

# リニアイメージセンサを用いた衝撃波位置測定法

谷田好通・白鳥敏正

A New System for Measuring Shock-wave Location

By Means of Linear Image Sensor

By

Yoshimichi TANIDA and Toshimasa SHIRATORI

**Abstract:** A new system for measuring the location of shock wave on an aerofoil in transonic flow has been developed. This consists of a schlieren optical system with a solid state linear image sensor as detector and an associated display circuitry. Using this system, the instantaneous location and the frequency and amplitude of high frequency shock wave fluctuation can be measured with ease, which have otherwise been very difficult and troublesome to detect.

## 概要

遷音速流れを特徴づける現象である衝撃波の発生、とくにその位置について調べることは、遷音速流中におかれた物体に関する諸特性を研究する上で必要不可欠な課題となっている。そこで測定や記録、解析に際して多大な労力を必要とする従来の測定法に代えて、シュリーレン法とリニアイメージセンサを組み合わせた衝撃波位置測定法を開発し、実際に平行壁間の遷音速流中におかれた翼に生ずる衝撃波の位置測定に適用した。その結果、高周波数で振動している衝撃波の連続的な瞬間位置測定が可能であること、取り扱いが容易であることなど良好な結果が得られた。

## 1. はじめに

航空機の高速化あるいはターボ機械の高性能化に伴い、その安全性、信頼性の向上等を目的として、高速の流れ場における空力弾性的諸問題に関心が持たれ、多くの研究がなされている。その中で流れ場に亜音速流れと超音速流れとが混在するような遷音速領域における重要な空力弾性問題として、チョーキングフラッタが挙げられる。この問題に関して、斉藤・谷田[1]は、平行壁間の遷音速流中におかれた二次元対称円弧翼が1/2弦長点まわりにピッチング振動する場合について先駆的研究を行い、壁間距離が小さく翼面上で流れがチョークする場合、翼に作用する空気力は励振力として働く、すなわちフラッタが発生するとの

報告をしている。

このチョーキングフラッタにおいて、最も特徴的な点は衝撃波の存在であろう。一般に衝撃波発生位置の変動に起因する翼面上の急激な圧力変動は、翼に大きな変動力、変動モーメントを誘起すると考えられることから、衝撃波の挙動とフラッタ特性の間には密接な関係があると十分推察される。したがって、チョーキングフラッタの発生機構を明らかにする上で、衝撃波の発生位置の測定はぜひとも必要となる。

これとは別に、遷音速流中の単独翼や管路内の遷音速流れの場合にも、発生した衝撃波は翼表面あるいは管内面の境界層と干渉し、ある条件下では衝撃波を伴う流れの自励振動を引き起こすことがあると報告[2, 3]されている。これらの場合にも現象を把握するためには、衝撃波の挙動そのものを調べる必要がある。

さて従来、衝撃波位置の測定法としては、何らかの光学的手段を用いて流れ場を可視化し、それを高速カメラ等で記録するという方法がとられてきた。しかし、この方法は流れ場全体を一時に記録できる反面、記録面上から定量的データを求めようとすると多大な労力を必要とし、さらに他の測定値との対応づけが困難であり、特に変動する衝撃波位置のような比較的ランダム性の強い現象に対してはデータ処理上の大きな難点を持っている。

そこで著者らは、上記のような欠点を持たない衝撃波位置測定法として、シュリーレン光学装置と近年進歩の著しい固体光電変換素子の一つであるリニアイメージセンサ[4]を組み合わせた測定法を開発した。そしてこの方法を実際に衝撃波位置の測定に適用したところ、良好な結果が得られたので、この測定法についてここに報告する。

## 2. 測定法

### 2.1 実験装置およびシュリーレン光学装置

今回の衝撃波位置測定は、平行壁間の遷音速流中におかれた二次元対称円弧翼の翼面上に発生する衝撃波について行われた。使用した風洞、実験装置およびシュリーレン光学装置の詳細は文献[5]に記されているので、ここではその概略のみを述べる。

Fig. 1 に示されているように、流路は幅75 mm、上下壁間50mmの矩形断面をしており、供試翼(翼弦長50mm、翼厚10%の対称円弧翼)は流路中央に一方の側壁側から片持支持されている。この側壁の内面は鏡面加工がなされており、他方の観測窓から反射式シュリーレン法により、流れ場の可視化観察が可能となっている。図中のシュリーレン像(衝撃波部分のみが暗くなるようにナイフエッジで調整)の結像位置に、以下で述べるリニアイメージセンサが設置されている。

