

# 2D7 H-IIA ロケット打上げ時に排気プルームから生じる圧力波の発生/伝播に関する研究

堤 誠司, 河合宗司, 高木亮治, 藤井 孝藏 (JAXA/情報・計算工学 (JEDI) センター)  
有田 誠 (JAXA/宇宙基幹システム本部)

Generation and Propagation of Pressure Waves from H-IIA Launch Vehicle at lift-off  
Seiji Tsutsumi, Soshi Kawai, Ryoji Takaki, Kozo Fujii, and Makoto Arita (JAXA)

Key Words: Jet, Pressure Wave, CFD

## Abstract

The generation and propagation of pressure waves from H-IIA launch vehicle are analyzed numerically. The Mach wave radiated from a wavy shear-layer of exhaust plumes is revealed to be the dominant noise source. The Mach wave is reflected by the constructions of the launch-pad, then, propagates to the vehicles, causing the acoustic loads. It also turns out that the acoustic loads due to the Mach wave shows local maximum value with the ascent of the launch vehicle.

## 1 背景

ロケットエンジンの推力は非常に大きいため、エンジン排気プルームから強い音波 (圧力波) が生じる。例えば、サターン V 型ロケットの排気プルームは推力 3500 ton に対して約  $2 \times 10^8$  W の音響パワーを持ち、一般家庭用音響機器の実用最大出力がたかだか数十 W であることを考えると、いかに大きな音源であるかが分かる。そして打上げ時に排気プルームは Fig.1 のような射場構造物と干渉するため、Fig.2 に示した経路でロケットフェアリングに到達すると考えられている。その結果、搭載ペイロードを加振し、ペイロードの不具合を引き起こす原因となりかねない。欧米はもちろん、我国の H-IIA ロケットや M-V ロケットでも打上げ時に音響振動の発生が確認されている。

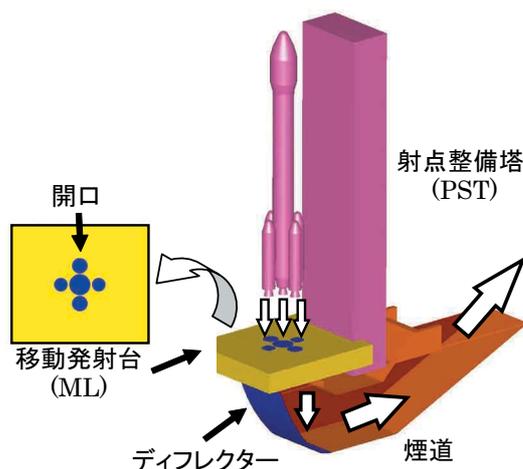


Fig. 1: Schematic view of launch-pad for H-IIA.

これまでロケット打上げ時の音響環境予測には NASA SP-8072 レポート<sup>[1]</sup> が用いられ、射点・フェアリング・人工衛星などの設計が行われてきた。SP-8072 は米国の膨大なフライトデータとサブスケール試験結果をもとに作られた経験式であるが、必ずしも物理的な根拠に基づいているわけではなく、信頼

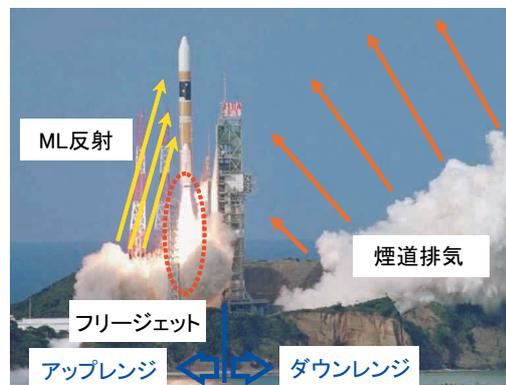


Fig. 2: Possible acoustic sources generated by H-IIA launch vehicle at lift-off.

