

# 剛体モデルを用いた超音速パラシュートの衝撃波振動に関する風洞実験

○水田和希 (静岡大学大学院), 吹場活佳 (静岡大学大学院), 大和一貴 (静岡大学大学院),  
中根奨一朗 (静岡大学), 丸祐介 (ISAS/JAXA)

## 記号

$f$	[Hz]	周波数
$l$	[m]	サスペンションライン長さ
$L$	[mm]	前方物体・後方物体間距離
$L_s$	[mm]	サスペンションライン 結末点・後方物体間距離
$M$	[-]	マッハ数
$P_0$	[kPa]	全圧
$T$	[N]	張力
$\gamma$	[-]	比熱比(=1.4)
$\rho$	[kg/m]	線密度

## 添え字

- 1 衝撃波通過前
- 2 衝撃波通過後

## 1. 序論

超音速パラシュートは惑星探査ミッションにおける有力な減速方法の一つである。パラシュートを用いる利点は、その他の減速方法に比べて軽量且つ単純な構造であることが挙げられる。その為 1950 年代から様々な研究が行われ、1970 年代には NASA の火星探査ミッションである Viking ミッションで初めて正式に採用された。また、2011 年には NASA の MSL (Mars Science Laboratory) における着陸機“Curiosity”の減速機構として Disk-Gap-Band 型のパラシュート(Fig. 1)が採用され、火星大気圏突入後の超音速領域から亜音速領域までの減速の役目を担った<sup>1)</sup>。その時の EDL(Entry-Decelerate-Landing)シーケンスを Fig. 2 に示す<sup>2)</sup>。

これまでにパラシュートに関する様々な研究が行われてきた。しかし、超音速パラシュートには未解明な現象も多く存在している<sup>3)</sup>。また、国内において火星探査用の超音速パラシュートの開発が目標とされているが、未だ研究データは不十分である。その原因の一つとしてパラシュートが柔軟な構造を持つことが挙げられる。パラシュートのキャノピー部はナイロン等の柔軟な素材で形成されており、風洞実験及び CFD 解析の両方においてこの柔軟性は大きな障害となる。風洞実験においてはキャノピー部の圧力等のデータの取得が困難であることが問題となる。また CFD 解析においては、柔軟なライザーやサスペンションラインを考慮しなければならないことによる計算コストの増大を始め、キャノピー部の変形を考慮した非定常の流体・構造連成解析が必要となる。

惑星探査ミッションにおいて、超音速パラシュートは超音速領域における減速を担う。その為地球上で用いる亜音速パラシュートとは異なり、パラシュートには衝撃波が発生する。この衝撃波は様々な要因により大きく振動する。その一例として、丸らによって行われた風洞試験のシュリーレン写真を Fig. 3 に示す<sup>4)</sup>。また、この衝撃波の振動はキャノピー部の大規模な変形を生じさせる場合がある。この大規模なキャノピーの変形は Area

oscillation と呼ばれている<sup>5)</sup>。Area oscillation はパラシュートの性能低下を発生させるだけでなく、ミッションの失敗へと繋がる場合がある<sup>6)</sup>。

そこで本研究はこの衝撃波の振動に焦点を当て、振動のメカニズムの解明を目的として風洞実験を行った。しかし先程述べたようにパラシュートのキャノピー部は柔軟な素材で構成されているため、そのままでは圧力計測が困難である。そこで本実験において、キャノピー部をジュラルミンを用いて製作し、剛体モデルに置き換えることで圧力測定を可能にした。そしてキャノピー部の圧力測定及びシュリーレン法を用いた高速度カメラによる撮影を行った。本論文ではこの圧力振動の要因を：①前方物体の後流の影響、②サスペンションラインの固有振動、③衝撃波と境界層の干渉の3つの要素に分類し、それぞれについて詳細な考察を行う。

