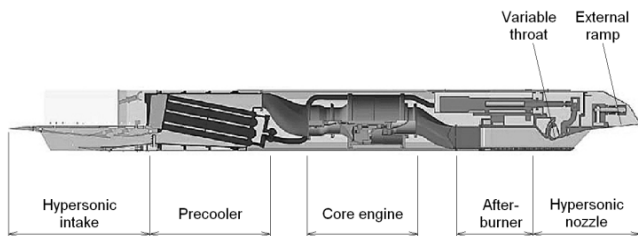


矩形エジェクタノズルから噴出する超音速噴流の騒音放射特性

井出 克伸^{*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（PCTJ）エンジンを搭載した極超音速航空機（HST）の研究が進められている。図 1 に PCTJ エンジン⁽¹⁻¹³⁾の概略を示す。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課題となる。本研究では PCTJ エンジンの騒音低減デバイスとして、矩形エジェクタノズルの適用を試みた。



第 1 図 PCTJ エンジン概略

噴流騒音低減に最も有効な方法は、噴流速度低減である。しかし、噴流速度低減は推力低下を招くため、投影面積の小さい低バイパスターボファン／ターボジェットエンジンへの適用は困難である。Lord ら⁽¹⁴⁾は、超音速エンジンに対するミキサエジェクタノズル適用を提案している。ミキサエジェクタノズルは、エジェクタ効果により外部空気を作動流体に導入し、同時にローブ型ミキサを用いて速度均一化を行う。外部空気を作動流体に導入することで、作動流体の質量流量増大に伴い噴流速度は低減する。これにより推力低下を抑えつつ、噴流騒音を低減する。

Oishi ら⁽¹⁵⁾は、環境適合型次世代超音速推進システム⁽¹⁵⁻¹⁷⁾において、ミキサエジェクタの騒音低減効果について詳細な検討を行っている。エンジンノズル下流に設けたドアからエジェクタ効果により外部空気を導入し作動流体と混合

することで、噴流速度低減と質量流量増大を行う。なお、巡航時はエジェクタドアを閉じ、さらにライナーがラバルノズルに変形することで、噴流速度は超音速に達する。LES 解析によるミキサ形状ならびにセラミックス製吸音ライナー開発が進められ、1/2.6 スケールエンジン試験ならびに 1/11 スケールノズル試験が実施された⁽¹⁵⁾。これにより、噴流騒音低減量 18 EPNdB（側方（sideline））、推力損失 9 % 以内（飛行マッハ数 0.3）という性能が示されている。PCTJ エンジンの騒音低減デバイスについては、本研究室でも空力タブ⁽⁹⁻¹⁰⁾、スリット噴射⁽¹⁸⁻¹⁹⁾などの検討を行ってきた。その効果については、参考文献に譲ることとし、本稿では矩形エジェクタノズルの騒音低減性能について述べる。

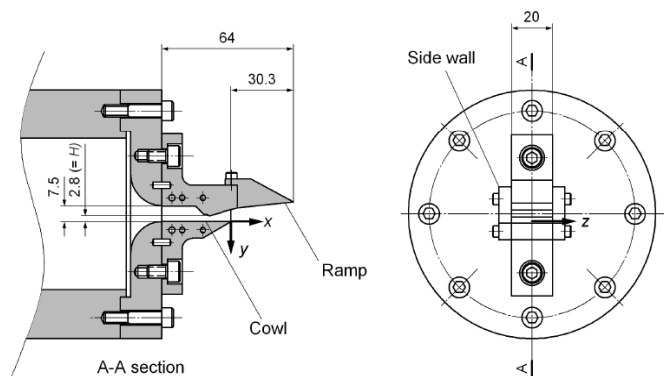
2. 実験装置および方法

2.1 供試ノズル 図 2 に矩形極超音速ノズル（ベースラインノズル）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、ノズルスロート高さ $H = 2.8$ mm である。計測座標の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。

