

# スーパープレッシャー気球とゼロプレッシャー気球を 組み合わせたタンデム気球の開発 II

斎藤芳隆<sup>\*1</sup>、飯嶋一征<sup>\*1</sup>、松坂幸彦<sup>\*1</sup>、松嶋清穂<sup>\*2</sup>、田中茂樹<sup>\*2</sup>、梶原幸治<sup>\*3</sup>、島津繁之<sup>\*3</sup>

## Development of a tandem balloon system with a super-pressure balloon and a zero-pressure balloon II

By

Yoshitaka SAITO<sup>\*1</sup>, Issei IJIMA<sup>\*1</sup>, Yukihiro MATSUZAKA<sup>\*1</sup>, Kiyoho MATSUSHIMA<sup>\*2</sup>,  
Shigeki TANAKA<sup>\*2</sup>, Koji KAJIWARA<sup>\*3</sup> and Shigeyuki SHIMADU<sup>\*3</sup>

### Abstract

The tandem balloon system with a super-pressure (SP) balloon and a zero-pressure (ZP) balloon, which can fly a long duration flight, has been developed since 2009. The fabrication procedure of a SP balloon covered by a net was studied and the first SP balloon was made in Nov. 2010, and the second balloon with an improved design was made in Apr. 2011 to show the resist pressure of 9,600 Pa which is comparable to the theoretical prediction. Then, the development to enlarge the balloon was continued and, in parallel, the flight termination mechanism of the SP balloon was investigated, and the launching procedure was studied. In May, 2012, a 20-m  $\phi$  balloon for the flight test was checked its deployment and gas leakage through the ground inflation test to show excellent results. On Jun. 9, 2012, the 20-m  $\phi$  balloon was launched with a 15,000 m<sup>3</sup> ZP balloon in the tandem configuration. The system was launched without problem with a procedure in which first filling a Helium gas in the ZP balloon and then filling the top part of the SP balloon to make the balloon in the elliptical shape. The tandem balloon system ascended to reach the level flight altitude of 29.2 km. The differential pressure between the inner pressure of the SP balloon and the atmospheric pressure increased as ascend. Although a small hole was made in the SP balloon at the differential pressure of 400 to 500 Pa, the differential pressure reached the highest value of 814 Pa and kept positive through the level flight lasting for 25 minutes due to its slow leakage. The perfect deployment of the SP balloon was monitored by the on-board ITV camera and its diameter was confirmed as designed. The altitude variation of the tandem balloon system was measured for the first time and the deviation was evaluated to be 11.2 m as the sigma of the Gauss distribution. It was well smaller than those of the ZP balloons as theoretically predicted. At the last of the flight test, the termination mechanism dropping a weight was also tested and it functioned as expected. Development to make a larger balloon for single balloon flights and a small tandem balloon system for atmospheric observation will be continued.

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

---

<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

<sup>\*3</sup> ナカダ産業株式会社

## 概要

長時間の飛行が可能であるスーパープレッシャー気球（SP 気球）とゼロプレッシャー気球（ZP 気球）からなるタンデム気球システムの開発を 2009 年より進めている。2010 年 11 月に網をかけた最初の SP 気球を製作し、2011 年 4 月には直径 3 m の SP 気球で耐圧性能 9,600 Pa を達成し、気球の製作方法を確立した。その後、SP 気球の大型化を行うと共に、SP 気球の破壊機構の開発、二つの気球を連結した状態で放球する手法の開発を進めた。2012 年 5 月には、飛行用の直径 20 m の SP 気球を製作し、地上試験により、展開性能、および、ガスの長時間保持に問題ないことを確認するに至った。2012 年 6 月 9 日にこの SP 気球と、体積 15,000 m<sup>3</sup> の ZP 気球からなるタンデム気球システムの飛行性能試験を実施した。放球は、ZP 気球に浮力をつけた後、ZP 気球とゴンドラの間に入れた SP 気球の頭部にガスづめして細長く膨張させる方法により、支障なく実施された。気球は順調に上昇し、SP 気球の内部ガス圧と大気圧との差圧も上昇しながら、高度 29.2 km で水平浮遊に入った。SP 気球は、400 ～ 500 Pa の差圧が印加された時点で数 cm<sup>2</sup> の穴が生じたものの、ガスの流出速度が遅かったため、最大差圧は 814 Pa に達し、25 分間にわたる水平浮遊時の間は正圧であった。気球が設計形状に展開しており、その直径も予測値と一致することが ITV カメラによる画像データから確認された。本実験によって、はじめてタンデム気球システムの水平浮遊時の高度変動が評価され、高度変動は分布を正規分布で評価した際の  $\sigma$  にして 11.2 m にとどまり、単独の ZP 気球での飛行時に比べ、高度変動が抑圧されることが確認された。飛行試験の最後には、錘を落とす方式の気球破壊機構を動作させ、地上試験時と同程度のフィルムの引き裂きが行われることを確認した。今後、単独で飛行させるより大型の SP 気球の開発を進めると共に、大気観測を念頭においた小型のタンデム気球の開発を並行して進める所存である。

**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

## 1. はじめに

長時間(数カ月程度)飛行できる気球システムとして、スーパープレッシャー気球(SP 気球)とゼロプレッシャー気球(ZP 気球)を連結したタンデム気球システムの開発を進めている。この気球システムでは、ZP 気球が浮力を失いシステム全体が降下すると周辺大気密度が上昇するため、体積が一定である SP 気球の浮力が増加し、気球の降下は停止する [1]。この原理を利用した気球は 1970 年代に Sky Anchor 気球として研究が進められたが [2][3]、大きな SP 気球が実現できなかったこともあり、それ以後は研究が進まなかった。タンデム気球の特徴は文献 [4] にまとめられており、単一の SP 気球とは長時間の飛行が可能であることが共通で、高度変化を利用するにはタンデム気球、嫌うならば単独の SP 気球の利用が便利である。タンデム気球が実現すれば、日々、高度別の大気成分の詳細観測をするといった新しいミッションが可能となる。

我々は、2009 年からタンデム気球システムの開発に着手し、最終目標として体積 50,000 m<sup>3</sup> の ZP 気球と体積 10,000 m<sup>3</sup> の SP 気球からなるタンデム気球システムの実現を目指している。このシステムは、100 kg のペイロードを日中高度 35.5 km、夜間高度 31.1 km において飛行させることが可能であり、小規模の科学ミッションを実施できる。このシステムの実現のためには、720 Pa の耐圧性能を有する SP 気球の開発、および、二つの気球を連結した状態で放球する方法の開発が必要である。通常用いられている ZP 気球でかかる最大圧力は地上において 70 ～ 100 Pa であり、単独で高度 35 km を飛行する SP 気球では 120 Pa が要求されている [5]。本タンデム気球システム用の SP 気球の要求耐圧は、これらに比べて 6 倍程度である。これらの開発のため、2 回の飛行試験を計画した。一つは体積 10 m<sup>3</sup> の超小型 SP 気球を用いて昼夜の温度差を測定して SP 気球への要求耐圧を定量化するためであり、もう一つは体積 3,000 m<sup>3</sup> の小型 SP 気球を用いて放球方法の確認、および、高度安定性の定量化などタンデム気球としての特性を評価するためである [4]。

我々は、2010 年 1 月に新しい高耐圧気球の製作方法として、薄く軽いポリエチレンフィルムの皮膜に高強度繊維の網をかぶせる手法を見出し、2010 年 4 月には直径 3 m の気球で 9,600 Pa の耐圧性能を発揮させることに成功した [6]。加えて、これと同型の気球を製作し、2011 年 6 月にゴム気球に吊り下げたタンデム気球システムとして昼夜をまたいだ飛行実験を実施し、皮膜温度が昼夜で 30 度変化すること、夜間のゴム気球の浮力が地上での値と比較して 5 % 減少することを測定してきた [4]。

表 1 ネットをかぶせた気球の諸元

気球番号	NPB3-1	NPB1-1	NPB01-2	NPB01-1	NPB001-2	NPB001-1
公称容積 (m <sup>3</sup> )	3,000	593	106	106	9.5	9.3
直径 (m)	20.6	12.0	6.76	6.75	3.03	2.99
全長 (m)	27.0	15.72	8.86	8.85	3.97	3.92
高さ (m)	12.3	7.18	4.05	4.04	1.80	1.79
ゴア数	30	16	12	12	20	12
最大ゴア幅 (mm)	2156	2354	1768	1767	516	783
フィルム厚 (μm)	10	10	10	10	20	20
網線強度 (N)	415	415	415	400	415	1330
縦ロープ数	3015	1608	603	864	402	96
網交点間隔 (mm)	101	101	101	320	101	500
赤道ロープ間隔 (mm)	43	47	71	49	48	196
弁座直径 (mm)	530	530	530	530	300	530
耐圧予想値 (Pa)	3,600	5,100	3,400	4,930	10,000	2,100
実測耐圧値 (Pa)	300	>800	1,800	試験せず	9,600	2,650
気球重量 (kg)	66	16	19	26	3	16

本論文は、二つ目の飛翔試験に向けた開発の経緯と飛翔試験の結果を報告するものである。まず、2章において、大型化を進めながらより最適な気球製作方法を模索した経緯と、それを通じて深めた網を被せた気球の理解を報告する。次に、3章において、錘を落下させて皮膜を破る気球破壊機構の開発を報告する。4章においては、SP気球の長手方向に張力が働いた状態でガスづめするという、新しい放球方法の開発を報告する。5章においては体積 3,000 m<sup>3</sup> の SP 気球と体積 15,000 m<sup>3</sup> の ZP 気球からなるタンデム気球飛翔性能試験の経緯とその結果について報告する。6章において全体をまとめる。

## 2. 高耐圧気球の開発

表 1 は、これまでに製作、試験した網をかけた SP 気球の諸元の一覧であり、表 2 は、これらの気球を用いた実験の経緯をまとめたものである。小型の気球の製作から開始し、問題点を洗い出しつつ、順次大型化を進めた。実験にあたっては、気球の膨張の様子を 120 度ずつ離れた水平 3 方向から、および、上からの 4 方向からビデオカメラで撮影し、気球の内圧を気球尾部に取り付けた圧力ポートと差圧計をつないで計測している。本章では、高耐圧 SP 気球の開発の経緯、および、実験の詳細について報告する。

### 2.1 NPB01-1 気球：網をかぶせた最初の φ6 m 気球

2010 年 4 月に、直径 3 m の気球にロープで作った網をかぶせた気球を製作し、膨張、破壊試験により、網をかぶせて耐圧性能を高める手法の原理を実証した [6]。その後、網の開発に着手した。破断までの伸びが小さく、重量あたりの破断強度が大きいことから、原糸にはベクトラン [7] を採用した。2010 年 7 月に 1670 dtex の原糸 5 本撚りで目合 320 mm のラッセル網を製作した。しかし、破断強度は 400 N と原糸強度の和の 24 % に留まり、単位長さあたりの重量が 2.4 g/m と不十分な性能のものであった。破断強度が 400 N であるならば、単位長さあたりの重量は 0.35 g/m 程度である必要がある。ともあれ、この網を 10 μm 厚のポリエチレンフィルムにかぶせ、直径 6 m の気球 (NPB01-1) を製作することで、網をかぶせる具体的な方法の確立とその有効性の評価を行った。網を気球にかぶせるには、気球の両極において網の長手方向の端部を他の網の端部と結合し、横方向の端部を隣の網の端部と結合し、かつ、網と皮膜とを結合させる必要がある。この気球においては、網の長手方向の端部は、気球の極部の弁座の周囲に配置したステンレス製のリングに縛って固定し、網と網とは亜麻糸 20×3 で縛ることで結合させた。また、フィルムと網とはフィルム同士の溶着部に 40 μm 厚のポリエチレンテープを熱溶着し、それに網を亜麻糸 20×3 で縛ることで結合させた。

表 2 地上気球膨張試験

実験日	2010/11/4	2011/2/25	2011/4/12	2011/4/26
使用気球	NPB01- 1	NPB001- 2	NPB001- 2	NPB001-2
場所	藤倉航装 船引工場駐車場	小野町 町民体育館	宇宙研バス車庫	宇宙研バス車庫
気温 [℃]		10		
ガス	He ボンベ 3 本+ 空気	He ボンベ 1 本+ 空気	He ボンベ 1 本+ 空気	He ボンベ 1 本+ 空気
特徴	網を被せた最初の気球	軽い無結節網を使用 網目を正方形に近付け展開性能 を改善 網をロードテープに縛って固定	ガス注入口を強化	網同士の結合糸を強化
達成点	網を被せた気球の製作	正常展開を確認 耐圧性能 6,500 Pa	耐圧性能 5,900 Pa	耐圧性能 9,600 Pa
問題点	網の展開が不完全 網と皮膜の結合部のはずれ	ガス注入口が破損	網同士の継ぎ目で破損	

実験日	2011/6/2	2011/8/10	2012/5/9	2012/5/8
使用気球	NPB01- 1	NPB1- 1	NPB1- 1	NPB3-1
場所	田村市体育館	田村市体育館	小野町 町民体育館	小野町 町民体育館
気温 [℃]	18		14	15
ガス	He ボンベ 3 本+ 空気	He ボンベ 3 本+ 空気	He ボンベ 3 本+ 空気	空気
特徴	直径 6 m に大型化 気球引裂部の耐圧確認	直径 12 m に大型化 ロードテープを弁座に固定		直径 21 m に大型化
達成点	正常展開を確認 耐圧性能 1,800 Pa 上圧力で気球引裂部耐圧確認	正常展開を確認 耐圧性能 800 Pa 以上を確認	ガス詰め方法確認 引裂機構動作確認	正常展開を確認 ガス漏れが小さいことを確認
問題点	極部弁座カバー脇が破損		尾部ロープリングが破損	

この気球の膨張実験を 2010 年 11 月 4 日、藤倉航装株式会社船引工場の風洞外の駐車場にて実施した。当日は快晴で、風は最大 5 m/sec 程度吹いていた。気球をクレーンで吊り下げ、ヘリウムガスを 7 m<sup>3</sup> のガスボンベ 3 本から詰めた後、気球をたてあげ、以後、空気で膨張させた。当初は破壊まで空気を注入する予定であったが、所期の形状が得られなかったため、200 Pa の圧力の印加までとし、ガスを排気した。

本実験により、以下の問題点が判明した。網が設計通りに展開せず、全体形状が設計形状とならないことは、耐圧性能が設計とおりとならないことを意味し問題である。

- ・ 網が横方向に均一には広がらず、一部、網が束になった部分が生じたり（図 1 上左右、中左）、網が三重に被った部分が生じた（図 1 中右）。
- ・ 圧力がかかった時点でも網は均一にならず、網が束になった部分が気球に食い込んでいた。
- ・ 圧力を印加することで、展開した部分もあったが、多くは 200 Pa を印加した時点でも展開していなかった。
- ・ 圧力がかかった時点でも、気球下部のフィルムには余りが見られた（図 1 左下）。
- ・ 展開の過程で、フィルムと網の結合部が外れた箇所が生じた（図 1 右下）。



