極超音速飛行する TSTO 宇宙往還機周りの流れ構造の研究*

西 尾 正 富^{*1}, 瀬 崎 新 士^{*2}
中 村 弘 明^{*2}, 山 本 行 光^{*3}

Study on Flow Structure around Hypersonic TSTO Launch Vehicle

Masatomi NISHIO^{*4}, Shinji SEZAKI,
Hiroaki NAKAMURA and Yukimitsu YAMAMOTO^{*1} Department of Mechanical Engineering, Fukuyama University,
1 Gakuen cho, Fukuyama shi, Hiroshima, 729 0292 Japan

Flow structures around hypersonic TSTO launch vehicle were investigated by utilizing the electrical discharge method. First, boundary layers near the orbiter surface were observed by a visualization technique of boundary layers. Subsequently, lateral and cross-sectional shock shapes around TSTO launch vehicle were observed by a visualization technique of shock waves. From these results, it was confirmed that a separation shock wave was generated near the orbiter surface. In this study, the visualizations were carried out at Mach 10.

Key Words: Boundary Layer, Hypersonic Flow, Shock Wave, Flow Visualization, Separation

1. 結 言

宇宙活動の拡大にともない将来の宇宙輸送システムには、高い経済性、信頼性が求められている。これらを実現させるための新しい宇宙輸送システムとして、再使用型の宇宙往還機が考えられており現在、世界各国で様々な形態について研究が進められている^{①②}。

再使用型ロケットには、SSTO(Single Stage-To-Orbit)やTSTO(Two Stage-To-Orbit)型があり、近い将来に実現可能な TSTO 型宇宙往還機について多くの研究^{③④}が行われている。後者は二段式であり、一段目は飛行中に離脱し地上に帰還する。そして二段目の宇宙機は、離脱後に大気圏を脱出する。このとき、極超音速で飛行している TSTO 宇宙往還機には衝撃波/境界層干渉や衝撃波/衝撃波干渉が生じ、空力加熱を発生させる。そのために、これらの干渉場の現象を解明することは非常に重要である。この空力課題の基礎検証が山本ら^⑤によって行われた。その研究では二体の半球円柱を用いて、巡航時及び分離時における衝撃波干渉問題について調べられている。その結果、実験と計算のコンビネーションが流れの構造の解明に大きな役割を果たすことが示された。

しかし、その研究では風洞実験において、シュリー

レン法やシャドウグラフ法を用いて衝撃波干渉形態を調べ、オイルフロー法を用いて壁面近傍の流れの様子が調べられているが、境界層のような壁面から離れた流動現象の可視化は行われていない。その理由として、極超音速流における流動現象を可視化することが非常に困難であり、可視化手法がほとんど開発されていなかったことが考えられる。衝撃波/境界層干渉を調べるために風洞実験で、境界層を可視化することは非常に重要である。

現在、CFD 解析の発展にともない、衝撃波/境界層干渉のような複雑な流れ場においても、流れの構造が調べられている。そこで風洞実験において、このような干渉場を可視化することができれば、これまで以上に数値計算の結果を生かし、流れの構造をより詳しく調べることができると考えられる。

本研究では、境界層や任意の衝撃波断面形状を可視化することのできる放電発光法^{⑥⑦}を用いて将来型 TSTO 模型周りの流れ場の可視化を行い、その構造を三次元的に調べた。

2. 実 験 装 置

実験で使用した TSTO 宇宙往還機模型の概略を図 1 に示す。この模型形状は現在、宇宙開発事業団や航空宇宙技術研究所が研究している宇宙往還機の相似形である。この模型を極超音速風洞の観測部に取り付けている様子を図 2 に示す。図中には TSTO 模型と針状電

* 原稿受付 2003 年 5 月 8 日。

^{*1} 正員、福山大学工学部(〒729 0292 福山市学園町 1)。^{*2} 正員、福山大学大学院。^{*3} 航空宇宙技術研究所(〒182 8522 調布市深大寺東町 7 44 1)。

E-mail: m.nishio@fume.fukuyama-u.ac.jp

Fig.1 Model dimensions. (Unit: mm)

Fig.2 Test section of a hypersonic gun tunnel.

Fig.3 Electric circuit.

