

超音速衝突噴流における渦と衝撃波の干渉から生じる音響現象

Sound Generation from the Interaction between a Vortex and Shock waves in a Supersonic

Impinging Jet

- 黒川将志, 東大院, 東京都文京区本郷 7-3-1, E-mail: kurokawa@thermo.t.u-tokyo.ac.jp
- 寺本進, 東大, 東京都文京区本郷 7-3-1, E-mail: teramoto@thermo.t.u-tokyo.ac.jp
- 岡本光司, 東大, 千葉県柏市柏の葉 5-1-5, E-mail: k-okamoto@edu.k.u-tokyo.ac.jp
- Masashi Kurokawa, The University of Tokyo, 7-3-1Hongo, Bunkyo-ku, Tokyo
- Susumu Teramoto, The University of Tokyo, 7-3-1Hongo, Bunkyo-ku, Tokyo
- Koji Okamoto, The University of Tokyo, 5-1-5 Kashiwanoha, Kashiwa-shi, Chiba

Previous studies reported that there are three types of acoustic waves generated from a supersonic jet impinging on an inclined flat plate. The acoustic wave perpendicular to the flat plate is one of the three waves and its generation mechanism has not been clarified, but some researchers suggest that the interaction of the turbulent structure of the jet shear layer with shock waves can be attributed to the generation. In this paper, a numerical simulation is carried out using the model of a supersonic jet impinging on an inclined flat plate with an isolated vortex put in the shear layer of the jet. The propagation of acoustic waves and the transformation of shock waves are discussed.

1. 序論

ロケットに搭載されるペイロードにとって、音響加振は大きな問題の一つであり、音響波の発生メカニズムの解明が求められてきた。ロケットのジェットから発生する音響波には、フィードバック機構によるスクリーチ音と、乱流による広帯域騒音が存在するが、ペイロードへの加振が最も大きくなるのは打ち上げ後数秒の間であり、この時に支配的な音響波はジェットと火炎偏向板が衝突することで生じる広帯域騒音である⁽¹⁾。しかしその音響発生メカニズムの解明にあたっては、実際の音響場が非常に複雑であることや、実機を用いた試験ではコスト面から回数の制限があることから、より単純な系である斜め平板に衝突する超音速噴流を対象にした研究⁽²⁾⁽³⁾が行われてきた。この系における流れ場および音響波の様子は Fig. 1 のようになる。流れ場は、噴流がノズルから平板に衝突するまでの自由噴流領域と、平板衝突後に平板に沿って流れる壁噴流領域に分けられる。噴流が平板に衝突する直前には離脱衝撃波である plate shock が形成され、壁噴流領域では barrel shock と類似した構造で tail shock が形成される。この系において発生する音響波には、(i) 自由噴流の剪断層から発生するマッハ波、(ii) 壁噴流の剪断層から発生するマッハ波、(iii) 噴流の衝突点付近から発生する音響波、という 3 種類が存在することがわかっている。このうち音響波 (iii) についてはノズル方向、すなわち現実にはロケット方向に伝播するため、音響加振を抑制する上でその発生メカニズムを解明することは非常に重要であり、近年は特に音響波 (iii) に注目した研究が行われてきている。

Fig. 1 と同様の系を用いた数値解析⁽²⁾⁽³⁾および風洞実験⁽⁵⁾から、音響波 (iii) の原因として、剪断層の乱流構造と plate shock および tail shock の干渉が挙げられている。しかし具体的な干渉の様子や衝撃波の非定常的な挙動など音響波の詳細な発生メカニズムはいまだに明らかにされていない。

そこで本研究では現象を単純化し、層流の超音速衝突噴流の剪断層に孤立渦を付加した数値解析を行う。その上で、音響波の発生および渦、衝撃波の挙動の相互関係を明らかにすることを目的とする。

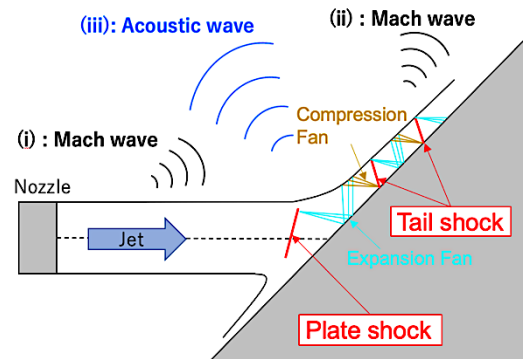


Fig. 1 Schematic view of acoustic waves, shock waves and flow field from supersonic impinging jet

2. 解析手法

2.1. 解析対象

解析対象はノズル出口マッハ数 1.8 の適性膨脹噴流である。斜め平板の傾斜角は噴流軸に対して 45 度とし、ノズル出口から平板までの距離は、ノズル直径 L に対して $5L$ である。なお、ジェットの速度プロファイルは主流速度 u_j に対して以下の式 (1) で与えた。ただし $\delta = 0.1L$ であり、密度プロファイルは全温が周囲静温となるように与える。

$$u = \frac{1}{2}u_j \left(1 + \tanh \frac{L/2 - |y|}{2\delta} \right) \quad (1)$$

2.2. 解析手法

支配方程式は 2 次元圧縮性オイラー方程式であり、物理量はノズル直径 L 、ノズル出口音速 u_{ref} および密度 ρ_{ref} で無次元化している。対流項の評価は 5 次精度 WCNS、時間積分は 3 段階 TVD ルンゲクッタ法を用いた。

計算格子の全体図を Fig. 2(a) に、衝突領域の拡大図を Fig. 2(b) に示す。座標系の原点は Fig. 2(b) に点 O で表され、ノズル出口の中心となる位置である。また、自由噴流領域の噴流軸方向に x 軸を、噴流軸と垂直方向に y 軸をとる。格子点数は流れ方向に 773 点、

流れと垂直方向に 648 点、奥行き方向 3 点の計 150 万点程度である。格子幅は自由噴流剪断層で $1 \times 10^{-2}L$ 、壁噴流剪断層で $1 \times 10^{-2}L$ である。

境界条件は平板上を滑り壁条件とし、上下の流出境界では静圧固定、奥行き方向は周期境界条件を課している。渦構造が流出する計算領域上方のフィルター領域では、式(2)で表されるフィルターを施すことで反射波を抑制している。 $a = 0.1, b = 1.5$ とした。

$$\hat{f}_l = f_l - a \left(\frac{y_l - y_{l_0}}{y_{l_{max}} - y_{l_0}} \right)^b \left(f_l - \frac{f_{l+1} + f_{l-1}}{2} \right) \quad (2)$$

