

低密度ガスによる高温ジェット音響場の再現とエジェクタノズル性能調査への応用

小野 貴大^{*1}・今川 慶^{*2}・荒木 幹也^{*3}・小島 孝之^{*4}・
田口 秀之^{*4}・Juan C. González Palencia^{*3}・志賀 聖一^{*3}

^{*1} 群馬大学 大学院理工学専攻 修士課程

^{*2} 群馬大学 理工学部 機械知能システム理工学科

^{*3} 群馬大学 大学院理工学府 知能機械創製部門

^{*4} 宇宙航空研究開発機構

1. 緒 言

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きた。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、ジェット速度は高い。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⁽¹⁴⁻¹⁵⁾ などの検討を行ってきており、4 dB 程度の騒音低減効果が示されている。これを超える効果(10 dB のオーダー)を達成するため本研究ではエジェクタノズルの適用を試みた。

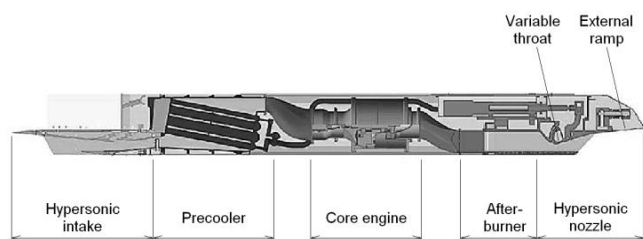


図 1 PCTJ エンジン概略

ジェット騒音低減に最も有効な方法は、ジェット速度低減である。しかし、ジェット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⁽¹⁶⁾ 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ジェット速度は低減する。これにより推力低下を抑え、ジェット騒音を低減する。

Oishi ら⁽¹⁷⁾ は、環境適合型次世代超音速推進システム⁽¹⁷⁻¹⁹⁾ 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、ジェット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、ジェット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⁽¹⁷⁾。これにより、ジェット騒音低減量 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⁽²⁰⁾ 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、ジェット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ーを使用することも想定されている。この場合、ジェット全温は離陸時から 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^(11,12,21-24) 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⁽²¹⁻²⁴⁾。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、まず常温空気を用いてエジェクタノズルの基礎的な音響特性を調査する。次に実機の高温ジェッ

トの音響場を非加熱の低密度ガスを用いて模擬し、エジェクタノズルの騒音低減性能を実機ベースで検討したものである。

2. 実験装置および方法

2.1 矩形極超音速ノズル 図 2 に、矩形極超音速ノズルおよびシュリーレン像を示す。PCTJ エンジンに搭載される矩形極超音速ノズルの約 1/100 サイズの縮小模型を製作し、実験に供した⁽¹¹⁻¹³⁾。一次流はカウル壁面から剥離しランプに沿って流れ、ランプ下流端から大気へ噴出する設計となっている。ランプ下流端はエンジン中心軸に対し 6.2 deg の傾きを有しており、推力も約 7 deg 偏向していることが示されている⁽¹⁰⁾。

2.2 矩形エジェクタノズル 図 3 の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。矩形極超音速ノズルはランプ端のせん断層に急峻な圧力勾配があることがわかっている⁽¹³⁾。本研究では圧力勾配を緩和するために、ノズルスロート下流のランプ壁面に吸入口を設け、そこから二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二次側の流路から、一次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二次流とする。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。これにより二次流の出口断面を変えて、二次流の質量流量を変化させる。ここで一次流高さを H 、二次流出口高さを h とする。Area ratio (AR) の関係を以下に示す。

$$AR = h/H \quad (1)$$

本研究では、 $AR = 0.0 \sim 5.0$ とした。なお、 $AR = 0.0$ 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 に混合促進デバイス概略を示す。一次流と二次流は、完全に混合した後、ノズルから噴出することが理想である。Shroud はノズルspan方向からの周囲大気のエントレインメントを抑制し、一次流の運動量が二次流にのみ分配されるようにする。また Shroud 側面の二次流高さ位置に静圧孔を設け、二次流の静圧を計測している。静圧計測の結果を

