

# ロケット排気プルームから発生する圧力波の数値解析と H-IIA ロケットへの応用

## Numerical Analysis of Pressure Waves from Rocket Exhaust and its Application to the H-IIA Launch Vehicle

○ 福田紘大, 堤誠司, 河合宗司\*, 高木亮治, 嶋英志, 藤井孝藏  
宇宙航空研究開発機構(JAXA) / 情報・計算工学(JEDI)センター

〒229-8510 神奈川県相模原市由野台 3-1-1, [fukuda.kota@jaxa.jp](mailto:fukuda.kota@jaxa.jp)

有田誠, 中村卓史, 宇宙航空研究開発機構(JAXA) / 宇宙基幹システム本部

Kota Fukuda, Seiji Tsutsumi, Sohshi Kawai\*, Ryoji Takaki, Eiji Sima, and Kozo Fujii

JAXA's Engineering Digital (JEDI) Center, Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA)

3-1-1 Yoshinodai, Sagami-hara, Kanagawa 229-8510 JAPAN

Makoto Arita, and Takashi Nakamura, Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA)

Abstract: The generation and propagation of pressure waves from rocket exhaust plume are numerically analyzed by using two types of schemes. The lower order scheme can be applied to real rocket launchers. In this study, the characteristics of pressure waves and the resolution of the scheme is examined by comparing the results with the higher order scheme. Furthermore, the effect of altitude of the rocket is investigated with the lower order scheme.

### 1. はじめに

ロケット打ち上げ時には、排気プルームより強い圧力波が生じ、ロケットのフェアリング部に伝播することで、搭載する衛星に影響を与えることが知られており、その低減化はロケット開発において重要となる。しかし、その発生および伝播の物理的なメカニズムが明らかではないことから、実際の設計においては、過大なマージンを設定し、それに基づいて音響環境試験を行っている。

これまでのロケット開発における音響環境予測では、NASA SP-8072<sup>(1)</sup>が用いられてきた。この手法は米国の莫大な打ち上げ実績や試験データを元に作成された半経験的な予測手法であるため、実際の射場設備(例として、H-IIAの射場形状を Fig.1 に示す)の形状による音響発生メカニズムの変化や圧力波の反射、回折等の物理的メカニズムを十分に考慮したものではなく、予測値と実機による測定データとの間に大きな差異が生じているのが実状である。特に、現在の日本では、ロケットの新規開発が数多く進められており、競争力を高めるために、音響環境の予測精度を向上し、設計・開発段階で定量的な評価ができるような手法を構築する必要に迫られている。

このような背景から、宇宙航空研究開発機構(JAXA)、情報・計算工学(JEDI)センターでは、これまで、数値シミュレーション技

術を応用し、ロケット排気プルームから発生する圧力波の発生や伝播のメカニズムを把握するための研究を進めてきた。実機への応用についても、既に行なわれており、物理現象に基づき効果的に音響を低減させるための射点設備や煙道の形状の最適化の指針を得ることができてきている<sup>(2)</sup>。

本報告では、2006年12月に打上げられたH-IIA ロケット 204 形態(LE-7A エンジン 1 本、SRB エンジン 4 本)を対象に行った一連の解析結果について報告する。Fig.1 に示すように、実際のH-IIA ロケットの射場設備は、非常に複雑であり、また、レイノルズ数が高くなることから、現在の計算機環境では詳細な解析を行うことは難しい。そこで、音響発生の詳細メカニズムの把握と手法の検証を行うため、実機への応用を想定した手法およびより高次精度の手法での解析を同条件で行い、その知見を基に、ロケットの高度の影響を把握するための解析を行った。本稿では、この解析結果について報告する。

### 2. 音響発生・伝播メカニズムの把握

#### 2.1. 実機への応用解析

##### 2.1.1. 解析モデル

ここでは、実際のH-IIA ロケットへの応用を想定した手法で射場設備等を考慮した解析を行うこととする。しかし、胴体や射点構造物の実際の詳細形状を考慮することは、解析規模を増大させるため、以下のモデル化を行い、解析を行った。

- 煙道入り口の ML 開口部の形状は実際の形状と等価な断面面積を持つ円形状とする。
- 実際の射点では、ML 下面と地面との間に4mの空間があるが同一平面とみなす。
- 計算領域に LE-7A および SRB の出口条件を与え、ロケット胴体の影響は考慮しない。
- 煙道から出た流れは、実際はアップレンジ(ロケット本体側、以下U/R)へと伝播すると考えられるが、本解析では、アップレンジ、ダウンレンジ(以下、D/R)の相互干渉は考慮しない。

