

第1章 緒言

1.1 研究背景

近年，微小空間における観測システムや無人偵察システムなどへの転用を目的として，全長15 cm以下の小型飛翔体（Micro Air Vehicle）の開発が注目されている．移動手段として飛行を用いる小型飛翔体は，より障害物などの制限を受けずに行動可能であり，広範囲を効率良く探査することができるなどの利点があるためである．小型飛翔体を用いた観測システムの使用例としては，倒壊の危険のある建築物内の探索や配管内部の保守点検などが挙げられる．これらの目的に適う小型飛翔体には，自由度の高い操縦性と可能な限り無補給で長時間の稼働ができることが求められる．

自然界に存在する鳥や昆虫は，羽ばたき運動を用いて高効率で自由度の高い飛行を実現している．そのため，鳥や昆虫の飛行を参考にすることは，小型飛翔体を用いた観測システムの実現に有効であると考えた．

1.2 揚力測定システムの開発経緯

本研究室では，羽ばたきによる小型飛翔体の飛行に成功している⁽¹⁾．しかし，羽ばたき運動がどのように揚力および推力を得ているのかは未だ解明されていない．今後，さらに小型かつ効率的な羽ばたき翅を持つ小型飛翔体を作るために，羽ばたき翅が生み出す空気力の測定および解析を行うことで，より効率的に揚力および推力を得られる翅の構造や材質を模索する必要があると考えた．本研究では低速風洞を用いて模擬的な飛行状態を再現し，ロードセルによって翅の生み出す揚力を測定するシステムの開発と，それを用いた揚力の測定および解析を試みた．

第2章 羽ばたき飛翔体

2.1 製作練習用機体

小型羽ばたき飛翔体の制作技術の習得とその構造に対する理解を深める目的で、飛行可能な羽ばたき飛翔体を制作した。製作練習用機体の概要を図2.1に、諸元を表1に示す。

製作した機体は、コアレスモーターの回転をギヤで減速し、その回転をクランクを用いたリンク機構に伝え翅を上下運動させることで飛翔する。また、方向転換はコイルアクチュエータでラダーを左右に動かすことで行う。翅は直径1 mmのカーボンロッドの翅軸とポリエチレンフィルムの翅膜からなり、ギヤボックスは軽量化のためバルサ材をカーボン繊維板で補強したものをを用いた。リチウムポリマー電池を電源とし、2 ch赤外線受信機(IRX2N)および送信機でラダーとモーター出力を操作する。ギヤボックスを図2.2、図3.2に、ラダーを図2.4、赤外線受信機を図2.5、赤外線送信機を図2.6に示す。

完成した機体を実際に飛行させたところ、水平飛行が可能であることを確認した。しかし、急な旋回を行った際には大きく高度を落としてしまったため、機体重量に比べて揚力にあまり余裕がないと考えられる。

図2.1 製作練習用機体

表1 製作練習用機体諸元

翅枚数	2枚
全翅長	300 mm
全翅面積	$1.41 \times 10^5 \text{ mm}^2$
全羽ばたき角	60 deg. (上半角15 deg.)
全重量	12.7 g
使用モーター	DIDEL コアレスモーター MK07-3.3
使用バッテリー	Li-Po バッテリー 70mAh IPX-70
ギヤ減速比	1:26

図2.2 ギヤボックスおよびリンク機構（正面）

図2.3 ギヤボックスおよびリンク機構（側面）

図2.4 ラダーおよびコイルアクチュエータ

図2.5 2ch赤外線受信機(IRX2N)

図2.6 赤外線送信機

2.2 リンク機構の設計

羽ばたき機構の翅の動きは，リンク機構の設計によって大きく変化する．羽ばたき飛翔体を飛行させるためには，左右の翅の動きが等しくなければならず，また羽ばたき角や平均上半角などもリンク機構によって決定される．

本研究では，リンク機構の設計にはインターネットサイト“ORNITHOPTER ZONE”の設計支援ソフト『Flap Design 2』を使用した．これは図2.7に示すようなリンク機構の各数値を入力することで，羽ばたき機構の動きをシミュレートし，アニメーションと位相のグラフで見ることができるというものである．製作練習用機体のリンク機構の諸数値を表2に示す．

図2.7 リンク機構の諸数値

表2 製作練習用機体のリンク機構

	Crank radius	0.8 mm
	Crank arm	0.6 mm
	Crank angle	110 deg
	Width	0.1 mm
	Hight	35 mm
	Lever	1.3 mm
	Conrod	34 mm

