超音速流れと多孔壁近傍からの突出し棒との干渉に関する研究*

山本 健司^{*1}, 屋我 実^{*2}
Piotr DOERFFER^{*3}, 親川 兼勇^{*2}Study of Interaction between Supersonic Flow and Rods
Surrounded by Porous CavityKenji YAMAMOTO, Minoru YAGA^{*4},
Piotr DOERFFER and Kenyu OYAKAWA^{*4} Graduate Student, Faculty of Engineering, University of the Ryukyus,
1 Senbaru, Nishihara-cho, Nakagami-gun, Okinawa, 903-0213 Japan

In this paper, some preliminary experiments and the calculations were performed to clarify the flow field, in which the rods surrounded by a porous cavity were normally inserted into the main supersonic flow. As a result, it is found that the starting shock wave severely interacts with the rods, the bow shock wave, its reflections, and the porous wall, which are numerically well predicted under some conditions. In case of the single rod, the main supersonic flow is sucked in front of the rod and blown downstream of the rod. Furthermore, the suction mass flux through the porous holes depends on the number and the locations of the rods. On the other hand, the three rods aligned parallel to the flow make favorable suction area downstream of the rods and also generate as less total pressure loss as that for a single rod. In addition, the spanwise three rods cause the strongest bow shock wave making the large mass flux through the porous wall and also large total pressure loss downstream of the rods. The calculation also suggests that interaction between the bow shock wave and boundary layer along the upper wall results in the boundary layer separation.

Key Words: Shock Wave, Compressible Flow, Boundary Layer, Supersonic Flow, Porous Cavity, Rod

1. 緒 言

ダクト内を流れる超音速流れの主流に対し、何らかの混合物を注入する流れ場は、近年特に注目されているスクラムジェットエンジンの燃料混合⁽¹⁾⁽²⁾や、溶射における溶射粒子の混合⁽³⁾、あるいは自動車の塗装における塗装剤の混合⁽⁴⁾などが挙げられる。このような流れ場に対する超音速混合促進については、さまざまな混合促進方法が報告されており^{(5)~(8)}、例えば、流れに、くさびや壁面にランプ形インゼクタを設置し、斜め衝撃波を発生させ、それらの下流から噴流を噴射する方法や後ろ向きステップを用いたものなどがある。しかしながら、流れ場に対し、物体の挿入や断面積の急激な変化を伴うことで、圧力損失が発生することはさけられない。また上述の手法以外に損失を軽減するために屋我らは多孔壁を用いた混合促進の可能性を提案している⁽⁹⁾⁽¹⁰⁾。これは、壁面から直接噴射する噴流の周りを多孔キャビティとし、その噴流自身によ

る圧力分布の変化により、主流とキャビティ間で流れの交換を発生させ、圧力損失の低減と混合促進を同時に試みる手法である。しかし、噴流を直接壁面から噴射する場合、He⁽¹¹⁾らが指摘しているように貫通距離、すなわち、噴流がいかに主流の中心部まで到達するかということが問題となる。それによると、この距離は主流マッハ数、主流と噴流の運動量比や圧力比、あるいはその上流の境界層の状態に依存し、極めて複雑なメカニズムによって変化するとしている。一方、著者らが提案しているように、壁面垂直噴流と多孔キャビティの干渉においては、複数の噴流を用いても主流や噴射された流れがキャビティ内に流れ込むことは確認しているが、貫通距離はあまり大きくないことは流線より明らかとなっている。したがって、多孔キャビティを用いる場合に限らず通常の手法においても貫通距離を大きくするためには、壁面から離れた位置において噴流を直接噴射する必要がある。その一つの方法として、管により壁面から離れた位置において噴射する方法が考えられるが、壁面から離れた位置での噴射は、一方でそれ自体による抵抗の増加や噴射口が多孔壁から離れているため主流からキャビティへの流入を妨げる要因となる。そこで、このような要因を検討するため本報告ではロッド、多孔壁およびへさき衝撃波の干

* 原稿受付 2006年4月27日。

^{*1} 正員、琉球大学大学院理工学研究科(〒903-0213 沖縄県中頭郡西原町1)。^{*2} 正員、琉球大学工学部。^{*3} Institute of Fluid Flow Machinery, Polish Academy of Science(14 Fiszerza, PL-80 952 Gdansk, Poland)。

