

実機予冷ターボジェットエンジンのジェット騒音放射特性

佐野 典 央^{*1}・森 優 樹^{*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 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（Precooled turbojet: PCTJ）エンジンを搭載した極超音速航空機（Hypersonic transport: HST）の研究が進められている¹⁻¹⁴。第 1 図に、PCTJ エンジンを示す。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。極超音速巡航に対応したターボジェットエンジンであり、投影面積は小さく、排気速度は大きい。このため、離陸時においてもアフターバーナを使用する場合のジェット速度は 1100 m/s 以上となる。Lighthill の音響アナロジー¹⁵より、ジェット騒音の強さはジェット速度の 8 乗に比例して増大することが知られている。そのため、PCTJ エンジンで、アフターバーナを使用する場合、離陸時において強いジェット騒音を放射すると予想される。これは超音速/極超音速巡航に対応したエンジンに共通の課題であり、これまで様々な騒音低減デバイスが提案されてきた。

大学レベルでのジェット騒音研究では、作動流体に非加熱空気を用いたものが多く、実機エンジンの音響放射特性を詳細に調査した研究は少ない。実機エンジンが噴出する高温・高速ジェットと非加熱空気のジェットとでは、その音響放射特性は大きく異なる。PCTJ エンジンにおいては、アフターバーナ作動時にジェット全温 2000 K、ジェット速度 1100 m/s 以上の極めて高温・高速なジェットを噴出する。このため、従来のジェットエンジンとも異なる音響放射が予想される。また、矩形極超音速ノズルは非軸対称形状であるため、音響放射も非軸対称になると予想される。このように PCTJ エンジンは非常に特殊な音響放射をすると予想される。PCTJ エンジンの騒音低減デバイス開発ならびにエンジン搭載形態の検討には、実機エンジンの音響放射特性を詳細に把握することが重要となる。

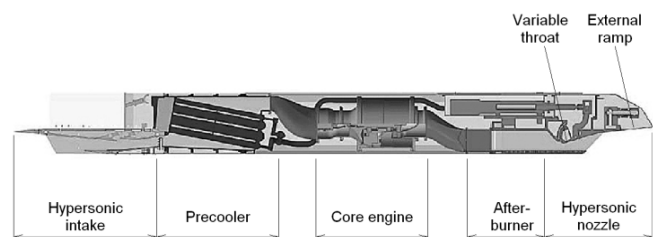
単一サイクルで離陸から極超音速巡航までを実現する PCTJ エンジンは、きわめて広い作動範囲を要求される。飛行マッハ数の変化に伴い、ノズル圧力比は 2.7（離陸時）から 200（巡航時）まで変化⁴する。このため、可変スロート機構を設けた複雑な形状を有する矩形極超音速ノズルが装備される。従来のジェット騒音研究は円形ノズルを用い

たものが主体であり、過去の音響データを参照する際には注意が必要である。このため、矩形極超音速ノズル縮小模型を製作し、音響計測実験に供した。

PCTJ エンジンノズル周りの音響データ取得に当たっては、実機ノズルの音響特性を再現したジェットを噴出する必要がある。周囲と同じ温度の四重極音源が移流するモデルに基づく Lighthill の 8 乗則¹⁵は、高温ジェットには適用できないことが知られている。PCTJ エンジンは、排気速度増大による推力重量比の向上のため、離陸時からアフターバーナを使用することも想定されている。この場合、排気全温は離陸時から 2000 K に達する。このような高温ジェットから放出される騒音の放射特性を、常温ジェットの音響データから外挿することは困難である。一方で、2000 K に達する高温ジェットを実験的に再現するためには、空気加熱器や燃焼器を備えた設備の導入が必要となる。詳細な音響計測を行うにあたり、この方法は現実的ではない。そこで本研究では、ヘリウムジェットを用いて高温・高速ジェットの音響場を模擬する手法^{11,12,16-19}を採用する。

円形ノズルを用いた研究では、空気/ヘリウム混合気ジェットを用いることで、実機の高温・高速ジェットの音響場を模擬できることが示されている¹⁶⁻¹⁹。この際、ジェット速度とジェットマッハ数は、実機の値と一致させる。また、PCTJ エンジンノズルにおいても、空気/ヘリウム混合気ジェットを用いることで、高温・高速ジェットの音響場を 2 dB 程度の誤差で模擬できることが示されている¹²。この手法を用いることで、比較的簡便な実験装置を用いながら、様々な放射角度の音響データを効率的に取得することができる。

