

博士論文（要約）

音響トリガ条件付抽出法を用いた  
超音速衝突噴流の音響波発生機構に関する研究

赤嶺 政仁

# 目次

第 1 章	序論	1
1.1	研究背景	1
1.2	先行研究	2
1.2.1	超音速衝突噴流の流れ場	3
1.2.2	超音速衝突噴流の離散周波数音	5
1.2.3	超音速衝突噴流の広帯域周波数音	7
1.2.4	関連する超音速自由噴流の特徴	11
	マッハ波	11
	衝撃波関連騒音	12
1.3	研究目的	13
第 2 章	実験手法	15
	(本章は、ジャーナル論文として掲載される予定の内容が含まれているため公表をすることができません)	
第 3 章	音響トリガ条件付抽出法	16
	(本章は、ジャーナル論文として掲載される予定の内容が含まれているため公表をすることができません)	
第 4 章	結果と議論	17
	(本章は、ジャーナル論文として掲載される予定の内容が含まれているため公表をすることができません)	
第 5 章	結論	18
	(本章の一部は、ジャーナル論文として掲載される予定の内容が含まれているため公表をすることができません)	
Appendix A	シュリーレン可視化動画の輝度値変動に対する周波数解析	19
	(本章は、ジャーナル論文として掲載される予定の内容が含まれているため公表をすることができません)	
Appendix B	抽出結果の波長と音速	20
	(本章には、ジャーナル論文として掲載される予定の内容が含まれているため公表をすることができません)	
Appendix C	抽出結果一覧	21
	(本章は、ジャーナル論文として掲載される予定の内容が含まれているため公表をすることができません)	
	参考文献	22
	業績一覧	27
	謝辞	30

## 目次

1.1	Example of acoustic environment in the payload bay of Space Shuttle. . . . .	2
1.2	Schematic view of impingement flow with flat plate model in place. . . . .	3
1.3	Classification of the shock pattern in an under-expanded jet impinging on an inclined flat plate. . . . .	4
1.4	Mean flow visualization of an ideally expanded Mach 1.8 jet impinging on a 45° inclined flat plate. . . . .	5
1.5	Time-averaged wall pressure distribution, three-dimensional shock structures, and stream lines of an ideally expanded Mach 1.8 jet impinging on a 45° inclined flat plate. . . . .	5
1.6	Schematic view of the feedback loop. . . . .	6
1.7	Schematic view of the phased velocity field subtracted from the mean velocity field. . . . .	6
1.8	Comparison of non-dimensional static pressure distribution for the initial inclination angles of 35° and 15° . . . . .	8
1.9	Normalized static pressure at liftoff of a H-IIA rocket. . . . .	8
1.10	OASPL distribution on the symmetrical plane of the acoustic field around a supersonic jet impinging on an inclined flat plate. . . . .	9
1.11	Typical schlieren visualization image of a supersonic jet impinging on an inclined flat plate. . . . .	10
1.12	Phase map of the gray value fluctuation of the schlieren visualization movie around the impingement region. . . . .	10
1.13	Schematic view of the flow and acoustic waves of a supersonic jet impinging on an inclined flat plate. . . . .	10
1.14	Mach wave radiation from a wavy wall. . . . .	11
1.15	Frequency distribution over a short period of time of a typical far-field acoustic data segment (obtained using Mexican hat wavelet) at $\theta = 30^\circ$ . . . . .	12
1.16	Plane wave propagation across a two-dimensional mixing layer. . . . .	12

# 表目次

# 第1章

## 序論

### 1.1 研究背景

ジェット推進を行う航空機やロケットの実用化以降，超音速や高亜音速の噴流が極めて強い音響波を生み出すことが広く知られるようになった。半世紀以上に渡って，噴流がなぜ音響波を発生させるのかという問題について多数の研究が行われ，噴流における音響波発生の基礎的なメカニズムについての理解が進んできた<sup>1</sup>。現在一般に受け入れられている要素としては，例えば Tam<sup>2</sup> を参照すると：

- Mach wave radiation,
- Fine-scale turbulence noise,
- Screech, and broadband shock associated noise,

が挙げられる。超音速の噴流で支配的となるのが1つ目のマッハ波であり，噴流中に生じた大規模乱流構造が超音速で移流することによって発生すると考えられている。これに加えて微小な乱流変動によって音響波 (fine-scale turbulence noise) が生じているほか，不足膨張の条件などで噴流中にショックセルと呼ばれる衝撃波構造が生じる場合には，乱流剪断層と衝撃波との干渉によって3つ目の音響波が生じることが知られている。

このように多くの理解が得られている自由噴流（すなわちノズルから大気中へ単に噴き出す流れ）に対して，実際の応用上はしばしばより複雑な噴流が現れうる。その一つが固体壁面へ衝突する噴流，すなわち衝突噴流である。衝突噴流は航空宇宙分野においては，例えばロケットの排気噴流の射点構造への衝突，垂直離着陸機における排気噴流の地面への衝突，また航空機における排気噴流のスラストリバーサやフラップなど機体構造への衝突といった場合に現れる。これらの衝突噴流は，航空機の場合には騒音の問題を，またロケットの場合には音響加振というさらにクリティカルな問題を引き起こす。

ロケットにおける音響加振の問題とは，次のようなものである。ロケットは打上げの間，様々な振動にさらされるが，その中でも特に重要なものがリフトオフ時の音響波による振動である。例えばスペースシャトルの打上げ時には，Fig. 1.1(a) に示すように，貨物室内部での音圧レベルは，リフトオフ直後に 135 dB 近くまで上昇し，また Fig. 1.1(b) に示すように幅広い周波数成分の振動が加えられることが分かる。<sup>3</sup> このような広帯域の強い振動（音響加振）は，ペイロード（ロケット本体や搭載された人工衛星等）に対し，電子機器の故障や構造部材の疲労を引き起こす可能性がある，極めて重大な問題である。このとき主要な音源であると考えられているのが，ロケットエンジンの排気噴流である。排気噴流は，エンジン点火からリフトオフ直後までの間，地上の射点設備（特にロケット直下に排気噴流を側方へ逃がすために設置された火炎偏向板）へ衝突する。このため，衝突噴流から生じる音響波が，リフトオフ時の音響加振に大きく関わっていると考えられている。

信頼性の観点から，また耐振動設計・試験を要することに伴う開発コスト・期間の観点から，実際のロケット打上げ前に音響環境を高精度で予測し，また可能な限りその影響を低減する必要がある。近年ではロケットの評価軸として成功率や価格等と並んで音響環境も挙げられており<sup>4</sup>，その予測と改善はロケットの国際競争力を高めるためにも重要であると考えられる。音響環境の予測に現在用いられる方法には，経験則的モデル，サブスケール試験，及び数

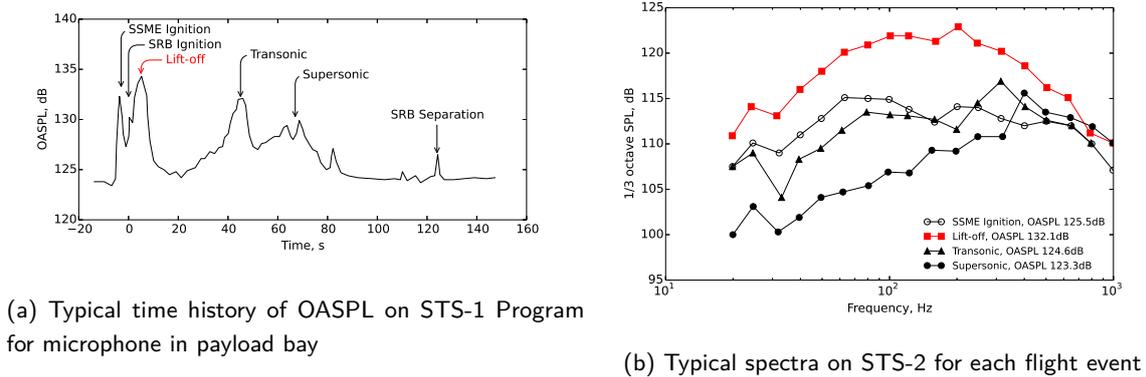


Fig. 1.1. Example of acoustic environment in the payload bay of Space Shuttle. (Data from O'Connell et al.<sup>3</sup>)

値シミュレーションの3つがある。経験則的モデルとしてはNASA SP-8072<sup>5</sup>が知られ、その改良も続けられているが、<sup>6-9</sup>近年では大規模並列計算技術の発達に伴って、数値解析による精度の高い音響環境の予測が行われるようになった。例えばTsutsumi et al.<sup>10,11</sup>は、イプシロンロケットの射場設計検討を数値解析に基づいて行い、またサブスケール試験の音圧レベルを良好に予測できることを報告している。またこのほか、Tatsukawa et al.<sup>12</sup>は火炎偏向板形状の数値解析による最適化も試みている。火炎偏向板形状を5点の制御点によるB-スプライン曲線で表し、その制御点位置をパラメータとして、フェアリング近傍の音圧レベルや火炎偏向板表面の最大圧力、平板に比べた形状の複雑さを目的関数としたときの最適形状を得ている。ただしこれらは、サブスケール試験に比べると容易な方法ではあるものの、十分な周波数の解像度を得るためには極めて計算コストが高くなるという点に課題がある。例えば先に説明したTatsukawa et al.<sup>12</sup>の最適化では、京コンピュータで2000コアを用いて約二週間を要しており、またTsutsumi et al.<sup>10,11</sup>によれば、実際の打上げ時に現れるような周波数を十分に捉えた解析には数ヶ月かかるとの報告もある。実際の射点では、火炎偏向板の複雑な形状はもちろん、煙道等の周囲設備等も含めて膨大な設計パラメータが存在するほか、ロケットの上昇に伴って時々刻々音響場が変化することから、これらの影響まで十分に考慮するためにはより効率的な予測手法も必要である。

衝突噴流から生じる音響波を効率的に予測するためには、複雑な衝突噴流の流れ場の中でどの流動現象が音響波の発生に関わっているのか、つまり衝突噴流から音響波が生じるメカニズムを理解して、より次元削減されたモデルを構築することが有効なアプローチである。音響波の発生メカニズムによっては、予測のために乱流場全体の非定常な挙動を詳細にシミュレーションする必要がなくなり、場合によっては平均流の計算や安定性解析等のより簡易な方法からの予測ができるようになる可能性もある。したがって発生メカニズムを理解することは、工学的に極めて重要である。特に空力音響分野の観点からは、最初に述べたような自由噴流の音響波発生メカニズムに対して、衝突噴流において特有の現象が現れるのか、あるいは自由噴流のみられるような現象に基づいて説明されるのかという点について関心が生じる。このような観点から、衝突噴流における音響波の発生メカニズムを研究することには大きな意義があると言える。

## 1.2 先行研究

これまで超音速の衝突噴流について多数の研究が行われてきた。本節ではこれら先行研究で明らかになっている特徴について説明する。Section 1.2.1ではまず超音速衝突噴流の流れ場について示し、続いてSection 1.2.2では離散周波数音について、またSection 1.2.3ではロケット打ち上げ時に問題となるような広帯域周波数音について説明する。最後に、関連する超音速自由噴流の特徴についてSection 1.2.4にまとめる。

### 1.2.1 超音速衝突噴流の流れ場

超音速衝突噴流の流れ場は、自由噴流の場合よりも複雑なものとなる。多くの研究で、流れ場は大きく分けて次の3つの領域から成ると説明される:

1. 自由噴流領域 (free-jet region),
2. 衝突領域 (impingement region),
3. 壁噴流領域 (wall-jet region).

