

固体ロケットモータ地上燃焼試験に関する音響解析

福田紘大, 堤誠司, 藤井孝藏(JAXA/情報・計算工学センター), 宇井恭一(JAXA/宇宙輸送ミッション本部),
石井達哉, 生沼秀司, 賀澤順一(JAXA/研究開発本部), 峯杉賢治(JAXA/宇宙科学研究本部)

Acoustic Fields generated by Solid Rockets in Ground Firing Test

by

Kota Fukuda, Seiji Tsutsumi, Kozo Fujii, Kyoichi Ui, Tatsuya Ishii, Hideshi Oinuma,
Junichi Kazawa, and Kenji Minesugi (JAXA)

ABSTRACT

In JAXA, Computational Fluid Dynamics (CFD) is applied to examine acoustic field in rocket launching and the data is effectively used to design new launchers. Qualitative evaluation and comparison between calculation results and experimental data are necessary for further development of the CFD methodology. In this study, measurement of acoustic field is executed in two series of ground firing tests of solid rockets. Three types of microphones are used for the tests in order to attain those characteristics and applicability. The comparison shows that condenser microphone is the most applicable for a wide range of frequency. The obtained data are used for evaluation of an empirical method, NASA SP-8072 and CFD methodology. From the results, it is cleared that the CFD methodology is effective for prediction of acoustics from solid rockets.

1. はじめに

ロケット打ち上げ時には、排気プルーム(高温・高圧のジェット)から強い圧力波が発生し、打ち上げ設備等と干渉しながら、ロケット先端のフェアリングまで到達し内部に搭載されている衛星を加振することが知られており、設計段階からこの音響レベルを見積ることが非常に重要となる。これまでは主に、NASA SP-8072^[1]を用いた音響環境の予測が行われてきた。この手法は米国の膨大な試験データに基づき 1971 年にまとめられた実験式であり、エンジンから自由空間に排出されるジェット(フリージェット)で現れる音源が、流れに沿って分布すると仮定して音響環境を予測する。しかし、実際の音響発生メカニズムは、射点の形状や条件に大きく影響を受け、実測値と予測値の間に大きな差が生じるため、ロケット開発においては、スケールモデルによる検証試験を行う必要がある。そのため、スケールモデル試験を行わずに音響環境を予測できる、高精度な予測手法の確立が求められてきた。

そこで、JAXA では、情報・計算工学(JEDI)センターを中心に数値流体力学(CFD)技術を利用した音響解析を実施しており、これまでの解析^{[2]-[4]}から、音響発生および伝播のメカニズムが明らかになってきている。また、その知見を活かすことで、音響環境が最適な射場形状の検討が行なわれている^[4]。現在の課題としては、実測データとの定量的な比較を通して、音響環境予測精度をさらに向上させ、ロケットの機械環境条件の算出が可能な設計ツールへと成熟させることが挙げられる。しかしながら、ロケット実機での音響測定データと CFD 解析結果との比較に関しては、打ち上げ号数毎の条件の違いや、射場設備、火炎を偏向するためのデフレクター(Fig.8 参照)や排気プルームを排出するために設置されている煙道設備の影響等が含まれるため、定量的な評価が難しいのが実状である。また、ロケットモータ、特に固体ロケットモータの音響計測は、適切なマイクの選定、音圧レンジの設定が難しく、燃焼に伴い発生する熱、風、プルームの化学反応やアルミナ粒子の影響、プルームによって巻き上げられる周囲の砂塵などが計測装置

に与える影響など、不確定要素が多く困難であることから、実施例が少ない。

そこで、固体ロケットモータの音響計測手法の確立および音響解析結果との定量的な比較を目的に、2007 年 12 月に JAXA で実施された 2 回の固体ロケットモータの地上燃焼試験において音響計測を実施した。解析に関しては、CFD 解析だけでなく、従来手法の検証を行うため NASA SP-8072 での解析も行った。本試験は、デフレクターを含まないフリージェット試験であるため、解析結果の定量的な評価、予測精度の向上に対して有効であると考えられる。本報では、音響計測の測定結果および NASA SP-8072、CFD による音響解析の結果について報告する。SP-8072 解析では、2 通りの音源仮定手法の比較を行った。また、CFD 解析では、Kirchhoff の積分方程式に基づく方法を用いて音波の伝播を解析している。この手法では、積分面より内側の領域は CFD による直接解析を行い、積分面より外側に伝播する音波は、線形波と仮定して解析的に計算するため、計算負荷を大幅に低減できるという利点がある。本報では、音響計測データと SP-8072 および CFD の解析結果との比較を通して、CFD による固体ロケットモータの音響解析の現状と課題について検討を行った。

