

凧型無人航空機を用いた音源探査

公文 誠, 田嶋 脩一, 永吉 駿人

Makoto KUMON, Shuichi TAJIMA and Hayato NAGAYOSHI

熊本大学

Kumamoto University

kumon@gpo.kumamoto-u.ac.jp

Abstract

本論文では、ゆっくりと飛行可能な凧型の主翼を有する無人航空機を用いて地上の音源を探査する方法を考察する。この航空機は推力を生むプロペラを有し、飛行速度を制御することで飛行高度を操作できる飛行特性があるが、一方でプロペラの駆動音は大きく、音信号の計測におけるエゴノイズの主要因である。そこで、飛行高度を著しく乱さない範囲で、周期的にプロペラの駆動を停止することで音信号の観測を実現する方法を提案する。加えて、観測された音信号から推定された音源方向に飛行し、音源位置を推定する飛行経路計画についても考察する。これらの方法は数値シミュレーションを通じてその有効性を検証したので、あわせてこの結果を報告する。

1 はじめに

無人航空機は飛行しながら広範囲を効率的に探査可能なため、捜索や救助といったタスクでの活用が期待されている。これらのタスクを実現する上で対象を検出することが重要で、無人航空機にはカメラなどの種々のセンサが搭載されている。実際の捜索においては、単に無人航空機が探索をするだけでなく、要救助者が笛を吹く、大声を上げるなどで助けを求めることが考えられる。このことから、音信号も捜索における重要なモダリティの一つと言え、マイクロホンを搭載した無人航空機による音源探査について研究がなされている（例えば [1, 2, 3] がある。）

このような無人航空機から音源探査を実現するには以下を考慮する必要がある。

1. 音源と航空機の距離が離れている（10m-100m）
2. 無人航空機自身の発するエゴノイズ
3. 受聴可能範囲内に複数の音源の存在

本論文では、これらのうち特に1と2について考察する。

無人航空機について考えると、定点ホバリング飛行が可能であることから、昨今マルチロータヘリコプタのような回転翼機の活用が期待されているものの、回転翼機が飛行し続けるにはロータを常に回転させる必要があり、この駆動音が大きなエゴノイズを生じるため、音源探査のプラットフォームとしては問題がある。一方、固定翼機は動力を使わずに滑空飛行を行えば動力によるエゴノイズを生じないため、音源探査を実現できる可能性がある。本論文で用いるカイトプレーンは、このような固定翼機の一つで、凧型の主翼を有する無人航空機 [4, 5] である。この機体は機体サイズに比べ主翼が大きく、大きなペイロードを有するとともに、低速での飛行が可能という特徴があり、地上音源探査にも向いている。当然ながら、滑空だけでは飛行を継続できず、飛行高度を維持するためにはプロペラを回転させる動力飛行も必要で、音源探査と飛行の継続の間にはトレードオフがある。そこで、本論文では、プロペラの回転と停止を周期的に繰り返すことで飛行しながらエゴノイズの干渉を受けない音源定位を行う方法を提案する。また、音源位置をより正確に検出するために、音源に近づく飛行経路を生成する方法もあわせて考察する。

本論文の構成は以下のとおりである。次節でカイトプレーンについて簡単に説明し、その後、カイトプレーンからの音源探査方法の基本についてまとめている（第3節）。第4節ではプロペラを停止させるアプローチと、音源方向へと誘導する方法を提案する。これらの方法は第5節で数値シミュレーションで検証する。最後に第6節でまとめる。

2 カイトプレーン

2.1 ダイナミクス

本節では対象とするカイトプレーンの飛行特性を簡単に説明する。詳細は既報 [5, 6] を参照されたい。

カイトプレーンはデルタ形状の凧型の主翼を有する無

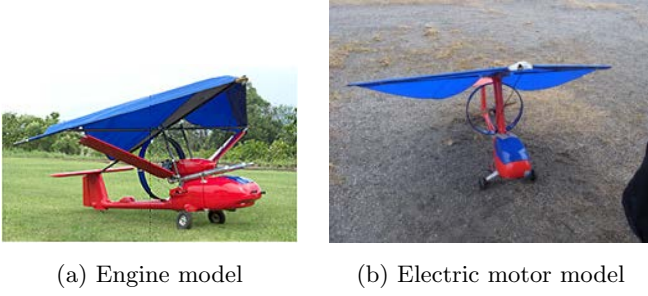


図 1: Kiteplane

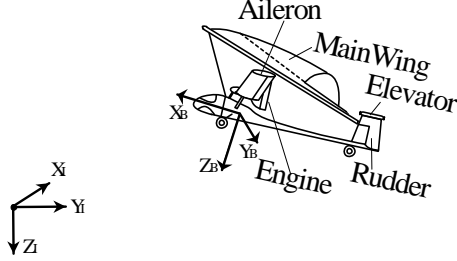


図 2: Kiteplane configuration (conventional type)