このような流れ場の説明の最初期の例としては、Donaldson and Snedeker<sup>13</sup> が挙げられる。Figure 1.2にその中で説明された模式図を示す。ノズルから流れ出した噴流は、平板の直前までは自由噴流と同様の流れとなる。つまりノズル直後ではごく薄い剪断層に囲まれた、ノズル出口流速一様の流れが生じ、下流へ流れるにつれて徐々に剪断層が発達する。このとき剪断層の内側にはノズル出口流速一定の部分が残る、この部分はポテンシャルコアと呼ばれる。噴流中心まで剪断層が達すると、下流へ流れるにつれて噴流中心流速が徐々に低下していく。以上のような自由噴流で見られるような流れが、衝突噴流の場合にも自由噴流領域で現れる。自由噴流と衝突噴流の大きな違いは、衝突領域で流れが急速に曲げられ、その後壁噴流領域が発達することである。

衝突領域の流れには、ノズル圧力比等の噴流の条件に加え、ノズル平板間距離と、平板傾斜角が大きく影響する。これらは流速分布や平板表面圧力分布に関わってくるほか、特に顕著な影響として知られるのが、衝突領域の衝撃波構造に関するものである。垂直に平板へ衝突する不足膨張噴流においては、ノズル平板間距離が近い場合に離脱衝撃波が生じ、また衝突領域内には剥離循環領域が生じることが、Donaldson and Snedeker<sup>13</sup> によってシュリーレン写真やオイルフローパターンから明らかにされた。同様の構造は、Ginzburg et al.<sup>14</sup> や Gubanov et al.<sup>15</sup> によっても観察されている。

また斜め平板へ衝突する不足膨張噴流については、Lamont and Hunt<sup>16</sup> によって調べられた。この研究では、平板傾斜角を噴流軸に対して  $90^\circ$  から  $30^\circ$  まで、またノズル平板間距離を  $1D - 15D$  ( $D$  はノズル出口直径) まで変化させ、シャドウグラフ写真と壁圧分布を元に流れの構造が議論された。これらの条件によって（特に自由噴流領域に不足膨張のため生じる衝撃波構造と、衝突に伴う衝撃波との位置関係によって）様々な衝撃波のパターンが現れることが明らかにされた。これらの一部のケースの衝撃波構造については、Kim and Chang<sup>17</sup> の数値解析でも調べられた。その後 Nakai et al.<sup>18</sup> は、シュリーレン画像と PSP(感圧塗料) による壁圧計測結果を元に、詳細な衝撃波構造を調べた。その結果をFig. 1.3に示すように噴流軸に対する平板傾斜角 (Fig. 1.3(a) 中では  $\theta$ ) と、中心軸上のノズル平板間距離 (図中  $L/Ls'$ 、ただし  $Ls'$  はノズル出口から噴流が最大径となる位置までの距離) で整理した。この中で、

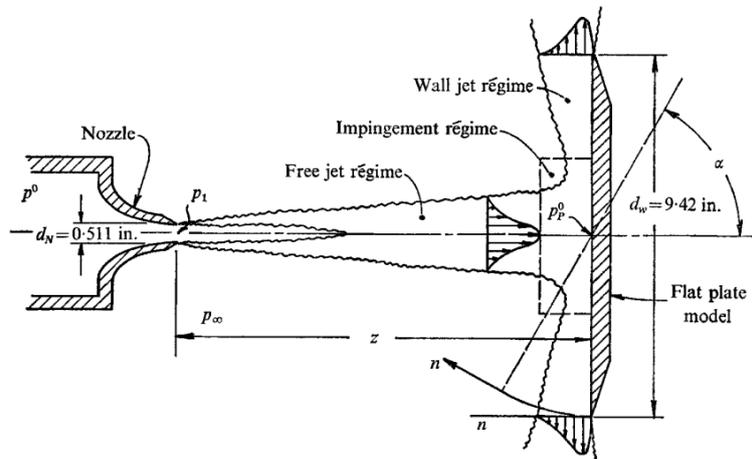


Fig. 1.2. Schematic view of impingement flow with flat plate model in place.<sup>13</sup>

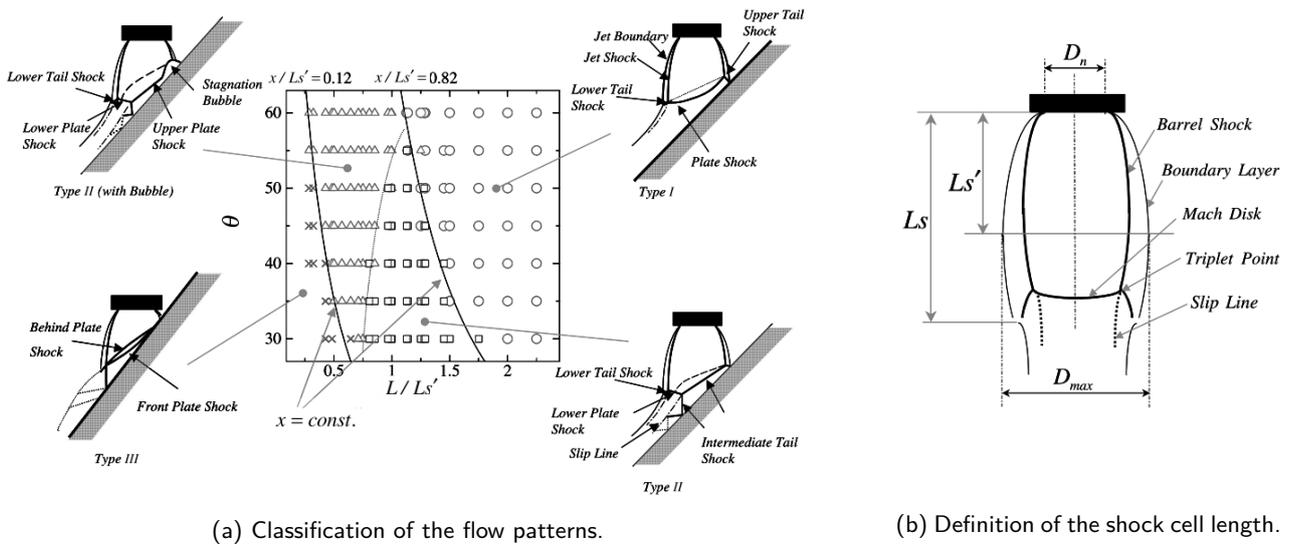


Fig. 1.3. Classification of the shock pattern in an under-expanded jet impinging on an inclined flat plate.<sup>18</sup>

衝撃波構造を次の4つのパターンに分けて示している。

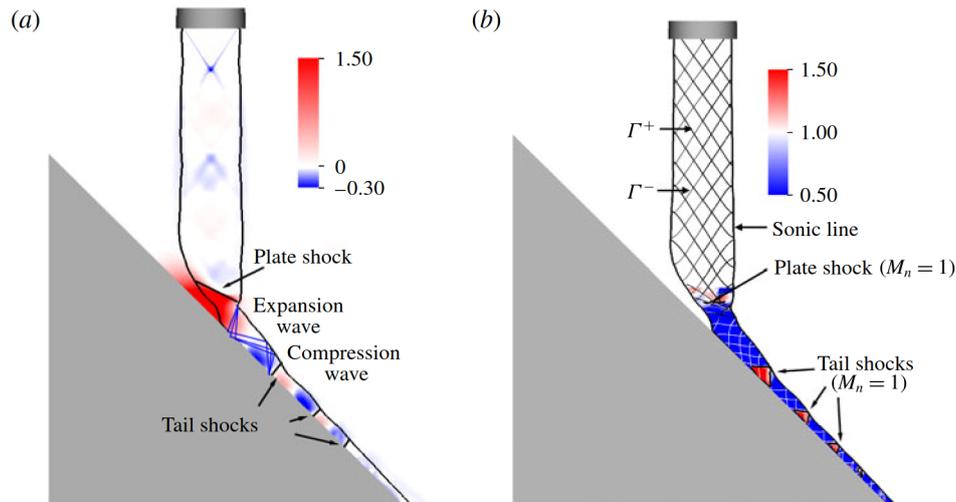
- Plate shock と呼ばれる衝撃波，及びその周囲に tail shock と呼ばれる衝撃波が生じるパターン (Type I): 平板がほぼ垂直で，ノズル平板間距離が大きく，また圧力比が低い場合に観察される。
- 壁噴流領域の膨張による衝撃波 (intermediate tail shock) を含むもの (Type II): Type I よりノズル平板間距離が小さい場合，特に平板傾斜角が小さいときに現れる。
- Type II に剥離循環領域を伴うもの (Type II with Bubble): Type II より平板傾斜角が大きい場合に現れる。
- Intermediate tail shock が barrel shock (噴流周囲の衝撃波) と合わさったもの (Type III): ノズル平板間距離が小さい場合に現れる。

さらに McIlroy et al.<sup>19</sup> や Goto et al.<sup>20</sup> では，これらのケースで平板表面に圧力のピークが現れる理由について数値解析結果を元に議論し，淀み点と衝撃波，剥離流の再付着，及び intermediate tail shock と境界層の干渉を重要な要素として挙げている。以上のように，不足膨張噴流が衝突する場合には，噴流自体の衝撃波と，噴流の衝突の影響によって，複雑な衝撃波構造が現れることが分かる。

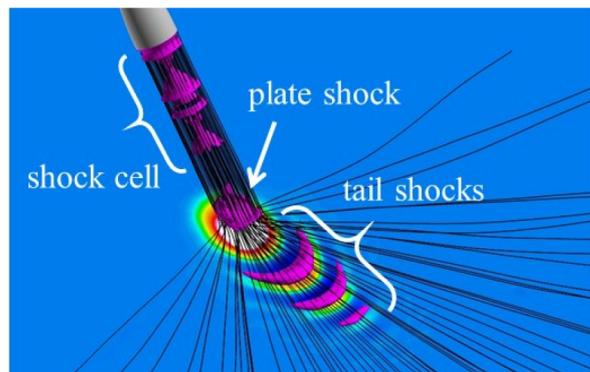
これに対して適正膨張噴流の場合にも，衝突によって衝撃波構造が生じる。このような衝撃波構造を調べた最初期の研究としては，Henderson<sup>21</sup> や Carling and Hunt<sup>22</sup> が挙げられる。このうち Carling and Hunt<sup>22</sup> では，垂直な平板へ衝突する超音速適正膨張噴流について，次のように説明された。噴流が平板に衝突すると，まず離脱衝撃波が生じる。離脱衝撃波を通過した流れは平板によって曲げられ，周囲に向かって噴き出すが，このとき離脱衝撃波による圧力上昇が起こっているため，周囲大気との圧力差から膨張波が生じる。この膨張波が平板と剪断層の間で反射を繰り返すことで，平板上に膨張領域と圧縮領域が生じ，噴流のマッハ数によっては圧縮領域に伴って衝撃波も生じる。

このような衝撃波構造は，Section 1.2.3で取り上げる斜め平板へ衝突する適正膨張噴流の場合にも観察されている。例えば Brehm et al.<sup>23</sup> による数値解析結果をFig. 1.4に示す。この研究では，ノズル平板間距離  $5D$  ( $D$  はノズル出口直径)，平板傾斜角  $45^\circ$  の斜め平板へ衝突する，マッハ 1.8 適正膨張噴流が対象とされた。Figure 1.4(a) は，時間平均静圧分布 (ただし  $(p - p_{ref})/p_{ref}$  で無次元化されており， $p_{ref} = 100794$  Pa) の上に，衝撃波構造の模式図を示したもので，まず離脱衝撃波 (plate shock) による圧力上昇が生じ，下流方向へ流れる際に膨張領域と圧縮領域が生じていることが分かる。またFig. 1.4(b) では衝撃波検知に用いられる normal Mach number  $M_n = (M \cdot \nabla p)/|\nabla p|$  (圧力勾配方向のマッハ数，ただし  $M$  はマッハ数ベクトル) の分布により，平板上に確かに超音速 ( $M_n > 1$ ) から亜音速 ( $M_n < 1$ ) への減少を伴うような，平板上の衝撃波 (tail shock) が現れていることが示されている。

さらに，斜め平板への衝突噴流における tail shock の三次元構造については，Brehm et al.<sup>23</sup> と同様の条件を対象



**Fig. 1.4.** Mean flow visualization of an ideally expanded Mach 1.8 jet impinging on a 45° inclined flat plate.<sup>23</sup> (a) The schematic detailing the structure of compression and expansion waves on the color contours of the mean pressure field. (b) Color contours of normal Mach number  $M_n$  with black lines for  $M_n = 1$  and  $\Gamma^\pm$  marking characteristics.