E-mail: yaga@tec.u-ryukyu.ac.jp

渉がロッド周辺の低速領域や死水領域に停在する流れを吸い込み、はく離による損失を低減すると同時に上流側へ吹出す作用があると考え、ロッドを多孔領域上に設置した場合の流れ場を明らかにするため実験および数値計算を行った。実験ではロッドの数やその位置、あるいは配置が流れに及ぼす影響を調べるため、上下壁面上の壁面静圧分布、シュリーレン法による可視化を行った。さらに、圧力分布および主流とキャビティ間を流出する質量流量についても三次元圧縮性 Navier-Stokes 方程式を解くことにより比較検討した。

2. 実験装置および実験方法

実験装置の概略を図1に示す。多孔壁およびキャビティはスロートからの距離 x をスロート高さ $h=5$ mm として $x/h=7.0\sim 11.4$ の範囲に設置している。また測定部は、主流の閉そくを防止するために上下壁にそれぞれ広がり角 1° を設けている。多孔壁の孔は直径 $d=1$ mm、ピッチを 2 mm とし、流れ方向に 15 列、スパン方向に 11 列設けてあり、壁面開口率は 0.617 である。キャビティの深さは 5 mm で、多孔領域内に設置したロッドには、直径 1 mm の円柱を使用した。本実験では風洞は吹出し式風洞を用いて、設計マッハ数 $M=2.2$ のノズルを使用し実験を行った。測定中の各圧力比においてスロートを通過する質量流量に比べ、コンプレッサにより供給される質量流量が大きいため、連続運転が可能であり、また運転中のコンプレッサによる流れ場への影響は貯気槽が十分大きいと無視できる。集合洞内の圧力は半導体小形圧力センサを用いて測定した。流れ場の可視化にはキセノンスパーク光源を用いたシュリーレン法を採用した。本実験では、集合洞内におけるよどみ点圧力 p_0 と大気圧 p_b の比を $p_0/p_b=2.30\sim 4.00$ の範囲で測定したものの中から後述する条件のみについて示している。圧力は上下壁の中心線上でそれぞれ 11 点と 8 点設けた圧力孔を通して測定した。なお、圧力比からセンサまではシリコンチューブにより接続されているため、圧力変動成分は減衰すると考え、この終端に接続された応答周波数 5 kHz の圧力変換器 (48 D 型スキャンパルプ) によって、256 点サンプリングした値の時間平均値を壁面静圧とした。ロッドの設置位置は、まず 1 本で流れ方向に位置を変化させた場合と、3 本で流れ方向、あるいはスパン方向に並べた場合、さらにロッドがまったくない場合の 6 パターンについて調べた。その 6 パターンを図2に示す。突き出したロッドの高さは、すべてのパターンにおいて一定でロッドの高さ

Fig. 1 Experimental apparatus

Fig. 2 Typical position of Rods

h_r をスロート高さ h で無次元化した $h_r/h=0.8$ とした。

3. 基礎方程式および数値解析法

本計算における支配方程式は連続の式、三次元圧縮性 Navier-Stokes 方程式およびエネルギー式を採用し、これらを連立させて解いた。また、乱流粘性は Baldwin-Lomax モデルにより評価した。なお、計算に必要なメトリックスやヤコビアンの評価は有限体積的に行っており、移流項に起因する数値流速の空間離散化については、Roe の flux difference splitting に MUSCL 法により高次精度化し、Van Leer の differentiable limiter によって TVD 化した風上スキームを用いて数値流束を評価した。また粘性項は二次の中心差分で評価した。さらに時間積分は二次精度のルンゲ・クッタ法で CFL を 0.1 として行った。

4. 計算格子および境界条件

本計算に用いた計算格子を図3(a)～(c)に示す。計算領域はスロート高さを h 、流れ方向の長さは $20h$ 、スパン方向 $6h$ としている。座標系は図中に示しており、上下壁に近づくにつれて格子間隔が細くなるようにしてあり、スロートの最小格子間隔は $\Delta Y=$