人航空機で(図1),主翼は軽量の布製で,一般の固定翼機に比べ翼面積が広く大きなペイロードがあり,柔軟な翼構造から万一の墜落の際でも安全性が高い。

カイトプレーンの操作量にはエレベータ,ラダーとエルロンの3つの舵面と推力のためのプロペラの回転数がある。エルロンは主翼の左右の面積比を变化することで実現する構造になっている[7]。プロペラはエンジン(図1(a))あるいはモータ(図1(b))で駆動し,回転数によって推力を变化させて飛行速度を制御する。飛行速度に応じて揚力が变化するため,プロペラの回転数は主に飛行高度の制御に用いられる。また,飛行制御のために,GPSならびに3軸加速度,3軸角速度,3軸磁気計が搭載されており,機体の姿勢情報を得ることが出来る。

以下,主翼に働く空気力を翼の左右それぞれについて $f_{m,l}, f_{m,r}$ と表し,エレベータ,ラダーに働く空気力,プロペラの推力をそれぞれ f_e, f_r, T と表すこととする。これらを用いて,機体を剛体と考え運動方程式をまとめると,

$$m \frac{d^2}{dt^2} \begin{bmatrix} x_I & y_I & z_I \end{bmatrix}^T = f_I, \quad (1)$$

$$I_B \frac{d}{dt} \omega_B + \omega_B \times I_B \omega_B = n_B, \quad (2)$$

のように表される。ここで,

$$\begin{aligned} \tilde{f}_I &= q \odot \tilde{f}_B \odot q^* \\ &= q \odot \left(\tilde{f}_{m,l} + \tilde{f}_{m,r} + \tilde{f}_e + \tilde{f}_r + \tilde{T} \right) \odot q^* \\ n_B &= l_{m,l} \times f_{m,l} + l_{m,r} \times f_{m,r} + l_e \times f_e \\ &\quad + l_r \times f_r + l_T \times T, \end{aligned}$$

であり, \tilde{x} のように表される量は3次元ベクトル x の四元数での表現を与えるもので, $\tilde{x} = [0, x^T]^T$ と定義す

る。また, x_I, y_I, z_I は機体の世界座標での位置を表し, ω_B は機体座標での角速度を表す。機体姿勢は四元数 q で表現することとし, 演算 \odot は四元数同士の積とする。 f_I ならびに f_B は質量中心に作用する合力を慣性座標と機体座標で表したもので, n_B は質量中心に作用するトルクを表す。 f_I と f_B の間の変換は四元数を用いて表され, $*$ は四元数の共役演算子を示すものとする。 m および I_B は機体の質量と慣性行列をそれぞれ与え, $l_{m,l}, l_{m,r}, l_e, l_r, l_T$ は翼での空気力の作用点を与える機体座標でのベクトルである。四元数の演算については[8]などを参照されたい。

姿勢のダイナミクスは四元数の変化として以下のように与えられる。

$$\frac{d}{dt} q = \frac{1}{2} \tilde{\omega}_I \odot q = \frac{1}{2} q \odot \tilde{\omega}_B \quad (3)$$

2.2 制御器

[4]に示すようにカイトプレーンの姿勢動特性は安定しており,水平面と鉛直面の運動に分解してそれぞれ独立に制御することで現実的な経路追従が実現可能である。

所望の水平面内の飛行経路が与えられた時,飛行経路の単位接線ベクトルを t_p と表し,経路からの最短距離を与えるベクトルを経路誤差ベクトルと定義し,これを e と表すものとする。今,実現すべき飛行方向を v_d と表し,

$$v_d = \exp^{-k_1 |e|^2} t_p + k_2 \frac{e}{|e|}, \quad (4)$$

と与えるものとする。ここで k_1 と k_2 は制御パラメータを表す。

v と θ_d を機体の水平面内での飛行速度と所望のバンク角と表すこととし, v と v_d のなす角に線形な形式で目標経路に追従するような所望のバンク角 θ_d を与えるものとする。つまり, θ_d は

$$\theta_d = k_3 \text{atan2}(v \times v_d, v \cdot v_d), \quad (5)$$

のように与えられる。ここで, k_3 は制御ゲインを表すものとし,(5)中の v と v_d は計算上適宜3次元に拡張されるものとする。適当な姿勢制御器によって実際のバンク角を所望のバンク角 θ_d に追従することになるが,本論文では著者らの提案する非線形制御器[6,9]を用いることとした。

