極超音速飛翔体周りの流線の放電を用いる 新しい可視化法*

西 尾 正 富**

A New Visualizing Method of Streamlines Around Hypersonic Vehicles by Using Electrical Discharge

Masatomi NISHIO

ABSTRACT

This paper describes a new visualizing method of streamlines around models in hypersonic flows by using an electrical discharge. First, the visualization of a streamline around a wedge is carried out. The result shows that the visualized streamline in the shock layer is approximately parallel to the wedge surface. The theoretical streamline is considered to be parallel to the wedge surface. From this, it is proved that the new method is available for the visualization of streamlines around hypersonic vehicles. Moreover, the visualization of a streamline around a more complicated model shape is carried out, successfully.

1. 緒 言

極超音速飛翔体周りの流れ場を解明する際に、その飛翔体周りに生じる3次元衝撃波形状、圧力分布、流線形状などは重要な情報となる。これらの中で、3次元衝撃波形状の可視化法については、最近、西尾¹⁾により、放電を用いる新しい可視化法が提案されてきた。また、飛翔体周りの圧力分布測定法については、西尾、木村^{2), 3), 4)}により、磁気テープを用いる方法が報告されてきた。

しかしながら、極超音速飛翔体周りに生じる流線の可視化法については、重要な問題であるにもかかわらず、その有効な可視化法は筆者の知る限り、今まであまり報告されていなかったようである。その理由は、極超音速流線の可視化は非常に

難しく、適当な可視化手法が開発されていなかったことによると思われる。極超音速流線の可視化を困難にする主な理由は、実験室で得られる極超音速流が通常、かなり希薄、高速かつ持続時間が短いという条件の場合が多いからであると考えられる。流線の可視化に際して一般に用いられるトレーサ法は、流体が希薄な場合にはそのトレーサ粒子が流体の流れに一致しなくなり、その使用が困難になる。また、流体が非常に高速な場合にも、トレーサ粒子の慣性力が大きくなり、したがって流体の流れとのずれが大きくなる。さらに被写体としてのトレーサの移動速度が大きくなり、したがって光量が少なくなり写真観測が困難になる。また、極超音速流のような高エンタルピーの流体の持続時間を長くするためには多大な費用がかかるので、したがって通常の極超音速風洞の持続時間は非常に短く、そしてそのような持続時間

*原稿受付 1991年3月29日

**正会員 福山大学工学部機械工学科

の短い流体の流線の可視化には、当然のことながらいろいろな困難が伴う。

したがって、これらの厳しい流線の可視化の条件下においても、その可視化ができる手法の開発が望まれていた。その方法として、筆者は放電を利用する可視化法を開発したので、本論文においてそのことについて述べる。

2. 可視化原理

極超音速飛翔体周りの流線の可視化法は次に述べる考えに基づいている。

可視化原理を説明するため、図1に示すようなくさび周りに生じる流線を考える。初めに衝撃波を交差するように一对の電極間に高電圧を加えて火花放電を発生させる。そしてこの後も継続して低い電圧を加え、電流を流し続けることにより、放電を持続させる。このとき放電路は気流に乗って移動する。そしてこのドリフトする放電路から

Fig. 1 Illustration of visualizing principle.

Fig. 2 Drifting electric discharge in the regions (A) and (B).

は発光が続く。しかしながら、このドリフトする放電路からの発光は、この放電路全体にわたって一定の強さで発光するわけではない。ドリフトする放電路からの発光は、初めの火花放電と衝撃波が交差する点を通る流線上で、その強さは変化する。その様子の一例を図2に示す。この図は、初めの火花放電が発生してからある時間が経過した時の放電路の例えを描いている。このように流線上で放電路の発光強さが急に変化するのには、その場所で、電子による分子の励起関数¹⁾が急に变化するからである。そしてこの励起関数は放電の発光強さに大きくかかわっている。励起関数が急に变化するのは、その場所における電場の変化が放電路中を陰極から陽極に走行する電子のエネルギーを急に变えるからである。この場所で電場が変化する理由は、図2に示すA領域(衝撃波と流線の間の領域)とB領域(流線とくさび表面の領域)において、イオン濃度が異なるからである。これらA、Bの領域でイオン濃度が異なる理由は二つ考えられる。その一つの理由は、初めに高電圧で火花放電を発生させる時、イオンが発生するが、一樣流中と衝撃波層の両領域におけるイオン化効率²⁾が相異しているため、両領域で発生するイオン濃度が異なることである。二つめの理由は、そのイオンを含んだ一樣流中の気流は衝撃波を通過してA領域に入るが、その際の密度変化に伴い一樣流中からA領域へのイオン濃度の変化を伴う。これら二つの理由により、流線の位置で急に放電の発光強さが変化する。したがって、このドリフトする放電路の写真を観測することにより流線が可視化できる。

