

斜め平板と超音速ジェット干渉に起因した空力騒音の解析 Acoustic Radiation from a Supersonic Jet Impinging on an Inclined Plate

堤誠司, 高木亮治, JAXA/JEDI, 相模原市中央区由野台 3-1-1, E-mail: tsutsumi.seiji@jaxa.jp
 中西佑太, 岡本光司, 東大院, 柏市柏の葉 5-1-5
 寺本進, 東大院, 文京区本郷 7-3-1
 Seiji Tsutsumi, Ryoji Takaki, JAXA/JEDI, 3-1-1 Yoshinodai Chuuou, Sagamihara, Kanagawa
 Yuta Nakanishi, Koji Okamoto, University of Tokyo, 5-1-5 Kashiwanoha, Kashiwa
 Susumu Teramoto, University of Tokyo, 7-3-1 Hongo, Bunkyo-ku

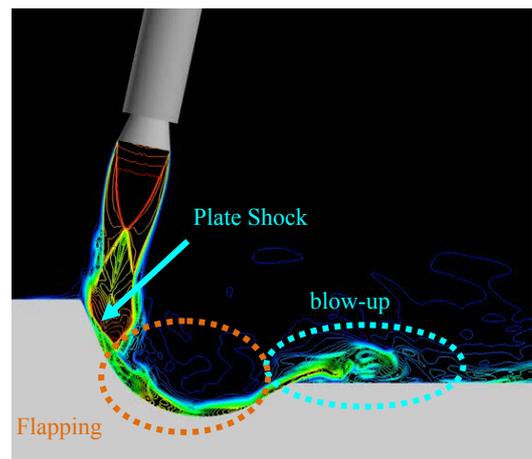
Mechanism of acoustics radiated from a $M=1.8$ ideally-expanded jet impinging on a flat plate inclined with 45 deg is investigated. In addition to the well-known free-jet noise sources such as the Mach wave and the fine-scale turbulence mixing noise, additional two noise sources are found; 1) interaction between the plate shock and the vortex of the shear layer, 2) another Mach wave radiated from the jet flowing along the inclined plate. The former is similar to the shock-associated noise, and the OASPL plot at far-field shows omni-directional feature. The latter is the largest noise source with the lowest frequency. Numerical result is validated by the present experiment. Depending on the microphone location, prediction accuracy of the present CFD is satisfactory.

1. 緒言

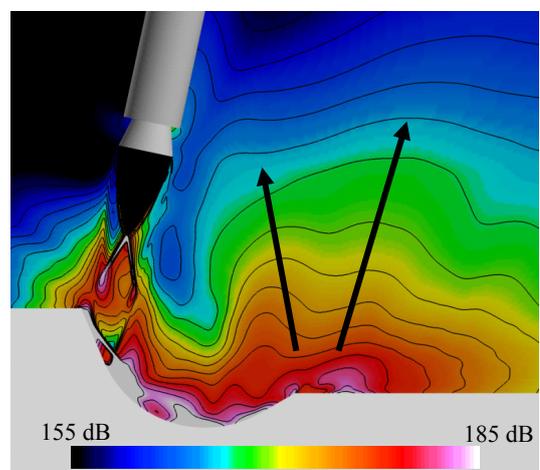
ロケットエンジンの推力は非常に大きいので、その排気プルームから強烈な音波が発生する。例えば固体ブースタ 4 基を搭載した H-IIA ロケットの推力は 800ton であり、排気プルームは約 10^7 W の音響パワ(190dB)を有する試算となる。リフトオフ時はこの強烈な音波が射場と干渉してロケット先端のフェアリングに到達し、搭載した人工衛星を加振する。打上げ時の音響振動レベルは規定値を超えておらず、搭載する人工衛星は規定値の振動レベルが負荷されても耐えるように設計し、音響環境試験を実施して検証する。そのため、ロケットの設計開発時にはこの振動レベルを事前に予測すること、適切な減音対策を講じることの 2 点が求められる。

ロケットの打ち上時音響環境は国内外を問わず 1970 年代に開発された半経験則である NASA SP-8072⁽¹⁾を用いて予測されてきたが、騒音発生機構が必ずしも明確でないためサブスケールモデル試験との合わせこみが必要である上、適切な減音対策を講じることができなかった。そこで JAXA/JEDI センターでは H-IIA ロケットや M-V ロケットを対象に CFD を用いて打ち上時の音響解析を実施し^{(2),(3)}、フリージェットから生じるマッハ波の影響や火炎偏向板との干渉によって生じる音響波の発生について議論してきた。M-V ロケットにおいて火炎偏向板との干渉によって生じる騒音に関してこれまでに実施してきた解析事例を簡単に紹介する。Figure 1(a)より超音速の排気プルームが火炎偏向板と干渉することによってプレート衝撃波が生じていること、お椀形状をした火炎偏向板に沿ってプルームが流れ、火炎偏向板のエッジで吹きあげられていることが分かる。騒音発生源として考えるプルームの不安定性は 1)火炎偏向板と衝突する前のフリージェット部、2) お椀形状をした火炎偏向板内部、3)火炎偏向板エッジ部の吹上げ部、の 3 つである。一方、OASPL 分布(Fig. 1(b))と比較すると、上記のうち火炎偏向板内部のジェット不安定性とエッジ部の吹上げに対応して機体へと向かう音圧の高い領域が観察される。M-V の例のように火炎偏向板との干渉によって空力騒音は発生しリフトオフ直後の比較的低高度の音響環境を支配する要因となる⁽⁴⁾わけだが、実機の火炎偏向板形状は必ずしも単純な形状をしているわけではなく、複数の音源が複雑に干渉しており切り分けが難しい。更に、実フライトでのマイクロフォン計測ではバックグラウンドノイズの影響が大きかったり十分なデータ長を稼げなかった

りと信頼性が必ずしも十分であるわけではない。実験室レベルのより単純化した形状で基礎的な研究を実施する必要がある。



(a) Mach number plot.



(b) OASPL distribution.

Fig. 1 Study on the M-V solid rocket.

