

# Technical Journal of Advanced Mobility

次世代移動体技術誌



■ 2023年はドローン「レベル4」実現元年

鈴木 真二

■ 壁面吸着ドローンの開発と活用方法の提案

菱田 聡、大垣 正信、菱田 康、三輪 昌史、清水 俊彦

■ 吸引領域サイズの拡大によるマルチロータ型航空機の構造・制御の最適化

山口 皓平、原 進

■ 消防におけるドローンリモート技術の概念構想（ConOps）の構築と社会実装課題の抽出

佐々木 一、榎野 尊、寺村 良寛、秋本 修、鈴木 真二

# 2023 年はドローン「レベル4」実現元年



一般社団法人日本 UAS 産業振興協議会  
理事長 鈴木 真二

Technical Journal of Advanced Mobility（次世代移動体技術誌）を 2020 年に発刊し 4 年目を迎えました。技術だけでなく、制度や、教育活動の分析など次世代移動体に関する論文や報告の発表の場として活用して頂き、アクセス数も月 1000 件に到達し、アメリカ、中国など海外からのアクセスも 2 割程度を占めるまでになりました。今後とも、先端的な取り組みや新たな知見をアカデミアだけでなく産業界、研究機関、行政機関などすべての分野、地域から発表して頂ければと思います。

小型無人航空機「ドローン」に関しては、2022 年 12 月 5 日にレベル 4 飛行を可能とする改正航空法が新たに施行され、新たな時代を迎えています。わたくしども JUIDA では、年頭にその年の目標を掲げています。最近では、2020 年は、セキュリティの関心の高まる中、「ドローン、セキュリティ元年」を目標とし、その年には、「特定高度情報通信技術活用システムの開発供給及び導入の促進に関する法律（5G・ドローン促進法）」が施行されました。2021 年は、「ドローン、災害活用元年」を目標に定め、その年に発生した熱海土砂災害では、ドローンの活躍が広く報道されました。2022 年は、「ドローン、社会実装元年」を目標に掲げ、各地でドローンの実証実験が展開され、第 1 回ドローンサミットが 9 月に神戸で開催されました。今年の目標は、いうまでもなく「ドローン、レベル 4 実現元年」です。「レベル 4」の実現、拡大、ひいては社会課題の解決に貢献できるドローンのさらなる活用に向け、Technical Journal of Advanced Mobility が貢献できればと思っています。

2023 年 3 月吉日

理事長

鈴木 真二/Shinji Suzuki

東京大学 名誉教授。東京大学 未来ビジョン研究センター 特任教授。1953 年岐阜県生まれ。79 年東京大学大学院工学系研究科修士課程修了。(株)豊田中央研究所を経て、東京大学大学院工学系研究科航空宇宙工学専攻教授を 2019 年に定年退職後、現職。工学博士、専門は航空工学。日本航空宇宙学会会長（第 43 期）、国際航空科学連盟（ICAS）会長（2019-2020）、福島ロボットテストフィールド所長など。著書に、『飛行機物語』（筑摩書房）、『現代航空論』（編著、東京大学出版会）、『落ちない飛行機への挑戦』（化学同人社）、『ドローン活用入門：レベル 4 時代の社会実装ハンドブック』（編著、東京大学出版）などがある。

# 壁面吸着ドローンの開発と活用方法の提案

菱田 聡<sup>\*1</sup>, 大垣 正信<sup>\*1</sup>, 菱田 康<sup>\*1</sup>, 三輪 昌史<sup>\*2</sup>, 清水 俊彦<sup>\*3</sup>

菱田技研工業株式会社<sup>\*1</sup>

国立大学法人徳島大学<sup>\*2</sup>

神戸市立工業高等専門学校<sup>\*3</sup>

エンジニアの高齢化や人手不足がインフラ点検などの高所作業の課題となっている。検査作業へのドローンの利用が検討されているが、ホバリングによる打診検査などの作業を行うことは困難である。機体前面に万能真空吸着グリッパー (UVG) を搭載した壁面吸着ドローンを開発した。UVG は、変形可能なスカートで凹凸表面に吸着できる真空吸盤である。この壁面吸着ドローンは、壁に吸着して機体を固定できプロペラを停止させることも可能で安定した長時間の運用ができる。さらに、作業範囲を広げるために作業機器を備える子機を開発した。子機は、吸着した壁面吸着ドローン (親機) から吊り下げられる。子機にも UVG を装備し壁面に吸着して作業することができる。このドローンシステムにおいて、親機の壁面吸着と子機のコンクリートボードへのドリル作業を実現し、ドローンによる高所作業実現の可能性を確認した。

**Keywords:** 壁面吸着ドローン, 万能真空吸着グリッパー (UVG), 打診検査, インフラ点検

## Development of Wall Adhesion Drone and Proposal of Its Utilization Method

Satoshi Hishida<sup>\*1</sup>, Masanobu Oogaki<sup>\*1</sup>, Yasushi Hishida<sup>\*1</sup>, Masafumi Miwa<sup>\*2</sup>,

Toshihiko Shimizu<sup>\*3</sup>

Hishida R&D Co., Ltd<sup>\*1</sup>

Tokushima University<sup>\*2</sup>

Kobe City College of Technology<sup>\*3</sup>

The aging of engineers and labor shortages are the problems in high-place work such as infrastructure inspections. The use of drones for inspection work is being considered, but it is difficult to perform work such as hammering test by hovering. We have developed a wall adhesion drone with a universal vacuum suction gripper (UVG) on the front of the aircraft. UVG is a vacuum sucker adsorb to uneven surface with deformable skirt. We call this drone as UVG drone. This UVG drone can hold itself by adsorbing it on the wall and stop the propeller, so stable and long operation is possible. Furthermore, in order to expand the work range, we also developed a child machine with work equipment. The child machine is suspended from the adsorbed UVG drone. UVG is also mounted on the child machine. We report that drilling work on concrete wall with child machines was realized by this drone system.

**Keywords:** Wall adhesion drone, Universal vacuum suction gripper (UVG), Hammering test, Infrastructure inspection

## 1. はじめに

インフラの老朽化が社会問題となっている。インフラを安全かつ効率的に運用するためには、適切な点検・修繕作業が不可欠である。しかし、技術者の高齢化や人手不足により維持運用に支障をきたすリスクがある。このため、高所作業の効率化は喫緊の課題となっており、インフラ点検へのドローン活用が検討されている。

そのドローン活用の一例として、ドローンで撮影した画像を用いた検査作業の実用化がある[1]。これは3次元の任意の地点から撮影を行えるというドローンの特徴を生かした例である。一方、構造物の打診検査は重要なインフラ点検作業の一つである。しかし、ドローンで打診検査を行うことは困難である。困難の原因は、打診検査で発生する反力によりドローンのホバリング姿勢が不安定になること、検査時における検査面へのドローンの精密な接近・位置の保持にある。

本研究では、ドローンに万能真空吸着グリッパ UVG を装備した壁面吸着ドローンシステムを提案する。検査対象に吸着することによりドローンは検査面に機体を精密に固定できる。しかし吸着により、ドローンの特徴である移動の容易性が失われる。これを克服するシステムとして、壁面に吸着する親機と親機から吊り下げ移動する子機を開発した。親機は壁面吸着を確実にを行うため、水平飛行を実現するチルト機構を採用し、活用分野を検討した。また、壁面吸着ドローンの高所作業の一例として、子機によるドリル作業を実現した。

## 2. 吸着ドローンの概要

### 2-1 親機と子機による壁面吸着ドローンシステムの概要

吸着ドローンの特性は、様々な用途での利用が期待できる。しかしながら、飛行の後に吸着するドローンで正確な位置決めや高精度の移動を実現することは困難である。そこで、本研究では親機吸着ドローンにぶら下げられ移動できる子機を開発した。子機は、吸着する親機に取り付けられたウインチによって上下に移動する。子機にも UVG が装備されており、フライトコントローラで姿勢制御され、ダクトファンを使って壁面に接近し吸着する。子機に検査装置や作業機器を搭載し、任意の位置に吸着することで、高所での作業を実現する。特許記載した親機と子機のバリエーションを図1に示す。ウインチ設置位置の3つのタイプ(親機, 子機, 地面)を提案した[2]。

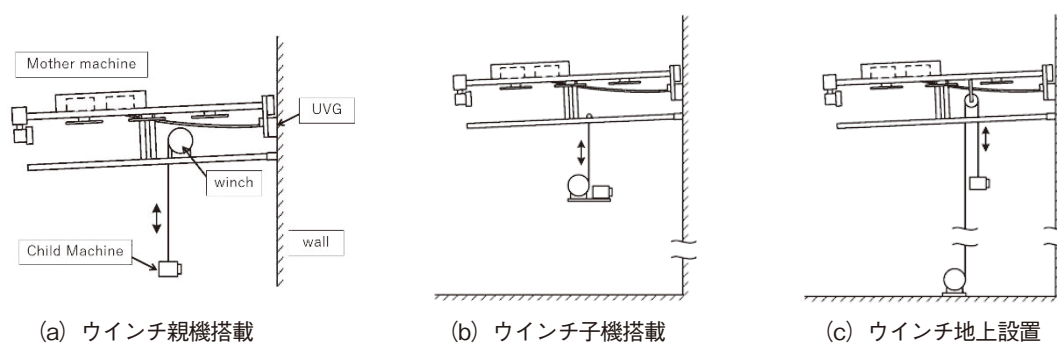


図1 親機, 子機とウインチのバリエーション

- (a) ウインチ親機搭載：ウインチが親機に搭載されており、親機と子機が一体で飛行できるので飛行の自由度は高い。高高度での作業を実現できるシステムである。ただし、親機, 子機共に小型軽量化が必要である。
- (b) ウインチ子機搭載：ウインチが子機に搭載されており、まず親機が飛行し吸着後、子機を上昇させる。



親機の構造を簡素化でき、子機搭載機器の自由度（特に重量）が上がる。ただし、親機飛行の自由度は地上設置の子機と牽引ケーブルで接続されているため低下する。しかし、子機上昇時の制約はない。

- (c) ウインチ地上設置：ウインチは地上設置されており、親機には滑車を搭載する。大型ウインチの使用により、大型の作業機器を使用できる。高高度の使用は容易ではない。しかし、牽引ケーブルと共に、動力線を接続すれば作業機器に大容量常時給電が可能である。また、ホース等を接続すれば空気、水、塗料や各種メディアの常時供給も可能である。

以上、3種のバリエーションにより本システムはドローンを利用した高所作業の実現に非常に高い自由度を有している。システムの目的は、作業機器を目的の場所まで搬送し、安定した状態で、十分な作業時間を確保することにある。

## 2-2 親機

本研究の壁面吸着ドローン（図2）親機の概要は以下の通りである。機体は大型ヘキサコプタにUVGおよび真空ポンプを搭載しており、吸着機能を持つ。UVGは機体の水平面に対し垂直になるように、機体先端に取り付けられている。鉛直な壁面への吸着を容易にするには、吸着時にUVGを壁面に正対させる必要がある。それには、機体が水平を維持しつつ前進・接近する必要がある。これを実現するために左右のプロペラにチルト機構を装備し、姿勢制御プログラムを改良した（詳細後述）。親機には光学、圧力、力といった各種センサを搭載し壁面との相対距離や吸着圧力を計測し、自律的に吸着離脱する。また子機を吊り下げ移動させるウインチを装備する。主な仕様は以下の通り。



図2 壁面吸着ドローン親機子機

- ・機体形式：ヘキサコプタ（左右のプロペラにはチルト機構あり）
- ・機体寸法：W 2050, D 2150, H 835
- ・電源：LiPo バッテリ 12S, 燃料電池 2400 W×2
- ・吸着機構：UVG×3
- ・総離陸重量：25 kg 未満

## 2-3 子機

子機は壁面吸着ドローンによる高度作業を実現するためのプロトタイプ機である。高所での安定した作業を実現するために、縦方向に配置された2つのUVGで、子機を壁面に吸着させる。本研究では、高所作業の例としてドリル作業を行った。ドリルの操作および前後移動の機構を装備し、ラジコン送信機による遠隔操作を実現した。吸着時に子機を壁面に押付けるのに、ダクトファンを活用する。主な仕様は以下の通り。

- ・機体寸法：W 600, D 450, H 450（移動用ダクトファン2機を含む）
- ・機体重量：8 kg（小型電動ドリルを含む）

## 3. 壁面吸着ドローンの要素技術

### 3-1 UVG 動作原理および設計[3, 4]

図3に、UVGのプロトタイプの組立図を示す。UVGは、メインプレート、スカート、インナープレートで構成されている。UVGには、吸着時の応答性向上を目指し平板を使用した。容積が少ない分、必要となる機密性を膜袋と粉体で構成されたジャミンググリッパにて実現した。凹凸面でも粉体が密閉することで気密性を確保できる特徴がある。本研究で使用するUVGは、インナープレート部に吸着に使用する真空ポートを備える。

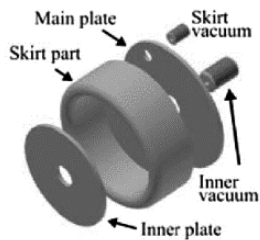


図3 UVGの組立図

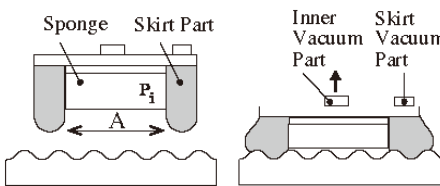


図4 UVGの動作原理

UVGの動作原理を図4に示す。スカートは柔軟な状態にあり、インナープレート部の真空ポートより吸引することでスカートが吸着対象表面の形状に変形しUVGは吸着する。UVGは吸着力に優れているため、図5に示すように表面が不均一な物体にも吸着することができる。

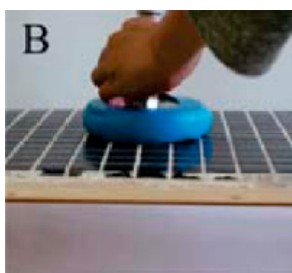


図5 UVG吸着の様子

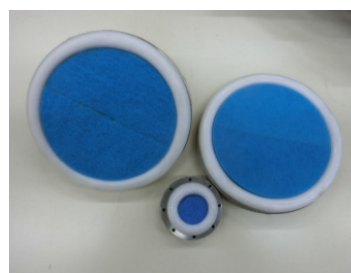


図6 本研究で使したUVG

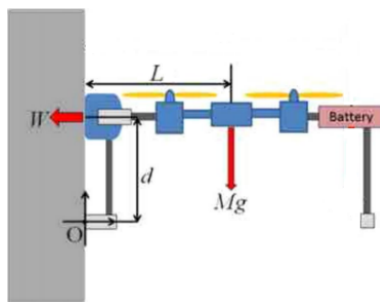


図7 機体とUVGの力学系

壁面吸着ドローンに使用するUVGの理論吸着力は次式から算出される。

$$F = P_i \times A / t \tag{1}$$

ここで、 $F$ は吸着力の理論値(N)、 $P_i$ は内部空間の真空圧力(MPa)、 $A$ はインナープレート面積(mm<sup>2</sup>)である。 $t$ は各用途の安全率である。真空パッドを設計する場合、安全率は水平面に4以上、垂直面に8以上を用いるのが一般的である[5]。たとえば、真空圧力が-0.093 MPaで、インナープレートの有効面積の直径が200 mmのとき、理論吸着力は約2920 Nである。吸着するのは垂直方向の壁なので安全率を8とすると、UVG吸着力は約365 Nである。壁面吸着ドローンの機体には2つのUVGを装備する。機体の吸着力 $W$ は $W = F \times 2 = 365 \times 2 = 730$  Nとなる。

図6に本研究で用いたUVGを示す。壁面吸着時に加わる垂直荷重モーメントを支持するためには、壁面に対して3点で吸着することが望ましい。したがって、2つのUVGを吸引に使用し、他の1つの支点を機体底部に配置した。図7に、ドローン壁面吸着時の機体とUVGの力学系模式図を示す。支点OとUVGとの距離を $d$  mm、ドローンの重量を $Mg$  kg、ドローンの中心とUVGとの距離を $L$  mmとする。式(1)で導

出される機体吸着力を  $WN$  とすると、支点  $O$  を中心とするモーメントにおいて機体が壁面に吸着するには式 (2) の条件が満たされなければならない。

$$W \times d \geq Mg \times L \quad (2)$$

ドローンの重量は機体の中心にあるものとする。距離  $L$  は 1080 mm であった。 $Mg$  の最大重量は 25 kg (LiPo バッテリ搭載, 子機を含む) である。 $O$  の時計回りのモーメントは 265 Nm である。一方  $d$  は 455 mm であり、左回りのモーメントは  $W \times d = 730 \times 0.445 = 332$  Nm である。左回りのモーメントが右回りのモーメントよりも大きいため、UVG は剥がれない。

### 3-2 チルト機構

ドローンを確実に壁に吸着させるためには、吸着する壁面と UVG を正対させる必要がある。しかし通常のドローンは機体を前方に傾けて前進するため、機体は吸着する壁面に傾いたまま接触することになり、吸着は容易でない。本研究では、6 枚プロペラの機体の左右両側のプロペラをサーボモータで傾けて水平推力を発生させるチルト機構を採用した (図 8, 9)。

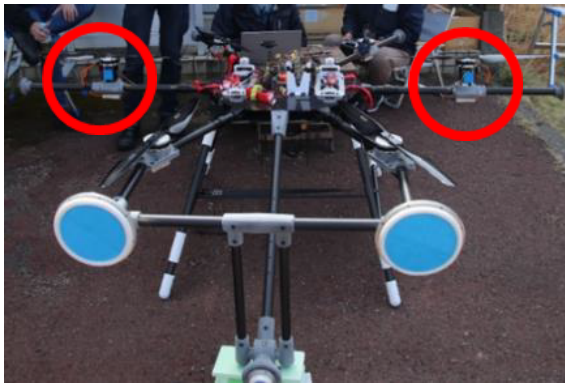


図 8 チルト機構の配置

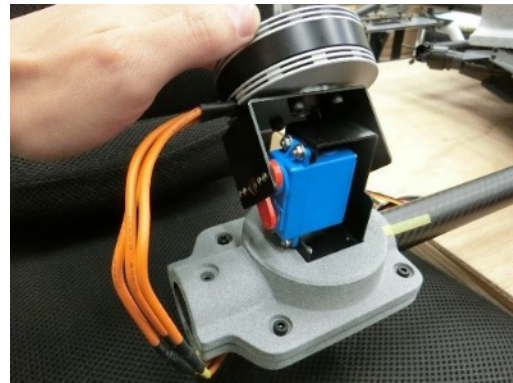


図 9 チルト機構

左右両方のプロペラがチルト機構により前方に傾斜され、機体は水平状態で前進する。また、両方のプロペラが後方に傾くと、機体は後進する。左右のプロペラを前後で異なる方向に調整することで、ヨー方向制御も可能である。チルト機構によるヨー制御は、モータの反トルクによる従来の制御と比較して、ロールピッチ制御からヨー制御が影響を受けにくくなるため飛行性能の向上に有効である。

