

超音速噴流のコアンダ現象の非定常特性

児島忠倫*, 楊念儒**, 矢納陽*

Study on Unsteady Characteristics of Coanda Effect of the Supersonic Jet Flow

Tadatomo KOJIMA, Nianru YANG, Akira YANO

ABSTRACT

It is very important to clarify the structure and the behavior of the Coanda effect, which is one of the characteristics of the jet flow, from the viewpoint of the industrial applications such as a nozzle. In the former report, the structure of the Coanda effect was clarified by the experiment and its behavior was clarified by the numerical analysis. This paper clarifies the stabilization time and the adhesion situation of the jet flow by changing the offset ratio between the nozzle and the sidewall. And the shadowgraph similar to the experiment of visualization could be also obtained by the numerical analysis. Moreover this paper certified that the numerical analysis had the shock wave similar to the experiment of visualization.

Keywords: Fluidics, Supersonic flow, Coanda effect, Flow visualization, Numerical Analysis, Shock waves

1. 緒言

噴流の性質の一つであるコアンダ現象は、ノズルなど工学的応用の観点から、その構造や挙動を解明することが、工学的に非常に意義深いことである⁽¹⁾⁽²⁾。前報⁽³⁾では、実験によりコアンダ現象の構造を明らかにし、数値解析により挙動を明らかにした。本報では、ノズルと側壁との位置関係によって、噴流が安定するまでの時間や、付着状況が、どう行った変化をするかを、オフセット比を変化させることにより明らかにした。また、可視化実験で撮影したシャドウグラフ写真

と同様の表示結果を、数値解析においても得ることに成功し、数値解析によっても、衝撃波を確認することが出来た。

2. 解析方法

Fig.1 に解析モデルを示す。解析に用いた支配方程式は、連続の式、非定常の浮力項のない Navier-Stokes 方程式である。また、エネルギー方程式には、粗格子補正 CG-STAB 法を、乱流モデルには、k-ε 方程式、移流項の離散化には、MUSCL 法を用いた。なお、連

*近畿大学工学部知能機械工学科

Department of Intelligent Mechanical Engineering,
School of Engineering, 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

立一次方程式のマトリックス解法については、圧力補正式に対して AMGCG-STAB 法を用いた。

ノズル中心軸から壁面までの距離 h をノズル内径 d で除した値 h/d をオフセット比とし、今回は $h/d=1.0, 2.0, 3.0, 4.0$ の 4 種類のオフセット比で、モデル 1, モデル 2 のそれぞれについて、数値解析を行った。なお、圧力比は $P_0/P_a=3.0$ とした。

また、メッシュを細分化し、得られた密度に対し 2 階の勾配を与え、画像処理し表示することで、シャドウグラフ法による流れを表示する。

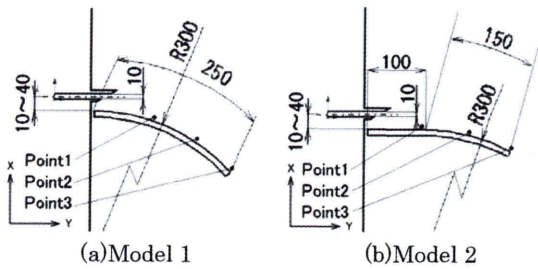


Fig.1 Configuration of analysis area

3. 解析結果と考察

3.1 モデル1 オフセット比 $h/d=1.0$

Fig.2 に、モデル 1 の $h/d=1.0$ における等マッハ数線図を示す。 $t=0.001s$ の時点では、噴流の先端部分が巻き上がり、噴流は、完全には曲壁面に付着していない。 $t=0.002s$ においても、噴流先端は巻き上がっているが、それまでの部分は、曲壁面に付着している。 $t=0.003s$ になると、噴流は曲壁面に付着した付着噴流となり、 $t=0.004s$ で、噴流先端の巻き上がりも見られなくなる。 $t < 0.003s$ における噴流先端の巻き上がり現象は、側壁付近の噴流の速度と、噴流上方の大気速度で差が生じたためと考えられる。

