

# 修士論文

OSIRIS-REx サンプルリターンカプセルにより発生した  
インフラサウンドの観測と解析

Observation and Analysis of Infrasound Generated  
by OSIRIS-REx Sample Return Capsule

---

報告者

学籍番号：1275043

氏名：蓮見 佑太

---

指導教員

山本 真行 教授

---

令和7年2月18日

高知工科大学大学院工学研究科

基盤工学専攻航空宇宙工学コース

# 目次

第1章 序論 .....	1
1.1 インフラサウンド .....	1
1.2 宇宙探査機とサンプルリターンカプセル .....	1
1.2.1 OSIRIS-REx .....	2
1.3 背景 .....	2
1.4 目的 .....	3
第2章 OSIRIS-REx の観測 .....	5
2.1 OSIRIS-REx の SRC により発生したインフラサウンドの観測 .....	5
2.2 OSIRIS-REx の SRC により発生したインフラサウンドの観測結果と考察 .....	8
第3章 観測データを用いた解析手法 .....	11
3.1 音速とマッハコーンについて .....	11
3.2 軌道決定方法 .....	12
第4章 結果 .....	16
4.1 軌道決定結果 .....	16
第5章 考察 .....	18
5.1 インフラサウンド観測データから考えるノミナル軌道の妥当性 .....	18
5.2 その他の解析 .....	21
第6章 まとめ .....	25
謝辞 .....	26
参考文献 .....	27

## 第1章 序論

### 1.1 インフラサウンド

インフラサウンドとは人間の可聴周波数下限である周波数 20 Hz 以下の音波のことである。周波数がとても低いことからインフラサウンドは超低周波音とも呼ばれる。また超低周波であることから減衰が少なく長距離伝搬するという特徴がある。

自然界では津波や火山噴火などの大規模現象により発生する。長距離伝搬できる特徴と相まって、自然界の大規模現象により発生したインフラサウンドは広範囲で観測が可能である。そのため津波、噴火、雷、などの自然科学の研究に用いられる。特に津波が発生源となるインフラサウンドの場合は音速が津波の進行速度より速い。このことを利用して、沿岸域の陸上の多地点にセンサ群を設置し、津波情報を早期把握し警告するシステムへ貢献するなど防災への応用において期待されている。

一方で可聴域を録音できるマイクや気圧を観測できる気圧計と違い、インフラサウンドセンサは対応する周波数の調整が難しい。また同じ空気の振動でも対象となる帯域が広く観測難易度が高い傾向にある。当研究室では株式会社 SAYA とインフラサウンドセンサを共同開発することで、より手軽にかつ低コストでのインフラサウンド観測を実現している。設置型で、観測周波数帯の広い SAYA 製 ADXIII-INF01LE(以下 INF01)と携帯型の ADXIII-INF04LE(以下 INF04)を使い分けることで、様々な場所や状況でのインフラサウンド観測を可能としている (詳細は Nishikawa et al., 2023 を参照)[1]。

当研究室では雷(例 斎藤, 2017)[2], 地滑り(Medhat et al., 2023)[3], 火山や津波(Nishikawa et al., 2022)[4]といった自然現象の観測や気球で上空からインフラサウンド観測を行う実験(平塚・山本, 2019)[5]やロケットを使ったインフラサウンド観測実験(水野, 2022)[6]を行っており、自然科学や探査機器開発に貢献している。

### 1.2 宇宙探査機とサンプルリターンカプセル

2000 年代に入り、米国の NASA(National Aeronautics and Space Administration)や日本の JAXA(Japan Aerospace Exploration Agency)は太陽系小天体への往復飛行とサンプルリターン計画を進めた。GENESIS(ReVelle et al., 2005)[7], STARDUST(ReVelle and Edwards., 2007)[8], HAYABUSA(Ishihara et al., 2012)[9], HAYABUSA2(Sansom et al., 2022) [10]といった探査機がそれぞれ太陽風の粒子や彗星放出ダスト、小惑星のかげらの採取など役割を持って宇宙の旅をして地球に帰還した。

HAYABUSA2 を例に挙げると、HAYABUSA2 は小惑星の欠片を持ち帰り、地球の水の起源や生命を構成する有機物がどこで生成されたのかなどの疑問を紐解くために小惑星のリュウグウへ向かった[11]。このミッションで地球外物質を地球に持ち帰る際に使用されるものがサンプルリターンカプセル(以下 SRC)と呼ばれている。

このように各探査機は大きな使命をもって宇宙に向かい、SRC で対象物を地球へ持

ち帰る。SRC は地球誕生の謎や生命の謎などの解明に貢献するための欠かせない機構である。

### 1.2.1 OSIRIS-REx(Origins, Spectral Interpretation, Resource Identification, Security, Regolith Explorer)

OSIRIS-REx は NASA の小惑星探査機であり、米国では初となる小惑星から砂などのサンプルを持ち帰るミッションを達成した探査機である。2016 年の 9 月に惑星形成や生命の起源に関する科学的知識の貢献のために小惑星ベンヌに向けて打上が行われた。2019 年の 7 月末にベンヌ上での安全なサンプル採取場所の探索が開始され、2020 年 10 月 20 日にサンプルを採取。2023 年の 9 月に SRC が米国に帰還した。なお現在、OSIRIS-REx 本体は地球近傍で SRC の分離・投下を行った後、OSIRIS-APEX(Asteroid Probe for Exploration)と改め、現在は小惑星アポフィスの周回探査にミッションを変えて宇宙の旅を行っている(詳細は DellaGiustina, et al., 2023 を参照)[12] .

## 1.3 背景

インフラサウンド観測は防災手段の 1 つとして期待されているが、まだ技術的、理論的な問題が存在する。その問題には高高度大気中での音の伝搬の理解不足やインフラサウンド観測データのみによる発生源特定の困難さなどがある。これは高高度大気中での自然現象のインフラサウンド観測データの少なさが一因である。データが少ない要因として、インフラサウンドを発生させる自然現象は予測不可能であり能動的な観測が難しいことが挙げられる。著者の学部生時代の研究(蓮見, 2023) [13]でも流星が発生させるインフラサウンドを扱ったが、流星観測もまた受動的な観測しか行えない。これは流星群の予想される夜でさえ、いつどこでどのように流星が発生するかはわからず、受動的な観測が主な観測手段だからである。そのため偶然観測されるか、気象や地震、津波など他の対象物を常時観測しているセンサの副産物として観測されることでしか観測できない。

本研究で対象にした SRC はそのような天然流星観測の偶然性を除去した対象と考えられる。SRC の地球帰還はあらかじめ質量や速度が既知であるため、計算された軌道を通る。また天然流星に起こる本体の融解に伴うフラグメンテーション等の複雑な現象を起こすことなく地球に帰還する。これにより天然流星では難しい高高度大気中でのインフラサウンドの伝搬や音源に対する現象の理解が進み、さらに SRC の既知の各パラメータと観測結果の関連性を見出しやすい。以上のことから、SRC のインフラサウンド観測は流星の挙動、高高度大気中の音波の伝搬、流星や人工飛行体の防災予測に有意義である。

1.2 節に例を挙げた 4 つの探査機の SRC は過去にインフラサウンド観測がなされている。当研究室でも HAYABUSA(2010 年)、HAYABUSA2(2020 年)の SRC によるインフラサウンドを観測した。また 2022 年には HAYABUSA2 の SRC によるインフラサウンドを計 28 地点に設置したセンサで観測し、それらの観測データのみから SRC の

軌道を決定することに成功した。さらに光学観測からでは見つけることのできない飛行状態（ダークフライト）を発見し、光学的手法での観測が難しい場合にインフラサウンド観測の有用性がある可能性を示した[14]。ここに2023年9月に米国ユタ州に帰還した OSIRIS-REx の SRC により発生するインフラサウンドを観測できれば5例目となる。この大きなイベントに際し、米国サンディア国立研究所の Silber 氏らの呼びかけにより国際研究チームが発足し、それぞれが保有する地震計やインフラサウンド観測計を用いた大規模な共同観測を行った(図 1-1)[15]。

当研究室では HAYABUSA や HAYABUSA2 の SRC 大気圏再突入時のインフラサウンド観測経験がある。また HAYABUSA2 の SRC のインフラサウンド観測に使用した INF04 を今でも使用している。INF04 センサで観測を行えば、定量的にデータの比較ができることから、OSIRIS-REx の SRC のインフラ・サイズミック観測チームに米国サンディア国立研究所からの招待により参画した。[15]

今回の観測は米国ネバダ州内で計画された。観測地が SRC 通過軌道から比較的近い地点であったため、可聴音成分も十分届くのではないかと考えた。そこで私たちはインフラサウンド観測計の他に可聴音マイクでの多地点観測も試みた。

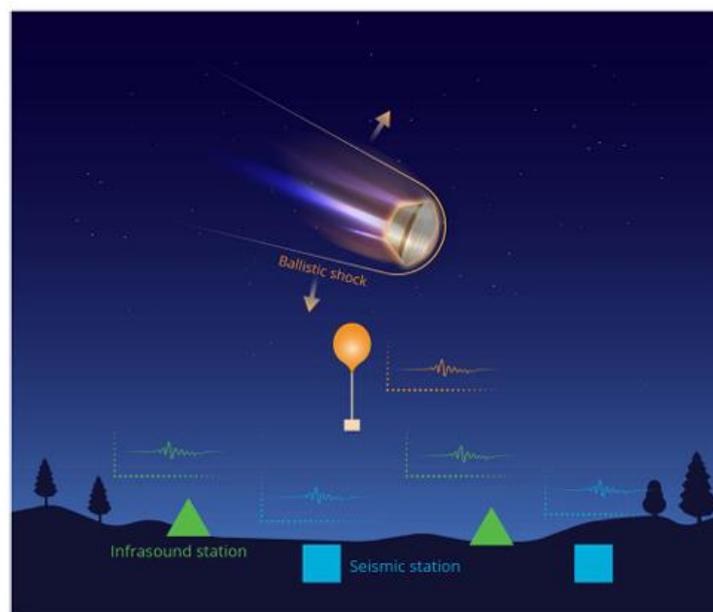


図 1-1. SRC のインフラサウンドを観測している概念図  
(Silber et al., 2023[15]の Figure 1 から引用)

