

低亜音速におけるパラシュート素材の効果

○中根奨一郎(静岡大学大学院), 吹場活佳(静岡大学大学院), 水田和希(静岡大学大学院),
Nimesh Dahal(静岡大学大学院), 伊藤祐輔(静岡大学), 丸祐介(ISAS/JAXA)

Effect of parachute material at low subsonic velocity

○Shoichiro Nakane(Shizuoka University), Katsuyoshi Fukiba(Shizuoka University),
Kazuki Mizuta(Shizuoka University), Nimesh Dahal(Shizuoka University),
Yusuke Ito(Shizuoka University), Yusuke Maru(ISAS/JAXA)

Abstract

パラシュートは高所から落下する際の減速器として使用されている。安全な使用のためにはパラシュートの性能を試験する必要がある。このため、CFD によるシミュレーションや風洞試験などが実施される。しかし、柔軟なパラシュートのシミュレーションは困難であり、また傘体が大きくなるにつれて風洞試験などはコスト面で不利となる。このため、本研究では傘体を縮小したモデルパラシュートを用いて試験を行い、傘体の素材が性能に与える影響を調査した。

記号

F	[N]	抗力
C_d	[-]	抗力係数
C_x	[-]	開傘荷重係数
t	[s]	時間
L_s	[m]	サスペンションライン長さ
D_p	[m]	パラシュート投影直径
S	[m ²]	パラシュート投影面積

1. 序論

1.1. 宇宙開発におけるパラシュートの役割

パラシュートは、スポーツとして行われるパラグライダーやスカイダイビングのように高所から安全に降下するために使用されている。パラシュートの使用に関して主に次に挙げるような 3 つの利点がある。1 つ目は収納時に低容量であること、2 つ目は空気抵抗に対して質量効率がよいこと、3 つ目は展開に際して燃料をほぼ使用しないことである。これらの利点を鑑みて 2012 年にはアメリカ航空宇宙局 (NASA) により実行された火星探査計画 Mars Science Laboratory (MSL) では、火星探査機キュリオシティを火星に軟着陸させるための EDL シークエンス ①において減速器の一部として巨大パラシュート ②を使用し話題となった。図 1 に火星探査機キュリオシティに実行された EDL シークエンスを、図 2 に火星突入用パラシュートを示す。

様々な場面において安全に使用するため、これま

でもパラシュートに関して多くの研究がなされてきたが、パラシュート固有の問題により未だ未解明な部分が存在している。パラシュート研究における問題とはその試験方法により異なる。パラシュート実機による試験は風洞や高高度からの落下試験により行われる。しかし、パラシュートは収納時には低容量であるが作動時には傘体が展開するため大規模な風洞が必要となる。また高高度からの落下試験ではパラシュートサイズにはよらないが、実機による試験では高コストとなる場合が多い。反対に、パラシュートの試験を実機ではなく数理モデルによる CFD などを用いた数値計算により実施する方法もある。数値計算における問題は傘体の柔軟性にある。図 3 に Sengupta ら (JPL) により撮影された開傘されたパラシュートの非定常性を示した画像を示す。傘体はナイロンやポリエステルなどの繊維状の材質から成るため厳密な計算モデルを作成することは困難であり、作成することができても非定常な現象を再現するには計算コストにおいて不利となる。

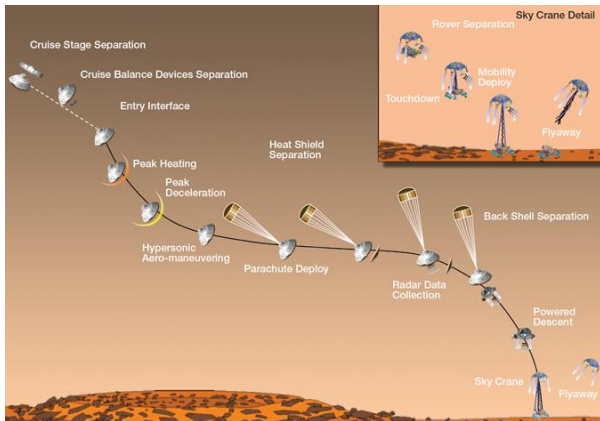


図 1 MSL の EDL シークエンス 1)



図 2 火星突入用パラシュート 2)

