

高効率マルチコプタの開発

八房 智顯*

(平成29年8月11日受付)

Development of high efficiency multicopter

Tomoaki YATSUFUSA

(Received Aug. 11, 2017)

Abstract

Multicopter is one of the UAV, which is now used in various field including aerial photography, agricultural field, various information gathering, delivery services, and so on. Another ambitious application is emergency delivery in the event of disaster. To apply the multicopter for the emergency delivery, larger load capacity, longer cruising distance, and higher-flying speed are required. One of the inevitable elements for these requirements to improve is reduction of energy consumption for flying and hovering.

One possible solution is enlargement of rotor size and lower rotor revolution speed. This paper reports the results of experimental investigation on effect of size and revolutionary speed of rotor for the relation between energy consumption and lift force. In addition, four rotor multicopter with variable pitch rotor was experimentally manufactured. This experimental multicopter is also reported in the paper.

Key Words: multicopter, UAV, rotor, energy consumption

1. はじめに

マルチコプタ(ドローン)は複数の回転翼(ロータ,もしくはプロペラ)を持つ無人航空機である。複数のロータ(通常4枚以上の偶数枚)の回転を個別に制御し,安定した姿勢制御と移動が可能であり,近年急速に進展してきた技術の向上,低価格化が,空撮,農業利用,各種情報収集,配送業務など様々な分野で利用方法が検討され,実際の利用も急拡大している^{1,2)}。また,「小さいこと」「無人であること」にも利点が見だされ,社会的にも広く認識され産業・学術的利用まで幅広い分野で注目が集まってきている。一方でマルチコプタは,積載・飛行性能がヘリコプタや飛行機に比べて低いため,積載量や飛行距離,飛行速度が低く制限される。

本研究では,より大きな荷物をより高速で遠くまで無人

かつ自動で運ぶことが可能なマルチコプタの開発を目指しており,大規模災害時の孤立集落や離島などに操作ひとつで,薬や輸血用血液などの緊急・特急搬送に特化した輸送システムを考えている。このような輸送システムにおいて,積載量や飛行距離の増加,飛行速度の向上のためには浮上・飛行に必要な動力の削減が不可避であることから,同輸送システム開発の第一歩として高効率ロータの開発からスタートした。本報告では,高性能が期待できる可変ピッチロータシステムについて,その基本性能を主としてホバリング性能に注目して調査し,可変ピッチマルチコプタを試作したのでここに報告する。

2. ロータサイズと浮上効率の関係

2.1 ロータサイズと浮上効率の理論的考察

マルチコプタやヘリコプタの浮上には,ロータによって

* 広島工業大学工学部知能機械学科

周囲の空気を上方から下方に加速させることにより、鉛直上方に自重以上の反力（揚力）を発生させ浮上する³⁾。ロータが圧力一定の元で単純に空気を加速させる装置であると考えれば、揚力 F_L は次のように表される。

$$F_L = \rho_a AV^2 \quad (1)$$

ただし、 ρ_a ：空気の密度、 A ：空気流の断面積、 V ：空気流の速度

ロータが100%の効率でロータの駆動エネルギーを空気の運動エネルギーに変換できるとすると、ロータの駆動力 P は次のようになる。

$$P = \frac{1}{2} \rho_a AV^3 \quad (2)$$

空気流の断面積 A をロータ直径 d とすると次が成り立つ

$$A = \frac{\pi}{4} d^2 \approx d^2 \quad (3)$$

ただし、 L ：機体のサイズ（長さ）

(1) (2) (3) より

$$F_L^3 \approx \rho_a (Pd)^2 \quad (4)$$

関係式 (4) は、大きな揚力 F_L を得るためには駆動力 P もしくはロータ直径 d を大きくすれば良いことを示している。すなわち、同じ出力でも大きなロータを使うことで揚力を大きくでき、逆に小さなロータを使うことはエネルギー的に不利になると予想できる。