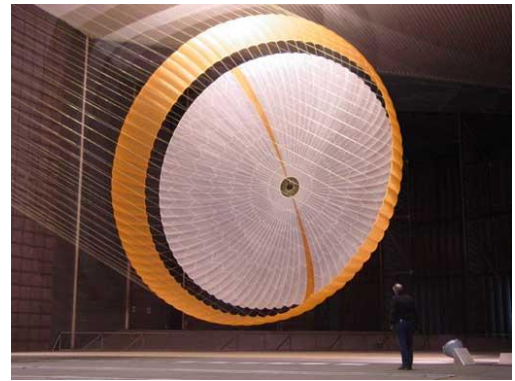


Fig. 1. Disk-Gap-Band 型パラシュート<sup>1)</sup>

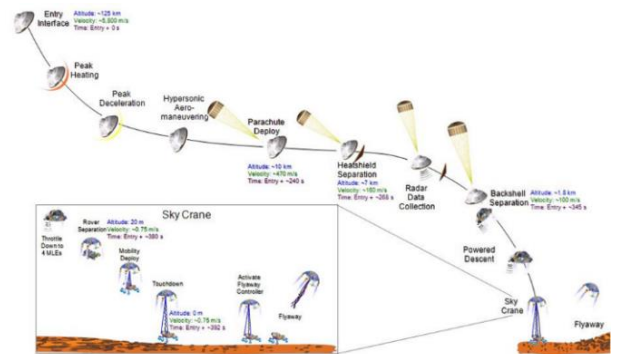


Fig. 2. MSL の EDL シーケンス<sup>2)</sup>

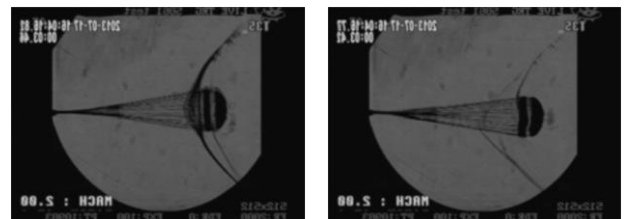


Fig. 3. 超音速パラシュートの衝撃波振動例 (丸ら,JAXA/ISAS)<sup>4)</sup>

## 2. 実験条件

本実験は JAXA 相模原キャンパスの超音速風洞にて実施した。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, 測定部の断面は 600×600 mm である。

### 2.1 風洞模型

製作した風洞模型を Fig. 4 に示す。実験装置はジュラルミンを用いて製作した。パラシュートのキャノピー部は通常碗形状をしているが、本実験においてはモデル化に伴い単円柱形状の鈍頭物体に変更されており (Fig. 4 中の (a) 部), 以後後方物体と呼ぶ。なお Fig. 4 中の (b), (c), (d) は模型支持部であり, (e) は突入物体を模擬した前方物体である。

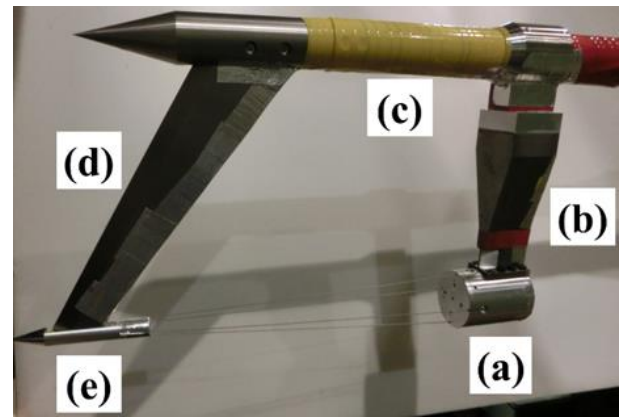


Fig. 4. 風洞模型

### 2.2 寸法及びパラメータ

実験装置の各寸法を Fig. 5 に、実験条件を Table 1 に示す。前方物体は半頂角 15° のノーズコーンを持つ直径 16 mm の円柱であり、後方物体は直径 59 mm の単円柱の鈍頭物体である。ライザー及びサスペンションラインは共に 0.81 mm のステンレス製ワイヤーを用いており、サスペンションラインの本数は 4 本である。本実験におけるパラシュートの形状は、MSL などの他のパラシュートのスケールモデルではないことに注意していただきたい。また、Fig. 5 における  $L$  及び  $L_s$  は本実験におけるパラメータであり、 $L$  は前方物体・後方物体間距離を表し、 $L_s$  はライザーとサスペンションラインの結束点・後方物体表面間距離を表している。なおライザーとサスペンションラインの結束には、外径 4 mm, 厚さ 0.5 mm, 長さ 7 mm の銅製円管内にロウ付けを行うことで固定した。

