

超音速パラシュートの流れ場の特徴及びその分類

○伊藤佑輔 (静岡大学大学院), 吹場活佳 (静岡大学), Dahal Nimesh (静岡大学大学院),
丸祐介 (ISAS/JAXA)

記号

d_s	: サスペンションライン, ライザー径
L	: 前方物体・後方物体間距離
L_s	: 結束点を含むサスペンションライン長さ
M	: マッハ数
N_s	: サスペンションライン本数
P	: 測定圧力
P_0	: 全圧
Re	: レイノルズ数
x	: 衝撃波離脱距離
γ	: 比熱比 (=1.4)

添え字

1	: 衝撃波通過前
2	: 衝撃波通過後

1. 序 論

近年, 世界各国で火星等への惑星探査が試みられている. 惑星探査を行うにあたり, 探査機を惑星の地表に安全に着陸させる必要がある. そこで, 高速で大気圏突入した探査機を十分に減速させるためには減速機が必要となる. 超音速パラシュートはこれまで惑星探査において用いられてきた減速手法の一つである. 過去の利用例として, 1975年の Viking 計画に始まり, 2011年の NASA の Mars Science Laboratory まで Disk Gap Band 型の巨大なパラシュートが減速に使用された¹⁾. Mars Science Laboratory では減速機としてエアロシエルとパラシュートが組み合わせて用いられた. 着陸機であるキュリオシティはエアロシエル内に収納され, エアロシエルによってパラシュートを開傘できるマッハ 2 程度まで減速してからパラシュートによる減速が行われた.

パラシュートはその抗力に対し質量が小さく収納が容易で, 単純な構造をしているため扱いやすいという利点を持つ.

パラシュートを超音速環境下で使用した場合, パラシュートのキャノピー前方に衝撃波が発生する. この

衝撃波には高速の振動が発生することが報告されている. そのような不安定な流れ場の例を Fig. 1 に示す. この不安定性をもたらす衝撃波振動はいまだ未解明な現象である²⁾. 衝撃波に振動が発生するとキャノピー内部の圧力が変動するため, キャノピーに膨張と収縮が発生することでパラシュートの破壊の原因となる. また, 抗力の低下も招く. これらの理由から多くの研究者がこの現象の解明に挑んだが, いまだ解明には至っていない.

パラシュートはその柔軟な構造から, 圧力測定などの実験を行うことが難しい. CFD 解析においても, この柔軟性は計算コストを大幅に増加させ, 解析を困難にしている. そこで本研究においてはパラシュートを剛体モデル化し, 超音速風洞実験にてキャノピー内の圧力測定, 及びシュリーレン撮影を行った. 実験の結果, 3種類の流れ場がみられた. 本研究ではそれぞれの流れ場に対して “High Pressure Mode”, “Attachment Mode”, “Low Pressure Mode” と名付け, 各流れ場を決定する要因や流れ場の特徴について分類を行う.

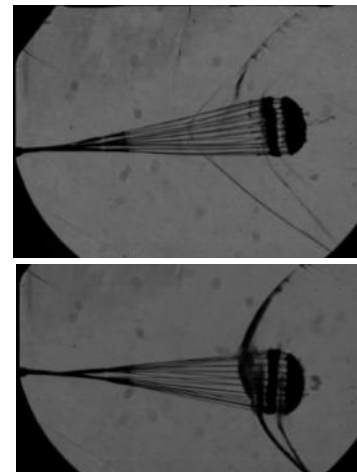


Fig1. 超音速パラシュート周りの衝撃波振動(丸ら, JAXA/ISAS)³⁾

2. 風洞試験

剛体モデルを用いた模型実験を行うにあたり、JAXA 相模原キャンパスの超音速風洞を使用した。この超音速風洞はエジェクタ排気式併用の吹き下し型で、マッハ数範囲は 1.5~4.0、測定部の断面サイズは 600×600 mm である。

2. 1. 試験モデル

実際に用いた試験モデルについて Fig. 2 に示す。試験モデルは突入物体を模擬した前方物体、パラシュートを模擬した後方物体、それぞれを支持し風洞と接続するパーツから構成される。前方物体は半頂角 15° のノーズコーンと直径 16mm の円柱型である。後方物体は Fig. 3 に示すような直径 59mm の凹面型のパラシュートモデルである。凹面部の中央に圧力センサを設置できる構造になっている。またこれらのモデルはジュラルミン製である。なお、パラシュートモデルについては実際に惑星探査で用いられた減速用パラシュートのスケールモデルではない。前方物体と後方物体は 1 本のライザーと複数本のサスペンションラインにより接続されており、支持装置は後方で風洞と接続されている。サスペンションラインとライザーはステンレス製である。サスペンションラインとライザーは長さ 5mm 程度の銅管の中にはんだ付けを行うことで結束している。