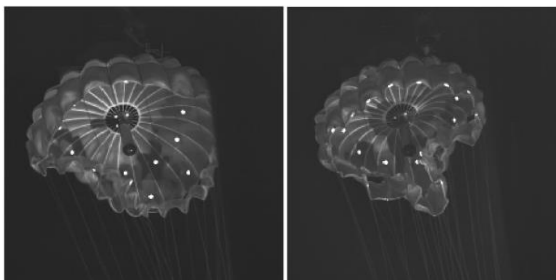
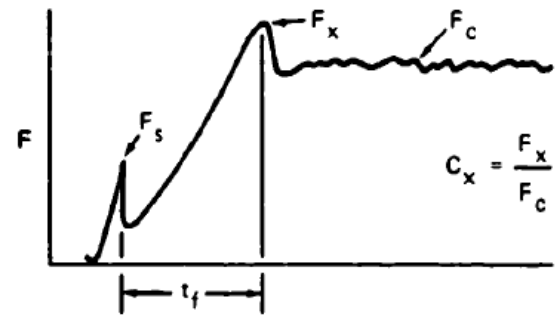


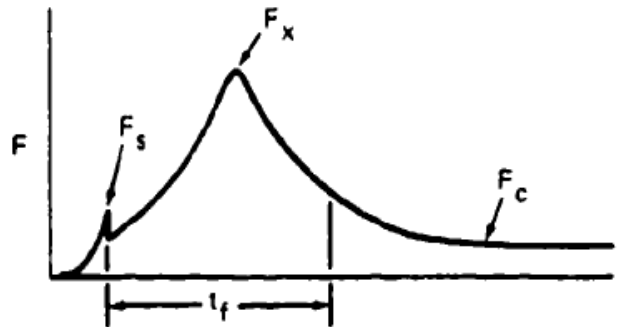
図 3 開傘に伴う Area oscillation³⁾

1.2. 開傘荷重および開傘荷重係数

パラシュートの動作において重要な力学的要素が 2 つある。1 つは減速器として必要な定常抗力であり、もう 1 つはパラシュート展開に伴う開傘荷重である。開傘荷重は定常抗力より大きく瞬間的に生じる。この瞬間的に大きな荷重はシステムの損傷にもつながる恐れがあるため解析等により定量的に正しく把握することが必要とされる。開傘荷重は、開傘荷重を定常荷重で除した値である開傘荷重係数 C_x により評価することができる。図 4 にパラシュート開傘に伴う抗力の時間推移を示す。図 4 の a) はパラシュートに



a) Infinite Mass Condition



b) Finite Mass Condition

図 4 開傘に伴う抗力の時間推移 4)

よる減速対象である系の質量が大きい場合の抗力の推移であり、b) は系の質量が小さい場合の抗力の推移である。このようにパラシュートを使用する条件により抗力の時間推移は異なることが知られている。

そこで本研究ではパラシュートの重要な要素である開傘荷重および開傘荷重係数に着目し、各種条件によるこれらの要素への影響を測るため風洞試験を行った。

1.3. 落下実験における開傘荷重係数との比較

同様の実験用パラシュートを用いて落下試験による開傘荷重および開傘荷重係数の計測も実施した。3章で落下試験との比較を行う。

2. 実験条件

2.1. 試験パラシュート

実験用パラシュートとしてサイズの異なる、6 枚のゴアから成る半球型パラシュートを作成した。図 5 に半球型パラシュートの模式図を示す。表 1 に作成したパラシュートのパラメータを示す。材質の比較として、実際にパラシュートとしても使用されるナイロンおよびポリエステルの 2 種類を作成した。サイズの比較として、投影直径を 0.250, 0.353, 0.500 m の 3 種類、サスペンションラインは投影直径と同じ

となるように設計した。傘体は同形の 6 枚のゴアから成り、各ゴアにのり代を設けボンドによって張り付けた。サスペンションラインはケブラーひもを利用し、傘体縁に縫い付けた。

