

スーパープレッシャー気球の開発と試験

井 筒 直 樹¹, 福 家 英 之¹, 山 田 和 彦¹, 飯 嶋 一 征¹, 松 坂 幸 彦¹,
鳥 海 道 彦¹, 野 中 直 樹¹, 秋 田 大 輔¹, 河 田 二 朗¹, 水 田 栄 一¹,
並 木 道 義¹, 瀬 尾 基 治¹, 太 田 茂 雄¹, 斎 藤 芳 隆¹, 吉 田 哲 也¹,
山 上 隆 正¹, 中 田 孝², 松 嶋 清 穂²

Development and test of superpressure balloons

By

Naoki IZUTSU¹, Hideyuki FUKU¹, Kazuhiko YAMADA¹, Issei IJIMA¹, Yukihiro MATSUZAKA¹,
Michihiko TORIUMI¹, Naoki NONAKA¹, Daisuke AKITA¹, Jiro KAWADA¹, Eiichi MIZUTA¹,
Michiyoshi NAMIKI¹, Motoharu SEO¹, Shigeo OHTA¹, Yoshitaka SAITO¹, Tetsuya YOSHIDA¹,
Takamasa YAMAGAMI¹, Takashi NAKADA², and Kiyoho MATSUSHIMA²

Abstract : A zero-pressure balloon used for scientific observation has an important limitation that its floating altitude decreases during a nighttime because of the temperature change of the lifting gas between day and night times. Since a superpressure balloon may not change its volume, the lifetime can extend very long. However, only small superpressure balloons could be come to realization, since an impractically large tensile strength had been requested for the balloon envelope owing to the design of sphere type balloon. We proposed so called a ‘lobed-pumpkin’ type superpressure balloon that has a capability to solve this essential problem. Many scaled models were manufactured to be tested indoors to study the validity of the design and fabrication method. Some of them were devoted for flight tests to get an actual environmental condition. A series of experiments detected many issues around the design method and the manufacturing process. Conclusively, we cleared up almost all of them and believe that a superpressure balloon can be realized with a practicable large size near future.

概 要

科学観測用に使われているゼロプレッシャー気球には、昼夜のガス温度差により夜間に浮遊高度が低下するという根本的な問題がある。これに対して、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は、バラストの必要がないため浮遊時間を大きく延ばすことが可能となる。しかし、皮膜に要求される強度が大きいため、小型の球形スーパープレッシャー気球を除いては実用化ができていなかった。我々は、この問題を解決することができる Lobed-pumpkin 型気球を考案し、試験開発を行ってきた。多くの地上膨張試験、実際の飛翔環境における加圧破壊試験を繰り返した結果、設計上および製造上に多様な問題があることがわかり、順次これらの解決を図った。その結果、要求される性能を有するスーパープレッシャー

¹ 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部

² 藤倉航装株式会社

気球の設計および製造方法が確立された。

1. はじめに

排気口のあるゼロプレッシャー気球では、日中に上昇したガス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も低下する。夜間の飛翔高度を維持するためには、毎夜総重量の7パーセント程度のバラスト投下が必要となり、長期間の科学観測を目的とした飛翔の際の問題点となる。このため、通常、1週間以上の飛翔を実現するためには、極域のような特別な環境を求める必要がある [1, 2]。これに対して、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は、昼夜における気球形状の変化を小さくすることができ、高度変化を最小限にとどめることが可能になり、バラストを搭載する必要もなくなる。ただし、夜間にガス温度が最も低下した場合でも気球底部における圧力は大気圧より高くなければならず、したがって、昼間に最も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る。このような高い圧力差に耐えられる性能をもつ気球の開発が要求されてきた。

例えば、飛翔高度を35kmとすると、昼夜のガス温度差は最大30度程度発生すると考えられる。この温度差を、この高度における大気圧と大気温度から発生する圧力差に換算すると、80Pa程度となる。自由浮力分のガスの一部を放出することも考えられるが、多少のバイアス圧力を残す必要があるので、最終的に120Pa程度の最大負荷は想定しなければならない。これは周囲の大気圧の約20%の圧力となるが、高度が多少変化してもこの比率はあまり変わらない。したがって、設計上の最大圧力差を浮遊高度における大気圧の20%とする。これに対して、通常のゼロプレッシャー気球の水平浮遊時の頭部に発生する圧力差は、気球の大きさや高度によって変わるが、2～10Paであり、この数十倍の耐圧性能が要求されていることになる。

しかしながら、満膨張で非常に小さな圧力差にしか耐えられないゼロプレッシャー気球の場合でも、打ち上げ時や地上に近い高度では、気球頭部に70～100Paの圧力差が生じている。そのときの気球形状は、図1の写真に見られるようになっていて、各ゴアが小さな周方向曲率半径をもって外側に張り出、結果的に上記の大きな圧力差とバランスしている。このことは、このような状態が浮遊時にも実現できれば、非常に高い比強度を有する材料を求めることなく、スーパープレッシャー気球として成立することを意味する。本報告では、このようなスーパープレッシャー気球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. Lobed Pumpkin 型スーパープレッシャー気球

気球の内圧が周囲の大気圧より十分に高い気球の形状はいわゆる Pumpkin 型になる。このとき、気球の赤道部の半径を R_{bal} 、最大差圧を Δp_{max} 、フィルムの局所的な曲率半径の最大値を $R_{c,max}$ とすると、フィルムに要求される強度 $\sigma_{f,max}$ は、フィルムに与える安全倍率 F_{sf} を用いて、

$$\sigma_{f,max} = F_{sf} \Delta p_{max} R_{c,max} / t_f \quad (1)$$

と表すことができる。ここで、 t_f はフィルムの厚さである。通常の Pumpkin 型では $R_{c,max}$ の最大値は R_{bal} の1/2になる。ここで、 $R_{c,max}$ を R_{bal} と無関係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 [3, 4] 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必要となる。なぜなら、フィルムの張り出



図1 ゼロプレッシャー気球の地上での形状、右は放球直後

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、むしろ縦方向に極力張力が発生しないように設計するべきである。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ともいえる。ゴアの短縮率は、このような条件を満足するように決定される。

一方、ロードロープは縦方向の全張力を受け持つため、圧力が小さいにもかかわらず非常に大きな力が発生する。例えば、気球の赤道部直径を100m、ロードロープ数(N_l)を300、最大圧力差を100Pa、安全倍率(F_{sl})を5とすると、ロープ1本あたりに要求される引っ張り強度 $\sigma_{l,max}A_l$ は、

$$\sigma_{l,max}A_l = F_{sl} \frac{\Delta p_{max} \pi R_{bal}^2}{N_l} \quad (2)$$

