

# 弾道飛行装置を用いた超音速自由飛行球模型周りの流れ場計測

○川上遼兼, 馬場翔太, 大谷清伸, 大林茂 (東北大学 流体科学研究所)

Visualization of flow fields around a supersonic free-flying sphere by using the ballistic range

Ryoken KAWAKAMI, Shota BABA, Kiyonobu OHTANI, Shigeru OBAYASHI

(Institute of Fluid Science, Tohoku University)

キーワード：弾道飛行装置, 超音速自由飛行, シュリーレン

Keywords: Ballistic Range, High-speed Free Flight, Schlieren

In this study, the flow analysis of the around a supersonic free-flying sphere in air and CO<sub>2</sub> is performed by using the ballistic range at Institute of Fluid Science, Tohoku University. The capsule is used by the planetary probe for the Mars exploration, but the structure of the flow around the capsule is not well known. The Martian atmosphere is largely different from the Earth, and carbon dioxide is the main component. Also, in the wind tunnel experiment, the model support has a large influence, and thus it is difficult to accurately measure the flow around the model. Therefore, supersonic free-flying experiments of a sphere in air and CO<sub>2</sub> are performed by using the ballistic range, in order to investigate the difference on the flow structure by flying in air and CO<sub>2</sub>. The sequential schlieren images visualizing flows around a supersonic free flight sphere are recorded by a high-speed camera. In this study, the flight conditions assume the parachute deployment time, the flight Mach numbers are set between 1.2 - 1.7, the Reynolds numbers are set between  $6.0 \times 10^5$  -  $8.0 \times 10^5$ . In this paper, focused on effect Mach number on the structure of the flow around a sphere in air and CO<sub>2</sub> is discussed.

## 1. はじめに

2011 年のスペースシャトル退役後, カプセル形状機体による大気圏突入への注目が再び高まってきた。例えば, 宇宙ステーション補給機 HTV に回収機能を付加した HTV-R や, 探査機を惑星表面に送り込むための大気圏突入カプセル等がある[1]。現在 JAXA が検討している火星探査においてもカプセルの使用が検討されている。火星大気圏突入時, カプセルの速度は約 5.9 [km/s] にまで達するため, 探査機を破損させることなく着陸させるためにはカプセルの減速が重要となる[2]。その方法として多く用いられるのがパラシュート展開による減速方法であり, 超音速域において確実にパラシュートを展開する必要がある。安定性の向上のためには, 超音速域におけるカプセル周りの流れ場の把握が必要不可欠である。

また火星大気環境は地球と大きく異なり, 大気密度は地球の約 100 分の 1, 気温は約 -60 [°C] である。よって火星における飛行環境は, 地球と比較して低レイノルズ数, 高マッハ数となる。さらに火星大気主成分は二酸化炭素であり, 地球大気とは比熱比が異なる。したがって, 超音速において発生する衝撃波前後の圧力比等が異なり, 流れ場に影響を及ぼす可能性がある。極超音速飛行する球を対象とした研究では, 空気中と比較して二酸化炭素中を飛行する場合に衝撃波離脱距離が短いという結果が報告されている[3]。以上より, 火星環境下におけるカプセルの流れ場計測を行うためには, 試験条件下での二酸化炭素による流れ場への影響を調査する必要がある。

飛行体の流れ場計測に関する研究の多くは, 風洞実験によって行われているが, 模型支持部による支持干渉の影響が大きく, 正確な流れ場を計測することは困難である[4]。また, 気体種, 圧力等

を調整し実際の飛行条件を風洞実験において再現することは難しい．そのため支持干渉なく，実際の飛行環境を模擬できる実験装置が求められる．東北大学流体科学研究所設置の弾道飛行装置を用いた場合，測定部に気体種，圧力を調整したガスチャンバーを設置することで，火星大気環境を模擬した二酸化炭素中を超音速自由飛行実験が可能である．

本研究では単純な球形状模型を使用し，試験条件をカプセルの減速パラシュート展開時とした気体環境，速度で超音速自由飛行実験を実施した．超音速自由飛行する球周りの流れ場の高速度シュリーレン可視化計測を行い，球周りの流れ場の空気と二酸化炭素の違いに関する考察結果について報告する．

