

Technical Journal of Advanced Mobility

次世代移動体技術誌



巻頭言

■ 2024年はドローン社会貢献元年

鈴木 真二

論文

■ 複数大学で実施する飛行ロボット教育の合同競技会の改善について

渡口 翼、原 進、川添 博光、伊藤 和晃、菊地 聡、伊藤 聡

■ Model-Based Risk Analysis for Multi-UAV Operation: A Case Study of Firefighting Support Using Formation Flight

佐々木 一、山崎 まりか、鈴木 真二

■ ドローンの型式認証における安全設計活動に貢献する MBSE 活用提案

三好 崇生、木村 哲也、五十嵐 広希、鈴木 真二、荒木 克文、大坪 弘、前村 皓一

■ 斜め視ステレオペア画像による位置特定手法～UAVによる遠方広域撮影の提案と検証実験～

平山 英毅、梶原 康司、渡辺 豊、二谷 卓、鶴飼 尚弘、澤田 義人、三橋 怜、倉田 興治、横山 誠二、高山 誠一、遠藤 貴宏、杉山 真彦、金子 隆之、小栗 幹一、本多 嘉明

■ eVTOL 機体開発コストとエアタクシーサービス運航コストに関する検討

滝澤 遥輝、雷 忠

レター

■ 固定翼 UAV のミッション切り替えのためのフライトマネジメントアルゴリズムの研究

原木 蒼良、上羽 正純

■ 小型高速固定翼 UAV 向け横風高耐性短距離着陸制御技術の研究

神 凌芽、上羽 正純

2024 年はドローン社会貢献元年



一般社団法人日本 UAS 産業振興協議会
理事長 鈴木 真二

Technical Journal of Advanced Mobility (次世代移動体技術誌) を 2020 年に発刊し 5 年目を迎えました。技術だけでなく、制度や、教育活動の分析など次世代移動体に関する論文や報告の発表の場として活用いただき、アクセス数も月 1,000 件に到達し、アメリカ、中国など海外からのアクセスも 2 割程度を占めるまでになりました。今後とも、先端的な取り組みや新たな知見をアカデミアだけでなく産業界、研究機関、行政機関などすべての分野、地域から発表していただければと思います。小型無人航空機「ドローン」に関しては、2022 年 12 月 5 日にレベル 4 飛行を可能とする改正航空法が新たに施行され、2023 年度にはレベル 4 による飛行試験も実施され、さらには無人地帯における目視外飛行の新たな制度レベル 3.5 も急遽公開され、本格的な利用の準備が整いつつあります。わたくしども JUIDA では、年頭にその年の目標を掲げています。本年の目標を掲げるうえで、元旦に発生した能登半島地震災害におけるドローンの活用が大きなテーマとなることは言うまでもありません。JUIDA では、こうした状況に備え、2019 年 2 月に陸上自衛隊東部方面隊と「災害時応援に関する協定」を締結し、2017 年 7 月の熱海市伊豆山土石流災害の際にも、自衛隊の要請でドローンによる被害状況調査を応援しました。今回、輪島市からの協力要請を 1 月 4 日に受け、会員企業各社への協力要請とともに、各社と連携して、捜索活動、被災状況調査、物資輸送等対応等を実施し、災害時に医薬品をドローンで初めて輸送することにも貢献しました。また 1 月 10 日には陸上自衛隊第 10 師団と協定締結を行い、その活動をさらに広げました。被災された皆様には深くお見舞い申しあげるとともに、ご協力を賜りました、関係各位にお礼申し上げます。こうした活動を確実に実施できるように、2024 年度の目標は、「ドローン社会貢献元年」と掲げたいと思います。Technical Journal of Advanced Mobility もその実現に向け貢献する所存です。

2024 年 3 月吉日

理事長

鈴木 真二/Shinji Suzuki

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

複数大学で実施する飛行ロボット教育の 合同競技会の改善について

渡口 翼^{*1}, 原 進^{*2}, 川添 博光^{*3}, 伊藤 和晃^{*4}, 菊地 聡^{*4}, 伊藤 聡^{*4}

東海国立大学機構岐阜大学工学部^{*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}

国立大学法人鳥取大学^{*3}

東海国立大学機構岐阜大学工学部機械工学科^{*4}

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。さらに、実際の現象は、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。そこで著者らは、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それぞれで飛行ロボット（自律滑空機）の設計・製作・評価を行う授業を実施している。前報では、この2大学のプログラムの連携について、特に2021年9月に初めて開催した合同競技会の教育的効果を議論した。本論文では、2022年9月に実施した第2回目の合同競技会における第1回目からの変更点と、実際の競技や参加学生のアンケートの結果の変化から合同競技会の改善効果について考察する。

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

On Improvement of Joint Competition of Flying Robot Education in Nagoya and Gifu National Universities

Tsubasa Toguchi^{*1}, Susumu Hara^{*2}, Hiromitsu Kawazoe^{*3},

Kazuaki Ito^{*4}, Satoshi Kikuchi^{*4}, Satoshi Ito^{*4}

Faculty of Engineering, Gifu University, THERS^{*1}

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

Tottori University^{*3}

Department of Mechanical Engineering, Faculty of Engineering, Gifu University, THERS^{*4}

In the education of the Department of Mechanical and Aeronautical Engineering, experience-based education programs seem to be emphasized to understand the relationship between various conventional theories and actual phenomena. They are rarely associated with a single theory alone, but can often be related to the integration of multiple theories. Therefore, we have classes at both Nagoya and Gifu Universities, respectively focusing on the design, production, and evaluation of flying robots or autonomous gliders. In the previous report, the educational impact of the collaborative efforts between these two universities was discussed, especially the educational effects on the first joint competition held in September 2021. In this paper, we report the changes introduced in the second joint competition held in September 2022 and examine the improvement effects of the joint competition based on the results of the actual competition and the participating students' surveys. It was confirmed that the competition records significantly improved compared to the previous event, and students' motivations have continued to improve.

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

1. はじめに

機械航空工学系学科における体験型教育プログラムは、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学生に理解させること、さらに仕様を満たす製品を開発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。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あり、複数理論が統合化された実現象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、国内外の大学において模型航空機の設計製作活動を授業や課外活動に取り入れる例が多く見られる。その代表例を表1に示す。米国のマサチューセッツ工科大学では、2003年からCDIO（Conceive：構想；Design：設計；Implement：実装；Operate：運用）に関するチームベースでの体験的な学習を提供する統合教育として、実習科目「Flight Vehicle Development」を実施している[2]。マルチコプターを対象に旗取りゲーム等の自律飛行を必要とする4つの課題を与えるが、マルチコプター自体の機体設計はないようだ。「世界の空の首都」と呼ばれる米国カンザス州のウィチタ州立大学では、ボーイング社がスポンサーを務める航空機設計競技会「Bronze Propeller Competition」を毎年開催している[3]。規定重量の荷物（1 kg程度）を運搬するRCプロペラ飛行機を設計製作し、飛行性能のみならず市場価値（地域社会や公共福祉、環境や経済に対するインパクト）を評価する。学部生にとっては卒業製作の一環（part of a two-semester long capstone design course）であるが、競技会には同大の卒業生や高校生も参加できる。室蘭工業大学では、学部3年後期と4年前期にRCプロペラ飛行機を設計製作する「航空機設計法Ⅰ・Ⅱ」を開講している[4]。その他、全日本学生室内飛行ロボットコンテストは、機械航空工学系学科に所属する学生の課外活動として広く認知されている[5]。

以上の背景の下、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として、名大は2019年度、岐大は2020年度からそれぞれ「飛行ロボット（自律滑空機）」の設計・製作・評価を行う実習を実施している。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50名程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、2022年度に17名の学生に対して実施された。設計製作の対象となるのは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、ローリングの運動のいずれかについてPID制御の一部またはすべ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。そして、著者らは両大学で行われている授業の連携を図り、両授業に実施されている具体的な相違点も考慮しながら、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月に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。本競技会について上述の他大学での活動との相違点を述べれば、ウィチタ州立大学と同様に競技会形式でありながら毎年対象

表1 日米の大学における航空機設計製作活動

大学／企画	授業	機体形式	機体設計	制御系設計	競技会	複数大連携
マサチューセッツ工科大学	○	マルチコプター	△	○	×	×
ウィチタ州立大学	○	固定翼プロペラ機	○	手動操縦	○	△
室蘭工業大学	○	固定翼プロペラ機	○	手動操縦	×	×
東海国立大学機構	○	固定翼グライダー	○	○	○	○
全日本学生室内飛行ロボットコンテスト	×	カテゴリーによる	○	○	○	○

者が入れ替わる正規授業の一環として実施している一方で、飛行ロボットコンテストのように普段の活動が異なる複数の大学が連携している点が挙げられる。競技会形式かつ複数大学連携での体験型教育プログラムは実施費用のみならず担当者の労務負担も大きいことから、その教育効果を継続的に点検し、より高い教育効果となるよう改善していくことが求められる。

東海 CS の教育的効果について報告した前報[6]の主要な結論は「各大学の自主的な判断で実施した教育プログラムにより、複数大学の相違点があるまま合同競技会を実施した結果、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。」であった。引き続き一年後の 2022 年 9 月に開催した第 2 回目となる合同競技会「東海 CS2022」では、第 1 回目と比べて競技会の運営方法や参加者、また運営費用の点で異なる点があり、また 2 回続けることによる設計製作機体の性能向上や参加学生アンケート結果の変化等が見られた。そこで、本論文では合同競技会東海 CS の第 1 回目と第 2 回目の相違点とその効果についてまとめ、適切な改善について考察し、さらに 2023 年以降の東海 CS を有意義にするための道筋を明らかにすることを目的としている。

なお、名大では「飛行ロボット」、岐大では「自律滑空機」の名称をそれぞれの授業で多用するが、両者は同一の製作物を指している。

2. 飛行ロボット（自律滑空機）による体験型学習

2-1 両大学における教育プログラム

両大学の実習では、前述の飛行ロボット（自律滑空機）の設計・製作を行う。本実習は、全長・全幅ともに 1 m 前後、重量 0.3 kg 前後（電装品を含む）の固定翼グライダーを、ゴム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から打ち出し、台からの直線距離を競う。機首部分に搭載した姿勢方位センサー（AHRS）から角速度、加速度（重力含む）、地磁気のパクトルを取得し、マイコン側で Madgwick filter によりロール・ピッチ・ヨーのオイラー角に変換した情報から、PID 制御器によりエレベータ、エルロンまたはラダーの舵角を決定し、ピッチングとローリング（またはヨーイング）を制御している。機体の設計・製作には、複数の力学理論と制御工学をすり合わせる。さらに、テストフライト等での破損も考慮し、一定の耐久性（強度）も必要とされることから、機体強度も考慮する必要がある。したがって、設計段階では、機体強度と重量の関係を検討するための「材料力学」、機体形状や翼形状などの空気力学特性を考える「流体力学」、各運動に対するフィードバック制御を考えた「制御工学」が必要とされ、製作段階では、製作難易度や製作精度を考慮した加工方法の検討、3D プリンターやレーザーカッターなどの加工機の選択、およびそれらに合わせた部品形状の検討、すなわち「加工学」が必要とされる。他にも電装品へのアクセス性、破損修理の考慮など、ものづくりを通して複数の重要な工学の理論と方法を活用し、かつ互いをすり合わせることで飛行距離の長い機体の製作を行う。なお、授業の成績評価については競技会における飛行距離のみに基づくのではなく、別途レポート等によって行われる。また、名大と岐大の実施方法には相違点がある。前報[6]では参加学生アンケート結果に記載された相違点に関して気づきがあったことのみに触れて、具体的な相違点の説明は行っていないため、本論文では次節以降で相違点を具体的に説明する。

2-2 名大における教育プログラム

名大では 2019 年度から学部 3 年生を対象とした秋学期授業として、前述の必修科目授業「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 名程度のチーム、全 8 チームにより図 1 のような飛行ロボットの設計製作を行う。なお、機体先端のノーズ部分にフィードバック制御系を実現するための機構が図 2 のように収められている。授業は 1 週あたり 1.5 コマ分の 135 分間とし、1 週目は安全教育、3D プリンターや CAD の使用方法、制御コード等に必要知識に関する最小限の座学を行う。2 週目からはチーム



図1 飛行ロボットの例（名古屋大学）

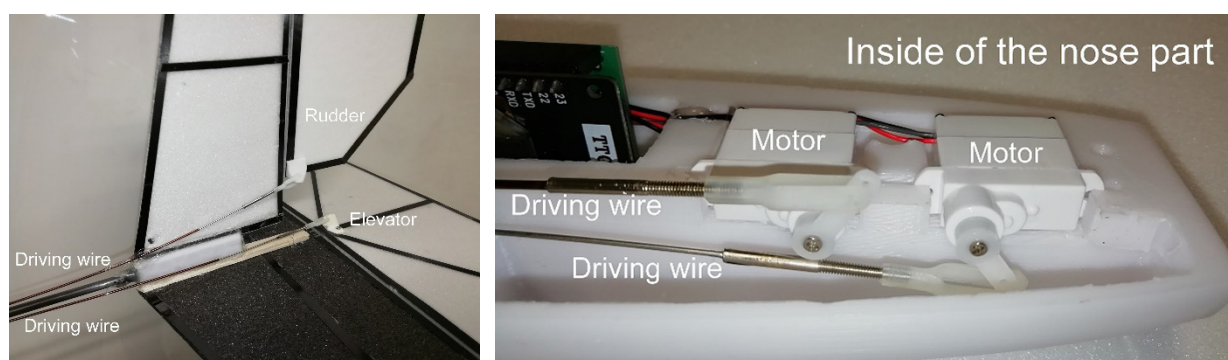


図2 フィードバック制御系の実現（モータドライバ、モータ、リンク、駆動ワイヤー）

ごとに機体の設計・製作を行う。13週目にチーム対抗の競技会を行い、機体を調整しながら飛行距離を競う。14週目には「大反省会」と称した1時間超の反省会を行い、チーム毎に期待通りの成果を得られた／得られなかった要因などについて、各力学や制御工学の観点から説明を求めている。前述の通り、評価は競技会における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行っている。参加学生のアンケート結果については文献[7, 8]にまとめているが、過去3年度実施した結果では概ね好評な結果が得られている。

2-3 岐大における教育プログラム

岐大では、学部4年生を対象とした前期授業として2020年度から前述の授業「航空宇宙生産技術（機械工学概論Ⅱ）」をスタートした。1チーム4～5名のチームに、図3のような自律滑空機の設計・製作を、1週あたり2コマ分の180分間とし、12週分を使って実施する。なお、名大と異なり選択科目のため受講者数によってチーム数は毎年変化する。図1、2に対比して図3、4に岐大の自律滑空機の概要を示す。

授業は、最小限必要となる理論の講義の後、各チームで機体のコンセプトの発表・意見交換を行う「企画発表会」を行い、チームごとにコンセプトを修正しながら設計製作を行う。なお、岐大には航空工学の課程がないことから、参加学生に航空力学の基礎知識を修得させるため、名大春学期科目「航空機力学第1」を単位互換科目として全員に受講させている。完成した自律滑空機は風洞試験および各チームによる飛行発表会を行い、飛行発表会同日に各チームのフライトを振り返る簡単な反省会を行う。風洞試験は飛行制御プログラムの調整を目的とするのみならず、航空機開発に不可欠な試験とされる風洞を利用する体験そのものが学生にとって重要であると考えている。成績評価については、名大同様、設計製作のコンセプトやそれに対する振り返り等の考察レポートから総合的に評価し、4名の教員による合意判定としている。過去2度の

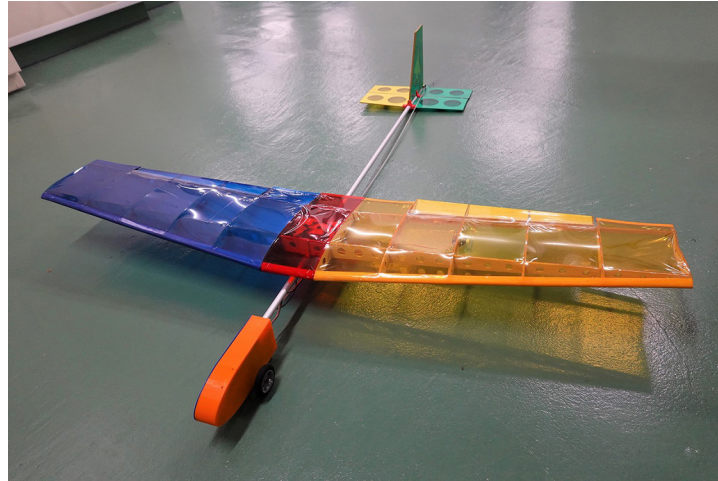


図3 自律滑空機の例 (岐阜大学)

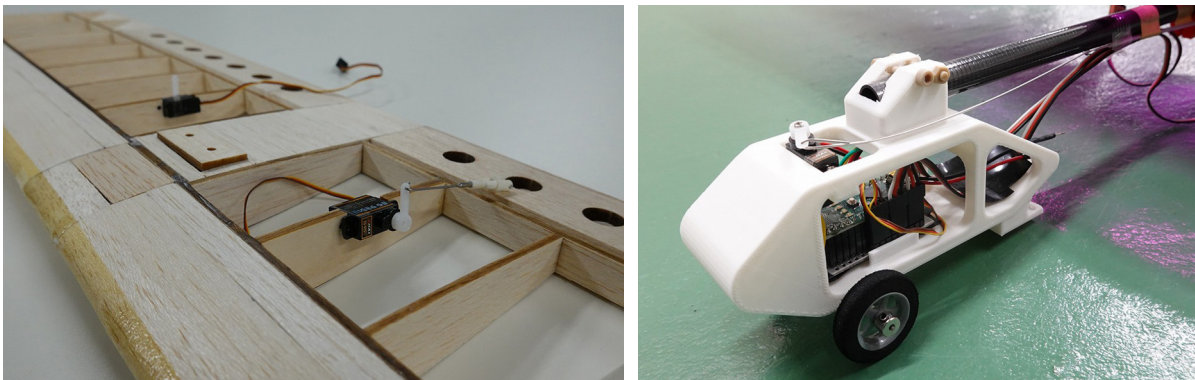


図4 フィードバック制御機構 (エルロン動作機構 (左図) とセンサー等を格納したノーズ部 (右図))

授業に対する学生へのアンケートにおいて本講義は極めて高い評価を得ている。高い評価とした理由の一例として、「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」との意見があった。一方で、「検討が必要な項目が多く時間的余裕がない」などの課題意見も得られている。

2-4 名大, 岐大における教育プログラムの相違点

名大の飛行ロボットと岐大の自律滑空機の機体構成, および授業内容は概ね一致するが, 前節までの説明にも見られたようにいくつかの差異がある。主な相違点と特長を表2に示す。機体の設計製作部位では, 名大が主要パーツのうちノーズ部以外を対象にしているのに対し, 岐大は主要パーツすべてを対象としている。主翼の材料は名大がプラスチック (3D プリンター), 岐大が木材の採用が多い。機体の姿勢制御方法については, エレベータに加え名大がラダー, 岐大がエルロンとするケースが多い。その他の特徴として, 名大では競技会後の反省会を1時間超の時間をかけた「大反省会」としている。岐大では授業の中で風洞の利用を取り入れている。これらの相違点は, 各大学の担当教員がそれぞれのカリキュラムポリシーを実施内容に反映させているからである。すなわち, 名大は機械・航空宇宙工学科の学生を対象にし, 航空工学の基礎

表2 名大・岐大の差異と特長

	設計・製作部位	主翼材料	機体の姿勢制御方式	その他の特徴
名大	ノーズ部以外	プラスチック (3D プリンター)	ラダー+エレベータ	競技会後の「大反省会」
岐大	主要パーツすべて	木材 (バルサ・ベニヤ)	エルロン+エレベータ	風洞の利用

知識を有している受講生が多いのに対し、岐大は機械・知能機械・情報といった多様な学科・コースの学生を対象にし、「ものづくり」を学ぶ「航空宇宙生産技術システムアーキテクト人材育成プログラム」科目群の一つとして開講している。

3. 合同競技会「東海 CS」の開催ならびに第 1 回目と第 2 回目での変化について

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）授業で上位のチームを招へいして開催する対抗戦として 2021 年に初めての大会が行われた。第 2 回目となる東海 CS2022 の場合、名大から 2021 年度学内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 2022 年度学内競技会における飛距離の上位 2 チーム（全 4 チーム中）の合計 4 チームが参加した。なお、参加学生数としては各チームの一部メンバーのみの参加となったため、名大 6 名、岐大 8 名の合計 14 名である。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経験した学生、これから担当する学生、後述の企業有志チーム、東海国立大学機構などの関係者、および一般観覧者を合わせると 100 名超の参加者となった。また、オンライン配信においてもライブ配信と後日配信を合わせて 100 名超の申込みがあった。さらに、報道機関からの取材が新聞社 2 社により行われた[9, 10]。東海 CS2022 の会場の様子を図 5 に示す。



図 5 東海 CS2022 会場参加者の集合写真

2022 年の第 2 回目の大会（東海 CS2022）では、2021 年の第 1 回目の大会（東海 CS2021）と同じく、離陸台から最初の着地点までの直線距離の長さを競うルールとした飛行競技会ではあるものの、大会の改善を目指すべく、以下のような変更点を設けた。

- (1) **試技の回数の変更** 些細な不具合により飛距離が短くなる場合もあるため、各チームの試技の回数を 2 回から 3 回に増やし、最長飛距離の 1 回分を当該チームの成績とした。
- (2) **会場の変更** 第 1 回目は岐阜メモリアルセンター「ふれ愛ドーム」（最長飛行可能距離 約 39.7 m）で開催したのに対し、各大学の授業とも平均的な飛行性能の向上を感じてきたことから、第 2 回目はより大きな会場である「OKB ぎふ清流アリーナ」（最長飛行可能距離 約 43.9 m）とした。

- (3) **クラウドファンディングによる資金の一部調達** 第1回目の成果を踏まえつつも、外部業者に委託したオンライン配信を実施するには相当の資金調達が必要になるため、寄付型のクラウドファンディングを行った。目標金額2,000,000円に対して2,505,000円の寄付が集まり、大会のオンラインライブ配信がテレビ番組同等に高品質で行われるなど、大会経費の一部として使用された。
- (4) **企業有志チームの参加** 企業の有志チームとして川崎重工業株式会社の有志チームが参加し、エキシビション飛行を行った。有志チームメンバーは企業業務の合間を縫ってこの出場のために数か月かけて準備した。この飛行は学生競技とは別の独自の離陸台を導入し、畳んだ主翼を離陸と同時に展開する可変翼を有した機体による、高初速度、高離陸角での飛行が行われた。**企業有志チームのフライトの様子**を図6に示す。学生による競技とは異なる様子の飛行を実演したことで大変好評であり、有志チームメンバーにも有意義な機会となった。このような企業チームの参加は、参加している学生のモチベーションのさらなる向上に効果的であるとともに、飛行ロボット（自律滑空機）設計製作プログラムが一部業種の企業における導入教育としても応用できる可能性があることを示唆している。

なお、競技会終了後にすべてのフライト動画を見ながら会場入場者全員で行う「大反省会」（約1時間）と、航空業界に関わる専門家をお招きして実施する講演会（約30分間）については第1回目、第2回目ともに継続実施した。

競技の結果は、名大Bチームが42.8mで優勝（最優秀賞）、岐大Aチームが36.7mで準優勝（優秀賞）となった。参加チーム平均記録と合わせて第1回目大会と比較する形で表3に示す。いずれの数値も第1回目から大きく向上しており、機体の性能向上や競技のレベルアップが達成されている。なお、優勝チームの記録はアリーナの壁まで到達したため、離陸台から壁までの直線距離で計測されており、さらに大きな記録と



図6 企業有志チームのフライト

表3 東海CS競技会の結果

	優勝	準優勝	参加チーム平均
2021年（第1回目）	24.0 m	22.5 m	16.8 m (5チーム平均)
2022年（第2回目）	42.8 m	36.7 m	29.3 m (4チーム平均)

なる可能性があった。これらの様子は東海機構航空宇宙生産技術開発センターの YouTube チャンネル[11]等で公開されている。

3-2 競技参加学生ならびに競技関係学生へのアンケート

合同競技会とその元となる授業の教育効果を考察するため、第2回目である東海 CS2022 への参加学生にアンケートを実施した。対象は学生のみとしており、競技参加学生 14 名に大会運営の補助を行った学生を加えた 23 名とした。運営補助の学生は、1 名を除いて前年度までに各大学での授業を受講しており、一部は前回の東海 CS2021 出場者が含まれている。設問は以下の通りの全 12 問で、一部の設問にはそれに付随した追加の設問も用意されているが、本論文ではアンケート結果から教育効果を考察できる設問に絞って議論する。また、議論の便宜上、設問の番号は本アンケートから変更している。回答方法は設問(1), (2), (4)~(6)が選択式と自由記述の併用、設問(3), (7)が自由記述のみである。

(1) 東海クライマックスシリーズの参加は全体としてあなたにとって有意義でしたか？

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) ご自身の所属大学のみで行う競技と比較して他大学との合同競技会は有意義でしたか？

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) 相手校の機体や飛行の様子と自分達の機体や飛行の様子を比較して気づいたことがあれば自由にお書きください。

(4) このテーマでは他の授業や学生実験と異なり、チームワークやリーダーシップについて考える機会の提供になることもねらいにしています。ねらいは達成されていると思いますか？

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

(5) 今後このようなプロジェクト型の授業は大学工学部の授業として重視すべきだと思いますか？ それとも不要ですか？

選択肢 (必修科目として重視すべき/選択科目として用意すべき/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

(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いますか？ それとも不要ですか？

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) (中略) 東海クライマックスシリーズの運営方針や今後改善すべき点などのご意見がありますか？

3-3 アンケート結果

アンケートは大会終了後 2 週間を期限とし、対象学生の全員から回答を得た。結果を図 7 に示す。前回大会でも同様のアンケートを行っており、その結果も併せて示す。なお、前回大会とは回答数が異なるため、図 7 は割合で表記している。

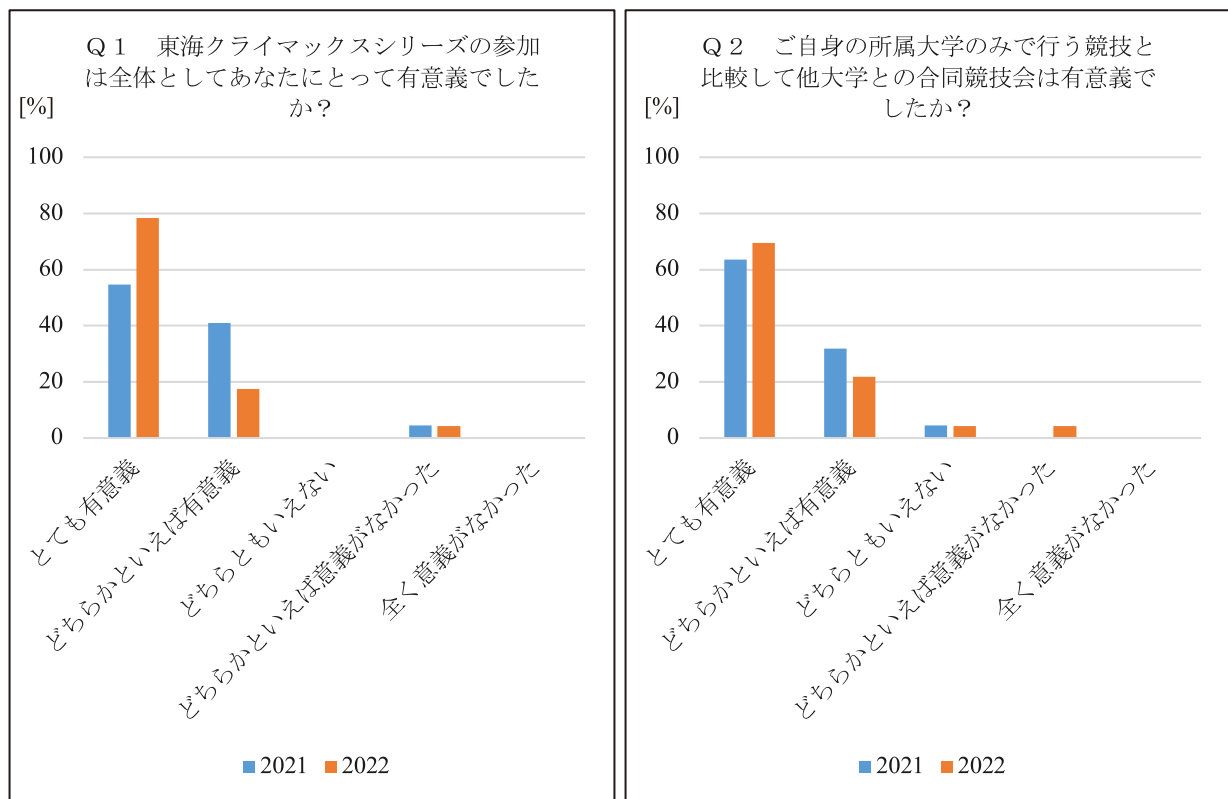
設問(1)では、前回大会と比較して今大会を「とても有意義」と回答した学生が増加しており、前回大会と比較して満足度が向上していることがわかる。設問(2)においても同様の傾向で、「とても有意義」と回答した学生が増えている。前回の東海 CS2021 では、授業外での活動となる本競技会のような活動は求めておらず、その他の設問にもネガティブな内容の回答をした学生がいたが、今回のアンケートではそのような回答も見られなかった。また、自由記述欄には「自分たちの行っていない制御や構造を見ることができた」など他校の機体を観察して得た記述があり、前報[6]で示される、複数大学での取り組みで得られる教育効果

があったものと再確認できた。設問(3)においても設問(2)と同様に、「岐大にはエルロンがあり、名大の授業にないノウハウが見られた」「各大学、各チームで全く異なる設計思想があり、非常に興味深かった」など、他校の機体を観察して得た回答があり、複数大学での競技会の効果が確認できた。

設問(4)では、前回大会と比較して評価が下がっている。前回よりも回答数の増えた「どちらともいえない」と回答した学生の自由記述を分析すると、「当然一人ではできないためチームで協力し、分業できるような体制にはしていた。自分がリーダーだったが特にリーダーシップは発揮しなかった。」という回答から、自身の反省から評価を下げ、学生の意識はむしろ向上していることがわかった。また、設問(5)では、本実習においてチームワークの必要性を感じた学生から「必須だとやる気のある人とない人の差が大きく全体としての士気が下がる可能性があると思うから」という回答からも、学生の意識が向上していることが確認できた。さらに、工学教育の議論から外れるが、「将来の就職先の活動に役立つと思ったから」と回答した学生もおり、企業活動へのつながりを感じた学生も確認された。

設問(6)では、「その他」の選択肢における自由記述において「同様のテーマだとしても各大学の授業で重視するものが異なる場合に限り有意義だと考える」と回答があり、本設問からも文献[6]の効果を確認できた。

設問(7)では、「飛行距離のみが評価項目なので、他の評価項目（滞空時間やデザイン性）も取り入れるとおもしろいと思う。」などのルール改正の意見や、参加校の追加などの意見に加えて、「飛行後の反省会とは別に、参加学生同士で自由に意見交換できる時間を設けるとよいと思う」、「本番で飛ばす時間が短く、調整や修理の時間がない。機体を交えて相手チームなどと意見交換をしたい。」といった、自主的な議論の場を望む声があった。これを裏付けるように、大会終了後に両大学の学生が自然と議論を行っている様子が図8のようにみられた。



