

# 琉球大学学術リポジトリ

## スロート近傍における境界層のパッシブコントロールが遷音速ディフューザに及ぼす影響

メタデータ	言語: 出版者: 日本機械学会 公開日: 2007-04-10 キーワード (Ja): キーワード (En): Compressible Flow, Shock Wave, Passive Control, Boundary Layer, Transonic Diffuser 作成者: 屋我, 実, 永井, 實, 芳賀, 剛, 富田, 教夫, 宮良, 透 メールアドレス: 所属:
URL	<a href="http://hdl.handle.net/20.500.12000/359">http://hdl.handle.net/20.500.12000/359</a>

スロート近傍における境界層のパッシブコントロールが  
遷音速ディフューザに及ぼす影響\*屋我 実<sup>\*1</sup>, 永井 實<sup>\*1</sup>, 芳賀 剛<sup>\*2</sup>  
富田 教夫<sup>\*3</sup>, 宮良 透<sup>\*4</sup>Effects of a Passive Control Boundary Layer  
around the Throat on a Transonic DiffuserMinoru YAGA, Minoru NAGAI, Tsuyoshi HAGA,  
Norio TOMITA and Tooru MIYARA

The effects of a passive control boundary layer applied around the throat on a transonic diffuser were investigated experimentally by wall static pressure measurements and by schlieren optical observations. The experiments were conducted using three kinds of the diffuser walls, one was a solid wall and the other two were porous with a 30 mm or 50 mm-long cavity underneath enabling the flow around the shock wave to circulate through the porous wall. The results show that the Mach waves normal to the flow were observed when diffusers were almost choked and that the pressure fluctuations in a transonic diffuser were greatly reduced by passive control. According to the frequency analysis, the frequency range attenuated by passive control is between about 700 Hz and 1 kHz regardless of the length of the cavities.

**Key Words:** Compressible Flow, Shock Wave, Passive Control, Boundary Layer, Transonic Diffuser

## 1. 結 言

次世代の超音速機の推進システムとなるジェットエンジン等の開発において、その性能を左右する空気取入れ口や遷音速ディフューザにおける垂直衝撃波と境界層の干渉はきわめて重要な問題である<sup>(1)</sup>。このような干渉は境界層のはく離を引き起こし、機器の効率を悪化させるだけでなく、その振動や燃焼不安定の原因となるためこれまで多くの研究がなされている<sup>(2)-(6)</sup>。一方このような振動の原因にとらわれず、これを制御するため衝撃波の特性を利用したいいわゆる境界層のパッシブコントロールという手法が外部流れ<sup>(6)-(8)</sup>、および内部流れにおける擬似衝撃波<sup>(9)-(11)</sup>、垂直衝撃波<sup>(12)(13)</sup>あるいは凝縮衝撃波<sup>(14)</sup>に対し適用された例がいくつか報告されている。これらの報告によると、このパッシブコントロールによって衝撃波前後の圧力分布の傾きが緩やかになり、流れ場の圧力変動が抑制されたと報告している。特に Rolston らは<sup>(15)</sup>超

音速インテークのモデルにダブルスロットによるパッシブコントロールの実験を行い、これが全圧損失を減少させると報告している。

そこで本研究では、遷音速ディフューザ内におけるパッシブコントロールの有効性を調べるため、スロート近傍を多孔壁にし、これが遷音速ディフューザのチョーク前後や衝撃波の振動に伴う流れ場の非定常性に及ぼす影響に関する実験を行った。なお本実験では衝撃波が振動することを考慮し、これがどの位置にある場合でもパッシブコントロールの効果が得られるようにするため、ダブルスロットではなく、キャビティを有した多孔壁を用いた。

## 2. 実験装置と方法

実験に用いた大気吹出し式超音速風洞の概要を図1に示す。圧縮機によって貯気槽に蓄えられた高圧乾燥空気は集合洞をいったんよどみ点状態に回復した後、供試ディフューザを経て大気へ開放される。供試ディフューザは多孔領域の長さが30 mmと50 mmの2種類の多孔壁と比較のため通常のスロート(本報ではこれを多孔壁に対し、固体壁と呼ぶ)の3種類を用いた。なお30 mmおよび50 mmの2種類をそれぞれ多孔壁 I および多孔壁 II と呼ぶことにする。またいずれ