3. 実験装置と実験方法

本実験に用いられた極超音速風洞の写真を図3に示す。この風洞の主な性能は、マッハ数が10、レイノルズ数が $2 \cdot 10^6/\text{m}$ 、一樣流速が 10^3 m/sec 、一樣流密度が $4 \cdot 10^{-3} \text{ kg/m}^3$ 、そして気流の持続時間が 10^{-2} sec である。この風洞の持続時間は 10^{-2} sec と短く、この間に流線の測定が成されなければならない。このため図4に示す放電回路を試作し、これを用いて以下のような手順で測定が行われている。風洞の銃身端付近に取り付けた圧

Fig. 3 Hypersonic tunnel.

Fig. 5 Arrangement of model and a pair of electrodes.

る。

4. 流線の可視化

初めにくさび周りに生じる流線の可視化を行い本方法による可視化結果の妥当性を調べる。くさび模型と電極の配置を図5に示している。電極は点一点電極が用いられ、その両電極間のギャップは約7cmであり、このくさび模型の迎え角は 30° に設定している。ここでは陰極である点電極を一樣流中に設定しており、陽極である点電極をくさび模型の中に埋め込んでいる。この電極間に初期電圧

Fig. 4 Electric discharge circuit.

電素子（チタン酸バリウム）が銃身内のフリーピストン前方に生じる衝撃波を受けて信号を出す。この信号は遅延パルス発生器（ D_1 ）の入力信号になる。ここで一樣流が得られるまで適度な時間遅延がなされてからサイラトロン（ T_1 ）の作動入力になる。このときサイラトロンが働き放電回路が閉じて、コンデンサー（ C ）に蓄電されていた電荷により放電電極間に高電圧が印加される。この結果火花放電が自然発生する。発生した放電を流線可視化に必要な時間継続させた後、バイパス回路Bのサイラトロン（ T_2 ）を働かせ、コンデンサー（ C ）に蓄えられている電荷をアース側に放出させてこの放電を終わらせる。この間カメラを開放状態にしてドリフトする放電路を写真観測す

2500V を印加して放電を発生させ、この放電を約 $100\mu\text{sec}$ 持続させる。本可視化法においては、放電中に発生するイオンの量が可視化精度に大きく影響すると考えられる。その理由は、放電エネルギーが大きくなりすぎると衝撃波形状を乱すだけでなく、流線形状そのものも乱されてしまうからである。このため実験を行うにあたっては、電極間に印加される初期印加電圧だけでなく、放電中における両電極間に印加される電圧値や電極間に流れる電流値についても十分注意がはらわれている。そしてこの電圧値や電流値の調節には、図4中へ書き示している放電回路の抵抗 R_1 と R_2 を適当な値に設定して実験が行われている。回路抵抗を十分小さくすると、発生するイオンの量は

きわめて少なく押さえられると考えられ、したがって流れ場の衝撃波形状の乱れや、可視化対象の流線自体の乱れもきわめて小さいものと考えられる。しかしながら、あまりに回路の抵抗が大き過ぎると放電からの発光が非常に少なくなり、高感度のフィルムを用いても、その放電から発する光りの観測は困難となる。また、火花放電の発生が遅れて、点一点電極間の所定の位置に放電を発生させるのが困難になる。したがってこのような可視化実験には適度な回路抵抗値を選択する必要がある。以上の考慮の下に可視化されたその結果の一例を図6に示す。可視化された流線形状はくさび表面にほぼ平行であることを示している。一方、くさび周りの理論的流線は、くさびに平行であることが知られている。このことから、可視化結果は妥当なものであると考えられる。したがって、放電による本可視化法は極超音速流線の可視化に適用可能であると判断できる。

