

# 広がりノズルから噴出される超音速噴流の境界層制御に関する研究

## (第1報 主噴流のよどみ圧力の影響)

楊念儒\*, 武市恭和\*\*, 児島忠倫\*\*\*

# Study on Boundary Layer Control of Supersonic Jet Flow Issued from Divergent Nozzle

## (1st Report, Influence of Stagnation Pressure of Main Jet Flow)

Nianru YANG \*, Yasutomo TAKEICHI\*\*, Tadatomo KOJIMA\*\*\*

### synopsis

In this paper, it aimed to clarify the behavior and the flow field of a supersonic jet flow issuing from a divergent nozzle widely used in industry. Especially, the separation point of the flow was controlled by vertical control jets to the separated supersonic jet flow at the divergent part of the nozzle. By such a method, the boundary layer control of the supersonic jet flow issuing from the divergent nozzle was clarified. In this time, the flow field of the main jet flow has been clarified when the control jets were issued for the main jet flow with various stagnation pressures. Experiments and numerical analyses were completed when the stagnation pressure ratios of the main jet flow were given as  $Po/Pa = 1.0, 3.0, 6.0$  and the stagnation pressure ratio of the control jets were given as  $Pc/Pa = 3.0$ . The control jets were vertically issued from eight small holes for the main jet flow. Moreover, numerical analyses were also made when the stagnation pressure ratios of the main jet flow were given as  $Po/Pa = 10.0$  and  $20.0$ . In the experiment, the total pressures were measured

---

\*近畿大学研究員

Researcher, Kinki University

\*\*近畿大学大学院システム工学研究科

Graduate School of Systems Engineering, Kinki University

\*\*\*近畿大学工学部知能機械工学科

Department of Intelligent Mechanical Engineering,  
Faculty of Engineering, Kinki University

around the exit of the divergent nozzle and the equi-total pressure distributions were examined. In the numerical analysis, the velocity contours of the flow were examined for the inside of the divergent nozzle and the downstream region of the flow.

As a result, the main jet flow issuing from the divergent nozzle didn't be a round jet by a remarkable influence from the control jets. Moreover, it was found that the shape of the main jet flow was influenced considerably by difference of the stagnation pressure ratio.

keywords: Supersonic Flow, Compressible Flow, Boundary Layer, Turbulent Flow, Shock Wave, Divergent Nozzle, Separation

1. 緒言

広がりノズルから噴出される超音速噴流は、ジェット噴射に伴う航空宇宙分野<sup>(1)</sup>や微粉末製造に関わる工業分野<sup>(2)</sup>などの各分野で幅広く利用されている。広がりノズル内やノズル出口付近および下流域での流れと、主噴流の境界層の挙動を解明することは重要である。今までに、広がりノズルから噴出される超音速噴流に対する研究例はいくつか見られるが、広がりノズルから噴出される超音速噴流の境界層制御に関する研究例はほとんど見られない。

著者らは、今までに広がりノズルから噴出される超音速流れ、および超音速流れに対するよどみ圧力の違いが噴流境界層に及ぼす影響を明確にしている<sup>(3)</sup>。さらに、既報<sup>(4)</sup><sup>(5)</sup>において、ノズルの広がり角度とよどみ圧力の違いが、ノズル広がり部におけるはく離のようすと衝撃波構造に及ぼす影響について明確にしている。

本報告では、特殊な工業用ノズルの研究開発を視野に、ノズルの広がり部分に設けた制御孔からの制御流の吹き出しによって、広がりノズルから噴出される超音速噴流の挙動を明確にすることを目的としている。今回は、制御流が超音速噴流の噴流境界層に及ぼす影響を実験と数値解析によって調べ、主噴流に及ぼす制御流の影響を明確にしている。

実験では、ノズル出口付近の等全圧分布について、また、数値解析では、ノズルの内部とノズル出口付近での等速度線図について調べた。

その結果、主噴流はよどみ圧力比の違いによって制御流の影響を大きく受け、種々の噴流断面形状が存在することが判明した。

2. 実験装置、方法および数値解析方法

Fig.1 に、実験装置の概略図を示す。オイルレスコンプレッサーから圧送された高压空気は、よどみタンクに取り付けられた広がりノズルから無響音室内に連続的に噴出される。制御流の空気源は、主噴流に影響を及ぼさないように第三空気槽から供給される。

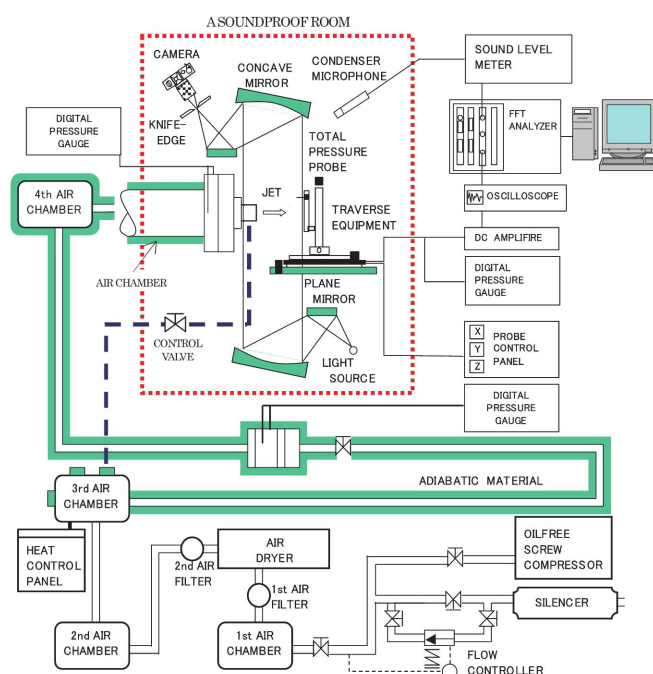


Fig.1 Experimental equipments

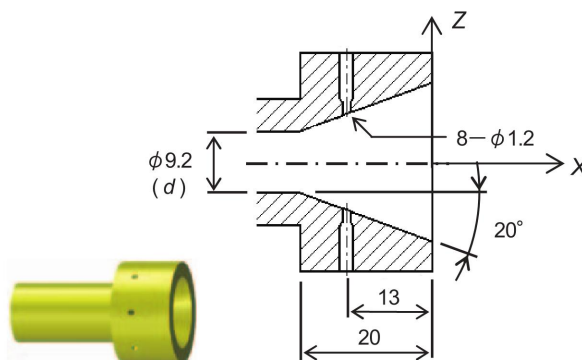


Fig.2 Nozzle shape

Fig.2 に、実験および数値解析で用いた広がりノズルの諸寸法を示す。ノズルの内径  $d$  は 9.2mm、ノズル広がり角度  $20^\circ$ 、広がり部の長さ 20mm とし、制御孔の直径は 1.2mm で 8 個の制御孔を設けている。ノズル中心軸上を  $X$  軸、垂直方向を  $Z$  軸、半径方向を  $Y$  軸とし、ノズル出口部を  $X=0$  とした。