2. 音響計測

本試験は、2007 年 12 月に JAXA 能代多目的実験場にて実施された。供試体は SST ロケット試験機で用いられた NAL-735 モータであり、2 回の燃焼試験を行った。Fig.1 に NAL-735 モータの外形を、Table 1 にモータの諸元を示す。また、Fig.2 に 1 本目の試験の様子、Fig.3 にマイクロホンの設置位置を示す。音響計測は、マイクロホンの種類および測定方法を比較し最適なものを検討するため、3 種類のマイクロホンを用い、ノズル出口中心から半径 39m の 5 点の位置で行った。Table 2 にマイクロホンの種別と設置方法を示す。2 回目の試験では、放射音の測定だけではなく、ノズル近傍場での音響計測も実施した。近傍場はピエゾ(圧電型)マイクロホンをフラッシュマウントし計測を行った。



Fig.1 NAL-735 motor



Fig.2 Snapshot of first test

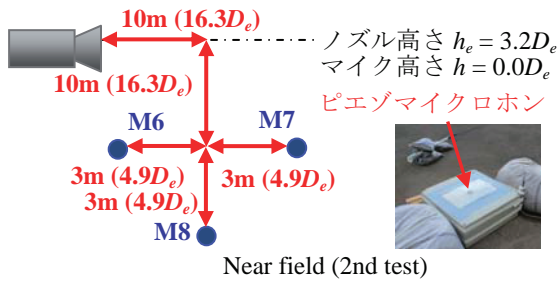
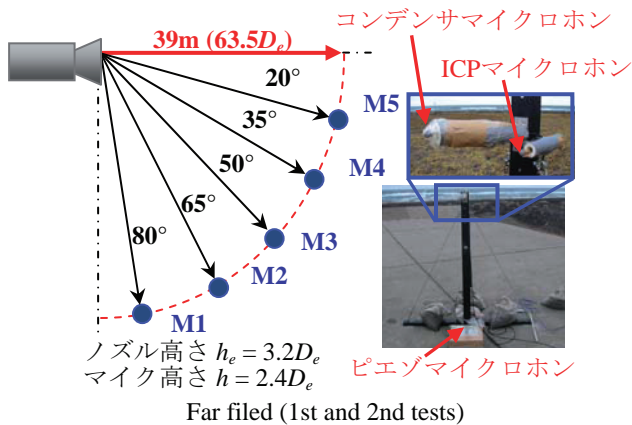


Fig.3 Schematic layout of measured points and microphone setting position

Table 1 Motor Spec.

ノズル出口径 D_e	0.614m
出口マッハ数 M_e	2.92
出口レイノルズ数	1.75×10^6
静圧比 P_e/P_a	0.418
最大真空推力	290kN

Table 2 Characteristics of microphones

センサー種類	位置	設置方法
1/4"コンデンサマイク (B&K4939)	M1-M5	スタンド設置
ピエゾマイク (圧電型, Endevco2510)	M1-M5, M6-M7 (2nd)	フラッシュマウント
1/4" ICPマイク (AC07016)	M1-M4	スタンド設置

Fig.4 は、M1 点におけるマイクロホン種別による音響パワーレベル(SPL)値の比較を示す。3 種類の SPL データを比較すると、2000Hz 付近までは概ね傾向は一致していることが確認できる。2000Hz 以上の範囲で顕著になる違いについて

では、高周波数域の感度および設置位置の影響などが考えられる。一般的なマイク種類別の特性およびこれまで JAXA で行ってきた音響計測で得られた知見によると、圧電型は低音圧および高周波の感度がコンデンサ型と比較して悪く、また、ICP 型もコンデンサ型より高周波の感度が悪いことが分かっており、今回の測定結果では、2000Hz 付近までは、マイクロホンの種別による影響は小さく、2000Hz 以上に関しては、コンデンサ型の測定結果を用いるのが妥当であると考えられる。Fig.5 は、M1 点における測定結果の 1、2 回目の試験での比較を示す。4000Hz 付近まで良い一致をしていることが確認できる。Fig.6 は、1 本目の試験において各点で測定された SPL 値を示す。測定結果を見ると、各点での音圧レベルのピークは、130dB から 140dB を示しており、ノズル軸からの角度が小さくなるにつれて、ピークを示す位置が低周波数側へと移る様子が見られる。次に、Fig.7 に 2 回目の試験で行った近傍場の測定結果を示す。近傍場に関しては、ピエゾマイクロホンを用いて測定を行ったが、前述のように、放射音の測定結果において、2000Hz 付近まではコンデンサ型と同等の測定精度を持っていることから、音響解析との比較に関しては、十分な精度であると考えられる。