過去に行われた平板に衝突する超音速ジェットのスラッシュ音発生に関する研究の多くはジェット軸に対して垂直な平板との干渉によって発生するトーンノイズに着目したものが多く⁽⁵⁾。一方、筆者らは実際の火炎偏向板を模擬した初期傾斜角 55 度の斜め平板に入射したロケット排気プルームから生じる音響環境について調べた。その結果、プルームと斜め平板の干渉によって生じる音響波 (“impingement noise”) と火炎偏向板上を流れるプルームから生じるハムマ波の発生を明らかにした。そして初期傾斜角を 75 度と大きくすることで “impingement noise” を低減させることが可能であることを明らかにした⁽⁶⁾。一方 Nonomura and Fujii はマッハ数 2, Re 数 $=10^5$ の実験室レベルのジェットを対象に 45 度平板との干渉によって生じる音響波について研究を実施し、フリージェット部から生じる音響波に加えて上記の “impingement noise” と斜め平板

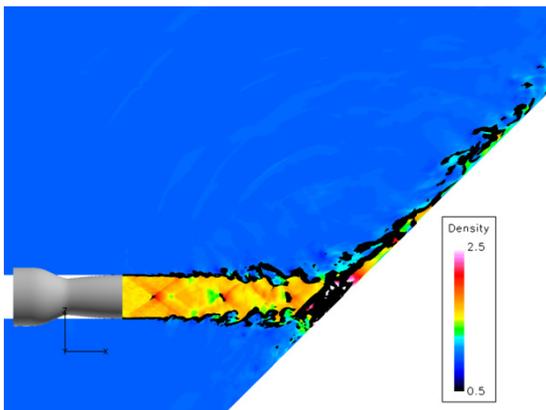
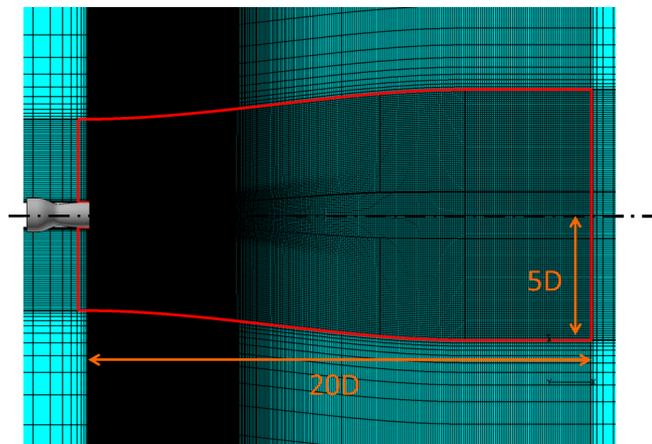
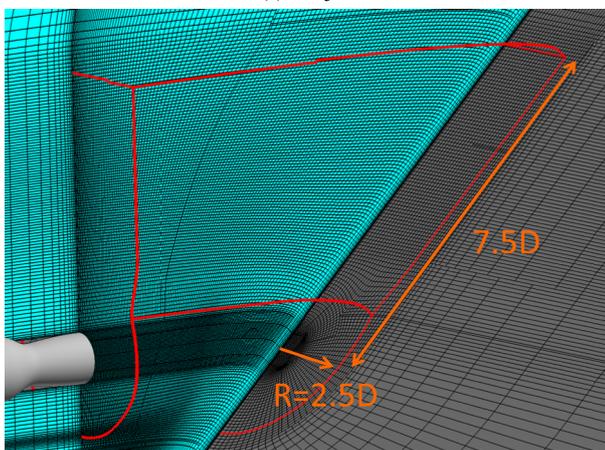


Fig. 2 Region of the Roe scheme indicated by black color.



(a) Free jet.



(b) Impinging jet.

Fig. 3 Computational domain. Every 2 points are indicated.

上から生じるマッハ波の発生を確認している^(7,9)。また POD を適用することによって各周波数領域における音響波の発生パターンを調べた。その結果, “impingement noise” の発生源はジェット中心軸と斜め平板の干渉する点ではなくやや後流にずれていることが分った。ただし, “impingement noise” の発生機構は依然として不明確であり、更に CFD の検証に利用できる実験データは必ずしも十分ではない。

そこで、JAXA/JEDI センターと東京大学では東大柏キャンパスに設置された高エンタルピー風洞を空気源とした実験解析と、JAXA 所有のスーパーコンピュータを利用した CFD 解析を一昨年より共同研究の一環として実施している。本稿では共同研究の現状について紹介する。

2. 解析対象

今回用いた供試ノズルは出口マッハ数が 1.8 の超音速ノズルで、適正膨張条件下で実験を実施した。温度比 (= ノズル入口全温/外気温度) は 1.0 のコールドジェットである。ノズル出口径 (20mm) を基準とした Re 数は 1.64×10^6 である。火炎偏向板を模擬した 45 度の傾きを持つ斜め平板をノズル出口から 5D (D はノズル出口直径) の位置に配置しており、ポテンシャルコアが崩れ始める前に斜め平板にジェットが入射することになる。

3. 実験手法

本実験は東京大学柏キャンパスにある極超音速高エンタルピー風洞を用いた。出口で流速ができるだけ軸方向に向くようにノズルコンターは設計した。本風洞の淀み点圧力は最大で 0.7MPa であり、本研究で採用した $M=1.8$ の供試ノズルで適正膨張が達成できる。高速度カメラを利用したシュリーレン可視化、衝突板上の非定常圧力計測、マイクロフォン計測、またピトー圧計測を実施した。なお、本研究では数値解析の検証のためにフリージェットでマイクロフォン計測やジェット軸のピトー圧計測を行った。その後 5D の位置に 45 度平板を設置して衝突ジェットの実験を実施した。実験手法に関する詳細は文献⁽¹⁰⁾を参考されたい。

