

〔論 文〕

## ドローン・ロータ風洞実験の精度検証 — NASA-NBU 比較 —

豊島 悠斗\*, 中山 周一\*<sup>2</sup>

\*日本文理大学工学部航空宇宙工学科 (2023年度卒業)

\*<sup>2</sup>日本文理大学工学部航空宇宙工学科

### Verification of Drone Rotor Wind Tunnel Test Results — Comparing NASA and NBU Test Results —

Haruto TOYOSHIMA\*, Shuichi NAKAYAMA\*<sup>2</sup>

\*Department of Aerospace, School of Engineering, Nippon Bunri University (Graduate, AY2023)

\*<sup>2</sup>Department of Aerospace, School of Engineering, Nippon Bunri University

#### Abstract

Drone rotor testing has been conducted in the NBU 1 m × 1 m wind tunnel to evaluate rotor aerodynamic performance. The rotor lift (thrust) and torque were measured using a six component force sensor, and the rotational speed were measured using a tachometer. Rotor aerodynamic data comparable to NASA TM-2018-219758 were obtained.

キーワード：ドローン, 回転翼 (ロータ), 6分力, 風洞実験

**Keywords** : Drone, rotary wing, six-component aerodynamic force, wind tunnel testing

#### 1. 背景及び目的

複数の回転翼を持つドローンが空撮用途で産業化に成功した。ラジコンヘリは以前から存在していたこととの対比から、固定ブレードピッチ角と電動化による使い勝手の良さが普及の主要因であろう。ドローンと同様に電動の回転翼により垂直離着陸する「空飛ぶクルマ」の研究開発が世界各地で進められている。政府も「空の産業革命」<sup>(1)</sup>として、ドローンの空撮用途以外への用途拡大や空飛ぶクルマの実現を推進している。大分県においてもドローン物流の実証実験<sup>(2)</sup>等が行われている。

本学には1 m × 1 mの測定部を持つ低速風洞がある<sup>(3)</sup>。従来、風洞を用いた研究開発ではJAXA等のような大型設備を有するところが有利とされてきた。実機を想定した場合、縮小モデルの縮率効果が課題となるからである。ただしドローンを対象とした場合、1 m × 1 m風洞でも実機の風洞実験が可能となる。

以上の状況を鑑み、当学科では1 m × 1 m風洞を用いたドローン・ロータに関する研究を2022年度から開始した<sup>(4)</sup>。2023年度卒業研究において、NASA実験<sup>(5)</sup>と比較検証可能な結果を取得できたので報告する。

## 2. 供試体

図1に示す ciDroneM690のロータ・アームを分離して供試体とした。ciDroneM690は最大重量6kgの大型ドローンで、ロータ回転方向が上から見て時計回りCWとなっているロータ・アームを供試体とした。



図1. ciDroneM690

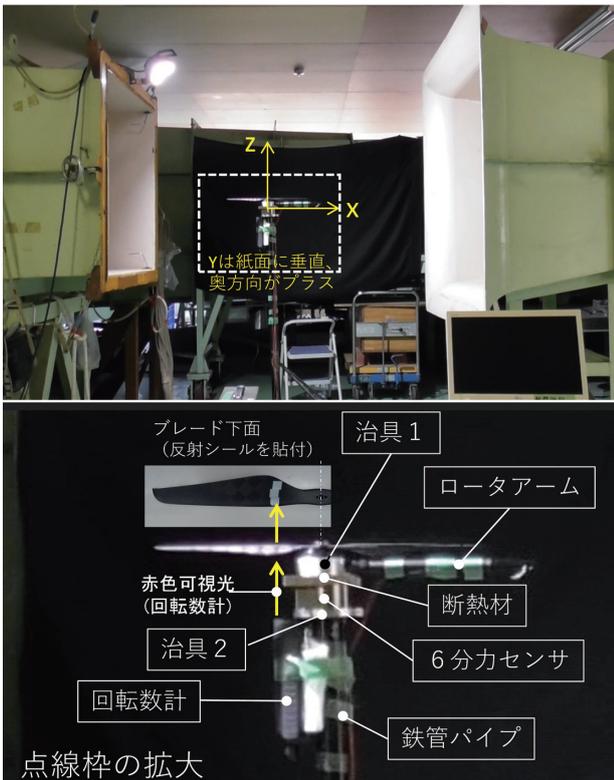


図2. 風洞実験の状況

ロータアームのモータ部を掴み、6分力センサの測定面のボルト穴にボルト結合可能な治具1を自作した。同様に6分力センサの本体部とボルト結合可能で鉄管パイ

プに固定可能な治具2を自作し、直立させた鉄管パイプに固定した(将来的には、前傾姿勢を模擬する必要があるが、2023年度は直立のみ)。この構成により、6分力センサにはロータ・アーム等の自重が計測される。テアロードとして、非回転時と回転時の計測値差分により、ロータ空気力を取り出す。ロータ・アームへの電源ライン、制御信号ラインに加わる力が6分力センサに計測されないよう、信号ラインが突っ張らないようルーズにしている。この状況を図2に示す(センサの方向や、治具、断熱材については図5も参照)。

ロータ回転数一定のもとブレードピッチ角を変化させて飛行するヘリコプタ実機と異なり、ブレードピッチ固定となるドローンはロータ回転数を変化させて飛行する。ドローンではスピードコントローラ(以下、ESC: Electric Speed Controller)が三相交流を作り出し、ブラシレスモータをセンサレス駆動している<sup>(6)</sup>。本実験では、NASA実験<sup>(5)</sup>と同様、サーボコントローラ(サーボテスター)によりESCへの入力信号を生成する。NASAではESCからモータへの三相交流をRPMセンサで計測し、RPMセンサによるロータ回転数をモニタしながらサーボコントローラを操作することで所定の回転数を実現できている<sup>(5)</sup>。対し、ciDroneM690ロータ・アームにはESCが内蔵されており、ESC-モータ間の三相交流は露出していないので計測できない。このためNASAと同じようにサーボコントローラをマニュアル操作しても、本実験では回転数は成り行きになる。6分力センサで得られる回転軸トルク[Nm]にロータ回転角速度[rad/s]を乗じてロータの消費仕事率[W]を評価する必要があり、本実験では回転数計(タコメータ)を使用する。