実験および数値解析は、よどみゲージ圧力  $P_0$  を大気圧  $P_a$  で除したよどみ圧力比  $P_0/P_a = 1.0, 3.0, 6.0$  の主噴流に対して、よどみ圧力比  $P_c/P_a = 3.0$  の制御流を主噴流に垂直に噴出させて行った。等全圧分布の測定は、三次元移動装置に取り付けられた全圧ブローブ<sup>(4)</sup>を無響音室の外部から遠隔操作して、時間平均的な圧力の測定を行った。また、よどみ圧力比  $P_0/P_a = 10.0, 20.0$  の数値解析も行い、噴流断面の等速度線図について調べた。

数値解析は、運動量保存式(Navier-Stokes 方程式)、連続の式、エネルギー保存式、有限体積法を用いて計算を行った。境界条件は、下流側が自然流入流出、壁面が対数則条件、それ以外は表面圧力規定とした。流れは圧縮性とし、乱流モデルには  $k-\epsilon$  モデルを用いた。さらに、時間項は 1 次精度の陰解法、圧力補正式の解法は SIMPLEC 法、移流項の離散方法は、MUSCL (2 次精度) を用いた。

### 3. 実験結果・解析結果および考察

実験結果および解析結果について、以下に示す。

Fig.3(a), (b)に、それぞれよどみ圧力比  $P_0/P_a = 1.0$  の主噴流に対して、よどみ圧力比  $P_c/P_a = 3.0$  の制御流を噴出させた場合の  $YZ$  断面上における  $X/d = +0.2$ , および  $X/d = +1.0$  の位置での等全圧分布の測定結果を示す。

Fig.3(a)に示す  $X/d = +0.2$  の位置における噴出直後の等全圧分布は、噴流の中央部分がやや高く大きな速度となっている。噴流の周囲における噴流境界層は、制御流の影響のために円形噴流とはなっていない。制御流の方が主噴流よりもよどみ圧力が大きいため、広がりノズル内部では主噴流の境界層が噴流中央部に押されるが、噴流端の一部は壁面に付着している流れとなっていることが推測される。

Fig.3(b)に示す  $X/d = +1.0$  の位置における全圧分布は、 $X/d = +0.2$  の全圧分布と比べて噴流中央部の高さはやや低くなっている。噴流端の境界層の形状は、周囲流のまき込みのためにすそ野の広がりが見られる。

Fig.4(a)~(c)に、それぞれ  $P_0/P_a = 1.0$  の主噴流に  $P_c/P_a = 3.0$  の制御流を噴出させた場合の  $XZ$  断面の等速度線図、および  $X/d = +0.2$  と  $+1.0$  の  $YZ$  断面での等速度線図の解析結果を示す。

Fig.4(a)の等速度線図のゲージバーの矢印↓は、音速に相当する位置を示す。図中の A の位置は、既報<sup>(4)</sup>の制御流を噴出していない場合の主噴流のはく離点を示している。はく離点は制御流の有無に関わらずほぼ一致しており、制御流が主噴流のはく離点に及ぼす影響は見られない。主噴流はノズル広がり部分での急膨張のために超音速噴流

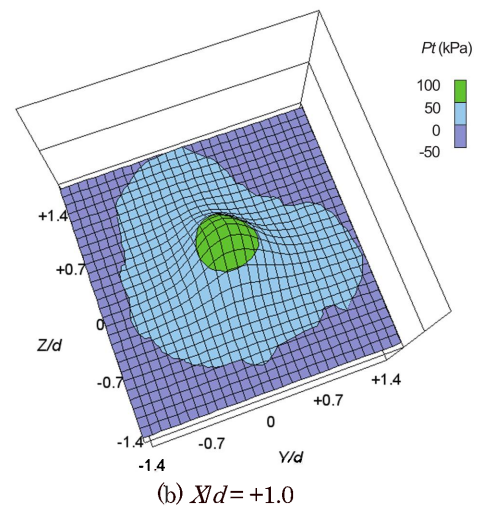
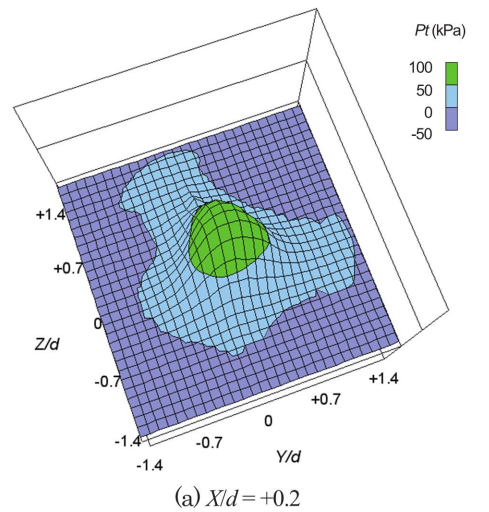


Fig.3 Distributions of Total pressure  
( $P_0/P_a = 1.0, P_c/P_a = 3.0$ )

となり、既報<sup>(4)</sup>と同様に弱い円形状の衝撃波  $S$  が発生している。なお、主噴流のよどみ圧よりも制御流のよどみ圧力が大きいため、主噴流の境界層内に制御流が入り込み、主噴流は拡散されて亜音速に減速してしまう傾向が見られる。制御流がない場合の流れ<sup>(4)</sup>に比べると噴流の拡散と速度減衰が顕著である。

Fig.4(b)に示す  $X/d = +0.2$  の噴出直後の  $YZ$  断面での等速度線図から、主噴流は広がりノズル内において上下の壁面に付着するたて長の流れとなっていることが推測される。なお、図中の円は、広がりノズルの出口端を示す。

Fig.4(c)に示す  $X/d = +1.0$  の噴出後の流れは、 $X/d = +0.2$  の場合よりもさらにたて長の形状となっている。噴流がたて長になるのは、制御流のよどみ圧力が大きいため、主噴流が噴流中央部に押し込まれたことが起因していると考えられる。

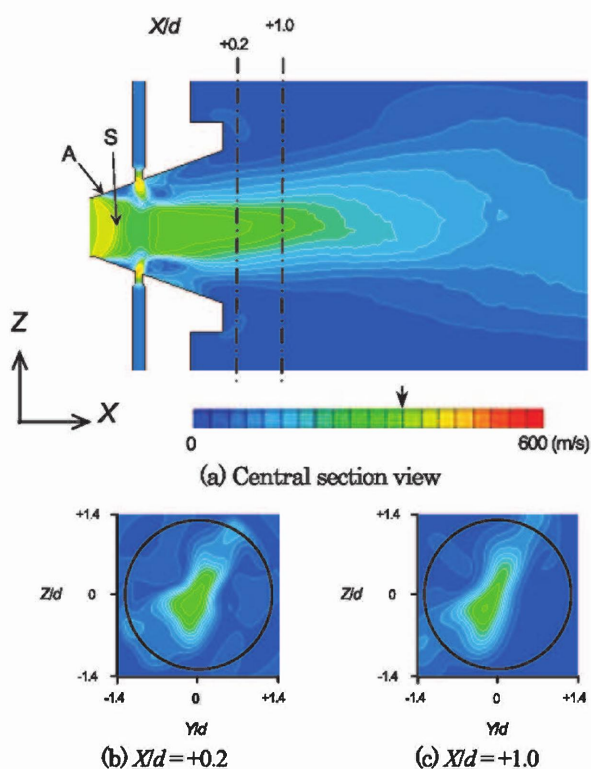


Fig.4 Velocity contours ( $Po/Pa = 1.0, Pc/Pa = 3.0$ )

