

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2報 制御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

(2nd Report, Influence of Stagnation Pressure of Control Jet Flow)

Nianru YANG *, Yasutomo TAKEICHI** and 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 with various stagnation pressures. The control jets were vertically issued from eight small holes or four small holes for the main jet flow. Experiments and numerical analyses were completed when the stagnation pressure ratios of the main jet flow were given as $Po/Pa = 6.0$ and the stagnation pressure ratio of the control jets were given as $Pc/Pa = 3.0, 6.0$ (eight holes) and $Pc/Pa = 3.0$ (four holes). Moreover, numerical analyses were also made when the stagnation pressure ratios of the control jets were given as $Pc/Pa = 10.0$ (eight holes) and $Pc/Pa = 6.0$,

*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

10.0(four holes). In the experiment, the total pressures were measured 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 becomes different patterns as the stagnation pressure ratios of the control jets are different when the amount of the control jets is eight. But the pattern of the main jet flow is the same one as the stagnation pressure ratios of the control jets are different when the amount of the control jets is four.

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⁽¹⁾や微粉末製造に関わる工業分野⁽²⁾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⁽³⁾。さらに、既報⁽⁴⁾⁽⁵⁾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、第1報における主噴流のよどみ圧力の影響を引き続き、制御流のよどみ圧力の影響について調べた。さらに、制御流の本数を8本から4本に変化させて、主噴流に与える影響にも解明した。

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、制御流から主噴流に及ぼす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、制御流が8本である場合、制御流のよどみ圧力比の違いによって主噴流に大きい影響を与えて、種々の噴流断面形状が存在すると、制御流が4本である場合、制御流のよどみ圧力比の違いによって主噴流に異なる影響を与えず、一種の噴流断面形状がしか存在しないことが判明した。

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圧空気は、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。

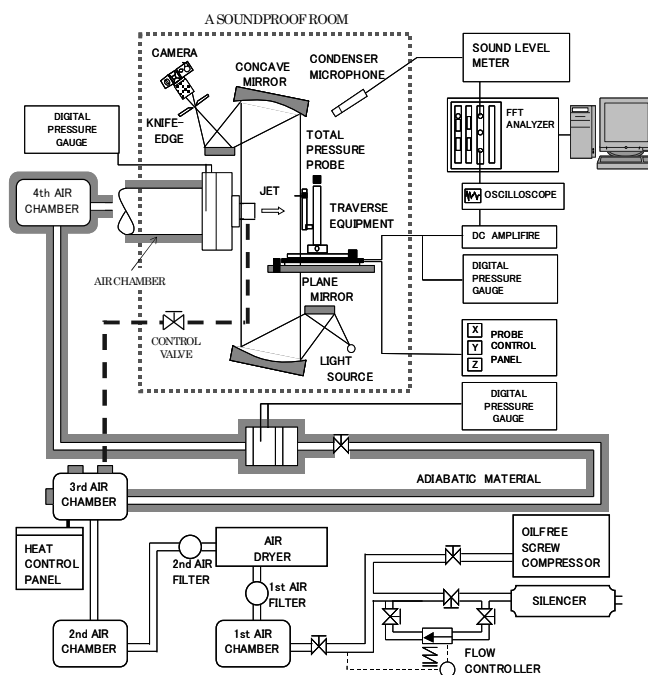


Fig.1 Experimental equipments

Fig.2 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° , 広がり部の長さ 20mm とし、制御孔の直径は 1.2mm で 8本と 4本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。

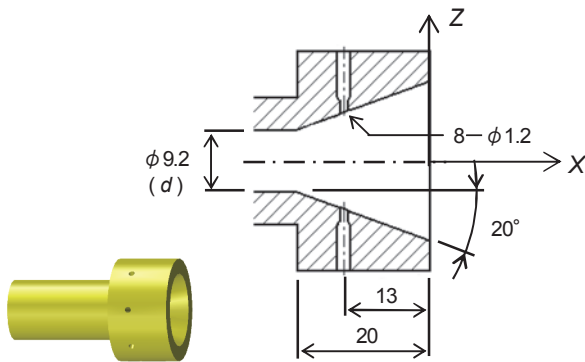


Fig.2 Nozzle shape

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 $P_0/P_a = 6.0$ の主噴流に対して、制御流のよどみ圧力比 $P_c/P_a = 3.0, 6.0$ (8本) と $P_c/P_a = 3.0$ (4本) 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プローブ⁽⁴⁾ 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 $P_c/P_a = 10.0$ (8本) とよどみ圧力比 $P_c/P_a = 6.0, 10.0$ (4本) 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