基礎方程式は、3次元圧縮性 Navier-Stokes 方程式である。ロケットエンジンのノズル出口直径・出口流速を基準としたレイノルズ数は  $10^7$  オーダーであり、微小な乱流渦をすべて解像することは、現在の計算機環境では不可能である。一方で、ロケット排気プルームから生じる圧力波の音響パワーは190dB程度と非常に大

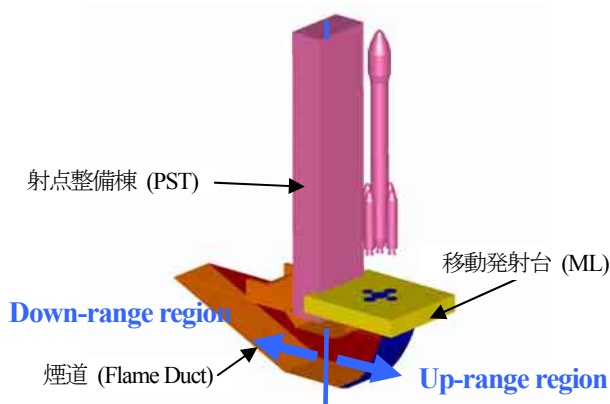


Fig.1 Schematic view of launch-pad for H-IIA rocket

\* 現在の所属: Center for Turbulence Research, Department of Mechanical Engineering, Stanford University, USA

きいため、音響発生においては、微小な乱流渦よりむしろ大規模な流れ構造が支配的な影響を持つと考えられる。そこで、本解析では、陽的に SGS 粘性は加えず陰的 LES 解析を行った。実際の H-IIA ロケットは、LE-7A・SRB から構成されており、それぞれの排気ガスと大気の組成が異なっている。しかし、本解析では、空間内で比熱比は一定として、一種類の理想気体のみを取り扱う。実機形態の解析では、高次精度の手法を用いることは難しいため、1次精度オイラー陰解法に内部反復を入れた ADI-SGS 法を用いて時間積分を行った。対流項は ASUM 系のスキームを用いて評価し、MUSCL 法により 3 次精度としている。計算コードの詳細は参考文献を参考にされたい<sup>(3)</sup>。なお、粘性項は 2 次精度中心差分で評価した。ロケットプルームから生じる圧力波の発生、伝播メカニズムが明確ではない今日の現状を考えると、支配的な要因を把握することが重要であり、本計算手法はその目的のためには十分な手法であると考えられる。

Fig.2 に解析で用いた格子を示す。重合格子法を用い、射点整備棟(PST)を中心とし U/R 領域の解析を行う解析格子(Fig.2(a))、LE-7A、SRB エンジンそれぞれの排気プルームを詳細に解像する解析格子(Fig.2(a))、移動発射台(ML)の開口部を解像する格子(Fig.2(b))、煙道内部から D/R 領域への圧力波の伝播を解析する格子から構成されている。また、それぞれの領域間で格子は厳密には一致していないため解析精度が低下しているが、圧力波の伝播に関しては影響は見られていない。NASA-SP8072 から引用した、実測されたロケットの音響パワースペクトルを Fig.3 に示す。数値解析で解像可能な最大周波数は解析スキームと格子解像度によって決まるが、本計算で採用している対流項評価法では伝播する圧力波を解像するために 20 点程度の格子点が必要だと考えられる。格子点数と計算時間を考慮し、本解析では  $St=0.07$  まで解像できるように解析を行った。総格子点数は、約 1900 万点である。時間刻み幅に関しては、プルームのせん断層不安定性が現れる領域で CFL が 1 を超えないように設定した<sup>(3)</sup>。総解析時間は、解像したい最も低い周波数成分に対して 20 周期程度の時間となる。本解析は、JAXA 所有の大型計算機 NEC SX6 の 1 ノード(8PE から構成、1PE の理論演算性能：9GFLOPS、主記憶：合計 64GB)を用いて行われ、解像できる低周波成分を  $St_t=0.007$  と設定したため、1 ケースあたり 3-4 週間程度を要した。

H-IIA ロケット打上げの際の推力・エンジン排気流量のいずれも全体の約 90%は SRB エンジンによる。そのため、解析条件を設定するにあたり、LE-7A 排気プルームや大気は SRB のノズル入口混合ガスの物性値を持つと仮定した。SRB-A 混合ガスと仮定した音速は実際の音速と 5%以下の違いしかないため、妥当な仮定だと考えられる。さらに、打上げ時のプルームは比較的強い過膨張流れであり、圧力波の発生メカニズムに対してプルームの流れ構造を持つ影響が重要であるため、LE-7A/SRB の出口静圧比・エンジン流量はそれぞれ実機条件とあわせた。以上のような仮定のもと本解析で必要となるエンジンの流れ条件を決定した。また、軸対称数値計算を行い、ノズル出口条件を流入条件として本計算に与えた。(Table.1)