4. CFD 解析手法

JAXA で開発された upacs-LES を用いて計算を行った。検証のために実施したフリージェット解析は LES を用いた。SGS モデルとしては Smagorinsky モデル ($C_s=0.1$) を用いた。時間積分は 3 次精度の TVD-RK 法を用いた。一方、供試ノズルの Re 数は 10^6 オーダーと高いため、衝突ジェットの場合は平板上の乱流境界層を含めて LES にて解析することは現状の計算機能力を考えると不可能である。実機では Re 数が更に 1 オーダー高く、10 年後の計算機性能を持ってしても LES の適用はグランドチャレンジである。一方、野々村と藤井によると斜め平板と超音速ジェットの干渉によって生じる音響波に着目した場合、斜め平板の乱流境界層の影響は小さいことが分かっている⁽⁹⁾。そこで、本研究では LES/RANS ハイブリッド法を利用し、斜め平板の乱流境界層は RANS にて実

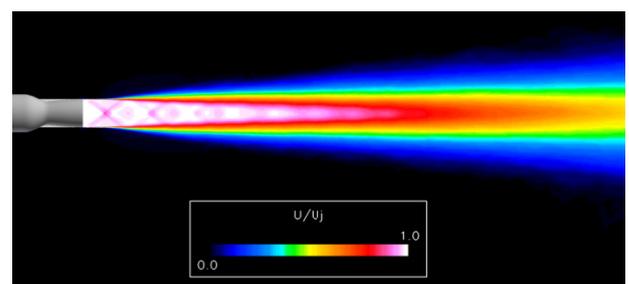


Fig. 4 Time-averaged axial-velocity plot.

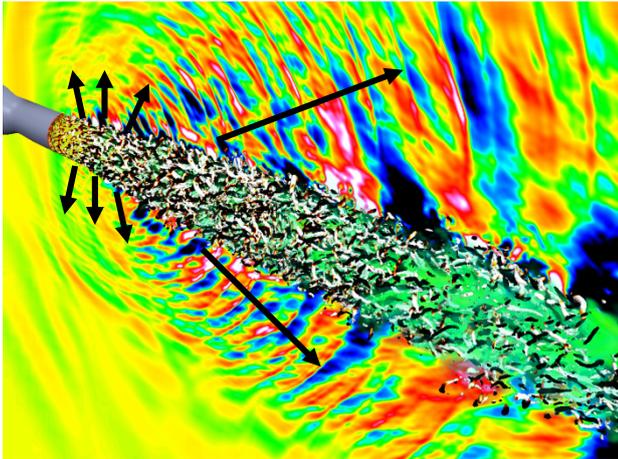


Fig. 5 Iso-surface of Q-invariant colored by streamwise vorticity (white for positive values and black for negative values). Static-pressure on the XY and ZX-planes are indicated. Density is overlapped by volume rendering.

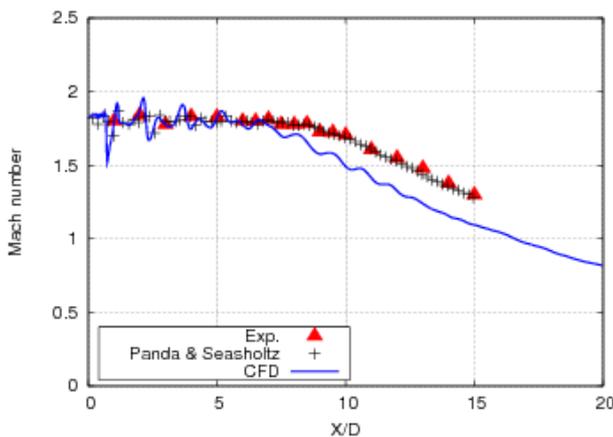


Fig. 6 Time-averaged Mach number at the jet axis.

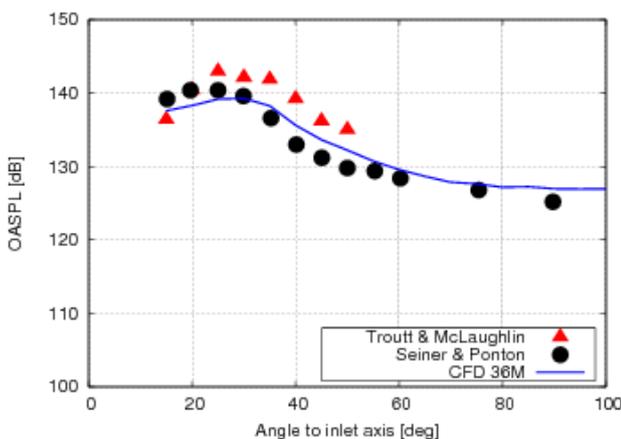


Fig. 7 Comparison of OASPL distribution at far-field.

施した LES/RANS ハイブリッド法は DES に代表される 1 方程式型の SGS モデルを用いるものや Smagorinsky モデルと RANS モデルの解とをブレンド関数を用いて足し合わせるものなどがある⁽¹¹⁾。ジェット騒音の計算では Smagorinsky モデルを用いたものが一般的であり 1 方程式型の SGS モデルを用いた例が非常に少ないことから、本研究ではブレンド関数を用いたハイブリッド法を採用した。なお、RANS モデルには Spalart-Allmaras モデルを用いた。壁境界層の CFL 値が厳しいため時間積分法は MFSS

陰解法を採用し、3 点後退差分と 4 回のニュートン反復を行うことで 2 次精度を維持している。なお、時間刻み幅は LES 領域で CFL 値が 1 以下になるようにしている。フリージェット、衝突ジェットいずれも対流項は 6 次精度の Compact 法を採用し、10 次精度のローパスフィルタ⁽¹²⁾を用いて数値振動を抑えた。なお、フィルター係数は 0.48 である。超音速ジェットではちょっとしたせん断層の渦運動に起因して発生した圧縮波が集積して形成される衝撃波や、また斜め平板との衝突によってプレート衝撃波が発生する。そのため Visbal と Gaitonde らの方法⁽¹³⁾を用いて衝撃波部分のみを抽出し Roe スキームに置き換えた。Roe スキームに置き換えられた場所は Fig.2 に示した黒色の部分である。プレート衝撃波部分のみではなくジェットせん断層も Roe スキームに置き換わっており改善の余地があることが分かる。なお、粘性項は 2 次精度中心差分法を用いている。また遠方場への音響波の伝播は FW-H 法を用いた。

