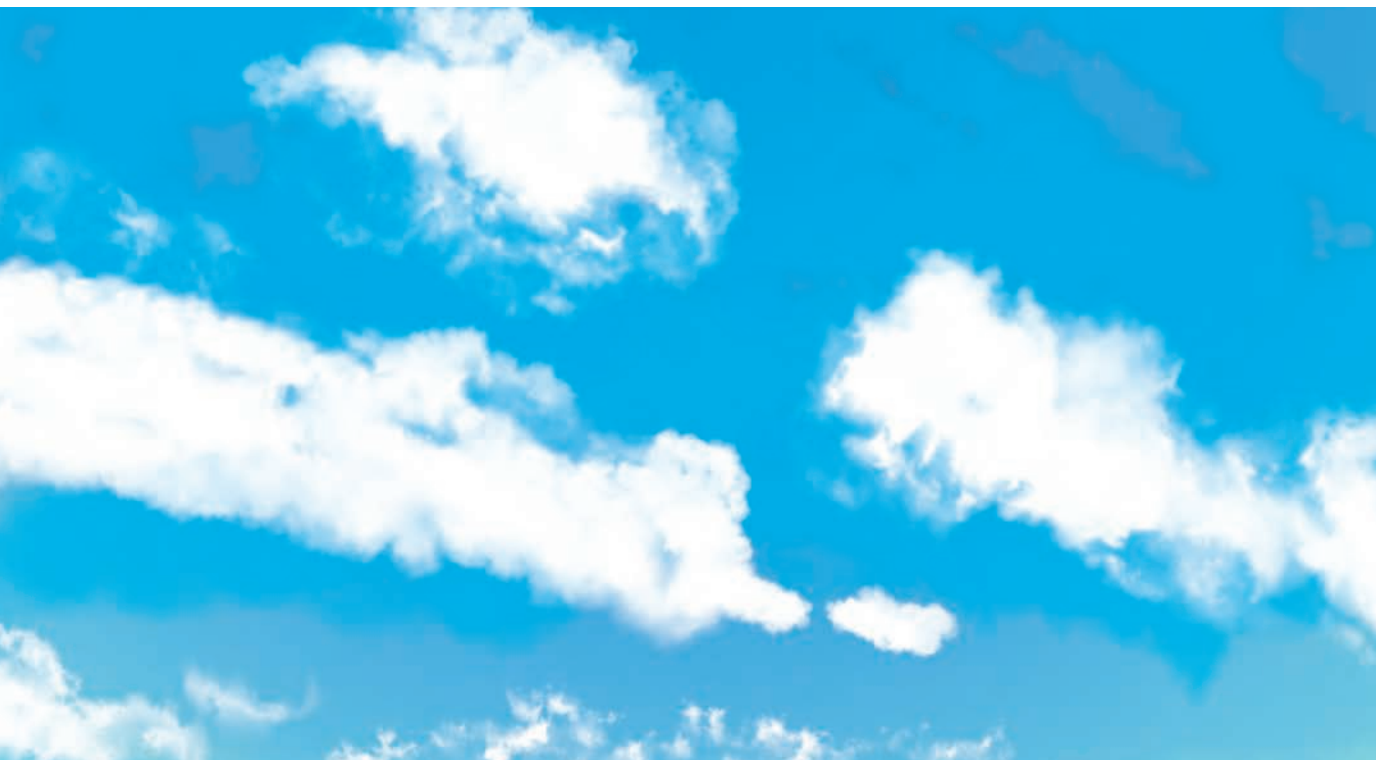


Technical Journal of Advanced Mobility

次世代移動体技術誌



- Technical Journal of Advanced Mobility 創刊に向けて
鈴木 真二
- 「無人移動体技術誌」における技術とドローンの未来
岩田 拓也
- 単眼カメラ搭載移動体からの撮影動画シーンの3次元動画像による再構成
岡 隆一、橋本 康弘、奥山 祐市、島 圭佑
- 欧州のドローン運行管理システム研究開発動向から
中村 裕子
- ドローン運用のための上空電波環境の推定
鈴木 信雄、松野 宏己、吉岡 達哉、鈴木 利則
- CMG（コントロール・モーメント・ジャイロ）によるドローンの姿勢制御
大内 茂人、小谷 齊之、稲葉 毅、宮下 朋之、井上 健人
- 3次元計測動向・ドローン登場で加速
河村 幸二
- DRF法（変形拘束下高負荷プレス）による高強度マグネシウム合金棒の開発
三浦 博己
- アーバンエアモビリティ～身近な空の新たな活用に向けて～
御法川 学、白井 一弘、水野 操
- 太陽光エネルギーを利用したソーラーブレインの技術課題
雷 忠
- 永久磁石ハルバツハ配列界磁の特徴とドローン用モータへの応用
森下 明平
- 新機構・鏡像配置XY分離クランク機構を用いた極低振動ガソリンエンジンの開発
吉澤 匠、吉澤 稷、吉澤 慧、子安 玲

Technical Journal of Advanced Mobility

創刊に向けて



一般社団法人日本 UAS 産業振興協議会
理事長 鈴木 真二

(一社)日本 UAS 産業振興協議会は、2014 年に小型無人航空機システム（ドローン）の産業振興を目的に設立されました。設立以降、その安全な利活用のためにガイドラインを 2015 年 8 月に発表し、その年の 12 月の改定航空法の施行を受け、2016 年には、ドローンの操縦者、安全運航管理者の育成を目指した JUIDA 認定スクール制度を本格スタートさせました。その後も、2018 年にドローン物流を開始するという政府方針に基づき、2018 年 3 月にドローンによる物流ガイドラインを作成しました。産業振興のためには、わが国で初となる無人機のみ国際展示会 Japan Drone Expo を 2016 年 3 月に開催し、その後毎年開催では指数関数的に規模が大きくなっています。さらに、研究開発の推進のために、ドローン試験飛行場を各地で開設するとともに、国際的なネットワーク形成のために世界のドローン関連団体と連携し、国際標準化活動も推進しています。今回、これらのドローンを支える基盤づくりだけでなく、高度なドローンの研究開発活動をさらに高きを目指して頂けるように、Technical Journal の創刊に踏み切りました。次世代移動体の研究開発成果をアカデミアだけでなく産業界、研究機関、行政機関などすべての分野、地域から発表して頂き、切磋琢磨して頂くことでこの分野の発展に貢献できればと思っております。

2020 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) 会長など。著書に、『飛行機物語』（筑摩書房）、『現代航空論』（編集、東京大学出版会）、『落ちない飛行機への挑戦』（化学同人社）などがある。

「無人移動体技術誌」における 技術とドローンの未来



一般社団法人日本 UAS 産業振興協議会
常務理事 岩田 拡也

技術とは、人類が生活品質（QOL：Quality of Life）を向上させるために生み出してきた財産であり、未来を拓く道具であり、新しい技術が出現するたびに新たな時代の到来を招いて来ました。現在の自動車技術が生み出したモータリゼーションも、誕生当時の英国で自動車の前を、赤旗を持った人が歩行しなければならない赤旗法などの苦い経験を経て現在の安全性、社会受容性に至っています。そこには、技術の鍛練を積み、安全性や社会受容性を獲得してきた人類の歴史があります。記憶に新しいところでは、セグウェイという新しい技術が生まれた後、社会的に受容されるために様々な検討がなされて、日本ではようやく公道実験が可能になる仕組みが10年以上の年月をかけて出来上がってきました。ドローンも同様に新しい技術であり、現在その新しい技術の出現で産みの苦しみも味わっている時代の最中ですが、歴史はその時代の人類の技術の研鑽によって、安全や社会受容性を獲得していただけることを教えてくれています。

もちろん、人類の使用する技術は年々高度化しており、ドローンの技術も高度化された様々な技術の集積となっています。ドローン技術は、社会受容性確保のための安全という目に見えない技術、同じく人間の目には見えない空中の空気を扱う技術、人間の操縦を自動化するロボット技術、3次元位置推定等各種センシング技術、各種通信技術、各種ネットワーク技術、各種情報処理技術、人に対する危害をより定量的に近い方法で評価する対安全技術、エネルギー技術、ルール化世界観を形成する技術、各種環境整備技術、各種材料技術、各種物理作用利用技術、各種サービス技術、各種産業規格技術、各種ビジネス技術など、多岐にわたる技術に及んでいます。これらの技術は、あまりにも多分野に渡るため、一堂に会して議論される機会は少ないため、その一部でも揃った講演会では大変興味深い異分野技術交流が展開され来場者を賑わせています。ドローンの分野の進展には、このような異分野技術交流が必要で、その総合力、システム力が産業競争力の源になります。本誌は、そのような異分野技術交流の場の中核として、その範囲の広範さと技術の深さを併せ持つ技術集積媒体となるべく創刊されました。今後ドローンは、更に小型高機能ネットワーク型に発展したり、大型化人搭乗型に発展したり様々な進化を遂げていくことでしょう。また、水中ドローンが出てきたように、宇宙ドローンなど多様なドローンとその活用法が現れたり、その運航管理方法や規格、ルールが生まれてくる可能性に満ちています。本誌は、多岐にわたるドローン技術の大海を航海するドローンにかかわる全ての皆様にとりまして、進むべき道を指し示す羅針盤となることと思います。

常務理事

岩田 拡也/Kakuya Iwata

産業技術総合研究所 主任研究員。1998年通商産業省工業技術院電子技術総合研究所に入所。第16回電子材料シンポジウムEMS賞受賞、第12回応用物理学会講演奨励賞受賞。白色LED開発にてゼロから1兆円産業に成長する過程を経験。半導体製造装置開発からロボット技術に目覚め、2004年に独立行政法人産業技術総合研究所知能システム研究部門に移籍、無人航空機の研究開発をスタート。2007年日本機械学会交通・物流部門優秀講演表彰を受賞。2008年に経済産業省製造産業局産業機械課にてロボット政策に従事。2009年以降「NIIGATA SKY PROJECT」の無人航空機開発を立ち上げる。

単眼カメラ搭載移動体からの撮影動画シーンの 3次元動画像による再構成

岡 隆一^{*1}, 橋本 康弘^{*1}, 奥山 祐市^{*1}, 畠 圭佑^{*1}
会津大学^{*1}

ドローンや車などの移動体を安全に目的地に到達させるための移動において、周辺の環境を把握するための画像センシング法として「動的視差法」を提案する。従来、3次元地図の作成を目的にGPSや、Lidarなどのactive sensorが距離センサーとして使用されている。画像によるVisual SLAMなどの静止対象物の空間情報も作成されている。本稿では、移動体に搭載した単眼カメラの動画から、3次元画像と3次元動画像を再構成する筆者らによる提案手法（動的視差法）とその実験結果を紹介する。静止対象物と動的対象物の双方をとらえる動画について、動画のフレーム画像のすべての画素にカメラからの距離情報を与えること、また動く対象物を含む距離情報の取得ができることが提案手法の特徴となっている。シーンの3次元情報は、RGBの色情報と、静止物と動く対象物の距離情報の3者がセンシングの段階で統合されることを示し、この視覚的情報をつかうことで、移動体の安定、安全な航行を行わせる1つの手段になりうることを示唆したい。

Reconstruction of 3D Motion Image from Video Captured by a Single Camera on a Moving Body

Ryuichi Oka^{*1}, Yasuhiro Hashimoto^{*1}, Yuichi Okuyama^{*1}, Keisuke Hata^{*1}
University of Aizu^{*1}

A new algorithm called Motion-Parallax-Method is proposed based on motion parallax for reconstructing a 3D motion image from a motion image. Each pixel of frame image of 3D motion image has a vector composed of four elements of RGB-D. The method is deductive without any learning algorithm. We show many experimental results of reconstruction of 3D images and 3D motion images of scenes from motion images captured by a single camera attached on a moving person, a moving drone, or a moving car. When a moving body with a camera becomes stationary, 3D motion image reconstruction is possible for only parts of the image corresponding moving objects in a scene.

Keywords: 3D motion image reconstruction, Deductive algorithm, Visual SLAM,
Motion parallax, Moving object

1. はじめに

ドローンなどの移動体において、シーンの周辺状況の把握は視覚情報によるものが極めて有用である。ここでは、その視覚情報を動画像から取得されるものとする。その視覚的情報は、シーンにおける対象物のセンシングと対象物の認識とに分かれる。後者の認識機能は前者が良好に取得されないと制約される。視覚的

センシングでは、ドローンなどの移動体の周辺状況の情報が多種類かつそれらが時空間的に広がりをもって統合 (fusion ともいわれる) されているとき、“網羅的”という。網羅的というのは、より明確には、画像のすべての pixel において、RGB の色情報だけではなく、距離情報、動きの情報を事後的に統合するのではなく、センシングの段階で同時に統合されていることをいう。既存の距離情報の取得手段として、Lidar 等の active sensor があるが、その取得データは point-wise なもので、空間的広がりの程度が低い。したがって、事後的に他の RGB 画像や動きの情報との統合処理を必要とする。動画において、距離情報は“網羅性”の獲得に特に意味がある。シーン画像は、RGB 色情報と距離情報が統合される段階で、動きの情報も同時に得られることが望まれる。実世界において、動画のどの部分が意味を持つかが事前に判明していない多くの状況では、動的シーンから意味ある部分の同定のために、これらの視覚的統合情報の取得が要請される。言い換えれば、シーンの動画の全画素において距離情報などが統合されて抽出されていれば、画像中に識別し、かつ移動体が行動するに必要な領域の対象化、segmentation がより適切にできる。動画において、領域の重要さの程度は状況依存性が強く、事前に対象化すべき領域を定められない場合が多い。したがって、状況に応じて重要領域を対象化できるためには、全 pixel のという空間的広がりの取得が容易な RGB 情報と同様に、距離情報や動き情報も全 pixel の空間的広がり (dense ともいう) をもっていることが重要となる。

既存の active sensor などによる距離情報の取得においては、RGB 情報と結びついたシーン画像の全画素での獲得が十分でないとき、その距離網羅性、また画素との統合性は低いとされる。この距離網羅性が低いと、画像のテクスチャに依存する、移動体の安全移動のために必要な状況の把握が困難となる。一般の自然風景からの撮影動画は、カメラも動く状況で、静止あるいは動く対象物を捉えており、この対象世界を1つのアルゴリズムで処理することが前提となる。具体的には、自然風景の複雑なシーンからの動画のすべてのフレームのすべての画素について距離を与えるという困難な課題がある。関連研究として後述するように、画像から距離情報抽出の研究は数多くある[1]が、近年、Deep Learning (DL) を用いた動画からの距離画像の検出に、Google などが研究を活発化しており[2]、DL の最先端の研究テーマの1つとなっている。DL では unsupervised learning の手法を用いているが、現時点では全体システムが複雑であり、その完成度、特に、動く対象物を含む動的シーンにおける 3D 動画の再構成はだれでもが利用可能な段階には至っていないと思われる。本稿では、DL のような学習に基づく帰納的アルゴリズムではなく、学習を必要しない演繹的アルゴリズムで、動画から 3D 動画を再構成する動的視差法 (Motion-Parallax-Method) [3-9] というものを紹介する。

2. 動的視差法の前提となる動的視差の現象

筆者らは、日常的に観察される人間の視覚現象に依拠した動画からの 3D 画像の再構成する方法を提案している[3-9]。その視覚現象とは、古くから知られた動的視差 (Motion Parallax) である[10]。これに基づくと、DL のように学習を行う帰納的アルゴリズムではない、演繹的アルゴリズムへと導かれる。まず、動的視差の現象を図 1 で説明する。

この現象はステレオ・ビジョンの基礎ともなっている。ステレオ・ビジョンでは 2 つの固定点での見え方 (画像) を取り出し、両画像間の画素や特徴の対応から、対応点のピクセルの差 (視差) を計算し、これを距離に変換している。ステレオ・ビジョンの場合、2 つの画像間の距離 (これをベースラインという) は遠距離の対象物の距離推定には視差を大きく取る必要がある。その場合、2 つの画像間の画素や特徴の対応が困難となる。また、木や花など複雑なテクスチャをもつ対象物の各画像の pixel-wise な距離推定や、遠距離、近距離対象物への同時推定、動いている対象物への距離測定などの対応も必要である。図 1 で示した現象をモデル化し、動的視差を optical flow [11] で抽出し、それを距離に変換する方式としたものが筆者らの「動

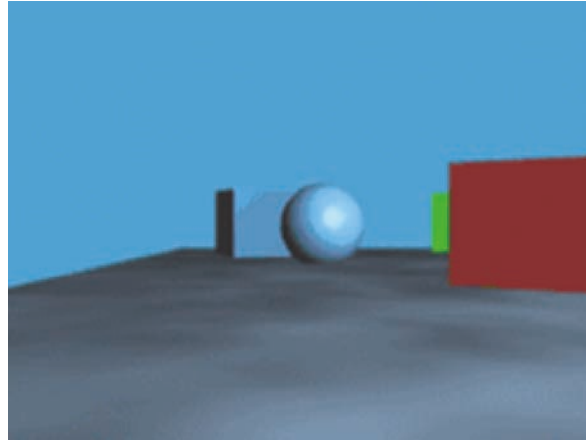


図1 動的視差 (Motion Parallax) の現象[10]: 観察者が動くとき, シーンで遠いものはゆっくり動き, 近いものは早く動くことが観察される。

的視差法」[3-9]である。

3. 関連研究

本稿で述べる手法は画像に基づく3次元復元の分野に属する。画像からの3次元復元の手法はこれまで数多く提案されている[1, 12-14]。ここでは本稿の提案手法と概念的に異なることが分かる程度に、簡単に既存の提案手法について触れる。まず、Shape from Xと表現されている手法群がある。ここでXには、shading, motion, silhouetteなどが入る。Shape from shadingでは複数の光源による物体への照射データから物体表面の点での法線ベクトルを推定している。Shape from motionの1つには、Factorization手法がある。これは、カメラの位置姿勢と空間点の復元を行うものであるが、動画像 (motion image) における特徴点のフレーム間対応によって tracking したデータに SVD (singular value decomposition) を適用している。ここではノイズと特徴の誤対応が問題となる。Shape from motionには、Stereo visionを使う方法もある。Stereo vision自体、それは基本的に2つの静止画への適用であるが、動画像から視点を変えて得られる多数の静止画像の対の stereo visionの結果を統合することが試みられている。Motion parallaxの時空間の3次元データから線分特徴などを取り出し、stereo visionと類似した方法を組み合わせた試みなどもある[15, 16]。Shape from silhouetteでは、複数の視点から見える物体の silhouette像を用いて、visual hullをベースに3次元空間点に存在する物体の要素を3次元の voxelで埋め尽くしている。また最近では、Deep learningを用いた研究が盛んになっている。Googleの研究[2]では、単眼カメラの動画を対象とし、予測学習により教師なしデータを扱えるようにしている。動くオブジェクトと動かないオブジェクトを分解する (segmentation) ことも導入されている。さらに幾何的な演算で推移を構成しているが、全体構成は多くのモジュールからなり複雑なアルゴリズムとなっている。DLで教師なしの動画データでの3次元復元を行うのは、[17]などでも提案されている。いずれにせよ、DLによる3次元物体の再構成手法は研究段階であるとみえる。

4. 動的視差法のアルゴリズム

図1で明らかなように動的視差はそれが大きいほどカメラから物体の表面までの距離が近くなる。そこで、まず、この動的視差をよく知られた optical flow[11]によって抽出する。このとき、optical flowは、RGB画像を明暗画像に変換し、 t と $t-1$ の2つの時刻の明暗画像を用いて各画素において得るものとする。このとき各画素で得られる、optical flowは2次元のベクトルであるが、その絶対値をとると各フレーム画像はスカラーの2次元場となる。各画素におけるこのスカラーの値を q と表現する。次に、 q に対応するカ

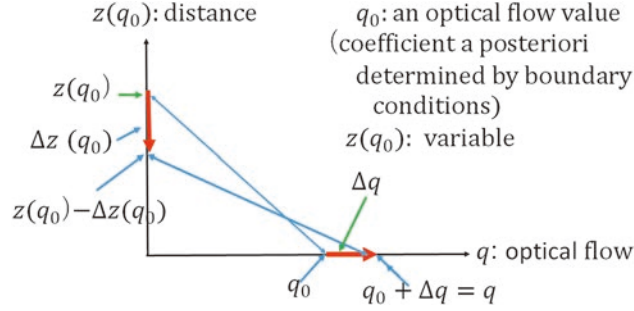


図2 動的視差法の幾何モデル

メラからの距離を $z(q)$ と表現するとき、この2者の関係を表す幾何モデルとして図2を考える。幾何モデルは、動的視差の現象をモデル化したものである。 q と $z(q)$ の微小変動 Δq と $\Delta z(q)$ を考えたとき、以下の関係式が導かれる。

$$\begin{aligned} z(q_0) : q_0 &= z(q_0) - \Delta z(q_0) : q_0 + \Delta q, \\ q_0(z(q_0) - \Delta z(q_0)) &= z(q_0)(q_0 + \Delta q), \\ \frac{\Delta z(q_0)}{z(q_0)} &= -\frac{1}{q_0}\Delta q, \quad \log z(q_0) = -\frac{1}{q_0}q + c, \\ z(q_0) &= e^{-\frac{1}{q_0}q + c} = ae^{bq}, \quad a = e^c, \quad b = -\frac{1}{q_0}. \end{aligned} \quad (1)$$

式(1)の関係式から、

$$z(q_0) = z(q : q_0) = ae^{bq} \quad (2)$$

が成立する。ここで、 $z(q : q_0)$ の値域の変動範囲を事前に、先験的に

$$Z_N \leq z(q : q_0) \leq Z_L \quad (3)$$

と定めるとする。動画の1つのフレーム画像内の画素において得られた動的視差 q の最小値と最大値を、 μ 、 γ とする。動的視差の性質より μ は Z_L に対応し、 γ は Z_N に対応するといえる。したがって、次の式が成立する。

$$Z_N = ae^{b\gamma}, \quad Z_L = ae^{b\mu}. \quad (4)$$

式(4)を a 、 b に関する連立方程式とみなして、これを解くと以下の関係式が得られる。

$$a = Z_L \frac{\mu}{e^{\gamma - \mu} \log \frac{Z_L}{Z_N}}, \quad b = \frac{1}{\mu - \gamma} \log \frac{Z_L}{Z_N}. \quad (5)$$

パラメータ a 、 b は事後的に定まり、したがって、パラメータ q_0 も事後的に $q_0 = -\frac{1}{b}$ として定まる。ここで、事後的という意味は、式(3)において、 μ 、 γ が動画の各フレームにおいて異なるためである。そこで、この事後的ということなくすため、optical flow 値の正規化を行うとする。すなわち、正規化とは、動画の各フレームで定まる optical flow 値 q がそのフレーム画像において、値域 $\mu \leq q \leq \gamma$ をもつとき、予めその値域を $\mu_0 \leq q' \leq \gamma_0$ と定めておき、得られた q を q' に次式で変換すればよい。

$$q' = \frac{\gamma_0 - \mu_0}{\gamma - \mu} q + \mu_0. \quad (6)$$

この正規化により、optical flow 値がカメラを搭載する移動体の移動速度による変動を取り除くことができる。4つのパラメータ、 μ_0 、 γ_0 、 Z_N 、 Z_L は事前に定められるので、パラメータ a 、 b も事前に定まり、距離関数 $z(q' : q_0) = ae^{bq'}$ も事前に定まる。ただ、この場合、距離値の範囲は事前に与えられているので、得られる距離は相対距離を表すことになる。絶対物理距離を計算するには別途「基準距離画像」という一種の

calibration を考えねばならない[18]。これについてはここでは触れない。

次に、動的視差法の処理段階を示す画像を図3に示す。

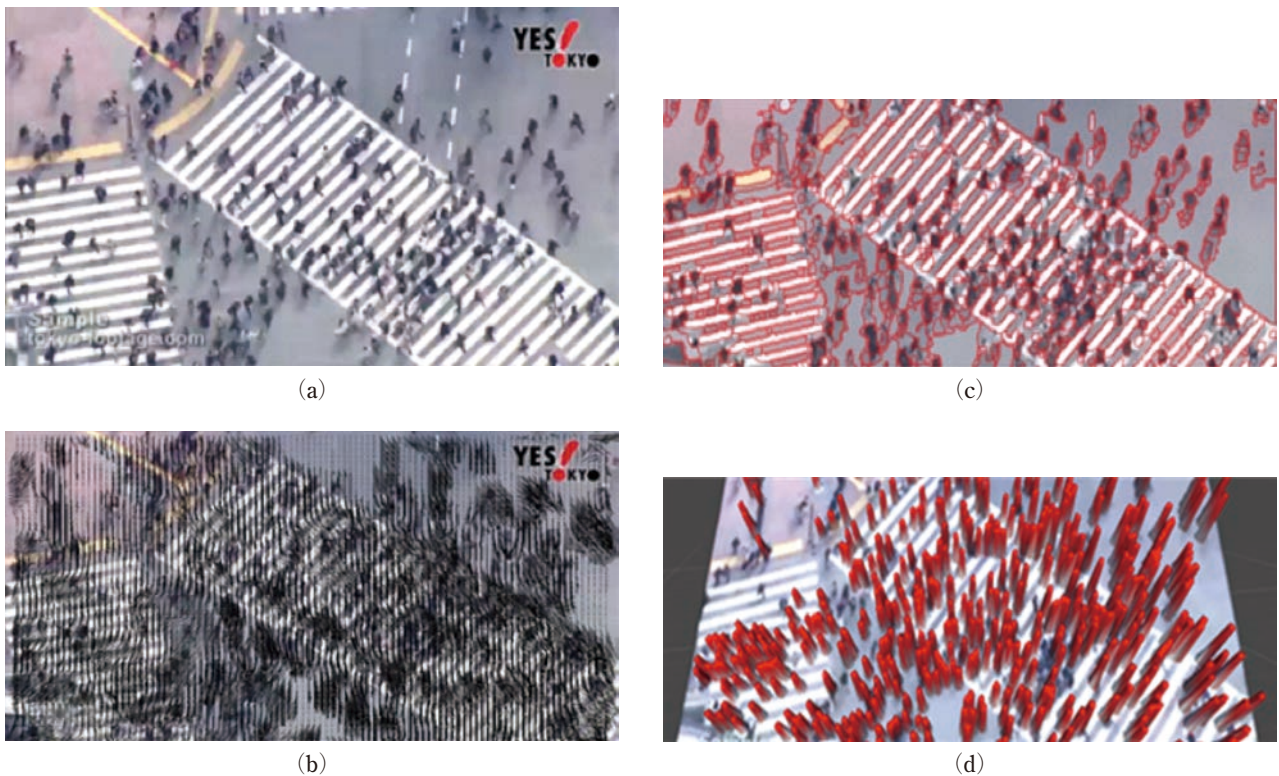


図3 動的視差法における処理段階を示す4つの画像

図3-(a)は、ドローン搭載カメラで交差点において上空から交差点を歩く人物群を対象にした撮影動画の1フレーム画像である。人物群のそれぞれの人物は任意の方向に移動している。カメラの移動方向も任意である。図3-(b)は図3-(a)の動画の1フレームとその1フレーム前の画像で計算される pixel-wise の optical flow のベクトルである。図3-(b)で、すべての pixel の optical flow ベクトルは見えにくくなるため表示されていない。動的視差法で使われるのは optical flow のベクトルの絶対値である。図3-(c)は、図3-(a)の画像を既存の mean-shift algorithm[11]で領域分割したものである。図3-(d)は、図3-(c)の領域ごとに、それに含まれる画素の optical flow 値の平均値を用いて、動的視差法の距離関数でカメラからの距離を計算し、その距離値 D と道路にあたる最大距離値との差分をとり、その値を域ごとに赤い棒で表示したものである。通常はこのような赤い棒で距離表示にすることはなく、すべての画素を RGB-D で表示する。図3-(d)において、一部、距離値がとれていない人物があるが、これは領域分割がうまくなされていないためである。領域分割を行わなくて、すべての画素で optical flow が計算されるので、それから距離計算を行えばこのような距離値がとれていない人物領域が生じることはない。ここでは分かりやすくするために、mean-shift による領域分割を行ったあとに、距離を計算している。一般に、任意の画像についても mean-shift による前処理としての領域分割を行うかは自明ではないが、mean-shift の領域分割は類似 texture の領域を抽出するので、mean-shift を用いるとよりスムーズな距離画像が得られるといえる。

5. いくつかの移動体による3D画像の例

ここでは、動的視差法による単一3D画像の再構成の例を示す。動的視差法では移動体によって撮影される動画を用いるので、再構成されるものは3D動画像である。しかし、3D動画像ではなく、その指定した

時刻の 3D 動画の単一フレームである 3D 画像を用いることもできる。図 4 では、移動体を人物として、手にカメラをもって動画をとったときのある時刻における RGB 画像（図 4-(a)）で示し、この画像に対応した 3D 画像を 3D viewer で見たときの 1 shot を（図 4-(b)）に示している。



図 4 人間を移動体として、花や木を対象物として撮影した動画の 1 フレーム画像（図 4-(a)）である。そのフレームとその 1 時刻前のフレーム画像の 2 枚の画像から再構成された 1 枚の 3D 画像を 3D viewer でみたものである（図 4-(b)）。

図 5 は、移動体をドローンとし、その搭載カメラによって動画像を取得し、これも同様に指定した時刻のフレームにおける 3D 画像を示している。図 5 の対象風景はカメラから遠距離にある風景である。動的視差法は、近距離であっても遠距離の風景であっても区別なく 3D 画像が再構成できる。また、室内、室外の区別はない。このとき、その単一 3D 画像は Unity などを使った 3D viewer で視点を変えてみることになる。また、3D 画像群を stitching 処理（貼り合わせ処理）[11]を行い、広域の 3 次元地図をつくることもできる。



図 5 ドローンを移動体として、大学公園風景を対象物として撮影した動画の 1 フレーム画像を図 5-(a) に示す。そのフレームとその 1 時刻前のフレームの 2 枚の画像から再構成された 1 枚の 3D 画像を 3D viewer でみるときのスナップ画像を図 5-(b) に示す。

6. 車載単眼カメラからの 3 次元動画の再構成

6-1 移動体を車とする場合の例

移動体を車とする場合、シーンの 3D 動画像の再構成は車の自動運転の技術とつながるといえる。「まえがき」にも述べたように、3D 動画像は視覚的距離の網羅性の高いものであり、動画の識別が、従来の RGB に基づく識別ではなく pixel-wise に RGB と距離が統合したものを使うアルゴリズムでなされる。また、pixel-wise の動き情報も併用し、自動運転の後段の処理につなげることができる。本稿では動画の識別については触れない。

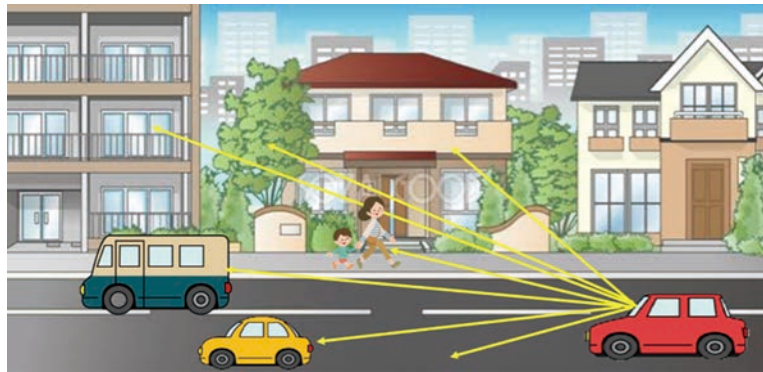


図6 車載カメラの各画素が検出する距離の対象物

図6で模式的に示すように、動的視差法が車載カメラからの動画から3D動画像の再構成するものは、動画中で **pixel-wise** に、1) 動くカメラから静止物までの距離、2) 動くカメラから動く対象物までの距離、3) 静止カメラから動く対象物までの距離、の3種類である。動的視差法はこれらの距離抽出を1つのアルゴリズムで行うものになっている。

さて、動的視差法を動画であるビデオを車載カメラから撮影し、これを3D動画像として動くシーンの再構成を考える。これは、ドローン搭載の単眼カメラで取得される動画からのシーンの3次元動画像の再構成を行う場合と同様である。異なるところがあるとすれば、車載カメラからの動画の3D動画像の再構成では、本稿では述べないが **calibration** [18]を行う。この **calibration** 処理を適用する前の上述の動的視差法はシーンの相対的距離の3D動画を再構成する。実際に得たいものはシーンのより正確な物理距離である。そのために、**calibration** では、カメラの道路から高さ、仮想物と呼ばれるものを設定する[18]。仮想物には、車載カメラの場合、仮想道路、道路の両側の仮想壁、道路の正面の仮想壁などがある。ドローンからの動画の場合、仮想道路は仮想地面として設定すればよい。このとき、車載カメラの場合、**calibration** の1つのパラメータとしてカメラの道路からの高さを指定するが、ドローンの場合はそれを地表からの高さとして設定すればよい。このドローンの地表からの高さが高度計で測定できない場合は、想定される地表からの高さの値を用いればよい。ドローンの場合、車載カメラの場合の仮想正面壁の設定に相当するものとして、ドローンの進行方向に現地点から最大の遠方距離に仮想壁の存在を仮定すればよい。

図7-(a)は、車載カメラの動画像中の1つのフレーム画像であり、図7-(b)はそのフレーム画像に対応した距離画像である。2つの画像では全ピクセルが対応している。再構成される3D動画像はカメラ撮影の動画に時間と全 **pixel** について対応している。ここで用いている動画はYoutubeから取得したものであるが[19]、この動画は極めて混雑した市街地において車載カメラから撮影されたものである。この3D動画像では自車のカメラから、先行車や自車を追い越す車、対向車や、歩行者、自転車などまでの距離が **pixel-wise** に良好に検出されている。距離検出精度については後に触れる。

動的視差法は動いている移動体に搭載されたカメラによる動画像を用いることを前提にしている。これは動的視差法が図1に示した動的視差の現象に基づいているためである。この前提は、ステレオ・ビジョンが通常は2つのカメラも、また対象物が静止していることを前提にしていることと対照的である。したがって、動的視差法が、カメラの搭載している移動体が動いていない場合にどのような距離検出をするかは重要なことである。これを議論する。

車が横断歩道などで停止している場合、カメラの撮影する静止対象物について、双方が静止している状態になる。このとき、静止対象物に属する画素には **optical flow** が発生せず、その値はゼロである。このときの検出距離は予め決められた距離区間の最大距離値をとる。この最大距離は通常大きな値となるため、距離画像の明暗画像では黒く表示されることになる。図8-(b)で空などに対応する部分が黒い表示となっている。



図7 車載カメラにおけるビデオ画像中の1つのフレームのRGB画像(図7-(a))と、その画面に対応する全画素の距離画像(図7-(b))を示す(明るいほど車載カメラに近いことを示している)。2つの画像間では、全ピクセルが対応している。



図8 移動体である車が停止した場合の動画の1フレーム画像(図8-(a))とその1フレーム前の画像によって得られる距離画像の1フレーム画像(図8-(b))を示す。

るのはその状況を示す。車が動いていても空などに属する画素点は極めて遠方にあるので、**optical flow** はほぼゼロとなり、同様に距離の明暗画像では黒く表示される。しかし、車の場合、車が停止してもエンジンを完全に停止しない場合、エンジンの振動によりカメラがぶれることにより、建物や木などの比較的近いものはその振動によるカメラの動きにより、**optical flow** が発生し、これによってカメラからの距離が計算される。この距離計算においては小さな **optical flow** 値の発生であっても、正規化処理によって、十分な値がとられることになる。エンジンが完全に停止している場合、いかなるシーンの静止物に属する画素には **optical flow** が発生しないので、その画素は最大距離を出力する。一方、カメラの前方で動く歩行者、自転車、道路を横断する車などは、それらが動くことで、**optical flow** の発生が十分あり、意味をもつ距離が計算される。移動体が人間である場合、保持しているカメラを意識的に動かさなくても、手ブレによるカメラの動きによって **optical flow** が発生し、それによって距離が計算されるが、これと類似のことが停止した車によるエンジンの振動によって生じるといえる。

6-2 距離検出の精度

3D 動画を評価は、その検出している距離の精度によって行われる。現在用いている動画は Youtube から取得したもので[19]、距離値についての **ground truth** のデータはない。それで、現在は **heuristic** に、すなわち定性的な検出距離の精度を評価するに留めている。特に、道路や建物、先行車、対向車、追い抜きの車、歩行者や自転車などの混在するシーンにおける距離の **ground truth** の作成は困難であるが、提案の動的視差法はこれらの複数の動的対象物が混在するシーンでの評価が重要であると考えている。より距離の正

確さを得るためのアルゴリズムの改良を現在進めている。現在は自車の全面1 m以内の程度の距離から100 m以上の距離までを距離の **dynamic range** としているが、走行する車の近距離における車や歩行者などに制約された画像領域における距離精度の向上などに意味があると考えている。

図9-(a)の6つのサンプル点(赤の小さな点で示している)はそのサンプル点で抽出される距離値を示している。このサンプル点の中で、直感と異なるところは「横断歩道」が462.8 [cm] となっているところである。この値は他の5つのサンプル点の距離値と比較すると、実際より近い距離値を示しているように見える。このように現在ではまだ不自然な距離値を示すところが皆無ではなく、補正の処理アルゴリズム[17]を必要としているといえる。また、画面右方の対向車の距離は実際よりカメラに近い距離値を検出する。これは前方に進行する自車の速度と対向車の手前にくる速度は加算され、これにより **optical flow** がより大きな値を発生するためである。この影響は高速の対向車でもないかきり、大きく影響しないが、このような効果が存在することは注意する必要がある。一方、前方にある先行車については、速度の方向が自車と同一方向であることによる **optical flow** の大きさの減少があることも考慮する必要がある。

一方で、厳密な精度を要求されない応用もありえる。例えば、3D動画の配信サービスや、ARなどの3Dデータ空間の作成など、実際の利用において人が許容できる誤差の範囲があり、その状況では現在の精度でも実用に供することができる。



図9 車載カメラからの動画像の1つのフレーム画像の6つのサンプル pixel の位置を赤の四角で示し、この6つのサンプル pixel において検出されたカメラからの距離を cm 単位で示す(図9-(a))。図9-(a)の6つのサンプル点におけるカメラからの距離値は、図9-(a)の画像のすべての pixel において検出された距離値の明暗画像表示である図9-(b)の赤い四角のサンプル点のものである。

6-3 3D 地図作成について

この3D動画像を使つての3次元地図の作成も重要な応用である。現在でも Lidar を使つての3D地図はつくられている、その多くは上空からみた3次元地図である。道路を走行するときにみえる道路の左右の商店街や前方シーンに見える信号や看板をも示す3D地図ではない。動的視差法では、道路前方シーンと道路側面の商店街などの3次元表現を含む3次元地図の作成も可能となる。3D動画のフレーム間で、建物などの静止物までの距離から自車の移動距離を計算し、その移動した位置に、フレーム距離画像について、RGB画像をまず射影変換し、同時にすべての pixel のカメラから距離値 D について、 $D \sin \theta$ と変換する。このとき、 θ はカメラ面に垂直の前方方向と仮想光源[4]がカメラ画像の pixel を通る光線のなす角である。これらの変換後に、RGB-Dの3D画像をつなぎ合わせる stitching 処理を行うことで上記の3次元地図が作成できる。通常の2つの画像の stitching 処理[11]はRGB画像に限定されているので、これに距離情報 D を加えての4次元のパラメータをもつ stitching 処理を必要とする。また、ドローンの飛行については、3D動画像から飛行可能な3次元空間を実時間で構成する利用法がある。

7. アルゴリズムの実装

単眼カメラの動画を対象にする動的視差法は、PC 内部で動くソフトウェアのみで実装される。動画のサイズを 940×540 (pixel) とするとき、必要なメモリーは 150 M であり、計算時間は 1.7 s/frame である。ここで計算時間の 50% 以上は前処理である mean-shift 計算に要している。ビデオレートの実時間処理とするには、FPGA を用いる、Nvidia などの高速処理装置を用いる、全体の画像サイズの小さくする、対象画像領域を限定する、フレーム間隔を間引くなどの扱いが必要となる。

8. おわりに

本稿では、人物、車、ドローンなどの移動体に搭載した単一カメラの動画から 3 次元の動画を再構成する手法「動的視差法」の提案とその実験結果を示した。従来研究では、DL のような帰納的手法で研究が試みられているが、提案手法は演繹的手法であり、いかなる学習処理を必要としないものである。提案手法のアルゴリズムは、本稿で示したように極めて簡単であり、その実装も容易である。現在、距離推定の精度の向上を鋭意進めており、その利用範囲の広がりを期待している。

謝辞 動的視差法の実装において、会津大学生の影山琢馬君には貢献を頂きました。深謝します。

文 献

- [1] <http://www.slideshare.net/yuhuang/visual-slam-structure-from-motion-multiple-view-stereo>.
- [2] 遠藤智則：“Google が深層学習ベースの単眼 SLAM 技術で革新”，*NIKKEI Robotics*, No. 48, pp. 5-13, July, 2019.
- [3] 岡 隆一：“3D スマホのソフトウェアによる実現”，JST 新技術説明会，会津大学，2019.3.14.
- [4] 岡 隆一：“載単眼カメラからの 3 次元動画の再構成と相対距離特徴抽出”，JST 新技術説明会，会津大学，2019.12.17.
- [5] 岡 隆一：“動画距離算出装置および動画距離算出プログラムを記録したコンピュータ読み取り可能な記録媒体”，国際出願，PCT/JP2019/13289，2019.3.27.
- [6] 岡 隆一：“画像距離算出装置および画像距離算出プログラムを記録したコンピュータ読み取り可能な非一過性の記録媒体”，米国出願番号，15/752,892，2018.2.15.
- [7] 岡 隆一：“画像距離算出装置，画像距離算出方法および距離算出プログラム”，特願 2016-170795，2016.9.1.
- [8] 岡 隆一：“動画距離算出装置および動画距離算出プログラム”，特願 2019-30904，2019.2.22.
- [9] R. Oka and K. Hata：“Reconstructing a moving 3D image from video captured by a forward-moving camera”，*MIRU2018*, PS3-1, August, 2018.
- [10] <https://en.wikipedia.org/wiki/Parallax#/media/File:Parallax.gif>.
- [11] <https://opencv.org/>.
- [12] Y. Lu, J. Z. Zhang, Q. M. J. Wu, and Z.-N. Li：“A survey of motion-parallax-based 3-D reconstruction algorithms”，*IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics, Part C: Application and Reviews*, Vol. 34, No. 4, pp. 532-548, 2004.
- [13] Y. Furukawa and C. Hernández：“*Multi-View Stereo: A Tutorial*”，*Foundations and Trends in Computer Graphics and Vision*, Vol. 9, No. 1-2, pp. 1-148, 2013.
- [14] 鳥居秋彦，岡谷貴之，延原章平：“多視点 3 次元復元の研究動向”，情報処理学会研究報告，Vol. 2011-CVIM-176, No. 1, 2011.3.17.
- [15] V. S. Nalwa：in Chapter 8 of *A Guided Tour of Computer Vision*, Addison-Wesley Publishing Company, 1993.
- [16] 山本正信：“連続ステレオ画像からの 3 次元情報の抽出”，電子情報通信学会論文誌 D，Vol. J69-D, No. 11, pp. 1631-1638, 1986.
- [17] T. Zhou, M. Brown, N. Snavely, and D. G. Lowe：“Unsupervised learning of depth and ego-motion from video”，*CVPR 2017*, 2017.
- [18] 岡 隆一，畠 圭介，橋本康弘，奥山祐市：“補正距離算出装置，補正距離算出プログラムおよび補正距離算出方法”，特願 2019-217358，2019.
- [19] <https://www.youtube.com/watch?v=Mvarj8Hq75U>.



