

## 地上燃焼試験における固体ロケットモータの音響計測

石井達哉, 生沼秀司, 賀澤順一, 福田紘大, 堤誠司,  
宇井恭一, 峯杉賢治, 藤井孝藏 (宇宙航空研究開発機構)

### Acoustic Measurement of Solid Rocket Motors in Static-Firing Tests

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

#### Abstract

High-speed and high-temperature gas flow of the rocket motor radiates enormous level of sound while launching, leading to crucial damage on the payload. Alleviation of such acoustic damage is a key to a reliable and competitive rocket system. JAXA, planning an advanced solid rocket system, started design of the launch-pad with less acoustic impact. Semi-empirical model such as NASA-SP-8072 and numerical model by computational aero-acoustics (CAA) have been introduced to establish better design guideline. However, more experimental data in static firing tests should be obtained for validation and improvement of both models. Meanwhile, we had an opportunity of testing three solid rocket motors; NAL735, M24 and KM-V1 since December in 2007. This paper outlines acoustic measurement carried out in the ground firing tests of these motors.

#### 1. はじめに

近年、ロケットの音響問題への関心が高まっている。打ち上げ時の音は、生活環境への影響よりもむしろ衛星等機器の存立を左右するという決定的な存在だからである。特に固体ロケットモータの有する高い推力は、通常の流体機械の騒音問題とはかけ離れたレベルの高音圧の源となる。具体的には、ノズルから排出される高速高温ブルームは、それ自身が音源となるとともに、排気流と射場（例えば、デフレクタや煙道）と干渉して新たな音源を形成する。こうして発生した音は、射場構造物との反射や空気伝播を経て上昇中の機体に到達して、フェアリング内部の搭載物を加振する。予想される加振レベルが高い程、搭載物の耐振設計余裕を増す必要が生じる。ロケット打ち上げ時の様々な音源の特性を把握して射場設計など適切な音響対策を施すことができれば、次世代固体ロケット等の信頼性・コストにおいて競争力を高めることができる。

ロケットモータの音源特性把握には、幾つかの手法が考えられる。一つは、NASA-SP-8072に代表される半経験的モデルである<sup>(1)(2)</sup>。このモデルに基づく解析は簡便であるため、設計初期の検討には有効なツールである。モデル改善のために、更なる実測データを蓄積して放射効率、指向性などに手を加える余地は残されている。もう一つの手法は、数値計算による音場予測である。近年、高速排気流れ場とそれを取り巻く放射音響場を解析する、計算空力音響 (CAA: Computational Aero-Acoustics) の発達が目覚しく、ノズル排気流れと複雑な射場形状を

反映した音響予測に注目が集まっている。JAXAでも、CAAを次世代固体ロケットの射場設計に活用することを目指してコードの改良が進められてきた<sup>(3)</sup>。数値計算の魅力は音源の原因把握にヒントを与えてくれる点であるが、適用周波数、音圧レベル、グリッド生成等、改善すべき課題は残されている。音場予測精度向上のためには、半経験的手法同様に、より多くの実測データに基づいたコード検証や音環境モデルの合わせ込みなどが必要となる<sup>(4)(5)</sup>。

ロケットの音響が、燃焼ガスによる圧力変動、排気流れと周囲空気との乱流混合、発射棟、煙道、デフレクタ等との干渉、など多様な要因が混在する事情を考慮すれば、当面は半経験的手法とCAAを相互に補完させつつ活用するのが妥当である。そして、いずれの手法に共通して必要なのが実機或いは模型による実測データの蓄積であるとの認識に至った。

このような背景の下、2007年12月から2008年12月にかけて、用途・推力の異なる三種類の固体ロケットモータの地上燃焼試験が実施される機会を活用して、音響計測試験を計画した。地上燃焼試験は、秋田県のJAXA能代多目的実験場 (NTC: Noshiro Testing Center) にて実施された。地上燃焼試験は元々音響計測を想定したものではなかったため、気象条件、音環境、構造物など制約条件があったものの、放射音計測、近接音計測、オーバープレッシャー捕捉、音源探査、熱画像など実施することができた。本報は、紙面の都合で、一連の地上燃焼試験における音響計測法を中心に報告する。なお、本試験は、

