

ドローン衝突回避のためのヘリコプタ振幅変調音に基づく音源探知

Sound Source Detection

Based on Amplitude Modulated Sound of Helicopter for Drone Collision Avoidance

精密工学専攻 58号 星野 瑛慧
Eisui Hoshino

1. はじめに

ドローンの普及に伴い飛行頻度が増え、ヘリコプタとの衝突の危険性が高まっている。現在の航空法では、ドローンは高度 150 m 未満の飛行が可能である。しかし、ドクターヘリのような事業用ヘリコプタは、総飛行時間の半分ほどがドローンと同空域を飛行している⁽¹⁾。また、ヘリコプタは、主にパイロットが目視で衝突を回避する有視界方式 (VFR) で運行されており、特に場外離着陸場付近では低空域飛行かつ有視界方式での運航を行う。ドローンと接近した際には、機体の小さなドローンを目視で発見することが困難であるため、ドローンが事前にヘリコプタを探知し衝突回避を行うことが必須である。ドローンに搭載した電波センサと光波センサを用いてヘリコプタを衝突回避する飛行試験が報告されている⁽²⁾が、ドローンの長距離飛行を実現するためには、センサの小型軽量化かつ低消費電力化が求められる⁽³⁾。

そこで本研究では、ドローン衝突回避を目的として、ヘリコプタの特徴である振幅変調音に基づく音源探知を行う。まず、着目するヘリコプタ動作音の特徴を示し、ドローン動作音との相違点を解明する。次に、ヘリコプタの音源探知に用いる振幅変調に基づく探知アルゴリズムを提案し、シミュレーションより有効性を検討する。最後に、実環境で測定したヘリコプタとドローンの動作音を用いた検証実験を行う。

2. ドローン衝突回避のための振幅変調に基づく音源探知の概要

2.1 想定する衝突回避状況

先行研究の飛行試験結果⁽²⁾を基に、相対速度 200 km/h でドローンの正面に接近するヘリコプタの衝突回避を想定する。音源探知対象のヘリコプタは、主にドクターヘリに使用される中型ヘリコプタであり、ドローンに向かって直線に 200 km/h の飛行を想定する。音源探知を行うドローンは、複数のプロペラを持つ無人航空機 (マルチコプタ) とし、マイクロホンアレイを用いてヘリコプタの音源探知を行い、ヘリコプタ接近方向を正面としてホバリングする。そして、ヘリコプタが接近すると、音源探知後に右 90° に転回し、衝突回避を行う。ここで、衝突回避時に最低限確保すべき両機の離隔距離として、150 m を設定する⁽⁴⁾。ドローンが 50 km/h で衝突回避を行う場合、この離隔距離を確保するには衝突回避開始時から 10.8 s を要し、その間にヘリコプタは 600 m 進むため、両機の離隔距離が 1000 m 以上の地点でヘリコプタの音源探知を行うことが望ましい。

2.2 音源探知に利用するヘリコプタ振幅変調動作音の概要

2.2.1 着目するヘリコプタ振幅変調動作音の特徴

ヘリコプタ動作音の特徴としてブレードスラップ音がある⁽⁵⁾。これは、ロータ回転に伴う二次的な音で、あるブレードが作った渦をその後続のブレードが叩くために生ずる周

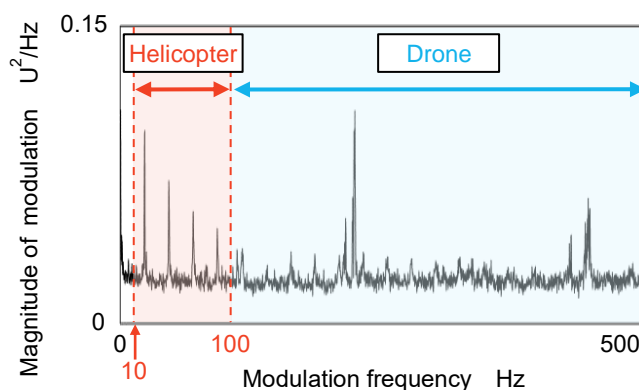


Fig. 1 Amplitude modulation of helicopter and drone operation sound

期的な衝撃音である。本稿では、このヘリコプタ動作音に含まれる振幅変調の特徴をヘリコプタ振幅変調音として着目し、その振幅変調の大きさからヘリコプタの音源探知を行う。