2. 2. 測定環境

本実験ではパラシュートのキャノピー内部の圧力と、前方物体及び後方物体周りの動画撮影を行った。圧力についてはキャノピー部分の中心の 1 点で測定を行った。圧力センサは Kulite XT-140M を使用し、高速の衝撃波振動について解明を行うため 10000Hz の高速測定を行った。映像についてはシュリーレン法を用いて可視化し、高速度カメラ(Vision Research 社製 Phantom v7.1)を用いて 20000Hz の高速撮影を行った。圧力履歴と映像は同期できるように測定を行っている。

2. 3. 実験ケース

実験ケースについてパラメータを Table. 1 に示す。Ls はライザーとサスペンションラインの結束点の長さを含めた長さであることに注意していただきたい。Table. 1 に示すように、マッハ数、L、Ls を変化させて実験を行った。

3. 実験結果

3. 1. 流れ場の分類と特徴

超音速風洞試験の結果、パラシュート周りの流れ場は大きく分けて 3 つに分類できた。3 種類の流れ場につ

いて Fig. 5 に示す。Fig. 4 の(a)に示す流れ場はパラシュートのキャノピーの前方に垂直衝撃波が発生している。このケースではキャノピー内部の測定圧力が他の流れ場よりも高いため、以降 *High Pressure Mode* と呼称する。Fig. 4 の(b)に示す流れ場はサスペンションラインに斜め衝撃波が付着している。このことからこの流れ場は以降 *Attachment Mode* と呼称する。このケースの測定圧力は *High Pressure Mode* と比べると低くなっている。また、この流れ場は他 2 つの流れ場と比べて稀であった。Fig. 4 の(c)に示す流れ場はサスペンションラインとライザーの間の結束点に斜め衝撃波が付着している。このケースの測定圧力も *Attachment Mode* と同じく



Fig2. 実験装置全体図

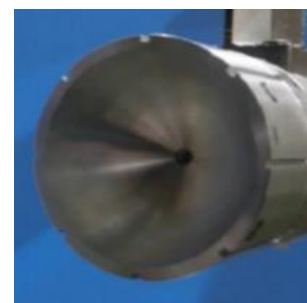


Fig3. 剛体パラシュートモデル

Table 1. 実験ケース

パラメータ		数値
M	[-]	2.0 / 2.2 / 2.5 / 3.0
Re	[-]	1.3×10^6
L	[mm]	150 / 200 / 250 / 300
L_s	[mm]	50 / 100 / 150
d_s	[mm]	1.0
N_s	[-]	8

低くなっている。この流れ場については以降 *Low Pressure Mode* と呼称する。実験のパラメータによって現れる流れ場が変化する。各パラメータの影響については後述する。

次に *High Pressure Mode* の特徴について詳しく見ていく。*High Pressure Mode* はキャノピー前方に垂直衝撃波が発生しているため、キャノピー内部での測定圧力が垂直衝撃波後方の理論圧力と関係していることを考え、式(1)によって求める垂直衝撃波後方の理論圧力で測定圧力を無次元化した。

$$\frac{P_{02}}{P_{01}} = \left[\frac{(\gamma+1)M_1^2}{(\gamma-1)M_1^2+2} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \left[\frac{\gamma+1}{2\gamma M_1^2-(\gamma-1)} \right]^{\frac{1}{\gamma-1}} \quad (1)$$

マッハ数ごとの無次元化圧力について Fig. 5 に示す。Fig. 5 より、離脱衝撃波の生じる *High Pressure Mode* では異なるマッハ数であっても無次元化圧力が 0.6 程度で概ね一致することが分かった。他の流れ場で同様の計算を行っても無次元化圧力はこういった傾向にはならず、これは *High Pressure Mode* 特有の傾向である。キャノピー内部の圧力が最も高く圧力抗力を生むこの流れ場は、減速機としてのパラシュートにおいて最も望ましい状態だと考えられる。

