

# 繰返し火花放電法による翼まわり流れの可視化

浅沼 強・谷田 好通  
栗原 利男・谷勝 達哉

Visualizing studies on nonsteady flow around an aerofoil

By

Tsuyoshi Asanuma, Yoshimichi Tanida,  
Toshio Kurihara and Tatsuya Tanikatsu

**Abstract:** Nonsteady flow around an oscillating aerofoil obviously has close relations with the blade failures in axial-flow fluid machines. The behavior of air on such an aerofoil, however, has not yet been clarified enough, mainly due to the difficulty of the measuring technique.

The paper deals with one method of visualizing the flow on the aerofoil using plasma as a tracer. High frequency high voltage electric pulses generated by the Strobokin apparatus, have been applied to the spark gap set on the blade surface. Then the optimum conditions of spark tracing technique, for instance the shape of electrode, the spark energy and the spark frequency, are examined for the case of multi-electrode system. The results of flow visualization are in a good agreement with the velocity distributions within the boundary layer measured by a fine pitot-tube.

On the other hand, high speed photographs taken by the above method with multi-electrodes are found to be able to reveal the process of such nonsteady flow phenomena as the separation of flow and the behavior of wake near the trailing edge on the aerofoil oscillating in pitch at high mean angle of attack.

## 概 要

軸流機械における翼の破損は、旋回失速またはフラッタなどによる翼の振動と密接な関係をもつことが多い。しかしながら振動する翼面上の流れについては、その測定技術が困難なため、いまだ十分解明されていない。

最近、火花放電によってイオン化された空気分子（プラズマ）をトレーサとして、翼面上の流れを可視化する方法として、超高速閃光装置（ストロボキン装置）により発生した高周波高電圧のパルスを、翼面上に設けられた火花間隙にかけ、生じた spark line の移動を写真撮影する繰返し火花放電法が注目されている。ここではまず多電極（4または8）の場合における火花放電法の最適条件、たとえば、電極の形状、火花エネルギーおよび火

花周波数などを求め、その可視化の結果を、細いピトー管を用いて測定した境界層内の速度分布と比較した。

さらに、この多電極の火花放電法によって翼まわりの流れを撮影した結果、その高速度写真は大きな平均迎え角を中心にピッチング振動している翼面上の非定常な流れ現象、たとえば流れのはく離または後縁近くの渦の挙動などの時間経過を解明するのに有効なことがわかった。

## 1. はじめに

軸流機械における翼の破損は、旋回失速による空力的な強制振動やフラッタとよばれる自励振動によることが多い。なかでも大出力で軽量化の要求されるジェットエンジンにおいては、その圧縮機の翼は薄く、しかも長くなるため、振動および強度上からもかなり苦しくなり、このように振動する翼まわりの非定常流れについてのより詳細な研究が必要とされている。

従来、非線形要素を含む非定常流れは、解析的な取扱いが困難なため、もっぱら実験的な研究が行なわれてきた。すなわち、強制振動している翼に働く流体力や翼のフラッタ限界流速などの測定が主として測定されているが、これのみでは、現象の本質を明らかにするのは困難である。そのためとくに翼まわりの非定常流れを詳細に観測せんとする試みが行なわれている [1]。たとえば、翼面上のはく離領域の厚さ変動を干渉計を用いて計測したり [2]、振動翼の前縁近くの熱線により加熱された流線をシュリーレン法で観察したり [3]、水回転翼列試験機に空気泡または染料を注入して旋回失速の発生を可視化したりしている [4]。しかし、これらはいずれも翼面境界層の非定常な挙動を詳細に観察するものとはいえない。また実験レイノルズ数も [2] のほかは  $10^4$  前後で、実機のレイノルズ数  $10^5$  以上に比べかなり低い。よって少なくとも実機レイノルズ数範囲において、翼まわりの非定常流れを可視化する方法の必要性が痛感されてきた。

元来、トレーサ法による流れの可視化は多くの利点から主として水流について行なわれてきたが [1]、高レイノルズ数における可視化としては、困難ではあるが空気流を採用しなければならない。しかし従来の気流に対するトレーサ法は、いずれも流れ自体を乱すおそれが多く、定量的な計測も困難であり、しかも一般に高速気流には適用しにくい。

しかるに最近、火花放電により使用流体である空気をイオン化し、それをトレーサとして利用する繰返し火花放電法が注目されている。すなわち、一定の時間間隔で連続的に放電させると、最初の火花でイオン化した経路は、空気の流れとともに移動し、引きつづく火花放電により、各瞬間における火花列 (spark line または time line) を順次撮影し、これから速度分布やはく離の進行などを知ることができる。1950年、佐伯 [5] は、この方法を用いて翼まわりの流れを観測しているが、火花放電間隔は 10 mm 以下、繰返し火花本数も 2 ~ 3 本、しかも風速は 10 m/s 以下に制限されていた。その後 H. J. Bomelburg (1957年) は、26 kV、500 kHz という高周波高電圧パルスを用いて超音速気流の可視化に成功し [6]、ついでこの火花放電法の最適条件 [7] や、電極形状と火花の安定性 [8] などが吟味され、他方、シリンダ副室内のうず流れ [9]、軸流圧縮機の後流うず [10] および遠心圧縮機の羽

根車内の流れ [11] などにも応用されて、その真価が注目されてきた。すなわちこの火花放電法は、気体分子をそのままトレーサにするので、流れを乱すことが少なく、パルス電源により、火花の発生を自由に制御できるので、非定常流れはもちろん三次元流れの定量的な計測すら可能であるといわれ、また火花の繰返し周波数を十分高くすると、かなりの高速気流にも適用できる。通常高速になると、イオン化した空気分子(プラズマ)はいくぶん拡散するが、それ自体光度が強いのので、写真撮影に照明はほとんどいらず、観測窓をよごすこともない。

よって、旋回失速や失速フラッタなどの基礎的な諸性質、たとえば翼面上の境界層のはく離過程や、翼背面の死水領域および後縁直後の後流内などの流れを観測するとともに、振動する翼面上の変動圧力との関連性を明らかにする目的で、まず新たに購入した超高速閃光装置(ストロボキシン装置)により、振動翼面上に設けられた4(または8)電極に同時に火花放電させ、それによって翼まわりの非定常流れを高速度カメラにより撮影した。すなわち、新しい多電極火花放電法における最適条件を求め、ピトー管による翼面境界層の速度分布の実測値と比較した。ついで静止および振動する翼面上の流れを、繰返し火花放電法によって可視化し、高速度カメラで解析にたえる連続写真を撮影できることがわかったので、ここに報告する。

## 2. 実験装置および方法

### 2.1 振動翼風洞

使用した振動翼風洞は、図1に示す様に、球形貯気槽①(524 m<sup>3</sup>)にためられた高圧乾燥空気(大気圧状態での露点-40°C, 最大15 kg/cm<sup>2</sup> G)が制御弁②, 仕切弁③, 整流筒⑦, および測定部⑧を経て大気中へ放出する吹出式(BLOW-DOWN TYPE)断続形風洞である。整流筒には10~30メッシュの金網の整流格子⑥が3枚そう入されており、測定部に所定の気流を流すためには、その上流に取り付けたピトー管の差圧を一定値に保つ様に遠隔操作盤から、制御弁②を制御すればよい。本実験の風速範囲10~30 m/s では、翼弦長を基準