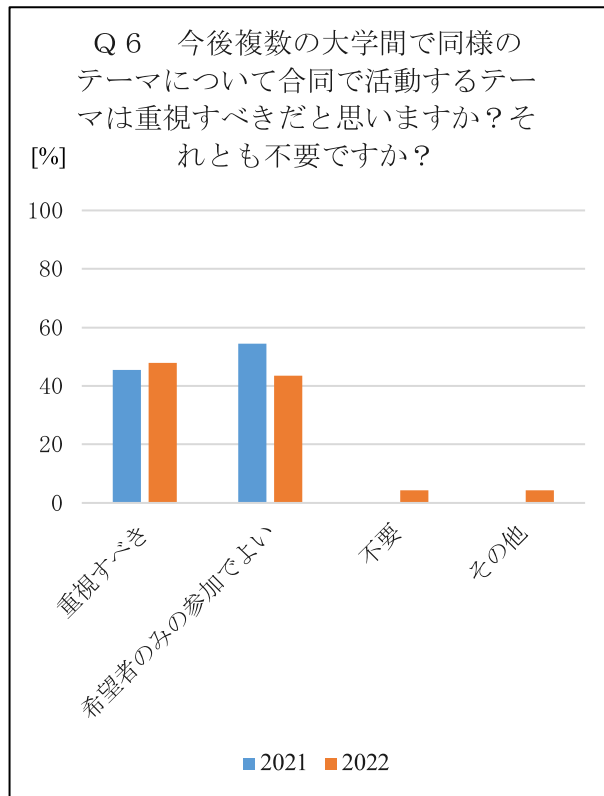
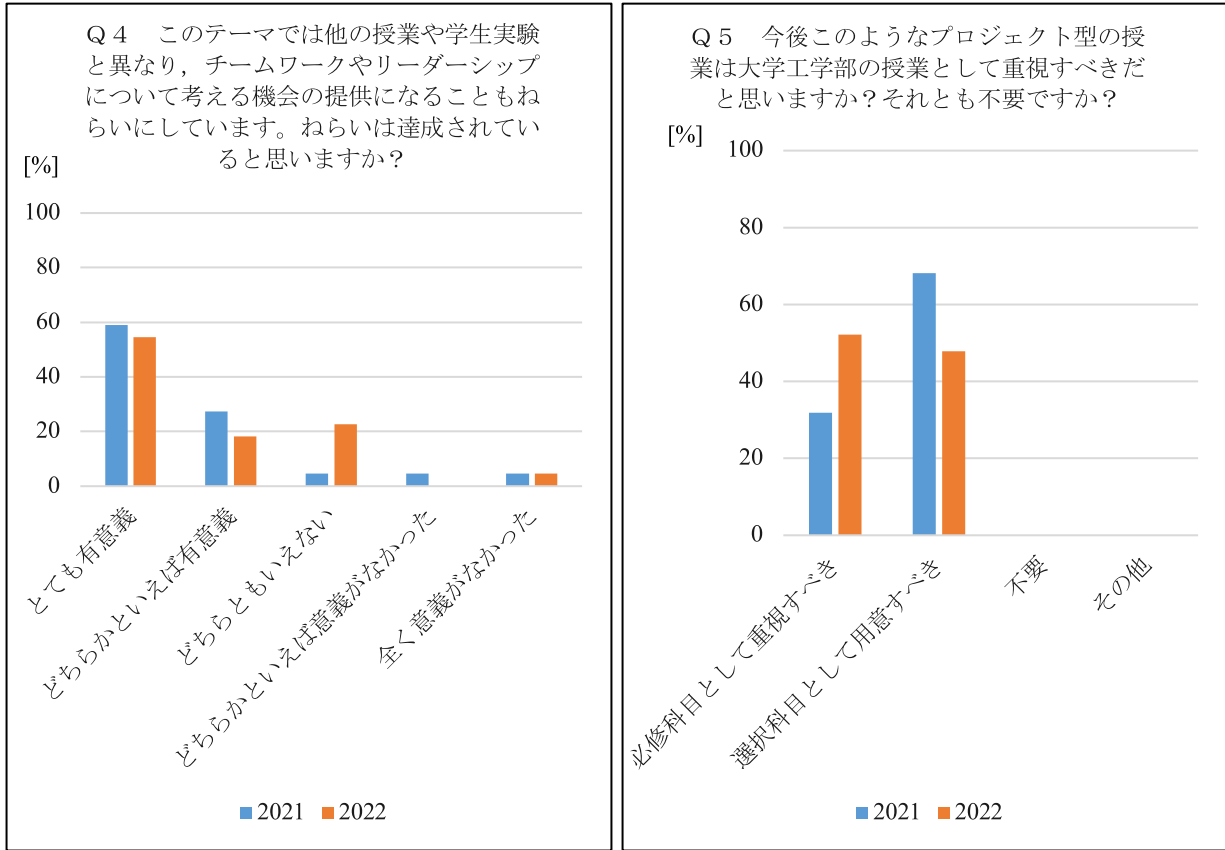


図7 アンケート結果



図8 競技会終了後に両大学学生が自然に意見交換を始めた様子

4. 合同競技会第1回目と第2回目での変化に関する考察

アンケート結果から、東海CSの工学教育への効果と今後の課題について、以下のように考察する。

- A) 第1回目大会東海CS2021のアンケート結果から考察した文献[6]では、「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」と考察している。今回のアンケートでも設問(1), (2), (3), (6)の回答から同様の効果が確認でき、本取り組みの工学教育への効果が改めて確認できる。また、「本大会がとても有意義」と回答する学生が増えて満足度が高まったことから、本大会の教育的効果が向上していると推察できる。
- B) 本競技会や関連授業に対する学生の意識が向上していることが、設問(4)の自身の反省から評価を下げた回答から考察できる。また、関連授業への意識についても向上されていることが文献[8]においても確認されている。
- C) 著者らは、競技会後の議論の場である「大反省会」を、工学教育効果を引き上げるために重要視しており、特に、本大会ではバックグラウンドの異なる他校と対峙するため効果が大きいと考えている。その中で、学生自身から他校との意見交換が意義あるものと捉えて図8のような自発的な議論や、設問(7)のような自主的な議論の場を希望する声がある点から、本競技会の効果が感じられる。
- D) 一方で、大会の改善を求める意見では、飛距離のみの評価だけでなく、その他の評価項目を加えたルール改正の意見や参加校の増加を求める声があり、ルール改正後も特定のチームに有利に働かないように考慮した項目を検討する必要がある。

以上を総合すると、第1回目の東海CS2021の実施以来、関係する両大学の学生のモチベーションが上昇してきたところに、3-1節の特に(1), (2), (4)の変更点も良い方向に作用し、結果として競技結果、アンケート結果ともに合同競技会である東海CSがより良いイベントに改善されていることが確認できた。D)のような課題に取り組むことで、今後も工学教育に資するイベントとして東海CSの継続的改善が期待できる。

5. おわりに

本論文では名古屋大学と岐阜大学で取り組んでいる「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説明し、特に工学教育の教育効果を高める取り組みとして著者らが開催する「東海CS」について、第2回目の大会である「東海CS2022」について紹介し、大会の競技や学生へのアンケートの結果から、第1回目との比較も含めて今大会の効果を考察した。第1回大会と比較して、競技記録が大きく伸びたことやアンケート結果などから、学生のモチベーション向上が続いており、工学教育への効果につながっている。一方で、大会のルール改正を望む声があり、公平な競技会ができるよう検討が必要である。さらに、今大会はクラウドファンディング等で資金調達を行ったが、継続的な取り組みにするためには費用面の考慮も必要である。

なお、この東海CSに関する一連の取り組みに関して、著者らは一般社団法人日本機械学会より2022年度日本機械学会教育賞を受賞している。本論文で考察した内容を十分に吟味し、次回第3回目となる東海CS2023を2023年9月22日に岐阜市内で開催すべく、現在準備に取り組んでいる。

謝辞

これまで2回の合同競技会「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教職員各位、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、川崎重工株式会社関係者各位、協賛いただいた各学会、特別にご協力をいただきました各企業、クラウドファンディング等でご寄付いただいた皆様に謝意を表します。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：2023年8月31日

採録決定：2024年1月25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スレター DYNAMICS, Vol. 66, pp. 1-5, 2020.
- [2] “16.821 Flight Vehicle Development”, <http://web.mit.edu/16.82/www/html/> (参照日：2023年11月4日).
- [3] “Bronze Propeller Competition”, <https://www.wichita.edu/academics/engineering/aerospace/involvement/bronze-propeller-competition.php> (参照日：2023年11月4日).
- [4] “航空機設計法Ⅱ”，令和5年度室蘭工業大学シラバス, <https://u.muroran-it.ac.jp/kyomu/syllabustop2023/2503/J3210.html> (参照日：2023年11月4日).
- [5] “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：2023年11月4日).
- [6] 渡口 翼, 原 進, 川添博光, 伊藤和晃, 菊地 聡, 伊藤 聡：“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～”，*Technical Journal of Advanced Mobility* 次世代移動体技術誌, Vol. 3, No. 2, pp. 13-26, 2022.
- [7] 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.
- [8] 原 進, 中村亮介：“名古屋大学工学部機械・航空宇宙工学科の飛行ロボット授業における3年間の変化について”，日本機械学会 D&D2022 機械力学・計測制御部門講演会講演論文集, No. 22-9, 443, 2022.
- [9] “グライダー 設計から飛行まで 岐阜大と名大の学生が距離競う”，中日新聞, 2022年9月23日朝刊第15面（岐阜県内総合欄）.
- [10] “飛行ロボ, より遠くへ 岐阜大と名大生競う”，岐阜新聞, 2022年9月23日朝刊第19面（県内総合欄）.

[11] 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: 2023年8月21日).



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。2023年から岐阜大学工学部非常勤講師。

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。

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～2023年3月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: hirokawazoe@yahoo.co.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月岐阜大学工学部機械工学科准教授, 2022年4月教授, 現在に至る。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)。

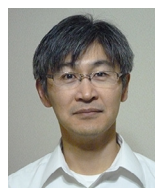
E-mail: ito.kazuaki.x5@f.gifu-u.ac.jp



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.satoshi.a7@f.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: ito.satoshi.s0@f.gifu-u.ac.jp

Model-Based Risk Analysis for Multi-UAV Operation: A Case Study of Firefighting Support Using Formation Flight

Hajime Sasaki^{*1}, Marika Yamazaki^{*2}, Shinji Suzuki^{*1}

Institute for Future Initiatives, The University of Tokyo^{*1}

DENTSU SOKEN, Inc.^{*2}

Small unmanned aerial vehicles (UAVs, drones), which are expected to be utilized in various fields around the world, require appropriate risk assessment. Nevertheless, UAVs tend to have unique missions and functional requirements, and conventional risk assessment methods cannot easily perform flexible analysis and verification. In this study, we conducted a model-based risk analysis based on a Concept of Operations (ConOps) formulation from systems engineering perspective. We used the case of firefighting support from multiple drones in a building fire scene. We confirmed the validity of the reliability analysis for system of systems even without physical connections, such as formation flights. We found that it is essential to understand risk from the perspectives of the aircraft and the entire system by integrating related components. We also argued that the systems engineering perspective represented by ConOps is essential for discussing appropriate risk assessment in a system such as a UAV, which is expected to be equipped with diverse modes of operation and new technologies.

Keywords: Systems engineering, Model-based risk analysis, UAVs, Drones, Concept of operations

1. Introduction

There is a wide range of possible applications for small uncrewed (or unmanned) aerial vehicles (also known as “drones”), such as for inspection, agriculture, construction, and photography. In Japan, the scope of drone utilization will be expanded through the realization of unassisted beyond-visual-line-of-sight flights in uncrewed areas (i.e., Level 4 flight). Given the intensification of disasters in recent years, the use of drones in special operations during disasters is expected to greatly strengthen the resilience of infrastructure facilities.

The utilization of drones in disaster countermeasures is expected to meet with high social acceptance because their benefits and importance are easy to communicate to citizens. The use of drones in disaster countermeasures is a scene that may result in the social implementation of drones in other areas. In a survey of North American citizens, firefighting and rescue were the most supported areas of drone use for conservation[1]. In a survey of Japanese firefighters, 98% of the respondents (84 people) responded that the use of drones during command activities is effective in the early stages of a fire[2]. The Ministry of Land, Infrastructure, Transport and Tourism in Japan has long indicated the need for uncrewed aerial vehicles and the need for real-time information transmission as an initial response to large-scale natural disasters[3]. In the United States, about 20 drones are used for firefighting in Oregon, California, Colorado, and other states., where forest fires are common, and the number of drones is increasing due to the recent development of the federal Wildfire Management Technology Act[4]. In Europe, there are examples of the use of a system (called Fotokite Sigma) that supports first responders to the scene of a fire with information from the sky through fully

autonomous drone control. In Japan, 27% of firefighting headquarters own drones, and 69% of these have a track record of actual utilization (as of June 2019) [5].

1-1 Challenges in risk assessment of implementing drones for services

Drone usage involves elements of high uncertainty, such as gusts, aircraft conditions, probability of collision with static and dynamic objects, etc., and risk assessment is essential to undertake a safe flight. Under the Civil Aeronautics Act in Japan, there is a growing awareness that the airworthiness of drones should be as safe as commercial transport aircrafts but at the same time, it is unrealistic to apply the standard developed for commercial transport aircraft as is, given its nature. The safety standards for airworthiness certification of commercial transport aircraft include airframes, engines, propellers, and other items, emphasizing the safety of passengers. On the other hand, drones are required to have a wider range of safety aspects compared to commercial transport aircraft, such as not harming people on the ground or other flying objects in the air. From this perspective, the U.S. Federal Aviation Administration and the European Union Aviation Safety Agency have established their own safety standards for drones. In particular, the latter adopts a flexible operational posture based on category criteria according to aircraft and operational risk[6]. However, risk assessment technology for the safety and reliability assurance of drones is still under development. Related laws and regulations are also in a transitional period. Because of such circumstances, drone manufacturers and operators still have difficulties observing successful experiences of drone operational risks, benefits, and values to study.

Traditional risk analyses (e.g., FHA, FMEA) as well as safety and reliability assessments were often taken based on manual work such as using documentations and spreadsheets, for each piece of aircraft and component. If it is a document-based risk assessment, people must redo analyses from scratch for each different operation.

Due to the complexity of drone operations especially for disaster relief usage, it makes it difficult to accomplish necessary risk assessments. Safety criteria and metric may vary in accordance with operational scenario and background conditions. Drones require various risk analyses, depending on the combination of components for each situation. In addition, drones are eager to adopt new technology for better performance so risk analyses must be updated whenever the system is upgraded not only for operational risk mitigation, but also for the certification of aircraft conformity. The problem is conducting risk assessments for drones with various operational scenarios increase development term and cost. At the end, the price of a drone becomes very expensive. It is undesirable for society to implement drone technology. Now, people require more efficient risk assessments and analyses technology that is suitable for drones due to the diverse operational scenarios and functions of drones.

In this research, an attempt is made to develop a new technology which makes achievable and reasonable risk assessments necessary for drones' development even though their intended operations are complex. This paper shows the risk assessment technology for complex operation drones using model-based systems engineering methodologies.

As a supplemental information, classical document-based risk assessments are still often conducted for airworthiness certifications these days. Due to its workload, most of the cases, people identify highest critical condition of operations and then conduct multiple risk assessments methods, referred by aircraft development standards, for only such critical condition. The logic is if the highest risk is mitigated, other conditions must also satisfy its safety. This logic is acceptable and reasonable only if operation conditions are simple and standardized like commercial transport aircrafts these days. This is different for drones as described in

previous section. Agile development and operation is required for drones, which are expected to operate flexibly on a single aircraft, and risk analysis must be agile as well. The risk analysis needs to be agile as well. However, no risk assessment method has yet been proposed to achieve this.

Instead of limiting operational conditions to simplify analyses, new technology of model-based risk assessments enables to define multiple operational conditions in model settings, and to conduct various analyses and generate results automatically for different settings by changing settings.

1-2 Model-based risk analysis

Model-based risk analysis constructs a system model first with considerations of operational environments, drone configurations and its safety goals. This is expected to enable advance multifaceted and multi-analytical assessments of the required reliability that is associated with changes in operations conditions and safety goals.

For example, the operation of formation flights using multiple drones is expected to be used in the event of a disaster and its relief purpose. It is said that redundancy is an essential advantage of a multi-robot system composed of multiple robots. Likewise, efficient operation is possible by collecting data using camera photography with multiple drones. However multi-drone system (formation flights operation condition) risk assessment is more difficult compared to single drone flight operation. With model-based risk assessments, it is easier to perform analyses because it can be viewed as a single system as system of systems by applying replicating single drone model and building multi-drone systems. This is another benefit of using model-based technology. The purpose of this study is to attempt to develop a feasible and rational method for risk assessment for drone development, even if the intended operation is complex. In addition, we performed a risk assessment technique for drones that perform complex operations using model-based systems engineering methods. Model-based risk assessment can immediately respond to changes in configuration values by building models, and we will apply this method to a drone system based on formation flight to verify its significance.

2. Methods

The significance of model-based risk assessment as a risk evaluation method using multiple drones is discussed from the perspectives of design reliability and operational criticality. For risk assessment in design, Risk Priority Number (RPN) is used to quantify potential failure causes. RPN is one of the metrics used in the risk evaluation tool FMEA (Failure Mode and Effects Analysis). The focus is on quantifying operational reliability using Mean Time To Failure (MTTF), which denotes the average time from when a product starts operating to its first failure. It's a metric used to assess the reliability of products or systems. A comparison was made between evaluations based on individual drones and evaluations of the entire system. To calculate these values, the model-based Reliability, Availability, Maintainability, and Safety (RAMS) simulation MADe© was used. The MADe© complies with the Society of Automotive Engineers ARP4761/4754[7, 8]. The procedure for constructing a model in MADe© is as follows.

- Step1: Defining functional concept.
- Step2: Defining basic required functions.
- Step3: Hazard definition
- Step4: Setting mission profiles and environmental conditions.
- Step5: Creating a function block diagram and interrelationships.
- Step6: Calculation of criticality (MTTF) and reliability (RPN) for each component.

A ConOps was formulated for the societal implementation of fire support drones, and environmental parameters to be input into the model-based risk assessment through a systems engineering approach were assumed[9]. To grasp the basic flight conditions of the drone, factors such as context, mission profiles, temperature, and dust that affect the performance of the drone were considered. Modeling for risk analysis assuming actual operation was conducted. The purpose of this study is to demonstrate the significance of model-based risk assessment, which allows for flexible risk analysis by constructing a model. Some of the set values use provisional values discussed in the ConOps as assumptions. Below, an overview of the procedures is presented for each.

2-2 Step1: Defining functional concept

In this study, three rotary-wing drones equipped with a 360° camera and Light Detection and Ranging (LiDAR) were used to construct a real-time 3D model of a fire situation inside a high-rise building. It is assumed that there is an operational configuration of one master drone and two follower drones, with formation flight operation in mind (Fig. 1).

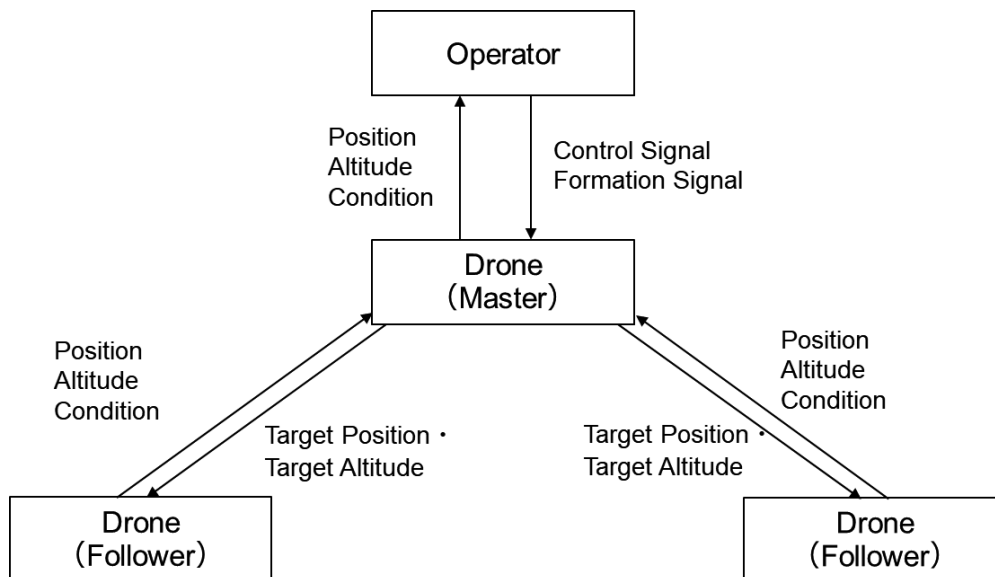


Fig. 1 Formation flight relationship between drones.

2-3 Step2: Defining basic required function

The most fundamental function required in this system adopts the definition of safe flight by Quinones-Grueiro *et al.* (2021) [10], which consists of four functions: stable flight, understanding the aircraft's position, grasping the aircraft's condition, and conducting missions. Furthermore, in this use case, these functions were further defined in detail as follows. In the model within MADe©, settings were made to define situations where these basic required functions cannot be realized as failures (Table 1).

2-4 Step3: Hazard definition

For the safety flight constraints, we followed Quinones-Grueiro *et al.* (2021) [10] and set constraints for ensuring in-flight safety, including the distance to nearby obstacles, remaining battery charge, and a risk threshold (an integrated index of collision probability and battery depletion probability). If any of these conditions are not met, an emergency landing is executed. In risk analysis, factors that do not satisfy these conditions are also considered. Typical examples include gusts of wind, degradation, and collisions[10].

Table 1 Basic functional requirements.

· Flight stably
· Provide power
· Gain lift
· Gain thrust
· Maintain strength
· Navigate
· Avoid collisions
· Calculate flight path
· Receive behavior objectives
· Determine aircraft position
· Obtain one's coordinates (map) data via GPS.
· Determine a location via camera
· Understand aircraft's condition:
· Collect monitoring (health value) data.
· Predict degradation using an analysis algorithm.
· Execute the mission.

2-5 Step4: Setting mission profile and environmental conditions

We created a mission profile that outlines the drone's status from the start of its flight, through its mission, until its return landing. For describing mission phases, we selected parameters like battery usage, distance to the target fire building, and gas temperature. The mission profile, based on the formulation of ConOps is illustrated in Fig.2. Information on the environmental conditions under which a real-time 3D space is assumed to be constructed at a building fire scene was collected through interviews with experts, and environmental factors to which the drone is subjected were organized based on the definition in MIL-HDBK-217F (Table 2). These were used as inputs for the model-based risk analysis.

2-6 Step5: Creating a function block diagram and interrelationships

A functional diagram was created to show the causal relationships of the target functions as a block diagram. This leads to the selection of output parameters that can monitor the causality of failures and integrity. The input and output between parts are defined, and the connection of the entire system's parameters is organized.

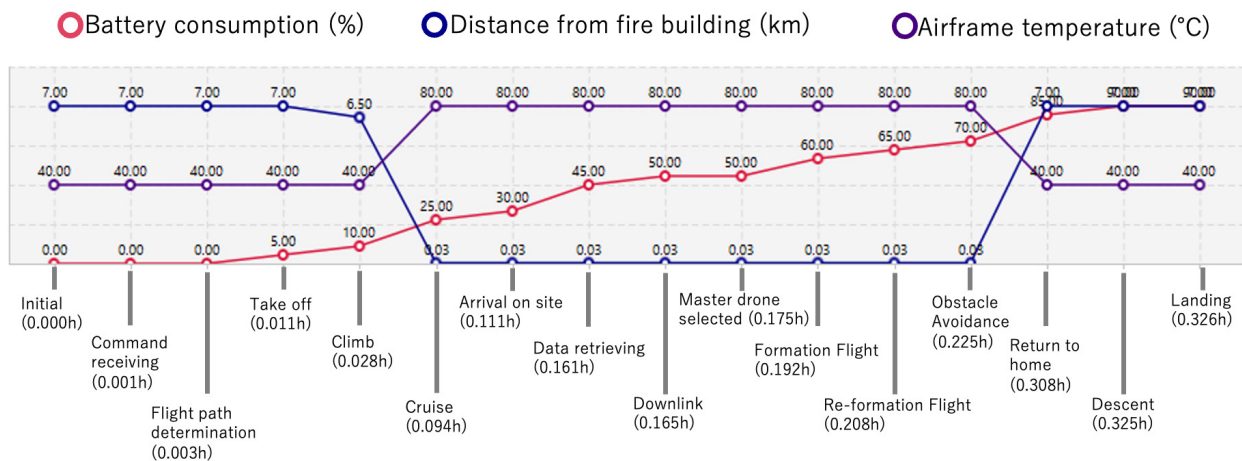


Fig.2 Defined mission profile

Table 2 Operating environmental factors

MIL-HDBK-217F Environmental factors	Drone fire response applicable risk	Ratings in MADe
Acceleration	Gusts of wind, Hot air, Updrafts, etc.	High
Pressure	Gravity acceleration, Temperature difference, Atmospheric pressure	High
Vibration	Motors, Rotors, Unstable atmosphere	High
Radiation (Nuclear)		Very Low
Solid contamination	Ash, Smoke, Cinders	High
Liquid contamination	Water vapor, Fire extinguishing agents)	High
Gaseous contamination	At sea, Near coasts, Near industrial areas	Very High
Temperature	Radiant heat	Very High
Humidity		High
Shock	Impact of birds and insects	Medium
Electromagnetic radiation	Electric lines, Radio waves, Factories, and other areas with strong magnetic fields	Low

Each drone controls its lift by exchanging voltage signals and rotation speeds between the airframe and the rotor. The airframe receives control inputs from the pilot and signals from sensors. The base station is where aircraft information and fire information are integrated.

As an example of a function block diagram, a diagram related to operation is shown in Fig. 3.

Additionally, function block diagrams for the aircraft control section, receiving section, sensor section, fire observation section, camera section, and rotor section were created, defining the relationships between each function. Based on these models, specific connection relationships for various signals were input into MADe©.

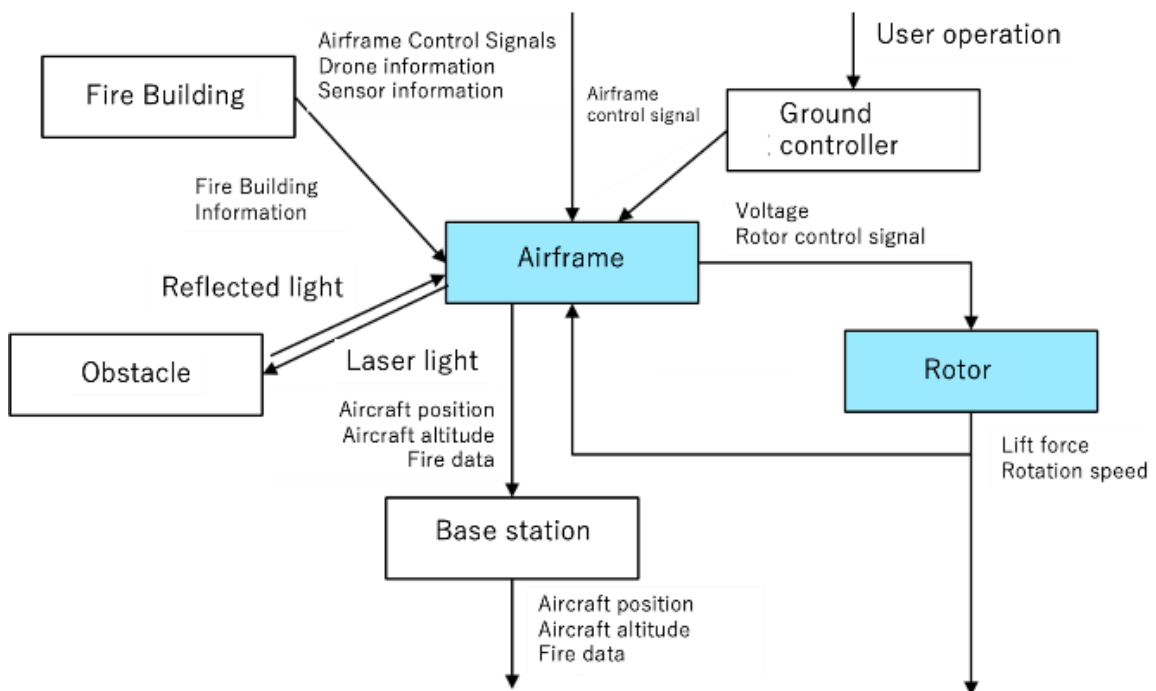


Fig. 3 Function block diagram of systems related to operation.

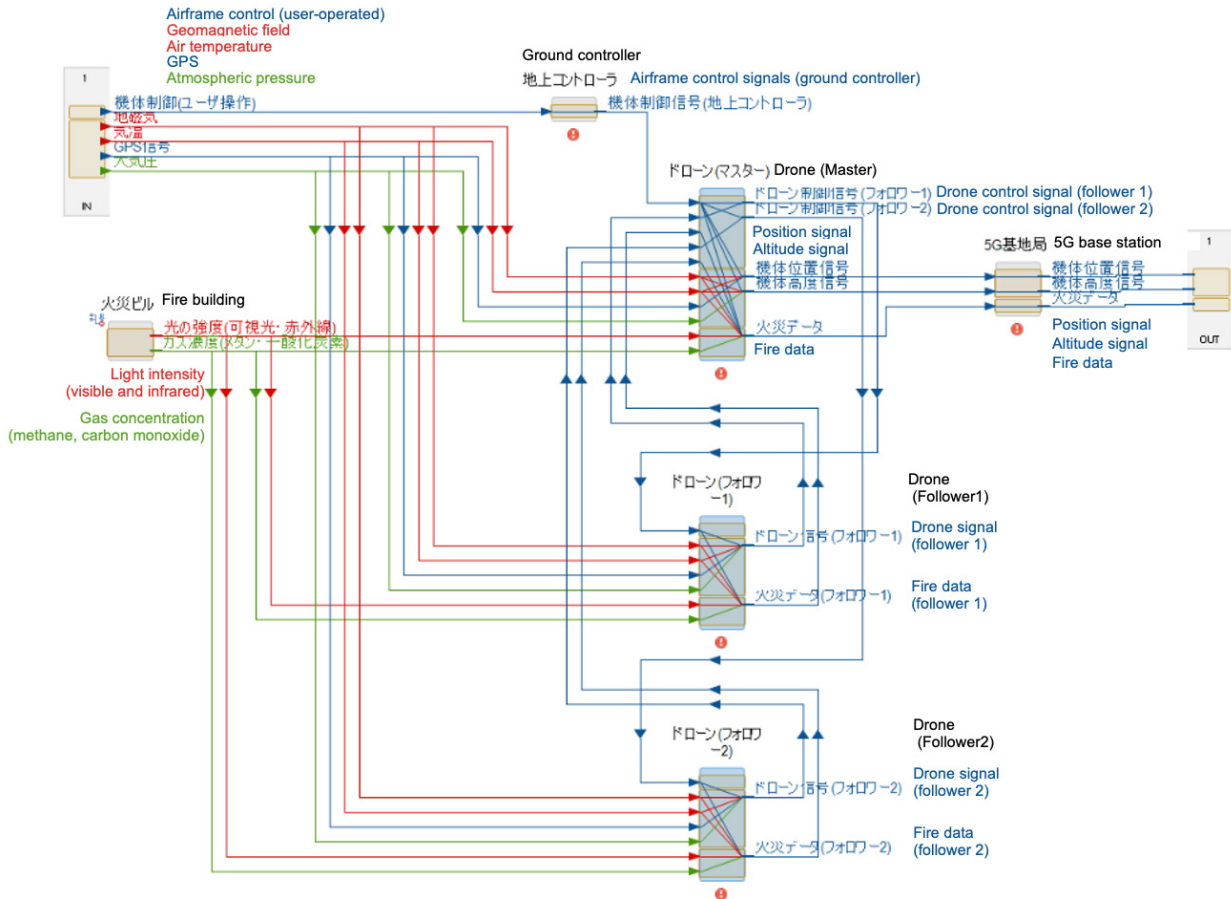


Fig.4 Flow diagram of the interrelationships among the three drones.

A flow diagram of the interrelationships among the three drones is shown in Fig.4 as an example of the interrelationships.

In this firefighting support scene, we assumed that three identical drones would be used. Therefore, one drone model is simply copied to the three drones, and any functional connections among the drones are defined with additional dependency flows. Since it is difficult for classical risk assessment methods to handle such multiple system-of-systems, reliability must be assessed separately for each drone. The model-based approach used in this study allows the construction of an arbitrary number of drone systems by simply copying a single drone model.

2-7 Step6: Calculation of criticality (MTTF) and reliability (RPN) for each component

Based on these input models and settings, the MTTF is calculated as the criticality. MTTF is also the mean time to failure of a product[11]; the longer it is, the more reliable the product is. In general, MTTF is defined as follows.

$$MTTF = \frac{\text{Total hours of operation}}{\text{Total number of assets in use (= Total number of failure)}}$$

MTTF is calculated as the minimum required reliability assigned to each component when the target reliability of the system is 99.9999% of the required reliability of the drone after 100,000 uses.

The RPN is calculated as a value to evaluate the reliability. This is also described in IEC 60812: “Depending on the FMEA or FMECA, the degree of difficulty of fault detection should be added to the impact and probability of occurrence in the risk assessment” [12]. In general, RPN is defined as follows.

$$RPN = \text{Occurrence of failure mode} \times \text{Degree of severity} \times \text{Degree of detectability}$$

3. Results

The ELF (Environment Load Factor) is the relative severities of potential operating environments[13], which is an integrated coefficient representing the influence of reliability due to difference from nominal condition. The building fire site's ELF (Environment Load Factor) was calculated to be 0.548 when the ELF of the nominal environment was set to 1. This means operation at the fire site is more stressful and severe so then drone's reliability becomes less. ELF of 0.548 is a relative coefficient to determine expected reliability under different environment condition compared to nominal condition. Overall ELF for entire mission profile defined in Fig.2 is determined by combination of nominal environment and fire site environment based on mission profile defined for this model. The total mission flight is assumed to contain 60% of nominal flight and 40% of fire site. Based on this assumption, the final coefficient impacting drone reliability was found to be 0.82. Based on the above, the MTTF in a clear sky flight was multiplied by 0.548 to output the MTTF in a fire scene environment (Table 3).