2.2.2 ドローン動作音との相違点

ヘリコプタとドローンはプロペラ回転数差が大きいいため、特定の低変調周波数帯に発生するヘリコプタ振幅変調音に着目して音源探知を行う。Fig. 1 にヘリコプタとドローンが混在した動作音の変調周波数解析結果を示す。変調周波数 10 ~ 100 Hz の範囲には、ヘリコプタのプロペラ回転による振幅変調、100 Hz 以降にはドローンのプロペラ回転による振幅変調が表れる。そのため、10 ~ 100 Hz の変調周波数範囲に着目することで、ドローン動作音が混在する中からヘリコプタの音源探知が可能となる。

3. ドローン衝突回避のためのヘリコプタ振幅変調音の探知アルゴリズム

本章では、ドローンの正面にヘリコプタが接近する状況でヘリコプタの音源探知を行うため、ヘリコプタ振幅変調音の探知アルゴリズムを提案する⁽⁶⁾。Fig. 2 に示す探知アルゴリズムのフローチャートに沿って、音源探知方法を説明する。

3.1 マイクロホンアレイの定義

マイクロホンアレイを用いて固定遅延和ビームフォーマを適用し、ドローン前方の指向性を高める。マイクロホン間隔 0.05 m の 5ch 直線アレイとし、ドローン正面前方に設置する。これより、ドローンの位置はマイクロホンアレイの後方 180° 方向、ヘリコプタの接近は前方 0° 方向となる。

3.2 測定音の入力

マイクロホンアレイを用いて測定した測定音を入力する。測定音は 5ch であり、長さは 5 s である。反復後はオーバーラップを 80 % とし、1 s 間ずらして入力するため、ヘリコプタの音源探知は 1 s ごとの出力となる。

3.3 固定遅延和ビームフォーマ

探知アルゴリズムに入力される測定音に固定遅延和ビー

ムフォーマを適用し、ヘリコプタ接近方向の音圧を強調する⁽⁷⁾。マイクロホンアレイには、ヘリコプタ動作音が0°方向から一定の遅延時間ごとに入力されるため、各マイクロホンでの遅延時間 τ_{mic} は以下のように算出される。

$$\tau_{mic} = (N_{mic} - n) \frac{d_{mic}}{c} \quad \dots (1)$$

ここで、 N_{mic} ：マイク数、 n ：0°方向からマイクロホン番号1～5、 d_{mic} ：マイクロホン間隔、 c ：音速である。固定遅延とビームフォーマの適用により、0°方向の指向性が高まりヘリコプタ動作音が強調され、ドローン動作音は180°方向からの入力となり抑制される。

3.4 振幅変調音の強調

ヘリコプタ動作音強調後の測定音 $x_{Heli}(t)$ を用いて、ヘリコプタ振幅変調音強調後の測定音 $x_{Heli}'(t)$ は以下のように算出される。

$$x_{Heli}'(t) = x_{Heli}(t)^2 [x_{Heli}(t) \geq 0] - x_{Heli}(t)^2 [x_{Heli}(t) < 0] \quad \dots (2)$$

式(2)より振幅変調の大きさと音圧が変化するが、変調周波数と時間位相は変化しない。探知アルゴリズムは、変調周波数と時間位相を利用してヘリコプタ動作音の特徴を把握し、振幅変調の大きさを利用してヘリコプタ振幅変調音に基づく音源探知を行う。式(2)は音源探知に必要な情報は残しつつ、ヘリコプタの振幅変調音の強調が可能となる。