## 2. 実験方法

### 2.1. 弾道飛行装置

本研究は，東北大学流体科学研究所設置の弾道飛行装置一段式軽ガス銃形式を用いて実施した．Fig.1 に本装置の全体図を示す．弾道飛行装置は高圧室，加速管，試験室から構成される．試験室内部は直径 1.66 [m]，長さ 12 [m]であり，両側には観測窓が 3 箇所備えられている．高圧室に充填した駆動高圧気体を模型に作用させ，加速管にて超音速まで加速し，Fig.2 に示す試験室内に設置したガスチャンバーに突入させる．ガスチャンバーは SUS303 製で，容量はおよそ 0.03 [m<sup>3</sup>] である．ガスチャンバーの模型通過部上流側は直径 70 [mm]，下流側は直径 150 [mm] の模型が通過できる入出力口があり，それぞれにマイラー膜を設置することで，ガスチャンバー内を真空引きおよび供試気体の充填が可能である．ガスチャンバー両側面は直径 300 [mm] のガラス窓が設置されており，高速度ビデオカメラによってガスチャンバー内を飛行する模型の様子を撮影可能である．ガスチャンバーには供試気体充填用のガスボンベが接続でき，供試気体の変更が可能である．また，ガスチャンバーに圧力計 (DG-920, 東京航空計器株式会社) を接続し，供試気体の充填圧力を計測できる．

模型の射出に関して，射出模型が加速管直径よりも小さい場合や，複雑形状物体である場合，模型をサボと呼ばれる支持具に格納して加速管内で加速させ，試験室内に射出する．サボは空気抵抗により模型から分離することで，ガスチャンバー内部には模型のみが自由飛行し，そこで光学可視化計測を行う．

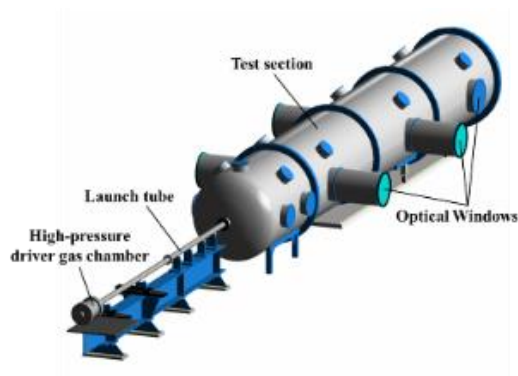


Figure 1. Ballistic range

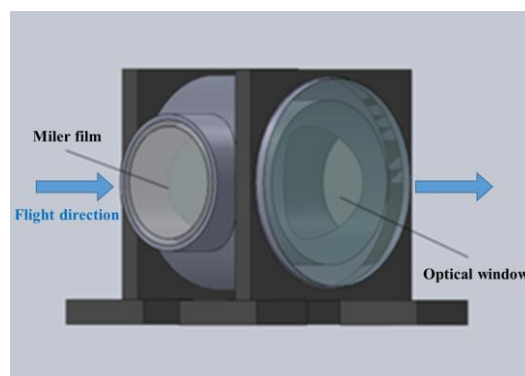


Figure 2. Gas chamber

### 2.2. 光学系

ガスチャンバー内を自由飛行する球模型の流れ場を可視化するため，加速管出口後方約 8 [m] の位置にある観測窓（直径 300 [mm]，ガラス製可視化窓）を用いて，Fig.3 に示す光学系で高速度ビデオカメラによりシュリーレン光学可視化計測を実施した．連続光源（メタルハライドランプ LS-M210, 住田光学ガラス社）からの白色光を虹彩絞りによって点光源に調光し，焦点距離 3000 [mm]，

直径 300 [mm] の凹面鏡によって平行光とした．平行光を光学可視化窓及びガスチャンバー観測窓に垂直に入射させ，同サイズの凹面鏡で集光し，集光点に設置したナイフエッジを用いてシュリーレン法で可視化し，焦点距離 250 [mm] の凸レンズで結像し，高速度ビデオカメラ (HPV-X, 解像度  $400 \times 250$  [pixel], 最高撮影速度 0.1 [ $\mu\text{s}/\text{frame}$ ], 島津製作所) を用いて高速度撮影を行った．本研究では，平行光にした後の凹面鏡間の距離を長くすることで，シュリーレンの感度を上昇させている．