2.2. 開傘荷重および開傘荷重係数の計測

試験は JAXA 相模原キャンパスの惑星環境風洞に行った。表 2 に惑星環境風洞の設定等を示す。試験は大気圧室温環境下で空気を作動流体として行った。設定流速は、使用風洞が安定する 10~16 m の範囲で行った。図 6 に試験概要図を示す。パラシュート射出装置を風洞流路中心にワイヤーで設置する。抗力計測用のロードセルは流路外から支柱を伸ばし、流路中心付近に設置する。ロードセルには共和電業社製 LUR-A-100NSA1(レンジ±100 N)を使用し、アンプ CDV-700A を通し TEAC 社製 Es8 で収録を行った。サンプリング周波数は 5000 Hz である。

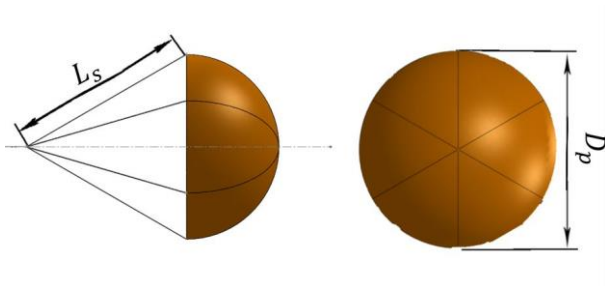


図 5 作成したパラシュートの模式図

表 1 パラシュートのパラメータ

形状		半球型
ゴア枚数		6
傘体材質		ナイロン/ポリエステル
サスペンションライン材質		ケブラー
投影直径	D_p [m]	0.250 / 0.353 / 0.500
サスペンションライン長	L_s [m]	0.250 / 0.353 / 0.500

表 2 惑星環境風洞の設定値等

形式		回流型
作動流体		大気圧, 空気
設定流速	v [m/s]	10~16
吹出口直径	[m]	1.6

表 3 開傘荷重計測における計測機等

ロードセル	LUR-A-100NSA1(KYOWA)
アンプ	CDV-700A(KYOWA)
収録機	Es8(TEAC)

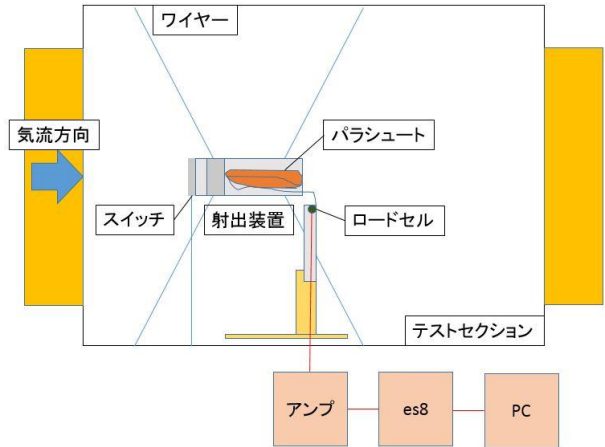


図 6 開傘荷重計測試験概要図

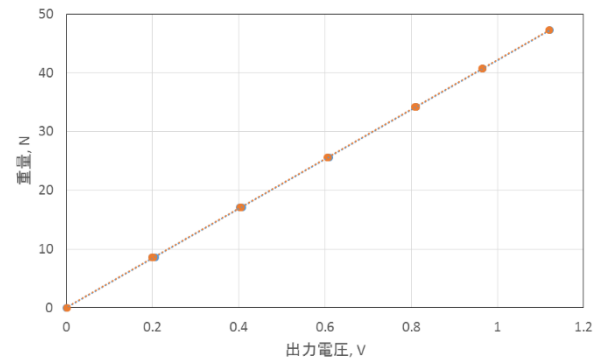


図 7 ロードセルの校正

2.3. ロードセルの校正

使用するロードセルは既知の質量の錘を吊り下げることで校正を行った。図 8 に校正試験の結果を示す。出力電圧と荷重は線形であるとみなし、次式により抗力を算出する。

$$D = 42.15V + 0.05 \quad (1)$$

3. 実験結果

3.1. 装置後流の気流計測

開傘荷重計測の前に射出装置による射出装置後流への影響を測るため、風洞中心軸から垂直方向の数点において差圧計を用いて流速の調査を行った。射出装置から 0.5 m 離れた位置で全圧管による計測を行った。これはサスペンションラインが伸び切り、パラシュートが展開したときのパラシュート前面の位置を想定した距離である。図 9 に測定結果を示す。なお、測定値を主流流速で除した値を主流流速比としている。測定結果より、射出装置中心軸から±100

