

超音速ジェットにおける大規模乱流構造騒音放射機構の調査

桑添 裕斗^{*1}・荒木 幹也^{*2}・小島 孝之^{*3}・
田口 秀之^{*3}・Juan C. González 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

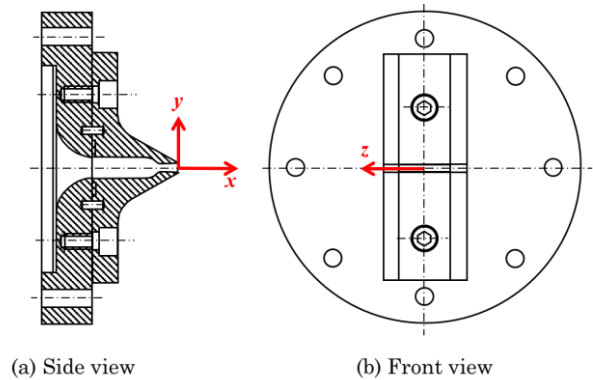
1. 緒 言

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⁽¹⁻¹³⁾を搭載した極超音速航空機（HST）が研究開発中である。PCTJ エンジンは、離陸からマッハ 5 での巡航までを単一のエンジンサイクルで実現する意欲的なエンジンである。極超音速巡航を前提とした設計のため、投影面積は小さく、排気速度は高い。このため離陸時の騒音低減が大きな課題である。PCTJ エンジンの騒音低減デバイスについては、本研究室で空力タブ⁽⁹⁻¹⁰⁾、スリット噴射⁽¹⁴⁻¹⁵⁾などの検討を行ってきた。ノズルスロットを通過したジェットは外部ランプに沿って流れ、ランプ下流端から大気へと噴出する。噴出したジェットは速度分布は上下非対称であり、ランプ側せん断層に急峻な速度勾配が形成される。本研究室では、この矩形極超音速ノズルを対象にジェット騒音の音源探査⁽¹³⁾を実施してきた。この結果、ランプ側せん断層内に主要な音源があることが確認されている。また、ジェット騒音の音響計測より、OSAPL のピーク角度において F-spectrum と呼ばれる特有の山型形状を持つ普遍的なスペクトルを確認した。

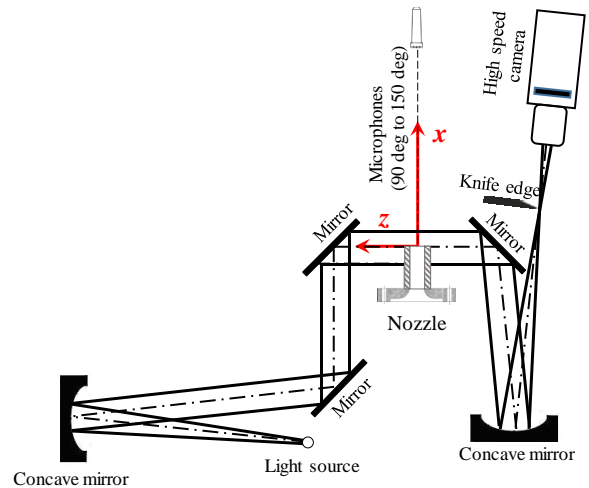
ジェット騒音の音源は小規模渦と大規模渦構造の 2 つである¹⁶⁾。超音速ジェットにおけるジェット騒音は大規模乱流構造による騒音が支配的である。大規模渦構造は F-spectrum と呼ばれる特有の山型形状を持つ普遍的なスペクトルを形成すること、F-spectrum はジェット下流で計測するほどピークが低周波に存在することが示唆されている¹⁶⁾。本研究ではシュリーレン光学系を用いて、ジェット騒音を輝度変動として可視化した後、ウェーブレット変換を用いることで、輝度変動から音波放射現象を抽出する。さらに大規模乱流構造からの音波放射現象を観察することで、超音速ジェットにおける大規模乱流構造騒音の放射メカニズムを示すことを目的とする。