岡 隆一

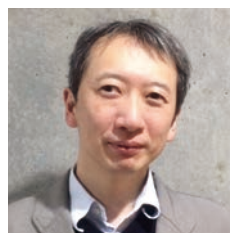
会津大学コンピュータ理工学部。
会津大学学長。主たる業務歴：通
産省工業技術院電気試験所，電子
技術総合研究所，産総研研究員，
(国家プロジェクト) Real World
Computing Project に参画，会津

大学教授。E-mail: ryuichi.oka@gmail.com



橋本 康弘

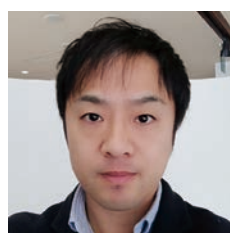
会津大学コンピュータ理工学部上
級准教授。研究歴：数値流体解
析，複雑ネットワーク，計算社会
科学。



奥山 祐市

会津大学コンピュータ理工学部准
教授。研究歴：2002年～2005年
NTT 未来ねっと研究所にて動的
再構成可能なデバイスの研究に従
事。2005年～現在 会津大学にて
FPGA を用いた各種演算の高速化

に従事。最近は特にドローン向け飛行制御の回路化とAI
カー向け推論エンジンの回路化に興味を持っている。E-mail:
okuyama@u-aizu.ac.jp



畠 圭佑

会津大学准教授。研究歴：スポー
ツ工学・人間工学（長岡技術科学
大学 2007年～2014年）。計算流
体力学（RMIT University 2012
年）。制御工学・画像処理（株式
会社会津ラボ 2014年～2019年）。

画像処理・ビッグデータ解析（会津大学 2019年～現職）。
E-mail: hata@u-aizu.ac.jp

欧州のドローン運行管理システム研究開発動向から

中村 裕子*¹

東京大学スカイフロンティア社会連携講座*¹

ドローンの高度な利用—例えば目視外飛行 (BVLOS: Beyond Visual Line of Sight) など—やドローンの利用のスケール化に必要、と、ドローンの運航管理 (UTM: Unmanned Air System Traffic Management) システムの研究開発が国内外で活発に行われている。シングルヨーロッパアンスカイ航空管制研究共同実施機構 (SESAR: The Single European Sky ATM Research Joint Undertaking) は、欧州において、ドローン社会の安全な発展のための一連の研究 (UTM と呼ばず U-Space と称している) を取りまとめている。UTM (または U-Space) は、新しい世界観の実現であり、企業間の競争はもちろん重要であるが、安心安全の実現のための協調が企業を超え国を超えて必要だ。我が国のドローンの環境整備及び産業競争力向上に資する示唆を導き、また今後の国際協力のため、SESAR の一連の活動の最新成果物に注目し、議論する。

SESAR U-SPACE Project Overview

Hiroko Nakamura*¹

Sky Frontier Research Initiative, University of Tokyo*¹

Unmanned Air System Traffic Management (UTM) is considered necessary to scale the use of UAS and Urban Air Mobility (UAM) around the world. Single European Sky ATM Research Joint Undertaking (SESAR) run multiple R&D projects to obtain knowledge for building blocks to enable UTM (they call U-Space and there are some difference of notion between UTM and U-Space). Based on SESAR's recent publication and the presentation at a workshop in Tokyo in November 2019, I discuss what we can learn from them to enable UTM in Japan.

Keywords: UTM, U-Space, NEDO Dress Project, UAM

1. はじめに

例えば建築現場管理のデジタル化、災害時の一早い被害情報の把握や、医療現場での緊急物資の輸送など、ドローンがもたらし得る経済・社会的価値への期待は未だ高い。空撮や農薬散布などすでに広くドローンの活用が始まっているが、事業性や社会的便宜上を高めるため更なる高度な利用—例えば目視外飛行 (BVLOS: Beyond Visual Line of Sight) や第三者上空、高密度利用や大型化、さらには人を乗せる“パッシェンジャードローン”など—を可能にすべく、制度設計や技術開発などの環境整備は国内外で活発だ。

米国の UTM は、NASA が世界に先駆け UTM 研究に取り組んだことから情報を得る機会が多いが、U-Space と称する欧州の UTM 領域の日本語での情報は少ない。欧州域内の競争力をあげようと米国との競争・差別化を意識しながら取り組んでいる、欧州の動向の把握と、今後の日本の国際連携の可能性の模索も

期待して、以下に、U-Space の最新動向をまとめ、議論することとした。

2. SESAR と U-Space

2004年に欧州連合（EU: European Union）が立ち上げたイニシアティブ—シングルヨーロッパアンスカイ（SES: Single European Sky）—は非効率化かつキャパシティーの限界をむかえている欧州の航空交通網を再構築し、キャパシティーを3倍に、安全性を10倍に、環境負荷を-10%に、そして航空交通管理（ATM: Air Transport Management）のコストを半減させようという野心的なイニシアティブだ。そして、シングルヨーロッパアンスカイ航空管制研究共同実施機構（SESAR: The Single European Sky ATM Research Joint Undertaking）は、目標実現のための技術開発を担うものとしてSESと同時に立ち上げられたプロジェクトであり、その後2007年に改めて官民のパートナーシップ組織として設立された。SESARの予算（例えば2016-2024年のSESAR 2020プログラムの予算は16億ユーロ）は、EU、EUの専門機関の一つである欧州航空航法安全機関（Eurocontrol）、そして航空機メーカーや管制業務提供機関（ANSP: Air Navigation Service Provider）などのパートナー企業から出されている[1]。

一方、近年のドローン活用による経済成長への社会の期待への高まりに押される形で、2016年11月に欧州航空安全機関（EASA: European Aviation Safety Agency）とポーランド当局共催で開かれたドローンに関するハイレベル会議において、“早急に‘U-Spaceのコンセプト’に取り組むことが重要”とするワルシャワ宣言が出された。なお、EASAは、EUの専門機関の一つであり、民間航空機産業の安全に関する分野での各種業務を行う（欧州における航空局とも言える）組織である。そして、U-Spaceとは、米国で2012年ごろから立ち上がっているUTMに近いものだが、SESAR代表のGuillermé氏によれば、“低高度の空に限らない（安全で効率的でセキュアな）空（への多数のドローンのアクセスを支える）の（高度のデジタル化および自動化された）サービスの集合体（図1）”であり、単なる低高度空域の管制システムではないと、UTMとの概念の違いを強調している[2]。

U-Spaceの具体化・実装について、SESARは2017年に“U-Spaceの青写真（blueprint）”を発行していて、その中で、U1-U4の4段階にU-Spaceの発展を定義して、現在は安全性などの懸念から禁止されている、または厳しく制限されているドローンのオペレーションの幅を広げるために段階的にサービスを提供していく計画であると述べている（図2）。U1段階ではU-Spaceの基礎となるサービスの提供を、具体的には、電子的なドローンの登録、飛行するドローンを特定するアイデンティフィケーション、そして飛行空域の管理に利用できるジオフェンスのサービスの提供を目指す。U2段階では初期サービスとして、ドローンの飛行管理を支援するサービス（飛行計画、飛行承認、追跡、空域の動的情報提供、従来の管制との手続的なインターフェースなど）の提供を目指す。U3段階では、密度高くドローンが飛行する空域環境を想定し、



図1 U-Space 概念図[2]

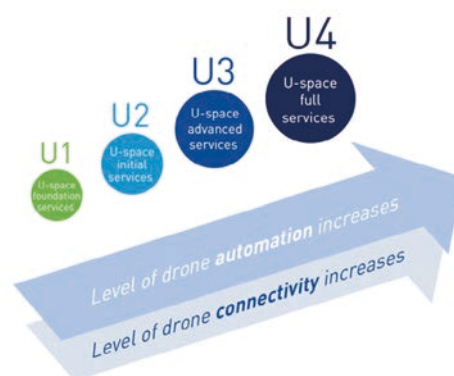


図2 U-Space のロードマップ[3]

キャパシティー管理や衝突懸念の検知支援などの観点で U2 の飛行管理サービスをさらに進化させたサービスの提供を目指す。U4 段階ではドローンとサービスの集合体である U-Space が、自動化・コネクティビティー・デジタルゼーションの点で高度に進化し、有人機の運航に対しても統合されたインターフェースを有し、高い運航キャパシティーを実現できる段階を示している [3]。

SESAR はその blueprint が発行された 2017 年以降、U-Space のアーキテクチャを含むコンセプトオペレーション (ConOps) を議論するプロジェクトと、U3, U4 を可能にするための高度自動化・航空システム・地上システム・データリンク・ドローン情報管理・セキュリティに関するプロジェクトを合計 9 つ、U2 レベルのデモンストレーションを 10 プロジェクト¹ これまで立ち上げている。それらの結果を踏まえて、SESAR は、2020 年 3 月までに、U1・U2 の適切な展開に向けて標準化や規制化に関する提案と、U3・U4 に向けた今日ある技術とあるべき姿のギャップの把握と将来の研究開発の計画を行う予定だ。

3. ConOps

CORUS (CORUS: Concept of Operations for European UTM System) プロジェクトは、空港付近を含む低高度空域での、ドローンの安全で環境やプライバシーに配慮したオペレーションに必要なルールや規則、サービスを検討しまとめたものを、これまで三版発行している。2019 年 9 月に公開された第三版 [4] では、U-Space において、提供されるサービスや、利用の際にオペレーターに課せられるリクワイアメント等が異なる 3 種の空域 X/Y/Z を定義している (表 1)。

空域 X は、空中や地上の第三者へのリスクが低い空域であり、目視での飛行 (VLOS: Visual Line of Sight), または補助者の目視内の飛行 (EVLOS: Extended Visual Line of Sight) が容易に飛行できるエリアだ。U-Space からは、飛行経路などのコンフリクトを解決するようなサービスは提供されない。ドローンのパイロットが衝突回避の責任をもつ。例えばホビードローンなどは空域 X で楽しむこととなる。BVLOS の飛行も不可能ではないだろうが、目視で飛ばしているような他のドローンとの衝突回避を自ら行う必要があり、容易ではない。

空域 Y は空域 X よりリスクの高い空域であり、U2 段階のサービスが提供され得たときに運用可能になる空域である。空域 Y の運用の訓練を受けたパイロット、承認された飛行計画、U-Space に接続された遠隔操縦基地 (remote piloting station), 位置情報の報告が可能な機体と遠隔操縦基地が、その空域利用のリクワイアメントになり、U-Space のサービスが、安全な VLOS, EVLOS そして BVLOS 飛行をサポートする。

空域 Z は、従来の航空管制 (ATM), または無人航空管制 (UTM) に管理されるかで Za と Zu に分けられ、Za はすでに運用可能、Zu は U3 段階以降に運用可能となる空域である。空域 Z の運用の訓練を受け、承認された飛行計画、U-Space に接続された遠隔操縦基地、位置情報の報告が可能な機体と遠隔操縦基地が、その利用のリクワイアメントになる。さらに、衝突回避のための DAA システム他の技術的リクワイアメントも課せられるだろう。この空域では、リスクに対処するサービスが空域 Y 以上に提供されるため、より高密度、安全に、VLOS, EVLOS, BVLOS, そして自動ドローン飛行を行うことができるようになる。

CORUS がまとめた ConOps 第三版ではこの他、ドローンの安全な運行のスケール化を支えうる各種サービスの詳細や、欧州が制度設計のベースとしている 3 つの運用リスクに応じた分類—“Open” “Specific” “Certified”—に対しての U-Space の位置付けなどが説明されている他、過去の版では、U-Space のステークホルダーの整理や (第二版) [5], ドローンの想定されるミッションに対して U-Space のユースケース (第一版) [6] が記述されており、将来の U-Space/UTM の絵姿を想像するに貴重な資料で、是非読んでもらいたい。

¹ 紙面の都合上からこれらのプロジェクトの概要をまとめたものを <https://www.skyfrontier.t.u-tokyo.ac.jp/#download> に掲載。総額 3000 万ユーロ程度で、その 6 割が欧州より支出されている。

表 1 U-Space のサービスと空域別の利用のされ方[4]

	サービス	空域 X	空域 Y	空域 Z
U1 段階	登録	義務	義務	義務
	電子的アイデンティフィケーション	義務	義務	義務
	ジオウェアネス（その地域の飛行制限情報の提供）	義務	義務	義務
U2 段階	ドローン飛行情報管理（ジオフェンスや飛行計画に関するサービスに情報を提供）	義務	義務	義務
	インシデント／アクシデント報告	義務	義務	義務
	位置情報報告	義務	義務	義務
	追跡	推奨	義務	義務
	ドローン運行計画の処理（関係する当局との権限ワークフローや、ダイナミックに変化する空域も考慮）	利用可能	義務	義務
	緊急時管理	利用可能	義務	義務
	モニタリング	利用可能	義務	義務
	航空管制との手続きのインターフェース	利用可能	義務	義務
	戦略的コンフリクト解消（飛行計画時にアドバイス）	無し	義務	義務
	交通流情報	利用可能	義務	利用可能
	天気情報	利用可能	利用可能	利用可能
	地形情報	利用可能	利用可能	利用可能
	人口密度地図	利用可能	利用可能	利用可能
	電磁干渉情報	利用可能	利用可能	利用可能
	ナビゲーションカバレッジ情報（地上や衛星の航法インフラの利用状況による）	利用可能	利用可能	利用可能
通信カバレッジ情報	利用可能	利用可能	利用可能	
U3 段階	航空管制との協力的インターフェース（ドローンが管制空域の場合に、遠隔パイロットと航空管制間の言葉やテキストのコミュニケーションをより効率的にサポート）	利用可能	義務	義務
	ダイナミックキャパシティ管理	無し	推奨	義務
	戦術的コンフリクト解消（飛行中にチェックを行い、必要があればスピードや硬度などの変更を指示）	無し	無し	義務

4. アーキテクチャ

SESAR は、blueprint や ConOps の他に、SESAR の各種プロジェクトやその先の U-Space を実装していく関係者が U-Space の理解を同じくしていくために、アーキテクチャに関する原則をまとめた。Guillermet 氏によれば、現プロジェクトでも複数の考え方があり、一つにまとめていくのは難しく、また技術の進歩を考えれば現在一つにまとめてしまうのも適切ではないという。今回の発行も、タイトルを initial view（初期の見解）とし、定期的な更新をしていくとしている[7]。

図 1 に、‘U-Space の原則’、あるべき姿が書かれている。サービスオリエンテッドなアーキテクチャで、再利用や代替が可能なモジュラリティを持つ。当然ながら安全が最重要で、しかし次世代の航空情報共有基盤（SWIM: System Wide Information Management）原則をベースとした標準化されたインターフェースを持つオープンアーキテクチャ、標準ベースで、地域を限らない相互互換性も保持。変化し続ける技術を鑑み、プラットフォームや言語等に依存せず、それ自体が進化できるもので、有人機の従来の管制とは異なり

自動化/デジタル化が進む。多様な仕様を可能とし、事業や規制フレームワークにも依存せず、高いセキュリティも示すものであるべきとされている。

こうした U-Space の原則の下にも、複数の U-Space のアーキテクチャが考える。initial view でも、解像度の異なる 4 つのアーキテクチャが紹介されている。フィンランド/エストニアで行われている SESAR 実証プロジェクト GOF USPACE (図 3)、SESAR の枠組みとは異なるスイスの U-Space (図 4)、スペインで行われている実証プロジェクト DOMUS、そしてベルギーで行われている実証プロジェクト SAFIR だ。ここでは GOF USPACE のものとスイスの U-Space のものを紹介するが、原文に従って、言葉の統一をあえて行っていない。まとめていくことが難しいという Guillermet 氏の言葉通りの initial view である。

GOF USPACE は、そのアーキテクチャの説明にあたり、国際民間航空機関 (ICAO: International Civil Aviation Organization) が推奨する SWIM の概念を強調する。ANSP が航空管制と運航管理統合システム (FIMS: Flight Information Management System) を有し、他の ANSP の FIMS との連携や、当局とのやりとりを行う。ドローン事業者は、運航管理サービスプロバイダー (USSP または USP: U-Space Service Provider) のサービスを通して、ANSP と繋がり、ANSP と USP 間での情報の交換に当たっては、テンプレートや計算時間、間隔維持のロジックなどの標準化が行われる。アプリケーション側のサービスが正当な応答をしているか発見するサービスディスカバリ (Service Discovery) やサービスデレゲーション (Service Delegation) については、FIMS がデザインタイムやランタイムの情報、よく定義されたデレゲーション手順を含むサービスレジストリーを提供する。可能な限り自動化し、必要な部分にのみ人が介入するという。

スイスの U-Space アーキテクチャーでは、分散型のサービスをシームレスに提供する、そして U-Space と従来の ATM が補完関係 (GOF USPACE と違い、FIMS は ANSP の傘下ではない) となり間でやり取りが行われると強調している。ドローン事業者は独自または複数から選択した運航統合管理機能や情報提供機能にそれぞれ接続 (GOF USPACE の説明では必ずしも二つの機能が存在するとは言及していない) し、ドローンの運航に必要な情報を取得する。また、他のドローンとの衝突などを防ぐため、飛行経路などの情報を運航統合管理機能に提供する。FIMS は ANSP の持つ一連のシステムの外に位置し、他国の FIMS と連携する他、FIMS の中に登録システムを持ち、国際的な登録ネットワークとつながっている。FIMS には産業 USP と、当局の USP が紐づけられる。産業 USP はドローン事業者に対して、安全・セキュリティ・その他ドローン事業に関するサービスを提供する。当局 USP も同様のサービスを有するが、その他情報へのアクセス権や空域管理、登録の検索などの特権を有する。FIMS が U-Space の参加者全てのゲートウェイとなり、状況把握のメカニズムを提供する。同じ空域に複数の USP が存在し、異なる USP 下の異なるドローン事業者のドローンの利用がコンフリクトする可能性がある。そこで “InterUSP” というプラットフォーム上で、飛行意図やその他の情報を交換し、コンフリクトの解消や交渉を効率的に行っていく。このプラットフォームでは、プライバシーやデータ保護の観点から共有された情報を保存しないという。

U-Space の実現に向けたシステムアーキテクチャは、未だ一つの解に到着していない。それぞれ提案され

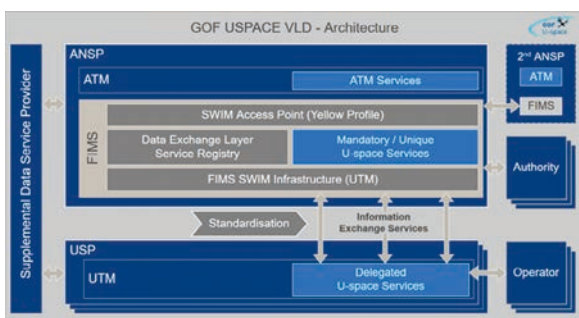


図 3 GOF USPACE アーキテクチャ [7]

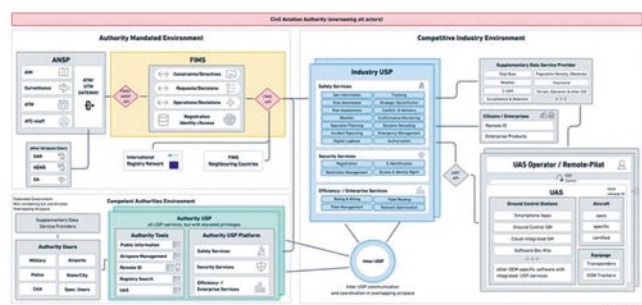


図 4 スイス U-Space のアーキテクチャ [7]

ているアーキテクチャが全く異なり融合が難しいというよりは、実世界の仕組みに落とし込むにはまだ技術成熟度が不十分であり、さらに各国の航空システムが異なる中ですり合わせていくに十分な議論をステークホルダー間に持っていないためだ。Guillemet氏によれば、各国別々のアーキテクチャを採用してしまうと、各国のマーケットの大きさは十分でなく、欧州としての産業競争力に懸念が残る。しかしながら、繰り返しになるが、一つに決められるような技術成熟度ではない。システム間の互換性は、標準化が鍵となる。同じ空域に、複数のUSSPが存在することは、サービスプロバイダー間での競争を促し、効率化を進めるためにも、推奨されることであろう。しかし、現在の技術でもたせうる安全レベルは、SESARの実証などを見ていると、従来の航空管制という安全レベルとギャップがあり、リクワイアメントとして欧州関係機関に助言していく予定という。

5. デモンストレーション

PODIUM (Proving Operations of Drones with Initial UTM) プロジェクトは空港を含むデンマーク、フランス、オランダの5つの場所で3月から6月までBVLOSを含む18の運用シナリオ、73の実証試験飛行を行った[9]。本節でSESARデモンストレーションの一例として紹介したい。

実証試験を行うにあたり、PODIUMは既存のシステムとネットワークを最大限利用したという。UTM開発の代表的な企業の一つであるUnifyはオープンクラウドアーキテクチャのUTMシステムに、当局や航空管制官などが利用するもの、ドローン事業者が利用するもの、ドローンのオペレーターでもレジャー目的ドローンを飛行させる人たちに向けたものの3つのインターフェースを用意した。またAirbusは、ドローンの交通状況の提供をUTMの事業者提供する様々な検知器/センサーを統合した監視システム (URTAS; U-Space surveillance Tracker And Server) や、UTMとATMの交通情報を同じディスプレイに表示するシステム (CWP; Control Working Position) などを用意した。EUROCONTROLは管制に利用している監視システムARTAS (ATM surveillance Tracker And Server) をPODIUMプロジェクトに利用できるようにした。その他、ドローンの位置情報には、セルラーネットワーク、衛星Lバンド、そしてADS-Bを利用した。

実証試験飛行、および、その後のアンケート結果を踏まえてPODIUMは次のステップとして表2のような推奨を行っている[8]。

U-Spaceは、デジタルな管理と時事刻々と環境変化する実世界での飛行、さらにその運航者と、デジタル化が進んでいない有人機の(広義での)システムを横断するもので、元来、非常に難しい。ヒューマンファクターを考慮したインターフェースの設計や外部システムとの接続など、表2に上げられた多くは、わが国でも、ドローンの安全な社会実装に向けたシステムの構築に向けた基礎研究や要求性能の設定などで大変参考になる示唆である。PODIUMが発行しているデモンストレーションレポート[9]、さらにデモンストレーション中に行ったU-Spaceシステムのヒューマンファクターに関する研究レポート[10]と合わせて、国内の関係者と読み込んで、同様の検討を進めていきたい。

6. おわりに

ドローンの活用には社会が注目して数年経った。安全性への懸念から、または信頼性獲得のためその基準づくり含めて未整備な部分が多く、まだまだ思ったほどの活用がされていないのが現実だ。いつどこまで普及するのか、不確実さが多い中、欧州では、2節で触れたようなワルシャワ宣言などにより、トップレベルで、高度に自動化された新しい空の世界観U-Spaceというビジョンを示し、そのようなU-Spaceの具現化に必要な法整備や研究開発が欧州域内で進むよう、4節に触れたサービスの原則や3節のConOpsなどの発表、さらに、まだまとまっていない中でも4節のアーキテクチャを積極的に発行している。不確実さを少しでも解消し、欧州域内で産官学からドローンの環境整備への人や資金の投資の方向づけと持続拡大を促し、他国に

表2 PODIUM リコメンデーション

1. U-Space システムの、各国の操縦者やドローンの登録、飛行許可のシステムとのシームレスおよび自動連携
2. 低高度のドローン運航に必要な飛行情報と、関係するオーソリティの定義（NOTAMS のドローンの運用への適性も評価すべき）
3. ドローン運航者、管制官等に向けた U-Space ヒューマンマシンの最適化（ユーザビリティ/アクセシビリティ）
← U-Space の利用者満足度は、ヒューマンマシンインターフェースのユーザビリティ、アクセシビリティに強く依存するというアンケート結果。必要なサービスはシングルアクセスポイントで取得できる、強いインターオペラビリティを強く望む声があった。
4. 飛行準備中の状況把握の強化（飛行経路のコンフリクトの扱いやノーフライゾーン）
5. 飛行実施中のドローン事業者のための状況把握の強化（自機他機の情報、飛行禁止エリア、想定外のイベントに関する情報のモバイルアプリでの提供など）
6. フライトクルーと管制との信頼できる通信のための調整プロシージャー作成やフレーズの共有化
7. 管制空域に入る際のドローンの運航プロシージャーの定義と、混雑や、緊急着陸、装備品の不具合などの異常事態におけるプロシージャーの作成←ワークロードを減らし、また管制の電波を占有しないよう、自動メッセージシステムを強く望む声がドローン事業者や管制官から上がった。自動メッセージシステムがない場合には、明確な R/T 通信のプロシージャーや **phraseology** が、パイロットと管制官/管制監督管との間で必要だとのこと。さらに、複数のドローンを巻き込んだ“想定外のシナリオ”に人である監督官が対応するのは難しいため、ルールベースの自動管制官が必要である。
8. トラフィックが増加/複雑になった際での U-Space の性能の確認
9. U-Space が信頼できる最新の航空データ/国や地方の登録データやルールなどにアクセスできることを保証（オープンソースではなく、オフィシャルなデータを利用すべき）
10. どのドローン追尾方法が必要かというオペレーションのエリアを決定し、追尾手段の最低基準（精度、アベイラビリティ、RF インターオペラビリティ）を定義（追尾手段の標準化を前に進め、認証可能な低い出力のデバイスを許す）
←実証実験中、水平方向垂直方向の精度の問題や追尾シグナルの入手の問題に何度も遭遇した
11. U-Space のレベルを定義するために空域アセスメント
12. 有人の管制空域環境の外で、自動の飛行承認を最大限あげられるような規制フレームワークの構築

負けない社会システムを実現しようとしている気概が感じられる。我が国でも、ドローン、特に UTM の法整備や研究開発の産官学の関係者で、2017年ごろから、日本から発信したい新しい空の世界観を“COMMON SKY”と名付けて議論をスタートしている[11]。COMMON SKY では

- 高密度の利用ニーズが予想される大都市上空を、安全・効率的・そして身近に利用できるよう、空のユーザー間において計画段階から念密に調整・協調していく。
- 例えば日本の電車、山手線のように、高度に体制化、自動化を計ることで、ユーザーにとって信頼され、煩雑とは感じず身近に利用される仕組みを目指す。

とし、そのような協調の仕組みづくりを、ドローンとその運航者間を対象に始めようとするもので、まだ準備段階のため広くは活動していないが、今後の発展を応援してほしい。

また、U-Space プロジェクトでは、ATM との統合を強く意識した研究が多くなされている。日本のプロジェクトとは異なるところだ。一方で、福島ロボットテストフィールドを拠点として、2019年複数の USSP を FIMS のもとにつなげ、様々なドローンのオペレーションを模擬して試験を行なった新エネルギー・産業技術総合開発機構（NEDO: New Energy and Industrial Development Organization）プロジェクトのその連携や規模感は、SESAR から関心を得ている。UTM/U-Space は、先にのべたように新しい世界観の実現であり、企業間の競争はもちろん重要であるが、安心安全の実現のための協調が重要である。協調の手段の一つが標準化であり、例えば、実際の地域での飛行試験を行う U-Space の一連の研究開発プロジェクトと、福島ロボットテストフィールドなどシミュレートされた場で試験する日本の関連プロジェクトの間に共通するプロ

トコルを作成し、同じ観点でデータを取得、総合して分析していくことで、システム構築に必要な指標の開発などを目指すことは、世界のドローン社会の安心安全に非常に寄与できることだと考える。筆者は、SESAR 等世界の UTM/U-Space 研究機関との連携を深め、そうした連携体制の実現に取り組みたいと考え、実際の提案をはじめたところであり、今後、皆様のご協力のもと、同紙面で進展の報告をできる日を目指し尽力したいと強く思っている。

文 献

[1] SESAR : “SESAR Overview”, <https://www.sesarju.eu/U-space>.

[2] F. Guillermet : “SESAR Update”, JUTM SESAR ワークショップ (2019/10/29), 東京大学, 東京.

[3] SESAR : U-space Blueprint, the European Union, 2017, <https://www.sesarju.eu/sites/default/files/documents/reports/U-space%20Blueprint%20brochure%20final.PDF>.

[4] CORUS : “Intermediate Concept of Operations for U-Space, Edition 3”, 2019, https://www.sesarju.eu/sites/default/files/documents/u-space/CORUS_Intermediate_ConOps.pdf, pp.1-23.

[5] CORUS : “Intermediate Concept of Operations for U-Space, Edition 2”, 2019, https://www.sesarju.eu/sites/default/files/documents/u-space/CORUS_Intermediate_ConOps.pdf, pp.1-90.

[6] CORUS : “Intermediate Concept of Operations for U-Space, Annex, Use Cases Edition 1”, 2019, https://www.sesarju.eu/sites/default/files/documents/u-space/CORUS_Intermediate_ConOps.pdf, pp.1-17.

[7] SESAR : “Initial view on Principles for the U-space architecture”, the European Union, 2019, <https://www.sesarju.eu/sites/default/files/documents/u-space/SESAR%20principles%20for%20U-space%20architecture.pdf>

[8] P. Alty and A. Sobchenko : “PODIUM conclusions & recommendations”, PODIUM dissemination event (2019/10/17), Brussels.

[9] PODIUM : “PODIUM Demonstration report for VLD”, 2019, [https://www.sesarju.eu/sites/default/files/documents/projects/783230_D1_2_PODIUM_Demonstration_Report%20\(1_0\).pdf](https://www.sesarju.eu/sites/default/files/documents/projects/783230_D1_2_PODIUM_Demonstration_Report%20(1_0).pdf), pp.1-92.

[10] PODIUM : “PODIUM Demonstration report for VLD – Part IV- Human Performance Assessment Report”, 2019, [https://www.sesarju.eu/sites/default/files/documents/projects/783230_D1_2_PODIUM_Human_Performance_Assessment_Report%20\(1_0\).pdf](https://www.sesarju.eu/sites/default/files/documents/projects/783230_D1_2_PODIUM_Human_Performance_Assessment_Report%20(1_0).pdf), pp.1-38.

[11] H. Ushijima : “Welcome & Introduction”, GUTMA Asia-Pacific Conference 2018 (2018/3/22-23), Makuhari-Messe, Chiba.