**Fig. 1.5.** Time-averaged wall pressure distribution (color contours), three-dimensional shock structures (magenta isosurfaces), and stream lines (black solid lines) of an ideally expanded Mach 1.8 jet impinging on a 45° inclined flat plate.<sup>25</sup>

とした Nonomura et al.<sup>24</sup> や Tsutsumi et al.<sup>25</sup> の数値シミュレーションで明らかにされた。このうち Tsutsumi et al.<sup>25</sup> の計算結果を Fig. 1.5 に示す。カラーコンターは時間平均壁圧分布を、またマゼンタ色の面は衝撃波構造を示す normal Mach number  $M_n = 1$  の等値面を、また黒の実線は流線を表している。Brehm et al.<sup>23</sup> の結果 (Fig. 1.4) と同様に、衝突直前に plate shock が、また平板上に tail shock が捉えられており、特に tail shock は三日月型の構造をしていることが分かる。これは流線が示すように、衝突後に流れが壁に沿って放射状に広がることに伴う特徴である。

以上のように、超音速衝突噴流においては、噴流の圧力比やノズル平板間距離、平板傾斜角によって様々な衝撃波構造が現れる。この他一部の研究では、衝撃波の非定常振動も観察されている。このことを報告する研究としては例えば Glaznev et al.,<sup>26</sup> Nakamura and Iwamoto,<sup>27</sup> Sakakibara and Iwamoto,<sup>28</sup> Henderson,<sup>29</sup> Henderson et al.,<sup>30</sup> 及び Risborg and Soria<sup>31</sup> 等が挙げられ、ノズル平板間距離や圧力比によって様々なモードでの振動が観察されている。これは、次節で説明する離散周波数音と関係を持った現象である。

## 1.2.2 超音速衝突噴流の離散周波数音

超音速衝突噴流に伴って、離散周波数音と広帯域周波数音が現れうる。このうち本研究では、研究背景 (Section 1.1) で述べたようなロケット打上げ時に主に問題となる、広帯域周波数音に注目する。これに対して、離散周波数音も超

音速衝突噴流に伴う重要な現象の一つであり、これまで多くの研究で調べられてきたことから、その概要について本節で説明する。

離散周波数音の初期の研究に関するレビューとしては、Henderson<sup>29</sup>によるものが挙げられる。衝突噴流に伴って離散周波数音が生じることは、まず亜音速噴流に関して Marsh<sup>32</sup>により報告され、その後 Ho and Nosseir<sup>33</sup> 及び Nosseir and Ho<sup>34</sup> によって、マイクロホン間の相互相関解析の結果に基づいて、次の2つの要素からなるフィードバックループによって亜音速の衝突噴流の場合に離散周波数音が生じると説明された：

- 噴流を下流方向へ移流する、大規模組織構造 (large coherent structure),
- 噴流の周りを音速で上流方向へ伝播する音響波。

まず大規模組織構造の平板への衝突によって音響波が発生し、この音響波が上流へ伝播してノズル出口付近で噴流に擾乱を加える。するとこの擾乱が再び下流へ移流して、衝突時に音響波を生み出す。このようにしてフィードバックループが形成される。

この考え方をさらに発展させ、Powell<sup>35</sup> は超音速の衝突噴流の場合に増幅される周波数を説明するための次式を示した：

$$\frac{h}{c_0} + \frac{h-s}{\bar{u}_{\text{con},u}} + \frac{s}{\bar{u}_{\text{con},d}} = \frac{N+p}{f}. \quad (1.1)$$

この式はFig. 1.6の状況を示すもので、左辺第一項が平板からノズル出口までの距離  $h$  を音速  $c_0$  で伝わるのにかかる時間、第二項がノズル出口から離脱衝撃波までの距離  $h-s$  を大規模組織構造が平均速度  $\bar{u}_{\text{con},u}$  で移流するのにかかる時間、第三項が離脱衝撃波から音源（平板付近）までの距離  $s$  を大規模組織構造が平均速度  $\bar{u}_{\text{con},d}$  で移流するのにかかる時間であり、それらの和がある周波数  $f$  の一周期 ( $1/f$ ) のほぼ整数倍 ( $N$  は整数で、 $p$  は位相差を表す) となることを表している。この式を用いて、計測結果から  $\bar{u}_{\text{con},u}$  や  $\bar{u}_{\text{con},d}$  に相当する係数を求め、 $N$  に整数を入れたときの周波数  $f$  により、実際に増幅される周波数が良好に説明されることが明らかにされている。

近年では、フィードバックループを構成する各要素についてさらに理解が進んできている。まず重要な点が、ノズル出口から離脱衝撃波までの領域（自由噴流領域）に現れる大規模組織構造である。その構造の最初の観察は Krothapalli et al.<sup>36</sup> によって行われた。これは PIV(粒子流速測定法) 計測によるもので、マッハ 1.5 の適正膨張噴流、及び圧力比を変えた不足膨張噴流を、様々なノズル平板間距離で垂直に平板へ衝突させる実験の中で調べられた。また Uzun et al.<sup>37</sup> は、同様の系（マッハ 1.5、ノズル平板間距離  $5D$ 、ただし  $D$  はノズル出口直径）について LES(Large-Eddy Simulation) 解析を行った。得られた流速場に対してさらに DMD(dynamic mode decomposition) と呼ばれるモード解析を行うことで、離散周波数音と対応した周波数の軸対称な大規模渦構造が、確かに流れの中の支配的な構造となっていることを明らかにした。さらに Alvi et al.<sup>38,39</sup> 及び Lou et al.<sup>40</sup> は、マイクロジェットを

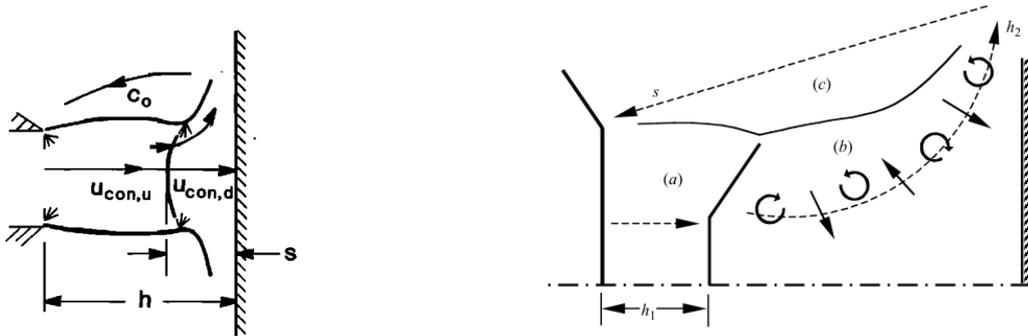


Fig. 1.6. Schematic view of the feedback loop.<sup>35</sup>

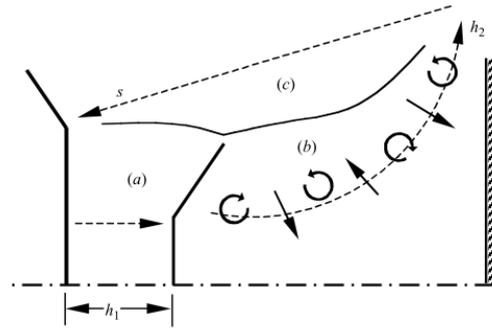


Fig. 1.7. Schematic view of the phased velocity field subtracted from the mean velocity field.<sup>30</sup>

用いて軸方向の渦を励起し、周方向の大規模渦構造を壊すことで離散周波数音を弱められることを明らかにした。このことは、大規模渦構造がフィードバックループの形成において重要であることを示唆する。その上で、ノズル平板間距離のわずかな違いによってマイクロジェットの効果が大いケースからそうでないケースへ変化することに注目し、その理由が大規模渦構造の現れ方に関わっているとの議論も Kumar et al.<sup>41</sup> や Davis et al.,<sup>42</sup> Hildebrand and Nichols<sup>43</sup> によって行われている。このほか、Kim and Pack<sup>44</sup> の数値シミュレーションでも自由噴流領域の圧力変動の周波数が調べられている。

衝突領域の現象についても詳細な観察が行われてきた。衝突領域において特徴的な現象として、離脱衝撃波の振動については、先に挙げた Glaznev et al.,<sup>26</sup> Nakamura and Iwamoto,<sup>27</sup> Sakakibara and Iwamoto,<sup>28</sup> Henderson,<sup>29</sup> Risborg and Soria<sup>31</sup> 等多くの研究で報告されてきた。このことに加えて Henderson et al.<sup>30</sup> は、PIV 計測で得られた流速場に対し位相平均解析を行った。その結果から衝突領域の現象としては Fig. 1.7 に示すように、離脱衝撃波直後の亜音速の領域とその周囲の超音速流との間の剪断層に変動が現れ (Fig. 1.7(b))、これが移流して、壁噴流領域近くで音響波を発生させるものと説明されている。この観察結果に基づいて Dauplain et al.<sup>45</sup> はさらに、数値シミュレーション結果からこの領域の移流速度と距離、及び音響波発生の位相差を求め、音響波の周波数をより良く説明できるように Eq. (1.1) の修正を行った。また音響波発生の位相差について Weightman et al.<sup>46</sup> は、衝撃波の非定常振動によって音響波が生じるためだと指摘した。これは Henderson et al.<sup>30</sup> で音響波が発生すると説明された衝突領域周囲の壁面近くで、衝撃波が振動して波面が発生する様子が、凸型の球面への衝突噴流の場合におけるシュリーレン可視化動画から観察されたためである。

以上のように、超音速衝突噴流においては、フィードバックループが形成されて生じる離散周波数音についての理解が進んできた。ただし近年も継続的に研究が続けられており、例えば Gojon et al.,<sup>47</sup> Gojon and Bogey,<sup>48,49</sup> 及び Bogey and Gojon<sup>50</sup> の数値シミュレーションによっても流れの詳しい挙動が調べられている。この中で Bogey and Gojon<sup>50</sup> は、噴流中を上流へ伝播するモードが存在することを明らかにし、噴流外側を伝播する音響波の代わりにこのモードによってフィードバックループが形成される可能性についても指摘している。今後も離散周波数音の発生についての研究は活発に行われるものと考えられる。

### 1.2.3 超音速衝突噴流の広帯域周波数音

超音速衝突噴流から生じる広帯域周波数音については、ロケット射場の音響環境理解を目的とした数値シミュレーションによって調べられるようになった。Tsutsumi et al.<sup>51</sup> は、ロケット射場の火炎偏向板形状が音響環境に与える影響を数値シミュレーションによって探る中で、噴流の衝突の仕方によって音響波の現れ方が大きく異なることを明らかにした。Figure 1.8 はそのうち 2 つのケースの静圧分布を比較している。ノズル出口から衝突が起こる位置までの距離は両ケースとも  $4D$  ( $D$  はノズル出口直径) であり、主な違いは衝突位置における火炎偏向板の傾斜角である。噴流軸に対する傾斜角が  $35^\circ$  (水平面に対して  $55^\circ$ ) の左のケースでは、衝突が起こる部分からロケット付近を含む広い方向へ音響波が発生している。これに対して、傾斜角  $15^\circ$  (水平面に対して  $75^\circ$ ) の右のケースではこのような音響波は観察されない。このことから、衝突部の角度によっては、噴流の衝突によって音響波が発生することが明らかにされた。

また Tsutsumi et al.<sup>52</sup> の他の数値シミュレーションでは、射場構造による別の影響が観察された。この研究では、H-IIA ロケットのリフトオフ直後における、ロケットの高度による音響場の違いが調べられた。その結果ロケットが上昇するにつれて、Fig. 1.9 に示すように、噴流から生じたマッハ波が射場構造によって反射し、ロケットの方向へ伝播することが観察された。したがってロケット打上げ時には、先に挙げた衝突に伴う音響波と、この例で示したマッハ波の反射の 2 つが大きな影響を及ぼしており、ロケットの高度や火炎偏向板の傾斜角によってその現れ方が異なることが分かる。