\* 原稿受付 1995年7月21日。

<sup>\*1</sup> 正員, 琉球大学工学部 (〒903-01 沖縄県中頭郡西原町千原1)。<sup>\*2</sup> 学生員, 琉球大学大学院。<sup>\*3</sup> 准員, (株)日立製作所 (〒312 ひたちなか市高場2520)。<sup>\*4</sup> 琉球大学医学部 (〒903-01 沖縄県中頭郡西原町上原2017)。

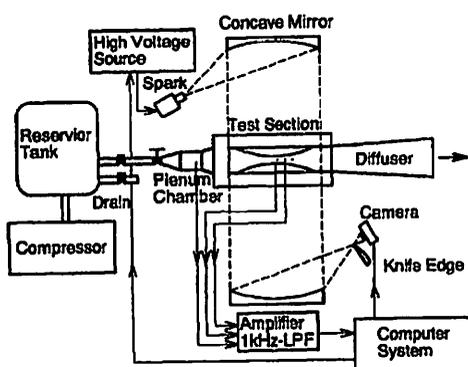


Fig. 1 Schematic of experimental apparatus

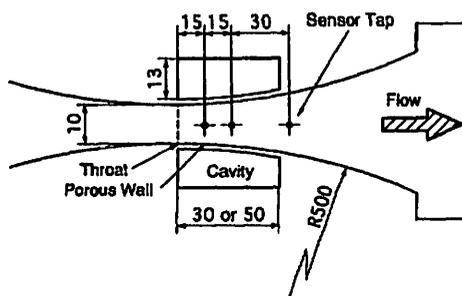


Fig. 2 Test section

の多孔壁についても孔の総面積に対する多孔領域の面積の比、いわゆる開孔比は約 11.4% である。この 3 種類のディフューザの寸法はいずれも半径 500 mm、幅 25 mm、スロート高さ 10 mm の二次元円弧ディフューザである。また流れ場の壁面静圧は図 2 に示すようにスロート、スロート下流 15、30 mm および 60 mm の位置に設けた圧力孔にセンサを取付け測定した。測定に用いたセンサは、半導体小形圧力変換器(豊田工機製、PMS 5-1 H 固有振動数 50 kHz)で、その信号を直流増幅器で増幅した後 A-D 変換器 [Contec 社製、AD 12-16 D(98)H] を介してサンプリング周波数 10 kHz で 2048 個のデータをコンピュータに取込んで処理した。なお、A-D 変換の際に高周波によるエイリアシングを防ぐため、衝撃波の主要な振動周波数がたかだか数百 Hz である<sup>(9)</sup> ことを考慮し、カットオフ周波数 1 kHz のローパスフィルタを通して高周波成分を除去した。また流れ場の光学観察は図 1 の破線で示される範囲をキセノン火花を用いたシュリーレン法により行った。

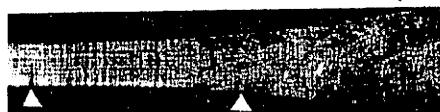
(a) Solid wall ( $\phi=1.30$ ,  $x_s=20$  mm)(b) Porous wall I ( $\phi=1.30$ ,  $x_s=27$  mm)(c) Porous wall II ( $\phi=1.30$ , Mach waves)(d) Solid wall ( $\phi=1.55$ ,  $x_s=40$  mm)(e) Porous wall I ( $\phi=1.55$ ,  $x_s=36$  mm)(f) Porous wall II ( $\phi=1.55$ , Compression region)

Fig. 3 Typical schlieren photographs

### 3. 実験結果と考察

3.1 光学観察 図 3 にシュリーレン法で撮影した代表的な流れ場の様子を示す。なお、多孔壁では、ディフューザ側面からの漏れを防ぐためキャビティにもパッキンをはりつけたためその部分が見えなくなっているが、図中△印で幾何学的スロートと多孔壁の下流端を示しており、▽印は衝撃波の位置を示している。図 3(a)~(c) は上流よどみ点圧力と背圧の比、いわゆる風洞圧力比  $\phi$  が約 1.30 の場合で図 3(d)~(f) は約 1.55 の場合である。図 3(a) の固体壁では、スロ