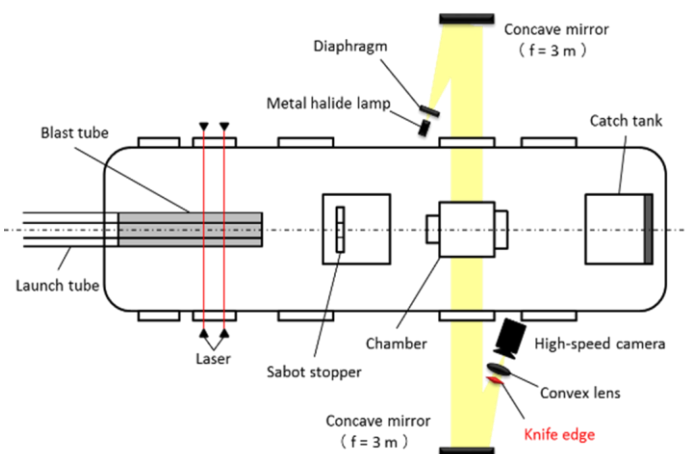


Figure 3. Schematic diagram of experimental setup for Schlieren optical arrangement

### 2.3. 実験条件

Fig.4 に本研究で用いた射出模型とサボを示す．使用した模型は，直径 30 [mm] の 66 ナイロン製球であり，サボはポリカーボネート製 4 分割サボである．また，Table 1 に実験条件を示す．ガスチャンバー内に充填する供試気体は，空気または二酸化炭素とした．また火星大気カプセル突入におけるパラシュート展開時の飛行条件を想定し，各供試気体でガスチャンバー内圧力を変更してマッハ数及びレイノルズ数を調整した．

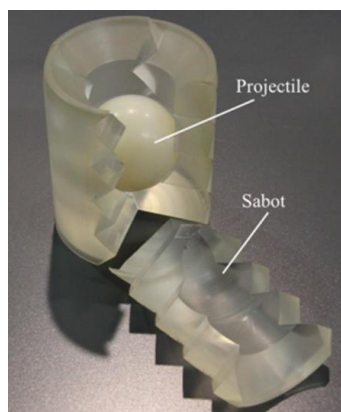


Figure 4. Spherical model

Table 1. Experimental condition

撮影速度	10 [ $\mu\text{s}/\text{frame}$ ]
露光時間	0.4 [ $\mu\text{s}$ ]
供試気体	空気，二酸化炭素
マッハ数	1.2 ~ 1.7
レイノルズ数	$6.0 \times 10^5 \sim 8.0 \times 10^5$

### 3. 実験結果

Fig.5 にガスチャンバー内供試気体中を超音速自由飛行する球模型のシュリーレン光学可視化連続画像を示す．撮影速度は 10 [ $\mu\text{s}/\text{frame}$ ], 露光時間は 0.4 [ $\mu\text{s}$ ] である．球模型は画像右側から左側に向かって飛行している．高感度なシュリーレン光学可視化により，衝撃波だけでなく後流等の流れ場構造を鮮明に可視化することができる．

Fig.6 に Fig.5 で可視化した画像より観察できる球模型周りの流れ場の模式図を示す．球の超音速自由飛行時には球前方に弧状の離脱衝撃波が発生している．そして球模型周りを沿っていた流れが剥離し，剥離位置からは膨張波が生じている．球模型後方にはせん断層が形成されているが，発生した渦が小さく可視化画像では輝度値の変化があまり見られない．球模型後部の表面からおおよそ球模型直径程度離れた位置から再圧縮波が生じており，それより後方からは大きな渦が生じて乱流を形成している．

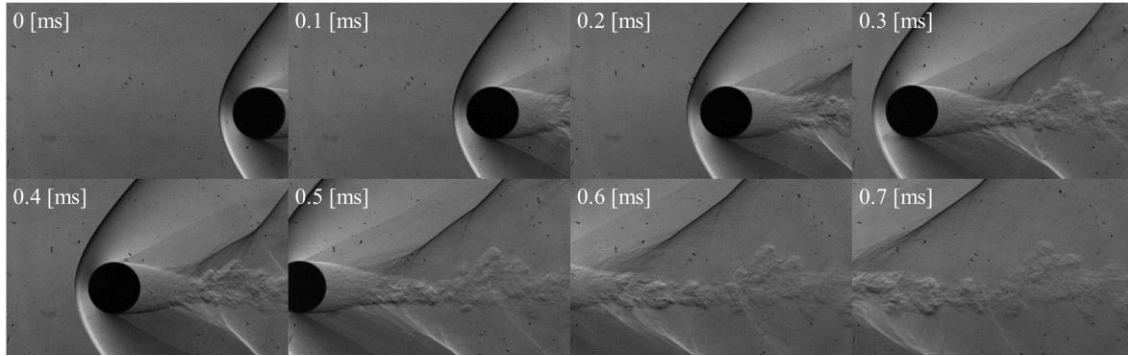


Figure 5. Sequential high-speed Schlieren images of supersonic free-flight sphere (Interframe 10  $\mu$ s/frame, exposure time 0.4  $\mu$ s)