第3章 測定用羽ばたき機構

3.1 測定用ギヤボックス

実際に飛行可能な羽ばたき飛翔体は，ギヤボックスにバルサ材を用いるなどして可能な限り機体の軽量化を図っている．しかし，バルサ材は強度，耐久性などが弱く，また手作りであるため寸法精度も低いといった問題がある．本羽ばたき機構は測定実験を行うことのみを目的とし，軽量化などは考慮する必要がないため，アルミニウム合金をNCで加工して製作した．製作した測定用ギヤボックスを [図3.1](#)に，ギヤボックスの設計図を [図3.2](#)に示す．

図3.1測定用ギヤボックス

図3.2 測定用ギヤボックス図面

3.2 2枚翅機構と4枚翅機構

本研究室でこれまで製作した機体には，2枚翅機構と4枚翅機構の2種類があり，特に小型の機体では4枚翅を用いることで飛行に成功している．そこで，この2枚翅と4枚翅の間にどのような差違があるのかを調査し，その特性について検討する目的で，上記の測定用ギヤボックスによる2枚翅および4枚翅の羽ばたき機構を製作した．2枚翅機構を図3.3に，4枚翅機構を図3.4に，諸元を表3に示す．また，1周期の羽ばたき運動を正面から見た場合のモデルを図3.5に，リンク機構の諸数値を表4に示す．2種類の羽ばたき機構は，羽ばたきの振り角が等しく，上下の羽ばたき角が同じになるように制作した．

図3.3 2枚翅機構

図3.4 4枚翅機構

表3 測定用羽ばたき機構諸元

翅枚数	2枚	4枚
全翅長	14 cm	14 cm
翅幅	3.5 cm	3.5 cm
翅面積	79 cm ²	157 cm ²
全羽ばたき角	100 deg	100 deg

図3.5 羽ばたき機構模式図

表4 2枚翅機構用リンク

Crank radius	0.7 mm
Crank arm	0.5 mm
Crank angle	110 deg
Width	0.1 mm

表5 4枚翅機構用リンク

Crank radius	0.6 mm
Crank arm	0.6 mm
Crank angle	120 deg
Width	0.1 mm

Hight	30 mm
Lever	1.1 mm
Conrod	2.9 mm

Hight	30 mm
Lever	1.5 mm
Conrod	2.6 mm

第4章 測定システム

4.1 測定システム概要

羽ばたきによって発生する空気力を測定するために試作した装置の概要を図4.1に示す。計測装置はロードセル、低速風洞、オシロスコープ、定電圧電源、パーソナルコンピュータによって構成される。ロードセルの出力信号をオペアンプを用いた増幅回路で増幅し、オシロスコープによって羽ばたき1周期あたり約2500点のデジタルデータに変換した波形500周期分を平均化したものを、パーソナルコンピュータに保存する。波形のデータから揚力の値および羽ばたき1周期における揚力の変化を観測する。

図4.1 揚力測定システム概要

4.2 ロードセル

羽ばたきによって発生する空気力を計測する測定器として、シングルポイントロードセルを使用した。装置に使用したロードセルを図4.2に示す。垂直方向と水平方向の荷重を同時かつ個別に計測するため、2個のロードセルを直角に組み立て、2分力ロードセルとした⁽²⁾。組み立てた2分力ロードセルを図4.3に示す。本研究室で過去に製作された羽ばたき飛翔体は機体重量が3 g程度であり、その機体を飛翔させる揚力もほぼ同程度であると考えられる。この範囲の荷重を計測できるロードセルとして、VISHAY社のMODEL 1004 定格荷重 300 gを使用した。

図4.2 シングルポイントロードセル（定格荷重 300 g）

図4.3 2分力ロードセル

4.3 増幅器

ロードセルからの電気信号をオシロスコープで観測するために増幅器を製作した。増幅器はアンプキット（TAK-01 東京測器研究所）および製作した非反転増幅回路によって構成される。非反転増幅回路の回路図を図4.4に、アンプキットを図4.5に示す。非反転増幅回路はオペアンプ（TL072CP）を使用している。ロードセルの信号は、水平軸、垂直軸がそれぞれアンプキットで約40倍に増幅され、次に非反転増幅回路によってさらに増幅される。非反転増幅回路の増幅率 A_v は、フィードバック抵抗 R と抵抗 r から、式(1)により定義される。