Nonomura et al.<sup>53</sup> は、超音速噴流の衝突による音響波の発生をより詳細に調べるために、より単純なケースとして、斜め平板へ衝突する超音速適正膨張噴流を対象とした数値シミュレーションを行った。まず調べられたのが、マッハ 2 の適正膨張噴流を平板傾斜角  $45^\circ$ 、ノズル平板間距離  $5D$  の斜め平板へ衝突させるケースである。このとき広

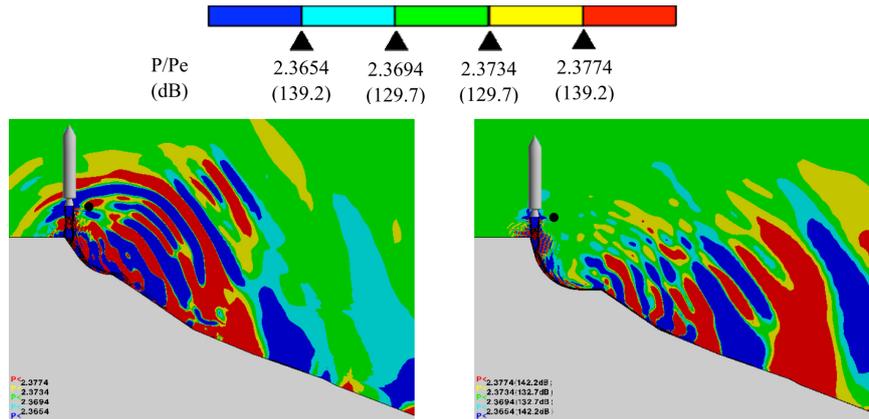


Fig. 1.8. Comparison of non-dimensional static pressure distribution for the initial inclination angles of 35° (left) and 15° (right).<sup>51</sup> (Vehicle altitude was 4D and D represented the nozzle-exit diameter)

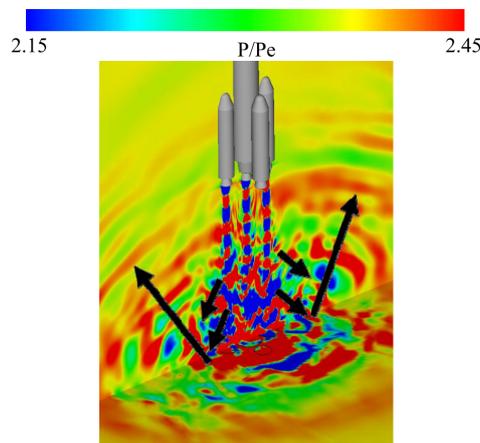


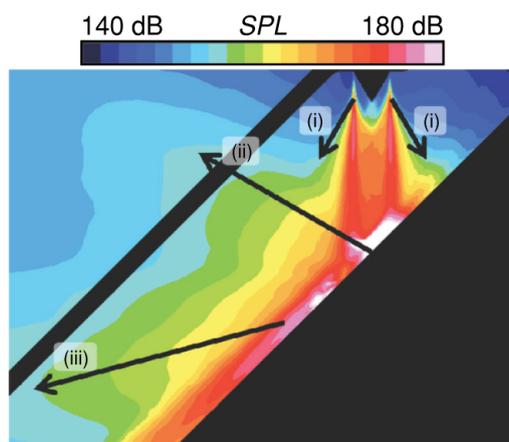
Fig. 1.9. Normalized static pressure at liftoff of a H-IIA rocket.<sup>52</sup> (Vehicle altitude was 16D and D represented the nozzle-exit diameter of SRB-A)

帯域周波数音が観察され、Fig. 1.10に示すような OASPL 分布が観察された。注目すべき点は、平板から約 30° 方向と 75° 方向に OASPL の高い領域が広がっていることである。このような分布をもとに、次の 3 種類の音響波が生じることが推察された：

- (i) 自由噴流領域から生じたマッハ波、
- (ii) 衝突領域で生じた音響波、
- (iii) 壁噴流領域から生じたマッハ波。

平板から 30° 方向の領域は (iii) 壁噴流領域から生じたマッハ波によって、また 75° 方向の領域は (ii) 衝突領域で生じた音響波によって形成されると説明された。このうち音響波 (ii) の発生メカニズムとして、衝突領域の衝撃波 (Fig. 1.4の plate shock や tail shock) 等が関わっている可能性が挙げられた。以上の観察結果に加え、ノズル平板間距離 (5D と 10D) と噴流温度 (全温と周囲大気との温度比 1 及び 5.4) を変えた場合についても比較が行われた。このうちノズル平板間距離が長い 10D のケースでは、5D のケースに比べて音響波 (ii) の方向 (約 75° 方向) でピーク周波数が低下し、また音圧レベルはやや弱まる傾向を示すと報告された。

続いて Nonomura et al.<sup>24</sup> によって行われた数値シミュレーションでは、平板傾斜角を噴流軸に対して 30° や 60° (原論文ではそれぞれ 60A と 30A) に変化させた場合についての議論も行われた。その結果特に平板傾斜角を小さくすると、流れ場については Section 1.2.1 の Figs. 1.4 and 1.5 で説明した衝撃波構造のうち、tail shock はやや強まり、plate shock は弱まること観察された。またこのとき音響場については、衝突領域から 75° 方向へ現れた



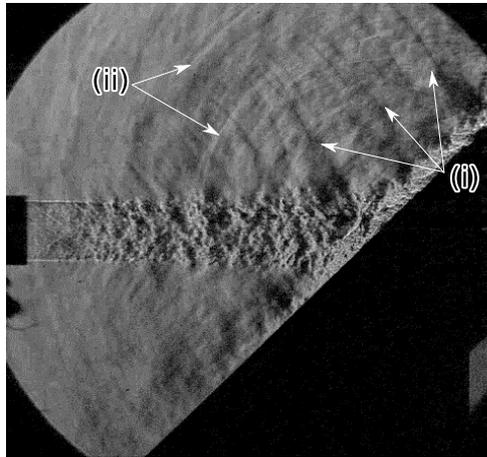
**Fig. 1.10.** OASPL distribution on the symmetrical plane of the acoustic field around a supersonic jet impinging on an inclined flat plate.<sup>53</sup> (i) The Mach waves from the free-jet region, (ii) the acoustic waves generated in the impingement region, and (iii) the Mach waves from the wall-jet region. (Nozzle-plate distance,  $5D$ ; plate angle,  $45^\circ$ ; unheated, Mach 2 ideally expanded jet)

OASPL の高い領域 (Fig. 1.10 の (ii)) が, plate shock 付近, 及び tail shock 付近から広がることが示された. このことについてさらに, 各領域内の音圧変動と剪断層の流速変動との相互相関関数のピークが現れる時間差をもとに, それぞれ plate shock と噴流剪断層の干渉, 及び tail shock と噴流剪断層の干渉で生じた音響波によるものだと推察がなされている.

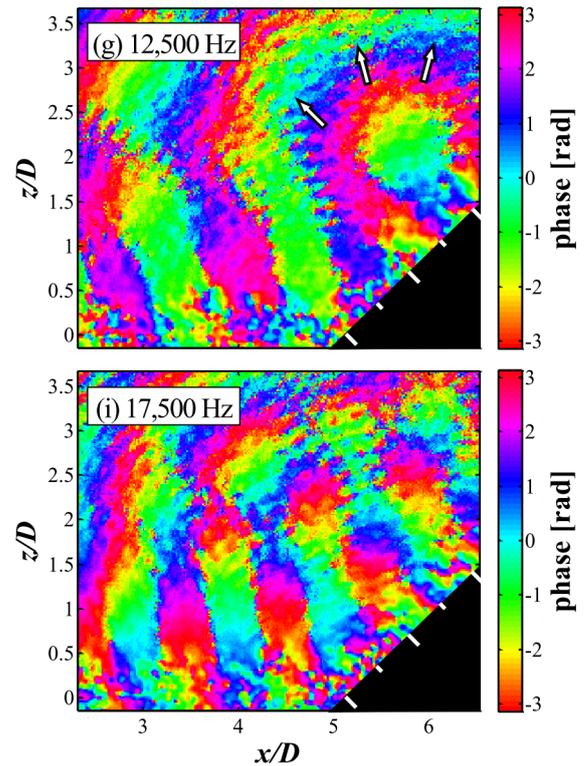
Tsutsumi et al.<sup>25,54</sup> と Brehm et al.<sup>23</sup> も, 斜め平板へ衝突する超音速適正膨張噴流の数値シミュレーションを行った. これらの研究でも主に Nonomura et al.<sup>24,53</sup> と同様のケース (ノズル平板間距離  $5D$ , 平板傾斜角  $45^\circ$  の斜め平板へ衝突するマッハ 1.8 適正膨張噴流) が調べられ, 平板から約  $30^\circ$  と  $75^\circ$  の 2 方向への OASPL の高い領域が観察された. このうち Brehm et al.<sup>23</sup> は, 様々な物理量に対する POD 解析や相互相関解析を行い, 平板から  $75^\circ$  方向へ伝播する音響波の発生メカニズムとして, 衝撃波と噴流剪断層の干渉によるものに加え, 剪断層が平板へ衝突する付近の流速変動と音圧変動の相関が大きいこと等から, 剪断層中の渦が衝突によって引き伸ばされたり千切られたりすることも可能性として挙げている. このほか Tsutsumi et al.<sup>10</sup> は, 平板傾斜角  $14^\circ$  の場合には, tail shock による平板上の圧力分布が観察されず, また  $75^\circ$  方向における音圧レベルも低下するという, 音響波の発生と衝撃波との関連を示唆する特徴を明らかにした.

ここまで説明した数値シミュレーションによる研究に加え, いくつかの実験的な研究も行われている. 中西<sup>55</sup> は, Tsutsumi et al.<sup>10,54</sup> や Brehm et al.<sup>23</sup> と同じ, ノズル平板間距離  $5D$ , 平板傾斜角  $45^\circ$  の斜め平板へ衝突するマッハ 1.8 適正膨張噴流についての実験を行った. マイクロホンをスキャンして音圧レベル計測を行い, 先に挙げた数値解析と同様に, 平板から約  $30^\circ$  と  $75^\circ$  方向への OASPL の高い領域を観察した. また平板表面の壁圧を測ることで, tail shock による壁圧分布を計測した. これらに加えて, シュリーレン法を用いて流れ近傍の密度変動を可視化し, 高速度カメラによって高空間解像度の動画を撮影することに成功した. そのフレームの例を Fig. 1.11 に示す. この画像には, 衝突噴流の流れに加えて, その周囲に多数の音響波面が捉えられていることが分かる. 中西<sup>55</sup> はこれらを用いて音響波の特徴を詳細に議論することを試みた. ただし, 多数の変動が複雑に捉えられていることから, 輝度値変動に対してフーリエ変換を行って, 周波数ごとの位相値の空間分布を調べた. その結果の一部を Fig. 1.12 に示す. 位相値が減少する方向が波面の伝播方向に対応することから, これらの分布を元に音響波の発生位置を議論することができ, 例えば上段の 12.5 kHz の分布では, 噴流軸から平板に沿って約  $2D$  下流の位置から波面が広がること分かる. ただし同じ動画を解析して得られる他の周波数 (例えば下段の 17.5 kHz) では, 複雑な位相値の分布も観察された. このように, 輝度値解析の結果には不明確な点も残っている.

このほかにも, 斜め平板への衝突噴流のサイドラインにおける音圧レベルが, 噴流温度やノズル平板間距離でどのように変化するかについての実験が Worden et al.<sup>56,57</sup> によって行われている.