3.5 ヘリコプタ振幅変調音の変調周波数解析

ヘリコプタ振幅変調音強調後の測定音 $x_{Heli}'(t)$ を変調周波数について解析するため、スペクトル相関密度 (Spectral correlation density) を算出する。 $x_{Heli}'(t)$ を用いて、周期自己相関関数 $R_{Heli}(\alpha, \tau)$ を経て、スペクトル相関密度関数 $S_{Heli}(\alpha, f)$ が以下のように導出される。

$$R_{Heli}(\alpha, \tau) = \int_{-\infty}^{\infty} x_{Heli}'\left(t - \frac{\tau}{2}\right) x_{Heli}'^*\left(t + \frac{\tau}{2}\right) e^{-j2\pi\alpha\tau} dt \quad \dots (3)$$

$$S_{Heli}(\alpha, f) = \int_{-\infty}^{\infty} R_{Heli}(\alpha, \tau) e^{-j2\pi f\tau} d\tau \quad \dots (4)$$

ここで、 α ：変調周波数、 τ ：ラグ、 $*$ ：共役転置である。

次に、 $S_{Heli}(\alpha, f)$ は各周波数における振幅変調の大きさを表すため、平均化を行い、測定音の全周波数帯に着目したスペクトル相関密度行列 $Sm_{Heli}(\alpha)$ を得る。

$$Sm_{Heli}(\alpha) = \overline{S_{Heli}(\alpha, f)} \quad \dots (5)$$

なお、実際のスペクトル相関密度行列の算出には、高速スペクトル相関 (Fast-SC)⁽⁸⁾を用いる。

3.6 ヘリコプタ振幅変調音の探知フィルタ

スペクトル相関密度行列 $Sm_{Heli}(\alpha)$ を用いて、下記の手順で探知フィルタを設定し、ヘリコプタ振幅変調音の特徴に基づくピーク検出により、ヘリコプタの音源探知を行う。

3.6.1 閾値未満の振幅変調の除去

ホテリング T^2 法を用いて振幅変調の閾値を算出し、ノイズ成分の振幅変調を除去する。ホテリング T^2 法は、マハラノビス距離で算出される異常度がカイ二乗分布に従うことを用いた異常検知方法である。スペクトル相関密度行列 $Sm_{Heli}(\alpha)$ を用いて、異常度 b は以下のように導出される。

$$b = \left(\frac{Sm_{Heli}(\alpha) - \mu}{\sigma} \right)^2 \quad \dots (6)$$

ここで、 μ ： $Sm_{Drone}(\alpha)$ の平均、 σ ： $Sm_{Drone}(\alpha)$ の標準偏差であり、 $Sm_{Drone}(\alpha)$ はヘリコプタが接近していない状況で別途測定され、ドローン動作音のみが存在する測定音を使用して算出されるスペクトル相関密度行列である。