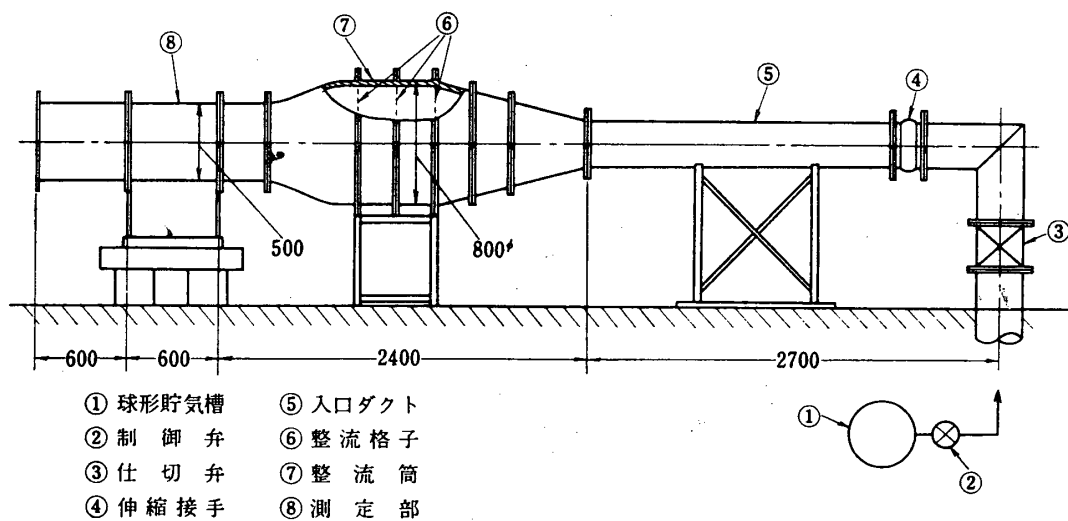


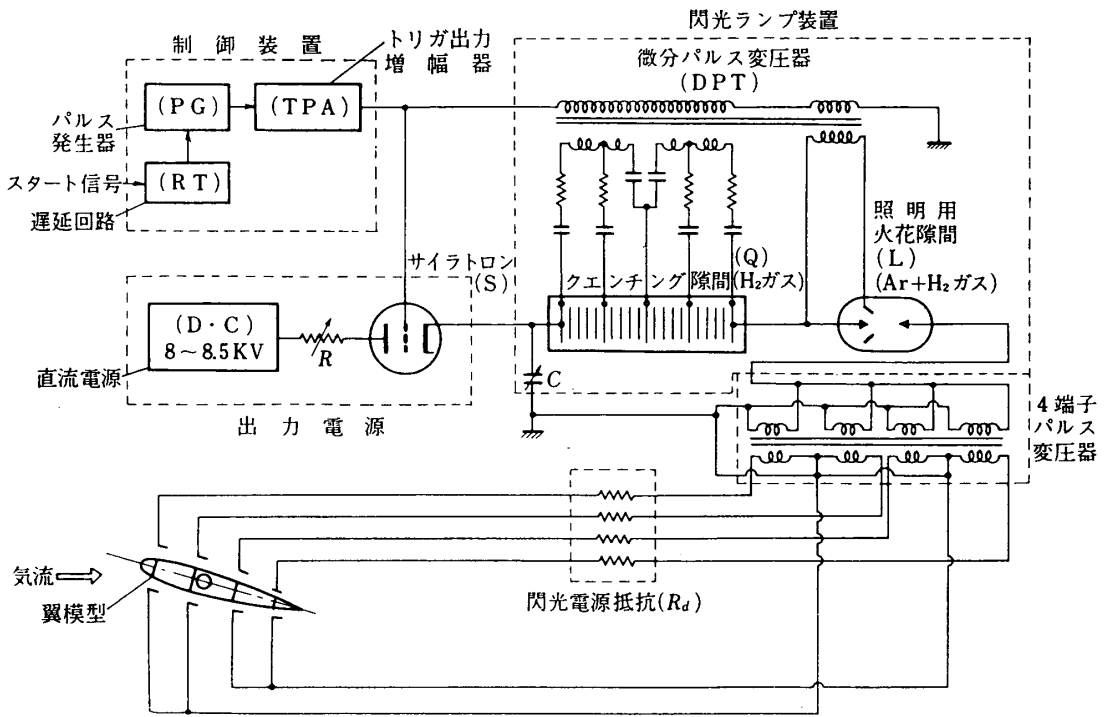
図1 振動翼風洞



る。加振器は、最大加振力 15 kg で、可動部の支持は、可動コイルに直流を加える機構であり、また加振台の静止位置レベルは、供試翼重量に応じ、その直流によって自由に調節することができる。他方加振器には周波数範囲 2~10,000Hz の圧電型ピックアップが内蔵されており、加振器の出力波形を直接取り出すことができ、また振動変位は差動トランス型の変位計から直接計測することができる。

2.3 繰返し火花放電装置

本装置は、西独の F. Früngel [12] により高速度写真撮影用光源として開発された超高速



a) ブロックダイヤグラム



b) 外観図

図5 繰返し火花放電装置

閃光装置 (Strobokin 装置) を、4 端子パルス変圧器の 1 次側電源に用い、それを昇圧して高周波高電圧パルスを火花放電プローブに供給するものである。そのブロックダイヤグラムおよび外観図を図5に示す。繰返し火花放電装置は、制御装置、出力電源、閃光ランプ、4 端子パルス変圧器、および閃光電源抵抗よりなっている。すなわち、制御装置の遅延回路 (RT) にスタート信号が入ると連続的に可変な遅れ ( $1 \sim 10^6 \mu s$ ) を

もつ信号がパルス発生器 (PG) に入る。ここから、パルス幅  $1 \mu\text{s}$ 、周波数  $f=10\sim 10^5 \text{ Hz}$  の範囲のパルスを、あらかじめ設定した時間 ( $1 \mu\text{s} \sim 10 \mu\text{s}$ ) 発生することができる。また検定用には、内蔵する水晶発振器から  $f=5 \text{ k}$ ,  $10 \text{ k}$ ,  $20 \text{ k}$  および  $40 \text{ kHz}$  のパルスを発生することもできる。このパルスをトリガ出力増幅器 (TPA) で昇圧し、出力電源のサイラトロン (S) のグリッド、および閃光ランプ内の微分パルス変圧器 (DPT) に供給する。他方、サイラトロンの陽極には  $8\sim 8.5 \text{ kV}$  の直流電圧が可変の電流制限抵抗 (R) を通して供給されている。したがって、スタート信号により、クエンチング隙間 (Q) と照明用火花隙間 (L) は急速にイオン化されるが、封入されている水素ガスのため Q の導電性は、L よりも早く良くなり、その内部抵抗は急速に低下する。またサイラトロンのスイッチング作用でコンデンサ (C) にチャージされた電荷は、Q をへて損失なしに全部 L に達し、DPT からのパルスによるトリガー電極の放電でメイン放電をおこす。放電後、Q は急速 (約  $2 \mu\text{s}$ ) に冷却して、導電性を失い 1 サイクルを完了する。以上の経過により超高速閃光装置は、パルス幅約  $1 \mu\text{s}$ 、発光周波数  $\sim 100 \text{ kHz}$ 、1 フラッシュあたりの発光エネルギー毎秒  $0.2\sim 5 \text{ W}$  の高性能光源、たとえばシュリーレン用光源としても利用できる。そのため、ジェットエンジンの空気取り入れ口に生ずる Inlet Buzz の写真撮影にも利用している。この電源装置からの高周波高電圧のパルスは、パルス変圧器で昇圧され、閃光電源抵抗 ( $R_d$ ) を経て、翼模型表面に設けられた放電隙間に印加される。なおパルス変圧器内の配線を組み替えることにより、容易に 2 端子または 4 端子としても使用することができる。そのときの性能をまとめると表 1 のようである。

表 1 繰返し火花放電装置の性能

	端 子 数		
	1	2	4
電 極 数	2	4	8
パ ル ス 電 圧 kV	$\sim 300$	$\sim 150$	$\sim 75$
パ ル ス 幅 $\mu\text{s}$	$\sim 1$	$\sim 1$	$\sim 1$
火花繰返し周波数 Hz	$10\sim 10^5$	$10\sim 10^5$	$10\sim 10^5$
火花放電間隔 mm	$\sim 40$	$\sim 20$	$\sim 10$

#### 2.4 実 験 方 法

実験はつねに測定部の風速 (U) をある一定値に保ちながら行ない、風速は既述のようにピトー管の差圧を傾斜マノメータから読んだ。

翼まわりの流れを撮影する場合、まず風速に応じて火花放電の繰返し周波数 (f) やその発光時間 (T) を変更し、繰返し火花放電装置の制御装置についている始動入口端子と測定部側面にセットされたカメラの X 接点とを接続する。すなわちカメラのシャッターを切ると、シャッター開放期間中、繰返し火花放電装置へ信号が送られ、あらかじめセットしてある高周波高電圧パルスが、パルス変圧器から火花隙間に供給されて撮影が行なわれる。なお撮影時には照明は、翼の輪郭を照らすためだけに用意し、火花自体は十分明るいので、火花間隙部分は暗くし、またカメラの絞りもかなり絞る必要があった。

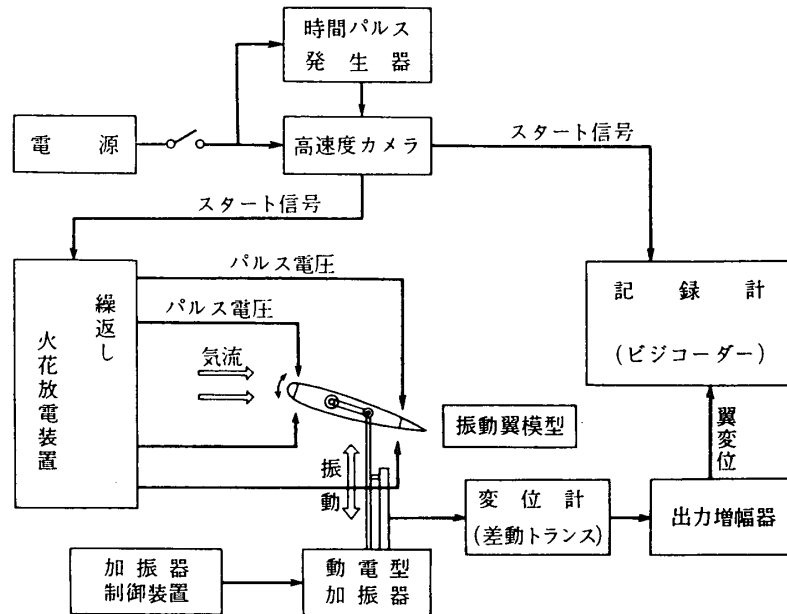


図6 高速度撮影系統図

また振動翼まわりの流れを高速度カメラで撮影する場合は、図6に示す様に所定の風速に対し、制御装置で設定された振動周波数と振幅で、動電型加振器により翼をピッチング振動させる。その際加振器の垂直変位は、差動トランス型の変位計によって検出し、出力増幅器をへてビジコーダにより記録する。他方50~5,000こま/秒の撮影速度をもつ高速度カメラは、火花繰返し周波数、出力エネルギー（火花電流）および火花本数などを考慮して、本実験ではとくにことわらない限り100こま/秒を採用した。撮影に当っては、カメラに取り付けた光学的検出計（Optical Pick-up）によりフィルムが丁度レンズの真正面にきたとき、スタート信号を火花放電装置へ送り、あらかじめ火花周波数や火花本数のセットされているパルス電圧がパルス変圧器をへて、1こまあたり1回ずつ放電電極間隙に供給される。また同じスタート信号はビジコーダにも記録される。さらに、時間パルス発生器からの正確な時間信号（100Hz）が、フィルムに記録され、これにより高速度カメラのこま数が、厳密に求められる。なおフィルムはコダックの4-X（ASA 400）を使用し、照明は普通写真撮影のときと同じ様に翼端面だけに用い、火花間隙は暗くした。