#### 1.4 目的

流星や火山の噴火、津波などの現象から発生するインフラサウンドの多地点観測・解析は、地球物理学の理解や防災への応用を目的として日々研究がなされている。しかしそれらの現象はいつ起こるか予測不能である。能動的な観測が可能な SRC の衝

撃波によるインフラサウンド観測の機会に多地点観測を行い、解析することは今後のインフラサウンド研究、大気中の気圧変動伝搬の理解において非常に重要である。

今回の観測は国際チーム全体の観測網を考えると大量のポータブルセンサによる地上観測や気球を用いた上空観測など非常に大規模な共同観測であるが、当研究室が設置したセンサのみに着目すると、数 km 規模の小さな観測網のみである。また観測地が観測対象に対して真下に近いため、音の伝搬に屈折や反射が少なく直線的な伝搬と考えられることから軌道解析に適している。

以上を踏まえ、本研究では観測対象に対してセンサの配置規模の小さいアレイ観測でもどのような解析が可能か、あるいは不可能なのかを明確にし、インフラサウンドセンサの観測網の規模とそれによって解析可能な自然現象波源の情報との関連性を明らかにすることを目的とする。さらに過去の HAYABUSA2 の SRC 衝撃波観測とも比較することで関連性を明らかにし、将来同様の観測が企画された際に、目的の解析すべき現象に対して観測網の規模に制限を与えることができると考えている。

## 第2章 OSIRIS-REx の観測

### 2.1 OSIRIS-REx の SRC により発生したインフラサウンドの観測

本研究室では2023年9月24日に起こるNASAの小惑星探査機OSIRIS-RExのSRC帰還に向けて、帰還前日に観測準備を行える日程で同研究室所属の西川泰弘 助教(当時)と著者の2人体制で観測地である米国ネバダ州ユーレカのユーレカ空港(図 2-1)に向かった。観測活動のためにインフラサウンドセンサや可聴音マイク、データロガー、カメラ等を準備した(図 2-2)。主に使用した機材を表 2-1 に示す。



図 2-1. ユーレカ空港の様子。周りにはほとんど建物はなく整地されていない部分は右図のような低木が生えていた。



図 2-2. 観測に使用した観測機器の写真。

表 2-1. 主に使用した観測機器の一覧

赤字がインフラサウンドセンサで黒字が可聴音マイクである。

センサ名	個数	設置場所
<b>INF04</b>	5	01(a,b,c), 02, 03
<b>Paroscientific 6000-16B</b>	2	01-d, 03
Olympus LS-P2	1	01-a
Olympus LS-7	1	01-b
Olympus LS-P4	1	01-c
Olympus V-75	1	02
SONY ICD-MX50	1	03

今回の観測は使用機材も設置場所も制約がある状況であった。SRC 帰還日の約 1 ヶ月前に現地観測への参画が決まり、そこから動かせる機材の選定や現地での観測のために携帯型インフラサウンドセンサ INF04 を単一電池のみで一定時間稼働する機構を制作した。自然現象の観測には時刻と位置の情報が重要であるが、今回は音速で伝搬するインフラサウンドが対象の観測であること、後述のようにセンサの設置場所が狭いエリアに限定されていたことから、時刻同期が高い精度で求められた。この要求に応えるため、SAYA INF04 と Nano Barometer である Paroscientific 6000-16B(以下 Nanobaro)に接続する GPS アンテナの動作チェックや事前観測を行い時刻同期ができているかなどの試験とデータ確認を行った。

帰還前日の 9 月 23 日に観測場所であるユレカ空港の下見とセンサの仮設置を行った。INF04 を単一電池のみで動かすセットはデータロガーや GPS アンテナと共に箱に収納しそれを図 2-3 に示すような 1 セットとして設置した。箱に入れた理由は、持ち運びを簡単にするためや野生動物や防塵の対策などのためである。可聴音マイクは箱の上部や INF04 の脇に設置した。次に 9 月 24 日の SRC 着陸の約 3 時間前に再度センサの設置地点に行き、新品の電池を挿入後、連続観測を開始した。センサを設置した地点は表 2-1 および図 2-4 に示した。まずセンサ類は 01, 02, 03 と名付けた 3 地点に大きなアレイ状になるように設置した。センサを設置できる範囲が空港敷地内という制限がある中でも最大限に大きなアレイ形状を確保するためこのような配置にした。また他研究チームのインフラサウンドセンサ(図 2-5A)との結果比較もできるように他機関センサの近くにである、地点 01 の a, b, c, d と名付けた位置に小さなアレイ状に機器を設置した。観測開始後は人工音の発生防止に留意しつつ、SRC の着陸が確認されるまで空港敷地内で待機した。

またほかの参加機関は小型気球にインフラサウンド観測計を取り付けて上空でインフラサウンドの観測を試みるチーム(図 2-6A)や Distributed Acoustic Sensing (DAS) という光ファイバーを用いて敷設する線状地震計を用いて衝撃波が地面に与えた振動の観測を試みるチームがあった(図 2-6B)。



図 2-3. INF04 セットの様子。ボックス内にデータロガー，電源，データロガー用 GPS アンテナ，INF04 を箱に入れた。INF04 用 GPS アンテナは収納できなかったため暴露状態にした。

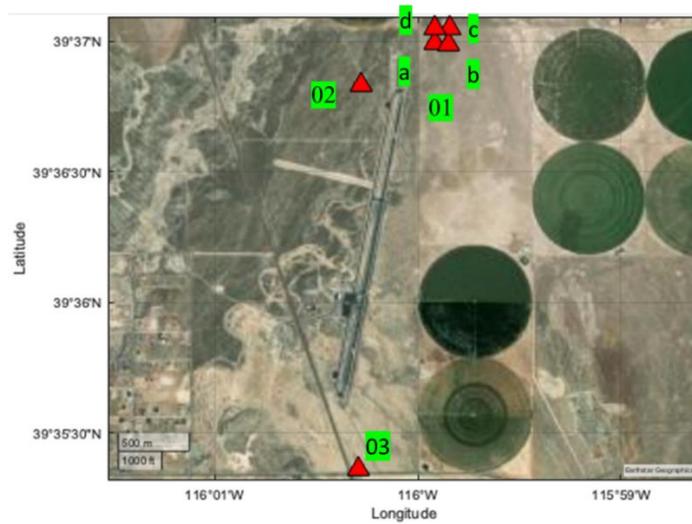


図 2-4. センサ類を設置した位置. 地図情報は Google Earth による.



図 2-5. センサセットを設置している様子. A の赤丸内が当研究室のセンサであり, 緑丸内が他研究機関設置のセンサ. B は INF04 セットと可聴音マイク (赤枠内) を設置したさいの様子.

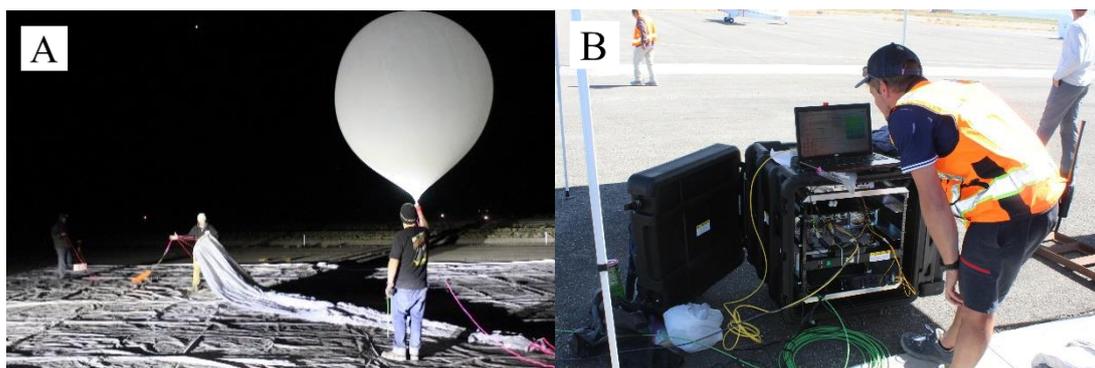


図 2-6. 他機関の観測の様子. A: 気球チーム. B: DAS チーム.

## 2.2 OSIRIS-REx の SRC により発生したインフラサウンドの観測結果と考察

各地点で観測されたインフラサウンドの波形を図 2-7 および図 2-8 に示す。INF04 センサ 5 台のうち 1 台が観測時に故障してしまっただため、データが取得できていなかった。また Nanobaro2 台に関しては観測時の不手際で観測にいたることはできなかった。観測場所の具体的な緯度経度や衝撃波の到達時刻については表 2-2 に示した。

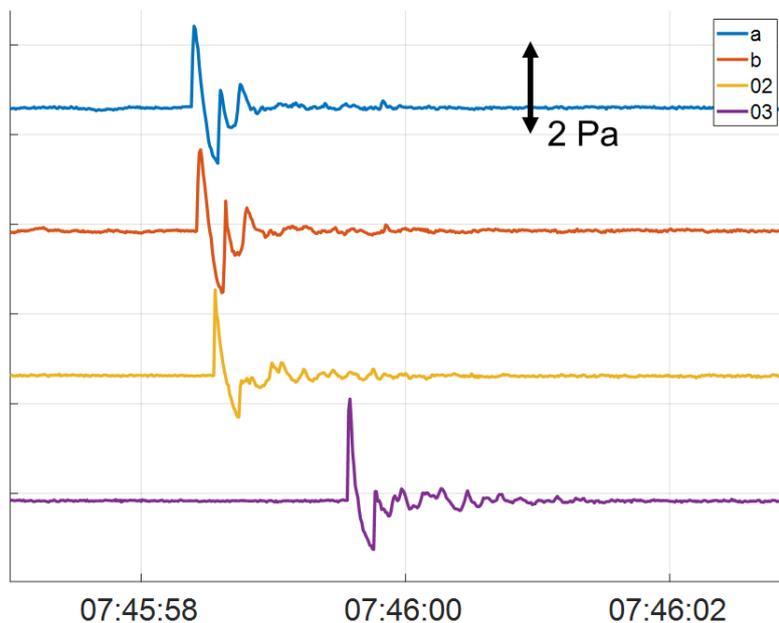


図 2-7. 4 台の INF04 で観測したイベント波形. 凡例はセンサを設置した場所を表している. また時刻は現地時間(PDT)である.