チルト機構の効果を確認するために、吸着飛行時のログデータを図 10, 11 に示す。この吸着飛行実験の様子は、YouTube 動画 (URL: <https://www.youtube.com/watch?v=6ZqB2gIUi3c>) にて公開している。

図 10 で、青色はスロットである。12:20:36 に飛行を開始し 12:21:10 に吸着を完了しプロペラを停止している。緑色は機体の速度で、34 秒間に約 5 m 前進している。赤色は機体の Pitch 角度である。機体は前進しているが Pitch 角度は  $\pm 1.5$  度程度でほぼ変化は無い。さらに Pitch 角度と機体速度には相関がみられない。

図 11 では、緑色は機体速度、赤色は機体の Pitch 角度で図 10 と同様である。黄色と青色はチルト機構において左右のプロペラ角度を変化させる各サーボモータへの指令値である。機体は直進しているため黄色と青色で示す左右のプロペラ角度は逆位相となっている。黄色に着目すると、時間遅れが伴うが、中央値より下では機体が増速され、中央値より上では機体が減速されている。これにより、チルト機構により機体の Pitch 角度を変化させずに水平移動を実現できていることがわかる。

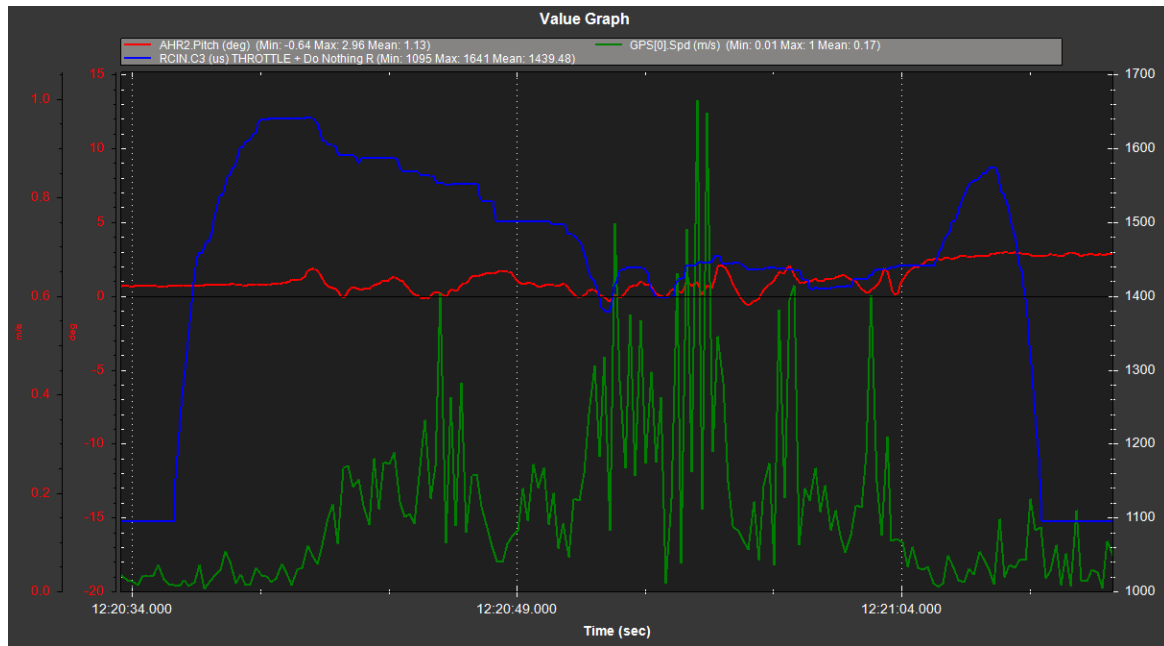


図 10 吸着飛行時のログデータ 1

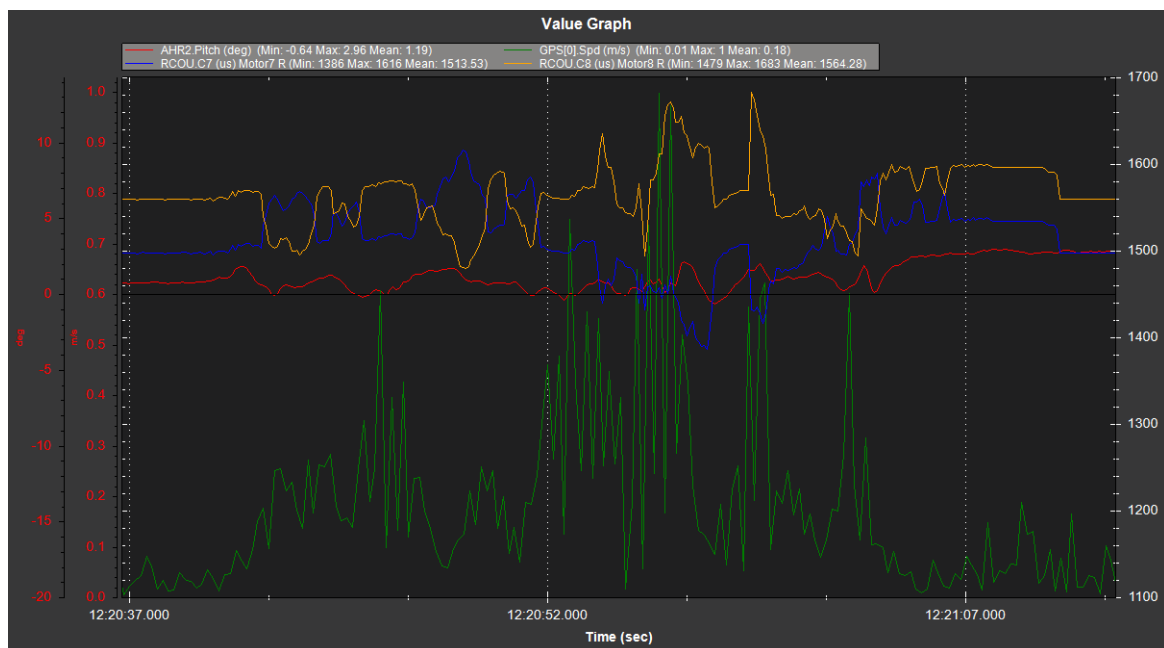


図 11 吸着飛行時のログデータ 2

#### 4. 壁面吸着ドローンシステムの特徴と用途

##### 4-1 壁面吸着ドローンシステムの特徴

ドローンによる高所作業の実現が期待されている。本研究で開発する壁面吸着ドローンの実用化について考察する。壁面吸着ドローンシステムの特徴は以下の通りである。

- ・高所安定作業が可能

ドローンは、空中での作業をホバリングしながら行う。構造物の近くでホバリングすると、姿勢を安定させることが困難である。作業や検査に伴い反力が発生すると、安定したホバリングがさらに困難になる。しかし、壁面吸着ドローンはUVGを用いて機体を壁面等に固定でき、高所での多種多様な作業の実現が期待



できる。

- ・長時間操作が可能

壁面吸着ドローンは、UVG を使用し機体を壁面に吸着でき、プロペラを停止できる。UVG の吸引には、小型真空ポンプが使用される。真空ポンプは小型の LiPo バッテリで 1 時間以上動作させることができる。これにより、ホバリングでは実現できなかった高所での長時間の運用が可能となる。

- ・安全で安定した操業の実現

距離センサや圧力センサなどを用いたロボット技術を活用することで、ドローンは自律で壁面への吸着や離脱が可能となる。このとき、機体を傾けずに前後方向の移動を実現できるチルト機構は非常に有用である。

#### 4-2 壁面吸着ドローンシステムの用途

次に、壁面吸着ドローンシステムの活用が期待される用途の例を示す。

- ・インフラ点検

特徴で述べたように、壁面吸着ドローンは壁面に吸着することで、安定した長時間の運用が可能である。壁面吸着ドローンに各種検査装置を搭載できる。打診検査をはじめとする各種検査機を安定した状態で長時間使用することができる。また、吸着時にプロペラを停止できるため、騒音による試験結果への悪影響を軽減できる。

- ・修繕工事

塗装や補修材の注入作業で反力が発生し、ホバリングが不安定になる。機体を吸着固定できれば、正確な作業を行うことができる。

- ・清掃

水や空気を使った清掃作業も吸着により安定して実現できる。ホース等で水や空気を供給すれば、長時間の作業が可能となる。ケレンのような大きな反力を発生する作業も吸着により可能となる。

- ・サンプリング

新たな作業機器の開発により、サンプルの採取やコア抜き作業も可能である。本研究では、コンクリートボードへの  $\phi 8.5 \text{ mm}$  ドリル作業に成功した。

### 5. 実証実験の結果

#### 5-1 親機の吸着

本研究で開発したドローン吸着実験を行った。親機の吸着状況を図 12 に示す。ドローンは安定した状態で吸着しており、プロペラは停止できている。吸着に用いる真空ポンプの寸法は  $85 \times 60 \times 40 \text{ mm}$  程度、重量は  $280 \text{ g}$  で、各 UVG に 1 台ずつ親機に 3 台を使用している。同ポンプの使用電力は小さい。例えば、LiPo バッテリ 3S 2200 mAh で 1 時間以上の連続運転が可能である。

現在、自律飛行による着脱技術の開発を進めており、自律飛行が実現できると安全・確実な吸着が可能になる。

#### 5-2 子機のドリル作業

検査などに使用する作業用機器を搭載する子機を開発した (図 13)。本研究では、壁面吸着ドローンシステムの高所作業実現の可能性を検証するため、作業用機器に動作時に反力の大きな小型電動ドリルを選択し



図 12 親機の吸着

た。作業時における小型電動ドリルの押付けにはエアシリンダを使用した。エアシリンダ駆動用にも真空ポンプを加圧用として使用した。子機の壁面吸着用に2台のUVG（インナープレートφ110 mm）と真空ポンプ（親機と同一品）を搭載した。子機の寸法は600×450×450 mm、小型電動ドリルも加えた重量は約8 kgである。子機を壁面に押付けるダクトファンはφ90 mmである。子機によるドリル作業実証実験の様子を図14に示す（YouTube URL：<https://www.youtube.com/watch?v=ZPXeimkQkbo>）。子機はコンクリートボードに簡単に吸着し、完全に固定できた。ドリル作業は数秒で完了した。今回は子機に搭載する作業機器としてドリルを選定したが、打診検査器や各種センサなど、使用目的に応じた機器を搭載することが可能である。

本研究で一般的なホバリングドローンでは不可能な、反力が発生するドリル作業に成功した。これにより、ドローンによる高所での点検や作業の実現の可能性を確認できた。

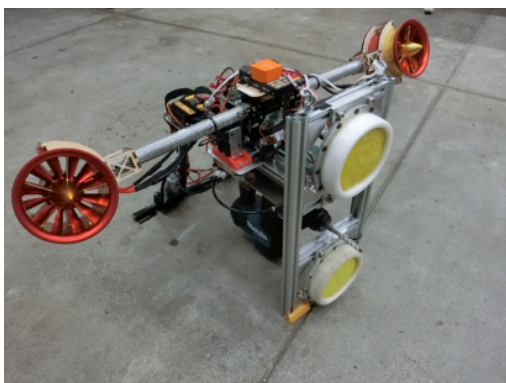


図13 壁面吸着子機



図14 子機のドリル作業実証実験

## 6. 結 論

ドローンによる高所での作業の実現を目指し、壁面吸着ドローンの移動性能と正確な位置決めを実現するために、親機と子機を活用したシステムを提案した。UVGを設計し、吸着ドローンの要素技術としてチルト機構を導入した。また、壁面密着ドローンの特徴や用途についても検討した。

実証実験により、開発したドローンは問題なく壁に吸着できることが確認された。また、子機に小型電動ドリルを搭載してドリル作業を実現し、一般的なホバリングするドローンでは実現が困難な反力が発生するドリル作業に成功した。これにより、ドローンによる高所での点検・作業実現の可能性を見いだせた。

今後、親機および子機の軽量化やRTK-GPSの搭載により、飛行性能と安定性を向上させる。加えて吸着と離脱の自律機能を開発し、システム実用化のための信頼性向上や運用方法の確立、運転手順の成文化を行い、実用化を目指す。

## 謝 辞

本研究は、経済産業省近畿経済産業局の「HyDrone（ハイドローン）プロジェクト」の支援によって行われた。ここに記して、謝意を表す。

投稿受付：2023年1月4日

採録決定：2023年1月31日

## 文 献

- [1] 国土交通省道路局：道路橋定期点検要領，2019.
- [2] 菱田 聡，清水俊彦，柿本将大：“無人飛行体”，菱田技研工業株式会社，特許第 6906264 号，2021.7.1.
- [3] Fujita, M., Ikeda, S., Fujimoto, T., Shimizu, T., Ikemoto, S. and Miyamoto, T.: “Development of universal vacuum gripper for wall-climbing robot”, *Advanced Robotics*, vol. 32, No. 6, pp. 283–296, 2018. DOI: 10.1080/01691864.2018.1447238.
- [4] 中村友哉，藤本敏影，岡田宙士，清水俊彦，池本周平，和田明浩，宮本 猛：“壁面吸着用 UVG に基づく打音検査型マルチコプタの開発”，計測自動制御学会論文集，Vol. 54, No. 4, pp. 440–446, 2018.
- [5] [https://ca01.smcworld.com/catalog/en/vacuum/ZP3E-E/6-4-p0377-0494-zp3e\\_en/data/6-4-p0377-0494-zp3e\\_en.pdf](https://ca01.smcworld.com/catalog/en/vacuum/ZP3E-E/6-4-p0377-0494-zp3e_en/data/6-4-p0377-0494-zp3e_en.pdf)（参照日 2023 年 2 月 10 日）.



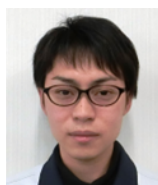
## 菱田 聡

1987 年岡山大学大学院工学研究科修了。同年ダイキン工業株式会社入社エアコンの制御，新冷媒の開発に従事。1991 年菱田技研工業株式会社入社。1998 年より代表取締役社長，現在に至る。次世代ロボット，カスタマイズドローンの開発に従事。



## 大垣 正信

1981 年京都大学航空工学科卒業。同年川崎重工工業株式会社入社。主に航空機に関する研究開発・新規プロジェクトに従事・T-4 の開発・宇宙往還機の研究開発・SST 実験機 航空宇宙学会技術賞受賞・P-1, C-2 の民間転用及び輸出の推進・京大非常勤講師 2020 年より菱田技研工業技術顧問。



## 菱田 康

2015 年金沢工業大学環境建築学部建築学科卒業。同年東鉄工業株式会社入社。新築マンション工事や駅構内改修工事の施工管理業務に従事。2020 年菱田技研工業株式会社入社。次世代ロボット，カスタマイズドローンの開発に従事。



## 三輪 昌史

1996 年和歌山大学助手，2007 年徳島大学講師 2014 年徳島大学准教授，現在にいたる。RTK-GPS で精密に飛行するマルチコプタでの運搬・計測や，マルチコプタや固定翼機に推力偏向システムを加えた機体など，無人機システムに関する研究に従事。博士（工学）。



## 清水 俊彦

2013 年大阪大学大学院基礎工学研究科システム創成工学専攻博士後期課程修了。2010 年 Italian Institute of Technology 研究員。2013 年神戸市立工業高等専門学校助教。2017 年同准教授，現在に至る。2021 年より中之島チャレンジ実行委員会委員長。万能グリッパと自律ロボットの研究開発に従事。博士（工学）。

E-mail : kcct-ts8@g.kobe-kosen.ac.jp

# 吸引領域サイズの拡大によるマルチロータ型 航空機の構造・制御の最適化

山口 皓平<sup>\*1</sup>, 原 進<sup>\*1</sup>

名古屋大学大学院工学研究科航空宇宙工学専攻<sup>\*1</sup>

複数のロータを備えそれぞれの回転数やコレクティブピッチ角の変更によって飛行を制御するマルチロータ型航空機の普及は目覚ましく、空撮や災害救助など様々な分野で広く応用されている。本研究では、このようなマルチロータ型航空機の最適設計手法として、構造パラメータと制御器の準同時最適化手法を提案する。最適化の評価関数として、本研究ではシステムの平衡点周りに存在する安定領域である吸引領域のサイズを用いる。吸引領域サイズが最大化する構造パラメータの値と制御器を探索することで、マルチロータ型航空機に対する構造・制御の両面からの最適設計が可能となる。本稿では吸引領域の可視化にも取り組み、得られた機体が元機体と比較してより大きな平衡点からの逸脱に対応可能であることも示す。

**Keywords:** マルチロータ型航空機, 吸引領域, 最適設計, 非線形システム

## Geometric-Parameter and Controller Optimization of Hovering Multirotor Aircraft by Expanding the Size of the Domain of Attraction

Kohei Yamaguchi<sup>\*1</sup>, Susumu Hara<sup>\*1</sup>

Department of Aerospace Engineering, Graduate School of Engineering, Nagoya University<sup>\*1</sup>

A multirotor aircraft is a rotorcraft with more than two rotors. Owing to its relatively simple mechanisms for flight control, it has been widely used in various fields, such as aerial photography and disaster management. To determine an optimal design for a multirotor aircraft, the geometric parameters and controllers are quasi-simultaneously optimized. The domain of attraction, which defines the stable region around an equilibrium point for a nonlinear system, was used as an objective function for optimization. By finding geometric parameters and the controller that expands the size of the attraction domain, a multirotor aircraft can be optimized. The visualization of the domains shows that the optimized aircraft can deal with a larger deviation from an equilibrium point compared with the original aircraft.

**Keywords:** Multirotor aircraft, Domain of attraction, Optimal design, Nonlinear system

### 1. Introduction

Recently, multirotor aircrafts have been used in various fields, including aerial photography, disaster management [1], package delivery services [2], and hobbies such as drone racing. In 2020, a drone wireless relay system was demonstrated to provide a person facing a natural disaster with mobile phone access [3]. In addition, multirotor aircraft provides a promising type of electric vertical takeoff and landing (eVTOL) aircraft



for flying cars [4, 5]. As the importance of multirotor aircraft has been widely recognized, improving the performance of the aircrafts with regard to the changes in the state variables has attracted considerable attention in research. Increasing the number of rotors is an option for improving aircraft performance; a hexarotor-type or an octorotor-type aircraft performs better than quadrotor-type aircrafts. When the number of rotors is fixed, the performance of the multirotor aircraft can be improved by changing the geometric parameters that define the length of the main arms, angle of the thrust relative to the fuselage, position of the payload, etc. For example, by extending the length of the main arm, the control moment can be increased without improving the performance of the rotor placed at the tip of the arm. However, methods for optimizing such geometric parameters have not yet been sufficiently formulated.