鉛直方向の運動については,本論文では飛行高度を一定の目標高度に追従させるものを考える。機体の飛行特性から,推力 $|T|$ が釣り合いの値より増加すれば機体速度が増加し,その結果機体は上昇することとなり,逆もまた同様の関係があるので,プロペラ回転数を制御して推力 $|T|$ を操作することで高度制御は実現される。例えば,[6,9]などに示す簡単なPDフィードバック制御によって機体高度を制御できる。

3 無人航空機からの音源位置推定

無人航空機に搭載したマイクロホンアレイでの音源方向の推定の研究には Okutani[3] らのクアドロータヘリコプタで収録した音信号を MUSIC 法 [10] を適用した例があり、音源と無人航空機に近いなどの条件下で音源方向を推定することが可能である。このことから、本論文では、無人航空機の機体から見た音源の方向がある程度推定可能との仮定の下で音源の位置を推定する方法を考える。以下、推定された音源方向は機体から音源に向けた単位ベクトル u_s で表されるとする。ただし、適当な座標変換によって u_s は慣性座標系で表現されるものとする。

今、地表面が平らな平面で、地上からの機体の高度が分かるとすると、音源の位置 p_s は

$$p_s = \frac{z_I}{\begin{bmatrix} 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} u_s} u_s + p, \quad (6)$$

のような関係がある。ここで p は無人航空機の位置を表し $p = \begin{bmatrix} x_I & y_I & z_I \end{bmatrix}^T$ と定義した。

一般に方向推定や姿勢情報などに不確かさがあるため、音源位置の推定情報を与える (6) の計算はこれらの不確かさを考慮する必要がある。そこで、(6) の与える点 p_s に替えて、点 p_s を含む小領域を音源位置として考える。対象とする探索空間を格子状のグリッドに分割し、 x をあるグリッドの代表点の座標とすれば、当該のグリッドを $S(p_s)$ と書くこととすれば、推定された小領域と共通部分を有するグリッドに音源が存在する可能性があると音源位置を表現する。具体的には以下のようにして計算する。

k 回目の観測を $p_s(k)$ と表し、それまでにグリッド g_x が音源を含むと想定された回数を $N(x)$ 、つまり

$$N(x) = \sum_k 1(x, p_s(k)), \quad (7)$$

とする。ここで $1(x, y)$ は $S(y) \cap g_x \neq \phi$ であれば 1 を与えそうでなければ 0 となる関数である。これを用いれば、音源位置は次に示す頻度の分布 \hat{p}_s で与えられる。

$$\hat{p}_s(x) = \frac{N(x)}{\sum_y N(y)}. \quad (8)$$

音源が空間に固定されると仮定すれば、 \hat{p}_s の最大値を音源の推定位置とするのは自然な解釈である。

4 音源探査のための無人航空機の制御

本節ではカイトプレーンで音源を探査するため、これまでに述べてきたシステムに加えて、エゴノイズを抑制するプロペラの回転数制御と音源に向けた飛行経路計画について考える。

