極超音速流中における衝撃波/境界層干渉場の可視化*

西 尾 正 富^{*1}

Visualization of Hypersonic Shock-Wave/Boundary-Layer Interaction

Masatomi NISHIO

This paper describes a method for visualizing boundary layers in hypersonic flow. The method is applied to the visualization of shock-wave/boundary-layer interaction phenomena in hypersonic flow. In order to develop the visualization method, the radiation of an electric discharge is utilized. First, a visualized boundary layer over a wedge in hypersonic flow is shown. Second, visualized results of the hypersonic shock-wave/boundary-layer interaction phenomena generated by two wedges are demonstrated. Furthermore, the method for visualizing boundary layers is improved, and a flowfield of hypersonic shock-wave/boundary-layer interaction is demonstrated by utilizing the improved method. These experiments are carried out using a hypersonic shock tunnel. The main characteristics of the tunnel are that the Mach number is 10 and the duration is 10 ms.

Key Words: Hypersonic Flow, Shock-Wave/Boundary-Layer Interaction

1. 緒 言

極超音速飛しょう体を開発するうえで、多くの研究すべき問題がある。これらの中で、気体力学の分野に関する対象に限っても、種々の研究すべき問題がある。中でも、極超音速流中における衝撃波と境界層の干渉場に関する問題は、その飛しょう体の空力特性、空力加熱などと密接な関係がある。また、スクラムジェットエンジンの空気吸込口の流れ場にも衝撃波/境界層干渉が生じる。したがって、この衝撃波と境界層の干渉場の流れの状態を解明することは極超音速飛しょう体の問題を取扱う上で重要である。このようなわけでこれまでに衝撃波と境界層の干渉に関する研究が多く報告されている^{(1)~(4)}。しかしながら、それらの実験的研究、とりわけ可視化実験の多くは、油膜法を用いて飛しょう体の壁面の流れ状態を可視化するか、シュリーレン法を用いて可視化が可能な領域の気体の密度変化を観測するといった、限られた範囲での実験が行われるにすぎなかった。このように、極超音速流れの可視化法自体があまり報告されていない主な理由は、ショックタンネルなどで得られる極超音速流れが、

一般に極めて高速、希薄、かつ気流の持続時間が短いことなどが挙げられる。これらのことが極超音速流れの可視化法の開発を難しくしている主な理由と考えられる。

このようなわけで、極超音速流れの上述のごとき厳しい可視化の条件下においても、その種々の流れ場(例えば、衝撃波断面形状、空間流線など)が可視化できる方法として、著者らは放電の発光を利用する可視化法(放電発光法)^{(5)~(10)}を研究・開発した。

本研究では、油膜法やシュリーレン法などでは十分解明できない、任意の飛しょう体形状における衝撃波/境界層干渉場の空間の気体の流れの状態をより一般的に解明できるように、放電の発光を利用して、極超音速流中における境界層の可視化法を開発した⁽¹¹⁾。さらに、この境界層の可視化法を、衝撃波/境界層干渉場の可視化に応用できるように発展させ、かつ実際に、極超音速流中における衝撃波/境界層の可視化を行った。本論文ではこれらの可視化原理と可視化例について述べられている。

2. 実験装置

本実験に用いられた極超音速ショックタンネルの写真を図1に示す。この風洞のおもな性能は、マッハ数

* 原稿受付 1996年8月28日。

*¹ 正員、福山大学工学部(〒729-02 福山市学園町1)。

Fig. 1 Hypersonic shock tunnel (Mach number = 10)

Fig. 3 Wedge model and pair of electrodes

Fig. 2 Electric discharge circuit

10, 気流の持続時間は 10 ms である。

放電の発光を得るための放電回路の基本的な構成図を図 2 に示す。この回路により、短い気流の持続時間内に、スイッチングとしてのサイラトロンが働き、放電が行われる。放電回路の基本的な構成図からわかるように放電回路は極めて単純で、印加電圧と、抵抗 $R1$ および $R2$ を適当な値に設定するだけで可視化実験は簡単に行われる。

3. 境界層の可視化法

極超音速流れにおける衝撃波/境界層干渉場の可視化を行うために、極超音速流れに生じる境界層の可視化法を開発した。そしてこの境界層の可視化法を衝撃波/境界層干渉場の可視化に応用した。したがって、