極の一部、そして極超音速ノズルが写っている。図3には放電発光法を用いて、模型周りの流れ場を可視化するために使用した放電回路の概略を示す。回路中の電気抵抗 R_1 , R_2 を適宜変更することにより、可視化を行う流動現象に最適な放電を発生させる。本実験で

の気流の条件は、マッハ数 $M = 10$ 、よどみ点圧力 $P_0 = 2.3 [\text{MPa}]$ 、よどみ点温度 $T_0 = 8.8 \times 10^2 [\text{K}]$ 、気流密度 $\rho = 4.5 \times 10^{-3} [\text{kg/m}^3]$ 、そしてレイノルズ数 $Re = 3.4 \times 10^5$ (代表長さ 20 cm) である。この条件で放電発光法を用いて、TSTO 模型周りの流れ場の可視化を行った。

3. 放電発光法による流れ場の可視化

3・1 境界層の可視化 オービター周りに生じている境界層を調べるために、放電発光法を用いて模型の迎角 0° における境界層の可視化を行った。以下に境界層の可視化原理¹⁰⁾を述べる。電極間に棒状の放電を発生させる。その後も微弱な電流を流し続けると、放電路はわずかに発光しながら気流に沿ってドリフトする。この時ドリフトしている放電路をカメラのシャッターを開放にして観測すると、境界層内の速度分布により境界層を可視化することができる。

この可視化原理に基づいて、TSTO 宇宙往還機模型周りに生じる境界層を可視化した時の模型と電極の配置を図4に示す。線状電極は模型の中心線上に貼り、その電極の真下に針状電極をセットしている。線状電極の厚さは、流れを乱さないように 0.1 mm と十分に薄いものを使用している。

境界層の可視化実験は、図4に示す線状電極を露出させたものと、線状電極上に絶縁体であるセロハンテープを等間隔に貼り、放電できる場所を制御したものとの二種類で行った。テープ無しの場合の可視化結果を図5(a)に、テープを貼った場合の可視化結果を図5(b)に示す。図5(a)から、図中に示している剥離点と書いている位置付近では、壁面上から下流側の斜め下方に向かって強く発光している比較的大い光の帯が観測されている。このことは、この剥離点付近の位置で境界層の剥離が生じ、この位置より後方への流れが壁面から離れて下方に流れが生じていると判断できる。図5(b)では、線状電極上にセロハンテープを等間隔に貼ったことにより、線状電極上に生じている電極点の間隔が等しくなっている。その結果、境界層の様子が分かりやすくなっている。この図においても、剥離点が可視化されている。図5(a), (b)から読み取った境界層の概略を図6に示す。この時、オービターの先端を位置の基準にとり、そこから後方の長さはオービターの表面に沿って測る。層の厚さは、オービターの表面から垂直に測る。そして、長さを無次元数で表すために、それらの長さを模型の全長 200 mm で割っている。後で述べている側面衝撃波の可視化の所で得られている衝撃波と、境界層の位置関係を調べるために境界層の剥離した位置を計測した。図5(a)から剥離点の位置

Fig.4 The arrangement of a model and a pair of electrodes for visualizing boundary layers.

Fig.6 Sketch of boundary layer obtained by the visualizations.
(Angle of attack is 0°)

(a) Visualized result without cellophane tape.

(b) Visualized result with cellophane tape.

Fig.5 Visualized boundary layers. (Angle of attack is 0°)

を読み取ると、オービターの先端から約 0.14 であった。
3・2 側面衝撃波の可視化 はじめに、放電発光法による衝撃波の可視化原理⁹⁾を述べる。衝撃波を交差するように放電を発生させると、衝撃波の位置における放電の発光強さが、衝撃波前後における放電の発光強さよりも暗くあるいは、明るくできる。従って、この放電路を側方から写真観測することにより、衝撃波

の位置を可視化することができる。

本実験では、放電発光法を用いて TSTO 模型周りに生じる衝撃波形状を可視化するために、図 4 に示すように模型と電極を配置して実験を行っている。なお、衝撃波の可視化実験は、迎角を -10° 、 0° 、 $+10^\circ$ の三種類において行っている。それらの可視化結果を図 7(a)–(c)に示す。図中には、衝撃波の位置関係を分かりやすくするために、模型の像を重ねている。図 7(a)には、電極間にシート状の放電路が写されている。その放電路中に一際目立つ一本の黒い線が確認できる。この線が、オービターの先端部から発生している衝撃波の位置を示している。図 7(b), (c)においてもオービター先端から発生している衝撃波が確認できる。そして、図 7(a)–(c)において衝撃波層内部に注目する。図 7(a)では見えにくいだが、図 7(a)–(c)それぞれの衝撃波層内に、オービターの表面付近からブースター先端方向に立ち上がっている線が見られる。これらの結果は、衝撃波の可視化原理⁹⁾から分かるように、衝撃波層内において衝撃波が発生していることを示している。この衝撃波は、衝撃波層の内側にあることから、ここでは、内部衝撃波と呼ぶ。

