

高度変化に伴う回転翼型小型 UAV 用プロペラの推力低下の評価

○大塚光, 中村拓磨, 桐林星河, 永谷圭司, 吉田和哉 (東北大学)

Analysis of Thrust Change in different Altitude Conditions for Small Rotary-Wing UAV's Propellers

Hiakru Otsuka, Takuma Nakamura, Seiga Kiribayashi,
Keiji Nagatani, Kazuya Yoshida (Tohoku University)

Key Words: Rotary wing, Low Reynolds Number, Unmanned Aerial Vehicle, Multi rotor

Abstract

Recently, small unmanned aerial vehicles (SUAV) have been popular all over the world, and it is important for developers to investigate performance of rotary wing vehicles. Particularly, under high-elevation conditions (in an altitude above 1,000 meters), thrust of the wings is changed because of atmospheric conditions. However, the investigation is not completed yet because it requires low Reynolds number conditions in comparison with conventional researches. In this research, some thrust measurement experiments were conducted to confirm the performance under different elevation conditions. Through the experiments, we concluded that coefficient lift (C_l) and dynamic pressure are indispensable factors to calculate thrust of the wings.

1. 序論

近年, 災害現場において SUAV (Small Unmanned Aerial Vehicle) と呼ばれる小型の無人航空機の活用事例が増加している. SUAV は, 人が遠隔地にいながらにして観測機器を搭載して飛行する能力を持っているため, 人が立ち入ることのできない危険地域での活動に適している. そのため火山災害や土砂災害発生の際, SUAV を用いることで, 観測や活動の幅が広がるとして期待されている.

我々の研究グループでは, 現在, 小型軽量の無人移動ロボットによる火山探査の研究を行っているが, これを活動中の火山の立入禁止区域内に運搬するため, マルチロータ (複数の回転翼を持つ SUAV) の利用を検討してきた (図 1) [2]. ただし, 山岳地域においてマルチロータが飛行する際, 回転翼から得られる推力の大きさは, 山腹の標高において, 海拔 0m よりも大きく低下する. この回転翼の推力低下は, マルチロータへ搭載可能なペイロード量と機体の制御性に大きく影響を与えるため, マルチロータの機体設計には, これを十分に考慮しなければならない.

これまで, 火山の立ち入り禁止区域内の探査用途として, エンジン駆動の小型ヘリコプタが利用されてきたが [3], 標高の高い火山では, 適用不可能



図 1 マルチロータ機

であった. ただし, エンジン駆動ヘリコプタの推力低下の原因は, 回転翼から得られる推力低下だけでなく, レシプロエンジンの燃焼効率が悪化するため, エンジンの出力が低下する点大きい. これに対し, 電気駆動のマルチロータは, 動力出力の観点からの高度制約を受けないという長所を持つ.

そこで本研究では, 火山環境など高い標高において活動可能な電動マルチロータの機体設計を行うため, 大気の状態が回転翼の推力に与える影響を検討することを目標に設定した.

一般に, 回転翼におけるレイノルズ数 Re は, 式

(1) で定義される。

$$Re = LV/\nu \quad (1)$$

$$\left(\begin{array}{l} L: 75\% \text{スパン長でのコード長} \\ V: 75\% \text{スパン長での流速} \\ \nu: \text{大気}の\text{動粘性係数} \end{array} \right)$$

マルチロータを含むSUAVが使用する回転翼の飛行 Re (レイノルズ数) は $10^4 \sim 10^5$ である。ただし、この領域は、航空機が飛行する際の Re より低いため、一般に低 Re 領域と呼ばれている。低 Re 領域での回転翼の性能については、未だに分かっていない部分が多く、標高が異なる実環境下での見解も不足している。そこで、本研究では、大気の状態が回転翼の推力に与える影響を検討するため、異なる標高における回転翼の推力測定実験を実施し、高度変化による推力の影響を評価するという、実験主体のアプローチを取ることにした。

本稿では、まず、回転翼における推力の理論式を紹介し、次に、異なる標高において実施した推力測定実験について紹介する。最後に、ここで得られた実験結果から、標高の違いによる推力の推定を行うために必要となる要因について検討する。