### 2.2 リニアイメージセンサ

今回使用したイメージセンサは、感光部が拡散型 p-n 接合フォトダイオードにより、読み出し用レジスタが CCD アナログシフトレジスタにより構成されているものである。Fig. 2 はセンサ本体の構成[6]を示したものであり、その動作原理の概略を以下に述べる。なお詳細については文献[4, 6]等を参照されたい。

感光部に入射した光は、直線状に配列されたフォトダイオード(Photodiode Arrays)に光電流を発生させる。この電流は各ダイオードの持つ接合容量に電荷として蓄積される。次に、

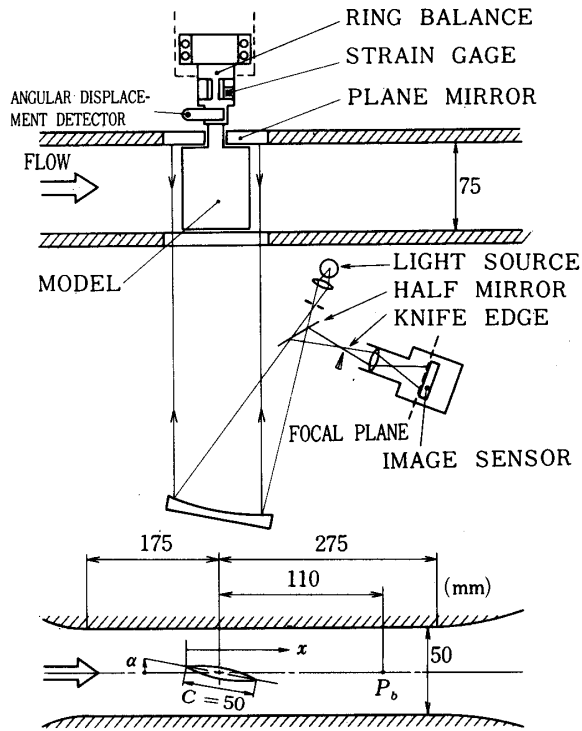


Fig. 1 Experimental apparatus.

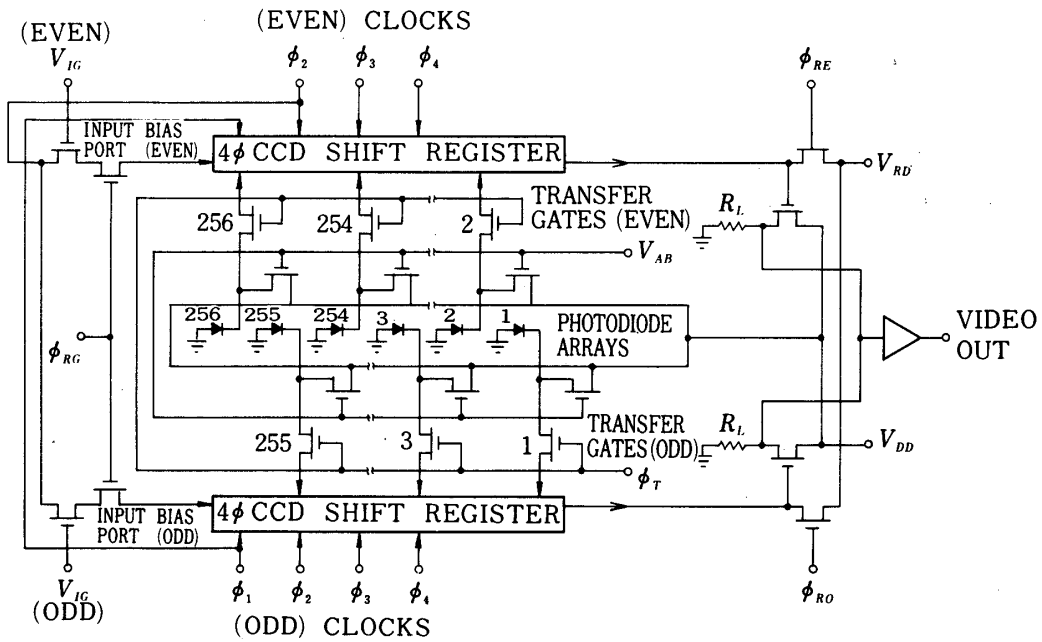


Fig. 2 Schematic diagram of CCPD linear image sensor.