格子のトポロジーを Fig.3 に示す。Figure 3(a)に示した格子点数はフリージェットで 3,600 万点、Fig.3(b)に示した衝突ジェットで 2,100 万点である。いずれも赤枠で囲まれた領域が格子を密に集めた計算領域であり、外部には 100D ~ 300D 程度のパuffa 領域を設けている。ノズル壁面の最小格子間隔は 0.01 であり、ノズル壁面境界層までは解像できていない。また今回はジェットせん断層に特に擾乱は導入していなかった。FW-H 法の積分面は Fig.3 の赤枠で示した部分である。

数値計算は JAXA 所有のスーパーコンピュータ(富士通 FX1)の 64CPU を用いて 1 週間程度を要した。物理時間で 5.6 msec ほど計算しており、FFT で 10 周期ほど平均化が必要だと考えると 1.8kHz($St=0.07$)程度までは十分なデータ長を確保できている。

5. フリージェット検証

フリージェットを対象に本解析手法の検証を実施した。Figure 4 は X 方向の平均流速分布であり、ノズル出口流速(U_j)で無次元化している。ノズル出口からパレル衝撃波構造が確認されるが、実験で取得したシュリーレン写真との比較からも同一の衝撃波パターンが観察されている。Figure 5 ではジェットの渦構造を Q 値で示す。Q 値は流れ方向の渦度で面塗りしており、渦度の正負はそれぞれ白・黒色で示す。第 4 章で述べたようにノズル入口部に特に擾乱は導入していないわけだが、 $X/D=1.0$ 付近から縦渦が発生してボルテックスリングと絡み合い細かい渦を形成していく様子が確認できる。高亜音速ジェットの解析では擾乱を導入しなければ軸対称のボルテックスリングができ、このボルテックスリングが崩壊するときに非物理的な強い音波が発生する。そのボルテックスリングを壊す役割を擾乱が受け持っているわけであるが⁽¹⁴⁾、超音速ジェットでは Fig.5 に示すようによりボルテックスリングの周波数が高いため周方向の不安定性に弱く、すぐに縦渦が発生してより微細な渦に崩れていくため擾乱を特に導入する必要はなかった。断面の静圧分布より上流側では微細な乱流渦から発生する乱流混合騒音が発生しており、ジェット軸に対して平行方向と上流方向に指向性を持つ周波数の高い音波が伝播している。一方、ジェット下流では波同士の間隔が広く下流方向へ強い指向性を持つマッハ波が発生している様子が分かる。ジェット軸方向の時間平均マッハ数分布を Fig. 6 では比較している。ここでは本実験、Panda and Seasholtz⁽¹⁵⁾の実験と CFD の 3 つ結果を載せている。実験結果はいずれも $X/D=8.0$ 付近からジェットが崩れ始めているが、CFD 結果は $X/D=7.0$ 付近と若干早い。今回用いた格子サイズで解像できる渦のスケールが大きいと、逆カスケード過程におけるせん断層の成長が早くなり、結果としてポテンシャルコア位置が実験値よりも短くなったと考えられる。今後はさらに

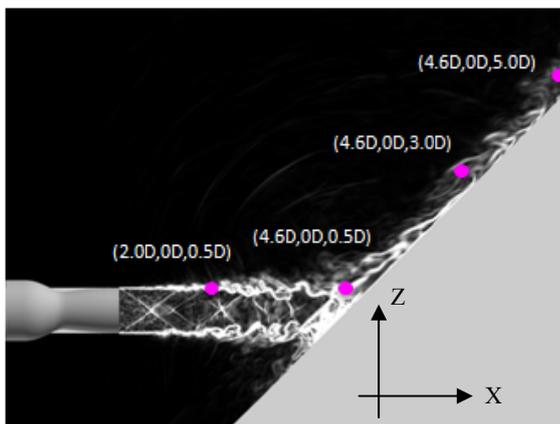


Fig. 8 Instantaneous gradient of density.

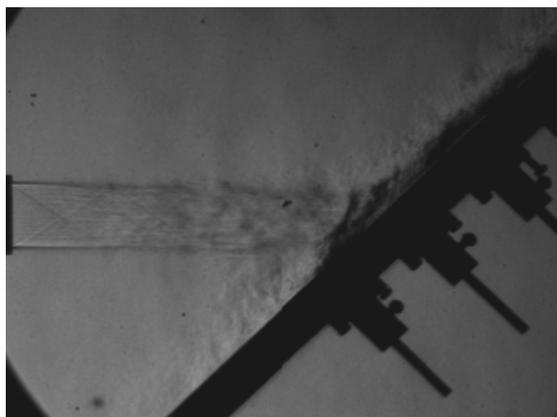


Fig.9 Schlieren image at 7kfps.

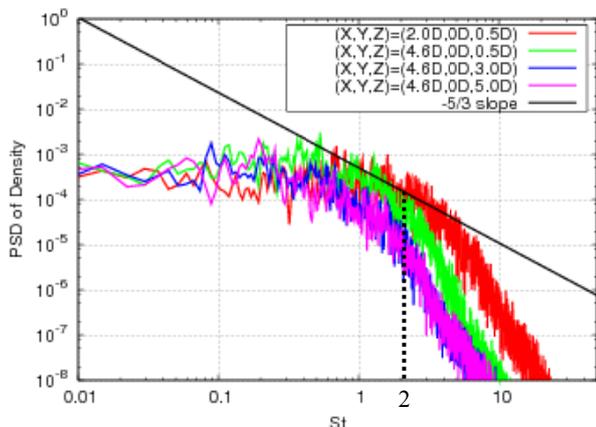


Fig.10 PSD of density. Sampling points are indicated in Fig.8.