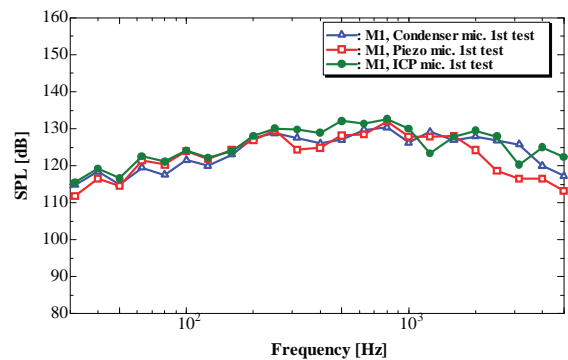


Fig.4 Comparison of SPLs measured with various microphones

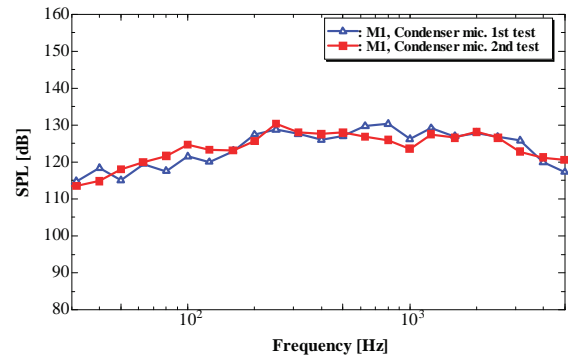


Fig.5 Comparison of SPLs between first and second tests

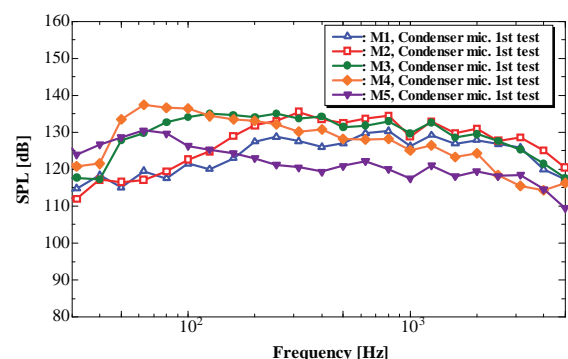


Fig.6 Comparison of SPLs measured at each point

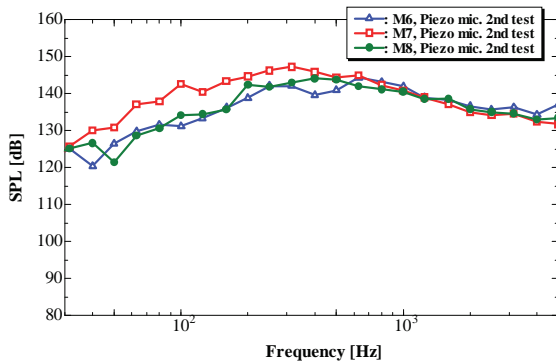


Fig.7 Comparison of SPLs measured at each point (near field)

3. 解析手法

3.1. NASA SP-8072 解析方法

SP-8072 解析の概要を述べる。詳細については、参考文献[1]を参照されたい。本解析では、音源を点として求める点音源仮定手法とブルーム軸をある長さで分割し音圧パワーを求める分布音源仮定手法の 2 通りの手法で解析を行った。以下、点音源仮定手法を model 1、分布音源仮定手法を model 2 と呼ぶことにする。model 2 は、model 1 に比べ複雑になるが、点ではなく流れに沿う領域全体に音源が分布していると仮定しているため、より現実に近い音源モデルといえる。Fig.8 に音源仮定の模式図を示す。音響放射効率は 1% とし、model 2 ではブルーム長さをジェットのパテンシャルコア長さの 2 倍とした。

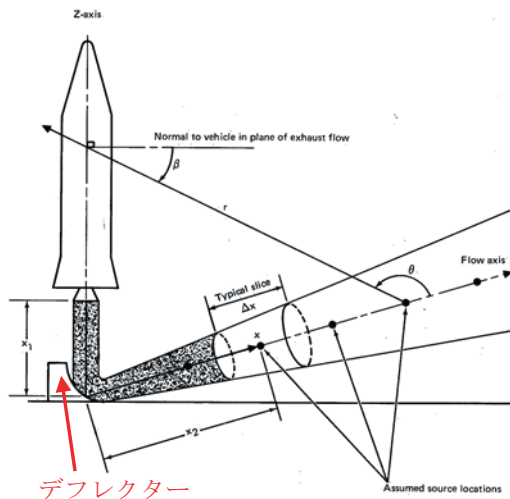


Fig.8 Sketch of acoustic source location for NASA SP-8072 (from NASA SP-8072^[1])

3.2. CFD 解析方法

CFD 解析の概要を述べる。Fig.9 に解析格子を示す。総格子点数は約 1800 万点である。実際の試験では、モータは試験設備内に設置しており、ノズル出口面は開口部より内側に存在するが、本解析では、ノズル出口面は壁面上に存在するとし、壁面が無限に伸びていると仮定する。また、地表面の影響は考慮せず、ノズル軸を中心に軸対称な格子としている。本解析は、ロケット実機の打ち上げ時の音響解析^{[2][4]}の精度を定量的に評価するため、JAXA でこれま

