

矩形ノズルより形成される超音速不足膨張噴流の特性

安信 強, 蔣 欣, 石丸純也, 島津公紀

Characteristic of Underexpanded Supersonic Jet Obtained by Rectangular Nozzle

Tsuyoshi YASUNOBU, Xin JIANG, Junya ISHIMARU and Masaki SHIMAZU

Abstract

The supersonic jet is one of fundamental problems of the compressible fluid dynamics and is applied in the aeronautical and other engineering fields, such as the design of a rocket launcher system. Many studies have described the characteristics of underexpanded supersonic jet obtained by the circular nozzle. However, it seems that the characteristic of underexpanded supersonic jet obtained by the rectangular nozzle has not been investigated completely. This paper aims to clarify the characteristic of underexpanded supersonic jet obtained by the rectangular nozzle by the numerical analysis.

Keywords : Underexpanded Jet, Mach Disk, Barrel Shock, Expansion wave, Supersonic Nozzle, Numerical Analysis.

1. はじめに

超音速噴流は、噴流を発生させる超音速ノズルの出口圧力と出口周囲の圧力が等しい適正膨張噴流を除いて、噴流中に膨張波や圧縮波、衝撃波などの圧力波を含んだ複雑な波動構造を有し、噴流内部の速度や圧力も一定ではなく、さらに噴流内部の流れや衝撃波などの影響により、騒音や圧力変動が発生する⁽¹⁾。超音速噴流は、例えば超音速飛翔体のエンジンの排気など、比較的容易に形成でき、さらに噴流内部の速度や圧力に着眼したスートブローや溶射、ガラスの急速冷却など、工業的にも重要であることから、従来から数多くの研究が行われている⁽¹⁾⁻⁽⁶⁾。しかし、条件的には超音速ノズルの出口圧力が出口周囲の圧力より高い不足膨張噴流が多く、さらに円形ノズルを用いた軸対称の噴流が多い。

一方、出口マッハ数が $M_e > 1$ となる超音速域では、円形のラバルノズルでは断面構造が複雑となり、製作も手間がかかることから、超音速風洞では二次元ノズルを用いた矩形断面の流路も多く、次世代の超音速航空機用のエンジンの開発では矩形ノズルも取り扱われている⁽⁷⁾⁽⁸⁾。矩形ノズルにより形成された噴流（以下、矩形噴流と呼称）は、円形ノズルを用いた噴流（以下、円形噴流と呼称）のような軸対称の流れ場ではなく、複雑な三次元構造の流れ場が形成され、さらに矩形ノズル出口の高さと幅の比であるアスペクト比の影響を強く受けることから、従来は調査されていなかった。しかし、数値シミュレーションの進展によって三次元の流れ場の計算が比較的容易に計算可能となり、矩形噴流について数値シミュレーションを中心に研究がかなり行われているが、円形噴流に比べて、まだ未解明なことも多い。特に矩形噴流は、ノズルコーナーの影響を受けて噴流断面の圧力や温度などの分布は円形、すなわち軸対称ではなく、これに矩形ノズルのアスペクト比の影響が加わることから、ノズル出

口形状の影響がより顕著に現れ、現象の解析を困難にしている。

本研究では、矩形ノズルで形成された超音速噴流の噴流構造と、流れ場の圧力比や矩形ノズルのアスペクト比が噴流構造に及ぼす影響を数値解析により調査し、考察することを目的とする。

2. 数値解析方法

2. 1 流れのモデル

矩形ノズルより形成される超音速衝突噴流の模式図を**Fig.1**に示す。円形噴流の場合と同様に流れ場内には衝撃波を伴った複雑な波動が形成される。本研究では、ノズル出口から衝撃波までの距離などの記号を**Fig.1**のように定義する。