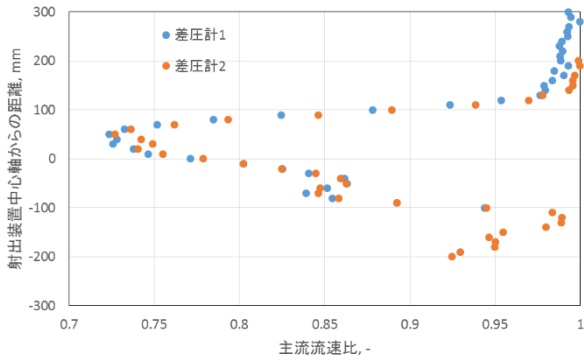


図 8 射出装置後流の気流計測

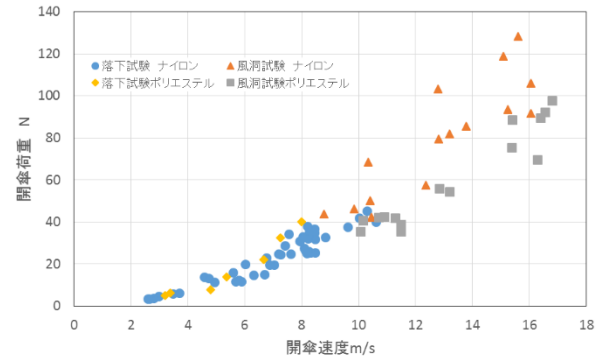


図 10 開傘速度に対する開傘荷重($D_p = 0.5 \text{ m}$)

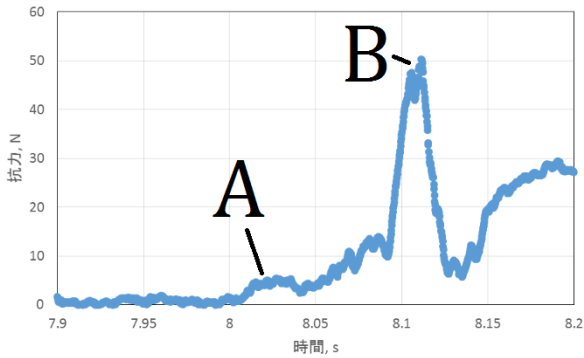


図 9 開傘に伴う抗力の時間推移

mm の範囲で流速の減少がみられ、中心で最大 27% の速度欠損が見られる。直径比はパラシュートの投影直径が 0.5 m のときで約 40%，投影直径 0.25 m で約 80% であること、また、この気流計測時にパラシュートは流路中に存在しないことに注意が必要である。

3.2. 開傘荷重の計測結果

図 10 に開傘に伴う抗力の計測結果を示す。実験条件は流速 10.4 m/s，投影直径 0.5 m のナイロンパラシュートである。ビデオ撮影との同期により図中 A はサスペンションラインが伸び切ることによるスナッチフォース，B はパラシュートが最大の開傘となる開傘荷重であることが明らかとなった。

図 11 にパラシュート投影直径 0.5 m のときの開傘荷重の計測結果を示す。パラシュートの投影直径によらず同様の傾向がみられたため、投影直径 0.5 m の計測結果について述べる。計測結果より、開傘荷重は開傘速度の増加によって増大することがわかった。これは開傘荷重が次式で求められることから明らかである。



a)ナイロン

b)ポリエステル

図 11 パラシュート展開における開傘挙動

$$F_x = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_d C_x \quad (2)$$

また、落下試験においてはナイロンおよびポリエステルによる開傘荷重の材質による違いは見られなかったが、風洞試験ではナイロンの方がポリエステルより大きい開傘荷重が生じた。

パラシュート材質による違いはそのパラシュート展開の挙動にも見られた。図 12 に示す図はナイロンとポリエステルパラシュートの展開挙動を比較したものである。各図の時間間隔は 0.075 s である。図より、ナイロンの方がポリエステルよりパラシュートが展開するのに要する時間が短いことがわかる。

3.3. 開傘荷重係数の計測結果

開傘荷重係数は計測した開傘荷重と次式より算出

した.

