

# Background-Oriented Schlieren 法による渦輪の可視化計測

塚田 佑貴\*<sup>1</sup> 水書 稔治\*<sup>2</sup>

## Visualization of Vortices Discharged from Open-end of Shock Tube Using Background-Oriented Schlieren Method

by

Hirota TSUKADA\*<sup>1</sup> and Toshiharu MIZUKAKI\*<sup>2</sup>

(Received on March 31, 2009 and accepted on May 25, 2009)

### Abstract

We applied the background-oriented schlieren method (BOS) for quantitative visualization of propagating vortex rings to observe the divergence process of vortex rings precisely. Examined vortex rings were generated, at the open-end of a diaphragmless shock tube, with incident shock waves at Mach 1.24. In this report, the background pattern for BOS was a random dot, and both a high-speed video camera and a digital-still camera with 10.5 mega pixels recorded the BOS images of discharged shock waves and vortex rings. The cross-correlation algorithm was employed for the analysis of the displacement of the background pattern. We confirmed that BOS clearly visualizes vortex rings with relatively simple optics than those of ordinary visualization techniques.

**Keywords:** Vortex ring, Open-end shock tube, Background-Oriented Schlieren (BOS) method

## 1. 結論

近年、ヘリコプタでも高速化に伴い前進速度とブレードの回転速度による相対的な速度が増加して、ブレードの先端付近ではMach数が0.9を越す現象が現れ、周期的にブレード先端より衝撃波が発生する。このような圧力変動より発生する騒音は高速衝撃波騒音 (High Speed Impulsive (HSI) Noise) と呼ばれている。また、着陸時などの降下をするときにブレードの先端から発生する渦による騒音はブレード/渦干渉騒音 (Blade/Vortex Interaction) と呼ばれ、これも問題になっている<sup>1,2)</sup>。さらに、流れによる密度変化の割合 $dp/p$ が5%を超えない範囲を非圧縮な流れと考えると、気流Mach数が0.3以上の流場では圧縮性を考慮しなければならない。さらに、渦度を持った流れ場においても圧縮性の影響は考慮する必要がある。圧縮性を考慮した渦度方程式における右辺第三項はBaroclinic項であり、密度と圧力の傾きが平行でないとき渦を作る源となる。物質境界面を衝撃波が通過したとき、衝撃波の圧力による $\Delta p$ と境界面での $\Delta\rho$ は、境界面前後での密度の大小関係より、形成される渦度の方向が決まる。衝撃波通過後、この渦による流体運動が、境界面の歪を大きくしていき、これをRichtmyer-Meshkov Instability

という<sup>3)</sup>。このように圧縮性による密度及び圧力変化によっても渦度の生成に寄与する。

また、高速流体を研究するにあたり必要となる、可視化法としてschlieren法、shadowgraph法などが一般的に知られている。これらの可視化法は密度勾配による光の屈折率の違いを利用する可視化法であるが、複雑な光学系が必要となる欠点がある。一方、Background-Oriented Schlieren(BOS)法は簡単な光学系のみで行うことのできる可視化法として(Meier 1999)によって提唱された。その後、いくつかの現象に応用され、屋外にてヘリコプタを用いたブレードの翼端渦の可視化<sup>4)</sup>や三音速風洞を用いた円錐円柱形の可視化が報告されている<sup>5)</sup>。

本研究では、圧縮性流れにおける渦輪の伝播・崩壊過程の解明に向けた研究の前段階として、衝撃波管管端から伝播する渦輪のBOS法による可視化実験をデジタルスチルカメラと高速度ビデオカメラを用い、数値計算との検証を行い、渦輪生成の初期段階における形成・伝播様態について明らかにしている。