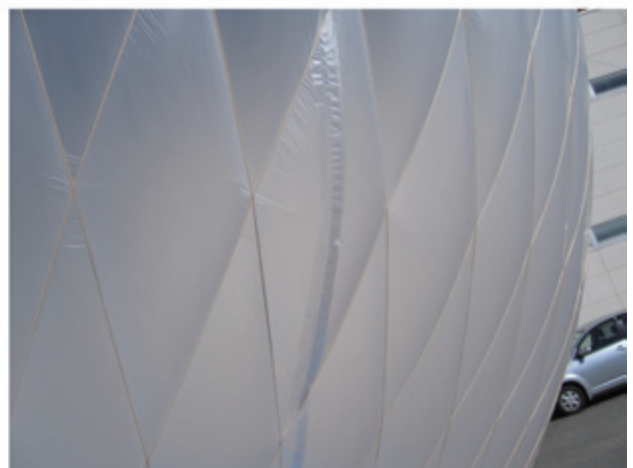
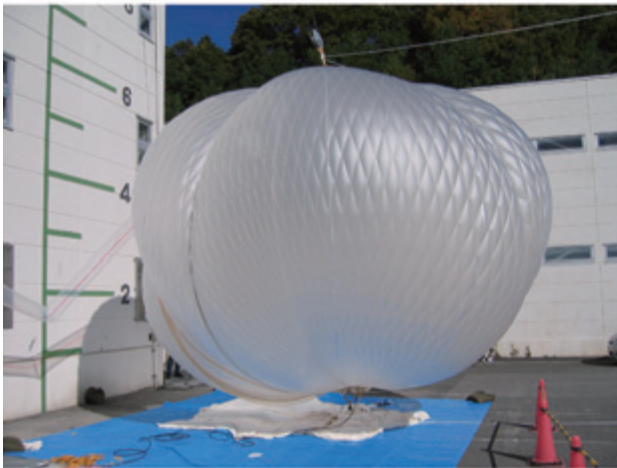
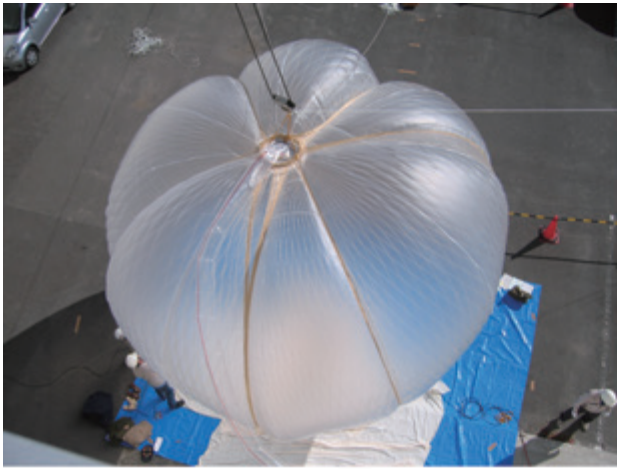


図 1 展開時の気球形状 (NPB01-1)

## 2.2 NPB001-2 気球 : 初めて完全展開した網をかぶせた気球

NPB01-1 気球においては、網の重量が重い、という問題があった。この解決のため、1670 dtex の原糸 2 本撚りで目合 101 mm の無結節網を開発した。この網は、網線重量 0.364 g/m で、420 N の破断強度を有し、NPB001-1 気球で用いたロープと強度あたりの重量が同程度である。以後の気球では、いずれも、この網を用いている。

加えて、網目が展開しないところが生じ、気球が完全には展開しないという問題が生じていた。この対策として、網目の縦横比（菱形の網目形状において、横方向の対角線長を縦方向の対角線長で割った値）をより大きくし、網目を正方形に近付ける改良を施した。図 2 に赤道部における平均的な網目形状を製作した気球ごとに示した。最初に製作したロープで作った網をかけた気球（NPB001-1 気球）では、正常に網目が展開していた。NPB001-1 気球と NPB01-1 気球との網目の設計形状を比較すると、後者の方が細長い。NPB01-1 気球において展開していた部分の網目の形状は、設計値よりも縦横比が大きくなっており、縦横比を大きくすることで網目は展開しやすくなるものと推測された。このため、この気球では赤道部における網線の間隔を 48 mm に設定した。これにより縦横比は、NPB01-1 気球よりも 3 倍大きくなる。

また、NPB01-1 気球ではフィルムと網との結合がはずれる問題も生じていた。この対策のため、網の縛り付けをフィルム同士の結合部に熱溶着したロードテープに行うこととした。加えて、軽量化のため、気球極部のステンレス製リングを廃止し、ケブラーロープ製の多角形のリングに網を束ねて縫いつける端点処理へと変更した。

2011 年 2 月に、これらの改良を施した直径 3 m の気球（NPB001-2）を 20  $\mu\text{m}$  厚のポリエチレンフィルムを用いて製作し、膨張試験を行ったところ、気球が完全に展開することが確認され、網と網との結合糸をベクトラン糸に変更する改良を施した 2011 年 4 月には破壊圧 9,600 Pa の性能を発揮させることに成功した（図 3）[6]。なお、フィルムの降伏点強度と伸び、および、赤道部の網線間隔から文献 [6] の方法で求まる耐圧性能は 11,000 Pa であり、また、NPB001-1 気球の耐圧性能 2,560 Pa を赤道部の網線間隔の比からスケールリングして求まる耐圧性能は 10,000 Pa である [6]。同型の気球 NPB001-3 は、2011 年 6 月に大樹航空宇宙実験場において、2 kg のゴム気球と組合せた超小型タンデム気球として飛翔性能試験が実施され（図 4）、昼夜で SP 気球の皮膜温度が 30 度変化すること、ゴム気球の夜の浮力は地上での値と比較して 5 % 減少することが判明した [6]。この実験のもう一つの目的であった、低温での耐圧試験は、気球に 0.6  $\text{cm}^2$  程度の穴があいており、十分な加圧ができず、実施することができなかった。穴は製作時にあいていたか、あるいは、気球尾部の気圧計測ポートが気球の回転により捻れたことによって生じたものと推測されており、差圧の上昇速度が想定よりも遅かったことから穴の大きさが推定されている。この問題は、事前に膨張試験で穴がないことを確認すること、および、気圧計測ポートが捻れなくする改良を施すことで克服できるものと考えている。

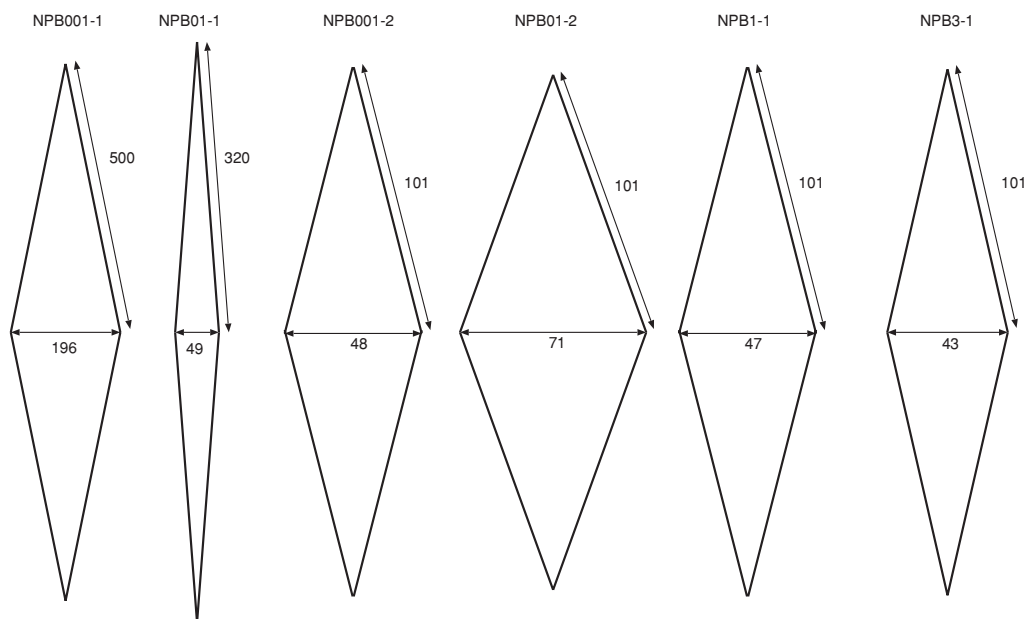


図 2 表 1 に記した気球の赤道部の網目形状の比較。NPB001-1 気球、および、NPB01-1 気球については、他の気球と縮尺が異っており、前者は他の気球の 1/5、後者は 1/3 の縮尺となっている。

## 2.3 NPB01-2 気球：初めて完全展開した $\phi 6$ m 気球

### 2.3.1 NPB01-2 気球の特徴

直径 3 m の NPB001-2 気球の成功を踏まえて、より大型の直径 6 m の気球を 10  $\mu$ m 厚のポリエチレンフィルムを用いて製作した。前回の直径 6 m の気球（NPB01-1）と比較すると、網をラッセル網から軽い無結節網へと変更すると共に、網目の設計形状をより正方形に近づけることで網目の展開性を改善した（図 2）。また、気球極部の網端部の固定方法を、ステンレス製リングに網を縛りつける方法から、ゼロプレッシャー気球と同一の弁座の周辺に六角形に配置したケブラーロープに網を束ねて縫いつける方法へと変更した。引き裂き用のボタン（3.1 節参照）も装着し、この部分の耐圧性能を確認することとした。

### 2.3.2 展開、破壊実験

展開、破壊実験を 2011 年 6 月 2 日、田村市体育館にて実施した。ヘリウムガスを注入後、空気によって膨張させたところ、良好に展開し（図 5、6）、赤道部のしわも発生しなかった。200、400、600、800 Pa にて、赤道部におけるネット横幅（表 3）、および子午線長（表 4）、を測定した。破壊圧は 1,800 Pa であり（図 7）、頭部、下部の弁座カバー脇が破壊した（図 8、9）。気球引き裂き部にも損傷がみられず（図 10）、圧力をかけても問題ないことが確認された。



図 3 破裂する直前の気球（NPB001-2、宇宙研車庫）



図 4 放球された NPB001-3 気球

表 3 赤道部のネットの幅の差圧による変化

差圧 [Pa]	200	400	600	800
計測箇所 1 [mm]	75	73	72	72
計測箇所 2 [mm]	70	74	77	77
計測箇所 3 [mm]	70	71	72	70
計測箇所 4 [mm]	74	74	76	75
計測箇所 5 [mm]	65	65	67	68
計測箇所 6 [mm]	70	71	73	72
計測箇所 7 [mm]	73	72	73	73
計測箇所 8 [mm]	71	72	73	73
計測箇所 9 [mm]	68	67	68	70
計測箇所 10 [mm]	73	74	75	74
計測箇所 11 [mm]	68	69	70	69
計測箇所 12 [mm]	72	73	73	74
平均値 [mm]	70.8	71.3	72.4	72.3
標準偏差 [mm]	2.7	2.8	3.3	2.9



表 4 子午線長の差圧による変化

差圧 [Pa]	200	400	600	800
子午線長 [mm]	9230	9310	9320	9330



図 5 しわなく展開した気球 (800 Pa)

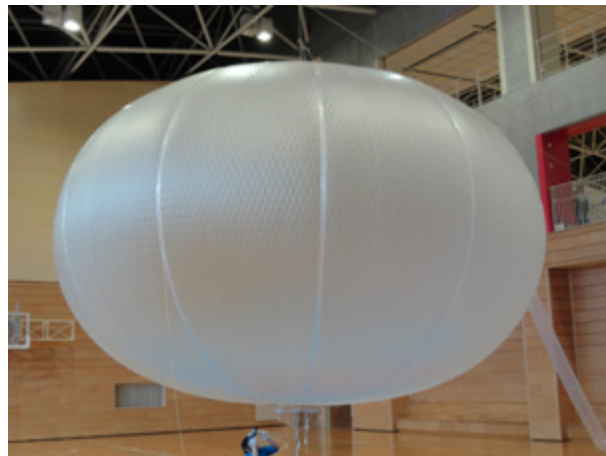


図 6 破裂した直後の気球

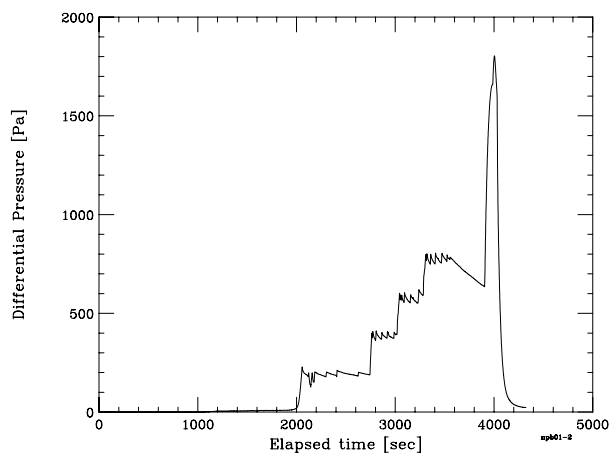


図 7 気球の差圧の時間変化



図 8 気球頭部の破壊箇所 (赤線内側)



図 9 気球尾部の破壊箇所



図 10 気球破裂後の引き裂き部 (赤線内側)



### 2.3.3 議論

#### 気球の膨張

800 Pa が加わった時点での、網にかかる張力  $T$  は、

$$T = \frac{\Delta P \pi R^2}{n} \frac{l}{\sqrt{l^2 - s^2}} \quad (1)$$

$$= \frac{800 \times \pi \times 3.39^2}{600} \frac{101}{\sqrt{101^2 - 35^2}} \quad (2)$$

$$= 51 \text{ [N]} \quad (3)$$

である。ここで、 $\Delta P$  はフィルムにかかる圧力、 $R$  は気球の赤道部の半径、 $l$  は網の交点間隔、 $s$  は赤道部の網線間隔の半分、 $n$  は網線の数である。網の応力ひずみ曲線は図 11 であり、51 N における網の伸びは 2.5 % である。気球が相似形で膨張するならば、縦横共に 2.5 % の伸びが想定される。

網の赤道部の交点間隔の平均値の圧力による変化を図 12 に示す。設計値 70.8 mm に対し、200 Pa 印加時にはほとんど変化なく、800 Pa 印加時には 2.1 % の伸びとなっている。この値は、相似膨張の予想値 2.5 % とほぼ一致する。なお、この距離はフィルムに沿って計ったものであり、フィルムが曲率をもつ効果によって、直線距離よりも少し長くなる。フィルムの曲率はまちまちであり、この定量化は困難である。

一方、子午線長の方は、予想と異なる。子午線長の圧力による変化を図 13 に示す。そもそも 200 Pa の時点で設計値の 8860 mm よりも 4.2 % 長く、800 Pa にいたっては 5.3 % 長い。

したがって、気球の形状がオイラーの楕円形（いわゆるかぼちゃ型）からずれ、縦方向に伸びているようである。気球の形状がオイラーの楕円形となるのは、縦方向張力のみが働いている場合であるが、網をかけた気球の場合は、横方向にも張力が働いている。このため、オイラーの楕円形よりも球に近い形状となると考えられ、この結果はこの効果を見ているものと思われる。この気球の場合、NPB001-2 と比べて網目を広げて利用しているため、この効果がより大きく観測されたものと思われる。

#### 破壊圧

この気球の破壊予定圧は文献 [6] の方法で推測すると、3,400 Pa であるのに対し、実際に発揮された耐圧性能は 1,800 Pa であった。また、破壊の予想場所は赤道部であったのに対し、実際の破壊箇所は頭部、下部の弁座カバー脇であった。

この気球では、ロードテープが弁座の抑え金具に挟まっておらず、頭部、尾部のフィルムに応力が集中する構造となっていた。フィルムに縦方向に応力がかかり、この場所で破断したものと思われる。