宇宙輸送ミッション本部、情報・計算工学 (JEDI) センター、宇宙科学本部並びに研究開発本部によるJAXAの横断的体制の下、実施された。

## 2. 供試モータ

### 2-1. NAL735

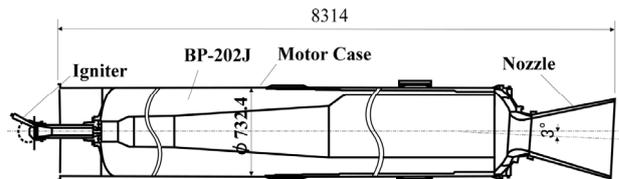
NAL735 (図1-1) は、旧宇宙研(ISAS)と旧航技研(NAL)が共同開発した単段式ロケットで、小型超音速実験機の推進装置として活用された。モータは門型スタンドに固定してNTCの真空燃焼棟内に水平設置された。排気は海に向かって噴出されるが、コンクリート地面を除いて排気と直接干涉する構造物は存在しないため、フリージェット条件を想定した。全燃焼時間は48秒、最大推力は260~269kN、モータ内圧は3.8~4.0MPaである。特徴としては、推力方向が実験機の重心を貫くよう設定された約3°のノズルカント角が付いている点、軸方向の形状から燃焼振動が予想される点である。音響計測の他に推力、振動、超音波による燃焼速度計測などが行われた。二本のモータが用意され、一回目(以後NAL735-1と略記)が2007年12月17日に、二回目(同NAL735-2)が同22日に予定通り試験された。

### 2-2. M24<sup>(6)</sup>

M24モータは(図1-2)、旧ISASによるM-Vロケットの第二段目にあたる。モータはスタンドに固定してNTC内の大気燃焼棟内に水平設置された。排気は海に向かって放出されるが、ノズルから下流約35mにあるコンクリート製デフレクタの存在によって排気が偏向される。全燃焼時間は96秒、最大推力は1027kN、モータ内圧は5MPaを超える。内部形状からNAL735に比べて燃焼振動は深刻ではない反面、点火直後に過大な圧力変動が観察された。音響計測の他に、推力、振動、燃焼速度、電波干涉、旋回流等の計測を実施した。放射音計測に用いる大気燃焼棟南側の領域は未整地の起伏がある土地であって、試験当時には積雪があったことを考慮すると、前述のNAL735の場合に比べて音環境は劣ると予想される。地上燃焼試験は2008年3月7日に予定通り実施された。

### 2-3. KM-V1

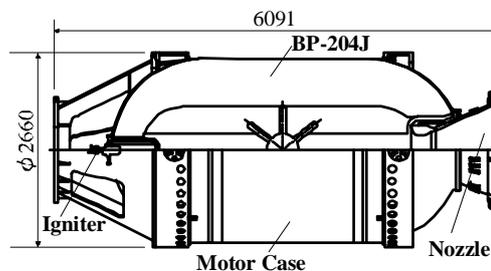
KM-V1モータ(図1-3)はキックステージの推進装置である。今回は大気開放条件での燃焼試験となった。モータはNAL735と同様、真空燃焼棟内に水平設置された。上記二種類のモータに比べて、推力や排気流の影響範囲が小さい上、放射音計測用のマイクロホンスタンドも全て整地コンクリート上に配置できることを考慮すると、音環境は改善されている。ノズル開口径は地上試験に併せて加工した。全燃焼時間は72秒、予想最大推力67kN、モータ内圧は5MPaである。点火直後に投棄型点火器が放出されるため、マイクロホン配置に留意する必要がある。地上燃焼試験は2008年12月18日に実施された。



NAL735-1 (2007.12.17.)	NAL735-2 (2007.12.22.)
• T <sub>burn.</sub> 48 sec.	• T <sub>burn.</sub> 48 sec.
• Thrust 260 kN	• Thrust 269 kN
• Pressure 3.8 MPa	• Pressure 4.0 MPa



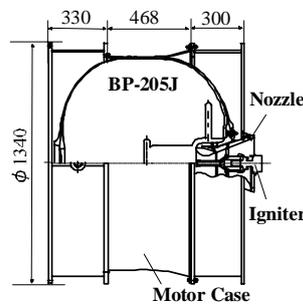
Fig.1-1 The NAL735 rocket motor.