以上、6分力センサの電圧出力と回転数計のライン出力信号をキーエンスのデータロガーで記録し取り込む。測定機器を表1にまとめて示す。

表1 実験器材

6分力センサ	レプトリノ PFS055YA251G6
回転数計	小野測器 TH5500
ロガー	キーエンス NR-X + NR-HA08

## 3. ロータ6分力

6分力センサ(レプトリノ PFS055YA251G6)の計測結果はCh1からCh6の電圧として出力される。6分力センサのCh1からCh6の電圧値を $V_1, V_2, V_3, V_4, V_5, V_6$ とすると、[N]及び[Nm]の次元を持

つ6分力  $F_X$ ,  $F_Y$ ,  $F_Z$ ,  $M_X$ ,  $M_Y$ ,  $M_Z$  は(1)式で表される。

$$\begin{Bmatrix} F_X \\ F_Y \\ F_Z \\ M_X \\ M_Y \\ M_Z \end{Bmatrix} = [M] \begin{Bmatrix} V_1 \\ V_2 \\ V_3 \\ V_4 \\ V_5 \\ V_6 \end{Bmatrix} \quad (1)$$

6×6の変換行列[M]の成分を別表1に示す。参考文献(3)の6分力センサでは、6つのひずみゲージが6分力に一对一に対応しており、行列Mの非対角成分はゼロとなっているのとは異なっている。本行列は、較正試験の結果によりシリアル毎に取得されている模様である。

本センサの基本特性確認として、6分力センサに2kgのウェイトを載せたり降ろしたりするウェイト実験を行った。電圧出力を図3に、(1)式により6分力に変換した結果を図4に示す。図3から、ウェイトに反応しているのは  $V_1$ ,  $V_2$ ,  $V_3$  であり、 $V_4$ ,  $V_5$ ,  $V_6$  は反応している様子はない。図4から(1)式により変換された6分力ではウェイトを乗せた時  $F_Z$  の値が約20 [N] 程小さくなっていることが確認できる。図6に後掲するように、本センサの座標軸は取付面に対して垂直方向外向きが  $F_Z$  (+) なので、ウェイト載せにより (-) 方向の変化となっていることが図4から確認できる。

図3及び図4から、最初の30分程度は電圧、6分力共に上昇していることがわかる。これは「通電後、30分ほどのウォーミングアップ時間を設けてください」とのセンサ取り扱い説明書の記述に対応し、通電による熱平衡の問題であることをレプトリノ社に確認している。電圧値では一様に温度の影響を受けているが、(1)式による変換後の6分力では  $F_Z$  の影響が顕著となっている。

次に図2に示すドローン・ロータの6分力計測を行った。スピードコントローラの操作により変化する直流電源装置のワット数表示が目安として60W, 120W, 180W, 240W, 300W となるようにサーボコントローラを操作した。前述のワット数に加えて、サーボコントローラ最大位置を含む6段階に変化させたホバリング実験を最初に行った結果を図5に示す。ワット数は目安であり、前述の値に一致させることはできていないが、各条件を、60W, 120W, 180W, 240W, 300W, max と呼ぶ。各条件とも、サーボコントローラから手を離して以降一定の計測時間を確保するようにした。なお、後述する移動平均処理ありである。

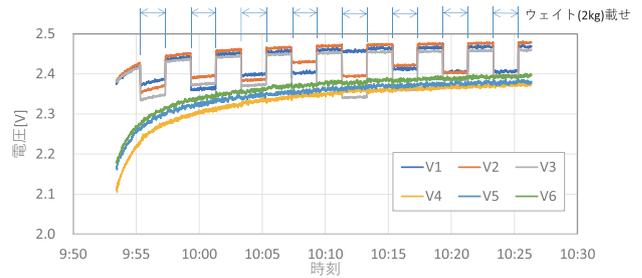


図3. ウェイト実験結果 (電圧値)

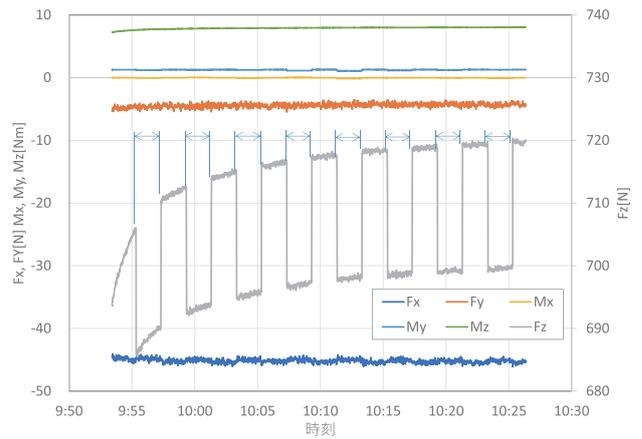


図4. ウェイト実験結果 (6分力)

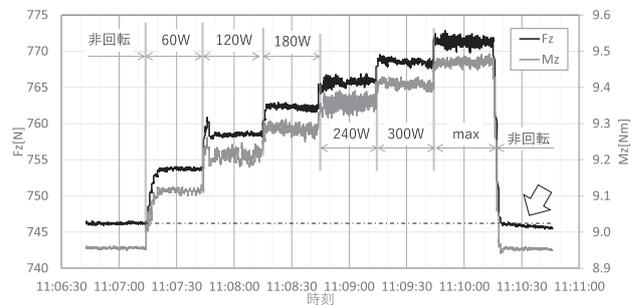


図5. ロータ風洞実験結果 (伝熱対策前)