3.1 制御流8本の実験結果・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。

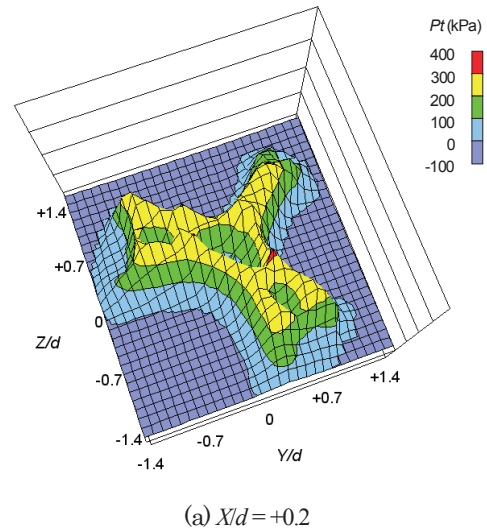
Fig.3(a), (b)に、それぞれよどみ圧力比 $P_0/P_a = 6.0$ の主噴流に対して、よどみ圧力比 $P_c/P_a = 3.0$ の8本の制御流を噴出させた場合の YZ 断面上における $X/d = +0.2$ 、および $X/d = +1.0$ の位置での等全圧分布の測定結果を示す。

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、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。

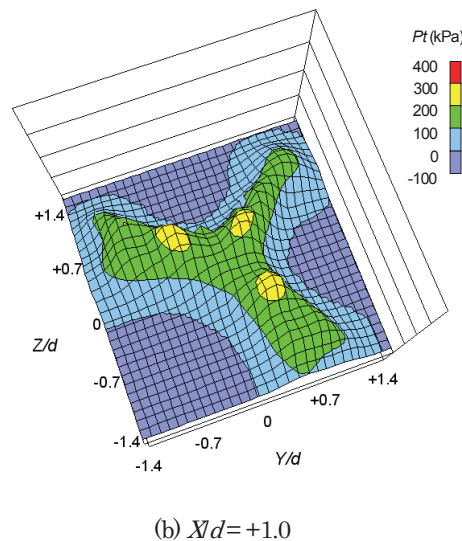
また、Fig.3(b)に示す $X/d = +1.0$ の位置においても、主噴流はほぼ同様のY型の形状となっている。その交差点ではくぼみは見られず、 $X/d = +0.2$ の断面よりも山の高さは全体的に低く現れている。Y型になる過程は、Fig.4の解析結果から推測できる。

Fig.4(a)~(g)に、それぞれ $P_0/P_a = 6.0$ 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 $X/d = -1.41 \sim -0.6$ 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。



(a) $X/d = +0.2$



(b) $X/d = +1.0$

Fig.3 Distributions of Total pressure
($P_0/P_a = 6.0, P_c/P_a = 3.0$)

Fig.4(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⁽⁴⁾ 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⁽⁴⁾、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.4(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くようすが見られる。

Fig.4(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.4(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ですが、 $X/d = +0.2$ 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。

