



ISSN 1349-1113  
JAXA-RR-10-013

# 宇宙航空研究開発機構研究開発報告

## JAXA Research and Development Report

---

### 大気球研究報告

2011 年 3 月

宇宙航空研究開発機構  
Japan Aerospace Exploration Agency

## 目 次

序 文 .....	
高橋 忠幸	
俵型スーパープレッシャー気球の開発 .....	1
井筒 直樹, 飯嶋 一征, 加藤 洋一, 斎藤 芳隆, 佐藤 崇俊 莊司 泰弘, 高田 淳史, 田村 啓輔, 福家 英之, 松坂 幸彦 松嶋 清穂, 水田 栄一, 山田 和彦, 吉田 哲也	
菱目の網を被せたスーパープレッシャー気球 .....	25
斎藤 芳隆, 松坂 幸彦, 水田 栄一, 莊司 泰弘, 松嶋 清穂 田中 茂樹	
スーパープレッシャー気球の安定性解析 .....	41
中篠 恭一	
大気球を利用したインフレータブル型柔軟構造大気突入機の展開および飛翔実験 .....	51
本間 直彦, 山田 和彦, 秋田 大輔, 牧野 仁, 安部 大佑 永田 靖典, 木村 祐介, 小山 将史, 林 光一, 安部 隆士 鈴木 宏二郎, MAAC 研究開発グループ	

## 序 文

3月11日に、東北地方を大地震が襲い、続けて起こった津波で三陸地方を中心に大きな被害が発生しました。三陸は宇宙科学研究所における大気球実験が生まれ、育てていただいた大事な地です。大気球実験を支えてくださった方々で被災された方も多い状況となっております。被災されたみなさまに、心よりお見舞いを申し上げますと共に、一日も早い復興をお祈りいたします。

大樹町において、大型実験ができる体制が整い、実験が開始されています。一方で実験の規模も大きくなり進捗をまとめていただくのに時間がかかる状況ともなっています。本年度は、大気球実験室、大気球研究系で行なわれている新型の気球の実験報告、ならびに、平成21年度に実施された柔軟構造待機突入機の報告が記載されています。

今後、大樹町は、大学共同利用としての迅速な飛翔機会の提供による先進的工学研究の場となる事が期待されています。また、天文観測等で要求される長期観測に対応するような設備や施設の整備が求められています。国際共同実験も提案されており、国際的な視点にたってよい科学的成果をあげていくための活動が急務です。

大気球研究委員会  
委員長 高橋 忠幸

# 俵型スーパープレッシャー気球の開発

井筒 直樹<sup>1</sup>, 飯嶋 一征<sup>1</sup>, 加藤 洋一<sup>1</sup>, 斎藤 芳隆<sup>1</sup>, 佐藤 崇俊<sup>1</sup>,  
莊司 泰弘<sup>1</sup>, 高田 淳史<sup>1</sup>, 田村 啓輔<sup>1</sup>, 福家 英之<sup>1</sup>, 松坂 幸彦<sup>1</sup>,  
松嶋 清穂<sup>2</sup>, 水田 栄一<sup>1</sup>, 山田 和彦<sup>1</sup>, 吉田 哲也<sup>1</sup>

## Development of Tawara Type of Super-Pressure Balloons

By

Naoki IZUTSU<sup>1</sup>, Issei IJIMA<sup>1</sup>, Yoichi KATO<sup>1</sup>, Yoshitaka SAITO<sup>1</sup>, Takatoshi SATO<sup>1</sup>,  
Yasuhiro SHOJI<sup>1</sup>, Atsushi TAKADA<sup>1</sup>, Keisuke TAMURA<sup>1</sup>, Hideyuki FUKU<sup>1</sup>, Yukihiko MATSUZAKA<sup>1</sup>,  
Kiyoho MATSUSHIMA<sup>2</sup>, Eiichi MIZUTA<sup>1</sup>, Kazuhiko YAMADA<sup>1</sup>, and Tetsuya YOSHIDA<sup>1</sup>

### Abstract

A zero-pressure balloon used for scientific observation in the stratosphere has an unmanageable limitation that its floating altitude decreases during a nighttime because of temperature drop of the lifting gas after a sunset. Once a practical size of super-pressure balloon without venting ducts was developed, its lifetime can extend very long because the volume may not change. We proposed a new super-pressure balloon design, which is constructed by a concept of ‘lobed-pumpkin with lobed-cylinder’ and can adapt a single design for balloons of a wide range of volumes. The advantage and formulation of this new design are presented in this paper. The results of a flight test as well as indoor inflation experiments are also considered to study the validity of the design and fabrication method. This new shape could realize a powered balloon system in the future because of its reduced drag shape.

**Key words:** Scientific Balloon, Super-Pressure Balloon, Powered Balloon

### 概 要

科学観測用に使用されているゼロプレッシャー気球には、日没後に浮揚ガスの温度が低下するため夜間に浮遊高度が低下するという根本的な問題がある。排気口がなく体積変化がほとんどないスーパープレッシャー気球が開発されれば、浮遊時間を大きく延ばすことが可能となる。我々は、lobed-pumpkin に lobed-cylinder 構造を付け加え、幅広い容積に対して 1 つの設計が適応可能な新しいスーパープレッシャー気球形状を提案した。この新しい形状の定式化と利点について述べ、その妥当性と製造方法を検証するために実施した地上膨張試験および飛翔試験の結果について述べる。この方法により気球の空気抵抗を大きく減らすことができ、将来、パワードバルーンシステムを実現することが可能になる。

**重要語：** 科学観測用気球, スーパープレッシャー気球, パワードバルーン

---

<sup>1</sup> 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部

<sup>2</sup> 藤倉航装株式会社

## 1. はじめに

現在、成層圏の 30～40 km の高度に長い時間滞空できる手段は、科学観測用気球に限られる。しかし、この時に使用されるゼロプレッシャー気球（ZPB）には 2 つの大きな問題がある。第 1 は、排気口があるため皮膜への負荷が小さく大型化が容易であるものの、日中に上昇した浮揚ガスの温度が日没時に低下することにより、浮力が減少し浮遊高度が継続的に低下することである。夜間の高度低下を防ぎ飛翔高度を安定させるためには、毎夜相当量のバラスト投下が必要となり、長期間飛翔を困難にしている。第 2 に、気球の飛翔制御の手段が、バラスト投下と浮揚ガスの排気による高度変化の結果、異なる方向の風に乗せるという間接手法に限られていることである。能動的な飛翔制御手段を持っていないことにより、事実上自由な飛翔制御は不可能といつてよい。

第 1 の問題に対しては、排気口がなく気球底部にバイアス圧力をもつスーパープレッシャー気球（SPB）を用いて、昼夜における気球形状の変化を小さくすることにより、高度変動に対して安定化させることができる。高度変化を最小限にとどめることが可能になれば、バラストを搭載する必要もなくなるため長時間飛翔が容易になるが、昼間のガス温度が高くなった時の気球内外の圧力差は非常に大きくなり、長い間大型 SPB の実用化を阻んできた。このような高い圧力に耐えられる手法として、lobed-pumpkin 型気球と呼ばれる局所曲率半径を気球の大きさとは無関係に小さな値に設定可能な 3 次元ゴア設計法が考案・開発されてきた [1-5] が、大型化に伴いゴア展開の不安定性 [6-8] という問題点が顕在化してきた。

第 2 の問題については、能動的な飛翔制御を実現にするために、飛行船のように自由な飛行を可能にする推進装置を装備したパワードバルーン [9] が古くから考えられてきたが、気球は直径が 100 m 以上の空気抵抗が大きな形状であり、この巨大な物体の進路を制御するための有効な推力を積載可能な重量範囲で求めるのは事実上不可能であり、これまでに実用的な飛翔経路制御は実現できていない。しかし、もし飛翔経路の自由な制御が可能になれば、飛翔の安定性および安全性を向上させることが可能となり、飛翔機会および飛翔時間の増加に寄与すると考えられ、その利点は非常に大きい。

上に示した 2 つの問題（長時間飛翔が困難、能動的飛翔制御が困難）を同時に解決するためには、ZPB より空気抵抗が格段に小さい SPB が必要となる。そこで、通常の lobed-pumpkin 型 SPB の赤道部の断面形を保ったまま延長した形状である俵型 SPB [10] の開発を行ってきた。これまでに設計手法及び製造手法を検証するためのスケールモデルを用いた屋内膨張試験を行い、また、小型気球の飛翔試験も実施した。本報告では、俵型 SPB の実用化に向けた開発および試験の経過について述べる。

## 2. 俵型気球の構造と利点

### 2.1 気球のデザイン

図 1 に示すように、SPB は lobed-pumpkin 形状にすることにより、局所曲率半径を気球の大きさとは独立に小さく設計することが可能になり、耐圧が非常に大きくなる。元となる軸対称でバルジのないパンプキン気球（以下単にパンプキン気球と呼ぶ）は、子午線の長さを決めると形状が 1 つに定まることが知られている。図 2(a) はそのようにして得られた気球を子午線によって切り分けることにより求められた SPB のゴアパターンを示している。lobed-pumpkin 型気球を作るには、元になるパンプキン気球のゴアより一回り大きいゴアを用意し、隣り合うゴアの縁を熱接着により結合する。熱接着の方法には、ZPB を作る時に用いられるフィンシール（フィルムの同じ面同士を合わせて接着する手法）とラップシール（2 枚のゴアをそのまま重ねて重なった部分を接着する手法）があるが、接合強度のより高いラップシールを用いている。その後、シール線の外側に余ったフィルム部分（耳部）に伸びの小さいロードロープをフィルムの縁（耳）を縮めながら縫いつけることにより固定する。その結果、ゴアが隣り合ったロープの間で元のパンプキン気球の表面より周方向に局所的に膨らんだ形状が、圧力差のない状態でも作られる [1,2]。このように余分の皮膜によりバルジを 3 次元的に形成することがこの設計法のポイントになっている。

これに対して、我々が提案した新しい形状は、図 2(a) に示したゴアの中央部（赤道に相当する部分）をそのまま直線状に延長した図 2(b) に示すゴアを使用する。その結果、図 3 に示すように、従来の lobed-pumpkin 型 SPB の赤道部

断面形状をそのまま延長した円筒部を有する構造である俵型の形状が得られる。新たに付け加えられた円筒部分（破線で示した領域）は、lobed-pumpkin の赤道部でゴアがロープ間で外側に張り出して小さな局所曲率半径を形成している構造をそのまま継承するものとする。このため、円筒部の子午線にそって配置されているロードロープ（以下縦ロープと呼ぶ）が、元のパンプキン気球の赤道半径位置に留まるよう拘束する必要がある。

隣り合った縦ロープ間の距離を拘束するために、縦ロープと直交する横ロープを気球の外側からまわし縦ロープとの交点を互いに紐で縫うことにより結合する（図4）。この工程は縦ロープがすべて取り付けられた後に行う。その結果、新しく付け加えた円筒部の皮膜には、それ以外のパンプキン部分と同様に縦横両方向に余剰が生じ、圧力差がない状態で小さな局所曲率半径を持ったバルジが形成される。この形状（lobed-pumpkin with lobed-cylinder）を俵型気球と呼ぶ。なお、横ロープは図4に示すように、縦ロープと赤道断面の交点が形成する円に内接する多角形の周長に設定して、気球の内部に配置することもできるが、縦ロープとの交点を結合する際に皮膜を貫通するため何らかの工夫が必要となるので採用していない。

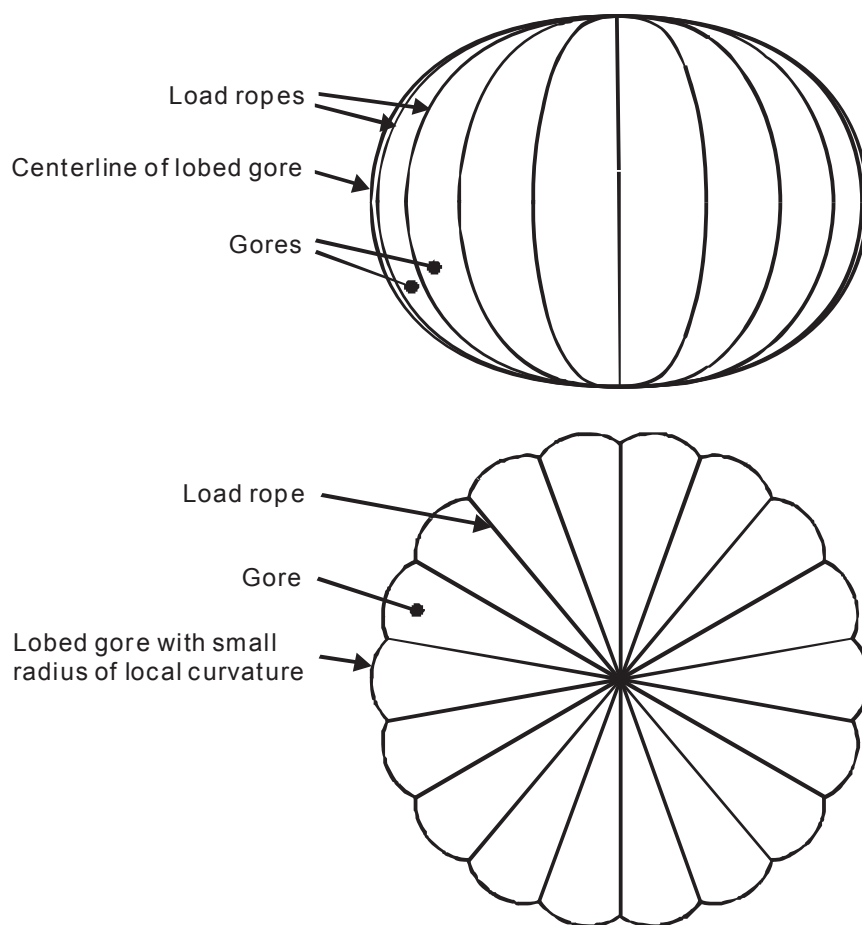


図1 lobed-pumpkin 型 SPB の形状

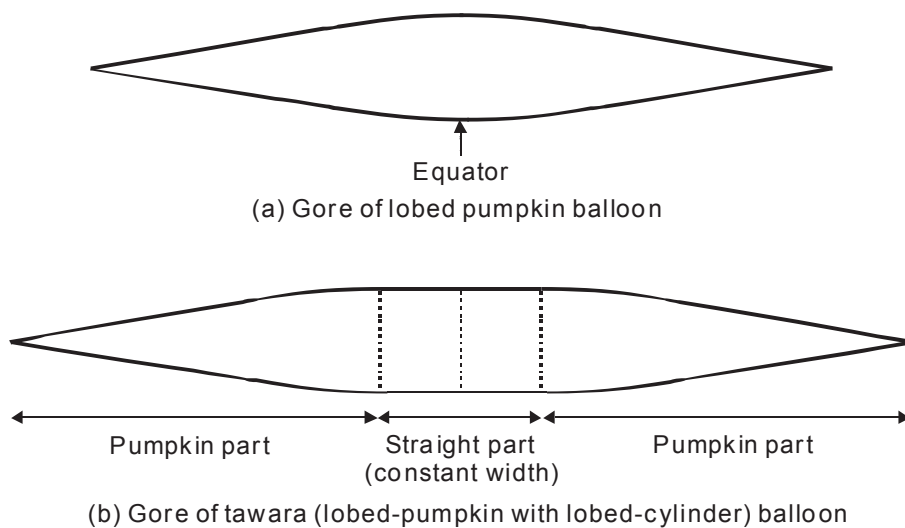


図2 lobed-pumpkin 型 SPB のゴア形状（上）と倭型 SPB のゴア形状（下）

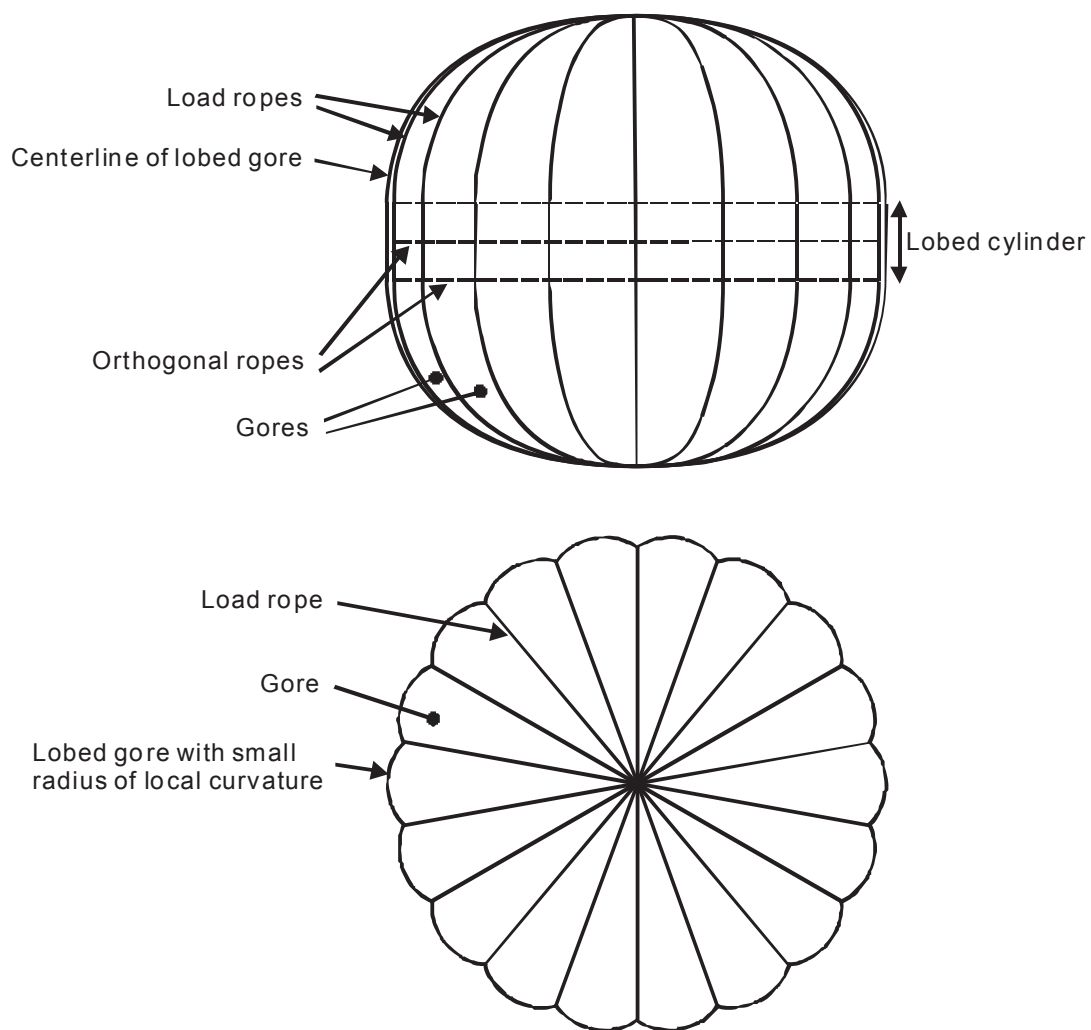


図3 倭型 SPB の形状



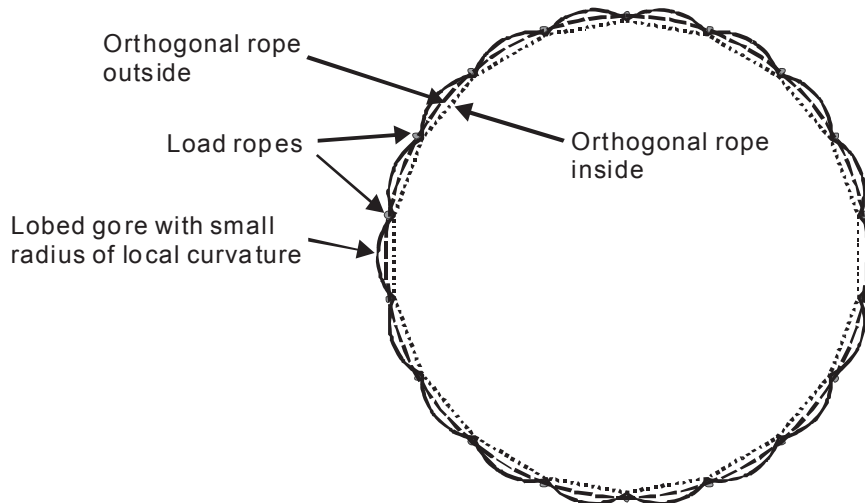


図4 俵型 SPB の赤道断面形状

## 2.2 俵型気球の利点

このような lobed-pumpkin with lobed-cylinder 構造を持つ俵型 SPB には以下の利点がある。

- (1) ある気球より大きな容積の気球を作る際に、ゴア数（ロードロープ数、縦ロープ数）を増す必要がなく、その代わりに円筒部を延長すればよい。このとき、ゴアの形状は途中の円筒部に相当する直線部の長さだけに変更される。したがって、パンプキン部分に相当するゴアの形状は同一であり、張り出しを形成するためのゴア余剰率に同じ設計値が適用される。すなわち、気球容積を変更した場合でも同一設計であるため信頼性の向上につながる。
- (2) 大きな容積の気球を作る際にも直径を大きくする必要がないため、ロードロープにかかる張力の和（気球の断面積に比例する）は増加しない。したがって、各ロードロープの強度を増す必要がなくロープは太くならない。通常の SPB の場合は同じゴア幅を使用すると気球が大きいほど高強度（太い）のロープを使用する必要がある。ロープが太くなると決められた余剰率でのフィルムとの接合や端部の処理が難しくなる。ゴア幅を直径に逆比例させれば細いロープをそのまま使用できるが、ゴア数に比例して製造コストが増大する。
- (3) 気球の容積を大きくしてもロープ数が変わらないため、ロープの集中する気球端部のアンカーリングも同じものが使用でき重量増加がない。通常の SPB の場合は気球の直径に比例した大きさのリングが必要になり、また、リング断面積はロープ張力の和に比例するため、結果的に、リングの重量は気球の容積に比例して増大することになる。俵型気球ではわずかながら重量減が可能となる（詳細は 3.3 で述べる）。
- (4) ゴアの枚数が増える、あるいはゴアの余剰率が増加すると、lobed-pumpkin 型 SPB のゴアの全てが完全には展開せず、不安定な状態になり所定の耐圧性能が確保されないことがある [11]。このことが大型 SPB の実現を阻んでいるが、このような不安定現象が俵型気球では発生しないと予想し実験により確かめた（詳細は 4. で述べる）。
- (5) 俵型気球では、アスペクト比（気球全高／気球直径）を大きくすることによって、ZPB、あるいは通常型 SPB と比較しても、正面面積を 1/3 以下にすることができる（図 5）ため、空気抵抗の減少が期待できる。これは、ZPB では実現が難しかったパワードバルーンの可能性が増すことを意味する。もし、これまでの気球では不可能であった飛翔経路の積極的な制御が可能になれば、飛翔運用の観点から自由度と安全性を向上させることが可能となり、飛翔機会の増加に寄与することが期待できる。

なお、俵型気球では横ロープが必要となるが、必要となる縦・横ロープの量は通常の SPB のロープの量とほとんど変わらないため、ロープの材料費や接合工程にかかる費用も同程度である。横ロープがあるため製造後の気球をたたんで保護袋に収納する際に取り扱いに注意を要する。また、総浮力が大きくなり放球時に跳ね上げローラーに横ロープのある気球部分が位置すると不具合につながる可能性があるため、気球ごとに総浮力に上限を設定する必要がある。



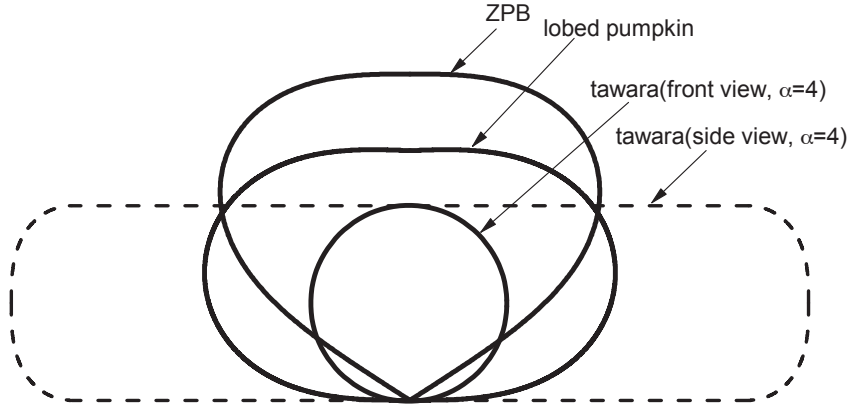


図5 同一容積の ZPB, lobed-pumpkin 型 SPB, 俵型 SPB (アスペクト比  $\alpha=4$ ) の断面形状

### 3. 気球形状の定式化とデザイン

#### 3.1 パンプキン気球

気球の内圧が周囲の大気圧より十分に高い自然型気球の形状はいわゆるパンプキン型になる。バルジのない元の軸対称なパンプキン気球の形状は、気球の下端からの高さを  $z$ ，気球下端から気球面にそった子午線長さを  $s$ ， $z$  軸からの距離を  $r$ ，曲線  $s$  の接線と  $z$  軸のなす角を  $\theta$  とすると、

$$\frac{d\theta}{ds} = -2 \frac{r}{R_b^2} \quad (1)$$

のように表される [12]。ここで、 $R_b$  は気球の赤道部の半径である。左辺は曲線  $s$  の曲率半径  $R_m$  の逆数である。この式を、初期値、

$$s = r = z = 0, \theta = -\pi/2 \quad (2)$$

から数値積分するとパンプキン気球の形状が求められ、同時に、気球の子午線長  $L_p$  (以下、気球の長さと呼ぶ)、表面積  $A_p$ ，体積  $V_p$ ，気球の高さ (気球下端から上端までの距離)  $H_p$  を計算することができ、以下の近似値が得られる。ここで、添え字  $p$  は元のパンプキン気球を意味する。

$$L_p = 2.62206 R_b \quad (3)$$

$$A_p = 9.86960 R_b^2 \quad (4)$$

$$V_p = 2.74581 R_b^3 \quad (5)$$

$$H_p = 1.19814 R_b \quad (6)$$

このとき、気球子午線の曲率半径  $R_m$  すなわち  $ds / d\theta$  は赤道で最小であり、その値は赤道の気球半径  $R_b$  の 1/2 となり、周方向の曲率半径である  $R_b$  より小さい。

パンプキン気球の皮膜 (フィルム) に要求される比強度  $\sigma_f$  は、過去に行われた実験により以下の式で概算可能である [1]。

$$\sigma_f = \frac{F_f}{\rho_f} \frac{\Delta p_{\max} R_b}{t_f} \quad (7)$$

ここで、 $\Delta p_{\max}$  は設計上の最大差圧、 $F_f$  はフィルムの安全倍率、 $t_f$  はフィルムの厚さ、 $\rho_f$  はフィルムの密度である。

#### 3.2 lobed-pumpkin 型気球

一般的に、気球の皮膜に要求される比強度  $\sigma_f$  は、以下の式で求められる。

$$\sigma_f = \frac{F_f}{\rho_f} \frac{\Delta p_{\max} R_{c,\max}}{t_f} \quad (8)$$

ここで、 $R_{c,\max}$  はフィルムの局所曲率半径の最大値である。もし、 $R_{c,\max}$  を気球半径  $R_b$  と無関係に非常に小さくするこ

とができれば、同一の材料を用いて耐圧性能を飛躍的に向上させることが可能となる。気球の大きさと無関係に気球の周方向の局所曲率半径を小さくすることは、気球のゴアを一回り大きくして、ゴアの縁を縮めながら伸びのないロードロープに固定して立体形状を形成する3次元ゴア設計法により達成することができ、この形状はlobed-pumpkin型と呼ばれる。この立体形状は、基本的にはフィルムの伸びによらずに、すなわちフィルムに余分な負荷をかけずに形成することが重要となる。なぜなら、フィルムの張り出しにともないゴアの縦方向の長さが特に赤道部中央で余分に必要となるが、その場合でも、圧力は基本的に周方向の張り出しによってささえられないと耐圧性能が低下するからである。したがって、縦方向に張力をかける必要性はなく、むしろ縦方向にできるだけ張力が発生しないように設計している。低温環境下でのフィルムの降伏点強度までの伸びは意外に小さく、ここで伸びを前提にすると耐圧性能としてのマージンが極端に少なくなるので望ましくない。ゴアの余剰率は、このような条件を満足するように決定される。

ここでペイロードおよび浮揚ガスを含む総浮遊質量  $m_{total}$  と気球質量  $m_b$  の比を定義し  $\beta$  とする。すなわち、

$$\beta = \frac{m_{total}}{m_b} \quad (9)$$

また、浮遊高度における大気圧、温度をそれぞれ  $p_a$ 、 $T_a$  とし、気球体積を  $V_b$  とする。また、大気的气体定数を  $R_a$  とする。設計上の最大差圧を周囲の大気圧の20%と仮定する[5]と、

$$\Delta p_{max} = 0.2 p_a = 0.2 \beta m_b \frac{R_a T_a}{V_b} \quad (10)$$

となる。

一方、ロードロープの安全倍率を  $F_l$ 、ロープ数（ゴア数）を  $N$ 、ロープの単位長さ当たりの質量を  $\rho_l$  とすると、ロープに要求される比強度  $\sigma_l$  は、

$$\sigma_l = \frac{F_l \Delta p_{max} \pi R_b^2}{\rho_l N} \quad (11)$$

と表される。ここで、 $\Delta p_{max} \pi R_b^2$  は赤道断面における子午線方向の張力の総和を表す。気球質量の大部分はフィルム質量とロープ質量であるから、まず、バルジの寄与を無視して、パンプキン気球の表面積および長さを用いれば、式(10)は、

$$\Delta p_{max} = 0.2 \beta (\rho_f t_f A_p + \rho_l N L_p) \frac{R_a T_a}{V_p} \quad (12)$$

