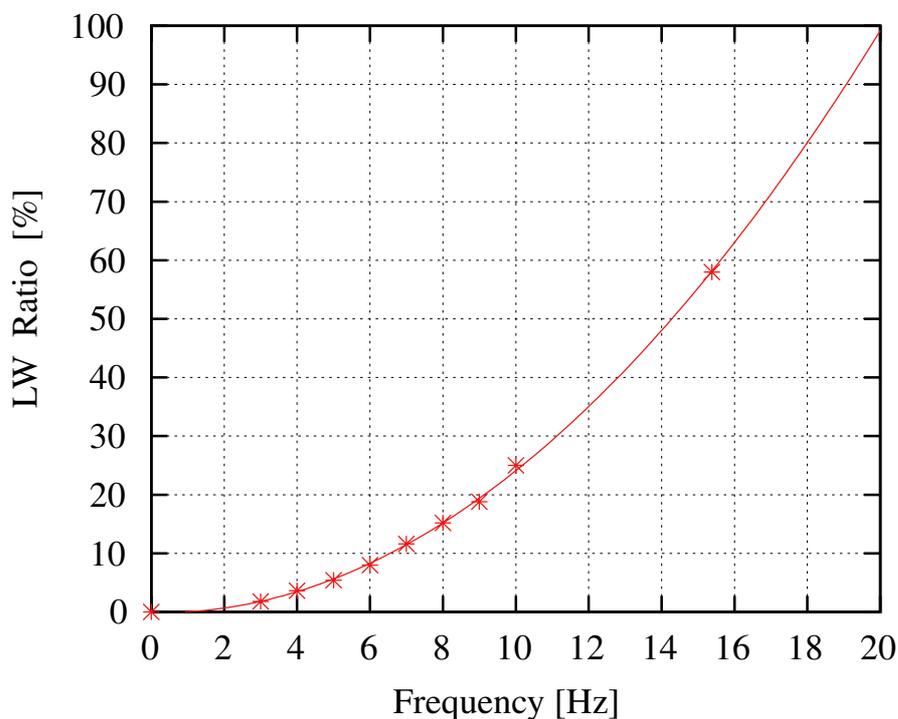


Fig. 3.3: Measuring results of preliminary experiment.

## 3.2 翼面積の検討

3.1節では、開発した実験機が飛行するために、約40%の軽量化、または、回転周波数20Hz以上の翼の回転が必要であると分かった。

製作した実験機の機体は翼の素材として発泡スチロール、リンク部分にはカーボンパイプ、モータ固定部分にアクリルを使用している。どの材質も軽量なものであり、各パーツについて設計段階で軽量化を重要視した設計となっているため、40%近くの軽量化は非常に困難であるといえる。

また、回転周波数20Hz以上で翼を回転させるために考えられる方法として、さらにモータを変更することが考えられる。しかし、現在よりも大きなモータへ変更した場合には、モータの重量も増加し、それに伴い機体全体の重量も増加することに繋がる。よって、モータの大型化を行い20Hz回転周波数を得られたとしても、機体の重量も増加しているため、今以上の上昇力が必要となってくる。このことから、現在のモータから変更は行わないこ

ととする。

そこで上昇力を増加させる方法として，翼面積の増加という点に着目した．翼に働く力を Fig.3.4 に示すように，空気が板を押す力であると考えると， $F = \frac{1}{2}\rho SV^2 \sin$  で与えられる．これより翼面積が増加すれば翼に働く力も増加するということが分かる．よって，翼幅を現在の翼よりも2倍にして上昇力測定実験を行うことにした．以後，翼幅を2倍にした翼を2倍翼とし，従来の翼を普通翼と呼んで区別する．

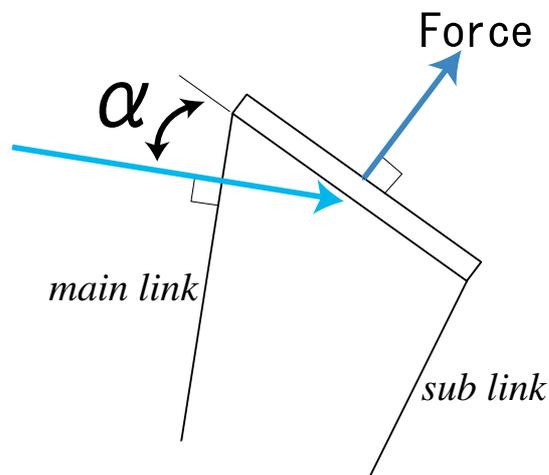


Fig. 3.4: Force generated by a wing.

Fig.3.5 に示すように，従来の機体で使用していた翼の翼幅は120mmであり，2倍翼の機体では翼幅 240mm となっている．翼幅を2倍にした2倍翼は，翼とリンクが接続されている点からの方持ち部分が以前の機体よりも長いため，翼回転中には遠心力によって翼端が外側に反り返ってしまう．この反り返りを防ぐために，Fig.3.6 のように向かい合った翼の翼端を糸で結び，遠心力による広りを抑制するようにした．2倍翼にした機体重量は以前の機体よりも 30g 増加し，254g となった．機体の各設計パラメータは以下の通りである．

- ・ main-link 長： $l_m=130$  mm
- ・ sub-link 長： $l_s=135$  mm
- ・ 偏心距離： $e=15$  mm
- ・ リンク間距離： $c=45$  mm

- 翼弦長： $w_c=45$  mm
- 翼幅： $b=240$  mm
- 翼枚数： $n=4$  枚
- 機体重量：254 g

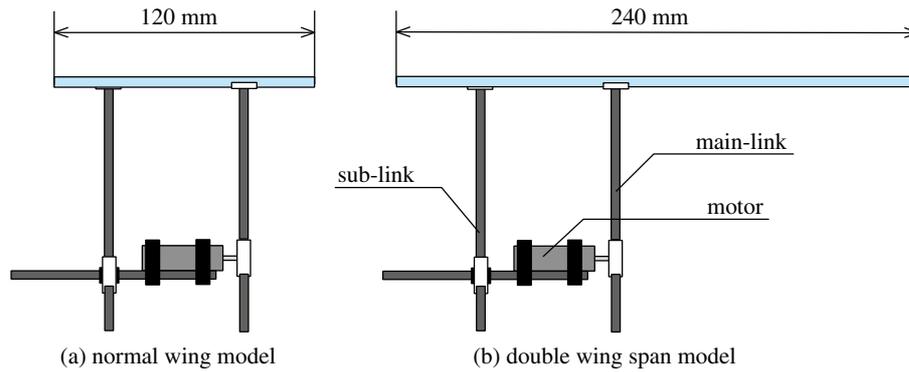


Fig. 3.5: Comparison normal wing model with double wing span model.

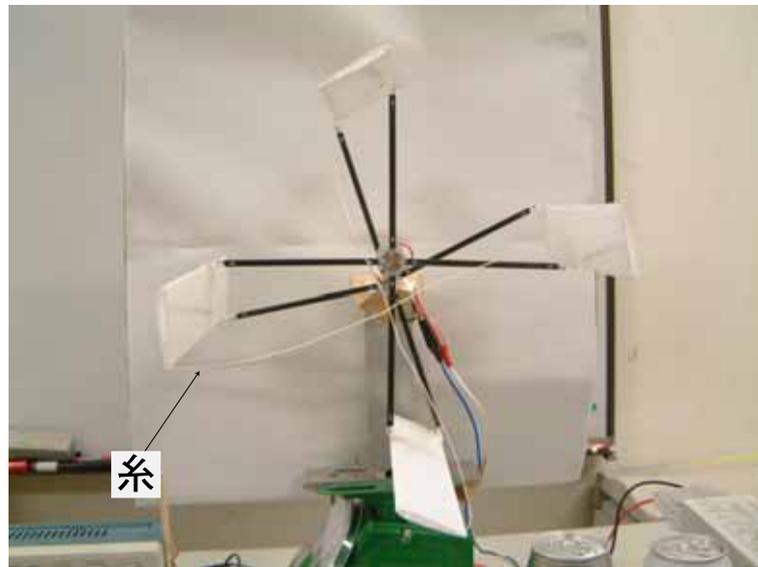


Fig. 3.6: Nylon string at wing-tip

2倍翼についての実験は普通翼の時と同様，3Hzから回転周波数を1Hzずつ上げて実験を行ったが，翼面積が2倍になったことにより翼に働く空気抵

抗も大きくなり、モータへの負荷が大きくなった。そのため、測定の上限値を回転周波数9Hzまでとした。結果をTable3.2に示す。また、普通翼と2倍翼の結果を比較したグラフをFig.3.7, Fig.3.8に示す。Fig.3.7は回転周波数と上昇力の関係を示している。この結果を普通翼と比較すると、2倍翼の上昇力は普通翼の上昇力の約2倍になっていることが確認できる。また、Fig.3.8の上昇力/自重比の比較においても、2倍翼の機体は翼幅が伸びた事により機体重量が約13%増加しているにもかかわらず、普通翼の結果を上回る良い結果を得ている。9Hzの時の結果を比較すると2倍翼では上昇力/自重比=31.5%と良い結果を得ることができた。しかし、現在の2倍翼では翼に働く空気抵抗によるモータへの負荷のために最高回転周波数を上げることができない。これでは低い回転周波数で普通翼より良い結果を得ても高回転でモータを運転することができないので、2倍翼にする優位性が見られない。そこで、次節では2倍翼を用いて回転周波数を落とさずに上昇力/自重比を上げる方法を検討する。

Table 3.2:Experimental results with double wing span model.

Rotational frequency $f$ [Hz]	Lift force[ $gf$ ]	Lift force/Weight ratio[%]
3	10	3.9
4	16	6.3
5	23	9.1
6	36	14.2
7	51	20.1
8	70	27.6
9	80	31.5

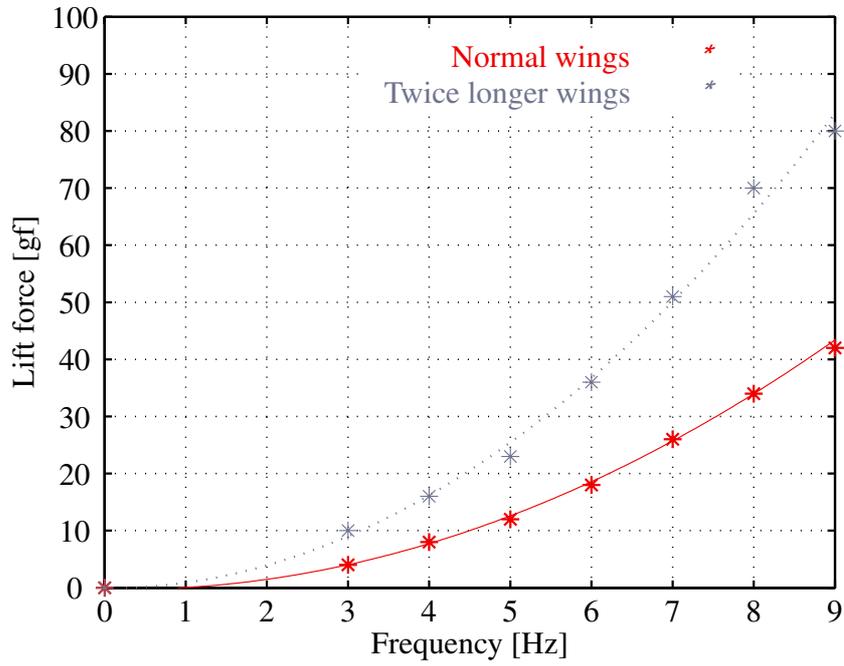


Fig. 3.7: Comparison of lift force between normal wing and double wing span model.

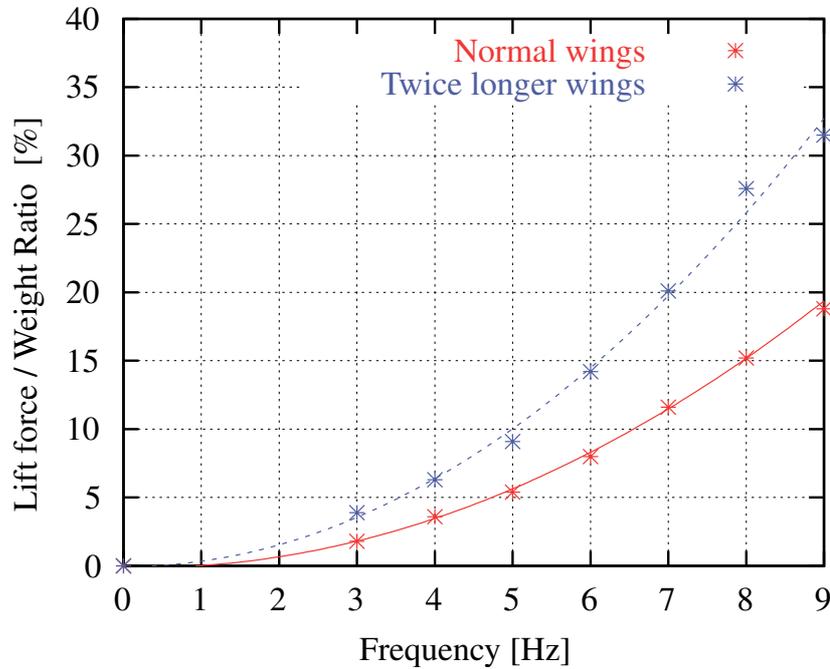


Fig. 3.8: Comparison of lift force / weight ratio between normal wing and double wing span model.

### 3.3 翼枚数の検討

3.2節では、翼幅を2倍にして、翼面積を2倍にすることにより、同じ回転周波数において普通翼よりも大きい上昇力を得られることが確認できたため、2倍翼を使用することにした。しかし、翼面積の増加によって翼から生じる抗力も増加することとなり、普通翼の場合と比較してモータには高い負荷がかかるため、回転しうる最大の回転周波数は下がることとなる。そこで、現在の機構を維持したまま回転周波数を上げる方法として、翼枚数を減らすこととする。3.2節で述べたように、翼から生じる力が  $F = \frac{1}{2}\rho SV^2 \sin$  であると考え、翼の空気抵抗は翼枚数に比例するので、翼枚数を減らせばモータにかかる負荷も減り、高い回転周波数を得る事ができると考えられる。そこで本節では、Fig.3.9のように翼枚数を現在の4枚から、3枚、2枚と減らした機体を用いて実験を行うことにした。翼枚数を減らすだけであるので、リンク長などを変更することなく現在の機体をそのまま利用できる。また、翼枚数を減らすことは機体重量の軽量化にも繋がる。

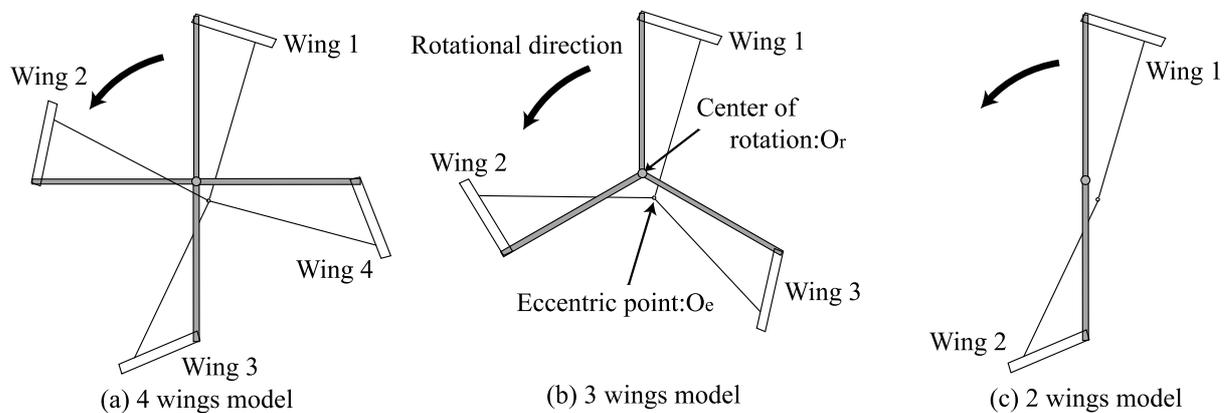


Fig. 3.9:4 wings model, 3 wings model and 2 wings model.

翼枚数を減らすことによりできる3枚翼、2枚翼の機体は翼の回転に偏りが発生しないよう、Fig.3.9に示すように回転中心点に対して対象な位置に翼を配置する。つまり、2枚翼では180deg.、3枚翼では120deg.ずれた位置に翼を配置した。2枚翼では現在の機構から翼2枚とリンクを取り去り実験を行い、

3枚翼では新たに機構を作り直した。各機体の翼枚数以外の設計パラメータは以下の通りである。

- ・ main-link 長 :  $l_m=130$  mm
- ・ sub-link 長 :  $l_s=135$  mm
- ・ 偏心距離 :  $e=15$  mm
- ・ リンク間距離 :  $c=45$  mm
- ・ 翼弦長 :  $w_c=45$  mm
- ・ 翼幅 :  $b=240$  mm

### 3.3.1 2枚翼の上昇力測定実験

2枚翼の機体による実験結果を Table 3.3 に示す。実験は、これまでと同様に回転周波数を 3Hz から 1Hz ずつ上げていき、上昇力の測定を行った。実験で使用した機体は、3.2 節の機体から 2枚の翼と 4本のリンクを取り除いた機体であり、機体重量は 254g から 205g になり、約 50g の軽量化を行うことができた。しかし、2枚の翼を回転させることにより、発生する振動の周期は 180deg. となる。そのため、翼回転時の振動が以前の機体よりも激しくなり、回転周波数 5Hz 以上での上昇力測定が難しくなった。翼回転時の激しい振動は上昇力測定を困難にするだけでなく、飛行ロボットとして安定して飛行することにおいても不向きであると考えられる。以上のことから 2枚翼では飛行ロボットにふさわしくないことが分かった。

Table 3.3: Experimental results with 2 wings model.

Rotational frequency $f$ [Hz]	Lift force [gf]	Lift force/Weight ratio [%]
3	8	3.9
4	16	7.8
5	22	10.7

### 3.3.2 3枚翼の上昇力測定実験

3.3.1節では2枚翼の機体では大きな振動が発生するため、飛行ロボットに不向きであることを確認した。機体振動の原因の一つである最大上昇力と最小上昇力の差は、隣り合う翼間の位相差が小さい、つまり翼枚数が多い程、力の重ね合わせにより最大上昇力と最小上昇力の差は小さくなる。Fig.3.10は2~4枚翼の上昇力発生の変移を示したものである。

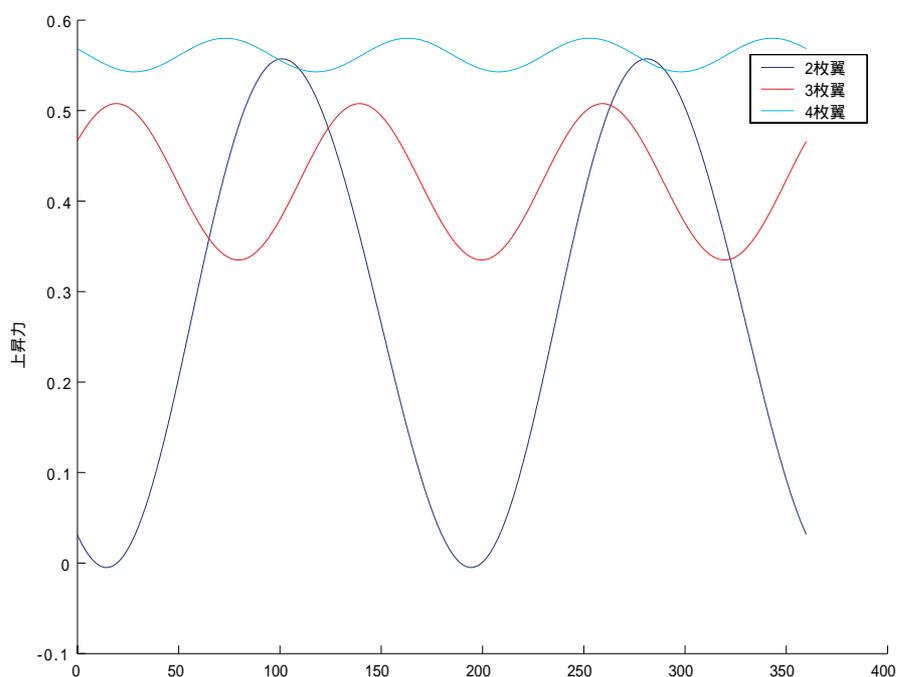


Fig. 3.10: Tendency of lift force generated from 2, 3 and 4 wings model.

Fig.3.10から分かるように、翼の枚数が多いほど各翼間の位相差が減るため、上昇力の最大値と最小値の差も小さくなる。よって、2枚翼の機体よりも3枚翼の機体の方が、回転時の上昇力の変化が小さく、振動も小さくなることが期待される。

3枚翼の機体を製作し、実験はこれまでと同様に回転周波数3Hzから測定実験を行った。今回は翼枚数が4枚から1枚減って3枚になったため、翼にかかる空気抵抗が減り、モータにかかる負担も減少した。よって最高回転周波数

までの運転を行いその時の上昇力も測定した。Table3.4に実験結果と結果に対する二次近似曲線を示す。

上昇力測定実験において、2枚翼の機体を回転させた時のような激しい振動は見られなかった。また、4枚翼の機体と比較して翼にかかる空気抵抗が減少したため、最高回転数19.2Hzを得ることができ、その時の上昇力/自重比は118.9%となり、機体が飛行可能であるという良い結果を得ることができた。

このような結果を得ることができた要因として、翼の枚数を4枚から3枚に減らしたため、モータへの負担が減り最高回転数が上がったことと、翼枚数を減らしたことによって機体重量が254gから222gへと軽量化されたことが挙げられる。

Table 3.4:Experimental results with 3 wings model.

Rotational frequency $f$ [Hz]	Lift force[ $gf$ ]	Lift force/Weight ratio[%]
3	8	3.6
4	14	6.3
5	21	9.5
6	28	12.6
7	38	17.1
8	50	22.5
9	62	27.9
10	76	34.2
19.23	264	118.9

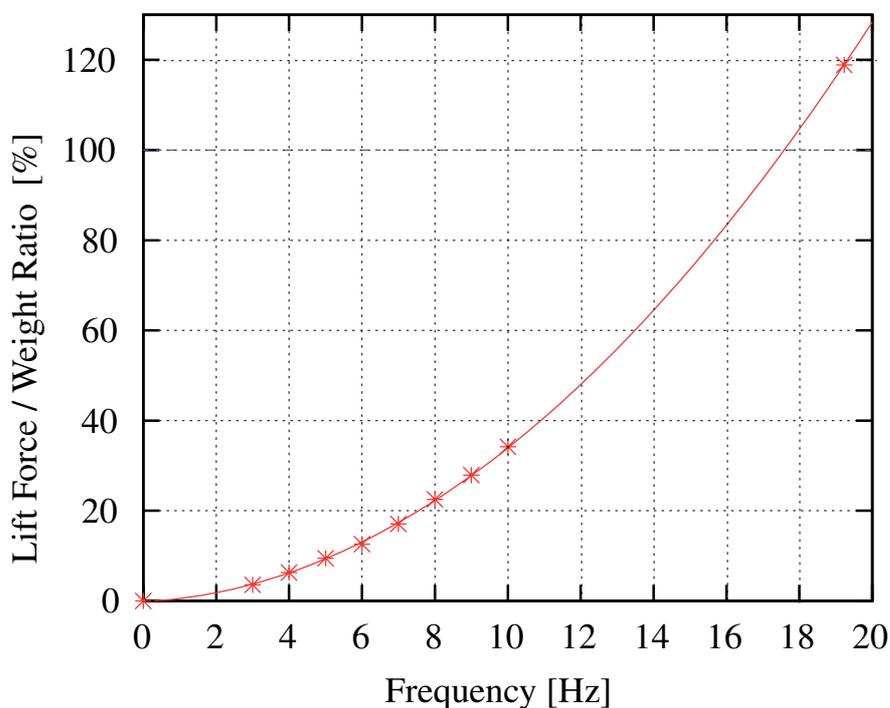


Fig. 3.11:Lift force / weight raio of 3 wings model.