細かい格子でグリッドスタディを実施する予定である。次にノズル出口から 40D 離れた遠方場の OASPL 分布を Fig.7 において比較する。数値計算結果はいずれも Troutt and McLaughlin⁽¹⁶⁾と Seiner and Ponton⁽¹⁷⁾の結果と比べて 3dB

程度の予測精度があり, 30 度付近に見られるマッハ波の指向性もとらえることができています。これより, 本計算手法を用いてフリージェットを精度よく見積もることが検証できた。

6. 衝突ジェット

Figure 8 に密度勾配の瞬時値を示す。ノズル出口から 1D 程度下流からジェットせん断層が不安定化して渦構造が発生している。そして超音速ジェットが斜め平板に衝突して発生するプレート衝撃波が観察される。Figure 9 には 7kfps のシャッタースピードで撮影したシュリーレン画像を示している。CFD 結果と同様に 1D 辺

りからせん断層が不安定化している様子が観察される。またジェットの衝突部に生じるプレート衝撃波も観察され, 大まかな流れ構造は実験と CFD で良い一致を示している。Figure 10 はせん断層部の密度変動の PSD であり, 計測点は Fig.8 に丸で示した 4 点である。フリージェット部では $St=4$ くらいまで $-5/3$ 乗則に従っているが, 平板下流へ行くほど格子が荒くなっているため解像できていない周波数は低くなるが, それでも $St=2$ くらいまで $-5/3$ 乗則に従っていることが分かる。密度の時間平均場を Fig.11 に示す。プレート衝撃波だけでなく, 斜め平板上面には三日月状の衝撃波の列が形成されている。Figure 12 では音響場を XY・ZX 平面内の静圧分布で, その発生源となる非定常流れ場を X 方向の過度で面塗りした Q 値(正負をそれぞれ白・黒で色分け)で示す。また Fig.12 では斜め平板上のジェット広がり示すために密度のボリュームレンダリングを描かせている。XY・ZX 平面の静圧分布よりフリージェット部からはジェット軸に対して平行方向と上流方向に指向性を持つ乱流混合騒音と下流へと指向性を持つマッハ波が発生している。またフリージェットとは異なりジェットと斜め平板の衝突点付近を中心として球面上に広がる音響波が観察される。ZX 平面に関しては斜め平板上を流れるジェットからも下流へと指向性を持つマッハ波が発生する様子が確認され, 上記の 3 つの音源は過去の研究から得られている知見⁽⁶⁻⁹⁾と一致する。Q 値で示した渦構造を見ると斜め平板に衝突するまでのフリージェット部に関しては Fig.5 のフリージェットの場合と同様に $X/D=1.0$ 付近から縦渦が発生しているが, 衝突後は Y 方向に長く伸びる渦構造が観察される。Figure 13 に示す ZX 平面の TKE 分布からもフリージェ

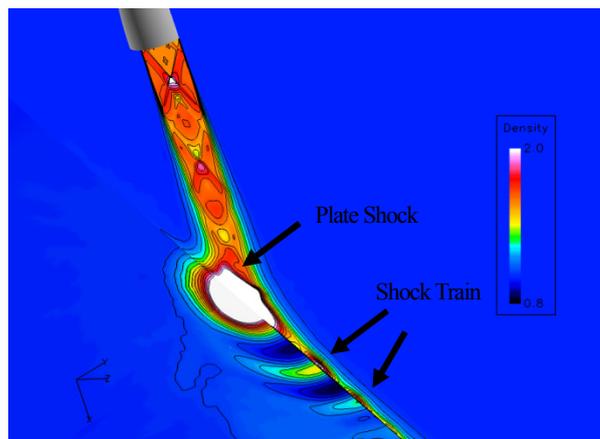


Fig. 11 Time-averaged density plot at XZ-plane and at wall.

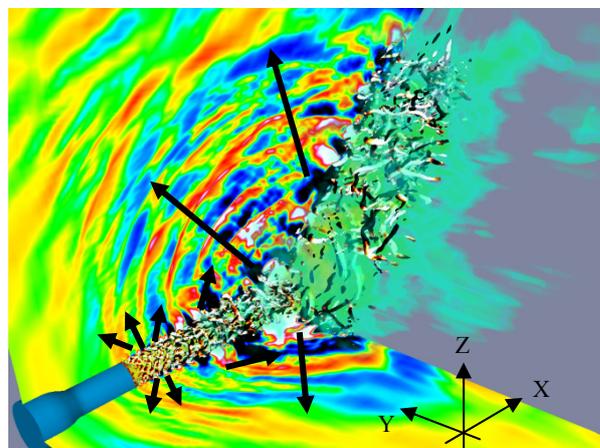


Fig. 12 Iso-surface of Q-invariant colored by streamwise vorticity (white for positive values and black for negative values). Static-pressure on the XY and ZX-planes are indicated. Density is overlapped by volume rendering.

ット部のせん断層と斜め平板上に TKE が大きい領域が見られ、これらの領域が乱流混合騒音やマッハ波の発生源となる。ノズル中心軸と斜め平板の交点から 40D 離れた遠方場におけるマイクロフォン計測結果との計算結果を Fig.14 にて比較する。縦軸は 1/3 オクターブバンド SPL であり、マイクロフォン位置は Fig.13 にあわせて示しているようにジェット中心軸から 90 度と 135 度の 2 点である。135 度の位置では実験と数値計算は $St=0.21$ を除いてほぼよい一致を示しており、1/3 オクターブバンドで 3dB 程度の範囲内で予測ができています。一方、90 度の位置では全体的に差が大きく、5dB 程度から 10dB 程度ある。実験で使用している斜め平板は有限な大きさであり、エッジ部から新たな騒音が発生している可能性がシュリーレン画像より観察されている。一方、数値計算では格子収束性のチェックなど調べることもある。実験・数値計算ともに原因を詰めていく予定である。

ジェットが斜め平板と衝突することによって球面上の音響波が生じることは Fig.12 から観察されるわけだが、その発生機構は必ずしも自明ではない。そこで Fig.15 ではプレート衝撃波近傍を拡大した図を時系列に 3 つ並べてみた。ジェットせん断層の波打つ構造が黒線で示した密度等高線より分かる。Figure 15(a)の T0 で見