## 2. 実験装置及び方法

### 2.1 無隔膜衝撃波管

Fig. 1に無隔膜衝撃波管を示す。高圧室、低圧室はともにステンレス鋼を用いて、高圧室は内径203

\*1 航空宇宙学科航空宇宙学専攻

\*2 航空宇宙学科 准教授

mm, 長さ1390 mm, 低圧室は内径52.6 mm, 長さは高圧室側より210 mmの直管, 管を90°に曲げた曲率半径80 mmの曲管を接続し, さらに, その先に3750 mmの直管を接続させて製作されている. 高圧室と低圧室の間に, 厚さ3.5 mmの円筒状ピストンを設置する. ピストンの背後には補助高圧室, 中間部, 減圧部が接続されており, 二重隔膜方式の構造になっている. 補助高圧室と中間部の間の隔膜保持部を#1保持部, 中間部と減圧部の隔膜保持部を#2保持部とする. この隔膜保持部は真鍮で作られており, 隔膜がねじれてしわをつくらないように隔膜の両面をOリングで挟み込む構造にしている. この衝撃波管は可視化実験し易い場所に移動できるようにリニアレールガイドの上に取り付けられており, 3本の支柱と2つの台で支えられている.

二重隔膜式の補助高圧室をFig. 2に示す. Fig. 2 (a)には衝撃波を生成する前の補助高圧室, 中間部, 減圧部の状態を示した. 作動原理は減圧部を真空ポンプ (ALCATEL, 2015C2)にて排気し, 中間部には隔膜の破断圧の1/2よりやや高圧の気体を封入する. 補助高圧室には破断圧の3/2よりやや高圧の気体を封入すると, ピストンは上昇して高圧室と低圧室を密封する. そして, 高圧室に高圧気体を充填し, Fig. 2 (b)に示すように中間部を大気開放すると, 隔膜は直ちに破断し, 密封していたピストンが下方に引っ張られて高圧室と低圧室との気密がなくなり, 高圧気体は瞬時に低圧室に流入し, 衝撃波を形成する.

## 2.2 無隔膜衝撃波管の基礎特性

本装置の高圧室と低圧室との断面積は異なり, 自由ピストンにおける流路形状は複雑な構造をしている. このことにより, 隔膜で高圧室と低圧室に仕切った断面積一定の標準形衝撃波管と異なり, 高圧室と低圧室の初期圧力比 $P_4/P_1$ により発生される衝撃波Mach数も変化する. Fig. 3は特性実験で得られた高圧室と低圧室との初期圧力比 $P_4/P_1$ に対し得られた衝撃波Mach数の関係を示す. Fig. 3の実線は, 断面積一定を仮定した単純衝撃波管理論による理論値である. 実験で得られた衝撃波Mach数の初期圧力比 $P_4/P_1$ に対する変化は, 定量的に理論値を上回っている. これは, 単純衝撃波管理論では隔膜が瞬間的に開口されると仮定しているのに対し, 実験では自由ピストンとシリンダ間における摩擦によって自由ピストンが十分高速で移動せず, 高圧室の駆動気体が瞬間的に開放されないことに加えて, 低圧室とその入口の断面積は同じであるが高圧室断面積が大きいため, 亜音速流れの高圧室における流速が管路の断面積を縮小させると増加することとなり, 衝撃波Mach数に影響を及ぼしている.

## 2.3 Background-Oriented Schlieren (BOS) 法

この手法の原理は密度勾配による屈折率の変化が関係する. この関係は密度 $\rho$ と屈折率 $n$ を用い, Gladstone-Daleの式より定めると

$$\frac{n-1}{\rho} = G(\lambda). \quad (1)$$

ここで $G(\lambda)$ はGladstone-Dale定数と呼ばれ, 気体に固有の定数である. この変位は, 光が密度の一樣でない観測気体を通過するとき曲げられて生じる. この屈折角 $\varepsilon$ は

$$\varepsilon = \frac{1}{n_0} \int_{Z_D - \Delta Z_D}^{Z_D + \Delta Z_D} \frac{\delta n}{\delta y} dz \quad (2)$$

となる. さらにFig. 4の関係より, 背景上での変位 $\Delta y'$ は背景からレンズまでの距離 $Z_B$ に関係し, 像平面での変位 $\Delta y$ はレンズから像平面までの距離 $Z_i$ に関係する. ここで $Z_B$ が十分に大きいならば $Z_i$ はレンズの焦点距離 $f$ に置き換えることができるため

$$\frac{\Delta y'}{Z_B} = \frac{\Delta y}{Z_i} = \frac{\Delta y}{f}. \quad (3)$$

屈折角 $\varepsilon$ が十分に小さいため, おおよそ

$$\varepsilon = \frac{\Delta y'}{Z_D}. \quad (4)$$

式(3)を上式に代入すると

$$\varepsilon = \frac{\Delta y Z_B}{Z_D f} \quad (5)$$

となる.