ノズル出口よりも左側の領域では音響波の反射を防ぐために、Freund⁷⁾のスポンジ領域を用いたバッファ領域を設けている。バッファ領域では支配方程式の右辺に式(3)を加える。

$$-\sigma(x) \frac{1}{dt} (Q - Q_{target}) \quad (3)$$

$$\sigma(x) = \frac{x_0 - x}{x_0 - x_e} \quad (4)$$

Q は保存量、 Q_{target} は保存量の目標値、 dt は時間刻みを表す。 $\sigma(x)$ は減衰の度合いを示す関数であり、 x_0 は計算領域とバッファ領域の境界位置 (すなわちノズル出口の位置)、 x_e はバッファ領域終端位置である。よって、減衰の度合い $\sigma(x)$ は計算領域との境界上で 0 に、そこから離れていくほど大きくなっていく。

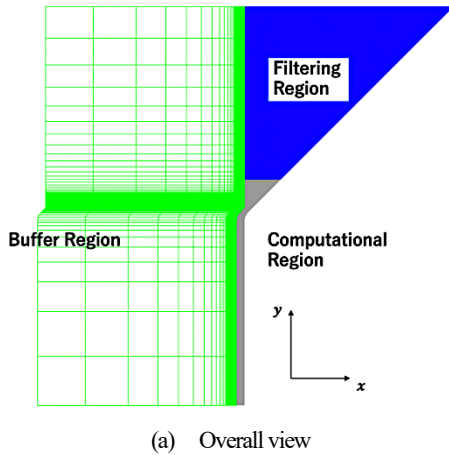


Fig. 2 Computational grid

2.3. 入口擾乱

渦構造を誘起するための入り口擾乱は、圧縮性・非粘性を仮定した線形安定性理論により決定した。擾乱の各成分は、波数 α 、角振動数 ω および振幅 $f, \alpha\phi, \pi$ を用いて式(5)のように表される。

$$\begin{pmatrix} \tilde{u} \\ \tilde{v} \\ \tilde{p} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} f \\ \alpha\phi \\ \pi \end{pmatrix} e^{i(\alpha x - \omega t) - \frac{(\alpha x - \omega t + 3\pi)^2}{2\pi^2}} \quad (5)$$

式(5)の指数関数内第2項は、渦を局在化させるためのガウス分布である。ガウス分布を狭めれば渦と衝撃波の干渉する様子を

明確に再現できる一方で、実際の流れ場のように多数の渦が連続的に衝撃波を通過する様子を再現できない可能性がある。そこで本研究では、擾乱が数波長分の広がりを持つよう、擾乱1波長で振幅が $e^{-2} = 0.14$ 倍になるようなガウス分布を用いている。

ω, α は、擾乱の成長率を表す α の虚部がなるべく 0 に近い値となるよう決定し、 $\omega = 5.6u_{ref}/L, \alpha = (5.5 + 6.9 \times 10^{-3}i)/L$ とした。このとき、擾乱の移流速度は $\omega/\alpha = 1.01u_{ref}$ であり、マッハ波が発生する周囲大気音速 $1.28u_{ref}$ よりも遅いため、マッハ波を伴う構造ではない。擾乱の圧力分布は Fig. 3 のようになっており、黒破線で示す自由噴流上側剪断層上で圧力が極大と極小を繰り返すような分布となっている。また擾乱近傍の相対速度ベクトルの分布は Fig. 4 のようになっている。

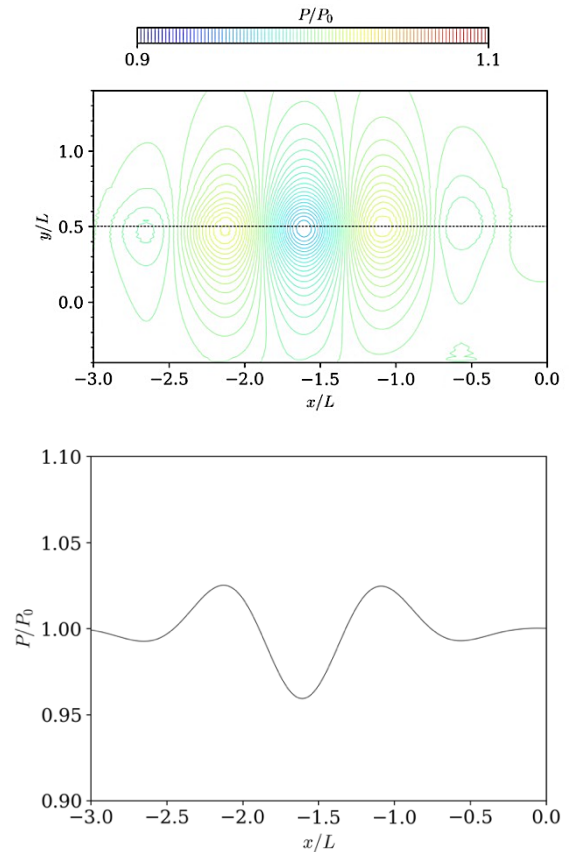


Fig. 3 Distribution of static pressure of inlet disturbance

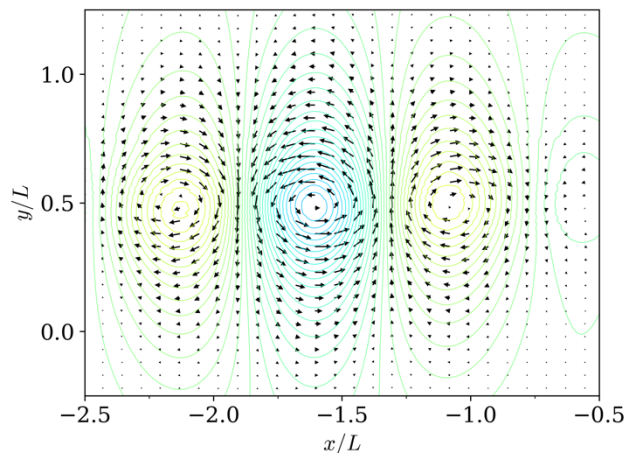


Fig. 4 Relative speed vectors of inlet disturbance

2.4. フィードバック機構による擾乱の抑制

渦を付加しない流れ場であっても、剪断層不安定によって擾乱が発生してしまう可能性がある。本研究は渦と衝撃波の干渉によって生じる音響波を対象としており、フィードバック構造によって生じる音響波は対象でないため、以下の方法を用いてフィードバックの影響を取り除いた。