This study focusses the development of a method to find an optimal design for multirotor aircrafts. The optimality of a system is generally ensured by a change in the objective function that effectively defines the performance of the system. Herein, the size of the domain of attraction (DOA) was used as the objective function to evaluate the performance of a multirotor aircraft. The DOA is defined by a set of initial states that converge to an equilibrium point of the system after infinite time. Therefore, DOA is a critical tool in stability analysis because the size of the DOA shows how much the initial points can be far away from the equilibrium point while the trajectories can still be converged. Because the DOA directly visualizes the safety margin of the system, its size can be used to evaluate the performance of the system. In this study, the DOA size was used to evaluate the performance of a multirotor aircraft from the viewpoints of both the structure and controller. By searching for geometric parameters and controllers that maximize the size of the DOA, both the structure and controller of the aircraft can be optimized. In addition, a multirotor aircraft that employs a variable collective-pitch rotor system was assumed. Each rotor has a main motor to rotate the blades and servo motor to change the collective pitch angle. Compared with multirotor aircraft having fixed-pitch rotors, the variable collective pitch mechanism significantly increases the potential applications of this type of aircraft, as suggested in a previous study [6]. Another study demonstrated an increase in the rate of change of thrust, a decrease in control saturation, and the ability to quickly and efficiently reverse thrust [7]. The effectiveness of an aircraft that employs a variable collective pitch rotor system was also shown [8]. By demonstrating the proposed optimization method for a prospective multirotor aircraft, the effectiveness of the method was investigated.

## 2. Methodology

### 2-1 System optimization based on the size of the domain of attraction

The size of the DOA was used to optimize the geometric parameters and controller quasi-simultaneously. For a system  $\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u}; t)$ , the definition of DOA  $R_0$  is given by

$$R_0 = \left\{ \gamma \in \mathbf{R}: \text{if } \mathbf{x} = \gamma \text{ then } \lim_{t \rightarrow \infty} \mathbf{x}(t) = \mathbf{x}_{\text{eq}} \right\}, \quad (1)$$

where  $\mathbf{x}$  is the state vector,  $\mathbf{f}$  is a nonlinear function,  $\mathbf{u}$  is the input vector,  $\mathbf{R}$  is real space, and  $\mathbf{x}_{\text{ep}}$  is the static equilibrium point of the system. The DOA directly visualizes the safety margin and robustness of the system around the equilibrium point. In addition, the size and shape of the DOA vary depending on the design of the geometric parameters and controller. In other words, by choosing geometric parameters and a controller that expands the size of the DOA, we can search for an optimal system from the perspectives of structure and control. The simplest way to accurately investigate the shape of the DOA is to investigate the convergence of a large number of initial states around the equilibrium point via numerical integration. To accelerate the

calculation, we proposed and studied an indirect DOA size estimation method that estimates the radius of the hypersphere inscribed by the DOA [9–11]. **Figure 1** shows a sketch of the DOA and inscribed hypersphere.

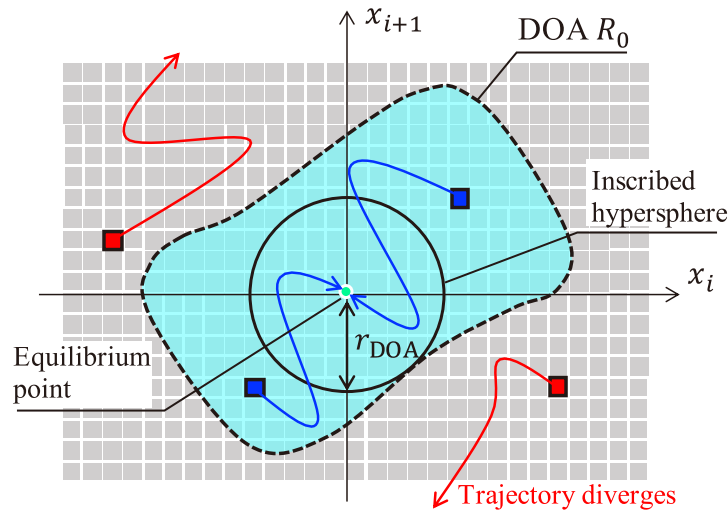


Fig. 1 Domain of attraction and inscribed hypersphere.

Instead of randomly distributing several initial states around the equilibrium point, a smaller number of states is distributed on the surface of a hypersphere. The radius of the hypersphere is updated according to a root-finding algorithm, such as the bisection or golden-section method, to determine the radius  $r_{\text{DOA}}$ . When all trajectories converge to the equilibrium point after a given period, the radius increases. However, when at least one trajectory diverges, the radius decreases. To use the indirect size estimation method, the number of states distributed on the surface was carefully determined. Because the probability that an initial state exists inside the DOA follows a binomial distribution, the probability that  $K$  initial values on the surface of the hypersphere outside  $N$  are inside the DOA is given by  ${}_N C_K p^K (1-p)^{N-K}$ , where  $p$  is the probability that a single state is inside the DOA. When all the initial states are inside the DOA ( $K=N$ ), more than  $p\%$  of the surface is inside the DOA with a confidence of  $1-p^N$ . In other words, an arbitrary condition, defined by the combination of probability and confidence, can be satisfied by changing the number of the initial state  $N$ . For example, 95% of the probability and 99% of the confidence are yielded when  $N > 90$  is satisfied.

The estimation result should be conservative because the obtained size is the smallest distance between the equilibrium point and edge of the DOA. As in Refs. [10] and [11], this method can yield a computational time that enables the use of size as an objective function of the system optimization method. The geometric parameters and parameters that define the controller are searched for such that the sphere radius  $r_{\text{DOA}}$  is maximized. In practice, the optimization scheme is separated into two parts: the S-step and C-step. In the S-step, the geometric parameters that maximize the radius  $r_{\text{DOA}}$  are determined. In the C-step, the parameters that define the performance of the controller are searched. The S- and C-steps are iteratively conducted, and quasi-simultaneous optimization of the nonlinear system is performed. The SC iteration can be accelerated by introducing a parallel computing technique and achieving a practical completion time for optimizing a triple-inverted pendulum system[11].

## 2-2 Multirotor aircraft Model

Herein, a mathematical model for a multirotor aircraft was presented. As shown in **Fig. 2**, the body-fixed coordinate system  $(x_b, y_b, z_b)$ , which is fixed to the center of mass of the aircraft, and inertial system  $(x, y, z)$  are

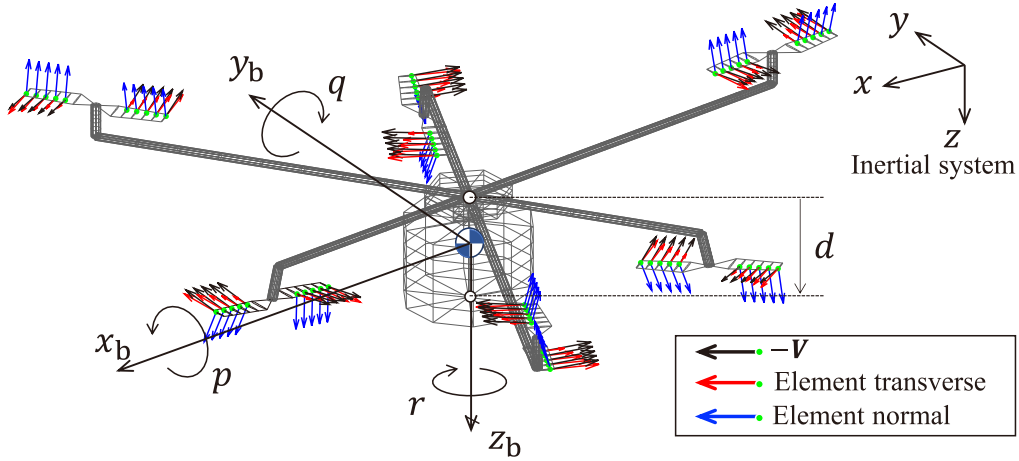


Fig.2 Coordinate systems for multirotor aircraft.

defined.

The rotors were alternated clockwise and anticlockwise. The position of the aircraft  $(x \ y \ z)$  and attitude  $(\phi \ \theta \ \psi)$  are defined in the inertial system, and the velocity  $V = (u \ v \ w)$  and angular velocity  $\omega = (p \ q \ r)$  are defined in the body-fixed system. In addition, the angular velocity of each rotor  $\Omega_i (i = 1, \dots, n_r)$  was considered. The state variable was defined as  $x = (x \ y \ z \ \phi \ \theta \ \psi \ u \ v \ w \ p \ q \ r \ \Omega_1 \ \dots \ \Omega_{n_r})^T$ . The equations of motion for the multirotor aircraft are given by

$$\dot{V} = -\tilde{\omega}V + C_1^{B/I}G + \frac{1}{m}F \quad (2)$$

$$\dot{\omega} = -J^{-1}\tilde{\omega}J\omega + J^{-1}M, \quad (3)$$

where  $\tilde{\omega}$  is the skew matrix used to model the outer product,  $C_1^{B/I}$  is a conversion matrix from inertial to body-fixed systems,  $J$  is the inertia tensor of the aircraft,  $G = (0 \ 0 \ 1)^T$  is a gravity vector in the inertial system, and  $F$  and  $M$  are the vectors that represent the force and moment acting on the aircraft, respectively. To calculate the force and moment on the aircraft, the blades of the rotor were discretized into small elements, and the inflow velocities were calculated for each element. As inputs, the motor torque  $q_{mi}$  and collective pitch angle  $\theta_i$  were considered as  $u = (q_{m1} \ \dots \ q_{mn_r} \ \theta_1 \ \dots \ \theta_{n_r})^T$ . The angular velocity of the rotor is controlled by changing the torque of the motor for each rotor as  $\dot{\Omega}_i = (Q_{mi} - q_{mi})/J_{ri}^{-1}$ , where  $Q_{mi}$  is the torque of the rotor, and  $J_{ri}$  is the moment of inertia of the rotor. Rotor torque  $Q_{mi}$  is determined by the lift and drag acting on the blade element. The nonlinear lift and drag coefficients are given by

$$C_l(\alpha) = [1 - \sigma(\alpha)](C_{L0} + C_{L\alpha}\alpha) + \sigma(\alpha)[2 \sin(\alpha)S_\alpha^2 \cos \alpha] \quad (4)$$

$$C_d(\alpha) = [1 - \sigma(\alpha)]\left[C_{Dp} + \frac{(C_{L0} + C_{L\alpha}\alpha)^2}{\pi e_0 AR}\right] + \sigma(\alpha)(2 \sin^2 \alpha), \quad (5)$$

where  $\alpha$  is the angle of attack,  $\sigma(\alpha)$  is the blending function,  $C_{L0}$  is the lift coefficient at  $\alpha = 0^\circ$ ,  $C_{L\alpha}$  is a coefficient,  $S_\alpha$  is the area of an element,  $C_{Dp}$  is the drag coefficient at  $\alpha = 0$ ,  $e_0$  is the Oswald efficiency factor, and  $AR$  is the aspect ratio of the blade. The angle of attack was calculated for each blade element to calculate the lift and drag. The force  $F$  and moment  $M$  were calculated according to the position and angle of the rotor. The moment of the  $i$ -th rotor is also modeled as  $M_{ri} = -(J_{ri}\dot{\Omega}_i n_i + J_{ri}\Omega_i \omega \times n_i)$ . For simplicity, the drag acting on the arms and fuselage was assumed to be sufficiently small and ignored. The induced velocity for the rotor,

$v_i = \sqrt{T_i/2\pi S\rho}$  is used for simplicity. The initial value of the induced velocity  $v_i$  was calculated using simple momentum theory. At every step of the numerical integration, the induced velocity was iteratively solved until it converged to the given value.

### 2-3 Optimization problem settings for multirotor aircraft

The parameters for the S- and C-steps were defined; Fig. 3 shows the geometric parameters of the multirotor aircraft.

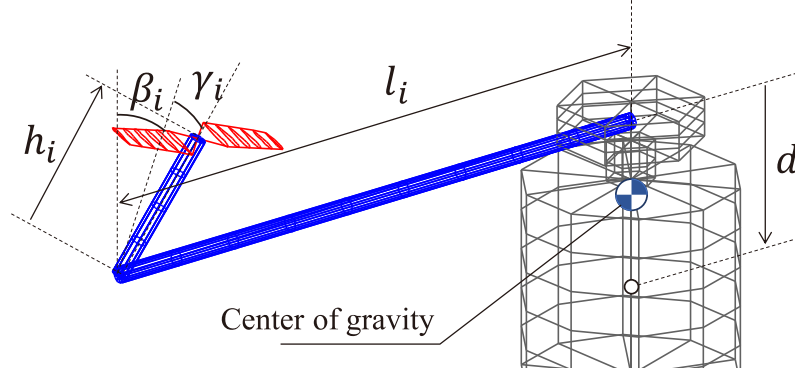


Fig.3 Geometric parameters for optimization.

The parameters, including the main arm length  $l_i$ , sub-arm length  $h_i$ , and rotor mount angles  $\beta_i$  and  $\gamma_i$ , are defined for every rotor as  $i = 1, \dots, n_r$ . To obtain a symmetric structure, these parameters are common for rotors numbered odd ( $i = 1, 3, 5, \dots$ ) and even ( $i = 2, 4, 6, \dots$ ); in addition, the distance between the fuselage center and payload center  $d$  is used. In this study, the aforementioned continuous parameters were optimized only in the S-step. Discontinuous parameters, such as the number of rotors and blades for one rotor, were defined by the authors. The radius of the rotor is 0.15 m and the number of blades is two. The line densities of the main and sub-arms are 0.1 kg/m. The moment of inertia of the rotor is  $J_{r_i} = 0.0017 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ . The mass of the rotor, fuselage, and payload were 50, 200, and 300 g, respectively.

To stabilize the hovering aircraft, a linear quadratic regulator (LQR), optimized at the C-step, was employed. The quadratic cost function  $J$  for the LQR is given by

$$J = \int_0^{\infty} (\mathbf{x}^T \mathbf{Q} \mathbf{x} + \mathbf{u}^T \mathbf{R} \mathbf{u}) dt \quad (6)$$

Assuming  $\mathbf{Q}$  and  $\mathbf{R}$  are diagonal matrices,  $q_1 \dots q_{n_r}$  and  $r_1 \dots r_{n_r}$  are optimized at the C-step. A linearized system  $\delta \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A} \delta \mathbf{x} + \mathbf{B} \delta \mathbf{u}$ , which is required to solve the Riccati equation, is obtained from the nonlinear equations of motion as  $\mathbf{A} = \partial \mathbf{f} / \partial \mathbf{x} |_{\mathbf{x}=\mathbf{x}_{\text{eq}}, \mathbf{u}=\mathbf{u}_{\text{eq}}}$  and  $\mathbf{B} = \partial \mathbf{f} / \partial \mathbf{u} |_{\mathbf{x}=\mathbf{x}_{\text{eq}}, \mathbf{u}=\mathbf{u}_{\text{eq}}}$ , where  $\delta \mathbf{x} = \mathbf{x} - \mathbf{x}_{\text{eq}}$  and  $\delta \mathbf{u} = \mathbf{u} - \mathbf{u}_{\text{eq}}$ . The state variable and input at the equilibrium points  $\mathbf{x}_{\text{eq}}$  and  $\mathbf{u}_{\text{eq}}$  are searched for in a trim flight analysis. For hovering flight, for example, rotation speed  $\Omega_i$  and collective pitch angles  $\theta_i (i = 1, \dots, n_r)$  that satisfy  $(x \ y \ z) = \mathbf{0}$ ,  $(\phi \ \theta \ \psi) = \mathbf{0}$ ,  $\mathbf{V} = \mathbf{0}$ ,  $\boldsymbol{\omega} = \mathbf{0}$ ,  $F_x = F_y = 0$ , and  $\mathbf{M} = \mathbf{0}$  are searched.

The SC iteration in this study is defined as follows: at the S-step, the trim flight analysis is conducted for every change in the geometric parameters; the inertia tensor was indirectly optimized using the S-step. At the C-step, trim analysis was conducted only once at the beginning of the optimization search. These problems are summarized in Table 1.

Therefore, the problem addressed here is much more complicated than in the authors' previous work [10, 11]. The nonlinear equations of motion that define the motion of the aircraft have 12 degrees of freedom; thus, by



Table 1 Optimization problem settings.

Objective function	Step	Constraints
Maximize: $r_{\text{DOA}}$	S-step	$0.3 \leq l_i \leq 1.0$ m $-0.2 \leq h_i \leq 0.2$ m $-45^\circ \leq \beta_i \leq 45^\circ$ $-45^\circ \leq \gamma_i \leq 45^\circ$ $-0.5 \leq d \leq 0.5$ m
	C-step	$0 \leq q_i \leq 500$ $0 \leq r_i \leq 500$

changing the geometric parameters, the nonlinear effect can be enhanced. In addition, the iterative calculation scheme can be unstable for infeasible values of state variables. In the authors' previous work [12], the aerodynamic force model was simplified by solving the induced velocity using simple momentum theory to address the problem. In this study, we employed Monte Carlo-based optimization for the SC iteration. By investigating the size of the DOA for the stochastically generated set of geometric parameters and matrices for the LQR, each DOA estimation step becomes independent of the other steps.

### 3. Optimization Example: Hexarotor Aircraft ( $n_r=6$ ) case

A multirotor aircraft optimized using the proposed method is presented here. As an example, the hexarotor aircraft ( $n_r=6$ ) in hovering flight ( $\mathbf{x}_{\text{eq}} = \mathbf{0}$ ) was optimized. In this example, the number of SC iterations was set to 1, and the number of samples for the Monte Carlo method to estimate the DOA size was 300. The radius of the hypersphere was updated according to the bisection method. The convergence of a state variable was investigated to determine whether the state variable was smaller than a given threshold value after 10 s of simulation time. The original and optimized structures are summarized in Fig. 4.

As shown in Fig. 4(a), the geometric parameters of the original hexarotor aircraft are  $h_i = 0.15$  m,  $l_i = 0.5$  m,  $\beta_i = \gamma_i = 0^\circ$  ( $i = 1, \dots, n_r$ ), and  $d = 0.2$ . In addition, the initial matrices used to define LQR performance are  $\mathbf{Q} = \text{diag}\{1\}$  and  $\mathbf{R} = \text{diag}\{1\}$ . The DOA size of the initial hexarotor aircraft was  $r_{\text{DOA}} = 0.0316$ . As shown in Fig. 4(b), the parameters optimized at the S-step are  $l_{1,3,5} = 0.396$  m,  $l_{2,4,6} = 0.794$  m,  $h_{1,3,5} = -0.0969$  m,  $h_{2,4,6} = -0.00622$  m,  $\gamma_{1,3,5} = 19.8^\circ$ ,  $\gamma_{2,4,6} = -0.614^\circ$ ,  $\beta_{1,3,5} = 35.1^\circ$ ,  $\beta_{2,4,6} = 15.5^\circ$ , and  $d = 0.248$  m. The optimized matrices are  $\mathbf{Q} = \text{diag}\{6.04 \ 21.8 \ 102 \ 46.2 \ 128 \ 174 \ 14.6 \ 55.9 \ 274 \ 7.40 \ 45.1 \ 3.79\}$  and  $\mathbf{R} = \text{diag}\{109 \ 0.0123 \ 14.2 \ 6.46 \ 262 \ 145 \ 134 \ 130 \ 98.2 \ 260 \ 489 \ 340\}$ . The size of the DOA was  $r_{\text{DOA}} = 0.0887$ , which is approximately three times larger than the original value. By conducting a DOA-based optimization, a hexarotor aircraft that can deal with a larger deviation from the equilibrium point was obtained. As a result of the change in  $h_i$ , all rotors are inverted. By changing the rotor angles,  $\beta_i$  and  $\gamma_i$ , the lift generated by each rotor was also changed. In other words, the lift generated by the aircraft projection on the  $xy$ -plane was larger than that of the original hexarotor aircraft. Because the lift of the rotor can be used to generate the yaw moment, the optimized hexarotor aircraft can handle a larger deviation from the equilibrium point. These results also show that the even numbered main arms are approximately twice as long as the odd arms. The angles  $\beta_i$  and  $\gamma_i$  of the even numbered arms are larger than those of the odd numbered arms. Because the length of the odd numbered arms is longer than that of the even numbered arms, a larger control moment can be generated with smaller angles  $\beta_i$  and  $\gamma_i$ .