本研究では、まず空気を用いて矩形極超音速ノズルの基



第 1 図 予冷ターボジェットエンジン

礎的な音響特性を調査する。次に加熱ヘリウムジェットを用いることで実機の高温・高速ジェットの音響場を模擬し、音響計測を行う。

2. 実験装置および方法

2.1 ノズル縮小模型を用いた音響計測 第2図に、無響箱および音響計測方法概略を示す。コンプレッサーから供給された圧縮空気ならびにボンベから供給されたヘリウムは、レギュレータにより調圧され、ヒーターにより加熱される。その後、圧縮空気ならびにヘリウムはハニカムストレーナーを有するチャンバーに流入し整流され、ノズル縮小模型に流入する。ノズル縮小模型に流入した圧縮空気ならびにヘリウムは、ノズルスロートを通過し超音速まで加速し、大気中に噴出する。ノズル縮小模型の周囲には音響計測用マイクロフォンが設置される。

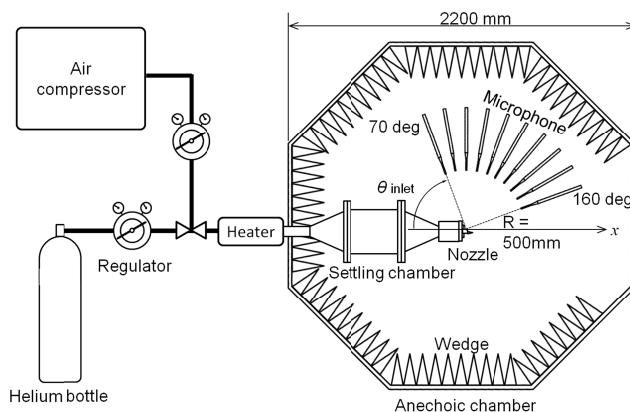
第3図に、ノズル縮小模型概略を示す。ノズル縮小模型は、カウル、ランプ、側壁から構成されている。実機 PCTJ エンジンのノズルスロート上流からランプ下流端までの形状が再現されている。PCTJ エンジンのノズルは可変スロート機構を設けているが、ノズル縮小模型では、ノズルスロートの断面積は固定であり、スロート形状は離陸時の形状（スロート全開）となっている。ノズルスロートの寸法は幅 $W = 20$ mm、高さ $H = 2.8$ mm である。座標原点はカウル下流端中央であり、流れ方向を x 軸、鉛直下向き方向を y 軸、スパン方向を z 軸とする。ランプ下流端は、 x 軸に対し 6.2 deg の傾きを有する。

音響計測には、1/8 インチマイクロフォン (B & K, 4138) を使用した。マイクロフォンは、プロテクショングリッドを外した状態で使用される。マイクロフォンの周波数特性の限界から、有効データの周波数上限を 140 kHz とした。音響計測距離は原点から 0.5 m である。計測角度はエンジン空気取入口からの角度 θ_{inlet} で定義され、 $\theta_{inlet} = 70 \sim 160$ deg の範囲で音響計測を行った。ノズル周りのあらゆる角度の音響データが必要なため、 x 軸を中心にノズル縮小模型を回転させて音響計測を行った。

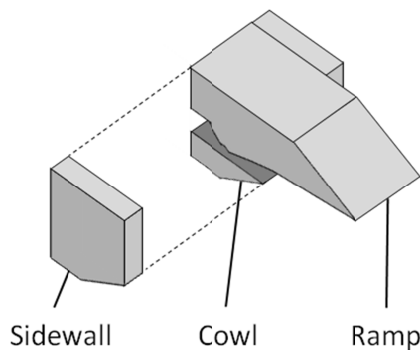
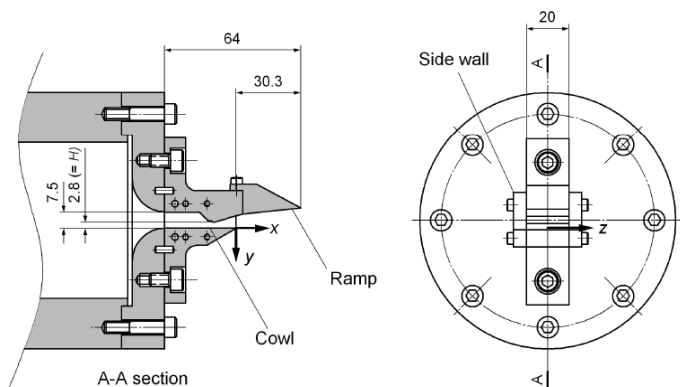
ジェット騒音は、マイクロフォンによって取得される。コンディショニングアンプ (B & K, 2690) により増幅された信号はデジタル・オシロスコープ (LeCroy, 64Xi-A) (Teledyne Lecroy, HDO4034) に送られ、A/D 変換され記録される。デジタル・オシロスコープのサンプリング周波数は 500 kHz、1 回に取り込むデータ長は 100000 点である。音圧データは、 8192 点ごとに高速フーリエ変換され、その平均から周波数特性を求める。

