

修士論文

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

Quantitative evaluation of blast pressure in the atmosphere and direct
measurement of low-frequency/audible sound propagation characteristics
in the middle and upper atmosphere

報 告 者

学籍番号 : 1225056

氏名 : 安河内 祐輔

指 導 教 員

山本 真行 教授

令和2年2月10日

高知工科大学大学院工学研究科 知能機械システム工学コース

目次

| | |
|------------------------------|-----------|
| 第 1 章 序論 | 1 |
| 1.1 背景 | 1 |
| 1.2 目的 | 3 |
| 第 2 章 観測ロケット搭載機器と実験概要 | 4 |
| 2.1 観測ロケット搭載機器 | 4 |
| 2.1.1 観測ロケット搭載機器のシステム | 4 |
| 2.2 真空試験 | 5 |
| 2.3 熱試験 | 5 |
| 2.4 振動/衝撃試験 | 6 |
| 2.5 MOMO ロケット | 7 |
| 2.6 MOMO ロケット実験概要 | 7 |
| 2.6.1 MOMO3 実験概要 | 7 |
| 2.6.2 花火打ち上げ概要 | 8 |
| 2.7 地上での音波観測 | 9 |
| 2.7.1 地上での観測とセンサ配置 | 9 |
| 2.7.2 センサの時刻精度 | 10 |
| 第 3 章 音波解析手法 | 11 |
| 3.1 音波解析 | 11 |
| 3.1.1 音波とは | 11 |
| 3.1.2 音波到来角の特定 | 11 |
| 3.2 高度別温度・風速の取得 | 13 |
| 3.2.1 MERRA2 について | 13 |
| 3.2.2 MSIS-E について | 14 |
| 3.2.3 HWM14 について | 14 |
| 3.2.4 温度・風速の決定 | 15 |
| 3.3 MOMO2 解析手法 | 17 |
| 3.3.1 爆風圧から音圧レベルの算出 | 17 |
| 3.3.2 爆風圧のエネルギー推定 | 17 |
| 3.4 MOMO3 解析手法 | 18 |
| 3.4.1 無風状態でのロケットへの音波伝搬 | 18 |
| 3.4.2 音波伝搬基礎方程式 | 18 |
| 3.4.3 音波吸音率 | 19 |

| | |
|-----------------------------|-----------|
| 第4章 MOMO実験結果 | 20 |
| 4.1 MOMO2実験結果 | 20 |
| 4.1.1 MOMO2爆風圧 | 20 |
| 4.1.2 爆風圧のエネルギー | 22 |
| 4.2 MOMO3 実験結果 | 23 |
| 4.2.1 MOMO3 飛翔データ | 23 |
| 4.2.2 MOMO3 搭載機器データ | 24 |
| 4.2.3 MOMO3 搭載機器データとイベントの関係 | 26 |
| 4.2.4 地上観測によるロケット衝撃波音の特定 | 31 |
| 4.3 ロケット搭載機器の改良 | 32 |
| 4.3.1 MOMO3 問題点の原因特定 | 32 |
| 4.3.2 MOMO5 に向けての改良 | 33 |
| 第5章 評価と考察 | 35 |
| 5.1 MOMO2 の評価と考察 | 35 |
| 5.2 MOMO3 の評価と考察 | 36 |
| 5.3 MOMO5 に向けての評価と考察 | 37 |
| 第6章 結論 | 38 |
| 謝辞 | 39 |
| 参考文献 | 40 |

第1章 序論

1.1 背景

地球大気中の気圧、温度、密度、風、および組成(特に湿度としての水蒸気の比率)の変動は、気象学者が把握すべき最も重要なパラメーターである。過去には、対流圏界面までの大気条件の知識が地上天気を予測するには十分と考えた。しかし、より高高度での測定が技術的に可能になると、気象現象のうち特に太陽エネルギーと大気との相互作用から生じる現象は上層大気のさらなる探査によってのみ理解できることを認識した。第二次世界大戦前に、科学者はゾンデと気球を使用して、大気に関する知識を高度 30 km まで広げた。気球搭載の無線送信気象計器(ラジオゾンデ)は 1930 年代に導入され、現在も多くの貴重なデータが日々蓄積されている。しかし、気球での測定は高度 30 km 程度に制限される。第二次世界大戦後、ドイツの V-2 ロケットの技術がその後の宇宙開発につながる過程で、気象実験もより高い高度まで拡張された。初期の 30~100 km の高層大気に関する知識は、ほぼロケット実験によって得られた。

国際地球観測年(IGY: 1957~1958)の間及びその直前に、3 つの地域(ニューメキシコ州・ホワイトサンズ、カナダ・フォートチャーチル、マリアナ諸島・グアム)で 30~90 km の温度と風の測定値を得るためにロケット実験が行われた。1950~1953 年にかけて 12 発のロケットが発射され、1956 年 11 月にカナダで 10 発の Aerobee 観測ロケットで高度 95 km までの風と温度を測定した。結果は、季節と緯度の温度変化を明確に示し、温度は高度 80 km 付近では冬に極に向かって、高度 50 km 付近では夏に極に向かって上昇する[1]。フォートチャーチルでのすべての冬季実験で、高度 50~80 km に二次ピークを伴う顕著な温度反転が測定された。夏の風は、東向きに 50 m/s 未満、冬の風は西向きに 50~100 m/s を得たが、多くの場合ピークでは 100 m/s を超えていた[1]。この高度の大気は希薄ではあるが台風なみの暴風が常に吹き荒れると言える状況である。1958 年 11 月にグアムで 9 回のロケット実験が成功し、赤道付近の低緯度域で新しいデータが得られた[1]。これらのフライトでは、小型で安価な固体推進剤ロケットを使用した。それ以来、より小さくより効率的なペイロードが開発され、IGY 後の 1960~1961 年にも約 10 回のロケット実験が成功した[1]。

現在の地球周辺の宇宙空間には、観測、放送、通信などの目的で多くの人工衛星が地球を周回しており、常に過酷な環境にさらされている。太陽活動度の変化(黒点数の変動など)に伴い変動する熱圏・電離圏の大気密度や電離大気密度の高度プロファイルは、人工衛星の軌道に影響を与えるだけでなく、全地球測位システム(GNSS : Global Navigation Satellite System)からの電波の測定誤差要因にもなる。このため、中間圏・熱圏・電離圏(MTI)領域の研究はますます重要になってきている。

現在、この領域の研究・計測手法(図 1-1)としては、観測ロケット(単段式では最高高度約 350 km)、人工衛星(最低高度約 200 km)、大型気球(最高高度約 50 km)などによる直接計測と光学・レーダー等による間接計測がある。熱圏大気プラズマ計測用の非干渉散乱レーダー(高度約 90 km から約 1,000 km)、流星レーダー(高度約 80 km から約 110 km)、対流圏から熱圏までを計測

できる MU (Middle and Upper atmosphere) レーダー (高度約 2 km から約 500 km) 等があり、光学機器によるオーロラ発光 (高度約 90 km から 200 km) ・大気光 (高度約 80 km から 250 km) 観測などによる間接計測もある[3]。これらの観測を総合し、温度場、風速場、大気密度、大気組成などの物理量の計測ができ、主に物理学・化学的観点から多くの研究が行われている。現在のところ、中間圏・熱圏のうち高度約 50 km から 250 km 高度域については、その直接計測手法は観測ロケット通過時 (わずか数十秒から数分) のみ可能である。この領域の科学観測や環境利用実験の目的で高度 100 km まで上昇し、制御しつつ下降着陸できる再使用ロケットの開発が宇宙航空研究開発機構 (JAXA : Japan Aerospace Exploration Agency) により進められており、将来的には直接計測の頻度の飛躍的な増加が期待される[4]。2016 年には米国の民間企業 Space-X により衛星打ち上げロケット 1 段目着陸と再利用が実現しておりロケットの再利用は急速に身近になりつつある。

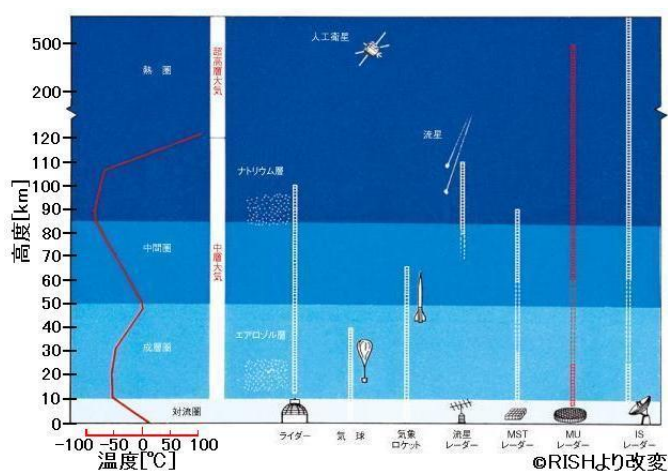


図 1-1 地球大気の観測機器と観測領域

音波とは、媒質中を伝搬する縦波の一種である。大気中における音波伝搬は大気が媒質となり、大気を構成する粒子の疎密によって伝搬するため、その伝搬速度 (音速) は媒質の温度や密度、組成などに応じて変化する。また、音波源と受信者との相対的な速度や風向きなどによるドップラー効果が発生し、音波源での発信周波数と受信者側での受信周波数が変化する。このことを応用した中間圏・熱圏での音波を用いた観測手法として、グレネード法、MU レーダーと音波送信を併用する電波音波併用レーダー (RASS: Radio Acoustic Sounding System) 法がある。

グレネード法とは、観測ロケットに搭載したグレネード弾を高層大気中 (高度約 20 km から 120 km) で爆発させ地上の複数地点で音波を計測し、温度や風速、風向きを算出する手法である[1, 2]。RASS では、地上から可聴域の低周波音を上空大気に向かって送出し、これによる大気応答を MU レーダーにより精密観測し、成層圏大気の温度を測定する手法である[5]。今日では、過去の多くの観測データの蓄積により、MSIS (Mass Spectrometer Incoherent Scatter) などの大気経験モデルによる計算結果とレーダーや観測ロケット、GNSS-TEC (GNSS-Total Electron Content) などの観測結果[6]との比較がイベント毎に行われ、統計的にもモデルと実測を整合させる研究が進められている。中でも、音波領域の波動伝搬の理解は、これまで地上観測と理論・大気モデルを用いたシ

ミュレーションによる研究が主である。

宇宙産業は各国の国家戦略として成長してきた。近年では、主に欧米の民間企業がロケット産業へ進出する際に国として支援することで宇宙産業は急速な成長を遂げている。NASA は ISS への物資輸送を民間に委託することで物資輸送コストを削減した。国際社会の流れから将来は地球近傍の低軌道での宇宙利用を民間に委託すると考えられる[7]。それによって宇宙が一般人にもより身近な存在となり民間のロケット利用が増加すると考えられる。SpaceX 社は、再利用可能なロケットが、宇宙へのアクセスのコストを大幅に削減するのに必要かつ重要なブレイクスルーの 1 つと考えている。SpaceX 社の Falcon 9 ロケットの現在の定価は約 5,400 万ドルである。ただし、各フライトの燃料コストは約 200,000 ドルで、合計の約 0.4%であり、打ち上げコストの大部分は、ロケットの建造から発生し、ロケットは一度だけ飛行する。新しい航空機はそれぞれ建造に Falcon9 とほぼ同じ費用を必要とするが、1 日に複数回飛ぶことができ、その生涯にわたって何万ものフライトが可能となる。したがって、再利用可能な宇宙打ち上げロケットは、地球軌道に到達するコストを 100 分の 1 に削減できる[8]。再利用可能ロケットの技術実験は行われており、成果もあげている。ロケット技術開発にはその安全対策は必須であり民間ロケットでも重要な課題である。ロケットの爆発は、発生元の装置だけでなく、破片の飛散と爆風による破壊により、ロケット打ち上げ用地上施設はもちろんのこと、周辺に影響や被害を及ぼす。

1.2 目的

1.2.1 爆風圧評価の目的

地上に設置した音波センサの値から、爆発によるエネルギーを算出し、爆心からの距離に対する爆風の影響を評価できる。予定外の MOMO2 ロケットの落下・爆発により得られたデータを用いて爆風の音波伝搬路を検証し、爆風の伝搬過程を検証することを目的とする。

1.2.2 ロケット実験の目的

MOMO3 ロケット実験が 2019 年 5 月に行われた。実験用に打ち揚げた花火の音やロケット自体の打ち上げ時に発生する可聴音およびインフラサウンド(超低周波音)を音源とし、地上観測とロケット搭載機器(2 台のマイク型低周波音センサ)による直接計測データとの比較から中層～超高層大気における音波伝搬特性を求めるとともに、音波伝搬路の大気モデルとの比較、検証を行うことを目的とする。

1.2.3 ロケット搭載機器改良の目的

MOMO3 では、2 台の音波センサとともに搭載した音源発生用ブザーが約 16 秒毎に定期的に発生する可聴音について、上空でマイクが音を取得できない結果となったため、ブザー音が取得できなかった原因の特定を行い、MOMO4 以降でこの問題を解決するために新たなブザーの選定や実験条件の最適化を行うことを目的とする。

第2章 観測ロケット搭載機器と実験概要

2.1 観測ロケット搭載機器

本実験に伴い開発が行われたロケット搭載用音波伝搬特性計測装置 INF03D(図 2-1(a))は、先行研究[9]により、地上観測、真空実験、気球実験と実績を重ねたマイクを宇宙用に改良しており、可聴音/低周波音の計測可能なマイクである。将来の火星着陸機にも活用することを想定している。全体構成は、メインマイク、サブマイク、ブザーの3パートで構成され、メインマイクが MOMO 側のホストインターフェイスとデータのやり取りを行う(図 2-1(b))。

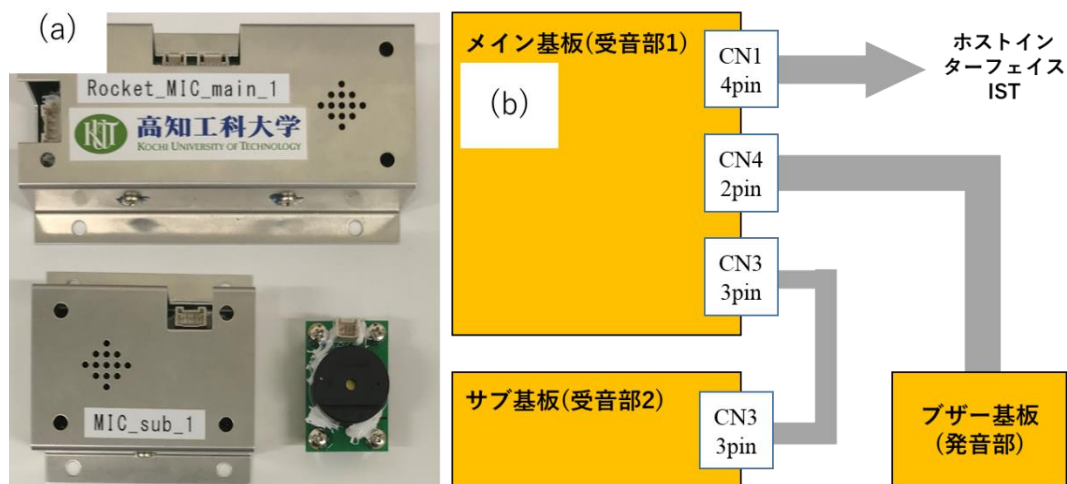


図 2-1 (a)INF03D、(b)全体構成

2.1.1 観測ロケット搭載機器のシステム

INF03D は、超低周波音(以降インフラサウンドと呼ぶ)を観測するにあたり小型のマイクを利用しており、複数のマイクを面上に配置(アレイ配置)することで模擬的に大きな膜面を作り、その上部にピンホールを開けた基板を3、4層配置している。これにより音波がコンデンサに到達する距離を均一にすることが可能となる(図 2-2)。メインマイクは、基板を3層配置し、サブマイクには板を4層配置することで低周波感度の異なる2種類のセンサとした。

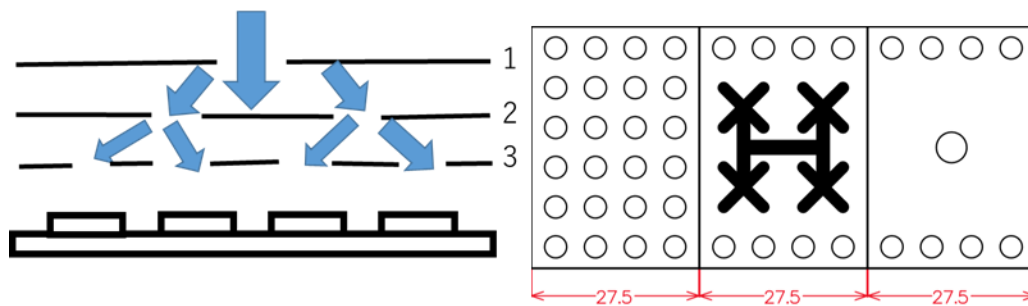


図 2-2 ピンホールの3層配置(左:横から見た図、右:上から見た図(SAYA 社提供))