すべてのトランスファゲート (Odd, Even Transfer Gates) に同時にパルス  $\phi_T$  を加え、ゲートを開くと、各ダイオード上の電荷は、一度に読み出し用の 4  $\phi$  CCD Shift Register に受け渡される。この電荷は CCD Shift Register 内をクロックパルス  $\phi_1 \sim \phi_4$  により順次転送され、ビデオ信号として出力される。

使用したリニアイメージセンサの主な仕様を以下にまとめた。

型式 CCPD-256 (RETICON)

フォトダイオード数 256

フォトダイオードの大きさ、ピッチ  $16 \times 16 \mu\text{m}$

Video Sample Rate<sup>(1)</sup>  $f_s \doteq 0.1 \sim 5 \text{ MHz}$

感光帯域 200 ~ 1100 (Max 800) nm

感度 (2870 K のタングステン光に対して)  $2 \text{ V}/(\mu\text{J}/\text{cm}^2)$

センサ本体の外観を Fig. 3 (a) に、それを組み込んだ場合を Fig. 3 (b) に示した。

またシュリーレン光学装置と組み合わせた時のシステムとしての性能はおおよそ以下のように表示される。

対象物に対する分解能  $0.016/M \text{ mm}$

走査周波数<sup>(2)</sup>  $f \doteq 0.4 \sim 18 \text{ KHz}$

対象物の移動で生ずる一次元像のボケの感光部全長に対する割合

$$\frac{V \cdot M}{256 \cdot 0.016 \cdot f} \times 100 \%$$

ここで M は対象物とセンサ面上の像との間の縮小拡大率で、本システムでは  $M \doteq 0.07 \sim 0.12$  であり、V (mm/sec) は対象物の移動速度である。

ところで一般にイメージセンサを使用するにあたって最も重要な点は、測定しようとする現象に最も適した素子を選定することである。選定のポイントとしては、時間応答性、走査周波数、解像度、感度、感光帯域、SN比、使い安さ、価格などが挙げられるが、これらは相反することが多い。変動する衝撃波の場合には、解像度や感度はある程度犠牲にしても、高速応答、高速走査可能なものが望ましい。今回、フォトダイオード数 256 個の一次元配列センサを使用した理由は、二次元配列センサに比べて格段に走査周波数が大きいからである。なお、大部分のイメージセンサは蓄積モードで動作しているため、ビデオ信号出力は走査周波数に逆比例して低下する。したがって、高速走査 (高速計測) を行うためには、それに見合うだけの強力な光源を用いる必要がある。

### 2.3 測定システム

衝撃波位置の測定は、Fig. 4 に示された測定システムによって行われる。図中のシュリーレン像 (Fig. 6 参照) の A-A' 線上の光強度分布は、リニアイメージセンサによってビデ

(1) 一秒間当りのフォトダイオードビデオ出力数。

(2) 一秒間当りの一次元画像数で、これが大きい程、対象物の移動で生ずる像のボケが小さくなる。フォトダイオード数を N とすると、 $f \leq f_s / (N + 17)$