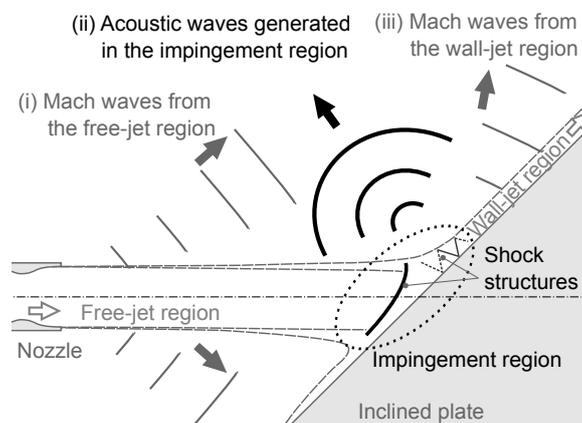


**Fig. 1.11.** Typical schlieren visualization image of a supersonic jet impinging on an inclined flat plate. (i) Mach waves from the free-jet region, (ii) acoustic waves generated in the impingement region ((iii) Mach waves from the wall-jet region are generated in more downstream region).



**Fig. 1.12.** Phase map of the gray value fluctuation of the schlieren visualization movie around the impingement region.<sup>55</sup>

以上で挙げた，斜め平板へ衝突する超音速適正膨張噴流における流れ場と音響波は，Fig. 1.13のような模式図にまとめられる．3種類の音響波（(i) 自由噴流領域からのマッハ波，(ii) 衝突領域で生じた音響波，(iii) 壁噴流領域からのマッハ波）が生じると明らかにされている．このうち衝突領域で生じた音響波(ii)については，plate shockやtail shockといった衝突領域の衝撃波構造との関係が多くの研究で疑われているものの，これらの関係はまだ十分に明らかにはされておらず，特に実験的な根拠が不足している．このことに加えて射場の数値シミュレーションからは，自由噴流領域からのマッハ波の影響が現れる可能性も示唆される．このマッハ波は下流方向へ伝播するため，平板による反射等で音響場に広く影響を与えられられるが，斜め平板への衝突噴流の場合の影響については明らかになっていない．



**Fig. 1.13.** Schematic view of the flow and acoustic waves of a supersonic jet impinging on an inclined flat plate.

### 1.2.4 関連する超音速自由噴流の特徴

前節で超音速衝突噴流から生じる広帯域周波数音として挙げられた、マッハ波、及び衝撃波に関連した音響波については、自由噴流でも現れる現象である。そこで本節では、自由噴流の研究で明らかになったこれらの特徴について補足する。

#### ■マッハ波

マッハ波は、剪断層中の大規模乱流構造が超音速で移流する際に生じると考えられている。その発生メカニズムは、Tam<sup>58</sup> では次のようなモデルで説明されている。Figure 1.14に示すように、静止大気中を波状の壁面が超音速で動く場合を考える。このとき壁面による圧力変動は音速で周囲の大気に伝わり、その包絡線は壁面の移動方向に対して

$$\sin^{-1} \left( \frac{a}{U_c} \right) \tag{1.2}$$

の角度を成す（ただし壁面の移動速度  $U_c$  はノズル出口流速の 0.8 倍程度であり、また周囲大気音速を  $a$  とする）。このように形成される波面がマッハ波である。このときマッハ波の伝播方向は、波面に直交する方向、すなわち

$$\cos^{-1} \left( \frac{a}{U_c} \right) \tag{1.3}$$

方向である。

実際の流れ場においては、大規模乱流構造が波状壁面の役割を担うと考えられている。大規模乱流構造は、1970 年代に Crow and Champagne<sup>59</sup> や Brown and Roshko<sup>60</sup> の実験で観察されるようになったもので、速度剪断層における不安定性 (Kelvin-Helmholtz 不安定性) で生じた渦構造ともみなされる。これらの実験は低速の乱流に関するものであるが、超音速や高亜音速の噴流でも同様の構造が存在すると考えられている。この構造は wave packet<sup>61</sup> とも呼ばれ、近傍場の数値解析結果の POD モード等として観察される。この wave packet が Kelvin-Helmholtz 不安定波であることは、Sinha et al.<sup>62</sup> による線形安定性解析で同様の構造が計算されることから示唆される。

マッハ波を含む、超音速や高亜音速噴流における広帯域周波数音に関する多数の研究<sup>63-72</sup> では、音響波の発生が周期的に起きているのではなく、間欠性を伴っていることが報告されている。例えば Hileman et al.<sup>63</sup> は、マッハ 1.28 の噴流のマッハ波伝播方向における音圧信号を計測し、ウェーブレット解析を行った。その結果が Fig. 1.15 であり、横軸が時間、縦軸が周波数で、黒い部分が振幅が強いことを表している。これによると、音響波は一定振幅で定

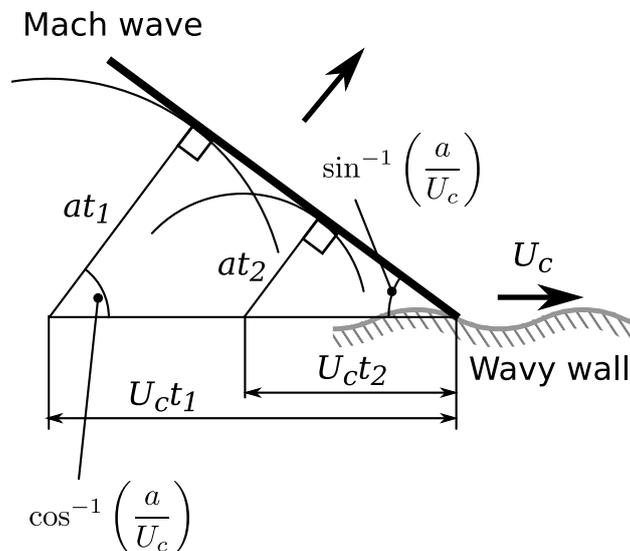
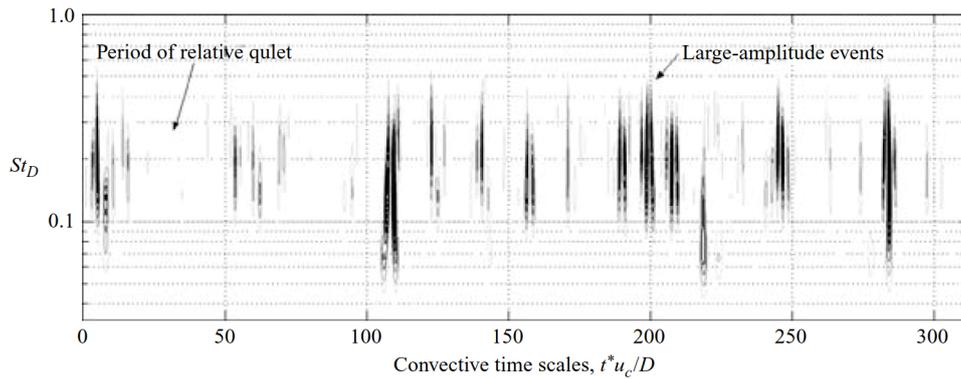


Fig. 1.14. Mach wave radiation from a wavy wall. (Similar to Fig. 8 in Tam<sup>58</sup>)



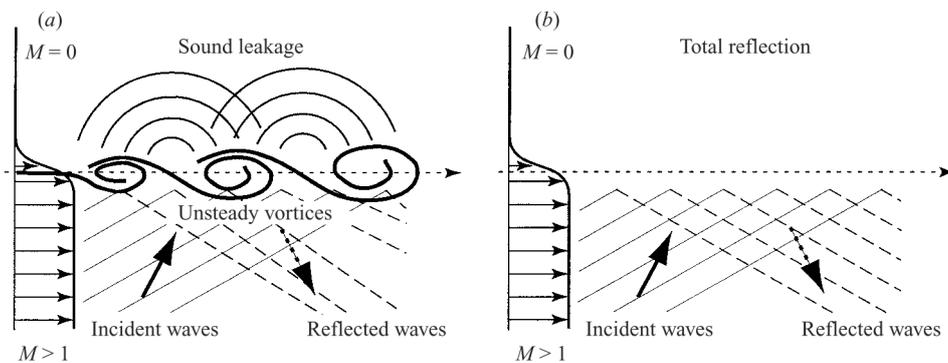
**Fig. 1.15.** Frequency distribution over a short period of time of a typical far-field acoustic data segment (obtained using Mexican hat wavelet) at  $\theta = 30^\circ$ .<sup>63</sup> (The convective velocity  $u_c = 266$  m/s; nozzle-exit diameter  $D = 25.4$  mm; 1 convective time scale almost equals to 0.1 ms)

常に現れているのではなく、振幅の大きい時刻と小さい時刻があり、また振幅が大きい成分は 10 convective time scales (約 1 ms) 以下のごく短い時間現れている。このような特徴が間欠性と呼ばれている。これらの間欠性の元となっているのは音響波を生み出す乱流剪断層である。したがって、本研究で対象とする超音速衝突噴流においても乱流剪断層が含まれることから、間欠性を伴うことが予想される。

#### ■衝撃波関連騒音

適正膨張でない超音速自由噴流では、ショックセルと呼ばれる衝撃波構造が生じ、これに伴ってスクリーチトーンと呼ばれる離散周波数音と、広帯域衝撃波関連騒音が生じることも知られている。これらの音響波は、渦と衝撃波との干渉によって生じると考えられている。一様な衝撃波と渦との干渉を調べた初期の研究としては Hollingworth and Richards<sup>74</sup> の実験と、それに続いて同様の系で行われた Dosanjh and Weeks<sup>75</sup> によるマッハツェンダ干渉計による密度場計測が挙げられる。その実験結果を説明するために Ribner<sup>76</sup> は、速度擾乱が衝撃波を通過する際に圧力擾乱が散乱されることを用いた理論を提案し、Dosanjh and Weeks<sup>75</sup> の計測した圧力変動を再現できることを示した。このような研究を進展させ、様々な強さの衝撃波と渦の干渉について Ellzey and Henneke<sup>77</sup> や Grasso and Pirozzoli<sup>78</sup>、また渦対との干渉といった発展的な場合についての研究が Inoue and Hattori<sup>79</sup> や Mariani et al.<sup>80</sup> により行われている。

ただしここまで挙げた研究では、一様な衝撃波と渦の干渉という単純なケースが対象とされた。これに対しより実際に近いケースとして、Manning<sup>81</sup> と Suzuki and Lele<sup>73</sup> は、剪断層を通過する渦構造と衝撃波との干渉について調べた。その結果 shock leakage と呼ばれるメカニズムが提案された。その模式図を Fig. 1.16(a) に示す。噴流中の圧力波は、剪断層の渦度によって反射されて噴流内に閉じ込められているが、大規模渦構造の間に渦度の小さい部分が生



**Fig. 1.16.** Plane wave propagation across a two-dimensional mixing layer.<sup>73</sup> (a) Unsteady mixing layer. (b) Steady mixing layer.

