

新型固体ロケットの射点設計に向けたプルーム音響解析

Study on acoustic environment for designing launch-pad of advanced solid rocket

○ 堤誠司, 福田紘大, 高木亮治, 嶋英志, 藤井孝藏, JAXA/情報・計算工学(JEDI)センター, 〒229-8510 相模原市由野台 3-1-1, tsutsumi.seiji@jaxa.jp
 宇井恭一, JAXA/宇宙基幹システム本部, 〒305-8505 つくば市千現 2-1-1
 Seiji Tsutsumi, Kota Fukuda, Ryoji Takaki, Eiji Shima, and Kozo Fujii, JAXA/JEDI, 3-1-1 Yoshinodai Sagamihara, 229-8510
 Kyoichi Ui, JAXA/Office of Space Flight and Operations, 2-1-1 Sengen Tsukuba, 305-8505

The generation mechanisms of pressure waves radiated from M-V former solid rocket were investigated. It was revealed that the bowl-shaped deflector placed on the launch-pad causes the unsteadiness of the plume, one of which generates the pressure waves propagating directly to the vehicle. Then, newly developing launch-pad with sloping deflector for the advanced solid rocket was studied, and compared with the result of M-V. Flapping of the plume due to the boundary-layer separation over the sloping deflector was found to generate the pressure wave. However, the pressure wave is directed away from the vehicle due to the inclination of the deflector, resulting in the improvement of the acoustic environment.

1. はじめに

M-V ロケットの後継機として研究が進められている新型固体ロケットは、ロケット本体に加えて地上の設備と運用の革新を目指している。その中で、打上げ射点は設備・運用のいずれにも深く関わることから、簡素で運用性の高い射点が求められている。その上、M-V の音響環境が厳しかった現状から、音響レベルの低減も課題となっている。

これまで打上げ時の音響環境は NASA SP-8072¹⁾を用いて予測されてきた。NASA SP-8072 はアメリカの膨大な試験データをもとにして 1971 年にまとめられた実験式であり、フリージェットの試験から推測される音源が流れ場に沿って分布していると仮定する。しかしながら、射点周りの音源分布そのものが不明確であるために NASA SP-8072 の仮定が正しいかどうかは定かではなく、結果として M-V では十分な予測精度を得ることができなかった。従って、M-V 射点設計手法の延長線上で SP-8072 を盲目的に利用するだけでは、新型固体ロケットで求められている簡素さと運用性、そして音響レベルの低減といった条件を満たす射点を設計することは不可能である。

一方、H-IIA ロケット等の音響発生メカニズムを解明した当センターの数値シミュレーション技術²⁾は、1970 年代から利用されてきた NASA SP-8072 に変わる新たな予測手法として期待されている。そこで、H-IIA ロケットの解析で培ってきたシミュレーション技術を用いて、新型固体ロケットの射点設備設計に資するデータの取得が今回の目的である。

新型固体ロケットで検討されている射点の主要な構成要素はフレームディフレクタ(FD)と煙道であり、射点としては非常に単純な形状である。そのため、音響環境に与える影響因子として考えるものは以下の3つである。

- フレームディフレクタ(FD)形状
- エンジン位置(打上角度, リフト量)
- 煙道形状

これらの影響を詳細に調べるため、本研究では以下に列挙した解析を実施した。

① 内之浦 M-V 既存射点モデル

第一段階として M-V ロケットを対象とし、これまで未解明だった音響発生メカニズムを解析する。M-V はロケットの射点として最も単純な形状であるため(単一プルームが FD に入射)、ロケットプルーム音響の基本的な発生メカニズムを明らかにするという目的には最適な解析対象である。

実機計測データでは、L/O+1.2sec 辺りから音響レベルが上昇していることから、発生源となる現象が L/O+1.2sec 以降にあると考えられる。そこで、L/O+1.2sec に相当する H/D=4 (H: リフト量, D: ノズル出口直径)において、音響発生メカ

