剛体リングを有する超音速パラシュート周りの流れ場

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

記号

d_s	：サスペンションライン， ライザー径
D	：後方物体直径
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
LR	:リング長さを含むリング-キャノピー間距離
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ェ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ェル内に収納され，エアロシェ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

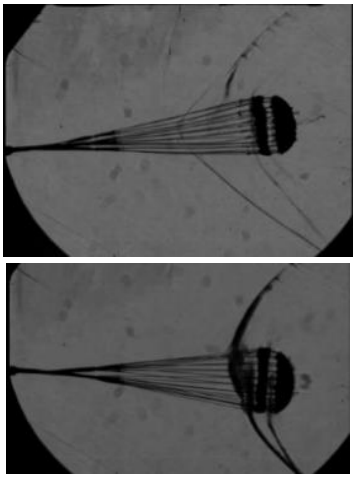
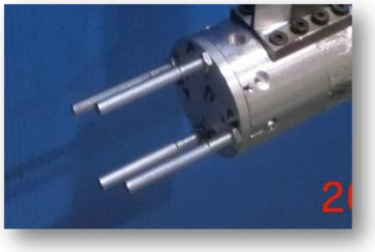


Fig. 1.　超音速パラシュート周りの衝撃波振動(丸ら,JAXA/ISAS)[3)]



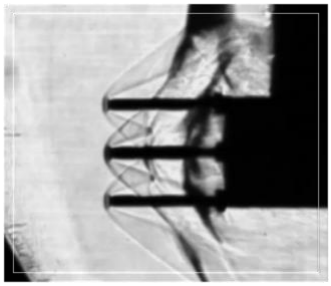


Fig. 2.　マルチエアロスパイクモデルとその周りの流れ場

This document is provided by JAXA.

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り，抗力の低下も招く．

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実験を行ったところ，大規模な衝撃波の遷移と圧力変動が確認された．また，パラシュートのサスペンションラインに発生する衝撃波遷移とエアロスパイク周りの流れ場が似ていることから，Fig. 1 に示すような平面キャノピーにエアロスパイクを複数設置したモデル（マルチプルエアロスパイクモデル）を用いて同実験を試みたところ衝撃波が安定した．これを応用し，サスペンションライン上に剛体リングを設置してサスペンションラインを流れに対して平行にし，衝撃波の安定化を図った．その結果，剛体リングとキャノピーがある程度離れていれば衝撃波を安定化させることができた．

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. 3 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. 4 に示すような直径 59㎜の平面型のパラシュートキャノピー及びその前方に配置されたリングである．リングの厚みは3㎜である．リングと平面キャノピー間は模型強度の都合上サスペンションラインを剛体化した部分である．平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，LR はリング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，LR， Ls を変化させて実験を行った．

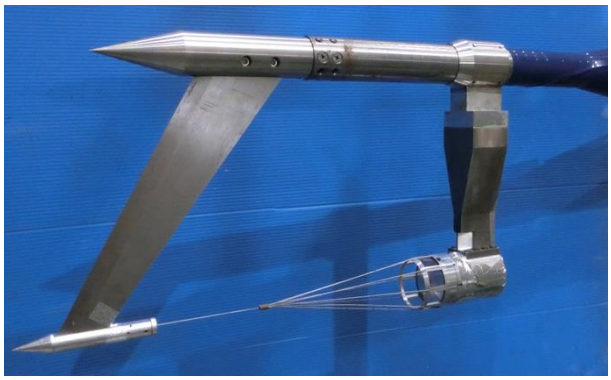


Fig. 3. 実験装置全体図

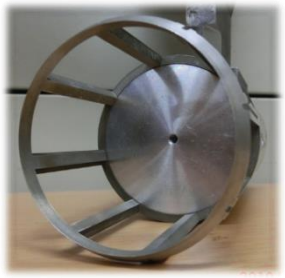


Fig. 4. リング接続型剛体パラシュートモデル

This document is provided by JAXA.