2. 2 数値解析方法

矩形ノズルで形成される超音速噴流は、複雑な三次元の波動構造を有することから、一方向からの流れの可視化実験では、噴流構造の解析は困難である。本研究では、実験と同様に、貯気圧 p_0 の貯気タンクと排圧 p_b の排気タンクを矩形ノズルで接続し、貯気タンクからの気体を矩形ノズルから噴出させて、排気タンク内に矩形噴流を形成させる。本研究で定義した計算モデルのノズル付近の拡大図を**Fig.2**に示す。数値解析にはANSYS Fluent 2021を使用し、乱流モデルにはSST $k-\omega$ モデルを用いて、圧縮性の非定常計算を行った。また、使用する矩形ノズルは、アスペクト比を $A_s = 0.5, 0.67, 1$ の3種類を定義し、円形噴流との比較の際には等価直径 d_e を使用し、今回の計算では $d_e = 5[\text{mm}]$ とした。さらに使用する気体は空気とし、初期温度は300 [K]、貯気圧 p_0 と背圧 p_b との圧力比 $\phi (=p_0/p_b)$ を $\phi = 4 \sim 20$ に変化させて数値解析を行った。

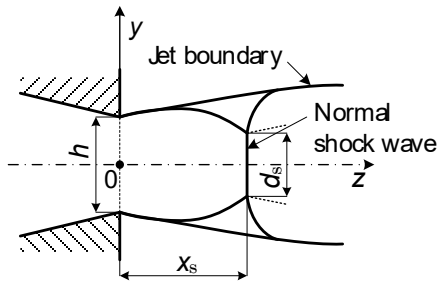


Fig.1 Flow model and symbols used in this study

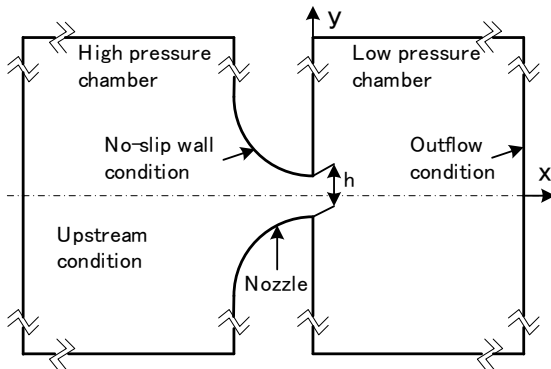


Fig.2 Calculation domain

3. 数値解析結果および考察

3. 1 円形噴流の構造⁽⁹⁾

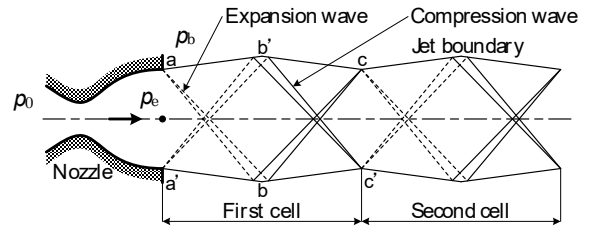
矩形噴流の噴流構造を考察するために重要となる、円形噴流の構造をFig.3に示す。図(a)はノズル出口圧力 p_e が排圧 p_b よりわずかに高い時の噴流で、圧力が高いためノズル出口から膨張波が発生し、噴流境界で圧縮波として反射し、以後、噴流境界で膨張波、圧縮波として反射を繰り返す。このため、可視化写真を撮影すると膨張領域と圧縮領域が交互に形成され、ダイヤモンドセルのような形状に見えることからダイヤモンドセル構造とも呼ばれることがある。また、ノズル出口からの膨張波が圧縮波と反射し、再度、噴流境界で反射するまでを1つの過程と捉え、ノズル出口から再度、噴流境界で反射する位置までの長さを第1セルと定義される。

