

ロケット煙道の音響特性に関する研究

村上圭一（宇宙航空研究開発機構），北村圭一（名古屋大学），
橋本敦，青山剛史（宇宙航空研究開発機構），中村佳朗（名古屋大学）

Study on Acoustic Characteristics of Rocket Plume Duct

By

Keiichi Murakami (JAXA), Keiichi Kitamura (Nagoya Univ.),
Atsushi Hashimoto, Takashi Aoyama (JAXA), and Yoshiaki Nakamura (Nagoya Univ.)

ABSTRACT

In this paper, a study on sound propagation of H-IIA rocket plume duct with deflector is analyzed using a hybrid code of an Euler flow solver and a Linearized Euler Equations solver. Several cases of calculation for modeled jet configurations of H-IIA main engine, 202, and 204 rockets have been conducted. The results of these calculations indicate that sound waves from the modeled duct have different characteristic frequency according to jet configuration.

1. はじめに

H-IIA ロケットの打上げの様子を図1に示す。この射場には、打上げ時の排気ジェットが機体に及ぼす影響を軽減するために、煙道が設けられている。この煙道出口から排気される噴流そのものが音源になることや、煙道内部で流入ジェットによる圧力波が開口端反射を繰り返す、特定の周波数、特に低周波の音が増幅されることが予測される。この低周波数振動がロケット本体や搭載衛星などの固有振動数と一致すると、それらの破壊に繋がる恐れがある。

これまで、低周波数音源になりうると考えられる煙道の音響特性解析として、煙道入口に固定したジェットが出口から噴出する際の圧力波伝播解析を実施してきた¹⁾。その結果、煙道入口のジェット配置が煙道音響特性に影響を及ぼすことが分かった²⁾。本論文では、簡単にモデル化された H-IIA ロケット射場の煙道に対し、ジェットの出口面積による推力の違いやジェット配置の違いが及ぼす低周波音響特性への影響を調べるための解析を実施したので、その結果について報告する。



図1 H-IIA ロケット打上げの様子

2. 解析手法

支配方程式及び数値解析法については、参考文献 3), 4) に詳しいが、本解析では Euler/LEE ハイブリッド計算コードを用いており、本研究に適した解析コード開発を名古屋大学との共同研究で実施している。

2. 1. Euler/LEE ハイブリッド計算コード

流体の支配方程式の一つは、以下に示す 3 次元圧縮性 Euler 方程式である。

$$\frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{E}_k}{\partial x_k} = 0 \quad (1)$$

$$\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u_i \\ e_t \end{bmatrix}, \quad \mathbf{E}_k = \begin{bmatrix} \rho u_k \\ \rho u_i u_k + p \delta_{ik} \\ (e_t + p) u_k \end{bmatrix} \quad (2)$$

ここで ρ は密度、 u_i ($i=1, 2, 3$) は速度成分、 e_t は全エネルギーであり、 $e_t = \rho(e + u_i u_i / 2)$ で与えられる。 p は圧力、内部エネルギー e は $e = p / [\rho(\gamma - 1)] = T / [\gamma(\gamma - 1)]$ で与えられ、 T は温度である。流体は完全気体の空気を仮定しているので、比熱比 γ は一定 ($\gamma = 1.4$) である。

これらに対する空間の離散化には、セル境界での物理量を Van Albada の制限関数を用いて MUSCL 法により最大 3 次精度で内挿し、Roe の近似リーマン解法によって非粘性数値流束を計算する。また、時間積分には 3 段階 3 次精度の Runge-Kutta 法を用いる。

もう一方の流体の支配方程式は、3 次元線形 Euler 方程式 (Linearized Euler Equations) である。これを得るには、まず式(1)のベクトル量を、次のように平均成分 $\bar{\mathbf{Q}}$ 、 $\bar{\mathbf{E}}$ と変動成分 \mathbf{Q}' 、 \mathbf{E}' に分ける。

$$\mathbf{Q} = \bar{\mathbf{Q}} + \mathbf{Q}', \quad \mathbf{E} = \bar{\mathbf{E}} + \mathbf{E}' \quad (3)$$