Fig.5(a), (b)に、それぞれ主噴流のよどみ圧力比  $Po/Pa = 3.0$ 、制御流のよどみ圧力比  $Pc/Pa = 3.0$  の場合の YZ 面上における  $X/d = +0.2, +1.0$  の位置での等全圧分布の測定結果を示す。

Fig.5(a)に示す  $X/d = +0.2$  の位置における噴出直後の等全圧分布は、細長い I 型に類似した形状となっている。全圧の測定結果から噴流の上下の部分、ノズルの広がり面に付着していることが推測される。なお、左右の押しつぶされている領域は、広がりノズル出口付近で渦領域が生成されているためである。

Fig.5(b)に示す  $X/d = +1.0$  の噴出後の等全圧分布は、 $X/d = +0.2$  と比べてまき込み現象によってさらに拡散する傾向が見られる。噴流の形状は、同じように細長い I 型となっている。

Fig.6(a)~(g)に、それぞれ  $Po/Pa = 3.0$  の主噴流に  $Pc/Pa = 3.0$  の制御流を噴出させた場合の XZ 断面の等速度線図、および  $X/d = -1.41 \sim -0.6$  の広がりノズル内部と  $X/d = +0.0 \sim +1.00$  の噴出後の YZ 断面での等速度線図の解析結果を示す。

Fig.6(a)に示す A の位置は、制御流を噴出していない場合の主噴流のはく離点<sup>(4)</sup>を示している。はく離点の位置は、制御流の影響をほとんど受けずにほぼ同じ位置にあるが、主噴流の流れには制御流の影響が見られる。制御流のない場合には、流れのはく離点の後方には衝撃波が生じ、弱いスリップ面が見られた<sup>(4)</sup>。しかし、主噴流と同じよどみ圧の制御流を噴出させた場合には、そのような現象は見られない。主噴流は、過膨張状態で A 点からはく離して円

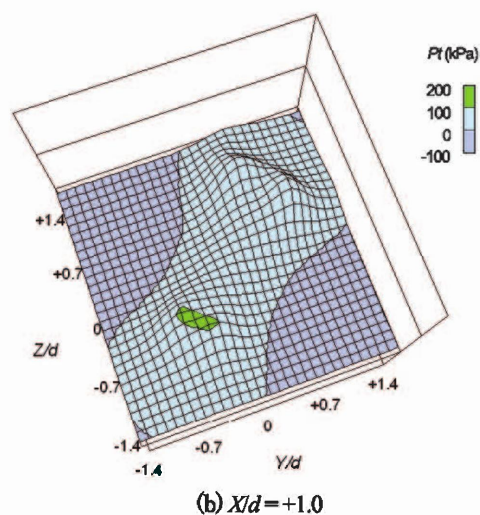
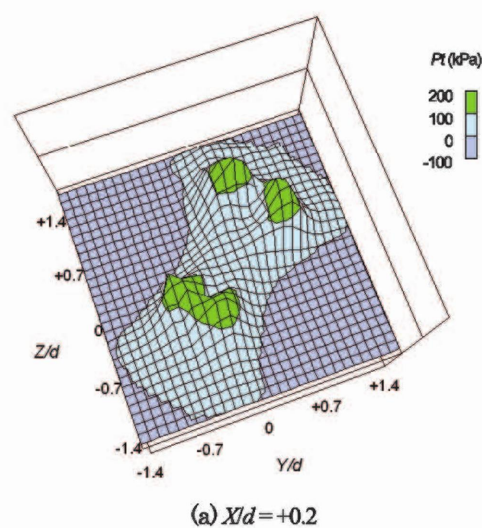


Fig.5 Distributions of total pressure ( $Po/Pa = 3.0, Pc/Pa = 3.0$ )

形の衝撃波を形成している。はく離点の後方では、制御流の噴出によって上下側の壁面に再付着した流れとなっており、上下対称の流れとなっているように見える。しかし、この流れは図(b)~(d)に示すように、対称流ではないことが分かる。

Fig.6(b)に示す  $X/d = -1.41$  の制御流の噴出口における YZ 断面での等速度線図から、主噴流は制御流の影響を強く受けていることが分かる。衝撃波の境界層で形成されている主噴流は、8個の制御流によってその境界層面が中央部に押し込まれている。

Fig.6(c)に示す  $X/d = -1.0$  の位置における等速度線図より、主噴流は制御流の影響をさらに強く受けていることが分かる。主噴流は、広がり壁面に付着しており、中心部では流速が低下している。なお、8個の制御流がそれぞれ主噴流に食い込んでいる。

Fig.6(d)に示す  $X/d = -0.6$  の位置における等速度線図より、

上下左右の制御流が主噴流にさらに食い込んでおり、X型に類似した形状となっているが、8つの制御流の存在は認められる。特に、制御流④、⑧、およびノズル出口部における渦領域の影響が見られる流れとなっている。

Fig.6(e)に示す $X/d=+0.0$ の広がりノズル出口部における等速度線図より、上下左右の制御流によって流れは中央部まで押しつぶされている。それ以外の制御流は、互いに干渉、誘引し合って減衰してしまい、主噴流は、出口部においてX型からI型の形状となっている。

Fig.6(f), (g)にそれぞれ $X/d=+0.2$ ,  $X/d=+1.0$ の位置における等速度線図を示しているが、主噴流はI型の形状がさらに細長く伸びるような形状となっている。