To evaluate the obtained geometric parameters and matrices  $\mathbf{Q}$  and  $\mathbf{R}$ , the DOAs of the two hexarotor-type

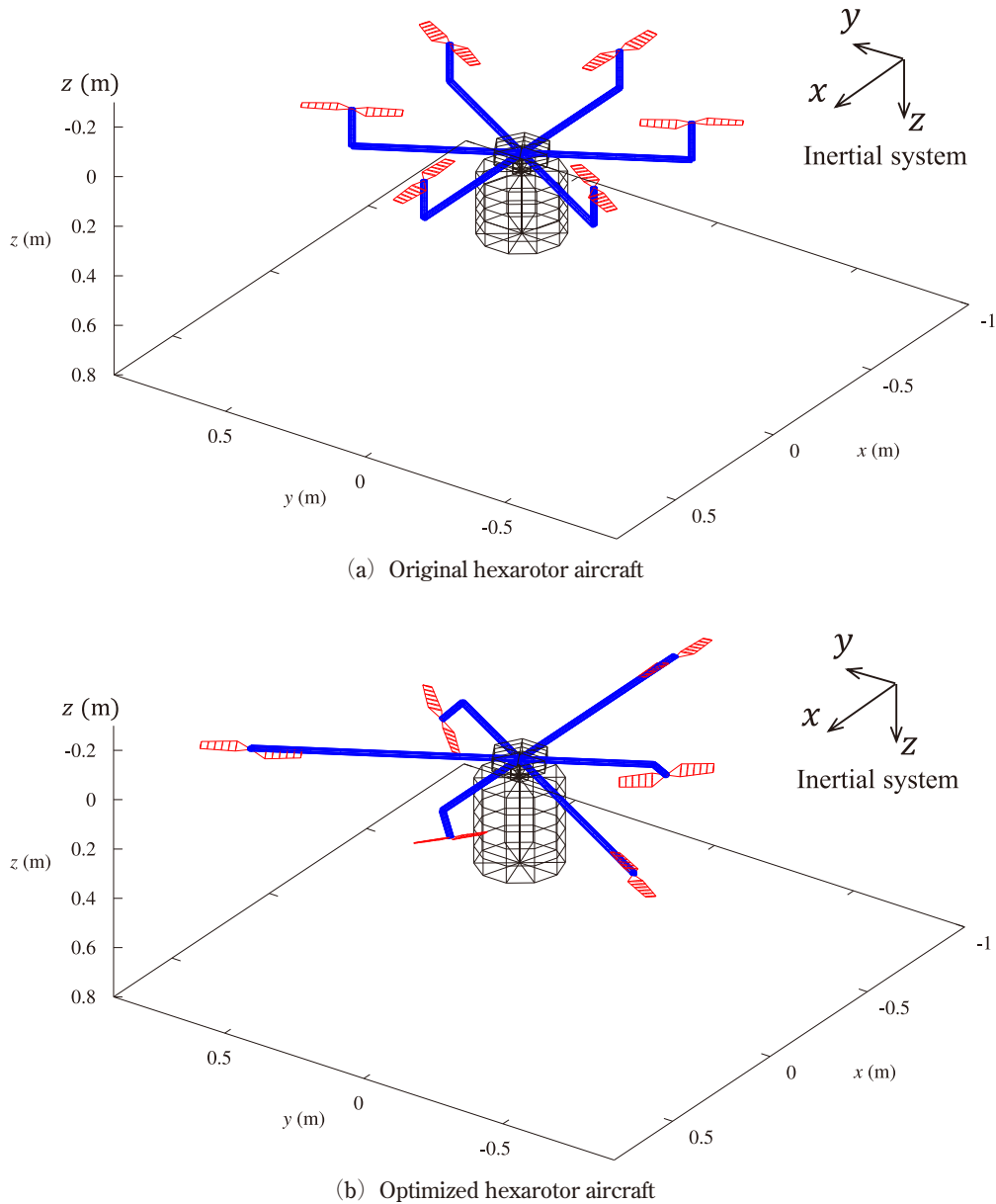


Fig. 4 Comparison of the geometric parameter optimization results for the hexarotor-type aircraft.

aircrafts are shown in Fig. 5. To investigate the performance of the aircraft with regard to the deviations in the variables accounting for the attitude,  $(\phi \ \theta \ \psi)$  are chosen as the axes. Several initial states are generated by randomly changing the variables  $\phi, \theta, \psi, p, q, r$ , and the convergence of the initial states is investigated by integrating the equations of motion (Eqs. (2) and (3)). The colors of the markers indicate the time required for convergence. The red markers depict the initial states that cannot converge to the equilibrium point within 10 s. For visibility, the range of the  $\phi$ -axis was set to  $[-0.1 \ 0]$ . As shown in Fig. 5, in the vicinity of the equilibrium point, the initial states converged in a shorter time. As the initial states move away from the equilibrium point, the convergence time tends to be longer. One can see that the size of the optimized aircraft in Fig. 5(b) is larger than that of the original aircraft in Fig. 5(a). Moreover, the convergence time of the original hexarotor-type aircraft tended to be longer than that of the optimized aircraft. Therefore, the proposed method works successfully, and the aircraft improves its performance with regard to the deviations from the equilibrium point.

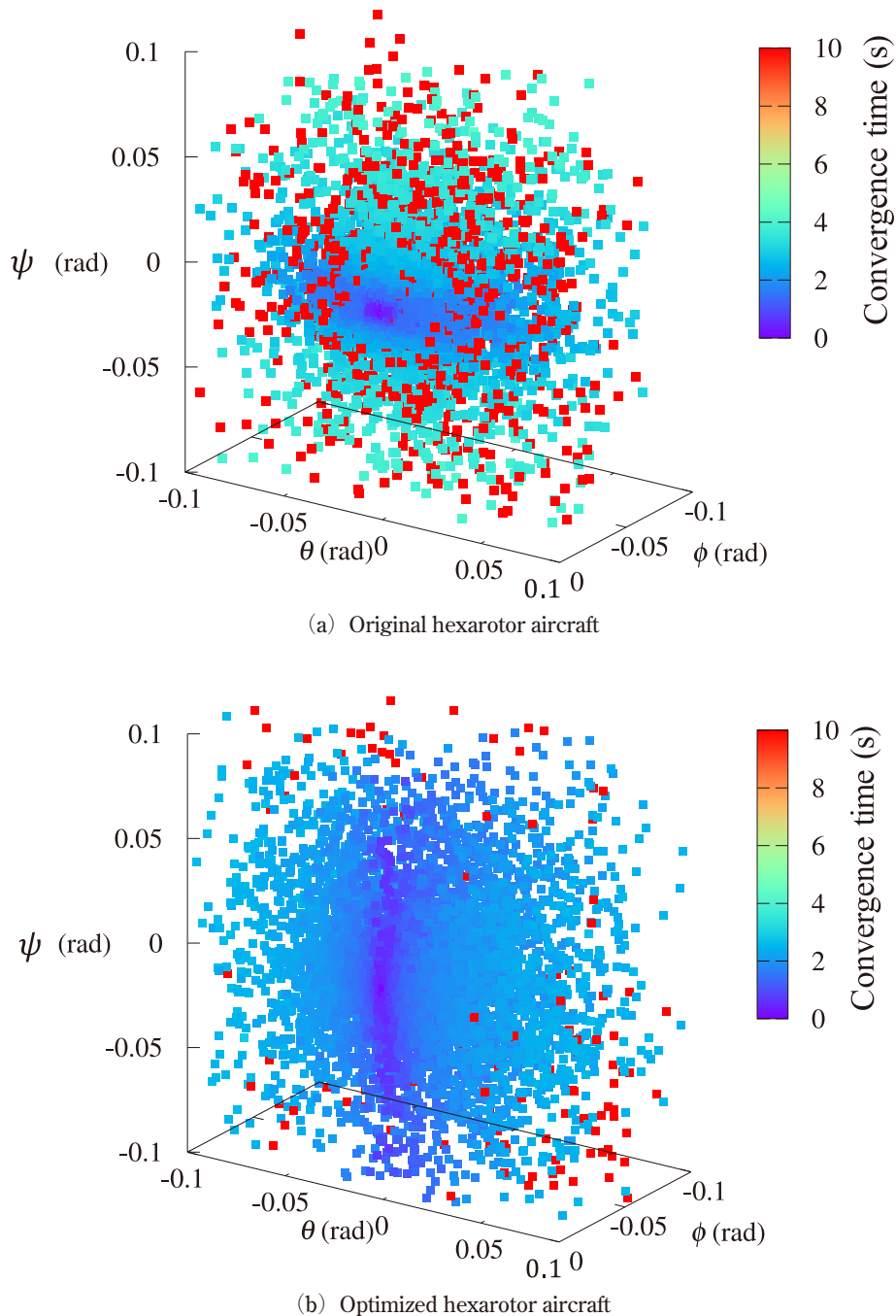


Fig. 5 Visualization of the DOAs for hexarotor-type aircraft.

#### 4. Conclusions

In this study, a method for optimizing a multirotor aircraft based on the size of the attraction domain was proposed and studied. Using the fast domain of the attraction size estimation technique, both the geometric parameters and parameters of the controller that expand the size of the domain were searched. By applying the proposed optimization method, named S- and C-steps, a hexarotor-type aircraft that can deal with a larger deviation from an equilibrium point compared with the original aircraft was obtained.

In addition, the proposed method can be efficient in optimizing multirotor aircraft in the forward-flight state. The reduction of the head-up pitching moment that limits the cruise speed of a multirotor aircraft can be achieved by optimizing the geometric and control parameters. Although the optimization will be useful for

various eVTOL aircrafts, the aerodynamic interaction between the rotors should be modeled. The authors will continue to improve the proposed method in future studies.

Received: January 13, 2023

Accepted: March 6, 2023

## References

- [1] Mantovani, J., Cavalhieri, C. P., Carou, C. B. and Gramani, M. F. : "Multicopter UAV as a natural disaster monitoring tool in Brazil," *Proceedings of EGU General Assembly 2019*, Vienna, Austria, p. 11431, 2019.
- [2] Amazon Prime-Air website, <https://www.aboutamazon.com/news/tag/prime-air>, accessed on Jan. 9, 2023.
- [3] SoftBank News, [https://www.softbank.jp/en/sbnews/entry/20200914\\_01](https://www.softbank.jp/en/sbnews/entry/20200914_01), accessed on Feb. 10, 2023.
- [4] Ehang official website, <https://www.ehang.com/index.html>, accessed on Jan. 9, 2023.
- [5] Volocopter official website, <https://www.volocopter.com>, accessed on Jan. 9, 2023.
- [6] Borenstein, J. : "The HoverBot—An electrically powered flying robot," 1992.
- [7] Cutler, M., Ure, N. K., Michini, B. and How, J. P. : "Comparison of fixed and variable pitch actuators for agile quadrotors," *Proceedings of ALAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, 2011.
- [8] Tadokoro, S. : *Disaster Robotics*, Chapter 3, Springer, Cham, 2019.
- [9] Horibe, T., Zhou, B., Hara, S. and Tsubakino, D. : "Quantitative measure for nonlinear unstable systems based on the region of attraction and its application to designing parameter optimization inverted pendulum example," *Advanced Robotics*, Vol. 32, No. 8, pp. 399–410, 2018.
- [10] Yamaguchi, K. and Hara, S. : "On geometric parameter optimization method for quad tilt-wing UAV based on indirect size estimation of domain of attraction," *IEEE Access*, Vol. 10, pp. 1678–1687, 2021.
- [11] Yamaguchi, K. and Hara, S. : "Quasi-simultaneous optimization of geometric parameters and controller for non-linear systems using indirect size estimation of domain of attraction," *Proceedings of SICE Annual Conference*, Kumamoto, Japan, Sept. 5, 2022.
- [12] Yamaguchi, K. and Hara, S. : "Quasi-simultaneous optimization of geometric parameters and controller for spacecraft and aircraft via size expansion of the domain of attraction," *Proceedings of The 59th Japan Society for Aeronautical and Space Science Chubu Kansai Joint Conference*, online, Nov. 19, 2022.



**Kohei Yamaguchi**

KOHEI YAMAGUCHI received Ph.D. degree in electrical engineering from Kyoto University, Kyoto, Japan, in 2017. From 2017 to 2018, he was a Research Assistant Professor with the Department

of Aerospace Engineering, Nagoya University. Since then, he has been an Assistant Professor with the Department of Aerospace Engineering, Nagoya University.

E-mail: kohei.yamaguchi@mae.nagoya-u.ac.jp



**Susumu Hara**

SUSUMU HARA received the B.S., M.S., and Ph.D. degrees from Keio University, Japan, in 1992, 1994, and 1996, respectively. In 2000, he joined the faculty of Toyota Technological Institute, Nagoya, Japan. In

2008, he joined the faculty of Nagoya University, Nagoya, Japan, where he is currently a Professor with the Department of Aerospace Engineering.



# 消防におけるドローンリモート技術の概念構想 (ConOps) の構築と社会実装課題の抽出

佐々木 一<sup>\*1</sup>, 榎野 尊<sup>\*2</sup>, 寺村 良寛<sup>\*2</sup>, 秋本 修<sup>\*3</sup>, 鈴木 真二<sup>\*1</sup>

東京大学未来ビジョン研究センター<sup>\*1</sup>

株式会社アイティアイディ (ITID)<sup>\*2</sup>

東京大学大学院工学系研究科<sup>\*3</sup>

人が立ち入ることが困難な環境へのアクセスを可能とするドローンリモート技術はそのシステムを構成する要素技術の急速な進展によって広い用途での可能性が構想されている。リスクの高い環境での運用が前提となる防災や災害状況把握を目的とした実用化はその構想段階において社会システムとの十分な調和を目指す必要がある。欧州航空安全機関 (EASA) では Specific カテゴリに部類される飛行ミッションのリスク評価手法の最上流において概念構想 (Concept of Operations: 以下 ConOps) の提示が求められている。我が国でも 2022 年の改正航空法の施行により一定の制度設計がなされた一方で、技術的社会的双方の概念構想の提示については現時点では運用者の個別対応に委ねられており十分な事例が存在しない。本研究では、ビル火災における複数ドローンの消火活動支援をケースとしシステムズエンジニアリングに基づいた ConOps の構築を試みると同時にこの社会実装において検討すべき概念検討項目、技術検証項目、事業検証項目の抽出を実施した。ConOps 構築のガイドラインが実現することは、必要となる技術的要件、サービス要件、社会的制約などについて運用者とステークホルダーとの合意形成を得るプロセスが円滑となりドローンリモート技術の社会実装に貢献するものである。

**Keywords:** 概念構想, ConOps, 消防, ドローンリモート技術, 社会実装課題

## Construct a Concept of Operations (ConOps) and Identify Social Implementation Issues for Use of Drone-based Remote Technology in Firefighting

Hajime Sasaki<sup>\*1</sup>, Takeru Kayano<sup>\*2</sup>, Yoshihiro Teramura<sup>\*2</sup>, Osamu Akimoto<sup>\*3</sup>, Shinji Suzuki<sup>\*2</sup>

Institute for Future Initiatives, The University of Tokyo<sup>\*1</sup>

ITID, Ltd.<sup>\*2</sup>

School of Engineering, The University of Tokyo<sup>\*3</sup>

The rapid development of elementary technologies for drone-based remote technology, allowing access to environments that are difficult for humans to enter, has opened the door to a wide range of potential applications. The practical use of drones for disaster prevention and monitoring in high-risk environments needs to be fully harmonized with societal systems at the design stage. The European Aviation Safety Agency (EASA) requires the submission of a Concept of Operations (ConOps) at the beginning of the Specific Operation Risk Assessment (SORA) process for flight missions in Specific category. Japan is also required to submit a revised aviation risk assessment plan by 2022. While a certain institutional design has been established in Japan with the implementation of the revised Civil Aviation Law in 2022, the submission of concepts for both technical and social aspects is currently left to the individual response of operators. In Japan, the construction of ConOps in drone-based remote technology is limited in terms of methods and

items, and examples are also limited. In this study, we attempted to construct ConOps based on the systems engineering using the case of firefighting support by multiple drones in an urban building fire. At the same time, we extracted items for conceptual study, technical verification, and business verification that should be considered in social implementation. The realization of these guidelines will facilitate the process of consensus building between operators and stakeholders on the necessary technical requirements, service requirements and social constraints. It will contribute to the social implementation of drone-based remote drone technology.

