235 ラインスキャンカメラによる衝撃波位置計測

松下 政裕[○] 都立科技大院、 白鳥 敏正 桜井 忠一 都立科技大

Position Measurement of Moving Shock Wave by a Line Scan Camera

Masahiro MATSUSHITA* Toshimasa SHIRATORI** Chuichi SAKURAI**

ABSTRACT

A system to measure positions of the shock wave fluctuating with high frequency was reevaluated. This system consists of a schlieren optical system and a line scan camera, and a data acquisition and processing computer. The previous line scan camera has been replaced by new one which can be operated at high frequency. The shock position was determined by shock position recognition processing. The unsteady shock waves occurring in the flow passage of a two-dimensional cascade were measured using this system. The results show that this system can effectively measure the unsteady shock position moving at higher velocity than the previous one. However, more creative techniques are required for the measurement and the recognition of multiple shock waves.

1. 序論

高速気流中における翼などにおいて、衝撃波と翼面境界層の干渉などにより、衝撃波の変動が発生することがある。このような衝撃波を伴う現象を調べるためには、まず衝撃波挙動を定量的に測定することが重要となってくる。変動衝撃波を直接計測する方法として、ステルカメラやムービーカメラの代わりにイメージセンサを使用した研究の報告がいくつかなされている。たとえば、谷田と白鳥[1]は単独翼の翼表面に発生する変動衝撃波の挙動を研究するため、ラインイメージセンサを使用した計測システムを構築している。その後、白鳥と松下[2]は、ほぼ同様の考え方のシステムで、翼列流路間に発生する変動衝撃波の位置測定を行い、その有効性を確認している。また、Sajben と Crites[3]はラインスキャンカメラを使用し、電気的回路を組みあわせた計測システムを構築し、衝撃波の時間変動を計測している。Bogar[4]や松尾と Kim[5]もまた、超音速ディフューザ流れの垂直衝撃波の挙動を、ラインイメージセンサカメラを使って研究している。さらに、小林ら[6]は環状翼列間流れ可視化用シュリーレン装置とエアイメージセンサを使用し、超音速翼列フラッタの研究をしている。これらの研究は、いずれも、変動衝撃波の計測にイメージセンサが有効であることを示している。

一般に、エアイメージセンサは、流れ場全体を記録するのに適しているが、高速性に限界がある。一方、ラインイメージセンサは1直線上のみの画像しか記録できないが高速性に優れている。

さて、前回のシステム[2]では、衝撃波がおよそ 40m/s 以上で移動した場合、衝撃波位置の検出が困難となり、取り扱う現象面から、より高速で計測可能なシステムが望まれた。そこで、本研究では、数百 Hz 以上で移動する衝撃波挙動を定量的に測定することを目的として、従来のラインスキャンカメラに代えて新たに高サン

プリング周波数で駆動可能なカメラを用い、システムの再評価を行った。

2. 計測システム

この衝撃波位置計測システムは、シュリーレン光学系、ラインスキャンカメラ、パーソナルコンピュータ等によって構成されている。Fig.1 はその衝撃波位置計測システムの概略図である。図に示したように実験に使用した可視化法は通常の反射式シュリーレン法である。シュリーレン光学系は、光源（キセノンランプ）、放物鏡 M_2 （焦点距離 2010mm）、平面鏡 M_1 、ハーフミラー M_4 、ナイフエッジで構成され、シュリーレン像はラインスキャンカメラで測定される。このシステムにおいて、衝撃波以外の影を弱め、衝撃波のみを検出しやすくするため、ナイフエッジはシュリーレン感度を減らすように設定されている。

ラインスキャンカメラは D A L S A 製の 256、1024 素子の二種類のものを主に使用した[7]。カメラのセンサ素子はフォトダイオードであり、入射光は光電流を生じ、蓄積され、電荷として貯えられる。すべてのダイオードの電荷は同時に読み出され、奇数部と偶数部の二つの信

Fig.1 Main Apparatus

* Graduate Student, Tokyo Metropolitan Institute of Technology

** Tokyo Metropolitan Institute of Technology, Asahigaoka 6-6, Hino, Tokyo 191

号に分けられ送られる。ラインスキャンカメラの出力信号は 0~-1V のアナログ信号であり、ビデオ信号収集ボード (DATA TRANSLATION DT3152 Frame Grabber Board) によって 8 ビットデジタル信号として、パーソナルコンピュータに取り込まれ、画像データとして保管される。このカメラの最大データ出力レートは 30MHz である。また、ラインスキャン周波数 f_l は以下の式で示される。

$$f_l = f_s / \left(\frac{\text{number of elements} + \text{number of additional blanking count}}{\text{number of elements} + \text{number of additional blanking count}} \right) \quad (1)$$