渦輪の可視化には, このBOS法を用いて行った. この可視化法は密度勾配の変化による背景の変位を用いた可視化法であり, 背景画の高空間周波数とコントラストの高さが必要になるため, カメラの焦点を背景に合わせて撮影する. BOS法によって可視化を行うためには, 密度勾配のない現象が生じる前の画像と密度勾配のある現象が生じている最中の画像を必要とする. この2つの画像の変位を相互関係法により, 画像解析することによって変位を求め, ベクトル図として描画する. 背景画には不規則な斑模様を用い, 衝撃波管管端から発生する渦輪及び衝撃波の可視化を行った. Table 1には実験条件を示す. #1隔膜保持部には12  $\mu\text{m}$ のマイラー膜 (ポリエチレンテレフタレートフィルム), #2隔膜保持部は12  $\mu\text{m}$ のマイラー膜と10  $\mu\text{m}$ のポリ塩化ビニリデンを重ねて実験を行った. BOS法の光学系設置図をFig. 4に示す. ここで $\theta$ は視角,  $\Delta y'$ は背景上での変位,  $\Delta y$ は像平面での変位,  $\varepsilon$ は屈折角とする. また, 背景から密度勾配の変化が起こる現象までの距離を $Z_D$ , 現象からレンズまでの距離を $Z_B$ ,

レンズから像平面までの距離を  $Z_i$  とする．撮影にはデジタルスチルカメラを用い，背景と現象の距離  $Z_D$  を 1940 mm，現象からカメラまでの距離  $Z_B$  を 5140 mm，カメラの焦点距離  $f$  を 300 mm として撮影を行った．光源にはキセノンガスを封入した  $1 \mu\text{s}$  以下の発光時間を有する高輝度短パルス光源 (NANOSPARK, ビオレック社製) を使用し，PT3 のトリガ信号を基準に可視化を行った．

2.4 高速度ビデオカメラを用いた可視化実験

高速度ビデオカメラは phantom (Vision research, v7.1) を用いて実験を行った．Table 2 には実験条件を示す．デジタルスチルカメラを用いた実験と同様に #1 隔膜保持部には  $12 \mu\text{m}$  のマイラー膜 (ポリエチレンテレフタレートフィルム)，#2 隔膜保持部は  $12 \mu\text{m}$  のマイラー膜と  $10 \mu\text{m}$  のポリ塩化ビニリデンを重ねて実験を行った．さらに，光学系の設置距離も同様に背景と現象の距離  $Z_D$  を 1940 mm，現象からカメラまでの距離  $Z_B$  を 5140 mm として計測を行った．さらにトリガ信号の位置も同じく PT3 とし，オシロスコープの出力信号をそのまま高速度ビデオカメラのトリガ信号に用いて実験を行った．また，光源にはスポットライト (岩崎電気, アイランプ PRS100V500W) を背景に挟むように 2 つ用いて実験を行った．

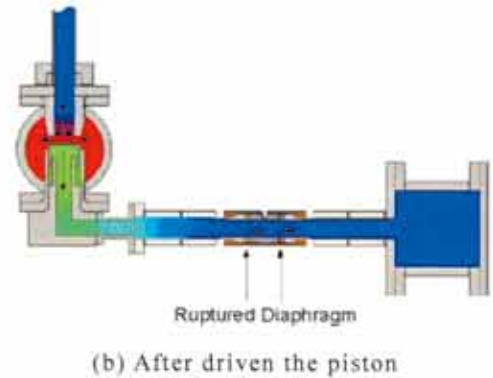
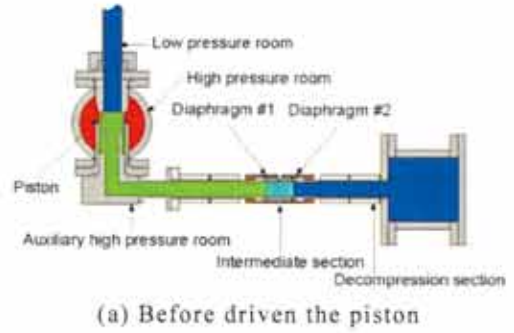


Fig. 2 An operation principle of double diaphragm.