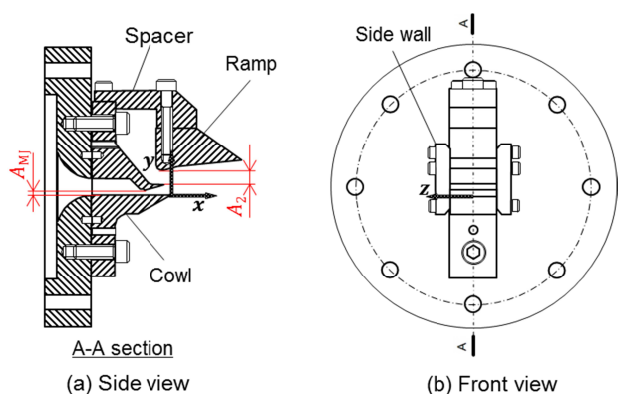
図 3 に矩形エジェクタノズル縮小模型概略を示す。上述のように、エジェクタとは主噴流のエントレインメントにより 2 次流を引き込むデバイスである。主噴流と 2 次流の混合により主噴流の流速を低下させ、2 次流の導入により質量流量を増大させる。

ここで、エンジン総推力 F は質量流量 \dot{m} と噴流の排気流速 U の積で与えられる。

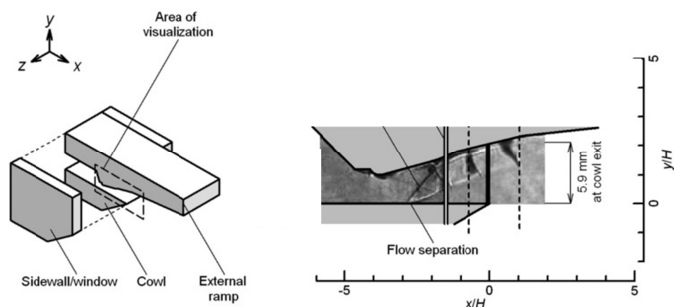
$$F = \dot{m} \times U \quad (1)$$



第 2 図 矩形極超音速ノズル（ベースラインノズル）
縮小模型概略



第 3 図 矩形エジェクタノズル縮小模型概略



第 4 図 矩形極超音速ノズル（ベースラインノズル）内部の
平均シュリーレン像

エジェクタは噴流の排気流速 U を低下させる代わりに、質量流量 \dot{m} を増加させることで推力を一定に維持する。さらに Lighthill の音響アナロジーより音の強さは排気流速 U の 8 乗に比例する⁽²⁰⁻²¹⁾。

$$I \propto U^8 \quad (2)$$

ここで、 I は音の強さである。エジェクタを用いることにより排気流速 U が低下し、騒音が低減する。

矩形エジェクタノズルはランプ、スペーサー、側壁、カウルからなる。本研究では、後述のようにノズルスロート下流のランプ壁面にブリードドアを設け、そこから 2 次流を引きこむ構造を採用した。ノズルスロート、ノズルスロート上流の流路形状は、矩形極超音速ノズル（ベースラインノズル）縮小模型と同じである。ランプと側壁に囲まれた流路を 2 次側とする。2 次側の流路から、主噴流のエントレインメントにより引き込まれる周囲大気を 2 次流とする。スペーサーの寸法を変化させることにより、ランプの位置を変化させることが可能である。これにより 2 次側の出口断面積 A_2 を変えて、2 次側の質量流量を変化させる。主噴流ノズルスロート断面積を A_{MJ} 、混合セクション断面積を A_3 とする。この 3 つの面積比の関係を以下に示す。