Fig. 3 Grid structure

0.033 mm である。さらに、実験装置同様に上下壁にそれぞれ広がり角 1° を設けており、その流れ方向、高さおよびスパン方向の計算格子数はそれぞれ 101, 41 および 33 である。また、キャビティ内の格子は主流の壁近傍における最小格子と同じ幅で深さ方向に 30 格子分、流れ方向およびスパン方向には主流の格子と同じ形状である。また多孔領域は $x_p/h=7$ から 11.4 の範囲で、図 3(c) の黒く塗りつぶした領域が孔を示してある。境界条件は上下壁面が滑りなしの壁条件で、側壁は反射条件、入口はチョーク条件とし、速度分布は境界層厚さが入口高さの $1/10$ の厚さで $1/7$ 乗則で仮定した。その境界層に含まれる格子点は 6 点とした。出口条件はマッハ数に依存し、流れが亜音速の場合は圧力固定条件、超音速の場合は内点をもとに 0 次外挿の流出条件とした。また多孔壁における境界条件は、孔のあいていない部分は滑りなしの壁条件とし、孔のあいている部分は Bohning-Doerffer モデル⁽¹²⁾を採用した。これは、実験式(1)に基づいており、多孔壁をささむ上下面に作用する圧力差 dp から圧縮性を考慮し、孔を通るマッハ数 M_h をニュートン・ラプソン法により評価するもので、これをもとに各孔の質量流量 $\rho_h u_h$ を決定した。なお、 p_s は主流側壁面上の静圧である。

$$\frac{dp}{p_s} = M_h^{1/0.55} \left[\left(\frac{1}{1.2} \right)^{1/0.55} + b(BM_h)^{1/a} \right];$$

$$B = \frac{|\tau_w|}{\rho_h u_h^2}; \quad a = 1.52; \quad b = 25$$

.....(1)

5. 結果および考察

5・1 始動衝撃波と多孔キャビティの干渉 ラバルノズルに接続された広がり角をもったダクト内に発生する始動衝撃波は風洞圧力比の増加とともに下流へ

Fig. 4 Typical schlieren photographs

Fig. 5 Pressure distribution along center line on the wall at $p_0/p_b=2.30$ and 2.65

移動することはよく知られている。そこで、多孔領域がそのダクト途中にあると、そこに始動衝撃波が位置した場合、衝撃波前後の圧力差によって流れが発生する。いわゆるパッシブコントロールの作用が生じる。さらにその多孔壁にロッドがあると、それにより発生するへさき衝撃波による影響で極めて複雑な流れ場になることは容易に考えられる。その一例を図 4(a)～(c)に示す。図中の白い矢印は本報告で定義される始動衝撃波の位置を示している。図 4(a), (b) はロッドがない状態で、始動衝撃波が多孔壁とその下流にある場合を示し、図 4(c) は図 4(b) と同じ圧力比でロッドを突き出した場合である。図 4(a) のキャビティ上流端から発生しているせん断流より、始動衝撃波が多孔壁に位置し、多孔壁を通してキャビティとダクトの間で流れが発生していると考えられる。一方、図 4(a) より圧力比を上げ、風洞圧力比 $p_0/p_b=2.65$ の場合の図 4(b) では、始動衝撃波は下流に移動し、多孔壁上はほとんど超音速領域となっている。そのため、図 4(a) に比べ、多孔壁上の圧力差は微小であることからキャビティ内の流れはあまり発生せず、多孔から生じるマッハ波が観察される。さらに図

4(b)の状態にロッドを1本突き出した場合の図4(c)では、圧力比は図4(b)の同じ $p_0/p_b=2.65$ であるにもかかわらず、始動衝撃波が上流へと移動している。この始動衝撃波はロッド自身によるブロッケージ効果や発生したへさき衝撃波との干渉の両方から影響を受けていると考えられる。図4(c)のロッド上流側の多孔壁から図4(a)の場合よりも強い圧縮波が発生していることから、キャビティからダクト側へ比較的強い流れがあると考えられる。これはロッドの設置により、多孔壁上の圧力分布が変わったためと考えられる。そこで、図5に、図4(a)、(b)および図4(c)の場合のダクト上下壁面の中心線上の圧力分布を示す。白抜きのシンボルはいずれの条件でも上壁面で、黒く塗りつぶしたものは下壁面の圧力分布を示す。ただし、多孔壁上の圧力分布は測定困難であったため、その領域のプロットはない。図4(a)に対応する上壁面の圧力分布を示す白丸より、衝撃波が壁面に到達している位置から圧力が上昇し、 $x/h=12.2$ で最大値となっていることがわかる。また衝撃波が最も下流に位置する場合の図4(b)の圧力分布は $x/h=10.2$ の位置まで圧力が低いことから、超音速を保っていると考えられる。これに対し、ロッドを突き出した010の場合、図4(a)の圧力上昇よりも急激に上昇し始めるが、ピークはほぼ同じになっていることがわかる。またロッドがない場合、その圧力こう配は一定を保ちながら下流へ移動する。