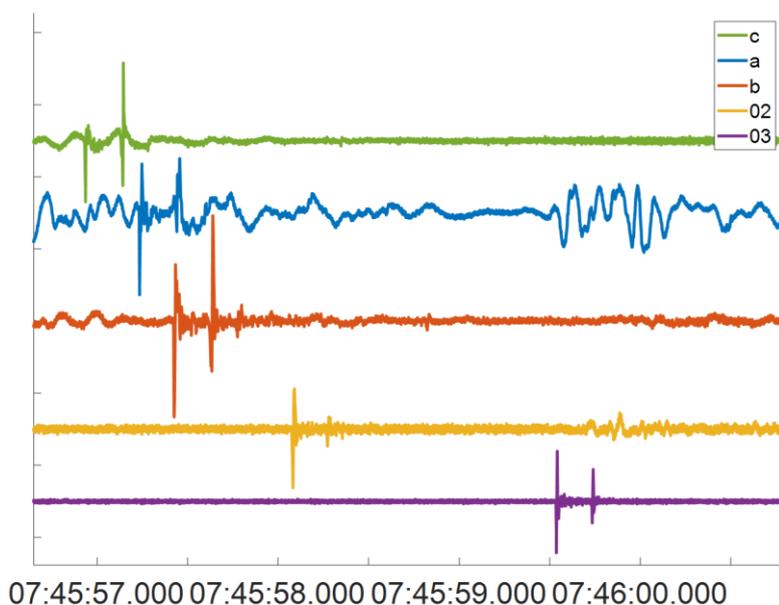


図 2-8. 5 台の可聴音マイクで観測したイベント波形. (データ量の関係で 44100 Hz サンプルングの波形を 22050 Hz にリサンプル処理を行った波形.) 凡例はセンサの設置場所を表している. また時刻は現地時間(PDT)である.

表 2-2. 各センサの設置場所と衝撃波観測時刻.

	緯度(北緯)	経度(西経)	衝撃波観測時刻 (PDT)
地点 a(INF04)	39.61640310	-115.9983580	7:45:58.40
地点 b(INF04)	39.61639805	-115.9972397	7:45:58.44
地点 02(INF04)	39.61363194	-116.0044608	7:45:58.56
地点 03(INF04)	39.58917111	-116.0047300	7:45:59.58
地点 a(Olympus LS-P2)	39.61640310	-115.9983580	7:45:57
地点 b(Olympus LS-7)	39.61639805	-115.9972397	7:45:57
地点 c(Olympus LS-P4)	39.61750333	-115.9983597	7:45:56
地点 02(Olympus V-75)	39.61363194	-116.0044608	7:45:58
地点 03(SONY ICD-MX50)	39.58917111	-116.0047300	7:45:59

まず INF04 の観測データについて説明をする. 図 2-7 をみると地点 a, b, 02 で衝撃波がほぼ同時刻に届いており, 次に 1 秒ほど遅れて地点 03 に届いていることがわかる. これによりセンサの位置関係から, 音源が空港から見て北の方角にあると示唆される. 図 2-9 は SRC のノミナル軌道 (NASA が事前に計算により示した予測軌道) [16](Silber, 私信, 2023) とセンサを設置した位置の関係を示している. センサはノミナル軌道に対し南東に位置しており, 軌道に近い北側のセンサから順番に信号を捉えていることから波源の方角は概ね正しいと考えられる. しかし地点 02 と 03 までの距離を約 2 km と考えると衝撃波到達時間の差は 1 秒ほどなので, 地表面投影としては 2 km/s で音が伝搬したことになってしまう. これはおおよそ 340 m/s と考えられる音速と比較するとあまりに大きすぎる. 考えられる理由として 5.1 節に詳述するように, 高高度から音が伝搬していることにより見かけの衝撃波速度が増大したことが要因と考えられる. また信号の特性周波数を調べてみると図 2-10A に示すように到達時の N 形波形における周期 0.2 秒により約 5 Hz ということがわかる.

つづいて可聴音マイクの観測データについて説明する. 可聴音マイクでの観測イベントも INF04 のイベントと同じように北から順に到達しているため, SRC の衝撃波の可聴音成分が伝わったデータと考えられる. INF04 のインフラサウンドの波形がシングルピークなのに対して可聴音マイクのインフラサウンドの波形がダブルピークだったことについては 5.2 節に詳述しているが, いくつかの可能性は考えられるものの原因の特定には至らなかった. 図 2-10B に示した通り, このダブルピークのピーク間の時間差は約 0.2 秒であった.

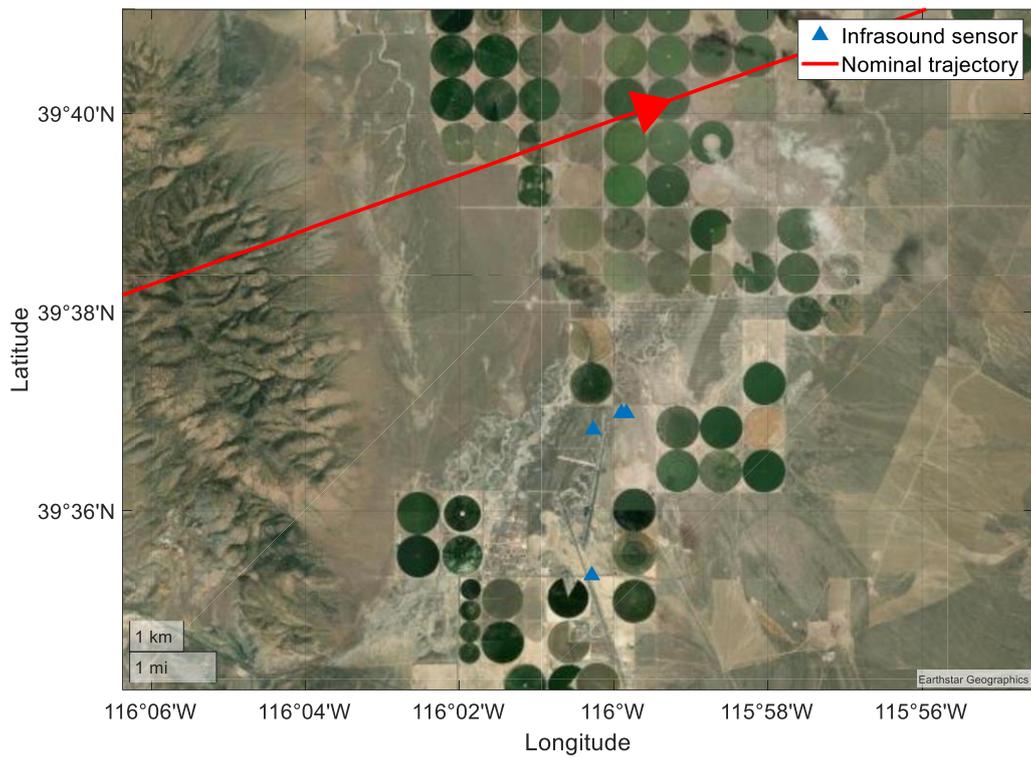


図 2-9. SRC のノミナル軌道(赤線)とセンサの設置場所の位置関係を示した図。地図情報は Google Earth による。

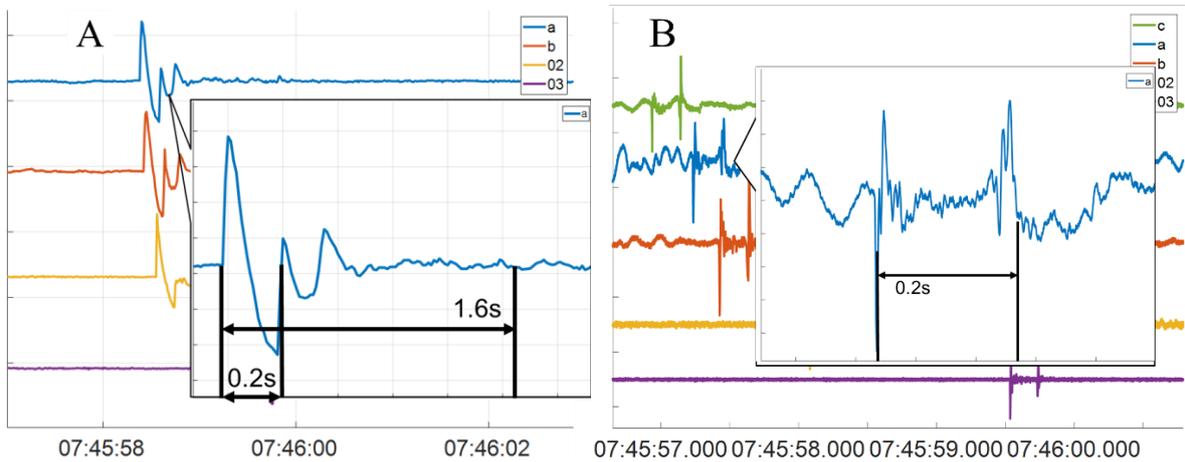


図 2-10. イベント波形の様子. A: インフラサウンドセンサの観測波形. B: 可聴音マイクの観測波形.