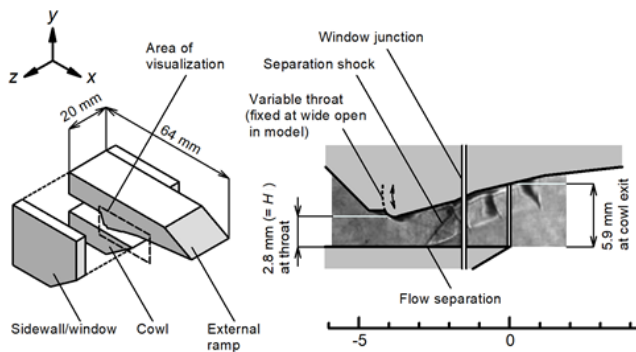


図 2 矩形極超音速ノズルおよびシュリーレン像

用いて、二次流速度および質量流量を算出する。Mixer は一次流/二次流合流部を波型加工したもので、ボルテックスジェネレータとして作用する。Mixer 形状は波の振幅が $2A = 3.0 \sim 4.5$ 、波長は $\lambda = 1.66 \sim 20.0$ の間で変化させた。Mixer を用いない場合は、一次流/二次流合流部を直線に加工したものを使用する。また、長さの異なる二種類のランプを使用した。Long ramp は Short ramp より下流方向に 30 mm 長さを伸ばしたことで混合長さを確保する働きをもつ。

2.3 ジェット条件 表 1 に、ジェット条件を示す。実機 PCTJ エンジンのジェット条件と、ノズル縮小模型（音響場模擬値、常温空気）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、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, 21-24)。常温空気を用いた場合の条件は、ジェット全温 298 K、ジェットマッハ数 1.28、ジェット速度 385 m/s である。

2.4 計測方法 図 5 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

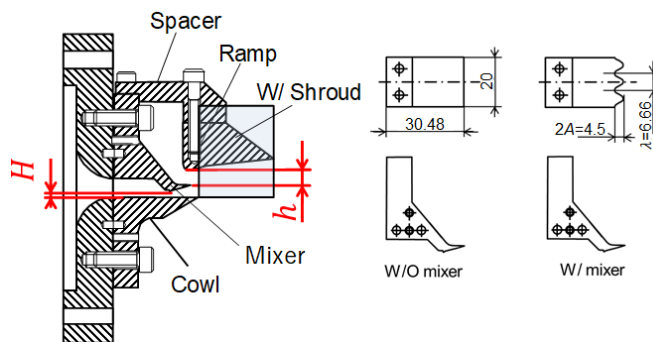


図 3 矩形エジェクタノズル概略

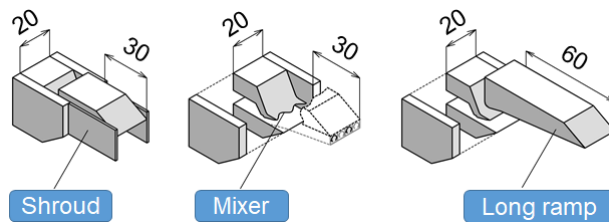


図 4 混合促進デバイス概略

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。

2.5 完全混合を仮定した騒音低減量 運動量保存則より以下の式が与えられる。

$$\dot{m}_1 U_1 + \dot{m}_2 U_2 = (\dot{m}_1 + \dot{m}_2) U_3 \quad (2)$$

\dot{m} は質量流量, U は流速, 添え字の 1 は一次流を, 2 は二次流を, 3 は完全混合後を示す。またエネルギー保存則より

$$\frac{\dot{m}_1}{\dot{m}_1 + \dot{m}_2} c_{p1} T_1 + \frac{\dot{m}_2}{\dot{m}_1 + \dot{m}_2} c_{p2} T_2 = c_{p3} T_3 + \frac{1}{2} U_3^2 \quad (3)$$

となる。 T は静温, c_p を定圧比熱とする。式(2), 式(3)より完全混合後の静温 T_3 が求められ, 状態方程式により, 密度 ρ_3 は

$$\rho_3 = \frac{P_a}{R_3 T_3} \quad (4)$$

となる。 P_a を大気圧, R を気体定数とした。ここで完全混合後のジェットの気体定数は一次流, 二次流の質量分率により決定した。したがって完全混合後のジェット高さ l は

$$l = \frac{\dot{m}_3}{\rho_3 w U_3} \quad (5)$$

となる。そしてエジェクタノズルの騒音低減量を $\Delta OASPL$ として, 完全混合を仮定した場合の騒音低減量を

$$\Delta OASPL = 10 \log A_1 U_1^n - 10 \log A_3 U_3^n \quad (6)$$

と定義する。但し, n は速度指数, $A_1 = H \cdot w$, $A_3 = l \cdot w$ とした。本研究では流れの幅 w をノズル幅と同じ 20 mm とした。

表 1 ジェット条件

	ノズル 圧力比	全温 K	マッハ数	速度 m/s	作動 流体
PCTJ エンジン	2.85	2073	1.33	1112	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 (常温空気)	2.70	298	1.28	385	空気

3. 実験結果および考察

3.1 二次流質量流量 図 6 に質量流量比と AR の関係を示す。縦軸は質量流量比, 横軸は AR である。Air(常温空気)条件, Helium(音響場模擬値)条件共に AR に比例して二次流の質量流量が増大していることが分かる。エジェクタノズルは実機相当の音響場でも, 騒音低減効果が見込めることが分かった。

