

熱線流速計を用いた再突入カプセル後流の多点計測

○山本将大, 服部洋明, 森浩一 (名古屋大学大学院 工学研究科 流体力学研究グループ)

Multipoint Measurement of Reentry Capsule Wake using Hot Wire

Masahiro YAMAMOTO, Hiroaki HATTORI and Koichi MORI

Department of Aerospace Engineering, Nagoya University, 1 Fuso-cho, Chikusa, Nagoya, Aichi 464-8603, Japan

Abstract

The wind tunnel test about supersonic capsule wake were conducted. The purpose of this study is to obtain the quantitative data of flow fluctuation around the reentry capsule and to clarify the mechanism of wake-shock-interaction. To measure the flow fluctuation, the Hot-wire measurement was adopted. In this study, the type of constant voltage anemometer was used. As a result, it was found that the mass flux fluctuation is outstanding only behind the capsule. In addition, it was found that there is intermittent fluctuation in the shear layer between the capsule wake and main stream.

Key Words : Supersonic parachute, Reentry capsule, Shock wave, Wake, Hot-wire measurement

1. はじめに

近年の宇宙開発の動向として、惑星探査に向けた取り組みが盛んに行われている。惑星探査において、探査機を地表に投入するためには、高い信頼性を有する減速システムが求められる。従来、火星探査においては1976年のViking計画以来、超音速パラシュートが用いられている。

パラシュートは軽量で単純な構造でありながら弾道係数が低く、優れた減速性能を有する一方、超音速流れの中では、キャノピー前方に生じるバウショックの激しい振動や、Area oscillationと呼ばれるキャノピーの収縮を伴う変形運動が生じることが報告されている。

先行研究では、超音速パラシュート近傍の大規模な流れ構造について、V. S. Khlebnikovらによると、カプセルとキャノピーの二物体間距離に応じて、Reconstruction modeとSeparation modeの二つのモードが存在することが示されている。また、バウショックの振動やArea oscillationについては、前方物体後方に生じる乱れの大きな後流が後方物体の衝撃波と干渉するWake-shock interactionに起因すると考えられているが、定性的な評価に留まっており、カプセル後流の特性や衝撃波振動について物理的解釈が行われた研究は少ない。M. P. Wernerらは、大型超音速風洞でのPIV計測を実施し、カプセル後流、キャノピー前方の流れ場を明らかにしているが、後流の非定常性や、衝撃波振動との関連性については議論の余地が残っている。さらに彼らはPIV計測結果とDESによるシミュレーション結果との比較を行っており、DESの方がWake-shock interactionを過大に評価していると結論付けている。しかしながら、シミュレーションでは、カプセル後流の解像度によっても結果が大きく変わることが報告されており、妥当性を検証するためには、詳細な後流の実測データが必要不可欠である。

本研究では、超音速パラシュートの安定性に大きな影響を与えるカプセル後流に注目し、その非定常な流れ場について、高い時間分解能を有する熱線流速計を用いた多点計測を行う。そして、カプセル後

流の変動特性、間欠性といった物理的性質を明らかにすることを目的とする。

2. 実験方法

2.1 実験模型

本研究に用いる実験模型は、カプセル模型、カプセル支持部、熱線プローブ支持部から構成される。実験模型の概略をFigure 1.に示す。カプセル模型は、より一般化した後流の特性を調べるため、直径40mmの球とした。実験における座標系として、カプセル中心を原点とし、流れ方向をx、鉛直下向きをzと定義する。カプセルをx方向に、プローブ支持部をz方向に動かすことにより、カプセル後流各位置での計測が可能である。