3.2 モデル1 オフセット比 $h/d=2.0$

Fig.3 に、モデル 1 の $h/d=2.0$ における等マッハ数線図を示す。 $t=0.001s$ の時点では、噴流の先端部分が巻き上がり、噴流は、完全には曲壁面に付着していない。 $t=0.002s$ においても、噴流先端は巻き上がっているが、それまでの部分は、曲壁面に付着している。 $t=0.003s$ になると、噴流は側壁の先端部分を残して、それまでの部分で付着している。また、先端は巻き上がっている。 $t=0.004s$ になると、噴流は壁面に沿った付着噴流となり、先端の巻き上がり現象も見られなくなる。

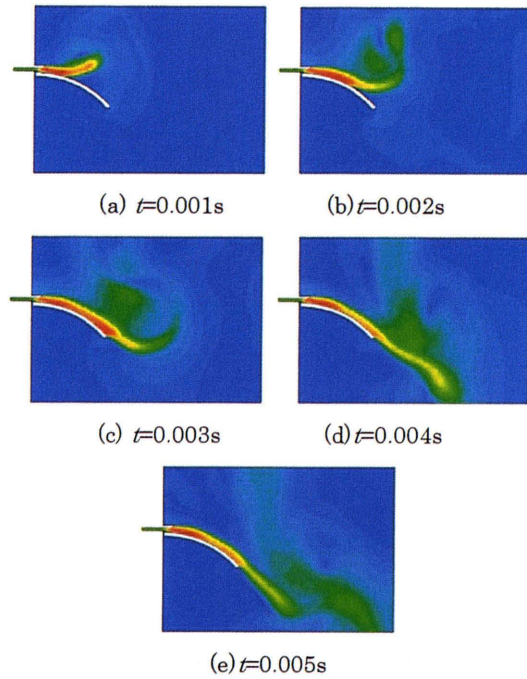


Fig.2 Mach number contours for Model 1, $h/d=1.0$

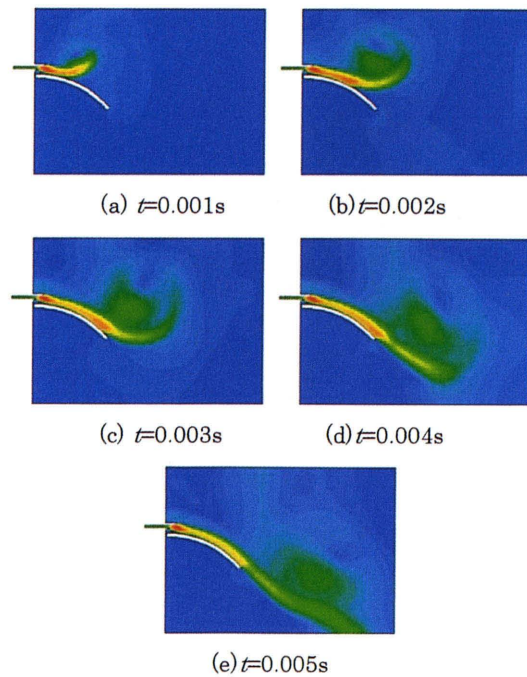


Fig.3 Mach number contours for Model 1, $h/d=2.0$

3.3 モデル1 オフセット比 $h/d=3.0$

Fig.4 に、モデル1の $h/d=3.0$ における等マッハ数線図を示す。 $t=0.001s$ の時点では、噴流は側壁には全く付着しておらず、先端も巻き上がっている。 $t=0.002s$ においては、噴流が側壁に近づいている様子が見て取れる。 $t=0.003s$ においては、噴流は速壁面に付着し始めているが、完全には付着しておらず、先端も巻き上がっている。 $t=0.004s$ においては、 $t=0.003s$ と比較すると付着は進行しているが、完全には付着していない。 $t=0.005s$ になると、噴流は壁面に沿った付着噴流となっているが、先端は少し巻き上がっている。