これらを式 (1) へ代入して変動成分を線形化 (2 次以上の項を微小であると仮定して無視) し、更に平均成分は既に式 (1) を満たしているとして消去すると、最終的に 1 次の変動成分のみが残る。よって、計算は 1 次の変動成分のみについて行う。実際には速度と圧力の 2 つの物理量にのみ変動量を求めればよく、セル境界においてそれぞれ

$$u' = \frac{c_l u_l' + c_r u_r' - (p_r - p_l)}{\bar{c}},$$

$$p' = \frac{c_r p_l' + c_l p_r' - c_l c_r (u_r - u_l)}{\bar{c}}, \quad (4)$$

$$\bar{c} = c_l + c_r$$

で与えられる³⁾。ここで、 $c = \sqrt{\gamma p / \rho} = \sqrt{\gamma R T}$ は音速であり、 R は空気の気体定数である。また添え字 l, r は、それぞれセル境界における左側および右側の物理量であり、これらの添え字の付いた物理量はセル境界に対し法線方向成分の値である。セル境界左右における物理量は、制限関数を用いずに MUSCL 法により最大3次精度で内挿する。時間積分には、Euler 方程式の解法と同様に、3段階3次精度の Runge-Kutta 法を用いる。解析コードの検証及び高精度化については参考文献1)を参照されたい。

2. 2. 計算モデル

本解析に用いた H-IIA ロケットの射場モデルを図2に、煙道の計算格子を図3に、それぞれ示す。計算格子は40Hzの圧力変動を捉えるのに十分な格子幅を設定している⁵⁾。本解析では、煙道の周波数特性に着目しているので、実際の射場にある PST (Pad Service Tower) などの地上構造物は考慮していない。煙道上空は160mまでを計算領域として設定した。

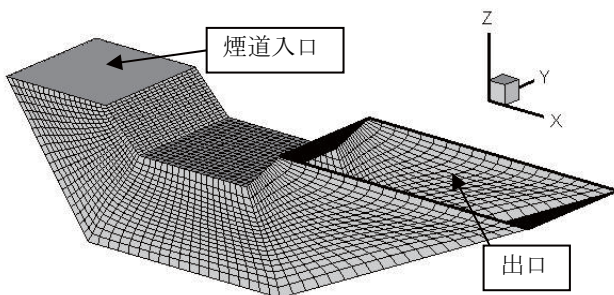
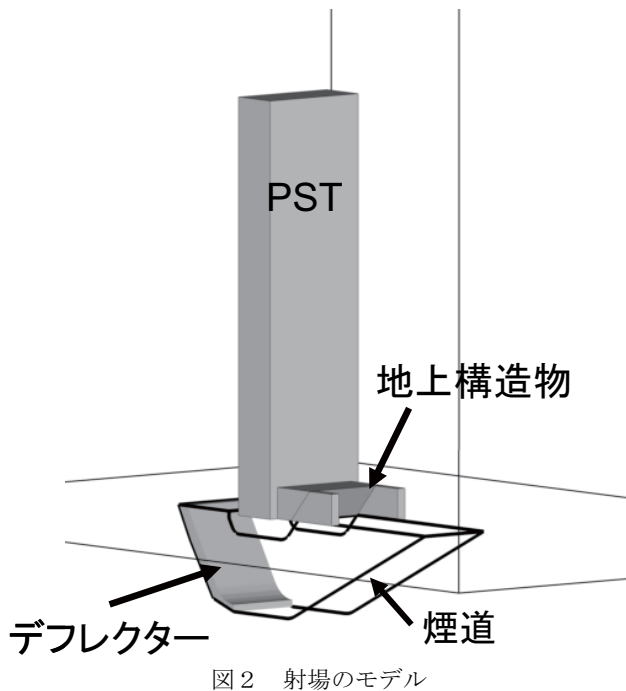


図3 解析対象の煙道モデルと解析格子

2. 3. ジェットの流入条件及び境界条件

煙道入口面に、メインエンジン (ME) と固体ロケットブースター (SRB) のジェットの流入条件を設定し、ジェット領域以外の入口面は壁面と仮定した。ただし、流体はジェットを含めて全て比熱比 1.4 の完全気体と仮定した。本解析で与えた ME と SRB のノズル出口条件を表1に示す。また、煙道内の壁面は、全て断熱・滑り条件としている。

表1 ノズル出口条件

ノズル	速度 [m/s]	温度 [K]	密度 [kg/m³]	圧力 [Pa]
ME	1,800	1,600	0.060	28,000
SRB	1,600	600	0.250	43,000

3. 計算結果及び考察

3. 1. 解析ケース

本論文で行った解析ケースの一覧を、表2に示す。各ケースとも、時間刻み幅を、88 マイクロ秒に固定して計算した。また、各解析ケースの流入ジェットの配置及びノズル出口形状を図4に示す。正方形ジェットの出口面積は菱形ジェットの約2倍なので、推力差も約2倍である。