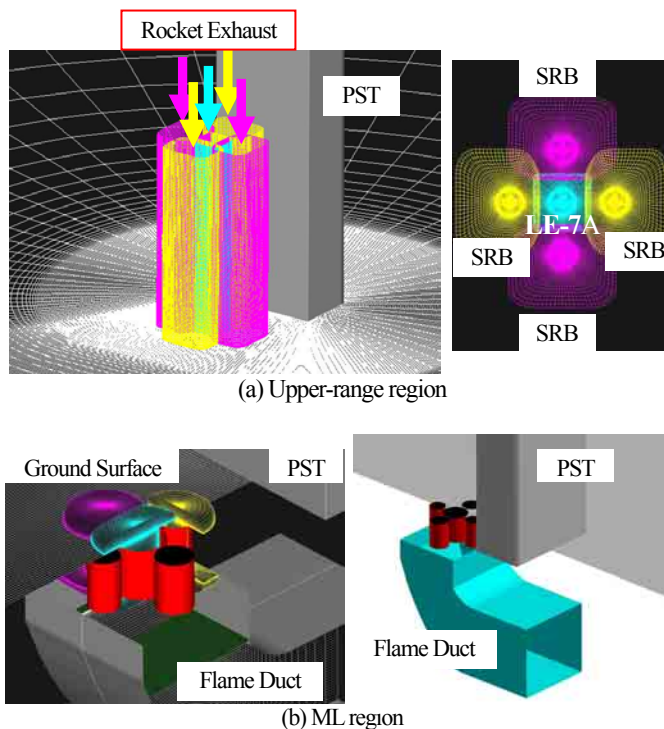


Fig.2 Calculation Grid

Table 1 Computational condition.

	LE-7A	SRB
出口マッハ数	4.20	3.66
出口 Re 数	$1.8 \times 10^4$	$1.5 \times 10^7$

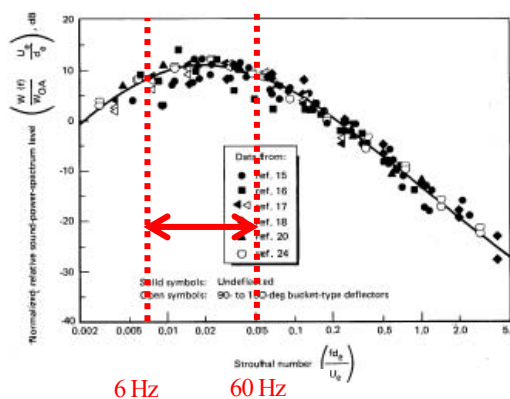


Fig.3 Normalized relative power spectrum for standard rockets with single nozzle.<sup>(1)</sup>

## 2.1.2. 解析結果

Fig.4 に  $H/D=16$  ( $H$ : 地表面から SRB ノズル出口面までの高さ、 $D$ : SRB ノズル出口直径) における圧力分布を示す。圧力レンジは SRB のノズル出口静圧で無次元化している。Fig. 4(a) は PST に平行な断面内の圧力波を示しており、球面状にロケット胴体へと伝播している様子が観察できる。球面波の中心は地表面にあり、圧力波自身は排気プルームから指向性を持って地面に伝播している。Fig.4(c) は、ノズル出口付近の拡大図であり、マッハ数の等高線も併せて示している。この図を見ると、プルームの超音速せん断層が不安定になり、せん断層表面がロールアップして波打ちここから圧力波が発生している様子が分かる。この圧力波は、下流に対して斜め方向に伝播していき、壁面に到達した後に上流方向へと反射している。上記の圧力波は一般的にマッハ波と称され、高マッハ数・高温ジェットでは重要な音源で、低周波音に相当する<sup>(4)</sup>。次に、マッハ波がどのようにフェアリングへと伝播するかを考える。プルームせん断層から生じたマッハ波は指向性を持って地面へ入射し、反射して機体へと伝播していることが Fig.4(a) から観察される。一方、Fig.4(b) に示した PST に垂直な断面では、地面からの反射に加えて PST からの反射波も機体へと伝播している。つまり、アップレンジにおいて音響振動問題の原因となる圧力波は、指向性を持って伝播するマッハ波が ML/地面/PST で反射することによってフェアリングへと伝播することが分かる。