図5から、回転開始前と回転停止後の  $F_Z$  が一致していないこと、回転停止後に  $F_Z$  変化していることが確認できる。初期状態と終了状態が一致しない状況はNASA実験でも確認されている<sup>(5)</sup>。付録Aに示す確認実験から、この事象はモータの熱が6分力センサに熱伝導した影響であることがわかっている。取扱説明書に基づき30分のウォーミングアップを確保したとしても、外部からの伝熱を抑制しないかぎりこの問題は解決しない。この熱伝導の対策として、図6に示すように6分力センサとロータ・アームの間に断熱材を挟む対策を行った。同対策後のホバリング実験結果を図7に示す。対策

後、初期値と回転停止後の値は一致し、回転停止後の変動もなく、モータからの電熱問題を回避できていることが分かる。

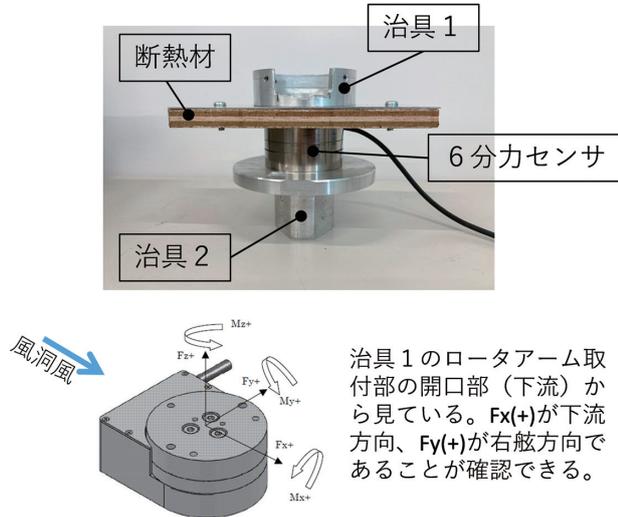


図6. 伝熱対策

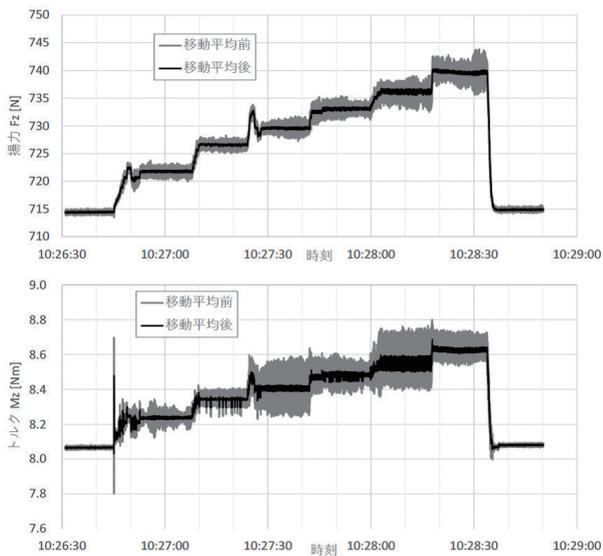


図7. ロータ風洞実験（伝熱対策後）

図7の極性を見てみると、ロータ回転により上向きの推力が発生し(+)  $F_z$  となる。 $M_z$  の極性は、図6に示すように上からみて反時計まわりであるところ、ロータは上から見て時計まわりに回転するので、その反作用として  $M_z$  も(+) となっていることが確認できる。

移動平均の是非について述べる。図7は移動平均を取る前と移動平均を取った後の比較を示している。非回転時には両者はほぼ一致しているが、ロータ回転時に移動

平均なしでは幅をもった形となっている。移動平均前を各条件について、エクセルでフーリエ（周波数）解析を行った結果を図8に示す。

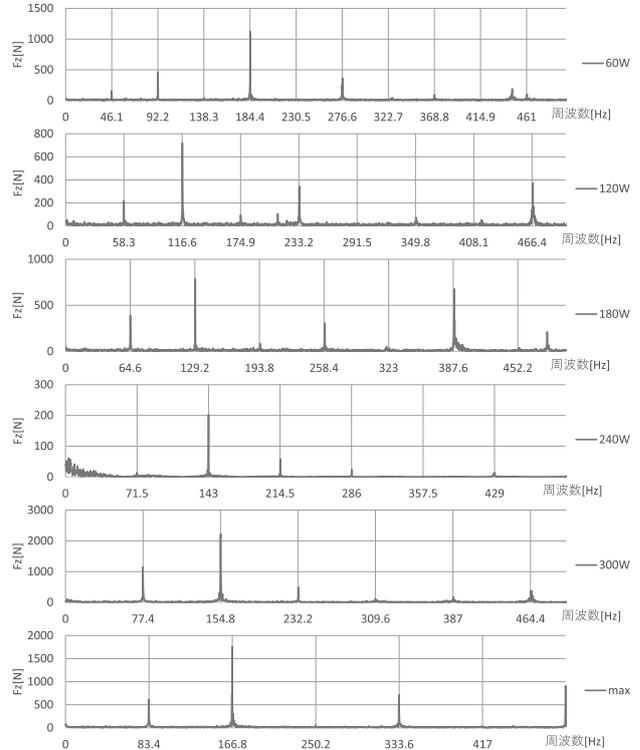


図8. 6分力のフーリエ（周波数）解析結果

図8から、変動の周波数成分は特定の周波数の整数倍成分から成り立っていることがわかる。ロータ・ブレードの重心位置が回転中心からずれている場合、遠心力等の慣性力により、ロータ回転周波数の整数倍の振動が発生することはロータ一般にみられる現象である。次章に示すようにこの周波数は回転周波数であることがわかったので、ロータの空力性能の評価のためにはこの変動成分を取り除いてよい。以上から、移動平均を行うこととした。1m×1m風洞に既設の参考文献(3)の計測系ではシグナルコンディショナがローパスフィルタの機能を担っているが、本実験の計測系には、フィルタ機能を持つ機器(ハードウェア)は含まれていない。なお、(1)式の行列変換前に移動平均を取る場合と、(1)式の行列変換後に移動平均を取る場合は、理論的に同じになることを補足しておく。