と表せるから、式(8)と(11)を式(12)に代入すると、

$$\Delta p_{max} = 0.2 \beta \left( \frac{F_f \Delta p_{max} R_{c,max}}{\sigma_f} A_p + \frac{F_l \Delta p_{max} \pi R_b^2}{\sigma_l} L_p \right) \frac{R_a T_a}{V_p} \quad (13)$$

となる。目標とする浮遊高度33~36 kmでは  $T_a$  はおよそ235 [K]であり、 $R_a = 287.03$  [J/kgK]とすると、これらの値と式(3)~(5)の計算値を式(13)に代入すれば、要求される最大局所曲率半径と材料の比強度の関係が近似的に以下のよう求められる。

$$\left[ \frac{R_{c,max}}{R_b} \right]_{req} \approx \frac{\sigma_f}{F_f} \left( \frac{2.0623 \times 10^{-5}}{\beta} - 0.8346 \frac{F_l}{\sigma_l} \right) \quad (14)$$

SPBに使用可能な材料の特性[5]は、フィルムの（降伏点）比強度が  $10^4$  [m<sup>2</sup>/s<sup>2</sup>]程度、ロープの（破断）比強度が  $10^6$  [m<sup>2</sup>/s<sup>2</sup>]程度である。また、各安全倍率を  $F_f=2$ 、 $F_l=5$ と仮定すると、 $\beta$ と最大局所曲率半径の関係は図6に示すように求められる。総重量に占める気球重量を小さくする、すなわちペイロードの比率を高めるためには、局所曲率半径の気球直径に対する割合をできるだけ小さくする必要がある。また、同じ局所曲率半径の場合には、気球が大きいほど  $\beta$  を大きくすることができることを意味している。

次に、実際のlobed-pumpkin型SPBの質量の評価を行う。ゴア数をできるだけ少なくすることにすれば、最もゴア幅の大きい赤道部のゴア幅  $w_{max}$  はフィルムの材料幅から自動的に決まる。このとき、半径  $R_{c,max}$  のバルジの開き角は  $w_{max} / R_{c,max}$  であるから、幾何学的な関係から以下の式が得られる。

$$R_b \sin \frac{\pi}{N} = R_{c,max} \sin \frac{w_{max}}{2 R_{c,max}} \quad (15)$$

したがって、式(14)から得られる  $R_{c,\max}$  を与えれば、必要となるゴア数  $N$  が決定される。また、一般的に、気球の端部は、ガス注入口や必要に応じて排気弁を配置するための弁座と呼ばれる円形の金属平板にフィルム端部をはさんで固定し気密を確保する。一方、ロードロープはアンカーリングと呼ばれる金属リングに結ばれ、このアンカーリングは移動しないように弁座上に固定される。フィルムはお互いに接着されるためその末端のゴア幅には接着作業上の下限がある。弁座の縁（アンカーリング位置）におけるこの下限であるゴア幅を  $w_{\min}$  とすると、アンカーリングの半径  $R_r$  は、

$$R_r = \frac{Nw_{\min}}{2\pi} \quad (16)$$

により求められる。したがって、アンカーリングに要求される比強度  $\sigma_r$  は、リングの断面積を  $A_r$  とすると、

$$\sigma_r = \frac{F_r \Delta p_{\max} R_b^2}{\rho_r 2A_r} \quad (17)$$

と表される。ここで、 $\rho_r$ 、 $\sigma_r$ 、 $F_r$  はそれぞれ、アンカーリングの密度、比強度、安全倍率を示す。

ゴアのロープに対する余剰率を  $\xi$  とし、元のパンプキン気球の子午線にそった長さすなわちロードロープの長さの  $1+\xi$  倍のゴア長になるように縦横一様に拡大されたゴアを使用するものとする。そうすると、気球のゴアの余剰率と最大ゴア幅の関係は以下ようになる。

$$2\pi R_b = Nw_{\max}(1-\xi) \quad (18)$$

Lobed-pumpkin 気球の質量  $m_{bo}$  はフィルム、ロープ、上・下端部アンカーリングの各質量、 $m_{fo}$ 、 $m_{lo}$ 、 $m_{ro}$  の和であり、それぞれの比強度を表す式を用いて以下のように評価することができる。ここで、添え字  $o$  は lobed-pumpkin を意味している。

$$m_{bo} = m_{fo} + m_{lo} + m_{ro} \quad (19)$$

$$m_{fo} = \rho_f t_f \frac{A_p}{(1-\xi)^2} = F_f \frac{R_{c,\max} \Delta p_{\max}}{\sigma_f} \frac{A_p}{(1-\xi)^2} \quad (20)$$

$$m_{lo} = \rho_l N L_p = F_l \frac{\pi R_b^2 \Delta p_{\max}}{\sigma_l} L_p \quad (21)$$

$$m_{ro} = 2\rho_r \cdot 2\pi A_r R_r = 2F_r \frac{\pi R_b^2 \Delta p_{\max}}{\sigma_r} R_r \quad (22)$$

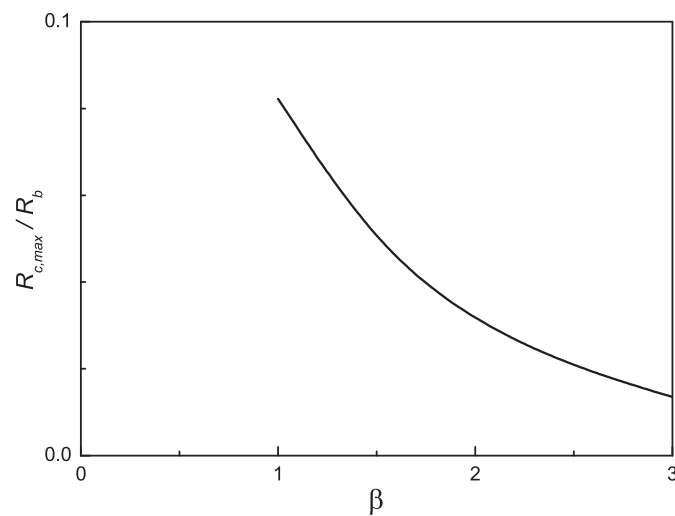


図6  $\beta$ と最大局所曲率半径の関係

### 3.3 俵型気球

俵型気球は、lobed-pumpkin 気球の赤道断面を延長した形状であるから、この直線部に相当する長さ、表面積、体積を追加することにより、式 (3) ～ (6) は以下のように書き換えられる。添え字のない  $L$ 、 $A$ 、 $V$ 、 $H$  はそれぞれ俵型気球の長さ、幾何学的表面積、同体積、高さを表す。

$$L = (1.42392 + 2\alpha)R_b \quad (23)$$

$$A = (2.34147 + 4\pi\alpha)R_b^2 \quad (24)$$

$$V = (-1.01826 + 2\pi\alpha)R_b^3 \quad (25)$$

$$H = 2\alpha R_b \quad (26)$$

ここで、 $\alpha$  は気球のアスペクト比を表しており、 $\alpha = 0.59907$  とすれば通常の lobed-pumpkin 気球の状態を表す。ストレート部分の高さ  $H_s$  は、

$$H_s = H - 1.19814R_b \quad (27)$$

である。円筒部分において縦ロープと横ロープは正方形を形成するように配置されるものとする。円筒部に配置される横ロープ（強度は縦ロープの 2 倍）の数は、

$$n = \frac{H_s}{w_{\max}(1-\xi)} + 1 \quad (28)$$

により求められる。ただし、円筒部の高さ  $H_s$  は  $n$  が整数になるように調整されるものとする。

バルジのある俵型気球の質量は、式 (19) ～ (22) と同様の方法で求められ以下ようになる。

$$m_b = m_f + m_l + m_r \quad (29)$$

$$m_f = \rho_f t_f \frac{A}{(1-\xi)^2} = F_f \frac{R_{c,\max} \Delta p_{\max}}{\sigma_f} \frac{A}{(1-\xi)^2} \quad (30)$$

$$m_l = \rho_l (NL + 2n \cdot 2\pi R_b) = F_l \frac{\pi R_b^2 \Delta p_{\max}}{\sigma_l} [L + 2H_s + 2w_{\max}(1-\xi)] \quad (31)$$

$$m_r = 2\rho_r \cdot 2\pi A_r R_r = 2F_r \frac{\pi R_b^2 \Delta p_{\max}}{\sigma_r} R_r \quad (32)$$

式 (19) ～ (22) および式 (29) ～ (32) によって計算されるそれぞれの気球質量の比較を行う。通常の lobed-pumpkin 気球の容積と気球半径・気球質量の関係を図 7 に破線で示す。また、図 7 の実線は俵型気球の半径を固定してアスペクト比を変えたときの気球質量の変化を示している。気球半径と気球質量はある容積（この図では 60,000 m<sup>3</sup>）の lobed-pumpkin 気球の各値によって無次元化されている。アスペクト比 2.1 までの範囲で俵型気球は同じ容積の lobed-pumpkin 気球より軽いことがわかる。アスペクト比が 2.1 の俵型気球の容積は、同一直径の lobed-pumpkin 気球の容積の約 4.4 倍である。

これまでに製作した気球を例にとると、容積 300,000 m<sup>3</sup> の lobed-pumpkin 型気球のアンカーリングを含む頭部・下部金具の質量は合計 60 kg である。これに対してゴア数を 80 % に減らすと、他の条件が同じであれば、単純計算で金具の重量を約半分にすることができ、わずかながら重量減に寄与する。

図 8 は、気球容積を一定（この図では 300,000 m<sup>3</sup>）にした場合にアスペクト比によって気球質量および気球直径がどのように変化するかを示している。この場合も、アスペクト比が 2.1 以下の場合に俵型気球の質量は lobed-pumpkin 気球の質量より最大 3 % 程度ではあるが小さくなる。破線で示した気球質量の内訳に示すように、気球質量の軽減はアスペクト比が 0.9 付近で最小となる気球表面積とアンカーリングを含む頭部・下部金具の径が小さくなることによる軽量化による。以上から、体積比で 4.4 倍までは同一ゴア数の俵型気球を使用することが重量的には若干有利であることがわかる。なお、気球を大きくすると、地上付近でのフィルムの応力緩和のため実際にはキャップをつける必要がある。キャップの総質量も若干であるが俵型気球の方が軽くなる。

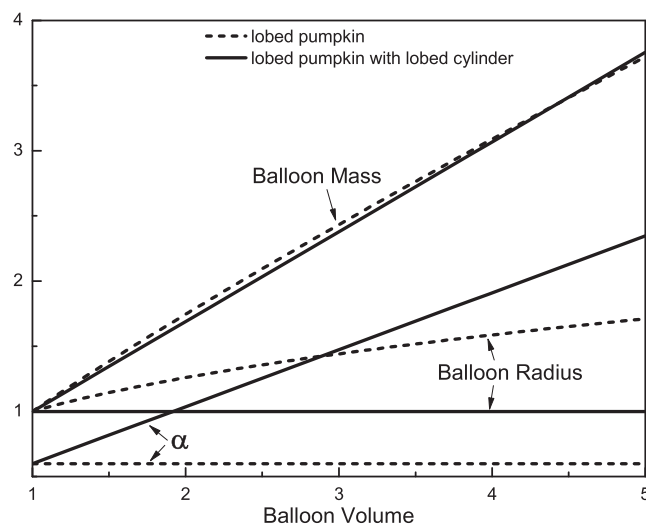


図7 気球質量，気球半径の気球容積による変化

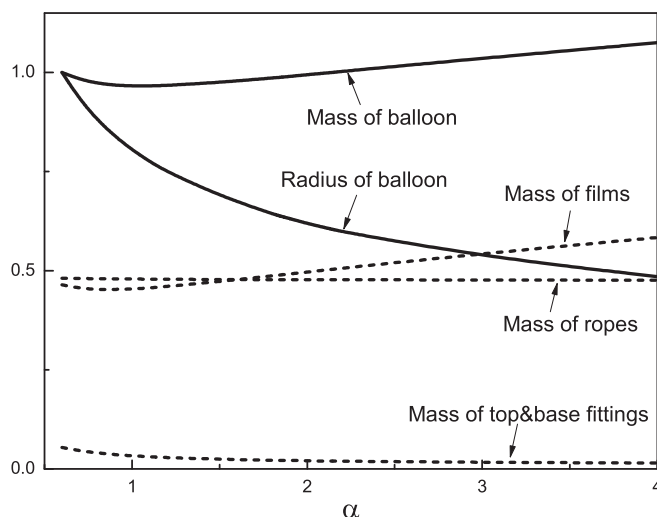


図8 アスペクト比と気球質量，気球半径の関係

#### 4. 地上試験

これまでに3機のスケールモデルを実際に製作し，地上における膨張試験を実施した．各試験で使用した気球の諸元を表1内のモデル#1～#3として示す．フィルムとロープにはこれまでのSPB[5]と同様にそれぞれグンゼの多層膜フィルム・ヘプタックス，アラミド組み打ち紐を用いた．

まず，直径約3 mのモデル#1で，俵型気球の耐圧性能を確認する試験を行った．頭部を吊った状態で尾部から空気を注入したところ，7,340 Paにて図9に示すように気球の円筒部に近いパンプキン部分のフィルムが破断して破壊に至った．同じ直径の通常型SPB（図10）の場合は6,700Paでリークが発生している[5]．この試験により，俵型SPBが通常型SPBと同等の耐圧性能を持つことが示された．

次に，横ロープが気球膨張程で正しく機能することを確認する目的で，直径約6 mのモデル#2を製作し，ヘリウムガスを用いて最後まで膨張させる試験を行った．図11に示すようにヘリウムガスで膨張させることにより実際の気球のように頭部から順に広がる過程を模擬した．図12は満膨張後の差圧200 Paの状態を示している．この試験により，俵型気球が問題なく展開・膨張することが確認された．横ロープが膨張を妨げるような現象は認められなかった．

さらに，直径約12 m，容積約1,000 m<sup>3</sup>のモデル#3の膨張試験を行った．この気球では実機の高幅と同等の最大



幅約 1 m のゴアを使用した。膨張後、圧力差 200, 400, 600 Pa において、ゴア各部の局所曲率半径、フィルムの伸び、気球直径、気球高さ等の測定を行った [10]。曲率半径は曲率測定定規を用いて測定し、フィルムの伸びはあらかじめフィルム上に引かれた長さ 100 mm の線の長さの変化を直接計測した。また、直径は気球赤道部からの垂線と地面との交点を 4 点同時測定し相互間の距離から演算により求め、気球高さは上記垂線の長さから求めた。

図 13 は圧力差 200 Pa の時の気球を示している。図 14, 15 に測定結果を示す。圧力差が増すと、パンプキン部分の高さは変わらないが気球直径と気球の全高は大きくなる。パンプキン部分では、圧力差が増すと直径が増大し高さは減少するが、僅かな伸びがこの高さの減少を打ち消していることがわかる。一方、円筒部は圧力差が増すにつれて縦横にはほぼ同じ程度の割合で大きくなっている。

パンプキン部分では子午線方向の伸びは 1.5～3.5 % で、円周方向の伸び (0～1.5 %) より大きい。これは、気球が小さくバルジの形成に伴うゴアセンターの相対的な張り出し量が無視できない (ゴア縁の長さと張り出し後のゴアセンター長の差が大きい) ため、子午線方向の設定されたフィルムの余剰率に比べて局所的に大きくなっている部分のフィルムが伸びているためと考えられる。しかし、気球が大きくなれば両者の違いは余剰率に比べて小さくなるためこの伸びもより小さくなると考えられ問題はない。円筒部では、周方向の伸び (1～2 %) が子午線方向伸び (0～1 %) より大きくなっているが、円筒部では縦横の応力比が 1:2 であることから妥当な値と考えられる。最も大きなバルジが形成されるのは気球の肩の部分 (円筒部に近いパンプキン部分) であるからこの部分では余剰率を大きくした方が最大応力を小さくすることができる。ただし、製作上は途中で余剰率を変えない方が容易である。円筒部では 2 つの隣り合うロープに囲まれた領域は正方形を作り、縦横の長さは等しいはずであるが、測定結果は、横ロープの方が圧力の高いときに少し長かった。この原因は、2 つのロープの弾性率が異なっていて、設計圧力差以外では両者の伸び率が異なるためであり、耐圧性能に影響はない。また、製作過程の検証も行われ、横ロープを取り付ける工程が加わるものの、縦ロープ数の減少によりほぼ相殺されることが確認された。

SPB では ZPB と違い強度の高いフィルムを使用していること、および、気密構造を確保するため、通常の ZPB 用の気球破壊機構 (気球頭部フィルムに貼り付けた引き裂きテープをゴンドラの自重により内側に引いて気球フィルムを引き裂いて気球を破壊する方式、引き紐は気球下部の穴を通してパラシュート頭部に接続される) [13] は使用できない。そこで、ゴンドラの自重によって気球外部に配置された引き裂き装置がフィルム面に沿って引かれフィルムを引き裂く機構をもった SPB 用の気球破壊装置を開発した [14]。両者の比較を図 16 に示す。図 17 は実際に気球に取り付けられた破壊装置を示している。破壊装置本体は図の右側に示すような複数のナイフが円周上に配置された引き裂き部から構成されており、図の左側に示した円筒形ケース内に仮縛され、反対側には引き裂き紐が接続されている。この引き裂き紐はフィルムが二重化されたゴア部分のフィルム間を通して気球にそってロードロープに仮縛され、引き紐の末端は通常型気球と同様にパラシュートの上に接続される。気球・パラシュート間をロープカッターにより切り離すと、引き裂き紐はゴンドラ自重により下方に引かれ、破壊装置本体が収納ケースから引き出され、2 枚のフィルムの間を上下両方のフィルムを切り裂きながら進む構造になっている。この装置の試作品はモデル #3 に取り付けられ破壊動作試験が行われた。その結果、図 18 に示すように、一気に気球を破壊できることが確認された。

気球の展開安定性を調べるために、ゴア数が多いときの俵型気球と通常の SPB の比較が行われている [15]。この試験では、直径が同じ気球を途中までヘリウムガスで膨張させた後に空気で満膨張にもっていき展開過程が調べられた。図 19 は表 1 に示したモデル PB60S-3 の底部圧力差 30 Pa での状態を示していて、俵型気球が完全に展開していることがわかる。一方、同じ直径の通常型 SPB (表 1 に示すモデル PB60S-1) では、図 20 に示すように底部圧力差 50 Pa においても完全に展開せず、安定的に Cleft[8] が存在する状態であった。このことから、俵型気球の完全展開性が示されたと言える。lobed-pumpkin 型気球はパンプキン気球と同一の子午線長を持つため、満膨張形状であるパンプキン気球には周方向応力が存在しない [1, 2]。一方で、lobed-pumpkin 型気球のフィルムの周長の合計は本来必要なパンプキン気球の周長より長い余りが生じる。この余りは周方向に均等に配分されるとは限らず、実際には数カ所に集中する傾向があり、満膨張後に非展開部が残った場合にそれを強制的に開かせる力が存在しない。これに対して、俵型気球では、満膨張後も、圧力差に比例した円筒部の周方向応力が発生するため、この力が円筒部の上下に非展開部があったとしてもそれらを押し広げる力が伝わるからと推測されている [15]。このような展開不安定性に関して数値解析による検討も平行して進められており、俵型気球での展開性の良さが示されている [16]。

表 1 気球の諸元

モデル番号		#1	#2	#3	#4	PB60S-3	PB60S-1
実験目的		耐圧試験	膨張試験	形状計測	飛翔試験	展開試験	展開試験
気球容積	m <sup>3</sup>	19	190	1,000	5,000	3,200	2,200
直径	m	2.9	5.8	11.6	20.9	18.6	18.6
子午線長	m	5.6	12.6	20.8	32.9	28.0	24.4
ゴア数 (縦ロープ数)		24	48	40	72	192	192
気球高さ	m	3.3	8.1	11.6	18.0	14.8	11.1
円筒部の長さ		1.6	4.6	4.6	5.5	3.7	0
横ロープ数		7	13	6	7	13	0
アスペクト比		1.4	1.4	1	0.86	0.8	0.599
最大試験圧力差	Pa	7,340	200	600	(500)	40	70
ガスの種類		空気	ヘリウム	空気	ヘリウム	ヘリウム・空気	ヘリウム・空気
試験日		2007/7/30	2007/9/9	2008/3/18	2010/8/27	2010/5/19	2010/5/13