関係式 (4) の妥当性を検証するために、様々なサイズのヘリコプタについてエンジン出力、ロータ直径、機体の質量を調査しまとめたものを表 1 に示す。なお、上段から 4 機種はラジコンヘリコプタであり、これらの出力は電池の放電時間率を 20C、モータの効率を 70% として推定した。

関係式 (4) を検討するにあたり、ロータが発生する揚力と機体の質量は比例するとして揚力 F_L の代わりに機体質量を用いて計算・比較したものを図 1 に示す。横軸・縦軸は以下の計算値となっている。

横軸： $\log_{10} \{(\text{最大出力}) \times (\text{ロータ直径})\}^2$

縦軸： $\lg_{10}(\text{機体質量})^3$

図から明らかなように、ごく小さな模型のヘリコプタから超大型ヘリコプタまで同一直線状に位置しており、関係式 (4) は十分な妥当性があると考えられる。

表 1 様々なサイズのヘリコプタの諸元

機種名	最大出力 [kW]	ローター直径 [m]	機体質量 [kg]	初飛行年	備考	機体質量の内容
wltoys V977	2.59E-02	0.245	4.85E-02		模型	
walkera master CP	1.71E-01	0.462	4.20E-01		模型	
walkera V450	4.04E-01	0.730	7.48E-01		模型	
Aline T-rex 700	1.55E+00	1.562	5.00E+00		模型	
Yamaha R-max	1.54E+01	3.115	6.40E+01	2003	無人	empty
Mosquito XE	4.50E+01	5.944	1.96E+02	2006	有人	empty+1crew
MD Helicopters MH-6	2.80E+02	8.300	7.22E+02	1963	有人	empty
Bell 206	3.15E+02	10.160	1.06E+03	1962	有人	empty
Eurocopter EC135	9.44E+02	10.200	1.46E+03	1994	有人	empty
Eurocopter AS350	6.32E+02	10.700	1.17E+03	1974	有人	empty
Eurocopter EC145	1.10E+03	11.000	1.79E+03	1999	有人	empty
Eurocopter EC155	1.39E+03	12.600	2.62E+03	1997	有人	empty
Bell 204/205	8.20E+02	14.630	2.09E+03	1956	有人	empty
Airbus Helicopters EC175	2.65E+03	14.800	4.60E+03	2009	有人	empty
Eurocopter EC725	3.55E+03	16.200	5.33E+03	2000	有人	empty
Eurocopter EC225	3.55E+03	16.200	5.26E+03	2000	有人	empty
Sikorsky CH-148	4.48E+03	17.700	7.07E+03	2008	有人	empty
Sikorsky SH-3	2.09E+03	19.000	5.38E+03	1961	有人	empty
Sikorsky CH-53E	9.81E+03	24.000	1.51E+04	1974	有人	empty
Mil Mi-26	1.70E+04	32.000	2.82E+04	1977	有人	empty

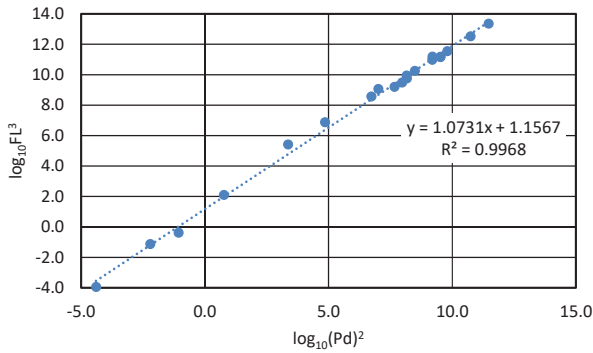


図1 揚力と最大出力、ロータ直径の関係

2.2 ロータサイズを変更した場合の浮上効率の実験的検証

関係式 (4) で予想される、ロータサイズが浮上効率に及ぼす影響を調べるため、ロータサイズを変更した場合のロータ揚力、反トルクおよびロータ回転速度を計測する装置を用いてこれらの関係を調べた。図2は測定装置であり、ロータはサイズが異なる2種類のRCヘリコプタを用いた。用いた2機種のヘリコプタ(図3)のロータ半径は、それぞれ355mm、および230mmで、以降はそれぞれR355およびR230とする。地面に対して鉛直軸に自由に回転する自由回転台の上に秤を置き、秤の上には7.5kgの重しを固定し、重しの上にRCヘリコプタを固定した。