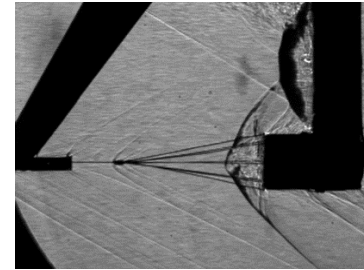
次に、*Low Pressure Mode* の特徴について詳しく見ていく。このモードは *High Pressure Mode* よりも測定圧力が低く、ライザーとサスペンションラインの結束点に斜め衝撃波が付着する流れ場である。そこで式 2 に示す斜め衝撃波背後の静圧で測定圧力の無次元化を行った。

$$\frac{P_0}{P_\infty} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (2)$$

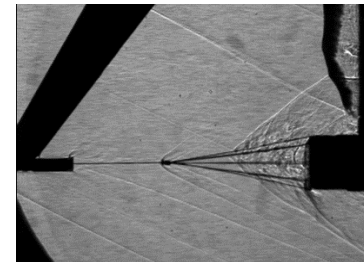
求めた無次元化圧力に関して、Fig. 6 に示すようなノーズコーンでの圧力⁴⁾と比較を行った。その結果を Fig. 7 に示す。Fig. 7 より、測定圧力とノーズコーンの圧力の傾向が似ていることが分かる。このことから *Low Pressure Mode* の場合、パラシュートのサスペンションラインがノーズコーンのような働きをしているということが考えられる。この場合、サスペンションラインがパラシュートにかかる空気抵抗を抑える働きをするため、実際キャノピー内の測定圧力も低くなっており、減速機としてはよくない状態だといえる。また、本実験においてサスペンションラインの結束点部分の径はライザーやサスペンションラインの径と比べて大きくなっていることから、この流れ場の斜め衝撃波の付着位置に対して影響を与えていることが考えられる。

次に *Attachment Mode* の特徴について詳しく見ていく。*Attachment Mode* は測定圧力が低く、サスペンションラインに斜め衝撃波の頂点が付着する流れ場である。また、*Attachment Mode* はほかの流れ場と比べて稀なケースである。この流れ場はマッハ数が大きく、か

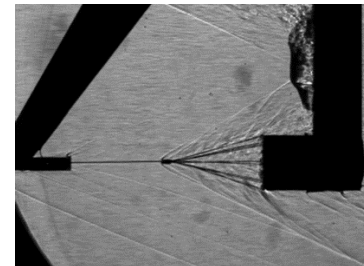
つサスペンションライン長さ L_s の長いケースでのみ確認された。ここで L_s が条件中最長の 150mm の時の後方物体周りの流れ場について Fig. 8 に示す。Fig. 8 から、マッハ数の小さい(a)と(b)の流れ場では *High Pressure Mode*、マッハ数の高い(d)の流れ場では



(a) *High Pressure Mode*



(b) *Attachment Mode*



(c) *Low Pressure Mode*

Fig4. 流れ場の分類.

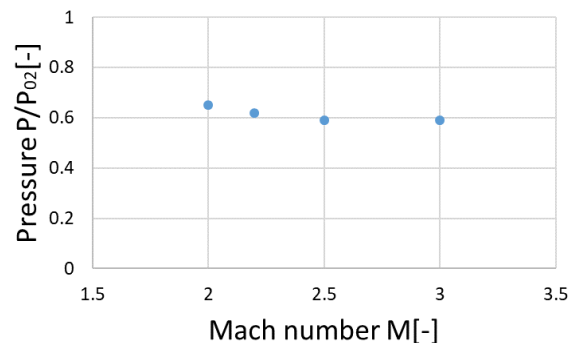


Fig5. *High Pressure mode* の無次元化圧力.

Attachment Mode となっていることがわかる。(c)に関しては衝撃波振動が発生し、High Pressure Mode と Attachment Mode の間で流れ場の遷移が起こっている。また、Attachment Mode において衝撃波が付着するサスペンションラインは実験ケースによってランダムである。サスペンションライン長さ L_s については、サスペンションラインが短い時は斜め衝撃波がライザーとサスペンションラインの結末点につきやすく、流れ場は Low Pressure Mode となりやすい。逆にサスペンションラインが長い時は斜め衝撃波がサスペンションラインにつきやすく、Attachment Mode となりやすい。

3. 2. 流れ場の遷移

前節では3種類の流れ場が存在することを説明した。今回の実験において設定したパラメータによっては、3種類の流れ場の間で遷移が起こり、それに伴う衝撃波振動が発生するケースが存在する。ここで Fig.8 に