M24-2 (2008.3.7.)
• T <sub>burn.</sub> 96 sec.
• Thrust 1027 kN
• Pressure 5.27 MPa



Fig.1-2 The M24 rocket motor.



KM-V1 (2008.12.18.)
• T <sub>burn.</sub> 72sec.
• Thrust* 67kN
• Pressure 5.07MPa



Fig.1-3 The KM-V1 rocket motor.

3. 音響計測方法

3-1. 計測規模の変遷

音響計測試験の計画段階では、燃焼時の音圧レベル、周波数特性に加えて、温度、湿度、風向風速等の環境条件、粉塵や排気ガスの影響範囲についての情報が不足していた。そこで、データ取得を優先した計測を原則とし、段階的にセンサ種別と個数を増加させる計画を立てた。まず、NAL735-1ではノズル遠方5点の音響計測から開始し、NAL735-2では排気近傍4点の音響計測を加えてCAA結果との対比を試みた。M24では排気流に沿って2点の圧力変動と高速熱画像を加えた。最後に、KM-V1では排気流方向の圧力分布計測とマイクロホンアレイによる音源探査まで規模を拡張した。

3-2. 音・圧力計測

図2に、NTCでのロケットモータとマイクロホン配置を示す。表1にノズル出口中心を原点とした時のマイクロホンの座標情報を示す。使用するマイクロホンについて、予想される排気エネルギーと放射効率から音圧を概算して、適用可能な三種類のマイクロホン、1/4インチコンデンサ型 (B&K社製4939)、高音圧用1インチ圧電型 (ENDEVCO社製2510M4A)、1/4インチエレクトレット型 (ACO社製4156N) を採用した。

コンデンサ型は広いダイナミックレンジで高感度を有する。これを高さ1.45mのスタンド上に設置した。マイクロホンカートリッジには専用の防水グリッド (例えば、GRAS社製RA0127) を装着して (図3-1左、図3中上)、

透過損失レベルを最小限に抑えつつ、降雨/雪、海水飛沫、粉塵等の侵入を燃焼時間程度回避することとした。防水グリッドは短時間の防水等には有効であるが、排気煙に直接曝されると、煙に含まれるアルミナ粒子がグリッドをすり抜けてマイクロホンの受圧面に付着してしまう (図3-1右上は試験前、同右下は試験後)。M24及びKM-V1では排気軸から20度方向のマイクロホンが排気煙に曝される結果となった。

圧電型マイクロホンは、高温 (260°C)、高音圧 (180dB以上) に対応でき、モータ近傍の高音圧場計測に有効である。使用にあたり、金属製専用ボックスを試作した。専用ボックスには、上面で受圧面が面一になるようにマイクロホンを内側に取り付け (図3-1左、同中下)。ボックスを地面又はスタンド下部に固定して、受圧面には防水グリッドを装着する。マイクロホンで電荷出力された音圧信号は、ボックス内部で低ノイズケーブルを介してチャージコンバータ (ENDEVCO社製2771B01など) で信号変換され、同軸ケーブルを経由して収録装置に信号出力される。

ICP仕様のエレクトレット型は、同軸ケーブル1本で電源供給と信号出力を併用できる点で設置が容易であって、安価であるため多チャンネル計測に有効である。その反面、上限音圧レベルと温度ドリフトに留意する必要がある。主に遠方場用のマイクロホンスタンドに設置した。コンデンサ型と同じく、防水グリッドを必要とする (図3-1左)。