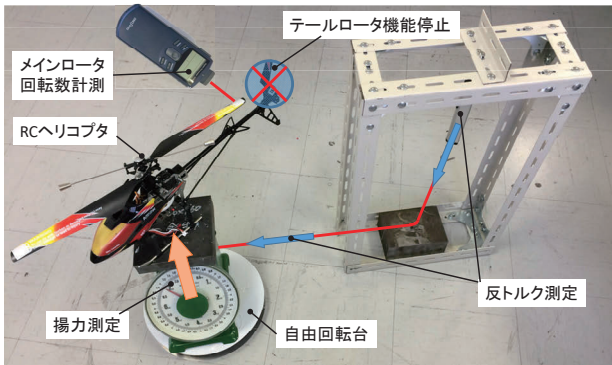


図2 ロータ揚力・反トルク・ロータ回転速度測定装置



図3 試験に用いたRCヘリコプタ

RCヘリコプタのロータを駆動し揚力が発生すると秤の荷重が低下し、その差分がロータが発生した揚力になる。自由回転台には回転台円周の一点から円周接線方向にテグスを張り、滑車で鉛直方向にテグスの向きを変え、ロータ

を駆動する際の反トルクを測定する。なお、テールロータは無効化することによってロータ反力の全てがテグスにより支えられる状態にしている。メインロータの翼端には反射板が貼り付けてあり、光ピックアップ式電子タコメーターによってロータ回転速度を計測する。

実験は、ロータ翼のピッチ角(迎角)とロータ回転速度を変更して行った。ピッチ角はRCヘリコプタの飛行に最適なセッティングを基準としたため、図4に示すように機種ごとに用いた値が異なる。なお飛行セッティングにおける最大ピッチ角は55%となっており、試験では0%、20%、40%、および60%のピッチ角で実験を行った。ロータ回転速度は機体ごとの最大出力まで実験することを目標としていたが、R355においてはロータ回転速度を上げていくと突然機体が損傷しかねないほどの大きな振動が発生してしまうため、振動が発生しないところまでの出力で試験した。