3.2 騒音低減効果 図 7 にエジェクタノズルの騒音低減効果を示す。縦軸は $\Delta OASPL$, 横軸は質量流量比である。エジェクタを作動させていない条件(Short ramp, $AR = 0.0, W/O$ -mixer, W/O -shroud)のピーク放射角度における $OASPL$ と各条件でのピーク放射角度における $OASPL$ の差を $\Delta OASPL$ としている。また実線は式(6)より求めた完全混合を仮定した騒音低減量となる。但し Air 条件では $n = 9.0$, Helium 条件では $n = 4.5$ とした。音響計測の結果, Air 条件(Long ramp, $AR = 3.0, \lambda = 6.66$)では 9.0 dB の騒音低減量, Helium 条件(Long ramp, $AR = 3.0, \lambda = 6.66$)では 7.5 dB の騒音低減量となった。双方の実験条件での $AR = 2.0, 3.0$ において Short ramp の場合では完全混合を仮定した実線から外れていることが分かり, Long ramp の場合は実線に沿う結果となった。よって混合長さ増大による騒音低減効果が確認された。 $AR = 5.0$ では完全混合のためには更なる混合長さが必要だと分かった。

3.3 Mixer 形状と騒音低減量の関係 図 8 に Mixer 形状と騒音低減量の関係を示す。縦軸は $\Delta OASPL$, 横軸は Mixer の波長 λ を式(5)より求めた完全混合後のジェット高さ l で除して無次元したものである。また Air 条件, Helium 条件共に $\lambda / l = 1$ 付近の Mixer 形状で騒音低減量が最大となることが分かる。よって完全混合後のジェット高さ l と Mixer によって生成される縦渦のアスペクト比が 1 の条件が騒音低減に適することが分かった。また常温空気での実験はエジェクタノズルの形状パラメータ評価において定性的な傾向を評価する手法として有効であると言える。

