

修士論文

インフラサウンドセンサ搭載 MOMO7 観測ロケットを用いた

中層・高層大気中における低周波音計測

Low-frequency sound measurements using MOMO7 sounding

rocket equipped with infrasound sensors

報告者

学籍番号:1255044

氏名: 水野 和樹

指導教員

山本 真行 教授

令和5年2月17日

高知工科大学大学院工学研究科 航空宇宙工学コース専攻

目次

第 1 章	序論	
1.1	研究背景	1
1.2	研究目的	2
第 2 章	実験概要及び解析手法	
2.1	観測ロケット MOMO7	3
2.2	観測機器	4
2.3	打ち揚げ花火実験概要	5
2.4	地上音波観測	6
2.5	高高度でのブザー計測	6
2.6	音速について	7
2.7	高速フーリエ変換	8
2.8	MSIS-E について	9
2.9	実験当日の気温と花火音到達予測計算	9
2.10	衝撃波の音源定位	10
第 3 章	実験結果	
3.1	MOMO7 号機打上げ結果	13
3.2	MOMO7 号機ペイロードデータ	14
3.3	花火の到達計算結果	15
3.4	ブザー音の直接計測結果	16
3.5	ブザー音波形の高速フーリエ変換	19
3.6	地上で観測した衝撃波	24
3.7	衝撃波の音源定位	25
	.	
第 4 章	評価と考察	
4.1	花火実験評価	27
4.2	ブザー音計測評価	27
4.3	地上センサがとらえた衝撃波の評価	28
第 5 章	結論	29
	謝辞	30
	参考文献	31

第 1 章 序論

1.1 研究背景

周波数が 20 Hz 以下の低周波域圧力波のことをインフラサウンドと呼ぶ。インフラサウンドは火山の噴火や、雷、津波、土砂崩れ、ロケット発射等の地球物理学的イベントにより発生し、圧力変化として大気中を音速で長距離伝搬する。音波は大気を伝達媒体とする粗密波(縦波)であるが、その伝搬は大気分子の微視的な動き即ち粘性に支配され、大気粘性には周波数依存性があるため高周波ほど減衰し低周波あるいは長波長ほど長距離伝搬できる (e.g. 田平, 2007; Sutherland et al., 2004)。高知工科大学システム工学群宇宙地球探査システム研究室では、2007 年に防災を軸にしたインフラサウンドの研究を始めた。2015 年には、津波のインフラサウンドを捉えることで、津波到来前に、波形の周期と振幅の大きさから津波の規模などを推算できる「複合型インフラサウンド津波センサ(INF01)」を計測器・音響機器メーカーの株式会社サヤ(千葉県)と共同で開発した[1]。その後、井上(2021)は図 1 に示す小型インフラサウンドセンサ(INF04)の小型収録装置を開発し、多地点観測が簡易に可能となった。[2]

また、高知工科大学では民間企業単独開発で国内初の宇宙到達を達成したインターステラテクノロジーズ株式会社(IST)の観測ロケット MOMO シリーズを用いた音波観測に挑み、MOMO3 号機に搭載されたセンサにより初の科学成果を得た。日本国内のインフラサウンドの観測地点数がまだ少ないことから、大気中を長距離伝搬するインフラサウンドの全容理解が不十分であり、空中を伝搬する際の特性を解明しきれておらず、防災応用に向けて観測地点数やデータの質を上げて、自然現象や人為的波源を用いて、到来方向や音源位置及びエネルギーの推定を行っていく必要がある。

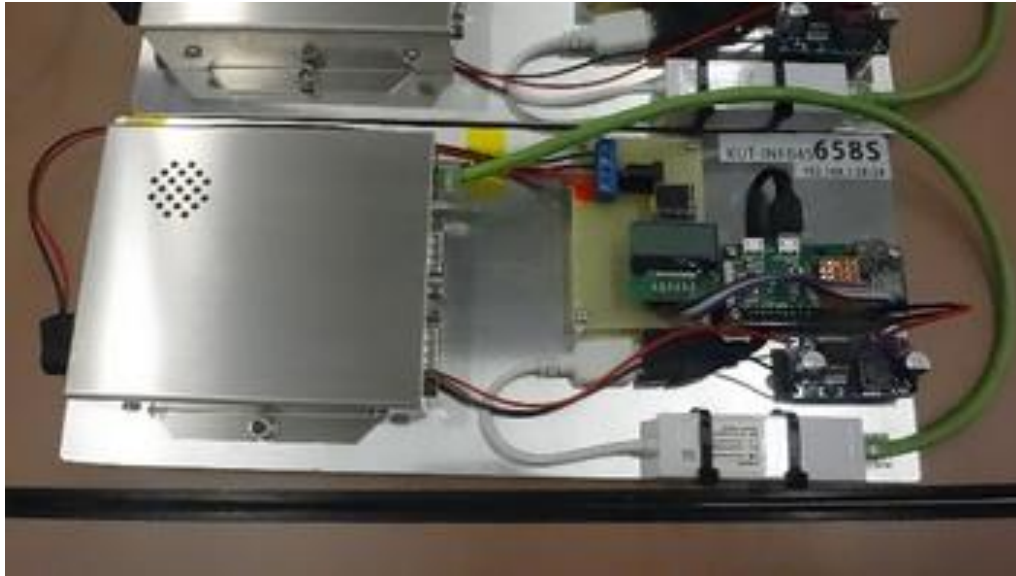


図1 井上(2021)開発のインフラサウンドセンサ収録装置

1.2 研究目的

音波は上空で迂回したり、反射したりする。音の伝わり方の分析に必要なのは地上と高高度の間の音の伝わり方と水平方向の音の伝わり方である。本研究の目的は高層大気中でブザーの音と射場付近の地上から打ち揚げた号砲花火を高高度にいるロケット内センサで直接計測を行うことである。また、ロケット下降時に発生する衝撃波を地上で観測することでインフラサウンドの伝搬路の解明を目指す。

これらの目的からインフラサウンドの臨時観測データのサンプル数を蓄積することで、新規開発され実績の少ないインフラサウンドセンサ(INF04)と既存センサとの並行観測による絶対値校正や精度確認を行うこともできる。今回の実験では2021年7月3日17時45分に北海道広尾郡大樹町で打ち上げられたISTの観測ロケットMOMO7号機の打上げを観測対象とした。

第2章 実験概要及び解析手法

2.1 観測ロケット MOMO7

観測ロケット MOMO は、弾道飛行を行うロケットである。地上から打ち上げ後 120 秒間エンジンを燃焼させる加速期間を経て、高度 100 km に到達するまで上昇した後、自由落下する。高度 40 km から高度 100 km の間は微小重力状態となっており、MOMO のペイロードとして実験機器を搭載することで微小重力空間での様々な実験や測定が可能となる。MOMO の名称は高度 100 km を表す漢字の「百」を「もも」と読むことから名付けられていて、MOMO7 は 2021 年 7 月 3 日 17 時 45 分(JST)に北海道広尾郡大樹町より打ち上げられ、最高高度約 99 kmの宇宙空間に到達し、射点より南東方向約 73 kmの海上に着水した。図 2 は MOMO7 号機の機体外観(イラスト)であり、機体データは全長:10 m、全備重量:1150 kg、機体直径:500 mm、燃料:エタノール、酸化剤:液体酸素、推力:12 kN である。



図 2 MOMO7 号機[4]

2.2 観測機器

図 3 に INF04 システムの外観を示す。INF04 システムは株式会社サヤが販売しているインフラサウンドセンサ ADXIII-INF04LE が取得した各種データを研究室にて開発したロガー機能を搭載した Raspberry Pi に Ethernet 接続し保存するシステムとなっている。同センサは、インフラサウンド高周波・低周波の 2 成分(HF; High-Frequency・LF; Low-Frequency)、3 軸 MEMS (Micro Electro Mechanical System) 加速度、電源電圧、GPS 時刻、1 (PPS; Pulse Per Second)パルス信号のデータを計測記録する。



図3 INF04 システムの外観

図4に Nanologger web の外観を示す。Nanologger web は絶対圧型微気圧計 Nano-Baro (米国 ParoScientific 製 6000-16B) から出力される気圧データをミトミ技研製データロガーNL-6000web を用いて記録するシステムである。



図4 Nanologger web の外観

2.3 打ち揚げ花火実験概要

図 5 に実験概要の模式図を示す。図 5 の[1]より、今回は号砲花火を表 1 に示す通り打ち揚げた。三号玉の号砲花火を使用し、ロケット打ち上げ 240 秒前(T-240 s)から打ち上げ 60 秒後(T+60 s)までの 300 秒間に 11 回計 21 発の花火を打ち揚げた。そして、この花火音をロケットに搭載した INF04 センサによる計測を試みた。

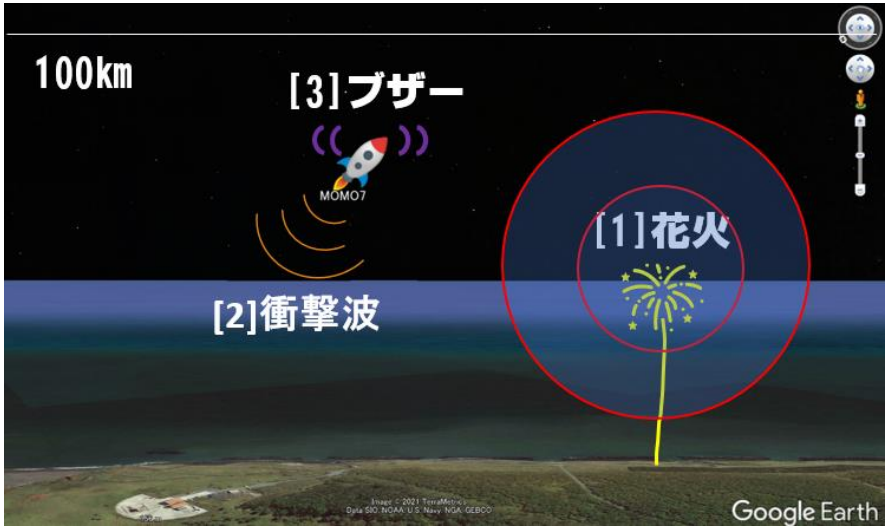


図 5 実験概要図

表 1 花火打ち揚げ時刻(T：ロケット打ち上げ)

時間[s]	T-240	T-180	T-150	T-135	T-120	T-90	T-60	T+15	T+30	T+45	T+60
花火3号玉	1	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2

2.4 地上音波観測

今回の観測ロケットは一度音速を超え、宇宙空間に到達した後、海に自由落下する機体であり、上昇または下降時にロケット自身が音速に達し、衝撃波を発生させる。この衝撃波を射場周辺の地上全 9 か所に設置したインフラサウンドセンサで計測をした。図 6 に地上センサ設置地図を示す。

