

矩形エジェクタノズルが超音速噴流の騒音放射特性に及ぼす影響

増田 祥子^{*1}・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}

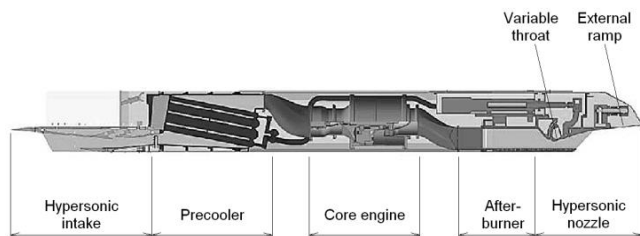
^{*1} 群馬大学 大学院理工学専攻 修士課程

^{*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）が研究開発中である。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。



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ッパ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ム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

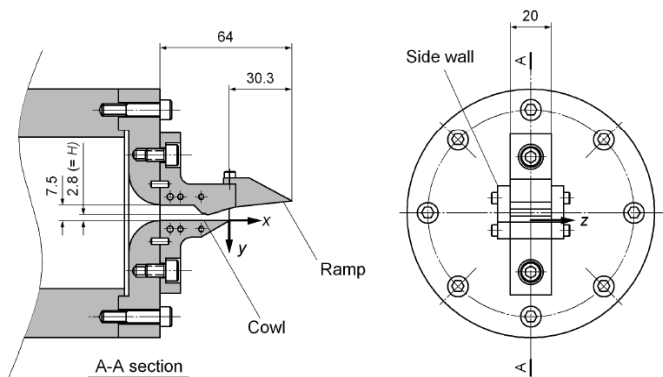
2.1 供試ノズル 図 2 に矩形極超音速ノズル縮小模型概略を示す。ノズル縮小模型は、カウル、ランプ、側壁から構成されている。実機 PCTJ エンジンのノズルスロート上流からランプ下流端までの形状が再現されている。PCTJ エンジンのノズルは可変スロート機構を設けているが、ノズル縮小模型では、ノズルスロートの断面積は固定であり、スロート形状は離陸時の形状（スロート全開）となっている。ノズルスロートの寸法は幅 $W = 20 \text{ mm}$ 、ノズルスロート高さ $H = 2.8 \text{ mm}$ である。計測座標の原点はカウル下流端中央であり、流れ方向を x 軸、鉛直下向き方向を 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。

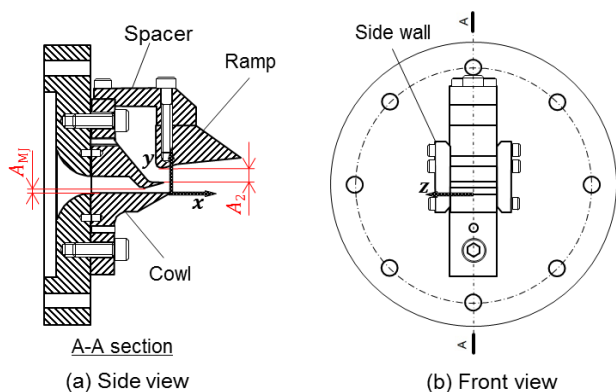
ここで、エンジン総推力 F は質量流量 \dot{m} と噴流の排気流速 U の積で与えられる。

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

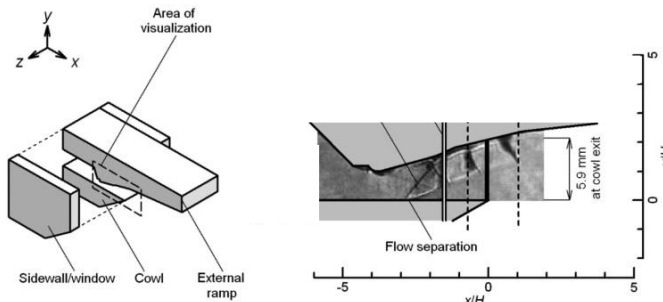
エジェクタは噴流の排気流速 U を低下させる代わりに、質量流量 \dot{m} を増加させることで推力を一定に維持する。さら