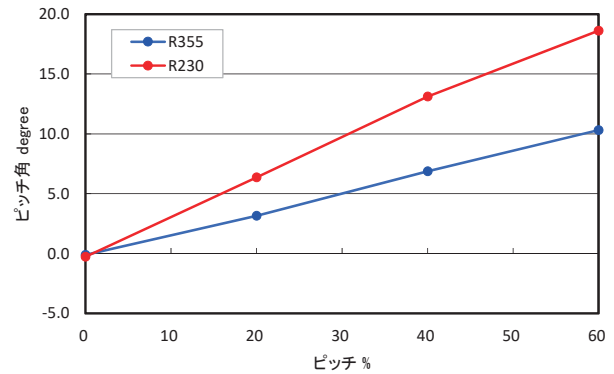


図4 ピッチ%とピッチ角の関係

2.3 実験結果および考察

図5に実験結果を示す。これら2図は実験によって得られた基礎データである。ロータ周速とロータ駆動トルクは以下から算出する。

$$\text{ロータ周速度: } V_{Mt} = r_M \omega \quad [\text{m/s}]$$

$$\text{ロータ駆動トルク: } T_M = r_b F_t \quad [\text{m/s}]$$

ここで

$$\text{ロータ駆動反力 (計測値): } F_t \quad [\text{N}]$$

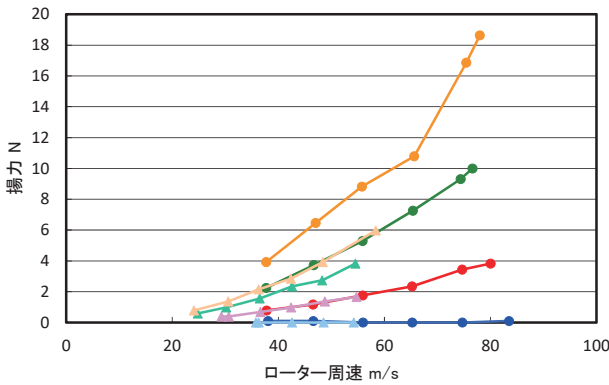
$$\text{ロータ回転速度 (計測値): } \omega \quad [\text{rad/s}]$$

もしくは [rpm]

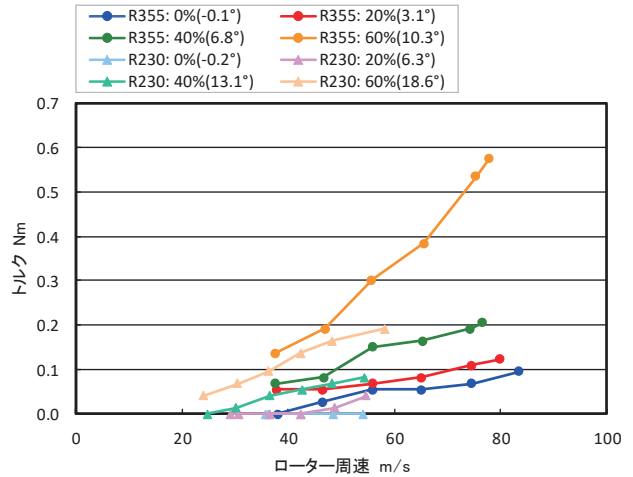
$$\text{ロータ半径 (機種ごと): } r_M \quad [\text{m}]$$

$$\text{回転台半径 (固定値): } r_b = 0.14 \quad [\text{m}]$$

ロータ回転速度はR355, R230のいずれも最大で2300~2400rpmの同程度であるが、ロータ周速で比較した場合、R355の方が大きくなる。また、R355, R230のいずれも揚力・反トルクとも、ロータ周速の増加とともに増加してい



(a) 揚力 vs ローター周速



(b) 反トルク vs ローター周速

図5 実験計測による取得データ (揚力・反トルク・ローター周速)

る。さらにピッチ角の増加とともに揚力・反トルクとも増加していることから、調査範囲内のピッチ角変化ではローター翼は失速していないことがわかる。

以降はこれらのデータを元にして各種の値を算出し考察する。各種値は、以下の関係として与える。

$$\text{ローター駆動力} : P_M = T_M \omega \quad [W]$$

$$\text{揚力 (計測値)} : F_M \quad [N]$$

$$\text{揚力/駆動力} : F_M / P_M = \frac{F_M}{P_M} \quad [N/W]$$

$$\text{ローター周速における動圧} : p_d = \frac{1}{2} \rho_a V_{Mt}^2 \quad [Pa]$$

$$\text{空気の密度 (1気圧, 20°C)} : \rho_a = 1.21 \quad [kg/m^3]$$

$$\text{動圧と回転面積の積} : F_d = p_d A \quad [N]$$

$$\text{駆動トルクを翼端に集約した力} : F_{Mt} = \frac{T_M}{r_M} \quad [N]$$

$$\text{揚力係数} : C_L = \frac{F_M}{F_d} \quad [-]$$

$$\text{抗力係数} : C_D = \frac{F_{Mt}}{F_d} \quad [-]$$

図6はローターの駆動力と周速の関係を示したものである。図6(a)に示す駆動力は指数関数的に増加し、その程度はピッチ角が大きいくほど顕著になっている。図6(b)に示す、駆動力に対する揚力の関係では、同じピッチで駆動力を増す、すなわちローター回転速度を増やすとほぼ直線的に揚力が増加する関係にあることがわかる。