ノズル出口圧力 p_e がさらに増加すると、膨張波も強くなり、噴流境界で反射して形成される圧縮波の強さも強くなる。このため、図(b)に示すように、圧縮波を構成する特性曲線の一部が重なり合うようになり⁽⁸⁾、衝撃波が形成されて途中で交差しながら噴流境界に達する。ノズル出口圧力 p_e がさらに増加すると、形成される衝撃波の強さも増加し、途中で交差ししていた衝撃波が3重点を構成して垂直衝撃波の形状に近い衝撃波と反射衝撃波が形成される。このため、噴流境界で反射した圧縮波の集積により形成される衝撃波はたる型の三次元的な構造となり、

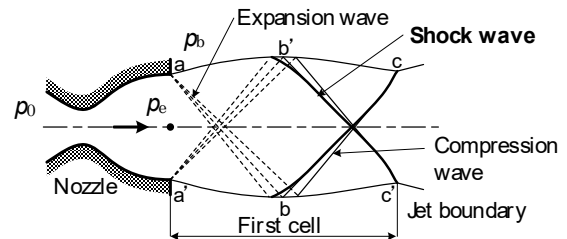
Barrel shock (たる型衝撃波) と呼ばれる。また、垂直衝撃波の形状に近い衝撃波は、円形ノズルによる軸対称噴流では円形となることから、Mach disk と呼ばれる。一般的には、図(a)のようなこのようなダイヤモンドセル構造から図(b)の衝撃波を伴った噴流構造に遷移する圧力比は、 $\phi=3.8$ 程度とされる。

3. 2 矩形噴流の噴流構造の解析結果

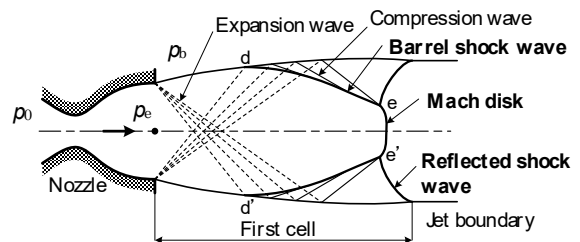
アスペクト比 $A_s=0.67$, 圧力比 $\phi=8$ でのノズル出口から任意の位置での噴流断面の等密度線図をFig.4に示す。Fig.4は流れに直交する断面の等密度線図で、任意の位置の断面の結果を示すことにより、矩形噴流の三次元的な構造を考察できる。図より、ノズル出口から最も近い断面での等密度線図の形状がひし形に変化している。Fig.3で説明したように、ノズル出口圧力 p_e が排圧 p_b より高くなるため、この圧力差を調整するために膨張波がノズル出口から形成され、噴流境界に衝突して反射するが、軸対称の流れ場では膨張波も同一の方向に伝ばするため、噴流境界の同一の位置で反射し、噴流断面も円形となる。これに対して、矩形噴流では、ちょうどノズル出口の角部が消えたようなひし形に形状になっており、これはノ



(a) Diamond cell structure



(b) Structure with shock wave (low pressure ratio)



(c) Structure with shock wave (high pressure ratio)

Fig.3 Jet models of circular jet

ズル出口の角部およびその近傍での膨張波同士の干渉による影響と考えられる。また、下流の断面になるにしたがってひし形の大きさが減少するとともに、ひし形の縦横比も変化する。これらの結果から、軸対称の円形噴流の場合は、たる型の立体的な噴流構造となるが、矩形噴流の場合は噴流断面がひし形となり、さらにひし形の縦横比も変化する噴流構造となる。