3. 実験結果

3. 1. 凹面モデル

初めに凹面キャノピーで行った実験の結果について示す．実験条件は M=3.0, L=300mm , L_s =150mm である．このケースの流れ場についてシュリーレン写真を Fig. 5 に示す．Fig. 5 を見ると，衝撃波は安定しておらず，キャノピー前方に離脱衝撃波が存在する状態（状態 A），およびサスペンションライン結束点に斜め衝撃波が付着する状態（状態 B）の間で大きく遷移した．遷移時は斜め衝撃波の頂点がサスペンションラインに付着している．次にこのケースにおける圧力履歴を Fig.6 に示す．横軸は無次元化圧力であり，測定圧力を衝撃波通過後の理論圧力で無次元化している．衝撃波通過後の理論圧力については式(1)によって求めている．

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

Fig.6 を見ると，0.006s 付近で圧力が大きく低下していることがわかる．これは Fig.5 における下の図の状態であり，衝撃波遷移によって圧力変動が引き起こされている．

ここで，衝撃波離脱距離と圧力の関係について Fig. 7 に示す．Fig.7 を見ると，衝撃波離脱距離が長くなった時にキャノピー圧力は低く，衝撃波離脱距離が短くなった時にキャノピー圧力が高くなっていることがわかる．パラシュートにおいて抗力は高い方が望ましいため，キャノピー圧力が高い状態，すなわち Fig.5 における上の図の流れ場のように衝撃波を安定化させることが求められる．また，条件によってこの衝撃波遷移の頻度，および流れ場は異なる．

凹面キャノピーにおいて，マッハ数が高くなるほど状態 B が現れやすく，サスペンションライン長さが短いほど状態 B が現れやすい．また，前方物体-後方物体間距離が長いほど状態 B が現れやすい．

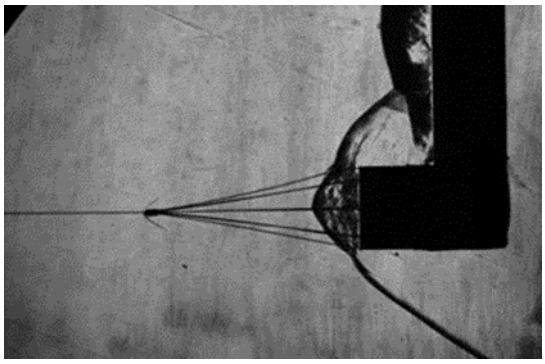
状態 A から状態 B への衝撃波遷移が起こる原因はいくつか考えられる．一つは前方物体から発生する後流とサスペンションラインの境界層の干渉，および後流と衝撃波との干渉である．超音速パラシュートにおける衝撃波遷移の様子はエアロスパイクに生じる大規模な衝撃波振動である

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.[4] 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．

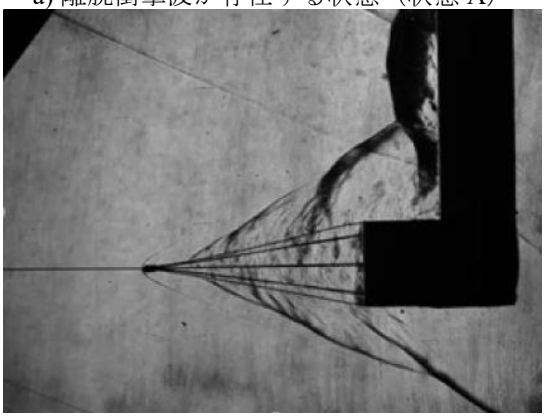
その他の衝撃波振動の原因としてはサスペンションラインの振動が考えられる．

Table 1. 実験ケース

パラメータ		数値
M	[-]	2.0 /3.0
Re	[-]	1.3×10^6
L	[mm]	300
L_s	[mm]	50 / 100 / 150
LR	[mm]	25/45/65
d_s	[mm]	1.0
N_s	[-]	8



a) 離脱衝撃波が存在する状態（状態 A）



b)結束点に斜め衝撃波が付着する状態（状態 B）

Fig5. M=3.0, L=300mm, L_s =150mm, 凹面キャノピーの流れ場.

This document is provided by JAXA.