### 3.4 偏心距離の検討

3.3.2節では翼枚数を3枚にすることにより上昇力 / 自重比が100%を超える結果を得ることができた。本節ではさらに大きな上昇力 / 自重比を得るに、回転中心点と偏心点の間の距離である偏心距離 $e$ に着目して上昇力の増加を目指す。

3.3.2節までは偏心距離を15mmとして上昇力測定実験を行ってきた。これは、飛行ロボット2号機[28]で用いていた設計パラメータを考慮した結果から決めた値であるが、機体は幾何学的拘束を保ちながら偏心距離を変化させることもできる。Fig.3.12に現在使用している偏心距離以外の設計パラメータの値を示す。この閉リンク機構部において、メインリンクと偏心距離が一直線上にある時に翼の迎角は最大となるため、そのときに閉リンク機構が成立していなくてはならない。よって偏心距離 $e$ の最大値 $e_{max}$ は

$$e_{max} = l_s + c - l_m \quad (3.1)$$

より  $e_{max} = 40\text{mm}$  となる．実際に偏心距離を最大値の  $40\text{mm}$  とした場合には，メインリンク，サブリンク，翼，偏心距離が一直線上に並ぶため，思案点を生じることとなる．これはメインリンクを回転させた場合に，思案点にて翼の最大迎角が  $90\text{deg.}$  となった後に，本来減少するはずの迎角が減少せず， $90\text{deg.}$  を超えて翼が裏返る可能性を含むため機構として望ましくない．また，モータを保持するパーツに偏心距離を保つ機能を持たせているため，偏心距離の最小値にも限界がある．そこで，上記のことを踏まえて，現在の  $15\text{mm}$  よりも偏心距離が長いものと，短いものの機構を数種類製作し，偏心距離による上昇力の影響を実験に基づき求める事にした．

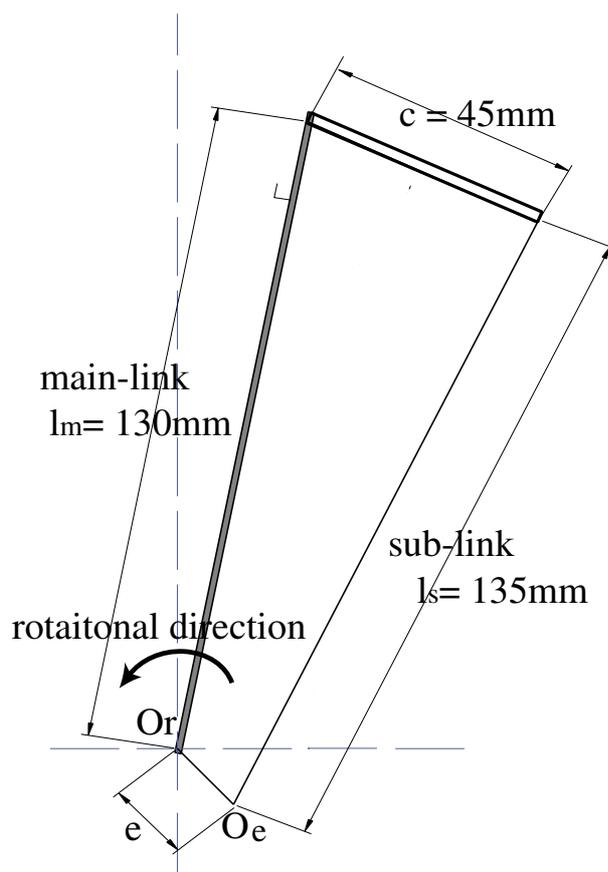


Fig. 3.12: Closed link mechanism.

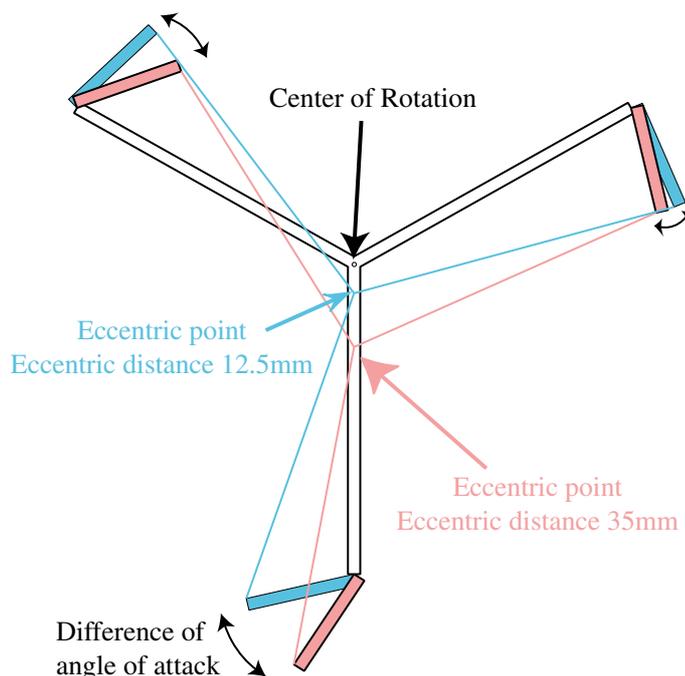


Fig. 3.13: Difference of angle of attack for eccentric distances.

現在の偏心距離 15mm よりも長いものでは、偏心距離 35mm を最大偏心距離として、以下 25mm、20mm と偏心距離を取り、15mm よりも短い偏心距離を 12.5mm とし新たに 4 種類の偏心距離に対応した機体を製作し実験を行うことにした。

Fig.3.13 から、偏心距離  $e$  が長くなるに従って回転時の翼の迎角変化は大きくなり、短くなるにしたがって迎角変化は小さくなることが分かる。偏心距離を長くすることによって翼の迎角が大きくなるため、得られる上昇力が増加するものと考えられる。しかし、翼に働く空気抵抗が増加し、モータへの負荷が増加し最大回転周波数が低下する事が考えられる。また、偏心距離を短くした場合には空気抵抗が減少し、最大回転周波数は上がるものの、同じ回転周波数において得られる上昇力は減少するものと思われる。

実験は 3 枚翼の機体で、これまでと同様 3Hz~10Hz と最高回転周波数の実験を行った。これらの実験結果を各表に示す。また、Fig.3.14 は 3 枚翼の偏心距離 12.5mm~35mm まで変化させた 5 種類の結果を示したものである。グラフでは得られた実験値を基に回転周波数に対して 2 次の近似曲線を描いた。

偏心距離が25mmと35mmの時は振動，機体のブレなどが激しく，10Hzまでの測定を行うことができなかった．この理由として，偏心距離の増加により迎角の角度が大きくなり翼に働く空気抵抗が増加した事，機体自体の構造的な欠点でねじれが起こりブレが大きくなってしまった事などが挙げられる．機体の構造的な欠点とは，偏心機構を固定する方法に欠点があるものと思われる．この欠点についてはこれからの機体製作における課題とする．

結果を見ると，偏心距離が増加するにつれて最大回転周波数が減少し，同回転周波数，最大回転周波数における上昇力/自重比は増加していることが分かる．また，偏心距離が15mmよりも短い12.5mmの場合，最大回転周波数20.4Hzを得ることができたが，上昇力/自重比は15mmの場合よりも低いことが分かる．

偏心距離の増加による最大回転周波数の減少は迎角が付きすぎたことによる空気抵抗の増加が考えられる．

上記の結果から，機体に最適な偏心距離は最大回転周波数14.6Hzの時に上昇力/自重比137.8%を得た25mmの時であることが分かった．この設計パラメータにおいては，3.3.2節の機体と比較して偏心距離が10mm延長され，上昇力/自重比が約20%向上した．

Table 3.5: Experimental results with enncentric distance 12.5mm model.

Rotational frequency $f$ [Hz]	Lift force [gf]	Lift force/Weight ratio [%]
3	6	2.7
4	10	4.5
5	17	7.6
6	24	10.8
7	31	14.0
8	39	17.6
9	48	21.6
10	58	26.1
20.41	244	109.9

Table 3.6: Experimental results with enncentric distance 20mm model.

Rotational frequency $f$ [Hz]	Lift force [gf]	Lift force/Weight ratio [%]
3	11	5.0
4	21	9.5
5	29	13.1
6	44	19.8
7	57	25.7
8	72	32.4
9	88	39.6
10	106	47.7
16.95	274	123.4

Table 3.7: Experimental results with enncentric distance 25mm model.

Rotational frequency $f$ [Hz]	Lift force [gf]	Lift force/Weight ratio [%]
3	16	7.2
4	25	11.3
5	39	17.6
6	57	25.7
7	70	31.5
8	92	41.4
14.62	306	137.8

Table 3.8: Experimental results with enncentric distance 35mm model.

Rotational frequency $f$ [Hz]	Lift force [gf]	Lift force/Weight ratio [%]
3	17	7.6
4	32	14.4
5	48	21.6
6	70	31.5
7	90	40.5
9.9	198	89.2

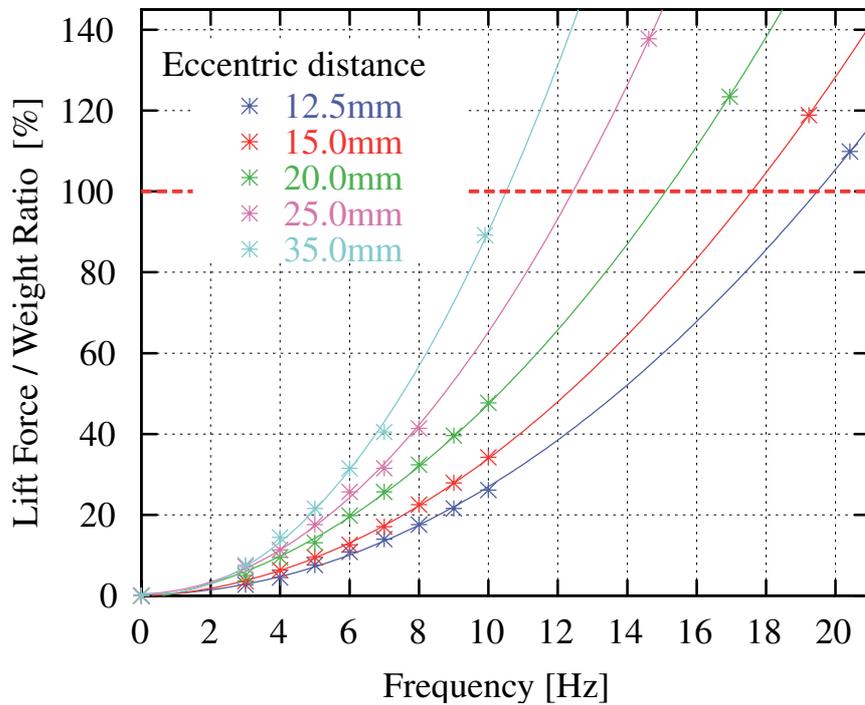


Fig. 3.14: Lift/Weight ratio of experimental results with 3 kind of eccentric distance model.

### 3.5 浮上実験

全節までの実験では翼面積，翼枚数，偏心距離を変えて実験的に最適なパラメータを求めた．その結果として，台ばかりによる実験で上昇力/自重比が100%を超えるという結果を得た．そこで，本節では4つのロータを持つ機体を製作し，浮上実験を行う．しかし，推進力の方向の制御機構は未開発であり，モータの同期もとっていないため，拘束のない状態での浮上実験は困難である．そのため，垂直なガイドに機体を取り付け，ガイドの断面形状を長方形とすることで，前後左右の移動およびロール，ピッチ，ヨー方向の姿勢を拘束し，鉛直方向の自由度のみを与えて実験を行うこととした．その実験の様子を Fig.3.15 に示す．

Fig.3.15 から，機体を拘束している垂直なガイドに沿って，機体が鉛直上向きに上昇しており，浮上するために必要な力を発生させていることがわかる．

### 3.6 まとめ

本章では，台ばかりにより実験機を用いた予備実験を行い，約40%の機体の軽量化，または，回転周波数20Hz以上の翼の回転の回転によって上昇力/自重比が100%を上回ることを示した．その後，翼面積，翼枚数，偏心距離の3つの設計パラメータを実験に基づいて選定することで，上昇力/自重比137.8%を得た．予備実験にて使用した機体と，3.3.2節にて実験を行った機体を比較すると，翼面積が2倍に増加し，翼枚数を4枚から3枚へと減少している．これは，結果としてロータ部の総翼面積が以前の1.5倍になったことに相当する．Table3.1，Table3.4の結果を比較した場合に，同じ回転数にて得られる上昇力が約1.5倍になっていることから，上昇力が総翼面積に比例しているといえる．一方で，翼枚数を4枚から3枚へと減らす際には，翼以外にメインリンク，サブリンクなどのパーツも削減されるため，総翼面積が1.5倍になっているにも関わらず重量はほとんど増加せず，自重比も約1.5倍へ増加するという，良い結果を得られたと考えられる．その後，選定された

設計パラメータを有するロータを4つ製作し，それらを搭載した実験機にて，垂直なガイドに沿った浮上に成功した．

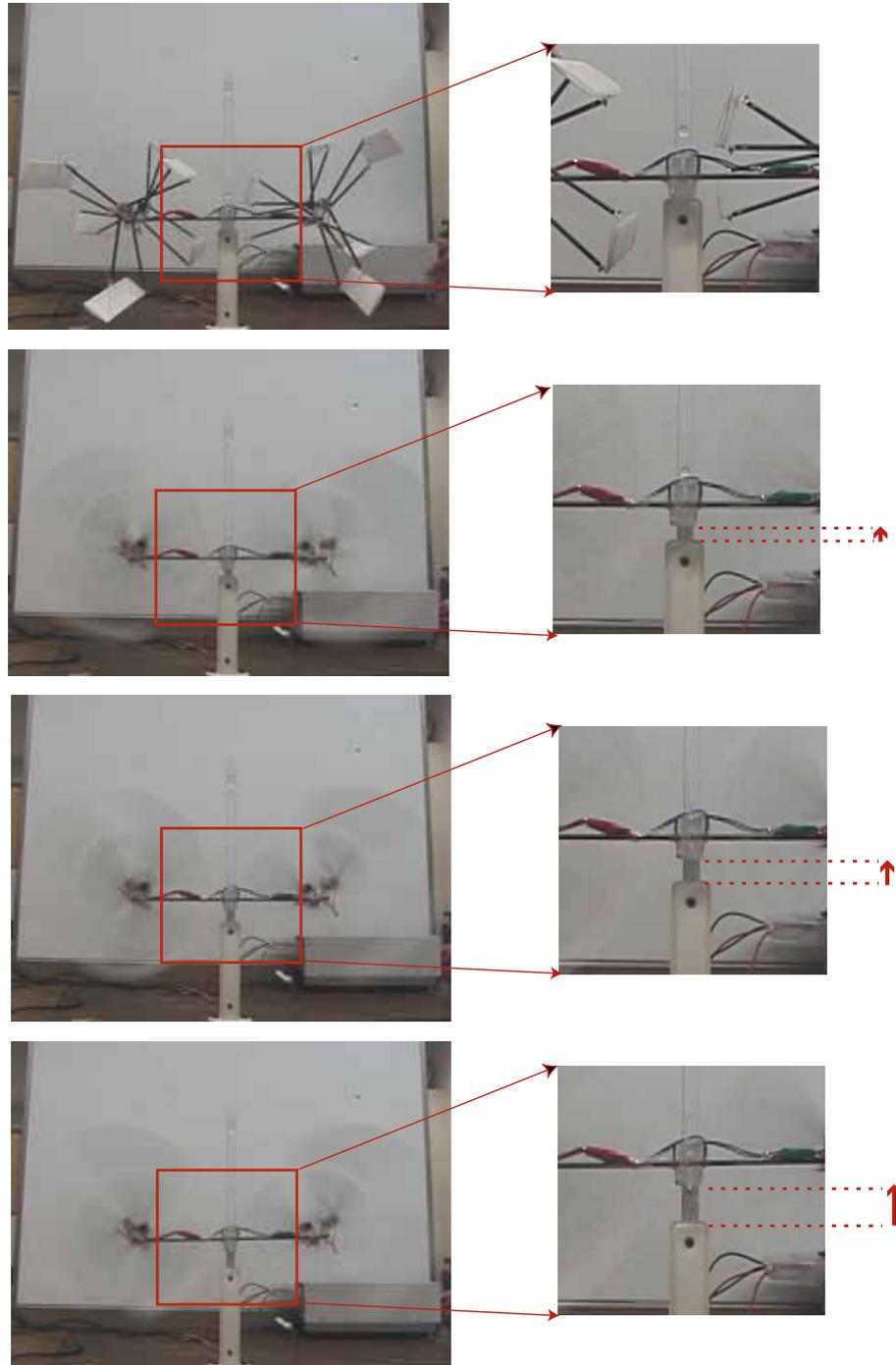


Fig. 3.15: Hovering experiment along vertical guide.

## 第4章

# シミュレーションモデルの構築

前章では，実験に基づいて機体の設計パラメータを選定し，性能向上を図ることで，4つのロータを有するモデルにて浮上に成功した．しかし，浮上に必要な上昇力を発生させるためには，モータに対して定格出力の何倍もの電力を投入する必要がある．推進効率が十分なものであるとはいえない．また，実験に基づく設計パラメータ選定では，設計パラメータを変更するたびに新たなパーツや機体を製作する必要がある．そのため，さらに推進効率を高めるために設計パラメータを選定することを考えると，開発効率の悪さを改善する必要がある．本章では，開発効率および推進効率の向上を目的として，サイクロジャイロ翼を用いた推進器部のシミュレーションモデルを構築する．

ここでは，Fig.4.1のようなモデルを構築し，シミュレーションを行う．シミュレーションモデルでは，最初に，迎角算出モデルにメインリンク長，サブリンク長，偏心距離といった機体の設計パラメータを与えることで，メインリンクの回転角度 $\theta$ に対する翼の迎角 $\alpha(\theta)$ を算出する．この迎角の値 $\alpha(\theta)$ を使って，上昇力算出モデルにおいて翼から生じる揚力，抗力を算出し，そこから鉛直上向きの力である上昇力を計算する．また消費電力算出モデルでは，上昇力算出モデルから得た翼の抗力や回転時のリンクの空気抵抗，回転中心部の摩擦力を用いて，翼回転時の消費電力の算出を行う．そして計算された上昇力，消費電力と実測値を比較することで構築したシミュレーションモデルの妥当性を検証する．

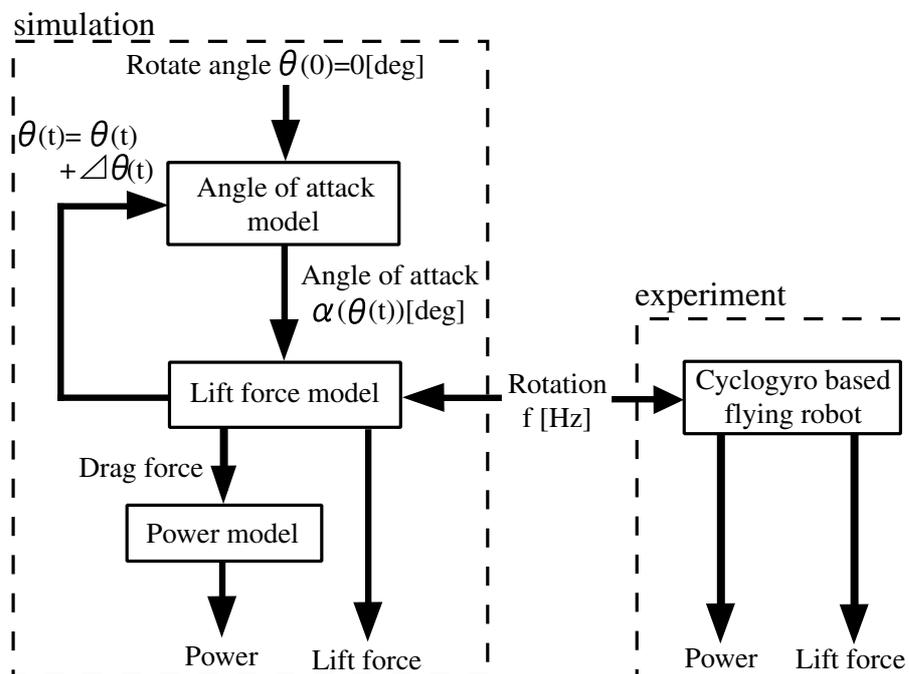


Fig. 4.1:Lift force and power simulation model flow.

### 4.1 回転による翼の迎角算出モデル

Fig.2.3に示した可変迎角機構をもつ翼は回転中心 $O_r$ と偏心点 $O_e$ を中心に回転する閉リンク機構であるので、Fig. 4.2のように閉リンク部の形状が四角形に保たれている場合 (Case I)と、Fig. 4.3のようにメインリンクとサブリンクが交差し、閉リンクの形状が2つの三角形で構成される場合 (Case I I)からなる。Case IIの場合、横手方向から見れば、メインリンクとサブリンクが交差しているが、翼面でのメインリンクとサブリンクの固定位置が紙面垂直方向では異なった位置に取り付けられており、衝突することなく回転可能である。サイクロジャイロ翼の回転時の迎角変化はFig. 4.2, Fig. 4.3のように各リンクの幾何学的関係から得ることができる。ここで、 $\theta_p$ はFig. 4.2, Fig. 4.3にあるように偏心角度である。

4.1.1 Case I :  $0 < \theta - \theta_p \leq \pi$  の場合

各リンクの位置関係はFig. 4.2 のようになるので余弦定理を用いて

$$d^2(\theta) = l_m^2 + e^2 - 2l_me \cos(\theta - \theta_p) \tag{4.1}$$

$$\beta(\theta) = \arccos\left(\frac{d^2(\theta) + l_m^2 - e^2}{2d(\theta)l_m}\right) \tag{4.2}$$

$$\gamma(\theta) = \arccos\left(\frac{c^2 + d^2(\theta) - l_s^2}{2cd(\theta)}\right) \tag{4.3}$$

となる . これにより迎角 は

$$\alpha(\theta) = \frac{\pi}{2} - \beta(\theta) - \gamma(\theta) \tag{4.4}$$

により求められる .

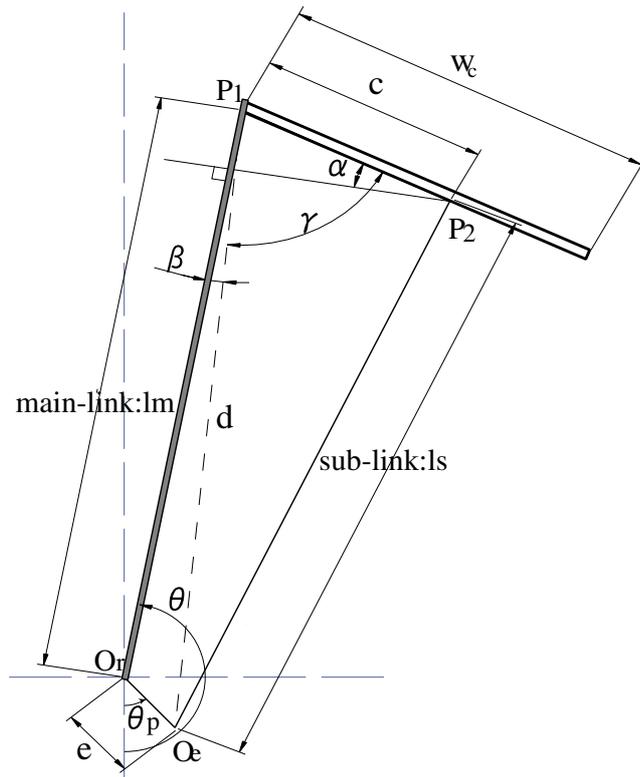


Fig. 4.2:Case I ( $0 < \theta - \theta_p \leq \pi$ ).

4.1.2 Case II :  $\pi < \theta - \theta_p \leq 2\pi$  の場合

各リンクの位置関係はFig. 4.3 のようになるので , 同様にして Case II の場合についても求められる .