じると、この部分から圧力波が音響波として漏れ出すというものである。もし大規模渦構造が無ければFig. 1.16(b)のように、このような音響波の漏れ出しは起こらない。実際にこのモデルに基づいて、噴流中の圧力波の特性線をたどった結果、DNS(Direct numerical simulation) 解析で観察される音響波と整合性のある波面が形成されることを明らかにしている。このモデルの方が剪断層を考慮していることからより実際の噴流において現れる状況に近いと考えられる。このモデルに基づけば、大規模乱流構造が衝撃波付近に存在すれば音響波が発生することが示され、したがって超音速衝突噴流においても同様の現象が起こる可能性が示唆される。

### 1.3 研究目的

Section 1.1で述べたように、ロケット射場の音響環境の予測や改善等のために、超音速衝突噴流から生じる広帯域周波数帯の発生メカニズムを明らかにすることが求められている。これに対して、Section 1.2.3で挙げたように、これまで超音速適正膨張噴流についての数値シミュレーションや実験が行われてきた。その中で、さらなる議論が必要だと考えられる点が、斜め平板へ衝突する超音速適正膨張噴流の研究で観察された、平板から約  $75^\circ$  方向へ衝突領域から音響波が発生するメカニズム、特に衝撃波との関係である。一方で、実際の射点を想定した数値シミュレーションから、斜め平板への衝突噴流の場合にも、自由噴流領域から生じたマッハ波が平板で反射されることなどによって、音響場に広く影響する可能性も示唆された。したがって、平板から約  $75^\circ$  方向へ生じる音響波が、マッハ波の影響であるかどうか、またそうでないならば衝撃波の生じ方と関係があるかどうかを議論することが必要である。そのためには、流れから音響波が生じる様子を詳細に観察することが不可欠である。このようなデータの計測自体は既に行われており、例えば中西<sup>55</sup> はシュリーレン法を用いることで実験的に高い空間解像度で音源近傍を捉えている。しかしながら、ここで課題となるのは、シュリーレン可視化動画中には多数の変動が混在して捉えられるため、何らかの解析によって音響波が生じる様子を抽出する必要があるということである。これまでに中西<sup>55</sup> で行われてきたフーリエ変換は、Section 1.2.4で説明したような間欠性を捉えることができず、また単に周波数ごとに分解するだけであることから、音響波と相関を持った変動かどうかを明らかにすることが困難であるといった問題点がある。他の解析手法においても、例えばPOD等のモード解析では音響波との相関関係が困難だといった問題点は残り、また相互相関解析においてはどのような変動で相関が生まれたのか理解が難しいといった問題が生じる。間欠性を伴った音響波と相関を持つ変動を議論することは、既存の解析手法では困難である。

そこで本研究では、次の2点を目的とする。

- 斜め平板へ衝突する超音速衝突噴流において、平板から約  $75^\circ$  方向へ衝突領域付近から生じる音響波の発生メカニズムを明らかにすること、
- 上記の議論のため、複雑な流れ近傍のデータから、間欠性を伴った音響波と相関を持つ変動を抽出する新たな手法を提案し、その妥当性及び有効性を明らかにすること。

このような目的を達成する新たな解析手法として、乱流解析に用いられてきた条件付抽出法と、噴流騒音の間欠性の議論に用いられてきたウェーブレット変換を組み合わせた、音響トリガ条件付抽出法を提案する。本手法によって、流れ近傍のシュリーレン可視化動画から、遠方場で計測される間欠性を伴った音響波と相関を持つ変動を抽出し、関係を明らかにする。この抽出結果に加え、音圧レベル分布、衝撃波の現れ方を捉えるための壁圧分布、及び新たに計測した音響インテンシティベクトルからのマッハ波の伝播領域の予測結果を組み合わせる。斜め平板への衝突噴流において重要なパラメータであるノズル平板間距離と平板傾斜角を変化させて、計測結果の比較を元に音響波の発生メカニズムを議論する。

本論文の以下の章構成は、次の通りである。Section 2でまず本研究の実験設備と計測機器について説明する。続いてSection 3では、音響トリガ条件付抽出法の提案と妥当性の確認を行う。この中でまずSection 3.1では手法の手順について説明し、次にSection 3.2で既存手法との違いについて説明する。そしてSection 3.3では、特徴がよく知られた超音速自由噴流からのマッハ波に対してまず提案手法を適用し、マッハ波を正しく抽出できることを、音響インテンシティベクトル及び文献との比較によって確認する。その後Section 4では超音速衝突噴流について議論す

る. Section 4.1 ではまず, 自由噴流領域から生じたマッハ波の影響についてノズル平板間距離を変えて調べ, 続いて Section 4.2.1 では平板傾斜角を変えて衝突領域の衝撃波と音響波の関係について議論する. さらに Section 4.2.2 では, これらの議論が他のケースについても成り立つかどうかを確認する. 最後に Section 5 では, 本論文の結論を示す.

## 第 2 章

# 実験手法

本章は、ジャーナル論文として掲載される予定の内容が含まれているため公表をすることができません。ただし本章の一部は、以下の論文に掲載されています：

- Masahito Akamine, Koji Okamoto, Susumu Teramoto, Takeo Okunuki, and Seiji Tsutsumi, “Conditional Sampling Analysis of Acoustic Phenomena from a Supersonic Jet Impinging on an Inclined Flat Plate,” *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 59, No. 5, pp. 287–294, 2016.  
doi: 10.2322/tjsass.59.287
- Masahito Akamine, Koji Okamoto, Kent L. Gee, Tracianne B. Neilsen, Susumu Teramoto, Takeo Okunuki, and Seiji Tsutsumi, “Effect of Nozzle–Plate Distance on Acoustic Phenomena from Supersonic Impinging Jet,” *AIAA Journal* (accepted).

## 第3章

# 音響トリガ条件付抽出法

本章は、ジャーナル論文として掲載される予定の内容が含まれているため公表をすることができません。ただし本章の一部は、以下の論文に掲載されています：

- Masahito Akamine, Koji Okamoto, Susumu Teramoto, Takeo Okunuki, and Seiji Tsutsumi, “Conditional Sampling Analysis of Acoustic Phenomena from a Supersonic Jet Impinging on an Inclined Flat Plate,” *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 59, No. 5, pp. 287–294, 2016.  
doi: 10.2322/tjsass.59.287
- Masahito Akamine, Koji Okamoto, Kent L. Gee, Tracianne B. Neilsen, Susumu Teramoto, Takeo Okunuki, and Seiji Tsutsumi, “Effect of Nozzle–Plate Distance on Acoustic Phenomena from Supersonic Impinging Jet,” *AIAA Journal* (accepted).

## 第 4 章

# 結果と議論

本章は、ジャーナル論文として掲載される予定の内容が含まれているため公表をすることができません。ただし本章の一部は、以下の論文に掲載されています：

- Masahito Akamine, Koji Okamoto, Susumu Teramoto, Takeo Okunuki, and Seiji Tsutsumi, “Conditional Sampling Analysis of Acoustic Phenomena from a Supersonic Jet Impinging on an Inclined Flat Plate,” *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 59, No. 5, pp. 287–294, 2016.  
doi: 10.2322/tjsass.59.287
- Masahito Akamine, Koji Okamoto, Kent L. Gee, Tracianne B. Neilsen, Susumu Teramoto, Takeo Okunuki, and Seiji Tsutsumi, “Effect of Nozzle–Plate Distance on Acoustic Phenomena from Supersonic Impinging Jet,” *AIAA Journal* (accepted).

## 第 5 章

### 結論

本研究では、斜め平板へ衝突する超音速適正膨張噴流における音響波の発生メカニズムを実験的に議論した。超音速衝突噴流から生じる音響波は、ロケット打上げ時における音響加振の要因だと考えられ、その発生メカニズムの理解は航空宇宙工学上重要な課題だと考えられる。先行研究では、衝突の影響に注目するため、単純な斜め平板へ衝突する超音速適正膨張噴流の数値シミュレーションや実験が行われて、衝突領域からは平板に対してほぼ垂直方向へ音響波が生じることが観察されてきた。しかしながら、その発生メカニズムとして、衝突領域における衝撃波による音響波の発生や、マッハ波と呼ばれる衝突前の流れ（自由噴流領域）から生じた音響波が平板で反射されることが示唆されたものの、十分な解明には至っていなかった。その解明には、流れから音響波が発生する様子を詳細に観察することが有効だと考えられる。先行研究では実験的にシュリーレン法を用いて流れ近傍の可視化動画撮影は実現されていたものの、複雑な変動が混在して捉えられていたこと、また音響波の発生が間欠性を伴っていたことから、音響波発生の様子を把握するには至ってこなかった。そこで本研究では、音響トリガ条件付抽出法という新たな手法を提案し、これを用いて流れから音響波が生じる様子を観察して、平板にほぼ垂直方向への音響波の発生メカニズムを明らかにすることを目的とした。

(以下の部分は、ジャーナル論文として掲載される予定の内容が含まれているため公表をすることができません)

## Appendix A

# シュリーレン可視化動画の輝度値変動に対する周波数解析

(本章は、ジャーナル論文として掲載される予定の内容が含まれているため公表をすることができません)

## Appendix B

### 抽出結果の波長と音速

(本章は、ジャーナル論文として掲載される予定の内容が含まれているため公表をすることができません)

## Appendix C

### 抽出結果一覧

(本章は、ジャーナル論文として掲載される予定の内容が含まれているため公表をすることができません)

## 参考文献

- [1] Tam, C. K., “Jet noise: since 1952,” *Theoretical and Computational Fluid Dynamics*, Vol. 10, No. 1, 1998, pp. 393–405.
- [2] Tam, C. K., “Supersonic jet noise,” *Annual Review of Fluid Mechanics*, Vol. 27, No. 1, 1995, pp. 17–43.
- [3] O’Connell, M., Garba, J., and Kern, D., “Shuttle payload bay dynamic environments: Summary and conclusion report for STS flights 1-5 and 9,” 1984, NASA CR 175656.
- [4] 田村篤俊, 新津真行, and 神谷卓伸, “新型基幹ロケットの開発: 世界で戦えるロケットを目指して (航空宇宙特集),” *三菱重工技報*, Vol. 51, No. 4, 2014, pp. 38–43.
- [5] Eldred, K. M. and Jones, G. W. J., “Acoustic Loads Generated by the Propulsion System,” 1971, NASA SP-8072.
- [6] Kandula, M., “Near-field acoustics of clustered rocket engines,” *Journal of sound and vibration*, Vol. 309, No. 3, 2008, pp. 852–857.
- [7] Haynes, J. and Kenny, R. J., “Modifications to the NASA SP-8072 distributed source method II for Ares I lift-off environment predictions,” *AIAA paper*, Vol. 3160, 2009, pp. 2009.
- [8] Plotkin, K. J., Sutherland, L. C., and Vu, B. T., “Lift-off acoustics predictions for the Ares I launch pad,” *15th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, 2009.
- [9] James, M. M., Salton, A. R., Gee, K. L., Neilsen, T. B., McInerny, S. A., and Kenny, R. J., “Modification of directivity curves for a rocket noise model,” *Proceedings of Meetings on Acoustics 164ASA*, Vol. 18, ASA, 2012, p. 040008.
- [10] Tsutsumi, S., Ishii, T., Ui, K., Tokudome, S., and Wada, K., “Study on acoustic prediction and reduction of Epsilon launch vehicle at liftoff,” *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 52, No. 2, 2014, pp. 350–361.
- [11] Tsutsumi, S., Ishii, T., Ui, K., Tokudome, S., and Wada, K., “Assessing Prediction and Reduction Technique of Lift-off Acoustics Using Epsilon Flight Data,” 2015, AIAA 2015–1007.
- [12] Tatsukawa, T., Nonomura, T., Oyama, A., and Fujii, K., “Multi-Objective Aeroacoustic Design Exploration of Launch-Pad Flame Deflector Using Large-Eddy Simulation,” *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2016.
- [13] Donaldson, C. D. and Snedeker, R. S., “A study of free jet impingement. Part 1. Mean properties of free and impinging jets,” *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 45, No. 2, 1971, pp. 281–319.
- [14] Ginzburg, I., Semiletenko, B., Terpigor’ev, V., and Uskov, V., “Some singularities of supersonic under-expanded jet interaction with a plane obstacle,” *Journal of engineering physics*, Vol. 19, No. 3, 1970, pp. 1081–1084.
- [15] Gubanov, O., Lunev, V., and Plastinina, L., “The central breakaway zone with interaction between a supersonic unexpanded jet and a barrier,” *Fluid Dynamics*, Vol. 6, No. 2, 1971, pp. 298–301.
- [16] Lamont, P. J. and Hunt, B. L., “The impingement of underexpanded, axisymmetric jets on perpendicular and inclined flat plates,” *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 100, No. 3, 1980, pp. 471–511.
- [17] Kim, K.-H. and Chang, K.-S., “Three-dimensional structure of a supersonic jet impinging on an inclined