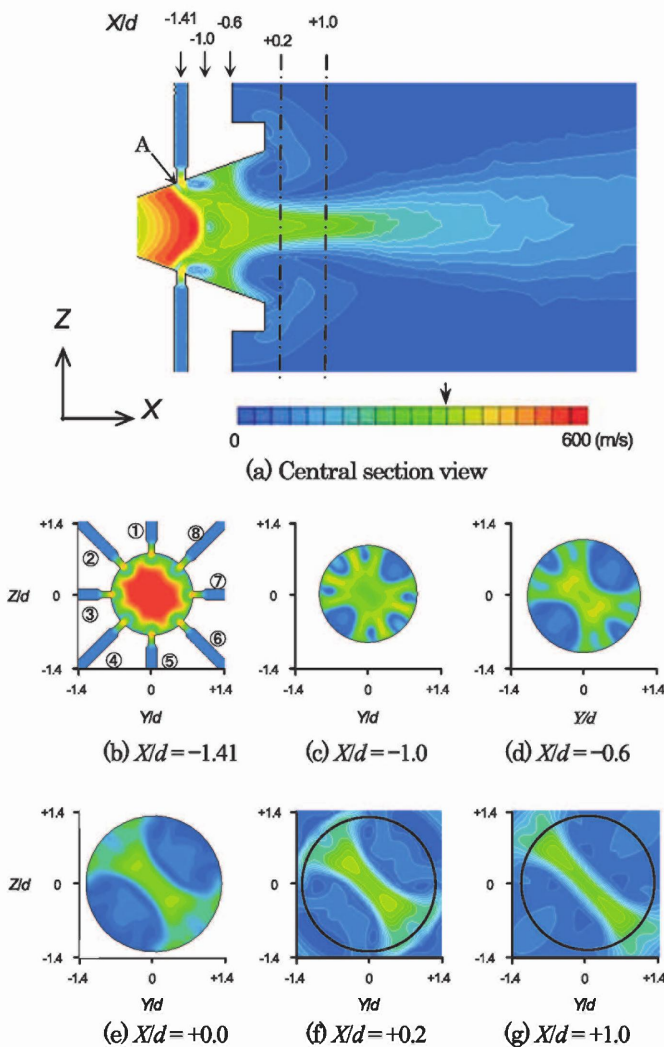


Fig.6 Velocity contours ( $Po/Pa = 3.0$ ,  $Pc/Pa = 3.0$ )

Fig.7(a), (b)に、それぞれ主噴流のよどみ圧力比  $Po/Pa = 6.0$ 、制御流のよどみ圧力比  $Pc/Pa = 3.0$  の場合のYZ面上における $X/d=+0.2$ ,  $+1.0$ の位置での等全圧分布の測定結果を示す。

Fig.7(a)に示す  $X/d = +0.2$  の位置における噴出直後の等

全圧分布は、Y型の形状となっているが、交差する噴流中央付近ではくぼみが生じており圧力の低下が見られる。Y型の足の部分は、広がりノズル内部で壁面に付着していたと推測されるが、付着していない領域では、広がりノズル出口付近で渦が形成されていると思われる。

また、Fig.7(b)に示す $X/d=+1.0$ の位置においても、主噴流はほぼ同様のY型の形状となっている。その交差点ではくぼみは見られず、 $X/d=+0.2$ の断面よりも山の高さは全体的に低く現れている。Y型になる過程は、Fig.8の解析結果から推測できる。

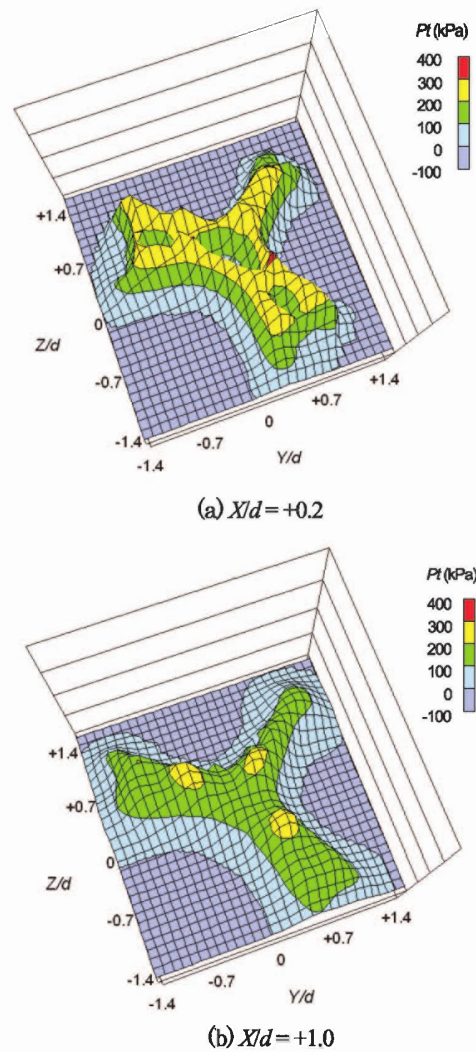


Fig.7 Distributions of total pressure ( $Po/Pa = 6.0$ ,  $Pc/Pa = 3.0$ )

Fig.8(a)~(g)に、それぞれ  $Po/Pa = 6.0$  の主噴流に  $Pc/Pa = 3.0$  の制御流を噴出させた場合のXZ断面の等速度線図、および $X/d = -1.41 \sim -0.6$ の広がりノズル内部と $X/d = +0.0 \sim +1.00$ の噴出後のYZ断面での等速度線図の解析結果を示す。制御流のよどみ圧力は、主噴流の1/2となっている。

Fig.8(a)に示すXZ断面の等速度線図より、主噴流のはく

離点は、制御流の噴出口となっており、制御流を噴出していない場合のはく離点 A の位置<sup>(4)</sup> よりもかなり前方に移動している。主噴流は、制御流の後方において過膨張超音速噴流の状態ではなく離し、下方の広がり壁面に付着して流れている。その後主流の境界層は制御流によって乱され、急激に拡散する流れとなっている。制御流のない場合には<sup>(4)</sup>、明りょうなマッハディスクとそれに伴うスリップ面が生成され軸対象の流れとなっていたが、そのような現象は見られない。

Fig.8(b)に示す  $X/d = -1.41$  の制御流の噴出口における等速度線図から、制御流が主噴流にはほぼ対称に少し食い込んでいるようすが見られる。Fig.6(b)に示した主噴流と制御流のよみ圧力が等しい 1 : 1 の場合には主噴流は広がり壁面に付着していなかったが、2 : 1 の場合にはそのような流れとはならず、主噴流は壁面に付着した流れとなっている。

