

超音速ジェットの音源位置と周波数特性

古 嶋 慎 太 郎^{*1}・國 司 健 吾^{*1}・荒 木 幹 也^{*2}・小 島 孝 之^{*3}
 田 口 秀 之^{*3}・Juan C. Gonzalez Palencia^{*2}・志 賀 聖 一^{*2}

^{*1} 群馬大学 大学院理工学専攻 修士課程
^{*2} 群馬大学 大学院理工学府 知能機械創製部門
^{*3} 宇宙航空研究開発機構 航空技術部門

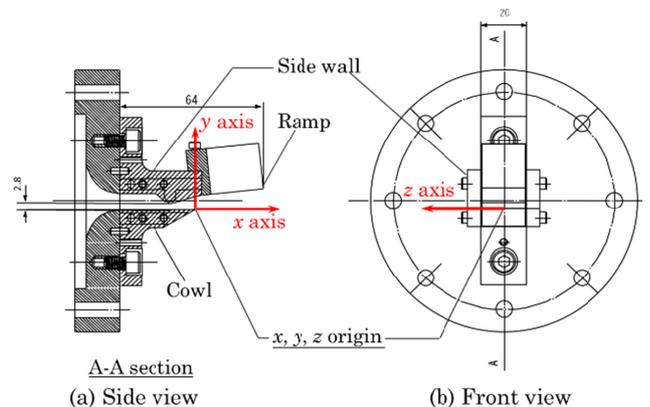
1. 緒 言

現在、宇宙航空研究開発機構（JAXA）において、予冷ターボジェット（PCTJ）エンジンの研究が進められている¹⁻⁶。PCTJ エンジンは、離陸からマッハ5での巡航までを単一のサイクルで実現するエンジンである。超音速巡航に対応したターボジェットエンジンであり、離陸時の騒音低減が課題である。また幅広い飛行マッハ数、飛行高度での作動が要求されるため、矩形の高度補償ノズルの採用が検討されている。群馬大学では、PCTJ エンジンの矩形極超音速ノズルに対するジェット騒音低減デバイスの適用を検討してきた⁷⁻⁹。しかしながら、複雑な形状を有する矩形極超音速ノズルの音響放射特性は、従来の円形ノズルとは大きく異なることが示されており、ジェット騒音低減デバイスの効率的な開発には、音源の位置と規模の把握が必須である。

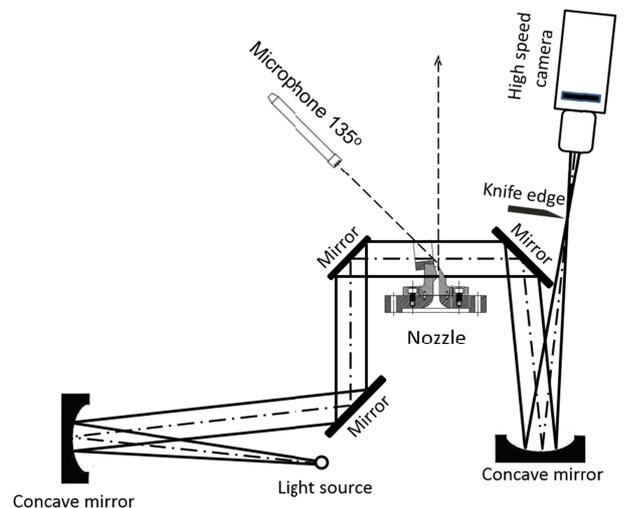
本研究では、シュリーレン光学系とマイクロフォンを用いた音源探査¹⁰により、矩形極超音速ノズルのジェット騒音源の位置と規模を実験的に調査する。シュリーレン光学系を用いることで、ジェット内部の乱流変動とジェットから放出される音波を同時に検出する。さらにマイクロフォンで取得された遠方場騒音のデータを参照することで、乱流変動のうち騒音放射に寄与する領域のみを抽出する。この手法により、矩形極超音速ノズルにおいては、放射角度ごとに音源位置・音源強度に違いがあることが示唆されている¹⁰。さらに今回は、騒音周波数ごとの解析を実施し、騒音周波数と音源位置の関係を調査する。

2. 実験装置及び方法

2.1 供試ノズル 図1に、矩形極超音速ノズル概略を示す。ノズルは、ランプ、カウル、側壁から構成される。ノズル幅20mm、スロート高さ2.8mmである。本研究ではシュリーレン光学系を用いるため、ランプの一部を石英ガラスで製作し、ランプ壁面上の乱流変動も可視化できるようにした。作動流体は非加熱空気であり、ジェットの全温は室温である。カウル下流端中央を座標系の原点とする。流れ方向をx軸、鉛直上向き方向をy軸、水平方向をz軸と定義する。なお、ランプに対してy軸正の方向を上側、y軸負の方向を下側と称する。ノズル圧力比