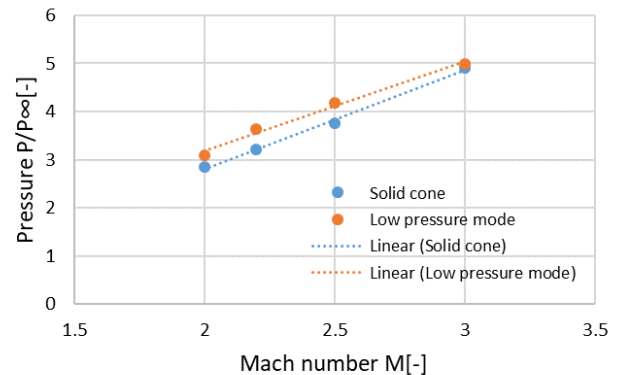


Fig7. Low Pressure mode とノーズコーン表面での無次元化圧力。

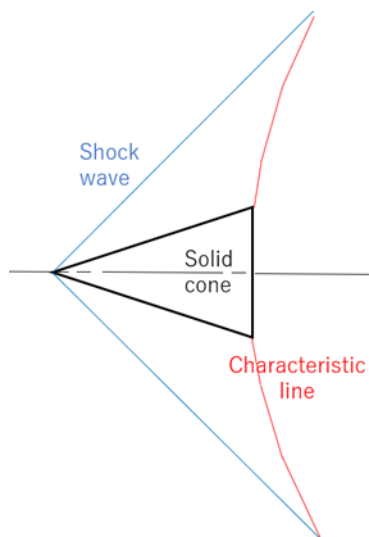
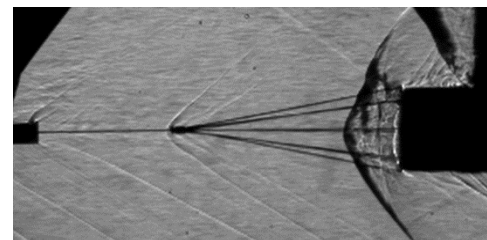
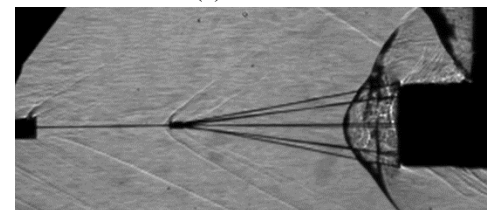


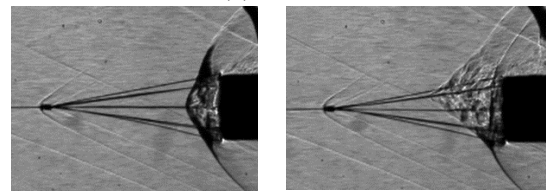
Fig6. ノーズコーン周りの衝撃波⁵⁾



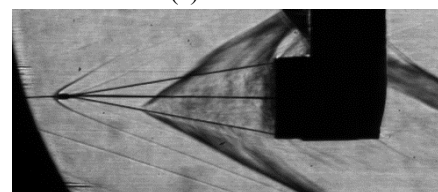
(a) M=2.0



(b) M=2.0



(c) M=2.5



(d) M=3.0

Fig8. $L=250\text{mm}$, $L_s=150\text{mm}$ の流れ場

示した、*High Pressure Mode*、*Attachment Mode*の間で遷移の発生した $M=2.5$ 、 $L=250\text{mm}$ 、 $L_s=150\text{mm}$ のケースについて、Fig. 9 に圧力と衝撃波離脱距離の関係を示す。測定圧力の高くなっている *High Pressure Mode* のとき衝撃波離脱距離が短くなり、圧力の低くなる *Attachment Mode* のとき、衝撃波離脱距離は長くなっていることがわかる。このことからキャノピー内の圧力は衝撃波離脱距離に依存して変動していることが考えられる。衝撃波遷移が起こる原因はいくつか考えられる。一つは前方物体から発生する後流とサスペンションラインの境界層の干渉、および後流と衝撃波との干渉である。超音速パラシュートにおける衝撃波遷移の様子はエアロスパイクに生じる大規模な衝撃波振動である *Pulsation* によく似ている。このエアロスパイクに生じる高速の衝撃波振動については Feszty らによって詳細に報告されている⁵⁾。 *Pulsation* と呼ばれる振動は衝撃波の膨張、崩壊を含む大規模なものである。超音速パラシュートの場合、ライザーがエアロスパイクのような役割を果たし、衝撃波振動が発生していることが考えられる。

