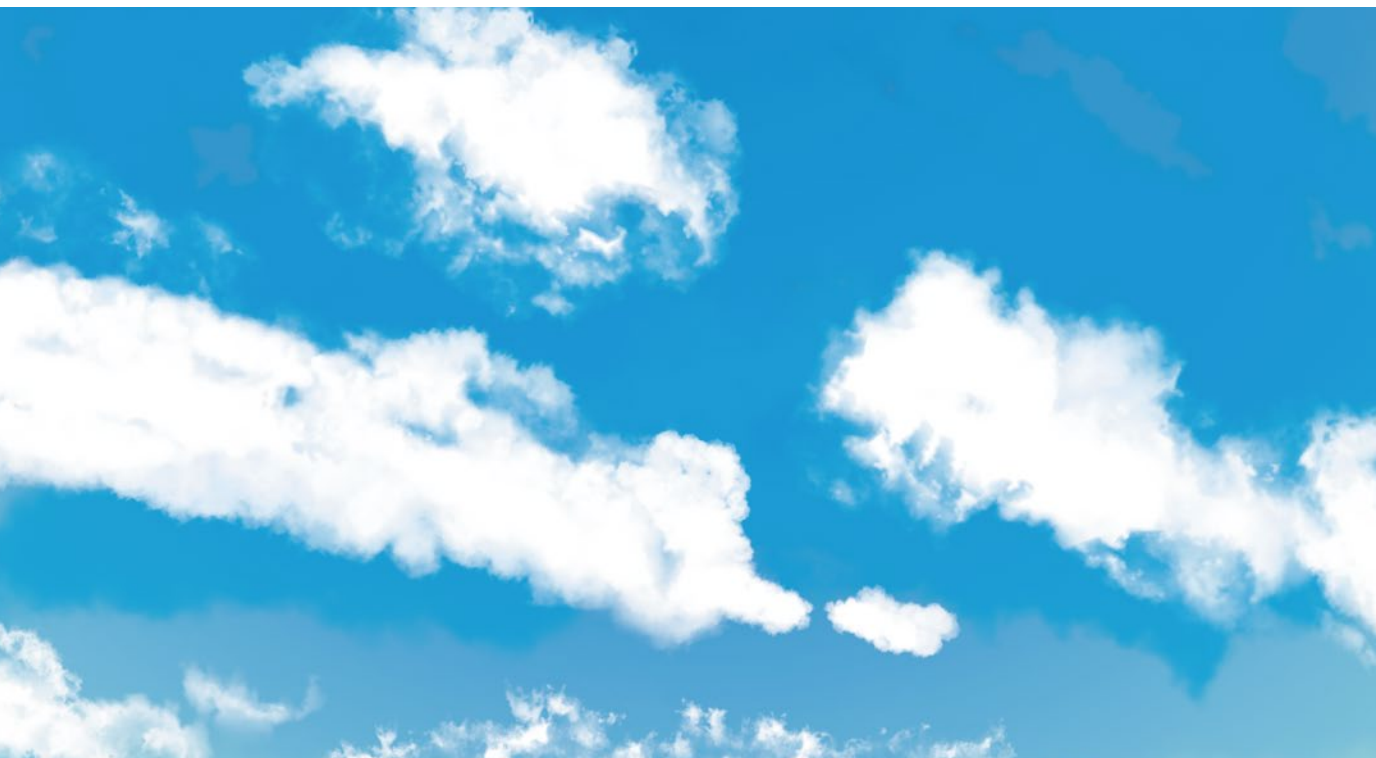


Technical Journal of Advanced Mobility

次世代移動体技術誌



- ドローン利活用における安全運航スキルと人材育成 ～CRM（クルー・リソース・マネジメント）の観点から～
大原 大
- 機械航空工学を総合的に理解するための飛行ロボット教育 ～複数大学の連携した取り組み～
渡口 翼、原 進、川添 博光、伊藤 和晃、菊地 聡、伊藤 聡
- 建築分野におけるドローンに係る基盤開発と建築物点検・調査へのドローン活用
宮内 博之
- デザイン思考を用いた無人航空機向け機体概念検討 フレームワークのユーザー像の明確化
上野 真、山田 健翔、松本 万有、加藤 裕之、古江 奈々美
- 『Japan Drone 2022』ポスターセッション報告～より深い技術情報交換の場として～
Technical Journal of Advanced Mobility 編集委員会
- 騒音に励起されるストレスの評価 ～アンケート評価と脳波計測による評価の違いについて～
原 進、満倉 靖恵、上出 寛子
- Vertical Autorotation Strategies for a Quadrotor with a Collective Pitch Control Mechanism
柴田 倅汰、前田 洋佑、山口 皓平、渡邊 俊、砂田 茂、田辺 安忠、菅原 瑛明、得竹 浩、米澤 宏一
- 大型 UAM 搭載用ガスタービン発電機開発 ～次世代ハイブリッド動力システム～
福島 幸夫、太田 豊彦 【Japan Drone 2022 Best of Japan Drone Advanced Air Mobility 部門 最優秀賞受賞】

ドローン利活用における 安全運航スキルと人材育成 ～CRM (クルー・リソース・マネジメント) の観点から～

大原 大^{*1, *2}

EVA Airways (B777 Fleet, Flight Management Department, Flight Operations Division)^{*1}

Five Star Group Inc.^{*2}

2022年、ドローンは有人地帯における目視外飛行 (BVLOS) が可能となり、貨物輸送などを含めてチームでの利活用を行う場面が増えることが想定される。有人航空機では、複数人によるチームでヒューマンエラーを防止し安全運航を行うための手法として、CRM (Crew Resource Management) と呼ばれるスキルがあり、運航に携わる者は定期的な訓練でスキルを維持することが求められている。航空機事故は約6-8割が人的要因によるものと指摘されているため、ドローン関連人材の育成においてもCRMを有効活用することで事故防止に貢献できると期待される。

Keywords: クルー・リソース・マネジメント (CRM), ヒューマンエラー, 安全, 人材育成, 国際民間航空機関 (ICAO), 無人航空機

Safety Management Skills and Human Resource Development for Utilizing UAS — In the View of Crew Resource Management (CRM) —

Dai Ohhara^{*1, *2}

EVA Airways (B777 Fleet, Flight Management Department, Flight Operations Division)^{*1}

Five Star Group Inc.^{*2}

In 2022, UAS in Japan will enter the new era, which includes out-of-sight flight (Beyond Visual Line of Sight, BVLOS) in populated areas. As represented by freight transportation by drone, there will be more situations that require safe operations by multiple people. In the case of manned aircraft, there is a skill called CRM (Crew Resource Management) as a method for preventing human error and performing safe operation in a team of multiple people. Those involved in the flight are required to maintain their skills through regular training. Since it has been pointed out that about 60-80% of aircraft accidents are caused by human factors, thus, it is expected that effective application of CRM in the development of UAS-related human resources will contribute to accident prevention.

Keywords: Crew Resource Management (CRM), human error, safety, human resource development, ICAO, Unmanned Aircraft Systems (UAS)

1. 2022年からのドローン運航：BVLOS時代に向けて

航空法の改正に伴い、2022年、日本では有人地帯での目視外飛行 (Beyond Visual Line of Sight, BVLOS) を含むドローンの運航が可能となる。

ドローンは、有人航空機が飛行する高高度と地上との間の空域を活用して飛行することができ、インフラを大きく変革することが予想されている。特に、今後広がりが期待されているドローン配送は、地域の拠点からの「ラストワンマイル」を担うことにより、過疎地域をはじめとする人手不足への対処の新たな基盤となりうる。

世界のドローン市場の規模は2020年までに約225億ドルまで成長しており、2025年には428億ドルを超えると試算されている[1]。これまでも個人の趣味など撮影分野での利用や、AED搬送などヘルスケア・社会的支援、産業プラントや倉庫・物流、修理・点検、災害時の状況把握などに活用されてきたが、ハードウェア、ソフトウェア、サービス含めて市場はさらに大きく成長すると予測されている。

一方、機体そのものや利活用頻度の増加、利用範囲の広がりに伴い、さまざまな事故も想定される。中には人の生死に直結することや、誰かの財産を脅かすことが起きる可能性もある。課題として、配送業務、点検業務、農業利用など幅広い分野において、ドローンのオペレーションシステムが複雑化することにより、関係者がチームとして安全運航を担わなければならない部分が増えてくることが挙げられる。

人類の歴史に航空機が登場したとき、その航法や法律、安全対策のあり方は、同じように人や物を輸送するための乗り物であった船舶から学んだ。例えば、船が左舷から接岸するように、飛行機でも乗降は左側からとなっている。「クルー」「キャプテン」「ボーディングブリッジ」という呼称や、距離の単位（マイル）、左右のライトの色、制服の肩章などもすべて船に由来している。

同じように、人類の歴史に新しく登場したドローンも、似た機能を持つ有人航空機のシステムが参考になる部分は大きい。世界的にもドローン関連業務に携わる人が増加する中、安全対策のあり方についての議論が深められている。

国際民間航空機関（ICAO）は、国際的に無人航空機（ドローン）の利用が活発となることを踏まえ、2016年から無人航空機のアドバイザリーグループ（ICAO UAS Advisory Group）を設置し、無人航空機利用の国際的協調と、運航マネジメントに関する指針（Guidance）の構築などを行ってきた。遠隔操作航空機における訓練や人材育成のあり方を含むマニュアルの最新版が近く公開される予定となっている[2]。特に、ドローンパイロットの資格を想定した“Remote Pilot License”保持者に、安全への脅威に対処するための能力（Competency）を身につけることを求めている。ここでは、その脅威の一つであるヒューマンエラーに対処するために習得すべきスキルが特に重要視されている。

2. ヒューマンエラーの低減：チームによる意思決定の重要性

2-1 ヒューマンエラーとは

イギリスの詩人Popeの「批評論」（1711）に、“To err is human（過つは人の常）”という一節がある。現代でもことわざとして使われ、1999年の米国医学研究所によって発行された医療安全に向けた報告書「To Err is Human: Building a Safer Health System」[3]のタイトルとしてより広く知られるようになった。人間の特性として、誰でも間違えることがあり、それはいつの世の中も変わらない。ゼロにすることはできない。

JIS Z8115:2019によると、「ヒューマンエラー（human error）」とは、「人間が実施する又は省略する行為と、意図される又は要求される行為との相違」（192-03-14）と定義され[4]、ヒューマンエラーに至る過程は、心理的、生理的、物理的、化学的、論理的又はそれらの組み合わせの場合がある（192J-03-101）。また、ヒューマンエラーが発生する様相は、特に人の行動（行動の反復、とり違え、混入および省略）に着目して定義され（192J-03-102）、例えば、ボタンの“押しすぎ”“押し間違い”“むだ押し”“押し忘れ”などの行動が挙げられる。認知心理学的には、“見間違い”“記憶違い”“計算違い”“つかみ損ない”“正しくない操作”“必要な操作の欠落”などが例として挙げられている。

NASA（アメリカ航空宇宙局）のヒューマンエラー研究を行うプロジェクトのデータによると、ヒューマ

ンエラーの元となる「安全でない行動」は「意図的でない行動（うっかり，または過失）」と「意図的な行動（誤り，または違反）」の二つに分けられる。それらはさらに複数の要因からなり，こうした要因に対応した対策を取ることが，ヒューマンエラーの防止につながるとされている[5]（表1を参照）。

表1 ヒューマンエラーの性質と要因

▼意図的でない行動	
Slip（うっかり）	—注意の欠如（範囲の逸脱，順序間違い，行動の省略，行動の逆転，タイミングのミス）
Lapse（過失）	—記憶の誤り（省略の連続，間違いの反復，意図の欠如）
▼意図的な行動	
Mistake（誤り）	—ルールに関連した誤り（良いルールの悪用，悪いルールの適用）
	—知識に関連した誤り（先入観に基づいた確認，選択の偏り，あてにならない予測）
Violation（違反）	—習慣化した違反
	—例外的な違反
	—妨害行為

なお，上記の要因以外にも，ヒューマンエラーを誘発するファクターとして，睡眠不足，疲労，疾病，飲酒，緊急時の慌てやパニックなどが指摘されている[6]。

2-2 ヒューマンエラーが事故を引き起こすまで

ヒューマンエラーがどのようにして起こるかの概念モデルに，1975年にKLMオランダ航空のフランク・H・ホーキンス機長が提唱した「SHELLモデル」と呼ばれるものがある[7]（図1を参照）。SHELLの各文字は「S：Software（ソフトウェア：法律，規則，手順書など）」，「H：Hardware（ハードウェア：機器，機材，設備，システムなど）」，「E：Environment（環境：作業環境，気象，状況など）」，「L：Liveware（人：真ん中のLは当事者，下のLは当事者が接する周囲の人）」を表しており，それぞれの要素を示すブロックは直線ではなく不定形の波線で接していて，その接点に隙間（ミスマッチ）ができるとヒューマンエラーが起こるといえるものである。人間はいろいろな要素と影響を及ぼしあいながら生きており，柔軟性があるながらも不安定な存在であることを意味している。航空機運航においてはそのシステムが人間によって運用されていることから，航空機の設計・製造，整備，管制などを含むすべての分野にわたって上記の要素を考える必要があるとされている[8]。

ヒューマンエラーが引き起こす事故に関する経験則の一例として，「ハインリッヒの法則」が挙げられる。「1件の重大事故の背後には29件の軽微な事故があり，さらにその背後には300件のヒヤリハット事例がある」というものである[9]。この比率については世界的に議論されているが，多くの業界の人が同様のヒューマンエラーに基づくヒヤリハットを経験しており，法則を提唱したH. W. ハインリッヒは，適切な安全対策を講じることで事故は削減しうることを述べている。

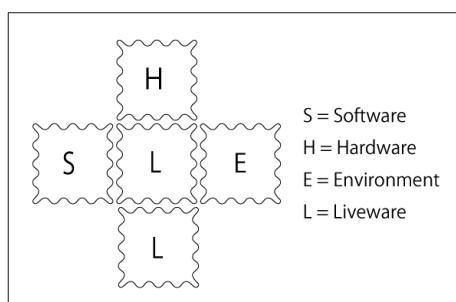


図1 SHELLモデル（1975）

2-3 人的要因による航空機事故

航空機においては、NASAをはじめとした研究機関等による分析で、事故の原因として、運航乗務員が関与している人的要素が実に60～80%に達しているとされてきた。Helmreichらによると、1959年から1989年の間に世界の民間航空機で起きた機体損失事故の70%以上が、運航乗務員の行動によるものと指摘されている[10]。

国内でも、平成19年から30年までに発生したヘリコプター事故73件のうち、8割以上が「人的要因、または人的要因が関連する複合要因」と分析されており、その人的要因のうち「行動エラー（注意不足、確認省略、粗雑な作業）」が最多で約4割（43.6%）を占め、次いで、複数の人的要因が重なった「複合型」（18.2%）、「判断エラー（憶測、判断ミス）」（12.7%）、「不安全行動（注意灯や注意事項を軽視するなど）」（9.1%）となっている[11]。運航目的別では「物資輸送」が28.6%で最も多く、運航段階別では、「航行中」60.3%、「着陸時」25.4%、「離陸時」12.7%となっている。

航空機誕生以来の歴史では、初期はパイロット業務を一人で行う“シングルパイロット”体制が慣例であった。その後、航空機の複雑化に伴い、一人当たりの業務負荷を減らしヒューマンエラーを回避する対策として補佐役のパイロットが同乗するようになった。現在では運航乗務員（パイロット）、客室乗務員、運航管理者、整備士、航空交通管制官などがチームとして運航を行い、問題に対処する体制となっている。

特に日本では、1985年、乗客乗員520名が犠牲となった日本航空123便の御巣鷹山墜落事故以降、航空機の運航乗務員の安全教育が特に重視され、それから現在に至るまで、飛行機事故による死亡者ゼロが続いている。こうした安全教育を支えているのが、事故を起こしやすい要因を洗い出し、それらを排除したり軽減したりする措置をとるTEM（Threat and Error Management）であり、TEMを実行するためのスキルとしてCRM（Crew Resource Management）と呼ばれる手法がある。関わっている人全員でエラーの回避に努め、チームの力を高めて事故を防止しようというものである。

2-4 ドローンにおけるTEM（Threat and Error Management）の例

TEM（Threat and Error Management）とは、事故につながりやすい外的要因（Threat）と、ヒューマンエラーなどの内的要因（Error）への対策を講じ、航空機が望ましくない状態に陥ることを防止する行動のことである。

航空機において、事故につながりやすい外的要因（Threat）とは、以下のような事象をいう。

1. 乗員（操作者）が関与しないところで発生し、
2. 運航をさらに複雑にし、
3. 安全マージンを維持するために乗員に注意や対処を要求するもの

Threatのマネジメントとは、Threatに誘発されて操作者がエラーをしたり、機体が操縦不能状態になったりする可能性を低減するために対策を講じることである。

たとえば、車を運転している場合を想定すると、1. 道路脇で落石が発生したため、2. 前方の車が急停車したので、3. 車線変更し安全な車間距離を確保した、といったことになる。

ドローンでいえば、Threatは、ドローンパイロットが適切に対処しなかった場合に、パイロットのエラーを誘発する可能性がある要因であり、例えば、悪天候（強風・雨）、複雑な地形、発着場の状況、トラフィック（他のドローンによる飛行）の混雑度、無線の混信、似た機体の同時飛行（視認が難しい）、機器の故障、タイムプレッシャー、パイロット以外の顧客や関係者による予期せぬトラブル、などが考えられる。

一方、航空機におけるヒューマンエラーなどの内的要因（Error）とは、乗員（操作者）の以下のような行動、あるいは行動しないことをいう。

1. 乗員自身、または組織の意図や期待から逸脱し、
2. 安全マージンを減少させ、

3. 運航を悪化させる事態が発生する可能性を高めるもの

逸脱とは、「してはならない」とされている行為を行ったり、「する」とされている行為を「しなかった」り、「正しく行わなかった」ことを意味している。

Error のマネジメントとは、ある操作者のエラーが、さらなる関係者のエラーや、操作している機体のトラブルに発展しないように対策を講じることである。

意図的な行動を除き、ヒューマンエラーは、特に意識が一点に集中しているときや、時間的に余裕がないときに起きやすい。

一つの情報によって判断する習慣がついてしまうと、その情報が間違っていたときに、誤った判断や行動に結びついてしまう。そのため、常に二つ以上の情報をもとに判断することが大切である。同時に、一人ではなく複数の人の目で確認することが更なる安全につながる。

また、時間的に余裕がなく「急いでいる」状態は、心理的にも焦りを生じさせる。特に、時間に追われるあまり注意力が散漫になったりストレスが溜まりやすくなったりすることを「ハリーアップ症候群」といい、航空業界では特にパイロットが発症すると大規模な事故につながるがあるとされている。このような、焦りのある状態に陥ると、複数の情報や人の目によって確認する機会が奪われてしまう。たとえ数秒間であっても、余裕としての「間」を持つことによって、新たな情報を取り入れ、誤った判断や行動を防ぐことが可能である。

国内で既に報告されているドローン関連事故およびトラブルの原因の中には、ドローンパイロットの「目測の誤り」「危険箇所の確認不足」「各種規定の理解不足および遵守不足」など、ヒューマンエラーに起因すると考えられるものが少なくない[12]。また、今後ドローンパイロットはあらゆる年代、職種の人になる可能性があり、利用される範囲も裾野が広い。関わる人が増えていくほど、潜在的なヒューマンエラーの数は増え、それを未然に防ぐことが急務である。

3. 安全運航を支える CRM スキル

3-1 CRM (Crew Resource Management) とは

CRM (Crew Resource Management) とは、「安全で効率的な運航を達成するために、すべての利用可能な人的リソース、ハードウェアおよび情報を効果的に活用すること」である[13]。

この CRM のための訓練として身につけるノンテクニカルスキルが、CRM スキルであり、TEM を実行するために必要な技能とされている。

CRM 訓練は、1977 年スペイン領カナリア諸島テネリフェ島の空港で、目的地を変更して到着していた 2 機の B747 型機が離陸前に滑走路上で衝突し乗客乗員 583 人が死亡したテネリフェ事故などをきっかけに構築され、1980 年代頃から世界の航空会社で導入されてきた。

テネリフェ事故では、通常とは異なる空港の運用や、管制官の忙しさ、遅れによるコックピットのタイムプレッシャー、乗員の権威勾配、悪天候、空港のレーダー不装備、無線の混信、機長の思い込み、管制官との言語の壁、確認の不存在など、数多くの Threat と Error が連なった事象 (Chain of event) が史上最悪の航空機事故を引き起こした (詳細は資料 1 を参照)。どこかで連鎖が断たれていれば事故を防げたはずだった。この事故をきっかけに CRM が重要視されるようになり、権威主義的だったクルー間の権威勾配が緩やかになり、合意による意思決定が強められた。航空無線用語も聞き間違いが起りにくい用語に修正された。

安全対策の考え方に「スイスチーズモデル」というものがある。イギリスの心理学者ジェームズ・リーズンが提唱したもので、スイスチーズには大小の穴がいくつも空いていることから、チーズの層を安全対策、穴を脆弱な部分 (リスク) にたとえ、ヒューマンエラーがすべての穴を通り抜けたときに事故やトラブルが起きる、としたものである。穴の空き方が異なるチーズがいくつも並んでいけば、ヒューマンエラーがすべ



図2 スイスチーズモデル

てを通り抜けることは難しくなる。CRM では、あらゆるリソースを防護壁として用い、ヒューマンエラーがいくつもの穴を通り抜けるのを防止することを目指している（図2）。

CRM というリソースとは、運航乗務員、客室乗務員、運航管理者、整備士、航空交通管制官など関係者全員の人的資源と、機器・計器などのハードウェア、および、得られるすべての情報を指す。

日本では、路線を定めて旅客運送を行う航空会社の運航乗務員は、原則として1年ごとにCRM 訓練を受けることが義務付けられている[14]。

下記は、国内の複数の航空会社、および既に公開されているJAXA（国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構）のCRM スキルのリストの要点をまとめたものである。5つの分野に、それぞれ3つ前後の項目が設定されている。各会社・組織によって解釈や分野・項目の個数、順番、内容は異なるが、概ね共通している内容を表2に示す。

無人航空機領域においても、機体の墜落・衝突、運搬物の落下等は、生死に関わる事故となるおそれがある。ドローンパイロットを含む関係者がチームとして即時に情報を共有し、リスクを排除・低減するための対策を取らなければならない。現状、ドローンは趣味飛行を中心としてシングルパイロットで行うケースが少なくないが、有人地帯での目視外飛行が可能となる時期を迎え、街のいたるところでドローンが飛行する社会が目前に迫る中、チームや組織での飛行が不可欠なシーンが増えることが予想される。そのため、チームや組織でドローンを利活用する場合は安全運航のためのスキルを身につけるチーム・トレーニングが必須であるとともに、個人で利活用する人にとっても、他のチームと何らかの接触を持つ可能性が増えてくるため、同じようにスキルを身につけておくことが求められる。

3-2 CRM による安全運航管理で特に大切なこと

3-2-1 「安全への主張 (Assertion)」をしやすいチームづくり

CRM の中で特に重要なのは、表2の最後に記したコミュニケーション分野の「安全への主張 (Assertion)」項目である。日本人はここが苦手な傾向にある。

多くの日本人に共通する意識として、「先輩・後輩」「上司と部下」といった上下関係（権威勾配）があり、経験の多い少ないで権威的な勾配ができやすい風潮がある。後輩や部下は、先輩や上司に気を遣って、ものを言い出しにくいという場面が少なくない。

一方、CRM の概念は、経験の多少にかかわらず、複数の目によるフィルターを通すことによって安全を確保する方法である。遠慮して自分が気づいたことを言わなかったり、言うのが遅れたりすると、「安全への主張 (Assertion)」が行われなかったり、適切なタイミングに遅れてしまったりすることになる。

CRM スキルの中には、こうしたことを防止するためのチームづくりが重要な分野の一つとして確立されている[15]。それぞれが担当する分野を、責任を持って実行することが基本であり、他のメンバーの担って

表2 国内航空会社・JAXAが採用しているCRMスキルの要点

状況認識 (Situational Awareness)	意思決定 (Decision Making)
<ul style="list-style-type: none"> ・状況の把握と認識の共有 (Monitor and Recognize) <ul style="list-style-type: none"> — 機器やメンバーの状況, 周囲の環境をモニターし, 情報を共有する — 操作を行ったときや, 操作を変更するときにはメンバーに伝える — リスクや異常を認知した場合は速やかに共有し評価する ・警戒 (Vigilance) <ul style="list-style-type: none"> — 「一点集中」に陥らないように注意する — 慣れていても問題意識を持って確認をする — 何かおかしいと思ったら注意を促す ・状況の予測と問題点の分析 (Anticipation and Analysis) <ul style="list-style-type: none"> — より多くのリソースを活用して情報を集める — 現在の状況から今後どう変化するか分析する — 情報分析から潜在的な危険性を発見する 	<ul style="list-style-type: none"> ・解決策の選択 (Decision) <ul style="list-style-type: none"> — 安全確保のため譲ることのできない最低ラインを確立する — 自分の意見を出し他のメンバーにも意見を求める — 意思決定のリソースが自分の把握している以外にもあるか確認する ・実行 (Action) <ul style="list-style-type: none"> — 決定をメンバーに伝え, 伝えられた側は理解したことを伝える — 自らの役割を理解し実行する — 冷静に行動し, 実行しながらも行動が最良であるか検討を続ける ・決定・行動のレビュー (Critique) <ul style="list-style-type: none"> — 決定直後に, その決定が正しいかどうかを見直す — 行動した結果に決定の効果が現れているか評価する — 誤りを指摘された場合には受け止めて修正する
チームの形成 (Team Building)	業務負荷 (ワークロード) マネジメント (Workload Management)
<ul style="list-style-type: none"> ・リーダーシップ (Leadership) <ul style="list-style-type: none"> — 自分の意図を明確に示す — 常に先を考えて業務をサポートする — 他のメンバーが納得して行動できるようにする ・チームに適した雰囲気づくり (Climate) <ul style="list-style-type: none"> — メンバーを信頼していることを示す — チームのパフォーマンスをモニターし, 望ましい環境を維持する — どんな疑問や提案もチームとして取り上げ, 検討する ・意見の相違の解決 (Conflict Resolution) <ul style="list-style-type: none"> — 意見の相違を感情の対立に発展させない — 「誰が」ではなく「何が」正しいかを念頭に, 集めた情報を分析する — 自分の主張を変えるときは客観的に分析した上で行う 	<ul style="list-style-type: none"> ・計画と時間管理 (Planning and Time Management) <ul style="list-style-type: none"> — 業務負荷が高くなる (状況が悪化する) 場合に備えて計画する — 状況の変化に応じて計画しなおす — タスクを行うために十分な時間をとる (時間が足りなければ, 時間を作り出すことも考慮する) ・優先順位付け (Prioritizing) <ul style="list-style-type: none"> — コントロール (Control), ナビゲーション (Navigation), コミュニケーション (Communication) の順に優先順位を決定する — <状況制御, 誘導, 意思疎通> — 時間制限とタスクの緊急度を考慮して決定する — 優先順位とその変更はメンバー間で共有する ・タスクの配分 (Distribution) <ul style="list-style-type: none"> — 全員が自分のタスクを確実にこなせるように配分する — 特定の問題対処のみに集中しないように, 自分自身や他のメンバーをモニターする — タスクを適切に配分する手段として自動操縦システムを有効活用する
コミュニケーション (Communication)	
<ul style="list-style-type: none"> ・情報の双方向での確認 (2Way communication) <ul style="list-style-type: none"> — 情報は省略せず正確に伝える — 標準的な用語を用いる — タイミングよく伝える — 相手の話を聴く — 情報の確認を行う ・安全への主張 (Assertion) <ul style="list-style-type: none"> — 疑問に思ったことは躊躇せずに口に出す (時期を逸さない) — 危険であると感じたときは自己主張の程度を強める — 意見の表明を受けた場合は, その疑問やアドバイスを積極的に応える 	<ul style="list-style-type: none"> ・ブリーフィング (Briefing) <ul style="list-style-type: none"> — ブリーフィングのための場を設定する — 情報共有に十分な時間をとる — 互いに質問・情報提供することの重要性を認識する — 相互の連絡方法や問題への対処方法を確認する — ブリーフィングに積極的に参加する

いる役割を尊重することで、各自が独立した意見を言いやすい空気を保てるようになっている。有人航空機も無人航空機も、空中を飛行するため速度がはやく、一瞬の判断が重大な事故につながるリスクを常に抱えている。そのため、危険を察知したら即座に伝えられることが極めて重要である。

3-2-2 「指差し確認」に頼りすぎない

日本では、機器や乗り物などを取り扱う業種では頻繁に「指差し確認」が行われるが、ここにも落とし穴がある。「指差し確認」は通常、一人で業務を行う場合に、一人が声を出し指差しながら安全に関わる確認をする行為である。しかしこの「指差し確認」を複数人のチームでの業務で導入した場合、一人が行った指差し行為の先に他のメンバーも集中してしまい、せっかくある複数の目が一点に集まって、実際その場に他の潜在的なリスクが存在しても気がつかない可能性がある。そのため、現在、複数人のクルーを必要とする有人航空機、特に民間のエアラインのコックピットでは、指差し確認は行われていない。

業種によって指差し確認を行う場合は、指を差しながら「安全確認よし！」と言ったときに、何が安全なのか、どこにもリスクがないのか、何を確認すべきだったのかを忘れないようにしなければならない。元々はリスクを認識するための手順として構築された行為だが、その様式や形式を実行することにとらわれてしまわないよう、常に複数のリソースまたは複数の目でフィルターを通すことを意識する必要がある。

3-2-3 意思決定力を高める人間関係

歴史的に、組織には何らかの権威勾配がある。昔の飛行機は機長の意見が絶対的だった。近年は、CRMの概念が導入され、機長の仕事、副操縦士の仕事は分かれている。それぞれが持ち場に責任を持ち、互いに介入することは少ない。役割分担が明確になり、リーダーの仕事は皆が円滑に業務を遂行できる環境を整えることが主要になった。

CRM訓練の概念は医療分野でのヒューマンエラー防止にも応用されている。Sextonらが2000年に行った、医療従事者（麻酔科・外科・集中治療領域で勤務する専門医、レジデント、看護師、計約850人）と航空会社の運航乗務員（25か国40社に所属する機長、第一副操縦士、第二副操縦士、計約7,500人）とで業務上の意思決定に及ぼす要因を比較検討したアンケート調査による研究[16]では、「若いチームメンバーは年長者の決定に口を挟むべきではない」という項目に対し、パイロットでは97%が「反対」と回答。同じ項目に、外科領域の専門医は「賛成」が24%、「反対」が55%、「どちらでもない」が21%であった。集中治療領域では、看護師も専門医も94%が「反対」と回答した。一方、同調査では、「疲労している時に、予断を許さない状況で確実に業務を遂行できるか」について尋ねたところ、パイロットでは24%が「はい」、10%が「どちらでもない」、64%が「いいえ」と答えたのに対し、外科領域の専門医では70%が「はい」、12%が「どちらでもない」、18%が「いいえ」と回答した。こうした、権威勾配や意思決定に及ぼす要因について、職種による考え方の違いがあることについても考慮する必要がある。

4. 無人航空機領域におけるCRMの応用と人材育成の課題

4-1 業務範囲の広さとドローンパイロットの質

ドローン利活用の方法は裾野が広い。運送、点検、農業、撮影、防災…と現在想定されている以上に、産業革命につながるような様々なシーンでの活躍が期待されている。そのため、あらゆる職種の人にドローンパイロットとしての門戸が開かれているが、その分、当該業務を安全に行うためのパイロットの質の担保が不可欠である。

各パイロットにおいては、街中を飛ぶドローンが様々な任務を負いながら縦横無尽に駆け巡る世界が来たときに、他のドローン利用者がどのような使い方をしているか、そこから発生する潜在的なリスクにはどのようなものがあるかなどを、想像できることが大切である。

また、人が乗ることを想定した有人ドローンや水中を移動するドローンの開発も進んでおり、管制官のよ

うな運航管理（オペレーション）を担う人材も必要性が増してくることが予想される。機器の種類や目的によっては、一人のパイロットが複数機の運航/運用を担う、シングルパイロット・マルチタスク体制も想定される。

有人航空機の航法や法律は船舶を参考に構築されてきたため、船長（キャプテン）は舵を取るパイロット PIC（Pilot in command）が担うという考え方があったが、ドローンの場合、パイロットや運航管理者、または管制官のような役割を担う人など、どの担当者がリーダーシップを取るのかについては国際的に議論を深める必要があり、どのような場合においても人材育成が急務である。

4-2 今後の人材育成に向けて

日本では有人航空機の運航乗務員は、年1回の CRM 訓練が義務付けられているため、グループワークやケーススタディ、資料の確認・更新を通じてスキルの維持に努めている。また、国際民間航空機関（ICAO）では、パイロットの技能証明の発行要件に TEM の知識と技量を求めているため、世界の航空会社でも CRM スキルの訓練が行われている。

無人航空機に関しても同様に、ICAO では 2020 年に発表した ICAO Doc 9869 “Procedures for Air Navigation Services – Training” において、ドローン等の遠隔操縦者（Remote Pilot）のコンピテンシーベース訓練に TEM が含まれるべきだと記している[17]。

一方、国内のドローンパイロットを養成している各団体・スクールでは、個別にプログラムが組まれているが、多くが資格取得に向けた一度きりの講座形式であり、それ以上の安全運航に関連した学習の機会あまり設けられていない。今後の教育のあり方については、ドローンパイロットの国家資格化に関する法整備との兼ね合いがあるが、現状のままでもドローンパイロットが自主的に学習できる案として、CRM 訓練の内容を応用して実施する方法がある。

ICAO は、“安全”の定義について、「安全とは、危険要因の特定およびリスクの管理を継続して行うことによって、人への危害あるいは財産への損害のリスクが、受容可能なレベルまで低減され、かつ受容レベル以下に維持されている状態」としている。今後は国際的に、ドローン利活用におけるリスクの「受容可能なレベル」を様々なシーンで検討する段階になってくるが、ドローンパイロットにおいても、安全運航管理に関連する共通プログラムに CRM スキルに準じたスキル（Competency）の習得を加え、定期的にそのスキルの維持・発展のための学習機会を設けることができれば望ましいのではないだろうか。

資料1 テネリフェ事故の概要

<p>・1977年3月27日、アフリカ北西沖にある大西洋のリゾート地、グラン・カナリア島ラス・パルマスのグラン・カナリア空港が爆弾テロの予告電話を受け、多数の航空機が代替空港としてテネリフェ空港にダイバートした。</p>
<p>・テネリフェ空港は滑走路と誘導路が1本ずつしかない小さな地方空港だったが、多くの航空機を受け入れ、管制官はかつてない忙しさに襲われていた。着陸した航空機をできるだけ早く安全に離陸させなければならないが、駐機場に入りきれず溢れた航空機が誘導路上にも駐機していた。離陸時には誘導路を通らず滑走路を逆走して末端まで行き、180度ターンして待機、滑走するという、通常の運用ルールにはない指示を出していた。</p>
<p>・パンアメリカン航空1736便（PAA機）はロサンゼルスからニューヨーク経由で到着し、乗客を降ろさずに乗せたまま待機。離陸準備ができていた。KLM オランダ航空4805便（KLM機）は、いったん乗客を降ろし、給油をすることを決めた。その間にグラン・カナリア空港のテロ予告が虚偽であったことがわかり、空港再開の知らせが入った。</p>
<p>・PAA機が駐機していた場所はKLM機の後方で、給油中のKLM機をすり抜けて誘導路に出ることはできず、給油が終わるのを待っていた。PAA機の機長はベテラン、副操縦士は39歳の中堅。機長は一流航空会社の自負もあった。KLM機に、給油にどのくらい時間がかかるのか尋ねると、あと45分ほどと回答され、イライラしていた。PAA機の378人の乗客はロサンゼルスからの飛行で12時間以上、機内に閉じ込められていた。コックピットにはあと何時間遅れるのかわからないプレッシャーがあった。</p>

<p>・ KLM 機の給油が終わると、PAA 機も準備ができていると管制官に伝えた。管制官からの指示により、PAA 機も移動の許可が出て、その旨を乗客に伝えた。</p>
<p>・管制官は、多数の航空機をさばくため KLM 機と PAA 機を早く出発させようとして、2 機を同時に走行させ、滑走路の待機場所につけさせようとした。KLM 機は指示に沿って滑走路を逆走し、端で 180 度ターン。PAA 機はその後に続いていて、途中で滑走路から誘導路に出て KLM 機を避ける予定だった。</p>
<p>・テネリフェ島は火山島で、天気が変わりやすい。急に濃い霧がかかり、視程が落ちてきた。管制官は 2 機とも視認できない。テネリフェ空港は地上レーダーが装備されていない空港だったため、管制官は航空機の位置が確認できず、無線でのやり取りで、誘導路へ続く道路をいくつ通り過ぎたかななどの口頭の情報に頼っていた。</p>
<p>・PAA 機は管制官からの指示で、滑走路から誘導路に出る道路の番号を指示されたが、機長は道路の曲がる角度が鋭角のため物理的に難しいと判断し、指示に従わずその番号の道路を通り過ぎてそのまま滑走路を進んだ。副操縦士はこの空港に不慣れで、機長の判断に従った。</p>
<p>・ KLM 機の機長もベテランであったが、オランダではパイロットの労働時間が規制されたばかりで、乗務時間のリミットが近づいているのを心配していた。乗務時間を超過すると免許取り消しの可能性もある上、フライトがキャンセルされ、乗客のホテル代や食事代を航空会社が負担しなければならなかった。</p>
<p>・ KLM 機は次に離陸する順番になった。滑走路の末端で 180 度旋回した。霧により、PAA 機が進んできているのは見えなかった。副操縦士が、飛行後の経路や高度に関する飛行計画の管制承認を求め、管制官は、「離陸後の経路は…」と口頭で経路や高度を確認しながら承認。ただし離陸はスタンバイするように伝えた。一方、機長は管制官が発した「離陸」という単語を聞いて、離陸の許可が出たと思込み滑走を開始。同乗していた航空機関士は「PAA 機がまだ滑走路にいないのではないか」との疑問を機長に伝えたが、機長は滑走路上にはいないと判断して却下し、加速を続けた。</p>
<p>・管制官は母語がスペイン語で、KLM 機のパイロットはオランダ語。ともに英語でのやり取りで、互いに伝わらない部分は再確認をしていた。KLM 機も PAA 機も無線は同じ周波数を使っていたため、同時に話していた数秒間に雑音が発生し、「スタンバイ」など重要な単語が伝わっていなかった。</p>
<p>・まだ誘導路には出ずに滑走路を進んでいた PAA 機は、加速して滑走路を進んでくる KLM 機の存在に気づき、避けようとして急いでハンドルを左に切った。KLM 機も PAA 機の存在に気づき、機首の引き上げ操作をしたが、機体尾部を引きずり、わずかに浮かび上がったところで PAA 機に覆いかぶさるように衝突。その先で墜落して爆発炎上した。PAA 機は機体上部が削り取られるように損傷し、その後爆発炎上した。KLM 機は乗客乗員全員の 248 人が死亡。PAA 機は 396 人のうち 335 人が死亡した。</p>

※ [18] [19] [20] をもとに著作作成

投稿受付：2022 年 1 月 7 日

採録決定：2022 年 2 月 4 日

文 献

- [1] Drone Industry Insights: “Commercial & Private Drone Market”, in *The Drone Market Report (2020–2025)*, 2020.
- [2] International Civil Aviation Organization (ICAO) UAS Advisory Group: “RPAS Manual”, in *Training and Education General Recommendations*. <https://www.icao.int/safety/UA/UASToolkit/Pages/Narrative-Training.aspx> (accessed on December 22, 2021).
- [3] Institute of Medicine (US) Committee on Quality Health Care in America: *To Err is Human: Building a Safer Health System*, National Academy Press (US), 1999. DOI: 10.17226/9728.
- [4] 日本産業標準調査会 (JISC): JIS 規格 Z8115:2019, pp. 20–22, 2019.
- [5] Alexander TM: “Generic Error Model System – GEMS (Reason, 1990)”, in *Human error assessment and reduction technique (HEART) and human factors analysis and classification system (HFACS)*, International Association for the Advancement of Space Safety, 2017.
- [6] 小林宏之: 航空安全とパイロットの危機管理, 成山堂書店, 2021, pp. 106–107.
- [7] ICAO: SHELL Model (2.2.5–2.2.7) described in Chapter 2 “Safety Management Fundamentals” in Doc 9859, *Safety*

Management Manual, Fourth Edition, 2018.

- [8] 日本航空機操縦士協会：Aeronautical Information Manual Japan (AIM-J), effective for January 1–June 30, topic 910, 2022.
- [9] Heinrich HW *et al.* (総合安全工学研究所 訳)：ハイブリッド産業災害防止論，海文堂出版，1982.
- [10] Helmreich RL and Foushee HC：“Why CRM? Empirical and Theoretical Bases of Human Factors Training”，in *Crew Resource Management*, edited by Kanki BG *et al.*, Elsevier, 2010, pp. 5–20.
- [11] 国土交通省運輸安全委員会：“ヘリコプター事故等の傾向について”，運輸安全委員会ダイジェスト，第30号，pp. 2–8, 2018.
- [12] 国土交通省：令和3年度無人航空機に係る事故トラブル等の一覧。 https://www.mlit.go.jp/koku/koku_tk10_ua_houkoku.html (accessed on January 25, 2022).
- [13] Lauber JK：“Resource management in the cockpit”，*Air Line Pilot*, Vol.53, pp. 20–23, 1984.
- [14] 日本航空機操縦士協会：Aeronautical Information Manual Japan (AIM-J), effective for January 1–June 30, topic 911–913, 2022.
- [15] Kanki BG：“Communication and Crew Resource Management”，in *Crew Resource Management*, edited by Kanki BG *et al.*, Elsevier, 2010, pp. 111–145.
- [16] Sexton JB, Thomas EJ and Helmreich RL：“Error, stress, and teamwork in medicine and aviation: cross sectional surveys”，*BMJ*, Vol. 320, pp. 745–749, 2000.
- [17] ICAO：Doc 9868 “Procedures for Air Navigation Services – Training” Third Edition, 2020.
- [18] Subsecretaria de Aviacion Civil, Spain. Part One of the Spanish Report on KLM, B-747, PH-BUF and Pan Am B-747 N736 collision at Tenerife Airport Spain on 27 March 1977. (English), Chapter 2.2: Conclusions, October 1978. http://www.project-tenerife.com/engels/PDF/Spanish_report.PDF (accessed on January 25, 2022).
- [19] Subsecretaria de Aviacion Civil, Spain. Part Two of the Spanish Report on KLM, B-747, PH-BUF and Pan Am B-747 N736 collision at Tenerife Airport Spain on 27 March 1977. (English), Chapter 1.16: Human factors, October 1978. http://www.project-tenerife.com/engels/PDF/Spanish_report2.PDF (accessed on January 25, 2022).
- [20] Netherlands Aviation Safety Board. Final report and comments of the Netherlands aviation safety board of the investigation into the accident with the collision of KLM flight 4805, Boeing 747-206B, PH-BUF and Pan American flight 1736, Boeing 747-121, N736PA at Tenerife airport, Spain on 27 March 1977. <http://www.project-tenerife.com/nederlands/PDF/finaldutchreport.pdf> (accessed on January 25, 2022).



大原 大

エバー航空 運航乗員部 ボーイング777
型機操縦士/国際線航路機長として主に
北米、欧州、東南アジア路線を担当。
Five Star Group Inc. 代表取締役。JUIDA
認定講師。2006年 International Aviation

Academy of New Zealand を卒業後、JALグループ、スターフ
ライヤーで運航乗務員を経て現職。

E-mail：ohara@five-star-group.com

機械航空工学を総合的に理解するための 飛行ロボット教育 ～複数大学の連携した取り組み～

渡口 翼^{*1}, 原 進^{*2}, 川添 博光^{*1}, 伊藤 和晃^{*3}, 菊地 聡^{*3}, 伊藤 聡^{*3}
東海国立大学機構航空宇宙研究教育拠点航空宇宙生産技術開発センター^{*1}
東海国立大学機構名古屋大学大学院工学研究科航空宇宙工学専攻^{*2}
東海国立大学機構岐阜大学工学部機械工学科^{*3}

大学の機械航空工学系学科の教育では、伝統的な各種理論と実際の現象との関係を理解するのに体験型教育プログラムが重要視されている。実際の現象は、通常、単一の理論のみと結びつくことは稀であり、複数理論が統合化された結果である。また、そのようなプログラムでは、3D プリンターや CAD/CAM などのデジタル生産技術も現代産業の一部の実体験として含まれることが望ましい。このような状況のもと、機械航空工学を総合的に理解するためのプログラムとして、名古屋大学と岐阜大学はそれぞれ飛行ロボット（自律滑空機）の設計・製作・評価を行う授業を立ち上げた。本論文では、この2大学のプログラムの連携について、特に2021年9月29日に開催された初めての合同競技会の教育的効果を中心に議論する。

Keywords: 複数大学連携, 体験型教育, 飛行ロボット, 機械航空工学教育

Flying Robot Education for Comprehensive Understanding of Mechanical and Aerospace Engineering

—Coordinated Action of Nagoya and Gifu National Universities—

Tsubasa Toguchi^{*1}, Susumu Hara^{*2}, Hiromitsu Kawazoe^{*1},
Kazuaki Ito^{*3}, Satoshi Kikuchi^{*3}, Satoshi Ito^{*3}

Intelligent Production Technology Research and Development Center for Aerospace,
Tokai National Higher Education and Research System (THERS)^{*1}

Department of Aerospace Engineering, Graduate School of Engineering, Nagoya University, THERS^{*2}

Department of Mechanical Engineering, Faculty of Engineering, Gifu University, THERS^{*3}

The experience-based education programs in the mechanical and aerospace engineering departments are regarded as beneficial methods to understand the relationship between the traditional theories and real phenomena. The real phenomena are the results obtained not only by single theory but also by the integration of multiple theories. Meanwhile, recent digital manufacturing technologies, such as 3D printers and CAD/CAM, should be introduced to recent educational contents and methods that align with the modern industrial practice. Taking such a background into account, Nagoya and Gifu National Universities launched similar flying robot production programs, aimed at promoting a practical and comprehensive understanding of mechanical and aerospace engineering. This paper introduces the current coordinated action of two national universities' programs. Especially, we discuss the educational effectiveness of the first joint competition held

on September 29, 2021.