4.1 プロペラの回転制御

MUSIC 法はノイズに対して一定のロバスト性があるものの、騒音源のプロペラはマイクロホンの近くにあり、非常

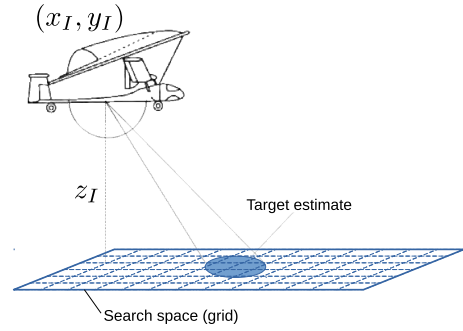


図 3: Grid space sound source localization from UAV

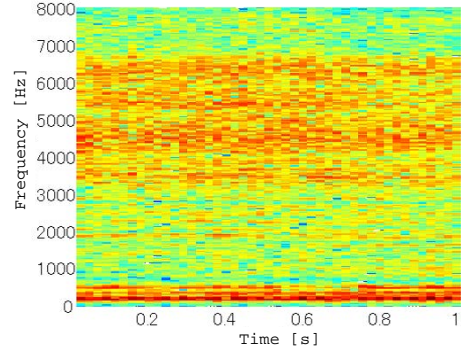


図 4: Frequency characteristics of rotor-noise

に大きな駆動音を生じるため MUSIC 法であっても定位性能を損なうあるいは定位が出来ない可能性がある。実際、図 4 は飛行中に測定した音信号のスペクトログラムを示すが、ノイズが広い帯域にわたって干渉していることが分かり、このノイズが対象音を覆い隠す可能性がある。逆に、プロペラの回転を停止し、駆動騒音のない状態を作り出せば、音源定位能の向上に大きな効果があると考えられる。勿論、カイトプレーンではプロペラによる推力は高度の制御に関係しているため、プロペラを長時間にわたって停止したままにすることは出来ない。そこで、プロペラの回転と停止を周期的に繰り返すことで、高度を制御しつつ、音源の探査を実現する方法を考える。

無人航空機が安定した飛行状態にあるとし、簡単のため x_I 軸に沿って飛行しているものとする。ここでは飛行高度が問題となるため、高度に関するサブシステムを元のダイナミクス (1) から近似的に取り出せば

$$\begin{aligned} m \frac{d^2}{dt^2} x_I &= -k_x \frac{d}{dt} x_I + |T|, \\ m \frac{d^2}{dt^2} z_I &= -mg + k_z v_x \frac{d}{dt} x_I, \end{aligned} \quad (9)$$

のように書ける。ここで、 k_x, k_z ならびに v_x は線形化に伴う係数とノミナルな飛行速度を表すものとする。(9) に示されるように、制御入力 $|T|$ は速度 $\frac{d}{dt} x_I$ を介して高度を制御するのでこのダイナミクスはローパス特性があり、高い周波数で T を切り替えてもすぐには飛行高度 z_I が大きく変動することはなく、小さな脈動に止まることに

なる．

本論文では、プロペラの回転と停止を一定のデューティ比 $d \in [0, 1]$ を持つ周期 P の繰り返しと定義する．つまり

$$T(t) = \begin{cases} u & t \in [nP, nP + \frac{d}{P}) \\ 0 & \text{otherwise} \end{cases}, \quad (10)$$

のように与えるものとし、 n と u はそれぞれ 0 以上の整数と元々の制御入力を表す．エゴノイズの無い時間区間は長いほど望ましいので、より大きな d が望ましいが、大きな高度の脈動が生まれることになるので適当な P, d を設定する必要がある．このシステムは非線形で解析的には解けないため、以下ではパラメータを経験的に調整し定めることとした．なお、提案法では音源定位のデータはプロペラの停止している時間区間、つまり $T(t) = 0$ 、の収録音を用いて行うこととする．

4.2 飛行経路計画

音源位置がある程度推定されれば、この情報に基づいて機体を音源に近づけることでより鮮明に対象音を測定することが出来、定位性能も改善されると期待される．また、一般に音源の十分に近くに無人航空機が飛行している場合は、音源に漸近する代わりにその音源の周囲を飛行した方が位置推定性能が良い．そこで、推定された音源位置を中心とする適当な半径の円軌道を所望の経路とし、これに追従させることを提案する．ただし、推定の初期段階では、音源位置の事前情報がないため、一定時間、適当に与えられた経路にそって飛行をするものとする．

提案する円軌道は以下のように与えられる．

$$\mathbf{x}_d = r \begin{bmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \end{bmatrix}^T + \begin{bmatrix} s_x & s_y & z_d \end{bmatrix}^T, \quad (11)$$

ここで、 r, s_x, s_y, z_d, ψ は経路の半径、推定された音源位置の X, Y 座標所望の高度と $[0, 2\pi)$ の区間内の適当なパラメータを表している．

この場合、第 2.2 節の制御器を適用する上で、経路誤差 e は以下のように定められる．

$$\mathbf{e} = \begin{bmatrix} x_I & y_I \end{bmatrix}^T - \frac{r}{|\Delta|} \Delta - \begin{bmatrix} s_x & s_y \end{bmatrix}^T \quad (12)$$