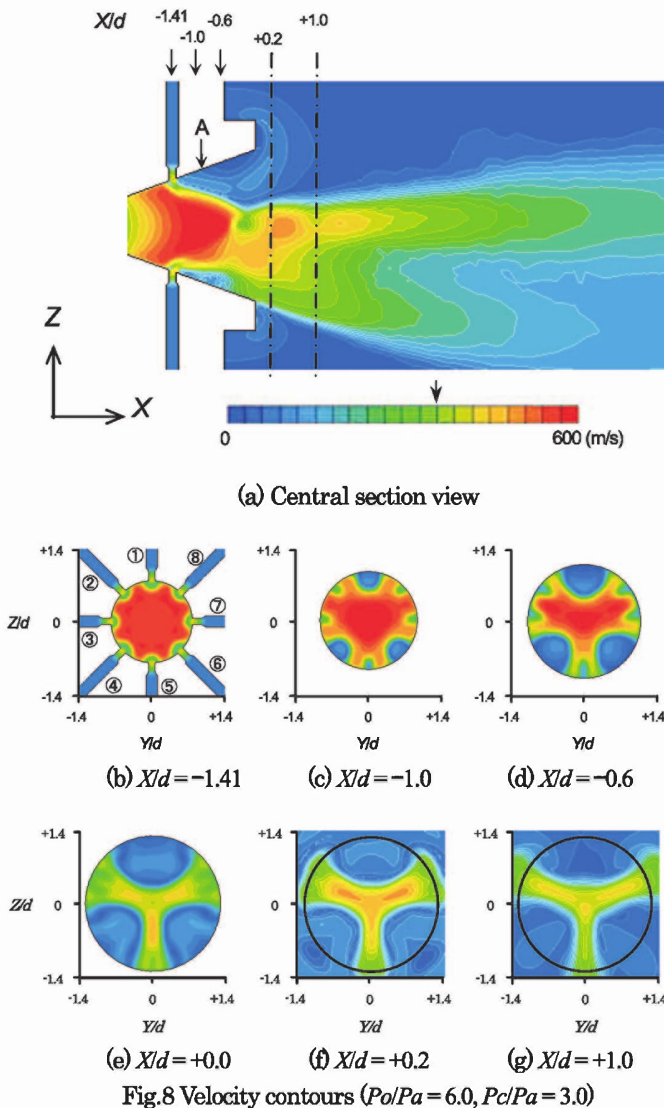


Fig.8(c), (d)示す  $X/d = -1.0, -0.6$  の広がりノズル内部における等速度線図では、①, ④, ⑥の制御流が主噴流に徐々に食い込んで行くようすが見える。しかし、他の制御流は、主噴流に大きな影響を及ぼさずに Y 型の形状に成長していることが分かる。いずれも 3ヶ所の部分で主噴流が広がり壁面に付着した Y 型の噴流形状となっており、広がりノズル内において 3つの渦領域が形成されていることが分かる。

Fig.8(e)~(g)に示す  $X/d = +0.0, +0.2, +1.0$  における等速度線図では、いずれも Y 型の噴流形状となっている。噴流境界層は、 $X/d = +0.0$  のノズル出口部では弱いが、 $X/d = +0.2$  の噴出直後では明りょうとなっており、速度こう配のかなり大きな境界層から形成されていることが分かる。下流域においては、噴流が拡散するために、 $X/d = +1.0$  では、Y 型を形成する噴流境界層は弱くなっているようすが見られる。

Fig.9(a)~(g)に、それぞれ  $Po/Pa = 10.0$  の主噴流に  $Pcl/Pa = 3.0$  の制御流を噴出させた場合の XZ 断面の等速度線図、および  $X/d = -1.41 \sim -0.6$  の広がりノズル内部と  $X/d = +0.0 \sim +1.00$  の噴出後の YZ 断面での等速度線図の解析結果を示す。

Fig.9(a)の E の位置は、制御流を噴出していない場合のはく離点<sup>(4)</sup> を示しており、E 点から流れはく離して斜め衝撃波が形成されていた。制御流を噴出させた場合には、はく離点は制御流の位置まで大きく移動しているようすが分かる。主噴流の境界層は、制御口付近からたる形状の衝撃波を形成し、制御流の影響を強く受けることが分かる。制御流を伴わない場合には、斜め衝撃波の後方に垂直なマッハディスクやその後方にスリップ面が生成されるが<sup>(4)</sup>、そのような現象は見られず、ほぼ軸対称の流れとなっている。主噴流の境界層断面は、次の YZ 断面の等速度線図に示すように、円形の形状ではないことが分かる。

Fig.9(b)の  $X/d = -1.41$  の制御流の噴出口における YZ 断面での等速度線図では、Fig.8(b)で示した  $Po/Pa = 6.0$  の場合と同様となっている。主噴流には、制御流がほぼ対称に少し食い込んでいるが、広がり壁面に付着した流れとなっている。

Fig.9(c), (d)示す  $X/d = -1.0, -0.6$  の広がりノズル内部における等速度線図では、①, ③, ⑤, ⑦の制御流が主噴流に徐々に食い込んで行くようすが見える。しかし、他の制御流は、主噴流にほとんど影響を及ぼさずに X 型の形状に成長していることが分かる。このことは、制御流の噴出しの運動量に対して、主噴流の運動量がかなり大きいため、広がり壁面への付着力が勝っているからと考えられる。したがって、広がりノズル内では、4ヶ所で流れが広がりノズルの壁面に付着した流れとなっている。

Fig.9(e)~(g)に示す  $X/d = +0.0, +0.2, +1.0$  の位置における等速度線図では、下流ほど X 型の噴流に次第に成長している。

Fig.9(e)の  $X/d = +0.0$  に示す広がりノズル出口部の噴流中

央部においては、超音速噴流となっている。広がりノズル出口部では周囲流のまき込みに伴う渦領域の影響に加えて、①、③、⑤、⑦の制御流の影響が②、④、⑥、⑧の制御流の影響よりも強いために、明りょうなX型の形状の流れとなっている。Fig.9(f)に示す  $X/d=+0.2$  では、噴流中央部に超音速噴流の領域が存在しており、その周囲は強い境界層によって囲まれている。

Fig.9(g)に示す  $X/d=+1.0$  では、さらにX型の形状が成長し、かなり細長い形状となっている。これは①、③、⑤、⑦の制御流とまき込みによる渦領域の影響である。

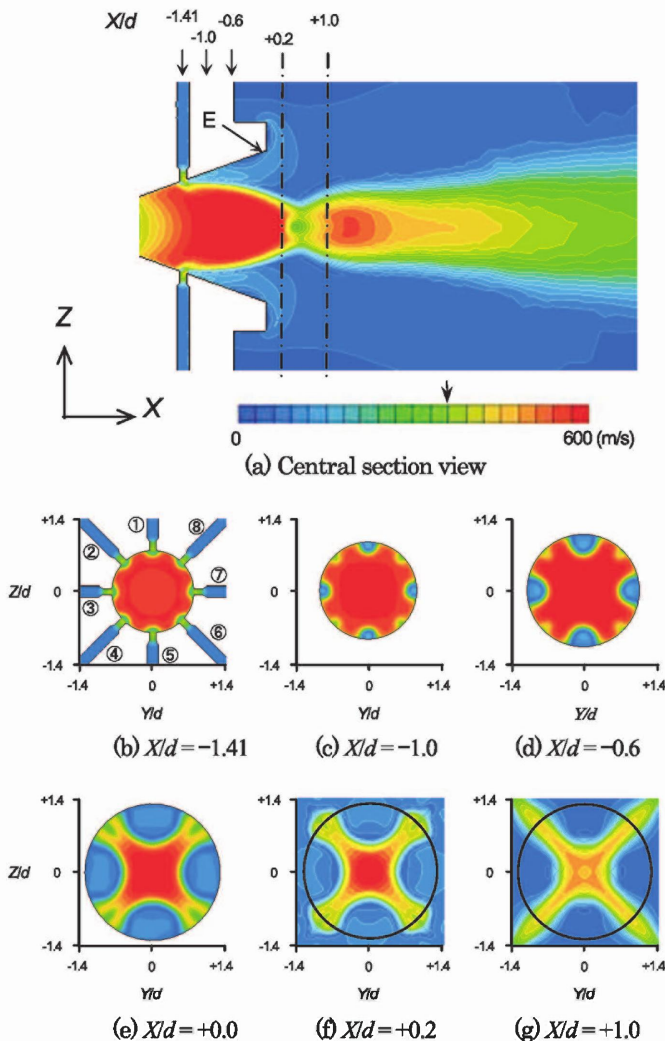


Fig.9 Velocity contours ( $Pol/Pa = 10.0, Pcl/Pa = 3.0$ )