$F_z$ 、 $M_z$  ともに非回転時の計測値がゼロとなっていないので、この値をテアロードとして差し引いてロータ空気力とし、両者を比較した結果を図9に示す。

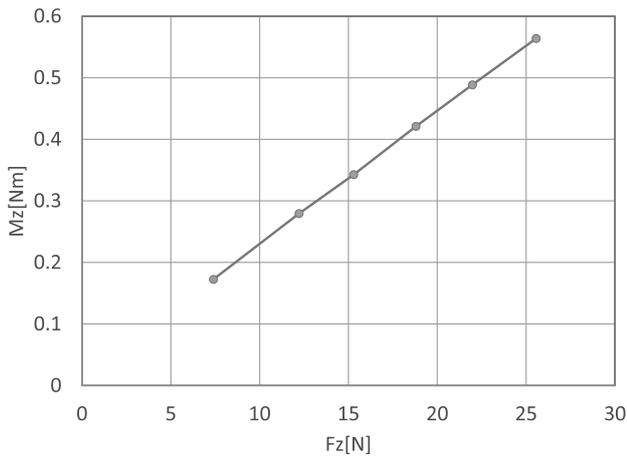


図9. ホバリング実験結果 (推力・トルク)

#### 4. ロータ回転角速度

ロータの仕事率を評価するためには6分力センサで計測される回転トルクに回転角速度を乗じてパワー(仕事率)を算出する必要がある。本稿では [rad/s] の次元を持つ回転角速度と [rpm] の次元を持つ回転数を区別している。本実験では、ロータ回転数特定のため回転数計(小野測器 HT-5500)を用いる。HT-5500は赤色発光ダイオードの可視光の反射を捉えて回転数を推定する可視光反射式である。HT-5500のライン出力にはアナログとパルスの2種類があり、取扱説明書によるとアナログ出力は回転数計の液晶表示値を出力しているとされている。

回転数計の基本特性確認として、接触アダプタ(機械的な軸出力)による手回しで、パルス出力とアナログ出力の両方を計測した(図10)。回転が始まる(パルス波が出力され始める)とアナログ電圧は増減し始め、回転が停止(パルス波はそれ以降出力されない)してもアナ

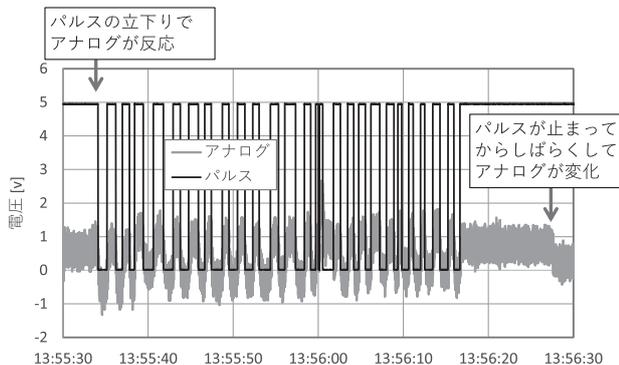


図10. 接触アダプタによる回転数計確認

ログ出力電圧はしばらく変化を継続することを確認した。アナログ出力は、パルス計測結果に対し何らかの時間要素を含む処理を行っていると考えられる。本実験では、データ処理方法を自ら確認できることを優先し、パルス信号から回転角速度を算出する方法を検討した。

パルス信号は、反射がある場合、HIGH; 4.5V以上、反射がない場合 LOW; 0.5V以下を出力する。パルス信号の計測時刻を  $t_n (n = 1, 2, \dots, N)$ 、その時のパルス信号の電圧を  $V_n (n = 1, 2, \dots, N)$  と表すと、パルスの立ち上がりは、

$$V_{n+1} - V_n > 4.0 \quad (2)$$

で判定することができる。 $k = n$ としてその時刻を  $t_k (1 < k < N)$ を表す。その後、再び(2)式が成り立った時刻を  $t_{k+1}$ とすると、周期  $t_{k+1} - t_k$  からロータ回転角速度の推定値  $\Omega'$ が(3)式で求められる。

$$\Omega' = \frac{2\pi}{t_{k+1} - t_k} \quad (3)$$

ホバリング実験結果に適用した結果を図11に示す。

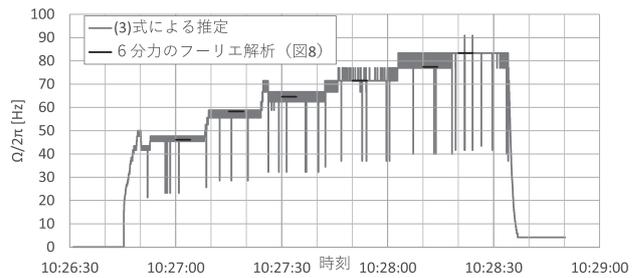


図11. 回転角速度計測結果 (その1)

図11には6分力のフーリエ(周波数)解析の結果から推定した回転角速度を併記しており、ある幅をもった回転数計の推定結果の中にフーリエ解析は収まっている。

推定値  $\Omega'$ が散発的に半分程度の値となっていることについて述べる。回転数計の上を反射シールが貼付されたブレードが通過する際に、ブレード通過速度に対してサンプリングが相対的に遅い場合は、計測タイミング間にブレードが通過してしまいパルス信号の取り逃しが発生する。パルス信号を1回取り逃すと(3)式の分母を2倍に見誤ることになり  $\Omega'$ は約半分となる。取り逃しを生起させない限界状態として、反射シールの両端での反射タイミングを計測する状況を想定する。両端での反射を計測できる状態はブレード通過を2個の計測データで捉えることであり、その状態からタイミングがずれても必ず1個のデータでブレード通過を捉えることになる。逆にこの状態よりサンプリングが遅ければ、計測タイミングが反射シールの中央付近となる場合は反射を1個の