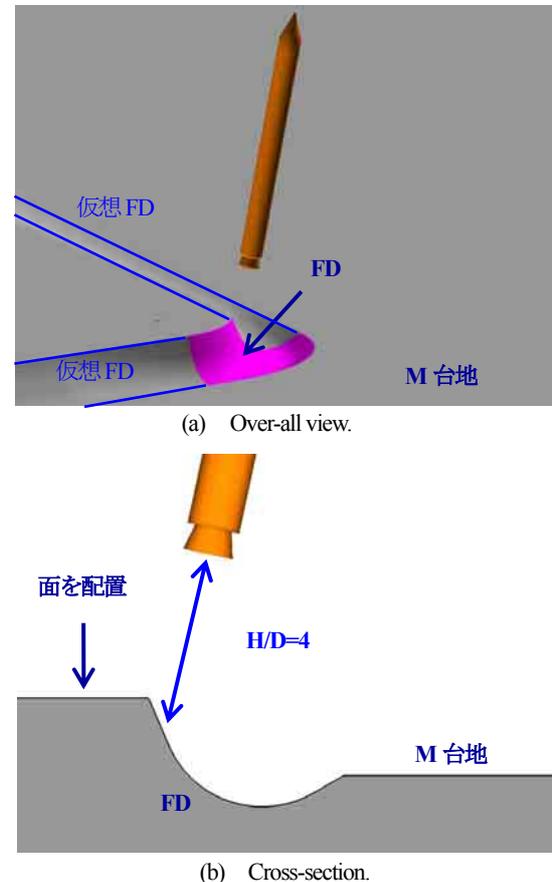
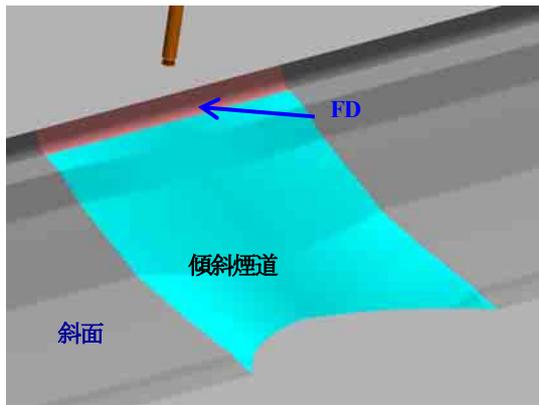
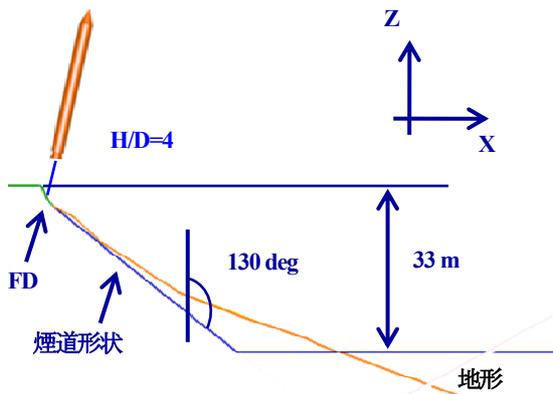


Fig.1 Model of launch-pad for M-V.



(a) Over-all view.



(b) Cross-section (Z-X plane).

Fig.2 Model of M-V and sloping deflector.

ニズムを解析した。

② 内之浦の地形を利用した傾斜煙道射点モデル

新型固体ロケットの射点候補の一つに、内之浦の地形を利用した傾斜煙道の設置が検討されている。そこで、①の既存射点モデルと比較し、傾斜煙道の減音効果について議論する。ただし、FD 形状やエンジン位置といった他の影響を排除するため、FD 形状は既存射点モデルとできる限り同形状とし、M-V が高度 $H/D=4$ にある状況を想定して解析を行った。

2. 解析モデル

2. 1 内之浦 M-V 既存射点

Figure 1(a)に既存射点の全体図を示す。橙色が M-V であり、赤で示した部分が既存射点のお椀形 FD に対応する。そして、計算格子生成上の都合から、お椀形 FD の左右に同一断面形状を持つ仮想的な FD を配置し、この仮想 FD が左右に無限に伸びていると仮定した。更に、Fig.1(b)に示すように、お椀形 FD や M 台地は実際の射点と同一形状とした。しかし、FD 上端部に関しては、実際には存在しない M 台地よりも高い平面を配置した。

2. 2 内之浦の地形を利用した傾斜煙道射点

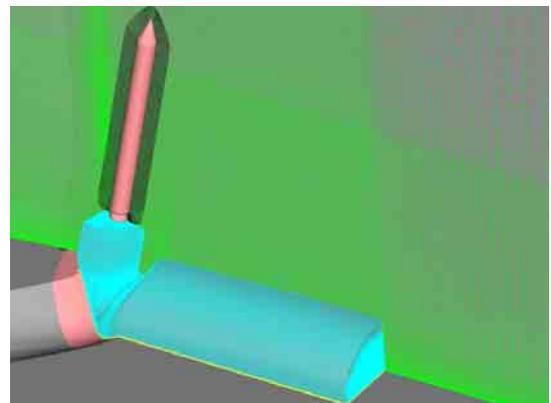
Figure 2 に傾斜煙道モデルを示す。橙色が M-V で、ピンク色が FD、そして水色が傾斜煙道部分に対応する。傾斜煙道の中心断面形状(Z-X 平面)の詳細を Fig.2(b)に示す。煙道の傾斜角は 130 deg と設定した。そして地面から 33 m まで掘り下げ、それ以降は新たに平面を配置した。FD は既存射点のお椀型 FD(Fig.1(b))を用いているが、130 deg の傾斜煙道に滑らかに接続するようにした。