2.2 真空試験

真空試験は、搭載機器を真空チャンバー内に入れて実施する。本研究室の宇宙実験用小型真空チャンバーを利用し、試験条件は約 12 hPa(高度 30 km 相当)を最小気圧として、高度約 0~30 km の環境下で 1 時間程度の連続動作実験を複数回実施した。

INF03D を用いて、気圧が低下するにつれて変化する音波伝搬特性の実験室内計測を行うことが主目的であり、真空試験を兼ねて同チャンバーを用いて実験を行い問題なくセンサがデータを記録した。MOMO ロケットの最高到達高度は約 120 km であるが、先行研究[9]での実績があることから INF03D の高度 120 km の気圧状態までの動作試験は実施しなかった。

実験方法としては、真空チャンバー内で INF03D を接続し、真空チャンバー内壁の D-sub コネクタ出力配線を接続する。真空チャンバー外へ出力された INF03D 出力信号は計測用 PC にバイナリデータとして保存される(図 2-3)。

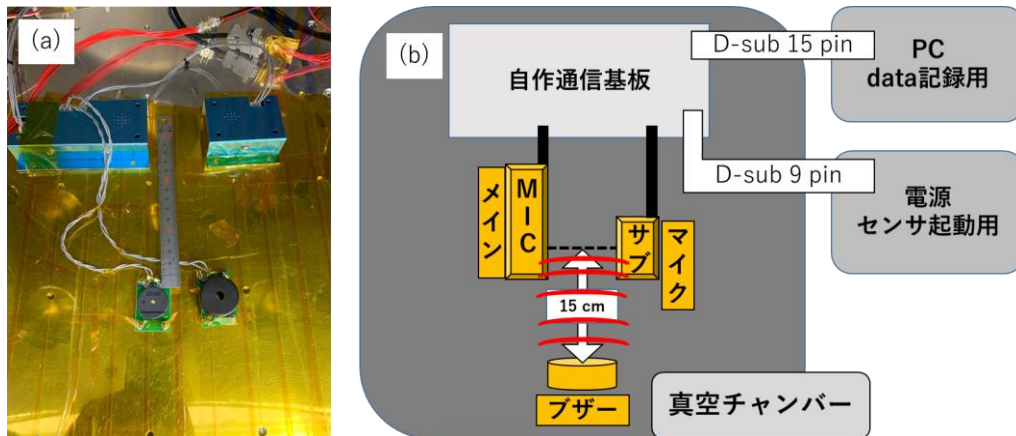


図 2-3 (a)真空実験風景、(b)実験概念図

2.3 熱試験

熱試験は、ロケット上昇に伴い変化する大気密度・温度の条件下で主にロケット飛翔の動圧による表面空力加熱の熱伝導および赤外線(熱)輻射で伝わる熱環境を模擬し、搭載機器の動作確認を行う。熱試験条件としては、室温から 0 °C→室温→50 °C→室温へと約 130 分かけて変化させながら動作確認を行う。観測ロケットが打上げから着水までの約 10 分間動作する必要がある、マージンを含む値として規定されている。また、50 °Cは下部熱圏(高度約 80~120 km)付近でのロケット機体の想定温度である。

MOMO ロケット搭載 INF03D の熱試験は、本研究室における小型環境試験器を用いて実施し、問題なくセンサがデータを記録した(図 2-4)。

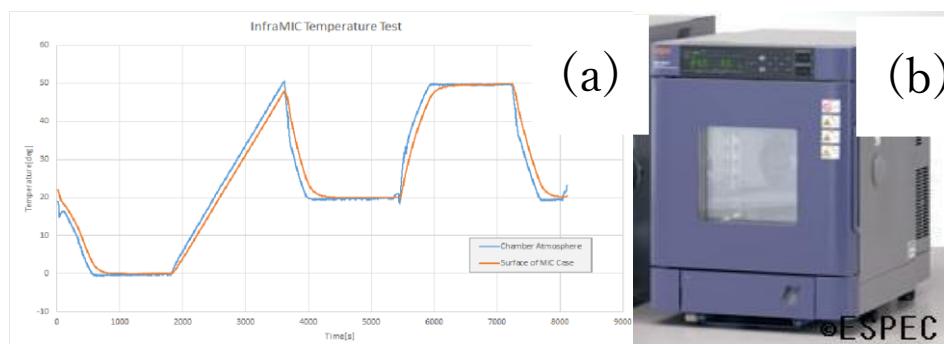


図 2-4 (a)熱試験の温度変化、(b)小型環境試験器 (ESPEC SH-241)

2.4 振動/衝撃試験

振動試験は、ロケット打ち上げ時に生じる振動環境を地上で模擬し、搭載機器が予想される振動環境に耐えることができるかという耐久試験であり、また搭載機器の固有振動数を求めることでロケットとの共振周波数と重ならないか等の確認を行う。衝撃試験は、ロケット打ち上げの際に生じる衝撃に搭載機器が耐えることができるかの確認を行う。MOMO ロケットの振動/衝撃試験条件は、JAXA 観測ロケットと同様の基準で試験を行った。振動試験条件は、10 Hz から 35 Hz までは $3.06 \text{ mm}^{(0-p)}$ 、35 Hz から 400 Hz までは $7.5 \text{ G}^{(0-p)}$ 、400 Hz から 2000 Hz までは $15 \text{ G}^{(0-p)}$ 、衝撃試験条件は、 $40 \text{ G}^{(0-p)}$ のパルス波を 8 から 10 ms で 1 回実施である。

INF03D の振動/衝撃試験は、高知県工業技術センターの振動試験器を用いて、過去のロケット実験(S-310-41 号搭載 PDI; 木原, 2014)で振動/衝撃試験に用いた治具を用いて試験を実施した。試験方法として初めに治具のみを試験機に設置し振動/衝撃を与え、試験機が問題なく動作するか、治具の耐久性や共振点の確認を行った。その後、INF03D を治具に取り付け、環境試験条件に則り X、Y、Z 軸の 3 軸で試験を実施し、各軸の試験終了後ごとに動作チェックを行った(図 2-5)。試験結果は付録に添付する。

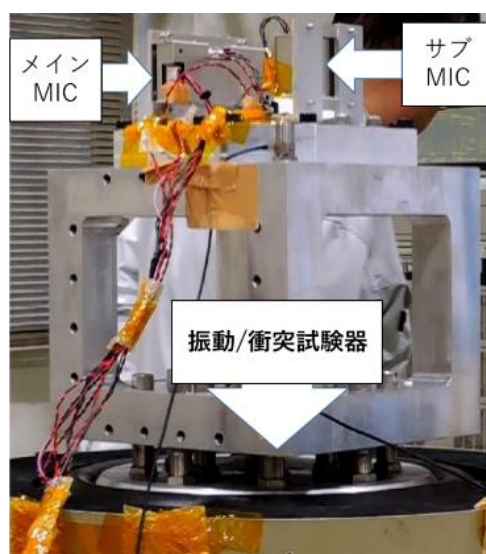


図 2-5 振動試験の風景

2.5 MOMO ロケット

観測ロケットは JAXA が毎年 1~2 機打ち上げているが、日本の観測ロケット実験の需要(潜在需要を含む)を満たしておらず、順番待ちになっている。2010 年代以降の世界的な傾向として地球近傍の宇宙開発の一部は民間企業に委託する流れとなっており、実際にアメリカでは人工衛星の打ち上げを民間企業に委託する流れが加速している[7]。MOMO(図 2-6)はインターステラテクノロジー株式会社(以降は IST と記載する)が開発中のロケットであり、ロケットの分類としては観測ロケットに位置づけられる。高度 120 km まで到達可能な性能を有し、2019 年 5 月に日本の民間単独開発のロケットとして初めて宇宙空間である高度約 113 km に到達した。



図 2-6 民間ロケット「MOMO3」

2.6 MOMO ロケット実験概要

2.6.1 MOMO3 実験概要

MOMO2、4 は地上センサで音波を観測できたがロケット打ち上げは失敗に終わったため本項では MOMO3 の実験概要を記載する(図 2-7(a))。

2019 年 5 月 4 日 05:45 (JST)、北海道広尾郡大樹町/IST 射場より観測ロケット MOMO3 (図 2-7(b)) を打ち上げた。本ロケットの搭載機器は、音波伝搬特性、音波伝搬経路を計測する実験であり、本研究室がロケット実験用に開発した INF03D を搭載した。本ロケット搭載機器は、音波源となるブザー 1 台、検出器であるメインマイク、サブマイクのマイク 2 台により構成される。ブザーから約 16 s 間隔で音波を繰り返し出力し、低周波感度の異なる 2 台のマイクで計測し、ロケット飛翔時の高度上昇に伴いマイクが計測するブザー音の強さが変化する。その音の変化を計測することで音波伝搬特性を知る。さらにロケット燃焼時の燃焼音、ロケットの衝撃波音、ロケット打ち上げ前後に打ち上げる花火(音玉: 3 号玉および 4 号玉)の爆発音を音源として観測を実施し、ロケット飛翔中にそれらの音を計測することで音波伝搬路を知ることが目的として計画された。また、地上では複数のセンサを用いてロケット燃焼音、ロケット飛翔時の衝撃波音、花火の爆発音を計測し、音源位置特定を行う。

本実験手法としては、観測ロケット MOMO に INF03D を搭載、飛翔前よりブザー出力音の出力開始し、低周波感度の異なる 2 つのマイクより計測を開始し、ロケット打ち上げ前後で花火を打ち揚げた。ロケット飛翔開始後は、ロケットの姿勢擾乱の影響や地上アンテナの追跡限界により搭載機器用のテレメトリ信号が受信困難となるまで計測を実施した。また、地上*i*地点にインフラサウンドセンサ、IC レコーダー、圧力計を設置、ロケット燃焼音、花火音、ロケット衝撃波音を音源とするインフラサウンドならびに可聴音の観測を実施した。

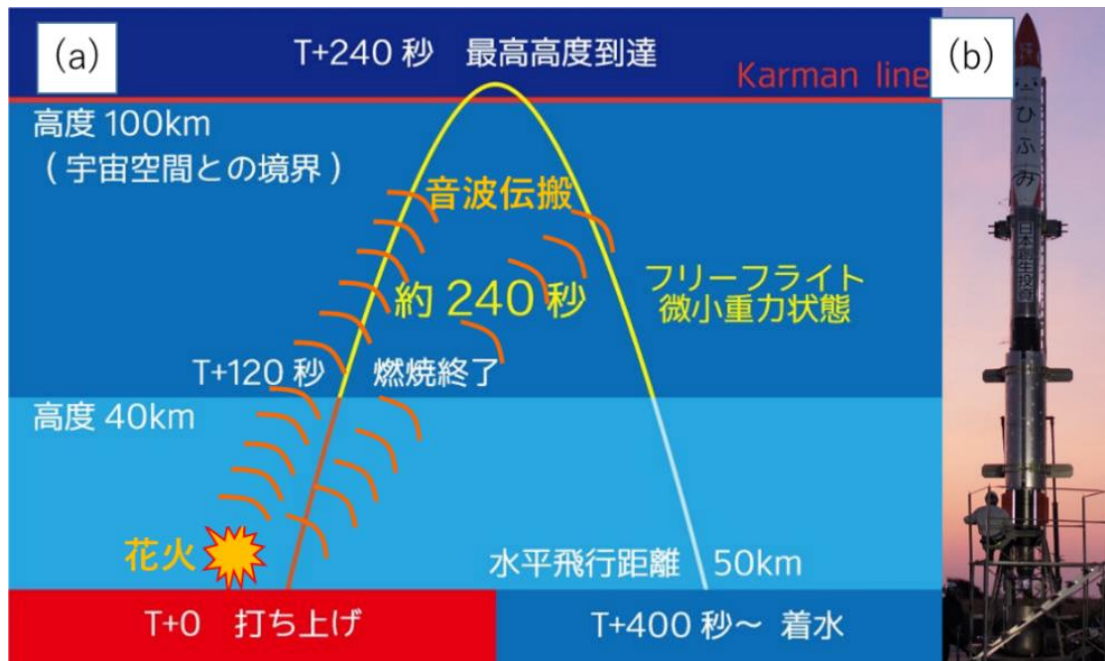


図 2-7 (a)実験概略図、(b)MOMO3 機体

2.6.2 花火打ち揚げ概要

本実験ではロケット打ち上げとは別にインフラサウンド、音源を人工的に作るため花火の打ち揚げを行った。花火を打ち揚げてロケット飛翔中に INF03D が花火音を計測することで地上から上空までの音波伝搬路を予測できる。花火をロケット打ち上げ前後で爆発させると、計算上はロケット上昇中および下降中に花火の音を計測可能である。

花火打ち揚げ条件は、T=0 をロケット打ち上げ時刻として、T-90～T-30 s まで 15 s 間隔で計 5 回打ち揚げた。さらにロケット打ち上げ後にも T+105 s～T+165 s まで 15 s 間隔で計 5 回花火を打ち揚げた(表 2-1、図 2-8)。

表 2-1 花火情報

| 時間 [s] | T-90 | T-75 | T-60 | T-45 | T-30 | T+105 | T+120 | T+135 | T+150 | T+165 |
|--------------|------|------|------|------|------|-------|-------|-------|-------|-------|
| 花火種類(号玉) | 4 | 3 | 4 | 3 | 4 | 3 | 4 | 3 | 4 | 3 |
| 花火個数 (MOMO2) | 1 | 2 | 2 | 3 | 2 | 3 | 2 | 3 | 2 | 2 |
| 花火個数 (MOMO3) | 2 | 2 | 2 | 2 | 2 | 2 | 2 | 2 | 2 | 2 |

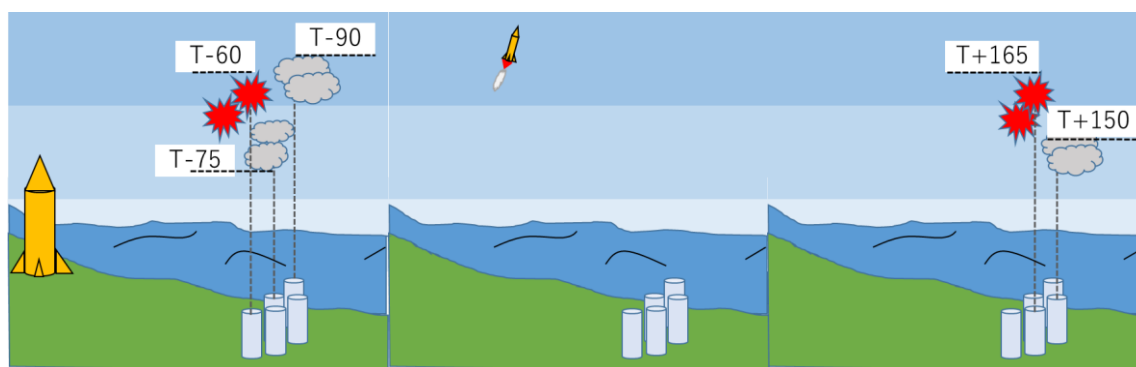


図 2-8 花火概念図

2.7 地上での音波観測

2.7.1 地上での観測とセンサ配置(MOMO3)

本実験に伴い地上での音波観測を実施した。本研究室では、以前よりロケット打ち上げによる燃焼音を音源とするインフラサウンドならびに可聴音の観測を実施している[10]。複数地点で観測を行うことにより音波の到来方向を探知する研究を進めており、将来、火山噴火や津波の到来方向の推定や発生源を特定し探知結果を防災に活用することを目指している。ロケット搭載機器による実験と共に、ロケット打ち上げ音、ロケット衝撃波音、花火の爆発音を音源とした地上観測を実施した。

本実験では、ロケット機器(INF03D)により取得した音波データと地上設置センサにて取得した音波データを用いることで到来方向の推定や発生源の特定だけでなく、音波の3次元長距離伝搬路を解明することを目指している。地上での音波観測として、大樹町/IST 射場付近の各地点にインフラサウンドセンサ、IC レコーダー、圧力計を設置した。設置場所は、図 2-9 より 12 地点である。設置機器は、インフラサウンドセンサ(SAYA 製 INF01c/LE、INF03、INF03D、INF04LE)、IC レコーダー(OLYMPUS 製 DS-750、V-75、LS-7、LS-P2、LS-P14)、圧力計(NL-6000、NL-6000web)である(表 2-2)。



図 2-9 MOMO3 センサ設置地点(地図情報は Google Earth を利用)