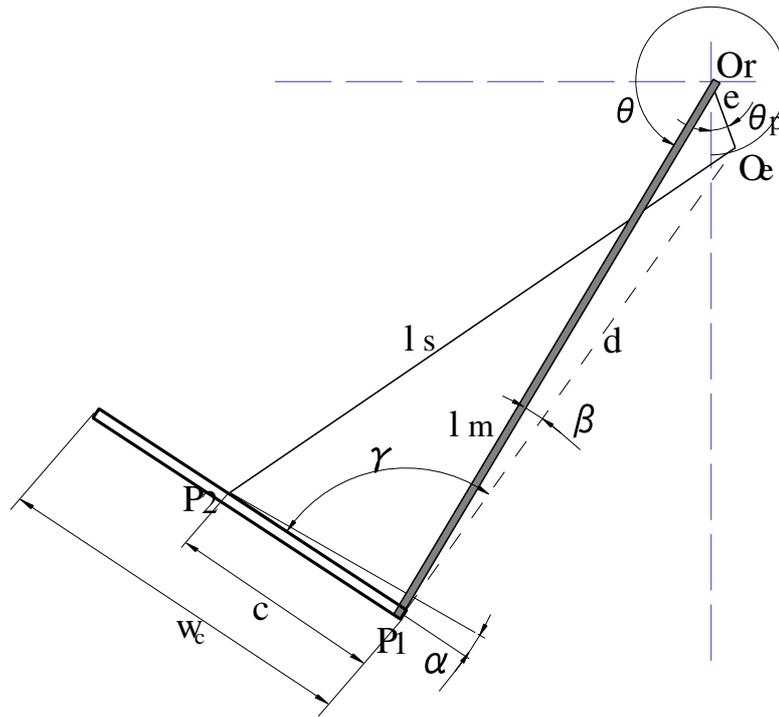


Fig. 4.3:Case II ( $\pi < \theta - \theta_p \leq 2\pi$ ).

$$d^2(\theta) = l_m^2 + e^2 - 2l_m e \cos(\theta - \theta_p) \tag{4.5}$$

$$\beta(\theta) = \arccos\left(\frac{d^2(\theta) + l_m^2 - e^2}{2d(\theta)l_m}\right) \tag{4.6}$$

$$\gamma(\theta) = \arccos\left(\frac{c^2 + d^2(\theta) - l_s^2}{2cd(\theta)}\right) \tag{4.7}$$

$$\alpha(\theta) = \frac{\pi}{2} + \beta(\theta) - \gamma(\theta) \tag{4.8}$$

以上を計算することにより , メインリンクが1回転する間の迎角 の変化を

得られる。翼が1回転することで迎角はFig.4.4のような変化をする。Fig.4.4はある設計パラメータにおける一例であり、メインリンクとサブリンクの長さの関係や、偏心距離の長さといった設計パラメータの変化によって、図の迎角変化の中心や振幅が変化する。また、偏心角度を変化させた場合、ロータ全体を回転させ場合に対応するため、翼迎角の最大値、最小値をとるメインリンクの回転角度が変化する。ただし、現在の実験機では前章の結果から3枚の翼を有する機体となっているため、それぞれの翼による曲線の位相が120degずつずれるという点では変化は生じない。次節の上昇力算出モデルでは得られた迎角を用いて上昇力、抗力を算出する。

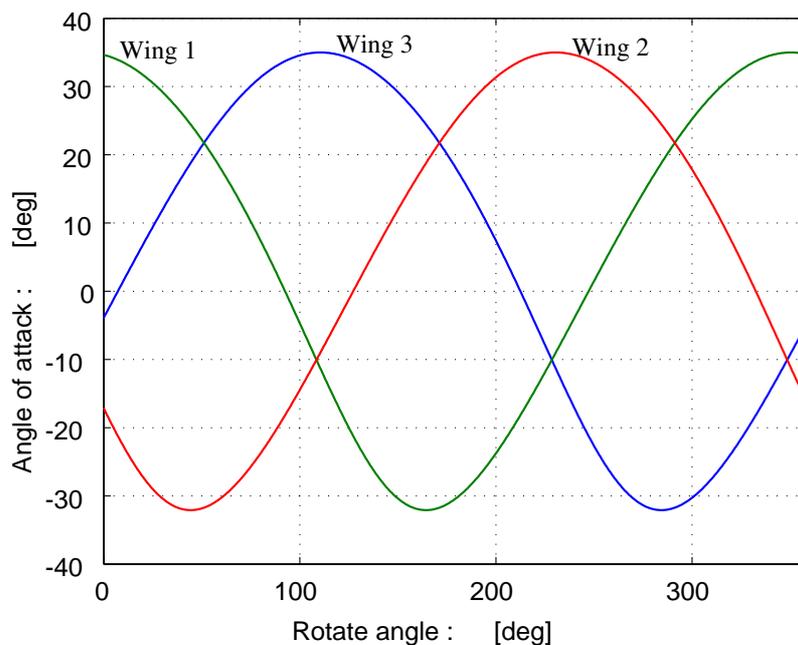


Fig. 4.4: Attack angles for rotation angle.

## 4.2 上昇力算出モデル

翼に働く揚力，抗力を求め，そこから上昇力を算出する上昇力算出モデルを構築するにあたり，発生する上昇力の傾向を調べるために，過去に行われた偏心角度を変更しての上昇力測定実験の結果と，一般的な翼の特性値を用いて算出した場合の上昇力，空気が翼を押し場合の圧力に注目して簡易的に上昇力を算出した場合の上昇力の比較を行った．実験において使用した翼は市販のラジオコントロールヘリコプタ用のブレードを加工したものであり，その断面形状を調べた結果，NACA0012翼型であった．この翼は上下面の断面形状が対称な，キャンバーを持たない翼であり，最大翼厚は翼弦長の12%となっている[36]．NACA0012翼型の揚力係数と抗力係数を，翼の特性を算出するフリーウェアであるJAVA Foil[37]を用いて算出した結果が，それぞれFig. 4.5，Fig. 4.6である．

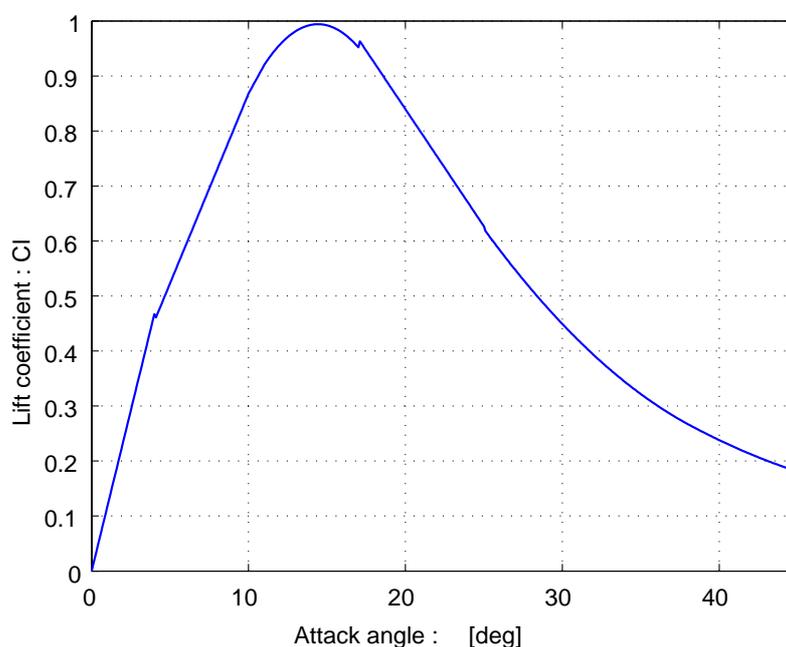


Fig. 4.5:Lift coefficient of NACA0012.

そして翼の特性係数を用いて算出された結果がFig. 4.7であり，空気が翼を押し場合の圧力に注目して算出した結果がFig. 4.8である．また，過去に

行った実機実験の結果が Fig. 4.9 である。Fig. 4.7 の結果は偏心距離  $e$  が大きくなるに従って上昇力が小さくなるのに対して、Fig. 4.8 では偏心距離  $e$  が大きくなるに従って上昇力が大きくなっている。実機実験の結果 Fig. 4.9 のグラフも偏心距離  $e$  が大きくなるに従って上昇力が大きくなっており、空気が翼を押し出す場合の圧力に注目して算出した結果と同じ傾向であることが分かる。

以上のことから翼から発生する力は翼の面に掛かる空気の圧力、よる発生傾向が強いと考え、シミュレーションモデルの構築を行うこととした。

翼に働く圧力を考えるとメインリンクの回転角度  $\theta$  により得た迎角  $\alpha$  における空気力  $P$  は次式によって与える。

$$P(\theta) = \eta \left\{ \frac{1}{2} \rho v^2 S \sin \alpha(\theta) \right\} \quad (4.9)$$

ここで、式の冒頭にある  $\eta$  は圧力算出時の補正係数である。流体中において翼面に働く空気力のみを考える場合には  $\frac{1}{2} \rho v^2 S \sin \alpha(\theta)$  となるが、回転とともにピッチング運動をしていることを考慮し補正係数  $\eta$  を付帯した。詳細は次節示すが、補正係数は翼のピッチング運動を解析した研究を参考に決定した。

(4.9) 式より、鉛直方向に働く力は

$$f_p(\theta) = -P(\theta) \cos \alpha(\theta) \cos(\theta) - P(\theta) \sin \alpha(\theta) \sin(\theta) \quad (4.10)$$

となり、これを  $0 \leq \theta < 360[\text{deg}]$  の範囲で積分し、平均化したものが翼1枚を1回転させた時の機体全体にかかる上昇力となる。

よって各翼に働く力に差異はないものとする、翼  $n$  枚によって発生する合計の上昇力は

$$F = \frac{n \int_0^{2\pi} f_p(\theta) d\theta}{2\pi} \quad (4.11)$$

となる。

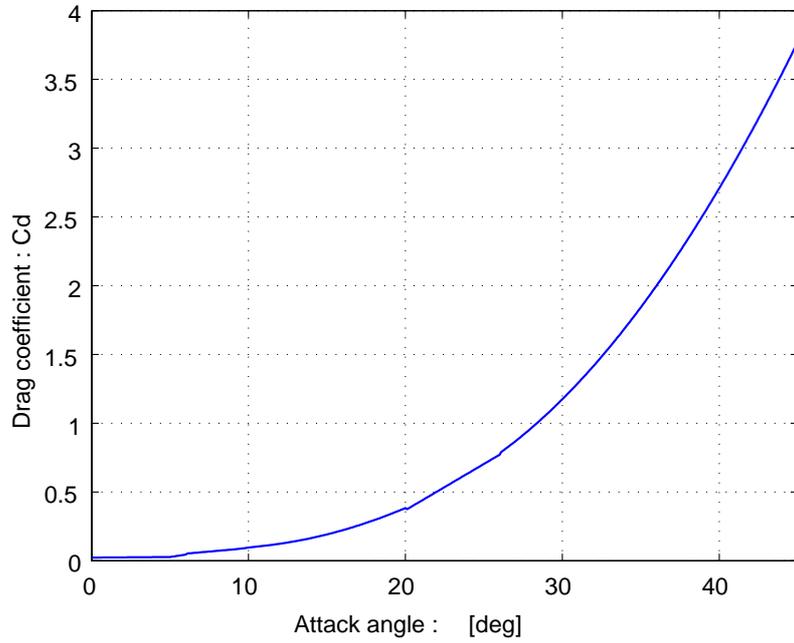


Fig. 4.6: Drag coefficient of NACA0012.

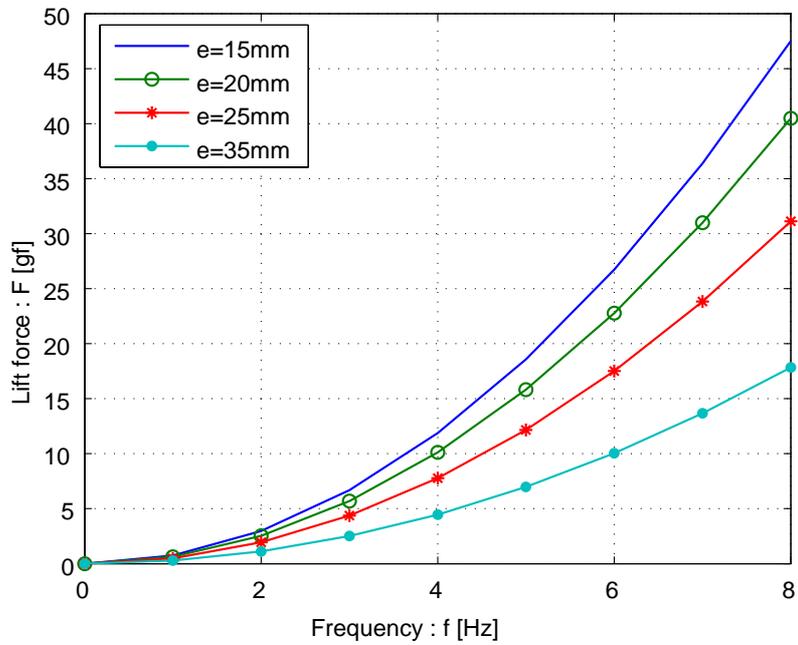


Fig. 4.7: Lift calculated using characteristic coefficients.

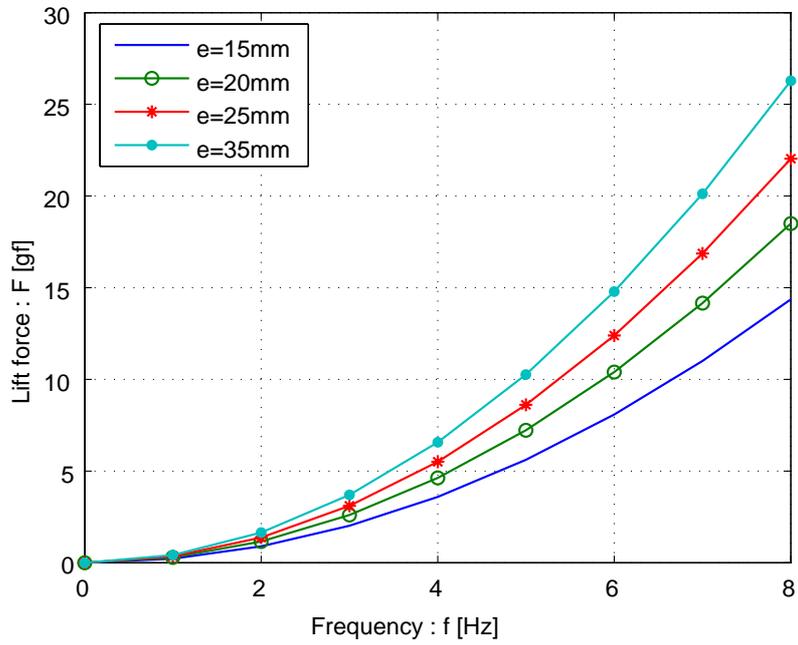


Fig. 4.8:Lift calculated from pressure of wings.

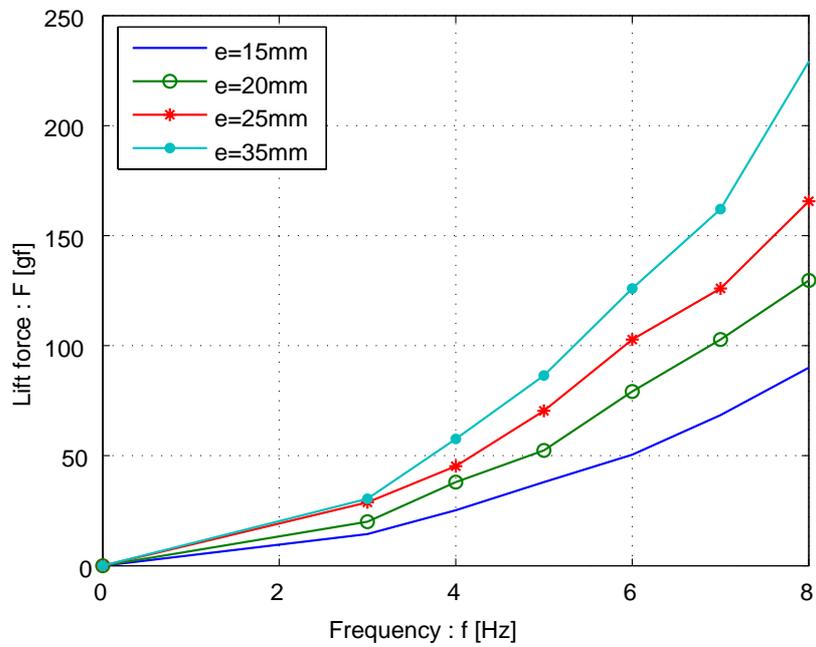


Fig. 4.9:Experimental result using test model.

### 4.3 シミュレーションモデルの補正係数

文献 [38], [39] によるとピッチング運動を伴う翼の揚力係数及び抗力係数は、ともに定常状態で測定された値よりも大きくなることが分かっている。通常、翼に働く空気力は  $\frac{1}{2}\rho v^2 S \sin \alpha(\theta)$  であるので、この場合に揚力係数、抗力係数に相当する係数は以下のように表される。

$$C_l = \sin \alpha \cos \alpha \quad (4.12)$$

$$C_d = \sin \alpha \sin \alpha \quad (4.13)$$

これらの係数とピッチング運動をしている場合の各係数を図示したものが Fig. 4.10, Fig. 4.11 である。図中で○(pitching motion)がピッチング運動を伴う翼の揚力係数及び抗力係数 [38, 39] を、実線 (steady condition) が (5.3), (5.4) 式の係数値を示している。

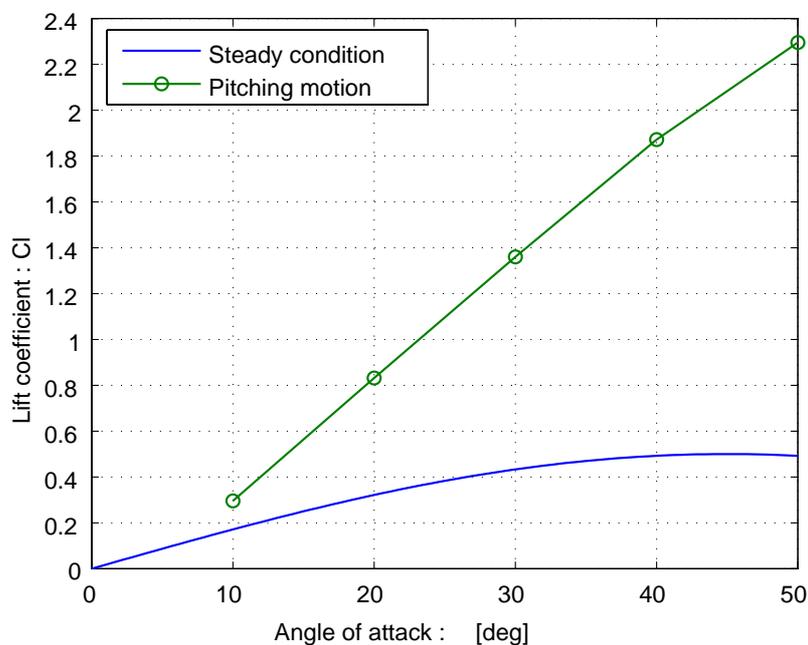


Fig. 4.10: Lift coefficients of flat plate in steady condition and pitching motion.

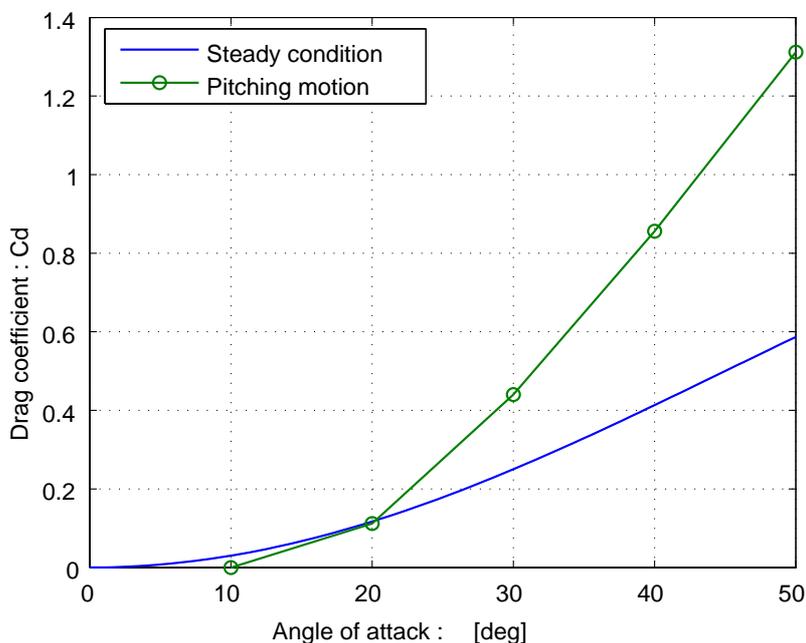


Fig. 4.11: Drag coefficients of flat plate in steady condition and pitching motion.

Fig. 4.10 , Fig. 4.11 において , サイクロジャイロ翼の迎角変化範囲である  $0 \leq \alpha < 50 \text{deg}$  付近に注目すると , ピッチング運動を考慮した場合と考慮していない場合の各係数の差は約 2~3 倍程度の開きがあることが分かる . サイクロジャイロ翼は翼を回転させると同時に迎角を変化させているため , ピッチング運動を伴った回転であるといえる . このため , ピッチング運動を考慮した場合と考慮していない場合の各係数の倍率を補正係数として求める .

各係数がどの程度の倍率で開いているかをまとめたものが Table 4.1 である . Table 4.1 には 10 deg , 20 deg , 30 deg , 40 deg , 50 deg における Lift 方向と

Table 4.1: Compensation of lift and drag coefficients.

Angle of attack $\alpha$	10 deg	20 deg	30 deg	40 deg	50 deg
Lift coefficient	1.92	2.69	3.21	3.87	4.73
Drag coefficient	0	1.23	1.89	2.19	2.29
Compensation coefficient	0.678	1.64	2.24	2.63	2.96

Drag方向の倍率，及び合力ベクトルの倍率 (Compensation coefficient) を示している．本論文では，10 deg，20 deg，30 deg，40 deg，50 degにおける合力ベクトル倍率の平均を取り，補正係数 $\eta$ を2.03とした．

## 4.4 シミュレーションモデルの検証

本章では，構築したシミュレーションモデルの妥当性を実験結果と比較することで検証を行う．4.4.1節では翼面積を変更した場合の検証を，4.4.2，4.4.3節では，本飛行ロボットの特徴である可変迎角機構の設計パラメータを変更した場合の検証を行う．結論から述べると，シミュレーション値は実験値の傾向をある程度表現できていることが示された．しかし，いずれの場合も約5%~20%の開きが認められた．シミュレーションモデルでは表現し切れていない約5%~20%の開きが生じる何らかの影響が存在していることは明らかであるが，これについては4.4.5節で述べる．

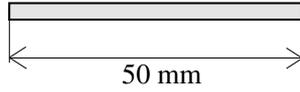
### 4.4.1 翼面積

通常使用している翼と，翼弦長を2倍の長さにするこゝで翼面積を2倍にした翼を使用し，上昇力のシミュレーションと実験機による実験を行う．Fig. 4.12に通常翼と翼弦長を2倍翼を示す．翼面積の違いによる結果がFig. 4.13である．なお通常使用している翼は翼弦長50mm，翼弦長を2倍にした翼は翼弦長100mmである．

シミュレーションと実験結果の間に差があるものの，シミュレーションと実験結果両方ともに翼弦長を2倍にした翼を使用したときの上昇力が通常の上昇力の約2倍となる傾向がみられる．

Flat plate wings

Single chord wing(wing chord 50mm)



Double chord wing(wing chord 100mm)

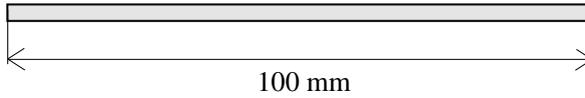


Fig. 4.12:Single and double chord wings.

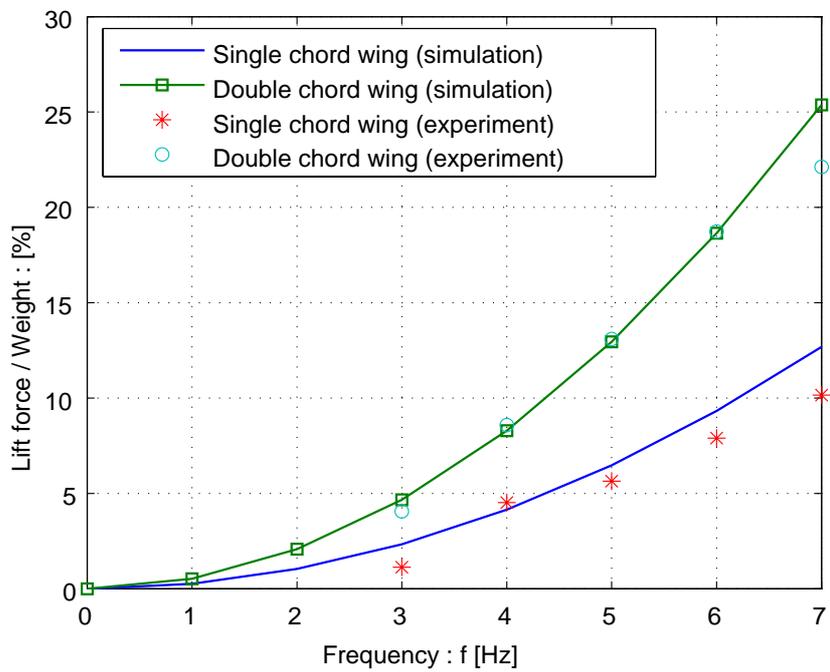


Fig. 4.13:Comparison between single and double chord wings (simulation and experimental results).

## 4.4.2 偏心距離

サイクロジャイロ翼の偏心距離を 15mm, 20mm, 25mm, 35mm と変化させて, 上昇力のシミュレーションを行った結果と, 実験機による実験を行った結果が以下の Fig. 4.14 及び Fig. 4.15 である.

どちらのグラフも偏心距離  $e$  を長くするに従って発生する上昇力が増加しており, シミュレーション結果と実験結果に同様の傾向があることが分かる.