Keywords: coordinated action of plural universities, experience-based learning, flying robot, mechanical and aerospace engineering education

1. はじめに

大学の機械航空工学系学科においては体験型教育プログラムが大きな役割を果たしている。すなわち、座学で学んだ4種類の力学（材料力学・熱力学・流体力学・機械力学）や制御工学に基づき、目の前で現象を再現して理論の妥当性や実際の様子を理解させ、実務において要望する仕様を満たす製品を作製するための素養を学生に身につけさせるのに欠かすことができない教育手段である。ところが、現実的には多くの教育現場において1種類の理論に対応した体験を行うために用意されるプログラムが多く、使用する機器・設備も先端とは程遠い「年代物」を用いることも少なくない。産業界での実務においては、複数の理論が複雑に絡み合うものづくりが主流で、かつCAD/CAMに代表される高度な計算機援用による解析・設計、3Dプリンター等のデジタル生産技術を活用した加工・製作がすでに常識的に行われている。これらの環境を使いこなすためには、本来、大学での座学の内容を十分に修得して、各理論間の関係も理解し、複数理論が統合された実現象と現代的なデジタル生産技術を実体験できる教育を受けていることが望ましい[1]。

このような観点から、東海国立大学機構（以下、東海機構）が設置している名古屋大学（以下、名大）と岐阜大学（以下、岐大）の関係学科においては、東海機構直轄組織による連携教育プログラムの一環の意味も含めて、それぞれ2019、2020年度から「飛行ロボット（自律滑空機）」の設計・製作・評価を行うプログラムを立ち上げた。名大では、工学部機械・航空宇宙工学科3年生の必修科目「設計製図第3」の3種類用意された選択テーマの内の1つとして毎年度それぞれほぼ50名の学生に対して実施され、岐大では工学部4年生の選択科目「航空宇宙生産技術（機械工学概論Ⅱ）」として2020年度に16名、2021年度に35名の学生に対して実施された。両大学の授業においては、複数の力学理論と制御工学を摺合せながら1つの目的を達成するためのものづくり体験型学習を、3Dプリンターやそれに関連するソフトウェアも使いながら実施している。ものづくりの対象となるのは図1および図3のようなグライダー状の飛行ロボット（自律滑空機）であり、動力は持たないもののピッチング、ヨーイング、ローリングなどの運動のいずれかについてPID制御の一部または全ての要素を適用することで飛距離が伸ばせるようにしている点で飛行ロボットないしは自律滑空機と称している。なお、従来から飛行ロボットを題材とした学生の取り組みの機会はよく知られており、多くの実績をあげてきた[2,3]。しかしながら、通常の大学の授業の一部、特に本論文で取り上げる名大のような必修科目の一部として導入する試みはまだ少ないと思われる。

両授業の設計と製作ではものづくりの総合的な理解や決断が求められる。すなわち、機体強度と重量の関係を導く材料力学、機体（特に翼）形状とその空気力学的特性を考える流体力学、そして各運動に関するフィードバック制御を考えた制御工学、それらを踏まえたCADを用いた設計、製作のし易さと製作精度を考慮した加工法や部品形状の検討、そして3Dプリンターやレーザーカッターなどを活用した製作（加工学）に至るまで、機械航空工学における複数の重要な理論と方法を活用し、統合化（摺合せ）することで良い評価（飛行距離や耐久性など）を得る機体を実現できる。制御工学や材料力学の検討を進める上で、機械力学に関する検討も含まれる。両授業には多くの共通する部分があるものの、一部異なる点もあり、詳しい内容は第2章で説明する。

今般、著者らは両大学で行われている授業の連携を行い、両授業の相違点も含めて、両大学学生の教育効果を向上させるための第一段階として、2021年9月29日に岐阜メモリアルセンターにおいて初めての合同競技会「東海クライマックスシリーズ」（以下、東海CS）を開催した[4]。本競技会の工学教育への貢献を

目指す観点からは、このような教育事例について問題点や課題、考察を含めた論文として紹介することは大変重要である。そこで、本論文では、この合同競技会の企画から、参加学生に対するアンケート結果までを振り返り、このような連携活動の教育効果と今後の課題について議論する。

2. 飛行ロボット（自律滑空機）による体験型学習

2-1 名古屋大学における教育プログラム

名古屋大学では2019年10月から前述の半期の授業「設計製図第3」の1テーマとして実施している。本授業では1チーム6名程度の少人数チームによる図1のような飛行ロボットの設計・製作とチーム対抗の競技会、ならびに競技結果に対する反省会などの内容から構成されている。この機体はチームにより多少異なるものの、概ね長さが1 m 強、翼幅が1 m 弱、電装品込みの重量が0.3 kg 弱の固定翼グライダー模型である。図2に示すように、ノーズ部に埋め込まれた姿勢方位センサ（AHRS）から得られた情報をフィードバックし、モータドライバ、モータ、リンク、駆動ワイヤーから成る駆動系を、エレベータとラダーの制御のためにそれぞれに設けることで、ピッチングとヨーイングのPID フィードバック制御を実現した飛行ロボットになっている。与えられた条件（使用材料等の上限、専用の離陸台から得られる初期推力等の仕様、ロボット基本構成）のもとで飛距離、耐久性などが良好な機体の実現を目指し、分担された各メンバーの活動内容の統合化（摺合せ）を上手く行うことが求められるプログラムである。

授業は冒頭に実施する安全教育と3D プリンターやCAD、制御コード等必要な知識に関するガイダンス、最小限必要となる理論の講義の後、2週目からチームごとの設計ならびに機体製作になる。13週目にチーム対抗の競技会を行い、各チーム3回以上の飛行機会が与えられ飛距離と機体の耐久性を競う。競技ではゴム



図1 飛行ロボットの例（名古屋大学）

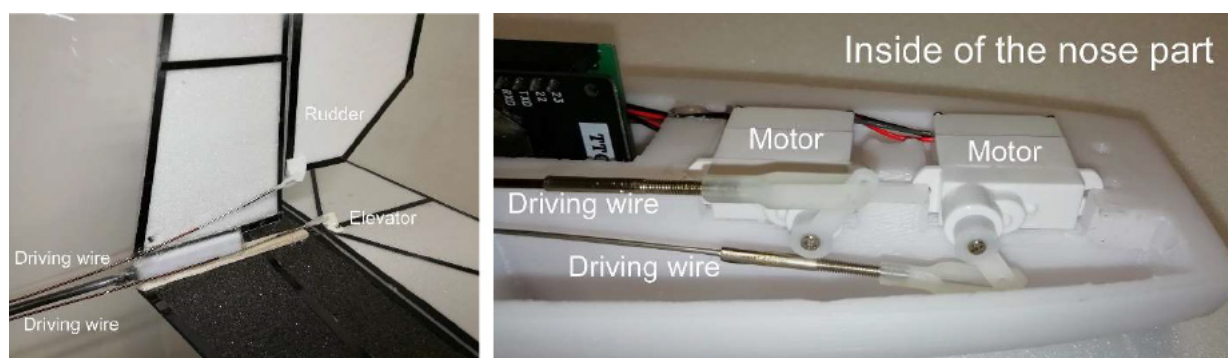


図2 フィードバック制御系の実現（モータドライバ、モータ、リンク、駆動ワイヤー）

ないしはコイルばねの弾性エネルギーを機体の運動エネルギーに変換して初期推力を与える専用の離陸台を設けている。翌週の14週目（最終週）ではチームごとに十分な反省を行う会を実施し、「なぜよく飛んだのか?」、「なぜ全く飛ばなかったのか?」、「どうして壊れたのか?」などを各力学や制御工学などとの関係で説明できるように求めている。この授業の成績は飛距離に基づくのではなく、この反省会の内容をまとめたレポートを中心に評価するのも特徴である。参加学生のアンケート結果については文献にまとめているが、過去2年度実施した結果では概ね好評な結果が得られている[5]。

2-2 岐阜大学における教育プログラム

岐阜大学ではこれまでにない学生へのユニークな授業として、学部4年生を対象に2020年度から「航空宇宙生産技術（情報工学概論Ⅰ，Ⅱ）」および前述の「航空宇宙生産技術（機械工学概論Ⅱ）」をスタートした。「航空宇宙生産技術（情報工学概論Ⅰ，Ⅱ）」は、機体製作・制御実習をとおした回転翼飛行原理の理解を目指している。既製品ではなく各パーツを独自に購入しクワッドコプター（ドローン）を組み立てて制御することで、機体構造およびその飛行制御への影響を体験的に学習する。なお、情報処理を学習する要素として、カメラや距離センサを使用した自律飛行も課題に取り入れている。一方、ここで取り上げる自律滑空機は「航空宇宙生産技術（機械工学概論Ⅱ）」として開講している。授業は上記の名古屋大学と同様な内容のものであり、講義のほか演習的作業を多く含むことから午後の連続する3コマ（3～5限）6週分を使って設計・製作を行い、完成した自律滑空機の風洞試験および各チームによる飛行発表会から構成されている。風洞試験は飛行制御のための操舵翼の駆動ゲイン調整を目的とする一方、航空機開発に欠くことができない実験設備（風洞）を学生が体験するための内容である。1チーム4～5名構成としており、選択科目のため受講生の数によってチーム数は変化する。自律滑空機の構成は名大の飛行ロボットと概ね一致するが、各機体の基本的な特徴や差異について表1に示す。

表1 岐大と名大の機体における主な特徴

	機体設計・製作	操縦翼面	操縦翼面制御	機体サイズ・重量	姿勢・方位検知
岐大	全パーツ	エルロン, エレベータ	P制御	機体長×幅(スパン), 重量約1m×0.9～1m, 約0.3kg	AHRS センサ
名大	ノーズ部以外	ラダー, エレベータ	PID制御	同上	同上

機体のサイズや重量は同程度、また機体の姿勢と方位検出システムは同じであるが、2種類ある機体の姿勢を制御する翼面のうち1つが異なっている。岐大、名大ともにエレベータ（昇降舵）を採用し、残り1つを岐大はエルロン（補助翼）、名大はラダー（方向舵）を採用している。これにより岐大はピッチング運動とローリング運動の制御を、名大はピッチング運動とヨーイング運動の制御を行うことになる。次に異なる点として、これら2つの操舵翼面の制御を岐大はP制御、名大はPID制御で行っている。もし両者の飛行特性に差が出るならば上述の2つが大きく関与するものと推測される。なお、岐大は滑空機ノーズ部（センサ、コントローラ、モータドライバ、エレベータ駆動モータ、電源などを収納）を設計・製作するが、名大は授業時間との兼ね合いを考慮して同形状の製作品を各チームに配布する。

図1、図2に対比して図3、図4に岐大の自律滑空機の概要を示す。図3のノーズ部は空気抵抗の低減を意識してスリムな縦長形状になっている。一方、図4のノーズ部の形状は重心を前方に移すため縦方向に短く横方向に広くとった尖状を採用しつつ軽量化のため部材に穴の開いた形状を採用している。なお、成績評価については、名大のプログラムと同様に飛距離のみに基づくのではなく、設計・製作時におけるチームメンバー間の連携、飛行発表会での飛行状況、および考察レポートから総合的に評価し、4名の教員による

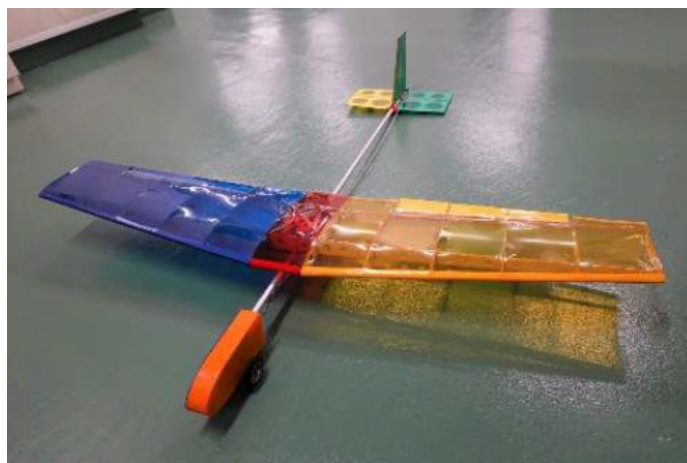


図3 自律滑空機の例（岐阜大学）

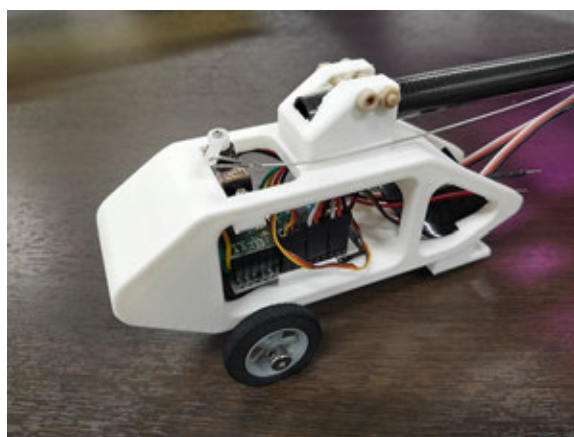
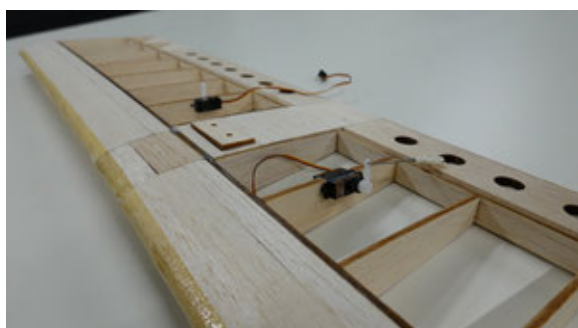


図4 エルロンと駆動リンク（左図） センサ等を収納したノーズ部

合意判定としている。

過去2度の授業に対する学生へのアンケートにおいて本講義は「航空宇宙生産技術（情報工学概論Ⅰ，Ⅱ）」（クワッドコプター）も併せて極めて高い評価を得ている。理由は単一の講義からでは味わうことができない設計・製作・風洞試験・飛行評価という一連のものづくりを体験できたからである。一方で、検討が必要な項目が多く時間的余裕がないなどの意見も得ている。

3. 複数大学の連携した取り組み—合同競技会の開催ならびに参加者アンケート

3-1 合同競技会「東海CS」の開催概要

東海CSは両大学の飛行ロボット（自律滑空機）の授業で製作された機体からNo.1を決める対抗戦として、著者らの関係する東海国立大学機構航空宇宙研究教育拠点航空宇宙生産技術開発センターの主催により、2021年9月29日に岐阜メモリアルセンター「ふれ愛ドーム」にて開催された。出場チームは、名大から2020年度「設計製図第3」の競技会における飛距離の上位2チーム（全8チーム中）、岐大から2021年度「航空宇宙生産技術（機械工学概論Ⅱ）」の飛行発表会における飛距離の上位3チーム（全8チーム中）合計5チーム14名が参加した。さらに、運営の補助として各授業のティーチングアシスタントを担当している学生8名および岐阜大学の授業の受講生から2名、その他関係者として本競技会の企画担当教員や両大学の総長・学長をはじめとする両大学・主催センターの関係者を合わせて約60名が十分な新型コロナウイルス感染症対策を実施しながら参加した（図5）[6]。一般向けには、オンラインによる生配信を行い、後日

配信も含めて約 110 名の配信希望登録があった。さらに、報道機関からの取材が新聞社 2 社、テレビ局 2 社により行われた[7-9]。実際の開催告知ポスターを図 6 に示す。

競技会では、図 7 のように高さ 120 cm の離陸台からゴムの弾性力を使って射出し、各チーム 2 回ずつの試技のうち離陸台から着地点までの直線距離の長い方の記録をチーム成績とした。このチーム成績が最長の



図 5 会場参加者の集合写真

各大学の飛行ロボット授業で学生が作製した機体の東海No.1決定戦

岐阜大学

東海地区国立2大学
飛行ロボット授業
優秀機選抜対抗戦

東海クライマックスシリーズ
Tokai Climax Series of Students' Handmade Flying Robots

9月29日 (水) 2021年 オンライン配信 (LIVE配信/後日配信)
13:30~16:30

航空機械系の大学や大学院進学をお考えの高・大学生、工学教育に興味のある方などどなたでも参加できます

←から事前参加予約が必要です(参加無料)

お問い合わせ先: 航空宇宙学生産研開発センター
Email: ipteca@jifu-u.ac.jp Tel: 058-293-3714

東海国立
大学機構

プログラム (Part 1 競技会は13:30開始です。詳しくは予約ホームページをご覧ください。)

Part 1 飛行ロボット競技会 各大学の飛行性向上位機体が集合! 東海No.1を決定!

Part 2 飛行ロボット大反省会 全機体の全飛行動画を参加者全員で振り返ります。

Part 3 特別講演「航空機加工技術概要—その歴史と最近のトピックス—」
川崎重工 酒井 昭仁 フェロー

Ipteca

内閣府 | 航空宇宙学生産研開発センター | 岐阜大学 | 岐阜県 | 岐阜県航空宇宙産業振興センター | 岐阜県航空宇宙産業振興センター | 岐阜県航空宇宙産業振興センター | 岐阜県航空宇宙産業振興センター | 岐阜県航空宇宙産業振興センター | 岐阜県航空宇宙産業振興センター

名古屋大学

図 6 東海 CS 告知ポスター

チームを優勝（最優秀賞）として競技を行い、岐大Eチームが24.0 mで優勝した。さらに、競技終了後の参考記録として行った試技では、名古屋大学Bチームが39.6 mを記録した。

競技会の後には「大反省会」と称して、全競技のフライト動画を見ながら各チームが反省点を述べるとともに、他の参加者からの質問に応じながら意見交換を行った。普段は各大学授業内での意見交換に留まるが、合同競技会ならではの他大学学生との交流が得られる貴重な機会となった（図8）。なお、当日の様子は航空宇宙生産技術開発センターより公開されている[10]。



図7 離陸台からの離陸の様子



図8 両大学生の交流

3-2 競技参加学生ならびに競技支援学生に対するアンケート

合同競技会「東海 CS」と両大学の授業における工学教育の効果を考察すべく、アンケートを実施した。聞き取り項目は以下の通りである。なお、設問 (3)、設問 (7)、設問 (8)、設問 (10) は記述式のみ、それ以外の項目は選択式と自由記述式を併用している。

- (1) 東海 CS がイベント全体として有意義であったか？

選択肢 (とても有意義／どちらかといえば有意義／どちらともいえない／どちらかといえば意義がなかった／全く意義がなかった) ならびにその選択理由に関する自由記述

- (2) 所属大学のみで行う競技会と比較して他大学との合同競技会は有意義であったか？

選択肢 (とても有意義／どちらかといえば有意義／どちらともいえない／どちらかといえば意義がなかった／全く意義がなかった) ならびにその選択理由に関する自由記述

- (3) 相手校と自チームの機体や飛行の様子を比較して気づいたことがあるか？

- (4) 将来の工学系リーダーの育成に必要と考えられるモノの企画・設計・製作・評価といった一連の内容を受講生自身が行うことをねらいにおいたこの取り組みは意義があると思うか？

選択肢 (とても有意義／どちらかといえば有意義／どちらともいえない／どちらかといえば意義がなかった／全く意義がなかった) ならびにその選択理由に関する自由記述

- (5) 飛行力学，流体力学，材料力学や制御工学の知識を統合してゴールにたどり着く授業のねらいを達成されていると思うか？

選択肢 (達成されている／どちらかといえば達成されている／どちらともいえない／どちらかといえば達成されていない／達成されていない) ならびにその選択理由に関する自由記述

- (6) 今後複数の大学間で同様のテーマについて合同で活動するテーマは重視すべきだと思うか？

選択肢 (重視すべき／希望者のみの参加でよい／不要／その他 (自由記述)) ならびにその選択理由に関する自由記述

- (7) 追加するとさらに良くなると考えられる内容は何か？

- (8) 東海 CS の運営方針や今後改善すべき点などはあるか？

- (9) COVID-19 環境下での実習系科目はどうあるべきか？

選択肢 (可能な対策を取り従来程度に維持／縮小／全て中止／その他 (自由記述)) ならびにその選択理由等に関する自由記述

- (10) その他 (上記に当てはまらない内容に関する自由記述)

3-3 アンケート結果

アンケートは東海 CS 終了後 1 週間を期限とし、対象学生 24 名中 22 名から回答を得た。その結果を図 9 に示す。なお、図に掲載していない設問 (3)、設問 (7)、設問 (8)、設問 (10) については記述式のみでの回答項目である。

設問 (1) については、1 名が「どちらかといえば有意義でなかった」と回答した以外は、「とても有意義／どちらかといえば有意義」と回答しており、東海 CS の開催が学生にとって有意義であったことが確認された。また、選択理由に関する自由記述欄には

- ・他の班の機体と自分の班の機体を比べて、いい所や改善すべきところを見ることができた。
- ・他大学の設計思想の異なる機体と比較ができたため。
- ・名大側で問題となっていた点 (発射台 (原文のまま (離陸台)), 機体の壊れやすさ) に関して岐阜大側の対応を見ることができてよかった。

など、自チームと他校の機体を比較した考察が並び、合同行事の意義が感じられる結果となった。この結果は、設問 (2) にも同様に現れている。

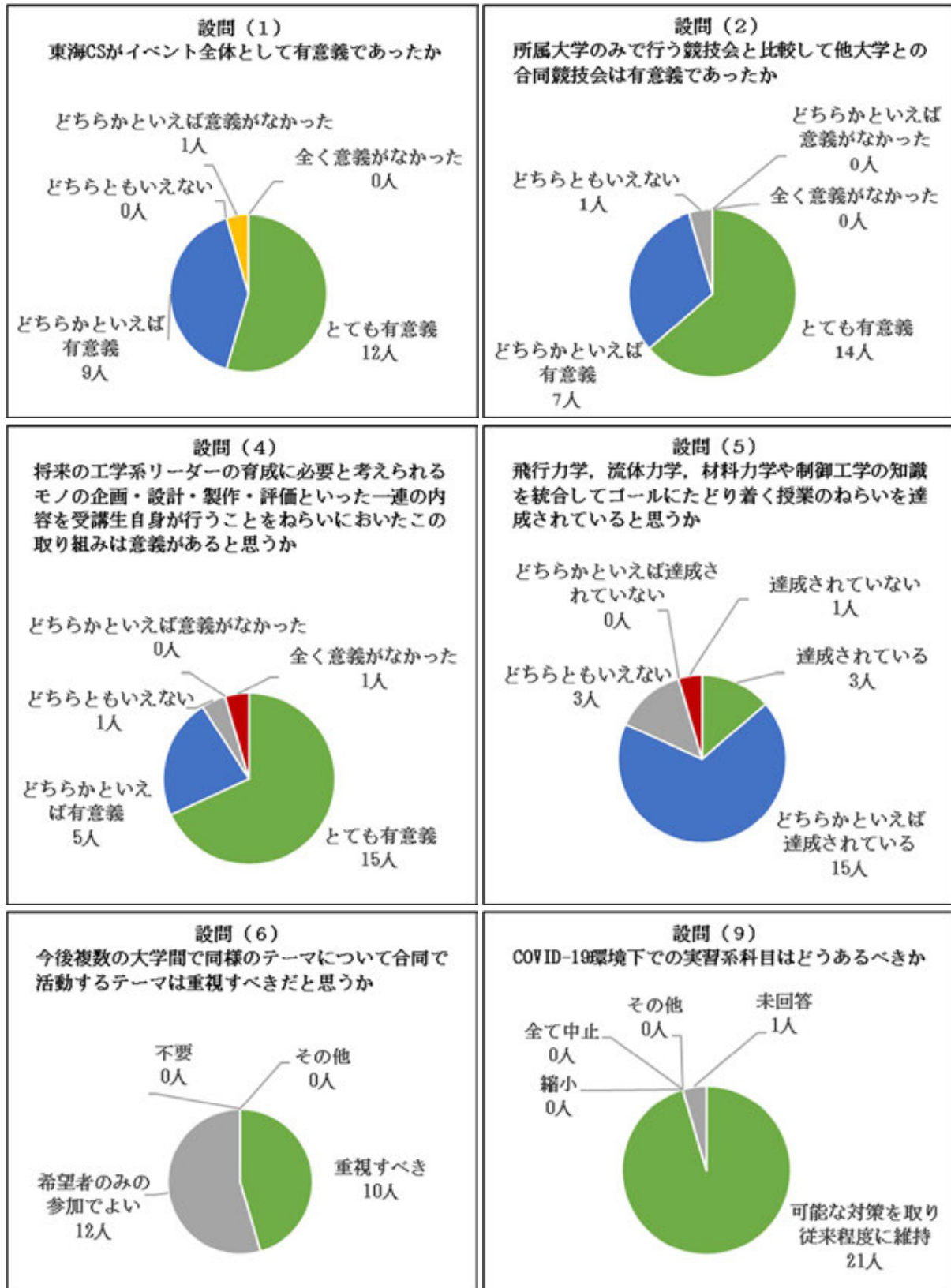


図9 アンケート結果

自由記述のみの設問 (3) では,

- ・名大はエルロンを使わずにラダーを搭載しており, 主翼の制作 (原文のまま (製作)) がシビアそうだった。

- ・名古屋大学の翼型がとても薄く、翼幅が広いことが印象に残った。
- ・名大側、機体が重い制御による機体の安定化が比較的できている（代表のグループが上手く調整できている）岐阜大側：機体を軽く製作できているがエルロンによる制御が難しそう。
- ・岐阜大の機体には、エルロン用のサーボが翼内に取り付けられていたが、これは低レイノルズ数に最適な翼形状を選択するうえで不利に働くのではないかと思った。
- ・岐阜大学の機体はまず機体重量がかなり軽く、ランチャの引きの長さも長かったため打ち出し機体速度がかなり速い印象でした。そしてロール安定を保ちながら飛行することが困難であるように感じました。エルロンの制作（原文のまま（製作））精度と制御則がもろにロール性能に影響してくるのが非常に難しくしているように感じました。その点名大の機体は、ロールは基本的には機体の主翼の性能にのみ依存させているためロール安定性がかなりとりやすかったと感じます。

など、設計思想や機体性能に関して互いの機体の特徴を客観的に考察している。これは、**設計要件の一部について、各大学で自由度を持たせたことにより、学生自身に気づきが生まれており、適切な自由度を持っていたからこそ得られた結果といえる。**一方で、

- ・想定していた初期条件が異なっているように思えた。
- ・発射装置（原文のまま（離陸台のこと））の引き具合で結果が大きく異なったので、授業段階から発射装置（原文のまま（離陸台のこと））のエネルギーは規格化したほうが良いと思いました。

など、初期条件を与える離陸台に関する著者らの反省点も得られた。

設問(4)では、選択式回答項目から著者らの意図が概ね受け入れられているのがわかる一方で、「まったく意義が無かった」と回答した学生からは

- ・（中略）企画しているという認識を学生はほとんど持ち合わせていないと思う。

との回答があり、一部の学生には認識が及んでいないことがわかった。

設問(5)においては、著者らの意図が概ね受け入れられている一方で、

- ・名大の場合、必要な要素が多いために統合して完成させることができないチームも存在することから、学生が考えるべき・リサーチするべき要素をよりテーマに沿って重要な部分に絞ったほうが良いと思いました。
- ・特に制御部分は完全に分業になってしまっていて互いのやっている事を理解していたとは言い難い。

などの回答があり、「複数理論の融合が大切である」という点には気づいている一方で、時間的制約により全てを融合することが難しい（制御設計と機体設計のメンバーが完全に分かれてしまっている）という懸念が得られた。

設問(6)では、選択式回答項目からこのようなイベントへの参加を「希望者のみの参加で良い」と考える学生が多数であることがわかった。自由記述からその理由を分析すると

- ・得られる経験は多いものの、時間と労力共に必要となるため。
- ・他大学と比較できる良い機会だと思うので重視すべきだと思うが（中略）、興味関心がある学生に限った方が良いと感じたから。

など、一定の成果が得られる一方で学生の負担増の懸念など、今後の課題となる回答が得られた。

設問(7)では、設問(3)同様の離陸台に関する記述や、

- ・素材のバリエーションを増やしていただけると、いろいろな機体が見られて楽しいと思います。（中略）レーザー加工機とそれによって制作（原文のまま（製作））した治具を積極的に利用した製作ができるのと授業に要する時間も削減できると思います。

など、使用できる材料のバリエーションや、工作機械、治具製作の要求など、他校の機体観察や意見交換から得た回答とみられるものがあり、この回答からも東海 CS から一定の成果を得られていることが確認できた。

設問(8)では、設問(3)や設問(7)と同様の離陸台に関する回答があり、競技の進行において離陸台の影響が大きいと感じている学生が多いことがわかった。その他では、追加の参加校に関する提案もあり、本イベントへの関心の高さも感じられた。

設問(9)では、回答者全員が対面での実習系科目を希望しており、このような実習系科目の必要性を改めて感じられた。

設問(10)では、設問(6)でも示されていたように、本イベントの負担に関する回答があり、必修・選択授業に関わらず、このような授業時間外に行われる大会の位置付け、参加意思の確認が重要であることがわかった。

4. アンケート結果の考察

アンケートの集計結果から東海CSの工学教育としての意義と課題について考察し、結論を以下のようにまとめる。

- A) 飛行ロボット(自律滑空機)の設計・製作を題材とした体験型授業ならびにその授業から生まれた優秀チームを集めた競技会を行うことが、機械航空工学系学科の教育活動の1つとして効果的であることが設問(1)、設問(2)および設問(5)から改めて確認された。その根拠として、飛行ロボット(自律滑空機)の設計・製作を活用したプログラムが、実現象に即して望んだ仕様を達成するための手法を採求するテーマであり、工学の学習で求められる素養を養うのに適していること、座学で学ぶ複数の理論を組み合わせることで目的を達成するのに適切なテーマであることがアンケート結果から理解できた。
- B) 単独の大学等のみでこのプログラムを完結させるのではなく、同じ飛行ロボット(自律滑空機)を題材とした授業を行う複数大学が合同で締めくくりに競技会を実施する意義は大きい。このとき、**具体的な授業の実施方法は各大学等が自主的に判断し、結果として複数大学の実施方針に適切な相違点がある方が、目標に到達するためのアプローチの相違点などから工学的な気づきを促進し、効果的であることが設問(3)および設問(7)のアンケート結果から読み取れた。**このような傾向は著者らの知る限り今まで知られておらず、**今後の実習型教育の展開に関する重要な知見を与えるもの**と考える。
- C) 一方で、競技会も含めたこの授業の改善点がアンケート結果から複数示されていた。1つ目は設問(5)の回答からわかるように、時間的制約、経済的制約のもとで、全ての理論的項目の十分な摺合せは不可能であり、取捨選択なども必要な場合がある。さらに、時間的制約の中で制御工学が他の理論から離れて検討されているチームが見受けられた。すなわち、本来ならば、機体設計データに基づき理論的見地から適切な制御ゲインを求め、機体実装後の飛行検証データ等を基にゲイン調整すべきところ、全面的に現場での試行錯誤によるゲイン調整となるケースが多く見られた。
- D) 2つ目は正規の授業時間中と別の時間帯に競技会を行うに際しての注意点もアンケート結果から明らかになった。設問(6)および設問(10)の回答からわかるように、このような教育で得られる経験から本イベントを評価する一方で、学生の負担が増えることに関する懸念を示す回答が多くみられており、得られる成果と学生の負担のバランスを考慮する必要がある。また、授業外のイベントとなる点については参加者の参加意思確認が重要である点がアンケート結果より得られた。
- E) 3つ目は、初期条件を与える離陸台についての改善である。設問(3)、設問(7)および設問(8)などから、競技会として開催する上では初期条件の明確化または離陸台の改善などに取り組む必要がある。
- F) アンケート結果によらない独自の考察ではあるが、日帰りの競技会にまとめるなど運営の効率性や、参加者の交通費負担など実施コストの観点からも、「東海地区」程度の規模の中から合同競技会のパートナーを形成するのが効果的である。参加校の追加を求めるアンケート回答に応える際には考慮が必要である。

5. 今後の東海 CS の課題

前章における結論を踏まえ、今後の東海 CS の課題をまとめると次のようになる。

- I. 2022 年度以降の東海 CS において他の大学・高等専門学校等が合同競技会への参加を希望する場合には、上記 B) の主旨に即し、適切な制約条件を設けた上で、具体的な実施方法は各大学等が自主的に判断できるような実施体制である必要がある。
- II. 上記 C) に関連し、機体設計と制御系設計の連携強化が必要である。そのために、制御ゲインの設計に際して、計算機援用設計ツールとして代表的な MATLAB/Simulink [11] や、運動解析ソフトウェア KMAP [12] の導入を検討する。
- III. 上記 D) に関する対応として参加学生の負担増への懸念に対応するため、成果とのバランスの考慮や参加者への意思確認を適切かつ確実にを行う必要がある。
- IV. 上記 E) で指摘しているような、競技会として公平性を保つためには、初期条件の明確化や離陸台の改良等を行う必要がある。

6. ま と め

大学の機械航空工学系学科において現在望まれている体験型教育プログラムに関して、本論文では最近、名大と岐大で始められた「飛行ロボット（自律滑空機）」の設計・製作・評価を行うプログラムについて紹介した。そして、両大学で行われている授業の連携を行い、両授業の相違点から両大学学生の教育効果を向上させるための第一段階として、2021 年 9 月 29 日に岐阜メモリアルセンター「ふれ愛ドーム」にて初めて行われた合同競技会「東海 CS」について報告した。このような複数大学の連携に基づく教育効果と今後の課題について考察し、**具体的な実施方法は各大学等が自主的に判断し、結果として複数大学の実施方針に相違点がある方が、目標に到達するためのアプローチの相違点などから工学的な気づきを促進し、効果的であることを説明した。**今後、さらなる教育効果を得られる取り組みの実施に向けて、今回得られた課題に対処していく。

また、東海機構では、これに関連した取り組みとして、両大学が連携して、航空機産業に関わる設計技術・生産技術・飛行実証技術を一貫して習得・実体験できる教育プログラム「航空宇宙設計・生産融合人材育成プログラム」を 2021 年 4 月より本格実施しており、本取り組みで得られた知見もこのプログラムの推進のための示唆を与えていると考えている。

謝 辞

本論文で紹介した教育プログラムの準備にあたり、名古屋大学飛行ロボットサークル NAVIX の青井佑氏、黒田和秀氏に多くのご教示をいただきました。また、合同競技会「東海クライマックスシリーズ」開催にご尽力いただいた、国立大学法人東海国立大学機構関係役員各位、同航空宇宙研究教育拠点航空宇宙生産技術開発センター関係各位、名古屋大学全学同窓会、川崎重工業株式会社関係者各位、岐阜県庁関係者各位に謝意を表します。なお、この競技会は内閣府 地方大学・地域産業創生交付金「日本一の航空宇宙産業クラスター形成を目指す生産技術の人材育成・研究開発」ならびに岐阜県 航空宇宙産業生産技術人材育成・研究開発事業費補助金の支援を受けて開催されました。

投稿受付：2022 年 1 月 28 日

採録決定：2022 年 3 月 18 日

文 献

- [1] 原 進：“名古屋大学機械・航空宇宙工学科の体験型教育（最近の実施例とポストコロナ時代への対応）”，日本機械学会 機械力学・計測制御部門ニューズレター DYNAMICS, Vol. 66, pp. 1-5, 2020.
- [2] 鈴木真二, 土屋武司, 柄沢研治, 松永大一郎：“学生飛行ロボット大会を開催して”，工学教育, Vol. 57, No. 3, pp. 4-7, 2009.
- [3] 全日本学生室内飛行ロボットコンテスト, <http://indoor-flight.com/> (参照日：2022年1月27日).
- [4] 岐阜大学/名古屋大学 飛行ロボット授業優秀機選抜対抗戦！「東海クライマックスシリーズ」を開催します, 航空宇宙生産技術開発センター, <https://www1.gifu-u.ac.jp/~ipteca/event/climax/> (参照日：2022年1月27日).
- [5] Hara S.：“Flying robot production program for comprehensive understanding of mechanical and aerospace engineering”, *Proceedings of the 2020 IEEE International Conference on Teaching, Assessment and Learning for Engineering (TALE 2020)*, pp. 160-163, 2020.
- [6] 航空宇宙生産技術開発センターは『飛行ロボット授業優秀機選抜対抗戦！「東海クライマックスシリーズ」』を開催しました, 国立大学法人東海国立大学機構, <https://www.thers.ac.jp/event/2021/10/20211007.html> (参照日：2022年1月27日)
- [7] 飛べ！オリジナル機体, 中日新聞, 2021年9月30日朝刊第15面 (岐阜県内総合欄).
- [8] 飛行ロボ, 限界を超えろ, 岐阜新聞, 2021年9月30日朝刊第13面.
- [9] 少しでも遠くへ…コンピューターで機体制御する『飛行ロボット』製作に没頭したコロナ下の大学生達が得たコト, 東海テレビ, https://www.tokai-tv.com/tokainews/feature/article_20211103_12941 (参照日：2021年12月30日)
- [10] 航空宇宙生産技術開発センター公式 youtube チャンネル, <https://www.youtube.com/channel/UCpFhj76a-rADYFmA8K6IbPQ> (参照日：2021年12月30日).
- [11] MathWorks, <https://jp.mathworks.com/> (参照日：2022年1月23日).
- [12] 片柳亮二：模型飛行機から旅客機まで KMAP による飛行機設計演習, 産業図書, 2009.



渡口 翼

2015年3月室蘭工業大学大学院工学研究科航空宇宙システム工学専攻博士前期課程修了, 修士(工学)。2015年から川重岐阜エンジニアリング株式会社。2019年から現：東海国立大学機構航空宇宙生産技術開発センターへ出向。2020年から岐阜大学工学部招へい教員。

E-mail : ttoguchi@gifu-u.ac.jp



原 進

1996年9月慶應義塾大学大学院理工学研究科機械工学専攻後期博士課程修了, 博士(工学)。日本学術振興会特別研究員, カリフォルニア大学バークレー校訪問研究員, 豊田工業大学工学部助手・助教を経て2008年から名古屋大学大学院工学研究科。現在同航空宇宙工学専攻教授・専攻長。

E-mail : haras@nuae.nagoya-u.ac.jp



川添 博光

1980年3月名古屋大学工学研究科航空工学専攻修了。豊田中央研究所研究員, 名古屋大学工学研究科助教授, 鳥取大学工学研究科教授を経て2020年4月から東海国立大学機構航空宇宙生産技術開発センター特任教授。博士(工学)。鳥取大学名誉教授。

E-mail : kawazoe@gifu-u.ac.jp



伊藤 和晃

2003年3月名古屋工業大学大学院工学研究科博士後期課程修了。豊田工業高等専門学校助手, 講師, 准教授, 国立高等専門学校機構在外研究員(パドヴァ大学)を経て, 2017年4月から岐阜大学工学部機械工学科知能機械コース准教授。航空宇宙生産技術開発センター人材育成部門長を兼任。博士(工学)。

E-mail : kazu_it@gifu-u.ac.jp

**菊地 聡**

1999年3月東北大学大学院工学研究科機械知能工学専攻博士課程修了，博士（工学）。東北大学流体科学研究所助手を経て，2004年から岐阜大学工学部機械工学科講師，現在同准教授。

E-mail : kikuchi@gifu-u.ac.jp

**伊藤 聡**

1991年名古屋大学工学部情報工学科卒業。1993年同大学大学院工学研究科情報工学専攻博士課程前期課程修了。1994年理化学研究所バイオ・ミメティックコントロール研究センター・テクニカル・スタッフ。1997年同研究所フロンティア研究員。1999年より岐阜大学工学部助手，2004年助教授，2007年准教授，2015年教授，現在に至る。博士（工学）。

E-mail : satoshi@gifu-u.ac.jp

建築分野におけるドローンに係る基盤開発と 建築物点検・調査へのドローン活用

宮内 博之^{*1}

国立研究開発法人建築研究所材料研究グループ^{*1}

建築分野におけるドローンの現状を総論としてまとめた技術情報が必要な時期となり、本研究では建築分野における産官学領域におけるドローンの環境整備の変遷、各建築部門のドローンの活用状況について整理した。また、建築物の点検・調査におけるドローンの安全対策、調査精度、効率性・経済性について、実証実験の結果により考察した。日本建築学会における論文数について、点検に関わるドローンの活用が最も多い。著者が掲げた2017年当時のドローンの展望と比較した結果、建築物の点検・調査の安全マニュアル等は整備されたが、外壁調査を対象としたドローン操縦への対応については未整備である課題が示された。建築物の点検・調査におけるドローンの安全対策については、2点係留装置及びMRを利用した技術が有効であることを示した。ドローンによる点検の調査精度、効率性・経済性については調査物件の要求条件に応じてカメラの選定をし、適切に運用することで優位性があることを明らかにした。定期報告制度に関わるガイドラインの運用においては、ドローンを含めた機器の実装とドローンによる赤外線調査が可能な操縦者の育成が必要と考えられた。

Keywords: ドローン, 建築分野, 基盤開発, 建築物, 点検・調査

Infrastructure Development of Drone in the Architectural Field and Utilization of Drone for Building Inspection

Hiroyuki Miyauchi^{*1}

Department of Building Materials and Components, Building Research Institute^{*1}

For social implementation of drone, it is important to discuss technical information that comprehensively summarizes the current state of drone in the architectural field. In this paper, the transition of infrastructure development for drone in government-academia-industry and the utilization situation of drone in the architectural field are summarized. In addition, safety, inspection accuracy, workability and economic efficiency for a building inspection were evaluated by developing technology and their tests. Finally, in order to operate the guideline related to the regular reporting system for external wall inspection of building, it is necessary to develop the implementing equipment related to drone and to teach a technician who can conduct infrared inspection by drone.

Keywords: drone, architectural field, infrastructure development, building, inspection

1. はじめに

2015年の航空法改正以降、建築分野においてもドローンの導入と活用が検討され始めた。しかし、建築分野では社会的環境が複雑であるため、ドローン環境整備に多くの時間を要する。例えば、ドローン分野では国が初期段階で官民連携を推進し、ドローンの政策決定や基準の作成を行うトップダウン式の取り組み方

法が一般的である。一方、建築分野では社会のニーズや課題に対して民間が個別に技術開発を行い、その後、課題や技術が一般化された段階で国が政策決定や基準の作成を行うボトムアップ方式の取り組み方で進める傾向があり、その間にタイムラグが生じる。また、建築分野と社会構造的に最も近い土木分野との比較においては、橋梁・道路・ダム等の土木構造物は国が管轄しているが、建築物の多くは民間が管理しているため物件対応となる。さらにドローンによる建築物の点検・調査対象となる屋根・外壁の材料や構法は多様であり、その劣化・変状のパターンも多岐にわたる。そして、建築分野におけるドローン活用において最も配慮すべきことは、生活する人々や都市空間において十分な安全対策やプライバシー保護等を行うことが前提にある。これは小型無人機に関する関係府省庁連絡会議[1]で検討されている「空の産業革命に向けたロードマップ」や飛行レベル4（有人地帯・目視外飛行）への環境整備の状況から判断しても、建築分野においてドローンを活用することへのハードルが高いことが分かる。このように、建築分野におけるドローンの活用や社会実装を図るためには、建築独自の取り組み方で進めていく状況となる。

これら社会的背景を踏まえて、本研究では建築分野における産官学領域におけるドローン環境整備の変遷、各建築部門におけるドローンの活用状況を整理した。また、建築物の点検・調査におけるドローンの安全対策、調査精度、効率性・経済性について実証実験の結果により考察した。最後に定期報告制度における赤外線調査（無人航空機による赤外線調査を含む）による外壁調査ガイドライン[2]を踏まえて、今後の課題についてまとめた。

2. 建築分野における産官学領域のドローン環境整備

ドローン分野における国のドローン環境整備を基軸として、表1に建築分野における産官学領域のドローン環境整備の変遷を示す。建築分野におけるドローンの活用は2010年代前半にも見られるが、組織的なドローン活用の検討は2015年12月の航空法改正からスタートしたと判断される。その第一歩となった組織的な取り組み（個別のドローンの活用は除く）は、表1中の2016年度建築研究所における指定課題「RC造建築物の変状・損傷の早期確認と鉄筋腐食の抑制技術等に関する研究」と考えられ、当時、航空法改正を受けて建築側のドローンの環境整備が必要との判断に至り、建築研究所を主導とした建築分野におけるドローン活用の検討が進められた。

その後、ドローンの社会実装を進めるため、2016年度に日本建築学会材料施工委員会において建築とドローン関係者から構成された「UAVを活用した建築保全技術開発WG」が設置された。本WGではドローンの技術を活用し、建築外皮の変状や損傷を簡易かつ効率的に診断するために必要となる技術的情報を収集・整理し、ドローンの性能や問題点の把握、運用方法、並びに技術的・法的側面からの適用範囲等について検討された。その後、このWG活動の中で建築に携わる関係者がドローン技術の現状と課題を把握できるプラットフォームを作ることが必要不可欠であるとの段階に至り、「建築ドローンシンポジウム」[3]が企画・開催された。2017年第1回シンポジウムでは“建築ドローン技術のプラットフォームの構築”が、2018年第2回シンポジウムでは“ドローンによる建築物の点検・調査”が、そして2019年第3回シンポジウムでは“平常時から災害時までのドローン活用最前線”がテーマとして取り上げられた。そして、2021年には日本建築学会大会において各建築部門の関係者が参加対象とされている研究協議会が開催され、“ドローンの社会実装”と題して、ドローン技術の動向、安全確保、各部門領域（施工管理、外壁調査、建築設備、災害分野）の活用と課題について紹介され、ドローン技術の有効性や社会実装について議論された。また、日本建築学会災害委員会において、2018年度に「災害調査におけるUAV利活用の可能性検討WG」が設置され、ドローンを用いた災害調査に関わる基礎的情報を整理し、ドローン機能や性能、ドローンを取り巻く法規制等の関連情報の調査を行うことを目的として活動がスタートした。このように、学術分野（日本建築学会）において、建築分野内における各建築部門の連携だけでなく、ドローン分野と建築分野の関係者

表1 建築分野における産官学領域のドローン環境整備の変遷

年度	参考：ドローン分野における国のドローン環境整備（重要項目）	建築分野におけるドローン環境			
		国交省住宅局・国プロ（建築）	学術分野（日本建築学会）	産業分野（日本建築ドローン協会）	建築研究所
2015	・4月：首相官邸無人機落下事件 ・12月：航空法改正				
2016	・空の産業革命に向けたロードマップ策定→レベル1：目視内操縦飛行，レベル2：目視内で自動飛行		・UAVを活用した建築保全技術開発WG設置・活動		・指定課題「RC造建築物の変状・損傷の早期確認と鉄筋腐食の抑制技術等に関する研究」実施
2017		・国交省建築基準整備促進事業T3による建築物の定期調査報告制度（法12条）整備→「定期報告制度における赤外線装置法による外壁調査実施要領（案）」及び「ドローンを活用した建築物調査実施要領（案）」策定	・第1回建築ドローンシンポジウム企画開催（発表数：8題）	・日本建築ドローン協会設立	
2018	→レベル3：無人地帯目視外飛行		・ドローン技術活用小委員会設置・活動 ・災害調査におけるUAV利活用の可能性検討WG設置・活動 ・第2回建築ドローンシンポジウム開催（発表数：9題）	・建築ドローン安全教育講習会開催 ・「居住者から見た建築物調査時等のドローンの評価手法研究会報告書」公表	
2019	・国交省（インフラ分野）：「新技術利用のガイドライン（案）」及び「点検支援技術性能カタログ（案）」策定	・首相官邸成長戦略実施計画：赤外線装置を搭載したドローンを外壁調査に使用可能かを検討	・第3回建築ドローンシンポジウム開催（発表数：19題）	・「建築ドローン標準業務仕様書（案）【点検・調査編】」制定 ・建築ドローン安全教育講習レベルアップ研修会開催	・指定課題「建築材料の状態・挙動に基づくRC造建築物の耐久性評価に関する研究」実施
2020		・NEDO事業「ドローン等を活用した建築物の外壁の定期調査に係る技術開発」	・災害調査におけるドローン利活用検討小委員会設置・活動	・NEDO事業・近接調査用ドローンシステム開発	
2021	・9月：係留に関わる航空法改正 ・無人航空機の機体登録，機体認証，操縦ライセンス，運航管理ルール等の制度整備→レベル4：有人地帯目視外飛行	・建築物の定期調査報告制度に関わる告示改正（法12条） ・「無人航空機による赤外線調査等の外壁調査ガイドライン」策定	・日本建築学会大会研究協議会「ドローン技術の社会実装に向けて」開催	・ドローン×赤外線調査コンソーシアム設置・活動	
2022					

がドローンをキーワードとして研究を取り組む新しい融合研究のスタイルが生まれた。

一方、建築分野における国のドローン関連事業については国土交通省住宅局により実施された。初めにドローンに係る事業に至る前の背景から説明する。2015-2016年度に国土交通省建築基準整備促進事業T1「湿式外壁等の敵調査方法の合理化の検討」[4]が実施された。その事業を推進する3つの委員会の一つである「はく離検知器・装置の調査委員会」では、タイル外壁を診断するためのはく離検知器・装置の使用実態調査を行い、はく離検知性能やその他の要件などを明らかにした。その結果、装置に要求される性能として、人との優位性、精度、コスト、スピード、記録、天候、多様な壁に対する適用性の7項目の性能が要求されるとの提言がなされた。そして、今後の展望として7項目の要求性能に対してドローンの活用は有効である

と指摘された。T1の後継事業として、2017-2018年度国土交通省建築基準整備促進事業T3「非接触方式による外壁調査の診断手法及び調査基準に関する検討」[5]として実施され、建築基準法に関わる初めての国のドローン関連事業となった。本事業の背景として、建築基準法第12条における建築物の外壁調査に関して、竣工から10年を経過した建築物については全面打診等による調査及び報告が求められるが、仮設足場等の設置の負担が大きいことから、赤外線装置を搭載したドローンによる効率的な調査方法が取り上げられた。本事業では、ドローン搭載の赤外線装置により外壁調査の診断精度等に関する整理・検証が行われ一定の成果が得られたが、赤外線装置の性能に加えてドローン飛行の安全性や安定性等の複合的な影響により、外壁調査における精度や運用の課題が示された。

これら課題に関連して、当時の首相官邸・未来投資会議の中で「デジタル市場のルール整備と将来の規制の精緻化」[6]の政策の一環として、“建築基準法に基づく建築物の外壁の調査について、赤外線装置を搭載したドローンによる調査を将来位置づけることができないか検討する”と提示された。この国の提言に対して、2020年度に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)から「ドローン等を活用した建築物の外壁の定期調査に係る技術開発」が公募された。建築研究所は本事業の採択事業者と個別の共同研究契約により研究を遂行した[7]。本事業では外壁調査に関わる赤外線装置搭載ドローンを開発するとともに、建築物や調査環境の条件を変数として打診法による調査との比較検証が行われた。また、開発した赤外線装置搭載ドローンを活用した建築物外壁調査の実施マニュアル(案)が作成された。

このように、赤外線装置を搭載した無人航空機による調査によりテストハンマーによる打診と同等以上の精度で浮きを検出することが可能であることが示され、2022年1月に平成20年国土交通省告示第282号が一部改正され、同年3月に建築基準法施行規則の一部を改正する省令等の施行の技術的助言が発出された[8]。また、日本建築防災協会が設置した学識経験者等による委員会「赤外線装置を搭載したドローン等による外壁調査手法に係る体制整備検討委員会」において取りまとめられた「定期報告制度における赤外線調査(無人航空機による赤外線調査を含む)による外壁調査ガイドライン」[2]も作成された。

建築分野における産業領域については、官学におけるドローンの実装先として組織化が検討され、建築ドローンの団体として2017年9月に日本建築ドローン協会(略称:JADA)が設立された。JADAにおいて、ドローンの活用に関わる基礎知識、ドローン技術と安全運用、建築物の施工管理と点検・調査におけるドローンの安全活用の章から構成された「建築物へのドローン活用のための安全マニュアル」が作成された。また、本マニュアルを教材とし、2018年に「建築ドローン安全教育講習会」[9]が実施されている。さらに、JADAで定義している建築ドローン飛行管理責任者の役割と実務を学ぶ「建築ドローン安全教育講習レベルアップ研修会(建物調査編)」[10]も実施されている。2019年には「居住者から見た建築物調査時等のドローンの評価手法研究会報告書」[11]が公表され、また「建築ドローン標準業務仕様書(案)【点検・調査編】」[12]も制定された。なお、本仕様書(案)はドローンを建築物の点検や調査に利用する際の標準的な方法を定めたものであり、発注者がドローンを使用する受注者に対して指示する事項を想定している。

以上のように、建築分野における産官学領域のドローン環境整備は、ドローン分野の環境整備に準拠し参考にしながら、建築独自の基準や事業が展開されている。

次に、建築分野におけるドローンの活用事例について、日本建築学会大会においてドローンに関して発表された論文数(本文におけるドローン引用の論文は除く)を調査した結果を表2に示す。2015年の法改正以降に論文数が増加しており、点検、特に外壁点検・調査に関わる研究事例が最も多い。これら理由として、外壁点検・調査の目視調査に代わる技術としてドローンの活用が期待されていることや、建築分野におけるドローン環境整備も影響しているものと推察される。また、災害におけるドローン活用に関わる論文もあり、ドローンにより被災地域を俯瞰的に撮影する、あるいは避難誘導にドローンが使用された事例が示されている。また、それ以外の建築部門でのドローン利用はこれから増加していくものと思われるが、工事

表2 日本建築学会大会におけるドローンの活用事例研究*

年度	建築分野におけるドローンの活用							合計
	点検	災害	都市	工事	環境	輸送	文化	
2012	0	0	0	0	0	0	1	1
2015	0	0	3	0	0	0	0	3
2016	3	0	0	1	0	0	0	4
2017	6	3	1	1	3	1	0	15
2018	11	3	0	1	0	1	0	16
2019	8	3	0	0	2	0	0	13
2020	7	3	0	0	1	0	2	13
2021	14	5	0	2	2	1	0	24
合計	49	17	4	5	8	3	3	89

*「ドローン・UAV・無人航空機」をキーワードにした研究テーマ

(施工管理)については表2の論文数では示されない領域と考えられ、実際には現場工事内の管理下でドローンが利用されていると推察される。

3. 建築物の点検・調査におけるドローンの安全対策, 調査精度, 効率性・経済性

3-1 建築物の建築保全とドローンの点検・調査水準について

建築物の点検・調査について、2021年に発行された日本建築学会「建築保全標準・同解説 (JAMS 1-RC, JAMS 2-RC)」[13]によると、「点検とは、建築物の変状の有無を把握し、建築物の保全に資することを目的とする。」としている。この保全は「建築物の全体または部分の機能及び性能を、使用目的及び要求に適合するよう維持または改良する諸行為」と定義されている。点検は「建築物の変状の有無を把握する行為」、調査は「劣化及び不具合の程度の評価、補修・改修の要否の判定、補修・改修の設計及び工事、ならびに補修・改修後の保全のために必要な情報の収集・整理・確認を行うこと」と定義されている。つまり、点検や調査は、建築物の維持保全を行うための一つの行為であるため、それ自体が目的となってはならないことを意味している。

建築保全標準に準じた考え方の例として、著者が2017年度日本建築学会大会学術梗概集「UAVを活用した建築保全技術開発に関する研究(その1: UAVの技術動向と建築分野での活用と課題)」[14]において提示した「図1 ドローンを活用した建築保全技術(案)」を用いて説明する。図1は前述の表1で示された建築分野におけるドローンの産官学領域の基盤が創成される前に作成された概念図である。本論文では“現段階の技術水準では、足場の準備を必要としない1次診断である目視検査に変わる可視カメラや赤外線カメラの活用が有効と考えられる。これらUAVを活用するためには、UAV操縦技能、飛行安全運用、診断・評価基準、データの活用について総合的に検討し、建築物に対応したマニュアル・ガイドライン等の作成が必要と考えられる。”と記述している。ここで、図1に対する現在の達成度を確認することにした。現在のドローンによる技術の多くが1次診断に属し、2次診断は2021年度に前述の建築基準法12条点検における定期報告制度においてスタートした段階にある。これより、補修・改修に至るドローンの利用や支援にまでは至っていない。一方、安全運用マニュアルにおいては、日本建築ドローン協会における「建築物へのドローン活用のための安全マニュアル」[9]が該当し、診断・評価基準マニュアルは例えば、日本建築防災協会における「定期報告制度における赤外線調査(無人航空機による赤外線調査を含む)による外壁調査ガイドラ

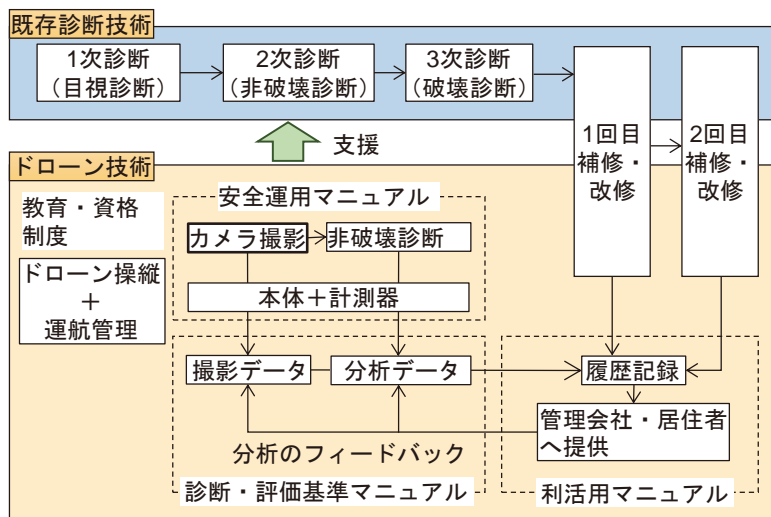


図1 ドローンを活用した建築保全技術(案)[14]

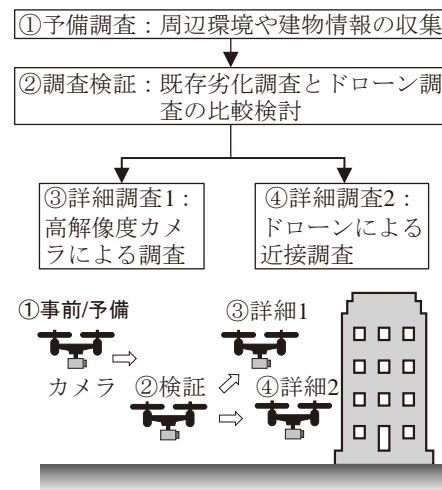


図2 建物調査診断方法(案)[14]

イン」[2]等が該当する。利活用マニュアルについては、例えば、前述のガイドラインや日本建築ドローン協会における「建築ドローン標準業務仕様書(案)【点検・調査編】」[12]、「居住者から見た建築物調査時等のドローンの評価手法研究会報告書」[11]等が該当する。カメラ撮影等の機器については、可視カメラであれば市販のドローン搭載カメラを活用できる状況にあり、赤外線カメラであれば、例えば NEDO 事業で開発した赤外線装置搭載ドローン[7]が有効である。撮影データ及び分析データについては物件対応となるが、原則としてドローンの活用の有無に関わらず、既存の調査・診断で求められている要求条件を満足する必要がある。これより、マニュアル・ガイドラインについては限定された範囲においては整備されつつある。一方、ドローン操縦+運航管理について、管理者は、日本建築ドローン協会が定義する「建築ドローン飛行管理責任者」あるいは「定期報告制度における赤外線調査(無人航空機による赤外線調査を含む)による外壁調査ガイドライン」において定義されている「ドローン安全調査管理者」が運航管理者に該当する[2]。しかし、建築物の外壁点検・調査に対応したドローン操縦者については、具体的に定義はされておらず、早急に検討すべき重要な課題となっている。

同様に2017年度日本建築学会大会学術梗概集[14]で提示した建物調査診断方法(案)を図2に示す。本調査方法で重要となるのは予備調査となる。予備調査では建築物の周辺環境や建築物の情報を収集し、既存調査、ドローンによる調査、或いは両方の調査で実施するかを判断するために実施される。なお、建築物の周辺において障害物がない場合は建築物から安全な距離まで離れて高解像度カメラ等を利用して調査をすることになる。一方、都市部では建築物からの離隔距離を確保できない場合が多く、壁面から5m程度の近距離でドローンによる調査を行う必要がある。近接調査においては、2021年9月の航空法改正[15,16]による十分な強度を有する紐等を係留し、飛行可能な範囲内への第三者の立入管理等の措置を講じてドローン等を飛行させる場合は、原則、許可・承認が不要となり、外壁調査の普及のきっかけとなっている。