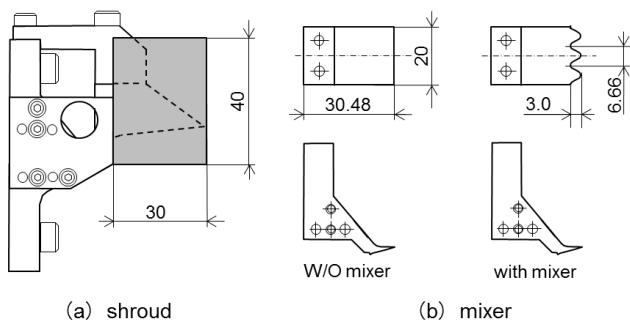
第 2 図 矩形極超音速ノズル縮小模型概略



第 3 図 矩形エジェクタノズル (Ramp ejector) 縮小模型概略



第 4 図 矩形極超音速ノズル内部の平均シュリーレン像



第 5 図 混合促進デバイス概略

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。

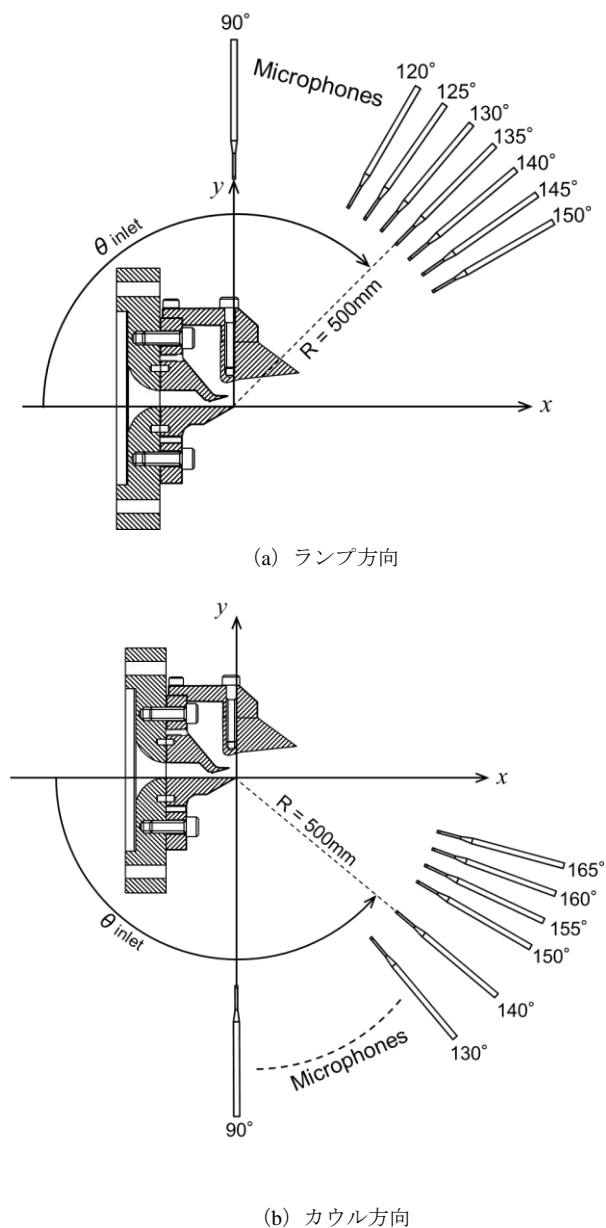
矩形エジェクタノズルはランプ、スパーサー、側壁、カウルからなる。本研究では、後述のようにノズルスロート下流のランプ壁面にブリードドアを設け、そこから 2 次流を引きこむ構造を採用した。ノズルスロート、ノズルスロート上流の流路形状は、矩形極超音速ノズル縮小模型と同じである。ランプと側壁に囲まれた流路を 2 次側とする。2 次側の流路から、主噴流のエントレインメントにより引き込まれる周囲大気を 2 次流とする。スパーサーの寸法を変化させることにより、ランプの位置を変化させることが可能である。これにより 2 次側の出口断面積 A_2 を変えて、2 次側の質量流量を変化させる。主噴流ノズルスロート断面積を 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 $A_3/A_{MJ}=1.0, 2.0, 3.0, 6.0$ 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縮小模型と同一になる。