以上のことから、ブースターの上流に生じている衝撃波は二重構造になっていることが分かる。迎角 0° における内部衝撃波の発生位置を図 7(b)から読み取ると、オービター先端から約 0.20 の位置で、そしてオービター表面から約 0.04 離れた所から内部衝撃波が発生していた。この内部衝撃波は、境界層の可視化の所で述べた、境界層が剥離している位置（オービター先端から約 0.14）よりも後方（オービター先端から約 0.20）で生じていることから、今後この内部衝撃波を、剥離衝撃波と呼ぶ。図 7(a)–(c)からそれぞれの衝撃波位置を読み取った概略図を図 8(a)–(c)に示す。迎角 0° の剥離衝撃波の発生位置において、剥離した境界層と剥離衝撃波の位置関係を調べる。剥離衝撃波の発生位置

(a) Angle of attack is -10° . (b) Angle of attack is 0° . (c) Angle of attack is 10° .

Fig.7 Visualized lateral shock waves.

であるオービター先端から約 0.20 の位置において、剥離している境界層の位置はオービター表面から約 0.02 であり、剥離衝撃波層の厚さは約 0.04 であったこのように放電発光法を用いると、空間的に剥離した境界層と剥離衝撃波の構造を得ることができる。

次に、同じ気流条件においてシュリーレン法を用いて、模型の迎角 10° における側面衝撃波の可視化を行っている。その可視化結果を図 9 に示す。このシュリーレン法の可視化結果と、放電発光法で得られた結果を比較すると、衝撃波の位置がよく一致していることが分かる。図 9 を見ると剥離衝撃波が、放電発光法による可視化写真（図 7）に比較して見えにくい。これはシュリーレン法では、本実験におけるような低密

(a) Angle of attack is -10° . (b) Angle of attack is 0° . (c) Angle of attack is 10° .

Fig.8 Sketch of lateral shock waves obtained by the visualizations.

Fig.9 Visualized shock waves obtained by the Schlieren method. (Angle of attack is 10°)

度の条件では、衝撃波を可視化することが非常に難しくなるためである。また、シュリーレン法には、可視化することのできる衝撃波の断面が制限されている等の制約がある。そして低密度の条件下では、調整が難しいという問題がある。このようにシュリーレン法を用いる場合には、三次元的に衝撃波の可視化を行うには種々の限界がある。

しかし、放電発光法を用いると、一対の電極の配置を変更することにより、任意の断面における衝撃波形状を可視化することができる。そこで、より三次元的な衝撃波を可視化するために、シュリーレン法では可

(a) Location of a line electrode.

(b) Visualized result.

Fig. 10 Visualization of lateral shock waves by different electrodes location. (Angle of attack is 0°)

Fig. 11 The arrangement of a camera and a mirror for visualizing cross-sectional shock waves.

視化することのできない、模型の中心線からずれた位置における衝撃波形状の可視化を行った。迎角は 0° で可視化実験を行い、その時の電極の配置を図 10(a) に示す。その可視化結果を図 10(b) に示す。この可視化結果においても、オービター先端から生じている衝撃波と剥離衝撃波が可視化されている。

Fig. 12 Location of a line electrode.

(a) Angle of attack is -10° . (b) Angle of attack is 0° . (c) Angle of attack is 10° .

Fig. 13 Visualized cross-sectional shock waves.

3・3 断面衝撃波の可視化 放電発光法による衝撃波の可視化法を応用して、気流方向に対して垂直な衝撃波断面の可視化を行った。その時のカメラと鏡の

配置を図 11 に示す。この時の観測方向は、鏡をとおして模型の真後ろの斜め下方から観測している。側面衝撃波の可視化と同様に、模型の迎角を -10° 、 0° 、 10° の三種類について、図 12 に示す線状電極の位置における断面衝撃波の可視化を行った。それらの可視化結果を図 13(a)–(c)に示す。これらの可視化結果を見ると、オービターの先端から生じている衝撃波と剥離衝撃波が可視化されており、衝撃波形状はどちらも円弧状であることが分かる。

次に、断面衝撃波と側面衝撃波の可視化結果から得られている衝撃波の位置関係を調べた。以下に、模型の迎角が 0° の場合を例として示す。図 7(b)において、ブースター先端位置における衝撃波層厚さは 0.11 である。これに対応する図 13(b)の模型中心線上における衝撃波層の一番厚い部分は 0.11 であった。剥離衝撃波について調べると、側面の可視化結果では層の厚さが 0.07 であり、断面の可視化結果では 0.07 であった。以上の結果から側面と断面において、オービター先端から生じている衝撃波と剥離衝撃波の位置は共に良い一致を示している。これと同様に、模型の迎角が -10° 、 $+10^\circ$ についても調べた結果、それぞれの衝撃波の位置関係が、側面と断面で対応していることを確認した。

Fig.14 Visualization of cross-sectional shock waves at the position of 0.20 from tip of the model.

