

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

斎藤 芳隆^{*1}, 飯嶋 一征^{*1}, 松坂 幸彦^{*1}, 松嶋 清穂^{*2}, 田中 茂樹^{*2},
梶原 幸治^{*3}, 島津 繁之^{*3}

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

By

Yoshitaka SAITO^{*1}, Issei IJIMA^{*1}, Yukihiro MATSUZAKA^{*1}, Kiyoho MATSUSHIMA^{*2},
Shigeki TANAKA^{*2}, Koji KAJIWARA^{*3} and Shigeyuki SHIMAZU^{*3}

Abstract

The tandem balloon system with a super-pressure balloon and a zero-pressure balloon is a vehicle which can fly a long duration flight changing the level flight altitudes. This system requires a super-pressure balloon with good capacity to endure high pressure. A pumpkin shaped 3-m balloon with 20 μ m polyethylene films covered by a Vectran net with diamond shapes was developed and showed the excellent capacity to endure the pressure of 9,600 Pa on the ground test. A flight test of a tandem balloon system with a super-pressure balloon of the same model and a 2-kg rubber balloon was performed on June 1, 2011, from the Taiki Aerospace Research Field. It was launched in the early morning and the flight lasted crossing the sunrise. It was found that the temperature of the skin of the super-pressure balloon changed by 30 degrees before and after the sunrise and the lift of a rubber balloon at night flight decreased by 5 % after the launch. These parameters are quite useful to evaluate the required capability for the pressure resistance of super-pressure balloons, and to determine the lift of rubber balloons for future tandem systems. Development to enlarge the super-pressure balloon will be continued to provide the system for future scientific experiments.

Key words: Scientific Balloon, Super-pressure Balloon, Membrane Structure

概 要

スーパープレッシャー気球とゼロプレッシャー気球からなるタンデム気球は高度を変えながら長時間飛翔する飛翔体である。このシステムにおいてはスーパープレッシャー気球に高い耐圧性能が要求される。20 μ m 厚のポリエチレンフィルムに、ベクトランで作った菱目の網をかぶせた直径 3 m のかぼちゃ型気球を製作し、地上で膨張、耐圧試験を実施したところ、正常に展開し、9,600 Pa に耐えることが実証された。これと同型の気球と 2 kg のゴム気球からなるタンデム気球を、2011 年 6 月 1 日に大樹航空宇宙実験場より放球し、日昇をまたいだ飛翔性能試験を実施した。その結果、昼夜でスーパープレッシャー気球の皮膜温度は 30 度変化すること、ゴム気球の夜間の浮力は地上での値と比較して 5 % 減少することがわかった。

^{*1} 宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所

^{*2} 藤倉航装株式会社

^{*3} ナカダ産業株式会社

これらの情報は、今後、スーパープレッシャー気球の要求耐圧を定量化するためや、同様のシステムを飛翔させる際のゴム気球の設定浮力を設定する際に極めて有用である。今後、大型のタンデム気球システムの開発を進めると共に、科学実験への応用を行なう予定である。

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

1. はじめに

長時間（数カ月程度）飛翔できる気球ができれば、新しい実験手段による新しいサイエンスの創出が期待される。長時間飛翔気球の切札はスーパープレッシャー気球（SP 気球）である。宇宙研気球グループでも Lobed-pumpkin 型、俵型などの開発が進められており、SP 気球の実現が現実的な状況となっている [1][2]。しかし、一方で、現状の SP 気球が必ずしも万能ではなく、たとえば、飛翔航跡制御の方法が確立していない、気球自体の重量が重いといった問題点を抱えていることもわかっている。

気球を長時間飛翔させるもう一つの方法が知られている。SP 気球とゼロプレッシャー気球（ZP 気球）の組合せからなるタンデム気球である。夜間、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の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 [3]。この原理を利用した気球は Sky Anchor 気球として 1970 年代に研究が進められたが [4]、大きな SP 気球が実現できなかったこともあり、それ以後全く研究が進んでこなかった。

タンデム気球の特徴は、単一の SP 気球との比較を通じて以下のようにまとめられる。

- いずれも長時間飛翔が可能だが、SP 気球は一定高度を飛翔するのに対し、タンデム気球では昼夜で数 km 程度の高度変動がある。
- バラストやガスの消費は伴うが高度を変化させることができ、現在、ZP 気球で行なっているのと同様に、高度による風向の変化を利用した航跡制御が可能である。これは SP 気球はできない。
- タンデム気球では、過去に飛翔実証された体積（2,100 m³）の数倍の SP 気球があれば、100 kg の搭載機器を高度 35 km に投入できるシステムを実現できるが、SP 気球単体でそれを行うには数 10 倍の体積の気球をつくる必要がある。
- 同一高度を飛翔できる気球で比較すると、両方で必要なロープ重量は同一である。一方、気球皮膜重量は、すべてを同一のフィルムで製作した場合は単独の SP 気球の方が軽い。ZP 気球部分を薄く軽いフィルムで製作すればタンデム気球の方がより軽くなる。
- 現状の SP 気球は ZP 気球と同一体積で比較すると、コストが 2 倍程度かかっている。費用対効果もタンデム気球の方が優れる可能性がある。
- タンデム気球の SP 気球部に必要とされる耐圧性能は SP 気球と ZP 気球の体積比の分、SP 気球単体の気球の場合に要求される耐圧性能より高い。ただし、この性能は、小型 SP 気球に関しては達成されている。
- 現状では、大樹航空宇宙実験場における放球装置は、二つの気球を同時に放球することは想定外であり、新しい方法が必要である。

両者の違いを一言でいえば、高度変化を利用するならばタンデム気球、嫌うならば単独の SP 気球が優れる。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。

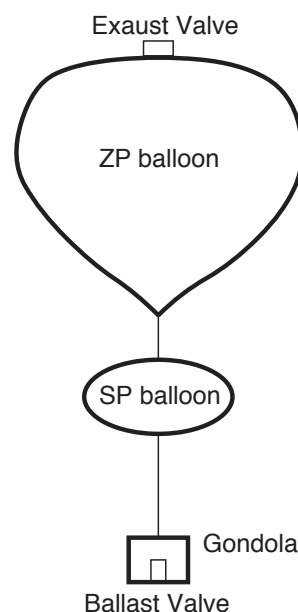


図 1: タンデム気球

表 1: 網をかぶせた気球の諸元

気球番号	NPB001-2,3	NPB001-1
公称容積 (m ³)	9.6	9.3
直径 (m)	3.03	2.99
全長 (m)	3.97	3.92
高さ (m)	1.80	1.79
ゴア数	20	12
最大ゴア幅 (mm)	516	783
フィルム厚 (μm)	20	20
網線強度 (N)	415	1330
縦網線数	402	96
網交点間隔 (mm)	101	500
赤道網線間隔 (mm)	48	196
弁座直径 (mm)	300	530
実測耐圧値 (Pa)	9,600	2,650
気球重量 (kg)	3	16