2. 回転翼の推力

2-1 回転翼の推力理論

回転翼の揚力は以下に示す式 (2) によって見積もることができる [5]。

$$T = C_t \times \rho n^2 D^4 \quad (2)$$

$$\rho n^2 D^4 \propto 1/2 \rho V^2 (\text{動圧}) \quad (3)$$

$$\left(\begin{array}{l} T: \text{推力} \\ C_t: \text{推力係数} \\ \rho: \text{主流密度} \\ n: \text{ロータ回転数} \\ D: \text{ディスク直径} \\ V: \text{代表点での速度} \end{array} \right)$$

この式は、一般的に知られている固定翼の揚力理論の式と同質のものであり、式 (2) の右辺は C_l (揚力係数) を C_t (推力係数) へと置き換え、動圧を回転翼に適用したものである。この式によれば、回転翼の推力は、動圧と C_t の二つの因子によって決定されることが分かる。ここで動圧は、式 (3) で示され、回転翼の回転速度の二乗と大気密度に比例する。標高の上昇に伴い大気密度は小さくな

るため、同じ回転速度であっても、標高が高くなるにしたがって、動圧は低下する。

また、 $Re \geq 10^6$ における固定翼では、 C_l は、迎角や翼形状が一定の場合、大きく変動しないことが知られている。そのため、回転翼においても、ピッチ角が変化しない限り、 C_t は一定のものとして取り扱われる。

以上をまとめると、回転翼の推力の推定には、動圧と C_t が関係しており、推力低下は、動圧の低下を考慮すればよいと考えられる。

2-2 密度計算

動圧の大きさは、回転翼の回転数と大気密度の値に依存する。ここで、大気密度の大きさについては、一般に、理想気体の状態方程式と大気の組成から、気温と気圧によって、大まかに値を知ることができる。しかしながら、正確な大気密度を求めるためには、大気中に含まれる水蒸気を考慮しなければならない。

水蒸気を含む空気は、水蒸気と乾燥空気によって構成される。仮に、水蒸気量が増加すると、水蒸気分圧が上昇し、乾燥空気分圧が低下する。水蒸気密度と乾燥空気密度は、前者の方が小さいため、結果として、水蒸気量の上昇により、水蒸気を含む大気密度は小さくなる。

こうした水蒸気を含む空気密度については、気象学分野で、湿度を用いた計算式がいくつか提唱されている。本研究では、その中で最も利用されている計算式 (4)~(8) を利用し、大気密度を計算することとした [6]。

$$\rho = \frac{1.293 \times 273.15 \times p}{(273.15 + t) \times 1013.25} \times \left[1 - 0.378 \times \frac{e}{p} \right] \quad (4)$$

$$e = \frac{h}{100} \times e_{sat} \quad (5)$$

$$e_{sat} = 6.1078 \times 10^{At/(B+t)} \quad (6)$$

$$A = 7.5 \quad (7)$$

$$B = 237.5 \quad (8)$$

$$\left(\begin{array}{l} \rho: \text{大気密度} [kg/m^3] \\ t: \text{気温} [^\circ C] \\ p: \text{大気圧} [hPa] \\ h: \text{相対湿度} [\%] \\ e: \text{水蒸気圧} [hPa] \\ e_{sat}: \text{飽和水蒸気圧} [hPa] \end{array} \right)$$

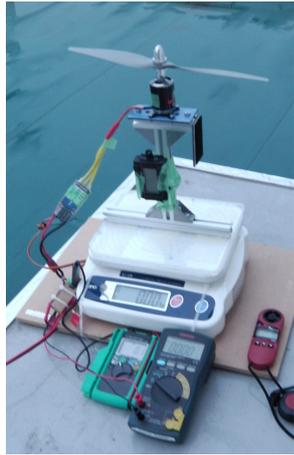


図 2 推力実験装置



図 3 回転翼 A



図 4 回転翼 B

3. 推力測定実験

標高が高い環境において、大気条件が回転翼の推力に及ぼす影響を評価するため、本研究では、標高 1,000[m] までの複数地点で推力測定実験を行った。

3-1 実験方法

推力測定を行う実験装置は、図 3、図 4 に示す 2 種類の回転翼、翼を回転させる DC モータ、DC モータを駆動するための出力可変電源、電流/電圧測定器、推力を測定する秤、回転翼の回転数を計数する光学式回転数計から成る。図 2 に、実験装置の概観を示す。