られるプレート衝撃波に $T_0+24 \mu\text{sec}$ でせん断層の渦が干渉し、 $T_0+48 \mu\text{sec}$ では干渉によって発生した音波が伝播する様子が分かる。このようにプレート衝撃波とせん断層の渦との干渉によって音が生じており、これは衝撃波関連騒音の発生機構に相当する⁽¹⁸⁾。Nonomura and Fujii の研究からジェットと斜め平板の干渉によって生じる音響波の発生源はジェット中心軸と斜め平板の干渉する点ではなくやや後流にずれていることが分かっているが⁽⁸⁾、Fig.15 にて観察されるように発生源がせん断層とプレート衝撃波の干渉から発生しているからであると考えられる。

大まかな騒音発生機構は上記で議論してきたようにきた通りであるが、放射された音響波は複雑に干渉しており、更に斜め平板を反射するものも含まれる。ロケットに影響を与える主要な音源を明らかにすることが重要であるため、数値計算から得られた音響場について以下では詳しく議論する。Figure 16(a)はノズル中心を通る XY 平面内の OASPL 分布を示す。Figure 16(b)はジェット軸と斜め平板の交点から 40D 離れた遠方場における OASPL の 1 次元分布であり、150 度と 210 度を境に 3 つの領域に分けられる（対称性を考慮すると A, B の 2 つの領域となる。）ここで興味深いのは A の領域は全方向指向性を示しており、これは衝撃波関連騒

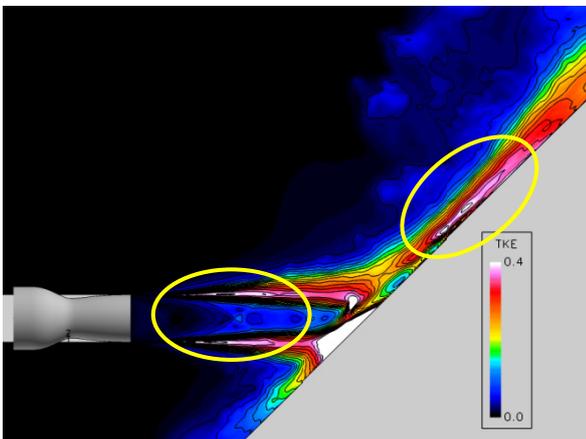


Fig. 13 TKE plot at ZX plane.

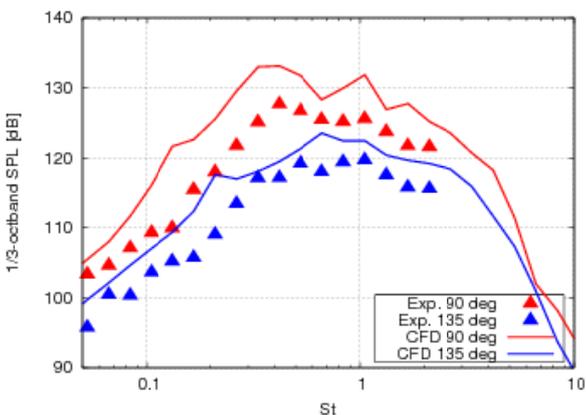
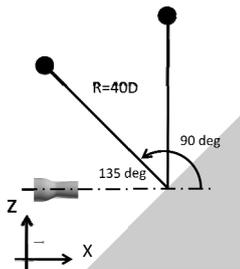
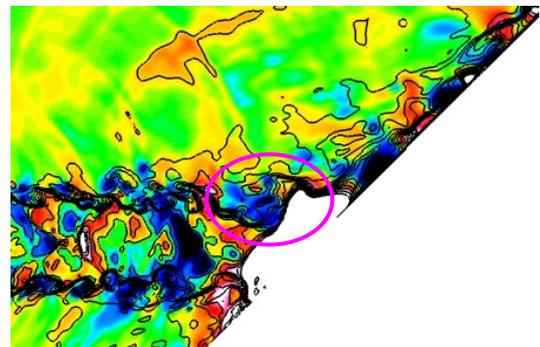
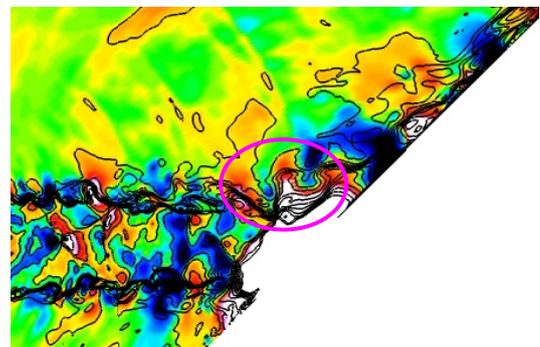


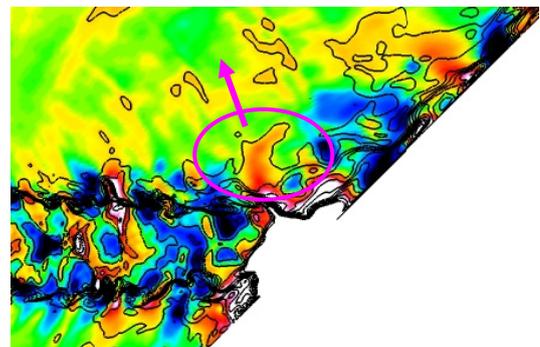
Fig.14 Comparison of 1/3 octaveband SPLs at R=40D.



(a) T0.

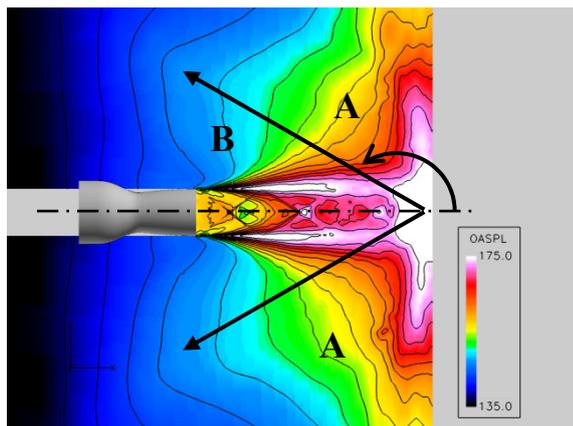


(b) T0+24 μsec.