Appendix 1 SESAR U-Space プロジェクト

プロジェクト名	エリア	取りまとめ企業, 機関, 予算	概要
AIRPASS: Advanced Integrated RPAS Avionics Safety Suite	U2/U3 機体システム	DLR; 2017 Nov-2020 Feb 126 万ユーロのうち 98 万ユーロが EU より	U-Space を可能にする機上システムのコンセプトや必要要件の研究開発。DAA など。標準化活動も見据える。
CLASS: Clear Air Situation for UAS	U2/U3 地上の技術	Airbus D&S; 2017 Jun-2019 May 91 万ユーロのうち 91 万ユーロが EU より	無人航空機の監視や追跡に必要な技術, 情報の融合などの研究開発。空港などの空域の保護へも貢献を目指す。
CORUS: Concept of Operations for European UTM Systems	U2/U3/U4 ConOps	Eurocontrol; 2017 Sep-2019 Nov 200 万ユーロのうち 80 万ユーロが EU より	有人機, ドローン双方の専門家, 研究者を集めての U-Space の ConOps の取りまとめ。
DREAMS: Drone European AIM Study	U2/U3 情報管理	IDS Airnav; 2017 Oct-2019 Sep 71 万ユーロのうち 71 万ユーロが EU より	U-Space 実現に必要な航空情報の特定と, 有人機用情報サービスとの差を埋めるための検討。
DroC2om: Drone Critical Communications	U2/U3 データリンク	Aalborg University; 2017 Sep-2019 Aug 127 万ユーロのうち 127 万ユーロが EU より	安全で信頼できる高度自動化ドローンのための C2 リンクとして, 既存のセルラー/衛星インフラを統合したコンセプトの提案と, LTE/5G と衛星通信の標準化の提案。

プロジェクト名	エリア	取りまとめ企業, 機関, 予算	概要
IMPETUS: Information Management Portal to Enable the Integration of Unmanned Systems	U2/U3 情報管理	CRIDA; 2017 Oct-2020 Feb 90万ユーロのうち90万ユーロがEUより	無数にあるドローンの種類やミッションに対して、柔軟でコストパフォーマンスのある“マイクロなサービス”のアーキテクチャの検討。
PercEvite: Sense and Avoid Technology for Small Drones	U2/U3/U4 機体システム	TU Delft; 2018 Sep-2020 Aug 90万ユーロのうち90万ユーロがEUより	小型のドローンのための、地上の障害物や有人機・他のドローンを自動で検知する、Wi-Fi, LoRA, LTE, ADSB-in など含むセンサー・通信・プロセッサの開発。
DECOPS: An Integrated Security Concept for Drone Operations	U2/U3/U4 セキュリティとサイバーレジリエンス	NLR; 2017 Oct-2019 Nov 90万ユーロのうち90万ユーロがEUより	サイバーセキュリティリスクアセスメントおよび空中や機上の様々な技術を利用してのセキュアなドローンの運用コストの研究開発。
TERRA: Technological European Research for RPAS in ATM	U2/U3 地上技術	INECO; 2017 Oct-2020 Feb 94万ユーロのうち94万ユーロがEUより	ナビゲーションや追跡, モニタリング, 飛行計画, ATC や有人機との連携などを地上で行う場合の地上システムに求められる性能要求や標準化の検討。機械学習を利用したドローンの軌跡の予測と衝突危険の予知シミュレーションなども。

Appendix 2 SESAR U-Space 実証実験一覧

プロジェクト名	エリア	取りまとめ企業, 機関, 予算	概要
DIODE: D-flight Internet of Drones Environment	U1/U2/U3 実証	ENAV; 2018 Oct-2020 Mar 40万ユーロのうち20万ユーロがEUより	イタリア Rieti で行う, 有人機との安全なインタラクションを含む, U1-3 の U-Space サービスの実証実験。
DOMUS: Demonstration of Multiple U-Space Suppliers	U2/U3 実証	ENAIR; 2018 Oct-2020 Mar 40万ユーロのうち20万ユーロがEUより	スペイン Andalucia 地方と Galicia 地方で行う, 航空管制(ATM)との連携を含む, 同空域で複数の U-Space サービスを Ecosystem Manager 下で走らせる実証実験。
EuroDRONE: A European UTM Testbed for U-Space	U2/U3 実証	University of Patras; 2018 Oct-2020 Mar 280万ユーロのうち140万ユーロがEUより	ギリシャ Missolonghi 地方で行う, 都市上空・管制空域といった複雑な環境で, 機体間通信, self-learning UTM プラットフォームなど含む実証実験。
GOF USPACE: Finnish-Estonian “Gulf of Finland” Very Large U-Space Demonstration	U2/U3 実証	EANS; 2018 Oct-2020 Mar 327万ユーロのうち162万ユーロがEUより	フィンランドとエストニア間で行う, 国際貨物輸送やドローntaxiなども含む, 複数 U-Space サービスと航空管制を FIMS 下で連携させての U-Space 実証。
SAFIR: Safe and Flexible Integration of Initial U-Space Services in a Real Environment	U2/U3 実証	Unify; 2018 Oct-2020 Mar 384万ユーロのうち133万ユーロがEUより	ベルギーの Antwerp 市, Antwerp 港, Sint-Truiden のドローンポート設備で行う, 同一都市上空空域に複数の U-Space サービスプロバイダー, ATC との連携を含む, 実証実験。
VUTURA: Validation of U-Space by Test in Urban and Rural Areas	U2/U3 実証	NLR; 2018 Oct-2020 Mar 218万ユーロのうち109万ユーロがEUより	オランダ Delft, Rotterdam 郊外, Enschede 郊外で行う, 同一空域に複数の U-Space サービスプロバイダー, ATC や有人機との連携, 目視外飛行を含む実証実験。

プロジェクト名	エリア	取りまとめ企業, 機関, 予算	概要
GeoSAFE: Geofencing for Safe and Autonomous Flight in Europe	U2/U3 実証	Thales AVS; 2018 Jul-2019 Dec 50万ユーロのうち50万ユーロがEUより	フランスで行われた, 将来のジオフェンシング技術の提案と標準化を図る目的の, 都市上空などで異なるドローンの現状技術でのジオフェンシング下での挙動の実証実験。
PODIUM: Proving Operations of Drones with Initial UTM	U1/U2/U3 実証	Eurocontrol; 2018 Jan-2019 Dec 312万ユーロのうち140万ユーロがEUより	デンマーク, フランス, オランダの空港を含む5つエリアで行う, 3-5年後のU-Space実装への提言を作成するための, 実際のオペレーション環境での大きな実証。
SAFEDRONE: Activities on Drone Integration and Demonstration in VLL Operations	U2/U3 実証	INDRA; 2018 Jun-2020 May 146万ユーロのうち117万ユーロがEUより	スペインで行うU-Spaceを利用した, 分離しない空域での有人機とドローンの共存のための, DAAや一人のパイロットの複数ドローン運用も含む実証。
USIS: U-Space Initial Services	U2 実証	Thales; 2018 Jan-2019 Nov 178万ユーロのうち131万ユーロがEUより	フランス・ハンガリーで行う, 電子アイデンティフィケーション, 電子登録, 監視, 追尾, スケジューリング, 動的な空域マネジメントといったU2に特化したサービスの実証実験。



中村 裕子

東京大学スカイフロンティア社会連携講座特任准教授。研究歴：NEDO, サイバー・フィジカル研究拠点間連携による『革新的ドローン AI 技術』の研究開発（研究代表：東京大学, 2018-2023 年度）。NEDO, 第三者上空での飛行に向けた無人航空機の性能評価基準の研究開発（共同提案：産業総合研究所/東京大学/労働者健康安全機構/自律制御システム研究所/イームズロボティクス株式会社/株式会社プロドローン, 2018-2019 年度）。科学研究費補助金 基盤研究 C, 自律飛行型ドローンによる次世代波浪モニタリングシステム（研究代表者：和田良太助教（東大）, 2017-2019 年度）。NEDO 委託費, インフラ維持管理・更新等の社会課題対応システム開発プロジェクト/調査用無人航空機の評価手法の研究開発」（研究代表：富

士重工業, 2016-2017 年度）。科学研究費補助金 若手研究 B, 複数の社会システムの影響を受けるイノベーション移行研究の研究：小型無人機のケース（研究代表者：中村裕子（東大）, 2016-2019 年度。JST-RISTEX 科学技術イノベーション政策のための科学研究開発プログラム, イノベーション実現のための情報工学を用いたアクションリサーチ（研究代表者：梶川裕矢准教授（東工大）, 2013-2016 年度）。豊田中央研究所共同研究, 特許情報に基づく自動車と他産業との技術相互関係の調査研究（研究代表者：鈴木真二教授（東京大学）, 2012 年 11 月-2015 年 3 月）。科学研究費補助金 挑戦的萌芽研究, パテントプールにおける必須特許の要件分析と評価（研究代表者：梶川裕矢准教授（東工大）, 2013-2014 年度）。宇宙航空研究開発機構（JAXA）航空プログラムグループ公募型研究, 学術俯瞰システムを応用した航空産業技術ロードマップ構築支援の研究（研究代表者：中村裕子, 2011 年 7 月-2013 年 2 月）。

ドローン運用のための上空電波環境の推定

鈴木 信雄^{*1,*2}, 松野 宏己^{*3}, 吉岡 達哉^{*1}, 鈴木 利則^{*4}

株式会社国際電気通信基礎技術研究所適応コミュニケーション研究所^{*1}

近畿大学産業理工学部^{*2}

株式会社 KDDI 総合研究所^{*3}

東北学院大学工学部^{*4}

近年、ドローンの民生利用に注目が集まっている。ドローンは、地上からの制御が不可欠であり、無線通信が必須の技術である。ドローンの安定した運用のためには、ドローンと地上局、および、ドローンが航行する上空の良好な通信品質を把握する必要がある。本稿では、ドローン機体の受信電波品質とドローンが航行する上空の電波品質を推定する手法を提案する。さらに、実際にドローン飛行時の電波品質データを測定し、そのデータを使った提案手法の評価結果も示す。評価の結果、推定値と測定値の間の誤差は4~10 dB程度と良好な結果を得た。

Radio Environment Estimation of a Flight Area for Operating Drones

Nobuo Suzuki^{*1,*2}, Hiromi Matsuno^{*3}, Tatsuya Yoshioka^{*1}, Toshinori Suzuki^{*4}

Advanced Telecommunications Research Institute International (ATR)^{*1}

Faculty of Humanity-Oriented Science and Engineering, Kindai University^{*2}

KDDI Research Inc.^{*3}

Faculty of Engineering, Tohoku Gakuin University^{*4}

Drones have been attractive for its consumer usage. A drone communicates to the ground station to operate flight plans and requires high quality wireless communication. It is mandatory to understand a quality between drones and base stations. A radio quality of drone flight area also should be understood. This paper proposes methods to estimate received radio quality of a drone body and a drone flight area. It also reports evaluation of the proposed method by using real observed radio data in a drone flight area. The evaluation realized the error between the estimation value and the observed value was about 4 dB.

Keywords: Drone flight area, Power distribution estimation, Monitoring

1. はじめに

近年、ドローン市場に注目が集まり、無人配送、鉄塔や橋脚の点検・監視、救援活動などへの活用が期待されている。このようなドローンの運用には、地上からの制御が不可欠であり、無線通信が必須の技術である。見通し内運用では無線通信を使って操縦端末から操縦し、見通し外運用ではドローンの飛行監視や飛行計画指示などが無線通信を使って行われる。

現状、ほとんどのドローン操縦端末に ISM (Industrial Scientific and Medical) バンドが用いられており、ドローン台数の増加に伴って様々な干渉は避けられない。このため、国内ではロボット用電波として3つのバンドを開放すると共に、WRC (世界無線会議) では UAV 通信のための周波数帯に関する議論が進められている[1]。一方、ライセンスバンドで運用するセルラシステムをドローンの通信に利用する検討も進められている[2-5]。具体的には、マルチセル環境で上空エリアが測定されている。陸上エリアに比べて、DL (下りリンク) では受信信号強度 (RSSI) 自体は強く、UL (上りリンク) では送信電力が低く済む。しかし、DL では SINR (Signal to Interference plus Noise Ratio) 特性が悪く、UL では他セルへの干渉が大きくなることが報告されている[2]。このような結果も踏まえ、上空の電波環境を把握し、ドローン運用にフィードバックすることは、ドローンの安全運航のためにたいへん有用である。

上空の電波環境は、飛行しているドローン機体が受信する電波品質と、ドローンが飛行する上空エリア電波品質の2つの要素から構成される。地上とドローン機体との無線通信システム設計には、統計的な伝搬モデルが重要な役割を果たす。3GPP では既存の伝搬モデルを高高度へ拡張するための議論が行われている[6]。陸上移動通信では建物情報とレイトレーシング法[7]に基づく大規模な受信強度推定が報告されている[8]。本研究では、建造物が少ない比較的平坦な環境を単純なモデルに置き換え、多重波による電界強度分布式を導出することでドローン機体の電波品質を推定する手法を提案する。

一方で、一般的に上空エリアの電波環境を網羅的に把握するためには多くのセンサが必要であるが、限なく品質情報を取得することは困難である。そのため、限られた数のセンサを使って測定した情報により測定しないエリアを推定する必要がある。これまでも、3次元空間を小領域に分割し、各小領域の電力値を推定する手法が提案されている[9]。この手法は、詳細な電力分布を推定できるが、複数の周波数や広い範囲で電力分布を推定すると、計算量やデータ量が膨大になってしまう。本研究では、限られた測定情報を使い、上空エリアの電波品質を推定する手法を提案する。

さらに、ドローン飛行場にて実際にドローンを飛行させ、電波環境を測定したデータを基に予測手法の評価を行った結果も報告する。

2. 上空電波環境の推定手法

ドローンにおける上空の電波環境は、飛行しているドローン機体が受信する電波強度と、ドローンが飛行する上空エリアの電波強度の2つの要素から構成されている。本項では、提案するそれぞれの電波強度の推定手法を説明する。

2-1 ドローン機体の電波強度の推定手法

陸上と上空エリアを共通の無線リソースでカバーする場合、建造物上部からの反射波が多数生じる可能性がある。一般に、反射を計算するために必要な屋根形状や傾斜、屋上設置物などの建物上部の情報が整備されているとは限らない。そのため、簡易な構造物を前提としたモデルを仮定することが計算量の観点からも有効である。本研究では、建造物が少ない比較的平坦な環境を単純なモデルに置き換え、多重波による電界強度分布式を導出する。

まず、ビルを想定し、大地は平板、直接波と大地反射波の2波モデルを基本とする。一般に、平面2波モデルでは、送信点 T と受信点 R の水平距離がそれぞれの高度に比べて十分大きいと仮定し、水平距離に反比例した電界強度を与える[10]。しかし、一般的にはこの前提が必ずしも成り立たないため、直接波 E_1 と大地反射波 E_2 を式(1)、(2)から求める。

$$E_1 = E_0 g_T(-\theta_1) g_R(\theta_1, \pi - \varphi_1) \frac{e^{-jk d_1}}{d_1} \quad (1)$$

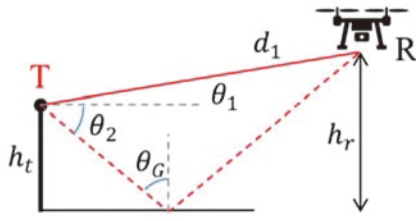


図1 直接波と反射波の経路（垂直断面）

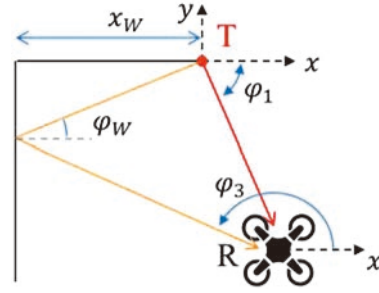


図2 直接/大地反射と壁面反射の経路（水平断面）

$$E_2 = E_0 R_V(\theta_G) g_T(\theta_2) g_R(\theta_2, \pi - \varphi_1) \frac{e^{-jk d_2}}{d_2} \quad (2)$$

$$d_1 = \sqrt{x_r^2 + y_r^2 + (h_r - h_t)^2} \quad (3)$$

$$d_2 = \sqrt{x_r^2 + y_r^2 + (h_r + h_t)^2}$$

ここで、 E_0 は定数、 k は位相定数 $2\pi/\lambda$ 、 d_1 と d_2 はそれぞれ直接波と大地反射波の経路長である。 φ_1 と θ_1 は送信点から受信点をみた水平角と仰角、 θ_2 はアンテナから反射点を見た時の俯角、 θ_G は大地反射波の入射角で $\theta_G = \frac{\pi}{2} - \theta_2$ の関係がある（図1）。 $g_T(\theta)$ は、送信アンテナにロッドアンテナを想定し E 面指向性係数に絶対利得を乗じた関数である。 $g_R(\theta, \varphi)$ は、受信アンテナにオムニアンテナを想定し E 面と H 面に関する同様の関数である。RSSI の計算においてはそれぞれのアンテナ指向特性から求める。送信アンテナの H 面特性はフラットと想定し、計算式には反映しない。 $R_V(\theta)$ は TM (Transverse Magnetic) 入射時の大地反射係数であり、式(4) から求める。反射面の起伏の標準偏差は波長に比べて小さいと思われることから、粗面反射係数[10]は適用しない。ここで $\hat{\epsilon}_r$ は大地の複素比誘電率で、角周波数 ω 、比誘電率 ϵ_r と導電率 σ から求まる。屈折角 θ_{Gt} はスネルの法則から求めることができる。 ϵ_0 は空気の誘電率であり、真空の値を用いた。

$$R_V(\theta) = \frac{\sqrt{\hat{\epsilon}_r} \cos \theta_G - \cos \theta_{Gt}}{\sqrt{\hat{\epsilon}_r} \cos \theta_G + \cos \theta_{Gt}} \quad (4)$$

$$\hat{\epsilon}_r = \epsilon_r \frac{\sigma}{j\omega\epsilon_0} \quad (5)$$

次に、受信高度 h_r が、送信機が設置されている建物高よりも低い場合に想定される壁面反射波 E_3 は式(6)で表せる。ここで d_3 は壁面反射の経路長、 φ_3 と θ_3 は送信点から壁面反射点を見込んだ水平角と俯角である（図2）。 $R_H(\varphi)$ は TE 入射時の反射係数である。 ϵ_{Wr} と σ_w は壁面の比誘電率と導電率である。

$$E_3 = E_0 R_H(\varphi_w) g_T(-\theta_3) g_R(\theta_3, \varphi_3) \frac{e^{-jk d_3}}{d_3} \quad (6)$$

$$d_3 = \sqrt{(x_r + x_w)^2 + y_r^2 + (h_r - h_t)^2} \quad (7)$$

$$R_H(\varphi) = \frac{\cos \varphi - \sqrt{\hat{\epsilon}_{Wr}} \cos \varphi_t}{\cos \varphi + \sqrt{\hat{\epsilon}_{Wr}} \cos \varphi_t} \quad (8)$$

$$\hat{\epsilon}_{Wr} = \epsilon_{Wr} + \frac{\sigma_w}{j\omega\epsilon_0} \quad (9)$$

反射係数の計算に必要な大地と壁面の電気定数は表1の値を用いた。反射係数の大きさを図3に示す。最終的な RSSI は電界強度の2乗と波動インピーダンスから求める。式(1), (2), (6)より、 P_0 を定数として式(10), (11)で表す。ここで、 $\varphi'_1 = \pi - \varphi_1$ である。

表1 大地と壁面の電気定数

	比誘電率	導電率 [S/m]	想定媒質
大地	10	0.001	低湿大地[11]
壁面	6.76	0.0023	コンクリート[8]

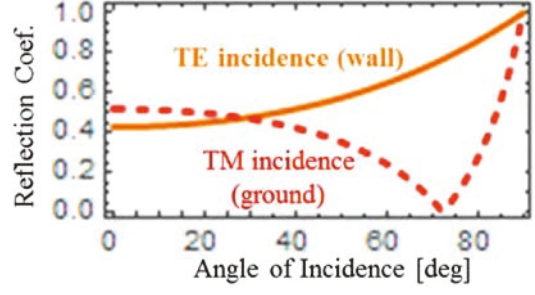


図3 大地と壁面の反射係数の大きさ (計算値)

$$P_{R, h_r \geq 20} = P_0 \left| g_T(-\theta_1) g_R(\theta_1, \varphi'_1) \frac{e^{-jk d_1}}{d_1} + R_V(\theta_G) g_T(\theta_2) g_R(\theta_2, \varphi'_1) \frac{e^{-jk d_2}}{d_2} \right|^2 \quad (10)$$

$$P_{R, h_r < 20} = P_0 \left| g_T(-\theta_1) g_R(\theta_1, \varphi'_1) \frac{e^{-jk d_1}}{d_1} + R_V(\theta_G) g_T(\theta_2) g_R(\theta_2, \varphi'_1) \frac{e^{-jk d_2}}{d_2} + R_H(\theta_W) g_T(-\theta_3) g_R(\theta_3, \varphi_3) \frac{e^{-jk d_3}}{d_3} \right|^2 \quad (11)$$

定数 P_0 はフリスの伝達公式と整合がとれるように、送信電力を P_t として式(12)とする。

$$P_0 = P_t \left(\frac{\lambda}{4\pi} \right)^2 \quad (12)$$

2-2 上空エリアの電波強度推定

一般に、上空の電力分布を網羅的に取得することは困難である。そこで、ドローンをセンサとして取得した上空の位置と電力の情報から網羅的に電力分布を推定することとする[14]。

まず、処理の対象範囲 S_i 内にある観測点において、電力 P_n で重みづけした位置の平均を重心と定義する。センサの受信電力が送信機とセンサの距離の累乗に反比例して減衰することから、センサ位置と受信電力の積は送信源に収束することを利用して、この重心を送信源と見なす。電力の重心点 G_i を式(13)のように求める。

$$G_i = (x_G, y_G), \quad x_G = \frac{\sum P_n x_n}{\sum P_n}, \quad y_G = \frac{\sum P_n y_n}{\sum P_n}, \quad n \in S_i \quad (13)$$

電力の重心点を仮想的な波源として等電力線を描く。描いた等電力線の電力値以上の測定点のうち、式(14)に示す波源から最大距離を半径 R_n とする円で等電力線を近似する。

$$R_n = \max(r_l), \quad r_l = \sqrt{(x_l - x_{G_n})^2 + (y_l - y_{G_n})^2}, \quad l \in S_n \quad (14)$$

雑音電力よりも小さいために観測できない電力値の等電力線は、等電力線の電力値 P_i と、その半径 rP_i から、既存の伝搬式(15)を用いてその電力の最大到達範囲を推定し、等電力線の半径とする。ここで、 f は周波数、 a 、 b 、 c は回帰式の変数である。各点の電力値は、等電力線との位置関係から求める。図4に本手法による等電力線の作成例を示す。

$$P(d) = a \cdot \log(d) + b \cdot \log(f) + c, \quad (d, P) = (rP_i, P_i) \quad (15)$$

本手法では、等電力線を円で近似するため、上空などの放射状に電波が広がるLOS環境では有効と考えられる。さらに、推定結果が電力の重心点と半径といった簡易な処理であるため、幅広いエリアや周波数での電力分布推定時に、データ量や処理量の観点からも有効である。

3. 上空電波環境推定手法の評価

本項では、ドローンにセンサを搭載して実施した測定環境について示し、測定データを用いた評価結果を示す。

図5は、測定のために使用したATRドローン飛行場の上空写真である。図5の上(北)方向を y 軸に、

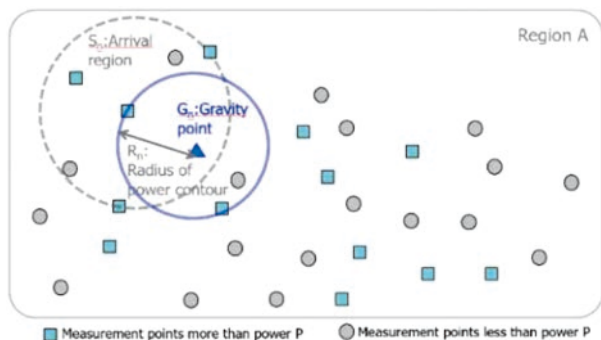


図4 等電力線による電力分布推定

表2 受信範囲

東西方向 x_r [m]	2 ~ 100, 測定間隔 1.6 m 程度
北南方向 y_r [m]	-37 ~ -52, 測定間隔 3 m 程度
高度 h_r [m]	5, 10, 20, 30

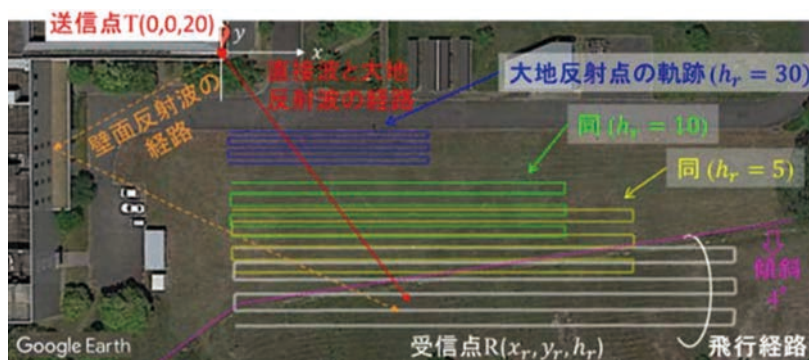


図5 測定経路と想定される伝搬経路



図6 受信機を搭載したドローンの外見

右（東）方向を x 軸にとり，グラウンドから上空方向を z 軸にとる。グラウンドレベルを $z=0$ ，送信機を高さ 20 m の建物に設置し，送信点座標を $(x, y, z) = (x_t, y_t, h_t) = (0, 0, 20)$ とする。距離の単位はメートル [m] である。受信機を搭載したドローン（図6）の飛行経路も図5に示す。ドローンは西から東へ定速で3往復飛行し，その間継続的に測定結果を記録した。受信点 (x_r, y_r, h_r) の大まかな範囲と測定間隔を表2に示す。主要な測定条件を表3に示す。

次に，送受2本のロッドアンテナ指向性を電波暗室内で測定した結果を図7に示す。受信アンテナのE面指向性は，ドローンに搭載した状態ではなく単体で測定している。H面0°は東向き（ y 方向）である。

測定場所は高台に位置する開けた場所であり，反射波は限られるように思える。飛行エリアとなるグラウンドは舗装路面から10 cm程度盛り上がりしており，グラウンド内には平坦部分と傾斜部分がある。平坦部分内でも10 cm程度の起伏がある。傾斜部分は図5破線で示す境界の南（下）側にあり約4°の下り勾配になっている。

さらに，受信高度 h_r が西（図5左）側建物高より低い場合は，図5の矢印付破線で示す壁面反射が想定される。建物高は送信点より1 m程度低いので， $h_r = 5, 10$ mの場合は壁面反射を受けられると思われる。この

表3 主要な測定条件

無線周波数	1270 MHz
偏波	垂直偏波
送信アンテナ	ロッドアンテナ, 八木アンテナ
受信アンテナ	Omni-LOG 70600[12], NY1200X9[13]

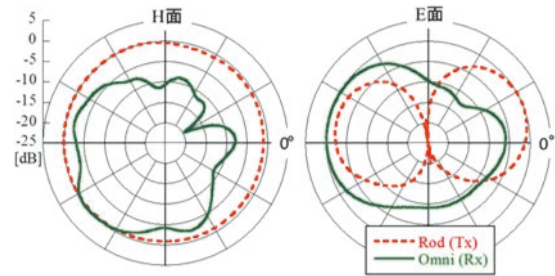


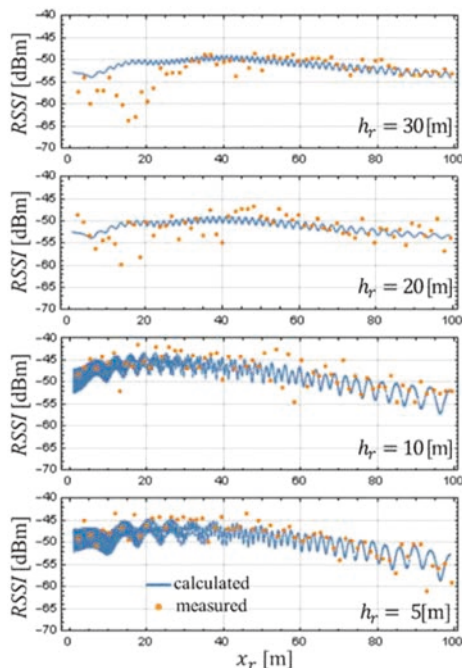
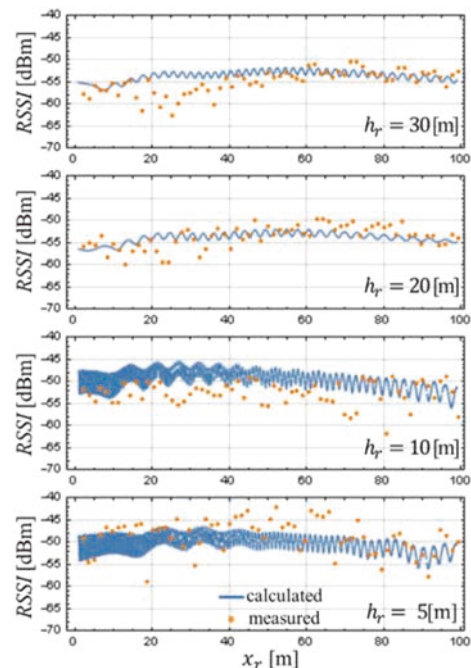
図7 ロッドアンテナ指向性の測定結果

想定は建物高から判断でき、幾何光学的には $h_r = 20$ m の場合、壁面反射は存在しないことになる。しかし、エッジ散乱のような波動的効果あるいは建物屋上に設置してある様々な反射物による擾乱の可能性がある [15]。

3-1 ドローン機体電波強度推定の評価

本評価では、ドローン機体への装着が容易であるため、普及しているロッドアンテナによる測定データを用いた。測定経路のうち最も北側の1往路 ($y_r = -37$ m) と南側の1復路 ($y_r = -52$ m) における推定結果と測定値の比較を示す。図8は北側往路のRSSIを受信高度別に示している。実線が推定値であり、点が測定値である。最も大きな差異は、高高度 ($h_r \geq 20$)・送信源近傍 ($x_r < 20 \sim 40$) の領域であり最大で14 dB程度の差が認められる。それ以外はおおむね5 dB未満の違いに収まっており、良好な一致が見られる。

図9は南側復路のRSSIを受信高度別に示している。推定値と測定値を比較すると、前述の高高度近傍における差異は引き続き残っているが、右(東)側に移動している。さらに、 $h_r = 10$ mの測定値がほぼ全般的に計算値より低く、その差は最大で10 dB強ある。 $h_r = 5$ mの測定値は中盤 ($40 < x_r < 70$) を中心に計算値より高めであればらつきも大きい。図9の $h_r = 5$ mでは、測定場所における大地の傾斜による反射点移動の影響が表れている。おおむね $x_r > 50$ mの領域であるが、顕著な傾向の違いは見られない。大地反射波より壁面反射波の影響が強く出ることが理由の一つとして考えられる [16]。図8および9における $h_r = 20$ mの測定結果の傾向が $h_r = 30$ mのそれに近いことから、建物屋上の散乱は大きくないことがわかる。

図8 北側往路 ($y_r = -37$ m) でのRSSI比較図9 南側復路 ($y_r = -52$ m) でのRSSI比較

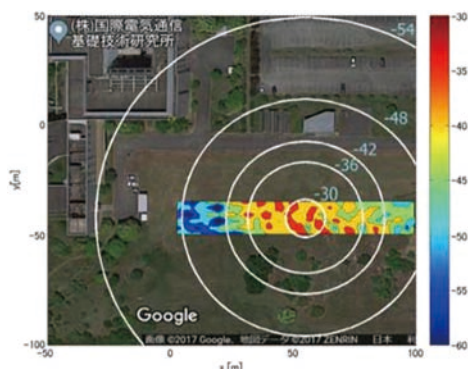


図 10 等電力線の例

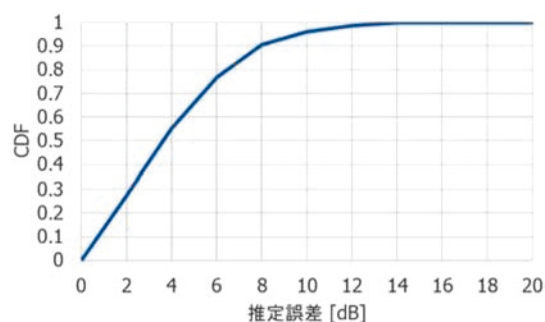


図 11 推定誤差の CDF 曲線

3-2 上空エリアの電波強度推定の評価

実際の測定データを用いて提案した推定法により計算した結果を示す。評価は基地局を模擬するために八木アンテナで送信した際のドローン高 5 m のデータを用いた。等電力線は -30 dBm より 2 dB ごとに作成し、 -50 dBm 以下の電力の等電力線については、既成の等電力線の電力値と半径から距離による減衰量を計算し導出した。等電力線は図 10 のようになり、観測エリア内の電力最大のポイントが中心となった。等電力線との位置関係より電力を求め、実際の測定データの比較を行ったところ、電力の推定誤差の CDF は図 11 のようになった。最大で 10 dB 程度の誤差があるものの、誤差の平均値および中央値は 4 dB 程度となり、良好な結果が得られた。

4. ま と め

本稿では、ドローンの安全な運航に必須である無線通信の品質推定法について提案した。ドローン機体と上空エリアの 2 つの側面からモデル化を行い、実際の測定により推定結果を評価した。

ドローン機体の電波強度推定については、おおむね 5 dB 以内の一致を見ることができ、良好な評価結果を得た。測定環境にて懸念された大地の勾配と建物屋上設置物による影響についても、特に大きな劣化になっていないことがわかった。比較的良好な一致を見たのは、測定環境が開放地で予期できない反射物が比較的少なかったこと、オムニアンテナで送信しているため直接波が大きかったことなどが考えられる。

さらに、上空の電波強度推定では、測定データをもとに、提案する等電力線を用いた電力分布推定を行った。その結果、誤差の平均値が 4 dB 程度と、良好な結果が得られた。一方で、測定結果から上空の電波伝搬特性の知見も得られた。ドローン高が低い領域では大地反射波の影響があり、大地反射面の差による受信電力の変動が確認された。ドローン高が高い領域では直接波が支配的となるため、アンテナの放射パターンのヌル方向に入ると受信電力が大幅に低下する傾向が得られた。

謝辞 本研究開発は総務省 SCOPE (受付番号 195007003) の委託を受けたものである。

文 献

- [1] 三浦 龍, 滝沢賢一, 小野文枝, 浜口 清, 井上真杉, 大和田泰伯, 辻 宏之: “小型無人飛行機を活用した無線 LAN 中継システムの開発と実験”, 第 57 回自動制御連合講演会, 1D08-1, 2014.
- [2] Qualcomm Technologies, Inc.: LTE Unmanned Aircraft Systems Trial Report v1.0.1, May 12, 2017.
- [3] 山田武史, 井原泰介, 梅澤良夫, 古川憲志: “無人航空機を対象としたセルラー網の上空利用に向けた検討—ドローンの広域飛行に向けた取り組み—”, 2017 年電子情報通信学会ソサイエティ大会, B-5-47, 2017.
- [4] 吉田 翔, 蔣 恵玲, 川村輝雄, 井原泰介, 石川義裕: “無人航空機のセルラー網利用時の通信環境に関する実験的検討”, 2017 年電子情報通信学会ソサイエティ大会, B-5-48, 2017.

- [5] 五十川貴之, 吉田 翔, 大久保尚人, 寒河江佑太, 河原敏朗: “無人航空機のセルラー網利用における電力制御技術に関する検討”, 2017年電子情報通信学会ソサイエティ大会, B-5-49, 2017.
- [6] ウリ A. ハプサリ, 安川真平, 王 凝, 姜 宇, 高橋秀明, 安部田真行: “無人航空機セルラー網利用に関する3GPP標準化への取り組み”, 2017年電子情報通信学会ソサイエティ大会, B-5-50, 2017.
- [7] 今井哲朗: 電波伝搬解析のためのレイトレーシング法, コロナ社, 2016.
- [8] 今井哲朗: “レイトレーシング法による移動伝搬シミュレーション”, 信学論(B), Vol. J92-B, No. 9, pp. 1333-1347, Sept. 2009.
- [9] 清藤直也, 西岡寛人, 松田崇弘, 原 晋介, 小野文枝, 三浦 龍, 児島史秀: “無人飛行機を用いた3次元受信電力分布の推定”, 電子情報通信学会技術報告書, WBS2017-82, 2017.
- [10] 細矢良雄 (監修): 電波伝搬ハンドブック, リアライズ社, 1999.
- [11] 進士昌明: 無線通信の電波伝搬, 電子情報通信学会, pp. 38-41, 1992.
- [12] <http://www.aaronia.com/Datasheets/Antennas/Ultra-Broadband-Antenna-OmniLOG-70600.pdf>.
- [13] <http://www.natec-j.com/antenna/ny1200x9.htm?c=subgantenna&d=subg1200>.
- [14] N. Suzuki, H. Matsuno and K. Sugiyama, “Power Estimation by Power Contour to Monitor Sharable Frequency with Mobile Phone Sensors”, *IEEE International Communications Signal Processing and Networking*, 2017.
- [15] 松野宏己, 吉岡達哉, 鈴木利則, 鈴木信雄: “上空の電波環境可視化に向けた電力分布の測定”, 電子情報通信学会技術報告書, AP2017-175, pp. 137-141, Jan. 2018.
- [16] 鈴木利則, 松野宏己, 吉岡達哉, 鈴木信雄: “上空エリアの電波強度推定を目指した基本検討”, 電子情報通信学会技術報告書, SAT2017-71, pp. 81-86, Feb. 2018.



鈴木 信雄

近畿大学産業理工学部教授。研究歴：モバイルネットワーク、周波数共用、ITS、情報セキュリティなどの研究開発に従事。



吉岡 達哉

株式会社国際電気通信基礎技術研究所適応コミュニケーション研究所スマートネットワーク研究室研究員。研究歴：2015年10月～現在 異種無線システム間の周波数共用に関する研究開発に従事。

E-mail: yoshioka-tatsu@atr.jp



松野 宏己

株式会社 KDDI 総合研究所研究主査。2010年10月～2015年9月 株式会社 KDDI 研究所 移動通信用アンテナ・伝搬技術に関する研究に従事。2015年10月～2018年3月 株式会社国際電気通信基礎技術研究所 周波数共用技術に関する研究に従事。2018年4

月～株式会社 KDDI 総合研究所 次世代移動通信用アンテナ・伝搬技術に関する研究に従事。E-mail: hr-matsuno@kddi-research.jp



鈴木 利則

東北学院大学工学部教授。研究歴：地中電波伝搬、陸上移動電波伝搬、無線通信方式、誤り訂正方式、無線セキュリティ、など。

CMG (コントロール・モーメント・ジャイロ) による ドローンの姿勢制御

大内 茂人^{*1}, 小谷 齊之^{*2}, 稲葉 毅^{*3}, 宮下 朋之^{*1}, 井上 健人^{*1}

早稲田大学理工学術院総合研究所^{*1}

明治大学理工学部^{*2}

東海大学情報理工学部^{*3}

近年、急速に応用が広がっているドローンであるが、突風など悪天候時の飛行は困難である。このような問題を解決する手段としてローターのピッチ制御・回転速度の制御などが考えられるが、飛行を行うためのロータを飛行安定性のために使うことは墜落の要因となり得る。一方、高速で回転する円盤の力を利用して宇宙ステーションの姿勢制御、クレーン吊り荷や船の揺れ止めなどを行う CMG (コントロール・モーメント・ジャイロ) が知られている。本論文では、開発の第一ステップとしてロール軸方向のトルクを発生する CMG をドローンの姿勢制御に適用、実験を行った結果得られた顕著な効果を紹介する。

Attitude Control of Drone by Using CMG (Control Moment Gyro)

Shigeto Ouchi^{*1}, Nariyuki Kodani^{*2}, Takeshi Inaba^{*3}, Tomoyuki Miyashita^{*1}, Kento Inoue^{*1}

Faculty of Science and Engineering, Waseda University^{*1}

Department of Electronics and Bioinformatics, Meiji University^{*2}

School of Information Science and Technology, Tokai University^{*3}

The drones are used for many purposes such as structure inspections, pesticide sprayings, photographs, load carriages and investigations in the world. The drones have a weak point that it is difficult to fly them in the strong wind. However, it is an important task to fly in the strong wind for the disaster relieves. We have already developed the non-linear controller using a back-stepping method for the attitude control system of the drone. In this paper, we report the modeling of the drone and that using two gyro actuators and that the experiments of the drone with the gyro actuator show good performances.