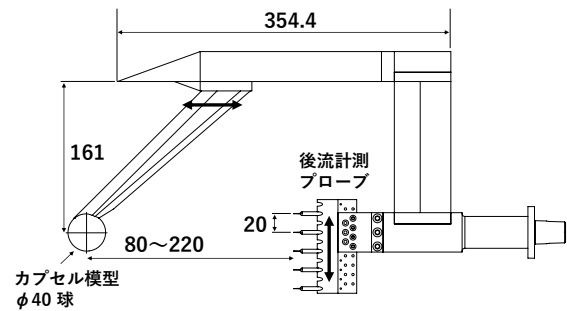


Figure 1. Model Schematic

2.2 超音速風洞

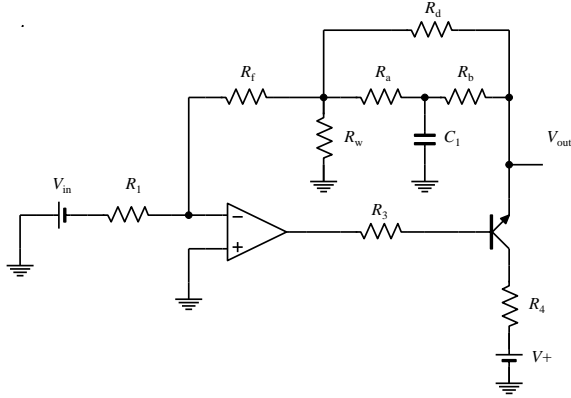
本研究では、JAXA宇宙科学研究本部(ISAS/JAXA)の超音速風洞を使用した。テストセクションは600mm×600mmの矩形断面であり、試験気体は空気である。通風試験における気流条件をTable 1.に示す。

Table 1.

M_∞	Re [m^{-1}]	P_0 [kPa]	T_0 [K]
2.0	1.6×10^7	132.4	298

2.3 熱線流速計

本研究では、カプセル後流の非定常計測を行うため、高い時間分解能を有する熱線流速計を使用した。中でも、応答帯域が広く、電磁ノイズに強い定電圧型熱線流速計(CVA: Constant Voltage Anemometer)を自作し計測を行った。



R_1 : 1.2k Ω , R_f : 300 Ω , R_d : 5.1k Ω , R_a : 68 Ω ,
 R_b : 68 Ω , R_3 : 1.2k Ω , R_4 : 1.2 Ω , C_1 : 4.7 μ F,
 Op-amp: OPA228, Transistor: 2SCR572D3

Figure 2. CVA electrical circuit

熱線プローブは金属細線、ブロング、支持部から構成される(Figure 3.)。細線には、直径5 μ m、長さ2mmのタングステン線を使用し、ブロングにスポット溶接して取り付ける。

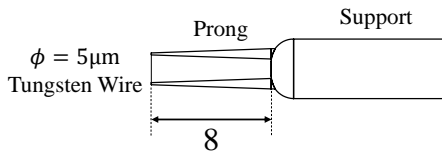


Figure 3. Schematic of Hot-wire Probe

2.4 実験方法

本研究では、以下の手順に沿って実験を実施する。

(1) 熱線流速計の較正試験

風洞一様流中に熱線プローブ 5 本を挿入し、総圧を 125kPa~175kPa の範囲で 10kPa ずつ変更して通風を行うことで、風洞一様流の質量流束に対する熱線出力の較正値を算出する。

(2) カプセル後流熱線計測

(1)で較正を行ったプローブ 5 本を用いてカプセル後方の各点において計測を行う。

各センサー出力は、サンプリングレート 500kHz で収録される。また、上記試験項目に加え、通風試験中はシュリーレン法による流れ場の可視化を行い、高速度カメラにより画像を取得した。

3. 実験結果

3.1 熱線流速計較正試験

定電圧型熱線流速計の較正曲線は次の式でモデル化される。

$$PDR = L + N(\rho u)^n \quad (1)$$

ただし、PDR は熱線の熱消散率を表し、次式で定義される。

$$PDR = \frac{I^2 R_w}{R_w - R_a} \quad (2)$$

I : 熱線電流[A], R_w : 熱線抵抗[Ω], R_a : 熱線非加熱抵抗[Ω]

また L , N は個々のプローブに依存する定数、 $n=0.5$ 程度の定数である。

5 本の熱線プローブに対して熱線印加電圧 $V_w = 1.0V$ として較正試験を行い、一様流の質量流束に対する熱線の出力をプロットすると Figure 4. のグラフが得られる。式(1)の較正曲線の方程式において、 $n=0.5$ とすると、 PDR と $\sqrt{\rho u}$ との関係は線形となる。グラフから分かるように、5 本のプローブにおいてオフセットはあるもののよい線形性が確認され、理論との整合性が示された。

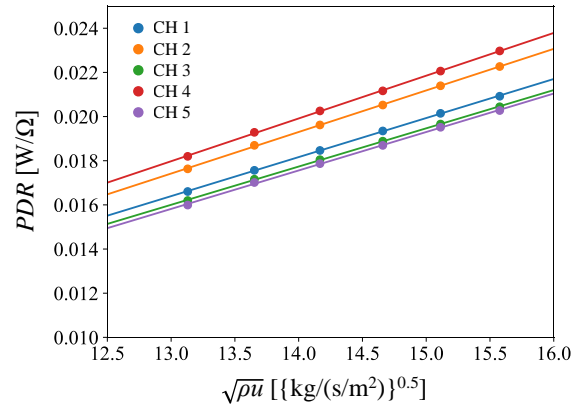


Figure 4. Calibration of Hot-wire

3.2 カプセル近傍の流れ場構造

カプセル近傍の流れ場を可視化したシュリーレン画像を Figure 5. に示す。カプセル前方には弓状衝撃波(Bow shock)が生じ、その後方には球から剥離して生じる剥離衝撃波(Separation shock)が確認できる。また、球後方には亜音速と超音速の流れの境界にせん断層が生じ、Dividing streamline で区切られる三角形の Base region が生じる。さらに Base region の後縁から Trailing shock と呼ばれる衝撃波が生じる。