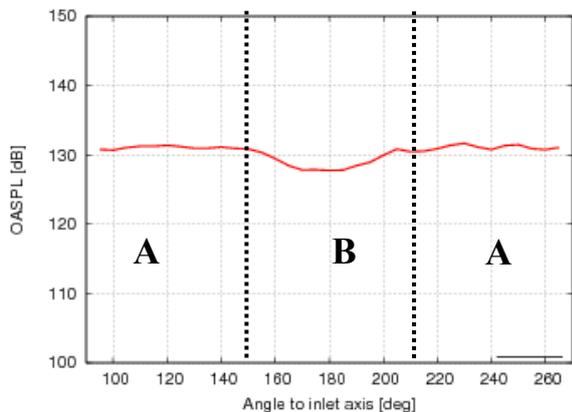


(c) T0+48 μsec.

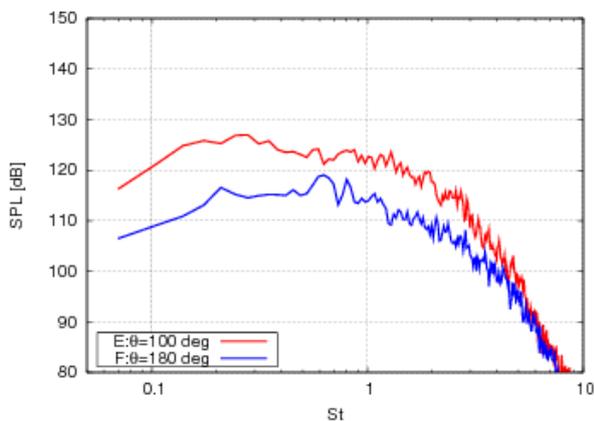
Fig. 15 Interaction of shear layer and plate shock. Contour-surface: static-pressure, Contour-line: density.



(a) OASPL distribution.



(b) Plot of OASPL at R=40D.

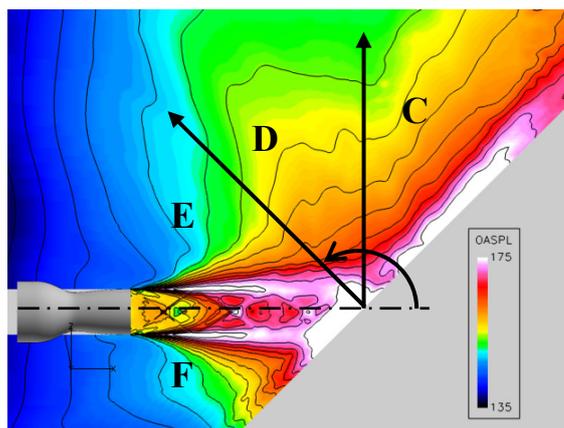


(c) Narrowband SPLs at R=40D.

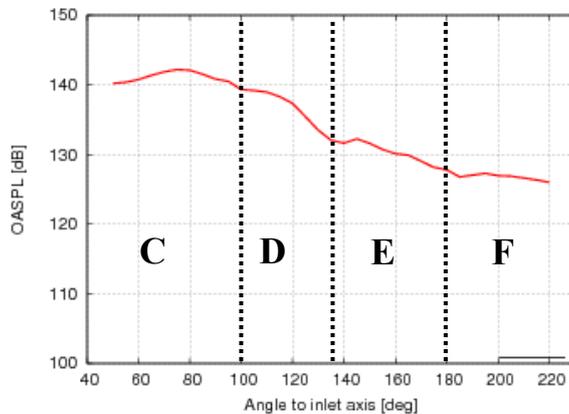
Fig. 16 Acoustic field at XY plane.

音の特徴を表している。確かにフリージェット部から生じた広帯域の乱流騒音が斜め平板上で反射する影響も考えられるが、Fig.15 で示した衝撃波渦干渉が主要な騒音源の1つであることを示している。一方、150度<<210度の領域は40D位置のOASPL値で見て3dBほど低くなっているが、Fig.16(c)に示した各領域の代表的な狭帯域SPL分布をみる限りスペクトルの形に大きな違いは見られないため、ノズル自体の影響が現れたためだと考えられる。次に Fig. 17(a)ではノズル中心を通るZX面におけるOASPL分布を示す。Figure 17(b)は40DにおけるOASPLの1次元分布であり、この分布の形から大きく4つの領域(C~F)に分割できる。それぞれの境界はFig.17(b)の点線で示したように100度、135度、180度であり、C~F領域はFig.17(a)に示した通りである。Figure 17(c)では各領域の典型的な狭帯域SPL分布を示す。これよりA

領域は75度にピークがあることが分かる。75度は45度の傾斜角を持つ斜め平板から見て30度であり、ちょうどFig.7で確認されるフリージェットのマッハ波の指向性と一致するため、平板上面を流れるジェットから発生するマッハ波であると考えられる。一方Dの領域の狭帯域SPLはSt=0.8あたりにピークがあり、St=0.4あたりにピークがあるCに比べて高周波側にピークがずれている。Figures 16, 17のA, C, Dを比較するとSt>1ではスペクトルが一致していることから、St>1の領域はプレート衝撃波とせん断層渦との干渉に起因した衝撃波関連騒音であると考えられ、領域CのSt<1は斜め平板を流れるジェットから生じるマッハ波であると考えられる。ただしこれまでの議論では斜め平板の反射の影響が不明確であり、今後さらに詳細な議論が必要である。

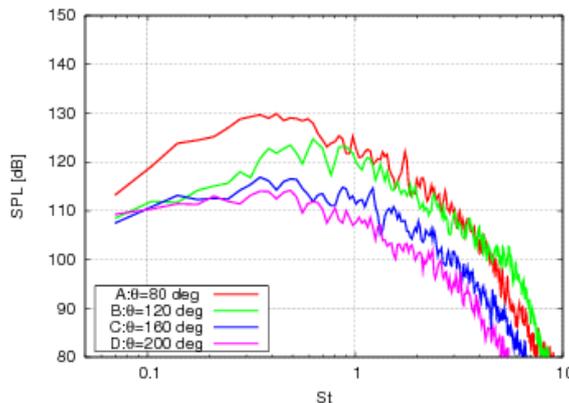


(a) OASPL distribution.