2.2 ジェット条件 第1表に、ジェット条件を示す。実機 PCTJ エンジンのジェット条件 (実機想定値) と、ノズル縮小模型 (音響場模擬値、空気) のジェット条件を示す。実機 PCTJ エンジンのジェット条件は、ジェット全温 2073 K、ジェットマッハ数 1.33 、ジェット速度 1112 m/s、燃料は水素、当量比 0.83 、作動流体は燃焼ガスである。音響場模擬におけるノズル縮小模型のジェット条件は、ジェット全温 321 K、ジェットマッハ数 1.33 、ジェット速度 1112 m/s、作

動流体はヘリウムである。PCTJ エンジン (実機想定値) とノズル縮小模型 (音響場模擬値) のジェット条件において、ジェット速度、ジェットマッハ数を一致させることで音響場模擬が可能となる^{12,16-19)}。空気をういた場合の条件は、ジェット全温 321 K、ジェットマッハ数 1.28 、ジェット速度 399 m/s である。本研究では、まず空気をういて矩形極超音速ノズルの基礎的な音響特性を調査する。次に加熱ヘリウムジェットを用いることで実機の高温・高速ジェットの音響場を模擬し、音響計測を行う。



第2図 無響箱および音響計測方法概略



第3図 ノズル縮小模型概略

第 1 表 ジェット条件

	ノズル 圧力比	全温 K	マッハ数 M	速度 m/s	当量比 (燃料)	作動 流体
PCTJ エンジン (実機 想定値)	2.85	2073	1.33	1112	0.83 (水素)	燃焼 ガス
ノズル 縮小模型 (音響場 模擬値)	3.17	321	1.33	1112	—	ヘリ ウム
ノズル 縮小模型 (空気)	2.70	321	1.28	399	—	空気

2.3 騒音評価方法 ジェット騒音を評価するにあたり、まず Sound pressure level (SPL) を求める。SPL は以下の式で表される。

$$SPL_{meas} = 20 \log_{10} \left(\frac{P_e}{P_{er}} \right) \quad (1)$$

ここで、 SPL_{meas} は計測された SPL、 P_e はジェット騒音の実効音圧である。 P_{er} は人間の最小可聴音圧であり、 $P_{er} = 2 \times 10^{-5} \text{ Pa}$ である。

次に SPL を積分することで Overall sound pressure level (OASPL) を求めた。積分周波数の上限を 140 kHz とした。

騒音は、大気中を伝播していく過程で大気の体積粘性により減衰する。そのため、大気の体積粘性による減衰を補正した。補正は以下の式で計算される。

$$SPL = SPL_{meas} + R[AA] \quad (2)$$

ここで、 R は計測距離、 $[AA]$ は大気の体積粘性による減衰量を示す。大気の体積粘性による減衰は、騒音の周波数が高いほど顕著になる。大気の体積粘性による減衰量

の計算には Shields と Bass²⁰⁾ の手法を用いた。

3. 結果および考察

3.1 OASPL 分布 第 4 図に、OASPL 分布 (代表的な 2 断面) を示す。作動流体はヘリウムおよび空気である。計測距離は 0.5 m である。ヘリウムを用いた場合、第 1 表で示すようにジェット速度およびジェットマッハ数は実機 PCTJ エンジンと一致させており、実機 PCTJ エンジンの音響場が模擬されている。OASPL の積分周波数は 140kHz までとした。

第 4 図 a) に注目する。空気を用いた場合、OASPL のピーク角度はランプ方向では $\theta_{inlet} = 130 \sim 140 \text{ deg}$ 、カウル方向では $\theta_{inlet} = 160 \text{ deg}$ となる。矩形極超音速ノズルのランプは 6.2 deg の傾きを有し、推力軸もランプ方向に 7 deg 傾く¹⁰⁾。このため OASPL のピーク角度もランプ方向に傾くと考えられる。