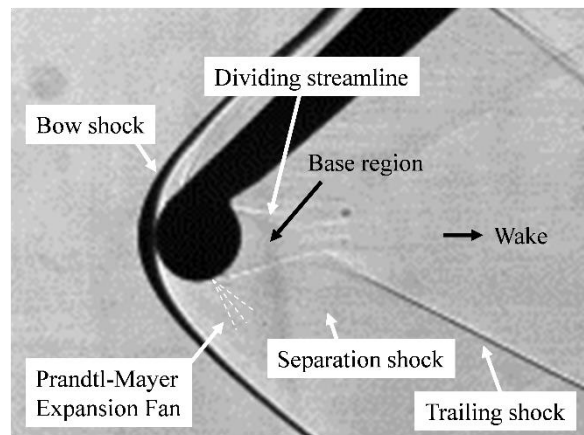


Figure 5. Flow field near capsule

3.3 カプセル後流熱線計測

カプセル後方各点における熱線計測の結果から、平均質量流束及び、流束変動の RMS 値を算出した。カプセル中心からの距離 $x = 80, 120, 180, 220$ mm における z 方向の分布を Figure 6. (a)~(d) に示す。

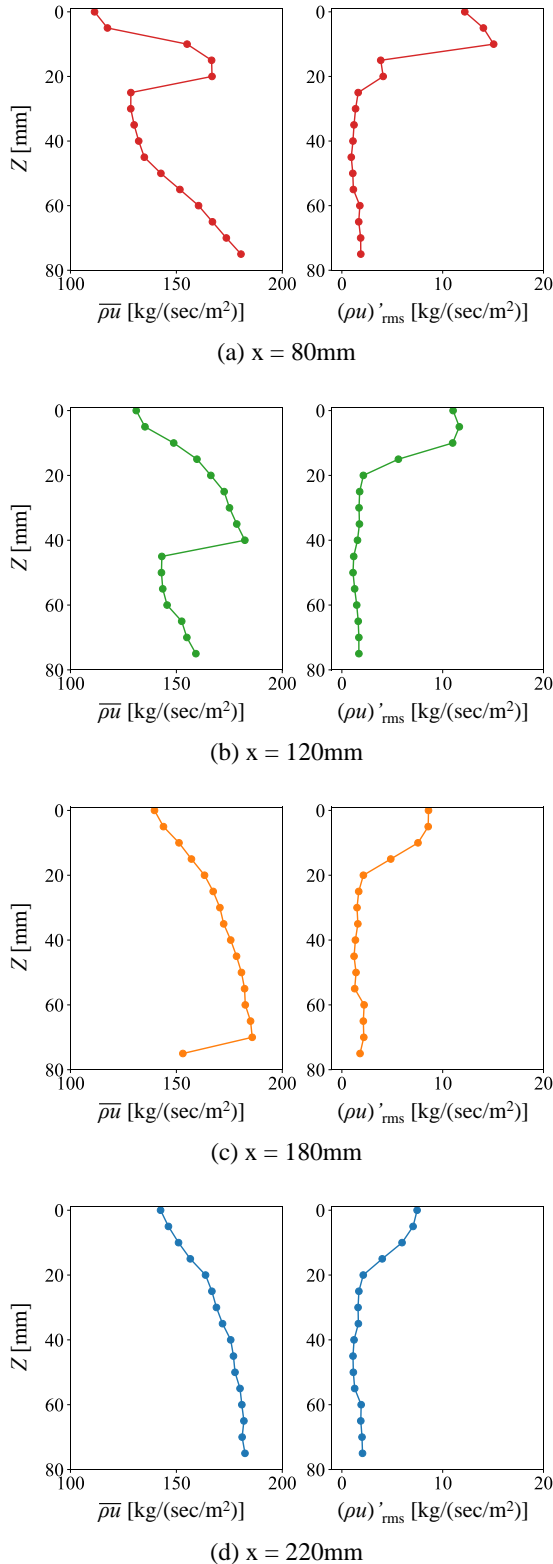


Figure 6. カプセル後流
平均質量流束 / 変動 RMS 値

まず、平均質量流束に注目すると、 $x = 80$ mm はカプセル後方に生じる Base region の直後となっており、 $z = 0$ mm の位置で最も値が小さく、 $z = 0 \sim 15$ mm の範囲で急激に変化していることがわかる。また、 $z = 20 \sim 25$ mm の範囲で値が不連続に変化していることがわかる。これは可視化画像に示したように、Trailing shock 波面の前後での変化を示している。 $x = 120, 180, 220$ mm とカプセル後方に行くにしたがって z 方向の流束勾配は小さくなっていくが、カプセル直径の 2 倍である $z = 80$ まで、広範囲にわたって滑らかに分布していることがわかる。

続いて、質量流束の変動 RMS 値に注目すると、平均質量流束の分布とは大きく異なり、 $x = 80$ mm では $z < 20$ において変動が卓越していることがわかる。また、変動の最大値は $z = 10$ mm の位置であり、カプセル中心軸 $z = 0$ mm に向かって変動が小さくなる分布を示す。一方、カプセル投影面の外側となる $z > 20$ では一様に変動は小さく、変動レベルとしては一様流と同程度であることが確認された。 $x = 120, 180, 220$ mm と後方に行くにしたがって $z < 20$ における変動は小さくなっていくが、全体的な分布の傾向は変化しなかった。

3.4 カプセル後流の間欠的性質

カプセル後流の非定常特性について、その間欠的性質を評価するために、正規分布とのずれを数値で表現する Skewness と Flatness を算出する。Skewness は次式で定義され、正規分布に対する確率密度関数 PDF 分布の偏りを表す。