で行われてきた実機への応用解析と同様な手法で行う。ここでは、その概要のみを述べる。詳細については、参考文献[2], [4]を参照されたい。乱流の模擬手法としては陰的 LES 手法を用いている。比熱比($\gamma=1.174$)は空間内で一定とし、一種類の理想気体のみを扱った。

解析は、JAXA の NEC SX6 の 1 ノード(8 CPUs)を用いて行い、約 250 時間を要した。また、本解析では、計算負荷を軽減するため、マイクロホン位置での音圧レベルは、Kirchhoff の積分方程式に基づく方法を用いて解析を行った。積分面は、Fig.9 に示すように、ノズル中心軸から垂直方向に $5D_e$ 、流れ方向に $30D_e$ の位置に設置した。ノズル出口面での速度分布に関しては、1/7 乗則に基づき設定し、流入条件として与えた。ノズル出口静圧および雰囲気圧の比は、実験と同一 ($P_e / P_a=0.418$) とした。ノズル出口直径、ノズル出口中心流速を基準としたレイノルズ数およびマッハ数は、それぞれ 1.75×10^6 、2.92 である。人工的な擾乱は入っていない。本解析での解像周波数は、40-200[Hz]である。

さらに、Kirchhoff 面を鏡像することで、地表面での反射の影響を取り組むことを試みた。前述のように、本解析では地表面の影響は考慮していないが、実際の測定データには地表面の影響が含まれている。過去に海外で行われた音響計測^[6]でも、地表面の影響により直接伝播する音波と反射波による干渉が発生し、音圧レベルに大きな変化が生じることが報告されている。また、その影響が顕著な周波数域は、100-200[Hz]の低周波数域であることが指摘されている。これは、本解析で対象としている周波数域に相当することから、地面効果の影響を考慮する必要があると考えられる。また、実際の流れ場を考慮すると、壁面の影響により流れ構造自体に変化が生じることが考えられるが、本試験の映像を見る限り、音源となりうる位置ではブルームの広がり地表面に到達しておらず、この影響は小さいと考えられる(Fig.2 参照)。Fig.10 に鏡像の模式図を示す。

4. 解析結果および考察

Figs.11, 12 にマッハ数分布および圧力の瞬時場を示す。図中の赤線は、Kirchhoff の積分面の位置を示す。この図より、ブルームのせん断層から強いマッハ波が下流方向へと強く放射している様子が分かる。

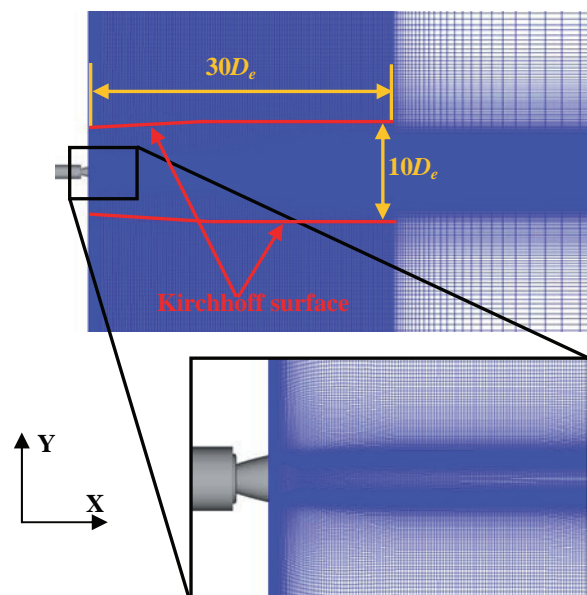


Fig.9 Cross section of computational grid on $z=0$ plane

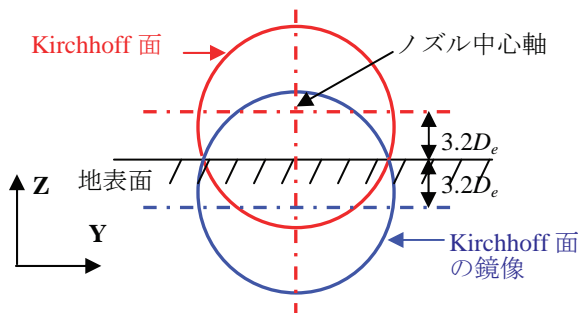


Fig.10 Mirror image of kirchhoff surface

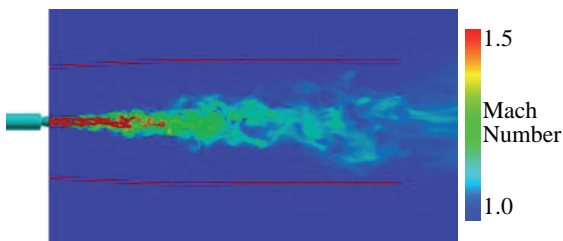


Fig.11 Instantaneous flow patterns (Mach number)