図7は、ローター周速に対する揚力係数 C_L と抗力係数 C_D の関係である。ピッチ角を増加させると C_L 、 C_D とも増加する傾向にある。R230のピッチ角60% (18.6°) は C_L が最も大きい値となっているが、 C_D の増加量が著しく大きく

なっていることから、失速寸前であると予想できる。

図8(a)は駆動力あたりの揚力の比較である。揚力/駆動力は、同じ駆動力で得られる揚力の大小を示すもので、ローターの浮上効率を考える上でもっとも重要な示唆を与える。前述のように、駆動力は計測した反トルクを用いて算出するが、反トルクの計測値が0.02 Nmを下回ると計測値の信頼性が無くなることから、ローター回転速度が小さいか、ピッチ角が小さい場合には反トルクが小さくなり、上記値を下回る場合がある。これらの場合には揚力/駆動力の値を算出せず、図8には除外し示していない。いずれの場合にも、ローター周速の増加に伴い揚力/駆動力が減少する傾向がある。高速でのローター駆動は翼表面や翼後流での渦流れによるエネルギー散逸が増えていることなどが予想される。したがって、可能な限りローターは低速度で駆動した方が効率的であると言える。

図8(b)は、図8(a)における各ピッチ角における揚力/駆動力の最大値をピッチ角に対して示したものである。R355, R230のいずれも、ピッチ角の増加に伴って揚力/駆動力の最大値は増加し、最大値を取ってからその後減少に転じている。したがって、揚力/駆動力を最大にする最適なピッチ角があると言える。R355の最大値は0.344、R230の最大値は0.240であり、これらの比率 (R355/R230) は1.42である。関係式(4)は駆動力を同一とした場合、以下のように変形、計算できる。

$$\begin{aligned} \frac{F_{L(R355)}}{F_{L(R230)}} &= \left(\frac{P_{M(R355)} d_{M(R355)}}{P_{M(R230)} d_{M(R230)}} \right)^{2/3} = \left(\frac{r_{M(R355)}}{r_{M(R230)}} \right)^{2/3} \\ &= \left(\frac{0.355}{0.230} \right)^{2/3} = 1.34 \end{aligned}$$