- plate,” *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 31, No. 5, 1994, pp. 778–782.
- [18] Nakai, Y., Fujimatsu, N., and Fujii, K., “Experimental study of underexpanded supersonic jet impingement on an inclined flat plate,” *AIAA Journal*, Vol. 44, No. 11, 2006, pp. 2691–2699.
- [19] McIlroy, K. and Fujii, K., “Computational Analysis of Supersonic Under-expanded Jets Impinging on an Inclined Flat Plate-Part I,” *37th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit*, 2007.
- [20] Goto, Y., Nonomura, T., McIlroy, K., and Fujii, K., “Detailed analysis of flat plate pressure peaks created by supersonic jet impingements,” *47th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2009, AIAA 2009–1289.
- [21] Henderson, L. F., “Experiments on the impingement of a supersonic jet on a flat plate,” *Zeitschrift für angewandte Mathematik und Physik ZAMP*, Vol. 17, No. 5, 1966, pp. 553–569.
- [22] Carling, J. C. and Hunt, B. L., “The near wall jet of a normally impinging, uniform, axisymmetric, supersonic jet,” *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 66, No. 1, 1974, pp. 159–176.
- [23] Brehm, C., Housman, J. A., and Kiris, C. C., “Noise generation mechanisms for a supersonic jet impinging on an inclined plate,” *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 797, 2016, pp. 802–850.
- [24] Nonomura, T., Honda, H., Nagata, Y., Yamamoto, M., Morizawa, S., Obayashi, S., and Fujii, K., “Plate-Angle Effects on Acoustic Waves from Supersonic Jets Impinging on Inclined Plates,” *AIAA Journal*, 2015, in press.
- [25] 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, AIAA 2014–0882.
- [26] Glaznev, V., Demin, V., and Yakushev, A., “Self-oscillations in an underexpanded jet flowing into a barrier,” *Fluid Dynamics*, Vol. 12, No. 6, 1977, pp. 848–852.
- [27] Nakamura, T. and Iwamoto, J., “Experimental study on oscillation mode of underexpanded impinging jet and behavior of plate shock waves,” *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 43, No. 141, 2000, pp. 137–142.
- [28] Sakakibara, Y. and Iwamoto, J., “Oscillation of impinging jet with generation of acoustic waves,” *International Journal of Aeroacoustics*, Vol. 1, No. 4, 2002, pp. 385–402.
- [29] Henderson, B., “The connection between sound production and jet structure of the supersonic impinging jet,” *The Journal of the Acoustical Society of America*, Vol. 111, No. 2, 2002, pp. 735–747.
- [30] Henderson, B., Bridges, J., and Wernet, M., “An experimental study of the oscillatory flow structure of tone-producing supersonic impinging jets,” *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 542, No. 1, 2005, pp. 115–137.
- [31] Risborg, A. and Soria, J., “High-speed optical measurements of an underexpanded supersonic jet impinging on an inclined plate,” *28th international congress on high-speed imaging and photonics*, International Society for Optics and Photonics, 2008, 71261F.
- [32] Marsh, A. H., “Noise measurements around a subsonic air jet impinging on a plane, rigid surface,” *The Journal of the Acoustical Society of America*, Vol. 33, No. 8, 1961, pp. 1065–1066.
- [33] Ho, C.-M. and Nosseir, N. S., “Dynamics of an impinging jet. Part 1. The feedback phenomenon,” *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 105, 1981, pp. 119–142.
- [34] Nosseir, N. S. and Ho, C.-M., “Dynamics of an impinging jet. Part 2. The noise generation,” *Journal of fluid mechanics*, Vol. 116, 1982, pp. 379–391.
- [35] Powell, A., “The sound-producing oscillations of round underexpanded jets impinging on normal plates,” *The Journal of the Acoustical Society of America*, Vol. 83, No. 2, 1988, pp. 515–533.
- [36] 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, 1999, pp. 155–181.
- [37] Uzun, A., Kumar, R., Hussaini, M. Y., and Alvi, F. S., “Simulation of tonal noise generation by supersonic impinging jets,” *AIAA Journal*, Vol. 51, No. 7, 2013, pp. 1593–1611.

- [38] Alvi, F. S., Shih, C., Elavarasan, R., Garg, G., and Krothapalli, A., "Control of supersonic impinging jet flows using supersonic microjets," *AIAA journal*, Vol. 41, No. 7, 2003, pp. 1347–1385.
- [39] Alvi, F. S., Lou, H., Shih, C., and Kumar, R., "Experimental study of physical mechanisms in the control of supersonic impinging jets using microjets," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 613, 2008, pp. 55–83.
- [40] Lou, H., Alvi, F. S., and Shih, C., "Active and passive control of supersonic impinging jets," *AIAA J*, Vol. 44, No. 1, 2006, pp. 58–66.
- [41] Kumar, R., Wiley, A., Venkatakrisnan, L., and Alvi, F., "Role of coherent structures in supersonic impinging jetsa)," *Physics of Fluids (1994-present)*, Vol. 25, No. 7, 2013, pp. 076101.
- [42] Davis, T., Edstrand, A., Alvi, F., Cattafesta, L., Yorita, D., and Asai, K., "Investigation of impinging jet resonant modes using unsteady pressure-sensitive paint measurements," *Experiments in Fluids*, Vol. 56, 2015, 101.
- [43] Hildebrand, N. and Nichols, J. W., "Simulation and stability analysis of a supersonic impinging jet at varying nozzle-to-wall distances," *Proceedings of the 21st AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, 2015, AIAA 2015–2212.
- [44] Kim, S. I. and Park, S. O., "Oscillatory behavior of supersonic impinging jet flows," *Shock Waves*, Vol. 14, No. 4, 2005, pp. 259–272.
- [45] Dauplain, A., Gicquel, L. Y. M., and Moreau, S., "Large eddy simulation of supersonic impinging jets," *AIAA journal*, Vol. 50, No. 7, 2012, pp. 1560–1574.
- [46] Weightman, J. L., Amili, O., Honnery, D., Soria, J., and Edgington-Mitchell, D., "An explanation for the phase lag in supersonic jet impingement," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 815, 2017.
- [47] Gojon, R., Bogey, C., and Marsden, O., "Investigation of tone generation in ideally expanded supersonic planar impinging jets using large-eddy simulation," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 808, 2016, pp. 90–115.
- [48] Gojon, R. and Bogey, C., "Flow Structure Oscillations and Tone Production in Underexpanded Impinging Round Jets," *AIAA Journal*, 2017.
- [49] Gojon, R. and Bogey, C., "Flow Features near Plate Impinged by Ideally Expanded and Underexpanded Round Jets," *AIAA Journal*, 2017, pp. 1–13.
- [50] Bogey, C. and Gojon, R., "Feedback loop and upwind-propagating waves in ideally expanded supersonic impinging round jets," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 823, 2017, pp. 562–591.
- [51] Tsutsumi, S., Kato, S., Fukuda, K., Takaki, R., and Ui, K., "Effect of deflector shape on acoustic field of launch vehicle at lift-off," *47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2009, AIAA 2009–328.
- [52] 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*, Vol. 390, 2008, pp. 2008.
- [53] Nonomura, T., Goto, Y., and Fujii, K., "Aeroacoustic waves generated from a supersonic jet impinging on an inclined flat plate," *International Journal of Aeroacoustics*, Vol. 10, No. 4, 2011, pp. 401–425.
- [54] Tsutsumi, S., Takaki, R., Nakanishi, Y., Okamoto, K., and Teramoto, S., "Numerical study on acoustic radiation from a supersonic jet impinging to an inclined plate," *17th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, 2011, AIAA 2011–2922.
- [55] 中西佑太, 傾斜平板に衝突する適正膨張噴流から発生する音響現象に関する実験的研究, Ph.D. thesis, 東京大学, 2013.
- [56] Worden, T. J., Gustavsson, J. P. R., Shih, C., and Alvi, F. S., "Acoustic Measurements of High-Temperature Supersonic Impinging Jets in Multiple Configurations," *19th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, 2013, AIAA 2013–2187.
- [57] Worden, T. J., Shih, C., and Alvi, F. S., "Supersonic Jet Impingement on a Model-Scale Jet Blast Deflec-

- tor,” *AIAA Journal*, 2017.
- [58] Tam, C. K. W., “Mach wave radiation from high-speed jets,” *AIAA journal*, Vol. 47, No. 10, 2009, pp. 2440–2448.
- [59] Crow, S. C. and Champagne, F., “Orderly structure in jet turbulence,” *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 48, No. 3, 1971, pp. 547–591.
- [60] Brown, G. L. and Roshko, A., “On density effects and large structure in turbulent mixing layers,” *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 64, No. 4, 1974, pp. 775–816.
- [61] Jordan, P. and Colonius, T., “Wave packets and turbulent jet noise,” *Annual Review of Fluid Mechanics*, Vol. 45, 2013, pp. 173–195.
- [62] Sinha, A., Rodríguez, D., Brès, G. A., and Colonius, T., “Wavepacket models for supersonic jet noise,” *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 742, 2014, pp. 71–95.
- [63] Hileman, J. I., Thurow, B. S., Caraballo, E. J., and Samimy, M., “Large-scale structure evolution and sound emission in high-speed jets: real-time visualization with simultaneous acoustic measurements,” *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 544, 2005, pp. 277–307.
- [64] Juvé, D., Sunyach, M., and Comte-Bellot, G., “Intermittency of the noise emission in subsonic cold jets,” *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 71, No. 3, 1980, pp. 319–332.
- [65] Kastner, J., Samimy, M., Hileman, J., and Freund, J. B., “Comparison of noise mechanisms in high and low Reynolds number high-speed jets,” *AIAA journal*, Vol. 44, No. 10, 2006, pp. 2251–2258.
- [66] Jordan, P., Schlegel, M., Stalnov, O., Noack, B., and Tinney, C., “Identifying noisy and quiet modes in a jet,” *AIAA Paper*, Vol. 3602, 2007, pp. 2007.
- [67] Cavalieri, A. V., Jordan, P., Agarwal, A., and Gervais, Y., “Jittering wave-packet models for subsonic jet noise,” *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 330, No. 18, 2011, pp. 4474–4492.
- [68] Cavalieri, A. V., Jordan, P., Gervais, Y., Wei, M., and Freund, J. B., “Intermittent sound generation and its control in a free-shear flow,” *Physics of Fluids*, Vol. 22, No. 11, 2010, pp. 115113.
- [69] Kerhervé, F., Jordan, P., Cavalieri, A., Delville, J., Bogey, C., and Juvé, D., “Educing the source mechanism associated with downstream radiation in subsonic jets,” *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 710, 2012, pp. 606–640.
- [70] Koenig, M., Cavalieri, A. V., Jordan, P., Delville, J., Gervais, Y., and Papamoschou, D., “Farfield filtering and source imaging of subsonic jet noise,” *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 332, No. 18, 2013, pp. 4067–4088.
- [71] Kearney-Fischer, M., Sinha, A., and Samimy, M., “Intermittent nature of subsonic jet noise,” *AIAA journal*, 2013.
- [72] Unnikrishnan, S., Gaitonde, D. V., and Agostini, L., “Directivity and intermittency in the nearfield of a Mach 1.3 jet,” *International Journal of Aeroacoustics*, Vol. 16, No. 3, 2017, pp. 135–164.
- [73] Suzuki, T. and Lele, S. K., “Shock leakage through an unsteady vortex-laden mixing layer: application to jet screech,” *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 490, 2003, pp. 139–167.
- [74] Hollingsworth, M. and Richards, E., “A schlieren study of the interaction between a vortex and a shock wave in a shock tube,” *Aeronautical Research Council Technical Report*, , No. 17985, 1955.
- [75] Dosanjh, D. S. and Weeks, T. M., “Interaction of a starting vortex as well as a vortex street with a traveling shock wave,” *AIAA J*, Vol. 3, No. 2, 1965, pp. 216–223.
- [76] Ribner, H. S., “Cylindrical sound wave generated by shock-vortex interaction,” *AIAA journal*, Vol. 23, No. 11, 1985, pp. 1708–1715.
- [77] Ellzey, J. L. and Henneke, M. R., “The shock-vortex interaction: The origins of the acoustic wave,” *Fluid Dynamics Research*, Vol. 21, No. 3, 1997, pp. 171–184.