### 3. 実験条件の選定

#### 3.1 供試翼の静特性

実験には、翼型はNACA-0015の対称翼を使用した。この翼型は一般に $10^6$ 程度の高レイノルズ数では前縁失速型に属するといわれている。本実験に先立ち、振動翼風洞に供試翼を設置し、風速20 m/s ( $Re=2.1 \times 10^5$ ) の場合につき翼の静特性を調べた。すなわち、翼弦長150 mm、翼幅300 mmのジュラルミン製の翼を新たに製作し、翼幅の中央の翼弦にそって、内径0.7 mmφの静圧孔を14個もうけ、迎え角を順次変えながら翼面上の圧力分布を測定し、それより揚力を求めた。図7に揚力-迎え角の静特性が示してある。図によると、失速角はほ

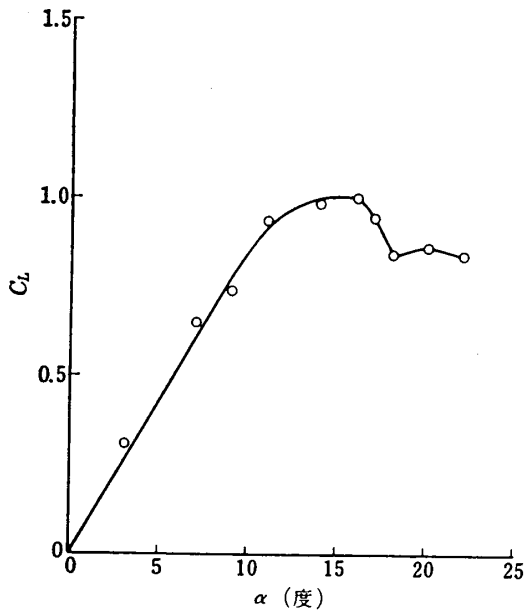


図7 供試翼の揚力迎え角曲線

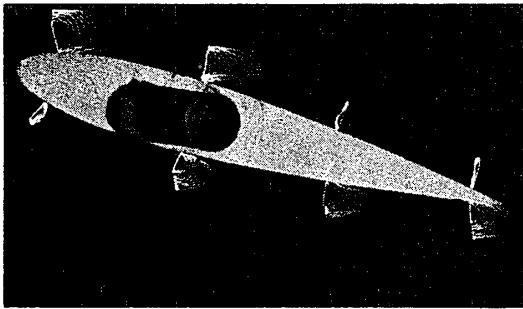


図8 針状電極による撮影例  
 ( $U=20\text{m/s}$ ,  $\alpha=13^\circ$ ,  $f=16.7\text{kHz}$ ,  $R_d=5\text{k}\Omega$ )

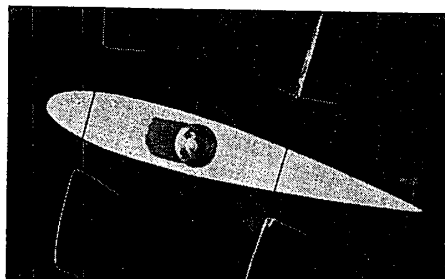
る。他方翼面上には境界層が存在するため、うめこまれた針状電極の先端からつねに放電される火花は、むしろ実際の境界層流れをよく示している。すなわち図9 a), b) に示すよ

ば  $16^\circ$  前後であることがわかる。

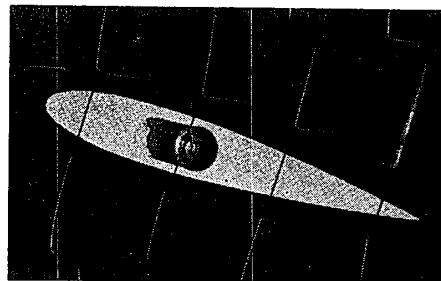
### 3.2 火花放電の条件

#### a) 電極形状

電極形状の選定に当っては、まず第一次放電火花の直線性、壁面近くの Spark line の時間的遅れ、および実験目的などの諸点を考慮しなければならない。火花の直線性については、すでにいくつかの実験が行なわれているが、実験者によって異なっている。たとえば、針状の負極と、面状の正極の組み合わせが比較的安定で直線性が良いとするもの [5] と、正、負両極とも針状が良いとの報告 [8] がある。また火花の直線性は風洞にもよるが、一般に低速になるほど乱れの影響を受けやすいので、むしろある程度高速気流 ( $>20\text{m/s}$ ) の方がよい。電極が、針状から線状、面状になるほど壁面近くの spark line のおくれは著しいので、この点については針状電極が最もすぐれている [7]。しかし電極形状の選定に際し最も重要なことは、その実験目的であろう。すなわち可視化すべき対象に応じて最適の電極を選ばねばならない。図8は、一般にすぐれているといわれる針状電極を用いた代表的な撮影例である。図からわかる様に、つねに火花は電極先端から放電されており、明らかに実際の流れと異なる spark line を示してい



① ④  
a) 4点用



① ④ ⑤ ⑧  
b) 8点用

図9 針状電極とL型線状電極の組合せ



うに、L字型に曲げた線状電極と翼を貫通する針状電極との組み合わせを用いると、火花の安定性もさほど劣ることもなく、また境界層の外側ではL字型電極のため主流の速さに応じて火花は移動することができるので（後述の写真例を参照）好都合である。特に、逆流が起こる測定点（翼背面の④～⑥）では、T字形に曲げた線状電極を用い、初期火花が電極中心より翼面電極へ正しく飛ぶ様に、中心部に小針をはさみ、わずかに突起させてある。なお電極は細い方が好ましいが余り細くすると振動しやすくなるので、本実験では $0.6\text{mm}\phi$ のロット鋼線を加工して用いた。

#### b) 放電エネルギー

乱れの少ない良好な流れ模様を記録するためには、風速や電極形状はもちろんのこと、火花周波数 ( $f$ )、放電エネルギー ( $E$ ) および発光時間 ( $T$ ) などが重要な影響をもっている。本実験における放電エネルギーは、閃光電源抵抗 ( $R_d$ ) を $0, 5, 10\text{k}\Omega$ と変化させることができ、そのときの代表的な撮影例が図10 A), B) に比較してある。図の spark line の写真によると、放電エネルギーの影響はきわめて大きく、特に、抵抗 $0\text{k}\Omega$ のときは、エネ

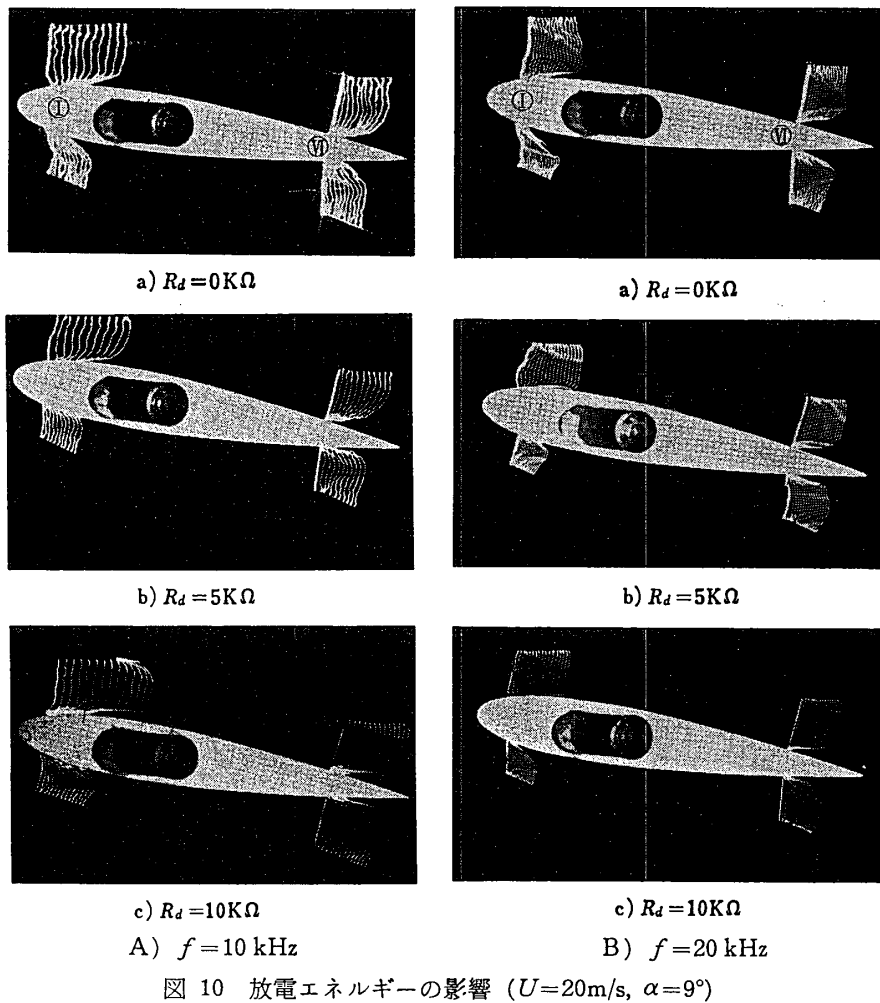


図10 放電エネルギーの影響 ( $U=20\text{m/s}$ ,  $\alpha=9^\circ$ )