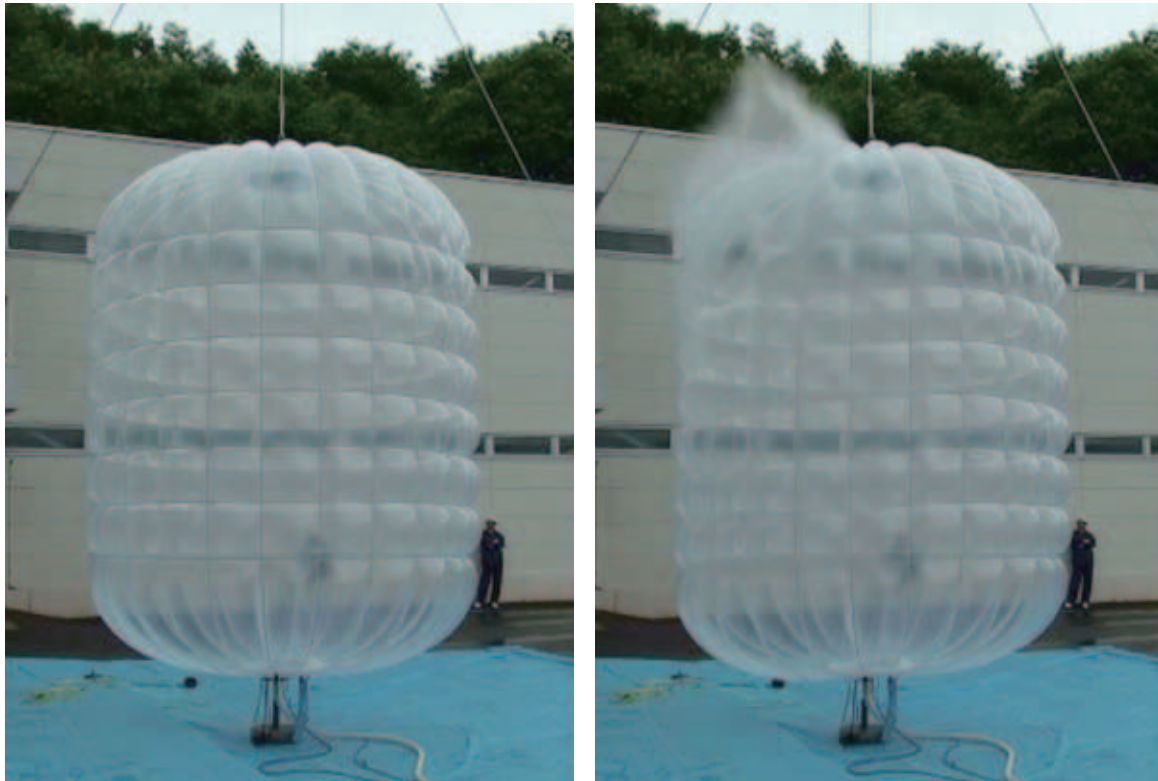


図 9 モデル #1 の耐圧試験, 圧力差 7,340 Pa で破壊





図 10 モデル #1 と同一直径の lobed-pumpkin 型気球の耐圧試験

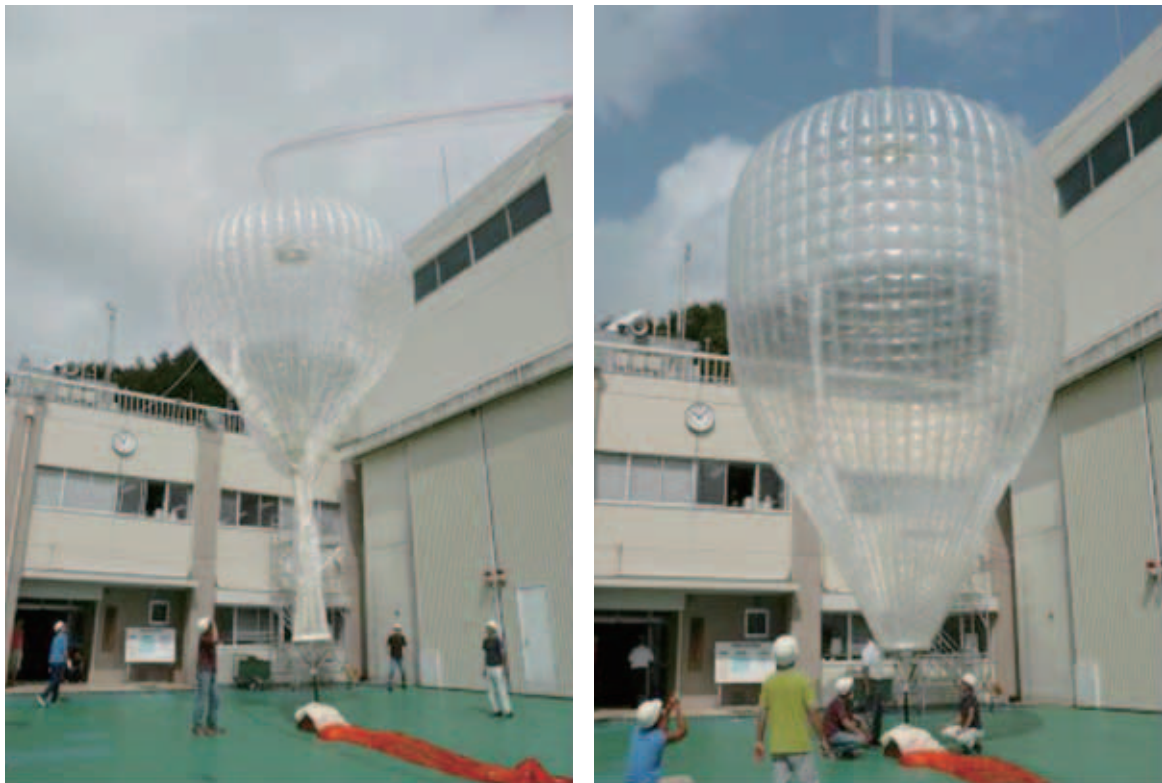


図 11 モデル #2 の膨張試験



図 12 満膨張状態のモデル #2, 圧力差 200 Pa



図 13 モデル #3 の膨張試験, 圧力差 200 Pa

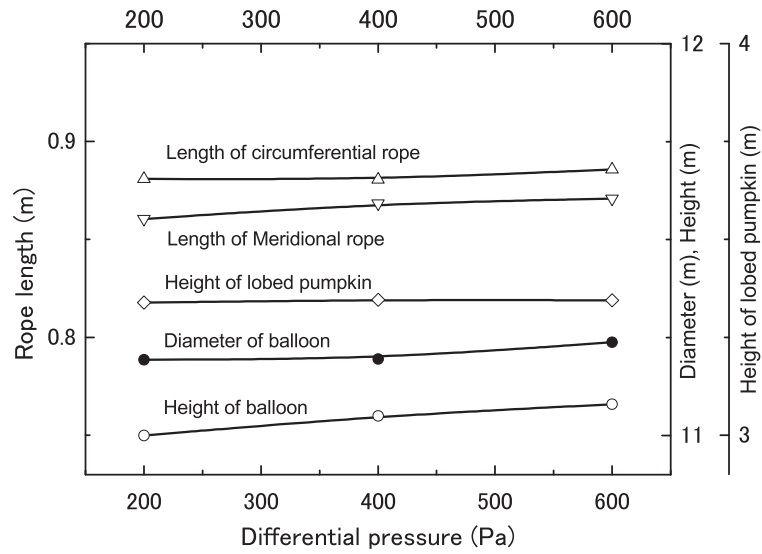


図 14 圧力差とロープ長, 気球直径, 気球高さの関係

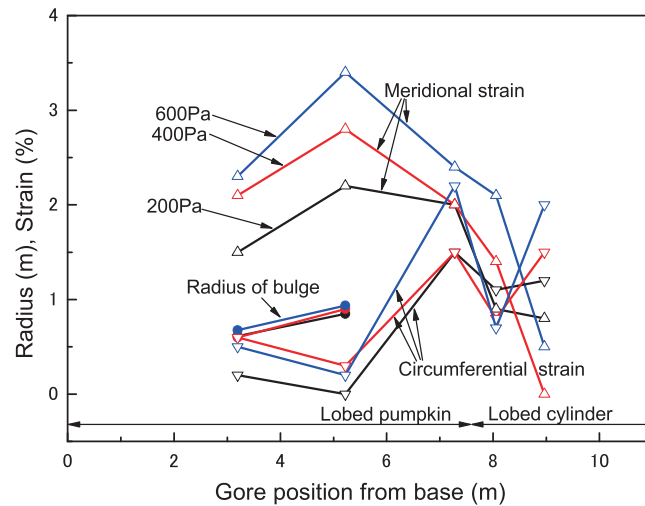


図 15 フィルムの伸びと曲率の変化

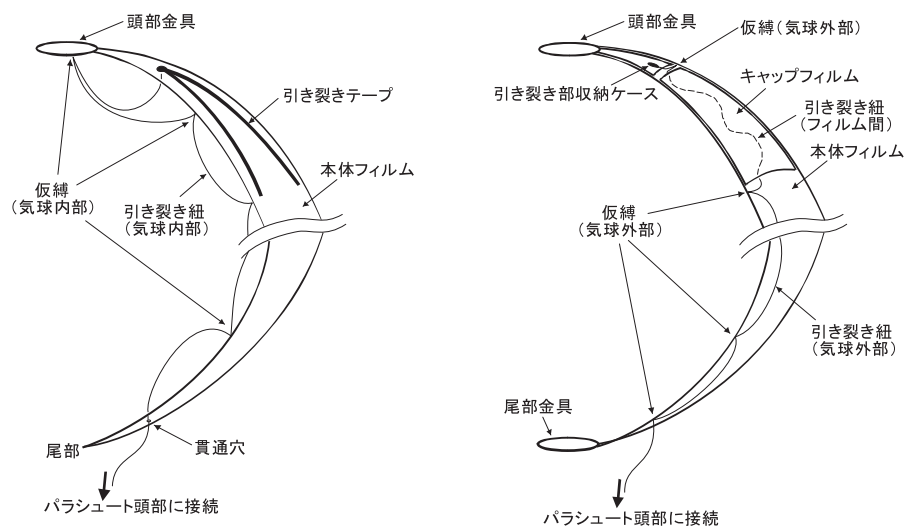


図 16 気球破壊機構の比較, 左: ZPB, 右: SPB



図 17 気球破壊装置の取り付け状態と破壊装置本体（右）

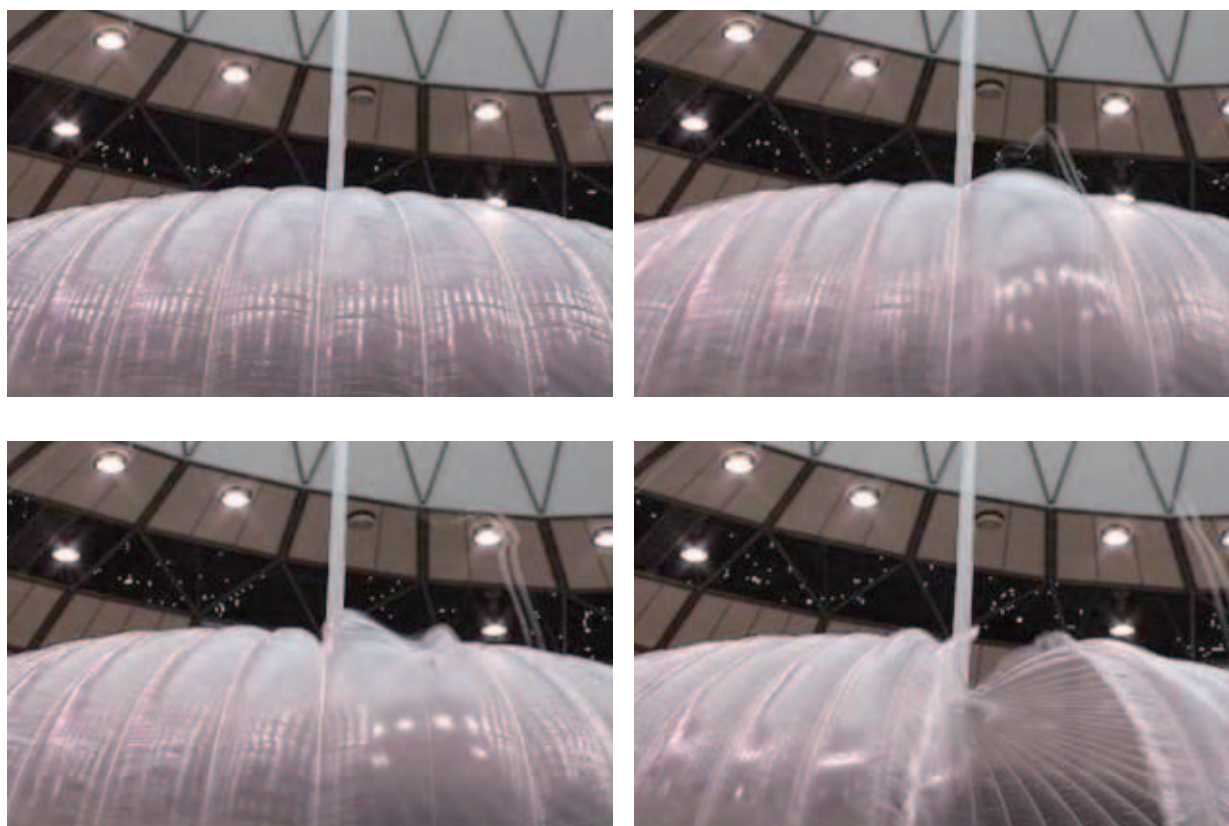


図 18 SPB 用気球破壊機構の動作試験



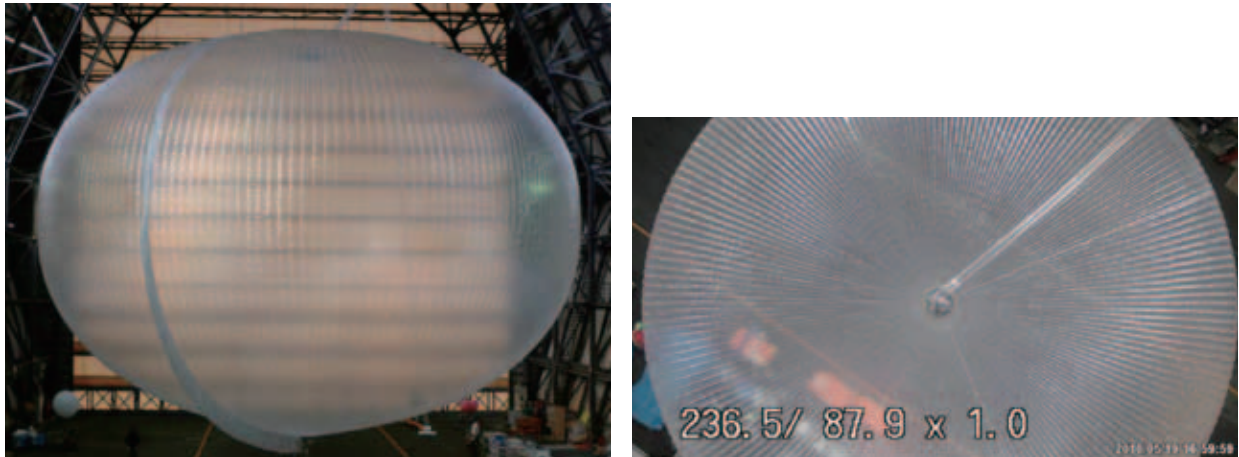


図 19 モデル PB60S-3, 底部圧力差 30 Pa

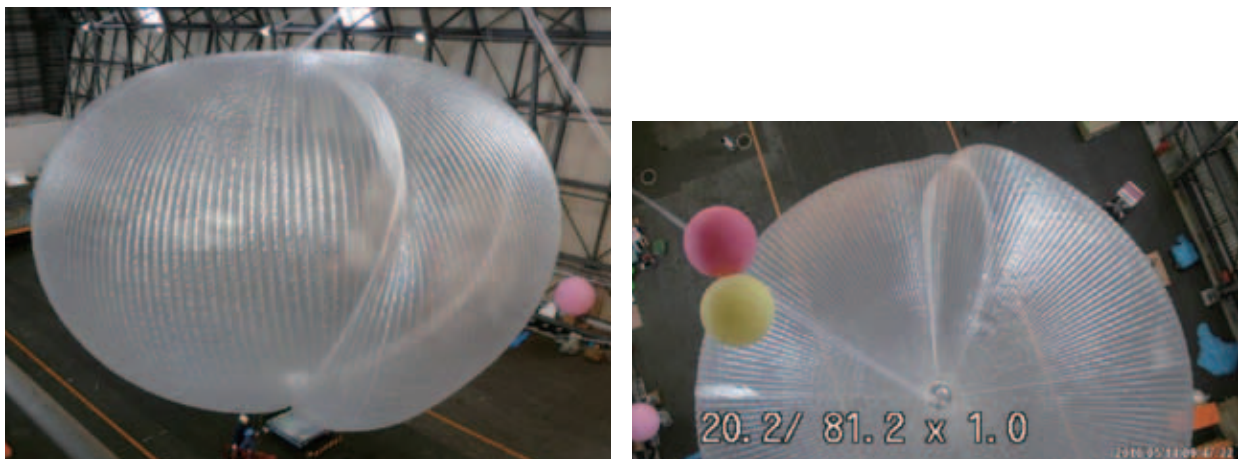


図 20 モデル PB60S-1, 底部圧力差 50 Pa

## 5. 飛翔試験

実際に成層圏を飛翔させることを目的とした直径約 21 m のモデル #4 を製作した (表 1)。この飛翔試験の目的は以下の通りである。

- (1) 地上試験では再現できない実際の上昇時における膨張過程を映像で確認する。
- (2) 全ゴアが正常に展開することを映像で確認する。
- (3) 成層圏の低温環境下における耐圧性能を搭載差圧計により取得する。
- (4) 新規に開発された SPB 用気球破壊装置の動作確認を行う。

ゴンドラは気球尾部金具に直接取り付けられた上ゴンドラ (気球尾部搭載機器) と通常の下ゴンドラに分かれ、上ゴンドラ (図 21 右) には差圧計 (Setra 239, レンジ  $\pm 7.5$ ”WC) および気球尾部に標準搭載されている冗長系システム [17] (気圧計と GPS が内蔵されている) を収納した。下ゴンドラには ITV カメラ (モスウェル MS-55B-MD55) と ITV 用送信機が搭載された。また、この気球のロードロープ (縦ロープ) にはレーダーヤーンが織り込まれていないため別途レーダー反射板を気球尾部下に搭載した。図 21 左に示した気球頭部には、ガス注入口と SPB 用排気弁が取り付けられている。飛翔時の重量構成を表 2 に示す。予定浮遊高度は 25 km, そのときの最大圧力差は 500 Pa (この気球の設計上の耐圧の 1 kPa の 1/2) の予定であった。なお、通常の SPB に要求される耐圧は 100 ~ 200 Pa である。

総浮力が大きくなり放球時に跳ね上げローラーに横ロープのなる気球部分が位置するとカラーの装着がしづらくな

りが不具合につながる可能性があるため、気球ごと（横ロープの始まる位置）に総浮力に上限を設定する必要がある。それ以外は通常の気球と同じ扱いが可能である。ただし、今回の気球は小さいため、総浮力が小さく通常の放球設備は使用できないため、電動台車（ロボコン）上に取り付けた小型跳ね上げスプーラと移動式ランチャ車を使用した。ゴンドラは台車上に置かれ風向きと風速に合わせてランチャ車から適切な距離に配置された（図 22）。気球は 2010 年 8 月 27 日午前 5 時 39 分に放球され（図 23）、240～300 m/分の速度で正常に上昇し、7 時 23 分頃から気球尾部の差圧がプラスになった。その後 100 Pa まで上昇した高度 25.1 km で気球下部に小さな穴が出現し、そこから尾部に向かってパネルが縦に裂けて、気球はゼロプレッシャー状態になり緩降下を始めた。（図 24, 25）そこで 7 時 29 分に気球の切り離しを行ったところ、図 26 に示すように引き裂き紐に引かれて気球は一気に破壊され、通常の ZPB と同等の降下速度で海上に降下した。図 24 によりゴンドラの降下開始から数秒遅れで気球が降下を始めている様子がわかる。最終的には、気球の降下速度はゴンドラより早いため先に着水している。フィルムがはったスーパープレッシャー状態より切り裂きにくいゼロプレッシャー状態で正常に気球破壊を実行できたため、新しい気球破壊機構はスーパープレッシャー状態でも問題なく作動すると思われる。

気球の下部に穴が開いた原因を特定するために、まず、映像とカメラの位置・画角の関係から図 27 に示すように破壊点の位置が特定され、パネル番号の特定と尾部からの距離が約 8 m であることがわかった。この位置はパンプキン部分と円筒部分の境目から約 5.7 m 離れた位置である。次に、製造時の記録を点検したが、破壊したパネル自体には、製造時にフィルムの欠陥や不具合は見つかっていない、パッチ当ても実施されていない。また、このパネルおよび両隣のパネルには、電線袋・標識布・引き裂き装置等のアクセサリの取り付けも行われていない。映像からは破壊点付近のゴアはバルジを形成していることが確認できており、これまでの地上試験でも差圧 100 Pa（設計上の耐圧の 1/10）で不具合が生じた事例はない。

破壊の原因として考えられることは以下の通りである。（1）当該フィルムに放球までの間で何らかの損傷があったかあるいは発生した。（2）製造時にゴアの余剰が適切に確保されない部分があり応力集中が発生した。（3）通常の SPB にはない横ロープが原因となり何らかのフィルムの応力集中を招いた。

（1）については、もし、放球後の気球フィルムにピンホールや深い傷などがあった場合には、小さい圧力差でもフィルムの裂けにつながった可能性は否定できない。実際、PB300-I[18]の放球時にはカラーを装着した部分に傷が生じ、その後、この部分が膨張して圧力がかかり始めた直後に裂けた。その対策として、放球までに気球本体フィルムが露出する部分については、ZPB と同様の方式のキャップ化を行い傷が付くのを防ぐ処置がとられた。この対策を施した PB60-2 を製作・放球した結果、フィルムが原因での不具合は発生しなかった [11]。気球は製造後の検査ができないため欠陥をゼロにすることは困難である。ZPB では多少の傷があっても差圧がほぼ 0 のため気球の破壊に至ることはないが、SPB ではこのような小さな傷が致命的になる可能性もある。露出しな部分についても何らかの対策が必要となる可能性は残されている。（2）については製造上の誤差を吸収するためにゴア幅の狭い頭部・尾部の一定区間には余剰率の上乗せ [5] を行っており、応力集中を避ける処置がすでにとられている。（3）については横ロープの展開過程でフィルムに応力集中を発生させる何らかの事象が発生した可能性も否定はできないが検証は難しい。今後、再現試験などを実施することにより原因の特定を行い、必要に応じて対策を施したいと考えている。

表 2 重量構成

気球 (排気弁を含む)	102.2 kg
気球尾部搭載機器	3.8 kg
荷姿	7.4 kg
ゴンドラ	29.0 kg
バラスト	19.8 kg
総重量	162.2 kg
自由浮力	21.5 kg (13.25%)
総浮力	183.6 kg



図 21 気球頭部（左）と気球尾部（右）



図 22 放球前の状態





図 23 放球直後の気球，既膨張部の下側に横ロープが見えている

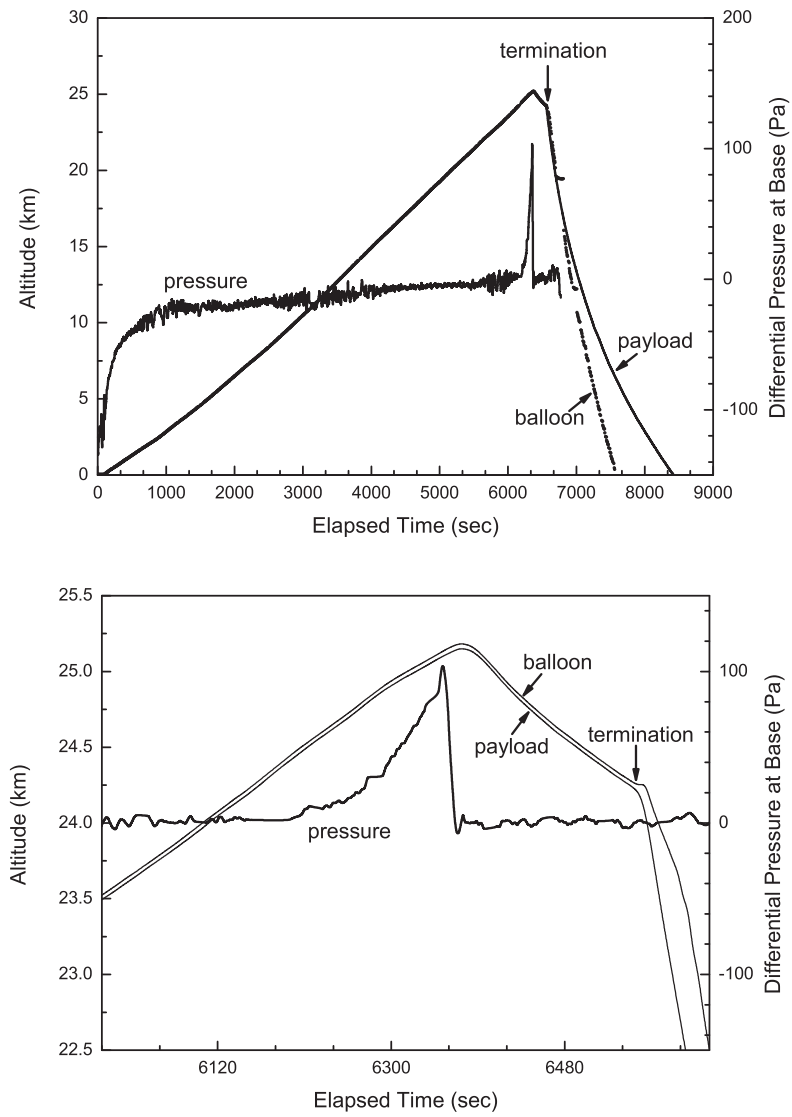


図 24 高度と差圧の変化, 下側の図は最高高度付近を拡大したもの

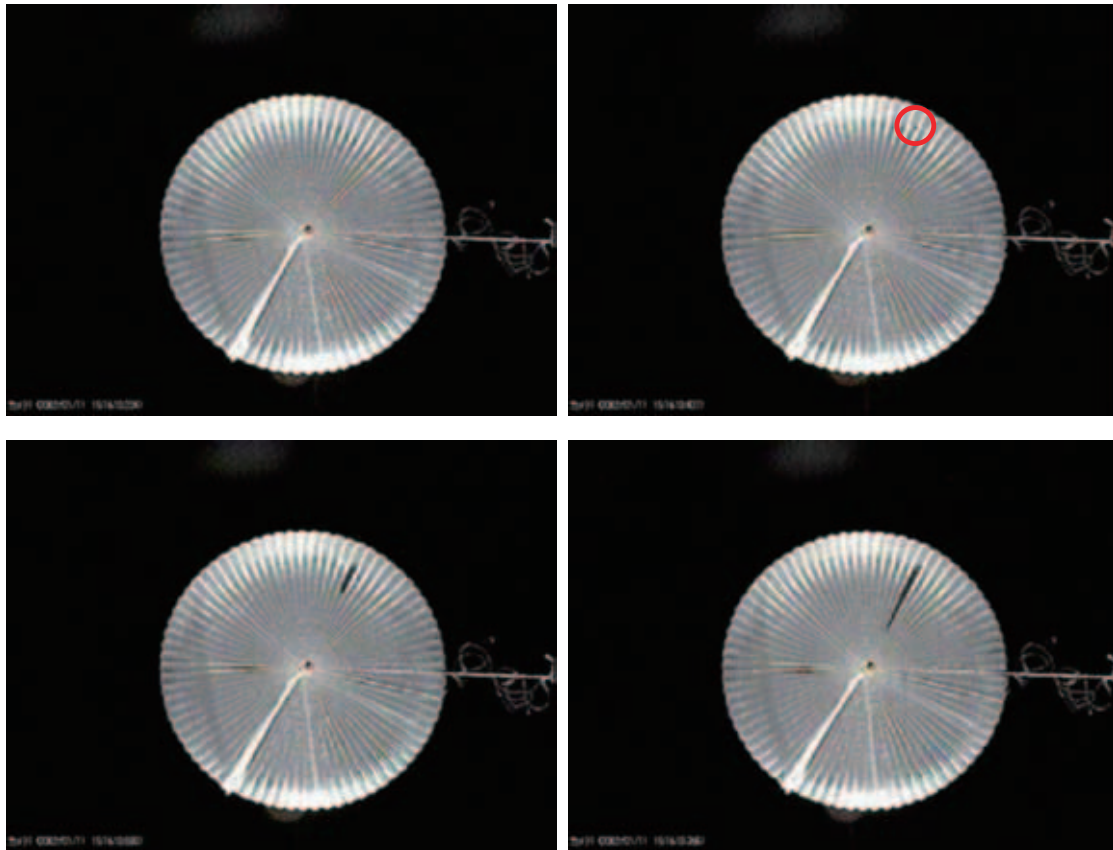


図 25 差圧 100 Pa の時の気球と下部破断後の気球，赤丸が破壊点

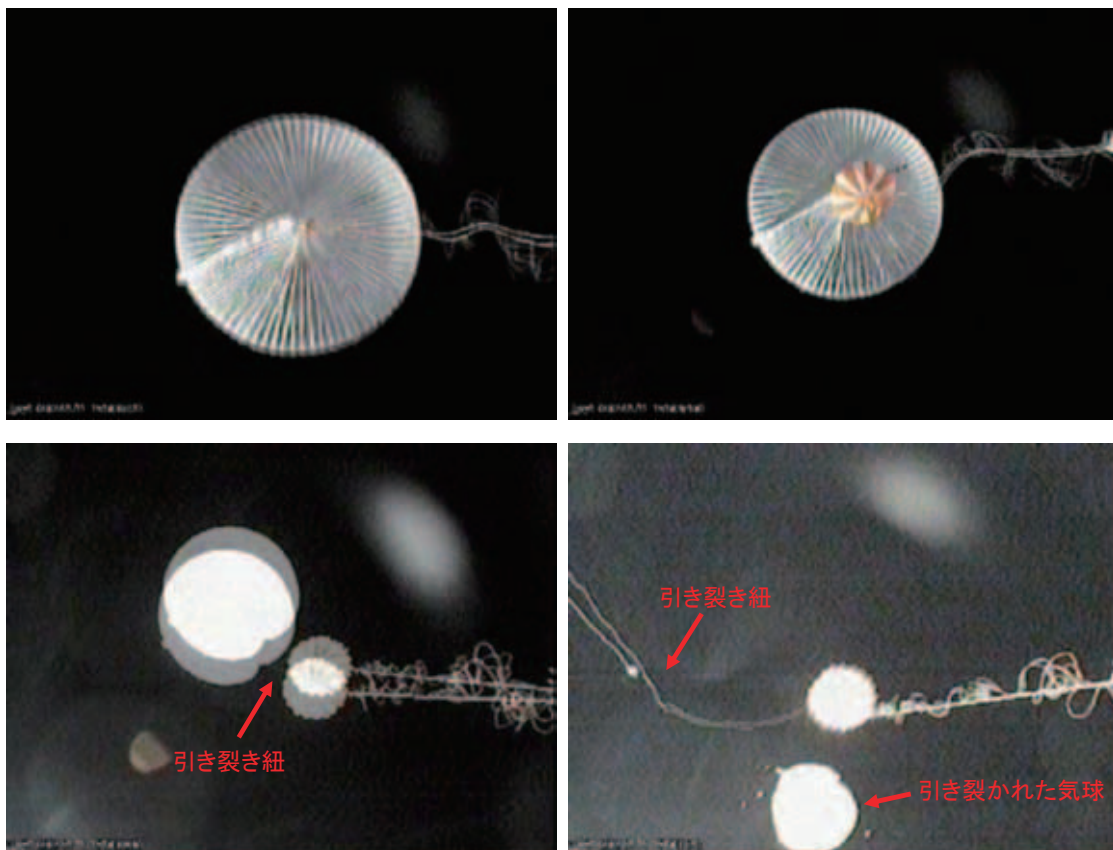


図 26 気球切り離しと気球破壊装置の動作

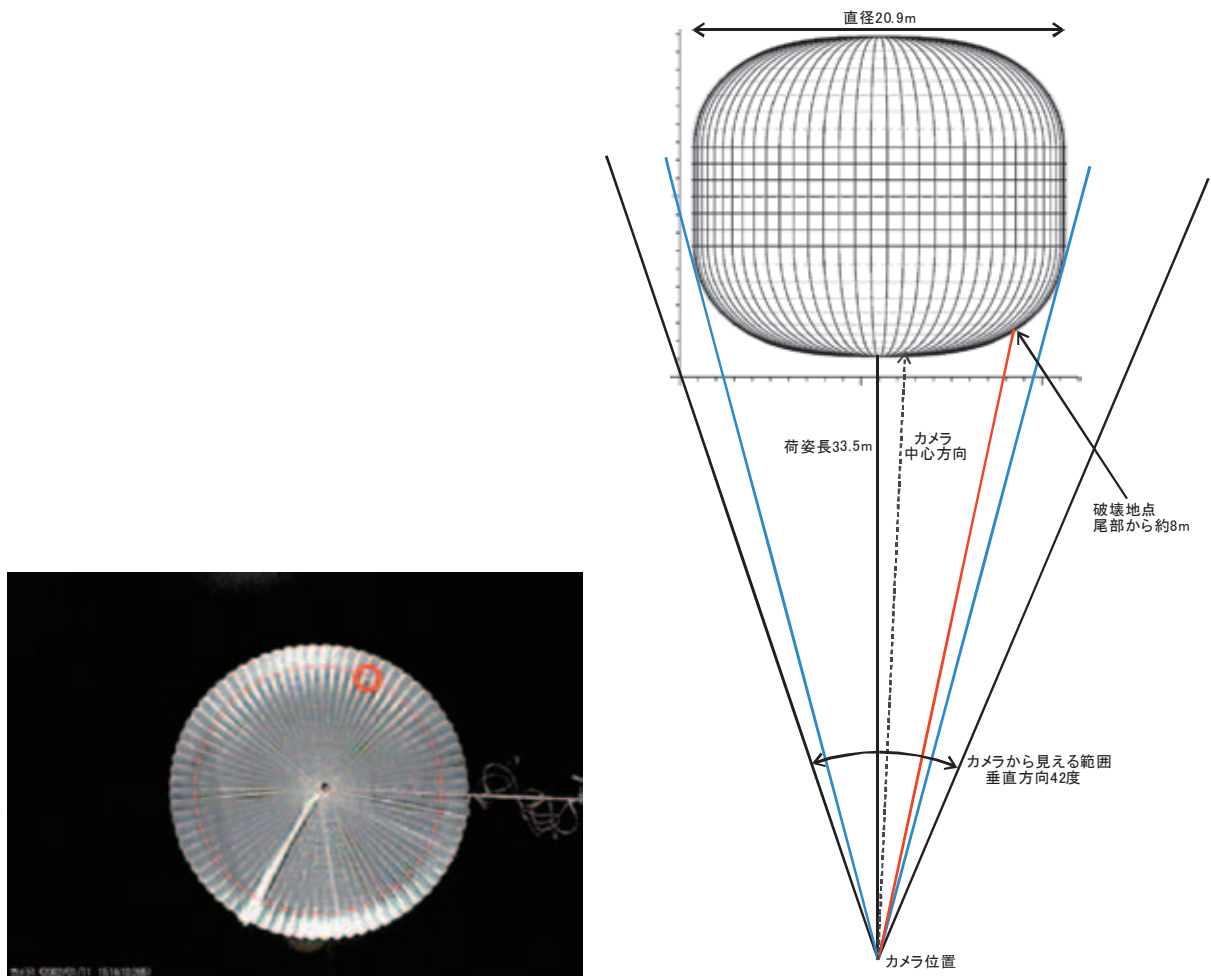


図 27 気球破壊位置，黒線は撮像範囲，カメラは若干傾いている

## 6. まとめ

スーパープレッシャー気球の新しい形状である俵型気球の定式化を行い，その構造の利点について述べた．スケールモデルを用いた地上膨張試験を行い，耐圧性能，膨張過程，形状，展開安定性を確認した．また，容積  $5,000 \text{ m}^3$  の気球の飛翔試験を実施した．この気球はスーパープレッシャー状態になったものの差圧  $100 \text{ Pa}$  で気球底部に穴が開いた．また，スーパープレッシャー気球用に開発した気球破壊装置の正常な動作を確認できた．一連の試験により俵型気球の特性を確認できたと考えている．これらの結果を将来のパワードバルーン計画につなげたい．

本研究の一部は科学研究費補助金（19360385）の助成を受けて行われた．

## 参考文献

- [1] 矢島信之: 自然型気球の基本特性, 宇宙科学研究所報告 特集, 39, 1-22, 1999
- [2] N. Yajima: A New Design and Fabrication Approach for Pressurized Balloon, Adv. Space Res., 26, 1357-1360, 2000
- [3] N. Yajima, et al.: Three-Dimensional Gore Design Concept for High-Pressure Balloons, J. Aircraft, 38, 738-744, 2001
- [4] N. Izutsu, et al.: Flight Demonstration of a Superpressure Balloon by Three-Dimensional Gore Design, Adv. Space Res., 30, 1221-1226, 2002
- [5] 井筒直樹, 他: スーパープレッシャー気球の開発と試験, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-07-009, 1-22, 2008

- [6] C. R. Calladine: “Stability of the ‘ENDEAVOUR’ Balloon” in ‘Buckling of Structures: Theory and Experiment edited by I. Elishakoff et al.’, Elsevier Sci. Pub., 133-149, 1988
- [7] B. A. Lennon, et al.: Stability of Lobed Inflatable Structures, AIAA Paper, 2000-1728, 2000
- [8] F. E. Baginski: Cleft Formation in Pumpkin Balloons, Adv. Space Sci., 37, 2070-2081, 2006
- [9] J. J. Vorachek: A Comparison of Several Very High Altitude Station Keeping Balloon Concepts, 6th AFCRL Sci. Balloon Symp., 355-381, 1970
- [10] 井筒直樹, 他: 新しい形状のスーパープレッシャー気球の開発, 平成 20 年度大気球シンポジウム, 49-52, 2009
- [11] 福家英之, 他: スーパープレッシャー気球の開発, 平成 21 年度大気球シンポジウム, 13-16, 2009
- [12] J. H. Smalley: Development of the e-Balloon, Proc. 6th AFCRL Sci. Balloon Symp., 167-176, 1970
- [13] 加藤洋一, 他: 気球引き裂き機構の改良, 平成 20 年度大気球シンポジウム, 45-48, 2008
- [14] 加藤洋一, 他: スーパープレッシャー気球 (PB300) の破壊機構の検証, 平成 19 年度大気球シンポジウム, 9-12, 2007
- [15] 福家英之, 他: スーパープレッシャー気球の展開試験, 平成 22 年度大気球シンポジウム, 2010
- [16] 中篠恭一: 俵型圧力気球の数値解析－応力分布および展開安定性－, 平成 22 年度大気球シンポジウム, 2010
- [17] 河田二郎, 他: 新しい気球管制冗長系テレメータ・コマンドシステムの開発, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-09-007, 1-18, 2010
- [18] 井筒直樹, 他: スーパープレッシャー気球開発 (PB300-1), 平成 19 年度大気球シンポジウム, 5-8, 2007

# 菱目の網を被せたスーパープレッシャー気球

斎藤 芳隆<sup>1</sup>, 松坂 幸彦<sup>1</sup>, 水田 栄一<sup>1</sup>, 莊司 泰弘<sup>1</sup>, 松嶋 清穂<sup>2</sup>, 田中 茂樹<sup>2</sup>

## A super-pressure balloon with a diamond-shaped net

By

Yoshitaka SAITO<sup>1</sup>, Yasuhiro SHOJI<sup>1</sup>, Yukihiro MATSUZAKA<sup>1</sup>, Eiichi MIZUTA<sup>1</sup>,  
Kiyoho MATSUSHIMA<sup>2</sup>, and Shigeki TANAKA<sup>2</sup>

### Abstract

The lobed-pumpkin shaped super-pressure balloon is able to withstand high pressure due to its small local curvature of the film being independent of the balloon size. It yields the small local curvature as a bulge among adjacent load ropes connected between the top and the bottom fittings. The small curvature is also expected if the balloon is covered by a diamond-shaped net with vertically elongated shape. In addition to the merit of the small curvature, the method using the diamond-shaped net has following merits; 1. the weight of the film is reduced since a weak but light film is able to be used by covering the balloon with a fine mesh net which mesh size is determined without depending on the gore width, 2. the deployment problem known for the lobed-pumpkin balloon can be solved due to its lack of additional films, 3. the capacity of resist pressure is not reduced due to the manufacturing error, since the local distortion of the mesh size does not affect the global balloon shape. We made a small balloon with a 3 m diameter using a 20  $\mu\text{m}$  polyethylene film and a Kevlar net, and performed an inflation test which showed an expected burst pressure. We are going to make larger balloons for the ground inflation tests and launch a larger super-pressure balloon as a part of a tandem balloon system in 2011.