Fig. 5 のように2つの計算格子 (Main grid, Sub grid) を用意し、Main grid ではノズル出口から first tail shock まで物理粘性によるダンピングをかけることなく計算を行う。一方で Sub grid では plate shock 背後から下流領域に物理粘性によるダンピングをかけることで、フィードバック機構のない安定した流れ場を作る。Main grid の青色領域では、この Sub grid の青色領域の計算結果をコピーして入口境界条件として用いることで、Main grid においてもフィードバックの起こらない計算を行うことができる。また、first tail shock よりも下流でおきた擾乱が上流へ影響を及ぼすことを防ぐため、Main grid においても first tail shock より下流には物理粘性によるダンピングを施している。

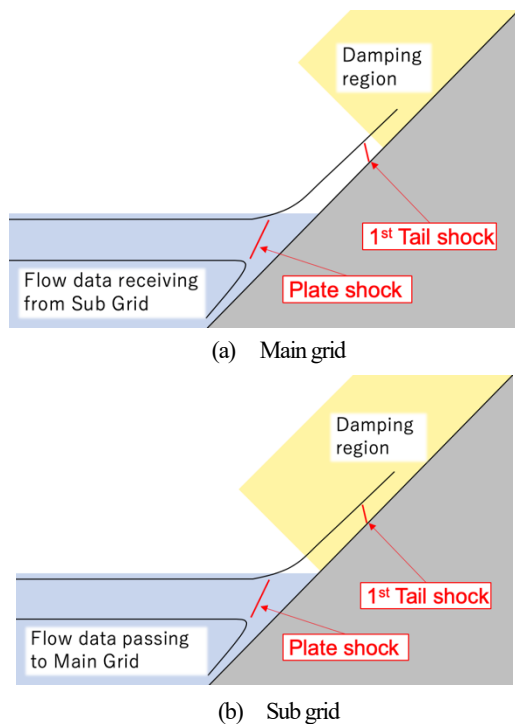


Fig. 5 Concept of parallel calculation using two grids

3. 解析結果

3.1. 時間平均流れ場

Fig. 6 に、渦を付加する前の時間平均流れ場における、マッハ数および圧力のコンターを示す。噴流が斜め平板に衝突する直前の $(x/L, y/L) = (4.3, 0)$ 付近に plate shock が観察でき、壁噴流中の $(x/L, y/L) = (8, 4)$ 付近に弱い first tail shock が観察できる。この時間平均流れ場に対して、剪断層上に孤立渦を付加して計算を行う。図中右上の灰色領域は物理粘性によるダンピングが加えられている領域である。また、後述の点 P, T も図中に示した。

3.2. 渦の移流

Fig. 7 に plate shock の上端 $(x/L, y/L) = (4.4, 0.5)$ (以下点 P とする) における圧力の時間履歴を示す。渦の中心では圧力が極小となるため、Fig. 7 において圧力が極小となる時刻を渦の通過時刻と判断し、時刻が早い順に V1~V5 とした。V1~V5 の通過時刻を Table. 1 に示す。ただし、V5 に関しては極小となる時刻が読み取れなかったため、おおよその時刻の範囲を示した。

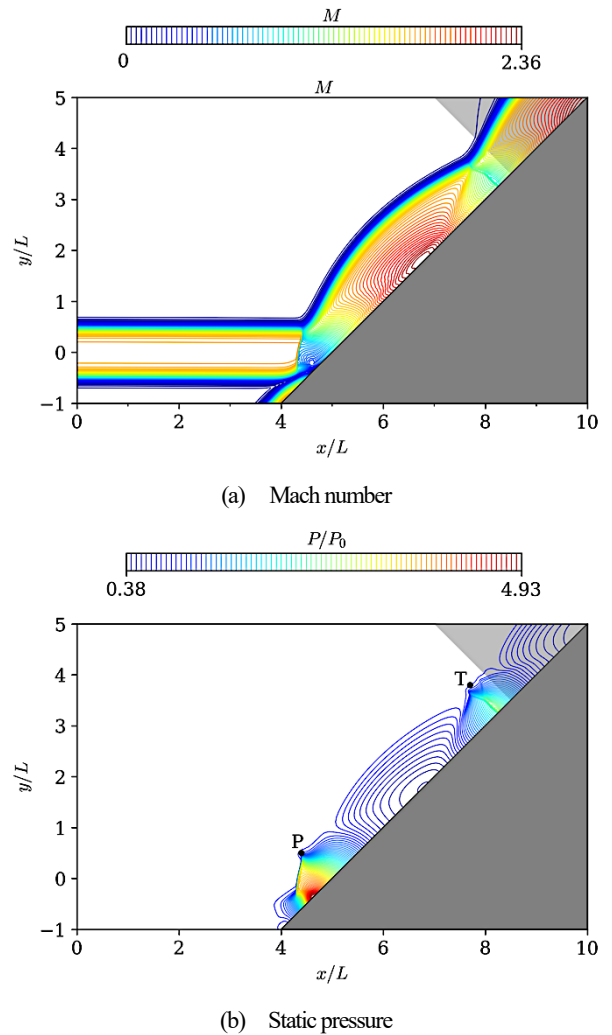


Fig. 6 Contours of mach number and static pressure of mean flow

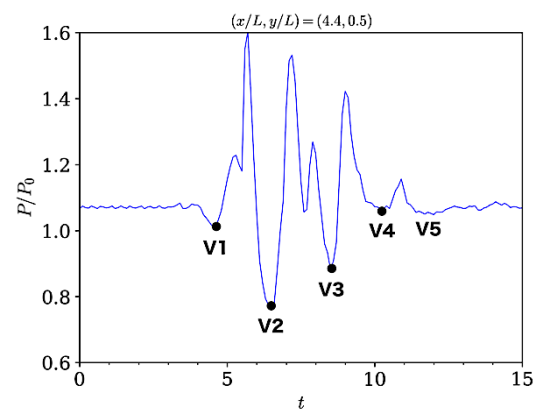


Fig. 7 Time history of static pressure at the point P

Table. 1 Passing time of vortices at the point P

| V1 | V2 | V3 | V4 | V5 |
|-----|-----|-----|------|-----------|
| 4.6 | 6.5 | 8.5 | 10.2 | 11.6~12.0 |

3.3. 音響波の伝播および発生

渦と衝撃波の干渉によって生じる音響波を観察するため、圧力分布を調べた。 $2.0 < t < 18.0$ における圧力のコンターを **Fig. 10** に示す。

渦が **plate shock** に到達する前の $t = 2.0$ では、自由噴流部下側の剪断層にわずかな変動は見られるものの、この時点で観察できる音響波は発生していない。