ルギーが過大なため spark line が太くなり、特に翼面近傍の境界層流れの解析はかなり困難となる。しかるに抵抗 ( $R_d$ ) を  $5\text{ k}\Omega$  もしくは  $10\text{ k}\Omega$  にふやすと spark line は細くなり、なかでも  $10\text{ k}\Omega$  の場合翼面近くの流れ模様は一層明瞭となる。よって本実験では主として、 $R_d=10\text{ k}\Omega$  とした。

#### c) 火花繰返し周波数

一般にイオン化された空気の寿命は、気体の種類、圧力および放電条件などにより異なるが、常温、大気圧では、 $1\text{ ms}$  前後といわれている。したがってパルス電圧の時間間隔はこれより短くする必要があり、火花繰返し周波数 ( $f$ ) は少なくとも  $1\text{ kHz}$  以上でなければならない。いま  $2.5$ ,  $5$ ,  $10$  および  $14.3\text{ kHz}$  と変化させた場合の代表的な写真例が図 11 に示してある。図によると、とくに周波数が小さいと ( $f=2.5\text{ kHz}$ ) spark line の本数も少なくなり、また空気イオンも拡散するので、精度のよい速度分布は求めにくい。本実験の様に風速が  $20\text{ m/s}$  の場合、spark line の間隔  $\delta$  ( $\equiv U/f$ ) が  $2\text{ mm}$  前後となる周波数 ( $14\sim 20\text{ kHz}$ ) 範囲がとくに良好な流れ模様を示してくれる。しかし、多点同時測定の場合、翼面上の各点における風速がそれぞれ異なるため、また迎え角によっても翼面風速が変わるため、厳密には各測定点の風速と火花周波数との比から判定すべきであるが、後に示すように最適周波数範囲にはかなりの幅があるので、 $\delta=2\text{ mm}$  の目安で十分である。

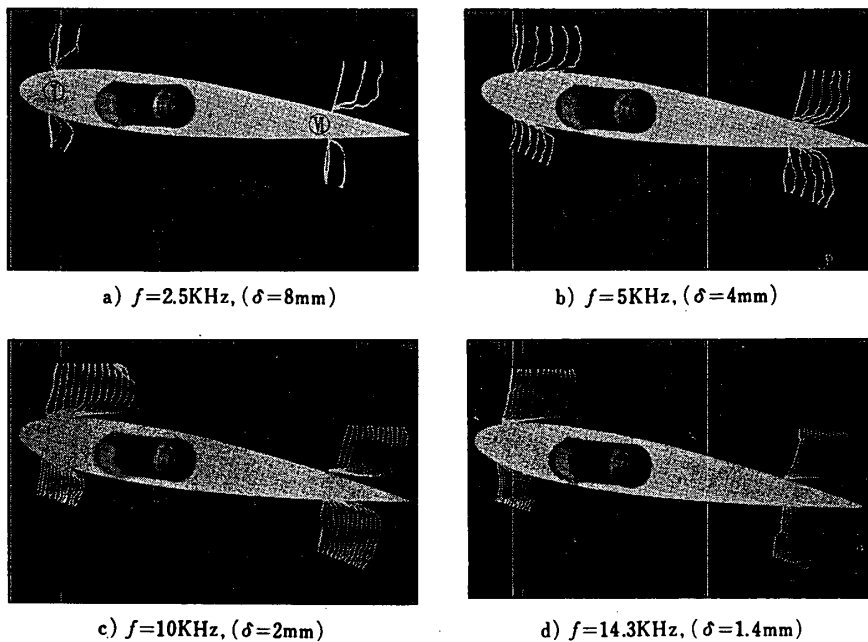
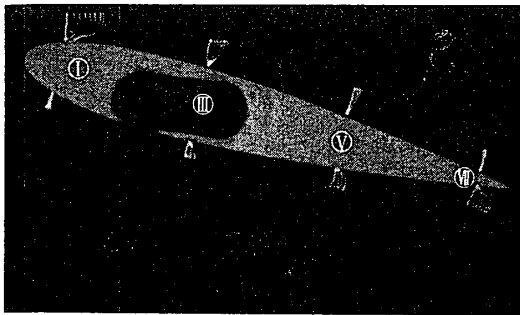
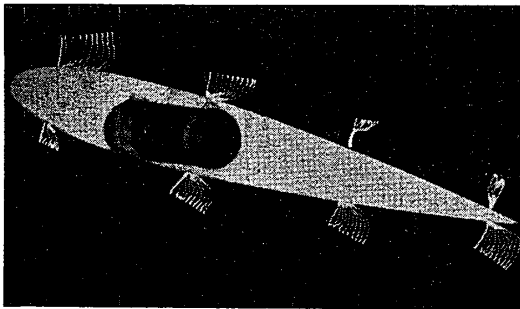
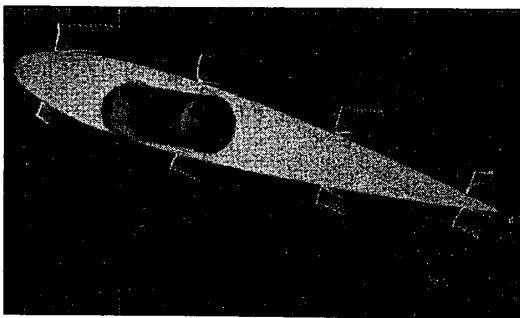


図 11 火花周波数の影響  
( $U=20\text{ m/s}$ ,  $\alpha=9^\circ$ ,  $R_d=10\text{ k}\Omega$ )

#### d) 風速の影響

一般に spark line の間隔 ( $\delta$ ) は風速に比例して増加するので、その間隔をほぼ一定に保つためには、風速に正比例して周波数を増加させねばならない。したがってパルス電圧の周波数が高いほど高速気流に適するわけで、ストロボキシン装置 ( $100\text{ kHz}$ ) では約  $200\text{ m/s}$  まで

a)  $U=10\text{m/s}$ ,  $f=10\text{KHz}$ ,  $T=700\mu\text{s}$ ,  $\delta=2\text{mm}$ b)  $U=20\text{m/s}$ ,  $f=14.3\text{KHz}$ ,  $T=700\mu\text{s}$ ,  $\delta=1.4\text{mm}$ c)  $U=30\text{m/s}$ ,  $f=25\text{KHz}$ ,  $T=400\mu\text{s}$ ,  $\delta=1.2\text{mm}$ 図12 風速の影響 ( $\alpha=13^\circ$ ,  $R_d=5\text{k}\Omega$ )

ることはきわめて重要である。

よって供試翼上面の測定点 (I, VI) における接線方向の速度分布 ( $U_{IU}$ ,  $U_{VIU}$ ) を、外径  $1\text{mm}\phi$  のピトー管をトラバースして測定し、これを繰返し火花放電法から求めた速度分布 (たとえば図10参照) と比較した。すなわち火花放電法では、各測定点に接線およびそれに平行線を引き、それらとの交点から spark line の間隔と火花周波数とより局部流速を求め、したがって、spark line の本数が多すぎると局部流速とみなし得なくなり、また少なすぎると測定誤差がふえる。もちろん測定位置、火花周波数、迎え角および風速などにより異なるが、本実験範囲では火花の本数は2~4本程度とした。図13は迎え角  $\alpha=3^\circ$  の場合、ピトー管と火花放電法により求めた前縁に近い翼面上I点における風速分布の比較である。火花周波数を  $f=10\text{kHz}$  と  $14.3\text{kHz}$  に変え、放電エネルギー (閃光電源抵抗  $R_d$ ) をパラメータにしている。図によると、抵抗  $R_d$  が0のとき測定点はかなりばらつき、放電エネルギーが小さい  $R_d=5\text{k}\Omega$ ,  $10\text{k}\Omega$  の方がピトー管の測定値に近づいている。特に、翼面に