ード下流約20 mmの位置に明確な垂直衝撃波が確認され、流れはスロートで完全にチョークしていることがわかる。これに対し多孔壁Ⅰでは、垂直衝撃波が多孔領域のほぼ下流端に位置しており、その上流には多孔壁の孔により発生したと思われるじょう乱によるマッハ波が観察される。ただし、スロートからその下流約9 mmの領域まではマッハ波の流れに対する角度が徐々に小さくなっており、流れが加速されているのがわかるが、それ以降衝撃波によってマッハ波が消えるまでほぼ同じ角度となっている。これは衝撃波上流の多孔壁からの吹出しによって実効断面積が一定となっていることを示している。このような流れの状態は多孔壁Ⅱの場合の図3(f)においてより明確に観察される。これに対し、多孔壁Ⅱではスロート下流約6 mmより約40 mmの位置まで流れにほぼ垂直にマッハ波が発生しており、それより上流ではマッハ波は観察されない。これは多孔領域の幾化学的スロートからその下流約6 mmの領域が亜音速となっていることを示している。すなわち、多孔領域上の圧力分布により、多孔壁を通したキャビティからの流れの吹出しによって、スロート下流6 mmの位置に実質的なスロートが形成されたと考えられる。このようなマッハ波は多孔壁Ⅰの場合にも観察されるが、そのときの風洞圧力比は多孔壁Ⅱの場合よりも小さく約1.20である。

次に風洞圧力比 $\phi = 1.55$ の図3(d)~(f)において固体壁の場合、衝撃波はさらに下流に移動し境界層との干渉のため流れはく離しており、最初の衝撃波の下流に新たな2本目の衝撃波も観察される。一方、多孔壁Ⅰの場合、衝撃波は約36 mmに位置しており多孔領域より下流にある。したがってこの状態では多孔壁によるパッシブコントロールの効果はあまりないといえる。また、多孔壁Ⅱでは前述の固体壁、多孔壁Ⅰ

のような明確な衝撃波は観察されないが約2~3 mmの幅の圧縮領域が観察される。このような圧縮領域は多孔壁Ⅰの場合にも観察され、いずれの場合もその位置は多孔領域の下流約20%の領域である。これは言い換えると、多孔領域の上流側約80%には衝撃波は存在し得ず、キャビティからの吹出しによる実効断面積の変化によって多孔領域の下流側に移動したと考えられる。

次に、シュリーレン法によって得られた衝撃波の位置と風洞圧力比 $\phi$ の関係を図4に示す。図4の●印は固体壁の場合の衝撃波の位置を示しており、○印は多孔壁Ⅰ、□印は多孔壁Ⅱ、またシンボルの中に×印で示したのは、多孔壁Ⅰ、Ⅱの場合に、図3(f)に見られるような圧縮領域の位置を示したものである。図4中の曲線は参考のため、衝撃波下流の亜音速領域のディフューザ効率 $\eta_{sub}$ を仮定し計算した衝撃波の位置<sup>(14)</sup>を示している。図4より固体壁の場合、風洞圧力比が約1.16で衝撃波が発生し始めており、衝撃波はかなり広い範囲に観察される。これはディフューザのチョーク前後で、スロート近傍の衝撃波がかなり振動していることに起因している。また図4中の曲線との比較より衝撃波が下流に移動するほど $\eta_{sub}$ が小さくなっている。多孔壁Ⅰ、Ⅱの場合には、風洞圧力比は異なるがいずれも図3(c)のようなほとんど垂直なマッハ波が観察される状態から図3(f)で示す圧縮領域が現れ、その後垂直衝撃波が発生し、風洞圧力比の増加とともに衝撃波は下流に移動する。この圧縮領域が存在する風洞圧力比の範囲は多孔壁Ⅰの場合約1.25~1.35で、多孔壁Ⅱの場合約1.36~1.54である。ただし、これらの圧力比の範囲においても、それぞれの上限值付近で垂直衝撃波が観察されることもあり、圧縮領域が観察される圧力比と垂直衝撃波が観察され