表2 解析ケース一覧

No.	ME	SRB	ノズル配置	ノズル出口形状
1	1	0	中央	正方形
2	1	0	中央	菱形
3	1	2	一文字	正方形
4	1	2	一文字	菱形
5	1	4	十文字	正方形
6	1	4	十文字	菱形

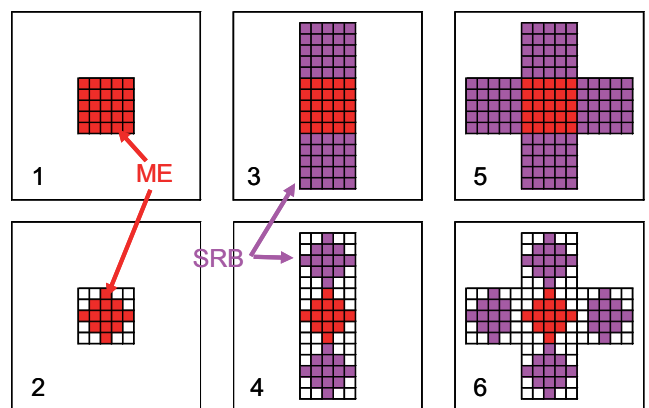


図4 煙道入口面のジェット配置とノズル出口形状

3. 2. 観測点における圧力波の比較

各解析ケースにおいて、ロケット打上げ時のフェアリング位置に相当する煙道入口中央上空60mに観測点を設定し、大気圧との差圧 Δp の時間履歴を求めた。その結果を、図5から図7に示す。

図5から図7の時刻0.3秒あたりに、オーバープレッシャーによる鋭い波形が見られる。これらの図中の青色の線

と橙色の線は、ノズル出口形状が菱形と正方形の場合の計算結果を、それぞれ示しており、これらの推力差が約2倍なので、波形のピーク値も約2倍になっている。このオーバープレッシャーの影響は、ほとんどの場合、1秒ほど続くが、図5の橙色の線に見られるように、ケース1では2秒前後まで続いているように見える。また、図5の正方形ジェットの場合に2.2秒以降に特徴的な周期振動が見られる。この振動の周波数は、後に示すFFT解析によって明らかとなる。

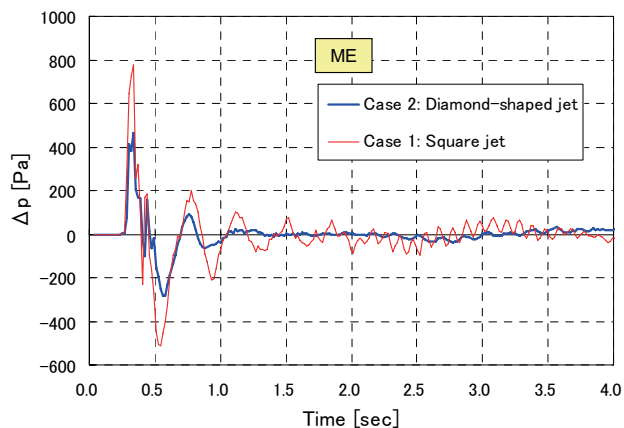


図5 観測点における大気圧との差圧履歴 (ME)

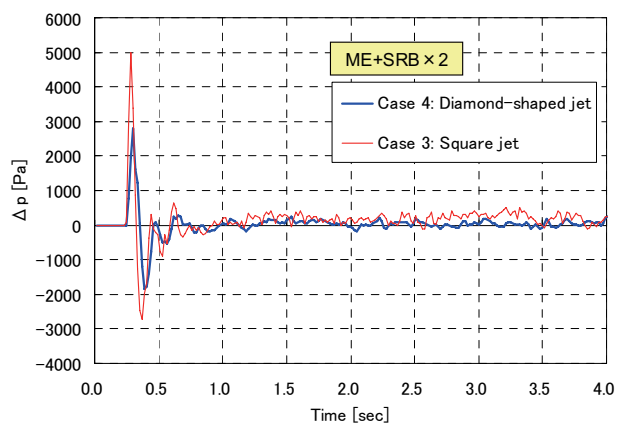


図6 観測点における大気圧との差圧履歴 (ME+SRB×2)