Keywords: Drone, Attitude control, Modeling, Gyro, CMG

1. はじめに

近年、急速に応用が広がっているドローンは、物資運搬、農業散布、構造物点検、さらに近年話題の空飛ぶ自動車など、その用途は多岐に渡っていて多くの論文が発表されている[1-7]が、突風など悪天候時の飛行は困難であるという問題がある。

そのような問題を解決する手段としては、ローターのピッチを変える・ローターの回転速度を制御する方法[8, 9]などが考えられるが、飛行を行うためのロータを悪天候時の飛行安定性のために使うことは墜落

の要因となり得る。

一方、高速で回転する円盤の力を利用して宇宙ステーションの姿勢制御、クレーン吊り荷や船の揺れ止めなどを行う CMG (コントロール・モーメント・ジャイロ) が知られている。

CMG の動作原理である独楽には次の性質があり、この2つの性質を利用することにより外力を抑制して姿勢を制御することが可能である。

1. 高速回転のフライホイールは、外部から力が加わらない限り回転軸を一定に保つ。(慣性の法則)
2. 外部から回転軸に力が加えられるとその力と直角方向に回転しようとする。(プリセッション)

本論文では、この CMG (コントロール・モーメント・ジャイロ) の力を利用したドローンの姿勢制御 [10] を行う。

以下では、最初にドローンのモデリング、次に CMG 搭載ドローンのモデリング、最後に CMG 搭載ドローンの実験結果を示す。

2. ドローンのモデリング

図 1 に示したドローンの概念図に基づいた座標系を以下に示す。

2-1 回転座標系

2-1-1 機体座標系

ドローンの機体系の座標を以下に定義する。

$$\xi_B = \begin{bmatrix} x_B \\ y_B \\ z_B \end{bmatrix}, \quad \xi = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}, \quad \Psi = \begin{bmatrix} \cos\psi & \sin\psi & 0 \\ -\sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad \Theta = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix}, \quad \Phi = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi \end{bmatrix}, \quad \Omega = \begin{bmatrix} \omega_1 \\ \omega_2 \\ \omega_3 \end{bmatrix} \quad (1)$$

(1)式よりドローンの機体系の位置は

$$\xi_B = R\xi, \quad R = \xi\Psi\Theta\Phi \quad (2)$$

回転角速度は

$$\Omega = \Psi\Theta \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \Psi \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (3)$$

と表される。(3)式より回転角速度の角運動量は

$$\begin{aligned} L_B &= J_{B1}\omega_1 i_B + J_{B2}\omega_2 j_B + J_{B3}\omega_3 k_B \\ &= e_B J_B \Omega \end{aligned} \quad (4)$$

$$e_B = [i_B \quad j_B \quad k_B], \quad J_B = \begin{bmatrix} J_{B1} & 0 & 0 \\ 0 & J_{B2} & 0 \\ 0 & 0 & J_{B3} \end{bmatrix}$$

と表される。

2-1-2 プロペラ座標系

図 2 にはプロペラの概念図を示しているが、図 2 に基づいてプロペラの座標を

$$\begin{aligned} \xi_i &= \begin{bmatrix} x_i \\ y_i \\ z_i \end{bmatrix} \quad (i=1\sim 4), \quad A_i = \begin{bmatrix} \lambda_{1i} \\ \lambda_{2i} \\ \lambda_{3i} \end{bmatrix}, \quad \Omega_{Pi} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi}_i \end{bmatrix}, \quad \Omega = \begin{bmatrix} \omega_1 \\ \omega_2 \\ \omega_3 \end{bmatrix}, \quad \Psi_i = \begin{bmatrix} \cos\psi_i & \sin\psi_i & 0 \\ -\sin\psi_i & \cos\psi_i & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \\ B_1 &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad B_2 = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad B_3 = \begin{bmatrix} -1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad B_4 = \begin{bmatrix} 0 & -1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (5)$$

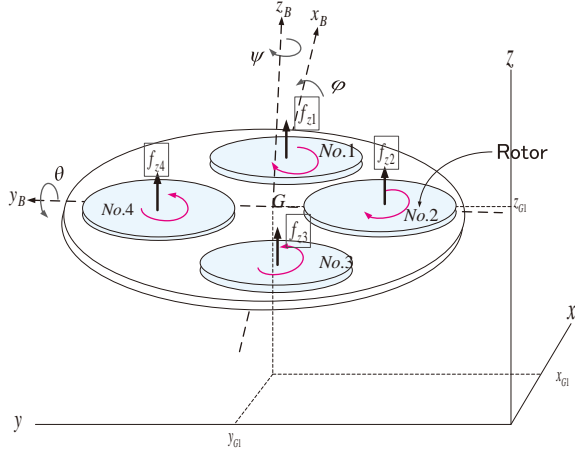


図1 ドローン概念図

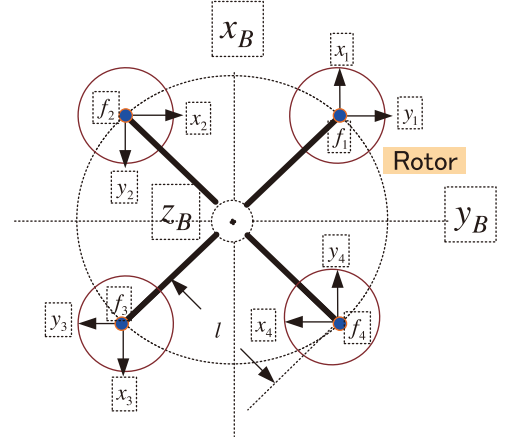


図2 プロペラの概念図

と定義するときプロペラの位置は

$$\xi_i = \Psi_i B_i \xi_B \quad (i=1\sim 4) \quad (6)$$

回転角速度は

$$\Lambda_i = \Omega_{P_i} + \Psi_i B_i \Omega \quad (i=1\sim 4) \quad (7)$$

と表される。(7)式を使うとプロペラ系の角運動量は次式のように表せる。

$$\begin{aligned} L_{P_i} &= J_{P1} \lambda_{1i} i_{G_i} + J_{P2} \lambda_{2i} j_{G_i} + J_{P3} \lambda_{3i} k_{G_i} \quad (J_{P1} = J_{P3}) \\ &= e_{P_i} J_P \Lambda_i \quad (i=1\sim 4) \end{aligned} \quad (8)$$

$$e_{P_i} = [i_{P_i} \quad j_{P_i} \quad k_{P_i}], \quad J_P = \begin{bmatrix} J_{P1} & 0 & 0 \\ 0 & J_{P2} & 0 \\ 0 & 0 & J_{P3} \end{bmatrix}$$

である。ここで、プロペラ系の座標 e_{P_i} から機体座標 e_B への座標変換は、

$$e_{P_i} = e_B (\Psi_i B_i)^T \quad (9)$$

であるから、(8)式は(9)式と(7)式を用いて

$$\begin{aligned} L_{P_i} &= e_{P_i} J_P \Lambda_i = e_B B_i^T \Psi_i^T J_P \Lambda_i \\ &= e_B B_i^T \Psi_i^T J_P (\Omega_{P_i} + \Psi_i B_i \Omega) \quad (i=1\sim 4) \end{aligned} \quad (10)$$

となる。ここで、プロペラの慣性モーメントに関する条件 $J_{P1} + J_{P2}$ より

$$\Psi_i^T J_P \Psi_i = \begin{bmatrix} J_{P1} & 0 & 0 \\ 0 & J_{P2} & 0 \\ 0 & 0 & J_{P3} \end{bmatrix} = J_P$$

を用いると(10)式は

$$L_{P_i} = e_B B_i^T (\Psi_i^T J_P \Omega_{P_i} + J_P B_i \Omega) \quad (i=1\sim 4) \quad (11)$$

と表せる。そこで、(4)式と(11)式よりドローンの角運動量は次式のように表せる。

$$\begin{aligned} L_D &= L_B + \sum_{i=1}^4 L_{P_i} \\ &= e_B \left\{ J_B \Omega + \sum_{i=1}^4 B_i^T (\Psi_i^T J_P \Omega_{P_i} + J_P B_i \Omega) \right\} \end{aligned} \quad (12)$$

ここで、(12)式を整理すると

$$L_D = e_B \left\{ \left(J_B + \sum_{i=1}^4 B_i^T J_P B_i \right) \Omega + \sum_{i=1}^4 B_i^T \Psi_i^T J_P \Omega_{P_i} \right\}$$

より

$$J_{B0} = J_B + \sum_{i=1}^4 B_i^T J_P B_i$$

と置くと,

$$L_D = e_B \left(J_{B0} \Omega + \sum_{i=1}^4 B_i^T \Psi_i^T J_P \Omega_{P_i} \right) \quad (13)$$

(13)式の微分は

$$\dot{L}_D = \dot{L}_B + \sum_{i=1}^4 \dot{L}_{P_i} \quad (14)$$

であるので(13)式より

$$\dot{L}_D = \dot{e}_B J_{B0} \Omega + \dot{e}_B \sum_{i=1}^4 B_i^T \Psi_i^T J_P \Omega_{P_i} + e_B \sum_{i=1}^4 B_i^T (\dot{\Psi}_i^T J_P \Omega_{P_i} + \Psi_i^T J_P \dot{\Omega}_{P_i}) \quad (15)$$

と求めることができる。(15)式を計算すると

$$e_B \begin{bmatrix} J_{B1} \dot{\omega}_1 + (J_{B3} - J_{B1}) \omega_2 \omega_3 \\ J_{B1} \dot{\omega}_2 + (J_{B1} - J_{B3}) \omega_3 \omega_1 \\ J_{B3} \dot{\omega}_3 \end{bmatrix} = -e_B \left(J_{P3} \dot{\Psi}_R \begin{bmatrix} \omega_2 \\ -\omega_1 \\ 0 \end{bmatrix} + J_{P3} \ddot{\Psi}_R \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \right) \quad (16)$$

を得るが, ここで, ローターを回転させる力を f_i とするとき, 機体中心に働くトルク $e_B \xi_{li} \times e_{P_i} f_i$ (回転に直角な上向きのトルク) とローターを回転させるトルク $d_i e_{P_i} f_i$ を仮定すると (16)式は

$$e_B \begin{bmatrix} J_{B1} \dot{\omega}_1 + (J_{B3} - J_{B1}) \omega_2 \omega_3 \\ J_{B1} \dot{\omega}_2 + (J_{B1} - J_{B3}) \omega_3 \omega_1 \\ J_{B3} \dot{\omega}_3 \end{bmatrix} = -e_B \left(J_{P3} \dot{\Psi}_R \begin{bmatrix} \omega_2 \\ -\omega_1 \\ 0 \end{bmatrix} + J_{P3} \ddot{\Psi}_R \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \right) + \sum_{i=1}^4 (e_B \xi_{li} \times e_{P_i} f_i + d_i e_{P_i} f_i) \quad (17)$$

となる。ここで, ローターにより機体中心に働くトルク $e_B \xi_{li} \times e_{P_i} f_i = e_B \xi_{li} \times e_B (\Psi_i B_i)^T f_i$ とローターを回転させるトルク $d_i e_{P_i} f_i$ を計算する。

ローターについては z 軸を回転軸としているので, 回転力とドローン機体中心とローター中心の長さをそれぞれ

$$f_i = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ f_{zi} \end{bmatrix}, \quad \xi_{l1} = \begin{bmatrix} l \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, \quad \xi_{l2} = \begin{bmatrix} 0 \\ l \\ 0 \end{bmatrix}, \quad \xi_{l3} = \begin{bmatrix} -l \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, \quad \xi_{l4} = \begin{bmatrix} 0 \\ -l \\ 0 \end{bmatrix}$$

と置くと

$$\sum_{i=1}^4 \{ e_B \xi_{li} \times e_B (\Psi_i B_i)^T f_i + d_i e_{P_i} f_i \} = e_B \left(\begin{bmatrix} 0 \\ -l \\ d_1 \end{bmatrix} f_{z1} + \begin{bmatrix} l \\ 0 \\ d_2 \end{bmatrix} f_{z2} + \begin{bmatrix} 0 \\ l \\ d_3 \end{bmatrix} f_{z3} + \begin{bmatrix} -l \\ 0 \\ d_4 \end{bmatrix} f_{z4} \right) \quad (18)$$

を得るので,

$$\begin{cases} J_{B1} \dot{\omega}_1 + (J_{B3} - J_{B1}) \omega_2 \omega_3 = -J_{P3} \dot{\Psi}_R \omega_2 + l(f_{z2} - f_{z4}) \\ J_{B1} \dot{\omega}_2 + (J_{B1} - J_{B3}) \omega_3 \omega_1 = J_{P3} \dot{\Psi}_R \omega_1 - l(f_{z1} - f_{z3}) \\ J_{B3} \dot{\omega}_3 = -J_{P3} \ddot{\Psi}_R + (d_1 f_{z1} + d_2 f_{z2} + d_3 f_{z3} + d_4 f_{z4}) \end{cases} \quad (19)$$

(19)式において

$$\begin{cases} J_{B1} = J_{B2} \Rightarrow J_{B1} \\ J_{B3} \Rightarrow J_{B3} \end{cases} \quad \begin{cases} J_{P1} = J_{P2} \Rightarrow J_{P1} \\ J_{P3} \Rightarrow J_{P3} \end{cases}$$

と置き(19)式を計算すると

$$\begin{cases} \ddot{\varphi} + b_{12}\dot{\varphi}\dot{\theta} + b_{14}\dot{\theta}\dot{\psi} + b_{18}\dot{\theta}\dot{\psi}_R = F_\varphi \\ \ddot{\theta} + b_{21}\dot{\varphi}^2 + b_{26}\dot{\psi}\dot{\varphi} + b_{27}\dot{\varphi}\dot{\psi}_R = F_\theta \\ \ddot{\psi} + b_{32}\dot{\varphi}\dot{\theta} + b_{34}\dot{\psi}\dot{\theta} + b_{38}\dot{\theta}\dot{\psi}_R + k_{P3}\dot{\psi}_R = F_\psi \end{cases} \quad (20)$$

$$(\dot{\psi}_R = \dot{\psi}_1 + \dot{\psi}_2 + \dot{\psi}_3 + \dot{\psi}_4)$$

$$\left[\begin{array}{l} b_{12} = (k-2)\tan\theta, \quad b_{14} = \frac{k}{\cos\theta}, \quad b_{18} = \frac{k_{P2}}{\cos\theta}, \quad b_{21} = \frac{1}{2}(1-k)\sin 2\theta, \quad b_{26} = -k\cos\theta, \quad b_{27} = -k_{P2}\cos\theta, \\ b_{32} = \frac{1+(1-k)\sin^2\theta}{\cos\theta}, \quad b_{34} = -k\tan\theta, \quad b_{38} = -k_{P2}\tan\theta, \quad k_{P3} = \frac{J_{P3}}{J_{B3}}, \quad k_{P2} = \frac{J_{P3}}{J_{B1}}, \quad k = \frac{J_{B3}}{J_{B1}} \end{array} \right]$$

を得る。ここで (20) 式の右辺は (19) 式より

$$\begin{bmatrix} F_\varphi \\ F_\theta \\ F_\psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_{11f} & k_{12f} & -k_{11f} & -k_{12f} \\ -k_{21f} & k_{22f} & k_{21f} & -k_{22f} \\ k_{31f} + k_d d_1 & -k_{32f} + k_d d_2 & -k_{31f} + k_d d_3 & k_{32f} + k_d d_4 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} f_{z1} \\ f_{z2} \\ f_{z3} \\ f_{z4} \end{bmatrix} \quad (21)$$

$$\left[\begin{array}{l} k_{11f} = \frac{k_l \sin\psi}{\cos\theta}, \quad k_{12f} = \frac{k_l \cos\psi}{\cos\theta}, \quad k_{21f} = k_l \cos\psi, \quad k_{22f} = k_l \sin\psi, \\ k_{31f} = k_l \sin\psi \tan\theta, \quad k_{32f} = k_l \cos\psi \tan\theta, \quad k_l = \frac{l}{J_{B1}}, \quad k_d = \frac{1}{J_{B3}} \end{array} \right]$$

と表せる。

ここで、(20) 式に対して

$$\dot{\psi}_R = u_R$$

と置き、さらにプロペラによる入力を

$$\begin{bmatrix} F_\varphi \\ F_\theta \\ F_\psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b_{12}\dot{\varphi}\dot{\theta} + b_{14}\dot{\theta}\dot{\psi} + b_{18}\dot{\theta}\dot{\psi}_R - k_{\varphi 1f}\dot{\varphi} - k_{\varphi 2f}(\varphi - \varphi_r) \\ b_{21}\dot{\varphi}^2 + b_{26}\dot{\psi}\dot{\varphi} + b_{27}\dot{\varphi}\dot{\psi}_R - k_{\theta 1f}\dot{\theta} - k_{\theta 2f}(\theta - \theta_r) \\ b_{32}\dot{\varphi}\dot{\theta} + b_{34}\dot{\psi}\dot{\theta} + b_{38}\dot{\theta}\dot{\psi}_R - k_{\psi 1f}\dot{\psi} - k_{\psi 2f}(\psi - \psi_r) \end{bmatrix} \quad (22)$$

と置くと (20) 式は

$$\begin{cases} \ddot{\varphi} + k_{\varphi 1f}\dot{\varphi} - k_{\varphi 2f}(\varphi - \varphi_r) = 0 \\ \ddot{\theta} + k_{\theta 1f}\dot{\theta} - k_{\theta 2f}(\theta - \theta_r) = 0 \\ \ddot{\psi} + k_{\psi 1f}\dot{\psi} - k_{\psi 2f}(\psi - \psi_r) = -k_{P3}u_R \end{cases} \quad (23)$$

と表すことができる。

ただし $k_{\varphi 1f}$, $k_{\varphi 2f}$, $k_{\theta 1f}$, $k_{\theta 2f}$, $k_{\psi 1f}$, $k_{\psi 2f}$: 定数

ここで、(21) 式における回転力 f_i を回転系と並進系を使って以下に求める。

2-2 並進系

機体位置座標は

$$\xi_G = \xi_B + R^T \xi_h \quad (R = \Psi \Theta \Phi) \quad (24)$$

$$\xi_G = \begin{bmatrix} x_G \\ y_G \\ z_G \end{bmatrix}, \quad \xi_B = \begin{bmatrix} x_B \\ y_B \\ z_B \end{bmatrix}, \quad \xi_h = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ h \end{bmatrix}$$

機体ローター座標は

$$\xi_{Pi} = \xi_B + R^T \xi_{li} \quad (i = 1 \sim 4) \quad (25)$$

である。また、

$$e_0 = [i_0 \quad j_0 \quad k_0] \quad (26)$$

と定義すると機体位置座標のベクトル表現は

$$\begin{cases} r_G = e_0(\xi_B + R^T \xi_h) \\ r_{P_i} = e_0(\xi_B + R^T \xi_{li}) \end{cases} \quad (27)$$

(27)式より運動方程式は

$$F = m_B \ddot{r}_G + \sum_{i=1}^4 m_P \ddot{r}_{P_i} = e_0 \left\{ (m_B + 4m_P) \ddot{\xi}_B + \ddot{R}^T \left(m_B \xi_h + \sum_{i=1}^4 m_P \xi_{li} \right) \right\} \quad (28)$$

となる。ここで、

$$\xi_{l1} = \begin{bmatrix} l \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, \quad \xi_{l2} = \begin{bmatrix} 0 \\ l \\ 0 \end{bmatrix}, \quad \xi_{l3} = \begin{bmatrix} -l \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, \quad \xi_{l4} = \begin{bmatrix} 0 \\ -l \\ 0 \end{bmatrix}$$

であるので、

$$\sum_{i=1}^4 m_P \xi_{li} = 0$$

より、(28)式において

$$F = e_0 \{ (m_B + 4m_P) \ddot{\xi}_B + \ddot{R}^T m_B \xi_h \} \quad (29)$$

を得る。

$$F = e_0 \begin{bmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{bmatrix} = e_0 f$$

と置くと、(27)式は

$$e_0 f = e_0 \{ (m_B + 4m_P) \ddot{\xi}_B + \ddot{R}^T m_B \xi_h \} \quad (30)$$

外力 f についてグローバル座標における重力及びプロペラ座標系の入力をそれぞれ

$$-k_0 (m_B + 4m_P) g = e_0 \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -(m_B + 4m_P) g \end{bmatrix}, \quad e_{P_i} f_i$$

とした時

$$e_0 \{ (m_B + 4m_P) \ddot{\xi}_B + \ddot{R}^T m_B \xi_h \} = e_0 \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -(m_B + 4m_P) g \end{bmatrix} + \sum_{i=1}^4 e_{P_i} f_i$$

となるが、 $e_{P_i} = e_0 R^T C_i^T$ を使って

$$C_i = \Psi_i B_i$$

$$e_0 \{ (m_B + 4m_P) \ddot{\xi}_B + \ddot{R}^T m_B \xi_h \} = e_0 \left(\sum_{i=1}^4 e_{P_i} f_i + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -(m_B + 4m_P) g \end{bmatrix} \right) \quad (31)$$

を得る。(31)式において

$$R^T C_i^T f_i = \begin{bmatrix} \sin \theta \\ -\sin \varphi \cos \theta \\ \cos \varphi \cos \theta \end{bmatrix} f_{zi}$$

であるので、

$$f_i = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ f_{zi} \end{bmatrix}, \quad \xi_{\tilde{r}} = 0$$

と置くと

$$\begin{bmatrix} \ddot{x}_B \\ \ddot{y}_B \\ \ddot{z}_B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -g \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \sin\theta \\ -\sin\phi\cos\theta \\ \cos\phi\cos\theta \end{bmatrix} \frac{F_z}{m_0} \quad (32)$$

$$m_0 = m + 4m_p$$

ここで、制御則を

$$\frac{F_z}{m_0} = -k_{z1}\dot{z}_{B1} - k_{z2}(z_{B1} - z_{B1r}) \quad (33)$$

と置く。さらに、ここで

$$F_z = f_{z1} + f_{z2} + f_{z3} + f_{z4} \quad (34)$$

であるので、(21)式と(34)式を結合すると

$$\begin{bmatrix} F_z \\ F_\phi \\ F_\theta \\ F_\psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 1 & 1 \\ -k_{11f} & k_{12f} & k_{11f} & -k_{12f} \\ -k_{21f} & k_{22f} & k_{21f} & -k_{22f} \\ k_{31f} + k_d d_1 & -k_{32f} + k_d d_2 & -k_{31f} + k_d d_3 & k_{32f} + k_d d_4 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} f_{z1} \\ f_{z2} \\ f_{z3} \\ f_{z4} \end{bmatrix} \quad (35)$$

を得る。ここで(35)式を

$$F = Xf$$

と置くと、プロペラの推力は

$$f = X^{-1}F \quad (36)$$

と表すことができる。

以上を纏めると次の制御系を作ることができる。

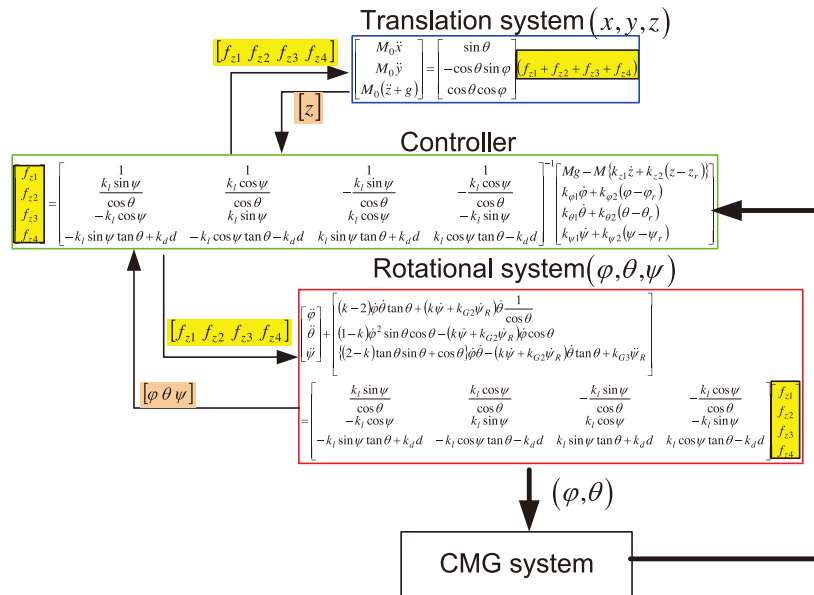


図3 ドローン制御系

3. CMG 搭載ドローンのモデリング

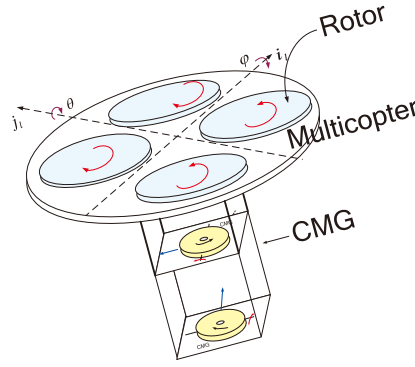


図4 CMG 搭載ドローン概念図

図4に示すCMG搭載ドローンに関して以下に座標系を示す。

3-1 ドローン座標系

機体座標 (再掲)

$$\Omega = \begin{bmatrix} \omega_1 \\ \omega_2 \\ \omega_3 \end{bmatrix} = \Psi \Theta \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \Psi \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (37)$$

プロペラ座標 (再掲)

$$A_{pi} = \begin{bmatrix} \lambda_{pi1} \\ \lambda_{pi2} \\ \lambda_{pi3} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi}_i \end{bmatrix} + \Psi_i B_i \Omega \quad (i=1 \sim 4) \quad (38)$$

3-2 CMG 座標系

CMG1の角速度

$$A_{G1} = \Psi_{G1} \Phi_{G1} (\Phi_{G1}^T \Omega_{G1} + \Omega) \quad (39)$$

$$A_{G1} = \begin{bmatrix} \lambda_{G11} \\ \lambda_{G12} \\ \lambda_{G13} \end{bmatrix}, \quad \Omega_{G1} = \begin{bmatrix} \dot{\phi}_{G1} \\ 0 \\ \dot{\psi}_{G1} \end{bmatrix}$$

CMG2の角速度

$$A_{G2} = \Psi_{G2} \Phi_{G2} (\Phi_{G2}^T \Omega_{G2} + \Omega) \quad (40)$$

$$A_{G2} = \begin{bmatrix} \lambda_{G21} \\ \lambda_{G22} \\ \lambda_{G23} \end{bmatrix}, \quad \Omega_{G2} = \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta}_{G2} \\ \dot{\psi}_{G2} \end{bmatrix}$$

機体回転エネルギーは

$$T_\omega = \frac{1}{2} (J_{B1} \omega_1^2 + J_{B2} \omega_2^2 + J_{B3} \omega_3^2) \quad (41)$$

$$= \frac{1}{2} J_{B1} (\dot{\theta}^2 + \dot{\phi}^2 \cos^2 \theta) + \frac{1}{2} J_{B3} (\dot{\psi} + \dot{\phi} \sin \theta)^2$$

プロペラの回転エネルギーについては、各プロペラのエネルギーはほぼ等しいと考え、 $\dot{\psi}_{P1} \approx \dot{\psi}_{P2} \approx \dot{\psi}_{P3} \approx \dot{\psi}_{P4} \Rightarrow \dot{\psi}_P$ と置くと

$$T_p = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^4 (J_{p1} \lambda_{pi}^2 + J_{p2} \lambda_{pi}^2 + J_{p3} \lambda_{pi}^2) \quad (42)$$

$$= 2J_{p1} (\dot{\theta}^2 + \dot{\phi}^2 \cos^2 \theta) + 2J_{p3} (\dot{\psi} + \dot{\phi} \sin \theta + \dot{\psi}_p)^2$$

CMG のエネルギーは

$$T_\lambda = \frac{1}{2} \{J_{G1}\lambda_{G11}^2 + J_{G2}\lambda_{G12}^2 + J_{G3}\lambda_{G13}^2\} + \frac{1}{2} \{J_{G1}\lambda_{G21}^2 + J_{G2}\lambda_{G22}^2 + J_{G3}\lambda_{G23}^2\} \quad (43)$$

(41)式～(43)式より全エネルギーは

$$L = T_\omega + T_p + T_\lambda \quad (44)$$

で表されるが、プロペラの回転速度 $\dot{\psi}_p$ は一定とすると、(44)式を基にラグランジュの運動方程式は次のように表される。

$$\begin{cases} \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{\phi}} \right) - \frac{\partial L}{\partial \phi} = u_\phi \\ \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{\theta}} \right) - \frac{\partial L}{\partial \theta} = u_\theta \\ \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{\phi}_{G1}} \right) - \frac{\partial L}{\partial \phi_{G1}} = u_1 \\ \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{\theta}_{G1}} \right) - \frac{\partial L}{\partial \theta_{G1}} = u_2 \end{cases} \quad (45)$$

(45)式より回転系の運動方程式（近似式）は次式で表される。

$$\begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\phi}_{G1} \\ \ddot{\theta}_{G2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{J_{B1}} [-\dot{\theta} \{J_{p3}\dot{\psi}_p \cos \theta + J_{G3}\dot{\psi}_{G2} \cos \theta_{G2}\} - J_{G3}\dot{\psi}_{G2} \cos \theta_{G2}] \\ \frac{1}{J_{B1}} [\dot{\phi} \{J_{p3}\dot{\psi}_p \cos \theta + J_{G3}\dot{\psi}_{G1} \cos \phi_{G1} - J_{G3}\dot{\psi}_{G2} (\sin \theta_{G2} + \cos \theta_{G2})\} - J_{G3}\dot{\psi}_{G2} \dot{\phi}_{G1} \cos \phi_{G1}] \\ \frac{1}{J_{G1}} \left(-J_{G3}\dot{\psi}_{G1} \dot{\theta} \cos \phi_{G1} + \frac{J_{G1}}{J_{B1}} J_{G3}\dot{\psi}_{G2} \dot{\theta}_{G2} \cos \theta_{G2} \right) \\ \frac{1}{J_{G1}} \left(J_{G3}\dot{\psi}_{G2} \dot{\phi} \cos \theta_{G2} - \frac{J_{G1}}{J_{B1}} J_{G3}\dot{\psi}_{G1} \dot{\phi}_{G1} \cos \phi_{G1} \right) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \frac{1}{J_{B1}} (u_\phi - u_1) \\ \frac{1}{J_{B1}} (u_\theta - u_2) \\ \frac{1}{J_{G1}} u_1 \\ \frac{1}{J_{G1}} u_2 \end{bmatrix} \quad (46)$$

(46)式は図5のように表すことができる。

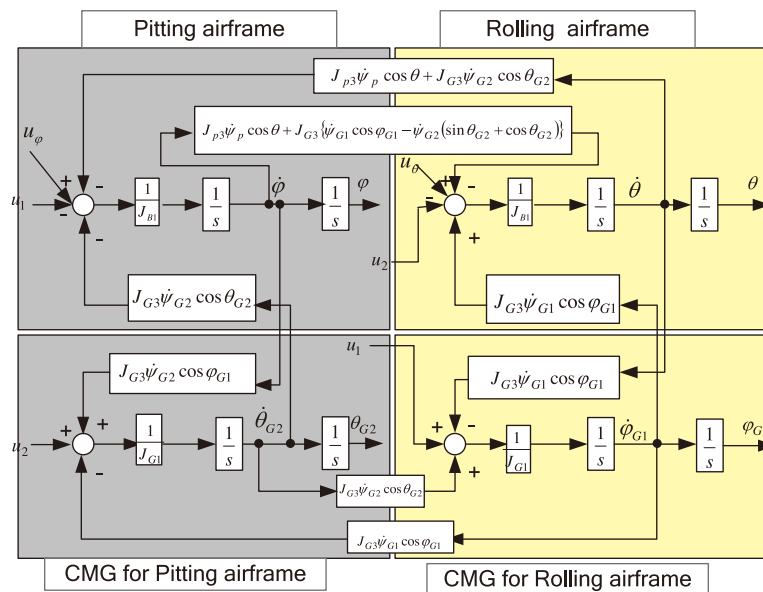


図5 CMG搭載ドローン

(46)式において、ピッチ角 ϕ とロール角 θ を制御するコントローラは (21)式より

$$\begin{cases} u_\varphi = -\{k_{\varphi 1f}\dot{\varphi} + k_{\varphi 2f}(\varphi - \varphi_r)\} \\ u_\theta = -\{k_{\theta 1f}\dot{\theta} + k_{\theta 2f}(\theta - \theta_r)\} \end{cases} \quad (47)$$

と表すことができる。

図 6 には(47)式においてピッチ角 φ のみの制御を考えた制御系を表している。

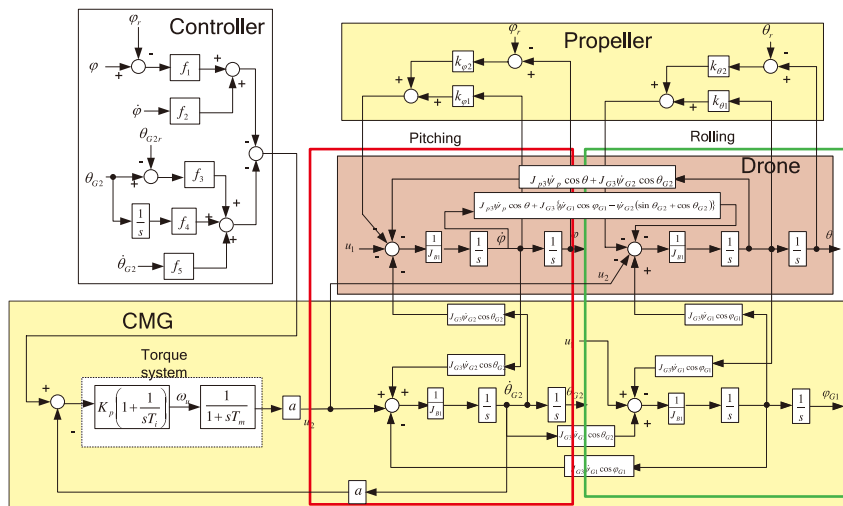
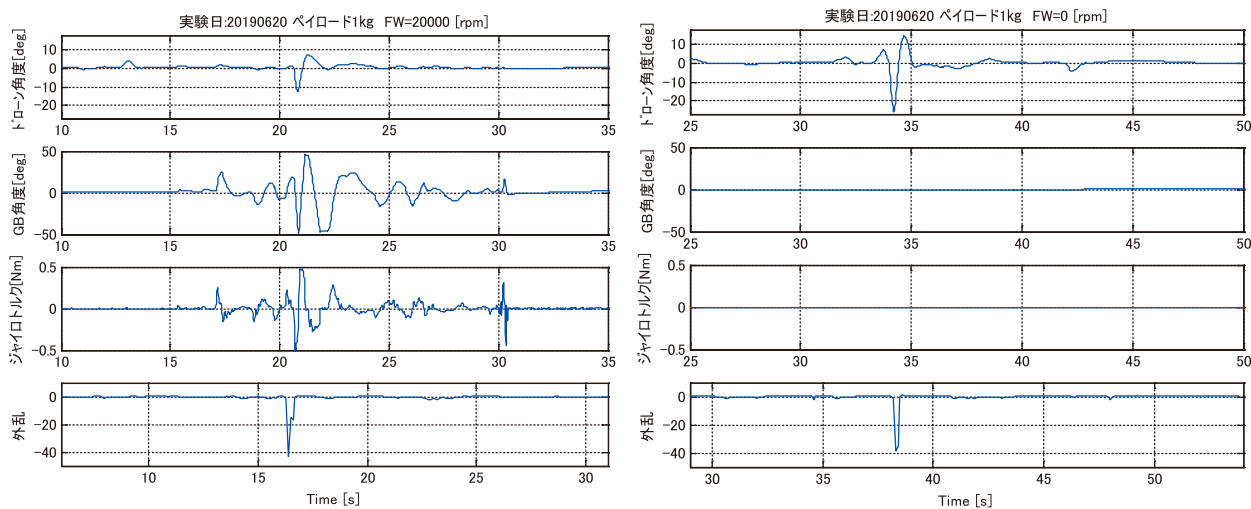


図 6 ピッチ・ロール角用 CMG 搭載ドローン制御系

表 1 ドローンのパラメータ

Sign	Designation	Value	Unit	Note
m	Drone Mass	2.6	kg	
r	Drone Radius	0.325	m	
m_G	Fly wheel Mass	0.12	kg	
r_G	Fly wheel Radius	0.025	m	
t_G	Fly wheel Thickness	0.008	m	
J_{G1}	Moment of Inertia (x, y -axis)	0.000019	kgm ²	$m(3r^2 + t^2)/12$
J_{G3}	Moment of Inertia (z -axis)	0.000037	kgm ²	$mr^2/2$



(a) CMG 有

(b) CMG 無

図 7 実験結果

図7には実験結果を表1にはパラメータを示している。図7(a)はCMGが動作している時の波形、図7(b)はCMGが動作していない時の波形である。また各波形において、上段はドローンのピッチ角 ϕ を2段目はCMGの傾転角 θ_{G2} を、3段目はCMGが発生するジャイロトルクを、4段目には外乱を示している。実験に当たっては、ドローンのピッチング方向が下がるようにドローンの足を紐で引っ張って約40Nの外乱を与えた。

その結果、CMG有ではピッチング角の変動が少ないのに対してCMG無では大きく変動していることがわかる。

4. おわりに

本研究では、CMGを用いたドローンの姿勢制御システムを設計し、ピッチング角 ϕ の制御に着目した実験により顕著な効果を確認した。今後は、ローリング角 θ も制御できるシステムを構築し実験を行う。

なお、本研究はJKA(2018M-114)の助成金に基づき行われた。

文 献

- [1] M. Labadille : *Non-linear Control of a Quadrotor*, MS thesis, School of Engineering, Cranfield University, 2007.
- [2] R. W. Beard : *Quadrotor Dynamics and Control*, Brigham Young University, 2008.
- [3] T. Madini and A. Benallegue : "Backstepping control for a quadrotor helicopter", *IEEE International Conference on Intelligent Robots and Systems*, pp. 3255-3260, 2006.
- [4] T. Madini and A. Benallegue : "Control of a quadrotor mini-helicopter via full state backstepping technique", *IEEE Conference on Decision & Control*, pp. 1515-1520, 2006.
- [5] S. Bouabdallah and R. Siegwart : "Backstepping and sliding-mode techniques applied to an indoor micro quadrotor", *IEEE International Conference on Robotics and Automation*, pp. 2247-2252, 2005.
- [6] K. Hotta, M. Yamada, and T. Ooba : "Adaptive tracking control of a four-rotor mini helicopter based on backstepping technique", *Transactions of the Society of Instrument and Control Engineers*, Vol. 50, No. 2, pp. 177-184, 2014 (in Japanese).
- [7] S. Kiga, S. Ouchi, N. Hasebe, N. Kodani, Y. Takamoto, and M. Mubin : "Attitude control of drones by back-stepping control", *SICE Annual Conference 2017 (2017.9)*.
- [8] 今村彰隆, 三輪昌史, 日野順市 : "可変ピッチ型クアッドロータヘリコプタによるマヌーバの制御特性", 日本航空宇宙学会, 第44期年会講演会講演集, D13, 2014.4.
- [9] 檜崎翔太, 安孫子聡子, 久野 温, 大瀬戸篤司, 姜 欣, 内山 勝 : "変ピッチプロペラ搭載型4ロータ UAV の飛行シミュレーション", ロボティクス・メカトロニクス講演会講演概要集, 2014.
- [10] S. Kiga, S. Ouchi, N. Kodani, N. Hasebe, and M. Mubin : "Attitude control of drones by CMG", *IEEJ International Workshop on SAMCON*, V2-2, 1-4, 2019.3.



大内 茂人

早稲田大学理工学術院総合研究所客員教授。研究歴：ノルム空間における制御理論の研究。線形制御理論（最適制御， H_∞ 制御， H_2 制御など）による制御対象の安定化。非線形制御理論（リアプノフ関数法，バックステッピング法など）による不安定系の安定化。オイラー・ラグランジュ方程式に基づいた制御対象（バイク，ドローン，クレーン）のモデリング。CMGを利用した不安定系（人工衛星・ドローン・バイク）の姿勢制御。E-mail: ouchi_shigeto@aoni.waseda.jp



小谷 齊之

明治大学理工学部電気電子生命学科助教。研究歴：産業機械，搬送・輸送機械の制振制御に関する分野に興味を持ち，システム制御や制御工学に係る教育・研究に従事。近年は無人移動体の自立制御に関する研究を行っている。電気学会，IEEE等の会員。



稲葉 毅

東海大学情報理工学部コンピュータ応用
工学科教授。研究歴：メカトロニクスシ
ステムの制御，人間-機械制御系に関す
る教育・研究に従事。



井上 健人

早稲田大学創造理工学研究科総合機械工
学専攻在学，宮下朋之研究室所属修士1
年。研究歴：ドローンによる橋梁接近操
作支援法の検討（2019年5月）。E-mail:
inoken@akane.waseda.jp



宮下 朋之

早稲田大学理工学術院創造理工学部総合
機械工学科教授。研究歴：動特性を考慮
した機械構造物の最適設計に関する研
究。展開構造物・超小型人工衛星に関す
る研究。E-mail: tomo.miyashita@waseda.
jp

3次元計測動向・ドローン登場で加速

河村 幸二^{*1}

合同会社スパークポイントリサーチ^{*1}

大型構造物や地形の3次元計測は、20年近く前にレーザスキャナーの登場を契機として急速に産業界に普及し始めたが、ハード、ソフトの絶え間ない革新が続いている。その間デジタルカメラによるフォトグラメトリ技術も復活し、さらに5,6年前からは一般ユーザが手軽に利用できるドローンも加わり、適用分野の拡大とともに多様なビジネスが生まれてきた。本報ではそうした動向の概説とともに、潮流をどうとらえるか、また第4次産業革命として人間とコンピューターとの関わり方についての分析と提言を試みる。

3D Capturing Trend: Accelerated by Drone

Koji Kawamura

Spar Point Research LLC.

Around 20 years ago 3D capturing technology using laser scanner begun to be used for landscape and large scale structures. Since then related new hardware and software including photogrammetry have been continuously developed. Recent drone technology heavily affects and promotes these development and market. This article illustrates these movements and tries to propose new human to machine interface as 4th industry revolution.