表 2-2 MOMO3 各地点のセンサ種類

| 地点 | 名称 | 数 | 電源 | INF03 | Nano logger | INF01 | ロケット搭載用 | INF04 | 可聴音レコーダ | ビデオカメラ |
|----|---------|---|--------|-------|-----------------|-------|---------|-------|---------|------------------|
| 1 | 射点 | 2 | バッテリー1 | | Nano logger | | | | IC | |
| 2 | | 2 | バッテリー2 | INF03 | | | | INF04 | | |
| 3 | 指令所 | 3 | 発電機 | | | | INF03D | | | GH (55mm) |
| 4 | | 2 | バッテリー3 | | | INF01 | | INF04 | | |
| 5 | 花火打ち上げ点 | 1 | バッテリー4 | INF03 | | | | | | |
| 6 | 花火操作点 | 3 | バッテリー5 | | Nano logger | | | INF04 | | JVCビデオカメラ |
| 7 | | 2 | バッテリー6 | INF03 | | | | | | Panasonic ビデオカメラ |
| 8 | 漁港手前 | 2 | | INF03 | | | | | IC | |
| 9 | 漁港 | 1 | 商用電源 | | Nano logger web | | | | | |
| 10 | SORA | 1 | 商用電源 | | | INF01 | | | | |
| 11 | 晩成温泉 | 1 | 商用電源 | | Nano logger web | | | | | |
| 12 | 晩成会館 | 1 | 商用電源 | | | INF01 | | | | |

2.7.2 地上センサの時刻精度

本実験で用いた地上センサは GPS 時刻を受信するタイプとセンサ本体の時刻を使用する 2 タイプがある。センサ本体の時刻を使用するセンサは時刻精度を保証する必要がある。本実験では時刻精度を保障する手法として、地上にセンサを配置する際にセンサ本体の時刻を NICT が公開している時刻と同期させた。また、時報を用いて号砲を鳴らすことでセンサのデータを波形化した際に号砲の N 型波形から時刻保障を行った。この手法での時刻精度は 10~100 ms である。時報を用いて号砲を鳴らす手法は GPS 時刻を受信するタイプでも行った。

第3章 音波解析手法

3.1 音波解析

3.1.1 音波とは

音波とは、空気などの媒質中の圧力変動が伝わる波動現象であり、粒子の振動方向とその伝搬方向が一致する縦波である。また、比熱比 γ 、気体定数 R 、気体温度 T 、気体の平均分子量 M とするときの音波が伝搬するときの速度 c [m/s]は、

$$c = \sqrt{\frac{\gamma RT}{M}} \quad (1)$$

となる。中間圏以下の音速を変動させる要因は温度 T 、外乱の風 $u(t)$ があり、式(1)に代入すると

$$c = \sqrt{\frac{\gamma RT}{M}} + u(t) \quad (2)$$

となる。

3.1.2 音波到来角の特定

音波面(伝搬方向ベクトルを法線とする面)の方向余弦は、各センサへの到達時間から数学的に導き出せる。各センサ間の到達時間差は、センサデータから読み取れる。また、各センサの位置情報は GNSS(GPS)より既知であるため、平面または球面の波面は各センサ座標から求められ、音波到来角を求められる。

平面波の最小二乗解は、3 つ以上のセンサの到着時間と座標から導出できる。図 3-1 は、 $t = 0$ を基準に各センサを通過する波面を持つ配列を示す。センサ 0 は、デカルト座標の原点とする。各地点のセンサの座標と時間はセンサ 0 を基準にしており、センサ 0 の通過時刻は正確に測定される。また、センサ i から広がる球面波の距離 $r_i = c_0 t_i$ となる。ここで、 t_i はセンサ i における音波の到達時刻であり、 c_0 は地上の音速とする。波面の法線方向余弦は、すべての球 r_i に接する波面の最小二乗値から求まる。最小二乗解の正規方程式は、平面波面とセンサ座標(X_i, Y_i, Z_i)を中心とする半径 r_i の球の表面との間の距離 d_i の式(3)から求まる。また、 d_i は波面の法線方向に平行に測られる。

$$d_i = X_i \alpha + Y_i \beta + Z_i \gamma - r_i \quad (3)$$

ここで、($i = 1, 2, 3, 4, \dots$)はセンサ番号、 α, β, γ は、法線方向余弦である(図 3-1)。

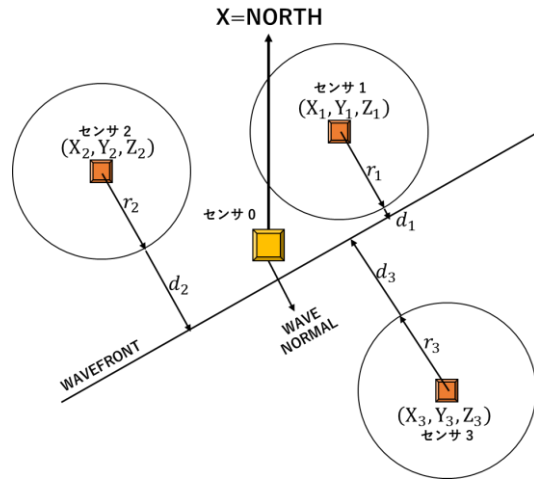


図 3-1 各センサと波面の関係

平面波の最適な値は、距離 d_i の二乗和が最小のとき、すなわち、

$$\begin{cases} \frac{\partial \sum d_i^2}{\partial \alpha} = \frac{\partial \sum d_i^2}{\partial \beta} = 0 \\ \alpha^2 + \beta^2 + \gamma^2 = 1 \end{cases} \quad (4)$$

となる。式(5)から γ を α, β で表すことができるため、式(4)の d_i は、 α, β の関数となる。式(3)より、すべてのセンサ($i = 1, 2, 3, 4, \dots$)について d_i^2 を合計すると、式(4)の 2 条件から 2 つの未知数 α, β の解が求まり、(5)から γ の解が求まる。

これらの方程式を解くことで、センサ 0 を通過する平面波は、大気中を波源とするため波面が下方向に移動することを考慮して、一意に決定される。波面は、方向余弦ではなく、方位角 ϕ と仰角 e で一般的に表現できる。

$$\phi = \frac{\beta}{\alpha}, \quad e = \pi - \cos^{-1} \alpha \quad (6)$$

ここで、 e は音源の仰角で、 ϕ は北から音波が到来する方向まで反時計回りに計測された方位角である(図 3-2)。

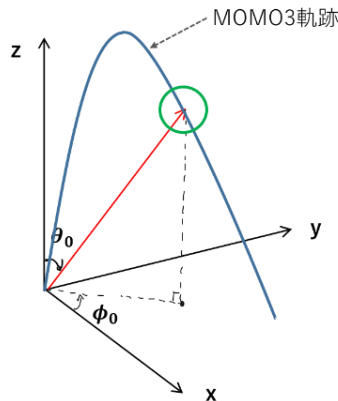


図 3-2 MOMO3 軌跡と音源の方位角、仰角の関係

3.2 高度別温度・風速の取得

3.2.1 MERRA2 について

MERRA2 とは、Modern-Era Retrospective analysis for Research and Applications, Version2 の略称であり、NASA が提供している高層大気モデルの web サービスである[11]。MERRA2 は、1980 年から現在までの期間の地上から中間圏(約 76 km)までの様々な高層大気データを提供するサービスであり、本研究の音波解析に必要な温度/風速のデータは MERRA2 より取得した[12](図 3-3)。

MERRA2 より取得したデータ(図 3-3)は、緯度 N: 42.500、経度 E: 143.125、時刻 2019-05-04 04:30 を入力した結果である。

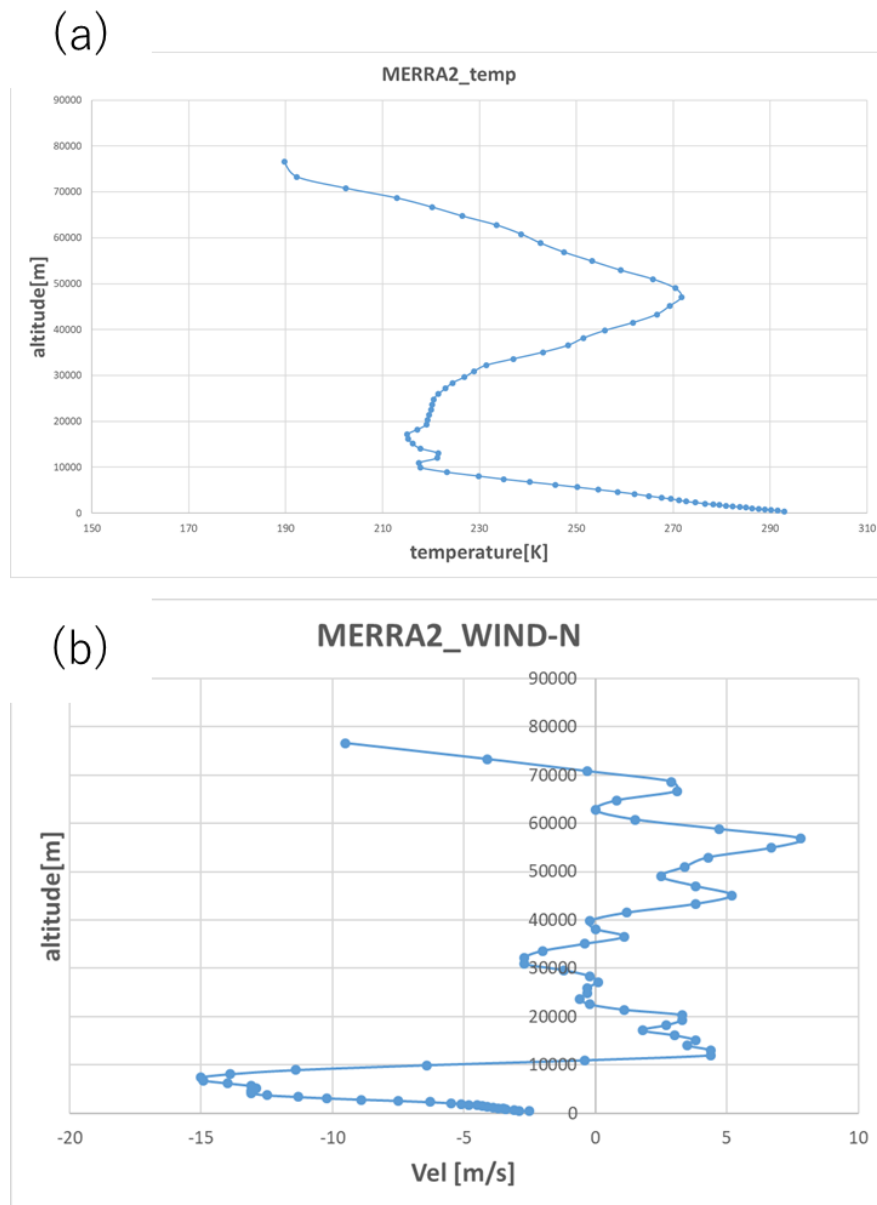


図 3-3 MERRA2 による北海道上空の(a)温度場モデル、(b)風速場モデル(N-S 成分)計算結果

3.2.2 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 サービスであり、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る[13]。MOMO3 は高度 113 km まで到達したため MERRA2 の高度範囲を超えており、MSIS-E の 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 3-4)。

MSIS-E で取得したデータ(図 3-4)は、緯度 N: 42.500、経度 E: 143.125、時刻 2019-05-04 04:30 を入力した結果である。

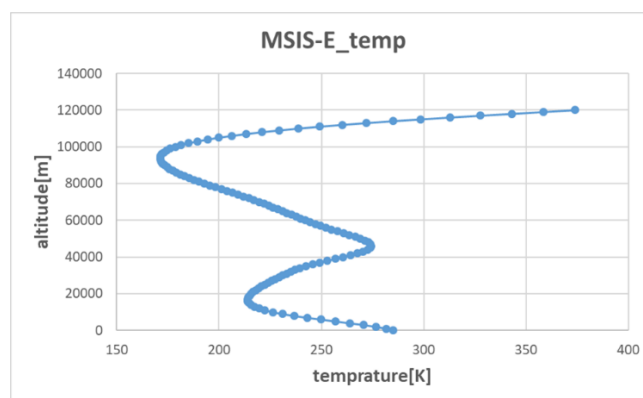


図 3-4 MSIS-E による北海道上空の温度場モデル計算結果

3.2.3 HWM14 について

HWM は、上部熱圏の中性大気風の水平成分の経験的モデルであり、衛星から取得した風データに基づいている。1987 年にリリースされたモデルの最初のエディション(HWM87)は、220 km を超える風を対象としていたが、現在までに HWM はアップグレードされてきた。モデルの最新バージョンである HWM14 には、赤道および極域での広範な領域における地上ベースの 630 nm FPI(ファブリ・ペロー干渉計)風速測定に加えて、重力場および定常状態海洋循環エクスペローラ(GOCE)衛星からのクロストラック風(～高度 250 km)の情報が追加された。MOMO3 は高度 113 km まで到達したので、HWM14 の 0~120 km までの水平風モデルを解析に用いた(図 3-5)。

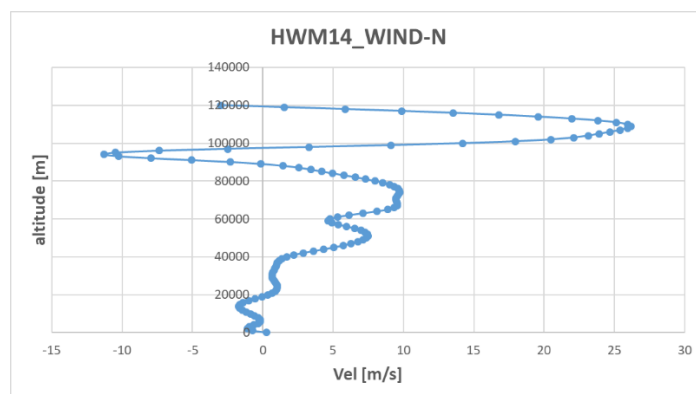


図 3-5 HWM14 の北海道での水平風モデル

3.2.4 温度・風速の決定

音速の大きさは、その場温度に依存する。温度の大気モデル MERRA2 は中間圏の研究で用いられることが多く、MSIS-E は熱圏の研究で用いられることが多いため、MERRA2 の温度情報は 0~76 km まで用いて、MSIS-E の温度情報は 76 ~120 km で用いる。ここで、MERRA2 と MSIS-E のグラフ結合にはズレが生じるため、結合時に MSIS-E 側を平行移動させグラフを滑らかに接続した(図 3-6)。