また、異常度の閾値 b_{th} と、その閾値を超える確率 β との関係は、以下の通りである。

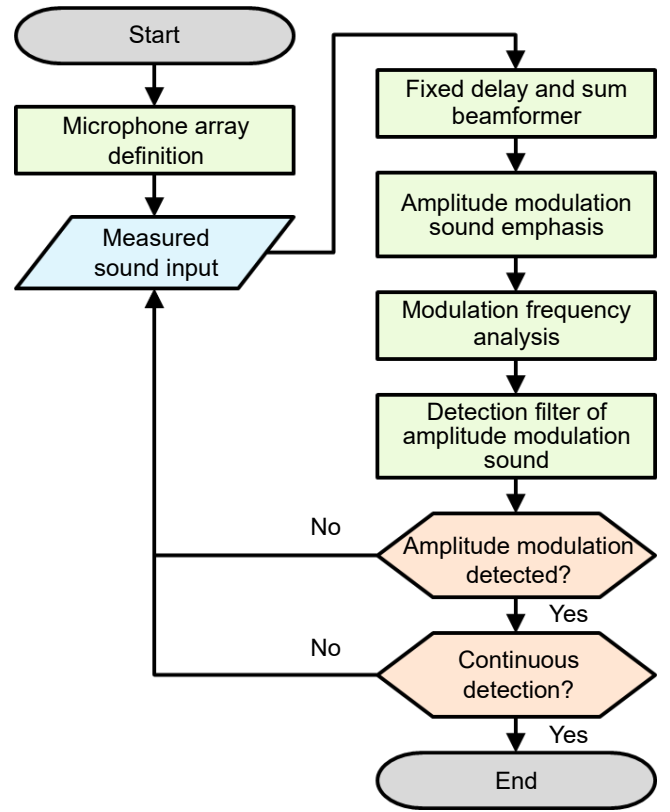


Fig. 2 Detection algorithm of helicopter operation sound

$$\beta = 1 - \int_0^{b_{th}} \chi^2(b|1) db \quad \dots (7)$$

ここで、 $\chi^2(b|1)$ ：自由度1のカイ二乗分布の密度関数であり、式(7)を逆算することで閾値 b_{th} を得る。

さらに、以下のように b_{th} を用いて振幅変調の閾値 b'_{th} を算出することで、スペクトル相関密度関数 $Sm_{Heli}(\alpha)$ との比較が可能となる。

$$b'_{th} = \sqrt{b_{th}} \sigma + \mu \quad \dots (8)$$

そして、閾値 b'_{th} 未満の振幅変調を除去するため、以下のように $Sm_{Heli}(\alpha)$ を更新する。

$$Sm_{Heli}(\alpha) = \begin{cases} Sm_{Heli}(\alpha), & Sm_{Heli}(\alpha) \geq b'_{th} \\ 0, & Sm_{Heli}(\alpha) < b'_{th} \end{cases} \quad \dots (9)$$

3.6.2 プロペラ回転に伴う回転次数成分のピーク検出

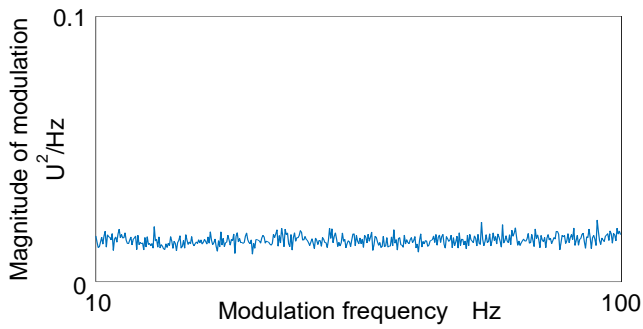
ヘリコプタ振幅変調音の特徴に基づき、回転次数成分の特徴である変調周波数軸で等間隔のピークを検出する。回転次数成分ではない変調周波数を除外するため、着目する変調周波数帯を以下の手順で限定しながらピーク検出を行う。

- i) $Sm_{Heli}(\alpha)$ の最大値を検出
- ii) ヘリコプタのプロペラ回転数に基づき、最大値の変調周波数を中心とする特定の変調周波数帯を除外し、着目する変調周波数帯を限定
- iii) 限定した変調周波数帯から最大値を検出
- iv) 全変調周波数帯が除外されるまで ii) と iii) を反復

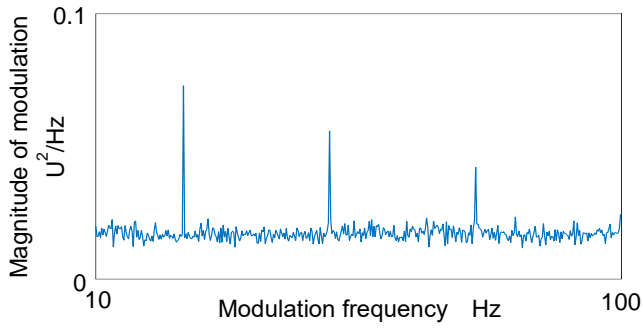
3.6.3 回転次数成分に基づくヘリコプタ振幅変調音の検出

3.6.2項で検出されたピークから、以下の手順で回転次数成分であると確認されたピークのみをヘリコプタ振幅変調音として検出する。

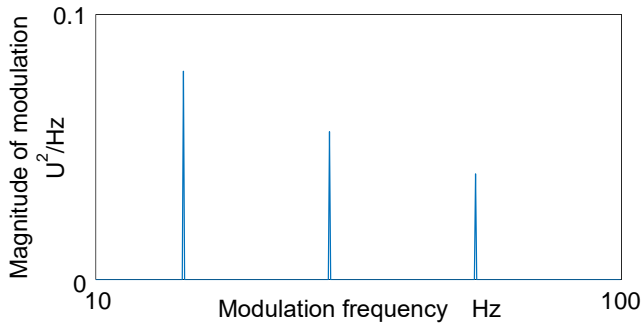
- i) 検出されたピークの変調周波数を回転1次数成分の変調周波数と比較
- ii) 差が小さい場合はヘリコプタ振幅変調音とみなす