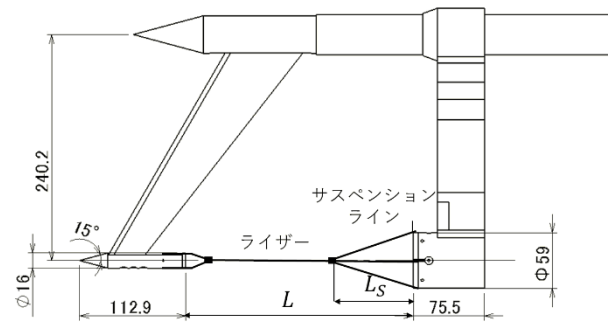


Fig. 5. 模型寸法とパラメータ

通風条件は主流マッハ数  $M=3.0$ , 全圧  $P_0=300$  kPa である。レイノルズ数は  $Re=1.3 \times 10^6$  であり、代表長さとして後方物体の直径を用いている。

### 2.3 高周波収録と高速度撮影

衝撃波の振動現象を解明するために、後方物体表面中心部の圧力測定及びシュリーレン法を用いて可視化された衝撃波の撮影を行った。衝撃波振動は非常に高速であると考えられるため、高周波収録が可能な圧力トランスデューサー (Kulite 社製 XT-140M) を用いて 10,000 Hz での高速収録を行い、後方物体表面中心部の圧力を測定した。また、後方物体周りの衝撃波の形状撮影のために高速度カメラ (Vision Research 社製 Phantom v7.1) を用いて 10,000 frame/sec での高速度撮影を行った。

## 3. 実験結果

### 3.1 支持装置の空気力学的影響

パラシュート模型は前方物体と後方物体で構成されているため、それぞれ支持装置を用いて支える必要がある。それ故後方物体には、前方物体支持装置 (Fig. 4 中の (d) 部) の影響が現れることが予想される。この支持部をストラットと呼び、ストラットの有無による圧力波形及びシュリーレン映像の変化を調査した。なお本項において前方物体及びライザー・サスペンションラインは取り付けられていない。

ストラットの有無による後方物体表面の中心の圧力波形を Fig. 6 に示す。ストラット無しの場合、平均圧力は 98.0 kPa である。ここで、後方物体前方には垂直衝撃波が生じていると予想されるため、垂直衝撃波通過前後

Table 1. 通風条件とパラメータ

パラメータ		数値	
主流マッハ数	$M$	[-]	3.0
主流全圧	$P_0$	[kPa]	300
レイノルズ数	$Re$	[-]	$1.3 \times 10^6$
サスペンションライン径	$d_s$	[mm]	0.81
サスペンションライン本数	$N_s$	[-]	4
前方物体・後方物体間距離	$L$	[mm]	200 / 250 / 300
サスペンションライン結束点・後方物体間距離	$L_s$	[mm]	50 / 100 / 150

の全圧比の理論式を式(1)に示し、比較を行う。

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

式(1)より、本実験における垂直衝撃波通過後の理論圧力は  $P_{02}=98.4$  kPa となり、実験結果と良く一致していることがわかる。ストラット有りの場合においても同様に良く一致しており、圧力測定部にはストラットの空気力学的影響はないと考えられる。

次に Fig. 7 に後方物体周りのシュリーレン写真を示す。Fig. 7 より、後方物体前方には垂直衝撃波が生じていることが確認できる、しかしストラット有りの場合、模型上部で衝撃波が崩壊している様子が観察できた。これはストラット後流の剥離渦と模型上部の衝撃波の干渉により非定常な流れ場が生じているためである。