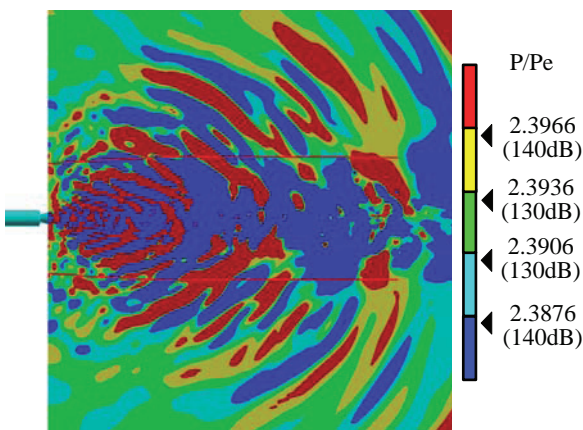


Fig.12 Instantaneous static pressure distribution

Fig.13 は、燃焼試験で測定された各マイク位置での音圧レベルと SP-8072 および CFD の解析結果との比較を示す。図中の黄緑の実線は、SP-8072 の model 1 の解析結果を破線は model 2 の解析結果を示す。また、青線は CFD 解析で求められた SPL 値を示し、赤線は Kirchhoff 面を鏡像して求めた CFD 解析結果を示す。

遠方場に関しては、M1-3 の位置では、SP-8072、CFD 解析とも、測定値に近い値を再現できていることが分かる。また、SP-8072 解析では、model 2 の方が model 1 より実験値に近い値を示している。M4-5 の位置では、CFD 解析の結果が周波数ごとの傾向、SPL 値とも測定値を良く再現できているのに対して、SP-8072 の結果では、model 1, 2 も測定値と大きく値がずれている。CFD 解析での Kirchhoff 面を鏡像した結果では、地面効果を考慮したことにより、各点での音圧レベルが、より測定値に近づいていることが分かる。また、地表面の影響による音波の干渉の効果は見られていない。

一方、近傍場の M6-8 では、SP-8072 および CFD の解析結果とも、測定値にかなり近い値を示していることが分かる。また、Kirchhoff 面を鏡像した結果では、音圧レベルが増加し測定値との差異が大きくなっている。近傍場に関しても、地表面の影響による大きな干渉の効果は見られなかった。地表面の影響には直接的な反射の影響だけでなく、

地表面を伝わる音波の影響等、様々な要因が含まれるため、地表面の影響に関しては、更なる検討が必要であろう。

Fig.14 に、遠方場、近傍場それぞれの OA(Overall)音圧レベルの指向性を示す。CFD 解析結果との比較を行うため、測定値、SP-8072 解析、CFD 解析結果、全て CFD での解像周波数域である 40-200[Hz]の範囲で OA 音圧レベルを算出している。

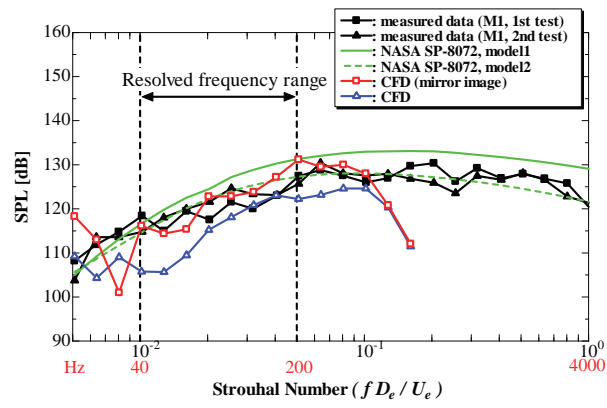
遠方場の測定結果を見ると、1, 2 回目とも約 50°あたりに指向性のピークがあることが推測される。SP-8072 の解析結果を見ると、M4, 5 位置での音圧レベルが大きく見積られているため、ピークが見られずノズル軸からの角度が小さくなるにつれて音圧レベルが上昇していく傾向となっている。CFD 解析結果では、ピーク位置を含めて数 dB 以内の誤差で測定値を再現できている。地表面での反射を考慮した結果では、特に、角度が小さい領域で測定値により近づいていることが分かる。

一方、近傍場に関しては、SP-8072 の解析結果では、model 1 が実験値と良好な一致を示していることが分かる。model 2 についても数 dB 以内の誤差で再現できている。CFD 結果でも、55°付近で音圧レベルの上昇が見られるが、それ以外の領域では測定値と良く一致している。また、Kirchhoff 面を鏡像した結果では、音圧レベルが高く見積られており、測定値との差異がより大きくなっていることが分かる。