ここで、 f_s はサンプリング周波数を示している。式から分かるように、サンプリング周波数が高いほど時間分解能は上がる。しかし、出力の低下も伴うため、強い光源が必要となる。Table.1 に、カメラに焦点距離 300mm のレンズを取り付け、サンプリング周波数 16MHz で作動させた場合のそれぞれのカメラの特性を示す。このとき、1 素子による理論的空間分解能は 0.094 mm である。また、計測時間は、コンピュータメモリによって制限されるため、長い時間の計測には大容量のメモリが必要となる。今回は、ビデオ信号収集ボードの性能上、1 度に連続して取り込めるライン数が約 2000 ラインという制限があるため、表に示したような値になっている。また、表の一番右に示したものは前回のシステムで使用したカメラの特性である。

3. 計測システムの評価

まず、移動する衝撃波を模擬した影を作り、これを測定することによって、この計測システムの評価を行った。Fig.2 は、実験に使用した装置を示したものであり、針 (直径 0.56mm) を回転させることにより、一定速度で移動する影を生じさせることができる。このとき、回転数 N に対して、計測部における水平方向速度 V_l は以下の式によって与えられる。

$$V_l = R_0 \omega + \frac{dR(\theta)}{d\theta} \times \omega \times \sin \theta \quad (2)$$

$$\approx \frac{R_0 \times 2\pi N}{\cos^2 \theta} \approx R_0 \times 2\pi N \quad (\omega = 2\pi N)$$

Table.1 Performance Characteristics. (Lens 300mm)

Elements [Blank]	256 [64]	1024 [256]	256 [43]
Model Number	DALSA CL-C3-256M	DALSA CL-C3-1024M	RETICON CCPD-256
Pixel Size (μ m)	14×14	14×14	16×16
Line Scan Frequency	50 kHz	12.5 kHz	13.4 kHz
Measurement Range	24.0 mm	96.3 mm	27.4 mm
Measurement Time	0.04 sec	0.16 sec	0.75 sec
Sampling Frequency	16 MHz	16 MHz	4 MHz
Max. Camera Data Rate	30 MHz	30 MHz	4 MHz

ここで、 R_0 は回転半径で、61mm である。

針の影の瞬間位置を抽出するため、計測によって得られた画像データに対して、以下のような処理を行った。まず、画像データから、瞬間の光量分布をとりだす。この光量分布は、様々なノイズによる不均一を含んでいるため、位置の特定が困難な場合がある。そこで、次に、それぞれの光量分布に対しノイズ除去を行った。ここで、この不均一を生じさせている原因としては、出力信号が奇数部と偶数部に分けられていことによる両ゲインの違いによって生じるもの、光源の光量の不均一によって生じるもの、電氣的ノイズ等が考えられる。そこで、ゲインの違いによって生じるノイズに対しては、影のない場合の光量分布から奇数部、偶数部それぞれに対し係数を求め、この係数により補正を行った。また、光源の光量の不均一によって生じるノイズは、それぞれの素子に対し、影のない場合の光量値で無次元化を行い補正した。電氣的ノイズは、多項式近似移動平均によって取り除いた。最後に、そのノイズ除去を行った光量分布のなかで最も暗い部分を瞬間の影の位置と定義して位置の特定を行った。

Fig.3 は、ノイズ除去後の瞬間光量分布の例である。(a)は 256 素子のラインスキャンカメラでサンプリング周波数 8MHz の測定を行った時の光量分布であり、(b)は旧タイプのラインスキャンカメラ (RETICON Corp. CCPD-256) によってサンプリング周波数 4MHz の計測を行った時の光量分布を示したものである。旧タイプのカメラで計測した光量分布を見ると、サンプリング周波数があまり高くないため、影の速度が増すに従い、影による落ち込みの割合が小さくなっていき、約 40m/s 以上で動く影では、広い範囲のぼやけた像となっている。一方、今回使用したカメラで計測した光量分布は、サンプリング周波数が高くなっているため 40m/s を超えても、まだ、影の位置の特定が容易に行える。

Fig.4 に針の影による光量の落ち込みと針の移動速度との関係を示す。それぞれの測定値は、針が静止している状態の影による落ち込み量を基準とし、無次元化した

Fig.2 Evaluation of the System by a Rotating Needle.

値で示してある。これをみると、今回の計測で使用した256素子のカメラでは、サンプリング周波数を高くし、蓄積時間を短くした場合でも、影による光量の落ち込み量の減少が少なく、測定限界の拡大ができていていることが示されている。また、広範囲を測定可能な1024素子のカメラを、サンプリング周波数16MHzで駆動した場合は、256素子のカメラを4MHzで駆動した場合におおよそ相当するが、結果もほぼそのようになっている。従って、今回使用した256素子のカメラと同様の計測能力を維持させるときには、より高いサンプリング周波数が必要とされる。なお、一般に、高速で計測を行う場合、蓄積時間が短くなるので、出力レベルの減少を避けるため、強い光源を必要とする。

また、計測から得られる針の移動速度 V_2 は、以下の式で与えられる。

$$V_2 = \frac{x_s(t) - x_s(t - \Delta T_i)}{\Delta T_i} \quad (3)$$

ここで、 x_s は光量の最小値位置として与えられる針の瞬間位置である。また、 ΔT_i は蓄積時間で与えられるラインスキャンの時間間隔である。

Fig.5 は式(2)によって与えられる針の移動速度と、このシステムによって計測した針の影の移動速度(式(3))との比較を示したものである。これをみると、よい一致を示しており、5%程度の誤差に抑えられていることが分かる。