はじめに観察できる音響波は、 $t = 6.0$ に $(x/L, y/L) = (4, 3)$ 付近で発生する音響波 A である。音響波 A は $t = 14.0$ にかけて、平板垂直方向へと伝播していく。音響波 A が発生した方向をたどると、音源は **plate shock** 上端 P 付近である。さらに、 **Fig. 8** には音響波 A がおおよそ伝播する直線が示してあり、この直線上において圧力の分布を調べると、圧力の極小値 (a1, a2, a3) および極大値 (A1, A2, A3) が A1, a1, A2, a2, A3, a3 の順に発生していることがわかった。これらの移流の様子をプロットしたものが **Fig. 9(a)** である。黒破線は、それぞれの極値のプロットに対する回帰直線を示している。点 P に存在した時刻をそれぞれの極小値・極大値の発生時刻とし、回帰直線から逆算して求めたところ、 **Table. 2** 上段のようになった。

次に、 $t = 8.0$ に $(x/L, y/L) = (4, 1)$ 付近で発生する音響波 B が観察でき、 $t = 14.0$ にかけて x 軸負の方向へと伝播していく。音響波 B に関してその発生した方向をたどると、音源は **plate shock** 上端付近である。音響波 A と同様に **Fig. 8** に示す直線上での圧力の分布を調べると、圧力の極小値 (b1, b2, b3) および極大値 (B1, B2, B3) が B1, b1, B2, b2, B3, b3 の順に発生しており、それらの移流の様子を **Fig. 9 (b)** にプロットした。衝撃波上端付近 P での発生時刻は **Table. 2** 中段のようになった。

さらに、 $t = 16.0$ 以降では $(x/L, y/L) = (6, 4)$ 付近で発生する音響波 C が観察できる。伝播方向は x 軸負の方向であり、その音源は平均流における **first tail shock** 上端 $(x/L, y/L) = (7.7, 3.8)$ (以下点 T とする) 付近である。また、 **Fig. 8** に示す直線上では圧力の極小値 (c1, c2, c3) が c1, c2, c3 の順で発生しており、それらの移流をプロットしたものが **Fig. 9(c)** である。なお音響波 C に関しては極大値の位置特定が難しかったために極小値の移流のみを示している。点 T で発生した時刻は **Table. 2** 下段のようになった。

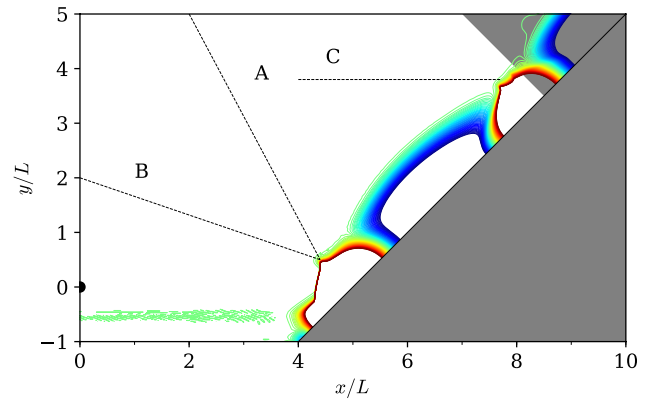
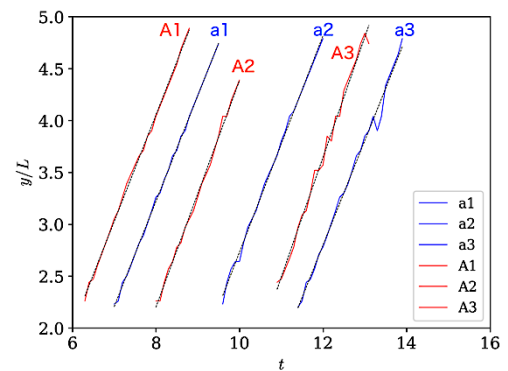
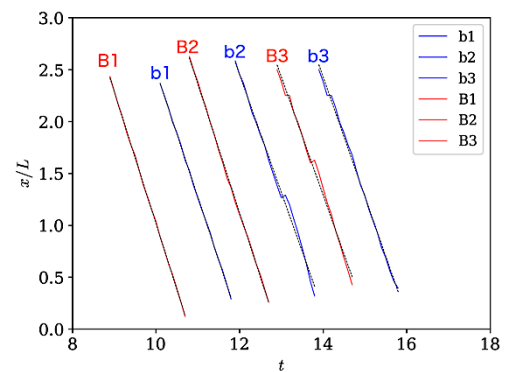


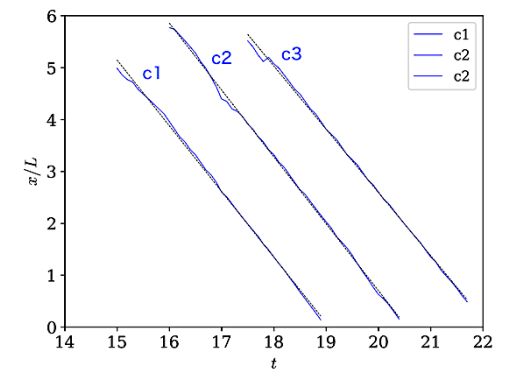
Fig. 8 Propagation line of acoustic waves A, B and C



(a) Acoustic wave A



(b) Acoustic wave B



(c) Acoustic wave C (minimum points)

Fig. 9 Advection of max or min static pressure points

Table. 2 Generation time of max or min pressure points

| A1 | a1 | A2 | a2 | A3 | a3 |
|------|-----|------|------|------|------|
| 4.5 | 5.3 | 6.4 | 7.9 | 8.9 | 9.7 |
| B1 | b1 | B2 | b2 | B3 | b3 |
| 7.4 | 8.4 | 9.4 | 10.3 | 11.3 | 12.3 |
| c1 | | c2 | | c3 | |
| 13.0 | | 14.6 | | 15.8 | |