以上より、ストラットの存在は模型上方に非定常領域を生じさせるが、圧力測定部及び模型部への影響は小さいと考えられる。

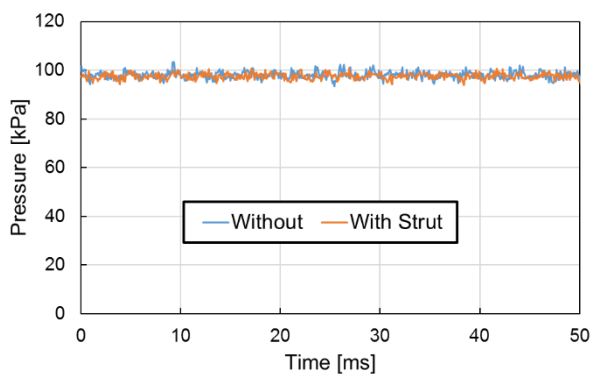


Fig. 6. ストラットの有無による圧力変化

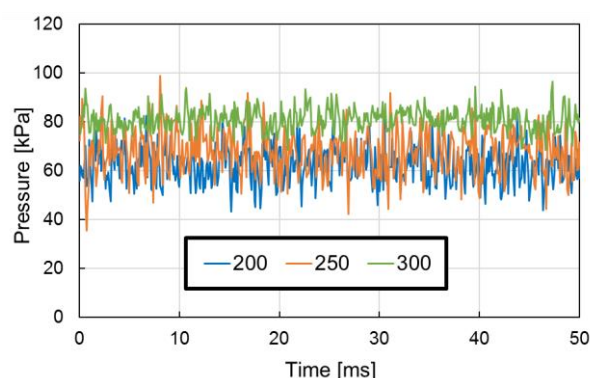
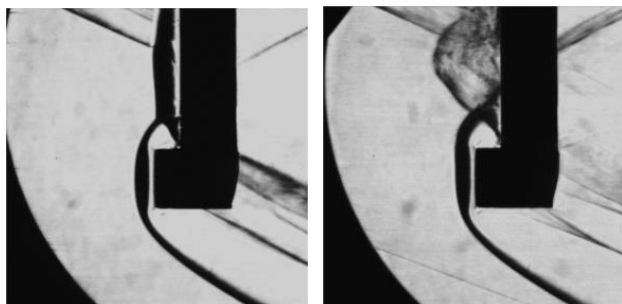
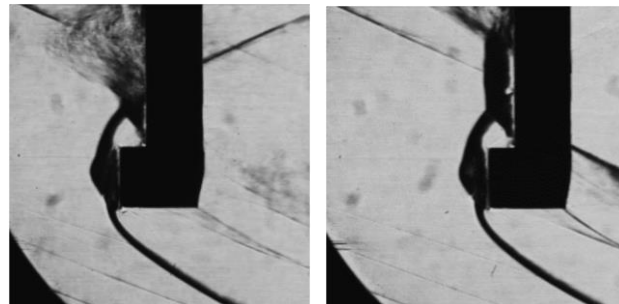


Fig. 8. 距離  $L$  による圧力変化



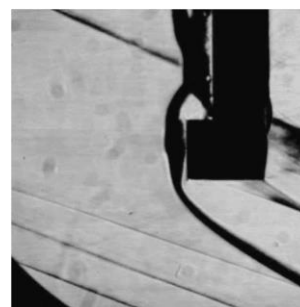
(a) ストラット無し (b) ストラット有り

Fig. 7. シュリーレン写真(ストラットの有無)



(a)  $L=200$  mm

(b)  $L=250$  mm



(c)  $L=300$  mm

Fig. 9. シュリーレン写真(パラメータ: 距離  $L$ )

### 3.2 前方物体後流の影響

前方物体から発生した剥離後流の影響について述べる. 本項ではライザー・サスペンションラインは取り付けず, 前方物体及び後方物体のみが取り付けられている. 前方物体・後方物体間距離をパラメータとし,  $L=200, 250, 300$  mm の 3 ケースで実験を行った.

各距離  $L$  における圧力波形を Fig. 8 に示す. 全てのケースにおいて, 先程式(1)を用いて求めた垂直衝撃波通過後の圧力理論値 98.4 kPa を下回っていることがわかる. これは前方物体を設置したことにより剥離後流が発生し, 圧力低下を発生させていることに起因している. また, 距離  $L$  の増加に伴って圧力が回復している. これは前方物体から剥離した後流が主流と混ざることによって圧力回復が生じたと考えられる. 更に, 乱れの強さを評価するために標準偏差を導入する. ここで, Fig. 6 のストラット有りの条件における圧力振動の標準偏差は 1.3 kPa であった. しかし  $L=200$  mm の条件において 7.7 kPa,  $L=300$  mm の条件において 4.6 kPa となった. これは前方物体から発生した剥離後流に含まれる渦が振動を発生させたからであり, その大きさは距離  $L$  の増加に伴って減少していることがわかる. 以上より, 前方物体・後方物体間距離  $L$  を増加させることで圧力回復及び振動低減が可能になり, 前方物体の剥離後流の影響を低減させることができる.