このような観点から、2009 年からタンデム気球システムの開発を開始した。体積 50,000 m³ の ZP 気球に体積 10,000 m³ の SP 気球を吊り下げて飛翔させることを目標としており、ISAS/JAXA の気球プロジェクトの一環として PI に提供できるシステムとして完成度を高め、科学実験への適用を行なう予定である。実現のためには、技術開発要素として、高耐圧気球、および、連結しての放球方法、の開発が必要であり、飛翔実験により、要求耐圧性能の定量化、浮力を補償する原理の実証が必要である。高耐圧化は、フィルムの局所曲率半径を小さくすることで実現でき、気球に高強度繊維の網をかぶせることで、薄く軽いポリエチレンフィルムで耐圧性能を向上させる方法の検討を進めている [5]。本論文では、直径 3 m の高耐圧気球の開発と、ゴム気球とのタンデム気球として飛翔させた結果を報告する。

2. 高耐圧気球の開発

2.1 網の開発

強度が小さいフィルムでできた気球に高強度繊維の網をかぶせることで耐圧性能を向上させることが可能である [5]。この手法の原理的な有効性は、2010 年 4 月に、20 μm 厚のポリエチレンフィルムで作られた気球にケブラーロープの網をかぶせた直径 3 m の気球 (NPB001-1) を試作し、膨張、破壊試験を実施することで確認されている。しかし、この際は、ロープを縫いあわせて網としたもので、網として製作されたものを用いたわけではなかった。ナカダ産業株式会社の協力により、まず、高強度繊維の網の開発を行なった。その結果、ベクトラン [6] 製の重量 0.364 g/m の網線 (破断強度 420 N) を用いて、目合 101 mm の軽く丈夫な網を編網することに成功した。先の気球で用いたケブラーロープは、破断強度が 1,300 N、重量 1.13 g/m であり、この網の重量あたりの強度はケブラーロープと同程度である。

2.2 膨張試験

2011 年 2 月にこの網を 20 μm 厚のポリエチレンフィルムでかぼちゃ型 (オイラーの楕円の回転体) につくった直径 3 m の気球にかぶせ、膨張、破壊試験を実施した。気球の諸元を表 1 に示す。NPB001-1 気球と比較すると、網の目を 1/4 に細かくする一方で、網線一本一本は軽く弱くしており、結果として、フィルム強度で決まっている耐圧性能を 4 倍にすることを狙った。

このタイプの気球の耐圧性能は、文献 [5] の方法により求めることができ、赤道網線間隔が 48 mm であることから推定される破壊圧は 11,000 Pa である。また、この計算には、網の偏りの効果⁴が入っていないが、これが NPB001-1 気球と同様だと仮定し、NPB001-1 気球の破壊圧 2,460 Pa と赤道網線間隔の比 0.243 からスケールすると、破壊圧は 10,000 Pa と推定される。

⁴ 網目の間隔が均等にならず、耐圧性能は最大の網目の幅で決まる。

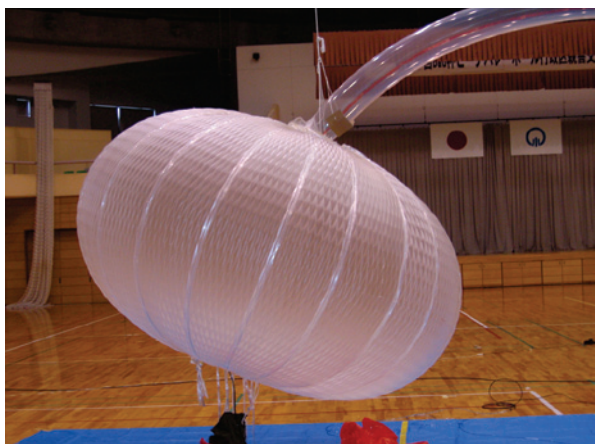


図 2: 5,000 Pa が印加された状態 (NPB001-2, 小野町体育館)



図 3: 満膨張の様子 (NPB001-2, 宇宙研車庫)



図 4: 破壊の様子, その 1 (NPB001-2, 宇宙研車庫)



図 5: 破壊の様子, その 2 (NPB001-2, 宇宙研車庫)



図 6: 破壊の様子, その 3 (NPB001-2, 宇宙研車庫)



図 7: 破壊の様子, その 4 (NPB001-2, 宇宙研車庫)
網の縫合がはずれた

なお、この気球では NPB001-1 気球と比較して極部の構造にも改良を加えた。NPB001-1 気球ではロープを鉄のリングに縛りつける構造をとっていたのに対し、NPB001-2 では、鉄のリングをケブラーロープに置き換えることで軽量化した。

膨張実験を 2011 年 2 月 25 日、小野町民体育館にて実施した。2 月としては暖かく、当日の気温は 10 度であった。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た。差圧計は 20 kPa レンジのものをうい、その電圧値を気温と共に 0.5 秒ごとにデータロガーで記録した。

気球は最初はヘリウムガス、後に、空気によって膨張させ、正常に展開することが確認された（図2）。途中、随時、赤道周長の計測を行なった（表2）。その後、加圧により破壊を試みたが、5,900 Pa でガス注入用のチューブが破れてしまい、そこで、実験は終了とした。

2.3 破壊試験

2.3.1 一回目の試験

ガス注入用チューブを 100 μm 厚ポリエチレンフィルム 2 重にする改修を行ない、膨張、破壊実験を 2011 年 4 月 12 日、宇宙科学研究所のバス用車庫にて実施した。当日の気温は 19 度であった。前回同様、気球の内圧を 20 kPa レンジの差圧計で計測し、1 秒ごとにデータロガーで記録した。

気球は最初はヘリウムガス、後に、空気によって膨張させた。満膨張の様子を図3に示す。その後、加圧したところ、6,500 Pa において破裂した。破裂の様子を図4～7に示す。網のつなぎ目からの破断であり、まず、網同士の接合部がちぎれ、追って、フィルムが横方向に引っ張られて、子午線方向に大きな裂け目ができて破断したものと推測された。

