

# 衝撃風洞を用いた極超音速飛行体周り流れ場の 放電発光法による可視化

学生証番号 66209 氏名 児島 佳敬  
(指導教員 鈴木 宏二郎 准教授)

Key Words : Electric Discharge method, Visualization, Hypersonic flow, Shock wave

## 1. 序論

現在、世界各国で宇宙往還機の開発が進められている。今後のより活発な宇宙活動の実現のためには、宇宙往還機は必要不可欠なものだが、実現には空力特性や大気圏突入時の空力加熱など、さまざまな課題がある。機体周りの流れ場は三次元的で複雑な流れ場であり、数値解析だけでは十分な信頼性を得ることができないため、地上実験設備が必要である。

極超音速風洞の一種に衝撃風洞がある。衝撃風洞は、圧縮機や加熱器などの付帯設備を必要とせず、比較的簡単な装置構成で極超音速流が得られるという特徴を持つ。気流持続時間は1~10ms程度だが、それゆえ実験模型や装置に与える熱的損傷を小さくできる。

風洞実験において物体周りの流れ場を知るための基本的な方法は可視化である。一般に、圧縮性流体の可視化実験には、シュリーレン法に代表される光学的手法が用いられる。しかし、実験法による制約のため可視化方向が限定され、任意の断面での流れ場の可視化が不可能であり、さらに、気体の密度変化を利用して可視化をしているため、気流密度が小さい極超音速流への適用には困難が生じるという課題が挙げられている。

これらの課題を解決するために、放電発光法<sup>1)~3)</sup>が提案されている。放電発光法は、放電現象が気体の物理量と関係があることを利用した可視化方法である。模型に電極を貼り付けることができれば、任意の断面における模型周りの衝撃波の可視化が可能であり、適用範囲も広く、装置も簡単・安価であるという特徴を持つ。一方、放電という複雑な現象を利用しているため、得られた画像の適切な解釈のためには、実験例の蓄積が必要とされている。

本研究の目的は、低コストで高い機動性を持つ極超音速風洞である衝撃風洞に、同じく低コストかつ設定自由度の高い放電発光法を用いて、極超音速飛行体周りの流れについて低コストかつ柔軟性の高い可視化画像取得方法を示し、その適用性・有用性を確認することである。

## 2. 放電発光法

放電発光法は、放電という複雑な現象を利用して可視化を行っているため明確な理論は存在しないが、西尾<sup>1)~3)</sup>により定性的な理論が述べられている。西尾によると、衝撃波を横切るように放電を生じさせたとき、一様流側の放電の発光強さと衝撃波層の放電の発光強さが異なる場合を第一放電法<sup>1)</sup>、同じく衝撃波を横切るように放電を生じさせたとき、放電路からの発光強さが衝撃波の位置で他の領域からの発光強さと異なる場合を第二放電法<sup>2)</sup>と述べている。これらの定性的理論に基づき、極超音速流中の可視化実験を行う。

## 3. 実験装置

本研究で使用した二段式高エンタルピ型衝撃風洞の概略図を図1に示す。高圧筒と銃身管の間にはバルブがあり、銃身管と延長管の間、および延長管とノズルの間には隔膜が挿入され、各部での圧力を調節できるようになっている。本研究では各部の圧力をそれぞれ0.99MPaG、50kPa、5kPa、5Paと設定し、実験を行った。この風洞の性能は、ピトー圧計測によって得られた主流マッハ数10.86、レイノルズ数 $1.2 \times 10^5$  (代表長さをノズル出口直径の150mmとした場合)、よどみ点圧力0.83MPa、よどみ点温度1000K(推定)で、一様流の持続時間は10ms程度である。試験気体は空気をを用いた。

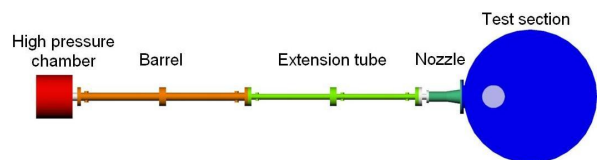


図1 二段式高エンタルピ型衝撃風洞概略図

本研究で使用した放電回路を図2に示す。この放電回路は、主に抵抗とコンデンサから構成されている。回路図中の初期電圧や抵抗R1、R2を変化させることにより、可視化に適する放電を起こすことがで

きる。本研究では、基本的に初期電圧1.5kV、抵抗R1は510k、抵抗R2は10kとした。陰極は針状電極を用い、測定室内に固定した。陽極は、幅2mm、厚さ0.12mmの銅製の導電性テープを実験模型に貼り付け、放電させたくない部分はセロハンテープで被覆した。電極間距離は4～5cm程度である。