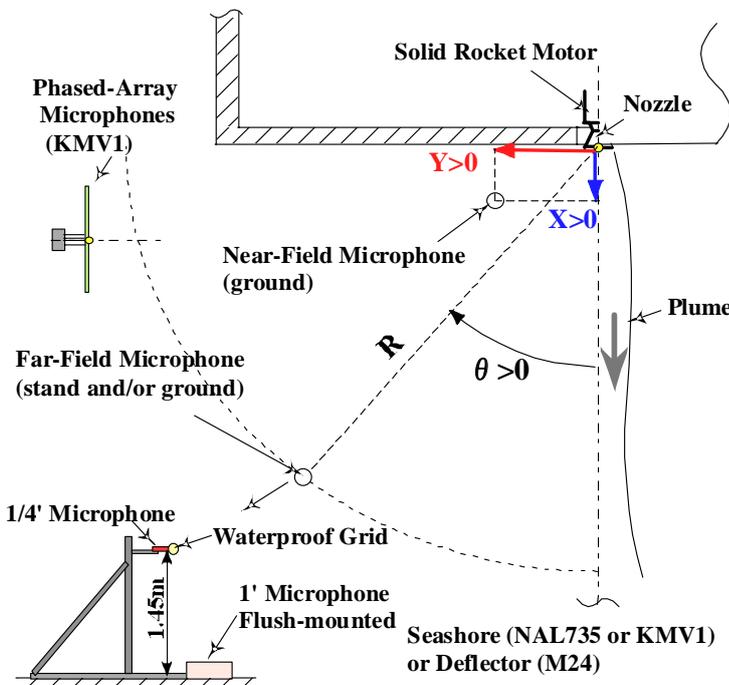


Fig.2 Outdoor Measurement Setup.

Table 1. Microphone Position.

CH.	NAL735-2		M24		KM-V1	
	R(m)	θ(deg)	R(m)	θ(deg)	R(m)	θ(deg)
1	39	80	60	80	7.45	35
2	39	65	60	65	12.5	35
3	39	50	60	50	17.6	35
4	39	35	60	35	17.6	20
5	39	20	50	20	33.2	20
6	X=7	Y=10	60	80	33.2	27.5
7	X=10	Y=10	60	65	33.2	35
8	X=13	Y=10	60	50	33.2	40
9	X=10	Y=13	60	35	33.2	45
10	39	80	50	20	33.2	50
11	39	65	30	50	33.2	55
12	39	50	80	50	33.2	60
13	39	35	-	-	-	-
14	39	10	-	-	-	-



Fig.3-1. A microphone stand and a microphone box on the ground (left).  
A water-proof grid installed on the microphone (middle top), inside the box (middle bottom).  
Influence of Alumina particles (right top: normal, right bottom: contaminated).

放射音の他に排気流に沿った圧力計測を試みた。これは、点火直後の圧力波伝播や排気に沿った音源分布を調べるためである。図3-2はM24ノズル軸から4mの地点に設置した圧力センサを示す。熱対策のために、圧力導入孔を空けたコンクリート製U字溝内側に圧力変換機（JTEKT社製,PD104SW）を固定した。

### 3-3. 収録装置

NTCでは燃焼試験時に真空燃焼棟や大気燃焼棟は勿論のこと、砂防堤よりも海側の立入を制限されるため、収録装置とこれを制御する操作者の間には数百mの距離を要する。この制約条件の下でデータ収録には2つの方式が考えられる。1つは、退避勧告前に収録装置を始動させておくこと、もう1つは収録装置との間でリアルタイム通信する手段を講ずることである。

試験では、装置の異常発生時の遠隔回復措置と収録装置に課される記録容量を考慮して、リアルタイム方式を採用した。具体的には、現場と計測室との間に2本の光ケーブルを敷設して、独立の通信システムを確立した。それぞれの系統につき、異種の収録装置（主系：OROS社製OR36,16CH×51.2kHz-Sampling、及び副系：TEAC社製LX110,16CH×25.6kHz-Sampling、いずれも24bit分解能）を割り当てて、無停電電源装置とともに温度調節機能付き密閉ケース内に収納した。密閉ケースは冬季の温湿度環境や燃焼時のアルミナ粒子の影響を排除するためである。密閉ケースには、メジャリングアンプ（B&K社製NEXUS）とICP仕様アンプフィルタを設置した。なお、M24試験からは作業性向上のために、試験場にプレハブを仮設して、その内部に密閉ケースと機材を設置した。