2.3.2 気球の形状

図8に、赤道部周長の圧力による変化を示す。赤道部周長は漸近的に設計長に近い長さに収束している。二回の試験での計測値の差は 70 mm、割合にして 0.7 % の違いがある。気温の変化（9 度）による網線の伸びの影響は、網線の線膨張係数が $-6 \times 10^{-6} / \text{deg}$ であることから、0.7 mm 程度と推定され、上の値はこれと比較して十分に大きい。この周長は、網線よりも張り出したフィルム部分の周長であり、一度、5,900 Pa まで加圧したことによりフィルムが伸ばされ、張り出し量に変化した可能性、および、網線も伸ばされた可能性が考えられるが、原因の特定には至っていない。

図9に子午線長の圧力による変化を示す。子午線長は圧力に伴い、フィルム長を越えて伸びている。この伸び量は 800 Pa において 1.3 % である。これは、設計時に網線の長さをフィルムに比べて 1.8 % 長くとしたことによるものである。気球の子午線長は、網が横方向に広がるため、網の線長よりは縮むはずであり（実際、0.5 % 縮んだ）、それを想定して長さを設定したが、結果としてフィルムが伸ばされている。弾性変形の範囲内であるため許容できるが、今後は、変形が生じない設計としたい。

そもそも、かぼちゃ型は、縦方向のみに張力が働いている場合の形状であり、網のように横方向にも張力が働いている場合はかぼちゃ型からのずれが期待される。縦横両方向に均等な張力が働いている球形は、かぼちゃ型よりも縦長である。横方向の張力が働いている網をかけた気球の場合には、赤道長が小さく、子午線長が長くなることが、想定される。今後、数値シミュレーションなどで形状を定め、定量的な比較を試みたい。

表 2: NPB001-2 気球の加圧時の大きさの変化

2011 年 2 月 25 日の膨張試験時の計測値	
圧力 [Pa]	赤道周長 [mm]
240	9360
360	9395
550	9437
800	9485

2011 年 4 月 12 日の膨張試験時の計測値		
圧力 [Pa]	赤道周長 [mm]	子午線長 [mm]
200	9420	3875
400	9530	3890
600	9540	3800
800	9555	3820

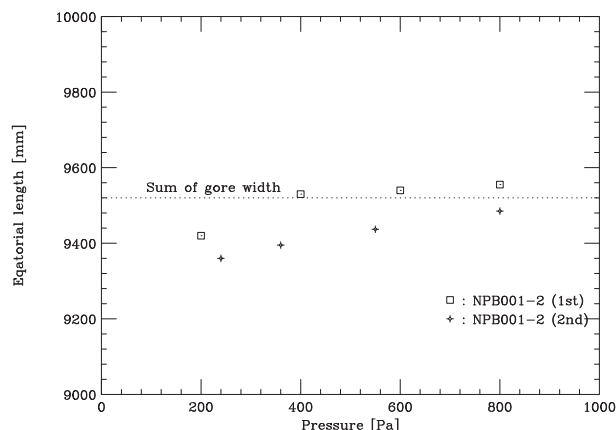


図 8: 周長の圧力による変化 (NPB001-2)

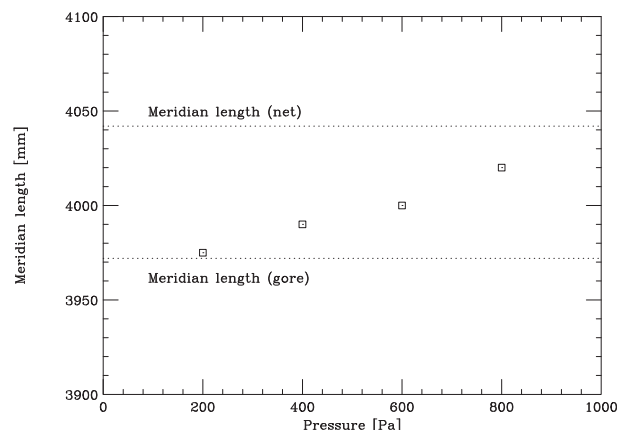


図 9: 子午線長の圧力による変化 (NPB001-2)

2.3.3 網接合部の破断

網と網の束縛が外れてしまった問題に関しての検討を行なった。この部分の糸は亜麻糸 20×3 を用いていた。実験後の試験の結果、亜麻糸で網糸を 2 回巻いて縛った際の破断強度は 102 N であることがわかった。より太い紐を縛った、事前の試験では 200 N が発揮できており、製作にあたっては強度は十分あると考えていたが、網線の太さの場合には強度が半減していた。

6,500 Pa の圧力がかかっている際に、網糸にかかる平均的な引張加重は 117 N である。赤道部の網糸の平均間隔は 47 mm であり、網の束縛糸に平均的にかかる加重は 56 N に過ぎない。しかし、網糸の赤道部の横方向の間隔は不均一になることが知られており、網目が広がっているところでは局所的に大きな強度が要求されている部分があることが予想される。仮に 80 mm となっていた場合で束縛糸にかかる加重は 101 N となり、破断強度に匹敵する。束縛に用いていた糸の強度では不十分である。

そこで、束縛部にも網と同一の強度を持たせることとした。適切な糸を、亜麻糸、ポリエステル糸、ダイニーマ糸、ベクトラン糸などから検討したが、結局、網糸と同じベクトラン糸を用いることとした。束縛糸には、気球本体への干渉を小さくするため細いこと、小さな曲率半径にしても強度が十分出ること、解けにくいこと、といった性能が要求される。ベクトラン糸の場合、直線引張に比べると半分程度の強度となるが、2 回まわしで用いることで、網糸と同程度の強度 (470 N、ただし、最低では 300 N となる試験片もあった) が発揮できていた。

2.3.4 二回目の試験

破断したフィルムを交換し、網同士の接合にベクトラン糸を用いる改修を行なった後、再度、膨張、破壊試験を実施した。実験は、2011 年 4 月 26 日に、宇宙科学研究所のバス車庫にて、同様のセットアップで実施した。最初ヘリウムガスを注入し、頭部を膨張させた後、空気により圧力を加えた (図 10)。気球は、9,600 Pa にて破裂し、赤道上の網目の中央が破れた (図 11)。図 12 に差圧の時間変化を示す。

所期の耐圧性能が発揮できたため、この製作方法で、成層圏飛行用気球の製作を実施することとした。

3. 超小型タンデム気球の飛行試験

3.1 実験の目的

SP 気球と ZP 気球を組合せた長時間飛行気球を実現するためには、SP 気球の昼夜の気圧変化を計測し必要な耐圧性能を求めること、および、重要な要素技術である、浮力を補償する原理、高耐圧気球の実証を行なうことが必要である。しかし、いきなり大型の気球によるシステムの実証を行なうのは以下の観点から困難である。