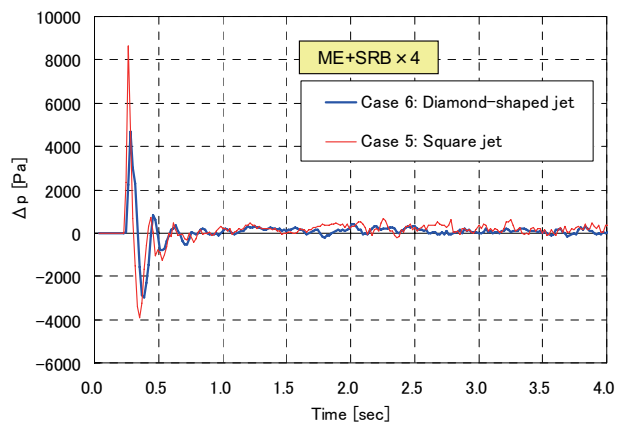


図7 観測点における大気圧との差圧履歴 (ME+SRB×4)

3. 3. ジェット形状による周波数特性

得られた大気圧との差圧の時歴から、オーバープレッシャーとして現れる過渡的な強い圧力波の影響を避けて、1秒から4秒までのデータに対し、FFT解析を行った結果を図8から図10に示す。ただし、ケース1では、オーバープレッシャーの非常に強い影響のみを排除するとみなす。サンプリング周期は17.6ミリ秒(57Hz)である。

図8から、推力が約倍となる正方形ジェットは菱形ジェットに比べ、パワースペクトルのピーク値が大きく、より高周波側に大きなピークが存在する。この傾向は、図9、10に示されるように、SRBを2本追加して一文字形状に配置した場合、及び、4本追加して十文字形状に配置した場合にも同様に見られる。

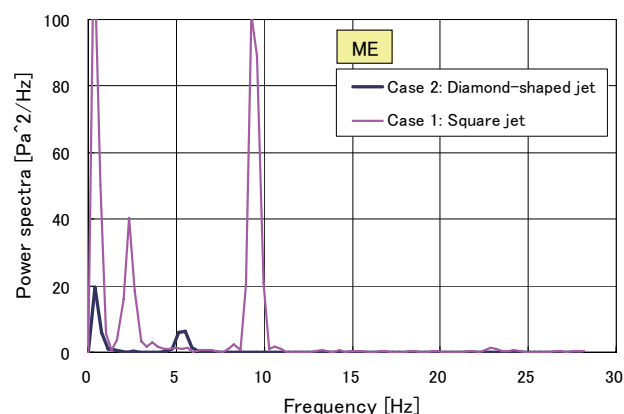


図8 推力による周波数特性への影響：中央 Jet 配置

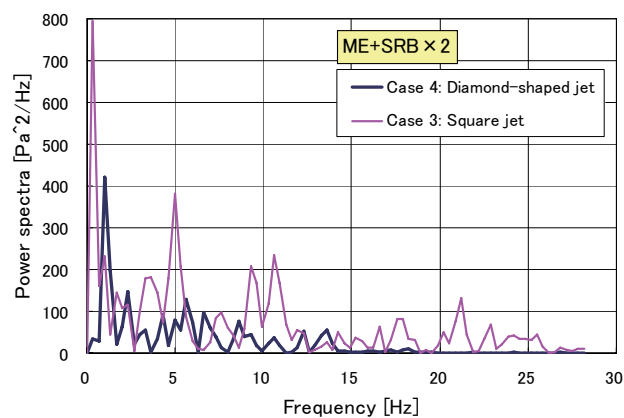


図9 推力による周波数特性への影響：一文字 Jet 配置

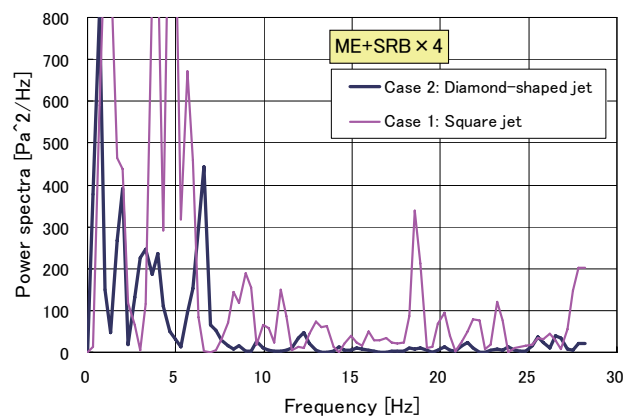


図10 推力による周波数特性への影響：十文字 Jet 配置

3. 4. ジェット配置による周波数特性

図11は、正方形ジェットの場合での、ジェットの配置による周波数特性への影響を示している。どの配置でも10Hz前後にピークがある。一方、5Hz前後のピークは、ケース3とケース5にのみ見られる。更にケース5特有のピークが18Hzに見られる。このように、ジェット配置が周波数特性に影響することが分かった。