2. 実験装置および方法

2.1 矩形ラパルノズル 第 1 図に矩形極超音速ノズル概略を示す。ノズル幅 20 mm、スロット高さ 2.8 mm である。ノ



第1図 矩形ラパルノズル概略



第2図 計測系概略

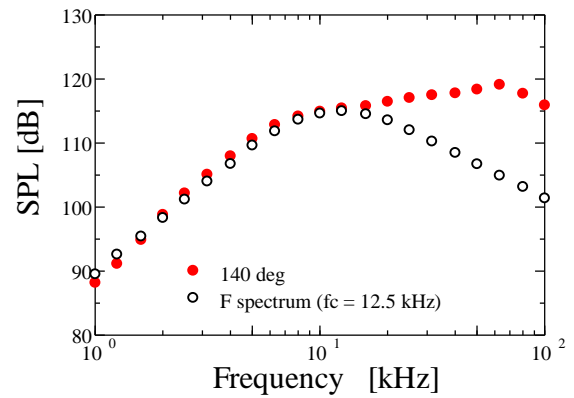
ズル出口中央を座標系の原点とする。流れ方向を x 軸、鉛直上向き方向を y 軸、水平方向を z 軸と定義する。ジェットマッハ数は $M_j=1.43$ であり、ジェットは適正膨張である。ジェット速度は 592m/s である。ジェット全温は 288 K で室温であり、作動流体は空気と He の混合気である。

2.2 計測方法 第 2 図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。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。フレームレートは 200 kHz である。また、1/8 インチマイクロフォンを用い、遠方場騒音を計測した。設置角度は、エンジン空気取入口を基準に、 $\theta_{inlet} = 90 \sim 150 \text{ deg}$ の範囲で騒音計測を行った。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場騒音計測は、外部トリガにより完全に同期した状態で行われる。

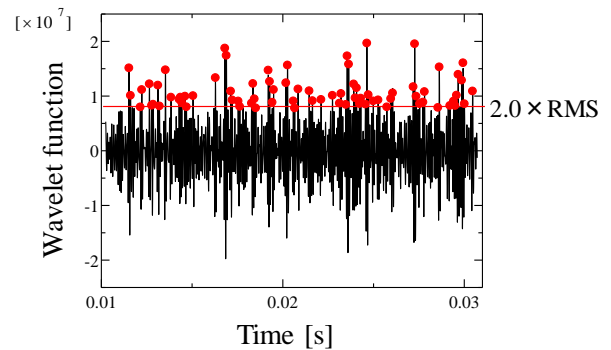
2.3 音波放射現象の抽出 任意の計測位置でジェット騒音を輝度変動として捉えた後、ウェーブレット変換を行うことで、輝度変動の時系列に対する各周波数成分がわかる。任意の計測位置および周波数において、ウェーブレット関数の値が高い値を示した時刻が、音波が計測位置を通過した時刻である。この時刻の輝度分布を重ね合わせることで、音波放射現象を抽出することができる。ウェーブレット変換には、Gabor のマザーウェーブレットを用いた。本研究では輝度変動の時系列に対する各周波数成分の相対値がわかればよいので、ウェーブレット変換にはマザーウェーブレットの虚部のみを用いている。

3. 実験結果および考察

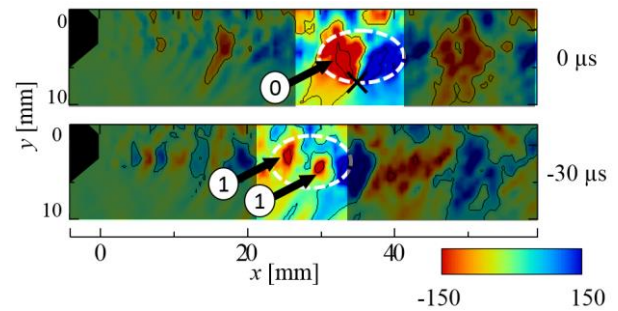
3.1 遠方場騒音 第 3 図にピーク角度である 140 deg マイクロフォンで取得した遠方場騒音の周波数特性を 1/3 オクターブ幅でオクターブバンド解析したものを示す。横軸は周波数、縦軸は SPL である。赤いプロットは 140 deg マイクロフォンでの結果を示し、白抜きのプロットは大規模渦構造によるジェット騒音の相似スペクトルである F-spectrum を示している¹⁷⁻¹⁸⁾。140 deg の遠方場騒音の周波数特性は、F-spectrum に良く似た傾向であることがわかる。このことから 140 deg マイクロフォンで取得した遠方場騒音は大規模乱流構造によるジェット騒音であることがわかる。このマイクロフォンにおけるブロードバンドピークは 70kHz ほどに存在するが、これは衝撃波関連騒音であると示唆される¹⁹⁻²⁰⁾。F-spectrum をフィッティングした結果、大規模渦構造騒音のピークは 12.5 kHz に存在している。