- 太陽光の有無による気球ガス温度の変化に起因する圧力差を計測するには、昼夜にわたり飛翔する必要があるが、残念ながら現在の大樹町では大型気球でそのような飛翔をさせることができない。
- このシステムで要求される SP 気球の耐圧性能に比べ、5～7 倍の安全率を見込んでいる。このため、SP 気球に詰めるガスを実際よりも増やすことで、かける圧力を増し、耐圧性能を評価する必要がある。一方で、地上での気球体積が増大することは、放球時の作業に余分なリスクを追うことになる。

このため、大型気球による実験に先立ち、まず 2 kg のゴム気球と体積 10 m³ の超小型 SP 気球のタンデム気球により、昼夜にまたがる飛翔を通じて、昼夜の違いを評価する実験を実施することとした。この気球では、水平浮遊高度を風速が弱く長時間飛翔させるのに適した高度 20 km 程度に設定することができる。また、回収が不要なゴム気球を利用することで、夜間の飛翔が可能になる。



図 10: 破裂する直前の気球 (NPB001-2, 宇宙研車庫)



図 11: 気球の破壊箇所 (NPB001-2, 宇宙研車庫)

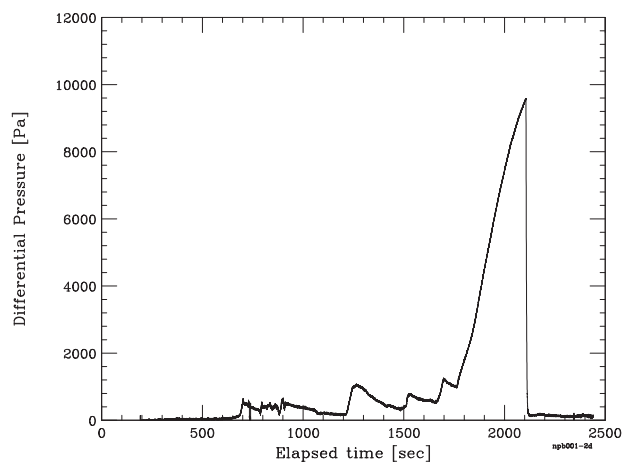


図 12: 気球にかかった差圧の時間変化 (NPB001-2, 宇宙研車庫)

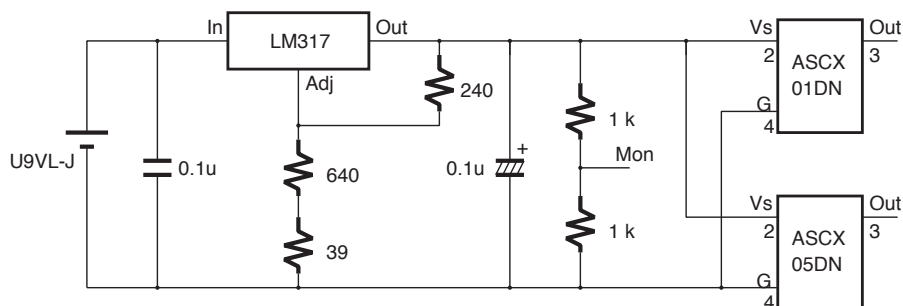


図 13: Honeywell 社製差圧計電源供給回路

3.2 搭載機器

搭載機器は、薄膜高高度気球用のゴンドラ [7] に、差圧計測用の装置を追加したものである。従って、主な基本搭載機器は、テレメーター/コマンドボード、送信機（三協製 TM-1680）、コマンド受信機（三協製 SCR300）、電池とした。テレメーター/コマンドボードには、電源の ON/OFF が可能となるよう、External Device の接続をすべてラッチし、デフォルトの接続を Open にする改造を施している。また、コマンド受信機とテレメーター/コマンドボードの電源は共通化する、カッター用電池は必要最小限とすることで総重量を削減した。

加えて、差圧計（Honeywell 社製、ASCX05DN と ASCX01DN）を搭載した。前者は 5 PSI (= 34,000 Pa)、後者が 1 PSI (= 6,800 Pa) レンジの差圧計であり、温度補償範囲が 0~70 °C である。電源供給用回路の回路図を図 13 に示す。センサーの出力が供給電圧に比例するため、二つのセンサー出力に加えて供給電圧もモニターした。

これらの差圧計の較正は、較正された Setra 社製 230 差圧計 (S/N 2404207) を用いた。また、差圧計と気球と結合には、低温特性に優れたシリコンチューブ（アズワン社製 6-586-13、内径 4 mm、外径 7 mm、-60~200 °C）を用いた。二つの差圧計のための分岐部は、ゴンドラ内に設け、ポリプロピレン製の Y 字ジョイントコネクターを用いた。気球から分岐部までの距離は 2 m、分岐部から差圧計までの距離は 10 cm 程度である。

また、SP 気球下部のポリエチレン皮膜に、アナログデバイセズ社製温度センサー AD590J を張り付けた。このセンサーは -55~150 度の温度範囲を 5 度の精度で計測できる。

3.3 飛行実験

飛行時の荷姿を図 14 に示す。気球につめるガス量は、いずれもガスをつめる前後の重量を比較し、浮力として求めることとした。浮力の計測精度は 20 g であった。

飛行実験は 2011 年 6 月 1 日に実施された。放球時の様子を図 15~18 に示す。実験の経緯を表 3 に示した。計画では、高度 17 km にて圧力がかかり始め、上昇と共に 5,000 Pa に達した時点で牽引ゴム気球を切り離す予定であったが、十分な圧力がかからなかったため、高度 21.4 km で牽引ゴム気球の切り離しを行なった。以後、気球は緩やかに降下し、上空日昇の時点では高度 18.9 km に達した。3 時 57 分において高度 17.1 km 達し、以後、上昇に転じた。4 時 50 分に飛行ゴム気球を切り離し降下させ、実験を終了させた。図 19, 20 に飛行航跡、高度曲線を示した。