アスペクト比 $A_s=0.67$ 、圧力比 $\phi=4$ での噴流中心軸を含む断面での等密度線図をFig.5に示す。図 (a) は垂直断面

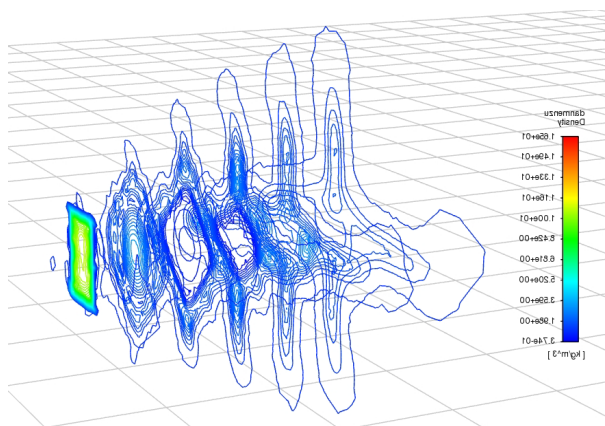
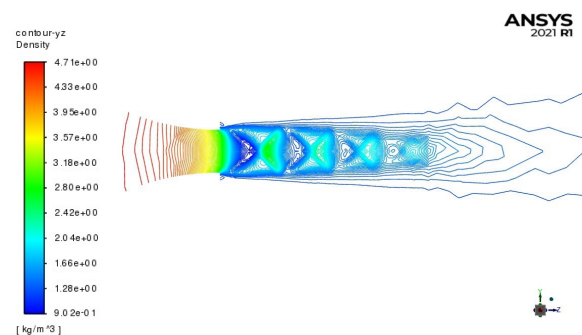
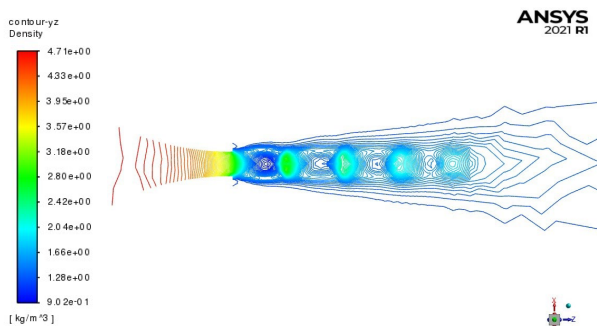


Fig.4 Contour maps at cross section ($A_s=0.67$, $\phi=14$)



(a) y-z plane

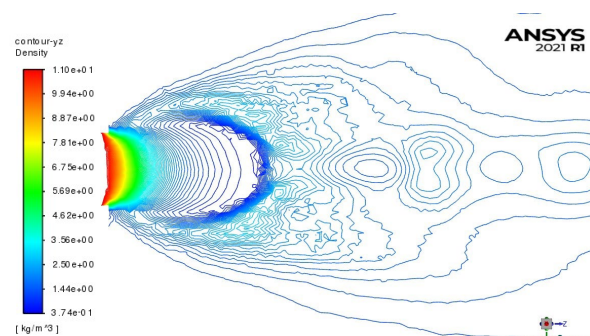


(b) x-z plane

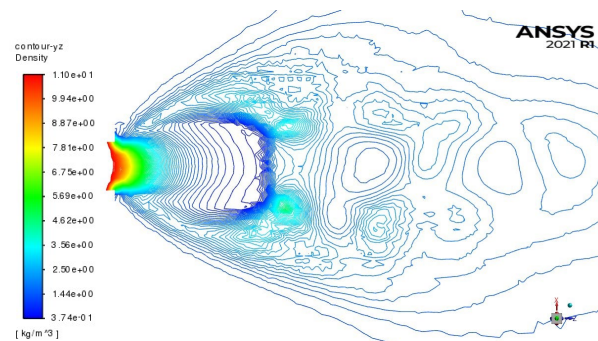
Fig.5 Contour maps of density ($A_s=0.5$, $\phi=4$)

(y-z plane), 図 (b) は水平断面 (x-z plane) での結果で、等密度線が密集した部分が衝撃波を示す。図より噴流境界から中心軸方向に斜め衝撃波が形成され、その下流に膨張領域が観察される。このような噴流構造はえんきい噴流のFig.3 (b) の構造と酷似しており、圧力比もほぼ一致する。さらに、図 (a) の垂直方向と図 (b) の水平方向で噴流の幅 (高さ) に差異があり、アスペクト比の影響が表れている。