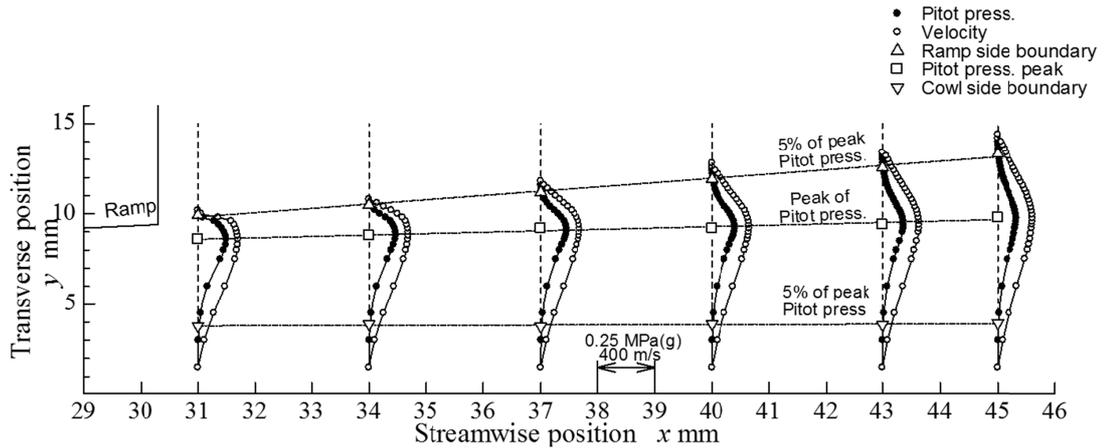
第1図 矩形極超音速ノズル概略



第2図 計測系概略

は2.7、ジェットマッハ数は1.28であり、実機の離陸時のマッハ数に近い値である。

2.2 計測方法 図2に計測系概略を示す。シュリーレン光学系を用いることで、ジェット内部の乱流変動とジェットから放出される音波を輝度変動として検出する。無響箱を用いるため、



第3図 ピトー圧および速度分布

シュリーレン光学系の光路は表面鏡を用いて折りたたまれている。平行光がジェット内部やその近傍を通過すると、ジェット内の乱流変動ならびにジェット外へ伝播する音波により平行光は屈折する。ジェットを通過した平行光は凹面鏡により集光される。焦点にナイフエッジを挿入することで、光の屈折量は輝度に変換される。ナイフエッジは、流れと垂直に挿入した。ナイフエッジを通過した光は、ハイスピードカメラで取得される。フレームレート 200 kHz で取得された像はピクセルごとにフーリエ変換され、周波数ごとの輝度振幅 ΔI が算出される。その結果から折返し周波数である 100 kHz までの ΔI の積分値である $\Sigma \Delta I$ をそのピクセルにおける輝度変動と定義した。

1/8 インチマイクロフォンを用い、遠方騒音を計測した。設置角度は、エンジン空気取入口を基準に $\theta = 135 \text{ deg}$ とした。非加熱空気を用いた際に主要な音響放射が観測される⁷⁻¹⁰⁾ ランプ側で音響計測を行った。サンプリング周波数はハイスピードカメラと同様 200 kHz とした。ナイキストの折返しから有効周波数は 100 kHz である。シュリーレン光学系を用いた輝度変動計測と、マイクロフォンを用いた遠方騒音計測は、外部トリガにより完全に同期した状態で行われる。

2.3 輝度変動と遠方騒音の相互相関解析 本研究では、ジェット内の乱流変動と遠方場での音圧波形の相似性を評価することで、乱流変動の中から音響放射へ寄与する変動のみを抽出する手法を用いる¹⁰⁾。このため、シュリーレン光学系により計測される輝度の時間波形（輝度変動）とマイクロフォンにより計測される音圧の時間波形（圧力変動）の相互相関解析を行う。相互相関関数は式 (1) のように定義した。

$$R_{\Delta I p} = \frac{\langle f(t), q(t + \tau) \rangle}{[f_{\text{RMS}} q_{\text{RMS}}]} \quad (1)$$

ここで、 t は時刻、 τ は遅れ時間である。 f は輝度変動を、 q は圧力変動を表し、 f_{RMS} と q_{RMS} はそれぞれ輝度変動と圧力変動の RMS 値である。RMS 値で除することで、波形の振幅に依存せず、波形の相似性のみについて評価することになる。波形が完全に相似であれば相互相関値は 1 となり、完全にランダムであ