In Table 3, the allocated MTTF for each component are listed. This allocated MTTF numbers are calculated

Table 3 MTTF comparison by item (FF: Formation Flight).

Category	Item	Single flight	Master (FF)	Follower (FF)
Communication	Ground Controller	3.57E + 11	3.57E + 11	3.57E + 11
System	Receiver (Ground Controller (2.4GHz))	1.71E + 13	5.71E + 13	9.03E + 09
	Receiver (5G Communication)	1.71E + 13	5.71E + 13	9.03E + 09
	Receiver (920MHz communication)	1.71E + 13	5.71E + 13	9.03E + 09
	Receiver (Remote ID)	1.71E + 13	5.71E + 13	9.03E + 09
	Transmitter	4.28E + 12	5.71E + 12	9.03E + 08
Sensor system	Gyro Sensor (Sensor Section)	3.00E + 13	1.00E + 14	1.58E + 10
	Acceleration sensor	3.00E + 13	1.00E + 14	1.58E + 10
	Electronic compass	3.00E + 13	1.00E + 14	1.58E + 10
	Airframe thermometer	3.00E + 13	1.00E + 14	1.58E + 10
	LiDER	3.00E + 13	1.00E + 14	1.58E + 10
	GPS sensor	3.00E + 13	1.00E + 14	1.58E + 10
	Barometric altimeter	3.00E + 13	1.00E + 14	1.58E + 10
	Gyro sensor (fire observation section)	2.67E + 06	3.62E + 06	3.96E + 05
	Gas sensor	2.67E + 06	3.62E + 06	3.96E + 05
Camera system	360° camera	2.67E + 06	3.62E + 06	3.96E + 05
	Visible light camera	1.34E + 06	1.81E + 06	1.98E + 05
	Infrared camera	1.34E + 06	1.81E + 06	1.98E + 05
Computer system	Mission computer	8.57E + 12	2.86E + 13	4.52E + 09
	Flight controllers	8.57E + 12	2.86E + 13	4.52E + 09
	ESCs	1.43E + 12	2.86E + 12	4.52E + 08
Mechanical	Motor	1.56E + 09	2.21E + 09	2.78E + 07
	Rotor	1.56E + 09	2.21E + 09	2.78E + 07
	Structure	2.86E + 12	5.71E + 12	9.03E + 08
	Brushless motor	2.67E + 06	3.62E + 06	3.96E + 05
Electrical	Battery	3.91E + 08	7.13E + 08	8.97E + 06

from top level system target reliability and equally distributed based on component functions relationships defined in the model. The input value of this analysis is four-digit. This comparison shows difference of required MTTF for each component within the systems. There are three different usage operational cases compared, single flight, master drone in formation flight and followers' drone in formation flight. It can be seen that the follower drone in formation flight require less MTTF even though drone is same as master drone.

Additionally, Figs.5 and 6 show the risk priority number (RPN) results for each component of the single flight and formation flight. RPN is defined by FMEA as the product of Severity, Occurrence and Detectability[12]. Figure 5 shows top RPN ranking for single flight, and Fig.6 shows top RPN ranking for formation flight. As it is seen, the ranking is varied due to the severity and occurrence difference between these two operations cases even though the mission goal is same. For example, the battery is most critical to the systems in both operation cases; however, mission computer and 5G communication system is more important for formation flight because these functionalities are used for maintaining three drones system flight in

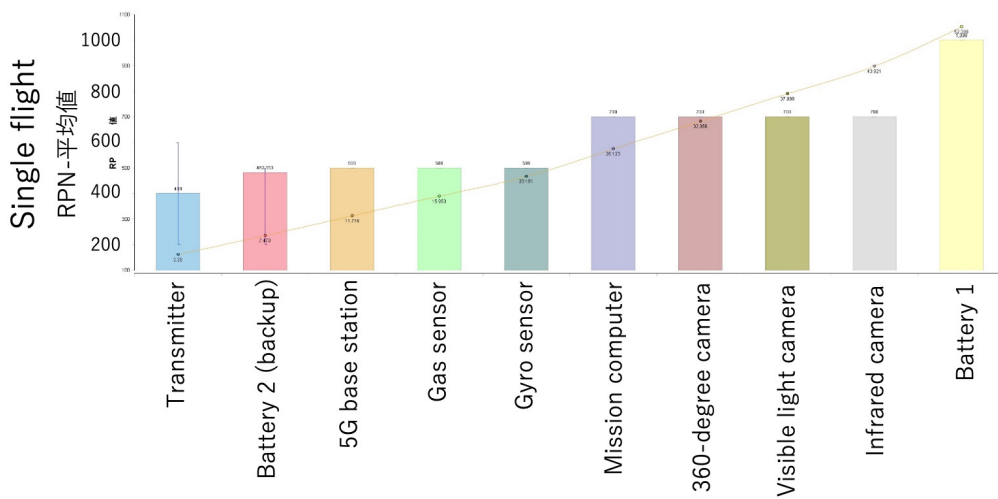


Fig. 5 RPN by component (Single flight).

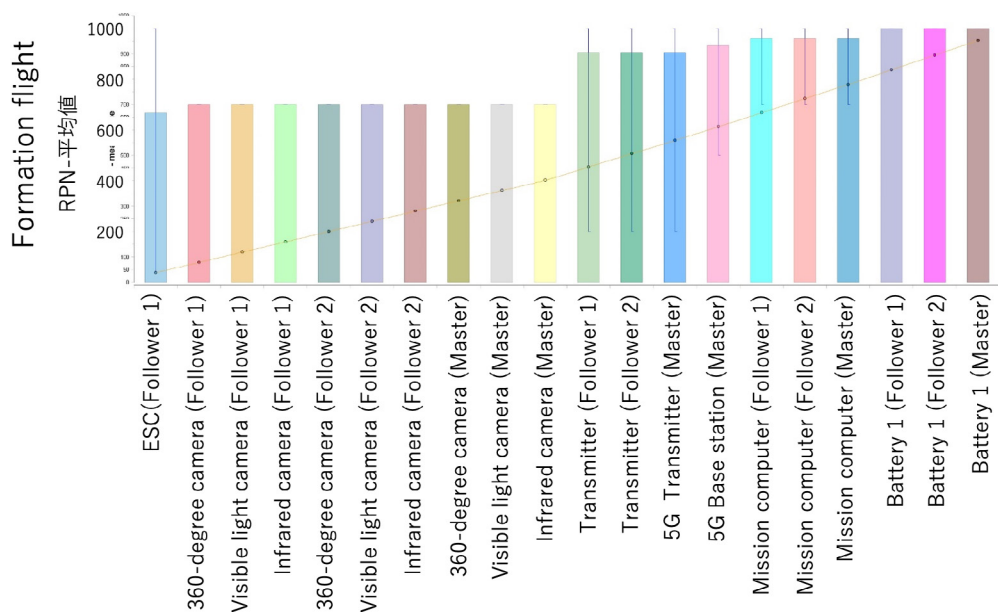


Fig. 6 RPN by component (Formation flight).

controlled formation.

These figures are some examples output from model-based risk assessment. In classical approach of document-based, it is difficult to see the risk criticality difference between single flight and formation flight. The advantage of Model-based risk assessment is visualization. As described in above, if risk analysis result tells battery and camera risks for mission success, when drones used in formation flight, communication failure risk may not be solved by effective countermeasure and then the mission can be failed due to the lack of robustness for these functionalities.

4. Discussion

During the discussion on the examination of ConOps, current fire site-related issues were extracted, and actual technical and social issues were clarified. It is important to use these issues and their ideal forms as a basis for discussing what kinds of environments and timeframes should be used to operate drones at actual fire sites, and what configurations should be used and for what purpose.

It can be seen from **Table 3** that the MTTF of the master drone must be higher than that for single-drone operation as the required reliability for formation flight. It was confirmed that the reliability of the master drone in terms of the formation control method affects the reliability of the entire system. It can also be confirmed that the communication system has the greatest impact on the required reliability during formation flight, followed by the sensor section.

The concept of aircraft authentication for normal crewed aircraft involves safety assessments by assessing the reliability of the aircraft itself. Meanwhile, if there are many variations of operations and functions such as drones, then it is necessary to consider each pattern. For example, mission request functions for purposes such as data collection by formation flight give priority to what can be achieved as a mission even if there is a loss of function of the entire system that consists of multiple drones. In such cases, the reliability of related functions and components can be adjusted. Meanwhile, the emergency avoidance function for collisions and crashes requires independent reliability for each drone, even in formation flight. Even with drones of the same model, when roles are divided into master and follower drones in the formation flights like in the present case, it is possible to quantitatively confirm that the required reliability differs for each role.

As can be seen from the average RPN of the components by FMEA (**Figs.5 and 6**), the highest priority being the battery is a common feature to both single drone and formation flight. Meanwhile, in the formation flight, it can be confirmed that the mission computers, base stations, and transmitters are the most important components after the battery. It can be seen from these results that, in cases where the drone designer decides that the communication specifications assume the operation of a single drone, the performance may not be sufficient depending on how the user uses the drone. When there are variations in usage, such as drones with single-flight capabilities vs. those with multi-flight capabilities, there is a question of how to set uniform safety standards.

5. Conclusion

There is potential for the use of drones in disasters as a socially acceptable practice. Meanwhile, a risk assessment method that can flexibly compare results is essential for implementing complex and changing systems. In this study, we seek to conduct a risk assessment when the mission is to collect building fire situational data using multiple drones by implementing a realistic model-based risk analysis after conducting

basic concept examinations (i.e., ConOps) using systems engineering approach.

Even if there is no physical connection, the integration of components that have a significant impact on mission success and safety can be considered as a single system (i.e., system of systems), and it was shown that a reliability analysis of the entire system was effective. Meanwhile, it was also suggested that it is important to subdivide and assess the reliability of the entire system by each operation, function, and technology (component) linked to them. For example, if the environmental load at the fire site was prepared for each component, then the required reliability could be calculated in more detail.

The approach in this research contributes to the improvement of technologies for the reliability assessment of objects such as drones, which are complex and are expected to be used in many ways. In the future, we can expect to assess the maximum availability and reliability from the perspective of not only the aircraft but also the social system.

Acknowledgement

This article is based on results obtained from a project, JPNP21004 commissioned by the New Energy and Industrial Technology Development Organization (NEDO).

Received: February 21, 2024

Accepted: March 15, 2024

References

- [1] Markowitz, E. M., Nisbet, M. C., Danylchuk, A. J. and Engelbourg, S. I.: "What's that buzzing noise? Public opinion on the use of drones for conservation science," *BioScience*, Vol. 67, No. 4, pp. 382–385, 2017. <https://doi.org/10.1093/biosci/bix003>
- [2] Shimizu, K., Araiba, K., Doshida, S. and Fuji, K.: "Investigation of the information gathering policy in fire scenes by an unmanned aerial vehicle," *Report of National Research Institute of Fire and Disaster*, No. 128, pp. 13–20, 2020.
- [3] Ministry of Land, Infrastructure, Transport and Tourism, Japan : Policy recommendation, 2009. <https://www.mlit.go.jp/common/000041208.pdf> (Accessed : December 19, 2022).
- [4] Hevang, D.: "Fireball-dropping drones and the new technology helping fight fires," *National Geographic*, Vol. 19, October 16, 2020. <https://www.nationalgeographic.com/science/article/fireball-dropping-drones-new-technology-helping-fight-fires> (Accessed : December 19, 2022)
- [5] Fire and Ambulance Service Division, Fire and Disaster Management Agency : 無人航空機の災害時における活用状況等調査について, 消防の動き, Vol. 2, pp. 11–12, 2020.
- [6] Sasaki, H., Suzuki, S. and Sumita, J. "Risk-based approach in EASA and implications for unmanned aircraft safety regulations in Japan," *Technical Journal of Advanced Mobility*, Vol. 2, No. 2, pp. 16–30, 2021. https://doi.org/10.34590/tjam.2.2_16
- [7] Society of Automotive Engineers : "Guideline and methods for conducting the safety assessment process on civil airborne systems and equipment," SAE ARP4761, 1996.
- [8] Society of Automotive Engineers : "Certification considerations for highly integrated or complex aircraft systems," SAE ARP4754, 1996.
- [9] Sasaki, H., Kayano, T., Teramura, Y., Akimoto, O. and Suzuki, S. : "Construct a concept of operations (ConOps) and identify social implementation issues for use of drone-based remote technology in firefighting," *Technical Journal of Advanced Mobility*, Vol. 4, No. 3, pp. 20–38, 2023.
- [10] Quinones-Grueiro, M., Biswas, G., Ahmed, I., Darrah, T. and Kulkarni, C. : "Online decision making and path planning framework for safe operation of unmanned aerial vehicles in urban scenarios," *International Journal of Prognostics and Health Management*, Vol. 12, No. 3, pp. 1–17, 2021. <https://doi.org/10.36001/ijphm.2021.v12i3.2953>
- [11] Lienig, J. and Bruemmer, H. : "Reliability analysis," in *Fundamentals of Electronic Systems Design*, Springer International Publishing, Cham, 2017. https://doi.org/10.1007/978-3-319-55840-0_4

- [12] IEC 60812 : Analysis techniques for system reliability—Procedure for failure mode and effects analysis (FMEA and FMECA), 2006.
- [13] Conroy, P., Stecki, J. and Thorn, A. : “Influence of environmental loading factors on system design,” *European Conference of PHM Society*, Vol. 3, No. 1, pp. 1-10, 2016.



佐々木 一

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



鈴木 真二

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



山崎まりか

株式会社電通総研。ジョージア工科大学航空宇宙工学部宇宙システム設計科卒業。日本ナショナルインスツルメンツ株式会社，株式会社 IHI を経て現職。故障予知（PHM）技術コンサルタント。

ドローンの型式認証における安全設計活動に 貢献する MBSE 活用提案

三好 崇生^{*1,2}, 木村 哲也^{*2}, 五十嵐広希^{*3}, 鈴木 真二^{*4}, 荒木 克文^{*1},
大坪 弘^{*5}, 前村 皓一^{*5}
サイバネット MBSE 株式会社^{*1}
長岡技術科学大学システム安全専攻^{*2}
東京大学大学院工学系研究科航空宇宙工学専攻^{*3}
東京大学未来ビジョン研究センター^{*4}
サイバネットシステム株式会社^{*5}

無人航空機（ドローン）の型式認証では、安全性、品質、均一性等を示すために要求基準を多数の適合性証明手法（MoC）を組み合わせた認証試験資料等の提出が求められる。要求基準や MoC は文書で提供されるため、その内容をモデル化することで要求基準と MoC また提出資料との関係性を明確にすることが複雑な認証活動に有効と考えられる。また、機体の基本的な構成要素および外部環境をモデル化し、認証用のモデルと関連付けることは、完成後の機体の具体的な認証作業を効率化するとともに、新たな機体を設計する際にも機体性能の確保とともに、型式認証作業の効率化に貢献できる。本論文では、第二種機体認証を想定した安全認証に対するモデルと仮想的なドローンの設計モデルを SysML モデルにて階層的に構築し、ドローンの型式認証における安全設計活動に貢献する MBSE 活用の提案を行う。

Keywords: 無人航空機, ドローン, MBSE, SysML, 型式認証, NEDO プロジェクト

MBSE Case Study Contributing to Safety Design Activities in Drone Type Certification

Takao Miyoshi^{*1,2}, Tetsuya Kimura^{*2}, Hiroki Igarashi^{*3}, Shinji Suzuki^{*4},
Katsufumi Araki^{*1}, Hiroshi Otubo^{*5}, Koichi Maemura^{*5}
CYBERNET MBSE Co., Ltd.^{*1}
Nagaoka University of Technology System Safety^{*2}
Department of Aeronautics and Astronautics, University of Tokyo^{*3}
Institute of Future Initiatives, University of Tokyo^{*4}
Cybernet Systems Co., Ltd.^{*5}

Type certification of unmanned aerial vehicles (drones) requires the submission of certification test documents that combine the required criteria with several methods of conformity certification (MoC) to demonstrate safety, quality, uniformity, and so on. Since requirement criteria and MoCs are provided in documents, it is considered effective for certification activities to clarify the relationship between requirement criteria, MoCs, and submitted documents by modeling their contents. In addition, modeling the basic components of the aircraft and the external environment and relating them to the model for certification will streamline the certification process for the completed aircraft. In this paper, we propose the use of MBSE to contribute to safety design activities for type certification of drones by constructing a model for safety certification and a drone design model in a hierarchical manner using a SysML model, assuming Type 2 certification.

Keywords: Unmanned aerial vehicle, Drone, MBSE, SysML, Type certification, NEDO Project

1. はじめに

我が国においては、航空法上の無人航空機（本稿ではドローンともいう）の有人地帯での目視外飛行等、これまで禁止されていた「レベル4（第三者上空での目視外）」飛行を制度化するために、2022年12月5日に新たな航空法が施行された。その一つが、ドローンの機体の安全や均一性を構築するため、従来の有人航空機に倣うドローンの型式認証（海外では有人航空機と同様に型式証明，TC：Type Certificate）の仕組みで、国土交通省航空局より示された検査要領サーキュラー（No.8-001「無人航空機の型式認証等における安全基準及び均一性基準に対する検査要領」，以下，サーキュラー）[1]として通知された。なお，サーキュラーとは航空法に基づき発行される通達のうち，特に関係者に周知・明示したい内容が体系化して通知される内容である。

型式認証では、製造メーカーと航空局または登録検査機関の共同作業として、設計検査や製造過程の検査が基準に従って執り行われる。この型式認証が社会に受け入れられた制度として機能するためには、認証における作業そのものが正しく関係者に理解され、一定以上の品質で執り行われる必要がある。そのため、型式認証における手続き、安全基準及び均一性基準に対する適合性証明方法の事例などをとりまとめた「無人航空機の型式認証等の取得のためのガイドライン」[2]（以下，航空局ガイドライン）が航空局から発行された（後述の第二種型式認証を対象としている。なお，サーキュラー，航空局ガイドラインは2024年3月に改定が予定されているが，ここでは改定前のものを対象とする）。

航空局ガイドラインでは、前述したサーキュラーの要件をベースに安全基準とその適合性証明方法（MoC, Means of Compliance）の案（以下，安全基準等）が示されている。一般的には、基準とは「重量がxx以下であること」等の数値目標とともに示される設計要件とイメージされがちであるが、型式認証における安全基準は概念的で、それを証明するMoCもガイドラインにおいて事例や案として、選択肢の一つが示されているにすぎない。こうした安全認証の方式は「Performance-based Regulation」と呼ばれ、有人航空機においては米国連邦航空局（以下，FAA）が、小型航空機の審査方式（Part23）として2017年に採用し、我が国でも2021年に小型機（N類）の耐空性審査要領第II部が同様に改定された[3]。こうした方式は設計の自由度を広げ、あらたな技術の採用を促すものと解釈されるが、基準案，MoC案ともにいずれも文章により提供されるため、その理解に時間を要し、さらに、それらは随時更新されうるものであるため、その変更の影響を理解するのも容易ではなく、型式認証の申請者にも審査者にも手続きを複雑化させるという指摘もある[4]。

上記の課題を克服するために、Model-Based Systems Engineering（MBSE）を活用し、FAAのPart23とそのMoCとの関連性を整理する発表がなされている[4]。本論文では、我が国のドローン機体認証における安全設計活動を想定し、航空局ガイドラインが示す認証プロセスにおける安全基準等をMBSEにより構造化した。さらに、標準的なドローンのMBSEによるモデルを想定し、機体モデルと機体設計プロセスのモデルとの階層構造化を試み、認証要求と機体設計の相互作用効果が確認できることを提案する。MBSEはステークホルダの関係をしめすユースケース図，システムと外部の関係を示すコンテキスト図などを用いて設計情報を図的，俯瞰的に示すのに適したツールであり，開発要求と開発システムの関係性を構造化するために適しているといわれる。これまでに宇宙機（具体的なモデル事例[5, 6]）や自動車の自動運転（Google ScholarでAutomatic Drive/MBSEでの検索で2018年以降でも1,000件以上の論文が公開）へのMBSEの適用事例が報告されている。我が国のドローン型式認証の安全要求と機体設計を総合的にMBSEによりモデル化した例は報告されていない。

2. ドローンの型式認証と MBSE の寄与

2-1 ドローンの型式認証制度

ドローンを、レベル 4 で飛行させるには、飛行エリアの地上の第三者を排除させる立入管理措置を講じるなど、航空法第十一章「無人航空機」、第二節「無人航空機の安全性」、第一款「機体認証等」において第一種機体認証と、第三節「無人航空機操縦者技能証明等」、第一款「無人航空機操縦者技能証明」において一等無人航空機操縦士の資格が要求される。これはレベル 4 飛行を実現させるための条件であるが、これまで、立入管理措置を講じて飛行許可を得ることができた特定飛行においても、第二種機体認証と二等無人航空機操縦資格を設け、特定飛行においてもある種の飛行を行う際には許可承認を不要とすることが可能となった。型式認証は大量生産を前提とした機体型式に対する機体認証を意味し、第一種と第二種が存在することになる。型式認証の安全基準および製造の均一性基準に対する検査要領に関しては、国土交通省令で定めることと航空法で規定された。

省令のうち安全基準は、FAA のドローンに対する規定 14 CFR (Operating and Flight Rules) § 21.17(b) を参考としたと推察され、以下の区分で構成されている。

- 001 設計概念書 (CONOPS)
- 005 定義
- 100 無人航空機に係る信号の監視と送信
- 105 無人航空機の安全な運用に必要な関連システム
- 110 ソフトウェア
- 115 サイバーセキュリティ
- 120 緊急時の対応計画
- 125 雷
- 130 悪天候
- 135 重要な部品 (フライトエッセンシャルパーツ)
- 140 その他の必要となる設計及び構成
- 200 無人航空機飛行規程
- 205 ICA (無人航空機等に対する点検及び整備を行うための手順書)
- 300 耐久性および信頼性
- 305 起こりうる故障
- 310 能力および機能
- 315 疲労試験
- 320 制限の検証

特に第二種に関しては、最大離陸重量が 4 kg 未満、4 kg 以上 25 kg 未満、25 kg 以上によって適用の差異があり、さらに 25 kg 以上では飛行方法による差異も存在する (詳細はサーキュラーを参照のこと)。この安全基準の特徴は、「セクション 001 設計概念書 (CONOPS)」において、想定される運用を定義して、試験及び運用限界の値と範囲を要件付け、その要件に従い基本的には飛行試験によって実証することにある。すなわち、従来の有人航空機の型式証明制度のような設計プロセスから審査を開始するのではなく、完成機体の飛行試験が検査の基本となる。

この制度は、1 章で述べたように Performance-based であるため、安全要求が記載されるに留まる。安全基準に対する適合性証明方法 (MoC) の事例などは、均一性基準の証明方法とともに第二種の機体を想定して航空局ガイドラインとして発行されている。ただし、航空局ガイドライン自身も、航空機の認証に精通した者以外には理解が容易でないことから、NEDO (国立研究開発法人 新エネルギー・産業技術総合開発

機構) 次世代空モビリティの社会実装に向けた実現プロジェクト (通称: ReAMo プロジェクト) [7]「無人航空機の認証に対応した証明手法の事例検討」ワーキンググループ等においてドローンの第一種/第二種機体の認証の認証ガイドラインや手順書, 解説書等の作成が進行している。ただし, こうした情報は, 文書で提供され, その内容も適宜更新されることが想定されるため, その内容を理解し, 継続的に最新の情報を維持させていくことは容易でない。そこで本論文では, MBSE を用いて, 第二種型式認証における安全性設計活動に焦点をあて, 航空局ガイドラインの安全認証にかかる要求と, 申請の際に求められる成果物および, それらを裏付ける MoC の関係性をモデル化することを試みる。さらにドローンの基本的な構成要素との関係性もモデル化する。これは, 完成機体の安全評価を行う際に, ドローンの機体要素との関係まで理解ができ, 安全要求が変化した際の機体の再設計や, 逆に機体を設計変更した際の安全要求への影響を確認できる。また, 新規機体の設計段階から, 型式認証取得のために考慮すべき事項が明確になることを目指すためである。

2-2 MBSE による安全設計

ドローンは空飛ぶコンピュータとも言われるが, 多数の先端技術で構成されるハイテク機器である。構成部品としては, 技術的な開発が求められる部品と, 市販製品 (COTS: Commercial Off The Shelf) やオープンソース型のソフトウェア/ハードウェア等の形態でコモディティ化がされた部品が統合されて構成されている。ドローン創りを技術的側面から考えると, 要求を実現する技術要素の組合せに対し, 制約として安全基準等が統合され, システムとして成立する条件を探す活動とすることで型式認証取得が可能となると考えられる。

機体システムの安全設計においては, 使用される環境において想定されるリスクを評価し, 許容されるリスクレベルに管理することが求められる。ドローンのリスクアセスメントに関しては各国航空局が参加する JARUS (Joint Authorities for Rulemaking of Unmanned Systems) により開発されている SORA (Specific Operations Risk Assessment) という手法があり, わが国の法制度や利用環境に適合させた「安全確保措置検討のための無人航空機の運航リスク評価ガイドライン」が福島ロボットテストフィールドより発行されている [8]。

SORA においてはドローンの運用コンセプト (CONOPS: Concept of Operations) を規定したうえで, リスクアセスメントを実施することが記されており, 機体の型式認証においても CONOPS を設計概要書として規定したうえで, 機体の安全基準等を満足することが求められる。このようにドローンは実際の利用を通して開発されるシステムではあるが, 運用に関するユースケースを想定したうえで型式認証プロセスを実行することが求められている。設計としては仮説的に CONOPS を抽出し, かつアジャイルとして開発が進められる中で, CONOPS が変化することもある程度までは許容しながら進められる開発体制を構築する必要があるが, 安全設計の側面からも確認できる。

よって本論文では, 筆者らの知見によりリスクアセスメントもモデルとして表現し, 航空局ガイドラインの安全基準との関係を MBSE として示すことで, 機体設計における安全基準の制約条件を見出すことを試みる。なお, 前節のように, 現状の型式認証は, 基本的には, 機体の飛行試験にもとづき, 基準への適合性を求めているが, 新たな機体設計時に, 設計当初から安全基準等の制約を考慮した設計開発ができるように機体のモデル化も本論文では含めることとしている。このような状況におけるドローンの機体開発は, システムの成立条件への制約の調整作業と捉えることができる。システムを創っていく活動では 3 つのシステム (1. 開発中のシステム, 2. 開発物の周辺システム, 3. 開発のためのシステム) が存在する [9] といわれる。例えばドローンの場合, 1. ドローンそのもの, 2. ドローンが使われる環境や周辺システム等, 3. ドローン開発のための設計ツールやプロセス等 (型式認証も含まれる) となる。この 3 つのシステムの関係性において 3 は, ものづくりの成功のためには 1, 2 を理解して機能する必要がある, 本稿で取り扱う MBSE は 3 で

あり、1, 2 を管理する技術といえる。

3. ガイドラインを組み込んだ MBSE 設計情報構造

3-1 設計情報構造概略

航空局ガイドラインを MBSE 実現のためのモデリング言語の一つである SysML[10]にてモデル化するにあたり、モデル構造を社会、規格、機体設計の 3 層 Layer 構造とした。図 1 にモデル概略図を示す。

最上位階層 (Layer0) においては、航空局ガイドラインの存在意義を製造者と認証者の達成すべき目標を示すユースケースから導出し、以降の階層の導入部とした (図 1 では適用事例①)。第二階層 (Layer1) は、航空局ガイドライン本体をモデル化した。第三階層 (Layer2) では、実設計における機体別のモデル化を実施した。第二階層 (Layer1) と第三階層 (Layer2) について以降で説明を行う。

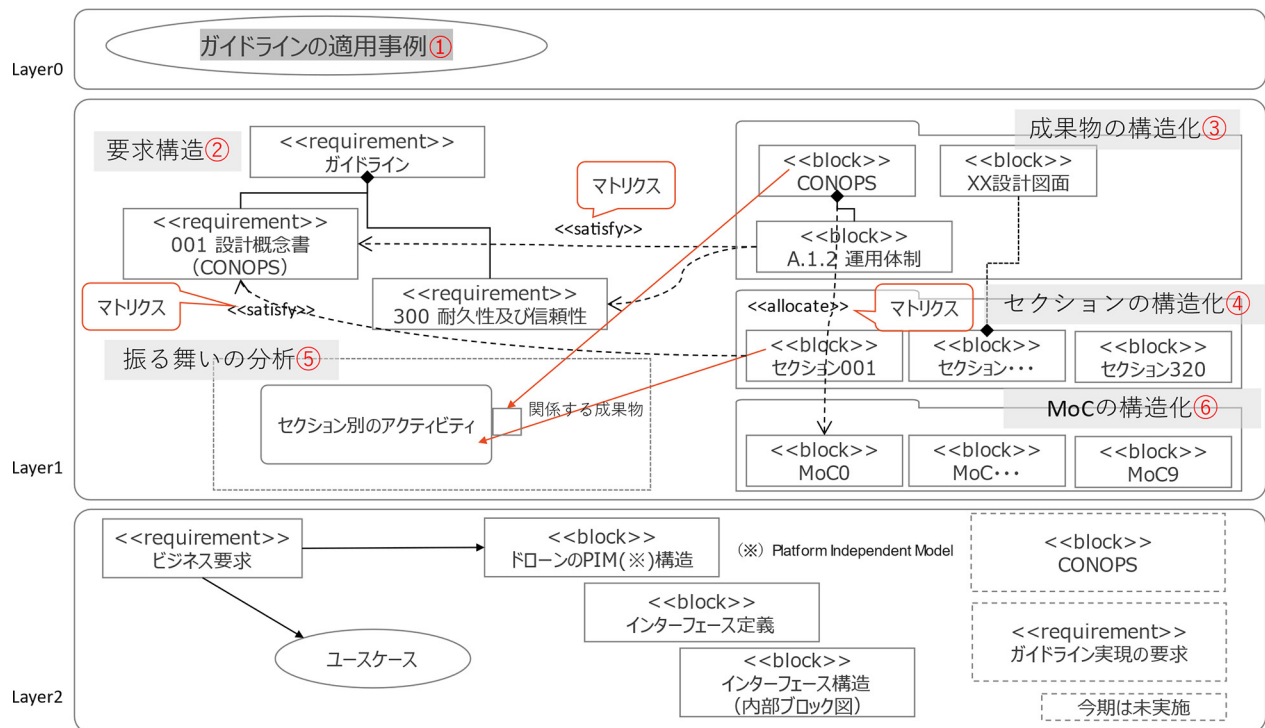


図 1 ドローンの型式認証に必要な設計情報の構造を示すモデルの概略図

3-2 Layer1 航空局ガイドラインのモデル化

Layer1 では、航空局ガイドライン[2]要件 (及びベースとなったサーキュラー) を要求図にてツリー構造としてモデル化 (図 1 ②) した。また各セクション別 (航空局ガイドライン内のセクション 001/005/100…) の成果物構造としてモデル化 (図 1 ③) を行った。成果物内の CONOPS については、詳細なモデル化を実施し Layer2 での活用を行うひな形情報として構成した。航空局ガイドライン内ではセクションとの考え方も構成されており、各セクションを一つの要素となるようモデル化 (図 1 ④) した。セクション内で取り扱われる MoC についても構造化しモデル化 (図 1 ⑥) した。実モデルについては、4 章必要箇所にて随時説明図として示す。図 1 ⑤については後で説明する。

次にモデル化された要素間のつながりを説明する必要がある。図 1 で吹き出し (「マトリクス」) で示した 3 か所を SysML 要素のつながりがわかるようマトリクス化した。ここでは一例のみとなるが、図 2 に CONOPS と要求の関係マトリクスを抜き出して示す。図においてソースとなる 001(a)~(h) がセクション 001 の要求で、ターゲットとなる列が本論文で想定する CONOPS の項目である。図中の矢印は要求を満足

する項目の関係性を示し、マトリクス化することで両者の関係性を俯瞰できる。

なお、CONOPS 記述内容や航空局ガイドライン要求との関係などは本論文で想定したもののため、今後変更される可能性がある。ここでは、関係性の内容については議論せず、設計を実現するための構造としてモデル化が活用できることを議論の対象とする。

ソース		ターゲット		1.4.2		A.1.1.1		A.1.1.2		A.1.1.3		A.1.1.4	
		(a) 操縦者の実技量	(b) 当該トレーニング	A.1.4.3	運用要員に適用される	A.1.4.1	A.1.4.2	A.1.4.3	A.1.1.1	A.1.2	A.1.3	A.1.4	
001	(a) 意図する運用のタイプ	0	0	0	0	0	0	0	1	0	0	0	0
	(b) 無人航空機の仕様			0									0
	(c) 気象状態			0									0
	(d) 使用者、無人航空機を飛行させる者及び関係者の責任			0					1				0
	(e) コントロールステーション (Control Station: CS)、補助機...			0									0
	(f) 無人航空機の運用のために使用される無線通信機能 (コマ...			0									0
	(g) 人口密度、運用 (地理的) の境界、空域、離着陸エリア、...			0									0
	(h) 認証に必要な場合、衝突回避装置			0									0
005		0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0

