

矩形エジェクタノズル形状がジェット騒音低減に及ぼす効果

深 代 雄 樹^{*1}・増 田 祥 子^{*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、予冷ターボ主噴流（PCTJ）エンジンを搭載した極超音速航空機（HST）が研究開発中である。図 1 に PCTJ エンジン⁽¹⁻¹³⁾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。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応を試みた。

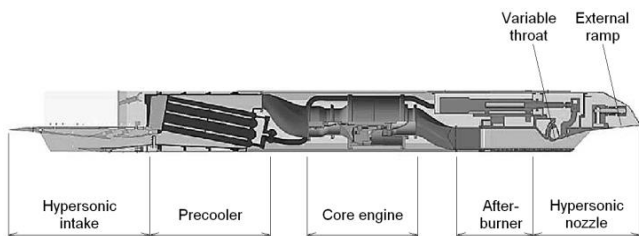


図 1 PCTJ エンジン概略

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。本稿では矩形エジェクタノズル形状が騒音低減に及ぼす影響について述べる。

2. 実験装置および方法

2.1 供試ノズル 図 2 に矩形超音速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 $W = 20 \text{ mm}$ 、ノズルスロート高さ $H = 2.8 \text{ mm}$ 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 (Ramp ejector) 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。

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

エジェクタは噴流の排気流速 U を低下させる代わりに、

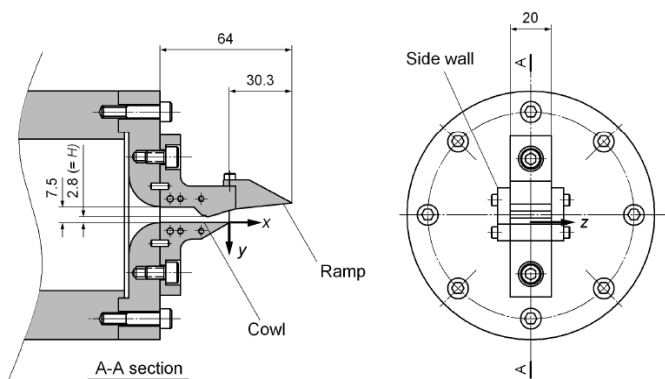


図 2 矩形超音速ノズル縮小模型概略

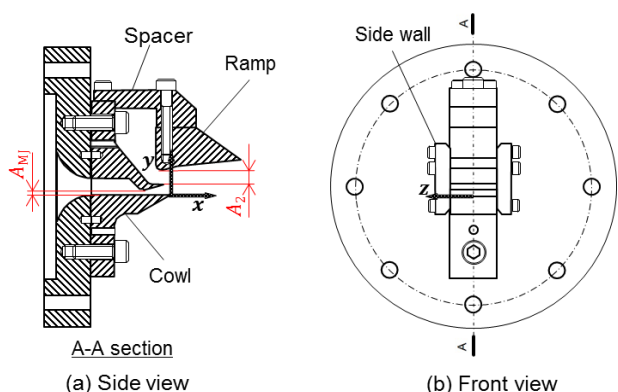


図 3 矩形エジェクタノズル (Ramp ejector) 縮小模型概略

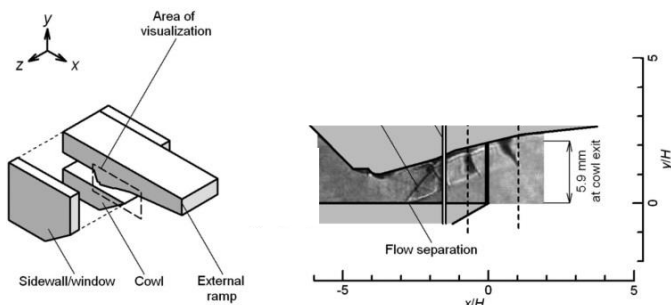


図 4 矩形超音速ノズル内部の平均シュリーレン像

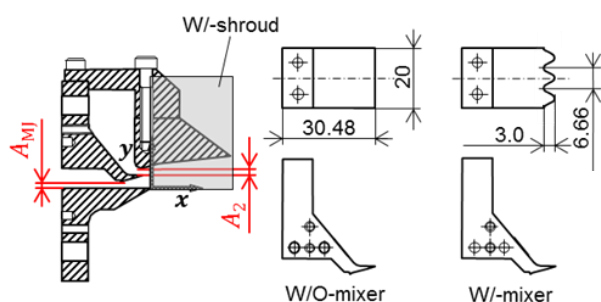


図 5 混合促進デバイス概略

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、スパーサー、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、矩形超音速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．スパ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 $A_3/A_{MJ}=1.0, 2.0, 3.0, 4.0, 6.0$ とした．なお、断面積比が $A_3/A_{MJ}=1.0$ の場合、ノズル形状は矩形超音速ノズル縮小模型と同一になる．