以上のように現段階における建築物の点検・調査の水準は表3に示す通り、1次調査・2次調査の段階にある。これより本研究で対象とするドローンによる調査は、1次調査である可視カメラにおける目視点検・調査、2次調査である可視カメラによる計測あるいは赤外線装置を搭載した調査とした。また、建築物へのドローンの安全な活用については図3に示す4つの区分に大きく分けられる。ドローン活用のメリットは主に経済性・効率性によることが大きく、調査精度や安全性の確保が軽視される傾向がある。この安全の確保については近隣住民、建築物の調査関係者、建築物、周辺の近隣インフラ等多岐にわたり、これら条件が満足した形で調査精度や効率性・経済性を追求していくことが前提となるため、ヒエラルキーとしては、安

表3 建物調査におけるドローンの調査水準

水準	既存調査	ドローンによる調査
1次調査	目視点検等（目視，触診等）	⇒ 非接触：俯瞰的調査（可視画像，映像）
2次調査	非破壊・詳細調査（変状，亀裂等の測定）	⇒ 非接触：詳細調査（可視・赤外線カメラ等による測定）
	打音検査（足場，高所作業車等）	⇒ 近接・接触調査（狭所空間ドローン，打診等）
3次調査	微破壊試験等による直接診断（圧縮強度，引張試験等）	⇒ 接触・微破壊調査（削孔調査等）

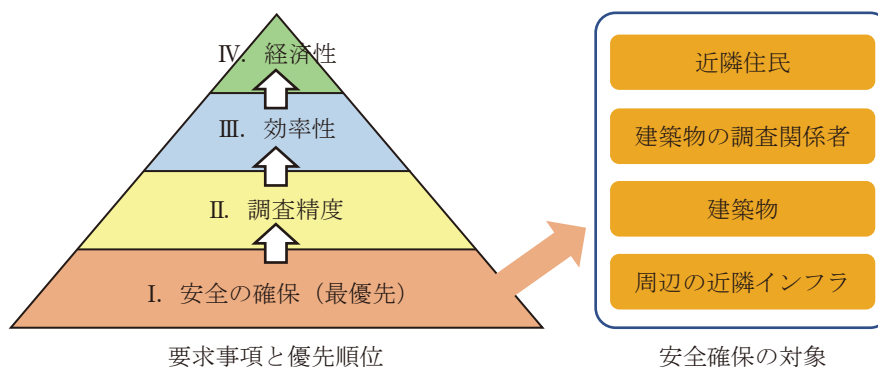


図3 建築物へのドローンの安全活用

全の確保>調査精度>効率性・経済性となる。ここで，本研究では図3に示されている安全対策，調査精度，効率性・経済性について各種提案と技術開発を行い，その技術に対して実証実験により検証を行った。

3-2 建築物の点検・調査におけるドローンの安全対策

ドローンを用いた建築物の外壁点検・調査においては，GNSSの使用が困難であること，電波障害，高層建築物になるほど外壁とドローン間の目視確認が難しいこと等からドローンによる壁面衝突或いはフライアウェイ等のリスクが高まる。これより本研究では2点係留装置を利用したアナログ技術による解決法[17]と，MR（複合現実）を利用したデジタル技術[18]による解決法の2つの技術提案を行い，実証実験によりその性能の検証を行った。なお2点係留装置とは，外壁面から一定の離隔距離を設けて，建築物の屋上等上方と地上間の2点を十分な強度を有する紐等（主索）を一定の緊張力で固定し，その2点間（主索間）においてドローンを係留して上下に飛行させる安全装置である。

3-2-1 2点係留装置の利用

アナログ技術の例として，ドローンに2点係留装置を利用した安全技術の概要と結果について以下に示す。使用した実験棟の立面図及び飛行ルートを図4に示す。地上には固定台を設置し，地上高さ14.5mの位置にあるバルコニーには全長5mのブラケットを1本設置した。また固定台とブラケット間にラインを張り5kgfの張力を与えた。ラインとドローンの接続部分には専用治具を装着し，治具にラインを上下に通す構造とし，ラインの係留によりドローンの上下以外を制動した。操縦者は固定台からブラケット高さの位置まで操縦し，ドローン搭載カメラにより壁面一面を撮影した。なお，GNSS及び衝突防止センサは適用しなかった。

ドローンを使用した通常の点検方法（以下，通常方式）と2点係留装置の方式を比較し，表4に建築物の壁面に対する飛行軌跡を矢印で示した側面画像とその時の壁面の合成画像を示す。側面画像を比較すると，通常方式では蛇行しているが，2点係留装置の方式ではほぼ直線状の飛行となり，ドローンは飛行中に前後

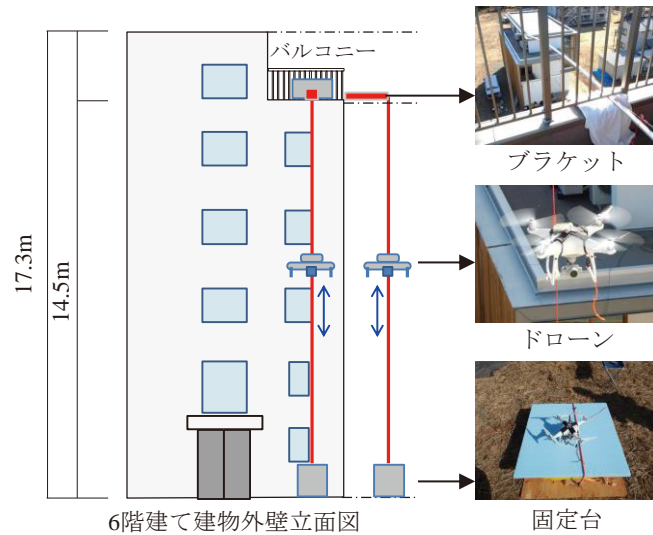


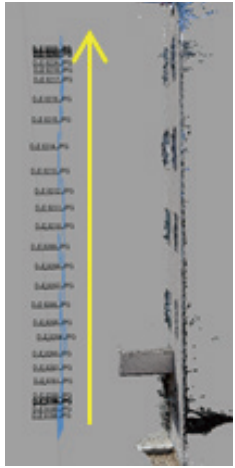



図4 2点係留装置を利用した場合のドローンによる外壁点検状況

表4 壁面離隔における飛行軌跡と撮影した画像の合成結果

係留装置なし（通常方式）		2点係留装置を利用	
			
飛行軌跡（側面画像）	画像精度（正面画像）	飛行軌跡（側面画像）	画像精度（正面画像）

及び左右方向の揺動を抑制され、壁との離隔を一定に保持することができた。また、取得した画像については、通常方式における合成画像ではドローンの飛行の影響により壁面左側に歪みが認められたが、2点係留装置の方式ではその影響が見受けられなかった。これより、2点係留装置の利用は壁面への衝突やフライアウェイへの影響を低減させるだけでなく、撮影精度を確保するために効果的な技術であることが示された。加えて、操縦者にヒアリングをした結果、2点係留装置は壁との離隔を一定に保ち、壁面への衝突や操縦不能に陥る危険性が軽減されたため、通常方式に比べて心的ストレスが少ないことが分かった。

3-2-2 MR（複合現実）の利用

デジタル技術の例として、本研究で開発したMR（複合現実）を利用したドローンによる飛行管理技術を示す。本研究ではウェアラブルデバイスであるHoloLensを利用し、MRによる仮想空間の飛行ルートを設定して安全なドローン飛行が可能となる技術開発とその性能検証を行った。ウェアラブルデバイスにデータを表示する方法は、図5に示すようにドローンが受信したGNSS情報及びカメラ情報をWi-Fiルータを介しPC上で情報集積及び制御し、ウェアラブルデバイスと送受信することで実現している。また、ウェアラブル



図5 MR技術構成図



図6 外壁点検における HoloLens 内でドローンの飛行ルートを確認・操縦する様子

ルデバイス装着者から見える映像を図6に示す。ドローンを操縦すると、GNSS情報によって飛行軌跡がリアルタイムでウェアラブルデバイスに描画される。予め、飛行の目安として建築物から5mの位置に配したメッシュと飛行経路を設定し、ドローンを操縦することで仮想空間情報と比較した場合、飛行の精度にどの程度差があるのかを可視化できる。図6中に示す黄色の線が設定飛行ルートであり、紫色はドローンが飛行した軌跡を示している。なお、このウェアラブルデバイスは操縦者だけでなく、操縦者に飛行場所を指示する者も利用することで飛行の安全性はさらに高まると考えられた。

3-3 建築物の点検・調査におけるドローンの調査精度

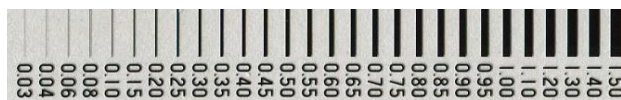
建築物点検・調査時の変状・劣化の判断基準に応じて要求されるカメラの撮影精度も異なるため、性能を満足したカメラを選定することが重要となる。そして、撮影方法とその後の画像処理方法も撮影精度に影響を与える要因となる。これら要因を確認するために、本研究では高解像度可視カメラをドローンに搭載し、建築物外壁・屋根における変状の視認性を検証するために実証実験を行った[19]。可視カメラは汎用的に使用されている2000万画素のカメラと、解像度の上限値である1億画素のカメラを用いた。2種類のカメラの性能値を表5に示す。1億画素カメラは2000万画素カメラと比較した場合、理論上の分解能である1mm/pxを満足する撮影距離は2倍以上となり、1枚の撮影面積は4.7倍大きい。次に、図7に示すように建築物外壁にクラックスケールを貼り付け、ドローンをホバリングさせた状態で撮影した場合の両カメラの視認性の結果を図8に示す。撮影距離5mにおいて2000万画素は1.5mm幅を目視することは難しい。1億画素についてはクラックスケールの元画像よりは幅の端部が不鮮明になるが、幅0.25mm程度までは目視確認が可能である。

表5 分解能1mm/pxを満足する撮影距離と撮影範囲

性能	1億画素カメラ	2000万画素カメラ
距離	32.6 m	13.7 m
撮影範囲	縦 8.7 m × 横 11.6 m	縦 5.3 m × 横 4.0 m
視野角	15.2°	16.4°



図7 ドローンによる撮影状況



クラックスケールをスキャナーで読み込んだ元画像



1億画素カメラの場合 (撮影距離5mの場合)



2000万画素の場合 (撮影距離5mの場合)

図8 撮影した画像の視認性の検討

次にドローン搭載1億画素カメラを用いて、屋根面の変状観察と定量化について実証実験により確認した。具体的には画像分解能1 mm/pxとなるように屋根面から高さ33 mの位置から、ドローンに搭載した1億画素カメラにより防水シートの撮影を行い、変状の測定が可能かの判断を行った。ドローンの飛行方法は予めPC上で飛行ルートを設定し、自動飛行により撮影した画像を3次元モデルに変換した結果を図5に示す。図9上図では防水シート上に4カ所の排水経路が確認できる。ドレン廻りの状況、表面の亀裂、補修の状況と位置、そして長さ等の測定も可能である。そして、屋根面積の計算をすることにより、補修改修時の判断材料として使用できると考えられる。次に、上空33 mから撮影した場合の垂直面の画像精度について飛行実験により確認した。建築研究所ばくろ試験場の上空から画像分解能1 mm/pxの精度で撮影し、その3次元モデルの結果を図10に示す。視野角15.2°を条件とした場合、外壁タイル張りの表面状況を計測

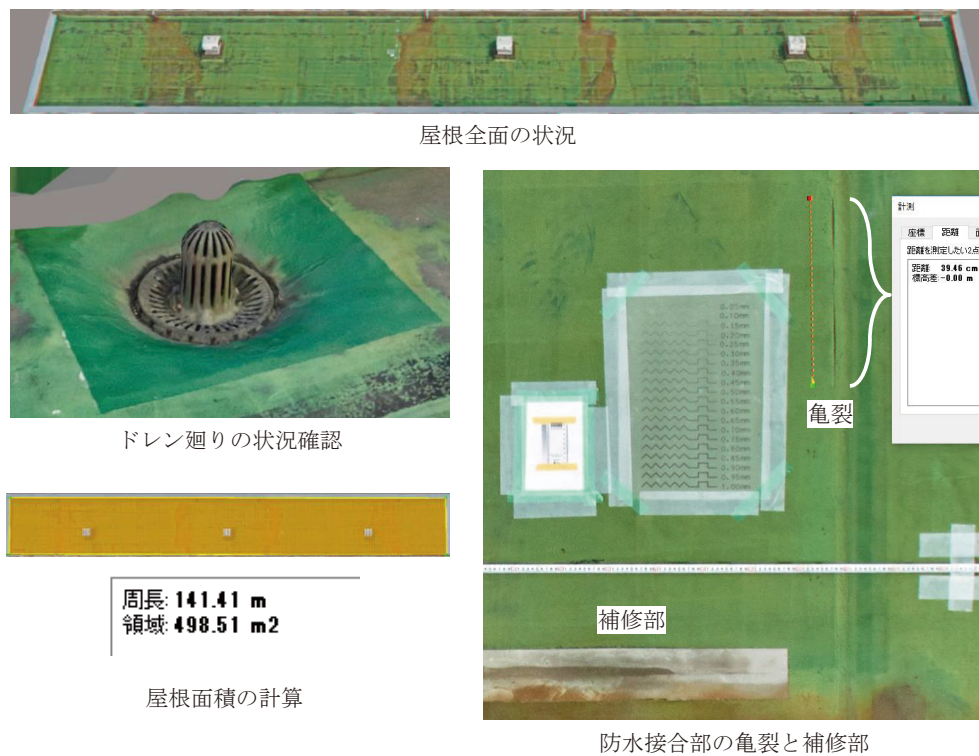


図9 3次元モデルと劣化情報の抽出 (1億画素)



図10 上空から撮影した垂直面の3次元モデルの精度 (1億画素)

することができ、撮影角度を検討することで空撮からでも画像情報を取得することが可能と考えられる。

以上より、建築物の点検・調査においては撮影対象物や要求条件に応じて適切なカメラの選定をした上で、ドローンで撮影した後の画像の処理方法等の検討を行うことが重要となる。

3-4 建築物の点検・調査におけるドローンの効率性・経済性

既存点検とドローンによる点検の効率性・経済性の比較検討を行った[20]。対象建築物は建築研究所6階建て建築物（幅7.3 m、奥行き5.0 m、高さ17.3 m）とした。点検・調査の種類については図11に示すように高所作業（目視点検）、地上からの撮影点検（カメラ撮影）、そしてドローン撮影点検（カメラ撮影）の3水準とした。高所作業車については外壁面4面に対してバケットに搭乗し、点検者が目視で確認し、点検表で記録しデジタルカメラで撮影する方法とした。地上撮影点検については、カメラの最大仰角を45°とし撮影を行った。ドローンによる撮影点検については、ドローンの飛行ルート上でカメラのインターバル撮影をした後、点検者が撮影画像データから劣化等を判別した。

表6に各点検における調査人数及び時間・機材・制限事項の比較をした結果を示す。また、高所作業車を利用した点検とドローンによる点検におけるコストと時間を比較した場合の結果を図12に示す。ドローンによる撮影での点検費用は、高所作業点検より低価格で実施することができた。一方で、ドローンで写真撮影後の画像処理のコストと時間については、反対に増加し、特に分析作業に多くの時間を要した。表7に地上からの撮影とドローンによる撮影を比較した結果を示す。屋根面の画像取得については地上からの可視カメラ撮影では当然不可能である。また地上撮影場所の範囲が狭く撮影対象物まで十分な距離が確保できない場合、仰角の影響により建築物上部の外壁撮影も困難になる。一方、ドローンであれば対象物との安全な飛行距離を確保できれば、地上で目視点検する場合と同程度に撮影が可能となる。さらに表7中の窓枠の見え方の写真が示すように、ドローンによる撮影では、対象物の画像サイズや画質を一定に保つことができるため、現場での確認及び撮影後の画像の分析が容易になる。

以上より、ドローンを活用して外壁点検・調査を行うことは効率性・経済性の観点から優位となる。



①高所作業（目視点検）

②地上撮影点検（カメラ撮影）

③ドローン撮影点検（カメラ撮影）

図11 実験条件

表6 既存点検とドローンによる点検の比較

条件	既存点検		③ドローン撮影点検
	①高所作業目視点検	②地上撮影点検	
人数	4名	2名	3名
時間	9～13時	11～14時	11～14時
点検時間	2時間	1時間	0.5時間
準備時間	1時間	0.5時間	1時間
機材	高所作業車1台 (自走式19m級)	カメラ (解像度1,800万画素)	ドローン, カメラ (解像度2,430万画素)
制限事項	なし	最大仰角45度	GPSの受信, 風, 接触

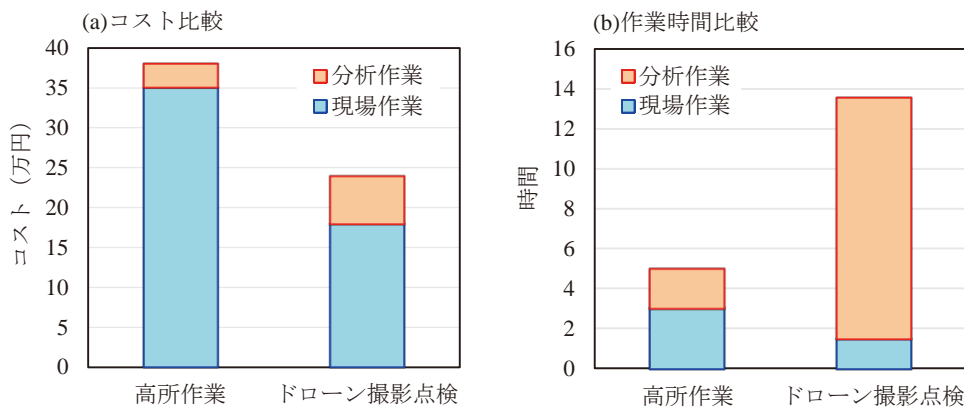


図 12 高所作業とドローン撮影点検におけるコストと時間の比較

表 7 ドローンによる建築物の視認性

比較項目	②地上から撮影				③ドローンによる撮影				
画像撮影結果 (※)	<p>撮影できなかった範囲</p> <p>屋根</p> <p>南面 東面 西面 北面</p>				<p>屋根</p> <p>南面 東面 西面 北面</p>				
撮影範囲	81% (撮影距離: 7.5 ~ 17 m)				100% (撮影距離: 10 m)				
窓枠の見え方	2階	4階	6階	2階	4階	6階	2階	4階	6階
カメラ諸元	カメラ: EOS60D (Canon)				カメラ: α 6000 (Sony)				

※歪んだ画像は専用の画像ソフトで調整 (オルソ変換)

4. 建築基準法 12 条点検に関わる定期報告制度と今後の課題

「2. 建築分野における産官学領域のドローン環境整備」で記述したように、表 8 に示す「建築物の定期調査報告における調査及び定期点検における点検の項目、方法及び結果の判定基準並びに調査結果表を定める件 (平成 20 年国土交通省告示第 282 号)」が一部改正され、令和 4 年 1 月に公布、同年 3 月に技術的助言を発出[8]、同年 4 月に施行された[21]。また、告示にある打診と同等以上の精度を有する無人航空機による赤外線調査を明確化するため、日本建築防災協会が設置した「赤外線装置を搭載したドローン等による外壁調査手法に係る体制整備検討委員会」により、表 9 に示す「定期報告制度における赤外線調査 (無人航空機による赤外線調査を含む) による外壁調査ガイドライン」[2]が作成された。本研究では、このガイドラインを実運用するためのドローンに係る今後の課題について提示した。

4-1 課題 1: ドローンによる赤外線調査に関わる操縦者の育成

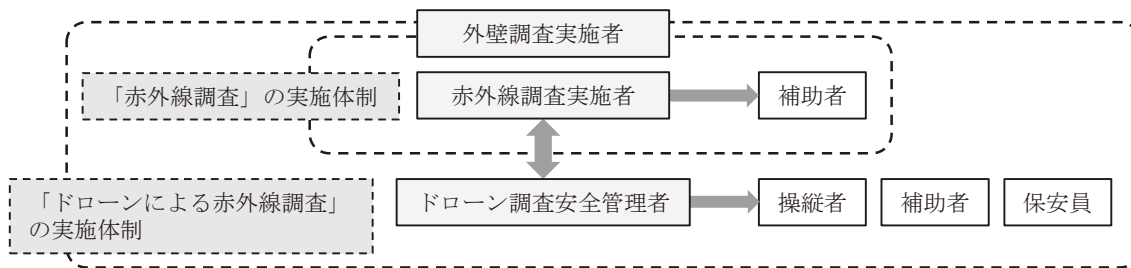
ガイドラインの策定により、ドローンによる赤外線調査においては図 13 で示される実施体制で進めることになった[2, 21]。外壁調査実施者とは、建築物所有者等の依頼のもと、本ガイドラインに基づき外壁調査

表 8 H20 国土交通省告示第 282 号別表 (11) (ろ) 調査方法改正, 施行: 令和 4 年 4 月

開口隅部, 水平打継部, 斜壁部等のうち手の届く範囲をテストハンマーによる打診等(無人航空機による赤外線調査であって, テストハンマーによる打診と同等以上の精度を有するものを含む。以下この項において同じ。)により確認し, その他の部分は必要に応じて双眼鏡等を使用し目視により確認し, 異常が認められた場合にあっては, 全面打診等(落下により歩行者等に危害を加えるおそれのある部分の全面的な打診等をいう。以下この項において同じ。)により確認する。ただし, 竣工後, 外壁改修後又は全面打診等を実施した後十年を超え, 最初に実施する定期調査等にあっては, 全面打診等により確認する(三年以内に実施された全面打診等の結果を確認する場合, 三年以内に外壁改修等が行われることが確実である場合又は別途歩行者等の安全を確保するための対策を講じている場合を除く。)

表 9 定期報告制度における赤外線調査(無人航空機による赤外線調査を含む)による外壁調査ガイドライン[2]

1. 総則	4. ドローンによる赤外線調査
1.1 目的	4.1 ドローンによる赤外線調査の概要
1.2 適用範囲	4.2 ドローンによる赤外線調査の適用条件の把握及び飛行の可否と安全対策の検討
1.3 用語の定義	4.2.1 ドローンによる赤外線調査の適用条件
2. 実施者	4.2.2 打診との併用の必要性
2.1 赤外線調査の実施者	4.2.3 ドローンの飛行の可否と安全対策
2.2 ドローンによる赤外線調査の実施者	4.3 事前調査
3. 赤外線調査	4.4 調査計画書の作成
3.1 赤外線調査の概要	4.5 調査の実施(打診との併用による確認を含む)
3.2 赤外線調査の適用条件の把握	4.6 熱画像による浮きの判定
3.2.1 適用条件	4.7 報告書の作成
3.2.2 打診との併用の必要性	
3.3 事前調査	
3.4 調査計画書の作成	
3.5 調査の実施(打診との併用による確認を含む)	
3.6 熱画像による浮きの判定	
3.7 報告書の作成	



外壁調査実施者 : 特建調査員等。外壁調査全体の統括, 告示に基づく判定を行う。
 赤外線調査実施者 : 赤外線調査の統括者。熱画像の撮影, 分析, 浮きの判定を行う。
 ドローン調査安全管理者 : ドローンの管理・運用に関する統括者。飛行可否判断・安全管理を行う。

図 13 赤外線調査, 及びドローンによる赤外線調査の実施体制の例[2, 21]

を実施する 1 級建築士もしくは 2 級建築士又は特定建築物調査員資格者証の交付を受けている者とされている。赤外線調査実施者については, ガイドラインに基づき赤外線調査を実施する者とされており, これまでの地上からの赤外線装置法を利用してきた各団体・企業が対応可能である。ドローン調査安全管理者については, 本ガイドラインに基づき外壁調査においてドローンを安全に管理・運用し, ドローンの操縦者へ適切な指示をする者とされており, 例えば, (一社)日本建築ドローン協会において建築ドローン安全教育講習会の教育を受け, 考査を経て合格した者(建築ドローン安全教育講習修了者)が就くことができる。一方, 操

縦者については、本ガイドラインに基づきドローンの操縦を実施する者とされているが、現状はドローンによる赤外線調査を担当する操縦者として対応可能な環境や基準が整っておらず、早急にルール作りや技能教育等の検討が必要となる。

4-2 課題2：ドローンによる外壁調査が可能な機器の実装

ドローンによる外壁調査では、壁面から数 m 程度の離隔距離を保持し、非接触方式で変状・劣化調査を行うことになる。しかし近接調査ではドローンの自己位置推定に用いる GNSS の捕捉が困難となる場合が多く、壁面への衝突等のリスクが伴う。特に人口集中地区や高層建築物へのドローンの適用についてはフェールセーフによる安全対策が必要不可欠となる。これより、「定期報告制度における赤外線調査（無人航空機による赤外線調査を含む）による外壁調査ガイドライン」に従ったドローンとしては、**図 14** に示す NEDO 事業[7]で開発された近接調査用ドローンシステムが理想的である[22]。本システムは近接調査用ドローンと 2 点係留装置を含めたシステムから構成され、現場の飛行環境に応じて飛行制御が選択可能となっている。例えば、近隣に建築物等がなく GNSS の捕捉が良好な場合は、飛行制御 1（GNSS 位置情報を使用しての飛行制御）で飛行させ、GNSS の捕捉が不良な場合は飛行制御 2 として Visual SLAM の位置情報及び Optical Flow センサ情報を使用しての飛行制御を選択する。なお、飛行制御 1 と 2 はシームレスに自動で切り替える機能を有している。人口集中地区や障害物が多い場合など、飛行制御 1 と 2 でも飛行が難しい場合は、飛行制御 3 として 2 点係留装置を使用しての飛行制御を選択することが可能である。

また、人口集中地区での外壁点検では 2 点係留装置の利用は有効である。**図 15** に示すようにドローンによる外壁調査においては、壁面前には歩道や道路があり、通行人や車両が通行している。各建築物の隣棟間隔は狭いことが多く、ドローンの飛行難易度はさらに高まる。これより現場の状況に応じて 2 点係留装置等の係留を利用することで安全・安心な外壁点検・調査を実施することが可能となる。

しかし、現状ではドローン及び係留装置についても実証実験の段階であり、外壁点検・調査に対応可能なドローンや赤外線装置の実用化を含めて機器の実装が急務となっている。

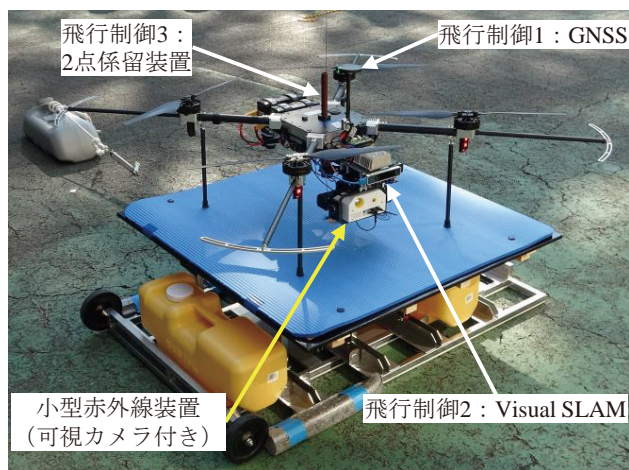


図 14 赤外線装置を搭載した近接調査用ドローンシステム [7, 22]

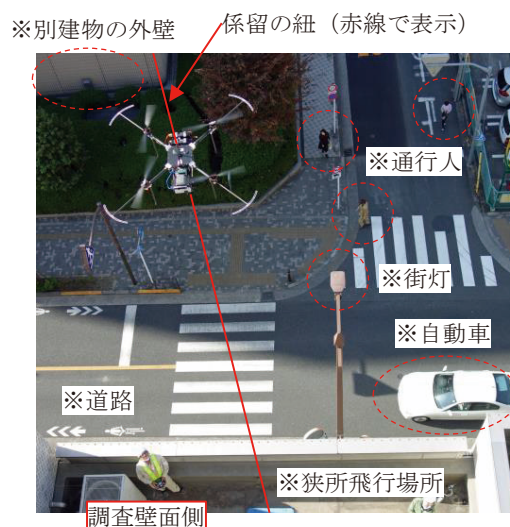


図 15 人口集中地区での飛行環境（2点係留装置を利用）[7, 22]

5. ま と め

本研究の結果をまとめると以下の通りである。

- ・ 建築分野における産官学領域のドローン環境整備をとりまとめた結果、建築分野では民間から国へのボトムアップ方式のドローン環境整備により進められる傾向がある。また、ドローンの活用の方は人々の生活

空間を対象にしているため、ドローンの実装には十分な安全対策と多くの時間を要する。

- ・日本建築学会大会におけるドローンに関わる論文を集計した結果、2015年の法改正以降に論文数が増加し、点検をキーワードにした論文が顕著であり、外壁点検・調査に関わる研究事例が最も多い。
- ・現在のドローンによる建築物の点検・調査水準は、1次調査（ドローンによる可視カメラを用いた点検・調査）及び2次調査（ドローンによる赤外線調査）の段階まで到達している。また、建築物の点検・調査におけるドローン関連の安全運用マニュアル、利活用マニュアルは整備されている状況だが、外壁調査を対象としたドローンの操縦者の育成については今後の課題と考えられる。
- ・建築物の点検・調査におけるドローンの安全対策については、2点係留装置を利用したアナログ技術による解決法とMR（複合現実）を利用したデジタル技術による解決法を提案し、実証実験によりその有効性を示した。
- ・建築物の点検・調査におけるドローンの調査精度については、調査対象となる物件の要求条件に応じてカメラの選定をした上で、ドローンで撮影した後の画像の処理方法等の検討を行うことが重要である。
- ・建築物の点検・調査におけるドローンの効率性・経済性については、ドローンによる撮影での点検は高所作業点検に比べて低コストで実施することができたが、画像処理のコストと時間については増加し、今後の検討課題と考えられた。
- ・建築基準法12条点検に関わる定期報告制度を踏まえて今後の課題について考察をした結果、ガイドラインに基づいたドローンによる赤外線調査を実施する上で、外壁調査が可能なドローンを含めた機器の実装及びドローンによる赤外線調査が可能な操縦者の育成が必要と考えられた。

投稿受付：2022年5月11日

採録決定：2022年5月24日

謝 辞

この研究における図14及び図15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）の委託業務の結果得られたものである。また実験の一部は、建築研究所、西武建設（株）、（一社）日本ツーバイフォー建築協会による2017-2018年度共同研究「無人航空機を活用した中高層建築物の点検・維持管理技術に関する研究成果」で得られた成果である。また、調査精度の実験については、（株）WorldLink & Company（SkyLink Japan）、Phase One Japan（株）、京都大学東南アジア研究所に協力を頂いた。ここに記して、謝意を表す。

文 献

- [1] 首相官邸、小型無人機に関する関係府省庁連絡会議、https://www.kantei.go.jp/jp/singi/kogatamujinki/kanminkyougi_dai17/gjjsidai.html
- [2] 日本建築防災協会、定期報告制度における赤外線調査（無人航空機による赤外線調査を含む）による外壁調査ガイドライン、<https://www.kenchiku-bosai.or.jp/nwcon017/wp-content/uploads/2022/03/6f389675268df1c234eb60f58dfdacac.pdf>, 2021年3月
- [3] 日本建築学会材料施工委員会 耐久・保全運営委員会、第1回建築ドローンシンポジウム、<http://kenchiku.co.jp/wp/wp-content/uploads/2017/04/evt20170407-6.pdf>, 日本建築学会, 2017年5月
- [4] 全国タイル工業組合、国土交通省建築基準整備促進事業 T1「湿式外壁等の敵調査方法の合理化の検討」、<https://www.mlit.go.jp/common/001183683.pdf>, 2015-2016年度
- [5] 日本建築防災協会、国土交通省建築基準整備促進事業 T3「非接触方式による外壁調査の診断手法及び調査基準に関する検討」、<https://www.mlit.go.jp/common/001288930.pdf>, 2017-2018年度
- [6] 首相官邸、未来投資会議（第31回）配布資料、(1) 企業内部の経営資源の新たな分野への投資の促進、(2) デジタル

- 市場のルール整備と将来の規制の精緻化について議論対象となり得る項目案, <https://www.kantei.go.jp/jp/singi/keizaisaisei/miraitoshikaigi/dai31/siryou1.pdf>, 2019
- [7] 国立研究開発法人新エネルギー・産業技術総合開発機構, 日本建築防災協会, 日本建築ドローン協会, 神戸大学, 日本アビオニクス, コンステック, ドローンによる安全な外壁調査を実現するシステムを開発, 規制の精緻化に向けたデジタル技術の開発/ドローン等を活用した建築物の外壁の定期調査に係る技術開発, https://www.nedo.go.jp/news/press/AA5_101421.html, 2021
- [8] 国土交通省住宅局建築指導課長, 建築基準法施行規則の一部を改正する省令等の施行について(技術的助言), 国住指第1581号, 国住参建3982号, <https://www.mlit.go.jp/jutakukentiku/build/content/001474153.pdf>, 2021年3月
- [9] 日本建築ドローン協会, 建築ドローン安全教育講習会, <https://jada2017.org/recture>
- [10] 日本建築ドローン協会, 建築ドローン安全教育講習レベルアップ研修会(建物調査編), <https://jada2017.org/news/events/764>
- [11] 日本建築ドローン協会, 居住者から見た建築物調査時等のドローンの評価手法研究会報告書, <https://jada2017.org/wp-content/uploads/2019/05/e575ba299db3b27d5c10adefdd6cb792-1.pdf>, 2019年3月
- [12] 日本建築ドローン協会, 建築ドローン標準業務仕様書(案)【点検・調査編】, <https://jada2017.org/wp-content/uploads/2019/10/3d534cda59e15a33237805b43c29ff95.pdf>, 2019年9月
- [13] 日本建築学会, 建築保全標準・同解説(JAMS 1-RC:一般共通事項—鉄筋コンクリート造建築物, JAMS 2-RC:点検標準仕様書—鉄筋コンクリート造建築物), ISBN978-4-8189-1090-4, p. 53, 2021年2月
- [14] 宮内博之, 兼松学, 大場喜和, 鹿毛忠継, 河辺伸二, 楠浩一, 酒井学雄, 名知博司, 南正樹, 渡邊正雄, UAVを活用した建築保全技術開発に関する研究(その1: UAVの技術動向と建築分野での活用と課題), 日本建築学会大会梗概集, pp.1279-1280, 2017
- [15] 航空局次世代航空モビリティ企画室, 航空法施行規則の一部改正を実施しました!~ドローン等の飛行規制を一部緩和します!~, <https://www.mlit.go.jp/report/press/content/001425120.pdf>, 2021年9月
- [16] 国土交通省航空局, 無人航空機(ドローン, ラジコン機等)の安全な飛行のためのガイドライン, <https://www.mlit.go.jp/common/001303818.pdf>, 2021年12月
- [17] 井戸田和也, 二村憲太郎, 川前勝三郎, 栗城友花, 槌本敬大, 宮内博之, 長谷川忠大, 坂口晴一, ラインガイド方式による無人航空機を活用した構造物点検の検証実験結果の報告, 土木学会全国大会年次学術講演会, pp.1-2, 2019
- [18] 井戸田和也, 宮内博之, 柏木雄平, 二村憲太郎, ドローンによる建物点検調査を支援するMR技術の開発, 日本建築学会大会梗概集, pp.1023-1024, 2020
- [19] 宮内博之, ドローンに搭載した1億画素カメラによる建物外観変状の視認性の検証, 日本建築学会大会梗概集, pp.567-568, 2018
- [20] 山岸直樹, 槌本敬大, 宮内博之, 二村憲太郎, 6階建て実大実験棟を活用したドローンによる点検実験の報告(その1 既存点検とドローンによる点検の比較), 日本建築学会大会梗概集, pp.569-570, 2018
- [21] 国土交通省住宅局, 定期報告制度における外壁のタイル等の調査について, https://www.mlit.go.jp/jutakukentiku/build/jutakukentiku_house_tk_000161.html, 2022
- [22] 北岡弘, 二村憲太郎, 宮内博之, 宇田康, 佐藤大輔, 奥出稔, 眞方山美穂, 塩澤大輝, 阪上隆英, 兼松学, 本橋健司, ドローン等を活用した建築物の外壁の定期調査に係る技術開発(その2 近接調査用ドローンシステムの開発), 日本建築学会大会梗概集, pp.1073-1074, 2021



宮内 博之

国立研究開発法人建築研究所材料研究グループ上席研究員。2003年東京工業大学大学院博士(工学)取得。東京工業大学建築物理研究センター助教, カナダ・NRCに派遣され, 2008年に韓国・忠南大学校建築工学科に異動, 副教授となる。2014年より現職。東京理科大客員教授, 日本建築学会ドローン技術活用小委員会主査, 日本建築ドローン協会副会長など。

E-mail: miyauchi@kenken.go.jp

デザイン思考を用いた無人航空機向け機体概念検討 フレームワークのユーザー像の明確化

上野 真^{*1}, 山田 健翔^{*1}, 松本 万有^{*2}, 加藤 裕之^{*1}, 古江奈々美^{*3}

国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構航空技術部門^{*1}

国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構研究開発部門^{*2}

東京理科大学経営学部^{*3}

無人航空機の利用拡大により航空産業以外からのものを含む多様な新規参入事業者の増加が見込まれるが、無人航空機は機体の設計自由度が高く性能推定に伴う技術的障壁は高い。機体性能の容易な推定を加速することは新規参入を促すために重要であるため、技術的障壁の解消を目的として著者らは標準的な工程とツールを組み合わせたフレームワーク構築を構想している。しかし、従来の航空産業とは異なる新規市場であることから、フレームワークの構築および実装に先んじて新たなユーザー像について明確化する必要がある。そこで本研究では、デザイン思考の手法を用いて機体概念検討フレームワークのユーザー像と要求の明確化を行った。結果として、機体設計に関連して無人航空機ビジネスを構成するシステムの概要、およびそのシステムを前提として要求される機体性能評価 (Task A) と運航確率評価 (Task B) の二つのタスク、想定ユーザーとのインタフェースを抽出できた。

Keywords: デザイン思考, NABC 分析, feedback capture grid, 無人航空機

Clarification on Users of Initial Airframe Study Framework for UAV Applying Design Thinking

Makoto Ueno^{*1}, Kento Yamada^{*1}, Mayu Matsumoto^{*2}, Hiroyuki Kato^{*1}, Nanami Furue^{*3}

Aviation Technology Directorate, Japan Aerospace Exploration Agency^{*1}

Research and Development Directorate, Japan Aerospace Exploration Agency^{*2}

School of Management, Tokyo University of Science^{*3}

The expansion of the use of unmanned aircraft is expected to lead to an increase in the number of various new entrants, including those from outside the aviation industry. However, the technical barriers to performance estimation for unmanned aircraft are high due to the high degree of freedom in unmanned aircraft design. Since accelerating easy estimation of aircraft performance is important to encourage new entrants, the authors envision the construction of a framework that combines standard processes and tools to mitigate technical barriers. However, because this is a new market that differs from the traditional aviation industry, it is necessary to clarify the new user image prior to the construction and implementation of the framework. In this study, the authors used the design thinking approach to clarify the users and requirements of the framework for the conceptualization of the airframe. We were able to extract an overview of the systems that comprise the unmanned aircraft business in relation to the airframe design, and the two tasks required on the premise of these systems, airframe performance evaluation (Task A) and operation probability evaluation (Task B), as well as the interface with the assumed stakeholders.

Keywords: design thinking, NABC analysis, feedback capture grid, UAV

1. はじめに

昨今のeコマースビジネスの普及により物流サービスの需要は格段に増え、輸送の小口化・高頻度化が進む[1,2]。しかし、わが国では人口減少にともない将来的に深刻な物流人材不足が懸念されており、物流事業の省人化が急務である[3]。また、いわゆる「買い物難民」として知られる「食料品アクセス問題」が顕在化しつつあり、多様な関係者が連携・協力しながら問題解決を図っている[4]。これらの課題の解決策の一つとして、無人航空機を用いた無人航空物流のPoC (Proof of Concept: 概念検討) が国内外で盛んに行われており[5,6]、米国のZipline社がアフリカで展開する医薬品輸送事業のように既に大量の輸送を実施している事業も存在する[7]。無人航空機は、すでに農薬散布、空撮、インフラの点検等では実用化されている。2018年度にはレベル3(無人地帯における目視外飛行)が解禁され、2022年を目途にレベル4(有人地帯における目視外飛行)が解禁される予定であり、都市部など人口過密地域での物流実証も加速すると予想される[8,9](図1)。



図1 レベルごとの無人航空機ビジネスの内訳 ([9]を参考に作成)

本課題に関連して、筆者らは内閣府のムーンショット型研究開発制度[10]に基づきポストコロナ/アフターコロナ時代に対応した新たなムーンショット目標を検討するためのJST ミレニア・プログラム[11]において2050年の社会像について検討し、UAV (Unmanned Air Vehicle: 無人航空機, ドローン), UGV (Unmanned Ground Vehicle: 無人地上車両, 自動走行車両) を組み合わせた新しい輸送システムが一つの解となることを提案した[12]。このシステムでは、無人航空機を都市間輸送に相当する比較的輸送距離の長い100 km 超の区間に用いることを提案しており、これは現状の航空機が担っている積載量と航続距離のスケールよりは小さいが、現状のマルチコプターではカバーできない領域である。このサイジングの根拠として、著者らは現行の様々な輸送機械による輸送サービスに対して積載量および輸送距離をプロットし、航空輸送に適する機体群のバンドには現時点で機体のほとんどない空白領域 (図中ピンク色の「空白領域」として示した領域) が存在することを示した (図2 [12, 13])。この図は航空輸送が地上輸送に対して同じ積載量であれば一般に長い輸送距離のサービスに用いられていることを示しており、将来の輸送についてもこの傾向は変わらないと考えた。すなわち、小規模な積載量で地上輸送手段よりも長距離を輸送する輸送手段が市場には不足している。その上で、上記空白領域で機能している (有人) 機体が存在しないのは、バッテリー性能の限界や、パイロットが乗るにはサイズが小さい (乗れないか、乗ることによる積載量減少大) にも関わらずパイロットなしでは目視外飛行が許可されないことに起因すると考えられ、この調査時点のマルチコプ

ターを用いた無人航空機輸送実証の多くは、図2中紫色十字マーカーで示されバイク便と競合する航空輸送に適しているとは言い難い領域で行われている。しかし、バッテリー性能改善は2022年現在でも非常に活発な競争領域であり性能向上が見込まれる[14]こと、日本国内でも無人航空機のレベル4運用が解禁される予定であることから、徐々に空白領域でのビジネスの成立性が高まってくると考えられる。また、空白領域は2020年までに情報が公表されている機体を参考に作られたが、例えば2022年にElroy Airが発表したChaparral[15]は空白領域に属する機体であり、航空輸送の利点を活かせる領域であることから今後は空白領域を志向した機体が増加すると考えている。

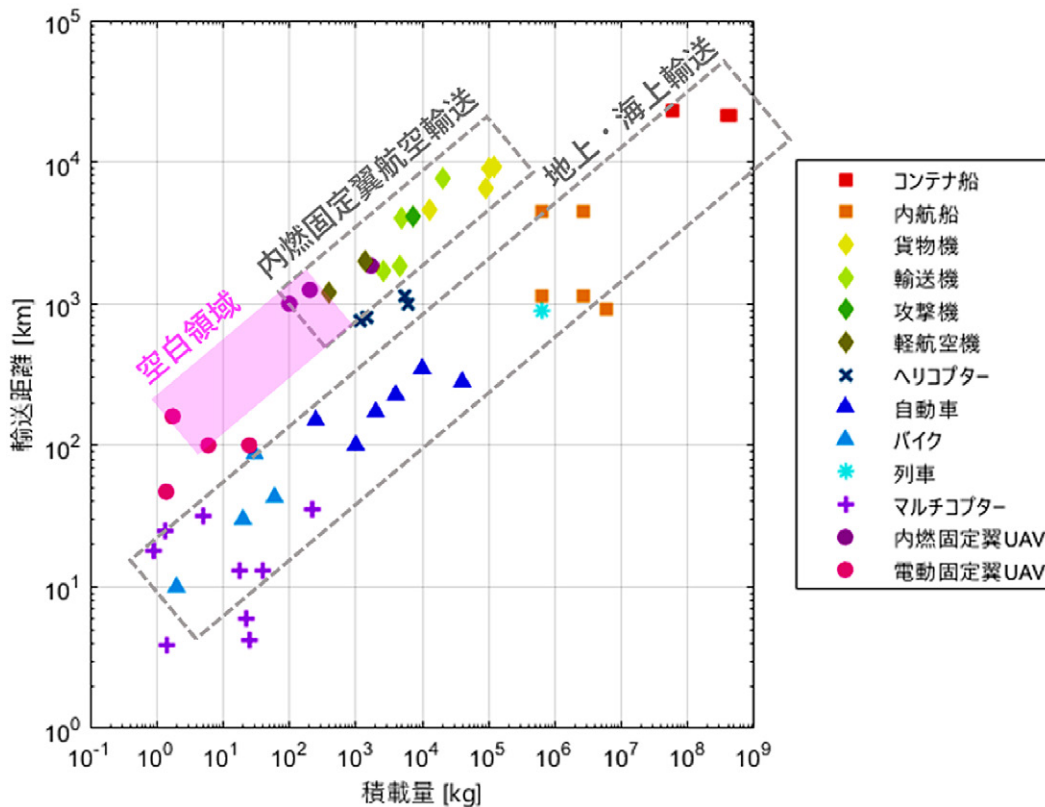


図2 様々な輸送機械の積載量—輸送距離プロット[12, 13]

近年の無人航空機運用の特徴として、非航空産業からの参入が目立つ点と、従来の輸送手段と比べ設計の自由度が高く機体形状・機能に多様性がある点が挙げられる[16]。上記のElroy Air Chaparralは主翼の前後に垂直上昇用のファンを取り付けた飛行方式を採用しており、これは従来の固定翼機とは異なるコンフィグレーションである。無人航空機による物流事業は現段階では無人航空機単体のPoCを主とした活動であるが、徐々に市場が成熟化するにつれ自動車・鉄道・有人航空機等、他の輸送手段と補完しあう形に発展していくと予想され、上に述べた航空輸送に適した空白領域での利用に収斂していくと考えられる。しかし、非航空産業からの参入者にとって多種多様な種別の機体を航空工学の知見に基づいて適切に評価し、各々のビジネス目的に適した機体を選定することには一定のハードルがある。UGVも発達し、有人の安価な輸送手段が存在する中で、仮にこのまま航空輸送の工学的特性を定量的に考慮せずにバイク便と競合した領域でのビジネスを前提とした事業検討が行われていくとすると、無人航空機輸送市場の実現可能性が著しく低いものとして位置付けられてしまう可能性もある。

そこで筆者らは、ミッションの入力に対して適切な機体を出力するには、従来の航空産業における背景知識を前提とした航空工学的ツールのみならず、航空産業の経験がない市場参入者が利用できる標準的な工程

とそれを実現するツールからなるフレームワーク等の整備が必要になると考えた[16]。ここで言うフレームワークはソフトウェア開発におけるフレームワークと類似のものを指す。典型的なものとしてウェブアプリケーションフレームワークを例にとると[17], ウェブアプリケーションは通信プロトコルに HTTP を利用したクライアント・サーバモデルのアプリケーションであるが, 非常に複雑な処理をプレゼンテーション層, ファンクション層, データ層の3層アーキテクチャとしてとらえることで各層において独立した観点でとらえることを可能とし, 設計の分担を容易とするとともに, アプリケーション実行の主導権はフレームワークが持つ。すなわち, アプリケーション開発者はある一定のロジックを強制されることで, 実装上の細部を気にせず目的のウェブアプリケーションを容易に実現することができる。全体の構造や細部がアプリケーション開発者に委ねられるアプリケーションライブラリとは大きく異なり, フレームワークを使用することで実装の自由度が減る代わりに開発は容易になる。航空機の性能評価においても, 機体の利用に際してはコスト評価ができれば良いのであって, コスト要因を構成する航空工学の細部に関わる知識は必要ない。非航空産業出身者が事業設計をしようとすればなおさらであり, 特に事業の初期検討時にはパラメトリックに情報を入力することで, 限定的な精度で安価に事業コスト評価をできることが望ましい。規模が大きくなってリソースの投入が可能になれば, より専門的な知識を用いた詳細な検討を行うことも考えられる。

既存の無人航空機関連のツールとしては, 概念設計であれば OpenVSP[18]や SUAVE[19]といったオープンソースのツールが存在する。また, 飛行シミュレーションのツールとしては, Unreal Engine[20]上に構築された AirSim[21]などが公開されている。また, NEDO の「ロボット・ドローンが活躍する省エネルギー社会の実現プロジェクト」で発行された報告書[22]は, 運航管理の視点からビジネスで検討すべき項目について詳細に述べている。一方, 旅客機のような従来の航空機運航と比較すると, 機体性能をビジネスのコストやリスクの構成要素として定量的に評価する動きは特に国内では目立たない。旅客機開発においては Direct Operating Cost (DOC) [23]等に代表されるコスト評価法[24]が確立されており, 航空機開発の可否は想定ミッションに基づいたコスト評価によって決定される。空飛ぶ自動車関連では特に欧米でコスト評価が盛んに行われている[25, 26]が, 小型で機体単価の安い無人航空機を用いた事業開発では開発リソースが限られることや, 世の中の流れに乗り遅れるリスクを考慮すると, (たとえ行った方が好ましいとしても) PoC 実施前に航空工学の専門的な知識を要するライフサイクルコストの見積りを個別の輸送事業者が綿密に行う動機は少ない。このような状況において無人航空機を利用したビジネスを構想するにあたって今後必要とされるべきフレームワークを見定めるには, ユーザーである無人航空機物流事業者にとってどのような情報が不足しているかを把握して, 社会的需要に対して適切に研究開発のアプローチを定める必要がある。

そこで, 本研究ではデザイン思考の手法に基づいて現時点の想定ユーザーがフレームワークへ求める要求を明らかにすることとした。デザイン思考は様々なイノベーション活動に人間を中心として設計する方法を与える考え方であり[27], 教育機関や企業により方法が異なるものの, 「ユーザーの真のニーズを捉え, 適切な解決策を提示する」という共通理念を持つ。よって, 本研究の対象とするようなユーザーニーズに対する共通認識が確立していない課題に対して有効なアプローチである。具体的には, まず著者らの状況認識から必要と考えられるフレームワークの機能を想定した上でユーザー像の仮説を立て, 次いで, これらを基準に実際のプレイヤー(市場参加者)へのインタビューを通じてユーザー像と要求を分析し, 要求を満たして無人航空機ビジネスの活性化に資するフレームワークに求められる機能を考察してフレームワークのコンセプト案を提示し, 背景にあるシステム像を提示した。

2. デザイン思考と手法

まず, ここでは航空機開発におけるデザイン思考の適用を論じる。高速・大量輸送・長航続距離を絶対的な是とする従来の航空機製造事業は, 設計やサプライチェーン構築のために高度なノウハウと巨大なリソ

スを要するため、完成機メーカー（OEM）による市場の寡占が進んだ、閉じられた産業であった[28]。ユーザー企業（運航事業者）のニーズは収斂しており、OEMが注力すべき方向性は比較的固定化されていた。しかし、上述の通り、無人航空機の場合は、その設計開発や製造に要する技術的な障壁が下がったことで、多彩なアイデアをもった多数の製造業者の参入が見込まれる。それに伴って、ユーザーの潜在的なニーズを模索する必要性が生じているのであり、今後これを実現するための方法としてデザイン思考が取り入れられるようになると推察される。

一方で、無人航空機であっても、機体の設計開発には高度な航空工学的専門性が求められ、ユーザーの間には、依然として、一般消費財に比べて高い情報の粘着性（OEMとユーザーのいずれかのみが持っている情報がもう一方に移転しにくいこと [29]）が存続すると考えられる。本章ではデザイン思考の方法を論じつつ、航空産業での応用を見据えて実践した手法について説明する。

2-1 デザイン思考の概要

デザイン思考とは、優れたデザイナーが顧客のニーズを念頭に製品の使い勝手やサービスの内容を思索する際の方法を体系化した、イノベーションを実現するための開発手法のひとつである。本研究では、プロダクトデザインやグラフィックデザイン等の分野（以下、「デザイン」）以外を専門とする学生や実務家（非デザイナー）に対するデザイン教育を牽引する教育機関であるスタンフォード大学 d.school で用いられているデザイン思考を採用し、そこで提唱されている5つのステップ[30]に従ってツールのコンセプトについて検討を行った（図3）。デザイナーは問題（ニーズ）の把握と解決策の提示という大きな二段階の中でアイデアを拡散・収束させながら商品をデザインすると言われており[31]、このスタンフォード式の5つのステップは、前半2つのステップが問題の把握に相当し、後半3つのステップが解決策の提示に相当する。本研究では前半のニーズの把握にフォーカスし、それらのステップで役立つとされる分析や調査手法に取り組んだ。具体的には、顧客理解のための複数のフレームワークを、二次情報、すなわちこの研究以外の目的であらかじめ収集されたデータを用いて記述したり、複数回のインタビュー調査を行ったりすることで、ステップ1に該当するユーザーへの共感を実施し、インタビュー調査から得られた意見の考察を通じて、ステップ2に該当する顧客ニーズの視点の定義について考察した。

デザイン思考の理想的なアウトプットは、次の3つの条件：①ユーザーの望みに応えていること、②技術の実現性があること、③ビジネス性を満たしていること、のすべてを満たしているコンセプトである[32]。本研究ではユーザーの望みに応えているフレームワークのコンセプト作成を目標に、フレームワークのユーザー像明確化とユーザーの望みを満たす機能の探索にデザイン思考を用いた。