ここで、

$$\Delta = \begin{bmatrix} x_I & y_I \end{bmatrix}^T - \begin{bmatrix} s_x & s_y \end{bmatrix}^T,$$

であり

$$\pm|e| = |\Delta| - r$$

である．

音源位置情報は観測ごとに更新されているので、一定の観測数ごとに上の目標経路も周期的に更新することとする．

5 数値シミュレーション

提案法の有効性を数値シミュレーションを通じて検証した．

5.1 シミュレータ

非線形の飛行ダイナミクス (1) と (2), (3) を数値積分によって実行した．(5) で与えられる目標バンク角 θ_d を [6] で提案される制御器への規範値とした．

音響信号のシミュレーションでは、音源が十分に遠くにあり、アレイ付近では平面波で近似出来ることから、物理的に正しいものではないが伝達特性が方向と距離に分解出来ると仮定した．また無人航空機の飛行に伴うマイクロホンと音源の相対位置 e の時間変化は音信号処理の観点からは比較的ゆっくりとしていることから、近似的に線形応答が成立するものと考えた．これらの仮定から、伝達関数行列 H を

$$H(e) = H_d(\phi)H_r(|e|) \quad (13)$$

のように方向性伝達関数 H_d と距離依存性の伝達関数 H_r の積でモデル化する．ここで ϕ はマイクロホンアレイから見た音源方向を示している．

音源の位置と収録した音信号を s_s と s_m とすれば、

$$s_m = H(e)s_s + a_T|T|n \quad (14)$$

の関係を用いて信号をシミュレートする．ここで n および $a_T|T|$ はノイズデータとプロペラによる騒音信号を表しており、エゴノイズが推力 $|T|$ に比例するものとモデル化している (a_T は比例係数)．また、機体の姿勢変化はジンバル等で補正されていると考え、マイクロホンアレイの姿勢については考えない．

5.2 対象環境

400m×400m の平面を探索空間とし、音源はこの中央に位置するものとした．無人航空機の初期位置は (-200m, -200m) にあり、初期の目標経路は 図 5 に示すような'S'字の曲線を与えている．

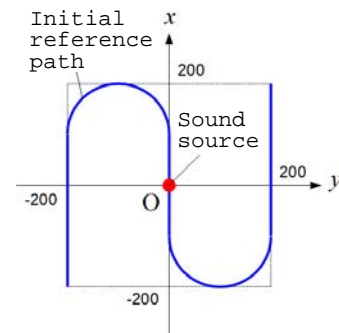


図 5: Initial flight path and search space

プロペラの駆動・停止のデューティ比は $d = 0.5$ とし、周期 P は 1.0s とした．また、全探索飛行時間は 150s とした．

5.3 結果

図 6 は提案法で実現された飛行結果を示す．図 6(a) はカイトプレーンが音源に近づき、音源の周囲を飛行した様子

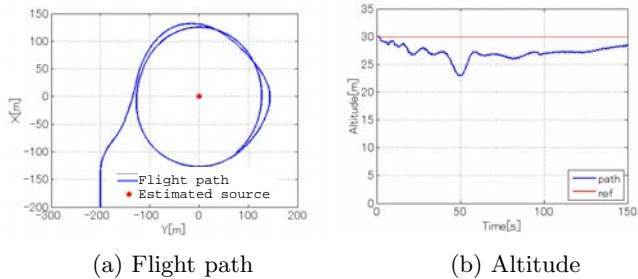


図 6: Flight path and altitude

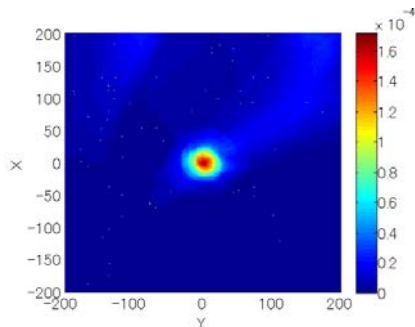


図 7: Sound source localization result

を示している。図 6(b) では、所望の飛行高度 30m（赤破線）に対し、実際の飛行高度（青曲線）を示しており、目標高度近傍での飛行が達成されていることが分かる。

図 7 は提案法で推定された音源の位置を表す。音源位置分布を色で示しており、最大値が音源位置に対応しているため正しく推定出来たとと言える。

提案法の効果を明らかにするため、プロペラの周期的な回転・停止、および経路生成を行わず初期経路のまま飛行を続けた場合のそれぞれでシミュレーションを行い、図 7 に対応する推定結果を図 8 に示す。図 8(a) によれば、経路制御をせずともある程度音源位置を推定は可能であったが、図 8(b) によればプロペラの停止は音源定位に不可欠であることが分かる。