性・予測精度・適用範囲に関して限界がある。JAXA では H-IIB・GX・次期固体ロケットと新規開発が目白押しで、ロケットや搭載する人工衛星の更なる信頼性向上のためには音響環境を精度よく予測することが重要で、SP-8072 に代わる簡易予測手法を実現しなければならない。そのためにはプルームから生じる圧力波の発生/伝播の物理的なメカニズムを十分に理解することが最重要課題である。

そこで、当センターでは全 JAXA ロケットの排気プルームから生じる圧力波の発生/伝播のメカニズムに関して数値シミュレーション解析を行っている。本稿では、第一段階として昨年度 12 月に打上げられた H-IIA ロケット 204 形態 (SRB×4 機) のアップレンジ (Fig.2 参照、PST よりロケット側) を対象に行った解析結果について報告する。

## 2 解析モデル

H-IIA ロケットや射点構造物の要素すべてを含んだ解析は格子生成が煩雑なうえに格子点数が膨大になり賢明ではない。そこで、Fig.2 に示したアップレンジにおける解析を行うにあたり、以下のようなモデル化を行った。

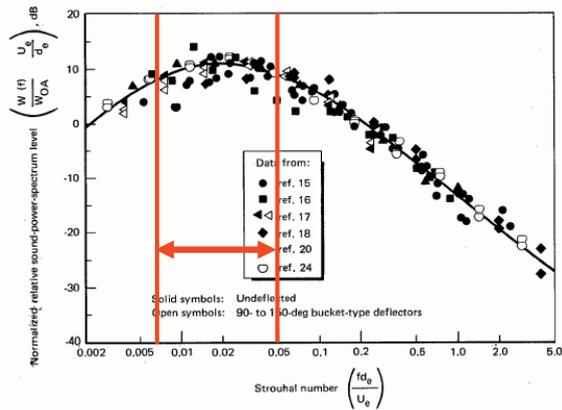


Fig. 3: Normalized relative power spectrum for standard rockets with single nozzle.<sup>[1]</sup>

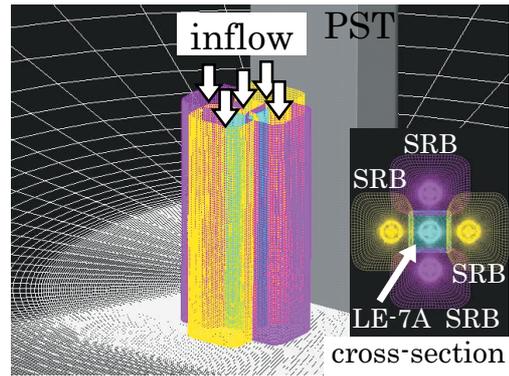
- プルームを煙道に流すために設けられた ML 開口 (Fig.1 参照) の形状は実際と等価な面積を持つ円形とする
- ML 下面と地上面の間には 4m 程度の空間が存在するが、ML と地面は同一平面として取扱う
- 計算領域に LE-7A・SRB エンジンの出口条件を与え、ロケットの機体は考慮しない
- 煙道排気騒音は考慮しない

### 3 解析手法、及び解析条件

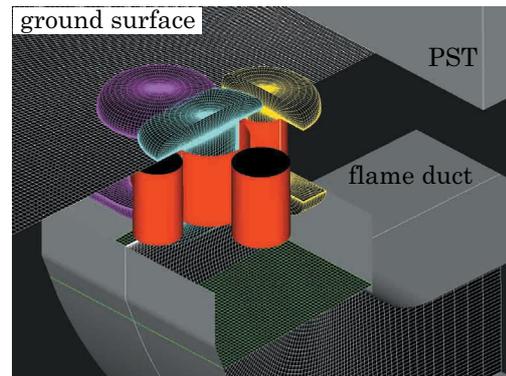
計算対象は大規模且つ複雑である上、ロケットエンジンの出口直径・出口流速を基準としたレイノルズ数は  $10^7$  のオーダーであり、LES による音響解析を行うことは今日の計算機能力では不可能である。更に、LE-7A・SRB の排気ガスと大気の組成がすべて異なるという難しさもはらむ。