3. 2. 剛体リング接続型パラシュート

平面キャノピーに剛体リングパーツを接続し行った実験の結果について示す．M=3.0, L=300 mm , L_s =150 mm , LR=65 mm のケースの流れ場について Fig.8 に示す．この流れ場は Fig.5 の剛体リングがない場合の流れ場と比べて大きな衝撃波振動が発生せず，Fig.8 の状態で衝撃波が安定していた．この流れ場の圧力履歴を Fig. 9 に示す．Fig. 6 の圧力履歴と比べて圧力変動も小さい．キャノピー圧力は本来，キャノピーに近い位置で衝撃波の安定している剛体リングをつけた流れ場の方が高くなるはずだが，今回の剛体リング付きの実験は平面キャノピーで行ったため，凹面キャノピーのリング無し模型の方が圧力は高くなっている．同じキャノピー形状であれば圧力は剛体リングをつけた場合の方が高くなることが考えられる．剛体リングを接続することにより安定したパラシュートの抗力に期待ができる．

次に M=3.0, L=300 mm , L_s =150 mm , LR=25 mm のケースの流れ場について Fig.10 に示す．このケースはリング-キャノピー間距離が短いものであるが，このとき衝撃波の大規模遷移が発生してしまった．衝撃波遷移の様相はリング無しの場合と同様である．このときの圧力履歴を Fig. 11 に示す．圧力履歴を見ると，LR=65 mm の時と比べて圧力変動が大きいことがわかる．このことから，リング-キャノピー間距離がある程度長くなければ衝撃波振動の抑制に効果が見られないことが分かった．

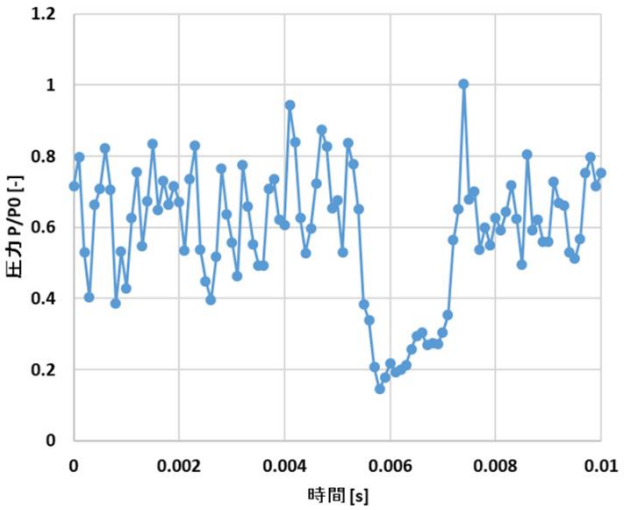


Fig6. M=3.0, L=300mm, Ls =150mm,
凹面キャノピーの圧力履歴.

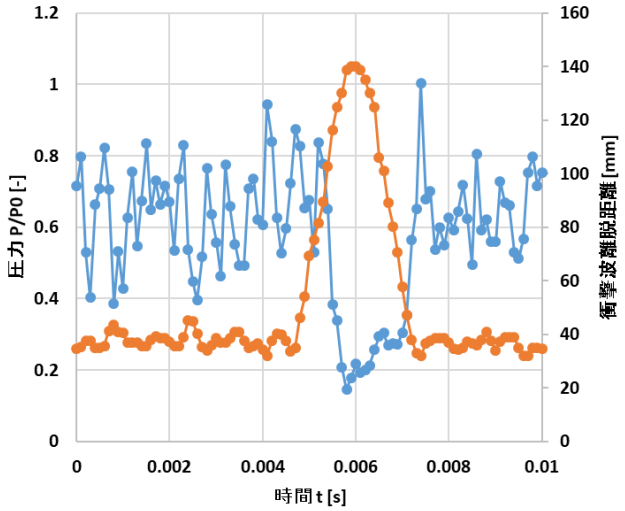


Fig7. 測定圧力と衝撃波離脱距離の関係

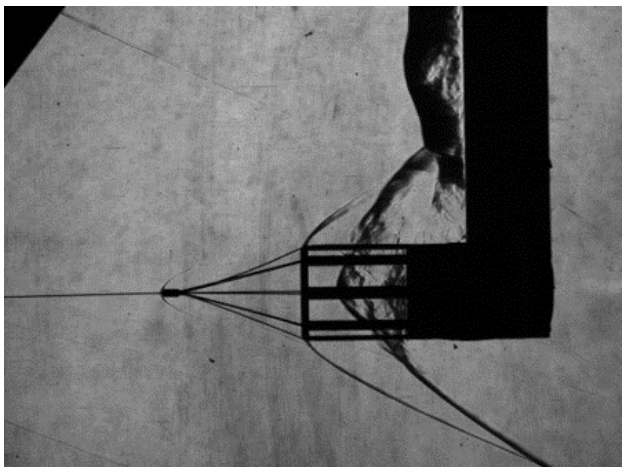


Fig8. M=3.0, L=300 mm, Ls =150 mm,
LR=65 mm 平面キャノピーの流れ場.