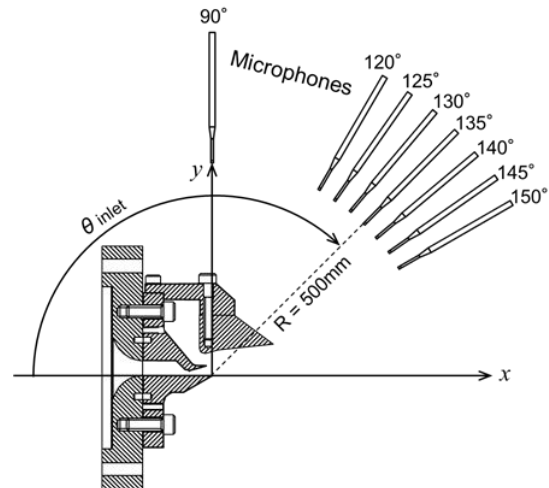


図 5 音響計測位置概略

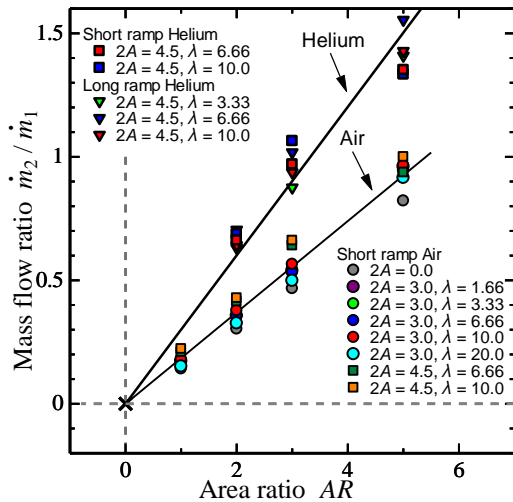


図6 質量流量比とARの関係

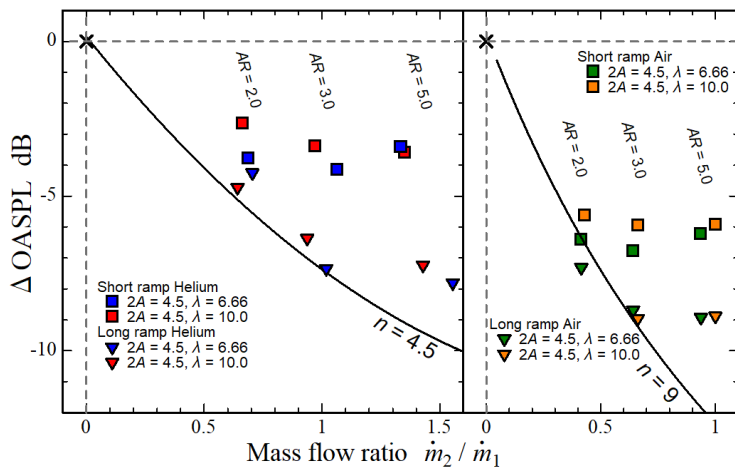


図7 騒音低減効果

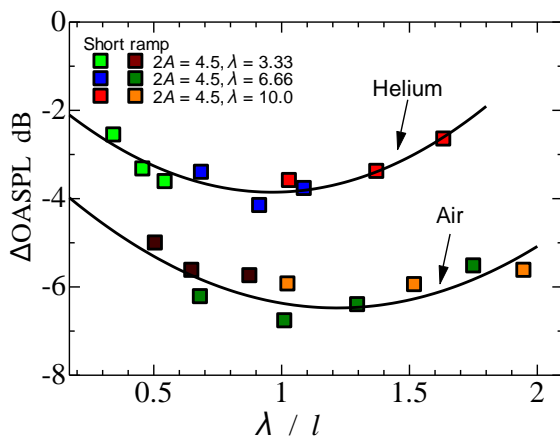


図8 Mixer形状と騒音低減量の関係

4. 結 言

本研究は、PCTJ エンジンへの騒音低減デバイスとしてエジクタノズルを提案し、実機の高温度ジェットの影響場を非加熱の低密度ガスを用いて模擬し、エジクタノズルの騒音低減性能を実機ベースで検討したものである。

- 1) Air 条件, Helium 条件共にエジクタ効果が確認でき、AR に比例し二次流の質量流量が増大する。
- 2) Air 条件(Long ramp, AR = 3.0, λ = 6.66)では 9.0 dB の騒音低減量, Helium 条件(Long ramp, AR = 3.0, λ = 6.66)では 7.5 dB の騒音低減量となった。
- 3) Air 条件, Helium 条件共に約 λ/l = 1 付近の Mixer 形状で騒音低減量が最大となった。

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 深代雄樹氏(当時)、後閑雅人氏、群馬大学学部生 山岸晃己氏の協力を頂いた。ここに記して謝意を表する。

参考文献

- 1) T. Kojima et al., AIAA 2008-2504, 2008.
- 2) H. Kobayashi et al., AIAA 2008-2620, 2008.
- 3) H. Taguchi et al., AIAA 2009-7311, 2009.
- 4) T. Kojima et al., AIAA 2009-7312, 2009.
- 5) H. Miyamoto et al., AIAA 2007-0031, 2007.
- 6) K. Fukiba et al., *J. Thermophysics and Heat Transfer*, 23-3, 2009, pp. 533-542.
- 7) S. Nishida et al., *28th International Symposium on Space Technology and Science*, 2011-a-46, 2011.
- 8) H. Kobayashi, et al., AIAA 2011-2328, 2011.
- 9) M. Araki et al., *AIAA J.*, 50-3, 2012, pp. 751-755.
- 10) M. Araki et al., *J. Propulsion and Power*, 28-6, 2012, pp. 1258-1267.
- 11) M. Araki et al., *J. Propulsion and Power*, 30-1, 2014, pp. 221-232.
- 12) M. Araki et al., *J. Propulsion and Power*, 30-3, 2014, pp. 820-833.
- 13) M. Araki et al., *AIAA J.*, 53-3, 2015.
- 14) 村木瑞穂ら, *日本航空宇宙学会論文集*, 61-5, 2013, pp. 141-149.
- 15) 村木瑞穂ら, *日本航空宇宙学会論文集*, 63-2, 2015, pp. 53-59.
- 16) Lord, W.K. et al., AIAA 90-1909, 1990.
- 17) Oishi, T. et al., *IHI Engineering Review*, 38, 51-57, 2005.
- 18) Fujitsuna, Y. et al., *24th International Congress of The Aeronautical Sciences (ICAS2004)*, 2004.
- 19) 中村良也, *ながれ*, 26, 29-34, 2007.
- 20) M.J. Lighthill: *Jet Noise*, *AIAA J.*, 1-7, 1963, pp. 1507-1517.
- 21) Kevin W. Kinzie et al., *AIAA J.*, 37-11, 1999, pp. 1363-1369.
- 22) Dimitri Papamoschou et al., *AIAA J.*, 37-2, 1999, pp. 154-160.
- 23) Michael J. Dorcy et al., *Int. J. Aeroacoustics*, 2-2, 2003, pp. 293-334.
- 24) Dimitri Papamoschou, *J. Propulsion and Power*, 23-2, 2007, pp. 375-381.