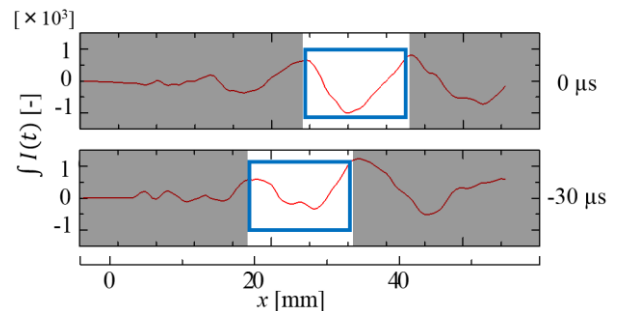
第 3 図 遠方場騒音の周波数特性



第 4 図 12.5 kHz における輝度変動のウェーブレット関数



第 5 図 12.5 kHz における音波放射時の平均輝度分布 (0~30 μs)



第 6 図 12.5 kHz における音波放射時の渦中心での輝度分布の積分値 (0~30 μs)

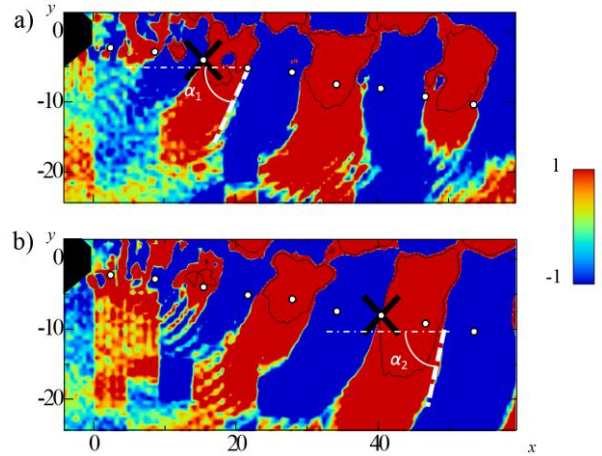
3.2 音波放射時刻の選定 第 4 図に参照点 $(x, y) = (34.1, -12.9)$ mm での 12.5 kHz における輝度変動のウェーブレット関数を示す。横軸は時間、縦軸はウェーブレット関数である。ウェーブレット関数の値が大きな値を示し、かつその値がピークの頂点に達している時刻が参照点で音波をとらえた時刻であり、赤丸で示した。各周波数のウェーブレット関数の RMS 値を算出し、ウェーブレット関数が RMS 値の 2 倍以上の値に達した時刻を音波放射時刻と定義した。

3.3 音波放射現象の抽出 第 4 図で選定した 12.5 kHz の音波放射時刻から 76 回の音波放射現象を抽出した平均輝度分布を第 5 図に示す。音波放射を捉えた時刻 0 μ s および音波放射を捉えた時刻から -30 μ s の平均輝度分布を示す。カラーバーは輝度の大きさを示しており、渦や音波による輝度の変化を観察しやすいように色合いを調節している。図中の黒い×印は音波をとらえた参照点を示している。参照点を中心に流れ方向に周期的な模様を確認できる。これは音源となる渦と渦から放射される音波に周期性があるためである。図中において観察する渦を黒い矢印で示した。矢印の番号は世代を表している。参照点で音波をとらえた時刻における渦を第 0 世代とする。-30 μ s で渦がもともと 2 つであったことが確認できる。合体前の渦を第 1 世代とする。このとき、第 1 世代の渦のスケールは小さいことがわかる。