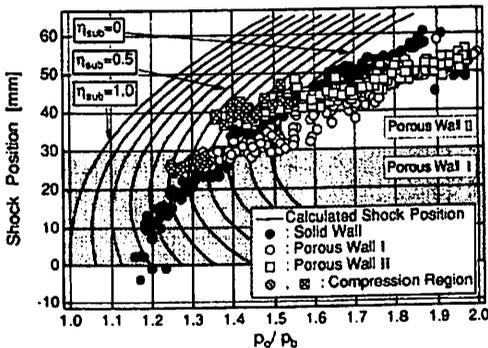


Fig. 4 Relations between shock locations and pressure ratio  $\phi$

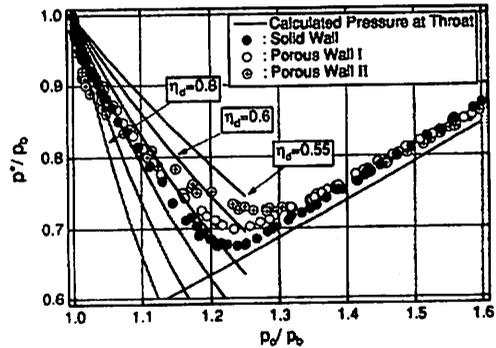


Fig. 5 Pressure variations at throat with pressure ratio  $\phi$

る圧力比の間に明確な境界はない。

**3・2 超音速ディフューザの始動過程** 本供試ディフューザの始動過程の特性を調べるため、風洞圧力比を徐々にあげ、スロートにおける平均静圧の変化を調べた。その結果を図5に示す。図5の縦軸はスロートの圧力を背圧で無次元化したもので、横軸は風洞圧力比である。シンボルについては図中に示しており右下がりの曲線はディフューザがスロートでチョークする前で、その下流の亜音速部分のディフューザ効率 $\eta_d$ を仮定しスロートにおける圧力を計算した結果<sup>(15)</sup>である。通常スロートにおいてチョークすると、それ以降等エントロピの関係より上流よどみ点圧力の増加に伴いスロートの静圧も増加する。したがってこの図5において静圧が最小になったときがチョークした瞬間であるといえる。このことを考慮し、風洞圧力比が1.0から増加し、スロートの静圧が最小となるまでのディフューザ効率を見積ると固体壁の場合約0.75から0.65に減少している。これに対し多孔壁の場合風洞圧力比が約1.15まではいずれも固体壁と等しいが、それ以上になると多孔壁I、IIの順で小さくなっている。ただし、3・1節の可視化の結果を考慮すると、図5のみからは必ずしも多孔壁の場合にディフューザ効率が小さいとはいえない。すなわち、ディフューザ内で、チョーク前の流れ場では多孔壁を考えなければ静圧は幾何学的スロートにおいて最小となる。この場合キャピティ内の流れはスロート下流からスロートへ向かって流れ、その途中多孔壁を通して主流へ吹出ることになる。その結果幾何学的スロートより下流で実効断面積が最小になり、幾何学的スロートにおける圧力があまり下がらないため見掛け上ディフューザ効率が小さくなったものと考えられる。ただし、風洞圧力比が約1.32以上になると、多孔壁と固体壁のスロートにおける圧力がほぼ一致していることから、これより大きい風洞圧力比では、いずれの多孔壁も幾何学的スロートでチョークしていると思われる。

**3・3 壁面静圧変動** スロート、スロート下流15、30 mm および60 mm の位置における静圧変動の二乗平均値の風洞圧力比に対する変化を図6に示す。図6の縦軸は、各点における二乗平均値を背圧で無次元化したもので、横軸は風洞圧力比である。図6より、固体壁ではスロートから下流に位置するほど二乗平均値のピーク値が大きくなっていることより、衝撃波が強くなりながら下流に移動しているのがわかる。またそのピークとなるときの風洞圧力比は、図4との比較より衝撃波がその測定位置に観察される圧力比とほぼ一致しており、衝撃波による圧力変動がきわめて大きいこ