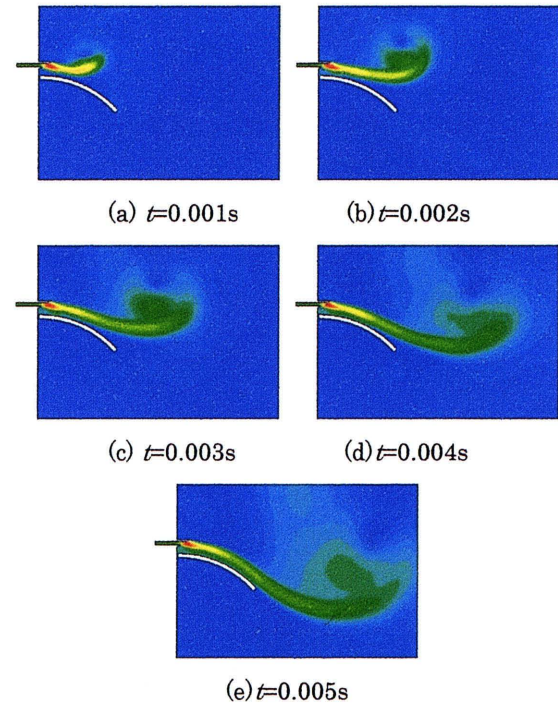


Fig.4 Mach number contours for Model 1, $h/d=3.0$

3.4 モデル1 オフセット比 $h/d=4.0$

Fig.5 に、モデル1の $h/d=4.0$ における等マッハ数線図を示す。 $t=0.005s$ 付近で一度付着しそうになるが、完全には付着せずに、噴流が側壁面から剥離し、自由噴流へと移行する。これは、より詳細な過渡現象を調べた結果、自励振動によるものであった。しかし、側壁の影響が全く無いわけではない。その後噴流は、自励振動により、上下に振動しつづける。

モデル1の解析結果をオフセット比によって比較すると、オフセット比が大きくなるにつれて付着噴流になるまでの時間が長くなっている。これは、オフセット比によって、付着効果に変化するということである。

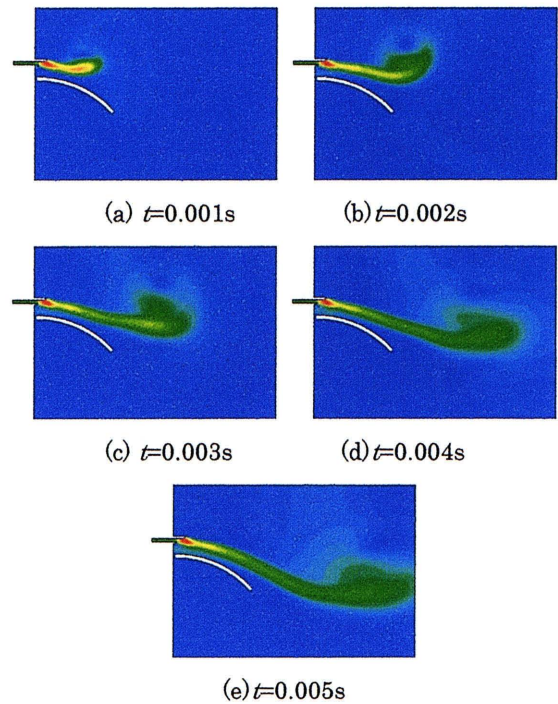


Fig.5 Mach number contours for Model 1, $h/d=4.0$

3.5 モデル2 オフセット比 $h/d=1.0$

Fig.6 に、モデル2の $h/d=1.0$ における等マッハ数線図を示す。 $t=0.001s$ の時点では、平板の側壁面上では付着噴流となっており、巻き上がり現象も見られない。 $t=0.002s$ においては、ほぼ曲壁面に沿った付着噴流となっている。

モデル1と比較すると、モデル2では $t=0.002s$ の時点で既に、ほぼ完全に側壁に付着している。これは、モデル1よりもモデル2のほうが付着効果が大いということである。

3.6 モデル2 オフセット比 $h/d=2.0$

Fig.7 に、モデル2の $h/d=2.0$ における等マッハ数線図を示す。 $t=0.001s$ の時点では、平板の側壁面上では付着噴流となっているが、平板から曲板に変化する付近で流れは壁面から剥離し、噴流の先端部分において巻き上がりが見られる。 $t=0.002s$ においては、 $t=0.001s$ の時点に比べ付着は進行しているが、先端が巻き上がり完全には付着していない。 $t=0.003s$ になると、全体的に側壁面に沿った安定した付着噴流となつ

