

熱線流速計を用いた超音速パラシュート近傍の速度変動計測

○山本将大, 倉田椋太, 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)

Experimental Study of Fluctuation near Supersonic Parachute using Hot Wire

Masahiro YAMAMOTO, Ryota KURATA and Koichi MORI

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

Abstract

Supersonic wind tunnel tests of parachute were conducted. This study was performed to obtain the fluctuation of the flow field around the parachute and to elucidate the mechanism of shock-wave-interaction. At first, the measurement using pitot tube was conducted to obtain the distribution of the mach number behind the capsule. Subsequently, the fluctuation of the mass flux was measured by replacing pitot tube with hot-wire probe. As a result, it was found that magnitude of the fluctuation and frequency characteristics are greatly different between inside and outside of the capsule projection area.

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

1. はじめに

火星探査に向けた取り組みが近年盛んに行われている。なかでも、火星の地表面において活動するローバーは大型化しており、火星の大気圏突入から地表に安全に着陸させるための減速装置には高い信頼性が求められる。従来の探査機の投入には、超音速パラシュートが用いられてきた。パラシュートは、軽量で単純な構造でありながら優れた減速性能を有する一方、“Area oscillation”と呼ばれるキャノピーの開閉運動を伴う振動現象や、キャノピー前方に形成されるバウショックの振動が生じるなど、パラシュート近傍は非常に複雑な流れ場となっている。A. Sengupta ら^[1]は、マッハ数、レイノルズ数がパラシュート性能に及ぼす影響について、柔軟模型及び剛体模型を用いた詳細な実験を行っており、Area oscillation やバウショックの振動がカプセル後流やサスペンションラインによる影響を強く受けることを示唆している。N.Pilyugin ら^[4]によると、カプセル後流と衝撃波の干渉について、前後二物体間の距離による二つのモードが存在することが示されているが、定量的な流れ場の構造については未解明な部分が多い。また、PIV 計測によるパラシュート近傍の流れ場の解明が試みられており、平均的な流速分布については実験データが得られているものの、カプセル後流の変動や衝撃波振動に起因する非定常な流れ場については計測データが不足している。今後、惑星探査ミッションに向けた信頼性の高いパラシュートを設計するためには、CFD による解析がますます重視されることが予想されるが、パラシュート特有の柔軟構造と流れ場の練成解析の妥当性を検証するためには、実験による非定常な流れ場の変動計測が必要不可欠である。

本研究では、超音速パラシュート近傍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ることで従来の実験では得られなかった流れ場の変動成分を計測する。また、これらの周波数解析を行うことにより、流れ場の特性を明らかにし、

さらにバウショック振動との関連性について調査する。

2. 実験方法

2.1 実験模型

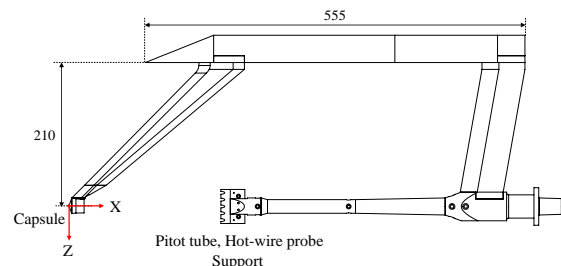
本研究に用いる実験模型は、カプセル模型支持部、ピトー管・熱線プローブ支持部から構成される。実験模型の概略を Figure 1. に示す。(a)に示すように前方に支持されたカプセル先端を原点として、流れ方向に x 軸、鉛直下向きに z 軸をとり、以降この座標系を使用する。カプセル模型は(b)に示すような半頂角 70 度の円錐形状とし、直径 $d = 23\text{mm}$ である。ピトー管・熱線プローブ支持部は x 方向と z 方向に位置を変更することが可能であり、合計でカプセル後方 12 点の計測を行う。計測点の位置の x 座標と z 座標をカプセル直径 d_c で無次元化した値をそれぞれ Table 1. に示す。

Table 1 (a) Measurement Position of X direction

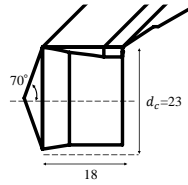
	①	②	③
x/d_c	8.35	10.35	13.53

(b) Z direction

	①	②	③	④
z/d_c	0	0.43	0.87	1.30



(a) Overall Model View



(b) Capsule Model
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 $600\text{mm} \times 600\text{mm}$ の矩形断面であり、試験気体は空気である。Table 2 に試験における気流条件を示す。

Table 2.