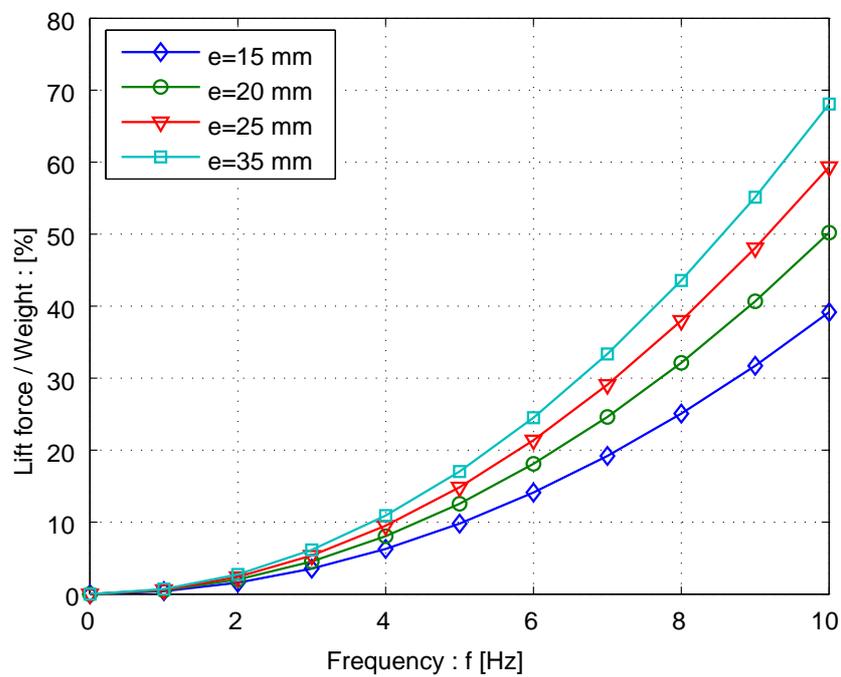


Fig. 4.14: Simulation results for some eccentric distances.

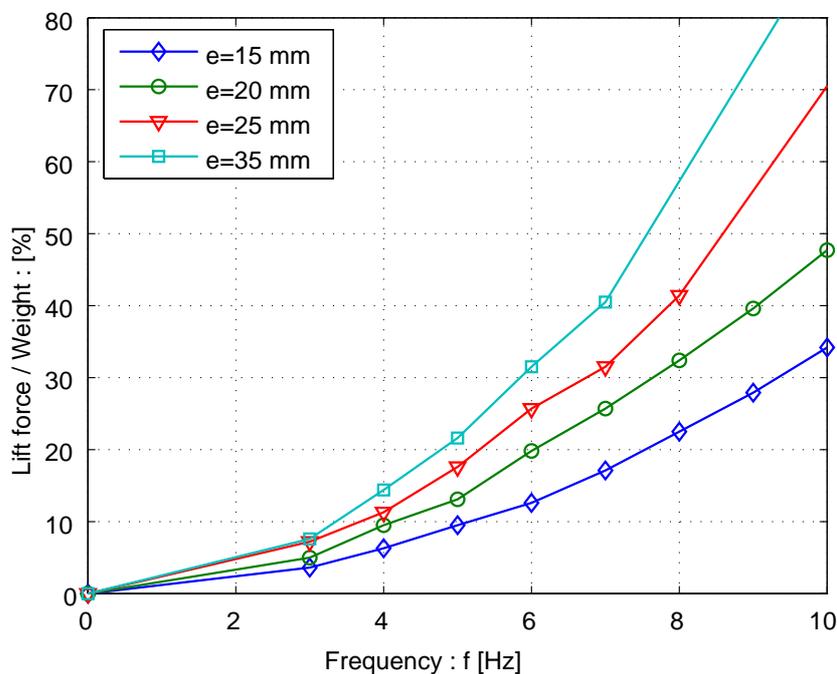


Fig. 4.15: Experimental results for some eccentric distances.

#### 4.4.3 偏心角度

これまでの実験からサイクロジャイロ翼は可変迎角を有するため，回転中心点と偏心点の位置関係である偏心角度 $\theta_p$ を約20deg傾けたときに最大の上昇力を得られることが分かっていた．この偏心角度 $\theta_p$ を変化させ上昇力の測定を行った結果と，シミュレーションの結果を比較したものがFig. 4.16である．実験結果，シミュレーション結果を比較すると上昇力の曲線の位相は一致していることが分かる．Fig. 4.16において上昇力が最小値及び最大値となる点をTable 4.2に示す．偏心角度で上昇ベクトルの向きを任意の方向に変化させることが可能なため，将来的には飛行のための制御系設計時のシミュレーションモデルとしても有用である．

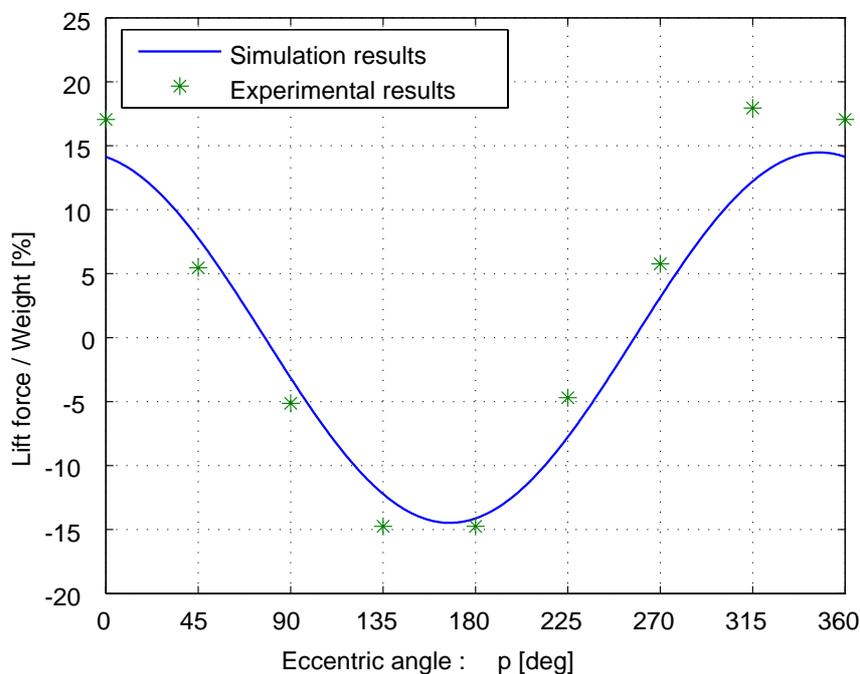


Fig. 4.16:Simulation and experimental results for some eccentric angles.

Table 4.2:Eccentric angles at maximum and minimum lift force.

	Minimum	Maximum
Simulation	154deg	334deg
Experiment	160deg	340deg

#### 4.4.4 最適設計パラメータの探索

構築したシミュレーションモデルを用いて最大の上昇力を得られる最適設計パラメータの探索を行った。この時、メインリンク長： $l_m$ を現在のものと同じ長さとして固定し、他のパラメータを以下の範囲で変化させ探索した。

- main-link 長： $l_m = 130mm$ (一定)
- sub-link 長： $120 \leq l_s \leq 140mm$
- 偏心距離： $15 \leq e \leq 35mm$

- ・ 偏心角度 :  $-90 \leq \theta_p \leq 90\text{deg}$
- ・ リンク間距離 :  $30 \leq c \leq 50\text{mm}$

各パラメータの刻み幅は長さが1mm刻み, 角度は1deg刻みで探索し, 翼は現在使用している翼を想定して下記の寸法及び枚数とした.

- ・ 翼弦長 :  $w_c = 50\text{mm}$
- ・ 翼幅 :  $b = 193\text{mm}$
- ・ 翼枚数 :  $n = 3$ 枚

また, 回転時の負荷トルクが極端に過大な値となることを防ぐため, 迎角 $\alpha$ の上限値を $\alpha = 45\text{deg}$ としてシミュレーションを行った.

シミュレーションモデルによる最適パラメータ探索の結果, Table 4.3のような機体パラメータを得た. Table 4.3には実機実験を通して設計パラメータを変更した場合に得られた上昇力最大の機体パラメータも示している. 実機実験の場合には, 設計パラメータを変更するたびに機体変更が必要であり, それほど多くの組み合わせを試すことができない. 最適パラメータにおける上昇力は現在の機体よりも約10gf大きなものとなる.

この結果から本ロボットと特有のパラメータである偏心距離 $e$ と偏心角度 $\theta_p$ に関して詳細を見るため, 最適設計パラメータに対してこの2変数を変化させて上昇力の変化の様子を示したものがFig. 4.17である. 最適設計パラメータはこのFig. 4.17の頂点部に相当する.

Fig.4.18に示すようなTable 4.3で得られた最適パラメータを持つ機体を作成し, 実機実験を行った. その結果を, 同じ機体諸元でのシミュレーション結果とともにFig. 4.19に示す. 実験結果はシミュレーションの値よりも低くなっているが, シミュレーション結果と同様に以前の機体よりも約10gf大きな上昇力を得ている. シミュレーション値と実験値の間には今までの場合と同様に約5%~20%の開きが認められた. 前述のとおり, 翼端部のめくれを極力防止することでこの差がかなり縮まると思われる.

Table 4.3: Comparison of design parameters in present model and optimized model.

	Present model	Optimized model
main-link: $l_m$	130mm	130mm
sub-link: $l_s$	135mm	132mm
distance of links: $c$	47mm	48mm
eccentric distance: $e$	25mm	30mm
eccentric angle: $\theta_p$	-20deg	-28deg
lift force (7Hz)	52gf	61gf

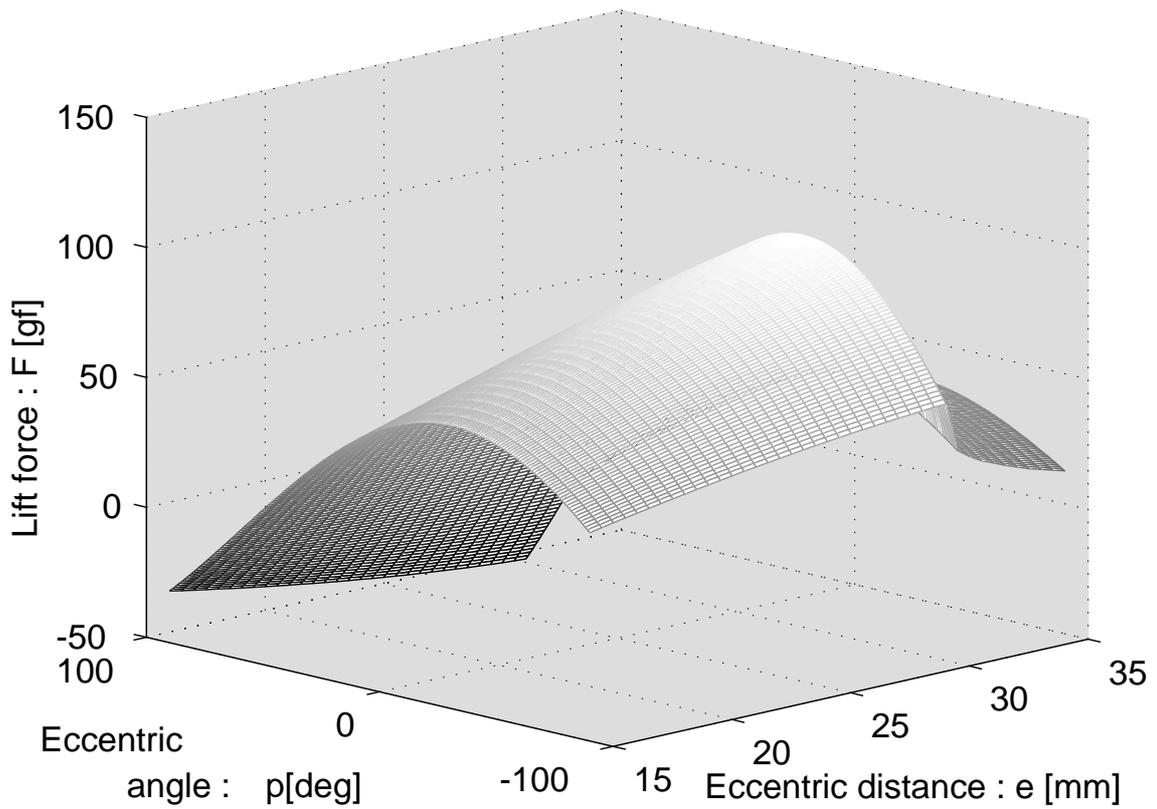
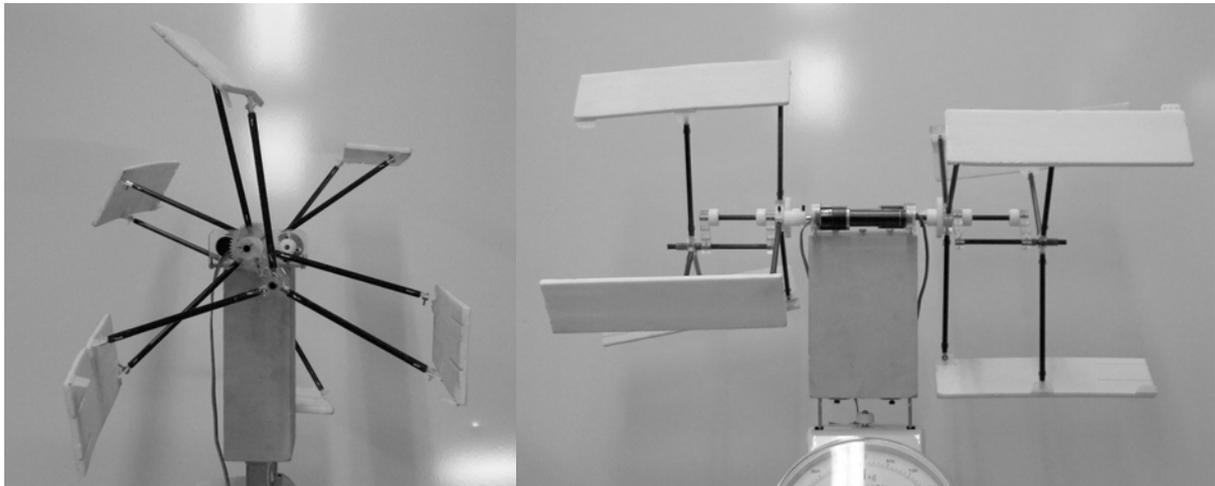


Fig. 4.17:Lift force for eccentric deisrtance and angles.



Side view

Front view

Fig. 4.18: Flying robot with optimized parameters.

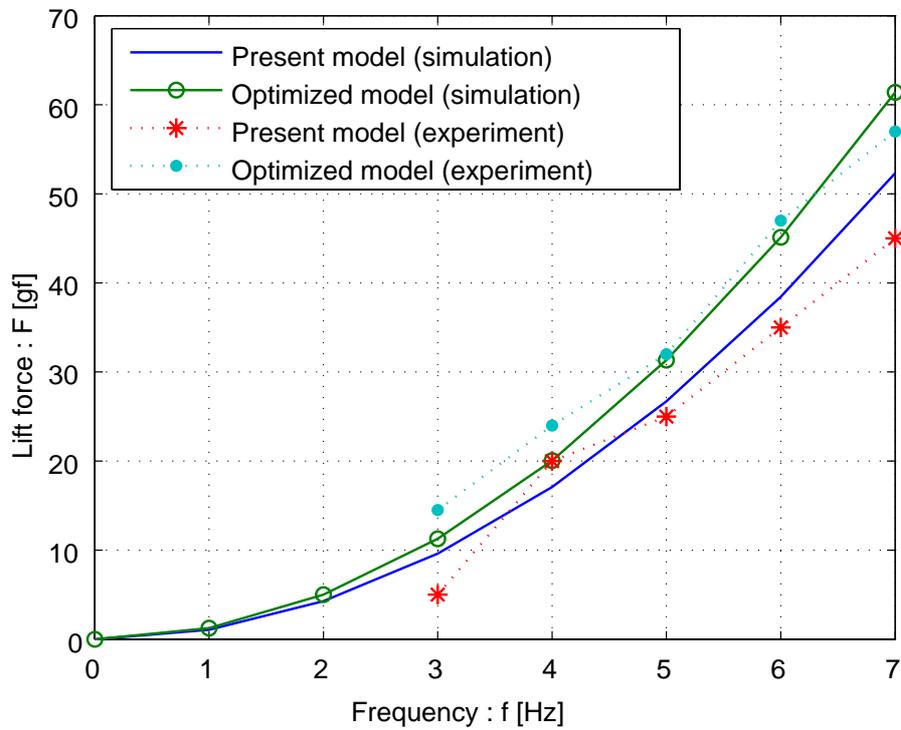


Fig. 4.19: Comparison between present and optimized models (simulation and experimental results).

#### 4.4.5 考察

シミュレーション結果と実験結果の差についての考察を行う。いずれの実験においても実験値とシミュレーション値との間に約5%~20%ほどの差が生じている。この差の要因としては回転の遠心力による翼端部のめくれ等を含め、回転時の負荷による機体の変形が上昇力の損失として影響しているのではないかと考えられる。とくに、翼端部のめくれによる損失は少ないものと考えられる。Fig. 4.20は回転時の翼端部のめくれの一例を示したものである。翼端部のめくれは翼面積の減少を招き、翼面積は上昇力に比例することから、上昇力減少を引き起こす。極力軽量化するために、翼材としてスタイロフォーム材を使用しており、強度的にやや問題があると思われる。実際に計測することは難しいと思われるが、翼端部のめくれにより、20%程度あるいはそれ以上の翼面積減少を引き起こす可能性は否定できない。今後は、翼端部のめくれを極力防止するような軽量の翼素材と構造を考えていきたい。また、翼回転中にはFig. 4.21のような吹き下ろしも観測されており、この吹き下ろしによる翼迎角の減少や、上昇力への寄与も考えられる。しかし、吹き下ろしの大きさは多数のパラメータに依存しており、現段階において定式化することは困難であると考えられる。

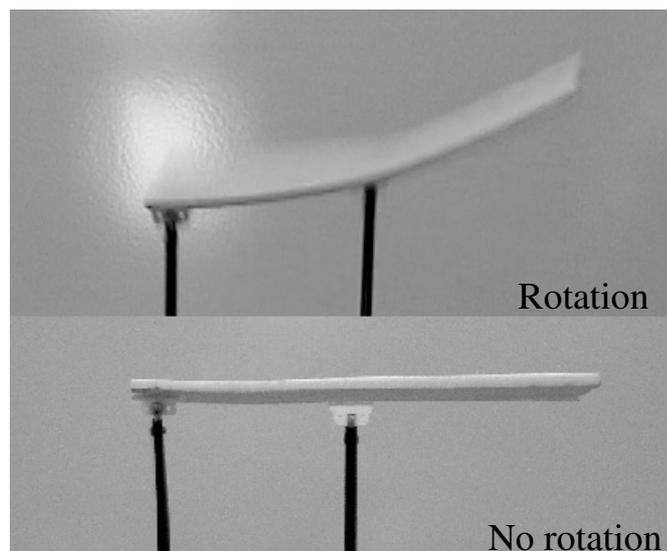


Fig. 4.20:Deflection of wings.

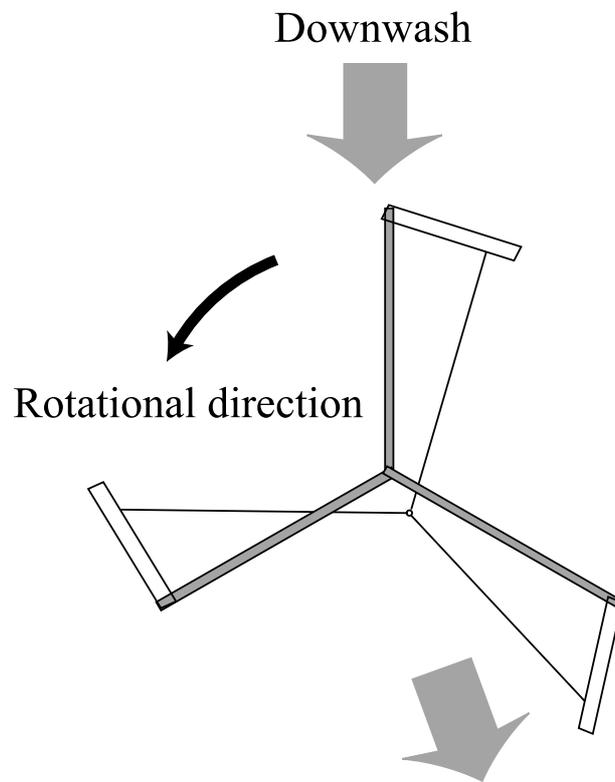


Fig. 4.21:Downwash in rotational motion.

## 4.5 消費電力算出モデルの構築

前節までにおいて構築したシミュレーションモデルでは回転時の負荷トルクが加味されていないため、投入したエネルギーに対する効率の良さが評価できないと言う問題点がある。この問題点を解決するため本章においてはサイクロジャイロ翼回転時の消費電力を算出するシミュレーションモデルの構築を行う。

サイクロジャイロ翼回転時の全消費電力 $W_t$ が以下の項目によって構成されていると考え、消費電力算出モデルの構築を行う。

$$W_t = W_w + W_l + W_f + others \quad (4.14)$$

- ・  $W_w$  : 翼の抗力による電力消費
- ・  $W_l$  : リンクの空気抵抗による電力消費
- ・  $W_f$  : 回転時の摩擦による電力消費
- ・  $others$  : その他のパーツの摩擦による電力消費や回転時の変形による電力消費の変動量等

[4.14]式において  $others$  の項目は全消費電力から見た場合にその割合は小さいと考え、翼の抗力による電力消費、リンクの空気抵抗による電力消費、回転時の摩擦による電力消費を考えることで回転時の消費電力算出モデルの構築を行う。

### 4.5.1 翼の抗力による電力消費

一般的に回転による仕事(消費電力) $W[W]$ はトルク $T[Nm]$ を用いたと回転数 $n[rpm]$ を用いて

$$W = \frac{2\pi nT}{60} \quad (4.15)$$

と表される．よって翼の回転によって消費される電力を算出するためには，翼の空気力によって発生する負荷トルクを求める必要がある．

翼に働く負荷トルクはFig. 4.22に示すように，翼の抗力によるものである．そのため，翼によって発生する抗力 $D$ [N]と回転するリンクの長さから負荷トルクを得ることが出来る．現在の実験機はモータがサブリンクに接続され駆動させているためリンクの長さをサブリンク長 $l_s$ [mm]とし，翼の回転による負荷トルク $T_w$ は[4.16]式のように表される．

$$T_w = D \times l_s / 1000 \quad (4.16)$$

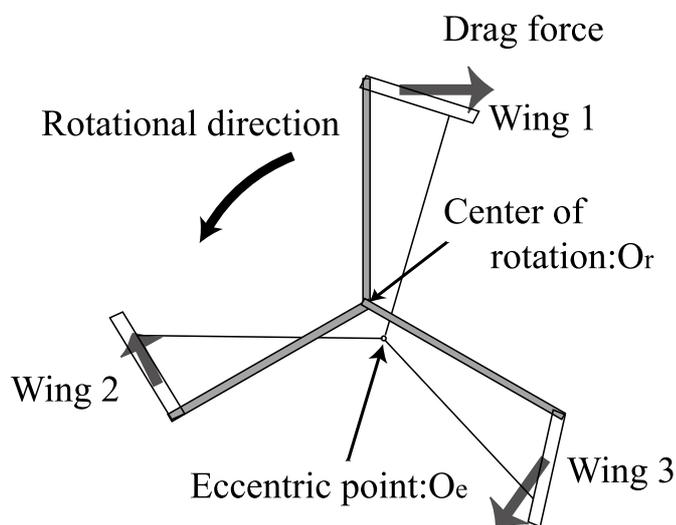


Fig. 4.22: Drag force of rotating wings

サイクロジャイロ翼の実験において回転数はパルスメータによってその回転周波数 $f$ [Hz]を計測している．また，モータと駆動軸であるサブリンクのギヤ比が14:47であるため，[4.24]式の[rpm]単位に換算するために以下の操作を行いモータ回転数 $n$ [rpm]を得る．

$$n = f \times 60 \times \frac{47}{14} \quad (4.17)$$

[4.16],[4.17]式を[4.24]式に代入することで，翼の回転による消費電力 $W_w$ を次式のように得る．

$$W_w = \frac{2\pi \times f \times 60 \times 47/14 \times D \times l_s / 1000}{60} \quad (4.18)$$

$$= 6.714 \times 10^{-3} \pi f D l_s \quad (4.19)$$

#### 4.5.2 回転中のリンクによる電力消費

リンクの回転による消費電力を算出するためには，リンクの空気抵抗によって生まれる抗力を得る必要がある．しかし，流体中を運動する物体の抗力  $D$  は一般に

$$D = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_d \quad (4.20)$$

として表され，回転するリンクの場合はリンク上の位置によって速度  $v$  が異なる．よって，Fig. 4.23 に示すように長さ  $l$  における微小長さ  $dl$  の範囲によって発生する抗力  $dD$  を

$$dD = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_d \quad (4.21)$$

$$= \frac{1}{2} \rho (2\pi f)^2 a dl C_d \quad (4.22)$$

求め，それによる負荷トルク  $dT$  を

$$dT = dD \times l \quad (4.23)$$

として長さ方向へ積分することでリンクの回転による負荷トルクを得る．ここで  $f$  は回転周波数， $a$  はリンク直径である．

一般的に回転による仕事(消費電力)  $W$  [W] はトルク  $T$  [Nm] を用いたと回転数  $n$  [rpm] を用いて

$$W = \frac{2\pi n T}{60} \quad (4.24)$$

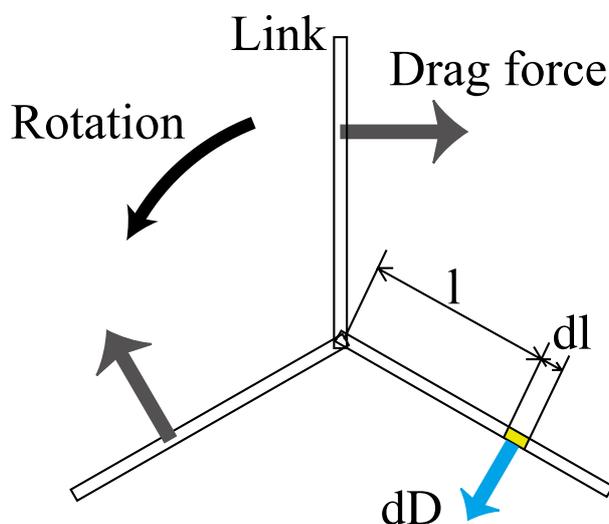


Fig. 4.23: Drag force of rotating links.