**Keywords:** Scientific Balloon, Super-pressure Balloon, Membrane Structure

### 概 要

Lobed-pumpkin 型のスーパープレッシャー気球が高い耐圧性能を発揮できるのは、気球フィルムの局所曲率半径を気球の大きさと独立に小さくできるからである。Lobed-pumpkin 型は頭部尾部の両極を結ぶロードロープの間にフィルムを張り出させることで小さな局所曲率半径を実現している。気球に縦に長い菱形の網目を持つネットを被せ、網目からフィルムを張り出させることでも同様の効果が期待できる。加えて、網目をフィルムの幅と独立に小さくすることができるため、フィルムに要求される強度が小さくなり、軽いフィルムが利用できること、フィルムに余長を設ける必要がなく展開の完全性が期待できること、製作誤差の影響が網目一つに留まり耐圧性能に直接影響しないこと、といったメリットがある。20  $\mu\text{m}$  厚のポリエチレンフィルムの上にケブラーロープで編んだ網を被せた直径 3 m の気球を試作し、膨張破壊試験を実施したところ、所期の耐圧性能を発揮することが確認された。今後、順次、気球の大型化を進め地上で膨張試験を実施すると共に、2011 年度にはタンデム気球用のスーパープレッシャー気球として飛翔性能試験を実施する予定である。

**重要語:** 科学観測用気球, スーパープレッシャー気球, 膜構造物

<sup>1</sup> 宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所

<sup>2</sup> 藤倉航装株式会社



## 1. はじめに

長時間飛翔気球の切札として宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所 (ISAS) で開発が進められている Lobed-pumpkin 型のスーパープレッシャー (SP) 気球 [1] には、展開の完全性、気球フィルムの重量と強度、製作誤差に起因する強度劣化などに課題が残っている。

展開の完全性の課題とは、満膨張時に完全に展開するのでなく、斜めにくびれが入った状態となり、所期の耐圧性能が発揮できない問題の解消である。ISAS の気球では 2009 年に飛翔した PB60-2 気球において判明し (図 1)[2]、NASA の気球実験においても 2006 年の飛翔において判明している [3]。定性的にはゴア数が多く、フィルムの張り出しが大きい場合に出現しやすいことが知られており、現在、定量的な議論 [4] が進められている課題である。ISAS 大気球実験室では、Lobed-pumpkin 型の発展型である俵型気球 [5] へとデザインを変更することでこれを解消することを検討しており [6]、NASA は余剰なフィルムを少なくした形状とすることでこの問題に対処している [7]。

現在、ISAS の SP 気球に用いられているのはグンゼ製の BH25 フィルムである。このフィルムは、中心にある EVOH をナイロン、および、ポリエチレンで順に挟んだ 5 層構造を持つ、厚さ 25  $\mu\text{m}$  のフィルムである。ISAS の大型のゼロプレッシャー気球で用いられている 20  $\mu\text{m}$  のポリエチレンフィルムと比較すると、単位面積あたりのフィルム重量は少し重い、BH25 フィルムの方が伸びにくく、引張試験時の破断強度が強い。BH25 の単位面積あたりの重量は 26.5  $\text{g}/\text{cm}^2$  であり、20  $\mu\text{m}$  厚のポリエチレンフィルムは 18.6  $\text{g}/\text{cm}^2$  である。また、引張強度を室温の円筒気球降伏点圧力で比較すると BH25 の方が 5.8 倍の強度を有する。一方で、BH25 フィルムは、引き裂きには弱いいため傷が入った場合に非常に弱くなる、フィンシールでなくラップシールしないと低温での強度が出ないため製作に手間がかかる、といった欠点がある。できれば、従来から利用してきたポリエチレンフィルムを使いたい、そのためには重量を 5.8 倍にせざるを得ない。気球軽量化のため、いたしかたなくこのフィルムを利用している面がある。そもそも、現状の SP 気球は、ゼロプレッシャー気球と比較すると、気球重量が重い [1]。

また、製作には誤差がつきものである。ロープの長さに誤差が生じ、設計値よりも長くなった場合、そのロープの部分は外側に張り出すこととなり、そのロープの両側のフィルムは張り出した分だけ、所期の曲率半径よりも大きな曲率半径をとる (図 2)。張り出した場合に影響が出る長さ誤差は、ゴア幅のオーダーであり、一方、ロープの長さはゴア幅とは独立に気球の大きさで定まるため、要求される誤差率は大きな気球ほど小さくなる。仮に影響がでる長さ誤差を 1 m とすると、体積 300,000  $\text{m}^3$  の気球において要求される長さ精度は 0.8 % であり、管理が難しい領域に入っている。したがって、大型気球の設計に当たっては、この影響を含めて耐圧性能を考慮する必要がある。本論文で提案する手法は、これらの課題をいずれも解消するものである。以下に原理の説明と、小型気球を用いた実証試験の結果を示す。

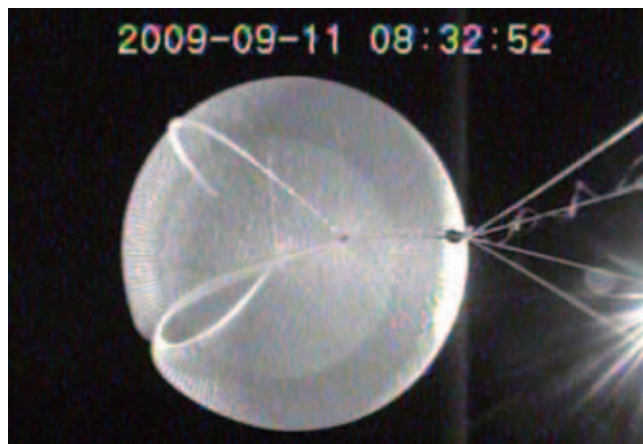


図 1: 2009 年度の PB60-2 気球の不完全な展開



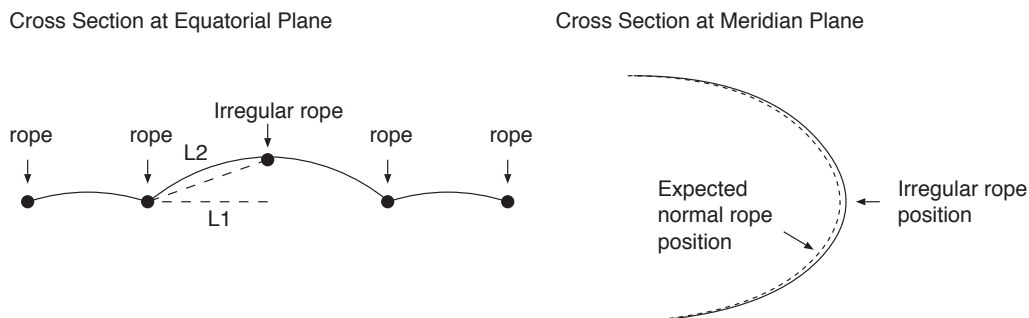


図 2: ロープの余長と張り出しの関係. L1 よりも L2 の方が長いので、ロープ間のフィルムの曲率半径は大きくなってしまふ。

## 2. SP 気球の耐圧性能

Lobed-pumpkin 型気球が内圧に耐えるのは、フィルムにかかった圧力をかぼちゃ型に組まれたロードロープを外側に引っ張る力に変え、ロープがその力を支えるためである。フィルムの曲率半径を小さく取ることにより、フィルムにかかる力を軽減できることがこの構造のメリットである。

フィルムにかかる張力  $T_{\text{film}}$  は横方向張力のみであり、フィルムの局所曲率半径を  $R_{\text{local}}$ 、気球にかかる内圧を  $\Delta p$  とすると、

$$T_{\text{film}} = \Delta p R_{\text{local}} \quad (1)$$

である。フィルムの局所曲率半径は自由に選ぶことができるため、フィルムの引っ張り強度、必要耐圧から必要な半径を選べばよい。一方、ロープにかかる張力の和  $T_{\text{rope}}$  は、気球の赤道半径を  $R_{\text{balloon}}$  とすると、

$$T_{\text{rope}} = \pi R_{\text{balloon}}^2 \Delta p \quad (2)$$

であり、気球の大きさと必要耐圧から自ずと定まり、フィルムの局所曲率半径には依存しない。従来の気球設計では、気球の大きさと必要耐圧、および、フィルムの製造幅から、ゴア数およびロープ数を定め、そこからロープ強度、および、フィルムの曲率半径を定めてきた。

ここで、ゴア幅を狭くし、ロープ間隔を縮める影響を考えてみる。耐圧性能を保ちつつロープ間隔を縮めると、ロープの本数は増加するが、一本あたりに要求される強度が減少するため、ロープの全体量に変化はない。ここで、フィルムの曲率半径を同一にとれば、同一耐圧となるが、この際、フィルムの横幅が少なくてすむメリットがある。

この効果は以下のように定量化できる。図 3 のように長さ  $2l$  の間隔にロープが配置され、その間にフィルムが張り出している場合を考えてみる。フィルムの曲率半径を  $r$ 、その弧の頂角を  $2\theta$  とすると、弧の長さは  $2r\theta$ 、弦の長さは  $2l$  である。ここで、 $l = r \sin \theta$  である。曲率半径は無限大から弦の半分の長さまで変化させることができるが、その際のフィルムの量の変化を示したのが図 4 である。横軸は弦長の半分と曲率半径の比 ( $l/r$ )、縦軸は弧長と弦長の比 ( $r\theta/l$ ) である。曲率半径が弦長に比べて十分に大きい際は弧と弦の長さはおおよそ等しく、曲率半径が弦の長さの半分に一致した時点では  $\pi/2$  となる。同一の曲率半径の場合、ロープ間隔が狭い方が弧の長さとの比が小さく、フィルムの横幅が少なくなる。

ここで、ゴアの幅を曲率半径よりも十分小さく ( $l/r \sim 0.1$ ) 設定すれば、現在、ISAS が行っているようにフィルムの張り出し分を考慮して気球を製作せずとも、フィルムの伸びだけで弧と弦の長さの違いを吸収できる。余剰にフィルムがあることが気球の不完全展開の要因であり、これがないことはこの不定性がないことも意味し、この点からもメリットがある。この際、フィルムの伸びや気球の耐圧特性は、補遺 A のようにモデル化できる。

耐圧性能は、シリンダー気球の破壊試験における降伏点と図 4 の関係から推定することができる。ゼロプレッシャー気球に用いられている  $20 \mu\text{m}$  厚のポリエチレンフィルムは、折径  $1.5 \text{ m}$  のシリンダー気球の破壊試験における降伏点の伸び率は  $9 \%$ 、一軸換算強度（降伏圧を円筒半径で除した値）は  $22 \text{ MPa}$  である。図 4 から、降伏点伸びにおける弧と

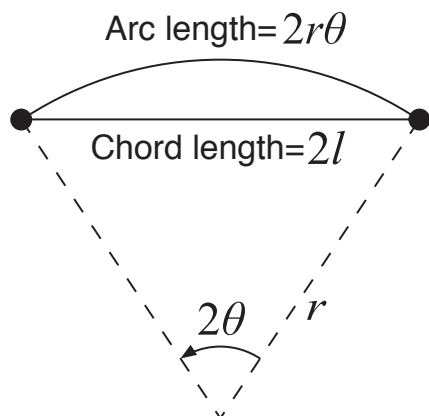


図 3: 弧長と弦長の関係

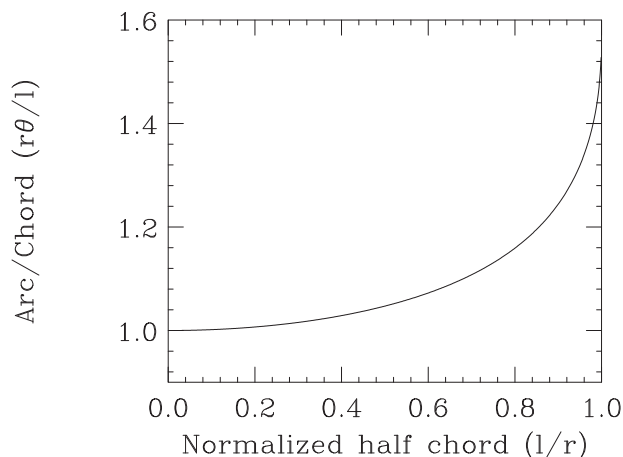
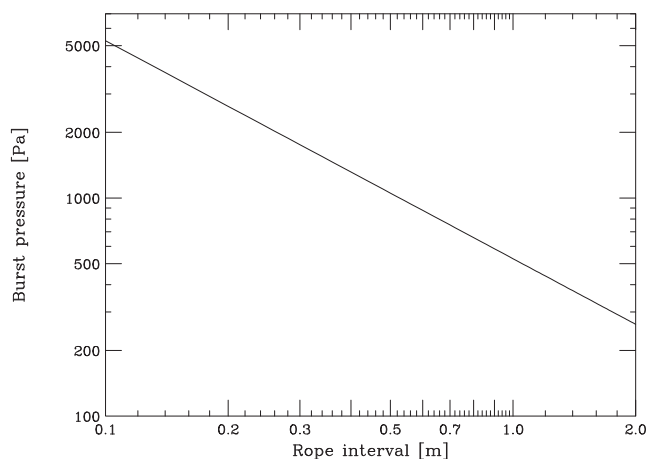


図 4: 弧長と弦長の比と弦長の半分と曲率半径の比との関係

図 5: 20  $\mu\text{m}$  厚ポリエチレンフィルムを用いた際の耐圧性能とロープ間隔の関係

弦の比 ( $r\theta/l$ ) を求めると、0.652 であり、図 5 のように、ロープ間隔と耐圧性能の関係が求まる。高度 35 km を飛翔する SP 気球の要求耐圧は 100 Pa 程度であり、50 cm のロープ間隔で必要耐圧に対して 10 倍の安全率を持たせることができる。

### 3. はっさくのネットのように組んだロープをかぶせる製作法

このように、ロープ間隔を狭くすることで、ロープの重量を増やすことなく、20  $\mu\text{m}$  厚のポリエチレンフィルムが利用できるようになることがわかったが、一方で、単純にゴア幅も狭めて製作すると、溶着が必要となる長さが増大し、信頼性が劣り、製作費用も増大する。これを解消する方法を検討するうち、図 6 のような、菱目のネット状にロープを組んで気球にかぶせる方法に気がついた。このネットは、図 7 のような構造をとり、横に広げる幅がロープの交点間の距離よりも十分小さいならば、横に広げた際の縦方向の長さの変化が十分小さいところがポイントである。このネットは図 8 のように、気球用ゴアの形に変形することができ、ゴアへはりつけることができる。ゴアへのネットの固定は、ゴアの周囲とネットを構成する一番外側の縦ロープとを固定するだけでよい。その方法の一案として、ロープにポリエチレンのテープを縫いつけ、そのテープと気球とを熱溶着する方法が考えられる。なお、この構造では、網の重量は従来のロープ重量と同一であるためフィルムを軽くできる分だけ気球の全体重量は軽くできる。また、ロープの長さの誤差の影響は網目一つ一つに留まるため、全体形状の変形には至らず、耐圧性能への影響は小さい。



図 6: はっさくのネットをゴム気球にかぶせたところ。

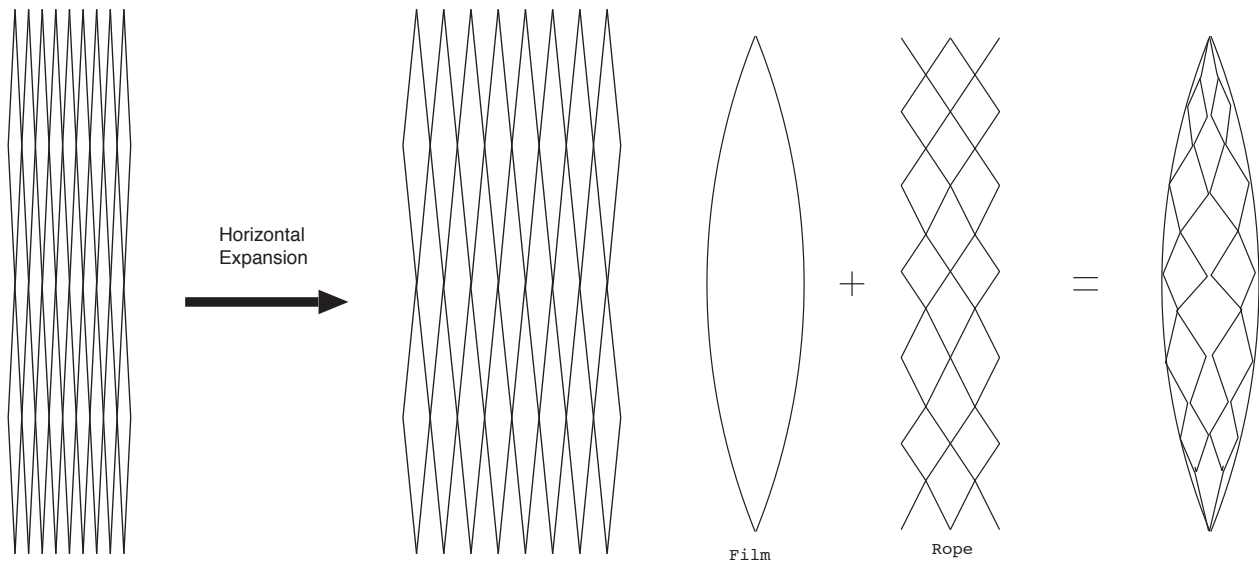


図 7: はっさくのネットの構造。横に広げた際の縦の長さ変化が小さい

図 8: はっさくのネットの気球ゴアへのはりつけ。

#### 4. 小型気球による実証試験

##### 4.1 小型気球の仕様

本手法の実証のため、直径 3 m の小型気球を製作し、膨張、破壊試験を実施した。気球形状は、オイラーの楕円形（張り出しなしのかぼちゃ型）であり、20  $\mu\text{m}$  厚ポリエチレンフィルムを用いて、最大幅 78.3 cm のゴア 12 枚をフィンシームで溶着して製作した。これに、赤道部で 19.6 cm 間隔となる破断強度 300 ポンドのケブラーロープで作った網をかぶせた。ゴア一枚あたりに網線は 8 本、網目は 4 つである。表 1 に気球の諸元を示す。

##### 4.2 試験概要

この気球の膨張、破壊実験を 2010 年 4 月 21 日、藤倉航装株式会社船引工場の風洞にて実施した。気球の膨張の様子を 120 度ずつ離れた 3 方向、および、上からの 4 方向からビデオカメラで撮影した。横から撮影したカメラの視野

表 1: 直径 3 m のはっさく気球 (NPB001-1) の設計諸元

気球番号	NPB001-1
公称容積 (m <sup>3</sup> )	9.3
直径 (m)	2.99
全長 (m)	3.92
高さ (mm)	1790
ゴア数	12
ゴア長 (mm)	3920
最大ゴア幅 (mm)	783
フィルム種類	20 $\mu$ m 厚ポリエチレン
ロープの溶着線からの距離 (mm)	10
ロードロープ強度 (l bs)	300
縦ロープ数	96
縦ロープ束縛間隔 (m)	0.5
赤道ロープ間隔 (mm)	196



図 9: 破壊直前の気球 (NPB001-1)

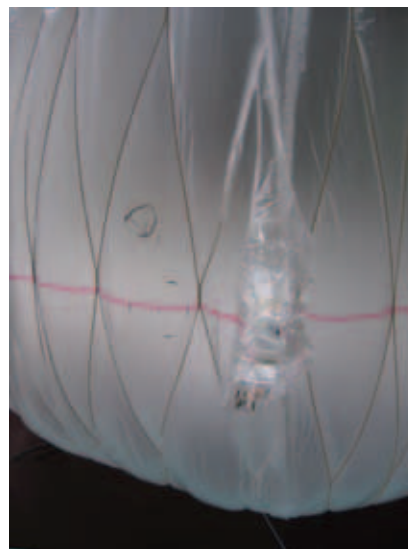


図 10: 破裂した箇所

の正面の気球フィルムにマークを書き込み、印加圧力による変化を撮影すると共に、定規で縦横の伸びと、中央点における縦横の曲率を計測した。気球の内圧は、気球尾部に取り付けた圧力ポートより差圧計により計測し、その電圧値を 1 秒ごとにデータロガーで記録した。膨張した気球の様子を図 9 に、破壊箇所を図 10 に示す。気球の破壊圧は 2460 Pa であった。

#### 4.3 ゴアの伸びと曲率

気球に図 11 のように 120 度ずつ離れた 3 つのゴアの赤道部に縦 10 cm、横 10 cm の長さのマークを入れ、その長さの変化と、その中央点での曲率を計測した。気球展開後にマーキングしたため、長さの絶対値の精度は低い。図 12 に、網とマークの関係を示す。マーク 2 に関しては、網目の中央付近で計測できたが、マーク 1、3 については網目の端に位置していた。マーク 3 についてはロープが被さっていたため、曲率の計測はできなかった。

図 13 に印加した圧力の時間変化を示す。200 Pa、400 Pa、600 Pa、800 Pa と順に上げ、40 分程度放置した後、140 Pa、800 Pa にて計測した。結果を表 2 に示す。曲率は、0.5 ～ 3.0 m の曲率定規で計測した。

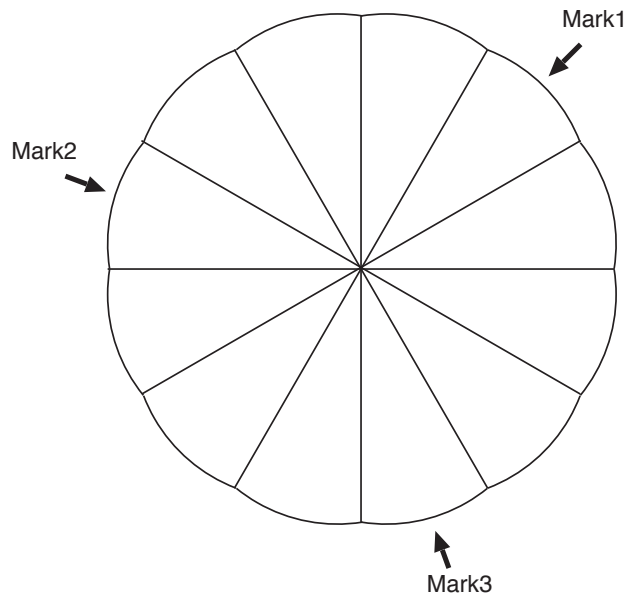


図 11: マークの位置



図 12: マークの位置. 左から順にマーク 1, 2, 3 の周辺の写真. 気球の赤道に赤線が入っており, ゴア幅の中央から縦横 5 cm づつ離れた点にマークが入っている (左図, 青矢印先). 膨張時に撮影したため, 変形している. マーク 3 の位置にはロープが被さっており, 横方向の曲率の計測はできなかった.

長さの変化を気球の内圧の関数として示したのが図 14 である. 横方向はわずかながら圧力が上がるにつれて伸びているが, 縦方向の長さの変化はない. これを詳細にみるため, マーク長を 200 Pa での値で規格化したのが図 15 である. 三箇所のマークのデータをすべて使って, 直線でフィッティングしたのが図中の直線であり, 規格化した長さを  $l$ , 気球の内圧を  $p[\text{Pa}]$  とすると,

$$l = 0.989 + 4.6 \times 10^{-5} \times p \text{ (横方向)} \quad (3)$$

$$l = 1.000 + 0.3 \times 10^{-5} \times p \text{ (縦方向)} \quad (4)$$

である. 計測誤差を 1 mm として, 一次の係数の誤差 ( $1\sigma$ ) を評価すると横が  $1.4 \times 10^{-5}$ , 縦が  $1.3 \times 10^{-5}$  であり, 横の伸びは有意であり, 縦は伸びていないと無矛盾である.

図 14 において塗りつぶされているマークは 40 分間たった後で計測したものである. 前後でフィルムの長さの変化は小さくクリープはさほど大きくないことがわかる. フィルムの伸びは横方向でも 5 % 以下であり, フィルムの降伏点伸び (9 %) より小さいため, クリープは小さいと考えられる.