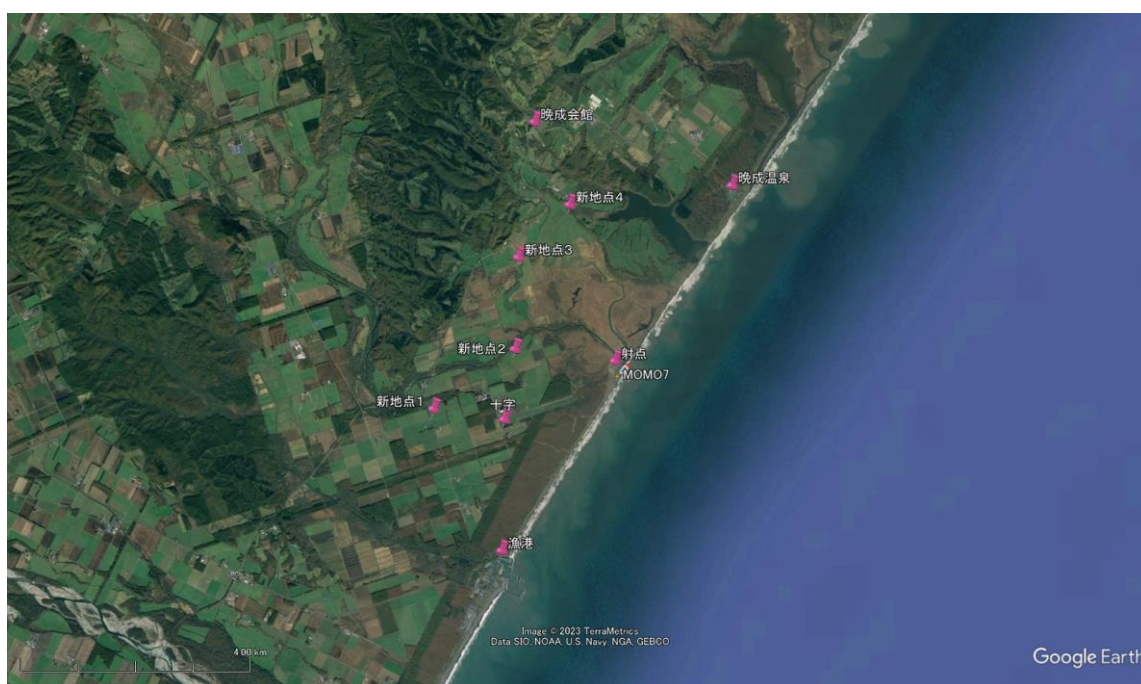


図 6 インフラサウンドセンサ設置点（全 9 地点）地図情報は GoogleEarth より

2.5 高高度でのブザー計測

ロケットのペイロード内に 2 台のインフラサウンドセンサとブザーを配置し、ブザーを等間隔で鳴らすことで地上から高度 100 km までのブザー音を計測する。これにより高度毎の音の伝わり方をインフラサウンドセンサで解明していく。図 7 にペイロード内に設置した 2 台センサ(メインマイク,サブマイク)とブザーの配置を示す。

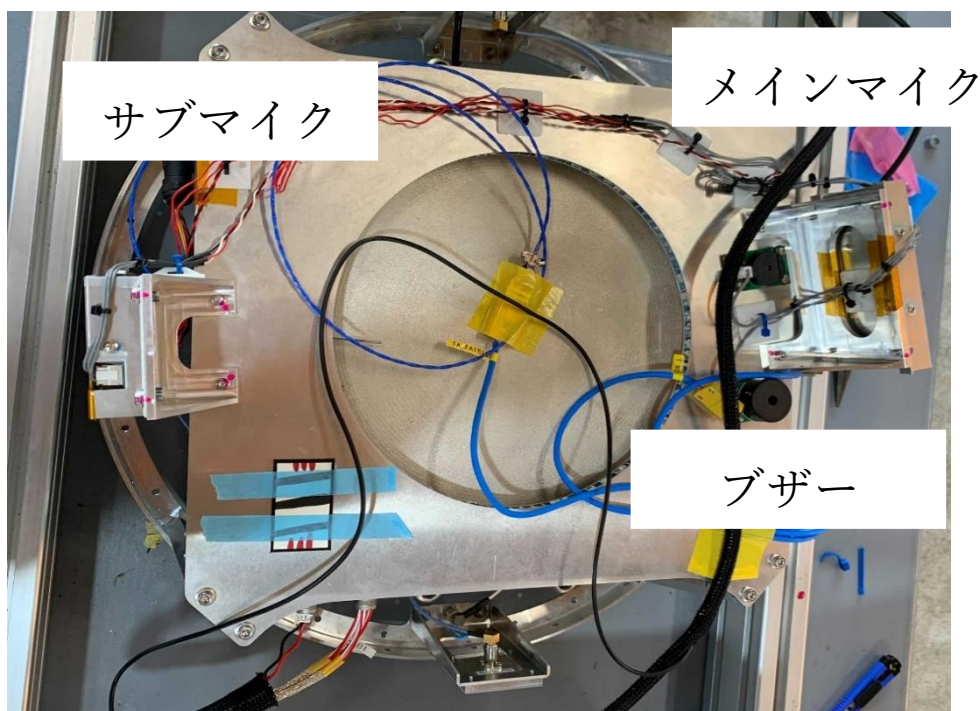


図7 ロケットに搭載したセンサ2台とブザーの配置状況

2.6 音速について

一般に音速とは位相速度のことを指す。気体中では圧力の影響をほとんど受けないので、音速 $c[\text{m} \cdot \text{s}^{-1}]$ は気体の比熱比を k 、気体定数 $R[\text{J} \cdot \text{K}^{-1} \cdot \text{mol}^{-1}]$ 、気体温度 $T[\text{K}]$ 、気体の平均分子量 $M[\text{kg} \cdot \text{mol}^{-1}]$ とすると式(1)で表される。

$$c = \sqrt{\frac{kRT}{M}} \quad \dots \dots \dots (1)$$

高度 80 kmを超えると宇宙空間の環境に近づき空気を構成する N_2 や O_2 分子が殆ど存在せずX線により解離したO原子やNO分子などが希薄に存在する空間となる。温度は大気分子のエネルギー量を表す数字であるし、温度がゼロということは絶対零度(0 K=-273.25°C)と定義される。しかし高度 80 km~100 km の地球大気中にも微量な空気があり、太陽のような恒星が近くにあるので熱放射という光や赤外線が持っている熱エネルギーを考慮しなくてはならない。

2.7 高速フーリエ変換

高速フーリエ変換は、データが N 個の離散(デジタル)データに対する離散フーリエ変換を X とした場合、 $X_0 \sim X_{N-1}$ の N 回の離散フーリエ変換を高速に計算するためのアルゴリズムのことであり、式(2)に示す。

$$F(t) = \sum_{x=0}^{N-1} f(x) \exp(-i \frac{2\pi t x}{N}) \cdots \cdots \cdots \text{式(2)}$$

高速フーリエ変換は、音響分野において重要な分析方法である。高速フーリエ変換をすることで、ある信号をいくつかの周波数成分に分解し、大きさをスペクトルとして表すことができる。各高度でのブザー音の減衰率を調べるために波形を高速フーリエ変換することで、ある周波数での大きさを比べていく。高速フーリエ変換するときは信号が実数値なので、正または負の周波数に対するパワー推定だけを必要とする。合計したパワーを保存するために、両セット（正および負の周波数）に現れているすべての周波数に係数 2 を乗算していく。使用したコードを以下に示す。

```
N = length(x);
xdft = fft(x);
xdft = xdft(1:N/2+1);
psdx = (1/(2*pi*N)) * abs(xdft).^2;
psdx(2:end-1) = 2*psdx(2:end-1);
freq = 0:(2*pi)/N:pi;

plot(freq/pi, 10*log10(psdx))
grid on
title('Periodogram Using FFT')
xlabel('Normalized Frequency (\times\pi rad/sample)')
ylabel('Power/Frequency (dB/rad/sample)')
```

2.8 MSIS-E について

MSIS-E とは、Extend Mass Spectrometer-Incoherent Scatter の略称であり、は、NASA が提供している超高層大気モデルの web サービスである [4]。地上から熱圏までの温度、密度などの地球大気モデル計算結果を出力でき、0~120 km までの温度大気モデルを合わせて解析に用いた。図 8 に高度 120 km までの音速グラフの例を示す。

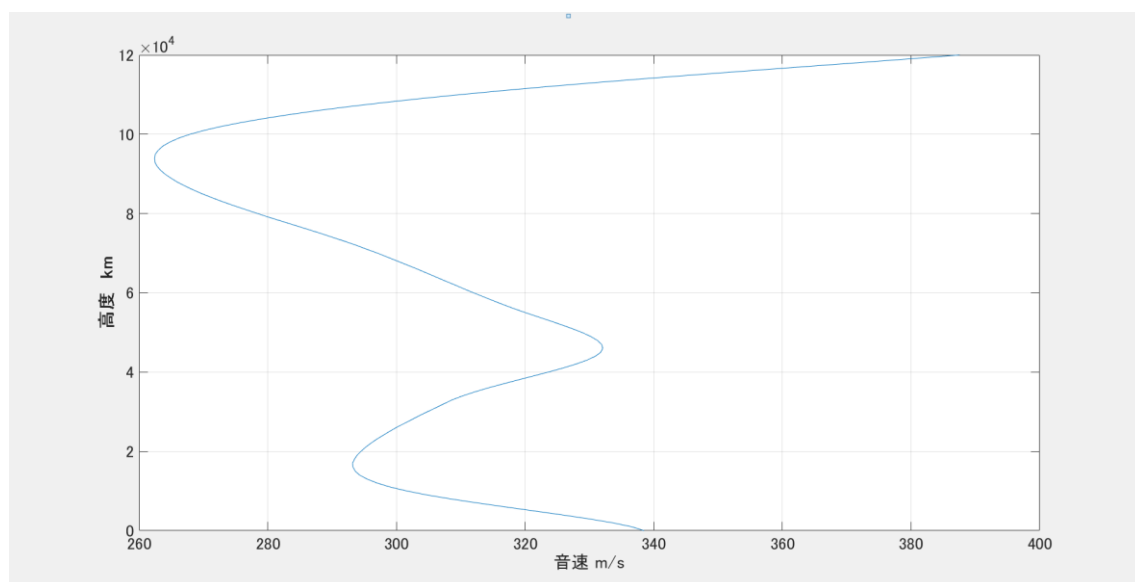


図 8 MSIS-E による高度毎の音速

2.9 実験当日の気温と花火音到達予測計算

今回ロケット実験時気温のデータを図 9 に示す。これは気象庁から発表されている北海道釧路での地上から高度(ジオポテンシャル高度)28 km までの気温データである。花火音の波面は風に一切影響されず、平均音速で進んでいくものとし、花火とロケットまでの距離が花火の波面の大きさ(球面の半径)と等しくなる時に花火がロケットに到達すると考える。