3. 解析手法

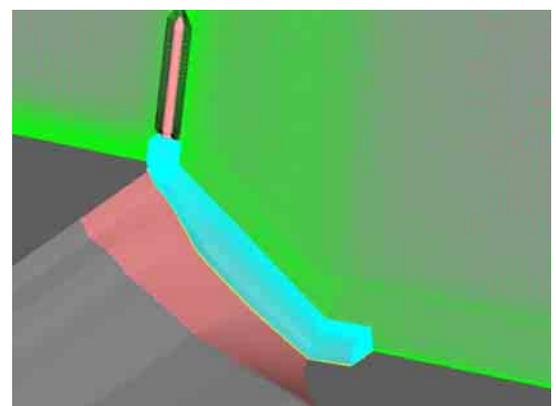
M-V ロケットの打上げ映像を見ると、FD や M 台地上面をブルーームが非常に複雑に流れている様子が観察される。FD・M 台地を流れるブルーームの音源が明らかではない現状を考えると、NASA SP-8072²⁾はもちろん、音源を仮定した FEM や音線法による解析では十分でないため、CFD に頼らざるをえない。一方、圧力波の発生はブルーームのせん断層不安定性などに起因した現象であるため、粘性力が支配的な現象であると考えられる。以上から、数値シミュレーションで計算すべき流体の支配方程式は NS (Navier-Stokes) 方程式でなければならないと考えられる。

ただし、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 のオーダーであることから、今日の計算機能力では LES といった詳細な数値シミュレーションを行うことは不可能である。更に、M-V の排気ガスはアルミナ粒子を含む固気二相流れである上、大気と組成が異なるという難しさもはらむ。一方、ロケットブルーームの持つ音響強度は非常に大きく、たとえば推力 390 ton の M-V で約 5×10^7 W (音響パワーで 197 dB に相当)であることを考えると、ブルーームから発生するのは音波というよりは圧力波に近く、微小な乱流変動というよりはより大規模な渦構造に起因して発生すると予想される。

そこで、本研究では非定常な NS 方程式の CFD シミュレーションを用いて現象を解析した。FD や地面上の乱流境界層に対してのみ乱流モデルを使用し、壁から離れた空間内では格子解像度以下の細かい現象を数値粘性で拡散している。比熱比は空間内で一定で、1 種類の理想気体のみを取りあつかう。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。



(a) Launch-pad for M-V at USC.



(b) Launch-pad with sloping deflector.

Fig.3 Computational domains.

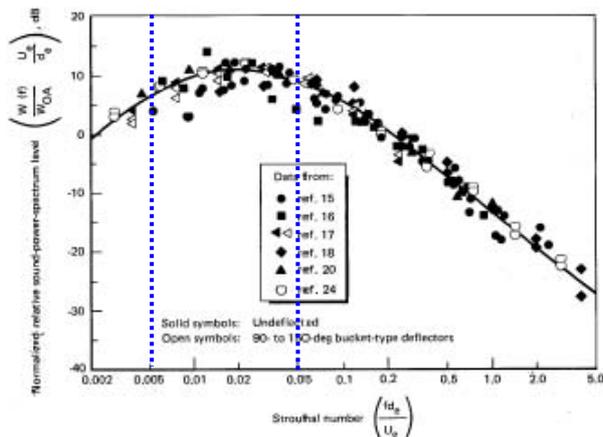


Fig.4 SPLs for standard solid- and liquid-fueled rockets with single nozzles¹. Blue dotted lines indicate the resolved region in this study.

対流項は ASUM 系のスキームを用いて評価し, MUSCL 法により 2 次精度としている. なお, 本計算では壁乱流のみ Baldwin-Lomax モデルを用いてモデル化し, 粘性項は 2 次精度中心差分で評価した.^{iv} 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, 支配的な要因の概要を把握す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.

既存射点・傾斜煙道で用いた解析格子を Fig.3 に示す. 重合格子法を採用し, プルーム部を詳細に解析するために水色の詳細格子, 発生した圧力波の伝播を解像する背景格子(緑色)を配置した.

エンジン単体の音響パワースペクトルに対する実測値を Fig.4 に示す. この実測データは液体ロケット・固体ロケットいずれも含んでいる. この結果から, 実測値のピークは $St=0.02$ あたりにあるため, この周波数は解像しなければならない. 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計算手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. 総格子点数は約 2200 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 (Courant-Friedrich-Levy) 数が 1 を超えないように時間刻み幅を設定しなければならない. また, 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 相模原キャンパスの大型計算機 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 $St=0.005$ 辺りに設定した. 1 ケースあたり実時間で約 570 時間を要する.