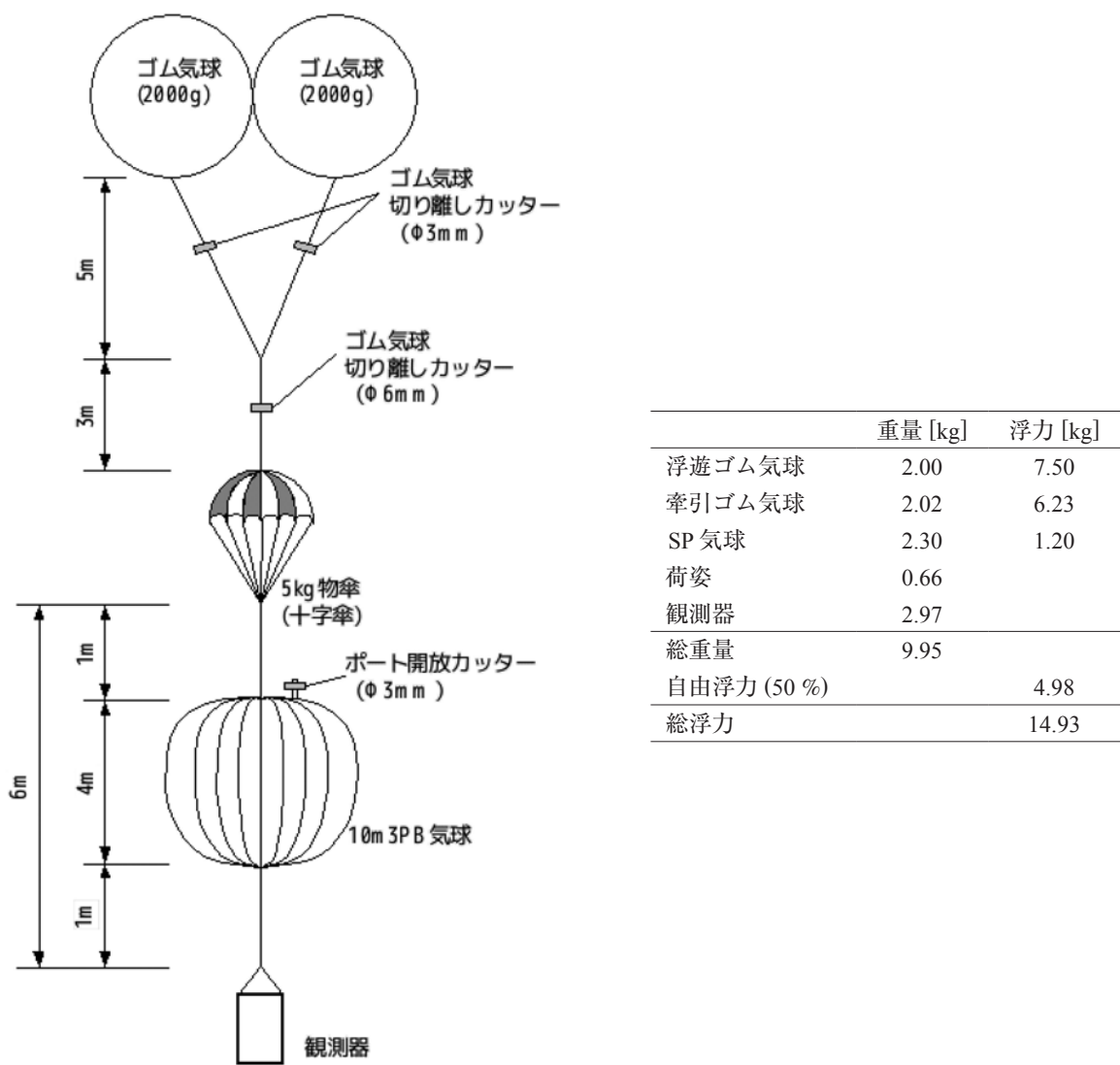


図 14: 飛翔時の荷姿と重量構成

表 3: BS11-02 実験の経緯

23:50	嘯みあわせ開始
23:57	嘯みあわせ完了
1:24	放球
1:50	高度 10 km 通過
2:11	SP 気球が加圧開始. 高度 17.2 km
2:28	牽引気球切り離し. 高度 21.4 km
2:30	最高高度 22.0 km に到達, 下降開始
3:28	上空日昇, 高度 18.9 km. 気球皮膜温度上昇
3:55	地上夜明け, 高度 17.1 km
3:57	最低高度 17.1 km
4:45	SP 気球圧力解放
4:50	飛翔気球切り離し
5:17	着水



図 15: 放球直前の観測装置



図 16: SP 気球へのガスづめ



図 17: 気球の尾部



図 18: 放球された気球

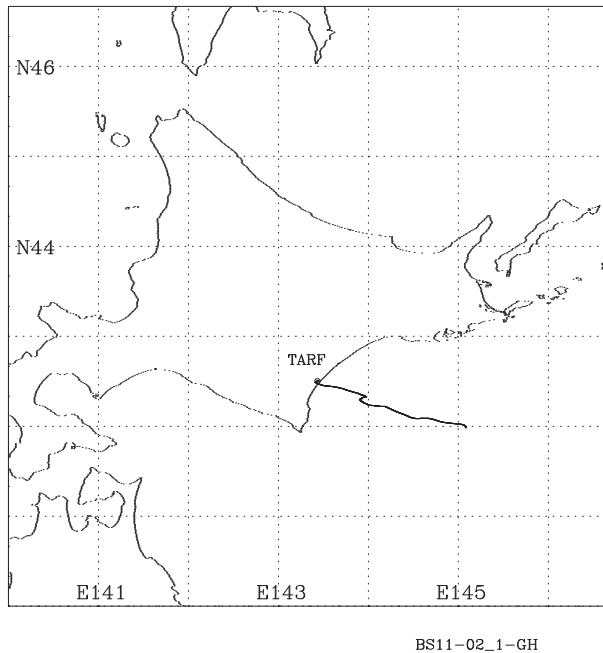


図 19: BS11-02 気球の GPS による飛翔航跡

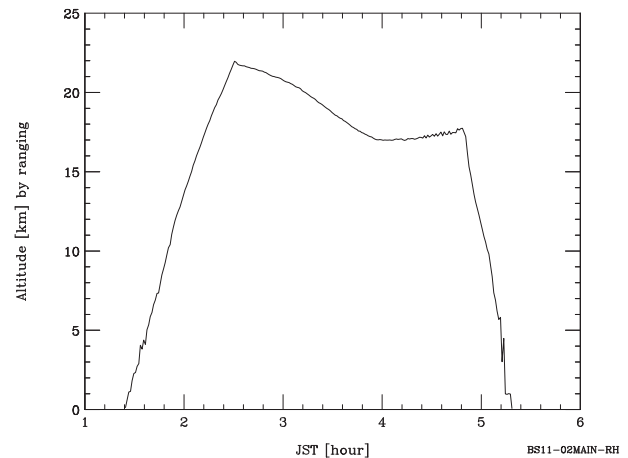


図 20: BS11-02 気球の測距による高度曲線

3.4 実験結果

搭載 GPS の高度変化は図 21 に示すとおりである。以後、高度はこの GPS の値を用いることにする。図 22 は気圧計による気圧の変化である。

図 23 から、全期間にわたり、ゴンドラの内部温度は 30℃ 程度であり、気圧計の温度補償範囲内であった。図 24 は、SP 気球皮膜の温度を、釧路の気象ゾンデで得られた気温と比較したものである。温度センサーの精度（5 度）で夜間の温度は一致している。