(a) Only one microphone



(b) Microphone array



(c) Detection algorithm

Fig. 3 Results of helicopter source detection simulation

4. 探知アルゴリズムを用いたヘリコプタの音源探知シミュレーション

本章では、3章で提案した探知アルゴリズムを用いて、ヘリコプタの音源探知シミュレーションを行う。

4.1 シミュレーション条件

ヘリコプタ動作音はロータ回転による振幅変調音を近似した仮想動作音⁽⁹⁾とし、ドローン動作音は無響室で測定した実測音を使用する。ヘリコプタ動作音の音圧レベルはドローン動作音に対して-20 dBを想定する。ヘリコプタ動作音はマイクロホンアレイに対して 0° 方向から入力し、ドローン動作音は前方にマイクロホンアレイを設置するので、 180° 方向から入力する。ここで、両機の動作音以外の環境音は無視する。

4.2 シミュレーション結果

Fig. 3(a)に1本のマイクロホンを用いた探知アルゴリズム適用前の結果を示す。ドローンや環境音に含まれるノイズ成分によってヘリコプタ振幅変調音は確認されず、音源探知が困難である。

次に、Fig. 3(b)に5ch直線アレイを使用し、3.3節と同様に固定遅延和ビームフォーマを適用した結果を示す。ヘリコプタ動作音のピークが強調されており、音源探知が可能となるが、ノイズ成分が混在している。

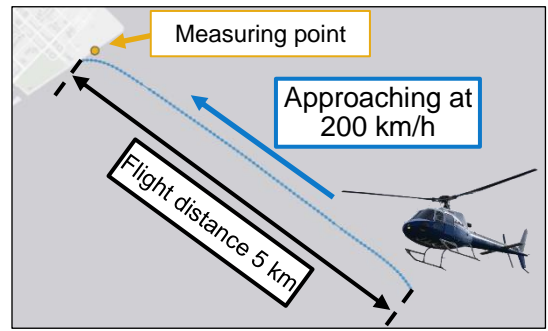


Fig. 4 Measurement points and helicopter flight paths

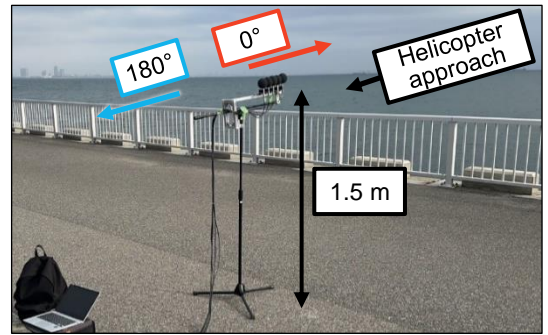


Fig. 5 Measurement setup (Helicopter)

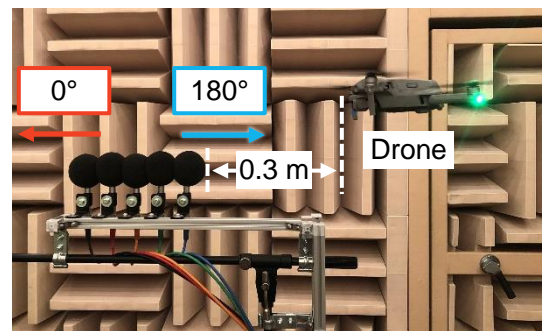


Fig. 6 Measurement setup (Drone)