れば 0 となる。この 0~1 の値で、相似性を評価する。

3. 結果および考察

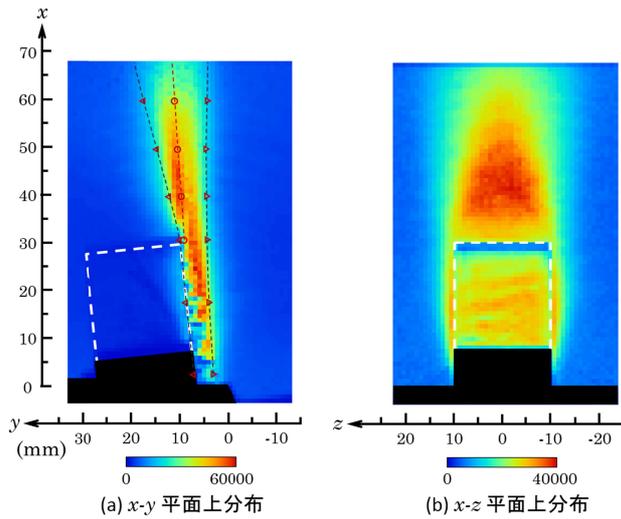
3.1 ジェットのピトー圧分布 図3にピトー圧および速度分布⁸⁾を示す。横軸は x 座標、縦軸は y 座標であり、 $x = 30 \text{ mm}$ に位置するのがランプ下流端である。先端外径 0.3 mm のピトー管を用い、 $z = 0 \text{ mm}$ (対象面) でスキャンした。得られたピトー圧から、レイリーのピトー管公式を用いて速度を算出した。

ピトー圧の最大値の 5% の値を取る y 座標をジェット外縁と定義する。カウル出口から噴出したジェットは、ランプ壁面上を流下する。ランプ壁面上では境界層が、大気にばく露される側ではせん断層が発達する。この非対称性により、ランプ下流端から噴出したジェットは、ランプ側に非常に急峻な速度勾配をもつことが分かる。このことは、ランプ側せん断層に主要な音源があることを示唆している。

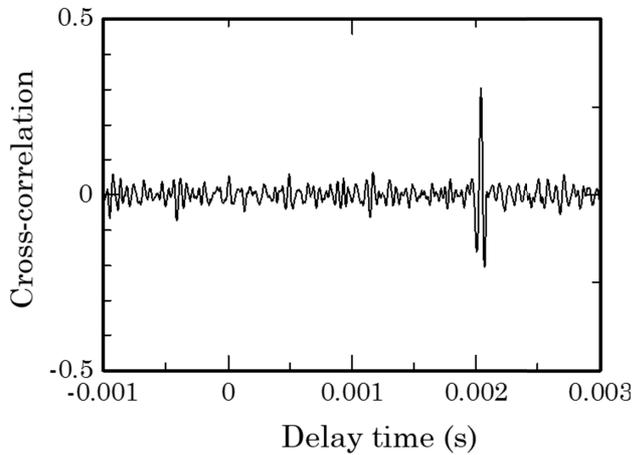
3.2 輝度変動分布 図4に $x-y$ 平面、 $x-z$ 平面における輝度変動振幅分布を示す。図4 (a) の横軸は y 座標、縦軸は x 座標である。図4 (b) の横軸は z 座標、縦軸は x 座標である。図中の白い破線はガラスランプの存在する領域を、三角のプロットはピトー圧分布で示したジェット外縁を、丸いプロットは最大ピトー圧を示す位置を表している。カラーバーは輝度変動の大きさを示している。

図4 (a) より、ジェット内部で明瞭な輝度変動が観測されることが分かる。輝度の大きな領域は、カウル出口から $x = 60 \text{ mm}$ 程度まで続くようである。輝度変動はジェット外部においても検出されるが、その振幅はジェット内部より小さいことが確かめられる。これは静止大気中を伝播する圧力変動、すなわち音波そのものの変動をとらえたものと考えられる。図4 (a) の $x-y$ 平面分布に対して図4 (b) の $x-z$ 平面分布の振幅が小さな値を示すのは、ジェットが扁平であり光学厚さが大きく異なるためである。また、ランプ壁面上にショックセル構造が存在することが確認できる。