$$(1)$$

この回路では非反転増幅回路の増幅率では27倍、増幅回路全体では

約1080倍に増幅される。

図4.4 増幅回路

図4.5 アンプキット

4.4 ロードセルの校正

ロードセルは荷重を電圧に変換する機器であり，本システムにおいて，ロードセルから出力された電圧は増幅回路で増幅され，オシロスコープで数値化される．オシロスコープの出力電圧からロードセルにかかる荷重を調べるには，ロードセルにかかる荷重の値とオシロスコープに出力される電圧の値の関係を知る必要がある，そのため，ロードセルの校正を行った．校正を行うために使用した装置を，水平軸方向の校正時を図4.6に，垂直軸方向の校正時を図4.7に示す．ロードセルに1 gずつ荷重をかけて行き，オシロスコープに出力される電圧を測定して行く．水平軸方向の測定の結果を図4.8に，垂直軸方向の測定の結果を図4.9に示す．測定の結果，ロードセルの荷重 電圧の特性はほぼ直線性を保っており，荷重1 gに対して50 mVの電圧を出力することが分かった．

図4.6 水平成分ロードセル校正モデル

図4.7 垂直成分ロードセル校正モデル

図4.8 水平方向校正結果

図4.9 垂直方向校正結果

4.5 デジタルフィルタリング

オシロスコープに出力された羽ばたき1周期間の波形を図4.10に示す。ロードセルによって得られる信号には、羽ばたきによる空気力以外にも、羽ばたき機構の機械振動によるロードセル自体の共振現象も含まれるため、羽ばたきによって生み出される空気力の観測が困難である。そこで、採取した信号に対してパーソナルコンピュータ上でフーリエ変換を用いたデジタルフィルタリングを行い、機械振動成分を除去することで、羽ばたきによる空気力成分のみを抽出した。

図4.10 デジタルフィルタ前のロードセルの信号

以下に、本研究におけるデジタルフィルタリングの手順を示す。

オシロスコープからロードセルの波形およびトリガの波形デ

ータをパーソナルコンピュータに保存する。

トリガの波形データより，羽ばたき1周期の時間 T およびデータの個数 T_0 を求める。

ロードセルの波形データから，式(2)，(3)を用いてフーリエ係数 a_n および b_n を求め，分析する高調波の次数 n を設定し，式(4)よりパワースペクトルを求める。

(2)

(3)

(4)

パワースペクトルの分布からロードセル自体の共振現象に起因する高調波の次数を特定する。

該当する成分を除去した後，式(5)を用いて逆フーリエ変換を行い，波形を再構成する。

(5)

4.6 ロードセルの固有振動数

これまでの実験では，ロードセルに定格荷重定格300 gのロードセルを使用してきた。荷重300 gのロードセルで測定した波形をフーリエ変換したスペクトルを [図4.11](#) に示す。羽ばたき周波数とロードセルの固有振動数が近いため，デジタルフィルタリングの際に機械振動成分のみを取り除くことが困難であった。そのため，ロードセルの固有振動数を測定し，実験に最適なロードセルを選定した。各ロードセルの固有振動数を [表6](#) に示す。組み立てた状態のロードセルに振動を与え，出力信号の波形をオシロスコープで観測し，周波数

を求めた。ロードセルの定格荷重が大きくなると固有振動数も高くなる。これは、定格荷重の大きな仕様のロードセルほど、機械的な剛性が高いためと考えられる。この結果から、より定格荷重の高いロードセルを使用することで、さらなる改良が見込めると考えた。

現在は定格荷重3.0 kgのロードセルを使用している。定格荷重3.0 kgのロードセルで測定した波形をフーリエ変換したスペクトルを図4.12に示す。ロードセルの固有振動数が高くなったことにより、羽ばたきによる空気力の成分と機械振動成分の区分が明確になり、機械振動成分を容易に除去することができるようになった。

図4.11 パワースペクトル(ロードセル定格荷重300 g)

表6 ロードセルの固有振動

定格荷重	垂直軸	水平軸
300 gf	43 Hz	56 Hz
600 gf	67 Hz	67 Hz
3.0 kgf	148 Hz	93 Hz

図4.12 パワースペクトル(ロードセル定格荷重3 kg)

4.7 増幅回路の変更

ロードセルの定格荷重が変わったため，荷重と出力電圧の関係も変化し出力電圧が小さくなった．オシロスコープで波形の観測を容易にするため増幅回路の増幅率を大きくしたが，単一のオペアンプで過大な増幅を行うとオペアンプの周波数特性が低下するという問題が発生したため，増幅を2個のオペアンプで分けて行う2段増幅回路に変更した．製作した2段増幅回路を図4.13に，増幅回路の全体図を図4.14に示す．

