

定電圧型熱線流速計による超音速流れの円柱後流計測

○多嶋 俊貴, 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)

Measurement of Circular Cylinder Wakes in Supersonic with Constant-Voltage-Anemometer

Shunki TAJIMA, Koichi MORI

(Department of Aerospace Engineering, Nagoya University, Japan)

Abstract

The wake behind a circular cylinder in Mach 2 flow is examined experimentally. To study about detailed oscillations, we use a constant-voltage-anemometer, observing small time constant, large bandwidth and high signal-to-noise ratio. The constant-voltage-anemometer can measure mean mass flux, oscillations and temperature. This study shows mean-mass-flux map of a circular cylinder wake.

1 はじめに

現在、超音速飛行体は数多く存在している。その中でも、宇宙探査に向けた飛行体は超音速に達する物が多い。彗星や惑星などへの宇宙探査機が地球に帰還する際、そのカプセルは超音速、極超音速に達し、後流を含めた物体周りの現象を解明することは、物体の運動を制御する上で必要不可欠である。また、火星探査時への応用が期待されている超音速パラシュートについても同様である。前方物体の後流と後方物体の前方にできる衝撃波の鑑賞により、非定常な振動現象が起こる。この状況下で、減速する必要があるため、正しい抗力の評価が必要だということが挙げられる。以上のような背景から、超音速物体の後流を研究する。

超音速流れの後流は、1960年代のバイキング計画 [1] を始め、さまざまなマッハ数、レイノルズ数における球模型の抗力の評価 [2] が行われた。また、昨今では、高い計算コストにも対応できるようになっている CFD による研究 [3] が盛んとなっており、レイノルズ数と剥離点位置の関係や、圧力分布などがわかっている。しかし、これらの研究は平均的な分布や性質など、定常的な性質に着目しているものが多く、振動現象や間欠性などの非定常性に着目しているものはほとんどない。

数少ない非定常性を研究しているものでは、実験による円柱後流の研究。[4] が行われた。これは、流れの振動に関するストローハル数は円の直径から定義されるのだが、図 1 の Slip line で再定義すると、ストローハル数はレイノルズ数によらず一定になるという新しい知見を与えた。

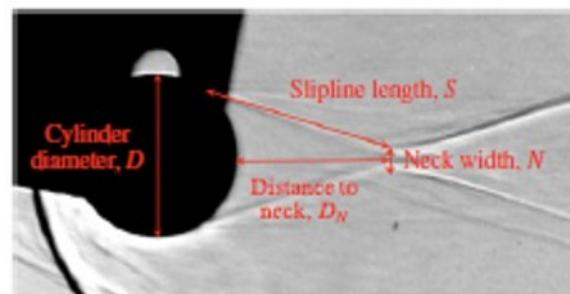


図 1: シュリーレン結果 [4]

このような理由から、本研究室では、昨年度 [5]、球模型背後の流れについて実験により調査した、模型支持部の影響を無視できず、流れの構造が変わってしまったことが課題であった。そのため、本年度は、模型支持部の影響が少ない円柱後流の非定常性質に注目して、実験による研究をおこなった。

非定常性を実験で計測する手法としては、熱線流速計を用いた。熱線流速計は、一般的に定温度型や定電流型などがあるが、本研究では、定電圧型の熱線流速計を採用した。こちらは、1990年代に Sarma ら [6] により、提案された手法で、広い帯域幅を有し、 S/N 比が高く、超音速流れなどの高速気流の風洞実験に適しているというメリットを持つ。また、加熱比の調整が容易で、これはつまり、流束感度やよどみ点温度感度を制御しやすい [7] ということだ。

この定電圧型熱線流速計を用いて、円柱模型後流を計測することで、後流の現象解明、また、定電圧型熱線流速計の信頼性向上につながればと考えている。

2 実験方法

2.1 実験模型

実験模型の外観は図2のようにになっている。模型は、円柱模型、模型支持部、熱線プローブ支持部で構成されている。円柱模型の径やスパン方向の長さは、支持部の前後端から出る圧力波の影響がプローブ支持部に影響せず、さらに、風洞のブロックage比も考慮して、径は40 mm、スパン方向300 mmで作製されている。円柱の中心を原点として、上流方向から下流方向をx方向、鉛直方向をz方向とし、模型支持部、プローブ支持部がそれぞれx, z方向に変更できるような構造となっている。