Fig.10(a)~(c)に、それぞれ  $Pol/Pa = 20.0$  の主噴流に  $Pcl/Pa = 3.0$  の制御流を噴出させた場合の  $XZ$  断面の等速度線図、および  $X/d=+0.2$  と  $+1.0$  の  $YZ$  断面での等速度線図の解析結果を示す。

Fig.10(a)の  $XZ$  断面の等速度線図において、主噴流は広がり壁面に沿って加速する傾向にあり、広がりノズル出口部ではく離し、過膨張超音速噴流の形態となっている。制

御流は、主噴流のよどみ圧力がかかなり高いために、主噴流内に入り込むことができず広がり壁面に沿って流れている。

Fig.10(b), (c)に示す  $X/d=+0.2$  と  $+1.0$  では、主噴流の境界層は制御流の影響で少し凹みが見られるが、 $Pol/Pa = 10.0$  以下で見られたようなY型やX型の噴流形状は見られない。

以上、主噴流のよどみ圧力比  $Pol/Pa = 1.0, 3.0, 6.0$  の場合における実験と数値解析による流れのパターンはほぼ一致しており、数値解析の妥当性が裏付けられる結果が得られた。

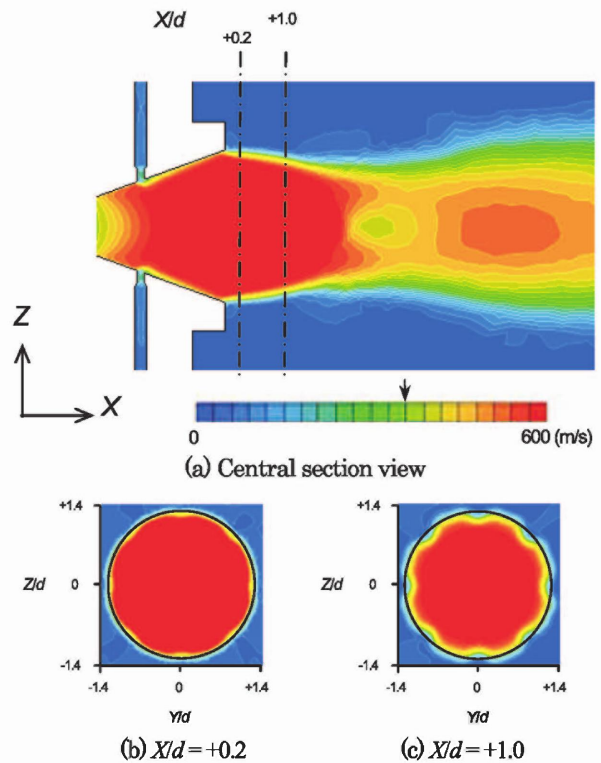


Fig.10 Velocity contours ( $Pol/Pa = 20.0, Pcl/Pa = 3.0$ )

Fig.11 と Fig.12 は、主噴流の断面形状がI型からY型に変わる  $XZ$  断面と  $YZ$  断面の等速度線図を示す。

Fig.11(a)~(c)に、それぞれ  $Pol/Pa = 4.0$  の主噴流に  $Pcl/Pa = 3.0$  の制御流を噴出させた場合の  $XZ$  断面の等速度線図、および  $X/d=+0.2$  と  $+1.0$  の  $YZ$  断面での等速度線図の解析結果を示す。

Fig.11(a)の  $XZ$  断面の等速度線図において、主噴流はノズル先端まで膨張し、制御流の影響で一旦はく離する。しかし、Fig.6(a)のように上下対称にならず、上方はく離してから、すぐノズルの広がりところに付着し、下方はノズルの出口付近で再付着する。

Fig.11(b), (c)に示す  $X/d=+0.2$  と  $+1.0$  では、主噴流の形状は、I型に形成されるが、弱いY型も見える。それは、主噴流の圧力比の増加によりノズルの先端まで過膨張超

音速噴流となり、再付着の力も強くなる。さらに、下方で二つの付着点が確認でき、Y型への過渡現象だと考えられる。

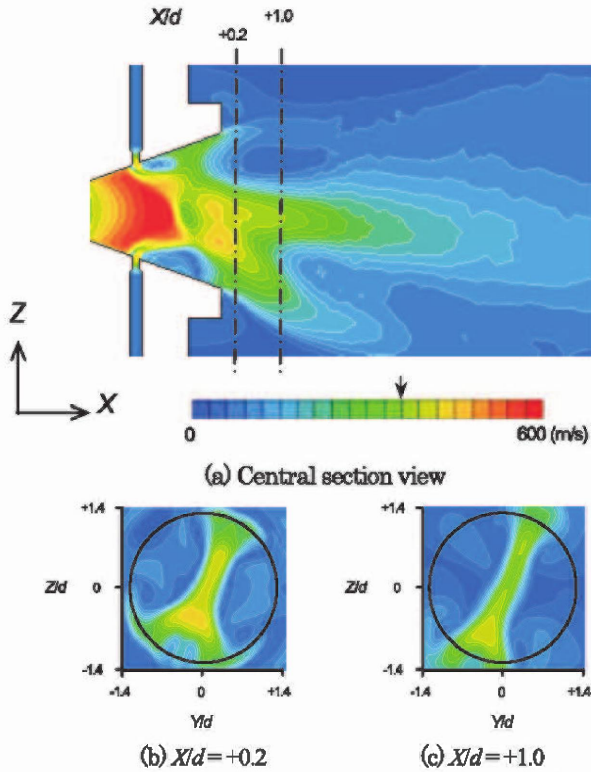


Fig.11 Velocity contours ( $Po/Pa = 4.0, Pcl/Pa = 3.0$ )

Fig.12(a)~(c)に、それぞれ  $Po/Pa = 5.0$  の主噴流に  $Pcl/Pa = 3.0$  の制御流を噴出させた場合の  $XZ$  断面の等速度線図、および  $X/d = +0.2$  と  $+1.0$  の  $YZ$  断面での等速度線図の解析結果を示す。

Fig.12(a)の  $XZ$  断面の等速度線図において、主噴流の形状は Fig.8(a)のように片方に偏っているが、Fig.8(a)と違って、上方に付着する。

Fig.12(b), (c)に示す  $X/d = +0.2$  と  $+1.0$  では、主噴流の形状は、Fig.8(b), (c)と同じようなY型が見えるが、中心部の流速が Fig.8(b), (c)より遅いことがわかる。それは、主噴流の圧力比の違いによるものだと考えられる。