図 16 にフィルムの曲率半径と差圧の関係を示す. 横方向の曲率半径は気球の内圧が上がるにつれて小さくなり, 縦方向のそれは大きくなっている. フィルムの伸びと曲率半径の関係は図 4 の関係にある. この関係を用いて, 横方向の曲率半径が 0.5 m 以下となる伸びを求めると 0.68 % 以上であり, 圧力と伸びの関係式 (3) を用いて気球の内圧を求め



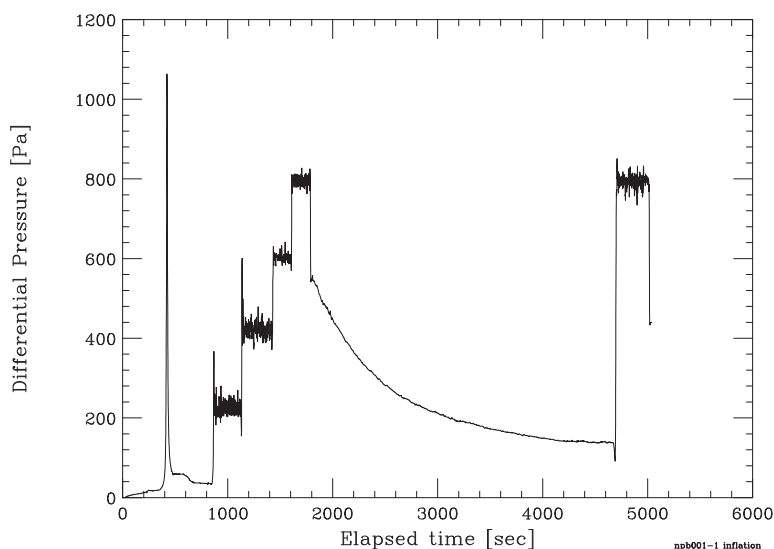


図 13: 膨張試験中の差圧変化

ると 147 Pa となる。200 Pa, 400 Pa の点ではより大きい曲率半径が計測されており、完全に円弧形状には当初なっていないものと考えられる。一方、図 16 の塗りつぶされている点は 40 分経過後の測定であるが、140 Pa, 800 Pa 双方の時点での横方向の曲率半径は 0.5 m 以下に変化している。計測にかからない程度の伸びによりフィルム形状が変形し、最終的には円弧形状に近い形に落ち着いたものと考えられる。

また、同様の計算により縦方向の伸びを求めると 5 % といった大きな伸びがあることになるが、伸びの計測により、伸びは実測できないほど小さいことが判明している。したがって、こちらも完全に円弧形状にはなっていないものと思われる。40 分経過後の測定値は増加傾向にあり、こちらも伸びにより円弧形状により近い形に変形したものと考えられる。

赤道部の周長を 800 Pa において計測したところ、9330 mm であった。この長さは、赤道部のゴア幅の和、9396 mm よりも 0.7 % 小さい。これは網が横方向に広がったがために、気球の子午線が網の長さよりも短くなり、それと共に赤道も短くなったことに起因している。今回の網は交点の間隔が 50 cm であり、横方向には赤道部で平均的には 20 cm に広がる。この際、網の縦方向の長さは 2 % 短縮される。一方、この測定では、網のかかっている部分のくびれを無視して、張り出している部分を直線的に結んで計測している。従って、網で規定されているかぼちゃ型の大きさはさらに小さい。曲率半径が 50 cm 以下であるとはかわからないが、仮に曲率半径 26 cm であったとすると網で規定されているかぼちゃ型の赤道長は、張り出している部分を直線的に結んだ長さよりも 1 % 小さくなる（補遺 B）。なお、この際の弦長と弧長の比からフィルムの伸びは 3 % となるが、式 (3) から求まるフィルムの実測伸びは  $4 \pm 1 \%$  となり、両者は誤差の範囲で一致している。まとめると、網が横に広がったために網で規定されている気球の大きさが 2 % 小さくなり、計測の際に張り出している部分を直線的に結んだために 1 % 長く計測され、結果としてゴア幅の和より 1 % 小さい値が測定されたものと考えられる。

#### 4.4 フィルムの幅の分布

図 12 からわかるように、網目の横方向の大きさは、まちまちであった。幅が広いほど曲率半径は大きくなるので耐圧性能の劣化につながる。そこで、赤道部にある 48 個の網目のうち、22 個について横方向の幅を計測したところ、表 3 の結果を得た。

図 17 に頻度分布を示す。ガウス分布でフィッティングすると平均値  $202 \pm 13$  mm, 幅  $50 \pm 14$  mm（誤差は 1  $\sigma$ ）となる。平均値は設計値 196 mm と無矛盾である。今回の気球においては 300 mm を越えるゴアは 2 つあった。一つは上記で計測されているもの、もう一つは、破壊箇所である。300 mm の幅は平均値から 2  $\sigma$  離れており、300 mm 以上のゴア数の期待値は 2.2 個である。これは今回の気球での実測値と一致する。

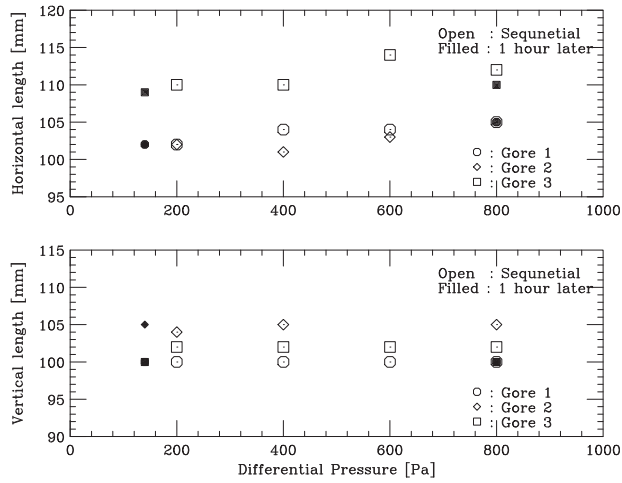


図 14: フィルム上のマーク長との差圧の関係

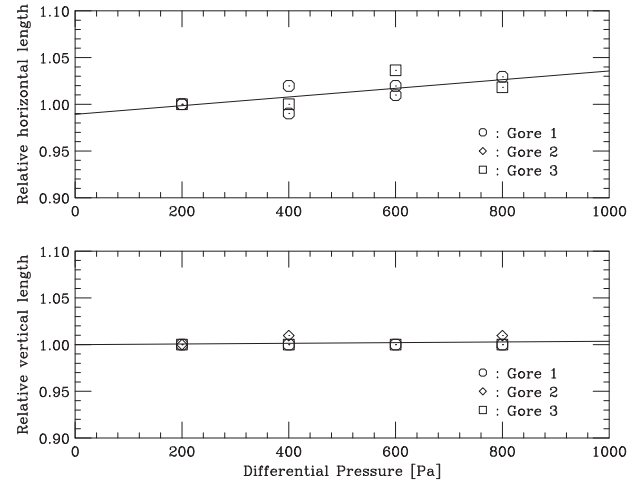


図 15: 規格化したフィルム上のマーク長との差圧の関係

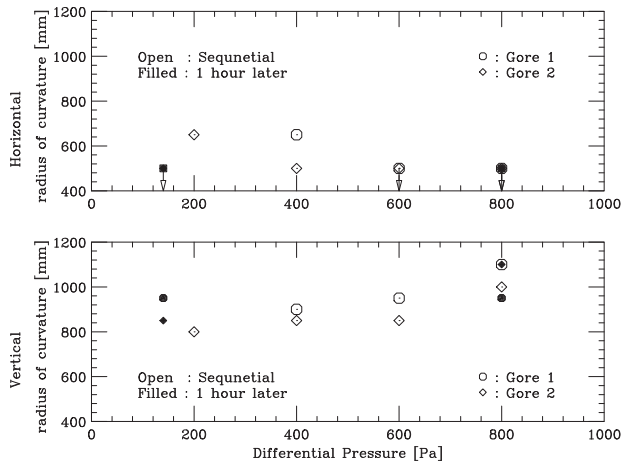


図 16: フィルムの曲率半径と差圧の関係

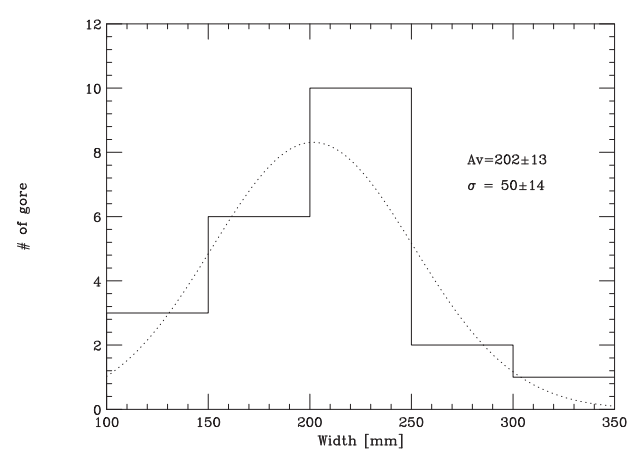


図 17: 網目の幅の頻度分布

表 2: フィルムの伸び, 曲率の変化

差圧 [hPa]	200	400	600	800	140	800
1 横長さ [mm]	102	104	104	105	102	105
1 縦長さ [mm]	100	100	100	100	100	100
2 横長さ [mm]	102	101	—	103	102	—
2 縦長さ [mm]	104	105	—	105	105	—
3 横長さ [mm]	110	110	114	112	109	110
3 縦長さ [mm]	102	102	102	102	100	100
1 縦曲率 [mm]	—	900	950	1100	950	950
1 横曲率 [mm]	—	650	< 500	< 500	500	< 500
2 縦曲率 [mm]	—	850	850	1000	850	1100
2 横曲率 [mm]	—	500	< 500	< 500	600	< 500



表 3: 赤道部の網目の横方向の幅 [mm] (平均 196.6 mm, 標準偏差 10.5 mm)

網目番号	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
幅 [mm]	312	256	166	128	237	224	125	203	208	158
網目番号	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20
幅 [mm]	103	227	205	175	225	264	168	154	208	225
網目番号	21	22								
幅 [mm]	150	205								

#### 4.5 破壊圧

図 18 に、気球破壊時の圧力上昇を示す。破壊圧は 2459 Pa であった。破壊箇所は、横幅が 300 mm 強あった最も幅の広い網目の中央であった (図 10)。

図 5 のロープ間隔と耐圧の関係を用いて、破壊圧を求めてみる。網目の横方向の間隔が 0.3 m であったとすると、破壊圧は 1800 Pa, 0.2 m であったとすると 2600 Pa となる。網目の横方向の間隔は 0.3 m 程度であり、ここから求まる破壊圧は実測値より少し小さい (破壊予想圧は実測値の 73 %) が、同程度である。

予想と実測との違いは、図 5 ではフィルムの伸び剛性のデータとしてシリンダー気球試験での評価値を用いたことに起因している可能性がある。シリンダー気球の試験の場合、フィルムにかかる応力は円筒の長手方向と周方向とで 1:2 となる。一方で、この気球形状における応力比がこの比を保存しているとは限らない。フィルムの降伏点強度や伸びは応力の比に依存しており、23℃ での横方向を固定しない一軸引張試験における 20  $\mu$ m 厚ポリエチレンの破断強度は 59 MPa に達する。この強度は図 5 の推定で用いているフィルム強度 22 MPa の 2.7 倍に相当する。実測された破壊圧はフィルム強度が 30 MPa であれば説明ができ、この応力比の違いで説明できる可能性が高い。また、今回の試験時の気温は 15℃ 程度であり、シリンダー気球の試験時は 10℃ であった。一般にポリエチレンフィルムは温度があがるにつれて降伏点までの伸びが大きくなる。仮に、降伏点伸びが 10 % だったとすると (10℃ での値は 9 %), 図 4 から求まる弧と弦の長さの比は 0.681 となり、降伏点強度が同一であるならば、4 % 大きな破壊圧となる。

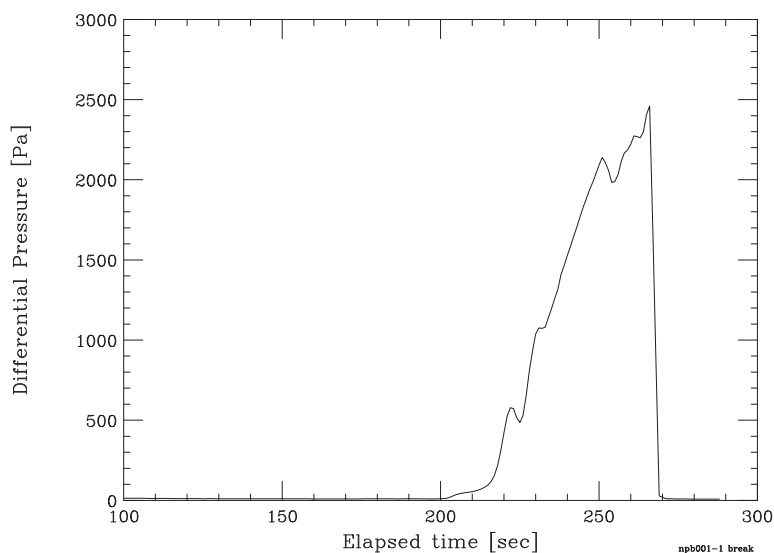


図 18: 破壊試験中の差圧変化

#### 4.6 実験結果のまとめ

本実験により、以下が判明した。

- 網が広がる間隔が一定でなく、横方向の対角線長は赤道部においては平均的には 20 cm となるところが、場合によっては 30 cm 以上となっていた。耐圧性能を評価する上では、この分布の評価が欠かせないことがわかった。
- 破壊は、網目が最も荒くなった箇所で生じ（図 10）、急激にフィルムの一部が伸ばされ、最終的に破裂に至った。
- フィルムのマークの計測により、800 Pa 印加時において、縦方向のフィルムの伸びは 1 % 以下であったのに対し、横方向の伸びは 3.7 % と有意であった。
- 破壊圧 2460 Pa はフィルムの間隔が 0.3 m であった場合に補遺 A のモデルに基く図 5 から得られる値 1800 Pa と同程度であり、モデルの確からしさが確認できた。

### 5. まとめ

はっさくのネットのように組んだロープを、オイラーの楕円形の気球にかぶせるスーパープレッシャー気球は、原理的に展開の不定性が少なく、20  $\mu\text{m}$  厚ポリエチレンフィルムが利用できるほどフィルムへの要求性能が小さく、かつ、製作誤差が耐圧性能に響きにくい、という特徴をもつ。直径 3 m の小型気球において、この手法でスーパープレッシャー気球が製作できることを実証し、モデル計算と 30 % の精度で一致する耐圧性能が得られることを確認した。今後、順次大型の気球を製作し、地上試験を実施すると共に、来年度、タンデム気球の SP 気球として実際に飛翔させ、成層圏の低温環境における耐圧性能を評価する予定である [8]。

### 謝 辞

本研究は、科学研究費補助金若手研究 (A)「スーパープレッシャー気球とゼロプレッシャー気球を組み合わせた長時間飛翔気球の研究」（課題番号 21686081）を受けて行っています。

### 参考文献

- [1] 井筒直樹, 他, JAXA-RR-09-01, pp.1-22 (2007)
- [2] 福家英之, 他, 平成 21 年度大気球シンポジウム集録, pp.13-16
- [3] Henry M. Cathey, Jr., AIAA 2007-2615
- [4] たとえば, 中篠恭一, 佐々木誠, 平成 22 年度大気球シンポジウム集録
- [5] 井筒直樹, 他, 平成 21 年度大気球シンポジウム集録, pp.17-20
- [6] 福家英之, 他, 平成 22 年度大気球シンポジウム集録
- [7] Henry M. Cathey, Jr. and David L. Pierce, AIAA 2009-2808
- [8] 斎藤芳隆, 他, 平成 22 年度大気球シンポジウム集録

### 補遺 A. ロードロープ間にフィルムが張り出す構造においてフィルムに働く張力

図 19 にあるように、二つの伸びないロードロープ間（間隔  $2l$ ）にフィルムが張られており、内圧によって伸ばされ、曲率半径  $R$  で張り出しているモデルを考える。ここでは、フィルムには縦方向の張力がかからず、縦方向の張力はロードロープによってのみ支えられているものとする。

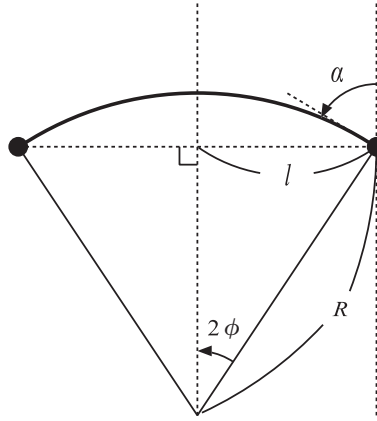


図 19: 伸びないロードロープ間に張られたフィルムが伸びて圧力を閉じ込めるモデル

幾何学的に、

$$R \sin 2\phi = l \quad (5)$$

の関係がある。皮膜にかかっている圧力を  $\Delta p$  とし、張力を  $T$  とすると、図 19 の面内の釣り合いとして、

$$T = \Delta p R \quad (6)$$

が成り立っている。また、図 19 の面に垂直な面内の釣り合いとして、ロードロープ一本にかかる張力を  $T_l$ 、縦方向のロードロープの曲率半径を  $r_v$  とすると、

$$T_l = 2 \cos \alpha \cdot T \cdot r_v \quad (7)$$

が成り立っている。ここで、 $\alpha$  と  $\phi$  は、

$$\alpha = \frac{\pi}{2} - 2\phi \quad (8)$$

であるため、

$$\cos \alpha = \sin 2\phi \quad (9)$$

の関係にある。これを式 (5) を代入すると、

$$\cos \alpha = \frac{l}{R} \quad (10)$$

であり、式 (7) に代入し、式 (6) を用いると、

$$T_l = 2l \cdot \Delta p \cdot r_v \quad (11)$$

となる。この式は、ロードロープ間のフィルムにかかった圧力がロードロープの張力によって支えられていることを示している。この式からは、フィルムの曲率半径やフィルムに働く張力は定まらない。これらは、フィルムの剛性によって定まっており、

$$T = k \frac{2R\phi - l}{l} \quad (12)$$

である。ここで、フィルムのバネ定数（一軸方向の伸び剛性）を  $k$  とおいた、フィルムの曲率半径、かかる張力は、式 (5), (6), (12) の 3 式を連立させて解くことによって求まる。

図 20, 21 に、フィルム幅 ( $2l$ ) が 20 [cm]、フィルムのバネ係数が 10 [N/m], 100 [N/m], 1000 [N/m] の条件下において、気球にかかる差圧と曲率半径、かかる横方向張力の変化を示す。伸びやすい、バネ定数が小さいフィルムの方がかかる張力は少なくなっている。三種類のバネ定数の場合で、ほぼ平行な等間隔の直線となっているのは以下の事情による。

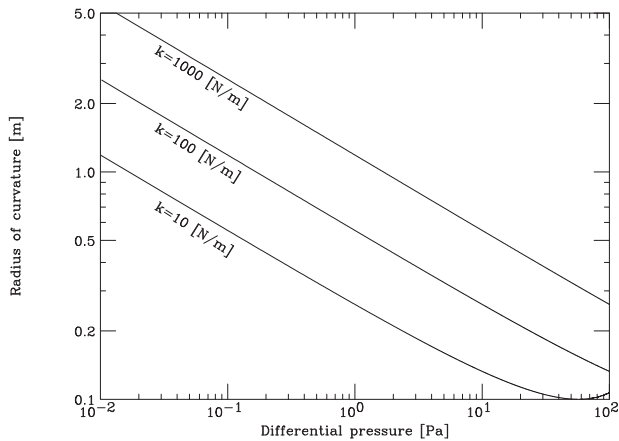


図 20: バネ定数  $k$  が 10, 100, 1000 [N/m] である場合におけるフィルムの圧力と曲率半径の関係

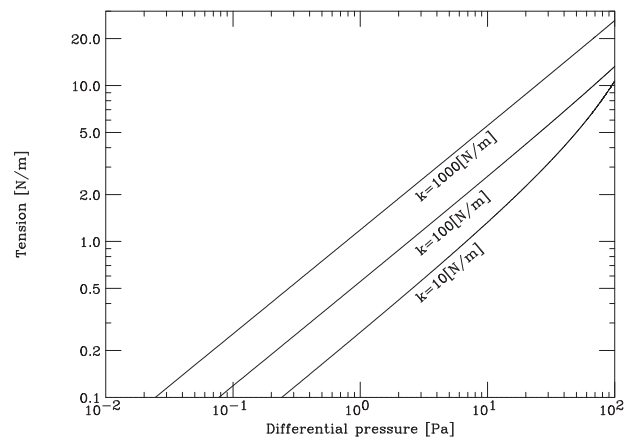


図 21: バネ定数  $k$  が 10, 100, 1000 [N/m] である場合におけるフィルムの圧力とかかる張力の関係

頂角  $\phi$  が 1 にくらべ十分小さい場合、以下が成り立つ。

$$\sin 2\phi = 2\phi + \frac{(2\phi)^3}{3!} \quad (13)$$

これを式 (5), (12) に代入し、整理すると、

$$T = k \frac{4R\phi^3}{3l} \quad (14)$$

が得られる。さらに、式 (6) に代入すると、

$$\Delta p = \frac{4k\phi^3}{3l} \quad (15)$$

$$\phi = \left( \frac{3l}{4k} \Delta p \right)^{\frac{1}{3}} \quad (16)$$

が得られる。ここで、式 (5) に式 (13) の第一項のみを代入すると、

$$R = \frac{l}{2\phi} \quad (17)$$

であるから、これを式 (14) に代入し、式 (16) を用いると、

$$\begin{aligned} T &= k \frac{4\phi^3}{3l} \cdot \frac{l}{2\phi} \\ &= \frac{2}{3} k \phi^2 \\ &= \left( \frac{1}{6} \right)^{\frac{1}{3}} k^{\frac{1}{3}} \cdot l^{\frac{2}{3}} \cdot \Delta p^{\frac{2}{3}} \end{aligned} \quad (18)$$

が得られ、さらに式 (6) を用いると、

$$R = \left(\frac{1}{6}\right)^{\frac{1}{3}} k^{\frac{1}{3}} \cdot l^{\frac{2}{3}} \cdot \Delta p^{-\frac{1}{3}} \quad (19)$$

が得られる。これらの式は、曲率半径、張力が圧力やバネ定数のべき乗となっており、このため、図 20, 21 において、平行等間隔な直線となる。直線が曲がるのは、 $\phi \ll 1$  の条件が成り立たなくなる場合である。バネ定数が 10 [N/m] の場合、曲率半径の 2 倍がフィルム幅になる圧力は 57 [Pa] であり、これに近い圧力においては  $\phi$  は十分大きくなり、直線からのずれが推定される。実際に図 20, 21 では直線からのずれが見られている。

一般に同一レジンを用いて作った厚みの異なるフィルムでは、破断強度  $T_{\max}$  は厚み  $t$  に比例する。比例係数を  $C$  とすると、

$$T_{\max} = Ct \quad (20)$$

である。また、この議論では、補遺 A の冒頭にあるように、フィルムについては一軸応力状態を仮定している。このため、ヤング率  $E$  とバネ定数の関係は、

$$k = Et \quad (21)$$

である。この関係を式 (18) に代入し、最大圧  $\Delta p_{\max}$  を求めると、

$$T_{\max} = \left(\frac{1}{6}\right)^{\frac{1}{3}} k^{\frac{1}{3}} \cdot l^{\frac{2}{3}} \cdot \Delta p_{\max}^{\frac{2}{3}} \quad (22)$$

$$Ct = \left(\frac{1}{6}\right)^{\frac{1}{3}} (Et)^{\frac{1}{3}} \cdot l^{\frac{2}{3}} \cdot \Delta p_{\max}^{\frac{2}{3}} \quad (23)$$

$$\Delta p_{\max}^{\frac{2}{3}} = 6^{\frac{1}{3}} CE^{-\frac{1}{3}} l^{-\frac{2}{3}} t^{\frac{2}{3}} \quad (24)$$

$$\Delta p_{\max} = 6^{\frac{1}{2}} C^{\frac{3}{2}} E^{-\frac{1}{2}} \frac{t}{l} \quad (25)$$

となる。したがって、破壊圧はフィルムの厚みに比例し、ロープ間距離に反比例する。また、ヤング率の平方根に反比例しており、伸び易いフィルムの方が耐圧性能が高くなることがわかる。

### 補遺 B. 赤道面の周長と張り出した部分をつないだ長さの関係

今回の気球ではフィルムが伸びることによってロープ間にフィルムが張り出してくる。この状態で巻尺を当てて赤道面の周長を測定するとフィルムが張り出している分だけ、ロープで規定される赤道面の周長よりも長い値が得られる。この増加量はフィルムの曲率半径の関数であり、以下の仮定のもとで両者の関係を求めることができる。

- 張り出した部分の断面は円弧とする。
- ロープの伸びは小さく、無視できるものとする。実際、ケブラーの破断時の伸びは4%であり、今回の実験では、破断強度の1/10程度までの張力しかかかっていないため、十分無視できる小ささである。

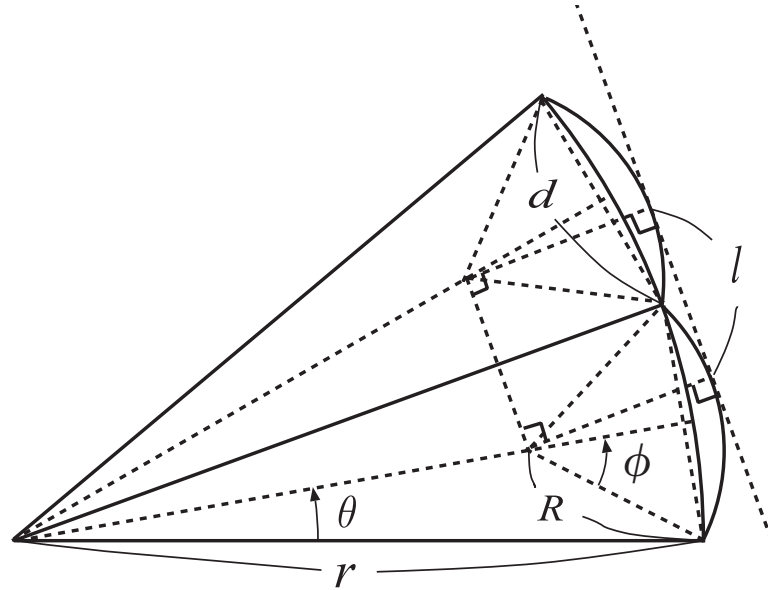


図 22: 文字の定義

図 22 のように文字を定義する。ここで、赤道面のロープの数が  $n$  本であった場合、

$$\theta = \frac{\pi}{n} \quad (26)$$

であり、

$$r \sin \theta = R \sin \phi \quad (27)$$

である。また、図中の  $l$  が、

$$l = 2(r \cos \theta - R \cos \phi) \sin \theta \quad (28)$$

であるため、赤道面における周長  $L$  は、

$$L = 2\pi R + nl = 2(\pi R + n(r \cos \theta - R \cos \phi) \sin \theta) \quad (29)$$

で表せる。ここで、

$$R = ar \quad (30)$$

という  $a$  を導入すると、元の周長で規格化した周長は、

$$\frac{L}{2\pi r} = \frac{2(\pi ar + n(r \cos \theta - ar \cos \phi) \sin \theta)}{2\pi r} \quad (31)$$



$$= a + \frac{n}{\pi}(\cos \theta - a \cos \phi) \sin \theta \quad (32)$$

$$= a + \frac{\sin \theta}{\theta} \left( \cos \theta - \sqrt{a^2 - \sin^2 \theta} \right) \quad (33)$$

となる。この値は  $\theta$  が小さくなると 1 に収束する。ただし、この式が適用できるのは、 $R$  が  $d$  よりも小さい場合、つまり、 $a \geq \sin \theta$  の場合に限られる。

今回の実験は、 $n = 48$  の場合に相当する。この場合の  $a$  と  $L/2\pi r$  の関係を図 23 に示した。1 % の違いが生じるのは、 $a = 0.175$  の場合であり、 $r = 150$  cm であるため、フィルムの曲率半径が 26 cm の場合である。

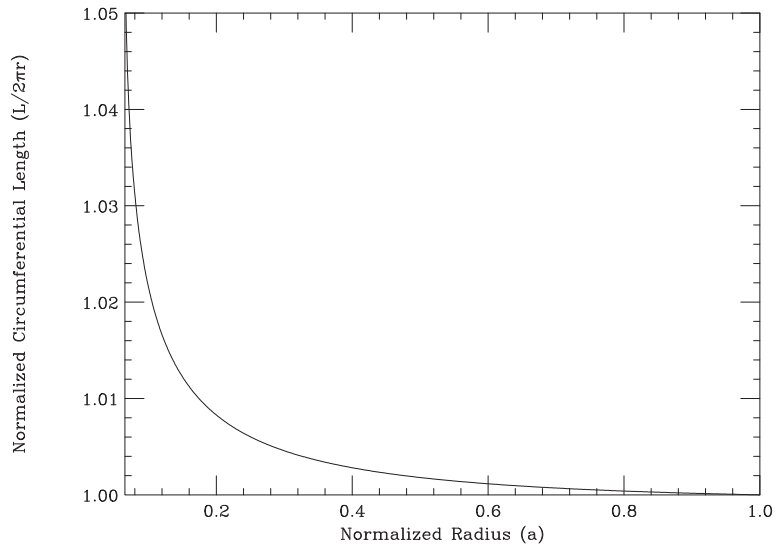


図 23: 規格化した周長と曲率半径との関係

# スーパープレッシャー気球の安定性解析

中篠 恭一 \*

## Deployment Stability of Super-Pressure Balloons

By

Kyoichi NAKASHINO\*

### Abstract

The institute of space and astronautical science (ISAS) is now developing a new type of super-pressure balloon along with the ‘lobed-pumpkin’ type super-pressure balloon. The new developing super-pressure balloon, named ‘tawara’ type balloon for its appearance, is expected to overcome deployment instabilities observed in the lobed-pumpkin type super-pressure balloons. In the present study, we investigate deployment stability of both balloons by finite element method, and have found that ‘tawara’ type super-pressure balloons enjoy excellent deployment performance.