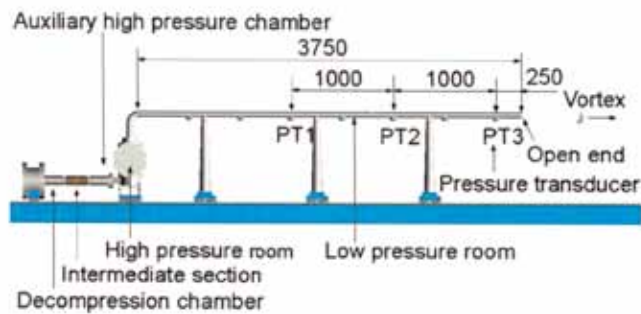


Fig. 1 Schematic diagram of diaphragmless shock tube.

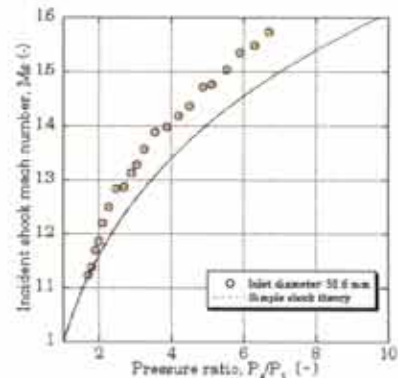


Fig. 3  $Ma-P_4/P_1$ .

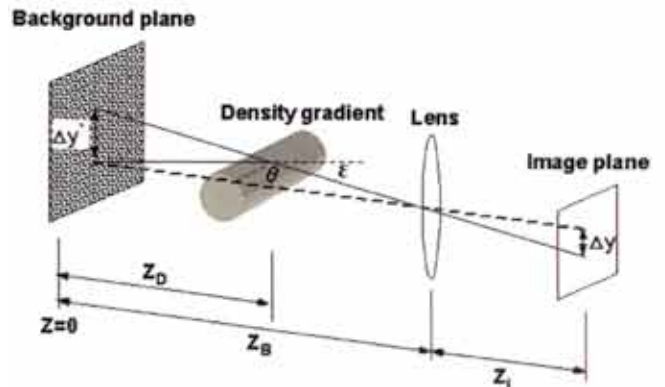


Fig. 4 Sketch of the optical setup

**Table 1 Experimental conditions for digital still camera**

Driver gas	Driven gas	$P_4/P_1$	Shock Mach number
Air	Air	$2.217 \pm 0.000$	$1.240 \pm 0.001$

**Table 2 Experimental conditions for high speed camera**

Driver gas	Driven gas	$P_4/P_1$	Shock Mach number
Air	Air	2.219	1.239

### 3. 数値計算

実験値と理論値との比較を行うため、数値解析法を用いて、渦輪及び衝撃波の伝播の比較を行った。計算格子はFLUENT社のGAMBITを用いて作成した。初期計算格子をFig. 5に示す。計算領域は開口端から上流に250 mm、下流に300 mm、格子間隔の初期値を5 mmとし、管内壁面上をすべりなし・断熱壁境界として計算を行った。入射衝撃波Mach数は1.240とした。計算格子は軸対称で解析を行っているため、対称軸より上側の格子のみとなっている。計算に従って変化の激しい部分にのみ細分化を適用させる解適合格子を用いて解析を行った。計算条件は基礎方程式を2次元軸対称Navier-Stokes方程式、時間積分法はWAF法、比熱比 $\gamma$ は1.4とした。

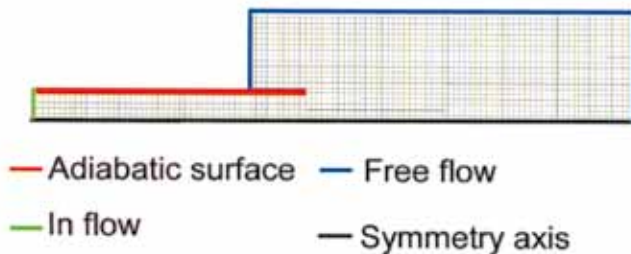


Fig. 5 Computational domain.