4. 解析条件

上記の解析手法で述べた通り, 本解析では比熱比は一定で 1 種類の理想気体のみを取扱うことが可能である. そこで, M-14・大気はすべて M-14 燃焼器内の混合ガス組成 ($\gamma=1.165$) を持つと仮定した. M-14 の混合ガス分子量(=29.66 g/mol)は大気分子量とほぼ等しいため, M-14 の混合ガスと仮定した大気音速は実際の大気音速と 1 割程度の違いしかなく, 音の伝播に関して実現象との違いはほぼ無視できる.

M-14 の入口条件を Table.1 に示す^v. また, 準一次元仮定で計算

したノズル出口での諸量を Table.2 に示す.

一方, ノズル内部流れに関しては別途軸対称数値計算を行い, Fig.3 に示した計算領域に流入条件として与えた.

Table.1 M-14 入口条件

Po[MPa]	5.13
To[K]	3529

Table.2 M-14 出口条件(準一次元仮定)

Pe[MPa]	0.0679
Mach number	3.2
Te[K]	1913
Re	1.24×10^7

5. 結果と考察

5. 1 内之浦 M-V 既存射点モデル

圧力波の発生・伝播を調べるために, Fig.5 に静圧分布を示す. お椀形 FD 部から発生している圧力波 1, 地面上から生じる圧力波 2 の 2 種類が観察される. 圧力波 2 は下流側へ指向性を持って伝播していることが分かるが, 圧力波 1 は機体側へと伝播しており, 音響環境の悪化に寄与しているものと考えられる.

M-V 5 号機と 7 号機において Mic-L(Fig.5 参照)で計測されたオクターブバンド周波数における実測データと, シミュレーション結果を Fig.6 において比較する. 実測データ自体に最大で 10dB 程

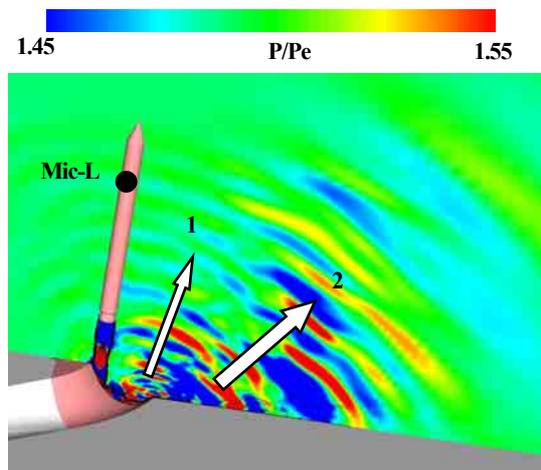


Fig.5 Static-pressure distribution.

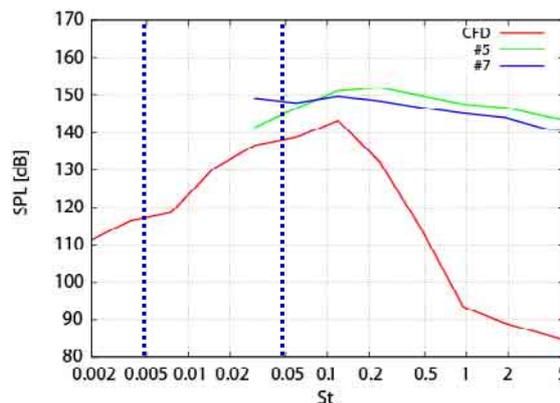
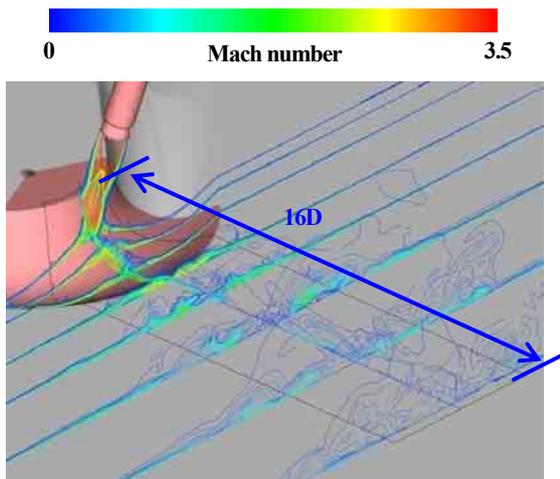
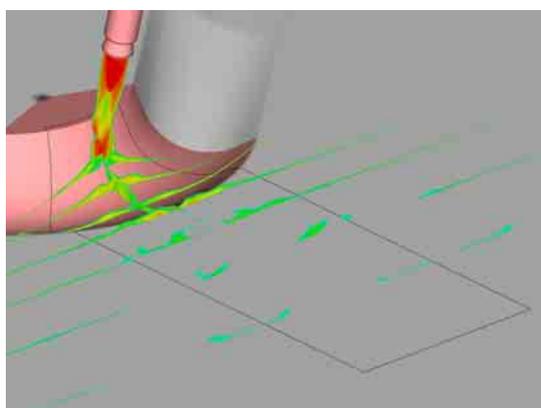


Fig.6 Comparison of octave-band spectrum between CFD result and flight data of M-V #5 and #7.