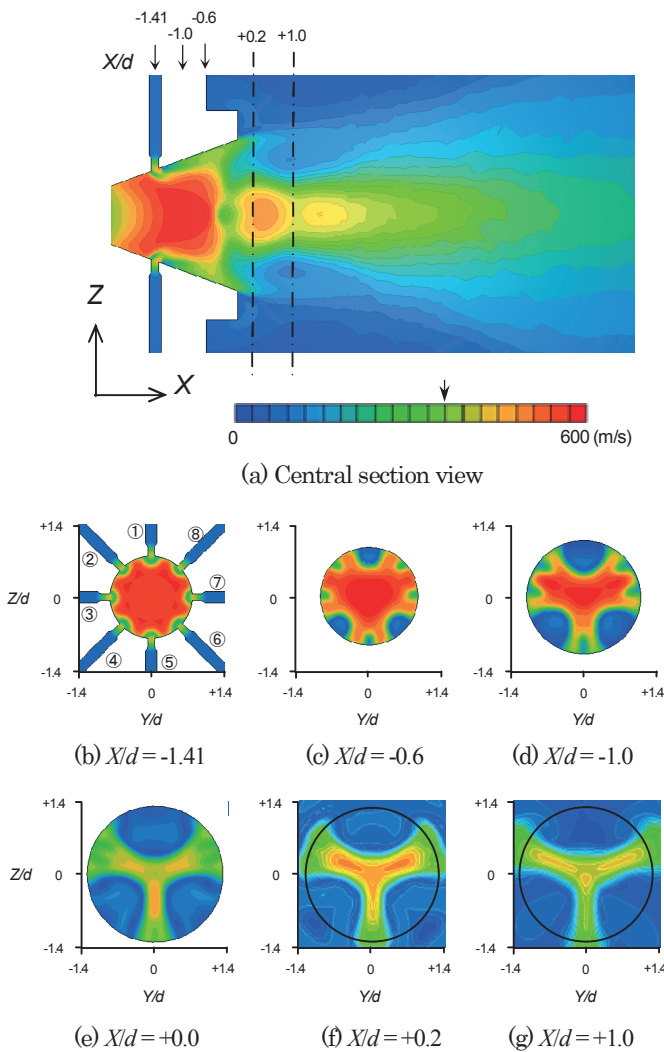
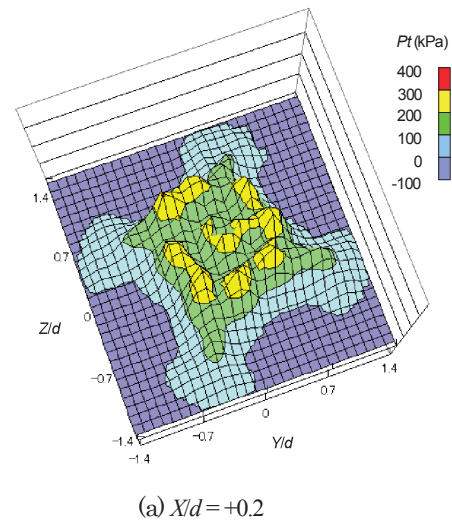


Fig.4 Velocity contours ($Po/Pa = 6.0, Pc/Pa = 3.0$)

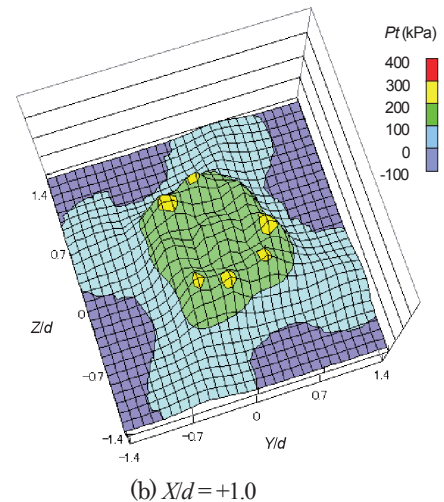
Fig.5(a), (b)に、それぞれ主噴流のよどみ圧力比 $Po/Pa = 6.0$ に対して、よどみ圧力比 $Pc/Pa = 6.0$ の8本の制御流を噴出させた場合のYZ断面上における $X/d = +0.2, +1.0$ の位置での等全圧分布の測定結果を示す。

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、ほぼX型に類似した形状となっている。噴流中心部分では圧力が高いことがわかる。交差する噴流中央付近ではドーナツ形のくぼみが生じており、圧力低下の現象が見られる。

Fig.5(b)に示す $X/d = +1.0$ の噴出後の等全圧分布は、ほぼ $X/d = +0.2$ と同じX型のような形状になっているが $X/d = +0.2$ と比べて、比較的中央部分の圧力は低下している。さらに、 $X/d = +0.2$ と比べて、等全圧分布の低圧範囲が拡大しているようすを確認できる。



(a) $X/d = +0.2$



(b) $X/d = +1.0$

Fig.5 Distributions of total pressure ($Po/Pa = 6.0, Pc/Pa = 6.0$)

Fig.6(a)~(g)に、それぞれ $Po/Pa = 6.0$ の主噴流に $Pc/Pa = 6.0$ 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。