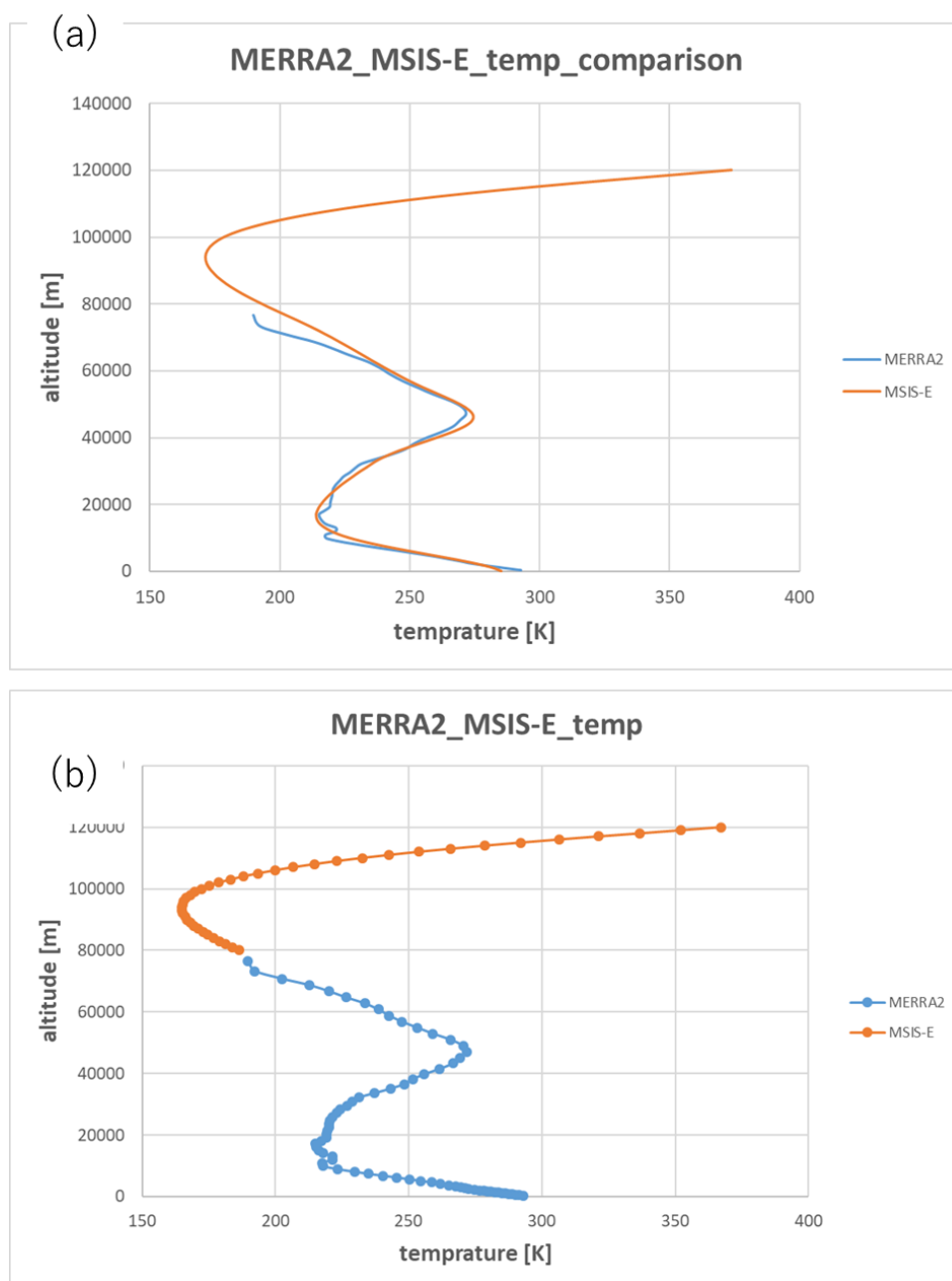


図 3-6 (a)MERRA2 と MSIS-E の差、(b)MERRA2 と MSIS-E の結合

音速の大きさと方向には、その場の風が影響をおよぼす。水平風の大気モデル MERRA2 は中間圏の研究で用いられることが多く、HWM14 は熱圏の研究で用いられることが多いため、MERRA2 の水平風情報は 0~76 km まで用いて、HWM14 の水平風情報は 76~120 km の範囲で用いる。ここで、MERRA2 と HWM14 のグラフ結合にはズレが生じるため、結合時に HWM14 を平行移動させグラフを滑らかにした。また、ロケットの打ち上げ方位角が東南東なので、本研究では水平風も東南東の風成分に変換して使用した(図 3-7)。

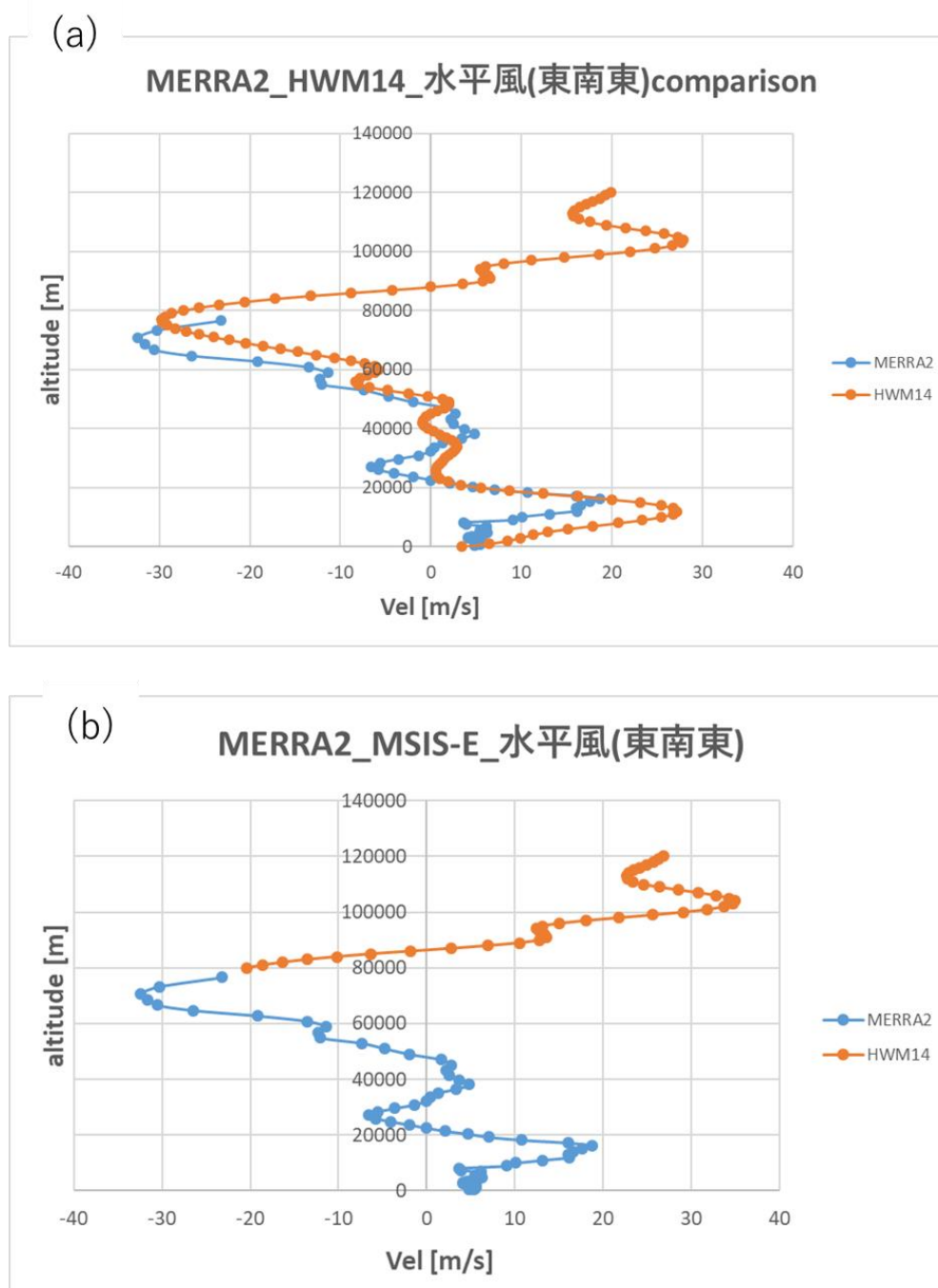


図 3-7 (a)MERRA2 と HWM14 の差、(b)MERRA2 と HWM14 の結合

3.3 MOMO2 解析手法

3.3.1 爆風圧から音圧レベル算出

空気中を伝わる音とは、大気圧(静圧)を中心とした微小な圧力変動(波)で、その変動成分の実効値を音圧と呼び、音圧の単位は Pa (パスカル) である。通常人間が聞こえる音圧は、20 μPa~20 Paまでの 10^6 もの広い範囲の数値は、

$$L_p = 10 \log \frac{p^2}{p_0^2} \quad (\text{dB}) \quad (7)$$

p : 測定された音圧(瞬時音圧の実効値)

p_0 : 基準音圧(20 μPa)

となる。

3.3.2 爆風圧のエネルギー推定

Nano logger によって観測されたロケット爆発時の波形データから、(最大の)振幅 P [Pa]、波形の周期 T [s]が算出される。この波形を近似すると、

$$P_{(t)} = P \sin \omega t \quad (8)$$

と表すことができる(図 3-8)。

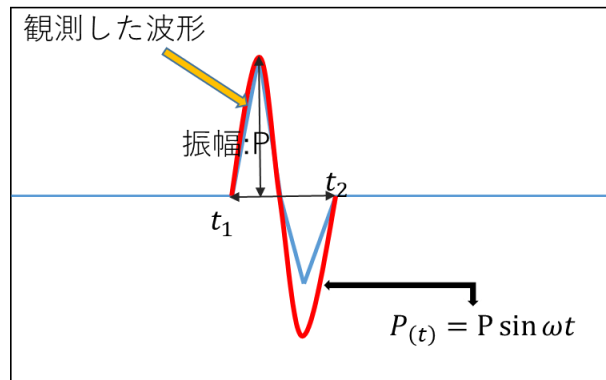


図 3-8 波形の近似

センサが観測した音圧 P [Pa]と観測地点での大気密度 ρ [kg/m³]、音速 c [m/s]とすると音の強さは、

$$I = \frac{P_{(t)}^2}{\rho c} \quad (9)$$

で求まる。ここで地上での爆発を点音源と仮定した場合、半球状に音が伝わりと仮定でき、観測地点での音の強さ I [W/m²]から爆発地点でのエネルギー E [J]を算出できる。爆発地点でのエネルギー E は、

$$E = \frac{2\pi r^2 P_{(t)}^2}{\rho c} \int_{t_1}^{t_2} \sin^2 \omega t \, dt \quad (10)$$

となる。

3.4 MOMO3 解析手法

3.4.1 無風状態でのロケットへの音波伝搬

花火音の進行に影響を与える物理量は 3.1.1 項より、温度、風である。ここで、大気状態を無風すると、花火音の進行速度の大きさ高度方向への温度変動成分のみで支配され、花火音の進行方向は無風であるため変動しない。したがって、鉛直 2 次元座標 (x, z) 面で考えるとき、花火音はこの面内を近似的には楕円状に広がると考えられ、楕円の方程式で音波の進行を表せ

$$\frac{x^2}{a^2} + \frac{z^2}{b^2} = 1 \quad (11)$$

となる。水平軸を x 、鉛直軸を z 、花火打ち揚げから $t[s]$ の楕円の大きさは水平方向には温度一定と仮定すると $a = c_0 t$ 、鉛直方向には高度 z の温度変化より $b = c_z t$ とする。ここで、花火打ち上げから $t[s]$ のロケットとの位置関係は楕円と点の関係より考えられる。したがって、

$$P = \frac{x^2}{a^2} + \frac{z^2}{b^2} - 1 \quad (12)$$

となり、 $P=0$ のときロケットは花火音と重なる。

3.4.2 音波伝搬基礎方程式

音波の波長と比較して十分大きなスケールの空間領域における波の伝搬を考えると、空間の任意の点の小さな領域ではその波を平面波とみなせる。このような条件下では射線という概念を導入することができる。また、音波の進行に影響を与える変数は 3.1.1 項より、温度 T 、風速 \mathbf{u} である。音線の考え方は音線法といわれ、基礎方程式がある[17]。

ここで、音線の基礎方程式の導出は 3 次元 Hamilton 方程式を用いると、

$$\dot{\mathbf{k}} = -\frac{\partial \omega}{\partial \mathbf{r}}, \quad \dot{\mathbf{r}} = \frac{\partial \omega}{\partial \mathbf{k}} \quad (13)$$

である。ここで、 $\dot{\mathbf{r}}$ は群速度、 \mathbf{k} は波数ベクトル、 ω は角周波数かつ $\omega = \text{Const.}$ 、 $c(z)$ は高度 z における音速、 $\mathbf{u} = (u_x, u_y, 0)$ は風速ベクトルを表す。また、地球大気のように重力密度平衡(成層)により非均質な媒質中での音波は、

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{x} = c(z) \frac{k_x}{k} + u_x \\ \dot{y} = c(z) \frac{k_y}{k} + u_y \\ \dot{z} = c(z) \frac{k_z}{k} \\ k_x = k_y = 0 \\ k_z = -k \frac{dc}{dz} - k_x \frac{du_x}{dz} - k_y \frac{du_y}{dz} \end{array} \right. \quad (14)$$

である。ここで、 ω は風の影響を考慮すると、

$$\omega = c(z)k(z) + k_0 \sin \theta_0 (u_x \cos \phi_0 + u_y \sin \phi_0) \quad (15)$$

である(図 3-9)。

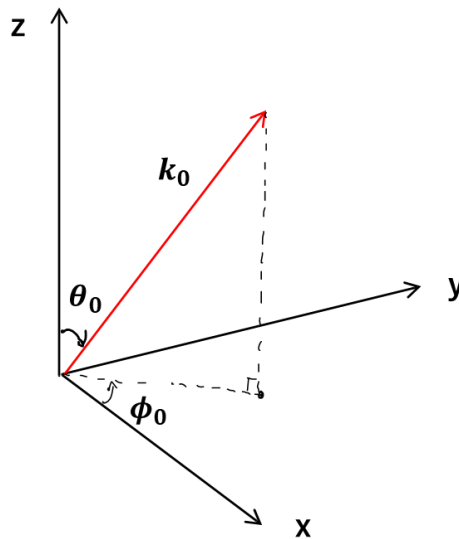


図 3-9 音波の射線概念図

3.4.3 音波吸音率

上空への音波伝播を考えると、高度何 km まで音波伝播するのか考える必要がある。そのため音源のピーク周波数をスペクトルから算出し、音波の吸音係数式(14)に代入する必要がある。

音波の吸音係数 α [1/m] は、

$$\alpha \sim \frac{\omega^2 l}{c^2} \quad (16)$$

である。

第4章 MOMO 実験結果

4.1 MOMO2 実験結果

4.1.1 MOMO2 爆風圧

2018 年 6 月 30 日 05 時 30 分ごろ MOMO2 ロケットが発射されたが離床直後に、ロケット姿勢制御用ホットガスジェットにより配管が破損してエンジンが十分な推力を得られずに墜落し、爆発炎上した。ロケット実験に際し、ロケット打ち上げ音を計測するために複数地点に配置したセンサがロケットの爆風圧を計測した。センサの設置位置から爆風圧の入射圧を計測した。

ロケット爆発地点から一番近いセンサまでの距離は約 50 m であり、この射点近傍で計測した爆風圧の波形を図 4-1 に、とスペクトログラムを図 4-2 にそれぞれ示す。爆風圧の波形データから、図 4-1 に示すように全圧 170 Pa(p-p)の圧力変動を計測し、図 4-2 が示すように 20 Hz 以下に強いスペクトルを示した。

