巡航飛行中のマルチコプターにおける対気速度計測手法の開発

課題責任者

井上翔介 株式会社自律制御システム研究所

著者

塚田大*1、井上翔介*1、廣川雄一*2、西川憲明*2、矢島卓*3

*1 株式会社自律制御システム研究所

*2 国立研究開発法人海洋研究開発機構

*3 国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構

利用施設:国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構6.5×5.5m 低速風洞国立研究開発法人海洋研究開発機構大型計算機システム

利用期間: 令和2年10月1日~令和3年2月28日

アブストラクト

近年様々な分野で活用が広がる多くの小型マルチコプター型無人機(ドローン)の飛行制御に は GPS による対地速度の観測値を用いているが、屋外の外乱環境下では風の影響などにより安全 な運用風速(耐風速)域内での運用の保証が難しい。そのため、例えば地上付近では飛行に安全な 風速でも、高度を上げると強風が吹いており、飛行が不安定になりうるという課題がある。この 研究では風洞試験および数値シミュレーションを活用しドローンの機上で正確に対気速度を観測 する手法を確立することを目指した。まず、数値シミュレーションを用いて機体周辺の詳細な流 れ場の把握、および対気速度センサ配置の検討を行った。次に風洞実験において実機に対気速度 センサを取り付けて評価を行い、観測される風速を確認した。本研究の結果から機体上部の特定 位置に小型風速計を設置した場合、周辺風速を平均誤差 9.7%以内で観測できることが分かった。

キーワード: 小型無人航空機、ドローン、風洞実験、大規模シミュレーション

1. 本プロジェクトの目的

無人航空機(ドローン)は様々な分野での活躍が期待されており、諸外国でも利活用分野 の拡大のための技術開発が活発である。我が国においても、社会課題解決のためにドローン の活用が期待されており「空の産業革命に向けたロードマップ 2019」に示されたとおり、離 島や山間部でのドローンによる荷物配送の実現等を目指し、官民一体となって技術開発や制 度設計に取り組んでいる¹⁾。ドローンの社会実装における課題はその安全性にあり、特に耐風 性という観点では、離島や山間部のような環境では天候の急激な変化などが想定されるため、 外乱に対し最適な飛行制御を行う必要がある。

一方で、現在のドローンは飛行制御に GPS 情報から得られる対地速度の観測値を用いるため、機体周囲の自然風の状態把握ができないという問題がある。そのため、離着陸を行う地上付近では性能として保証された耐風速域で運用していても、巡航飛行中に耐風速域外の外

乱が発生した場合に、最適な制御が行えず、安全な運行ができない事態が発生しうる。この 課題に対し、飛行中の風速をロータ推力から推定する手法²⁾やホバリング時の機体姿勢角から 推定する手法³⁾、および移動中の機体姿勢角や抗力から推定を行う手法⁴⁾が提案されている。 一方でこれらは機体重量の変更等を考慮しておらず、ドローン技術の社会実装に向けた重要 なアプリケーションである物流用途のドローンへの適用が難しい。

そこで本研究では自律制御システム研究所社製の中型ドローン PF2 を対象として、機体上 で対気速度を直接観測する手法を確立することを目指して、コンピューターシミュレーショ ンを活用したドローンの巡航時の周囲の流れ場を把握と対気速度観測のためのセンサ配置の 検討を行った。次に風洞実験においてコンピューターシミュレーションの妥当性の確認とセ ンサの観測値の評価を行った。

2. 数値シミュレーションによるドローン周辺流速解析

本研究では、対象となる PF2 機体の巡航飛行における複数条件で機体周囲の流速分布の把握 とそれを基にした対気速度観測のためのセンサ配置位置の検討を目的として数値シミュレー ションを行った。

2.1. 供試体

図 2.1 に供試体(PF2 機体)の形状、表 2.1 に主要諸元を示す。



図 2.1 PF2の形状

供試体	
型式	自律制御システム研究所 ACSL-PF2
駆動方式	バッテリー駆動
ロータ数	6枚
最大離陸重量	9.8 kg
搭載可能ペイロード	2.75 kg
最大飛行速度	20 m/s (飛行速度 10m/s, 風圧抵抗 10m/s)

表 2.1 PF2 主要諸元

2.2. 計算方法

数値シミュレーションの実施条件については PF2 機体の過去の風洞実験の結果や屋外で の飛行試験結果から導き出した数値を参考にした。表 2.2 に計算条件を示す。また、計算 結果から流速を取得する位置についてはロータ吹きおろしの影響が少ないと考えられる機 体上部とし、機体上部ペイロード固定ブラケットを使って固定可能な4か所(A-D)を予め 選定した。図 2.2 に計算位置の座標4か所をそれぞれ示す。