## 2.2. 詳細解析

### 2.2.1. 解析手法

以上のように、実機形態への応用解析において、マッハ波による音響発生及び伝播のメカニズムを捉えることができた。しかし、Fig.3 に示すように、解像できている周波数帯は限られており、より広い周波数帯に対して解像できるような手法で、音響発生メカニズムを確認しておくことが必要となる。そこで、本研究では、超音速ジェットに対して高精度解析を行い、排気プルームから発生する圧力波の発生・伝播メカニズムを詳細に検討することとした。7 次精度の重み付きコンパクト差分法(WCNS 法)を用い解析を行い、1 次精度オイラー陰解法に内部反復を入れた ADI-SGS 法を用いて時間積分を行った。粘性項は 6 次精度中心差分で評価し

た。また、計算負荷を軽減するため、軸対称解析を行う。

### 2.2.2. 解析条件

解析条件は、2.1 項と同様の条件とし、ノズル出口での Mach 数は、3.66、大気との圧力比は、0.43 である。本解析では、ノズル出口直径  $D$ ・出口流速  $V_{exit}$  を基準としたレイノルズ数が  $1.5 \times 10^7$  の実験データと同条件で解析を行い、比較を行うことで、検証および音響発生メカニズムの検討を行う。

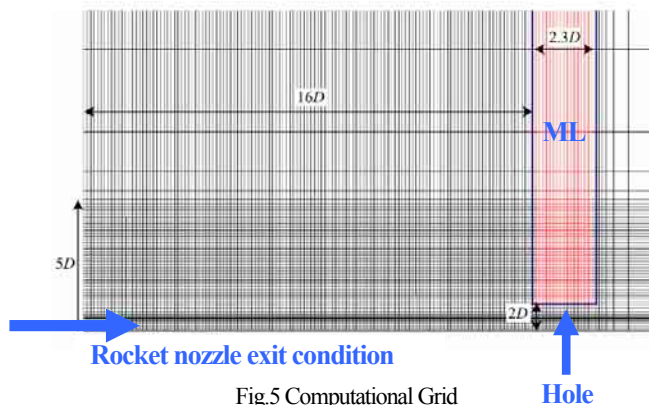


Fig.5 Computational Grid

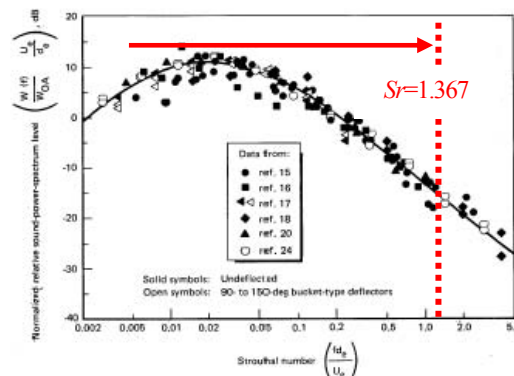


Fig.6 Normalized relative power spectrum for standard rockets with single nozzle.<sup>1)</sup>