初めにこの極超音速流中における境界層の可視化法について述べる。

境界層の可視化原理を述べるために、図 3 に示すような、極超音速流中に置かれたくさび模型と電極の配置図を用いる。図 3 では、一様流中に陰極の針状電極が配置されており、くさび模型の表面には陽極の線状電極が張りつけるようにして配置されている。図 4 には、極超音速流中における境界層を定性的に可視化する方法を図解している。図 4 (a) において、境界層が図 4 (a) 中に示すように生じているものとする。初めに、両電極間に電圧を加えて初期放電を図 4 (a) に示すように、例えば点 A と点 B の間に発生させる。ここで点 A は針状電極の点で、点 B は線状電極上のある位置を表す。このあと、電圧を印加し続けると、放電は持続する。この場合、放電路は発光しながら気流に乗って下流に流れていく。この際、くさび近傍での境界層内の流れの速度の相違から、放電路は境界層内で曲げられ、図 4 (b) に示すような形になると考えられる。さらに、放電を継続させると、PB 間の距離が大きくなる。ここで点 P は境界層と放電路が交わる所を示す。このため、図 4 (c) に示すように、放電路の経路として、点 P に近い線電極上の他の点 C を新たな電極点とするようになる。したがって、APC が新たな放電路となる。さらに、放電が持続すると、上述したことが下流において繰返され、図 4 (d) に示すような放電路形状が得られる。このような気流に乗って流されながら発光を続ける放電路を、放電の開始時から放電路が流れ去るまでの全時間にわたってカメラのシャッターを開放にして写真観測すれば、図 4 (e) に示すような放電の発光状態の写真が得られ、このことから境界層を定性的に可視化することができる。

以上述べてきた可視化原理に従って、実際に極超音

Fig. 4 Illustration of visualizing principle of boundary layer in hypersonic flow

Fig. 5 Visualized result of boundary layer

速流中における境界層の可視化を行う。この実験に用いられた模型は図3に示したものと同一である。模型の幅は100 mmで模型の先端はわずかに鈍頭である。また模型の迎え角は 5° で、放電は図2に示す回路が用いられており、この実験での印加電圧は2 kV、回路抵抗R1は2000 Ω 、R2は100 Ω である。くさび模型の表面には陽極の線状電極が配置されているが、この線状電極により流れが乱されないように、線状電極の厚さを0.1 mmと十分薄くしている。以上のような条件における境界層の可視化結果を図5に示す。写真は、可視化原理に述べたごとく、模型表面の線電極上にいくつかの陽極点が見われており、また、可視化原理から判断して、境界層の位置を写真上に書き加えたごとく境界層が確認できる。

4. 衝撃波/境界層干渉場の可視化

上述の境界層の可視化法を応用して、極超音速流中における衝撃波/境界層干渉場の可視化を行った。

初めに、2枚のくさびを図6に示すように配置して下側のくさびに生じる境界層に、上側のくさびによって生じる衝撃波が干渉する場合の流れ場を可視化した。電極は図6に示すように配置されており、実験では、衝撃波の干渉のない境界層を可視化した場合と同じように、放電回路を設定し、同じ電圧を印加した。また、模型の先端はわずかに鈍頭になっている。この場合の可視化写真を図7に示す。衝撃波干渉を受けた流れである図7に示された流れの状態は、図5に示された衝撃波干渉のない場合の流れとはまったく異なるものであることがわかる。ここで、可視化結果から

Fig. 6 Arrangement of two wedge models and a pair of electrodes

Fig. 7 Visualized result of hypersonic shock wave/boundary layer interaction

Fig. 8 Illustration of flowfield shown in Fig. 7

得られる流れ場の概略を図8に示す。図8に示す衝撃波の位置関係は図9に示すところの上側のくさびにより発生した衝撃波と、下側のくさびにより発生した衝撃波の可視化写真などから得られている。この衝撃波の可視化も本論文で述べているところの放電の発光を利用する可視化法⁽⁴⁾⁽⁵⁾が用いられている。

次に、くさびとフィンの組合せによる極超音速流中における衝撃波/境界層干渉場の可視化を行ったので、このことについて述べる。模型の形状と電極の配置を図10に示す。この実験では、くさびに生じる境界層がフィンによって生じる衝撃波の干渉を受けた場合への流れ場を可視化する。このような模型形状による流れ場は、極超音速飛しょう体の胴体部とフィンなどによる流れ場の干渉だけでなく、スクラムジェットエンジンの空気吸込口においても生じる流れ場であり、極超音速飛しょう体を開発するうえで、非常に重要な研究テーマとなっている。用いたくさびの先端は十分鋭利なもので、そのくさびの迎え角は 2° 程度である。ここで、その流れの状態をくさびの側面から可視化し

(a) Intersection of two shock waves

(b) Reflection of shock wave from lower wedge

Fig. 9 Visualization of shock waves

Fig. 10 Model geometry and pair of electrodes

た結果を図11に示す。可視化写真から判断すると、図11中にSeparated regionと記載しているように、衝撃波と干渉していると考えられる領域近傍では、その流れははく離を示しているのがわかる。