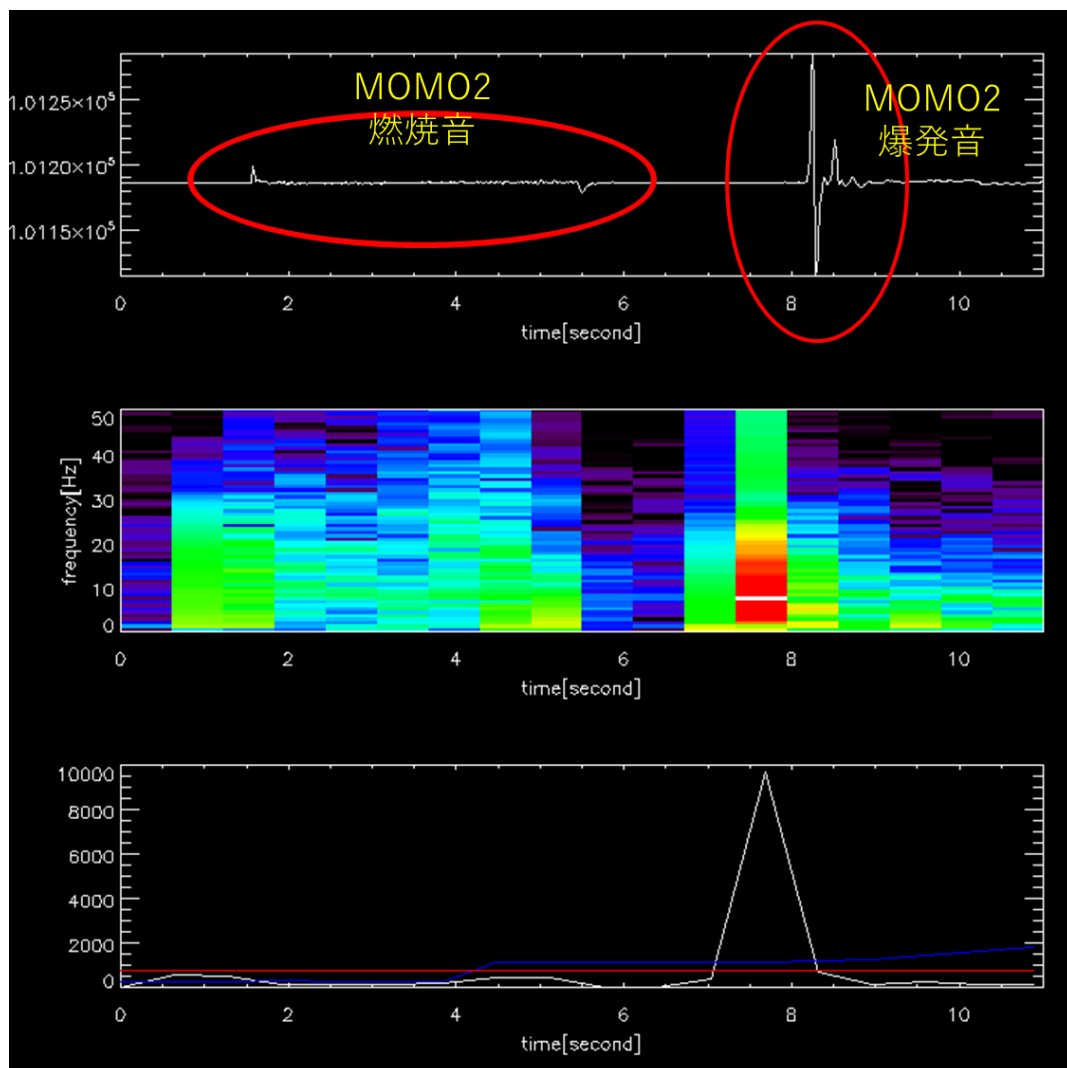


図 4-1 射点での MOMO2 打ち上げ音、爆発音

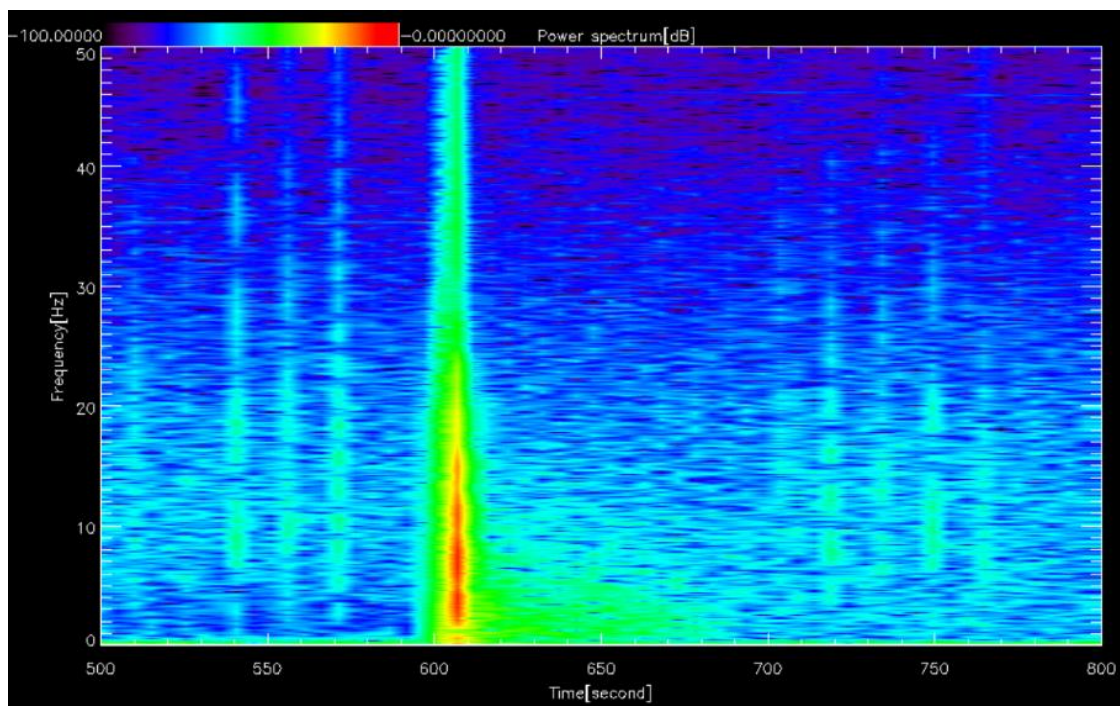


図 4-2 爆風圧のスペクトログラム

図 4-1 の上段のパネルが観測されたインフラサウンドの振幅であり、図 4-1 の中段のパネルがスペクトログラムであり、下段のパネルの白い線が全周波数成分の平均、赤い線がその 123 点分の移動平均、青い線が 11 点の移動平均による平滑値を示している。また、各地点で計測した爆風圧の圧力変動と音圧レベルを表 4-1 に示す[16]。



図 4-3 MOMO2 センサ配置図

表 4-1 爆風圧の圧力変動、音圧レベル

| point | 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 |
|--------------|-----|------|------|------|-------|------|---------|------|-------|-------|
| distance [m] | 50 | 460 | 689 | 1130 | 1300 | 3800 | 2230 | 2956 | 3662 | 4322 |
| 全圧 [Pa] | 170 | 計測不能 | 計測不能 | 未計測 | 7 | 計測不能 | no data | 計測不能 | 8.8 | 5.1 |
| 正圧 | 100 | 計測不能 | 計測不能 | 未計測 | 3.3 | 計測不能 | no data | 計測不能 | 3.2 | 2.1 |
| 音圧レベル [dB] | 134 | - | - | - | 104.4 | - | no data | - | 104.1 | 100.4 |

表 4-1 は、センサ設置地点、爆発地点からの距離、全圧、正圧、音圧レベルを示す。これらは、爆発の威力を評価するときに使用する。

4.1.2 爆風圧のエネルギー

地点 1, 5, 9 は、屋外にセンサを設置したため図 4-1 のような N 型波形となった。よって 3.3.2 項よりセンサが計測した波形から時間差と振幅を求め、式(10)に代入しエネルギーを算出する。地点 10 は、屋内にセンサを設置したので図 4-4 のような波形となった。したがって、観測した爆風圧を単位面積当たりのエネルギーにして空間の表面積から今回の爆発エネルギーを推定する(表 4-1)。減衰の影響をあまり受けていない 50 m 地点でのエネルギーは 105.4 kJ と算出され、50、1300 m 地点でのエネルギー差がほぼなく、他の 2 地点とは大きなエネルギー差が生じた。

表 4-2 各地点の音圧レベル、爆風圧のエネルギー

| point | distance [m] | 状態 | 正圧 [Pa] | 基準音圧 [Pa] | 音圧レベル [dB] | 音の強さ [W/m] | 時間差 [s] | エネルギー [J] |
|-------|--------------|----|---------|-----------|------------|------------|---------|-----------|
| 1 | 50 | 屋外 | 170 | | 138.59 | 69.47 | 0.2 | |
| 5 | 1300 | 屋外 | 6.9 | | 110.76 | 0.114 | 0.2 | |
| 9 | 3800 | 屋外 | 8.8 | | 112.87 | 0.186 | 0.2 | |
| 10 | 3700 | 屋内 | 5.1 | | 108.13 | 0.063 | - | - |

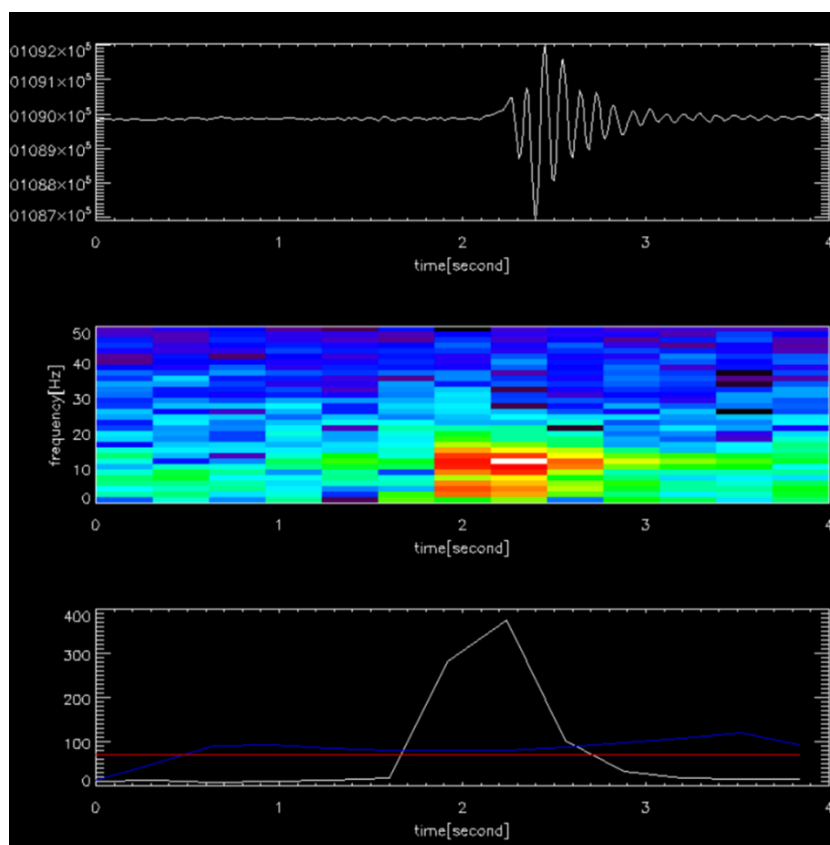


図 4-4 Point10_晩成温泉、屋内における爆風圧

4.2 MOMO3 実験結果

4.2.1 MOMO3 飛翔データ

2019 年 5 月 4 日 05 時 45 分に MOMO3 ロケットが打ち上げられた。飛翔中の MOMO3 のシステムには問題が発生することなく、高度 113.4 km の宇宙空間への到達に成功した。MOMO3 の飛翔時の高度、射点からの距離、ロケット速度のマッハ数のデータを図 4-5 に示す。

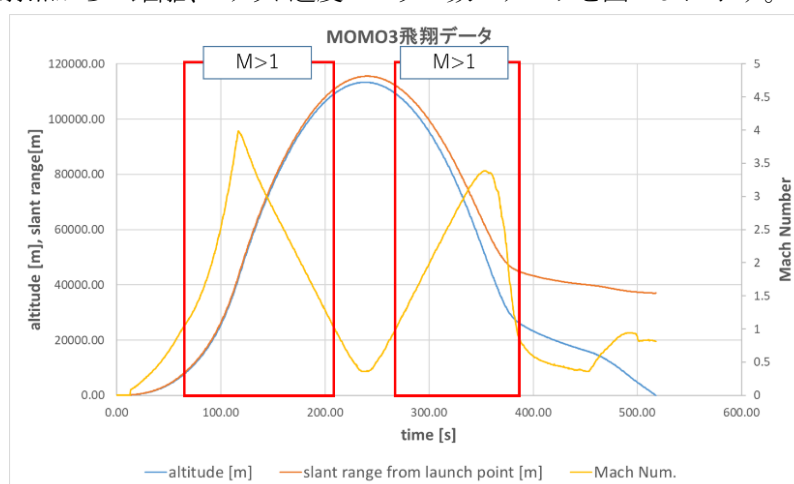


図 4-5 MOMO3 飛翔時のデータ

MOMO3 のマッハ数が 1 を超える衝撃波発生時間は、 $T+63.19$ s~ $T+209.08$ s、 $T+268.36$ s~ $T+383.80$ s であり、MOMO3 は射点から 37 km 沖に墜落した(表 4-3)。

表 4-3 MOMO3 の衝撃波発生時刻と終了時刻および位置情報

| | 衝撃波発生時刻 | altitude [m] | slant range from launch point [m] | 衝撃波終了時刻 | altitude [m] | slant range from launch point [m] |
|-------|------------|--------------|-----------------------------------|------------|--------------|-----------------------------------|
| 上り衝撃波 | $T+63.19$ | 7226.26 | 7568.70 | $T+209.08$ | 109236.65 | 110926.11 |
| 下り衝撃波 | $T+268.36$ | 109118.53 | 112041.17 | $T+383.80$ | 27058.72 | 45330.32 |

4.2.2 MOMO3 搭載機器データ

MOMO3 のペイロード(図 4-6)と地上局の通信は飛翔後 282.5 秒後まで正常に行われ、高度 0~113 km のデータを取得した。INF03D で取得したデータを図 4-7 に示す。

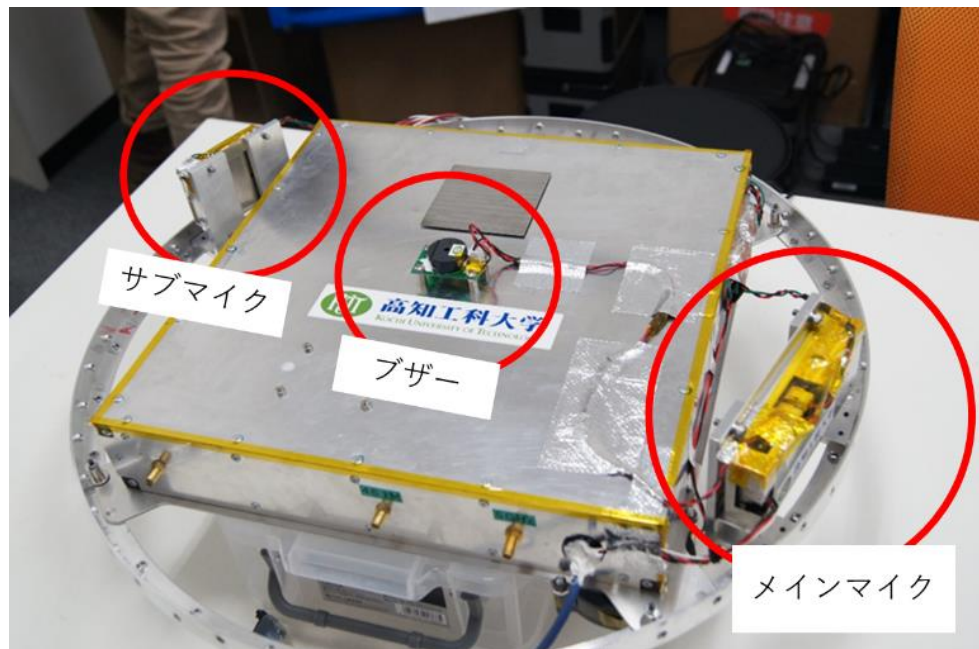


図 4-6 MOMO3 ペイロード

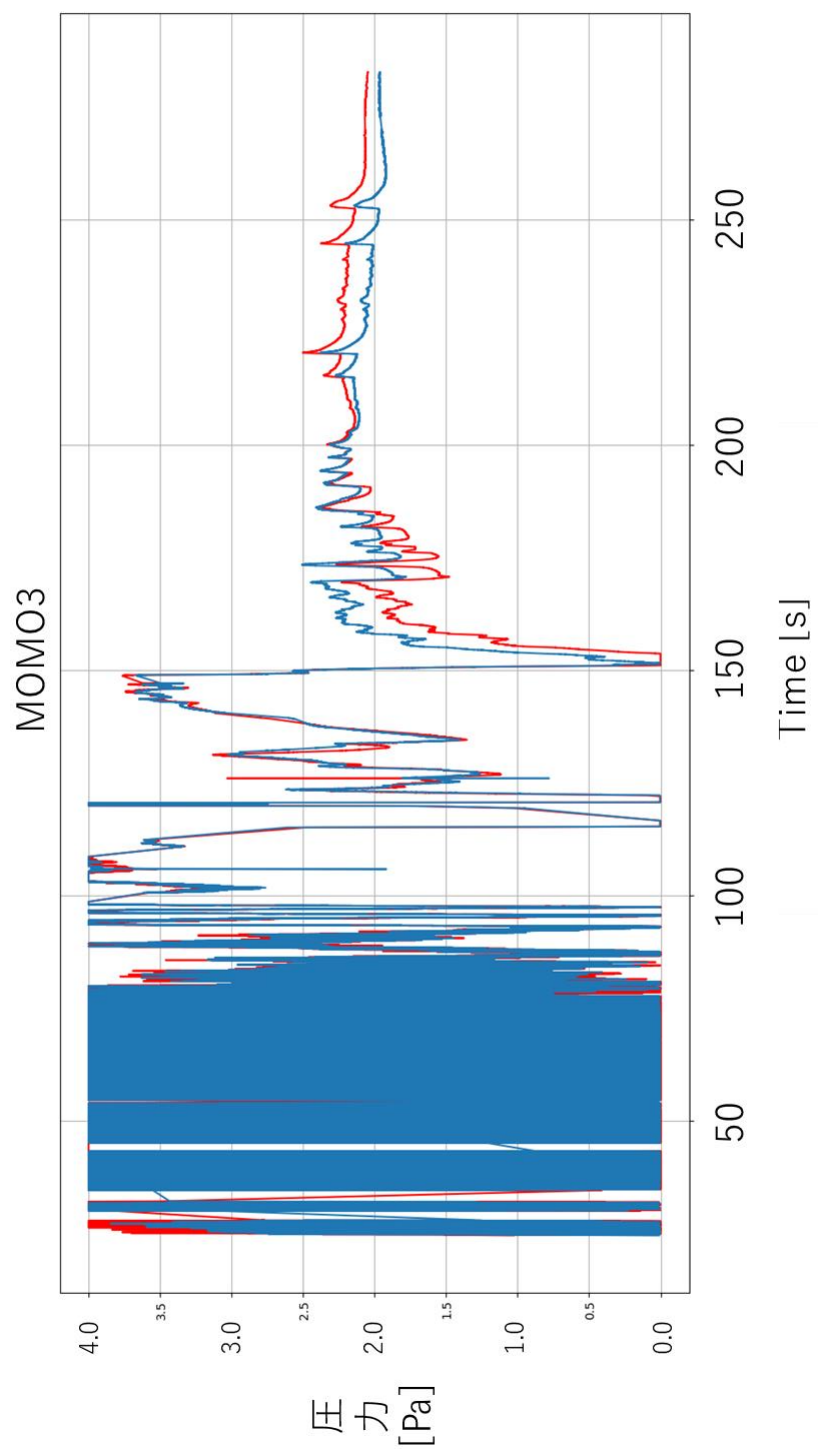


図 4-7 MOMO3 搭載機器データ(INF03D)