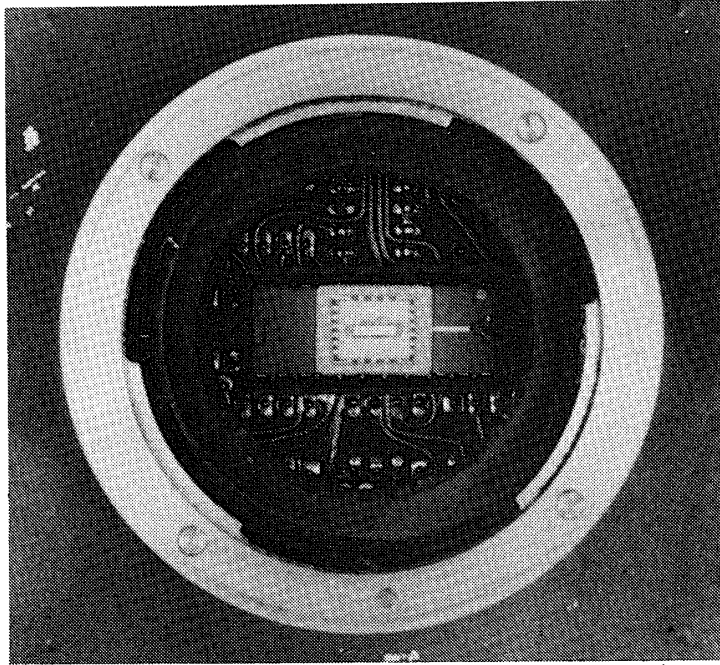
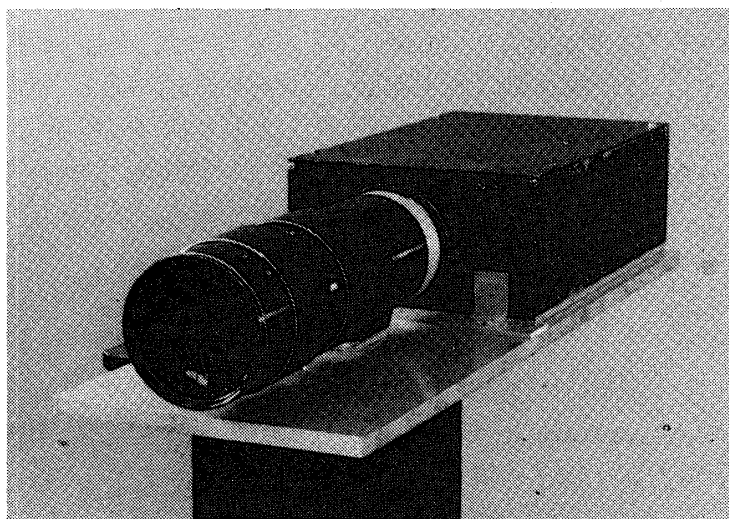


Fig. 3 (a) Photograph of solid-state linear image sensor.



(b) One-dimensional camera using linear image sensor.

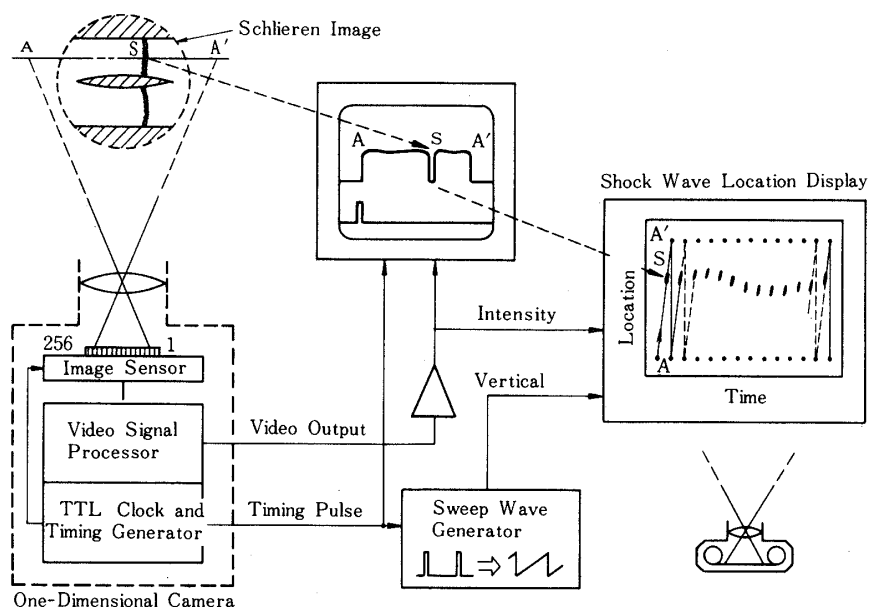


Fig. 4 System for measuring shock wave location.