5・2 1本のロッドが流れ場に及ぼす影響

5・1節より、ロッドを挿入することによって、同じ圧力比であっても、衝撃波の位置や圧力分布が異なることがわかった。ただし、この場合、始動衝撃波前後の圧力差が極めて大きいため、これが多孔壁上にある場合、ロッドのみの影響がどの程度であるか明確ではない。そこで、この始動衝撃波の影響を排除するため、本報告の条件で始動衝撃波が多孔領域下流に位置すると考えられる圧力比 $p_0/p_b=4.00$ に設定し、流れを詳細に調べた。また、計算のための圧力比の設定に際し、実験装置下流のディフューザを考慮した計算および境界条件の適用は計算負荷の点から困難であると考え、測定部における流れがほぼ超音速になる圧力比 $p_0/p_b=7.00$ とした。この計算結果と実験との比較はいずれも上流側よどみ点状態で同様に無次元化することにより比較を行った。実験および計算によって得られた結果を図6に000、図7に010を示す。それぞれ、(a)には上下壁面の圧力分布、(b)はシュリーレン写真、(c)は数値計算によるコンピュータシュリーレン、および(d)には、下壁面上における速度のY軸方向成

(a) Pressure distribution

(b) Typical schlieren photograph for $p_0/p_b=4.00$

(c) Calculated computer schlieren for $p_0/p_b=7.00$

(d) Calculated velocity component normal to bottom wall

Fig.6 Comparison between calculations and experiments for 000

(a) Pressure distribution

(b) Typical schlieren photograph for $p_0/p_b=4.00$

(c) Calculated computer schlieren for $p_0/p_b=7.00$

(d) Calculated velocity component normal to bottom wall

Fig.7 Comparison between calculations and experiments for 010

分をグレースケールでカラーバーとともに示す。紙面に対し手前から向こう側へ向かう流れを正とし、これは主流からキャビティに向かう流れを示す。また、図

(a)において、黒塗りのシンボルはへさき衝撃波による壁面圧力の上昇点を示している。なお、本実験は流れの構造上明らかに三次元性が強いいため、数値シミュレーションによって得られた密度データとシュリーレン法との比較はある一つの断面の密度線図で行うのではなく、シュリーレン法における光路差の影響を考慮できるコンピュータシュリーレンによって行った。図6(a)は前述のとおり多孔領域上は超音速であるため、上下壁面上の圧力分布はほぼ等しく、計算結果とほとんど一致している。これは図6(b)で見られる多孔領域の上流端より発生する比較的強いマッハ波による圧力上昇も見られず計算結果によっても、かなり弱いマッハ波が確認できる。また図6(d)に示す速度成分の計算結果によると多孔領域の上流側25%の領域ではダクトからキャビティ側への流れがあることを示している。これは広がり角をもったダクト内が超音速状態になると断面積拡大の効果により、上流よりも下流が低圧になる。そのための圧力差によって発生していると考えられ、計算は定性的に妥当であるといえる。次にロッドを1本挿入した場合の図7より、ロッドによるへさき衝撃波の影響は上壁面への入射による圧力上昇として確認できるが計算値ではあまり上昇していない。ただし、上昇点近傍以外の点では比較的一致している。これは図3に示したように格子数が十分でなく、流れの中に発生する衝撃波を十分にとらえることができないため、圧力があまり上昇していないと考えられる。これは多数の孔から発生するマッハ波が計算結果では見られないことからわかる。図7(b)の $x/h=13.0$ に見られる湾曲した圧縮領域はへさき衝撃波と側壁の干渉によって発生したものであると計算により確認している。図7(b)では、多孔領域上流端より発生する衝撃波とロッド先端より発生する衝撃波が確認できる。これら二つの衝撃波が上壁面上でほぼ同じ位置に入射していることより、この点における壁面圧力の上昇があると考えられる。これに対し、計算結果を示す図7(c)ではロッド先端より発生する衝撃波が確認できるが、多孔領域上流端より発生する衝撃波は確認できない。ただし、多孔壁面を通る流れのようすはへさき衝撃波の形状に対応していると考えられ、ロッドの上流側周辺で強いキャビティへの吸込流れがある。これに対し、ロッド下流側では死水領域による圧力低下のため、キャビティからの吹出しがあると考えられる。