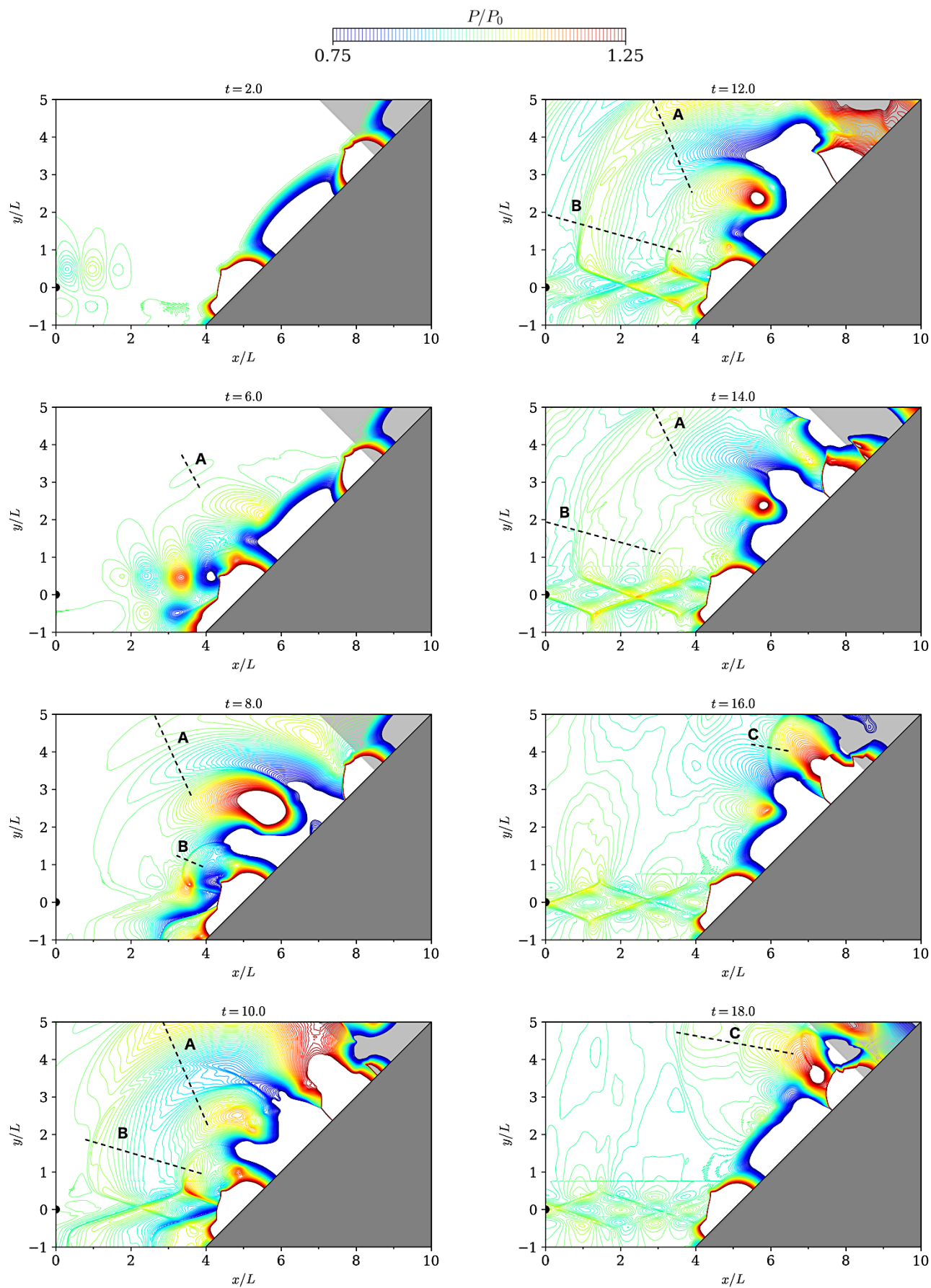


Fig. 10 Distribution of static pressure

3.4. 衝撃波の挙動

Plate shock の挙動

Fig. 11 は密度勾配の大きさのコンターを表しており、plate shock の挙動のみを観察することができる。そこで、このコンターにおける値が 20 以上の点を plate shock であると定め、plate shock 上の格子点のうち y 座標が最大の点を plate shock 上端と定める。plate shock 上端の y 座標の時間履歴をプロットすると Fig. 12 のようになった。Plate shock の上端は振動しており、極小となる時刻は順に $t = 4.7, 6.6, 9.2, 11.0$ 、極大となる時刻は順に $t = 5.7, 7.7, 9.8$ であることがわかった。

Plate shock はこの上下運動以外には、目立った変形・移動等をするのではなく、同じ位置に存在し続けていた。

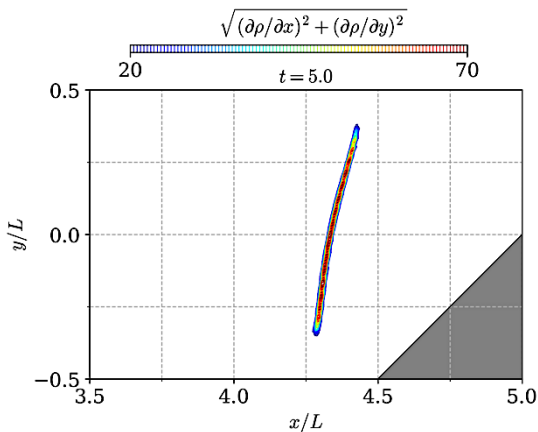


Fig. 11 Distribution of magnitude of density gradient

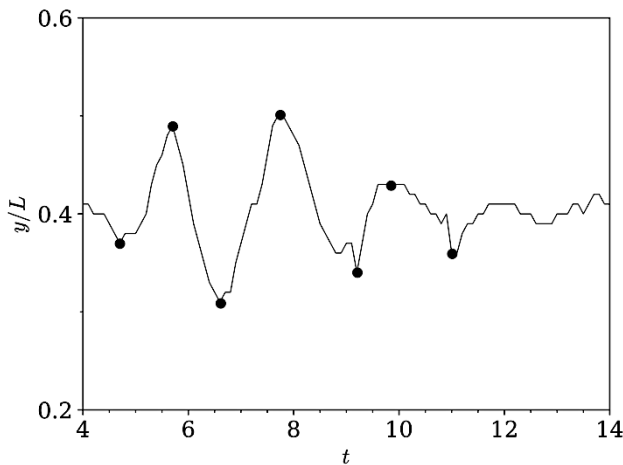


Fig. 12 Time history of y coordinate of upper end of plate shock

壁噴流中を移流する衝撃波と剪断層の挙動

Fig. 13 は速度の絶対値 $v = \sqrt{u^2 + v^2}$ のコンターを表している。また図中の黒実線は平均流れ場におけるマッハ 0.7 の等高線であり、剪断層のおおよそ中心の位置（コンターでは緑色）である。渦がおおよそこの等高線上を移流するという仮定の下、等高線上で圧力が極小となる位置を渦の中心として色付きの丸印で記している。ただし、後述する衝撃波 S23 の近傍では圧力が極小となる点を追うことが困難であったため、渦の移流を追うことができたのは $(x/L, y/L) = (7, 3)$ 付近までである。なお、丸印の色は振幅の大きさごとに付けられており、白 (V2) > 赤 (V1, V3) > 黒 (V4, V5) の順である。