オ信号に変換される。このビデオ信号はフォトダイオード1から $N = 256$ まで順次出力されるため、衝撃波の存在する場合には、図中のビデオ信号モニタに描かれているような波形 (Fig. 6参照) が得られる。衝撃波がほぼ静止している場合には、この画像より衝撃波位置を直読できる。さらに衝撃波が流れ方向に振動している場合には、衝撃波位置の時間的変動を測定する必要がある。そのためには、たとえば横軸に経過時間、縦軸に位置を取るような表示を行えばよい。すなわちビデオ信号の出力開始に同期したパルスを用いて掃引波を作り、これをオシロスコープの垂直軸に、さきほどのビデオ信号を輝度変調軸に各々入力し、水平軸に経過時間を取ることで、任意の時間に渡っての衝撃波位置をスクリーン上に輝点列として観察、記録することができる。

### 3. 測定例

上述の測定法を用いて得られた衝撃波位置の測定例を以下に示す。Fig. 5は35mmカメラで撮影した翼まわりの流れのシュリーレン写真である。迎角 $\alpha = 1^\circ$ 、翼後方静圧 $P_b$ と翼前方全圧 $P_0$ の比 $P_b/P_0 = 0.67$ の例では、明瞭な衝撃波が観察されないが、このような現象の生じている場合の測定に、本測定法が非常に有効であることが以下の例で示される。Fig. 5のように可視化された衝撃波像をリアイメージセンサで電気信号に変換すると Fig. 6に示されたようなビデオ信号出力が得られる。さらに水平方向に経過時間、垂直方向に衝撃

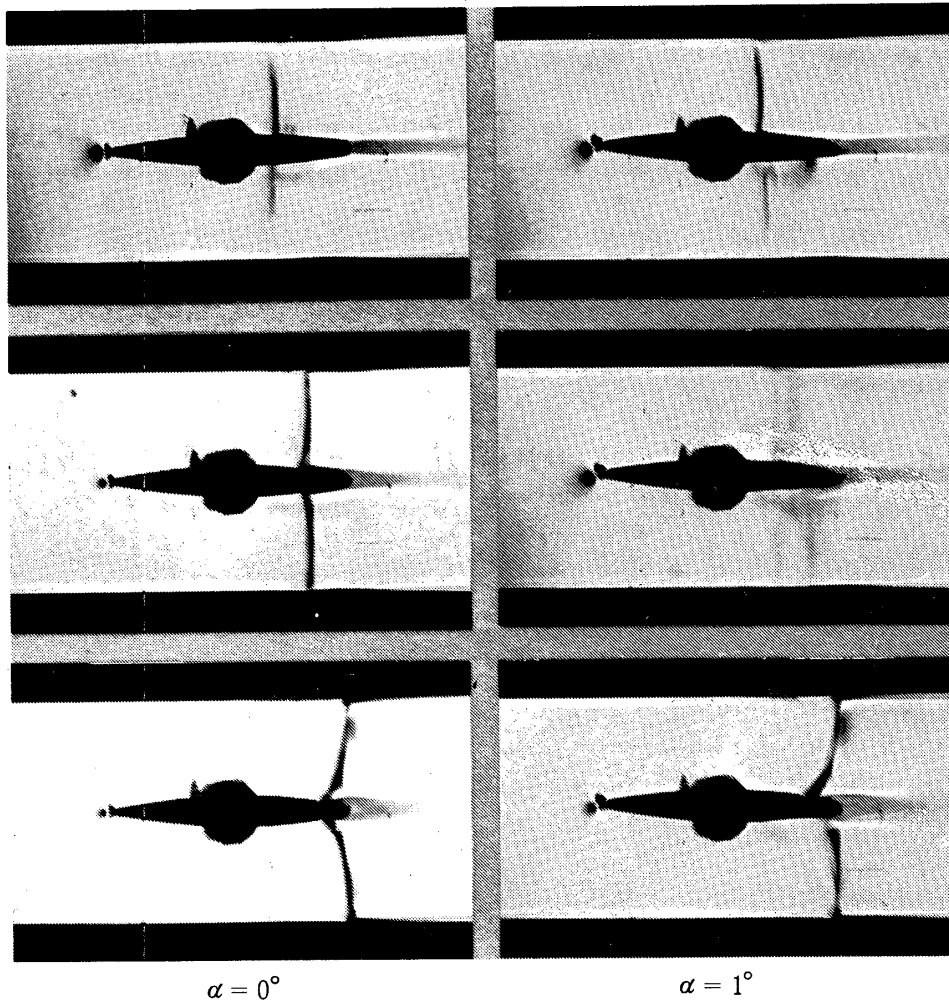


Fig. 5 Schlieren photograph of an aerofoil in transonic flow between parallel walls. Ratio of back pressure to inlet total pressure,  $P_b/P_0$  is (a) 0.69, (b) 0.67, (c) 0.64.