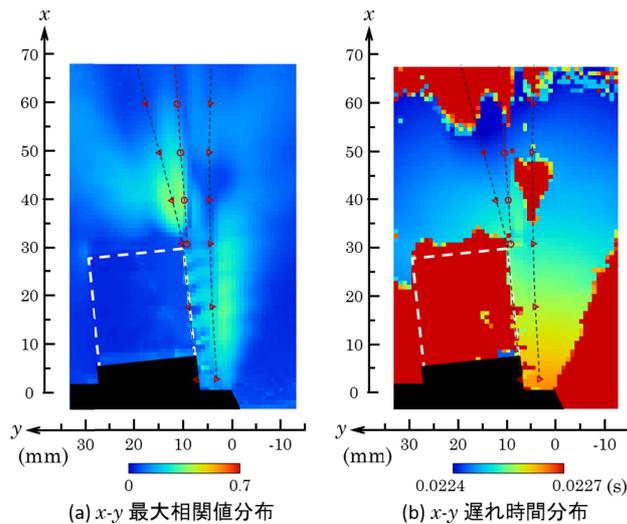
ここで、ジェット内部の輝度変動すべてがジェット騒音源の振舞いを示しているわけではないことに注意が必要である。どの位置の輝度変動が、遠方場で観測されるジェット騒音の源と



第4図 輝度変動分布



第5図 相互相関関数



第6図 最大相互相関分布

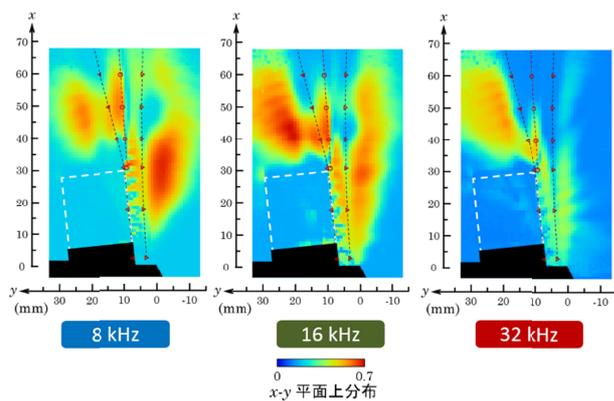
なるのか、確認する必要がある。

3.3 最大相互相関値分布 輝度変動と遠方場騒音の相互相関解析を行うと、相互相関関数を得ることができる。図5に $x=40$ mm, $y=10$ mmにおける輝度変動と135 deg マイクロフォンで取得した遠方場騒音との相互相関関数を示す。相互相関関数はある遅れ時間で最大値をとることがわかる。各ピクセルの輝度変動と遠方場騒音の相互相関関数を取得し、その最大値を分布したものを最大相互相関値分布とした。

図6 (a) に x - y 平面における輝度変動と遠方場騒音の最大相互相関値分布を示す。図6 (b) は相互相関関数が最大値となったときの遅れ時間分布である。横軸は y 座標、縦軸は x 座標である。図中の白い破線はガラスランプの存在する領域を、三角のプロットはピトー圧分布で示したジェット外縁を、丸いプロットは最大ピトー圧を示す位置を表している。カラーバーはそれぞれ相関値と遅れ時間を示している。ジェットの内部においてランプ側せん断層内部 $x=40$ mm, $y=10$ mm 付近に高い相関値を確認することができる。これはランプ側せん断層内に急峻な速度勾配が形成されているためであると考えられる。ジェットの外において、ランプ側せん断層内部から放出されている音波も確認できる。よって主要なジェット騒音源はランプ側せん断層内部に存在していることが示唆される。

図6 (a) において、カウル側せん断層内部の上流側(ランプの右側)でも高い相関値を確認することができる。また、遅れ時間分布では、遅れ時間がカウル側せん断層内部とランプ側せん断層内部で連続的に変化していることがわかる。これはカウル側せん断層内部とランプ側せん断層内部の乱流変動が連動していることを示している。よって、カウル側せん断層内の擾乱がランプ側せん断層内部の擾乱原になっていることが示唆される。

図7に周波数分離した最大相互相関値分布を示す。周波数分離は輝度変動、遠方場騒音ともにバンドパスフィルタを用いて行った。横軸は y 座標、縦軸は x 座標である。図中の白い破線はガラスランプの存在する領域を、三角のプロットはピトー圧分布で示したジェット外縁を、丸いプロットは最大ピトー圧を示す位置を表している。カラーバーは相関値を示している。バンド幅は1オクターブバンドで、中心周波数は8 kHz, 16 kHz, 32 kHzである。それぞれ横軸は y 座標、縦軸は x 座標である。ランプ側せん断層内の相関値は8 kHzで $x=50$ mm, $y=12$ mm, 16 kHzで $x=44$ mm, $y=11$ mm, 32 kHzでは $x=38$ mm, $y=10$ mmにおいて最大値である。値はそれぞれ0.58, 0.63, 0.50であった。よって、高い周波数の騒音源であるほど、音源は上流に位置していることが示された。これは上流であるほど渦のスケールが小さいためであると考えられる。