データとして記録できるが、計測タイミングが反射シールの端に寄ってきた場合は取り逃しが発生することになる。反射が得られる回転アジマス角を30度とするとロータ1回転を12分割より多く分割できるサンプリング間隔であれば良いことになる。サンプリング間隔1msで30度回転することになるので、1回転に要する時間は12ms、回転周波数 $1/0.012=83.3\text{Hz}$ となり、これが取り逃しを抑制できる最大回転数となる。ただし図11からは40Hz過ぎから取り逃しが発生しており、理屈に合わない。光学的な取り逃しの可能性が考えられる。なお、取り逃し抑制するため反射材のアジマス角度を大きくすることが有効であるので、反射シール1枚を根元に貼付した場合のアジマス角12度に対し、図2に示すように翼弦が最も長い位置に横並び3枚とすることで本実験では31度を確保している。

次に回転数角速度の推定結果 $\Omega'$ がある幅を持っている点について述べる。帯は細かくみると、幅の上限値と下限の値の2種で構成され、その間の値は存在しない。回転角速度が一定になっているとしその真の回転角速度を $\hat{\Omega}$ 、対応する周期を $\hat{T}$ 、サンプリング間隔を $\Delta t$ と表すと

$$n\Delta t < \hat{T} (= \frac{2\pi}{\hat{\Omega}}) < (n+1)\Delta t$$

の関係になっている筈である。この場合、1回転分のデータ個数は $n$ と $(n+1)$ になるのでそれぞれに対応した $\Omega_H$ と $\Omega_L$ が得られ図11のような帯となる。

$$\begin{cases} \Omega_H = \frac{2\pi}{n\Delta t} > \hat{\Omega} \\ \Omega_L = \frac{2\pi}{(n+1)\Delta t} < \hat{\Omega} \end{cases}$$

この2値の差は、データ処理に起因する分解能であり、これを小さくすることでデータ処理結果を真値に近づけることを考える。

$$\begin{cases} \frac{\Omega_H - \Omega_L}{\Omega_H} = \frac{1}{n+1} = \frac{\Omega_L}{2\pi} \Delta t \\ \frac{\Omega_H - \Omega_L}{\Omega_L} = \frac{1}{n} = \frac{\Omega_H}{2\pi} \Delta t \end{cases}$$

であるから、サンプリング間隔 $\Delta t$ を小さくすれば、 $\Omega_H$ と $\Omega_L$ は近づき、分解能は小さくなる。ただし、 $\Delta t$ を小さくするのは、データ容量を増やす点で望ましくない。

パルスの立ち上がり時刻 $t_{k+1}$ にて、1つ前のパルス立ち上がり $t_k$ から $t_{k+1}$ までのデータ個数

$$n_{k+1} = \frac{t_{k+1} - t_k}{\Delta t}$$

と一つ後のデータ個数

$$n_k = \frac{t_k - t_{k-1}}{\Delta t}$$

との差は、回転角速度が一定の場合、 $+1, 0, -1$ の何れかになる。この条件が満たされる場合、つまり、回転角速度が一定に保たれていると判断できる限り、積算を続けて、複数回転分の回転角度で求めると

$$\tilde{\Omega} = \frac{2m\pi}{\Delta t \sum_{k=1}^m n_k} \quad (4)$$

が得られる。この処理を行った結果を図12に示す。

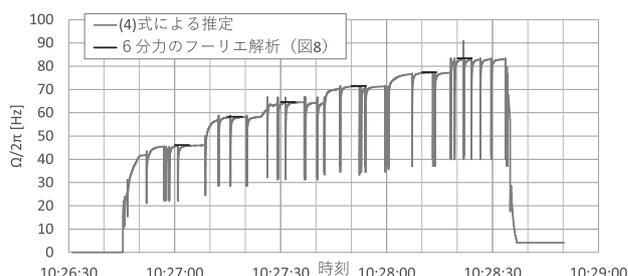


図12. 回転角速度計測結果 (その2)

この結果は、フーリエ解析の結果とほぼ一致している。6分力のフーリエ解析に見られた一定間隔で現れる周波数成分の基本周波数はロータ回転周波数であることが確認されたことになる。NASAはRPM Sensorとタコメータの比較(例示せず)から計測精度を $\pm 30$  [rpm] ( $= 0.5$  [Hz])としている。図12から、本実験では同等以上の精度が確保できることがわかる。

図11, 12から $\Omega'$ も $\hat{\Omega}$ もロータ回転停止後の推定値がゼロに戻っていない。(3), (4)式では最後のパルスが計測された後は何も変化が起きないので最後のパルス間時間が保持されるからである。「回転が停止した」かどうかは、一定時間パルスが入ってこないこと等により判定するしかない。図10に示されるアナログ信号の内部処理も同様な時間要素を用いていると想像される。

以上から、本実験ではロータ回転角速度として $\hat{\Omega}$ または $2\pi f_{FFT}$ を採用する。図9に示される $M_z$ に対し回転角速度を乗じてパワー(仕事率) $P = M_z \Omega$ を求めた結果を図13に示す。電源装置に表示されるワット数に近い結果が得られている。

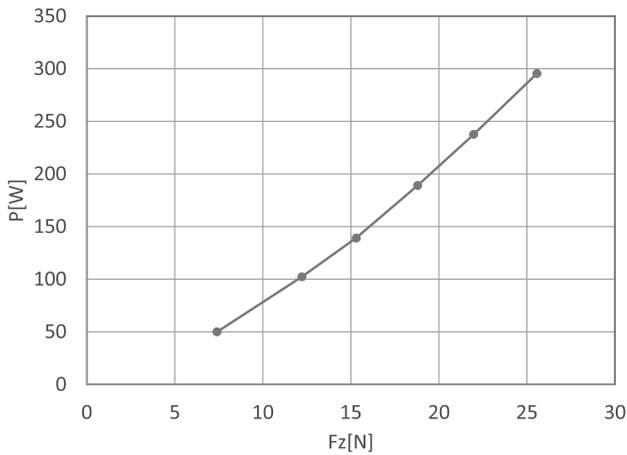


図13. ホバリング実験結果 (推力・パワー)