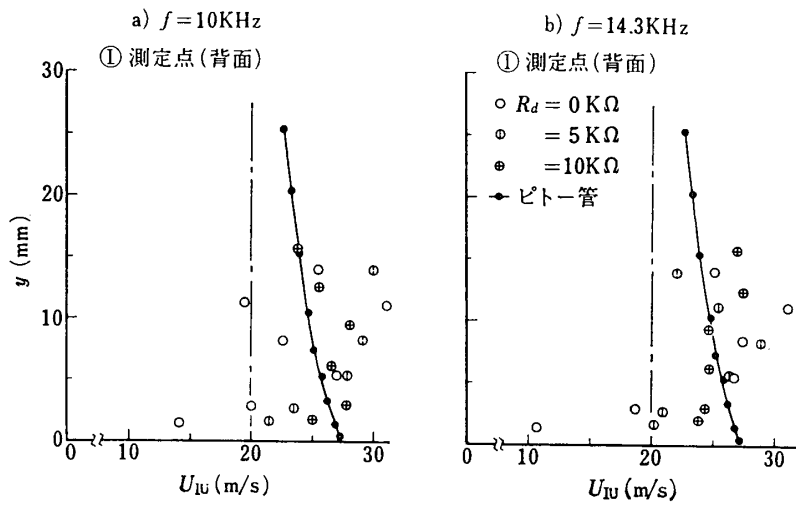
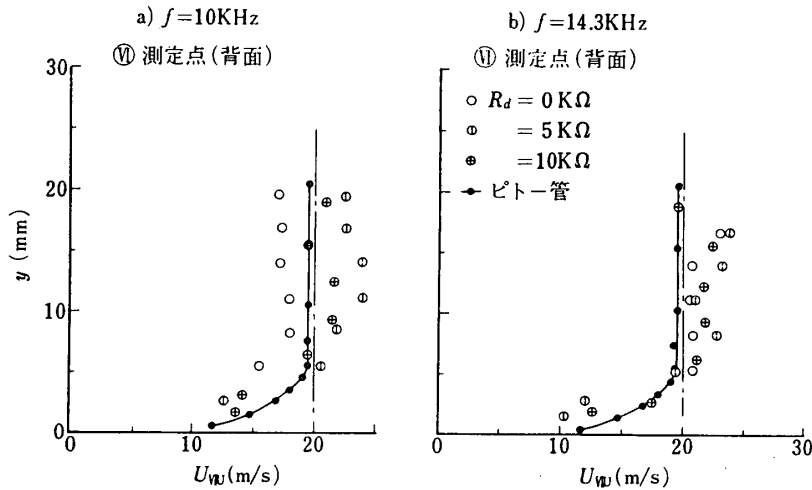
利用できるはずである。流量制御系の制約から測定部での最大風速をさしあたり  $30\text{m/s}$  とし、 $10$ ,  $20$ ,  $30\text{m/s}$  と風速を変え、それに応じて火花周波数を変えて撮影した実測例を図12に示す。このようにすると  $10\text{m/s}$  の場合でも一応可視化できるが、なお詳細に比較すると、やはり  $30\text{m/s}$  の場合が最もすぐれている。これは高速気流になると、それに比例して高周波のパルス電圧を用いるため、spark line の時間間隔が短くなり、それだけ空気イオンの拡散が減少するからである。また閃光電源の容量が一定ならば、高周波数になるほど個々の spark line のもつエネルギーは減少し、その熱的な影響がほとんど無視できるようになるからである。

なおここでは、Reduced frequency ( $k=\pi\cdot F\cdot c/U$ ,  $c$ : 翼弦長) を大きくとるために、 $U=20\text{m/s}$  について主として実験した。

#### 4. 実験結果とその考察

##### 4.1 翼面上の風速分布の比較

前節では、流れの可視化に必要な火花放電の条件について述べたが、いずれも定性的、相対的なものである。いま繰返し火花放電法によって、たとえば風速分布を測定する場合、どの程度の精度が保障されているか、また、いかなる放電条件が最適であるかを定量的に明らかにす

図13 翼面上の風速分布の比較 ( $U=20\text{m/s}$ ,  $\alpha=3^\circ$ )図14 翼面上の風速分布の比較 ( $U=20\text{m/s}$ ,  $\alpha=3^\circ$ )

近づくとつれてこの傾向は明らかである。図14は後縁に近い翼面上⑩点における風速分布である。この場合も  $R_d=5\text{k}\Omega$  と  $10\text{k}\Omega$  は大差なく、やや  $10\text{k}\Omega$  の方がすぐれているが、火花周波数 ( $f$ ) の影響はほとんどみとめられない。図15および図16は、それぞれ迎え角  $\alpha=9^\circ$  の場合で、とくに火花周波数 ( $f$ ) の影響をみるため  $f=20\text{kHz}$  を追加してある。やはり抵抗  $R_d=5\text{k}\Omega$  または  $10\text{k}\Omega$  がすぐれており、 $f=20\text{kHz}$  としても、 $10\text{kHz}$  および  $14.3\text{kHz}$  の場合と大差がないことがわかる。以上の結果を要約すると、火花繰返し周波数 ( $f$ ) の影響は比較的少ないが、これは、前節においてすでに求めた最適値、 $f=10\sim 20\text{kHz}$  の値をそのまま採用したためである。また放電エネルギーについては、 $R_d$  を増加するほど好結果が得られ、この点も火花放電の条件 (3.2) とよく一致している。なお、 $R_d=0$  の場合がとくに劣るのは、過大な放電エネルギーにより熱的境界層が厚くなるためと、spark line 自体も太くなり、解析に当り誤差が入りやすくなることなどによるものと考えられる。

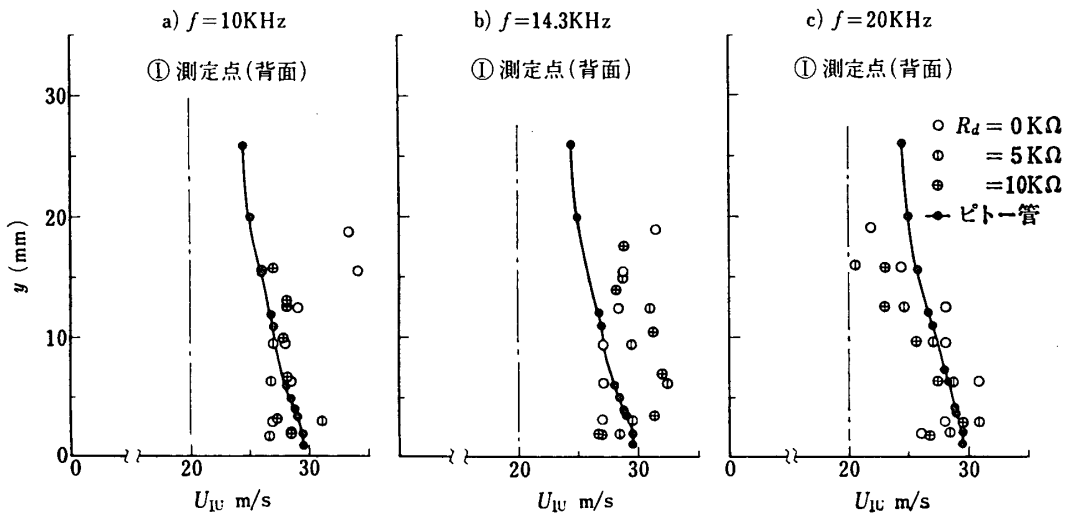


図 15 翼面上の風速分布の比較 ( $U=20\text{m/s}$ ,  $\alpha=9^\circ$ )

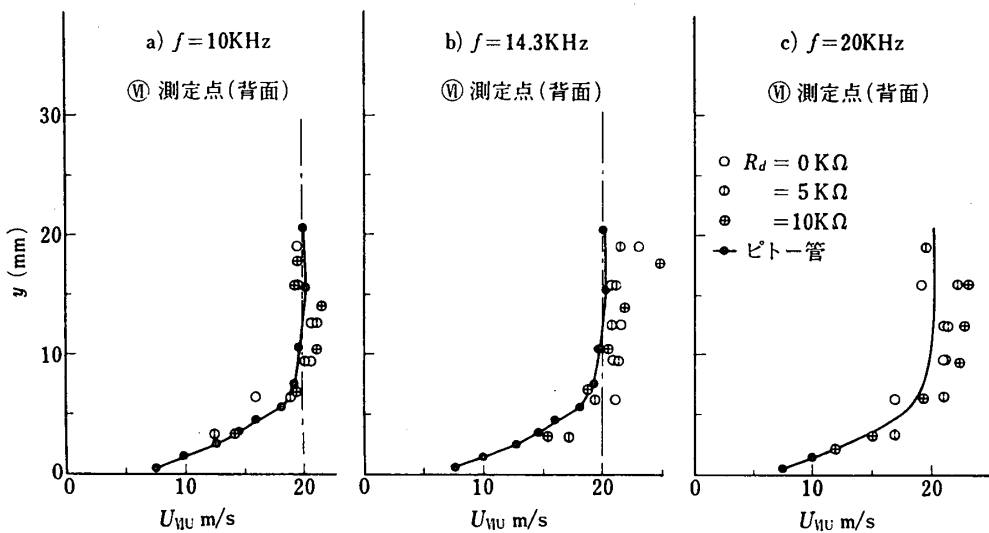


図 16 翼面上の風速分布の比較 ( $U=20\text{m/s}$ ,  $\alpha=9^\circ$ )

また  $R_d=5$ , または  $10\text{k}\Omega$  の場合でも、翼面電極から  $2\sim 3\text{mm}$  以上はなれたところの流速分布は、ピトー管の測定値と比べ定量的にもかなりよく一致しているが、これも熱的境界層の影響を示すものであろう。