**Keywords:** Concept of operations, ConOps, Firefighting, Drone-based remote, Social implementation issues

## 1. はじめに

人が直接アクセスすることのできない遠隔地や特殊環境での情報収集や探査を目的とするリモート技術の可能性が拡大しつつある。宇宙開発における月面や小惑星探査をはじめとした探査機、体内に対する非侵襲的なアプローチとしての遠隔制御や、プラントにおける無人航空機（ドローン）による情報収集や点検などが挙げられる。これらのリモート技術によって我々は、対象となる場所の距離、物理的サイズ、危険性といった属性を理由に直接侵襲することのできなかつた対象へのアクセスを可能としてきたが、近年のロボティクス、センシング、XR、ネットワークとAIなどの要素技術の統合によって人間能力の飛躍的拡張を支える技術群としてより広い目的を達成させることに寄与している[1]。

なかでもドローンによる防災や災害状況把握を目的としたリモート技術は市民に対して便益や重要性が伝わりやすく社会的需要が高いことかが指摘されており、北米市民を対象とした調査結果ではドローンの保全活用のうち最も支持が高い領域として消火活動や救助を挙げている[2]。実際に北米では近年の連邦火事管理技術法の整備によってドローン配備が進められており、オレゴン、カリフォルニア、コロラドを中心に消火活動に用いられつつある[3]。また自動自律制御によって火災現場に急行し、火災現場における初動対応をサポートするシステムなどが実用化されている[4]。また、日本においても消防関係者の98%が火災初期における指揮活動時のドローン活用が有効と回答した報告がされ、その期待が高いことが示された[5]。実際の運用としても2020年には静岡県焼津市にて国内初のドローン隊が整備され[6]、2023年1月には山口県岩国市では山火事の状態把握への活用を目的として赤外線カメラやスピーカーを搭載したドローンの配備が行われている。2021年静岡県熱海市土石流災害において実際に有効性が確認されるなど[7]、昨今の災害の激甚化を背景に災害時におけるオペレーションとして期待されている。2022年4月時点で、全国の消防本部のうち59.4%（429消防本部）がドローンの導入がなされている状況にある[8]。国土交通省は大規模自然災害時の初動対応の在り方として、無人航空機による虫の目の必要性やリアルタイムな情報伝達の必要性について指摘している[9]。我が国では、2022年に人口密集地上空の目視外飛行（レベル4）が可能となったことを受け、有事におけるドローンを用いたリモート技術の活用の幅は広がる。

ドローンリモート技術のように、複数の要素技術から構成される技術システムが実社会に活用されるためには、既存の社会システムとのシームレスかつ柔軟に協調することが理想的である。ドローンを活用したリモート技術が現実的に活用されつつある背景には、近年の低遅延で高速な通信技術や、高性能なカメラの搭載、人工知能、小型大容量なバッテリーの普及といった要素技術の進展が存在する。これら個別技術システムが複雑になる中、要求されるシステム機能について、運用者はより理解をすることが求められる。Aydin (2019) はドローンに対する知識のずれそのものが運用におけるリスクであると指摘しており、調査によって特にドローンの用途に関する認識が不十分であったことを示している[10]。ドローンリモート技術のよう

に社会への影響が大きい技術システムの実装には便益とリスクの双方の理解が求められる。

いくつかの規制当局は明示的に、運用者が利用シーンごとにその目的やビジョン、要求される機能はもとより周辺の社会システムを含めたステークホルダーに対して理解することを要求しつつある。欧州航空安全機関 (EASA) では、リスクが高いカテゴリ (Specific) に分類される飛行ミッションのリスク評価手法 (Specific Operation Risk Assessment) の最上流において、概念構想 (Concept of Operations: 以下 ConOps) の提出が求められている [11]。一方で、我が国では、2022 年の改正航空法の施行により飛行申請に加えて機体登録や操縦ライセンス登録の義務化など一定の制度設計がなされた。これにより、ドローンリモート技術においても、規制とバランスのとれたイノベーションの推進に寄与すると考えられる。ただし、個々のミッションに対して求められる技術的社会的なリスクアセスメントに関しては現時点では運用者が個別に対応することが求められており、十分な事例も存在していない。Humble (2014) は保全のためにドローンを使用することの社会的影響の可能性については十分な注意が払われていない [12] と指摘している。ConOps の取り組みについて特定のケースに焦点を当てた議論を行うことに一定の意義がある。

ConOps は、要求の変化に対応するシステム全体としての利用・運用の在り方とそれに伴うコンポーネントとしての運用のあり方や相互依存関係をもとにした概念である。IEEE によれば、ConOps はシステム全体の定量的および定性的なシステム特性を、ユーザー、バイヤー、開発者、およびその他の組織要素 (トレーニング、施設、人員配置、メンテナンスなど) に伝達するためのものであるとしている [13]。また、嶋津らは IEEE が示す ConOps は、(a) 対象領域の現在の状態 (As is) と、課題が解決した際の同領域のあるべき状態 (To be) を明示し、後者の実現のために何を作る必要があるかを明示するものとしている [14]。また、米国の FAA が発行するドローン運航管理システム (UTM: Unmanned Aircraft System Traffic Management System) では、ConOps の目的はエコシステムの開発と運用に関するビジョンを提示し関連する運用および技術要件を説明するものであるとしている [15]。すなわち ConOps は、システムを運用するにあたってそのコンセプト (概念) と目的ならびにその実現手段を記述するものである。ConOps の構築を通じ、関係者間で周辺システムの理解やステークホルダーごとの要求事項の明確化をすることで運用リスクに係る視点について合意形成を得、ドローンリモート技術の社会実装のための課題を抽出することに寄与する。

本研究は、有事におけるリモート技術のなかでも特に市街地ビル火災における複数ドローンの消火活動支援をケースとし、システムズエンジニアリングの考え方に基づいた基本構想の構築を試みる。当該ケースに資するシステムを社会実装する際に必要となる技術的要件、対応するサービス要件、社会的制約を明らかにするもので、研究開発段階においてシステム要求を明確化するための ConOps 構築プロセスの重要性と社会実装における課題を抽出することの意義を議論する。

## 2. 手 法

### 2-1 概 要

本研究は主に ConOps の上流工程に着目し具体的には図 1 に示すとおり大きく 3 つの段階のステップによって構成する。第一ステップはスコープ (適用対象) とコンテキスト (ステーション/周辺システム) の構築である。第二ステップは調査および専門家ヒアリングを通じて業務フロー (As is/To be) の構築を行う。第三ステップとして、得られたシーン (To be) から、個別のユースケースシーンを構築する。ワークショップとヒアリングを通じた合意形成を行い、それぞれの議論を元に概念検証、技術検証、事業検証項目を抽出することで、ドローンリモート技術の社会実装に資する課題を得る。

ConOps を構成するそれぞれの要素の構築および社会実装課題の抽出は、実際にドローンリモート技術の研究開発をしているメンバーによるディスカッションをベースとして実施した。具体的には国立研究開発法人新エネルギー・産業技術総合開発機構 (NEDO) 委託研究である「革新的ドローンリモート技術の社会実

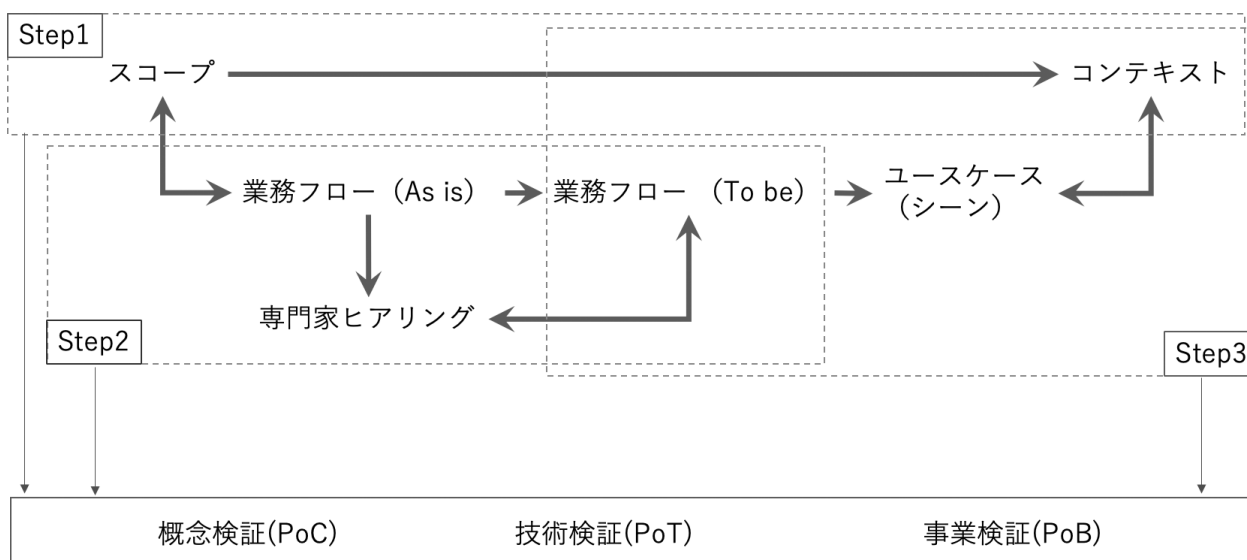


図1 ドローンリモート技術における ConOps 上流構築と検証項目抽出概要

装に関する研究開発」(以下 NEDO ドローンリモートプロジェクト) コンソーシアムメンバーによるディスカッション形式のワークショップによって合意形成を図った。また、ワークショップのファシリテーションはシステムズエンジニアリングに基づき(株)アイティアイディ (ITID) および(株)電通国際情報サービス (ISID) の主導により行った。

## 2-2 手順

第一ステップは、スコープ、コンテキストで構成される。まず、スコープの構築では、適用対象としてなぜ消防(ビル火災)に着目するのかを整理し「消防」と親和性のある分野/応用できうる分野/関連性のある分野を整理する。消防に焦点を当てる本ケースの位置づけを明確にするため、日常性と実用性の軸によって整理を行った。これによって、消防から応用できうる異分野を特定しその関係性の理解に務める。次にコンテキストの構築では、スコープの位置付けやその後のケースを踏まえて、関連するステークホルダーや関係し得る周辺システムを確認する。

第二ステップでは、スコープならびに現在の消防活動の情報を元に消火活動のシーン(As is)を作成した。得られた現在の消防のシーン(As is)に基づき、消火活動が現在抱えている課題を抽出し、またドローンリモート技術が提供する可能性について、消防関係者に対してヒアリングを行った。専門家ヒアリング対象者は表1に示すとおりビル火災の専門家ならびに災害の専門家を選定した。ヒアリングのテーマとして、消防業務の実態とニーズ/課題に関するもの(テーマ1)と、ドローンリモートの活用におけるニーズ/課題、必要要件に関するもの(テーマ2)の2つのテーマについてヒアリングを行った。これら専門家ヒアリングによって抽出された現状課題を解決するためのドローンリモート技術によるユースケースシーン(To be)の作成を行った。

第三ステップでは、業務フロー(To be)ならびに第一ステップで構築したコンテキストを元に、各ユースケースシーンにおけるステークホルダーの明確化を整理し、それぞれの要求事項を抽出した。

これら ConOps(運用構想)の構築の中で、社会実装まで見据えて検証していくべき事項を抽出した。検証事項は、ユーザーに便益を提供できているか、想定どおりの活用ができているかといったコンセプト検証(Proof of Concept: PoC)、採用技術が妥当であるか技術的に成立するかといった技術検証(Proof of Technology: PoT)、最後に事業としてあるいは法規制において成立するかといった事業検証(Proof of Business: PoB)の観点で抽出した。検証分類を表2に示す。



表 1 専門家ヒアリング概要

ヒアリング対象	消防庁広域応援室	消防庁消防研究センター
ヒアリング日時	2022年8月5日	2022年7月15日
消火活動業務の実態に関するヒアリング質問項目（テーマ1）	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ 通報を受けて出動するまでの間に取得する必要がある情報</li> <li>・ 現場の情報把握で隊員が気を付けていること</li> <li>・ 環境の定量情報</li> <li>・ 現場到着後の情報把握の課題</li> <li>・ 各種情報はどのよう伝達され判断がなされるのか</li> <li>・ 消防活動における典型的な体制</li> <li>・ 消防活動におけるデジタル活用について</li> <li>・ 組織間での意思疎通について</li> </ul>	
ドローンリモート技術の活用におけるニーズと課題に関するヒアリング質問項目（テーマ2）	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ 隊員の出動前にドローンで先行把握できると有効な情報</li> <li>・ 火災現場および経路でのドローン飛行において考慮すべき環境条件</li> <li>・ 火災現場特有の環境（煙、熱等）において有用なセンシング技術</li> <li>・ 火災現場におけるドローンを用いた活用に対する現場の意識</li> <li>・ ドローン活用の課題</li> <li>・ 音についての弊害</li> <li>・ 消防以外の他組織との連携について</li> </ul>	

表 2 検証分類

	PoC : Proof of Concept (概念検証)	PoT : Proof of Technology (技術検証)	PoB : Proof of Business (事業検証)
Validation (妥当性確認) Do the right thing	例) 便益はあるか	例) 用いる技術は妥当か	例) 事業として適切か
Verification (成立性検証) Do the thing right	例) 想定通り活用できるか	例) 技術的に成立するか	例) 事業として成立するか

### 3. 結 果

スコープについて議論するにあたり消防におけるリモート技術の要件を明確にした。ワークショップを通じてスコープについて議論された結果を図2に示す。スコープは日常性と実用性の2軸で整理した。本ケースであるビル火災における消防活動が位置する結果と他のケースとの相対的な関係を整理した。これによって消防のケースで必要となることが想定される中核技術の適用可能性についても整理した。例えば、刻一刻と変化する火災現場を想定した複数ドローンの協調飛行技術やリアルタイム3D化技術は「大規模災害」「警備」「点検」「測量・調査」「建設」「倉庫・工場」など目視外環境における状況把握でも活用が見込める。また、火災現場であらゆる種類の人を識別するためのAI学習技術は、要救助者の探索が必要な「大規模災害」や、不審者の見極め等が必要な「犯罪対応」や「警備」での活用が見込める。消防のケースは大規模災害に次いで、安全安心の実現のために必要な非日常的なケースである。

また、ドローンリモート技術の特長を生かしやすい観点として、高所や内部の状況が人の目視では確認が難しい点、立地や火災箇所等によって対応方法が変わるため、消防隊員の現場到着前の早期の情報収集が重要である点、要救助者、避難者、野次馬、消防隊員など不特定多数の人がいる点が挙げられた。これらの特徴を活かす観点で、消防におけるスコープのなかでも具体的にはビル火災に焦点を当てることで合意を得た。表3にスコープ（適用分野）での議論において抽出された社会実装課題と検証項目について示す。

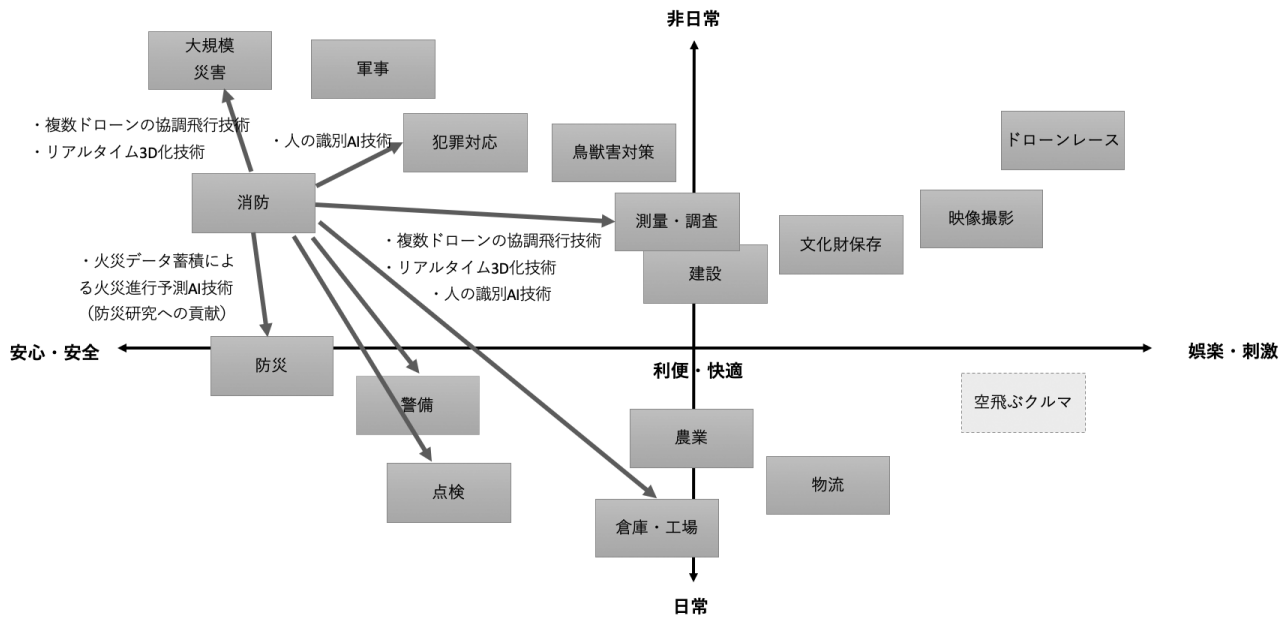


図2 スコープ（適用分野）

表3 スコープ（適用分野）構築時に抽出された社会実装課題と検証項目

社会実装課題	検証項目	検証分類
・経済波及効果を生み出すためのドローンリモート技術の適用先の洗い出しと見極め。	・消防以外の適用先の仮説に対してドローンリモート技術の便益が見込めるのかどうかの検証。	PoB
	・適用先において事業として成立するかどうかの検証（市場規模や収支の試算等）	PoB

ステークホルダーの議論では、上記で設定されたビル火災に焦点を当てつつもその周辺システムが抱える技術的課題、社会的課題を整理する。まず、ドローンリモートシステムの構成要素としてセンサー搭載ドローンの周辺に操作者、解析者、リモートシステムとしてのVR空間、低遅延、高速、大容量な回線が不可欠となる。これらの技術的なシステムの周辺として革新的ドローンリモートシステムを定義した。これらを整理した図を図3に示す。また、表4にコンテキストでの議論において抽出された社会実装課題と検証項目について示す。

現在のビル火災における消火活動の業務フロー（As is）を作成した結果を図4に示す。時間軸としての出動、現場状況把握、消防活動の流れと、空間軸としての火災現場と移動経路ならびに本部（消防署）に分けて整理した。

業務フロー（As is）を元に消火活動業務の実態に関するヒアリング結果をAppendix 1に示す。またドローンリモート技術の活用におけるニーズ/課題に関するヒアリング結果をAppendix 2に示す。表中のイタリックは実際の発言を示す。

現在の消火活動業務フロー（As is）とヒアリング結果を元に、消防活動のフローの中の主要シーンを3段階に分割した。まず、出動命令と同時に隊員よりも先んじてドローンが出動することが求められるため複数台ドローンの出動・飛行（シーンA）のシーンが必要となる。次に、実際に現場に到着し情報収集をするためのシーンとして複数台ドローンによるビル火災現場のリアルタイム3D空間構築（シーンB）が必要となる。また、データ収集に留まらずドローン自身が消火活動を支援する要求があることから、消火活動・救助活動・避難誘導といったシーンとしてドローンによるビル火災消防支援（シーンC）が想定される。その