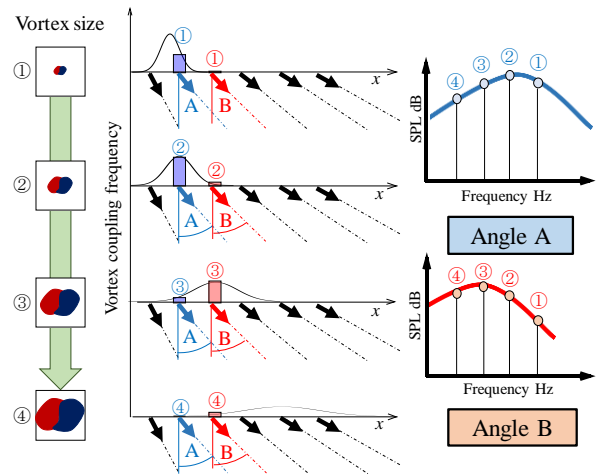
第 6 図に平均輝度分布において渦中心を通る輝度変動の x 方向成分のみを抜き出し、積分した波形を示す。横軸は x 座標、縦軸は輝度変動の積分値である。シュリーレン法における輝度は密度勾配を示すことから、積分値は密度であり、これは圧力に対応するということができる。渦中心は負圧となることから、青い四角で囲った部分を渦とした。-30 μ s で渦がもともと 2 つであったことが確認でき、合体前の渦は合体後より渦中心の圧力が高かったことがわかる。渦合体の瞬間に渦中心の圧力が減少し、これが周辺大気に圧力波として伝わったものが音波となっていると考えられる¹⁷⁾。

第 7 図に平均輝度分布に中心周波数 12.5kHz でバンド幅 1 オクターブのバンドパスフィルタをかけたものを示す。図中の黒い×印は音波をとらえた参照点を示している。参照点はそれぞれ、a)が上流参照点であり、b)が下流参照点である。上流を $(x, y) = (15.6, -9.5)$ mm、下流を $(x, y) = (40.3, -13.5)$ mm とした。白いプロットをジェットの外縁とした。白い点線の内側はジェットである。いずれも音波放射を捉えた時刻から 35 μ s 後の平均輝度分布を示している。ジェット外部に音波と考えられる輝度パターンを確認できる。音波の波面を白い破線で示した。この波面角度は、下流における音波のもの (α_2) ほど上流の音波のもの (α_1) よりジェット軸に対して大きな角度を持っていることがわかる。

第 8 図に結果から推測される超音速ジェットにおける大規模乱流構造騒音の放射メカニズムを示す。結果から推定



第 7 図 バンドパスフィルタをかけた 12.5 kHz 音波放射時の平均輝度分布 (35 μ s)



第 8 図 超音速ジェットにおける大規模乱流構造騒音の放射メカニズム

される合体時の渦スケールごとの渦合体頻度と x 方向距離の関係、および予測される遠方場騒音のスペクトルを示した。縦軸を渦の合体頻度、横軸は x 方向距離である。縦に①から④に 4 つ並ぶのは、それぞれの合体時の渦スケールの渦合体頻度の分布を示し、上から下にかけて合体時の渦スケールは大きくなる。音波は渦合体によって発生し、高周波の音波は、低周波に比べ音波放射は上流で発生する。上流で渦合体し放射される音波は下流で渦合体し放射される音波に比べ、ジェット軸から離れた角度で放射される。これらの渦合体から放射された音波をある角度 A で計測した場合、A に相当する角度に放射されている音波は②の渦合体時のスケールにより放射される音波が比較的高いため、②の渦合体時のスケールにより放射される音波の周波数に高い SPL をとる。角度 B で計測した場合、B に相当する角度に放射されている音波は③の渦合体時のスケールにより放射される音波の周波数に高い SPL をとる。これ

らの原因から、大規模乱流構造騒音は F-spectrum と呼ばれる特有の山型形状を持つ普遍的なスペクトルを形成し、そのピークはジェットに対して下流角度で計測するほど低周波になると考えられる。

4. 結 言

- 1) ウェーブレット変換を用いた画像の重ねあわせによって、音波の放射現象を抽出した。
- 2) 渦の合体と音波の放射現象の関連を推定した。
- 3) 音波の放射現象を抽出した結果、大規模乱流構造騒音のスペクトルが特有の形状を構成する原因を推定した。

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）國氏健吾氏、井出克伸氏、森優樹氏、増田祥子氏、群馬大学学部生（当時）深代雄樹氏の協力を頂いた。ここに記して謝意を表す。