であるので，サブリンクの回転による消費電力  $W_{ls}$  はモータと駆動軸であるサブリンクのギヤ比が 14:47 であるため，

$$W_{ls} = \frac{2\pi n \int dT}{60} \tag{4.25}$$

$$= \frac{2\pi f \times 60 \times \frac{47}{14} \int_0^{l_s} dT}{60} \tag{4.26}$$

$$= 6.714\pi f \int_0^{l_s} dT \tag{4.27}$$

同様にしてメインリンクの回転による消費電力  $W_{lm}$  は

$$W_{lm} = 6.714\pi f \int_0^{l_m} dT \tag{4.28}$$

であり，N組のリンクの回転による消費電力  $W_l$  は

$$W_l = N \times (W_{ls} + W_{lm}) \tag{4.29}$$

となる。

### 4.5.3 回転時の摩擦による電力消費

回転時の摩擦による消費電力を算出するためにサイクロジャイロ翼実験機から翼及びリンクを外し各回転周波数における電流，電圧を測定し消費電力を求めた。

その時の実験結果と線形近似直線を Fig. 4.24 に示す。

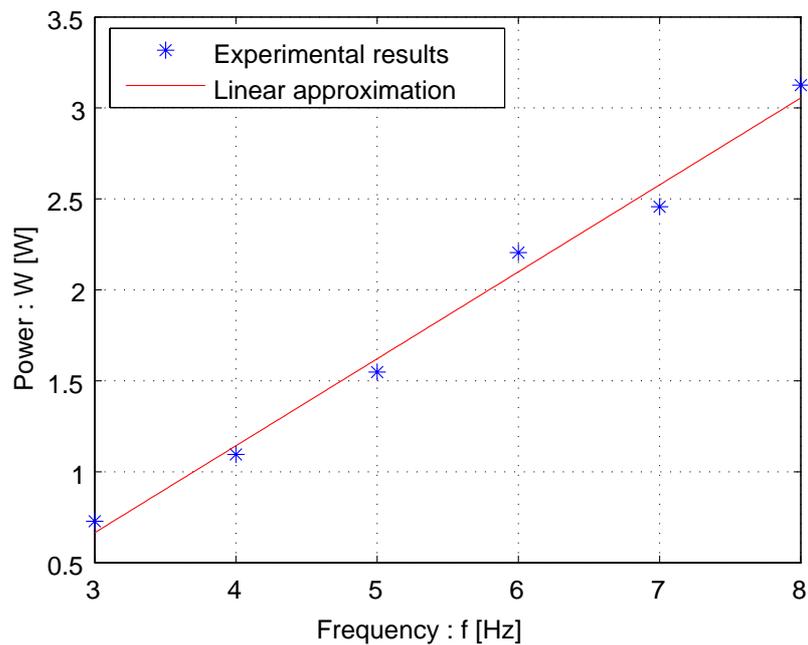


Fig. 4.24: Power of rotational friction.

この時，線形近似直線の式は

$$W = 0.47801 \times f - 0.76933 \quad (4.30)$$

となった。

## 4.6 消費電力算出モデルの検証と最適パラメータの探索

### 4.6.1 過去の実験値との比較

シミュレーション結果を過去の実験データと比較したものが Fig. 4.25 である。その時の機体諸元を以下に記す。

- ・ main-link 長 :  $l_m = 130$  [mm]
- ・ sub-link 長 :  $l_s = 135$  [mm]
- ・ 偏心距離 :  $e = 25$  [mm]
- ・ リンク間距離 :  $c = 47$  [mm]
- ・ 翼弦長 :  $w_c = 50$  [mm]
- ・ 翼幅 :  $b = 193$  [mm]
- ・ 翼枚数 :  $n = 3$  [枚]
- ・ 抗力係数 :  $C_d = 1.2$ [40]

Fig. 4.25 からシミュレーション結果と実験結果が同様の曲線を描いていることが分かる。

### 4.6.2 翼弦長の変更による比較

翼弦長が  $w_c = 50\text{mm}$  ,  $w_c = 100\text{mm}$  の平板翼を使用して実験を行った結果と、シミュレーションの結果を Fig. 4.26 に示す。その時のパラメータは以下の通りである。

- ・ main-link 長 :  $l_m = 130$  [mm]
- ・ sub-link 長 :  $l_s = 135$  [mm]

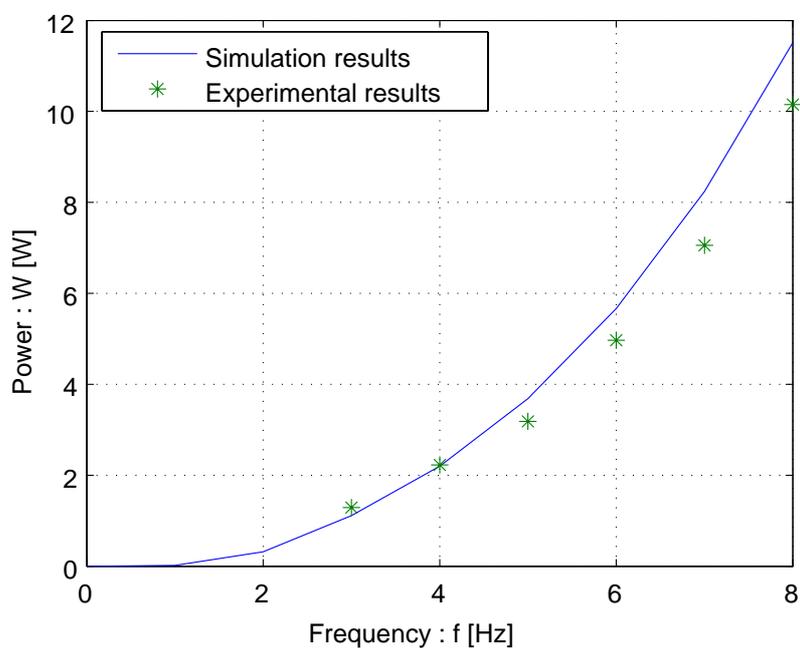


Fig. 4.25:Power for some frequency (simulation and experimental results).

- 偏心距離 :  $e = 25$  [mm]
- リンク間距離 :  $c = 47$  [mm]
- 翼幅 :  $b = 193$  [mm]
- 翼枚数 :  $n = 3$  [枚]

#### 4.6.3 前節における最適パラメータを使用した比較

上昇力算出モデルから算出した最適パラメータを使用して実験を行った結果と、シミュレーションの結果をFig. 4.27に示す。その時のパラメータは以下の通りである。

- main-link 長 :  $l_m = 130$  [mm]
- sub-link 長 :  $l_s = 132$  [mm]

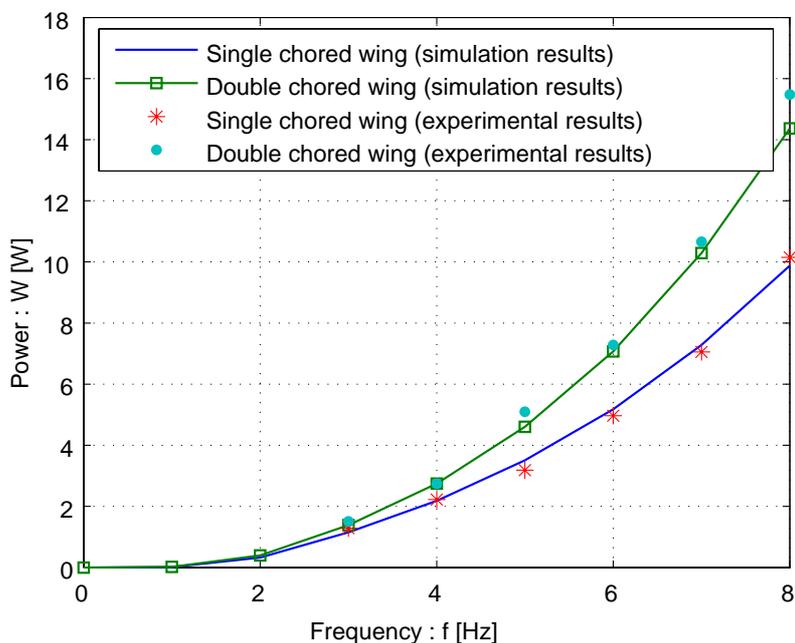


Fig. 4.26: Comparison between single and double chord wings (simulation and experimental results).

- 偏心距離 :  $e = 30$  [mm]
- リンク間距離 :  $c = 48$  [mm]
- 翼弦長 :  $w_c = 50$  [mm]
- 翼幅 :  $b = 193$  [mm]
- 翼枚数 :  $n = 3$  [枚]

#### 4.6.4 消費電力を加味した最適パラメータの探索

構築した上昇力算出モデルと消費電力シミュレーションモデルの両方を用いて、消費電力の観点から効率の良い機体の最適パラメータの探索を行った。4.4.4節の最適化においては消費電力が算出できなかったため、同じ回転周波数における上昇力の比較を行いながら、最適な設計パラメータを探索

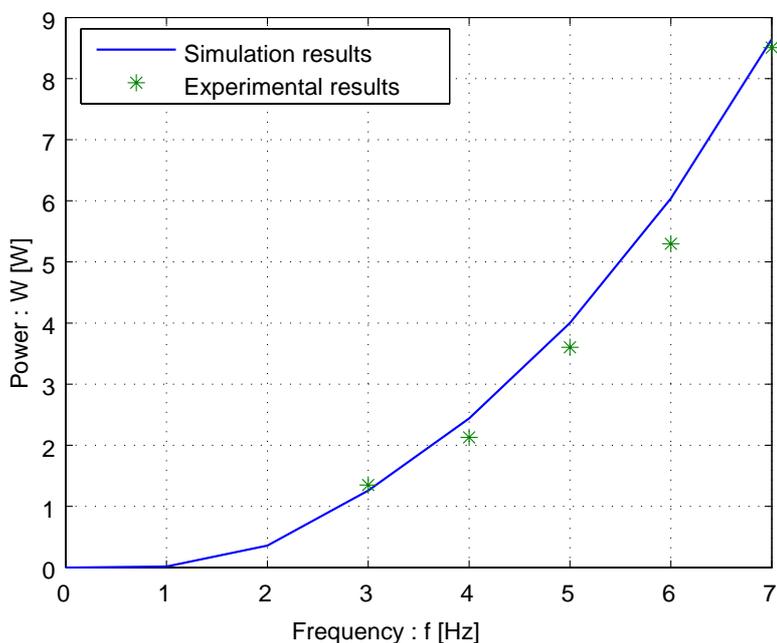


Fig. 4.27: Power for some frequency with optimized model(simulation and experimental results).

した。しかしながら，本節ではモータの消費電力40Wに対して，最も大きな上昇力を得られる設計パラメータが最適として探索を行う。この時，4.4.4節での探索時と同様にメインリンク長： $l_m$ を現在のものと同じ長さとして固定し，他のパラメータを以下の範囲で変化させ探索を行った。

- main-link 長： $l_m = 130mm$ (一定)
- sub-link 長： $120 \leq l_s \leq 150mm$
- 偏心距離： $15 \leq e \leq 35mm$
- 偏心角度： $-60 \leq \theta_p \leq 0deg$
- リンク間距離： $30 \leq c \leq 50mm$

各パラメータの刻み幅はsub-link長とリンク間距離を2mm刻み，偏心距離を1mm刻み，角度は1deg刻みで探索し，翼は現在使用している翼を想定して下記の寸法及び枚数とした。

- 翼弦長： $w_c = 50\text{mm}$
- 翼幅： $b = 193\text{mm}$
- 翼枚数： $n = 3$ 枚

その結果，Table 4.4のようなパラメータを得た．そして，そのパラメータを用いてシミュレーションによる上昇力の比較を行った結果，投入電力40Wの時に消費電力モデルを含んだモデルより得たパラメータの機体では，含まないモデルより得たパラメータの機体よりも約30gfの上昇力向上が期待できることが分かった．これは，約16%の上昇力向上に相当する．これらの結果をグラフにしたものがFig. 4.28である．

Table 4.4:Optimized parameters calculated from simulation model without power model and include power model.

	Without power model	Include power model
main-link: $l_m$	130mm	130mm
sub-link: $l_s$	132mm	144mm
distance of links: $c$	48mm	48mm
eccentric distance: $e$	30mm	21mm
eccentric angle: $\theta_p$	-28deg	-32deg
lift force (40W)	190gf	223gf

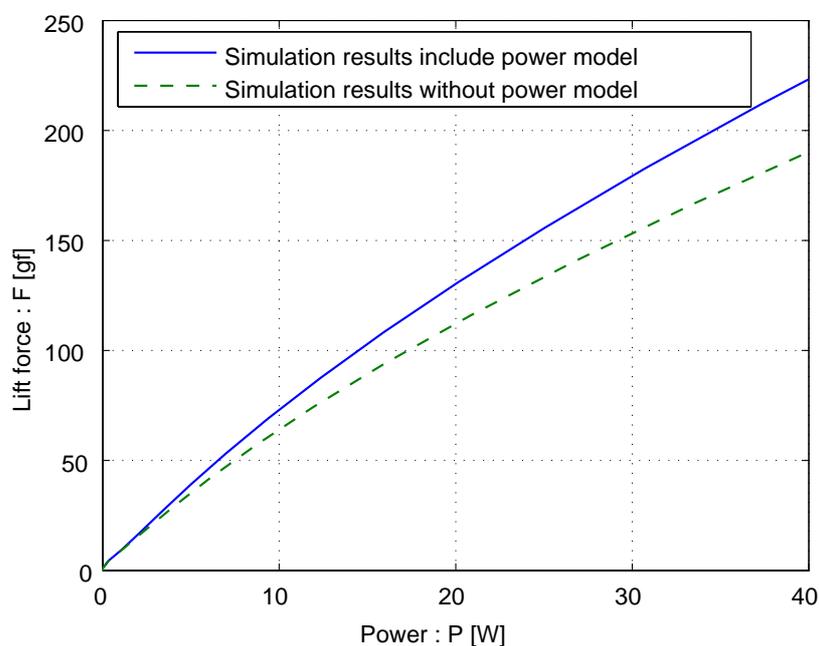


Fig. 4.28:Lift force for power in optimized parameters.

## 4.7 まとめ

本章ではより大きな推進力を生じることができる設計パラメータを得るため、迎角算出モデル、上昇力算出モデル、消費電力算出モデルの3つのモデルにより構成されるシミュレーションモデルを構築した。

迎角算出モデルは、翼とリンクによって構成される閉リンク機構部の幾何学的な関係から、翼回転時の翼の迎角を算出するものである。上昇力算出モデルでは、翼の迎角変化から翼に働く空気力を算出し、全機に働く上昇力を求める。この際、翼を回転させるとともに翼がピッチング運動していることに着目し、翼に働く空気力を補正する係数を付帯することで実際の現象に近づける試みを行った。また、構築したシミュレーションモデルに対して実験機を用いて翼面積、偏心距離、偏心角度を変化させた場合の上昇力比較実験を行った。その結果、シミュレーション値は実験値の傾向をある程度表現できていることが示された。さらに、最適設計パラメータを導出し実験機実験を行った結果、シミュレーション結果と同様に約10gf大きな上昇力

を得ることに成功した。

一方、シミュレーション値と実験値に差が生じている要因としては回転の遠心力による翼端部のめくれ等を含め、回転時の負荷による機体の変形が上昇力の損失として影響しているのではないかと考えられる。

構築した消費電力算出モデルは、上昇力算出モデルから得た翼の抗力や翼回転時のリンクの抗力、回転時の摩擦力から、回転時の消費電力を算出するモデルである。このモデルに対しても実機実験の結果と比較することで、実機の振る舞いを再現できていることが確認できた。構築した上昇力算出モデルと消費電力シミュレーションモデルの両方を用いて、消費電力の観点から効率の良い機体パラメータの探索を行い、同じ消費電力で約16%の上昇力の向上が見込まれるパラメータを得た。

## 第5章

# シミュレーションモデルの精度向上

### 5.1 上昇力シミュレーションモデルの改善

第4章において構築したシミュレーションモデルは、Fig.4.1に示すように回転中の翼の迎角を算出する迎角算出モデル、迎角算出モデルから得られた迎角を用いて上昇力を算出する上昇力算出モデル、翼の回転のために必要な消費電力を算出する消費電力算出モデルの3つのモデルから構成されている。この時の上昇力算出モデルでは翼から発生する揚力および抗力を、翼の面に働く空気の圧力のみと考えており、実機実験との差を補完するために、補正係数 $\eta$ を用いて以下のように算出している。これまでのモデルにおいて補正係数 $\eta$ は $\eta = 2.03$ である。

$$L(\theta) = \eta \frac{1}{2} \rho v^2 S \sin \alpha(\theta) \cos \alpha(\theta) \quad (5.1)$$

$$D(\theta) = \eta \frac{1}{2} \rho v^2 S \sin \alpha(\theta) \sin \alpha(\theta) \quad (5.2)$$

よって、(5.1)、(5.2)式において揚力係数、抗力係数に相当する項は

$$C_l = \eta \sin \alpha(\theta) \cos \alpha(\theta) \quad (5.3)$$

$$C_d = \eta \sin \alpha(\theta) \sin \alpha(\theta) \quad (5.4)$$

となる。

しかしながら、これらの係数は上式のように翼の迎角 $\alpha$ のみの関数となっており、これはレイノルズ数や翼型(翼の断面形状)の影響を受けない。よって、レイノルズ数が変化した場合や翼型が異なる翼を使用した際にも係数には変化が無く、その変化をシミュレーションに反映させることができない。

このことが、シミュレーション結果と実機による実験結果との差を生じる一因であると考え、レイノルズ数や翼型を考慮できるモデルへと向上させる。

開発中のサイクロジャイロ翼型飛行ロボットは約7Hzで翼を回転させており、翼弦長がそのレイノルズ数は $10^4$ のオーダーである。シュミッツの実験[41]によればレイノルズ数が $10^4$ の領域においては、曲面やキャンバーを持つような翼型をなした翼よりも、平板翼の方が優位な特性を示すとされている。そこで、本稿では飛行ロボットに対して平板翼を用いることを想定し、 $Re=10000$ における平板翼の揚力係数、抗力係数を用いることで上昇力算出モデルの精度向上を図る。

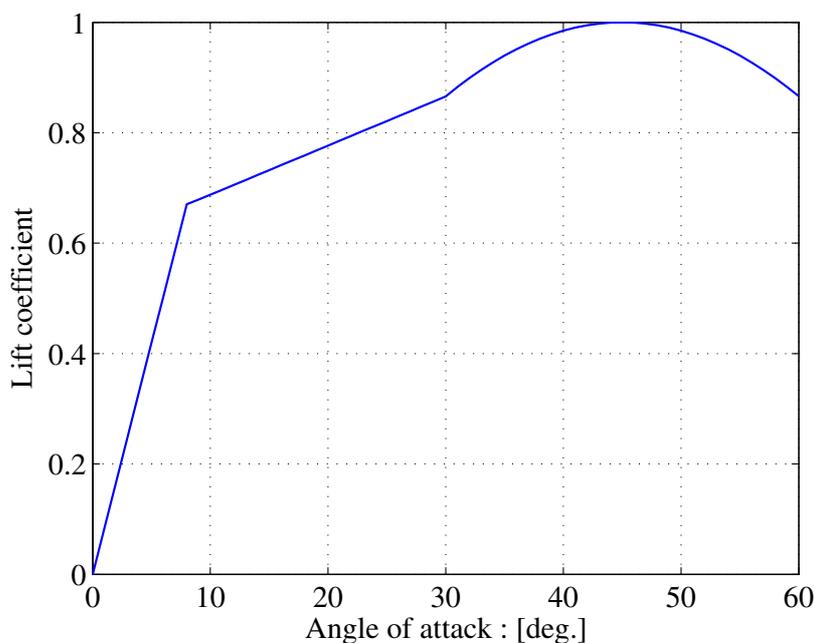


Fig. 5.1:Lift coefficient of flat plate in  $Re=10000$ .

レイノルズ数  $Re=10000$  における揚力係数、抗力係数を Fig.5.1, 5.2 にそれぞれ示す。

迎角算出モデルから得られた翼の迎角  $\alpha$  はリンクの回転角  $\theta$  によって決定されるため、これらの各係数は  $\theta$  の関数として与えることができる。よって翼回転時の揚力  $L$  と抗力  $D$  は以下のように与えられる。

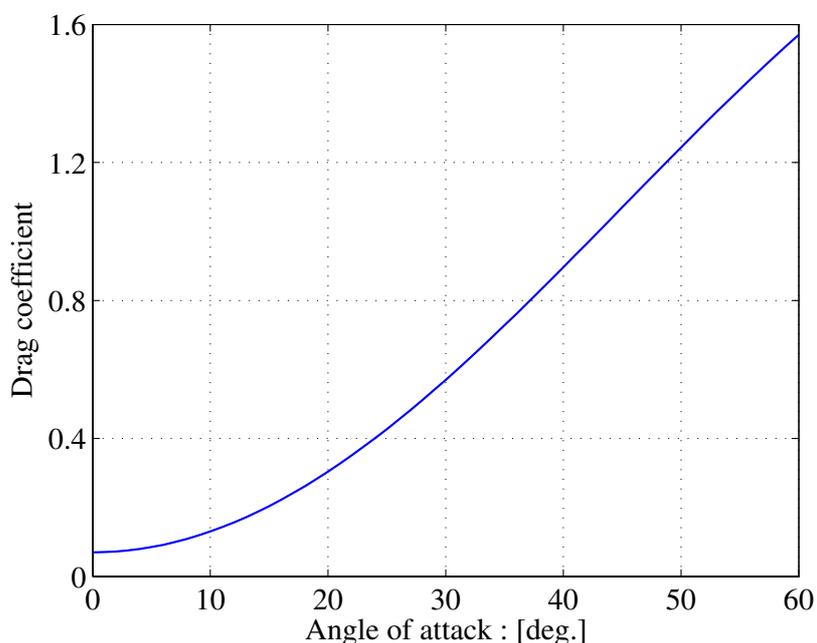


Fig. 5.2: Drag coefficient of flat plate in Re=10000.

$$\begin{aligned}
 L(\theta) &= \frac{1}{2}\rho v^2 S C_l(\theta) \\
 &= \frac{1}{2}\rho(2\pi l_m f)^2 S C_l(\theta)
 \end{aligned} \tag{5.5}$$

$$\begin{aligned}
 D(\theta) &= \frac{1}{2}\rho v^2 S C_d(\theta) \\
 &= \frac{1}{2}\rho(2\pi l_m f)^2 S C_d(\theta)
 \end{aligned} \tag{5.6}$$

(5.5), (5.6) 式より, 鉛直方向に働く力  $f_p(\theta)$  は

$$f_p(\theta) = -L(\theta) \cos \theta - D(\theta) \sin \theta \tag{5.7}$$

となる。(5.6) 式から得た抗力  $D$  は, 消費電力算出モデルにおいて回転時の消費電力を算出する場合にも使用される。

鉛直方向の力  $f_p(\theta)$  は Fig.5.3 に示すように  $0 \leq \theta < 360\text{deg.}$  の範囲で変動するが, 回転周波数が高いため  $f_p(\theta)$  の変化は微小な時間内に行われる。そのため, 翼1枚によって生じる上昇力が発生する力の平均値であると仮定し, 各

翼に働く力に差異はないものとする，翼回転時に  $n$  枚の翼によって発生する上昇力  $F$ [N] は

$$F = \frac{n \int_0^{2\pi} f_p(\theta) d\theta}{2\pi} \quad (5.8)$$

となる．

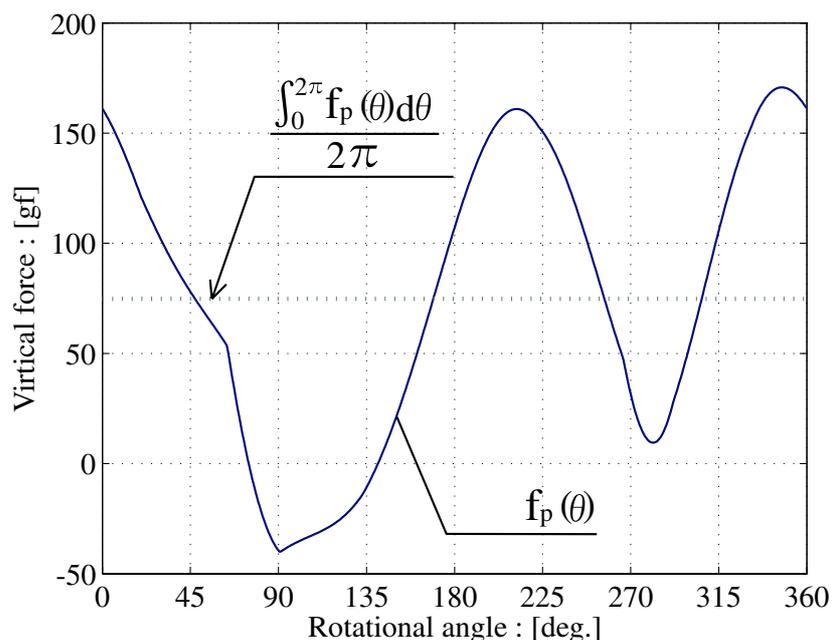


Fig. 5.3: Change of virtual force for rotational angle.