図2 CONOPS と要求の関係マトリクス

最後に図1⑤のモデル化だが、③、④、⑥を要素として使いながら、②を元にした振る舞い（各要素間のやり取り）をモデル化した。航空局ガイドラインにはセクション別の作業内容が示されているが、それぞれの成果物の関係性については読者が整理しながら読み進める必要がある。ここでは、この関係性を整理し、セクションをまたいで作る成果物の関係が確認できるようにした。図3にセクション間の振る舞いによる関係性を抜粋して示す。セクション間には複雑な関係性が存在することが読み取れる。さらに、各セクション内で具体的な作業の解析も実施しており、設計情報のつながりやCONOPS、無人航空機飛行規程、ICA等がセクションにまたがって影響を及ぼしていることが確認できた。

また、航空局ガイドラインでの言及はなされていないが、具体的な作業を考えた場合に影響関係があるセクション間の振る舞いが存在する。例えば「セクション305 起こり得る故障」と「セクション120 緊急時の対応計画」の間には航空局ガイドラインでは直接的な言及がなされていないが、実設計においては関係が出てくるシステムが多いと考えられる。モデル内では航空局ガイドラインに合わせた関係性としたが、今後の認証の進化とともに航空局ガイドライン自体の充実も必要であることを指摘できる。こうした修正は、いっ

たん MBSE によるモデル化を行っておけば容易に反映させることができる。こうした点も MBSE によるモデル化の利点といえる。

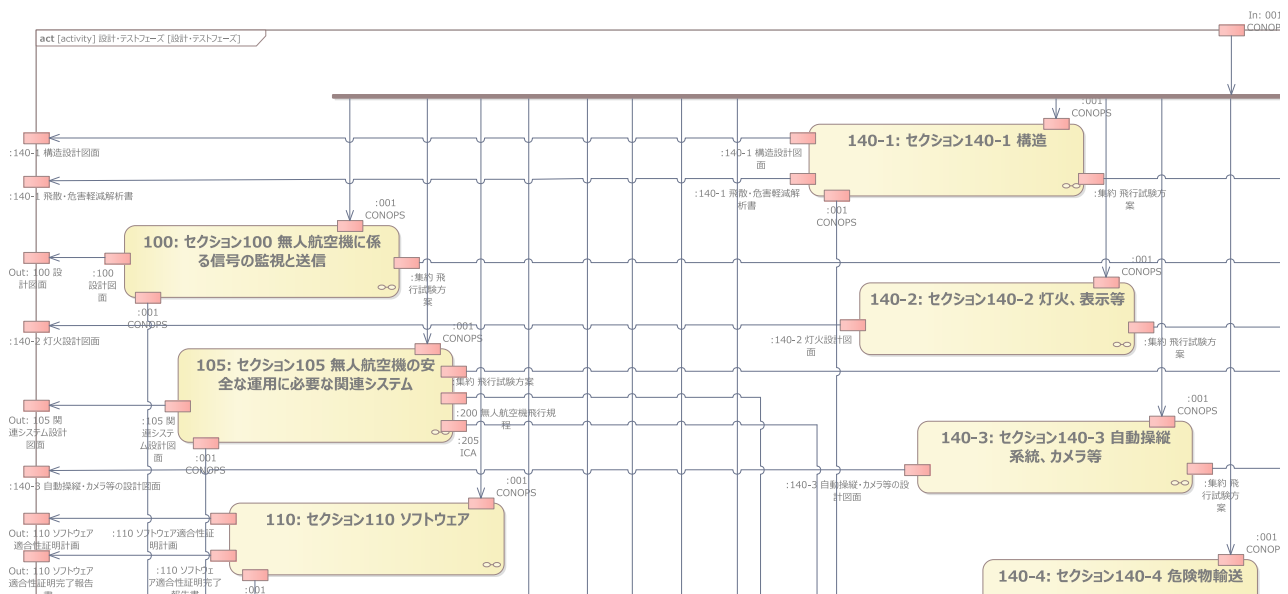


図3 セクション間の振る舞いによる関係性 (抜粋)

3-3 Layer2 標準的なドローン構造のモデル化

Layer2 では、MBSE 設計情報構造の確認のためにドローンの機体設計を Platform Independent Model (PIM) としてモデル化を行った。ここでは、無人航空機分野 サイバーセキュリティガイドライン Ver.1.0 [11] (以下、セキュリティガイドライン) に示される「図2-1 ドローンの汎用的なシステムモデル」を参考として活用した。セキュリティ考慮のため制御に寄ったアーキテクチャであり、例えば機体に必要な灯火等の情報は載せられておらず、モデル化においても注記のみとした。(実機開発と考える場合、これを航空局ガイドラインモデルとの比較により設計漏れと解釈することもできる)

なお、セキュリティガイドラインの図は MBSE においてはコンテキスト図 (ドローンと外部環境との関係性を示す図) と捉えることができる。周辺システム内に存在する設計上対象とするシステム (SOI: System of Interest) が示されているためである。これは 2-1 節でしめした「2. ドローンが使われる環境や周辺システム等」であり、MBSE において管理すべき情報の一つといえる。ここでは 2. を簡易的に分析した結果、周辺環境へのリスクを分析する必要があることから、追加要素として「その他ステークホルダ」や「他の航空システム」を割り当てた。

図4 に PIM-drone 構造を示す。図5 に PIM-drone システムのコンテキスト図を示す。

図5 において、「: ドローン本体」と「: 地上制御局 (GCS)」が一般的にはドローン製造者にとっての SOI になると考えられる。また、各要素に矢印が示されたポートが配置されているが、やりとりされる信号等の情報についてもモデル化が行われている。SOI の周辺環境との相関を分析することが図5 の主目的である。そのため、ドローン本体内部等は、要素を並べるだけにとどめており詳細な設計は当論文では対象としない。

3-4 Layer2 における個別機種別の CONOPS モデルのインスタンス化

Layer1 と Layer2 は異なる対象がモデル化されてきたが、つなぐ仕組みが必要となる。ここでは、航空局ガイドラインのモデル (図1③) をインスタンス化 (Layer1 をひな形、Layer2 で実体化) し利用する。航空局ガイドラインによると、認証においても CONOPS が重視されることが示されている。Layer1 CONOPS

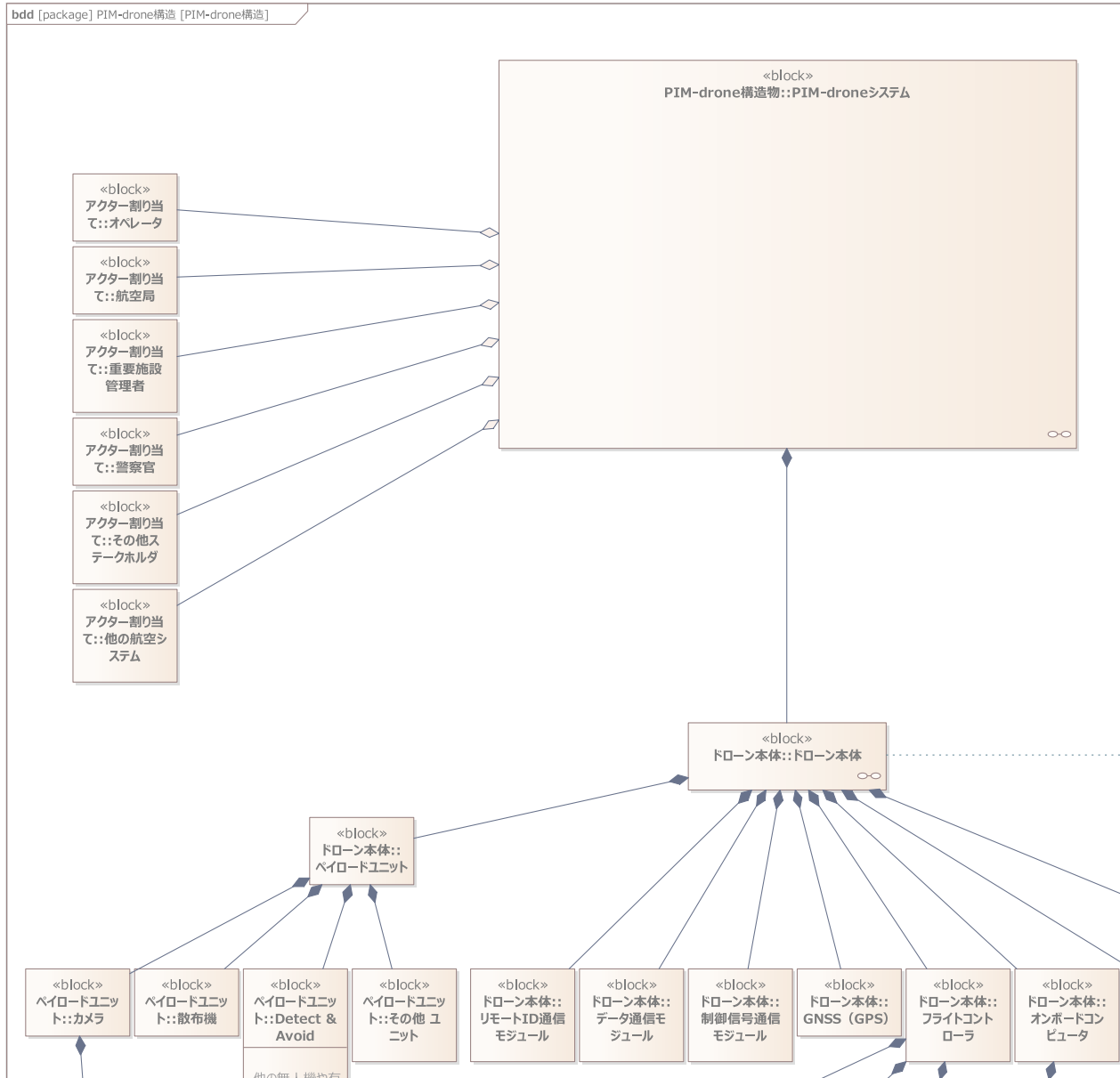


図4 PIM-drone 構造 (一部抜粋)

(図1③内の1つの要素)は各個別の項目まで詳細にモデル化しているため、Layer2では実体化(インスタンス化)しモデリングを実施する。

図6にCONOPSのインスタンス化の表現例を示す。ここではLayer1 CONOPSの一部の要素を継承関係(インスタンス化と同義とする、ツール制約のため継承で実施)で接続した。継承元はグレーの網掛けされたLayer1のCONOPSであり、「PIM-drone_CONOPS-A.1.2」がLayer2で実体化された要素である。要素内にはPartとして、A.1.2.1～A.1.2.7の要素が存在しているが、ここでは、A.1.2.1とA.1.2.2に初期値(=の後の文言)を持たせている。これらは独立した要素として機能するため、Layer2内の設計要素に紐づけて関係性を示すことも可能である。これらにより、Layer1の要素を引用しながら、Layer2の要素として設計できることが示された。

4. 事例による考察

型式認証に関するプロセスは、設計を行う製造者の開発スタイルによって異なるが、いくつかのプロセ

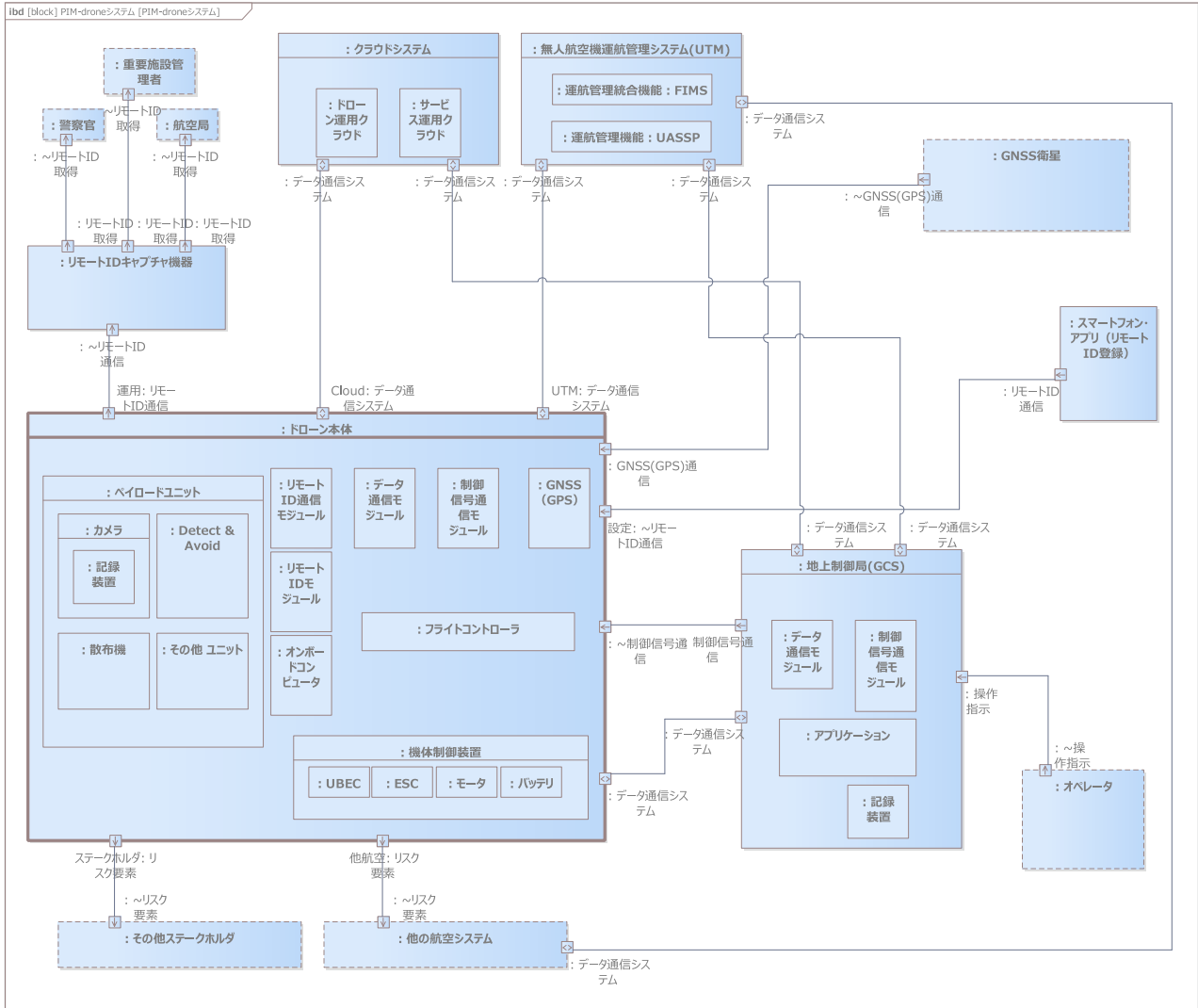


図5 コンテキスト図

スを並行して実施する必要がある点は変わらない。ここでは、認証／設計／安全設計の3つのプロセスが並列で実施されるものとして検討を行う。これらのプロセスで横断的に利用されるものとして、各種設計情報があるが、ここではCONOPSを取り上げ確認する。

まず認証プロセスにおけるCONOPSの扱いについては、図7に示す航空局ガイドライン内の「事前調整～認証書の交付まで」を参照する。図中では複数回CONOPSが登場するが、認証プロセス進展に合わせ初期に設定したCONOPSを情報のやり取りにより完成させていることが確認できる。また、申請者と認証に関する複数のステークホルダ間でやり取りがなされることが確認できる。

次に設計プロセスと安全設計プロセスを検討する。認証プロセスは外部ステークホルダ（航空局等の認証者）との直接的なやり取りであるが、設計及び安全設計プロセスは内部要因、内部要求をもとに設計活動が行われる。ただし設計において外部ステークホルダの要求から、ビジネス構造が構築され設計に影響することも十分に考えられるが、ここではこれら外部からの要求については、内部要求として導出され、設計活動へ至るものとして検討を行う。

内部プロセスについては、各社各様の様々な方法が存在する。一般的な方法としてここでは航空機の安全設計プロセスであるSAE ARP 4754B[12]を参照する。SAE ARP 4754Bでは設計プロセスと安全設計プロセスの関係を説明しており、設計プロセスをV字プロセスと捉え、安全設計プロセスは設計プロセスの様々

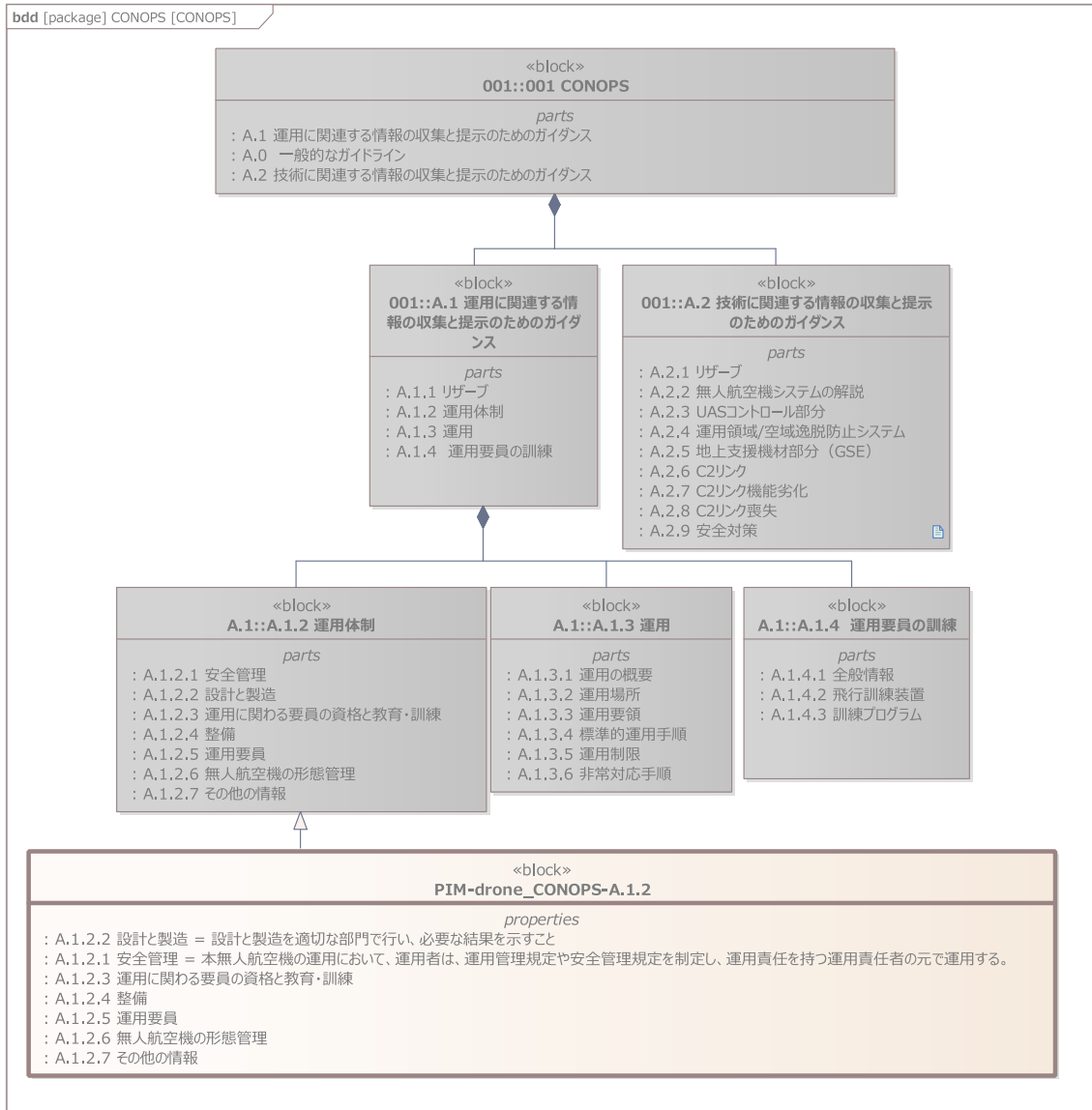


図6 CONOPSのインスタンス化

な設計情報に影響を及ぼすものとして扱われる。安全設計プロセスのアクティビティで発生するアウトプットが設計プロセスにも密接に関係するものとして扱われており、逆に設計プロセスの変更が安全設計に影響することも十分に起こりうる。そこで、CONOPSを中心にこれらプロセス間での関係を整理すると、以下の2つの方向性から影響範囲の特定の実現性を確認することで、プロセス間における設計情報のやり取りが成立すると考えられる。

- ・(外部→内部) 認証プロセスの変更が、機体設計における影響範囲とつながるか
- ・(内部→外部) 内部プロセスの変更が、認証における影響範囲とつながるか

4-1 外部要因による内部プロセス／設計への影響

外部要因として認証プロセスでの規格の基準変更を取り上げる。認証とは State of the Art が求められるものであり、例えば、技術の進化や社会情勢の変化等により基準が変更されることは一般的である。

設計情報の構造体として MBSE にて構築された情報のどこに変化が発生し、かつどのように設計に影響を与えるかとなる。3章で示した通り、Layer 構造をとる設計情報であり、上位の Layer1 から Layer2 に影響を与える流れが想定できる。3-4節で示した通り上位 Layer で作成した CONOPS をインスタンス化する

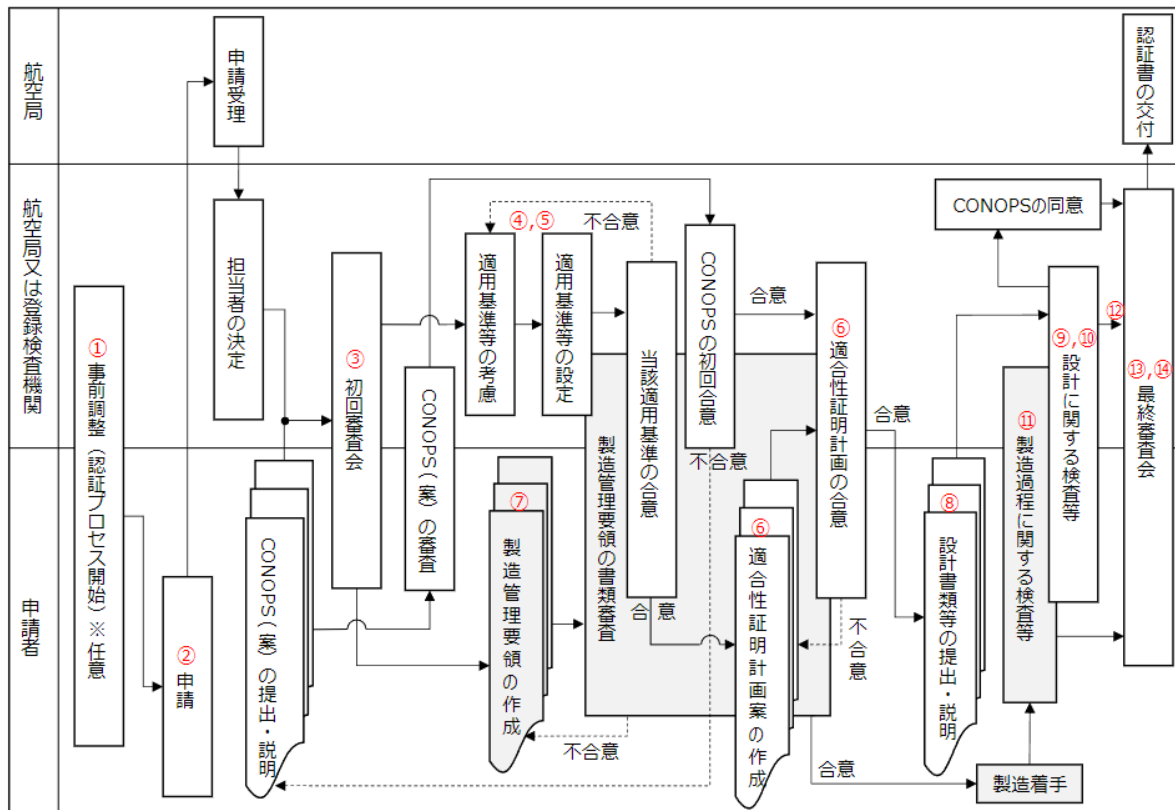


図7 認証プロセス（航空局ガイドライン[2]「図1 事前調整～認証書の交付まで」より引用）

ことが可能なため、内部の設計への影響をコントロールすることが可能である。認証と設計を Layer 構造によるモデル化の利点の一つといえる。

4-2 内部プロセスでの設計変更の認証への影響

内部プロセスである Layer2 から認証に関する Layer1 への影響を考える。

2-2 節で示した安全設計手法に従いモデルの作成を実施する。図8に Layer2 で実施するリスクアセスメント実例を示す。ここでのリスクアセスメント事例は[13]で示される内容を参考とし、方策は航空局ガイドライン適用を意識した。また SafeML[14]にてモデル化を行った。

リスクを元に、機体設計で関係する要素（点線枠内）とセクション 110（ソフトウェア）航空局ガイドライン要求（二重線枠内）の関係性が構築された。図8の赤枠は危険源、危害とシナリオによるリスクアセスメントを示し、青枠はその方策、緑枠は方策の確認の仕組みであり、方策と航空局ガイドライン要求の関係性を示すことで要求を満たすことを示している。ここでは機体設計要素は粒度が粗いが、各機能別の必要要件として安全要求を実現すべき領域を限定的に規定し、かつその妥当性を説明することがリスクアセスメントを元に行える。例えばソフトウェア開発で、機能の独立性が保証されるような環境を用いた場合、厳密なプロセスを適用すべき領域と適用しなくて済む領域を区分することができ、機能開発の自由度を向上させることができる。

ここではセクション 110（ソフトウェア）航空局ガイドライン要求との関係性のみを示したが、各航空局ガイドライン要求の関係性が構築されているため、MBSE モデル Layer1 を用いて各要求への影響範囲を調べることも行える。また、図3に示した認証プロセスへの影響も確認することができる。これら MBSE で構築された設計情報を利用することで、航空局ガイドラインによる設計要求と機体設計作業の相互作用による効果が確認できることになる。

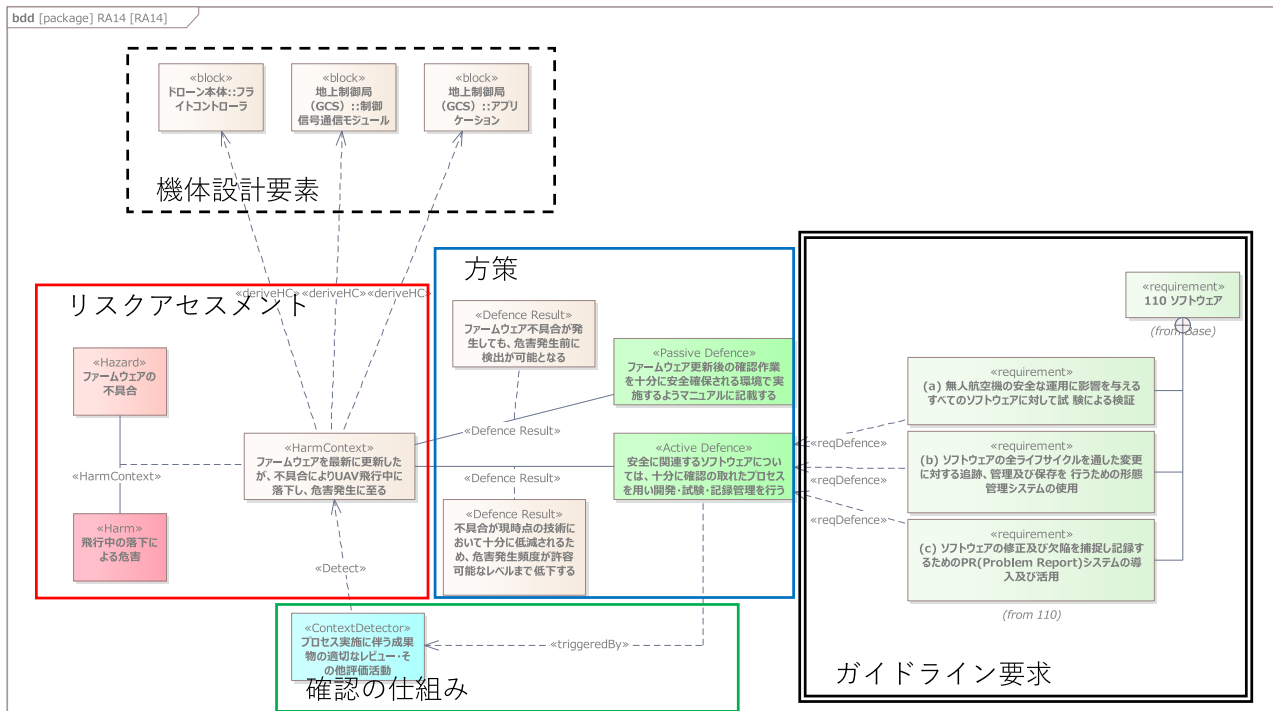


図8 リスクアセスメント実例

5. ま と め

4章で示した通り, Layer1 航空局ガイドライン要求と Layer2 ドローン実体設計を連携する MBSE による SysML モデルを構築した。これにより限定的な事例ではあるがドローンの型式認証という内部と外部の相互作用が求められる設計活動に, MBSE が活用できることが確認できた。その結果, MBSE による SysML モデルの適用の利点が以下のように確認できた。

(1) 安全基準等で要求される項目の関連性が構造化でき, 航空局ガイドラインだけでは明確に読み取れない項目間の関連性をモデル化することができ, 実施すべき証明事項の重複を避けることができる。

(2) 現状の航空局ガイドラインは機体の試験による基準の適合性証明を意図しており, 機体要素と周辺要素との関係は明確には読み取れないが, 機体構造を含めた構造化が可能になり, 安全基準等の制約をもとに機体設計を行う際に活用できると考える。

(3) 証明事項のトレーサビリティが確保しやすいので, 運用時の事故や故障への対応や, 将来の改造時への対応が容易になると考える。

また今後の発展として以下のいくつかの可能性を示唆することができる。

(1) 安全設計におけるモデルの抽出を行ったが, これらは限定的かつ一部のモデルのみである。実際には網羅性が保証できる規模で実施することで, ドローンに適した危険源リストのような情報が集約されていく可能性がある。これらは, 今後のドローン開発において必要な情報源であろうと考えられる。

(2) CONOPS の内容は, NEDO の ReAMo プロジェクト[7]でも議論がされている。現状はまだ CONOPS に記載すべき要件が抽象的で, どこまで詳細に記載すべきかも想定しきれない。MBSE による設計レポジトリを持つことで, CONOPS として抽出すべき情報の取捨選択を構築することが可能となるため, 対応が行いやすい。

(3) 安全基準と航空局ガイドラインの妥当性に, 社会性を持った設計視点を持つことができる。社会性を持った設計視点は, 安全の背景に存在する製造者としての説明責任とも密接に関係する。ドローンのような新しい製品は, ユースケースや環境もより多様になり, 想定外の事故も起こりうることで, 社会許容性も変

化してくると考えられる。そのためには製造者としての安全設計に対する社会的説明責任のための準備も必要であり、トレーサビリティのある設計情報を SysML[10]という共通言語でモデル化された MBSE として維持保存することは意義があると考えられる。

今後、実機をベースとするプロジェクトでの適用検討を進め、上記可能性の影響効果の確認を行いたい。

謝 辞

この成果は、国立研究開発法人新エネルギー・産業技術総合開発機構（NEDO）の委託業務（JPNP17004）および（JPNP22002）の結果得られたものです。

投稿受付：2024 年 2 月 15 日

採録決定：2024 年 3 月 18 日

文 献

- [1] 国土交通省航空局：“サーキュラー No. 8-001「無人航空機の型式認証等における安全基準及び均一性基準に対する検査要領」（制定令和 4 年 9 月 7 日 国空機第 456 号）」，[Online]. Available: [https://www.asims.mlit.go.jp/fsdb/a_circular.nsf/bc2af3923a3cb575492574fd002dd5df/74b7006b9d795b56492588b60038542d/\\$FILE/8-001.pdf](https://www.asims.mlit.go.jp/fsdb/a_circular.nsf/bc2af3923a3cb575492574fd002dd5df/74b7006b9d795b56492588b60038542d/$FILE/8-001.pdf)
- [2] 国土交通省航空局：“無人航空機の型式認証等の取得のためのガイドライン”，[Online]. Available: <https://www.mlit.go.jp/common/001574425.pdf>
- [3] 鈴木真二, 佐々木一, “空飛ぶクルマの法規制と実現に向けたロードマップ”，機能材料 Vol. 42, No. 1, pp. 3-10, 2022.
- [4] Bleu-Laine, M.-H., Bendarkar, M. V., Xie, J., Briceno, S. I. and Mavris, D. N.: “A model-based system engineering approach to normal category airplane airworthiness certification,” in *AIAA Aviation 2019 Forum*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2019.
- [5] “Download the SysML Model of the DellSat-77 Satellite System—Powered by Keap.” <https://ei194.infusionsoft.app/app/page/free-sysml-model?cookieUUID=daacae8f-7f02-40f7-a695-27f02d32df99> (accessed May 09, 2023).
- [6] NoMagic, : “The MagicDraw Web Publisher 2.0.” <http://sysml-models.com/spacecraft/models/html/architecting-spacecraft.html> (accessed Jan. 14, 2023).
- [7] NEDO : 「次世代空モビリティの社会実装に向けた実現プロジェクト」(ReAMo プロジェクト) HP, <https://reamo.nedo.go.jp/> (accessed Dec. 22, 2022).
- [8] “「安全確保措置検討のための無人航空機の運航リスク評価ガイドライン」を発行しました。—福島ロボットテストフィールド。” <https://www.fipo.or.jp/robot/news/topics/post-9455> (accessed May 09, 2023).
- [9] Long, D. and Scott, Z.: *A Primer for Model-Based Systems Engineering*. Lulu.com, 2011.
- [10] OMG, “OMG Systems Modeling Language Version 1.5”.
- [11] “無人航空機を対象としたサイバーセキュリティガイドライン Ver.1.0 非耐空性の領域における情報セキュリティの対応指針.” [Online]. Available: https://www.meti.go.jp/policy/mono_info_service/mono/robot/pdf/drone_cybersecurity_guideline_Ver1.0.pdf
- [12] “ARP4754B: Guidelines for Development of Civil Aircraft and Systems—SAE International.” <https://www.sae.org/standards/content/arp4754b/> (accessed Dec. 21, 2023).
- [13] Nagaoka University of Technology : “小型 UAV の運用に必要なリスクマネジメント（公開版）.” <https://www.slideshare.net/hiro5550/ss-91639564> (accessed Dec. 23, 2022).
- [14] RRI : “信頼性システム モデリング言語「SafeML」メタモデル仕様書 Version 2.0.”