以上により、若干の制約はあるが、翼面上の各瞬間における局部流速分布などを、一応定量的に実測できることが確認された。

#### 4.2 静止翼まわりの流れ

##### a) 4電極の場合

迎え角 ( $\alpha$ ) を失速角 ( $\sim 16^\circ$ ) 以上の  $24^\circ$  まで変えた場合、供試静止翼面上、下面計 4

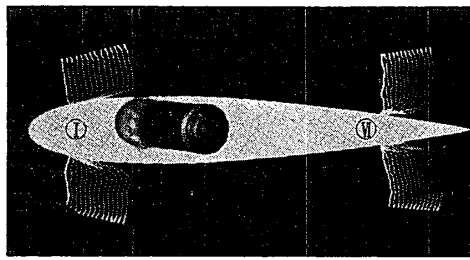
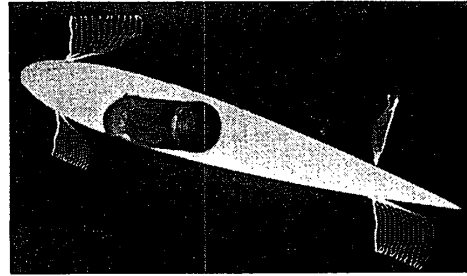
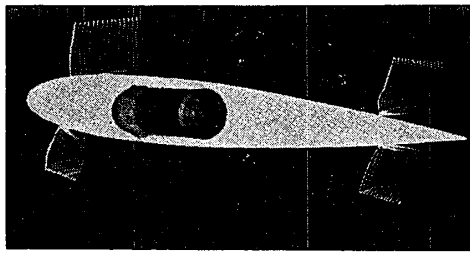
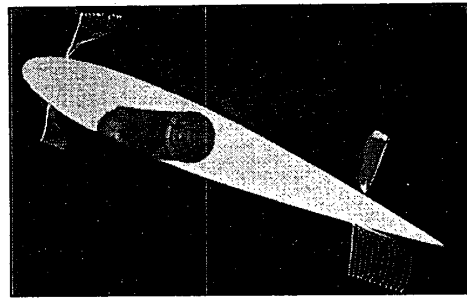
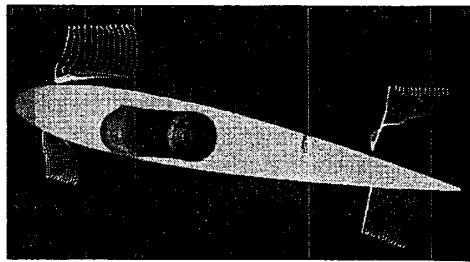
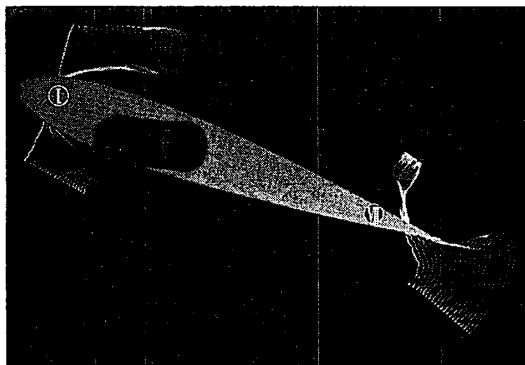
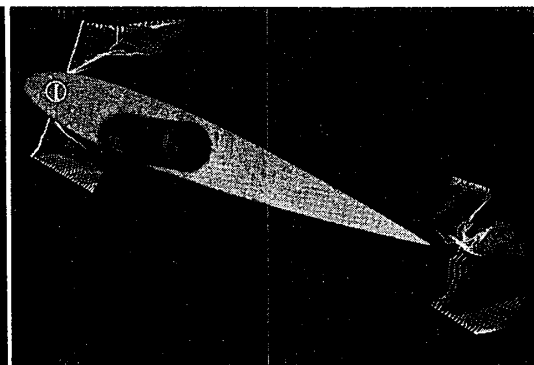
a)  $\alpha = 0^\circ$ d)  $\alpha = 17^\circ$ b)  $\alpha = 7^\circ$ e)  $\alpha = 24^\circ$ c)  $\alpha = 12.5^\circ$ 

図 17 静止翼まわりの流れ (4 電極)  
 ( $U=20\text{m/s}$ ,  $f=14.3\text{kHz}$ ,  $R_d=10\text{k}\Omega$ )



a) 電極(Ⅶ)を通過する場合



b) 電極(Ⅶ)を通過しない場合

図 18 静止翼後縁まわりの流れ (4 電極)  
 ( $U=20\text{m/s}$ ,  $\alpha=19^\circ$ ,  $f=14.3\text{kHz}$ ,  $R_d=10\text{k}\Omega$ )

点 (測定点①, ⑦) における流れ模様を, 4 電極方式によって撮影した. その代表例を図 17 に示す.

迎え角  $\alpha=0^\circ$  では, ①, ⑦の両測定点におけるフローパターンは翼弦に対してほぼ対称で

あり、定性的ではあるが、本火花放電法の妥当性がわかる。 $\alpha=7^\circ$ になると、前縁近くの翼上面①点で加速され、下面ではかなり減速されている。また、翼後縁近くの⑩点では、境界層がやや発達している。さらに迎え角が $\alpha>12^\circ$ となると⑩点上面における境界層のはく離がはじまり、そのフローパターンは非定常的となり、任意の不定な周期でたえず変動している。失速角をこえた $\alpha=17^\circ$ になると、①点上面における境界層はかなり発達し、⑩点上面の流れも完全に逆流しているが、下面の流れはむしろ増速されている。さらに $\alpha=24^\circ$ になると明らかに前縁はく離をしている。

図18はとくに後縁まわりの流れをみる目的で、迎え角 $\alpha=19^\circ$ 、①、⑩両測定点において、火花本数を十分多く(約21本)した場合の一例である、図a)は、翼内電極⑩を最初の火花が通過した場合であり、流れが翼後縁を下面から上面へまわり込んでいることを示している。図b)は、⑩点のL字型電極を上、下とも後縁下流にずらしたため、最初の火花が翼内電極⑩を通過しないで、後縁直後の後流を観測した場合である。定性的には、図a)と同様にやはり翼下面から上面へ流れのまわり込みのあることがわかる。なお、前縁近くの翼上面①のフローパターンが図a)とb)とで異なっているのは、①における流れがすでに非定常流れとなっているためである。

#### b) 8電極の場合

供試翼の両面上、可能な限り多数の測定点のフローパターンを同時記録することは、きわめて好ましいことである。しかし多点同時測定になると放電エネルギーの容量が定まってい

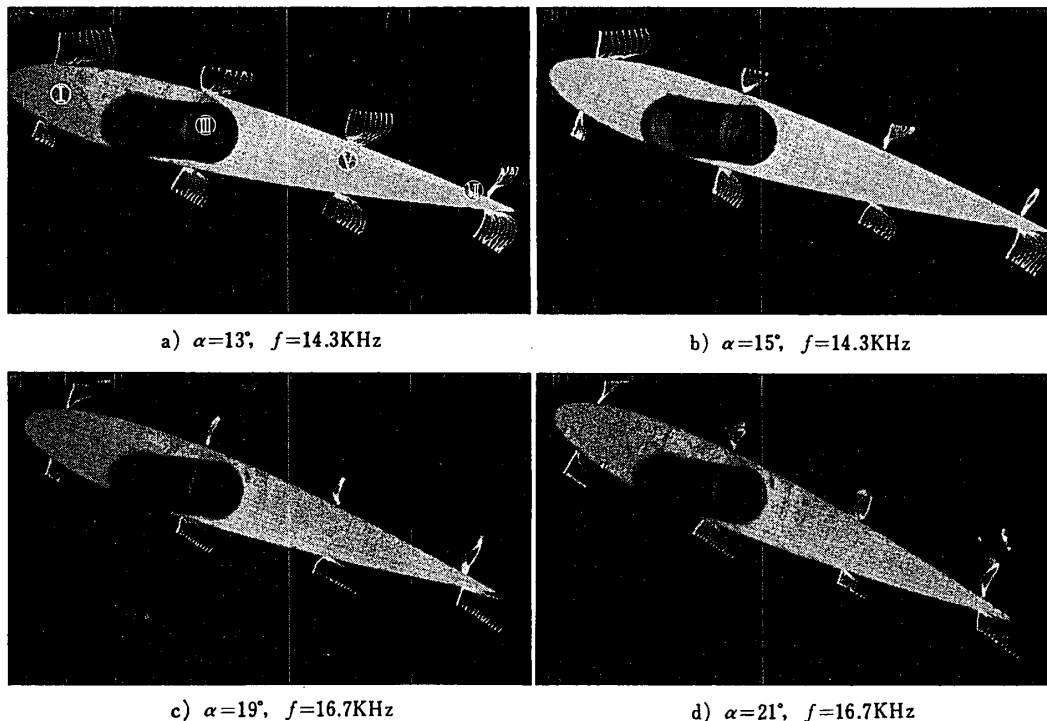


図19 静止翼まわりの流れ(8電極)  
( $U=20\text{m/s}$ ,  $R_s=5\text{k}\Omega$ )

るため、各電極におけるエネルギーは低下し、それに伴い放電距離(測定距離)を短縮しなければならず、発達した境界層ではその内に入るおそれがある。また、電極間相互の距離は、放電距離に比べ十分な余裕がないと短絡を生ずるので、多電極といっても限度がある。本実験では、既述のようにあらかじめ1端子パルス変圧器を4端子に改造させていたので、図19に示すような8電極を使用して、①、③、⑦および⑨の四つの測定点における翼両面上のフローパターンを同時に撮影することができた。しかし電圧は4電極に比べて約半分の75kVになるので、放電距離も約半分(10mm)となる。図において迎え角 $\alpha=13^\circ$ では翼上面における境界層の発達の様子がよくわかり、⑨測定点ではすでにはく離を起こしている。 $\alpha=15^\circ$ では⑦点において、また $\alpha=19^\circ$ では、③点で、さらに $\alpha=21^\circ$ においては①点から、すでに流れははく離しており、後縁近くでもかなり大きな逆流を生じている。また $\alpha=21^\circ$ になると4電極の場合と同様に、測定点①の翼上面から10~20mm近くはなれた位置の風速がかなり小さくなっており、前縁近くの境界層がかなり増大していることがわかる。