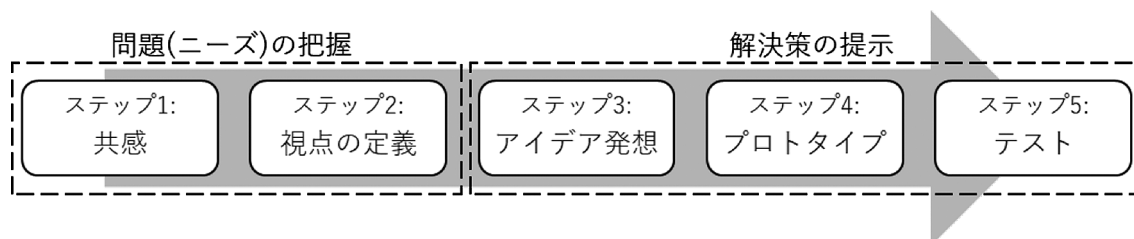


図3 デザイン思考5つのステップ[30]

2-2 デザイン思考の適用

ユーザーの望みを理解するためには、本来、現地で直接顧客を観察するフィールドリサーチやユーザーを巻き込んだワークショップを実施することが望ましいが[27]、時間的な制約やユーザー側の負担を考慮すると現実にはなかなか難しい。そこで、カスタマージャーニーおよび共感マップというユーザーの理解のためのデザイン思考フレームワークの二次情報を用いた作成を通じてユーザーへの共感（ステップ1）を深める。

ステップ1の段階では、本研究ではユーザー像の深掘りだけでなく、そのユーザーのニーズを満たすことができると考えられるフレームワーク像も含めて初期仮説として設定した。それぞれに採用した手法の詳細は後述するが、初期仮説は共感マップとカスタマージャーニーを作成した上でNABC分析を行って作成した。

なお、一般的にはステップ1はユーザーの願望理解を網羅的に行う段階であるため、それに対する解決策の検討までは含まれていない。しかしながら、本研究の場合は第1章で述べた産業全体の動向や将来像の分析を通じて、あらかじめ仮説としての大まかな解決策が検討されていた。また、ユーザーにとってまだ実感が湧きにくい将来の課題解決であり、幾分かユーザー側の想像に委ねる部分が生じるため、解決策の仮説を提示することなしにインタビュー調査を実施すると、回答に大きなばらつきが生じたり、そもそものインタビューの主旨を理解してもらうために時間を要して十分な回答を得られなかったりすることが懸念された。従って、早い段階で大まかな解決策の仮説をたたき台として提示した方が良いと判断し、想定するフレームワーク像を提示しながらインタビューを行うこととした。

続いて、ユーザー像に適合する対象者を選出し、インタビューを実施して、仮説に対する意見の観察を行った。対象とするフレームワーク自体は現時点では実在しないが、インタビューにおいてフレームワークの使用状況を想像しやすくするために、アプリケーションのワイヤーフレームを作成した。ワイヤーフレームとは、動作はしないが機能を想像できるように具体的にボタン等を配置したグラフィカルユーザーインタフェースイメージのことである。最後に、インタビューにより仮説に対して得られた意見をKJ法およびFeedback Capture Gridにより分析し、ツールに求められる機能の視点の整理（ステップ2）を行った。

2-2-1 共感マップ

共感マップとは、ユーザーがある特定のシーンで見聞きしていることや言動などを具体的に考察することを通じて、ユーザーの抱える感情であるペイン（不安や悩み）とゲイン（喜びや願望）を明らかにするための分析手法である[33]。ユーザーへ深く共感することで、これまで想定できていなかったニーズの発見が期待される。共感マップの作成は、特定のユーザーの個人的な感情を様々な観点から分析することを目的として行われるが、この分析を複数のユーザー候補を想定したペルソナ（仮想的な人物像）に対して実施することで、業界全体の幅広いニーズを捉えることができると考えた。従って、本研究では無人航空輸送の機体の選定や設計に携わると想定される、無人航空輸送ビジネスの運航事業者の研究開発部門のスタッフとマネージャー、無人航空機メーカーのエンジニア兼デザイナー、産業用無人航空機の解析方法を研究する研究者をペルソナとして共感マップを作成した。

2-2-2 カスタマージャーニー

カスタマージャーニーとは、プロダクトのユーザーの使用体験をその前後の工程も含めて時系列に表し、各場面においてプロダクトがどのように使われるかを具体的に追うことで必要な機能を抽出するための分析手法である[34]。本研究では、無人航空機を用いた無人航空輸送ビジネスを定量的に検討することを指示されたペルソナを想定した上で、そのユーザーが機体の選定ツールを用いる際のカスタマージャーニーを構築した。

2-2-3 NABC 分析

NABC分析とは、Need（顧客のニーズ）、Approach（顧客のニーズを満たすための手段）、Benefit（アプローチの費用対効果）、Competition（競合相手や代替品に対する優位性）の四つの項目を定義することを通じて、コンセプトが提供する価値を吟味するための手法である。デザイン思考においては、NABC分析は主に後半のステップに該当する「アイデア発想」の段階で有用だとみなされているが[34]、本手法の提唱者によれば、新製品の企画開始時からこれらの四つの項目に沿ってコンセプトの内容を整理・表現することで、提供価値の曖昧さや不足点を知ることができるし、内容を改善していくことでイノベーションの成功率を高めることができるとされている[35]。実際に、ユーザー像を定義する上では分類区分が定まっている

と、思考が整理しやすく、また思考の推移が把握しやすい。そのため、本研究ではステップ1の段階であるユーザー像の理解の段階から上記の四つの分類を用いてコンセプトを表現し、インタビュー内容を受けて改訂することでコンセプトの改善を試みた。

2-2-4 Feedback Capture Grid

Feedback Capture Grid (以降 FCG) とは、プロダクトに対する定性的な意見を、賛成意見 (Things that worked)、批判意見 (Needs to change)、質問 (Questions we still have)、アイデア (Ideas to try) に分類することで、プロダクトに求められる方向性を抽出するための手法である[30]。本研究では2-3節に述べるように8社に対するインタビューを実施しており、インタビュー調査から得られた意見のすべてをそのまま四つの項目に分類しても収集した意見の量が多すぎて把握しにくく FCG の本来の効果がなくなってしまうことが懸念されたため、KJ 法[36]を用いてインタビュー調査から得られた意見を無人航空輸送のビジネスをする際のプロセスごとにクラスタリングする作業を事前に行った上で、抽出された意見を FCG に基づいて分類・統合した。

2-3 インタビューの実施

インタビューは8社 (輸送を含む無人航空機の運用事業を主とする企業6社と機体開発を行う企業2社) を対象に実施した。インタビューは8社に対して各1時間、2022年1月から3月にかけて実施した。インタビューに使用する説明資料は統一のものを使用したが、前半4社を終了した時点で、3-3節に述べる通り当初想定した機能である「Task A」に加えて「Task B」として新たな機能の共通した必要性が認識されたため、Task B を想定した説明を追加した。

インタビューに使用した資料の概要は以下の表1の通り。

表1 インタビューに使用した資料の概要

ページ	内容	補足
1	インタビュー主旨	
2	自己紹介	
3	活動目的の紹介	
4	機体の選定・導入の検討方法の現状について	
5	理想的な機体選定・導入及び設計について	
6	ツールの想定利用フェーズと課題	
7	想定機能 (Task A)	
8	想定機能 (Task B)	後半4社でのみ使用
9	使用イメージ (ワイヤーフレーム) ①	
10	使用イメージ (ワイヤーフレーム) ②	
11	ツール出力画面	

3. 結 果

本章では、デザイン思考の方法論を用いて得られた結果について述べる。2章で述べた通り、まず事前研究で得られた二次情報 (本研究のデザイン思考に基づかず、あらかじめ収集されたデータ) を元にフレームワーク機能およびユーザー像の定義を行い、これを初期値としてインタビューを行った情報を整理して機能とユーザー像を再定義した。

3-1 初期検討によるフレームワークの機能およびユーザー像の定義

デザイン思考の最初のステップを行う、つまりユーザーに共感するには、まず著者らにとってのフレーム

ワークの機能およびユーザー像をできる限り明確に定める必要がある。具体的には、無人航空輸送ビジネスにとって核となるプロセスで必要となる要求をフレームワークの持つべき機能として定め、その機能を実際に使うユーザー像についてデザイン思考の手法に則って検討する。ここでは一連のワークの結果を報告する。

まず、デザイン思考による検討に入る前に初期値としてフレームワークの機能定義を行った。これはこの研究を行う前の事前研究[12, 13]で得られた二次情報に基づいて定義した。前述の通り、著者らは将来の無人物流システムについて検討した結果[12]を元に図1のレベル4「都市物流」が更に進んだ形態として、無人航空機(UAV)と無人地上車両(UGV)が提携する輸送システムを構想した。このシステムにおいて無人航空機は都市間物流のような長距離輸送を担うが、これは航空輸送が得意とする領域でこそ無人航空機の強みは生きる[16]との観点から図2に示される空白領域[13]の性能を想定したものである。

空白領域に属する機体の特徴は積載量を稼ぐためにパイロットレスにせざるを得ないところにあり、操縦者を乗せる必要がなければ(更に乗客もなく無人であれば)用途に応じてWingcopter[37]のような固定翼とマルチコプターのハイブリッド機のみならず、K-RACER[38]のような小型コンパウンドヘリや、APT-70[39]のようなテイルシッターなど、様々なコンフィギュレーションの機体が現れうる。さらに図1で示すような多様な無人航空機利用形態を想定するならば、無人航空機事業に適切な機体の多様性は非常に高い。航空機は機体コンフィギュレーションに応じて効率の良い運用方法が異なる。上昇下降や定点滞空を主たる飛行とするインフラ点検や空撮ではマルチコプターが適するが、長距離輸送業務では主翼を持たないと著しく効率が悪い。よって、用途に応じて適切な機体コンフィギュレーションを選択することは競争力のある事業を立案し、実現性を評価するために必須の能力である。

1章でも述べたが、このような多様なコンフィギュレーションの機体を一貫した技術的視点で評価し、行いたいビジネスに適した機体を選定することは非航空産業からの参入者のみならず、航空産業からの参入者にとっても荷が重いと想定した。以上から、フレームワークに求められるコアの機能として「ミッションに適した機体コンフィギュレーションを出力すること」を定義した。また、現実には必ずしもミッションに適した機体が市場に存在するとは限らない点も考慮して、「既存の機体仕様からミッションを提案する」機能、すなわち上記のコア機能は上記機能定義の逆方向も含む双方向となり得ることを伝えた。現時点で実装されているものではないが、この機能のイメージを促進するためにワイヤーフレームを作成した(図4)。これはインタビューで提示し、フレームワークの機能イメージを持ってもらうために活用した。

続いて、デザイン思考の手法に則ってユーザー像の設定を行った。すなわち、ペルソナ像を設定し、それぞれのペルソナのカスタマージャーニーを想定した後に、インタビュー前に定義した機能を具体的に述べる事前NABC分析を実施した。

無人航空機物流事業に関わるプレイヤーは物流事業者のみならず、無人航空機メーカー、社会実装先である自治体、運航に関する法整備を進める政府機関など多岐にわたる(図5)。本研究ではまず、検討のファーストステップとして、ユーザーである無人航空機物流事業者のペルソナ像P1~P5の設定(ユーザーがどのような業務・役職に従事しており、どのような課題が想定されるか)、および、事業化までの検討・意思決定のフローの中での本フレームワークの想定利用フェーズを仮定した(図6)。運航事業者で業務に従事する職員であり、ビジネスを検討する職員(ペルソナP1)、ビジネスを決裁する職員(ペルソナP2)、現場の運用を検討する職員(ペルソナP3)の3パターンを想定した。業務の種類に応じてそれぞれ抱える課題の規模感が異なると考えられたため、ペルソナを分類することで業務ごとの課題も分類した。また、機体を開発するメーカーもフレームワークに関わる立場であり、運航事業者の想定するビジネスからの要求に対して最適な機体を設計する過程に課題がある(ペルソナP4)と想定した。また、研究機関もこのフレームワークに関わる立場であり、著者もこの立場に相当する(ペルソナP5)。ここには著者が抱える課題としてビジネスや機体開発の現場に沿った研究となっているかわからないことを挙げた。

入力画面①ミッションの種類を選択してください。

レベル4 有人地帯での目視 外飛行	医療	警備	災害支援(有人地帯)	都市内物流	都市間物流
レベル3 無人地帯での目視 外飛行	巨大インフラの点検		災害支援(無人地帯)	過疎地帯物流(離島・山間部)	
レベル2 目視内での自動・ 自律飛行	ソーラーパネルの設備点検				
レベル1 目視内での操縦飛 行	農業散布	空撮	橋・電線などのインフラ点検		

入力画面②ミッションのパラメータを入力してください。

都市間物流 積載量

輸送距離

輸送時間



図4 ワイヤーフレーム入出力画面

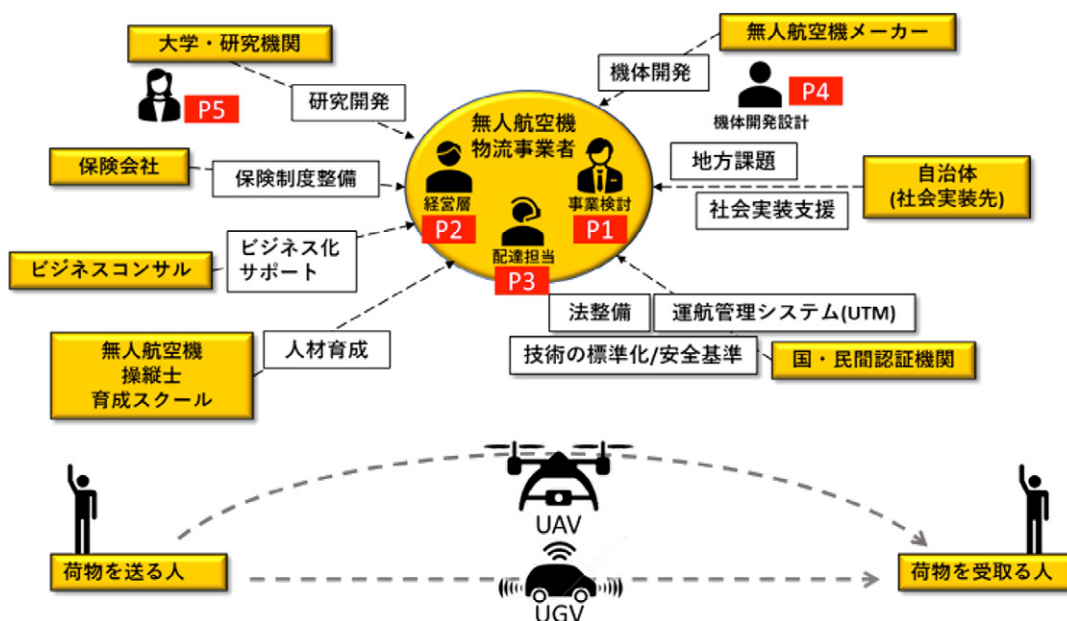


図5 無人航空機物流事業に関わるプレイヤーの関係図

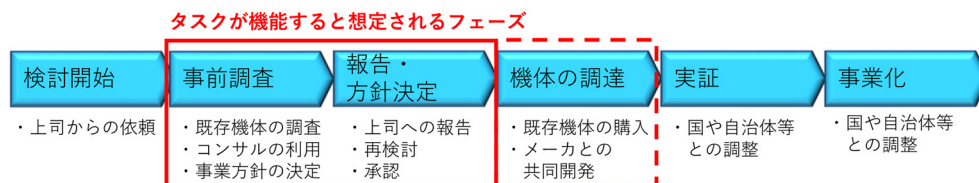


図6 事業化までの流れとタスクが機能すると想定されるフェーズ

上記の前提の下、共感マップ、カスタマージャーニーを作成したのちに NABC 分析を実施した。なお、デザイン思考各ワークのアウトプットは大部であるため、本文中ではなく Appendix を設けてそちらに掲載した。

まず各ペルソナ像について、各プレイヤー同士の関わりを具体的にイメージするために、物流事業者の中でも経営層、事業検討担当など立場に分けるほか、物流事業者以外の無人航空機メーカー技術者や研究機関の研究者など、様々な立場のプレイヤーのペインとゲインについて共感マップにより検討した（表 A. 1）。同時に、これらのペルソナにおいてフレームワークの機能の用途や使用する状況などについて具体的な仮説を立てるために、カスタマージャーニーを作成した。すなわち、ユーザーの典型的な行動を仮定し、それぞれの行動時にどのような感情的な状態が生じるかを各記述項目（表 A. 2）に従って記述した。P1 について作成したカスタマージャーニーの一部を図 A. 1 に示す。これによって、本研究で定義したフレームワークがどのような場面でのどのような目的で用いられるかが時系列に沿って可視化された。

以上のペルソナ像の初期分析結果を元に、想定する機能を明確化するための NABC 分析を実施した（表 A. 3）。よりユーザーの要望に近いフレームワークを構築するために、インタビュー後に改めて NABC 分析を実施したが、事前の NABC 分析はインタビューで聞きたいことやチームの立場を明確化するために役立った。また、改めて図 6 の赤枠で囲ったフェーズがフレームワークの担うタスクが機能するフェーズであることが確認できた。インタビュー前後の変化から評価したインタビューの効果については後述する。

これらのワークの結果を受けて、以下の表 2 のような分類で表される項目をインタビューで尋ねる内容とした。

表 2 インタビューで尋ねる内容

大分類	小分類	目的	資料(表1) ページ
社内での機体の選定・導入の検討方法の現状について	チームの体制やプロセスについて	フレームワークを使うシーンの観測	4
	意思決定について	フレームワークの出力をどのように利用し得るか	6
理想的な機体選定・導入および設計について	機体導入・選定について	機体の選定・導入方法の意見抽出	5
	機体の設計について	機体メーカーとのやり取りにおける課題の抽出	5

3-2 FCG によるインタビュー結果の整理

インタビュー結果は大部であるため要点を Appendix A1-4 にまとめた。インタビューを通じて得られた意見はフレームワークの範囲にとどまらず、経営判断や運用面に関するものまで幅広く得られた。インタビュー記録は、KJ 法によってテーマごとにクラスタリングしたのちに、2-2-4 節に述べた FCG の手法に基づいて、賛成意見、批判意見、質問、アイデアに分類した（図 A. 2）。顧客起点を前提とするデザイン思考を実践する上で、最初の工程から具体的かつ詳細な提供機能を開発側の独断で決定しユーザー候補に提案する形式では本来の主旨に反するため、インタビューでは、構想中のフレームワークの大まかなイメージのみを共有し、それをきっかけにユーザー候補から幅広くフィードバックを募ることを試みた。そのため、まだ

明確化されていない個別具体的な機能に関するユーザー側からの意見を、「批判意見」とみなすのか、あるいは「アイデア」として認識するのか、どちらか一方に分類することが困難であったが、細かく定義づけることよりも情報を抽出することに重点を置いた。

結果として仮説として定めていたユーザー像が更新された。まず、同様の業務に従事するペルソナでも事業の段階によって業務内容が異なり、目の前の困りごとにフォーカスするためフレームワークの機能への要望にもばらつきがあることが示された。ただし、初期的な段階において市場の様々な機体の性能を調査するという段階は共通しており、その段階での初期検討に本フレームワークで想定した機能が有用であるという意見は共通していた。

また、機体性能評価に対する要求（以後、この要求に対応する機能を「Task A」と称する）のみならず、運用面で運航確率定量化に関わる要求（以後、この要求に対応する機能を「Task B」と称し、特にFCGの「アイデア」の欄から採取）もあることが明らかになった。むしろ、直近ではTask Bへの期待の方が多い。これはPoC段階の事業者が多く、Task Aのように機体性能を採算性に反映して機体選定や事業立案に役立たせる部分よりも、Task Bのように運用においてたくさんの人をかけなければならなかったり検討に時間がかかったりなど運用人件費に関わる部分でコスト発生が目立つことが理由と考えられる。旅客機運航においても気象条件は運航率を左右する大きな要素である[40]が、ドローンの飛行高度での正確な風向風速の入手には課題があり[41]、さらに機体規模が小さいことから気象の影響を受けやすい。また、飛行条件に対応して落下分散評価もさまざまな要素を考慮する必要があるなど、Task Bを確実に実施して運航確率を評価できることは事業成立性に対して大きな意義を持つ。

一方で、Task Aに関してもTask Bに関しても機体の性能情報に基づいた理論的なアプローチは不足しており、それを賄うだけの時間も人件費も投入しづらい傾向が見られた。機体の性能保証は実証ベースであり、新規機体の性能保証も既存機の実績を延長する形で考えられていることが多いため、旅客機事業のように事業要求から機体への要求が演繹されるものではないし、それを賄えるコスト構造にもなっていない。また、無人機に対して製品として要求すべき項目とそのレベルが標準化されていないため、「何を要求すべきか」と「どのレベルで顧客が満足するか」の両面において情報が依然として不足している。PoCが先行し変化の激しい黎明期の市場環境では理解できる状況とも言え、支援が望まれる点でもあると認識した。運用判断に関する指標は連続的な数値よりも解釈の余地が少ない離散的なレベル分けでの記述でないとは専門家からの理解を得られないという意見も得られた。これは無人航空機を社会に当てはめた時のインタフェースと、インタフェースに表出する数値を出力する物理的な背景を記述可能な内部構造が明確になっていない状態を示しており、すなわち無人航空輸送ビジネスというシステムのサブシステムとして無人航空機を記述する必要性の存在を示唆する。

フレームワークの機能についてはTask A、Task Bにあてはまらない様々な要望も寄せられた（表 A.7）。特に運用面での要望は複数見られ、安全に運用する上でのテストケースをシミュレーションする機能が望まれていた。一例としてフルフライトシミュレーターはこのような要望を満たすと考えられる。また、フレームワークに関連して業界に共通する課題も見えた（表 A.8）。①事業者も顧客も非航空産業であることが多いため共通言語として単純かつ容易に理解できる判断基準が存在しないこと、②企業体力が相対的に小さいため航空機に期待されるような要求から機能へ分解して機体設計を行うような開発手法がとれないこと、の2点が主に指摘された。

3-3 事後 NABC 分析とユーザー像の明確化

上述のように整理したインタビュー結果を元に、当初想定していたTask Aに加えてTask Bの要望が明確に表れてきたことを踏まえて、Task A（表 A.5）とTask B（表 A.6）を分けた形で再度NABC分析を実施した。事前NABC分析（表 A.3）では一つのタスクだけを考えていたために「Approach」が時系列に

なっているが、インタビュー後の事後 NABC 分析（表 A. 5, 表 A. 6）では内部の動作ではなく、機能と入出力（インタフェース）だけで表現するようになった。内部でどう動くかよりも、何をどのように受け渡すかに重点が移ったことになる。加えて、企業の検討レベルに応じて「Benefit」が変化することが見出されたため、それぞれのタスクに2段階の検討段階を設定した。

NABC 分析を経て機能とインタフェースが規定されたことでフレームワークが対象とするシステムを規定することが可能になり、ユーザーがシステムを構成する中でどのような位置付けで Task A および Task B を実施するかが明らかになった。ここで要求される機能は事後 NABC 分析の「Approach」を検討する中で明らかになったが、Task A に関しては「②運用に関する性能評価軸とそのレベルの標準化」インタフェースをベースにした「①機体設計・選定」となり、Task B に関しては「②運用に関する性能評価軸とそのレベルの標準化」インタフェースをベースにした「①運用検討・運用シミュレーター」となる。

改めてビジネスを一つのシステムとタスクを整理すると、Systems Engineering の考え方に則れば、システムのミッションは「無人航空輸送ビジネスを事業化すること」になる。そのミッション達成のために構築すべきビジネスシステムが無人航空輸送システムであり、機体はそのサブシステムとなる。その上で上記の機能とインタフェースを位置付けると（図 7）、Task A は事前調査および方針決定のフェーズでビジネスシステムの成立性を述べる機能であり、Task B は最終的に検証のフェーズで運用判断を行うために必要になる情報をそれぞれ出力する機能を持つことになる。インタフェースは、Task A に関してはビジネスの採算性をビジネスの文脈で理解できるものであることが求められ、Task B に関しては運航できるかどうか、仮定した経路で運航できる確率はどの程度か、など直接的な出力が求められる。特に、Task B のような運用面での必要な情報を正しく出力を規定していくために重要なのは、ビジネスをシステムとして考えたときの業務構想（Systems Engineering における Concept of operations; ConOps[42]）である。そのため、業務構想と親和性がある判断指標の物理的根拠として無人航空機システムを記述する必要がある。

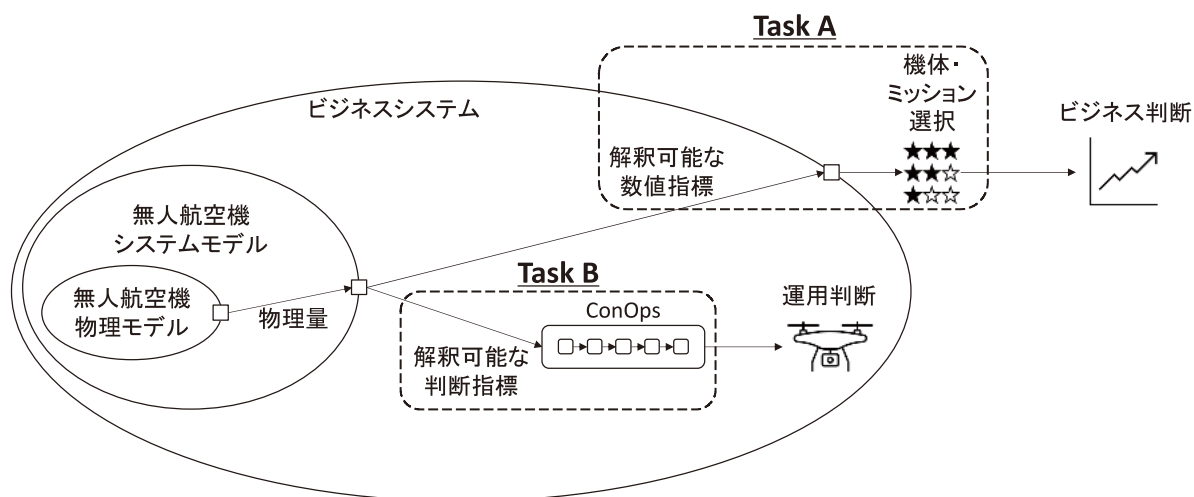


図 7 システムモデルとタスクとフェーズの位置付け

4. 考 察

本章では、前章までにデザイン思考のプロセスを通して明らかにした無人航空機概念設計フレームワークのユーザー像と機能を踏まえて、フレームワークを効果的に実装するために必要な考えについて述べる。

4-1 デザイン思考適用の効果と課題

本研究では、無人航空輸送事業検討において使用する機体概念設計フレームワークの構築において対象となるユーザー像を明確化するために、デザイン思考の手法を用いて分析とインタビューを行った。主に共感

マップ、カスタマージャーニー、NABC分析、Feedback Capture Grid (FCG) を用いたので、それぞれによって得られた効果を踏まえつつ、デザイン思考を用いたからこそ得られたと考えられる点と今後の活用の展望について述べる。

共感マップとカスタマージャーニーを考慮することはインタビュー項目の洗い出しに役立った。すなわち、フレームワークを用いた事業検討過程を具体的に想定することで、実際にフレームワークを使うべき担当者の課題感を想像することができるため、インタビュー項目を具体的かつ臨場感のあるものにできたと考えている。

インタビュー前に事前 NABC 分析を行うことで、事前に明確なニーズイメージを持ち一貫した態度でインタビューに臨むことができた。インタビューでは当然事前のイメージとは食い違う結果を含む回答を得たが、事後に同じ NABC 分析の枠組みで事前イメージとの差分を意識することで、憶測を排して明確なニーズイメージを構築することができた。すなわち、当初の仮説で設定したタスク (Task A) の必要性は間違っていないが、運用の現場では当初は想定していなかった Task B の重要性が高く、最初期のフェーズで事業を検討するのに Task A は有効であるのに対してフェーズが進むにつれて Task B のような機能が必要になることがインタビュー中に明らかになった。しかし、現行の事業者は Task A を十分にこなすよりも前に PoC に進んで課題の洗い出しをしており、市場が成熟化することによって Task A を洗い直すことになると考えている。

FCG はインタビュー結果の分析に役立った。ただし、インタビュー結果は膨大な量の情報を含むため、直接 FCG で分類することはせず、KJ 法でクラスタリングした上で FCG を作成した。FCG の結果はインタビュー後に再度 NABC 分析を行う際に、特に Need と Approach の項に新たな情報を追加するにあたっての情報源となった。特に Task B の必要性は FCG によって導かれたと言える。ただし、FCG の結果を Need と Approach に自動的に割り振ることはできず、抽出された情報を改めて解釈しなおす必要があった。一方、NABC 分析の Benefit と Competition については FCG の分析結果を用いず、Need と Approach に基づいたフレームワーク整備をした時にどのような Benefit と Competition があり得るかを解釈によって導いた。

ユーザー候補に機能イメージを伝えるために、今回のインタビューでは見た目だけで動作はしないワイヤーフレームを使用した。ワイヤーフレームではユーザー候補にアウトプットのイメージを持たせることはできたものの、実際に手を動かしてもらうことはできないため上記の通り「批判意見」と「アイデア」を明確に分離することができず、ユーザーのニーズや需要の優先度を絞り込むことはできなかった。ワイヤーフレームは、本研究で取り組んだユーザーのニーズの全体像を把握する工程、すなわち、デザイン思考の前半部分の工程ではある一定の効果があると言えるが、精度よりも素早さの方を重視した解決策のイメージの共有手段であるが故に、ユーザーからは、見た目から想像できること以上のフィードバックを得ることができないという限界がある。従って、今後の製作過程、すなわち、デザイン思考の後半部分に進むにあたり、ドロップダウンメニューや入力欄など、より現実的なグラフィカルユーザーインタフェースを持ったモックアップを触ってもらうことで、具体的なユーザーの思考過程をなぞることが必要である。

デザイン思考を用いることで、調査・検討の方向性を迷わずに研究を進めることができたが、機械的に手法に従うのではなく、上記の通り実際の課題に合わせて適切にアレンジすることで適切な効果を得ることができた。

最後に航空機開発におけるデザイン思考の適用について述べると、市場黎明期で不明点の多い無人航空機事業に対してデザイン思考は違和感なく適用できた。第3章で実施に至った Task A と Task B の抽出はユーザーの課題を航空工学の理解に翻訳する行為として理解でき、第2章に述べた通り航空工学とユーザーとの間に存在する情報の粘着性にまつわる課題に対する橋渡し機能としてデザイン思考は有効と考える。

4-2 提案するフレームワークと実装に向けた展望

本研究はフレームワークの技術的内容を述べるものではないが、今後実装していく上での留意点について述べる。

4-2-1 実装順位

フレームワークの実装にあたっては、現時点で Task B への要望が高いとしても複雑度の少ない Task A の実装を先行すべきと考える。インタビューの結果、期待されるタスクとして 3-3 節では Task A と Task B が抽出され、現状では Task B の方が多く期待されている。一方、実装の観点では、Task A では基本的な消費エネルギー量など機体性能に関わる概念設計的な量の出力が求められるのに対して、Task B は気象状況に対する応答や離着陸といった機体の動的な挙動についての出力が求められ、Task B に必要な出力は Task A に必要な出力の結果に基づいて設計されるため、Task A を経ることなく Task B の結果を得ることは難しい。これは市場の要求と実装可能性が相反するジレンマをもたらすが、物理的な成立性の観点から本検討の結果としては Task A を先行して実装することを提案する。加えて、Task B は機体のコンフィギュレーションに大きく依存する点にも注意が必要である。すなわち主翼を持つ機体では主翼の失速が大きな問題であったり落下分散が非常に大きくなったりする点がリスクとして考えられるが、翼のないマルチコプターでは Vortex Ring State や一発停止などが非常に深刻な危機をもたらす。従って、Task B の検討を先行しても、機体性能が事業の要求を満たさず機体コンフィギュレーションを変更した場合には全く異なる Task B を一からやり直すことになる。現状では PoC の段階が多く市場が成熟していないため運用と直結する Task B への要求が高いが、Task A は事業成立性の根幹に関わるため、市場が成熟すると Task A に対する要求は増加すると考えており、最終的には Task A、Task B 両者とも重要度は高い。

ただし、市場の要求および市場自体の変化速度が速いことを考慮すると、Task A に分類される機能をすべて実装するよりも Minimum Viable Product (MVP) と呼ばれる最低限の機能を実装した製品をデザイン思考の観点に立ちながらユーザー候補に試用してもらい、できる部分から Task B に近づくことを目指すべきである。MVP とは、必要最低限の機能でできる限り速やかに市場に投入される製品を意味しており、実際の顧客の反応を見ながら機能の追加や向上を計ることで、リスクを最小限にとどめながら競争力のある製品開発を素早く実現できると言われている[43]。

4-2-2 判断指標の整備

3-2 節で運用判断においては判断基準と ConOps が重要である点を述べた。実装にあたっては、機体を表す物理モデルとモデルの直接的な出力（工学的出力）と社会との接続を表すインタフェース、加えて ConOps に基づいてインタフェースの理解を促進する判断指標の設定が必要であり、これらは一体となって無人航空機システムを表現するモデルとなる。判断指標の設定に関しては、国立研究法人新エネルギー・産業技術総合開発機構は 2020 年に無人航空機性能評価手順書[44-46]を公開して耐風性、対降雨性などについての評価基準や評価方法を含む性能評価手順を示している。にもかかわらず、インタビューの結果からこれらが運用の現場に至っていないことが示された。現時点では明らかではなく更なる調査が必要な点もあるが、無人航空機システムとビジネスシステムの間インタフェースにギャップがあるためであると考えている。

また、フレームワークとしてはモデルのみならず、モデルを有効に活用するための標準的な工程（モデル利用のための ConOps）をビジネスユーザーが理解できる形で用意する必要がある。特に無人機であることから主翼の有無等、条件が異なる多様な機体が国内外から登場しつつある中で事業者は適切な機体選定の手段を持っておらず、様々なシミュレーションで機体の優劣を評価するために機体を統一的に表現できる抽象化された機体モデルや、その出力理解のためのインタフェースの設計は国内における無人航空機に係る産業が成熟し国際競争力を持っていくために必須の要件である。しかし、内閣官房、国土交通省の「ドローン

活用した荷物等配送に関するガイドライン][47]においては「ユースケースに応じた機材の選定」の実施について一般論が述べられているものの、どのように数値データを判断すれば良いのかについて具体的な仕組みは無く、航空工学的な検討を事業者自身で行わざるを得ない状況にある。「空の産業革命に向けた官民協議会（第8回）」で示された「空の移動革命に向けたロードマップ（改訂案）」等[48, 49]でも「多様な機体」についての言及があり、今後、国における議論の進捗と連動する形で多様な機体の運用実現を裏打ちする技術的基盤を整備する必要がある。

5. 結 論

本研究では、デザイン思考の手法により無人航空機概念設計フレームワークのユーザー像および機能要求の明確化を行った。具体的には、「共感マップ作製」、「インタビュー前 NABC 分析」、複数かつ立場の異なる8社のユーザー候補に対するインタビュー（2022年1月～3月）、「インタビュー後 NABC 分析」を実施して、特にデザイン思考の前半に該当する「問題の把握」のプロセスを実施した。結果として、以下のよう
な知見が得られた。

- ・フレームワークには機体設計に関連して無人航空機ビジネスを構成するシステムの存在を前提として、主に2種類の機能が求められている：
 - 「ミッションに応じた機体選定/機体性能からのミッション提案」など機体の概念設計に関わる性能推定結果を利用して事業検討の最初期のフェーズで利用する Task A。
 - 運用安全性や気象の影響を考慮した運航率推定、落下分散推定等の機体の特性を考慮した運用リスク推算等の実証および運用におけるフェーズで利用する Task B。
- ・2022年1月～3月現在のユーザー候補視点では Task B の方が喫緊の必要性は高いが、これは「選定するほど機体の種類がない」など市場が未だ成熟していないために Task A に関する要求が顕在化しておらず市場の成熟に伴い Task A の重要性も向上すると考える。また、事業の段階に応じて同じタスクの中でも Benefit は変化する。

これらのタスクを行うためには現状では高度な航空工学の知見を必要とし、特に非航空産業からの参入者には達成困難である。また、参入当初で財務基盤が強いとは言いがたい初期の事業者にとって容易に使えるような検討基盤は存在しないため、これを満たすフレームワークの必要性が示された。また、フレームワークの工学的な出力と社会との接続を表すインタフェース、加えてインタフェースの理解を促進する判断指標の設定と普及が必要であることも同時に示された。

上記は国の「空の産業革命に向けた官民協議会」の議論の方向性とも合っており、今後は各方面と連携しつつ航空工学的なツールに加えて非航空産業からの参加者でも理解できるような標準的な工程からなるフレームワークとして整備していくことが望まれる。また、整備にあたってデザイン思考の考え方に則って、変化の激しい業界の現状とユーザーの意見を取り入れながら柔軟に目標を変更していくことが望ましい。

投稿受付：2022年4月8日

採録決定：2022年6月14日

文 献

- [1] 国土交通省：2040年、道路の景色が変わる～人々の幸せにつながる道路～、<https://www.mlit.go.jp/road/vision/pdf/01.pdf> (accessed on Mar 28, 2022).
- [2] 国土交通省総合政策局物流政策課：物流を取り巻く現状、<https://www.mlit.go.jp/common/001347054.pdf> (accessed on Mar 28, 2022).

- [3] 閣議決定：総合物流施策大綱（2021年度～2025年度），<https://www.mlit.go.jp/seisakutokatsu/freight/content/001413866.pdf> (accessed on Mar 28, 2022).
- [4] 農林水産省：食料品アクセス（買い物弱者・買い物難民等）問題ポータルサイト，https://www.maff.go.jp/j/shokusan/eat/syoku_akusesu.html (accessed on Mar 28, 2022).
- [5] 長崎県五島市：“ドローンでの医薬品配送の長期実証について”，市の政策，スマートアイランド，<https://www.city.goto.nagasaki.jp/s007/040/010/010/080/20220105114934.html> (accessed on Mar 28, 2022).
- [6] 山梨県小菅村：“山梨県小菅村におけるドローンを活用した新スマート物流の取組み”，デジタル田園都市国家構想実現会議（第5回）議事次第，資料5，内閣官房，https://www.cas.go.jp/jp/seisaku/digital_denen/dai5/siryou5.pdf (accessed on Mar 28, 2022).
- [7] Shrivastava, R.：“ドローンでワクチンを運ぶ「Zipline」，企業価値が27億ドル突破”，Forbes，<https://forbesjapan.com/articles/detail/42248> (accessed on Mar 28, 2022).
- [8] 内閣官房小型無人機等対策推進室：空の産業革命に向けたロードマップ2021，<https://www.kantei.go.jp/jp/singi/kogatamujinki/pdf/siryou21.pdf> (accessed on Mar 28, 2022).
- [9] NTTファシリティーズ：ここまできている！ドローンビジネス最前線，<https://www.ntt-f.co.jp/column/0110.html> (accessed on Mar 28, 2022).
- [10] 内閣府：ムーンショット型研究開発制度，<https://www8.cao.go.jp/cstp/moonshot/index.html> (accessed on Mar 28, 2022).
- [11] 国立研究開発法人 科学技術振興機構：新たな目標検討のためのビジョン策定（ミレニア・プログラム）について，<https://www.jst.go.jp/moonshot/program/millennia/about.html> (accessed on Mar 28, 2022).
- [12] Candy Factory：“インフラの投射によって実現される動的な生活空間に関する調査研究”調査研究報告書，国立研究開発法人 科学技術振興機構ムーンショット型研究開発事業ミレニア・プログラム調査研究報告書，2021.
- [13] 山田健翔，内山貴啓，加藤裕之，上野 真：“無人固定翼機の将来性能に関する潜在ニーズの調査研究”，*JAXA Research and Development Memorandum*, JAXA-RM-20-003, pp. 1-8, 2021.
- [14] 茂木春樹，佐藤貴文，吉田郁哉：“蓄電池技術はどこに向かうのか？一次世代・革新型蓄電池技術の現状と課題—”，みずほ情報総研レポート，Vol. 18, 2019.
- [15] BUSINESS WIRE：“Elroy Air Unveils Its Chaparral, a First-of-its-kind, Autonomous, Hybrid-electric VTOL Cargo Aircraft”，<https://www.businesswire.com/news/home/52568023/en> (accessed on Mar 28, 2022).
- [16] 上野 真，加藤裕之，山田健翔，内山貴啓：“無人航空機の市場動向から考える機体研究開発の方向性”，第59回飛行機シンポジウム講演集，3D12, 2021.
- [17] 満田成紀，福安直樹：“ウェブアプリケーションフレームワーク利用に潜む課題～実プロジェクトデータを題材に～”，コンピュータソフトウェア，Vol. 27, No. 3, pp. 2-12, 2010.
- [18] McDonald, R. A. and Gloude-mans, J. R.：“Open Vehicle Sketch Pad: An Open Source Parametric Geometry and Analysis Tool for Conceptual Aircraft Design”，*AIAA SCITECH 2022 Forum*, AIAA 2022-0004, 2022.
- [19] Botero, E. M., Clarke, M. A., Erhard, R. M., Smart, J. T., Alonso, J. J., and Blaufox, A.：“Aerodynamic Verification and Validation of SUAVE”，*AIAA SCITECH 2022 Forum*, AIAA 2022-1929, 2022.
- [20] Epic Games, Inc.：UNREAL ENGINE，<https://www.unrealengine.com/ja/unreal> (accessed on, 2022).
- [21] Shah, S., Dey, D., Lovett, C., and Kapoor, A.：“AirSim: High-Fidelity Visual and Physical Simulation for Autonomous Vehicles”，*Field and Service Robotics, Springer Proceedings in Advanced Robotics*, Vol. 5, 2017.
- [22] パーソルプロセス&テクノロジー株式会社，KDDI株式会社：“運行管理システムを使ったドローン運航ビジネスの姿”，国立研究開発法人 新エネルギー・産業技術総合開発機構「ロボット・ドローンが活躍する省エネルギー社会の実現プロジェクト/無人航空機の運航管理システムおよび衝突回避技術の開発/地域特性・拡張性を考慮した運航管理システムの実証事業」，2022.
- [23] Van Bodegraven, G.：“Commercial Aircraft DOC Methods”，*AIAA/AHS/ASEE Aircraft Design, systems and Operations Conference*, AIAA 90-3224, AIAA paper, Sep 17-19, 1990.
- [24] Johnson, V. S.：“Minimizing Life Cycle Cost for Subsonic Commercial Aircraft”，*Journal of Aircraft*, Vol. 27, No. 2, pp. 139-145.
- [25] UVER Elevate：“Fast-Forwarding to a Future of On-Demand Urban Air Transportation”，*UVER Elevate White Paper*, Oct 27, 2016.
- [26] Duffy, M. J., Wakayama, S. R., and Hupp, R.：“A Study in Reducing the Cost of Vertical Flight with Electric Propulsion”，*17th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*, AIAA-2017-3442, AIAA paper, Jun 2017.

- [27] Brown, T. : “Design Thinking”, *Harvard Business Review*, 2008.
- [28] Schmitt, D. and Gollnick, V. : “Aircraft Manufacturer”, in *Air Transport System*, Springer, Vienna, pp. 157–186, 2015.
- [29] Von Hippel, E. : “Sticky Information” and the Locus of Problem Solving: Implications for Innovation”, *Management Science*, Vol. 40, No. 4, pp. 429–439, 1994.
- [30] Lewrick, M., Link, P., and Leifer, L. : *The Design Thinking Playbook: Mindful Digital Transformation of Teams, Products, Services, Businesses and Ecosystems*, Wiley, 2018.
- [31] Design Council : What is the framework for Innovation? Design Council’s evolved Double Diamond, <https://www.designcouncil.org.uk/news-opinion/what-framework-innovation-design-councils-evolved-double-diamond> (accessed on, 2022).
- [32] Kelly, T. and Kelly, D. : *Creative Confidence: Unleashing the Creative Potential Within Us All*, Crown Business, New York, 2013 (千葉敏生訳, クリエイティブ・マインドセット: 想像力・好奇心・勇気が目覚める驚異の思考法, 日経 BP 社, 2014).
- [33] Gray, D. : “Updated Empathy Map Canvas”, Medium, <https://medium.com/the-xplane-collection/updated-empathy-map-canvas-46df22df3c8a> (accessed on Mar 28, 2022).
- [34] Lewrick, M., Link, P., and Leifer, L. : *The Design Thinking Toolbox: A Guide to Mastering the Most Popular and Valuable Innovation Methods*, Wiley, Hoboken, 2020.
- [35] Carlson, R. C. and Wilmot, W. W. : *Innovation: The Five Disciplines for Creating What Customers Want*, Crown Business, New York, 2006 (楠木建監修, 電通イノベーションプロジェクト訳, イノベーション 5 つの原則—世界最高峰の研究機関 SRI が生み出した実践理論, ダイヤモンド社, 2012)
- [36] 川喜田二郎: 発想法 改版, 中公新書, 2017.
- [37] Wingcopter GmbH : WINGCOPTER, <https://wingcopter.com/> (accessed on, 2022).
- [38] 川崎重工業株式会社: “無人コンパウンド・ヘリコプター「K-RACER」の飛行試験に成功”, プレスリリース, https://www.khi.co.jp/pressrelease/detail/20201006_1.html (accessed on Mar 28, 2022).
- [39] Bell Textron Inc. : BELL APT Autonomous Pod Transport. <https://www.bellflight.com/products/bell-apt> (accessed on, 2022).
- [40] 中村洋介, 香内彩夏: “14 万 7000 フライトの分析に基づく日本の主要空港発着便における欠航率の特徴”, 国際 ICT 利用研究会論文集, 第 4 巻, 第 1 号, 2020.
- [41] 森康 彰, 井上 実: “無人航空機の運行管理のための気象予測”, *ながれ*, Vol. 40, pp. 326–333, 2021.
- [42] NASA : *NASA Systems Engineering Handbook*, NASA SP-2016-6105 Rev2, NASA, 2017.
- [43] Ries, E. : “The Lean Startup: How Today’s Entrepreneurs Use Continuous Innovation to Create Radically Successful Businesses”, Crown Business, New York, 2011 (井口耕二訳, リンスタートアップ: ムダのない起業プロセスでイノベーションを生み出す, 日経 BP 社, 2012).
- [44] 国立研究開発法人新エネルギー・産業技術総合開発機構: 無人航空機性能評価手順書 Ver.1.0 (目視内および目視外飛行編), 2020.
- [45] 国立研究開発法人新エネルギー・産業技術総合開発機構: 無人航空機性能評価手順書 Ver.1.0 (第三者上空飛行編), 2020.
- [46] 国立研究開発法人新エネルギー・産業技術総合開発機構: 無人航空機性能評価手順書 Ver.1.0 (長距離飛行ミッション編), 2020.
- [47] 内閣官房, 国土交通省: ドローンを活用した荷物等配送に関するガイドライン, Ver. 2.0, 2021.
- [48] 空の移動革命に向けた官民協議会: “空の移動革命に向けたロードマップ (改訂案)”, 空の移動革命に向けた官民協議会 (第 8 回), 2022.
- [49] 空の移動革命に向けた官民協議会 ユースケース検討会: “目指すべき絵姿と中長期的な実装の流れ”, 空の移動革命に向けた官民協議会 (第 8 回), 2022.
- [50] MathWorks : MATLAB UAV Toolbox, <https://jp.mathworks.com/products/uav.html> (accessed on May 23, 2022).
- [51] A.L.I. Technologies : C.O.S.M.O.S., <https://ali.jp/cosmos/> (accessed on May 23, 2022).
- [52] NEDO 「ロボット・ドローンが活躍する省エネルギー社会の実現プロジェクト」: 運行管理システム API, <https://drone-trafficmanagement.jp/> (accessed on Mar 28, 2022).



