...(3)

MOMO ロケット搭載センサーによるインフラサウンド計測に与える動圧の影響評価 1230065 近藤 飛翔 (宇宙地球探査システム研究室) (指導教員 山本 真行 教授)

1. 背景と目的

インフラサウンドとは周波数が 20 Hz 未満の音波を指す。 著者の所属する研究室では号砲花火と観測ロケットを用いて 高層大気中のインフラサウンドの伝搬特性の解明を試みてい る。本研究では MOMO7号機に搭載したインフラサウンドセ ンサー(以下、センサー)の波形データの内、高度 40 km 以 上での赤枠内波形の原因解明を目的とする。MOMO 号機には センサー2台をペイロード区画に位相角 180 度反対向きに設 置した。取得したデータは2台共に同位相で図1と同等の波 形を示した。



2. 研究内容 方法

筆者は赤枠部の波形は動圧の影響だと推測した。動圧の検 証のため、実験を3点に分けた。1点目はセンサーによる動 圧計測の可否。2点目は赤枠の波形周期とロケットの姿勢変 化周期の比較。3点目は高高度におけるセンサー波形の減衰 特性についてである。続いて、動圧と推測した理由を述べる。 搭載センサーはコンデンサーマイクを組み合わせて使用して いる。マイクロフォンの受圧面に外部から作用する圧力は、 $P_e:$ 全圧、 $P_s:$ 静圧、 $P_d:$ 動圧、 $P_o:$ 音圧、m:コンデンサー マイクの振動膜質量、A:受圧面の断面積、a:加速度を用い て、下記の式(1)で表される[1]。

$$P_e = P_s + P_d + P_o + \frac{m}{r}a \qquad \cdots (1)$$

ここで T+115(発射後 115 秒)のエンジン燃焼停止による 機体振動の停止(a ≒ 0)、高度 40 km 以上の小さい大気密度に よる音圧の低下(Po ≒ 0)、マイクは静圧からの差圧を計測する こと(Ps = 0)を踏まえると動圧の項が残るからである。したが って、センサーにかかる動圧の影響の詳細を調査した。

2.1 実験1 動圧の角度依存性計測による調査

真空チャンバー内で高度 40 km の大気圧条件を維持し、N2 ガス噴射装置[2]を用いて風を再現した。ガスの噴射ベクトル 延長線上にマイクを配置し、動圧の角度依存性を計測した(図 2)。動圧P_dは、ρ: ガスボンベの大気密度、V: ガスの流速、 θ: ガス噴射方向とセンサー面の法線ベクトルとの角度、 $v_0: \theta=0$ のときのVを用いて式(2)となる。



図2 動圧の角度依存性計測

噴射方向のセンサーは全圧P1(動圧+静圧)、噴射反対方向 の全 EP_2 (静圧のみ)であるから、動 EP_d は

2.2 実験2 取得波形とロケット姿勢周期の FFT 変換比較

 $P_d = P_1 - P_2$

MATLAB を用いて取得波形とロケット姿勢パラメータの FFT 変換を実施し周波数成分を比較した。

2.3 実験3 各高度におけるロケットにかかる動圧計算

ロケットの速度と各高度の大気密度を式(2)に代入して図 1の波形データの傾向と比較した。



\mathbf{FFT}	$0.017~\mathrm{Hz}$	$0.086~\mathrm{Hz}$	$0.137~\mathrm{Hz}$	$0.172~\mathrm{Hz}$
波形(図 1)	0	0	0	0
ピッチ角	0	×	×	×
ヨー角	×	0	×	×
ロール角	×	0	×	0



図3よりセンサーは動圧を検出することが可能であり、角 度によって動圧が異なる。表1からロケットの姿勢変化と、 インフラサウンドの波形の主な周波数は一致した。図4より シミュレーション結果の動圧と搭載センサーの全圧の間で桁 数が3桁異なるが、圧力が0Paに収束する傾向はT+117から T+170にかけて同様であった。

4. 考察・まとめ

本実験から、センサーはロケットにかかる動圧を直接計測 しているわけではなく、フェアリング内で、動圧に干渉され た何らかの圧力変動を計測していることが分かった。

参考文献

 \cdots (2)

[1] 山崎輔,穂刈真樹,渡辺嘉二郎,"コンデンサマイクロフ オン型センサによる多機能センシングとセキュリティへの応 用,"計測自動制御学会論文集, 40, 1-9, 2004. [2] 田中智泉,"小型N2ボンベを用いた微気圧発生装置開発," 高知工科大学 令和3年度卒業研究報告書, 2022.