Keywords: 3D capture, Laser scanner, Drone, AR/VR/MR, Disaster prevention-safety, Use-ware

1. 3次元計測動向

1-1 3次元業務の3段階と主要ツール

3次元情報活用の業務は、：採取 (Sensing)・データ処理 (Processing)・表示 (Visualization) の3段階からなる (図1)。

普及当初は、フォーラムでの発表や展示ではデータ採取のためのレーザスキャナーなどのハードウェアが中心であったが、徐々に処理ソフトウェアの比重が増し、最近ではその処理結果をどう見せるかという表示に重点が移ってきている。

ただし、ハード、処理ソフトとも継続して改善と革新が続いており、マーケットの拡大を支えている。また図1では、単一機能から登場してきたツールが複合機能をもつことでカバーする範囲を拡張してきていることを表わしている。

1-2 地上型と移動計測

3次元計測普及の契機となった、地上型レーザスキャナー (terrestrial laser scanner) (図2) は、当初数十キロの重量であったが、次々と小型軽量化を果たし、数キロまで使い易くなってきている。最近では手の

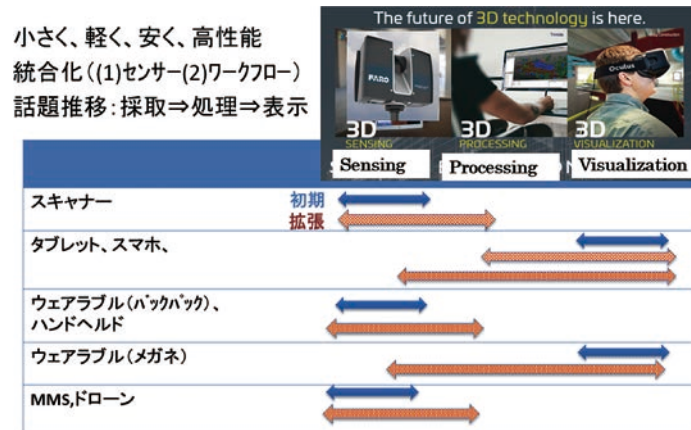


図1 3次元業務の3段階と主要ツール



図2 地上型レーザスキャナー

ひらに載るサイズのものではじめている。しかしすべてがそのサイズになってきた訳ではなく、高性能化とサポートレベルを向上させることで、ユーザを確保しており、ニーズによって使い分けられているのが現状である。

モバイルマッピングとしては道路計測に使われる車載型のMMS (mobile mapping system) が代表格であるが、サイトの状況に応じて、さまざまなタイプが使われている。屋外だけでなく、最近では室内移動台車やバックパックタイプが急激に用途を拡大している。これは自己位置を認識するためのGPS信号の効かない場所でも、環境計測からSLAM (simultaneous localization and mapping) で自己位置が認識できる技術の進歩によるところが大きい(図3)。この分野にドローンが重要な位置を占めることになった。

ごく最近では、スマホにアプリと簡単なセンサーを付けて、3次元計測ができるシステムが発表されており、話題になっている。実務にどの程度使えるのかは、まだ不明であるが、ユーザ層の底辺拡大につながることは確実であろう(図4)。

1-3 センサーの小型化

移動体に不可欠の慣性センサーおよびライダーチップなども、車の自動運転技術の飛躍的向上と大量生産により、超小型のセンサーが登場し始めている。いずれ計測分野にもインパクトが現われるであろう(図5)。

1-4 センサー種類の増加

3D形状だけでなく、合わせて色、温度、臭い、電磁特性、ガス組成、音響特性、質感など、さまざまな性状を取得する試みが活発に行われている。ドローンの場合、ホバリングで直近まで近づけるし、電磁石や特殊な治具で接触型のセンサーも可能になってきた。



図3 モバイルマッピング



図4 スマホによる3次元計測



図5 センサーの小型化

2. 分野別動向

2-1 土木・測量

3次元計測の適用が、最も早くから始まった。地形計測（DTM: digital terrain model など）従来の測量業界が担い、橋梁、道路、港湾、鉄道、トンネルなどの社会インフラの維持管理、保守点検の業務が多い。また最近、建築BIMモデルおよび地理情報システム（GIS）と統合し、都市まるごと3次元による、車自動運転、災害対応、テロ対策、都市開発などさまざまな用途に対応する試みが増えつつある。

2-2 建築・BIM

建物外形（exterior）、内部構造（interior）、設備系（MEP: mechanical, electrical, plumbing）に分かれるが、この順に難易度が高くなる。土木に比べて3次元計測の適用は、かなり遅れていたが、建設進捗管理や品質管理など、ようやくトライが本格化しつつある。

2-3 プラント

一部の先進企業を中心に初期から試行が始まったが、すそ野まで含めて広く普及し始めたのは、この数年である。当初は計測データからCADモデルにするところで多大な労力がかかり、普及のネックになっていた。ソフトの進歩で自動モデル化できる範囲が広がり、また点群データのままで利用できる手法も登場し、障壁が下がってきた。地上型レーザスキャナーが中心で、ハンデイスキャナーやフォトグラメトリーが補完的に使われてきた。ドローンの利用は、屋外フレアースタック、パイプラインなど、限られた箇所にしか使われていなかったが、性能向上でこれから大きく広がる可能性あり。

2-4 地中構造物

地下浸透型レーダGPR（ground penetration radar）で、条件にもよるがかなりの精度で検出できるケースがある（図6）。

2-5 水中計測

沿岸の浅瀬には、グリーンレーザを使って空中から海底の形状を取得できるが、深い場所にはマルチビームソナーが用いられる。



図6 地中計測

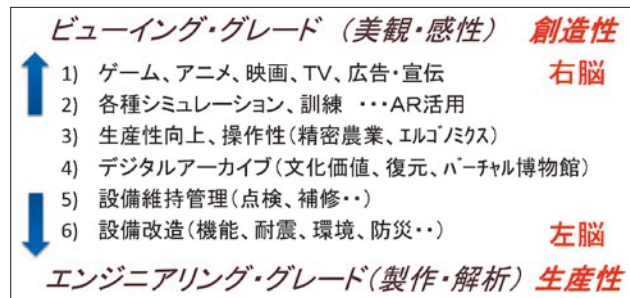


図7 計測目的・用途

3. 3D計測業務の分析

3-1 5W1H分析

・What? 何を計測するか(対象物)

2章で紹介した、土木、建築、プラント以外に、法廷問題、文化財、映像系、医療、農業などがある。

法廷問題は、事故現場、犯罪現場などの裁判証拠物件などに使われるもので、日本ではまだ少ないが欧米では広く普及している。文化財は、仏像、遺跡などの歴史遺産が対象で、日本は世界でも進んでいる分野である。映像系はテレビ、映画、ゲーム、エンターテインメントなど。医療と農業はこの数年でクローズアップしてきた分野でとくに農業は、ドローンの登場で注目されている。

・How? 何で計測するか(手段) 第1章参照

・Why? (目的)

これが極めて重要。大きく分けて図7の二つの軸に分けられる。ひところ精度という点ではエンジニアリンググレードが高級であるとみた時期があったが、今後は、新たな発想を励起するビューインググレードの重要性が増してくる(図7)。

以下の3項目は、普及が進むにつれて大きく変わってきたといえる。

・Who? (誰が操作するのか)

当初は、専門家(計測サービス会社)に依頼していた。⇒価格低下と操作性が格段によくなり、エンドユーザ自ら実施。

・Where? (どこで使うのか)

当初は、現場で計測、事務所にもどってデータ処理 ⇒計測&処理が一体化。事務所作業大幅低減。

⇒遠隔操作や自動運転技術が進み、現場作業がなくなる方向へ。

・When? (いつ使うのか)

プロジェクトの最初と最後の2回計測

⇒頻りに計測し、進捗管理、品質管理が可能に。工事安全も。

3-2 3次元大衆化

表1に示すように、3次元と人間との関わり方が大きく変わってきた。以前はシステム専門家のツールであったのが、一般のエンジニアが直接使えるようになってきた。

3-3 表示系の革新

現実の世界(Real)とコンピューター上の仮想の世界(Virtual)が、AR(augmented reality: 拡張現実)の技術で同時に重ねてみるができるようになった。合わせてMRと呼んでいる(図8)。

またRealとVirtualとが1:1で対応することから、デジタルツイン(双子)なる用語が使われ始めた。現物を変えることなく、さまざまなシミュレーションが行える。

表 1 3次元大衆化 democratization

人間との関わり方	技 術
3次元データ採取	・高性能デジカメ・Kinect・タブレット PC・スマホ Reality Capture, ドローン, SfM, SLAM
3次元データ操作	・ウェアラブル, 3D マウス (LeapMotion), 音声
3次元データ表示	・VR (Virtual Reality), MR (mixed reality) ・AR (augmented reality) ・タブレット PC ・スマホ ・ウェアラブル (眼鏡, ヘルメット, …)
3次元データ出力	・3D プリンター



図 8 複合現実 (Mixed Reality)

3-4 ゲームエンジンがエンジニアリングに

これまで CAD や解析といったエンジニアリングの世界とゲームの世界は、技術もマーケットも、関わる人も完全に分かれて存在していた。筆者も限られた小さなコンピュータで、どうしてあのような画面高速処理ができ、素晴らしいユーザインターフェースが可能なのだろうと不思議に感じていた。答えは簡単で、数百、数千のプロセッサが同時処理していたのである。

その技術が、Unity などの間を取り持つインターフェースの登場で、エンジニアリングシステムを開発してきたプログラマーがその特性を利用できるようになってきた。

また AI システム開発と実行における機械学習においても、この特性が活かされ、AI エンジンとして使われ始めている。ゲームのユーザインターフェースの開発技術は、日本は世界でも先端を走っているはずであり、活躍を期待したい。

4. ドローンで広がった 3D の世界

4-1 高所作業・危険場所

従来の地上型スキャナーや MMS (モバイルマッピングシステム) では不可能もしくは危険

- ・橋梁, 高架道路などの検査
- ・建物外壁, 大型タンクの内外面の検査・清掃・塗装, ダム斜面
- ・フレアスタック, 送電鉄塔, 通信塔, 風車 (図 9)
- ・火山噴火口, 山火事・野火現場, 土砂崩壊,

4-2 広範囲・長距離

従来法でやれないことはないが、圧倒的に省力化と高速化

- ・パイプライン, 送電線, 鉄道路線
- ・ソーラーパネル
- ・農場管理, 森林管理生育状態
- ・鉱山堆積場, 土地造成現場管理と計画, 大型立体倉庫の在庫管理

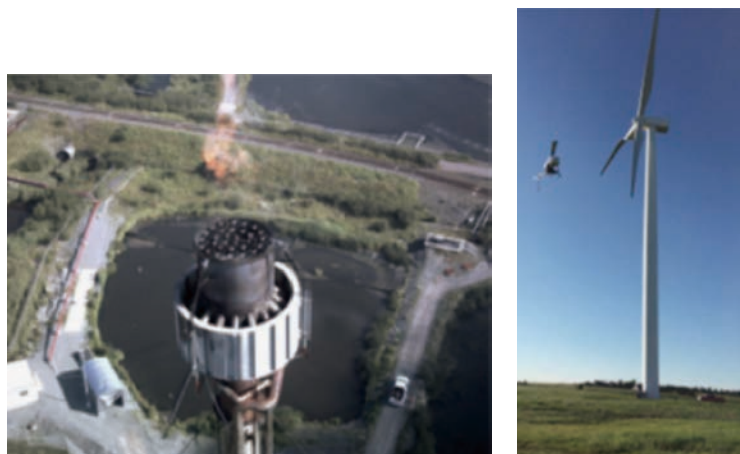


図9 フレアースタック頂部と風車

表2 災害分類と3D活用

<p>1.自然災害(天災)</p> <p>1-1.気象災害 風災(台風) 降雨災害(洪水) 雪害 酷寒(気温低下)災害 酷暑(気温上昇)災害 霜害 雹害 雷害(落雷) 霧害 湿害、高潮、海水温上昇</p> <p>1-2.地変災害 震害(地震) 火山災害 地滑り災害(土石流)</p> <p>1-3.動物災害 病原菌(伝染病・風土病) 虫害 鳥害 貝害 獣害</p> <p>山火事、海面上昇、隕石、オゾン層破壊、PM</p> <p>2.人為災害(人災)</p> <p>2-1.都市公害 大気汚染 水質汚濁 騒音 振動 汚物・悪臭 地盤沈下 火災</p> <p>2-2.産業災害 工場災害(施設災害) 鉱山災害(施設災害) 土建現場災害(施設災害) 職業病・労働災害(人的災害) 放射線障害(人的災害)</p> <p>2-3.交通災害 陸上交通災害 飛行機事故 船舶災害(火災・衝突・海難)</p> <p>2-4.戦争災害、テロ災害 ……意図的に害を与えるもの</p> <p>2-5.管理災害 調査粗漏による災害 設計・計画のずさんによる災害 施工不良&経年劣化への管理・補修の不備・怠慢による災害 行政処置の不当による災害 流言ひ語による災害(風評被害…意図的) 予報警報の間違いによる災害 その他人間の英知の不測による災害</p> <p>引用文献 http://db2.littera.waseda.jp/saigai/1-1/1-1.htm 大矢根(社会学的災害の一視点～被災生活の連続性と災害文化の具現化)『年報社会学論集』No.5,1992,p.141より。 各項目へのアンダーラインは、筆者が追加したもの</p>
--

4-3 課題と期待

この数年で急速に利便性が改善されてきたとはいえ、まだ複雑なプラント内部を安心して飛び回ることにはできない。さらなる小型化、防爆対応、自動衝突防止、衝突しても人や設備に無害な構造、消音、長寿命化の課題が残る。自然界のいきなり昆虫レベルとはいかないまでも、小鳥レベル（回転翼ではなくて、静かな羽ばたき、かつホバリングだけでなく物に自由に止まる）ドローンの登場が待たれる。

各種センシング機能と制御機能含めて、まだまだ自然界の偉大な作品に足元にも及ばない。

5. 防災・安全への3D・ドローン活用

防災対策は、わが国だけでなく、世界の地球規模の人類の喫緊の課題である。「被災先進国」として、まずは国内問題に対処すると同時に、その技術とノウハウを世界に向けて貢献していくべきである。世界から信頼され、頼られる国になることが、高価な軍備や兵器にお金をかけるよりも、はるかに効果的な「抑止力」を高められるものと信ずる。

表3 ツールの適用性

災害例	エアボーン	ドローン	地上型	ハンディ
洪水, 山火事, 土砂崩れ, 火山	○	○	△	×
社会インフラ, 道路, 橋梁, 鉄道	△	○	△	×
建設現場	×	○	△	×
交通事故	×	○	○	×
工場	×	△	○	△
設備	×	△	○	○

5.1 災害分類と3D・ドローン活用

表2に脚注の文献に、活用が考えられる項目にアンダーラインを記した。自然災害のうち、土石流は山林の保全不備による人為災害の可能性が高い。また異常気象による災害も、地球温暖化に起因するとすれば長期的な人為災害といえる。

5.2 災害対応ツールの適用性 (表3)

とくに資産価値の高い大規模対象物に対して、ドローンの活躍の場が多い。

6. 提 言

3次元システムのハードもソフトも革新が続き、性能が向上し、かつ非常に使い易くなってきた。これからは、それを自社の業務にどう取り込んでいくのかという“ユースウェア”で企業の競争力が決まる。そうなるに経験豊富なベテランエンジニアの業務知識とノウハウが欠かせない。

中高年が改革の足を引っばっている、などと揶揄されていたのが、やる気さえあれば、改革の主役になれる時代がやってきた。これまでのやり方にとらわれず、新技術に興味を向け、右脳を大いに活性化させて挑戦していただきたい。これぞ“3次元大衆化”の最大の効用であり、このチャンスを活かさない手はない。

本原稿 pdf file : <http://www.sparj.com/presen/kawamura20200108.pdf>



河村 幸二

(合)スパーポイントリサーチ代表。1989～1997, 2002, 2003 (財)エンジニアリング振興協会情報システム委員会委員長。1996, 1997 国プロ「プラント CALS 研究会」会長。電子商取引推進協議会。

ISO TC 184/SC 4 国内対策委員会プロセスプラント部門代表。2002～2008 (財)エンジニアリング振興協会高度メンテナンス委員会。2004～2014 テクマスにてプラント設計・運転統合モデル開発。2018～ (一社)無人機事故調査研究会事務局長。E-mail: koji@sparj.com

DRF 法（変形拘束下高負荷プレス）による 高強度マグネシウム合金棒の開発

三浦 博己^{*1}

豊橋技術科学大学機械工学系^{*1}

全く新しい加工技術「**Deformation Restricted Forging/DRF（変形拘束高負荷鍛造）法**」を開発し、これを市販マグネシウム合金に適用し、希土類添加型マグネシウム合金を超える強度を達成した。この手法により、高強度 DRF マグネシウム合金丸棒 20 mm ϕ と 49 mm ϕ を開発した。引張強度は 450 MPa、降伏強度は 400 MPa、塑性伸びは 5% 前後である。希土類を含まない市販マグネシウム合金を出発材とするため非常に安価で、価格は希土類添加型マグネシウム合金の 1/5～1/3 程度の予定である。曲げ加工、異形状材や平板への適用技術も同時に開発したことにより、様々な部材への適用と展開が可能である。

Development of High Strength Magnesium Alloy Round Bars by Deformation Restricted Forging Method

HiroMi Miura^{*1}

Department of Mechanical Engineering, Toyohashi University of Technology^{*1}

A new technique for strengthening of commercial magnesium alloys has been developed. The fabricated round bars with diameters of 20 mm ϕ and 49 mm ϕ possess excellent mechanical properties of tensile and yield strengths of 450 MPa and 400 MPa, and 5% ductility, which are superior to those of the rare-earth (RE) added magnesium alloys. Because REs are not necessary, low price from 1/5 to 1/3 of those of the RE added ones are expected. Techniques of rod bending and strengthening of irregular-shaped magnesium alloys as plates were also developed, therefore, applications to various structural components should be quite easy.

Keywords: Magnesium alloy, High strength, Mechanical property, Round bar, Low price

難加工材であるマグネシウム (Mg) 合金に微小な塑性変形しか起こらない鍛造を施し、変形双晶による結晶粒微細化と転位密度増加による加工硬化を利用して棒材を高強度化する全く新しい強化技術「**Deformation Restricted Forging/DRF（変形拘束高負荷鍛造）法**」を開発した。この技術は、煩雑な製造プロセスが必要な従来技術（例えば多軸鍛造法[1]）と比べ、極めて簡単なプロセスである。また、戦略物質である希土類元素を必要とせず安定供給が可能であるだけでなく、希土類添加型 Mg 合金の約 1/5 の低価格（目標）で同等以上の機械的性質を達成可能である。極めて高価なためこれまで民生品として適用が難しかった希土類添加型高強度マグネシウム合金と同等以上の強度のマグネシウム合金を低価格化することで敷居が下がり、様々な分野での活用が期待される。同時に、新産業分野の開拓や発展にも寄与すると考えられる。

私達豊橋技術科学大学の研究グループは、川本重工(株)との共同研究で、最も流通性・汎用性が高い AZ

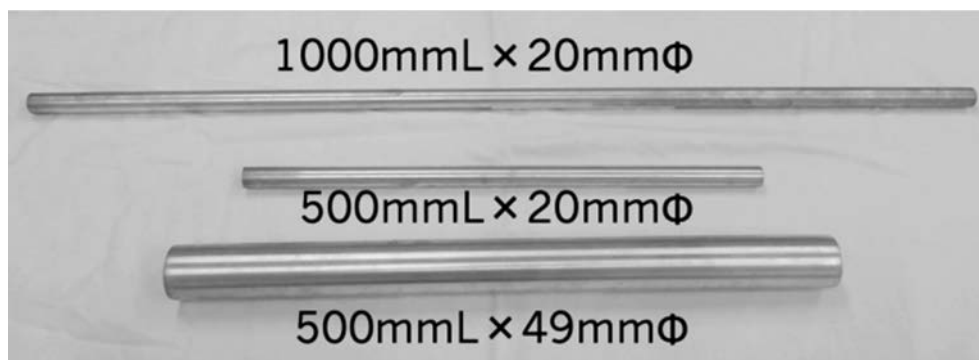


図1 開発した DRF マグネシウム合金棒

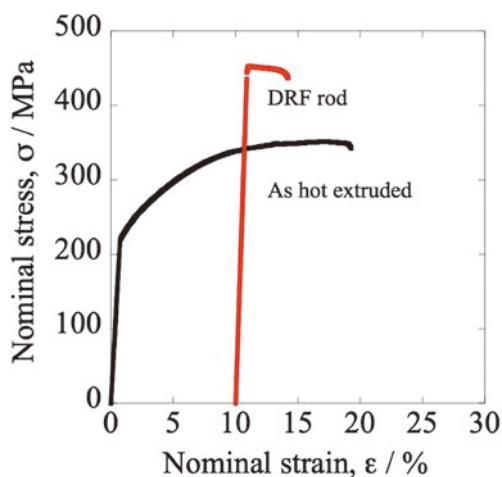


図2 引張試験結果

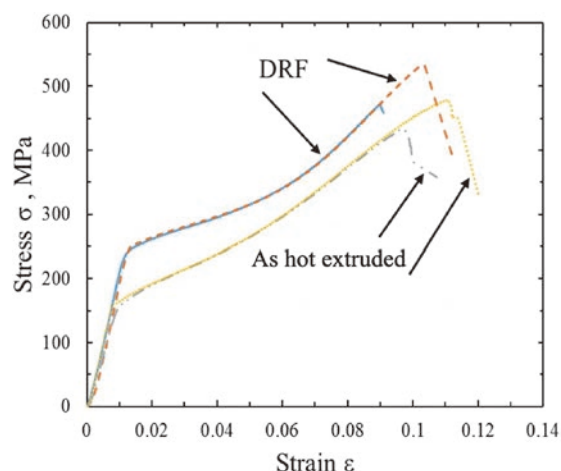


図3 圧縮試験結果

系市販 Mg 合金棒に対し DRF を施し、最大引張強度 450 MPa のマグネシウム合金丸棒材の開発に成功した。開発したのは、20 mm ϕ と 49 mm ϕ 丸棒である。その写真を図 1 に示す。

その引張試験結果を図 2 に、圧縮試験結果を図 3 に示す。熱間押出材の降伏強度と最大引張強度はそれぞれ 215 MPa、350 MPa で、市販 AZ 系マグネシウム合金としては、充分高い。それに対し、DRF マグネシウム合金は、降伏強度 400 MPa、引張強度 450 MPa であり、極めて高い。図 2 中で、450 MPa 付近が降伏に見えるが、実際には直線部 400 MPa で降伏が開始している。DRF 材の塑性伸びは 4% で、熱間押出材の 18% と比べると大きく低下している。この応力-ひずみ曲線は、希土類添加型マグネシウム合金のそれと酷似している [2]。一方、圧縮試験結果では、熱間押出材の圧縮降伏応力 165 MPa、圧縮破断応力 455 MPa に対し、DRF 材のそれらは 250 MPa と 503 MPa であった。DRF 加工により、引張強度と圧縮強度の両方が上昇したが、特に降伏応力の増大が顕著であった。同様に回転曲げ疲労試験も行ったものの、疲労限は熱間押出材と同じ 140 MPa であった。

DRF 材は上述のように高強度であるが、図 4 のように温間での曲げ加工も可能である。温間での曲げ加工により、最大引張強度は約 400 MPa まで低下し、また図 2、3 の原理で曲げ材の内側と外側での降伏強度が変化するものの、内側と外側の最大引張強度は同等であった。DRF 法は板材や異形状材にも適用可能であり、強度上昇をもたらすが、その上昇分は材質や形状により大きく変化する。板材の場合、達成された降伏強度と最大引張強度は、それぞれ約 300 MPa と 390 MPa 程度で、棒材に比べるとやや低かった。

DRF 法の詳細や強化原理については、都合により記述することは出来ないが、同手法によって市販 AZ 系マグネシウム合金の強度が著しく高められたことはご理解頂けたと思う。

最後に、これまで一般的に利用されている市販マグネシウム合金の熱間押出材、高強度材として知られる



図4 DRF 後の温間押し曲げ加工を行った丸棒

表1 利害得失表—高強度マグネシウム合金材料の製造方法と特性比較—

項目	従来技術 熱間押出マグネシウム	希土類添加型マグネシウム	DRF/DRF 改マグネシウム
強度	200～350 MPa	400 MPa 前後	450 MPa 前後（棒の場合）
製造性	良：熱間鍛造	良：熱間押出	良：冷間鍛造他
製品形状等	種々在り	熱間押出可能な形状のみ あるいは切削加工	他の加工方法との組み合わせで様々な 形状に製造可能
コスト等	◎ 5,000～10,000 円/kg 合金種、形状、購入量に よる	× 40,000～50,000 円/kg 希土類が戦略物質	DRF △ 15,000～20,000 円/kg DRF 改 ○ 10,000～15,000 円/kg ※量が少なく素材仕入れ価格が高い 量産化により価格 20～30% 低減可能

希土類添加型マグネシウム合金との特性比較を表1にまとめて示す。熱間押出材の強度はアルミニウム合金と比べても低く、特に低降伏強度は様々な部材への適用の障害となっていた。一方、希土類添加型マグネシウム合金の引張強度は400 MPa 前後[2]で、超ジュラルミンと同等である。今回開発したDRFマグネシウム棒の強度はさらに高く、450 MPa である。さらに熱処理等の追加により、最大で502 MPa まで強度は上昇した。しかし、DRFマグネシウム合金の開発の最も重要な目標は、高強度と低価格の両立であり、複雑なプロセスはさらなる高強度化が達成できるものの、本稿でその詳細については言及しない。コストを比較すると、DRF法による高強度化と低価格化のバランスが、希土類添加型マグネシウム合金に比べて優れていることは明らかである。川本重工(株)との共同研究では、さらに低価格化が望めるDRF「改」法も開発し、今後さらなるコストダウンと低価格化の見通しが付いた。このDRF改法でも450 MPa が達成されており、強度と価格のバランスが、さらに改善された。量産化によってさらに低価格化が可能で、最終的には10,000 円/kg 以下が見込めると予想する。

川本重工(株)では、開発したDRFマグネシウム棒のサンプル出荷を2020年度中に開始する予定で、準備を進めている。今後、低価格・高強度マグネシウム合金の採用による新しい機器・機械の開発や新産業分野の発展に期待したい。

謝辞 本研究は、H27～30年度の国立研究開発法人科学技術振興機構（JST）の「研究研究成果展開事業研究成果最適展開支援プログラムA-STEP」の支援によって行われた。ここに記し感謝申し上げる。

文 献

- [1] H. Miura, G. Yu, and X. Yang : "Multi-directional forging AZ61Mg alloy under decreasing temperature conditions and improvement of its mechanical properties", *Materials Science and Engineering A*, Vol. 528, pp. 6981-6992, 2011.
- [2] Y. Kawamura and M. Yamasaki : "Formation and mechanical properties of Mg₉₇Zn₁RE₂ alloys with long period stacking ordered structure", *Materials Transactions*, Vol. 48, pp. 2986-2992, 2007.

アーバンエアモビリティ ～身近な空の新たな活用に向けて～

御法川 学^{*1}, 白井 一弘^{*1}, 水野 操^{*1}
法政大学大学院アーバンエアモビリティ研究所^{*1}

アーバンエアモビリティ (UAM) とは、都市の上空を自動かつユビキタスに移動できる全く新しい空の乗り物であり、その姿から「空飛ぶクルマ」と言われることもある。UAM は電動垂直離着陸 (eVTOL) を前提とし、昨今のドローン技術を発展させた機体が世界中で提案されている。また乗客を輸送する航空機としての性能や安全性を担保した運用を踏まえると、航空機開発に匹敵する時間と労力が必要となるが、身近な空を活用するための取り組みを俯瞰することも有意義である。本報では、UAM の機体開発や法整備の世界動向を概説するとともに、著者らの設計検討事例について紹介しながら、UAM の課題と可能性について展望した。

Urban Air Mobility — For New Utilization of Sky Above —

Gaku Minorikawa^{*1}, Kazuhiro Shirai^{*1}, Misao Mizuno^{*1}
Urban Air Mobility Laboratory, Graduate School of Hosei University^{*1}

Urban Air Mobility (UAM) is a brand-new air vehicle that can move autonomously and ubiquitously over the city and is sometimes called as a “Flying Car.” UAM is premised on electric vertical take-off and landing (eVTOL) and has been developed around the world based on drone technology. In addition, from the viewpoint of passenger transport, the performance and safety should be equivalent to conventional transport aircraft, but it is also meaningful to look at approaches to utilizing sky above. In this report, we reviewed the global trends of UAM aircraft development and regulation work and introduced the case studies on UAM design.

Keywords: Urban Air Mobility, UAM, eVTOL, Multicopter, Vector Thrust, Fan, LSA, FAA, EASA

1. 緒 論

21 世紀の世界人口の爆発的な増加により、世界各地で都市化が加速し、自動車に代表されるパーソナルモビリティは電動化、IT 化という革新とともにその普及に留まるところがない。しかしながら、大都市での平面的な道路インフラは限界に達し、都市の交通渋滞は深刻であり、エネルギー、時間価値の損失は膨大である。さらに大都市では高層構造となり、立体的な移動を余儀なく求められている。このような近未来都市の新しい交通の姿として、SF 映画のような立体的に空間を自由に行き来する乗り物が、いま現実のものになろうとしている。近年、空撮や物資輸送等において急速な産業化が進んでいる無人飛行体 (ドローン) は、複数の高出力電動小型プロペラ、高エネルギー密度バッテリー、MEMS 技術による超小型姿勢制御セ

ンサ等により安定した垂直離着陸，浮上，飛行を実現し，IoTによる自動制御とともにその適用範囲を拡大している。このドローン技術を人員輸送サイズの乗り物に適用することで，エアモビリティの実現可能性が見えてきた。これらは最近ではアーバンエアモビリティ（UAM）と呼ばれ，低騒音，ゼロエミッション，滑走路不要，操縦技術不要，混雑した都市部の道路交通に影響を受けないユビキタスな移動手段として位置づけられ，交通・物流の新たなモード構築による多大な経済的効果が期待される。UAMの概念はまずUBERやGoogleといったシリコンバレーのベンチャーから発案され，いまや世界中のスタートアップ，既存の航空機メーカー，自動車メーカー，研究機関を次々と巻き込み，大規模な先行投資が世界各地で始まっている。UAMは，荷物や乗客を乗せて都市部の上空（低空）を垂直離着陸で移動し，パイロットレス，しかも自動車並みの数で運用するものであり，従来の航空機を対象とした法規制やシステムではとても対応できないため，新たな運用体系をこれから作る必要がある。欧米ではFAA，EASAといった当局が率先して，航空機や無人航空機といった既存カテゴリーの設計基準，安全基準を参照しながら，このUAMのルール作りを急ピッチで進めている。我が国においてもこういった世界の動きを受け止める形で，官民協議会が2018年に始まったところである[1]。著者らは，次世代の航空人育成の取り組みとして，本邦未導入の入門航空機カテゴリーであるLSA（Light Sport Aircraft）に関する研究を行ってきた[2]。LSAは既存航空機の一つであるが，空を安全かつ身近に利用するという点で，機体や運用方法がユニークであり，電動推進もいち早く見据えている。いっぽうUAMは既存航空機の設計製造概念にとらわれない新しい乗り物であるが，ドローン技術を含む昨今のモノづくり技術を活用することで誰でも参入できる可能性があることから，身近な空の乗り物という点で共通していると考えられる。

2. UAMの定義

NASAによれば，UAMは，“System for air passenger and cargo transportation within an urban area, inclusive of small package delivery and other urban unmanned aircraft system”「小荷物配送などの無人航空機を含む都市部の乗客貨物の航空輸送システム」とされている[3]。これだけでは飛行機やヘリコプターと何が違うのかということになるが，実際には，これに加えて，「基本的にパイロット不在（＝自動運転）」，「オンデマンド運航」，「滑走路不要の垂直離着陸（VTOL）」，「電動推進」といった定義が加わる。NASAはUAMの具体的な姿として3つ使用例（use case）を想定し，大規模な市場調査を行っている。表1はこれらの概要，機体仕様，技術的課題，競合するサービスなどをまとめたものである。ケース1は，ドローンによるラストマイルつまり宅配サービスであり，2kg程度の小さな荷物の宅急便サービスを，ローカルな配送センターから受け取りボックスまで行い，配送は不定期で予め定めた周回ルートを回る。すなわち現在の宅急便サービスに近いものである。ケース2は，エアメトロと称した地域公共交通で，地下鉄やバスのように，予め決められたルートと時刻表によって運航する。混雑した都市部に停留所を設け，機体は自動運転で，1機あたりの乗客は2名から6名（平均3名）とするものである。ケース3は，エアタクシーすなわちほぼユビキタスにライドシェアサービスを実現するもので，VTOLの機体によって都市の高層ビルの上空に設けたポイントで乗り降りする。現在のライドシェアサービスやタクシー同様，オンデマンドであり，機体は自動運転で，1機あたりの乗客は2名から6名（平均1名）としている。調査では宅配サービスやエアメトロは2030年には収益が上がり予測されているが，エアタクシーについては2030年には限定された都市であれば収益が見込めるとしている。機体に関する要素技術（バッテリー，自立飛行，障害物の検出回避，電気推進ほか）や必要な法規制（耐空性基準，目視外飛行，市街地上空の飛行，騒音などの環境規制ほか）は全てに共通する事項であるが，ケースに応じて難易度が上がるものと予測されている。

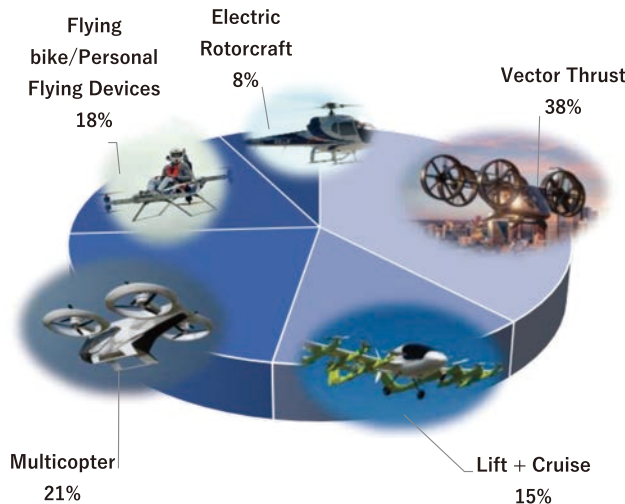
表1 UAM の使用例による分類[3]

使用例	1. 宅配サービス 	2. エアメトロ 	3. エアタクシー 
コンセプト	流通ハブから専用ポストへのパッケージ（5ポンド未満）配送。オンラインでの注文が行われ、適時配送ルートに沿って行う。	地下鉄やバスなどの現在の公共交通機関と同様、決められたルート、定期的な時刻表によって運航される。各都市の交通量の多いエリアに停留所（駅）を設ける。	Door to doorのライドシェア、ハイヤーと同様、乗客が希望の場所にVTOLを呼び出し、乗客が指定された駐機場（ビルの屋上など）で乗降する。
機体	小型無人航空機（ドローン）	2～5人乗りの自動運転（パイロットなし）VTOL機	2～5人乗りの自動運転（パイロットなし）VTOL機
ペイロード	2kg程度	450kg以下	450kg以下
1フライト当たりの距離	周回含めて10マイル以内	10～70マイル	10～70マイル
運航方法	オーダーを受けたら周回ルートに沿って行う。	決められたルートを時刻表通りに運航する。	オンデマンド（ルートと時間は毎回異なる）。
インフラ環境	宅配ポスト、流通ハブ、ドッキング/充電ステーション、UTM（無人航空機管制）	1つの都市部あたり、一度に平均3～6機のVTOLを運航できる駐機場（パーティポート）を最大100～300か所、充電（給油）ステーション、UTM	Door to doorサービスを実現するための、建物上または建物の近くの非常に高密度な駐機ポイント（パーティストップ）、充電（給油）ステーション、UTM
要素技術	バッテリー技術、自律飛行技術、検出と回避（LiDAR、カメラビジョンなど）、電気推進、非GPS運航技術		
必要な法規制	BVLOS（目視外）飛行、耐空性基準、UTM、市街地上空の飛行、高度制限、オペレーター認証、識別、環境制限		
競合サービス	有人または無人の地上配送サービス（FedEx、UPS、Amazon Primeなど）、宅配便サービス、AGV（自動運転車）ロッカー、ドロイド	地下鉄、バス、自転車、ライドシェア、自動運転車（自家用、ハイヤー、またはライドシェア）	人が運転する自動車および自動運転車（自家用車、ハイヤー、ライドシェア）、通勤電車、地下鉄、バス
2030年のマイルストーン	2030年に黒字化 年500万便、4万機、1便当たりコスト4.2ドル。	2028年に黒字化 年7.4億便、2.3万機、1回当たりコスト30ドル。	都市にほぼユビキタス（徒歩3分以内）に駐機スポットを設けると現実的なコストにならない。非常に混雑した都市ではより少ない駐機スポットでもコストに見合う可能性あり。

3. 機体開発の状況

UAMは前述のような運用形態により「垂直離着陸」かつ「電動推進」が前提となる。この電動垂直離着陸機を（electric Vertical Take Off and Landing: eVTOL）と呼んでいる。米国のVertical Flight Societyが公開しているeVTOLのサイトによると、現在世界で開発中のeVTOL機の飛行原理による分類は図1のようになる[4]。また、比較的開発が進んでいるeVTOLの例を表2に示す。マルチコプター型はドローンと同様、4つまたはそれ以上の固定ピッチファンの回転数を個別に制御することで姿勢を変化させて飛行する。ヘリコプターのような複雑なローターヘッド機構が不要であり、構造がシンプルに出来る反面、プロペラの推力が常に自重を支えているため、前進する固定翼の揚力で自重を支える飛行機に比べて電力消費が大きくなる。また、原動機不発動の際の飛行（滑空またはオートローテーション）が困難なため、緊急時の安全性確保に課題がある。しかしながらマルチコプター型は10 km程度の短距離輸送であれば有用とみなされており、例えばKittyhawk[5]、Ehang[6]、Volocopter[7]等により市販化や社会実験が始まっている。いっぽう、最新の開発事例では、より長距離（最大100 km程度）の輸送を行うべく、水平飛行時の効率が良い飛行機型のeVTOLが主流となりつつある。具体的には、ファンユニットを偏向して推進とVTOLを行うVector thrust typeか、推進用ファンとVTOL用ファンを別々に持たせたLift+Cruise typeがあり、既に試験飛行に成功している機体としては、Boeing/Aurora PAV[8]、Wisk Cora[9]、Airbus Vahana[10]などがある。また、DEP（Distributed Electric Propulsion）と呼ばれる、複数のファンを翼の上に分布させて翼のコアング効果を利用してV/STOL機能を付与する機構のものもあり、Lilium[11]などが開発中である。

eVTOLはバッテリー+電動モーターのフル電動型がほとんどだが、航続距離（すなわちバッテリー容量）と機体重量のトレードオフから、現時点では30分程度の飛行が限界と見られている。そこで比較的大型の