さらに、ブースターの上流で生じている衝撃波の構造をより三次元的に調べるために模型の迎角 0° で、図 14(a)に示す電極位置における断面衝撃波の可視化を行った。この電極位置はオービター先端から 0.20 であり、側面衝撃波の可視化結果から分かるように、剥離衝撃波の発生位置である。その可視化結果を図 14(b)に示す。図中にはオービター先端から生じている衝撃波と剥離衝撃波の断面形状が観測されている。

その他の断面位置における衝撃波の可視化結果の例として、模型先端から 0.05, 0.15, 0.25 の位置における可視化結果をそれぞれ図 15(a)–(c)に示す。図 15(a)には、二本の針状電極が写っている。これは、より広範囲の衝撃波の断面形状を可視化するために、同じ実験条件で針状の電極の位置を移動し、二回実験して得られた可視化結果を一枚の写真に合成している。

Fig.15 Visualized cross-sectional shock waves (Angle of attack is 0°)

ためである。

本実験で得られた模型の中心からずれた位置における衝撃波の断面形状や、境界層の可視化結果は、数値計算を用いて得ることはできるが、風洞実験では可視化が非常に困難であり、今まで得られなかったものである。

4. 結 言

本研究では、飛行マッハ数 10 における将来型宇宙往還機周りの流れ場を、放電発光法を用いて可視化を行い、流れ場の構造を三次元的に調べた。模型の迎角は -10° 、 0° 、 $+10^\circ$ において可視化実験を行った。以下に得られた結果をまとめる。

- (1) ブースターの上流に生じている衝撃波は、オービター先端から生じる衝撃波と剥離衝撃波で構成されており、二重衝撃波構造であった。
- (2) 境界層と衝撃波の位置関係を三次元的に調べて流れ場の構造を示した。

参 考 文 献

- (1) Edgar A. Staniszewski, Semireusable Launch Vehicle: A Next-Generation Launch Vehicle?, *Journal of Spacecraft and Rockets*, 38-3 (2001), 368-373.
- (2) Paul V. Tarabini, Kathryn E. Wurster, J. J. Korte, and Roger A. Lepsch, Multidisciplinary Analysis of a Lifting Body Launch Vehicle, *Journal of Spacecraft and Rockets*, 39-5 (2002), 788-795.
- (3) Laura A. Ledsinger and John R. Olds, Optimized Solutions for Kistler K-1 Branching Trajectories Using Multidisciplinary Design Optimization Techniques, *Journal of Spacecraft and Rockets*, 39-3 (2002), 420-429.
- (4) Benjamin B. Donahue, Two-Stage Launch Vehicles for Heavy Payloads, *Journal of Spacecraft and Rockets*, 39-1 (2002), 125-130.
- (5) Martin Sippel, Uta Atanassov, Josef Klevanski, and Volker Schmid, First-Stage Design Variations of Partially Reusable Launch Vehicles, *Journal of Spacecraft and Rockets*, 39-4 (2002), 571-579.
- (6) D. Strohmeier, T. Eggers, and M. Haupt, Waverider Aerodynamics and Preliminary Design for Two-Stage-to-Orbit Missions, Part I, *Journal of Spacecraft and Rockets*, 35-4 (1998), 450-458.
- (7) W. Heinze and A. Bardenhager, Waverider Aerodynamics and Preliminary Design for Two-Stage-to-Orbit Missions, Part 2, *Journal of Spacecraft and Rockets*, 35-4 (1998), 459-466.
- (8) 山本行光, 永井伸治, 小山忠勇, 津田尚一, 平林則明, 穂積弘一, 将来型 TSTO 輸送システムのための半球円柱二体問題衝撃波干渉の実験及び数値解析, 宇宙科学研究所主催, 平成 13 年度宇宙航行の力学シンポジウム講演論文集(2001), 98-101.
- (9) 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, 44(1996), 347-353.
- (10) 西尾正富, 萩原崇徳, 極超音速流中の衝撃波/境界層干渉場に関する放電発光法による研究, 日本航空宇宙学会誌, 46(1998), 413-419.
- (11) 西尾正富, 小竹睦夫, 瀬崎新士, 中村弘明, 極超音速で再突入する HOPE-X 周りの流れ場の放電発光法による研究, 日本航空宇宙学会論文集, 50(2002), 72-78.
- (12) 西尾正富, 極超音速流中における衝撃波/境界層干渉場の可視化, 日本機械学会論文集, 63-610, B(1997), 1908-1913.