ている。モデル1の $h/d=3.0$ と比較すると、モデル2のほうが、短い時間で安定した付着噴流になる。

3.7 モデル2 オフセット比 $h/d=3.0$

Fig.8に、モデル2の $h/d=3.0$ における等マッハ数線図を示す。 $t=0.001s$ の時点では、噴流はほとんど付着していない。 $t=0.002s$ においては、側壁の曲面の部分の2分の1程度まで付着しているが、噴流の先端部分は巻き上がり付着していない。 $t=0.003s$ になると、全体的に側壁面に沿った付着噴流となっているが、先端は少し巻き上がっている。 $t=0.004s$ では、完全に付着している。

モデル1の $h/d=3.0$ と比較すると、モデル2のほうが、短い時間で安定した付着噴流になる。

3.8 モデル2 オフセット比 $h/d=4.0$

Fig.9に、モデル2の $h/d=4.0$ における等マッハ数線図を示す。 $t=0.001s$ の時点では、噴流はほとんど付着していない。 $t=0.002s$ においては、側壁の曲面の部分の2分の1程度まで付着しているが、噴流の先端部分は巻き上がり付着していない。 $t=0.003s$ になると、全体的に側壁面に沿った付着噴流となっているが、先端は少し巻き上がっている。 $t=0.004s$ では、完全に付着している。

モデル1の $h/d=4.0$ と比較すると、モデル1が付着噴流にならないのに対し、モデル2では安定した付着噴流になっている。このことから、モデル1よりもモデル2のほうが、より強い付着効果を得られると言える。

4. 速度履歴

モデル1において、側壁の上流、中流および下流の3点について、それぞれ Point1, Point2 および Point3 と名づけ、速度の X 方向成分および Y 方向成分を観測しグラフ化した。

4.1 Point1 における速度履歴

Fig.10に、Point1における速度のグラフを示す。X方向の速度を見ると、同じ時刻ではオフセット比が大きくなるにつれて、速度は小さくなっている。また、 $t=0.0005\sim 0.0015s$ にある極小値は、噴流が側壁に付着する寸前には、噴流と側壁の間の空気が、噴流に引き寄せられるような動きをするためである。それがオフセット比が大きくなるにつれて遅れるのは、オフセット比が大きくなるにつれて付着効果が弱くなるため