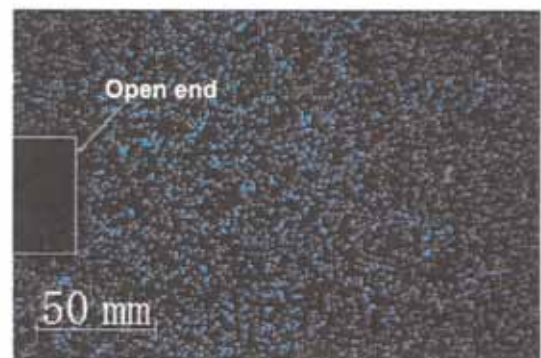
### 4. 実験結果と考察

#### 4.1 デジタルスチルカメラを用いた可視化

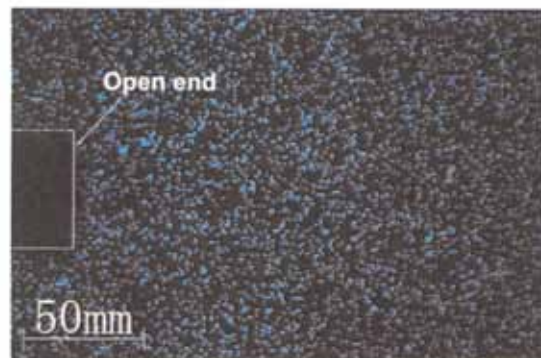
Fig. 6 (a) に現象が生じる前の背景画像、Fig. 6 (b) に現象が生じている最中の背景画像を示す。これらの画像より相互相関法によって得られた背景画像の移動量をFig. 7に示す。Fig. 7 (b),(f),(i)には数値計算との比較をしており、それぞれ上部が数値計算結果、下部が実験での背景画像の移動量となっている。可視化画像の描画には変位 $\Delta y$ をベクトル表示している。それぞれの時刻は入射衝撃波がPT3を通過した瞬間を基準としており、PT3から管端に到達するまでの時間が587  $\mu\text{s}$ (室内温度は20  $^{\circ}\text{C}$ )である。そのため、(a)では回折する衝撃波のみの可視化となっており、(b)では渦輪の生成過程とな

っている。(g)以降ではカメラフレームの外側に衝撃波が伝播したため、渦輪のみの可視化となった。可視化された渦輪は、渦核が確認できるほどのベクトル描画となっており、渦核の変化が観測することができる。渦輪や衝撃波がベクトル描画されているところ以外に、ベクトルが描画されている場所は、現象が生じる前と現象が生じている最中の画像を撮影する間に背景が移動したためのノイズや光源が遠いために暗くなってしまい、相互相関法での画像解析によって生じたノイズである。

Fig. 8に可視化結果を評価するための座標系を示す。衝撃波管管端を原点とし、2つの渦核の間の距離を渦の直径 $D$ とした。また、管端から渦核までの距離を $L$ とし、2つの渦核が傾いている場合は、それぞれの値を距離 $L$ とする。x軸にPT3からの時間遅れ、y軸に渦の直径 $D$ としてグラフに示したものをFig. 9 (a)とする。管端の内径52.6 mmを $d$ として、渦輪伝播距離を $L$ とし、x軸にPT3からの時間遅れ、y軸に $L/d$ としてグラフに示したものをFig. 9 (b)とする。なお、 $y > 0$ は原点より上側にある渦核、 $y < 0$ は原点より下側にある渦核を示している。Fig. 9 (b)では、渦輪の伝播と共に数値計算の結果と比