その他の衝撃波振動の原因としてはサスペンションラインの振動が考えられる。

3. 3. マッハ数と前方物体・後方物体間距離の影響

サスペンションライン長さ L_s が 100mm の時のマッハ数の異なる後方物体周りの流れ場について Fig. 10 に示す。Fig. 10 を見ると $M=2.0$ の時は垂直衝撃波、 $M=3.0$ の時は斜め衝撃波が発生していることがわかる。すなわちマッハ数が低いときは *High Pressure Mode*、高いときは *Low Pressure Mode* となる傾向があることが分かった。次に、 $M=2.5$ のときの前方・後方物体間距離の異なる流れ場を Fig. 11 に、圧力履歴を Fig.12 に示す。Fig. 11 より、 L が短いときに垂直衝撃波が、 L が長いときに斜め衝撃波が発生していることがわかる。つまり L が短いときに *High Pressure Mode*、 L が長いときに *Low Pressure Mode* となる傾向があることが分かった。Fig.12 から、 L が短いときに高圧、 L が長いときに低圧の状態になっていることがわかる。 $L=200\text{mm}$ の時のみ、高圧、低圧領域の間で遷移が生じている。

以上の2つの傾向から、 L を長くしたときとマッハ数を大きくした時で、流れ場に対して同じような影響を与えていることが考えられる。 L が長くなった時、前方物体から発生した後流が後方物体に到達するまでの時間が長くなる。後流は前方物体後方の流速を減速させる。そのため L が長くなるほど後流による減速の影響が小さくなることで、マッハ数が大きくなった時と同じような影響を流れ場に対して与えたと言える。

4. 結論

超音速パラシュートの風洞試験を行い、衝撃波を伴うパラシュート周りの流れ場の分類を行った。その結果、大きく分けて3種類の流れ場を確認した。

High Pressure Mode は、キャノピーの前方に垂直衝撃波が発生し、キャノピー内部の測定圧力が他の流れ

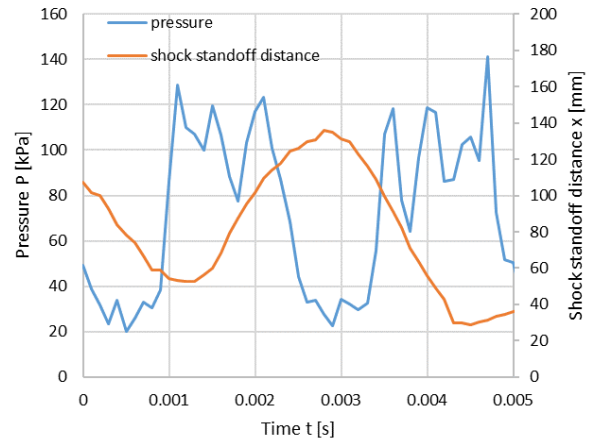
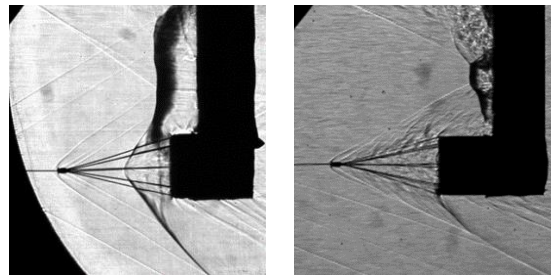


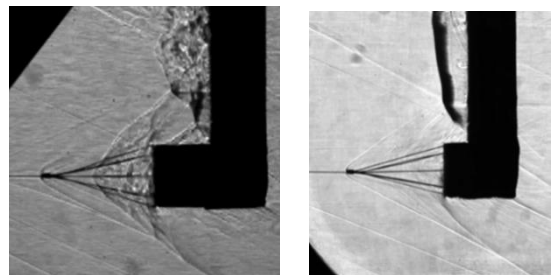
Fig9. 測定圧力と衝撃波離脱距離の関係



(a) $M=2.0$

(b) $M=3.0$

Fig10. $L=200\text{mm}$ 、 $L_s=100\text{mm}$ の流れ場



(a) $L=150\text{mm}$

(b) $L=250\text{mm}$

Fig11. $M=2.5$ 、 $L_s=100\text{mm}$ の流れ場

場よりも高い。そのため減速機としてのパラシュートにおいて最も望ましい流れ場である。 *Attachment Mode* は *High Pressure Mode* と比べると測定圧力が低く、サスペンションラインに斜め衝撃波が付着している流れ場である。 *Low Pressure Mode* は測定圧力が低く、サスペンションライン結末点に斜め衝撃波が付着する流れ場である。