### 第3章 観測データを用いた解析手法

#### 3.1 音速とマッハコーンについて

本研究ではマッハコーンを解析の鍵として使用している。本節では音速とマッハコーンについて説明する。音速  $c$  は理想気体の場合、比熱比を  $\kappa$ 、気体定数を  $R$ 、絶対温度を  $T$  とすると

$$c = \sqrt{\kappa RT}, \quad (1)$$

と表せる。比熱比  $\kappa$  を一定と考えると音速は温度依存の関数として表せることがわかる。比熱比は定圧比熱と定積比熱の比であらわされ、原子気体の構造で決まる。本研究で扱う範囲（高度 60 km 以下）の地球大気の成分は  $N_2$  と  $O_2$  がほとんどを占めているため、大気は 2 原子気体と仮定してよい。そのため、比熱比  $\kappa$  は  $\kappa \approx \frac{7}{5}$  の一定値とした。これにより本研究では音速を温度依存の関数として扱った。

次にマッハコーンについて説明する。図 3-1 に音の伝わり方について示した。黒丸は点音源を青円は音波の伝搬を表している。図 3-1C の青直線は音の壁つまり衝撃波面を表している。図 3-1A は音源の移動速度が音速より遅い場合を示しており、点音源から同心円状(実現象では球状)に音波が発生している模式図である。このとき進行側で音の周波数が高くなるドップラー効果が発生している。図 3-1B は音源の移動速度が音速と一致した場合を示している。音源と音波が同時に進行するため、音源の先に音は届かず音の壁が生じている。図 3-1C は音源が音速より速い場合を示している。音源が音を置き去りにするようになり、音波が音源の後ろに扇状に広がるように追従し、その音波面は空間では三角錐（マッハコーン）を形成する。本研究は SRC という音速より速い音源から発生する超低周波音であるインフラサウンドをターゲットに観測および解析を行うため、衝撃波の形状をマッハコーンと仮定した。

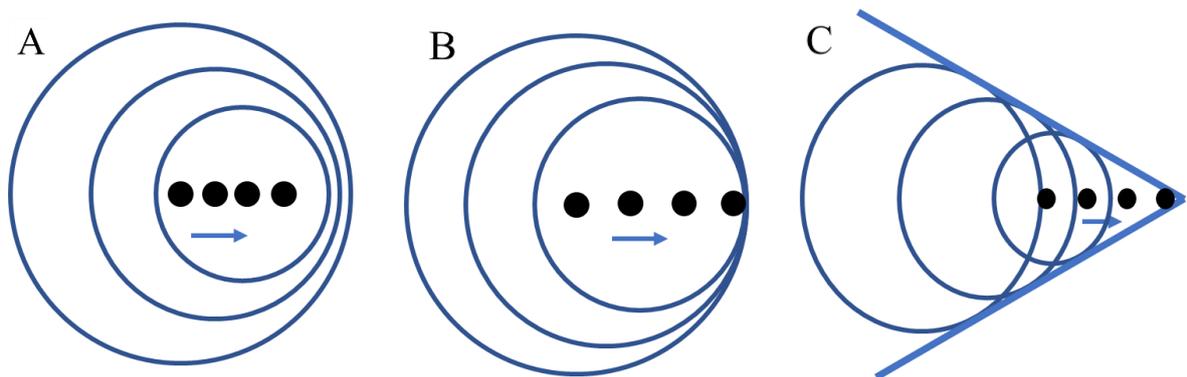


図 3-1. 音源の速さに対する音波の広がりを示した図。A：音源が音より遅い場合。B：音源が音速と同じ場合。C：音源が音速を超えている場合。音波の広がりが平面上で三角形のようになっているが実際は空間上に三角錐形状を成しマッハコーンと呼ばれる。

### 3.2 軌道決定方法

本研究の解析方法について説明する．宇宙から飛来する物体を地球上での座標に直接変換すると計算が煩雑になる．そのため，飛来した物体の軌道と衝撃波面の計算には SRC の軌道と  $Z$  軸を一致させた座標を考えることが一般的であり (Ishihara et al., 2004) [17], 本研究もそれに倣う．この座標を採用することで，三角錐であるマッハコーンが  $XY$  平面上で  $X=0, Y=0$  を中心とする円として簡単に表すことができる (図 3-2A). SRC が時間  $t_0$  に  $Z=0$  の  $XY$  平面 (原点) に到達したとする (図 3-2B). この時，任意の時刻  $t_k (>t_0)$  における  $XYZ$  座標とマッハコーンの関係は図 3-2C のように示され，その時のマッハコーンの式は

$$[v_0(t_k - t_0) + Z_k]\tan\beta = r_k, \quad (i)$$

で表される． $Z_k$  は任意の  $Z$  座標， $v_0$  は物体の速度， $\beta$  はマッハ角である．このマッハ角は，超音速で物体が移動した際に発生するマッハコーンの先端の角度のことであり， $\sin\beta = \frac{c}{v_0}$  で表される． $r_k$  は円の半径 (図 3-2A) であり，

$$r_k = \sqrt{X_k^2 + Y_k^2}, \quad (ii)$$

と表せる．

(i) と (ii) より任意の条件のマッハコーンは

$$[v_0(t_k - t_0) + Z_k]\tan\beta = \sqrt{X_k^2 + Y_k^2}, \quad (2)$$

と表せる．

これが大気中を超音速で移動する物体の軌道を基準として新たに導入した  $XYZ$  座標系での衝撃波面 (マッハコーン) の式である．

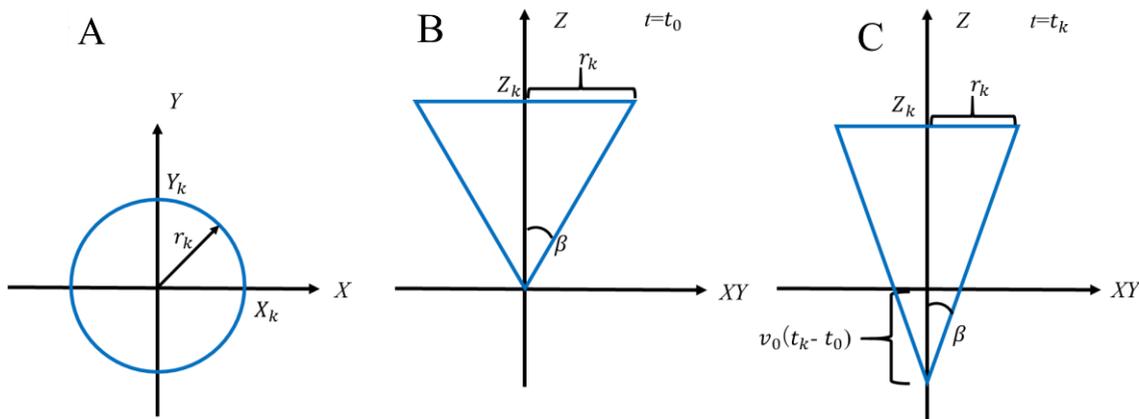


図 3-2.  $XYZ$  座標系上でマッハコーンの外形を示した図.

次に、この  $XYZ$  座標を実際の局所地表面座標の  $xyz$  座標に変換することを考える。 $XYZ$  座標は飛行物体の軌道を基準にした座標であるため、観測値と比較するため地球を平面と考えた  $x$  軸正の向きを南、 $y$  軸正の向きを東、鉛直上向きを正とする軸を  $z$  軸とする  $xyz$  座標に変換する。座標変換は、反時計回りを正とした 2 軸回転と原点の平行移動で行われ、その回転行列は

$$\begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos\gamma\sin\theta & \sin\gamma\sin\theta & -\cos\theta \\ -\sin\gamma & \cos\gamma & 0 \\ \cos\gamma\cos\theta & \sin\gamma\cos\theta & \sin\theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x - x_0 \\ y - y_0 \\ z \end{pmatrix}, \quad (3)$$

ここで  $\gamma$  は方位角、 $\theta$  は仰角、 $(x_0, y_0, 0)$  は SRC が減速しなかった場合に軌道の延長線上で地表面と交差する座標とした。この行列式は  $z$  軸回りに  $-\gamma$ 、 $y$  軸回りに  $90^\circ - \theta$  回転させると求めることができる。地図上の緯度・経度に表すときは得られた  $(x, y)$  座標の符号に注意する。

仮定として SRC を等速直線運動、上空 60 km から地上までの平均音速  $c$  を 0.305 km/s、地球の半径  $r$  を 6378 km とした。また地球(任意の地域における局所地表面)を平面と考え SRC が減速せずに地球に接地すると考えられる面を  $xy$  平面とした。 $XYZ$  座標と  $xyz$  座標の関係を図 3-3 に示す。