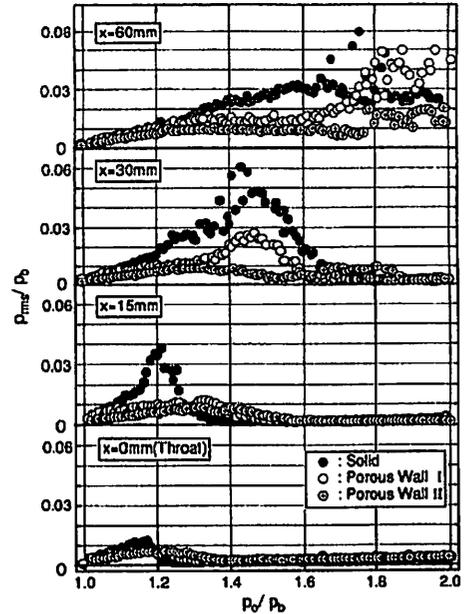


Fig. 6 RMS of the wall static pressure fluctuation and pressure ratio  $\phi$

とがわかる。これに対し、多孔壁の場合にはいずれの位置においてもそのピーク値は固体壁の場合に比べかなり小さくなっており、パッシブコントロールによって圧力変動が抑制されていることがわかる。特にスロート下流15 mmでは、二乗平均値のピーク値が多孔壁I、IIでそれぞれ固体壁の32、27%となっており多孔壁によるパッシブコントロールの影響がきわめて顕著に現れている。x=30 mmにおける二乗平均値は多孔壁Iの場合に明確なピークが見られるが、これは図3(b)に近い状態で、このときの多孔領域下流端にある衝撃波によるものと思われる。これに対し、多孔壁IIでは風洞圧力比が約1.5から1.7の範囲で二乗平均値がわずかに減少しているものの明確なピークは見られない。またx=60 mmでは圧力比が約1.2までは固体壁、多孔壁で互いに二乗平均値はあまり違いはないが、 $\phi=1.3$ 以上でいずれの多孔壁も絶対値は違っているものの風洞圧力比に対しほぼフラットな分布となっている。そして多孔壁Iの $\phi=1.65$ では、衝撃波が多孔領域より下流に位置するため、二乗平均値が増加し始めている。これはx=60 mmにおける圧力変動の抑制がその上流のパッシブコントロールによってなされていることを示している。また多孔壁IIの場合は $\phi$ が約1.8で増加し始めており、これは衝撃波が強くな

りながら多孔領域下流端に近づき、衝撃波下流における吸込流量が比較的小さくなり、衝撃波の強さに比べてパッシブコントロールの効果が弱くなったためと考えられる。

3.4 圧力変動の周波数解析 各圧力比において、スロート下流 30 mm および 60 mm で測定した圧力変動を基に行った周波数解析結果の代表的な例を示す。図 7(a)~(c) は  $x=30$  mm の位置で、それぞれ固体壁、多孔壁 I、多孔壁 II の場合、図 7(d)~(f) は、 $x=60$  mm の場合である。まず、固体壁で  $x=30$  mm を示す図 7(a) では、衝撃波が発生し始める  $\phi=1.16$  から測定点が完全に超音速になるまでの  $\phi=1.70$

の範囲で 500 Hz 付近にわずかに大きなスペクトルが存在するが、特に顕著なピークは認められない。これに対し多孔壁 I では、パッシブコントロールの効果が顕著に現れており、衝撃波が測定点に近づく風洞圧力比である約 1.4 までは 700 Hz~1 kHz の高周波成分がかなり減衰していることがわかる。さらに多孔壁 II ではすべての圧力比の範囲で高周波成分が減衰しており、特に約 1.55 では約 250 Hz 以上の周波数成分が減衰している。

次に図 7(d) に示す固体壁の場合の  $x=60$  mm では約 1.3 以下で約 700 Hz から 1 kHz のスペクトルが小さいが、これは衝撃波が弱くそれによる圧力変動の振