で表され、必要となる強度は、13kNになる。ここで、 A_l はロープの断面積である。また、ロープに実際に作用する張力の合計値(全張力)は780kNになる。この張力は頭部および底部に設けられたリングで受けることになり、頭部および底部が重くなる要因になりかねない。このリングの断面に作用する張力は、全張力を 2π で除した値となり、上記の例では、124kNに対してさらに適当な安全倍率をかけた強度が要求される。多数のロードロープが集まるため、リングの径も大きくならざるをえない。

ロードロープの候補としては、パラアラミド(商品名ケブラー)、ポリアリレート(同ベクトラン)、スペクトラ(同ダイニーマ)、PBO(同ザイロン)などがあげられる。どれも比強度はポリエステル2倍以上ある(表1)が、安定性、製作性、耐光性等の全ての条件を満足する製品は現在のところ見あたらない。表の中で、実用比強度は、表に示した比強度を有する原糸から製造したロープの実用的な比強度を示しており、通常半分程度に

表1 ロードロープ用素材

	密度 (kg/m ³)	比強度 (10 ⁵ m)	実用比強度 (10 ⁵ m)
ポリエステル	1,380	0.8	0.4
パラアラミド (商品名ケブラー)	1,450	2.0	1.0
ポリアリレート (商品名ベクトラン)	1,410	2.4	1.0
スペクトラ (商品名ダイニーマ)	970	2.7	1.1
PBO (商品名ザイロン)	1,560	3.7	1.5

表2 気球用フィルム

	密度 (kg/m ³)	比強度 (10 ⁴ m)	実用比強度 (10 ⁴ m)
ポリエチレン (LLDPE)	950	0.4	0.2
複合ナイロンフィルム (商品名 HEPTAX)	1,060	0.8	0.4

低下する。フィルムについては、複合ナイロンフィルム (商品名 HEPTAX) がポリエチレンの2倍の比強度 (表2) を持ち、ガスバリア性にも優れていることがわかっている。

浮遊高度の大気圧、温度をそれぞれ p_a 、 T_a とし、気球のフィルム質量、フィルム密度、ロードロープ質量、ロードロープ密度、気球体積をそれぞれ m_f 、 ρ_f 、 m_l 、 ρ_l 、 V_{bal} とする。また、大気的气体定数を R_a 、ロープの引っ張り強度を $\sigma_{l,max}$ とする。ここでは、フィルムとロードロープ以外の質量は無視して考え、総浮遊質量 (m_{total}) と気球質量の比 $\beta = m_{total} / (m_f + m_l)$ を定義すると、

$$\Delta p_{max} \approx 0.2 p_a = 0.2 \frac{\beta(m_f + m_l)}{V_{bal}} R_a T_a \quad (3)$$

であるから、これに気球の半径と体積の関係式

$$V_{bal} \approx 2.746 R_{bal}^3 \quad (4)$$

を導入し、フィルムとロープの安全倍率 F_{sf} 、 F_{sl} を用いて、要求される局所曲率半径と材料の比強度との関係を導くと、高度35~40kmの範囲で、近似的に以下の式が成立する。

$$\begin{aligned} \left[\frac{R_{c,max}}{R_{bal}} \right]_{req} &\approx \frac{13}{\beta R_a T_a} \left[\frac{\sigma_{f,max}}{\rho_f g} \right] \frac{1}{F_{sf}} \left(1 - 0.063 \beta R_a T_a F_{sl} \left/ \left[\frac{\sigma_{l,max}}{\rho_l g} \right] \right. \right) \\ &\approx \frac{1.9 \times 10^{-4}}{F_{sf}} \left[\frac{\sigma_{f,max}}{\rho_f g} \right] \left(\frac{1}{\beta} - 4.2 \times 10^3 F_{sl} \left/ \left[\frac{\sigma_{l,max}}{\rho_l g} \right] \right. \right) \end{aligned} \quad (5)$$

安全倍率としてゼロプレッシャー気球の場合にならうことにすると、 $F_{sf} = 7$ 、 $F_{sl} = 5$ が最低条件と考えられる。これに、例えば HEPTAX、パラアラミドの実用比強度を入れて計算すると、 β と式(5)で求められる半径との比の関係は、図2に示すようになる。実用レベルの気球の直径を80mから130mの範囲とすると、 $\beta = 2$ の場合には、曲率半径は、気球直径に応じて1.2~2mまでは大きくすることができる。ゼロプレッシャー気球並の $\beta = 3$ とすると、曲率半径は気球直径80mのときに0.5m、気球直径130mのときでも0.85mより大きくすることができないことになる。このように、気球の耐圧性能を決定づけるフィルムの張り出し (バルジ) の半径の上限値は、気球質量の総浮遊質量に対する比および気球直径によって大きく変化するが、この値は気球の大きさに比例するため、基本的には、大きい気球ほど実現しやすいといえる。また、気球のサイズを大きくしないと β を

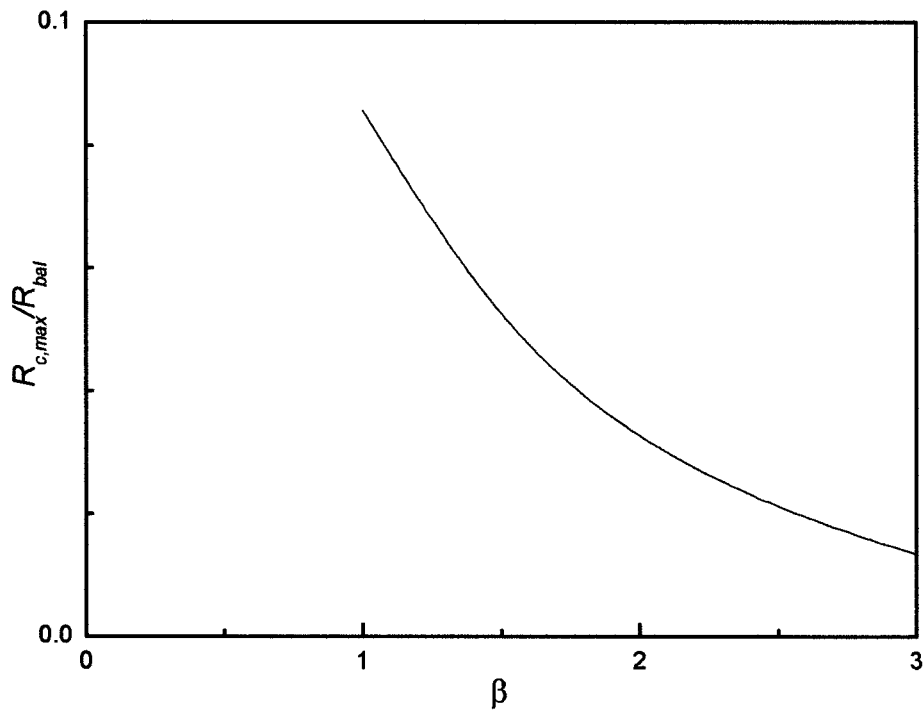


図2 浮遊総質量の気球重量に対する比と局所曲率半径の気球半径に対する比の関係

大きくとることが困難であるところがゼロプレッシャー気球の場合と異なる点である。

ゴアの短縮率 ξ については縦横とも場所によらず一定とする。これにより、ゴアの型が全ての気球について相似となり製造しやすくなる。この場合、周方向曲率半径は赤道部で最大値 $R_{c,max}$ をとる。赤道断面における幾何学的な関係から、以下の式が成立する。

$$R_{bal} \sin \frac{\pi}{N_l} = R_{c,max} \sin \frac{c_{max}}{2R_{c,max}} \quad (6)$$