菱形ジェットの場合に対する同様のグラフを、図12に示す。菱形ジェットの場合には、5Hz付近にどの場合も特徴的な波形が見られるものの、15Hz以上の比較的高周波領域では、正方形ジェットのような特徴的なピークは見られなかった。次節では、これらの理由について考察する。

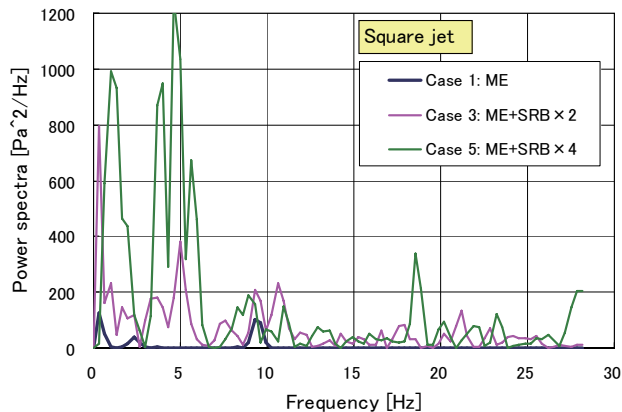


図11 ジェット配置による周波数特性への影響
(正方形ジェット)

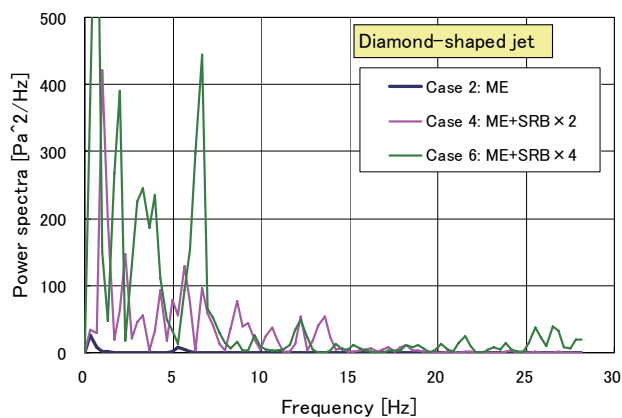


図12 ジェット配置による周波数特性への影響
(菱形ジェット)

3. 5. 煙道内の圧力変動

ジェット配置の違いによって、周波数特性の違いが比較的良く現れた正方形ジェットの場合に対し、煙道内中央断面内の速度ベクトルと渦度分布を、図13から図15に示す。

図13はメインエンジンのみの正方形ジェットの計算結果から描かれた図であり、煙道の底を排気ジェットが這って流れ出ている様子を示している。この図は、1サンプリング・インターバル 17.6 ミリ秒毎のスナップショットを並べたものである。図13の最初と最後のフレームで赤丸で示されるように、一番上の等渦度線図の先端が切れてから、再び先端が切れるまでの間に6から7フレームを要する。この間の時間は、約 114 ミリ秒（6から7フレームの平均）であり、これを周波数に直すと 8.8Hz となるので、