アスペクト比 $A_s=0.67$ 、圧力比 $\phi=8$ での噴流中心軸を含む断面での等密度線図をFig.6に示す。Fig.6と同様に、図 (a) は垂直断面 (y-z plane), 図 (b) は水平断面 (x-z plane) での結果である。図 (a) において、ノズル出口からの衝撃波は、Fig.4よりひし形の頂点部分を構成する衝撃波であり、この衝撃波はノズル出口の辺の中心部分の膨張波に起因した衝撃波と想定される。また、図より、ノズル出口からの衝撃波は3重点を構成してひし形の断面形状を有する垂直衝撃波が形成され、円形噴流のFig.3 (c) に相当する噴流構造を有する。本研究では、ノズル出口からこの垂直衝撃波までの距離を x_s と定義する。さらに図 (a) と図 (b) の水平断面 (x-z plane) との結果を比較すると、ノズル出口からの衝撃波形状と垂直衝撃波の大きさに相違が観察される。これは、Fig.4で述べたように



(a) y-z plane

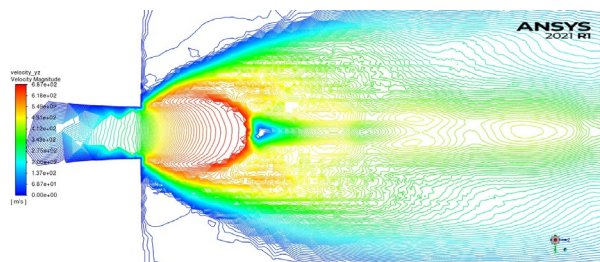


(b) x-z plane

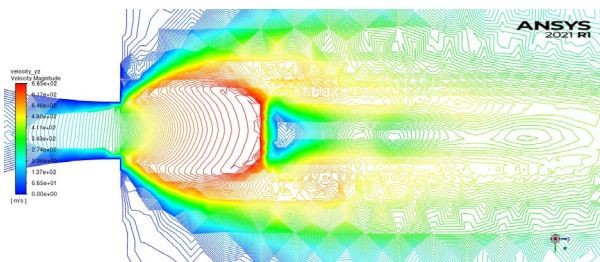
Fig.6 Contour maps of density ($A_s=0.67$, $\phi=14$)

ノズル出口からの距離によって噴流断面のひし形の縦横比や大きさが変化しているためであり、ノズル出口のアスペクト比の影響が表れている。アスペクト比 $A_s=0.67$ 、圧力比 $\phi=14$ での噴流中心軸を含む断面での等速度線図をFig.7に示す。Fig.6と同様に、図(a)は垂直断面(y-z plane)、図(b)は水平断面(x-z plane)での結果である。図より、噴流内部で速度がさらに加速されて超音速状態になり、垂直衝撃波で減速されるが、その後、再び加速されていることがわかる。また、Fig.6と同様に、図(a)と図(b)の結果の比較より、ノズル出口からの衝撃波形状と垂直衝撃波の大きさに相違が観察され、アスペクト比の影響が現れている。さらに、ノズル内部に注目すると、ノズル壁面の境界層の厚さが厚く、実質的な断面積が縮小し、主流に影響を及ぼす可能性が考えられる。円形噴流でも、ノズル出口直径が減少すると相対的に境界層の影響が大きくなり、速度分布に影響が生じるので、矩形噴流でも詳細な調査が必要と考えられる。

圧力比 $\phi=14$ での噴流中心軸上の圧力分布をFig.8に示す。図(a)はアスペクト比 $A_s=0.67$ 、図(b)はアスペクト比 $A_s=1$ の結果を示す。ノズル内の断面積の変化(減少)に伴い、気体の速度が増加して圧力が減少し、ノズル出口で音速に達する。そして、排気タンクに噴流が噴出されるために噴流内部の速度はさらに上昇して圧力が減少する。そのため、噴流の出口速度は音速であるが、噴流内部で加速し、噴流中の垂直衝撃波で超音速から亜音速に減速される。Fig.8(a)(b)に示すようにノズル出口から圧力は減少して上昇するが、これは噴流中の垂



