

6自由度ドローンにおける風外乱力推定

神谷 万人*, 永井 栄寿, 藤本 博志 (東京大学)

Wind disturbance force estimation of a 6-DOF UAV

Manto Kamiya*, Sakahisa Nagai, Hiroshi Fujimoto (The University of Tokyo)

The wind disturbance force estimation and compensation method which uses the information of the counter torque of the UAV's propeller motor is proposed in this study. In addition, the effectiveness of the method was verified with wind tunnel experiments using a propeller bench.

キーワード：6自由度ドローン, 風外乱, オブザーバ, 力制御, 翼素理論
(6DOF UAV, wind disturbance, observer, force control, blade element theory)

1. 序論

ドローンはすでに物資運搬や空撮といった作業において活用され、ロバスト化に関する研究も行われている⁽¹⁾。そして、将来のドローンの活用法として、複数台のドローンと協力する物資運搬⁽²⁾や建造物への打音検査⁽³⁾などが検討されている。これらの作業は複雑であり、ドローンが周囲環境とより積極的に力のやり取りを行う必要がある。そのため、ドローンに加わる力や、ドローンが出力する力を制御するアドミッタンス制御・インピーダンス制御といった力制御が重要になる。

〈1・1〉 **6自由度ドローン** 力制御を含む高度な制御に適したドローン機体の1つとして、6自由度ドローンが注目を集めている⁽⁴⁾。通常のドローンのプロペラは、全て上向きで取り付けられており、劣駆動系であるため6自由度を同時に制御することはできない。一方、6自由度ドローンはプロペラの向きに自由度を持たせることによって、機体姿勢と位置を独立に制御することが可能である。例えば6自由度ドローンは、機体を傾げずに水平移動が可能である。6自由度ドローンは、図1のように主にFixed-Tilt型とVariable-Tilt型に分類される⁽⁴⁾。Fixed-Tilt型は、プロペラの傾きがそれぞれ異なった方向にあらかじめ固定されているシンプルな機体を指す。Variable-Tilt型は、プロペラ方向をモータによって能動的に変化させることができる機体を指し、制御がより複雑になるものの、より幅広い動きを実現できる。応用目的によって、使用する6自由度ドローンの型は異なるが、例えば水平方向へ特化した力制御を行う際は、水平方向にプロペラを持つ機体を用いることが考えられる。本研究では、上記の6自由度ドローンのうち、比較的構造が簡単な図1左の機体構成について主に検討する。

〈1・2〉 **ドローンにおける気流ベクトル推定** ドローンの力制御の課題の一つに、風による外乱が存在する。風外乱力以外の力に対して力制御を行う際、風外乱力と風以外の要因が機体に与える力を正確に区別する必要がある。そ

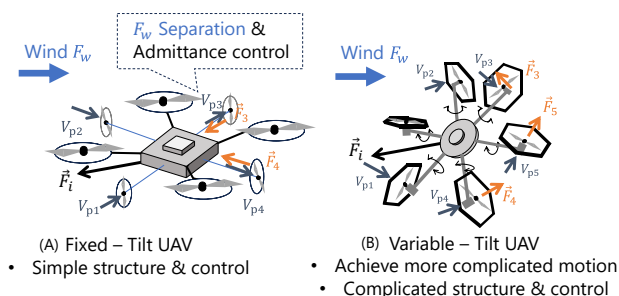


図1 6自由度ドローンの分類

Fig.1: Type classification of fully actuated UAVs.

のため、機体に流入する気流ベクトル(風速・風向)を推定し、風外乱力を推定することが重要である。

ドローンでの気流ベクトル推定の従来手法には以下のようなものがある。

- (1) 加速度・角速度センサを用いた外力推定による気流ベクトル推定⁽⁵⁾
- (2) 機体姿勢と機体速度を用いた気流ベクトル推定⁽⁶⁾
- (3) 風速計を搭載することによる気流ベクトル計測⁽⁷⁾
- (4) モータ・プロペラの力学を考慮することによる気流ベクトル推定⁽⁸⁾

しかし手法(1)–(3)は、風外乱力とそれ以外の力の分離が難しい⁽⁹⁾。上記の手法のうち、モータとプロペラの力学を考慮する手法(4)は、追加装備なしに気流ベクトルを推定しつつ、風外乱力を分離することができる可能性がある。モータとプロペラの情報を使用する風速風向推定で、ドローンを対象とした先行研究にはRef.(8)が存在する。この論文では、複数のプロペラのモータパワーに注目し、プロペラの運動量理論とデータの学習を組み合わせることによって3次元風速の推定を試みている。実験では、実際のドローンの

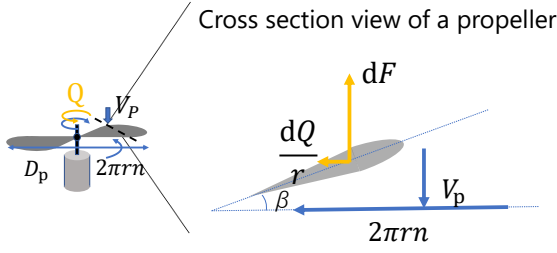


図2 プロペラに加わる気流および力

Fig.2: Velocities and force acting on propeller blade element.