### 4.3 振動翼まわりの流れ

本研究の究極の目的である振動翼まわりの流れについては、現在実験中であるので、ここでは、現在までに得られた代表的な一例を示すにとどめる。図20, 21はいずれも風速 $U=20$  m/s, 繰返し火花周波数 $f=10$  kHz, 閃光電源抵抗 $R_d=10$  k $\Omega$ の条件のもとに各測定点(①, ⑦)における流れを高速度カメラ(コマ数: 100コマ/秒)で撮影したものである。図20は比較のため、 $\alpha=15^\circ$ で翼を振動させない場合の撮影例であるが、⑨点における流れは、すでに定常ではなく、各コマごとに流れの様相はかなり変動しており、明瞭な周期性はほとんど認められない。かかる変動は、翼後縁からのカルマン渦によるものと考えられるが、その周期は、いまストロハル数を0.18とし、また代表長さとして、流れ方向に投影した翼弦長さをとると約100 Hzとなり、コマ数が100コマ/秒程度の写真からは、それを推定することは不可能である。

これに対し翼を強制振動数 $F=5$  Hzまたは10 Hz\*, 平均迎え角 $\alpha_m=15^\circ$ , 片角振幅 $\Delta\alpha=1.75^\circ$ でピッチング振動させたときの1サイクルにおけるフローパターンの変化が図21(a)または図21(b)に示してある。平均迎え角 $\alpha_m=15^\circ$ の位置を $\theta=0^\circ$ とし、頭上げを正の方向とする。すなわち $\theta=90^\circ$ において $\alpha=16.75^\circ$ ,  $\theta=270^\circ$ で $13.25^\circ$ となる。図によると、各振動位置( $\theta$ )と、フローパターンがよく対応しており、また各サイクルにおける再現性もよい。なかでも $F=5$  Hzに比べ10 Hzの場合の方が対応性はすぐれている。これは10 Hzの場合、カルマン渦が翼の強制振動にまきこまれやすくなるためと考えられる。また当然のことながら、 $\theta=90^\circ$ と $\theta=270^\circ$ におけるフローパターンの比較から、流れのはく離やその回復には、時間おくれのあることなどが推定される。以上の実測例については、いまだ十分な解析を終わっていないが、一応、繰返し火花放電法によって振動翼まわりの非定常流れを、可視化することができ、翼面上の比較的多数の測定点における流れについて、精度のよい情報を同時に、しかも連続的に提供してくれることがわかった。

\* このときの reduced frequency は、 $k \cong 0.12 (F=5 \text{ Hz})$  または  $0.24 (F=10 \text{ Hz})$  である。



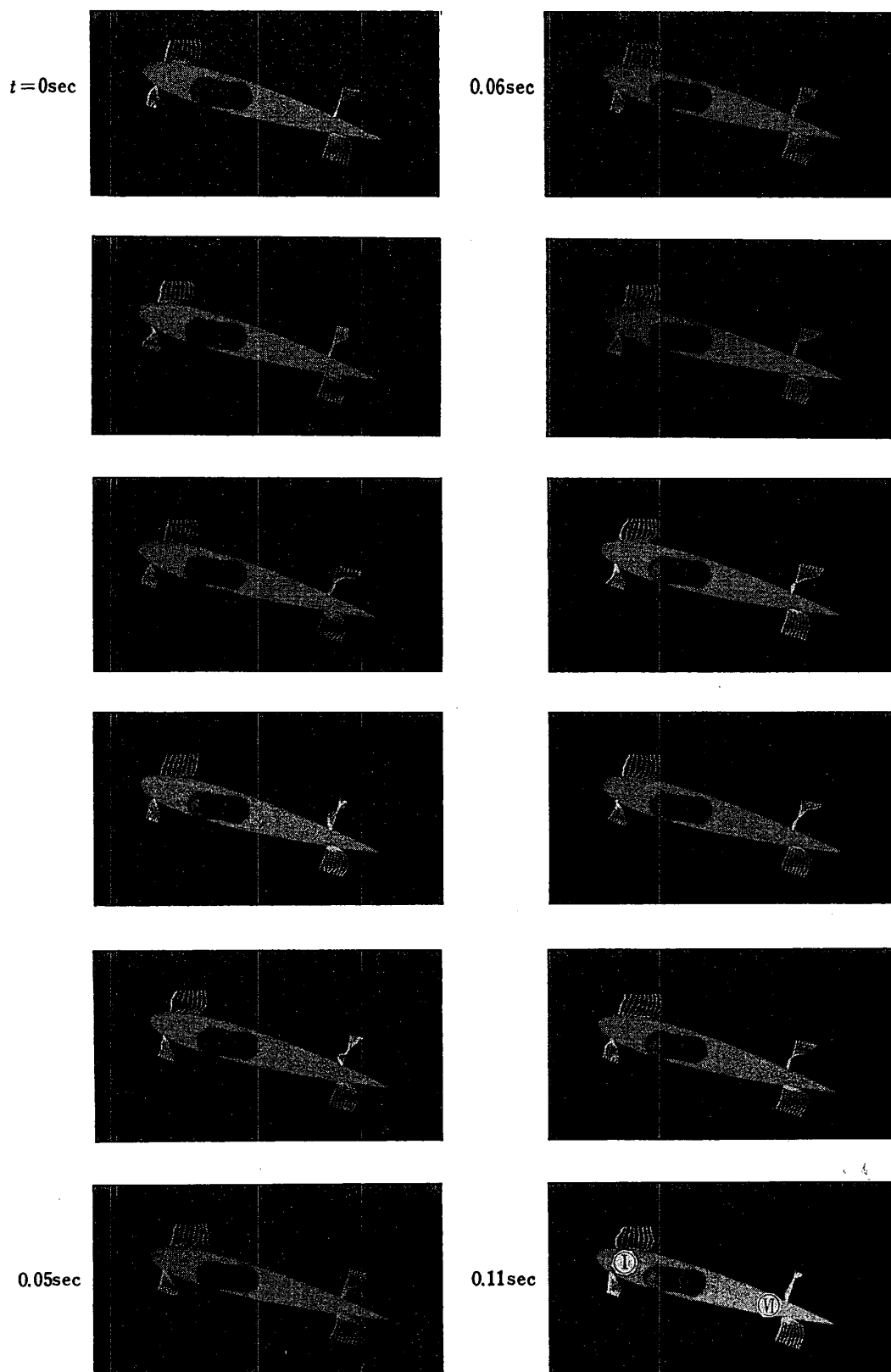


図 20 静止翼まわりの流れ ( $U=20\text{m/s}$ ,  $\alpha=15^\circ$ ,  $F=0\text{Hz}$ ,  $f=10\text{kHz}$ ,  $R_d=10\text{k}\Omega$ )