MOMO3 搭載機器データ(図 4-7)には T+120 以降に急激な変動が見られることから、高層大気中で何らかのイベントを検出した可能性がある。ペイロードデータの最初の T+120 秒はロケット燃焼音をセンサが計測しており、一部の時間帯では値が完全に飽和(サチュレーション)している。センサの値は T+120 秒まで激しく変動しており、その後 T+200 秒にかけて、徐々に値の変動が小さくなっている。T+200 秒以降に 4 つの特徴的信号をとらえた。

4.2.3 MOMO3 搭載機器データとイベントの関係

3.4.1 および 3.4.2 項より、花火音、衝撃波とロケットの位置関係を図 4-8 および 4-9 に示す。図 4-8 は、音速に影響を与えるパラメーターを温度のみとし、前述した楕円の近似式を用いてロケットとイベントの位置関係を算出した結果である(表 4-4)。温度のパラメーターは、3.2 節の手法で算出した。

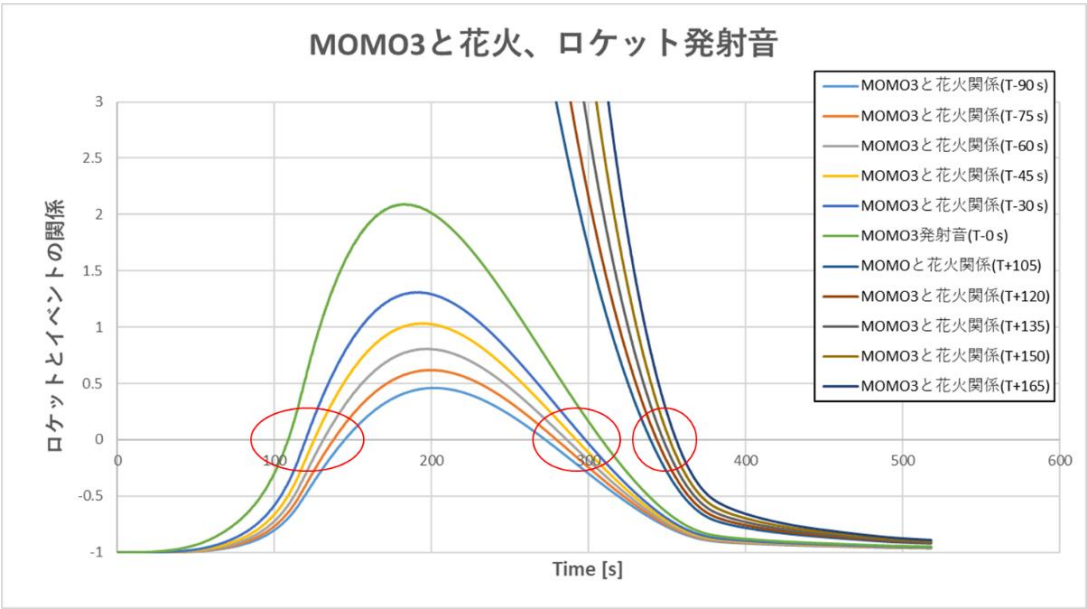


図 4-8 温度変化を考慮したロケットとイベントの関係

表 4-4 イベント検出予想時刻(温度変化)

| イベント | イベント検出予想時刻 1 | altitude [m] | slant range from launch point [m] | Mach Num. | イベント検出予想時刻 2 | altitude [m] | slant range from launch point [m] | Mach Num. |
|------------|-------------------|--------------|-----------------------------------|-----------|-----------------|--------------|-----------------------------------|-----------|
| 花火 (T-90) | T+144.52~144.64 | 71500 | 72600 | 2.98 | T+272.41~272.53 | 107800 | 110900 | 1.14 |
| 花火 (T-75) | T+137.14~137.62 | 65000 | 66000 | 3.23 | T+279.46~279.91 | 105300 | 108600 | 1.35 |
| 花火 (T-60) | T+130.81~131.26 | 58500 | 59500 | 3.46 | T+285.88~286.27 | 102600 | 106000 | 1.56 |
| 花火 (T-45) | T+125.05~125.5 | 52000 | 53000 | 3.7 | T+292.18~292.63 | 99600 | 103500 | 1.75 |
| 花火 (T-30) | T+119.86~120.34 | 46000 | 47000 | 3.92 | T+297.82~297.88 | 96600 | 100700 | 1.91 |
| ロケット打ち上げ音 | T+108.37~108.82 | 33000 | 34000 | 3.19 | T+308.35~308.83 | 90000 | 95000 | 2.24 |
| 花火 (T+105) | T+339.31~339.43 | 65000 | 73000 | 3.15 | | | | |
| 花火 (T+120) | T+343.45~343.9 | 61000 | 69500 | 3.23 | | | | |
| 花火 (T+135) | T+347.47~347.92 | 57000 | 66200 | 3.32 | | | | |
| 花火 (T+150) | T+351.49~351.97 | 52900 | 63000 | 3.37 | | | | |
| 花火 (T+165) | T+355.54~T+355.99 | 48800 | 59800 | 3.37 | | | | |

MOMO3 の搭載機器データは打ち上げから T+282.5 s までデータを取得された。そのため、図 4-8、表 4-4 から考えて T+105 秒以降のイベントは、ロケットでの計測は不可能と判断される。

次に温度、風の高度分布を考慮したイベント検出予想時刻を、図 4-9 および表 4-5 に示す。基本的に温度分布は音速のスカラー量を変化でき、風はベクトル量を変化させることが可能である。風のパラメーターは、3.2 節から算出した。風を考慮すると楕円の近似式を適用できないため射線の概念によってロケットとイベントの関係を算出した(図 4-9 および表 4-5)。

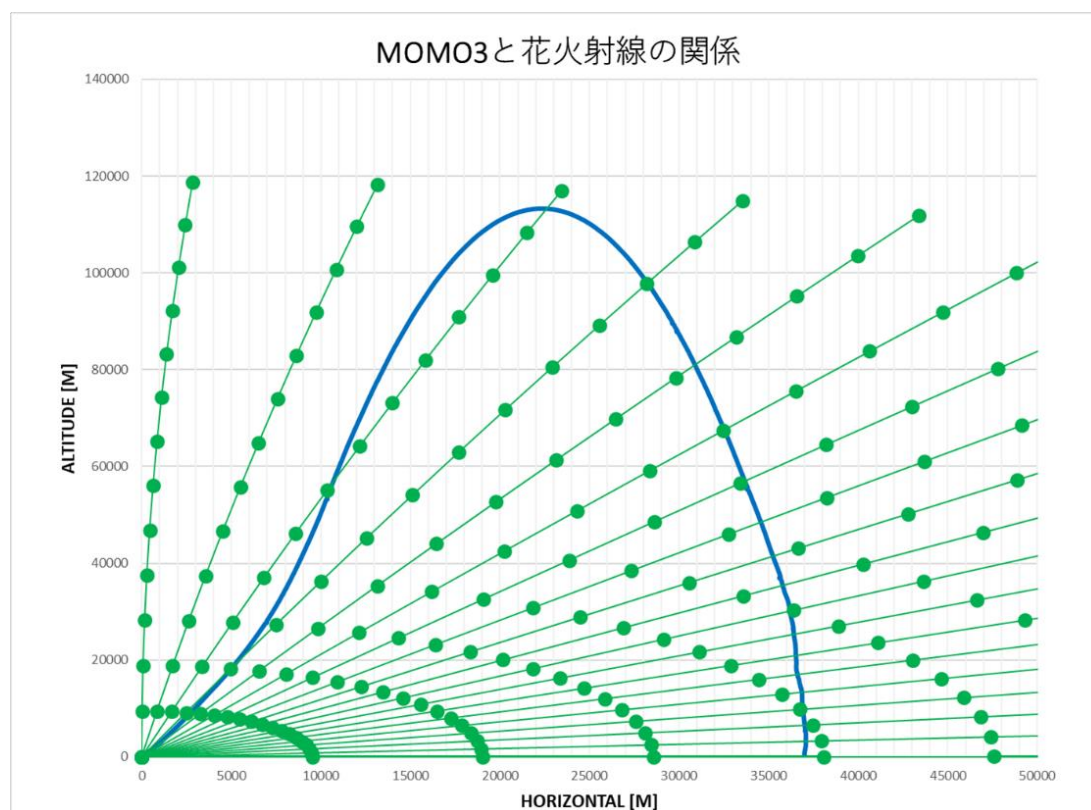


図 4-9 温度、風の変化を考慮したロケットとイベントの関係(T+0)

表 4-5 イベント検出予想時刻(温度、風を考慮した場合)

| イベント | イベント検出予想時刻 1 | altitude [m] | slant range from launch point [m] | Mach Num. | イベント検出予想時刻 2 | altitude [m] | slant range from launch point [m] | Mach Num. |
|-----------|-----------------|--------------|-----------------------------------|-----------|-----------------|--------------|-----------------------------------|-----------|
| 花火 (T-90) | T+144.52~144.64 | 71500 | 72600 | 2.98 | T+271.96~272.41 | 107800 | 110900 | 1.14 |
| 花火 (T-75) | T+137.14~137.62 | 65000 | 66000 | 3.23 | T+279.46~279.91 | 105300 | 108600 | 1.35 |
| 花火 (T-60) | T+130.81~131.26 | 58500 | 59500 | 3.46 | T+285.88~286.27 | 102600 | 106000 | 1.56 |
| 花火 (T-45) | T+125.05~125.5 | 52000 | 53000 | 3.7 | T+291.46~292.06 | 99600 | 103500 | 1.75 |
| 花火 (T-30) | T+119.74~119.8 | 46000 | 47000 | 3.92 | T+297.25~297.37 | 96600 | 100700 | 1.91 |
| ロケット打ち上げ音 | T+108.25~108.37 | 33000 | 34000 | 3.19 | T+307.78~308.23 | 90000 | 95000 | 2.24 |

MOMO3 とイベントの関係は、表 4-4 および表 4-5 の比較から、風を考慮してもイベント検出の予想時刻に与える差はほとんどないことが分かった。また、ロケット搭載機データと予想検出時刻の関係は図 4-10 となる。

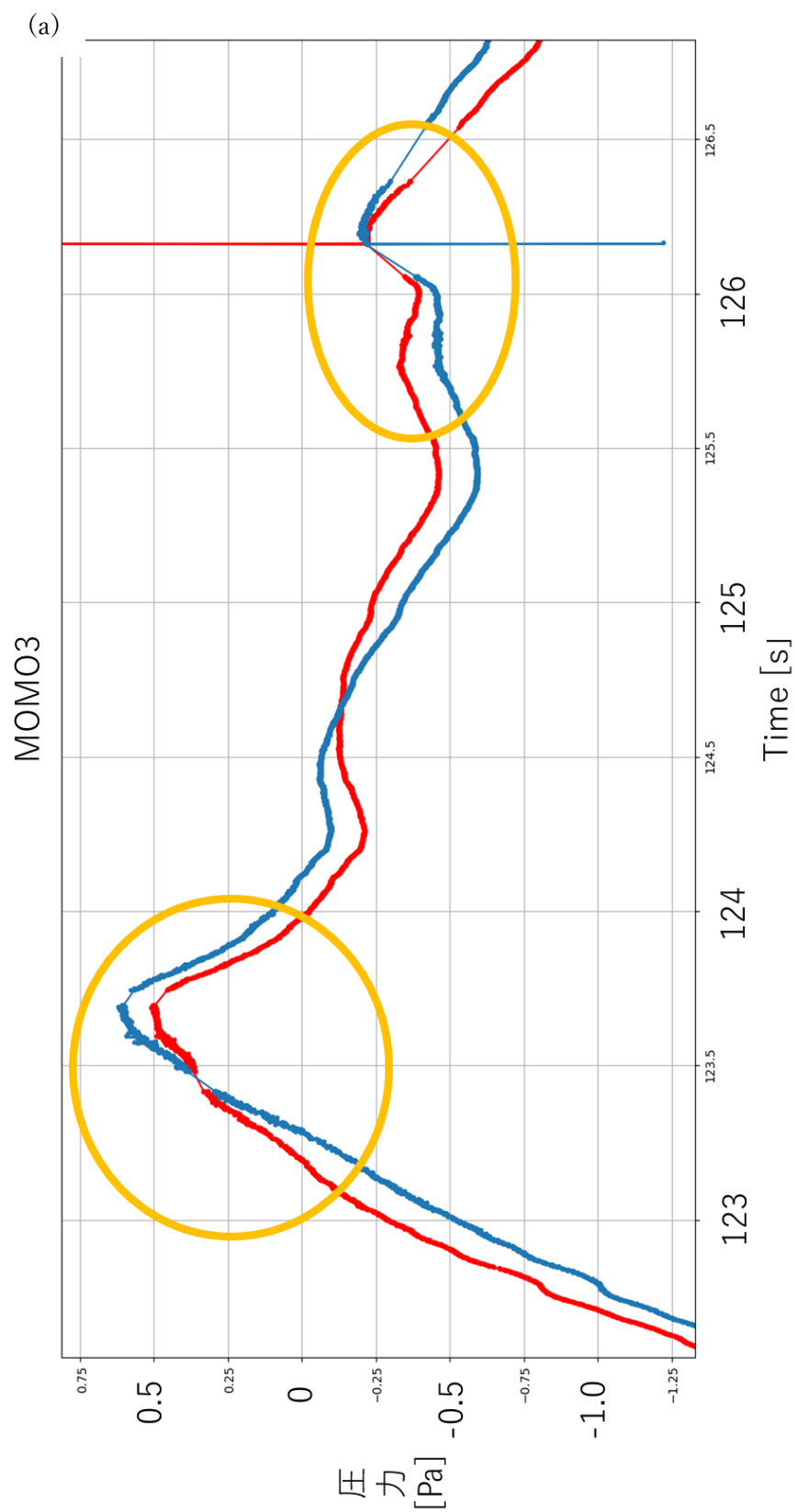


図 4-10 ロケット搭載機器データと花火計測予想時刻 (a)T-45、(b)T-75、(c)T-90(つづく)

(b)

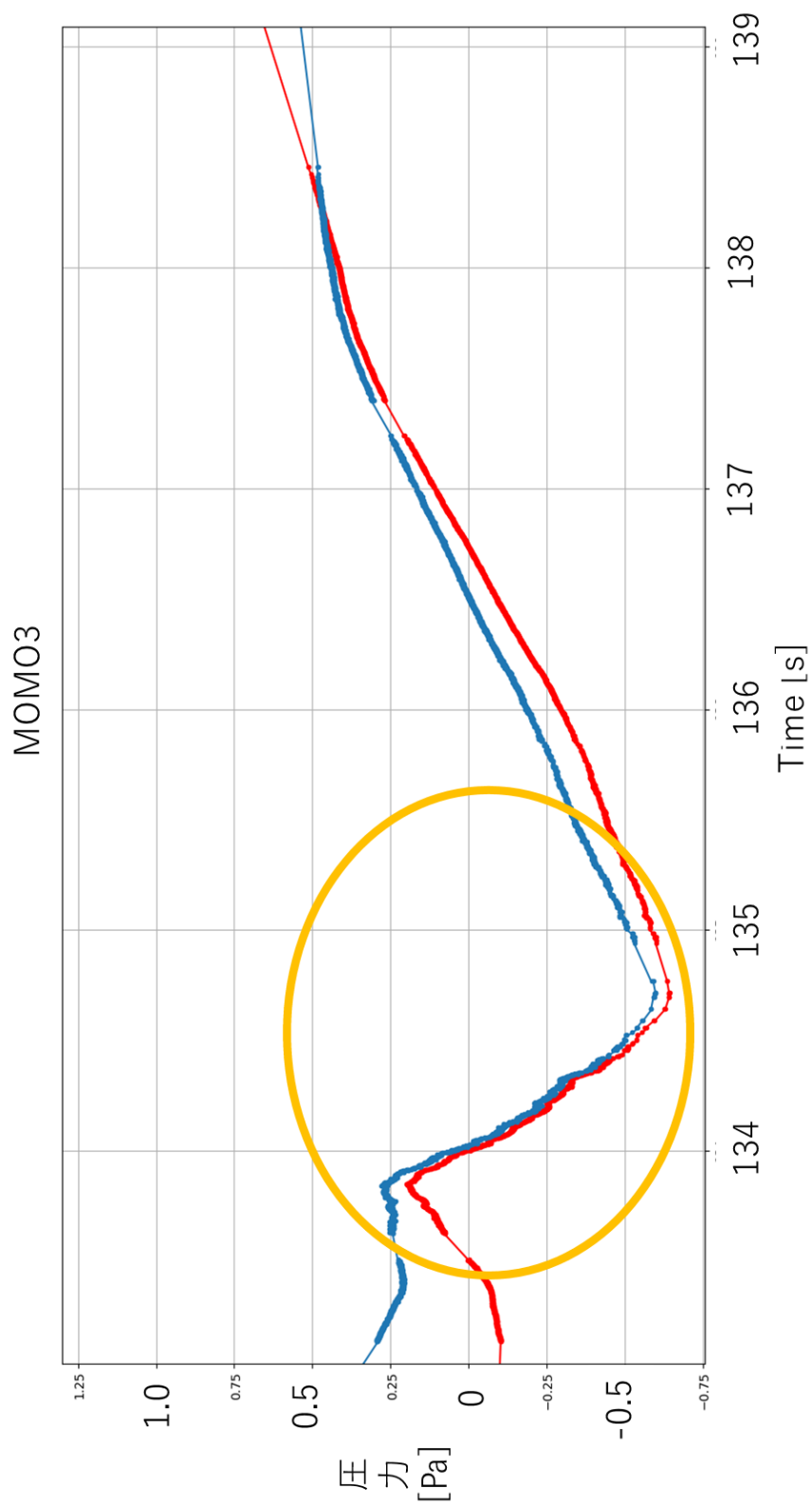


図 4-10 ロケット搭載機器データと花火計測予想時刻 (a)T-45、(b)T-75、(c)T-90(つづく)