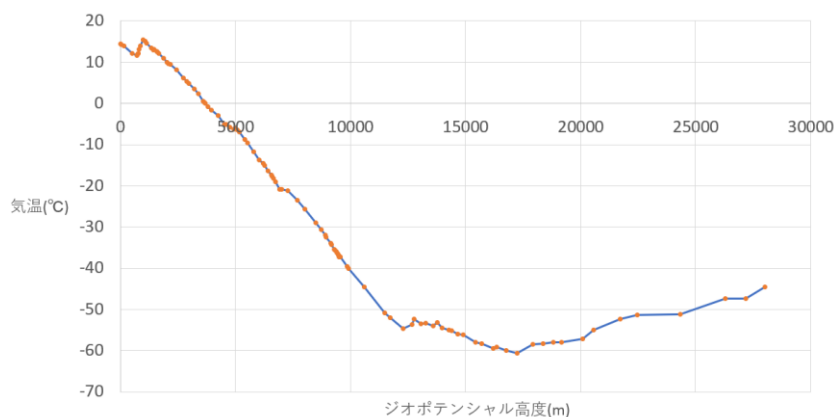


図 9 気象庁による 2021 年 7 月 3 日 9 時 JST 北海道の高度毎の気温

2.10 衝撃波の音源定位

グリッドサーチ法とはすべてのパラメータの組み合わせを試してみる方法である。今回衝撃波波形の到達時刻とセンサ設置場所が分かっているため、センサ間の時間差 Δt から x 座標、y 座標を射点を原点としたとき ± 100 km の範囲、z 座標を高度 0 km $\sim$ 100 km の間とし、4 つのパラメータでシミュレーションを行う。以下に実際に使用した MATLAB のソースコードを示す。

```
clear
clc
%定数等%
P = pi;      %  $\pi$ 
l = (6400*2*P)/360;    %1度あたりの距離
N1=100000000;
O=[0 0 0];
% 晩成温泉[143. 479646  42. 5292433]
% 新地点4[143. 447543  42. 530553]
% 新地点3[143. 436455  42. 522429]
% 新地点2[143. 435327  42. 508068]
% 新地点1[143. 417711  42. 498994]
% 十字5[143. 432745  42. 497115]
% 漁港[143. 4315666  42. 4763637]
% 射点[143. 4565878  42. 5058236]
% 晩成会館[143. 4410368  42. 5436407]
%coordinates of the point=(lon(経度), lat(緯度))
%enter starting point and sensor lon lat%
%   基準点 射点 新1～新4  十字 漁協  温泉  会館  の順に経度緯度を入力していく。
cop1 = [143.5 42.5;
        143.4565878 42.5058236;
        143.417711 42.498994;
        143.435327 42.508068;
        143.436455 42.522429;
        143.447543 42.530553;
        143.432745 42.497115;
        143.4315666 42.4763637;
        143.479646 42.5292433;
        143.4410368 42.5436407];
```

%その場所の緯度の角度をcosに入れてlにかけてその答えを経度に掛けると緯度によつての経度の距離が求まる%

```
for A = 2:1:10 % x    %1行目が任意で決めた基準点なので2行目から計算する
    newlat(:, A-1) = l*cos(cop1(A, 2)*P/180);
```

```
end
```

%経度緯度座標からkm座標に変換%

%センサの位置引く原点。経度はnewlatを掛ける緯度はlを掛ける%

```
for B=1:9 % x
    cop2(B, 1) = (cop1(B+1, 1)-cop1(1, 1)).*newlat(1, B);
    cop2(B, 2) = (cop1(B+1, 2)-cop1(1, 2))*l;
```

```
end
```

%z軸座標を追加%

```
cop2(:, 3)=0;
```

%for文で回すproto%

```
for lon=-100:1:100 %東西
```

```
    for lat=-100:1:100 %南北
```

```
        for high=0:1:100 %高さ
```

```
            cop0=[lon lat high];
```

```
            cop20=cop2-cop0;
```

```
                for D = 1:9
```

```
distance(:, D)=sqrt(cop20(D, 1).^2+cop20(D, 2).^2+cop20(D, 3).^2);
```

```
                end
```

```
            mdistance=distance.*1000;
```

```
        for V =250:1:330
```

```
            atime=mdistance./V;
```

```

for t = -120:1:120

    N=sqrt((atime(1,1)-(340.056-t))^2+(atime(1,2)-(346.296-
t))^2+(atime(1,3)-(344.546))^2
            +(atime(1,4)-(347.076-
t))^2+(atime(1,5)-(346.436-t))^2+(atime(1,6)-(342.926-t))^2+(atime(1,7)-(339.576-
t))^2
            +(atime(1,8)-(340.126-t))^2+(atime(1,9)-(350.286-t))^2)/9;

    if N<N1
        N1=N;
        kmeteor=cop0;
        Time=atime;
        velocity=V;
        t1=t;
    end
end
end
end
end
kmeteor
N1
Time
velocity
t1
error=Time-[340.056-t1 346.296-t1 344.546-t1 347.076-t1 346.436-t1 342.926-t1
339.576-t1 340.126-t1 350.286-t1]

```

第 3 章 実験結果

3.1 MOMO7 号機打上げ結果

インターステラテクノロジーズ株式会社(IST)は 7 月 3 日 17 時 45 分(日本時間)、観測ロケット「MOMO7 号機(ねじのロケット)」の打ち上げを実施。約 120 秒のエンジンの燃焼を終え、その後も慣性飛行で目標高度である約 99km に到達した。その後、北海道十勝沖の海に自由落下した。図 10,11 にロケットの z - t グラフ(高度・時間)と v - t グラフ(速度・時間)を示す(データは IST 提供)。

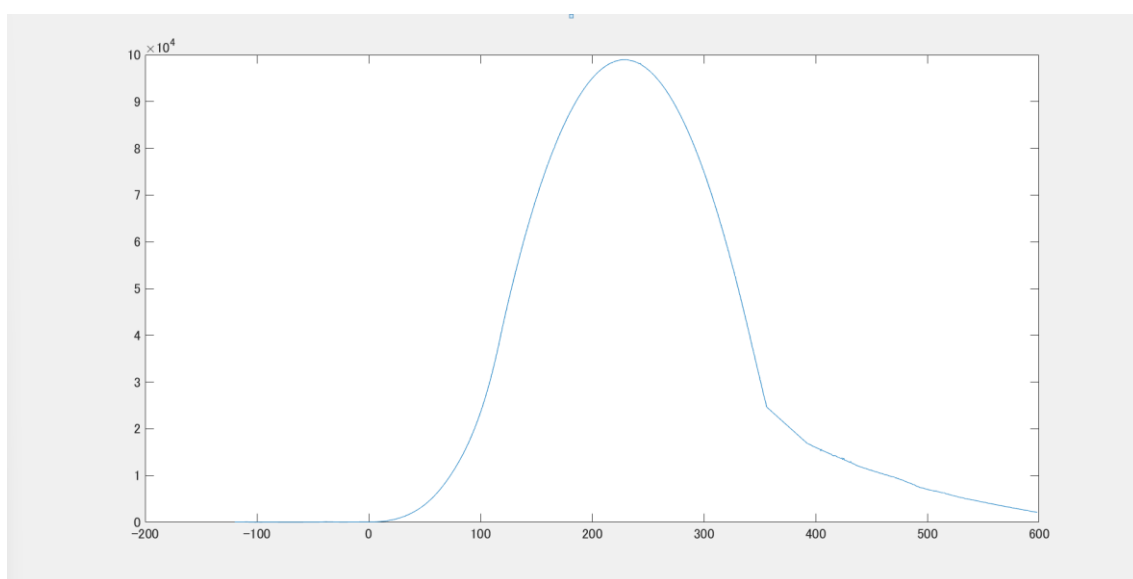


図 10 z - t グラフ

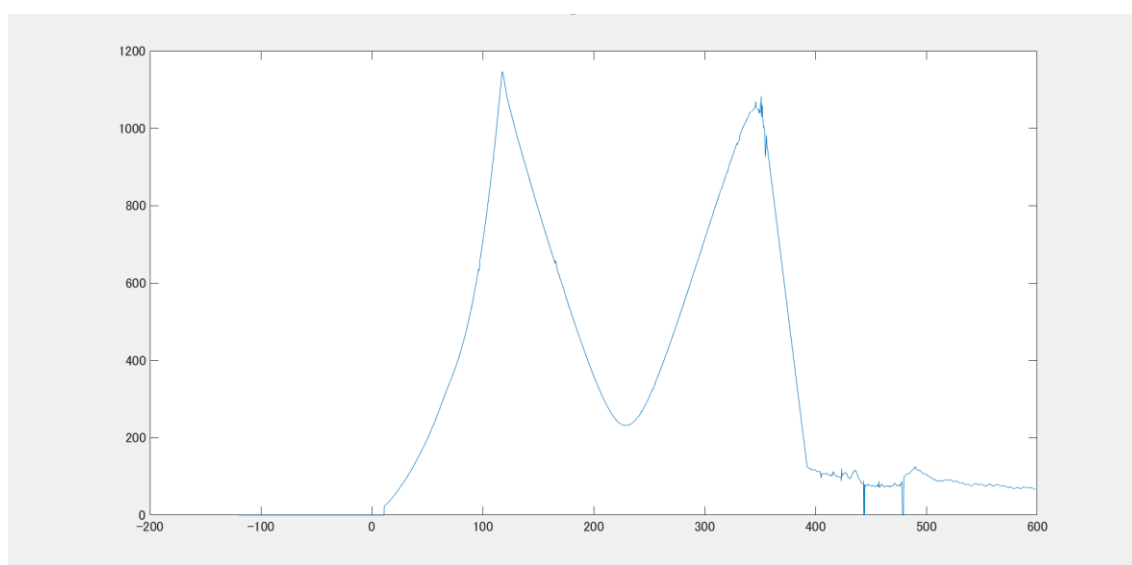


図 11 v - t グラフ

3.2 MOMO7 号機ペイロードデータ

MOMO 7 号機のペイロード(図 13)と地上局の通信は飛翔後 598 秒後まで正常に行われ、過去に成功した MOMO3 号機のデータと比べると 300 秒ほど長くデータを得ることができ、ほぼ着水の状態までデータを得ることができた。MOMO 7 号機のペイロードデータ(図 13)を分けて見てみると T-120 s から T+0 s までの間は一定間隔でなっているブザー音の波形が計測出来ている。そして T+0 s から燃焼が開始し、機体の高度が高くなるにつれて音圧が小さくなっていることが分かる。T+240 s に 1 つの大きな特徴的信号を捉えた。図 14 は特徴的信号を拡大したものである。この大きな N 型波形は花火音なのかそれとも衝撃波が発生した瞬間をとらえた可能性がある。次節で花火音の到達時間計算結果を示す。