5.3 1本のロッドの配置による影響 5.2節では、ロッドを挿入することにより、へさき衝撃波が発生し、それによる上壁面の圧力上昇も確認された。そ

(a) Pressure distribution

(b) Typical schlieren photograph for $p_0/p_b=4.00$ (c) Calculated computer schlieren for $p_0/p_b=7.00$

(d) Calculated velocity component normal to bottom wall

Fig. 8 Comparison between calculations and experiments for 100

(a) Pressure distribution

(b) Typical schlieren photograph for $p_0/p_b=4.00$ (c) Calculated computer schlieren for $p_0/p_b=7.00$

(d) Calculated velocity component normal to bottom wall

Fig. 9 Comparison between calculations and experiments for 001

こで、本節では、ロッドを1本とすることでへさき衝撃波の発生原因を一定とし、その流れ方向の位置を変えた場合の影響を調べた。図8および図9は、5.2節図7の場合を基準として、その上流側と下流側にロッ

ドを挿入した場合の結果である。図8(a)の圧力分布においてへさき衝撃波による壁面圧力上昇が確認できる。このへさき衝撃波の発生は、キャビティ上流端から発生する直線上の衝撃波よりも上流側から発生している。この時の計算結果も定性的にはある程度一致していることより、図8(d)に示すロッド上流の吸込み領域も参考にできると考えられる。それによるとへさき衝撃波による圧力上昇やロッドの死水領域の関係で、5・2節図7(d)に示すそれよりも広がっていると考えられる。一方、ロッドを本論文の中で最も下流側に挿入した場合の図9によると、壁面圧力分布はへさき衝撃波が入射する位置によってその上昇が見られる。また計算でも値は異なるものの上昇位置はほぼ一致している。さらに可視化による比較を示す図9(b), (c)では、へさき衝撃波の発生のような計算によりかなりよく再現されているが、格子の幅による衝撃波の拡散が見られる。ただし、多孔壁を通した流出入の範囲は、ロッドの位置が最下流にあるため、その影響は最も小さいと考えられる。図9(d)においても、ロッド上流側において主流ダクトからキャビティに流れる範囲がロッドのごく近傍に限定されていることがわかる。以上より、ロッドが1本の場合、ロッド直後から下流に向かって直線状に伸びた白い領域と扇状に広がった領域がつねにあることから、ロッドによる死水領域の影響によって、吹出し流れが発生していることがわかる。

5・4 3本のロッドの配置による影響 従来パッシブコントロールの効果は、主流と逆向きの流れをキャビティ内で発生させるものである。しかるに、これまでの結果は、キャビティ内の一部ではロッド挿入により、ロッド上流から死水領域である下流に流れが発生しているものと考えられる。そこで、まずキャビティ内において、下流から上流へ流れを発生させるため、ロッドの死水領域内にさらにロッドを挿入し、その周辺の圧力を上昇させることを考える。またロッドをスパン方向に3本並べることで、二次元的なへさき衝撃波を発生させた場合も併せて図10および図11に示す。図10(a)よりロッドのへさき衝撃波による壁面静圧において、先頭と2番めのロッドによる上昇が見られるが、3番めの最後のロッドによる影響はほとんどない。これは、下流になるに従い、その上流側の死水領域にあるロッドの影響があまり現れないことを意味している。さらに、ロッドが流れ方向に配置された場合、へさき衝撃波の形状は先頭のロッドのみによって決まると考えられる。ただし、3番めのロッドによるへさき衝撃波は図10(b)より確認できることから