図8に見られる正方形ジェットの特性周波数（9Hz）の要因と考えられる。

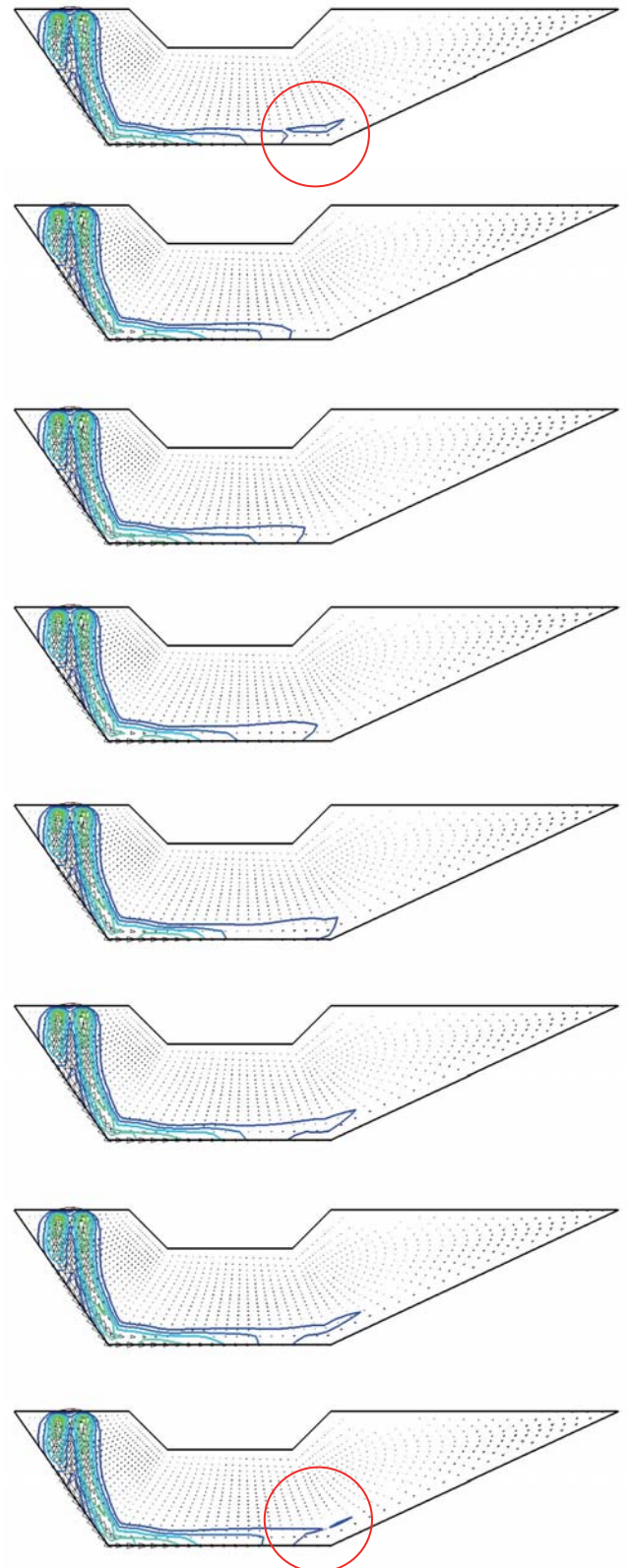


図13 煙道中央断面内の速度ベクトルと渦度分布
(ME：正方形ジェット)