Type	Samples
Vector Thrust	95
Lift + Cruise	37
Multicopter	54
Flying bike/Personal Flying Devices	46
Electric Rotorcraft	19

図1 eVTOLの種類と開発数[4]

表2 現在開発中のeVTOLの例[4-12]

機体名	開発企業	推進・浮上の方法	搭乗者数	航続距離	パイロット	初飛行	商用化目標
Ehang 184	Ehang	マルチコプター (8基)	1	16 km	無人	2016	販売中
CityAibus	Airbus	マルチコプター (8基)	5	30 km	有人/無人	2019	2023
A ³ Vahana	Airbus	推力偏向ファン (8基)	2	100 km	無人	2018	技術検証機
NEXUS	Bell	推力偏向ファン (6基)	5	241 km	有人/無人	—	2025
Lilium jet	Lilium	推力偏向ファン (36基)	2	300 km	無人	2017	2025
PAV	Boeing/Aurora	推進ファン1基+浮上ファン8基	2	80 km	無人	2019	2024
Cora	Wisk	推進ファン1基+浮上ファン12基	2	100 km	無人	2018	2023

機体は発電用のガスタービンを搭載して電力を推進用ファンに分配するターボエレクトリック型が提案されており、例えば Bell NEXUS[12]は、1基のガスタービン発電機からを6つの推進浮上用ファンに電力供給するコンセプトとなっている。また、大型の航空機では推進用ガスタービンと電動ファンのハイブリッド型も検討されているが、eVTOLでは見当たらない。

4. 法整備の状況

UAM 実現のためには関連する法規制や設計基準（耐空性）のルール作りが必要である。言うまでもなく UAM は全く新しい航空機と言えるが、航空機である以上、FAA (EASA) [13, 14]による既存航空機カテゴリーである通常の飛行機：Part23 (CS-23)、同旅客機：Part25 (CS-25)、通常の回転翼機（ヘリコプター）：Part27 (CS-27)、同旅客機：Part29 (CS-29)の規格に当てはまる部分は考慮されるべきである。電動化を含む航空機技術の急速な進展を受け、FAAは2017年に14 CFR Part23（一般航空機の耐空性基準）に関する修正を行い、翌年には「革新的な技術によって低コストで安全性を高める技術の小型航空機への迅速な適用を促進する」MOCを発行した[15, 16]。これは電動化を含む革新的航空機が「性能ベースで」迅速に認証される道筋を示したものであり、Part23の最大離陸重量が19000ポンド以下、乗客は19席以下という大きさにUAMのほとんどが入ることから、UAMの認証にも良い影響が及ぶと思われる。いっぽうEASAは、昨今の150件のVTOL開発事例を調査した結果、VTOL性能やDEP（分散型電動推進）による航空機は既存航空機のカテゴリーに収めることが困難であると判断し、2019年7月に「小型のVTOL航空機に対する特別条件“SC-VTOL-01: SPECIAL CONDITION Vertical Take-Off and Landing (VTOL) Aircraft”」を発行し

た[17]。本 SC では最大離陸重量 7000 lb (3125 kg) 以下、乗客 9 名以下の VTOL 機を対象としており、機体 2 つのクラスに分類して安全基準などを規定した。具体的には、既存カテゴリーで言う自家用機に相当するような「基本カテゴリー」と、旅客業務を行う事業用機に相当するような「強化カテゴリー」に分け、前者は「推進浮上装置に重大な不具合が生じても緊急着陸が可能なこと」とし、後者は「混雑した地域で商用航空輸送の運用をするもので、推進・浮上装置に重大な故障が生じても飛行と安全な着陸が可能なこと」としている。UAM の場合はほとんどが強化カテゴリーに属することとなり、既存旅客機並みの安全性が要求されることになる。なお現時点では、遠隔操縦や自律飛行のレベルに関して詳細に触れておらず、パイロット資格はこれらの材料が揃った時点で必要に応じて考慮するとしている。また、製造のフェーズでは、関係する規格団体によるワーキンググループが活発に行われている。米国では、FAA を筆頭に AUVSI, ANSI, ASTM, RTCA といった業界標準団体がルール作りに取り組んでおり、特に ASTM においては、無人航空機システム (F38)、航空機システム (F39)、一般航空機 (F44) のメンバーからなる無人航空機の運用と設計に関するワーキンググループ AC377 を組織しており、活発な活動が行われている[18-22]。このようにルール作りは機体開発と並行して着々と進められており、「機体はあるが飛ばせない」、「枠組みはあるが機体がない」という事態は少なくとも生じないと思われる。

5. eVTOL の設計例

世界中で開発中の eVTOL は、漸く試験飛行に成功したばかりという機体も多く、バッテリーなどまだ性能途上の要素技術を見込んで開発しているためか、機体仕様があまり明確に公開されていない。ここでは、著者らが基礎的な検討を行った 2 種類の eVTOL について紹介したい。1 つはマルチコプター型 (呼称 MM-18)、もう 1 つは推力偏向方式の飛行機型 (呼称 Stingray) である。いずれも最大離陸重量を既存の小型ヘリコプター (例えば Robinson Helicopter R44 など) 相当[23]の、最大離陸重量 1000 kg と設定し、ペイロード 200 kg (2 名の乗員 (77 kg×2) と荷物 (46kg)) Li-ion バッテリーを 300 kg (54 kWh 相当)、機体重量を 500 kg としたものである。以下にその概要を述べる。

5-1 マルチコプター型

図 2 に著者が構想しているマルチコプター型 eVTOL (MM-18) の概観を示す。前項で述べたように、マルチコプター型の最大の課題はファン不発動時の安全性である。ファン不発動は 1 基だけという状況よりも、むしろ制御系や電源系のトラブルによって全ファンが停止または出力低下するという事態を想定すべきである。加えて、eVTOL は低高度を飛行するため、ファン再始動に必要な手順を踏む時間はほとんど残されていないため、機体パラシュートの効果は小さいと思われる。したがって、地上衝突時の乗員の安全性 (クラッシュワージネス) を第一に考えるべきである。一般にマルチコプター型では浮上時のバラスト防止やファンブレードが飛散してキャビンに突入することがないように、ファンをキャビン上部に設置する例が多いが、本設計ではファンユニットは独立な構造としてキャビンより下方に設置することで、地上衝突時にファンユニットが衝撃吸収するような構造とした。またマルチコプターの場合、進行方向に機体が傾く必要があり、乗員は常に姿勢変化に晒される。本機はファンユニットがキャビンとは独立して傾斜するので、移動時にキャビンが大きく前傾しない工夫も必要と考えている。

ここではファンサイズと原動機出力を簡単なファンの性能相似則で求めた。やや乱暴ではあるが仮にヘリコプターのローターとファンの空力効率が同じと想定して、大きなファン 1 台の推力と小さなファン n 台の総合推力が等しくなるようにして、そのときのモーター出力を求めた。小型ヘリコプターのホバリング時推力が最大離陸重量をやや超える程度とした場合、小型ヘリコプターではモーター 1 基の出力が 130 kW 程度なのに対して、マルチコプターではファン直径 2.45 m、回転数 2400 rpm とすると 2 重ローターを持つファン 8 基の総合出力が 190 kW 程度 (47% 増) になることがわかった。なお、ファンブレードの周速度がヘリ

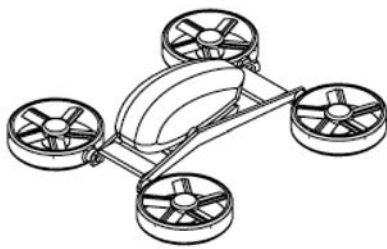


図2 マルチコプター型 eVTOL の例 (HUAM MM-18)

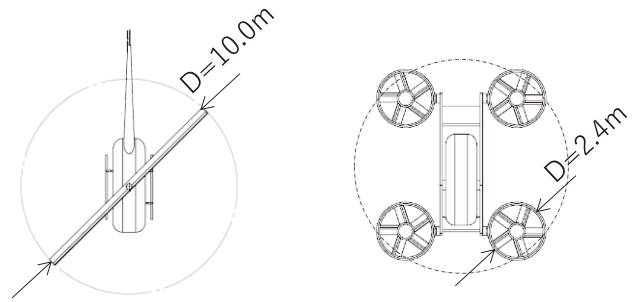


図3 eVTOL と小型ヘリコプターの比較

コプターでは 213 m/s 程度であるのに対して、マルチコプターでは 300 m/s を超えており、さらに効率は悪く騒音増加も懸念される。この状態で連続運転すると、54 kWh のバッテリーでは飛行時間はわずか 17 分である。図3に小型ヘリコプターとの大きさ（フットプリント）の比較を示す。

5-2 推力偏向型

図4に著者らが提案する推力偏向型 eVTOL (Stingray) [24]を示す。eVTOL はファン直径が小さくなるほど推力面では不利になるため、垂直浮上時の推力確保が課題になる。いっぽう、前進時は機体の揚力が利用できるため、飛行効率は大幅に向上する。また、非常時は滑空によりリスクを軽減できる。本設計事例では、全翼型の eVTOL 機体を提案した。全翼機は揚抗比が大きく、特に低速時の揚抗比が優れる。また機体内部の容量を大きく取れ、バッテリー搭載に有利と考えた。浮上用の大型ファンを主翼内に2基、浮上・推進用の推力偏向可能な小型ファンを胴体内に8基搭載した。このような機体では完全な VTOL 機として運用するよりも、短い滑走路を用いた運用も想定している。機体の構造面でもさらに改善の余地があると考えられる。進化しつつあるデジタルエンジニアリングの活用例として、昨今注目されているジェネレーティブデザインとアディティブマニュファクチャリングを活用して、機体の強度を維持しつつ軽量化を実現する新たな構造の検討を著者らは考えている。

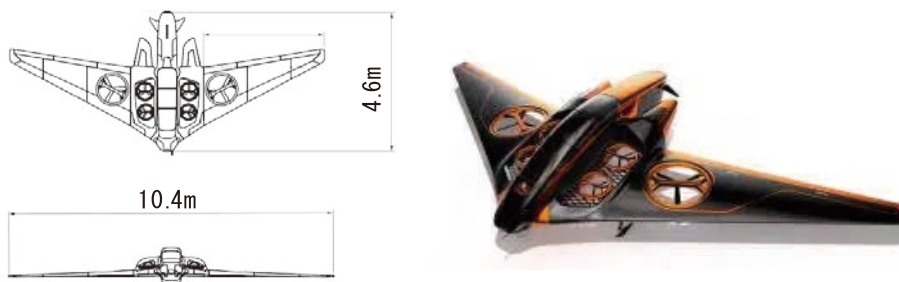


図4 推力偏向型 eVTOL の例 (HUAM Stingray) [25]

6. UAM の実現に向けて

図5は、既存航空機、ドローン、UAM が主に飛行する高度について概念的に示したものである[26]。UAM が飛行する都市部の高度空域は、航空機が安全高度として飛行を回避する地上 1200 ft 以下になると考えられ、重大な不具合による回避行動を取る時間はほとんどなく、障害物も多い。このような高度を高密度で航空機を運航する場合、広域的な航空交通監視による自動運転、非 GPS 状態における自立飛行、近接的な障害に対する自律的な回避行動が必須となる。また、緊急着陸に対する受動的・能動的な対物、対人安全確保技術も従来航空機とは異なるアプローチが必要であろう。

都市部上空では騒音が重大な課題となる。世界で開発が進む 6 人乗り程度の航空機を浮上させるには中型

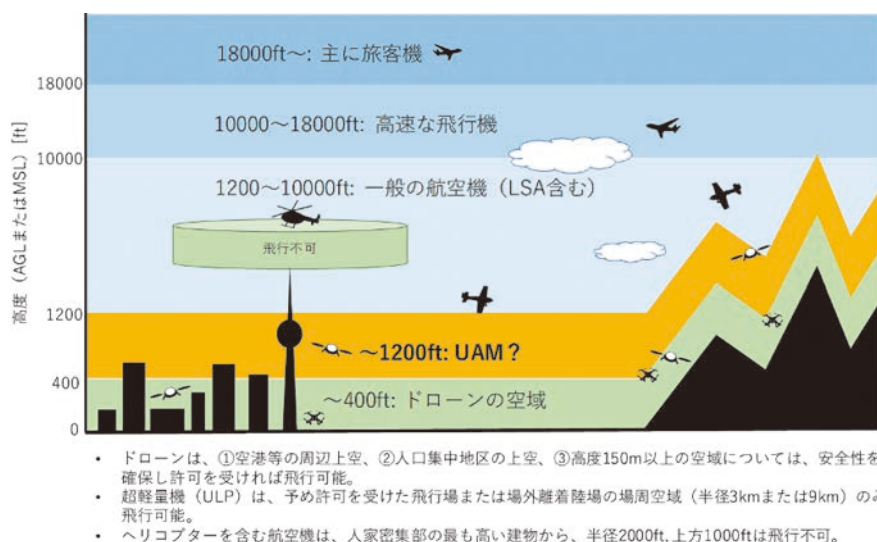


図5 既存航空機とUAMの空域[26]

ヘリコプタークラスのファン推力が必要であるが、前述したようにヘリコプターに比べてファン直径は遥かに小さく、その分排気流速が大きくなり、結果的に空力騒音はヘリコプターより増加することも考えられる。航空機よりも低高度、高密度、低速度で運航が行われることを考えると、UAMによる騒音暴露は極めて深刻であり、従来技術を超えるファン静音化技術が必須となる。

欧米では、Light Sport Aircraft (LSA) または UL (Ultralight) という航空機カテゴリーが存在し、工業規格による耐空性基準の準用や、管理権限を委譲された民間団体による製造、ライセンス、運航管理が行われており、身近な空の入り口として認知されている。LSAでは電動化や機体パラシュートなどの最新技術が積極的に導入されており、旧態依然の技術に固執することがない。UAMは全く新しい空の乗り物であり、LSAのような在来航空機とは異なるものだが、受益者が一丸となって仕組みを作るスタイルは大いに参考になると思われる[25, 26]。UAMは都市部の自動操縦を前提としており、大規模なインフラ整備が欠かせない。しかしながら、基礎研究や飛行試験に加えて、実践的な経験を重ねていかない事には前進はあり得ない。そこでUAMの前段階としてSAM (Suburban Air Mobility) すなわち離島や道路がない地域での活用、またRAM (Recreational Air Mobility) すなわちレジャーやスポーツ製品としての活用、という姿もあり得るのではないかと。また文献[3]にあるように、UAMの第1ステップはドローンによる宅配サービスと言われており、ドローン産業分野とのシームレスな連携は欠かせない。本報告では紙面の都合でUAMの運航管理 (UTM) や要素技術の詳細については割愛させていただいた。ドローン技術とともに今後のUAMの発展に期待したい。

文 献

- [1] https://www.meti.go.jp/shingikai/mono_info_service/air_mobility/index.html
- [2] <https://huam.ws.hosei.ac.jp/wp/lsa/>
- [3] <https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/uam-market-study-executive-summary-v2.pdf>
- [4] <https://evtol.news/aircraft/>
- [5] <https://kittyhawk.aero/>
- [6] <https://www.ehang.com/ehang184/>
- [7] <https://www.volocopter.com/de/>
- [8] <https://www.aurora.aero/pav-evtol-passenger-air-vehicle/>
- [9] <https://wisk.aero/>

- [10] <https://www.airbus.com/innovation/open-innovation/a3.html>
- [11] <https://lilium.com/>
- [12] <https://www.bellflight.com/products/bell-nexus>
- [13] <https://www.easa.europa.eu/document-library/certification-specifications>
- [14] https://www.faa.gov/aircraft/air_cert/design_approvals/small_airplanes/small_airplanes_regs/
- [15] <https://www.aopa.org/advocacy/advocacy-briefs/understanding-part-23-rewrite>
- [16] <https://www.faa.gov/news/updates/?newsId=88746>
- [17] <https://www.easa.europa.eu/document-library/product-certification-consultations/special-condition-vtol>
- [18] <https://www.astm.org/COMMITTEE/F38.htm>
- [19] <https://www.astm.org/COMMITTEE/F39.htm>
- [20] <https://www.astm.org/COMMITTEE/F44.htm>
- [21] <https://www.astm.org/standardization-news/?q=features/promise-urban-air-mobility-nd19.html>
- [22] https://www.faa.gov/aircraft/gen_av/light_sport/media/StandardsChart.pdf
- [23] <https://robinsonheli.com/>
- [24] <https://huam.ws.hosei.ac.jp/wp/stingray/>
- [25] https://www.meti.go.jp/shingikai/mono_info_service/air_mobility/pdf/002_02_03.pdf
- [26] 御法川学, 白井一弘, 水野 操: “アーバンエアモビリティ実現へのロードマップ”, 第 56 回飛行機シンポジウム講演集, 1S03, JSASS-2018-5003, 2018.



御法川 学

法政大学理工学部機械工学科教授。一般社団法人スモールファン研究会代表理事。研究歴：ファン騒音の静音化（1992～）。新しいカテゴリーの小型航空機（LSA）の研究（2008～）。アーバンエア

モビリティ（UAM）の研究（2017～）。E-mail：minor@hosei.ac.jp



水野 操

有限会社ニコラデザイン・アンド・テクノロジー代表取締役。法政大学アーバンエアモビリティ研究所特任研究員。研究歴：アーバンエアモビリティ（UAM）の研究（2017～）。



白井 一弘

法政大学理工学部講師/大学院アーバンエアモビリティ研究所特任研究員。研究歴：Light Sport Aircraft（LSA）導入に向けての研究（2004～）。各国法制度に基づく本邦への適応研究。E-mail：

kazuhiro.shirai.37@hosei.ac.jp

太陽光エネルギーを利用した ソーラープレーンの技術課題

雷 忠^{*1}

公立諏訪東京理科大学工学部^{*1}

ソーラープレーンとは太陽からの光エネルギーを太陽電池によって電気エネルギーに変換し、それを電気モータに供給することで動力とするプロペラやローターなどを回転させて飛行する飛行体である。継続的に利用可能な太陽光エネルギー源を利用して飛行するため、昼間発電した電力を蓄積しておき、夜間の動力として利用することができれば、ソーラープレーンは半永久的に飛行し続けることを特徴とする。各分野における技術進歩に伴い、ソーラープレーンが昨今再注目されており、監視、災害救援、次世代通信サービスへの応用を始め、他産業への経済波及効果が高いものとして期待されている。本稿ではソーラープレーンの研究開発における一部の基本要素技術と技術課題についてこれらの問題と展望を解説する。

Technical Problems of the Solar-Powered Aircraft

Zhong Lei^{*1}

Department of Mechanical and Electrical Engineering, Suwa University of Science^{*1}

A solar plane is an airplane which is driven by electric-based propulsion systems with power supplied continuously by the endless solar energy. By replacing conventional fuel and electric power with solar energy, the solar-powered airplane is possible to be a solution to achieve a long endurance. Recently, industries are making efforts for unmanned aircraft systems (UAS) with capabilities of high altitude and long endurance to develop technologies, for low cost, environmentally friendly and energy efficient. This UAS is capable of wide view, disaster response and communication service. This paper will discuss some fundamental subjects and technical problems for the solar plane.

Keywords: Solar plane, Electric-powered, Unmanned aircraft system, Communication service

1. はじめに

近年、通信サービス、災害救援、物流サービス、環境調査、農林作業などを目的として、民用無人航空機システム (UAS: Unmanned Aircraft System) への関心が高まっており、市場の拡大が見込まれています。通信サービスと災害救援に関して広い範囲での情報収集、調査、観察を可能とするため、長時間に自律的飛行できる無人航空機も注目されている。2030年代の実用化が見込まれる6G (第6世代移動通信システム) の実用化を目指して、世界各国がドローンや衛星を利用し、地上通信、衛星通信、海上通信を一体化する通信ネットワーク構築の計画を続々発表している。無人航空機が高度20 km程度の上空に通信プラットフォームとして無線局を設置すれば、従来の地上通信と衛星通信に比べ、コストやサービスや運行管理などにおけ

る優位性を発揮できることから、昨今再注目されている。図1のように上空から通信を行うため、例えば飛行高度20 kmで巡航しているUASがあれば、地上直径200 km範囲（東京都主要部面積に相当）をカバーし、高速で大容量の無線通信サービスを提供することによって、地上中継基地局を多く減らすことが可能になる。長時間滞空が実現できれば、定期的に機体及び通信機器を交替し、最新技術による通信サービスを提供することができる。衛星に比べ、発射費用、通信量と通信費に関して大幅にコストを削減することになる。特に、山岳地帯、砂漠、海上、さらに人口密度が低くインフラの未発達なアフリカや南米など過疎地に低コストの電話やインターネットなどの利用に適している。また、台風、洪水、地震など自然災害が発生した際に、UASが地上インフラの代わりに利用することが可能であり、いち早く察知して、救援活動に参加する。

現状では、中、大型無人機（重量：数十キログラム以上）の機体は多くの燃料を利用する内燃機関エンジンを搭載するため、数時間の連続飛行が可能である。これらは、従来から大型無人機は軍事目的で利用されてきたが、民間利用の無人機は、単一の目的で利用する機会が多いため、多数の調査・監視用の機器を搭載するための大きな機体を利用する必要がない。また、小型機体では、マルチコプターのような垂直移動、固定翼機の手投げや簡易的滑走ができるため、滑走路もいらず、より幅広く設置することができ、迅速に活動に参加できる。しかし、既存の小型機（重量：25キログラム以下）では、バッテリーエネルギー密度が不十分であり、蓄積電力が限られているため、数分から最大30分程度しか飛べない。搭載バッテリーを増やせば、総電力が増加するが、全備重量も増加してしまう。それよりもっと長い時間で飛行するには機体サイズを大きくすることになるが、小型機が持つ本来のメリットを失ってしまう。内燃機関エンジンの利用が大型機体に限られ、運用コストが高い。このような背景から、費用対パフォーマンスを重視する民間利用には、長時間の飛行ができるUASが求められている。

ソーラー発電を動力源として航空機、solar plane（以下、ソーラープレーンと呼ぶ）に利用することが、早くも注目されて来た[1]。図2にソーラープレーン動力システムの基本構成を示す。機体に搭載した太陽電池により太陽からの光エネルギーを電気エネルギーに変換し、それを電気モータに供給することで動力とするプロペラやローターなどを回転させ、ソーラープレーンが飛行する。永続的に利用可能な太陽光エネルギー源を利用して飛行するため、昼間発電した電力を蓄積しておき、夜間の動力として利用することができれば、半永久的に飛行し続けることになる。

ソーラープレーンへの挑戦が1970年代から始まった。図3に代表的なソーラープレーンを示す。最初、小規模な活動に限られており、最大数時間の連続飛行が達成した。米国航空宇宙局（NASA）が1980年代

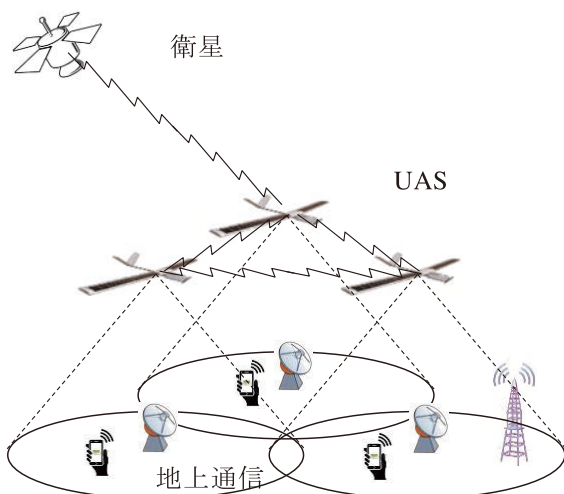


図1 高高度滞空無人航空機の通信サービス

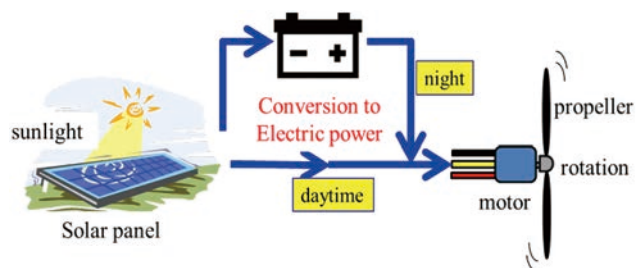


図2 太陽光エネルギー動力システムの概念図

- ① Sunrise I, II
The first solar plane, record a 3 hours flight in 1974
- ② Gossamer Penguin, 1980
The first solar plane, man pilot
- ③ Solar Challenger, 1981
Crossed the English Channel by 5hr 23min
- ④ Solar Sunseeker, 1981~present
Crossed North American continent, man pilot
- ⑤ NASA's Helios, 1999-2003
Recorded an altitude 29,524 m, broken in June, 2003
- ⑥ Boeing SolarEagle, 2010~2014
high altitude long endurance, 30-90days. canceled in 2012
- ⑦ QinetiQ-Airbus Zephyr S, 2010~present
Recorded a continuous flight, 25 days in July 2018
- ⑧ Solar Impulse, 2003~present
8,500m, 26hrs long endurance flight in July 2010
Conducted a circumnavigation of the globe in 2015-2016
- ⑨ Facebook Aquila, 2014~2018
Planned to fly for 90 days, stopped the project in June 2018
- ⑩ Google Solara 50, 2014~2017
Stopped the project in June 2017



図3 ソーラープレーンの歴史

から幅 30 m の全翼機 Pathfinder, そして 1990 年代後半から幅 75 メートルの Helios 2 を開発し, 2003 年に 14 時間の滞空と通信に成功した。しかし, 24 時間の連続飛行が実現できなかった。また, 2003 年 6 月に構造上の問題で試験飛行中に全壊した[2]。2010 年 9 月に, 米国国防省の DARPA がボーイング社と共同で, 5 年間連続飛行する無人機「SolarEagle」を開発し, 30 日間のデモンストレーションを実施する計画[3]を発表したが, 2012 年にプロジェクトを中止した。2010 年にイギリスの防衛機器キネティック (QinetiQ) 社が開発した軍事偵察用のソーラー無人機 Zephyr[4]が, 14 日間連続飛行の記録を達成した。Zephyr が 2013 年にエアバスに買収され, Zephyr S が 2018 年に最大 25 日間の連続飛行を記録した[4, 5]。一方, スイスの冒険家らによって開発された有人ソーラー飛行機 Solar Impulse は 2015 年 6 月から 16 か月にわたる計 17 区間と 23 日間の飛行で太陽光エネルギーだけで世界一周に成功した[6]。

日本では, 1998 年から 2005 年までに情報通信研究機構, (旧)航空宇宙技術研究所, 海洋研究開発機構など組織を横断して, 成層圏通信プラットフォーム (SPF: Stratospheric Platform) の研究開発を行い, 太陽光発電から電力を提供し, 飛行船の定点滞空通信試験を実証した[7, 8]。2013 年から 2017 年に(有)オリンポスとサレジオ工業高等専門学校が日本発の有人ソーラープレーン開発を試みた[9]。新エネルギー・産業技術総合開発機構 (NEDO) とスカパー JSAT(株)は, 2017 年 11 月に福島市のふくしまスカイパークにおいて, 通信衛星と目視外ドローンをつなぐ中継基地として導入を想定している高高度無人航空機について, 東海大学が所有しているソーラー飛行機の SunFalcon 2 を用いて, 2 種類の飛行・通信実験を実施しました[10]。ソフトバンク社は 2019 年 4 月に NASA と共同で Pathfinder や Helios などを開発した米

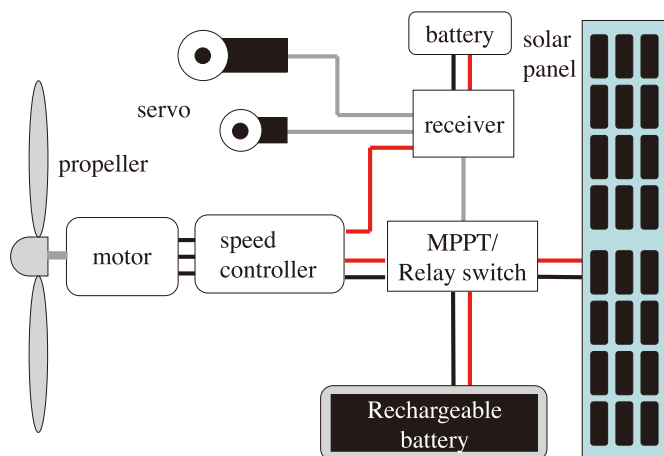


図4 機体搭載システム構成

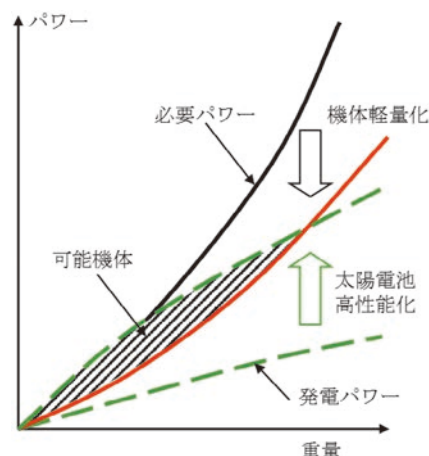


図5 ソーラープレーンのパワーと重量の関係

AeroVironment, Inc. との合弁会社である HAPS モバイル(株)を通して、成層圏から通信ネットワークを提供するソーラープレーン無人航空機を開発する計画を発表した[11]。著者ら[12]は2008年からソーラープレーンに関する研究開発をスタートし、従来と異なる独自の設計を行い、2013年8月にスケールダウン小型機の飛行を成功した。

ソーラープレーンを実現するために、必要重要な技術としては効率の高い太陽光発電、空力抵抗低減技術、機体構造の軽量化、高性能の動力システム、高効率の電気制御回路、自律飛行技術、飛行運用最適技術、通信、運航管制など、様々な技術が挙げられる。機体に搭載する動力系と操縦系が図4に示される。全機システムとして、次のように構成させる。

- ① 機体構造：構造設計，材料，加工，組み立て
- ② 動力システム：プロペラ設計・製作，モータ選定
- ③ 電力システム：蓄電バッテリー，太陽電池モジュール，電気制御モジュール
- ④ 制御システム：姿勢制御，方向制御，高度制御，スピードコントロールリモート操縦，自律飛行制御，安全対策
- ⑤ 通信システム：電話通信，インターネット通信，長距離通信
- ⑥ 監視システム：カメラ撮影，ビデオ撮影，各計測機器
- ⑦ 計測システム：気圧，温度，高度，対気速度，対地速度，加速度，GPS
- ⑧ 地上管制センター：運行管制，通信管理，信号処理，データ解析，画像処理

本稿ではソーラープレーンの研究開発における一部の基本要素技術と技術課題についてこれらの問題と展望を解説する。

2. ソーラープレーンの成立性

ソーラープレーンを実現する必要条件として、優れた空力性能の機体、軽量構造、高いエネルギー変換率かつ軽量太陽電池モジュール、高い出力重量比の動力システム、高効率な電気制御回路などが挙げられる。また、夜間飛行のみならず曇天時に対応するためにも、蓄電システムを搭載する必要がある。機体水平定常飛行以外にも、上昇や旋回や加速などに推進力の動力源として十分な発電量を確保しなければならない。従来型の機体設計と異なり、飛行可能の電力を確保するための太陽光エネルギーを動力に変換するソーラーパネルを載せる上面側の有効面積が重要なパラメータとなる。太陽電池の発電量は太陽光に照射されたソーラーパネルの面積に比例するため、大きな翼面積が望ましい。しかしながら、太陽電池の利用面積を増やすと、それに伴い、機体のみならず、太陽電池、蓄電システム及びそれに必要な付加構造などの重量も増加し

てしまう。

一般に、プロペラ機定常水平飛行巡航時に必要パワーは次式で表される。

$$P_r = \frac{C_D}{C_L^{3/2}} \frac{W^{3/2}}{\sqrt{\rho S/2}} \quad (1)$$

ここで、 ρ は空気密度、 S は主翼面積、 C_L は揚力係数、 C_D は抵抗係数、 W は全機重量である。揚抗比(C_L/C_D)がほぼ一定とすると、機体重量が大きいほど、必要パワーが高い。

太陽電池による発電パワーは利用可能の機体表面積に比例するから、次の関係を持つ。

$$P_{\text{solar}} \propto S \propto W^{2/3} \quad (2)$$

必要パワーと機体重量曲線 $P_r \sim W$ 、またはソーラー発電パワーと機体重量の曲線 $P_{\text{solar}} \sim W$ を図5に示す。図5にある網掛け域は余剰パワーをもつ実現可能の範囲を表す。太陽電池の余剰パワーは機体に搭載した蓄積電池に充電し、電力低下のときにまた駆動モータに供給する。余剰パワーが大きいほど、予備電力が大きくなり、成立性が高くなる。充電電池に蓄積した電力を利用すれば、上昇や旋回などに大きな推力を出したり、曇りの影に入るときに電力を補給したり、日射のない夜にも飛行することが可能になる。機体が大きく、重量が大きくなると、必要パワーが太陽光発電パワーより速く増加し、ある重量から電力が足りなくなる。つまり、太陽電池による太陽光エネルギーを利用するソーラープレーンは、余剰パワーが最大となる適切な機体サイズがあり、また機体サイズに上限があることが分かる。

3. 太陽電池の性能と太陽光エネルギー

太陽光エネルギーを動力源とするため、ソーラープレーンに搭載する太陽電池に、発電量の高いエネルギー変換率、軽量化のための小さい面密度、機体の曲面に適する柔軟性などが求められる。ソーラープレーン機体の設計においては、太陽電池のエネルギー変換率に合わせて、従来の機体に比べて大きな面積が必要となる。太陽電池は現在広く利用されており、軽量化とエネルギー変換率が向上しつつあり、動力源として期待できる。

太陽電池技術には様々な種類がある。表1に現在利用されている各種太陽電池の比較を示す。シリコン系が最も広く利用されている。単結晶シリコン太陽電池は古くから利用され、高価であるがエネルギー変換効率が高いので、特に電力が求められるときに使われる。多結晶シリコン太陽電池は変換効率が単結晶より低いものの、低コストである。アモルファス (amorphous) シリコン太陽電池はフレキシブル性を持ち、利

表1 太陽電池の比較

Type	efficiency	flexibility	cost
Multi-Junction Cells	32~46%	×	×
Single-Junction GaAs	27~31%	△	△
HIT	20~26%	×	○
CIGS	20~23%	◎	◎
CdTe	12~17%	○	◎
Dye-Sensitized cell	8~12%	△	◎
Amorphous Silicon	6~14%	◎	◎

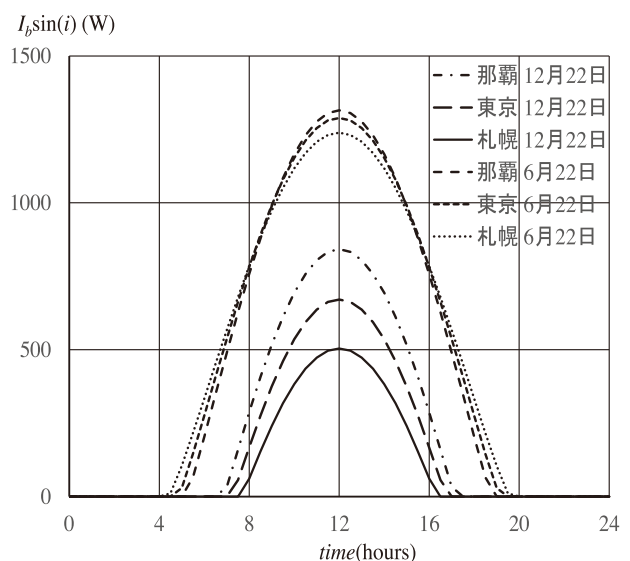


図6 高度 60,000 ft 水平面における日照強度の変化

用しやすいが、変換効率が低い。また、最近では、化合物や有機系も開発され始めているが、エネルギー密度や変換効率の面から、ソーラープレーンに使用することは依然困難である。GaAs系太陽電池のエネルギー変換率が30%以上を達しており、面積密度が小さい、柔軟性があるため、現状では、ソーラープレーンに最も適している候補として挙げられる。

太陽電池の発電量 P_{solar} を次の式から推算する。

$$P_{solar} = I_b \sin(i) \eta_{sc} \eta_{sh} S_{sc} \tag{3}$$

ここで、 I_b ：太陽光が垂直入射する場合における単位面積あたりの照射強度 [W/m²]、 η_{sc} ：太陽電池のエネルギー変換率、 η_{sh} ：形状曲率効果を取り除いた面積有効利用率、 S_{sc} ：太陽電池総利用面積、 i ：太陽光の入射角度である。文献[13]の手法より、水平面における単位面積あたりの照射強度 $I_b \sin(i)$ を求めた。図6に示すように、 $I_b \sin(i)$ が飛行高度や緯度や季節などに大きく影響され、特に冬場に太陽電池の出力が少ないことが分かる。時間積分より1日中の太陽電池の総発電量 $P_{solar, tot}$ 「単位 Wh」が求められる。

$$P_{solar, tot} = \int_{Hsr}^{Hss} I_b(t) \sin(i) \eta_{sc} \eta_{sh} S_{sc} dt \tag{4}$$

ここで、 Hsr と Hss はそれぞれ日照の開始時間と終了時間である。過去に開発されたソーラープレーン無人機に搭載した太陽電池は最大数 kW から数十 kW を発電した。

昼間に太陽電池が発電した電力を利用して、ソーラープレーンは飛行しながら、余剰電力を蓄電バッテリーに充電する。バッテリーに貯めた電力が夜間飛行に利用される。飛行の必要条件としては、一日中にバッテリーに充電した蓄電量が飛行や通信や搭載システムなどに利用される消費電力より大きくなるといけない。また、リチウムイオン電池の場合、劣化を防ぐため最大蓄電力の15%を残量として要求される。

4. 二次電池

ソーラープレーンは過酷な環境に長期滞空するため、搭載する蓄電池に関して安全性や耐久性や充放電特性やサイクル寿命や温度範囲などの性能に高いレベルを求める。図7に各種蓄電池のエネルギー密度と出力密度の関係を示す。電池とその周辺回路に様々な安全対策を取らなければならない。航空機の主動力源としての使用環境及び求められる性能は一般的な民生用に比べて格段に厳しく、軽量化に求められるエネルギー密度とトレードオフの関係にある。サイクル寿命が長くなると、エネルギー密度が小さくなってしま

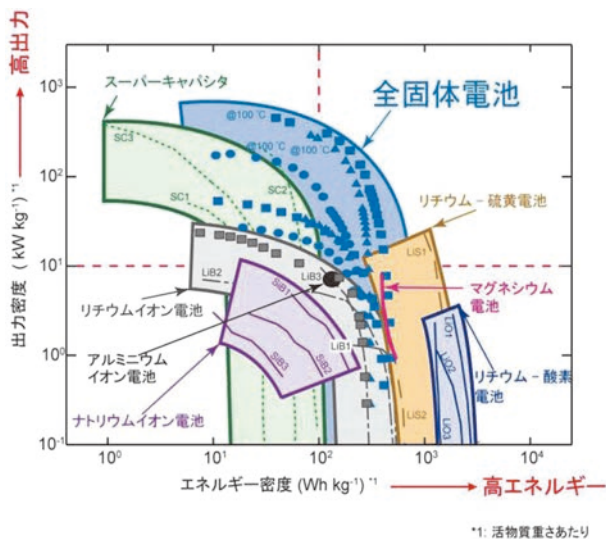


図7 各種蓄電池のエネルギー密度と出力密度の関係
(出典：J-PARC News 第131号より，2016/03)