上野 真

宇宙航空研究開発機構航空技術部門研究領域主幹。研究歴：1998年(旧)科学技術庁航空宇宙技術研究所入所。改組に伴い国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構にて現在まで空気力学および数値モデリングの研究に従事。2017年 日本航空宇宙学会 第27回(平成29年度)学会賞 技術賞〔基礎技術部門〕受賞。



山田 健翔

宇宙航空研究開発機構航空技術部門研究開発員。研究歴：2019年より宇宙航空研究開発機構にて、空気力学および数値モデリングの研究に従事。



松本 万有

宇宙航空研究開発機構研究開発部門第四研究ユニット。研究歴：2014年より宇宙航空研究開発機構にて、宇宙輸送機の構造解析、推進薬管理に関する研究開発に従事。



加藤 裕之

宇宙航空研究開発機構航空技術部門研究領域主幹。研究歴：2001年(旧)科学技術庁航空宇宙技術研究所入所。改組に伴い国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構にて現在まで空力計測技術および風洞試験設備運用・維持管理に関する研究開発に従事。



古江奈々美

東京理科大学経営学部助教。2018年にスタンフォード大学 Center for Design Research へ研究留学, 2019年3月一橋大学大学院商学研究科博士後期課程修了, 博士(商学)。2019年より現職。研究分野はイノベーション, アイデア創造, デザイン思考。

Appendix A1. デザイン思考過程でのアウトプット

デザイン思考の過程では多量のアウトプットが発生する。本 Appendix では本文に入りきらない生アウトプットを掲載し、デザイン思考の過程で得られる直接的なアウトプットに興味のある読者の便宜を図る。

A1-1. 共感マップのアウトプット

デザイン思考の最初のステップで作成した(3-1節)共感マップのアウトプットを示す。

表 A.1 共感マップによる各ペルソナ像で想定されるペインとゲイン

ペルソナ No.	立場と主な業務	ペイン	ゲイン
P1	所属：物流事業者 担当業務：無人航空機の事業検討	<ul style="list-style-type: none"> 既存機体の調査において、自社ビジネスの実現に必要な機能があるか判断できない。 社内での説得材料が不足している。 機体選定のノウハウが個人に紐づいており、社内での技術、知識の継承がしづらい。 機体メーカーから出てくる数値が貧弱で、コスト推算を行うために様々な仮定を置かなければならない。 色々な機体を比較評価したいが、手元で簡単に評価できる仕組みがないので、それぞれのメーカーの言い値で性能を評価せざるを得ない。 上司への説得材料が不足している。どのような情報があれば説得しやすいか。 	<ul style="list-style-type: none"> 機体の評価を行うときに統一的に設定すべき入力項目が設定されていると良い。 機体メーカーに対してどのような数字を要求すれば、機体メーカーが言っていることの裏を取れるのかが知りたい。

ペルソナ No.	立場と主な業務	ペイン	ゲイン
P2	所属：物流事業者 担当業務：経営判断	<ul style="list-style-type: none"> ・検討チームの報告をどう判断したらよいかわからない。 ・既存のドローンでは自社のビジネス課題の解決にはつながらない。 	<ul style="list-style-type: none"> ・事前調査に要する時間、費用を削減したい。
P3	所属：物流事業者 担当業務：無人航空機配送	<ul style="list-style-type: none"> ・とりあえず飛行して配達できたが採算は取れるのだろうか。 ・飛行時間、燃費、積載重量などを改善したいが方法がわからない。 ・ドローンビジネスの go/no-go 判断が難しい。(判断材料が不足、基準がわからない) ・既存のドローンだけでは、自社ビジネスの改善にはつなげづらい。一方、自社でドローンを開発するノウハウ・技術・資金・人的余裕はない。 	<ul style="list-style-type: none"> ・ドローンビジネス導入によりどのようなメリット/デメリットがあるのか理解したい。 ・自社ビジネスに適したドローン機体を安価に導入できればうれしい。
P4	所属：機体メーカー 担当業務：機体設計開発	<ul style="list-style-type: none"> ・機体運用者が真に望んでいるニーズが技術的には不明瞭。 ・機体の種類が複雑すぎて、顧客の要求に応じて簡単に性能を試算できない。 ・顧客が明らかにおかしな機体を使いたいと言ってくるが、無人機の様々な形態を理論的かつ定量的に説得する統一的方法がないので試算に時間がかかる。 ・そもそもマルチコプターの理論的な基盤は脆弱なので、エネルギー消費量推定に自信が持てない。 	<ul style="list-style-type: none"> ・顧客に対して統一的な枠組みでエネルギー消費などを示すことで顧客に対して比較優位性を示して信用された上で自社の機体を買って欲しい。
P5	所属：研究機関 担当業務：無人航空機の技術研究	<ul style="list-style-type: none"> ・ビジネスおよび機体開発の現場に沿った内容になっていない。 ・やっていることが役に立つことなのかがわからない。 ・理論を作っても実際にはどう使われるのかがわからない。 	<ul style="list-style-type: none"> ・理論的な整理ができることで、それを使った様々な新しい機体の設計が容易にできる。

A1-2. カスタマージャーニーのアウトプット

カスタマージャーニー記述したユーザーの典型的な行動と、それらに対して記述した項目および、それらを用いて作成したカスタマージャーニーの例を以下に示す。

表 A.2 カスタマージャーニーに記述したユーザーの典型的な行動と各行動に対して記述した項目

典型的なジャーニー		記述項目	説明
1	当該システムを使う動機付けをされる	a. 具体的な行動	それぞれのステップでとられる具体的な行動
2	どういう手段を取るか決める		
3	当該システムを認知する	b. 感じること	それぞれのステップで生じる個人的な気持ちを具体的に書く。期待や不安、虚栄心などを含む
4	当該システムの利用を決定する		
5	利用のための準備をする	c. エモーションマーク	☹️：ユーザーが嬉しくない 😊：ニュートラルな感情 😄：ユーザーが嬉しい
6	初めて実利用してみる		
7	操作を習熟していく		
8	満足な成果物を得る	d. 機会	b., c. をさらに改善させることのできる機会や解決策
9	その成果物を他者に共有する		
10	当初想定していなかった活用方法に気付く	e. 役割提供者	d. を提供しうるシステム外の主体
11	当該システムの利用を他者に勧める		

典型的なジャーニー	初めて実用してみる	操作を習熟していく	満足な成果物を得る	その成果物を他者
a. 具体的な行動	<ul style="list-style-type: none"> チュートリアルで試してみる 	<ul style="list-style-type: none"> チュートリアルのパラメータを変更することから始める 	<ul style="list-style-type: none"> 細かなパラメーターを入力したい 	<ul style="list-style-type: none"> 他の人に成果を譲らう
それぞれのステップでとられる具体的な行動	<ul style="list-style-type: none"> チュートリアルをいじってパラメータの変化を見る 	<ul style="list-style-type: none"> 自分の入力したい機体を入力してみる 		
b. 感じること	<ul style="list-style-type: none"> 簡単に出力を理解できると良い 	<ul style="list-style-type: none"> そこそこ現実的で典型的な例題が用意されていると始めやすい 	<ul style="list-style-type: none"> GUIだけでなく、CUIで細かなパラメーター設定ができる 	<ul style="list-style-type: none"> 最終成果物を見ていて、他の見ることができ
それぞれのステップで生じる個人的な気持ちを具体的に書く。期待や不安、虚栄心などを含む	<ul style="list-style-type: none"> 別の検討結果を同じダッシュボードで確認したい 	<ul style="list-style-type: none"> 最終的にはGUIではなく、CUIでバッチ処理や最適化を行いたい 	<ul style="list-style-type: none"> バッチ処理や最適化を行いたい 	<ul style="list-style-type: none"> レポートを自
c. エモーションマーク	☹️	😐	😊	😊
d. 機会	<ul style="list-style-type: none"> 入力にはデフォルト値をなるべく自動で用意できるようにして、チュートリアルを回すのは非常に簡単にする 	<ul style="list-style-type: none"> 典型的な例題を用意する 	<ul style="list-style-type: none"> YMLなど見やすいフォーマットでパラメーター設定が標準化されている 	<ul style="list-style-type: none"> YMLなど見やすいフォーマットでパラメーター設定が標準化されている
b,cをさらに改善させることのできる機会や解決策	<ul style="list-style-type: none"> グラフィカルな出力を簡単に作れるようにする 	<ul style="list-style-type: none"> 理論的なバックグラウンドを解説した文書を用意する 		<ul style="list-style-type: none"> テンプレートが作りやすい表
	<ul style="list-style-type: none"> 簡単な書式のテキスト出力を手元のスプレッドシートですぐに確認できる 	<ul style="list-style-type: none"> パラメーターに適切な初期値を用意して上で詳細化を階層上にして、最初から膨大な量のパラメーターを設定しないで良くする。 		<ul style="list-style-type: none"> 他のソフトに合わせるようにする
		<ul style="list-style-type: none"> GUIはCUIに被せる外皮として開発し、完全にCUIでコントロールできるようにする。 		<ul style="list-style-type: none"> 自動レポート
e. 役割提供者	<ul style="list-style-type: none"> システム開発者 ドキュメンタライタ 理論研究者 フロントエンド開発者 UI/UXデザイナー 	<ul style="list-style-type: none"> システム開発者 ドキュメンタライタ 理論研究者 フロントエンド開発者 UI/UXデザイナー 	<ul style="list-style-type: none"> システム開発者 ドキュメンタライタ 理論研究者 フロントエンド開発者 UI/UXデザイナー 	<ul style="list-style-type: none"> システム開発者 標準化団体 フロントエンド
dを提供しうるシステム外の主体				

図 A.1 カスタマージャーニーの一例（一部抜粋）

A1-3. 事前 NABC 分析のアウトプット

インタビュー前に実施した事前 NABC 分析の結果を示す。

表 A.3 インタビュー前に実施した NABC 分析の結果

項目	小項目	記述
Need	ユーザー	無人航空輸送をプラットフォームの一つとして社会実装したい事業者（プラットフォーム系企業の社員で、無人航空輸送で置き換えるべき業務の構想はあるが、機体や設備の具体的なイメージはない。機体開発メーカーの選定を一任されている。）
	起きうる課題	①自己の想定するミッション（積載量や航続距離、稼働時間の要求）と制約（コストや環境適合性などの制約条件）に対して、どんな機体が要求を満たすのかわからない。 ②機体だけ開発すれば他にはいらぬのが不安。（別途 1,000 m の滑走路が必要だと言われたら困る。） ③逆に市場で売られている機体の能力から実現できるミッションはどういうものか？すなわち当該機体が輸送できるペイロード、レンジ、飛行経路を推定する。
	どんなときに生じるか？	①なぜ無人航空輸送を導入すべきかはわかっている、というか信念があるが、実現しているソリューションがないとき。 ②ミッション設定の網羅性が十分でないとき。 ③既存の機体を選定して、無人航空輸送ビジネス自体には参入する必要があるとき。

項目	小項目	記述
Need	ユーザーの願望	できるだけ既存の施設を使い回したい。(変えるところは最小限にしたい。)置き換ええない輸送業務とのインターフェースインターフェースを合わせたい。
Approach		時刻1 ① 既存の機体でミッションが成立するものを列挙する。 ② 上記の機体の運用で必要となる設備を列挙する。 ③ 既存の機体の差分を列挙する。 時刻2 ここまでの出力で良いモノがあればそれを選択する。なければ以下のステップに進む。 ① ミッションに適する機体のタイプを絞り込む。(ヘリコプターのようなタイプが良いのか、セスナのような固定翼タイプが良いのかなど。) ②-1 機体のタイプごとのメリット・デメリット、運用上必要となる設備を列挙する。 ②-2 機体のタイプごとの性能限界や大きさを大まかに出力する。 時刻3 ここまでの出力で納得するものがあれば、その案を機体開発メーカーに持っていくことができる。 ①② 機体自体と設備の条件を出力する。 時刻4 合えばその機体を使用すれば良い。合わない場合は： ①② 違う機体構成に必要な条件を提示する。(ミッションに適合するために既存機とは異なる形態の機体の提案ができると良い)
Benefit	想定ユーザーが機体導入まで継続的に使用すると考える理由	・新規参入ユーザーが機体を概念的に検討する際に使うことが想定される→ミッション成立性を判断できる、ビジネス成立性を判断できる ・新規機体開発となったとき、メーカーとコンセプトの調整(ビジネス的なミッションの機体要求への翻訳)に使えられると思われる→インターフェースインターフェースの統一
	ビジネス価値	想定ユーザーが業務を行う上で機体関連の業務がスムーズになると考えられる。また、機体開発メーカーとの調整支援も可能と考えられる。
	ユーザーが嬉しいことに価値がある	・ユーザーがどう嬉しいのかはまだわからない。 ・機体メーカーから提示される情報がどこまで十分なかもまだわからない。カスタマージャーニーなどでそれをあぶりだす。 ・ユーザーはどのようなツールがあったら喜ぶのか不明。担当者の喜びとビジネスアウトプットとしての喜びはまだ明確に分けられていない。
Competition	コンサルタント	想定ユーザー：知識が無く自分で機体を記述できないユーザーが依存する。
	別のツール	* OpenVSP [18] 想定ユーザー：ミッションからの要求性能は確定していて、その性能を満たす機体の概念設計を行いたい人(CADが使えて航空工学の知識もある) 本システムとの差：ミッションから要求性能への落とし込みは別途行う必要がある。 * SUAVE [19] 想定ユーザー：ミッション最適化も含めた機体開発に興味のある研究者(やそれに準ずる知識を持つ人) 本システムとの差：機体のタイプを絞り込んでくれないので、自分で調査する必要がある。基本的に必要な設備は出てこない。あくまで機体だけ。

A1-4. インタビューの要点まとめ

検討したインタビュー内容に従い、無人航空機に係る対象者にインタビューを行った結果の要点を記す。

Interview 1では、フレームワークで想定している入出力は初期検討の段階で利便性があるという意見が見られた。一方で、当初想定したフレームワークの機能に対する適切なユーザー像は初期検討の段階に限られることが示唆され、初期検討の段階を過ぎると新規参加者に対する教育的な要素を除き有用性が見出しにくいという意見も得られた。質問事項としては、既存機体の集約だけでなく、任意形状の機体シミュレー

ションへの可能性を問われた。最後に、デジタルツインや運用シミュレーター、仮想環境への拡張といったアイデアが得られた。

Interview 2では、フレームワーク自体は有用であるという意見があった一方で、PoCの段階に入ると機体性能よりは運用上の運航率および安全面の確保が重視されるという意見が見られた。質問事項としては、飛行時以外の運用面での作業工程、運航およびオペレーションのシミュレーションへの適用可能性を問われた。最後に、質問事項と関連して、航空機よりもはるかに低い高度を密に飛ぶような将来像に向けて、気象状態など課題として想定される状況を組み込んだ飛行安全性の評価といったアイデアが得られた。

Interview 3では、フレームワークがあれば有用であり、業務において用いたいという積極的な意見が得られた。一方で、機体の選定については機体の性能より運用面の課題が重視されるという意見も得られた。機体の取り回しやオペレーションに要する人数など、現状PoCによってしか検証できない要素が機体選定にも関わってくると示唆された。様々な環境において行った試験結果が参照できる機能の有用性も示唆されたが、その際には試験条件もセットで明示されている必要性が強調されていた。また、他のインタビューと同様、天候による運航の不安定性が問題視されていた。このような問題に関連して、フライトシミュレーターの需要が見られた。

Interview 4では、いくつかのコンフィグレーションについて代表的な形状とその大まかな性能がわかっていると有用になりうるという意見が得られた。また、飛行する空域の推定が行えると有用であるという意見も得られた。これは他のインタビューでも見られたように、フライトシミュレーターの需要であると認識した。

Interview 5では、実証が進んでいる段階で用いるものではないが、将来的にビジネスからの要求が変わってくる場合、必要になるという意見が得られた。一方で、ビジネス要求に即した最適な機体性能が提示されたとしても、それが実際に存在しない場合はその選択肢を取るの難しいという意見も得られた。

Interview 6では、機体の情報が不足している現状を踏まえて、機体をどう選ぶか、あるいは顧客にどう紹介するか、という観点でフレームワークの有用性が認識された。また、汎用的でない機体に対してもリスクアセスメントができると良いという需要が示された。

Interview 7では、事業主体以外の技術的な知識の期待できない関係者にとって理解できる標準化された安全指標の重要性が指摘された。また、APIの標準化だけでは動作の標準化はされないという指摘もされた。

Interview 8では、フレームワークの機能の出力として安全性・実運用に関する数値が期待されることが述べられた。また、シミュレーションをスピーディーに実行できることの重要性が示された。

表 A.4 インタビュー対象および適合するペルソナ

匿名化したインタビュー対象	適合するペルソナ	聞き取り人数
Interview 1	P1, P2	1名
Interview 2	P1	3名
Interview 3	P1, P2, P3	4名
Interview 4	P4	2名
Interview 5	P1, P2	2名
Interview 6	P1, P2, P3	4名
Interview 7	P1, P2, P3	2名
Interview 8	P4	1名

A1-5. Feedback Capture Grid のアウトプット例

インタビュー結果を KJ 法を用いてクラスタリングし、Feedback Capture Grid にマップした結果を示す。

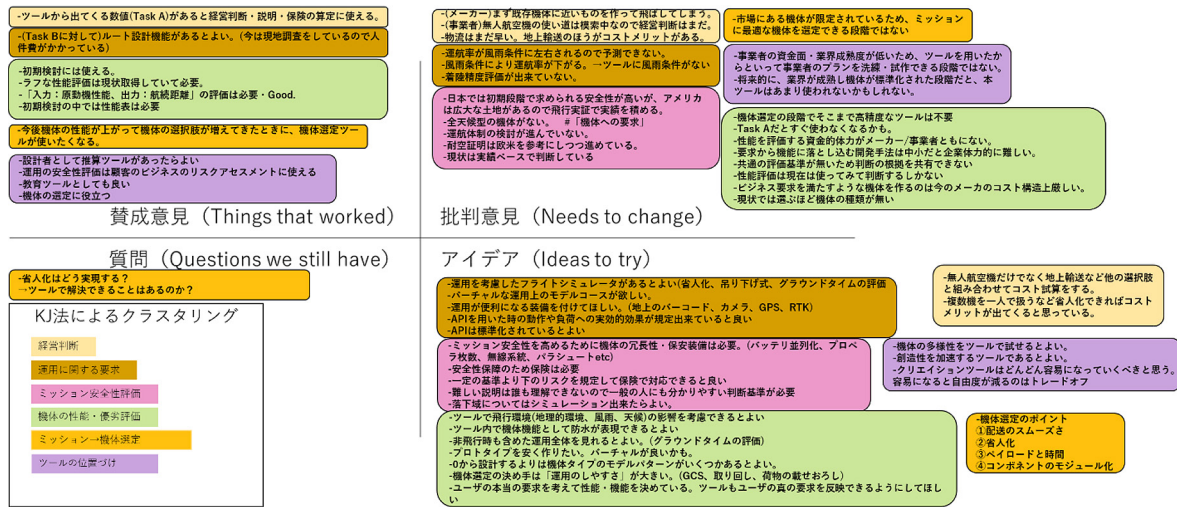


図 A.2 Feedback Capture Grid と関連テーマクラスタリング結果

A1-6. 事後 NABC 分析のアウトプット

インタビュー後に改めて実施した NABC 分析のアウトプットを示す。

表 A.5 Task A についてインタビュー後に実施した NABC 分析結果

項目	小項目	記述
Need	ユーザー	運航事業者・メーカー
	起きうる課題	<ul style="list-style-type: none"> ・ 運航事業者：性能評価の基準がわからないので機体選定ができない。自社ミッションの実現可能性評価ができない。 ・ 機体メーカー：実績ベースでしか性能を評価できない
	どんなときに生じるか？	事業の初期検討段階で機体の選定をするとき
	ユーザーの願望	<ul style="list-style-type: none"> ・ 運航事業者： <ul style="list-style-type: none"> ①性能比較がしたい。(性能表, 選定ツール, 位置決め精度など標準化された標準) ②教育ツール (大学, 企業内の知識向上) ③モデルがパターン化されているとよい ④プロトタイプの評価ができることよい。 ⑤新規形状の評価ができることよい ・ 機体メーカー： <ul style="list-style-type: none"> 性能推算がしたい。
Approach	①機体設計・選定フレームワーク	<ul style="list-style-type: none"> ・ ミッションと機体の仕様 (機体モデル) を双方向につなぐ。 ・ Input 1: ミッション (ペイロード, 運搬距離, 運用環境 etc) ・ Output 1: ミッション実現に必要な機体の機能, 機体以外に必要な施設・設備 または, ・ Input 2: 機体の仕様 ・ Output 2: 実現可能なミッション
	②運用に関する性能評価軸とそのレベルの標準化	<ul style="list-style-type: none"> ・ 航続距離 ・ 消費エネルギー ・ ペイロード ・ 参照ミッション ・ 参照機体

項目	小項目	記述
Benefit		<p>企業の検討レベルによって Benefit ベネフィットは変化する</p> <ul style="list-style-type: none"> ・ 検討段階 1 (どのように機体を選び, コスト評価すれば良いのかわからない): <ol style="list-style-type: none"> ①概念検討に要する時間・労力の節約。 ②初期検討のハードルが下がる。 ③試行段階での補助ツールになる。 ・ 検討段階 2 (ミッションに基づいて機体メーカーに要求する): <ol style="list-style-type: none"> ①機体選定についてはある程度ノウハウがあるので, ミッションに応じて理論的に妥当な機体性能を機体メーカーに要求できれば価格交渉力や市場での支配力を強化できる。
Competition		<ul style="list-style-type: none"> ・ 従来型の航空産業経験者が機体設計に使う設計ツールは存在するが, ミッションと機能・仕様をつなぐツールはない ・ 設計ツール: OpenVSP[18], SUAVE[19], AirSim[21]など

表 A.6 Task B についてインタビュー後に実施した NABC 分析結果

項目	小項目	記述
Need	ユーザー	運航事業者, メーカー
	起きうる課題	<ul style="list-style-type: none"> ・ 特定のルートで運用すると想定したときの運航確率が知りたい。 ・ 運航シミュレーションをしたい。
	どんなときに生じるか?	事業の初期検討段階で経路の選定や事業開始に伴う課題抽出を行うとき
	ユーザーの願望	<ul style="list-style-type: none"> ・ 運航事業者: <ol style="list-style-type: none"> ①運用シミュレーター (ルート設計, グラウンドタイム評価, 取り回し, 離着陸精度, -地理的環境, 気温) ②運航率の評価 (風・雨・雪) ③運用安全性評価 (落下域, 防水 etc) ④訓練シミュレーター (離着陸) ・ 機体メーカー: <ol style="list-style-type: none"> ①運用安全性評価がしたい (落下域 etc)
Approach	①運用検討・運用シミュレーター	<ul style="list-style-type: none"> ・ Input: 機体の機能, ペイロード, 運用経路, 運用環境など ・ Output: 飛行危険区域, 安全率, 安全な飛行高度
	②運用に関する性能評価軸とそのレベルの標準化	<ul style="list-style-type: none"> ・ 耐気象性能 (風・雨・雪・気温・気圧): 運航率評価に役立つ ・ 落下分散 (不具合発生時の落下分散評価): 飛行経路設定に役立つ ・ 不具合発生確率 (冗長性達成度などから評価): 保険料率設定等リスク管理に役立つ
Benefit		<p>企業の検討レベルによって Benefit はベネフィットは変化する</p> <ul style="list-style-type: none"> ・ 検討段階 1 (運用方法の検討): <ol style="list-style-type: none"> ①経験が少なく運用方法など分からないことが多い状態では, 様々なパターンのメリット・デメリット評価など定性的な評価が重要。 ・ 検討段階 2 (リスクの定量的評価): <ol style="list-style-type: none"> ①運用方法などが成熟してくると大きなブレはなくなり, リスクの定量的な評価に価値が出てくる。
Competition		<ul style="list-style-type: none"> ・ 既存のツール <ol style="list-style-type: none"> ①ミッションシミュレーション機能を有するツール等: AirSim[21], MATLAB UAV toolbox (Mathworks) [50], C.O.S.M.O.S. (A.L.I. Technologies) [51] ②法的要件の管理をするツール: 運航情報管理: 運航管理システム API (NEDO ロボット・ドローンが活躍する省エネルギー社会の実現プロジェクト)] [52], C.O.S.M.O.S. (A.L.I. Technologies), ・ 現状では困難と考えられる機能 <ol style="list-style-type: none"> ①経路以外の要素 (気象などの物理的な影響評価) のシミュレーション ②運航以外の取り回しなどの評価 <p>安全率などリスクの定量的評価</p>

表 A.7 Task A 及び Task B に分類されたもの以外の要求

項目	具体的な記述
経営判断	・無人航空機だけでなく地上輸送など他の選択肢と組み合わせてコスト試算したい
運用に関する要求	・運用を含めたフルフライトシミュレーター（地理的環境・風雨・天候・防水効果の影響とモデルコースを含む）が欲しい ・運用が便利になる装備の開発 ・APIを用いた時の動作や負荷への実効的効果が規定できていると良い
ミッション安全性評価	・ミッション安全性を高めるための機体の冗長性・保安設備の付与の考慮 ・安全性保障のための保険付保の評価基準設定（一定確率以下のリスクは保険で対応） ・落下域シミュレーション
機体性能評価/ 機体への要求/ 機体の優劣比較	・バーチャルでも良いのでプロトタイプを安く作りたい（バーチャルでは永遠に現実との誤差が発生するとの意見もあり） ・0から設計するよりも機体タイプのモデルパターンがいくつかあると良い ・非飛行時（グラウンドタイム）も含めた評価をしたい ・機体の多様性を試せると良い ・機体設計の創造性を加速できると良い
ミッションからの体選定	・（輸送業務に関して）スムーズな配送と省人化を実現し、ペイロードと搭載作業時間を評価可能であること、コンポーネントをモジュール化できること

表 A.8 フレームワークに関連する業界全体の抱える課題

項目	具体的な記述
経営判断	無人航空機の使い道自体が模索中で経営判断に落とし込めない
運用に関する要求	運航率が風雨条件に左右されるので予測できない
ミッション安全性評価	日本では相対的に求められる安全性が高く、飛行実証で実績を積むことが難しい 全天候型の機体の不足 運航体制の検討が進んでいない 安全性は実績ベースで判断している
機体性能評価/ 機体への要求/ 機体の優劣比較	性能を評価する資金的体力がメーカー／事業者共に無い 要求から機能に落とし込む開発手法は中小だと企業体力的に難しい 共通の評価基準が無いため判断の根拠を共有できない 性能評価は、現在は使ってみて判断するしかない 現状では選ぶほど機体の種類がない

『Japan Drone 2022』ポスターセッション報告

～より深い技術情報交換の場として～

編集委員長

一般社団法人日本 UAS 産業振興協議会

常務理事 岩田 拓也

最近、世界的に次世代エアモビリティ（Advanced Air Mobility）の技術開発が進んでおり、新しいエアモビリティ時代の幕開けが期待されています。このたび日本で初めて、国際的な次世代エアモビリティ産業のサプライチェーン創出のための本格的な専門展示会 & コンファレンスとして、JUIDA 主催「第7回 Japan Drone 2022」に「第1回 次世代エアモビリティ EXPO 2022」を同時開催いたしました。これに伴い、Japan Drone 2022 主催者展示ゾーンにおきまして「Technical Journal of Advanced Mobility」（以下、テクニカルジャーナル）のポスターセッションを企画いたしました。

本ポスターセッションでは、テクニカルジャーナル 2020 年創刊号から 2022 年 5 月までにオンライン掲載された論文の中から、最新の情報にアップデートされた研究成果報告の論文 9 本の内容で、ポスター 12 枚が展示され発表されました。ポスターセッションの会場は大変盛況（図1）で、発表者のもとには多くの来場者が集まって話を聞いたり質問をしたりして情報交換をされておりました（図2）。

また、ポスターの前に小さな展示台を用意して実機展示をおこなった例もあり、振動が劇的に抑制されたレシプロ実機に実際に手で触れた多くの来場者の方々が驚きの実感を体験されておりました。口頭発表者も実機展示発表者も、多くの方々と名刺交換や情報交換をされて、大変有意義でしたとお声をいただきました。そして、また続編の論文をテクニカルジャーナルに投稿するので、来年もポスターセッションに参加しますとお声もいただきました。

テクニカルジャーナルの役割は、ドローンや次世代エアモビリティの分野の多種多様な技術情報を発信し共有し活用して、より強い技術への進化を促進することにありますので、毎年開催される Japan Drone 展にリアルでその技術情報交流がおこなえる場があることは、この分野に携わる業界の皆様にとって有意義であろうと考えております。今回のポスターセッションには多くの方にご来場いただき、その技術交流機会の価値を実感していただけたと思います。また、「Best of Japan Drone Award」で最優秀賞を受賞された方には、本誌掲載料無料の権利を付与させていただくなど、Japan Drone 展と連携した特典もご用意いたしました。是非ともご活用いただければ幸いです。

最後に、本年のポスターセッションの盛況に感謝申し上げますと共に、来年のポスターセッションへの皆様のご参画にご期待申し上げますと結びの言葉とさせていただきます。ありがとうございました。

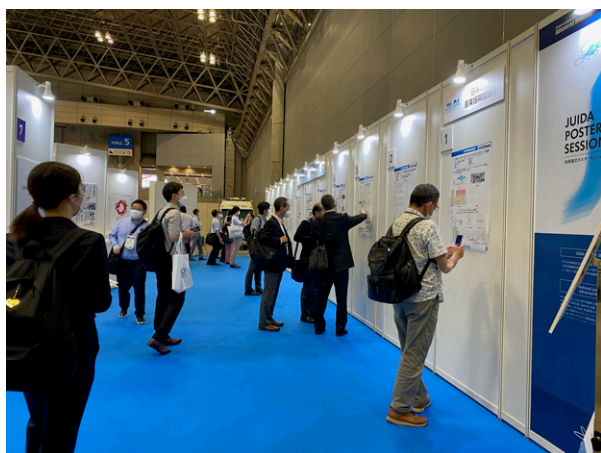


図1 ポスターセッションの様子

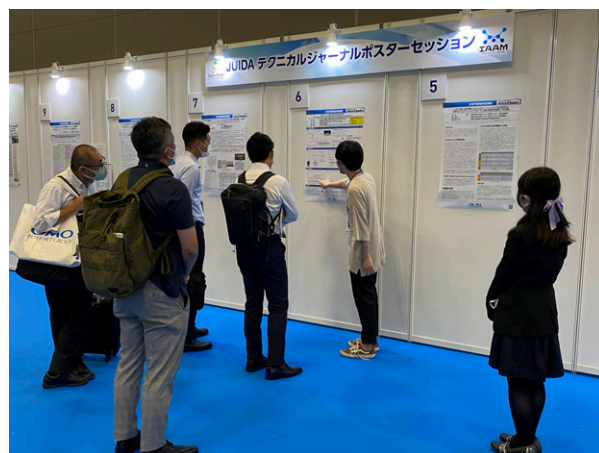


図2 口頭発表の様子

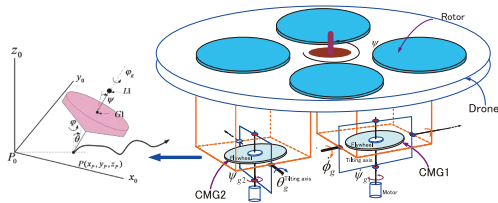
ツインCMG(コントロール・モーメント・ジャイロ)によるドローンの制御

氏名 大内茂人, 天野嘉春, 長谷部信行
稲葉毅, 趙天翼
小谷之
野口宏実

所属 早稲田大学
東海大学
釧路高専
(株)インフィテック

特徴

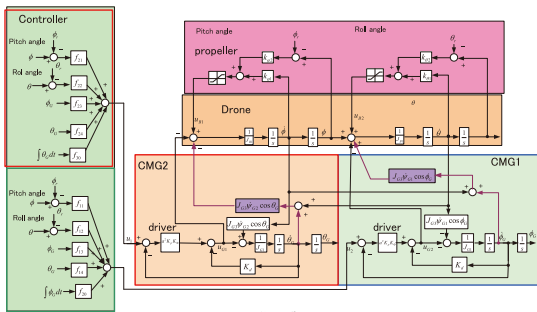
- ・ コマの原理に基づいて姿勢を制御するジャイロアクチュエータ(CMG)を用いたドローンの姿勢制御
- ・ 瞬間的な突風(風速22m/s相当)に対する安定性
- ・ ワンタッチで装着可能



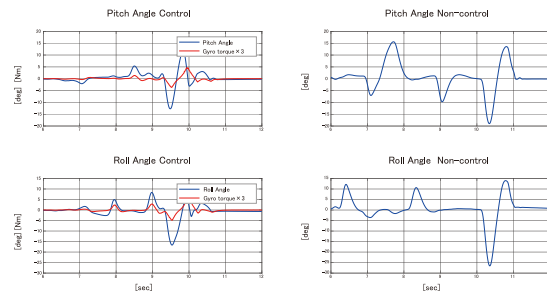
原理図



実験装置



制御ブロック図

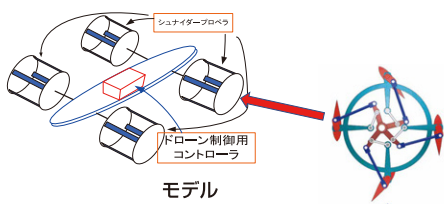


実験結果

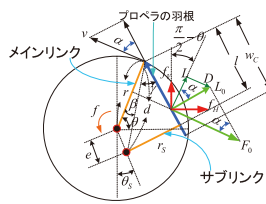
特徴

シュナイダープロペラ型ドローンの開発

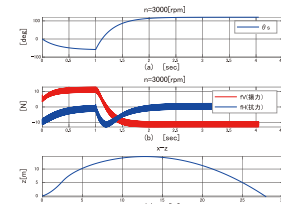
地上走行, 水上走行, 空中飛行の3つの機能を同時に持つことが可能



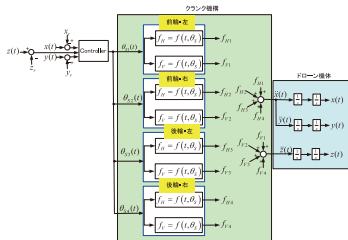
モデル



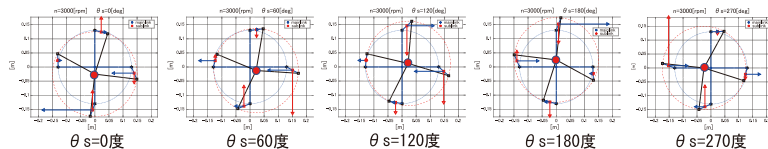
シュナイダープロペラ原理図



移動シミュレーション



制御ブロック図



クランク軸の角度シミュレーション

連絡先: 早稲田大学 大内茂人: s.ouchi3@kurenai.waseda.jp



eVTOL機のスケラブルな設計手法に関する研究

氏名 上林 篤史 所属 法政大学大学院 理工学研究科
小林 凌 航空・機械音響研究室
御法川 学

1. 諸言

近年、アーバンエアモビリティ(UAM)用途の機体としてeVTOL機の開発が世界中で過熱しているが、実用化には課題が山積している。特に機体概念の新しいさと相まって、これまでサイズごとに多種多様な設計が乱立してきており、今後技術の標準化や設計の簡素化・迅速化、あるいは認証制度や法規の整備に支障をきたすことが懸念される。即ち小型ドローンから大型UAMまで種々の機体サイズごとに個別の設計アプローチがなされ、それらは連続性を持たず、結果として次世代エアモビリティ全体の社会実装を難しくしている。

そこで本研究では、幅広い用途に応じた種々の機体サイズを一元的に捉えた明解な設計アーキテクチャの構築を念頭に、機体設計のスケラビリティに着目し、簡易的な設計ツールを作成して諸元の初歩的検討を行った。さらに設計要求を種々に変化させ、機体の技術的な成立性を検証するとともに今後の課題について考察した。

2. 方法

諸元の検討においては、入力値を最大離陸重量(MTOW)とし、バッテリー重量を最大離陸重量の50%に固定した。搭載機器重量や有償荷重は機体の構造や材料、用途等に依るため今回は考慮しなかった。基本となる機体形式は有翼のマルチコプター型とし、浮上用ファンと推進用ファンを備える想定とした。誌面上の結果では電源をリチウムイオン電池による純電動とした。

浮上用ファンについて、最大離陸重量をスケラさせた場合でも浮上用ファンのディスクローディング P_p が大きく変動しないように直径 d_p 、個数 n_p 、重量 W_m を定めた。同時に、機体構造として破綻が生じないよう翼面積 S_w と比較して総回転面積 S_p が過大でないことを確認した。

以下のfig. 1に主要な設定定数を示す。ただし、係数 K_1 、 K_2 はそれぞれ総回転面積 S_p 、プロペラ直径 d_p が

$$S_p \leq K_1 S_w, \quad d_p \leq \frac{b}{K_2}$$

を満たすように制限する係数である。

Table 1 Settings of constants

lift coefficient, C_L [-]	1.2	time for eVTOL [hr]	0.1
aspect ratio, AR [-]	10	coefficient, K_1	5
motor efficiency, η [-]	0.9	coefficient, K_2	6

成立性の検証においては、要求仕様として航続距離 R を入力し、最大離陸重量をスケラするごとに全機に占めるバッテリー重量の割合を求めた。さらに搭載物重量の代表として浮上用モーターの重量を考慮し、残存する重量、すなわち機体構造や有償荷重に避ける残余の大きさを機体の成立性の指標とした。

浮上用モーターの重量は、実現性を重視し市場で入手できる種々のモーターの傾向から要求されるモーターの軸出力に対して近似的に求めた。以下の Fig. 1 に各種モーターの自重と軸出力の関係を示す。

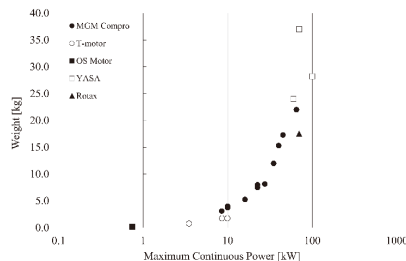


Fig. 1 Weight to maximum continuous power of available motors

3. 結果

はじめに、最大離陸重量をスケラさせた場合の諸元の検討について、結果の一部を抜粋して以下のTable 2に示す。

Table 2 Specifications for various maximum take-off weight

MTOW [kg]	1.5	15	150	1500
stall speed, V_S [km/h]	68	77	86	94
cruise speed, V_C [km/h]	75	110	160	210
wing area, S_w [m ²]	0.053	0.42	3.4	28
wingspan, b [m]	0.726	2.04	5.79	16.6
propeller diameter, d_p [m]	0.12	0.33	0.96	2.77
number of propellers, n_p	4	4	4	6
disc load, P_p [kg/m ²]	33.2	43.8	51.8	41.5
battery weight, W_b [kg]	0.75	7.5	75	750
range, R [km]	19	28	40	52

上記の諸元をもとに、最大離陸重量150, 1500 kgの機体について後退翼を仮定して上面概略図を描画すると以下のFig. 2のようになる。

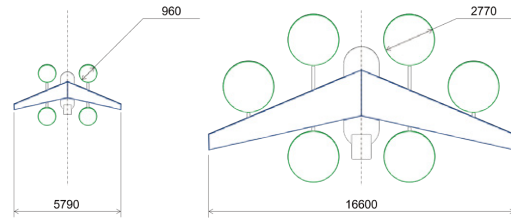


Fig. 2 Conceptual top view of 150 and 1500 kg MTOW eVTOL

次に、航続距離に25, 50, 100 kmを要求した場合の成立性について、以下のFig. 3にMTOWに占めるバッテリーの重量割合を、Fig. 4にモーター重量を加味した残存重量の割合をそれぞれ示す。

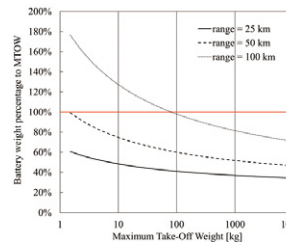


Fig. 3 Battery weight

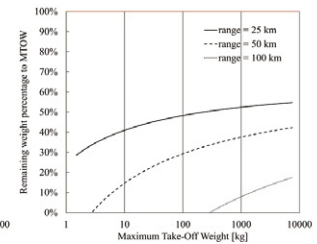


Fig. 4 Remaining weight

ただし、これらの傾向は巡航速度の設定に依存するため一例に過ぎない。極端に高速な機体などはこの傾向には当てはまらない。

4. 考察

上記の結果より、幅広い機体サイズを一貫した理論で連続的に設計する手法には一定の可能性が見出された。しかしながら実用的な有償荷重と航続性能を両立するためには、搭載する電源のエネルギー密度からくる制約が大きく、特に大型機については今後ガスタービンによる機上発電の搭載等を継続して検証し、最適化を図る必要がある。

スケラビリティの考え方に基づいて設計された実用性の高いeVTOL機の登場は、次世代エアモビリティの迅速な普及とスムーズな社会課題の解決へ繋がり、更なる航空産業の活性化や航空文化醸成などが期待される。



デジタル直接制御マルチコイルジェネレータ / モータ

氏名 安田 彰
谷津田 千一郎

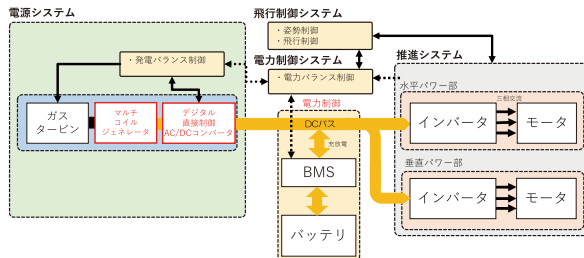
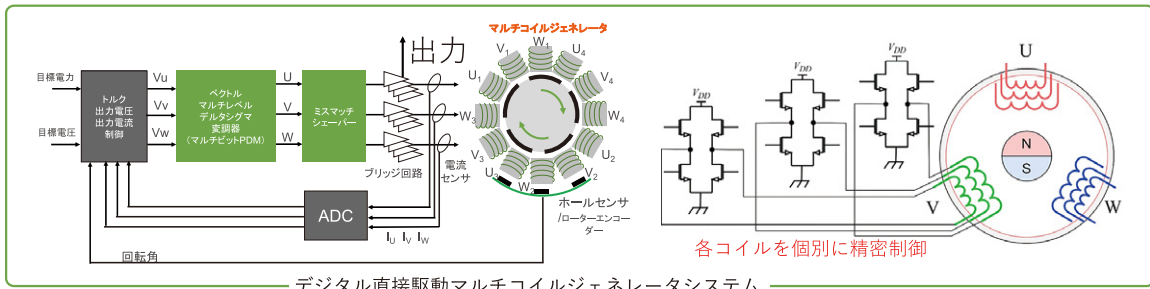
所属 法政大学理工学部電気電子工学科
HIEN Aero Technologies

高効率・高負荷追従性を可能とするデジタル直接マルチコイルジェネレータ / システム

特徴とメリット

- コイル選択により、デジタル信号で直接精密に負荷トルクを制御可能
- 最適な負荷トルクによる発電で高効率を実現
- 高速制御特性
- デジタル直接マルチコイルモータシステムと組み合わせることで高効率・高速高精度シリーズハイブリッドシステムを実現

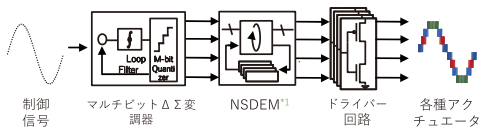
エンジンの回転数制御より高速に負荷追従が可能



Hybrid eVTOLへの応用

- 飛行状況による長周期変動対応はエンジン出力の調整
- 突風やVTOL時の負荷変動にはバッテリーとデジタル直接制御マルチコイルジェネレータによる高速負荷追従

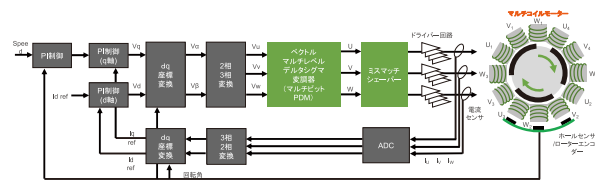
我々がこれまで提案しているデジタル直接駆動システム



デジタル直接駆動スピーカシステム



デジタル直接マルチコイルモータシステム



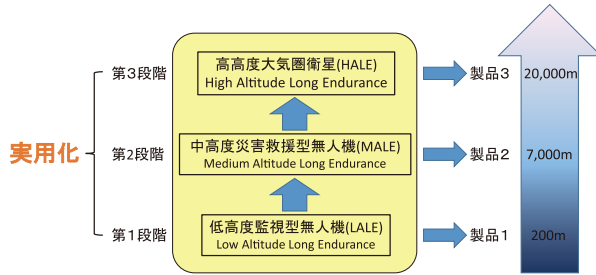
デジタル直接駆動技術採用プロダクツ例



太陽光エネルギーを利用したソーラープレーンの技術課題 Technical Problems of the Solar-Powered Aircraft

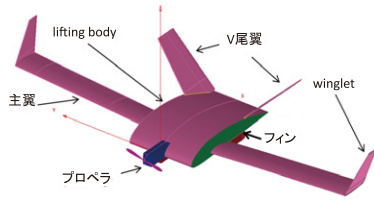
氏名 雷 忠 所属 公立諏訪東京理科大学 email : lei@rs.sus.ac.jp

ソーラープレーンとは太陽光エネルギーを利用して飛行する航空機である。太陽光パネルによる発電を夜間の動力として利用すれば、ソーラープレーンは半永久的に飛行を続けられ、監視、災害救援、次世代通信サービスへの応用を始め、他産業への経済波及効果が高いものとして期待されている。著者らは2008年からソーラープレーンの研究開発をスタートし、従来と異なる独自の設計を行い、2013年8月にスケールダウン小型機の飛行を成功した。



設計思想

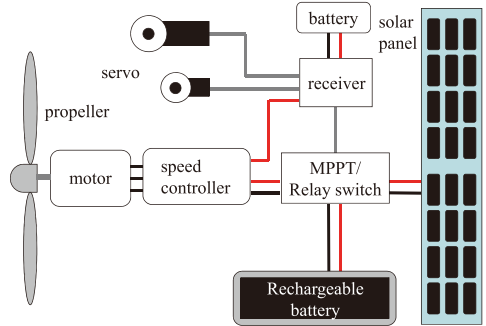
- ① 高いアスペクト比翼 (AR=12.74) → 高い空力特性
- ② 主翼と胴体 (Lifting body) → 一定の揚力と太陽光パネル搭載面積の確保
- ③ 胴体 (Lifting body) → 充電電池を搭載する体積の確保



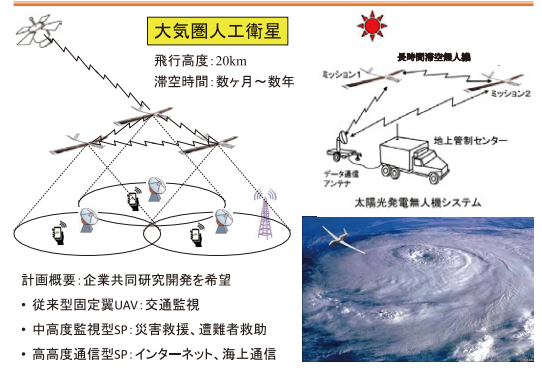
ソーラープレーン4号機 3D CAD図

実機データベース → 重量や寸法の推算

搭載システム構成

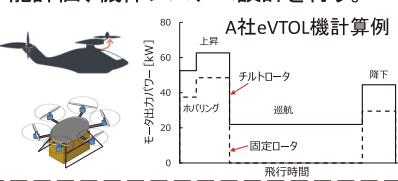


滞空型無人機システム(UAS)

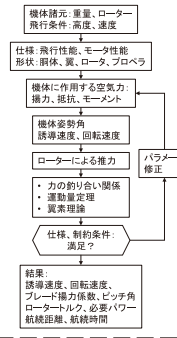


研究展開: eVTOL航空機

大型ドローン、eVTOL航空機を研究し、回転翼機と固定翼機理論に基づいてホバリング時、上昇・下降時、巡航時における飛行性能評価、機体システム設計を行う。



性能評価、設計フローチャート



研究室紹介

Since 2009

研究分野: 航空宇宙工学、流体力学

応用分野: 航空機、自動車、流体機械

1. 流体・空力試験 (EFD) Experimental Fluid Dynamics

2. 数値流体解析 (CFD) Computational Fluid Dynamics

3. 最適化設計技術 (OFD) Design Fluid Dynamics

実験 解析 設計

小型無人機 → 超音速旅客機 → 超音速旅客機 → ロケット・宇宙機



次世代移動体技術誌

Technical Journal of
Advanced Mobility

UAS(無人航空機システム)のイノベーションを促進する 欧州のリスクベースアプローチと我が国安全規則への示唆

氏名 佐々木 一 所属 東京大学 未来ビジョン研究センター 特任准教授
 鈴木 真二 東京大学 未来ビジョン研究センター 特任教授
 炭田 潤一郎 技術士事務所 炭田航空宇宙企画 所長

*本ポスターは既に発表済みの論文、佐々木 et al., (2021) 欧州におけるリスクベースアプローチと我が国の無人航空機安全規則への示唆をもとに編集したものである。論文発表時点の公開情報に基づくものであり制度の仔細において進展がある点は留意されたい。

1 はじめに

適切な規制は、技術が社会受容を獲得する過程において不可欠であり同時に競争と強調を生みイノベーションを促進させる。無人航空機特有の問題としては既存の有人航空機制度との調和や活用といった視点も重要となり、産官学はもとより国際的なハーモナイゼーションを前提とした議論が重要である。このような観点について議論するにあたって、欧米をはじめとしてすでに先んじている枠組みについても参考にしていくことは重要である。

2 EASA のリスク評価の基本

UAS に対する EASA (欧州航空安全機関) の考え方は、社会に受け入れられる安全性と環境に対する保護のレベルを設定し、同時に無人航空機によって新しい産業が進化、革新、成熟するのに十分な柔軟性を提供するものである。そのためには有人航空に導入されているシステムを単純に移植するのではなく、より進歩的で柔軟なものとする必要があるとしている。

リスクは、危害の発生確率とそれが発生したときの重大性の組合せとして定義できる。EASA における UAS のリスク評価の基本は、地上や空中での第三者に対するリスクを許容できる範囲にすることとされ、制度やリスクの考え方も現状の有人機制度を習ったものであり、Minor (安全性を大きく低減しない故障など)、Major (緊急着陸につながるような故障など)、Hazardous (コントロール下の機体墜落故障など)、Catastrophic (地上の人命に関与しかねない墜落や他の航空機に危害を与えかねない暴走など) で分類される。

EASA では UAS をそのリスクレベルに応じて3つのカテゴリ (Open カテゴリ、Specific カテゴリ、Certified カテゴリ) に分類し、各カテゴリに応じた認証手続きを規定している。Open カテゴリにおいて基本的に申請は不要であり、適用機体システムと運用に関する申請者の自己申告に基づき運用を制限してリスクを許容範囲に収めている。Specific カテゴリにおいては、Open カテゴリを超える所については求められる安全性評価への適合性を、試験等によるその検証とともに示した申請が必要であるという考えであり、システム設計でのリスク軽減と運用でのリスク軽減を調和をとって実施しようとする領域といえる。

通常有人機並みの認証制を持つ Certified カテゴリにおける認証手続きは現在検討が進んでいる段階だが、基本的には有人航空機同等の CS21 に準拠することが想定され、改正案については近日アップデートが予定されている。

3 SORA (Specific Operation Risk Assessment)

SORA は Specific カテゴリの飛行ミッションに特定のリスク評価手法である。認可当局や運用責任者に承認される最終的な地上リスクや空中リスクのクラスを設定できるものであり、UAS の最終システムの構築も目指したリスク分析による安全性評価手法である。なおより簡素な PDRA (Predefined Risk Assessment) を SORA の代替とするなど、認定の対応をできるだけやりやすいつけの手続きのもとで認めていこうとする姿勢がうかがえる。

4 操縦者の資格

Open カテゴリでは知識に関しては、機体のマニュアルに対する理解およびオンラインでの自主学習を経て試験に合格することが必要となる。また、Specific カテゴリの STS-01, STS-02 に関しては Open カテゴリでの学習・試験に加え、該当する項目の学科試験に合格しなければならない。STS-01, STS-02 の標準シナリオでない場合は、各国当局にトレーニング方法を提案し、その認証を受け、トレーニングを修了することが必要となる。Certified カテゴリの操縦士はパイロットライセンスが要求される。

5 EASA 制度と我が国制度への考察

EASA における UAS の運用のあり方には有人航空機との融和性を認める姿勢があり、現状の UAS 規則をクラス別に整備しようとしている。不足するところについては UAS の解釈を付加しながらも有人機のそれを利用して進めている。このように UAS 全体に対して柔軟に対応できるベースになっていると考えることができる。設計と運用のリスク低減策をバランスよく講じながらリスクベースの対応法をとって Open、Specific、Certified の各分野での解を設定できる。

我が国で検討されている分類の中で最もリスクが低いとされるカテゴリでは 100g 以上の無人航空機に対して一律で運用制限を設定しており、また比較的厳しい基準でもある。欧州に限らず米国も最も小さいリスクカテゴリについては厳しい運用レギュレーションを設けておらず比較的自由度は高い。我が国におけるカテゴリ II は機体質量 25kg 以下に対しては一律の運用制限を課すものである。このように小規模な小型無人機の一律の規制は、今後の我が国の無人機産業育成の観点において一定程度の障害になる可能性は否定できない。

カテゴリ III は基本的にあらゆる運用を許容する状況ではあるが、質量や運動エネルギーによる区分や、過疎地での運用と都市部上空での運用が同じレギュレーションで問題ないかという疑問は残る。リスクに応じたサブカテゴリの検討などは EASA を参考にすることは議論に値するだろう。

区分	機体	第三者上空	有人機上空	目視外	100m以上	危険物輸送/物件投下	人の輸送	SORA 評価	機体	機体サイズ	速度	リモートID	飛行経路	機体認証	機体検査
Open	A1	×	○	×	×	×	×	×	C0	<25kg	<100m/s	○	○	○	○
	A1	×	×	×	×	×	×	×	C1	<80kg	<100m/s	○	○	○	○
	A2	×	×	×	×	×	×	×	C2	<4kg	任意	○	○	○	○
Specific	A3	×	×	×	×	×	×	×	C3/C4	<25kg	任意	○	○	○	○
	STS-01	×	×	×	×	×	×	×	III	<25kg	<3m	○	○	○	○
	STS-02	×	×	×	×	×	×	×	III	<25kg	<3m	○	○	○	○
Certified	SORAによるリスク評価により申請し許可を得る。							○	○	IV	機体はSORAの評価により必要な性能を実現し、申請し許可を得る。<400kg	○	○	○	○
	SORAによるリスク評価でCertified以上に変わった場合							○	○	V以上	機体はSORAの評価により必要な性能を実現し、申請し許可を得る。600kg以上の場合は特別申請	○	○	○	○

図1. EASA カテゴリ概要

区分	機体	第三者上空	有人機上空	目視外	100m以上	危険物輸送/物件投下	人の輸送	SORA 評価	機体	機体サイズ	速度	リモートID	飛行経路	機体認証	機体検査
カテゴリ I	>100g	×	×	×	×	×	×	×	×	<25kg	<100m/s	○	○	○	○
カテゴリ II	<25kg	×	×	○	○	○	○	×	×	<25kg	<100m/s	○	○	○	○
カテゴリ III	制限なし	×	○	○	○	○	○	○	○	任意	任意	○	○	○	○
カテゴリ IV	制限なし	○	○	○	○	○	○	○	○	任意	任意	○	○	○	○

図2. 我が国のカテゴリ概要

6 まとめ

頻度と影響の兼ね合いにおいてリスクを客観的に評価することは無人航空機においても重要な安全管理策の考え方である。イノベーションの促進を可能とする適切なリスクマネジメントのためにも、EASA のようなリスクに応じたカテゴリ分類のあり方や SORA の考え方は我が国安全規則において参考となる。国と民間とのパートナーシップによってルールメイキングが主流となる中、我が国では民間同士の連携も十分とはいえない点も課題である。また国際的なハーモナイゼーションのためには、先行する規制のあり方を参照するとともに、日本の状況を世界に発信していくことが極めて重要となる。

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 (JPNP17004) の結果得られたものである。



次世代移動体技術誌

Technical Journal of
Advanced Mobility

空飛ぶクルマの社会受容性評価手法の研究 Study on Social Acceptability Survey Method of Flying Cars

氏名	原 進	所属	国立大学法人東海国立大学機構 名古屋大学 大学院工学研究科 航空宇宙工学専攻
	木下 幹大		国立大学法人東海国立大学機構 名古屋大学 工学部 機械・航空宇宙工学科
	満倉 靖恵		慶應義塾大学理工学部システムデザイン工学科
	上出 寛子		国立大学法人東海国立大学機構 名古屋大学 未来社会創造機構
	濱千代 悠太		三信建材工業株式会社
	石田 晃啓		三信建材工業株式会社
	○高原 虎太郎		国立大学法人東海国立大学機構 名古屋大学 大学院工学研究科 航空宇宙工学専攻

高原が口頭で説明します
6/22(水)
11:00-11:30
13:00-13:30
15:00-15:30

1. 背景と目的

空飛ぶクルマの実用化に向けた研究が盛ん
SkyDriveが日本初の有人飛行に成功
→ 「空の産業革命」が起こることが期待
↓
「空の産業革命」による影響への懸念
(ex) 騒音や景色の変化, ロータの風, 心理的恐怖 etc.



Fig.1 Sky Driveの空飛ぶクルマ^[1]

こうした空飛ぶクルマの市場導入の不安を解消する必要がある

市民不安を解消せず、受容性を軽んじた結果...
→ 空港設置, 新幹線敷設の住民反対運動

市民が受容できる基準を設け、クリアしなければならない

社会受容性の評価手法

→ 人々がどのくらい受け入れられるか

→ ストレスの度合いで測る

一般にストレス度など感性の評価には
まず意識的なアンケートによる主観評価



- 回答するまでに考える時間を与えてしまう
- 対象者が遠慮して本音が引き出せない

無意識的な生理指標である
脳波を計測する簡易脳波計の感性アナライザによる客観評価

→ CGアニメーション+ドローンの飛行音を視聴したときの
ストレス度を評価し、評価法の有効性を確かめる

2. 実験方法

感性アナライザ^[2]

ストレス・好き・沈静・興味・集中の感情を定量的に計測できる

<システム概要>

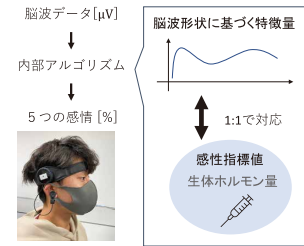


Fig.2 装着イメージ

<メリット>

- コンパクト場所を選ばない
装着・解析が短時間
- 外乱因子が少ない
- ファミレスのメニューブック等に活用

ストレス度評価実験

1. スクリーンでCGアニメーションを騒音とともに被験者（16人）に見せる
2. 視聴後にアンケートに回答

・CGアニメを視聴している間は感性アナライザを装着
→ 脳波計測によってリアルタイムでストレス度を計測

・騒音（騒音A,Bの順番を入れ替えた2グループで計8回）

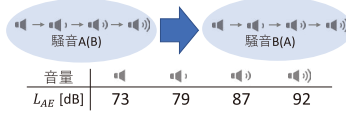


Fig.3 実験設備

3. 実験結果

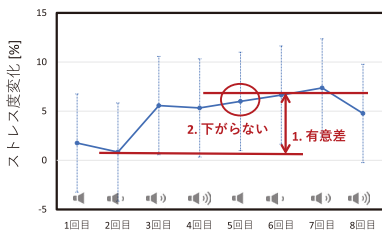


Fig.4 感性アナライザで計測したストレス度変化の平均値

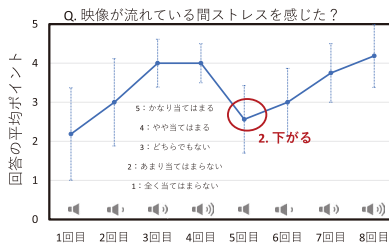


Fig.5 アンケートの回答の平均ポイント

1. t検定により
同じ音量(79dB)でも2回目と6回目の
ストレス度には有意差が存在する
ことが示せた

2. 5回目で脳波とアンケートで差がある

大きな騒音を聞いた後は
小さい騒音でも大きなストレスを感じる

意識的な評価と無意識的な評価で違う

4. 結論

1. CGアニメーション視聴時のストレス度の
上昇を感性アナライザで確認
2. 意識的には、音量の大きさに応じてスト
レス度上昇は大きくなる
3. 無意識的には、大きな音の後では小さい
音でも大きくストレス度が上昇する傾向

1. 本研究でもストレス度評価に感性アナライザ
は適用可能
2. 意識的なアンケートだけでは分からないこと
を無意識的な脳波を計測する感性アナライザ
は明らかにできる

2つを組み合わせた手法は有効

今後の課題

- さらにサンプル数を増やして妥当性を高める
- 社会受容性獲得の方法を開発

参考文献
[1] 株式会社SkyDrive空飛ぶクルマSD-03https://skydrive2020.com/air-mobility/Accessed, 7th November 2021.
[2] 電通サイエンスシステム株式会社開発された感性アナライザhttps://www.dentsuosciencem.com/nansen-and/psw/Accessed, 7th November 2021.