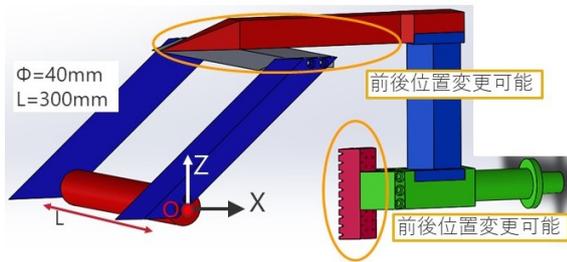


図 2: 円柱模型外観

2.2 超音速風洞

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。本研究における通風時の気流条件は、表1のようになる。

表 1: 気流条件

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

2.3 定電圧型熱線流速計

1節でも述べたように、定電圧型の熱線流速計を用いる。定電圧型熱線流速計に用いた回路とその諸元は図3に示す。基本的に、一度の通風中に入力電圧をステップ状に入力する。この時、Sarma [6]によれば、熱線にかかる電圧と抵抗値は線形に近似することができ、非

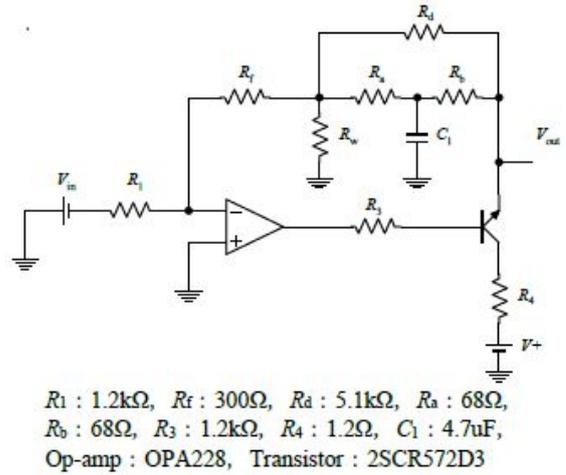


図 3: 定電圧型熱線流速計回路

加熱抵抗 R_a ($Vw = 0$ の時の抵抗) を求めることができる。これにより気流の温度もわかる。また、この値と熱線の出力値から式(1)を用いて、熱消散率 (PDR) が求められ、式(2)より、質量流束 ρu を求めることができる。ここで、 A, B の値は、各熱線に固有な定数で、校正試験によりこれらを求める。

$$PDR = \frac{I_w^2 R_w}{R_w - R_a} \quad (1)$$

$$PDR = A + B(\rho u)^{0.5} \quad (2)$$

校正試験では、気流条件を変化させて、一様流中において計測する。この時、出力値から得られた値 PDR と、気流条件からわかる $\sqrt{\rho u}$ の関係は図4のように線形となり、その傾きと切片からそれぞれの熱線の A, B を求める。

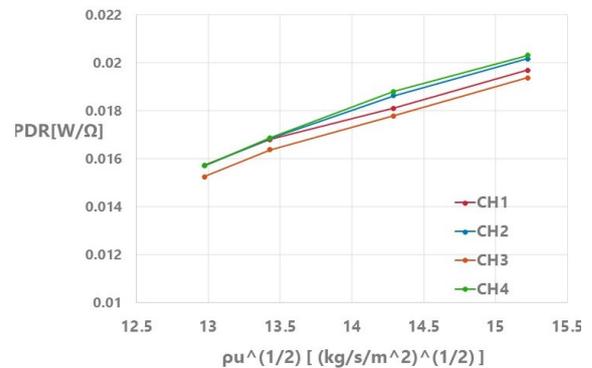


図 4: 校正試験結果

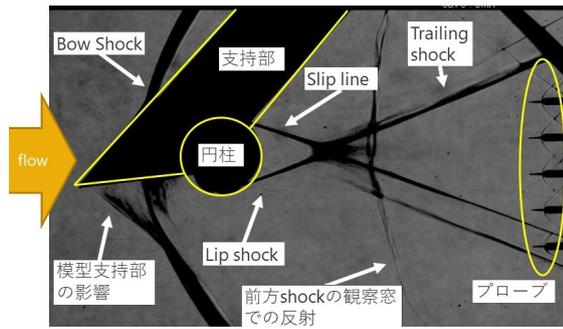


図 5: シュリーレン結果

2.4 計測項目

上記で述べた熱線流速計による流れ場の定量的データの取得、データ比較や校正試験のためのピトー管、円柱模型の流れ場近傍を可視化したシュリーレン撮影を行った。熱線流速計では、質量流束値やその変動値、ピトー管結果は流れ場の平均データ（定常性）を計測した。