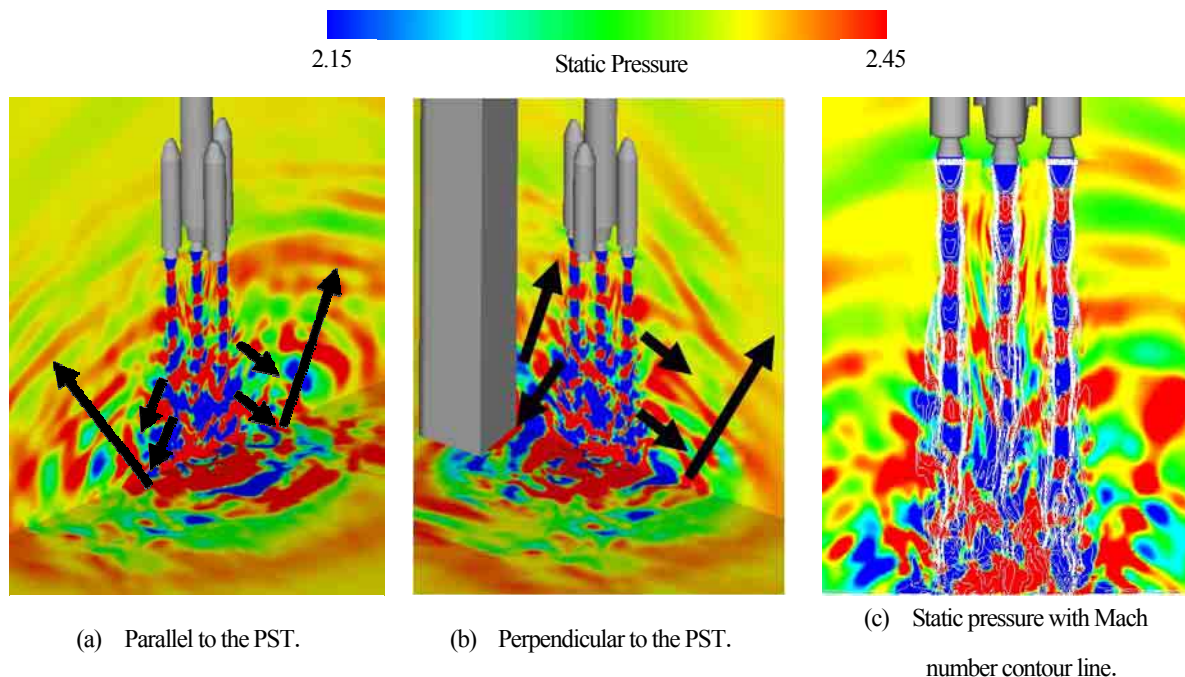


Fig.4 Generation of pressure waves for  $H/D=16$ .

Fig.5 に解析に用いた格子の断面形状を示す。予め、SRB エンジン単体を対象としたノズル流れに対して、RANS(Raynolds Averaged Navier-Stokes)解析を行い、その解を流入条件として与えている。格子点数は、流れ方向、半径方向、周方向に 783×275×9 となっている。図中の青の線は壁面を表し、赤の部分、物体内部の点を表す。ノズルで出口面から壁面までの距離は、2.1項の解析と同様に  $16D$  とした。壁面に空けた穴の半径は  $2D$ 、壁の厚みは、 $2.3D$  とした。また、半径方向および下流方向には、 $50D$  のスポンジ層を設定し、圧力波の反射や過度な変動を防いでいる。

Fig.6 に NASA-SP8072 から引用した、様々なロケットについて実測された音響パワースペクトルを示す。前述のように、数値解析で解像可能な最大周波数は解析スキームと格子解像度によって決まるが、本解析で用いている 7 次精度 WCNS 法で 1 次元波の伝播を捉えるのには、1 波長に対して 8-9 点の格子が必要であり、そのことを考慮すると、本解析では、 $St=1.367$  の音響波を解像できることになり、(図中の赤字の範囲) 前述の応用解析に比べて、かなり広い周波数帯を解像できる。

### 2.2.3. 解析結果

Fig.7 は、 $Re=1.5 \times 10^7$  の条件での圧力および密度の瞬時場を示したものである。この図を見ると、ブルームの超音速せん断層が不安定になり、せん断層表面がロールアップして波打ち、ここからマッハ波が発生していることが分かる。この傾向は、前述の応用解析と同様であり、解析精度を下げた実機形態の解析においても、音響の支配的な要因であるマッハ波が捉えられていたことが確認できる。マッハ波の発生周波数は、約  $St=0.13$  であり、これは SRB エンジンで換算すると約 150Hz となり、低周波音の原因となっていることが分かる。Fig.8 は、上流部を拡大したものであり、せん断層の不安定性により発生した音波が上流方向へ斜めに伝播していく様子と、衝撃波とせん断層の干渉によって発生した音波が下流方向へ斜めに伝播していく様子が捉えられている。これらは、上述のマッハ波に比べ、高周波となっており、それぞれ、 $St=1.15$ ,  $0.31$  である。

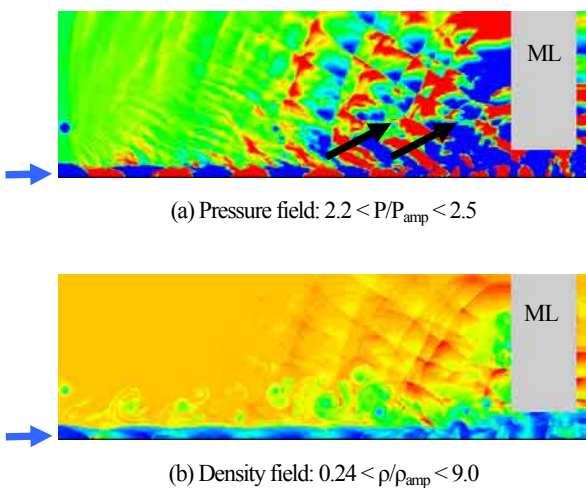


Fig.7 Instantaneous flow patters of over-expanded supersonic jet impinging a flat plate with hole at  $Re=1.5 \times 10^7$