続いてさらに複雑な模型形状周りに生じる流線の可視化を試みる。使用された模型形状と電極の配置を図7に示す。この図に示すように模型は平板の先端にくさびが取り付けられている。このような模型の形状は極超音速飛翔体としてはきわめて基本的な形状ではあるが、このような基本形状の模型周りに

Fig. 7 Arrangement of model and electrodes.

Fig. 6 Visualized streamline around hypersonic wedge.

Fig. 8 Visualized streamline around hypersonic wedge with afterbody.

生じる流線すら、筆者の知るかぎり、その有効な可視化法が確立されていなかったもので、今までにその可視化例は報告されていなかった。ここではくさび模型は先ほどの実験と同様その傾き角を 30° にしている。そしてそのくさびの後ろに取り付けられた平板は流れに平行に設定している。このような模型形状では、図中に示すB点から膨張波が生じ、そのために流れはそのB点付近で曲げられる。このような模型に対して先ほどの実験条件と同様にして可視化した結果を図8に示す。図には、膨張により流れが曲げられている様子がはっきりと示されている。ここで可視化された流線が妥当なものであるかを調べるために同じ模型に生

Fig. 9 Experimental and theoretical streamlines.

じる流線形状を特性曲線法を用いて計算し、その計算結果を図9に載せる。そして比較のために、可視化された流線形状を読み取った結果を同じ図9に合わせ載せる。図9によると、可視化された結果は特性曲線法により求められた計算結果とほとんど一致したものであることが分かる。したがって本流線可視化法はこのような複雑な模型形状に対してもその流線形状の可視化が可能であると判断できる。

5. 結 論

本論文では極超音速飛翔体周りの流線の可視化法について述べた。その可視化原理は、衝撃波を交差するように火花放電を発生させ、さらにこの放電を持続させると、衝撃波と初めの火花放電との交点を通る流線上で、ドリフトする放電の発光

強さが、他の部分と異なるという考えに基づいた。このドリフトする放電を写真観測することにより、流線の可視化ができる。初めに極超音速流中に置かれたくさび周りに生じる流線を可視化し、その可視化結果が妥当なものであることが示された。さらに複雑な形状の模型周りに生じる流線の可視化を成功裏に行った。これらの結果から、放電を用いる本可視化法は極超音速飛翔体周りの流線の可視化に対して有効な方法であると判断できた。

謝 辞

本研究を遂行するに当たり、神戸大学工学部の極超音速風洞を使用いたしました。このことにつき関係者の方々に謝意を表します。

参 考 文 献

- 1) Nishio, M.: New Method for Visualizing Three-Dimensional Shock Shapes Around Hypersonic Vehicles Using an Electrical Discharge, AIAA Journal, Vol. 28, No. 12, (1990) pp. 2085-2091.
- 2) Nishio, M. and Kimura, T.: Measuring Method of Pressure Distribution on Surface of Hypersonic Vehicles by Using Magnetic Tape, Memoirs of Faculty of Engineering, Kobe University, Japan. (1986) pp. 63-71.
- 3) Kimura, T. and Nishio, M.: New Method for Measurement of Surface Pressure Using Magnetic Tape, AIAA Journal, Vol. 27, No. 11, (1989) pp. 1579-1583.
- 4) 西尾, 木村: 磁気テープを用いる新しい表面圧力分布測定法, 日本機械学会論文集(B編) 56巻, 532号, (1990) pp. 3799-3804.

口絵 1 Visualized streamline around hypersonic wedge. (本文228頁参照)
(福山大学 西尾正富)

口絵 2 Visualized streamline around hypersonic wedge with afterbody. (本文228頁参照)
(福山大学 西尾正富)