データに対して学習を行い、オフラインでアルゴリズムを適用することで検証を行っている。しかし、複雑なステップが多く、計算量も多いと考えられる。また、本先行研究ではドローンに位置制御を組み込んだ上で、風環境下での学習データを得ている。そのため、モータ情報以外にも間接的に加速度センサ等の情報を学習に使用している可能性があり、風外乱力以外の力が区別しにくいと考えられる。

〈1・3〉 研究目的 上記より、外力推定や機体姿勢を用いるドローンでの気流ベクトル推定手法は、追加装備なしでは、風外乱力を分離できない。そこで本研究は、モータとプロペラの力学を考慮する手法(4)に注目する。本研究ではRef.(8)の手法とは異なるアプローチを模索した。主な相違点として、本研究は翼素理論を用いたモデルベースの推定を行い、風洞においてオンラインで手法を検証している点が挙げられる。以上を踏まえ、本研究では6自由度ドローンにおける、(1)プロペラモータ情報のみを利用した気流ベクトル推定と(2)気流ベクトル推定値を用いた風外乱力推定・補償の枠組みを提案することを目的とする。

〈1・4〉 本稿の構成 本稿では、2章でモータとプロペラの力学について述べた後に、3章で気流ベクトル推定と風外乱力推定・補償について説明し、4章でプロペラベンチを用いた風洞における風力補償のHardware-In-the-Loop-Simulation (HILS) について述べる。最後に5章において本稿の結論と今後の展望を述べる。

2. プロペラ・モータのモデル

本章では、ドローンのモータ及びプロペラの力学について説明する。プロペラの力学は翼素理論によって説明される。モータの運動における、トルク指令値 T^* とモータの回転数 n の関係を表す方程式を以下に示す。

$$T^* - Q = 2\pi J_\omega \frac{dn}{dt} + 2\pi B_\omega n + T_c, \quad (1)$$

ただし、 J_ω はプロペライナーシャ、 B_ω は粘性係数、 T_c はクーロン摩擦を表す。 Q は、プロペラに風が流入することによって生じる、回転とは逆向きのトルクである反トルクを表す。また、 n はプロペラ回転数を表す。推力 F と反トルク Q を以下に示す。

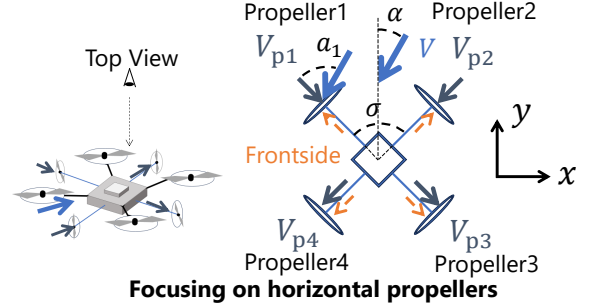


図3 6自由度ドローンのプロペラの配置

Fig.3: Configuration of propellers of the fully actuated drone.

$$F = C_F(J)\rho n^2 D_p^4, \quad (2)$$

$$Q = C_Q(J)\rho n^2 D_p^5. \quad (3)$$

ただし、 ρ は空気密度、 D_p はプロペラ直径を表す。 C_F と C_Q は推力係数およびトルク係数であり、進行率 J の関数として表される。進行率 J は、プロペラに流入する気流速度 V_p を用いて、以下の式で定義される。

$$J = \frac{V_p}{n D_p}. \quad (4)$$

推力 F ・反トルク Q とプロペラに流入する気流速度 V_p の関係は、翼素理論によって説明される。図2にプロペラの翼素に加わる力およびプロペラ前方から風が流入する場合の風速を示す。翼素は、プロペラの中心から r 離れた場所における dr の厚さをもつ部分を指す。プロペラピッチ角 β は本論文では定数とする。動作領域において C_F と C_Q は、一般的に進行率 J の関数と考えることができる。詳細な説明はRef.(9)に記載されている。