4. 衝撃波位置計測例

次に、このシステムを用いて2次元翼列における翼間衝撃波を計測した場合の例を示す。使用した翼は翼弦長75mmの10%厚さ対称円弧翼であり、三枚の翼を46mm間隔で食い違い角をつけずに片持ちで取り付け付けた。実験は、翼間に垂直衝撃波が発生している主流マッハ数0.60、背圧比 $P_b/P_0=0.72$ で行われたものである。ここで、 P_b は下流静圧、 P_0 は上流淀み点圧を示している。

Fig.6 は実験によって得られた瞬間光シュリーレン写真を示したものである。ナイフエッジは衝撃波のみが主

(a) 256pixels (8MHz) (b) 256pixels (4MHz) [old type]
Fig.3 Intensity Distribution for a Moving Needle.

に可視化されるように垂直に設定されている。このような状態で、ラインスキャンカメラを下流路の中心を測定するように設置し、流れ方向の衝撃波位置変動を計測した。Fig.7 は実験から得られた画像データの一部を示したものである。カメラは256素子のものを使用し、サンプリング周波数は上が8MHz、下が16MHzの場合である。それぞれの画像の上下に見られる直線状の影の部分は基準として設置したワイヤの影である。これをみると、どちらの場合も、画像の中央で衝撃波が変動していることが容易に観察され、衝撃波変動を捕らえることができていることが分かる。

先ほどの針の影の計測と同様の処理を行い、光量分布から、光量の最小となる位置を衝撃波の位置と定義し、

Fig.4 Relation Between Drop in Intensity and The Needle Velocity.

Fig.5 Comparison Between the Measured Velocity and the rotational Velocity.

衝撃波位置を抽出した。その衝撃波位置の時間変化を Fig.8 に示す。このとき、16MHz の計測では、光源の強さが相対的に不足するため、衝撃波位置の抽出の際にわずかな誤差が生じているように思われる。しかし、旧タイプのカメラで行われた計測では、衝撃波の瞬間移動速度が 40m/s を超えることがあったため、衝撃波位置を抽出することができない部分があったが、今回は、どちらの計測においても変動衝撃波の位置を抽出することができている。また、この波形をフーリエ解析することによって

Fig.6 Schlieren Photograph. ($M=0.60, P_v/P_0=0.72$)

Fig.7 Time Histories of Light intensity Distribution.

Fig.8 Time Histories of Shock Positions.

よって支配的周波数を求めると、どちらも 680~700Hz の間であった。

5. まとめ

本研究は、数百 Hz 以上で変動する衝撃波挙動を定量的に測定することを目的として、従来のラインスキャンカメラの代わりに、新たに、より高サンプリング周波数で駆動可能なカメラを用い、システムの再評価を行うことを目的とした。計測システムの評価は、移動する衝撃波を模擬した影の計測と、二次元翼列の翼間に発生する衝撃波の計測の二通りの方法で行った。得られた結果をまとめると以下ようになる。

- (1) 高サンプリング周波数で駆動するカメラを使用することにより、前回の計測システムでは計測が困難であった 40m/s 以上まで計測限界を拡大することができた。
- (2) 二次元翼列の翼間に発生する約 680~700Hz の変動衝撃波について、前回のシステムでは捕らえられない部分があったのに対し、新システムでは完全に変動を捕らえることができた。

なお、複数の弱い衝撃波が発生する場合、今回のように簡単な処理では、衝撃波位置が特定できないことが予測されるため、さらに位置抽出方法の改善が必要であろう。

参考文献

1. 谷田, 白鳥., ラインイメージセンサを用いた衝撃波位置測定法, 東京大学宇宙航空研究所報告, 第16巻, 第3号, pp. 1133-1142, 1980.
2. Shiratori, T. and Matsushita, M., A Measurement of Moving Shock Wave Positions by a Linear Image Sensor and Schlieren System, Proceedings of the 1st Pacific Symposium on Flow Visualization and Image Processing (Honolulu), pp.412-417, Feb., 1997.
3. Sajben, M. and Crites, R.C., Real-Time Optical Measurement of Time-Dependent Shock Position, *AIAA J.*, vol. 17, pp. 910-912, 1979.
4. Bogar, T.J., Structure of Self-Excited Oscillations in Transonic Diffuser Flows, *AIAA J.*, vol. 24, pp. 54-61, 1986.
5. Matsuo, K. and Kim, H.D., Measurement of Oscillating Shock Wave in Supersonic Nozzles, *Flow Visualization VI*, Sixth International Symposium on Flow Visualization, Yokohama, pp. 612-616, 1992.
6. Kobayashi, H., Oinuma, H. and Araki, T., Shock Wave Behaviour of Annular Blade Row Oscillating in Torsional Mode with Interblade Phase Angle, *Unsteady Aerodynamics and Aeroelasticity of Turbomachines*, edited by Tanida and Namba, Elsevier Science B.V., pp. 347-364, 1995.
7. DALSA., 1996-1997 Databook, pp. 161-171, 1996.