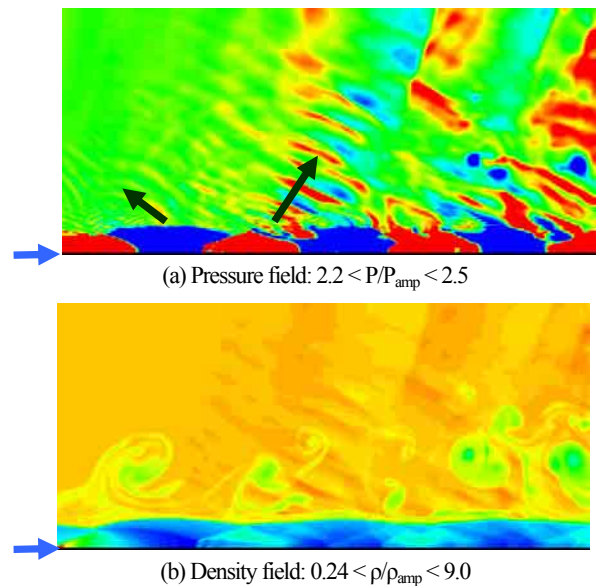


Fig.8 Instantaneous pressure and density distribution at the upstream region

Fig.9 は、ノズルから下流方向へ取った各点での音響パワーレベルを比較したものである。この図から下流に向かうにつれて、壁面での反射の影響が強くなり、SPL 値は大きくなる事が分かる。Fig.10 は、NASA-SP8072 より引用した、ノズル軸方向位置による音響パワーレベルおよび周波数の分布である。ノズル出口面より、下流方向へ行くにつれて、音響パワーレベルは増加し、周波数は減少しており、この傾向は、Fig.9 の結果と一致している。つまり、下流に行くにつれて、マッハ波による低周波の音が支配的になることを示している。このことは、Fig.6 に示した様々なロケットに対する音響パワーレベルの図で低周波側でピークを持っていることから確認できる。

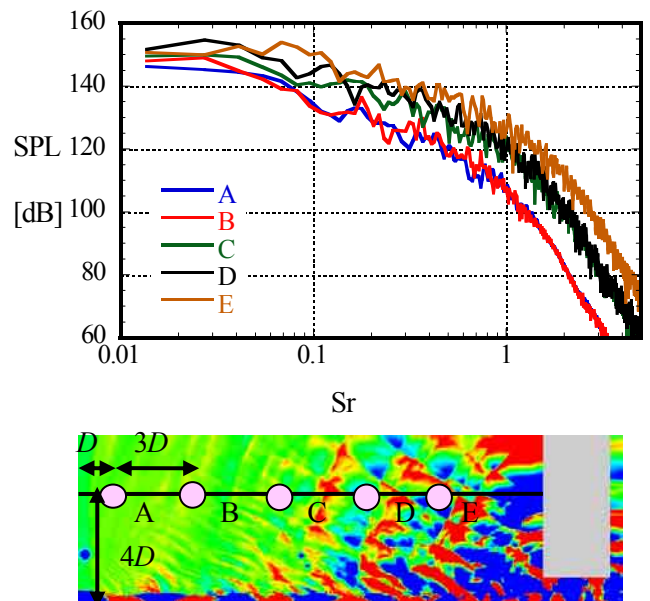


Fig.9 Comparison of SPL

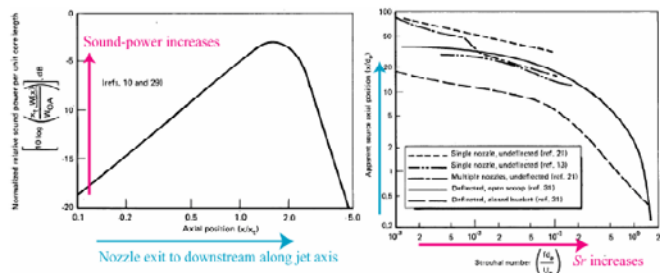


Fig.10 Jet axial location of apparent sources as functions of sound-power and frequency<sup>(1)</sup>

### 3. 高度の影響

ここまでの解析で、音響発生において支配的なマッハ波に関しては、実機への応用を考慮した、低精度手法でも十分に捉えられることが分かった。そこで、これまでの知見を基に、機体のリフトの変化とプルームから生じて伝播するマッハ波の関係を調べる。ここでは  $H/D=6, 11, 16, 21$  の 4 ケースについて比較検討する。