(a) y-z plane



(b) x-z plane

Fig.7 Contour maps of velocity ($A_s=0.67$, $\phi=14$)

直衝撃波による圧力回復であり、この位置が衝撃波の形成位置となる。しかし、衝撃波による圧力上昇は急峻ではなく、緩やかな増加になっている。これは計算格子(メッシュ)の大きさが大きいためであり、今後、さらに細かくする必要がある。また、図(a)と図(b)の比較より、アスペクト比が変化しても噴流中心軸上の圧力分布には顕著な影響は観察されない。

矩形噴流中の垂直衝撃波の形成位置(ノズル出口から垂直衝撃の形成位置までの距離) x_s/d_e と流れ場の圧力比 ϕ との関係をFig.9に示す。また、図中の実線は円形の自由噴流中の衝撃波(Mach disk)の形成位置を示す以下のAddyの式⁽¹⁰⁾による結果を示し、円形噴流との比較のため、

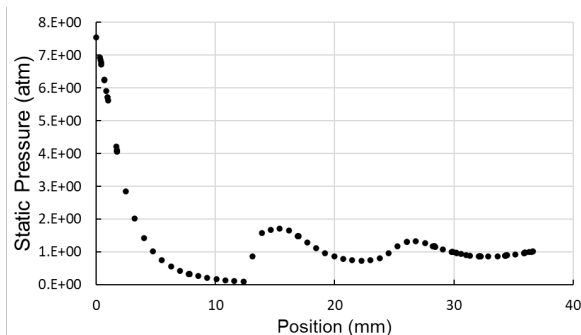
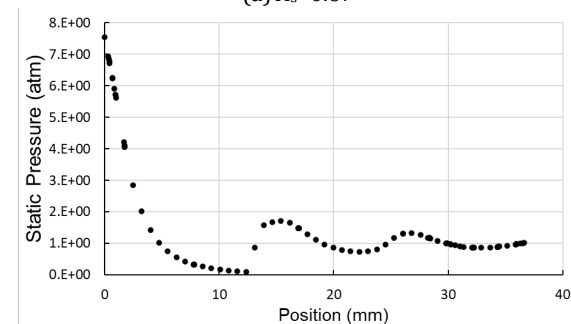
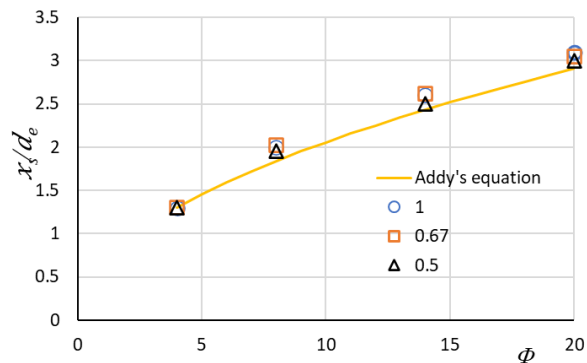
(a) $A_s=0.67$ (b) $A_s=1$ Fig.8 Pressure distribution on jet axis ($\phi=14$)Fig.9 Relation between non-dimensional position of shock wave x_s/d_e and pressure ratio ϕ

Fig.9では衝撃波の形成位置は等価直径 d_e を用いて無次元化している。

$$x_s/d_e = 0.65\sqrt{\phi} \quad (1)$$

ここで、 x_s は自由噴流中の衝撃波（Mach disk）の形成位置、 d_e は円形ノズルの出口直径を表す。

図より、圧力比 ϕ が上昇するとともに、衝撃波の無次元形成位置 x_s/d_e も増加、すなわち下流側に移動することがわかる。また、衝撃波の無次元形成位置 x_s/d_e も円形の自由噴流中の衝撃波、すなわちMach diskの無次元形成位置とほぼ一致しており、等価直径で無次元化した場合の矩形噴流中のMachdiskの無次元形成位置と概ね一致する傾向にある。