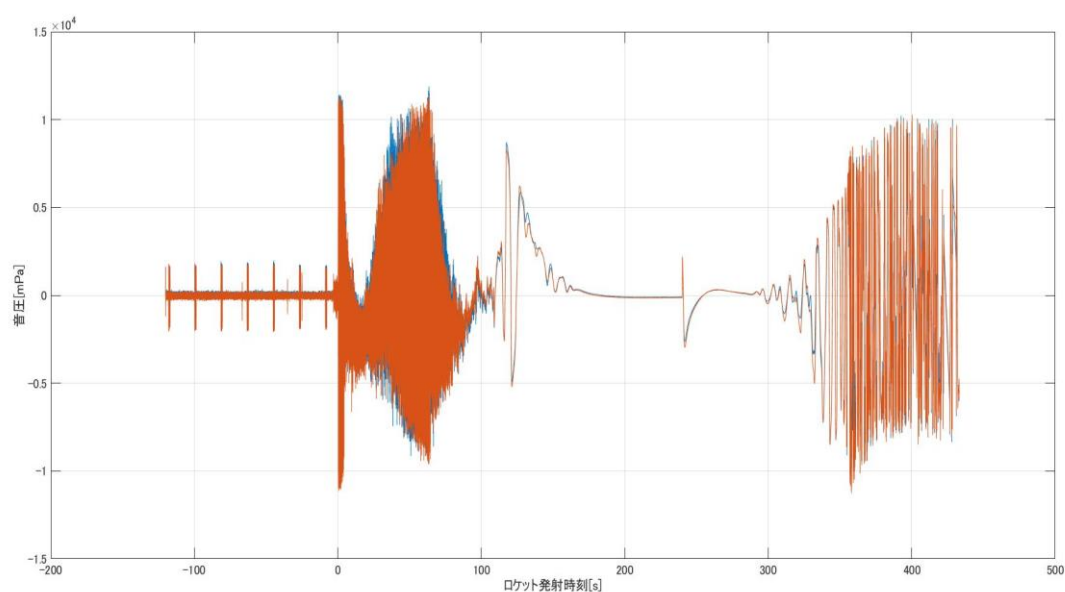


図 13 ペイロードデータ

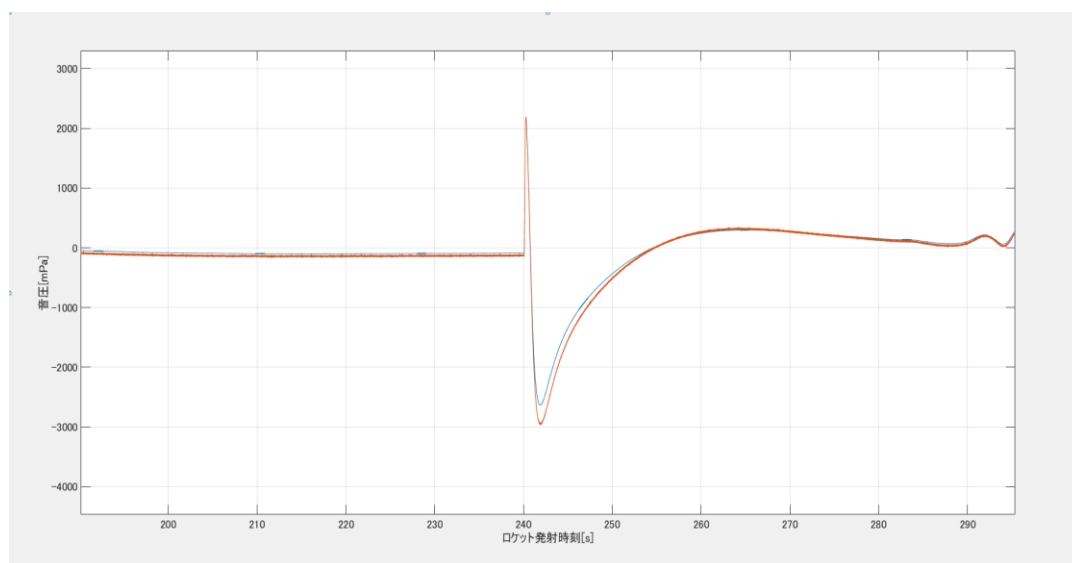


図 14 T+240 s 付近の大きな N 型波形

3.3 花火の到達予測計算結果

ペイロードデータを拡大して見ても、花火が到達する時間帯に花火イベントのような波形は T+240 s 付近にある大きな N 型波形の 1 つしか見られなかった。図 15 は青線がロケット、黒線が花火の位置を表しており、重なるところがロケットと花火音がロケットと交会するところである。平均音速を 270 m/s にしたとき T-180 s に打ち揚げた花火(図 15 の点線)に注目すると、花火の音とロケットが並走している可能性がある。しかし、他のタイミングで打ち揚げた花火は減衰など何らかの理由でロケットに届いていない可能性が高い結果となった。

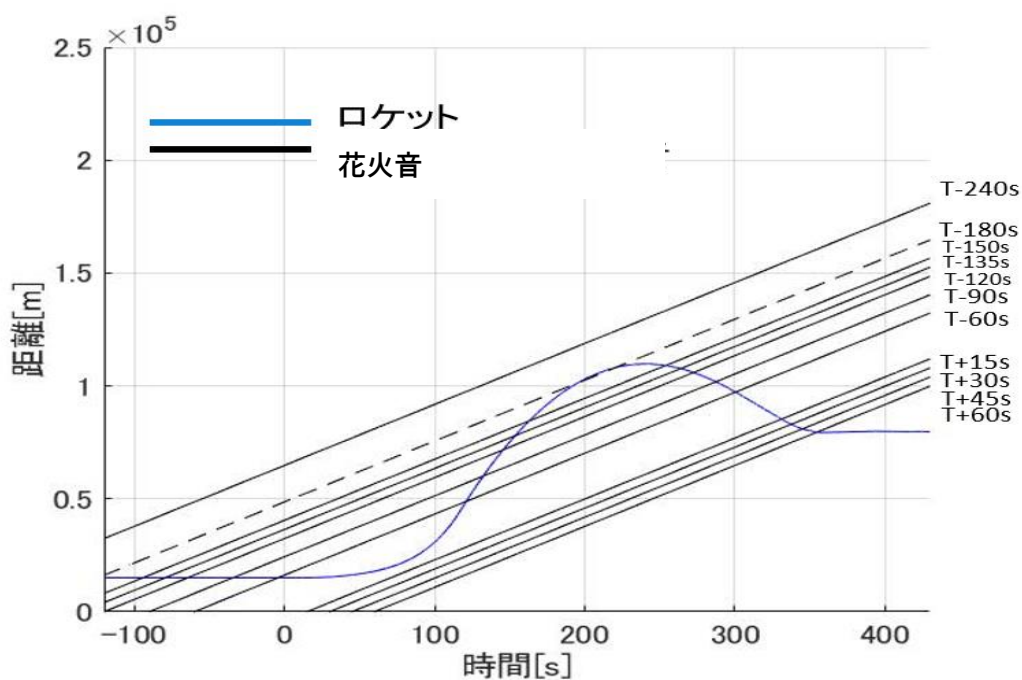


図 15 ロケットと花火音の時間・位置関係

図 15 の結果をペイロードデータに反映したものを図 16 に示す。T-180 s の花火音は大きな N 型波形と 28 s の時間差が生じていて花火音の検出時間としては望ましい結果ではなかった。

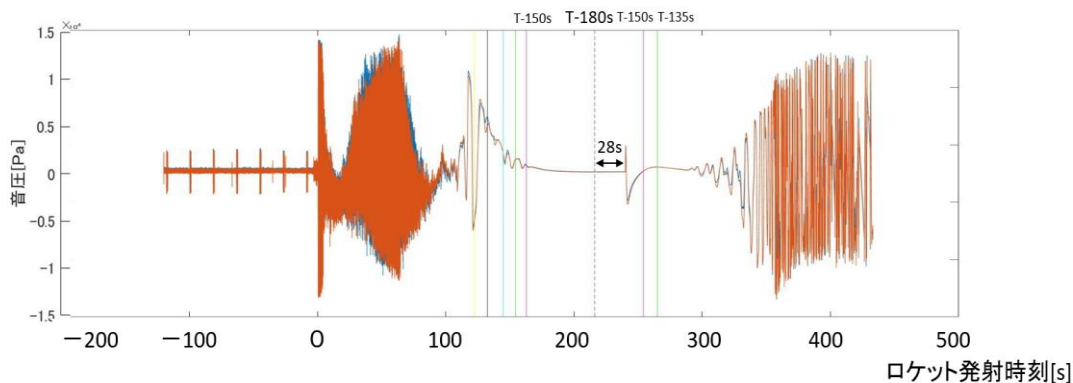


図 16 ペイロードデータと花火音

3.4 ブザー音計測結果

ブザーをペイロード内にセンサと一緒に設置し、ロケットを打ち上げることによって各高度の気圧条件での近接ブザー音の伝わり方を計測した。図 17 のペイロードデータの赤丸部分を拡大したものを図 18,19 に示す。図 18,19 に見られる小さな信号は一定間隔で起きており信号の幅も同じことからブザー音であると言える。またこの時の高は 60 km～90 kmであり高層大気中でブザー音を直接計測することができた。このうち音圧の値だけに注目した結果を表 2 に示す。表 2 より、高度が高くなれば地上より音圧が小さくなっていることがわかるが、高度 60 kmの時の音圧と高度 98 kmの時の音圧の差が殆どなく、良好な減衰曲線を得るための望ましい結果には至らなかった。次に高速フーリエ変換を行い、周波数ごとにブザー音を見ていく。

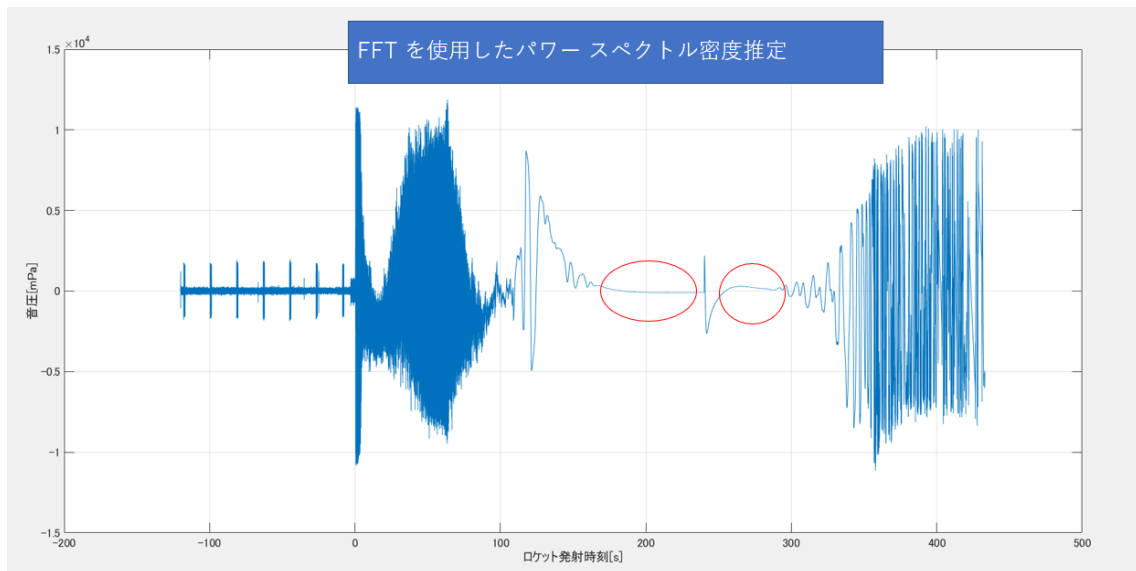


図 17 高度 80 km～高度 90 km の範囲のペイロードデータ(赤丸)