三好 崇生

サイバネット MBSE 株式会社ソリューション推進部プロジェクトマネージャー。2018 年長岡技術科学大学システム安全専門職修士修了。MBSE と安全を組み合わせた研究・業務活動を実施。特に新技術分野（航空機、宇宙機、ドローン、サービスロボット等）での実務活動に従事。

E-mail : t-miyoshi@cybernetmbse.co.jp



五十嵐広希

東京大学大学院工学系研究科特任研究員。電気通信大学大学院電気通信学研究科博士課程後期中退、日本電気株式会社、長岡技術科学大学、産業技術総合研究所等を経て、2022 年より現職。専門は、災害対応ロボットやサービスロボット、無人航空機（ドローン）に関する標準化や安全工学。工学（博士）。

E-mail : hk-igarashi@g.ecc.u-tokyo.ac.jp



荒木 克文

これまで数社でのシステムズエンジニアリングに関するコンサル手法構築及び MBSE ツール開発を推進。2017 年よりサイバネットシステムに入社し MBSE 事業部長、執行役員としてソリューションビジネスを展開し、2020 年サイバネット MBSE を設立、現在代表取締役社長を務める。

E-mail : k-araki@cybernetmbse.co.jp



前村 皓一

サイバネットシステム株式会社デジタルエンジニアリング事業本部教育・官公庁営業室室長。民間企業にて自動車産業を経験した後、2016 年サイバネットシステムに入社。公的研究機関向け窓口を担当し、科学技術政策を総合的に支援。

E-mail : maemura@cybernet.co.jp



木村 哲也

長岡技術科学大学システム安全系教授。1995 年東京工業大学博士後期課程単位認定退学。長岡技術科学大学准教授等を経て 2022 年より現職。国際安全規格に基づくロボット・ドローンの実用化研究に従事。博士（工学）。

E-mail : kimura@mech.nagaokaut.ac.jp



鈴木 真二

東京大学名誉教授、未来ビジョン研究センター特任教授。東京大学修士課程修了後。豊田中央研究所を経て、86 年、工学博士取得後、東京大学助教授。96 年、東京大学大学院教授（航空宇宙工学）。2019 年 4 月現職。日本航空宇宙学会会長（第 43 期）。国際航空科学連盟（ICAS）前会長、日本 UAS 産業振興協議会理事長、日本無人機運行管理コンソーシアム代表、GUTMA 名誉会員など。

E-mail : tshinji@mail.ecc.u-tokyo.ac.jp



大坪 弘

サイバネットシステム株式会社技術本部航空宇宙技術部部長。民間企業にて航空機開発～量産化を経験した後、2020 年にサイバネットシステムに入社。同社の航空宇宙関連技術を担当。

E-mail : h-otsubo@cybernet.co.jp

斜め視ステレオペア画像による位置特定手法 ～UAVによる遠方広域撮影の提案と検証実験～

平山 英毅^{*1,*2}, 梶原 康司^{*1}, 渡辺 豊^{*3}, 二谷 卓^{*3}, 鷓飼 尚弘^{*4},
 澤田 義人^{*5}, 三橋 怜^{*5}, 倉田 興治^{*6}, 横山 誠二^{*7}, 高山 誠一^{*8},
 遠藤 貴宏^{*9}, 杉山 真彦^{*10}, 金子 隆之^{*11}, 小栗 幹一^{*12,*13}, 本多 嘉明^{*12}
 千葉大学環境リモートセンシング研究センター^{*1}, 東京農業大学地域環境科学部^{*2},
 ルーチェサーチ株式会社^{*3}, 株式会社快適空間 FC^{*4}, 国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構^{*5},
 株式会社東日^{*6}, 株式会社マプコン^{*7}, 地上測量のための UAV 運用研究会^{*8},
 一般財団法人リモートセンシング技術センター^{*9}, 御殿場市役所企画部未来プロジェクト課^{*10},
 東京大学地震研究所^{*11}, 一般社団法人先端空間情報技術評価支援センター^{*12}, 日本 DMC 株式会社^{*13}

UAV (Unmanned aerial vehicle) による直下視撮影で得られる地表面情報は、地上物の位置や状況を示せるため、災害監視をはじめとした多岐にわたる用途で利用が進められている。さらに、UAV から対象を斜め下方向に俯瞰した撮影方法 (斜め視撮影) では、遠方から対象を含む広範囲の撮影が可能である。しかし、斜め視撮影の利用は目視確認としての限定的な利用に留まっている。斜め視撮影により地上物の位置を正確に特定できれば、UAV のさらなる活用や利用促進が期待できるが、実現には具体的な解析手法の確立が必須である。本研究では、斜め視観測による地上物の位置特定手法を確立させることを目的に、解析写真測量に基づく斜め視ステレオペア画像の解析手法を整理した上でシステムを開発し検証した。本システムにより、撮影画像に写る対象の正確な位置を、UAV による撮影位置と姿勢を基に特定できることを明らかにした。加えて、撮影位置や姿勢が不明な場合でも、観測対象を含む周辺における構造物等の既知の位置が数点分かれば、撮影位置と姿勢が推定できる仕組みを整理した。

Keywords: 斜め視ステレオペア画像, 共線条件式, PnP 問題, UAV

Position Determination Method using Oblique-view Stereo-pair Images ～Proposal and Experimental Verification of Observation Method from Afar using UAV～

Hidetake Hirayama^{*1,*2}, Koji Kajiwara^{*1}, Yutaka Watanabe^{*3}, Suguru Futatsuya^{*3},
 Naohiro Ukai^{*4}, Yoshito Sawada^{*5}, Rei Mitsunashi^{*5}, Koji Kurata^{*6},
 Seiji Yokoyama^{*7}, Seiichi Takayama^{*8}, Takahiro Endo^{*9}, Masahiko Sugiyama^{*10},
 Takayuki Kaneko^{*11}, Masakazu Oguri^{*12,*13}, Yoshiaki Honda^{*12}

Center for Environmental Remote Sensing, Chiba University^{*1},
 Faculty of Regional Environment Science, Tokyo University of Agriculture^{*2}, Luce Search Co., Ltd.^{*3},
 KAITEKIKUKAN-FC Co., Ltd.^{*4}, Japan Aerospace Exploration Agency^{*5}, Tohnichi Co., Ltd.^{*6},
 Mapcom, Inc.^{*7}, Multicopter Operation Research Association for Land Survey (MORALS)^{*8},
 Remote Sensing Technology Center of Japan (RESTEC)^{*9},
 Gotemba City Planning Department Future Project Division^{*10},
 Earthquake Research Institute, The University of Tokyo^{*11},
 Advanced Spatial Information Technology Evaluation Support Center (ASITE)^{*12}, DMC Co., Ltd. (Japan)^{*13}

Ground information captured by UAV (Unmanned aerial vehicle) through nadir viewing is widely utilized in applications such as disaster and environmental monitoring. Additionally, capturing imagery from a distant oblique-viewing allows for immediate data collection and enables observation from a distance. However, the use of oblique imagery from UAV requires the establishment and validation of analysis methods. In our research, aimed at enabling remote observation, we developed an analysis method for oblique-view stereo pair images. This system accurately identifies the target's precise location using capture position and orientation information. Even in cases where the capture position and orientation are unknown, this system can estimate them from the captured images and basing point, facilitating the identification of the target's position.

Keywords: oblique-view stereo pair images, collinearity equation, UAV

1. はじめに

小型無人航空機 (Unmanned aerial vehicle : UAV) は, 農業, 防災, 計測, 物流, 警備・点検をはじめとした多様な分野において利用が進んでいる。UAV による一般的な地上の監視方法としては, 対象の上空からの見下ろし撮影 (以下, 「直下視撮影」という) により数十~数百枚の画像を撮影し, 画像解析技術 (Structure from Motion : SfM) を用いて, 撮影画像から一つの地図を作成して活用してきた。これまでも, 直下視撮影による地図は, 災害発生時の被害状況の把握に用いられ, 防災の現場では有効性が実証されてきた[1]。しかし, 実際の UAV の運用では, 様々な制約が存在する。例えば, 災害発生時には消防, 救助, 警察業務などの安全確保を目的として緊急用務空域が設定され, 現場を含む周辺域の飛行が制限されることがある[2]。このような制約条件を考慮すると, 現場から遠く離れた場所から対象を俯瞰的に観測する技術を開発することは, UAV を最大限に活用するために有益である。遠方からの撮影方法は, UAV により上空から観測対象を斜め下方向に俯瞰することで実現できる (以下, 「斜め視撮影」という)。これまで, 斜め視撮影によって観測対象を含む周囲の状況確認は行われてきたが, UAV によって得られる斜め視撮影画像の一連の解析手法が確立されていないため, 画像の目視確認に留まっている。本研究の目的は, UAV による遠方観測手法として, 斜め視撮影画像を用いた対象の位置特定手法を確立させることである。写真測量技術のひとつには, 画像内の画素位置と地理座標との関係式 (以下, 「共線条件式」という) が考案されている。この式は2枚の画像情報と, 撮影時の位置や撮影角度情報を組み入れることで解が求められる。つまり, 斜め視撮影の際に, UAV により, 上空の2か所から遠方の対象を撮影することで, 左側と右側とで1対の画像 (以下, 「斜め視ステレオペア画像」という) を得ることができ, そして, 撮影時の幾何的条件を踏まえて共線条件式を解くことで, 左右の画像に写る対象の位置を特定できる。本研究では, 一連の解析手法の流れを確立させるため, 斜め視ステレオペア画像の解析システムを新たに開発し, 本手法による位置特定の精度を検証した。

2. 斜め視ステレオペア画像の解析システムの開発

2-1 共線条件に基づく斜め視ステレオペア画像の解析

斜め視ステレオペア画像を用いた対象の位置特定には, 共線条件式 (1) [3] による解析を実施した。

$$\begin{aligned} x &= -f \frac{a_{11}(X-X_0) + a_{21}(Y-Y_0) + a_{31}(Z-Z_0)}{a_{13}(X-X_0) + a_{23}(Y-Y_0) + a_{33}(Z-Z_0)} \\ y &= -f \frac{a_{12}(X-X_0) + a_{22}(Y-Y_0) + a_{32}(Z-Z_0)}{a_{13}(X-X_0) + a_{23}(Y-Y_0) + a_{33}(Z-Z_0)} \end{aligned} \quad (1)$$

共線条件式とは、地上の対象、投影中心、画像内の位置の3点が一直線上に存在する条件を利用した単写真標定で用いられている式であり(図1)、対象の位置 (X, Y, Z) 、内部標定要素(焦点距離: f)、外部標定要素(投影中心の地上座標(撮影位置): X_0, Y_0, Z_0 、カメラの姿勢を表す回転行列の要素(撮影姿勢): a_{ij})、画像内の画素位置 (x, y) の関係を表している。本システムでは、求める解である対象の位置 (X, Y, Z) に対して、左右それぞれの内部標定要素、外部標定要素、画素位置を条件に代入した計4つの共線条件式からなる連立方程式を解いた。

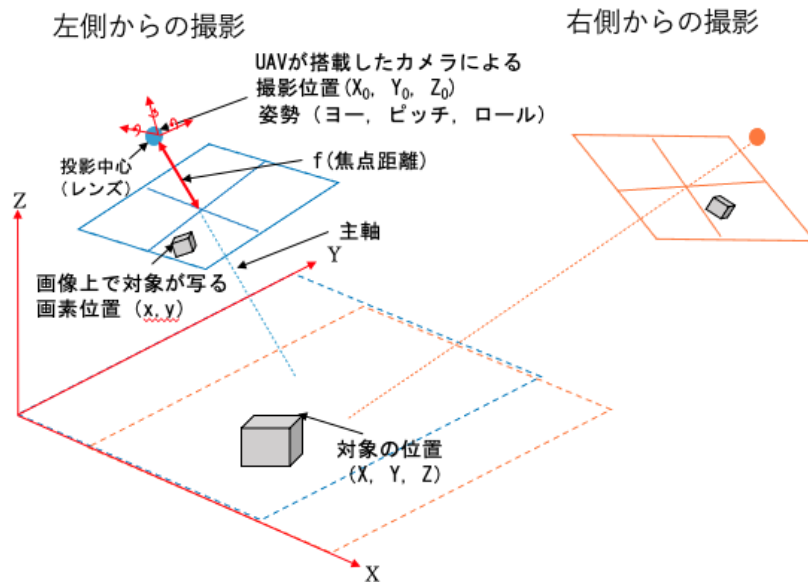


図1 共線条件式の計算に必要な斜め視ステレオペア撮影に由来する変数の概念図。左側からの撮影として、青実線の枠は撮影した画像を表し、青破線は撮影した範囲を表す。橙色の実線と破線の枠は右側からの撮影を表す。共線条件式では、左右の撮影で得られる情報を変数として代入することで、未知の値である対象の位置を計算により求めることができる。

2-2 内部標定要素の推定と無ひずみ画像の生成

ここでの内部標定要素とは、カメラ個体ごとに異なる焦点距離、投影中心、レンズのひずみ補正係数である。Zhang[4]の手法を採用し内部標定要素を推定した。Zhangの手法は、マス大きさや配置間隔の相対座標が既知であるマーカー群として図2のようなチェッカーボードをさまざまな位置と角度から撮影し、撮影した画像間のマスの位置関係をもとに非線形最適化処理で内部標定要素を推定するものである。内部標定要素が推定された後には、レンズのひずみ補正係数を用いてレンズに由来するひずみを補正した無歪み画像を生成した。

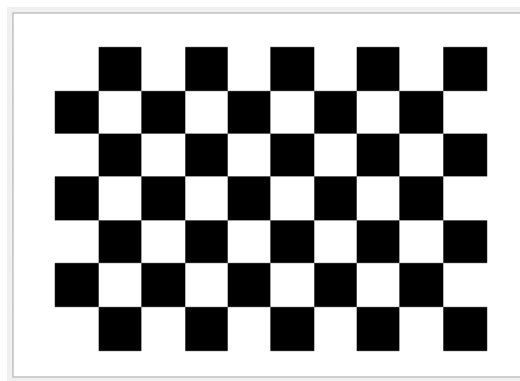


図2 7×10 マスのチェッカーボードの例。ひとつのマスは 25 mm の正方形で構成される。

2-3 斜め視ステレオペア画像の撮影

開発したシステムの検証実験では、地形の起伏が少ない静岡県御殿場市内を撮影対象とした。UAV 機体には、DJI Mavic 3 を用いた。Mavic 3 に搭載されるカメラは、マイクロフォーサーズセンサーであり、焦点距離は 35 mm 判換算で 24 mm である。また、撮影画像の大きさは 5280×3956 画素であった。撮影方法は、対地高度 150 m まで上昇し、西方向にカメラを向け、南から北方向にかけておおよそ 130 m 移動しながら、斜め視ステレオペア画像を撮影した。等高線図 (図 3 a) と、撮影画像 (図 3 b, c) からは、撮影位置から約 2,000 m 先までは高低差 30 m 程度の平野が広がり、遠方には山が確認された。撮影場所付近のジオイド高は、41.35 m であることが確認されている [5]。

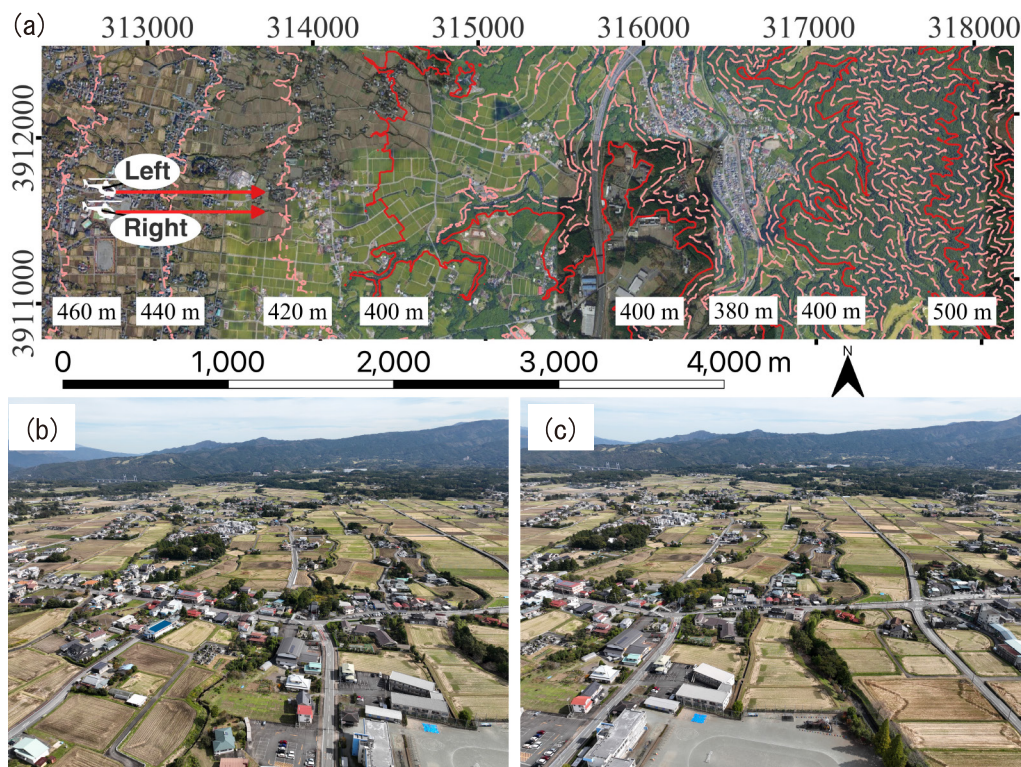


図 3 対象地の地形的条件と撮影画像。(a) は等高線図および UAV 飛行位置とおおよその視線方向 (赤矢印) を示しており、等高線の描画には国土地理院数値地図 5 m メッシュを用いた。下図は Google Earth を重ねて表示している。座標系は WGS 84 UTM zone 54N である。(b) は北側の撮影画像であり左側画像である。(c) は南側の撮影画像であり右側画像である。

2-4 正確な外部標定要素を得るための UAV 観測と既知のデータの活用

共線条件式により対象の位置を算出するためには、外部標定要素 (撮影位置と姿勢) を正確に把握する必要がある。撮影位置については、UAV に RTK (Real-Time Kinematic) が搭載される機体では、従来の GNSS と比べて高精度な位置が測定できる。しかし、姿勢情報については、機体に記録される場合でも精度や更新間隔は公表されていないことが多い。目的に適う専用の機体を製造することもあり得るが費用や運用面での課題が発生することは想像に難しくない。そこで、本システムでは、汎用的な機体による撮影画像と、予め収集可能な基準点を整備することで外部標定要素を推定した。撮影位置と姿勢の推定に関わる計算は撮影位置姿勢の計算問題 (Perspective-n-Point : PnP) [6] を解くことで実現した。具体的には、EPnP 法を採用し、基準点として LiDAR 点群データにより事前に調べた構造物等の位置 (X, Y, Z) を収集し、撮影画像の画素位置 (x, y) との対応を整理する。そして基準点と画素位置間の再投影の誤差を最小化する平行移動ベクトルと回転ベクトルを求め、それぞれのベクトルを位置と姿勢情報として用いた。なお、本研究で用いる LiDAR 点群データには、G 空間情報センターから入手できる静岡県 富士山南東部・伊豆東部 点群デー

タ (LP) [7]を用いた。計算では、8か所の基準点として、左右それぞれの画素位置 (x, y) と LiDAR 点群データによる位置 (X, Y, Z) の組み合わせを整備した (図 4)。



図 4 画像座標 x, y と LiDAR 点群データ (X, Y, Z) の組み合わせの例。(a) には左側画像内の 8 つの画素位置 (赤い四角) を示す。(b) は基準点のひとつである構造物の頂点の座標を LiDAR 点群データで確認した例である。

3. 結 果

3-1 LiDAR 点群データを基準点に用いた撮影位置と姿勢の推定精度

UAV に搭載される GNSS により記録された位置情報 (X_0, Y_0, Z_0) および気圧計による高度情報 (Z_0) 、カメラジンバル部の姿勢情報 (ヨー, ピッチ, ロール) と、LiDAR 点群データを基準点に用いた推定値の比較結果を表 1 に示す。UAV 撮影時の情報と推定値における水平方向 (X_0, Y_0) の差として、 X_0 は約 33 m、 Y_0 は約 1 ~ 5 m であった。鉛直方向 (Z_0) は、推定値と GNSS による計測との差は約 95 m もの開きがあった。それに対して、気圧計による相対標高に既知の標高を足した値と推定値との差は 10 m 程度であった。姿勢情報の比較では、UAV の記録として保存されていたカメラジンバルの値は、右側撮影から 22 秒後に左側を撮影したにもかかわらず、左右の撮影時のジンバルの値が全く変化していなかった。推定結果は、左側と右側の両方で、それぞれ UAV 撮影時の情報に近い値ではあったが、左側と右側の姿勢情報は異なる値であった。

表 1 UAV による計測値と推定値の比較。 X_0 と Y_0 の座標系は UTM zone 54 N である。 Z_0 では、UAV の高度は GNSS による値であり、相対高度は気圧計による値である。推定結果は LiDAR 点群データを計算に用いた標高値である。

	Mavic 3 の撮影時に記録された情報		推定結果		差 (UAV - 推定値)	
	左側	右側	左側	右側	左側	右側
X_0 座標 (m)	312711.15	312701.99	312743.64	312735.50	-32.49	-33.51
Y_0 座標 (m)	3911686.42	3911551.78	3911681.88	3911550.59	4.54	1.18
Z_0 座標 (m)	GNSS 高度 499.83	GNSS 高度 499.63	594.25	594.09	-94.42	-94.46
	標高 + 相対高度 604.30 (相対高度 152.40)	標高 + 相対高度 602.70 (相対高度 152.20)			10.05	8.61
ヨー角 (度)	+96.10	+96.10	+90.95	+93.01	5.15	3.09
ピッチ角 (度)	-22.70	-22.70	-24.72	-25.87	-2.02	-3.17
ロール角 (度)	+0.00	+0.00	+2.40	-0.73	-2.40	-0.73
撮影時刻 (時:分:秒)	11:52:33	11:52:11	-	-	-	-

3-2 斜め視ステレオペア画像を用いた共線条件式に基づく位置の特定

LiDAR 点群データにより整備した基準点の位置 (図 5) と、基準点を対象とした斜め視ステレオペア画像による位置の特定精度 (表 2) を示す。基準点全体としての標準誤差は、奥行き方向 (X) 4.17 m、横方向

(Y) 0.19 m, 高さ方向 (Z) 0.57 m であった (表 2 集計値)。また, 検証点 2, 3, 4, 5 (図 5 の黄色丸) の誤差は X, Y, Z の絶対値として最小 0.02 (Z) ~ 最大 1.99 (Z) m だった。それに対して, 1, 6, 7, 8 (図 5 の青色丸) の誤差は, 最小 0.34 (Z) ~ 最大 26.18 (X) m と黄色丸と比べて誤差の値が明らかに大きかった。なお, 検証点を含む解析対象範囲は, 80 ha (800,000 m²) だった。

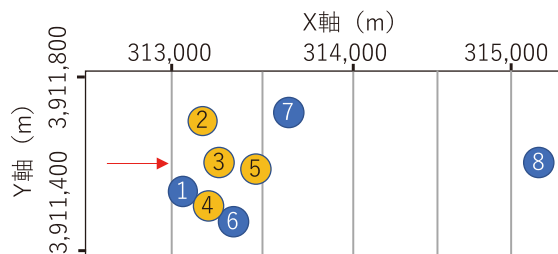


図 5 検証点の位置関係。X軸とY軸は UTM Zone 54 原点からの距離である。最も遠方の点 (ID:8) は撮影位置 (赤矢印) から X 方向に約 2,000 m 離れている。

表 2 基準点を対象とした位置の特定誤差。最大値と最小値は検証点ごとの誤差を絶対値として扱い算出した。標準誤差は, 標準偏差をサンプル総数の平方根で除算した値である。

	基準点ごとの誤差 (基準点位置 - 特定した位置)								集計値		
	1	2	3	4	5	6	7	8	最大値	最小値	標準誤差
X (m)	-7.40	-1.09	-1.10	0.47	4.66	6.76	26.18	-13.78	26.18	0.47	4.17
Y (m)	0.40	1.83	0.94	0.15	1.14	0.42	1.22	0.96	1.83	0.15	0.19
Z (m)	0.34	-1.99	1.93	-0.02	2.05	-0.31	-2.40	0.65	2.40	0.02	0.57

4. 考 察

4-1 UAV による空撮画像と LiDAR 点群データを活用した外部標定要素の推定値の妥当性

汎用的な UAV による撮影時の正確な外部標定要素を得るために, オープンデータとして公開されている LiDAR 点群データを基準点に用いた PnP 問題の計算を実施し, UAV の搭載機器による計測値との差を検証した (表 1)。UAV に搭載される GNSS による値と推定値の位置情報 (X_0, Y_0, Z_0) の間には, 数メートルから数十メートルの差があった。特に, 鉛直方向 (Z_0) は, GNSS の高度と推定値には約 94 m の差が確認された。要因のひとつには, GNSS が楕円体高であり, 推定値は海拔からの標高であり, 高さの基準が異なることが考えられる。しかし, 飛行地点のジオイド高が 41.35 m であることを加味し, GNSS により計測した楕円体高 (499.83 m) からジオイド高 (41.35 m) を減算しても, 推定値である 594.25 m とは大きく異なる値を取ることはない。一方で, 一般に GNSS の鉛直精度と比べて精度の高い気圧センサーによる相対高度と, 既知の標高を足し合わせた値は, 推定値と近い値 (約 10 m 差) を示した。また, 姿勢情報については, Mavic 3 の仕様であるかの確認は取れていないが, Mavic 3 により記録されていた姿勢情報は, 20 秒経過しても値に変化が現れなかった。20 秒経過しても値に全く変化がないことは考え難い。これに対して, 本システムによる推定値は, UAV による姿勢情報を考慮しても想定できる範囲内に収まる値だった。機体の位置情報に関しては真に正しい値は不明だが, 鉛直方向は既知の標高と気圧センサーを組み合わせた値に近似していたことや, 姿勢情報が妥当な値であったことから, 外部標定要素の推定は適切に実施できたと考えられた。なお, RTK (Real-Time Kinematic) 搭載機では, GNSS よりも位置精度が高まることが考えられるが, RTK 搭載機でも姿勢情報は得られないことには変わりはない。しかし, 正確な位置精度が得られた際には, 未知の情報が, 姿勢情報 (ヨー, ピッチ, ロール) のみになるため, PnP 問題の計算に用いる基準点の数を減らせることや, 姿勢情報の推定精度の向上につながる期待がある。

4-2 斜め視ステレオペア画像の解析システムによる位置の特定精度

検証実験の対象範囲は 80 ha であり、基準点で最も遠方の検証点 (ID 8) は、撮影位置から X 方向に約 2,000 m 離れている。そして、遠方方向 (X)、横方向 (Y)、鉛直方向 (Z) のうち、最も標準誤差の値として大きかったものは、遠方方向 (X) の 4.17 m であった。この誤差の大きさは、災害発生時における橋や建造物の倒壊、避難経路の安否確認など状況確認に要する空間の規模が数 m ~ 数 10 m であることを踏まえると、緊急時の情報の精度として十分に有効だと考えられた。また、検証点の位置と誤差の大きさとの関係は、画像の周囲あるいは遠方 (図 5 の青色丸) では、内側 (図 5 の黄色丸) と比べると誤差が大きくなる傾向が見られた。このことから、本システムを適用する際には、精度を保ちたい対象を、画像中央に捉える撮影をすることで、対象の位置情報を高精度に得ることが可能だと考えられた。また、検証点全体としての位置情報 (X, Y, Z) の標準誤差が 0.19 ~ 4.17 m の範囲に収まっていたことから、UAV による斜め視ステレオペア画像を用いた位置特定の解析には、共線条件式が有効であることや、内部標定要素や外部標定要素の推定に関わる一連の流れが確立できた結果だと考えられた。共線条件式による対象位置の解析には、撮影位置と姿勢情報が正確であることが特に求められることから、正確な撮影位置と姿勢情報を外部標定要素の推定で得られたことが、対象位置の推定精度を高めた要因だと考えられた。

5. ま と め

本研究では、UAV による斜め視撮影画像を用いた位置特定手法の開発を目的として、斜め視ステレオペア画像と正確な内部標定要素と外部標定要素とを共線条件式で解くための一連の解析手法の流れを確立した。解析写真測量に基づく斜め視撮影画像の解析により、対象の位置情報を数 m の誤差で特定できることが明らかとなった。今後は、本システムのさらなる改良のため、例えば、UAV の撮影位置の間隔 (基線長) と位置の特定精度との関係や、LiDAR 点群データを不要とする仕組み等の考案と検証実験を進める計画である。

謝 辞

本研究成果の一部は、国立研究開発法人情報通信研究機構の委託研究 (22008) 「バーチャル物見櫓 (V-THUNDERBIRDS) 一災害発生地域における緊急事態対応に必要な情報収集・共有システム」により得られたものである。また、本システムは、2023 年 6 月 26 日 (月) 幕張メッセで開催した Japan Drone 2023 において、Japan Drone & AAM Awards 2023 ソフトウェア・アプリケーション部門の最優秀賞を受賞した。システムの開発の一部には OpenCV[8] を利用した。

投稿受付：2023 年 10 月 16 日

採録決定：2024 年 4 月 13 日

文 献

- [1] 総務省消防庁：“消防本部における災害対応ドローンの更なる活用推進について,” 2022. [Online]. Available: https://www.fdma.go.jp/laws/tutatsu/items/040331_drone.pdf (Accessed: Sep. 26, 2023).
- [2] 国土交通省：“無人航空機の飛行禁止空域の追加について,” 国土交通省. [Online]. Available: <https://www.mlit.go.jp/common/001406479.pdf> (Accessed: Sep. 25, 2023).
- [3] 日本写真測量学会：解析写真測量 改訂版, 1989.
- [4] Z. Zhang：“A flexible new technique for camera calibration,” *IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence*, Vol. 22, No. 11, pp. 1330–1334, 2000, doi: 10.1109/34.888718.
- [5] 国土地理院：“ジオイド高計算,” [Online]. Available: https://www.gsi.go.jp/buturisokuchi/grageo_index.html (Accessed: Sep. 28, 2023).

- [6] Marchand E, Uchiyama H, Spindler F: "Pose estimation for augmented reality: a hands-on survey," *IEEE Transactions on Visualization and Computer Graphics*, Vol. 22, No. 12, pp. 2633-2651, 2016.
- [7] G 空間情報センター: "VIRTUAL SHIZUOKA 静岡県富士山南東部・伊豆東部点群データ," [Online]. Available: <https://www.geospatial.jp/ckan/dataset/shizuoka-2019-pointcloud> (Accessed: Sep. 28, 2023).
- [8] OpenCV team: "OpenCV." [Online]. Available: <https://opencv.org/> (Accessed: Sep. 22, 2023).