ここで、 c_{max} は赤道部におけるゴアの幅、すなわち最大ゴア幅を表している。一方、フィルムの弾性係数を E とし、フィルムの伸びが単純に E に比例すると仮定すると、必要なゴア幅は、

$$c_{max} = 2R_{bal} \frac{\pi}{N_l} (1 + \xi) \left(1 + \frac{R_{c,max} \Delta p_{max}}{t_f E} \right) \quad (7)$$

により求めることができる。これらの式から短縮率 ξ とノミナル曲率半径 $R_{c,max}$ の関係が求められる。また、ゴアの全長、ゴアの総面積は以下の式で評価することができる。

$$L_f = (1 + \xi) 2.622 R_{bal} \quad (8)$$

$$S_f = (1 + \xi)^2 9.870 R_{bal}^2 \quad (9)$$

3. これまでの開発および試験

3.1 実験の経過

我々は、1998年より、まず、製作が容易なナイロンウレタンフィルムを使用した気球を、縫製およびロード

ロープ収納さやを縮める方法で、気球の構造原理を確認する試験を行った [5, 6]。具体的には、直径2.8m, 6.3m, 20.3m の3種類の気球を製作し、室内における加圧試験の他、容積3,100m³の気球を実際に飛翔試験に供し、高度20km 前後での性能と設計原理の確認に成功した [7, 8]。次に、実際の気球と同等の製造工程による実用的製造を可能とするために、熱接着可能でかつ高い比強度を持つフィルムによるスケールモデルの製作に着手した。しかし、通常の気球製造に用いられているフィンシールタイプの熱溶着では低温下で必要となる強度を達成することができないことがわかり、ラップシール方式のフィルム溶着装置を新規に開発した。この方法により、大きな応力が発生するフィルム接合部の強度、安定性、ロードロープの収まり具合に優れていることを確認した。この試験は、HEPTAX フィルムを用いて2001年から2004年にかけて行われ、直径約3m から15m の大きさの気球について室内膨張加圧試験が行われ、所定の強度を有することを確認した。図3は、これらの試験で、内圧が外圧より大きくなり所定の形状になり始めた状態を示している。どの場合も、気球の各部の局所曲率半径、気球直径、フィルムの伸び率が測定され、標準差圧の数倍まで問題ない性能を保持していることを確認した。各実験体の諸元を表3にまとめている。

2004年には、容積15,000m³の気球 (PB15-1) の飛翔性能試験を行った。この気球 (図4) は、直径35m, ゴア数117, 重量170kg であり、飛翔高度28.9km に到達したものの、圧力差36Pa (標準圧力差の20%) で破壊に至った。このときの気球の形状を示す写真を図5に示すが、気球の展開には特に問題は見られなかった。また、2005年には、直径12m の2つの試験気球を上空に運び実際の飛翔環境での加圧および破壊圧力を求める試験を実施した。これは、B15型気球に2つの気球を吊り下げるタンデムフライト (図6) により行われた。この実験では、670Pa の破壊圧力が得られたが、やはり設計耐圧の20%程度にとどまった。図7はこのとき得られた加圧直前の気球の様子を示した写真で、正常な気球の展張が認められる。これらの結果を受けて、2004年から2005年までの2年間に、所定の耐圧性能が得られない原因を調査し対策を施すための一連の地上試験が繰り返された。表3および表4には、2004年以降に実施した屋内膨張試験および飛翔試験について、それぞれの試験用気球の諸元を示すとともに主要な結果を入れてある。

3.2 問題点

所定の設計耐圧を実現するために、特に製造上において問題となったのは、(1)ゴアの縮め方とロードロープの固定方法、(2)最終的にゴアをまとめる頭部および底部の製造方法、(3)フィルムとロードロープの材質の選択、(4)フィルム単体ではなく気球としての低温環境下における性能、(5)地上実験の非相似性に対する考察、(6)ゼロプレッシャー状態からパンプキン形状への遷移過程の多重性の問題、(7)長時間飛翔時に問題となる耐光性、ガスバリア性の7項目であり、それぞれの課題に対して詳細な検討を行うとともに対策を行い、その効果を実験により確認した。

(1) ロードロープとゴア

溶着処理を行ったゴアのフィルムの一部を利用してロードロープを連続的に直接固定することで、一定の短縮率を実現するとともに、さやを使用しないことによる製造工程の簡素化と効率化に成功した。これは、後の室内膨張実験により、ロードロープ部の回りに均一のしわが発生していることで妥当性が確認された。

(2) 端部の処理

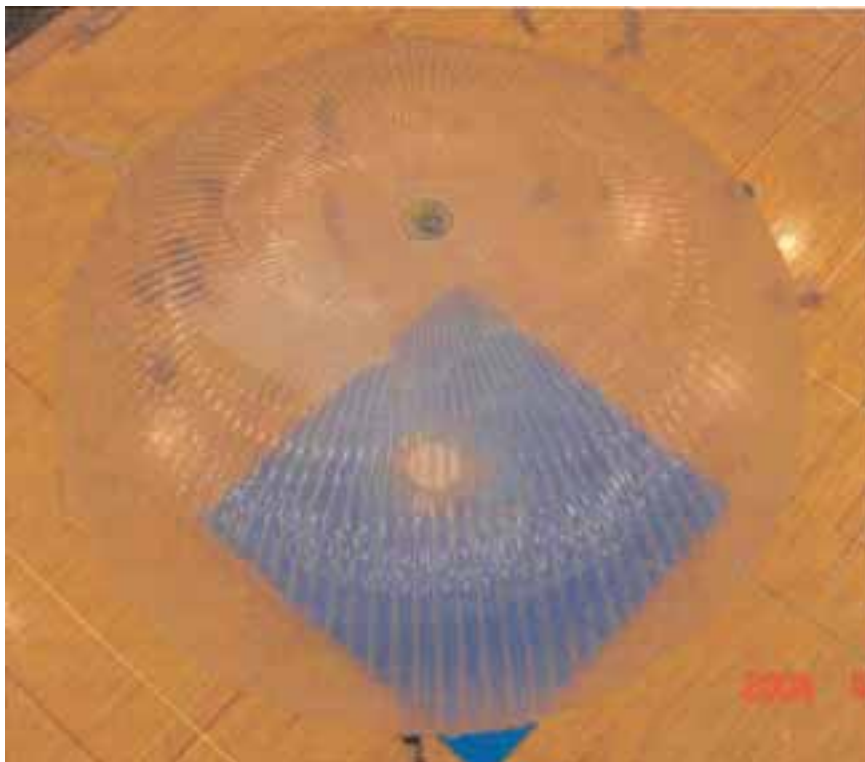
気球頭部、底部近傍ではゴア幅が狭く、また溶着誤差の累積が不揃いに現れる部分であることが問題になることがわかり、この部分に従来のゼロプレッシャー気球で確立されている頭部の製造技術を導入し、他の部分より誤差を吸収できるだけの相対的余裕度を上げた。また、縦方向についても、実測結果に基づいて補正を行うことにより、周方向の製造誤差による不揃いをも吸収できるように改良した。この結果、気球底部末端まで局所的な