Fig.13 と Fig.14 は、主噴流の断面形状がY型からX型に変わる  $XZ$  断面と  $YZ$  断面の等速度線図を示す。

Fig.13(a)~(c)に、それぞれ  $Po/Pa = 8.0$  の主噴流に  $Pcl/Pa = 3.0$  の制御流を噴出させた場合の  $XZ$  断面の等速度線図、および  $X/d = +0.2$  と  $+1.0$  の  $YZ$  断面での等速度線図の解析結果を示す。

Fig.13(a)の  $XZ$  断面の等速度線図において、主噴流の形状は Fig.8(a)のように下方に偏っているが、Fig.8(a)と Fig.11(a)と異なり、主噴流が下方の制御流を越えて、すぐノズルの広がり部に付着する。

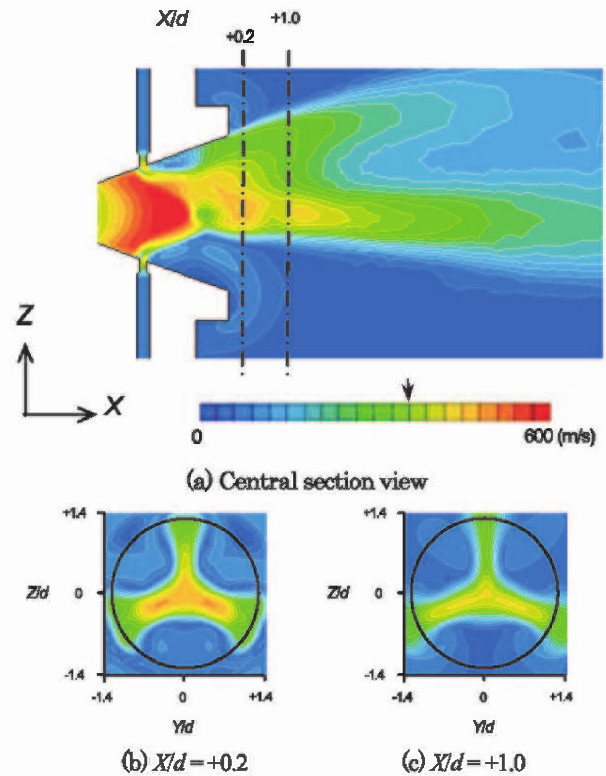


Fig.12 Velocity contours ( $Po/Pa = 5.0, Pcl/Pa = 3.0$ )

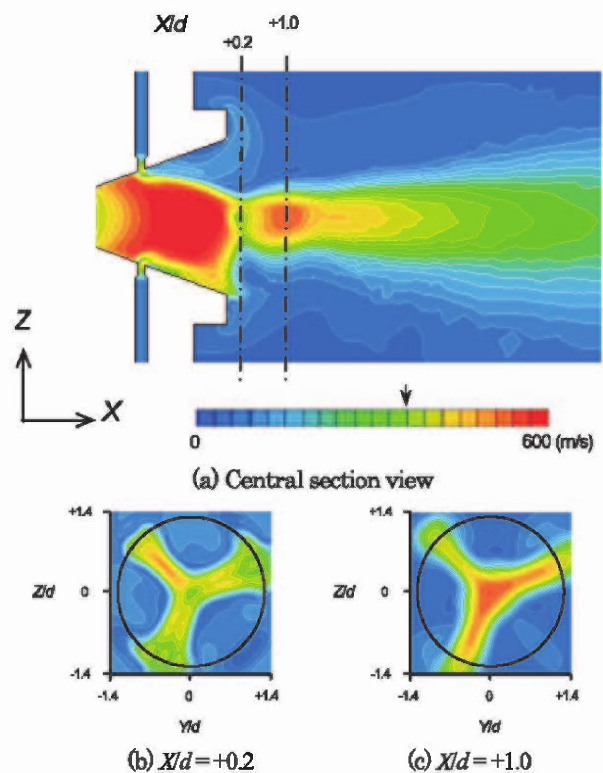


Fig.13 Velocity contours ( $Po/Pa = 8.0, Pcl/Pa = 3.0$ )



Fig.13(b), (c)に示す  $X/d = +0.2$  と  $+1.0$  では、主噴流の形状は、Y型に形成されるが、T型も見える。全体の流れは、下流側に左上、左下と右上の三方向へ流れる。それは、主噴流の圧力比がさらに強くなり、X型への過渡現象だと考えられる。

Fig.14(a)~(c)に、それぞれ  $Po/Pa = 9.0$  の主噴流に  $Pc/Pa = 3.0$  の制御流を噴出させた場合の  $XZ$  断面の等速度線図、および  $X/d = +0.2$  と  $+1.0$  の  $YZ$  断面での等速度線図の解析結果を示す。

Fig.14(a)の  $XZ$  断面の等速度線図において、主噴流の形状では Fig.9(a)のように擬似衝撃波が確認できるが、Fig.9(a)と比べて、擬似衝撃波の形成される場所が上流方向に発生している。

Fig.14(b), (c)に示す  $X/d = +0.2$  と  $+1.0$  では、主噴流の形状は、Fig.9(b), (c)と同じようなX型が見えるが、中心部の流速が Fig.9(b), (c)と比べて、遅いことがわかる。それも、主噴流の圧力比の違いによるものだと考えられる。

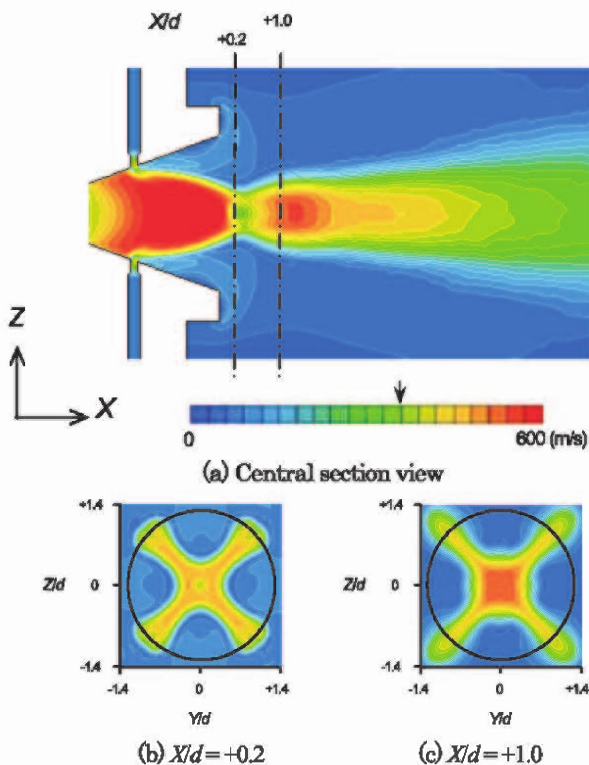


Fig.14 Velocity contours ( $Po/Pa = 9.0, Pc/Pa = 3.0$ )