(a) Pressure distribution

(b) Typical schlieren photograph for $p_0/p_b=4.00$ (c) Calculated computer schlieren for $p_0/p_b=7.00$

(d) Calculated velocity component normal to bottom wall

Fig. 10 Comparison between calculations and experiments for 111

(a) Pressure distribution

(b) Typical schlieren photograph for $p_0/p_b=4.00$ (c) Calculated computer schlieren for $p_0/p_b=7.00$

(d) Calculated velocity component normal to bottom wall

Fig. 11 Comparison between calculations and experiments for 030

ら、3番めのロッドから何らかの弱いじょう乱は発生しているものと思われる。また計算により得られた結果を示す図10(c)からも下流になるに従い、へさき衝撃波が弱くなっていることがわかる。しかるに、図

Fig. 12 Relation between suction mass flux and position of rods for $p_0/p_b=7.00$

10(d)に示す先頭のロッド直後に黒い領域を示すキャビティへの吸込みが発生しており、2番めのロッドにより、先頭のロッドの死水領域で流れが影響を受けていると予想される。次にスパン方向に3本並べた場合は、流れに垂直方向に広がったへさき衝撃波が発生するため、これまでのへさき衝撃波よりも強くなることは明らかである。したがって、図11(a)に示すように030の場合におけるへさき衝撃波が入射する位置 $x/h=11.2$ において、大きな圧力上昇が確認された。これは、定量的には一致しないものの計算においても同じ位置に大きな圧力上昇を示している。したがって、スパン方向に並べる030の場合、これまでの条件の中では最も強い衝撃波が発生するといえる。さらにキャビティへの流入領域もロッド直後に吸込領域があり、上流側に吹き出しがある流れ場となっていることがわかる。ただし、計算によると030の場合に限り、この圧力上昇点近傍で逆流が発生していることが確認されている。これは、実際の流れではシュリーレン写真では確認できないが、これはく離の可能性に注意する必要があると考えられる。

5.5 キャビティ側への吸込みについて 多孔壁を介して主流とキャビティ間を流出入する質量流量は前述のDoerffer-Bohningモデルで評価していることより、これらのロッドの配置パターンによる定量的比較を行った。定常状態においては、主流とキャビティ間を流出入する質量流量の総和は零であるが、本計算では主流からキャビティへ流入する流れが重要と考え、これらの総和の変化を図12に示す。なお、これら質量流量はチョーク状態を基準とした無次元量としてある。図12より、ロッドが1本で最も前方に設置した場合に吸込質量流量は最も多く、逆に最下流位置にある場合は最少となっていることがわかる。これはロッドによるへさき衝撃波の影響の広さによるものと解釈できる。またロッドが中間位置にある010における質量流量は前述100と001の場合の中間値になってい

Fig. 13 Relation between averaged total pressure loss and position of rods at $x/h=14.4$ for $p_0/p_b=7.00$

る。さらにロッドが3本で流れ方向に配置した111の場合と100の場合の質量流量がほぼ等しくなっていることより、先頭に位置するロッドが質量流量をほぼ決定していると考えられる。またスパン方向に3本並べた場合、図11(c)からも明らかなようにへさき衝撃波は強くなり、ロッド下流における吸込領域もスパン方向に広がり、質量流量も増加していることがわかる。

5.6 ロッドによる全圧損失について 5.5節でロッドの数や配置方法で吸込質量流量が変わることを確認したが、これらのロッドによる圧力損失も考慮する必要がある。そこで、主流の流れがほぼ一様で始動衝撃波の影響がないと考えられる断面 $x/h=14.4$ における計算されたマッハ数を用いて全圧 p_0 を求め、これを断面にわたって平均し、上流よみ点圧力との比をロッドの配置に対して示した結果を図13に示す。図13よりいずれの場合もロッドがない場合に比べ全圧は減少しているが、ロッド1本による全圧損失は、ロッドと多孔壁の相対位置にかかわらず、ほぼ変わらないことがわかった。また、流れ方向と平行にロッド3本を並べた場合はロッド1本の場合と全圧損失はほぼ等しく、100の場合と111の場合を比べると、最大で1.6%の低下である。一方、ロッド3本をスパン方向に並べた030の場合が全圧損失は最も大きくなっており、1本の場合と比べ最大で6.4%の低下である。