平山 英毅

千葉大学環境リモートセンシング研究センター特任助教(2024年4月1日以降は東京農業大学に所属)。2020年東京情報大学大学院総合情報学研究科総合情報学専攻博士課程修了, 博士(総合情報学)を取得。専門は衛星・UAVリモートセンシング技術とAI(機械学習)による空間情報解析。

E-mail: ekatedih.mobile@gmail.com



本多 嘉明

千葉大学環境リモートセンシング研究センター准教授。1991年東京大学大学院工学系研究科土木工学専攻博士課程修了, 工学博士を取得。1991年東京大学生産技術研究所客員助教授, 1993年横浜国立大学環境科学研究センター講師を経て1995年から現職。専門は陸域リモートセンシング(特に植生関係)。

E-mail: yhonda@mtf.biglobe.ne.jp

Letter

固定翼 UAV のミッション切り替えのための フライトマネジメントアルゴリズムの研究

原木 蒼良, 上羽 正純
室蘭工業大学大学院

固定翼 UAV の自律飛行において、ミッションの変更や緊急時に備えて飛行モードを変更する機能が重要である。一般的な航空機ではフライトマネジメントシステム (FMS) によりミッションや飛行モードの変更が行われるが、FMS のアルゴリズムなどの詳細は公開されていない。そこで、同アルゴリズムの実現を目指しつつ、飛行状況や UAV の特性を考慮した新たなミッション変更アルゴリズムを提案、その有効性を構築した固定翼 UAV を用いた飛行実証により確認結果を報告する。

Keywords: 固定翼 UAV, 遠隔監視, 飛行モード, フライトマネジメントシステム

Study on Flight Management Algorithm to Change Mission for a Fixed-wing UAV

Sora Haraki, Masazumi Ueba
Graduate School of Muroran Institute of Technology

In autonomous flight of a fixed-wing UAV, it is important for the UAV to equip with a function to change a flight mode in preparation for a mission change or an emergency. Generally, the change is carried out by Flight Management System (FMS). However, the details of FMS including its algorithm is not well published. Therefore, to realize the function together with the clarification of FMS, we propose a new mission change algorithm which takes into account the flight status and the characteristics of the UAV. The validity of the algorithm was confirmed in flight experiments by using the in-house fixed-wing UAV.

Keywords: fixed-wing UAV, telemetry & command, flight mode, flight management system

1. Introduction

Fixed-wing Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) are capable of travelling longer distances and durations compared to rotary-wing UAVs, commonly known as drones. To leverage this advantage, it is crucial not only to conduct autonomous flight control along a predetermined flight path but also to flexibly change the flight path. The changes are usually carried out by Flight Management System (FMS), which first plans flight paths, and then allocates flight modes adequate to the flight path. In research related to FMS, there are studies focused on multiple rotary-wing UAVs. These studies monitor each UAV's flight status for collision avoidance, involve rerouting by setting new flight paths from the current ones[1]. Additionally, there are studies on fixed-wing UAVs, where, in the event of control loss, the current mission is abandoned to stabilize the attitude[2], after

which the UAV re-engages in the mission. However, it is not clear how these systems comprehensively manage and modify missions. A few reports on flight mode changes via command transmissions from ground stations for fixed-wing UAVs have been published[3].

Therefore, we propose a new flight management algorithm that does not only change the flight mode but also judges the switching timing and allocates the flight mode adequate to the mission directed by the command while considering the flight status. In the algorithm, the switching condition is specified in advance and the time to change from the present flight mode to the flight mode necessary to realize the new mission may be delayed depending on the position at which the command from the ground station is received. That is to say, if that position causes unexpected behavior for the present flight mode, the switching is delayed until the UAV reaches the position where the flight mode can be carried out safely, after which the mission change is executed. In order to confirm the validity of the algorithm, the algorithm was mounted on Guidance Navigation Control subsystem (GNC), and Telemetry and Command subsystem (TT&C), then, in the fixed-wing UAV flight experiments were carried out.

2. Proposal of algorithm to change missions

2-1 Positioning of the algorithm in FMS

FMS monitors flight status of the UAV via GNC Subsystem and transmits the date of the flight status through TT&C Subsystem. On the other hand, the command to change mission from the ground is received on the TT&C Subsystem and transferred to FMS. In the FMS, the adequate flight mode is selected and its timing to carry out the flight mode is judged based on the flight status of the UAV. If the switching condition is met, then, the selected flight mode is carried out. The information flow among FMS, GNC subsystem and TT&C subsystem is shown in Fig. 1.

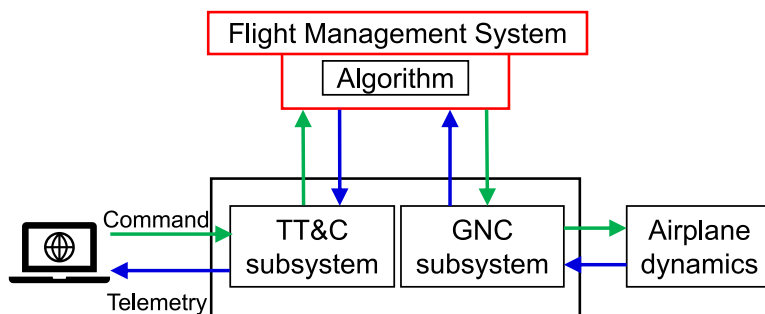


Fig. 1 Information Flow among FMS, GNC and TT&C.

2-2 Mission and flight mode

In order to construct a practical FMS, flight modes and missions are defined as shown in Table 1. In this FMS, a take-off, a landing, a straight and level flight, and a turn with constant height are dealt with as flight modes. A return flight, a meander flight, a fully autonomous flight, a direction change flight, and a circuit flight are dealt with as missions. Missions are constituted by combining flight modes.

2-3 Flow and constraints

To change missions, at first, it is necessary to know the present flight status and the characteristics of the UAV and its present flight mode. Then, all flight modes to constitute the targeted mission should be selected. Thereafter, the adequate flight mode to be transitioned from the current flight mode should be selected. Finally,

Table 1 Definition of flight mode and mission.

Targeted flight mode and mission	
Flight mode	1 Takeoff
	2 Straight and level flight
	3 Turn with constant height
	4 Landing
Mission	1 Circuit flight
	2 Meander flight
	3 Direction change flight
	4 Return flight
	5 Fully autonomous flight (from take-off to landing)

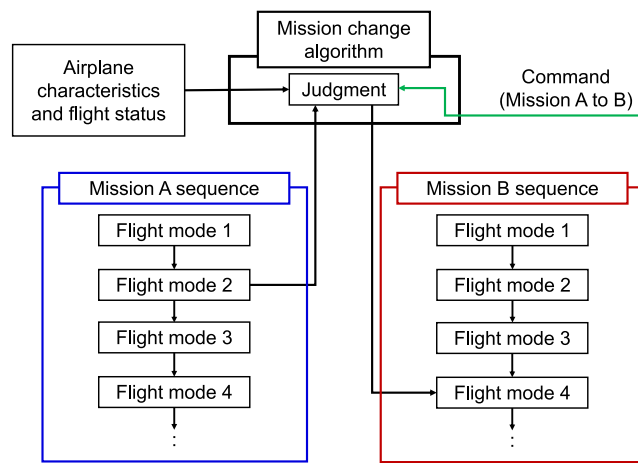


Fig. 2 Flow for mission change algorithm in FMS.

Table 2 The prohibited transition.

Constrained flight modes and missions	Determination conditions
Takeoff → Alternate mode	Not implemented
Landing → Alternate mode	Not implemented
Other mode → Take-off	Not implemented
Circuit flight → Meander flight	Progress status of circuit flight
Meander flight → Circuit flight	Progress status of meander flight
Circuit flight → Direction change flight	Progress status of circuit flight
Meander flight → Direction change flight	Progress status of meander flight

the feasibility of the transition is judged. **Figure 2** shows the example which carries out the change from mission A to mission B, **Table 2** shows the prohibited transition among flight modes or among missions.

Upon receiving a command from the ground station to switch from Mission A to B, FMS investigates the feasibility of the change. To judge the feasibility, it is necessary to specify the prohibited transition among missions and flight modes. In addition, by setting the altitude of the airplane, the FMS prevents unfeasible flight mode such as take-off.

When the selected flight mode or mission based on the airplane characteristics, the flight status, and the

flight mode is judged to be feasible, the FMS starts to execute the flight mode necessary to transit from mission A to mission B.

3. Implemented missions

As an example, the mission change from a circuit flight to a meander flight and the direction change flight in the circuit flight are dealt with. Details of each flight are described as follows.

3-1 Circuit flight

A circuit flight consists of a straight and level flight mode and a turn with a constant height, in which a Way Point (WP) from WP1 to WP4 are set as shown in Fig. 3.

Departing from WP1, the subsequent flight mode is carried out upon passing the designated WP. For simplicity, three-digit numbers are allocated to the flight modes as defined in Table 3.

The transition between flight modes is judged based on the X_{rwy}, Y_{rwy} coordinate system, whose origin is set at the center of the runway so as to facilitate the calculation of position of WP and the airplane. The transition from Mode 201 to Mode 202 occurs when the X-coordinate of the airplane position exceeds that of WP1. The transition from mode 202 to mode 203 occurs when the azimuth angle of the airplane is within plus or minus 3 degrees of the target azimuth, or within a 15 m radius circle centered on WP3. In both Mode 203 and 204, the airplane's X and Y coordinates are calculated based on the X_{wp3}, Y_{wp3} coordinate system, which uses WP3 as the origin. Similarly, the transition from Mode 203 to Mode 204 occurs when the X-coordinate of the airplane position exceeds that of WP4. The transition from mode 204 to mode 201 occurs when the azimuth angle of the airplane is within plus or minus 3 degrees of the target azimuth, or within a 15 m radius circle centered on WP1.

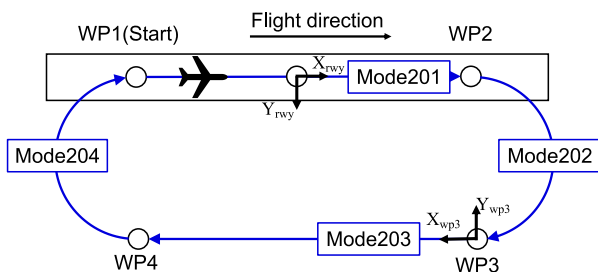


Fig. 3 Flight path and WP for circuit flight (nominal).

Table 3 Definition of flight modes for circuit flight.

Mission	Flight mode	Details
Circuit flight	201	Straight and level flight
	202	Turn with constant height (Right turn)
	203	Straight and level flight
	204	Turn with constant height (Right turn)

3-2 Meander flight

A meander flight, in which airplane flies in a serpentine manner, is suitable for a mission to observe broad agricultural fields. The flight path together with related WPs is shown in Fig. 4, and flight modes are described in Table 4. While both circuit and meander flights share the same route up to Mode 203/253, after WP 4 Mode 204 flight turns right, however, Mode 254 flight turns left.

In order to avoid unexpected behavior of the UAV, the command to switch from the circuit flight to the meander flight is carried out only when the UAV receives the command in the flight modes from Mode 201 to 203. That is to say, when the UAV receives the switching command during the flight mode of Mode 204, it continues the circuit flight to the flight path by Mode 201 and then switches to flight mode of Mode 251. The meander flight is terminated when the UAV flies along the nominal path and transitions to Mode 256.

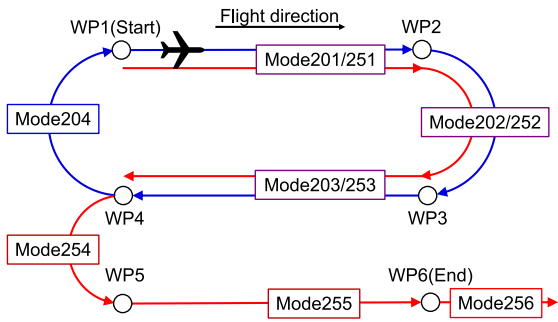


Fig. 4 Flight path and WP for meander flight (nominal).

Table 4 Definition of flight modes for meander flight.

Mission	Flight mode	Details
Meander flight	251	Straight and level flight
	252	Turn with constant height (Right turn)
	253	Straight and level flight
	254	Turn with constant height (Left turn)
	255	Straight and level flight
	256	Straight and level flight

3-3 Direction change flight

Next, we define a direction change flight in the circuit flight. There are two kinds of flight paths to realize a change of direction for the circuit flight, depending on the flight direction of the UAV. Each flight path and WPs are shown in Fig. 5, with the definition of flight modes in Table 5.

In the direction change 1, the UAV change its current flight direction from clockwise to counterclockwise. In the direction change 2, the UAV change its current flight of the direction of counterclockwise to that of clockwise.

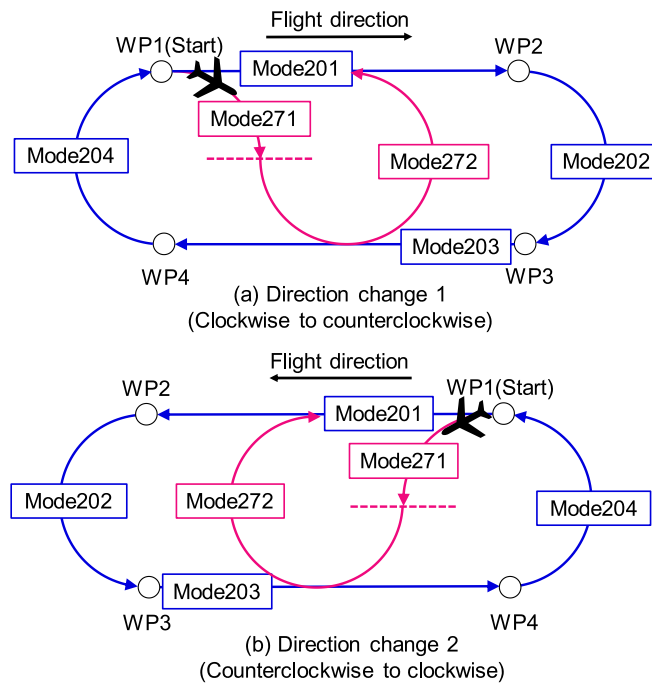


Fig. 5 Flight path and WP for direction change flight (nominal).

Table 5 Definition of flight modes for direction change flight.

Mission	Flight mode	Details
Direction change 1	271	Right turn with constant height
	272	Left turn with constant height
Direction change 2	271	Left turn with constant height
	272	Right turn with constant height

Both changes occur only when the UAV is located on the straight line. When the command is received during the turning path carried out by the flight mode of Mode 202 and 204, the switch is deferred to the straight flight path by Mode, after which the execution of the command is started. As a change flight path upon command execution, the airplane passes the path called Mode 271. In Direction change 1, it performs a 90-degree right turn from the current runway heading, while in Direction change 2, it performs a 90-degree left turn from the current runway heading. In Mode 272, for Direction change 1, the airplane turns left until it reverses 180 degrees from the runway heading, and in Direction change 2, it turns right, until it reverses 180 degrees from the runway heading. When the airplane turns to the azimuth of the target runway, the direction change is complete, the flight direction is redirected, and the airplane starts circuit flight.

4. Verification by flight experiments

To evaluate the validity of the proposed algorithm, flight experiments by the UAV were carried out at the Shiraoi glider port in Hokkaido. The algorithm is implemented in GNC subsystem and TT&C subsystem with a full-duplex line from the ground station to the UAV is prepared.

4-1 Configuration of TT&C subsystem

Telemetry data such as speed, altitude, and attitude angle of the UAV in flight, as well as command data to change the mission, are communicated with the ground station via a full-duplex circuit line composed of two pairs of radio modules. Here, commands received by TT&C subsystem are passed to GNC subsystem on the UAV, which uses them to switch mission (Fig. 6).

Commercially available 2.4 GHz wireless modules were used to construct the links. Table 6 shows the specifications of the radio module. The communication distance of this module is about 500 m. TT&C subsystem configured by these modules was used to send commands from the ground station PC and receive

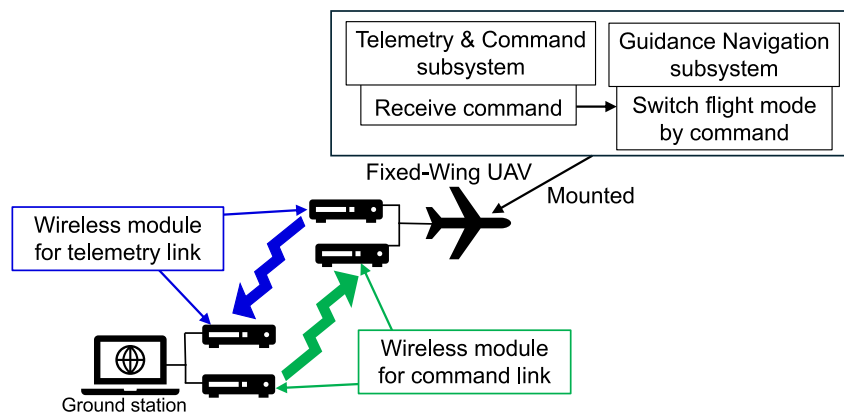


Fig. 6 Configuration TT&C subsystem.

Table 6 The performance specifications of the 2.4 GHz wireless module.

	Telemetry link	Command link
Frequency band	ISM 2.4 GHz	ISM 2.4 GHz
Transmission output	+ 8 dBm	+ 8 dBm
Receiver sensitivity	- 103 dBm	- 103 dBm
Working voltage	2.1 - 3.6 V	2.1 - 3.6 V
baud rate	57,600 pbs	9,600 bps

them on the UAV. The received commands are sent to the FMS.

4-2 Target airplane

For the flight experiment, the experimental airplane equipped with GNC circuit is constructed as shown in Fig. 7.



Fig. 7 The airplane used for flight experiment.

4-3 Results

Among missions investigated, flight experiments were conducted for the transition from the circuit flight to the meander flight, as well as the directional change in the circuit flight. The fundamental paths for the circuit flight and the meander flight are shown in Figs. 3 and 4, respectively.

Figure 8 shows the flight trajectory for switching from the circuit flight to the meander flight. After completing one round of the circuit flight, during the second circuit's Mode 201, a meander flight command is transmitted from the ground station PC. The command switches the flight mode to Mode 251 in the meander flight. It then follows the flight path over meander flight and terminates at mode 256. This confirms that the mission change algorithm is working properly.

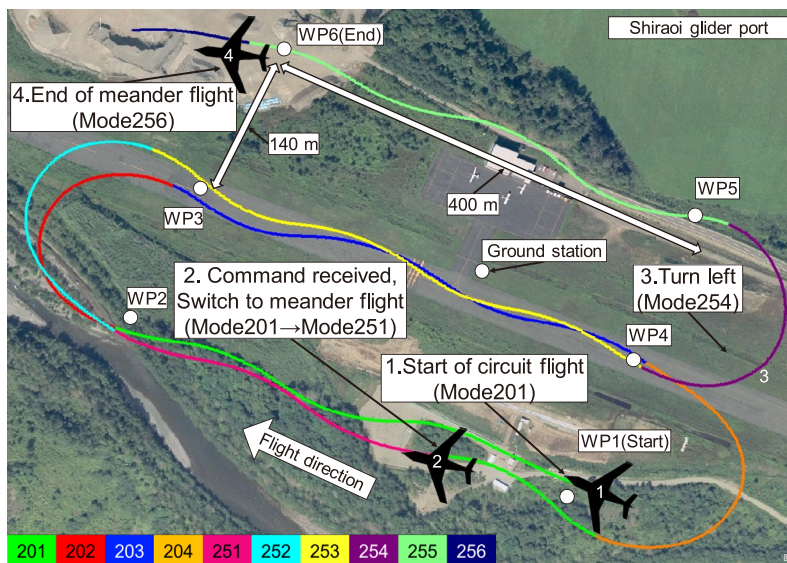


Fig. 8 Flight trajectory for mission change from circuit flight to meander flight.

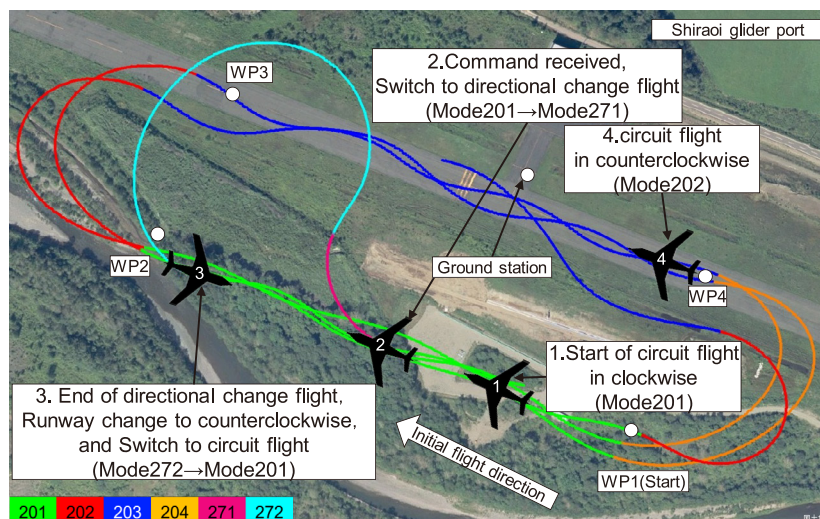


Fig.9 Flight trajectory for directional change flight in the circuit flight.

Figure 9 shows the flight trajectory in the circuit flight for switching from the clockwise flight to the counterclockwise flight through the directional change flight. After completing two rounds of the clockwise circuit flight, during the third round of the circuit flight, especially in the straight level flight to clockwise, a directional change command was transmitted. The command switched the flight mode to Mode 271, which generated a direction change 1 flight with a 90-degree of right turn. After the right turn, the airplane flew with a 270-degree left turn. After passing WP3, the airplane flew to counterclockwise. The airplane changed its flight direction from clockwise to counterclockwise, confirming that the direction change was working properly.

From the above, it is confirmed that the flight management algorithm to change mission is working correctly though the trajectory of the airplane deviated from the ideal path, more than expected.

5. Conclusion

In this study, with the purpose of equipping a function to change missions of a fixed-wing UAV together with a development of the flight management algorithm, a new mission change algorithm which takes into account the flight status and the characteristic of the UAV is proposed. The algorithm not only change the flight mode but also judge the switching timing and allocate adequate flight mode.

It is confirmed that the algorithm developed works well by flight experiments of mission change of circuit flight to meander flight and directional change in the circuit flight.

Received: February 28, 2024

Accepted: April 12, 2024

References

- [1] Itkin, M., Kim, M. and Park, Y. : "Development of cloud-based UAV monitoring and management system," *Sensors*, Vol. 16, Issue 11, No. 1913 (2016). <https://doi.org/10.3390/s16111913>
- [2] Zhao, Y. and Zhu, J. : "An autonomous flight management system for prevention and recovery of unmanned aerial vehicle loss-of-control," *Proceedings of 2016 IEEE/AIAA 35th Digital Avionics Systems Conference*, pp. 1–10 (2016). <https://doi.org/10.1109/DASC.2016.7778101>
- [3] Sanematsu, Y., Hirokawa, R., Tatsumi, K., Ohta, R., Suzuki, S. and Kubo, D. : "Design and evaluation of autonomous guidance

system for a small UAV," *Proceedings of the 50th Japan Joint Automatic Control Conference*, Session ID: 311 (2007).
<https://doi.org/10.11511/jacc.50.0.87.0> (In Japanese)



Sora Haraki

Born in 2000, he has been a member of the Department of Production Systems Engineering, Graduate School of Engineering, Muroran Institute of Technology since April 2023. Engaged in study on autonomous flight of Fixed-wing UAV.

小型高速固定翼 UAV 向け 横風高耐性短距離着陸制御技術の研究

榊 凌芽, 上羽 正純
室蘭工業大学大学院

小型高速固定翼機の横風を受けるときの着陸は、その高速性から長い着陸距離を必要であると同時に、滑走路から逸脱しやすい。その距離を短縮し、横風に対しても耐性が高く、滑走路内に機体を収めることが可能な新しい着陸制御系設計手法を提案する。本方式は高グライドスロープ角とクラブ方式からウイングロー方式に切り替えるために必要な機首方位角制御系の整定時間を用いる。ここでは提案の設計手法の有効性かつ性能を本学で推進中の小型超音速実験機オオワシ 2 号機の 3 分の 1 スケール機を対象とした計算機シミュレーションにより明らかにした結果を報告する。

Keywords: 固定翼無人航空機, 着陸, 制御, 横風

Study on Short Landing Control Technology Highly Resistant to Crosswind for High-speed Small Fixed-wing Airplane

Ryoga Sakaki, Masazumi Ueba
Graduate School of Muroran Institute of Technology

High-speed small fixed-wing airplanes during crosswind landings require long landing distances due to its high-speed and tend to deviate from runway. To shorten the distance and keep an airplane within the runway against the crosswind, a new landing control method by using a high glideslope angle and a settling time of a nose heading angle control system necessary to switch from the crab method to the low-wing method is proposed. Its validity and performance are clarified by using computer simulations for one-third scale Oowashi 2nd generation.

Keywords: fixed-wing UAV, landing, control, crosswind

Nomenclature

ψ_{cmd} : nose heading angle command
 ψ : nose heading angle
 δr_{cmd} : rudder angle command
 δr : rudder angle

β_{cmd} : sideslip angle command
 β : sideslip angle
 r : yaw rate
 $\dot{\psi}$: azimuth velocity

1. Introduction

In general, high-speed fixed-wing airplanes during landing requires a long runway in the headway direction due to its high speed and tends to deviate from the runway in the lateral direction when they are subject to crosswinds. To shorten the distance and keep airplanes within the runway, two solutions can be adopted. A first one is to increase a glideslope angle in the longitudinal motion. A second one is to direct airplanes toward the wind direction and to align its nose with a center line of runway just before touchdown in the lateral-directional motion. In the second one the first part operation is called a crab method and the second part operation is called a low-wing method. One paper adopts the glideslope angle of 12 deg and it doesn't take into account crosswinds[1]. This paper confirms a performance of a short landing under the above conditions. The other paper adopts the glideslope angle of 4 deg and it takes into account crosswinds, so it adopts the method which switches from a crab method to a low-wing method[2]. However, no report clearly shows conditions to switch from the crab method to the low-wing method during a glideslope phase and a flare phase for a high-speed fixed-wing airplane with a high glideslope angle. Therefore, in this study we propose a new method that considers the settling time of the nose heading angle control system to switch from the crab method to the low-wing method. It is confirmed by computer simulations that the proposed method worked well, and the extent to which the target high-speed small fixed-wing one-third scale Oowashi 2nd generation airplane is resistant to crosswinds is also clarified.

2. Conventional landing control technology

The conventional landing control technology for crosswind uses the crab method and the low-wing method, and their combination. The details of each method are described below.

2-1 Crab method

The crab method is usually adopted in both the glideslope phase and the flare phase. When controlled using the crab method, the forces working on the airplane from the top and rear views are shown in Fig. 1. The method points the nose in the direction of the composite vector of crosswind and speed during descent. Therefore, the method uses thrust to counter the crosswind and keeps the sideslip angle at zero.

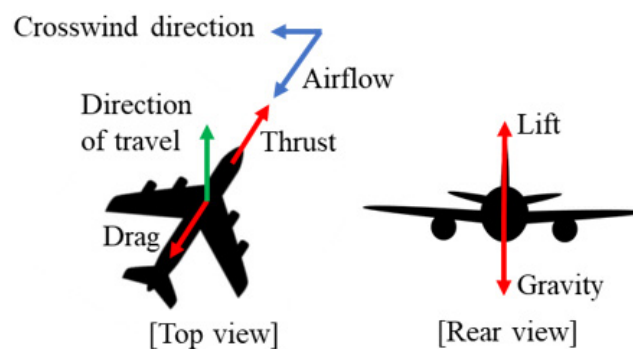


Fig. 1 Crab method.

2-2 Low-wing method

The low-wing method is applied just after the crab method. When controlled using the low-wing method, the forces working on the airplane from the top and rear views are shown in Fig. 2. The method points the nose toward the runway's center till touchdown. Therefore, the method uses the lateral force worked by gravity and rudder steering to counter crosswinds, keeping the nose parallel to the runway direction.

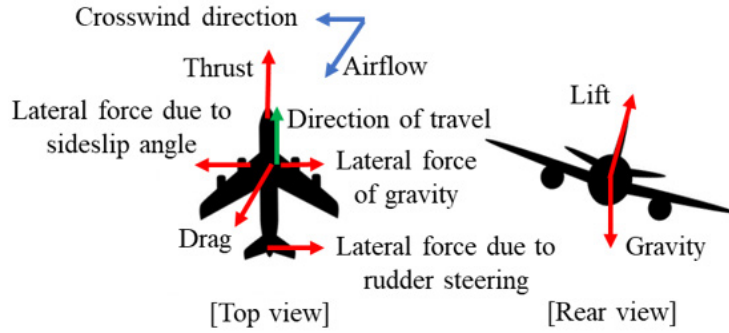


Fig.2 Low-wing method.

3. Proposal of design method to switch from crab method to low-wing method

3-1 Design policy

In order to land on a runway while flying on a glideslope path during strong crosswind, it is necessary to descend along the glideslope path by using the crab method and touch down the runway by using the low-wing method, i.e., by aligning its nose toward the center line to avoid the strong force on legs. The remaining issue to carry out the crab method and the low-wing method successively is to decide how to switch over from the crab method to the low-wing method. The factor to decide it is a settling time of the nose heading angle control system (Fig. 3) used in the low-wing method. Details of the design procedure are described below.

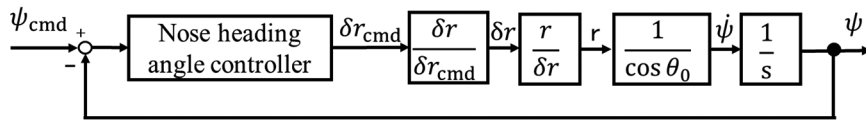


Fig.3 The nose heading angle control system.

3-2 Application of two landing control methods

In this study, the crab method is applied to the first part of the glideslope phase, and the low-wing method is adopted to the part after the first part, as shown in Fig. 4. Assuming that the low-wing method is used just before the touchdown, the flare phase is divided into two phases, one is the flare I phase and the other is the flare II phase. In the flare I phase, the crab method is used. In the flare II phase, the low-wing method is used. To specify the deviation from the center line of the runway, y direction is defined as that perpendicular to the x direction.

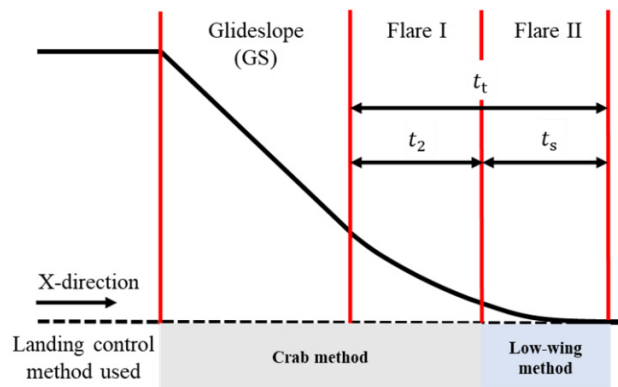


Fig.4 Application of landing methods in landing profile.

3-3 Design procedure

3-3-1 Settling time of nose heading angle control system

The time to switch over from the crab method to the low-wing method is dominated by the settling time t_s of the nose heading control system. Therefore, in this study, the time is calculated from the step response of the control system. The time is defined to be that of which deviation reaches to the range of $\pm 2\%$ of the command magnitude.

3-3-2 Flight time of flare phase

The flight time t_t in the flare phase is defined to be the time from the end of the glideslope phase to touchdown. The time t_t is derived by transforming the approximate formula for the flare path. The flare path h is expressed by Eq. (1) and the formula for calculating the flight time t_t in the flare phase is expressed by Eq. (2). The flare I starting altitude h_1 is also determined by using Eq. (3).

$$h = h_1 \exp(-t/\tau) \quad (1)$$

$$t_t = -\tau \ln(h_t/h_1) \quad (2)$$

$$h_1 = \tau V \sin(\theta_{GS}) \quad (3)$$

The flight time t_t in the flare phase is calculated by substituting the ground altitude h_t , the flare start altitude h_1 , and the flare time constant τ into Eq. (2).

3-3-3 Start altitude of flare II phase

The starting altitude of the flare II phase can be derived by substituting the flare II start time into the above Eq. (1). The time t is set to be 0 s at the start of the flare I phase. The flare II start time t_2 is the flight time t_t of the flare phase minus the settling time t_s of the nose heading angle control system, as shown in Eq. (4).

$$t_2 = t_t - t_s \quad (4)$$

Equation (5) shows the relationship among the flare II phase start altitude h_2 from using Eqs. (1) and (4).

$$h_2 = h_1 \exp(-t_2/\tau) \quad (5)$$

4. Lateral/directional control system

Generally, the landing control system consists of longitudinal and lateral/directional control-systems.