本研究では取得画像より，Fig.6 の模式図に示した離脱衝撃波距離  $\sigma$  [m]，離脱衝撃波角  $\alpha$  [deg]，剥離位置角  $\theta$  [deg]，再循環領域長さ  $L$  [m] を，画像処理ソフト（ImageJ[5]）を用いて計測した．計測は球模型がおおよそ画像中心に位置している画像 1 枚に対して複数回計測を実施し，平均化したものを計測値とした．また計測の際に生じる誤差範囲を，計測値の標準偏差の 2 倍として示した．計測する値は以下の通りである．離脱衝撃波距離は，球前方表面から離脱衝撃波までの最短距離（直線 AB） $\sigma$  [m]，離脱衝撃波角は，中心線と，点 D における離脱衝撃波の接線（直線 CD）が成す角度（ $\angle BCD$ ） $\alpha$  [deg] とする．ここで，離脱衝撃波上の点 D の位置は，図中  $\angle AOD = \beta$  によって決定する．剥離位置角は剥離位置（点 E）より， $\angle AOE = \theta$  [deg]，再循環領域長さは，球後方表面から輝度値変化が少ないせん断層の終端部までの長さ（直線 FG） $L$  [m] とする．

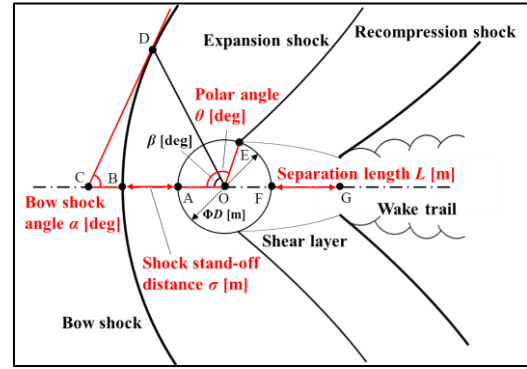


Figure 6. Schematic of the structure of flow around the supersonic free-flight sphere

### 3.1. 離脱衝撃波距離

Fig.7 に離脱衝撃波距離とマッハ数の関係を示す．離脱衝撃波距離は過去の実験結果より近似式として，マッハ数の関数として，以下の式(1)で示される[6]．ここで離脱衝撃波距離は計測値  $\sigma$  [m] を球模型直径  $D$  [m] で割って無次元化してある．図より計測値と近似式での値を比較するとよく一致する結果となった．しかし，先行研究で極超音速域において二酸化炭素中の方が，離脱衝撃波距離が短くなる結果[3]は，本研究条件内では得られず，空気中と二酸化炭素中との差は見られなかった．

$$\frac{\sigma}{D} = 5.46e^{-2.26M} + \frac{0.0185 - 0.0652M}{1 - M} \quad (1)$$

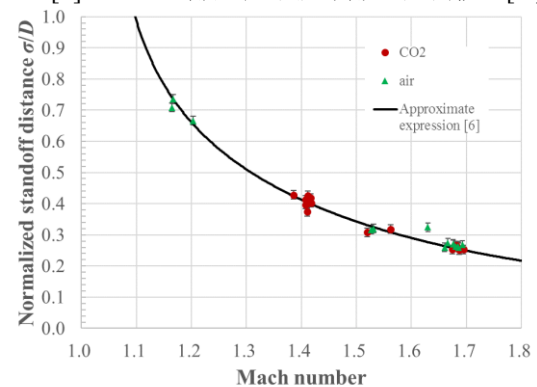


Figure 7. Shock stand-off distance

### 3.2. 離脱衝撃波角

Fig.8 に Fig.6 中  $\beta$  を 0 ～ 80 [deg] の間で 10 [deg] 刻みで変化した位置で計測した離脱衝撃波角  $\alpha$  を示す．また Fig.9 に  $\beta = 80$  [deg] とした場合の離脱衝撃波角  $\alpha$  とマッハ数の関係を示す．Fig.8 より，離脱衝撃波角は垂直から徐々に小さくなっている．模型の先端が鈍頭や楔角度が大きい場合，