**Key words:** Super-Pressure Balloon, Finite Element Method, Buckling Analysis

### 概 要

宇宙科学研究所においては現在、Lobed-pumpkin 型 SPB の開発に加え、「俵型」と呼称される次世代型 SPB の研究開発が並行して進められている。Lobed-pumpkin 型 SPB に関しては国内外で多くの地上試験・飛翔試験が行われてきたが、これらの試験を通じて、ゴア数が非常に多い場合に気球が所期の対称形状に展開しない、という展開性の問題が存在することが明らかとなり、解決課題の一つとして指摘されている。一方、Lobed-pumpkin 型 SPB の発展型として提案されている俵型 SPB では構造上、上記の展開性の問題が生じえない、と考えられている。本稿では Lobed-pumpkin 型 SPB、および俵型 SPB の安定性能を比較するため、有限要素法に基づく数値構造解析を行った。数値解析から、俵型 SPB が非常に優れた展開性能を有していることが明らかとなったので、その結果を報告する。

### 1. はじめに

科学観測用気球として従来より使用されているゼロプレッシャー気球は、底部に排気口をもつ構造となっており、昼夜の温度差によって浮力が漸減していくという特徴をもつ。したがって浮遊高度を維持するために、毎夜一定割合のバラストを投下する必要がある、この理由からゼロプレッシャー気球を利用したの長期間科学観測は一般に困難となっている。これに対し、開口部をもたず外気に対して閉じた構造となっている気球、いわゆるスーパープレッシャー気球 (SPB) と呼ばれる気球方式が提案されており、長期間フライトを可能にする有力なシステムとして研究が重ねられてきた。SPB の実用化にあたっては、高い耐圧性能をいかに達成するか、という点が大きな開発課題とされていたが、3次元ゴア設計法に基づく Lobed-pumpkin 型 SPB<sup>1)</sup>が提案され、その有効性が確認されて以降、同型の SPB の研究開発が国内外でさかんに行われるようになり今日に至っている<sup>2,3)</sup>。

---

\* Tokai University

Lobed-pumpkin 型 SPB に関しては、これまでに多くの地上試験・飛翔試験が行われているが、その過程において、ゴア数が非常に多い場合に気球が所期の対称バルジ形状に展開しない、という展開性の問題が新たに浮上してきた。具体的には、気球形状が本来の対称性を失った状態で安定化してしまう事例や、気球表面に S 字状の折り目が発生して一部ゴアが未展開のまま安定化してしまう事例<sup>3)</sup>などが報告されており、実用化へ向けての解決課題として指摘されている。一方、井筒等は Lobed-pumpkin 型 SPB の発展型として「俵型気球」と呼ばれる新形式の SPB を提案しており、俵型 SPB においては Lobed-pumpkin 型 SPB における展開性の問題も生じにくい、としている<sup>4)</sup>。俵型 SPB に関しては、さらにスケールモデルを用いた地上試験が Lobed-pumpkin 型 SPB との比較試験として行われており、展開性能の優位性が定性的に確認されている。

本研究では上記の地上比較試験を念頭におき、従来型の Lobed-pumpkin 型 SPB ならびに次世代型の俵型 SPB の有限要素解析を行い、両者の展開性能評価を行ったので、その結果を報告する。

## 2. Lobed-pumpkin 型 SPB および俵型 SPB の構成

### 2.1. Lobed-pumpkin 型 SPB

Lobed-pumpkin 型 SPB は Pumpkin 型気球のゴアを一回り大きくして、ゴアの縁を縮めながら伸びのないロードロープに固定することによって製作される。膨張時には図 1 に示すような立体形状を構成し、フィルムバルジにより周方向の局所曲率半径が大幅に減少するため、大直径の気球であっても周方向応力を小さくすることが可能となる。一方、経線方向には十分なフィルム余剰が存在するため、膨張時の気球表面には全領域にわたって周方向にリンクル（しわ）が形成される。このため経線方向のフィルム応力は零となり、気球フィルムに発生する応力は周方向の小さな応力のみとなる。Lobed-pumpkin 型 SPB では、以上の 3 次元ゴア設計法<sup>1)</sup>により気球の耐圧性能を飛躍的に向上させることが可能となっている。

上記の通り、Lobed-pumpkin 型 SPB の製作においては、設計ゴア形状の境界を一定の短縮率で縮めながらロードロープに固定していくが、その際の短縮率は膨張時のバルジ形状や経線方向のフィルム余剰率を決定する重要な設計パラメータとなっている。本稿では、下式によってフィルム短縮率を定義し、後述の解析において引用している。

$$\text{フィルム短縮率} = 1.0 - \frac{\text{ロードロープ自然長}}{\text{ゴア境界長}} - \alpha$$

上式右辺第 3 項の  $\alpha$  は加圧時に生じるロードロープの伸びの影響による補正項となっている。ノミナル差圧を加えた場合、ロードロープには約 2% の伸びが発生することになるが、実際の気球設計時には製作上のマージンも加味して  $\alpha = 0.025$  としており、本稿の解析でもこの値を採用している。

なお、Lobed-pumpkin 型 SPB の設計ゴア形状は、Pumpkin 型気球のゴア形状に基づいて決定されるが、その際の設計法として現在までに数種の設計法が提案されている。宇宙科学研究所において採用されている設計法は、Pumpkin 型気球のゴア形状を縦横等倍して Lobed-pumpkin 型 SPB のゴア形状とするものであり（図 2）、NASA で採用されている設計法とは異なったものとなっている。



図 1 Lobed-pumpkin 型 SPB

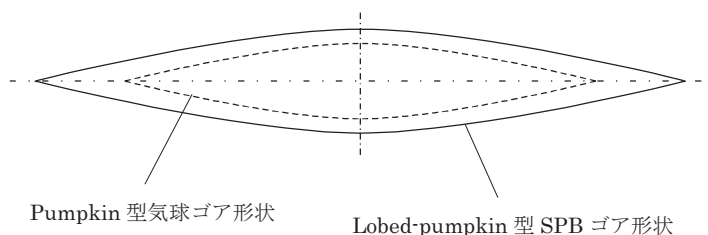


図 2 Pumpkin 型気球および Lobed-pumpkin 型 SPB のゴア形状

## 2.2. 俵型 SPB

上記 Lobed-pumpkin 型の開発と並行して、宇宙科学研究所では「俵型」<sup>4)</sup> と呼称される SPB の研究開発が進められている。俵型 SPB は Lobed-pumpkin 型を赤道部で分割し、その間に円筒部を付加した構成となっている。俵型 SPB の外観図を図 3 に、同 SPB のゴア形状を図 4 に示す。追加された円筒部には経線方向のロードロープに加えて横ロープが取り付けられ、これにより円筒部の過剰な張り出しが抑制されるため、Lobed-pumpkin 型と同程度の耐圧性能を確保することが可能である。俵型 SPB には i). 円筒部を延長することによって容易に大型化できる, ii). アスペクト比によっては同体積の Lobed-pumpkin 型よりも軽量となる, iii). アスペクト比を大きくし空気抵抗を減らすことでパワードバルーンへの応用が可能, iv). Lobed-pumpkin 型における展開性の問題が発生しにくい, 等の利点があると考えられている。このうち本稿では特に iv) 項に着目し、数値構造解析を通じて俵型 SPB の展開安定性を定量評価し、Lobed-pumpkin 型との比較を行った。

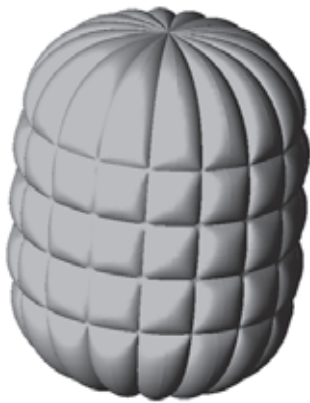


図 3 俵型 SPB

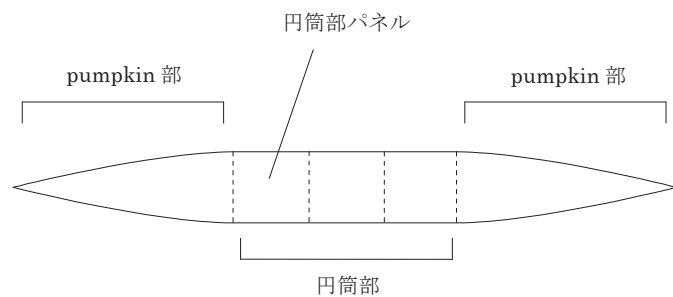


図 4 俵型 SPB のゴア形状

## 3. 解析モデル

2010 年 5 月、大樹航空宇宙実験場 (TARF)・JAXA 格納庫内において Lobed-pumpkin 型および俵型 SPB の展開安定性に関する地上展開試験<sup>5)</sup>が実施された。本稿では、その際に使用された下記 3 タイプの地上試験モデルを解析対象とした。

### 1. PB60-S1

2009 年 9 月の B09-07 実験 (TARF にて実施) で使用された Lobed-pumpkin 型 SPB (PB60 型) の 1/3 スケールモデル。地上展開試験時、PB60-S1 型には cleft が発生し、対称形状には展開しなかった。なお、B09-07 実験では気球の一部が正常展開せず、加圧途中で気球が破壊している。

### 2. PB60-S2

PB60-S1 型の赤道部に横ロープを付加したモデル。PB60-S1 型と同じく、地上展開試験時に cleft が発生し、対称形状に展開しなかった。

### 3. PB60-S3

PB60-S1 型に円筒部を付加した俵型モデル。図 4 に示す円筒部の正方形パネルを経線方向に 12 パネル追加した俵型 SPB となっている。地上展開試験時、本モデルのみ対称形状に展開した。

上記 3 タイプに対応する解析モデルを図 5 に、解析において使用した主要諸元を表 1 に示す。なお、実際の気球フィルムは材料異方性を有しているが、本稿では等方性材を仮定し、Young 率の代表値として 0.5[GPa] を採用した。

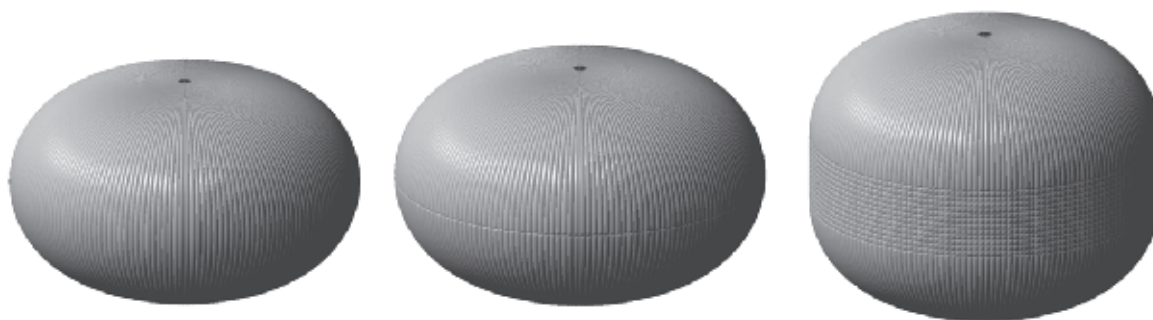


図5 解析モデル（左：PB60-S1，中央：PB60-S2，右：PB60-S3）

表1 解析諸元

		気球番号		
		PB60-S1	PB60-S2	PB60-S3
直径	[m]	18.6	18.6	18.6
全長	[m]	24.4	24.4	28.1
ゴア数		192	192	192
フィルム厚	[ $\mu\text{m}$ ]	25	25	25
フィルム Young 率	[GPa]	0.50	0.50	0.50
フィルム Poisson 比		0.30	0.30	0.30
ロードロープ弾性係数（経線方向）	[N]	$1.40 \times 10^4$	$1.40 \times 10^4$	$1.40 \times 10^4$
円筒部パネル数		—	—	12
横ロープ数		—	1	13
横ロープ弾性係数	[N]	—	$2.33 \times 10^4$	$2.33 \times 10^4$
弁座直径	[m]	0.70	0.70	0.70

### 3. 安定性解析結果

#### 3.1. 安定性解析の概要

前節で示した各試験モデルの展開性能を評価するために、非線形有限要素法に基づいて安定性解析を行った。解析に際しては短縮率を表現するため、気球ゴアが一定の短縮率でロードロープと接合している状態の有限要素モデルを作成している。地上展開試験に供された気球は3タイプともにノミナルの短縮率を5%としており、気球の上下10%部に関しては短縮率を局所的に8%に増加させて製作されたものとなっている。数値解析においても本来は短縮率の局所変化を考慮すべきであるが、本研究では解析の便宜上、気球全体の短縮率が一律であるとして計算を行った。また、ノミナルの短縮率に対する解析の他、短縮率を一律3～10%に変化させた場合の解析も行い、短縮率の違いが展開性能に与える影響についても調べた。SPBの数値構造解析においてはフィルム表面に発生するリンクルの影響を無視することができないが、本研究では張力場理論に基づいた特殊な膜要素<sup>6)</sup>を用いてリンクルの影響を考慮している。同膜要素は、リンクルの発生領域において、リンクルに直交する方向の圧縮応力が完全に解放されて零となるよう構成則に修正を加える要素モデルとなっている。発生差圧に関しては、展開試験時の値を参考にして代表値を決定し、50[Pa]としている。また、差圧は気球の全容積内で一定であると仮定している。

本研究で行った安定性解析の手順を以下に述べる。

- 1). ゴア1枚を解析対象として静解析を行う。その際に気球の対称性を考慮した境界条件を導入する。この解析により、気球が対称性を保持したまま展開した場合の釣合い形状を求めることができる。
- 2). 1)の解析で得られた釣合い形状を元に、気球全体の解析モデルを作成して対称展開時の状態における剛性マトリクスを求めて固有値解析を行う。固有値に負値が含まれている場合は、該当固有値に対応する座屈モードが存在



することになる。本研究では、このような気球は対称性を保持したまま安定化することができず、展開性の問題が発生すると判断している。なお、固有値解析にあたっては、部分構造合成法の一つである周期対称法<sup>7)</sup>を導入しており、同手法により大自由度有限要素モデルの固有値解析を実用的な計算時間で実行することが可能となっている。本研究ではノミナルの短縮率に対する解析の他、短縮率を3～10%に変化させた場合の固有値解析も行い、座屈モードの有無、および座屈モードのモード形状を求めた。

なお、本研究ではゴア1枚を約3000の線形三角形要素で離散化して解析を行っている。2)の固有値解析における総自由度数は80万程度となっている。

### 3.2. PB60-S1型の安定性解析結果

PB60-S1型に対して行った固有値解析の結果を図6、図7に示す。短縮率3～10%の領域では総計8のモードが座屈モードとして確認され、図6にはそのうち一部のモード形状を示した。同図から確認できるように、座屈モードはいずれも気球周方向に周期的な凹凸が表れるような形状となっている。本稿では、凹凸の数に応じて、図6に示した各モードをそれぞれmode3～mode6と呼称することにする。なお、以上の呼称に従うと、短縮率3～10%の領域で確認されたモードはmode3～mode10に相当する。図7に、これらのモードに対応する固有値と短縮率との関係を示した。短縮率を増加させた場合、初めて負値をとるモードはmode4であり、短縮率5.10%以上の領域で座屈モードとなっている。その他のモードに関しても短縮率が増加するに従い固有値が減少して負値にいたっており、短縮率を大きくとった場合には複数の座屈モードが存在することとなる。一方、短縮率が5.10%未満の領域では固有値は全て正值となっており、この領域においては座屈モードが存在せず、展開性の問題は発生しないと判断できる。以上は気球の短縮率を一律で与えた場合の結果であり、短縮率を局所的に変化させている実際の試験気球の安定性とは若干異なったものになっていると考えられる。前述の通り、PB60-S1型はノミナル短縮率を5%として上下10%部の短縮率を8%に増加させて製作されている。一方、短縮率の増加は気球の展開性能を低下させる方向に働くため、安定限界近傍の短縮率で製作されたPB60-S1型が対称形に展開しなかった事実は、ここでの数値解析結果と十分整合するものと思われる。今後は局所的な短縮率の変化を考慮した解析を行い、安定限界の予測確度について詳細な検証を行っていきたい。なお、各モードの固有値変化に関して言えば、モード数の大きいものほど短縮率に対する減少率が大きくなっていることが分かる。

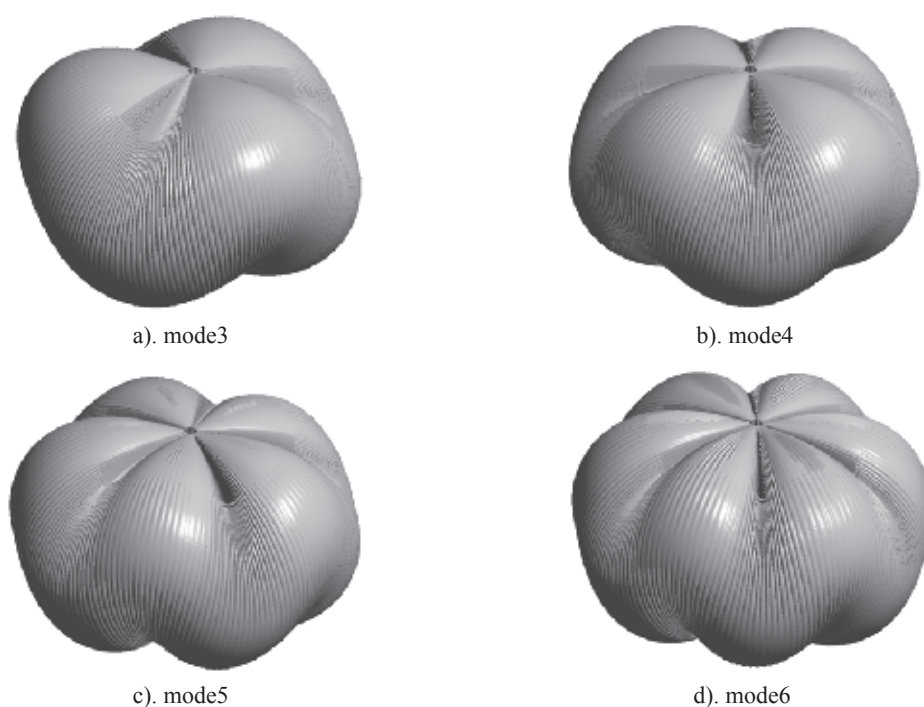


図6 PB60-S1型の座屈モード



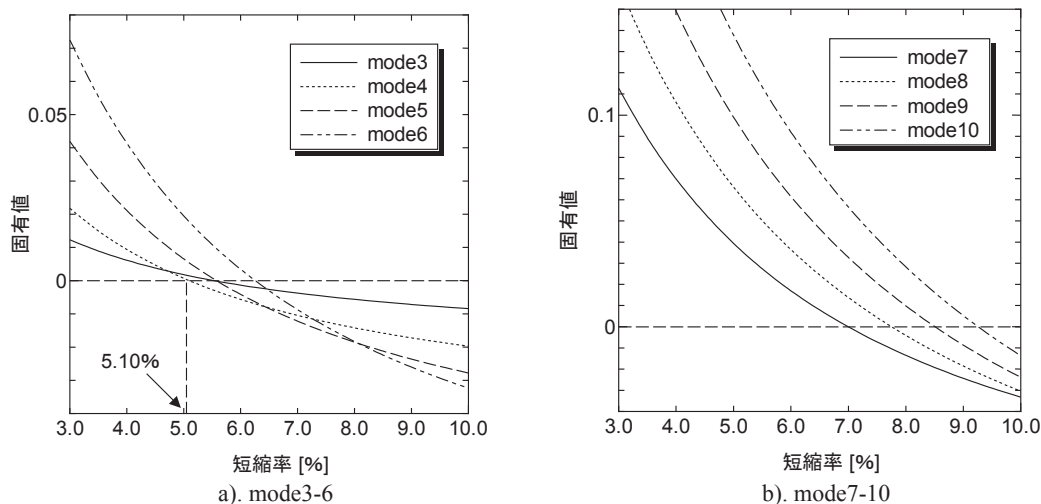


図7 PB60-S1 型の各モード固有値と短縮率の関係

### 3.3. PB60-S2 型の安定性解析結果

PB60-S2 型に対して行った固有値解析の結果を図8, 図9に示す. PB60-S1 型と同じく, 短縮率3~10%の領域で mode3~mode10 が座屈モードとして確認された. 図8にこれらのうち mode3~mode6 のモード形状を示す. また, 図9は mode3~mode10 に対応する固有値と短縮率との関係を表わしたものとなっている. 図7と図9との間に明確な差異は認められないが, 展開性能は S1 型に比べて僅かに向上しており, 座屈が発生する領域は短縮率 5.14% 以上となっている. しかしながら, 両者の安定限界の差は僅少であり, 製作誤差も考えると有意なものであるとは言えない. PB60-S2 型も地上展開試験においては対称形状に展開しておらず, 前項と同様の理由から, ここでの数値解析結果と地上試験結果との間には十分な整合性があると思われる.

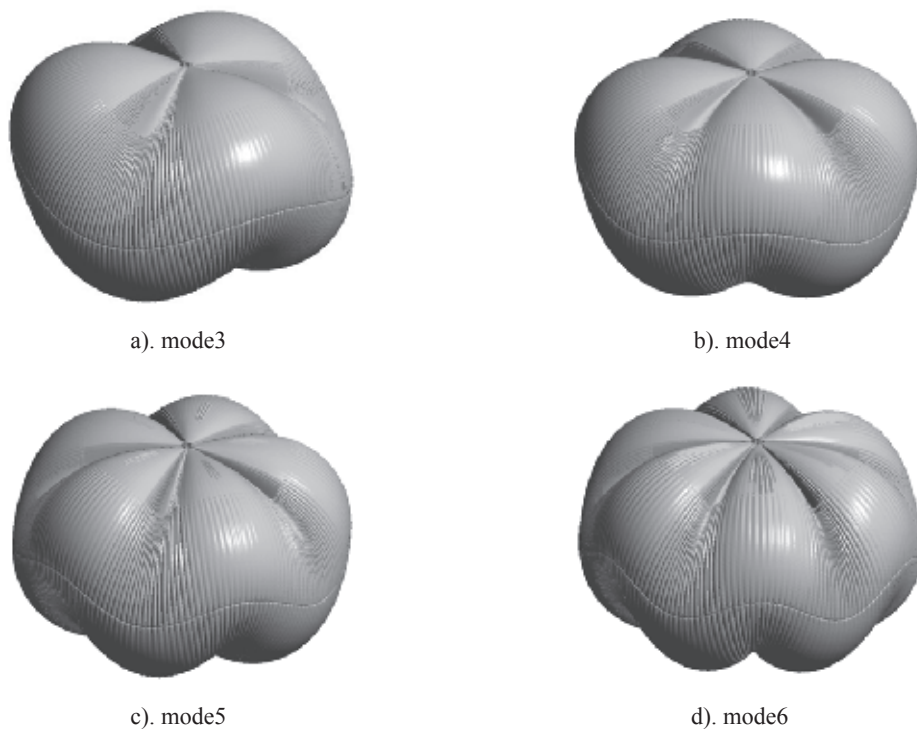


図8 PB60-S2 型の座屈モード

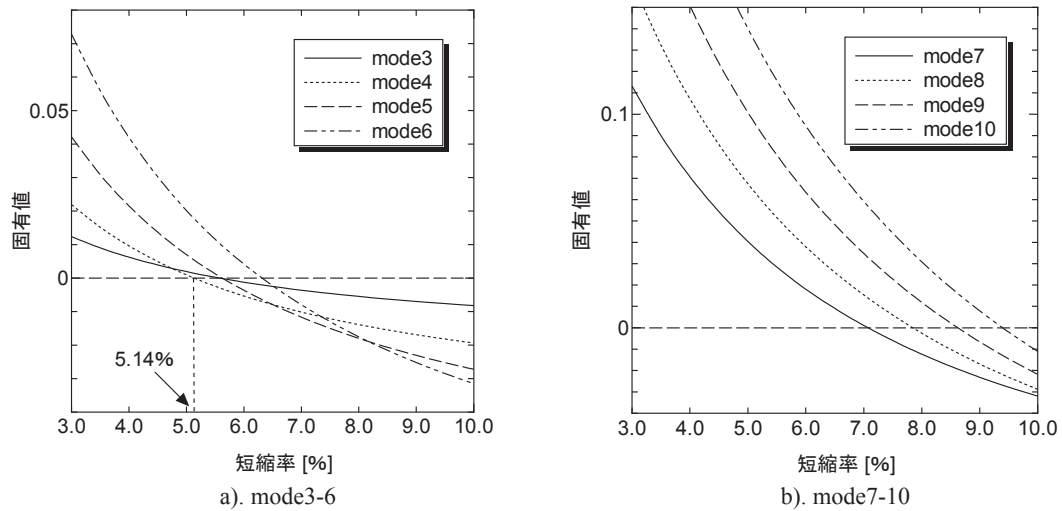


図9 PB60-S2型の各モード固有値と短縮率の関係

### 3.4. PB60-S3型の安定性解析結果

PB60-S3型に対して行った固有値解析の結果を図10、図11に示す。S1型・S2型とは異なり、PB60-S3型は短縮率3～10%の全領域で全ての固有値が正值をとり、この領域において座屈モードは一切存在しないことが明らかとなった。参考のため、mode3～mode10に対応する固有モードの固有値変化を図10に、mode3～mode6のモード形状を図11に示す。図10からmode3～mode10いずれのモードに対応する固有値も十分な余裕をもって正領域側に位置していることが確認できる。試験気球の短縮率は局所変化を考慮しても5～8%となるが、この範囲にクリティカルな座屈モードは一切存在せず、PB60-S3型はS1型・S2型に比べて、はるかに高い展開性能を有していると考えられる。実際の展開試験においてもS3型は対称展開しており、ここでの数値解析結果と整合する。

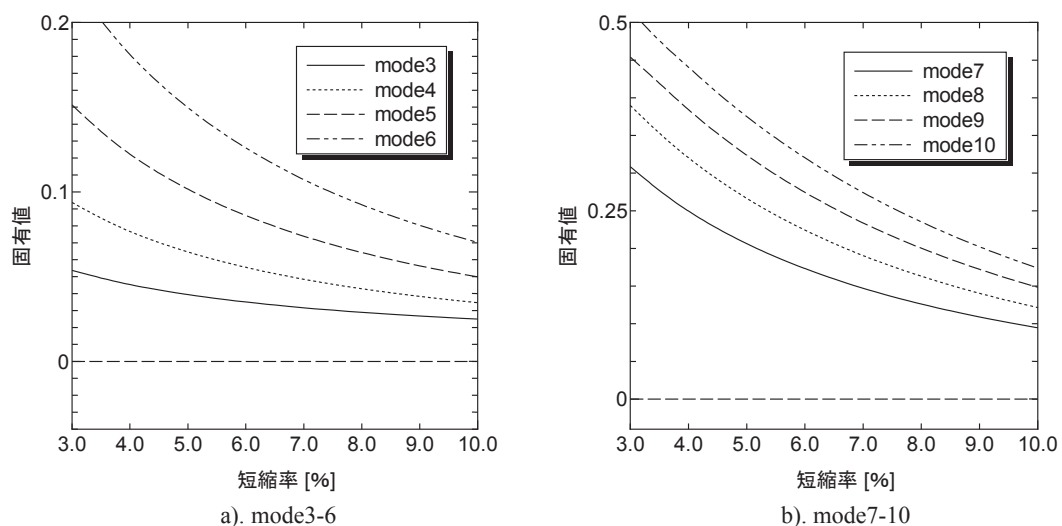


図10 PB60-S3型の各モード固有値と短縮率の関係

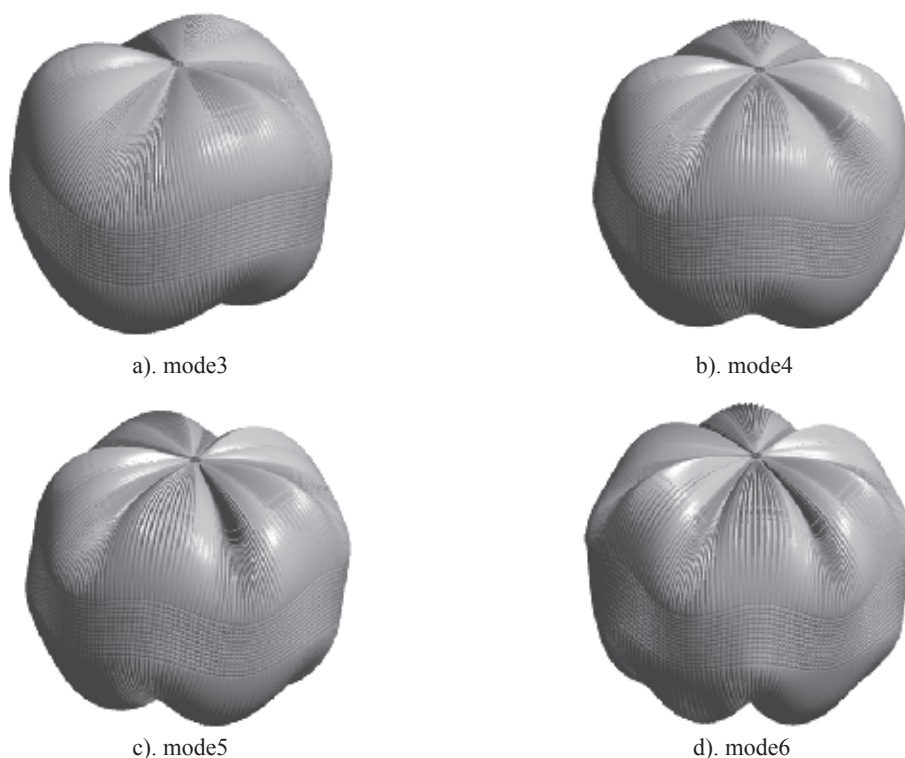


図 11 PB60-S3 型の固有モード

#### 4. まとめ

本研究では 2010 年 5 月 TARF にて実施された地上展開試験を念頭におき、同試験で使用された 3 タイプの SPB を対象とした有限要素固有値解析を行って、それぞれの展開性能を定量評価した。気球の設計パラメータとして特にゴア短縮率に着目し、設計短縮率に対応する気球モデルの解析の他、短縮率を変化させた場合の解析も行なって安定性能に与える影響を評価した。その結果を以下にまとめる。

まず、PB60-S1 型・S2 型に関する安定性解析結果から、短縮率を気球全体で一律とした場合、S1 型の安定限界は短縮率 5.10 % 付近に、S2 型の安定限界は短縮率 5.14 % 付近に存在することが明らかとなった。これに対し地上展開試験に供された気球モデルはノミナルの短縮率を 5 % として製作されたものとなっており、安定限界近傍の値を採用した気球モデルとなっている。加えて実際の製作過程においては上下 10 % 部の短縮率を 8 % に増加させているため、その安定性は数値解析の示す結果よりもさらに低下すると考えられる。したがって本研究で得られた数値解析結果は、TARF 地上試験結果と十分整合するものであると言える。

また、PB60-S1 型と S2 型の数値解析結果の比較から、Lobed-pumpkin 気球に横ローブを付加しても展開性能の向上には殆ど寄与しないことが明らかとなった。一方、PB60-S1 型に円筒部を追加したモデルである PB60-S3 型、すなわち俵型 SPB モデルでは、展開性能に飛躍的な向上が認められ、実用的な短縮率の範囲内では展開性に関する問題も生じないことが分かった。

本稿の解析結果と TARF 地上試験との間には整合性が認められるものの、比較対象はわずか 3 事例にとどまっており、安定限界の予測精度に関しては今後さらなる検証が必要であると思われる。しかしながら俵型気球の展開性能には明らかな飛躍的向上が認められ、数値解析を通じて俵型 SPB の展開優位性を明らかにすることができたと考える。本稿の解析では短縮率を気球全体で一律としたが、今後は短縮率を局所的に変化させて、実際の気球をより忠実にモデル化した解析を行っていく予定である。

## 謝 辞

宇宙科学研究所・斎藤芳隆准教授，井筒直樹助教，福家英之助教の3氏には，各種気球試験に関するデータを提供していただいたほか，本研究を進めるにあたり数々の貴重なご助言を頂きました．ここに感謝の意を表します．

## 参考文献

- 1) 井筒直樹, 他: 3次元ゴアデザインによるスーパープレッシャー気球の開発, 宇宙科学研究所報告 特集, 40, 2000, pp.27-44.
- 2) 福家英之, 他: スーパープレッシャー気球の開発, 平成 21 年度大気球シンポジウム, 2009.
- 3) H.M. Cathey Jr.: The NASA super pressure balloon – A path to flight, Advances in Space Research, Vol. 44, No. 1, 2009, pp.23-38.
- 4) 井筒直樹, 他: 俵型気球の飛翔試験計画, 平成 21 年度大気球シンポジウム, 2009.
- 5) 福家英之, 他: スーパープレッシャー気球の展開試験, 平成 22 年度大気球シンポジウム, 2010.
- 6) K. Nakashino and M.C. Natori: Efficient Modification Scheme of Stress-Strain Tensor for Wrinkled Membranes, AIAA Journal, Vol. 43, No. 1, 2004, pp.206-215.
- 7) 道村晴一, 他: 軸流タービン翼群の車盤との達成を考慮した振動解析, 日本機械学会論文集, C47-415, 1981, pp.242-250.