図 4 に矩形極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じ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



第 6 図 音響計測位置概略

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。

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、 $\theta_{\text{inlet}} = 90 \sim 165 \text{ deg}$ 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。

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

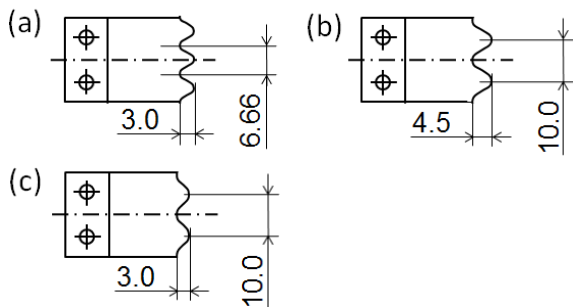
Cross section ratio	A_3/A_{MJ}	1.0	2.0, 3.0
Mixing enhancement device	shroud	W/O	W/
	mixer	W/O	(a) : ($B = 3.0, \lambda = 6.66$) (b) : ($B = 4.5, \lambda = 10.0$) (c) : ($B = 3.0, \lambda = 10.0$)

B : amplitude mm

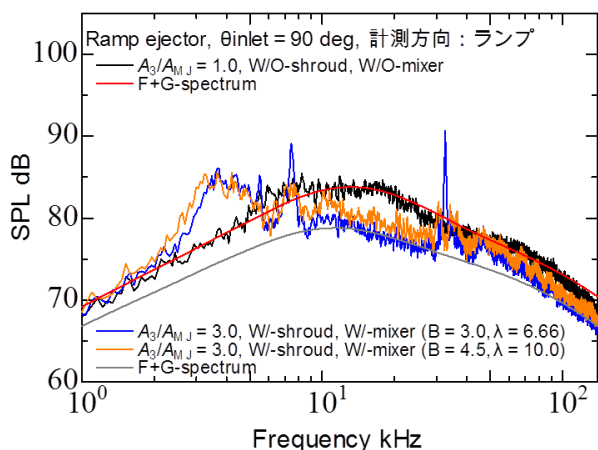
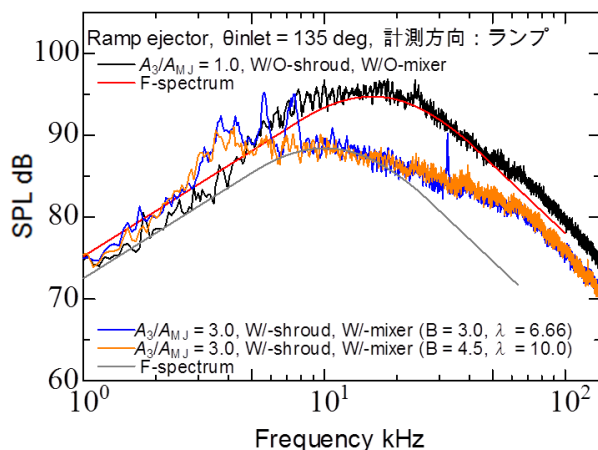
λ : wavelength mm

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 $A_3/A_{MJ} = 1.0$, W/O-shroud, W/O-mixer の条件と、 $A_3/A_{MJ} = 2.0$, $A_3/A_{MJ} = 3.0$, w/- shroud, w/-mixer の条件で実験を行った。ミキサ形状は 3 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), (b), (c) はそれぞれ図 7 の (a), (b), (c) に対応している。