フィルムと網の長さの関係は、網が展開した際の赤道部の菱形の対角線の長さとなるよう、網 2 目（408 mm）に対して、フィルムを 383 mm と設定していた。これは、フィルムの方が、網よりも 6.5 % 短くなっていることに相当している。網とフィルムとの関係は、赤道部では、実際にフィルムの方が、網よりも 6.5 % 短くなるが、両極においては菱形はつぶれ、網とフィルムとは、ほぼ同じ長さとなる。したがって、フィルムに応力がかかった状況となる。

これを定量的に評価する。まず、1,800 Pa かかった時点で網線一本にかかる張力  $T$  は、

$$T = \frac{\Delta P \pi R^2}{n} \frac{l}{\sqrt{l^2 - s^2}} \quad (4)$$

$$= \frac{1800 \times \pi \times 3.39^2}{600} \frac{101}{\sqrt{101^2 - 35^2}} \quad (5)$$

$$= 113 \text{ [N]} \quad (6)$$

である。図 11 より、113 N の力がかかった際の伸びは、3.3 % である。頭部、尾部のフィルムには、横方向の伸びを拘束された状態で 6.5 + 3.3 = 9.8 % の縦方向の伸びが要求されていたことになる。加えて、途中までロードテープが溶着されており、ロードテープ溶着の端点で破断していることから、ロードテープが溶着されていない部分には 9.8 % より大きな伸びが要求されていたものと思われる。フィルムの伸びと破断に関して、同一条件での試験データはないが、一軸引張試験の降伏点伸びは 8 % である<sup>2</sup>[8]。また、シリンダー気球による試験では 10 % の伸びで横方向（TD）がクリープすることが知られている。縦方向（MD）の伸びも同程度だとすると、この圧力での破断は尤もである。

1 ベクトラン原系の伸びの温度係数は、メーカーによると  $-6.0 \times 10^{-6}$ （温度が 1 度下がると、 $(1 - 6.0 \times 10^{-6})$  倍の長さになる）であり、網の伸びは構造的な変形による要因が主である。

2 TD 方向の降伏点伸びは 7 %

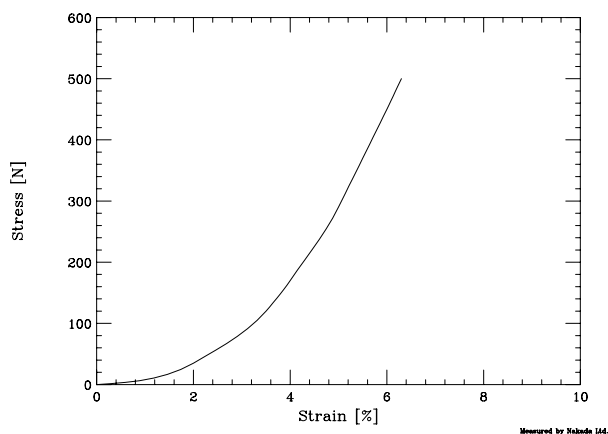


図 11 網の応力ひずみ曲線

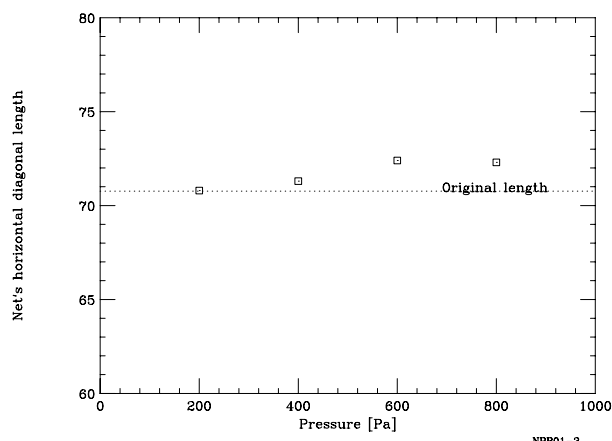


図 12 網の赤道部の交点間隔の平均値の圧力による変化

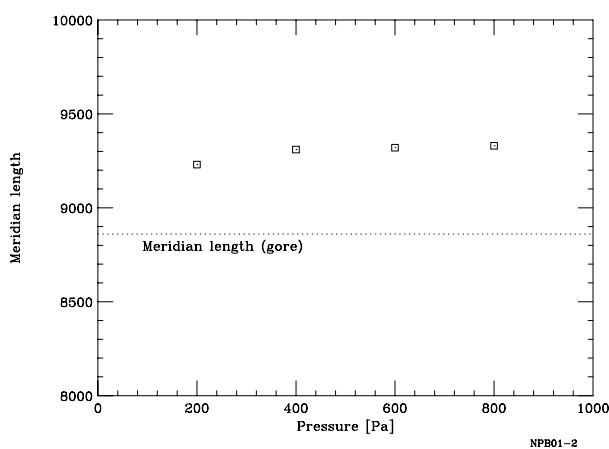


図 13 気球の子午線長の圧力による変化

## 2.4 NPB1-1 気球: $\phi$ 12 m 気球

### 2.4.1 NPB1-1 気球の特徴

直径 6 m の NPB01-2 気球の膨張試験の結果を踏まえて、より大型の直径 12 m の気球を 10  $\mu$ m 厚のポリエチレンフィルムを用いて製作した。NPB01-2 気球で発生した極部のフィルムに応力が集中した問題は、ロードテープを弁座の抑え金具に挟むことで解消させた。引き裂き機構も装着し、その有効性の確認を併せて行った。

### 2.4.2 一回目の展開試験

展開実験を 2011 年 8 月 11 日、田村市体育館にて実施した。図 14～19 のように気球は問題なく展開した。図 14 で気球が斜めになっているのは、天井のつり点までの高さが 16 m であるのに対し、気球の全長も 16 m であり、加えて吊り紐などの長さが必要であるため、膨張前の気球を完全につりさげることができず、斜めになった状態でガスづめせざるを得なかったためである。耐圧性能は 800 Pa を有することが確認された。また、途中、200、400、600、および、800 Pa において気球の子午線長を計測した（表 5）。いずれも設計長 15.724 m よりも有意に長くなっており、NPB01-02 気球で観測された現象が再現していた。実験後、気球は折り畳み、損傷箇所の点検、修理を行って、次の試験に備えた。

### 2.4.3 二回目の展開試験

前回の展開試験では、気球をたてあげて膨張させたが、タンデム気球システムにおいては、ZP 気球の下に吊り下げられた状態で飛行させることになる。これに対応するため、横倒しの状態でガスをつめる手順を検討した。この手順の問

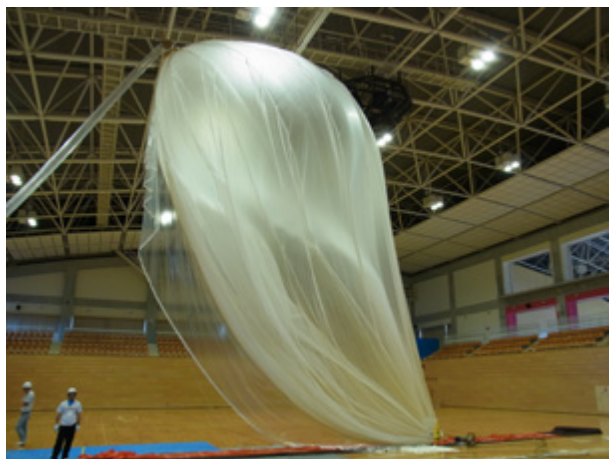


図 14 気球の展開の様子（その 1）



図 15 気球の展開の様子（その 2）



図 16 気球の展開の様子（その 3）



図 17 気球の展開の様子（その 4）



図 18 気球の展開の様子（その 5）



図 19 完全に展開した気球

題点の洗い出し、および、引裂機構の動作確認のため、二回目の展開試験を 2012 年 5 月 9 日に小野町町民体育館にて実施した。実験の経緯は、4 章で述べる。前回と同様に展開させた後(図 20)、加圧して子午線長の差圧による変化を計測し、表 5、図 21 の結果を得た。一回目の展開試験の結果を再現しており、NPB01-02 気球の場合と同様に設計値よりも実測値の方が長くなることが確認された。

この膨張試験では 800 Pa の圧力をかけたところ、気球尾部のロープリングが破損する不具合が発生した。印加した最大圧力は 814 Pa であり、前回の膨張試験における最大圧は 811 Pa であった。その後の調査の結果、ロープリングにおいてロープをリングに加工する際の処理方法に問題があったことが判明した。3 つの供試品に対し引張試験を行ったところ、ロープ自体の公称強度が 29 kN であるのに対し、最低、6.8 kN の強度しか発揮できないものがあった。814 Pa 印加時にロープにかかる力は 7.7 kN であり、NPB1-1 の試験でロープリングが破損したのは尤もである。その後、ロープ端の引込部の長さを増す改良を施し、破断強度が 33 kN となることを確認した。以後の気球では、この手法を用いて製作することとした。

## 2.5 NPB3-1 気球: $\phi$ 20 m 気球

飛翔試験用に、直径 20 m、体積 3,000 m<sup>3</sup> の気球を 10  $\mu$ m 厚ポリエチレンフィルムに網をかけて製作した。飛翔実験に先立ち、問題なく展開することと、気球からのガス漏れが十分小さいことを確認する膨張試験を実施した。

実験は 2012 年 5 月 8 日、小野町町民体育館にて実施した。図 22 のように、気球を天井から吊り下げた後、空気で膨張させた。膨張時間を短縮するため、空気の注入は頭部と尾部の両方から行った。天井の高さにくらべ、気球長の方が長く、気球は斜めになっている(図 23)。展開の途中では図 24 のように、S-Cleft 状の切れ込みが入っていたが、ガスを注入するにつれて自然に解消された。図 25 が満膨張となった際の写真である。展開は正常に行われ、大きな局所的な網の偏りも見られなかった。100 Pa まで加圧し(図 26)、圧力の変化からガス漏れの状況を調べ、 $-1 \times 10^{-2}$  Pa/sec 以下であることを確認した。このリークレートは 3 時間の飛翔においても 110 Pa 以下の圧力減少に留まることを意味する。飛翔試験においては 1,000 Pa 以上に加圧する予定であるため、飛翔中十分な正圧を保つことが可能である。その後、排気を行い、気球を回収し、点検、修理を行った。

表 5 子午線長の差圧による変化

一回目の試験 (2011 年 8 月 11 日)				
差圧 [Pa]	200	400	600	800
子午線長 [mm]	15985	16085	16148	16210
二回目の試験 (2012 年 5 月 9 日)				
差圧 [Pa]	50	200	400	600
子午線長 [mm]	15883	16037	16076	16171



図 20 満膨張となった気球

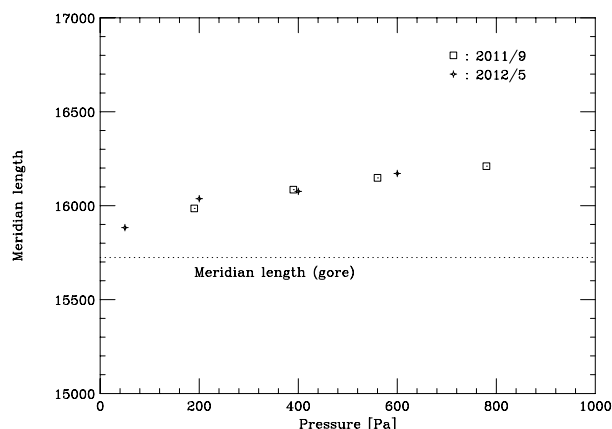


図 21 圧力による子午線長の変化





図 22 天井から吊り下げた気球



図 23 斜めになった状態で膨張



図 24 途中、S-Cleft 状の切れ込みが入る



図 25 満膨張になった気球

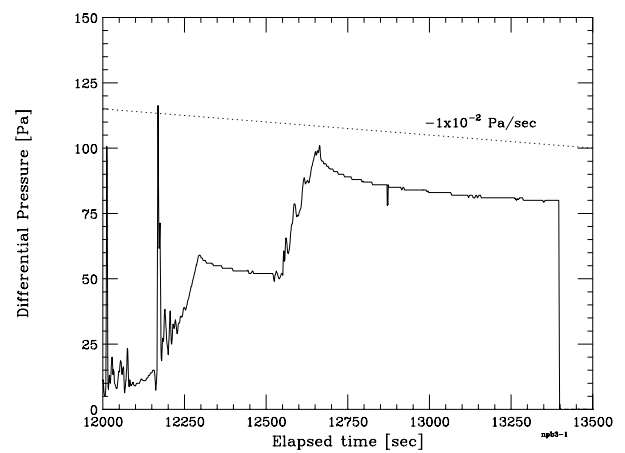
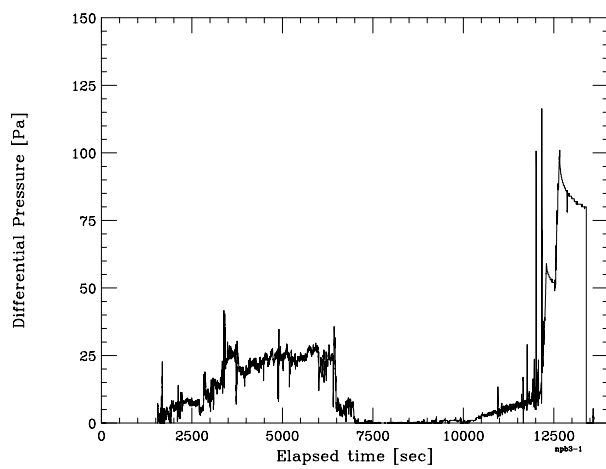


図 26 気球の差圧の時間変化（右図は左図の拡大図）

### 3. 網をかけた気球の破壊機構の開発

気球実験においては、安全に実験を終了させるため、実験の最後に気球を破壊し、気球を降下させる。Lobed-pumpkin 型、および、俵型の SP 気球においては、搭載ゴンドラの吊り紐を切断し搭載機器が降下を始める際に、その重量を利用して紐を引っ張り、それに結びつけられたナイフが飛出してフィルムを切り裂く破壊機構が取り付けられている（図 27 左）[9]。一方、大型の ZP 気球においては、搭載機器が降下を始める際の重量を利用して、引裂部を引っ張り気球皮膜を破っている（図 27 中央）[10]。薄膜型高高度気球においては、気球頭部に錘が搭載されており、その錘を降下させ、その重量を利用して気球皮膜を破る方式と、搭載機器重量を利用する大型 ZP 気球の方式とが並列に装備されている（図 27 右）[10]。網をかけた気球にナイフで切る方法を適用すると、皮膜のフィルムがポリエチレンであり裂けにくいいため十分な穴を開けられない可能性があり、しかも、網はロープのように一箇所を破壊しても大きく移動しないため複数箇所を切断する必要があり機構が複雑になるという問題がある。また、大型の ZP 気球の機構を適用し引裂紐を網目から引き出すと、引裂紐と網と絡まる可能性がある。このため、薄膜型高高度気球で用いられている、頭部につけた錘を利用する方法の適用を考えた。薄膜型高高度気球では 6  $\mu\text{m}$  厚のフィルムが用いられており、本 SP 気球においては 10  $\mu\text{m}$  厚のフィルムを用いているため、錘の重量を倍の 600 g とした。また、薄膜型高高度気球では、パネルを細長く裂く構造となっているが、排気面積を大きくするため、本 SP 気球においては、大型の ZP 気球と同様の V 字型の構造とした。