### 3-4. 環境計測他

地上燃焼試験の計測環境条件（風向風速、温度勾配、マイクロホンスタンド振動など）はデータが少なく、今後も重要な課題となる。現在までに、排気流周辺やマイクロホン付近数点を選定して、温度センサ（感温フィルム及びK型熱電対）、風向風速計（熱線型KANOMAX社製6332及び超音波型Climatec社製CYG-81000）を使って音計測環境の突発的な変化を監視している。これらのデータは高速サンプリングを要しないため、点火前から収録装置（Keyence社製GR3500）に記録を開始する。音と流れの関係を推測する手段として、高速熱画像の撮影も行っている。例えば、図4はM24モータ点火直後（同図上）と定常燃焼時（同図下）の熱画像比較である。点火直後では、定常燃焼時に見られない巨大な気塊がノズル下流に押し出されている。この現象に伴う圧力上昇は、排気流に沿って設置した圧力センサ（図3-2）並びに放射場に置かれたマイクロホンの初期の時間波形でも確認されている。

### 4. データ処理法

図5-1はNAL735-2のモータ内圧変化を、図6-1は同じくM3地点（半径39m、排気軸から50°方向）のコンデンサ型マイクロホンの音響信号を、点火直前から燃焼終了まで記録した結果である。CAA結果の検証や半経験的モデルの構築には音場が安定した時の時系列データが望ましいため、燃焼と相関のある内圧レベルが平坦とみなせる時間帯を判別することとした。

燃焼特性はモータ固有であるため、個別の特性を吟味

する必要がある。例えば、NAL735では、モータ内圧が点火直後の高圧（図5-1中Stage-1）と燃焼後半の低圧（同Stage-3）の二段階に大別される。一方、M24では点火直後を除き、燃焼時間中平坦な内圧変化を示し、KM-V1は燃焼途中で内圧上昇を伴う（図5-2）。NAL735について時間帯（図ではStage-1,2,3）毎の1/3オクターブバンド分析結果は、広帯域のピークを持つ周波数特性を維持しながら、内圧に呼応して音圧レベルが低下する傾向を示す（図6-2）。これに対して、M24とKM-V1では燃焼中の音圧レベルの変化は比較的少ない。

音の時間波形にも留意する必要がある。時間波形（例えば、図6-1）に見られる非対称性は、マッハ波など音源特性、計測半径の不足、試験環境などが原因と考えられる。図7左は、NAL735-2について、最大振幅で正規化した圧力を縦軸にとり、分布を横軸に示す。参考のために正規分布をNormalとして表記した。点火直後（図5-1でのStage-1）や内圧漸減時（同Stage-2）に比べて、低圧時（同Stage-3）は僅かではあるが上下対称性が改善される傾向がうかがえる。図7右は、定常燃焼時のM24、KMV1



Fig.3-2 Pressure transducers along the exhaust flow.

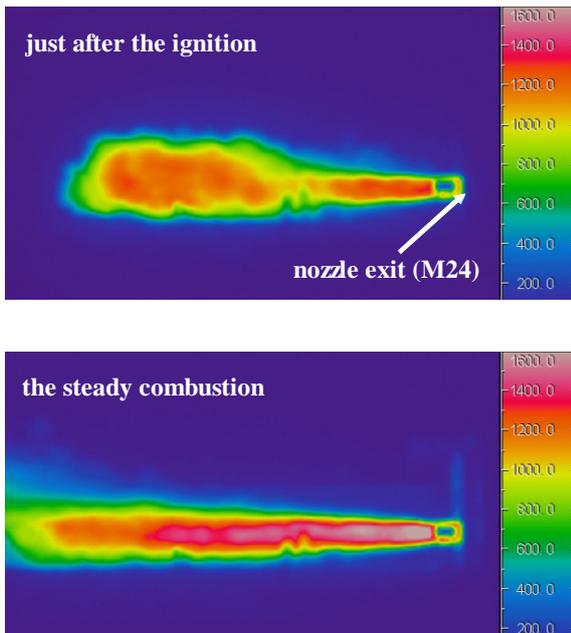


Fig.4 Pictures by a Thermo-Camera, just after the ignition (top) and the steady combustion (bottom).