実測値が実験値を超えているのは実験の精度によるもので

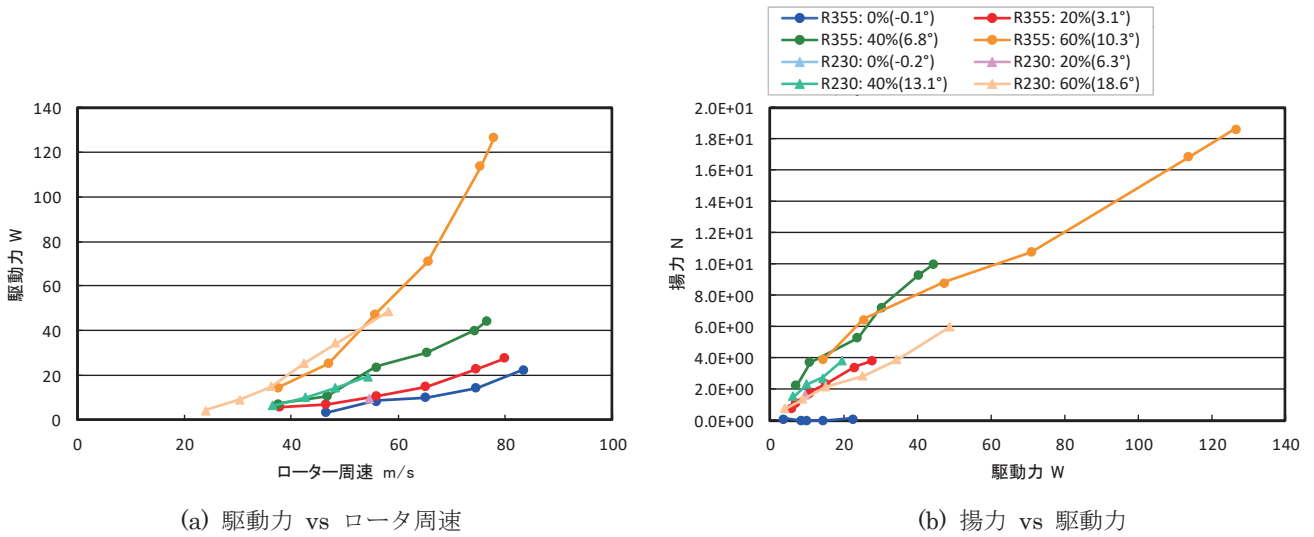


図6 ロータ駆動力と揚力の関係

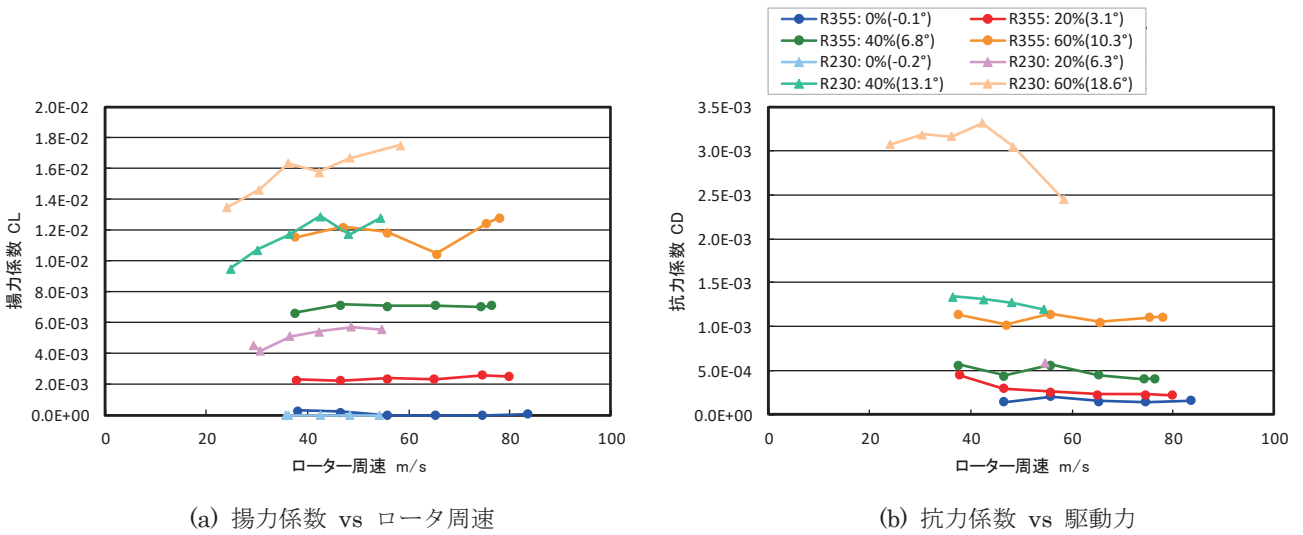


図7 揚力係数と抗力係数

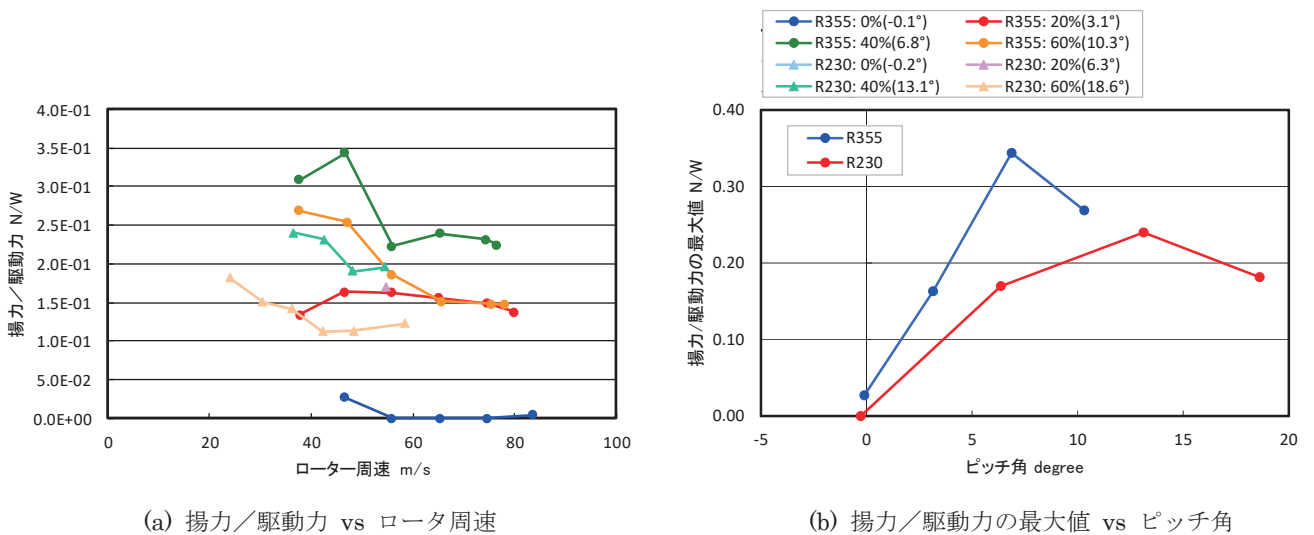


図8 駆動力あたり揚力の比較

あると思われるが、比較的近い実験値が得られているため、関係式 (4) は本実験によってもその妥当性が示されたと考えられる。

3. 可変ピッチロータを用いたマルチコプタ

3.1 ロータの大型化・低速回転化と制御性

関係式 (4) から、同じ揚力を発生させる上で、ロータ直径を大きくすれば少ないロータ駆動動力で済むことが明らかであるから、マルチコプタの省エネルギー化には大きなロータを使うことが有効であることが推察できる。さらに、ロータの回転速度は可能な限り低く抑えることも、省エネルギー化に対して有効であることが明らかになった。