波位置を取り、表示した場合が Fig. 7 である。この図には、同時測定された変動モーメント（翼に作用する 1/2 弦長点まわりの空力的モーメント）が共に記録されている。また、 $\alpha = -1^\circ$  の測定例は、流路中央に翼が位置しているため、 $\alpha = 1^\circ$  の翼の下面側の測定例に相当していると言ってよい。 $P_b/P_0$  を小さくするに従い、衝撃波が翼後方へと移動してゆくこと、さらに先程の Fig. 5 で衝撃波が明瞭でなかった  $P_b/P_0 = 0.67$  の場合には、衝撃波が流れ方向に高周波数（約 1 KHz）かつ大振幅で振動していることなどが、この図にはっきりと示されている。このように本測定法が変動する衝撃波の位置測定にきわめて有効であり、同時に他の測定値との対応づけも容易であることがわかる。

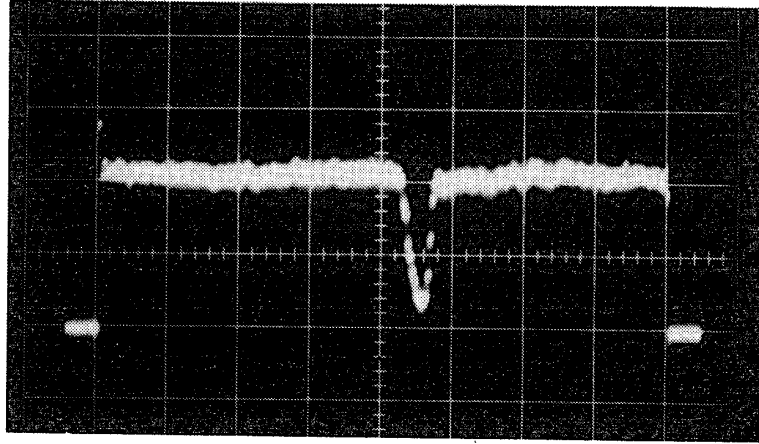


Fig. 6 Oscilloscope photograph showing video output waveform, 0.1 V per division ( $\alpha = 0^\circ$ ,  $P_b/P_0 = 0.64$ )

#### 4. あとがき

シュリーレン光学装置とリニアイメージセンサを組み合わせた衝撃波位置測定法により、変動する衝撃波の流れ方向の瞬時的な位置とその時間的な変化を、容易に観察、記録できるようになった。以下に本測定法の特長をまとめると、

長所としては

- (1) 衝撃波位置とその時間的な変化を実験中に直ちに観察、記録できる。
- (2) 他の測定値との同時測定、同時記録そして対応づけが容易である。
- (3) 高速走査（高速計測）が可能である。
- (4) 計算機を用いたデータ処理システムとの結合が可能である。
- (5) ランニングコストがほとんど不要である。

短所としては

- (1) 一次元の情報しか得られない。
- (2) 高速計測の場合には、高速度カメラと同様に、強力な光源を必要とする。

今後、さらに衝撃波位置を直接電気信号に変換する回路を増設し、マイクロコンピュータを用いたデータ処理システムとの結合をはかり、衝撃波位置、変動圧力、変動モーメントなど各種データの同時取得、演算処理、出力表示を一環して行うことのできるシステムに発展させる予定である。これにより、チョーキングフラッタを含め今まで困難であった遷音速領域における諸現象の実験的解明が容易になるものと考えられる。