(a)



(b)



(c)



(d)

図3 地上膨張試験，(a) 直径約 3 m，ゴア数24，(b) 直径約12m，ゴア数39，(c) 直径約12m，ゴア数117，(d) 直径約12m，ゴア数39，(d) のみポリエチレン製

表 3

年月	2004/2	2004/2	2004/4	2004/4	2004/10	2005/4	2005/4	2005/8	2005/8	2005/8	2005/9	2006/2	2006/2
大気温度 (°C)	3	1	14	17	18	12	13	20	25	20	20	6	4
ゴア数	24	24	117	39	39	49	49	2	2	50	63	50	
直径 (m)	3.00	2.80	11.75	11.75	11.74	14.79	14.79	0.6	0.6	2	14.79	18.64	14.79
高さ (m)	1.80	1.68	7.04	7.04	7.03	8.86	8.86	1.5	1.5	6	8.86	11.17	8.86
全長 (m)	4.000	3.815	15.39	15.39	15.39	19.39	19.39	1.5	1.5	6	19.39	24.44	19.39
容積 (m³)	9.3	7.5	555	555	555	1,120	1,120	0.5	0.5	13	1,120	2,220	1,120
フィルム種類	HEPTAX	HEPTAX	HEPTAX	HEPTAX	LLDPE	LLDPE	HEPTAX	HEPTAX	HEPTAX	HEPTAX	HEPTAX	HEPTAX	HEPTAX
フィルム厚さ (μm)	25	25	25	25	30	30	25	25	25	25	25	25	25
ロードロープ種類	アラミド	アラミド	アラミド	ポリアリレート	ポリアリレート	アラミド	スペクトラ	アラミド	アラミド	アラミド	アラミド	アラミド	アラミド
ロードロープ強度	2 klbs	2 klbs	2 klbs	2 klbs	2 klbs	2 klbs	5 klbs	3.5klbs	3.5klbs	3.5klbs	3.5klbs	3.5klbs	3.5klbs
短縮率 (%)	2.58	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3
標準圧力差 (Pa)	2,800	3,200	250	250	250	250	250	800	800	250	200	200	250
標準張出半径 (m)	0.3	0.3	0.33	0.84	0.9	0.9	0.82	0.292	0.292	1.0	0.82	0.86	0.82
気球質量 (kg)	17.35	17.05	32.4	17.95	41.4	46.0	55.0	—	—	—	62.0	80.0	62.0
最大圧力 (Pa)	5,300	>6,700	>3,600	>600	520	800	500	4,300	4,600	>1,000	>800	>600	2,089
曲率半径 (m)	0.325	0.325	0.28	0.7	0.8	0.7	0.825	0.29	0.29	1.0	0.8	0.8	0.8
周方向伸び (%)	4	4	0.5	0.5	0.3	3	1	—	—	0.5	1	1.5	2
縦方向伸び (%)	0	2	0	0.5	0.3	2	0	—	—	0	0	0	0

表 4

年月	2004/6	2005/6	2005/6	2006/6	2006/9
大気温度 (°C)	−42	−49	−49	−45	−52
ゴア数	117	117	39	63	63
直径 (m)	35.22	11.65	11.64	18.64	18.27
高さ (m)	21.10	6.9	6.9	11.17	10.95
全長 (m)	46.18	15.3	15.3	24.44	23.95
容積 (m³)	15,000	555	555	2,220	2,100
フィルム種類	HEPTAX	HEPTAX	HEPTAX	HEPTAX	HEPTAX
フィルム厚さ (μm)	25	25	25	25	25
ロードロープ種類	ポリアリレート	アラミド	ポリアリレート	アラミド	アラミド
ロードロープ強度	2 klbs	2 klbs	2 klbs	3.5klbs	3.5klbs
短縮率 (%)	3	3	3	3	5
標準圧力差 (Pa)	250	250	250	200	200
標準張出半径 (m)	0.91	0.33	0.84	0.86	0.80
気球質量 (kg)	170.7	41.7	33.6	85.0	87.8
吊下重量 (kg)	103	150	150	200	200
到達高度 (km)	28.9	26.5	26.5	29.4	25.5
最大圧力 (Pa)	36	670	—	775	1,230



図4 PB15-1の放球，気球容積15,000m³

突っ張りなどが見られない状態で製造できることを確認した。

(3) 材質

ポリエチレンフィルムで作った気球との比較試験を行い，変形度やフィルムの伸びの実測結果から，局所的な変形に強いHEPTAXが妥当であることを確認した。ロードロープについても3種類の材質を用いた気球を製造し（表3参照），自然長からの歪みと応力の関係を取得し，標準圧力差の環境下で最適な張力状態におかれるように検討を行った。また，ロープ端末を処理する際の工程や完成度についても製作により確かめた。

(4) 低温性能

長さ1.5m程度の小型の気球を作り，低温下で気球を加圧・破壊する試験を繰り返した。この結果，常温での破壊差圧と同レベルの性能が低温で得られた。フィルム単体の一軸引張試験では，低温での強度は常温より数十%高い値を示すが，伸び率の低下により，気球としての強度は常温と同程度になると考えられる。言い換えれば，常温での耐圧性能は上空での低温環境下でも同じ程度に維持されるともいえる。

(5) 相似性

スケールモデルではバルジの曲率半径，フィルム応力，ロードロープ応力を同時に飛翔時の状態にできないこ



図5 PB15-1 の上空での形状, 圧力差30Pa

とが問題となる．同一の大きさの気球でゴア数やロープ強度を変化させた試験を行い，実機サイズでの振る舞いを評価できるようにした．また，この問題は，数値解析との併用により解決可能であり，これまでに多粒子系膜モデル [9] を用いた数値解析の結果と地上試験結果の整合性が確認できており [10]，飛翔時の応力解析も可能となった．