風速とドローンの機体に加わる風外乱力を結ぶ式を以下で定義する。

$$F_w = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_s. \quad (5)$$

ただし、 V は風速、 S はドローンの表面積、 C_s は風力係数である。本稿では、4つの垂直方向プロペラと4つの水平方向プロペラを持つ図3の機体について考える。加えて、簡単のため並進運動のみに注目する。プロペラ推力の合力を F_{total} とすると、図3の回転運動を無視した xy 座標に対する並進運動方程式は以下で表される。

$$M \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \end{bmatrix} + B \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_{totalx} \\ F_{totaly} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} F_{wx} \\ F_{wy} \end{bmatrix}. \quad (6)$$

ただし、 M はドローンの質量、 B は粘性、 $F_{wx,y}$ は風外乱力を示す。

3. 6自由度ドローンにおける気流ベクトル推定と風外乱力推定・補償

本章では、6自由度ドローンのプロペラ取り付け角の違いとモータ・プロペラの情報のみを用いて、気流ベクトル

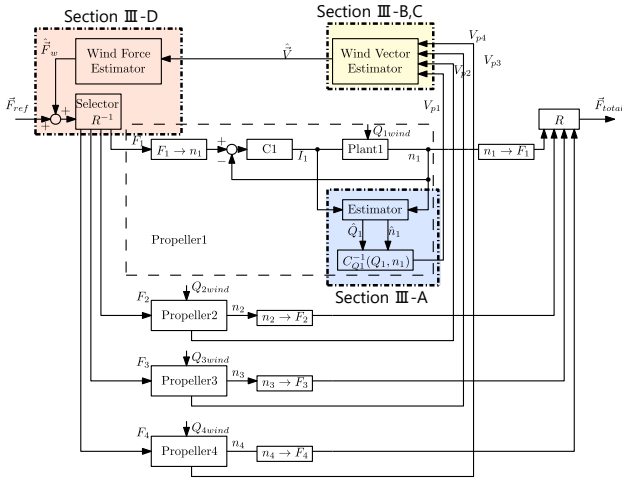


図4 気流ベクトル推定・風外乱力推定・補償概要図

Fig.4: Overview of wind vector estimator and wind force compensator.

を推定する提案手法について説明する。また、その推定値を利用し、風外乱力推定・補償を行う手法を提案する。本稿では図3の水平4プロペラを用いて推定を行う。4つのプロペラは直交するように水平に取り付けられており、プロペラ間の干渉を最小限にするため、外側にプロペラ裏面を向けてある。提案する気流ベクトル推定並びに風外乱力推定・補償の概要図を、図4に示す。提案手法は以下の3ステップに分かれている。

ステップ1 反トルクオブザーバを用いてプロペラ流入気流速度 V_p を推定する

ステップ2 プロペラ取付角の情報と V_p の推定値を用いて、気流ベクトル(風速 V ・流入角 α)を推定する

ステップ3 推定した気流ベクトルから風外乱力 F_w を推定し、風外乱力 F_w を補償するようにプロペラ推力指令値を変化させる

詳細な手順を、以下の章で説明する。

〈3・1〉 ステップ1: プロペラ流入気流速度 V_p 推定 気流ベクトル推定の第一段階として、全次元オブザーバによってプロペラの反トルク Q を推定し、トルク係数関数 C_Q の逆関数を用いて V_p を推定する。図5に V_p 推定器のブロック線図を示す。 I はモータ電流であり、 K はトルク定数を表す。状態変数を回転数 n と Q' とした状態方程式を以下に示す。

$$\dot{x} = Ax + B'I, \quad n = Cx, \quad (7)$$

ただし、 A 、 B 、 C および x は以下の式で定義される。

$$A = \begin{bmatrix} -\frac{B_w}{J_w} & -\frac{1}{2\pi J_w} \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad B = \begin{bmatrix} \frac{K}{2\pi J_w} \\ 0 \end{bmatrix}, \quad (8)$$

$$C = \begin{bmatrix} 1 & 0 \end{bmatrix}, \quad x = \begin{bmatrix} n \\ Q' \end{bmatrix}.$$

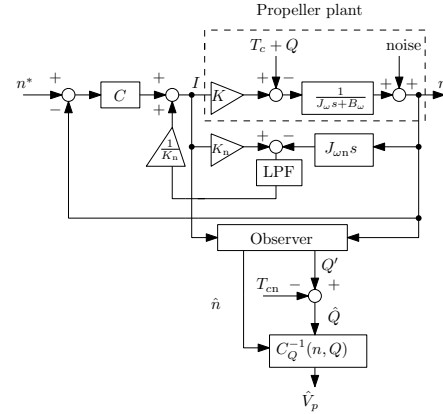
図5 プロペラ流入気流速度 V_p 推定器

Fig.5: Block diagram of the airflow velocity V_p estimator.