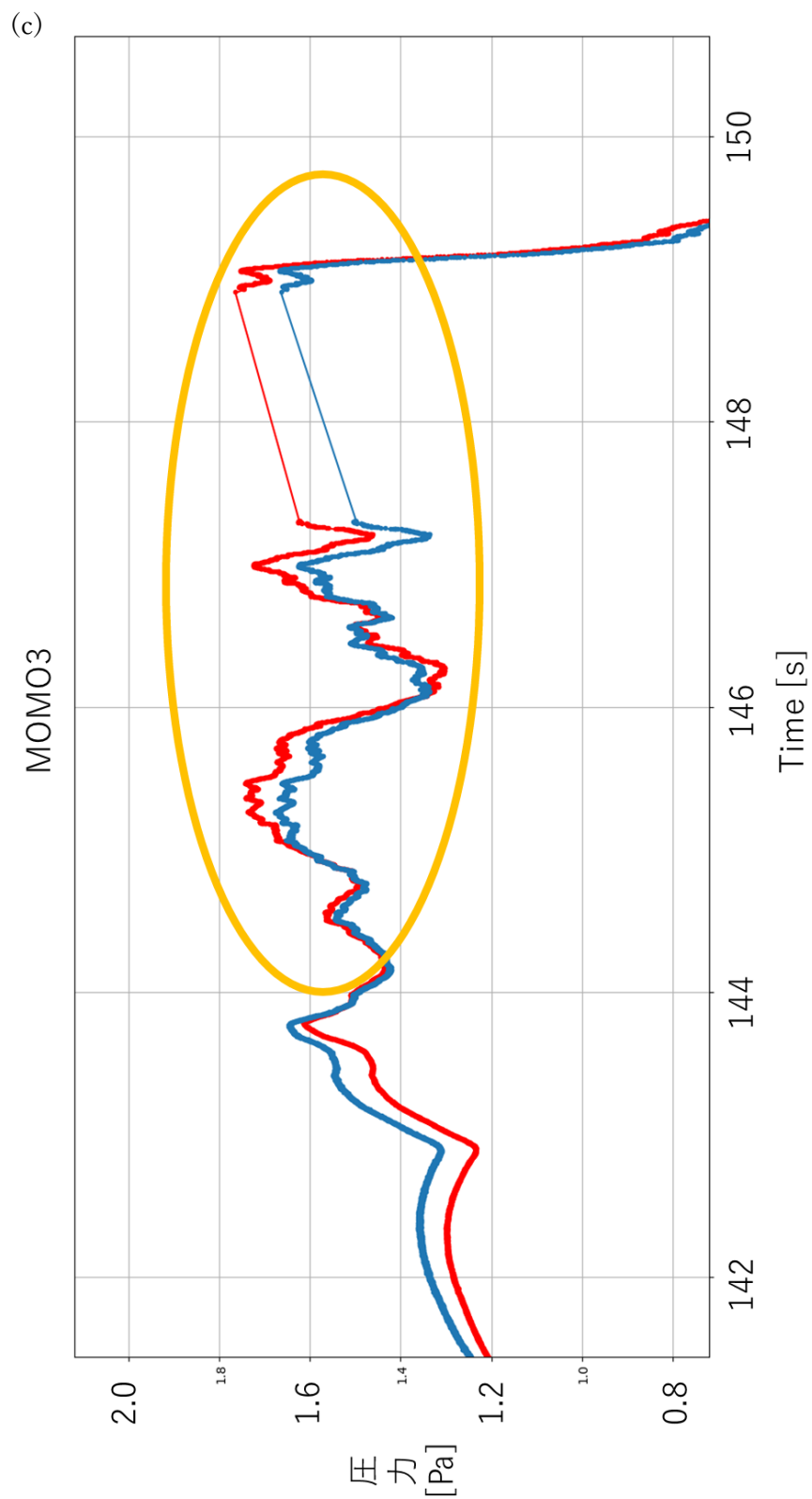


図 4-10 ロケット搭載機器データと花火計測予想時刻(つづき) (a)T-45、(b)T-75、(c)T-90

4.2.4 地上観測によるロケット衝撃波音の特定

MOMO3 によって発生したロケット下降時の衝撃波は地上複数地点でセンサが計測した。また現地では可聴音として聞くこともできた。実際に計測したセンサの波形を図 4-11 に示す。図 4-5 および表 4-3 よりロケットの衝撃波発生時刻と終了時刻が求まる。ロケットにより発生した衝撃波が地上の観測地点に到達したと予測される時刻を表 4-6 に示す。また、GPS 座標の地点 1 を原点移動とする平面直角座標系に変換を行う[15]。

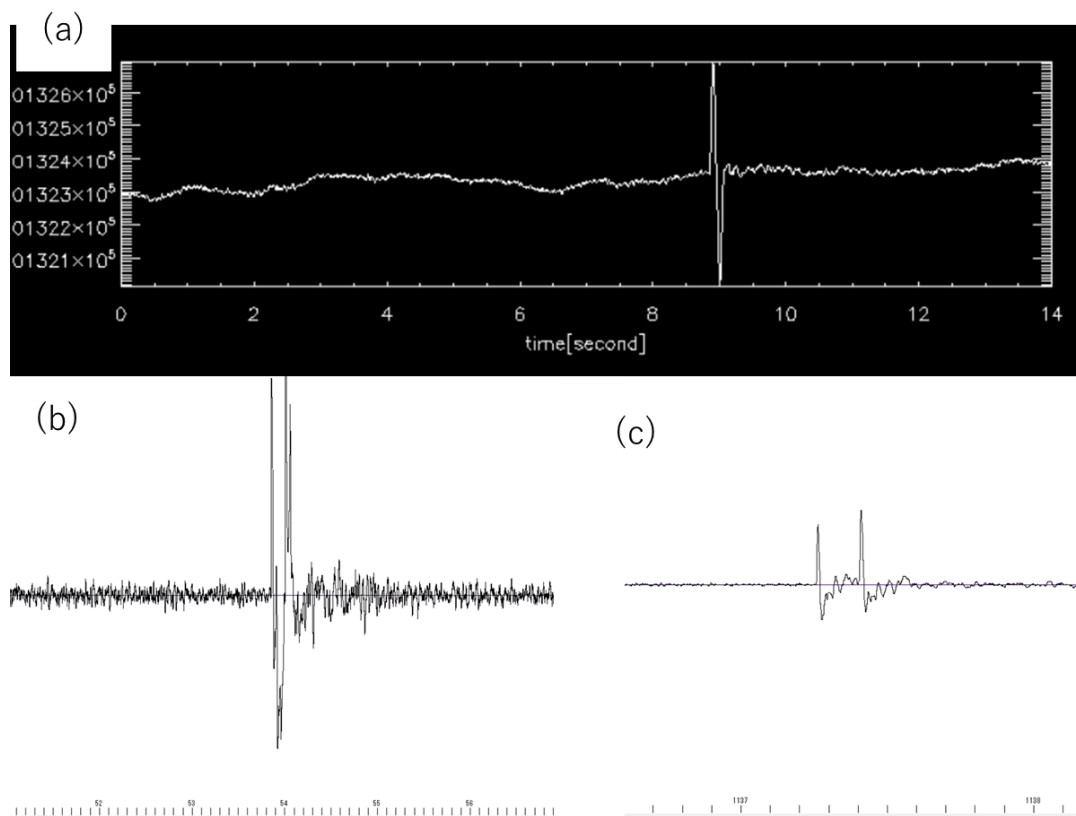


図 4-11 ロケット下降時の衝撃波 (a)Nano logger、(b)INF03 センサ、(c)IC レコーダーによる観測

表 4-6 Nano logger が計測したロケット下降時の衝撃波について

| 地点 | 平面直角座標 [m] | | 13系 | 地点 1 に原点移動 | | | 計測時間 |
|----|------------|------------|-------|------------|-----------|----|-------------|
| | X | Y | | X' | Y' | Z' | |
| 1 | -165679 | -65208.503 | 射点 | 0 | 0 | 0 | 05h53m54.2s |
| 6 | -166803 | -65806.475 | 花火操作点 | -1123.936 | -597.972 | 0 | 05h53m55.1s |
| 9 | -168925 | -67304.614 | 漁港 | -3246.593 | -2096.111 | 0 | 05h53m57.1s |
| 11 | -162725 | -63022.655 | 晩成温泉 | 2954.167 | 2185.848 | 0 | 05h53m52.0s |

表 4-6 の情報を用いて、3.1.2 項の手法により、波源の方位角と仰角が求まり(表 4-7)、ロケットの軌跡から波源位置情報が算出される。また、3.4 節の考え方をを用いることで音波予想到達時刻が求まる。

表 4-7 音波到来角の特定および衝撃波の到達予測時刻

| 方位角 | 仰角 | 衝撃波発生時刻 [s] | 波源位置 altitude [m] | 波源位置 horizontal component [m] | 予測地上到達時刻 [s] | 実際の到達時刻 [s] | 差 [s] |
|------|-------|-------------|----------------------|----------------------------------|--------------|-------------|-------|
| 190° | 71.4° | T+357.82 | 46517.15 | 34769.42309 | T+550.52 | T+535 | 15.52 |

4.3 ロケット搭載機器の改良

4.3.1 MOMO3 問題点の特定

MOMO ロケット実験の当初目的の 1 つであった高度上昇に伴う搭載ブザーによる間欠的発生音の計測について、真空チャンバー内で上空大気密度条件を模擬することで、大気密度減少による計測音の低下を計測して音波伝搬特性を求める。ブザー音は一定周期で発生するが図 4-7 より一定周期の信号が計測出来ておらず、次の実験に向けて原因の特定が必要である。原因は、ブザーの破損、ブザーの出力音をセンサが計測できていないの 2 つが考えられる。したがって、MOMO3 実験後に予備品を用いて再度の真空実験を行った。真空実験の結果を図 4-12 および表 4-8 に示す。

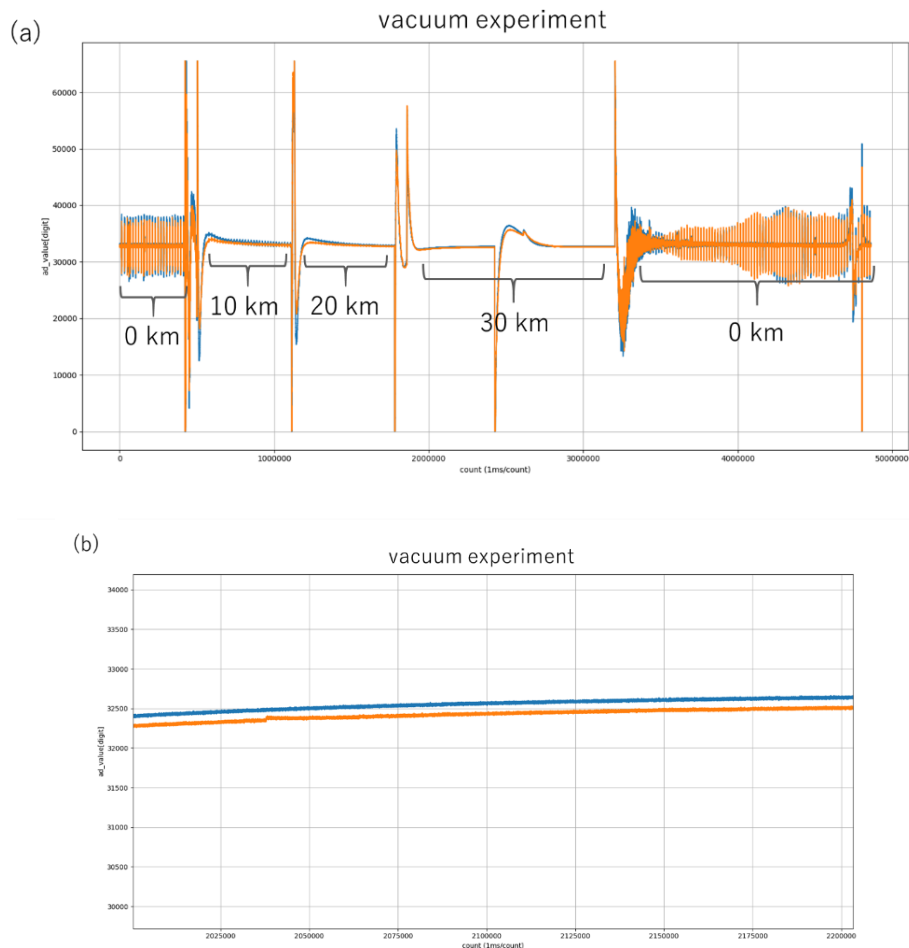


図 4-12 (a)真空実験でのロケット搭載機器の波形、(b)高度 30 km を模擬した大気中でのロケット搭載機器の波形の拡大

表 4-8 真空実験の条件とブザー音

| 高度 [km] | 気圧 [hpa] | ブザー音 |
|---------|----------|------|
| 0 | 1000 | ○ |
| 10 | 260 | ○ |
| 20 | 55 | ○ |
| 30 | 12 | × |
| 0 | 1000 | ○ |

図 4-12 より高度 30 km 以上を模擬した大気ではブザー音をセンサが計測出来てない。原因はブザーの出力音の特性(強度および周波数分布)にあると推定され、MOMO5 に向けてより低音強い音を出力できるブザーの選定を行う。

4.3.2 MOMO5 に向けての改良

MOMO5 に向けて数種類のブザーについて、ブザーの配置を変えながら実験を行った。MOMO5 搭載予定のブザーの真空実験結果を図 4-13 に示す。新たに選定したブザーは高度 60 km を模擬した大気中まではセンサでブザー音を計測出来たが、それ以上の高度となると実験に使用している真空チャンバーは、ターボ分子ポンプを併用しなければならず、高度 100 km 程度の気圧条件を維持するのが難しくすぐに高度 100 km より上空の低すぎる気圧となる。したがって、高度 60 km までの条件についてセンサでブザー音を計測出来た。

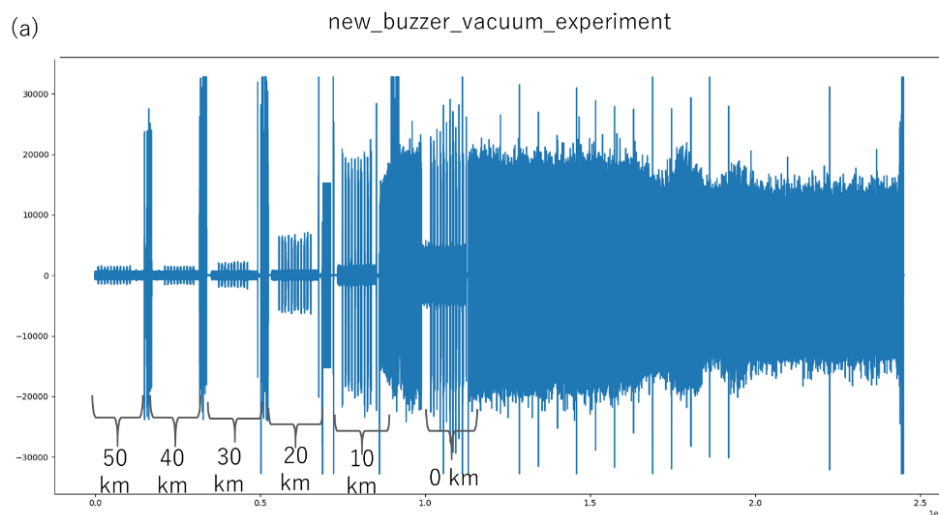


図 4-13 (a)新ブザーを用いた真空実験時のブザー音、(b)60 km 条件でのブザー音(つづく)