(6) 安定性

ゴアの数を増すあるいは短縮率を大きくするに従って，気球が上空で安定に展開しないことがあることが報告されている [11]．これについては，二次元的な解析により，ゴア数と短縮率を変えたときの安定領域が求められており，図8の左側の実線で示した Calladine's stability limit [12] の左下側の領域では絶対安定であると言われている．なお，図中の s/c は ξ に相当する値である．ゴアの局所曲率半径を一定に保った場合には，図8の破線で示したように，この限界が緩和されるという結果も得られている [13]．我々の気球は，比較的小さな短縮率を有することとゴア数も極端に多くはないことから，数学的に得られている安定領域より大きくはずれることはないと思われる．したがって，現時点ですぐに問題になるとは考えられないが，非常に大きな気球を製造する場合には重要な課題となる可能性がある．

(7) 耐環境性

フィルムについては，HEPTAX の使用で問題ない．ロードロープについては，耐光性を考えると単体で使え



図 6 2つの試験気球を吊り下げてのタンデム方式による放球

るスペクトラが望ましいが、クリープ特性がよくないことと、比重が小さいためかさばってしまうこと、末端の処理に手間がかかること等が欠点である。このほかには、紫外線をカット可能なフィルムをかぶせる等の方法もあるが、今後、実際に観測レベルで使用する大型気球において実用化を図る予定である。

3.3 性能確認試験

前項に列挙した改良を加えた効果を確認するため、直径15m、直径19mの2種類の試験気球を製作し、屋内で膨張加圧試験を行った(図9)。さらに、直径15mの気球については、破壊するまで加圧して耐圧性能を取得する実験を行った(図10)。こときの破壊圧力は、周囲温度4℃において2,089Paであり、このクラスの気球の標準的圧力差200Paに対して10倍のマージンがあることを実証した。そして、2006年度には、実際の飛翔環境下である低温での性能確認のため直径19mの2機の気球をそれぞれタンデム方式により飛翔させ、成層圏での耐圧性能の取得を行った(図11)。1機目(図12)は-45℃の環境下で775Pa(図13)、さらに改良を施した2機目(図14)では、大気温度-51℃で1,230Pa(図15)の破壊圧力差が得られた。このときのバルジの曲率半径は、設計通り0.8m程度であることが確認され、これをもとにHEPTAXの実用比強度を求めると0.38mとなる。これは、地上におけるシリンダー気球の低温破壊試験の結果(表3参照)から得られている比強度0.5mの75%の値であり、シリンダー型とパンプキン型の構造の違いや大きさの違い等を考慮に入れば極めて妥当な値と考えられる。これらの実験を通して、必要となる強度を達成できる設計方法および製造方法を確立できたと考えられる。

4. 実用化に向けての開発

図16は、実用レベルとなる容積300,000m³の気球について、耐圧性能を変化させた3種類の気球について、それぞれにおける吊り下げ荷重を最大吊り下げ荷重までの範囲で変化させたときの到達高度の変化を示している。あわせて、気球重量の変化も示してある。ペイロードを最大値より小さい状態で使用するのは適当ではなく、同じ容積の気球でも実際のペイロード重量に見合った気球を使用しないと効率が非常に悪くなることを表している。ここに示したPB300型気球を用いると、800kgのペイロードを高度35kmに、500kgのペイロードを37kmに滞空させることができる。この場合、気球の重量は同容積のB300型ゼロプレッシャー気球の重量の1.4~1.7倍となる。ペイロードが重くなると気球重量が増すのは、浮遊高度が低下するために圧力差が大きくなり、ロードロープの強度を大きくしなければならないためである。ここに示したように、総浮遊質量に対するペイロードの割合($\beta - 1$)という観点では、0.6程度しか達成されていなく、さらに大型化しないとこの比率を上げることは困難である。

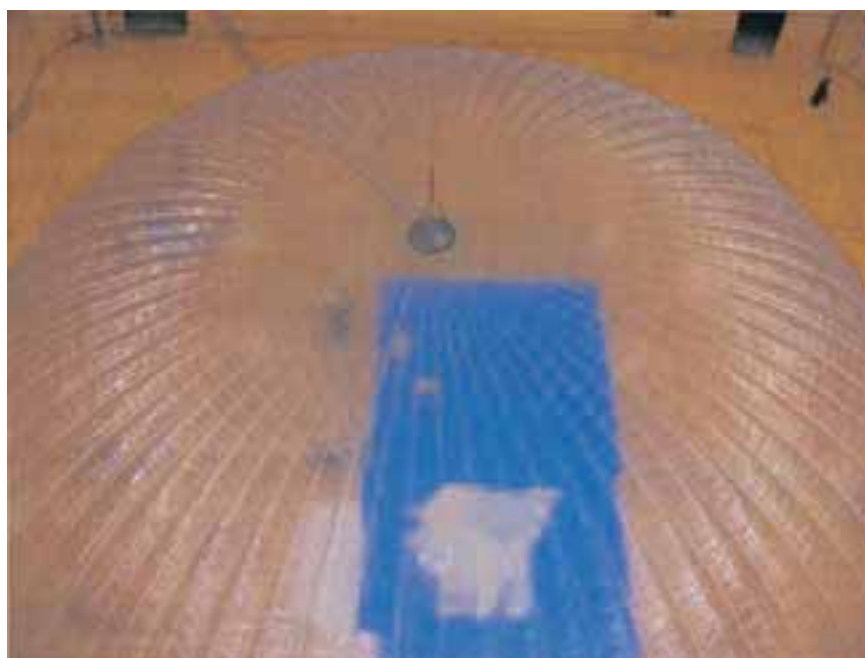
5. まとめ

これまでに、スーパープレッシャー気球の製造上の問題点を多くの実験により洗いだし、それぞれに対策を施した。その結果、ノミナルな圧力差の最大10倍の性能を有するスーパープレッシャー気球を製造する技術の確立に至った。今後、実用的なレベルといえる容積300,000m³、直径95mのPB300型気球の製造に進むことが可能であると考えている。この飛翔試験に成功すれば、本格的な科学観測に使用可能なスーパープレッシャー気球を実用に供することができる。また、スーパープレッシャー気球の特性から、ペイロードの総浮遊質量に対する割合を増加させるためには、より大型(容積600,000m³以上)の気球が求められる。

なお、本研究の一部は、文部科学省の科学研究費補助金(基盤研究A, 課題番号16206081)を受けて行ったものである。



(a)



(b)