A constant speed control system is also incorporated throughout the entire phase. The adequate control system is selected as for the lateral/directional control system depending on whether it is the crab or the low-wing method as shown in Fig. 5. The crab method uses a sideslip angle control system, that tries to reduce the sideslip angle to zero. In contrast, the low-wing method uses a nose heading angle control system, that tries to keep a nose heading angle parallel to azimuth direction of the runway. The heading angle and runway azimuth angle are measured from true north direction. The runway center control system is incorporated throughout the entire phase with a roll angle control as the inner loop. All control laws in control system use PID controllers.

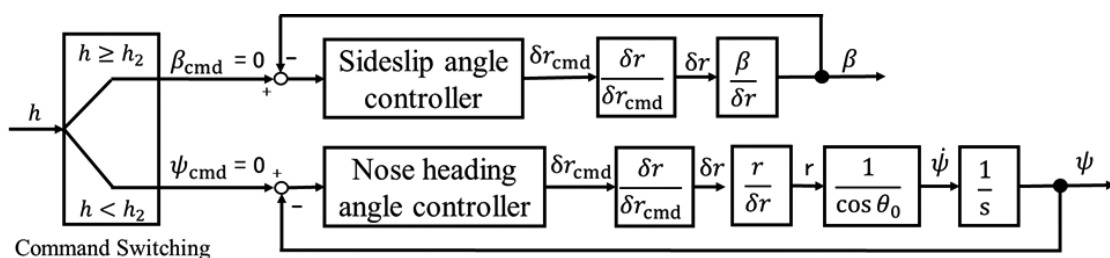


Fig.5 Lateral/directional control system.

5. Design

5-1 Target airplane

The proposed method is applied to a high-speed small fixed-wing airplane. The one-third scale Oowashi 2nd generation, which is a scale model of supersonic experimental unmanned aerial vehicle (UAV) currently under development by the Muroran Institute of Aerospace Plane Research Center (Fig. 6), is used as the target airplane. This airplane weighs 5.0 kg and has a wingspan of 0.8 m. Its cruising speed is 50–80 m/s.



Fig.6 One-third scale Oowashi 2nd generation.

5-2 Design results

The starting altitude of the flare II phase is designed using the design method described in Chapter 3. Table 1 shows parameters used in the design. First, the control system for the nose heading angle control system is designed, and the settling time is evaluated using the step response to be 8.6 [s]. At the same time, all other control systems other than the nose heading angle control system described in Chapter 4 are designed. Next, the switching altitude, from which the flare II phase start, was designed by substituting parameters in Table I and the settling time into Eqs. (2), (3), (4), and (5). Table 2 shows the flare phase's flight time, flare phase II's start time, the start altitude of flare phase I, and the start altitude of flare phase I.

Table 1 Parameters used in design.

Initial altitude h_0	120 m
Initial flight speed V	51.3 m/s
Initial angle of attack α_0	6.8 deg
Initial pitch angle θ_0	6.8 deg
Touchdown altitude h_t	0.2 m
Glideslope angle θ_{GS}	10.0 deg
Flare time constant τ	2.5 s

Table 2 Design results.

Flight time of flare phase t_t	11.8 s
Flare II start time t_2	3.2 s
Initial altitude of the flare I phase h_1	22.3 m
Initial altitude of the flare II phase h_2	6.1 m

6. Simulation

To confirm the validity of the proposed method, computer simulations were carried out for the target airplane described in previous section.

6-1 Simulation conditions

Initial conditions and switching altitudes the in **Tables 1** and **2** are used. For simulation the crosswind model, shown as Eq. (6) and Eq. (7), is used.

$$v_g = \frac{V_m(1 - \cos w_d t)}{2} \quad (0 \leq t \leq \pi/w_d) \quad (6)$$

$$v_g = V_m \quad (\pi/w_d < t) \quad (7)$$

w_d is the natural angular frequency of the Dutch roll mode, which is 10.2 rad/s for the target UAV. The magnitude of the steady-state wind V_m was determined to be 3.7 m/s by considering the average wind speed over the past 30 years in Shiraoi Town.

6-2 Target performance and limits

The descent rate at touchdown, the nose-to-runway azimuth angle deviation at touchdown, and the deviation from runway center are defined as the target performance. The descent rate and the nose-to-runway azimuth angle deviation at touchdown are determined in terms of the load on the nose and main gears of the airplane. The deviation from the center line of the runway is determined in terms of the accuracy of the sensors. In addition, the roll angle and the rudder angle of the airplane are limited so as to avoid the wingtips touching the runway as well as take into account the wingspan of the airplane. A typical large airplane's limiting roll angle at touchdown is 5 deg. and the maximum roll angle is about 10 deg. Therefore, the limiting roll angle at touchdown is set to be 50% of the maximum roll angle. The rudder angle limit depends on the target airplane. **Table 3** summarizes the target performance and limits.

Table 3 Target performance and limits.

Decent rate at touchdown	≤ 1.0 m/s
Nose to runway azimuth angle deviation at touchdown	$\leq \pm 5.0$ deg
Deviation from runway center	$\leq \pm 3.0$ m
Roll angle at touchdown	$\leq \pm 22.7$ deg
Rudder angle	$\leq \pm 30.0$ deg

6-3 Validity of design method

Figures 7(a) through **(g)** show results of altitude, rate of descent, roll angle, nose heading angle, sideslip angle, and deviation from a runway center by computer simulations.

Figure 7(a) shows that in the glide slope phase, the control system is well tracking the altitude command. **Figure 7(b)** shows that in both the flare I phase and the flare II phase, the control system is well tracking the descent rate command. The descent rate at the touchdown is found to be 0.13 m/s, which meets the required the target performance of 1.0 m/s or less.

· GS phase + Flare I phase

Figures 7(c), **(d)**, and **(e)** show that the nose heading angle and the sideslip angle converges to about -4.3 deg and about 0 deg respectively within the first 2 seconds. **Figure 7(g)** shows that a y-directional position tracks the command without any problem and meets the target performance of ± 3.0 m or less.

· Flare II phase

Figure 7(c) shows that the roll angle exceeds the command just after switching from the crab method (Flare I) to the low-wing method (Flare II), but it tracks the command after that. **Figure 7(d)** shows that the nose heading angle tracks the command without any problem, and the azimuth angle deviation at the touchdown is

0.14 deg. **Figure 7(f)** shows the maximum rudder angle meets the limit of ± 30.0 deg. **Figure 7(g)** shows that the maximum deviation from a runway center is 0.67 m, satisfying the target performance of ± 3.0 m or less. From simulation results, the target performances of **Table 3** are satisfied for the case of the crosswinds of 3.7 m/s.

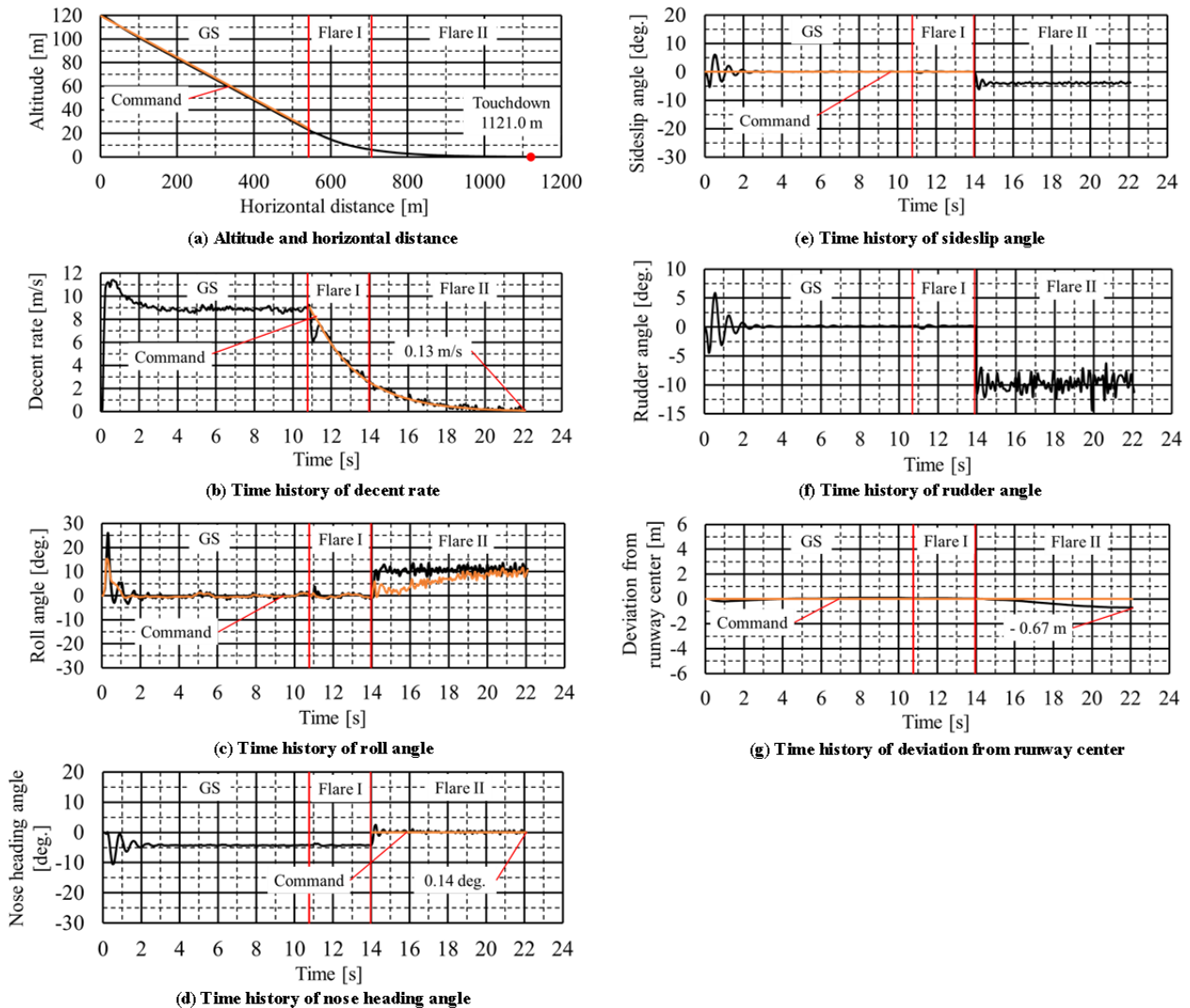


Fig.7 Results of computer simulations (crosswinds : 3.7 m/s).

6-4 Performance of resistance to crosswinds

Simulations were performed adding crosswinds up to 8.0 m/s in 1.0 m/s increments. The simulation results show that the UAV can tolerate crosswinds up to 7.0 m/s under the roll angle limitation of 22.7 deg. **Figures 8** (a) – (g) show results of altitude, rate of descent, roll angle, nose heading angle, sideslip angle, rudder angle, and deviation from a runway center in a crosswind of 7.0 m/s.

Figure 8(a) shows that in the glideslope phase, the UAV is well tracking for altitude commands. **Figure 8(b)** shows that in the flare I phase and the flare II phase, the UAV is well tracking the descent rate command. The descent rate at the touchdown is 0.35 m/s, which meets the target performance of 1.0 m/s or less.

· GS phase + Flare I phase

Figures 8(c), (d), and (e) show that the nose heading angle and the sideslip angle converges to about -8.0 deg and about 0 deg. within the first 2 seconds. **Figure 8(g)** shows that a y-directional position tracks the

command without any problem and meets the target performance of ± 3.0 m or less.

· Flare II phase

Figure 8(c) shows that the roll angle is exceeds the command just after switching from the crab method (Flare I) to the low-wing method (Flare II), but it tracks the command after that. In addition, the roll angle at the touchdown is 22.4 deg and meets the limit of ± 22.7 deg. From Fig. 8(f), the maximum rudder angle is -23.3 deg and meets the limit of ± 30.0 deg. Figure 8(d) shows that the nose heading angle tracks the command without any problem, and the nose heading angle deviation at the touchdown is 0.64 deg. Figure 8(g) shows that the maximum deviation from a runway center is 1.3 m, meets the target performance of ± 3.0 m or less. From simulation results, the target UAV can tolerate crosswinds up to 7.0 m/s under the roll angle limitation of 22.7 deg.

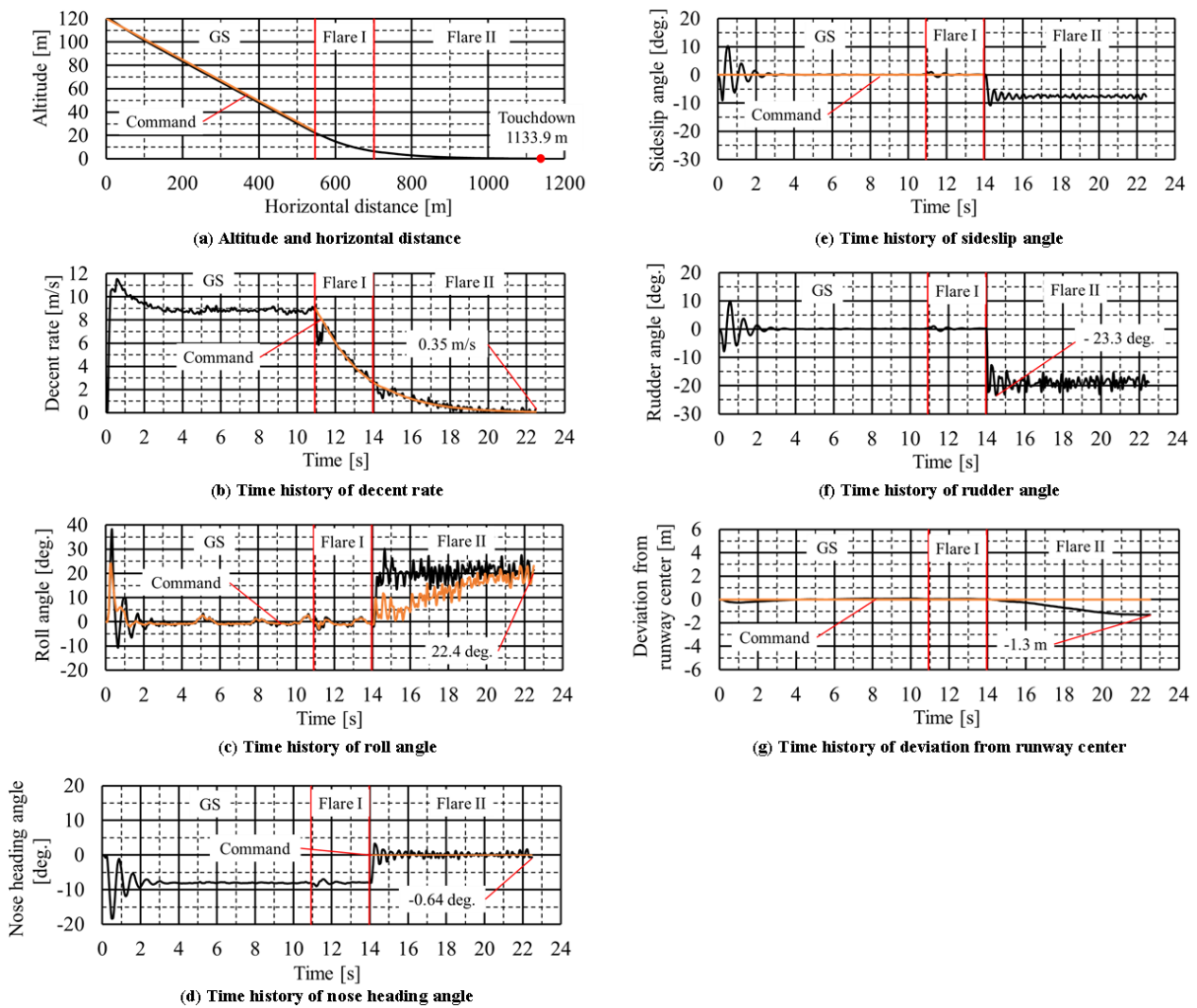


Fig.8 Results of computer simulations (crosswinds : 7.0 m/s).

7. Conclusion

This study proposed a landing control design method to switch from the crab to the low-wing by using the settling time of the nose heading angle control system.

It is confirmed that the validity of the proposed design method and meeting the all target performances by computer simulation. It is also confirmed that the subject UAV is resistant to crosswinds of 7.0 m/s or less.

Received: February 28, 2024

Accepted: April 12, 2024

References

- [1] Hyokawa, S. and Ueba, M. : "Design and verification of short-distance landing control system for a one-third-scale unmanned supersonic experimental airplane," *Aerospace*, Vol. 10, Issue 4, 334 (2023).
- [2] De Bruin, A. and Jones, T. : "Accurate autonomous landing of a fixed-wing unmanned airplane under crosswind conditions," *IFAC-PapersOnLine*, Vol. 49, No. 17, pp.170-175 (2016).



Ryoga Sakaki

Born in 1999, graduated from the Department of Engineering, Faculty of Science and Engineering, Muroran Institute of Technology in March 2023, and joined the Graduate School of Production Systems Engineering, Muroran Institute of Technology in April 2023, where he is engaged in research on autonomous flight of fixed wing UAVs.

eVTOL 機体開発コストとエアタクシーサービス 運航コストに関する検討

滝澤 遥輝^{*1}, 雷 忠^{*2}

公立諏訪東京理科大学大学院工学マネジメント研究科^{*1}

公立諏訪東京理科大学工学部^{*2}

近年、利便性に優れ、環境にも配慮した先進的エアモビリティが世界的に注目されている。本研究では次世代エアモビリティとして垂直離着陸（eVTOL, electric Vertical Takeoff and Landing）航空機をエアタクシーサービスに利用することを想定したうえで、機体開発コストと商用サービス運航コストに対して推算を行うことを目的とする。機体開発コストに関しては費目毎に統計式を用いた。損益分析において eVTOL の生産機数と収益性を考察した。その結果、製造労務費と材料費は開発費に大きな割合を占め、eVTOL 機の開発コストは製造数と慣熟率に強く依存することが分かった。設計、製造、設備の自動化は、数量効果を改善し、開発コストを削減することが期待される。一方、エアタクシー・サービスとした運航に関して費目構成を分析し、運航コストを試算し、コスト削減のための提案を行った。運航コストに最も大きな影響を与える要因は資本コストと人件費である。分析した結果、無操縦士飛行が操縦士飛行より 27% 運航コストを削減し、陸上輸送と競合する価格を提供できることが分かった。また、リース利用より固定費の割合を減少することで、損益分岐点を低下させ、運営リスクを低減できることが示唆された。

Keywords: 垂直離着陸航空機, 先進エアモビリティ, エアタクシー, 開発コスト, 運航コスト

Analysis of Development Costs and Airtaxi Service Operating Costs of eVTOL Airplane

Haruki Takizawa^{*1}, Zhong Lei^{*2}

Graduate School of Engineering and Management, Suwa University of Science^{*1}

Faculty of Engineering, Suwa University of Science^{*2}

In recent years, Advanced Air Mobility, which is both convenient and environmentally friendly, has been attracting attention worldwide. The purpose of this study is to estimate the development cost and operating cost of an eVTOL airtaxi service, and then provide suggestions on cost reduction. Statistical formulas were used for each cost item and cost structure were analyzed. The break-even analysis was conducted to discuss the number of eVTOL units and revenue. Results show that the ratio of manufacturing labor and material costs to development costs is the largest factors in the development cost, and the cost of eVTOL units is strongly dependent on the number produced and experience effectiveness. It was suggested that automation of design, manufacturing, and equipment is expected to improve the quantity effectiveness and thus reduce development costs. Capital and labor costs are the largest influencing factors on airtaxi service costs. It was found that the autonomous flight offered a 27% reduction in operating costs compared to the piloted flight, and it will provide the price competing with ground transportations. Also, results show that adjusting the ratio of fixed to variable costs would decrease the break-even rate and lower the operational risk.

Keywords: eVTOL, advanced air mobility, airtaxi, development cost, operation cost

1. はじめに

自動車や鉄道や船舶などが主流な移動手段として普及されてきた。一方、近年、都市交通や中短距離移動や過疎離島地域搬送や渋滞回避などに対して高利便性、低エミッション、低騒音で人々を空路で迅速に輸送する空中輸送手段として次世代エアモビリティ（Advanced Air Mobility）が世界中で注目されている。2023年10月の時点で調査した次世代エアモビリティ機体開発の各社が調達した資金[1]を図1に示す。世界中に機体開発に対する大規模な投資を行っていることが分かる。Joby Aviation社がすでに最大23億ドルの資金を調達しており、今後にも継続的に増資すると見込まれる。次世代エアモビリティとして期待されている垂直離着陸電動（eVTOL, electric Vertical Takeoff and Landing）航空機に関する研究開発が盛んに行われて、100兆円を超える巨大新興市場（図2）を形成すると予測されている[2-4]。

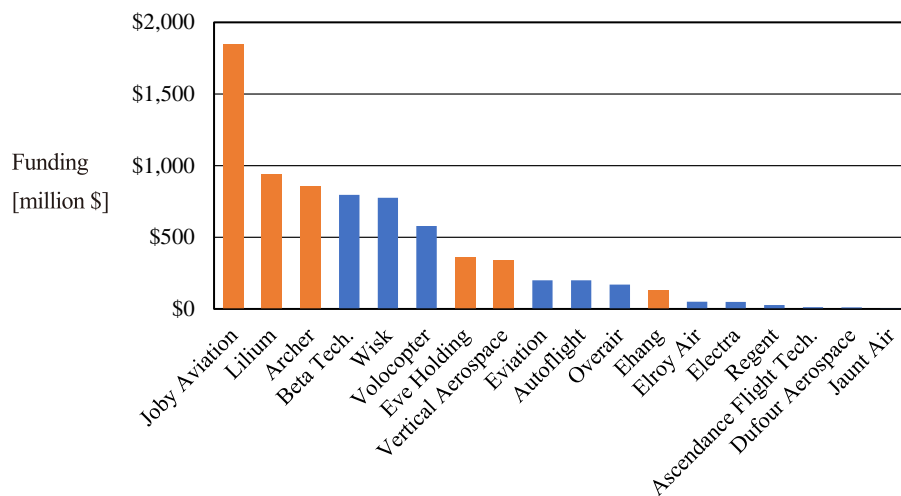


図1 世界各社への投資額（Source：SMG Consulting LLC, August 2023 Release[1]，著者整理）

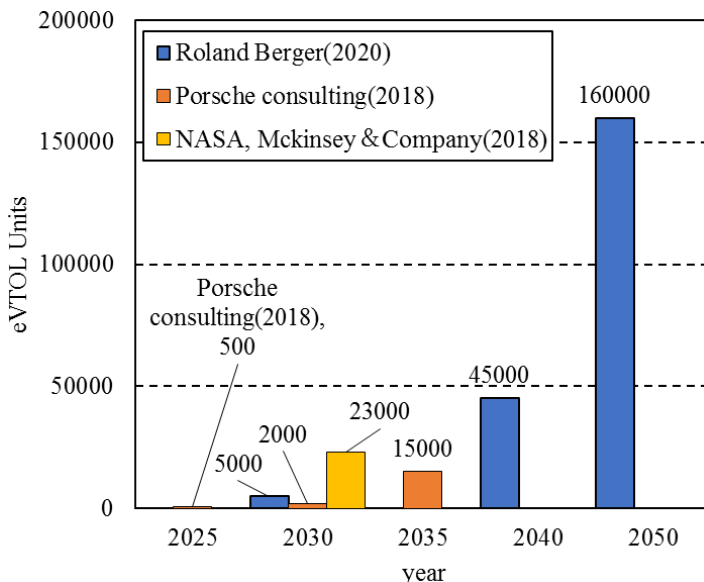


図2 2050年でのeVTOL運行機数の予測結果

機体システム開発の分野では2024年時点までスタートアップ企業や、航空機及び自動車の大手製造企業を含む400社以上が参入している。最も注目されているスタートアップ企業として独Volocopter、独Lilium、米Joby Aviation、米Archer、中Ehangなどが挙げられる。大手企業では欧Airbus、米Boeing、米Bell Helicopter Textronも参画している。航空機製造技術や既存のサプライチェーンを活かせる強みに加え、プレーヤーの多様化など変化が著しいモビリティサービスにおける市場確保を競合している。

一方、事業主にとってはハイリスク・ハイリターンの次世代エアモビリティ事業を

立ち上げるまえに、コスト試算が開発計画やビジネスモデルを含めた事業成立性の検討に欠かせないことである。市場要求と収益性を定めるに当たって、機体システム開発と商用サービスにコスト概算が不可欠である。しかし、eVTOL機のような次世代エアモビリティが過去になかった交通手段であり、機体と運航に関

する実績データが存在していない。通常、新規機体システムを設計するまえに、機体開発は市場規模や機体規模や競合製品などを調査し、設計要求を策定してから設計へ移行する。次世代エアモビリティに対する機体開発コストと運航コストに関する推算が必要である。このような推算を行うことより、多数のビジネスモデル候補の中から赤字に終わる可能性が高いものを排除して、黒字化する可能性が高いものを進めることができる[5]。最近、eVTOL 航空機におけるコストが研究されている[6-10]。

本研究の目的は、次世代エアモビリティとして電動垂直離着陸（eVTOL）航空機をエアタクシーサービスに利用することを想定したうえで、機体システム開発コストと商用運航コストに対して推算を行うことである。機体システム開発コストに関しては費目毎に統計式を用いる。また、商用運航に関わる各項目を調査し、コストを試算する。本稿では関連データを調査し、統計推算式より費目を計算した。さらに推算結果に基づいて損益分析を加え、コスト削減を議論した。

2. 機体システム開発コストの試算

2-1 推算手法

本研究では開発コストの推算に米国 RAND 社が作成した統計式 DAPCA IV (Development And Procurement Costs of Aircraft) に基づいて、ゼネラルアビエーション航空機（GA）に適用するために修正した Eastlake 法[11]を用いた。この推算モデルは機体構造重量と最大巡航速度を主要パラメータとして工数や設計費や材料費など各項目コストを計算し、また、出力パワーより推進系コストを計上する。この手法には GA 機及びビジネス機向けの 14 CFR Part 23, または, Part 25 のどちらかで認証を受けることを想定したモデルを用いた。現在実施されている eVTOL 航空機の型式証明は、その多くが商用の型式証明基準である 14 CFR Part 23, 25, 27 が混在して審査されているため、本研究では修正した Eastlake 法を推算モデルとして eVTOL 航空機に採用し、さらに、著者らが調査した eVTOL 機の統計データを基に電動推進系とバッテリーコスト計算を加えて Eastlake 法を改修した。

2-2 対象機体と推算条件

ここで、推力偏向（Vectored Thrust）型 eVTOL 航空機（**図 3**）を例として、著者の先行研究[12-14]で推算した機体仕様や飛行性能などを参考して機体システム開発コストを試算した。仮定した対象機体の推算条件を**表 1**に示す。

本稿ではパイロット 1 名と乗客 4 名乗りの Vectored Thrust 型 eVTOL 機を調査対象として 1 カ月あたり 10 機、5 年間で計 600 機を製造する量産を仮定した。機体構造に複合材料を 80% 採用し、1 機あたりに搭載したバッテリー容量を 300 kWh、バッテリーパック単価を 500 \$/kWh と仮定した。推算条件と推算結果を**表 1**に示す。推算は 2023 年米国相場に基づいて行い、2028 年に機体交付と商用サービス開始とし、国際通

表 1 対象機体の推算条件

機種	Vector Thrust 型
パイロット+乗客	1+4
全備重量 MTOW	5,400 lb
構造重量 W_{airframe}	1,350 lb
巡航速度 V_H	140 KTAS
ローター基数 N_{pp}	6 基
バッテリー容量 E_{bat}	300 kWh
生産機数 N	600 機
生産期間	5 年



図 3 Joby S4 2.0[15]

貨基金 (IMF) が推計した米国消費者物価指数で原価を換算した。

航空機に搭載した電気推進システムについて、実績がないため、電気自動車と航空機実情を参考にし、2023年時点における相場で電気推進系コストを仮定した。モータとインバーターとコントローラーと冷却部などで構成されるモータシステムの単価が電気自動車の約2倍の167 \$/kWに仮定する。著者らの先行研究でこの対象機体にモータシステム1基あたり出力パワー120 kWと推算された。バッテリーパック価格はリチウム蓄電池セル材料や充放電・熱管理や回線やハウジングなどを含めて、電動航空機の特有費目として単価500 \$/kWhで見積もる。また、対象機体には可変ピッチローターと電気推進系、計6基を採用する。電気推進系にモータとインバーターと駆動機構を含めて、可変ピッチローターにブレードと可変駆動機構を含めており、実機の統計式を用いて推進系1基あたりコストを推算した。

航空機開発では試作機が完成するまで長い期間を要する。生産初期段階では試行錯誤や品質問題が発生しやすいため、慣熟率が高くなってしまふ。航空機開発製造の経験を持っていないベンチャーは特に、繰り返し作業が発生しやすい。いったん量産が始まれば、多くの作業が機械化、自動化にしたら、加工法を改善して作業の習熟が進んで工数が逡減し、生産機数の増加につれ間接費用も逡減していく。ここでは累計平均工数逡減法を用いた式(1)で量産化係数を求め、慣熟効果を反映する。

$$QDF = (F_{EXP})^{1.4427 \ln N} \quad (1)$$

ここで、 F_{EXP} は慣熟率、 N は生産機数である。総コストが慣熟率と生産機数に大きく依存することが分かる。生産技術の自動化が進んでおり、コストを大幅に削減することが期待できる。航空機組立作業の慣熟率は一般に0.85～0.88程度、NC工作機械を使用した機械加工による部品製作の慣熟率は約0.9～0.92、総合慣熟率は0.9程度であった[16]。近年の技術進歩を考慮すると、本稿では総合慣熟率を88%に仮定した。

2-3 開発コストの内訳

表2と図4に機体システム開発コスト(原価)内訳の推算結果を示す。eVTOL航空機に関しては1カ月あたり10機、5年間で計600機を製造する場合、開発コストの総額は674 million \$と、平均1機あたりの開発コストは1.12 million \$と推算され、信頼性保険と利益と各種税金を含めると、販売価格が1機あたり約1.5 million \$と推測される。1ドル135円の為替レートで換算すると、総開発コストは909億円、1機あたり1.52億円と換算される。うち、従来型航空機と同様に、製造労務費と材料費が最も高いことが分かる。そのうち、認証関連コストが28%、電動化より導入した推進系と可変ピッチローターとバッテリーが合計14.3%を占める。設計コストと設備コストと製造労務コストは合計34.3%、総コストの1/3を占める。設計工数、設備工数、製造工数が統計式より求められ、さらにそれぞれの時給が分かれば人数を算出できる。従来の内燃機関に比べて、電気モータシステムによる推進系コストの削減が見られた。一方、1機あたりに採用した6基のローターを搭載したため、ローター・プロペラに掛かるコストが高くなった。また、eVTOL航空機の推進系(電動推進システムとプロペラ)は電気自動車のパワートレインとほぼ同じ15%である。

バッテリーについては電気自動車の場合、2023年時点で搭載した蓄電池が総コストに約3割を占めており、今後の販売拡大及び蓄電池の量産増加に伴い、蓄電池の割合が減少していく。それに比べ、eVTOL航空機の場合は蓄電池コストが13%程度であるため、蓄電池の価格変動が総コストに与える影響が少ない。

表2 機体開発コスト内訳の推算結果

費目	額 (million \$)
総設計 C_{ENG}	68
開発支援 C_{DEV}	17
飛行試験 C_{FT}	68
設備 C_{TOOL}	35
製造労務 C_{MFG}	127
品質管理 C_{QC}	36
材料 C_{MAT}	123
航法機器 C_{avi}	13
プロペラ C_{pp}	42
電気推進系 C_{prop}	54
搭載バッテリー C_{bat}	90
総額 C_{total}	674
単価 C_{total}/N	1.17