実験の手順は、以下の通りである。まず、DC モータに電流を流して回転翼を回転させる。次に、

表 1 実験で使用した回転翼の緒元

	直径 [mm]	ピッチ [mm]
回転翼 A	330	102
回転翼 B	229	152

光学式回転数計で回転数を計測し、回転数が安定したところで秤を用いて推力を測定する。なお、実験中は、回転翼によって翼の下側（推力発生方向と反対）に強い流れが生じるが、この流れと地面との干渉を防ぐため、推力発生方向は、秤を押す方向（地面方向）に設定した。また、測定値の記録を含む実験の様子は、全てビデオカメラで記録し、後日、その映像を基に、解析を行うこととした。以上の計測は、2 種類の回転翼を用いて、標高の異なる複数地点で実験を行った。なお、大気条件の比較のため、実験終了時、地上 1.5[m] 地点の直射日光が当たらない環境で、温度、気圧、相対湿度を計測することとした。

3-2 実験結果

標高の異なる地点において実施した推力測定試験について、回転翼 A に関する結果を図 5 に示す。ただし、ここで扱うデータは、サンプル 1 の大気密度が最も高く、サンプル 2、サンプル 3 と数字が増えるにしたがって大気密度が順に低くなり、サンプル 5 の大気密度が最も低い。なお、この計測条件の詳細については、表 2 のサンプル 1~5 にまとめた。

この図 5 より、回転翼 A では、回転数との増加とともに推力が増加していることが分かる。また回転数に対する推力の増加の割合は、高回転数になるにつれて大きくなっている。次に、各サンプルの推力を比較すると、最も大気密度の小さいサンプル 5 で推力が最小になった。ただし、サンプル 1 からサンプル 4 については、大きな推力差は認められなかった。さらに、回転数 6,000[rpm] に着目して推力の大きさを比較すると、サンプル 5 の推力は、サンプル 1 の推力より約 20%低いことが分かった。

次に、回転翼 B に関する結果を図 6 に示す。ただし、ここで扱うデータは、サンプル 6 の大気密度の方が、サンプル 7 の大気密度よりも高い。なお、この計測条件の詳細についても、表 2 中のサンプル 6~7 にまとめた。

この図 6 より、回転翼 B についても、回転数の増加とともに推力は増加したことが分かる。また、回転数に対する推力の増加の割合は、こちらも高回転数になるにつれて大きくなっている。さらに、推力の値は、回転翼の直径が小さい分、回転翼 A と比較して小さくなっている。各サンプルの推力を比較すると、こちらも、大気密度の大きいサンプル 6 の方が、サンプル 7 よりも大きな推力を発生させたことが分かる。