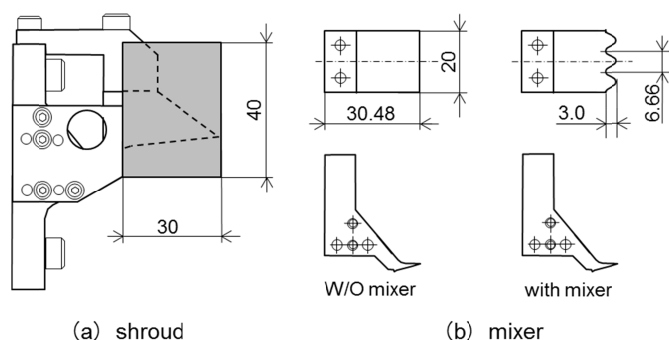
$$A_3 = A_{MJ} + A_2 \quad (3)$$

Richard ら⁽²²⁾は、断面積比が $1.4 \leq (A_3/A_{MJ}) \leq 3.4$ の場合、推力損失が 9 % 以内であり、2 次流の質量流量は断面積比 A_3/A_{MJ} が大きくなるにつれて増加することを示している。そこで本研究では、断面積比を $A_3/A_{MJ}=1.0, 2.0, 3.0, 6.0$ とした。なお、断面積比が $A_3/A_{MJ}=1.0$ の場合、ノズル形状は矩形極超音速ノズル（ベースラインノズル）縮小模型と同一になる。

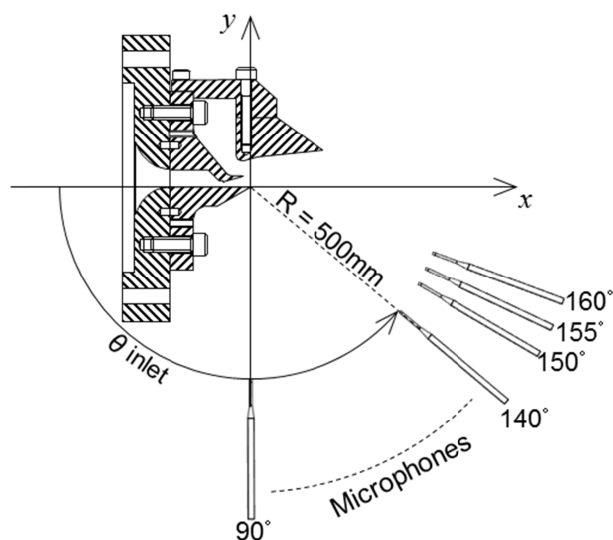
図 4 に矩形極超音速ノズル（ベースラインノズル）内部の平均シュリーレン像を示す。ノズルスロートを通過した主噴流は外部ランプに沿って流れ、ランプ下流端から大気へと噴出する。噴出した噴流の速度分布は上下非対称であり、ランプ側せん断層に急峻な速度勾配が形成される。本研究では、この矩形極超音速ノズルを対象に噴流騒音の音源探査⁽¹³⁾を実施してきた。この結果、ランプ側せん断層内に主要な音源があることが確認されている。また、ランプ側せん断層の速度分布を緩やかにすることが騒音低減に効果的であることは、過去のスリット噴射による騒音低減でも実証されている^(18, 19)。本研究では、ノズルスロート下流のランプ壁面から低速の 2 次流を導入し、主噴流と混合することで速度勾配の緩和も目論む。

図 5 に混合促進デバイス概略を示す。主噴流と 2 次流は、完全に混合した後にノズルから噴出することが理想である。両者の混合を促進するために、2 つのデバイスを実験に供した。デバイスの 1 つはリン青銅板で製作したシュラウド（高さ 40 mm、幅 30 mm、厚さ 1 mm）である。これによりノズルスパン方向からの周囲大気のエントレインメントを抑制し、主噴流の運動量が 2 次流にのみ分配されるようにする。

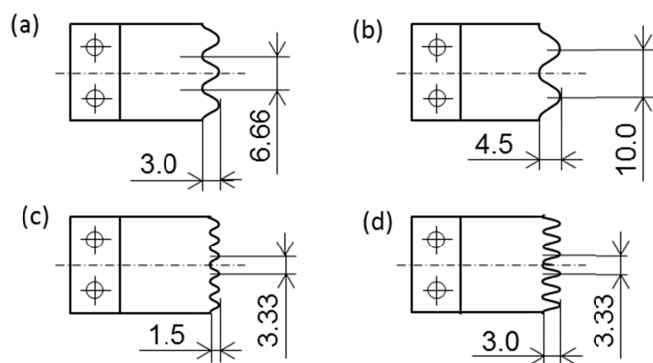
もう 1 つは、ミキサである。ミキサは主噴流/2 次流合流部を波型加工したものである。ミキサを用いない場合は、主噴流/2 次流合流部を直線に加工したものを使用する。ミキサはボルテックスジェネレータとして作用する。これにより主噴流と 2 次流の間に縦渦が発生し混合が促進する。