第 7 図 ミキサ形状概略

(a) $\theta_{\text{inlet}} = 90 \text{ deg}$ (b) $\theta_{\text{inlet}} = 135 \text{ deg}$

第 8 図 SPL 周波数分布 (ランプ方向)

3. 実験結果および考察

3.1 音響計測結果 図 8 に $\theta_{\text{inlet}} = 90 \text{ deg}$, 135 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。計測方向はランプ方向、計測距離は 0.5 m である。 $A_3/A_{MJ}=1.0$, W/O-shroud, W/O-mixer はエジェクタ効果がないものと考え、この条件を基準とする。

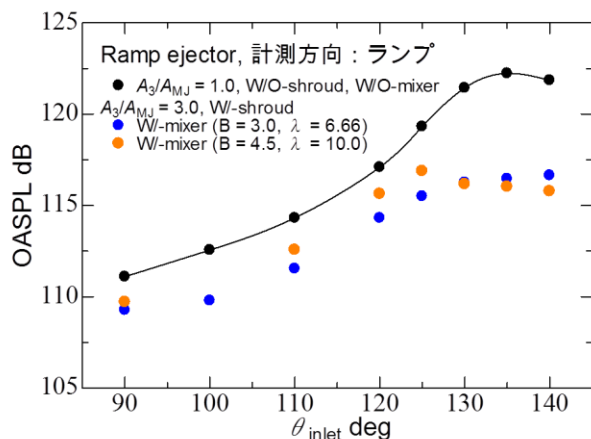
$A_3/A_{MJ}=3.0$, W/-shroud, W/-mixer ($B = 3.0$, $\lambda = 6.66$) と $A_3/A_{MJ}=3.0$, W/-shroud, W/-mixer ($B = 4.5$, $\lambda = 10.0$) のスペクトルを示す。

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、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、ジェット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。今回は、 $A_3/A_{MJ}=1.0$, W/O-shroud, W/O-mixer と $A_3/A_{MJ}=3.0$, W/-shroud, W/-mixer ($B = 3.0$, $\lambda = 6.66$) にフィッティングを行った。

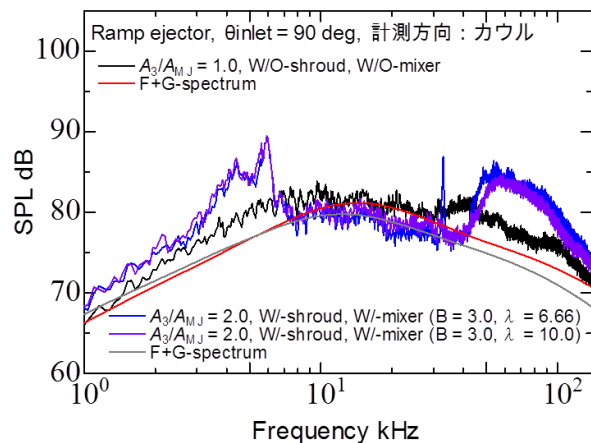
$\theta_{\text{inlet}} = 90 \text{ deg}$ での SPL 周波数分布を図 8 (a) に示す。相似スペクトルを比較すると、ピークは低下している。これはエジェクタ効果により主噴流の流速が低下し、乱流混合騒音が小さくなったからであると考えられる。また、相似スペクトルのピークは低周波側にシフトしている。この結果から、2 次流導入に伴い質量流量が増大したことでジェットが太くなったと言える。以上より、エジェクタが機能したと考えられる。 $A_3/A_{MJ}=3.0$, W/-shroud, W/-mixer ($B = 3.0$, $\lambda = 6.66$) では、0~9kHz 付近と 30kHz 付近で相似スペクトルより SPL が高くなっている。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、衝撃波が暴れるようになる。よって、渦と衝撃波の干渉による衝撃波関連騒音が発生すると考えられる。