音源位置推定の推移の様子を図 9 に示している。この場合は、推定の時間発展を明らかにするために、初期時刻での目標経路をたどることとしている（図 8(a) に対応）。この図より、中央にある音源推定結果は対称ではないことが示されており、正規分布のような対称な分布を仮定する例えばカルマンフィルタのような手法では不適當であることが示唆される。

図 7 と 図 8(a) はともに正しい音源位置の推定しており、これらの間に明確な差を見ることは容易ではないが、音源位置分布のピークの値を比べた 表 1 によれば、音源位置を想定して経路生成したものの方が鋭いピークを形勢していることが分かる。なお、これは探査空間全体で正規化しているため、値の大きさそのものは重要ではないが、二つの方法の間での比較には意味があることに注意されたい。

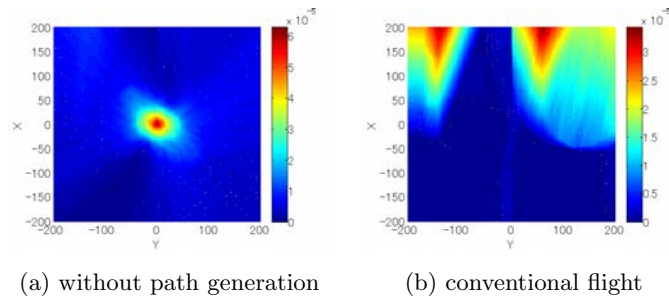


図 8: Sound source localization result

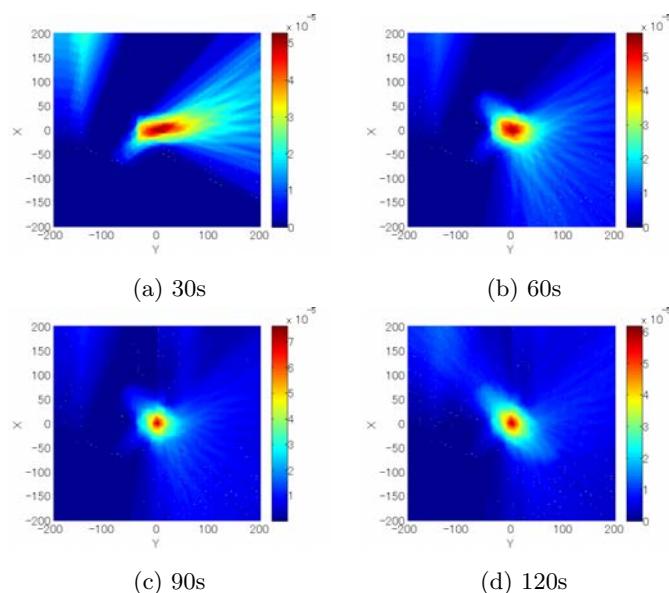


図 9: Evolution of sound source localization

また、プロペラの回転・停止 (10) を行う飛行でも高度の変動は安定的であったが、上の結果で示されるように、無人航空機はバンクしながら旋回するよう制御されており、モデル化の際考慮しなかった機体ダイナミクスの影響によって、水平面内の運動と高度方向に干渉が生じる可能性がある。特に、長時間、プロペラを停止しながら旋回すると、この干渉は顕著になると考えられるので、プロペラの回転・停止の周期 P は十分に注意して設計する必要がある。このことを示すため、 $P = 2.0s$ の場合のシミュレーション結果を Fig. 10 に示す。ここでは水平面内の目標経路は初期に与えた 'S' 字のものである。この場合でも音源位置の推定は可能であったが、飛行高度を保つことが出来ず徐々に下降してしまっており、不適切な結

表 1: Sound source localization clarity

	Proposed	without path generation
Maximum value of SSL	1.7035×10^{-4}	8.0865×10^{-5}