第 7 図 最大相互相関分布 (周波数分離)

謝 辞

本研究は、宇宙航空研究開発機構と群馬大学との共同研究として実施された。本研究の実施に当たり、群馬大学大学院生 (当時) 高橋康拓氏、群馬大学大学院生 井出克伸氏、森優樹氏の協力を頂いた。ここに記して謝意を表す。

結 言

本研究では、シュリーレン光学系とマイクロフォンを用いた音源探査により、矩形極超音速ノズルのジェット騒音源の位置と規模を実験的に調査した。さらに、騒音周波数ごとの解析を実施し、騒音周波数と音源位置の関係を調査し、以下の知見を得た。

1. シュリーレン光学系を用いることで、ジェット内部の輝度変動分布を得た。
2. 輝度変動と遠方騒音の相互相関解析を行うことで、ジェット騒音源を可視化することができた。
3. 主要なジェット騒音源はランプ側せん断層内に存在していることが示された。
4. 高い周波数の騒音源ほど、上流に位置していることが示された。

参考文献

- 1) Takayuki Kojima, Hiroaki Kobayashi, Hideyuki Taguchi, Katsuyoshi Fukuba, Kazuhisa Fujita, Hiroshi Hatta, Ken Goto and Takuya Aoki, "Design Study of Hypersonic Components for Precooled Turbojet Engine," 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA 2008-2504, Dayton, OH, (2008).
- 2) Hiroaki Kobayashi, Shujiro Sawai, Hideyuki Taguchi, Takayuki Kojima, Katsuyoshi Fukuba, Kazuhisa Fujita and Tetsuya Sato, "Hypersonic Turbojet Engine Design of a Balloon-Based Flight Test Vehicle," 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA 2008-2620, Dayton, OH, (2008).
- 3) Hideyuki Taguchi, Kenya Harada, Hiroaki Kobayashi, Takayuki Kojima, Motoyuki Hongoh, Daisaku Masaki, Shujiro Sawai, and Yusuke Maru, "Firing Test of a Hypersonic Turbojet Engine Installed on a Flight Test Vehicle," 16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and

- Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA 2009-7311, Bremen, Germany, (2009).
- 4) Takayuki Kojima, Hiroaki Kobayashi, Hideyuki Taguchi, and Ken Goto, "Design and Fabrication of Variable Nozzle for Precooled Turbojet Engine," 16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA 2009-7312, Bremen, Germany, (2009).
- 5) Hiroaki Kobayashi, Hideyuki Taguchi, Takayuki Kojima, and Tetsuya Sato, "Performance Analysis of Mach 5 Hypersonic Turbojet Developed in JAXA," 18th AIAA/3AF International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA 2012-5839, Tours, France, (2012).
- 6) Hideyuki Taguchi, Hiroaki Kobayashi, Takayuki Kojima, Atsushi Ueno, Motoyuki Hongoh, Kenya Harada, and Takuya Aoki, "Hypersonic Flight Experiment Plan of Pre-Cooled Turbojet Engine," 18th AIAA/3AF International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA 2012-5840, Tours, France, (2012).
- 7) Mikiya Araki, Masayuki Fukuda, Takayuki Kojima, Hideyuki Taguchi, and Seichi Shiga, "Feasibility of Aerodynamic-Tab jet Noise Suppressors in a Hypersonic Nozzle at Takeoff," *AIAA journal*, Vol. 50, No. 3, (2012), pp. 751-755.
- 8) 村木瑞穂, 荒木幹也, 小島孝之, 田口秀之, 志賀聖一, "スリット噴射が矩形極超音速ノズルからの排気騒音に及ぼす影響," *日本航空宇宙学会論文集*, Vol. 61, No. 5, (2013), pp. 141-149.
- 9) 村木瑞穂, 荒木幹也, 小島孝之, 田口秀之, 志賀聖一, ゴンザレスファン, "スリット噴射が極超音速ノズルから噴出する超音速噴流の不安定性に及ぼす影響," *日本航空宇宙学会論文集*, Vol. 63, No. 2, (2015), pp. 53-59.
- 10) Mikiya Araki, Kohei Morita, Yasuhiro Takahashi, Takayuki Kojima, Hideyuki Taguchi, and Seichi Shiga, "Experimental Investigation of Jet Noise Sources in a Hypersonic Nozzle at Takeoff," *AIAA Journal*, Vol. 53, No. 3 (2015), pp. 789-794.