ヘリウムを用いた場合、OASPL のピーク角度はランプ方向では $\theta_{inlet} = 115 \text{ deg}$ 、カウル方向では $\theta_{inlet} = 130 \text{ deg}$ となる。ヘリウムを用いた場合、空気を用いた場合と同様に OASPL のピーク角度はランプ方向に傾く。

第 4 図 b) に注目する。空気を用いた場合、側壁方向のピーク OASPL はカウル方向、ランプ方向より小さい。矩形極超音速ノズルのノズルスロートはアスペクト比 7.1 の扁平な形状のため、側壁方向への音響放射は比較的小さくなったと考えられる。また、ヘリウムを用いた場合、空気を用いた場合と同様に側壁方向への音響放射は小さくなる。

第 4 図 a), b) おいて、ヘリウムを用いた場合、空気を用いた場合に対して、ピーク放射角度は上流側へ移動し、ピーク OASPL は増大する。これはヘリウムを用いた場合、空気を用いた場合よりジェット速度が高く、音源となる渦の移流速度が高くなったためと考えられる。

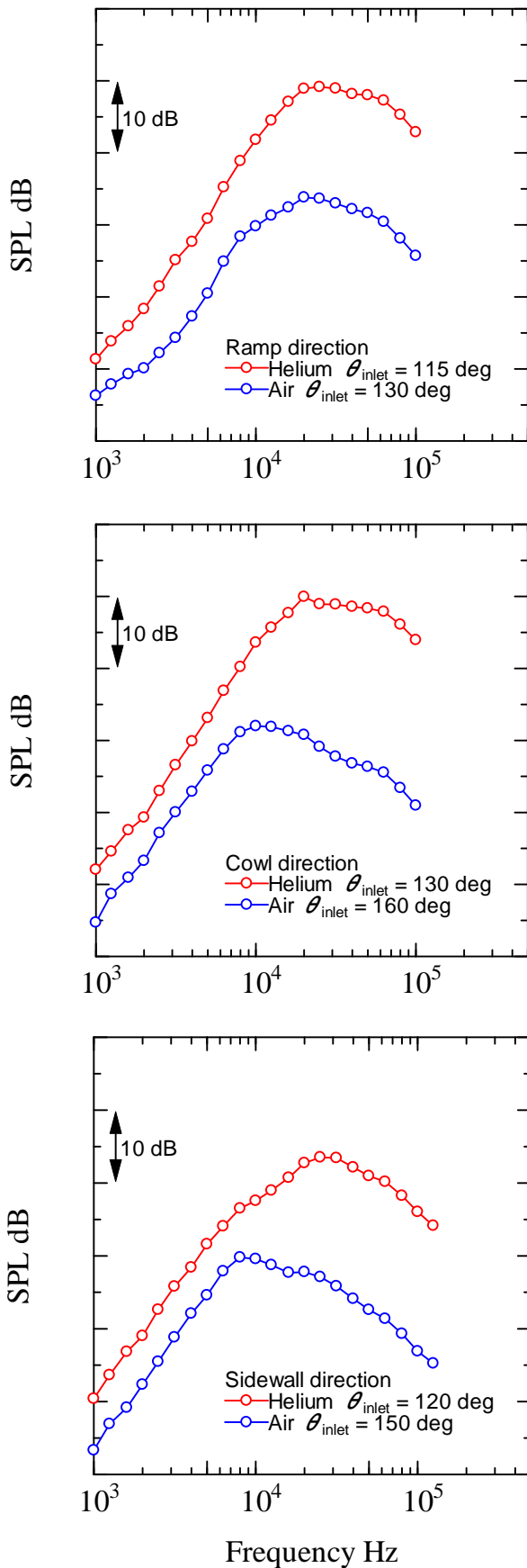
エンジンの音響放射角度特性は、航空機の離陸騒音に大きく影響する。このため、航空機の離陸騒音を考慮する際、空気を用いた場合と実機エンジンとで音響放射角度特性が変化することに注意が必要と考えられる。

3.2 騒音スペクトル 第 5 図に、騒音スペクトルを示す。横軸は 1/3 オクターブバンド中心周波数、縦軸は大気の体積粘性による減衰の補正を行った SPL である。計測方向はカウル方向、ランプ方向、側壁方向の 3 方向である。第 5 図の各グラフは、第 4 図に示した OASPL 分布のピーク角度付近での騒音スペクトルを示している。計測距離は 0.5 m である。作動流体はヘリウムおよび空気である。