#### 3.1 引裂部分の漏れ、耐圧試験

SP 気球においては、引裂部分にも定常的に圧力がかかっており、加圧によって破壊せず、しかも、この部分からのガス漏れが十分小さい必要がある。これらの確認のため、図 28 のように、引裂部分の周辺 10 cm 角を 10  $\mu\text{m}$  厚のポリエチレンフィルムで製作し、それ以外をガラステープで強化したウレタン布で円筒気球を作成した。気球に少量のアンモニアを入れた後、空気を注入して 720 Pa に加圧し、1 時間にわたり引裂部分の周辺からの漏れがないことをフェノールフタレイン反応によって確認し、空気で加圧して気球を破壊し破壊圧が 4,500 Pa 以上であることを確認した。1 章で述べたように、720 Pa は本研究における SP 気球の使用圧力であり、これらの試験を通じて使用耐圧で有意なガス漏れが見られず、使用耐圧の 6.25 倍の耐圧性能を有することが確認された。また、2.3 章で述べたように、直径 6 m の気球 NPB01-2 に引裂部を設けて加圧試験を実施し、気球が 1,800 Pa で破壊した後でも引裂部が損傷しないことを確認した（図 10）。

#### 3.2 引裂機構の動作確認

引裂機構の動作を確認するため、引裂部の供試体を作り、継続的に破壊する試験と錘を落下させて破壊する試験を行った。試験方法は文献 [10] と同様である。錘による引裂試験では、実際の気球に適用する 600 g の錘を 8 m の高さから落下させた場合と位置エネルギーが等しくなるよう、1.6 kg の錘を 3 m の高さから降下した後に引き裂きを開始させた。結果を表 6、7 に示す。この機構によりフィルムを 1 ～ 1.7 m 引裂くことが可能であることが確認された。

#### 3.3 NPB1-1 気球による引裂機構の動作確認

NPB1-1 気球に引裂機構を装備し 2.4 章で述べた膨張試験の後に、動作の確認を行った。気球を 50 Pa に加圧した後、破壊機構を動作させた。正常に働き、2 m 程度が引き裂かれることが確認された（図 29、30）。

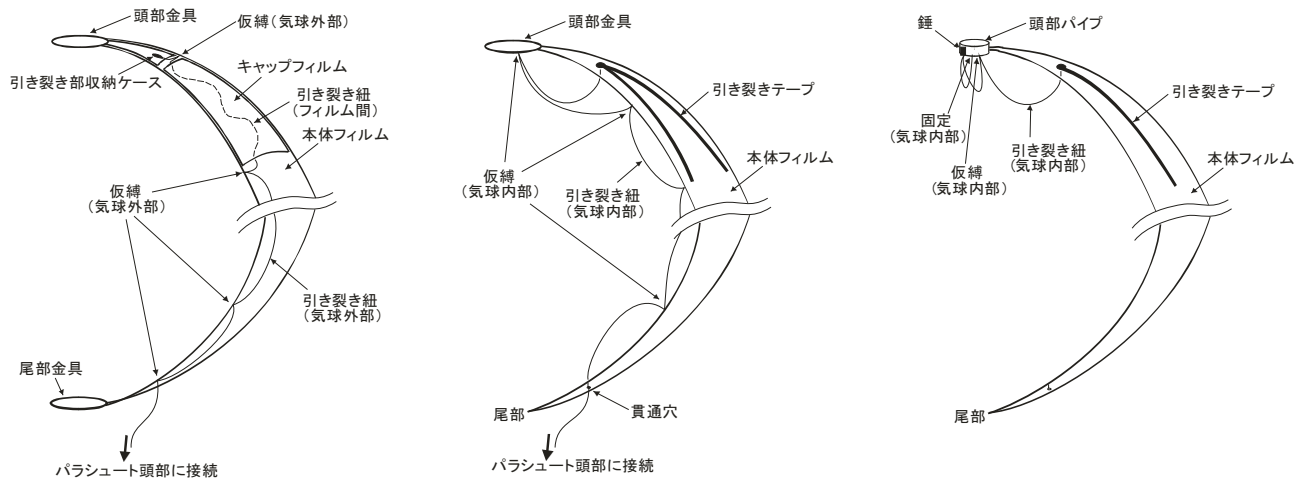


図 27 気球の破壊機構。左 : Lobed-pumpkin 型、および、俵型の SP 気球用、中央 : 大型の ZP 気球用、右 : 薄膜型高高度気球用。  
左、中央の図は文献 [9] から引用。

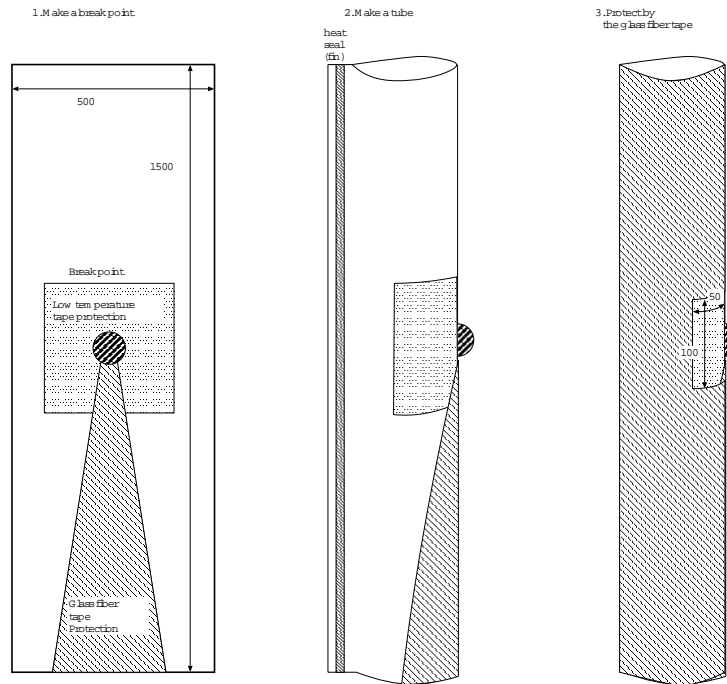


図 28 引裂部分の漏れ、耐圧試験用供試体

表 6 継続引裂試験

供試体番号	破断開始荷重 [N]	継続引裂荷重 [N]		
		最大値	最小値	平均値
1	33.5	44.3	1.25	17.3
2	25.8	34.6	2.43	13.7
3	54.1	42.0	1.76	16.6

表 7 1.6 kg の錘を降下させた際の引裂距離

供試体番号	左端引裂距離 [mm]	右端引裂距離 [mm]
1	960	990
2	1545	1545
3	1582	1682

#### 4. 放球方法の開発

タンデム気球システムでは、二つの気球を連結して飛翔させることが必要である。Sky Anchor 気球においては、図 31 [3] のように気球ごとに対応するスプーラーを配置し、単独で打ち上げる気球と同様にガスづめして放球していた。一方、気球のガス詰めを風の影響のない屋内で行った後に屋外に移動できるというスライダー放球装置の機能を生かすには、二つの気球を連結した状態で移動させる方法を確認する必要がある。このため、SP 気球をゴンドラと ZP 気球の間に配置し、SP 気球を空中に浮かせた状態を作り出し、その状態で格納庫の外に移動させることを考えた。図 32 ～ 36 に放球手順を示す。当初、SP 気球にファスナーで解放できるスリーブをかぶせ、システムを立てあげたのちに解放する方法を検討した。しかし、確実にファスナーを展開する方法が確立できなかった。そこで、ZP 気球に先にガスを詰め、SP 気球が引っ張られている状態でカラーで縛った SP 気球の頭部にヘリウムガスを詰め、立てあげた後にカラーを解放する方法を考案した。この手法の定性的な模擬として、NPB1-1 気球を用い、気球尾部を固定し、頭部を手で引っ張った状態でガスを注入する実験を行った。実際の気球においては、100 kg 以上の張力がかかるため、定量的な模擬とはならないが、懸念された注入開始時の挙動を確認することと、実際に放球に携る者が作業することで手順を確認すると共に作業の習熟を目指した。

実験は 2012 年 5 月 9 日、小野町民体育館にて実施した。まず、気球を引っ張りながら展開するため、入口横のボックスをアンカーとし、気球を展開し、ヘリウムガスを注入した（図 37 ～ 41）。気球のカラー位置は、補遺 A にあるように、7 m にセットした。気球には、問題なくガスが注入できることが確認され、カラー位置での網のずれは見られなかった。なお、気球の側面では網の垂れ下がりが見られた（図 42）が最終的には問題なく網は展開した。



図 29 引き裂き機構が動作したところ



図 30 引き裂かれた気球

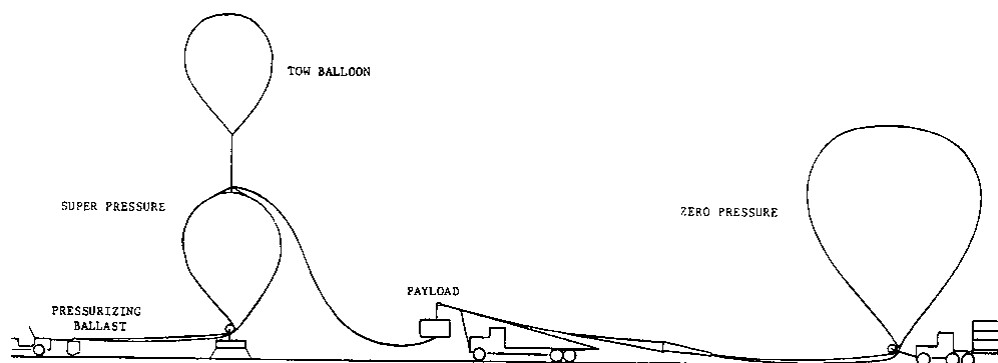


図 31 Sky Anchor 実験における放球方法 [3]。気球ごとに対応するスプーラーを配置し、単独で打ち上げる気球と同様にガスづめして放球してる。



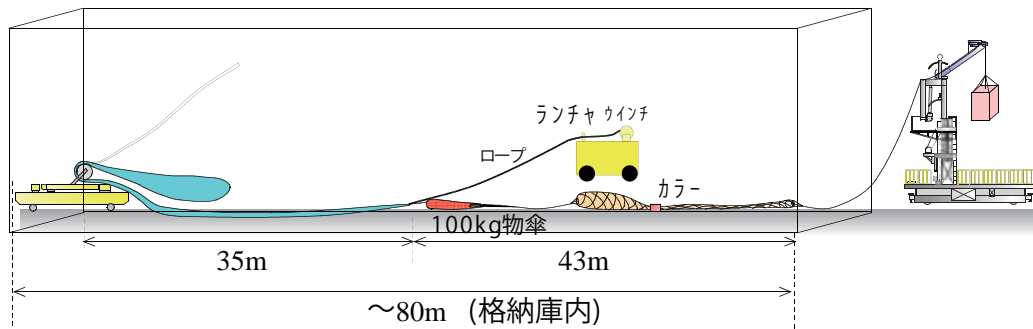


図 32 タンデム気球の放球手順（その 1）。ゴンドラを大型放球装置に取り付け、JAXA 格納庫内で ZP 気球、パラシュート、SP 気球を順に並べ、ゴンドラと結束する。SP 気球の頭部 12.5 m にカラーを取り付ける。

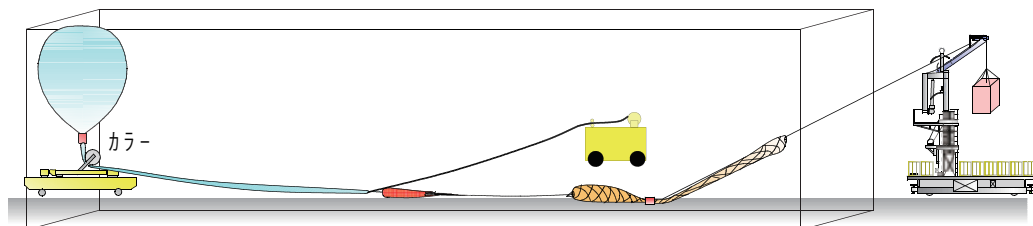


図 33 タンデム気球の放球手順（その 2）。ZP 気球にヘリウムガスをつめる。

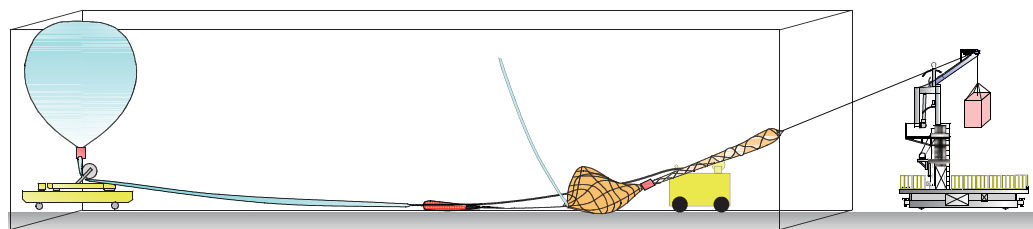


図 34 タンデム気球の放球手順（その 3）。SP 気球にヘリウムガスをつめる。この際、必要に応じて ZP 気球をランチャーから引張り、SP 気球にかかっている張力を弱める。

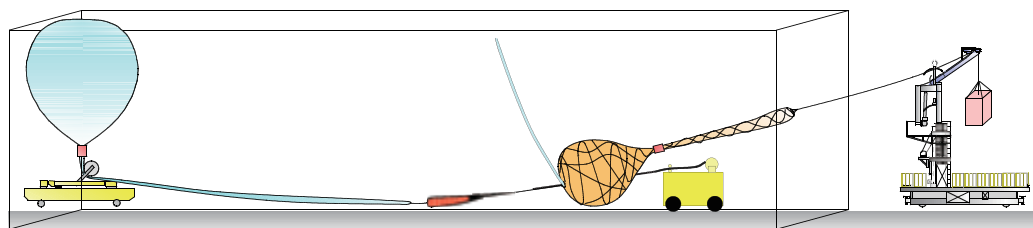


図 35 タンデム気球の放球手順（その 4）。SP 気球が宙に浮く。

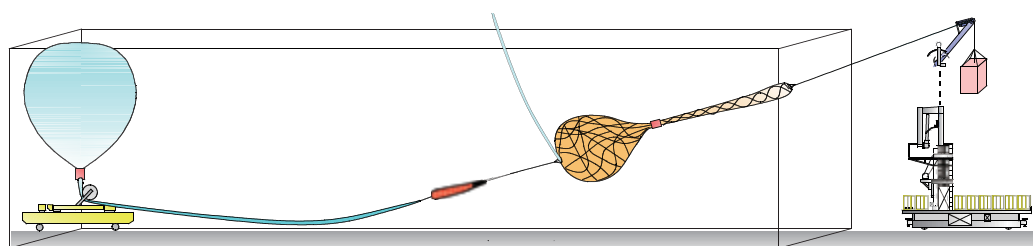


図 36 タンデム気球の放球手順（その 5）。ランチャーからの紐を外し、大型放球装置のマストをあげて、JAXA 格納庫の外まで同時走行させ、放球する。

NPB1-1 試験実施後、カラー装着部、および、その上下 0.5 m の範囲の損傷を調査した。その結果、三箇所小さな傷があることが判明した。傷の一つではフィルムに針の先ほどの極めて小さな穴があいていた。損傷は十分小さく短時間の飛翔にとどまる NPB3-1 の飛翔試験の際に同様にカラーによる締付けを行っても問題ないと判断した。ただし、損傷を受けていることも確かなので、その後の気球においては対処方法を検討することとした。