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、カノマックス社製の定温度型熱線流速計 (MODEL 1009, 1011, 1013) を使用する。プローブは金属細線、プロング、支持部から構成される (Figure 2.)。細線には、直径 $5\mu\text{m}$ 、長さ 2mm のタングステン線を使用し、プロングにスポット溶接して取り付ける。

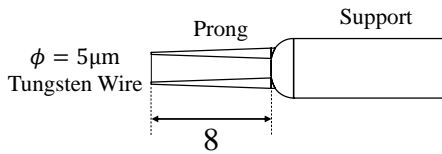


Figure 2. Schematic of Hot-wire Probe

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) カプセル後流ピトー管計測
全圧及び静圧ピトー管を用いてカプセル後方のマッハ数分布を算出する。
- 2) 熱線流速計の較正試験
超音速風洞の総圧を $123.6[\text{kPa}] \sim 180[\text{kPa}]$ の範囲で約 $10[\text{kPa}]$ ずつ変更して通風を行い、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。
- 3) カプセル後流熱線計測
1) のピトー管を熱線プローブに置き換え、同様の手順でカプセル後方の各点において熱線流速計による計測を行う。

各センサー出力は、12bit A/D コンバーターを用いて PC に記録する。サンプリングレートは $100[\text{kHz}]$ である。

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 カプセル後流ピトー管計測

ピトー管計測により求めたカプセル後方のマッハ数分布を Figure 3. に示す。マッハ数の導出には Rayleigh Pitot tube formula を用いた。x 方向距離の異なる三地点でのマッハ数分布を見ると、カプセル中心軸上 $z/d_c = 0$ において最も速度が低下し、中心軸から z 方向に離れるにつれて一様流のマッハ数 $M_\infty = 2.0$ 付近まで速度が回復していくことがわかる。マッハ数の低下が最大となるのは、カプセルに最も近い $x/d_c = 8.35$ 、 $z/d_c = 0$ において $M = 1.67$ である。また、x 軸方向については中心軸 $z/d_c = 0$ ではマッハ数に違いが見られるものの、中心軸の外側の領域での差異はわずかである。

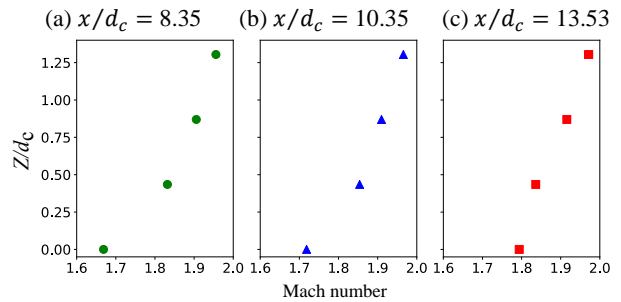


Figure 3. Mach number distribution

3.2 熱線流速計較正結果

熱線流速計の較正曲線は、圧縮性流体では次の式でモデル化される。

$$E_s^2 = L + N(\rho u)^n \quad (1)$$

ただし、 E_s は熱線出力電圧 [V]、 L 、 N は気流の全温、個々のプローブに依存する定数である。本研究では気流の全温は一定として較正、通風試験を実施する。風洞総圧を変え、一様流の質量流速に対して熱線の出力をプロットすると Figure 4. のグラフが得られる。出力結果に対して式(1)の関数でフィッティングを行い、図中に記載の較正曲線の方程式を得た。