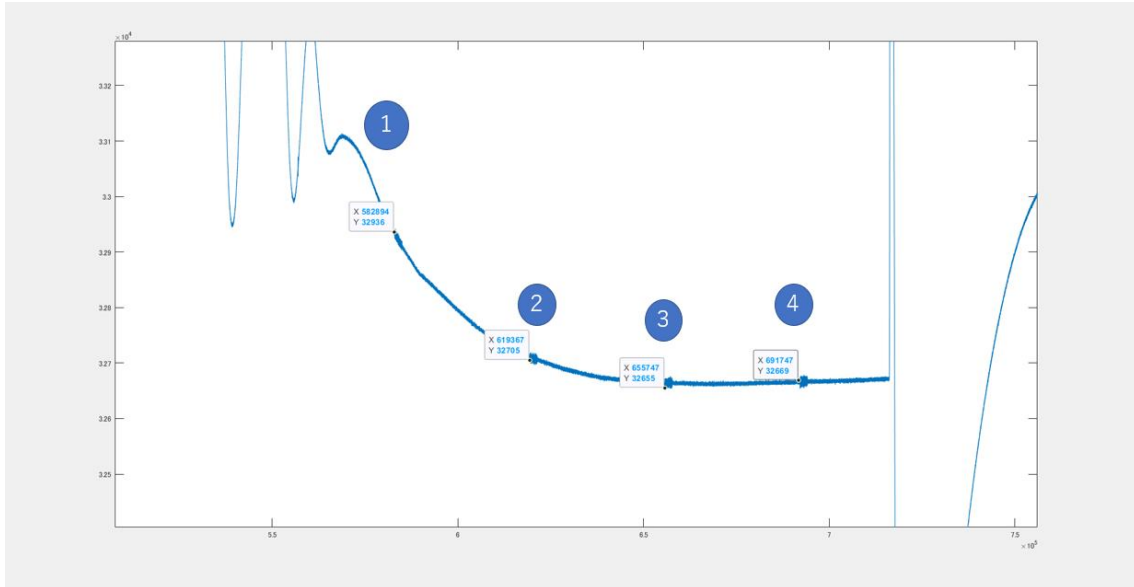


図 18 図 17 の左側赤丸の拡大図

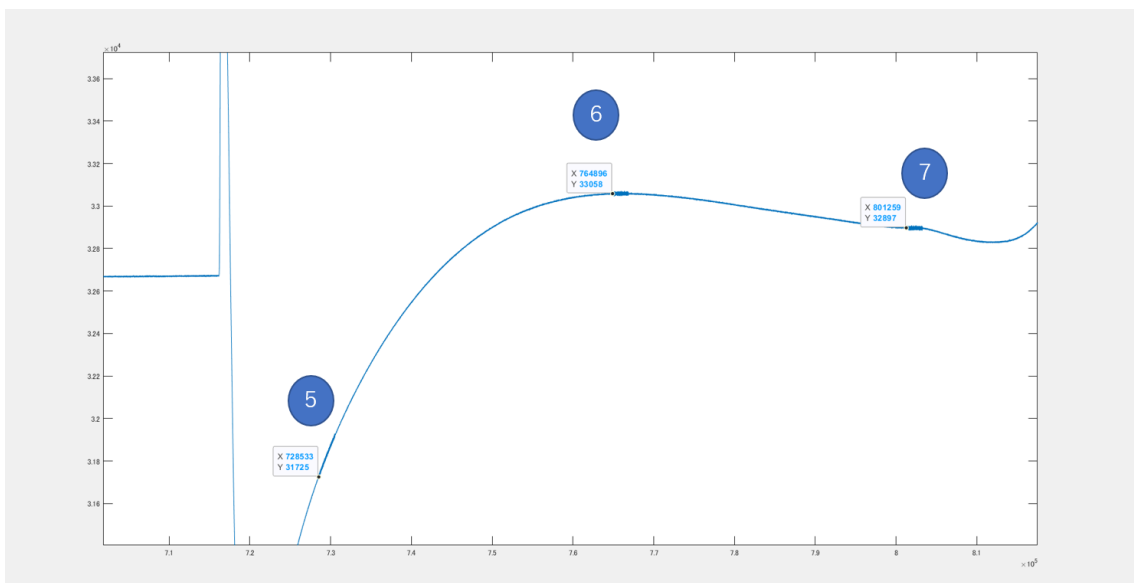


図 19 図 17 の右側赤丸の拡大図

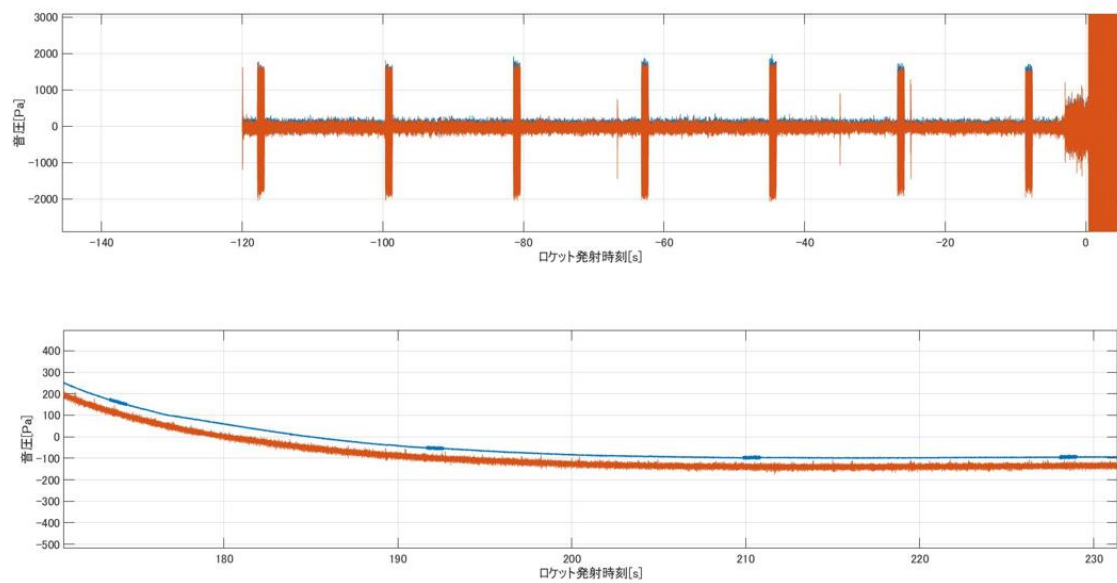


図 20 地上と高高度でのブザー音の比較

表 2 標高毎の音圧

標高(m)	圧力(mPa)
0.00	3514
58695.44	19
73166.00	15
84349.55	14
92421.59	17
97224.07	15
98933.21	16
97384.68	19
92952.73	16
85258.79	17
74406.88	17
60484.38	16

3.5 ブザー音の高速フーリエ変換結果

音圧の値を各高度で比較してみたところ、音圧の信号が小さく高度毎の差が明瞭には見られなかったため、高速フーリエ変換(FFT)をすることで周波数帯域ごとに信号成分の強度を見た。図 21～図 26 に地上にいるときのブザー音と図 18, 19 記載の①～⑦のブザー音の FFT 結果を比較したものを示す。

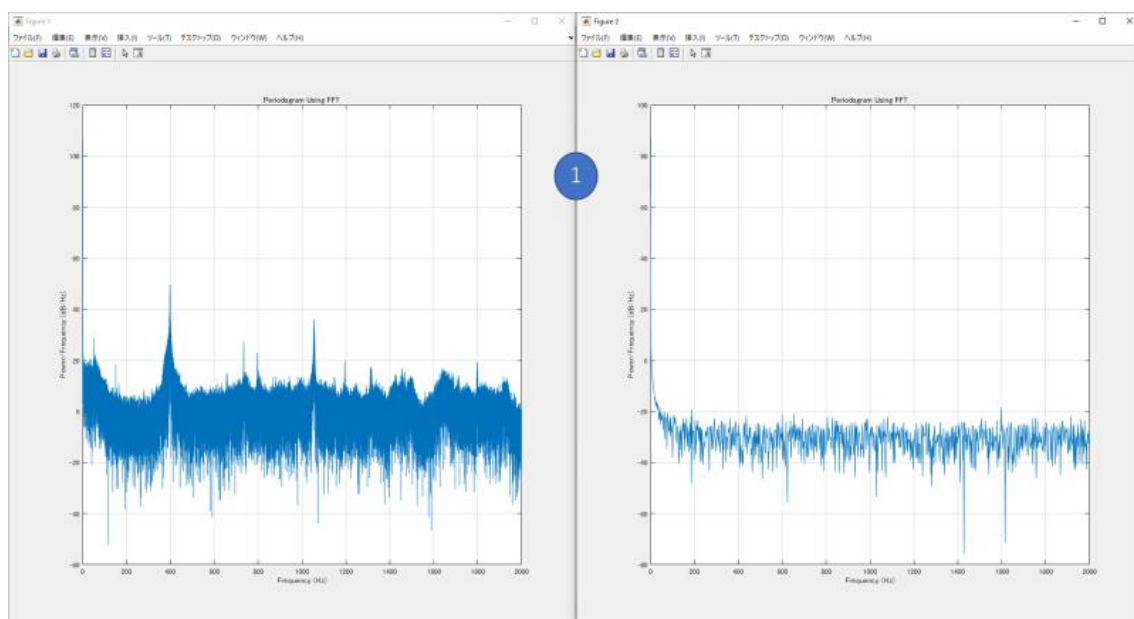


図 21 左：地上の時のブザー音 右：高度 58 km のブザー音(ロケット上昇中)

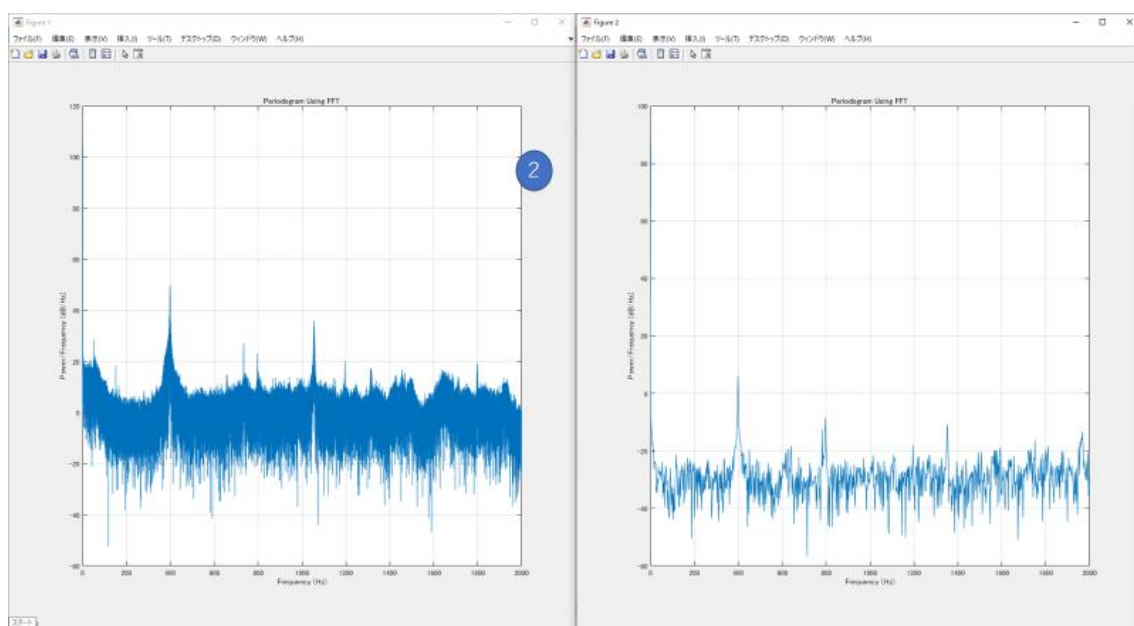


図 22 左：地上の時のブザー音 右：高度 73 km のブザー音(ロケット上昇中)