### 5. ロータ空力性能評価 (NASA との比較)

ロータ6分力とロータ回転角速度の計測精度について目的が得られたため供試ロータの空力性能を評価する。回転翼の無次元化空力係数として、(5)式に示すパワー係数と(6)式の推力係数が用いられる<sup>(8)</sup>。

$$C_T = \frac{F_Z}{\rho \pi R^2 (\Omega R)^2 R} \quad (5)$$

$$C_P = C_Q = \frac{M_Z}{\rho \pi R^2 (\Omega R)^2 R} \quad (6)$$

ここで、 $\rho$ は空気密度、 $R$ はロータ半径、 $\Omega$ はロータ回転角速度である。パワー係数と推力係数から対気速度ゼロのホバリング時の効率を表すFOM (Figure Of Merit)が次式のように表される<sup>(8)</sup>。

$$FOM = \frac{C_T^{1.5}}{\sqrt{2} C_P} \quad (7)$$

本実験のFOMをNASA<sup>(5)</sup>と比較した結果を図14に示す。図14には、各ロータのロータ直径Dを参考に示している。NASA実験<sup>(5)</sup>とはほぼ同じホバリング効率が得られており、本実験の妥当性が確認できる。

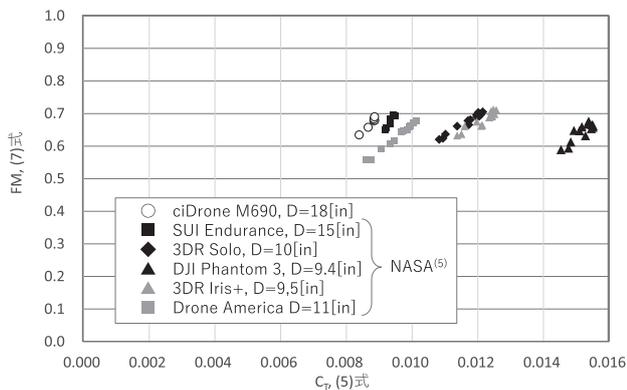


図14. ホバリング効率比較

最後に通風ありの実験結果を示す。NASA実験からロータ径が比較的近いSUI Enduranceと比較しつつ、ホバリングを併せて図示する。NASA実験結果は海面上標準大気状態とされているので、本実験結果も密度比 $\sigma$ で除した。

図15から、パワーについては前進速がつくことにより誘導パワーが減少する様子がNASAでも本実験でも同様に認められる。次に $F_x$ と $F_y$ を図16に示す。基本的に空気抵抗により $F_x$ がプラスになるはずのところ、図2, 6に示すように $F_x$ は後方が(+)であり、NASAでも本実験でも風速が増えることで $F_x$ が(+)方向に変化する様子が確認できる。一方、 $V=0$ では、 $F_x$ ,  $F_y$ は同じ特性を示すべきとの観点からは、NASAよりも本実験の方が良い結果となっている。

$F_y$ についてはロータ回転方向によるはずなので、モーメントをしてみる。なお、ロータ中心とセンサ基準点は一致しておらずオフセットがあるが、本稿では変換していない。