3 実験結果

3.1 シュリーレンによる後流の可視化

まず、はじめにシュリーレン法による流れ場の可視化を行う。結果を図5に示す。すべての通風においてほぼ同じ位置に現れる、前方バウショックの観察窓での反射によりできる圧力波を除いて、先行研究 [4] とほぼ同じシュリーレン結果が得られた。昨年の実験からの改善点である、後流の対称性が保たれていることがわかる。より空間的にも時間的にも解像度の高いカメラを用いることで、後流の変動成分を計測することが可能であるため、シュリーレン法による可視化は価値がある。

3.2 円柱後流の平均質量流束

次に、熱線流速計により計測された平均質量流束分布を示す。後流のショックの位置がどこにあるのかが分かりやすいようにそれぞれのシュリーレン結果と並べて示してある。縦軸に Z 方向、つまり鉛直方向の位置が示してあり、横軸が、各点における平均質量流束を一樣流の平均質量流束で無次元化した数値が示してある。後流のショックの外側（円柱の中心から遠い側）の結果を見ると、より外側に行くほど平均質量流束が大きくなっていく傾向が見られる。これは先行研究の結果とも一致し

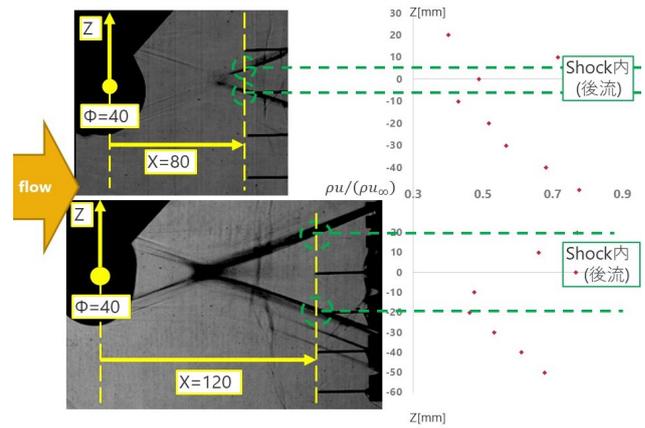


図 6: X=80, X=120 の時の平均質量流束分布

ており、外側に行くほど、一樣流の平均質量流束に回復していくためであると考えられる。ショックの内側に關しては、規則性は見られない。後流内は変動が大きく、平均の成分としてはばらつきが出たものと考えられる。

4 結論

円柱後流について、模型の影響が出ていないことを定性的に確認することができた。また、定電圧型熱線流速計を用いて、定常的な結果を得ることができた。定電圧型熱線流速計は、その高 S/N 比と広帯域幅を有することから、非定常性を計測することが大きなメリットである。今後は、その非定常的な部分に関して、統計的手法を用いた間欠性の調査や、スペクトル解析を用いた振動成分の調査をより詳細に行っていきたいと考えている。

参考文献

- [1] Cole Kazemba, Robert Braun, Ian Clark, and Mark Schoenenberger. Survey of blunt body dynamic stability in supersonic flow. In *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, p. 4509, 2012.
- [2] Forrest E Gowen and Edward W Perkins. Drag of circular cylinders for a wide range of reynolds numbers and mach numbers. 1953.

- [3] VA Bashkin, AV Vaganov, IV Egorov, DV Ivanov, and GA Ignatova. Comparison of calculated and experimental data on supersonic flow past a circular cylinder. *Fluid dynamics*, Vol. 37, No. 3, pp. 473–483, 2002.
- [4] BE Schmidt and JE Shepherd. Oscillations in cylinder wakes at mach 4. *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 785, , 2015.
- [5] 山本将大, 服部洋明, 森浩一. 熱線流速計を用いた再突入カプセル後流の多点計測. title 平成 30 年度宇宙航行の力学シンポジウム Symposium on Flight Mechanics and Astrodynamics: 2018, 2018.
- [6] Genevi-ccedil, ve Comte-Bellot, and Garimella R Sarma. Constant voltage anemometer practice in supersonic flows. *AIAA journal*, Vol. 39, No. 2, pp. 261–270, 2001.
- [7] MA Kegerise and EF Spina. A comparative study of constant-voltage and constant-temperature hot-wire anemometers part i: The static response. *Experiments in Fluids*, Vol. 29, No. 2, pp. 154–164, 2000.