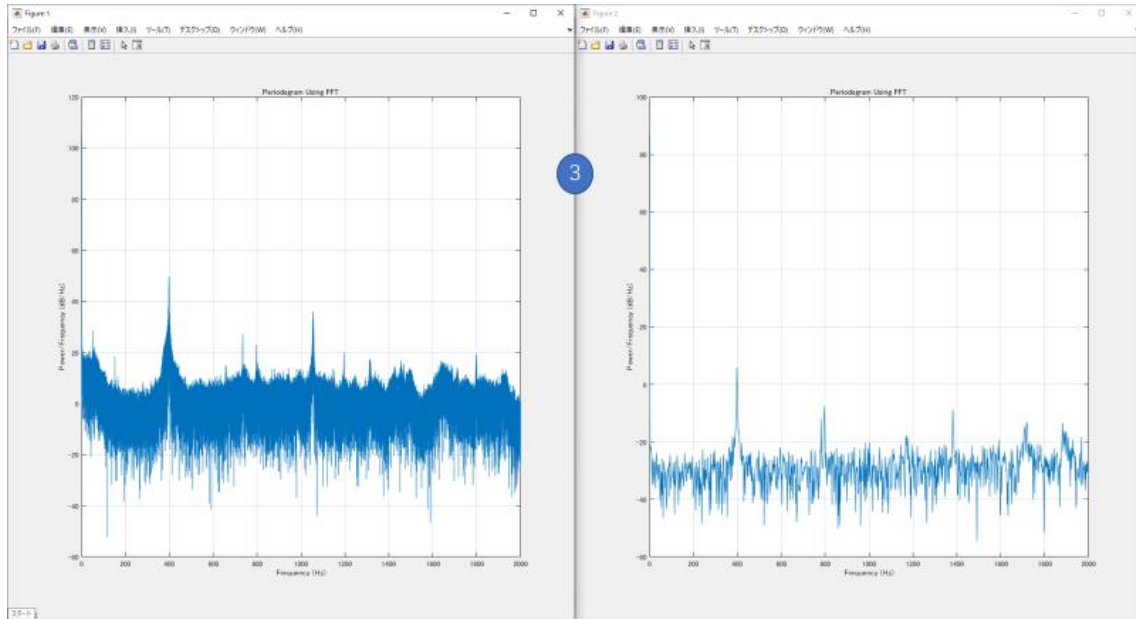


図 23 左：地上の時のブザー音 右：高度 84 km のブザー音(ロケット上昇中)

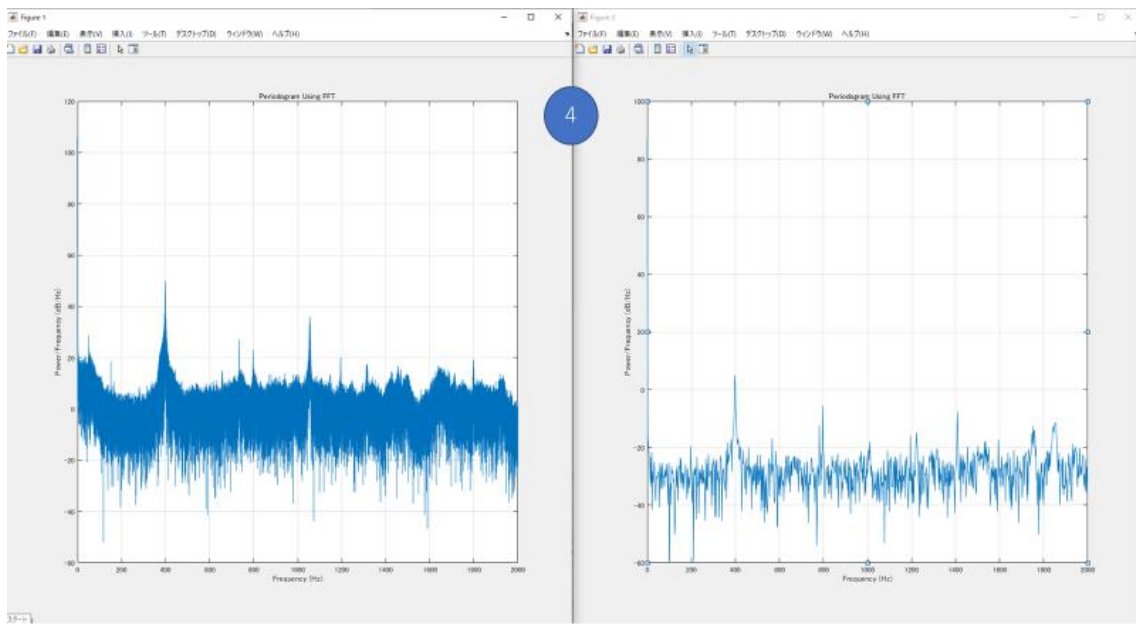


図 23 左：地上の時のブザー音 右：高度 92 km のブザー音(ロケット上昇中)

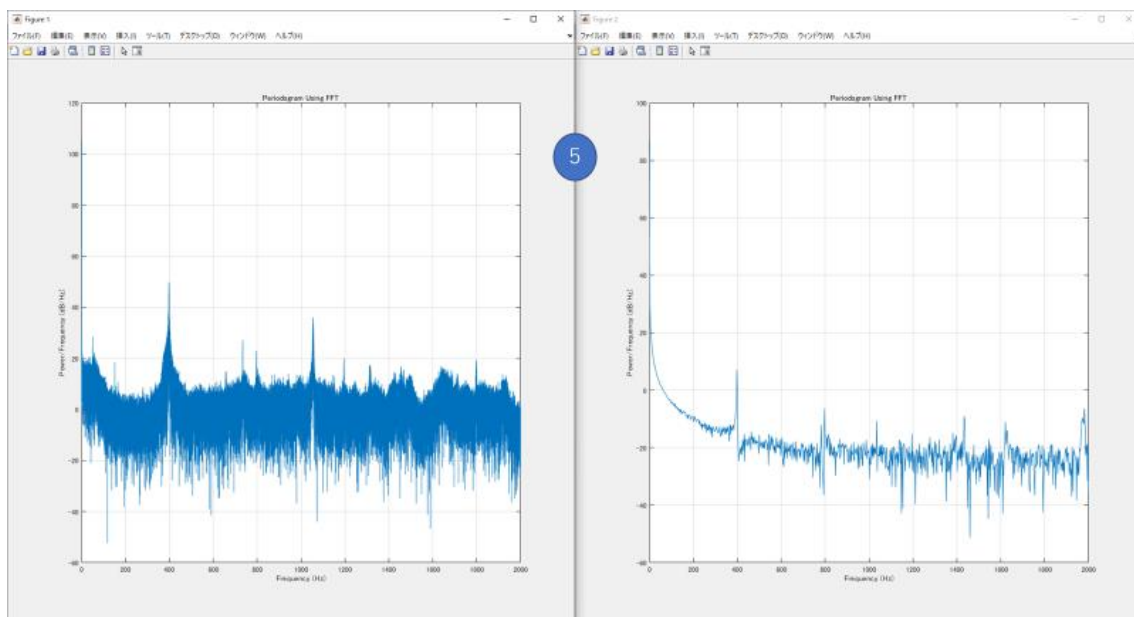


図 24 左：地上の時のブザー音 右：高度 98 km のブザー音(ロケット上昇中)

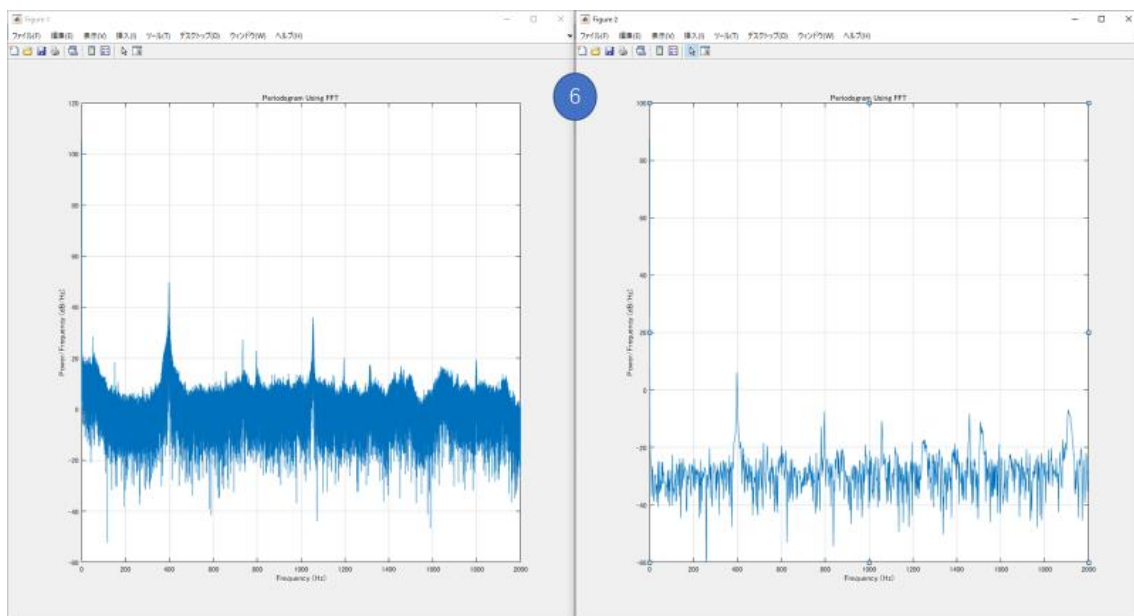


図 25 左：地上の時のブザー音 右：高度 97 km のブザー音(ロケット下降中)

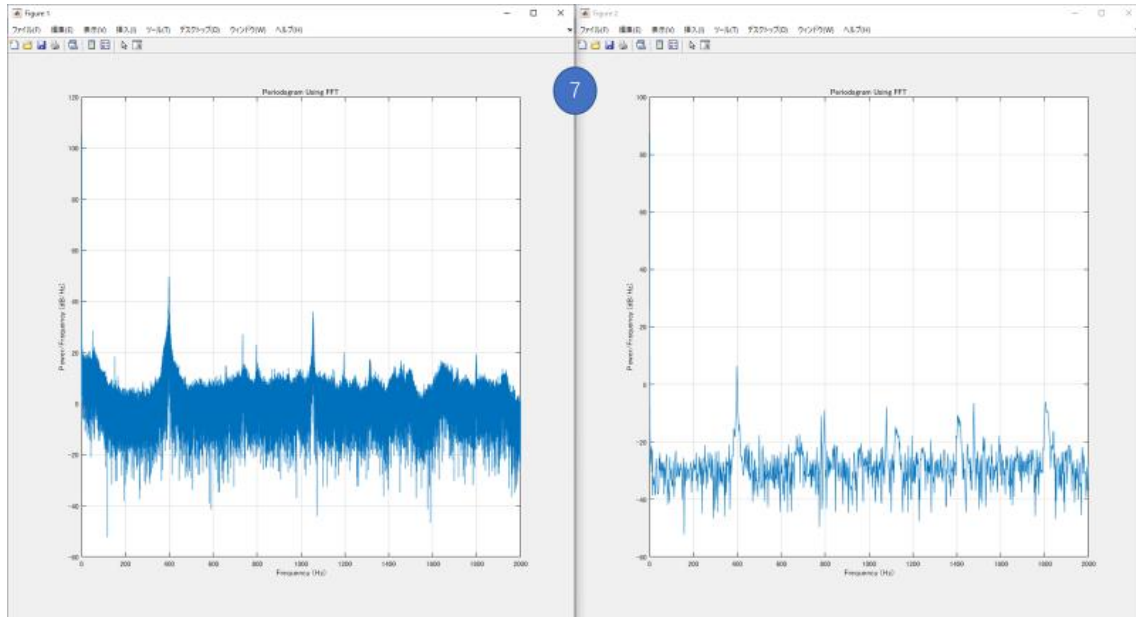


図 26 左：地上の時のブザー音 右：高度 92 km のブザー音(ロケット下降中)