図 37 入口付近のボックスをアンカーに気球を展開



図 38 気球にはカラーを事前にセット



図 39 尾部をボックスに結びつける



図 40 気球を引っ張りながら、He ガスを注入



図 41 気球を引っ張りながら、He ガスを注入



図 42 気球側面の網の垂れ下がり

## 5. 小型タンデム気球システムの飛翔試験

### 5.1 実験の目的

2012 年 6 月に体積 15,000 m<sup>3</sup> の ZP 気球と体積 3,000 m<sup>3</sup> の SP 気球からなる小型タンデム気球の飛翔実験を実施した。SP 気球は 2.5 章で述べた膨張試験を行ったものと同一である。気球システムの諸元を表 8 にまとめた。本実験は以下を目的とした。

- 二つの気球をスライダー放球装置を用いて打ち上げる方法の妥当性を確認すること。
- 成層圏の飛翔環境下において耐圧性能を評価すること。
- 高度の安定性など、水平浮遊時の挙動を評価すること。
- 浮力を失った際に、バラストによる浮力の補償をすることなく、降下が停止するというタンデム気球システムが長時間飛翔できる根本原理を実証すること。
- 気球破壊機構が正常に動作することを確認すること。

### 5.2 搭載機器

搭載機器は、基本搭載機器に、差圧計、および、ITV カメラとそのレコーダーを追加したものである。主な基本搭載機器については、表 9 にまとめた。SP 気球の尾部には ±1.8 kPa レンジの差圧計（Setra 社製 Model 239）を搭載した。この差圧計は精度補償温度が 0℃以上であるため、サーモスタットで低温になると ON になるよう制御された 6 W ヒーターを差圧計に巻きつけ、5 cm 厚の発泡スチロールで囲むことによって温度が 0℃以下に下らないよう保温した。差圧計の圧力計測ポートと気球とは、長さ 30 cm のステンレス製 PT1/8 管で接続した。ITV カメラには、41 万画素、視野角 77 度 × 104 度の MOSWELL 製ボードカメラ MS-55B-MY104 を用い、アルテックス製 4 画面画像分割機 TVD-4ch を介した後、塚本無線製画像レコーダ DVR-51 に入力して記録した。

表 8 タンデム気球システムの諸元

名称	B15A+NPB3	ゴム 2 kg+NPB001
ZP 気球体積 (m <sup>3</sup> )	15,000	—
ZP 気球重量 (kg)	85	2.0
SP 気球体積 (m <sup>3</sup> )	3,000	9.5
SP 気球重量 (kg)	66	2.7
ペイロード重量 (kg)	44	3.0
バラスト重量 (kg)	160	0
荷姿重量 (kg)	29	0.6
吊下重量 (kg)	233	3.6
SPB 要求耐圧 (Pa)	1,700	4,500

表 9 タンデム気球システム用搭載機器

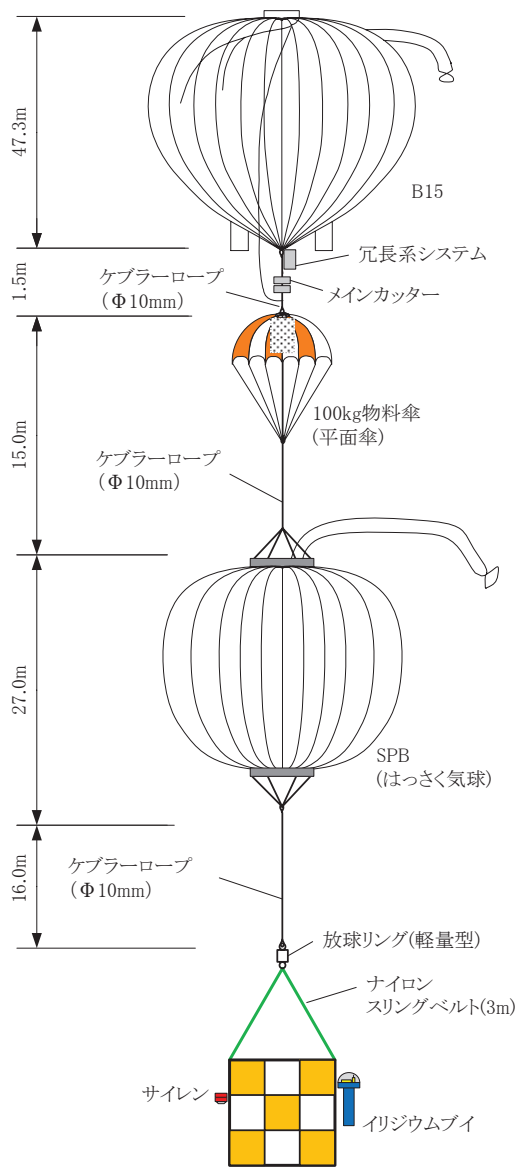
名称	メーカー	型番	特記事項
メイン代替テレメトリ / コマンドモジュール	JAXA	SBO2009	冗長系テレメトリ / コマンドモジュール [11] の改修品†
送信機	三協特殊無線	TM-1680	
コマンド受信機	三協特殊無線	SCR300	
ATC トランスポンダー	Microair Avionics Pty	T2000SFL	
バラスト投下装置	クリアパルス		
イリジウムブイ	ゼニライトブイ		文献 [12] に詳細

† 汎用電源 ON/OFF 機能をバラスト投下機能や ATC トランスポンダーなどの制御機能に割り当てたり、新規にバラスト投下時間積算カウンター機能を追加したりすることで、メインゴンドラの制御を可能にしたもの。

5.3 飛翔実験

飛翔時の荷姿を図 43 に示す。SP 気球には、気球破壊の冗長性を確保するため、引裂機構を二つ(その 1 とその 2) 設けた。  
飛翔実験は 2012 年 6 月 9 日に実施された。放球時の様子を図 44 ～ 49 に示す。以下の手順で放球を行った。概ね単独の気球の放球の手順 [13] と同じである。

- ・ ゴンドラを大型放球装置に取り付ける。
- ・ JAXA 格納庫内で ZP 気球、パラシュート、SP 気球を順に並べ、ゴンドラと結束する。
- ・ SP 気球の頭部 12.5 m にカラーを取り付ける。
- ・ ZP 気球にヘリウムガスをつめる (図 44)。ガスを注入するにつれて SP 気球がもちあがる。
- ・ SP 気球にヘリウムガスをつめる (図 45)。
- ・ 親台車 (ゴンドラが搭載されている車両)、子台車 (気球頭部を保持してるスプーラーが搭載されている車両) の同期走行を行い、気球を JAXA 格納庫から引き出す (図 46)。
- ・ スプーラーを解放し、気球をたてあげる (図 47)。
- ・ ZP 気球のカラー、SP 気球のカラーを順に解放する (図 48)。
- ・ 大型放球装置からゴンドラを解放し、放球する (図 49)。



	重量 [kg]	浮力 [kg]
ZP 気球	85.38	326.85
SP 気球	66.07	100.00
荷姿	29.10	
バラスト	160.00	
観測器	44.00	
総重量	384.55	
自由浮力 (11 %)		42.30
総浮力		426.85

図 43 飛翔時の荷姿と重量構成



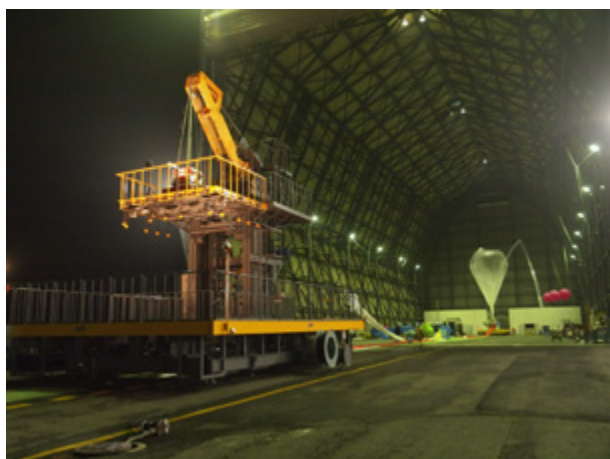


図 44 ZP 気球へのガス詰め



図 45 SP 気球へのガス詰め



図 46 JAXA 格納庫からの気球の引出し



図 47 スプーラーの解放

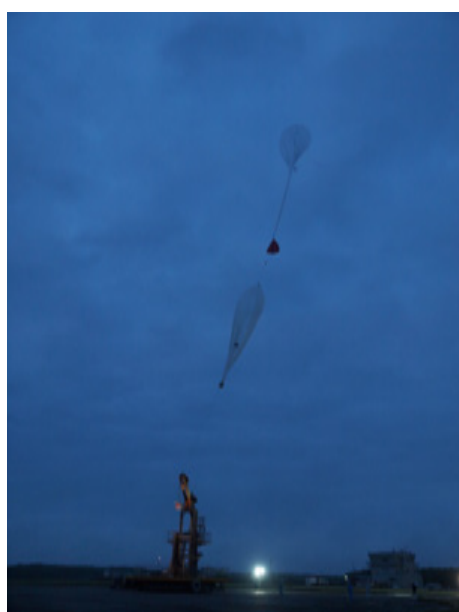


図 48 カラーの解放



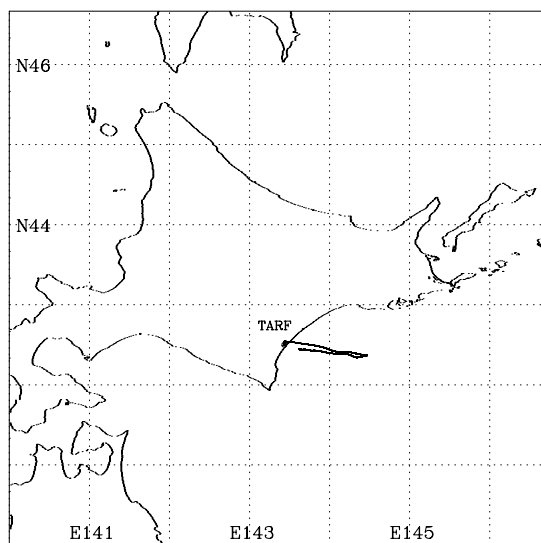
図 49 放球された気球

気球は問題なく放球され、二つの気球をスライダー放球装置を用いて打ち上げる方法の妥当性を確認することができた。事前の検討では、張力がかかったで SP 気球へのガス注入圧力を増す必要性が生じる懸念<sup>3</sup>や、同時走行の際に SP 気球が十分に持ち上がらずに地面を擦って損傷する懸念<sup>4</sup>もあがったが、実際の作業では問題とはならなかった。

実験の経緯を表 10 に示した。放球直後の上昇速度が 3.3 m/sec と遅く、バラストを投下して速度 4 m/sec まで増速させた。この気球では自由浮力を単独の気球の場合の関係式に基いて設定していたが、気球が二つ存在していたことが空気抵抗を大きくし上昇速度を鈍らせたと考えられる。その後、高度 11 ～ 12.5 km の間、上昇速度を落して沖に流した。高度 26.5 km からは上昇速度が鈍ったため、順次、バラストを投下して浮力を補償した。この高度では、SP 気球は、まだ、満膨張には至っていないが、気球の横方向への張り出しが大きくなり抵抗が増したことで減速したもの、と考えられる。5 時 53 分には高度 29.2 km で水平浮遊に入った。30 分弱、この高度に滞在させた後、バラスト 40 kg を投下し、高度を 32.2 km まで上昇させた。さらに、ZP 気球のヘリウムガスを排気し、高度を 30.0 km まで下げた。この高度での挙動も調べたかったが、風速が早く、飛行管制の都合から実験を終了とし、高度を下げて風速の小さい高度を探した。7 時 4 分、5 分に SP 気球の破壊を行って SP 気球のガスを抜いた後、7 時 15 分に ZP 気球との切り離しを行った。図 50、51 に飛翔航跡、高度曲線を示した。

表 10 B12-02 実験の経緯

0:53	嘯みあわせ開始。
1:30	嘯みあわせ完了。
3:35	放球。
3:46	上昇速度が 3.3 m/sec と遅く、バラスト 14.5 kg を投下。
4:19	高度 11 km に達し、排気して上昇速度を抑え、西風にのせる。
4:42	バラストを落して上昇速度を回復させる。高度 12.2 km。
5:41	上昇速度が鈍ったため、バラストを順次投下。高度 26.5 km。
5:53	高度 29.2 km でレベルフライト。
6:21	バラスト 39.9 kg を落して高度をあげる。
6:26	高度 32.2 km でレベルフライト。
6:28	排気して高度を下げる。
6:37	排気停止、高度 30.0 km。
6:43	実験終了、排気して高度を下げ、風の弱い高度を捜す。
6:58	排気停止。高度 29.1 km。
7:04	SP 気球破壊その 1 実行。
7:05	SP 気球破壊その 2 実行。
7:15	ZP 気球切り離し。



B12-02

図 50 GPS によって得られた航跡図

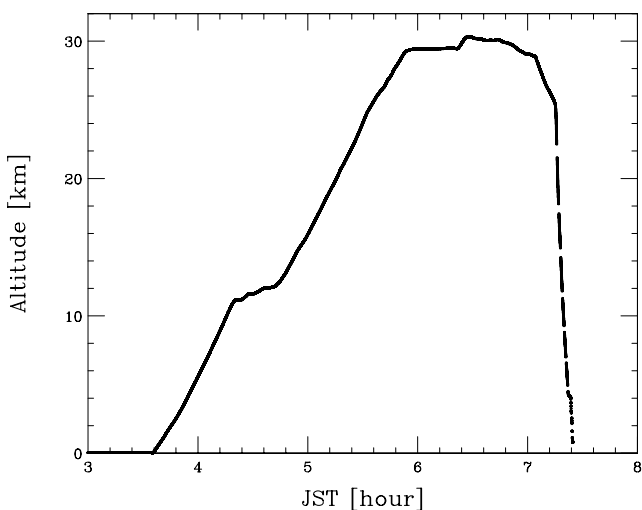


図 51 GPS によって得られた高度変化

3 ウインチで ZP 気球をゴンドラ方向に引張り、張力を緩和することも可能にしていた。

4 ローラ付の小さな台車を用意し、それに載せて移動させることも可能にしていた。

## 5.4 実験結果

### 5.4.1 SP 気球の耐圧性能

図 52 に SP 気球の内部ガスの圧力と大気圧の差圧の時間変化を示す。気球システムが上昇すると、ある高度で SP 気球は満膨張となり、以後は大気圧が減少した分だけこの差圧は上昇する。5 時 40 分付近から差圧は上昇し、水平浮遊高度に入った 5 時 53 分には最高圧 814 Pa に達したが、その後、減圧する。6 時における差圧は 760 Pa、6 時 20 分における差圧は 480 Pa であり、差圧  $p$  の減少速度は、

$$\frac{dp}{dt} = \frac{760 - 480}{20 \cdot 60} = 0.23 \text{ [Pa/sec]} \quad (7)$$

である。地上実験における値  $1 \times 10^{-2} \text{ Pa/sec}$  よりも非常に大きい。本来、水平浮遊高度において差圧は一定であるはずだが、ここで減圧していることは、SP 気球に穴があいたことを意味する。