なお、今回は衝撃波の可視化のためにシュリーレン法を用いたが、他の流れの可視化法を利用した類似の測定法も十分可能であることは言うまでもない。

1980年5月26日 原動機部



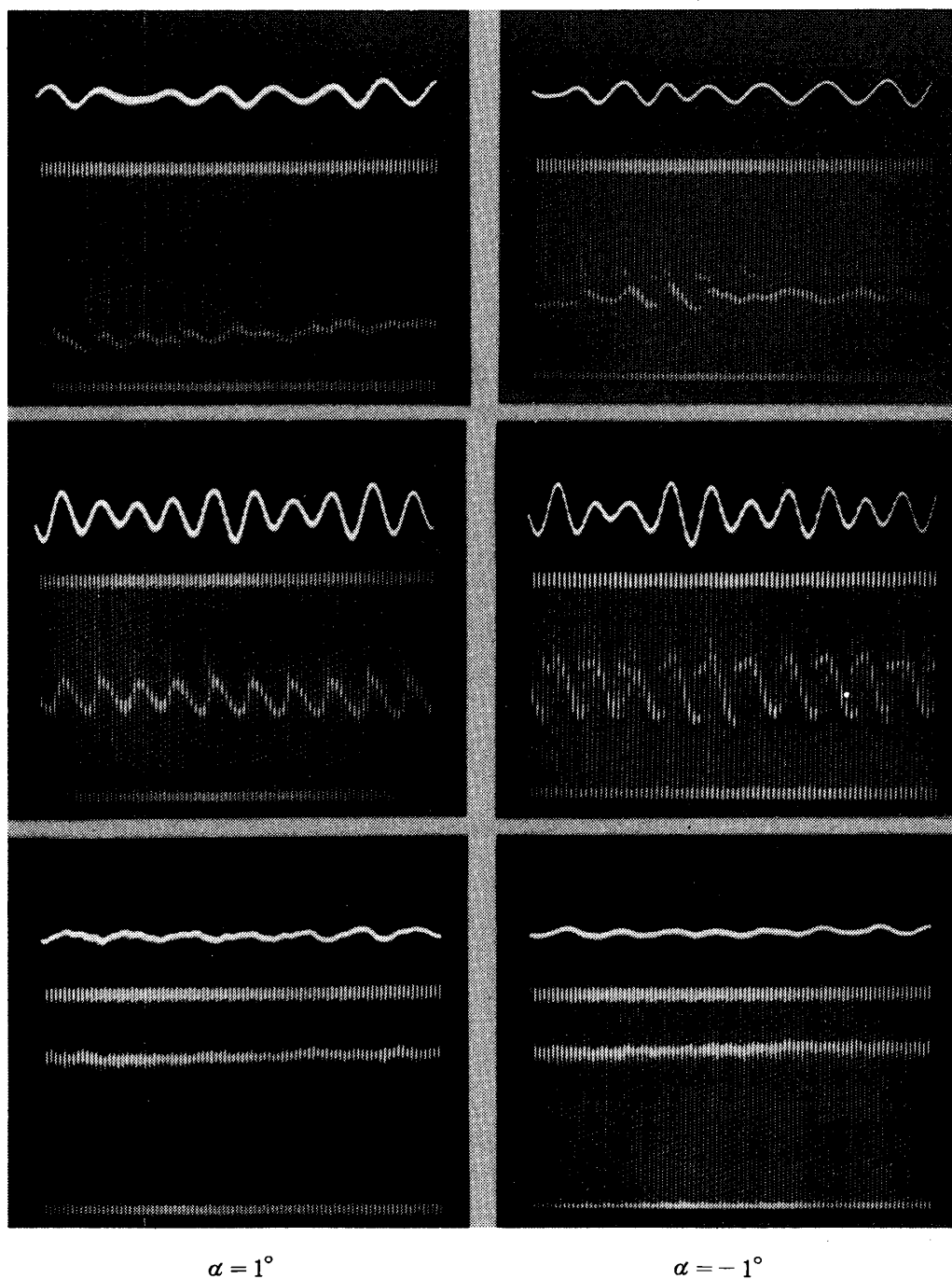


Fig. 7 Shock wave location (at 12 mm from upper surface of aerofoil) and unsteady aerodynamic moment.  $P_b / P_0 =$  (a) 0.69, (b) 0.67, (c) 0.64.

## 参 考 文 献

- [ 1 ] 斎藤喜夫・谷田好通；チョーキングフラッタ，日本機械学会論文集，第42巻，第364号，昭和51年12月，pp3871 - 3880.
- [ 2 ] Karashima, K.; "Instability of Shock Wave on Thin Airfoil in High Subsonic Flow.," Aeronautical Research Institute, University of Tokyo, Report No. 363, March, 1961.
- [ 3 ] 松尾一泰；衝撃波を伴う超音速流れの自励振動，日本機械学会誌，第82巻，第728号，昭和54年，pp 20 - 26.
- [ 4 ] たとえば，電子技術，第20巻，第5号，日刊工業新聞社，1978.
- [ 5 ] 谷田好通・浅沼強・斎藤喜夫；遷音速振動翼風洞，東京大学宇宙航空研究所報告，第10巻，第2号，1974年6月.
- [ 6 ] RETICON Charge Coupled Photodiode Arrays CATALOG.