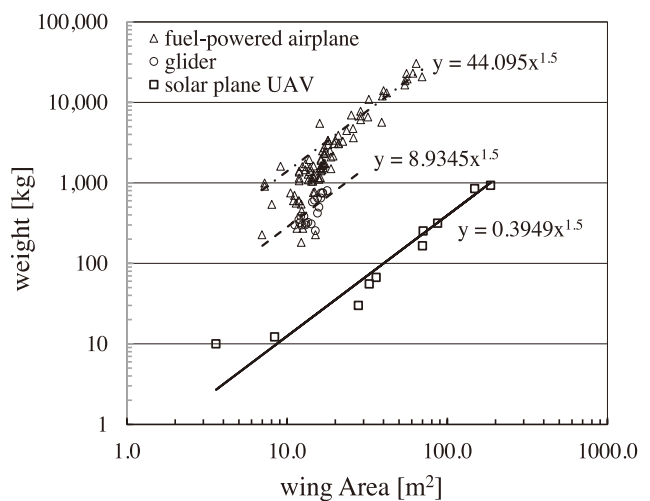


図8 航空機の翼面積と重量

う。1年間連続飛行の場合、サイクル寿命が500回以上であれば、長時間安定した電力が得られる。

2020年時点で広く普及しているリチウムイオン電池はエネルギー密度200～250 Wh/kg、500回以上の充放電サイクルに耐える。例えば、Panasonic 18650型円筒形リチウムイオン電池が電気自動車Teslaに採用された。また、エネルギー密度400 Wh/kg、充放電サイクル300回のリチウムイオン電池がすでに市販されている。一方、安全性と高エネルギー密度、長寿命を兼ね備えた革新的蓄電池であるバルク型全固体電池が実用化に近づき、数年後にリチウムイオン電池の数倍エネルギー密度3000～4000 Wh/kgを持つ性能が予測される。全固体電池を採用すればソーラープレーンの性能が大幅に改善されることが期待できる。

5. 電動モータ推進システム

長時間に滞空するため、優れた耐久性と高効率の電動モータが不可欠である。数か月から数年間にわたって長時間、連続的に出力するモータがソーラープレーンにとって極めて重要である。飛行中に消費される電力を抑えるため、ソーラープレーンが極力に軽量化と遅い巡航速度で設計される。複数の電動モータを搭載したソーラープレーン無人機が多く見られる。電動モータの最大出力パワーが1基あたり数百W～数千Wの範囲である。電気自動車のモータシステムは重量出力密度が1～3 kW/kgであり、推進システムの重量割合が比較的小さいことが分かる。

6. 機体設計

これまで開発されたソーラープレーンは太陽電池による発電量と高い空力性能を確保するため、いずれも大きな面積と大きなアスペクト比を持っていた。図8と表2に示すように、大型機体の翼幅が数十メートルとなり、軽量な材料と構造を採用して極力機体軽量化を図っている。その反面、このような機体は構造強度と飛行安定性を確保することが非常に困難である。そのうち、全備重量の4割以上が蓄電池に占められたと思われる。

図8に過去の機体データを示しており、翼面積と機体重量が2乗3乗の統計相関関係であることが分かる。従来の小型内燃機関飛行機と滑空機に比べて、同じ主翼面積の場合は、ソーラープレーン機体重量が遥かに小さく、極力軽量化にしたことが分かる。言い換えると、従来と大きく異なる構造設計が必要になる。構造材料に関しては、翼主桁やモータ支持装置や連結部品など、構造強度が求められる部位において高強度

表2 ソーラープレーン無人機の比較

Solar Plane UAV	Year	Length [m]	Wing Span [m]	Mean Chord [m]	Wing Area [m ²]	AR	Empty weight [kg]	Payload [kg]	Wing Load [N/m ²]
Sunrise II	1975	4.83	9.75	0.860	8.36	11.4	10	2.0	14.33
Pathfinder	1994	3.6	29.5	2.400	70.8	12.3	207	45.0	34.92
Centurion	1997	3.6	61.8	2.400	148.3	25.8	533	315.0	56.09
Pathfinder Plus	1998	3.6	36.3	2.400	87.1	15.1	248	67.5	35.47
Helios	1999	3.6	75.3	2.480	186.6	30.4	600	329.0	48.84
FlyG	2002	2.7	6.0	0.600	3.6	10.0	10	—	27.25
Zephyr	2005	—	18.0	1.550	27.9	11.6	30	—	10.55
Zephyr 7	2010	19.8	22.5	1.185	32.6	15.5	53	2.5	16.70
Zephyr S	2018	—	25.0	1.440	36.0	17.4	62	5.0	18.26
Zephyr T	2020	—	33.0	—	—	—	145	20.0	—

と軽量な材料，例えば炭素繊維複合材料（CFRP）の採用が好ましい。また，強度があまり必要とされない部位には樹脂材や軽量フィルムなどを適所適材に採用する。

一方，これらの機体では，翼面積を大きくするため，いずれもアスペクト比の大きな主翼が採用されているが，それに伴い，操縦性能や安定性は低下するため，極端な場合には Helios のように墜落してしまった。大きなアスペクト比の主翼を持つソーラープレーンの開発において構造強度と飛行安定性を確保することが大きな技術課題である。

7. 搭載システム構成

機体に搭載するシステムは，全体的に発電システムと飛行制御システムと動力システムと通信システムなどから構成される（図4）。発電システムはソーラーパネル，発電の出力を制御する装置と，充電電池から，制御システムは受信機，受信機バッテリー，サーボモータから構成される。動力システムはスピードコントローラ，モータ，プロペラから構成される。

飛行時に急な日照変化に太陽電池の出力が大きく変化すると，プロペラが作り出す推力も不安定となり，危険な状態に陥る恐れがある。特に，上昇時に安定した姿勢を保つには，安定な出力を持つ蓄電池よりモータを駆動する方式が望ましい。安全飛行のため，主電源蓄電池と太陽電池の電力が切れても操縦不能にならないように，飛行制御システムと送受信機には独立した専用電源を設置し，滑空飛行と地上から常に制御できるように対応しなければならない。

安定した飛行を維持するためには，太陽光発電量の変動に対処するため，バッテリーを併用することが必要である。操縦システムが地上から送ってきた信号を受けて，バッテリーと太陽電池の間をリレースイッチによって切り替えられるよう，電力システムを設計する。一方，ソーラーパネルの出力は電気回路の負荷に依存するため，高い出力を取り出すための最大電力点追従回路 MPPT（Max Power Point Tracking）による自動制御が必要となる。太陽高度，温度，雲などによる影などの影響を受け，太陽電池モジュールの出力が変化する際に，MPPT は太陽電池モジュールの電圧を負荷に合わせて自動的に調整する。太陽電池から出力した電気が必要パワーより多ければ余った分を蓄電池に充電し，上昇など瞬間的な出力不足になったときに蓄電池から自動的にモータに補給する。

監視，通信，撮影などの応用目的に使用する搭載機器に関して，本稿に述べる範囲ではないため，ここで省略する。

8. 応用

ソーラープレーン無人機システムは通信範囲が広く，衛星通信よりコストが遥かに少ない。さらに，定期的な機器更新，メンテナンスの容易さ，常に最新のサービスの提供，など，優位性が挙げられる。長時間滞空を特徴とするソーラープレーン無人航空機システムを実現すれば，通信サービス，通信産業構造に大きな影響を与えることが考えられる。低コスト，広い範囲で上空から通信する優位性に大きなポテンシャルが潜在する。地上に道路や橋梁，トンネルなど，巨額な資金投入で建設するインフラが不要である。地上通信の資源が不足している状況を解決する手段として，次世代移動通信システムとして上空通信プラットフォームを導入すれば，新しい資源を創出し，インターネット，携帯電話事業新規サービスを提供し，新たな市場を開拓するチャンスを生み出す[14]。通信事業の新規参入・拡大を考えている企業にとっては，ソーラープレーンが大きなビジネスを作る大きなチャンスになる。

また，通信プラットフォームを運営することより，関連分野に幅広いサービスを提供するも可能となる。図9に示すように地上移動中継局と組み合わせると，さらに災害時に柔軟に通信サービスを行うことができる。

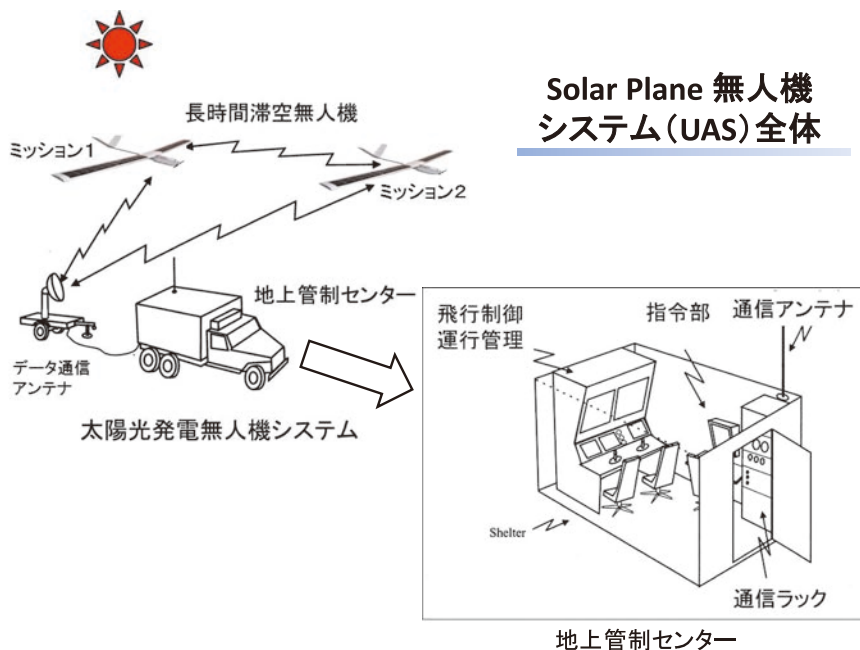


図9 ソーラープレーンと地上移動管制システム

- **低空型監視無人機**: 農地観測、交通監視、環境監視
- **中空型災害救援無人機**: 山岳・海上遭難、洪水、台風、地震
- **高空型大気圏人工衛星**: 空中通信プラットフォーム

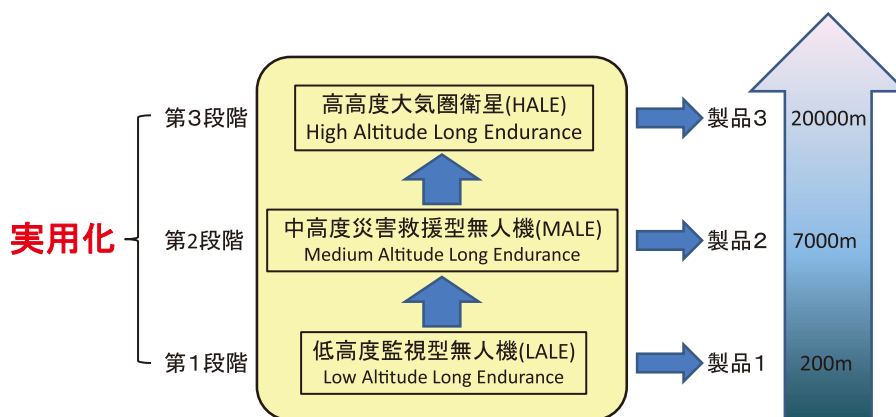


図10 応用目的によるソーラープレーンの分類

応用目的によって図10に示すように、ソーラープレーン無人機システムが3種類に分けられる。比較的に開発しやすい低高度監視型無人機が先に実現されると思われる。次に、中高度災害救援型無人機が可能となり、台風や地震や洪水など自然災害が発生した際に、1～2週間に災害地上空に滞空し、地上インフラの代わりに空中通信システムを提供する。高高度大気圏人工は技術的にさらに数年かかる。

9. 技術予測

ソーラープレーン設計と製作には技術的に改良の余地が多く残されており、さらに性能高い機体の設計・開発への期待が高まっている。近い将来に実用化が予測されている。

- 蓄電池：エネルギー密度が数年後に数倍に向上すると予測されている。
- 太陽電池：エネルギー変換率が大きく増加しないが、質量密度が小さくなる。

- 搭載機器：MEMS 技術より，通信機器を含めて小型，軽量化へ進んでいる。
- 構造材料：軽量，かつ力学性能が高い炭層繊維複合材料の開発が進んでいる。

現状では，太陽電池の出力と重量の比は，特に大型ソーラープレーンの動力源としては実用レベルにはまだ十分な性能を達していない。近年では太陽電池の性能の向上以外にも，電気モータを初めとする様々な電子部品と構造材料の軽量化，性能向上が進歩している。産業ドローン，空飛ぶクルマ，電動航空機などに関して様々な技術が新たに開発されて，飛躍的な発展が期待されている。従来に比べ，より軽い機体の開発が可能となり，飛行に使用するエネルギーが低減されることから，より長時間に飛行することが可能になる。

現状では，蓄電池エネルギー密度不足の問題が最大の課題である。リチウムイオン電池のエネルギー密度が倍増すれば，通信サービスを提供する機器が約 20 kg を搭載できるようになる。将来，全固体電池が利用できるようになると，より大きな通信機器を搭載し，通信量，通信速度が大幅に改善される。

10. 終わりに

ソーラープレーンが太陽光エネルギーを利用して半永久的に滞空することが昨今注目され，これから研究開発が加速されることを予測する。ソーラープレーン無人機システムの開発において，高効率太陽光発電，高エネルギー密度蓄電池，空力抵抗低減技術，機体構造の軽量化，高性能の動力システム，高効率の電気制御回路，自律飛行技術，パワーマネジメント，機内環境管理，飛行運行管理，地上管制，通信技術，各種技術の総合と合理化，など，多分野にわたって多くの技術が求められる。各分野の技術進歩に伴い，監視，災害救援，通信サービスへの応用を始め，他産業への経済波及効果が高いものとして期待されている。

文 献

- [1] R. J. Boucher : "Sunrise, the world's first solar-powered airplane", *Journal of Aircraft*, Vol. 22, No. 10, pp. 840-846, 1985.
- [2] T. E. Noll, *et al.* : Investigation of the Helios Prototype Aircraft Mishap — Volume 1, January, 2004.
- [3] C. Haddox : "SolarEagle (Vulture II) Background", 2010.
- [4] <https://www.airbus.com/defence/uav/zephyr.html>, Zephyr UAV Airbus.
- [5] Amprius' Silicon Nanowire Lithium Ion Batteries Power Airbus Zephyr S HAPS Solar Aircraft, <https://www.amprius.com/2018.12.4>.
- [6] <http://www.solarimpulse.com/>
- [7] 竹田繁一，"成層圏プラットフォームプロジェクトについて"，日本航空宇宙学会誌，Vol. 54(629)，pp. 168-174，2006.6.
- [8] <http://www.nict.go.jp/publication/NICT-News/0504/p02.html>
- [9] <https://www.ac-olympos.com/projects/sp-1.html>
- [10] 衛星通信を利用した高高度無人航空機の飛行・通信実験を福島県で実施，2017.12.7，https://www.nedo.go.jp/news/press/AA5_100882.html
- [11] <https://www.hapsmobile.com/ja/>
- [12] Z. Lei and H. Kawamura : "Design and flight test of a solar-powered unmanned air vehicle for long endurance", *International Council of Aeronautical Sciences*, held in St. Petersburg, Russia, Sep. 7-12, 2014.
- [13] M. D. Bailey and M. V. Bower : High altitude solar power platform, NASA TM-103578, April 1992.
- [14] ホワイトペーパー，5G の高度化と 6G，株式会社 NTT ドコモ，2020.1.



雷 忠

公立諏訪東京理科大学教授。研究歴：1999年～2008年(旧)航空宇宙技術研究所，派遣 SE，宇宙航空研究開発機構 招聘研究員，次世代超音速旅客機空力設計担当。2009年諏訪東京理科大学准教授

などを経て，現在，公立諏訪東京理科大学工学部教授。専門：流体機械，航空機設計。研究テーマ：超音速機空力設計，無人航空機設計開発，電動航空機設計。

永久磁石ハルバッハ配列界磁の特徴と ドローン用モータへの応用

森下 明平^{*1}

工学院大学電気電子工学科^{*1}

ドローン用の同期モータでは、集中巻多極多スロット構造と SPMSM（表面磁石同期モータ）構造が一般的である。ドライブ装置も 120 度通電方式が採用されている。一方、一般産業用モータでは、小型化・高効率化が重要課題であることから、極数/スロット比が 2 対 3 や 4 対 3 のものが多く、ドライブ装置も 180 度通電方式で、特にハイブリッド自動車や電気自動車ではベクトル制御が適用される。本稿では、ドローン用モータが一般産業用モータと異なる構造・駆動方式を採用している必然性を明らかにするとともに、ハルバッハ配列界磁をドローン用モータに適用するとこれらの必然性が消滅し、ドローン用モータ/ジェネレータの小型化・高効率化が実現できる可能性を論じる。

Halbach Array Field Motors for Drone Motors

Mimpei Morishita^{*1}

Department of Electrical and Electronic Engineering, Kogakuin University^{*1}

It seems that the structure of the drone motor and its drive system have already been solved. In this paper, the author will clarify what will change when Halbach array field motors are introduced in such fields, by showing the design method of Halbach array field magnets and the characteristics of coreless coils.

Keywords: Surface permanent magnet synchronous rotating machine, Halbach array, Coreless coil, Sinusoidal magnetic flux density distribution, Sensor-less vector control, Drone

1. はじめに

一般に、ドローンに用いられるモータは三相同期モータである。これは、同期モータが直流モータや誘導モータに比べて重量当たりの出力が最も高いためである。一方、同期モータは電源周波数に同期して回るため、負荷の印加によって回転数が落ちる場合には電源周波数も低下した回転数に合わせる必要がある。そのうえで電源電圧を上昇させ、コイルに大電流を送り込み、負荷に対抗できるだけのトルクを発生させ、それによって上昇する回転数に応じて電源周波数を高くしてもとの回転数が維持される。このように、同期モータは出力密度が高い反面、最も回しにくいモータであると言える。電気工学の分野では、コイルに鎖交する磁束を作る部位を界磁、コイルで構成される部位を電機子という。同期モータの回転数とトルクを自由に制御するには界磁の磁極位置の情報と電機子コイルに流れる電流の情報が必要となる。界磁の磁極位置を知るにはロータリーエンコーダやレゾルバ、コイル電流の情報はシャント抵抗や磁気式電流センサで得ることができる。しかし、ドローンへの搭載を考えると、磁極位置を検出するロータリーエンコーダやレゾルバは重くて大きすぎる。

このため、ドローン用の同期モータではドローンの特徴を生かし、一般産業用やEV用同期モータとは一線を画すモータ構成が採用されている。そのうち代表的なものが集中巻多極多スロット構造とSPMSM（表面磁石同期モータ）構造である。

集中巻の場合、あるスロットとその隣のスロットにコイルが巻装されるので、スロット間を渡るコイル辺の長さを短くでき、効率が良くなる、組み立てやすいなどの利点を持つ。一方、トルクリップルが大きい、騒音や振動が発生しやすい等の短所もある。多極多スロット構造は、一般産業用のモータでは極数とスロット数の比が2対3あるいは4対3であるのに対し、既約比率においてスロット数を3の倍数とし、極数を3の倍数±1とする構造である。このようにすると、界磁の磁極が電機子のコイル鉄心を引き付けることで発生するコギングトルクを極端に小さくでき、無負荷での始動時に同期引き込みが容易となる。その代償として出力密度は若干低下するが、トルクリップルも減少する。

一方、一般産業用モータがIPMSM（埋込磁石型同期モータ）構造を採用しているのに対し、あえて出力密度の劣るSPMSMとしているのは、IPMSMが電機子の電磁石が界磁の鉄の分量の多い部分を引き付けるトルク（リラクタンストルク）を利用して出力密度を向上させているが、このようにすると、最大トルクを発生させるための電圧計算に磁極位置の検出が必要となる。ドローン用モータでは、SPMSM構造とすることに合わせて、ブラシレスDCモータで用いられる120度通電方式（三相コイルのうち、磁極と対向するコイルの相には通電しない方式）を駆動回路に採用することで、無通電コイルの誘起電圧のゼロクロスを検出して磁極の位置を大雑把に検出している。SPMSM構造では最大トルクを発生する電圧と磁極位置の位相がIPMSM構造とは違って一定なため、このような駆動方式が可能となる。本稿では、すでに構造やドライブ方式が固まっているように見えるドローン用モータに、ハルバツハ配列界磁とコアレスコイルを導入すると何が変わるのかを論ずる。

2. ハルバツハ配列界磁

Fig. 1 に、N極とS極を隣合せて配列する従来の磁石配列と断面が正方形の永久磁石（PM）を90°ずつ回転させながら一列に並べて構成されるハルバツハ配列の磁束線を示す。Fig. 1では90°ずつ回転させているが、必要なポールピッチとPMの厚さに合わせて360°を3以上の整数で除した角度で回転させて差し支えない。

NS配列では磁束線が磁石列の上下に均等に分布しているのに対し、ハルバツハ配列では、磁石列の片側に磁束線が集中して分布していることがわかる。この性質を利用して、Fig. 1のハルバツハ配列をFig. 2に示すように2列に並べると、ハルバツハ配列間のエアギャップ中に磁束線が集中し、ハルバツハ配列の外側にはほとんど磁束線が見られなくなる。使用する磁石の量が同じなら、ギャップ中の磁束密度はほぼ2倍となる。このギャップ中に電機子コイルを配置すれば強い磁界をコイルに鎖交させることができるので、電機子に鉄を用いたモータと同等のトルクが得られることになる。また、発電機であれば同等の出力電圧が得ら

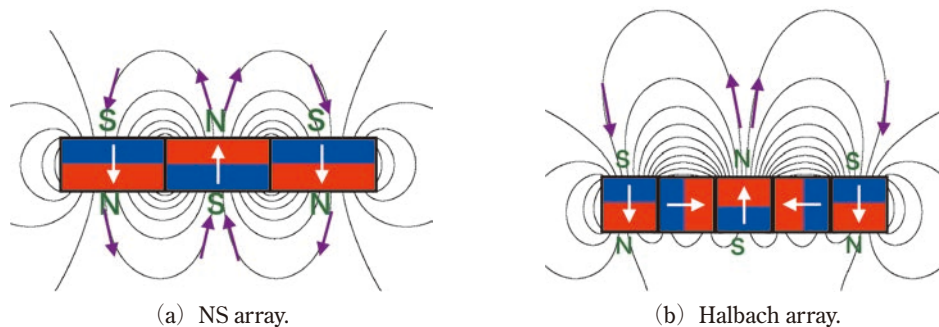


Fig. 1 Magnet arrangement and magnetic flux lines.

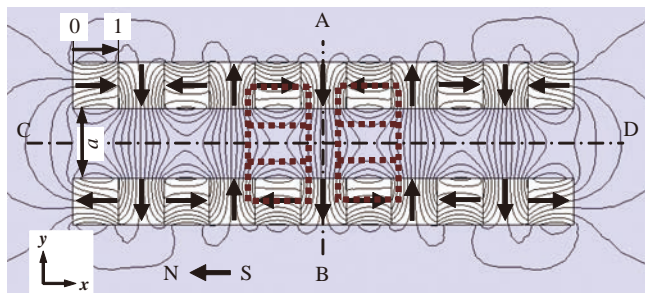


Fig. 2 A dual Halbach array field magnet.

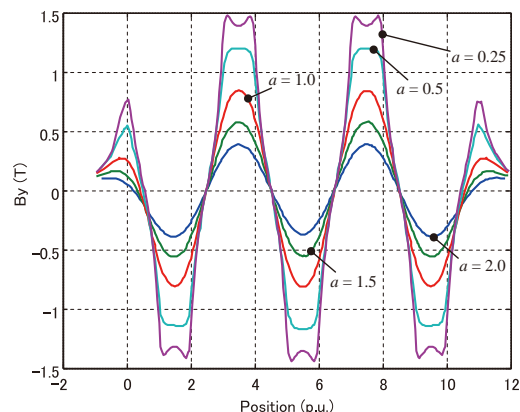
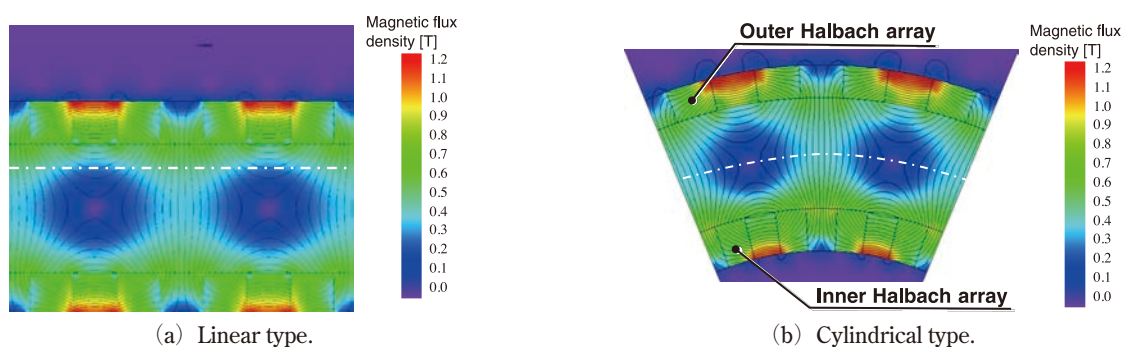
Fig. 3 Magnetic flux density distribution in y direction along the gap center line C-D.

Fig. 4 Structures of dual Halbach array field magnet.

れる[1]。

Fig. 2のように構成される界磁をデュアルハルバツハ配列界磁という。図中、ギャップ中央の線分CDに沿った y 方向の磁束密度 B_y の分布はFig. 3のようになる。Fig. 3では、永久磁石1辺の長さの a 倍をデュアルハルバツハ配列界磁のギャップ長とし、3次元磁界解析ソフトJMAG[®]による数値計算で B_y を得た。ギャップ長がPMの正方形断面1辺の長さの1.0倍($a=1.0$)以上であれば磁束密度が正弦波状に分布することがわかる。

次に、Fig. 2では5極であるが、任意の極数の直線型デュアルハルバツハ配列界磁を回転機にするためにはFig. 4のように円筒形に丸めることが必要となる。Fig. 4では磁極の回転角度は 45° となっている。その際、ギャップに注目し、ギャップ中心線より外側の部分の面積と内側の部分の面積比で外側ハルバツハ配列と内側ハルバツハ配列に分配されるPMの体積を分配することで、Fig. 5に示すようにギャップ中の平均磁束密度を同等とし、かつ磁極の対向する位置で B_y の極小値をギャップの中心線の近傍に置くことができる。この変換により、電機子コイルに偏りなく磁束を鎖交させることができ、直線型デュアルハルバツハ配列界磁で設計したものを円筒型に変換しても同じトルクや出力を得ることができる[2]。

さらに、Fig. 6(a)に示すようにFig. 4(b)の円筒型デュアルハルバツハ配列界磁のギャップ中心線の外側を強磁性材料(ヨーク)に置換しても、鏡像法の原理により中心線より内側のギャップ中の磁束密度分布に変化はない。このため、高調波がなく、正弦波状の磁束密度分布を維持したまま強磁性材料を電機子コイルの放熱に利用できる。これがシングルハルバツハ配列界磁である。ここでは、外側を強磁性材料ヨークに置換したが、内側を置換しても同様である[3]。

シングルハルバツハ配列界磁では、PMや電機子コイルの体積がデュアルハルバツハ配列界磁の半分になるので必然的に出力も半分となる。しかし、デュアルハルバツハ配列界磁では安全対策上モータケーシング

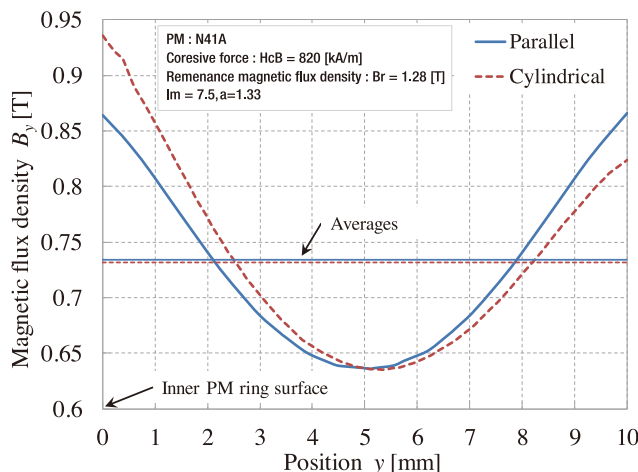


Fig. 5 Comparison of B_y at the pole facing position.

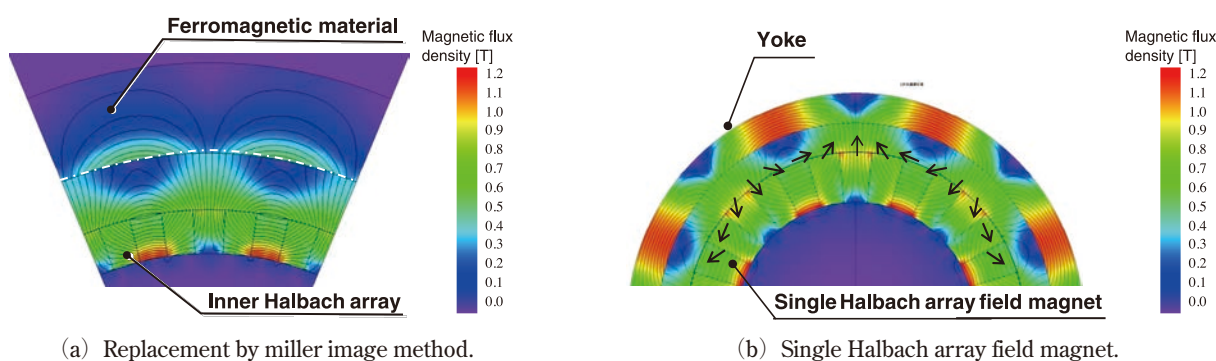


Fig. 6 Miller image method and single Halbach array field magnet.

が必要な場合には、モータの出力がモータ半径の3乗に比例するため、インナーロータ構造とすればモータのケーシングが不要となり、モータ半径を大きくとることができる。ドローン用のモータでは OUTERロータ構造が多くもちいられるが、これは少しでもモータ半径を大きくするためである。ドローンへの適用を考えると、デュアルハルバツハ配列界磁に遠心力対策や機械共振、電機子コイルの放熱に課題が予想されるのであれば、シングルハルバツハ配列界磁も選択肢の一つである。

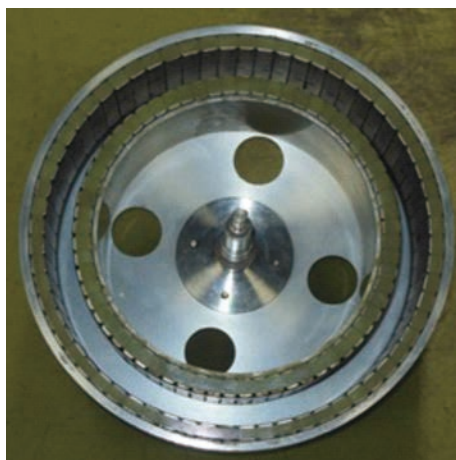
以上、説明したように、ハルバツハ配列界磁を使用すると電機子コイルに基本波のみの磁束を鎖交させることができる。コイル電流は PWM 180 度通電方式で駆動すれば正弦波電流を与えられるので、鎖交磁束とコイル電流の積で得られるトルクが基本的に高調波成分を持つことはない。

3. コアレスコイル

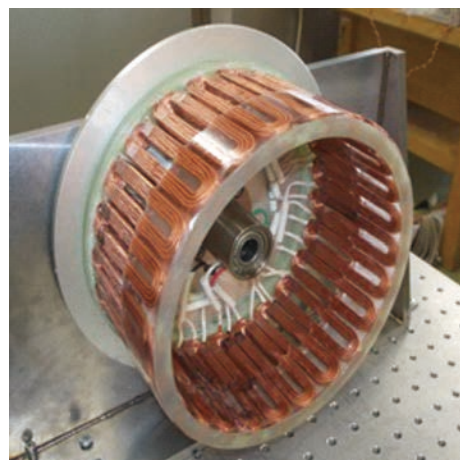
デュアル、シングルを問わず、ハルバツハ配列界磁型回転機（モータもしくは発電機）ではギャップ中にコアレスコイルを配置する。このため、電機子反作用がほとんど発生しないのでギャップ中の正弦波状の磁束密度分布がそのまま維持される。一般のドローンモータでは、1相当りのコイル自己インダクタンスが $10^1 \sim 10^2$ [μH] オーダであるのに対し、ハルバツハ配列界磁型回転機では $10^0 \sim 10^1$ [μH] となる。また、1相当りのコイル抵抗値は両者とも 10^{-1} [Ω] 前後となる。第1章でも述べたように、一般のドローンモータでは多極多スロット構造が一般的であり 20 極以上を有する。一例として 30 極のモータを 6,000 [rpm] で回すと電源周波数は 1.5 [kHz] となる。このとき、コイルの自己インダクタンスが 30 [μH] だとすれば、インピーダンスは 0.3 [Ω] となる。コイルに 30 [A_{rms}] が流れているとすれば、インピーダンスによる電圧降下は 9.0 [V] となる。これに対し、ハルバツハ配列界磁型回転機のコイル自己インダクタンスを一般のド

ローンモータの10分の1であるとするれば、インピーダンスによる電圧降下は3.0 [V]となる。この差異は回転数が高くなればなるほど大きくなるので、数万回転のタービンエンジンで発電機を構成する場合にはハルバッハ配列界磁型発電機が非常に有利になると思われる。

ハルバッハ配列界磁とコアレスコイルを組み合わせる場合、コイルの巻線にはリッツ線を使用する。これは、巻線に銅線を使用すると銅線内部に渦電流が発生し効率が悪化するためである。一例として、Fig. 7に示すTable 1の諸元を持つハルバッハ発電機でFig. 8 (a)の直径1.4 [mm]の銅線と同図 (b)の素線径0.2 [mm]の銅線を48本束ねた同じ直径のリッツ線で渦電流損失を計算すると銅線が68 [W]，リッツ線が3 [W]となった。銅線1本当当たりの渦電流損は直径の4乗に比例して増加し、リッツ線断面積に対して素線本数が比例して増加するので、巻線の直径が同じなら、渦電流損はリッツ線素線径の2乗に比例して増加することになる[4]。



(a) Dual Halbach array field magnet.

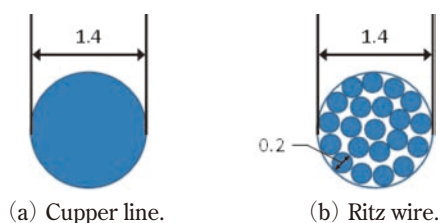


(b) Coreless coils.

Fig. 7 300 [W] @300 [rpm] generator.

Table 1 Generator specifications.

Rated output	300 (W)	Hight	127 (mm)
Rated current	2.63 (A)	Diameter	246 (mm)
Rated speed	300 (rpm)	Number of coils	24
Rated Voltage	66 (V _{rms})	Number of poles	32



(a) Copper line.

(b) Ritz wire.

Fig. 8 Winding line structure.

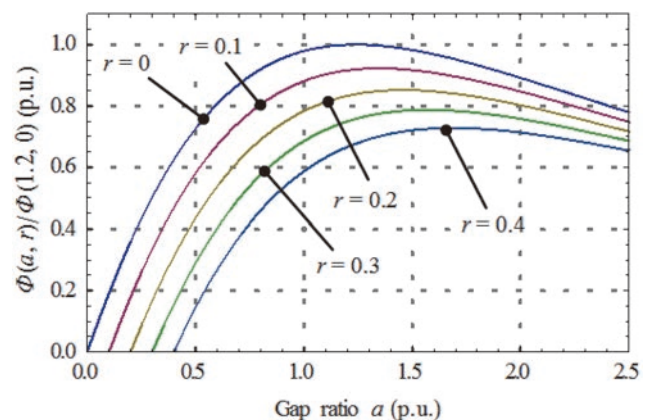


Fig. 9 Number of interlinkage magnetic fluxes for gap length of dual Halbach array field magnet.

次に、PMの磁極回転角が 90° の場合のコアレスコイルの磁束鎖交数とデュアルハルバツハ配列界磁のギャップ長の関係をFig. 9に示す。図中、PMの正方形断面の1辺の長さを l_m として、 a :ギャップ長/ l_m の比、 r :コイルと界磁間のメカニカルギャップの総和と l_m との比、 $\Phi(a, r)$:磁束鎖交数である。Fig. 9より、PMの正方形断面の一辺の長さ l_m とメカニカルギャップが決められれば、最大鎖交磁束数が得られるギャップ長を簡単に求めることができる。たとえば、 l_m が10 [mm]のとき、コイルの上下の隙間をそれぞれ1 [mm]ずつ確保したいとすれば、 $r=0.2$ であるからギャップ長は $a=1.4$ 、つまり、ギャップ長を14 [mm]にすればよいことがわかる。大雑把に言えば、デュアルハルバツハ配列界磁のギャップ長は極ピッチの0.75倍程度にすればよいことがわかる[1]。

上述のように、デュアルハルバツハ配列界磁に極ピッチの0.75倍のギャップ長を与え、そこにリッツ線で巻かれたコアレスコイルを配置すればコギングトルクやトルクリップルが極めて小さいモータや発電機を製作できる。

4. ドライブ装置

前章で述べたようにデュアルハルバツハ配列界磁型モータでは極数やスロット数に関わらずコギングトルクがないため、極数とスロット数の比を4対3としても負荷がプロペラであるドローン用モータの始動は極めて容易である。また、正弦波電圧で駆動する限りコイル電流も正弦波であり、トルクリップルもごく小さい。このため、回転が滑らかで角速度の変動が非常に小さい。このような特徴をコントローラであるドライブ装置から見ると、デジタル制御する場合のサンプリング周波数を低めに設定できるという利点を持つ。シャノンの情報定理によれば、制御対象の持つ周波数特性の最大値の倍の速さでのサンプリングが必要となるため、振動や騒音が少ないハルバツハ配列界磁型回転機はサンプリング周期を長くとれるため、PWM180度通電方式のインバータにセンサレスベクトル制御が適用できる。実際に、DSPを用いたセンサレスベクトル制御により500 [Hz]で駆動した例も報告されている。4極機であれば15,000 [rpm]に相当する。使用されたデュアルハルバツハ配列界磁型モータは10 [kW]@10,000 [rpm]であり、その概観をFig. 10に、諸元をTable 2に示す[5, 6]。

Fig. 10のモータに適用したセンサレスベクトル制御では、回転角推定値 θ_{es} を実際の回転角と一致させることでベクトル制御を成立させる。Fig. 11にセンサレスベクトル制御の概容を示す。図中のState Observer



Fig. 10 10 [kW] @10,000 [rpm] motor.

Table 2 10 [kW] @10,000 [rpm] motor specifications.