第 5 図 混合促進デバイス概略



第 6 図 音響計測位置概略



第 7 図 ミキサ形状概略

ことにより、混合セクションを短縮できると考えられる。

2.2 計測方法 本研究では、矩形エジェクタノズルから噴出する超音速噴流の騒音放射特性を実験的に調査した。またピトー管を用いて流速分布を計測した。

図 6 に音響計測位置概略を示す。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。また、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する。マイクロフォンの周波数特性の限界から、有効なデータの周波数上限を 140 kHz とした。騒音計測距離は原点から 0.5 m である。上流からの角度 θ_{inlet} を計測角度とし、 $\theta_{\text{inlet}} = 90 \sim 160 \text{ deg}$ の範囲で騒音計測を行った。計測方向はカウル方向である。噴流騒音はマイクロフォンによって取得され、コンディショニングアンプ (B & K, 2690) により増幅される。電圧はデジタル・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 1,000,000 点である。ナイキストの折り返し周波数から 250 kHz までが有効なデータとなる。計測した音圧データに対し 8,192 点ごとに高速フーリエ変換 (FFT) を行う。

ピトー管を用いて流速分布を計測した。ピトー管の先端外径は 0.3 mm である。ピトー管は支持棒の先に取り付けられ、流れを乱さないように主噴流下流側から測定位置まで挿入される。ピトー管はその先端がランプ壁面と平行になるように設置した。今回はノズル出口での流速分布を計測するために、ピトー管先端は $x = 31 \text{ mm}$ の位置に設置した。ピトー管を y 軸ならびに z 軸方向に移動させ、ランプ下流端の断面における流速分布の計測を行う。本研究では、噴出角度の変化によるピトー圧の補正は行っていない。ピトー管で計測されたピトー圧は、歪式圧力計で計測される。計測されたピトー圧は、レイリーのピトー管公式を用いて流速に変換される。

2.3 実験条件 表 1 に主噴流条件を示す。ノズル圧力比は $NPR = 2.7$ で実機の離陸条件に対応させた。作動ガスは非加熱空気である。

第 1 表 主噴流条件

Main jet total pressure $P_{0,MJ}$	0.27 MPa(a)
Nozzle exit static pressure	0.10 MPa(a)
Nozzle pressure ratio NPR	2.7
Total temperature $T_{0,MJ}$	298 K
Working gas	Air

第 2 表 矩形エジェクタノズル条件

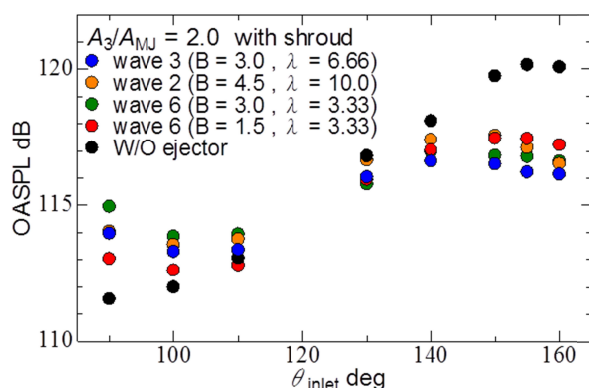
Cross section ratio A_3/A_{MJ}	1.0	2.0, 3.0
	shroud	With
Mixing enhancement device	mixer	W/O
		(a) : wave3 ($B = 3.0$, $\lambda = 6.66$)
		(b) : wave2 ($B = 4.5$, $\lambda = 10.0$)
		(c) : wave6 ($B = 1.5$, $\lambda = 3.33$)
		(d) : wave6 ($B = 3.0$, $\lambda = 3.33$)