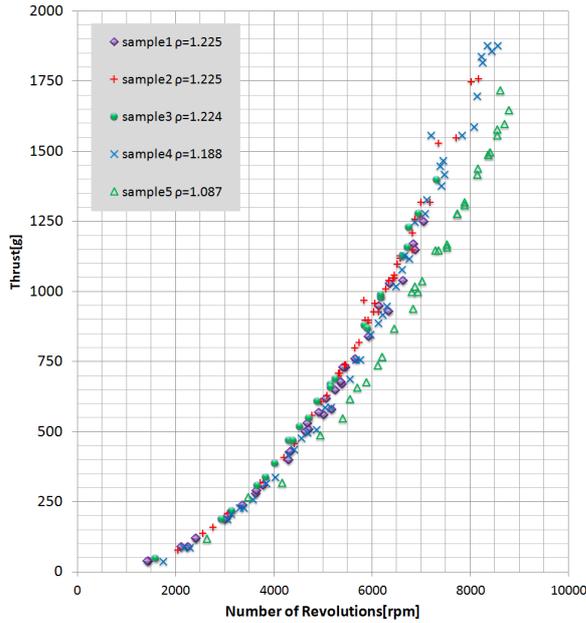


図 5 回転翼 A の推力と回転数

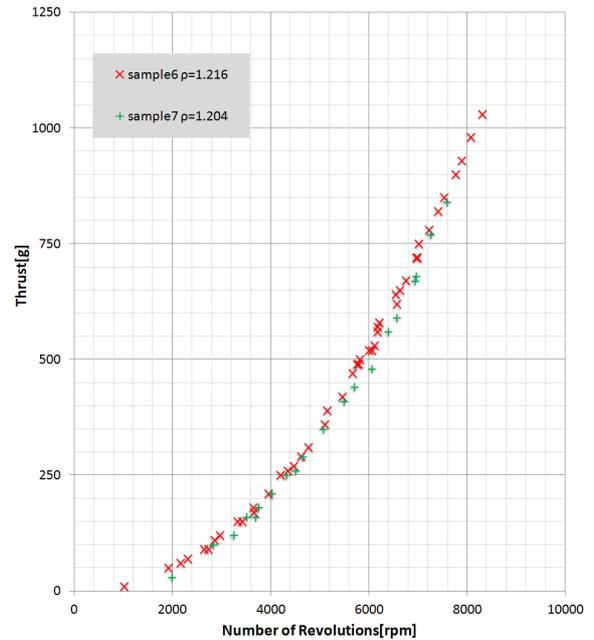


図 6 回転翼 B の推力と回転数

3-3 考察

前節で示した実験により、回転翼 A、回転翼 B について、回転数の増加に伴い、推力が大きくなることが確認されたことから、回転数の増加によって動圧が大きくなるという事実を裏付けることができた。また、大気密度が小さいサンプルほど、推力が小さくなる傾向を示していることも、動圧の性質と一致した。

一方、回転翼 A については、実験結果に示した通り、6,000[rpm]におけるサンプル5の推力が、サンプル1と比較し約20%低いことが分かった。しかしながら、大気密度については、サンプル5の大気密度は、サンプル1の大気密度に対して、11%し

か低くなかった。この結果は、大気密度の低下により、式(1)~(2)から予測される推力低下と比較し、より大きな推力低下が起こったことを示している。そこで、我々は、小型回転翼が低 Re 流れの中で使用されることから C_t が一定値とならないと考え、式(2)にしたがって実験データを解析し、翼の回転数によって Re が変化するとしたときの、 Re に対する C_t の大きさを算出した。回転翼 A の結果を図7に、回転翼 B の結果を図8にそれぞれ示す。これらの図より、回転翼 A、B のいずれについても、 Re が大きくなるにつれて C_t が増加する傾向がみられた。さらに、同一 Re で比較すると、大気密度が低いほど C_t が小さくなる傾向が見て取れる。

表 2 サンプルの計測条件

サンプル名	密度 [kg/m ³]	標高 [m]	気温 [°C]	気圧 [hPa]	湿度 [%]	回転翼
サンプル 1	1.225	179	13.4	1009.1	30	A
サンプル 2	1.225	451	0.8	965.1	93	A
サンプル 3	1.224	269	6.2	984.1	70	A
サンプル 4	1.188	179	15.8	990.9	94	A
サンプル 5	1.087	1137	11.7	891.5	64	A
サンプル 6	1.216	258	8.8	985.7	52	B
サンプル 7	1.204	465	4.8	962.3	70	B