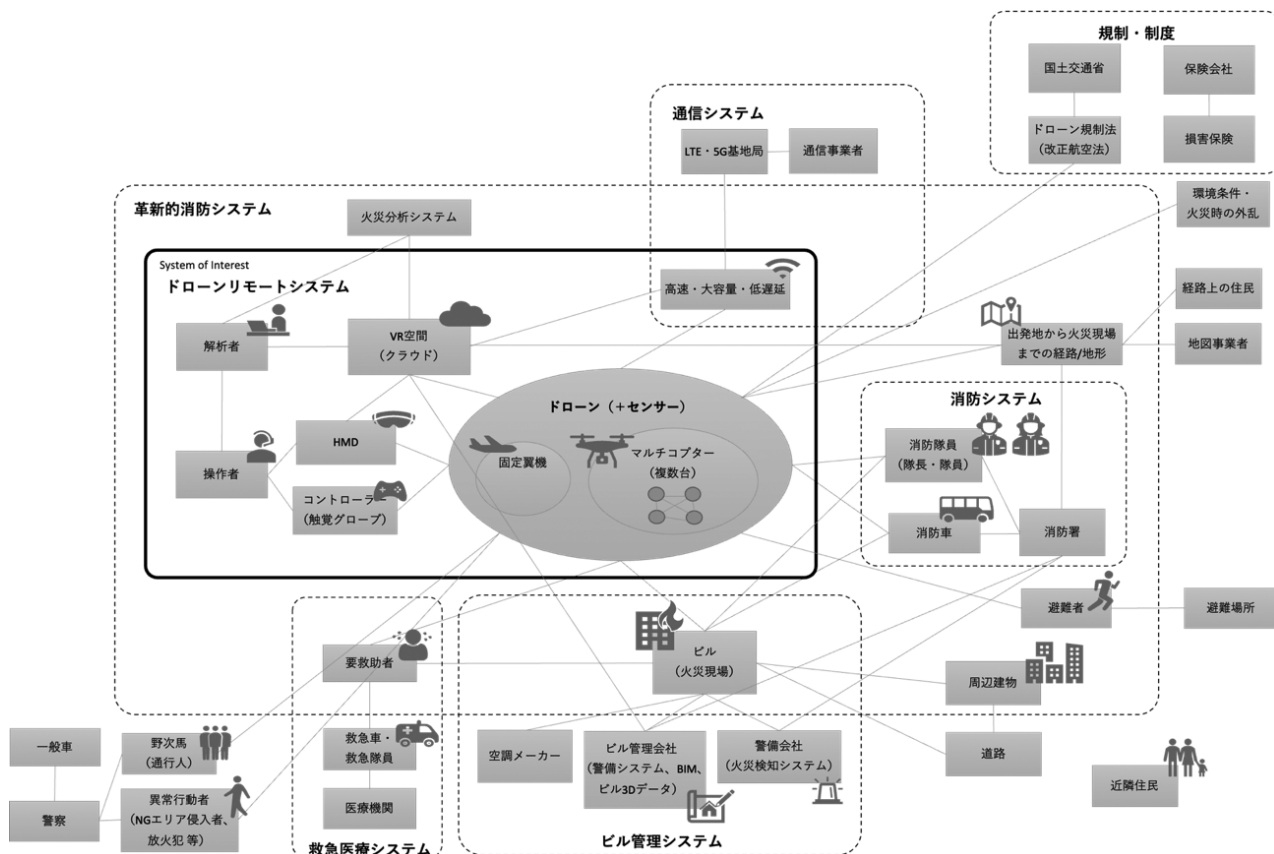


図3 コンテキスト

表4 コンテキスト構築時に抽出された社会実装課題と検証項目

社会実装課題	ステークホルダー	検証項目	検証分類
<ul style="list-style-type: none"> <li>社会実装に向け対応すべき各種規制や制度の整理</li> <li>規制の整備/改正など行政への働きかけ</li> </ul>	ドローン規制・航空 改正法・監督官庁	<ul style="list-style-type: none"> <li>現状の規制がどの程度影響するか</li> <li>規制改正による運用への影響</li> </ul>	PoB
<ul style="list-style-type: none"> <li>現状、一人の操縦者が操縦できる機体数の制約の規制がある。</li> </ul>	ドローン規制・航空 改正法・監督官庁	<ul style="list-style-type: none"> <li>1対多飛行の運用を実現するための技術検証とリスクアセスメント</li> </ul>	PoT
<ul style="list-style-type: none"> <li>墜落等による二次災害に備えた社会保障の検討</li> </ul>	損害保険	<ul style="list-style-type: none"> <li>社会保障制度の構築とその影響</li> </ul>	PoB
<ul style="list-style-type: none"> <li>LTE/5Gの上空利用に伴う地上への影響を踏まえた対策検討(技術的解決, 規制対応)</li> <li>通信速度の技術的限界を踏まえた「リアルタイム性」の検討(実現ステップの明確化)</li> <li>サイバーセキュリティ対策の検討</li> <li>通信が届かない場所での対策</li> </ul>	通信事業者	<ul style="list-style-type: none"> <li>市街地の5G環境や通信が十分届かない環境等における運用検証</li> <li>サイバーセキュリティの安全性担保</li> </ul>	PoT
<ul style="list-style-type: none"> <li>ドローンの安全性については社会的理解が十分とはいえないことから地域住民の理解を得るための取り組み。</li> </ul>	近隣住民・避難場所・ その他市民	<ul style="list-style-type: none"> <li>公の場でのデモンストレーションによる市民の反応の検証</li> <li>住宅街など住民の近くでのドローン実験等による受容性の検証(アンケートやインタビューで懸念点や対策案を把握)</li> </ul>	PoC
<ul style="list-style-type: none"> <li>撮影画像に関するプライバシー問題</li> <li>騒音に対する対応検討</li> </ul>	近隣住民・避難場所・ その他市民	<ul style="list-style-type: none"> <li>住宅街などでの実験等を通して市民が抱くプライバシー懸念の検証</li> </ul>	PoC

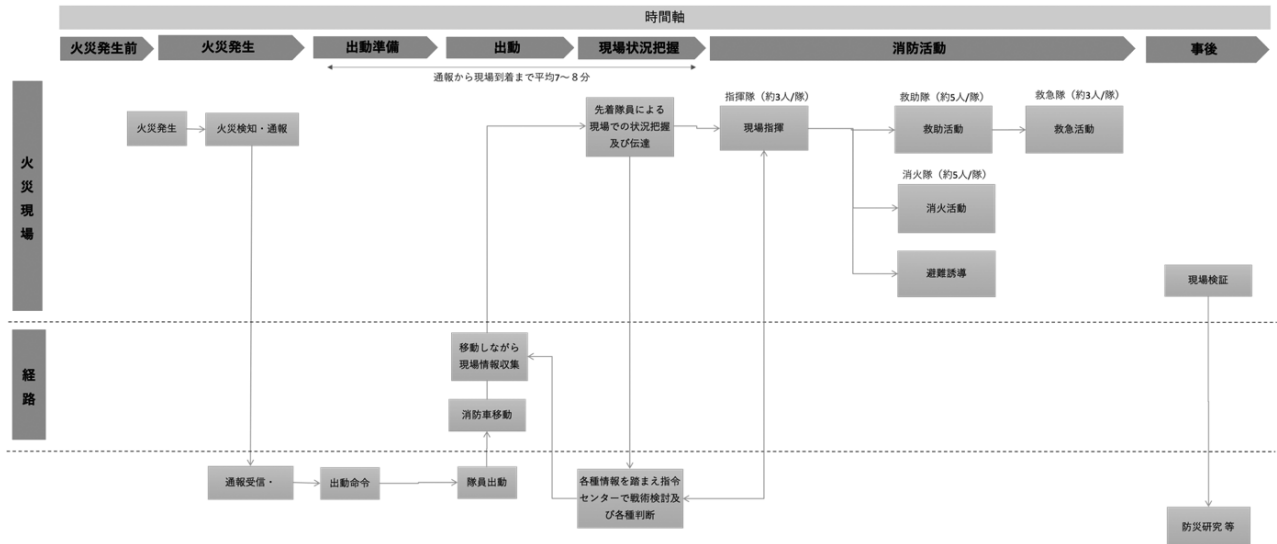


図4 現在の消火活動業務フロー (As is)

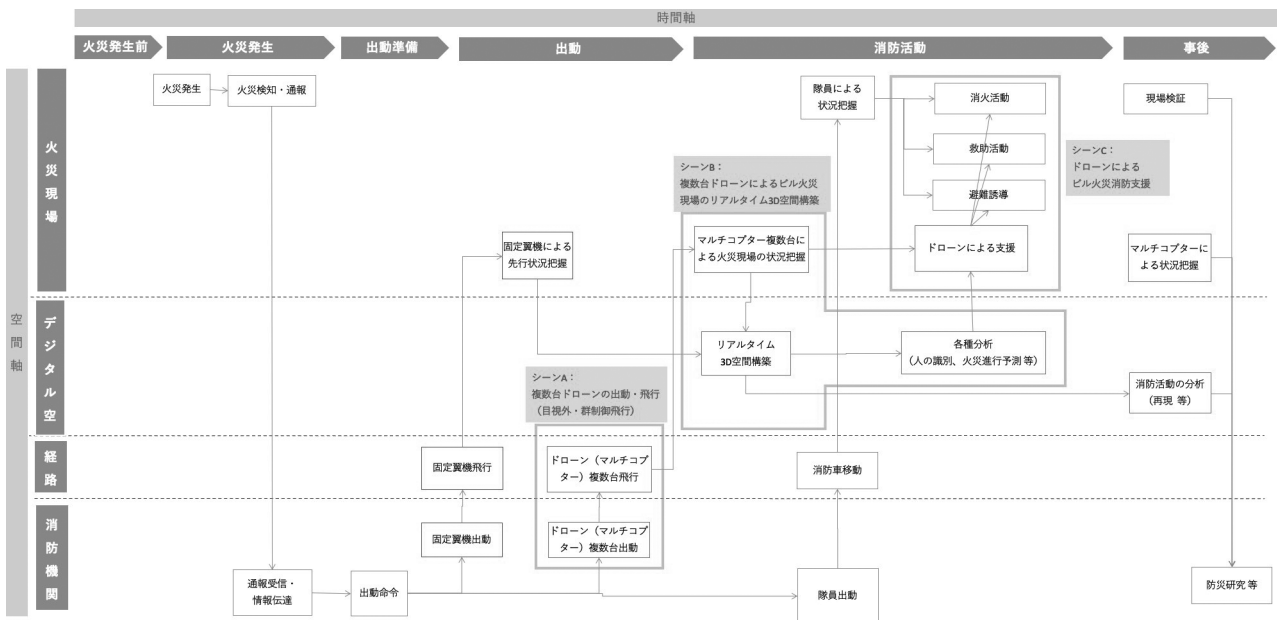


図5 業務フロー (To be)

後の事後処理は防災研究、あるいはトレーニングといった可能性もあることが挙げられた。これらの業務フロー (To be) を作成した結果を図5に示す。

作成した業務フロー (To be) をより具体化させるための専門家ヒアリングを行った結果を Appendix 3 に示す。回答はいずれも消防庁広域応援室である。表中のイタリックは実際の発言を示す。業務フロー (To be) の構築ならびに対するヒアリングを元に抽出された社会実装課題と検証項目を表5に示す。

得られた業務フロー (To be) および専門家ヒアリングの結果を元に3つのシーンにおけるステークホルダーごとの要求を整理した結果を示す。図6にはユースケースA (複数台ドローンの出動・飛行) の概念図を示した。表6には専門家ヒアリング結果ならびにコンテキスト (図3) を元に、ユースケースシーンAにおけるステークホルダーの要求を整理した。

またユースケースシーンA構築時に抽出された社会実装課題と検証項目を表7に示す。

図7にはユースケースシーンB (複数台ドローンによるビル火災現場のリアルタイム3D空間構築) の概

表5 業務フロー (To be) 構築時に構築時に抽出された社会実装課題と検証項目

社会実装課題	検証項目	検証分類
・ビル内部の自律飛行&センシング技術の開発	・ビル内部の自律飛行&センシングの技術検証	PoT
・ビル火災を再現したサイバー空間は消防活動のシミュレーション、トレーニングとしての利用可能性	・消防活動のシミュレーションやトレーニングでの活用の有用性を確認するための検証	PoC
・ドローンの使い方を考慮した搭載センサーの選定が必要。(重量, 伝送レートの問題によりセンサーの搭載数に制限が生じる。)	・各ユースケースシーンにて適したセンサーを見極めるための技術検証(複数ドローンの使い分け, 移動方法, 時間差利用, 充電, センサーの乗せ換えなど踏まえた使い方を定義し, 各ドローンに搭載するセンサーの選定が必要(カメラ, ミリ波レーダー, LiDAR等))	PoT
・それぞれのシーンにおけるマルチコプター/固定翼機の使い分け方の深堀検討(特徴, 飛行可能時間を踏まえた対応可能距離, ランニングコスト等)	・消防現場を想定した活用, 業務フローの妥当性検証	PoC
・固定翼機を利用する場合の離着陸方法, 状況把握方法(上空を巡回しながらの計測等)の深堀検討	・VTOL型も含めた機体の使い分けの見極め	PoT

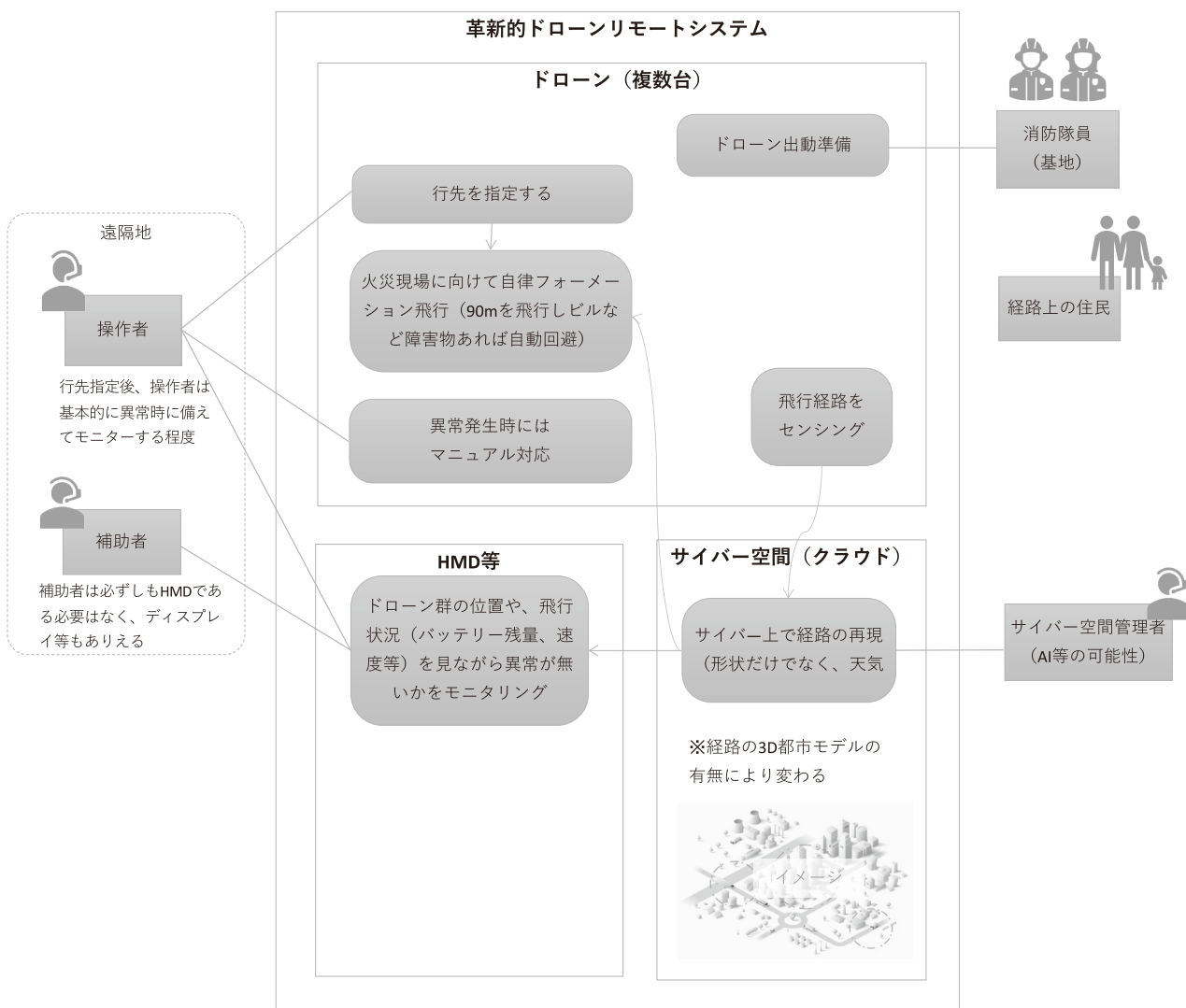


図6 ユースケースシーン A (複数台ドローンの出動・飛行)



表6 ユースケースシーンA（複数台ドローンの出動・飛行）におけるステークホルダーの要求

ステークホルダー	要求
操作者	マニュアル操作はせずに済ませたい。マニュアル時の操作ミスもカバーして欲しい。遠隔でも違和感なく操作できてほしい。
補助者	異常は未然に検知したい（異常に繋がり得る外乱を把握したい）。
消防隊員（基地）	通報があったらすぐにドローンが出動できる状態にしないとイケない。
経路上の住民	騒音は困る。絶対に落ちてほしくない。もしくは落ちても安全なルートを通ってほしい。
サイバー空間管理者	素早く（リアルタイムに）高精度なサイバー空間を再現したい。

表7 ユースケースシーンA（複数台ドローンの出動・飛行）構築時に抽出された社会実装課題と検証項目

社会実装課題	検証項目	検証分類
・複数ドローンの操作に関する規制対応の検討（再出）	・各種規制対応策の運用が可能かどうかの検証。	PoB
・バーチャル空間上における風速，気温，気圧，天気などの情報の再現	・バーチャル空間上で気候を再現することによるニーズと意義の検証。	PoC
	・技術的な再現可能性，精度の検証。	PoT

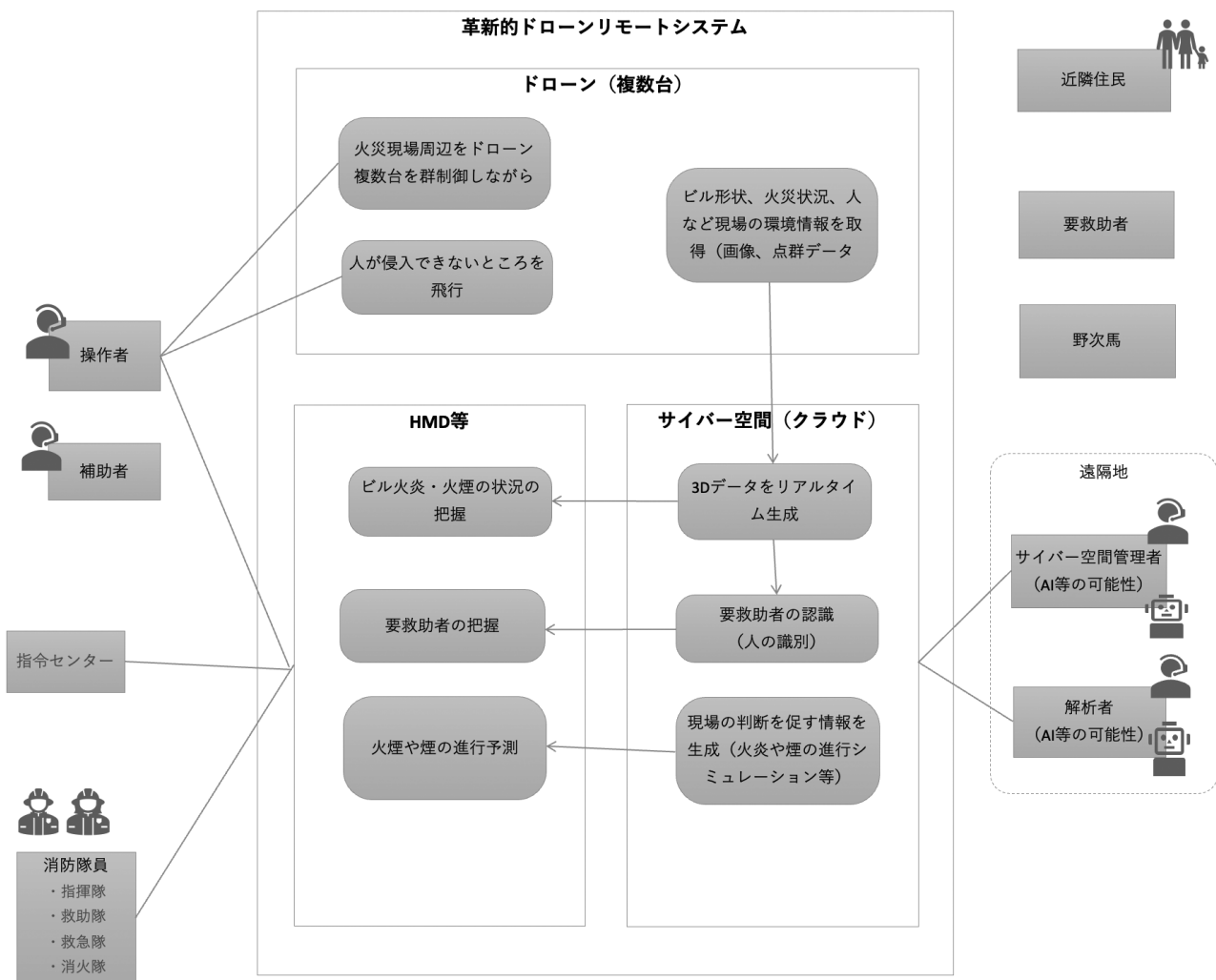


図7 ユースケースシーンB（複数台ドローンによるビル火災現場のリアルタイム3D空間構築）

念図を示した。表 8 には専門家ヒアリング結果ならびにコンテキスト (図 3) を元に、ユースケースシーン B におけるステークホルダーの要求を整理した結果を示す。