$$S = \frac{1}{\sigma^3} \left[\frac{1}{N} \sum_{k=0}^{N-1} (x_k - \mu)^3 \right] \quad (3)$$

ただし、 σ は標準偏差、 μ は平均値である。

一方 Flatness は次式で定義され、正規分布に対する PDF の裾野の重みを現す。

$$F = \frac{1}{\sigma^4} \left[\frac{1}{N} \sum_{k=0}^{N-1} (x_k - \mu)^4 \right] - 3 \quad (4)$$

カプセル中心からの距離 $x = 80, 120, 180, 220$ mm における Skewness と Flatness の z 方向分布を Figure 7. (a)~(d) に示す。まず、Skewness に注目すると、 $x = 80$ mm ではカプセル背後の $z < 5$ において正の値を示し、 x 方向後方に行くにしたがってその値は小さくなっていくことが分かる。また、 $z = 20$ mm の位置では負の値を示し、 $x = 120, 180, 220$ mm と後方に行くにしたがってその絶対値は大きくなるが $x = 220$ mm ではやや小さい値となった。その他の $z > 20$ の範囲では、値のばらつきは見られるものの、0 付近の値を示す。続いて、Flatness について見てみると、 $x = 80$ mm では $z = 15$ mm でわずかに正の値を示し、その他の位置では 0 付近の値を示す。そして x 方向後方に行くにつれて、 $z = 20$ mm でのピークの値が大きくなっていく傾向が見られる。 $z = 20$ mm 以外の位置では後流の内部であっても、外部であっても 0 付近の値を示している。以上の分布の物理的解釈として、 $z = 20$ mm 付近で PDF 分布は左に裾野が広がっており、さらにその裾野が長いことが分かる。

すなわち、質量流束の平均値に対して、極端に小さな流束となるような負の変動が間欠的に現れることを示している。また、x 方向後方に行くにつれてそのような正規分布とのずれが大きくなっていくことから、カプセル後流においてそれらの間欠的な現象が発達していくと考えられる。