そこで、比熱比は一定で 1 種類の理想気体のみを取扱うことが可能な非定常 RANS 計算を行った。空間内で比熱比は一定である。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>[2]</sup> なお、本計算では層流粘性のみを考慮しており、粘性項は 2 次精度中心差分で評価した。これまでロケットプルームから生じる圧力波(強い音波)の発生源/伝播メカニズムが明確ではない現状を考えると、支配的な要因の当りを付けるという本研究の目的を十分達成可能な計算手法である。

Figure 4 に計算格子を示す。重合格子法を採用し、PST 周りに圧力波の伝播を計算する領域、個々のエンジン排気プルームを詳細に解像する密な計算格子 (Fig.4(a))、ML 開口格子・煙道格子など (Fig.4(b)) を作成した。領域間で計算格子は厳密には一致しておらず、解情報のやり取りに際して計算精度は低下している。しかし、圧力波の伝播を見る限り影響はほぼない。



(a) Fine dominas for each exhaust plume.



(b) ML with holes and flame duct.

Fig. 4: Computational domain.

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。数値シミュレーションで解像可能な最大周波数はスキームと格子解像度によって決まる。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ため、格子点数と計算時間との兼ね合いから本計算では  $St = 0.05$  まで解像できるように設定した。機体のリフト量により総格子点数は異なるが、 $H/D=16$  ( $H$ :地面からノズル出口面までの高さ、 $D$ :SRB ノズル出口径) のケースで約 1300 万点である。

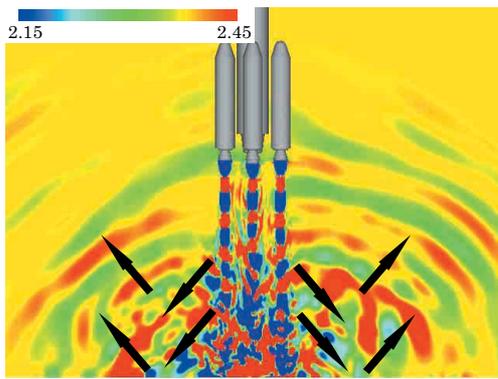
一方、プルームのせん断層不安定性が現れる領域で CFL が 1 を超えないように時間刻み幅を設定した。<sup>[3]</sup> 解像したい周波数成分に対して 20 周期程度を計算する必要があると経験的に分かっており、CFL から決定される時間刻み幅に対して何処まで低周波数成分を解像したいかに計算時間は依存する。本計算は JAXA 所有の大型計算機 NEC SX6 の 1 ノード (8PE から構成, 1PE の理論演算性能: 9GFLOPS, 主記憶: 合計 64GB) を用いて計算を行っており、計算時間との兼ね合いから解像できる低周波成分は  $St \approx 0.007$  辺りに設定した。1 ケースあたり 3 週間程度を要する試算である。

H-IIA ロケット打上げの際、推力・エンジン排気流量のいずれも全体の 90% は SRB である。そのため、計算条件を設定するにあたり、1) 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 (比熱比=1.175)、と仮定した。更に、打上げ時の

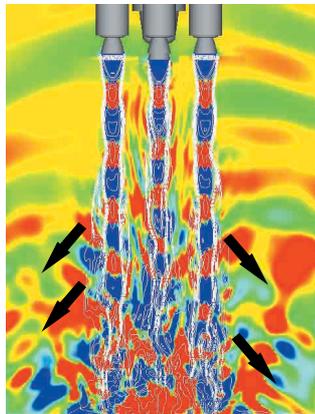
Table. 1: 計算条件

	LE-7A	SRB
出口マッハ数	4.20	3.66
出口レイノルズ数	$1.8 \times 10^4$	$1.5 \times 10^7$

ブルームは比較的強い過膨張条件であり、圧力波の発生メカニズムに対してブルームの流れ構造が持つ影響は重要である。そのため、2)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る、とした。上記の1)、2)から本計算で必要となるエンジンの流れ条件は決定される。流入条件は別途軸対称数値計算を行い、流入条件として与えた。(Table 1 参照)



(a) Pressure field.