図 4 に矩形超音速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．1 つはリン青銅板で製作した shroud (高さ 40 mm, 幅 30 mm, 厚さ 1 mm) である．これによりノズルspan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．

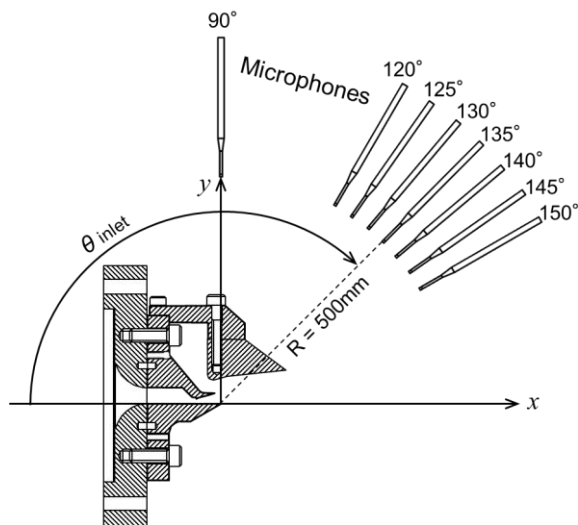


図 6 音響計測位置概略

もう 1 つは, mixer である. mixer は主噴流/2 次流合流部を波型加工したものである. mixer 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.

mixer 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 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, $\theta_{inlet} = 90 \sim 150 \text{ deg}$ の範囲で騒音計測を行った. 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.

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. 表 2 に矩形エジェクタノズル条件を示す. 図 7 に mixer 形状概略を示す.

表 1 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

表 2 矩形エジェクタノズル条件

Area ratio A_3/A_{MJ}	Mixing enhancement device	
	shroud	mixer
1.0	W/O	W/O
2.0, 3.0 4.0, 6.0	W/	W/O
	W/	(a) ($B = 3.0, \lambda = 6.66$)
		(b) ($B = 4.5, \lambda = 10.0$)
		(c) ($B = 3.0, \lambda = 10.0$)
		(d) ($B = 1.5, \lambda = 3.33$)
		(e) ($B = 3.0, \lambda = 3.33$)
		(f) ($B = 3.0, \lambda = 1.66$)
		(g) ($B = 3.0, \lambda = 20.0$)

B : amplitude mm

λ : wavelength mm

音響計測は $A_3/A_{MJ} = 1.0$, W/O-shroud, W/O-mixer の条件と, $A_3/A_{MJ} = 2.0 \sim 6.0$, W/-shroud, W/-mixer の条件で実験を行った. 今回, $A_3/A_{MJ} = 1.0$, W/O-shroud, W/O-mixer の条件をエジェクタ効果がないものとし, 本実験の基準条件とする. mixer 形状は 7 種類ある. それぞれ波型形状の振幅 B と波長 λ が異なる. 表 2 の (a) ~ (g) はそれぞれ図 7 の (a) ~ (g) に対応している.