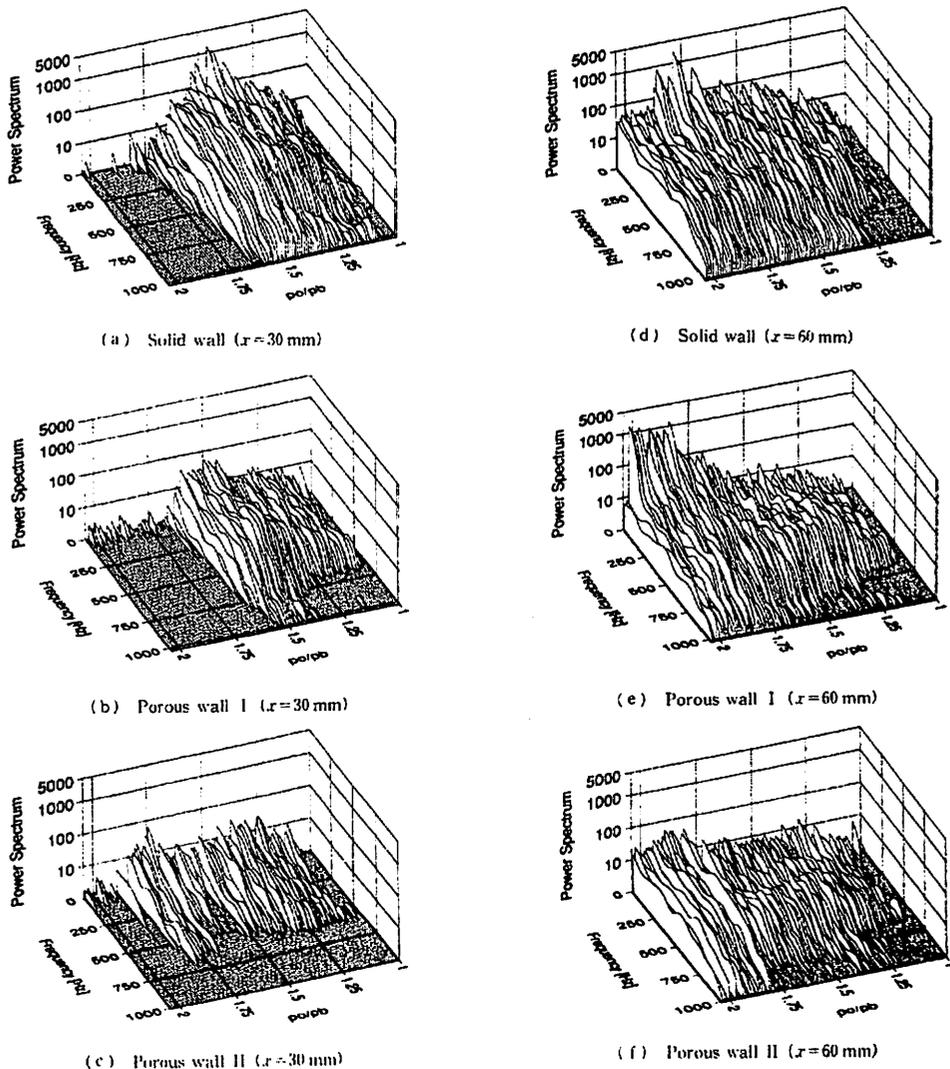


Fig. 7 Power spectrum density of the wall static pressure fluctuations

幅も小さいため、高周波成分が  $x=60$  mm の位置に達するまでに急激に減衰したためと考えられる。また、多孔壁 I の  $x=60$  mm を示す図 7(e) では  $\phi$  が約 1.25 以下で  $x=30$  mm の場合と同様に約 700 Hz~1 kHz までの周波数成分が減衰しているが、 $\phi=1.25$  から約 1.7 に増加するに伴い高周波成分が現れている。これは図 4 によると風洞圧力比の増加に伴い衝撃波が強くなりながら測定点に近づくため、その振動が減衰せずに直接測定点に達したためと思われる。このことは多孔壁 II の  $x=60$  mm の結果を示す図 7(f) でも確認できる。すなわち図 7(f) では  $\phi$  が約 1.8 以下で高周波成分が減衰しているが、 $\phi$  がそれより大きくなると衝撃波がまだ多孔壁上にあるにもかかわらず高周波成分が現れている。これは、衝撃波自体が常に 1 kHz 以下の周波数で振動しており、その平均位置が風洞圧力比の増加とともに下流に移動し、 $x=60$  mm の測定点に近づくとも高周波数成分が現れてくると考えられる。したがって、多孔壁上にある衝撃波は、流れの循環によってそれ自体は弱くなり、圧力変動の振幅も小さくなるが、1 kHz 以下の周波数は保ったまま振動していると考えられる。

#### 4. 結 論

二次元円弧ディフューザにおいて、スロートより下流に 30 mm と 50 mm の長さのキャビティを有した多孔壁を設置し、衝撃波の特性を利用した境界層のパッシブコントロールに関する実験を行った。得られた結果を要約すると以下のとおりである。

(1) キャビティの長さが 30 mm と 50 mm の場合、上流のよどみ点圧力と背圧の比である風洞圧力比  $\phi$  がそれぞれ約 1.20 と 1.30 で多孔領域上に流れに対しほぼ垂直なマッハ波が観察された。これは多孔壁上のある範囲にわたって流れのマッハ数がほぼ 1 であることを示している。

(2) 上述のマッハ波が発生し始める位置は、幾何学的スロートと一致せず、スロート下流約 9 mm から

発生し始める。このことはキャビティ内の流れによって実効断面積が変化し、実質的スロートが下流に移動したことを意味するが、風洞圧力比が十分大きく約 1.32 以上になると実質的スロートは幾何学的スロートと一致する。