図 53 に、この差圧と大気圧の関係を示す。大気圧  $P_a$  は GPS によって得られた高度  $h$  を U. S. Standard Atmosphere 1976 の関係を用いて大気圧  $P_a$  へと変換して求めた。SP 気球の差圧が増大しはじめた 20 hPa から 22 hPa のデータを直線でフィティングすると差圧  $\Delta P$  と大気圧  $P_a$  との関係は、

$$\Delta P = -(1.127 \pm 0.001)(P_a - (25.27 \pm 0.03)) \text{ [Pa]} \quad (8)$$

と求まる。求まった傾きは、ほぼ  $-1$  であり、概ね大気圧が減少する分だけ差圧が増大する、というモデルで説明でき、少なくとも加圧が始まった時期においては、ガスの漏れ量は十分小さかったことがわかる。したがって、ガス漏れが発生したのは、加圧によって穴があいたことによるものだと考えられる。

大気圧が 15 hPa から 25 hPa の時期の図 53 の拡大図に、この直線と、大気圧 22.5 hPa で差圧 0 Pa を通る傾き  $-1$  の直線を点線で書き込んだのが図 54 である。直線からずれはじめた時期にガス漏れが始まったと考えられるので、500 Pa 程度で気球に穴があいたものと推定される。

穴の大きさは以下のように見積ることができる。SP 気球の体積が  $3,000 \text{ m}^3$  で一定であり、内部のガス温度も変化しないとすると、補遺 B を用いて圧力の変化を求めることができる。図 55 は、面積  $5 \times 10^{-4} \text{ m}^2$  の穴があいた SP 気球が初期の差圧 800 Pa の状態から、減圧する様子を求めたものである。1200 秒間に 350 Pa 減圧しており、図 52 にみられる減圧の速度とオーダーでは一致していることがわかる。穴の開いた時刻を 5 時 40 分とし、穴の面積を変えて差圧の変化を調べたのが図 56 である。面積  $4 \times 10^{-4} \text{ m}^2$  の穴の場合に測定値を最もよく再現するが、残差の形状から、穴の大きさが一定では、うまく状況を再現できないことがわかる。すなわち、この現象は皮膜に初期欠陥があっただけでは説明ができない。図 57 は、SP 気球の満膨張気圧が 2,405 Pa で、5 時 42 分に面積  $4.5 \times 10^{-4} \text{ m}^2$  の穴があき、5 時 50 分に  $8 \times 10^{-4} \text{ m}^2$  に穴が広がった場合のシミュレーションであり、データのばらつきの範囲でよく一致している。

また、式 (8) の傾きは  $-1$  から有意にずれている。これは、単純な大気圧が減少する分だけ差圧が増大する、というモデルだけでは説明できない現象があることを示している。そもそも、ガス漏れ以外の理由で気球内ガスの圧力が変化する場合としては、気球内のガスの温度が変化する場合、および、気球の体積が変化する場合が考えられる。ガス温度が変化する要因としては、満膨張となる以前には、ガスが断熱膨張するため冷えていたものが、膨張が停ったことで温められる可能性が考えられ、この効果によって、傾きが急になると予測される。また、気球の体積の膨張は 5.4.2 節に示すように最大 3 % 発生しており、この効果により、傾きは緩やかになる。得られた傾きのずれは、この二つの影響を反映したものと考えられる。

以上より、SP 気球に穴があいたのは 400 ~ 500 Pa 程度の圧力がかった際であり、穴の大きさは数  $\times 10^{-4} \text{ m}^2$  と推定できる。一方で、814 Pa の圧力がかかっても、大きな穴があくことはなかった。したがって、穴の要因として尤も考えられるのは、フィルムに局所的に応力がかかった可能性である。その場合、穴の拡大が停止していたのは、この局所的な応力が穴があいたことによって解放されたため、と説明できる。低温になると、フィルムの伸びが小さくなるため、常温の試験では顕在化しなかった問題が、飛翔環境下ではじめて顕在化した可能性が高い。今後、低温での要素試験を通じて問題の解決方法を求め、再度、飛翔試験を実施したいと考えている。

ところで、式 (8) より、差圧が上昇をはじめた大気圧は 25.27 hPa である。SP 気球につけた浮力が 100 kg であり、ガス温度が当日の釧路のソングによる気温の観測値  $-48^\circ\text{C}$  と一致していたとすると、28.6 hPa で満膨張になるはずである。実測値と、この推定値との違いは 12 % に及ぶ。この違いの要因、および、考えられる最大の誤差は以下のとおりである。

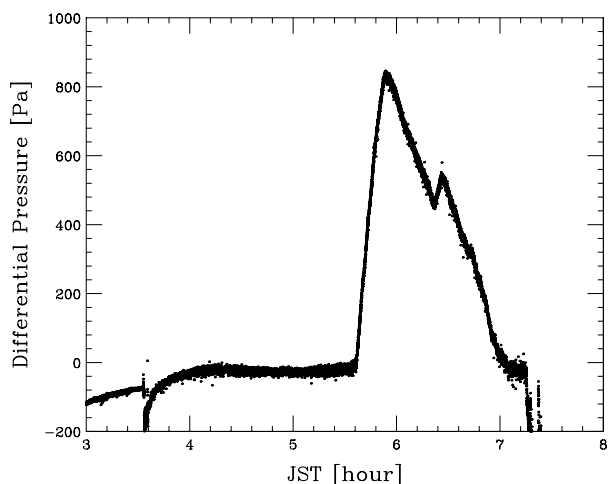


図 52 SP 気球の内部ガスの圧力と大気圧の差圧の時間変化

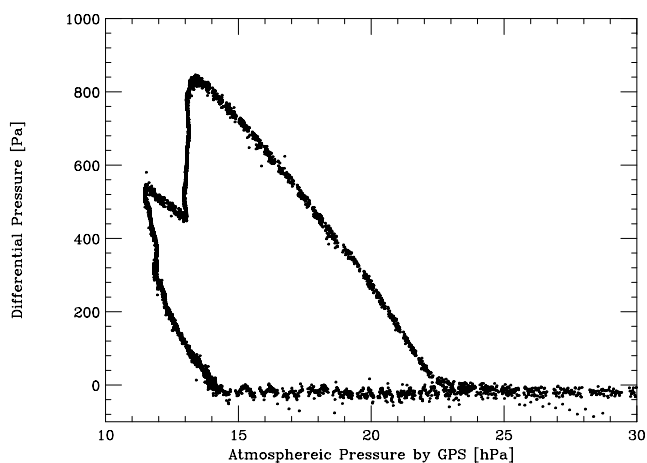


図 53 SP 気球の内部ガスの圧力と大気圧の差圧と大気圧の関係

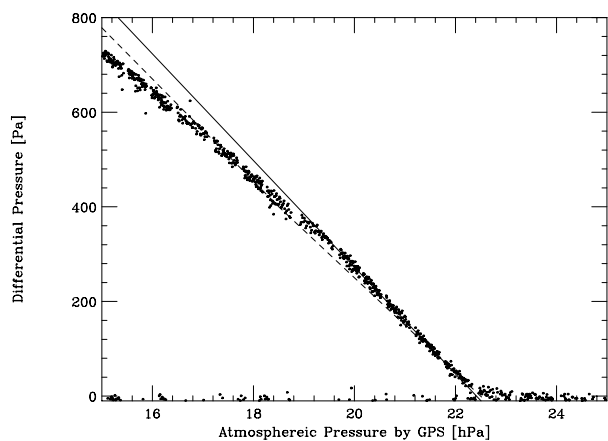


図 54 SP 気球の内部ガスの圧力と大気圧の差圧と大気圧の関係の拡大図

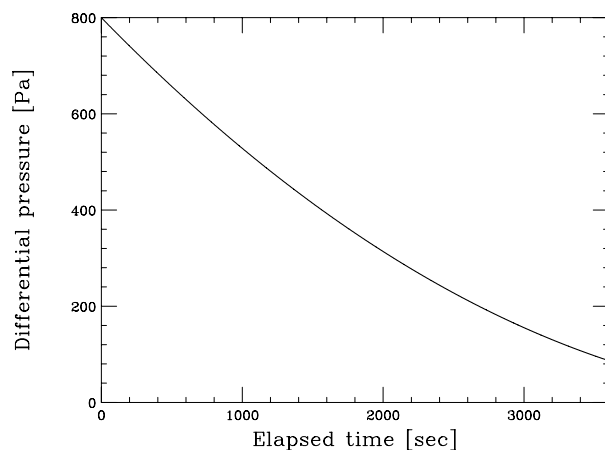


図 55 面積  $5 \times 10^{-4} \text{ m}^2$  の穴があいた SP 気球が初期の差圧 800 Pa の状態から、減圧するシミュレーション

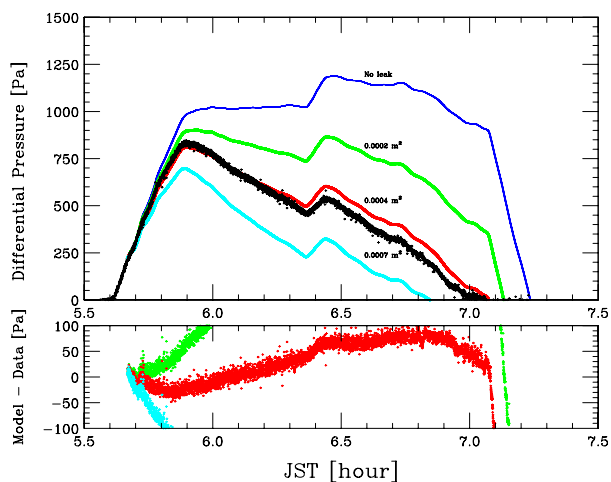


図 56 差圧の変化を様々な大きさの穴でシミュレーション

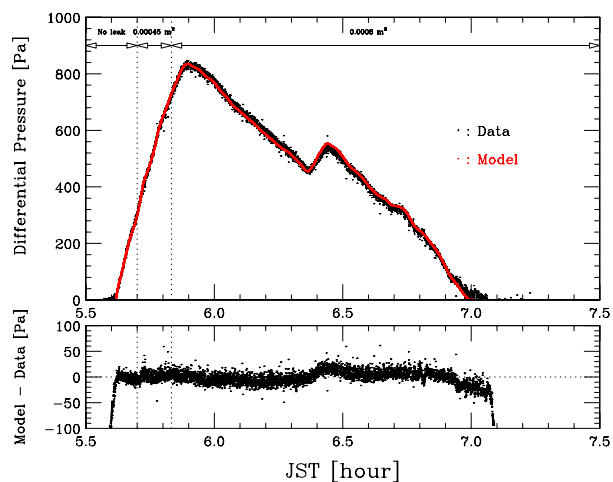


図 57 差圧の変化を、5 時 42 分に  $4.5 \times 10^{-4} \text{ m}^2$  の穴が開き、5 時 50 分に  $8 \times 10^{-4} \text{ m}^2$  に広がったとしてシミュレーション



- 最初につめたガス量が少なかった可能性。測定しているガスボンベの温度をガスの温度と見なしているが、その違いが 10℃程度ある可能性がある。これに起因する誤差は 3% である。
- 気球の網が伸び体積が膨張した可能性。次節で示すが、差圧が正になった直後は気球の視直径が設計値よりも大きくなる様子は観測されておらず、これによる誤差は、むしろマイナスである。
- 気球内ガスの温度が低かった可能性。断熱膨張により 10℃程度低くなるといわれており、この効果により 3% 低かった可能性がある。
- フィルムをヘリウムガスが透過した可能性。ポリエチレンフィルムのヘリウムガス透過率は常温において  $28000 \text{ cm}^3 \cdot 20 \mu\text{m}^2/24 \text{ hrs/atom}$  [14]、地上でガスづめしている際の SP 気球の表面積は  $100 \text{ m}^2$  程度であり、地上で 3 時間待機していたとすると、ガス漏れ量は  $0.7 \text{ m}^3$  である。最大 1% のガスが抜けた可能性がある。
- U. S. Standard Atmosphere 1976 モデルと実際の気圧と高度の関係の違い。補遺 C に示すように、当日飛翔した釧路の気象ゾンデにおける高度と気圧の関係では、US Standard Atmosphere 1976 モデルから得られる値の方が 2% 小さかった。

これらの誤差の和をとっても 9% に過ぎず、実測された 12% には及ばない。当初から気球に小さな穴があいていた可能性がある。ただし、地上試験においてはガス漏れ量は  $1 \times 10^{-2} \text{ Pa/sec}$  以下であることを確認しており、この漏れ率がそのままであったならば、4 時間経過した後の圧力変化は 0.1% に過ぎない。地上試験後の補修が不十分であったのかもしれない。

#### 5.4.2 SP 気球の膨張

ITV カメラの映像を用いて、SP 気球の膨張を評価した。図 58 は、5 時 53 分に満膨張に達した際の気球の映像である。地上での膨張試験と同様に S-Cleft などのくびれはなく、問題なく展開した。得られた各時間の映像から気球の視野角を目で評価し、時刻の関数として示したのが図 59 である。SP 気球内のガスが膨張するにつれて気球は膨らみ、最大 44.5 度に達したことがわかる。荷姿長、および、気球の設計形状から SP 気球の視野角を推定すると 43.6 度となる。SP 気球はこれを越えて膨張しており、視野角が 44.5 度となるのは、長さが 3% 膨張した場合である。800 Pa が加わった時点での、網にかかる張力  $T$  は、

$$T = \frac{\Delta P \pi R^2}{n} \frac{l}{\sqrt{l^2 - s^2}} \quad (9)$$

$$= \frac{800 \times \pi \times 10.3^2}{3015} \frac{101}{\sqrt{101^2 - 22^2}} \quad (10)$$

$$= 91 \text{ [N]} \quad (11)$$

である。ここで、 $R$  は気球の赤道部の半径、 $l$  は網の交点間隔、 $s$  は赤道部の網線間隔の半分、 $n$  は網線の数である。図 11 の網の応力ひずみ曲線から、91 N における網の伸びを求めると 3% となり、測定値と一致する。

図 59 の加圧開始時と減圧時の変化は対称ではない。より詳しくみるため、SP 気球内ガス圧と大気圧との差圧と視直径の関係を調べたのが図 60 である。同じ圧力で比較すると、加圧時の方が減圧時よりも気球の視直径は大きい。網の応力ひずみ曲線にヒステリシスがあることを疑い、網線を 90 N まで引っ張った後に、一度、応力を開放し、その後再度、引っ張る試験を行った。図 61 に結果を示す。網線は応力を解放しても 1% 伸びたままとなり、同じ応力を加えた状態においては、2 回目の引っ張りの方が伸びが大きいことがわかる。飛翔試験でえられたヒステリシスは、網のヒステリシスによるものと考えられる。

#### 5.4.3 水平浮遊時の挙動

ZP 気球の浮力は、高度によらず一定であるため、水平浮遊状態は安定な釣り合い状態ではない。一方、満膨張になっている SP 気球の浮力は、高度が上がるほど減少し、下ると増加する。このため、ZP 気球とのタンデム気球システムにおける水平浮遊状態は正のフィードバックがかかる安定な釣り合い点となる。したがって、水平浮遊状態におけるタンデム気球システムの高度変動は、ZP 気球における変動よりも小さいと予測される。これまでに、この高度変化を定量的に評価した例はなかった。