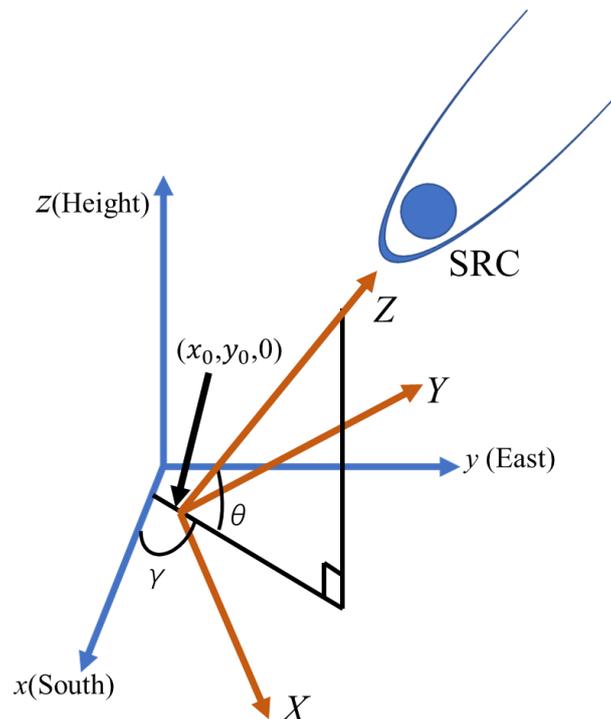


図 3-3. SRC と各軸の地理関係を示した図。Z 軸は SRC の軌道と一致し  $xyz$  座標は地表面の地理方位と高度を反映している。

さらに具体的な手順を示す。今回用いた式は SRC の速度  $v_0$ 、SRC の着地座標  $(x_0, y_0)$  の 2 つ)、SRC の突入軌道 (方位角  $\gamma$ 、仰角  $\theta$  の 2 つ)、地表面との交差時刻  $t_0$  の 6 つ

のパラメータを含んでいる。そのため表 3-1 に示した、これら 6 つのパラメータが決まれば任意のセンサの位置における衝撃波の到達時刻 ( $t_k$ ) を導出することができる。各パラメータの刻み幅を変えながら計算範囲を絞り込み最終的に計算した計算範囲と刻み幅を表 3-1 に示した。

表 3-1. 計算に使用したパラメータと計算の刻み幅.

パラメータ	計算範囲	計算に使用した刻み幅
$v_0$ (カプセルの速度)	20 ~ 30[km/s]	1[km/s]
$x_0$ (SRC と地球との交点)	-250 ~ -200[km]	1[km]
$y_0$ (SRC と地球との交点)	50 ~ 100[km]	1[km]
$\gamma$ (方位角)	-90 ~ 0[°]	1[°]
$\theta$ (仰角)	2 ~ 10[°]	0.5[°]
$t_0$ (地球と交差する時刻)	20 ~ 40[s]	1[s]

これらのパラメータを変動させ、観測値と最も合う組み合わせを探し出すことで、多地点におけるインフラサウンドの観測値から SRC の軌道を求めることができる。

まず表 3-2 に示した値を基準の値として計算した。ユーレカに近い地理座標 (39°, -115°) を原点とし、各センサの緯度・経度と比較し原点からの距離[km]を求めた。また  $t_0 = 0$  となる時刻を 7 時 45 分 55 秒(現地時間 PDT)とした。

表 3-2. 計算に使用した初期値.

パラメータ	初期値
$x_0$	39°
$y_0$	-115°
時刻( $t_0 = 0$ )	7 時 45 分 55 秒

そこから式(2)を $t_k$ について解き、各パラメータを総当たりに計算範囲内のすべてのパターンを計算した。ここで $t_k$ の評価として、実際の観測時間との最小二乗法の残差 $N$  (式(4))が 1 番小さくなったときを最適な $t_k$ の解とした。

$$N = \frac{\sum(t_k - t)^2}{n}, \quad (4)$$

ここで  $n$  は解析に使用したセンサの台数(観測地点数)である。

また簡易的なフローチャートを図 3-4 に示した。

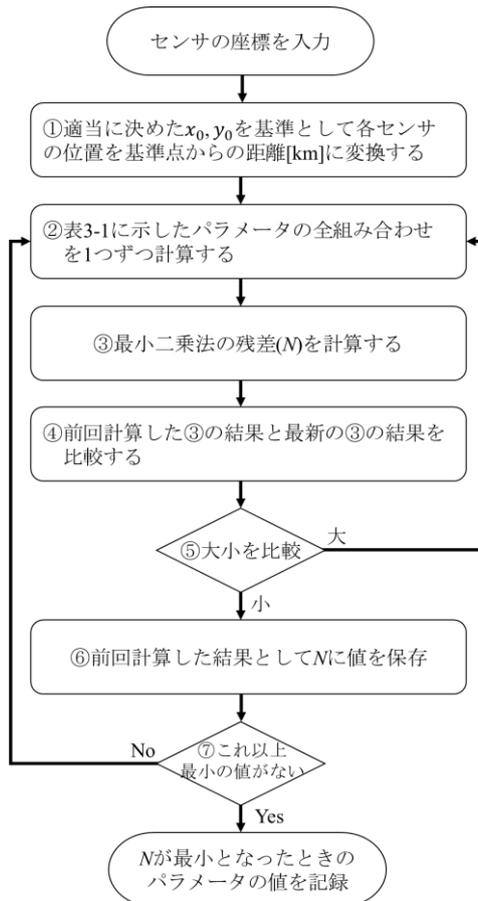


図 3-4. 計算の手順を簡易的に表したフローチャート.

## 第4章 結果

### 4.1 軌道決定結果

表 4-1 に解析結果のパラメータを示す．基準時間を 7 時 45 分 55 秒とした場合， $t_0=31$  秒が最適の組み合わせであったので，仮に減速せずに SRC が地面に着地したとする時刻は 7 時 45 分 55 秒から 31 秒後の 7 時 46 分 26 秒と考えられる．

さらに  $x_0$  が  $-189$  km， $y_0$  が  $52$  km という結果になった．これは(北緯  $39^\circ$ ，西経  $115^\circ$ ) の基準位置から北に  $189$  km，東に  $52$  km の位置に SRC 軌道の延長線と地表面との交点があるということである．

表 4-1. 各パラメータの計算結果.

パラメータ	計算範囲	計算に使用した刻み幅	解析結果
$v_0$	20 ~ 30[km/s]	1[km/s]	27[km/s]
$x_0$	-250 ~ -200[km]	1[km]	-189[km]
$y_0$	50 ~ 100[km]	1[km]	52[km]
$\gamma$	-90 ~ 0[°]	1[°]	-49[°]
$\theta$	2 ~ 10[°]	0.5[°]	4.5[°]
$t_0$	20 ~ 40[s]	1[s]	31[s]
$N$	-	-	0.0003

図 4-1 に観測データから解析を行って決定した軌道を示す．緑矢印が解析から求めた軌道で赤線がノミナル軌道を示している．また黒の放物線群は，計算により求められた衝撃波の地表面到達を地表面上の黒線として示している．解析で求めた軌道(緑矢印)とノミナル軌道(赤線)を比較すると両者が大きく異なることがわかる．

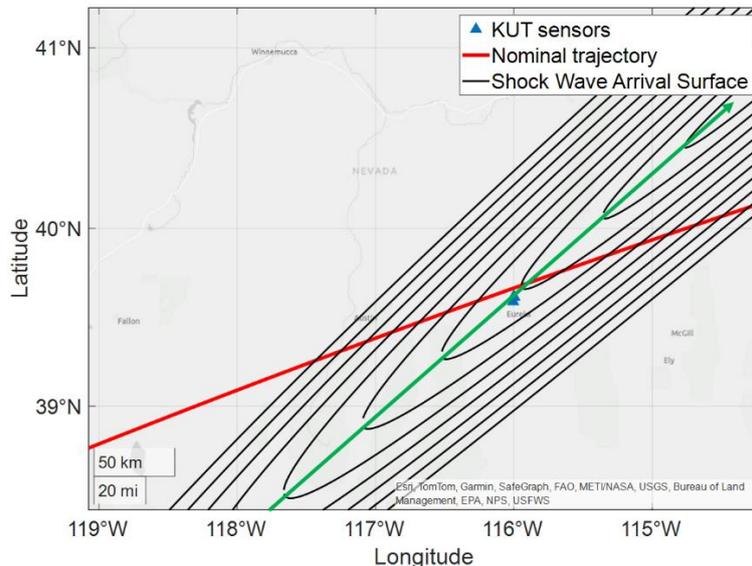


図 4-1. 解析軌道(緑矢印)と SRC の衝撃波の広がりを示した図．赤線はノミナルの軌道，黒線は内側から外側に向けて時々刻々と変化するマッハコーンを地表面で区切った図形(衝撃波の到達する様子)を表している．

今回の 4 地点のみで構成されたアレイ観測データを用いた解析結果はノミナル軌道とは一致しないという結論が得られた。この不一致は今回の観測手法，特に 4 地点の分布範囲が狭いという制約が主な原因と思われるが，ノミナル軌道が実際の軌道と異なっていた可能性も否定できないため，次節ではノミナル軌道の妥当性について議論する。

## 第5章 考察

### 5.1 インフラサウンド観測データから考えるノミナル軌道の妥当性

はじめにインフラサウンド観測データからノミナル軌道の妥当性をどのように検討するのかについて、その手法を説明する。

ノミナル軌道データ(①)にはある時刻 $t$ における緯度・経度, SRC の位置の高度の情報が含まれている。まず国土地理院の地表面標高データ[18](②)をもとに任意の緯度・経度に対する高度の情報を取得する。①と②の2つのデータから衝撃波の到達時刻の計算を行い, 実際のインフラサウンド観測時刻と比較することで, ノミナル軌道の妥当性を評価した。まず①と②を地球の中心を原点とする球面極座標系として考えると任意の位置は

$$x = (r + alt) \times \cos(lat) \times \cos(lon), \quad (5)$$

$$y = (r + alt) \times \cos(lat) \times \sin(lon), \quad (6)$$

$$z = (r + alt) \times \sin(lat), \quad (7)$$

と表すことができる。ここで地球の半径を $r$ , 高度 $alt$ , 緯度 $lat$ , 経度を $lon$ とした。

また球面極座標系の2点間の距離 $d$ は

$$d = \sqrt{(x_1 - x_2)^2 + (y_1 - y_2)^2 + (z_1 - z_2)^2}, \quad (8)$$

と表せる。

さらに式(8)で求めた距離 $d$ をその空間の平均の音速 $c$ で除算することにより軌道から地上の各観測点に届くまでの時間を求めることができる。ある軌道上の点における時刻にその結果を加算することで衝撃波が地上に届くべき時刻 $T_{cal}$ を求めることができる(式(9))

$$T_{cal} = \frac{d}{c} + t. \quad (9)$$

以上の計算を図5-1に示すように地上のある範囲に分布するすべての位置i, ii, iii, …に対して軌道位置情報1, 2, 3, …における計算を行って最短距離となる軌道の空間位置を決定する。最短距離を決定した後に衝撃波の到達予想時刻 $T_{cal}$ を決定した。 $T_{cal}$ と実際の観測時間 $T_{obs}$ を比べることでノミナル軌道が実際の軌道と整合性がとれているかどうかの検討を行った。