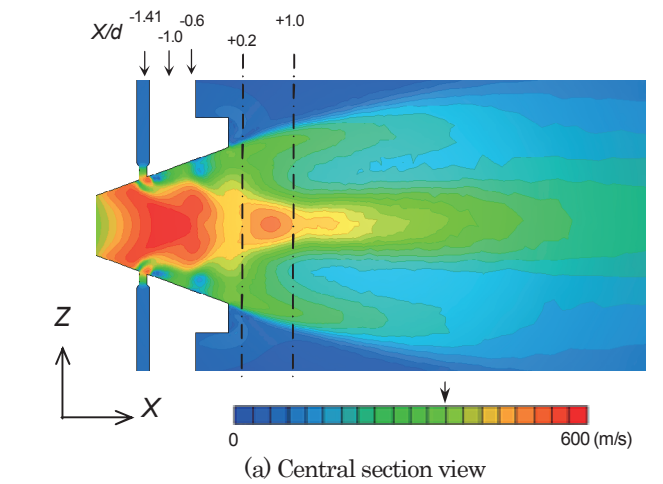
Fig.6(a)に示す XZ 断面の等速度線図より、主噴流のはく離点は、制御流の噴出口の付近となっており、はく離点の後方では、制御流の噴出によって上下側の壁面に再付着した流れとなっており、上下対称の流れとなっているように見える。

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。 $Pc/Pa = 3.0$ の制御流の結果と比べて、制御流がさらに主噴流にほぼ対称に食い込んでいるようが見られる。

Fig. 6 (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、⑧, ①, ②の制御流の間隙と、②, ③, ④の制御流の間隙と、④, ⑤, ⑥の制御流の間隙と、⑥, ⑦, ⑧の制御流の間隙を通った主噴流が互いに吸引し合っているようが見え、X型の形状に成長していることが分かる。いずれも4ヶ所の部分で主噴流が広がり壁面に

付着したX型の噴流形状となっており、広がりノズル内において4つの渦領域が形成されていることが分かる。

Fig.6(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X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、X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。



(a) Central section view

(b) $X/d = -1.41$

(c) $X/d = -1.0$

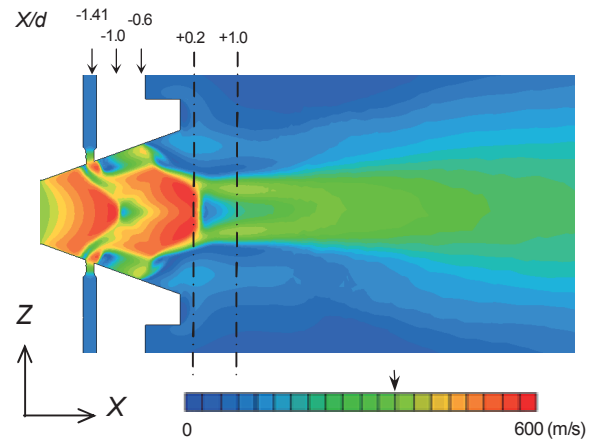
(d) $X/d = -0.6$

(e) $X/d = +0.0$

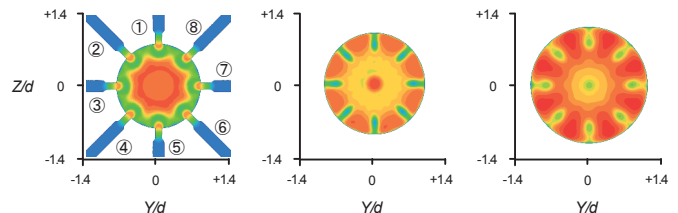
(f) $X/d = +0.2$

(g) $X/d = +1.0$

Fig.6 Velocity contours ($Pol/Pa = 6.0, Pc/Pa = 6.0$)



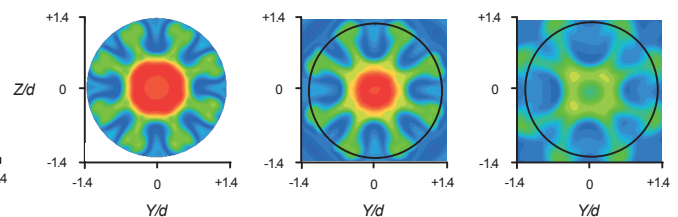
(a) Central section view



(b) $X/d = -1.41$

(c) $X/d = -1.0$

(d) $X/d = -0.6$



(e) $X/d = +0.0$

(f) $X/d = +0.2$

(g) $X/d = +1.0$

Fig.7 Velocity contours ($Pol/Pa = 6.0, Pc/Pa = 10.0$)