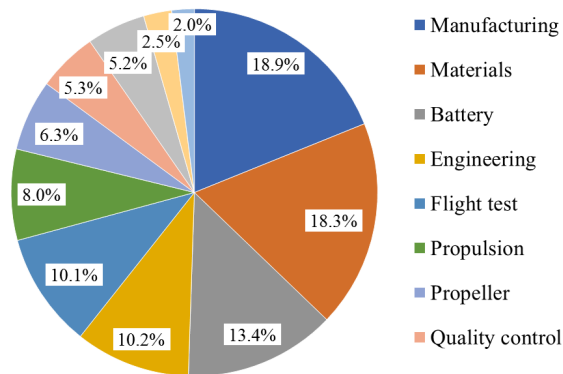


図4 機体開発コスト内訳

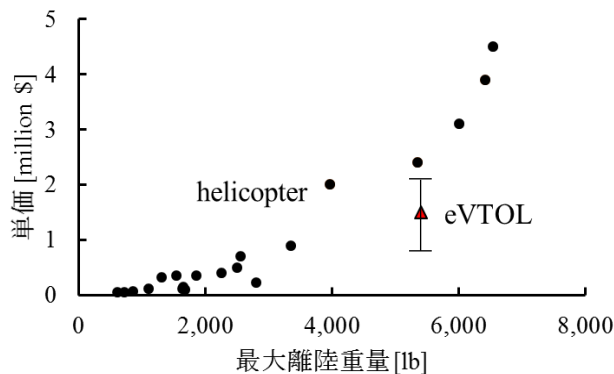


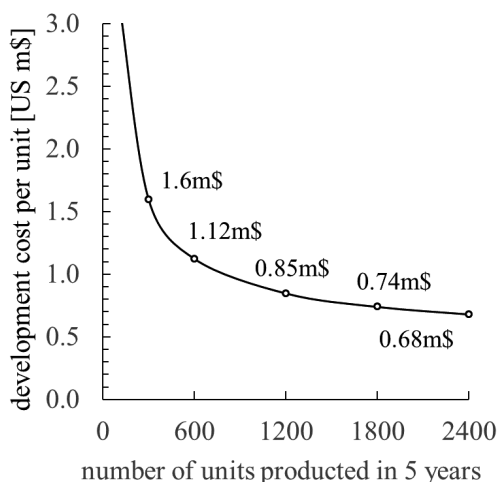
図5 ヘリコプタと eVTOL 機の単価比較

図5に示す両者の単価を比較すると、同重量と座席数クラスのヘリコプタが eVTOL 機単価の 1.5 ~ 2 倍であることが分かった。安価になる主な理由としては生産機数の増加であり、大きな将来市場に向けた eVTOL 生産機数への期待が挙げられる。

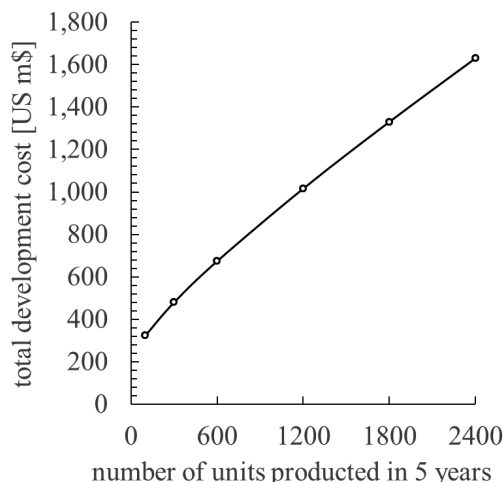
2-4 開発コスト削減

生産機数と慣熟率は開発コストに最も影響する。図6に生産機数による開発コストへの影響を示す。生産機数が多くなっていくにつれ、単価が下がる。5年間に生産機数 300 の場合は単価 1.6 million \$, 600 以上になると単価低減が緩やかになる。生産機数がさらに増加すれば、平均単価が減少し、競争に有利になる。ヘリコプタのように数少ない生産機数になると、1機あたりの開発コストが高くなってしまふ。一方、総開発コストは生産機数とほぼ比例に増加する。推算結果に示したように、生産機数が5年間 600 機の以上にするのが好ましい。

慣熟率は総コストの約 1/3 に直接影響するため、設計、製造、設備の自動化に大きく依存し、機体製造メーカーによって大きく変わる。加工行程中にすべて手作業で行う場合は慣熟率が 1 として、自動化を導入すると手作業が多い行程にコスト逓減が急になり、機械作業が多い行程に逓減が緩やかになる傾向がある。図7では慣熟率が 0.8 ~ 1.0 の範囲で開発コストの変化が顕著に現れる。航空機開発製造の経験が少ないベンチャーは慣熟率 0.92 ~ 0.95 程度になる。生産効率の改善や生産自動化によるコスト削減に期待して、本稿では慣熟率 0.88 に設定した。今後、eVTOL 機実績データを用いて修正が必要である。



(a) 生産機数と機体単価



(b) 生産機数と総開発コスト

図6 生産機数による開発コストへの影響

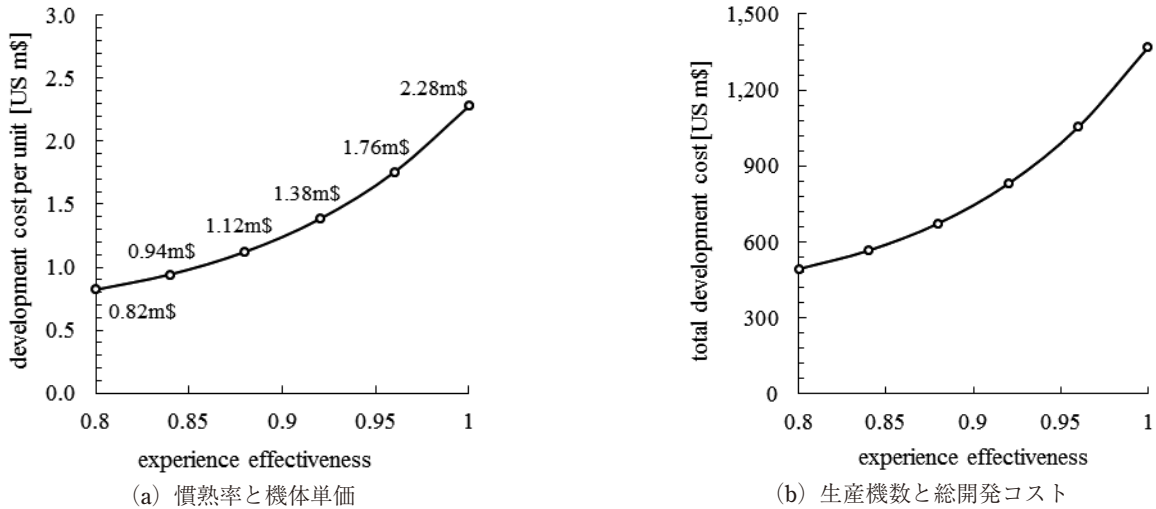


図7 生産慣熟性による開発コストへの影響

また、搭載バッテリー重量削減が考えられる。本稿では、eVTOL機の仕様に合わせて搭載バッテリー重量及び蓄電容量を求めた。技術進歩よりバッテリーエネルギー密度が増加しつつ、短距離移動を目的としたエアタクシーに要求される最大航続距離と航続時間が限られるため、搭載バッテリーの削減につれ全備重量削減が考えられ、そして機体システム開発コストも削減になる。

2-5 開発コストの損益

前述したように、新規参入のeVTOL航空機開発には初期投資と製造コストが莫大な投資にかかっている。いったん、エアタクシーが拡大すると、価格競争より収益が低下してしまい、資金回収が長期化になる恐れがある。

損益分岐点とは、収益とその収益を達成するために必要とした総費用（変動費+固定費）とが合致し、利益も損失も生じない状態を指す。損益分岐点を算定するためには、すべての費用を固定費と変動費に大別する。固定費は生産機数に関係しない総設計費と飛行試験費と開発支援費である。変動費はその以外に生産機数で変動する諸費目である。収益が損益分岐点を上回れば利益となり、逆に損益分岐点を下回れば損失となる。収益が総費用を上回れば利益が発生し、「採算が取れる状態」になる。

図8に本研究で推算した5年間生産・販売機数と開発コスト・収益の関係を示す。固定費は開発コストの22.8%を占める。変動費が損益分岐点を主導することが分かる。利益率が高くすると、損益分岐点の生産機

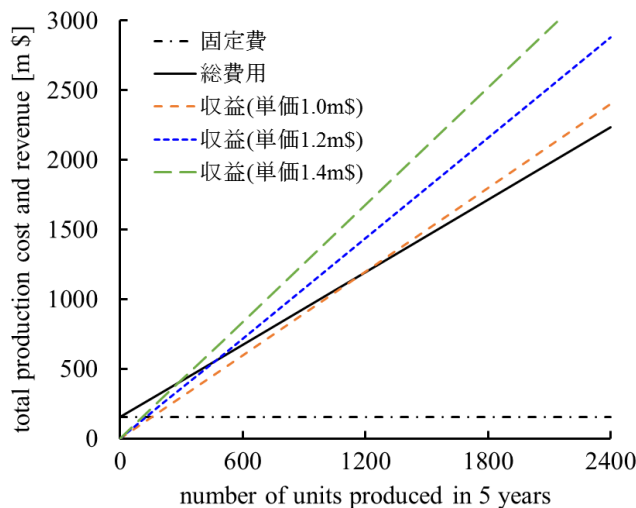


図8 eVTOL機開発コストの損益分岐

数が大きくなる。ここで取り上げた例は、開発コストに一定の利益を加えて単価 1.0, 1.2, 1.4 million \$ に設定して、それぞれ損益分岐点の生産機数が 1,155, 461, 288 になることが分かる。価格競合と利益のバランスを取るために、採算が 461 機、単価は 1.1 million \$ 以上に設定する必要がある。

3. 運行コストの試算

eVTOL を用いたエアタクシーサービスの運航コストを費目ごとに試算した。本試算では Joby 社の S4 を対象機体として、羽田空港-成田空港の間における運航コストを試算した。直線距離 59.6 km に対して 1.1 倍とする迂回距離 65.6 km (40.8 mile) を実際の飛行距離と仮定した。両空港にそれぞれの離着場 (vertiport) を設置し、合計 16 機を配置する。著者らの先行研究[10]を用いて飛行時間や消費電力や推進パワーなど、飛行燃費データ (表 3) を求めた。

3-1 資本コスト

資本コストの推算では表 2 の前提条件で年間有償飛行時間や飛行回数などの結果を得た。表 4 に示したように航空機有償飛行時間は年間 300 日、1 日平均飛行 7 時間、稼働率 0.9 を仮定して計算した。また、航空機飛行時間は機体整備時間や減価償却費やリース料などの材料費や乗組員人件費などを算出する基準である。通常、航空機は経済的耐用年数がおよそ 30 年であり、優良資産として投資を回収できる可能性が高い。事業主が購入した機体を早期に減価償却にすれば、資産価値が下がりにくい、中古機として売却しやすい、リースでき、倒産しても出資の大部分が戻ってくるなど、多くのメリットを持つ。減価償却が終わった後も経済的に利用する価値を持ち続ける。ここで、eVTOL 機は前節で推算した単価を参考し、ヘリコプタと同じような回転翼機として法定耐用年数 5 年を仮定し、定額法で減価償却費用を算出した。

機体を購入する際に事業主が資金調達に要する費用の返済には借入期間 5 年と融資年間金利 5 ~ 10% を仮定し、金融費用を算出した。表 5 に減価償却費と融資金利と購入費用を含めて 1 機あたりの資本コストを試算した結果を示す。羽田-成田間に 1 回飛行あたりに要する資本コストが 102 \$/flight となる。

表 3 Joby S4 の飛行データ

	電力量 [kWh]	各種条件
離陸 (垂直上昇)	1.3	150 ft まで 100 fpm
ホバリング	1.3	想定時間: 10 s
上昇 (巡航高度へ)	13.1	距離: 4.7 mile
巡航	20.6	高度: 1,500 ft 距離: 24.2 mile
下降	0.4	飛行距離: 11.7 mile
ホバリング	1.3	想定時間: 10 s
着陸	1.0	150 ft から 100 fpm
機器消費電力	0.9	エアコン、航法: 合計 3 kW
総電力量	39.8	—
運行電力コスト	\$9.55	電気単価 0.24 \$/kWh
	¥1,299	136 円/\$

表 4 資本コスト推定の仮定条件

パラメータ	最小	最大
機体寿命 (飛行時間 h)	12,000	25,000
減価償却率	5%	10%
融資金利	5%	10%
年間有償飛行時間 [h]	1,890	
ローン期間 [year]	5	
減価償却年数 [year]	5	
機体価格 [million \$]	1.5	

表 5 資本コスト推定結果

	/year	/flight (40.8 mile)
最小 [\$]	639,692	99
最大 [\$]	682,447	105
平均 [\$]	661,070	102

3-2 インフラコスト

エアタクシー運航サービスに必要とするインフラコスト推定にあたり、羽田空港と成田空港に 10 機の eVTOL 機が駐機できるポートを建設する事を検討する。eVTOL 機のアクセス利便性を保つために既存の空

港立体駐車場屋上に離着場を設置し、ハブポートとして利用することが考えられる。一方、長期運営に専用の土地を購入すれば、建設したハブポートを固定資産となり、費用を節約できる。表6にインフラ条件及びコストを示す。1ハブポートあたりに離発着スペースが2箇所、充電・駐機スペースが8箇所であり、各充電・駐機スペースに1つずつ充電設備を設置し、合計10箇所（5個の通常充電器と5個の急速充電器）の充電設備設置を仮定した。ここで、資本コストの算出と同様に、融資を利用してハブポートを建設する。建物ローンは返済期間と減価償却期間とも30年、年間金利1.2～1.62%とした。充電器設置費用は返済期間と減価償却期間とも3年、金利5～10%とした。

3-3 電気代

図8にeVTOL機の飛行フェーズを示す。羽田-成田空港間に各飛行フェーズにおける消費電量を推定し、結果を表4に示した。1回飛行あたりに消費電力が39.8kWh、必要な電気代は9.6\$と分かった。

表6 インフラコスト/1ハブポート

	個数	設置単価費 [\$]
駐機・離陸パッド	2	15,000
急速充電器設置数	5	250,000
普通充電器設置数	5	10,000
ハブ建設	1	6,500,000
合計	—	7,830,000

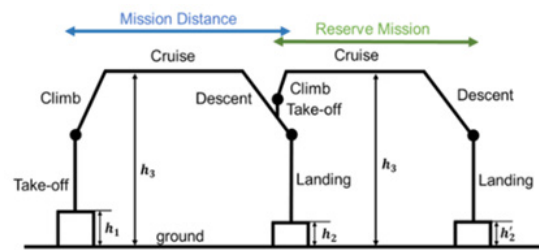


図9 Vectored Thrust型eVTOL機の飛行フェーズ

3-4 バッテリーコスト

放電深度は容量に対する放電量の割合であり、本研究では、放電深度を80%と仮定し、サイクル数を2500回と設定しコストの推定を行った。羽田-成田空港間にeVTOL機を運行する場合、Joby S4のバッテリー使用コストを推定し、表7に試算結果を示す。1運航あたり10\$のバッテリーコストが発生することが分かった。バッテリーは最長2.3年で交換する。

表7 Joby S4 バッテリーコスト推定条件及び結果

エネルギー密度 [Wh/kg]	235
重量 [kg]	923
放電深度 [—]	80%
単価 [\$/kWh]	500
充電サイクル	2,500
容量 [kWh]	217
使用可能エネルギー [kWh]	174
1回あたり飛行時間 [min]	24
年間飛行時間 [h]	1,890
充電回数 [—]	1,083
年間交換回数 [—]	0.43
年間コスト [\$]	47,022
1回あたりコスト [\$]	10.0

表8 運行サービスの人件費

単位 (\$)	1機あたり 人数	年間 平均値	1回運航 平均値
操縦士給料	3.8	80,000	76.8
操縦士訓練費用	3.8	15,000	12.0
地上操縦管制士給料	1	0	18.7
地上操縦管制士訓練費用	1	0	2.4

表9 メンテナンスコスト条件

	最小	最大	平均
整備士の時間給 [\$/h]	50	80	65
MMH/FH	0.25	1	0.62

3-5 人件費

運行サービス開始の初期段階では操縦士飛行、将来では無操縦士飛行を想定する。操縦士飛行の場合は、

パイロットは1名あたり年間最大500飛行時間とし、1機あたり年間総飛行時間で計算すると、1機あたりにパイロット3.8名を配置することが分かった。操縦士飛行時給は120～200\$とし、福祉保健などの加入費を20%計上する。また、パイロットの年間訓練費用を一定額15,000\$とする。無操縦士飛行の場合は、代わりに1客席の増加と地上操縦管制士の配置になる。管制士の時給20～50\$とし、1日7時間に勤務する。管制士の年間訓練費用を7,500～15,000\$とする。

その結果、羽田-成田間の1運航あたりに操縦士飛行に掛かる人件費が89\$であり、無操縦士飛行の場合は地上操縦管制士に掛かる人件費が21\$になり、総コストが27%削減できることが分かった。本稿では1機あたり1名地上操縦管制士を仮定した。飛行計画によって複数機を同時に管制することも可能である。無操縦士飛行を実現すれば、人件費を大幅に削減することが期待できる。

3-6 機体整備コスト

機体整備コスト推定では、以下の各パラメータを用いて次式のように導出できる。

$$\text{Maintenance Cost} = \text{Mechanic Wrap Rate} \times \frac{\text{MMH}}{\text{FH}} \times t_{\text{mission}} \quad (2)$$

ここで、*Mechanic Wrap Rate* は整備士の時間給、*MMH/FH* は有償飛行時間に対する整備工数の比率、 t_{mission} は飛行ミッション距離の範囲における平均ミッション時間である。

表9に示すように飛行時間に対する整備工数の比率 *MMH/FH* は今回の推定ではGAデータを参考して0.62に設定した。また、地上待機時間を含めた平均運航時間を30分と仮定すると、1回の運行毎に20\$のメンテナンスコストが発生する。

3-7 その他

以上の費目の以外に、事業主が企業運営にあたり決める費目がある。ここで、詳細な推算を行わず、公開情報を参考して全コストに対して間接コスト15%と保険料3%、また、収益に対して利益率20%を設定した。

民間の航空会社では、運航に伴う間接コストとしてICAO（国際民間航空機関）の統計調査によると総コストの約10～30%を計上しているという結果を示していた。間接運航費の項目に予約コスト、発券コスト、クレジットカード決済手数料、マーケティングコストなどを含める。これらのコストをUTM（Unified Threat Management：統合脅威管理）システムコストでまとめると、総コストの約15%の間接コストと仮定した。

3-8 運行コストのまとめ

推力偏向型eVTOLのJoby S4を用いたエアタクシーサービスでは、直線距離60km（羽田-成田空港間）を飛行した場合、総運航コストは、操縦士飛行の場合305\$、無操縦士飛行の場合223\$となった。表10と

表10 羽田-成田間eVTOL機運航コスト内訳

	操縦士飛行		無操縦士飛行	
	\$/運航	構成比	\$/運航	構成比
資本コスト	102	33.4%	102	45.8%
人件費	89	29.1%	21	9.4%
バッテリーコスト	10	3.3%	10	4.5%
電気コスト	9.6	3.1%	9.6	4.3%
インフラコスト	20	6.5%	20	9.0%
メンテナンスコスト	20	6.6%	20	9.0%
間接コスト	46	15.0%	33	15%
合計コスト／1回運航	305	100%	223	100%

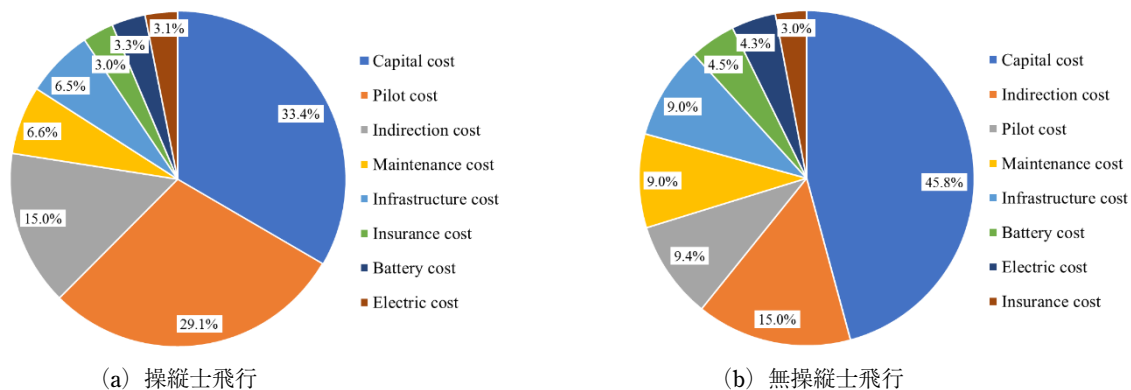


図 10 推算した運行コストの内訳

図 10 に上記のコストを纏めた運行コストの費目内訳を示す。無操縦士飛行はパイロットの person 費を大幅に削減し、運航コストが低減する効果大きい。

操縦士飛行の場合は、エアタクシーサービス費用に資本コストと person 費は最大の影響要素として大きな割合を占める。両者が合わせて約 6 割合を占めていることが分かる。

eVTOL 機に掛かる燃費はバッテリーコストと電気代コストであり、合計 20 \$、全コストの 6.4% となっている。ヘリコプタの 30% 燃費に比べて燃費割合が大幅に低減した。また、同じ距離 60 km を飛行する場合、ヘリコプタが約 120 \$ 燃費が掛かる。燃費を除き、資本コストと person 費は従来の GA と同じ、依然、全コストに大きな構成比を占めていることが分かった。営業利益や搭乗保険を計上した運航料は、同重量と座席数クラスのヘリコプタは eVTOL 機の 1.5 ~ 2 倍程度になることを予測する。

3-9 陸上交通機関との比較

羽田-成田空港間の電車移動には複数路線の利用が可能である。羽田空港から成田空港まで電車で移動する場合、移動時間は 1 時間から 1 時間 30 分程度で空港間移動において最も安価な交通手段である。一方で、羽田-成田間を運行する高速バスは 1 時間 5 分から 1 時間 25 分程度掛かり、料金は 3,200 円である。陸上タクシーを利用する場合は所要時間が約 1 ~ 2 時間、料金が約 30,000 円である。電車とバスは互いに競合関係であるが、電車は定時性があるため、交通状況に殆ど影響されないといった利点がある。一方で陸上バスやタクシーは交通状況の影響を受けるが、乗換が無いため荷物を預ける必要がなく、快適性を保つ。

エアタクシーは陸上交通よりも利便性と迅速性が高いとされている。羽田から成田空港までの料金は陸上タクシーの 1.5 ~ 2 倍であるが、わずか 20 分で迅速に移動することができ、時間を大幅に短縮する優位性がある。エアタクシーサービスは快適性と時間短縮を両立することが期待されている。ただし、ヘリコプタと同様に eVTOL エアタクシーの運航は天候に左右されやすいため、定時性の確保が最大の課題となっている。

3-10 運航コスト削減

運航コストの費目構成比から運航コスト削減を考える。

まず、前節に試算した結果は、無操縦士飛行が実現すれば運航コストに約 27% の削減が期待できる。飛行スケジュールを計画し離発時間を調整して、地上操縦管制士が複数機を管制できるようになれば、さらに person 費を削減することが可能になる。また、無操縦士飛行になると、乗客数は 1 名増加になるため、収益が増加する。同じ出発地と同じ目的地の 2 地点間で移動に掛かる料金は eVTOL エアタクシーと地上タクシーが競合になると、eVTOL 航空機が持つ迅速性と利便性という優位性が顕著に見られる。コスト削減や陸上と海上での移動手段との競合などに向けて、無操縦士飛行が将来次世代エアモビリティの運営拡大にとって重要なカギになる。

次は、資本コストは投資回収の期間中に限られているため、優良資産である eVTOL 航空機は資本コスト

を回収した後に、しっかり機体を整備すれば、商用サービス運航に長く利用できる。

資本コスト削減について、市場ニーズに合わせて席数が異なる複数機種を組み合わせることで運航し、全体的にロードファクターを改善することが考えられる。本稿に4～5席 eVTOL 機を検討しているが、2～3席機の場合は資本コストの割合が小さいため、同じ乗客数の場合は低コスト運航になる。

また、運営から見ると、エアタクシーの稼働率が上げると、単価を安く設定することが可能になる。集客力を強化してロードファクターが増加すれば、同様に収益が多くなる。

3-11 運航損益

図 11 に eVTOL 航空機を使用する操縦士飛行エアタクシーサービスにおける就航率と運航コスト・収益の関係を示す。前述した運航条件の年間稼働時間を 100% として、推算した運航コストから就航率の変化が収益に与える影響が分かる。

eVTOL 運航の特徴として、電動飛行であるため、燃費（電気代）が非常に安いことが挙げられる。図 10 (a) に eVTOL 機を自社保有する場合は、変動費であるバッテリーコストと電気コストは総コストに占める割合が非常に小さい。代わりに固定費が圧倒的に大きい。これは eVTOL 機に特有の関係である。損益分岐点より就航率が高くなれば、高い利益が得られる。しかし、その反面、損益分岐点より就航率が小さくなると、高い損失にもなる。その原因は固定費の割合が大きすぎることである。天候影響や災害や戦争などに影響されやすいエアタクシーサービスにとっては、ビジネスリスクも高くなってしまふ。例えば、2019 年末に起こった新型コロナウイルス感染症の流行中に航空輸送がほぼ全面的に停止してしまふ。就航率が小さくなると、高い固定費を持つエアタクシービジネスは大きな赤字になってしまう。

高いリスクを回避するために、一部の固定費を変動費に変える対策が考えられる。例えば、自社保有する eVTOL 機の数減少して、代わりにリース eVTOL 機を導入する方法がある。図 10 (b) にすべての eVTOL 機をリース会社から調達して利用する場合、利益分が少なくなるが、リスク分散で就航率が悪いときに大きな損失が避けられる。また、損益分岐点は就航率を 78.9% から 70.7% に引き下げることで、より低い就航率で利益が発生する。このような状況下で、eVTOL 機リース会社の役割が期待される。

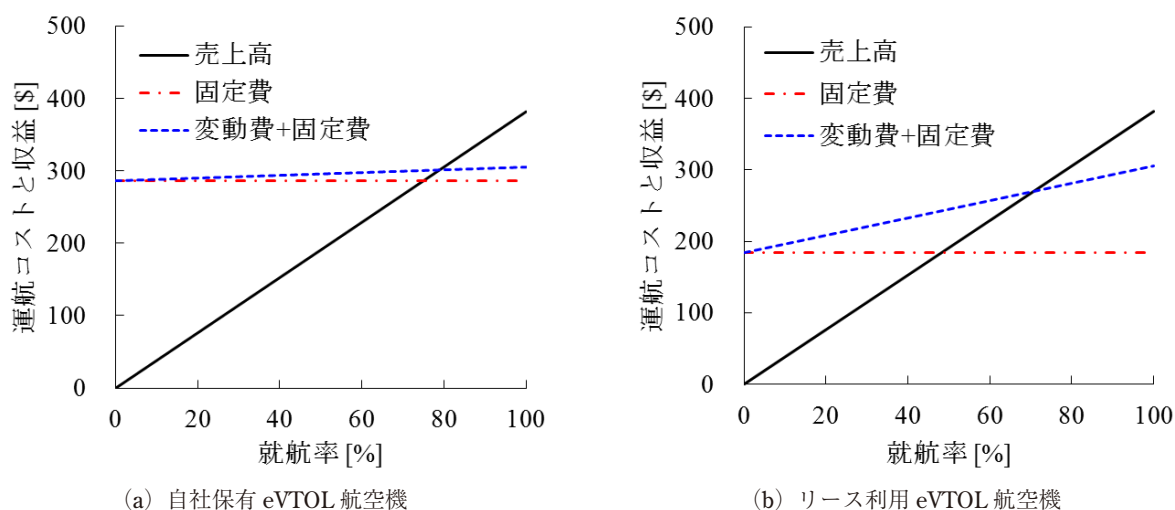


図 11 操縦士飛行 eVTOL 機年間運行の損益分岐

4. ま と め

本研究では近年注目されている次世代エアモビリティに関して eVTOL 航空機の機体システム開発とエアタクシーサービスの商用運行コストの推算と費目構成分析を行った。コストの推定では Vectored Thrust 型

機体を対象機体とし、以下の結果が得られた。

開発コストについて

- ・ eVTOL 機は開発コストに製造労務費と材料費の割合が最も大きい。同重量と座席数クラスのヘリコプタは eVTOL 機単価の 1.5 ~ 2 倍になる。
- ・ 生産機数の増加につれ、単機あたりの開発コストが低減する。特に少ない生産機数に効果が顕著になる。十分な市場を獲得し生産機数を確保することが非常に重要である。本研究で検討した eVTOL 機の場合は、5 年間 600 機以上の生産体制が望ましい。
- ・ 設計、製造、設備の自動化が慣熟率を改善し、開発コスト削減に高い効果が期待できる。
- ・ 短距離移動のエアタクシーサービスという利用目的に合わせて搭載バッテリー重量及び電気容量の仕様を設定すれば、バッテリーコスト削減につれ機体重量及び製造コストが削減になる。
- ・ 固定費は開発コストの 22.8% を占める。変動費が損益分岐点を主導し、採算を決める。

運航コストについて

- ・ エアタクシーサービス費用に資本コストと人件費は最大の影響要素として大きな割合を占める。両者が合わせて約 6 割を占めていることが分かる。
- ・ 操縦士飛行 eVTOL 機はヘリコプタより燃費や機体価格をはじめ、運航コストが大幅に削減する。
- ・ 無操縦士飛行は操縦士飛行より運航コストが 27% 削減になり、実現すれば陸上交通と競合になる利用料金が可能である。
- ・ 資本コスト削減について、市場ニーズに合わせて席数が異なる複数機種を組み合わせることで運航し、全体的にロードファクターを改善することが考えられる。
- ・ バッテリーコストと電気コストを含めた変動費は総コストに占める割合が小さく、固定費が主導である。低就航率では大きな赤字になる。リース機を導入して固定費の割合が小さくなれば、損益分岐点の就航率が小さくなり、運営リスクが低くなる。

eVTOL 航空機に特有の高い利便性、環境性、迅速性を活用すれば、新しいビジネスモデルの創出に期待できる。

謝 辞

本研究を実施するにあたり、多くのご助言をいただきました(株)航想研 奥田章順様には心からお礼申し上げます。

投稿受付：2024 年 5 月 5 日

採録決定：2024 年 5 月 10 日

文 献

- [1] Advanced Air Mobility Reality Index, <https://aamrealityindex.com/aam-reality-index> (accessed: March, 2024).
- [2] Roland Berger : Focus Urban Air Mobility, 2020.
- [3] Porsche Consulting : The Future of Vertical Mobility, 2018.
- [4] NASA, Mckinsey & Company : Urban Air Mobility (UAM) Markrt Study, 2018.
- [5] 東京大学航空イノベーション研究会, 鈴木真二, 岡野まさ子 編 : 現代航空論 技術から産業・政策まで, 東京大学出版会, 2012.
- [6] Duffy, M. J., Wakayama, S., Hupp, R., Lacy, R. and Stauffer, M. : "A study in reducing the cost of vertical flight with electric propulsion," *Proceedings of 73rd American Helicopter Society Forum*, 2017.
- [7] Mihara, Y., Payuhavorakulchai, P., Nakamoto, A., Nakamura, T. and Nakano, M. : "Cost analysis of eVTOL configuration

design for an air ambulances system in Japan,” *Proceedings of CESUN Conference*, No. 3, 2021.

- [8] Joby and Reinvent : Commercializing Aerial Ridesharing, 2021.
- [9] Reiche, C. : “UAM market forecast,” Booz Allen Hamilton Inc., 2019.
- [10] 滝澤遥輝, 雷 忠 : “eVTOL 航空機を用いたエアタクシーサービス運行実現性の検討,” 日本航空宇宙学会第 60 回飛行機シンポジウム論文集, 2022.
- [11] Eastlake, C.N. and Blackwell, H.W. : “Cost estimating software for general aviation aircraft design,” *Proceedings of the 2000 Annual Conference*, ASEE PEER, 2000.
- [12] 福嶺裕斗, 雷 忠, “eVTOL 航空機の飛行性能に関する考察,” 日本航空宇宙学会第 60 回飛行機シンポジウム論文集, 2022.
- [13] 雷 忠, “回転翼理論を用いた飛行性能評価から見られた eVTOL 航空機の空力課題,” 第 54 回流体力学講演会/第 40 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム論文集, 2022.
- [14] 雷 忠, “垂直離着 陸電動航空機に求められる推進システムの性能について,” 日本航空宇宙学会第 60 回飛行機シンポジウム論文集, 2022.
- [15] Joby S4, Electric VTOL News by the Vertical Flight Society, <https://evtol.news/joby-s4> (August, 2022).
- [16] 半田邦夫 : 航空機生産工学, 増補改訂第 4 版, オフィス HANS, 2018.



雷 忠

1998 年 3 月に東京大学航空宇宙工学専攻にて博士(工学)取得。1999 年 4 月～2009 年 3 月に宇宙航空研究開発機構次世代超音速旅客機プロジェクトに従事。現在, 公立諏訪東京理科大学工学部機械

電気工学科教授。日本航空宇宙学会, 日本 UAS 産業振興協議会, などに所属。

E-mail : lei@rs.sus.ac.jp

一般社団法人 日本 UAS 産業振興協議会 (JUIDA)

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

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

Technical Journal of Advanced Mobility

次世代移動体技術誌

第 5 号

発行日 : 2024 年 2 月 27 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