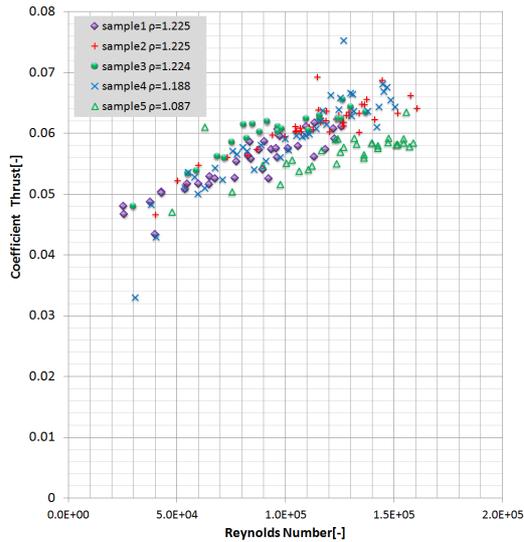


図 7 回転翼 A の C_t と Re の関係

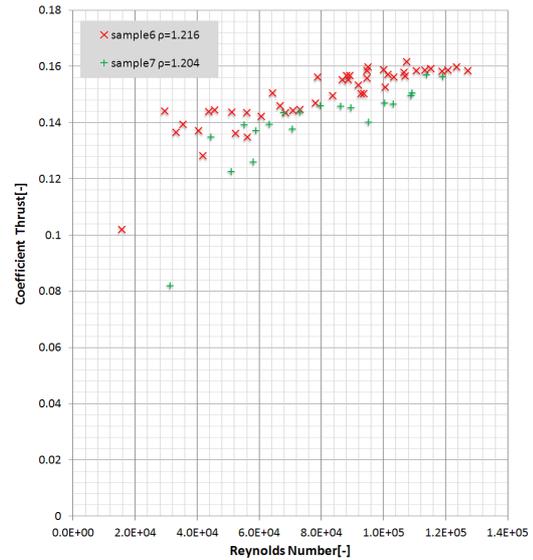


図 8 回転翼 B の C_t と Re の関係

以上より、 C_t は一定値ではなく、 Re の値に伴って変化していることが明らかとなった。しかしながら、今回計測したデータでは、測定サンプルの大気条件に関する多様性が乏しいため、 C_t の変動要因を特定するには至っていない。

4. 結論

本研究では、火山環境など高い標高において活動可能な電動マルチロータの機体設計を行うために、大気の状態変化によって生ずる推力低下を推定するため、標高の異なる複数地点での、回転翼による推力計測実験を行った。その解析結果より、低レイノルズ数での推力係数 C_t は、 Re が小さくなるにつれて減少する傾向がみられ、また、同一レイノルズ数であっても異なる値を示すことが分かった。そのため、高レイノルズ数での固定翼のように、 C_t 一定として動圧を見積もると、十分な推力推定を行うことができないことが分かった。現状では、 C_t の値を高い精度で予測するまでには至っていないが、実験結果より最小の C_t 値を設定することで、動圧の変化を見積もって得られる最低限の推力を予想することが可能となる。

今後は、比較する回転翼の種類を増やし、1,000m 以上での計測点での計測を重ねることで、より正確な推力推定の手法の確立を目指したい。

参考文献

[1] John.B. Brandt, Michael.S. Selig. : Propeller performance Data at Low Reynolds Numbers, AIAA paper

2011-1255, 2011

[2] 永谷圭司, 西村健志, 吉田智章, 小柳栄次, 羽田靖史, 油田信一, 多田隈健次郎, : 小型移動ロボットの遠隔操作による火山活動区域の観察-浅間山における 2012 年フィールド試験-, 第 13 回 計測自動制御学会 システムインテグレーション部門 講演会 論文集 pp. 648-651 2012

[3] 森川泰, 小森谷清. 情報収集飛行ロボット. 日本機械学会誌, Vol. 106, No. 1019, pp. 774-777, 2003.

[4] 西山哲男, : 流れ学, 日刊工業新聞社, 初版 14 刷, 1996

[5] 東昭, : 航空工学 (II), 裳華房, 初版, 1989

[6] Murray,F.W. : On the computation of saturation vapor pressure, J.Appli.Meteorol, 6,203-204, 1967

[7] 高沢金吾, 外立政隆, 野中修, : 低レイノルズ数域のプロペラ風洞試験, 宇宙航空研究開発機構, 航空宇宙技術研究所報告 1071, 1-29, 1990