Rated power P	10	kW
Rated voltage V	185.71	V
Rated current I	32.41	A
Rated frequency f	1333.3	Hz
Rated rotation speed N	10,000	rpm
d -axis inductance L_d	17.1	mH
q -axis inductance L_q	17.1	mH
Magnetic flux linkage Ψ_a	20.8	mWb
Winding resistance R_a	99	m Ω
Moment of inertia J	0.026545	kgm ²
Pairs of poles P	8	—
Outer diameter/Length	170/210	mm
PM rotation angle	45	deg

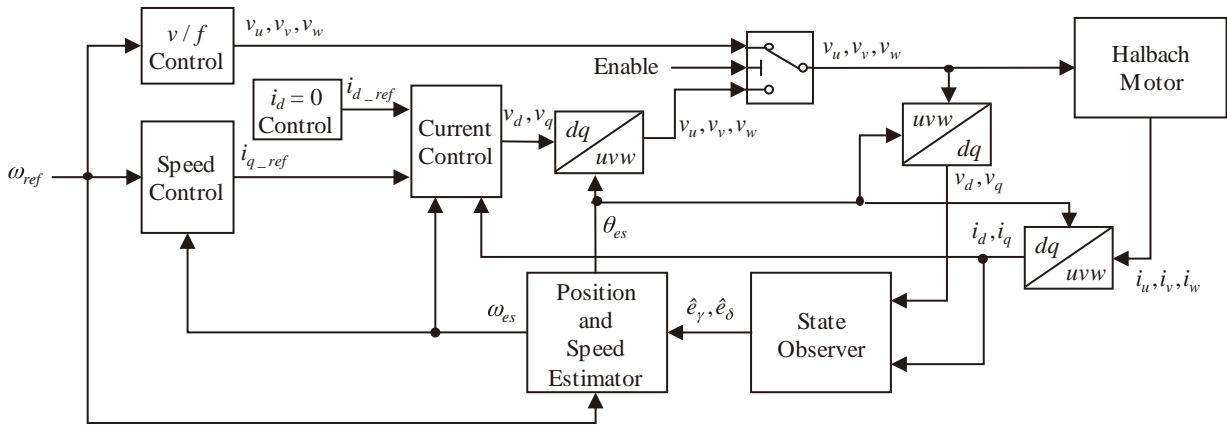


Fig. 11 Configuration of position sensor-less vector control system.

において実際の回転角と差異がある場合に生じる d, q 各軸の誘起電圧 e_γ, e_δ を推定し、次式の回転角推定誤差 $\Delta\theta$

$$\Delta\theta = -\tan^{-1}\left(\frac{\hat{e}_\gamma}{\hat{e}_\delta}\right) \quad (1)$$

がゼロに収束するように Position and Speed Estimator において回転角推定値 θ_{es} と角速度推定値 ω_{es} が以下のように計算されている。ここで、(1)式中の記号 $\hat{\cdot}$ は推定値を表す。

$$\theta_{es} = \int (\omega_{ref} + K_i \Delta\theta) dt \quad (2)$$

$$\omega_{es} = \omega_{ref} + K_i \Delta\theta \quad (3)$$

ただし、 ω_{ref} : 速度目標値、 K_i : 積分ゲインである。

演算された回転角推定値 θ_{es} は回転角度情報として uvw/dq 変換器に入力される。するとベクトル制御においては回転角推定値 θ_{es} に基づく三相電圧がモータに印加されコイルに電流が流れる。流れたコイル電流は電流センサで検出され、電圧情報とともに State observer (同一次元状態観測器) に入力されコイルの誘起電圧の d 軸、 q 軸成分 e_γ, e_δ が推定される。すると、(1)式に基づいて回転角推定誤差 $\Delta\theta$ が演算され、(2)式により $\Delta\theta$ が時間積分されることで全体の閉ループ系が安定に設計されていれば $\Delta\theta$ の定常偏差がゼロに収束し、結果として回転角推定値 θ_{es} は実際の回転角度に一致する。言うまでもないが、回転角度の原点は U 相コイルが界磁の N 極と正対する位置である。

このセンサレスベクトル制御ではモータが回転しないと誘起電圧が発生しないのでモータの始動は V/f 一定制御で行い、同期引き込みが完了した後にベクトル制御に切り替える。しかし、回転角推定値 θ_{es} と角速度推定値 ω_{es} はモータが誘起電圧を発生すれば演算が可能のため、 V/f 一定制御による始動から演算を開始できる。こうすることで V/f 一定制御からベクトル制御への切替えをスムーズに行うことができる。

6. おわりに

本稿では、永久磁石ハルバッハ配列界磁とコアレスコイルでドローンに好適な回転機が作れることを示した。また、ドローン用ドライブ装置にセンサレスベクトル制御が導入できる可能性を述べた。ドローン用モータの大幅な高効率化を図るため、従来のドローン用モータシステムの構成を見直す動きが今後広がっていくと予想される。

文 献

- [1] 森下明平, 横山修一, 奥山涼太: “デュアルハルバツハ配列界磁の磁束密度分布簡易計算法”, 電気学会論文誌 D, Vol. 132, No. 5, pp. 596-597, 2012.
- [2] M. Morishita, M. Naoe, N. Morimura, and A. Negishi: “The development of a cylindrical coreless linear synchronous motor — 2D design for dual Halbach arrays —”, *LDIA2015, The 10th International Symposium on Linear Drives for Industry Applications*, ELIM-3, ID117, Aachen, July 28, 2015.
- [3] N. Morimura, H. Suzuki, and M. Morishita: “Single Halbach field magnet designed from dual Halbach field magnet for rotating machines”, *ICEMS, The 21st International Conference on Electrical Machines and Systems*, I-1, pp. 27-30, Jeju, October 8, 2018.
- [4] M. Naoe and M. Morishita: “Development of coreless synchronous generator provide with dual Halbach array”, *The 2015 Annual Meeting Record I.E.E. Japan*, 5-107, pp. 167-168, 2015.
直江美樹, 森下明平: “デュアルハルバツハ配列コアレス同期電動機の開発”, 電気学会全国大会論文集, No. 5-107, pp. 167-168, 2015.
- [5] H. Koyama and M. Morishita: “A study on position sensorless control for a synchronous motor with a field magnets of dual Halbach array at high speed drive”, *IEE Japan*, RM-19-70 LD-19-69 HCA-19-47, pp. 17-20, 2019.
小山 輝, 森下明平: “ハルバツハ配列界磁型同期電動機の高速駆動域における位置センサレス制御の検討”, 回転機/リニアドライブ/家電・民生合同研究会資料, RM-19-70 LD-19-69 HCA-19-47, pp. 17-20, 2019.
- [6] H. Koyama and M. Morishita: “A study of position sensorless control system for high-speed Halbach array field synchronous motors”, *IEE Japan*, MAG-19-173 MD-19-111 LD-19-77, pp. 19-22, 2019.
小山 輝, 森下明平: “高速駆動型のハルバツハ配列界磁型同期電動機を対象とする位置センサレス制御システムの検討”, マグネティックス/モータドライブ/リニアドライブ合同研究会資料, MAG-19-173 MD-19-111 LD-19-77, pp. 19-22, 2019.



森下 明平

工学院大学工学部電気システム工学科
教授。リニアドライブ, 磁気浮上, 回
転機の構成・制御等の研究に従事。博
士(工学)。1991年電気学会学術振興
賞(論文賞)受賞。2008年電気学会
学術振興賞(進歩賞)受賞。日本機械

学会会員。

新機構・鏡像配置 XY 分離クランク機構を用いた 極低振動ガソリンエンジンの開発

吉澤 匠^{*1}, 吉澤 穰^{*1}, 吉澤 慧^{*1}, 子安 玲^{*2}

Zメカニズム技研株式会社^{*1}

平和産業株式会社^{*2}

XY 分離クランク機構は、著者等によって考案された新しい直線運動機構である。これはコネクティングロッドの揺動を無くし、ピストン変位を正弦波形にすることで、高次の振動が発生しない。著者らは、本機構をエンジン機構部に組み込み、機構とシリンダを鏡像的に配置することで、一次振動の解消と、機構自体の効果により二次、三次振動の極小化を実現し、極低振動・高速回転が可能な新構造エンジンを製作した。本報では、製作した XY 分離クランク機構鏡像配置二気筒エンジンの極低振動性について報告するとともに、ドローンへの応用可能性について述べる。

Development of a Low-vibration New Structure Engine by Using the XY-separate Crank Mechanism

Takumi Yoshizawa^{*1}, Yutaka Yoshizawa^{*1}, Satoshi Yoshizawa^{*1}, Rei Koyasu^{*2}

Z mechanism Technology Institute Co., Ltd.^{*1}

Heiwa Sangyo Co., Ltd.^{*2}

The XY separation crank mechanism is a new linear motion mechanism devised by the authors. It eliminates the conrod's swinging and makes the piston displacement sinusoidal, so that no higher-order vibrations occur. The authors succeeded in eliminating 1st order vibration by incorporating this mechanism into the engine as arranging the mechanism and cylinder in a mirror image, and minimizing 2nd order and 3rd order vibrations by the effect of the mechanism itself. In this report, we report the ultra-low vibration characteristics of this new engine, the two-cylinder engine with XY separation crank mechanism arranged in mirror-image, and suggest its applicability to drones.

Keywords: Heat engine, Vibration, XY separate crank mechanism

1. 緒 言

現在、日本国内におけるドローンはモータによってロータを駆動する方式が多く、レシプロエンジンによる駆動方式を用いているものは極めて少ない。これはドローンの積載重量が一定重量以上の場合においては航空機として申請しなければならないなど、国内法上の運用範囲の制限によるものでもあるが、レシプロエンジンで一般的に使用されているピストンクランク機構特有の動作に起因する振動が、特にドローンの運用を阻害する要因となっている。ドローンの姿勢制御には各種センサが不可欠であり姿勢制御にはジャイロセンサが用いられているが、非常にセンシティブである。そのため、ピストンクランク機構に由来する大きな

振動を検知した場合に誤作動を起こす場合がある。このような外乱を誘発するような振動は姿勢制御の上で好ましくない。こうした誤作動を起こす外乱要因を解析し電子制御により解決する方法もあるが、機構に由来する振動原因を根本的に解決することで、これまでモータ駆動のドローンの姿勢制御のノウハウをそのまま使用することが容易になる。そこで本稿では、著者等が考案した新しい直線運動機構であるXY分離クランク機構[1]を用いたエンジンの極低振動性を報告するとともに、効率の良い二重反転プロペラを簡易に搭載可能な、ドローンの駆動方式の一つとして提案する。

2. XY分離クランク機構

2-1 XY分離クランク機構の構成と特徴

XY分離クランク機構は、Fig. 1のように、ピストン、コンロッド、コンビネータ、クランク接続プレート、スライダで構成される。ピストンとコンロッドは、クランク軸に垂直で、シリンダ同円上に位置する中心線(X軸とする)上に配置される。これらはピストンピンによって回転自由に取り付けることも、ボルト等で固定して取り付けることも可能である。コンロッドとコンビネータは一体化しており、コンビネータはピストン進行方向に平行に取り付けられたスライダ上を摺動する。クランク接続プレートは、クランク軸に回転自由に取り付けられており、クランク軸の回転に従動して、コンビネータ上をピストン進行方向と垂直な方向に摺動する。

X軸とクランク軸にそれぞれ直交する軸をY軸、また、X軸とY軸とそれぞれ直交する軸をZ軸とし、クランク軸はZ軸上に配置する。X軸と平行で、前述のスライダを配置する平面を接地平面、X軸とY軸を通る平面を基準平面とし、前述の機構構成要素は基準平面上に対称に配置する。また、ピストン冠面上を直交伝達平面として、ピストン冠面に発生する力を、コンロッドの揺動無くクランク軸に伝えられることを特徴とする。この機構はコンプレッサー[2,3]などにおいて、高効率化と振動の改善が確認されている。

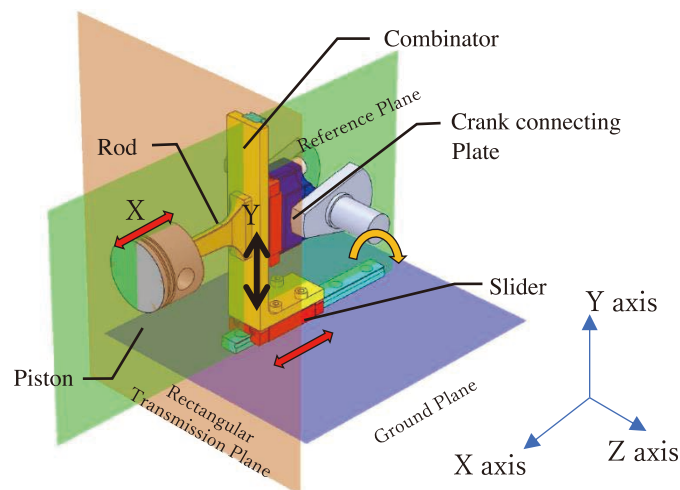


Fig. 1 Oblique view of XY separate crank mechanism.

2-2 鏡像配置とバリエーション

XY分離クランク機構を用いたコンプレッサーの実験において、従来のピストンクランク機構と比較して効率改善などが確認されている。ただし単気筒の場合では、クランクの回転で生じる慣性力により振動が発生する。この振動を低減するためにXY分離クランク機構を鏡像配置し2本のクランクシャフトの正転と逆転による慣性力の打ち消しを試みた。

この配置には、Fig. 2に示すように三つのバリエーションがあり、往復慣性力を打ち消すカウンターウェイトの形状を変えることで、シリンダの配置を製作したエンジンのように水平同軸(Variation1)にする以

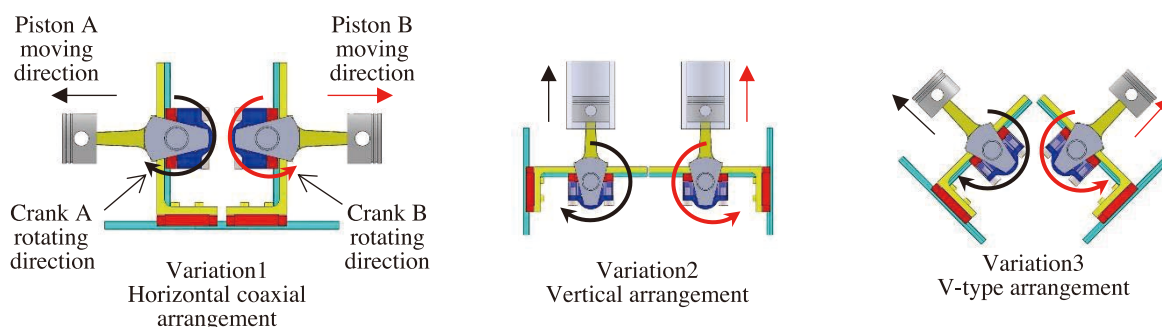


Fig. 2 Variation of arrangement of XY separate crank mechanism.

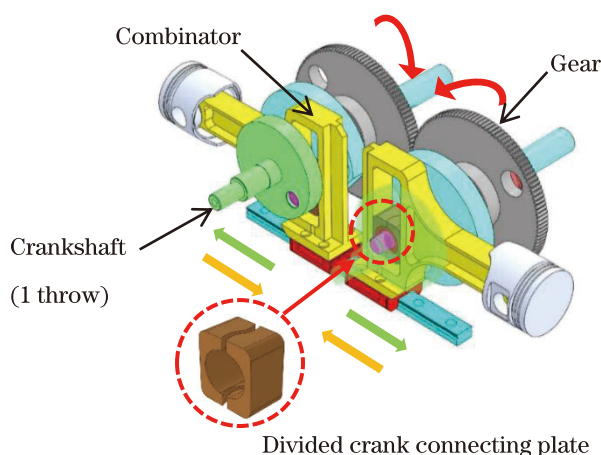


Fig. 3 Internal mechanism of XY separate crank mechanism multiple cylinder engine[5].

外に、横に並列に配置 (Variation2), V型 (Variation3) に配置することが可能である。そのため、実際の機械に適用する場合は、形状に合わせて機構の配置を柔軟に変更することができる。

2-3 エンジンに使用する場合の構造

Fig. 1のように、コンビネータの基本的な形状はL型であるが、エンジンのように筒内圧が高くコンビネータに発生する力が大きい場合は、Fig. 3のようにクランク接続プレートを内包するような門型の形状とすることで対応することができる。今回製作したエンジンは、コンビネータの形状をこの門型とし、コンビネータ内部に分割した形状のクランク接続プレートを配置している。このような分割されたスライダは、コンビネータとの接触を必ず面接触で行い、スライダの微小な変形による楔効果を解消できる。こうした門型のコンビネータ形状とスライダを分割する形状として構成することにより、 $35 \text{ [kgf/cm}^2\text{]}$ の燃焼圧条件でも良好な潤滑と動作が可能となる。

3. 製作したエンジン[4]

3-1 製作したエンジンの内部構造

製作したエンジンの実際の内部構造を Fig. 4 に示す。本エンジンは市販の 50 cc エンジン をベースに製作しており、内部機構をピストンクランク機構から XY 分離クランク機構に変更し、この機構部分とシリンダを鏡像配置にして排気量 100 cc にした二気筒エンジンである。鏡像配置した 2 つの内部機構はギアで連結し、1 本のクランク軸はそれぞれ逆方向へ回転する。燃焼系統はベースとなった 50 cc エンジンのものを用い、1 つのキャブレターから分岐してそれぞれの燃焼系へ接続している。排気系も同様にそれぞれのシリンダから 1 つのマフラーへ接続した。スターターモータはブラシレスモータを使用し、エンジン始動後は発電機としてエンジンに出力を取り出すことも出来る。

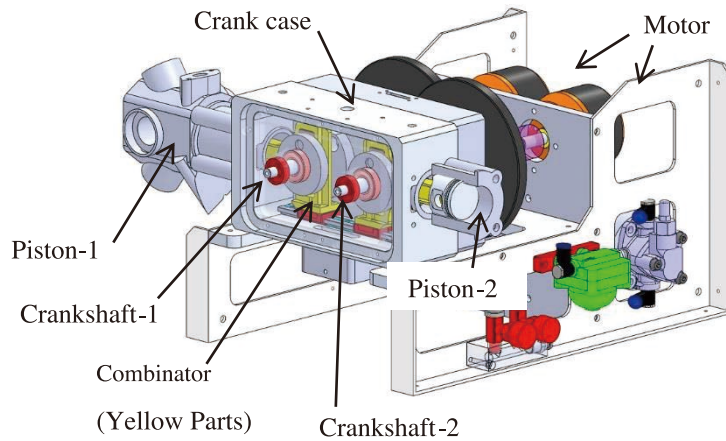


Fig. 4 Internal structure of XY separate crank mechanism multiple cylinder engine.

3-2 動作の特徴

製作したエンジンは、1スロー構成のクランクシャフトを2本有し、それぞれギアによって連結され相互に逆転動作する。そのため回転方向のモーメントは二つの機構が互いに逆方向の回転をすることで解消され、機構は位相差が180度あることで往復慣性力は互いに打ち消しあう。このようにエンジン内部の鏡像配置した機構構成で一次と二次の振動を低減出来ることが、本エンジンの最大の特徴である。

この鏡像配置は、従来のピストンクランク機構ではピストンは完全な正弦波運動を行えないため困難である。XY分離クランク機構特有の、ピストンが正弦波状に動作すること、コンロッドの揺動がないことで、鏡像配置による振動低減が可能となる。即ち、XY分離クランク機構特有の動作と、機構の鏡像配置の組合せによる低次振動の効果的な抑制方法であるといえる。

3-3 エンジン実機諸元と特徴

今回製作したエンジンの実機を Fig. 5 に示す。先述の通り機構とシリンダを鏡像配置にし、二気筒で排気量 100 cc にした。シリンダのボア径とピストンストローク、点火プラグなどの燃焼系の部品は、ベースとしたエンジンと同じものを使用しており、点火タイミングも同様である。スターターモータはブラシレスモータを使用し、エンジン始動後は発電機としてエンジンの出力を取り出すことも出来る。エンジンを無負荷で回転させたところ 10,000 rpm を確認した。

本エンジンの諸元を Table 1 に、ベースとなったエンジンの諸元を Table 2 に示す。

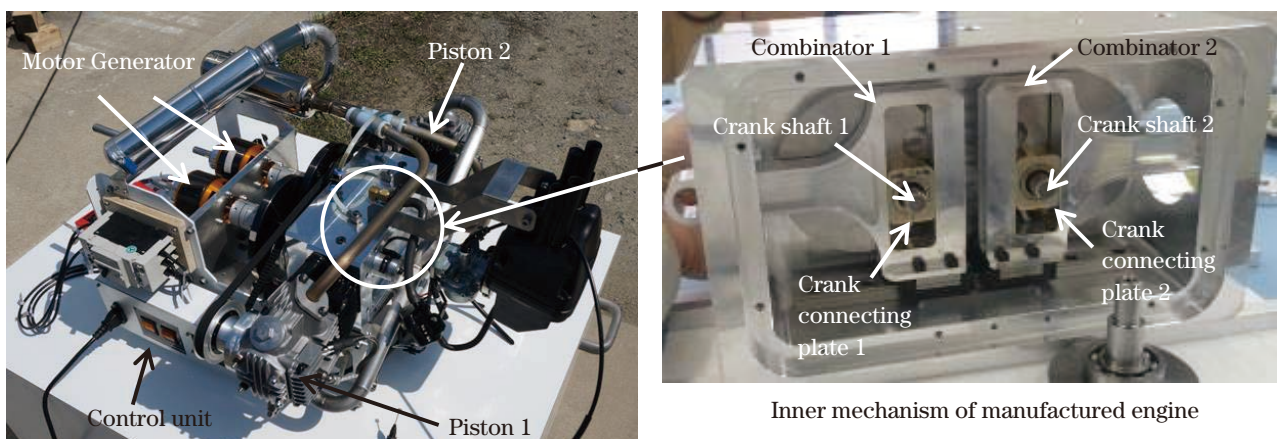


Fig. 5 Mirror arrangement XY separate crank mechanism multiple cylinder engine.

Table 1 Specification of XY separate crank mechanism multiple cylinder engine.

Dimension	Specifications
Engine specifications	Air-cooling, 4cycle, OHC 2-cylinder
Total length [mm]	600
Total width [mm]	690
Total height [mm]	410
Weight [kg]	45
Total displacement [cm ³]	100 (50 cm ³ × 2-cylinders)
Cylinder bore × Stroke [mm ³]	39 × 41.4
Compression ratio	10
Ignition device	CDI system
Lubrication	Pumping

Table 2 Specification of conventional 50 cc single cylinder engine.

Dimension	Specifications
Engine specifications	Air-cooling, 4 cycle, OHC 2-cylinder
Cylinder bore × Stroke [mm ³]	39 × 41.4
Compression ratio	10

3. 振動解析実験[5]

3-1 実験装置

Table 3 に実験装置の主要諸元を示す。また、実験装置構成ダイアグラムを Fig. 6 に示す。今回の実験において、加速度センサは三軸同時に測定できるリオン製 V-97C を用いた。また、従来型 50 cc 単気筒エンジンの回転については、点火プラグの信号を、イグニッションパルス検出器によって測定した。

3-2 実験方法

本実験は、エンジン機構部分の差異を確認することが目的であるので、解析は一次、二次について行う。よって、取得する周波数レンジは 500 Hz までとした。この条件下で定幅トラッキング解析を行う。また、エンジンは無負荷状態で動作させ、回転数は 20 ~ 30 km/h 程度の走行時を想定し 3,000 rpm に設定した。加速度センサは、クランク軸直上となるクランクケースの上部に配置した。鏡像配置エンジンは Fig. 7、従来型単気筒エンジンは Fig. 8 に示す位置に加速度センサを配置し、振動の検出方向である X 軸、Y 軸、Z 軸各方向はそれぞれ図中のような配置とした。また、ピストン進行方向についても、それぞれの図中のような方向となる。

Table 3 Main specifications of experimental devices.

Equipment	Model number/Manufacturer
FFT analyzer	CF-3600TR/Ono Sokki Co.,Ltd.
Charge amplifier	UV-06A/Rion Co., Ltd.
Accelerometer (Triaxial type)	V-97C/Rion Co., Ltd.
Digital tachometer	TM-3100/Ono Sokki Co., Ltd.
Digital detector	LG-9200/Ono Sokki Co., Ltd.

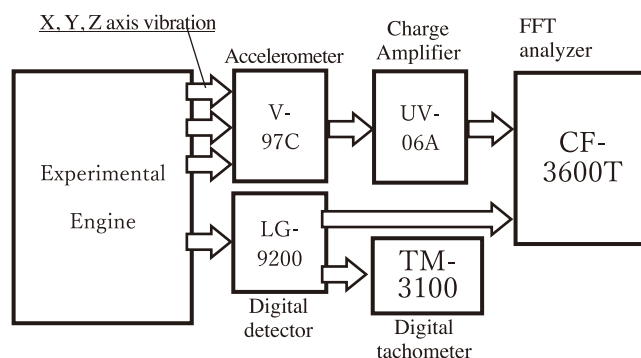


Fig. 6 Diagram of experimental device.

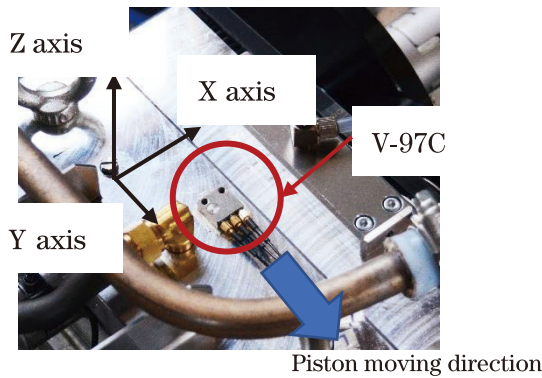


Fig. 7 Accelerometer mounting position (manufactured engine).

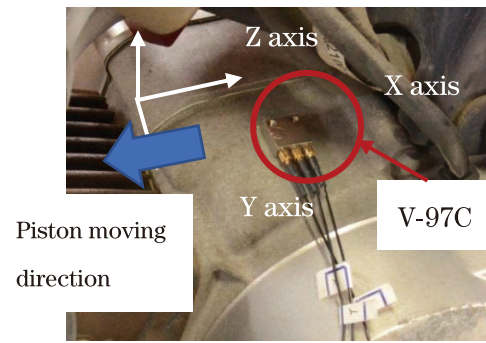


Fig. 8 Accelerometer mounting position (conventional engine).

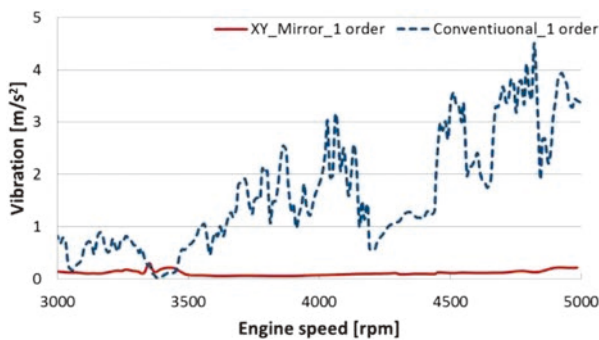


Fig. 9 Z-axis tracking analysis of engine vibration acceleration (1st order).

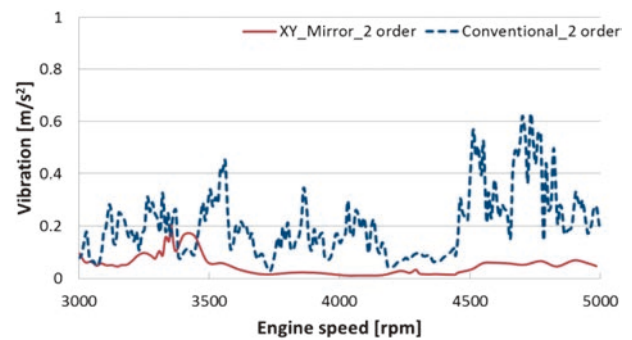


Fig. 10 Z-axis tracking analysis of engine vibration acceleration (2nd order).

4. 実験結果

製作した鏡像配置二気筒エンジンと、従来型 50 cc 単気筒エンジンの Z 軸方向パワースペクトルについて比較を行った。Fig. 9 に一次振動の比較図を示す。図中の赤いグラフが鏡像配置二気筒エンジンの一次振動である。全体的に振動加速度の状況が異なり、鏡像配置二気筒エンジンの振動は少なくなっており、改善されていることがわかる。振動加速度のピーク値を比較すると、従来型 50 cc 単気筒エンジンは $4.5 m/s^2$ であったのに対して、鏡像配置二気筒エンジンは $0.26 m/s^2$ と大幅な改善が見られた。Fig. 10 に二次振動の比較図を示す。二次振動についても鏡像配置二気筒エンジン（赤いグラフ）の方の振動加速度が少なくなっていることが確認できた。ピーク値を比較すると、従来型 50 cc 単気筒エンジンは $0.6 m/s^2$ であったのに対して、鏡像配置二気筒エンジンは $0.2 m/s^2$ となった。この結果から、機構を変更した場合における効果が確認できたと考える。

次に、振幅の大きさを相対的に比較するため、キャンベル線図にてそれぞれのエンジンについて次振動と振動が発生している周波数域と大きさを確認した。鏡像配置二気筒エンジンのキャンベル線図を Fig. 11 に、従来型 50 cc 単気筒エンジンのキャンベル線図を Fig. 12 に示す。機構由来の振動次数である一次振動において、鏡像配置二気筒エンジンと従来型 50 cc 単気筒エンジンの一次振動について比較すると、特に 4000 rpm から 5000 rpm までの間の振動についての差異が大きく、両機構の間で異なった振動状態を確認した。

それぞれのエンジンのパワースペクトラムを比較すると、一次振動において、従来型 50 cc 単気筒エンジンは回転数が上昇すると振動加速度が上昇していくのがわかる。それに対し、鏡像配置二気筒エンジンは実験を行った回転数のほぼ全域に渡って振動加速度の値が変化せずグラフとして表示すると平坦な形状となった。これは従来型 50 cc 単気筒エンジンとは全く異なる振動形態であり、機構を鏡像配置したことによるも

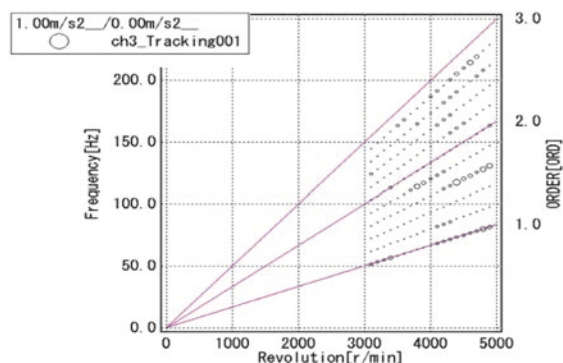


Fig. 11 Engine vibration shown as Campbell Diagram (manufactured engine).

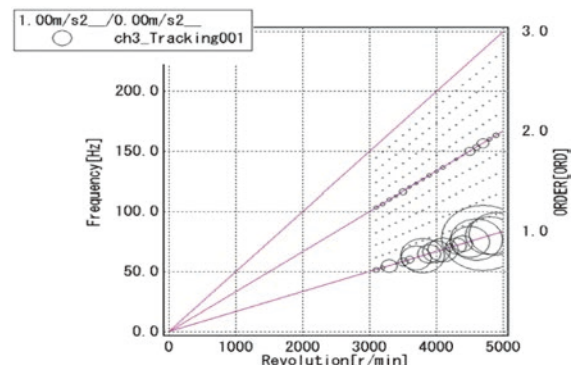


Fig. 12 Engine vibration shown as Campbell Diagram (conventional engine).

のである。二次振動についてもほぼ同様の結果となり、新機構に変更することによる振動形態の変化であることが明確になった。

またキャンベル線図の結果からも、製作したエンジンでは一次振動、二次振動ともに極めて小さいことが確認された。これは、内部の機構を鏡像配置することによって各方向の力が相殺されていることを示している。同時に、回転モーメントについても機構を鏡像配置することで逆転動作による打ち消し効果を有している。

本実験で、XY分離クランク機構への置換、および機構の鏡像的な配置することにより一次振動、二次振動を低減することが可能であることを示した。この結果により、本機構を用いたエンジンの極低振動性が確認され、ドローンに搭載されているジャイロセンサなどが嫌う外乱要因を解消できる可能性を示した。

5. ドローンへの搭載に関する考察

ドローンの用途は、世界各国場所を問わず、医療用途（例えば血液輸送[6,7]）や農薬散布などの農林産業用途など様々な分野で運用が検討されているが、どのような運用においても、長時間安定的に動作することが求められている。一般的に重量物である電池を搭載するモータ型ドローンは、長時間運用が課題となっている。これはドローン本体に搭載する電池自体が重量物であることも関係しているが、LIBTECなどが推進している全固体電池などの新しい電池の実用化を待たねばならない。

これに対して、著者らが製作したエンジンは、2本のクランクシャフトから同時に出力を得ることができる。出力軸はそれぞれ逆転方向に回転するため、Fig. 13に示すように複数枚のギアを配置することで二重

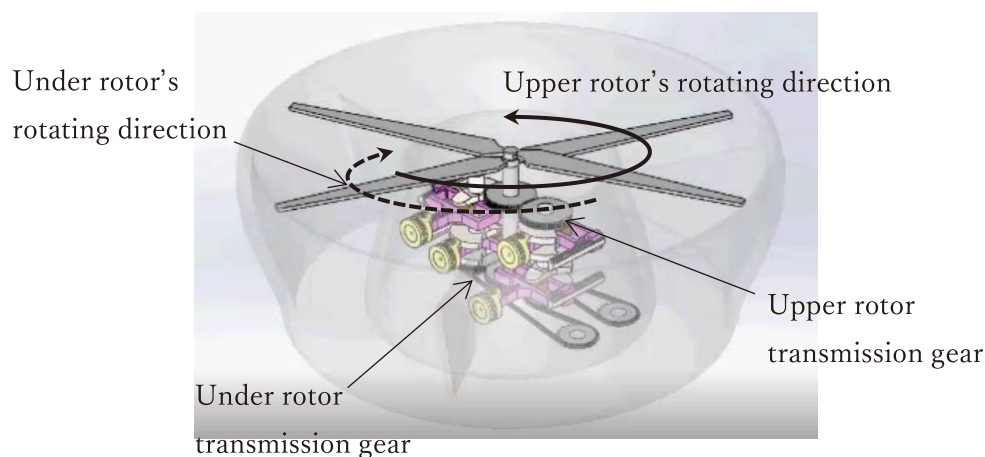


Fig. 13 Product image of drone engine with CRP using XY separate crank mechanism.

反転プロペラ (Contra Rotating Propeller, 以下, CRP) を形成することが可能である。一般的な CRP は遊星ギアで構成された複雑なギアボックスを必要とするが, 本機構ではこうしたものを必要としない。更に, 一般的に用いられる二次振動を防止するバランサーを排除した最小構成のエンジンとして構成できることから, 軽量化が可能となり, ドローンにおいて機体浮上の駆動源として使用するには有効な方式であると考えられる。

また, 昨今ドローンに搭載されてはじめている発電機にこの極低振動エンジンを適用することで, 飛行の安定性と長い飛行時間を得られ, ユーザーの強いニーズに応える機体となる。

6. ま と め

理論上, ピストンにサイドスラストロスが発生しないXY分離クランク機構を鏡像配置した場合, 振動の原因となっている一次振動, 二次振動を大幅に抑制・改善できることを実験によっては明らかにし, 同時に機構を鏡像配置することで, 回転モーメントの打ち消しを内部機構のみで達成する有効な設計手法である可能性を示した。

本稿で実験したエンジンは既製エンジンの部品を流用しているため, 比重の重い鋳鉄等を使っている箇所があるが, 今後は本構成の肝である極低振動性を生かし, アルミ材や CFRP といった軽量の材料を本体構造系部品に用いたエンジンの設計・製作を行っていくことが実用化に向けた重要課題である。また, 『ピストンにサイドフォースが生じない』という機構的利点を生かした高出力エンジンも併せ, 今後も検討を継続していく。

文 献

- [1] 吉澤保夫, 吉澤 匠, 吉澤 稷, 吉澤 慧: “XY分離クランク機構およびこれを備えた駆動装置”, 日本国特許第 5632962 号, 第 5393907 号, 米国特許 US 9,316,249 B2. など.
- [2] T. Yoshizawa, J. Nango, and Y. Yoshizawa: “Development of a mechanism for a high efficiency compressor using an orthogonal double-slider joint”, *The 2nd IFToMM Asian Conference on Mechanism and Machine Science*, ID58, 2012.
- [3] 吉澤 匠, 南後 淳, 吉澤保夫, 吉澤 稷: “直交2重スライダを用いたコンプレッサーの高速回転化に関する性能実験”, 日本機械学会 2013 年次大会講演予稿集, S115023, 2013.
- [4] 吉澤 稷, 吉澤 匠, 大貝修司, 吉澤保夫: “新機構・鏡像配置XY分離クランク機構を用いた極低振動高速回転ガソリンエンジンの開発 (第1報)”, 自動車技術会秋季大会学術講演会講演予稿集, 20166282, pp. 1484-1489, 2016.
- [5] 吉澤 稷, 吉澤 匠, 大貝修司, 吉澤保夫: “新機構・鏡像配置XY分離クランク機構を用いた極低振動高速回転ガソリンエンジンの開発 (第2報)”, 自動車技術会春季大会学術講演会講演予稿集, 20175200, pp. 1111-1115, 2017.
- [6] <https://flyzipline.com/>
- [7] P. Uwaliraye, P. Ndimubanzi, A. Muhire, and V. Lyle: “Integration of health and medical innovations in Rwanda to promote health equity”, *The Global Innovation Index 2019*, WIPO, 2019.



吉澤 匠

Zメカニズム技研株式会社代表取締役。研究歴:平成26年度戦略的基盤技術高度化支援事業 自然空気 (GWP=1) を冷媒として用いる極低温冷凍空調機の開発 (経済産業省)。2019年度全固体リチウムイオン電池

(電極層ならびに固体電解質) 薄膜化形成用精密プレス技術の開発 (NEDO)。E-mail: takumi.yoshizawa@zmechanism.jp



吉澤 稷

Zメカニズム技研株式会社開発技術部部長。研究歴:平成26年度戦略的基盤技術高度化支援事業 自然空気 (GWP=1) を冷媒として用いる極低温冷凍空調機の開発 (経済産業省)。2019年度全固体リチウムイオン電池

(電極層ならびに固体電解質) 薄膜化形成用精密プレスの技術開発 (NEDO)。

**吉澤 慧**

Zメカニズム技研株式会社開発技術
部副部長。研究歴：平成26年度戦
略的基盤技術高度化支援事業 自然
空気（GWP=1）を冷媒として用い
る極低温冷凍空調機の開発（経済産
業省）。2019年度全固体リチウムイ

オン電池（電極層ならびに固体電解質）薄膜化形成用精密プ
レスの技術開発（NEDO）。

**子安 玲**

平和産業株式会社。研究歴：平成
23年度戦略的基盤技術高度化支援
事業 超音波切削技術を用いた航空
機機体用複合材穴あけ加工技術の開
発。E-mail: koyasu@heiwasangyo.
co.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 1 巻 第 1 号

発行日 : 2020 年 4 月 28 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