V1 が plate shock を通過した直後の $t = 6.0$ では、plate shock 背後の壁噴流が V1, V2 間の $(x/L, y/L) = (5, 1)$ 付近で剪断層が平均位置よりも下へ変位していることがわかる。また、V2, V3 間の自由噴流部でも剪断層が平均位置よりも下側へ変位している様子が確認できる。

その後 $t = 8.0$ では V2, V3 間の $(x/L, y/L) = (5, 1)$ 付近で剪断層が平均位置よりも下へ変位し、V2 の近傍および下流では逆に上へ変位している様子が見てとれる。さらに V2 付近からは x 軸に平行な衝撃波 S2 が生じ、さらに平板で反射衝撃波を生じる正常反射が見てとれる。V1 近傍の $(x/L, y/L) = (7, 3)$ 付近でも剪断層が平均位置よりも下へ変位し、衝撃波 S1 が生じているが、S2 と異なり V1 から x 軸に平行に伸びる衝撃波は非常に弱く、反射衝撃波の方が強い衝撃波となっている。また、V1 下流の剪断層が平均位置より上側へ変位する様子も確認できない。

$t = 10.0$ では、先ほど観察された 2 つの衝撃波 S1, S2 がどちらも平板垂直方向に向きを変えていることがわかる。特に S2 は、平板から垂直方向に衝撃波が伸び、その先で枝分かれするマッハ反射が起こっている。この時には $t = 8.0$ の時と異なり V2 上流の剪断層は平均位置より下へと変位はしておらず、むしろ上へと変位している。また、V3 上流の $(x/L, y/L) = (5, 1)$ 付近では先ほどの V2 と同様に剪断層が平均位置より下へと変位し、その下流で上へと変位するとともに x 軸に平行な衝撃波 S3 が伸び始めている様子が見てとれる。

$t = 11.0$ では、V3 下流の剪断層が平均位置より上側へ大きく変位し、S2 がほぼ平板に垂直な衝撃波となっている。V3 から伸びていた S3 はほぼ見えないが、その反射衝撃波は強い衝撃波として確認でき、S2 と合体する様子が観察できる。渦中心から伸びる衝撃波よりも反射衝撃波の方が強い衝撃波となっているという点は、 $t = 8.0$ の S1 と類似している。

$t = 12.0$ では、S2, S3 が合体して一つの衝撃波 S23 となり、平板垂直方向に伸びている。また、V4 近傍では上流の剪断層が平均位置より下へ変位し、下流では上へと変位し、渦中心付近から x 軸に平行に伸びる衝撃波 S4 および反射衝撃波が、弱いものの確認できる。

$t = 14.0$ では、S4 が先ほどよりも強い衝撃波となり、マッハ反射が見てとれる。また、V5 付近から x 軸に平行な方向の衝撃波 S5 およびその反射衝撃波が弱いものの確認できる。

そして $t = 16.0$ では S4 が平板に垂直な衝撃波となっている。S5 は先ほどよりも強くなり、かつマッハ反射が起きている様子が見てとれる。

以上をまとめると、壁噴流の剪断層上を移流する渦と衝撃波の挙動に関して次のようになる。

- ① 壁噴流剪断層上を移流する渦により上流の剪断層が平均位置より下へ変位し、下流では上へ変位するとともに、渦中心付近から x 軸に平行な衝撃波が発生する。
- ② 衝撃波は平板に衝突して反射衝撃波を生じる正常反射の状態となり、渦の移流とともに下流へと移動していく。
- ③ 衝撃波は下流へと移動するにつれて正常反射からマッハ反射の状態となり、やがて平板に垂直な一つの衝撃波となる。
- ④ 渦が連続的に移流することで①-③を繰り返す。