$\theta_{\text{inlet}} = 135 \text{ deg}$ での SPL 周波数分布を図 8 (b) に示す。図 8 (a) で示した $\theta_{\text{inlet}} = 90 \text{ deg}$ の結果と同様に、相似スペクトルのピークは低下し、かつ低周波側にシフトしていることが分かる。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と考えられ、さらに 2 次流導入に伴い質量流量が増大したことによりジェットが太くなったと言える。 $A_3/A_{MJ}=3.0$, W/-shroud, W/-mixer ($B = 3.0$, $\lambda = 6.66$) では、0~9kHz 付近と 30kHz 付近で相似スペクトルより SPL が高くなっており、渦と衝撃波の干渉による衝撃波関連騒音が発生すると考えられる。

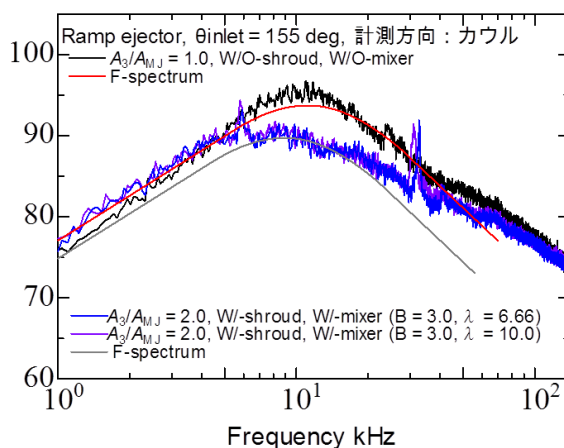
図 9 に矩形エジェクタノズルが騒音放射角度特性に及ぼす影響を示す。横軸が計測角度、縦軸が OASPL (Overall sound pressure level) である。計測方向はランプ方向、計測距離は 0.5 m である。 $A_3/A_{MJ}=1.0$, W/O-shroud, W/O-mixer, $A_3/A_{MJ}=3.0$, W/-shroud, W/-mixer ($B = 3.0$, $\lambda = 6.66$) と $A_3/A_{MJ}=3.0$, W/-shroud, W/-mixer ($B = 4.5$, $\lambda = 10.0$) の 3 条件を示す。すべての放射角度で基準である $A_3/A_{MJ}=1.0$, W/O-shroud, W/O-mixer より OASPL が低減した。これは、衝撃波関連騒音の発生による OASPL 増大量よりも、乱流混合騒音の低下による OASPL 低減量が勝っているためであ



第 9 図 矩形エジェクタノズルが騒音放射角度特性に及ぼす影響（ランプ方向）



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



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

第 10 図 SPL 周波数分布（カウル方向）

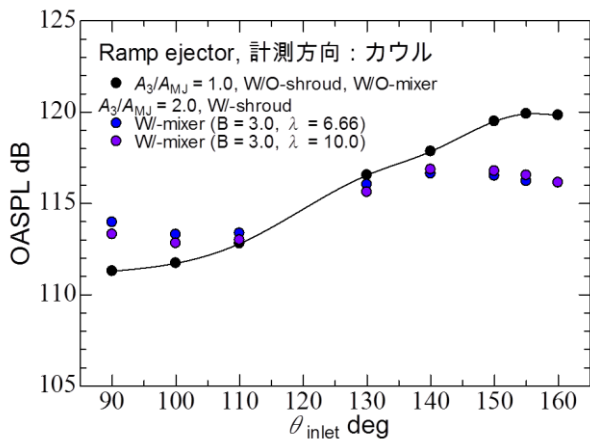
ると考えられる。以上より、ランプ方向において矩形エジェクタノズルによる騒音低減効果があると言える。

図 10 に $\theta_{\text{inlet}} = 90 \text{ deg}$, 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。計測方向はカウル方向、計測距離は 0.5 m である。 $A_3/A_{MJ}=1.0$, W/O-shroud, W/O-mixer の条件を基準とし、 $A_3/A_{MJ}=2.0$, W/-shroud, W/-mixer ($B = 3.0$, $\lambda = 6.66$) と $A_3/A_{MJ}=2.0$, W/-shroud, W/-mixer ($B = 3.0$, $\lambda = 10.0$) のスペクトルを示す。