図 62 は、水平浮遊時の高度の時間変化を示したものである。図中の直線は、5 時 55 分から 6 時 20 分までのデータを

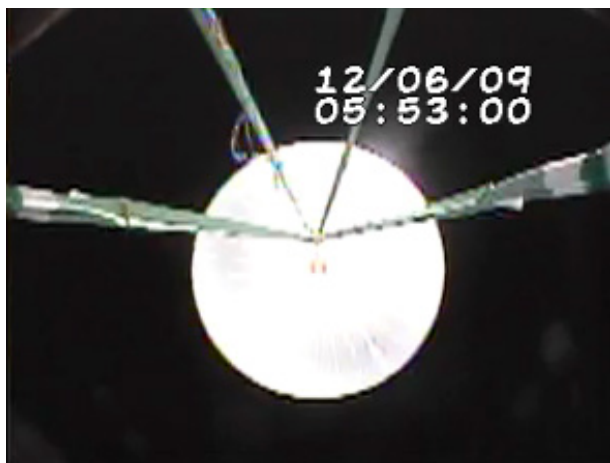


図 58 満膨張時の SP 気球

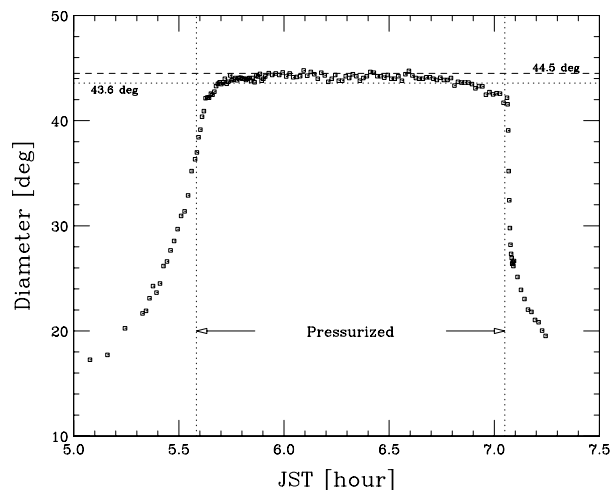


図 59 SP 気球の視直径の時間変化

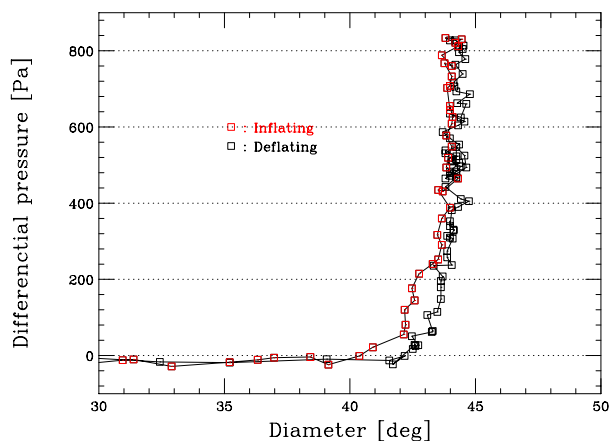


図 60 SP 気球内ガス圧と大気圧との差圧と視直径の関係

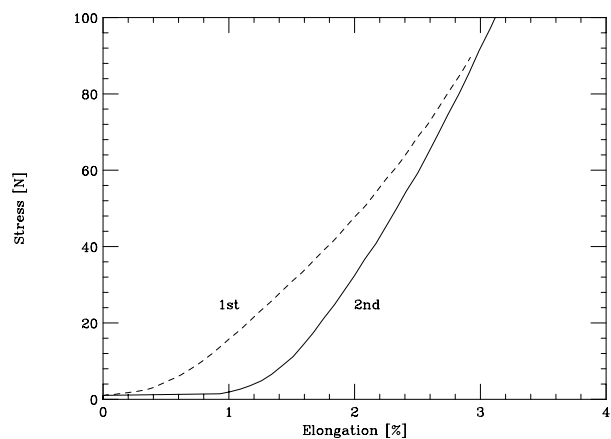


図 61 網線の応力ひずみ曲線。90 N の応力をかけた後、一度、応力を解放して再度、引っ張り試験を実施した

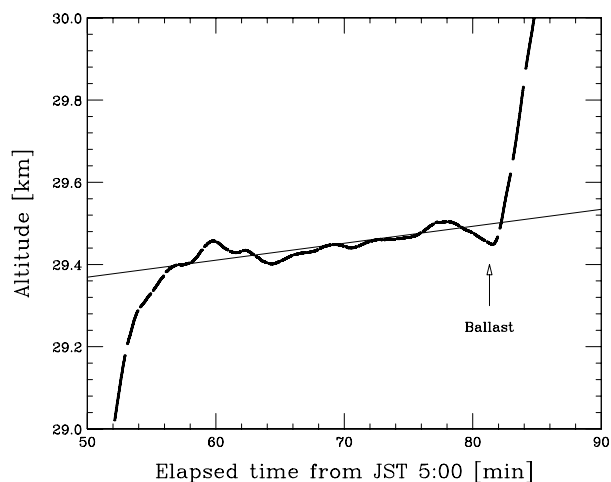


図 62 水平浮遊時の高度の時間変化

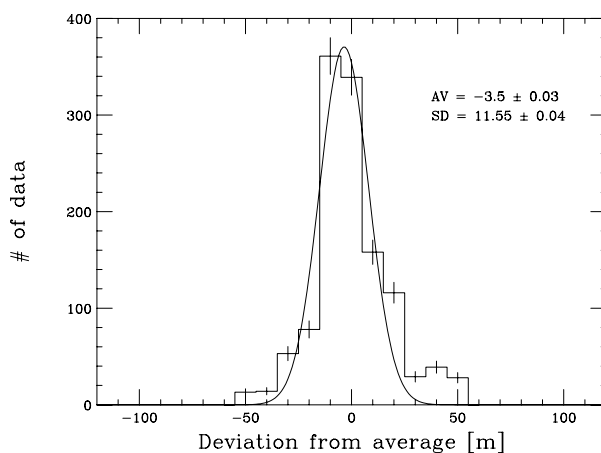


図 63 高度の一定上昇からのずれの頻度分布

直線でフィッティングしたもので、高度  $h[\text{m}]$  と時間  $t$  (0 時からの秒数) との関係は、

$$h = (27925 \pm 1) + (6.876 \pm 0.007) \times 10^{-2} t [\text{m}] \quad (12)$$

である。この直線からのずれの頻度分布が図 63 であり、正規分布でフィッティングした際の幅  $\sigma$  は 11.6 m であった。同様の解析を ZP 気球のみで飛翔した B11-02 実験 [15]、および、B12-01 実験 [16] に対して行ったところ、それぞれの高度変動の幅は  $70.7 \pm 0.3 \text{ m}$ 、および、 $39.5 \pm 0.1 \text{ m}$  であった。タンデム気球システムにおいて高度変動が抑圧されていることは明らかである。

B12-02 実験において、水平浮遊高度は 29.5 km である。バラストは水平浮遊時まで 87.3 kg 投下しており、気球内ガスの温度が気温と等しく  $-40^\circ\text{C}$  であったとすると、水平浮遊高度は 29.7 km と予測され、実測値と一致する。この際、表 10 にあるように、6 時 37 分から 43 分にわたって、ZP 気球が排気して浮力を失った際も高度が下がることで SP 気球の浮力が回復し水平浮遊に入るという、タンデム気球システムの原理実証試験を実施した。図 68 にあるように、気球の降下は排気の終了に伴い、速やかに停止している。停止を確認できた時間は 5 分間に過ぎないため、今後の飛翔試験によって再度検証を行いたい。

#### 5.4.4 気球破壊機構の検証

SP 気球の内圧が気圧と等しくなっていた、7 時 4 分に一つ目の破壊機構を動作させ、続いて 7 時 5 分に二つ目を動作させた。気球の大きさが小さくなる様子が ITV カメラによって撮影されている。図 59 の視直径の時間変化の図の該当時間を拡大したのが、図 69 である。当初、気球の視直径が急激に小さくなったが、7 時 5 分以降はゆるやかな減少に変化しており、途中で、排気速度が鈍ったことがわかる。これは、引裂部が上から 2 m に設置されており、SP 気球が萎むにつれて、フィルムとフィルムの重なりが生じ、開いた穴からの排気が重なってきたフィルムによって妨げられたものと推測される。また、回収された気球の破壊機構部を調査すると、一つ目は正常に動作していたが、二つ目は、網が引裂部のボタンとフィルムの間に喰い込み、動作していなかったことが判明した。今後はボタンとフィルムの隙間をなくす改良を施す予定である。

SP 気球が満膨張になる以前の上昇時においては、SP 気球の内部ガスの圧力は、大気圧と等圧である。温度変化を無視すれば、内部のガスの体積はそのガスの圧力に比例する。したがって、上昇時の SP 気球の視直径と大気圧の関係から、視直径と SP 気球内のガス体積の関係を導くことができる。この関係と視直径の計測結果から、破壊機構動作後の SP 気球内ガス量の時間変化を求めたのが図 70 である。図中の直線は、破壊直後の 1 分間の計測結果を直線でフィッティングしたもので、その傾きは、 $-19.1720 \pm 0.0002 \text{ m}^3/\text{sec}$  である。気球のガスが抜けきるまでの時間は、実験時間をできるだけ確保するため、5 分以内となるよう設計しており、初期のガス放出速度は十分であった。

SP 気球の満膨張時の高さは表 1 にあるように 12.3 m であり、高度差 12.3 m での大気圧差  $\Delta P_b$  は高度 28.6 km (=15 hPa) において 27 Pa であり、気球頭部における大気圧とガス圧との差は、24 Pa である。ベルヌーイの定理より、ヘリウムガスの流速  $v$  は、

$$v = \sqrt{\frac{2\Delta P_b}{\rho}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 23}{0.18 \cdot \frac{15}{1013} \cdot \frac{273}{225}}} = 122 [\text{m/sec}] \quad (13)$$

と求められる。ここで、 $\rho$  は、気球に詰められたヘリウムガスの密度である。なお、ヘリウムガスは圧縮性流体であるが、この環境下における音速は 960 m/sec と流出速度にくらべて十分早いため、ベルヌーイの定理の適用が可能である。破壊によってあいた穴の面積  $A$  は、

$$A = \frac{\Delta V}{v} = \frac{19}{122} = 0.16 [\text{m}^2] \quad (14)$$

と求められる。引き裂かれる予定部分の形状は、底面 0.8 m、斜辺 2 m の三角形であり、全てが引き裂かれたとすると 0.8  $\text{m}^2$  の穴があく。したがって、2 m すべてが引き裂かれたのではなく、実際に引き裂かれたのは 90 cm 程度に留まっていたものと考えられる。3.2 章で述べた地上試験での結果においても、1 m 引き裂かれており、飛翔試験の結果はこれと一致していた。