次世代移動体技術誌

Technical Journal of
Advanced Mobilityドローン利活用における安全運航スキルと人材育成
～ CRM(クルー・リソース・マネジメント)の観点から～氏名 大原 大 所属 エバー航空 運航乗員部 ボーイング 777 型機操縦士/国際線航路機長
NEXAIRS DRONE ACADEMY 代表/株式会社 Five Star Groupヒューマンエラーと事故
航空機事故の約6-8割は人的要因に起因

2022年、ドローン(無人航空機)は有人地帯における目視外飛行(BVLOS)が可能となり、貨物輸送などを含めてチームでの利活用を行う場面が増えることが想定される。有人航空機では、複数人によるチームでヒューマンエラーを防止し安全運航を行うための手法として、CRM(Crew Resource Management, クルー・リソース・マネジメント)と呼ばれるスキルがあり、運航に携わる者は定期的な訓練でスキルを維持することが求められている。

無人航空機領域においても、機体の墜落・衝突、運搬物の落下等は、生死に関わる事故となるおそれがある。航空機事故は約6-8割が人的要因によるものと指摘されているため、ドローンパイロットを含む関係者がチームとして即時に情報を共有し、リスクを排除・低減するための対策を取らなければならない。

《人的要因による航空機事故》

Helmreichらによると、1959年から1989年の間に世界の民間航空機で起きた機体損失事故の70%以上が、運航乗員の行動によるものと指摘されている。また、NASAをはじめとした研究機関等による分析でも、事故の原因として、運航乗員が関与している人的要素が60-80%に達しているとされてきた。

国内では、平成19年から30年までに発生したヘリコプター事故73件のうち、8割以上が「人的要因、または人的要因が関連する複合要因」と分析されており、その人的要因のうち「行動エラー(注意不足、確認省略、複雑な作業)」が最多で約4割(43.6%)を占め、次いで、複数の人的要因が重なった「複合型」(18.2%)、「判断エラー(臆測、判断ミス)」(12.7%)、「不安全行動(注意灯や注意事項を軽視するなど)」(9.1%)となっている。

今後利用が急増することが見込まれる無人航空機領域においても、2015年から2019年末までに発生した事故のうち要因が不明なものを除くと、「機体点検・整備不良」「操縦ミス」「飛行計画の不備」「チーム内連携ミス」など人的要素を含むものが多くになっている。具体的には、「目測の誤り」「危険箇所の確認不足」「各種規定の理解不足及び遵守不足」などが事例として報告されている。

機体の墜落・衝突、運搬物の落下等は、人の生死に関わる事故となるおそれがあるため、ドローンパイロットを含む関係者がチームとして即時に情報を共有し、リスクを排除・低減するための対策を取らなければならない。

《ドローン利活用における「安全への脅威に対処する能力」》

国際民間航空機関(ICAO)では、国際的に無人航空機(ドローン)の利用が活発となることを踏まえ、2016年から無人航空機のアドバイザーグループ(ICAO UAS Advisory Group)を設置し、無人航空機利用の国際的協調と、運航マネジメントに関する指針(Guidance)の構築などを行ってきた。

ドローンパイロットの資格を想定した"Remote Pilot License"保持者には、「安全への脅威に対処するための能力(Competency)」を身につけることを求めている。

*ドローンにおける安全への脅威—“Threat”と“Error”

“Threat”—ドローンパイロットが適切に対処しなかった場合に、パイロットのエラーを誘発する可能性がある外的要因。例えば、悪天候(強風・雨)、複雑な地形、発着場の状況、トラフィック(他のドローンによる飛行)の混雑度、無線の混信、似た機体の同時飛行(視認が難しい)、機器の故障、タイムプレッシャー、パイロット以外の顧客や関係者による予期せぬトラブル、など。

“Error”—ドローンパイロット自身、または組織の意図や期待から逸脱し、安全マージンを減少させ、運航を悪化させる事態が発生する可能性を高める内的要因。「うっかり(注意の欠如)」、「過失(記憶の誤りによる間違いの反復や意図の欠如)」、「誤り(ルールの悪用、先入観、選択の偏り)」、「違反(習慣化、例外を作る、妨害行為)」など。

《ヒューマンエラーとは》

イギリスの詩人Pope「批評論」(1711)“To err is human(過つは人の常)”「ヒューマンエラー(human error)」とは、「人間が実施する又は省略する行為と、意図される又は要求される行為との相違」と定義され、ヒューマンエラーに至る過程は、心理的、生理的、物理的、化学的、論理的又はそれらの組合せの場合がある。

ヒューマンエラーがどのようにして起こるかの概念モデルに、1975年にKLMオランダ航空のフランク・H・ホーキンス機長が提唱した「SHELLモデル」と呼ばれるものがある。



右図が「SHELLモデル」の概念である。

SHELLの各文字は

- 【S: Software (ソフトウェア: 法律、規則、手順書など)】
 - 【H: Hardware (ハードウェア: 機器、機材、設備、システムなど)】
 - 【E: Environment (環境: 作業環境、気象、状況など)】
 - 【L: Liveware (人: 図中央のLは当事者、下側のLは当事者が接する周囲の人)】
- を表しており、それぞれの要素を示すブロックは直線ではなく不定形の波線で接していて、その接点に隙間(ミスマッチ)ができるとヒューマンエラーが起こるといえるのである。

人間はいろいろな要素と影響を及ぼしあいながら生きており、柔軟性がありながらも不安定な存在であることを意味している。

《無人航空機領域におけるCRMの応用と人材育成の課題》

安全対策の考え方として、イギリスの心理学者ジェームズ・リーズンが提唱した「スイスチーズモデル」がある。

スイスチーズには大小の穴がいくつも空いていることから、**チーズの層を安全対策、穴を脆弱な部分(リスク)**に例え、ヒューマンエラーが全ての穴を通り抜けた時に事故やトラブルが起きる、としたものである。

穴の空き方が異なるチーズがいくつも並んでいれば、ヒューマンエラーがすべてを通り抜けることは難しくなる。



航空機の運航でも同様に、あらゆるリソースを防護壁として用い、ヒューマンエラーがいくつもの穴を通り抜けるのを防止することを目指す**CRM(クルー・リソース・マネジメント)**と呼ばれるスキルがある。(詳細はポスター2枚目を参照)

特に大切なことは、危機が訪れる前に「安全への主張(Assertion)」をしやすいうチームづくり、意識が一点集中しやすい「指差し確認」に頼りすぎないこと、意思決定力を高める人間関係の構築、により**複数の目でエラーを防止**することである。

現状、ドローンは趣味飛行を中心としてシングルパイロットで行うケースが少なくないが、有人地帯での目視外飛行が可能となる中、利用範囲も大幅に拡大され、チームや組織での飛行が不可欠なシーンが増えることが予想される。そのため、個人やチーム・組織が安全運航のためのスキルを身につけておくことが求められる。

関わる人が増えていくほど、潜在的なヒューマンエラーの数は増えるため、複数のリソースやフィルターで未然に防ぐことが急務である。

《参考文献》

- ・ International Civil Aviation Organization (ICAO) UAS Advisory Group: "RPAS Manual" in the page "Training and Education General Recommendations"
- ・ Alexander TM: "Generic Error Model System - GEMS (Reason,1990)" in the presentation of "Human error assessment and reduction technique (HEART) and human factors analysis and classification system (HFACS)", International Association for the Advancement of Space Safety, 2017.
- ・ Helmreich RL and Foushee HC: "Why CRM? Empirical and Theoretical Bases of Human Factors Training", in the book "Crew Resource Management" edited by Kanki et al., pp. 5-20, Elsevier, 2010.
- ・ 国土交通省運輸安全委員会: "ヘリコプター事故等について"運輸安全委員会ダイジェスト第30号, pp.2-8, 2018.
- ・ 日本産業標準調査会 (JISC): JIS規格 Z8115:2019, pp.20-22, 2019.



次世代移動体技術誌

Technical Journal of
Advanced Mobility

ドローン利活用における安全運航スキルと人材育成 ～ CRM(クルー・リソース・マネジメント)の観点から～

氏名 大原 大 所属 エバー航空 運航乗員部 ボーイング 777 型機操縦士/国際線航路機長
NEXAIRS DRONE ACADEMY 代表/株式会社 Five Star Group

安全運航を支えるノンテクニカルスキル「CRM(クルー・リソース・マネジメント)」 — 2022年 無人航空機操縦者 国家資格の教育内容に採用予定 —

CRM (クルー・リソース・マネジメント)とは「安全で効率的な運航を達成するために、すべての利用可能な人的リソース、ハードウェアおよび情報を効果的に活用すること」である。航空機の操縦では、機体を目的の場所へ動かすための技術「テクニカルスキル」に加えて、実務で複数の人が関わるため、“エラーを防ぐ、チームで協力する、コミュニケーションを円滑にする”といった「ノンテクニカルスキル」が重視される。

日本では、路線を定めて旅客運送を行う航空会社の運航乗務員は、原則として1年毎にCRM訓練を受けることが義務付けられている。

有人航空機の運航におけるCRMのリソースとは、運航乗務員、客室乗務員、運航管理者、整備士、航空交通管制官など関係者全員の人的資源と、機器・計器などのハードウェア、および、得られるすべての情報を指す。今後、無人航空機操縦者にも、同様のCRMスキルを身につけることが求められる予定となっている。

国内航空会社・JAXAが採用しているCRMスキルの要点

<p>★ 状況認識 (Situational Awareness)</p> <ul style="list-style-type: none"> 状況の把握と認識の共有 (Monitor and Recognize) 機器やメンバーの状況、周囲の環境をモニターし、情報を共有する 操作を行ったときや、操作を変更するときにはメンバーに伝える リスクや異常を認知した場合は速やかに共有し評価する 警戒 (Vigilance) 「一点集中」に陥らないように注意する 慣れていても問題意識を持って確認をする 何かおかしいと思ったら注意を促す 状況の予測と問題点の分析 (Anticipation and Analysis) より多くのリソースを活用して情報を集める 現在の状況から今後どう変化するか分析する 情報分析から潜在的な危険性を発見する 	<p>★ 意思決定 (Decision Making)</p> <ul style="list-style-type: none"> 解決策の選択 (Decision) 安全確保のため譲ることのできない最低ラインを確立する 自分の意見を出し他のメンバーにも意見を求める 意思決定のリソースが自分の把握している以外にもあるか確認する 実行 (Action) 決定をメンバーに伝え、伝えられた側は理解したことを伝える 自らの役割を理解し実行する 冷静に行動し、実行しながらも行動が最良であるか検討を続ける 決定・行動のレビュー (Critique) 決定直後に、その決定が正しいかどうかを見直す 行動した結果に決定の効果が現れているか評価する 誤りを指摘された場合には受け止めて修正する
<p>★ チームの形成 (Team Building)</p> <ul style="list-style-type: none"> リーダーシップ (Leadership) 自分の意図を明確に示す 常に先を考えて業務をサポートする 他のメンバーが納得して行動できるようにする チームに適した雰囲気づくり (Climate) メンバーを信頼していることを示す チームのパフォーマンスをモニターし、望ましい環境を維持する どんな疑問や提案もチームとして取り上げ、検討する 意見の相違の解決 (Conflict Resolution) 意見の相違を感情の対立に発展させない 「誰が」ではなく「何が」正しいかを念頭に、集めた情報を分析する 自分の主張を変えるときは客観的に分析した上で行う 	<p>★ 業務負荷 (ワークロード) マネジメント (Workload Management)</p> <ul style="list-style-type: none"> 計画と時間管理 (Planning and Time management) 業務負荷が高くなる (状況が悪化する) 場合に備えて計画する 状況の変化に応じて計画しなおす タスクを行うために十分な時間をとる (時間が足りなければ、時間を作り出すことも考慮する) 優先順位付け (Prioritizing) コントロール (Control)、ナビゲーション (Navigation)、コミュニケーション (Communication) の順に優先順位を決定する < 状況制御、誘導、意思疎通 > 時間制限とタスクの緊急度を考慮して決定する 優先順位とその変更はメンバー間で共有する タスクの配分 (Distribution) 全員が自分のタスクを確実にこなせるように配分する 特定の問題対処のみに集中しないように、自分自身や他のメンバーをモニターする タスクを適切に配分する手段として自動操縦システムを有効活用する
<p>★ コミュニケーション (Communication)</p> <ul style="list-style-type: none"> 情報の双方向での確認 (2Way communication) 情報は省略せず正確に伝える 標準的な用語を用いる タイミングよく伝える 相手の話を聴く 情報の確認を行う 安全への主張 (Assertion) 疑問に思ったことは躊躇せずに口に出す (時期を逸さない) 危険であると感じた時は自己主張の程度を強める 意見の表明を受けた場合は、その疑問やアドバイスに積極的に応える 	<ul style="list-style-type: none"> ブリーフィング (Briefing) ブリーフィングのための場を設定する 情報共有に十分な時間をとる 互いに質問・情報提供することの重要性を認識する 相互の連絡方法や問題への対処方法を確認する ブリーフィングに積極的に参加する

(参考文献)

・日本航空機操縦士協会：Aeronautical Information Manual Japan (AIM-J), effective for January 1 – June 30, topic 911-913, 2022.



ドローン利活用における安全運航スキルと人材育成 ～ CRM(クルー・リソース・マネジメント)の観点から～

氏名 大原 大 所属 エバー航空 運航乗員部 ボーイング 777 型機操縦士/国際線航路機長
NEXAIRS DRONE ACADEMY 代表/株式会社 Five Star Group

CRM(クルー・リソース・マネジメント)が構築されるきっかけとなった、 世界最大規模の航空機事故「テネリフェ事故」(1977年)

1977年、スペイン領カナリア諸島テネリフェ島の空港で、別の空港がテロ予告を受けていた影響で目的地を変更して到着していた2機のボーイング747型機(パンアメリカン航空、KLMオランダ航空)が、離陸前に滑走路上で衝突。乗客乗員583人が死亡した。

《テネリフェ事故の概要と外的・内的要因の連鎖(chain of events)》…どこで連鎖を断ち切れたか?

・1977年3月27日、アフリカ北西沖にある大西洋のリゾート地、グラン・カナリア島ラス・パルマス島のグラン・カナリア空港が爆弾テロの予告電話を受け、多数の航空機が代替空港としてテネリフェ空港にダイバートした。

・テネリフェ空港は滑走路と誘導路が1本ずつしかない小さな地方空港だったが、多くの航空機を受け入れ、管制官はかつてない忙しさに襲われていた。着陸した航空機をできるだけ早く安全に離陸させなければならないが、駐機場に入りきれず溢れた航空機が誘導路上にも駐機していた。離陸時には誘導路を通らず滑走路を逆走して末端まで行き、180度ターンして待機、滑走するという、通常の運用ルールにはない指示を出していた。

・パンアメリカン航空1736便(PAA機)はロサンゼルスからニューヨーク経由で到着し、乗客を降ろさずに乗せたまま待機。離陸準備ができていた。KLMオランダ航空4805便(KLM機)は、一旦乗客を降ろし、給油することを決めた。その間にグラン・カナリア空港のテロ予告が虚偽であったことがわかり、空港再開の知らせが入った。

・PAA機が駐機していた場所はKLM機の後方で、給油中のKLM機をすり抜けて誘導路に出ることはできず、給油が終わるのを待っていた。PAA機の機長はベテラン、副操縦士は39歳の中堅。機長は一流航空会社の自負もあった。KLM機に、給油にどのくらい時間がかかるのか尋ねると、あと45分ほどと回答され、イライラしていた。PAA機の378人の乗客はロサンゼルスからの飛行で12時間以上、機内に閉じ込められていた。コックピットにはあと何時間遅れるのかわからないプレッシャーがあった。

・KLM機の給油が終わると、PAA機も準備ができていると管制官に伝えた。管制官からの指示により、PAA機も移動の許可が出た、その旨を乗客に伝えた。

・管制官は、多数の航空機をさばるためKLM機とPAA機を早く出発させようとして、2機を同時に走行させ、滑走路の待機場所につけさせようとした。KLM機は指示に沿って滑走路を逆走し、端で180度ターン。PAA機はその後に続いていて、途中で滑走路から誘導路に出てKLM機を避ける予定だった。

・テネリフェ島は火山島で、天気が変わりやすい。急に濃い霧がかかり、視程が落ちてきた。管制官は2機とも視認できない。テネリフェ空港は地上レーダーが装備されていない空港だったため、管制官は航空機の位置が確認できず、無線でのやり取りで、誘導路へ続く道路をいく通り過ぎたかなどの口頭の情報に頼っていた。

・PAA機は管制官からの指示で、滑走路から誘導路に出る道路の番号を指示されたが、機長は道路の曲がる角度が鋭角のため物理的に難しいと判断し、指示に従わずその番号の道路を通り過ぎてそのまま滑走路を進んだ。副操縦士はこの空港に不慣れで、機長の判断に従った。

・KLM機の機長もベテランであったが、オランダではパイロットの労働時間が規制されたばかりで、乗務時間のリミットが近づいているのを心配していた。乗務時間を超過すると免許取り消しの可能性もある上、フライトがキャンセルされ、乗客のホテル代や食事代を航空会社が負担しなければならなかった。

・KLM機は次に離陸する順番になった。滑走路の末端で180度旋回した。霧により、PAA機が進んできているのは見えなかった。副操縦士が、飛行後の経路や高度に関する飛行計画の管制承認を求め、管制官は、「離陸後の経路は…」と口頭で経路や高度を確認しながら承認。ただし離陸はスタンバイするように伝えた。一方、機長は管制官が発した「離陸」という単語を聞いて、離陸の許可が出たと思込み滑走を開始。同乗していた航空機関士は「PAA機はまだ滑走路にいないのではないか」との疑問を機長に伝えたが、機長は滑走路にはいないと判断して却下し、加速を続けた。

・管制官は母語がスペイン語で、KLM機のパイロットはオランダ語。ともに英語でのやり取りで、互いに伝わらない部分は再確認をしていた。KLM機もPAA機も無線は同じ周波数を使っていたため、同時に話していた数秒間に雑音が発生し、「スタンバイ」など重要な単語が伝わっていなかった。

・まだ誘導路には出ずに滑走路を進んでいたPAA機は、加速して滑走路を進んでくるKLM機存在に気づき、避けようとして急いでハンドルの左に切った。KLM機もPAA機存在に気づき、機首の引き上げ操作をしたが、機体尾部を引きずり、わずかに浮かび上がったところでPAA機に覆いかぶさるように衝突。その先で墜落して爆発炎上した。PAA機は機体上部が削り取られるように損傷し、その後爆発炎上した。KLM機は乗客乗員全員の248人が死亡。PAA機は396人のうち335人が死亡した。

《参考文献》

- Subsecretaria de Aviacion Civil, Spain, Part One of the Spanish Report on KLM, B-747, PH-BUF and Pan Am B-747 N736 collision at Tenerife Airport Spain on 27 March 1977. (English), Chapter 2.2: Conclusions, October 1978.
- Subsecretaria de Aviacion Civil, Spain, Part Two of the Spanish Report on KLM, B-747, PH-BUF and Pan Am B-747 N736 collision at Tenerife Airport Spain on 27 March 1977. (English), Chapter 1.16: Human factors, October 1978.
- Netherlands Aviation Safety Board, Final report and comments of the Netherlands aviation safety board of the investigation into the accident with the collision of KLM flight 4805, Boeing 747-206B, PH-BUF and Pan American flight 1736, Boeing 747-121, N736PA at Tenerife airport, Spain on 27 March 1977.



異常事態の可能性

数多くの航空機

通常とは異なる
空港オペレーション

待機時間

運航乗務員の
タイムプレッシャー多数の航空機を
さばかなければなら
ない管制官の焦り

天候悪化・視認不可

地上レーダー・装備なし
無線のみでのやり取り機長の独自判断
副操縦士との権威勾配本国での規制強化
免許取り消しの恐れ機長の思い込み
航空機関士の意見却下

母国語の違い

同じ周波数使用
無線の雑音発生

回避操作間に合わず

事故発生



次世代移動体技術誌

Technical Journal of Advanced Mobility

建築分野におけるドローンに係る基盤開発と建築物点検・調査へのドローン活用

氏名 宮内博之 所属 国立研究開発法人建築研究所

研究の目的

本研究では建築分野における産官学領域のドローン環境整備の変遷、及び各建築部門におけるドローンの活用状況を調査した。また、建築物の点検・調査におけるドローンの安全対策、調査精度、効率性・経済性について実証実験の結果より考察した。最後に定期報告制度における赤外線調査（無人航空機による赤外線調査を含む）による外壁調査ガイドラインを踏まえて、今後の課題を示した。

建築分野における産官学領域のドローン環境整備

建築分野における産官学領域のドローン環境整備の変遷を表1に示す。建築分野におけるドローンの組織的ドローン活用の検討は2015年12月の航空法改正からスタートし、建築研究所が起点となり、日本建築学会におけるドローンに係る研究活動、国土交通省住宅局・建築基準整備促進事業T3、NEDO事業、建築物の定期報告制度に関する告示改正、日本建築ドローン協会・安全教育講習会等が並行して実施された。

表1 建築分野における産官学領域のドローン環境整備の変遷

Table with 5 columns: Year, Reference, Government/Industry/University, Academic Field, Industry Field, and Research Institute. It tracks the evolution of drone environment preparation from 2015 to 2022.

建築物の点検・調査におけるドローンの調査精度

建築物点検・調査時の変状・劣化の判断基準に応じて、適切なカメラを選定することが重要となる。画像分解能1mm/pxの精度でドローンで撮影した結果を図1に示す。m単位では防水シート上の排水経路、cm単位ではドレン廻りの状況、mm単位では表面亀裂等の状況と位置が確認・測定可能であった。建築研究所はくろ試験場の上空から画像分解能1mm/pxの精度で撮影し、3次元モデルの結果を図2に示す。撮影角度を検討することで空撮により画像情報を取得可能であることを示した。

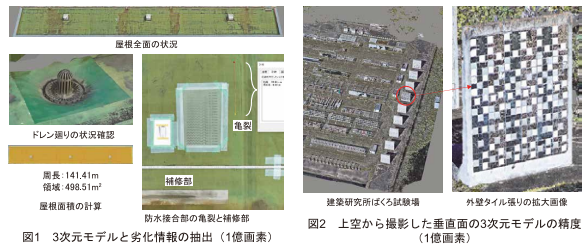


図1 3次元モデルと劣化情報の抽出（1億画素） 図2 上空から撮影した垂直面の3次元モデルの精度（1億画素）

建築基準法12条に関わる定期報告制度と今後の課題

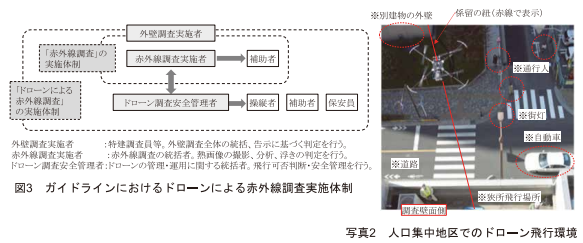
「建築物の定期調査報告における調査及び定期点検における点検の項目、方法及び結果の判定基準並びに調査結果表を定める件（平成20年国土交通省告示第282号）」が一部改正され、令和4年1月に公布、同年3月に技術的助言を发出、同年4月に施行された（表3）。告示にある打診と同等以上の精度を有する無人航空機による赤外線調査を明確化するため、表4に示す「定期報告制度における赤外線調査（無人航空機による赤外線調査を含む）による外壁調査ガイドライン」が作成された。

表3 H20国土交通省告示第282号 別表(11)の調査方法改正、施行：令和4年4月

表4 定期報告制度における赤外線調査（無人航空機による赤外線調査を含む）による外壁調査ガイドライン

Table with 4 columns of requirements for drone-based infrared surveys, including items like 'Survey Purpose', 'Survey Method', 'Survey Conditions', and 'Survey Results'.

定期報告制度を踏まえて今後の課題について考察をした結果、ガイドラインに基づいたドローンによる赤外線調査を実施する上で、ドローンによる赤外線調査が可能な操縦者の育成（図3）と外壁調査が可能なドローンを含めた機器の実装（写真2）が必要と考えられた。



建築物の点検・調査におけるドローンの安全対策

ドローンによる建築物の外壁点検・調査時の壁面衝突やフライアウェイ等のリスクに対応するため、2点係留装置を利用したアナログ技術による解決法と、MR（複合現実）を利用したデジタル技術による解決法の2つの技術提案とその性能の検証を行った。

壁面に対する飛行軌跡を矢印で示した側面画像とその時の壁面の合成画像を示す（表2）。2点係留装置ではほぼ直線状の飛行となり、壁との離隔を一定に保持することができた。

ドローンが受信したGNSS制約とカメラ情報をWiFiによりPC上で情報収集・制御し、HoloLens上に投影し、ドローンの飛行管理が可能であることを示した（写真1）。

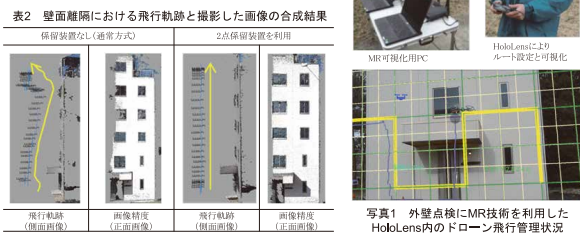


写真1 外壁点検にMR技術を利用したHoloLens内のドローン飛行管理状況



鏡像配置XY分離クランク機構を用いた極低振動ガソリンエンジンの開発

氏名 吉澤 匠

所属 Zメカニズム技研株式会社

Z MECHANISM
The one & only Mechanotics

技術概要 Technical overview

XY分離クランク機構は、独自の厳正直線運動機構である。これはコネクティングロッドの揺動を無くし、ピストン変位を正弦波形にすることで、一次振動および二次振動が発生しないことが特徴である。これをエンジン機構部に組み込み、機構とシリンダを鏡像的に配置することで、一次振動・二次振動の解消と、機構自体の効果によりピストンの首振りを軽減し、極低振動・高速回転が可能な新構造エンジンを製作した。

図2に示すように、従来エンジンとの振動を比較すると、一次振動と二次振動が共に大きく減少していることを確認できた。これをドローンに発電機（レンジエクステンダー）として搭載することで、電子制御に外乱を与えることなく航続距離を大幅に改善することが可能となる。

発展技術 Advanced Technology

XY分離クランク機構は鏡像配置によって極低振動性を実現しているが、ドローンに搭載するには小型化が求められる。そこで、同様の低振動効果を単気筒でも得られるように考案したのが、二重偏心Zメカニズム（Z-CCR）である。これは2つの軸（内軸・外軸）が相互逆転することで単気筒、2気筒でも振動の打ち消しを可能とした。

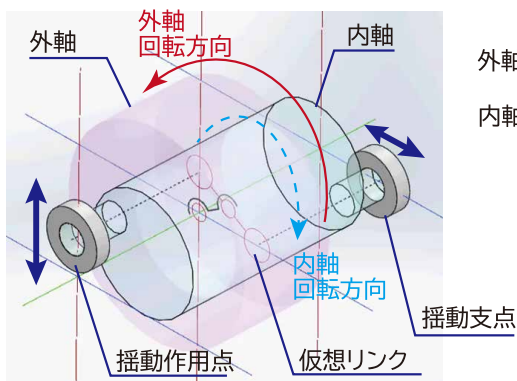


Fig.3 Z-CCR機構概念図

外軸：回転主軸

内軸：外軸に配置した偏心穴に取り付ける。揺動支点・作用点を持ち、機構上の思案点を乗り越えることで往復動作を行う

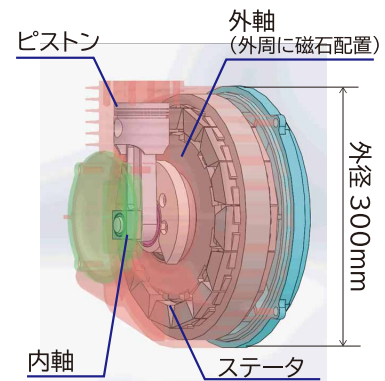


Fig.4 Z-CCR単気筒発電機イメージ図

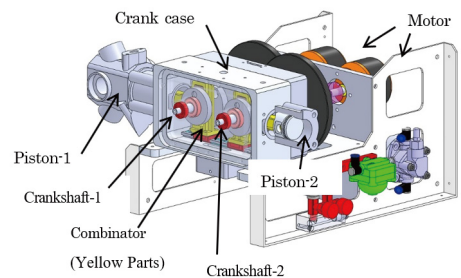


Fig.1 XY分離クランク機構 2気筒鏡像配置エンジン

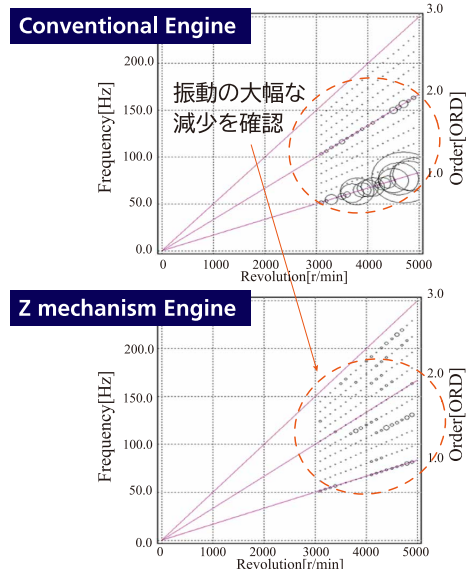


Fig.2 50ccエンジン振動比較（キャンベル線図）



騒音に励起されるストレスの評価 ～アンケート評価と脳波計測による評価の違いについて～

原 進^{*1}, 満倉 靖恵^{*2}, 上出 寛子^{*3}

名古屋大学大学院工学研究科航空宇宙工学専攻^{*1}

慶應義塾大学理工学部システムデザイン工学科^{*2}

名古屋大学未来社会創造機構^{*3}

近年、空飛ぶクルマに関する技術が国内外で盛んに研究されている。しかし、空飛ぶクルマやドローンなどの社会受容性については、まだ十分に研究されていない。社会受容性に関する十分な検討を行っていないと、今後ドローンの産業利用や空飛ぶクルマの普及により到来する「空の産業革命」が健全に浸透せず、新たな社会問題が発生することも予想される。そこで、社会受容性評価の方法として二つのアプローチを組み合わせた方法を提案する。一つはアンケートによる社会心理学的評価である。もう一つは感性アナライザを用いた脳波計測によるリアルタイム評価である。著者らは前報において騒音に対するストレスの有無を判定するために感性アナライザが適用可能であることを、ロータが発生する定常音や金属がキンキンと発生する非定常音など、複数の種類の音源を用いた実験により明らかにした。本研究では、前報と異なり音源を頭上通過する産業用ドローンの飛行音に限定し、その音量を変えながら何度も聞くことにより発生する、アンケート評価と脳波計測によるストレス評価の違いについて明らかにして、将来の社会受容性調査方法の策定に有用な知見を与える。

Keywords: 空の産業革命, 脳波計測, 空飛ぶクルマ, 感性アナライザ, 騒音, アンケート調査, 社会受容性, ストレス

Noise-Induced Stress Assessment — On the Difference between Questionnaire-Based and EEG Measurement-Based Evaluations —

Susumu Hara^{*1}, Yasue Mitsukura^{*2}, Hiroko Kamide^{*3}

Department of Aerospace Engineering, Graduate School of Engineering, Nagoya University^{*1}

Department of System Design Engineering, Faculty of Science and Technology, Keio University^{*2}

Institute of Innovation for Future Society, Nagoya University^{*3}

In recent years, flying car (urban air mobility, UAM) technologies have been actively studied in Japan and other countries. However, the social acceptability of flying vehicles such as UAM and drones (unmanned aircraft systems, UAS) has not been extensively investigated. Social issues often arise when social acceptance is neglected. Thus, novel issues are expected to arise on the advent of the so-called Aerial Industrial Revolution because of the industrial use of drones and commercialization of flying cars. To overcome these issues, herein, the social acceptability of this revolution was evaluated by two different approaches: socio-psychological evaluation using a questionnaire and real-time evaluation by electroencephalograph (EEG) measurement using a Kansei analyzer. The authors experimentally evaluated the applicability of the Kansei analyzer for various sounds including stationary rotor sound and nonstationary metallic sound in the previous study. Different from such an experiment, this study conducted experiments based on the industrial

drone sound with four levels of volume. Subsequently, the difference between the stress levels was investigated using the questionnaire and the Kansei analyzer. The result may impact the formulation of the social acceptability survey methods in future.

Keywords: Aerial industrial revolution, EEG measurement, Flying car, Kansei analyzer, Noise, Questionnaire, Social acceptability, Stress

1. Introduction

Currently, drones (unmanned aircraft systems, UAS) have been adopted for several purposes, from observation, inspection, and logistics to leisure applications. Moreover, the broad-scale application scope of systems other than drones has been investigated; various companies, including aircraft and car manufacturing companies, have been conducting extensive research on the flying capability and safety of cars as new mobile infrastructures (urban air mobility, UAM, for example, SkyDrive and CityAirbus) [1, 2]. Based on these advances, a phenomenon called the Aerial Industrial Revolution is expected to occur in the near future, with industrial drones and flying cars being implemented and used in the society. However, although many studies exist on the implementation of this revolution, its social acceptability has not been widely studied. Social acceptability, in this context, can be evaluated by determining how the emerging infrastructure (for example, sound, wind, landscape changes, and psychological effect of having a heavy object flying above the head) is accepted by the society in general, even if the performance and safety of flying cars are guaranteed. Therefore, the merits and demerits of the Aerial Industrial Revolution and its social acceptability should be addressed to develop standards and legal systems concerning the technical development and introduction of new infrastructures.

The authors have already released the paper on a candidate method for social acceptability evaluation that involves the use of a Kansei analyzer for various sounds including stationary rotor sound and nonstationary metallic sound [3]. It is developed by Dentsu ScienceJam Inc. and uses brain waves to evaluate Kansei in real time. In the previous study [3], the Kansei analyzer-based method was combined with socio-psychological evaluations designed to acquire knowledge on habituation and convenience through questionnaires, and its performance was evaluated. However, at that point, the difference between the stress level using the questionnaire and that using the Kansei analyzer was unclear. Therefore, this study experimentally focused on that difference based on the industrial drone sound with four levels of volume. The result may impact the formulation of the social acceptability survey methods in future.

A part of the contents in this paper has already been reported in the authors' conference paper [4]. This paper presents the comprehensive consideration including other results, for example, the questionnaire survey.

2. Stress assessment using the Kansei analyzer

This section summarizes the Kansei analyzer (Fig. 1) used in the authors' previous study [3]. It is a simple brain wave meter that detects the level of five types of emotions: stress, concentration, preference, calmness, and interest, and it follows a common standard derivation method [5]. Conventional brain wave meters are not very easy to use because of various issues: they are typically expensive, large, cannot be used outdoors, require a considerable time to attach multiple electrodes, require the application of an electrolyte gel, and their application stresses the subject. However, the Kansei analyzer, which is a simple brain wave meter, has



Fig. 1 Kansei analyzer (left: components; right: application on a subject).

overcome many of these issues and has the following advantages:

- It is compact;
- It only requires one electrode to be attached to Fp1 of the international 10-20 system[5]; this takes only approximately 30 s (the conventional type takes 30 to 45 min);
- It can be used by a single person anytime and anywhere;
- It does not require gel application;
- It can minimize the level of unnecessary stress on the subject when measuring brain waves.

Because of these advantages, Kansei analyzers have been used to evaluate various types of Kansei, such as the interior decoration of restaurants, choices on food menus, and level of comfort in cars[6, 7].

The Kansei analyzer analyzes brain waves following three basic steps, as shown in Fig. 2 [8].

(1) Filtering

A Kalman filter estimates and removes the noise. In addition, before the measurement starts, a calibration time of approximately 15 s exists, during which the data that exceed three times the standard deviation of the data are removed without being measured.

(2) Feature amount extraction

The obtained brain wave data are subjected to signal processing techniques such as fast Fourier transform,

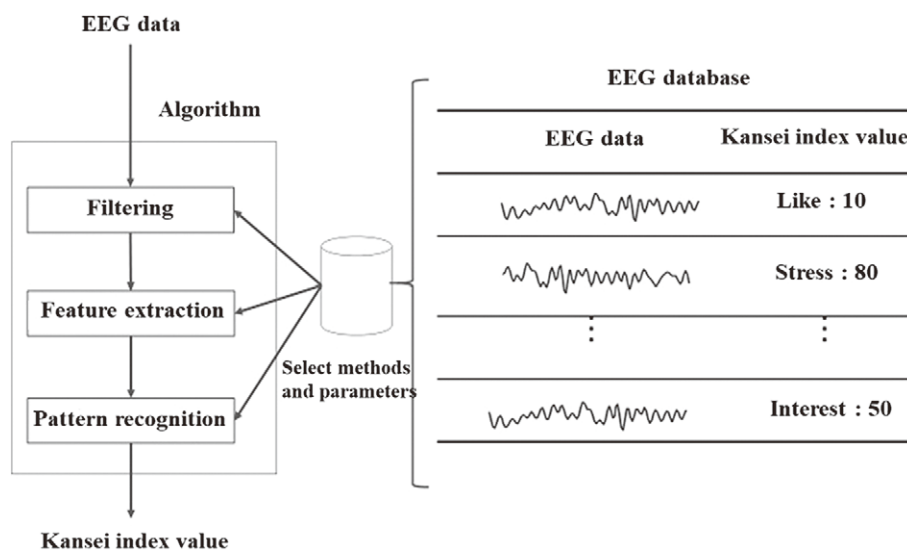


Fig. 2 Internal systems of the Kansei analyzer[8].

and features such as the power spectrum are extracted.

(3) Pattern recognition

The extracted features are applied to internal data to calculate the Kansei index value. Here, “internal data” refers to data linking the volume of hormones caused by emotions and brain wave feature patterns, evidenced by both “Hormone amount → Brain wave pattern” and “Brain wave pattern → Hormone amount.”

For details regarding the Kansei analyzer, the readers may refer [3], [6], and [7].

3. Stress assessment experiments

3-1 Stress assessment environment and procedure

The experiment was conducted using a large screen and projector in the Flight Performance Evaluation Wind Tunnel located in the Aeronautics and Machinery Experimental Building at Nagoya University (Fig. 3). The CG animation projected here was created assuming that the viewer would be standing in an upright position at 1.8 m in front of the screen. An example of the CG animation is shown in Fig. 4. However, the Kansei



Fig. 3 Stress assessment experiment environment.

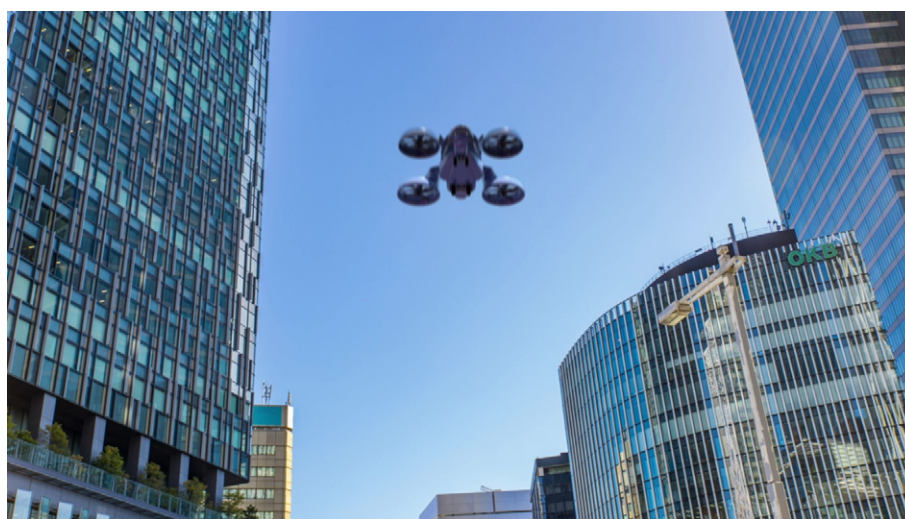


Fig. 4 Sample of CG animation.

(sensitivity) analyzer can readily detect noises originating from the body when the wearer is in an upright position. As such, we used a stage that adjusts the height of the analyzer to enable the wearer to maintain the same height even when sitting and conducted stress evaluation experiments when the wearer sat on a chair on the stage.

The CG animation shown to the participants in this experiment was 18 s long and appeared to show a car flying over the viewer at an altitude of 15 m at 25 km/h during the day in an urban area. The sounds that were coordinated with the CG animation were recorded and arranged from the sounds emitted by an industrial drone (a multicopter, Fig. 5) during flight. To coordinate with the speed and height of the aircraft in the CG animation, the aircraft passed 15 m above the tripod-mounted sound level meter at 7 m/s (approximately 25 km/h), maintaining height and speed, and was recorded by the sound level meter for approximately 20 s. The recording started at 100 m in front of the sound level meter and ended at 40 m behind it. The flight speed of 25 km/h was chosen for the CG animation because the speed limit was 10 m/s based on the performance of the aircraft. To avoid using peculiar recording results in the experiment, recordings were made twice under the aforementioned conditions at different dates and locations. After the recordings were made, noise of wind and birdsong sounds was reduced using the Adobe Audition sound editing software. To match two different sound sources to one CG animation, two types of CG animations with sound were prepared for later experiments.

Sixteen Nagoya University undergraduate and graduate students (male and female; all participants were in their 20s) participated in the experiment. The experiment was approved by the Ethics Division of the Safety and Welfare Committee of the School and Graduate School of Engineering, Nagoya University. The participants were provided with a prescribed explanation prior to the experiment, and consent was obtained prior to conducting the experiment.

The specific procedures of the experiment are as follows:



Fig. 5 Industrial multicopter.

- (i) The participant is seated on a chair on the stage in front of the screen shown in Fig. 3, and the Kansei analyzer is attached. Allow time for Kansei Analyzer calibration (2–5 min) and have the participant rest without clearing the mind.
- (ii) After the calibration is completed and the EEG can be measured, the participant waits until the stress

level reduces and the participant stays calm.

- (iii) When the participant reaches a calm state, one of two types of CG animation is played on the screen for the participant to watch.
- (iv) After approximately 2 s have elapsed since the CG animation ended, the participant is signaled to answer and fill in the questionnaire.
- (v) Once the form is filled, the participant is asked to wait until their stress level eases.
- (vi) When the participant's stress level is determined to have sufficiently settled, turn the volume one level up and play the CG animation again.
- (vii) Steps (iv) – (vi) are repeated with four different volume settings.
- (viii) Once the participant has filled the form, play the other prepared CG animation and repeat steps (iv) – (vi) four times.

Participants were asked to view the CG animation eight times; two types of sound sources were used. The CG animation for each sound source was designated as A and B. The participants were randomly divided into two groups: Group 1 and Group 2. The experimental conditions were set as follows:

Participants in Group 1: These participants watched CG animation A during the first half (four views) and CG animation B during the second half (four views).

Participants in Group 2: These participants watched CG animation B during the first half (four views) and CG animation A during the second half (four views).

The stress levels of the participants were assessed by changing the sound volume in large steps. Four sound level phases were considered: low, medium, loud, and loudest. The volume levels are presented in **Table 1**. They were adjusted by a sound level meter in advance of the single event sound exposure level used as basic data for aircraft noise. As specified in Step (vi) of the aforementioned experimental procedure, the sound levels were changed to higher levels twice in the order of the four levels from the lowest to the highest, corresponding to the two types of CG animations. (Of the eight presentations, the volume was increased in steps from the first to the fourth presentation, and again, starting from the smallest level, the volume was increased in steps from the fifth to the eighth presentation.)

Table 1 Noise settings and their single event A-weighted sound exposure level L_{AE}

Levels	Low	Medium	Loud	Loudest
L_{AE} [dB]	72-73	78-79	86-87	91-92

The single event sound exposure level includes a range because of some error in setting the noise level by turning the knob for the speaker each time. However, this is not a problem, particularly for single event sound exposure level, because a person can barely distinguish a difference of 1 dB or 2 dB.

3-2 Stress assessment by questionnaire

The questionnaire included the following nine questions:

1. Were you surprised when the image started?
2. Did you feel restless while the video was playing?
3. Did you feel stressed while the video was playing?
4. Did you feel visually (image-based) stressed?
5. Did you feel audibly (sound-based) stressed?

6. Did you feel stressed by factors other than the images?
7. What were the factors other than the images? (Those who answered 4 or 5 to question 6)
8. How often can you tolerate the frequency of the visuals (assuming 9:00–21:00)?
9. Impressions and questions

The respondents were asked to answer the aforementioned questions 1 to 6 on a five-point scale (not applicable at all, not very applicable, neither applicable nor not applicable, somewhat applicable, and very applicable). Question 8 was answered using an eight-item multiple-choice format: 30 s or less, every minute, every 5 min, every 15 min, every 30 min, every 1 h, every 3 h, and unbearable even once; questions 7 and 9 were free responses. The average point score for the three responses corresponding to the simplest stress survey, which is the most important in this experiment, are shown in Fig. 6. The error bars in each count indicate the standard deviation of the response points.

According to the results in Fig. 6, the average points of the responses to simple stress corresponded to the volume level described in the previous section of the experimental procedure, and the stress was felt gradually from the first to the fourth presentation out of the eight presentations. The fifth presentation was less stressful, and the eighth presentation was more stressful. Stated differently, the level of stress in the evaluation by the questionnaire corresponded almost exactly to the level of the sound volume at that time.

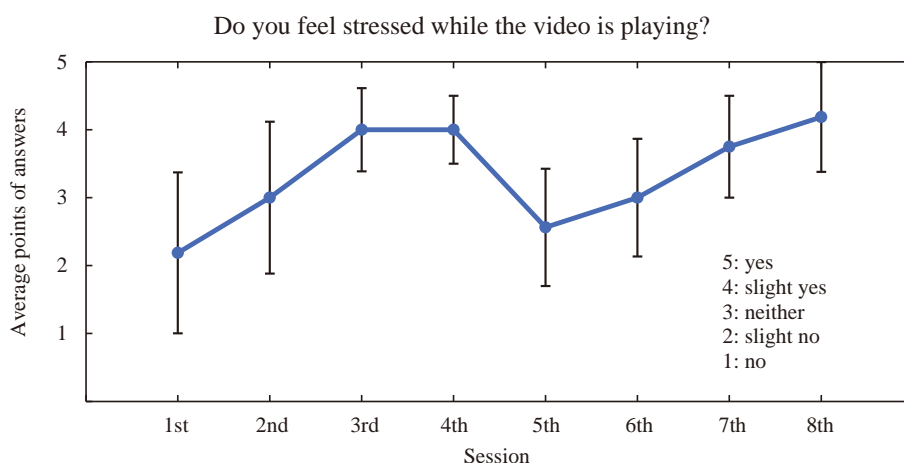


Fig. 6 Questionnaire result.

3-3 Stress assessment using the Kansei analyzer

In the evaluation using the Kansei analyzer, although the experiment was conducted on the same 16 participants as in the case of the questionnaire, three participants' data were affected long period by the noise, and the data for the other two participants were excluded from the evaluation because of the long time affected by noise and the inability to sufficiently calm the participants in the 20 s before the measurement. (The threshold for exclusion of the latter was defined as the number of trials in which the difference between the maximum and minimum stress levels in the 20 s before the start of measurement was 51 or more in four or more of the eight trials.)

The following method was used to evaluate the stress level. Its conceptual diagram is shown in Fig. 7. The horizontal axis indicates the number of times the CG animation was viewed, and the vertical axis indicates the change in the stress level before and after the start of measurement (that is, start of CG animation playback). The change in the stress level refers to the difference between the average stress level during the 20 s before

the start of measurement and that during the 20 s after the start of measurement. Although the CG animation was 18 s long, 20 s was used for the observation because the stress level remained high for several seconds in some cases owing to the reverberations after the viewing. Figure 8 shows the results of the overall average of the change in the stress level.

As shown in Fig. 8, with the stress evaluation using the Kansei analyzer, the stress levels of the participants did not decrease after the fifth session of listening to a high volume, even if the volume was set back to the low setting; this is in contrast to that shown in Fig. 6. However, we performed a test as the standard deviations indicated by the error bars in Fig. 8 were relatively large for each session. Specifically, the stress level changes between the first and the fifth sessions and between the second and the sixth sessions at the same volume setting were larger in the fifth and the sixth sessions, respectively, in terms of the mean value. However, the standard deviations were considerably large for each frequency, and accordingly, we conducted a *t*-test to determine any significant difference between the first and the second halves at the same volume level. The

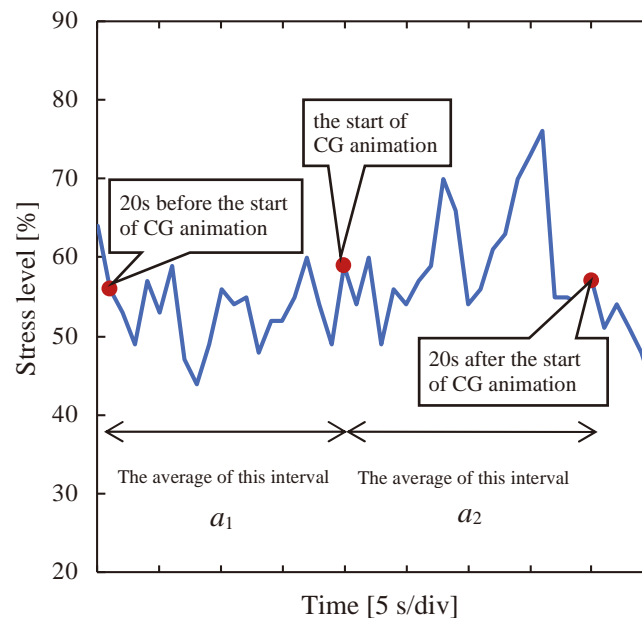


Fig. 7 Schematic of stress assessment using the Kansei analyzer.

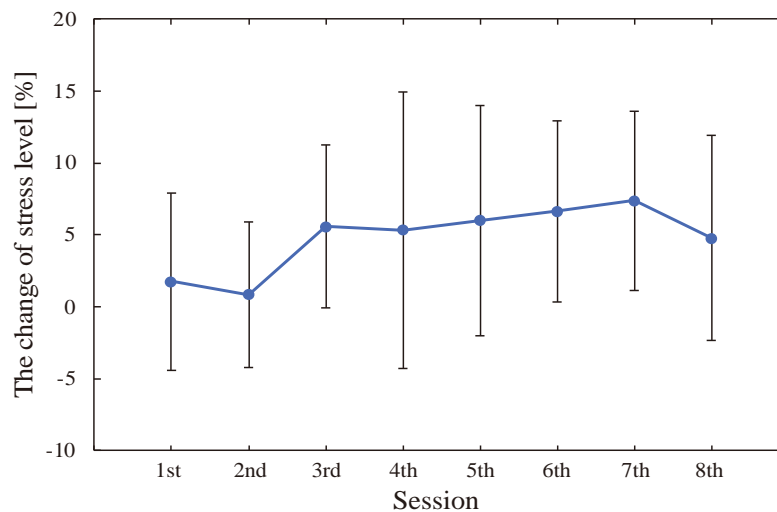


Fig. 8 Stress assessment result (averaging value) using the Kansei analyzer.

results are presented in **Tables 2** and **3**. p_1 and p_2 in **Tables 2** and **3**, respectively, indicate that $p_1 > 0.05$ and $p_2 < 0.05$ at a significance level of 5%. The null hypothesis that the stress level was equal between the second and the sixth sessions was rejected, indicating that there was at least a significant difference in the stress level between the second and the sixth sessions. This indicated that the stress level tended to increase during the second half of viewings even with the same volume setting. This result was only observed in the real-time stress evaluation using the Kansei analyzer; this should be treated with caution.

Table 2 *t*-test of the first and the fifth trials.

	1st session	5th session
Average	1.757	5.998
Variance	41.55	70.32
Number of observations	11	11
Difference from hypothetical average	0	
Degree of freedom	10	
<i>t</i> -value	-1.221	
p_1 (one side)	0.1249	

Table 3 *t*-test of the second and the sixth trials.