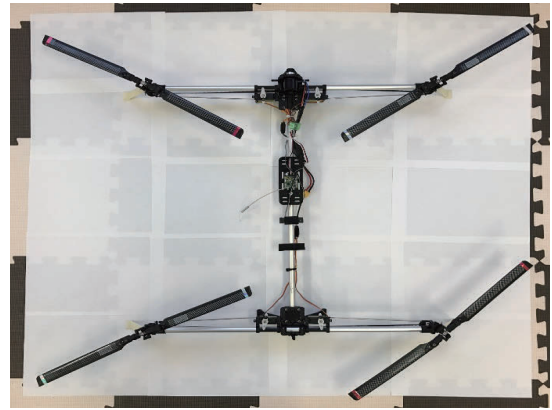
一般にマルチコプタは複数の固定ピッチのプロペラを回転速度制御することにより、姿勢制御を行っている。しかし、回転速度を変化させるためにはプロペラの慣性モーメントに抗する必要がある、プロペラを大きくしようとするとサイズの2乗に比例して慣性モーメントが大きくなり、俊敏で微細な姿勢制御が出来なくなる。さらに消費エネルギーを少なくするロータ回転速度の低下は、回転速度の約2乗に揚力が比例することを踏まえると、低速回転域で揚力調整を行おうとすればより大きな回転速度変化量が必要となることも予想され、ロータ回転速度を低下させるという点においても固定ピッチプロペラでは難しさが生じると言える。

したがって、固定ピッチプロペラによる姿勢制御は、プロペラサイズに限度があり、大型化が難しいと言える。人を持ち上げられるような大型のマルチコプタも検討されているが⁴⁾、小型のプロペラを多数用いる形態が取られており、複雑化してマルチコプタの利点が失われてしまっているように思われる。