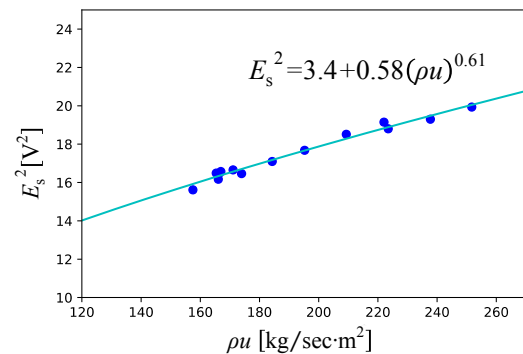


Figure 4. Calibration of Hot-wire

3.3 カプセル後流熱線計測

ピトー管計測と同様の位置において、熱線流速計による計測を行う。カプセルに最も近い $x/d_c = 8.35$ における質量流束及び、質量流束の変動 RMS 値を平均値で除した値を以下に示す。Figure 5. よりマッハ数分布と同様に、熱線による質量流束分布もカプセ

ル中心軸から外側に離れるにつれて回復していることがわかる。一方、Figure 6. では、質量流束の変動の大きさの割合を示し、 z 方向に特徴的な分布を示す。 z 方向外側の二点では変動の割合は 1%程度であるのに対し、中心軸よりの内側二点では 10%程度の割合となっていることがわかる。つまり $z/d_c = 0.43 \sim 0.87$ の範囲で変動の割合が大きく異なる。ここで、 $z/d_c = 0.5$ は流れ方向に対してカプセル投影面の内側と外側の境界線であるため、カプセルの背後に隠れる二点と外側の二点において、変動の特性が大きく異なることが予想される。しかし、本研究においては測定間隔が大きいため、今後より細かい範囲における分布を調査する必要がある。

次に $x/d_c = 8.35$, Z 方向 4 点における質量流束のパワースペクトル密度 (Power Spectrum Density, PSD) を Figure 7. に示す。グラフより、 $z/d_c = 0.5$ を境に中心軸側の二点と外側の二点で、周波数特性が大きく異なることがわかる。全周波数帯において中心軸側の二点での変動が大きいが、ピークが生じる周波数は z 方向の 4 点でほぼ一致していることがわかる。12[kHz]付近に裾野の大きなピークが存在し、23[kHz]や 40[kHz]付近に鋭いピークが生じている。23[kHz]付近のピークは、無通風時の熱線出力においても確認されたため、気流の変動によるものではなく、プローブや計測系に起因するノイズと考えられる。