5. 境界層の可視化法の改良

本論文において、極超音速流中における境界層の可視化原理を述べてきた。そして、その境界層の可視化

Fig. 11 Visualized result of hypersonic shock-wave/boundary-layer interaction in the field for model shape shown in Fig. 10

例として図5を例示した。しかしながら、上述の可視化手法においては、線電極上の陽極点の位置があらかじめ決まっておらず、流れの下流にある線状電極上に自然発生的に陽極点が次々に生じるままに任せたものであった。このため、陽極点の位置の間隔が不規則になり、場合によっては(例えば、模型周りに発生する衝撃波が弱くて衝撃波層内の気体が極めて希薄である場合など)、線電極全体が陽極として働き、境界層の可視化そのものが困難になる場合も予測される。例として、くさびの先端が十分に鋭利で、かつ、迎え角が 2° 程度と小さい場合における、境界層の可視化写真を図12に示す。この実験でも、図5に示す可視化実験と同様な放電回路の条件で得られている。図12の可視化写真の場合には、線電極全体が陽極として働いており、そして、境界層の位置を認識するのが困難になっている。このように、実験の条件によっては必ずしも上述の可視化原理で述べたような現象が生じない場合も起こり得る。このことは本境界層の可視化法としての難点とも考えられる。この難点を解決する方法として、図13に示すように、実験条件に適したように陽極の電極を適度な間隔に配置し、強制的にそれらの電極の位置を陽極の位置にする方法が考えられる。しかしながら、このような方法では、貴重な飛しょう体模型に多くの穴をあけることの欠点が生じ、また、実験の準備に要する時間の損失もある。

これらのことを考慮して、図14に示すように、線電極の上に厚さ0.05 mm程度の十分薄いセロテープを適当な間隔で張りつけて、これでもって、多数の陽極点を配置させた。こうすることにより、セロテープで覆われた部分は絶縁され、セロテープで覆われていな

Fig. 12 Visualized result in case that tip of wedge model is sharp

Fig. 13 Illustration of arrangement of several needle electrodes

Fig. 14 Wedge model and line electrode covered with several cellophane tapes

Fig. 15 Visualized result of boundary layer over the wedge shown in Fig. 14

い箇所だけが陽極の位置となる。このような方法で極超音速流中におけるくさび上に生じる境界層の可視化を行った。この場合の可視化結果を図 15 に示す。この可視化写真では、図 12 の場合と異なり、境界層の位置が比較的良好に表されているように考えられる。さらにこの方式に基づいて、図 10 に示す模型を用いて極超音速流中における衝撃波/境界層干渉場の可視化を試みた。その可視化の一例を図 16 に示す。この可視化写真から、くさびの先端近くでは流れは乱されている様子はみられないが、フィンに近づくとき境界層のはく離が起きており、そして、フィンを過ぎた後、境界層が再付着している様子が示されている。

6. 結 論

本論文では、初めに、放電の発光を利用した極超音速流中における境界層の可視化法について述べた。さらに、この境界層の可視化法を、極超音速流中における衝撃波/境界層干渉場の可視化に応用し、その可視化例を示した。また、この境界層の可視化法をさらに

Fig. 16 Visualized result of hypersonic shock wave/boundary layer interaction in the field for model shape shown in Fig. 10, utilizing several cellophane tapes as shown in Fig. 14

改良を加え、より広範囲な流れ場の条件においてもその可視化が可能になるように可視化法を新たに改良した。この改良された方法を用いて極超音速流中における衝撃波/境界層の干渉場の可視化も試みられた。これらの可視化結果から、この放電の発光を利用する可視化法が極超音速流れの可視化に適した方法であることが示された。

文 献

- (1) Settles, G. S., ほか 1 名, *AIAA J.*, (1994), 1377-1383.
- (2) Grasso, F., ほか 1 名, *AIAA J.*, (1993), 1199-1206.
- (3) Kunnoy, M., ほか 1 名, *AIAA J.*, (1993), 8-9.
- (4) Garrison, T. J., ほか 3 名, *AIAA J.*, (1993), 2204-2211.
- (5) Nishio, M., *AIAA J.*, (1990), 2085-2091.
- (6) Nishio, M., *AIAA J.*, (1992), 2346-2348.
- (7) Nishio, M., *AIAA J.*, (1992), 1662-1663.
- (8) Nishio, M., *AIAA J.*, (1993), 1170-1171.
- (9) Nishio, M., *AIAA Paper*, 96-2392 (1996).
- (10) 西尾正富, 日本航空宇宙学会誌, **44**, 509 (1996), 347-353.
- (11) Nishio, M., *AIAA J.*, (1996), 1464-1467.