各距離  $L$  における後方物体周りのシュリーレン写真を Fig. 9 に示す. (a) の  $L=200$  mm の条件において, 後方物体前方に発生している衝撃波の形状が, Fig. 7 と大きく異なっていることがわかる. 具体的には Fig. 7 の衝撃波の中心部に小さなこぶ状の弧状衝撃波が付着した二重の衝撃波形状となっている. これは前方物体の後流が主流よりもやや減速しているため, 衝撃波の発生位置が前方に移動したためであると考えられる. (b) の  $L=250$  mm の条件においても同様の形状が観察できる. しかし(c)の

$L=300$  mm の条件においては中心の弧状衝撃波が殆ど見られない. これは先程と同様に, 前方物体の後流と主流が十分に混ざったためであると考えられる. また, 後方物体の上部と下部で衝撃波が分離している様に見える原因は, ストラットの影響である.

### 3.3 サスペンションラインの固有振動

サスペンションラインの有無による変化について述べる. 本項ではライザーは取り付けず, Fig. 10 に示すように 4 本のサスペンションラインのみで前方物体と後方物体を繋いだ. なお前方物体・後方物体間距離は  $L=200$  mm で固定である.

サスペンションラインの有無による圧力波形を Fig. 11 に示す. サスペンションラインを取り付けると, 明確な周期を持つ非常に大きな圧力振動が励起されていることがわかる. この振動の標準偏差は 22.2 kPa であり, 先程の前方物体の後流による振動よりも大きな振動であることがわかる. また, この振動の周期を算出するために FFT を用いて周波数解析を行った. その結果を Fig. 12 に示す. その結果, 179 Hz でピークが確認された.

次に, サスペンションライン有りの条件での後方物体周りのシュリーレン写真を Fig. 13 に示す. ここで  $t$  は



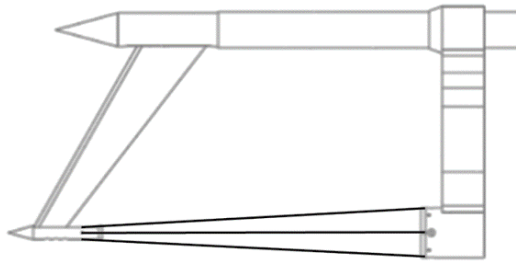


Fig. 10. サスペンションラインの設置図

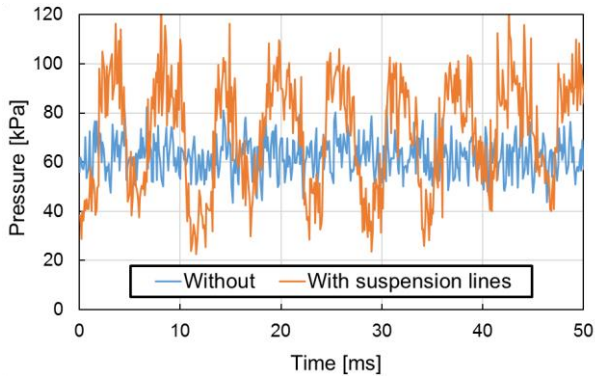


Fig. 11. サスペンションラインが与える圧力変化

Fig. 11 における時間と一致していないことに注意して頂きたい. サスペンションラインを取り付けた場合, Figs. 7,9 と違い, サスペンションライン上に円錐衝撃波が発生していることがわかる. また, (a), (b)を比較すると, 下のサスペンションライン上に発生している円錐衝撃波が流れの上流側に移動しており, 同時にサスペンションライン自体も上部に移動していることがわかる. ここで撮影された映像からサスペンションラインの移動周期を求めると, Fig. 11 の圧力振動と同じ 179 Hz で振動していることがわかった. つまりこの圧力振動はサスペンションラインに発生している衝撃波の振動であることが確認された.