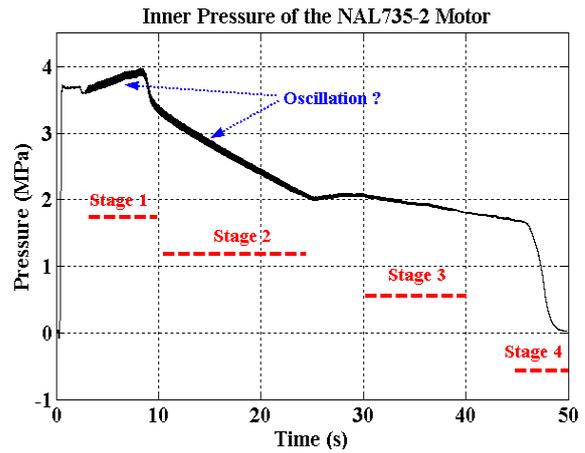


Fig.5-1 Inner Pressure of NAL735-2.

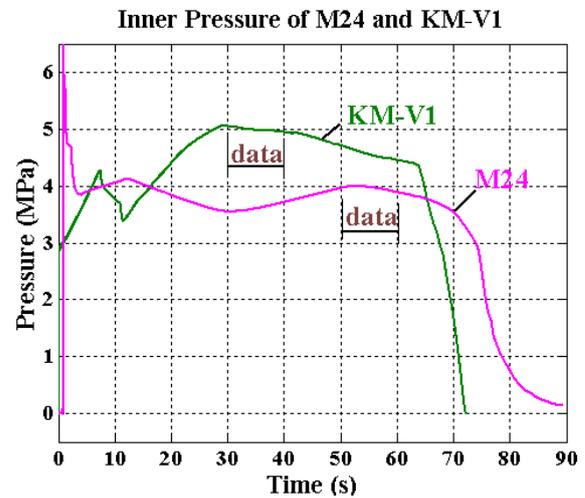


Fig.5-2 Inner Pressure Patterns (M24 and KM-V1).

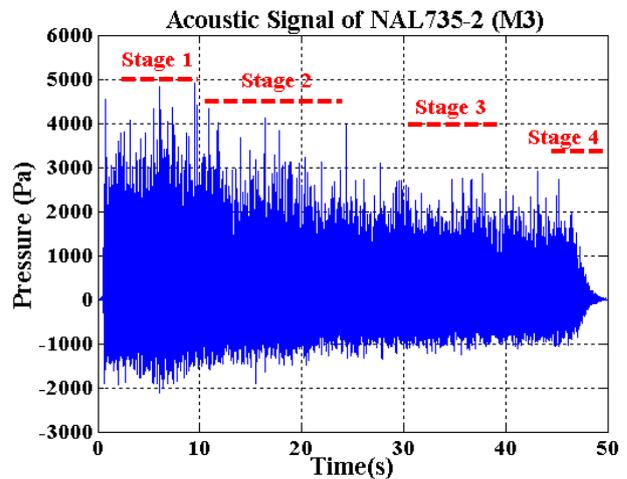


Fig.6-1 Far-Field Acoustic Signal (NAL735-2, M3).

及び別の試験日におけるNAL735の振幅分布を比較した。

NAL735-2でStage3を選定した別の根拠は、内圧信号の変動が25秒以降で弱まっている点にある。例えば、図5-1の線が太くなっているところは、狭帯域分析では75Hz付近の離散周波数振動を示しており、モータ内部形状から予想される燃焼振動を示している。これに対して、M24、KM-V1では、図5-2では内圧変動は少ないことが予想され、狭帯域分析結果もそれを裏付けている。

図8は上記の判断によって選定した各モータの定常音について周波数分析を行った結果である。同じ放射方向の計測点で音圧レベルを比較した。音圧レベルは、推力、排気速度、音響放射効率（ここでは1%）の積、つまり音源パワーで無次元化した。図中エラーバーは周波数分析の平均化の過程で生じる最大値、最小値を示す。NAL735とKM-V1は高周波数側で良い一致を示す。M24でも傾向は同様であるが、 $St=0.1$ 付近における音圧レベルの欠損が見られる。大気燃焼棟側のデフレクタ、地面性状、気象条件などの要因が考えられる。

5. まとめ

ロケット打上時の音響予測CFD検証や経験モデル改良の礎となる実測データを得るために実施した地上燃焼時の音響計測法について概説した。これらの計測結果は、半経験モデルやCAAの改良に活用できるとともに今後の試験立案に有効な指針を与えるものである。実機モータを使った音響データ取得は今後も継続する予定である。