(a) Over-all view.



(b) Only $M > 1$ region is shown.

Fig.7 Mach number flowfield.

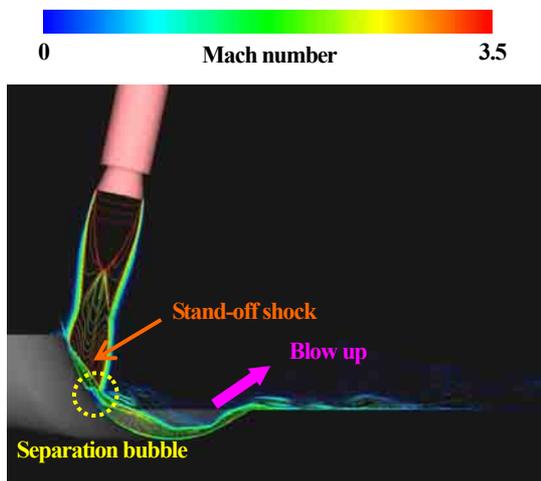


Fig.8 Flow structure on the deflector.

度のばらつきがあるものの、今回シミュレーションで解像されている $St=0.005-0.05$ 間においては 6dB 程度の範囲内で予測できている。

次に、プルーム流れの様子を調べるために、マッハ数分布を Fig.7(a)に示す。NASA SP-8072 のフリージェットを仮定したモデルとは大きく異なり、FD に衝突した流れは地面上を這うように薄く広がっている。また、FD 上端から 16D 下流へ流れるとプ

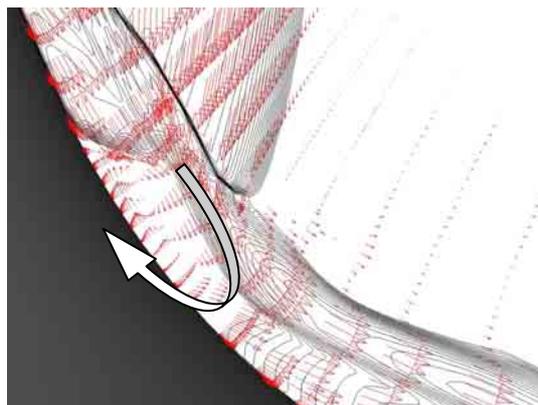


Fig.9 Close-up view of separation bubble.

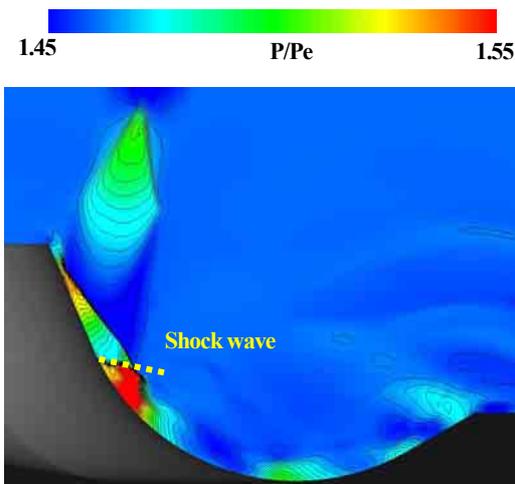


Fig.10 Flow pattern peculiar to the concave deflector for M-V rocket.