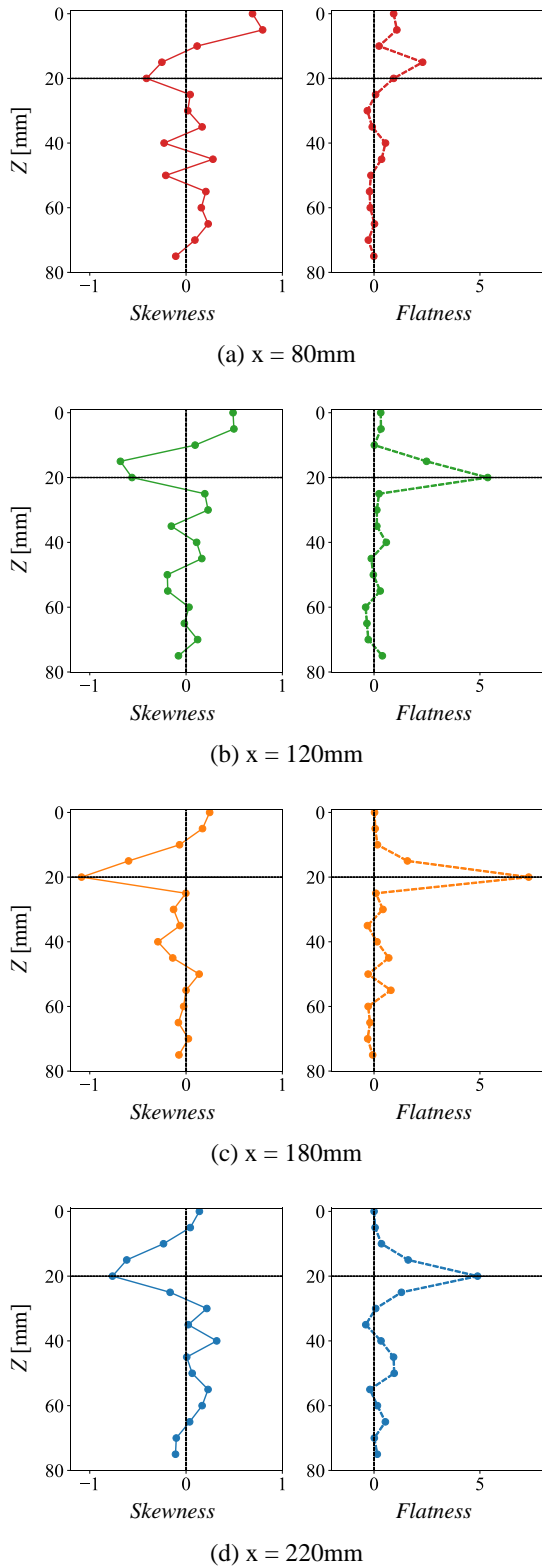


Figure 7. カプセル後流
Skewness / Flatness

4. 結論

本研究では、超音速カプセル後流の非定常特性を調査するため、定電圧型熱線流速計を用いた多点計測を行った。後流の詳細な分布計測の結果、カプセルの影響による平均質量流束の勾配が幅広く分布するのに対し、変動成分はカプセル背後にのみ卓越することが分かった。また、カプセル後流と主流とのせん断層において間欠的な変動が卓越し、後方に行くにしたがって発達していくことが分かった。

参考文献

- [1] V. S. Khlebnikov, "THE PATTERN AND RESTRUCTURING OF SUPERSONIC FLOW PAST A PAIR OF BODIES", Fluid Dynamics, Vol. 29, No. 1, 1994
- [2] Mark P. Wernet, Randy J. Locke, Adam Wroblewski and Antia Sengupta, "Application of Stereo PIV on a Supersonic Parachute Model", 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting, January 5-8, 2009
- [3] Anita Sengupta, Mark Wernet, James Roeder, Richard Kelsch, Al Witkowski and Thomas Jones, "Supersonic Testing of 0.8 m Disk Gap Band Parachute in the Wake of a 70 deg Sphere Cone Entry Vehicle", 20th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar, 4 - 7 May 2009, Seattle, Washington
- [4] Anita Sengupta, Adam Steltzner, Allen Witkowski, Graham Candler and Carlos Pantano, "Findings from the Supersonic Qualification Program of the Mars Science Laboratory Parachute System", 20th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar, 4 - 7 May 2009, Seattle, Washington
- [5] K. Karagiozis, R. Kamakoti and F. Cirak, C. Pantano, "A computational study of supersonic disk-gap-band parachutes using Large-Eddy Simulation coupled to a structural membrane", Journal of Fluids and Structures 27 (2011) 175-192
- [6] Genevieve Comte-Bellot and Garimella R. Sarma, "Constant Voltage Anemometer Practice in Supersonic Flows", AIAA JOURNAL Vol. 39, No. 2, February 2001
- [7] Jason T. Lachowicz, Ndaona Chokani and Stephen P. Wilkinson, "Boundary-Layer Stability Measurements in a Hypersonic Quiet Tunnel", AIAA JOURNAL Vol. 34, No. 12, December 1996
- [8] Joseph D. Norris and Ndaona Chokani, "Rapid Scanning of Overheat Ratios Using a Constant Voltage Anemometer", AIAA JOURNAL, VOL. 41, NO. 8