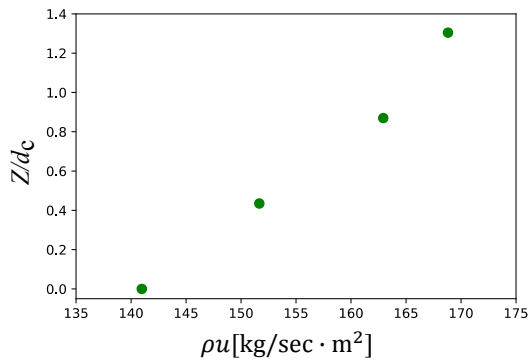


Figure 5. ρ_u distribution

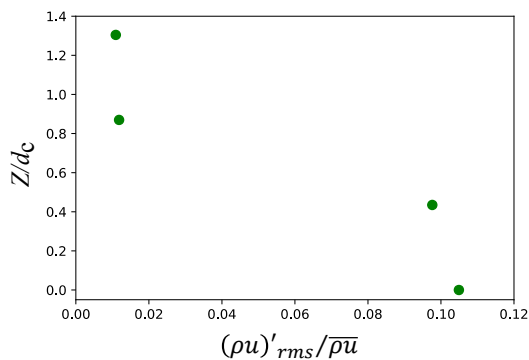


Figure 6. ρ_u fluctuation distribution

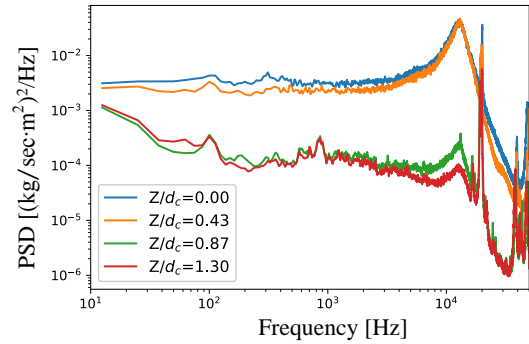


Figure 7. $x/d_c = 8.35$ PSD

さらに、 $x/d_c = 8.35$ において $z/d_c = 0$, $z/d_c = 0.87$ の二点における質量流束に対する確率密度関数 (Probability Density Function, PDF) をプロットし、ガウス分布と比較する。Figure 8. より、 $z/d_c = 0$ の PDF は裾野が広く、すなわち変動が大きく、ガウス分布と比較して尖った分布を示すのに対し、Figure 9. の $z/d_c = 0.87$ では PDF とよい一致を示すことがわかる。以上より PDF についても $z/d_c = 0$ 付近を境界として大きく特性が異なることがわかる。

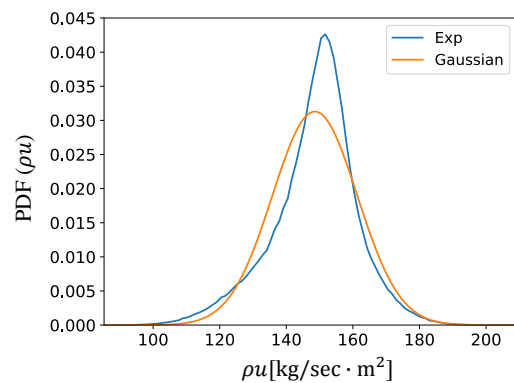


Figure 8. $x/d_c = 8.35$, $z/d_c = 0$ PDF

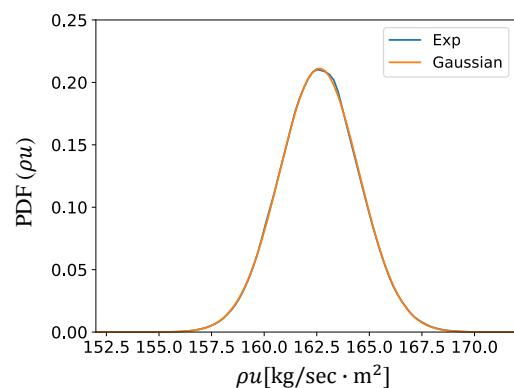


Figure 9. $x/d_c = 8.35$, $z/d_c = 0.87$ PDF

4. 結論

本研究では、ピトー管及び熱線流速計を用いた超音速パラシュートにおけるカプセル後流の平均値、変動計測を行った。質量流束の変動、周波数特性は、カプセル背後の $z/d_c = 0.5$ 付近を境に大きく特性が異なることが分かった。今後より詳細な計測により、キャノピーバウショックの振動に影響を与えるカプセル後流の特性が明らかになることが期待される。

参考文献

- (1) Sengupta, A., Kelsch, R., Roeder, J., Wernet, M., Witkowski, A. & Kandis, M., “Supersonic Performance of Disk-Gap-Band Parachutes Constrained to a 0-Degree Trim Angle”, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 46, No.6, 2009
- (2) Sengupta, A., Wernet, M., Roeder, J., Kelsch, R., Witkowski, A. & Jones, T., “Supersonic Testing of 0.8 m Disk Gap Band Parachutes in the Wake of a 70 deg Sphere Cone Entry Vehicle”, 20th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar, 2009
- (3) Wernet, M., Locke, R., Wroblewski, A. & Sengupta, A., “Application of Stereo PIV on a Supersonic Parachute Model”, 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2009
- (4) N. N. Pilyugin & V. S. Khlebnikov, “Development of a Parachute System for Deceleration of Flying Vehicles in Supersonic Regimes”, *Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*, Vol. 51, No. 5, pp. 623-632, 2010
- (5) A. J. Smits, K. Hayakawa & K.C.Muck, “Constant Temperature Hot-wire Anemometer Practice in Supersonic Flows”, *Experiments in Fluids* 1, 83-92, 1983