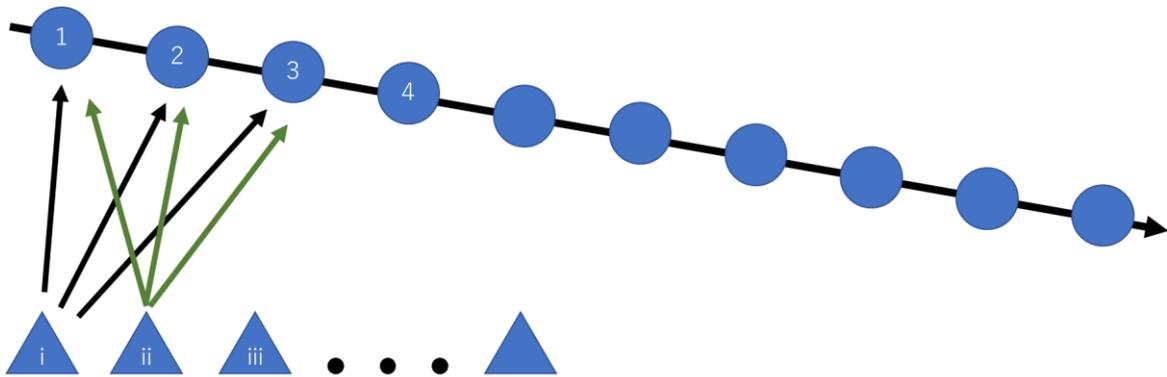


図 5-1. 計算の手順を簡易的に表した図.

観測データから考えるノミナル軌道の妥当性について考察する. ノミナル軌道から計算した予想衝撃波到達時刻の結果を図 5-2 に示した. 図 5-2 のカラーマップは現地時刻(PDT)の 7:46:00 から数えた時刻差(秒数)を色の濃淡で示している. 地点 b に設置したセンサの観測時刻が他のセンサに比べて 1 秒ほどずれていることや実際の観測時刻と差異がない結果が得られたためノミナル軌道は実際の軌道と同じように扱ってよいと考える.

ノミナル軌道はマッハ数が 20 を超えているため 1 秒ずれるだけでも今回の計算は大きくずれることが予測される. このことからノミナル軌道と実際の軌道はほとんど変わらないことがわかる. 逆説的に各地点でのインフラサウンド波形の観測やその時刻精度も問題ないことがわかる. また図 5-2 の色のパターンを見ると放物線状に変化が見えており, これはマッハコーンの円錐を地表面で区切った形が放物線状になることと一致する.

以上のことから第 4 章で示した SRC 軌道とノミナル軌道が一致しない原因は, ノミナル軌道にはないと判定できた. 今回の観測規模に対して私たちのチームが設置できたアレイ配置ではその分布が小さ過ぎたまたは軌道の南側だけと偏っていたために解析結果が一致しなかったと考える. 今後は今回使用できなかった他研究チームの取得データや過去の HAYABUSA2 の SRC による計 28 地点のデータを用いて観測対象に応じたセンサ規模の決定やセンサ配置の最適化等を調査していきたい.

今回は探査機の地球帰還軌道の関係から昼間の観測であったため光学観測ができず, ノミナル軌道のデータのみと比較した. 1.3 節でも述べたが, 過去の研究[14]にて昼間の観測にインフラサウンド観測が役に立つ可能性があるとし唆されていたが, 今回の結果でインフラサウンド観測によってノミナル軌道が正確であった点は確かめられておりインフラサウンド観測の有用性を示す後押しになったと考える.

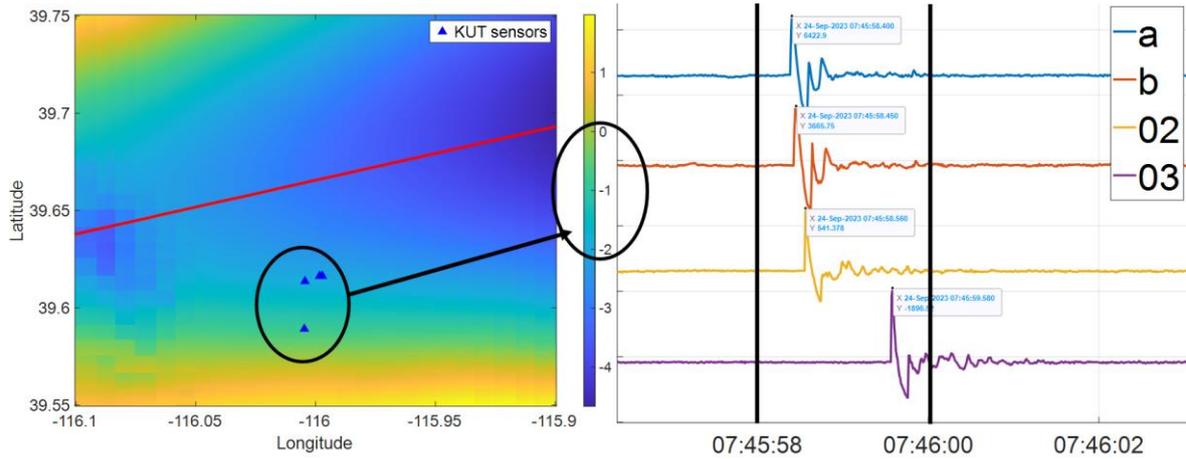


図 5-2. ノミナルの軌道から求めた観測時間. カラーマップは 7:46:00(PDT)からの時刻差を示しており実際の観測データと同時刻を示すと確認できる.

続いて 3.2 節で触れたセンサ間距離 2 km を音波が 1 秒で伝搬したと考えられることへの考察を行う. 考察のために各地上観測点から軌道を見たときの仰角を求めた. 前述の方法で求めた最短距離  $d$  と地上と軌道の点との高度の差  $\Delta Z$  から  $\sin^{-1} \frac{\Delta Z}{d}$  により仰角を求めた.

まず仰角の分布を求めた結果を図 5-3 に示す. センサを設置した付近では仰角が  $75^\circ$  以上であり, ほぼ真上から衝撃波が伝わっていることがわかる. このためセンサ間の距離に対して衝撃波が到達した秒数の差が小さい原因は仰角の大きさにあると判明した. 図 5-4 に単純化した模式図を示した. 仰角が高いとほぼ同時に音波が届くので見かけの音速が速くなる.

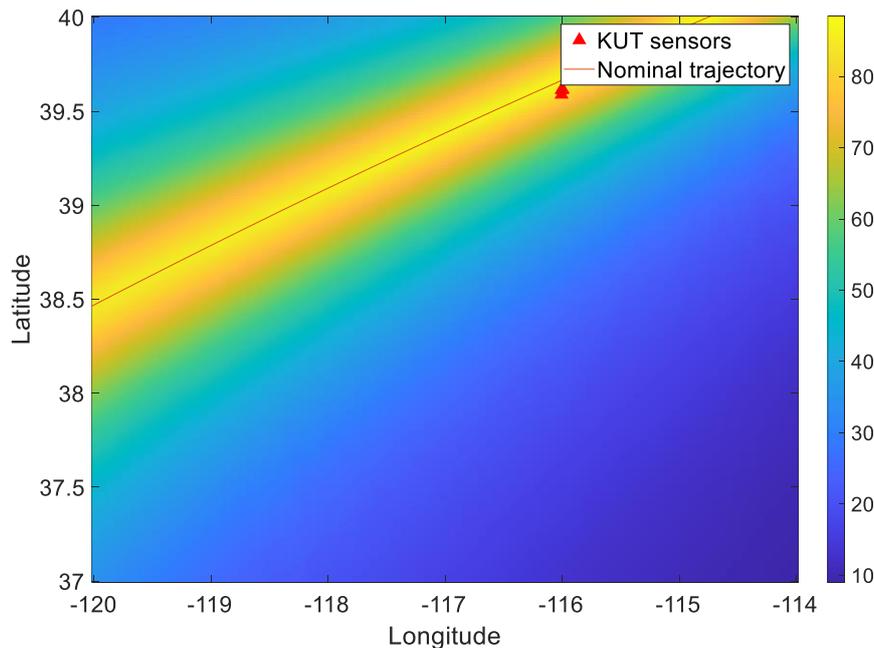


図 5-3. 地上から SRC の軌道を見た仰角の分布を示すカラーマップ

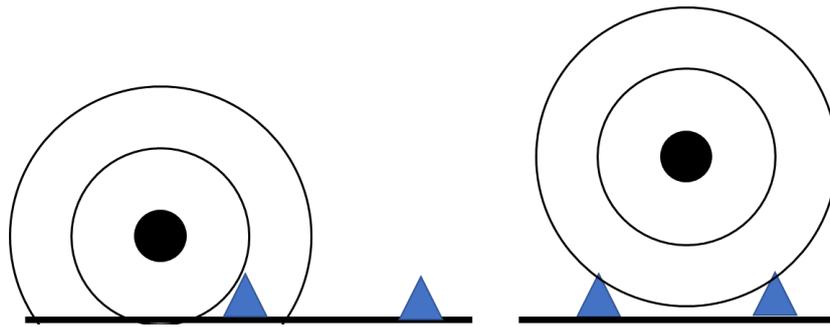


図 5-4. 仰角の違いによるセンサへの音波の伝搬を簡易的に表した図.