ここで, 我々はこの振動がサスペンションラインの固有振動であると考えた. サスペンションラインを弦と考えると, 以下の式(2)を用いて固有振動数を算出することができる.

$$f_n = \frac{n}{2l} \sqrt{\frac{T}{\rho}} \quad n=1,2,3, \quad (2)$$

しかし, 本実験において張力  $T$  は計測及び設定を行っていない. そこで式(2)を用いて張力を算出し, 算出された値が妥当であるか検証した. なおサスペンションラインの線密度は  $\rho=0.0027 \text{ kg/m}$ , サスペンションライン長さは  $l=0.202 \text{ m}$  である. また, シュリーレン映像からこの振動は基本振動( $n=1$ )である. 以上より式(2)を用いると, 張力は  $T=14.2 \text{ N}$  となり, 手作業での取り付けとして妥当な範囲であると考えられるため, この振動はサスペンションラインの固有振動であることが確認された.

### 3.4 衝撃波と境界層の干渉による空気力学的振動

後方物体前方に発生する衝撃波とサスペンションラインの干渉による空気力学的振動について述べる. 本項では Fig. 5 のように前方物体と後方物体を, ライザーとサスペンションラインを用いて接続している. なお前方物体・後方物体間距離は  $L=200 \text{ mm}$  で固定し, ライザー

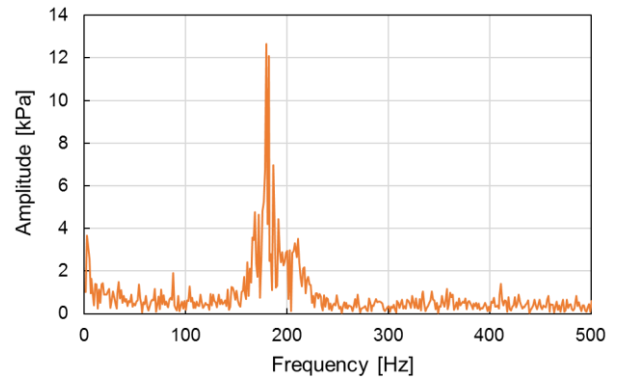
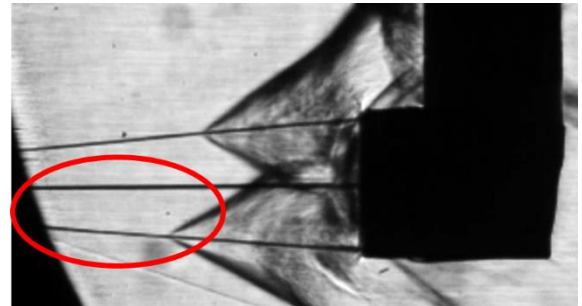
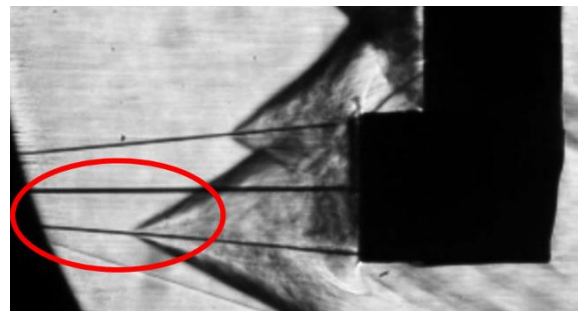


Fig. 12. FFT 解析結果



(a)  $t'=0 \text{ ms}$



(b)  $t'=2.8 \text{ ms}$

Fig. 13. シュリーレン写真(サスペンションライン有り)

とサスペンションラインの結末点から後方物体表面までの距離を  $L_s = 50, 100, 150 \text{ mm}$  の 3 ケースで実験を行った.

各距離  $L_s$  における圧力波形を Fig. 14 に示す. また, 各距離  $L_s$  における後方物体周りのシュリーレン写真を Fig. 15 に示す. 各距離  $L_s$  における圧力は, 式(1)で求めた垂直衝撃波通過後の理論値である  $98.4 \text{ kPa}$  よりも大幅に低い圧力である. これはライザーとサスペンションラインを設置したこと起因している. 距離  $L_s=50, 150 \text{ mm}$  の条件において, 平均圧力は共に約  $25 \text{ kPa}$  であり, 非常に近い値を取っている. しかし Fig. 15 の(a),(c)を比較すると, 衝撃波の構造は異なっている. (a)の  $L_s=50 \text{ mm}$  の条件において円錐衝撃波がライザーとサスペンションラインの結末点上に発生しているのに対し, (c)の  $L_s=150 \text{ mm}$  の条件では下部のサスペンションラインに円錐衝撃波が付着している. 衝撃波の様相は 2つの条件で異なっているが, 平均圧力及び標準偏差は概ね一致しているという結果になった.