Fig.7(a)~(g)に、それぞれ $Pol/Pa = 6.0$ の主噴流に8本の $Pc/Pa = 10.0$ 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.7(a)に示す XZ 断面の等速度線図より、主噴流は制御流の影響ではなく離し、はく離点が制御流の噴出口となって

いるが、はく離点の直後に上下側の壁面に再付着している。ノズルの噴出口の付近では、明りょうな衝撃波を確認することができる。

Fig.7(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。主噴流は、8本の制御流によって境界層が中央部に押し込まれている。

Fig.7(c), (d) $X/d = -1.0, -0.6$ の広がりノズル内部における等速度線図では、主噴流は8本の制御流の影響を受けて八つの凹みが形成されが、 $Pc/Pa = 3.0$ と $Pc/Pa = 6.0$ のように互いに吸引し合うことを確認することができない。

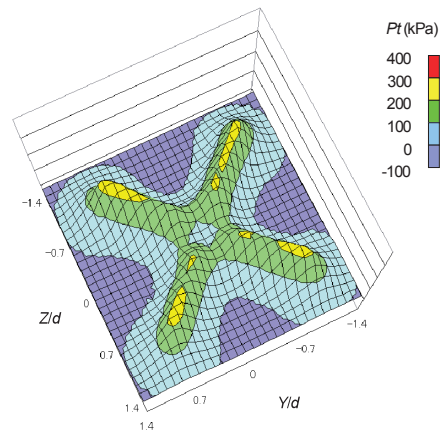
Fig.7(e), (f), (g)に示す $X/d = +0.0, +0.2, +1.0$ における等速度線図では、いずれもあしが8本になっていることが分かる。 $X/d = +0.0$ のノズル出口部では中央部だけ主噴流の流速が速いことが分かる。 $X/d = +0.2$ では、主噴流の流速の速い領域が小さくなるが、同様に中央部に集中することが確認できる。 $X/d = +1.0$ では、下流域においては、噴流が拡散するために、噴流境界層は弱くなっているようが見られる。

3. 2 制御流 4 本の実験結果・解析結果および考察

Fig.8(a), (b)に、それぞれ主噴流のよどみ圧力比 $Pol/Pa = 6.0$ 、よどみ圧力比 $Pc/Pa = 3.0$ の4本の制御流を噴出させた場合の 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.8(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、ほぼ X 型に類似した形状となっている。噴流中心部分は圧力が低いことがわかる。噴流の圧力は、ほぼノズルの出口寸法のところで急激に低下している。

Fig.8(b)に示す $X/d = +1.0$ の噴出後の等全圧分布は、ほぼ $X/d = +0.2$ と同じ X 型であるが、 $X/d = +1.0$ に比べて、比較的圧力は低下している。さらに、低圧の範囲が拡大していることも確認することができる。



(b) $X/d = +1.0$

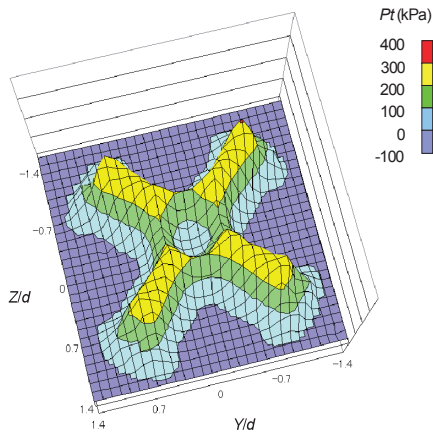
Fig.8 Distributions of total pressure ($Pol/Pa = 6.0, Pc/Pa = 3.0$)

Fig.9(a)~(g)に、それぞれ $Pol/Pa = 6.0$ の主噴流に4本の $Pc/Pa = 3.0$ 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。