図9 屋内膨張試験, (a) 直径15m, ゴア数50, (b) 直径19m, ゴア数63

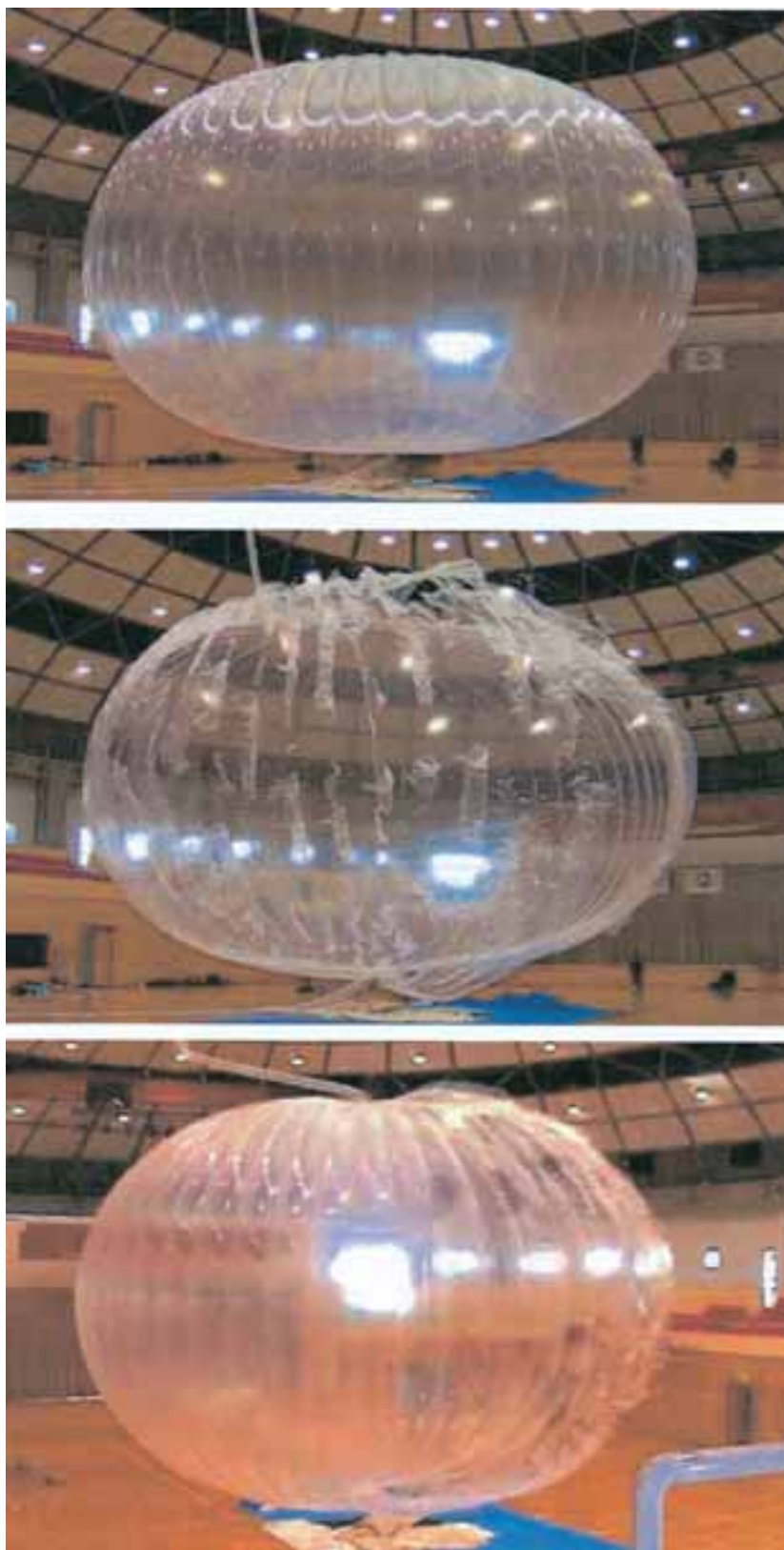


図 10 屋内加圧破壊試験，試験体は図 9 (a)と同じ，圧力差2,089Pa で破壊した瞬間の写真



図 11 直径19m の試験気球のタンデム方式による放球，試験体は図 9 (b) と同型

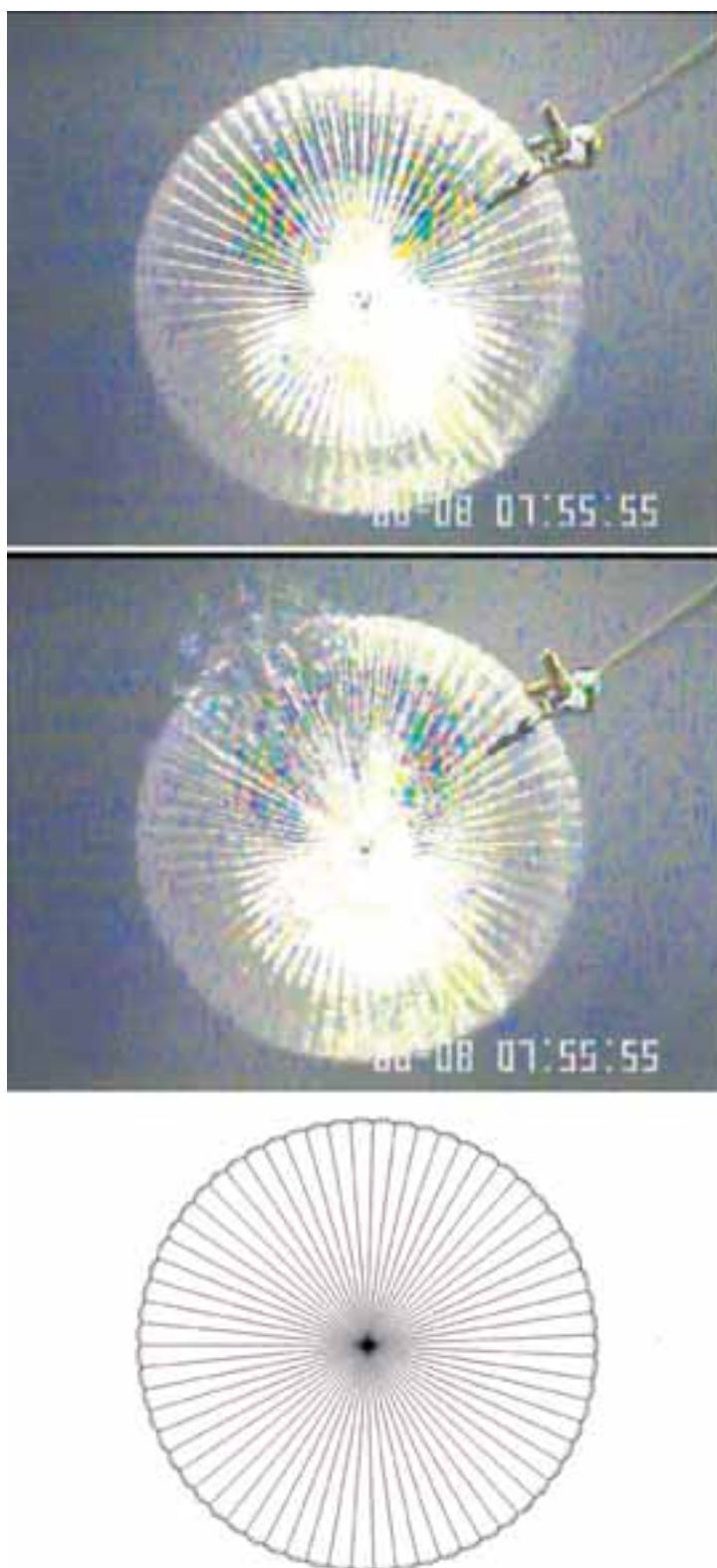


図 12 直径19m の試験体の 1 号機の破壊の様子，圧力差775Pa

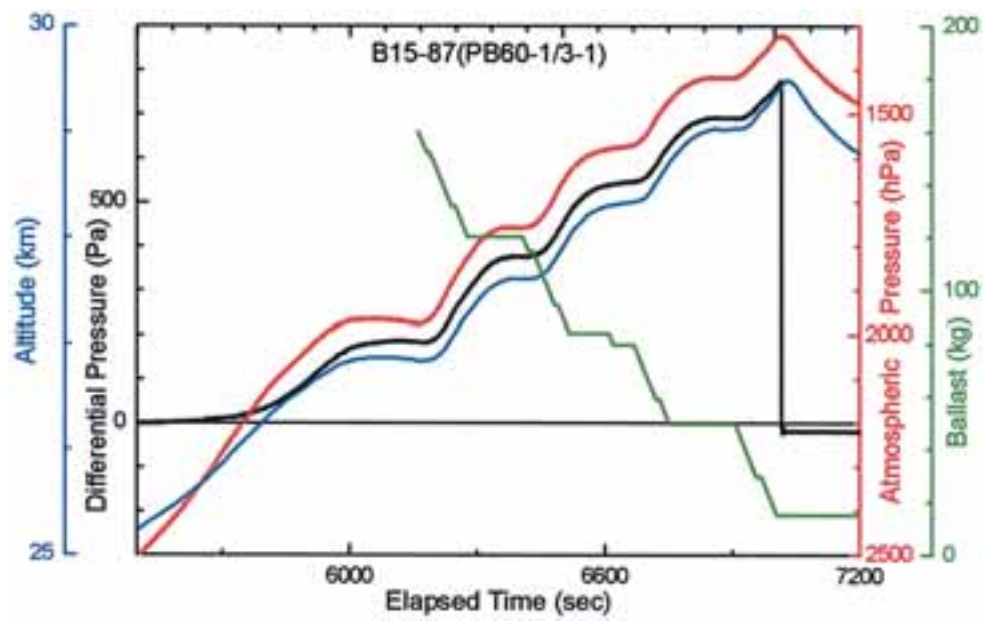


図 13 高度、圧力差、大気圧の時間変化（直径19mの試験体の1号機）

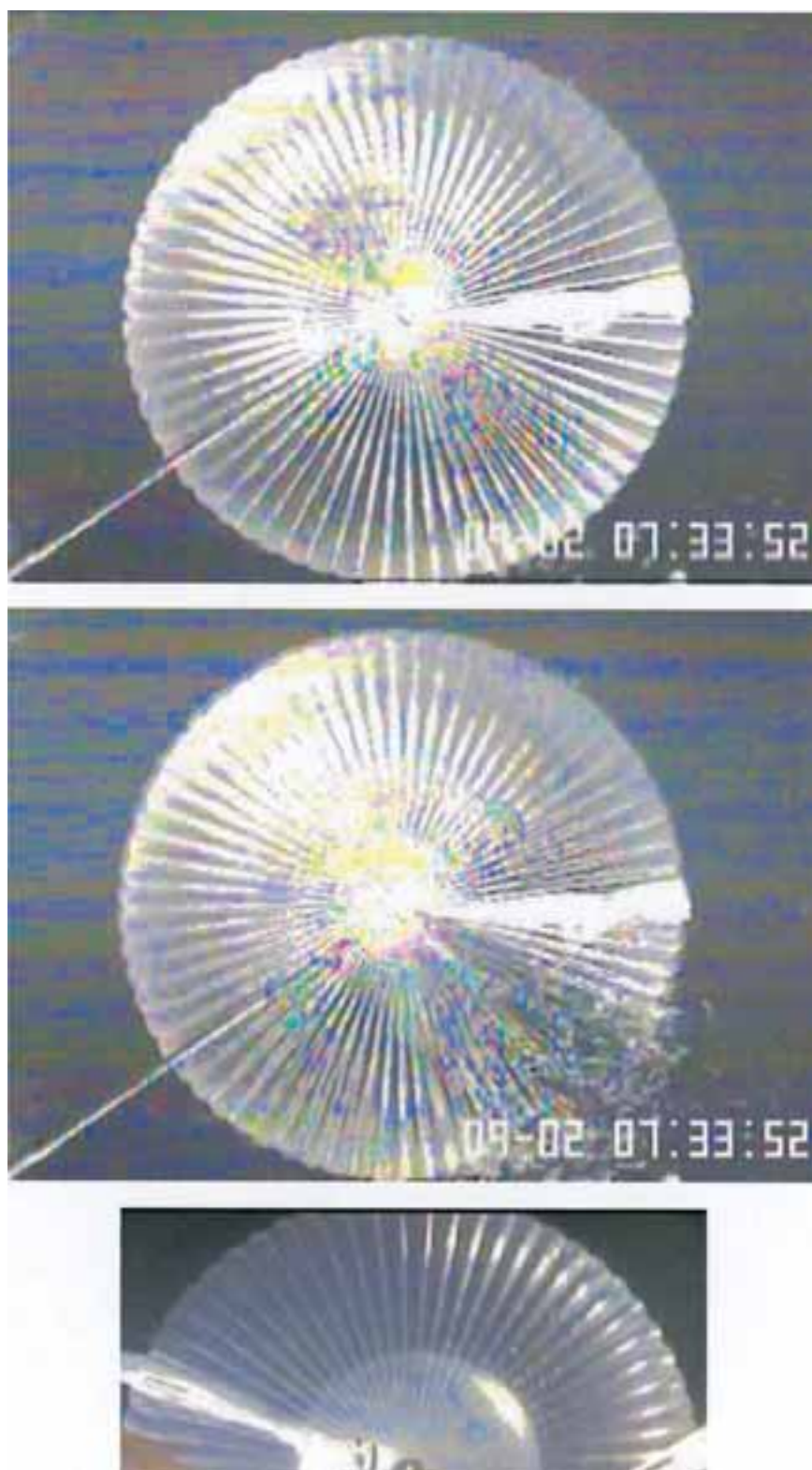


図 14 直径19m の試験体の 2 号機の破壊の様子，圧力差1,230Pa

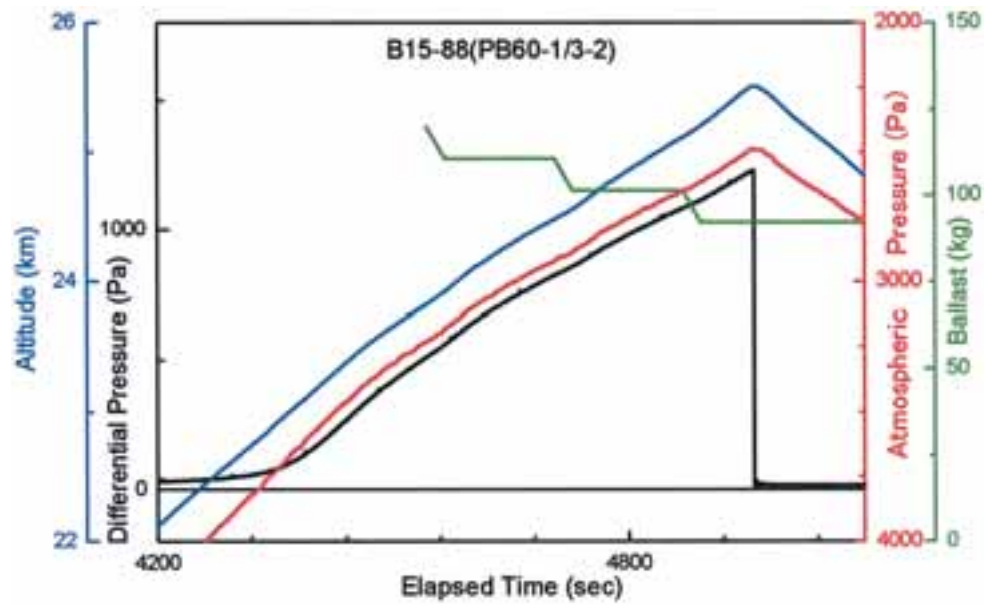


図 15 高度、圧力差、大気圧の時間変化（直径19mの試験体の2号機）

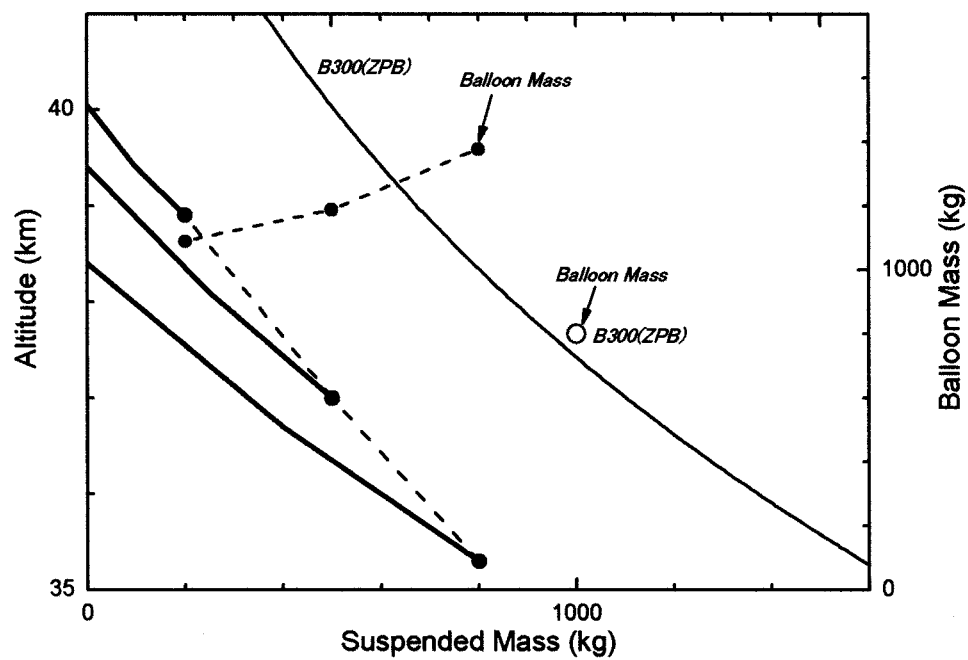


図 16 容積300,000m³のスーパープレッシャー気球の吊り下げ重量と到達高度の関係

参 考 文 献

- [1] 山上隆正, 他: 南極周回気球 (PPB), 宇宙科学研究所報告 特集, 31, 47-52, 1993.
