点—線電極放電を用いた三角翼付半円錐 物体周りの衝撃波の可視化*

木村雄吉**, 西尾正富**

Visualization of shock wave around a semicone body with
delta wing using point-line electrodes discharge

Takeyoshi KIMURA and Masatomi NISHIO

Abstract

This paper is concerned with the shock wave visualization using an electric discharge. In the previous discharge method, point-point electrodes had been used to generate electric discharges. The shape of the electric discharges was a column and only one point across a shock wave could be measured. Therefore, many discharge columns had to be generated to obtain the whole shock shape. However, in this method using point-line electrodes, a plain discharge is generated and the whole shock shape can be visualized by one plain discharge.

The experimental conditions for making the plain discharge by using point-line electrodes have been investigated in preliminary experiments. The shock shape around a semicone body with delta wing can be visualized by utilizing the experimental results.

1. ま え が き

放電により衝撃波を可視化する方法は著者らによりすでに報告されて来た^{1)~3)}。この放電法は一樣流と衝撃波の気体の密度の相異により衝撃波を横切る放電路からの発光強さが一樣流中と衝撃波内とは異なることを利用している。この放電路を写真観測することによって衝撃波の位置が得られる。この方法では衝撃波の形状に応じて、気流の側面からだけでなく前方や後方からもその放電路を観測することができるので、シュリーレン法のような光学的方法では可視化が不可能な衝撃波断面形状の可視化が可能になる。しかしこの方法では点-点電極による線状放電を用いているため1回の放電で衝撃波の1点しか観測できない。したがって衝撃波形状全体を観測する場合、多くの

放電を発生させなければならないという欠点がある。例えば極超音速ガンタンネルを用いて観測する際は、その風洞の持続時間が短いため、1回の風洞運転中1回の放電しか発生させられず、衝撃波全体を可視化するのは非常に長時間を要す。このため点-線電極を用いる方法が著者らにより報告された⁴⁾。この方法は一様流中に点電極を、物体表面に線電極を配置して、点-線電極間の放電路を拡げて面状の放電を作り、1回の放電で広範囲な衝撃波形状を可視化する方法である。

しかし点-線電極を用いている場合、放電条件により可視化に適する面放電を作ることはきわめて困難である。放電路の拡がり量は放電路からの発光量と関係があるが、木村、西尾らはこの発光量を気体圧力と電場によって求めている³⁾。さらに電場は点-線電極間の極性、放電回路抵抗等に関係すると考えられる。したがって本論文では放電路を拡げ易くする実験条件を定性的に得るため、

*原稿受付 昭和58年12月20日

**神戸大学工学部

fig. 1 Electric circuit and arrangement of point-line electrodes

これらの要因による放電回路形状の変化について実験的に調べた。この実験結果をもとにして可視化するのに十分な面状の放電を作り、極超音速飛翔体の基本的形状である三角翼付半円錐物体周りに生じる衝撃波の断面形状の可視化を行っている。

2. 予備実験

本予備実験において、放電回路形状を拡げて1回の放電で広範囲な領域の衝撃波の可視化を行うための実験条件を明らかにすることを目的とする。

予備実験に用いられた放電回路および点-線電極の配置を図1に示す。点-線電極配置については、配置された直線状の線電極に対して垂直に点電極を対向させるような基本的な幾何形状のものであるとする。

放電回路の拡がり量は放電回路の発光量と関係があると考えられるが、木村, 西尾らは放電回路の発光強さを $P \exp\left(-\frac{KP}{E}\right)$ により求めている。

ここに P , E , K はそれぞれ気体圧力, 電極間の電場強さおよび実験定数である。この式によると放電回路の拡がりに関するファクターは気体圧力 P と電場 E である。さらに電場 E は点-線電極間の距離, 点-線電極の