Fig.11 は圧力分布を示しており、打上げ直後( $H/D=6$ )では圧力波の発生がほとんど確認できないが、リフト量が  $H/D=11, 16, 21$  と増加するにつれて圧力波が徐々に大きくなり、機体側へと伝播していく様子が観察される。このように、機体が上昇するにつれて音響環境が悪化する理由を調べるために、Fig. 12 では密度分布を比較している。プルームせん断層のロールアップ開始点は、地面等から反射してプルームへと再び戻ってくるマッハ波の影響を無視すれば、ノズル出口からほぼ一定の位置であるため、打上げ直後( $H/D=6$ ) はエンジン排気プルームが ML の開口に入っており、マッハ波の発生原因となるロールアップ開始点はまだ地上には現れていない。徐々に機体が上昇すると、ロールアップ開始点、つまりマッハ波の発生点が ML 開口から頭を出す。従って、Fig.11 で

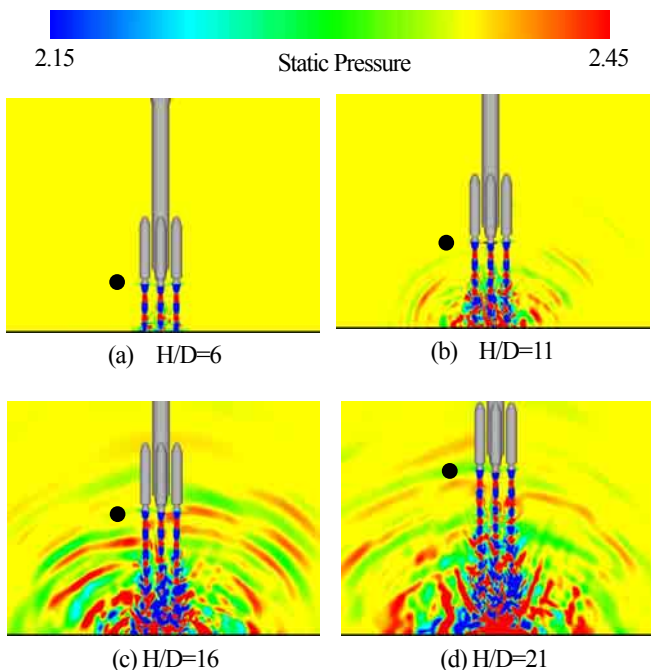


Fig.11 Comparison of pressure field.

比較している圧力の等値面から分かるように、 $H/D = 6$  のリフト量では機体へと伝播する圧力波は非常に弱く、上昇するにつれてマッハ波の発生が増大するということが分かる。

各リフト量においてノズル出口面付近の同一位置(Fig.11 に示した黒点) の音圧スペクトル分布を Fig.13 に示す。Fig. 13 から分かるように、 $H/D=6$  から 16 へと上昇するにつれて音圧レベルは大きくなっており、最大で 40 dB 近く上昇している。しかし、 $H/D=21$  についてはリフト量増加にも関わらず、 $H/D=16$  よりもやや小さくなっている。これは ML/地面/PST から反射して伝播するマッハ波の伝播経路が長くなってきたため、距離減衰の効果( $\propto 1/R^2$ )が顕著になってきたからである。この結果から、マッハ波に起因した音響振動は極大値を持ち、本解析では約  $H/D=16$  付近となることが分かった。

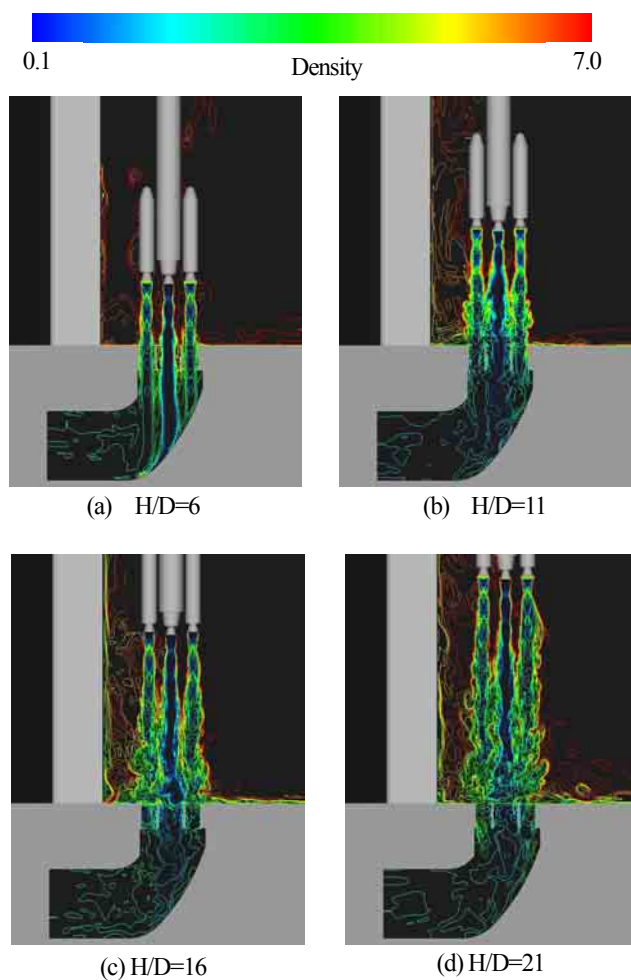


Fig.12 Comparison of density field.