図 25 に気球内圧と大気圧との差圧の時間変化を示す。2 時 20 分ごろから差圧の増加がはじまり、最大差圧 150 Pa を示した後、次第に差圧が低下し、牽引気球を切り離し上昇が停止した時点で、差圧はゼロに戻っている。差圧が 5000 Pa に達することを計画しており、測定値は著しく小さい。また、差圧の値は大気圧の変動を反映するはずであり、上昇を停止したことで変動するものではない。搭載されている二つのセンサーは同一の値を示しており、また、これらの電源電圧が正常であったことから、実際に、差圧の増加が不十分だったと考えられる。

この差圧と大気圧と関係を図 26 に示し、差圧が 100 Pa 以下の拡大図を図 27 に示す。図中の直線は、大気圧 90 hPa から 82 hPa の間のデータを用いて気球差圧 ΔP_b と大気圧 P_a の関係を直線でフィッティングして求めたものであり、

$$\Delta P_b = 1160 - 0.1258 P_a \quad (1)$$

である。

直線から気球が加圧されはじめた大気圧を求めると 92.2 hPa となる。地上において、気球に詰められたガス量は浮力 1.20 kg であり、気球の体積は 9.56 m³ である。これが、大気圧 92 hPa において満膨張となる場合の気球ガスの気温は 198 K (= -75℃) である。一方、気球が満膨張に達した時刻は 2 時 11 分であり、この際の気球フィルム温度は -55℃ であった。また、当日の釧路の気象ゾンデによる気温の計測値は大気圧 100 Pa において -60℃ であった。推定された気球ガス温度はこれらの値よりも 15~20℃ 低く、これは上昇中のガス膨張による断熱膨張によるものと考えられる。

ポリエチレンフィルムで製作されている SP 気球は満膨張に達した後、それ以上の高度では体積は変化しない。したがって、以後、ガス圧は変化せず、大気圧のみが減圧するため、両者の差圧は増加し、大気圧と差圧との関係は逆比例となる。しかし、図 27 においては、直線の傾きの値は -0.1258、誤差は 5×10^{-4} であり、大気圧の減少に伴い気球差圧が増加した場合の値 -1 にくらべて有意に小さい。これは、差圧が生じる以前から気球に穴があいていたためであると

考えられる。もし、差圧が発生したことにより、穴があいたならば、大気圧と差圧の関係が途中で変化するはずである。この穴の大きさは、気球ガスの上昇に伴うガスの膨張速度とガス排気速度の釣合から推定することができる。

図 28 は大気圧 90 hPa 近辺での大気圧の時間変化を拡大したものである。図中の実線は、

$$P = 90 \exp \left(-0.740 \times 10^{-3} (t - 8608) \right) \quad (2)$$

の曲線を示す。ここで、 P は大気圧、 t は経過時間である。この式より、90 hPa での大気圧の時間変化は 6.7 Pa/sec である。したがって、気球の体積の時間変化 ΔV は、大気圧 P_a 、大気圧の時間変化 ΔP_a 、および、気球の体積 V を用いて、

$$\Delta V = \frac{\Delta P_a}{P_a} V = \frac{6.7}{9000} \cdot 9.56 = 7.1 \times 10^{-3} \text{ [m}^3/\text{sec]} \quad (3)$$

と求められる。ベルヌーイの定理より、流失速度 v は、気球内ガスと大気圧との差圧 ΔP_b から、

$$v = \sqrt{\frac{2\Delta P_b}{\rho}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 150}{0.18 \cdot \frac{90}{1013} \cdot \frac{273}{198}}} = 120 \text{ [m/sec]} \quad (4)$$

と求められる。ここで、 ρ 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 900 m/sec と流失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。

穴の面積 A は、

$$A = \frac{\Delta V}{v} = \frac{7.1 \times 10^{-3}}{120} = 5.9 \times 10^{-5} \text{ [m}^2] \quad (5)$$

と求められる。

生じた穴は、気球圧計測チューブと気球との接合部にもれがあった、溶着が数 cm はずれてしまった、といった原因で発生し得る大きさである。気球頭部に穴があって上昇中も少しずつガスが洩れていたとしても、差圧が生じなければ流速が出ずガスの流失量が極めて小さいため、データからは区別できない。

図 17 にあるように、気球尾部から伸びるガス計測チューブが他に固定されていなかったため、飛翔中にねじられ、低温で硬くなった接合部のポリエチレンに損傷があった可能性がある。ガス計測チューブをつり下げ紐に固定し、気球に直接損傷を与えない構造にする必要があった。大型気球の場合にはガス計測部の構造は従来型であり、気球部分の製造方法はゼロプレッシャー気球と同じであるため、同様の問題は生じ得ないが、こういった超小型気球の場合は洩れについて特別な対応が必要である。なお、地上試験においてはガス注入速度は $1 \times 10^{-1} \text{ m}^3/\text{sec}$ 以上で実施しており、この場合、この程度の穴があっても気づかないレベルの試験であり、気密性の観点からの試験は不十分であった。

気球は牽引気球を切り離した後に、緩やかに降下している。牽引気球を除く全システム重量は 7.93 kg であり、総浮力は 8.7 kg である。通常であれば降下しないはずであるが、実際には降下しており、最大高度から最低高度までの降下速度は平均すると 57 m/min であった。高度 17 km までの平均上昇速度は 360 m/min であり、この速度のほぼ 1/5 である。気球の上下動の速度が自由浮力に比例するとすると、牽引気球を切り離した後は -10 % の自由浮力となっていたと推定される。

SP 気球に穴があいて ZP 気球になっていたとすると、大気圧 92 hPa で満膨張となり、42 hPa まで上昇しているため、ガス量は 46 % となり、地上において 1.2 kg あった浮力は 0.55 kg まで減少していたと推測される。したがって、牽引気球を切り離した後の総浮力は 7.6 kg となる。この場合、自由浮力が -4.2 % になる。しかし、-10 % の自由浮力となるには、これに加えて 5.8 % の浮力が減少する必要がある。浮力が減少する要素は、以下が考えられる。