最後に、JAXA関係部署、参加企業及び能代市から多大な御支援、御指導をいただいた。この場を借りて感謝する。

参考文献

- (1) K.M.Eldred, "Acoustic Loads Generated by the Propulsion System", NASA-SP-8072, (1971).
- (2) Varnier, J., "Experimental Study and Simulation of Rocket Engine Freejet Noise", AIAA-J., vol.39-10, (2001). Pp.1851-1859.
- (3) Tsutsumi, S., et. al., "Numerical Study on Acoustic Radiation for Designing Launch-Pad of Advanced Solid Rocket", AIAA-2008-5148, (2008).
- (4) Fukuda, K., et.al., "Acoustic Measurement and Prediction of Solid Rockets in Static Firing Tests", AIAA-2009-3368, (2009).
- (5) 福田他, 「ロケットモータ地上燃焼試験における地面効果の評価手法の検討」, 41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, (2009).
- (6) 高野他, 「M-V型ロケットの推進性能」, 宇宙科学研究所報告特集, 第47号, (2003) .

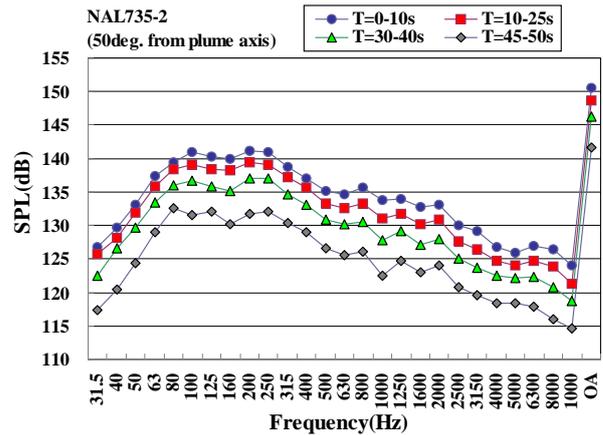


Fig.6-2 1/3 Octave Band Response, NAL735-2.

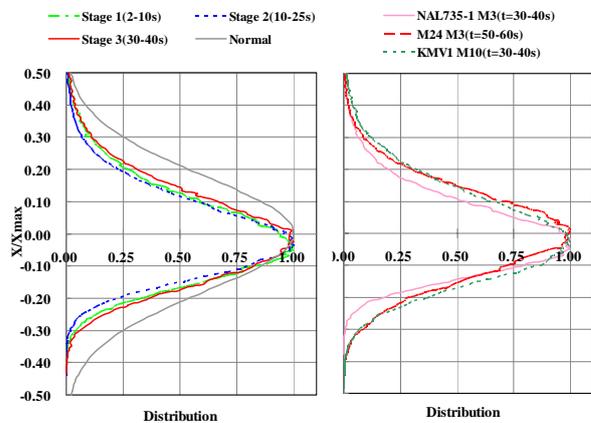


Fig.7 Distribution of amplitude compared by combustion stages (left) and rocket motors (right).

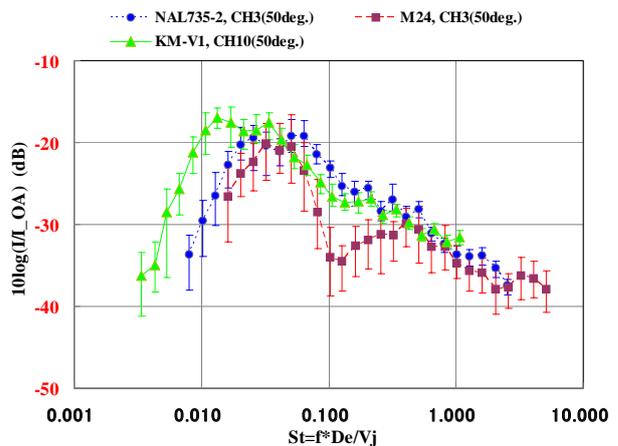


Fig.8 Comparison of Frequency Responses, (NAL735-2, M24 and KM-V1).