	2nd session	6th session
Average	0.8409	6.640
Variance	28.38	43.47
Number of observations	11	11
Difference from hypothetical average	0	
Degree of freedom	10	
<i>t</i> -value	-2.531	
p_2 (one side)	0.01489	

4. Conclusion

This paper addressed a method that combined two approaches to evaluate social acceptance of new flying mobility applications such as flying cars and drones. One was a socio-psychological evaluation using questionnaires. The other was a real-time evaluation using EEG measurement with a Kansei analyzer. In a previous study, the authors experimentally clarified the applicability of a Kansei analyzer to determine the presence of stress owing to noise. In this study, the authors employed the flight noise of an industrial drone, passing overhead, as a sound source. They clarified the difference between the questionnaire evaluation and the stress evaluation by EEG measurement by repeatedly listening to the sound while changing its volume in a stepwise manner. Specifically, while the questionnaire evaluation showed that the stage of loudness and that of stress were almost identical, the evaluation using a Kansei analyzer showed that, after listening to loud noise once, the stress did not decrease easily even if the volume was lowered. This difference is believed to provide important information for the formulation of future social acceptability survey methods.

Acknowledgments

The experimental protocol in this research was reviewed by the Ethics Division of the Safety and Welfare Committee of the School and Graduate School of Engineering, Nagoya University. The authors would like to thank Mr. Mikihiro Kinoshita from Nagoya University for the research activities of this project and Mr. Yuta Hamachiyo and Mr. Teruhiro Ishida from Sanshin Construction Materials Co., Ltd. for assisting in sound source preparation for experiments. This study is supported in part by the Foundation for the Fusion of Science and Technology (FOST).

Received: July 15, 2022

Accepted: August 9, 2022

References

- [1] <https://skydrive2020.com/>
- [2] <https://www.airbus.com/innovation/zero-emission/urban-air-mobility/cityairbus.html>
- [3] Hara S., Hayashi Y., Mitsukura Y. and Kamide H. : “Applicability of Kansei analyzer for noise-induced stress assessment—toward social acceptability survey of flying cars—”, *Technical Journal of Advanced Mobility*, Vol. 2, No. 3, pp. 31–41, 2021.
- [4] Hara S., Takahara K. and Mitsukura Y. : “Stress evaluation using EEG for novel air mobilities”, to appear in *Proceedings of the 2022 IEEE 11th Global Conference on Consumer Electronics*, 2022.
- [5] Hitomi T. and Ikeda A. : “Basic knowledge of EEG”, *Japanese Journal of Clinical Neurophysiology*, Vol. 42, No. 6, pp. 365–370, 2014.
- [6] Mitsukura Y., Sumali B., Asano T., Watanabe H., Tazawa Y., Kishimoto T., Fukunaga K. and Mimura M. : “Simple stress quantitative evaluation for healthcare using daily KANSEI detection with EEG device—Relation between stress and healthcare”, *Modern Environmental Science and Engineering*, Vol. 5, No. 5, pp. 345–350, 2019.
- [7] Mitsukura Y. : “KANSEI detection and its application using the EEG—Widespread of KANSEI research in society”, *The IEICE Engineering Sciences Society Fundamentals Review*, Vol. 13, No. 3, pp. 180–186, 2020.
- [8] <http://sensait.jp/12675/>

**原 進**

1996年9月慶應義塾大学大学院理工学研究科機械工学専攻後期博士課程修了，博士（工学）。日本学術振興会特別研究員，カリフォルニア大学バークレー校訪問研究員，豊田工業大学工学部助手・助

教を経て2008年から名古屋大学大学院工学研究科。現在同航空宇宙工学専攻教授。

E-mail: haras@nuae.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.

**上出 寛子**

2008年に大阪大学大学院人間科学研究科にて博士（人間科学）。現在は，名古屋大学未来社会創造機構にて特任准教授として，社会心理学的な観点から先進技術の社会的受容に関する研究に従事。

Hiroko KAMIDE

HIROKO KAMIDE received the Ph.D. degree in Human Sciences from Osaka University, Japan, in 2008 and is a designated associate professor of Institute of Innovation for Future Society at Nagoya University. Her current research topic is social acceptance of innovative technology from a social-psychological approach.

**満倉 靖恵**

博士（工学）・博士（医学）1999年4月徳島大学工学部知能情報工学科助手，2001年岡山大学専任講師などを経て2011年4月慶應義塾大学理工学部システムデザイン工学科准教授。2018年4

月より同教授。2019年4月より同医学部兼任教授。生体信号解析，脳神経科学，精神疾患の研究に従事。IEEE，日本高次脳機能障害学会などの正会員。

Yasue MITSUKURA

YASUE MITSUKURA received Dr. Eng. and Dr. Med. from the University of Tokushima and Keio University, Japan. From 2007 to 2010, she was an associate professor at the Tokyo University of Agriculture and Technology. Since 2011, she has been an associate professor and is currently a professor at Keio University, Kanagawa, Japan. Her research interests are bio-signal analysis (EEG, EMG, EOG, ECG, GSR, and fMRI) and brain-computer interfaces. She is a member of SICE, IEEJ, RISP, and IEEE.

Vertical Autorotation Strategies for a Quadrotor with a Collective Pitch Control Mechanism

Kota Shibata^{*1}, Yosuke Maeda^{*1}, Kohei Yamaguchi^{*1}, Shun Watanabe^{*1}, Shigeru Sunada^{*1},
Yasutada Tanabe^{*2}, Hideaki Sugawara^{*2}, Hiroshi Tokutake^{*3}, Koichi Yonezawa^{*4}
Nagoya University^{*1}

Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA)^{*2}

Kanazawa University^{*3}

Central Research Institute of Electric Power Industries (CRIEPI)^{*4}

Vertical autorotation is proposed and investigated as an emergency landing technique for a multirotor drone suffering a total loss of one motor. A quadrotor with collective pitch control mechanisms is assumed. The blades have no twist because the rotors operate in windmill and propeller modes. The vertical autorotation consists of two phases. In phase 1, all rotors operate in windmill mode and the collective pitch for no attitude control is determined so as to minimize the terminal descending velocity. The quadrotor attitude in phase 1 is adjusted by varying the collective pitch. Flight control in this phase will be a research theme in future. In phase 2, two rotors, including a damaged one, operate in windmill mode while the other two operate in propeller mode. The collective pitch is determined so that the terminal descending velocity at landing is close to 0. Each multirotor has a particular critical altitude value, which relates to the specifics of this vertical autorotation. Critical altitude is the altitude for the case in which phases 1 and 2 are switched just when the descending velocity converges to the terminal velocity during phase 1. The detailed autorotation process depends on the magnitude relationship between the quadrotor's critical and initial altitudes.

Keywords: Autorotation, Multirotor, Collective pitch, Overrunning clutch mechanism

1. Introduction

Recently, multirotor drones have been used in various applications, such as pesticide spraying[1-3], aerial photography[4], measured surveys[5], and infrastructure inspection[6]. The expansion of the global multirotor drone market is expected to continue. Numerous accidents and incidents involving drones have been reported, and the number of accidents is expected to increase along with the use of multirotors unless their safety is enhanced. Accordingly, the possibility of using a parachute has been investigated to decrease the descending velocity[7, 8]. Moreover, several studies on "fault tolerance" have been conducted[9-11]. In Ref. [9], fault tolerance is defined as a system's ability to continue delivering proper service in the presence of faults. Methods of controlling a quadrotor and a hexarotor, with one motor out of order in each case, are studied in Refs.[10] and [11], respectively. However, in continuous flight it is more difficult to control a quadrotor than a hexarotor because the relative contribution of one motor to a quadrotor is larger than that to a hexarotor.

Johnson *et al.*[12] and Silva *et al.*[13] proposed methods for a flying car, where the torques produced by four engines are concentrated and the concentrated torque drives the four rotors. By using this method, four rotors can operate when one engine is out of order as long as the remaining three engines have the available power for rotating the 4 rotors. However, this method requires a complicated mechanism and it is not suitable for a drone.

The present paper examines how a quadrotor drone can land safely by using the two phases with different collective pitches. We do not consider the attitude control required for a safe landing. Specifically, the possibility of vertical autorotation is studied. A helicopter has autorotation ability to suppress the vertical descending velocity. Often, the autorotation of a helicopter is not vertical but has a flight path angle, which is more effective for suppressing the landing velocity. However, vertical autorotation [14, 15] is investigated in the present analysis because flight control is expected to be easier in this case than in the case of an autorotation with a flight path angle. The authors previously proposed a multiple-rotor drone with a collective pitch mechanism [16, 17] because this mechanism can provide better flight performance than the rotational speed mechanism. A quadrotor with a collective pitch mechanism was developed for the present study. Even if all rotors operate in windmill mode, this mechanism enables thrust control. In addition, vertical autorotation can be performed without additional equipment such as a parachute.

In the case of a quadrotor, when one motor is out of order, two or four motors should be stopped in order to control the quadrotor's attitude. In the method proposed in this manuscript, four and two motors are stopped in phases 1 and 2, respectively, as discussed later. In phase 1, all the rotors operate as windmills. In phase 2, just two rotors rotate actively while the other two operate as windmills.

The remainder of this paper is organized as follows. In Sec. 2, basic issues are explained. A quadrotor is presented to simulate vertical autorotation. Mathematical models for the quadrotor are also provided. In addition, a vertical autorotation strategy consisting of two phases is detailed. In Sec. 3, numerical simulations are conducted. Initially, the results for the two phases are provided separately. A strategy combining these phases for emergency landing is then presented. The two phases are switched depending on the altitude at which a motor becomes inoperative. In Sec. 4, we conclude the study with a brief discussion.

2. Methodology

2-1 Developed quadrotor and vertical autorotation

The quadrotor shown in Fig. 1, which was developed by Taya Corporation, is used in a simulation to investigate the feasibility of vertical autorotation. Figure 1(a) shows the front view of the quadrotor, and (b) shows the collective pitch mechanism [16–19]. As the rotor has an overrunning clutch mechanism, it can rotate freely in one direction.

The physical data of this quadrotor are shown in Table 1. The flight of the quadrotor is controlled by varying the collective pitches of the rotors because thrust changes using collective pitch control can be quicker than those using rotational speed control. In addition, collective pitch control is required for vertical autorotation, as discussed later.

Figure 2 shows the planform of a blade of the quadrotor. The blades have no twist and the flight efficiency when the blades are used is smaller than that when twisted blades are used. However, rotors composed of the blades with negative collective pitch can generate negative thrust as well as large pitching and rolling moments on the quadrotor. Moreover, rotors with no twist are suitable for autorotation because the blades are used in both windmill and propeller modes where a rotor is driven actively by a motor.

2-2 Vertical autorotation

The proposed autorotation for quadrotors has two phases. In phase 1, the quadrotor performs a vertical autorotation, where all rotors operate as windmills. The collective pitch of all rotors is determined to increase the thrust generated by the rotors in windmill mode, thereby decreasing the descending velocity. In this phase,

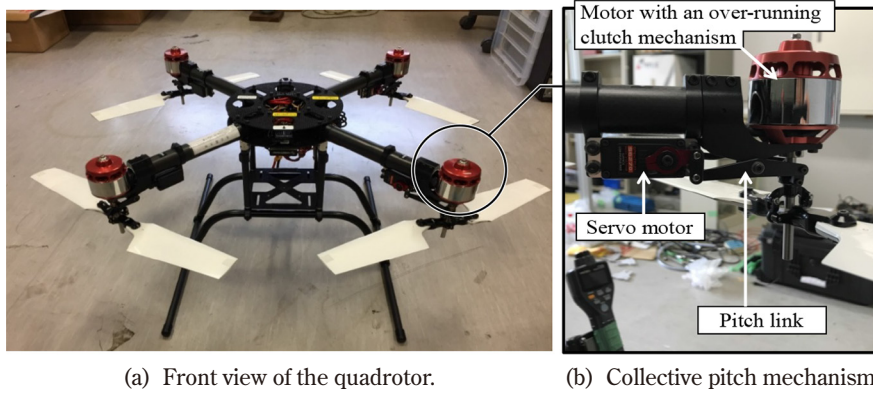


Fig. 1 Quadrotor used in this study[16].

Table 1 Structural parameters of the quadrotor.

Parameter, <i>character</i> (unit)	Value
Total mass, m (kg)	4.800
Drag area, $C_D S$ (m ²)	0.066
Number of blades for a rotor, — (—)	2
Collective pitch angle, θ (deg)	-26~ +33
Rotation speed of a rotor driven by a motor, — (rpm)	5400
Number of rotors, — (—)	4
Distance between centroid and rotor axis, l_{arm} (m)	0.313
Rotor radius, R (m)	0.191
Rotor root cutoff, R_0 (m)	0.0475
Blade twist, — (deg)	0
Moment of inertia of a rotor around the rotational axis, I_r (kg·m ²)	0.00026
Moment of inertia of the quadrotor around the yaw axis, I_{zz} (kg·m ²)	0.1

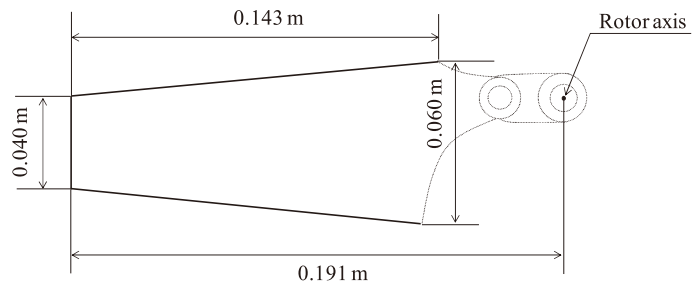


Fig.2 Rotor blade[18].

the attitude, i.e., the roll, pitch, and yaw angles, is controlled by varying the collective pitches of all the rotors. It is assumed the control moments in phase 1 are large enough to suppress the rolling, pitching, and yawing motions. Note that not much power is need to control the collective pitches.

In phase 2, a rotor with an inoperative motor and the opposite rotor (with respect to the center of mass) operate in windmill mode. The other rotors are driven by their motors and rotate in the same direction, which is the opposite of that of the rotors in windmill mode. In phase 2, the quadrotor's yawing motion is caused by the difference in the aerodynamic torques between the rotors rotating in two rotational directions. The yawing angular velocity of the quadrotor causes reversed inflow, particularly at blade elements close to the root of a blade. As reversed inflow decreases rotor thrust, in the present analysis phase 2 is simulated only when reversed inflow does not occur. The period of phase 2 is limited by the existence of reversed flow. The descending altitude in phase 2 is also limited. Therefore, phase 1 is required. As the altitude when one motor becomes inoperative is high, the period of phase 1 becomes large. That is, the timing of the initiation of phase 2 should be determined so that reversed inflow is not observed at landing.

The attitude control of the quadrotor in phase 2 is not discussed, because, when one motor is out of order, the attitude of a quadrotor rotating around its yawing axis can be stable by flight controls [10, 20–24].

2-3 Equations of motion

To simulate the motion of a quadrotor, the following equations of motion are used. Equation (1) expresses translational motion in the z direction in phase 1. The z axis is the vertical axis in the earth-fixed coordinate system, and its descending direction is positive. The V_D is the descending velocity of a quadrotor and $V_D = \dot{z}$, where z is the z coordinate of its center of gravity.

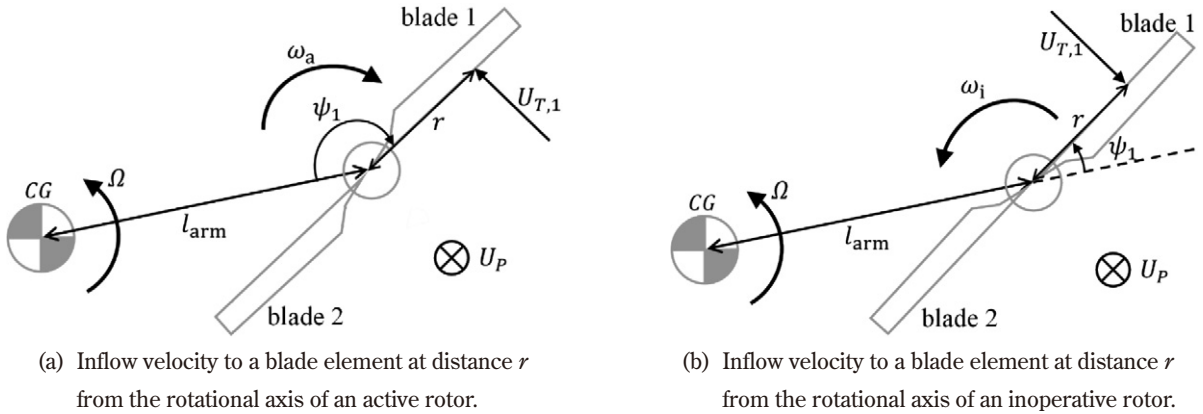
$$m\dot{V}_D = mg - 4T_i - \frac{1}{2}\rho V_D^2 C_D S, \quad (1)$$

The T_i during phase 1 can be calculated in the same way as that during phase 2, where the Ω is 0. The way during phase 2 will be stated later. Figures 3(b) and (c), which are shown later, are available for phase 1.

Equations (2) and (3) express the translational motion in the z direction and the rotational motion about the z -axis in phase 2, respectively.

$$\begin{cases} m\dot{V}_D = mg - 2(T_a + T_i) - \frac{1}{2}\rho V_D^2 C_D S, & (2) \\ (I_{zz} - 2I_r)\dot{\Omega} = 2Q_a - 2(H_a + H_i) l_{\text{arm}}. & (3) \end{cases}$$

T_a , T_i , H_a , H_i , and Q_a in these equations are estimated as follows. A rotor has two blades, blades 1 and 2. In the following equations, the subscript $n = 1, 2$ denotes the blade number of the rotor. The azimuth angles of blades 1 and 2, ψ_1 and $\psi_2 (= \psi_1 + \pi)$, are defined in Figs. 3(a) and (b). In these figures, the blade chord length is constant for simplicity. However, in the present analysis, the chord length is not constant, as shown in Fig. 2. Figure 3(c) shows the two components of the inflow velocity to a blade element at distance r from the rotational axis, $U_{T,n}$ and U_P . The $U_{T,n}$ and U_P are tangential and perpendicular to the rotational plane, respectively. The



(c) Definitions of $U_{T,n}$, U_P , θ , ϕ_n , and α_n .

Fig. 3 Inflow velocity to rotor.

angle of attack α_n and the inflow angle of the blade element ϕ_n are also shown. These are defined in the coordinate system fixed with the blade element. For an inoperative rotor, the tangential component is

$$U_{T,n} = l_{\text{arm}}\Omega \cos\psi_n + r(\omega_i + \Omega), \quad (4)$$

and for an active rotor, we have

$$U_{T,n} = l_{\text{arm}}\Omega \cos\psi_n + r(\omega_a - \Omega). \quad (5)$$

Moreover, the perpendicular component is common for inoperative and active rotors:

$$U_P = V_D - v_i. \quad (6)$$

In the simulation, $U_{T,n}$ should be positive at any blade position as long as $R_0 \leq r \leq R$ is satisfied. Hence, the simulation is terminated when $U_{T,n}$ is negative. By using U_P and $U_{T,n}$, the inflow angle at the blade element ϕ_n and the angle of attack α_n are given by

$$\phi_n = \tan^{-1}\left(\frac{U_P}{U_{T,n}}\right), \quad (7)$$

$$\alpha_n = \phi_n + \theta \quad (8)$$

The lift and drag acting on a blade element at distance r from the rotor axis are given by

$$dL_n = \frac{1}{2}\rho(U_{T,n}^2 + U_P^2)C_{l,n}(\alpha_n)c(r)dr, \quad (9)$$

$$dD_n = \frac{1}{2}\rho(U_{T,n}^2 + U_P^2)C_{d,n}(\alpha_n)c(r)dr. \quad (10)$$

By integrating the thrust and drag acting on an element from the root to the tip of two blades, $T = (T_a, T_i)$ and $H = (H_a, H_i)$ are given by

$$T = \sum_{n=1}^2 \int_{R_0}^R dT_n = \sum_{n=1}^2 \int_{R_0}^R (dL_n \cos\phi_{r,n} + dD_n \sin\phi_{r,n}), \quad (11)$$

$$H = \sum_{n=1}^2 \int_{R_0}^R dH_n = \sum_{n=1}^2 \int_{R_0}^R (dD_n \cos\phi_{r,n} - dL_n \sin\phi_{r,n})\cos\psi_n. \quad (12)$$

Moreover, by simple momentum theory, $T = (T_a, T_i)$ is expressed as

$$T = 2\rho A(V_D + v_i)v_i. \quad (13)$$

This equation is not valid if $0 \leq V_D/v_h \leq 2$. In this region, the following empirical equation [25] can be used to obtain v_i :

$$\frac{V_D}{v_h} = \left(\frac{v_i}{v_h}\right)^{\frac{1}{2}} \pm \sqrt{\left(\frac{v_h}{v_i}\right)^2 - 0.03\left(\frac{v_i}{v_h}\right)^2}. \quad (14)$$

Here, v_h is defined as the induced velocity during hovering:

$$v_h = \sqrt{\frac{T}{2\rho A}}. \quad (15)$$

In the present analysis, the quadrotor flies with acceleration. For simplicity, we ignore acceleration's effect on the aerodynamic force acting on the blade. In addition, under a quasi-steady assumption, v_h is the induced velocity for generating an instantaneous thrust T at a rotor.

Moreover, the torque $Q = (Q_a, Q_i)$ about the rotational axis on a rotor is

$$Q = \sum_{n=1}^2 \int_{R_0}^R r(dD_n \cos\phi_{r,n} + dL_n \sin\phi_{r,n}). \quad (16)$$

The power consumed by the motor rotating an active rotor is given by

$$P = Q_a\omega_a. \quad (17)$$

The equations of rotating motion of a rotor in windmill mode are also given. For phase 1, we have

$$\dot{\omega}_i = -\frac{Q_i}{I_r}, \quad (18)$$

and for phase 2, we have

$$\dot{\omega}_i = -\dot{\Omega} - \frac{Q_i}{I_r}. \quad (19)$$

Because the flight modelling is constructed based on blade element theory (BET) and simple momentum theory, the accuracy of this combined theory is improved by using the airfoil characteristics shown in Fig. 4. These airfoil characteristics were determined so that the thrust and torque acting on a rotor during hover, which are estimated by both theories, are close to those estimated by the CFD software package rFlow3D (developed by JAXA) [26, 27]. Good agreement in the $C_T - C_Q$ curve between CFD and the experiment is shown in Ref. [18]. In Fig. 5, the rotation angular velocity and the collective pitch are $\omega = 419$ rad/s and $\theta = 15$ deg, respectively. The quadrotor can hover under these conditions. Figures 5(a) and (b) show good agreement in C_T and C_Q between the two calculation methods stated above. Here,

$$C_T = \frac{T}{\rho \pi R^4 \omega^2}, \quad C_Q = \frac{Q}{\rho \pi R^5 \omega^2} \quad (20)$$

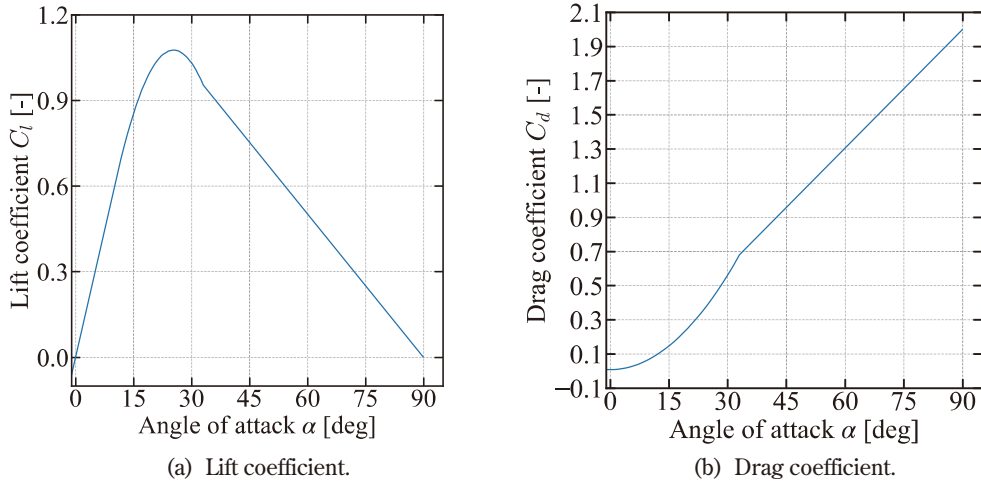


Fig. 4 Lift and drag coefficients of a blade element.

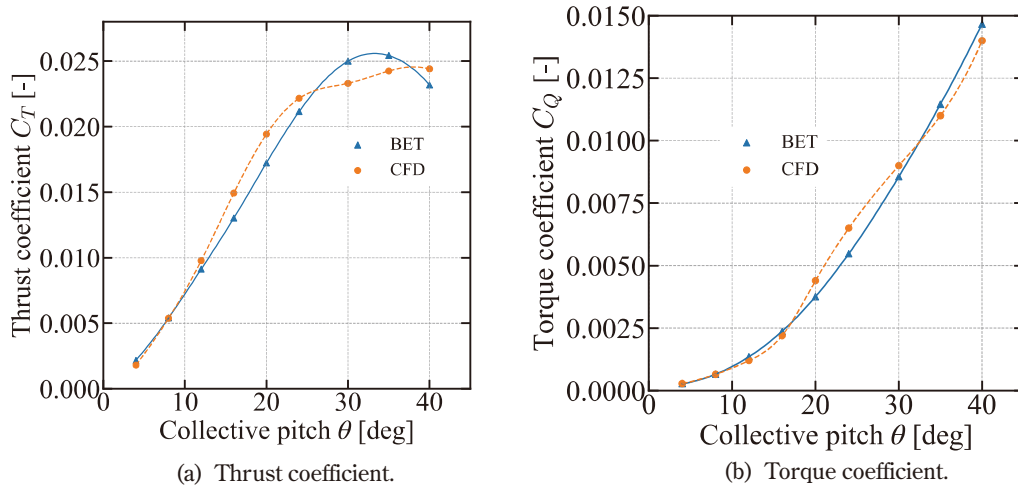


Fig. 5 Thrust and torque coefficient of blade obtained by BET and CFD.

3. Simulation results

We next numerically investigate the proposed vertical autorotation strategy. First, the performance in phases 1 and 2 is investigated separately. Subsequently, the hybrid autorotation technique, which uses phases 1 and 2 in combination, is also formulated based on the results.

3-1 Descending velocity in phase 1

Figure 6 shows the time variations of V_D in phase 1. The collective pitch θ_i , which is common in all rotors, is constant during phase 1. As shown in Fig. 6, the descending velocities converge at approximately 4 s. The converged descending velocity is approximately 12 m/s when θ_i is between -1° and 4° . When $\theta_i < 1^\circ$, the converged descending velocity increases as θ_i decreases.

The minimum descending velocity (11.9 m/s) is observed when $\theta_i = 1^\circ$. Therefore, the collective pitch should be close to 1° during phase 1. In the analysis below, $\theta_i = 1^\circ$ is used in phase 1.

The terminal velocity when the rotors do not generate thrust during phase 1 is $V_D = \sqrt{2mg/\rho C_D S} = 34.1$ m/s. The $C_D S$ is the drag area of a fuselage, and its value is shown in Table 1. The difference in V_D between the case when the rotors in windmill mode generate thrust and that when they do not generate thrust indicates that the rotors in windmill mode can contribute to the decrease in the descending velocity. Moreover, the quadrotor attitude can be controlled by varying the collective pitch angles of the rotor in windmill mode. To stabilize the attitude control in phase 1, the rotors should stop just after one motor becomes out of order. And the magnitude of disturbance is limited.

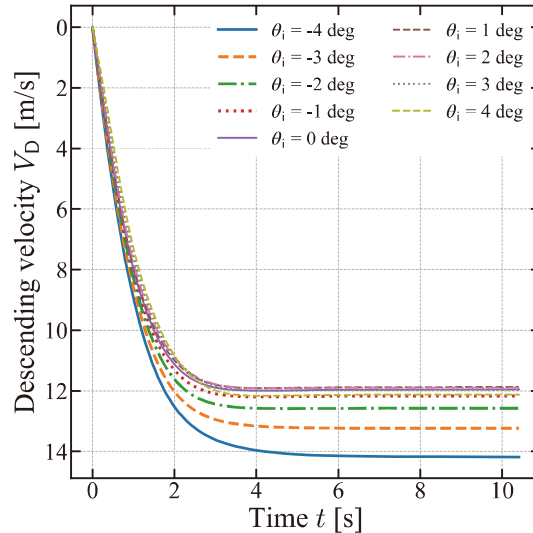


Fig. 6 Descending velocities (phase 1).

3-2 Descending velocity in phase 2

Phase 2 of the vertical autorotation is now simulated. The initial value of the descending velocity is equal to the terminal velocity in phase 1 for $\theta_i = 1^\circ$, which is 11.9 m/s. During phase 2, the collective pitch of the inoperative rotors θ_i is fixed at 0° . The collective pitch of the active rotors θ_a varies between 20° and 26° in 1° increments. In addition, $V_D = 0.1$ m/s is assumed as the descending velocity necessary to achieve a safe landing. Hence, the simulation is terminated when the descending velocity decreases to $V_D = 0.1$ m/s. The time variations of the descending velocity V_D , angular velocity Ω of the quadrotor, power consumption P of one active rotor, and altitude Z during phase 2 are shown in Figs. 7–10, respectively. As shown in Fig. 7, the simulation for $\theta_a \geq 21^\circ$ is terminated when $V_D \leq 0.1$ m/s is achieved. For $\theta_a = 20^\circ$, however, reversed inflow to blade elements

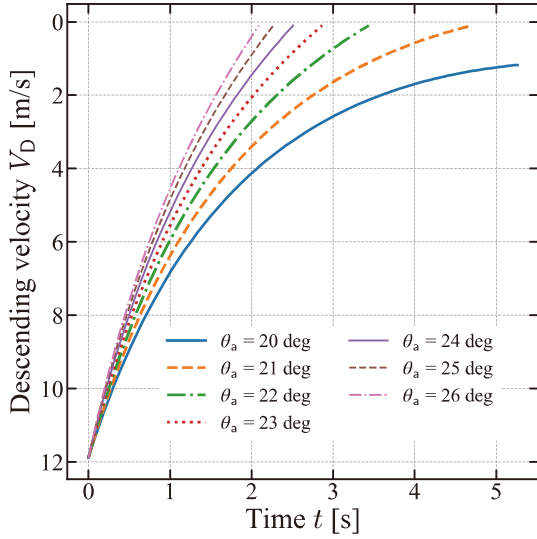


Fig. 7 Descending velocities (phase 2) ($\theta_i = 0$ deg).

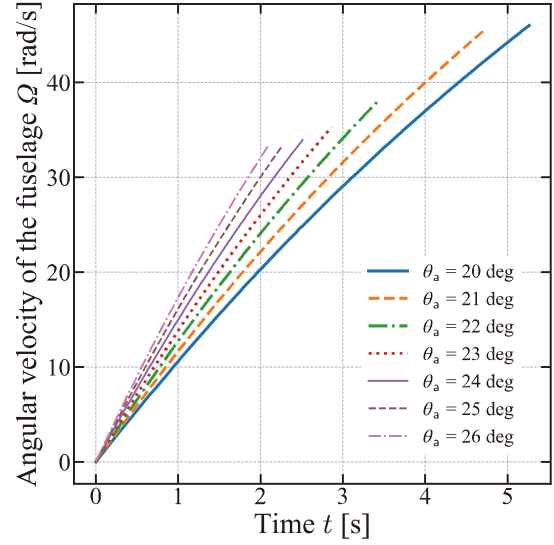


Fig. 8 Rotational velocity of the quadrotor (phase 2) ($\theta_i = 0$ deg).

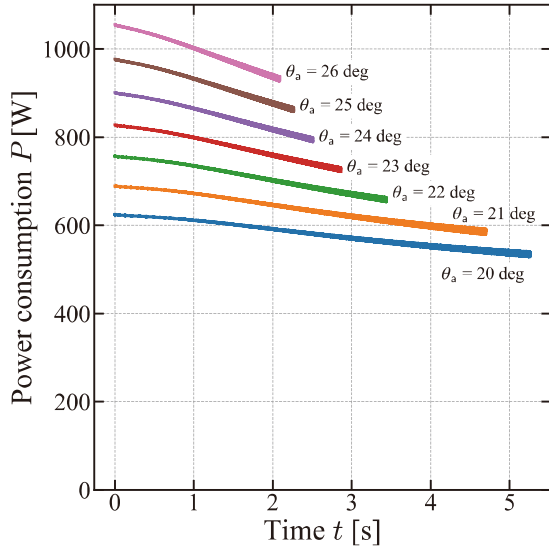


Fig. 9 Power consumption of one active rotor (phase 2) ($\theta_i = 0$ deg).

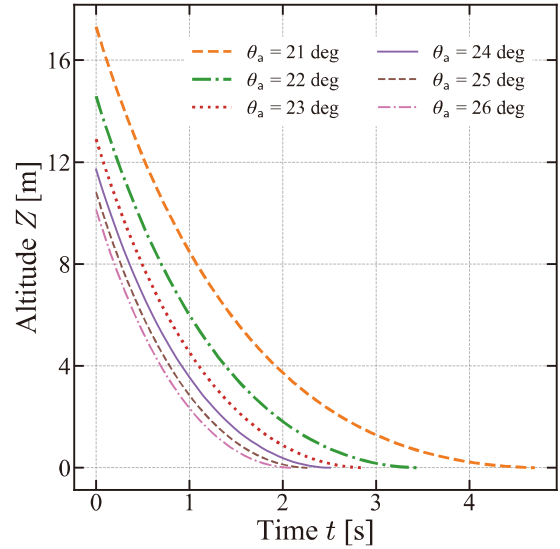


Fig. 10 Time variations of the altitude (phase 2) ($\theta_i = 0$ deg).

for $R_0 < r < R$ is observed when $t \approx 5.2$ s, and the simulation is terminated. Thus, only the time variations of V_D , Ω , and P when $t < 5.2$ s are shown. As the collective pitch θ_a increases, the durations of phase 2 and the maximum values of Ω , as shown in Figs. 7 and 8, respectively, decrease. Although the rate of change of Ω increases as the collective pitch increases, the quadrotor achieves the terminal velocity for a safe landing in a significantly shorter time, and the angular velocity of the quadrotor at landing is smaller. As shown in Fig. 9, however, the maximum values of P , which are observed at the beginning of phase 2, increase. The maximum value of P is lowest when $\theta_a = 21^\circ$. Here, the case of $\theta_a = 20^\circ$ is ignored, because the simulation is terminated before landing. Note that the power curves oscillate with the frequencies determined by the rotational angular velocities of the blades and the quadrotor. The amplitudes of oscillations grow larger with time. Figure 10 shows the time variations of the altitude of the quadrotor during phase 2. As the simulation is terminated because of reversed inflow, the case of $\theta_a = 20^\circ$ is not shown. In Fig. 10, the initial altitude is determined so that

the altitude is equal to 0 when the terminal velocity for the safe landing rate of 0.1 m/s is achieved. As θ_a increases, the initial altitudes in phase 2 decrease.

Figure 11 shows the time variations of V_D during phase 2 when $\theta_a = 21^\circ$. The collective pitch for the inoperative rotor varies in the range of $-7^\circ \leq \theta_i \leq 5^\circ$. When $\theta_i = -1^\circ$ and 0° , the terminal values of V_D reach 0.1 m/s without reversed inflow. The difference in the curves in this figure between $\theta_i = -1^\circ$ and 0° is negligible. In the other cases, reversed inflow is observed, and the simulation is terminated before the terminal velocity for safe landing is achieved.

From the above discussion, during phase 2 in the analysis below, $\theta_a = 21$ deg and $\theta_i = 0$ deg. The maximum values of P at the beginning of phase 2 should be less than the available power of the motor–battery system. It should be noted that the attitude can be stable during phase 2 by the rotation of the quadrotor around the vertical axis.

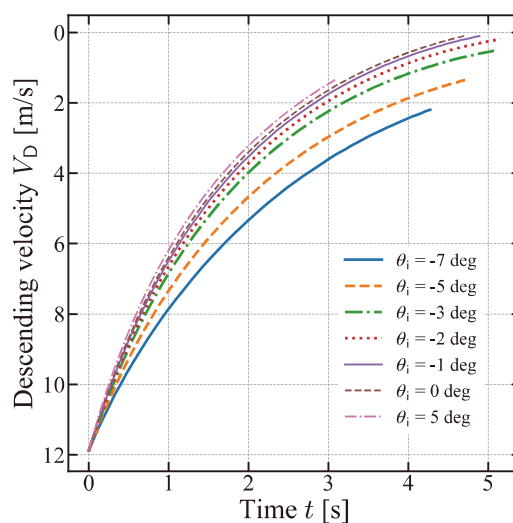


Fig. 11 Descending velocities (phase 2) ($\theta_a = 21$ deg).

3-3 Guideline for hybrid autorotation

Herein, we consider “hybrid autorotation,” which combines the strategies in phases 1 and 2. We assume that the quadrotor suffers a total loss of one motor at a given initial altitude and that phase 1 is immediately initiated. At a given altitude, the autorotation phase switches from 1 to 2. As stated above, θ_i during phase 1 is 1° , and θ_i and θ_a during phase 2 are 0° and 21° , respectively. To investigate the performance of the hybrid autorotation, simulations are performed for three types of initial altitudes, denoted as cases 1–3.

In case 1, the initial altitude is 47.1 m, and the time variations of the descending velocity and altitude are summarized in Fig. 12. In this case, phase 1 switches to phase 2 just when the descending velocity converges to the terminal value $V_D \cong 12$ m/s. Phase 2 terminates when a safe landing velocity of $V_D = 0.1$ m/s is achieved. The initial altitude in case 1 is termed the critical altitude. In case 2, the initial altitude is 57.4 m, which is 10.3 m higher than the critical altitude, and the results are shown in Fig. 13. The time variations of the descending velocity and the altitude during phase 2 are the same in cases 1 and 2 because the rotor operation is the same. Phase 1 in case 2 is the combination of phase 1 in case 1 and descending flight with a constant terminal descending velocity of $V_D \cong 12$ m/s. In case 3, the initial altitude is 15.4 m, which is lower than the critical altitude. The results for case 3 are shown in Fig. 14. Phase 1 switches to phase 2 when the descending velocity is 8.3 m/s. This value is smaller than that in cases 1 and 2 by 3.6 m/s. Phase 2 terminates when a safe landing

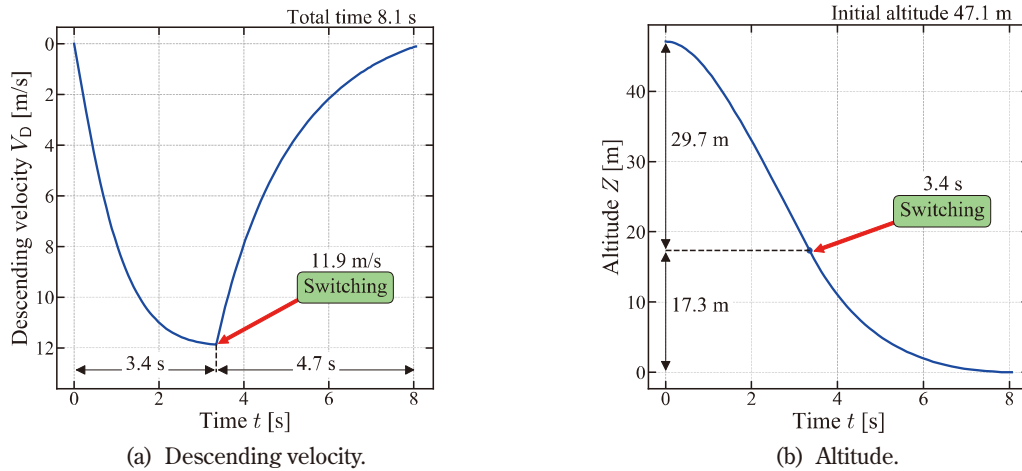


Fig. 12 Simulation results of vertical autorotation from an altitude of 47.1 m (case 1).

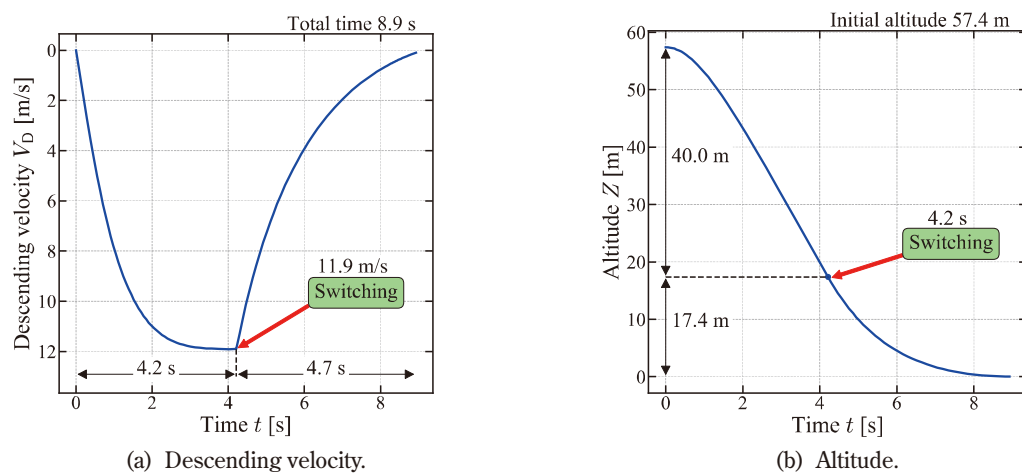


Fig. 13 Simulation results of vertical autorotation from an altitude of 57.4 m (case 2).

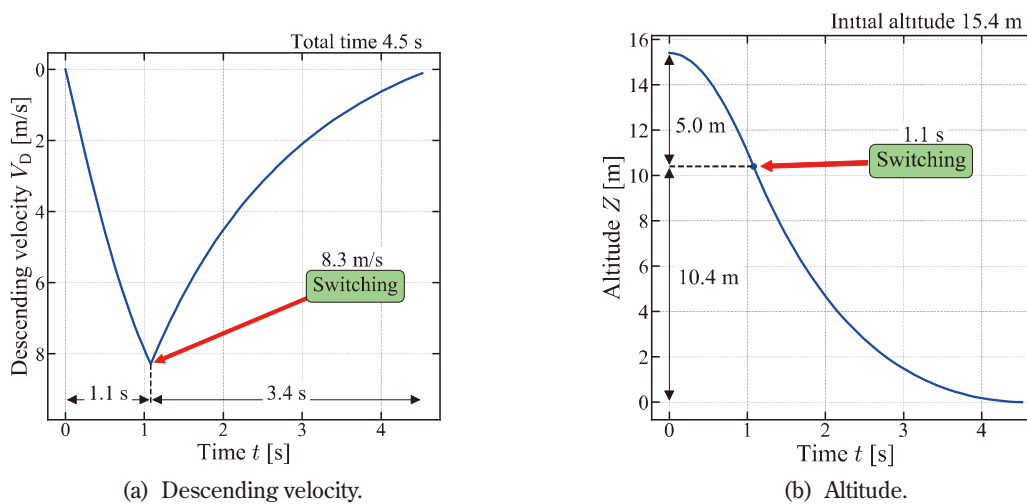


Fig. 14 Simulation results of vertical autorotation from an altitude of 15.4 m (case 3).

velocity is achieved, as in cases 1 and 2. The descending altitudes in phases 1 and 2 are decreased by approximately 24.7 m and 6.9 m, respectively, compared with those in case 1. When the initial altitude is less than the critical altitude, the duration and descending altitude of phases 1 and 2 decrease with the initial altitude.

The power consumption for hybrid autorotation was also investigated. Figure 15 shows the time variations of the power consumed by a motor driving an active rotor for the three cases. Similar to the case in Fig. 9, here the power curves oscillate and the amplitudes increase with time. In phase 1, all rotors are in windmill mode, thus the motors consume no power. In phase 2, the time variations of the power consumption for cases 1 and 2 have the same shape because the operation of the rotor is the same in these cases. As the descending velocity of the quadrotor decreases as phase 2 proceeds, power consumption decreases. This is because the angle of attack and the dynamic pressure of a blade element (that is, the drag on the element) decrease, as does the torque. As the largest power is required at the beginning of phase 2, the power necessary at this time should be less than the available power of the motor–battery system.

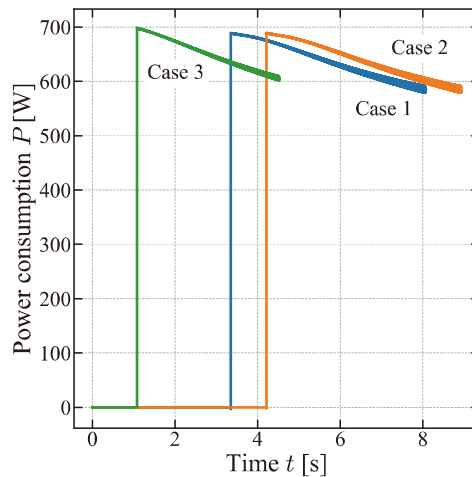


Fig. 15 Time variations of power consumed by a motor.

To formulate a guideline for the proposed vertical autorotation, additional simulations were conducted for several initial altitude cases. The results are summarized in Fig. 16, which shows the variations of certain parameters with respect to the initial altitude. Figs. 16(a), (b), (c), (d), and (e) show the switching time, switching altitude, duration ratio (ratio of duration of phase 1 to that of phase 2), descending distance ratio (ratio of duration of phase 1 to that of phase 2), and maximum necessary power, respectively. Figure 16(a) indicates that the switching time increases linearly when the initial altitude is larger than 47.1 m, which was defined as the critical altitude. This can be explained as follows. When the initial altitude equals the critical altitude, phase 2 begins when the descending velocity in phase 1 converges to the terminal velocity. When the initial altitude is higher than the critical altitude, the duration of phase 1 increases and that of phase 2 is constant. Then, the slope of the line when the initial altitude is higher than 47.1 m is 0.084 s/m, which corresponds to the reciprocal of the converged terminal velocity of 11.9 m/s. When the initial altitude is lower than the critical altitude, the relationship between the switching time and the initial altitude is slightly out of line for $Z_i \geq 47.1$ m.

The switching altitude monotonically increases with the initial altitude, as shown in Fig. 16(b). When the initial altitude is higher than the critical altitude, the switching altitude is 17.3 m. When the initial altitude is close to 0, vertical autorotation may not be particularly useful because the descending velocity is not high. In practice, a quadrotor should fall freely without conducting phases 1 and 2.

Figure 16(c) and (d) show the ratios of the descending distance and duration between phases 1 and 2. When the initial altitude is higher than the critical altitude, the ratios increase with the initial altitude with a constant slope. This tendency is evident from the above discussion. These figures indicate that when the initial altitude

is lower than the critical altitude, the ratios also increase with the initial altitude with a slope less than that for $Z_i \geq 47.1$ m. Figure 16(e) shows the maximum necessary power consumed by a motor driving a rotor. The necessary power is obtained at the beginning of phase 2 and is nearly independent of the initial attitude; the value is approximately 700 W, which is nearly four times that at hover. The available power of the motor–battery system should be higher than this maximum necessary power. Note that the total necessary power for phase 2, where two rotors are active, is about twice that for hover, where all four rotors are active.

When available power is less than this maximum necessary power, the collective pitch is set to be smaller than 21 deg in the present analysis. The period, the descending altitude, and the terminal velocity of phase 2 become larger. Moreover, the period of phase 1 becomes smaller. The present method becomes less effective as the available power decreases. The present method for enhancing safety of a quadrotor requires the high abilities of motors and batteries. Their improvements in future will lead to more availability and reality of the present method.

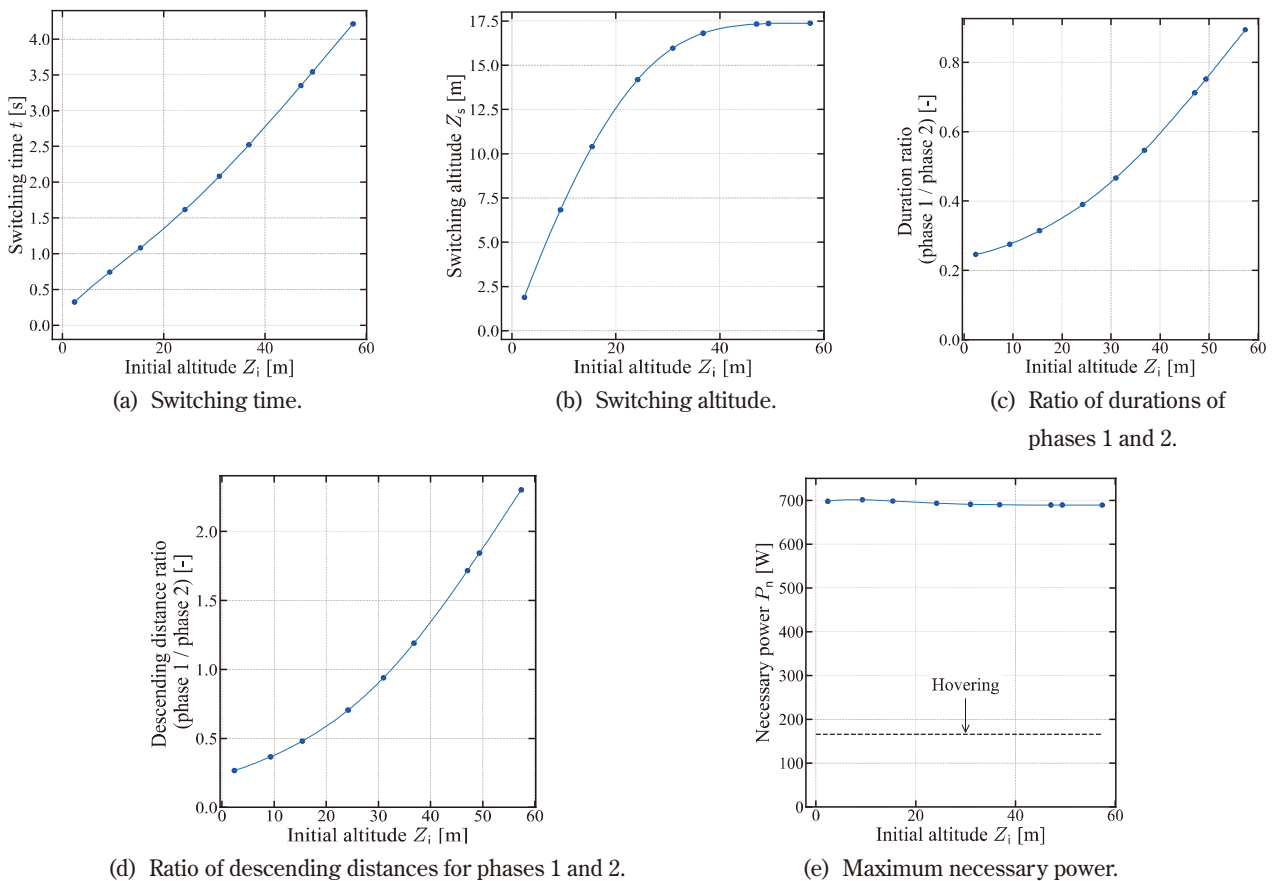


Fig. 16 Switching guideline for vertical autorotation.

4. Conclusion

To ensure safe flight, a helicopter must be capable of autorotation. It is desirable that multirotor drones also have this capability, as they have rotary wings as well. The possibility of vertical autorotation for a quadrotor was investigated in this study. To maximize this possibility, we assumed a quadrotor with a collective pitch mechanism, motors with an overrunning clutch mechanism, and blades with no twist. This is because the rotors operate in both propeller and windmill modes during the proposed vertical autorotation.

The vertical autorotation consists of phases 1 and 2. In phase 1, all rotors operate in windmill mode, and the

collective pitch is determined so as to minimize the terminal descending velocity. In this phase, the attitude can be controlled by the variations of collective pitches when the disturbance is not large. Flight control will be a research theme in future. In phase 2, two rotors, including a damaged one, operate in windmill mode, and the other two operate in propeller mode. The collective pitches are determined so that the terminal descending velocity is close to 0 under the condition of no reversed inflow to the blades. The maximum necessary power of a motor at the beginning of phase 2 should be less than the available power of the motor–battery system. In this phase, the quadrotor attitude can be stabilized by its rotation around the vertical axis.

Each quadrotor model has a particular critical altitude value for this vertical autorotation. The concept of critical altitude, which is a specific value for each quadrotor model, was proposed. The autorotation method depends qualitatively on the magnitude relationship between the critical altitude and the initial altitude of a quadrotor when one motor becomes inoperative. If these altitudes are equal, phase 2, in which two rotors operate in propeller mode and the others in windmill mode, begins just when the descending velocity reaches the converged terminal velocity during phase 1. When the former is lower than the latter, the duration of phase 1 is extended by the difference between the critical altitude and the initial altitude of the quadrotor. When the former is higher than the latter, both phases become shorter. The descending velocity at landing is close to 0, independently of the magnitude relationship between the critical altitude and the initial altitude of a quadrotor.

The maximum necessary power for vertical autorotation is required at the beginning of phase 2. The maximum necessary power is nearly independent of the altitude at which a motor becomes inoperative, and it is significantly higher than the power for hovering. For vertical autorotation, the available power of the motor–battery system should be higher than the maximum necessary power. The present method becomes less effective as the available power decreases.

There is possibility that manned and unmanned multirotor aerial vehicles will change our lift-style dramatically. To use them in our daily life, their safety is the most important requirement. Any possibilities should be investigated for enhancing their safety. The present proposal has been made as one of the possibilities for enhancing their safety and realizing their use in our daily life.