計算ケース	風速(m/s)	風向	迎角(度)	ロータ回転数(rpm)
1	8	正面	-7.5	5,000
2	10	正面	-10	5,000
3	12	正面	-12	5,000
4	14	正面	-15	5,000
5	16	正面	-22	5,000
6	20	正面	-25	5,000

表 2.2 計算条件



※図中の数値は全て mm 表記

図 2.2 流速計算位置 (A~Dの4か所)

数値シミュレーションには汎用有限体積法流体ソルバ OpenFOAM Plus ベースのコードを 用い、スライディングメッシュにより 6 つのロータの回転を考慮した非定常非圧縮性粘性 流体解析を行った。また、乱流モデルは Large Eddy Simulation (Smagorinsky SGS)を用い た。非構造六面体要素を用いて機体の三次元形状を考慮した計算格子を生成し、要素数は 約 180 万とした。なお、風洞および治具、支持体などの形状は省略した。タイムステッブ サイズは 1.0e-6[s]とし、実時間で 0.024[s]間の解析を行った。計算ケース数は自然風の 流速とドローンの迎角の組合せ 6 通りを検討した。計算には大型計算機システムを用い、1 ケースあたり 120 コアの MPI 並列計算を行った。

2.3. 計算結果

図 2.2 に今回実施した 6 ケースについての計算結果をそれぞれ示す。また、表 2.3 に計算結果より導出した機上計測位置での流速の一覧を示す。評価用の統計値として誤差の平均と標準偏差を比較した結果、A 地点では平均誤差 3.65%、標準偏差 1.82 となり最も精度よく周辺流速を計測できることが分かった。また、その他の地点についてはそれぞれ機体と近いことから機体ボディからの空力的な影響が疑われ、A 地点と比較し、誤差が大きくなる結果となった。



飛行速度 V=8m/s、回転数 5,000rpm、ピッチ角 α=7.5°



飛行速度 V=12m/s、回転数 5,000rpm、ピッチ角 α=12°



飛行速度 V=10m/s、回転数 5,000rpm、ピッチ角 α=10°



飛行速度 V=14m/s、回転数 5,000rpm、ピッチ角 α=15°





飛行速度 V=16m/s、回転数 5,000rpm、ピッチ角 α=22°

飛行速度 V=20m/s、回転数 5,000rpm、ピッチ角 α=25° 図 2.2 各ケースの計算結果可視化画像(t=0.024s 瞬間場)

試験	A 地点		B 地点		C 地点 C		D 地点	
風速	速度	誤差	速度	誤差	速度	誤差	速度	誤差
(m/s)	(m/s)	(%)	(m/s)	(%)	(m/s)	(%)	(m/s)	(%)
8	8.17	2.18	8.20	2.44	8.89	11.16	8.49	6.11
10	10.24	2.43	10.44	4.41	11.60	16.00	11.20	12.05
12	12.83	6.88	12.12	1.02	13.62	13.52	13.63	13.54
14	14.74	5.29	13.47	-3.76	15.37	9.75	15.80	12.87
16	16.50	3.12	14.39	-10.05	17.40	8.72	17.99	12.42
20	20.39	1.97	17.14	-14.30	20.92	4.61	22.65	13.26
平均(%)		3.65		-3.37		10.63		11. 71
標準偏差		1.82		6.80		3.61		2. 55

表 2.3 数値シミュレーションの計算結果一覧





3. 風洞実験による風速計データの取得

本研究では、数値シミュレーションにて計算した流速分布の妥当性検証のために実機を用 いた風洞実験を行った。実験は宇宙航空研究開発機構 調布航空宇宙センターの 6.5x5.5m 低 速風洞にて実施した。供試体は実機の PF2 機体とし、風洞内で天秤に固定した形態でドロー

ンのロータを回転させたパワーオン試験を行った。機体周辺の風速の計測には実際に機体に 搭載できるサイズの小型の3次元超音波風速計を用いた。

3.1. 供試体

風洞実験では実際に PF2 機体上に風速計を取り付けて実験を実施した。表 3.1 に今回使 用した風速計の主要諸元を示す。取り付け位置は図 2.2 と同様とした。