This document is provided by JAXA.

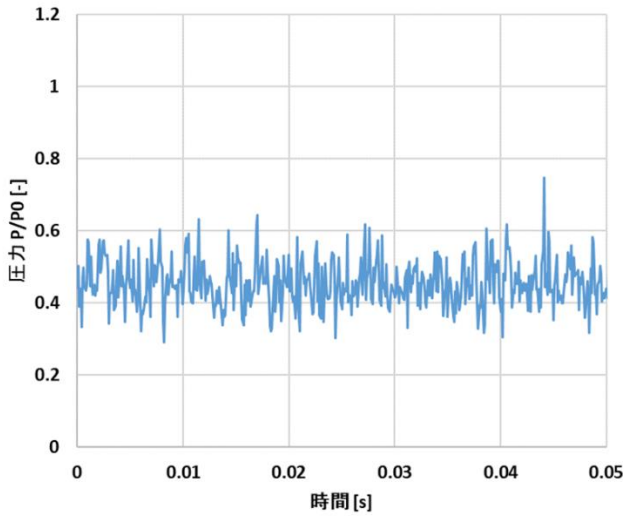


Fig9 *M*=3.0, *L*=300 mm, *L*s =150 mm, *LR*=65 mm 平面キャノピーの圧力履歴.

3. 3. 剛体リングの役割

剛体リングを接続した場合に衝撃波振動が抑制されたが，そのメカニズムについて考察を行う．

最初に，マルチプルエアロスパイクモデル実験の結果との関係がある．マルチプルエアロスパイクモデル実験では平面キャノピーの中心にエアロスパイクが 1 本存在するとき衝撃波振動が発生するが，平面外周に複数本存在したときには振動が安定化するというものであった．今回の剛体リング実験モデルはマルチプルエアロスパイクモデルと近い形状をしているため，同じような現象が発生することで振動が抑制されていることが考えられる．マルチプルエアロスパイクモデルではスパイク後流でマッハ交差が起こり，キャノピー前方にほぼ垂直なマッハ衝撃波(マッハステム)が発生した．[5]この衝撃波が衝撃波遷移の抑制に何らかの影響を及ぼしている可能性が考えられるが定かではない．

また，垂直衝撃波の離脱距離が影響していることが考えられる．平面キャノピーに発生する衝撃波の離脱距離は Table 2 のようになる [6]．ここで， *LR*=65mm , 45mm , 25 mm の模型を使用したときのそれぞれの *LR*/*D* の値は 1.102 , 0.763 , 0.424 であった．*M*=3.0 の流れにおいて，大規模な衝撃波振動が抑制されたのは *LR*=65mm, 45 mm のケースであり，*LR*=25 mm のケースでは衝撃波振動が発生した．すなわち，衝撃波離脱距離よりも上流側に剛体リングが存在した場合に衝撃波振動が抑制され，衝撃波離脱距離よりも下流側に剛体リングが存在する場合は衝撃波振動が抑制されなかったといえる．このことから，剛体リングにより衝撃波振動を抑制する場合，衝撃波離脱距離に対して剛体リングの位置が上流側である必要があるということが考えられる．

剛体リングの位置によってサスペンションラインが流れと平行になる部分の位置が異なってくる．仮にキャノピー前方のある領域を考えたとき，その領域に対し主流に平行でない物体(本実験におけるサスペンションライン)が存在する時，そこを伝い衝撃波が移動してしまう可能性があり，その点からも剛体リングとキャノピー間距離をある程度取る必要があることが考えられる．