ームはほぼ拡散していることが Fig.7(a)から観察される。一方、Fig.7(b)に超音速領域のみを示したマッハ数分布から、お椀型 FD を通り過ぎるとほぼ流れは亜音速に減速されていることが分かる。機体中心を通る断面内のマッハ数分布を Fig.8 に示す。プルームが FD に衝突して生じる stand-off 衝撃波が観察される。更に stand-off 衝撃波背後を拡大すると(Fig.9)、流速ベクトルの向きから剥離泡の発生が確認できる。剥離泡の発生原因を調べるために、機体の中心通る断面内の静圧分布を Fig.10 に示す。Figure 8, 9 から観察された剥離泡に対応する部分の静圧は上昇している。この静圧上昇は衝撃波 (Fig.10 内の点線で図示)が生じていることを意味している。Figure 7(b)より、凹形状をした FD 表面を流れるプルームは超音速であることから、凹形状から生じる圧縮波が集積して生じた衝撃波であると考えられる。FD 上で衝撃波が発生すると、局所的な熱負荷の上昇や今回観察されたような剥離泡の発生、ひいてはプルームの不安定化を引き起こしかねないため、FD 形状は直線であることが望ましいということが分かる。次に、Fig.8 に関する時系列データから、お椀型 FD 内を流れるプルームは不安定でばたついている様子が観察される。また、お椀型 FD の下端エッジから吹上げられた流れもばたついていることが観察される。これより、FD のお椀型形状がプルームの不安定化を引き起こす原因となっていることは明らかである。

FD のお椀型形状に起因してプルームがばたつく位置と、Fig.5 で観察された圧力波の発生点とを Fig.11 において比較する。圧力波 1 の発生点はお椀型 FD 下部のプルームのばたつきであり、一方、圧力波 2 はお椀型 FD 下端のエッジで吹上げられてばたつ

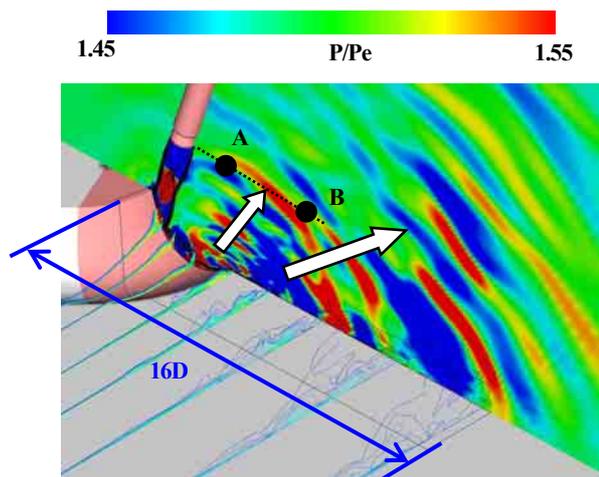


Fig.11 Location of sound sources.

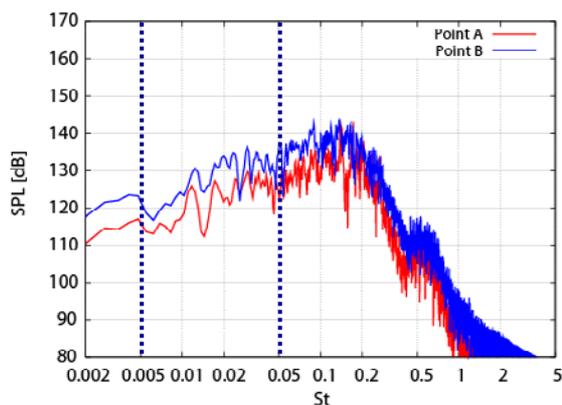


Fig.12 Comparison of near-field SPLs at Point A and B.

た流れから生じていることが分かる。しかも、Fig.7(b)から分かるように、これらのプルームがばたつく箇所は依然として超音速であるため、強い圧力波の発生原因となりえる。圧力波 1, 2 の強さを比較するために、Fig.11 に示した A, B 点における近傍場の SPL を Fig.12 において比較する。お椀型 FD 下部から生じる圧力波 1 よりも圧力波 2 の方が全周波数領域で 5dB 程度高い値を示している。

以上から、FD のお椀型は圧力波の発生原因となり、機体音響環境悪化に寄与していると結論づけられる。そのため、お椀型 FD を廃止すれば、音響環境悪化に寄与する機体側への伝播(特に圧力波 1)をなくすことができると予想される。

5. 2 傾斜煙道モデル

本章では、新型固体ロケットの射点候補に挙げられている、内之浦射点の地形を利用した傾斜煙道の音響発生メカニズムを解析し、その減音効果を評価する。なお、機体高度は $H/D=4$ とし、内之浦既存射点の結果(5.1 章)と比較検討する。

Figure 13 に圧力波が伝播する様子を示す。Figure 5 に示した既存射点とは大きく様相が異なり、傾斜煙道では Fig.13 中に矢印で示した方向に指向性の強い圧力波の伝播が観察され、機体側への伝播が抑えられている。次に、プルームの流れ場を Fig.14 にマッハ数で示す。既存射点のプルーム(Fig.7)と同様に、地面上を非常に薄く広がっているが、既存射点の結果よりも流れの拡散が遅い。Figure 14(b)に示したプルームの超音速領域に関して、FD の上端から 10D 程度下流まで延びていることから、既存射点よりも拡散