(3) パッシブコントロールによって流れ場の圧力変動の二乗平均値がスロート下流 15 mm の位置でキャビティ長さが 30 mm と 50 mm においてそれぞれ固体壁の約 32% および 27% となり、パッシブコントロールの効果がきわめて顕著に現れていることが確認できた。

(4) 圧力変動の周波数解析の結果、いずれの長さのキャビティにおいてもパッシブコントロールによって減衰する周波数は約 700 Hz から 1 kHz でキャビティの長さあまり依存しない。

(5) 衝撃波の強さはパッシブコントロールによって弱くなり圧力変動の振幅も小さくなるが、それ自体の振動周波数は依然として 1 kHz 以下の周波数成分を保っている。

#### 文 献

- (1) 坂本和之・ほか 4 名, 機論, 60-575, B(1994), 2261-2266.
- (2) 松尾一泰・ほか 3 名, 機論, 61-586, B(1995), 2016-2022.
- (3) Bogar, T. J., ほか 2 名, *AIAA J.*, 21-9(1983), 1232-1240.
- (4) Chen, C. P., ほか 2 名, *AIAA J.*, 17-10(1979), 1076-1083.
- (5) Crump, J. E., ほか 3 名, *J. Propuls.*, 2-2(1986), 105-109.
- (6) Savu, G. and Trifu, O., *AIAA J.*, 22-7(1984), 989-991.
- (7) Krogmann, P., ほか 2 名, *J. Aircraft*, 22-1(1985), 37-42.
- (8) Raghunathan, S. and McIlwain, S. T., *J. Aircraft*, 27-1(1990), 60-65.
- (9) 望月博昭・ほか 3 名, 機論, 59-567, B(1993), 3445-3451.
- (10) McCormick, D. C., *AIAA J.*, 31-1(1993), 91-96.
- (11) 山根・大島, ターボ機械, 11-10(1983), 580-587.
- (12) Chokani, N. and Squire, L. C., *Aeronaut. J.*, 97-965(1993), 163-170.
- (13) Rolston, S. C. and Raghunathan, S., *Aeronaut. J.*, 98-971(1994), 1-8.
- (14) 中野智弘・ほか 4 名, 可視化情報, Suppl., 14-2(1994), 15-18.
- (15) 松尾一泰・ほか 4 名, 機論, 52-481, B(1986), 3171-3175.