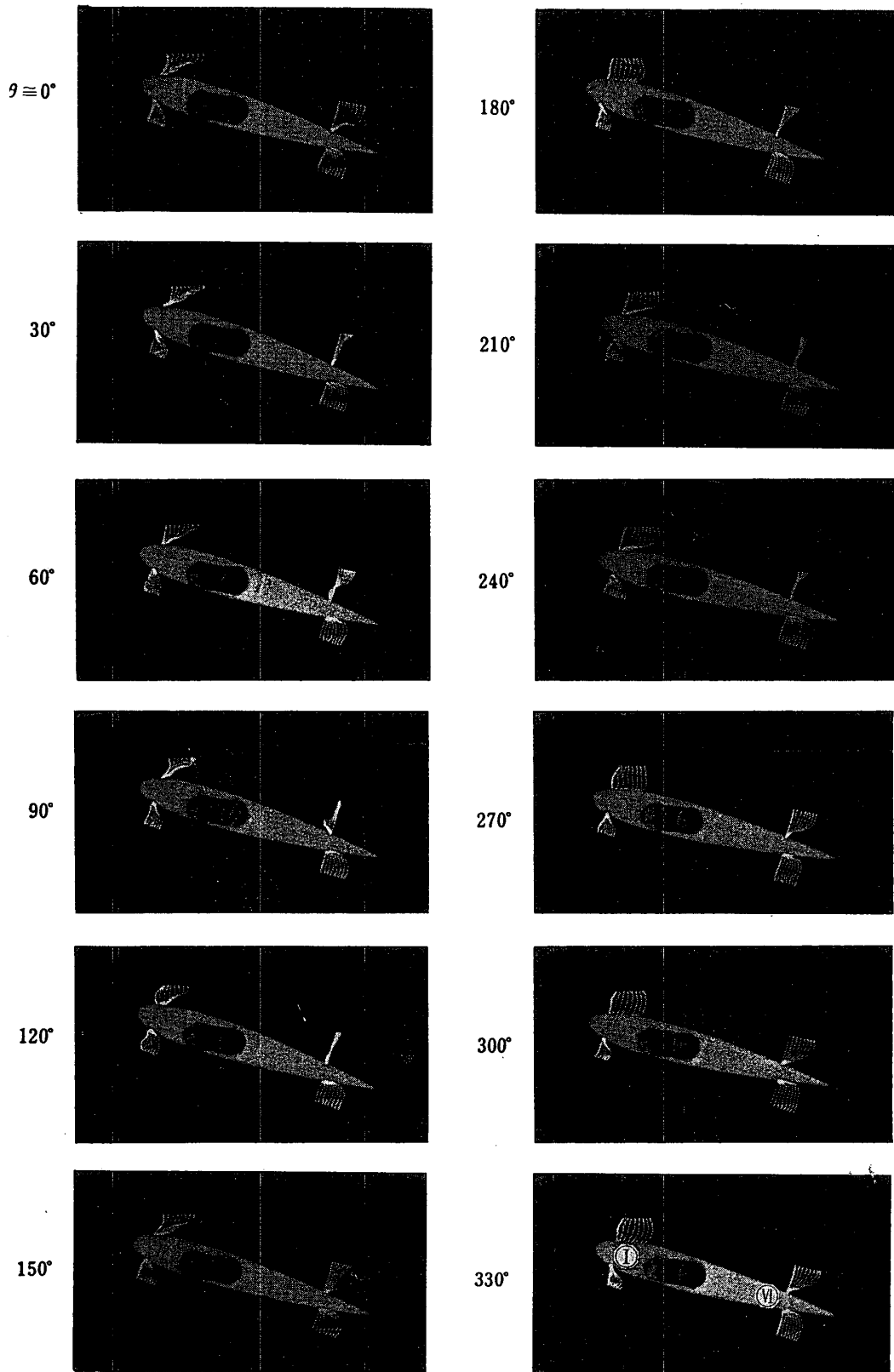


図 21 a) 振動翼まわりの流れ ( $U=20\text{m/s}$ ,  $\alpha=15^\circ \pm 1.75^\circ$ ,  $F=5\text{ Hz}$ ,  $k \approx 0.12$ ,  $f=10\text{kHz}$ ,  $R_d=10\text{k}\Omega$ )

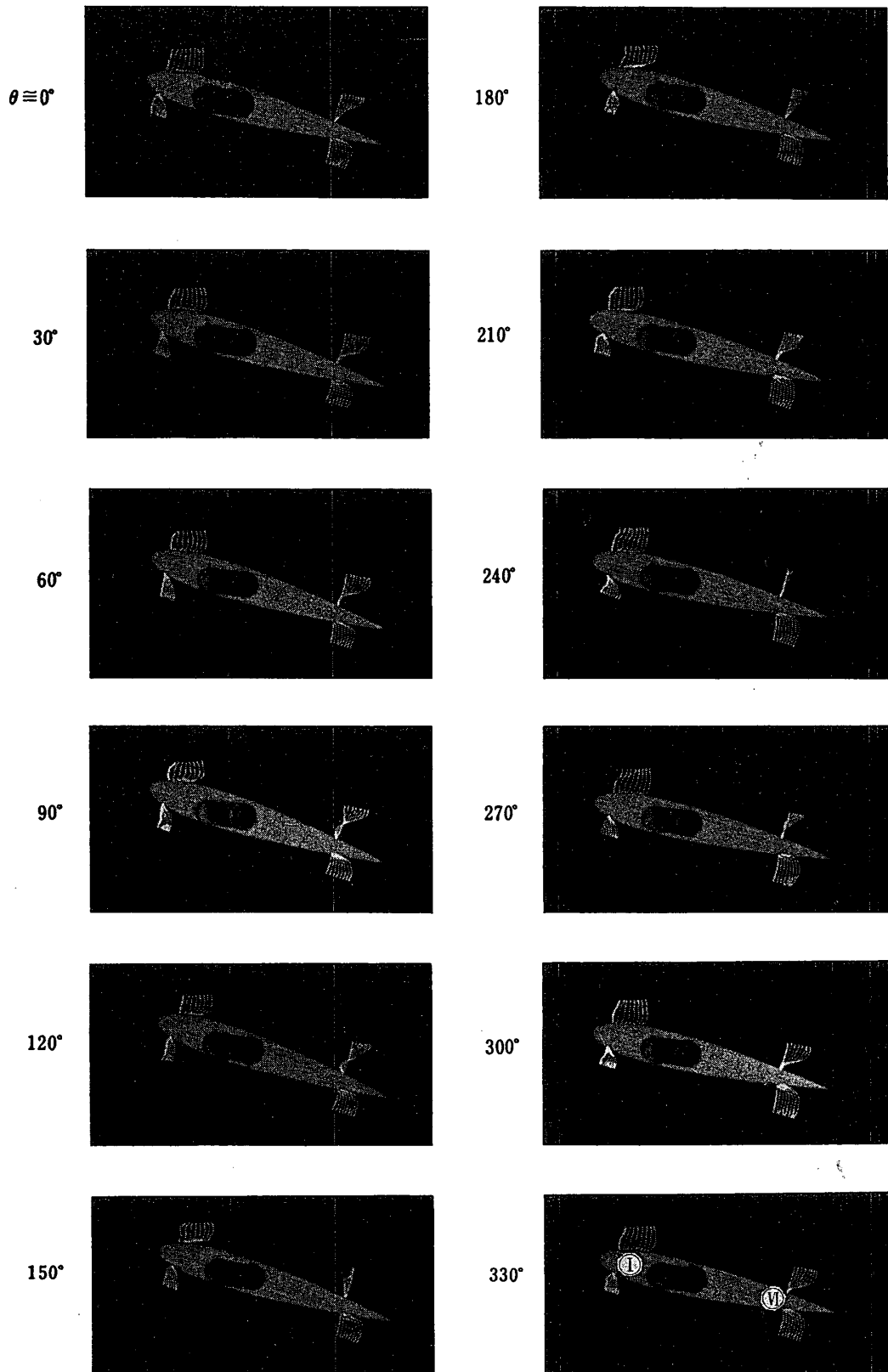


図 21 b) 振動翼まわりの流れ ( $U=20\text{m/s}$ ,  $\alpha=15^\circ \pm 1.75^\circ$ ,  $F=10\text{Hz}$ ,  $k=0.24$ ,  $f=10\text{kHz}$ ,  $Re=10\text{k}\Omega$ )

## 5. ま と め

翼まわりの流れを可視化する目的で、繰返し火花放電法のとくに多電極放電の際の最適条件を、実験的に明らかにし、またこの可視化から求めた風速は、ピトー管の実測値とよく一致した。ついで静止もしくは振動する翼まわりの非定常流れを、高速度撮影することができ、その結果、翼面上のはく離の進行や後流渦のまわりこみなどを明らかにすることができた。それらを要約すると次の通りである。

(1) 翼面上の流れを可視化するには、翼にうめこんだ針状電極とL字形の線状電極との組み合わせが最もすぐれている。

(2) 放電エネルギーには、過大でも、過小でもない最適値が存在する。本実験では、閃光電源抵抗  $R_d=10\text{ k}\Omega$  (4電極)、または  $5\text{ k}\Omega$  (8電極) に選べばよい。

(3) 火花繰返し周波数は、風速に比例して変えねばならないが、 $20\text{ m/s}$  では、 $f=10\sim 20\text{ kHz}$  の範囲がすぐれている。

(4) 風速については、火花周波数を変えることにより、 $10\text{ m/s}$  前後の低速でも可視化が可能である。しかし一般に高速気流の方が spark line が乱されないので好都合である。

(5) 火花放電法 ( $R_d=10\text{ k}\Omega$ ) から求めた流速分布は、ピトー管によるそれと比べ、電極の近くを除きかなりよい一致を示している。

(6) 静止翼まわりの流れを、4もしくは8電極法で可視化し、迎え角の増大に伴う翼面上のはく離の進行などを明らかにすることができる。

(7) 高速度撮影により、迎え角  $\alpha=15^\circ$  の静止翼でも、すでにはく離点は時間的に変動しており、このような翼まわりの非定常流れを観測することができた。

(8) 供試翼を振動数  $F=10\text{ Hz}$  でピッチング振動させたとき、その高速度写真によると、翼の各振動位置 ( $\theta$ ) に対するフローパターンの対応性や再現性もよく、振動翼面上のはく離流れの挙動などを明らかにすることができた。

以上により、多電極の繰返し火花放電法により、振動する翼まわりの非定常流れを可視化できる。その高速度写真の解析から、流れ現象の時間経過を解明できることがわかった。なお撮影のこま数や平均迎え角 ( $\alpha_m$ ) やピッチング周波数 ( $F$ ) などのパラメータを広範囲に変えたとともに、このようにして得られるフローパターンの変動と、翼内にそう入した示圧計による翼面上の変動圧との関連性などについては、次の機会に報告したい。

最後に、本実験に当り種々協力された、浅沼研究室の小保方富夫氏に感謝する。

1971年5月15日 原動機部

## 参 考 文 献

- [1] 浅沼：機械学会誌，72-609 (昭44-10)，1370.
- [2] J. R. Schnittger: J. Aeron. Sci., 21-1 (1954), 27.
- [3] 中村，他2名：航宇技研報告，TR-148 (1968-2).
- [4] 浅沼，他2名：宇航研報告，1-3 B (1965-9)，240.
- [5] 佐伯：北大工学部紀要，8 (1947)，185.

- [6] H. J. Bomelburg, J. Herzog & J. R. Weske: Z. Flugwiss, 7—11 (1959), 322.
- [7] 高橋, 加藤: 応用物理, 38—7 (1969), 709.
- [8] 中山, 他3名: 機械学会講演論文集, No. 700—7 (1970—4).
- [9] 加冶屋: トヨタ技術, 18—3 (1966), 207.
- [10] J. R. Weske & Y. Kageyama, Univ. Maryland Tech. Note BN-228 (1961).
- [11] W. Fister: Brenn.-Wärme-Kraft, 18—9 (1966), 425.
- [12] F. Früngel: High Speed Pulse Technology, Vol. 1 & 2 (1965) Academic Press, N. Y. & London.