衝撃波が離脱し、その波面の角度は垂直から徐々に小さくなり一定の角度、すなわちマッハ角になる。本研究で取得した可視化領域においては、角度の変化が続いていることからマッハ角計測はできないと考えられる。また Fig.9 からわかるようにマッハ数が大きくなると、同じ位置での離脱衝撃波角は小さくなる。よってマッハ数が大きいほうが離脱衝撃波の曲率は高くなる。ここでマッハ角はマッハ数依存性が高いことが知られている。離脱衝撃波はマッハ数が大きくなると物体表面に近づく[7]、すなわち離脱衝撃波角が小さくなることを示している。この傾向は本研究における計測結果と一致している。また、空気と二酸化炭素による計測値の差は見られず、マッハ数による依存が大きいと考えられる。

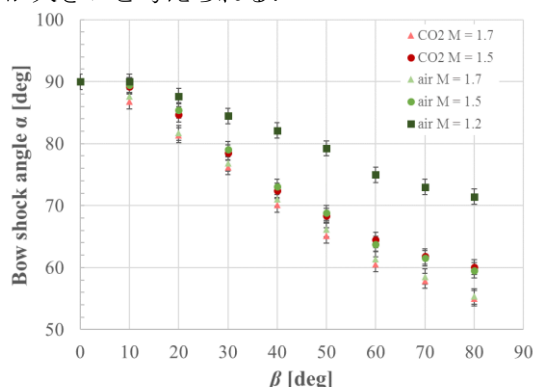


Figure 8.  $\beta$  - Bow shock angle

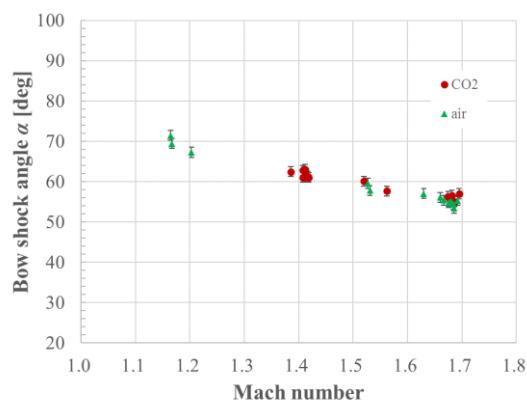


Figure 9.  $M$  - Bow shock angle ( $\beta = 80$  [deg])

### 3.3. 剥離位置

Fig.10 に剥離位置角  $\theta$  とマッハ数の関係を示す。図より、マッハ数が大きくなると剥離位置角  $\theta$  が増加し剥離位置が下流側へ移動していることを示している。先行研究[8]において、超音速、低レイノルズ数領域で同様の傾向がある。しかし定量的に比較すると低レイノルズ数領域よりも、大きく上流側へと移動している。先行研究では低レイノルズ数領域において、剥離位置はレイノルズ数が大きくなるに伴い、上流側へと移動する傾向がある。本研究におけるレイノルズ数は  $6.0 \times 10^5 \sim 8.0 \times 10^5$  であり、高レイノルズ数領域となるため単純に比較はできないが、レイノルズ数が大きくなるほど剥離位置が上流側へと移動する傾向は一致している。また、空気と二酸化炭素による差は見られなかった。

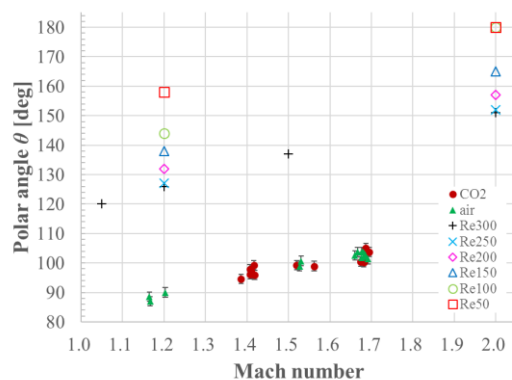


Figure 10. Polar angle

### 3.4. 再循環領域長さ

Fig.11 に再循環領域長さとマッハ数の関係を示す。ここで再循環領域長さは計測値  $L$  [m] を球模型直径  $D$  [m] で割って無次元化してある。図より、マッハ数が大きくなると再循環領域長さは短くなっていることがわかる。3.3 で示したように剥離位置はマッハ数が大きくなると下流側へ移動することから、それに伴って再循環領域長さが短くなると考えられる。先行研究[8]においても、超音速、低レイノルズ数領域で同様の傾向があり、定性的な一致が見られた。しかし先