B : amplitude mm

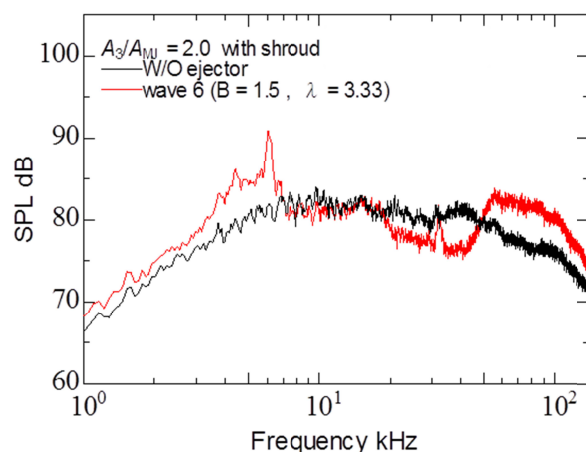
λ : wavelength mm

表 2 に矩形エジェクタノズル条件を示す。図 7 にミキサ形状概略を示す。

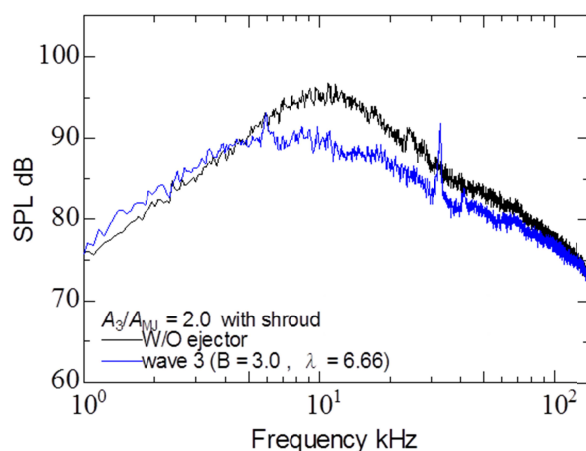
音響計測は W/O ejector ($A_3/A_{MJ}=1.0$, W/O shroud, W/O mixer) の条件と, $A_3/A_{MJ}=2.0$, with shroud, with mixer の条件で実験を行った。ミキサ形状は 4 種類ある。それぞれ波型形



第 8 図 矩形エジェクタノズルが騒音放射角特性に及ぼす影響



(a) $\theta_{inlet} = 90 \text{ deg}$



(b) $\theta_{inlet} = 155 \text{ deg}$

第 9 図 SPL 周波数分布

状の振幅 B と波長 λ が異なる。表 2 の (a), (b), (c), (d) はそれぞれ図 7 の (a), (b), (c), (d) に対応している。

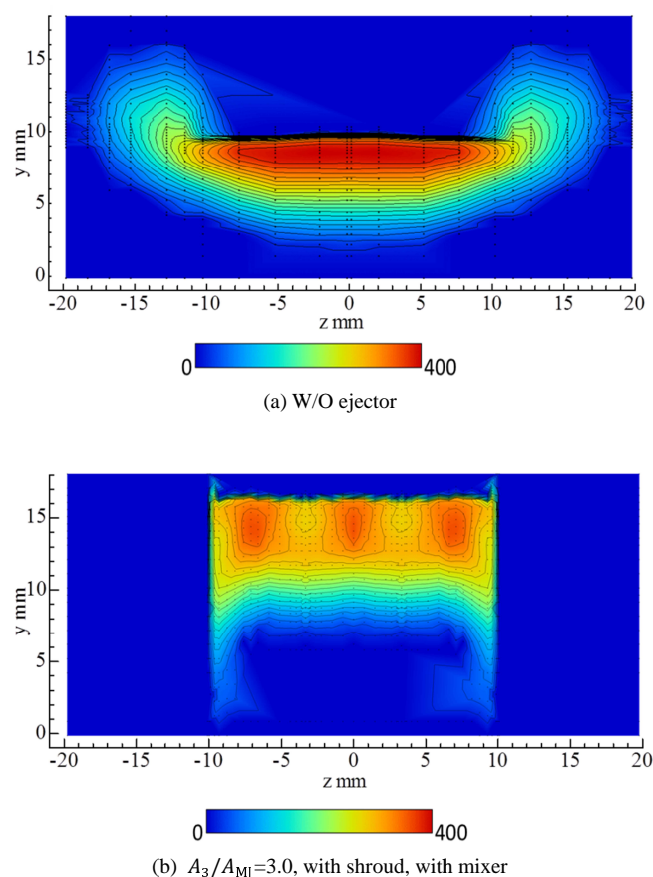
ピトー管計測は 2 つの条件で実験を行った。W/O ejector の条件と, $A_3/A_{MJ}=3.0$, with shroud, with mixer の条件である。後者の条件で使用したミキサは表 3 の (a) である。