Fig.15(a)~(c)に、それぞれ  $Po/Pa = 13.0$  の主噴流に  $Pc/Pa = 3.0$  の制御流を噴出させた場合の  $XZ$  断面の等速度線図、および  $X/d = +0.2$  と  $+1.0$  の  $YZ$  断面での等速度線図の解析結果を示す。

Fig.15(a)の  $XZ$  断面の等速度線図において、主噴流の形状は、ほぼ全領域がノズルの先端まで付着する。さらに、 $X/d = +1.0$  のところで明りょうなマッハディスクが確認でき、過膨張超音速噴流となることがわかる。

Fig.15(b)に示す  $X/d = +0.2$  では、制御流の影響により周囲の巻き込みが発生し、主噴流の周辺に八つのくぼみが発生する。さらに、Fig.15(c)に示す  $X/d = +1.0$  では、主噴流の圧力比が高いことと、制御流の影響による周囲の巻き込みが発生することから、全体の流れが八本の形のままで下流側へ流れることがわかる。

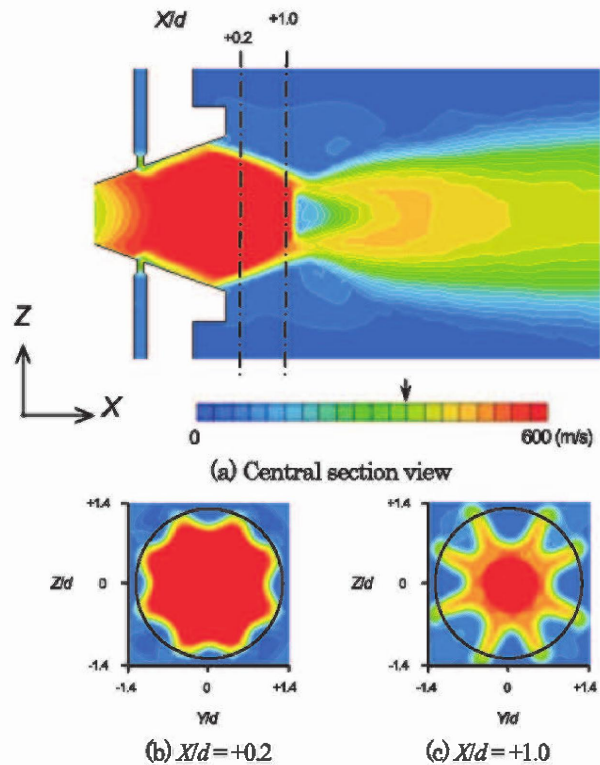


Fig.15 Velocity contours ( $Po/Pa = 13.0, Pc/Pa = 3.0$ )

Fig.16に、制御流の圧力比  $Pc/Pa = 3.0$  における、主噴流の圧力比  $Po/Pa$  の変動による断面変化図を示す。

主噴流の圧力比  $Po/Pa = 2.0$  まで、噴流は、圧力が低くて、ノズルの広がり部に付着しておらず、不安定な状態になる。

主噴流の圧力比  $Po/Pa = 3.0 \sim 4.0$  では、噴流全体は、圧力が増し、ノズルの広がり部に二ヶ所付着する現象が起き、噴流の形状がI型になる。

主噴流の圧力比  $Po/Pa = 5.0 \sim 8.0$  では、噴流全体は、さらに圧力が増え、主噴流の圧力比が制御流の圧力比の約2倍になり、ノズルの広がり部に三ヶ所付着する現象が起き、噴流の形状がY型に形成される。

主噴流の圧力比  $Po/Pa = 9.0 \sim 10.0$  では、噴流全体は、さらに圧力が増大し、主噴流の圧力比が制御流の圧力比の約3倍になり、ノズルの広がり部に四ヶ所付着する現象が起き、噴流の形状がX型に形成される。

主噴流の圧力比  $Po/Pa = 11.0 \sim 14.0$  では、噴流全体は、さらに圧力が増大し、主噴流の圧力比が制御流の圧力比の約4倍になり、ノズルの広がり部に八ヶ所付着する現象が起き、噴流の形状が八本型に形成される。

主噴流の圧力比  $Po/Pa = 15.0$  以上になると、噴流全体は、ノズルの広がり部に拡大し、制御流の影響があまり見られず、噴流の形状がほぼ円形型に形成される。

(5) 楊念儒, 児島忠倫, 広がり超音速噴流の境界層制御に関する研究, 噴流工学, Vol.27, No.1, pp.4-11 (2010).

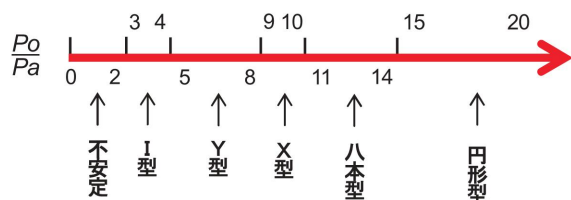


Fig.16 Change chart (Section pattern)

#### 4. 結 言

広がりノズルから噴出される主噴流に対して、制御流を垂直に噴出させることで主噴流のはく離点の制御を行い、制御流が主噴流の境界層に及ぼす影響について調べた。実験と数値解析から圧力分布と速度分布を解明して、次の結論を得た。

- (1) 主噴流のよどみ圧力比  $Po/Pa = 1.0, 3.0$  の場合には、制御流のない時とはく離点は同じであるが、主噴流はたて長やI型の形状の流れとなる。
- (2) 主噴流のよどみ圧力比  $Po/Pa = 6.0$  の場合には、制御流のない時に比べてはく離点は上流側に移動する。主噴流は円形とならずに、Y型の形状となる。
- (3) 主噴流のよどみ圧力比  $Po/Pa = 10.0$  の場合には、制御流のない時にノズル出口部にあったはく離点が、制御流の位置からはく離してたる形の衝撃波を形成する。下流域での主噴流の形状は、X型となる。
- (4) 主噴流のよどみ圧力比  $Po/Pa = 20.0$  の場合には、制御流の影響は小さく、主噴流はほぼ円形となっている。
- (5) 以上のことより、超音速で噴出される広がり噴流は、制御流の影響を強く受ける。特に、広がり噴流はよどみ圧力比の違いによってたて型、I型、Y型、X型の断面形状の境界層を有する流れとなることが判明した。

#### 参考文献

- (1) T.C.Adamson, J.R., and J.A.Nicholls, On the structure of jets from highly underexpanded nozzles into still air, Journal of the aero/space sciences-January, pp16-24 (1959).
- (2) I.E.Anderson, H.Morton, and R.S.Figliola, Fluid flow effects in gas atomization processing, The Minerals, Metals & Materials Society, pp.229-249 (1989).
- (3) 神田精一郎, 楊念儒, 児島忠倫, 広がりノズルから噴出される噴流の境界層制御に関する研究, 可視化情報学会誌, Vol.26, No.2, pp.319-322 (2006).
- (4) 楊念儒, 神田精一郎, 児島忠倫, 衝撃波を伴う広がり噴流の境界層制御に関する研究, 噴流工学, Vol.24, No.3, pp.25-31 (2007).