## 5.2 その他の解析

軌道決定の他に可聴音マイクでダブルピークが現れたことについても調査した. インフラサウンドセンサの観測データについてはシングルピークのみであったが, 可聴音マイクの観測波形はダブルピークが見られた. この現象は 2010 年の HAYABUSA の SRC による衝撃波観測の時にも 1 地点のみの観測であるが報告されている(図 5-5)[19].

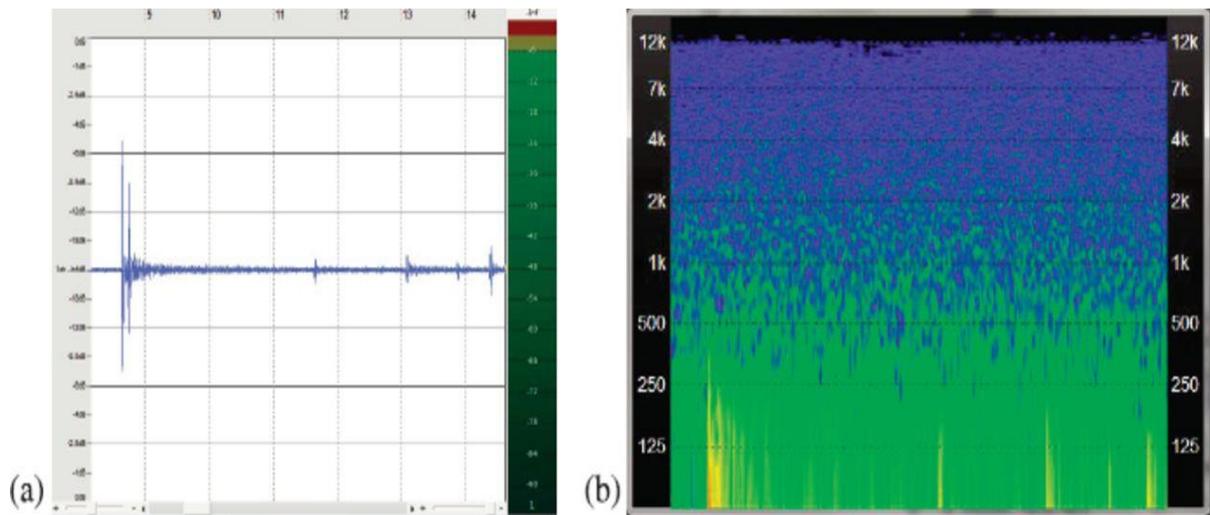


図 5-5. HAYABUSA の SRC で観測された可聴音マイクの波形. (a)が音波の波形. (b)はイベントのソナグラム(Fujita et al., 2011 から引用)[19].

もしこのダブルピークが衝撃波の波面形状によるものと仮定すると, 音速(300 m/s)とダブルピーク間の時間(0.2 秒)の積である 60 m サイズの特徴的な形状が存在するはずである. そのため, 超音速物体先端の衝撃波形状を描画することにした(図 5-6).

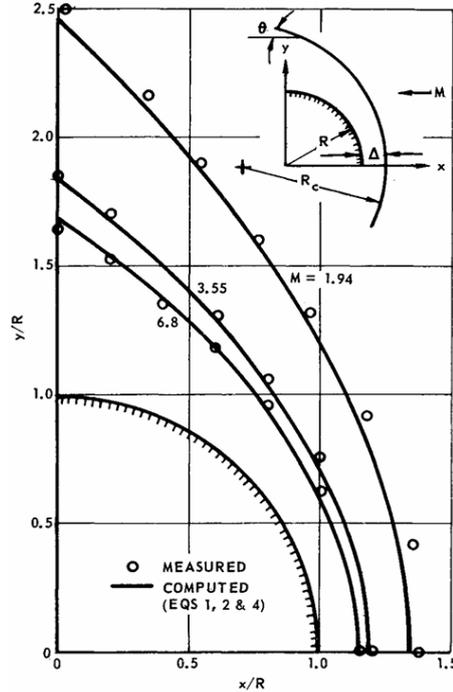


図 5-6. 衝撃波描画のイメージ(右上) (F. Billig, 1967[18]の figure1 から引用).

マッハ数を決めれば計算ができることから, F. Billig, 1967 [20]を参考に衝撃波形状の式

$$x = R_{SRC} + \delta - r_c \frac{\sqrt{1 + \frac{y^2 (\tan \beta)^2}{r_c^2} - 1}}{(\tan \beta)^2}, \quad (10)$$

を用いて計算を行った. ここで  $R_{SRC}$ ,  $\delta$ ,  $r_c$ ,  $\beta$  は SRC の半径, 衝撃波離脱距離(図 5-6 右上の  $\Delta$ ), カプセルの曲率半径(図 5-6 右上の  $R_c$ ), マッハ角である.

また衝撃波離脱距離やカプセルの曲率半径は

$$\frac{\delta}{R_{SRC}} = 0.143 e^{\frac{3.24}{M^2}}, \quad (11)$$

$$\frac{r_c}{R_{SRC}} = 1.143 e^{\frac{0.54}{(M-1)^{1.2}}}, \quad (12)$$

から求めた. ここで  $M$  はマッハ数である.

今回は簡単のために SRC の形状を球として考えた. またマッハ数は 20 とした. 式(10) の  $y$  に適当な値を代入することによって  $xy$  座標系に衝撃波形状を描画した(図 5-5).

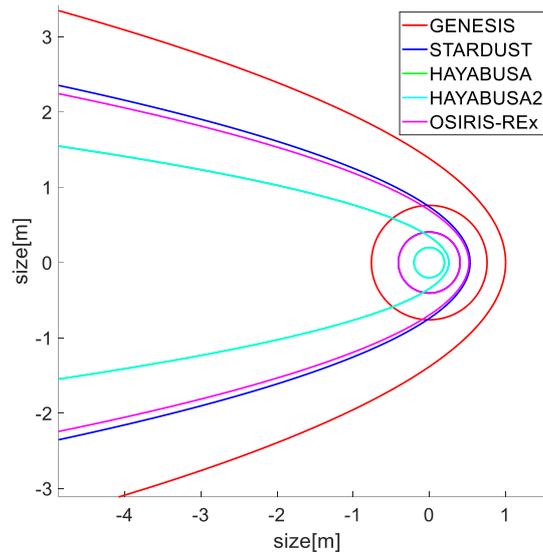


図 5-5. カプセル周り局所の衝撃波の様子. 図中の円は SRC の形を表す.  
 円と同色の放物線は衝撃波の形状を表す. HAYABUSA と HAYABUSA2 は  
 カプセルの大きさが同じため描画が重なっている.

カプセルの大きさが変化しても(図中の複数の円)数メートルしか変わらず, 衝撃波の大きさや $y$ 軸方向の大きさを考えてもダブルピークを生む要因となるものは見いだせなかった.

また文献調査の結果, 衝撃波の後ろにさらに衝撃波ができるという現象も存在する(図 5-6, O'Farrell et al., 2011)[20]ことがわかったが今回のダブルピークの解明には至らなかった.



図 5-6. ダブルショックウェーブの例[20]の Figure7 から引用

またインフラサウンドにおいての話ではあるがダブルピークが起こる原因としてフラグメンテーションが関係しているという論文もある(Silber and Brown., 2014)[21]. 今回観測が昼間であったということと SRC の詳細な状態についてはデータを確認できてはいないため確かめるすべはないが, 今後あるかもしれない SRC の観測時には注目したい.

最後に単純にマイク性能やサンプリング分解能の可能性もあるので同様に今後調査が必要である.

## 第6章 まとめ

2023年9月24日にNASAの小惑星探査機OSIRIS-RExのSRCが大気圏に再突入する際に発生する衝撃波のインフラサウンド観測を米国ネバダ州にあるユーレカ空港にて行った。国際共同チームの一員として参画し、4台のINF04型インフラサウンドセンサと5台の可聴音マイクで衝撃波の到達を観測することに成功した。インフラサウンド観測結果からSRCの軌道を計算したが小規模にアレイ配置された複数のセンサによるデータのみからでは、結果として正しい答えは得られなかった。しかしノミナル軌道データから考えた観測できるであろう予想時刻と実際の観測時刻に大きな差は見られなかったため、観測自体に問題はなかったと考える。決定軌道と実際の軌道がずれてしまった原因としてはセンサの設置場所と台数に制限があったため、設置場所に偏りが出てしまったこと、チーム全体としては十分な範囲にセンサ群が分布しているが、私たちのチームによるセンサ群のみの観測網では基線長が小さいため到来方向算出の誤差が大きくなったと考える。

今後予測可能なイベントがある際にはどのように配置すれば行いたい解析ができるか等を本研究で使用したデータや過去の研究データから考えて、観測の最適化等を行いたい。また高高度大気中での気圧変動の伝搬への理解を深め、インフラサウンドを用いた防災研究にも応用していきたいと考えている。具体的にはHAYABUSA2帰還時の28地点のデータから解析に使用するセンサの台数を絞り軌道を解析することや、今回共同観測を行った外国チームのデータを交えてより大きな基線長のデータによる解析を行いセンサの台数や規模の大小に応じた精度の変化などを研究していきたい。