## 5.2 改善した上昇力算出モデルの検証

本章では再構築したシミュレーションモデルを実機実験を通して検証する．実験結果  $V_e$  とシミュレーション結果  $V_s$  を用いて検証するため，評価関数  $J$  を以下のように定義する．

$$J = \frac{1}{m} \sum_{k=1}^m \frac{|V_{e_k} - V_{s_k}|}{V_{e_k}} \times 100 \quad (5.9)$$

ここで  $m$  は実験結果のデータ数であり，評価関数  $J$  はシミュレーション結果と実験結果の差の割合を意味する．よって，評価関数  $J$  の値が小さいほど，

シミュレーション結果と実機実験の結果の差が少なく，モデルの精度が良いことを示す．

### 5.2.1 翼弦長を変化させた場合の比較

翼弦長  $w_c$  が  $w_c = 50\text{mm}$  の翼と  $w_c = 100\text{mm}$  の翼を用いた場合の，シミュレーション結果と実機実験の結果を比較したグラフが Fig.5.4 である．この時の評価関数  $J$  を Table5.1 に示す．

$w_c = 50\text{mm}$ ,  $100\text{mm}$  どちらの場合においてもシミュレーション結果がパラメータの変化を反映していることが分かる．また， $w_c = 50\text{mm}$  の翼を用いた結果では，新たなモデルの評価関数  $J$  が以前のモデルの評価関数よりも約 18% 小さくなっており， $w_c = 100\text{mm}$  の翼を用いた結果では，新たなモデルの評価関数  $J$  が以前のモデルの評価関数よりも約 8% 小さくなっている．

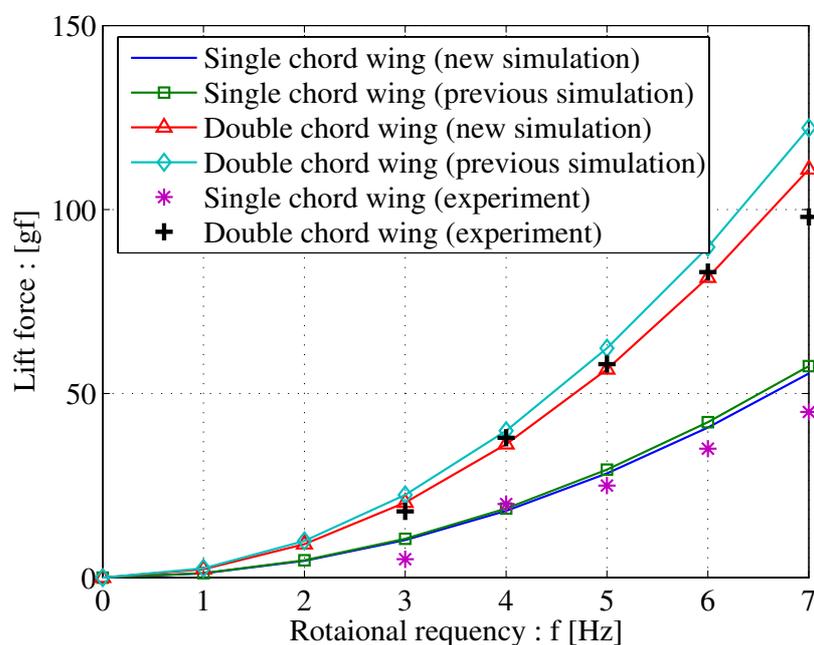


Fig. 5.4: Comparison between wing chord 50mm wing and 100mm wing.

Table 5.1: Comparison of evaluation function  $J$  in Fig.5.4.

wing chord	50mm	100mm
previous model	36.58	17.55
new model	18.82	9.68
difference between previous model and new model	17.76	7.87

### 5.2.2 偏心距離を変化させた場合の比較

次に、サイクロジャイロ翼の回転中心点と偏心点の間の距離である偏心距離  $e$  を、20, 25, 35mm と変化させた場合のシミュレーション結果と実機実験の結果を Fig.5.5, Fig.5.6 に示す。Fig.5.5 が新たなシミュレーションモデルとの比較、Fig.5.6 が以前のシミュレーションモデルとの比較である。この時の評価関数  $J$  の値を Table 5.2 に示す。

新たなモデルによるシミュレーション結果が以前のモデルによる結果よりも実機実験の結果に近付いていることが Fig.5.5, Fig.5.6 からわかる。また、偏心距離  $e$  を変化させた全ての場合において、新たなモデルの評価関数  $J$  は以前のモデルの値よりも小さくなっており、シミュレーションモデルが改善されていることを示している。

Table 5.2: Comparison of evaluation function  $J$  in Fig.5.5 and Fig.5.6.

eccentric distance	20mm	25mm	35mm
previous simulation model	9.15	19.39	29.17
new simulation model	5.18	3.70	13.55
difference between previous model and new model	3.97	15.69	15.62

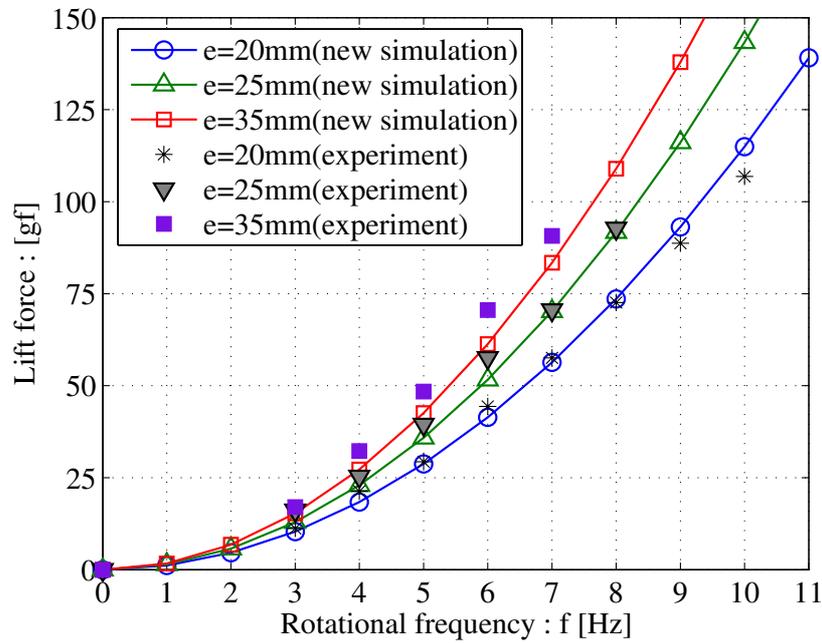


Fig. 5.5:Experiment and simulation results calculated from new simulation model.

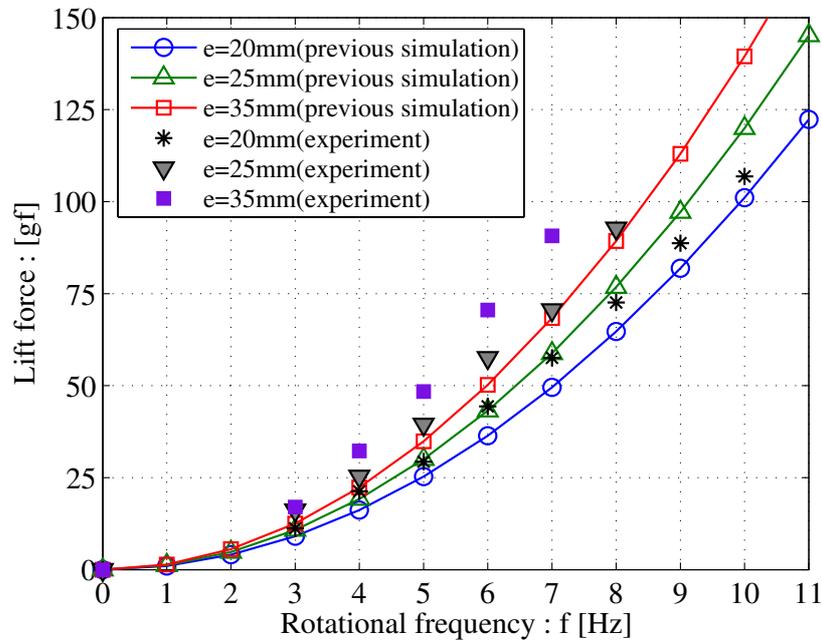


Fig. 5.6:Experiment and simulation results calculated from previous simulation model.

### 5.3 最適パラメータの探索

構築した上昇力シミュレーションモデルと消費電力シミュレーションモデルの両方を用いて、目標とする消費電力値に対して上昇力発生効率の良い、機体の最適パラメータの決定を行った。本章では前章と同様に、目標となる消費電力40Wを予め設定し、最も大きな上昇力を得られる設計パラメータを探索した。このとき、第4章で得られた最適な機体パラメータにおいても上昇力が十分でないことから、メインリンク長をこれまでの $l_m = 130\text{mm}$ から $l_m = 200\text{mm}$ へと長くした。また、これまでの最適化において翼面積を変化させていないことから、本章での最適化においては翼面積も変化させることとした。各設計パラメータの探索範囲は以下の通りである。

- ・メインリンク長： $l_m = 200\text{ mm}$ (一定)
- ・サブリンク長： $190 \leq l_s \leq 210\text{ mm}$
- ・偏心距離： $8 \leq e \leq 40\text{ mm}$
- ・偏心角度： $-60 \leq \theta_p \leq 0\text{ deg.}$
- ・リンク間距離： $20 \leq c \leq 60\text{ mm}$
- ・翼面積： $0.005 \leq S \leq 0.03\text{ m}^2$

Table 5.3: Design parameters of previous model and optimized parameters calculated from simulation model.

	Previous model	Optimal model
wing area: $S$	0.01m <sup>2</sup>	0.03m <sup>2</sup>
main-link: $l_m$	130mm	200mm
sub-link: $l_s$	135mm	202mm
distance of links: $c$	48mm	40
eccentric distance: $e$	21mm	10mm
eccentric angle: $\theta_p$	-32deg.	-18deg.
lift force (40W)	223gf	492gf

各パラメータの刻み幅は、サブリンク長とリンク間距離、偏心距離を2mm刻み、偏心角度を1deg.刻み、翼面積を0.005m<sup>2</sup>刻みで変化させ、翼枚数は第

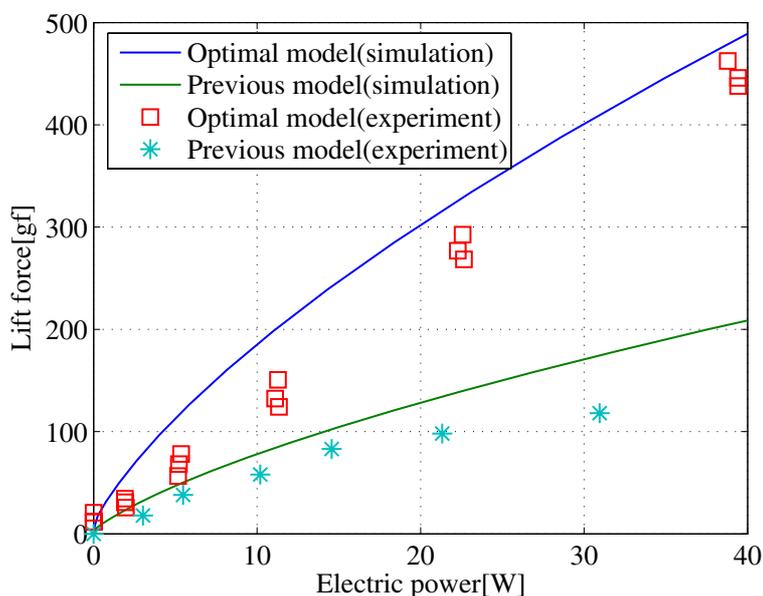


Fig. 5.7: Comparison between lift force of optimal model and previous model.

4章と同様に3枚とした。その結果、表5.3に示す最適パラメータを得た。なお、翼面積の最適値は対象範囲の上限値と一致しているが、この値が当研究施設における加工可能範囲の上限値であるため、本稿ではこの値を最適値として扱う。そして、この最適パラメータを持つ機体を製作し実機実験を行った結果が図5.7である。

図5.7は横軸に消費電力、縦軸に上昇力を取っており、シミュレーション結果から、同じ消費電力において2倍以上大きな上昇力を得られ、消費電力40W時には機体重量440gに対して112%の上昇力を得ることが分かった。また実験においても最適化された実験機が以前の実験機よりも2倍以上大きな上昇力を得ており、シミュレーション結果が反映され、第4章および第5章において構築したシミュレーションモデルが有効なものであることを確認した。

## 5.4 まとめ

第4章にて構築したシミュレーションモデルでは、レイノルズ数や翼型を考慮することができないという問題点から、本章では、レイノルズ数や使用する翼型を加味できるよう上昇力算出モデルの改善を行った。翼に働く揚力と抗力を算出する上昇力算出モデルにおいて、サイクロジャイロ翼型飛行ロボットのレイノルズ数領域である、 $Re = 10000$ における平板翼の揚力係数、抗力係数を用いることで、シミュレーションモデル内にてレイノルズ数と翼型を考慮するものである。また、改善を行ったモデルによるシミュレーション結果と以前のモデルによるシミュレーション結果を、実機実験の結果と評価関数を用いて比較した。その結果、改善前のシミュレーションモデルよりも改善したモデルの方が4～18% (平均12%) 精度が良いことが示された。

精度が向上した要因として、上昇力算出モデル内で使用した揚力係数、抗力係数が挙げられるが、具体的な違いを示すため、第4章にて使用した揚力係数、抗力係数と本章で用いたものを示したものがFig.5.8, Fig.5.9である。これらのグラフにおいて最も大きな差は、Fig.5.8における迎角 $\alpha \leq 30\text{deg.}$ の範囲である。この範囲においては平板翼の揚力係数が第4章にて使用した揚力係数よりも大きく示されており、第4章におけるシミュレーションでは、迎角がこの範囲にある時の翼から生じる揚力がかなり小さく算出されていたことになる。

また、4.2節の冒頭にてNACA0012翼型の特性曲線を用いて算出した上昇力の結果が、実機を用いた実験の傾向と反するものであった要因としては、翼の特性を算出するフリーウェアであるJAVA Foil[37]を用いて算出した結果が、実際の翼の振る舞いと異なるものであったことが考えられる。JAVA Foilを用いて得た揚力係数Fig.4.5では、迎角 $15\text{deg.}$ 付近で失速後、揚力係数は減少の一途をたどっている。しかし、Fig.5.8において平板翼の実験値は、迎角が $\alpha \geq 30\text{deg.}$ の失速していると考えられる範囲においても、減少はしていない。よって、JAVA Foilで用いられている数値計算の方法が、失速後の範囲においては適用できないものなのではないかと考えられる。そのため、失速角以上の範囲を含んでいた4.2節において、実験結果と反する傾向をシミュ

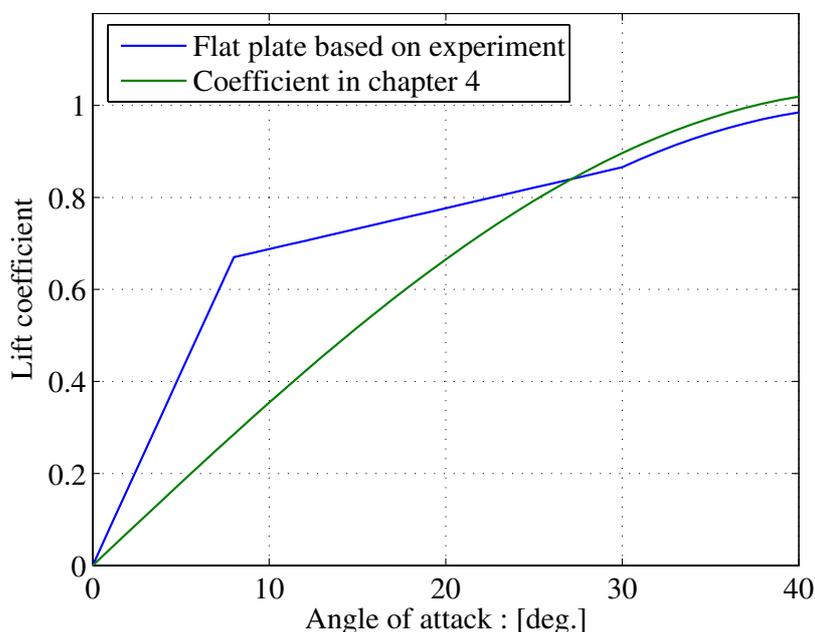


Fig. 5.8: Comparison between lift coefficient of flat plate based on experiment and lift coefficient in chapter 4.

レーション結果が示したものと考えられる。

一方で、新たなモデルを用いたシミュレーション結果においても、18%の誤差が残ったケースも確認された。これは実機実験の計測に使用した圧電センサの精度が $\pm 15g$ 程度の誤差を含むことから、計測値が小さい領域では誤差の割合が増加することが一因に挙げられる。そして、本稿では上昇力算出モデルのみに着目しての改善であったため、迎角算出モデル、消費電力算出モデルの改善により更なるモデルの精度向上が見込める。また、 $Re=2\sim 10 \times 10^4$ における平板翼の詳細な揚力係数、抗力係数のデータを用いることでも精度の向上が見込めるが、実験設備が整っていないために、データを実際に取得することは困難であると考えられる。さらに、第4章にて述べたように、ピッチング運動を行う翼は定常状態にある翼とは異なる揚力係数、抗力係数を示すことも文献[38, 39]から分かっており、その点を考慮できていないことも要因であると考えられる。しかしながら、上記の点を述べている文献[38, 39]における実験の条件と、本稿で開発を行っている飛行ロボットの翼の

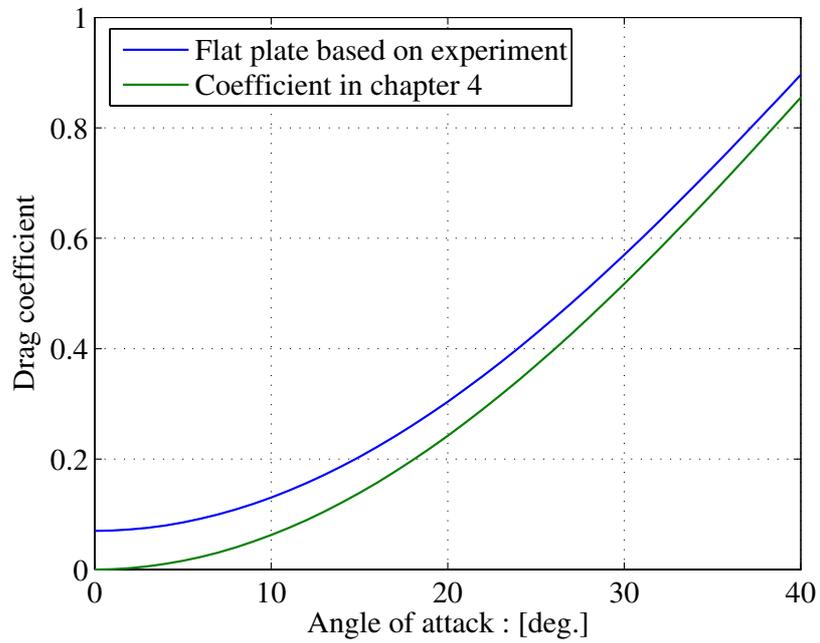


Fig. 5.9: Comparison between drag coefficient of flat plate based on experiment and drag coefficient in chapter 4.

状態が異なる条件であることから、ピッチング運動による揚力係数、抗力係数の変化を考慮することは難しいといえる。

## 第6章

# 推進力の方向制御機構

### 6.1 偏心角制御機構の開発

本章では飛行時の姿勢制御，位置制御のために必要不可欠な機構である推進力の方向制御機構を開発する．可変迎角機構では第2章のFig.2.2にあるように，回転中心点 $O_r$ と偏心点 $O_e$ の2点を中心に翼が回転している．つまり，これら2点の位置関係である偏心角度 $\theta_p$ を変化させることは，回転翼部全体を回転させることに相当し，発生する推進力の方向を変える効果が得られる．

サイクロジャイロ翼と同様の機構であるフォイトシュナイダプロペラにおいては，Fig.6.1に示すように，メインリンクに相当するリンクは存在せず，円軌道上をブレードが回転し，サブリンクに相当するアームによって迎角の振れ幅が変化する機構となっている．このアームの中心部を2つのアクチュエータによって操作することで，変心距離 $e$ と偏心角度 $\theta_p$ を変化させ，推進力の方向と大きさを制御している．また，岡田らの翼車輪を用いた移動ロボット[10]や，野崎らのサイクロイダルプロペラ[30][31]においては，Fig.6.2に示すようなハブリングを用いた制御機構となっている．この機構では，ハブリング内を翼の駆動軸が通っており，その周囲のハブリングにサブリンクが取り付けられているため，ハブリングの位置を2つのアクチュエータによって制御することで，推進力の方向と大きさを制御することが可能となっている．

フォイトシュナイダプロペラ，サイクロイダルプロペラのどちらにおいても，偏心距離，偏心角度の両方を2つのアクチュエータにて制御し，推進力の方向と大きさの2つを制御している．しかしながら，推進力の大きさはロータの回転数を変化させることでも制御が可能であることと，前述の機

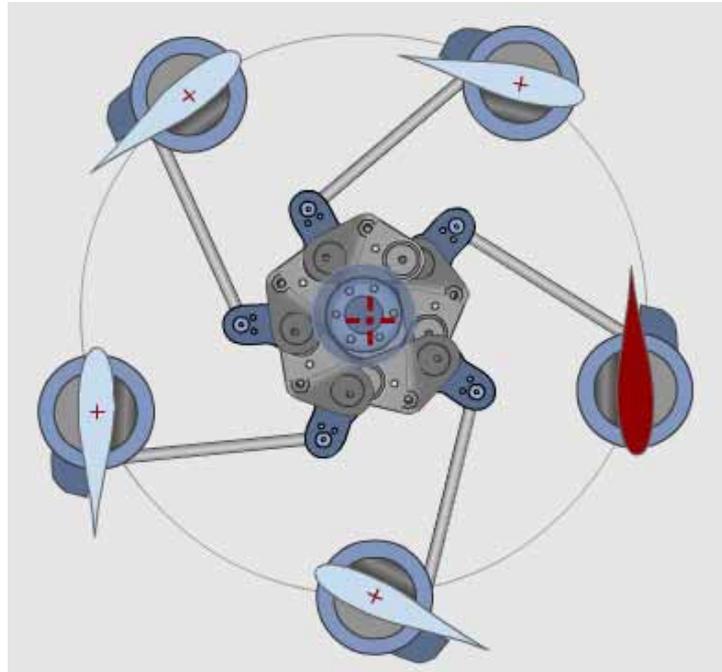


Fig. 6.1:Control mechanism of Voith Schneider Propeller.[26]

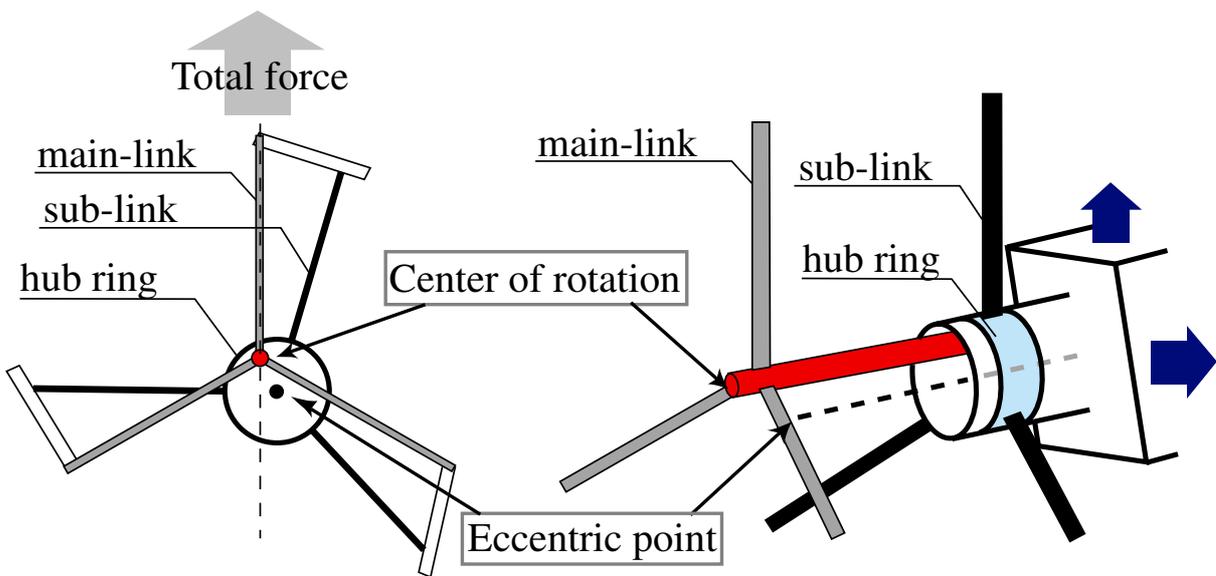


Fig. 6.2:Force direction control with hub ring.