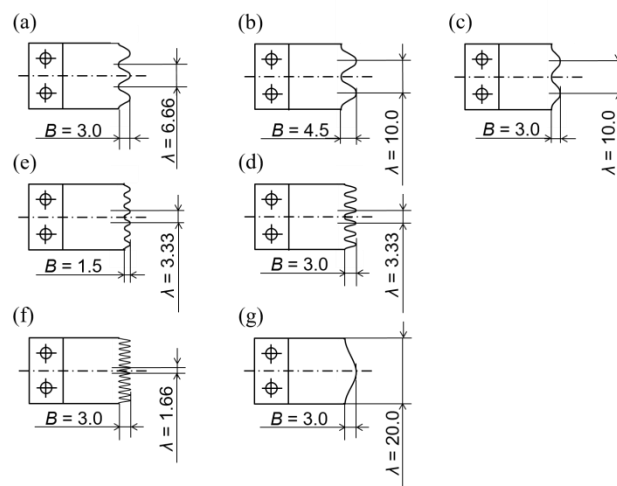


図 7 mixer 形状概略

3. 実験結果および考察

3.1 音響計測結果 図 8 に $\theta_{\text{inlet}} = 135 \text{ deg}$ 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。グラフには基準条件と $A_3/A_{MJ} = 2.0$, W/-shroud, W/-mixer ($B = 4.5, \lambda = 10.0$)の結果を示す。加えて相似スペクトルのフィッティングを行っている。F スペクトルは大規模乱流構造から発生する騒音、G スペクトルは小規模渦から発生する騒音を示している。F+G スペクトルは F スペクトルと G スペクトルを足し合わせたもので、これらは相似スペクトルという。⁽²³⁾ この相似スペクトルを計測結果とフィッティングすることで、主噴流が発達する際の乱流混合騒音と衝撃波関連騒音を分離できる。相似スペクトルを比較すると、ピークは低下している。これはエジェクタ効果により主噴流の流速が低下し、乱流混合騒音が小さくなったからであると考えられる。また、相似スペクトルのピークはわずかながら低周波側にシフトしている。この結果から、2 次流導入に伴い質量流量が増大したことで主噴流が太くなったと言える。以上より、エジェクタが機能したと考えられる。 $A_3/A_{MJ} = 2.0$, W/-shroud, W/-mixer ($B = 4.5, \lambda = 10.0$)の条件では $0 \sim 10 \text{ kHz}$ 付近で相似スペクトルも SPL が増大している部分がある。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関連騒音である。エジェクタノズルを用いた場合、2 次側出口断面積 A_2 の拡大により、ランプ壁面が主噴流から遠ざかる。そのため、衝撃波セル構造がランプ壁面による拘束から解放され、衝撃波セルが暴れるようになる。よって、渦と衝撃波セルの干渉による衝撃波関連騒音が発生すると考えられる。

図 9 に騒音低減量を示す。横軸は面積比、縦軸は ΔOASPL である。重なっていたプロットは、0.1 ずらして表している。基準条件でのピーク OASPL から、音響計測にて取得した各条件でのピーク OASPL の差を取ったものである。またプロットの違いは面積比を表しており、左から面積比 2.0, 3.0, 4.0, 6.0 を表している。またその他の図においてもプロットの形状により、面積比を表すこととする。図より面積比ごとのプロットにばらつきがあり規則性がないことがわかる。 ΔOASPL の値を比べると mixer ($B = 4.5, \lambda = 10.0$)の形状が、騒音低減量が多いことがわかる。最も騒音低減量が多い条件は $A_3/A_{MJ} = 4.0$ であり、 ΔOASPL は 5.94 dB である。

図 10 にせん断層上部長さによる mixer の効果を示す。横軸はせん断層上部長さ、縦軸は乱流混合騒音低減量である。せん断層上部長さとは、主噴流/2 次流合流部から主噴流の外縁がランプ濡れ面に当たるまでの距離である。せん断層上部長さを使用する目的として、mixer の振幅の深さにより主噴流の噴出角度が異なるからである。噴出角度が異なる理由として図 5 に示す mixer において、スロートよりも下流では流れ方向に沿って曲率に変化するためである。なお、 $A_3/A_{MJ} = 6.0$ の条件の場合、ランプ濡れ面が主噴流から遠