風速計	
方式	超音波式風速計
寸法	91 x 91 x 52 mm
重量	50 g
データ出力	RS-232

表 3.1 風速計主要諸元

3.2. 実験条件

表 3.2 に今回の風洞実験の実験条件を示す。また、図 3.1 に条件に示した風向と迎角定 義について示す。なお、実機の空力特性から迎角とロータ回転数については風洞実験の際 の釣合条件の探索の過程で変更される可能性があるが、その場合はより実際の飛行に近い ものとして、釣合後の値で実験を行うものとする。

表 3.2 実験条件

試験ケース	風速(m/s)	風向	迎角(度)	ロータ回転数(rpm)
1	8	正面	-7.5(釣合条件を優先)	5,000(釣合条件を優先)
2	10	正面	-10(釣合条件を優先)	5,000(釣合条件を優先)
3	12	正面	-12(釣合条件を優先)	5,000(釣合条件を優先)
4	14	正面	-15(釣合条件を優先)	5,000(釣合条件を優先)
5	16	正面	-22(釣合条件を優先)	5,000(釣合条件を優先)
6	20	正面	-25(釣合条件を優先)	5,000(釣合条件を優先)



3.3. 実験手順

3.3.1. 事前準備

今回の風洞実験は風洞内のピラミッド型天秤装置を用いて機体後部をスティング支持する 形で実施した。パワーオン試験において機体の釣合状態を再現するため、スティングに設置 した 6 分力計によって供試体にかかる力とモーメントを計測した。試験計測中に安定した推 力を得るため、供試体の動力はバッテリーではなく外部から有線で給電した。超音波風速計 のデータは有線で出力し、風洞外側に設置した計測用 PC で保存した。機体制御のモニタリン グは無線で行った。図 3.2 に実験のセットアップを示す。



図 3.2 実験のセットアップ(左:風洞内側、右:風洞外側)

3.3.2. 実験データの計測

今回の風洞実験はパワーオン試験であり機体を釣合状態にした後にデータ計測を行う。釣 合状態の再現は以下の手順で実施した。

- 風洞内に試験条件の風速を発生させる。
- ② ピラミッド型天秤の角度を試験条件の迎角に変更する。
- ③ ロータ回転数を上昇させ、6分力計の推力を釣合条件の目標値に近づける。
- ④ 機体にかかるモーメント・抗力が釣合条件の目標値と一致するかを確認する。
- ⑤ モーメント・抗力が一致しない場合、迎角および各ロータ回転数を調整する。
- ⑥ 再び推力が釣合条件の目標値と一致するかを確認する。
- ⑦ 推力・抗力・モーメントの全てが釣合条件の目標値に一致するまで③~⑥の手順を繰り 返す。

釣合条件が確認できた後、超音波風速計のデータ計測を 60 秒間実施した。なお保存したデ ータは計測区間全体で平均化処理を施した。

3.4. 実験結果

表3.3に風洞実験にて計測した各計測位置での観測値の結果を示す。また図3.3に数値シ ミュレーションの計算結果から風速計搭載位置として比較的精度よく計測できると思われる A地点における計算結果と観測値の比較を示す。これらの結果からA地点では風速計観測値は 実際の風速と平均9.8%の誤差があることが分かった。特に風速10m/s以下では誤差が増大す る傾向が見られた。誤差の要因として、風速計の取り付けマウント形状が数値シミュレーシ ョン実施時に決定しておらず、その影響が考慮されていなかったこと、また風洞実験におけ る釣合条件が数値シミュレーションの実施条件と異なっていたことが考えられる。

試験	A 地点		B 地点		C 地点		D 地点	
風速	速度	誤差	速度	誤差	速度	誤差	速度	誤差
(m/s)	(m/s)	(%)	(m/s)	(%)	(m/s)	(%)	(m/s)	(%)
8	9.43	17.91	10.22	27.75	7.83	-2.08	7.81	-2.39
10	11.14	11.36	12.26	22.61	12.63	26.27	12.45	24.52
12	12.58	4.81	12.09	0.77	13.81	15.10	13.62	13.48
14	15.04	7.44	13.63	-2.66	15.65	11.79	15.70	12.12
16	17.47	9.16	15.67	-2.05	17.53	9.55	17.94	12.12
20	21.53	7.65	19.48	-2.59	22.37	11.86	22.86	14.31
平均(%)		9.72		7.30		12.08		12.36
標準偏差		4. 16		12.78		8.34		7.86