(b) Pressure field with Mach number contour line.

Fig. 5: Generation of pressure waves for  $H/D = 16$ .

## 4 結果と考察

### 4.1 圧力波発生メカニズムの解明 ( $H/D=16$ )

Figure 5(a)に  $H/D = 16$ における圧力分布を示す。圧力はSRBのノズル出口静圧で無次元化している。圧力波が球面状になってロケットへと伝播している様子が観察される。球面波の中心をたどると地面から来ているが、圧力波自身は排気ブルームから発生して指向性を持って地面に入射しているということが分かる。この圧力波の発生メカニズムを調べる

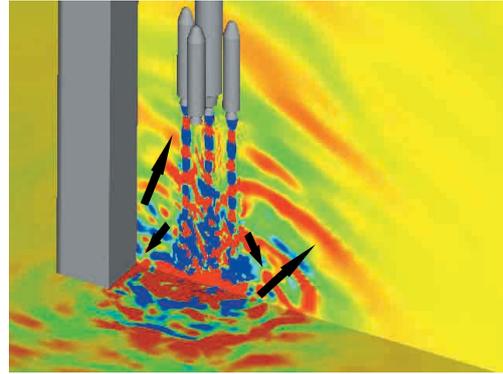


Fig. 6: Propagation of pressure waves.

ため、ブルームの近傍を拡大した図が Fig.5(b)である。なお、Fig.5(b)ではマッハ数の等高線も併せて示している。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っている。この波打ったところから圧力波が発生していることから、波打った表面が超音速で移流することでバウショックと同様の理由から生じる圧縮波こそが今回観察された圧力波に相当するということが分かる。更に、この”バウショック的に”生じた波面の進行方向が指向性に相当している。

一般的にこれはマッハ波と称され、高マッハ数・高温ジェットでは重要な音源で、且つ低周波音に相当する。<sup>[4]</sup> マッハ波が支配的な音源であるため、Fig.3に示した実測データは低周波側にピークを持つブロードバンドノイズとなっているわけである。

### 4.2 伝播経路の解明 ( $H/D=16$ )

マッハ波がどのようにフェアリングへと伝播するかを次に考える。4.1章でも述べたように、ブ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、そして反射して機体へと伝播していることが観察される。(Fig.5(a))一方、Fig.6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った。

### 4.3 リフト量の影響

最後に、機体のリフト量とブ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ケースを比較する。

ブ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帰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。そのため、Fig.7の密度分布から、打上げ直後 ( $H/D = 6$ )はエンジン排気ブルームがML開口 (Fig.1)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につれてML開口から頭を出す。従って、Fig.8で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

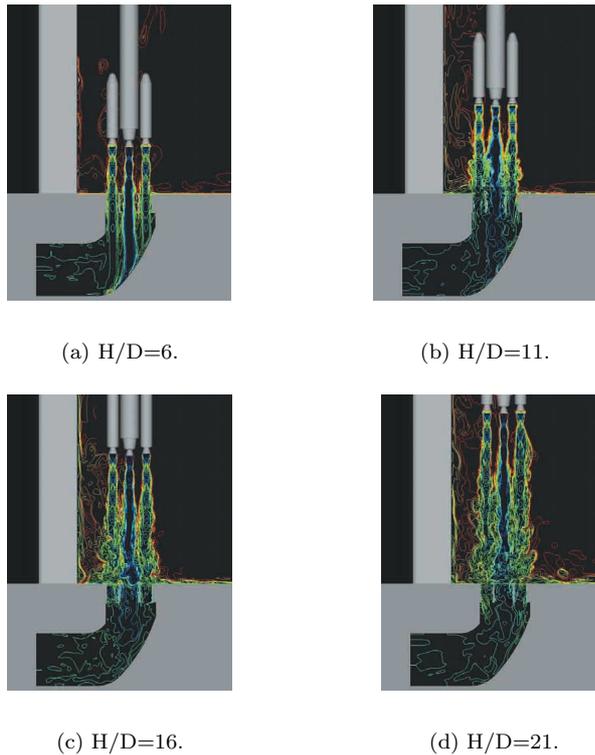


Fig. 7: Comparison of density field.