ユースケースシーン B (複数台ドローンによるビル火災現場のリアルタイム 3D 空間構築) 構築時に抽出された社会実装課題と検証項目を表 9 に示す。

表 8 ユースケースシーン B (複数台ドローンによるビル火災現場のリアルタイム 3D 空間構築) におけるステークホルダーの要求

操作者	過酷な環境でも衝突や制御不能など事故に至らないこと。3D データ生成のために必要情報を最短で取得できるよう飛行したい。
指令センター	消防作戦の立案に必要なあらゆる情報を素早く把握したい①火災や被害の状況等 (要救助者の有無, 負傷者の有無, 火災の場所 (何階建て建物の何階で延焼中), 火災の有無, 火災の原因, 煙の状況, 色, 火点付近の活動危険, 周辺住民等の避難状況等) ②建物 (建築) 関係 (建物の構造・用途, 平面図, 建築設備, 消防用設備等の設置状況, 作動状況, 周辺建物との距離及び延焼危険) ③建物 (建築以外) 関係 (周辺道路の状況, 危険物, 阻害物質の有無, 種類と量)
消防隊員	三大危険を迅速に把握したい。(要救助者の状況: 有無・人数・位置・状態)。延焼の可能性: 火災の方向, 周辺建物の状況等。隊員の危険の可能性: 可燃物・危険物の有無等)。人が目視等では確認できない情報を把握したい。各種情報及び作戦を隊員と迅速に共有したい。少人数で消防活動を行えるようにしたい。
近隣住民	ドローンが撮影する画像に映りたくない。
サイバー空間管理者	素早く (リアルタイムに) 高精度なサイバー空間を再現したい。
解析者	素早く/高精度な解析結果を算出したい

表 9 ユースケースシーン B (複数台ドローンによるビル火災現場のリアルタイム 3D 空間構築) 構築時に抽出された社会実装課題と検証項目

社会実装課題	検証項目	検証分類
・ビル内部を含めたそれぞれの環境における状況把握方法の深堀検討 (火煙下でのミリ波レーザーによる要救助者把握, 防犯カメラ活用によるビル内状況把握等)	・どのような状況がどのような方法で把握できれば有用かの確認 (デモンストレーションおよび専門家ヒアリング) ・各種の状況把握方法 (センシング⇒バーチャル空間での再現) が実現可能かどうかの技術検証	PoC PoT
・ドローンリモート技術を活用する場合のあるべき消防体制の検討必要	・消防現場を想定したシミュレーションおよびトライアルによる体制の検証	PoC

図 8 にはユースケースシーン C (ドローンによるビル火災消防支援) の概念図を示した。表 10 には専門家ヒアリング結果ならびにコンテキスト (図 3) を元に、ユースケースシーン C におけるステークホルダーの要求を整理した結果を示す。

ユースケースシーン C (ドローンによるビル火災消防支援) 構築時に抽出された社会実装課題と検証項目を表 11 に示す。

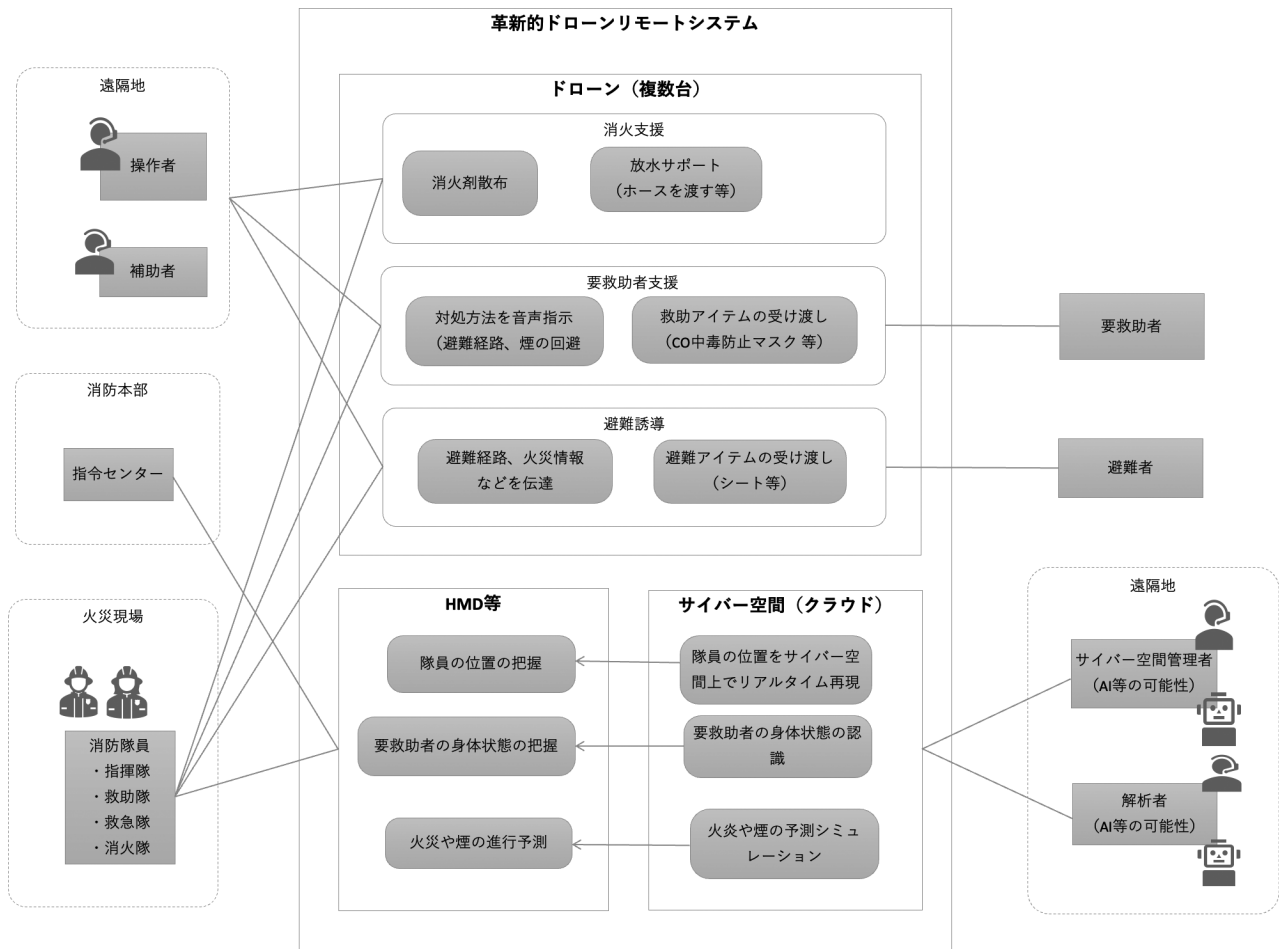


図 8 ユースケースシーン C（ドローンによるビル火災消防支援）

表 10 ユースケースシーン C（ドローンによるビル火災消防支援）におけるステークホルダーの要求

<p>操作者/補助者</p>	<p>経験が浅くても容易に操縦したい。他のドローンや有人飛行機などと衝突しないようにする必要がある（報道機関、学術関係者、一般人などがドローンを飛ばしている場合あり）。</p>
<p>消防隊員</p>	<p>全隊員の位置を把握し、最適な作戦指示を行いたい。人員不足を解消したい。消火を効果的に行いたい。（効果的な場所に放水、隊員の手を要することなく放水、届かない場所に消火剤散布など）。要救助者を効果的に救助したい（対処方法を的確に指示、届かない場所でも救助アイテムを渡したいなど）。避難誘導（隊員が動かずとも半自動で避難経路を指示）。地域住民に非難されないようにしたい。地域住民にドローン活用についてネガティブな印象を与えたくない（墜落の懸念、騒音、プライバシー問題等）。関係機関（警察、自衛隊、県消防、消防庁、総務省等）と情報共有。現場の解釈で判断する必要がないよう明確な指示がほしい。</p>
<p>要救助者</p>	<p>自分の状況を伝えたい。どうすれば良いか教えてほしい。</p>
<p>サイバー空間管理者</p>	<p>3D 形状以外の情報もサイバー空間上で再現したい。</p>

表 11 ユースケースシーン C（ドローンによるビル火災消防支援）構築時に抽出された社会実装課題と検証項目

社会実装課題	検証項目	検証分類
・火災シミュレーション技術の開発（東京都など国内外で事例あり）	・火災シミュレーションの精度などの技術検証	PoT
・ドローン自体の騒音や現場の喧騒により、要救助者は音声による情報伝達が困難。	・実際の消防現場の騒音状況の把握調査 ・実際の消防現場で情報伝達方法を実験し成立性を検証	PoT
・バーチャル空間上に画像以外の情報を取得し再現。	・バーチャル空間上で再現する意義のある情報の検証	PoC
・ビル内部の情報（3D 構造、火災、煙、酸素や CO 濃度、温度、人の位置等）取得。	・画像以外の情報をバーチャル空間上で再現する技術検証	PoT

#### 4. 考 察

スコープ（適用分野）の構築において、ビル火災での活用を前提にドローンリモート技術のシステム開発を行うことによる異分野への波及効果について議論を実施した。火災現場という厳しい環境での運用が可能となれば広い可能性が見込めるが、その一方でリモート技術の社会実装のユースケースとして最初に行うべき適用分野としては要求水準が比較的高い。費用対効果やリスクとベネフィットの観点からも事業として成立するかといった事業構想計画の構想は重要な PoB の視点であるが、そのためにも政府とユーザーが一丸となってリスクアセスメントの指針を示すことが望ましい。

コンテキストの議論においては、ドローンリモートの技術システム周辺には多くのステークホルダーが存在することが関係者間で認識された。新規技術の社会実装のためには、個別の運用実施者と当局がコンテキストを理解し、社会システムに対する影響を議論しリスクアセスメントと対策を検討する必要があることが示唆される。ビル火災という有事のユースケースにむけた社会実装に目を向けるだけでなくドローン自体が社会で受け入れられるためには、有事であっても撮影画像のプライバシーやサイバーセキュリティを含む一般的なドローン活用に付随する課題の整備や社会の理解が不可欠である。

専門家ヒアリングでは現在の消火活動の業務フロー（As is）の事実関係の整理とドローンリモート技術に対する期待と課題について具体的な指摘を得た。特に初動では三大危険（要救助者、延焼、可燃物の有無）を迅速に把握することが重要であることから、ドローンによって消防車より先に到着し状況把握することの意義は高い。既存調査からも実際の隊員の期待が伺えていることがそれを裏付けている[5]。ヒアリングでは、ドローンの活用における現時点の大きな課題の一つが人員の不足であるという指摘が挙げられた。ドローンの習熟養成には一定の投資が不可欠であると同時に、経験に大きく左右されない操作方法についても技術的な要求として挙げられたことは、システム開発の上流において留意すべき事項である。一方で、現場で取得したデータを元にしたデジタルツインの構築の用途として教育・トレーニングの効果が高いという指摘も得られている。3D モデルによるトレーニングコンテンツの構築によってドローンリモート技術習熟者育成を促し、運用が広がることにより多様な現場データを元にしたコンテンツが創出されるような循環の構築が必要である。

また3段階に分けたそれぞれのユースケースで検討すべき議論が明確になった。ユースケース A（複数台ドローンの出動・飛行）は近隣消防施設から現場までの出動シーンを想定しており、出動ごとに毎回異なる経路によって飛行することが想定される。したがって、マニュアル操作で出動を行うことは現実的ではなく自律飛行によることが想定され、操作者や補助者は異常自体の検知にリソースを投入する必要がある。また経路上の住民の理解を得られやすい幹線経路をあらかじめ想定することが不可欠となる。ユースケース B（複数台ドローンによるビル火災現場のリアルタイム 3D 空間構築）では、実際のビル火災現場において 3D モデルをリアルタイムに構築し、必要な情報を収集するシーンを想定している。消防隊員は三大危険（要救



助者の状況、延焼の可能性、隊員の危機)に関する情報を最も必要としており、ビル火災におけるドローンの活用意義が高いシーンのひとつである。複数ドローンにより多角的に対象を撮像し、効率的な3Dモデルの構築を目指すシーンを想定している。このシーンでの社会実装における課題はドローンやセンサーの耐環境性はもちろんのこと、実際に実用に耐えうる環境がどの程度かといった情報が不可欠となる。ドローンの環境性能については現在消防において運用がなされている基準が指針となるが、LiDERやミリ波レーダーをはじめとした各種センサーが火災の煙環境のなかでどこまで実用に資するかといった実験が必要となる。また、得られたデータがどのように消防隊員に共有され意思決定が行われるかについての議論も同じく実環境に基づき行うことが望ましい。ユースケースシーンC(ドローンによるビル火災消防支援)は、リアルタイムに構築した3Dモデルをもとに、隊員が要救助者を発見することや、ドローン自身による消火活動が想定される。高出力かつ高ペイロードな大型ドローンによる放水や、救助物資搬送などはこのユースケースシーンに含まれる[16, 17]。また、ドローンが取得可能でありまた取得する意義のある情報の一つに音が挙げられる。集音マイクの搭載によって、声を上げる要救助者の発見が期待される一方で、実際のビル火災では喧騒や自身のノイズによって、どの程度の影響があるのかといった検証が不可欠となる。また、要救助者の特定には顔認識技術の搭載が必要となるが、同時に、要救助者でない者のプライバシーへの配慮も不可欠となる。Aydin (2019) はドローンに対する社会的受容の阻害要因としてテロによる使用とプライバシーの懸念を挙げている[18]。また Schlag (2013) は米国の現行法ではドローン使用による潜在的なプライバシー侵害に対して不十分であるとし適切なレベルの保護を確立するための消費者保護法を提案している[19]。今回のユースケースは消火活動という公共活動であり、商用ドローンに対するそれとは比較的低いものの社会受容の障害になることが想定される。

ConOpsの構築による参加者間における認識の共有と合意形成を得るプロセスを通じて、社会実装にむけた課題についての発言を抽出した。専門家ヒアリングから得られた現状の課題はもとより期待と障害についての発言は、ConOpsを精緻化させるための議論のきっかけとして複数の視点を提供した。ヒアリング結果を元に参加者が議論を行い技術開発および運用に活かす議論で新たな視点や解決方針を得ることが重要であることが認識された。現時点の技術ならびに社会システムでの実装ではなく、将来の時点で可能となる要求項目を議論するための視点が必要であることについても合意形成が得られたことから、今後は本研究を元にしたドローンリモートのロードマップの議論を行うことを課題とする。

## 5. ま と め

本研究は、ドローンを活用したリモート技術の特定のユースケースとして消防、特にビル火災支援に着目し、ConOpsの構築を通じて社会実装のためのシステム開発における課題抽出を行った。ドローンリモート技術を構成する要素技術が日々進展する一方で、社会システムに対し可能な限りシームレスに目的とする用途を実現するためには、適切な課題抽出のプロセスが必要である。新規技術の社会実装の計画の一部は、手元にある技術ならびにその組み合わせをもとに可能と思われる計画を進めがちであるが、その背後には多くのステークホルダーや課題が存在している。特にドローンリモート技術のように、便益リスク両面において社会システムへの影響が高く、また複雑な技術システムによって構成されている場合、上流段階における概念構想の構築や課題意識に関する合意形成が不十分であれば社会実装を妨げる事象となる起因を見落としかねない。ConOpsの構築は運用者や開発者が見落とししていた課題や検証項目を抽出するに不可欠なプロセスでもある。NEDO ドローンリモートプロジェクトでは、今回提示されたビル火災のユースケースにおいて要求される機能に対して個別の要素技術の開発が進めつつある。その一方で、要求を満たす個別技術が開発されたとしても社会システムや理解が得られていなければ社会実装の実現には至らない。ConOpsによって一定の概念検討と社会実装課題の抽出が可能となったが、今後は個別技術のロードマップをもとに社会実装



のロードマップを作成することが必要であろう。また本研究ではリスク分析そのものについて触れていないことから、ConOpsの完成には実際のユースケースにおいて想定される環境をもとにした故障解析や信頼性解析を行うことが必要である。

EASAがリスクの高い運用カテゴリに対して提示しているSORAでは、ConOpsの作成は一回で完成させることを目指すのではなく幾度の試行錯誤を通して合意形成を構築していくことが想定されている[11]。我が国においてもSORAに類するリスクアセスメントの手法の整備がなされることが理想的ではある一方で、個別の運営管理者や開発者が自発的にConOpsの策定や課題抽出のサイクルを行う文化が醸成されることはまた望ましい。レジャーとしてのスカイスポーツが航空産業との橋渡しの役割を有している米国では、ルールメイキングにおいて国とユーザ団体の円滑で柔軟なコミュニケーションが行われる文化がすでに醸成されており、ドローンの規制や制度設計においても有効に機能している。ドローンのように、高度な技術による複雑なシステムが社会に受け入れられるためには規制当局だけでイニシアチブをとることは非現実的であり、国と民間非営利組織の連携はもちろんのこと民間組織同士の連携によって適切なリスクアセスメントの指針と合意形成を得る必要がある。