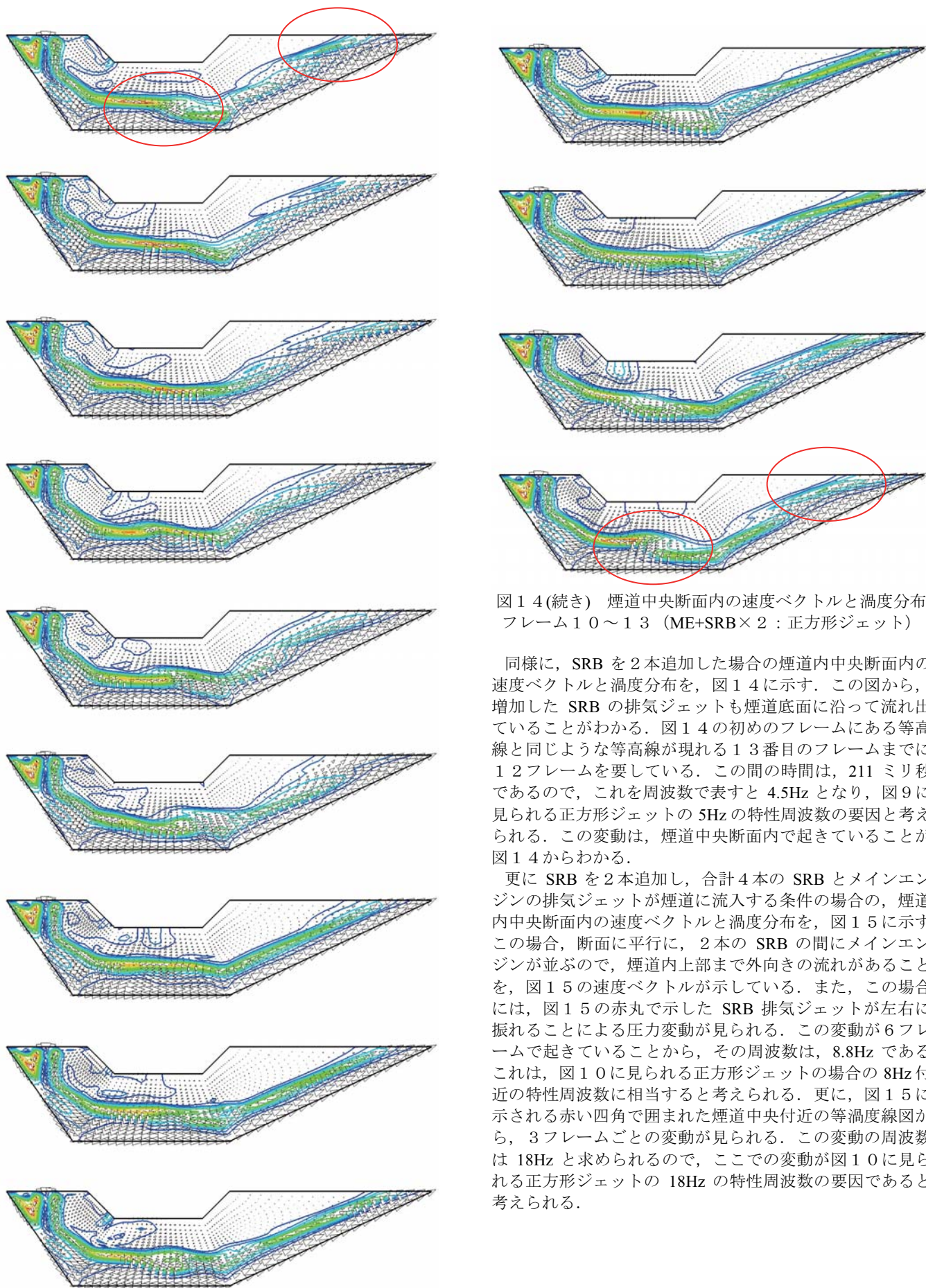


図1 4(続き) 煙道中央断面内の速度ベクトルと渦度分布
フレーム1 0～1 3 (ME+SRB×2：正方形ジェット)

同様に、SRB を2本追加した場合の煙道内中央断面内の速度ベクトルと渦度分布を、図1 4に示す。この図から、増加したSRBの排気ジェットも煙道底面に沿って流れ出ていることがわかる。図1 4の初めのフレームにある等高線と同じような等高線が現れる1 3番目のフレームまでに、1 2フレームを要している。この間の時間は、211 ミリ秒であるので、これを周波数で表すと4.5Hzとなり、図9に見られる正方形ジェットの5Hzの特性周波数の要因と考えられる。この変動は、煙道中央断面内で起きていることが、図1 4からわかる。

更にSRBを2本追加し、合計4本のSRBとメインエンジンの排気ジェットが煙道に流入する条件の場合の、煙道内中央断面内の速度ベクトルと渦度分布を、図1 5に示す。この場合、断面に平行に、2本のSRBの間にメインエンジンが並ぶので、煙道内上部まで外向きの流れがあることを、図1 5の速度ベクトルが示している。また、この場合には、図1 5の赤丸で示したSRB排気ジェットが左右に振れることによる圧力変動が見られる。この変動が6フレームで起きていることから、その周波数は、8.8Hzである。これは、図1 0に見られる正方形ジェットの8Hz付近の特性周波数に相当すると考えられる。更に、図1 5に示される赤い四角で囲まれた煙道中央付近の等渦度線図から、3フレームごとの変動が見られる。この変動の周波数は18Hzと求められるので、ここでの変動が図1 0に見られる正方形ジェットの18Hzの特性周波数の要因であると考えられる。

図1 4 煙道中央断面内の速度ベクトルと渦度分布
フレーム1～9 (ME+SRB×2：正方形ジェット)