空気を用いた場合、ピーク騒音周波数はランプ方向では 20 kHz、カウル方向では 10 kHz、側壁方向では 8 kHz である。一方、ヘリウムを用いた場合、ピーク騒音周波数はランプ方向では 25 kHz、カウル方向では 20 kHz、側壁方向では 25 kHz である。

ヘリウムを用いた場合、空気を用いた場合に対して SPL は増大し、ピーク騒音周波数は上昇する。これはヘリウムを用いた場合、空気を用いた場合よりジェット速度が高く、音源となる渦の移流速度が高くなったためと考えられる。

a) ランプおよびカウル方向 b) 側壁方向
第 4 図 OASPL 分布 (代表的な 2 断面)



第 5 図 騒音スペクトル

騒音周波数は、人間への音の聞こえ方に大きく影響する。このため、実機エンジンの音響特性を考慮する際には、空気を用いた場合と実機エンジンとで騒音周波数が変化することに注意が必要と考えられる。

4. 結 言

本研究では、空気を用いて矩形極超音速ノズルの基礎的な音響特性を調査した。また、加熱ヘリウムジェットを用いることで、実機 PCTJ エンジンの高温・高速ジェットの音響場を模擬し、その音響特性を詳細に調査した。その結果、以下の知見を得た。

- (1) 空気を用いた場合、扁平なジェットが形成されるため、ランプ方向およびカウル方向で音響放射が顕著となる。また推力軸がランプ方向に 7 度傾斜するため、音響放射パターンもランプ方向に傾斜する。
- (2) ヘリウムを用いた場合、空気を用いた場合と同様に、ランプ方向およびカウル方向への顕著な音響放射が観察される。また音響放射パターンもランプ方向に傾斜する。
- (3) ヘリウムを用いた場合、空気を用いた場合に対して、OASPL は増大し、ピーク放射角度は上流側へ移動する。これは音源となる渦の移流速度増大によるものと考えられる。
- (4) ヘリウムを用いた場合、空気を用いた場合に対して、SPL は増大し、ピーク騒音周波数は上昇する。これは音源となる渦の移流速度増大によるものと考えられる。

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）田中恭平氏の協力を頂いた。ここに記して謝意を表する。

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*, **23-3** (2009), pp. 533-542.
 - 7) 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).
 - 8) 喜多翔ノ介, George Ianus, 岩田和也, 榊和樹, 西田俊介, 田口秀之, 荒木幹也, 高橋周平, 今村宰, 中谷辰爾, 津江光洋: 予冷ターボジェットエンジンのアフターバーナにおける燃焼効率の計測, *日本航空宇宙学会論文集*, **63-1** (2015), pp.1-7.
 - 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*, **50-3** (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*, **28-6** (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*, **30-1** (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*, **30-3** (2014), pp. 820-833.
 - 13) 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*, **61-5** (2013), pp. 141-149.
 - 14) 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*, **63-2** (2015), pp.53-59.
 - 15) M.J. Lighthill: Jet Noise, *AIAA Journal*, **1-7** (1963), pp. 1507-1517.
 - 16) Kevin W. Kinzie and Dennis K. McLaughlin: Measurements of Supersonic Helium/Air Mixture Jets, *AIAA Journal*, **37-11** (1999), pp. 1363-1369.
 - 17) Dimitri Papamoschou and Marco Debiasi: Noise Measurements in Supersonic Jet Treated with the Mach Wave Elimination Method, *AIAA Journal*, **37-2** (1999), pp. 154-160.
 - 18) Michael J. Dorty, Dennis K. McLaughlin: Acoustic and Mean Flow Measurements of High-Speed, Helium-Air Mixture Jets, *International Journal of Aeroacoustics*, **2-2** (2003), pp. 293-334.
 - 19) Dimitri Papamoschou: Acoustic Simulation of Coaxial Hot Air Jets Using Cold Helium-Air Mixture Jets, *Journal of Propulsion and Power*, **23-2** (2007), pp. 375-381.
 - 20) Shields, F. D., and Bass, H. E.: Atmospheric Absorption of High Frequency Noise and Application to Fractional-Octave Band, NASA CR 2760, (1977).
 - 21) 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.