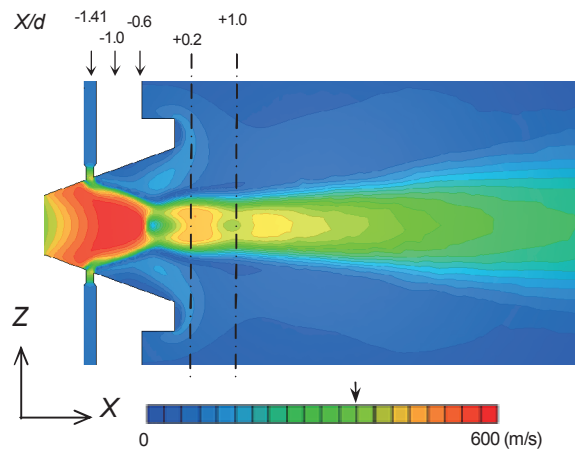
Fig.9(a)に示す XZ 断面の等速度線図より、主噴流は制御流の影響ではなく離し、はく離点が制御流の噴出口となっている。さらに擬似衝撃波のようなものが確認できる。

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)に示す $X/d = -1.0, -0.6$ の広がりノズル内部における等速度線図では、①, ②, ③, ④の制御流が主噴流に徐々に食い込んで行くようが見える。



(a) $X/d = +0.2$



(a) Central section view

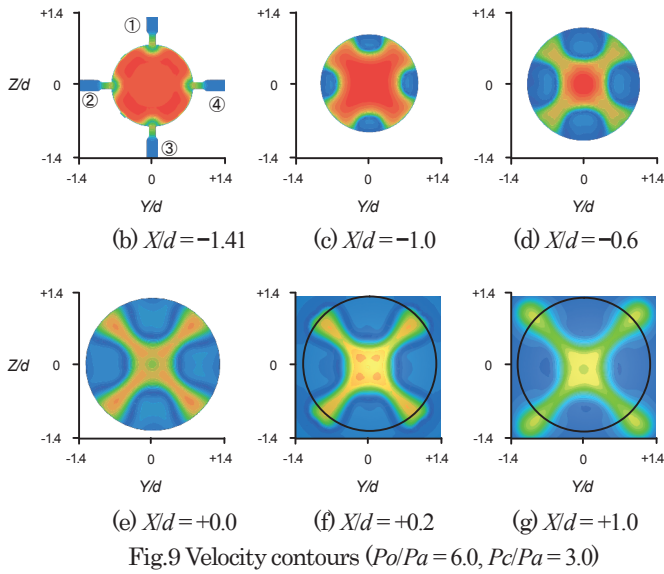


Fig.9 (e), (f), (g)に示す $X/d = +0.0, +0.2, +1.0$ における等速度線図では、いずれも X 型になっていることが分かる。 $X/d = +0.0$ のノズル出口部では中央部と X 型の足との流速が速いことが分かる。しかし、真ん中のところで流速の遅い領域も確認することができる。 $X/d = +0.2$ では、中央部と X 型の足との流速がちよっと遅くなることを確認することができる。X 型の足が細くなることも確認することができる。 $X/d = +1.0$ では、流速は X 型の足が見えないぐらいまで遅くなるようすが見られる。

Fig.10(a)~(c)に、それぞれ $Po/Pa = 6.0$ の主噴流に $Pc/Pa = 6.0$ 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)に示す XZ 断面の等速度線図より、Fig.9(a)と同様の現象が起きている。主噴流は制御流の影響ではなく離し、はく離点が制御流の噴出口となっている。しかし、Fig.9(a)と比べて、擬似衝撃波が細くなることを確認できる。