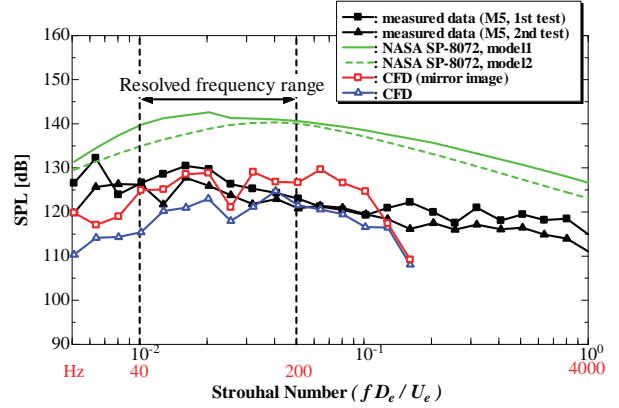
解析結果について考察を行う。SP-8072 の解析では、ノズル軸に近い角度にある M4, 5 位置で測定値と大きな差が生じた。近傍場の M7 の位置は、Fig.3 に示すようにノズル出口中心を基準とした場合、ノズル中心軸からの角度が 38°であり、遠方場の M4 とほぼ同じ角度となる。つまり、同じ角度位置であっても、近傍場は良く測定値を再現できているが遠方場では差異が大きくなっていることを表しており、固体ロケットモータの音響予測において重要な知見と言える。SP-8072 で支配的なパラメータは、音響効率と指向性であるが、解析では近傍場と遠方場を同じパラメータで予測を行っている。特に、指向性は、本来、遠方場を仮定したものであり、解析では、通常、その仮定の基で近傍場の予測も行う。また、その仮定が近傍場にも適用できるかは明らかではなく、近傍場および遠方場での指向性の違いを把握することが、音響予測において重要であると考えられる。今回の解析で現れたノズル軸に近い位置での測定値と SP-8072 解析の差異は、ロケットの音響予測において重要な知見であり、実際、これまでの海外の研究グループとの議論によれば、海外で行われたロケットモータの地上燃焼試験の音響計測においても、ノズル軸からの角度が小さな遠方場では、低周波数域の音圧レベルが支配的となり、SP-8072 では再現が難しいことが報告されている。

また、M4, 5 位置の測定結果を見ると、約 60-80[Hz]付近で音圧レベルの上昇が見られる。固体ロケットでは、燃焼で生じる圧力波がロケット胴体内部を往復することで増幅することが知られている。本試験でも、試験で測定された内圧信号から約 75[Hz]の燃焼振動が発生していたことが分かっている。燃焼振動が発生した場合には、発生した圧力波が外部に伝播することが考えられる。このことを考慮すると、本試験で見られた 60-80[Hz]付近での音圧レベルの上昇は燃焼振動による影響が含まれていることも考えられる。

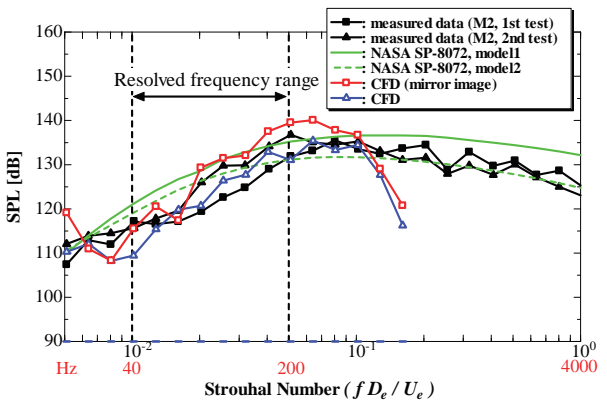
さらに、固体モータの排気ブルームには、アルミナ粒子が混在しており、減音効果があることが知られている^[7]。特に、M4, 5 の位置では、音がブルームを通過する距離が他の測定点に比べて長いこと、より大きな減音効果が働いていると考えられる。