また、常にほぼ同じ場所に存在している plate shock と異なり、壁噴流中の衝撃波は、いくつもの衝撃波が連続的に下流へと移動している様子が見られた。

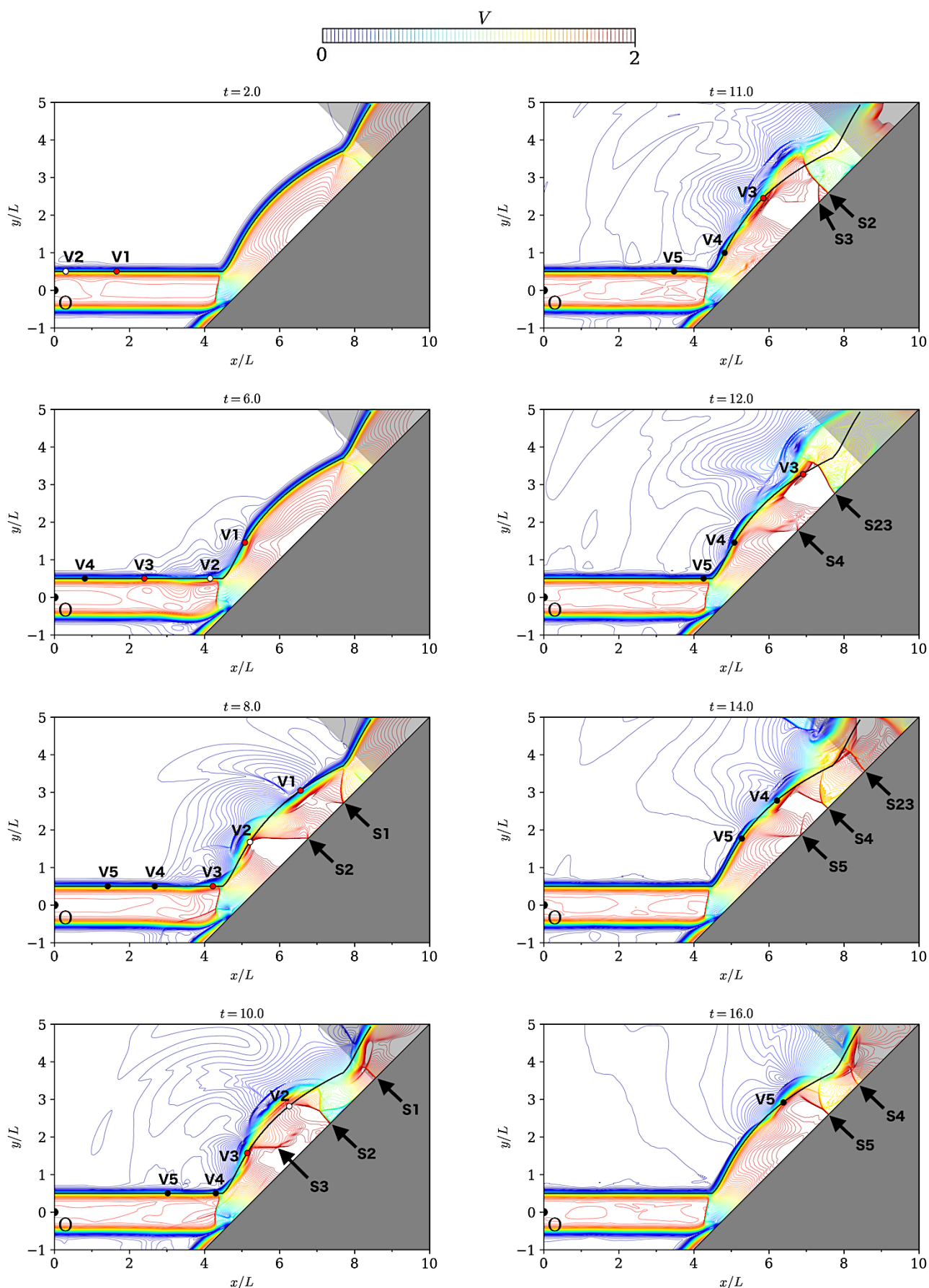


Fig. 13 Distribution of velocity magnitude and the centers of vortices

4. 音響波, 渦, 衝撃波の挙動の相互関係に関する考察

4.1. 渦の plate shock 通過時刻と音響波 A, B の発生時刻の関係

3.2. で調べた plate shock 上端 P における圧力の時間履歴のプロット (Fig. 7) 上に, 3.3. で調べた音響波 A の発生時刻 (Table. 2 上段参照) を合わせたものを Fig. 14 に示す. 渦 V1, V2 が plate shock を通過する時刻とほぼ同時に A1, A2 が発生しており, A1, A2 の発生に V1, V2 が関係していると考えられる. 一方で, A3 の発生時刻は V3 の通過時刻よりも少し遅れており, 関係性があるとは言い難い. a1, a2, a3 に関しては発生時刻が渦の通過時刻もしくは渦間の圧力が極大値となる時刻とも一致せず, 発生に関係する現象を特定することはできない.

同様に, 音響波 B についても発生時刻 (Table. 2 中段参照) を Fig. 7 上に合わせたものを Fig. 15 に示す. V3, V4 が plate shock を通過する時刻とほぼ同時に b1, b2 が発生しており, b1, b2 の発生に V3, V4 が関係していると考えられる. 一方で, b3 に関しては V5 の通過時刻が不明確であるため, 関係性があるとは言い難い. B1~B3 についても発生時刻が渦および渦間の極大値の発生時刻のいずれとも一致せず, 発生に関係する現象は特定できない.

また, B1~B3, b1~b3 のいずれも V1, V2 の通過時刻よりも後に発生しているため, V1, V2 は音響波 B の発生に関係していないと考えられる.

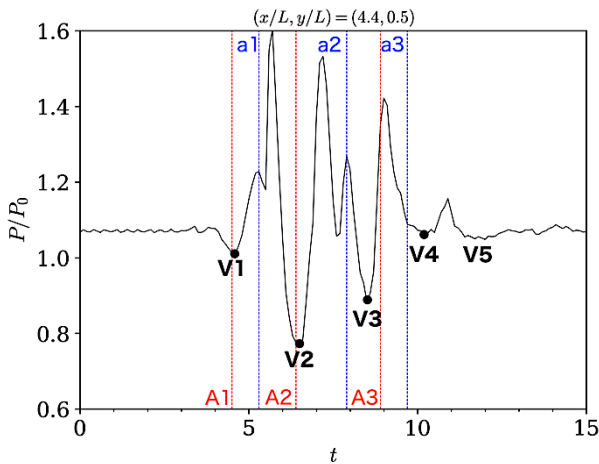


Fig. 14 Time history of static pressure at the point P and generation time of acoustic wave A

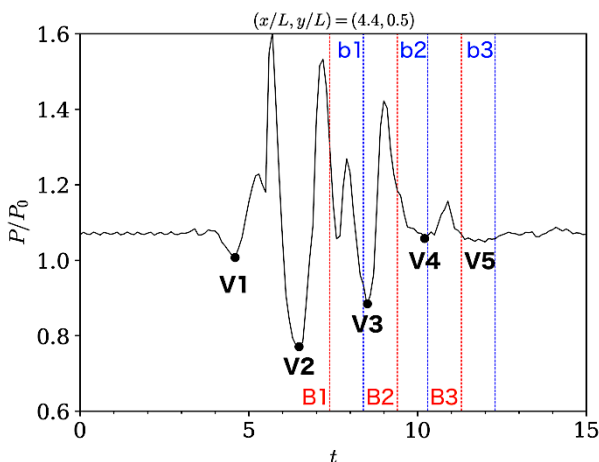


Fig. 15 Time history of static pressure at the point P and generation time of acoustic wave B

4.2. Plate shock の運動と音響波 A の関係

3.4. で調べた plate shock 上端の上下運動のプロットに, 音響波 A の発生時刻を合わせたものを Fig. 16 に示す. 圧力の極大値 A1~A3 の発生時刻は, plate shock 上端の y 座標が極小値に達した時刻とほぼ一致している. また圧力の極小値 a1~a3 に関しては, a1 はや小されているものの, plate shock の上端の y 座標が極大値に達した時刻とほぼ一致している.

以上のことから, 音響波 A の発生には plate shock の上下方向の振動が関係していると考えられる.