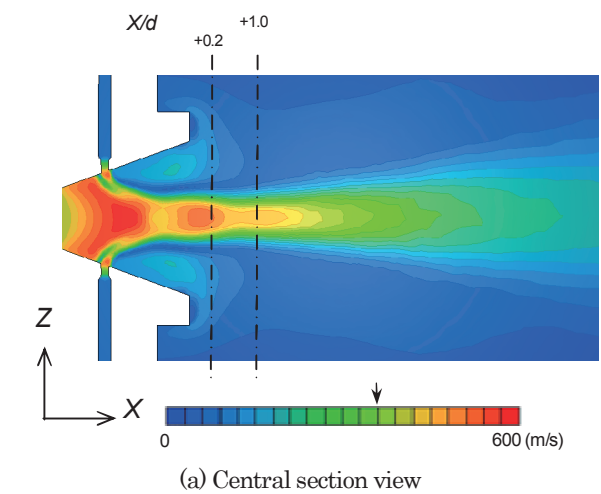
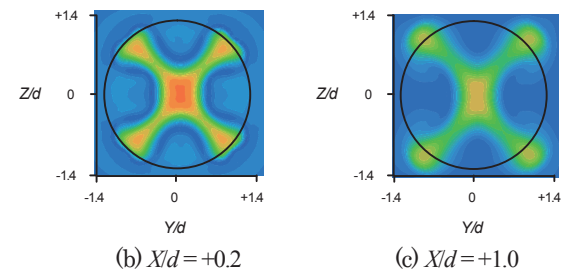
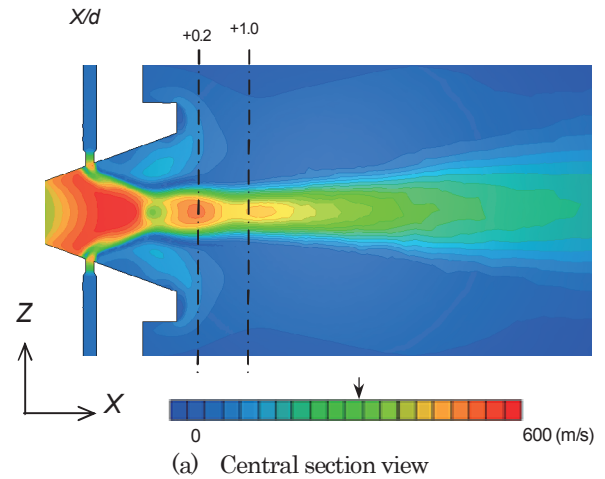
Fig.10 (b), (c)、に示す $X/d = +0.2, +1.0$ における等速度線図では、Fig.9 と同じようにいずれも X 型になっていることが確認できる。 $X/d = +0.2$ では、中央部の流速と X 型の足の先端の流速が速いことを確認することができる。 $X/d = +1.0$ では、主噴流の流速は X 型の足が見えないぐらいまで遅くなり、中央部分が長方形のような形状になるようすが見られる。

Fig.11(a)~(c)に、それぞれ $Po/Pa = 6.0$ の主噴流に $Pc/Pa = 10.0$ 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)に示す XZ 断面の等速度線図より、Fig.9(a)と Fig.10(a)と同様の現象が起きている。主噴流は制御流の影響ではなく離し、はく離点が制御流の噴出口となっている。しかし、Fig.10(a)と比べて、擬似衝撃波がやや太くて短く

なることが確認できる。

Fig.11 (b), (c)、に示す $X/d = +0.2, +1.0$ における等速度線図では、Fig.9 と Fig.10 と同じようにいずれも X 型になっていることが分かる。 $X/d = +0.2$ では、Fig.10 (b)と比べて、X 型の足の先端の流速が速くなることを確認することができる。 $X/d = +1.0$ では、Fig.10 (c)と比べて、同様に主噴流の流速は X 型の足が見えないぐらいまで遅くなり、中央部分が正方形のような形状になるようすが見られる。



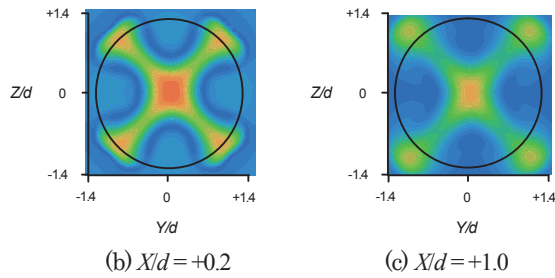


Fig.11 Velocity contours ($Po/Pa = 6.0, Pc/Pa = 10.0$)

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、制御流のよどみ圧力の変化と制御流の数の違いにより制御流が主噴流の境界層に及ぼす影響について調べた。

実験と数値解析により流れの圧力分布および速度分布を解明し、次の結論を得た。

- (1) 制御流の8本の場合では、制御流のよどみ圧力の変化から主噴流の流れ形状に対して影響を与える。
- (2) 制御流の4本の場合では、制御流のよどみ圧力の変化から主噴流の流れ形状に対して影響を与えない。
- (3) 制御流の8本の場合では、制御流のよどみ圧力の増加により、主流の流れ形状がY型($Pc/Pa = 3.0$), X型($Pc/Pa = 6.0$), 米形($Pc/Pa = 10.0$)に変化する。
- (4) 制御流の4本の場合では、制御流のよどみ圧力が変化しても、主噴流の流れ形状がX型になる。

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).
- (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).