Q' から T_{cn} を引くことで反トルク Q を計算する。反トルク Q は電流と回転数から正確に推定される⁽¹⁰⁾ ため、 V_p がプロペラに与える影響も、プロペラモデルと反トルクを用いて推定することができる。 V_p がプロペラに与える影響を考慮したプロペラ制御は Ref. (11)(12) でも研究されている。トルク係数関数 C_Q は、プロペラの動作範囲において進行率 J の逆関数を持つと考えられる。よってそれぞれのプロペラに流入する気流速度 V_p は、推定された \hat{Q} を用いて、以下のように示される。

$$\hat{V}_{pi} = n_i D_{pi} C_{Qi}^{-1} \left(\frac{\hat{Q}_i}{\rho n_i^2 D_{pi}^5} \right). \quad (9)$$

図3より、 V_{pi} は i 番目のプロペラに流入する気流速度を表す。気流ベクトル(風速 V ・流入角 α)は、推定された \hat{V}_p を用いて推定される。

回転数 n のプロペラに対して、速度 V の気流が、プロペラ軸に対し角度 a の方向から図3のように流入する場合を考える。この時、プロペラに流入する気流速度 V_p と V の比を「角度感度関数 f 」と本稿で定義する。角度感度関数は気流速度 V と回転数 n ごとに変化するため、プロペラ1からプロペラ4までの角度感度関数は以下のように計算される。

$$\frac{\hat{V}_{pi}}{V} = f_i(a_i, n_i, V) \quad (i = 1, 2, 3, 4), \quad (10)$$

$$a_1 = \alpha - \pi + \frac{\sigma}{2}, a_2 = \alpha - \pi - \frac{\sigma}{2}, a_3 = \alpha + \frac{\sigma}{2}, a_4 = \alpha - \frac{\sigma}{2}.$$

ただし、 σ はプロペラ間の取付角度である。各プロペラの角度感度関数 f_i は実験的に求められる。

〈3・2〉 ステップ2: 気流ベクトル推定 角度感度関数 f は、プロペラ製造誤差や取付位置の違い、回転数・風速によって変化する。提案する気流ベクトル推定法では、それぞれのプロペラに対し実験的に f を求め、 f をマップ関数として取得することで f の変化に対応する。マップ関数を用いると Ref. (12) のように式 (10) を逐次最小二乗法が適

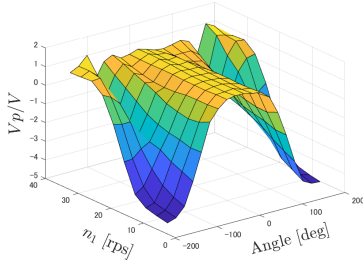


図6 プロペラ1の角度感度関数 ($V=5$ m/s)

Fig.6: Angular sensitivity of propeller1 (Wind velocity: 5 m/s).

用可能な形に式変形しにくい。そのため、提案手法では式(10)を非線形連立方程式と考え、式(11)のように最適化問題の形式に変形することで気流ベクトル推定を行う。

$$\text{minimize } F_{\text{opt}}(\alpha, V) = (\hat{V}_p - V'_p)^T W (\hat{V}_p - V'_p) + g_b, \quad (11)$$

subject to: $-\pi \leq \alpha \leq \pi$, $V_{\min} < V < V_{\max}$, $W \in \mathbb{R}^n \times \mathbb{R}^n$,

$$g_b = \begin{cases} N_{\text{penalty}} & (\alpha > \pi, \alpha < -\pi, V < V_{\min}, V > V_{\max}) \\ 0 & (-\pi < \alpha < \pi, V_{\min} < V < V_{\max}) \end{cases}.$$

ここで、 \hat{V}_p, V'_p は以下で定義される。

$$\hat{V}_p = (\hat{V}_{p1} \cdots \hat{V}_{p4})^T, \quad V'_p = (Vf_1 \cdots Vf_4)^T. \quad (12)$$

W は重み行列、 g_b は推定範囲を制限するためのバリア関数を表す。 N_{penalty} は十分に大きい数である。 V の推定値が推定範囲を超える場合は、推定値が発散することを防ぐために0か V_{\max} が最終的な推定値として出力される。式(11)の最適化は、 V_p のモデル値と推定値の誤差のL2ノルムを最小化している。推定値の更新式は以下で定義される。

$$\mathbf{p}_{k+1} = \mathbf{p}_k - \mathbf{d} \cdot \nabla F_{\text{opt}}(\mathbf{p}_k), \quad (13)$$

$$\mathbf{p}_k = \begin{bmatrix} \alpha_k \\ V_k \end{bmatrix}, \quad \nabla F = \begin{bmatrix} \frac{\partial F}{\partial \alpha} \\ \frac{\partial F}{\partial V} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{d} = \begin{bmatrix} d_1 \\ d_2 \end{bmatrix}. \quad (14)$$