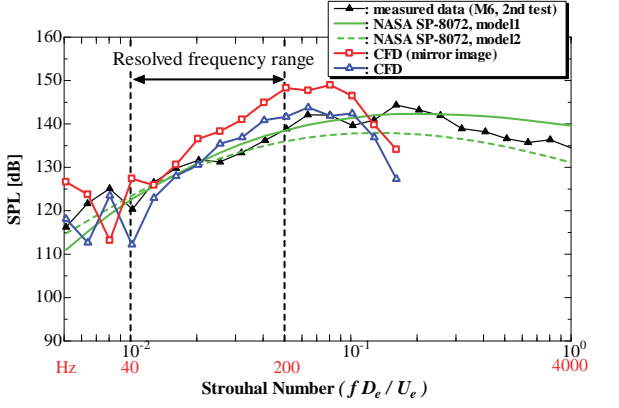
(a) M1 point



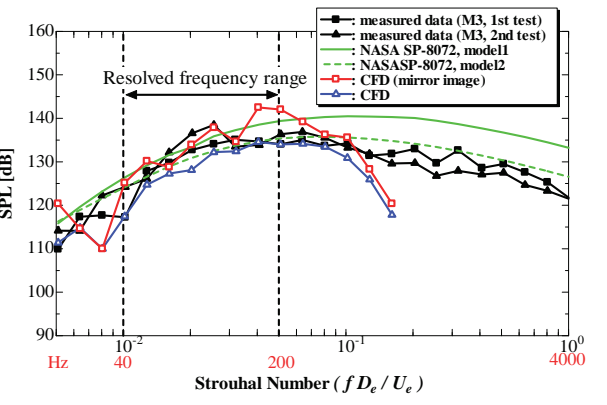
(e) M5 point



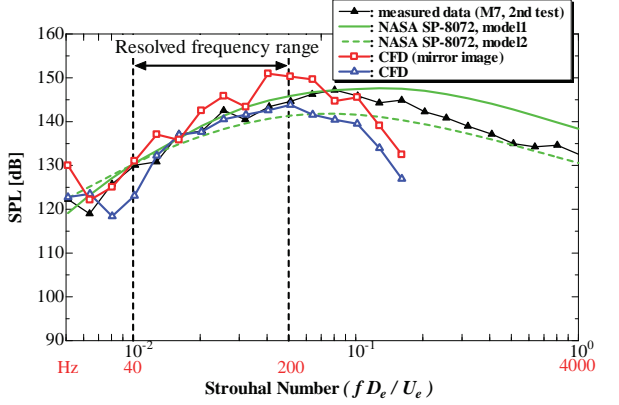
(b) M2 point



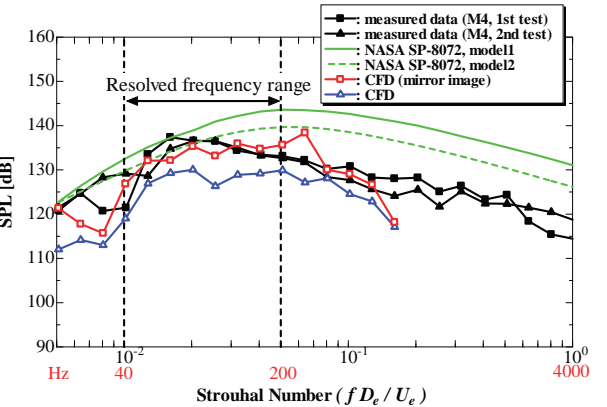
(f) M6 point



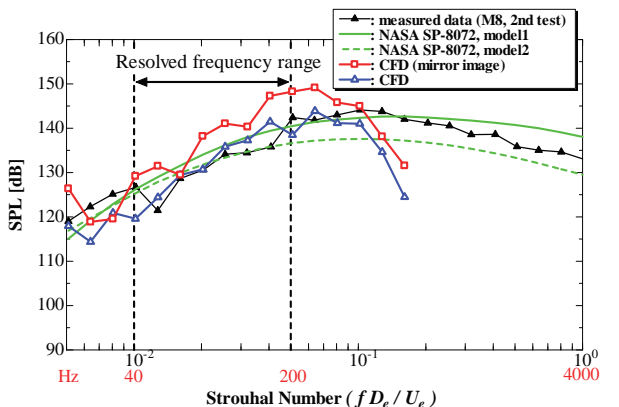
(c) M3 point



(g) M7 point

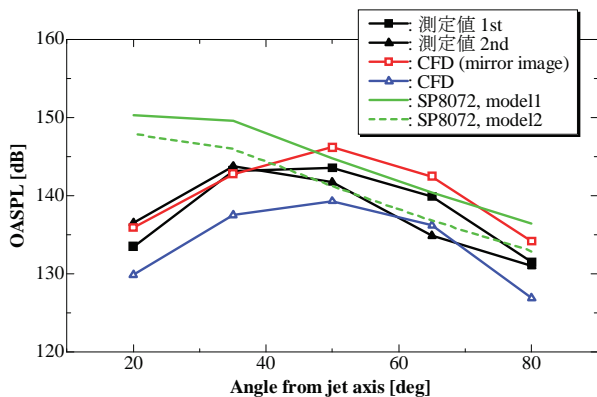


(d) M4 point

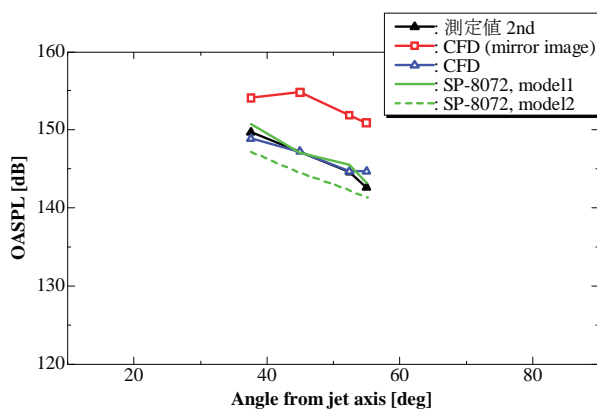


(h) M8 point

Fig.13 Comparison of SPLs measured at each point



(a) Far field



(b) Near field

Fig.14 Directional characteristics of OASPL (40-200[Hz])

5. まとめと今後の予定

JAXA 能代多目的実験場において行われた NAL-735 モータ 2本の地上燃焼試験において実施された音響計測結果と NASA SP-8072 解析および CFD 解析結果を比較することで、CFD による固体ロケットモータの音響解析の現状と課題について検討を行った。

NASA SP-8072 による解析を行った結果、近傍場および遠方場のノズル軸からの角度が大きな領域については、測定で得られた音圧レベルに近い値を示すのに対して、ノズル軸からの角度が小さな遠方場では、測定値との差異が大きくなることが確認された。

一方、CFD 解析では、SP-8072 解析において測定値との差異が大きかったノズル軸からの角度が小さな領域を含む全ての測定点で数 dB 以内で測定データを再現できることが明らかとなった。また、積分面の鏡像により地表面を考慮した結果、遠方場についてはより測定値に近づくが、近傍場については、音圧レベルが高く見積られる傾向があり、地面効果については、更なる検討が必要であると考えられる。

CFD による音響解析は、遠方場および近傍場の全ての測定点で音圧レベルを良く再現しており、SP-8072 で再現できないノズル軸に近い遠方場の点も測定値に近い値を示していることから、固体ロケットの音響予測に有効であると考えられる。前述した、燃焼振動の音圧レベルに対する影響に関しては、一般に燃焼振動の圧力変動はノズル部で減

衰されるため、外部には大きな影響を及ぼさないと考えられているが、どの程度の影響があるかを今回の計測だけで把握することはできなかった。現在、JAXA では、今回とは異なる固体モータの地上燃焼試験を今年度中に行う計画を立てている。また、その試験で供試体となる固体モータは、モータ長さとの比 L/D が小さいことから、比較的燃焼振動が発生しにくいことが期待できるため、音響計測を実施し、CFD 解析および今回の NAL-735 モータの音響測定データとの比較を行うことで、燃焼振動の影響について検討を行う予定である。また、SP-8072 の項で述べた、近傍場、遠方場の現象の違いについても、ノズル面からの距離を変化させた位置での音響計測を行うことで、音響場の近傍場、中間場、遠方場における傾向の違いを把握する予定である。これらの検討を通して、更なる音響現象の把握と固体ロケットの高精度音響予測手法の構築を進めていく予定である。