FFT の結果によると今回使用したブザーは地上では 400 Hz、1100 Hz の周波数帯域に特徴的な強い信号成分が見られることがわかった。高高度になると 400 Hz のみに同様の特徴的な信号成分が共通して見られる。そして①から⑦の FFT 結果を一つにまとめたものを図 27 に示す。

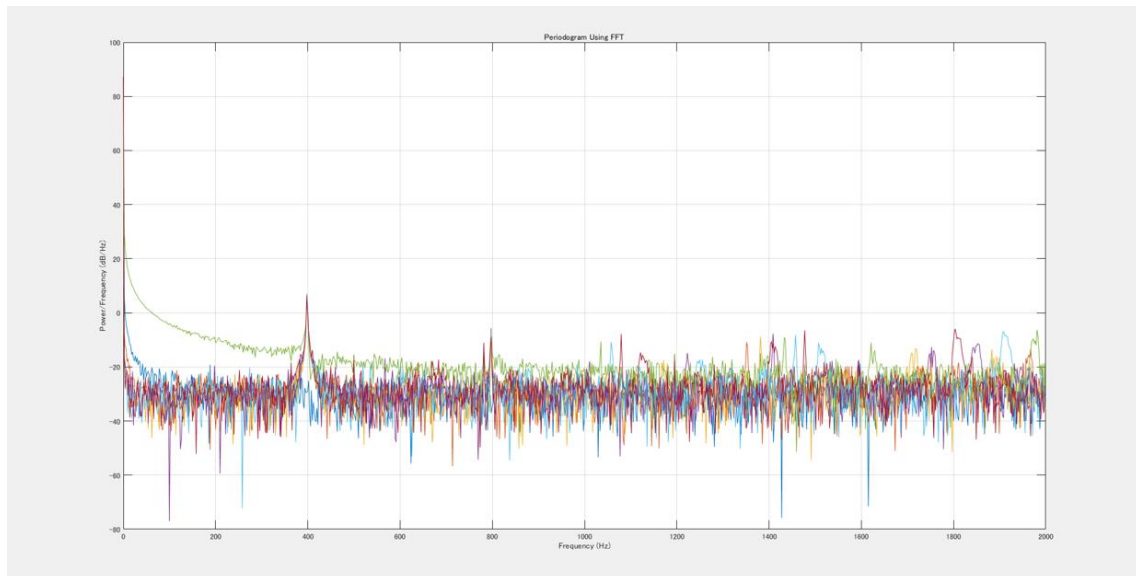


図 27 高高度のブザー音 (①～⑦) の FFT 結果

400Hz の信号が明瞭に出ているので、この周波数帯域で信号強度の詳細を見ていく。

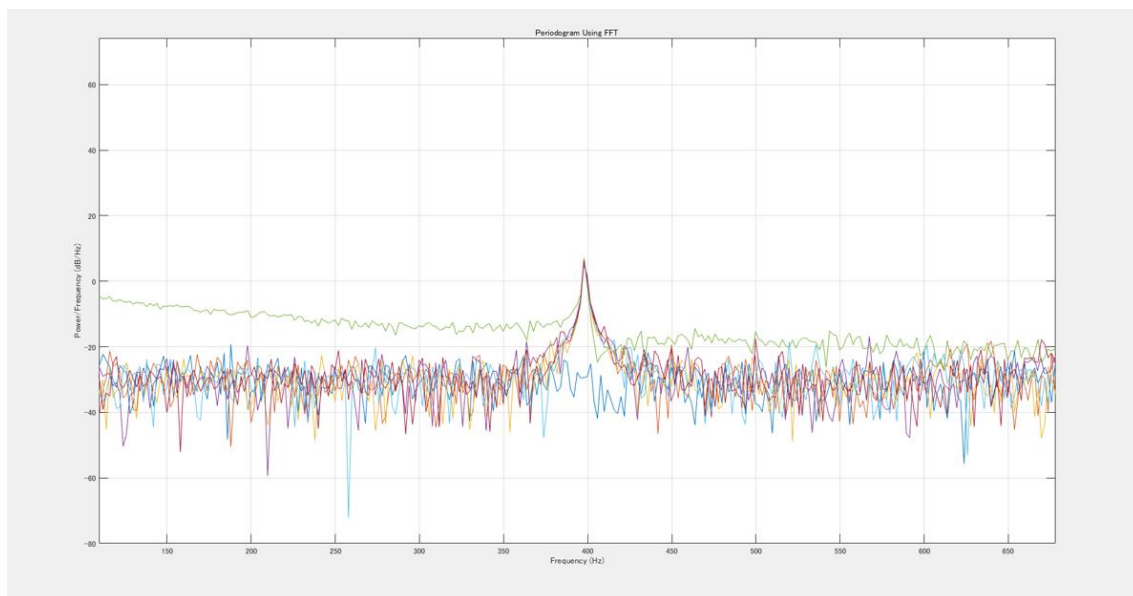


図 28 400 Hz 付近の信号成分の拡大

400Hz の信号を拡大し、高度毎に並べた結果を図 29 に示す。高高度になるほど大気密度が小さくなり音圧が下がっていくと推定したが、望ましい結果にはならなかった。さらに FFT をする窓幅を変化させてみた結果を図 30 に示す。

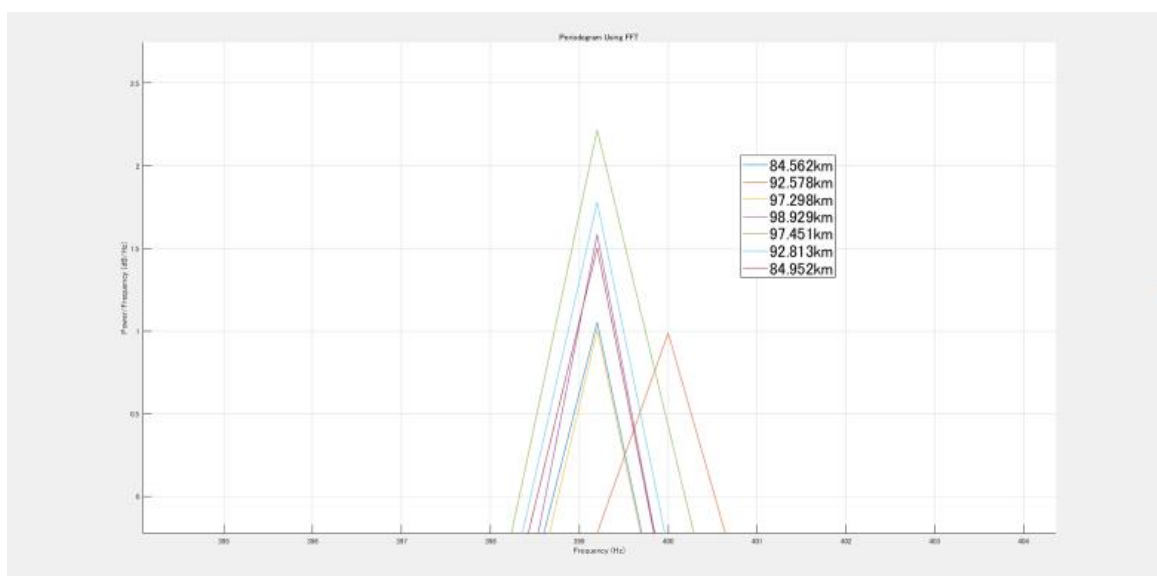


図 29 400Hz の信号拡大図

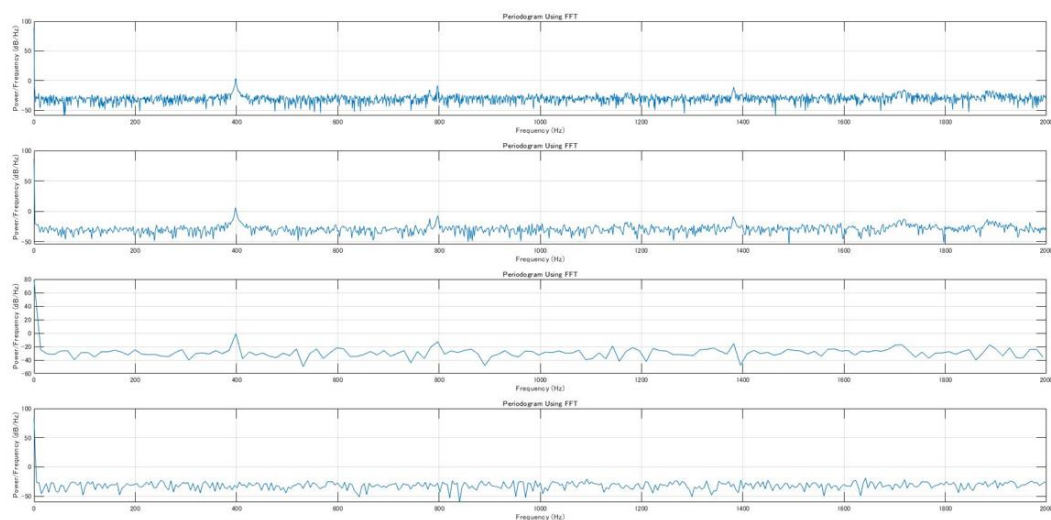


図 30 上からデータ数を 4000、2000、200、ノイズ成分のみとしたときの FFT 結果

3.6 地上センサ衝撃波計測結果

全 9 か所に設置したセンサはすべての地点で衝撃波を捉えることができた。これはロケットが下降時に発生させた衝撃波である。上昇中に発生する衝撃波は観測できなかった。下降時の衝撃波は短い間に 2 つの波形が到達する特徴がみられた。これは過去実験である MOMO3 号機の時に得られた衝撃波のデータと波形が類似している。今回 MOMO7 のデータを図 31、拡大図を図 32 にそれぞれ示す。