4.8 ノイズ除去

採取した信号は，高周波ノイズと誘導ノイズを含むため除去対策を行った．図4.13に示すように，コンデンサをフィードバック抵抗に並列接続することで，高周波ノイズを除去することができた．誘導ノイズ対策は，装置全体の配線の短縮，増幅器内の配線の短縮，および配線同士のツイストにより解決した．

図4.13 2段増幅回路

図4.14 増幅器全体図

4.9 トリガ

羽ばたき1周期の波形を得るために、羽ばたき1周期の開始と終了のタイミングを取る必要がある。使用したトリガ検出装置を図4.15に、トリガ波形を図4.16に、レーザーポインタを図4.17に、光センサを図4.18に示す。羽ばたきの上死点で翅の先端がレーザーを遮ることで、光センサからオシロスコープにトリガが入力される。トリガとトリガの間が羽ばたき1周期であり、このトリガを波形の平均化、フーリエ変換のデータ範囲の設定、1周期の時間の測定に使用する。

図4.15 トリガ検出装置

図4.16 トリガ波形

図4.17 レーザーポインタ

図4.18 光センサ

4.10 まとめ

本章では，羽ばたき力測定システムの開発と，それを用いて羽ばたきの生み出す空気力の観測を行った．開発した羽ばたき力測定システムの概要を図4.19に，デジタルフィルタリングによって抽出された2枚翅機構の羽ばたき周波数8Hz，迎角0度における羽ばたき1周期の空気力の波形を図4.20に示す．羽ばたき力測定システムによって，羽ばたき1周期の空気力の時間変化を捉えることができた．また，波形の平均値から揚力の平均値を得ることができた．

図4.19 揚力測定システム概要

図4.20 デジタルフィルタ後の波形

第5章 揚力測定実験

5.1 飛行状態の再現

飛行中の羽ばたき翅が得る空気力を測定するためには，羽ばたき飛翔体が飛行している状態を再現する必要がある．羽ばたき機構を一定周波数で羽ばたかせながら低速風洞から風を送ることで，羽ばたき機構と空気に相対速度を作り出し，模擬的な飛行状態を再現することにした．このとき水平方向荷重を測定するロードセルの平均測定値が0 kgf となるように風速 v を調節する．これによって羽ばたき飛翔体が速度 v で水平方向に定速飛行をしている状態に相当すると考える．様々な羽ばたき周波数において，迎角を0度から40度まで10度ずつ変化させ測定を行った．

5.2 測定の手順

揚力測定システムにおける測定の手順を以下に示す．

羽ばたき機構を測定したい迎角に固定し，低速風洞の前に設置する．

羽ばたきの上死点で翅の先端がレーザーを遮るように，レーザーの位置を調節する．

オシロスコープで静止状態でのロードセルの信号をアベレーシングし，出力電圧のオフセットを取る．

定電圧電源の電圧を調節し，羽ばたき周波数を測定したい周波数に合わせる．

低速風洞から風を送り，オシロスコープの水平方向の出力電圧がほぼ0 Vになるように風速を調節する．

オシロスコープで出力信号をアベレーシングし，羽ばたき500周期分を平均化した波形を得る．オシロスコープの波形をフロッピーディスクでパーソナルコンピュータに保存する．

パーソナルコンピュータ上でデジタルフィルタリングを行い，羽ばたき1周期分の揚力の波形を得る．

5.3 動的解析の結果

迎角0度の状態と迎角30度の状態における飛行時の、羽ばたき運動1周期の間に変化する揚力の波形について、2枚翅機構が得る揚力の波形を図5.1に、4枚翅機構が得る揚力の波形を図5.2に示す。時間軸の0点が羽ばたきの上死点である。迎角0度と迎角30度の波形を比較すると、迎角30度の波形は迎角0度の波形より上方に推移しており、揚力の平均値が大きくなったことを確認できた。また、2枚翅機構と4枚翅機構の波形を比較すると、4枚翅機構は波形の振れ幅が小さく、このことから飛行時の上下振動が2枚羽機構に比べて安定していると考えられる。