3. 実験結果および考察

3.1 音響計測結果 図 8 に矩形エジェクタノズルが騒音放射角特性に及ぼす影響を示す。横軸が計測角度、縦軸が OASPL (Overall sound pressure level) である。計測距離は 0.5 m である。図において黒丸 (●) は W/O ejector の条件であり、ここからの増減でエジェクタノズルの性能を評価する。図 9 に $\theta_{inlet} = 90 \text{ deg}$, 155 deg での SPL (Sound pressure level) 周波数分布を示す。横軸は周波数、縦軸は SPL である。図 9(a) では W/O ejector と wave6 ($B = 1.5$, $\lambda = 3.33$) のスペクトルを示す。図 9(b) では W/O ejector と wave3 ($B = 3.0$, $\lambda = 6.66$) のスペクトルを示す。

図 8 より、カウル方向の下流側 ($\theta_{inlet} = 130 \text{ deg} \sim 160 \text{ deg}$) では OASPL が低下し、カウル方向の上流側 ($\theta_{inlet} = 90 \text{ deg} \sim 110 \text{ deg}$) では OASPL が增大することが分かる。 $\theta_{inlet} = 130 \text{ deg} \sim 160 \text{ deg}$ では、各条件とも W/O ejector より OASPL が低減している。特に wave3 ($B = 3.0$, $\lambda = 6.66$) では最も OASPL が低減していることが分かる。ここで図 9 (b) に注目する。図 9 (b) は $\theta_{inlet} = 155 \text{ deg}$ での W/O ejector と wave3 ($B = 3.0$, $\lambda = 6.66$) の SPL 周波数分布を示している。図 9 (b) より、wave3 ($B = 3.0$, $\lambda = 6.66$) の条件では、6 kHz 付近と 35 kHz 付近でスパイク状のピークが見られる、これは渦と衝撃波セル構造の干渉によって生じた音波が、フィードバック機構を形成した結果発生したスクリーチであると考えられる。一方、幅広い周波数域で W/O ejector よりもスペクトルが低下している。これはシュラウドやミキサにより主噴流と 2 次流の混合が促進し、ランプ下流端での流速が低下したためであると考えられる。つまり、ランプ下流端から静止大気に噴出した噴流の乱流混合騒音が低下したことにより、スペクトルが低下している。図 8 における 130 deg より下流の領域での OASPL の低減は、主に乱流混合騒音が低下したことが原因であると考えられる。

再び図 8 に着目する。 $\theta_{inlet} = 90 \text{ deg} \sim 110 \text{ deg}$ では、全ての条件で W/O ejector よりも OASPL が増大していることが分かる。波型形状の中では、wave6 ($B = 1.5$, $\lambda = 3.33$) を用いた場合が OASPL の増大量が小さい。 $\theta_{inlet} = 90 \text{ deg}$ での W/O ejector と wave6 ($B = 1.5$, $\lambda = 3.33$) における SPL 周波数分布を図 9 (a) に示す。図より 1~7 kHz と 35 kHz 付近で卓越したピークが見られるが、これについてはスクリーチによるものであると考えられる。また 50~140 kHz の広帯域についても強いピークをもったスペクトルが確認できる。これは渦と衝撃波セル構造の干渉によって生じた衝撃波連成ノイズである。つまり図 8 における 90 deg での