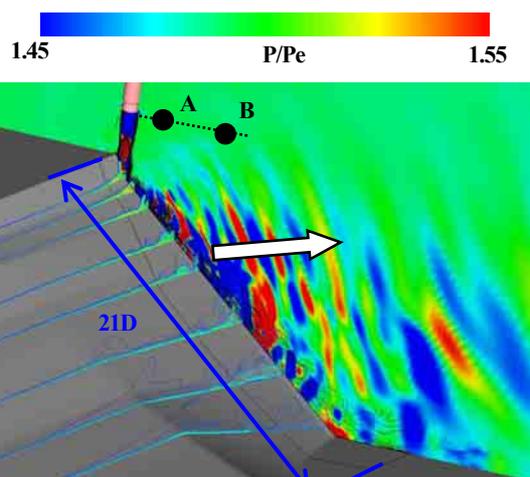
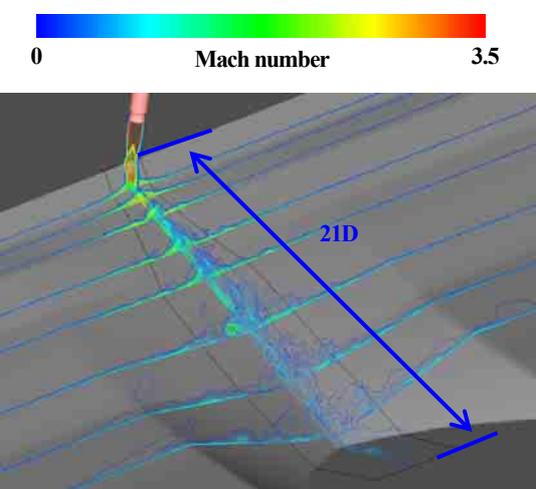
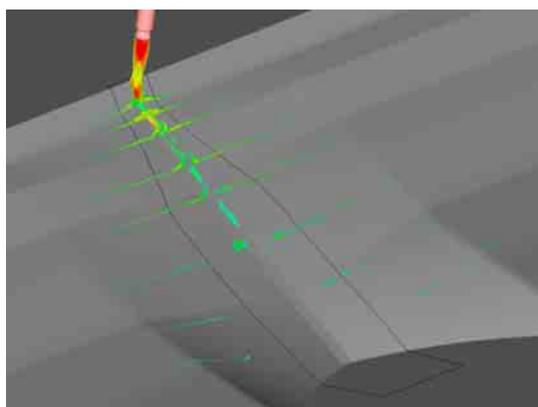


Fig.13 Pressure waves and plume flowfield over sloping deflector.



(a) Over-all view.



(b) Only $M>1$ region is shown.

Fig.14 Mach number flowfield at sloping deflector.

しにくいことが分かる。プルーム流れの拡散が遅くなる理由は、お椀形 FD を廃止したことによりプルームの流れ構造が変わったからであると考えられ、ひいては圧力波の発生メカニズムも大きく異なっている予想される。そこで、Fig.15 ではプルームが FD に衝突する付近のマッハ数分布を示す。超音速で流れるプルームが FD に衝突することによって発生する stand-off 衝撃波と、FD の凹面形状に起因して発生する剥離泡が観察される。更に、お椀型 FD の射点では見られなかった境界層剥離が下流側で生じている。

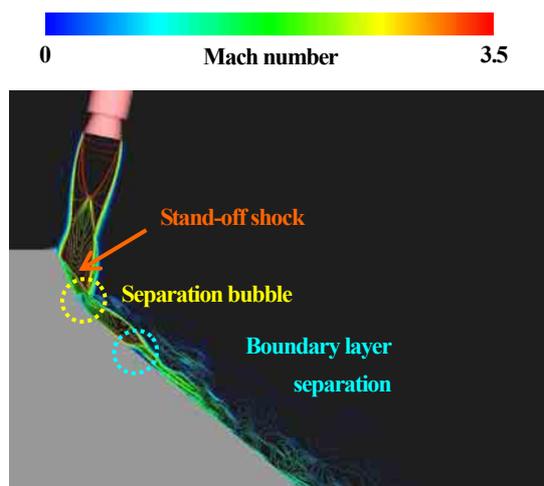
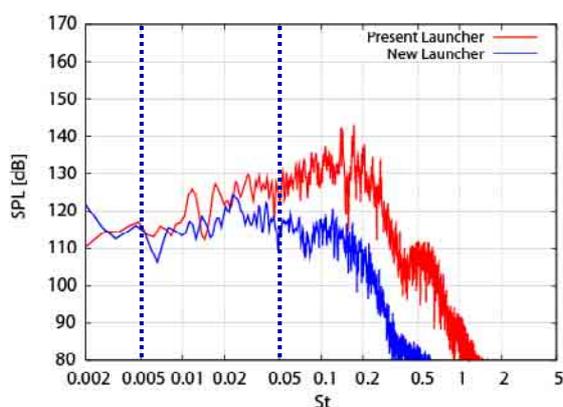
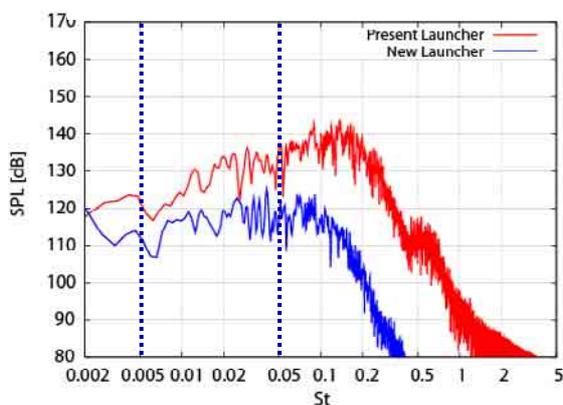