# 大気球を利用したインフレータブル型柔軟構造大気突入機の 展開および飛翔実験

本間 直彦 \*<sup>1</sup>, 山田 和彦 \*<sup>2</sup>, 秋田 大輔 \*<sup>3</sup>, 牧野 仁 \*<sup>4</sup>, 安部 大佑 \*<sup>5</sup>  
永田 靖典 \*<sup>1</sup>, 木村 祐介 \*<sup>5</sup>, 小山 将史 \*<sup>1</sup>, 林 光一 \*<sup>5</sup>, 安部 隆士 \*<sup>2</sup>, 鈴木 宏二郎 \*<sup>1</sup>  
MAAC 研究開発グループ

## Deployment and Flight Experiment of Atmospheric Entry Vehicle with Inflatable Membrane Aeroshell using Scientific Balloon

By

Naohiko HONMA \*<sup>1</sup>, Kazuhiko YAMADA \*<sup>2</sup>, Daisuke AKITA \*<sup>3</sup>, Hitoshi MAKINO \*<sup>4</sup>  
Daisuke ABE \*<sup>5</sup>, Yasunori NAGATA \*<sup>1</sup>, Yusuke KIMURA \*<sup>5</sup>, Masashi KOYAMA \*<sup>1</sup>  
A. Koichi HAYASHI \*<sup>5</sup>, Takashi ABE \*<sup>2</sup>, Kojiro SUZUKI \*<sup>1</sup>, and MAAC Research Group

### Abstract

A flexible aeroshell for the atmospheric entry vehicle has attracted attention as an innovative space transportation system because the aerodynamic heating during atmospheric entry can be reduced dramatically due to its low ballistic coefficient. Our group has researched and developed a capsule-type vehicle with a flare-type membrane aeroshell supported by an inflatable torus frame. The characteristics of inflatable aeroshell are not well understood particularly under the environment where the ambient pressure varies significantly. Therefore, the flight experiment using a scientific balloon is conducted in order to acquire basic techniques and knowledge for constructing the system of a vehicle with the inflatable membrane aeroshell. The diameter, mass, and ballistic coefficient of the experimental vehicle are 1.264 m, 3.375 kg, and 2.69 kg/m<sup>2</sup>, respectively and its aeroshell consists of a torus which can be inflated by gas pressure and a thin membrane flare made of nylon. The inflatable aeroshell was deployed and the experimental vehicle was separated from the balloon at an altitude of 25 km. After the separation, the vehicle flew 30 minutes without problems. All the sequences are properly executed, and following results were achieved. 1) Remote deployment system of the inflatable aeroshell by sending a command from a ground station was successfully conducted. 2) Data of aerodynamic characteristics, for example drag coefficient, were obtained after analyzing a flight data. 3) As for a structural strength of inflatable aeroshell, valuable data was obtained which can be compared with preliminary structural test using low-speed wind tunnel.

**Key word:** Flight experiment, Inflatable membrane aeroshell, Atmospheric entry system

---

\* 1 東京大学 (The University of Tokyo)

\* 2 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所 (ISAS/JAXA)

\* 3 東京工業大学 (Tokyo Institute of Technology)

\* 4 東海大学 (Tokai University)

\* 5 青山学院大学 (Aoyama Gakuin University)



## 概 要

柔軟構造エアロシェルを有する大気突入機は、弾道係数を小さくできるため、大気突入時の空力加熱を大幅に低減できるものとして期待されている。特に我々のグループでは、インフレータブルトーラスで支持されたフレア型薄膜柔軟エアロシェルに注目し研究を進めている。軽量かつ大型な構造体を確実に展開し、十分な強度を持たせるためには、ガス圧で構造を維持するインフレータブル構造が有効であると考えられている。しかし、インフレータブル構造を有する飛翔体について、特に雰囲気圧が大きく変化するような環境に対して詳しく理解されているとは言い難い。そこで、大気球を用いてインフレータブル柔軟エアロシェルを有する大気突入機の展開および飛翔試験を実施することにより、そのシステムを構築するための基礎的な技術や知見の獲得を目指すこととした。本稿では、インフレータブル構造を有する飛翔体の展開やその飛翔を実証するために行った気球実験について報告する。実験機は展開後の直径が 1.264 m、総重量 3.375 kg、弾道係数 2.69 kg/m<sup>2</sup> であり、エアロシェルはガス圧膨張可能なインフレータブルトーラスとナイロン製の薄膜フレアで構成される。大気球により高度 25 km まで上昇させ、エアロシェルの展開を行ったのち、気球から実験機を切り離し、約 30 分間の飛行を行った。全てのシーケンスは正常に実施され、以下の成果を得ることができた。1) 地上からのコマンドに対応して、折り畳まれたエアロシェルを正常に展開することに成功した。2) フライトデータより、供試体の飛行特性に関する抵抗係数等のデータを取得した。3) インフレータブルエアロシェルの構造強度に関して、事前の風洞試験と比較できる有用なデータを取得した。

## 1. はじめに

軌道と地上間を自由に行き来できる時代にむけて、宇宙輸送システム、特に帰還システムの革新が必要である。そこで、次世代の大気突入システムとして柔軟構造エアロシェルを利用したものが、その候補の一つとして注目されている<sup>1),2)</sup>。大気突入機に柔軟構造エアロシェルをとりつけることにより、弾道係数を小さくすることができるため、大気密度の薄い高高度での減速が可能になり、大気突入の際の最も大きな技術的な課題となっている空力加熱を大幅に低減できると考えられている。特に我々のグループでは、図 1 に示すようなインフレータブルトーラスで支持されたフレア型薄膜柔軟エアロシェルに注目し、研究開発を進めている<sup>3)</sup>。



図 1. フレア型柔軟エアロシェルを有する再突入帰還回収システムの概念図

これは、カプセル形状の飛翔体の周りに円錐形の薄膜エアロシェルを取り付け、それにかかる空気力をリング状の外枠で圧縮力として支えるというものである。このエアロシェルの外枠としてガス圧で形状を維持するインフレーターブルトラスを採用することにより、機体全体を膜面のみで構成することができ、大型かつ軽量の低弾道係数の大気突入機が実現できると考えている。柔軟エアロシェルは、大型であればあるほど空力加熱の低減効果が大きくなるので、実用化に際してエアロシェルの大型化は必須である。軽量かつ大型な構造体を確実に展開し、更には、十分な強度を持たせるためには、このようなインフレーターブル構造の利用は一つの解と考えられているが、インフレーターブル構造を有する飛翔体について詳しく理解されているとは言い難い。特に、大気突入時のように大気圧が大きく変化する環境でのインフレーターブル構造体の挙動は非常に興味深く、それを正確に把握しておくことは、実際に機体を設計する際に重要な知見となる。

そこで、本研究では、小型のインフレーターブル柔軟エアロシェルを有する実験機を開発し、大気球を利用して、高高度環境でのエアロシェルの展開と高高度からの自由落下による飛翔試験を実施することにより、インフレーターブル構造を有する飛翔体に関して、地上試験のみでは得られない技術の実証や知見の獲得をめざす。本試験の主な目的は下記の3つである。

- 1) インフレーターブルトラスで支持されたフレア型エアロシェルを高高度環境で自動的にかつ確実に展開するシステムの実証
- 2) 雰囲気圧が大きく変化する飛翔環境でのインフレーターブル飛翔体の挙動の観察と、空気力に対する構造強度データの取得
- 3) 自由飛行中における、インフレーターブル柔軟エアロシェルを有する低弾道係数飛翔体の低速領域での空力特性の取得及び安定性の確認

試験の目的を、インフレーターブル構造体を有する飛翔体の挙動や特性の把握に絞ることにより、小規模なりソースでの実験を可能にした。

## 2. 実験システム

### 2.1 実験システム概要

本試験の実験機（フレア型エアロシェルを有するカプセル型の飛翔体）は、実験前にはエアロシェルを収納した状態で、気球のゴンドラの下部に吊り下げられる。実験機には、フライトデータを取得するセンサ類、飛行中のエアロシェルの画像を取得する小型カメラ、それらのデータを地上局に送信するテレメトリ装置と電源が搭載されている。また、気球ゴンドラ側には、上空でコマンドを受け、展開シーケンスをコントロールする装置一式、インフレーターブルトラス展開用システム一式（ガスボンベ含む）、展開の様子を撮影するカメラとその映像の記録装置を搭載している。コマンドのステータスや応答は、ゴンドラに搭載された気球 HK のテレメータを介して地上でモニタする。また、実験機に搭載された画像送信機は、実験機搭載のカメラの映像かゴンドラ搭載のカメラの映像のどちらかを選択して送信できるようになっており、エアロシェルの展開まではゴンドラ側、その後は実験機側からの映像を送信する。本試験のシステム全体図を図2にまとめる。ゴンドラ側機器と実験機の間は、ガス注入用チューブ、画像信号線等で接続されているが、実験機の切り離し時にロープとともにそれらも切断される。

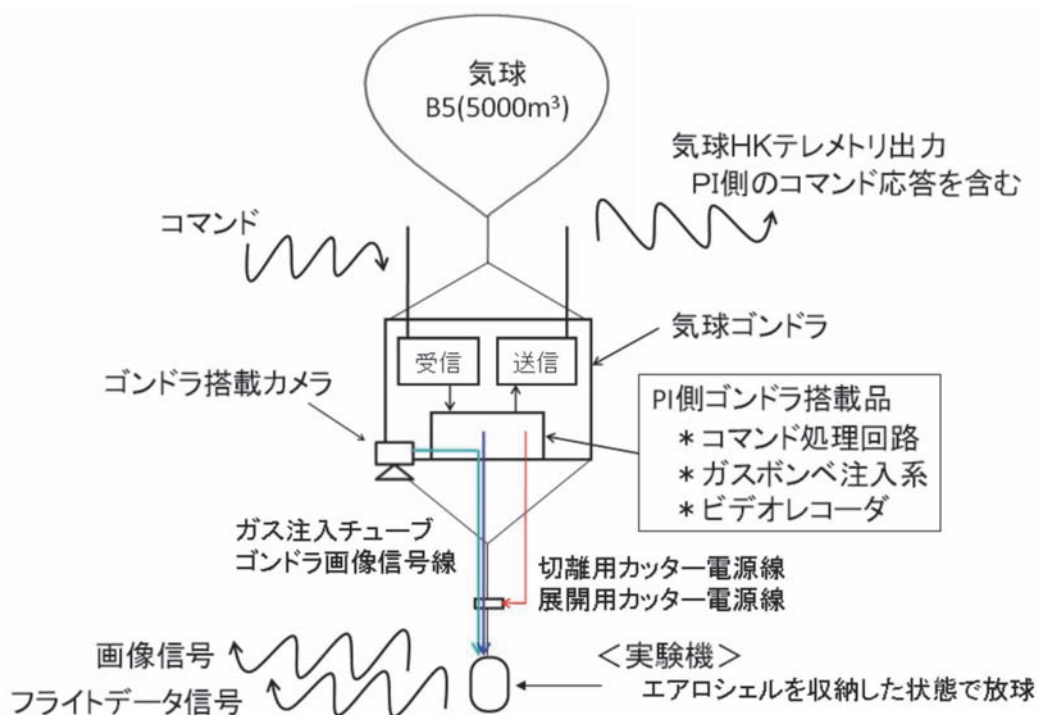


図 2. 実験システム全体概略図

本実験のシーケンス計画は下記のとおりである。

- 1) 実験機は、エアロシエルを収納した状態で気球のゴンドラ下部に吊るす。
- 2) 気球を放球し、高度 25 km まで上昇する。
- 3) レベルフライトに入った時点で、エアロシエルの展開シーケンスを実施する。
- 4) 映像等によってエアロシエルの展開が確認されたのち、実験機をゴンドラから切り離す。
- 5) 自由落下中に、エアロシエルの画像データ、フライトデータはテレメトリで地上局へ送信する。
- 6) 実験機の切り離しから約 30 分後に着水する。(実験機の回収は必須ではない。)
- 7) 実験機を切り離した後に、気球とゴンドラの切り離しを実施し、気球の飛翔を終了させる。
- 8) 気球とゴンドラは着水後に海上で回収され、ゴンドラに搭載された映像記録装置を回収する。

なお、試験開始高度を 25 km に設定した理由は、エアロシエル展開試験を行う際の外気圧の要求からである。つまり、ガス膨張による展開であるため、その展開挙動は外気圧に影響を受ける。高度 25 km で外気圧は 2.5 kPa 程度となり、インフレータブルトラスに注入するガス圧 60 kPa に比べ 5 % 以下と十分小さく、展開挙動に影響が無いであろうと考えたからである。

エアロシエルの展開から切り離しまでのシーケンスの概略図を図 3 に示す。下記の手順でエアロシエルを展開した後に、実験機を気球のゴンドラから切り離す。

- 1) 開放用カッターを点火し、カプセルをカバー内部に固定しているロープを切断する。
- 2) エアロシエルカバーからカプセルが放出されるが、弛ませておいた紐によりゴンドラから吊り下がる。
- 3) ガスを注入し、エアロシエルを展開させる。ただし重力によってエアロシエルは下に垂れさがる。
- 4) エアロシエルの展開を確認したのち、画像をゴンドラ搭載カメラ側からカプセル搭載カメラ側に切り替え、切り離し用カッターを点火する。

- 5) カプセルを吊るしていたロープ、ガス注入チューブ、画像信号ライン、画像切替信号ラインが切断される。
- 6) 自由落下開始。エアロシェルが空気力を受け形状が安定し、飛行状態に入る。

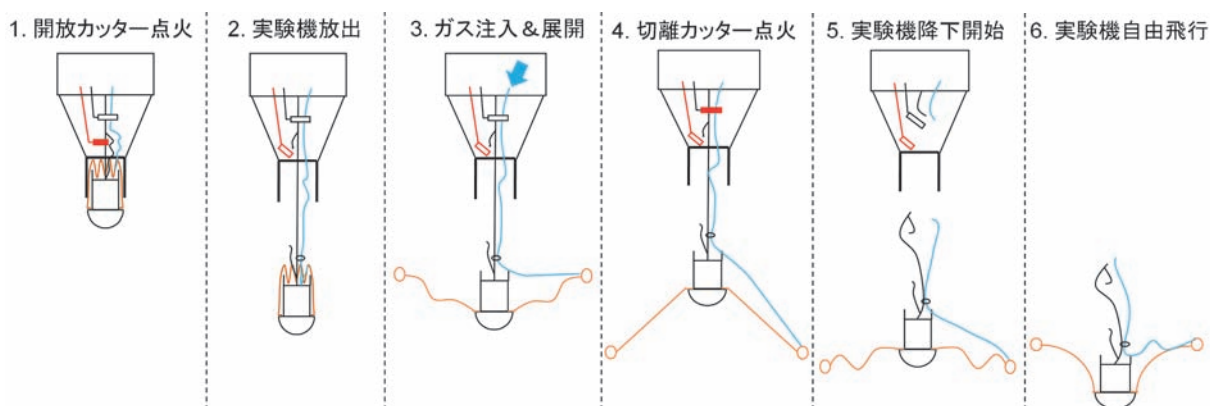


図3. 展開・切離シーケンス手順の概略図

## 2.2 実験機の詳細

実験機の写真を図4に示す。左図はカプセル内部の様子、中央図はエアロシェルを収納した状態、右図はエアロシェルを展開した状態である。実験機は中央に配置されたカプセル型の本体とインフレータートラスで支持された円錐形状の薄膜フレア柔軟エアロシェルで構成される。カプセルは直径20 cmの亚克力製の半球の後方に長さ30 cmの円筒を取りつけた形状で、その内部にセンサ類、送信機、バッテリー等のほとんどの電気系機器が搭載される。魚眼レンズ付きのCCDカメラが半球の中央に後方に向けて搭載されており、センサや信号処理を行う電子回路類はその視野を遮らないように後方にせり出す形で配置されている。

円錐形状の薄膜のエアロシェルはフレア角60度の12角錐台形状で、12枚の扇型のパネルを縫い合わせて製作されている。材料はパラシュートなどによく使われているナイロン布である。また、エアロシェルのフレア部には、その形状が強調されるよう格子模様が描かれている。フレア部の外直径は1136 mmであり、その外側にインフレータートラスが取り付けられる。インフレータートラスは気密を保持する必要があるため、救命胴衣等によく使われる材料であるウレタンでコーティングされたナイロン布を用いた。それをドーナツ状に切り抜き、2枚重ねてその縁を溶着することで製作した。膨張した状態で、トラス断面直径は64 mm、トラス外直径は1264 mmとなるように設計した。インフレータートラスにはフランジが3つ配置され、それぞれ、ガス注入用、トラス内部の真空引き用、圧力測定用として利用している。ガス注入用フランジには逆止弁が取り付けられており、それを介してガス注入システムに接続されている。実験機切り離し時にガス注入用チューブを切断するため、逆止弁が必要となる。内部真空引き用フランジにはカプラが取り付けられており、それを介して放球直前まで真空ポンプに接続されている。これはインフレータートラスが残留ガスにより上空で膨張するのを防ぐためである。圧力計用フランジには、小型の圧力センサ（差圧計）が取り付けられており、インフレーター内部と外気との差圧を測定する。実験機の総重量は3.375 kgであり、そのうちエアロシェル重量は0.675 kg（カプセル取り付け部のアルミリングを含む）である。また、エアロシェルの前面投影面積を基準面積（1.255 m<sup>2</sup>）とし、抵抗係数1.0とすると弾道係数は2.69 kg/m<sup>2</sup>となる。





図 4. 本試験のために開発した実験機  
(左：カプセル内部，中央：収納状態のアエロシエル，右：展開状態のアエロシエル)

### 2.3 搭載機器と測定項目

実験機のカプセル部に搭載される主な機器は以下の 6 点である。

- 1) GPS, 気圧計, ADC 等を搭載し, それらのデータを集約し, 指定のテレメトリフォーマットを作成するテレメータボード
- 2) 姿勢センサ (3 軸加速度計, 機体軸周りの角速度計)
- 3) 魚眼レンズ付 CCD カメラ
- 4) 画像送信機
- 5) データ送信機
- 6) 電池 (グレートバッチ社製 EI リチウム電池 3B70, 4 直 2 並, 総消費電流 970 mA)

テレメータボードは, 市販の CPLD テストボード (エンベデッドテクノロジー社製, MPC104-CP512, XILINX CoolrunnerII 搭載) と, 気圧測定用の絶対圧計, GPS, 温度計 (AD590), ADC (MAX147) 等を実装した自作ボードで構成されている。10 cm×10 cm の基板 2 枚程度の大きさであり, 今回のような小型な実験機のために新たに製作したものである。CCD カメラにとりつけた魚眼レンズの視野は, 天頂から 92.5 度であり, 360 度全周囲を水平面より下まで撮影できる。表 1 に, 実験中に測定される項目とそれを測定する搭載機器と関係の一覧をまとめた。本試験では, 主に, 展開及び飛行中のアエロシエル画像, 飛行中のカプセルの運動と姿勢, 飛行航跡データを測定する。画像以外の全てのデータはテレメータボードで指定のフォーマットに従って集約され, データ送信機から地上局へ送られる。画像データは画像送信機を介して TV 信号として地上局へ送られる。

表 1. 計測項目とそれに対する搭載センサー一覧

計測項目	計測機器	メーカー／型番
展開時の映像	CCD カメラ	MOSWELL / MS-55B-MD91-1
飛行中の映像	カメラ	SENTEC / STC-360CS II
	魚眼レンズ	フィット / FI-085
飛行中の軌道	GPS	GARMIN / GPS-15
インフレーション差圧	差圧計	フジクラ / XEPM-100KPGWR
大気圧	絶対圧計	HONEYWELL / ASCX15AN
カプセル 3 軸加速度	3 軸加速度計	クロスボー / CXL02LF3
カプセル機軸角速度	角速度計	シリコンセンシング / CRS03-04



また、ゴンドラ部への搭載機器は主に下記に4点である。

- 1) 接点コマンドを受け、実験シーケンスをコントロールする回路一式
- 2) ガス注入システム
- 3) 小型カメラ
- 4) 映像記録装置 (FXC 製, PV-300A)

本試験のために開発したガス注入システムを図5に示す。小型の市販の炭酸ガスボンベ、電磁弁 (PreDyne 社製, B-cryo, B2060-LCO2-12VDC)、アダプター、ポンプオープナー、保温用ヒーターを組み合わせたもので、本装置1つで炭酸ガス 17 g (0℃で約 8.7 リットル) のガスを注入できる。冗長性を確保するために、本実験ではこの装置を2セット用意し、気球ゴンドラ内に搭載する。逆止弁からガス注入装置までを繋ぐチューブは、低温環境でボンベの充填圧力 (6.9 MPa) まで耐えることができ、かつ柔軟性のある PTFE チューブを用いた。なお、インフレーターブルトラスに注入するガス量は絶対圧で 60 kPaA に設定した。これは、降下中に大気圧とインフレーターブルトラス内圧との差圧が小さくなり、飛行中に形状を維持できなくなり潰れるよう設定している。そうすることで、インフレーターブルエアロシェルが空気力に対してその構造を維持できなくなるような内部圧力の限界を把握するためである。

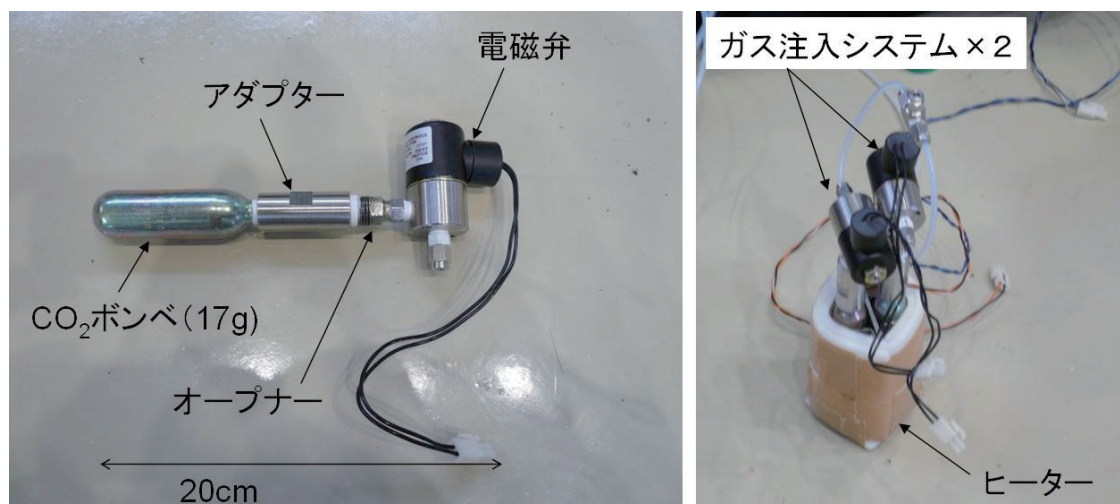


図5. 本実験のために開発した小型ガス注入装置  
(左：注入装置一式、右：本実験では注入装置を2式ゴンドラに搭載した)

### 3. フライトオペレーション

本試験は、大樹航空宇宙実験場 (TARF) において B09-04 実験として 2009 年度第二次気球実験の初号機で行われた。気球は、2009 年 8 月 25 日 6 時 07 分に TARF より放球され、その後、順調に高度を上げ、09 時 00 分到大樹町沖、太平洋上の緯度 42° 34'28, 経度 143° 43'17, 高度 25 km において実験機を切り離し、本フライト試験を開始した。使用した気球は容積 5000 m<sup>3</sup> の B5 気球である。放球時の地上気象状況は、天候晴れ、風速 2.5 m/s, 気温 13℃であった。

図6左は放球装置に設置されたゴンドラ下部に吊り下げられた放球直前の実験機の様子である。実験機は完全に吊り下げられた状態で、気球が立ち上がった後に風下を向くよう放球装置全体が回転して放球される。図6右はフライト試験実施中の PI ルームの様子である。PI ルームでは、エアロシェルの展開シーケンスや実験機の切離シーケンスにおけるコマンドの送信を行うほか、自由飛行中の実験機の位置、速度、姿勢、インフレーターブル差圧、エアロシェルの画像等をリアルタイムでモニタリングできる。

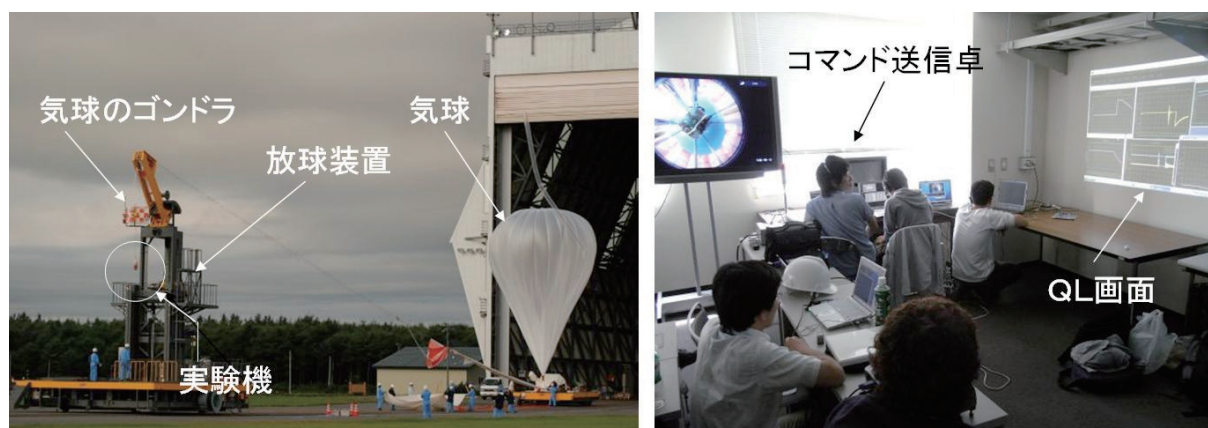


図 6. 左：放球直前の気球と実験機の様子，右：フライト試験中のテレメトリールームの様子

フライト当日の主なスケジュールを表 2 に示す。本実験は、全て順調に進み、予定していたすべてのデータを取得することができた。

表 2. フライト当日のスケジュール

4:05	放球台車移動，気球準備
4:15	搭載機器電源 ON，最終噛み合わせ開始（所要時間約 40 分）
5:15	気球へのガス注入開始
6:00	放球
8:50	エアロシェル展開シークエンスの開始
9:00	実験機の切り離し
9:30	実験機着水，フライト実験終了
13:00	ゴンドラ帰還，ゴンドラ側搭載機器および画像データ等の回収

## 4. 実験結果

### 4.1 エアロシェルの展開

高度 25 km（大気圧約 3 kPa）において、エアロシェルの展開シークエンスを実施した。地上局からのコマンドにより、ゴンドラに搭載されているガス注入システムの電磁弁を開放し、カプセル背面に収納してあるインフレータブルトラスにガスを注入することでエアロシェルを展開した。図 7 左にゴンドラ側に搭載されたカメラから撮影したエアロシェル展開の様子を示す。撮影間隔は約 0.03 秒であるので、ガス注入後約 0.3 秒でエアロシェルは正常に展開したことが確認できる。また、図 7 右にエアロシェル展開時のインフレータブルトラス内圧と大気圧との差圧の時間履歴を示す。横軸の時刻は、ガス注入時刻を 0 とした経過時間である。ガス注入前は、放球直前までインフレータブルトラス内部のガスを真空ポンプで引いていたため、内部圧力は大気圧より低く保たれていた。ガス注入後、0.1 秒以内にトラスの圧力は大気圧を上回り展開を開始し、画像で展開完了が確認された 0.3 秒後には、差圧は 10 kPa に達している。その後、さらにガスが注入されていき、電磁弁開放後、約 6 秒でガス注入を完了した。インフレータブルトラスの内部圧力は、高度 25 km での大気圧分の 2.9 kPa を加えると絶対圧で 60 kPaA に達しており、計画どおりの展開シークエンスが実施できたことが確認できた。これらのデータから、高高度環境において、ガス注入によりインフレータブルトラスを有するフレア型のエアロシェルを正常に展開できることが実証されたといえる。

ただし、図 7 より、エアロシェルの展開途中で実験機本体が大きく揺れていることがわかる。気球実験のように、重力下においてカプセルが後方から吊られている状況においては、その擾乱は収束するので大きな問題にはならないが、実際の大気突入機では、無重量環境下での展開を想定しているため、このような擾乱が機体の姿勢を大きく乱す

要因になりうる。擾乱の原因としては、本実験機のガス注入孔が一か所だけであることなど様々な要因が考えられるが、今後の開発において、展開の成否だけでなく、展開中の機体の挙動の安定性も含めて詳しく検討し、展開システムの改良を加えていく必要がある。

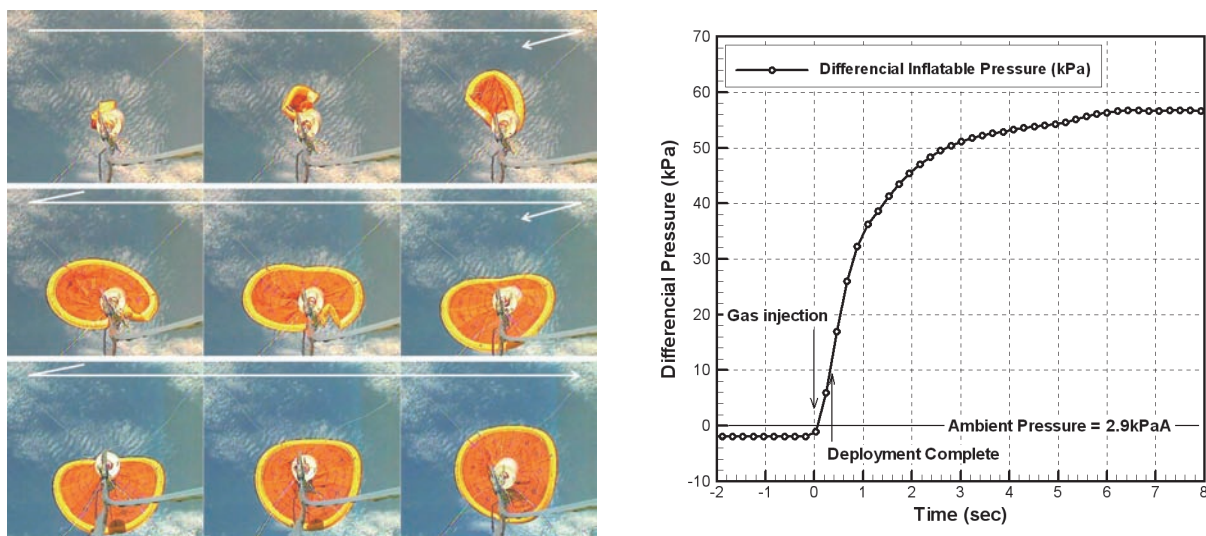


図 7. 左： Gondola 側のカメラから撮影したエアロシェル展開の様子連続写真（時間間隔約 0.03 秒）

右：展開時のインフレータートラスの内圧と外気圧との差圧の時間履歴

#### 4.2 実験機の切り離し時の様子

エアロシェル展開後、分離シーケンスを実施し、実験機切り離し用のロープカッターを作動させて Gondola から実験機を切り離した。図 8 に、Gondola 側カメラの画像と、実験機背面に搭載されたカメラからの画像をそれぞれ示す。Gondola 側カメラの映像から、実験機は姿勢を乱すことなく真下に降下していったことが確認された。また、魚眼レンズをとりつけた実験機側の搭載カメラは、切り離し後、すぐに視野の周囲全周にエアロシェルを捉えており、エアロシェルは空気力を受けて所定のフレア型の形状を形成したことがわかる。