(b) Plot of OASPL at R=40D.

Z



(c) Narrowband SPLs at R=40D.

Fig. 17 Acoustic field at ZX plane.

7. まとめ

ロケットの火炎偏向板を模擬した傾斜角 45 度の斜め平板に出ロケットの適正膨張ジェットが干渉することによって生じる騒音発生機構について、数値計算と実験から解析を実施した。まず数値計算手法の検証のためフリージェットに関して計算を実施した。その結果、定性的には微細な乱流渦から発生する乱流混合騒音や下流方向に強い指向性を持つマッハ波を捉えることができた。また定量的には本実験の測定結果と過去の実験結果と比較し、OASPL 値で 3 dB 程度の予測精度が得られた。

次に衝突ジェットについて調べた。定性的には実験で得られたシュリーレン画像に対応するプレート衝撃波などが捉えられた。また音響発生機構として、1) フリージェット部の微細な乱流渦から生じる乱流混合騒音、2) フリージェット部と斜め平板上の 2 か所から生じるマッハ波、3) せん断層の渦とプレート衝撃波の干渉によって生じる衝撃波関連騒音に似た騒音源、の 3 つが主要なものであるということが分った。また遠方場におけるスペクトルを調べたところ、衝撃波関連騒音に似た全方向指向性を持つスペクトルが得られた。更に斜め平板に沿って下流側の計測点では低周にピークを持つマッハ波が観察された。限られたマイクロフォン位置では実験と数値計算結果は定量的によい一致が得られたが、必ずしも比較した全点でよい一致が得られているわけではない。また発生した音波が斜め平板を反射して伝播することも考えられるが、本研究では反射の影響については必ずしも明確にすることはできなかった。数値計算では格子収束性について、実験では誤差要因の同定など詰めていく予定である。さらに、数値計算と実験の双方から騒音源と計測される音のスペクトルの関係を詳細に調べる予定である。

参考文献

- (1) Eldred, et al, "Acoustic Loads Generated by the Propulsion System," NASA SP-8072 (1971).
- (2) Tsutsumi, S., Takaki, R., Shima, E., Fujii, K., and Arita, M. "Generation and Propagation of Pressure Waves from H-IIA Launch Vehicle at Lift-off," AIAA Paper 2008-390 (2008).
- (3) Tsutsumi, S., Fukuda, K., Takaki, R., Shima, E., Fujii, K., and Ui, K., "Numerical Study on Acoustic Radiation for Designing Launch-pad of Advanced Solid Rocket," AIAA Paper 2008-5148 (2008).
- (4) Tsutsumi, S., Fukuda, K., Takaki, R., Ishii, T., and Ui, K., "Acoustic Design of Launch-Pad for Advanced Solid Rocket," J.A.S.A., vol. 127, no. 3, pp. 1742 (2010).
- (5) Krothapalli, A., Rajkuperan, E., Alvi, F., and Lourenco, L., "Flow Field and Noise Characteristics of a Supersonic Impinging Jet," Journal of Fluid Mechanics, Vol.392, pp.155-181(1999).
- (6) Tsutsumi, S., Susumu, K., Fukuda, K., Takaki, R., Ui, K., "Effect of Deflector Shape on Acoustic Field of Launch Vehicle at Lift-off," AIAA Paper 2009-328(2009).
- (7) Nonomura, T., Goto, Y., and Fujii, K., "Acoustic Waves from a Supersonic Jet Impinging on an Inclined Flat Plate," AIAA Paper 2010-476(2010).
- (8) Nonomura, T., and Fujii, K., "POD of Aeroacoustic Fields of a Jet Impinging on an Inclined Plate," AIAA Paper 2010-4019(2010).
- (9) 野々村拓, 藤井孝藏, "斜め平板に衝突する超音速ジェットと発生音響波の超大規模 LES 解析", 第 42 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, IC6,(2010).
- (10) 岡本光司, 中西佑太, 堤誠司, 寺本進, 奥抜竹雄, "斜め平板に衝突する超音速噴流における非定常現象," 日本航空宇

- 宙工学会年会, A28(2010).
- (11) 笠木伸英, 河村洋, 長野靖尚, 宮内敏雄, "乱流工学ハンドブック," 朝倉書店, pp.343-349(2009).
- (12) Gaitonde, V., and Visbal, M., "Pade-Type Higher-Order Boundary Filters for the Navier-Stokes Equations," AIAA Journal, Vol.38, No.11, pp.2103-2112(2000).
- (13) Visbal, M., and Gaitonde, V., "Shock Capturing Using Compact-Differencing-Based Methods," AIAA Paper 2005-1265 (2005).
- (14) Fukuda, Y., Teramoto, S., and Nagashima, T., "Large Eddy Simulation of a High Subsonic Jet and Noise Generation," Asian Joint Conference on Propulsion and Power, C7-2(2008).
- (15) Panda, J., and Seasholtz, "Experimental Investigation of Density Fluctuations in High-speed Jets and Correlation with Generated Noise," Journal of Fluid Mechanics, Vol.450, pp.97-130(2002).
- (16) Trout, T.R., and McLaughlin, D.K., "Experiments on the Flow and Acoustic Properties of a Moderate-Reynolds-number Supersonic Jet," Journal of Fluid Mechanics, Vol.116, pp.123-156(1982).
- (17) Seiner, J.M., and Ponton, M.K., "Aeroacoustic Data for High Reynolds Number Supersonic Axisymmetric Jets," NASA TM-86296(1985).
- (18) Lui, C., and Lele, S.K., "Sound Generation Mechanism of Shock-Associated Noise," AIAA Paper 2003-3315(2003).