さらに、Fig. 3(c)に探知アルゴリズム適用後の結果を示す。ヘリコプタ振幅変調音の特徴である回転次数成分のみを検出でき、ヘリコプタの音源探知が可能となる。

5. ヘリコプタ振幅変調音の探知アルゴリズムの検証実験

本章では、探知アルゴリズムに入力するヘリコプタとドローンの動作音の測定と、探知アルゴリズムを用いた音源探知を示す⁽⁹⁾。

5.1 ヘリコプタ動作音の測定

ヘリコプタ動作音の測定は千葉県浦安市日の出で行い、Fig. 4に示す測定地点と5 km離れた海上からヘリコプタが高度170 m、速度200 km/hで接近する。Fig. 5に示す測定セットアップは、5ch直線アレイを地上1.5 mの高さに設置し、ヘリコプタの接近を 0° 方向とする。測定には風や波の音など環境音も含まれる。

5.2 ドローン動作音の測定

Fig. 6に示すドローンは、5.1節と同様のセットアップによりマイクロホンアレイの 180° 方向、0.3 m離れた地点でホバリングする。ヘリコプタ測定地点にてドローン動作音の同時測定は難しいので、無響室内で別途測定し、信号処理にて両機の動作音を合成する。

5.3 探知アルゴリズムに入力する測定音の作成

ヘリコプタとドローンの動作音を合成した測定音は、両機が同じ空間で飛行する状況を再現でき、両機の離隔距離は Fig. 7 となる。ヘリコプタは、ほぼ一定の速度で接近した。

5.4 探知アルゴリズムによるヘリコプタ音源探知の検証

Fig. 8 (a)に探知アルゴリズム適用前の測定音の振幅変調と離隔距離の関係を示す。ドローンや環境音などに含まれる振幅変調によりヘリコプタ振幅変調音が明確でなく、約 500 m 以遠のヘリコプタの音源探知は困難である。

次に、Fig. 8 (b)探知アルゴリズム適用後はドローンや環境音などのヘリコプタ振幅変調音以外が抑制でき、白枠で示すヘリコプタ回転次数成分が明確となる。音源探知時のヘリコプタ動作音はドローン動作音に対して約-20 dB だが、探知フィルタの適用により、ヘリコプタ振幅変調音の特徴である回転次数成分が強調できる。これより、ヘリコプタとドローンの離隔距離が赤線で示す約 2.5 km の地点で音源探知が可能であることを把握した。

6. 研究成果

- (1) 音源探知に利用するヘリコプタ動作音の特徴として振幅変調音に着目し、その発生メカニズムとドローン動作音との相違点から、特定の低変調周波数帯の着目によりヘリコプタ振幅変調音を把握できることを利用し、ヘリコプタ振幅変調音の探知アルゴリズムを提案した。
- (2) ヘリコプタの仮想動作音を用いたシミュレーションにより、探知アルゴリズムの適用前後の変調周波数解析の比較を行い、ヘリコプタ振幅変調音の強調とヘリコプタ動作音が-20 dB 条件においても音源探知が可能であることを把握した。
- (3) 実際のドローンとヘリコプタを使用した検証実験において、ヘリコプタ振幅変調音の探知アルゴリズムの適用より、ドローンや環境音などに含まれる振幅変調を抑制し、ヘリコプタ振幅変調音の特徴である回転次数成分が強調でき、離隔距離が約 2.5 km の地点でヘリコプタの音源探知が可能であることを把握した。

謝辞

本研究は、JSPS 科研費 JP22H01434 の助成を受けたものである。

参考文献

- (1) (一社) 全日本航空事業連合会, ヘリコプターの運航制限と低空域における運航実態について, 第2回 空の移動革命に向けた官民協議会 (2018).
- (2) (国研) 新エネルギー・産業技術総合開発機構 (NEDO), 2020 年度~2021 年度成果報告書 ロボット・ドローンが活躍する省エネルギー社会の実現プロジェクト/無人航空機の運航管理システム及び衝突回避技術の開発/単独長距離飛行を実現する運航管理機能の開発 (離島対応), 報告書管理番号 20220000000147 (2022).
- (3) 星野瑛慧 他, 振動情報を利用したドローン衝突回避のための音源探知, 日本音響学会講演論文集 (春) (2023) pp. 321-322.
- (4) (国研) 新エネルギー・産業技術総合開発機構 (NEDO), 2017 年度~2019 年度成果報告書 ロボット・ドローンが活躍する省エネルギー社会の実現プロジェクト/無人航空機の運航管理システム及び衝突回避技術の開発/準天頂衛星システムを利用した無人航空機の自律的ダイナミック・リルーティング技術の開発, 報告書管理番号 20200000000335 (2020).