- 気球のガス温度が大気温度よりも低い場合。大気温度が -60°C で、ガス温度が -70°C の場合、浮力は 6.7 % 減少する。この原因が最も有力である。上昇中のデータであるが、Shimizu & Hasebe 2010 [8] においてもゴム気球内部の温度が大気温度よりも 10 K 程度下がっていることを指摘している。
- ゴム気球の圧力が大気圧にくらべて有意に高い。

ゴム気球の浮力の減少量が測定できたことで、今後、ゴム気球による水平浮遊を行なう際の浮力を精度よく推定することが可能となった。

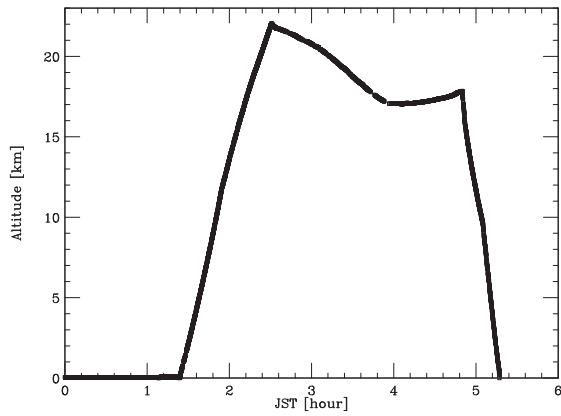


図 21: GPS による高度の時間変化

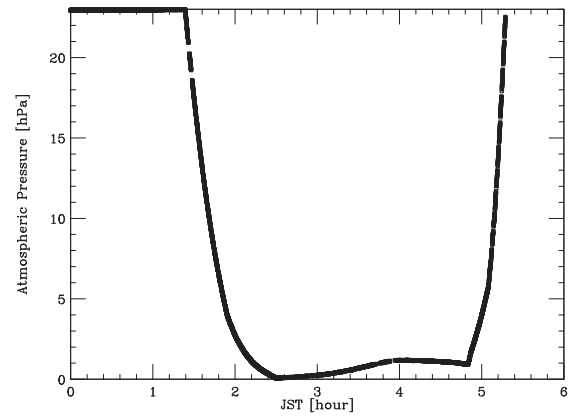


図 22: 気圧計による大気圧の時間変化

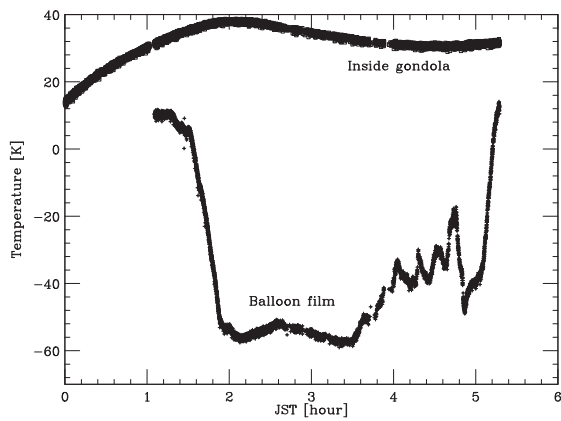


図 23: ギョンドラ内温度, 気球フィルム温度の時間変化

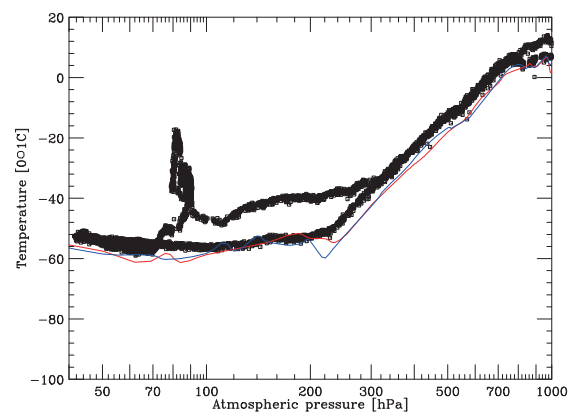


図 24: 気球フィルム温度と釧路気象ゾンデ (赤: 6/1 9:00, 青: 5/30 21:00) の比較

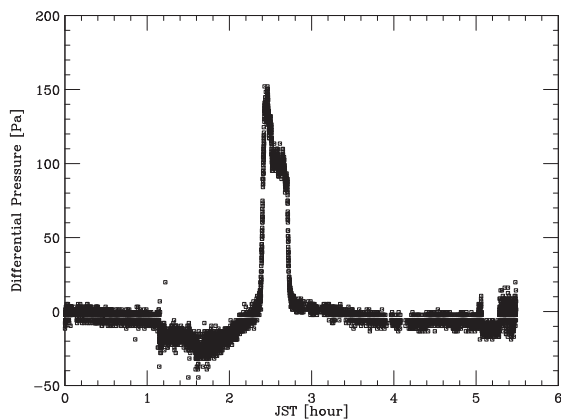


図 25: 気球内圧と大気圧との差圧の時間変化

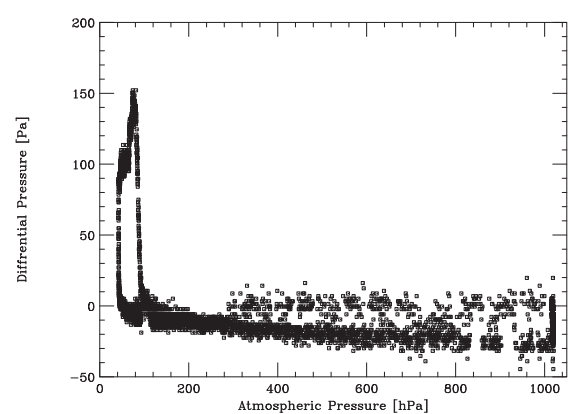


図 26: 気球の差圧と大気圧の関係

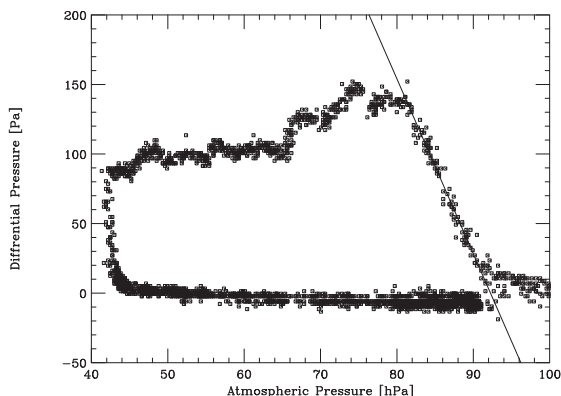


図 27: 気球の差圧と大気圧の関係 (拡大図)