極性, 放電回路抵抗およびコンデンサー印加電圧等に関係する。本予備実験ではこれら種々のファクターの中で、放電回路の拡がり量に大きな影響を持つと考えられ、かつ実験において比較的容易にファクターを変化させ得る電極の極性, 気体圧力および回路抵抗について調べる。ただしこの予備実験を行うに際し注意すべき事項がある。本可視化法は衝撃波を横切る放電回路からの発光において、一様流からと衝撃波層からの発光強度が互いに異なる場合に有効となる。しかし木村, 西尾らが指摘するごとく、衝撃波前後のある密度比に対するある電場値では発光強度の比が1となり、コントラストがないため衝撃波の可視化ができない場合がある。したがって実際の可視化においては放電回路を単に拡げるだけでなく、発光強度比が1より十分大きい値が、1より十分小さい値となる電場値を選ばなければならない。

初めに点-線電極の極性について調べる。点-線電極をそれぞれ陰極, 陽極にした場合と、その極性を逆にした場合の各放電写真を図2に示す。この時の実験条件は気体圧力 1mmHg, コンデンサー印加電圧 2000V, 電極間距離 5cm, 回路抵抗 500Ω である。点-線電極をそれぞれ点(+), 線(-)にしている場合には線状の放電になっている。逆に点(-), 線(+)にしている場合には面状の放電形状が得られている。したがって以下に示す実験では

fig. 2 Variations of electric discharge vs. polarity

点-線電極をそれぞれ点(-), 線(+)にする場合について行う。

次に放電回路抵抗の値を変えて放電形状の変化の様子を調べた結果を図3に示す。回路抵抗が5kΩから20Ωまでの4種類の場合の実験結果をそれぞれ(a), (b), (c), (d)に示している。ここでの実験条件は電極間距離5cm, 気圧3mmHgである。この実験結果から, 回路抵抗が小さい時にはほぼ線状の放電路が生じるが, 回路抵抗を大きくすると放電路は拡がり面放電に近づくことが分る。

さらに気体の圧力値が放電形状に与える影響について調べる。圧力値を1mmHgから6mmHgの間で変化させた時に得られた放電写真を図4に示す。ここでの実験条件は電極間距離5cm, 回路抵抗1kΩである。この実験結果は気体圧力が減少するのに従い放電路は拡がることを示している。

以上の実験結果を利用して三角翼付半円錐物体

周りの衝撃波の可視化を行う。

3. 可視化実験

本実験に使用した三角翼付半円錐模型の形状を図5に示す。さらにこの模型の断面図と点-線電極の配置を図6に示す。三角翼はベーク板で, 半円錐物体はアラルダイトで作られており, 両方共電氣的絶縁体である。線電極として厚さ0.1mm, 幅1.5mmのアルミ板を用いており, これを模型表面にはりつけている。使用した極超音速ガンタンネル風洞⁵⁾の性能はマッハ数10, 静圧0.5mmHg, 気流持続時間10m・sである。この模型に生じる衝撃波の可視化は回路抵抗10kΩ, コンデンサー印加電圧2000Vの実験条件で行っている。この可視化写真を図7(a)に示す。図中(1), (2), (3)の各写真は模型の迎角がそれぞれ0°, 10°, 20°の場合を示している。さらに可視化写真をスケッチした結果を図7(b)に対応させている。

迎角が0°の場合において, 翼による衝撃波が

fig. 4 Variations of electric discharge vs. air pressure

fig. 5 (a) Top view of a semicone body with delta wing
(b) Three dimensional picture of the semicone body with delta wing

生じており、かつその衝撃波の厚さ（翼表面から衝撃波の位置までの距離）は迎角が 10° の場合の衝撃波の厚さと同程度であることが示されている。迎角が 0° の模型の翼部にこのような衝撃波が存在するのは、気体の粘性のため翼端から生じる境界層や、翼端自体の鈍頭性等による影響があったものと考えられる。迎角が 10° の時には半円錐物体と三角翼に生じる二種類の衝撃波が形成されることが示されている。また迎角が 20° の場合にはこれら二種類の衝撃波がなめらかに合成されて単一の衝撃波形状を形成していることが分る。なお、迎角が小さい場合でかつ細長い三角翼付半円錐物体周りに生じる衝撃波の形状について、Paul Mandl⁽⁶⁾ が半円錐物体と三角翼から発生する二種類の衝撃波から構成される衝撃波形状が生じることを予測してこれを理論的に求めている。この理論計算による衝撃波形状の概観は、迎角が 10° の場合に得られた放電による衝撃波の可視化写真と良く一致したものとなっている。