一方  $L_s=100 \text{ mm}$  の条件において, Fig. 14 を見ると急激に圧力が増大する瞬間が存在していることがわかる. このピーク圧力時の衝撃波の形状は Fig. 15(b)に示されて

おり、他の2つの条件と大きく異なっている。この衝撃波の形状は Fig. 9 で示した中心部に弧状衝撃波を持つ二重の衝撃波構造と類似している。一般的に斜め衝撃波通過後よりも垂直衝撃波通過後の方が圧力が高いため、このような圧力上昇が発生したと考えられる。

このプロセスを3つの段階に分類したものを Fig. 16 に示す。まず(a)は、ライザーとサスペンションラインの結末点上に円錐衝撃波が発生している状態である。次に(b)は、この円錐衝撃波が崩壊を伴いながら下流側へ移動し、弧状衝撃波が現れる。その後(c)はあるサスペンションから円錐衝撃波が発生し、成長を伴いながら上流側へ移動する。そして(a)の状態へと戻り、これらが高速に繰り返される。

この特異な現象は“Pulsation”と呼ばれる振動である。この用語は、鈍頭物体に針状の物体を取り付けたエアロスパイクに生じる大規模な衝撃波の振動を示す用語であり、Feszty らによって報告された<sup>8)</sup>。Pulsation は、エアロスパイクに生じる衝撃波と針状物体側面の境界層の干渉により発生する大規模振動である。パラシュートの場合、キャノピー部が鈍頭物体の役割を、サスペンションラインが針状物体の役割を担うため、同様の現象が発生したと考えられる。

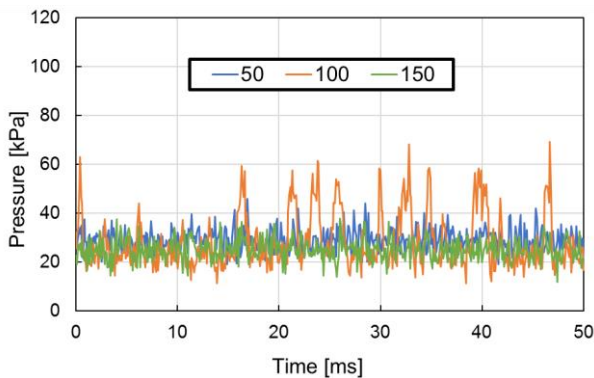
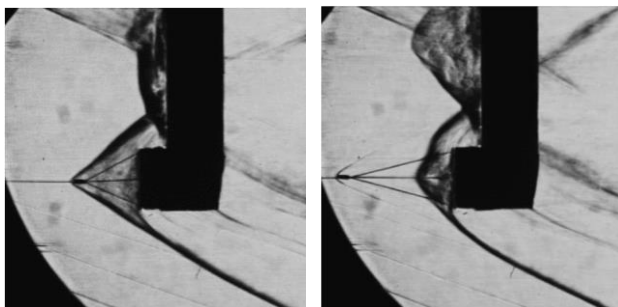
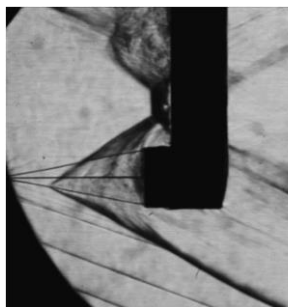


Fig. 14. 距離  $L_s$  による圧力変化



(a)  $L_s=50$  mm

(b)  $L_s=100$  mm



(c)  $L_s=150$  mm

Fig. 15. シュリーレン写真(パラメータ: 距離  $L_s$ )

本来パルセーションは周期振動である。しかし本実験において、Fig. 14 の圧力波形に対して FFT 解析を行ったが、明確なピークは得られなかった。その原因として、本節で述べた前方物体の後流や、サスペンションラインの固有振動といった様々な振動要因が複雑に相互作用し、周期を持たないランダムな振動になったと考えられる。