フラッピングしないドローン・ロータでは、風洞風速と回転速度が同じ向きとなる前進側でブレード揚力が大

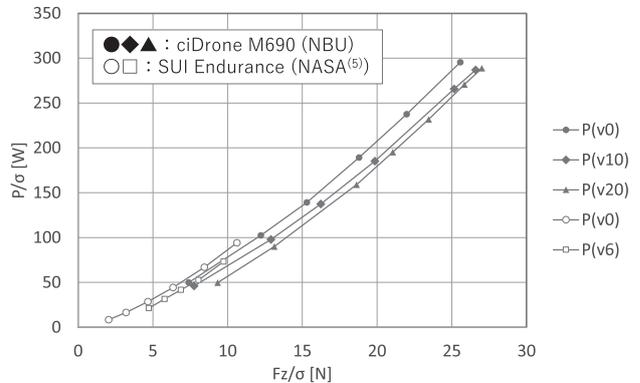


図15. 揚力/トルク

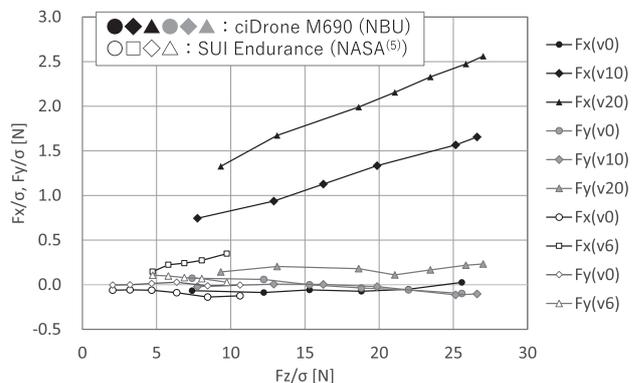


図16. 力

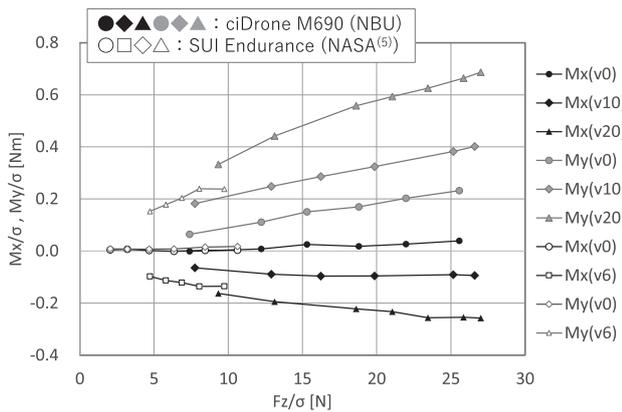


図17. モーメント

きくなり、前進側を上方向にするローリングモーメントが発生する。図6に示すように  $M_x$  の極性は左舷下げが (+) であり、時計回りの供試体では左舷側が前進側となるので  $M_x$  は (-) となるはずであり、図17に示す本実験結果に一致している。NASA の  $F_x$ ,  $F_y$ ,  $F_z$  座標軸の定義は本実験と同じである。本実験では図6に示すように右ネジの方向にモーメントを定義しているが、NASA では  $M_x$ ,  $M_z$  は右ネジの方向になっていない。従って、図17のローリングモーメントから判断する限り NASA の SUI Endurance は上からみて反時計回りである。図15から風速による  $F_y$  の変化は NASA と本実験で同じように見えるが、前述のとおり回転方向が逆になっていると思われるので、 $F_y$  の比較は意味をなさない。

## 6. まとめ

NASA/TM-2018-219758で課題であった実験開始時の出力と実験終了時の出力が一致しない問題について、NASA は実験データの補正により対処している。対し、本実験では、モータから6分力センサへの熱伝導を抑制することで計測精度そのものを向上させている。ロータ回転角速度についても、NASA ではRPMセンサの値を信用しているのに対し、本実験では回転数計の液晶表示値ではなく、パルス出力からロータ回転角速度を高精度で推定する方法を検討し、6分力のフーリエ解析結果と良い精度で一致することを確認した。以上から、NBUにおいてもNASAと同様の実験環境とデータ処理方法を構築するができた。

津久見でのドローン物流実証実験を行った ciRobotics 社から聴取したところ、34kmに達する飛行距離の観点からマルチロータ型ドローンでは航続性能に不安があ

り、シングルロータ形式のヘリコプタ型ドローンを用いたことであった。ドローンに一般的なマルチロータ機の揚抗比がヘリコプタに対して劣る点は、Uber Elevate Summit 2019で指摘されており、マルチロータ形式を含む各種空飛ぶクルマの航続距離の要因分析の結果からもUberの指摘が正しいようなことは確認されている<sup>(7)</sup>。

ドローン・ロータの揚抗比がヘリコプタ・ロータに劣る要因として、誘導抗力の違いが考えられる。ヘリコプタ・ロータは前進飛行時に発生する機体左右の回転翼相対速度差をフラッピングによる迎角差でキャンセルし機体左右の揚力バランスを取ることは、ヘリコプタ空力の常識である。対し、ドローン等のマルチロータ機はフラッピング機能を有しないので、誘導抗力の観点で不利になっている可能性がある。この点を、明らかにした研究事例は筆者らの知る限りでは公表されていない。本成果を活用し、ドローン・ロータの揚抗比評価及びヘリコプタ・ロータとの差異分析評価を行いたい。

## 7. 謝辞

供試体を提供して頂いた ciRobotics 社に感謝します。

## 参考文献

- (1) 空の産業革命に向けたロードマップ 2022  
[https://www.kantei.go.jp/jp/singi/kogatamujinki/kanminkyougi\\_dai18/siryu4.pdf](https://www.kantei.go.jp/jp/singi/kogatamujinki/kanminkyougi_dai18/siryu4.pdf)
- (2) 大分県津久見市におけるドローン物流実証事業の概要と成果津久見の実証実験  
<https://www.mlit.go.jp/common/001406760.pdf>
- (3) イュジョン, 清水健太, 田原久雄, 中山周一, 1 m × 1 m 風洞における空気力計測, 日本文理大学紀要, 第50巻第2号 (2022/10), pp. 51-59
- (4) 中山周一, イュジョン, 長尾祥伍, ドローン・ロータの空気力計測, 日本航空宇宙学会西部支部講演会 (2022) 2022年, JSASS-2022-S022
- (5) Carl Russell, Gina Willink, Colin Theodore, Jae-woo Jung, Brett Glasner, Wind Tunnel and Hover Performance Test Results for Multicopter UAS Vehicles, NASA/TM-2018-219758
- (6) トランジスタ技術 SPECIAL No. 140 トコトン実験! モータのメカニズムと高効率駆動, CQ 出版社 (2017), p. 86-98
- (7) 廣瀬将輝, 中山周一, 空飛ぶクルマの航続性能,

日本航空宇宙学会論文集, 69巻2号 (2021), pp. 45-52

(8) 加藤寛一郎, 今永勇生, ヘリコプタ入門, 東京大学出版会, pp. 81-91

#### 付録 A 6分力センサに対する温度の影響検証

6分力センサに対するモータからの伝熱の影響を確認するため, 加熱による変化, 加熱停止後の変化, 外気温度の影響確認の3つの実験を行った。

加熱実験では, 図18に示すようにヒータマットの上にセンサを乗せ, ヒータマットの設定を変えセンサの出力がどう変化するかを見た。図19に示すように, ヒータマットの温度設定に応じて  $F_z$  の値が変化することが確認され, 6分力センサは温度の影響を受けていることが確認された。