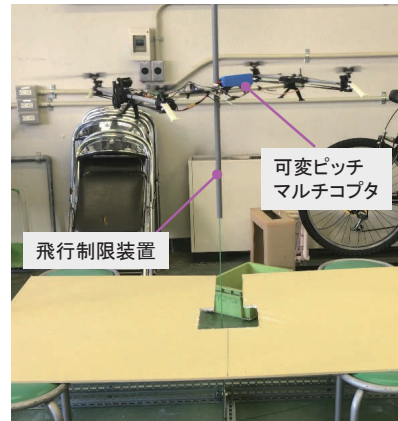
この問題に対する一つの解決策として、可変ピッチロータの採用が挙げられる。可変ピッチロータは、回転面に対してロータ翼の迎角を変更させることのできる構造になっており、回転速度が一定の元でも推力制御が可能である。ヘリコプタや中型以上の航空機では可変ピッチロータ（プロペラ）が一般的である。可変ピッチプロペラを用いたマルチコプタは、ごく一部に採用されている例があるが、小型のホビー用途以外に応用例が無い。まだ、ロータの大型化に対する省エネルギー性への優位性が認識されていないように思われる。

3.2 可変ピッチマルチコプタの試作

可変ピッチプロペラを採用したマルチコプタの性能を調べるため、既存の可変ピッチマルチコプタ（V383 WLtoys社）を改造してロータを大型化した。図9 (a) は製作した試作機である。同マルチコプタは、1つの駆動用モータを



(a) 大型化した試作機



(b) 浮上試験

図9 試作した可変ピッチマルチコプタと飛行試験

駆動シャフトと駆動ベルトで4つのロータを駆動する設計になっている。ロータを大型化するため、駆動系を含めた構造体全てを大型化した。ロータ減速比はオリジナルと同様である。オリジナルのロータ半径が145 mmに対し、大型化したマルチコプタのロータ半径は230 mmである。なお、ロータは前述のMasterCPのものを用いた。

図9 (b) は飛行試験の様子を示したものである。なお飛行特性が不明であったため、ヨー方向と上下方向には完全に自由度があり、ピッチ方向とロール方向にはある程度の自由度を持たせた飛行制限装置の元で飛行させた。この浮上試験では、姿勢への反応が非常に過敏であり、安定した浮上を行うことができなかった。このため、エネルギー消費量等を調査することはできなかった。これはロータ減速比がオリジナルのままであり、ロータ周速が大きくなったため、わずかなピッチ角変化に対して揚力変化が大きく、制御コンピュータの制御範囲を超えて制御が破綻してしまったことが原因であると考えられる。今後はこれらを踏まえて、可変ピッチマルチコプタの改良と、これを用いた試験を進めていく予定である。

4. 結 言

マルチコプタにおいて長距離飛行には省エネルギー化が不可欠である。ロータを用いた浮上において効率を向上し消費エネルギーを低下させるための手法として、以下が明らかになった。

- (1) ロータの大型化と低速回転化が有効であることが理論的・実験的に示された。
- (2) ロータの大型化と低速回転化を行うためには、既存の固定ピッチプロペラでは制御性が損なわれる。これを回避するためには可変ピッチロータを用いる必要がある。
- (3) 大型ロータの可変ピッチマルチコプタを試作し、浮上に成功した。

謝 辞

本研究は平成27年度および平成28年度の卒業研究テーマ

として実施した研究成果をまとめたものである。この研究を遂行した広島工業大学工学部知能機械工学科の卒業生である、福本優太君、吾郷真太郎君、三島瞭君に感謝する。

文 献

- (1) 野波 健蔵, ドローン技術の現状と課題およびビジネス最前線
https://www.jstage.jst.go.jp/article/johokanri/59/11/59_755/_pdf
- (2) 熊田貴之, 空の産業革命—ドローン時代の幕開け—
http://www.rs.jx-group.co.jp/library/files/20160114_contribution.pdf
- (3) J. Gordon Leishman, Principle of helicopter aerodynamics, Cambridge University press (2000).
- (4) Volocopter
<https://www.volocopter.com/de/>