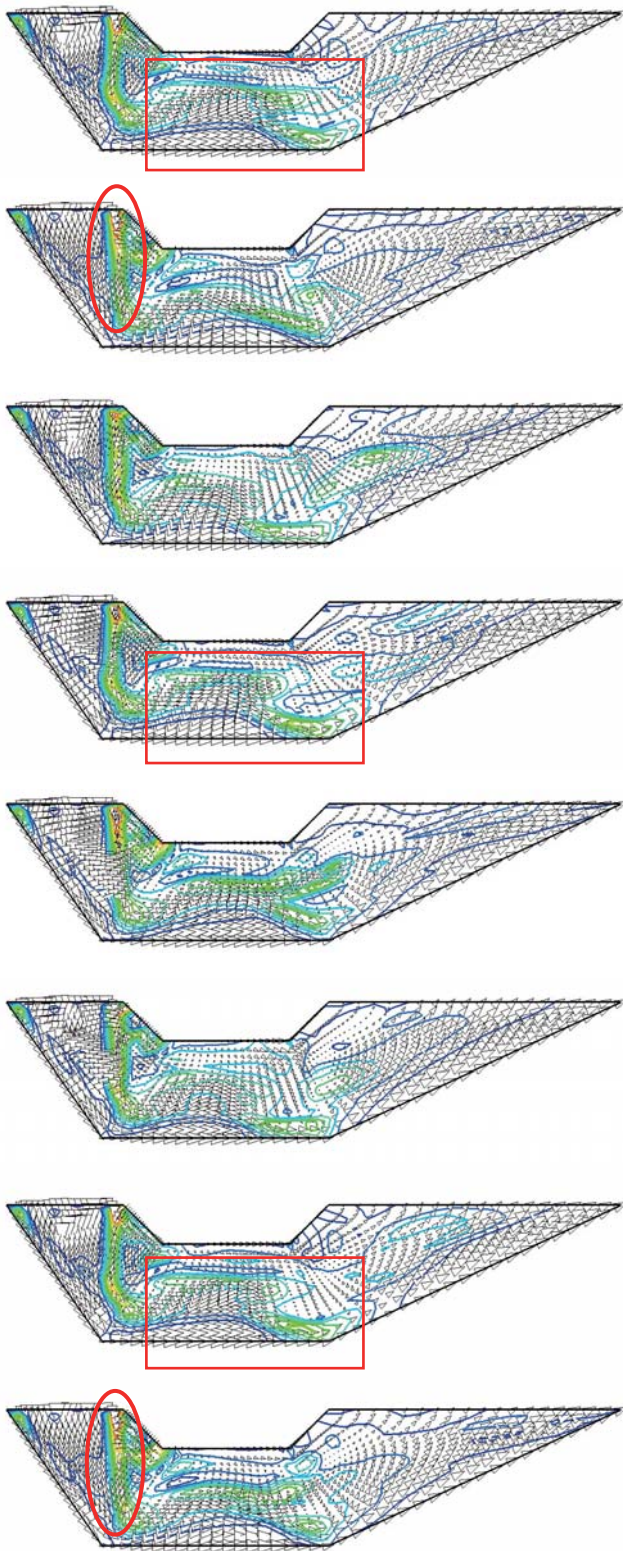


図15 煙道中央断面内の速度ベクトルと温度分布
(ME+SRB×4：正方形ジェット)

4. まとめ

H-IIA ロケット射場の煙道をモデル化し、入口に LE-7A エンジンと H-IIA202 及び 204 形態を模擬した排気ジェットを流入条件として与えた解析を行った。その結果、ジェットの推力のみならず、その配置が煙道から放射される圧力波の周波数特性に影響を及ぼすことが、簡易モデルでの解析でも確認された。

今後の課題として、以下のことが挙げられる。

- ① 煙道入口を開放した場合の影響
- ② 粘性項を考慮した計算
- ③ ロケットの上昇を準定常的に模擬した計算
- ④ より高周波への対応

①については、実際の煙道入口は完全には閉鎖されておらず、ロケット発射台と煙道入口及びノズル端面との間に隙間がある。この両端開放条件が煙道出口から放射される圧力波の周波数特性にどのような影響を及ぼすか調べる必要がある。②に関しては、今回の計算で流入ジェットが煙道の底を這って流出し、その流れが内部で変動していることがわかったので、この変動に対する煙道内壁の影響を評価する必要があると考えている。③については、実際の打上では、LE-7A エンジンを先に点火し、SRB-A 点火と同時にロケットが上昇を開始するので、ノズル端面をロケット上昇に合わせて準定常的に上方へ移動させて、煙道に流入する流れを模擬する事を目的とする。④については、煙道内共鳴のより高次のモードを模擬することを目指しているが、ジェット騒音のような高周波までは考えていない。このように、本研究に関する課題は数多くあるものの、現段階では、SRB の本数によるロケットの形態の違いによって、煙道出口から放射される圧力波の低周波数特性が異なることが示された。

参考文献

- 1) 北村圭一, 橋本敦, 村上桂一, 青山剛史, 中村佳朗, Euler/LEE ハイブリッド法による超音速ジェットの音響解析, ANSS2006, 2006.
- 2) 村上桂一, 北村圭一, 橋本敦, 青山剛史, 中村佳朗, ロケット打上げ時の音響環境に関する研究, 第56回理論応用力学講演会, 2007.
- 3) I. Men'shov and Y. Nakamura, "Implementation of the Variational Riemann Problem Solution for Calculating Propagation of Sound Waves in Nonuniform Flow Fields," Journal of Computational Physics, 182, pp.118-148, 2002.
- 4) T. Saito, T. Nakamura, M. Kaneko, I. Men'shov and Y. Nakamura, Numerical Investigation of SRB Ignition Overpressure, AIAA Paper 2004-2342, 2004.
- 5) 北村圭一, 橋本敦, 村上桂一, 青山剛史, 中村佳朗, 超音速ジェットと構造物が干渉する流体・音響場の数値解析, 第20回数値流体力学シンポジウム, 2006.