実験のパラメータによって現れる流れ場は変化し、流れ場の遷移による衝撃波振動が発生するケースも存在した。衝撃波遷移の原因としては、前方物体から発生する後流とサスペンションラインの境界層もしくは後流と衝撃波との干渉、サスペンションラインの振動などが考えられる。

High Pressure Mode において垂直衝撃波通過後の理論圧力で測定圧力を除した無次元化圧力を求めた結果、異なるマッハ数であっても 0.6 程度で概ね一致した。これは *High Pressure Mode* で特有の傾向だった。 *Low Pressure Mode* ではパラシュートのサスペンションラインがノーズコーンのような働きをしていることが分かった。これによりキャノピー内部の圧力が下がり、パラシュートの空気抵抗は小さくなるため、減速機としてはよくない流れ場である。

サスペンションライン長さ L_s については、短い時は斜め衝撃波がライザーとサスペンションラインの結末点につきやすく、 *Low Pressure Mode* となる。逆にサスペンションラインが長い時は斜め衝撃波がサスペンションラインにつきやすく、 *Attachment Mode* となる。マッハ数は低いときは *High Pressure Mode*、高いときは *Low Pressure Mode* となる傾向があることが分かった。物体間距離 L が短いときに *High Pressure Mode*、 L が長いときに *Low Pressure Mode* となる傾向があることが分かった。 L が長くなった時、前方物体から発生した後流が主流を減速させる影響が小さくなる。これによりマッハ数が大きくなった時と同じような影響を流れ場に対して与えたということが考えられる。

Low Pressure Mode について、本実験におけるサスペンションラインの結末点部分の径がライザーやサスペンションラインの径と比べて大きくなっていることから、この流れ場の斜め衝撃波の付着位置に対して影響を与えていることが考えられる。来年度の実験ではこの影響についての調査も行いたいと考えている。

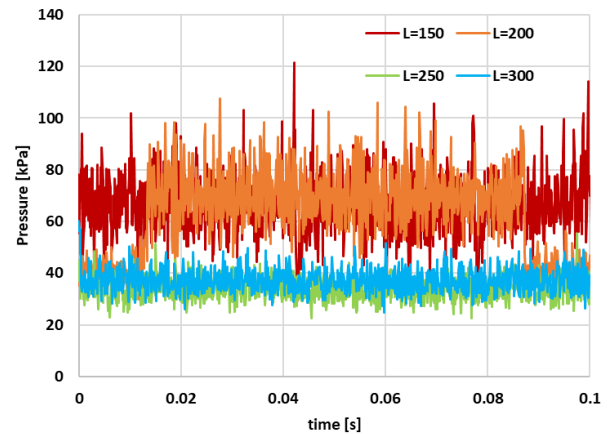


Fig12. $M=2.5$, $L_s=100\text{mm}$ の圧力履歴

5. 謝辞

実験を行うにあたり、超音速風洞を使用する機会をいただいたことを、JAXA/ISAS 関係者の方々に感謝申し上げます。

参考文献

- 1) Cruz, J.R. et al. "Aerodynamic Decelerators for Planetary Exploration: Past, Present, and Future", AIAA Paper 2006-6792, AIAA Navigation, and Control Conference, Keystone, CO, 2006.
- 2) Taguchi, M., Senba, N., Okada, M., Yasui, I., Kitamura, K., Mori, K., and Nakamura, Y.: Experimental Investigations on Flexible Parachutes in Supersonic Flow, Journal of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 63, No. 6 (2015), pp. 241-247.
- 3) Maru, Y., Takayanagi, H., Yamada, K., and Fujita, K.: Wind Tunnel Testing of Parachutes at Transonic and Supersonic Speed, The 47th Annual Symposium of the Japan Society for Aeronautical and Space Science, Tokyo, Japan, JSASS-2016-1004, 2016 (in Japanese).
- 4) Tables for Supersonic Flow Around Right Circular Cones at Zero Angle of Attack (NASA)
- 5) Feszty, D., Badcock, J. K., and Richards, E. B.: Driving Mechanisms of High-Speed Unsteady Spiked Body Flows, Part 1: Pulsation Mode, AIAA JOURNAL, Vol. 42, No. 1 (2004), pp. 95-106.