$$C_x = \frac{F_x}{\frac{1}{2}\rho v^2 S C_d} \quad (3)$$

図 13 に開傘速度に対する開傘荷重係数の計測結果を示す. 表 4 に各条件における開傘荷重係数の平均値を示す. 開傘荷重係数は開傘速度によらずほぼ一定の値である. 投影直径 0.5 m では落下試験においてナイロンとポリエステルで開傘荷重係数にあまり差は見られないが, 風洞試験ではナイロンの方がポリエステルより開傘荷重係数は大きいことがわかった. パラシュート投影直径が小さくてもナイロンの方が開傘荷重係数が大きいという傾向がみられるが, その差は投影直径が小さくなるほど小さくなった. 風洞試験と落下試験で異なる傾向が見られたのはパラシュート展開前の畳み方に起因していると考えられる. 図 14 に試験開始時のパラシュートの状態を示す. 図のように落下試験ではパラシュートを閉じた状態での開始したのに対して, 風洞試験では射出装置に格納するためパラシュートは畳み込んである. 3.2.開傘荷重の計測結果において述べたように展開挙動が開傘荷重に影響すると考えられるため, パラシュートの初期状態による違いであると考えられる.

表 4 各条件における開傘荷重係数

風洞試験			
	D_p = 0.5m	0.353 m	0.250 m
ナイロン	3.05	2.51	2.28
ポリエステル	2.12	1.95	1.95
落下試験			
ナイロン	2.95		
ポリエステル	3.25		

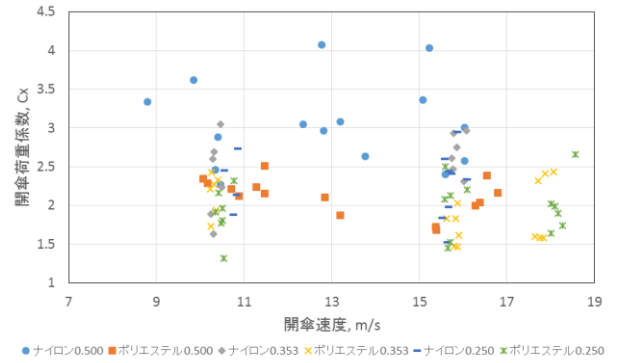


図 12 開傘速度に対する開傘荷重係数

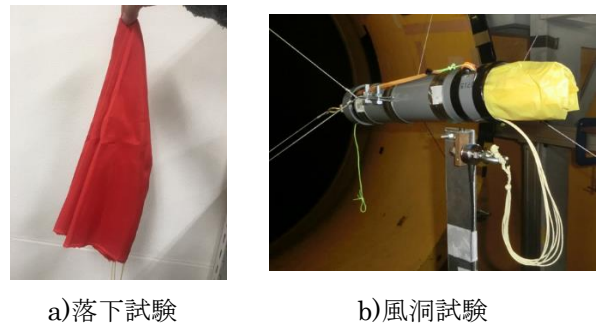


図 13 試験開始時のパラシュート

4. 結論

本研究では風洞試験による半球型パラシュートの開傘実験を行い, 開傘荷重および開傘荷重係数の計測を行った. 設定流速は 10~16 m/s であり, この範囲では各パラシュートの開傘荷重係数は一定値であった. パラシュートの材質に依らず, 投影直径は大きいほど開傘荷重係数が大きくなる傾向が見られた. パラシュートの材質の違いとしてナイロンの方がポリエステルより開傘荷重係数は大きいことがわかった. これはパラシュートの材質による展開挙動の違いによるものと考えられる.

5. 謝辞

本研究を実施するにあたり, JAXA 相模原キャンパスの惑星環境風洞を使用させていただいた. ここに謝意を示す.

参考文献

- 1) NASA HP(Timeline Mission Milestones During Curiosity's Landing), https://www.nasa.gov/mission_pages/msl/news/edl20120809.html (accessed February 8, 2018)
- 2) NASA HP(Mars Parachute Testing in World's Largest Wind Tunnel), https://www.nasa.gov/mission_pages/mars/images/msl0164-20090422.html (accessed February 8, 2018)
- 3) 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), p.1160.
- 4) Theo W. Knacke, Parachute Recovery Systems Design Manual, Contractor for the Recovery Systems Division, Aerosysteme Department, 1991, 5-49