### 4. まとめ

H-IIA ロケットを対象に、数値シミュレーションを用いて音響振動問題の発生原因を調べた。解析の結果、排気プルームの不安定性に起因してロールアップしたせん断層表面から発生するマッハ波が支配的な音源であることが分かり、マッハ波による音波の発生および伝播を捉えることができ、ML/地面/PST で反射してフェアリングへと伝播する現象が解明された。さらに、メカニズム

の詳細を検討するために行った詳細解析の結果、マッハ波が支配的な音源であることが確認され、応用解析により用いられた解析手法は、ロケット射点における音響環境を予測するのに有効であることが確認された。これらの知見を基に、応用解析において、リフト量の影響を調べた結果、ML 開口から地上にせん断層不安定領域が頭を出すにつれて音圧は上昇することが分かった。

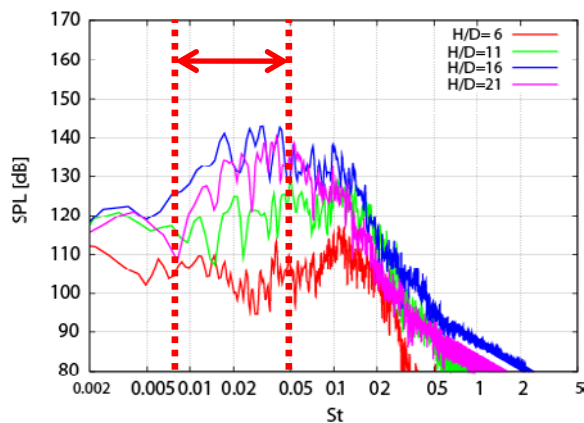


Fig.13 Comparison of power spectrum. The receiver in each case is shown in Fig.11 as a black circle.

#### 参考文献

- (1) Eldred, K. M., "Acoustic Loads generated by the Propulsion System", NASA SP-8072, (1971).
- (2) 堤誠司, 福田紘大, 嶋英志, 高木亮治, 藤井孝藏, 宇井恭一, "新型固体ロケットの射点設計に向けたブルーム音響解析", 第21回数値流体力学講演論文集, (2007).
- (3) Iizuka, N. and Fujii, K., "Evaluation of Dynamic Base Pitching Moment of a Blunt Reentry Capsule in the Transonic Region", Proc. of 57<sup>th</sup> International Astronautical Congress, IAC-06-D2.P.1.9, (2006).
- (4) Tam, C.W.K., "Supersonic Jet Noise", Annual Review of Fluid Mechanics, Vol.27, pp.17-43, (1995).
- (5) Vanier, J. and Raguene, W., "Experimental Characterization of the Sound Power radiated by impinging Supersonic Jets", AIAA Journal, Vol.40, No.5, (2002), pp. 825-831.
- (6) Krothapalli, A., "Discrete Tones generated by an Impinging Under-expanded Rectangular Jets" AIAA Journal, Vol.23, No.12, (1985), pp.1910-1915.
- (7) Henderson, B. E., "An Experimental Investigation into the Sound Producing Characteristics of Supersonic Impinging Jets", AIAA Paper 2001-2145, (2001).
- (8) Sakakibara, Y. and Iwamoto, J. "Oscillation of Impinging Jet with Generation of Acoustic Waves", International Journal of Aeroacoustics, Vol.1, (2002), pp.385-402.
- (9) Tristante, H. I. And Page, J.G., "Unsteady Impingement of a Supersonic Round Jet on a Flat Plate", AIAA Paper 2005-5151, (2005).

- (10) Deng, X., and Zhang, H., "Developing High-Order Weighted Compact Nonlinear Schemes", Journal of Computational Physics, Vol. 165, (2000), pp22-40.
- (11) Nonomura, T., Iizuka, N., and Fujii, K., "Increasing Order of Accuracy of Weighted Compact Nonlinear Scheme", AIAA Paper, 2007-893, (2007).
- (12) Kawai, S., Tsutsumi, S, Takaki, R., and Fujii, K., "Computational Aeroacoustics of Overexpanded Supersonic Jet Impinging on a Flat Plate with/without Hole", Proceedings of 5<sup>th</sup> ASME/JSME Fluids Engineering Conference, FEDSM2007-37563, (2007).