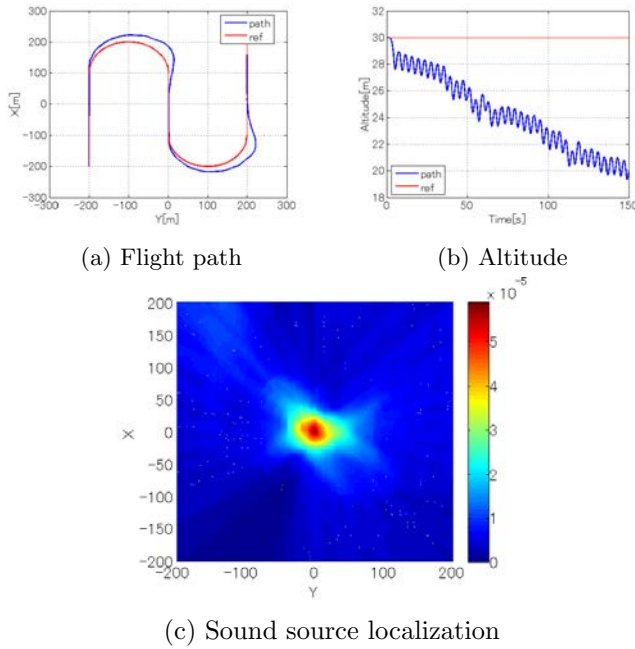


図 10: Flight result with longer rotor stall period

果となった。

6 おわりに

本論文では，凧型の主翼を有する無人航空機にマイクロホンアレイを搭載し，地上の音源を探索する方法として，プロペラを周期的に停止しながら音源に向かって誘導する手法を提案した．数値シミュレーションを通じて，プロペラを停止することが広い範囲の音源定位に重要であること，また音源周辺を巡回する円軌道を設計することで定位性能が改善されることが示された．また，本論文ではレスキューなどのタスクを考え音源が固定されている場合を考えたが，このため頻度に基づいて音源位置を推定する方法が適用可能であった．

今後はより一般的な場合として，移動音源を対象とすることが考えられる．この場合は，音源の運動を推定することになるが，この運動に伴う不確かさが生じるため繰り返しベイズ推定などの運動モデルを用いた推定法を採用する必要がある．また，複数の音源が存在する場合は，単に音源方向だけでなく，その種類などを判じ，音源同士を混同する必要となるが，これも今後の課題の一つである．

謝辞

本研究の一部は科研費基盤研究(S)24220006 ならびに内閣府 ImPACT プログラム「タフ・ロボティクス・チャレンジ」の助成を受けました．

参考文献

- [1] T. Ishiki and M. Kumon, "A microphone array configuration for an auditory quadrotor helicopter system," in *Safety, Security, and Rescue Robotics (SSRR), 2014 IEEE International Symposium on*, Oct 2014.
- [2] M. Basiri, F. Schill, P. U. Lima, and D. Floreano, "Robust acoustic source localization of emergency signals from micro air vehicles," in *IROS, 2012*, pp. 4737–4742.
- [3] K. Okutani, T. Yoshida, K. Nakamura, and K. Nakadai, "Outdoor auditory scene analysis using a moving microphone array embedded in a quadcopter." in *IROS. IEEE*, 2012, pp. 3288–3293.
- [4] M. Kumon, M. Nagata, R. Kohzawa, I. Mizumoto, and Z. Iwai, "Flight path control of small unmanned air vehicle," *Journal of Field Robotics*, vol. 23, no. 3-4, pp. 223–244, 2006.
- [5] M. Kumon, Y. Udo, H. Michihira, M. Nagata, I. Mizumoto, and Z. Iwai, "Autopilot system for kiteplane," *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, vol. 11, no. 5, pp. 615–624, oct 2006. [Online]. Available: <http://ci.nii.ac.jp/naid/120002464294/>
- [6] S. Tajima, T. Akasaka, M. Kumon, and K. Okabe, "Guidance control of a small unmanned aerial vehicle with a delta wing," in *Proceedings of Australasian Conference on Robotics and Automation*, 2013.
- [7] Y. O. S. T. M. K. K. Nakashima, K. Okabe, "Small Unmanned Aerial Vehicle with Variable Geometry Delta Wing," 2014.
- [8] R. M. Murray, Z. Li, and S. S. Sastry, *A Mathematical Introduction to Robotic Manipulation*. CRC Press, 1994.
- [9] T. Akasaka and M. Kumon, "Robust attitude control system for kite plane," in *Proceedings of System Integration 2012*, 2012, pp. 1623–1626, (in Japanese).
- [10] R. Roy and T. Kailath, "Esprit - estimation of signal parameters via rotational invariance techniques," *IEEE Trans. on Acoustics, Speech and Signal Processing*, vol. 37, no. 7, pp. 984–995, 1989.