だと推測できる。Y方向の速度についても同様で、同じ時刻ではオフセット比が大きくなるにつれて、速度は小さくなっている。

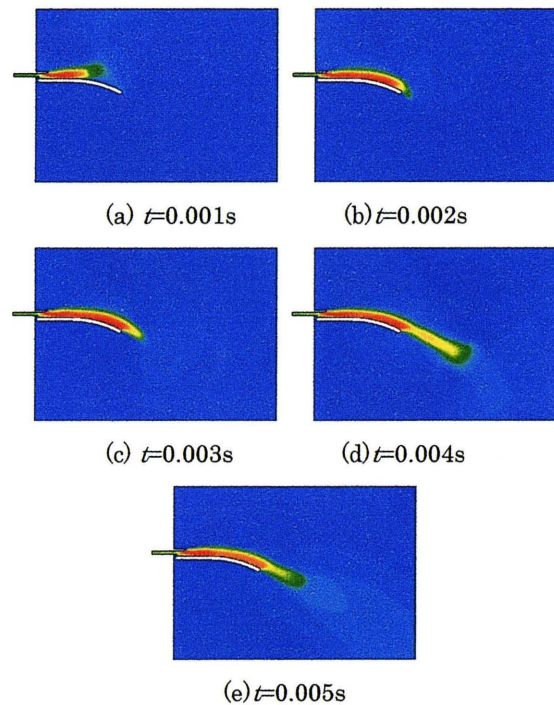


Fig.6 Mach number contours for Model 2, $h/d=1.0$

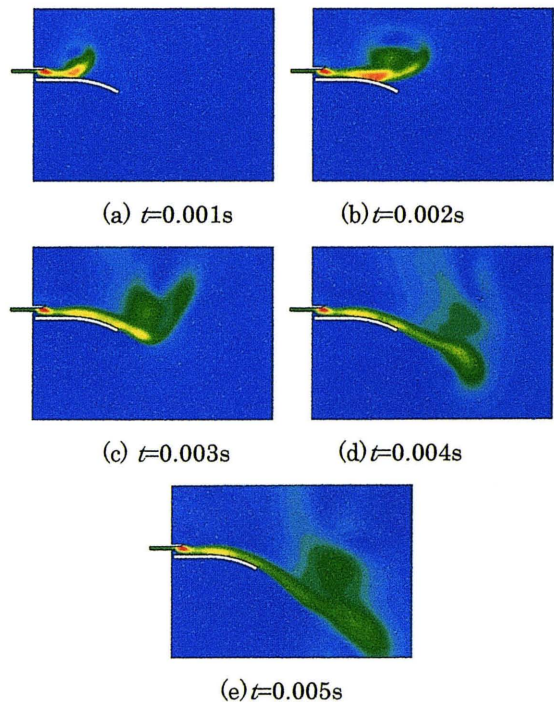


Fig.7 Mach number contours for Model 2, $h/d=2.0$

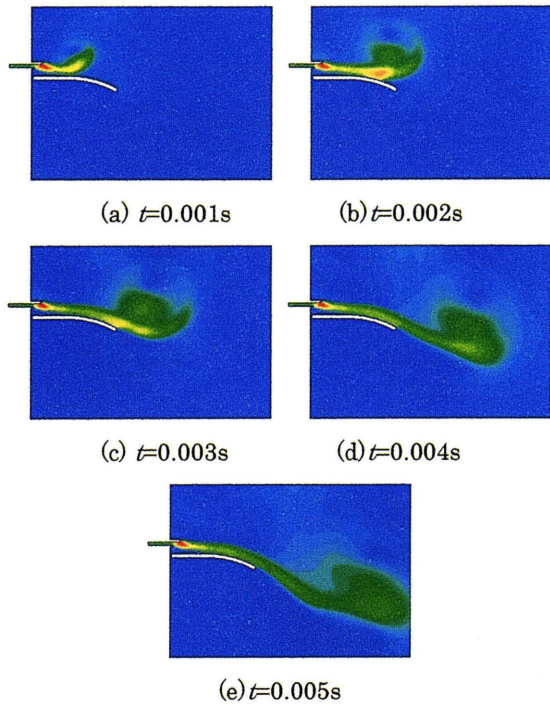


Fig.8 Mach number contours for Model 2, $h/d=3.0$

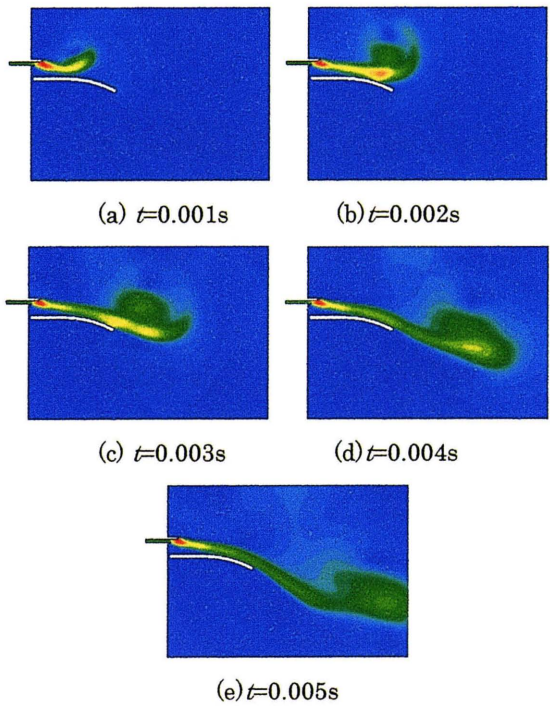


Fig.9 Mach number contours for Model 2, $h/d=4.0$

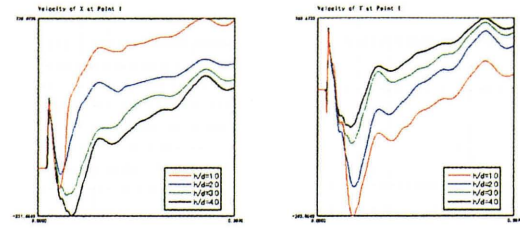


Fig.10 Variation of velocity at Point1

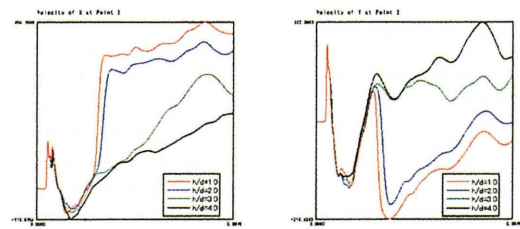


Fig.11 Variation of velocity at Point2

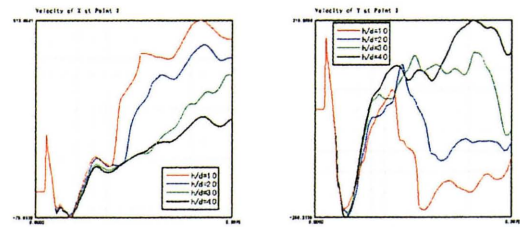


Fig.12 Variation of velocity at Point3

4.2 Point2における速度履歴

Fig.11 に、Point2 における速度のグラフを示す。X 方向の速度を見ると、同じ時刻ではオフセット比が大きくなるにつれて、速度は小さくなっている。 $t=0.0035s$ 付近での極大値が、 $h/d=1.0, 2.0$ が $h/d=3.0, 4.0$ に対し、大きく上がっているのは、オフセットが大きい $h/d=3.0, 4.0$ では、得られる付着効果が弱いためと考えられる。Y 方向の速度についても同様で、同じ時刻ではオフセット比が大きくなるにつれて、速度は小さくなっている。 $t=0.0035s$ 付近での極小値が、 $h/d=1.0, 2.0$ が $h/d=3.0, 4.0$ に対し、大きく下がっているのは、オフセットが大きい $h/d=3.0, 4.0$ では、付着効果が弱いためと考えられる。