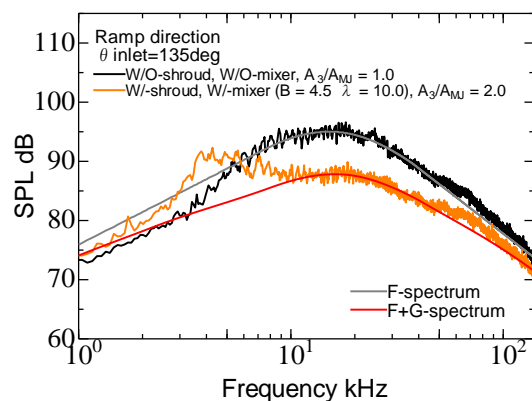


図 8 SPL 周波数分布

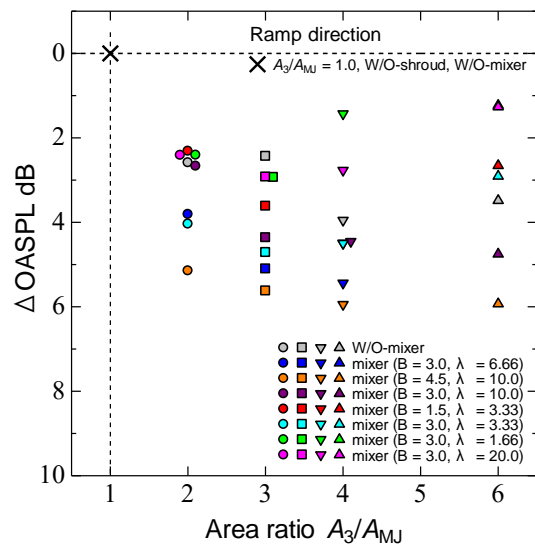


図 9 騒音低減量

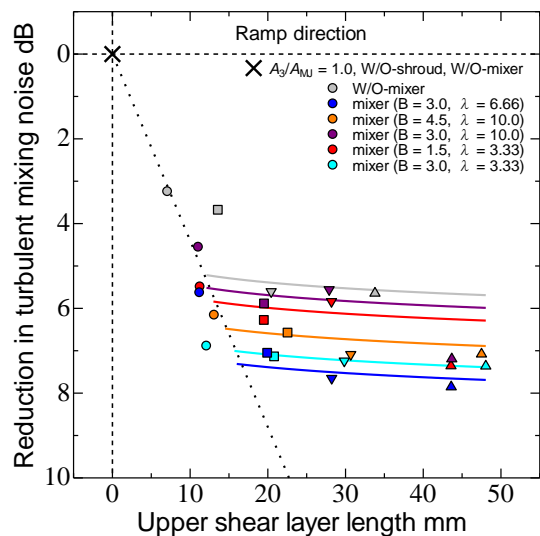


図 10 せん断層上部長さによる mixer の効果

ざかる距離が長いと、主噴流の外縁がランプ濡れ面と交差しない mixer 条件がある。その場合、ランプ濡れ面を主噴流下流方向に延長させたラインと主噴流の外縁が交差するまでの長さをせん断層上部長さとした。次に乱流混合騒音低減量とは、基準条件の乱流混合騒音最大値と、各ノズル条件の乱流混合騒音最大値の差を取ったものである。これまでの実験結果からエジェクタノズルでは、乱流混合騒音の低減に効果があることがわかっている。よって今回は mixer の効果を見るために、縦軸を乱流混合騒音低減量とした。図より mixer を使用した条件では W/O-mixer の条件よりもプロットが下にきており、mixer により主噴流と 2 次流の混合が促進されたと考えられる。図より、せん断層上部長さが長くなるにつれ、乱流混合騒音低減量が大きくなることわかる。しかし面積比を大きくしていくと、乱流混合騒音低減量の低減量が小さくなっていくことが分かる。そのためある長さで乱流混合騒音低減量は、頭打ちになると考えられる。頭打ちとなるラインを各プロットと同じ色の線で表している。図より乱流混合騒音低減量の値を比べると、mixer ($B = 3.0, \lambda = 6.66$) の形状が、乱流混合騒音低減量が大きいことがわかる。最も乱流混合騒音低減量が多い条件は $A_3/A_{MJ} = 6.0$ であり、7.85 dB である。

図 11 に mixer 形状 λ による効果を示す。横軸は波長、縦軸は乱流混合騒音低減量を示す。乱流混合騒音に対する mixer 形状の λ の効果を見るために、 $B = 3.0$ とし波長を変化させている。図より mixer ($B = 3.0, \lambda = 6.66$) の形状で、乱流混合騒音低減量の最下点をとっていることがわかる。このことから $\lambda = 6.66$ の形状が最も騒音低減に適していると考えられる。これは mixer により形成する縦渦の大きさが、騒音低減に適していたと考えられる。ノズルスロートの寸法は幅 $W = 20 \text{ mm}$ 、ノズルスロート高さ $H = 2.8 \text{ mm}$ である。そのため mixer ($B = 3.0, \lambda = 6.66$) では、アスペクト比が 1 に近い縦渦が形成される。そのため主噴流と 2 次流の混合が促進し、主噴流の流速を効率的に低減できると考えられる。

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形状が騒音低減に及ぼす効果を調査した。

- 1) せん断層上部長さが長くなるにつれ、乱流混合騒音低減量は大きくなる。
- 2) mixer 形状の波長を比較した場合、 $\lambda = 6.66$ が最も乱流混合騒音低減に適している。

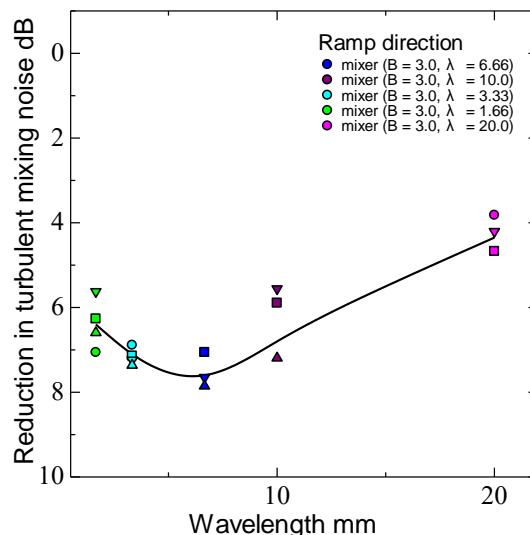


図 11 mixer 形状 λ による効果

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、群馬大学学部生 磯田慶太郎氏の協力を頂いた。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 Sakae, 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, "主噴流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).
- 23) Christopher K. W. Tam and K. B. M. Q. Zaman., "Subsonic Jet Noise from Nonaxisymmetric and Tabled Nozzles," *AIAA Journal*, Vol. 38, No. 4, (2000), pp.592-599.