構が2つのアクチュエータを必要とすることから，本稿では偏心点  $O_e$  を回転中心点  $O_r$  周りに回転させることで，偏心角度  $\theta_p$  を変化させる機構とした．これにより，フォイトシュナイダープロペラのように長いアームを用いた機構，サイクロイダルプロペラのようにハブリングを用いた機構のどちらよりも，単純な機構にて実現できるものと考えられる．

偏心点  $O_e$  を回転中心点  $O_r$  周りに回転させる機構として，ロータ全体を回転させる方法も考えられる．しかしながら，制御するために必要なトルクを考えた場合，回転中の翼から発生するトルクの割合は小さいとはいえず，それに伴い大きなサーボが必要となるといえる．そこで，偏心角度  $\theta_p$  を変化させる機構を翼の回転から独立させることとした．これにより，必要となる動力も小さくなるため，機構の軽量化にもつながる．それらを考慮し Fig.6.3 に示すような機構を開発，製作した．

Fig.6.3 は回転翼部の駆動部を拡大したものであり，図中の中心軸，偏心軸の位置に Fig.2.2 の回転中心点，偏心点が相当する．中心軸はモータ上部に取り付けられたサーボモータによって，ギアを通じて回転させられる．そして，偏心距離  $e$  を一定に保つための偏心アームが中心軸先端に取り付けられている．中心軸，偏心軸は偏心アームによって繋がっているため，偏心アームが回転することで，偏心点が回転中心点周りに回転することとなる．

翼はメインリンク先端に取り付けられ，中心軸周りに回転している．しかし，メインリンクの回転中心部にはボールベアリングが取り付けられているため，中心軸へ翼から発生した負荷トルクを与えることなく回転することとができる．開発した機構の詳細は以下の通りである．

- ・メインリンク長： $l_m = 200\text{mm}$
- ・サブリンク長： $l_s = 205\text{mm}$
- ・偏心距離： $e = 10\text{mm}$
- ・リンク間距離： $c = 40\text{mm}$
- ・メインモータ：40W DC motor

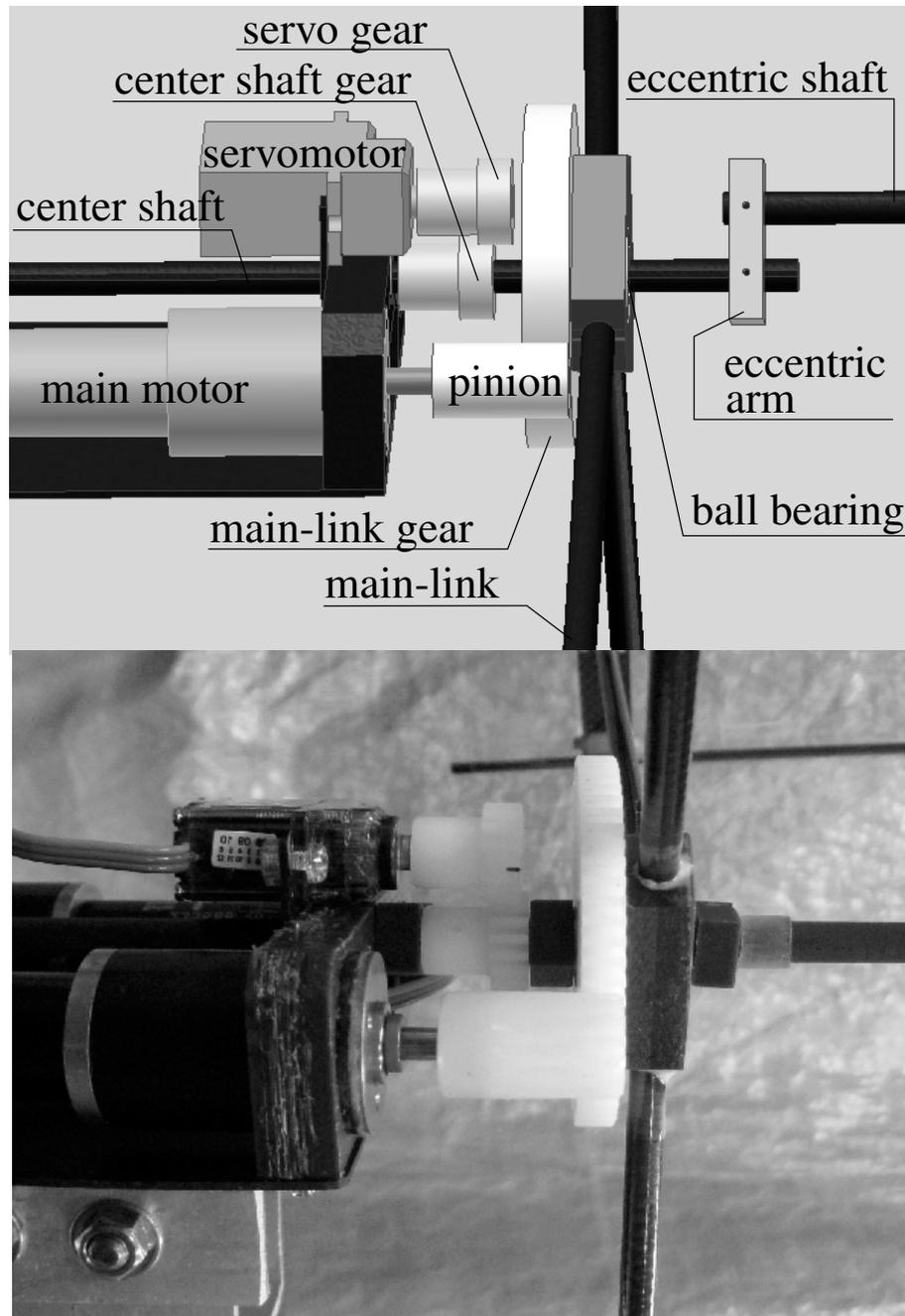


Fig. 6.3: Design and prototype of force direction control mechanism.

- ・メインモータ重量：132g
- ・サーボモータ重量：15.6g
- ・サーボモータトルク：4.8V 3.6kgf-cm
- ・サーボモータ寸法：W26.2mm × D13mm × H31mm
- ・サーボモータ駆動範囲：120deg.

実機実験機に使用したサーボモータは小型かつ軽量であることを重視して選択している。そのため、サーボモータの駆動範囲は360deg.ではなく120deg.となっている。しかし、推進力を全て鉛直上向きとして、最大の上昇力を得ることができる偏心角度を中心に、 $\pm 60\text{deg.}$ の範囲に推進力を向けることが可能であることと、飛行ロボットであるため、下方へ推進力を向ける必要がないことを踏まえ、実際の飛行に際しても十分な性能を有するサーボモータであると考えている。

## 6.2 実機実験による検証

### 6.2.1 実験装置

開発した推進力の方向制御機構の有効性を確認するため，3次元力センサにて検証を行った．実験機および計測装置をFig.6.4，6.5に示す．

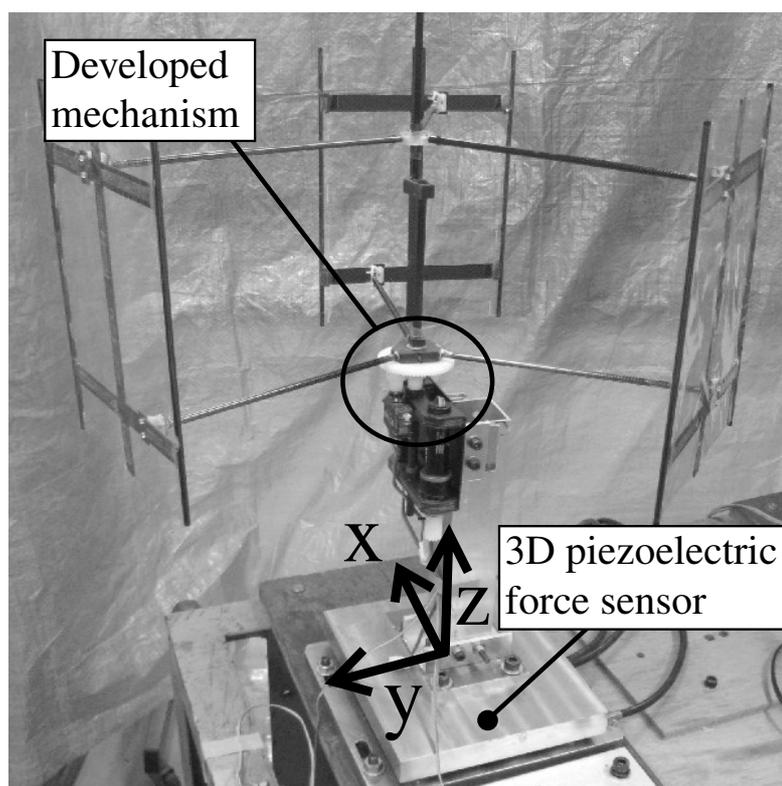


Fig. 6.4: Developed prototype and definition of x, y and z-axis on 3D piezoelectric force sensor.

本実験では外部電源を用いて翼を駆動するモータ回転数を一定とし，偏心角を制御するサーボモータへの入力信号(PWM信号)はPCからDACを通して与える．サイクロジャイロ翼から発生した力は，圧電素子を用いた3次元力センサからアンプ，ADCを通して取得している．3次元力センサ上に，z軸周りに翼が回転するようサイクロジャイロ翼を設置するため，x-y平面上に推進力が発生することとなる．

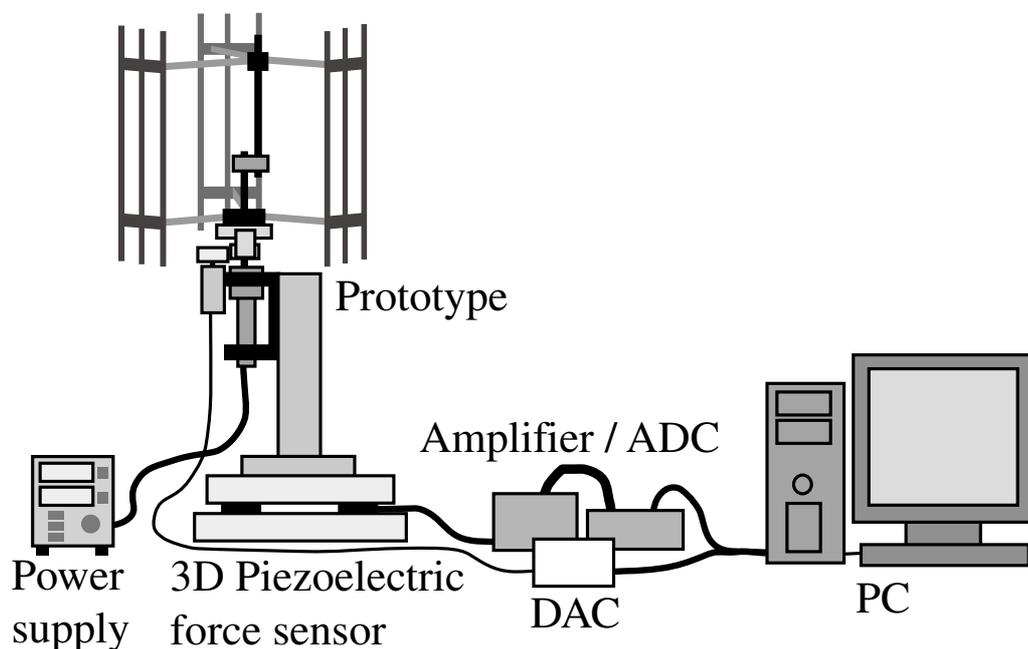


Fig. 6.5: Experimental system for validation.

### 6.2.2 ステップ入力に対する力の応答

サーボモータへの入力信号として、偏心角度を  $\theta_p = 0\text{deg.}$  から  $\theta_p = 120\text{deg.}$  へ変化させるステップ信号を与えた。この時のx軸方向およびy軸方向に発生する力と、その結果から得られた推進力の方向を Fig.6.6 に示す。

Fig.6.6を見ると、ステップ状に信号が変化するとともにx軸、y軸方向の力も変化していることが分かる。また、発生する推進力の方向も入力信号に追従し、 $0\text{deg.}$  から  $120\text{deg.}$  まで変化していることがわかる。

### 6.2.3 サイン波入力に対する力の応答

サーボモータへの入力信号として、偏心角度  $\theta_p = 60\text{deg.}$  を中心とし、振幅が  $120\text{deg.}$  のサイン波を入力信号として与えた。これにより入力信号は  $\theta_p = 0\text{deg.}$  から  $\theta_p = 120\text{deg.}$  の範囲を周期的に変化する。この時のx軸方向およびy軸方向に発生する力と、その結果から得られた推進力の方向を Fig.6.7 に示す。

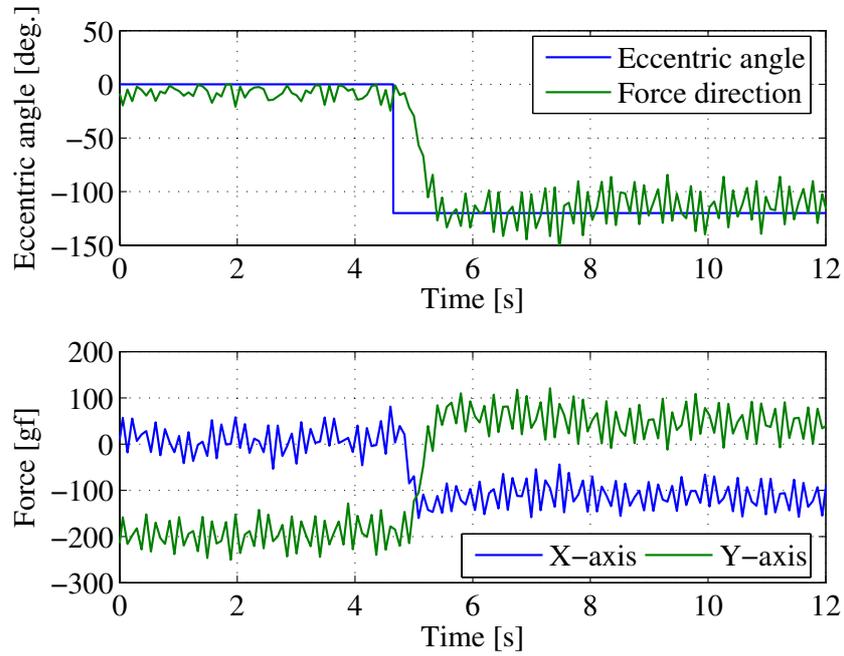


Fig. 6.6:Response of force direction to step input.

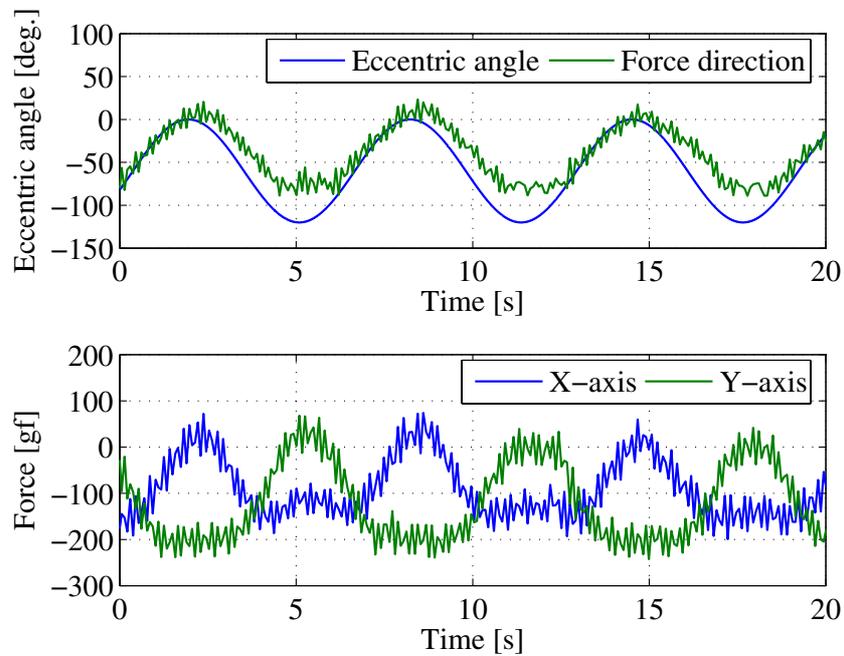


Fig. 6.7:Response of force direction to sine curve input.

Fig.6.7を見ると，サイン波状の入力信号が変化するとともにx軸，y軸方向の力も変化していることが分かる．また，発生する推進力の方向も入力信号に追従し，変化していることがわかる．

一方で，0deg. から120deg.へ変化する場合と，120deg. から0deg.へ変化する場合では，発生した力の方向の入力信号への追従の程度に差があることがFig.6.7からわかる．この原因としては，偏心角度を変化させるために回転させる中心軸は，ボールベアリングによって翼の回転から独立しているものの，翼の回転の影響を受けていることが考えられる．また，中心軸から偏心アームを介して繋がっている偏心軸では，翼の回転を支えるサブリンクが回転している．偏心軸もオイレスベアリングによってサブリンク回転部から独立しているが，偏心軸が受ける力は偏心アームを通して中心軸へのトルクとして伝わる．このトルクもサーボモータによる中心軸の回転に影響を与え，推進力の方向の応答波形に差が生じた一因であると考えられる．

## 6.3 1点支持状態での姿勢安定化実験

### 6.3.1 実験装置

本章にて開発した推進力の方向制御機構と4つのロータを搭載した機体にて，1点支持状態での姿勢安定化実験を行う．本実験で使用する機体をFig.6.8に示す．機体と支柱の間はFig.6.9に示すように，ユニバーサルジョイントとボールベアリングを用ることで，ロール，ピッチ，ヨーの3軸周りの自由度を機体与えることができる構造となっている．

また，機体に搭載するセンサはNECトーキン社製の3Dモーションセンサ(Fig.6.10)である．このセンサはジャイロセンサ，加速度センサ，地磁気センサによって構成されており，本体重量は6gである．機体にセンサを取り付けるにあたり，Fig.6.11のように機体とセンサの間に緩衝材としてスポンジ材とハネナイト材を使用している．

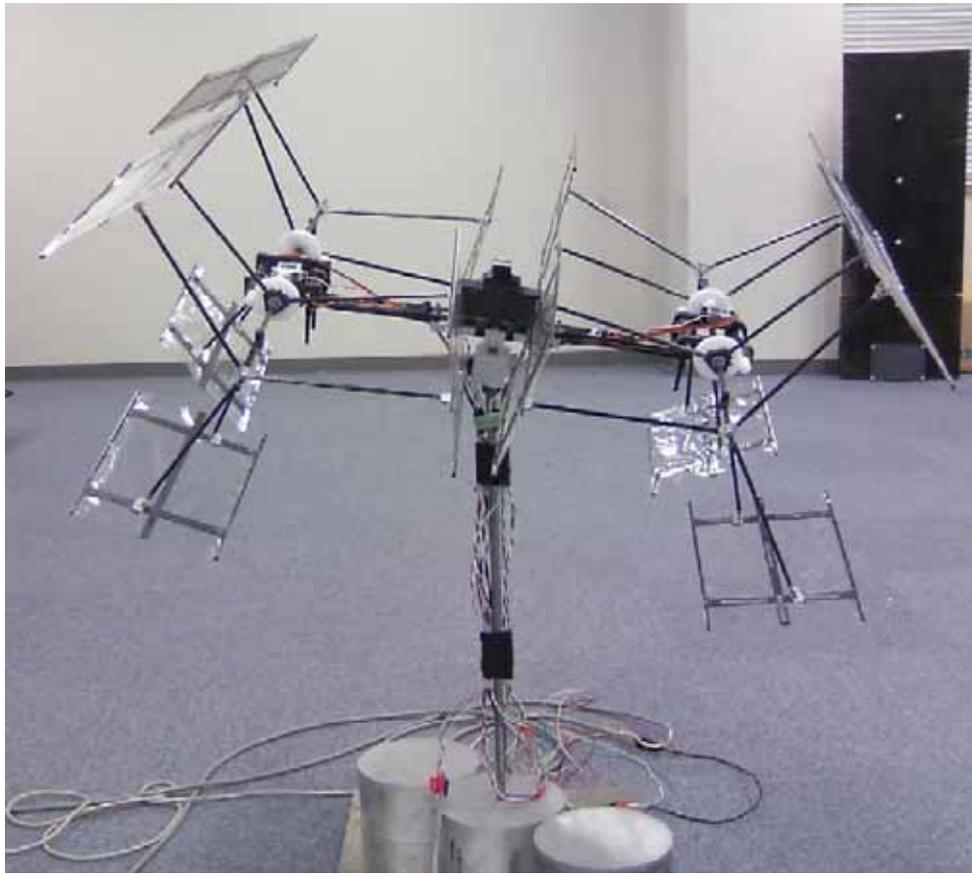


Fig. 6.8:4 rotors model with force direction control mechanism.



Fig. 6.9:Connector consisted of universal joint and ball bearing.



Fig. 6.10:3D motion sensor composed of gyro sensor, acceleration sensor and geomagnetic sensor.

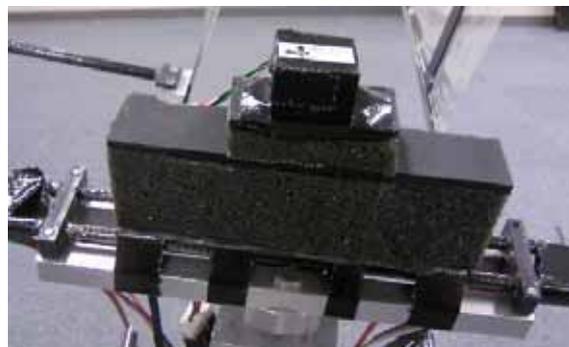


Fig. 6.11:3D motion sensor on cushioning material.