(a) Without flow



(b) With flow

Fig. 6 The background dot pattern



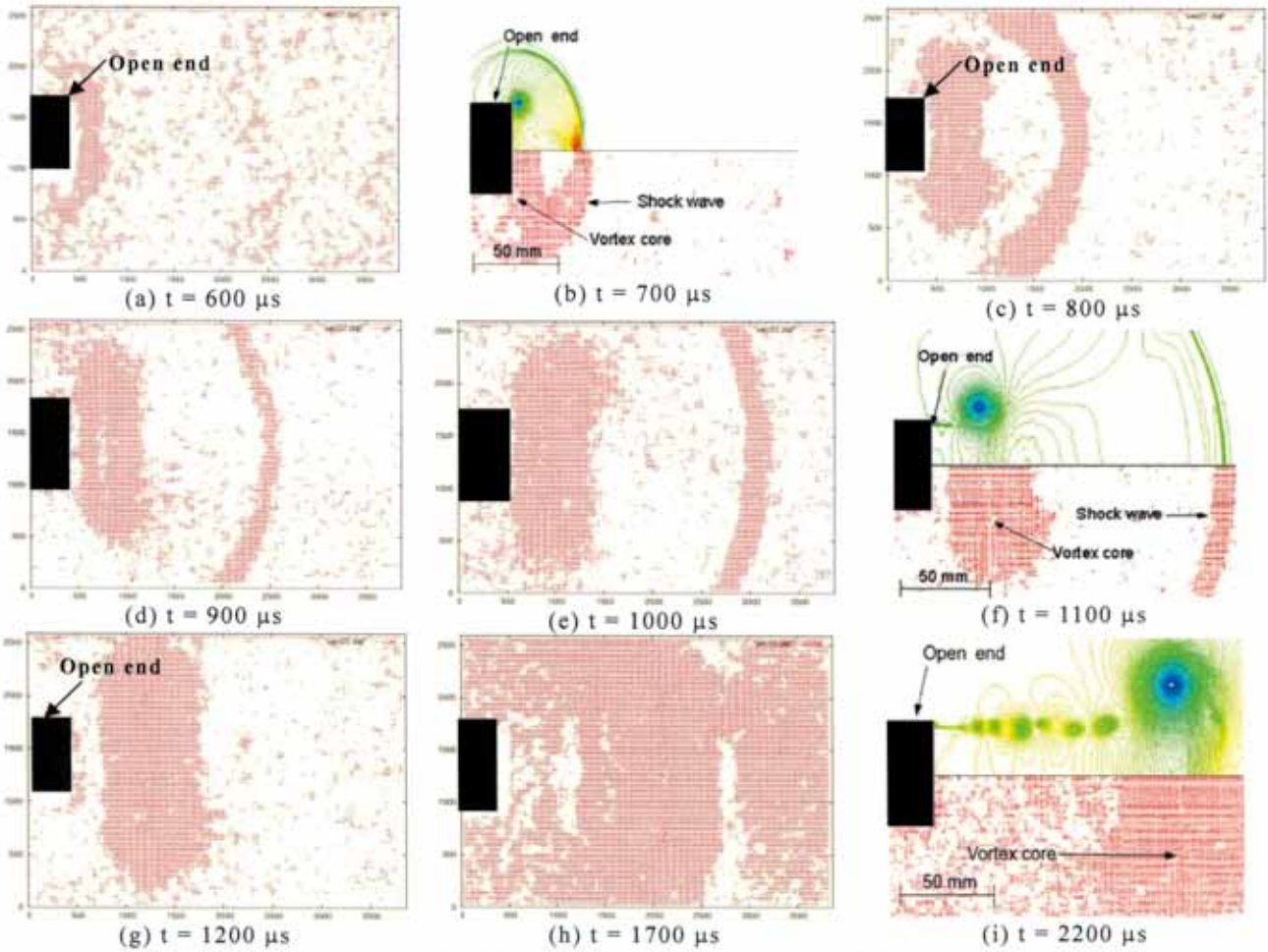


Fig. 7 Results of visualization using digital still camera.