\mathbf{d} は最適化のステップ幅であり、推定速度とノイズを調整するパラメータである。

〈3・3〉 ステップ3: 風外乱力推定・補償 提案した気流ベクトル推定法の有用性を示すために、気流ベクトル推定値を利用した風外乱力推定・補償方法を提案する。本稿では簡単のため、図3のドローンにおいて図7のように2次元平面の力を4つの水平プロペラで制御することを考える。

まず、必要なプロペラの総推力 F_{total} を計算する。 F_{ref} が UAV の機体全体が出力する必要のある力指令値を表し、 $F_{w\text{comp}}$ が風力を補償するための力を表すとすると、 F_{ref} 、 $F_{w\text{comp}}$ と F_{total} の関係は $F_{\text{total}} = F_{\text{ref}} + F_{w\text{comp}}$ となる。ただし、 $F_w = -F_{w\text{comp}}$ である。次に、ドローン全体が出力する力を実現するためのプロペラ2つを選定する。そのために、 F_{total} が図7のプロペラ座標系においてどの象限に所属するかを判別する。例えば、図7のように $\delta = -45^\circ \sim 45^\circ$ の時は、 F_{total} は第一象限に所属する。そしてこの場合はプロペラ3,4が

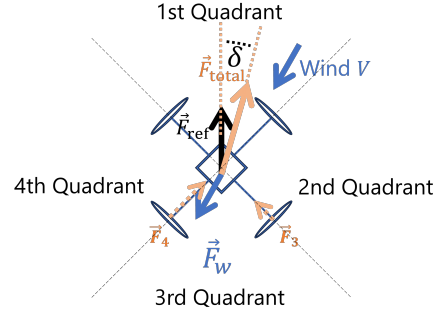


図7 気流ベクトル推定を利用した風力推定・補償

Fig.7: Wind force compensation.

力を実現するプロペラとして選ばれる。最後に、選ばれたプロペラの推力指令値 $F_{\text{pref1}}, F_{\text{pref2}}$ に対し、 F_{total} が式(15)のように分配される。

$$\begin{bmatrix} F_{\text{pref1}} \\ F_{\text{pref2}} \end{bmatrix} = \frac{-1}{\sin \sigma} \mathbf{R}_q^{-1} \begin{bmatrix} \sin \delta \\ \cos \delta \end{bmatrix} F_{\text{total}}. \quad (15)$$

ただし、 \mathbf{R}_q^{-1} は以下で定義される。

$$\mathbf{R}_q^{-1} = \begin{cases} \begin{bmatrix} -\cos\left(\frac{\sigma}{2} + \pi i\right) & \sin\left(\frac{\sigma}{2} + \pi i\right) \\ \cos\left(\frac{\sigma}{2} + \pi i\right) & \sin\left(\frac{\sigma}{2} + \pi i\right) \end{bmatrix} & (q = 1, 3) \\ \begin{bmatrix} \cos\left(\frac{\sigma}{2} + \pi i\right) & -\sin\left(\frac{\sigma}{2}\right) \\ \cos\left(\frac{\sigma}{2} + \pi i\right) & \sin\left(\frac{\sigma}{2}\right) \end{bmatrix} & (q = 2, 4) \end{cases} \quad (16)$$

プロペラ(1,2)が選ばれた場合は、式(16)の $\mathbf{R}_1^{-1}(i=0)$ が使用される。同様に、プロペラ(3,2),(3,4),(4,1)が選ばれた場合は、それぞれ $\mathbf{R}_2^{-1}(i=0)$ 、 $\mathbf{R}_3^{-1}(i=1)$ 、 $\mathbf{R}_4^{-1}(i=1)$ が使用される。プロペラの推力指令値に対して、プロペラの回転数は式(2)より以下で与えられる。

$$n_{1\text{ref}} = \sqrt{\frac{F_{\text{pref1}}}{C_{F1} \rho D_{p1}^4}}, \quad n_{2\text{ref}} = \sqrt{\frac{F_{\text{pref2}}}{C_{F2} \rho D_{p2}^4}}. \quad (17)$$

4. 風洞における気流ベクトル推定および風外乱力推定・補償 HILS

提案手法の有効性を検証するため、風洞においてベンチを用いた気流ベクトル推定および、風外乱力推定・補償 HILS を行った。図3の6自由度ドローンの水平4プロペラを模擬した、図8の4プロペラベンチを使用した。加えて、ドローンの機体の並進運動を式(6)をもとにシミュレーション内で再現し、風外乱下でのアドミッタンス制御の HILS を行った。図9のように6自由度ドローンを用いた協調運搬において、リーダー機の出す力にフォロワ機が追従する状況を想定している。ベンチとシミュレーションはフォロワ機の運動に対応する。本稿では、風速4.5 m/sの風が様々な流入角から吹き込む状況において、図9のy軸方向に0.3Nでフォロワ機が牽引される場合を検討した。プロペラ回転数