4.3 Point3 における速度履歴

Fig.12 に、Point3 における速度のグラフを示す。X 方向の速度を見ると、同じ時刻ではオフセット比が大きくなるにつれて、速度は小さくなっている。Y 方向の速度についても同様で、同じ時刻ではオフセット比が大きくなるにつれて、速度は小さくなっている。 $h/d=1.0$ では $t=0.004s$ 付近で 2 度目の極小値を取るが、 $h/d=3.0$ では、付着効果を得るまでに時間を要するために、2 度目の極小値が $t=0.007s$ 付近と、かなり遅れる傾向にある。

5. シャドウグラフ表示

Fig.13 にモデル 1 およびモデル 2 の解析結果のシャドウグラフ法による解析結果表示を示す。速度せん断層が白く表示され、側壁面との干渉によって発生した反射波が、黒く表示されているのが確認できる。

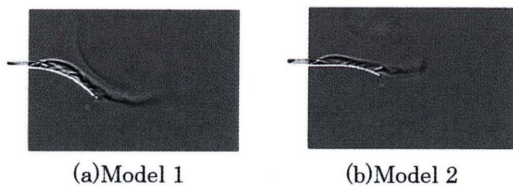


Fig.13 The display of the analysis result by the shadowgraph method

6. 3次元モデルにおける数値解析

6.1 解析モデル

Fig.14 にモデル 3 およびモデル 4 の解析形状を示す。

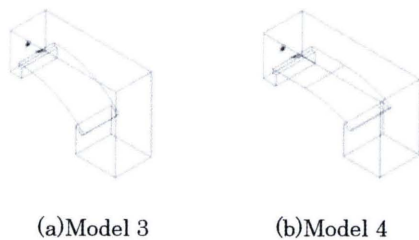


Fig.14 Configuration of analysis model

6.2 3次元モデル 3 における解析結果及び考察

Fig.13 (a)~(f) に、三次元モデル 3 のノズル中心軸を通る X-Y 平面におけるマッハ数コンター図を示す。 $t=0.0005sec$ では、噴流は側壁の約 3 分の 1 付近まで付着しているが、先端が巻き上がっている。 $t=0.001sec$ になると、噴流は側壁の 3 分の 2 付近まで付着する。先端部分の巻き上がり現象は、 $t=0.0005sec$ の時点と

比較すると、軽減しているが依然として発生している。 $t=0.0015sec$ には、側壁終端付近まで噴流が成長しているが、いまだ先端が巻き上がった状態である。 $t=0.002sec$ になると、噴流先端まで到達している。しかし、噴流の先端は、付着していない。 $t=0.0025sec$ の時点では、噴流は、側壁面に付着しており、安定した付着噴流となっている。 $t=0.003sec$ では、噴流は、安定した付着状態を保っている。