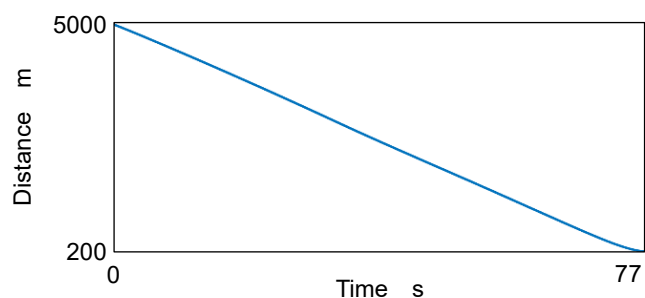
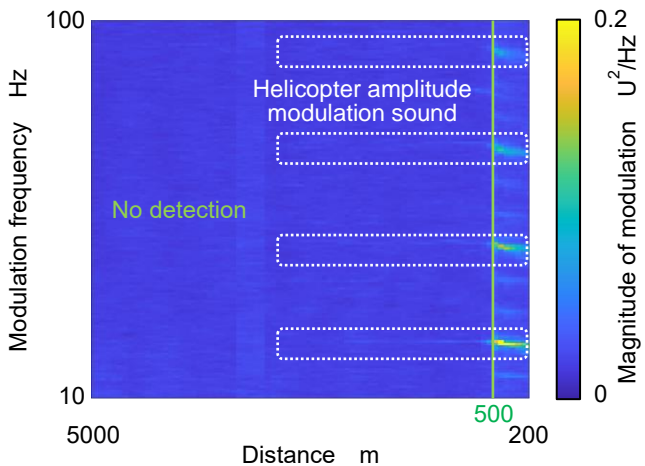
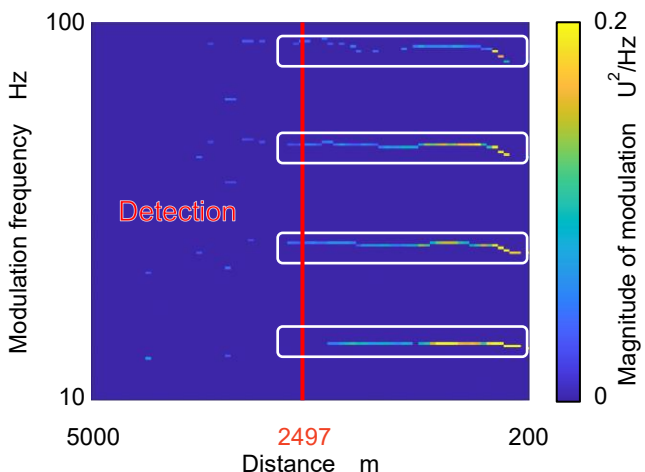


Fig. 7 Separation distance between helicopter and drone



(a) Before applying detection algorithm



(b) After applying detection algorithm

Fig. 8 Relation between separation distance and modulation frequency

- (5) 西宮元, ヘリコプタ騒音, 日本音響学会誌, **32**-8 (1976) pp. 501-506.
- (6) 星野瑛慧 他, ヘリコプタ動作音の特徴に基づくドローン衝突回避 - 第 1 報 振幅変調音に基づく音源探知-, 日本音響学会講演論文集 (春), 1-8-8 (2024).
- (7) 星野瑛慧 他, ヘリコプタ動作音の特徴に基づくドローン衝突回避 - 第 2 報 振幅変調音に基づく方向推定-, 日本音響学会講演論文集 (春), 1-8-9 (2024).
- (8) Jérôme Antoni et al., Fast computation of the spectral correlation, *Mechanical Systems and Signal Processing*, **92** (2017) pp.248-277.
- (9) Liang Yu et al., Cyclostationary modeling for the aerodynamically generated sound of helicopter rotors, *Mechanical Systems and Signal Processing*, **168** (2017).