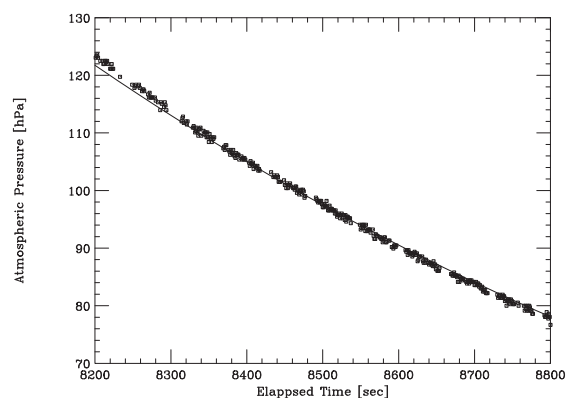


図 28: 気圧の時間変化拡大図

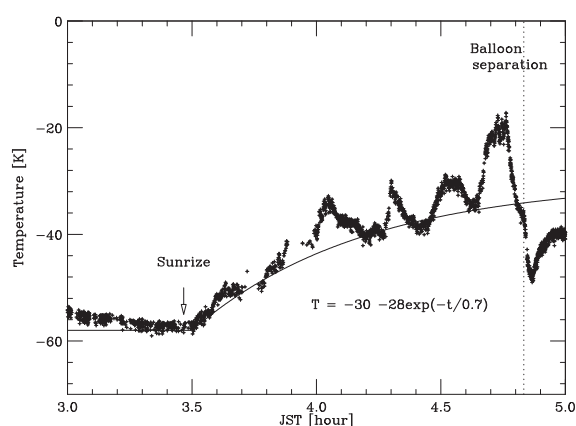


図 29: 気球皮膜温度の時間変化

図 29 に 3 時から 5 時の気球皮膜の温度の時間変化を示す。SP 気球の皮膜の温度は、日昇直後から上昇をはじめ、最大 -20°C に到達した。周期 10 分の変動がみられ、これは、気球の回転に対応し、直接光の有無に対応しているものと思われる。気球の温度はむしろ最低温度に対応していると思われる。図中の曲線は時定数 0.7 時間で -30°C に収束する曲線であり、気球の温度は -30°C 程度に収束するものと推定される。今後、この温度とフィルム等の光学特性とから、大型気球で要求される必要耐圧を求めることが可能となった。

表 4: タンデム気球システムの諸元

名称	B50A+NPB10	B15A+NPB3	ゴム 2 kg+NPB001
ZP 気球体積 (m^3)	50,000	15,000	—
ZP 気球重量 (kg)	120	80	2.0
SP 気球体積 (m^3)	10,000	3,000	9.6
SP 気球重量 (kg)	150	70	2.3
ペイロード重量 (kg)	100	50	3.0
バラスト重量 (kg)	60	60	0
荷姿重量 (kg)	30	30	0.7
吊下重量 (kg)	180	190	3.7
昼間飛翔高度 (km)	35.5	30.1	25.6
夜間飛翔高度 (km)	31.1	26.5	17.9
SPB 要求耐圧 (Pa)	720	1,740	4,450

4. 将来計画

今後、平成 24 年度には体積 15,000 m³ の ZP 気球に体積 3,000 m³ の SP 気球を吊り下げて飛翔させる実験を計画している。大気圧と共に、SP 気球の内圧を差圧計で計測し、SP 気球の展開の様子を ITV カメラでモニターする予定である。平成 25 年度には、本年度実験を実施したゴム 2 kg+NPB001 気球に改良を加え、衛星通信の機能を追加することにより、一日程度の飛翔を実施することで長時間飛翔の原理実証と通信機能を確認する実験を実施することを検討している。タンデム気球システムの諸元を表 4 にまとめた。

5. まとめ

SP 気球と ZP 気球を組み合わせたタンデム気球は、長時間飛翔が可能であり、加えて高度制御による飛翔航跡制御が可能である魅力に富んだ飛翔体である。タンデム気球を実現するためには、SP 気球のより高耐圧化、飛翔時の SP 気球の圧力変化の情報が必要である。高張力繊維の網をかぶせる手法により製作した、直径 3 m の気球を膨張させ、破裂させる試験を実施し、正常に膨張し、耐圧性能が 9,600 Pa あることを確認した。2011 年 6 月 1 日に、同型の SP 気球と 2 kg のゴムを連結させた超小型タンデム気球システムの飛翔試験として日昇をまたいで飛翔させる実験を実施し、要求耐圧の推定に必要となる昼夜の SP 気球の温度変化を求めた。また、ゴム気球の浮力が減少する現象を見出した。今後、平成 24 年度には、体積 15,000 m³ の ZP 気球に体積 3,000 m³ の SP 気球を吊り下げたシステムで、放球方法の確認、浮力を補償する原理の実証、SP 気球の耐圧性能の実証、を実施する予定である。さらに、将来は、ISAS/JAXA の気球プロジェクトの一環としてシステムの大型化を進め、PI に提供できるシステムとして完成度を高め、科学実験への適用を行なう予定である。

謝 辞

超小型タンデム気球の飛翔試験 (BS11-02) にあたっては、JAXA/ISAS/大気球実験室にお世話になりました。網の開発にあたっては、以下の方々から御助言、試料の提供、試作の御協力をいただきました。株式会社澤本金箔 澤本義史さん、東洋紡績株式会社 黒木忠雄さん、JAXA/ISAS 朝枝美奈子さん、JX 日鉱日石 ANCI 株式会社 山田潤さん、宮川敦至さん、宇都丸善ポリエチレン株式会社 市村晃司さん、東京インキ株式会社 山田さん、児島さん、東京製鋼繊維ロープ株式会社 永福貴之さん、株式会社ティアイティ 竹ノ内至秀さん、旭化成商事株式会社 関透さん、旭化成ケミカルズ 樋口正男さん。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] H. Fuke, et al., “Progress of super-pressure balloon development: A new “tawara” concept with improved stability”, Adv. Space Res., 48, 6, pp.1136-1146, 2011
- [2] 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
- [3] 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
- [4] Smith Jr., I.S., “Development of the Sky Anchor Balloon System”, Proc of 10th AFCRL Scientific Balloon Symposium, pp.81-101, 1978
- [5] 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
- [6] <http://www.kuraray.co.jp/products/ber/vectran.html>

- [7] 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
- [8] K. Shimizu and F. Hasebe, “Fast-response high-resolution temperature sonde aimed at contamination-free prole observations”, Atmos. Meas. Tech., 3, pp.1673-1681, 2010