- 
- [78] Grasso, F. and Pirozzoli, S., “Shock-wave–vortex interactions: shock and vortex deformations, and sound production,” *Theoretical and Computational Fluid Dynamics*, Vol. 13, No. 6, 2000, pp. 421–456.
- [79] Inoue, O. and Hattori, Y., “Sound generation by shock–vortex interactions,” *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 380, 1999, pp. 81–116.
- [80] Mariani, R., Kontis, K., and Gongora-Orozco, N., “Head on collisions of compressible vortex rings on a smooth solid surface,” *Shock Waves*, Vol. 23, No. 4, 2013, pp. 381–398.
- [81] Manning, T. A., *A numerical investigation of sound generation in supersonic jet screech*, Ph.D. thesis, Stanford University, 1999.

# 業績一覧

## 論文

1. Masahito Akamine, Yuta Nakanishi, Koji Okamoto, Susumu Teramoto, Takeo Okunuki, and Seiji Tsutsumi, “Acoustic Phenomena from Correctly Expanded Supersonic Jet Impinging on Inclined Plate,” *AIAA Journal*, Vol. 53, No. 7, pp. 2061–2067, 2015.  
doi: 10.2514/1.J053953
2. Masahito Akamine, Koji Okamoto, Susumu Teramoto, Takeo Okunuki, and Seiji Tsutsumi, “Conditional Sampling Analysis of Acoustic Phenomena from a Supersonic Jet Impinging on an Inclined Flat Plate,” *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 59, No. 5, pp. 287–294, 2016.  
doi: 10.2322/tjsass.59.287
3. Masahito Akamine, Koji Okamoto, Kent L. Gee, Tracianne B. Neilsen, Susumu Teramoto, Takeo Okunuki, and Seiji Tsutsumi, “Effect of Nozzle–Plate Distance on Acoustic Phenomena from Supersonic Impinging Jet,” *AIAA Journal* (accepted).
4. Aaron B. Vaughn, Tracianne B. Neilsen, Kent L. Gee, Koji Okamoto, and Masahito Akamine, “Near-field spatial variation in similarity spectra decomposition of a Mach 1.8 laboratory-scale jet,” *Proceedings of Meetings on Acoustics*, Vol. 29, No. 045004, 2016.  
doi: 10.1121/2.0000456
5. Kent L. Gee, Tracianne B. Neilsen, Scott D. Sommerfeldt, Masahito Akamine, and Koji Okamoto, “Experimental validation of acoustic intensity bandwidth extension by phase unwrapping,” *JASA Express Letters*, Vol. 141, EL357, 2017.  
doi: 10.1121/1.4979604
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.  
doi: 10.2322/jjsass.66.24

## 学会発表

1. Masahito Akamine, Yuta Nakanishi, Koji Okamoto, Susumu Teramoto, Takeo Okunuki, and Seiji Tsutsumi, “Experimental Study on Acoustic Phenomena of Supersonic Jet Impinging on Inclined Flat Plate,” *52nd Aerospace Sciences Meeting*, AIAA 2014–0879, National Harbor, Maryland, USA, 2014.
2. Masahito Akamine, Koji Okamoto, Susumu Teramoto, Takeo Okunuki, and Seiji Tsutsumi, “Conditional Sampling Analysis of Acoustic Phenomena from Supersonic Jet Impinging on Inclined Flat Plate,” *30th*

- International Symposium on Space Technology and Science*, 2015-o-2-06, Kobe, Hyogo, Japan, 2015.
3. Masahito Akamine, Koji Okamoto, Kent L. Gee, Tracianne B. Neilsen, Susumu Teramoto, Takeo Okunuki, and Seiji Tsutsumi, “Comparison of Acoustic Intensity Vectors with SPL and Phase Distributions of Supersonic Jet,” *Asian Joint Conference on Propulsion and Power 2016*, AJCPP2016-089, Takamatsu, Kagawa, Japan, 2016.
  4. Masahito Akamine, Koji Okamoto, Kent L. Gee, Tracianne B. Neilsen, Susumu Teramoto, Takeo Okunuki, and Seiji Tsutsumi, “Effect of Nozzle-Plate Distance on Acoustic Phenomena from Supersonic Impinging Jet,” *22nd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, AIAA 2016-2930, Lyon France, 2016.
  5. Masahito Akamine, Koji Okamoto, Kent L. Gee, Tracianne B. Neilsen, Susumu Teramoto, Takeo Okunuki, and Seiji Tsutsumi, “Visualization Movie Analysis of Acoustic Phenomena of a Supersonic Jet and Its Comparison with Intensity Vectors,” *5th Joint Meeting of the Acoustical Society of America and Acoustical Society of Japan*, 2aPA5, Honolulu, Hawaii, USA, 2016.
  6. Masahito Akamine, Koji Okamoto, Susumu Teramoto, and Seiji Tsutsumi, “Experimental study of plate-angle effects on acoustic phenomena from a supersonic jet impinging on an inclined flat plate,” *174th Meeting of the Acoustical Society of America*, 1aNS6, New Orleans, Louisiana, USA, 2017.
  7. Kent L. Gee, Tracianne B. Neilsen, Eric B. Whiting, Darren K. Torrie, Masahito Akamine, Koji Okamoto, Susumu Teramoto, and Seiji Tsutsumi, “Application of a Phase and Amplitude Gradient Estimator to Intensity-Based Laboratory-Scale Jet Noise Source Characterization,” *Berlin Beamforming Conference 2016*, BeBeC-2016-D3, Berlin, Germany, 2016.
  8. Kent L. Gee, Tracianne B. Neilsen, Darren K. Torrie, Masahito Akamine, Koji Okamoto, Susumu Teramoto, Takeo Okunuki, and Seiji Tsutsumi, “Near-field acoustical array measurements of an impinging supersonic jet,” *170th Meeting of the Acoustical Society of America*, 4aPA1, Jacksonville, Florida, USA, 2015.
  9. Kent L. Gee, Tracianne B. Neilsen, Eric B. Whiting, Darren K. Torrie, Masahito Akamine, and Koji Okamoto, “Intensity-based laboratory-scale jet noise source characterization using the phase and amplitude gradient estimator method,” *5th Joint Meeting of the Acoustical Society of America and Acoustical Society of Japan*, 2aPA8, Honolulu, Hawaii, USA, 2016.
  10. Aaron B. Vaughn, Tracianne B. Neilsen, Kent L. Gee, Koji Okamoto, and Masahito Akamine, “Spatial variation in similarity spectra decompositions of a Mach 1.8 laboratory-scale jet,” *5th Joint Meeting of the Acoustical Society of America and Acoustical Society of Japan*, 2aPA9, Honolulu, Hawaii, USA, 2016.
  11. Tracianne B. Neilsen, Aaron B. Vaughn, Kent L. Gee, Masahito Akamine, Koji Okamoto, Susumu Teramoto, and Seiji Tsutsumi, “Level-reduced Wavepacket Representation of Mach 1.8 Laboratory-Scale Jet Noise,” *23rd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, AIAA 2017-4049, Denver, Colorado, USA, 2017.
  12. Kent L. Gee, Masahito Akamine, Koji Okamoto, Tracianne B. Neilsen, Mylan R. Cook, Seiji Tsutsumi, Susumu Teramoto, and Takeo Okunuki, “Characterization of Supersonic Laboratory-Scale Jet Noise with Vector Acoustic Intensity,” *23rd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, AIAA 2017-3519, Denver, Colorado, USA, 2017.
  13. Jacob A. Ward, S. Hales Swift, Kent L. Gee, Tracianne B. Neilsen, Koji Okamoto, and Masahito Akamine, “Calculating the frequency-dependent apparent source location using peak cross-correlation between near-field and far-field microphone arrays,” *174th Meeting of the Acoustical Society of America*, 1pNS9, New Orleans, Louisiana, USA, 2017.

14. Kazuya Fukatsu, Masahito Akamine, Koji Okamoto, and Susumu Teramoto, “Laser Optical Measurement of Acoustic Phenomena of a Supersonic Jet Using 2-D Position Sensitive Detector,” *Asian Joint Conference on Propulsion and Power 2018*, Xiamen, China, 2018 (発表予定).
15. 赤嶺政仁, 中西佑太, 岡本光司, 奥抜竹雄, 寺本進, 「斜め平板への超音速衝突噴流に対する非定常シュリーレン動画解析」, 第 45 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 2013, 1A04, 東京, 2013 年.
16. 赤嶺政仁, 岡本光司, 奥抜竹雄, 寺本進, 堤誠司, 「条件付抽出法を用いた超音速衝突噴流の音響・可視化画像解析」, 第 55 回航空原動機・宇宙推進講演会, 2A09, 富山, 2015 年.
17. 赤嶺政仁, 岡本光司, 寺本進, 奥抜竹雄, 堤誠司, 「超音速衝突噴流から生じる音響現象の条件付抽出解析と平板傾斜角の影響」, 第 57 回航空原動機・宇宙推進講演会, 1C02, 那覇, 2017 年.

## 受賞歴

名 称 第 27 回 (2017 年度) 日本航空宇宙学会奨励賞

授与母体 日本航空宇宙学会

受賞対象 Masahito Akamine, Koji Okamoto, Susumu Teramoto, Takeo Okunuki, and Seiji Tsutsumi, “Conditional Sampling Analysis of Acoustic Phenomena from a Supersonic Jet Impinging on an Inclined Flat Plate,” *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 59, No. 5, pp. 287–294, 2016.

(2018 年 4 月 20 日総会にて受賞予定)

## 謝辞

本研究の一部は、日本学術振興会特別研究員奨励費(16J08627)及び東京大学大学院新領域創成科学研究科学術研究奨励金の助成を受けた。音響インテンシティベクトルの計測は、日本学術振興会平成27年度外国人招へい研究者(短期)の助成を受けた。

本研究を行うにあたってお世話になった、以下の方々に謝意を示す。岡本光司准教授には、研究の方針から論文の執筆、学会への参加、予算の申請や執行等に至るまで幅広くご指導頂いた。また寺本進教授には、シュリーレン可視化動画へ条件付抽出法を適用することのアイデアを始め、多くのご助言を頂いた。このほか審査では、渡辺紀徳教授、鈴木宏二郎教授、小泉宏之准教授に様々なご指摘を頂き、本論文を改善することができた。

山口和夫助教には、圧力センサのアダプタ等の製作や、物品の発注等をして頂き、またカメラレンズ等を貸して頂いた。奥抜竹雄技官には、風洞設備の操作をして頂く等でお世話になった。

株式会社フォトロンの桑原譲二博士には、高速度カメラをお貸しいただいた。

音響インテンシティベクトル計測は、Brigham Young UniversityのDr. Kent L. Gee, Dr. Tracianne B. Neilsenとの共同で計測したもので、マイクロホン等の設備及び解析プログラムを使用させて頂いた。この共同研究の実施にあたっては、またその他学会等においても、宇宙航空研究開発機構の堤誠司博士にご協力頂いた。

本研究の議論、及び使用した設備は中西佑太博士の研究のものを基礎としている。また風洞実験にあたっては佐々木聖様、廣兼真梨子様、今野千尋様、深津和也様、黒川将志様、関口侑矢様、近藤悠太様に手助けをして頂いた。

このほか寺本/岡本研究室の王宝潼博士、鄧実博士、大楽到様、李允台様、川端洋輔博士、後藤健太様、大内拓也様、都木貴彦様、久村太一様、宮鍋昂大様、真田浩希様、植田順也様、山下陽平様、藤下彰将様、下河翔太郎様、王欣様、西村将吾様、山野翔太様、中野匠様、朴悠志様、竹村英俊様、藤田旭洋様、生田圭一郎様、キムフィジョン様、木村永翔様、森田雅之様、及び防衛大学校の中津留友也様には研究室輪講でご指摘を頂く等お世話になった。また姫野武洋准教授、井上智博特任准教授、佐久間康典助教、立石敦特任助教、及び渡辺姫野研究室の学生の皆様にも合同輪講で話を聞いていただき、様々なご助言を頂いた。また小野りり香様ほかお世話になった全ての方々と家族、及び興味深い物理現象に謝意を示す。