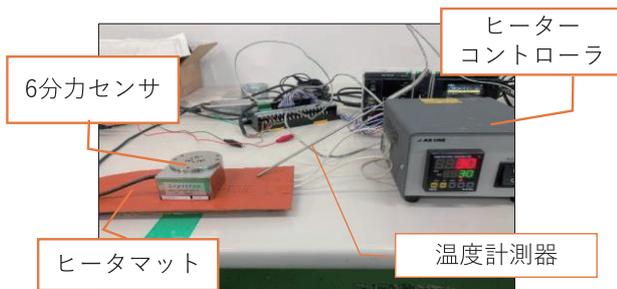


図18. 実験外観

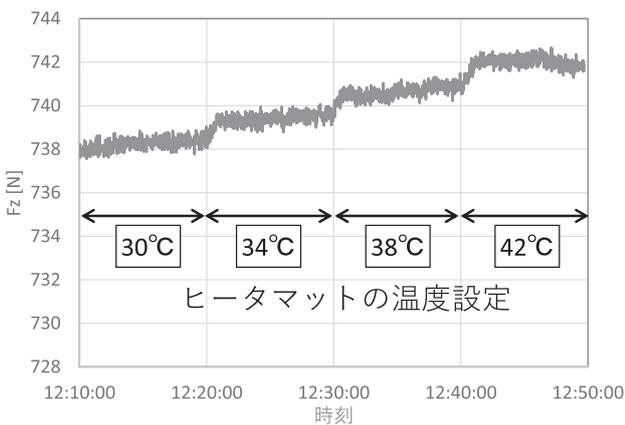


図19. 加熱確認

次に図5のロータ回転停止後の  $F_z$  の変化を模擬するため, ヒータマットに載せて加熱し定常状態に達した6分力センサをヒータマットから外した場合の変化を図20に示す。図5と同様,  $F_z$  の値が減少しており, 図5にある回転停止後の  $F_z$  の変化は, モータの発熱が止まっ

たことによる変化であることが確認された。最後に室温変化による影響を確認するため室温に対する外乱が少ないと思われる一晩放置した状態での変化を見た。当該部屋は閉め切った上で空調もオフ, ただし, 温度計を動画撮影のため照明はオンの状態とした。

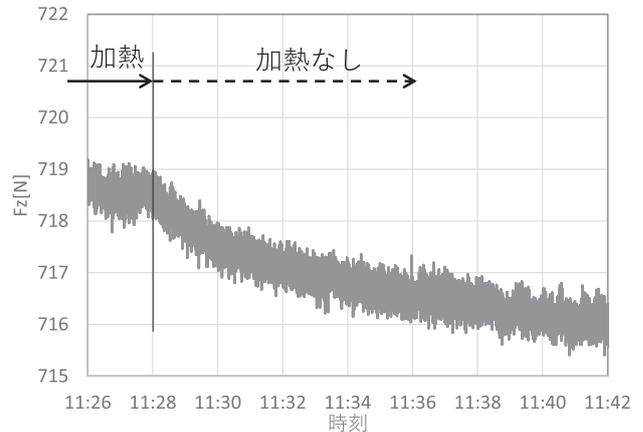


図20. 加熱停止後の変化

結果は図21に示すように, 隣の部屋が退室するまでの時刻は隣の部屋からの伝熱により室温が上昇しており, 隣の部屋が退室 (空調オフ) となって以降は日の出に伴い日照が始まるまでは室温も6分力センサの計測値も線形的に変化していることが確認できる。室温計測のための動画撮影はビデオカメラの容量の制約で4:00過ぎに終了となったため, 4:00以降の室温のデータがないが, この日 (2024/02/06) の日の出は7:06なので, 7:00過ぎに  $F_z$  が増加に転じているのは日照による室温上昇によるものと考えられる。

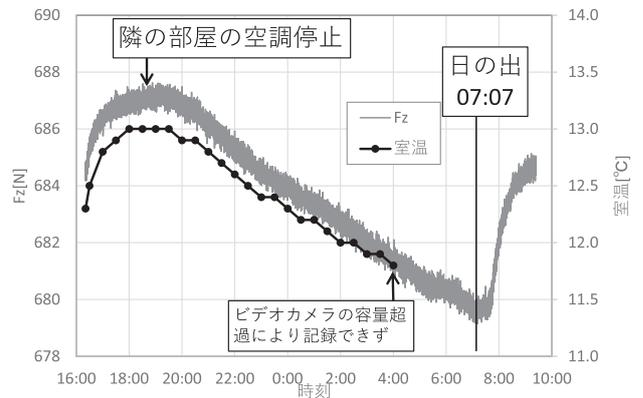


図21. 室温変化に対する感度

別表1 6分力変換行列

-0.940188136	-0.302911599	-1.136352087	59.25482756	-75.71241239	0.024130072
-1.38122541	1.806179454	1.944755113	34.10254634	43.26219144	-80.98050364
88.43773286	87.48601518	113.6116337	0.681883445	-0.330505665	1.836190516
-1.628881113	1.663937121	-0.021253493	-0.015512187	-0.01003607	0.001976951
-0.950701465	-0.937765116	2.398053377	-0.003852699	-0.000306209	0.029181532
-0.033213629	0.037364931	-0.023116332	0.972546779	1.240589996	1.174841626

別表2 実験データ一覧

項目	実験日	$\Delta t$	実験形態	風洞風速 [m/s]	気圧 [hPa]	気温 [°C]	空気密度 [kg/m <sup>3</sup> ]	補足
ウェイト実験 (図3, 4)	2023/04/12	1s	6分力センサ単体	—	—	—	—	
回転数計確認 (図10)	2023/09/28	10ms	回転数計単体	—	—	—	—	
伝熱対策前ロータ実験 (図5)	2023/06/20	100ms	風洞(図2) 回転数計なし	0	—	—	—	
ロータ実験 (図11~13と 図14~17の一部)	2023/11/01	1ms	風洞(図2) 回転数計あり	0	1021.5* <sup>1</sup>	20.0* <sup>1</sup>	1.214	* 2
通風ありロータ実験 (図15~17の一部)	2023/11/23	1ms	風洞(図2) 回転数計あり	10, 20	1013.5	18.0	1.213	
加熱確認 (図19)	2024/02/05	1s	6分力センサ単体	—	—	—	—	
加熱停止後の変化 (図20)	2024/02/09	100ms	6分力センサ単体	—	—	—	—	
室温変化の影響確認 (図21)	2024/02/05 ~02/06	5s	6分力センサ単体	—	—	—	—	

\* 1 気温、気圧を計測し忘れたので、大分市気象台のデータによる。

\* 2 ファイル容量抑制のため1条件当たりの計測時間を図5に比べて、短くした。

(2024年6月24日受理)