Acknowledgments

This work was supported by JSPS KAKENHI Grant Number JP19H02344.

Received: August 9, 2022

Accepted: September 14, 2022

References

- [1] Meivel, S. R., Maguneeswaran, R., Gandhiraj, N. and Srinivasan, G.: “Quadcopter UAV based fertilizer and pesticide spraying system,” *Journal of Engineering Sciences*, Vol. 1, No. 1, pp. 8–12, 2016.
- [2] Sarri, D., Martelloni, L., Rimediotti, M., Lisci, R., Lombardo, S. and Vieri, M.: “Testing a multi-rotor unmanned aerial vehicle for spray application in high slope terraced vineyard,” *Journal of Agricultural Engineering*, Vol. 50, No. 1, pp. 38–47, 2019, doi: 10.4081/jae.2019.853.
- [3] Yang, F., Xue, X., Cai, C., Sun, Z. and Zhou, Q.: “Numerical simulation and analysis on spray drift movement of multirotor plant protection unmanned aerial vehicle,” *Energies*, Vol. 11, No. 2399, pp. 1–20, 2018, doi: 10.3390/en11092399.
- [4] Puttock, A. K., Cunliffe, A. M., Anderson, K. and Brazier, R. E.: “Aerial photography collected with a multirotor drone reveals impact of Eurasian beaver reintroduction on ecosystem structure,” *Journal of Unmanned Vehicle Systems*, Vol. 3, No. 3, pp.

- 123–130, 2015, doi: 0.1139/juvs-2015-0005.
- [5] Fuertes, F. C., Wilhelm, L. and Porté-Agel, F.: “Multirotor UAV-based platform for the measurement of atmospheric turbulence: Validation and signature detection of tip vortices of wind turbine blades,” *Journal of Atmospheric and Oceanic Technology*, Vol. 36, No. 6, pp. 941–955, 2019, doi: 10.1175/JTECH-D-17-0220.1.
- [6] Hinas, A., Robert, J. M. and Gonzalez, F.: “Vision-based target finding and inspection of a ground target using a multirotor UAV system,” *Sensors*, Vol. 17, No. 12, pp. 1–17, 2017, doi: 10.3390/s17122929.
- [7] Prisacariu, V., Pop, S. and Cîrciu, I.: “Recovery system of the multi-helicopter UAV,” *Review of the Air Force Academy*, Vol. 1, No. 31, pp. 91–98, 2016, doi: 10.19062/1842-9238.2016.14.1.13.
- [8] Al-Madani, L., Svirskis, M., Narvydas, G., Maskeliūnas, R. and Damaševičius, R.: “Design of fully automatic drone parachute system with temperature compensation mechanism for civilian and military applications,” *Journal of Advanced Transportation*, Vol. 2018, pp. 1–11, 2018, doi: 10.1155/2018/2964583.
- [9] Adelsbach, A., Alessandri, D., Cachin, C., Creese, S., Deswarte, Y., Kursawe, K., Laprie, J. C., Powell, D., Randell, B., Riordan, J., Ryan, P., Simmonds, W., Stroud, R., Verissimo, P., Waidner, M. and Wespi, A.: “Conceptual model and architecture of MAFTIA,” *Technical Report 03011*, LAAS-CNRS, pp. 9–10, 2003.
- [10] Lanzon, A., Freddi, A. and Longhi, S.: “Flight control of a quadrotor vehicle subsequent to a rotor failure,” *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 37, No. 2, pp. 580–591, 2014.
- [11] Yang, Y., Wang, W., Iwakura, D., Namiki, A. and Nonami, K.: “Sliding mode control for hexacopter stabilization with motor failure,” *Journal of Robotics and Mechatronics*, Vol. 28, No. 6, pp. 936–948, 2016, doi: 10.20965/jrm.2016.p0936.
- [12] Johnson, W., Silva, C. and Solis, E.: “Concept vehicles for VTOL air taxi operations,” *AHS Specialists’ Conference on Aeromechanics Design for Transformative Vertical Flight*, San Francisco, CA, 2018.
- [13] Silva, C., Johnson, W., Solis, E., Patterson, M. and Antcliff, K.: “VTOL urban air mobility concept vehicles for technology development,” *2018 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*, AIAA Aviation Forum, 2018.
- [14] Johnson, W.: *Rotorcraft Aeromechanics*, Cambridge University Press, Cambridge, UK, 2013.
- [15] Prouty, R.: *Helicopter Performance, Stability, and Control*, Krieger Publishing Company, Malabar, Florida, 2002.
- [16] Yamaguchi, K., Maeda, Y., Watanabe, S., Shibata, K., Sunada, S., Tanabe, Y., Yonezawa, K. and Tokutake, H.: “Study on emergency landing method for a collective pitch controllable quadrotor UAV suffering a loss of one motor,” *Asian/Australian Rotorcraft Forum*, Jeju, Korea, pp. 1–7, 2018.
- [17] Tanabe, Y., Yonezawa, K., Tokutake, H., Suzuki, S., Yamaguchi, K. and Sunada, S.: “A study on enhancing the agility and safety and on increasing the flight duration of a multiple rotor drone,” in *Disaster Robotics* (Edited by S. Tadokoro). Springer Verlag, pp. 111–122, 2019.
- [18] Sunada, S., Tanabe, Y., Yonezawa, K., Tokutake, H., Umezaki, S., Yamaguchi, K. and Sugawara, H.: “A study on improvement of performance of a multiple rotor drone,” *Journal of the Robotics Society of Japan*, Vol. 39, No. 4, pp. 357–362, 2021 (in Japanese).
- [19] Nonami, K.: “Impact TRC advanced results of flying robotics and future Issues and prospects,” *Journal of the Robotics Society of Japan*, Vol. 37, No. 9, pp. 30–37, 2019 (in Japanese).
- [20] Sun, S., Cioffi, G., de Visser, C. and Scaramuzza, D.: “Autonomous quadrotor flight despite rotor failure with onboard vision sensors: Frames vs. events,” *IEEE Robotics and Automation Letters*, Vol. 6, Issue 2, 2021, doi: 10.1109/LRA.2020.3048875.
- [21] Lippiello, V., Ruggiero, F. and Serra, D.: “Emergency landing for a quadrotor in case of a propeller failure: A backstepping approach,” *2014 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots Systems (IROS)*, pp. 4782–4788, 2014, doi:10.1109/IROS.2014.6943242.
- [22] Lippiello, V., Ruggiero, F. and Serra, D.: “Emergency landing for a quadrotor in case of a propeller failure: A PID based approach,” *2014 IEEE International Symposium on Safety, Security, and Rescue Robotics (2014)*, 7 pages, 2014, doi:10.1109/SSRR.2014.7017647.
- [23] Lu, P. and van Kampen, E. J.: “Active fault-tolerant control for quadrotors subjected to a complete rotor failure,” *2014 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots Systems (IROS)*, pp. 4698–4703, 2015, doi: 10.1109/IROS.2015.7354046.
- [24] <https://www.hackster.io/news/maintaining-flight-when-a-quadcopter-motor-fails-71aa91995709>. Accessed on April 14, 2022.
- [25] Okuno, Y., Kawachi, K., Azuma, A. and Saito, S.: “Analytical prediction of height-velocity diagram of a helicopter using optimal control theory,” *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 14, No. 2, pp. 453–459, 1991, doi: 10.2514/3.20659.
- [26] Tanabe, Y., Sugiura, M., Aoyama, T., Sugawara, H., Sunada, S., Yonezawa, K. and Tokutake, H.: “Multiple rotors hovering

near an upper or a side wall," *Journal of Robotics and Mechatronics*, Vol. 30, No. 3, pp. 344–353, 2018.

- [27] Tanabe, Y., Sugawara, H., Sunada, S., Yonezawa, K. and Tokutake, H.: "Quadrotor drone hovering in ground effect," *Journal of Robotics and Mechatronics*, Vol. 33, No. 2, pp. 339–347, 2021, doi:10.20965/jrm.2021.p0339.



柴田 倅汰

2019年3月 名古屋大学工学部機械航空工学科卒業。2021年3月 名古屋大学大学院工学研究科航空宇宙工学専攻修了。2021年4月 株式会社デンソー入社。

Kota Shibata

Kota Shibata received the B.S. and M.S. degrees from University of Nagoya, Japan, in 2019 and 2021, respectively. Since 2021, He has joined DENSO Corporation.



前田 洋佑

2018年3月 名古屋大学工学部機械航空工学科卒業。2018年4月 株式会社ジェイテクト入社。

Yosuke Maeda

Yosuke Maeda received the B.S. degrees from University of Nagoya, Japan, in 2018. Since 2018, He has joined JTEKT Corporation.



山口 皓平

2017年京都大学大学院工学研究科電気工学専攻博士課程修了。博士(工学)。2015年 日本学術振興会特別研究員, 2017年 名古屋大学大学院工学研究科航空宇宙工学専攻特任助教, 2018年同助教, 現在に至る。宇宙機の軌道最適化, 航空機の飛行制御関連の研究に従事。日本航空宇宙学会, 日本機械学会会員。

Kohei Yamaguchi received the B.S., M.S., and Ph.D. degrees from Kyoto University, Japan, in 2012, 2014, and 2017, respectively. From 2017 to 2018, he was a Research Assistant Professor with the Department of Aerospace Engineering, Nagoya University, where he has been an Assistant Professor since 2018. His research interests include trajectory optimization of spacecraft and structural parameter optimization of unmanned aerial vehicles.

Kohei Yamaguchi

Kohei Yamaguchi received the B.S., M.S., and Ph.D. degrees from Kyoto University, Japan, in 2012, 2014, and 2017, respectively. From 2017 to 2018, he was a Research Assistant Professor with the Department of Aerospace Engineering, Nagoya University, where he has been an Assistant Professor since 2018. His research interests include trajectory optimization of spacecraft and structural parameter optimization of unmanned aerial vehicles.



渡邊 俊

2021年 名古屋大学大学院工学研究科航空宇宙工学専攻修士課程修了。2021年同博士課程進学, 2022年 日本学術振興会特別研究員, 現在に至る。固定翼機の研究に従事。日本航空宇宙学会, AIAA

学生会員。

Shun Watanabe

He received the B.S. and M.S degrees from Nagoya University, Japan, in 2018 and 2021, respectively. He is currently a Ph.D. student of the Department of Aerospace Engineering, Graduate School of Engineering, Nagoya University.



砂田 茂

1992年 東京大学大学院博士課程修了。博士(工学)。科学技術振興機構グループリーダー, 産業技術総合研究所主任研究員, 大阪府立大学大学院准教授, 同教授, 2017年より名古屋大学大学院工学

研究科航空宇宙工学専攻教授, 現在に至る。羽ばたき翼, 回転翼, 固定翼での飛行に関する研究に従事。

Shigeru Sunada

Shigeru Sunada received the B.S., M.S., and Ph.D. degrees from University of Tokyo, Japan, in 1986, 1988, and 1992, respectively. In 1992, 1997, 2001, 2017, respectively, he joined JST, AIST and Osaka Prefecture University, Nagoya University. He is currently a Professor with the Department of Aerospace Engineering.



田辺 安忠

1989年 九州大学大学院博士課程修了。博士(工学)。川田工業株式会社勤務を経て, 2006年から宇宙航空研究開発機構。航空技術部門航空システム研究ユニット研究領域主幹。回転翼航空機の空

力弾性騒音連成解析, アクティブ制御による回転翼騒音低減技術, 高速コンパウンドヘリコプタの研究開発を行っている。VFS 会員, 日本航空宇宙学会会員。

Yasutada Tanabe

Yasutada Tanabe received the B.S., M.S., and Ph.D. degrees from Kyushu University, Japan, in 1984, 1986, and 1989, respectively. He joined KAWADA Industries, Inc. in 1991 and JAXA in 2006. He is engaged in research and developments of high-fidelity analysis tools for rotary wings, active rotor noise control technologies, and advanced high-speed rotorcraft.



菅原 瑛明

2007年 名城大学工学部卒業。株式会社菱友システムズに入社。東京農工大学博士後期課程修了，博士（工学）。宇宙航空研究開発機構で回転翼航空機の空力解析支援業務に従事。回転翼 CFD ツールの開発を行っている。日本航空宇宙学会会員。

Hideaki Sugawara

Hideaki Sugawara received the B.S. degree from Meijo University, Japan, in 2007. He joined Ryoyu Systems Co., Ltd. in 2007 and JAXA in 2020. He received the Ph.D. degree from Tokyo University of Agriculture and Technology in 2020. He is engaged in research and developments of numerical analysis tool for rotorcraft and advanced high-speed rotorcraft.



米澤 宏一

2006年 博士（工学）大阪大学。大阪大学大学院基礎工学研究科助教，を経て2017年より（一財）電力中央研究所。現在，サステナブルシステム研究本部上席研究員。eVTOLの空力特性に関する研究などに従事。日本機械学会会員，日本航空宇宙学会会員，ターボ機械協会会員。

Koichi Yonezawa

Koichi Yonezawa received the B.S., M.S., and Ph.D. degrees from Osaka University, Japan, in 2000, 2002, and 2006, respectively. He became a research associate and an assistant professor in 2000 and 2007, respectively. He joined Central research institute of electric power industry in 2017 and is currently a senior research scientist. His research field includes aerodynamics of eVTOL.



得竹 浩

2003年 博士（工学）名古屋大学。大阪府立大学工学部助教，金沢大学理工研究域准教授，2018年 同教授，現在に至る。飛行制御の研究に従事。日本航空宇宙学会，計測自動制御学会，自動車技術会，AIAA 会員。

AIAA 会員。

Hiroshi Tokutake

Hiroshi Tokutake received Doctor of Engineering from Nagoya University in 2003. He became an assistant professor at Osaka Prefecture University in 2003, an associate professor at Kanazawa University in 2010, and a professor in 2018. He is engaged in research on flight control and unmanned aerial vehicles.

大型 UAM 搭載用ガスタービン発電機開発 ～次世代ハイブリッド動力システム～

福島 幸夫^{*1}, 太田 豊彦^{*1}
エアロディベロップジャパン株式会社 (ADJ)^{*1}

大型 UAM 実用化のボトルネックは動力源であり、リチウム電池に代わる高性能な動力源の開発が渴望されている。高効率な電力供給能力を有するガスタービン発電機と、瞬間的な大電力供給能力に優れるリチウム電池とから構成される次世代ハイブリッド動力システムが次世代動力源の主流と目されている。

ADJ では、大型 UAM 動力要求に答えるべく、ハイブリッド動力システムの心臓部である最大出力 30 kW 級ガスタービン発電機の開発を実施中である。現在、開発の最終段階にあり、2022 年 6 月に第 1 回目のガスタービン発電機作動試験を実施している。開発完了は、2022 年 12 月を予定している。

本論文では、ガスタービン発電機開発の背景、次世代 UAM 開発動向、次世代 UAM 市場規模予測、ADJ におけるガスタービン発電機開発状況および ADJ ガスタービン発電機のラインナップ計画について述べる。

Keywords: UAM (アーバン・エア・モビリティ), ハイブリッド動力システム, ガスタービン発電機 (GT/GEN), eVTOL, 空飛ぶ車

Development of Gas Turbine Generator for Large UAM — Next-Generation Hybrid Power Systems —

Yukio Fukushima^{*1}, Toyohiko Ota^{*1}
Aero Develop Japan Co. Ltd. (ADJ)^{*1}

The bottle neck of the realization of large-scale UAM is the power source, and there is eagerly expected for the development of a high-performance power source to replace lithium batteries. Next-generation hybrid power systems consisting of gas turbine generators with high-efficiency power supply capability and lithium batteries with excellent instantaneous power supply capability are considered to be the mainstream of next-generation power sources.

In order to meet the large UAM power requirements, ADJ is developing a maximum output 30 kW class gas turbine generator, which is the heart part of the hybrid power system. It is currently in the final stage of development, and the first gas turbine generator functional testing was conducted in June 2022. The GT/GEN development is scheduled to be completed in December 2022.

This paper describes the background to the development of gas turbine generators, trends in the development of next-generation UAMs, market size forecasts, the development status of gas turbine generators in ADJ, and the ADJ GT/GEN lineup plan.

Keywords: UAM (Urban Air Mobility), hybrid power systems, gas turbine generators (GT/GEN), eVTOL, flying cars

1. ガスタービン発電機開発の背景

離島や過疎地、孤立した被災地や山岳地帯にも、大量の必要物資が届けられる大型ドローンを実現する。エアロディベロップジャパン株式会社（ADJ）では、リチウム電池ドローンでは難しかった、より重い荷物を、より遠くまで運べる、UAM（次世代大型 eVTOL）向けハイブリッド動力システムの開発を推進している（図 1）。なお、UAM は“都市・地方における旅客・貨物の輸送などを実現する高度な航空交通形態”と定義されている。

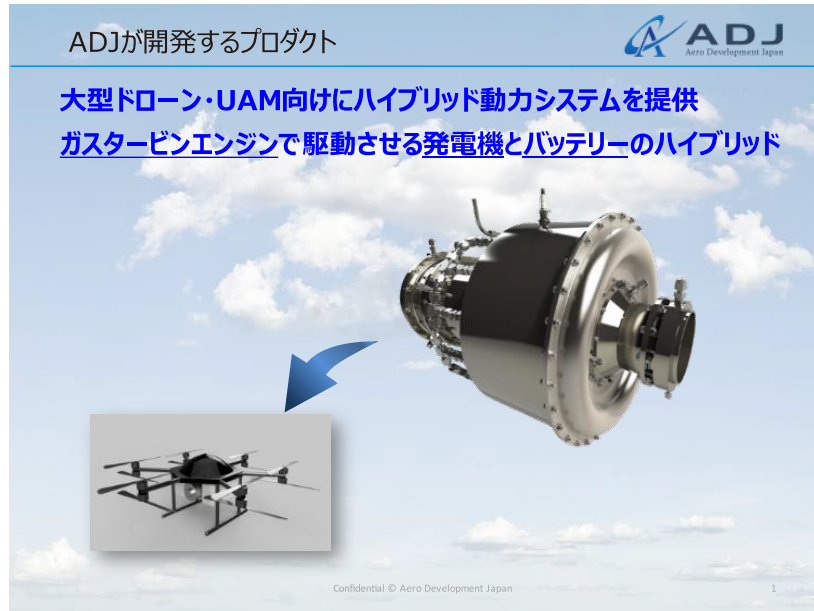


図 1 ガスタービン発電機外観

ハイブリッド動力システムは、高効率な電力供給能力を有するガスタービン発電機（GT/GEN）と、瞬間的な大電力供給能力に優れたリチウム電池とから成る。大電力が求められる垂直離着陸時には、GT/GEN とリチウム電池の電力を組み合わせ、高度確保後の水平飛行時には GT/GEN 出力は一定に保ち、GT/GEN 余剰電力を電池に充電しながら飛行する方式である。また、ドローンが水平飛行中でも、突風などにより一時的に消費電力が上昇する場合には、電池から電力を供給し、下回る時は電池を再び充電するシステムである（図 2）。

ガスタービン発電機出力値は、ドローンのホバリング時必要動力に合わせるのが一般的な設計手法である。電池放電時の最大電力値は、ドローン運動性能を考慮し、GT/GEN 出力値と同等なレベルに想定するのが望ましい。例えば、50 kW 級 GT/GEN であれば、電池放電電力 50 kW × 放電時間 60 秒（1/10 h）などと設定する。したがって、短秒時放電であるが、50 kW 相当の放電能力のある電池（容量）を選択する必要がある。電池再充電時の電流値は、ドローン飛行環境により変動するが、最大充電電流は 3C 以内（C = 放電電流/電池容量）に抑えるのが一般的である。

ハイブリッド動力システムの構成例を以下に述べる。GT/GEN 動力系出力 350 V_{dc} と、320 V_{dc} 電池（電池電圧は仮仕様）はダイオードを介して並列に接続される。不必要な電池放電が起らないよう、電圧差を設ける。プロペラ駆動モータの負荷が急増し、GT/GEN 動力系電圧が低下し、例えば 320 V_{dc} に低下した時点で電池から電力が供給されるシステムである。なお、GT/GEN の時定数は、2～3 秒、電池の時定数はほぼゼロと想定している。電池の放電制御が不要なシステムであるため、信頼性の高い方式である。唯一の技術課題は、大電流ダイオードの選定と冗長系の方式選択である。

これまで実用化されている貨物輸送用ドローンは、最大規模の物でもペイロード 30 kg、飛行時間 15 分

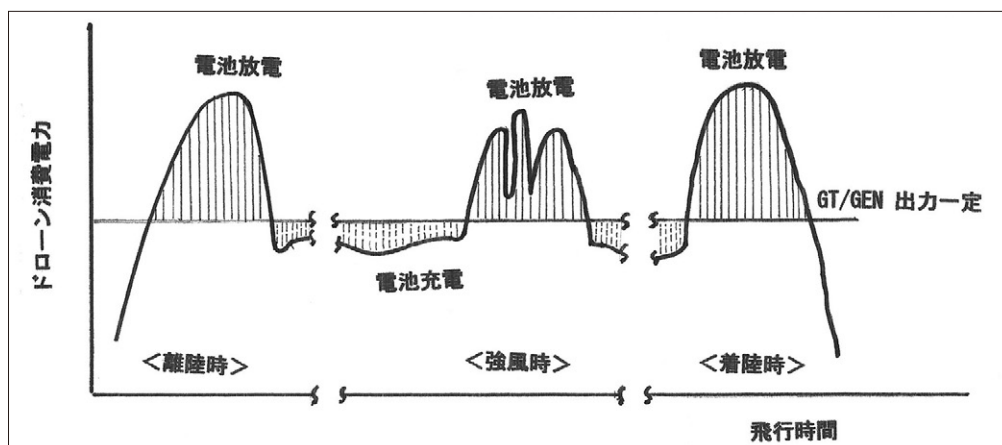


図2 ハイブリッド動力システムの作動原理

程度の近距離用機がほとんどで、限られた用途にしか使えないものであった。一方、ここ数年来、欧米を中心に、重量物・長距離輸送を可能にする貨物輸送用大型ドローンの実用化、さらには有人型空飛ぶ車の実用化が加速している。この潮流は日本にも及んでいる。2022年12月から始まる、世界で初めてのドローン目視外・有人地帯上空飛行（レベル4）の我が国での法的規制解禁は、この潮流を一気に加速させる転換点となる。

大型ドローン実用化のボトルネックは動力源である。現状のリチウム電池は、単位重量当たりのエネルギーが小さく、大型ドローン用動力源としては不十分である。例えばペイロード 50 kg ドローンでは、必要なリチウム電池総重量は 100 kg を超え、しかもその出力持続時間は 20 分程度と短いため、大型ドローンの実用化を困難としている。この状況は、リチウム電池駆動の有人型空飛ぶクルマ（UAM）でも既に顕在化している。高性能電池を駆使しても、ペイロード 500 kg（5 座席）で 30 分間飛行が限界と言われている現状である（VFS データベースなど）。

したがって、大型ドローンが長時間飛行するためには、リチウム電池に代わる単位重量当たりエネルギーの大きな動力源が必要であり、ガスタービン発電機を用いるハイブリッド動力システム開発が世界的に大きな課題になっている。図3に、各種動力源のエネルギー密度と出力密度の分布、および標準的な作動時間との関係を示す。作動時間1時間の例では、GT/GENの出力密度、エネルギー密度は共に最大レベルにある。もちろん、GT/GENの作動時間能力は、1～10時間程度を有している。ガスタービン発電機を搭載したドローンの作動時間について、以下に定性的な検討結果の概要を述べる。

一般的にGT/GEN単体の作動時間能力は10時間以上であるが、マルチコプター、eVTOL、飛行機にGT/GENを搭載した場合の最大作動時間について推算した。100 kW 級GT/GEN型マルチコプターの場合、ペイロードがすべて燃料であるとすれば、2時間飛行可能なドローンであれば約2倍の4～5時間飛行可能になる。ミッションとしては、定点高度でのデータ中継、映像中継などが挙げられる。この場合のペイロードは、軽量のトランスポンダ、カメラ、送信機などであり、5 kg 以内になると想定される。ただし、ペイロード用電池重量は 10 kg を超えると思われる。このケースでは、ペイロード重量合計は約 15 kg 程度であり、想定搭載燃料重量約 200 kg の 10% 未満に過ぎない。一方、GT/GEN を搭載した飛行機では、燃料消費率がマルチコプターの 1/2～1/3 程度であるため、上記と同等なミッションであれば、10 時間程度まで飛行時間を伸ばすことが可能になる。したがって、UAM 用 GT/GEN では、作動時間能力は最大 10 時間程度になる。

現在の電池型ドローンでは、動力系電圧が 50 V_{dc} 以下と低いため、モータ速度制御機器（ESC）およびモータが大型・重量増となり、ドローン性能を低下させる。一方、GT/GEN を動力源とするハイブリッド動力システムでは、動力系電圧を例えば 350 V_{dc} 程度と高電圧化することが可能である。この特性により、

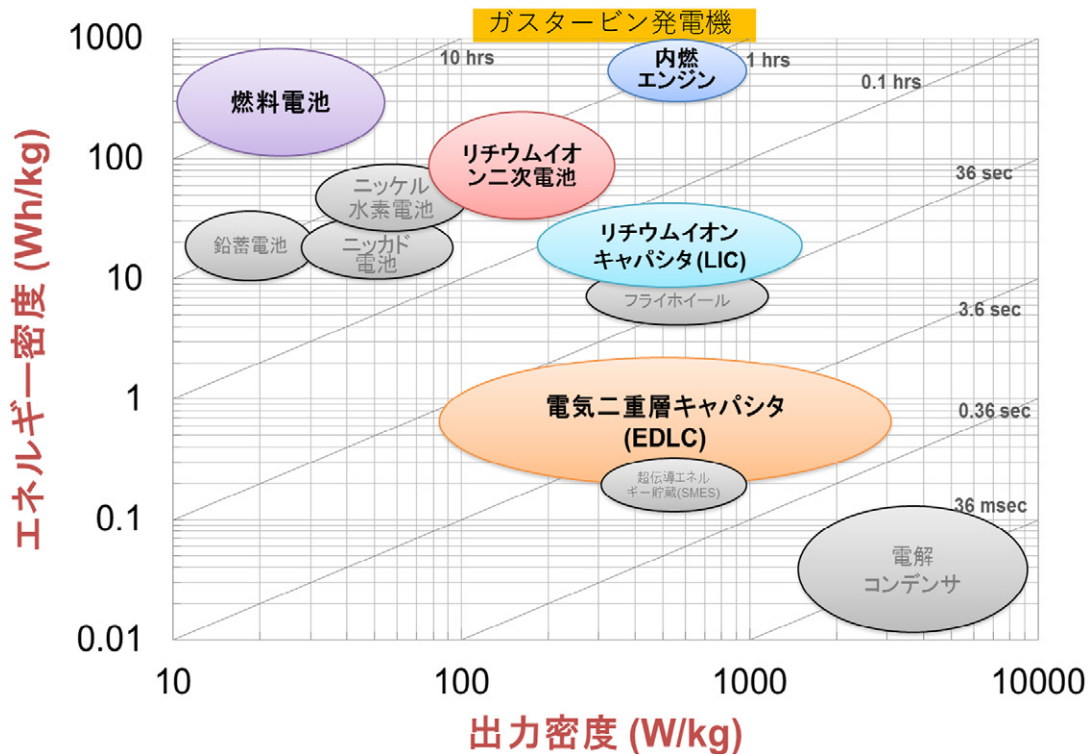


図3 各種動力源のエネルギー密度と出力密度の分布

次世代大型ドローン実現化の重要課題である GT/GEN，モータ速度制御機器およびモータ等の小型・高出力・軽量化が実現できる。

システム電圧高圧化の利点を以下に述べる。例えば，システム電圧 50 V の電池ドローンと，システム電圧 350 V の GT/GEN ドローンを比べた場合，同じ動力であれば電流値は 1/7 に低下する。モータの場合，銅線径を細くでき，モータ形状も小型になり，熱対策も容易になるため，結果として軽量化が図れる。また，電流が小さくなるため，パワー素子が小型になり，熱対策も容易になり，機器の小型化を図れる。さらに，ガスタービン発電機の発電機も，毎分 9 万回転&高電圧出力により，上記と同等な理由で軽量・小型化が達成できる。

2. 次世代型大型ドローンの国内・海外動向

2-1 次世代型大型ドローンの開発動向

2018 年以前の大型ドローン動力源はほぼ電池によっていたが，2019 年以降の大型ドローン動力源は，エンジン発電機/電池のハイブリッド型が 60% を超えるまで増加している。大重量ペイロード&長距離の大型 eVTOL 動力要求に答えるため，2021 年以降は特に“GT/GEN+電池”型のハイブリッド動力システムが主流になっている。

今日現在，大型 eVTOL の開発計画，試験飛行計画など，実現性の高いプロジェクトは複数報告されている。各プロジェクトの調査結果では，機体サイズ，航続距離，ペイロード重量など，各ハイブリッド型 eVTOL 仕様はほぼ同様な内容に帰結している。

eVTOL の代表的なシステム例として，リフト&クルーズ方式機体を図 4 に示す。8 ロータ（垂直）+ 2 ロータ（水平）構成である。リフト&クルーズは，高度 150 m & 速度 160 km/h（揚力発生）で 8 ロータを停止し，以降は 2 ロータによる水平飛行を行うシステムである。推力偏向方式では，水平飛行時に全ロータ動力を絞るか，全ロータの大部分を動力 OFF にする。

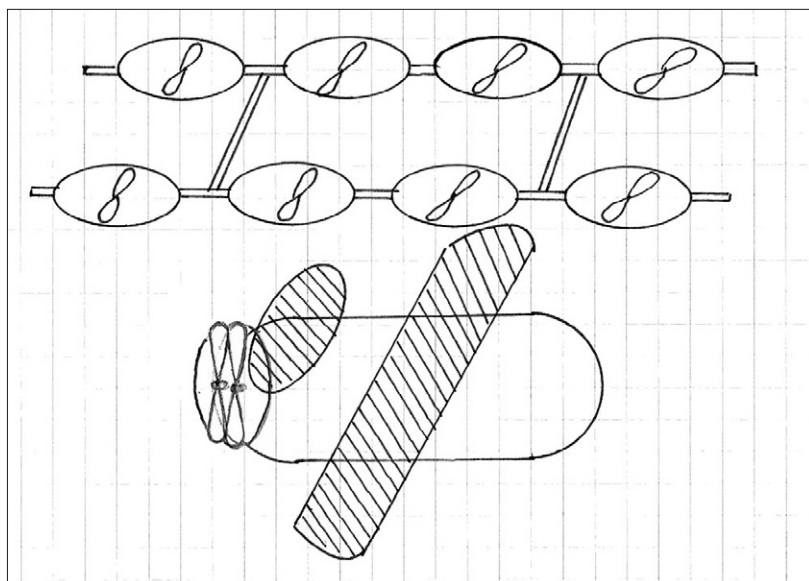


図4 eVTOLの代表的なシステム概要

現在、日本および世界で開発中の eVTOL について、最小公倍数的機体諸元を表 1 に示す。GT/GEN 合計出力は、300 ~ 400 kW 程度である。

表 1 世界で現在開発中の eVTOL の最小公倍数的機体諸元

項目	概略仕様	備考
GT/GEN 出力	300 ~ 400 kW	推定合計値, GT/GEN 台数は不明
ペイロード重量	140 ~ 300 kg	飛行条件により異なる
機体重量	1,500 ~ 2,000 kg	ロータ推力は約 200 kg/1 基
航続距離	250 ~ 480 km	飛行条件・用途により異なる

「全推力/機体重量と機体速度」および「平均動力効率指標と飛行距離」との関係を図 5 に示す。マルチコプターは近距離用途で推力/機体重量比は大きい。対極にあるのが飛行機であり、遠距離用途で推力/機体重量比は小さい。eVTOL は、離着陸時はマルチコプターであるが、水平・高速飛行時は飛行機に類似した性能となる。eVTOL の“離着陸時間合計/全飛行時間”の割合は 10% 前後であり、大半は図 5 に示す飛行機に近い領域で運用される。

国内・海外ドローンについて、ペイロード重量とドローン動力との関係を調査した結果を図 6 に示す。両対数グラフ上では、ペイロード重量とドローン動力はほぼ直線上に分布する。現在の情報によれば、開発計画中の動力ユニット最大出力は 1,200 kW である。一般的に、システム信頼性の観点から、動力ユニットは冗長化するのが一般的である。例えば、1,000 kW 動力要求には、250 kW × 4 台、500 kW × 2 台などのシステムを採用する。また、有人型“空飛ぶ車”では、高いシステム信頼性・安全性設計となるため、同じ出力の動力ユニットを搭載した無人型ドローンの 60 ~ 80% 積載能力になる。

2-2 次世代型大型ドローンの国内・海外市場規模予測

先進国の輸送運輸産業は国内総生産 (GDP) の約 10% を占めている。輸送機関分担率では、トンベースで約 90% 以上を自動車輸送が占めている。先進国では、発達した道路網が物流 (経済) を支えている。すなわち、輸送運輸産業と GDP 間には強い相関がある。

一方、途上国では資金力も含めて道路建設に困難な課題を抱えている。後進国の南アメリカ、アフリカや

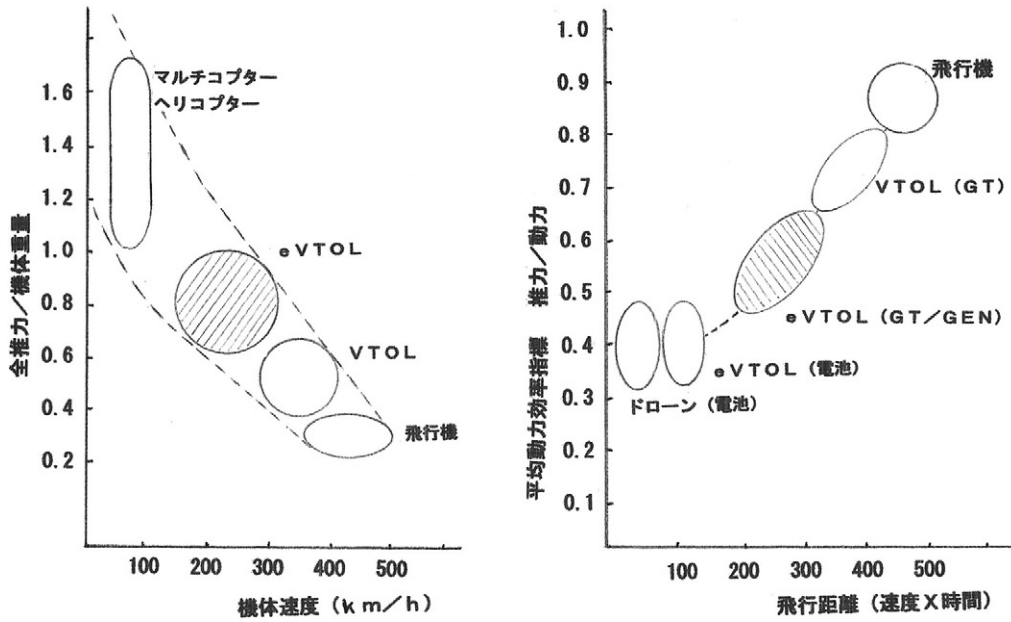


図5 「全推力/機体重量と機体速度」および「平均動力効率指標と飛行距離」

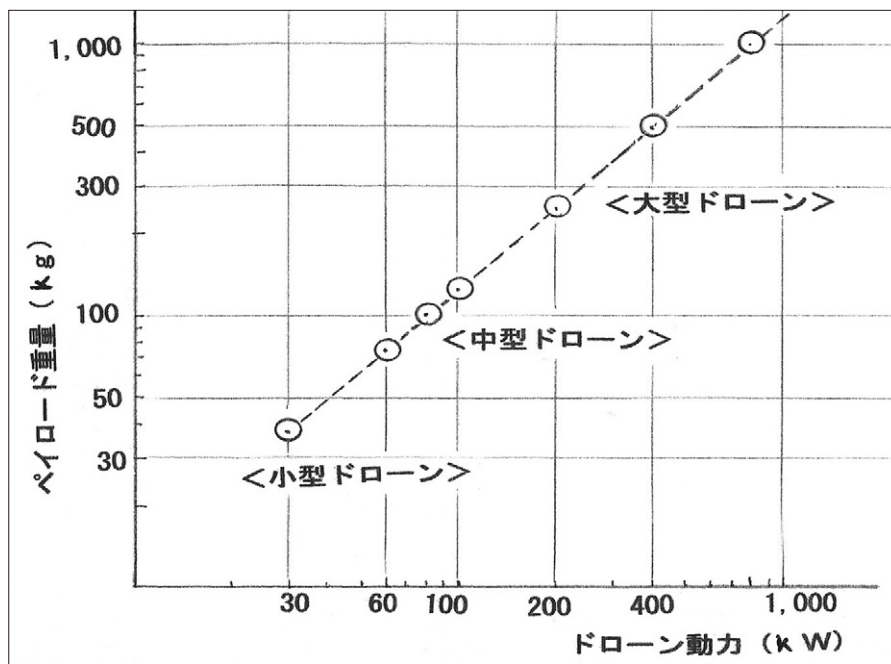


図6 ペイロード重量とドローン動力との関係

東南アジアでは、先進国レベルの道路網整備は資金的にも地勢的にも困難である。道路網整備と異なり、膨大な資金を要しない次世代型大型ドローンによる貨物輸送は、後進国の今後の主要貨物輸送手段となる。このように、後進国では道路網整備に加えて、物流手段としての大型ドローンが、経済発展を支える重要な社会インフラと位置づけられる。別の観点からすれば、大型ドローンは先進国・後進国を問わず、潜在的なGDPを生み出す手段とも言える。

以上のことは先進国日本にも当てはまる。過疎地・離島への貨物輸送のための道路網維持費、貨物船維持費などは大きな財政負担になっている。機体費用および運用費用が安い大型ドローンを導入し、貨物輸送の一端を担わせれば、大きな財政負担の削減になる。このように、大型ドローンは、世界中の途上国にとどま

らず、先進国でも需要が高まると予想される。したがって、日本国内市場は大きいとは言えないが、世界的には大きな市場が形成される。このため、今後自動車に変わる主要輸出品としても期待できる。

2019年現在の自動車の世界市場規模は200～250兆円、稼働台数は11～12億台、トラックの世界市場規模は50～60兆円、稼働台数2,300万台ほどと発表されている。仮に世界トラック市場の10%を大型ドローンが占めるとすると、控えめに見ても世界市場は約5兆円規模になる。仮にドローン機体価格を3億円とすれば、ガスタービン発電機ユニット価格は約1/3の1億円と想定され、年間約1.7兆円規模のGT/GE世界市場が出現する。ADJの当面の事業計画では、日本市場の60%、世界市場の10%の大型ドローンにガスタービン発電機ユニットを販売することを目指している。最大売上高は、年間約2,200億円を見込んでいる。

本市場見通しは、従来の物流代替効果のみに基づいている。今次ロシアのウクライナ侵攻に伴う大型無人機、特に「空飛ぶ高出力発電機」等防衛装備品への緊急的ニーズの顕在化等を想定すると、本市場見通しは極めて控えめな数字である。道路網、空港を必要としない、いわゆる“空飛ぶトラック”である大型ドローンの潜在世界市場は、最低でも約5兆円規模と想定しているが、無人ドローンは先進国・後進国を問わず、潜在的なGDPを生み出す手段であるため、想定以上の市場が出現することも期待できる。なお、有人型“空飛ぶ車”機体の当面の市場規模は、無人型ドローンの1/10以下の規模になると予測している。

3. ADJ ガスタービン発電機の開発

3-1 ADJ ガスタービン発電機的设计・製造技術面での特徴

ADJ ガスタービン発電機的设计目標は、世界最高レベルの出力/重量比=1 kW/kg 以上を達成することである。また、GT/GEN 単体または大型ドローンの輸出なども視野に、设计・製作・組み立て・試験はすべて国内技術で行うことである。

ADJ ガスタービン発電機で採用した技術面の特徴を図7に示す。GT/GEN の小型・軽量・高出力化を実現するため、減速歯車を用いず、毎分最大9万回転という高速回転タービン動力で直接内蔵発電機を駆動する方式を採用している。世界的に見て、タービンと発電機を一体化したGT/GEN は初めてである。ADJ では、世界で初めてとなる一体化设计技術の獲得により、スケラビリティを生かした開発を可能としてい

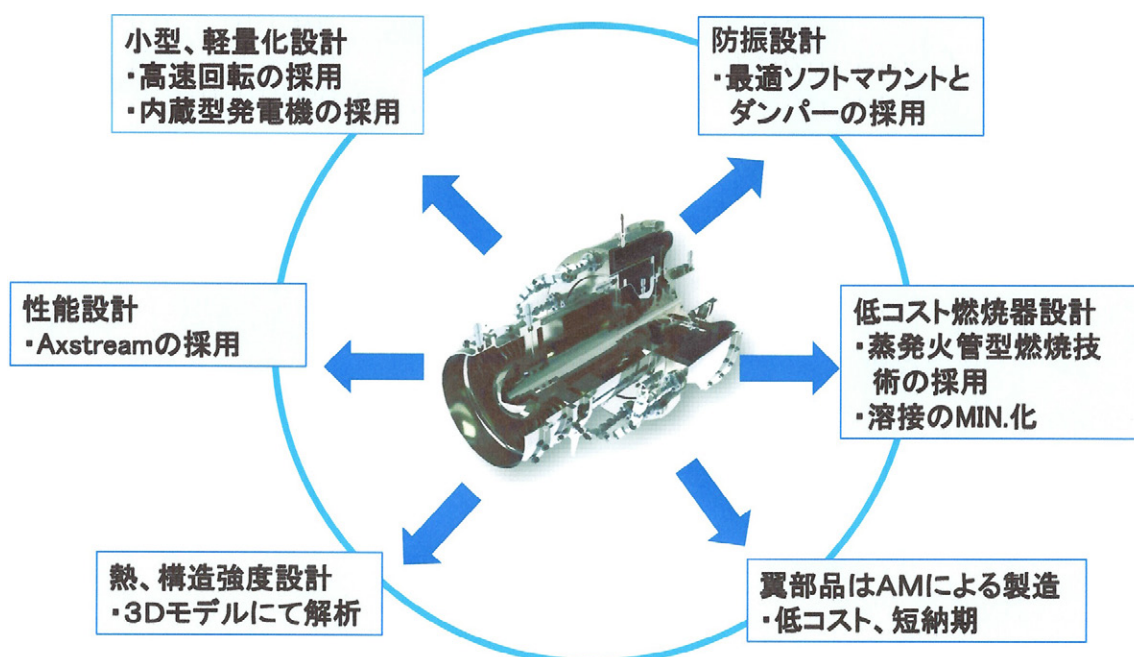


図7 ADJ ガスタービン発電機的设计・製造技術面での特徴

る。例えば、50 kW 級 GT/GEN をベースに、500 kW 級 GT/GEN を容易に開発することが可能である。製造技術面での特徴は、防振機構、低コスト燃焼器、3D プリンタによる翼製造、翼性能計算、熱・構造強度解析などである。ADJ 開発チームは、日本のロケット用ターボポンプ開発で40年以上の設計・開発経験を有する CTO を中心に、先端技術開発での経験・能力に加えて、大きなプロジェクトを管理・運営する豊富な経験も有している。ロケット由来の技術・開発経験を有する ADJ は、今後の大型ドローン開発分野での主導的役割を担う能力を保有すると自負している。

スケーラビリティの概要について以下に述べる。GT/GEN の開発では、圧縮機およびタービンの翼形状設計がポイントになる。現在 ADJ では、保有する設計ツールを用いて開発した 30 kW 級 GT/GEN の試験を実施中である。今後、30 kW 級 GT/GEN 作動試験で取得したデータ・知見を基に、設計ツールの検証・補正を行う計画である。この成果により、設計ツールの精度等は飛躍的に向上すると考えている。例えば、500 kW 級 GT/GEN の開発では、検証・補正済み設計ツールを用いて開発を行えば、設計に要する時間を 1/5 程度に短縮することが可能であり、また洗練された設計内容が得られる。課題としては、内蔵型発電機用永久磁石&コイル、点火器、軸受けなどの一部部品については、GT/GEN 出力に見合った部品を選定することである。

3-2 ADJ ガスタービン発電機の開発状況

ADJ では、大型ドローン動力要求に答えるべく、ハイブリッド動力システムの心臓部である最大出力 30 kW 級ガスタービン発電機の開発を実施中である (図 8)。現在、開発の最終段階にあり、本年 6 月に第 1 回目のガスタービン発電機作動試験を実施している。

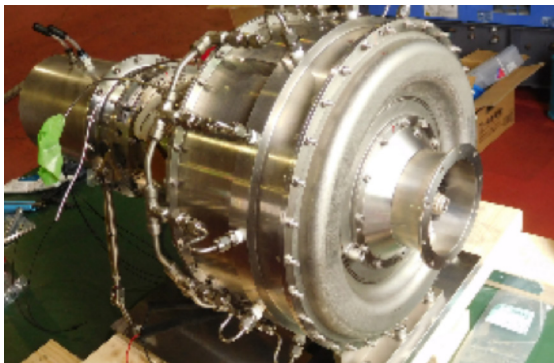


図 8 30 kW 級ガスタービン発電機作動試験供試体

- ・重量： 30 kg
- ・最大出力： 30 kW
- ・最大回転数：90,000 rpm
- ・燃料消費率：20 kg/時間
- ・出力電圧： 3 相 250 V_{ac}
- ・写真： 左手前はタービン部、奥が発電機部

図 9 は、30 kW 級ガスタービン発電機の主要部品をまとめて示したものである。部品加工はすべて外注であり、加工方法、加工の難易度で業者を選択して低コストと品質を実現している。また、タービン動翼を除くすべての翼部品は、すべて AM (3D プリンタ) で製作している。

図 10 は、タービン発電機システム試験の状況である。燃焼ガスは右方向に排気されている。作動試験では、回転速度を 35,000 rpm まで達成している。成果としては、軸系が 1 次危険速度を低軸振幅で通過したこと、自立運転に向けての外部起動装置容量を把握したこと、などが挙げられる。今年の 10 月に予定する 30 kW 級ガスタービン発電機試験では、今回の試験成果を反映した供試体と、現在開発中のエンジン・コントロール・ユニット (ECU) を組み合わせた、実機型 GT/GEN のシステム試験を行う計画である。

3-3 ADJ ガスタービン発電機の開発計画

ADJ ガスタービン発電機の開発および事業計画について述べる。基本方針は、大型ドローンの心臓部である GT/GEN のラインアップ化を図り、需要に柔軟に対応できる世界最高レベルの出力/重量 = 1 kW/kg 以上の小型・軽量・高出力な性能を提供することである。緊急時対応機能および将来のレベル 4 運用ポテン



図9 30 kW 級ガスタービン発電機主要部品

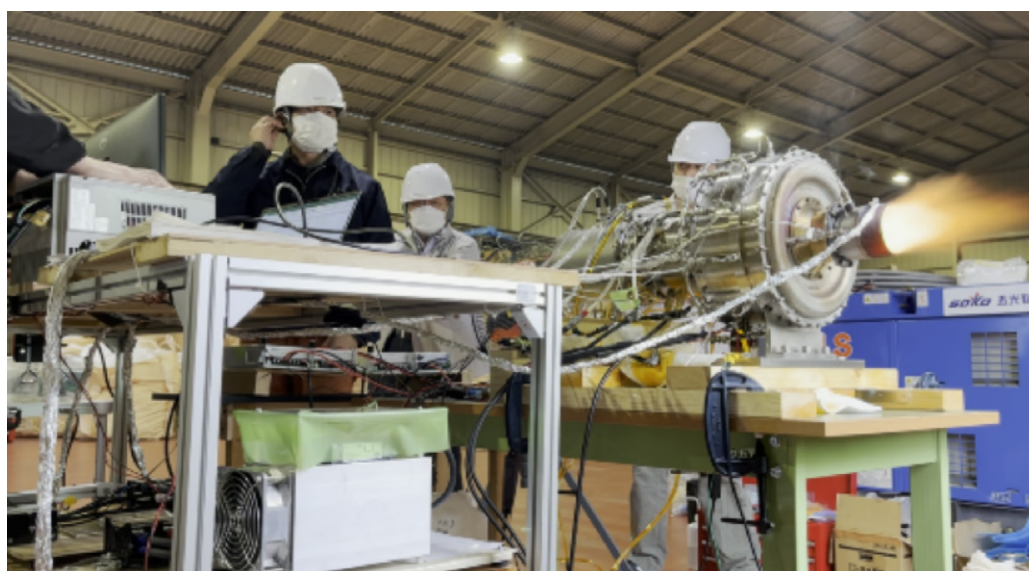


図10 ガスタービン発電機試験状況

シャルも考慮し、ガスタービン発電機は冗長が組まれることを前提とする。具体的には、ガスタービン発電機は2台以上1組で搭載されることを前提とする。また、GT/GEN単体または大型ドローンの輸出等も視野に、設計、製作、組み立て、試験はすべて国内技術で行う。本事業により、ペイロード重量および飛行可能時間において、世界トップの貨物輸送ドローン実現に貢献する。

具体的事業計画について以下に述べる。基本となる30 kW級ガスタービン発電機の開発は最終段階にあり、設計・製造・試験技術はほぼ確立された状態である。ADJ中期事業計画では、最初に需要の大きい50 kW級ガスタービン発電機を開発する計画である。このアップグレード開発は、30 kW級GT/GEN開発での知見・経験をベースに、スケーラビリティを生かした設計でのみ可能となるものである。

ペイロード100 kg以上の大型ドローン動力には、100 kW級以上のGT/GENが必要である。この動力要求に答えるため、ADJの中期事業計画では、100 kW (50 kW × 2台)、200 kW (100 kW × 2台)、500 kW (250 kW × 2台)、1,000 kW (500 kW × 2台)、2,000 kW (500 kW × 4台)などのラインナップ開発を計画している。出力50 kW、100 kW、250 kW、500 kWなどのGT/GENシリーズ開発により、ドローン動力要求100 kW～2,000 kWまでを網羅する計画である(表2)。

表2 組み合わせ例：ドローン動力要求と GT/GEN 出力×台数

ドローン動力要求	50 kW GT/GEN	100 kW GT/GEN	250 kW GT/GEN	500 kW GT/GEN
100 kW	2 台	・・・	・・・	・・・
200 kW	(4 台)	2 台	・・・	・・・
500 kW	・・・	・・・	2 台	・・・
750 kW	・・・	2 台	2 台	・・・
1,000 kW	・・・	・・・	(4 台)	2 台
1,500 kW	・・・	・・・	2 台	2 台
2,000 kW	・・・	・・・	・・・	4 台

4. 結言：次世代大型ドローンへの ADJ の取り組み

ADJ では、30 kW、30 kg & 毎分 9 万回転という超小型ガスタービン発電機を実現している。次世代の産業用大型ドローンおよび空飛ぶクルマでは、“重量物搭載&長時間飛行”が不可欠な要素になっている。航空機動力は「エンジン」、垂直離着陸・マルチコプター制御には「電動」、次世代大型ドローンは「電池からガスタービン発電機」との着想である。ドローン電源の小型・高出力・軽量化には、高速回転ガスタービン駆動発電機が唯一の解であるとの考えである。GT/GEN 開発チームは、H-II ロケットエンジン開発専門家を中心に、ロケットエンジン技術、高度計算工学、安価なラジコン技術を融合し、「軽量・安価・高耐久性」な国産ガスタービン発電機の完成に成功している。

このガスタービン発電機は、世界初の 2 つの優秀性、1 つの高い将来性という三大特徴を具備している。第 1 点目は、“1 kg 当たり 1 kW” というこのクラスで世界トップのエネルギー密度（重量当たり出力）を達成したことである。このことにより、例えば積載重量 50 kg、飛行時間 1 時間以上という大型ドローンの実現を可能にした。第 2 点目は、拡張性に優れることである。開発済みの 30 kW 級ガスタービン発電機は、空飛ぶクルマに必要なとされる 500 kW 出力 GT/GEN でも、スケールアップ化し、容易に開発が可能である。第 3 点目は、高い将来性である。ゼロエミッション、SDGs に向けて、現在の灯油燃料を、バイオ燃料、さらには液体水素燃料まで対応可能である。

最後に、ADJ の目指す方向性は、ガスタービン発電機搭載の UAM（大型 eVTOL）をフル活用する DaaS（Drone as a Service）産業を興すことである。

投稿受付：2022 年 8 月 25 日

採録決定：2022 年 10 月 3 日

文 献

- [1] 千田泰弘：“レベル 4 解禁と DaaS に向けた展望,” JAPAN UAS INDUSTRIAL DEVELOPMENT ASSOCIATION, 2021.
 [2] 千田泰弘：“「空飛ぶ車」の世界動向,” JAPAN UAS INDUSTRIAL DEVELOPMENT ASSOCIATION, 2021.



福島 幸夫

1948 年生まれ。スタンフォード大学院航空宇宙学科修了 (MS)。1972 年宇宙開発事業団 (現 JAXA) 入社。ロケット開発に一貫して従事。主には、液体エンジン、固体ロケット、分離機構、電力システム等の自主開発分野を担当。2021 年 10 月より ADJ シニアアドバイザー



太田 豊彦

1944 年生まれ。東北大学工学部機械工学科修士課程修了。1972 年石川島播磨重工 (現 IHI) 入社、H-II ロケットエンジン用 LE-5、LE-7 ターボポンプの開発他航空宇宙用高速回転機械の開発に従事。2021 年 8 月より ADJ CTO として大型 UAM 用ガスタービン発電機開発に従事。

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 3 号

発行日 : 2022 年 3 月 15 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

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