- [2] 並木道義, 他: 2003年南極周回気球実験, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告, JAXA RR-03-001, 1-22, 2004.
- [3] 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.
- [4] N. Yajima: A new design and fabrication approach for pressurized balloon, Adv Space Res., 26, 1357-1360, 2000.
- [5] 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, 27-44, 2000.
- [6] N. Yajima, et al.: Three-dimensional gore design concept for high-pressure balloons, J. Aircraft, 38, 738-744, 2001.
- [7] 井筒直樹, 他: 高い耐圧性を有する気球の設計原理と飛翔テスト, 日本航空宇宙学会論文集, 49, 9-15, 2001.
- [8] N. Izutsu, et al.: Flight demonstration of a superpressure balloon by three-dimensional gore design, Adv. Space Res., 30, 1221-1226, 2002.
- [9] 山田和彦, 鈴木宏二郎: 膜構造エアロシエルの変形を解析するための多粒子系モデルとその検証, 日本航空宇宙学会論文集, 53, 51-60, 2005.
- [10] K. Yamada, et al.: Development of a superpressure balloon for practical missions, 25th Int. Symp. Space Tech. Sci., ISTS 2006-m-16p, 2006.
- [11] B. A. Lennon, S. Pellegrino: Stability of lobed inflatable structures, AIAA paper, 2000-1728, 2000.
- [12] C. R. Calladine: Stability of the 'Endeavour' balloon, 'Buckling of Structures: Theory and Experiment (Studies in Applied Mechanics, Vol 19) ed. I. Elishakoff et al.', Elsevier Sci. Pub., 133-149, 1988.
- [13] F. E. Baginski: Cleft formation in pumpkin balloons, Adv. Space Sci., 37, 2070-2081, 2006.