$\theta_{\text{inlet}} = 90 \text{ deg}$ での SPL 周波数分布を図 10 (a) に示す。相似スペクトルを比較すると、ピークは低下し、かつ低周波側にシフトしていることが分かる。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と考えられ、さらに 2 次流導入に伴い質量流量が増大したことによりジェット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 ($B = 3.0$, $\lambda = 6.66$) では、0~7kHz 付近と 30kHz 付近、40kHz 以降で相似スペクトルより SPL が非常に高くなっており、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が顕著に表れている。

$\theta_{\text{inlet}} = 155 \text{ deg}$ での SPL 周波数分布を図 10 (b) に示す。図 10 (a) で示した $\theta_{\text{inlet}} = 90 \text{ deg}$ の結果と同様に、相似スペクトルのピークは低下し、かつ低周波側にシフトしていることが分かる。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と考えられ、さらに 2 次流導入に伴い質量流量が増大したことによりジェットが太くなったと言える。 $A_3/A_{MJ}=2.0$, W/-shroud, W/-mixer ($B = 3.0$, $\lambda = 6.66$) では、5.5kHz 付近と 20kHz 以降で相似スペクトルより SPL が高くなっており、渦と衝撃波の干渉による衝撃波関連騒音が発生していると考えられる。

図 11 に矩形エジェクタノズルが騒音放射角度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。計測方向はカウル方向、計測距離は 0.5 m である。 $A_3/A_{MJ}=1.0$, W/O-shroud, W/O-mixer, $A_3/A_{MJ}=2.0$, W/-shroud, W/-mixer ($B = 3.0$, $\lambda = 6.66$) と $A_3/A_{MJ}=2.0$, W/-shroud, W/-mixer ($B = 3.0$, $\lambda = 10.0$) の 3 条件を示す。ピーク放射角度を含む $\theta_{\text{inlet}} = 130 \text{ deg} \sim 160 \text{ deg}$ では基準となる条件より OASPL は低減している。これは、ランプ方向での結果と同様、衝撃波関連騒音の発生による OASPL 増大量よりも、乱流混合騒音の低下による OASPL 低減量が勝っているためであると言える。また、 $\theta_{\text{inlet}} = 90 \text{ deg} \sim 110 \text{ deg}$ では、基準の条件よりも OASPL が増大している。図 10 (a) を見ると衝撃波関連騒音が顕著に表れてしまっており、乱流混合騒音の低下による OASPL 低減量よりも衝撃波関連騒音の発生による OASPL 増大量が勝っているためであると考えられる。以上より、カウル方向において $\theta_{\text{inlet}} = 130 \text{ deg} \sim 160 \text{ deg}$ では矩形エジェクタノズルによる騒音低減効果があると言えるが、 $\theta_{\text{inlet}} =$



第 11 図 矩形エジェクタノズルが騒音放射角度特性に及ぼす影響（カウル方向）

90 deg ～110 deg では衝撃波関連騒音が支配的となってしまうため矩形エジェクタノズルによる騒音低減効果が見られなかった。今後、 $\theta_{\text{inlet}} = 90 \text{ deg} \sim 110 \text{ deg}$ で発生する衝撃波関連騒音の抑制が大きな課題となる。

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。

- 1) 音響計測結果より、ランプ方向では全放射角度で 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 ($\theta_{\text{inlet}} = 90 \text{ deg} \sim 110 \text{ deg}$) 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。

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 深代雄樹氏の協力を頂いた。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).
 - 23) Christopher K. W. Tam and K. B. M. Q. Zaman., "Subsonic Jet Noise from Nonaxisymmetric and Tapped Nozzles," *AIAA Journal*, Vol. 38, No. 4, (2000), pp.592-599.