表 3.3 風洞実験において取得した風速観測値



図 3.3 地点 A における数値シミュレーションと風洞実験の誤差比較

4. まとめ

近年、ドローンをはじめとする無人航空機の活用は大きく拡大しており、その有用性については十分に証明されつつある段階にある。一方で多くの場合、屋外の外乱環境に対して安全な運航を継続するための最適な制御は十分に行われていない。そこで本研究では、ドローンの機上での風速測定手法の開発を通じたドローンの飛行安全性の向上を目的として、数値 シミュレーションおよび風洞実験において機体周辺流速の測定を行った。

研究の結果、以下のような知見が得られた。

・数値シミュレーションを通じて巡航中の複数条件でドローン(ロータ端で1.2m四方サイズ、最大離陸重量10kgクラス)の機体全体の周辺流速を計算することができた。

・風速計の搭載位置検討を目的に、数値シミュレーション計算結果中の 4 点について流速 を計算した。

・その結果、機体上部の地点(ボディから約 200mm 部分)において、計測風速が周辺流速 と平均誤差 3.7%以内の風速となることが分かった。

・次に風洞実験で同様の地点に風速計を設置して試験を行い、平均誤差9.8%以内で、風速 を観測できることが分かった。

・数値シミュレーションと風洞実験の誤差要因としては、風速計の取り付けマウント形状 や風洞試験時の機体釣合条件が数値シミュレーションで考慮できていなかったことが考えら れる。

今後はセンサマウント形状の最適化などを通じ、より精度よく周辺風速を観測するととも に、その結果を機体制御則にフィードバックすることでより安全な運航を実現していきたい。

5. 社会的・経済への波及効果の見通し

ドローン技術の社会実装においては安全性の担保が最重要課題であり、特に目視外・第三 者上空を飛行する際には有人航空機に準ずるレベルの安全性が求められる。本研究の成果は 今後、開発が進む第三者上空で運行される物流用途のドローンに応用することで、より安全 な製品開発に繋げていきたい。

謝辞

超音波風速計の選定にあたっては有限会社タイプエスの設樂氏、井上氏に多大なる協力を賜りま した。また宇宙航空研究開発機構の 6.5x5.5m 低速風洞運転・計測においては株式会社 IHI エアロ スペース・エンジニアリング技術部 JAXA グループの平野氏、伊藤氏、千葉氏に多大なる協力を賜 りました。ここに感謝申し上げます。

参考文献

- 内閣府, "空の産業革命に向けたロードマップ 2019", <https://www.kantei.go.jp/jp/singi/kogatamujinki/pdf/siryou12.pdf> (2019)
- 2) Edwin, D. and Pounds, P. E. I., "Direct sensing of thrust and velocity for a quadrotor rotor array", IEEE Robotics and Automation Letter, 1360-1366, (2017)
- 3) 佐々木他, "ドローンを用いた高層気象観測技術の開発",水文・水資源学会 2016 年度 研究発表会要旨集,(2016)
- 4)塚田他、"無人航空機の自律的ダイナミック・リルーティングシステムにおける風速推定
 手法の開発",55回飛行機シンポジウム講演集、(2018)

Development of Airspeed Estimation Methods for Multicopters in

Cruising State

Project Representative

Shosuke Inoue Autonomous Control Systems Laboratory Ltd.

Authors

Dai Tsukada^{*1}, Shosuke Inoue^{*1}, Yuichi Hirokawa^{*2}, Noriaki Nishikawa^{*2}, Takashi Yajima^{*3}

- *1 Autonomous Control Systems Laboratory Ltd.
- *2 Japan Agency for Marine-Earth Science and Technology
- *3 Japan Aerospace Exploration Agency

Abstract

Research and utilization of Unmanned Aerial Vehicle (UAV), or drones, has been gathering momentum in recent years. Most of the drones flying outdoor use ground speed calculated from GPS data as one of the inputs in its flight controller to maintain the cruising speed within the operational limit, however, when drone experience strong gust, drone may not be able to keep its control within the operational limit. In this research, we aimed to establish a method to accurately observe airspeed onboard the drone. Firstly, numerical simulation was conducted to understand wind around the drone in cruising state, and identify potential position for mounting wind speed sensor. Next, we conducted wind tunnel experiment to verify the results of the numerical simulation via mounting the wind speed sensor on top of the actual drone. From the results of the wind tunnel experiment, it was found that the wind speed could be observed within an average error of 9.7% when the ultrasonic wind speed sensor was installed at a specific location on the upper part of the drone.

Keywords: design optimization, wind-tunnel, large-scale simulation, UAV, multicopter