図5.1 2枚翅機構の揚力波形

図5.2 4枚翅機構の揚力波形

5.4 揚力の平均値

羽ばたき翅が生み出す揚力は、羽ばたきの周波数が高くなれば大きくなり、また固定翼の飛行機と同じように、機体の風に対する迎角によって変化すると考えた。そこで、羽ばたき翅が生み出す揚力の平均値と羽ばたき周波数の関係、および羽ばたき周波数と迎角の関係を調査した。

羽ばたき周波数と揚力の関係について、2枚翅機構に測定結果を図5.3に、4枚翅機構の測定結果を図5.4示す。迎角と揚力の関係について、羽ばたき周波数15Hzの測定結果を図5.5に、20Hzの測定結果を図5.6に示す。羽ばたき周波数を高くすると揚力は大きくなる。迎角を大きくして行くと揚力も上昇し、約20度から30度で最大になり、それ以上迎角を大きくしても揚力は減少することが分かった。

図5.3 羽ばたき周波数15Hzの揚力(2枚翅機構)

図5.4 羽ばたき周波数20Hzの揚力(4枚翅機構)

図5.5 2枚翅機構と4枚翅機構の揚力比較(15Hz)

図5.6 2枚翅機構と4枚翅機構の揚力比較(20Hz)

第6章 揚力の発生効率

6.1 揚力発生効率概要

小型羽ばたき飛翔体の小型化，高効率化を進めるために，羽ばたき機構の揚力の発生効率を調査し検討することです。より効率良く揚力を発生する羽ばたき機構や羽の材質，形状などを模索する指針とした。本研究では，羽ばたき機構の動力源であるモーターに着目し，モーターの機械的出力に対して羽ばたき翅の生み出す揚力の関係を調べ，モーターの単位出力あたりの揚力を揚力発生効率と定義し，様々な条件の下比較を行った。

6.2 モーター特性

羽ばたき機構に対するモーターの出力を知るために，モーター特性の調査を行った。モーターの各電圧毎の静止トルクを測定した結果を [図5.7](#)に，無負荷状態での回転数を測定した結果を [図5.8](#)に示す。測定の結果，静止トルク，回転数共に電圧に比例することが確認できた。

図5.7 電圧-トルク線図

図5.8 電圧-回転数線図

6.3 モーター特性線図

飛行を再現した状態でのモーターの動作状態を知るために，電圧毎のモーターの動作特性を調べた。各電圧におけるモーターのトルクに対する電流および回転数の関係をまとめたモーター特性曲線の一例を [図5.9](#)に示す。

図5.9 モーターの特性線図(2.4V時)

6.4 モーター出力

揚力測定実験のデータから実験時のモーターの印加電圧を求め、その電圧における特性線図を使用する。羽ばたき周波数とギヤの減速比からモーターの回転数を求め(式(6))、特性線図より実験時のモーターのトルクを求める。そのトルクと回転数からモーターの出力を求めることができる(式(7))。

$$\text{モーター回転数 } N = \text{羽ばたき周波数 } H \times \text{減速比} \quad (6)$$

$$\text{モーター出力 } W = \text{トルク } T \times \text{モーター回転数 } N \quad (7)$$

6.5 揚力発生効率

前項で求めたモーター出力から、式(8)によって羽ばたき機構の揚力発生効率を求める。

$$\text{効率} = \text{揚力 } L / \text{モーター出力 } W \quad (8)$$

羽ばたき周波数、迎角、翅の枚数を変化させ、揚力発生効率の比較を行った。

6.6 2枚翅機構と4枚翅機構の比較

翅長14cmの2枚翅機構と4枚翅機構を、15Hzで羽ばたかせて飛行を再現した際に観測された揚力発生効率と迎角の関係を図5.10に、20Hzで羽ばたかせた場合を図5.11に示す。このグラフより、4枚翅機構の方が2枚翅機構に比べてモーター出力に対する揚力の発生効率が高いことが分かった。

図5.10 2枚翅機構と4枚翅機構の効率比較(15Hz)

図5.11 2枚翅機構と4枚翅機構の効率比較(20Hz)