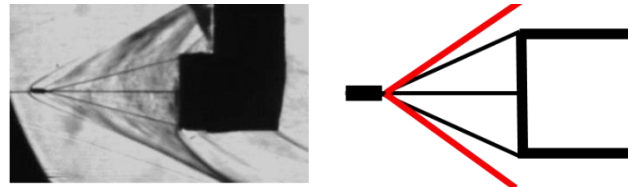
#### 4. 結論

本実験は超音速パラシュートの風洞実験を行った。パラシュートのキャノピー部を剛体モデル化することで圧力測定を可能にし、シュリーレン映像と合わせることで衝撃波振動の解析を行った。その結果、衝撃波振動の要因を3つに分類することができた。

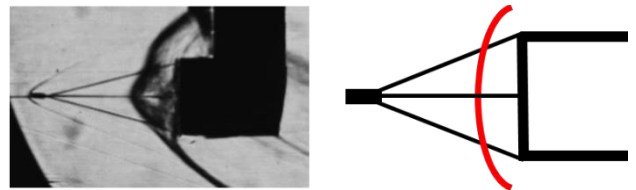
1) 前方物体の後流による振動。前方物体より生成された複雑な渦を含む剥離後流がキャノピー部に作用し、二重衝撃波の形成や、圧力低下及び振動を発生させる。この影響は前方物体・後方物体間距離を増加させることで低減することができる。

2) サスペンションラインの固有振動が確認された。サスペンションラインが振動することで、付着している円錐衝撃波がその動きに連動して前後に移動する。その結果、圧力変動が生じる。なおこの圧力変化は非常に大きなものであり、3つの要素の中では最も支配的な振動であると考えられる。また、振動数は弦の固有振動の式を用いて予測することが可能であると考えられる。

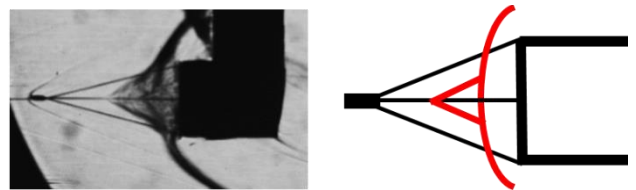
3) 衝撃波と境界層の相互作用による Pulsation と呼ばれる



(a) 第一段階: ライザー・サスペンションライン結末点における円錐衝撃波の発生



(b) 第二段階: 崩壊を伴う円錐衝撃波の下流方向への移動及び弧状衝撃波の発生



(c) 第三段階: サスペンションライン上における円錐衝撃波の発生及び上流方向への移動

Fig. 16.  $L_s=100$  mm の条件における Pulsation サイクルを示すシュリーレン写真及び模式図

大規模な衝撃波振動が発生した。キャノピー部前方に生じる弧状衝撃波と、サスペンションラインに生成される境界層の相互作用によりこの振動は発生する。また、発生は非常に限定的であり、更に前述の要因と連成することによりランダムな振動となる。

## 5. 謝辞

本研究を実施するにあたり、宇宙科学研究所高速気流総合実験設備を使用させていただいた。ここに記して謝意を示す。

### 参考文献

- 1) Parachute Testing for Mars Science Laboratory (NASA/JPL/Pioneer Aerospace), [https://www.nasa.gov/mission\\_pages/mars/images/pia10205.html](https://www.nasa.gov/mission_pages/mars/images/pia10205.html) (accessed February 27, 2017).
- 2) Final Minutes of Curiosity's Arrival at Mars (NASA/JPL-Caltech) [https://www.nasa.gov/mission\\_pages/msl/multi-media/gallery/pia13282.html](https://www.nasa.gov/mission_pages/msl/multi-media/gallery/pia13282.html) (accessed February 27, 2017).
- 3) 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.
- 4) 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.
- 5) Sengupta, A., Kelsch, R., Roeder, J., Wernet, M., Witkowski, A., and 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), pp. 1155-1163.
- 6) Karagiozis, K., Kamakoti, R., Cirak, F., and Pantano, C.: A computational study of supersonic disk-gap-band parachutes using Large-Eddy simulation coupled to structural membrane, *Journal of Fluids and Structures*, Vol. 27, No. 2 (2011), pp. 175-192.
- 7) Matsuo, K.: *Compressible Fluid Dynamics Theory and Analysis in Internal Flow*, Ohmsha, Tokyo, Japan, p. 108, 2014.
- 8) 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.