これらの可視化写真は点-線電極の極性をそれぞれ陰極、陽極にして、かつ回路抵抗の適した値を用いることにより、十分拡がった面放電が得ら

fig. 6 Cross-section of the semicone body with delta wing and arrangement of electrodes

れることを示している。しかしながら本可視化法において、実験条件にいくつかの制限がある。実験結果が示すように回路抵抗を変えることにより十分な放電の拡がりを得ることができるが、あまり回路抵抗を大きくすると放電の発光強さが弱くなり面放電の写真観測ができなくなる。したがって回路抵抗は無制限に大きくはできない。またこの放電を用いる衝撃波の可視化法では、前述したごとく、ある電場値では衝撃波層からと一様流からの放電の発光強さが等しくなり、衝撃波の可視化ができなくなる場合がある。このため一本の線電極を可視化する領域全体に配置すれば、ある領域の密度比では可視化ができるが、他の領域の密度比に対しては可視化できないような電場が生じることもある。このため適した回路抵抗を選択することができなくなる。これらの実験条件の制限を克服する方法の一つとして、線電極を2本あるいは3本に分割して、かつ、それら個々の回路に対して各々の適した回路抵抗値を選択して可視化する方法も考えられる。

4. 結 言

本論文では点-線電極を用いて面放電を作り、1回の放電で三角翼付半円錐物体周りに生じる衝撃波の断面形状を可視化する方法について述べた。本方法で可視化する場合、単に点-線電極を用いるだけでは可視化するのに十分に拡がった面放電を得ることはきわめて困難であった。

そこで木村、西尾らが示した放電の発光強さに

関する式 $P \exp\left(-\frac{KP}{E}\right)$

に着目した。この式から放電路の拡がりに大きく影響するファクターは、点—線電極の極性、気体圧力および回路抵抗等であることが分った。予備実験でこれらのファクターについて調べた結果、点—線電極の極性はそれぞれ陰極、陽極にすべきであることが分った。さらに気体圧力は小さいほど、回路抵抗は大きいほど放電路は拡がること示された。これらの結果を利用して、極超音速飛翔体の基本的形状である三角翼付半円錐物体周りに生じる衝撃波断面形状を1つの面放電により可視化することができた。

fig. 7 Visualizing results of shock shapes around semicone body with delta wing by point-line electrodes discharge

文 献

- 1) Kimura, T., Nishio, M., Fujita, T. and Maeno, R., Visualization of Shock Wave by Electric Discharge, AIAA J., Vol. 15-5 (1977) 611
- 2) Kimura, T. and Nishio, M., Measurement of Shock Waves around a Delta-Wing Semicone, AIAA J., Vol. 18-7 (1980), 843
- 3) Kimura, T. and Nishio, M., 放電を用いた衝撃波の可視化法, 流れの可視化学会誌, Vol. 2-7 (1982), 661
- 4) Kimura, T. and Nishio, M., Visualization Method of shock Wave by Electric Discharge Using Point-Line Electrodes, Third International Symposium on Flow Visualization (1983)
- 5) Kimura, T., Kuwata, C. and Nadai, Y., Optimum Operating Technique of Two-Stage Hypersonic Gun Tunnel, AIAA J., Vol. 16-11 (1978), 1185
- 6) Mandl, P., A Theoretical Study of the Inviscid Hypersonic Flow about a Conical Flat-Top Wing-Body Combination, AIAA J., Vol. 2-11 (1964), 1956