## 謝 辞

この成果は国立研究開発法人新エネルギー・産業技術総合開発機構（NEDO）の委託業務（JPNP21004）の結果得られたものである。ConOpsの検討は株式会社アイティアイディ（ITID）、株式会社電通国際情報サービス（ISID）、イームズロボティクス株式会社、株式会社NTTドコモ、産業技術総合研究所 情報・人間工学領域によって行われた議論に基づくものである。またヒアリングに応じていただいた、消防庁消防研究センター技術研究部地震等災害研究室の土志田正二様、消防庁国民保護・防災部防災課広域応援室の成田正樹様、山本勝巳様、他皆様への感謝の意を表す。

投稿受付：2023年1月23日

採録決定：2023年1月31日

## 文 献

- [1] NEDO：“人工知能活用による革新的リモート技術開発”，[https://www.nedo.go.jp/activities/ZZJP\\_100194.html](https://www.nedo.go.jp/activities/ZZJP_100194.html)（2023年1月20日アクセス）。
- [2] Markowitz, E. M., Nisbet, M. C., Danylchuk, A. J. and Engelbourg, S. I.：“What’s that buzzing noise? Public opinion on the use of drones for conservation science”, *BioScience*, Vol. 67, No. 4, 382–385, 2017.
- [3] Hevang, D.：“Fireball-dropping drones and the new technology helping fight fires”, *National Geographic*, Oct. 19, 2020.
- [4] Reagan, P. B. J.：“Fotokite launches tethered drone system for firefighters”, 2019. Available online: <https://dronelife.com/2019/04/17/fotokite-launches-tethered-drone-system-for-firefighters/>（2023年1月20日アクセス）。
- [5] 清水幸平, 新井場公徳, 土志田正二, 藤井皓介：“火災現場における無人航空機を用いた情報収集方策に関する調査”, 消防研究所報告 = *Report of National Research Institute of Fire and Disaster*, (128), 図巻頭-1p, 2020.
- [6] 経済産業省：“自治体のドローン・自動配送ロボット等の利活用促進に向けた調査報告 ドローンモデル自治体”, 2022. [https://www.meti.go.jp/policy/mono\\_info\\_service/mono/robot/pdf/drone\\_report2.pdf](https://www.meti.go.jp/policy/mono_info_service/mono/robot/pdf/drone_report2.pdf)（2023年1月20日アクセス）。
- [7] 土志田正二, 清水幸平：“土砂災害時の消防救助活動におけるドローンの活用とニーズ”, *計測と制御*, Vol. 59, No. 7, 465–470, 2020.
- [8] 消防庁：“消防防災分野におけるドローン活用の手引き”, 2022. [https://www.fdma.go.jp/laws/tutatsu/items/040331\\_drone.pdf](https://www.fdma.go.jp/laws/tutatsu/items/040331_drone.pdf)（2023年1月20日アクセス）。
- [9] 国土交通省：“大規模自然災害時の初動対応における装備・システムのあり方（提言）”, 2009.
- [10] Aydin, B.：“Public acceptance of drones: Knowledge, attitudes, and practice”, *Technology in Society*, Vol. 59, 101180, 2019.
- [11] EASA：“Cover Regulation to Implementing Regulation (EU) 2019/947, 2012. <https://www.easa.europa.eu/en/document->

library/easy-access-rules/online-publications/easy-access-rules-unmanned-aircraft-systems?page+4%23%5FToc18667479 (2023年1月20日アクセス).

- [12] Humle, T., Duffy, R., Roberts, D. L., Sandbrook, C., St John, F. V. and Smith, R. J. : “Biology’s drones: Undermined by fear”, *Science*, Vol. 344, No. 6190, 1351, 2014.
- [13] IEEE : “Guide for Information Technology—System Definition—Concept of Operations (ConOps) Document 1362”, 1998.
- [14] 嶋津恵子, 古川康一, 高野研一 : “計画期間短縮と運用コスト低減を両立させる ConOps 作成のための 2×2 requirement チャートの提案”, 情報処理学会論文誌, Vol. 52, No. 2, 670–679, 2011.
- [15] FAA : “UTM Concept of Operations Version 2.0 (UTM ConOps v2.0)”, 2022. [https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/2022-08/UTM\\_ConOps\\_v2.pdf](https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/2022-08/UTM_ConOps_v2.pdf) (2023年1月20日アクセス).
- [16] Aydin, B., Selvi, E., Tao, J. and Starek, M. J. : “Use of fire-extinguishing balls for a conceptual system of drone-assisted wildfire fighting”, *Drones*, Vol. 3, No. 1, p. 17, 2019.
- [17] Peña, P. F., Ragab, A. R., Luna, M. A., Isaac, M. S. A. and Campoy, P. : “WILD HOPPER: A heavy-duty UAV for day and night firefighting operations”, *Heliyon*, Vol. 8, No. 6, e09588, 2022.
- [18] Aydin, B. : “Public acceptance of drones: Knowledge, attitudes, and practice”, *Technology in Society*, Vol. 59, 101180, 2019.
- [19] Schlag, C. : “The new privacy battle: How the expanding use of drones continues to erode our concept of privacy and privacy rights”, *Pittsburgh Journal of Technology Law & Policy*, 2013.

Appendix 1 消火活動業務の実態に関するヒアリング結果 (消防庁広域応援室)

質問内容	回答内容
通報を受けて出動するまでの間に取得する必要がある情報はどのようなものがあるか。	大きく分けて3点。①火災や被害の状況等：要救助者の有無，負傷者の有無，火災の場所（何階建て建物の何階で延焼中），火災の有無，火災の原因，煙の状況，色，火点付近の活動危険，周辺住民等の避難状況等。②建物（建築）関係：建物の構造・用途，平面図，建築設備，消防用設備等の設置状況，作動状況，周辺建物との距離及び延焼危険。③建物（建築以外）関係：周辺道路の状況，危険物，阻害物質の有無，種類と量。
現場の情報把握で隊員が気を付けていること。例えば音（声）の情報。5感でどのような情報は把握しているか。	一番は視覚的な情報。「助けて」の声も聞く。臭気で危険物が燃えているかどうか（マスク要否の判断材料）。隊員は任務が付与されるため，各隊員は全体俯瞰が難しくなる。全体的な安全管理をする必要が出てくるため，そこにドローン活用は有効。
環境の定量情報はどのようなものがあるか。	火災環境（近づける距離，消防服の耐熱温度など等）の数値化は現場ではしていない。ヘルメットの表面が変形してきたら危険などのノウハウがあるが，数値化はされていない。ビルの外壁の材質の情報は必要（燃えやすいかどうか等）
現場到着後の情報把握にどのような課題があるか。	課題としてはそれらの情報は通報者，建築物の関係者，防災センター職員等から得る必要があるが，建物側の方から情報が得られないことが多い。
情報はどのような手段で，誰に伝達され，どのように検討され，何の判断がなされるのか。	消防職員（指揮隊）に伝達される必要がある。もしくは，出火建物関係者の確保ができなかった場合，最先着隊の小隊長が状況確認後，無線等により指令室経由等で出場隊に伝達される。それを踏まえ，救助の必要性，消火の戦術等の検討，他機関を含めた増隊の必要性の判断がなされる。
消防活動における典型的な体制はどのようなものか。（役割，人数等）	基本的には，指揮隊（3人/隊），救助隊（5人/隊），消火隊（5人/隊），救急隊（3人/隊）となる。隊の出動規模は，要救助者の数，建物の規模，延焼の状況，住宅密集地や水利不便地区等周辺状況により異なる。

質問内容	回答内容
消防活動においてどの程度デジタル活用が進んでいるのか。	<p>①火災等の情報に関する現場と指令センターとの情報共有：政令市や一部消防本部では、指揮隊などにドローンやiPadが配備されており、現場で撮影した動画、画像が、現場の指揮隊、消防本部で共有可能となっている。</p> <p>②建物に関する情報の指令センターとの情報共有：消防本部によっては、防火対象物であれば、台帳が電子化されており、出場隊によって指令システムと連携して建物の概要を確認ができる。(危険物施設含む)</p> <p>③出動の最適化：多くの消防本部において、常に各消防車両の動態についてはシステム(GPS等)で管理されており、災害発生場所に最も近い消防車両が選定されて出動する仕組みになっている。</p>
消防、医療、自衛隊など異なる組織間での意思疎通はどのように行われているか。課題はなにか。	<p>大規模火災で他機関と連携する場合は、病院(搬送先の調整、現場に医師要請をするか否か)、警察(一般市民が近づかないように規制線を敷くこと)である。多数傷病者発生災害での病院との連携については、EMIS(広域災害救急医療情報システム)を活用し、各救急指定病院の受入れ可能状況の把握に努めるが、病院側での操作担当が常時システムを監視していないため、病床の空き状況が古いことが多い。</p> <p>大きな方針については、本部から他機関に連絡を取り、調整をすることが多い。</p> <p>小規模消防本部であれば、本部(指令センター等)もしくは現場指揮本部で、有線もしくは口頭で他機関との連絡調整を行うケースが多い。</p> <p>大規模な火災が発生した場合、消防本部で情報が整理されていない現場の状況を共有すること。(京都アニメーション火災の場合、病院での受入体制をすぐに取っていただく必要があると思われたが、現場での負傷者が確定していない状況で病院との調整が必要であった)。</p>

#### Appendix 2 ドローンリモート技術の活用におけるニーズ/課題、必要要件について(消防庁および消防研究所)

質問内容	回答内容
隊員の出動前に、ドローンでどのような情報が先行把握できると有用か。	<p>ドローンで得られると考えられる情報としては、火災の場所(何階建て建物の何階で延焼中)、火炎の有無、煙の状況、色、周辺建物との距離、周辺住民等の避難状況、周辺の道路状況。</p> <p>消防車より先に到着して情報把握できると良い。(要救助者など)。その際の問題は、部隊にその情報をどう伝えるかだが、現場にデジタル端末持たせるのは難しい。手軽、書き込めるなどの理由から現場は紙が良いという実情もある。</p>
火災現場及びその経路でのドローン飛行において考慮すべき環境条件や想定課題。	<p>環境条件は、火災による輻射熱。風速、風向。気象状況(降雨)等。課題としては、ドローンを飛行させる位置が上空の場合、それらの情報を得ることが難しいこと。</p> <p>ビル群で/人がいる中、安全を担保できるのかが課題。消防が事故を起こすことはNG。最近ドローンが複数台飛ぶことが多い(報道、学会、個人等)ことに加えて有人機も飛ぶ。それらとの衝突のリスクあり。航空管制必要。また、どこが音頭とるのかも課題。</p> <p>大規模火災では、どこから煙が来ているか、水をどこから入れるか、要救助者がいるかどうかなどが把握できると良い。</p> <p>現状は映像、画像での目視確認。山岳救助時に遭難者を探すためサーマル使っている様子だが、サーマルでのセンシングは火災現場では難しい。周囲の延焼をサーマルで探すことをしたいという相談があったことはある。</p>
火災現場特有の環境(煙、熱等)において有用なセンシング技術にはどのようなものがあるか。	<p>遠赤外線カメラによる熱画像。危険物火災現場における、有毒ガスの発生状況。</p> <p>土砂災害では映像、画像を元に、災害前後の地図作成をやっている。地震計を活用している例は見たことある。</p>
現場到着後の情報把握にどのような課題があるか。	<p>課題としてはそれらの情報は通報者、建築物の関係者、防災センター職員等から得る必要があるが、建物側の方から情報が得られないことが多い。</p>

質問内容	回答内容
火災現場におけるドローンを用いた活用に関してどのように受け止められているか。	過去に行った消防大学の訓練生 (隊長クラス) を主に対象とした調査では、火災現場におけるドローンの活用は好意的な結果が得られている [5]。大規模なら理解が得られやすいが、1軒の火災においては「まずは消火を優先すべき」と市民から見られることもある。
ドローン活用の課題はどのような点があるか。	現場ではドローン飛ばすための人が足りない (2~3人) というのが一番の課題。規模が大きい消防本部だとドローン部隊もちらほら現れてきているが、小さいところだとまだまだ少ない。大規模災害の際には、消防庁がドローン活用をしようとしており、政令指定都市であればドローン活用が始まりだしている。また、予算の9割は人件費と設備の維持費でありドローン運用の予算は課題。
音についての弊害はあるか。	小型ドローンで問題になったことはない。要救助者探索時におけるサイレントタイムを避ければ大丈夫だと思う。
消防以外の他組織 (警察, 自衛隊等) との連携は。	土砂災害の際は、1日1回意識合わせの会議をしていたが、地域に詳しい地元消防が音頭取ることが多い。その際、紙の地図を囲んで協議をする。デジタルも使えるが最終的には紙にした。 また、「現場に解釈させるな」とよく講演では言っている。現場ではどう解釈すべき情報なのかを明確にした情報でないと受け入れにくいかもしれない。 一方で、粗い状態でも有用なデジタル情報はある。熱海の土砂災害だと、家がどこまで流れたか、そこに人がいる可能性あるか (安全確認できているか)、それを踏まえどこをどのくらい掘るべきか、の判断が必要だった。

Appendix 3 シーン (To be) に対する専門家ヒアリング結果

質問内容	回答内容
固定翼飛行の想定時間、マルチコプターの飛行時間はどの程度のものが必要か。	消防署から火災現場までの距離に依存するが一般的には7分程度。現場到着から消火活動の流れが区切れるわけではなく、通報があった時点から作戦を考え始める。したがって消防車両の中ですべての火災現場情報を把握しておく必要がある (火災, 煙, 要救助者の有無など)。同時に車両内で酸素マスクなど装備の準備, 情報収集, 作戦検討を行う。7分後に情報が整った, では遅い。7分後までに消火活動の準備を整えすぐに開始できる必要がある。
どういう情報がドローンで分かるか。上空からの画像情報など。	火災現場による土砂災害だと上空からの情報は有効。大規模火災の場合に欲しいのは建物の中の情報。煙が出ている場所がわかれば火災の位置はわかる。ビル火災だと建物内の情報が必要。タブレットやHMDなどで映像や画像は有効とは思いますが、実現可能性と再現時間がポイント。3D再現はほぼリアルタイム可能。7分後の到着時点で確認は可能な見込み。建物内の情報把握は消防でもこれまでいろいろ検討されてきているが難しいというのが現時点の結論。
現場指揮官が見える場所は限られるため、デジタルツイン上であらゆる観点から見ることは有効と考えるか。	有効と考えられる。
現場での指揮系統の中での本技術の有効性は。刻一刻と変化する状況を、デジタルツイン上で指揮官が把握して、隊員に伝えることは有効か。	有効だろう。現場最先着がやるべきは3大危険情報の把握。人命危険 (要救助者有無, 要救助者に関する情報 (人数, 特徴, 状況)), 延焼危険 (火炎噴出状況, 隣接建物との距離, 風向/風速 (ex 糸魚川火災)), 活動危険 (隊員に危害が及ぼしうる可燃性液体 (タンク), LPGボンベ, 獐猛な犬等) を把握すること。 そのために現場一巡する。一巡できない環境の場合ドローンが有効。ビル火災の場合, 手振り要求がある場合, 部隊配置の検討が必要。ハシゴ車をどこに置くか等。要救助者がどこにいるのかわかると有効。



質問内容	回答内容
消防拠点からの距離は4～5 km くらいの想定で大丈夫か。	5分以内であればOK。固定翼機だと厳しいが、マルチコプターの離着陸も想定すると5分なので、成立する。
消防トレーニングでのドローンリモート技術の活用はできないか？(デジタル空間上で現場再現して訓練に活用)	大変有効。現場速報の訓練など (google マップ上の黒煙情報を見せて建物面積、延焼危険を推測する訓練等)。HMD 等でバーチャル上で再現し、判断・伝達を行う有効なトレーニングが期待できる。
ドローン+デジタルツインによって災害現場のどのような情報が把握できると有用か。災害現場や作戦会議の場でどのような活用の仕方が考えられるか。想定される課題。	被害状況の全容、建物の平面図や、立面図が考えられる。土砂災害、浸水災害の場合は地図画像などが挙げられる。
SIP4D (基盤的防災情報流通ネットワーク) との連携の可能性はありえるか。	大規模火災では、消火、救助は消防機関のみで対応することが通常であるため、考えにくいのではないかと。



#### 佐々木 一

東京大学未来ビジョン研究センター特任准教授。博士 (工学)。三菱重工業(株)名古屋航空宇宙システム製作所などの民間技術職や、東京大学政策ビジョン研究センター准教授を経て現職。専門は技術経営、イノベーションマネジメント、知識工学、複雑システムにおける意思決定支援。



#### 榎野 尊

(株)ITID シニアコンサルタント。前職は大手精密機器メーカーにてデジタルカメラの開発に従事。電気技術者として電子回路・基板設計、制御設計、工場の監査や製品立ち上げ等を経験。ITID 参画後は自動車メーカーの発想力強化や新価値創造活動、開発現場の DX 推進、精密機器メーカーの開発業務改革など支援。



#### 寺村 良寛

(株)ITID シニアマネージャー。早稲田大学理工学部卒。(株)電通国際情報サービスをを経て現職。製造業向けシステムズエンジニアリング導入、開発プロセス改革、新規事業企画、サービスデザインなどのほか、システム思考による自治体向けまちづくり戦略、スマートシティ推進、社会システムデザインなどに従事。



#### 秋本 修

(一財)総合研究奨励会日本無人機運行管理コンソーシアム事務局長、(公財)福島ロボットテストフィールド副所長 (一社)日本産業用無人航空機工業会理事 (一社)ドローンサービス推進協議会理事。



#### 鈴木 真二

東京大学名誉教授，同未来ビジョン研究センター特任教授。(株)豊田中央研究所，東京大学大学院工学系研究科航空宇宙工学専攻教授を経て現職。工学博士，専門は航空工学。日本航空宇宙学会会長 (第 43 期)。国際航空科学連盟 (ICAS) 前会長。一般社団法人日本 UAS 産業振興協議会 (JUIDA) 理事長など。



## 一般社団法人 日本 UAS 産業振興協議会（JUIDA）

JUIDA は、日本の無人航空機システム（UAS）の、民生分野における積極的な利活用を推進し、UAS 関係の新たな産業・市場の創造を行うとともに、UAS の健全な発展に寄与することを目的とした中立、非営利法人として、2014 年 7 月に設立されました。

国内外の研究機関、団体、関係企業と広く連携を図り、UAS に関する最新情報を提供するとともに、さまざまな民生分野に最適な UAS を開発できるような支援を行っています。同時に、UAS が安全で、社会的に許容されうる利用を実現するために、操縦技術、機体技術、管理体制、運用ルール等の研究を行うとともに政策提言を行っています。

### Technical Journal of Advanced Mobility

#### 次世代移動体技術誌

##### 第 4 号

発行日 : 2023 年 3 月 14 日

編集・発行 : 一般社団法人日本 UAS 産業振興協議会  
東京都文京区本郷 5-33-10  
いちご本郷ビル 4F

URL : <https://uas-japan.org/>

email : [journal@uas-japan.org](mailto:journal@uas-japan.org)

当会および投稿者からの許可なく掲載内容の一部およびすべてを複製・転載・配布することを固く禁じます。

ISSN 2435-5453