### 6.3.2 実験結果

実験では機体のロール角方向，ピッチ角方向の姿勢をロータ回転数の制御にて行い，ヨー角方向の制御は推進力の方向制御機構を用いて，発生する推進力の方向を変化させ制御する．いずれの軸も3Dモーションセンサから得た姿勢角を用いたPID制御とし，姿勢角の目標値は0deg.である．初期値はロール角-16deg.，ピッチ角-12deg.，ヨー角22deg.である．実験結果をFig.6.12に示す．

Fig.6.12の結果からどの軸に関しても，実験開始12秒後には $\pm 5$ deg.以内の範囲に姿勢角が収束しており，制御が有効に働いていることが分かる．

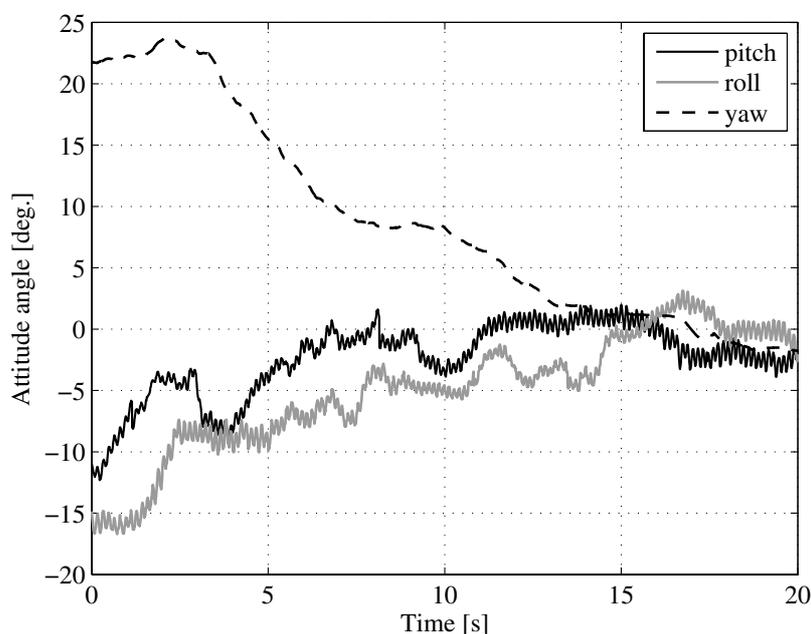


Fig. 6.12: Results of attitude control experiment.

## 6.4 まとめ

本章では，飛行時の姿勢制御，位置制御のために必要とされる推進力の方向制御機構を開発した．開発した機構では偏心点 $O_e$ と回転中心点 $O_r$ との位置関係を示す偏心角度 $\theta_p$ を変化させる機構とした．本稿にて採用している可変迎角機構では，偏心角度 $\theta_p$ を変化させることで，モータを含めたロータ全体を回転させた場合と同様の効果を得ることができ，発生する推進力の方向を変化させることができる．

開発した機構に対して，偏心角度を制御するサーボモータへの入力信号を，ステップ状にした場合とサイン波状にした場合の2種類の実験を行った．実験結果から推進力の方向が入力信号に追従しており，開発した制御機構が有効なものであることが示された．

開発した推進力の方向制御機構では，ロータ全体を回転させた場合と同様の効果を，偏心角度 $\theta_p$ の制御によって実現している．そこで，ロータ全体を回転させ推進力の方向を制御する場合に必要なサーボ重量と比較するこ

とで，開発した機構による軽量化に関して考察する．

前節の実験では翼を15Hzにて回転させ，推進力の方向制御機構の検証を行っている．この時，翼からは約70gfの抗力が発生しており，メインリンク長 $l_m = 200\text{mm}$ ，サブリンク長 $l_s = 205\text{mm}$ であることから，ロータの根元部にあるモータマウント部において，約15kg-cmのトルクが発生していることとなる．よって，ロータ全体を回転させ推進力の方向を制御する場合には，約15kg-cmのトルクを発生させるサーボモータを使用するか，15kg-cm以下のトルクを発生させるサーボからの出力から，ギア等の減速機にて減速して用いることとなる．

市販の一般的なサーボモータにおいて，約15kg-cmのトルクを発生させるものは50~60gの重量となっている．本機構では，15.6gのサーボモータを使用して制御を行っているため，約70%軽量のサーボモータにて推進力の方向制御を実現していることとなる．

さらに，開発した推進力の方向制御機構を搭載した4ロータの機体にて，1点支持状態での姿勢安定化実験を行った．実験では機体のロール角方向，ピッチ角方向の姿勢をロータ回転数の制御にて行い，ヨー角方向の制御は推進力の方向を変化させ制御した．制御器として全軸に対してPIDコントローラを用いて実験を行い，姿勢の安定化を実現した．

## 第7章

# まとめと今後の展望

### 7.1 まとめ

本稿では，水平な回転軸周りに翼を回転させるサイクロジャイロ翼に注目し，その機構を用いた飛行ロボットの開発を行った．サイクロジャイロ翼では翼の回転とともに，翼の迎角を変化させる機構が必要となるが，本稿では1枚の翼へ2本のリンクを繋ぎ，それぞれに異なる回転中心点を与える可変迎角機構によって，翼の迎角を変化させている．

過去の研究[27][29]から，サイクロジャイロ翼の推進効率が課題とされていたため，実機実験を通して設計パラメータを選定することで推進力の向上を図った．翼面積，翼枚数，偏心距離の3つを選定対象として，各パラメータを変化させた機体による実験を行うことによって，上昇力/自重比にして137.8%という結果を得た．その後，選定された設計パラメータを持つロータを4つ搭載した実験機にて，垂直なガイドに沿った浮上に成功した．

しかし，自重比を100%以上必要とする回転数領域では，モータの定格電力の何倍もの電力を必要とし，結果として使用したモータの破損に至っているため，未だに，十分な推進効率でないことが示された．また，推進効率向上を目指した設計パラメータ変更を行うたびに，新たな機体の製作が必要となることから，開発効率の向上も必要とされた．

そこで，回転中のサイクロジャイロ翼から発生する力と，モータにおいて回転に必要な電力を算出するためのシミュレーションモデルを構築した．このシミュレーションモデルは，機体の設計パラメータから翼の迎角を算出する迎角算出モデル，得られた翼の迎角を用いて翼に働く揚力と抗力を算出し，浮上するための上昇力を算出する上昇力算出モデル，そして，翼の抗力，リンクの空気抵抗，摺動部の摩擦力から駆動に必要な電力を算出する

消費電力算出モデルの3つによって構成されるものである。この際、翼を回転させるとともに翼がピッチング運動していることに着目し、上昇力算出モデルにおいて翼に働く空気力を補正する係数を付帯することで実際の現象に近づける試みを行った。

また、構築したシミュレーションモデルに対して実験機を用いて翼面積、偏心距離、偏心角度を変化させた場合の上昇力比較実験を行った。その結果、シミュレーション値は実験値の傾向をある程度表現できていることが示された。さらに、構築した上昇力シミュレーションモデルと消費電力シミュレーションモデルの両方を用いて、消費電力の観点から効率の良い機体パラメータの探索を行なうことで、上昇力算出モデルから得た最適パラメータよりも、同じ消費電力で約16%の上昇力の向上が見込まれるパラメータを得た。

その後、構築されたシミュレーションモデル内の上昇力算出モデルにおいて、レイノルズ数や翼型が考慮されていない点に着目し、モデルの向上を図った。開発を行っているサイクロジャイロ翼のレイノルズ数領域においては、流線型をした通常の翼よりも平板翼の方が優れていることから、平板翼を使用することとした。また、レイノルズ数が $10^4$ のオーダであることから、 $Re=10000$ における揚力係数、抗力係数の実験値を上昇力算出モデルに使用することで、以前のモデルと比較して4~18%(平均12%)精度を向上させた。そして、向上させたシミュレーションモデルを用いて、第4章におけるメインリンク長よりも長いメインリンク長を基準に、翼面積を含めた最適化を行った。その結果、同じ消費電力値において前章よりも2倍以上大きな上昇力を得られる設計パラメータが存在することを確認し、実機実験を通して確認した。

第6章では、飛行中の姿勢制御および位置制御に必要とされる、サイクロジャイロ翼から発生する推進力の方向を制御する機構を開発した。この機構では、偏心角度を変化させることがロータ全体を回転させることに相当するという可変迎角機構の特性に着目し、機構の軽量化のために偏心角度を制御する機構とした。そして、実際に制御機構を製作し、その機体による実験を通して機構の有効性を検証した。開発した機構では、制御機構を

翼の回転からボールベアリングを用いて独立させることで、ロータ全体を回転させる場合に必要なサーボモータよりも約70%軽量のサーボモータにて推進力の方向制御を実現した。

また、4つのロータと推進力の方向制御機構を持つ機体を用いて、1点支持状態での姿勢安定化実験を行った。実験においては、ロール角方向、ピッチ角方向の姿勢をロータ回転数の制御にて行い、ヨー角方向の制御は推進力の方向を変化させ制御した。制御器にはPIDコントローラを使用し、姿勢を安定化させることに成功した。

## 7.2 今後の展望

本稿において、サイクロジャイロ翼を持つ飛行体が飛行可能であることを示し、発生する推進力の方向を制御する機構の開発も行った。また開発した制御機構を搭載した機体にて、1点支持状態での姿勢の安定化にも成功した。

現在は、姿勢安定化実験にて使用した機体のための脚部を製作している。脚部は機体が離着陸時に横転し、脚部が破損することを防止するため、Fig.7.1のように、下方へ延びる部材をトラス状に組んだ形状とする予定であった。この形状を用いる場合、トラス部に翼端が接触することを防ぐため、左右のロータ間のある程度の距離が必要となる。しかし、この脚部を想定して実機実験を行った結果、大きな振動が発生し、適正な回転を得ることができなかった。

そこで、左右のロータ間を短くし、ロータ間の中心点を支点とした片持ち状態により発生する振動を和らげるため、Fig.7.2のような脚部の設計を行った。Fig.7.2の脚部ではトラス部が鉛直下向きへ伸びる脚へと変更されおり、左右のロータ間の距離は以前の脚を用いるよりも短くなる。一方で、トラス部がなくなったことで離着陸時のロール剛性は低下することになる。この対策として、鉛直下向きに伸びる脚と脚底部の水平に伸びる部材の関節部に相当するパーツを、以前よりも肉厚なものとし、剛性を高めている。しかし、脚部が破損に至ることも懸念されるため、前後のロータの隙間に

Fig.7.1のようなトラスを組む設計について検討している。

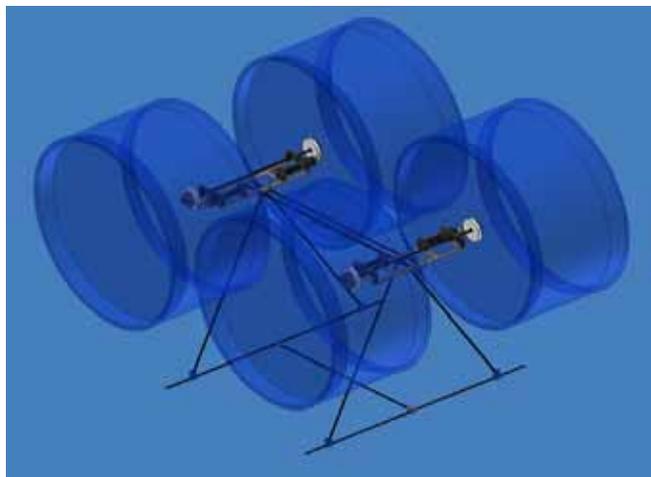


Fig. 7.1:First design of flying robot with leg.

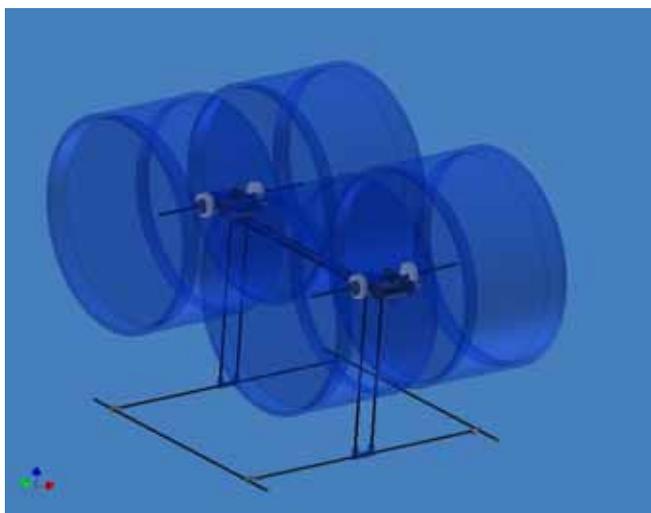


Fig. 7.2:New design of flying robot with leg.

脚部製作後は，脚部を地上に拘束した状態での浮上実験へと移行していく．姿勢制御には，1点支持状態での姿勢制御実験と同様に小型の3Dモーションセンサを搭載し，制御器としてPID制御器を用いる予定である．

また，サイクロジャイロ翼と同様の機構で地上の走行や水中での移動が確認されている[10]ことから，将来的には，Fig.7.3-Fig.7.5のように，サイクロジャイロ翼を用いることで1つの機構で空中，地上，水中での移動が可能な移動体への応用も考えられる．この移動体を検討するにあたっては，地上を走行するために必要な翼面積が回転面積に占める割合や，地上との接触部をどのような構造にするかといった点から進めていくべきであると考えている．特に，飛行，着陸，走行といったモードの変化を伴うため，この変化に対応できるような偏心角度制御機構と連動した脚部も必要になると考えられる．

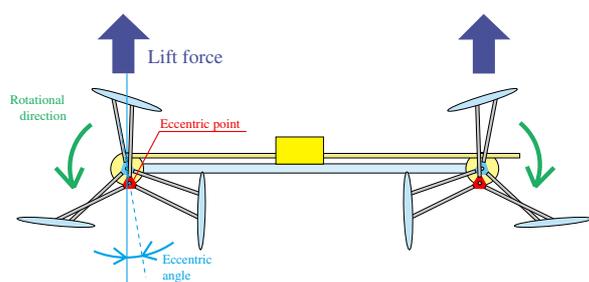


Fig. 7.3:Multi-field mobile robot with cyclogyro wing.(flight mode)

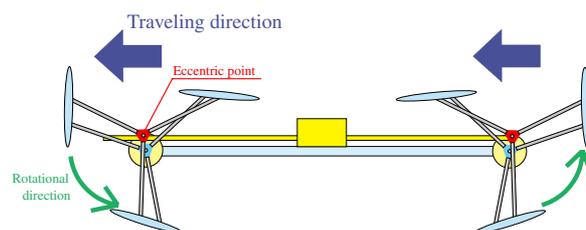


Fig. 7.4:Multi-field mobile robot with cyclogyro wing.(running mode)

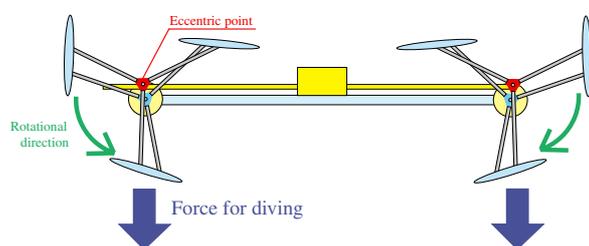


Fig. 7.5:Multi-field mobile robot with cyclogyro wing.(underwater mode)

## 参考文献

- [1] Takenaka Toru, Matsumoto Takashi and Yoshiike Takahide, "Real Time Motion Generation and Control for Biped Robot -1st Report: Walking Gait Pattern Generation", Proceedings of IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, MoIIT7.3, St. Louis, Aug., 2009.
- [2] Shota Fujii, Kenji Inoue, Tomohito Takubo, Yasushi Mae and Tatsuo Arai, "Ladder Climbing Control for Limb Mechanism Robot "ASTERISK"", Proceedings of IEEE International Conference on Robotics and Automation, Pasadena, May, 2008.
- [3] Salomon Trujillo and Mark Cutkosky, "Thermally Constrained Motor Operation for a Climbing Robot", Proceedings of IEEE International Conference on Robotics and Automation, Kobe, May, 2009.
- [4] Hoffmann, G.M., Tomlin, C.J., Montemerlo, M., Thrun, S., "Autonomous Automobile Trajectory Tracking for Off-Road Driving: Controller Design, Experimental Validation and Racing", Proceedings of American Control Conference, pp.2296-2301, July, 2007.
- [5] Severin Leven, Jean-Christophe Zufferey and Dario Floreano, "A Minimalist Control Strategy for Small UAVs", Proceedings of IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, TuIIT12.4, St. Louis, Aug., 2009.
- [6] 亀川 哲志, 松野 文俊, "三次元蛇型ロボットにおける体幹ねじり型移動の解析とGAによる移動形態推移時の運動計画", 日本ロボット学会誌, 21(5), 509-516, 2003.
- [7] 亀川 哲志, 松野 文俊, "遠隔操作性を考慮した双頭ヘビ型レスキューロボット KOHGA の開発", 日本ロボット学会誌, 25(7), 1074-1081, 2007.
- [8] 三宅 徹, "窓清掃ロボット WallWalker", 日本機械学会誌, 109(1051), 474-475, 2006.
- [9] 広瀬 茂男, 森 淳, 山田 浩也, 千木崎 俊太郎, "水陸両用ヘビ型ロボット「ACM-R5」の機構と制御の研究", ロボティクス・メカトロニクス講演会講演概要集, ALL-N-020, 2005.

- [10] 岡田宏直, 石岡達徳, 佐々木厚丞, 岩本太郎, 渋谷恒司, "可変翼車輪を用いた水中移動ロボットの可能性の検討", ロボティクス・メカトロニクス講演会講演概要集, 1A1-S-073, 2005.
- [11] 中村心哉, 片岡顕二, 菅野道夫, "アクティブビジョンとGPSを用いた無人ヘリコプタの自動着陸に関する研究", 日本ロボット学会論文誌, Vol.18, No.2, pp.94-102, 2000
- [12] 羽沢健作, 辛振玉, 藤原大悟, 五十嵐一弘, FERNANDO Dilshan, 野波健蔵, "ホビー用小型無人ヘリコプタの自律制御", 日本ロボット学会論文誌, Vol.24, No.3, pp.94-101, 2006
- [13] 三輪昌史, 谷林宏紀, 木下健太郎, 松島誠, 南潔, "リモートコントロールサポートシステムを搭載した無人ヘリによる航空撮影", 第27回日本ロボット学会学術講演会, 1E1-08, 横浜, Spt., 2009.
- [14] H. Zhang and J. P. Ostrowski, "Visual servoing with dynamics: Control of an unmanned blimp", Proceedings of IEEE International Conference on Robotics and Automation, pp.618-623, May 1999.
- [15] F. Iida, "Biologically Inspired Visual Odometer for Navigation of a Flying Robot, Robotics and Autonomous Systems", Vol.44, No. 3-4, pp.201-208 (2003).
- [16] J. M. Grasmeyer and M. T. Keennon, "Development of the black widow micro air vehicle", AIAA-2001-0127, pp.1-9 (2001)
- [17] S.M. Ettinger, M.C. Nechyba, P.G. Ifju, and M. Waszak, "Vision-guided flight stability and control for micro air vehicles", Advanced Robotics, Vol.17, No.3, pp.617-640 (2003)
- [18] H. Wu, D. Sun and Z. Zhou, "Model identification of a micro air vehicle in loitering flight based on attitude performance evaluation", IEEE Transa. on Robotics, vol.20, no.4, pp.702-712 August 2004.
- [19] J. H. Park, K. J. Yoon, H. C. Park, "Development of Bio-mimetic composite wing structures and experimental study on flapping characteristics", Proceedings of IEEE International Conference on Robotics and Biomimetics, pp.25-30, Dec., 2007.
- [20] R.J. Wood, "Design, Fabrication, and Analysis of a 3DOF, 3cm Flapping-Wing MAV", Proceedings of IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, WeA5.1, pp.1576-1581, 2007.

- [21] 大澄優輔, 坪田健一, 劉浩, "交叉翼を有する小型羽ばたき飛翔体の研究", 第20回バイオエンジニアリング講演会講演論文集, OS3-2, pp.77-78, 2007.
- [22] 皆川賢太郎, 福島佑一, 明愛国, 下条誠, "圧電繊維複合材料を用いた羽ばたきロボットの研究開発 - ストッパー機構を導入した翼の試作 -", 第27回日本ロボット学会学術講演会, 1E1-04, 2009.
- [23] B. Remes, B. Bruggeman, C. Bucura, D. Trips, F. Saad, K. D. Clercq, P. Dhaeze, P. Maere and S. Burhani, "DelFly", <http://www.delfly.nl/>.
- [24] The Cyclogyros - Planned paddle-wheel aeroplanes,  
<http://www.dsself.dsl.pipex.com/MUSEUM/TRANSPORT/cyclogyro/cyclogyro.htm>
- [25] 山本熙, "フォイトシュナイダー推進機附曳船", 日本造船協会雑纂, 第175号, pp.633-635, 1936.
- [26] Voith Turbo - Voith Schneider Propeller,  
[http://www.voithturbo.com/vt\\_de\\_pua\\_marine\\_vspropeller.htm](http://www.voithturbo.com/vt_de_pua_marine_vspropeller.htm)
- [27] 長谷拓哉, 鈴木良平, 田中一男, 江丸貴紀, "可変迎角機構をもつ飛行ロボットの提案", 第21回日本ロボット学会学術講演会, 3B22, 2003.
- [28] 鈴木良平, 田中一男, 江丸貴紀, "可変迎角機構をもつ飛行ロボットの開発", 日本機械学会ロボティクス・メカトロニクス講演会'04, 2P2-L2-2, 2004.
- [29] 鈴木良平, 田中一男, 江丸貴紀, "サイクロジャイロ型飛行ロボットの飛行性能実験", 第22回日本ロボット学会学術講演会, 1F27, 2004.
- [30] 野崎博人, 松内一雄, 恩田昌彦, "20m級飛行船型空中基地ロボット用のサイクロイダル・プロペラの推力試験(利便性の向上, OS2 交通・物流システムの高速化・利便性・快適性の向上)", 日本機械学会第16回交通・物流部門大会講演論文集, pp.119-120, 2007.
- [31] 橋本捷, 松内一雄, 恩田昌彦, "アクロバット飛行船ロボット(AAR)の推進性能の向上", 日本機械学会第15回交通・物流部門大会講演論文集, pp.169-170, 2006.
- [32] Shin Hasegawa, Kazuo Tanaka and Hiroshi Ohtake, "Development of a Multiple Parallel Link Rotor for Flying Robots", SICE Annual Conference 2008, pp.164-167, August, 2008.
- [33] 長谷川信, 杉本晋介, 田中一男, 大竹博, "マルチ平行リンク回転翼を用いた飛行ロボットの開発", 第27回日本ロボット学会学術講演会, 1E1-03, 2009.

- [34] 東昭, "生物の動きの事典", 株式会社朝倉書店, pp88-99, 1997.
- [35] 加藤寛一郎, 今永勇生泉, "ヘリコプタ入門", 東京大学出版会, pp32-38, 1985.
- [36] 牧野光雄, "航空力学の基礎(第2版)", 産業図書株式会社, pp107-112, 1989.
- [37] JavaFoil - Analysis of Airfoils,  
*<http://www.mh-aerotoools.de/airfoils/javafoil.htm>*
- [38] 淵脇正樹, 田中和博, 田中博喜, "ピッチング運動翼に働く非定常流体力", 日本機械学会論文集(B編), 65巻634号, P.1970-1977, 1999.
- [39] 大羽秀幸, 黒田成昭, "ピッチング運動を行う平板翼の数値解析", 日本機械学会論文集(B編), 59巻560号, P.119-124, 1993.
- [40] 牛山泉, "風車工学入門", 森北出版株式会社, 2004.
- [41] Robert T. Jones, 柘植俊一(翻訳), 麻生茂(翻訳), "翼理論", p.40-45, 日刊工業新聞社, 1993.

## 謝 辞

本研究を遂行するにあたり、適切な御指導と御助言を頂きました電気通信大学知能機械工学科田中一男教授、同大竹博助教に深く感謝致します。

また、本論文の審査において大変有益なご指導とご教示を頂いた電気通信大学知能機械工学科前川博教授、同横井浩史教授、同明愛国准教授、同金森哉吏准教授に厚く感謝の意を表します。

そして、ともに研究活動に励み、研究全体を通してよき御意見、御指導をくださった田中研究室の院生、学部生の皆さんに感謝致します。

最後に、研究に従事する機会と環境を提供して下さった皆様方に深く感謝致します。

## 関連論文の印刷公表の方法および時期

1. 全著者名 : Y. Higashi, K. Tanaka, T. Emaru and Hua O. Wang  
論文題目 : Development of a Cyclogyro-based Flying Robot with Variable Angle Mechanisms  
印刷公表の方法および時期 : International Conference on Intelligent Robot and Systems , Oct, 2006. (第3章に関連)
2. 全著者名 : 東 善之, 田中 一男, 大竹 博  
論文題目 : 可変迎角機構を有する飛行ロボットのシミュレーションモデル構築  
印刷公表の方法および時期: 日本機械学会論文集.C編, 076巻762号, 2010年2月.(第4章, 第5章に関連)
3. 全著者名 : Y. Higashi, K. Tanaka, H. Ohtake and Hua O. Wang  
論文題目 : Improvement of Simulation Model and Development of Control Mechanism of Force Direction for a Flying Robot with Cyclogyro Wing  
印刷公表の方法および時期 : International Conference on Intelligent Robot and Systems, Oct, 2009. (第5章, 第6章に関連)

## 著者略歴

東 善之 (ひがし よしゆき)

2005年3月 日本大学 理工学部 航空宇宙工学科 卒業

2005年4月 電気通信大学大学院 電気通信学研究科 知能機械工学専攻 博士前期課程 入学

2007年3月 同上 修了

2007年4月 電気通信大学大学院 電気通信学研究科 知能機械工学専攻 博士後期課程 入学

2010年3月 同上 修了予定

日本ロボット学会 日本機械学会 会員