く、上昇するにつれてマッハ波の発生が増大している様子が観察される。

各リフト量においてノズル出口面付近の同一位置 (Fig.8 に示した黒点) の音圧スペクトル分布を Fig.9 では比較している。Figure 8 が示す通り、 $H/D = 6$  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 20dB 近く上昇している。しかし、 $H/D = 21$  は  $H/D = 16$  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、本計算では約  $H/D = 16$  付近であることが分かった。

## 5 まとめ

SRB を 4 本持つ H-IIA ロケット 204 形態を対象に、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。その結果、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、バウショックと同様の理由で発生するマッハ波が支配的な音源であることが分かった。そしてマッハ波は ML/地面/PST で反射してフェアリングへと伝播することを明らかにした。

次に、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が、同時に距離減衰の効果も大きくなるため、機体高度によって音圧は極大値を持つということが分かった。

今後は煙道排気騒音のシミュレーションも併せて行い、射場全体を含めた解析を進めていく予定である。

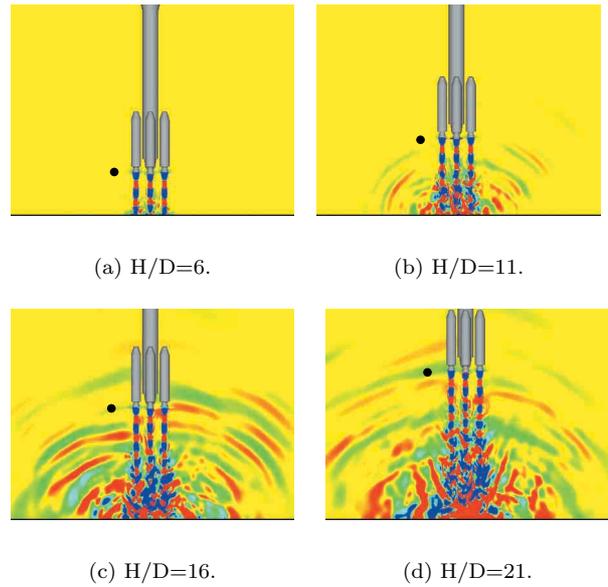


Fig. 8: Comparison of pressure field.

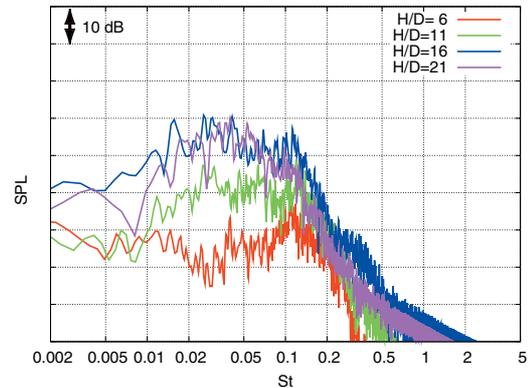


Fig. 9: Comparison of power spectrum. The receiver in each case is shown in Fig.8 as a black circle.

## References

- [1] Eldred, K.M. and et al., "Acoustic Loads Generated by the Propulsion System," NASA SP-8072, June 1971.
- [2] Nobuyuki, I. and Fujii, K., "Evaluation of Dynamic Base Pitching Moment of a Blunt Reentry Capsule in the Transonic Region," Proceedings of 57th International Astronautical Congress IAC-06-D2.P.1.9, 2006.
- [3] 今井和宏, 藤井孝藏, "非定常流のシミュレーションにおける陰解法の時間刻み幅について," 日本機械学会 1999 年度年次大会講演論文集 (II), 1999, pp. 81-82.
- [4] Tam, C.W.K., "Supersonic Jet Noise," *Annual Review of Fluid Mechanics*, Vol. 27, 1995, pp. 17-43.