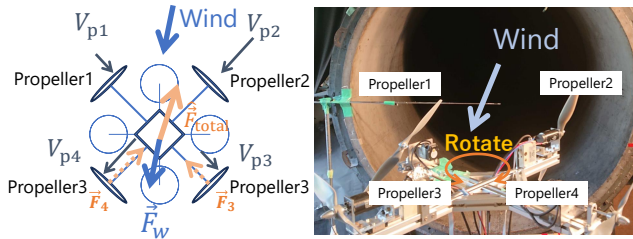


図8 実験ベンチのセッティング

Fig.8: Experimental setup and image of wind vector estimation

制御器の極を 3 rad/s、アドミタンス制御器の極は 1 rad/s である。オンラインで気流ベクトルの推定を行い、その推定値から風外乱力を推定し、風外乱力を補償するようにベンチのプロペラ回転数を変化させた。図 10 にアドミタンス制御のブロック線図を示す。推定に用いたオブザーバの極は回転数・反トルクに対しそれぞれ 12 rad/s・105 rad/s である。トルク係数関数 C_Q は、風速 5 m/s において回転数を変化させた場合の実験データを用いた。各データ点は 5 秒間の計測の平均値である。同様に角度感度関数 $f_i (i = 1, 2, 3, 4)$ も、風速 3, 5, 7 m/s においてプロペラ回転数を 5 rps–35 rps の幅で 200 rpm ごとに変化させ、マップ関数として取得した。例として、図 6 に風速 5 m/s での f_i を示す。また、トルク係数関数と角度感度関数は、それぞれのデータ点間で線形補完を行った。推定アルゴリズムの V_{max}, V_{min} はそれぞれ 10 m/s, 3.5 m/s であり、重み行列 \mathbf{W} は $\text{diag}(0.01, 1, 0.01, 1)$ である。 V_{max}, V_{min} は、角度感度関数の対応範囲をもとに決定し、 \mathbf{W} は実験結果をもとに決定した。その他のパラメータを表 1 に示す。風速計の値を真値として用い、ベンチの回転には YASUKAWA Σ -7 サーボを使用した。プロペラは APC 17x10 を使用し、モータは Maxon DC モータ・Maxon 10bit エンコーダ・ESCON70/10 ならびに Panasonic MHMF011L1A2 モータと対応モータドライバを用いた。

〈4・1〉 実験結果 プロペラ推力指令値と位置の情報のみを用いたアドミタンス制御 (Conv.1) と、風速センサの情報を追加で用いたアドミタンス制御 (Conv.2) を従来法として、提案法による風外乱力推定・補償を用いたアドミタンス制御 (Prop.) と比較した。図 11(a)–11(d) に提案法による気流ベクトル推定の実験結果を示す。図 11(a)–11(b) より、流入角が変化しても気流ベクトル推定が達成可能であることが確認できた。また、図 11(c) より風外乱力を補償するために回転数変化していることがわかる。よって、提案法は回転数変化によるプロペラ特性の変化にも対応可能であることが示された。図 11(d) より、 \hat{V}_{p3} は、 $T = 30\text{s} - 50\text{s}$ においてモデル値からの誤差が他プロペラよりも大きいことがわかる。これは、角度感度関数やトルク係数関数のモデル誤差による影響と考えられる。一方で、推定アルゴリズムは 4 プロペラの情報を統合するため、1つのプロペラ

表 1 実験パラメータ

Table1: Parameter definition.