剛体リングによる衝撃波振動抑制メカニズムに関して CFD 解析を行えば，より正確な現象が明らかになる可能性があるため，今後の課題としたい．

Table 2. マッハ数と衝撃波離脱距離の関係

マッハ数, *M*	衝撃波離脱距離, x/D
2.0	1.142
2.5	0.876
3.0	0.745

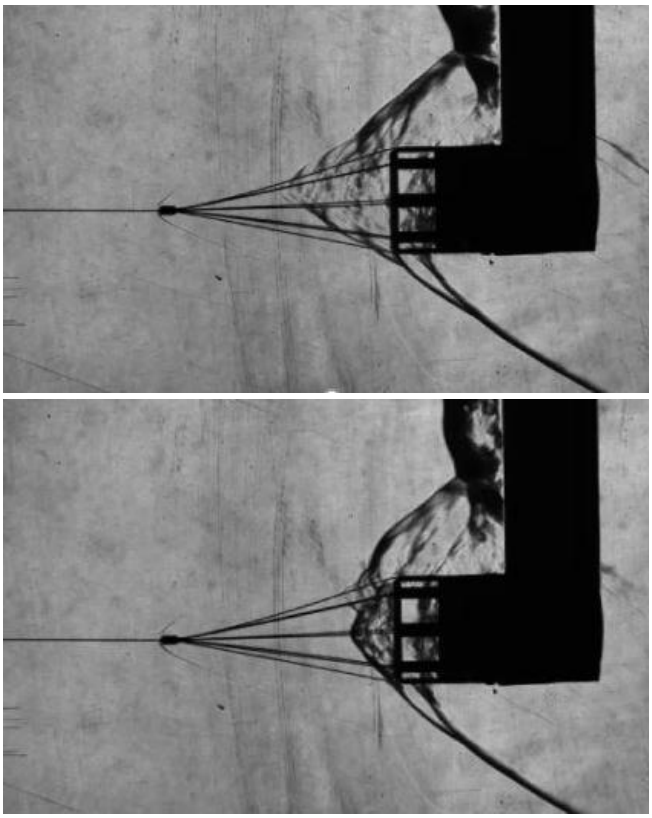


Fig10. *M*=3.0, *L*=300 mm, L_s =150 mm, *LR*=25 mm 平面キャノピーの流れ場.

This document is provided by JAXA.

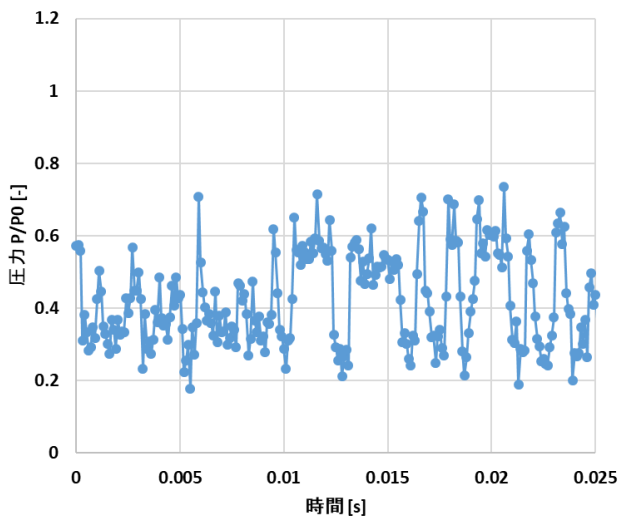


Fig11. M=3.0, L=300 mm, Ls =150 mm, LR=25 mm 平面キャノピーの圧力履歴.

4. 結論

超音速パラシュートに剛体リングを接続したモデルを用いて風洞試験を行い，剛体リングの衝撃波振動抑制効果について検討した．その結果，パラシュートキャノピーのみの場合に衝撃波遷移が発生していたが，剛体リングを接続することにより衝撃波振動が抑制された．キャノピー圧力は衝撃波の離脱距離に依存しているため，衝撃波振動が抑制されることで同時にキャノピー圧力変動も抑制され，キャノピー破壊の防止につながることが期待できる．

剛体リングによる衝撃波抑制効果はリング-キャノピー間距離 *LR* によって大きく変化することが分かった．本実験ではング-キャノピー間距離 *LR* を 3 通り変化させて風洞試験を行ったが，*LR* の長い 2 つのケースで衝撃波振動が抑制され，最も短いケースでは衝撃波振動が発生してしまった．

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けたことを，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) 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.
5) 松尾 一泰, 圧縮性流体力学 内部流れの理論と解析, オーム社, p276
6) Nimesh Dahal , Experimental and Numerical Investigation of Interaction between Wake Flow and Shock Wave on a Rigid Parachute

This document is provided by JAXA.