##### Gondola 側カメラ

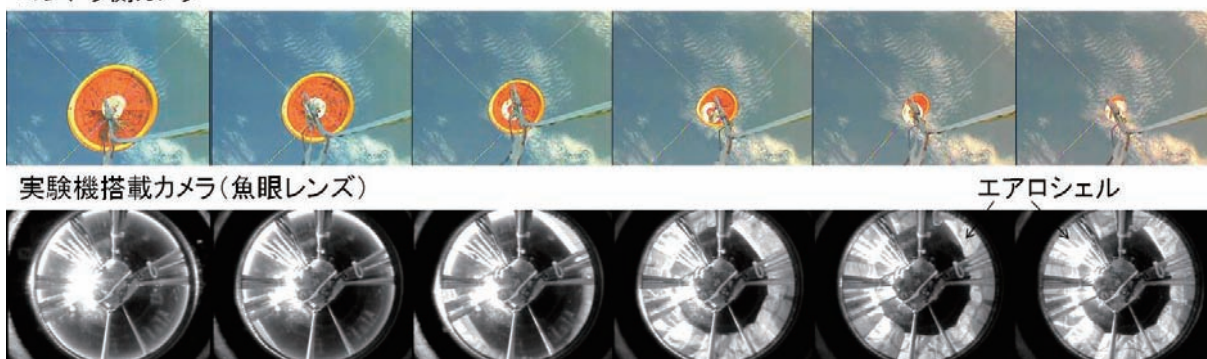


図 8. 実験機切り離し時の様子

（上列：Gondola 側カメラで撮影，下列：実験機搭載カメラ（魚眼レンズ）で撮影）

図 9 に、実験機に搭載した加速度計から得られた、切り離し時の 3 軸加速度の時間履歴を示す。横軸は、実験機切り離しの時刻を 0 にした経過時間を示している。機軸 (Z) 方向の加速度履歴から、切り離し直後は一旦無重量状態になるが、すぐに空気力を受け、約 10 秒後には平衡速度に到達していることが確認できる。また平衡速度に到達後、水平 (X)



方向に 0.3 G 程度の一定の加速度が生じており、これはカプセルの機軸が重力方向から約 15 deg 傾いていることを示唆している。この原因に関しては、カプセルの姿勢の項で詳しく述べる。

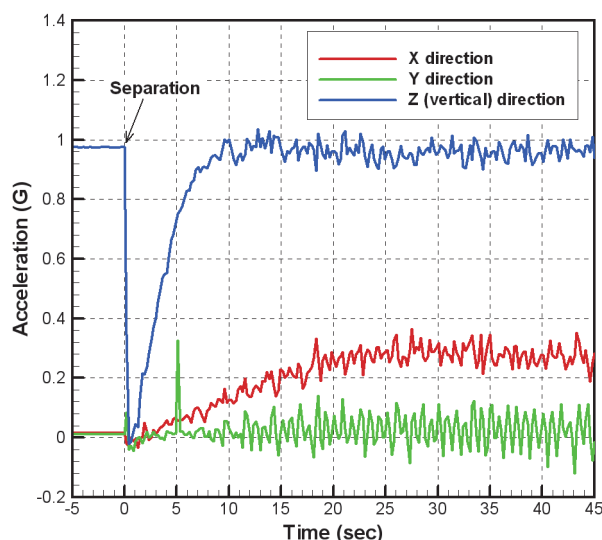


図 9. 切り離し直後の実験機の 3 軸加速度の時間履歴

#### 4.3 フライト軌道と空力特性

実験機は、ゴンドラから分離された後は自由落下し、自由落下中の降下軌道データは GPS によって取得した。図 10 左に GPS で取得した水平方向の航跡を示す。航跡線の色は高度を表している。実験機は、高度 24.6 km でゴンドラから分離された後、高度 20 km まではほぼ真下へ降下し、その後、北西方向に飛行し、高度 12 km で再び向きを変え、南西方向へ移動しながら降下した。高度 4.3 km でエアロシェルが潰れた後は、実験機は姿勢を崩したため GPS データは取得できていない。

この飛行航跡は、実験機の弾道係数が小さいため、風に追従して飛行した結果と考えられる。そこで、実験機の速度と移動方向をフライト時の風速風向と比較した。フライト時の上空の風を実測してはいないが、ここでは、米国の NOAA (National Oceanic and Atmospheric Administration) の NCEP (National Centers for Environmental Prediction) が無償で公開している大気予報データ<sup>4)</sup>を用いて飛行軌跡と比較した。その結果を図 10 右に示す。風向風速の高度プロファイルは、NCEP の大気データを 4 次元時空間において線形補間したものを、降下軌道に沿って抽出した。ただし、実験機の運動方向に合わせるため通常の風標記とは 180 度方位をずらして、南風（南から吹く風）を 0 度、西風を 90 度、北風を 180 度、東風を 270 度として示した。また、NCEP データは、高度方向は気圧高度で与えられているため、気圧を高度に変換する必要がある。ここでは、気球上昇時に取得しておいた GPS と気圧計の測定データをもとに変換を行った。NCEP データは予報値であるため、完全にその時点の風向風速を再現しているわけではないが、図 10 の結果より、実験機の移動方向と速度は、その風データとよく一致しており、実験機は水平方向にはほぼ風に追従して動くと考えてよい。そのため、水平方向の対気速度はほぼ 0 と考えてよく、鉛直方向の運動を考えるのみで実験機の空力特性を把握することできると考えられる。

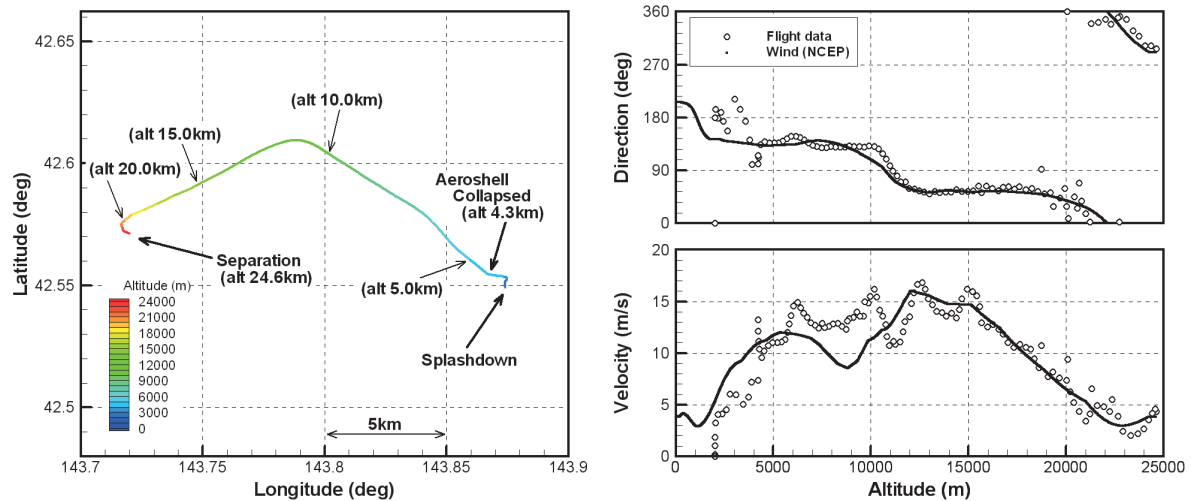


図 10. 左：GPS により取得した実験機の水平方向の航跡，  
右：実験機の水平方向の運動を NCEP の風予報データと比較した結果

次に、実験機の鉛直方向の運動についての結果を示す。図 11 左に、気圧高度計と GPS から取得した切り離し後の実験機の高度の時間履歴を示す。なお、実験機に搭載した気圧高度計は、気球上昇時の GPS データと比較することにより校正している。切り離しから 24 分後、高度 4.3 km 付近で高度履歴に不連続な変化が見られるが、これはインフレーターエアロシェルがその形状を維持できなくなり潰れたことによる軌道の変化である。エアロシェルがこの高度付近で潰れるのは計画どおりであり、それについて詳しくは後述する。なお、エアロシェルが潰れることにより実験機は姿勢を乱したため、GPS は衛星を捕捉できなくなり、データが欠損しているが、気圧計はエアロシェルが潰れた後もデータを取得できており、そのデータから、切り離しから約 30 分後に実験機は着水したことが確認できる。

図 11 右に、飛行高度の時間履歴を降下シミュレーションと比較した結果を示す。降下シミュレーションは、実験機を質点と考え、空気抵抗と重力のみが働くと考え、NCEP の大気予報モデル（高度気圧変換は気球上昇中に取得した GPS と気圧計による実測データを用いた）を用いて 3 次元の運動方程式を離散的に解いている。実験機の抵抗係数を 0.9～1.1 まで変化させたときに軌道をフライトデータと比較する。その結果、実験機は、高度 20 km から高度 6 km まで、ほぼ一定の抵抗係数であり、その値は 1.0 程度であったと推定される。

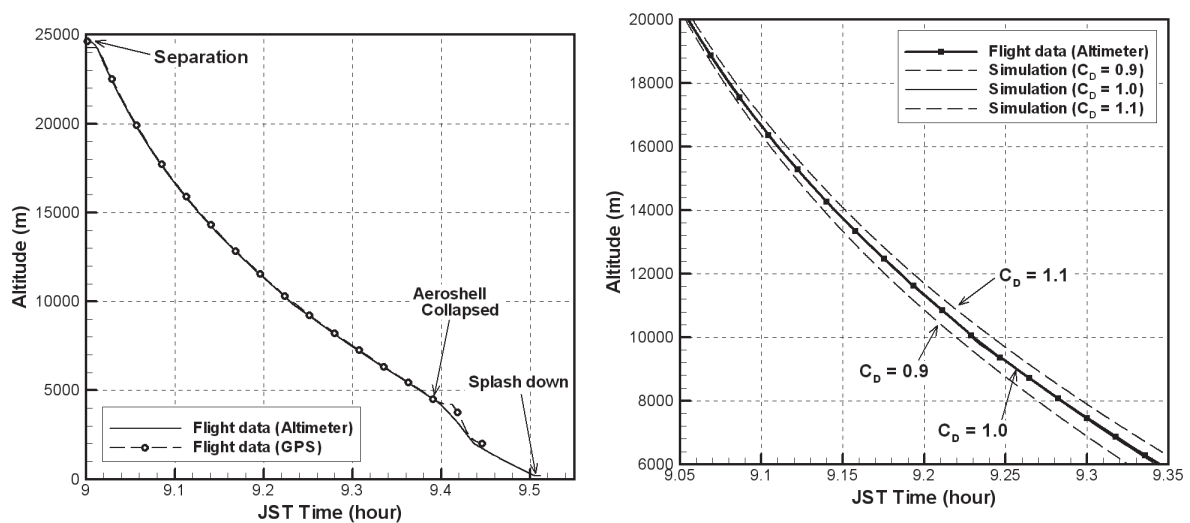


図 11. 高度の時間履歴と数値シミュレーションとの比較



#### 4.4 飛行中のカプセルの姿勢

図 12 左に、3 軸加速度計から得た重力方向に対するカプセルの対称軸の傾き角の時間履歴と機体軸回りの角速度の時間履歴を示す。横軸は、切り離し時刻を 0 とした経過時間を示している。これらのデータより、実験機は自由落下中、カプセルの軸を重力方向に対して 15 deg 程度傾けた状態で安定し、最大 0.6 Hz 程度で機軸周りに回転しながら降下していたことがわかる。図 9 の 3 軸加速度計の結果からも確認できるように、カプセル軸の傾き方向は X 方向のみに傾いており、機体座標系に対しては一定であった。また、その傾き角と回転速度は徐々に減衰していることがわかる。また、図 12 右に、カプセル背面に搭載したカメラで魚眼レンズを通して撮影した切り離し 2 分後のエアロシエル画像を示す。エアロシエルの軸とカプセルの軸が一致していれば、視野の真ん中にエアロシエルの中心が来るはずであるが、それらは一致していない。画像から、その角度を算出すると、エアロシエルの中心はカプセル軸に対して 10 deg 程度傾いている。図 12 左の、カプセル軸の重力方向に対する傾きの時間履歴に、エアロシエル画像から得たカプセル軸とエアロシエル中心のずれ角度をプロットすると、それらはよく一致している。つまり、エアロシエルは対気流方向（＝重力方向）に対して正対しているが、カプセルは対気流方向に対して傾いていることがわかる。

以上の結果をまとめると、飛行中の実験機の姿勢に関して下記のようなことが推定できる。

- 1) カプセルは鉛直方向に対して最大で 15 deg 程度傾いた状態で安定している。
- 2) 機体座標系に対しては、カプセルの傾く方向は一定で時間的に変化していない。
- 3) エアロシエルは傾いたカプセル軸に対して、最大で 15 deg 程度傾いている。
- 4) エアロシエルは一樣流方向に正対した姿勢で安定している。
- 5) エアロシエルを含む実験機全体が、0.5 Hz 程度で機軸周りに回転している。
- 6) カプセルの傾きと回転速度は徐々に小さくなっていく。

これらの様子を模式的に表したものを図 13 に示す。

以下では、実験機の機軸周りの回転、および、カプセルが傾いて飛行していた原因について考察する。両者ともに、エアロシエルの非対称な変形に原因のひとつがあると考えている。まず、図 7 左の展開後のエアロシエルの様子、図 12 右の飛行中のエアロシエルの様子から、展開後のインフレータブルトーラスは完全に真円となっておらず、正面から見ると楕円形状、横から見ると節が 4 つある座屈による面外変形が発生し鞍状になり、非対称になっていると考えられる。従って、実験機の機軸周りの回転については、エアロシエルがこのような非対称形状となっているため非対称な空気力が発生し、機軸周りにモーメントが発生し、機体が回転を始めたものと考えられる。その後は、空気抵抗と釣り合ったところで一定回転となり、その後徐々に空気抵抗が大きくなるに従って回転が減衰していったと考えることができる。また、カプセルが傾いて飛行していた原因については、非対称な変形による効果に関して、次の 2 点の可能性が挙げられる。1 点目は、上記に述べた、機軸周りの回転に起因している可能性である。図 12 から、機軸周りの回転が小さくなるにつれてカプセルの傾きも小さくなることから、この回転によって、カプセルの傾きが誘発されたと推測できる。2 点目は、非対称形状による張力の不均一性に起因する可能性である。インフレータブルトーラスが面外に変形することで、カプセルとフレア部の取り付け部で張力が不均一になり、カプセルが傾きやすい方向が生じてしまったと考えられる。現時点では、はっきりとした原因の特定は出来ていないが、今後地上試験（風洞実験等）で、非対称変形をしたエアロシエルの空気力などを測定し、非対称変形と回転運動の関係について調べる必要があると言える。

これらより、自由飛行環境下では、重心位置と面外変形の度合いとの兼ね合いにより、回転しながらカプセルが傾いた状態で安定して飛行するモードがあることが確認された。実機への応用を考えると、飛行中にカプセルが傾くのは好ましくないため、面外変形が小さいエアロシエルの開発や機体重心の管理は、このようなフレア型薄膜柔軟エアロシエルを有する飛翔体の設計において重要であることが認識させられる結果である。

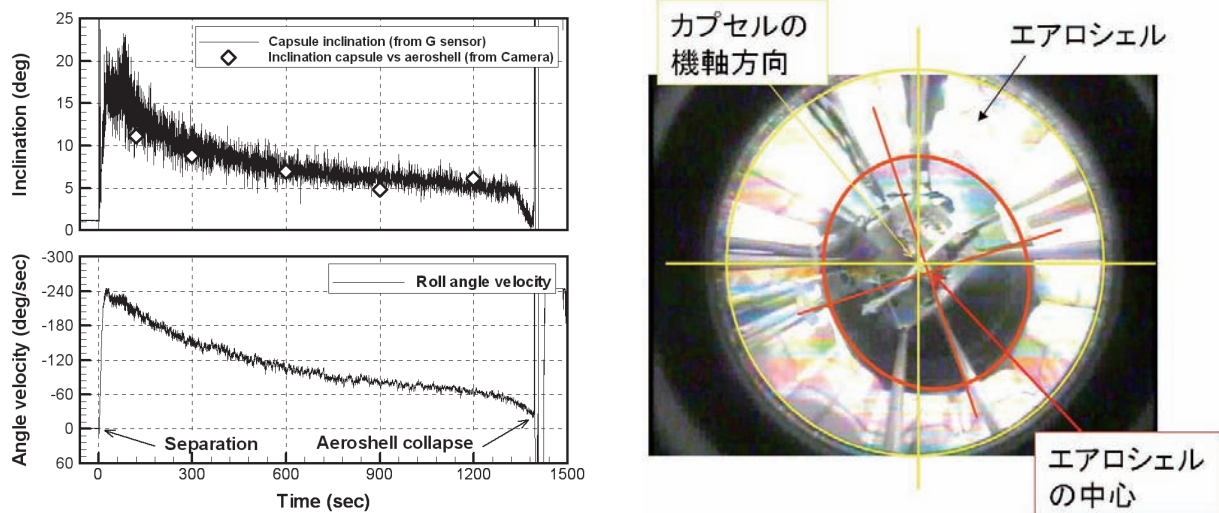


図 12. 左：カプセル軸の重力方向に対する傾きの時間履歴とカプセル軸周りの回転速度の時間履歴  
 右：切り離し 2 分後に、実験機搭載のカメラで撮影したエアロシェルの画像

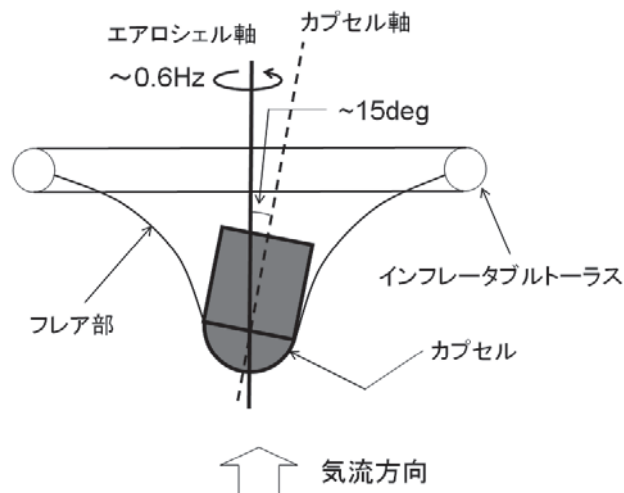


図 13. 飛行中の実験機の姿勢の模式図

#### 4.5 インフレータブルエアロシェルの構造強度

本試験では、エアロシェルを支持するインフレータブルトーラスに注入するガス量は絶対圧で 60 kPa と、あえて地上の大気圧より低くした。これは、外気圧が変化する飛行環境下で、インフレータブルトーラスを有するフレア型エアロシェルがどこまで構造を維持できるかを測定するためである。図 14 に、実験機を切り離れた後の外気圧とインフレータブルトーラスと外気圧の差圧の時間履歴を示す。実験機が落下するに従って外気圧が上昇し、インフレータブルトーラスの内外差圧が減少する。そして、実験機の切り離しから、約 1380 秒後、高度 4.2 km でインフレータブルトーラスの差圧が不連続に変動したことが確認できる。その点が、エアロシェルが構造を維持できずに潰れた瞬間であると推定できる。また、図 14 中には、エアロシェルが潰れる前後の画像を示すが、徐々にエアロシェルの縁を示す楕円形状（赤破線）が変化し、差圧が大きく変動するタイミングで、大きく面外座屈してつぶれたことが画像からも確認できる。なお、そのときのインフレータブルトーラスの内外差圧は 5.2 kPa であった。

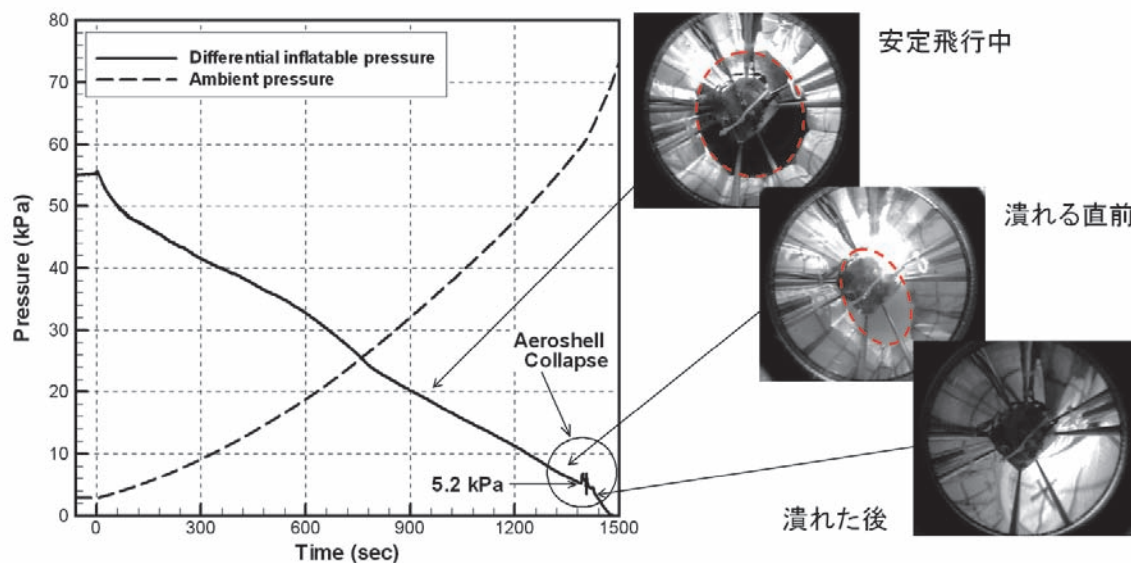


図 14. 自由飛行中のインフレータブル圧力（差圧）と大気圧の履歴と実験機搭載のカメラで撮影したエアロシェルが潰れる前後の様子

図 15 に、インフレータブルトラスを有するエアロシェルがその構造を維持できなくなる時のトラス内外差圧と荷重（全抵抗力）との関係を、事前に行っていた低速風洞試験結果と比較して示す。低速風洞試験は、カプセル部を後方から支持し、一定風速の中で徐々にインフレータブルトラスの圧力を下げて行き、エアロシェルが構造を維持できなくなる圧力を測定した<sup>5)</sup>。低速風洞試験で使用した模型は柔軟エアロシェルの製作方法に関しては気球実験の実験機と同様であるが、その形状とサイズに関しては、カプセル直径 8 cm、エアロシェル最外直径 52 cm、トラス直径 5 cm、フレア角 60 deg であり、実験機全体の大きさに対するインフレータブルトラスの割合が大きくなっている（図 15 参照）。クリッピングと呼ばれる最も単純な局所的破壊モードの場合、差圧によってインフレータブルトラスにかかる張力（差圧×インフレータブルトラスの断面積）と機体全体にかかる空気力（全抵抗力）は比例することが知られており、低速風洞試験では、その関係を実証する結果が得られている。図 15 より、フライト試験の結果は、低速風洞試験より若干構造強度が低いという結果になっている。これは計測誤差の範囲と考えることもできるが、フライト実験機のインフレータブルトラスはその外直径に対してトラス径が小さいため、図 7 左の展開後のエアロシェルの様子からわかるように、エアロシェルの面外変形の度合いが低速風洞試験用模型と比べて顕著であることが、構造強度が低下している理由の一つと考えることもできる。初期の面外変形が構造強度に悪影響を与えることは数値解析からも示唆されており<sup>6)</sup>、今後の課題としては、エアロシェルの製作手法や展開方法を工夫し、エアロシェルの面外変形を抑制することも実用化にむけた技術的課題の一つといえる。

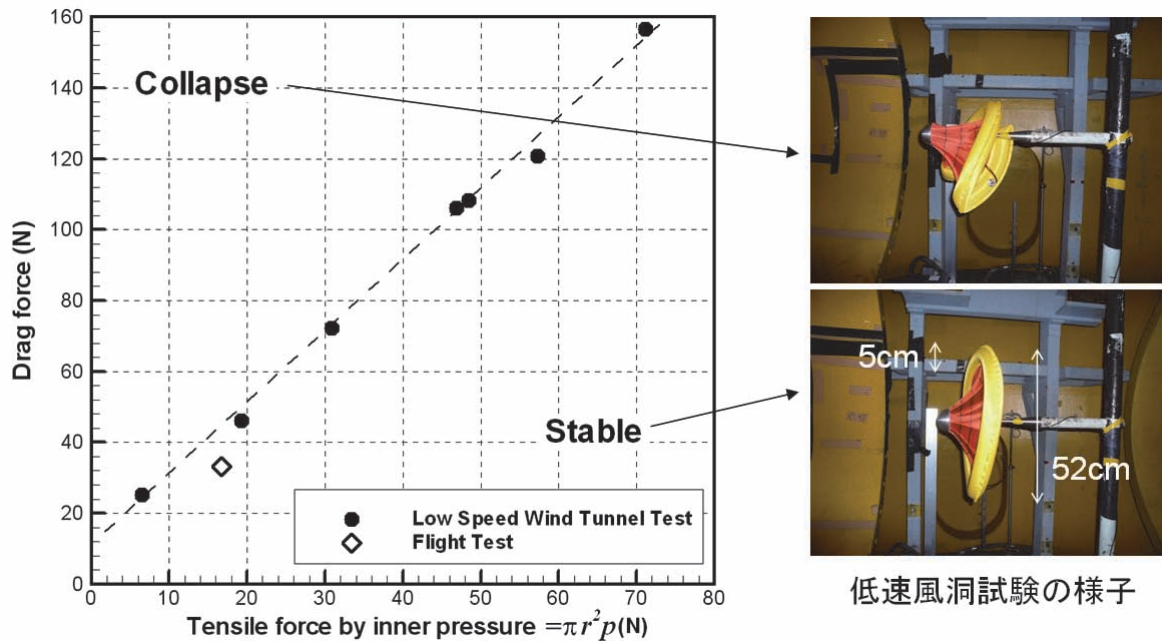


図 15. インフレータブルトラスで支持されたフレア型エアロシェルの構造強度に関して、フライトデータと事前に行った低速風洞試験結果との比較

## 5. まとめ

柔軟構造エアロシェルを利用した大気突入システムの開発の一環として、インフレータブルトラスを有する飛翔体の展開および飛翔実験を実施し、下記の成果を得ることが出来た。

- 1) 上空でインフレータブルエアロシェルの展開するシステムを実証した。
- 2) フライトデータより、インフレータブルトラスで支持されたフレア型薄膜柔軟エアロシェルの有する実験機の飛行特性に関する抵抗係数等のデータを取得した。
- 3) インフレータブルエアロシェルの構造強度に関して、自由飛行環境下でのデータを取得し、事前の構造試験と比較できる有用なデータを取得することができた。

ただし、本試験によって、エアロシェルを支持するためのインフレータブルトラスに生じる面外変形が、飛行中のカプセルの姿勢やエアロシェルの構造強度に悪影響を与える可能性があることを示唆するデータが新たに得られた。今後は、製作方法や展開手法などを改善し、対称に展開するエアロシェルを開発することが重要な技術的課題であるといえる。例えば、製作手法に関しては、繊維の異方性を考慮した裁断方法の適用、展開手法に関しては、エアロシェルの収納方法の改善や複数のガス注入ポートからのガス注入などのアイデアを、今後検討していく予定である。そして、次のステップである観測ロケットによる大気圏突入実証試験に向けて開発を進めていきたいと考えている。

## 謝 辞

本研究は JAXA 戦略的開発経費（工学）による支援を受けて行われた。また、JAXA/ISAS 大気球実験室、大樹航空宇宙実験場のスタッフの方々には様々な支援をしていただいた。ここに感謝の意を表す。



### 参考文献

- 1) M.Grasslin, U.Schottle, “Flight Performance Evaluation of the Re-entry Mission IRDT-1”, IAF paper, IAF-01-v.3.05,OCT,2001
- 2) Michael C.Lindell, Stephen J.HugheS, “Structural Analysis and Testing of the Inflatable Re-entry Vehicle Experiment (IRVE)”, AIAA paper, AIAA 2006-1699, 2006
- 3) 山田和彦, 鈴木宏二郎, 秋田大輔, 林光一, 安部隆士, 石村康生, 中篠恭一: 柔軟エアロシェルを利用した大気突入機に関する研究, 第 53 回宇宙科学技術連合講演会, 2G04, 2009
- 4) NCEP HP “<http://nomad1.ncep.noaa.gov/>”
- 5) 木村祐介, 山田和彦, 秋田大輔, 安部隆士, 小山将史, 鈴木宏二郎, 林光一, 牧野仁: 柔構造大気突入機用インフレタブルフレームの開発試験, 平成 20 年度宇宙航行の力学シンポジウム, pp.27-30, 2008
- 6) 能勢 温, 田嶋 良雄, 中篠 恭一, 山田 和彦: 柔構造エアロシェル大気突入機体のトールス座屈強度に関する有限要素解析, 平成 21 年度宇宙航行の力学シンポジウム原稿集, pp.168, 2009.