Symbol	Description	Value
$B_{\omega 1}$	Viscosity coefficient of propeller 1	1.9×10^{-5} Nms/rad
$B_{\omega 2}$	Viscosity coefficient of propeller 2	1.7×10^{-6} Nms/rad
$B_{\omega 3}$	Viscosity coefficient of propeller 3	2.2×10^{-5} Nms/rad
$B_{\omega 4}$	Viscosity coefficient of propeller 4	6.0×10^{-6} Nms/rad
B	Viscosity of UAV in simulation	0.1 kg/s
B_d	Desired viscosity of UAV in simulation	0.1 kg/s
B_n	Nominal viscosity of UAV in simulation	0.1 kg/s
$C_{F1,2,3,4}$	Thrust coefficient of propeller 1 to 4	0.05
C_s	Wind force coefficient	1.0
d1	Step size of optimization of velocity	1.5×10^{-3}
d2	Step size of optimization of angle	7.5×10^{-5}
$D_{p1,2,3,4}$	Propeller diameter	0.43 m
$J_{\omega 1}$	Inertia moment of propeller 1	2.0×10^{-4} kgms ²
$J_{\omega 2}$	Inertia moment of propeller 2	4.9×10^{-4} kgms ²
$J_{\omega 1}$	Inertia moment of propeller 3	2.0×10^{-4} kgms ²
$J_{\omega 2}$	Inertia moment of propeller 4	5.5×10^{-4} kgms ²
$K_{1,3}$	Torque constant of propeller 1 and 3	1.0×10^{-1} Nm/A
$K_{2,4}$	Torque constant of propeller 2 and 4	30.2×10^{-3} Nm/A
M	Mass of UAV in simulation	5 kg
M_{dx}, M_{dy}	Desired mass of UAV in X,Y	3 kg, 1 kg
M_n	Nominal mass of UAV in simulation	5 kg
S	Drone surface	0.05 m ²
T_{c1}	Coulomb friction of motor 1	3.6×10^{-2} N m
T_{c2}	Coulomb friction of motor 2	3.8×10^{-3} N m
T_{c3}	Coulomb friction of motor 1	5.7×10^{-2} N m
T_{c4}	Coulomb friction of motor 2	1.5×10^{-3} N m
ρ	Air density	1.2 kg/m ³
σ	Angle between two propellers	90 deg

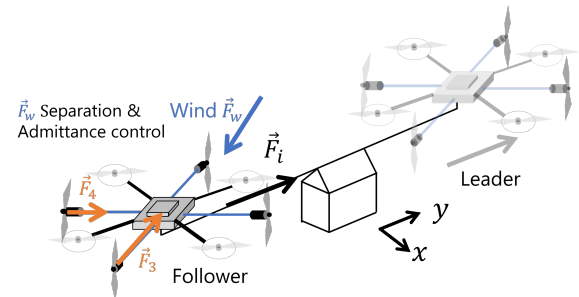


図9 HILS の想定状況のイメージ図

Fig.9: Set up of HILS of admittance control.

表 2 実験結果の二乗平均平方誤差

Table2: RMSE of the estimation and admittance control

	W/ (Prop.)	W/o c (Conv. 1)	Sensor (Conv. 2)
F_i	0.07 N	0.68 N	0.04 N
Position	19.8 m	3.49×10^2 m	3.22 m

で誤差が生じていても推定が可能であることが確認できた。図 11(e)–11(f) に、牽引力推定誤差とアドミタンス制御の軌道追従誤差の結果を示す。図 11(e)–11(f) より従来法 1 と比較し、提案法は外力推定・軌道追従の精度が向上している。また、風速計を用いる従来法 2 と比較しても同程度の精度である。実験結果の二乗平均平方誤差を表 2 に示す。

5. 結論

本研究では、プロペラモータの情報のみからドローンに

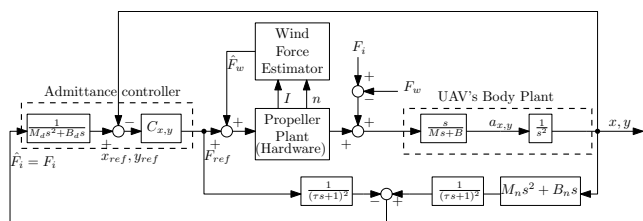


図10 風力補償を行うアドミッタンス制御ブロック図。 $\tau = 0.01$ s は外力推定のLPFの時定数である。

Fig.10: Block diagram of proposed admittance control in HILS. τ of the LPF of the interaction force estimator is 0.01 s.