参考文献

- [1] Eldred, K. M., Acoustic Loads Generated by the Propulsion System, NASA SP-8072, 1971.
- [2] Tsutsumi, S., Takaki, R., Shima, E., Fujii, K., Arita, M., Generation and Propagation of Pressure Waves from H-IIA Launch Vehicle at Lift-off, 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2008-390, 2008.
- [3] Kawai, S., Tsutsumi, S., Takaki, R., Fujii, K., Computational Aeroacoustic Analysis of Overexpanded Supersonic Jet Impingement on a Flat Plate with/without Hole, 5th ASME/JSME Joint Fluids Engineering Conference, FEDSM2007-37563, 2007.
- [4] Tsutsumi, S., Fukuda, K., Takaki, R., Shima, E., Fuji, K., Ui, K., Numerical Analysis of Acoustic Environment for Designing Launch-Pad of Advanced Solid Rocket, The 26th International Symposium on Space Technology and Science, 2008-g-05, 2008.
- [5] 福田紘大, 堤誠司, 藤井孝藏, 宇井恭一, 石井達哉, 生沼秀司, 賀澤順一, 峯杉賢治, 固体ロケットモータ地上燃焼試験に関する音響解析, 第40回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム講演集, 仙台, pp.307-310, 2008.
- [6] Yoerkie, C. A. and Larson, R. S., Prediction of Free-Field Noise Levels from Pole Microphone Measurements, AIAA 6th aeroacoustics conference, AIAA-80-1058, 1980.
- [7] Temkin, S. and Dobbins, R. A., Attenuation and Dispersion of Sound by Particulate-Relaxation Process, J. of the Acoustical Society of America, Vol.40, No.2, pp.317-324, 1966.