べ大きな値となっている。これは、実験において自由ピストンとシリンダ間における摩擦によって自由ピストンが十分高速で移動せず、高压室の駆動気体が瞬間的に開放されないため、衝撃波の形成距離に影響を及ぼしていると考えられる。すなわち、PT2とPT3の間において計測した衝撃波は形成段階であり、PT3から管端においても形成は続き、渦輪の伝播に影響を及ぼしたためである。

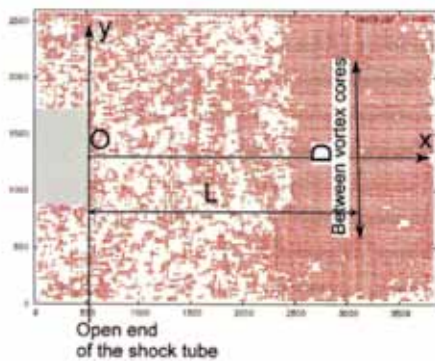
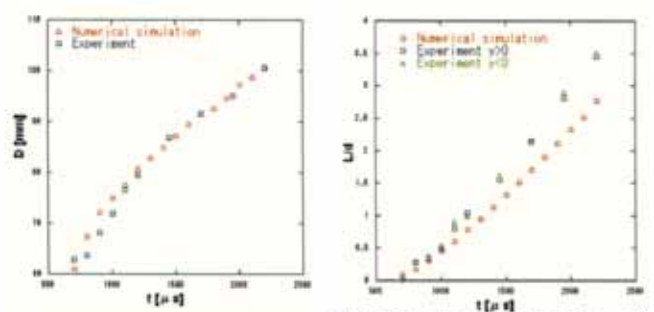


Fig. 8 Coordinate system



(a) The transformation of the diameter. (b) The transformation of the L/d

Fig. 9 The transformation of the vortex ring.

#### 4.2 高速度ビデオカメラを用いた可視化

Fig. 10には高速度ビデオカメラを用いた背景画像の移動量を示す。それぞれの時刻はPT3のトリガ信号を基準にしている。時刻が665 μsから732 μsの(a)では管端から伝播する衝撃波が観測できた。しかし(b)以降では渦輪のみの可視化結果となっている。これは、伝播する衝撃波の減衰によって、屈折率が低下したことに伴って、変位 $\Delta y$ が1ピクセルよ