第 10 図 速度分布

OASPL の増大は、スクリーチと衝撃波連成騒音を伴う衝撃波関連騒音が増大したことが原因であると考えられる。

これまで矩形極超音速ノズル（ベースラインノズル）を用いた音響計測では、卓越したスクリーチや広帯域の衝撃波連成騒音は観測されてこなかった。主噴流中に形成される衝撃波セル構造がランプ壁面に拘束され、その変形が抑制されていたことが原因と考えられる。ランプ壁面に 2 次流吸込み口を設けたことで衝撃波セル構造は壁面の拘束から解放される。エジェクタノズル適用に当たっては、衝撃波セル構造の変形と、それに伴う衝撃波関連騒音の抑制が大きな課題となる。

3.2 ピトー管計測結果 図 10 に速度分布を示す。計測位置は $x=31$ で、横軸はノズル z 軸、縦軸はノズル y 軸である。カラーバーは速度を示している。図 10 (a) は W/O ejector の結果を、図 10 (b) は $A_3/A_{MJ}=3.0$, with shroud, with mixer の結果を示す。図 10 (b) において、使用した波形状は wave3 ($B=3.0$, $\lambda=6.66$) であり、 $z=10$ mm, -10 mm の位置にはシュラウドが存在している。

図 10 (a), (b) を比較する。最も注目すべき点は速度の差である。図 10 (a) では $y=7.5\sim 9.0$ mm, $z=-8\sim 8$ mm の範囲において 360 m/s 以上の領域が残っており、速度が速いことが分かる。図 10 (b) では 360 m/s 以上の領域がなくな

っており速度が低下していることが確認できる。これはシュラウドにより噴流の z 方向の発達が抑制され、さらにミキサにより縦渦が発生して主噴流と 2 次流の混合が促進したためであると考えられる。しかし $z=-8, 0, 8$ mm 近傍を中心に、相対的に速度の大きな領域が残っていることが確認できる。ランプ下流末端において主噴流と 2 次流の混合が完全ではないことを示しており、短い距離で混合を完了するためのミキサの改良が必要であることを示唆している。

4. 結 言

本研究では、PCTJ エンジンへの騒音低減デバイスとして矩形エジェクタノズルを提案した。矩形エジェクタノズルから噴出する超音速噴流の騒音放射特性を実験的に調査した。またピトー管計測を用いて超音速噴流の流れ場を調査した。

- 1) 音響計測結果より、カウル方向の下流側 ($\theta_{inlet} = 130$ deg ~ 160 deg) では OASPL が低下した。これは乱流混合騒音が低下したためである。
- 2) カウル方向の上流側 ($\theta_{inlet} = 90$ deg ~ 110 deg) では OASPL が増大した。これは衝撃波関連騒音が増大したためである。
- 3) ピトー管計測より、主噴流の流速が低下したことが確認できた。これはシュラウド、ミキサにより主噴流と 2 次流の混合が促進したためである。

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） 田島恵介氏、群馬大学学部生 増田祥子氏の協力を頂いた。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*, 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) Lord, W.K., Jones, C.W., and Stern, A.M., "Mixer Ejector Nozzle for Jet Noise Suppression," AIAA Paper 90-1909, (1990).
 - 15) Oishi, T., Tsuchiya, N., Nakamura, Y., Kodama, H., and Kato, D., "Research on Noise Reduction Technology," *IHI Engineering Review*, 38, 51-57 (2005).
 - 16) Fujitsuna, Y., and Tsuji, Y., "Research and Technology Development of Environmentally Compatible Propulsion System for Next Generation Supersonic Transport (ESPR Project)," *24th International Congress of The Aeronautical Sciences (ICAS2004)*, (2004).
 - 17) 中村良也, "ジェットエンジン騒音のフィールド計測," *ながれ*, 26, 29-34 (2007).
 - 18) 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.
 - 19) 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.
 - 20) Lighthill, M. J., "On Sound Generated Aerodynamically," I. General Theory, *Proc. R. Soc. Lond., A* 211, (1952), pp. 564-581.
 - 21) Lighthill, M. J., "On Sound Generated Aerodynamically," II. Turbulence as a Source of Sound, *Proc. R. Soc. Lond., A* 222, (1954), pp. 1-32.
 - 22) Richard, V.D., Richard, D.W., "An Experimental Investigation of the Use of Hot Gas Ejectors for Boundary Layer Control," WADC Technical Report, 52-128, PART 2, (1953).