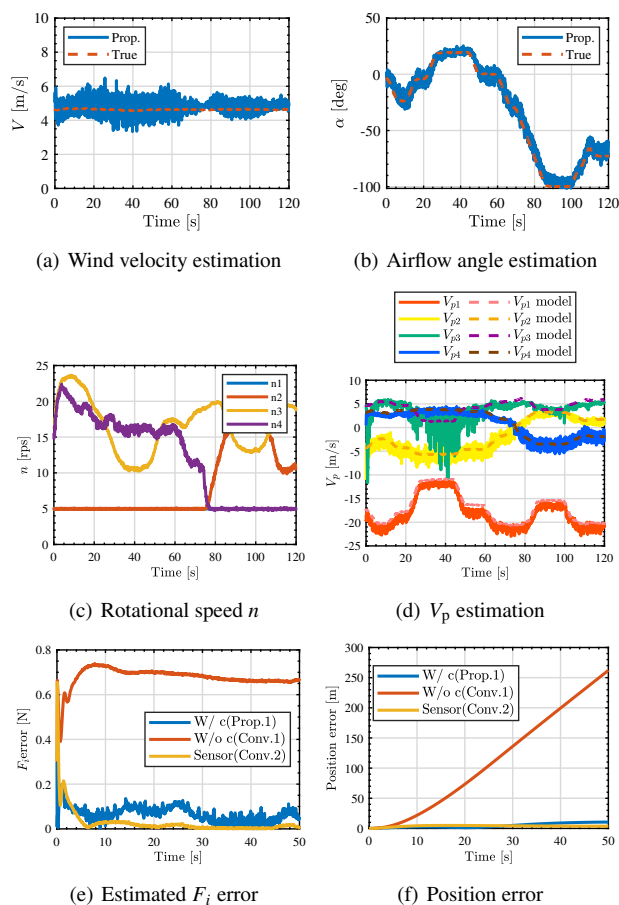


図11 HILSの結果

Fig.11: HILS results of wind vector estimation in the admittance control under 4.5 m/s wind.

流入する気流ベクトルを推定し、6自由度ドローンの力制御における風外乱力推定・補償へ応用する手法を提案した。本稿では簡単のため、水平方向に4つのプロペラを持つドローンを想定し、並進運動のみを考慮した。提案法の有効性の検証のため、風洞においてプロペラベンチを用いて強風下でのアドミッタンス制御のHILSを実行し、結果として風外乱力を推定しながらプロペラ推力を変化させ、風外乱力を補償することが可能であることを示した。今後の課

題としては、より複雑な風の推定や、実機を用いた提案法の検証などが考えられる。

文 献

- (1) 遠藤颯太・熱海武憲:「Rbode plotを用いた低天井空間を飛行するマルチコプターの目標軌道追従性能の向上」, 電気学会研究会資料. MEC= The papers of Technical Meeting on "Mechatronics Control", IEE Japan/メカトロニクス制御研究会 [編], Vol.2023, No.17-28, pp.1-6 (2023)
- (2) H. Rastgoftar, E. M. Atkins: "Cooperative aerial payload transport guided by an in situ human supervisor", *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, Vol.27, No.4, pp.1452-1467 (2018)
- (3) 小椋優・清水拓・金島義治・鈴木智・河村隆:「6自由度マルチコプターの屋外構造物検査への応用」, 年次大会 2019, p.S40114 (2019)
- (4) R. Rashad, J. Goerres, R. Aarts, J. B. Engelen, S. Stramigioli: "Fully actuated multirotor uavs: A literature review", *IEEE Robotics & Automation Magazine*, Vol.27, No.3, pp.97-107 (2020)
- (5) T. Tomić, S. Haddadin: "Simultaneous estimation of aerodynamic and contact forces in flying robots: Applications to metric wind estimation and collision detection", in 2015 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA), pp.5290-5296 (2015)
- (6) P. P. Neumann, M. Bartholmai: "Real-time wind estimation on a micro unmanned aerial vehicle using its inertial measurement unit", *Sensors and Actuators A: Physical*, Vol.235, pp.300-310 (2015)
- (7) A. Tagliabue, A. Paris, S. Kim, R. Kubicek, S. Bergbreiter, J. P. How: "Touch the wind: Simultaneous airflow, drag and interaction sensing on a multirotor", in 2020 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS), pp.1645-1652 (2020)
- (8) T. Tomić, P. Lutz, K. Schmid, A. Mathers, S. Haddadin: "Simultaneous contact and aerodynamic force estimation (s-cape) for aerial robots", *The International Journal of Robotics Research*, Vol.39, No.6, pp.688-728 (2020)
- (9) M. Kamiya, S. Nagai, H. Fujimoto: "Wind vector estimation considering difference of propeller model characteristics for fully actuated drone", in 2023 IEEE/ASME International Conference on Advanced Intelligent Mechatronics (AIM), pp.663-668 (2023)
- (10) K. Ohnishi, M. Shibata, T. Murakami: "Motion control for advanced mechatronics", *IEEE/ASME transactions on mechatronics*, Vol.1, No.1, pp.56-67 (1996)
- (11) Y. Tsuji, D. Yashiro, Y. Kato, S. Bando, K. Yubai, S. Komada: "Design of a thrust controller for propeller driven systems operating at multiple wind velocities and propeller angular velocities", *IEEJ Journal of Industry Applications*, Vol.12, No.6, pp.1060-1067 (2023)
- (12) K. Yokota, H. Fujimoto: "Aerodynamic force control for tilt-wing evtol using airflow vector estimation", *IEEE Transactions on Transportation Electrification* (2022)