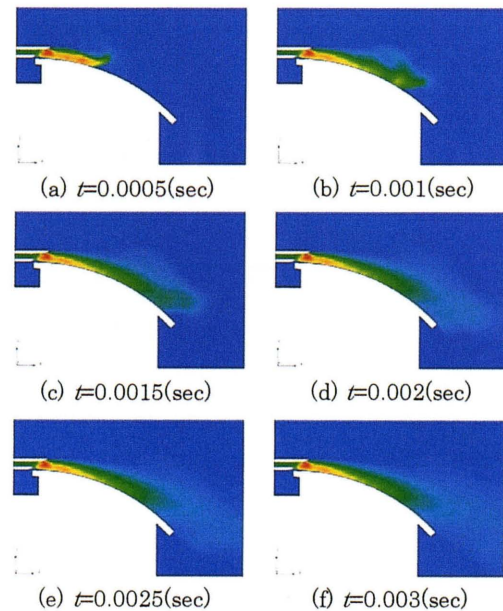


Fig.15 Mach number contours for Model 3 (3D)

6.3 3次元モデル 4 における解析結果及び考察

Fig.16 (a)~(f) に、三次元モデル 4 のノズル中心軸を通る X-Y 平面におけるマッハ数コンター図を示す。

$t=0.0005sec$ では、噴流の先端で巻き上がり発生しており、先端部分では、付着していない。 $t=0.001sec$ では、噴流先端部分と、その少し上流部分で巻き上がり現象が発生している。先端部分では付着していないが、上流部分の巻き上がり現象が発生している地点では、噴流は側壁に付着している。 $t=0.0015sec$ になると、噴流先端は、側壁終端部まで到達し、上方向と側壁に沿った方向への、2 方向への流れとなっている。 $t=0.002sec$ では、噴流先端は、側壁終端よりも下流で、巻き上がりを見せている。 $t=0.0025sec$ になると、側壁終端よりも下流での大きな拡散がみられるが、それまででは、安定した付着噴流になっているといえる。 $t=0.003sec$ になると、下流域での拡散も収まり、安定した付着噴流となっている。

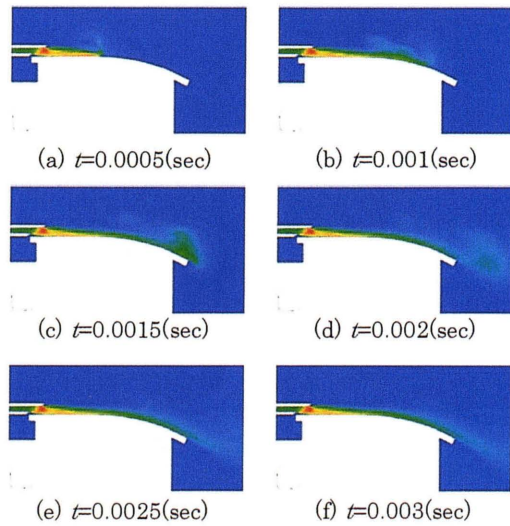


Fig.16 Mach number contours for Model 4 (3D)

7. 結言

(1) オフセット比が大きくなるにつれて、付着効果が弱くなる。

(2) 平板と曲板を組み合わせたモデル2のタイプが、曲面板のみのモデル1よりも、大きいオフセット比でも、付着効果を得ることができる。

(3) オフセット比が大きいくほど、付着効果を得るまでに時間を要する。

(4) オフセット比が小さくなるほど、壁面付近での流速は大きくなる。

(5) 解析メッシュを細分化することにより、解析結果のシャドウグラフ表示により、衝撃波を確認することができる。

(6) 二次元解析と、三次元解析では、結果が少し異なった。

(7) 三次元モデル4では、実験と同じように、噴流は側壁に押し付けられ、厚みが薄くなっている。

参考文献

- (1) 児島忠倫, 嶽間沢秀孝他: 付着噴流の制御に関する研究, 可視化情報, Vol.17, No.1(1997), pp217-220.
- (2) 児島忠倫, 前田大輔, 劉渝, 嶽間沢秀孝: 非対称性超音速噴流の自励振動と擬似衝撃波構造の解明, 可視化情報, Vol.21, No.2(2001), p.131-134.
- (3) 児島忠倫, 篠塚晃裕, 矢納陽, 馬紅兵: 曲面板に沿う超音速噴流のコアンダ現象の解明, 可視化情報 Vol.24, No.2(2004), pp89-92.