また可聴音マイクで観測したイベントは全地点でダブルピークとなっていた。2010年に行われたHAYABUSA地球帰還時の可聴音マイクを用いた観測は1地点のみであったがダブルピークの波形が得られていた。今回SRC周りの衝撃波の形状から原因の解明を試みたが大きな成果は得られなかった。SRCの内部を守るためにSRC表面には自ら融解して飛散することで熱を逃がすためのアブレータが備わっているが、このアブレータによるフラグメンテーションが起こっている可能性やマイク自体の性能差等の追及はできなかった。衝撃波音をインフラサウンドセンサではなく可聴音マイクで観測してダブルピークが観測されたデータの数もまだ少ないため、今後様々な現象を観測していきながら原因を追究していきたい。

今回の観測を通して、数少ない人工的な現象によって発生するインフラサウンドを待ち受け観測できたことで、昼間の地球帰還観測ではインフラサウンド観測に大きな役割があることを示せた。これらは今後の防災への応用やインフラサウンド観測の普及に少なからず影響を与える成果と考える。

## 謝辞

本論文執筆を行うにあたり、指導教員の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 山本真行教授、同研究室 西川泰弘特任助教にご指導を賜りました。山本教授には日々の研究活動のご指導だけでなく、研究のための国際共同観測への参加や学会発表に対する研究費支援など多くのご支援をいただきました。西川特任助教には解析方法のご相談を数多くさせていただきました。誠にありがとうございます。また副指導教員および副査として同学群 田上周路准教授、野田聡人准教授にはご指導を賜りました。論文執筆に関するご助言だけでなく、観測装置を準備する際にご助言や足りない物品の支援をしていただきました。さらに同学群 荻野要介講師にはSRCが発生させる衝撃波の振る舞いやその研究、計算方法などをご教示いただき、またご相談もさせていただきました。米国サンディア国立研究所の Elizabeth A. Silber 博士には国際共同観測チームへの招待や現地での案内や説明など多くのご支援をいただきました。

本研究は多くの方々に研究活動へのご協力を賜り実現しました。本論文を執筆できたこと、国際共同観測チームに参画して行うイベント観測は著者自身にとっても掛け替えのない経験になりました。また旅費の一部は、高知工科大学令和5年度公募型研究費から支援を受けました。この場をお借りして御礼を申し上げます。

## 参考文献

- [1] Y. Nishikawa, M.-Y. Yamamoto, A. Yokota, Y. Hasumi, and G. Hamajima, "Specification of INF01LE, INF03, and INF04LE infrasound sensors for the observation and detection of destructive geophysical events," *Discover Geoscience*, 2, 82, 2024.
- [2] 齋藤耕, "電磁界アンテナおよびインフラサウンドセンサを用いた雷位置探知システムの構築," 高知工科大学大学院工学研究科修士論文, 2017.
- [3] N. I. Medhat, M.-Y. Yamamoto, and Y. Ichihashi, "Inclinometer and Improved SBAS Methods with a Random Forest for Monitoring Landslides and Anchor Degradation in Otoyo Town, Japan," *Remote Sensing*, 15, 441, 2023.
- [4] Y. Nishikawa, M.-Y. Yamamoto, K. Nakajima, I. Hamama, H. Saito, Y. Kakinami, M. Yamada, and T.-C. Ho, "Observation and simulation of atmospheric gravity waves exciting subsequent tsunami along the coastline of Japan after Tonga explosion event," *Scientific Reports*, 12, 22354, 2022.
- [5] 平塚丘将, 山本真行, "小型観測気球用の着陸域選択式輸送システムの開発と実験計画," 大気球シンポジウム: 2019年, 宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所 (JAXA)(ISAS), 2019.
- [6] 水野和樹, "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," 高知工科大学大学院工学研究科修士論文, 2022.
- [7] ReVelle, D. O., W. Edwards, and T. D. Sandoval. "Genesis—An artificial, low velocity “meteor” fall and recovery: September 8, 2004." *Meteoritics & Planetary Science* ,40 ,895-916,2005
- [8] ReVelle, D. O., and W. N. Edwards. "Stardust—An artificial, low-velocity “meteor” fall and recovery: 15 January 2006." *Meteoritics & Planetary Science*, 42,271-299, 2007
- [9] Y. Ishihara, Y. Hiramatsu, M.-Y. Yamamoto, M. Furumoto, and K. Fujita, "Infrasound/seismic observation of the Hayabusa reentry: Observations and preliminary results," *Earth, Planets and Space*, 64, 655-660, 2012.
- [10] E. K. Sansom, H. A. R. Devillepoix, M.-Y. Yamamoto, S. Abe, S. Nozawa, M. C. Towner, M. Cupák, Y. Hiramatsu, T. Kawamura, K. Fujita, M. Yoshikawa, Y. Ishihara, I. Hamama, N. Segawa, Y. Kakinami, M. Furumoto, H. Katao, Y. Inoue, A. Cool, G. Bonning, and R. M. Howie, "The scientific observation campaign of the Hayabusa-2 capsule re-entry," *Publications of the Astronomical Society of Japan*, 74, 50-63, 2022.
- [11] ISAS/JAXA, 小惑星探査機「はやぶさ2」,  
<https://www.isas.jaxa.jp/missions/spacecraft/current/hayabusa2.html>, 2025年2月参照
- [12] D. N. DellaGiustina, M. C. Nolan, A. T. Polit, M. C. Moreau, D. R. Golish, A. A. Simon, C. D. Adam, P. G. Antreasian, R.-L. Ballouz, O. S. Barnouin, K. J. Becker, C. A. Bennett, R. P. Binzel, B. J. Bos, R. Burns, N. Castro, S. R. Chesley, P. R. Christensen, M. K. Crombie, M. G. Daly, R. T. Daly, H. L. Enos, D. Farnocchia, S. Freund Kasper, R. Garcia, K. M. Getzandanner, S. D. Guzewich, C. W. Haberle, T. Haltigin, V. E. Hamilton, K. Harshman, N. Hatten, K. M. Hughes, E. R. Jawin, H. H. Kaplan, D. S. Lauretta, J. M. Leonard, A. H. Levine, A. J. Liounis, C. W. May, L. C. Mayorga, L. Nguyen, L. C. Quick, D. C. Reuter, E. Rivera-Valentín, B. Rizk, H. L. Roper, A. J. Ryan, B. Sutter, M. M. Westermann, D. R.

- Wibben, B. G. Williams, and K. Williams, "OSIRIS-APEX: An OSIRIS-REx Extended Mission to Asteroid Apophis," *The Planetary Science Journal*, 4, 198, 2023.
- [13] 蓮見佑太, "インフラサウンド観測データを用いた火球の爆発地点の決定とエネルギー推定," 高知工科大学学士論文, 2022.
- [14] Y. Nishikawa, M.-Y. Yamamoto, E. K. Sansom, H. A. R. Devillepoix, M. C. Towner, Y. Hiramatsu, T. Kawamura, K. Fujita, M. Yoshikawa, Y. Ishihara, I. Hamama, N. Segawa, Y. Kakinami, H. Katao, Y. Inoue, and P. A. Bland, "Modeling of 3D trajectory of Hayabusa2 re-entry based on acoustic observations," *Publications of the Astronomical Society of Japan*, 74, 308-317, 2022.
- [15] E. A. Silber, D. C. Bowman, C. G. Carr, D. P. Eisenberg, B. R. Elbing, B. Fernando, M. A. Garcés, R. Haaser, S. Krishnamoorthy, C. A. Langston, Y. Nishikawa, J. Webster, J. F. Anderson, S. Arrowsmith, S. Bazargan, L. Beardslee, B. Beck, J. W. Bishop, P. Blom, G. Bracht, D. L. Chichester, A. Christie, J. Clarke, K. Cummins, J. Cutts, L. Danielson, C. Donahue, K. Eack, M. Fleigle, D. Fox, A. Goel, D. Green, Y. Hasumi, C. Hayward, D. Hicks, J. Hix, S. Horton, E. Hough, D. P. Huber, M. A. Hunt, J. Inman, S. M. Ariful Islam, J. Izraelevitz, J. D. Jacob, J. Johnson, R. J. KC, A. Komjathy, E. Lam, J. LaPierre, K. Lewis, R. D. Lewis, P. Liu, L. Martire, M. McCleary, E. A. McGhee, I. Mitra, A. Nag, L. Ocampo Giraldo, K. Pearson, M. Plaisir, S. K. Popenhagen, H. Rassoul, M. Ronac Giannone, M. Samnani, N. Schmerr, K. Spillman, G. Srinivas, S. K. Takazawa, A. Tempert, R. Turley, C. Van Beek, L. Viens, O. A. Walsh, N. Weinstein, R. White, B. Williams, T. C. Wilson, S. Wyckoff, M. Yamamoto, Z. Yap, T. Yoshiyama, and C. Zeiler, "Geophysical Observations of the 2023 September 24 OSIRIS-REx Sample Return Capsule Reentry," *The Planetary Science Journal*, 5, 198, 2024.
- [16] Silber, E. A., Nominal trajectory data, personal communication, 2023.
- [17] Y. Ishihara, M. Furumoto, S. Sakai, and S. Tsukada, "The 2003 Kanto large bolide's trajectory determined from shockwaves recorded by a seismic network and images taken by a video camera," *Geophysical Research Letters*, 31, 661–675, 2004.
- [18] 国土地理院, 標高第一版データ, [https://www.gsi.go.jp/kankyochiri/gm\\_global.html](https://www.gsi.go.jp/kankyochiri/gm_global.html), 2025年2月
- [19] F. Billig, "Shock-Wave Shapes around Spherical- and Cylindrical-Nosed Bodies," *Journal of Spacecraft*, 4, 822-823, 1967.
- [20] J. M. Ofarrell and T. Rieckhoff, "Direct Visualization of Shock Waves in Supersonic Space Shuttle Flight," NASA Technical Memorandum, 2011.
- [21] E. A. Silber and P. G. Brown, "Optical observations of meteors generating infrasound—I: Acoustic signal identification and phenomenology," *Journal of Atmospheric and Solar-Terrestrial Physics*, 119, 116-128, 2014.