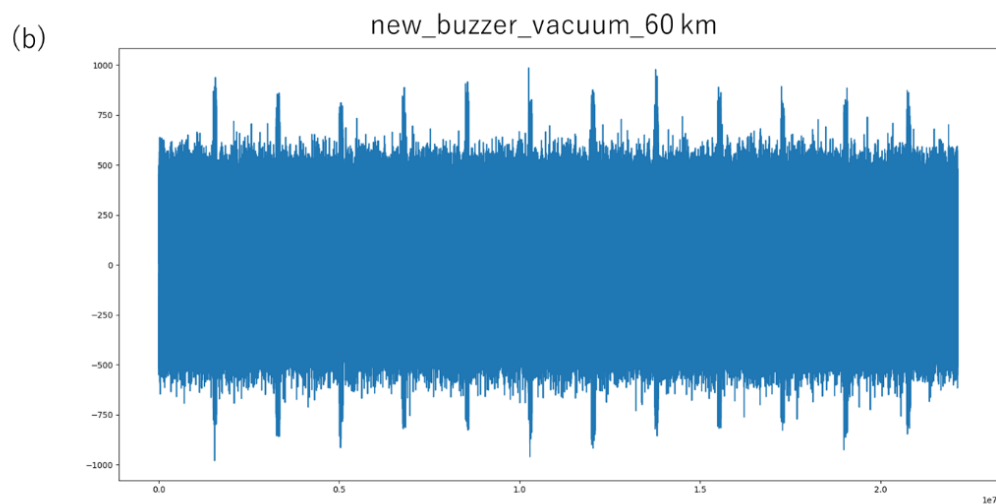


図 4-13 (a)新ブザーを用いた真空実験時のブザー音、(b)60 km 条件でのブザー音(つづき)

低圧でブザーが破損する可能性に備えてブザーを MOMO5 では 2 台使用する。これによってブザーに冗長性を持たせることとした。

第5章 評価と考察

5.1 MOMO2 の評価と考察

MOMO2 ロケットが落下・爆発した際の映像の様子と映像や IC レコーダーの音声情報を耳で聞いた音から爆発の威力は大きいと考えたが実際には射点で計測した爆風圧は表 5-1 および表 5-2 より構造物への影響は小さく、人体への影響も弱いことが数値的に示された。爆風圧が小さい原因は、計測した圧力の大部分は爆発によるものではなく、液体酸素タンクの破壊によって生じたエネルギーが大部分占めている可能性があるためである。ロケットの構造上、落下による衝撃を(図 5-1) エンジン、液体酸素タンクが強く受け、事故後に回収された MOMO2 の様子からも液体酸素(酸化剤)タンクは激しく破損し原型をとどめていないことを確認した。一方でエタノールが充填された燃料タンクに亀裂は発生していたが、タンクの型を保っていた。また、液体酸素のタンク内は高圧を保った状態にしているが、落下の衝撃で液体酸素タンクが破損し、タンク内が大気圧状態となったため液体が急激に気化し体積を膨張させたと考えられる。したがって、爆風圧の大部分は液体酸素の状態相変化によるものと推定した。また、一部のエタノールにこの酸素が混合して爆発を起こしたため激しい炎に包まれた。

爆発地点からセンサ A、センサ B までの距離は差がほとんどないにもかかわらず、爆風圧の圧力、エネルギーに違いがあった原因として考えられるものは、タンクの溶接部は通常より脆いため溶接部から破壊が始まり、それによって爆風圧に指向性が生じた可能性が指摘できる(図 5-2)。

表 5-1 爆風圧の構造物への影響

| 音圧レベル [dB] | 音の大きさの目安 |
|------------|-----------------------|
| 140 | ジェットエンジンの近く |
| 130 | 肉体的な苦痛を感じる限界 |
| 120 | 飛行機のプロペラエンジンの直前、近くの雷鳴 |
| 110 | ヘリコプターの近く |
| 100 | 自動車のクラクション付近 |
| 90 | 騒がしい工場内 |

表 5-2 爆風圧の人体への影響

| 圧力 [kPa] | 被害 |
|----------|--|
| 0.14 | 周波数が低い (10~15Hz) 場合は、不快な騒音 (137dB) となる |
| 0.21 | 歪みのある大きなガラス窓が破壊される |
| 0.28 | 大きな騒音 (143dB)、ガラスが壊れる音波 |
| 0.69 | 歪みのある小さな窓が破壊される |
| 1.03 | ガラスが破壊される一般的な圧力 |
| | 「安全限界」 (この値以下では0.95の確率で大きな被害はない) |
| 2.07 | 「推進限界」 (物が飛ばされる限界) |
| | 家の天井の一部が破壊される：窓ガラスの10%が破壊される |

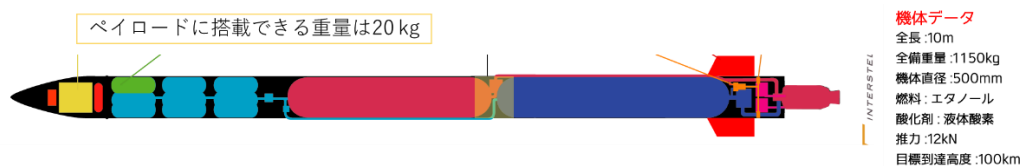


図 5-1 MOMO ロケットの構造

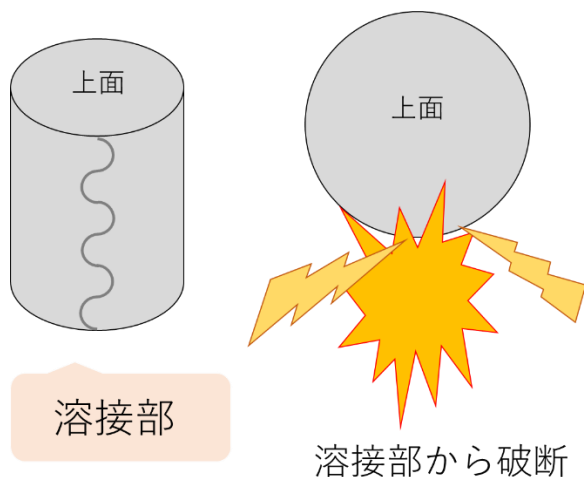


図 5-2 爆発の指向性

5.2 MOMO3 の評価と考察

MOMO3 実験では、4.3 節に示す通りブザー音をセンサで計測できなかった。花火による音波伝搬特性の解明には最低でもあと 1 回ロケットを打ち上げる必要がある。図 4-7 のペイロードデータで見られた特徴的な波形は花火音によって生じたものか断定する必要があり、次の実験では花火を打ち揚げない、花火打ち揚げ時刻に変更を加えることでペイロードデータの比較検討を行う。図 5-3 より、約 T+200 秒まで燃焼音および衝撃波をペイロード内のセンサが計測している可能性があり、T+200 秒以降の 4 つの波形は、3.4.2 項および図 4-9 から射線(花火音)が上空で温度、一部高度域での大気モデル予想以上の風の急激な変化などで屈折し、その音をセンサで計測した可能性がある。また、上昇時にロケットが発生させた衝撃波にロケット自身が追いついて計測した可能性も考えられる。

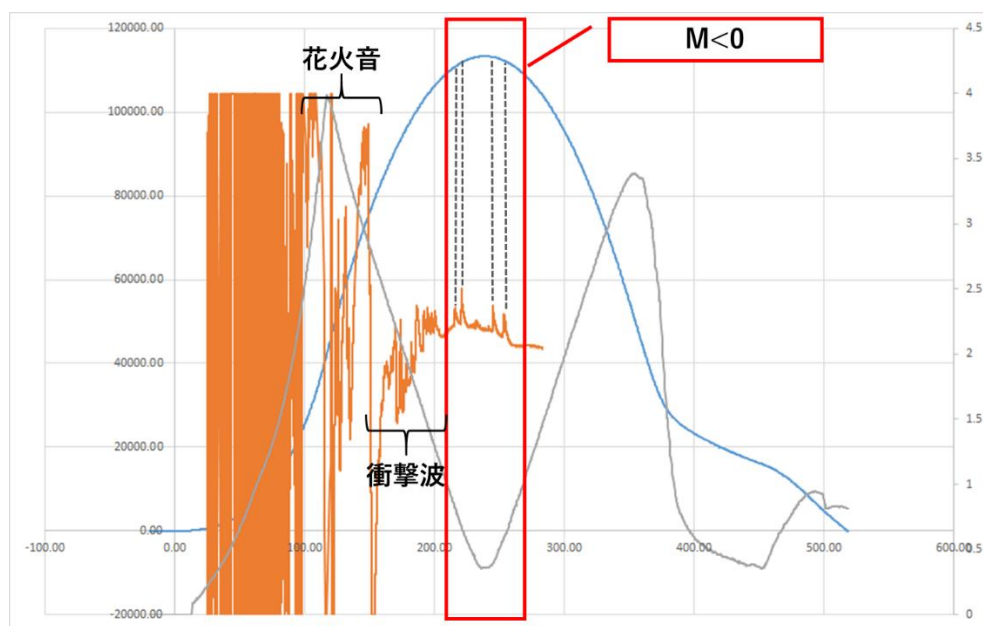


図 5-3 ペイロードデータと花火音、ロケットの関係

地上で観測したロケット下降時の衝撃波について、今回のアレイ解析からの到来角の特定により算出された方位角と仰角には誤差があるが、これはセンサ配置が海岸線に沿って直線的になったことが原因の一つと考えられる。また、高度 50 km 付近の音源であるため成層圏～対流圏の風などのパラメーターの影響が誤差の要因になったと考えられる。

5.3 MOMO5 に向けての評価と考察

真空実験の結果から搭載用ブザーを新しく選定したことで、高度 60 km 付近まではセンサで間欠的なブザー音を計測可能となった。これによって高度 40 km 付近のロケット燃焼終了後に一定周期でブザー音が計測される。したがって、音波の減衰について計測できる。また、フィルタが 1 枚少ないメインマイクにブザーを近づけて配置することで 60 km 以降の上昇時にもブザー音を計測出来ると考えられる。さらにロケット下降時のテレメータデータが得られれば、着水に至る長期間の変化を計測できる可能性がある。水平飛翔距離の小さい MOMO ロケットはこの点で有利であり IST 社でのテレメータデータ受信体制の改善に期待したい。

第6章 結論

本研究では、MOMO2 ロケットの爆風圧エネルギーと被害評価を試みた。エネルギーを算出する手法は有効であると結論づける。しかし、爆発に指向性があるとエネルギー推定の値に大きな誤差が生じると考えられ、指向性を考慮した解析手法までは考えることができなかった。また、得られたエネルギーである約 105 kJ から爆風圧の大部分を占める要因が液体酸素タンクの破損と大量の液体酸素の気化膨張による急激な圧力変動であると予測するができた。

MOMO3 ロケット実験では、ブザー音の高度減衰による音波伝搬特性と花火音による音波伝搬特性の解明を試みた。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衝撃波ノイズと考えられる変動が計測されたため高度減衰は取得できなかったが、MOMO5 に向けてブザーの選定では一定の成果を上げた。MOMO3 で解析に用いた手法は、音源予測に有効であると結論づける。しかし、解析に必要な温度、風の情報は平均値であり、ロケットを打ち上げた時の高度毎のパラメーターではない。また、ペイロードデータの波形が落ち着く高度で花火音を計測させるために花火を打ち揚げるタイミングを考え直す必要がある。1 回のロケット実験データのみでは、音源の予測はできてもその明瞭な特定には至らなかった。今後も高頻度での比較実験の達成に向けて引きつづき MOMO ロケットを活用した実験を行い、これらを解明するとともに、インフラサウンド遠隔観測の防災応用へフィードバックさせる一助としたい。

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、副指導教員として研究の方向性や手法についてディスカッションして下さった同学群 齊藤大晶助教(現: 北海道大学 大学院理学 博士研究員)、副査を引く受けて下さった同学群 八田章光教授、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、実験現場でサポートして下さった同社 栗原様、MOMO データフォーマットについてご指導くださった森岡様、その他インターステラテクノロジズ株式会社のメンバーに感謝します。

研究の相談やアドバイスを下さった、研究室 OB の反町氏および藤本氏、岡本氏、大塚氏、平塚氏、Mario Batubara 氏、その他研究室のメンバーに感謝します。研究で用いたセンサを開発・製造し、質問に答えて下さった 株式会社 SAYA の横田昭寛様、センサの設置に協力して頂いた方々に 心から感謝申し上げます。

皆様方の協力をなくして、本研究の発展は実現しなかったと感じております。改めて感謝を申し上げます。

参考文献

- [1] W. Nordberg and W. Smith, THE ROCKET-GRENADE EXPERIMENT, NASA TECHNICAL NOTE, MARCH 1964.
- [2] P. J. Bowen, R. L. F. Boyd, M. J. Davies, E. B. Dorling, G. V. Groves and R. F. Stebbings, Upper Atmosphere Wind and Temperature Structure by Skylark Rocket-Grenade Experiments at Woomera, Australia, 1957-59, Proceedings of the Royal Society of London. Series A, Mathematical and Physical Sciences, Vol. 280, No. 1381 (Jul. 21, 1964), PP. 170-184.
- [3] 京都大学 生存圏研究所 MU レーダー,
<http://www.rish.kyoto-u.ac.jp/mu/>, 2020/01/01 参照.
- [4] JAXA 再使用ロケットの研究,
http://www.jaxa.jp/article/interview/no3/index_j.html, 2020/01/01 参照.
- [5] 京都大学 生存圏研究所 津田研究室,
http://www.rish.kyoto-u.ac.jp/labs/tsuda_lab/lab/research/rass.html, 2020/01/01 閲覧.
- [6] Picone, J. M., A. E. Hedin, D. P. Drob, and A. C. Aikin, NALMSISE-00 empirical model of the atmosphere: Statistical comparisons and scientific issues, *J. Geophys. Res.*, 107(A12), SIA 15-1~16, 2002.
- [7] Edgar Zapata, An Assessment of Cost Improvements in the NASA COTS/CRS Program and Implications for Future NASA Missions, National Aeronautics and Space Administration, Kennedy Space Center, FL, 32899
- [8] SpaceX
<https://www.spacex.com/reusability-key-making-human-life-multi-planetary>,
2020/01/01 閲覧.
- [9] 藤津裕亮, 火星表層模擬環境および地球成層圏下部実大気中での音波特性の実験的検証, 高知工科大学 平成 29 年度 修論研究報告, 2018.
- [10] 木原大城, S-310-41 号ロケット搭載 PDI の開発と中層・高層大気中における音波伝搬特性の直接計測, 高知工科大学 平成 25 年度 修論研究報告, 2014.

- [11] National Aeronautics and Space Administration ,
<https://gmao.gsfc.nasa.gov/reanalysis/MERRA-2/>, 2020/01/01 閲覧.
- [12] GES DISC,
https://disc.gsfc.nasa.gov/datasets/M2T3NVASM_5.12.4/summary?keywords=M2T3NVASM_5.12.4, 2020/01/01 閲覧.
- [13] MSIS-E-90 大気モデル,
https://ccmc.gsfc.nasa.gov/modelweb/models/msis_vitmo.php, 2020/01/01 閲覧.
- [14] 岩津玲磨, 孤立渦による音波散乱に対する幾何音響計算法の評価と改良, 日本計算工学会
論文集, 2016.
- [15] 国土地理院, 平面直角座標への換算,
<https://vldb.gsi.go.jp/sokuchi/surveycalc/surveycalc/bl2xyf.html>, 2020/01/25 閲覧
- [16] 反町玲聖, インフラサウンドセンサの面的配置における波源位置推定方法の最適化, 高知
工科大学 平成 29 年度 修士研究報告, 2018.
- [17] 応用音響学 第 7 回 音波の伝播,
http://www.sp.ipc.i.u-tokyo.ac.jp/wp-content/papercite-data/koyama/appl_acoust_2019/appl_acoust_day1.pdf, 2020/01/20 閲覧