6.7 4枚翅機構の羽ばたき周波数による比較

これまでの実験の結果から，4枚翅機構は2枚翅機構に比べて，揚力および揚力発生効率が高いことが分かった．そこで，4枚翅機構に着目し，4枚翅機構の羽ばたき周波数と揚力および揚力発生効率の関係を調べた．4枚翅機構を15Hz，17Hz，20Hz，22Hzで羽ばたかせ，飛行を再現した際の迎角と揚力の関係のグラフを図5.12に，迎角と揚力発生効率の関係のグラフを図5.13に示す．また，各迎角における羽ばたき周波数と揚力発生効率の関係を図5.14に示す．実験の結果，揚力および揚力発生効率は羽ばたき周波数20Hzの迎角20度～30度付近が最大であり，羽ばたき周波数を20Hzから22Hzに上げてても揚力はほとんど変化せず，むしろ揚力発生効率は低下していることが分かった．このことから，本研究で使用した羽ばたき機構で実際に飛行可能な羽ばたき飛翔体を製作する場合，羽ばたき周波数20Hz，迎角20度～30度で飛行するように製作すると，最も効率良く飛行が可能であると考えられる．

図5.12 揚力と羽ばたき周波数の関係

図5.13 効率と羽ばたき周波数の関係

図5.14 羽ばたき周波数と揚力発生効率

6.8 羽の構造の変更

羽ばたき周波数を20 Hzから22 Hzに変えても揚力が向上しない理由として、羽の主軸の動きと翅膜のたわみの位相のずれが考えられる。翅膜にフィルムを貼ることで翅のたわみ方を変化させ、羽ばたき周波数20Hzと22Hzで揚力を測定した測定の結果を図6.1に、揚力の発生効率を図6.2に示す。フィルムを貼ることで羽ばたき周波数22Hzにおける揚力が向上し、揚力発生効率もフィルムがない場合に比べて向上していることが分かる。これは、フィルムによって翅膜のたわみ方が変化し、羽ばたき周波数高くなっても翅膜のたわみが翅軸の動きに追従できるようになったためと考えられる。

図6.1 翅膜の変化による揚力の比較

図6.2 翅膜の変化による揚力発生効率の変化

第7章 結言

7.1 研究のまとめ

本研究では，ロードセルによる揚力測定システムの開発と，それによる揚力の測定および解析を行った．羽ばたき機構を模擬的な飛行状態に再現した場合の，揚力の動的解析，揚力およびモーター出力に対する揚力発生効率を測定することができた．

4枚翅機構の揚力発生効率を，羽ばたき周波数15Hz，17Hz，20Hz，22Hzで測定したところ，15Hzから20Hzまでは羽ばたき周波数が高くなるにつれて揚力発生効率も高くなったが，22Hzでは逆に揚力発生効率は低下した．このことから羽ばたき機構には最も効率の良い羽ばたき周波数が存在することが分かった．

また，翅膜にフィルムを貼ることで翅のたわみを変化させて揚力発生効率を測定したところ，20Hzから22Hzに羽ばたき周波数を上げても揚力発生効率は高くなった．羽ばたき機構の最も効率の良い羽ばたき周波数は，翅の状態に依存するということが分かった．

7.2 今後の課題

これまでの結果より，羽ばたき機構の最も効率の良い羽ばたき周波数は，翅の形状，材質，構造などによって変化すると考えられる．また，測定システムには改良の余地があると思われる．今後の課題として以下の事項がある．

(1) 様々な翅で測定を行い，羽ばたき飛翔体のさらなる小型化，高効率化を進める．

(2) 測定システムの改良による測定時間の短縮，誤差の低減．

参考文献

- (1) 早田智史，河村良行，「ホバリング可能な小型羽ばたき飛行機の開発」，第81期日本機械学会流体力学部門講演会講演論文集，P1211，(2006)。
- (2) 本橋龍郎，「微小空気力の測定（第1報）」，日本大学理工学研究所報，P71，(2001)。

謝辞

本研究を進めるにあたりまして、私たちに多大なる御指導、御鞭撻頂きました河村良行教授に心より深く御礼と感謝を申し上げます。

豊富な知識とリーダーシップで私たちの研究をご指導頂きました指導院生の早田智史さん、西本怜史さんに深く御礼と感謝を申し上げます

測定用ギヤボックスおよび固定用治具の制作にあたり、様々な助言と御指導を頂きました、工作センターの長野和幸技術員、平田隆一技術員、黒川秀明技術員に深く感謝致します。

1年間、同研究室で苦楽を共にした、大学院生の近藤篤さん、学部生の榎本哲也君、大川原佳寛君、伊藤慎吾君、井上潤一郎君、江口敬太君、河野太君、新海正嗣君に深く御礼を申し上げます。本研究室に在籍することで得た知識と経験、そして仲間たちは私たちにとって何ものにも代え難いものです。私たちを大きく成長させて頂いた河村研究室に深く感謝致します。ありがとうございました。

參考資料