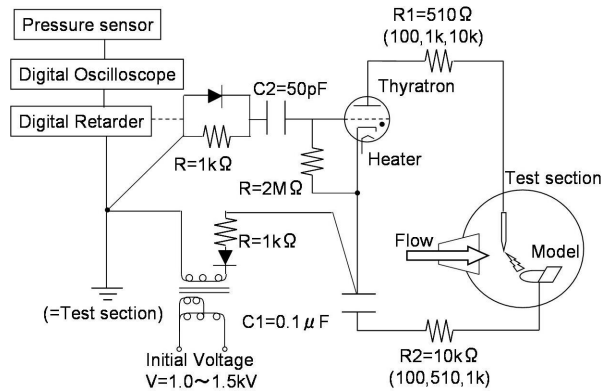


図2 放電回路図

#### 4. 放電発光法に関する基礎実験

##### 4-1 放電発光のタイミングの確認

放電発光のタイミングを確認するために、ハイスピードカメラを用いて撮影を行い、カレントモニタの出力結果との対応関係について調べた。本実験ではハイスピードカメラによる撮影と共に、よどみ点の通風前後の圧力、および放電回路の針状電極と抵抗R1の間の電流の大きさや向きの計測を行った。

実験結果から、放電現象は測定室内への極超音速流の流入による圧力上昇により生じ、計測された電流のピークと対応していることが分かった。また、発光部が極超音速流に流れてしまうトレーサのような効果は確認できなかった。

##### 4-2 放電発光法により得られる画像と流れ場の関係

放電発光法により可視化される衝撃波流れに適切な解釈を与えることを目的に、半球模型周りの流れ場の放電発光法による可視化および数値解析を行い、それら二つの結果を比較した。

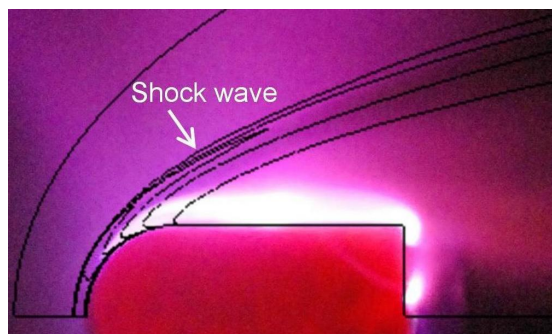


図3 半球模型周りに生じる衝撃波と数値解析結果

図3に半球模型周りに生じた衝撃波の可視化画像に、密度に関する数値解析結果の等値線を重ねた結果を示す。この結果から、放電発光法により衝撃波が可視化されていることが分かった。また、放電発光のタイミング確認の実験と合わせ、放電現象が測定室内への極超音速流の流入による圧力上昇により生じていることに対し、可視化画像に大きな影響はないことが分かった。

#### 5. 極超音速飛行体周りの流れ場の可視化

放電発光法の適用性や有用性を確認するために、複雑形状である極超音速飛行体周りの流れ場の可視化実験を行った。さまざまな姿勢角をとった場合や、ボディフラップを設置した場合などの実験を行ったが、ここでは、放電発光法の特徴の一つである極超音速飛行体後方からの流れに対し垂直な断面の衝撃波の可視化結果について図4に示す。迎角は20°である。模型下方に、模型先端部から生じたと考えられる湾曲した離脱衝撃波が可視化されている。この方向からの衝撃波の可視化は、シュリーレン法では困難であり、放電発光法の有用性を示している。

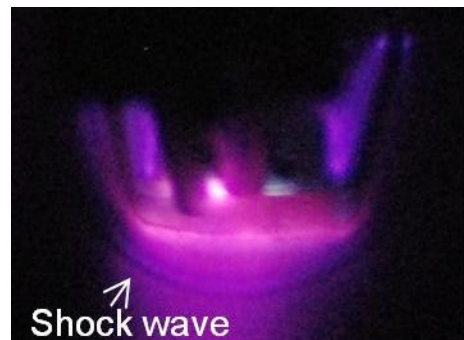


図4 極超音速飛行体周りに生じる衝撃波の後方からの可視化結果(迎角: 20°)

#### 6. 結論

極超音速飛行体周りの流れについて低コストかつ柔軟性の高い可視化画像取得方法を示し、その適用性・有用性を確認することできた。

#### 参考文献

- 1) 西尾正富：極超音速飛翔体周りに生じる三次元衝撃波の放電を用いる可視化法の定性的理論、日本航空宇宙学会誌、vol. 40、pp.646-651、1992.
- 2) 西尾正富：極超音速飛翔体周りに生じる三次元衝撃波の可視化に対する第二放電法、日本航空宇宙学会誌、vol. 41、pp.707-711、1993.
- 3) 西尾正富：極超音速飛翔体周りの流れ場の放電を利用する可視化法(放電発光法)、日本航空宇宙学会誌、vol. 44、pp.347-353、1996.