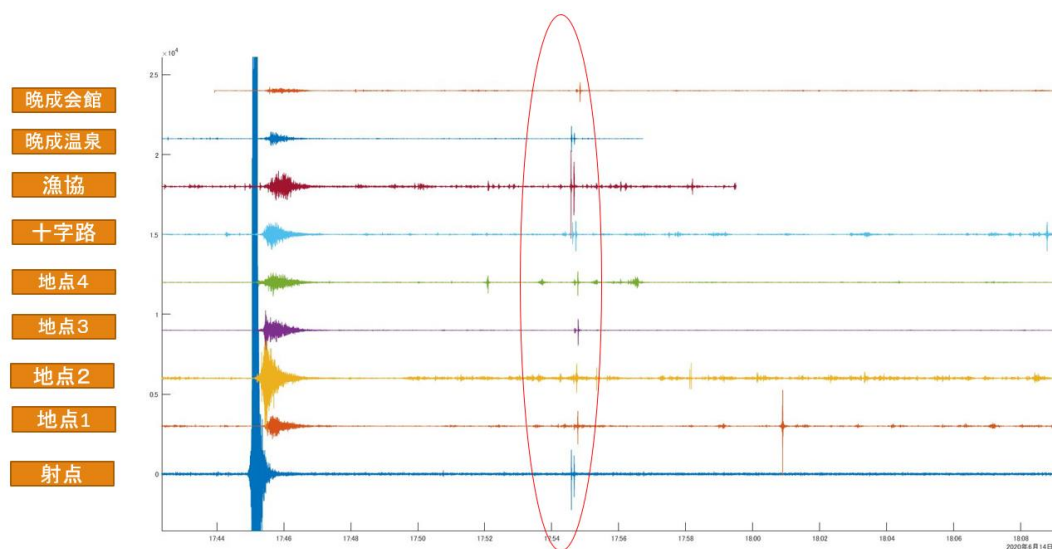


図 31 地上センサデータ

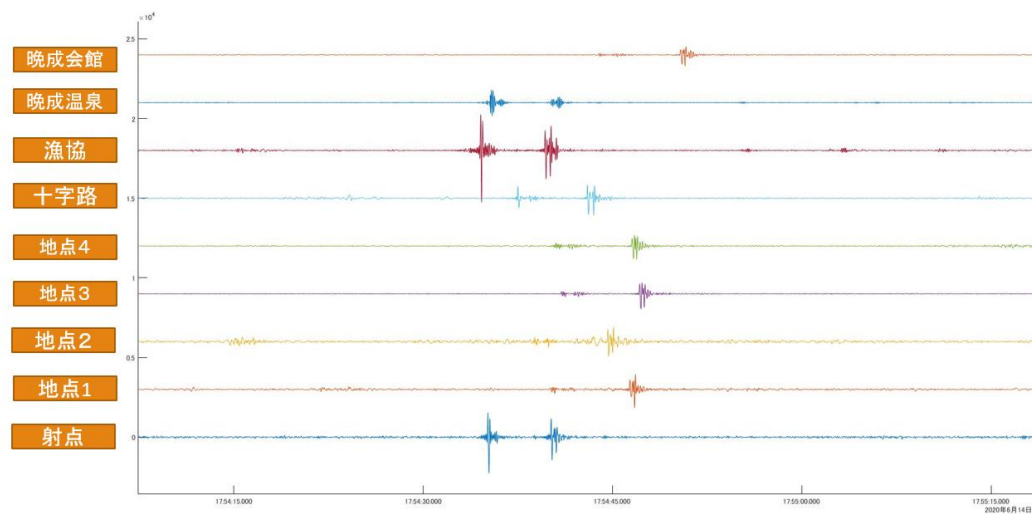


図 32 地上センサデータ拡大図

3.7 グリッドサーチ法による計算結果

グリッドサーチ法で求めた衝撃波の位置推定結果を表 3 にそれぞれ示す。表 3 より、地上に到達した衝撃波は基準点より x が 70 km、 y が -52 km、高度 50 km の場所で発生したものであることが分かった。ロケットが高度 50 km にいるときの位置座標と衝撃波の位置推定結果を比べてみると、誤差が x は 24.2 km、 y は 19.6 km あることが分かった。

表 3 基準点（緯度 42° 30'0.00"N、経度 143° 27'24.06"E）からの衝撃波距離

$x(\text{km})$	$Y(\text{km})$	$Z(\text{km})$	音速 $v(\text{m/s})$
70km	-52km	50km	303



図 33 衝撃波位置推定の地図プロット

4 章 考察

4.1 花火実験評価

ペイロードデータを拡大してみると花火音である可能性がある波形は1つしかなかった。図15より、平均音速 270m/s で計算すると $T-180\text{ s}$ に打ち揚げた花火がロケットと並走していた可能性がある。しかし $T-150\text{ s}$ などの他の花火音の波形が全くないことからすべての花火はロケットに到達するまでに減衰してしまった可能性が一番高い。MOMO3号機では花火の打ち揚げタイミングがロケットのノイズに埋もれてしまい評価が困難であったが、号砲花火3号玉の音圧では十分な大きさではなかったことが一番の原因と思われる。

4.2 ブザー音計測評価

過去の実験である MOMO3 号機ではブザー音を計測することが出来なかったが、今回 MOMO7 号機では高層大気である高度 98 km までブザーの音を直接計測することができた。これは高層大気での音の伝わり方を解明するために有効な手法であることがわかった。図27に示した結果から 400 Hz の周波数に共通の大きな信号が得られた。図34にペイロードデータの拡大図を示す。サブマイクには高高度でのブザー音が入っておらず、メインマイクだけ計測が出来ている。しかし、高度毎に音圧の差が見られなかった。その原因としては、ブザーの音が空気中ではなく基板を介した振動としてセンサに伝わってしまった可能性が考えうる。

この結果から次のロケット実験で検証するにはマイクとセンサの位置を見直す、振動(加速度)センサを同時に搭載するなどの必要がある。

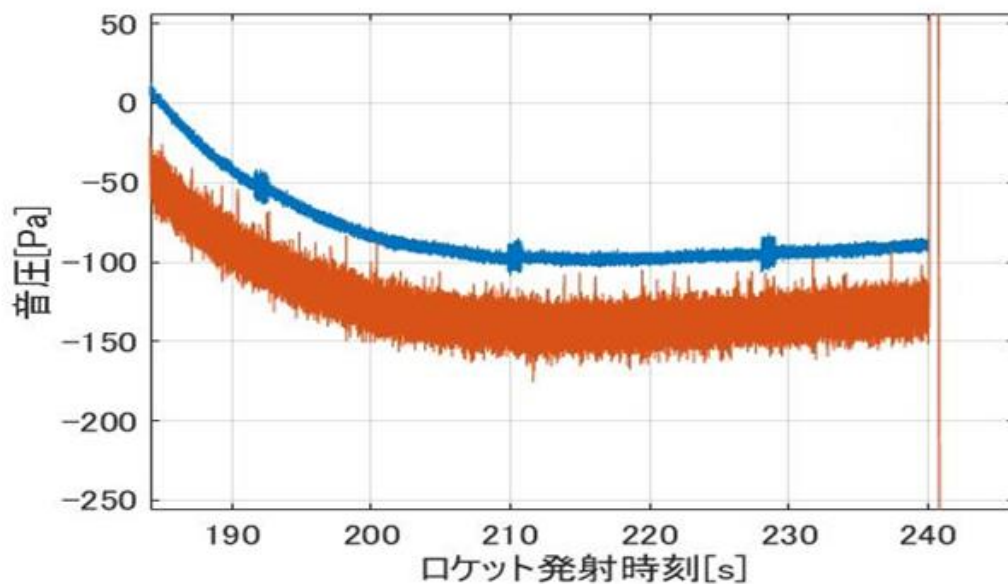


図34 ペイロードデータ拡大図(青:メインマイク 橙:サブマイク)

4.3 地上センサがとらえた衝撃波の評価

地上に設置したセンサは全 9 地点で衝撃波を捉えることができた。今回グリッドサーチ法で各センサ間の到来時間差とセンサの設置位置を使って波源位置を推定した。そして 4.1 節よりペイロードデータ内の大きな N 型波形は花火音ではないことを結論付けた。MOMO7 号機の飛翔時のビデオカメラによる映像(IST 提供)を確認したところ T+240 s では機体が大きな回転をしたり破損したりなどといった状態ではなく、自由落下している様子であったことから大きな N 型波形は花火音ではなくロケット下降時に発生した、衝撃波の可能性が高い。N 型波形は衝撃波が発生したタイミングによって発生したものであるならば、その時の機体の速度が大気音速ということになる。N 型波形が発生した時の高度は 98 km、その時の速度は 254.083 m/s であり、音速から大気温度を計算すると -129 °C となる。これは 2.8 節の図 8 に示した MSIS-E による大気モデル計算結果では高度 98 km では 264.739 m/s と算出されており、妥当であると思われる。波源位置推定結果とロケットの位置を比較したところ誤差が x は 24.2 km、y は 19.6 km あり、望ましい結果ではなかった。これはプログラムに問題があるか、それぞれのセンサ設置位置の間隔が測定対象に対して近すぎたため精度の高い結果が出なかったのではないかと考える。

5 章 結論

本研究では、MOMO7 号機を使って、高高度で花火音とブザー音計測を行った。またロケットから発生する衝撃波を地上で計測した。しかし、花火音はロケットに到達する前に減衰してしまい、計測することが出来なかった。対策としては号砲花火を大きくするか、他の大規模なインフラサウンド波源を検討する必要がある。近接ブザー音の計測では MOMO3 号機実験でブザー音が小さいことと、燃焼終了後にもロケット自体の動圧ノイズと考えられる変動が計測されたことで計測することが出来なかったが、MOMO7 号機では事前に地上チャンバー実験を行いつつ、ブザーの位置をメインマイクに近づけ、ブザーを 2 種類に変更した結果、高度 98 km までブザー音を直接計測することができた。そして、ロケット下降時に発生する衝撃波を地上 9 カ所のセンサすべてにより計測でき、さらに発生した瞬間をペイロード内センサが計測した可能性が高いことがわかった。これにより高度 98 km では大気の温度は-129 °Cであることがわかった。音の観点から大気の温度を導き出すことができ、ロケット実験を繰り返すことでインフラサウンドの長距離伝搬の解明の一助につながると結論づける。今後、本成果が宇宙地球探査システム研究室の目標である大規模自然災害の減災につながることを願う。

謝辞

本研究を進める上で指導教員としていつも丁寧な指導をしてくださった本学システム工学群 山本真行教授、副査を引く受けてくださった同学群 小林弘和准教授、田上周路准教授に感謝いたします。本研究のため、本学との契約条件内で MOMO ロケット、射場、ならびに地上観測地を使用させてくださったインターステラテクノロジズ株式会社の稲川貴大社長をはじめ、実験現場でサポートしてくださったインターステラテクノロジズ株式会社のメンバーならびに花火打ち揚げの許諾にてご尽力くださいました大樹町役場及び町民の皆様に感謝します。またコロナの流行で行動が制限されている中、臨機応変に対応していただいたことにも感謝いたします。

研究の相談やアドバイスを下さった、研究室の西川孝弘助教,同 OB の安河内氏および谷氏、山本氏、赤松氏、同博士課程の平塚氏、その他研究室のメンバーに感謝します。

参考文献

[1]超低周波音を防災につなげる世界初の「津波センサー」を開発 | 最先端研究 | Cutting-edge Research and Social Contribution , <https://www.kochi-tech.ac.jp/power/research/post-35.html> 2023 年 1 月参照.

[2] 井上 祐一郎 多地点アレイ観測のための小型インフラサウンドデータロガーの開発 令和 2 年度高知工科大学 修士論文, 2021

[3] NASA,MSIS-E-90 大気モデル,
https://ccmc.gsfc.nasa.gov/modelweb/models/msis_vitmo.php , 2023 年 1 月参照.

[4] 株式会社インターステラテクノロジズ
<https://www.istellartech.com/technology/momo/> ,2022 年 7 月参照

[5] 安河内 祐輔, 大気中での爆風圧の定量評価及び中層・高層大気中における低周波音/可聴音伝搬特性の直接計測, 令和元年度高知工科大学 修士論文, 2020