4. 結 論

本研究では、矩形ノズルで形成される不足膨張噴流について数値解析により調査した。得られた結果を以下に要約する。

- (1) 流れ場の圧力比 ϕ が増加すると、矩形噴流の構造も圧縮、膨張のセル構造から衝撃波を伴った構造に変化する。また、衝撃波を伴った噴流構造においては、噴流断面はひし形の形状を有し、矩形ノズルの角部の影響が現れる。
- (2) 噴流中心軸を含む垂直および水平断面の等密度線図より、ノズル出口のアスペクト比 A_s が1でない、すなわちノズル出口が長方形の形状の場合、噴流中の垂直衝撃波の高さ（幅）が垂直方向と水平方向で異なる。(1)を含めて、矩形噴流においては、流れ場の圧力比 ϕ とノズル出口のアスペクト比 A_s は矩形噴流の断面形状に影響を及ぼす。
- (3) 噴流中心軸を含む垂直および水平断面の等速度線図より、噴流内部で超音速に加速され、噴流中の垂直衝撃波で減速される。また、ノズル内部の壁面の境界層も観察され、境界層による速度分布への影響をさらに調査する必要がある。
- (4) 矩形噴流中に形成される垂直衝撃波の形成位置 x_s はアスペクト比 A_s と流れ場の圧力比 ϕ に依存し、流れ場の圧力比 ϕ の増加により下流側に移動する。また、等価直径 d_e で無次元化した場合、矩形噴流中の垂直衝撃波の無次元形成位置 x_s/d_e は、円形噴流のMach diskの無次元形成位置とほぼ一致する。

参考文献

- (1) Lamont P. J. and Hunt B. L., The impingement of underexpanded, axisymmetric jets on perpendicular and inclined flat plates, J. of Fluid Mech., Vol.100, Part 3, (1980), pp.471-511.
- (2) Powell A., The sound-producing oscillations of round underexpanded jets impinging on normal plates, J. of Acoustic Society of America, Vol.83, No.2, (1988), pp.515-533.
- (3) Ishii, R., Fujimoto, H., Kusaka, E., Umeda, Y. and Hatta, N., Discrete Tones Generated by Supersonic Jets Impinging on a Truncated Cylinder, Proc. 8th International Congress on Sound and Vibration, (2001), pp.555-562.
- (4) Jungowski, W. M., Some Self Induced Supersonic Flow Oscillations, Progress in Aerospace Sciences, Vol.18, (1978), pp.151-175.
- (5) Nakano M., Outa E. and Tajima K., Noise and vibration related to the patterns of supersonic annular flow in a pressure reducing gas valve, J. of Fluids Engineering, Vol.110, (1988), pp.55-61.
- (6) Yasunobu, T., Otobe, Y., Kashimura, H. and Setoguchi, T., Characteristics of Oscillation Frequency caused by Supersonic Impinging Jet, Proc. of ICJWSF-2005, (2005), pp.123-128.
- (7) 増田祥子他6名, 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, 平成28年度宇宙輸送シンポジウム予稿集, (2016), pp.1-7.
- (8) Huanhao Zhang et.al, Characteristic behavior of shock pattern and primary vortex loop of a supersonic square jet, Int. J. of Heat and Mass Transfer, Vol.115, (2017), pp.347-363.
- (9) 松尾一泰, 圧縮性流体力学, 理工学社, (1994), pp.234-262.
- (10) Addy A. L., Effects of Axisymmetric Sonic Nozzle Geometry on Mach Disk Characteristics, AIAA J., Vol.19, No.1, (1981), pp.121-1220.

(2023年10月31日 受理)