6. 結 論

超音速で流れる主流に対し、その下壁面を多孔壁とキャビティにし、それに垂直なロッドを設置した場合の流れ場について実験的・数的に調べた。得られた結論は以下のとおりである。

(1) 多孔壁に対向する固体壁面上において、ロッドがある場合に比べ、ロッドがない場合のほうが、始動衝撃波による圧力上昇のこう配が小さいことがわかった。

(2) 1本のロッドによって発生したへさき衝撃波が入射する上壁面近傍では、実験と計算ともに値に差があるものの圧力が上昇することが確認された。また計算によると、ロッド下流の扇状の領域で吹出しのみが確認されており、主流のキャビティへの吸込みによる死水領域の減少という観点からは1本で位置によってあまり変わらないことがわかった。

(3) 流れ方向に平行にロッドを3本配置した場合、上壁面上におけるへさき衝撃波入射による圧力上昇は上流側2本のロッドによるもののみ確認された。ただし、実験では、最下流に位置する3番めのロッドの影響は見られないが、計算によるとロッドすぐ下流で吸込領域が生じており、3本めのロッドが重要であることがわかった。またこのときの全圧損失は1本の場合とほぼ同じで、最大1.6%の低下である。

(4) ロッドをスパン方向に3本配置した場合、本実験で最も強いへさき衝撃波が発生するため、流出入する質量流量は最大となるが、これによる全圧損失も最大となる。またへさき衝撃波の上壁面への入射による圧力上昇によりその近傍ではく離が発生する可能性がある。したがって、へさき衝撃波を強くすることにより、質量流量を増大させる場合は注意が必要である。

本研究の一部は文部科学省研究費(課題番号17560157)の補助によって行われている。

文 献

- (1) Rogers, R. C. et al., Experimental Supersonic Combustion Research at NASA Langley, *AIAA Paper* 98-2506 (1998).
- (2) Kodera, M. et al., Numerical Study on the Supersonic Mixing Enhancement using Streamwise Vortices, *AIAA Paper*, 2002-5117 (2002).
- (3) Mingheng, L. et al., Modeling and control of HVOF thermal spray processing of WC-Co coatings, *Power Technology*, Vol. 156 (2005), pp. 177-194.
- (4) Ono, K. and Himeno, R., On Automotive Flow Problems and CFD Application in Aerodynamic Field at Nissan, *Journal of Japan Society of Computational Fluid Dynamics*, Vol. 8, No. 4 (2000), pp. 167-179, (in Japanese).
- (5) Amakusa, K. et al., Mixing of Twin Supersonic Swirling Jets Injected from a Ramp, *Journal of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 52, No. 600 (2004), pp. 16-22, (in Japanese).
- (6) Sakima, F. et al., Correlation between Mass Flux Fluctuation of Hydrogen Concentration in 2-D Air-Hydrogen Supersonic Mixing Layer, *Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci.*, Vol. 47, No. 158 (2005), pp. 262-267.
- (7) Kyung, M. K. et al., Numerical study on supersonic combustion with cavity-based fuel injection, *Heat and Mass Transfer*, Vol. 47 (2004), pp. 271-286.
- (8) Edwards, J. R. et al., Simulation of Injection of Supercritical Methane/Ethylene Mixtures into Nitrogen, *AIAA Paper*, 2003-4267 (2003).
- (9) Yaga, M. et al., Numerical Simulation of Supersonic Mixing Enhancement with Porous Cavity, *AIAA Paper*, 2003-3461 (2003).
- (10) Yaga, M. and Oyakawa, K., Device and Method for Supersonic mixing enhancement for SCRAM Jet Engine, *Published Patent Application*, 2002-054504 (2002), (in Japanese).
- (11) He, F. et al., The interaction between a Sonic Jet injected normal into Supersonic Cross Flow and Boundary Layer, *Proceedings of the 41th Hokkaido Branch Meeting of the Japan Society of Mechanical Engineers*, No. 012-1 (2001-9), pp. 260-261, (in Japanese).
- (12) Doerffer, P. P. and Bohning, R., Modeling of Perforated Plate Aerodynamics Performance, *Aerosp. Sci. Technol.*, Vol. 4 (2000), pp. 525-534.