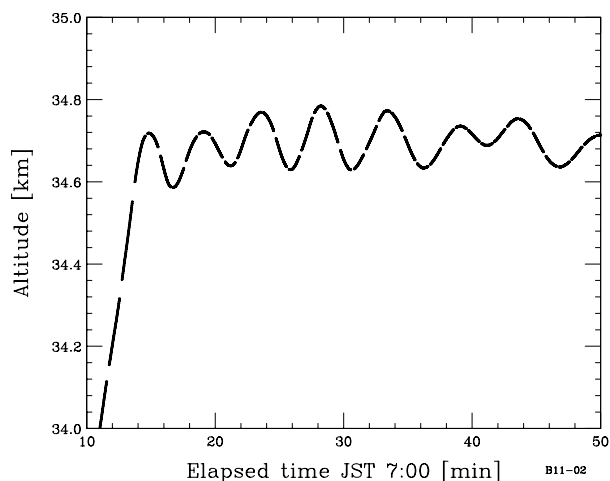


図 64 B11-02 実験における水平浮遊時の高度の時間変化

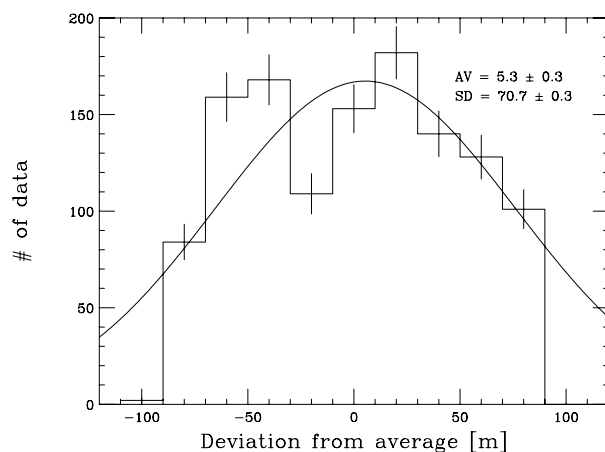


図 65 B11-02 実験における高度の一定上昇からのずれの頻度分布

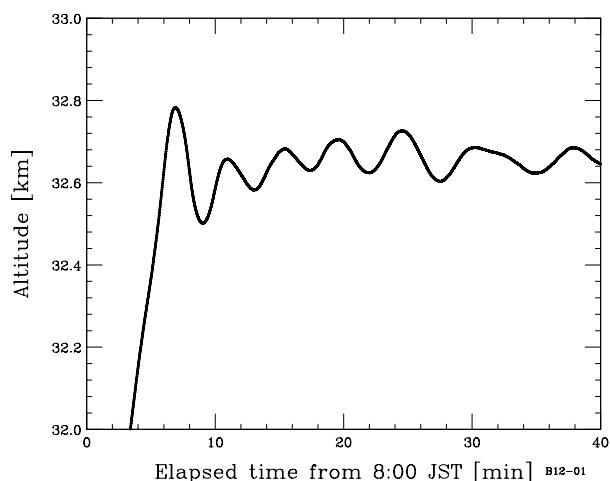


図 66 B12-01 実験における水平浮遊時の高度の時間変化

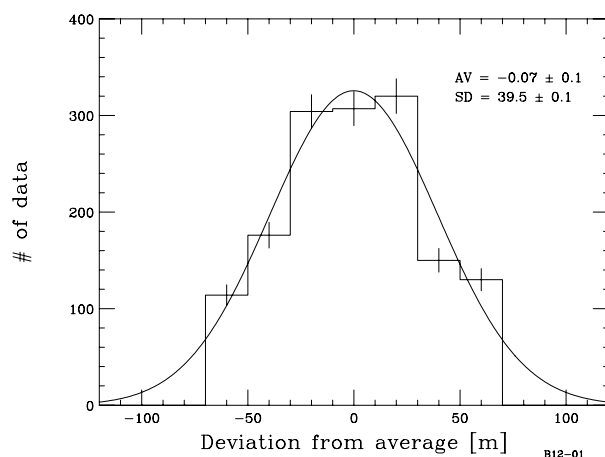


図 67 B12-01 実験における高度の一定上昇からのずれの頻度分布

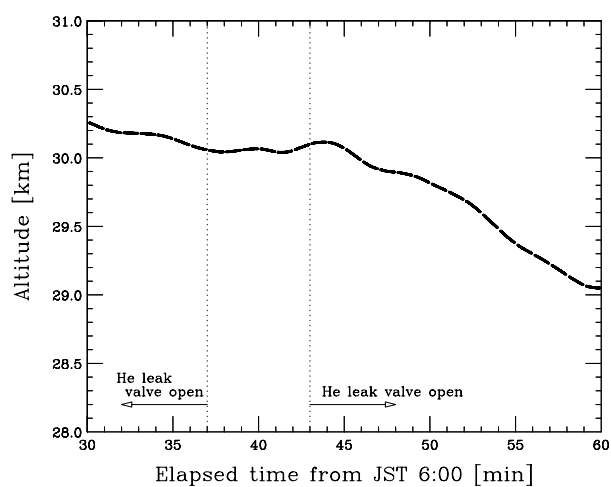


図 68 降下後の水平浮遊時の高度の時間変化



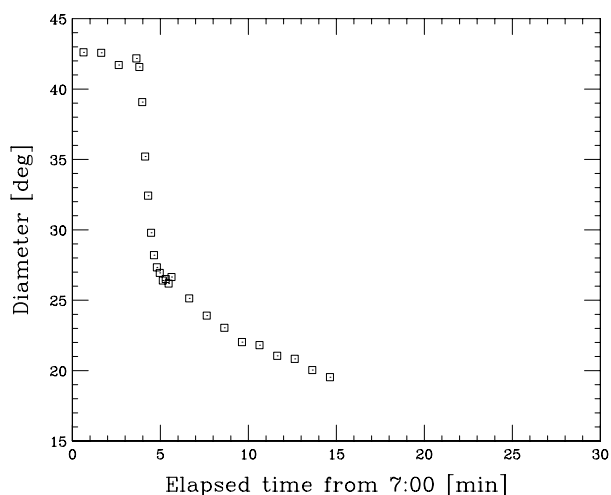


図 69 気球の視直径の時間変化

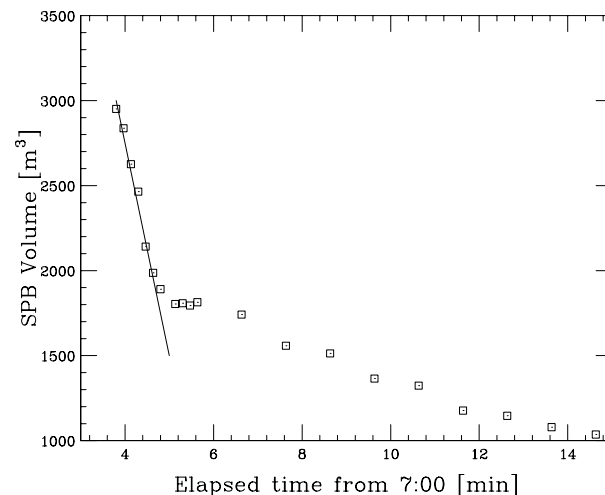


図 70 破壊後の SP 気球の体積の時間変化

## 6. まとめ

長時間の飛行が可能であるスーパープレッシャー気球（SP 気球）とゼロプレッシャー気球（ZP 気球）からなるタンデム気球システムの開発を進めている。網をかけて SP 気球を製作する方法、錘を落とす SP 気球の破壊機構、二つの気球を連結した状態で放球する手法の開発を進め、2012 年 6 月に体積 3,000 m<sup>3</sup> の SP 気球と、体積 15,000 m<sup>3</sup> の ZP 気球からなるタンデム気球システムの飛行性能試験を実施した。スライダー放球装置を用いたタンデム気球システムの放球方法の妥当性、SP 気球が正常に展開すること、水平浮遊時に高度変動が抑圧されること、気球破壊機構が正常に動作することが確認された。加えて、タンデム気球システムにつける自由浮力は ZP 気球単独での飛行の場合よりも大きくする必要があり、吊り下げられた SP 気球に穴があいた場合は気球が縮みフィルムが重なることでガス放出速度が鈍る、といった知見を得た。また、今回の SP 気球の耐圧性能は 300 ～ 400 Pa に留まっていたこともわかった。気球の極部近く構造の改良によりこれを解決することを考えている。今後、単独で飛行させるより大型の SP 気球の開発を進めると共に、大気観測を念頭に小規模のタンデム気球の開発を並行して進める所存である。

## 謝辞

気球の膨張試験にあたっては、藤倉航装株式会社の方々、東海大学工学部の中篠恭一さん、東京工業大学工学部の秋田大輔さん、ISAS/JAXA の後藤健さん、濱田要さん、岐阜大学工学部の大谷章夫さんにお世話になりました。また、小型タンデム気球の飛行試験（B12-02）の実施にあたっては、JAXA/ISAS/大気球実験室を中心とする大気球実験班にお世話になりました。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行気球の研究」（課題番号 21686081）、および、科学研究費補助金基盤研究（A）「皮膜に網をかぶせた長時間飛行用スーパープレッシャー気球の開発」（課題番号 24246138）を受けて行っています。

## 参考文献

- [1] 矢島信之、“複合気球構成によるスーパープレッシャー気球の高度化”，宇宙科学研究所報告特集 No. 40, pp.19-26, 2000
- [2] Smith Jr., I. Steve, “Development of the Sky Anchor Balloon System”，Proc of 10th AFGL Scientific Balloon Symposium, pp.81-101, 1978
- [3] Shipley, A. “Advances in long duration high altitude flights”，Advances in Space Research, Volume 1, pp. 193-206, 1981
- [4] 斎藤芳隆、他、“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タンデム気球の開発 I” 宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-11-008, pp.1-16, 2012

- [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, pp.1-22, 2008
- [6] 斎藤芳隆、他、“菱目の網を被せたスーパープレッシャー気球” 宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-010-03, pp. 21-40, 2011
- [7] <http://www.kuraray.co.jp/products/.ber/vectran.html>
- [8] Satio, Y, et al. “A challenge to the highest balloon altitude” Advances in Space Research, Volume 49, Issue 4, pp. 613-620, 2012
- [9] 井筒直樹、他、“俵型スーパープレッシャー気球の開発”, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA RR-10-003, pp.1-20, 2011
- [10] 加藤洋一、他、“気球引裂機構の改良” 平成 20 年度大気球シンポジウム集録, pp.45-48, 2008
- [11] 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, pp. 1-18, 2010
- [12] 荘司泰弘、他、“気球用イリジウムブイの飛翔試験と運用” 平成 23 年度大気球シンポジウム集録, ISAS11-SBS-027, 2011
- [13] 福家英之、他、“大樹航空宇宙実験場における新しい大気球実験場” 宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-08-001, pp. 1-34, 2009
- [14] <http://www.enplanet.com/Company/00000029/Ja/Data/p001.html>
- [15] 六條宏紀、他、“GRANE 2011 年度気球実験：多段シフターの解析現状”, 平成 23 年度大気球シンポジウム集録, ISAS11-SBS-020, 2011
- [16] 福家英之、他、“GAPS プロトタイプ気球実験 "pGAPS" フライト報告”, 平成 24 年度大気球シンポジウム集録, ISAS12-SBS-018, 2012
- [17] 松尾一泰、“圧縮性流体力学”、理工社
- [18] <http://weather.uwyo.edu/upperair/sounding.html>

### A. カラー位置

SP 気球にガスが入った状態を半頂角 30 度の円錐二つの底面を突き合せた形で近似した。図 71 にあるように、カラーまでの気球長の半分を  $a$  とすると、気球の体積  $V$  は、

$$V = \frac{1}{3}\pi\left(\frac{a}{2}\right)^2 \cdot \frac{\sqrt{3}}{2}a \cdot 2 \quad (15)$$

$$= \frac{\pi}{12}\sqrt{3}a^3 \quad (16)$$

$$= \frac{\pi}{12}\sqrt{3}a^3 \quad (17)$$

したがって、カラー位置  $2a$  は、

$$2a = 2\left(\frac{V}{\frac{\pi}{12}\sqrt{3}}\right)^{\frac{1}{3}} \quad (18)$$

である。NPB1-1 気球においては、7 m<sup>3</sup> のガスボンベ 3 つのガスをつめるため、体積 20 m<sup>3</sup> とすると、

$$2a = 2\left(\frac{20}{\frac{\pi}{12}\sqrt{3}}\right)^{\frac{1}{3}} = 7 \quad (19)$$

であり、7 m 地点にカラーを取り付けた。また、NPB3-1 気球においては、体積 100 m<sup>3</sup> のガスをつめるため、

$$2a = 2\left(\frac{100}{\frac{\pi}{12}\sqrt{3}}\right)^{\frac{1}{3}} = 12 \quad (20)$$

であり、12 m 地点にカラーを取り付けた。

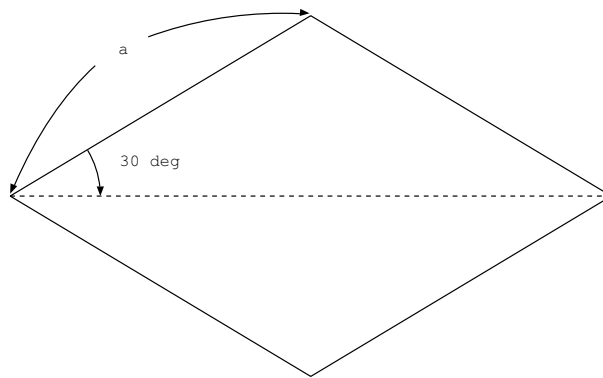


図 71 カラーで締められた気球を半頂角 30 度の円錐二つの底面を突き合せた形で近似

## B. SP 気球からのヘリウムガスの漏れ

ヘリウムガスの流れを、準定常な等エントロピー流れとみなすことにする。ヘリウムガスの圧力を  $p$ 、密度を  $\rho$  とし、流速  $u=0$  のよどみ点状態におけるヘリウムガスの圧力を  $p_0$ 、密度を  $\rho_0$  とすると、ベルヌーイの式から、

$$\frac{1}{2}u^2 + \frac{\gamma}{\gamma-1} \frac{p_0}{\rho_0} \left( \frac{p}{p_0} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = \frac{\gamma}{\gamma-1} \frac{p_0}{\rho_0} \quad (21)$$

である。これを速度  $u$  について解くと、

$$u = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \frac{p_0}{\rho_0} \left( 1 - \left( \frac{p}{p_0} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right)} = \sqrt{\frac{2\gamma RT_0}{\gamma-1} \left( 1 - \left( \frac{p}{p_0} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right)} \quad (22)$$

を得る。また、圧力  $p$  と密度  $\rho$  には、以下の関係がある。

$$\rho = \rho_0 \left( \frac{p}{p_0} \right)^{\frac{1}{\gamma}} = \frac{p_0}{RT_0} \left( \frac{p}{p_0} \right)^{\frac{1}{\gamma}} \quad (23)$$

ここで、 $R$  はヘリウムガスの気体定数  $2077 \text{ J/kg} \cdot \text{K}$  であり、 $T_0$  はよどみ点におけるヘリウムガスの温度である。ヘリウムガスの質量流失速度  $\dot{m}$  は、流出する穴の面積を  $A$  とすると、

$$\dot{m} = \rho u A \quad (24)$$

とかける。これに、上の二つの式を代入すると、

$$\dot{m} = \frac{p_0 A}{\sqrt{RT_0}} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left( \left( \frac{p}{p_0} \right)^{\frac{2}{\gamma}} - \left( \frac{p}{p_0} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma}} \right)} \quad (25)$$

が得られる。微小時間  $dt$  の間に流出する流量は  $\dot{m}dt$  であり、SP 気球の体積を  $V$  とすると、この間に SP 気球内の気体の質量は  $Vd\rho_0$  だけ減少するから、

$$\dot{m}dt = -Vd\rho_0 \quad (26)$$

が成り立っている。また、式 (23) の両辺を微分して整理すると、

$$\frac{1}{\rho_0} \frac{d\rho_0}{dt} = \frac{1}{\gamma} \frac{1}{p_0} \frac{dp_0}{dt} \quad (27)$$

であるので、これらを用いると、

$$\frac{dp_0}{dt} = \gamma p_0 \frac{1}{\rho_0} \frac{d\rho_0}{dt} \quad (28)$$

$$= -\frac{\gamma p_0}{\rho_0} \frac{1}{V} \frac{dm}{dt} \quad (29)$$

$$= -\frac{\gamma p_0}{\rho_0} \frac{1}{V} \frac{dm}{dt} \quad (30)$$

となり、さらに、式 (25) を用いると、

$$\frac{dp_0}{dt} = -\frac{\gamma p_0 A \sqrt{RT_0}}{V} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left( \left( \frac{p}{p_0} \right)^{\frac{2}{\gamma}} - \left( \frac{p}{p_0} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma}} \right)} \quad (31)$$

となる。この式を用いて、 $p$  に各時間における大気圧を代入し、時間積分することで、ヘリウムガスの圧力の時間変化を求めることができる。ここでの議論は文献 [17] を参考にした。



### C. 釧路地方気象台から放球された気象ゾンデ

釧路地方気象台においては、世界協定時 0 時、および、12 時に気象ゾンデが打ち上げられており、気温、気圧の観測が行われている。図 72 は、B12-02 実験が実施された 2012 年 6 月 9 日の前後に得られた高度と気温の関係である。データは、文献 [18] から取得している。図中の点線は、US Standard Atmosphere 1976 モデルであり、概ねモデルと一致している。本論文では、気温を 2012 年 6 月 9 日 UT0 時に測定されたデータを用いている。

図 73 は、US Standard Atmosphere 1976 モデルを用いて高度から得られる大気圧と測定された大気圧との差の大気圧との比を示したものである。両者の違いは最大 7 % に留まり、水平浮遊していた高度 30 km 付近では US Standard Atmosphere 1976 モデルから得られる値の方が 2 % 小さい。

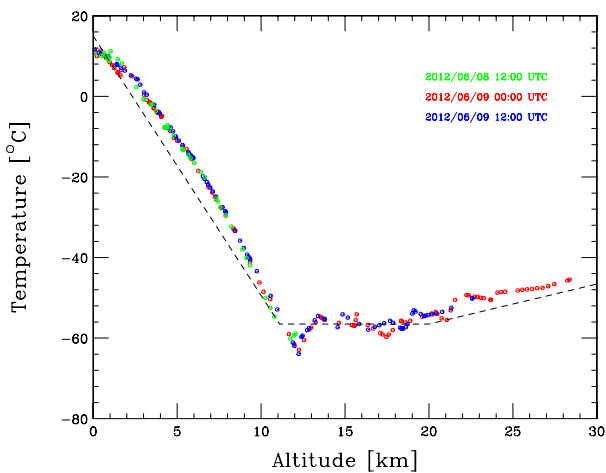


図 72 釧路地方気象台から打ち上げられた気象ゾンデで得られた気温と高度の関係。図中の点線は、US Standard Atmosphere 1976 モデル。

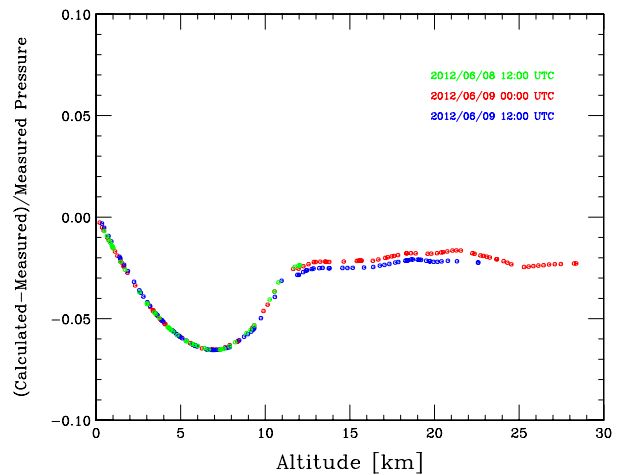


図 73 釧路地方気象台から打ち上げられた気象ゾンデで得られた高度から US Standard Atmosphere 1976 モデルを用いて推定された大気圧と実測された大気圧の差の大気圧との比。