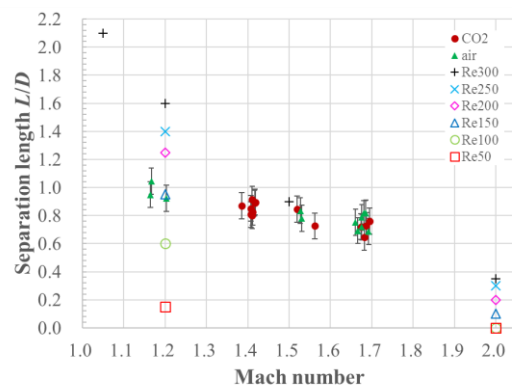


Figure 11. Separation length



行研究ではレイノルズ数が大きくなるに伴い再循環領域長さは短くなる傾向にあるが、本研究の高レイノルズ数領域における計測値は低レイノルズ数領域における値[8]と同程度の結果となった。再循環領域長さの計測に関しては、画像から目視による正確な計測は困難であり、定量的な評価が難しいと考えられる。より正確な計測のためには、流れの動きを捉えて速度ベクトルの方向を取得する等、計測方法、解析方法の改善が必要であると考ええる。また、空気と二酸化炭素による違いは定性的な比較のみであるが差は見られなかった。

#### 4. まとめ

本研究では球形状モデルを使用し、試験条件をカプセルの減速パラシュート展開時とした気体環境、速度で超音速自由飛行実験を実施した。超音速自由飛行する球周りの流れ場の高速度シュリーレン可視化計測を行い、球周りの流れ場構造の空気と二酸化炭素の違いに関する考察結果について報告した。

シュリーレン光学可視化連続画像より計測した結果から、本実験条件内においては、空気と二酸化炭素による違いは見られなかった。本研究における試験条件では速度域が小さく、気体種による流れ場構造への影響が小さかったと考えられる。そのため計測誤差や試験条件のばらつき等により、結果として現れなかった可能性がある。よって、より精度の高い計測方法を用いて検証する必要がある。しかしながら、シュリーレン光学可視化連続画像より流れ場構造の定性的な評価は十分可能だと考える。したがって、本試験条件内ではカプセル形状モデルの超音速自由飛行試験を実施する場合、気体種を変更しないでマッハ数、レイノルズ数を一致させることだけで、流れ場構造の計測・定性的な評価を行うことができることが示唆された。ただし、模型形状による影響が考えられるため、カプセル形状モデルを用いた実験を実施し、同様な評価が可能であるか検討する必要がある。

今後は、シュリーレン光学可視化連続画像を用いた計測手法の検討、カプセルの自由飛行試験の実施、カプセル周りの流れ場構造の評価を行う予定である。

#### 参考文献

- [1] 日高亜希子, et al., “HTV-R 回収カプセル遷音速動安定風洞試験結果と今後の課題,” 第 56 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 3G14, 2012.
- [2] 藤田和央, et al., “大気球を用いた火星探査機用超音速パラシュートの飛行実証計画,” 大気球シンポジウム, 2014.
- [3] Dongjun Liao, et al., “Ballistic Range Experiment and Numerical Simulation of Shock Stand-off Distances over Spheres in CO<sub>2</sub>,” Hypervelocity Aerodynamics Institute.
- [4] 藤田和央, et al., “火星探査機エアロシエルの超音速空力性能とエアロシエル分離挙動,” 平成 26 年度 衝撃波シンポジウム, 2A2-4, 2014.
- [5] “ImageJ Image Processing and Analysis in Java,” <https://imagej.nih.gov/ij/>, (参照 2017/09/19)
- [6] 越本崇仁, et al., “音速近傍流れにおける衝撃波離脱距離,” 平成 28 年度 日本大学理工学部 学術講演会予稿集, K7-81, 2016.
- [7] David A. Stewart, Mamoru Inouye, “Shock Shapes and Pressure Distributions for Large-Angle Pointed Cones in Helium at Mach Numbers of 8 and 20,” NASA TECHNICAL NOTE, NASA TN D-5343, 1969.
- [8] T. Nagata, et al., “Investigation on subsonic to supersonic flow around a sphere at low Reynolds number of between 50 and 300 by direct numerical simulation,” Physics of Fluids 28, 056101, 2016