参考文献

- 1) Takayuki Kojima, Hiroaki Kobayashi, Hideyuki Taguchi, Katsuyoshi Fukiba, 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 Fukiba, 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) Hidemasa Miyamoto, Akiko Matsuo, Takayuki Kojima and Hideyuki Taguchi, "Numerical Analysis of Rectangular Plug Nozzle Considering Practical Geometry and Flow Conditions," *45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, AIAA 2007-0031, Reno, NV, 2007.
 - 6) Katsuyoshi Fukiba, Shou Inoue, Hidetoshi Ohkubo, and Tetsuya Sato, "New Defrosting Method Using Jet Impingement for Precooled Turbojet Engines", *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 23, No. 3 2009, pp. 533-542.
 - 7) Shunsuke Nishida, George Ianus, Hisashi Taneda, Shonosuke Kita, Hideyuki Taguchi, Masafumi Utsumi., Takeo Okunuki, Mikiya Araki, Shuhei Takahashi, Osamu Imamura, Mitsuhiro Tsue, "Measurements of Combustion and NOx Emission Characteristics in Afterburner of Pre-Cooled Turbo Jet," *28th International Symposium on Space Technology and Science*, ISTS 2011-a-46, Okinawa, Japan, 2011.
 - 8) Hiroaki Kobayashi, Shoji Sakaue, Hideyuki Taguchi, Takayuki Kojima, Shunsuke Araki, Takakage Arai and Ryosuke Saito, "Mixing Enhancement on the Afterburner with Fuel Injection Struts for Hypersonic Vehicle," *17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, AIAA 2011-2328, San Francisco, CA, 2011.
 - 9) Mikiya Araki, Masayuki Fukuda, Takayuki Kojima, Hideyuki Taguchi, and Seiichi Shiga, "Feasibility of Aerodynamic-Tab Jet Noise Suppressors in a Hypersonic Nozzle at Takeoff," *AIAA Journal*, Vol. 50, No. 3, 2012, pp. 751-755.
 - 10) Mikiya Araki, Masahiro Tsukamoto, Takayuki Kojima, Hideyuki Taguchi and Seiichi Shiga, "Thrust Measurement of a Rectangular Hypersonic Nozzle Using an Inclined Baffle Plate," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 28, No. 6, 2012, pp. 1258-1267.
 - 11) Mikiya Araki, Yasuhiro Ijuin, Shunsuke Nishida, Osamu Imamura, Takayuki Kojima, Hideyuki Taguchi, and Seiichi Shiga, "Mean-Flow and Acoustic Characteristics of Cold-Jets Issuing from a Rectangular Hypersonic Nozzle," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 30, No. 1, 2014, pp. 221-232
 - 12) Mikiya Araki, Yasuhiro Ijuin, Shunsuke Nishida, Osamu Imamura, Takayuki Kojima, Hideyuki Taguchi, and Seiichi Shiga, "Acoustic Simulation of Hot-Jets Issuing from a Rectangular Hypersonic Nozzle," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 30, No. 3, 2014, pp. 820-833.
 - 13) Mikiya Araki, Kohei Motita, Yasuhiro Takahashi,

- "Experimental Investigation of Jet Noise Sources in a Hypersonic Nozzle at Takeoff," *AIAA Journal*, Vol. 53, No.3, 2015.
- 14) 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.
 - 15) 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.
 - 16) Christopher K. W. Tam, K. Viswanathan, K. K. Ahuja and J. Panda, "The Sources of Jet Noise: Experimental Evidence," *Journal of Fluid Mechanics*, 615, (2008), pp. 253-292.
 - 17) Christopher K. W. Tam, K. Viswanathan, K. K. Ahuja and J. Panda, "The Sources of Jet Noise: Experimental Evidence," *Journal of Fluid Mechanics*, 615, (2008), pp. 253-292.
 - 18) Christopher K. W. Tam, "Mach Wave Radiation from High-Speed Jets," *AIAA Journal*, Vol. 47, No. 10, October (2009) pp. 2440-2448.
 - 19) Kaji, S. and Nishijima, N., "Pressure Field Around a Rectangular Supersonic Jet in Screech," *AIAA Journal*, Vol. 34 (1996) pp.1990-1996.
 - 20) G. Raman, "Supersonic Jet Screech: Half-century from Powell to the Present," *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 225, Issue 3, 19 August (1999), pp. 543-571.