Fig.15 Flow structure on sloping deflector.



(a) Comparison at point A.



(b) Comparison at point B.

Fig.16 Comparison of SPL between two-types of launch-pads.

Figure 15 の時系列データを調べると、FDがお椀型ではないため、FD 下部に発生するプルームの不安定性は発生せず、境界層剥離に起因したプルームのばたつきのみが観察された。Figure 13 では Fig.14(a)に示したマッハ数等高線も併せて示しており、これより境界層剥離点と圧力波の発生点を比較すると、圧力波は境界層剥離によるプルームのばたつきから発生していることは明らかである。しかも、Fig.14(b)より、境界層剥離点におけるプルームは依然として超音速であるため、大きな圧力波の発生原因となりえる。一方、境界層剥離点における煙道の傾斜角の影響で圧力波は Fig.13 中に示した矢印の向きに指向性を持って伝播しており、Fig.5(b)のお椀型FD 下部から生じる圧力波①のように機体側へ直

接入射することはない。

傾斜煙道の減音効果を定量的に調べるために、既存射点の SPL 分布とを Fig.16 で比較する。お椀型FD の有無により、機体に近い A 点では傾斜煙道射点の方が数 dB 程度低くなっている (Fig.16(a))。また、B 点では傾斜煙道の影響が顕著に現れており、幅広い周波数帯域で 10dB の差異が生じている (Fig.16(b))。

6. まとめ

内之浦の既存射点から打上げられる M-V ロケットを対象に、数値シミュレーションを用いてプルーム音響の発生メカニズムを解析した。次に、新型固体ロケットの射点設計に向けた指針を得るために、内之浦射場の斜面を利用した傾斜煙道の減音効果について調べた。

その結果、内之浦 M-V 用の既存射点では、フレームディフレクタ (FD) のお椀型形状、及びお椀型端部の吹上げに起因したせん断層のばたつきが圧力波の発生源であることを解明した。また、お椀型 FD は流れの拡散を促進する一方で、機体周辺の音響環境を悪化させる原因となることも分かった。M-V の音響環境は NASA SP-8072 モデルを用いて予測されてきたが、本研究で解析したプルームの流れ構造、及び音響発生メカニズムは、NASA SP-8072 の音源分布モデルとは大きく異なることが明らかになった。

次に、新型固体ロケットの射点候補の一つに挙げられている傾斜煙道について調べた。その結果、お椀型FD がいないため、既存射点に比べてプルーム流れは拡散しにくいことが分かった。しかし、圧力波の主要な発生源は境界層剥離に起因したせん断層のばたつきであり、しかも煙道の傾斜角により機体から離れる方向に伝播させることができるため、お椀型FD の廃止・傾斜煙道の採用で、音響環境は大きく改善されることが明らかになった。

最後に、Figure 6 の M-V 5・7 号機に関する実測データは、JAXA/宇宙科学研究本部 峯杉賢治准教授に提供して頂きました。ここに、感謝の意を表します。

参考文献

- i Eldred, K.M. and et al., "Acoustic Loads Generated by the Propulsion System," NASA SP-8072, June 1971.
- ii 堤誠司, 高木亮治, 嶋英志, 藤井孝蔵, 有田誠, "H-IIA ロケット打上げ時に排気プルームから発生する圧力波の数値解析", 宇宙科学技術連合会講演集, 2007.
- iii 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 5th ASME/JSME Fluids Engineering Conference, FEDSM2007-37563, July, 2007.
- iv Iizuka, N., 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.
- v 高野雅弘, 嶋田徹, 堀恵一, 徳留真一郎, 羽生宏人, "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.