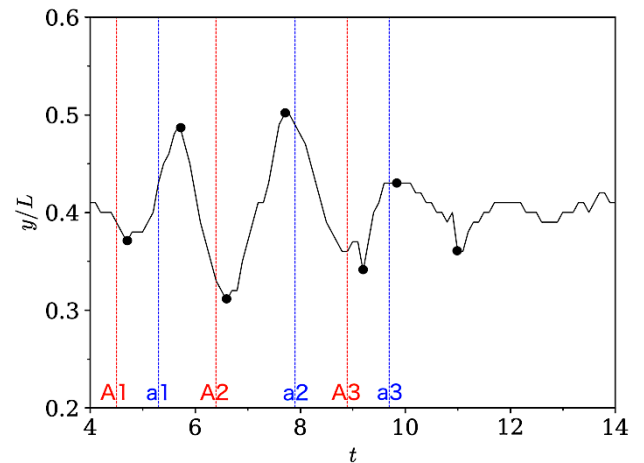


Fig. 16 Time history of y coordinate of upper end of plate shock and generation time of acoustic wave A

4.3. 点 T での圧力の時間履歴と壁噴流中を移動する衝撃波および音響波 C の発生時刻の関係

3.4. で観察された壁噴流中を移動する衝撃波 S1~S5 に関して, 平均流の first tail shock の上端 T 付近を通過する時刻を Fig. 13 と同様のコンターから調べた. その結果を Table. 3 に示す. この通過時刻を点 T における圧力の時間履歴のプロット上に合わせたものを, Fig. 17 に示す. T における圧力が極小となる時刻と衝撃波が T を通過する時刻が一致していることがわかる. S23 の通過時刻直前で圧力が急激に低下しているが, この時刻前後のコンターを確認すると S23 が点 T 上を通過している様子が観察できたため, この圧力の急激な低下は S23 が通過したことによるものである. 他の衝撃波 S1, S4, S5 に関しては, コンターを観察したところ T よりも平板側を通過しており, Fig. 17 においても S23 のような急激な圧力低下が見られないことから, これらの衝撃波の通過時刻付近で圧力が低下しているのは渦構造の通過によるものと考えられる. すなわち, S23 を除けば, 点 T 付近では移動してきた衝撃波 S1, S4, S5 と剪断層上を移流してきた渦とが同時に存在し, 干渉する可能性があることがわかる.

次に点 T における圧力の時間履歴のプロット上に, 3.3. で調べた音響波 C の発生時刻を合わせたものを Fig. 18 に示す. c1 の発生時刻は圧力の極小となる時刻と一致しており, この時刻は Fig. 17 に見られるように S23 の通過時刻であるため, c1 の発生には S23 が関係していることが考えられる. 一方で c2, c3 に関しては発生時刻に一致する現象が見当たらず, 発生に関係する現象は特定できない.

Table. 3 Passing time of shock waves near the point T

| S1 | S23 | S4 | S5 |
|-----|------|------|------|
| 9.0 | 12.9 | 15.4 | 17.7 |

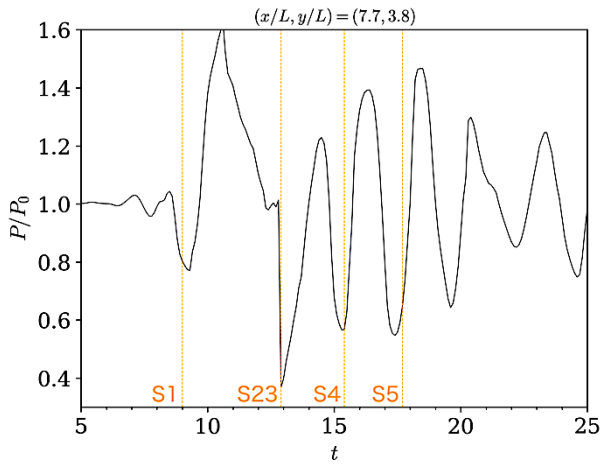


Fig. 17 Time history of static pressure at the point T and passing time of shock waves

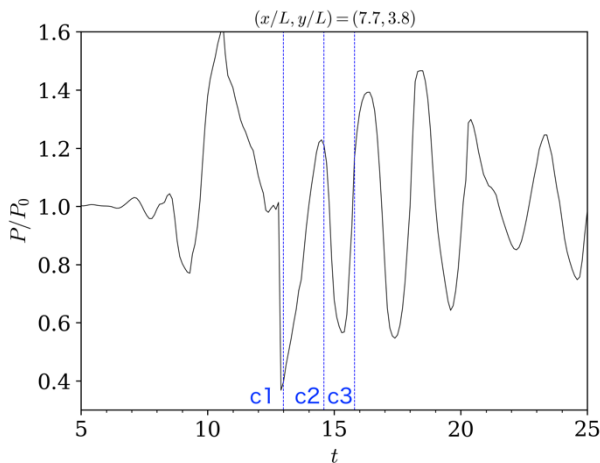


Fig. 18 Time history of static pressure at the point T and generation time of acoustic wave C

5. 結論

本研究では、斜め平板への超音速衝突噴流の剪断層上に孤立渦を付加し、下流の衝撃波との干渉で発生する音響波および衝撃波の挙動について調べた。その結果、剪断層上を移流する渦によって plate shock が上下方向に振動する様子、および壁噴流中を下流へ移動する衝撃波が観察された。また、音響波の発生に関する渦構造および衝撃波の挙動を特定することができた。

6. 謝辞

本研究は JSPS 科研費 JP18H01621 の助成を受けたものです。

参考文献

- (1) 施勤忠, 赤城弘樹, “ロケット打上げ時の音響加振に対する宇宙機設計解析・試験方法,” *ながれ* 第33巻 (2014) 第5号, pp.445-452
- (2) Tsutsumi, S., Takaki, R., Nakanishi, Y., Okamoto, K. and Teramoto, S., “Acoustic Generation Mechanism of a Supersonic Jet Impinging on Deflectors,” 52nd Aerospace Sciences Meeting, 2014
- (3) Nonomura, T., Honda, H., Nagata, N., Yamamoto, M., Morizawa, S., Obayashi, S. and Fujii, K., “Plate-Angle Effects on Acoustic Waves from Supersonic Jets Impinging on Inclined Plates,” *AIAA Journal*, Vol. 54, No. 3 (2016), pp. 816-827
- (4) Akamine, M., Nakanishi, Y., Okamoto, K., Teramoto, S., Okunuki, T. and Tsutsumi, S., “Acoustic Phenomena from Correctly Expanded Supersonic Jet Impinging on Inclined Plate,” *AIAA Journal*, Vol. 53, No. 7 (2015), pp. 2061-2067
- (5) Akamine, M., Okamoto, K., Teramoto, S., Okunuki, T. and Tsutsumi, S., “Conditional Sampling Analysis of Acoustic Phenomena from a Supersonic Jet Impinging on an Inclined Flat Plate,” *Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci.*, Vol. 59, No. 5 (2016), pp. 287-294
- (6) 今野千尋, 寺本進, 赤嶺政仁, 岡本光司, “斜め平板に衝突する超音速噴流と渦の干渉から生じる音響現象,” *日本航空宇宙学会論文集* Vol. 66, No. 1, pp. 24-30, 2018
- (7) Freund, J. B., “Proposed Inflow / Outflow Boundary Condition for Direct Computation of Aerodynamic Sound,” *AIAA Journal*, Vol. 35 (1997), pp. 740-742