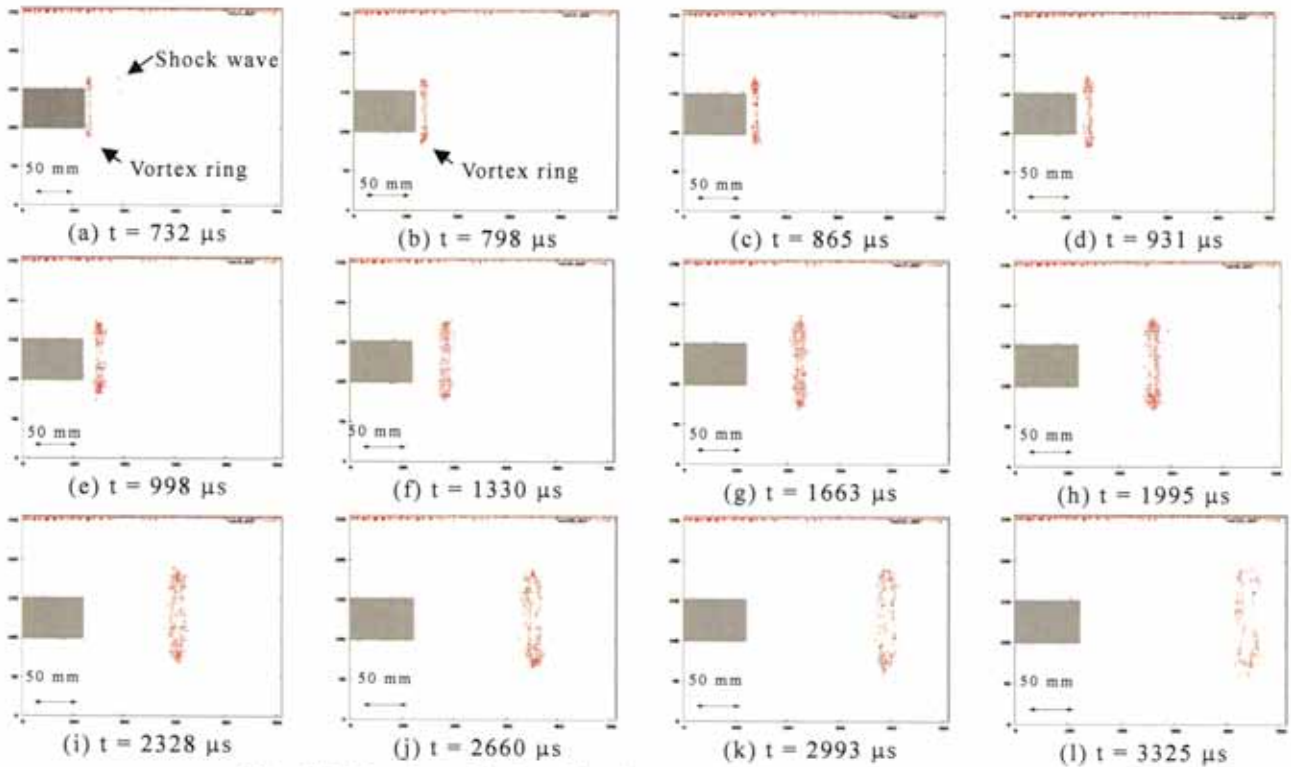


Fig. 10 Results of visualization using high speed camera.

り小さくなってしまい相互相関法による画像解析を行っても変位を計測できなくなってしまったためである。

## 5. 結言

高レイノルズ数流れにおける渦運動の解明に向け、無隔膜衝撃波管の管端において形成される渦輪をデジタルスチルカメラと高速度ビデオカメラを用い、BOS法による可視化計測を行った。そして、この結果を基にして数値解析と比較し、渦輪生成の初期段階における形成・伝播様態について明らかにした。本論文の結論を以下に示す。

- ・デジタルスチルカメラを用いて衝撃波 Mach 数が  $1.240 \pm 0.001$  における渦輪の伝播や渦核、回折する衝撃波の数値計算との一致を可視化することができた。
- ・デジタルスチルカメラを用いた可視化では渦核が確認できる程の可視化画像を得ることができた。
- ・高速度ビデオカメラを用いた可視化実験では PT3 より  $665 \mu\text{s}$  から  $732 \mu\text{s}$  において回折する衝撃波を観測することができた。
- ・高速度ビデオカメラを用いた可視化実験では 1 コマ  $66 \mu\text{s}$  の時間間隔において可視化することができた。

## 謝辞

本研究を遂行するにあたり、無隔膜衝撃波管は東北大学流体科学研究所の高山和喜教授の御厚意により当研究室での利用が実現した。ここに感謝の意を示します。また、無隔膜衝撃波管の移設、組み立て、試験運転に際しては東北大学流体科学研究所技術補佐員の早坂庄吉氏の献身的なご協力を頂きました。ここに感謝の意を表します。さらに、数値解析において有益なご助言と御討論を賜りました伊藤忠テクノソリューションズ株式会社の阿部淳博士に深く感謝の意を表します。

## 参考文献

- 1) 齊藤茂：ヘリコプタ周りの流れ場と騒音特性解析，ながれ，Vol. 21(2002)，pp. 330- 335.
- 2) 石井寛，五味広美，奥野善則：機外搭載マイクによるヘリコプタ bvi 騒音計測飛行実験，宇宙航空研究開発機構研究開発報告，Vol. 4(2005)，pp. 1-17.
- 3) 英明高部：リヒトマイヤー・メシュコフ不安定，プラズマ・核融合学会誌，Vol. 72(1996)，p. 295.
- 4) H. Richard and M. Raffel: Principle and applications of the background oriented schlieren (bos) method, *Measurement Science and Technology*, Vol. 12(2001), pp.1576- 1585.
- 5) L. Venkatakrisnan and G. E. A. Meier: Density measurements using the background oriented schlieren technique, *Experiments in Fluids*, Vol. 37(2004), pp. 237- 247.