



ISSN 1349-1113
JAXA-RR-13-011

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

2014年3月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

目 次

序文.....	石井信明	
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、飯嶋一征、松坂幸彦、松嶋清穂、田中茂樹 梶原幸治、島津繁之	1
皮膜に網をかぶせた長時間飛翔用スーパープレッシャー気球の開発 (BS13-04 実験).....	斎藤芳隆、後藤健、中篠恭一、古田良介、堂本航大 秋田大輔、松嶋清穂、田中茂樹、島津繁之	35
「白鳳丸」EqPOS 航海におけるゾンデ観測の実施.....	稲飯洋一、青木周司、本田秀之、長谷部文雄、植松光夫	61
大気球観測により初めて捉えられた成層圏大気主成分の重力分離と その中層大気循環研究への応用.....	石戸谷重之、菅原敏、森本真司、青木周司、中澤高清 豊田栄、本田秀之、橋田元、村山昌平、山内恭	71
惑星観測用成層圏望遠鏡 FUJIN-1 の開発とポインティング制御系の性能評価	莊司泰弘、田口真、中野壽彦、前田惇徳、高橋幸弘 今井正堯、仲本純平、渡辺誠、合田雄哉、川原健史 吉田和哉、坂本祐二	87

序 文

今年度の大気球実験は、5～6月に実施した第一次実験で、B13-01を放球する際にロープカッターが誤作動するという不具合が発生した。幸い実験装置である微小重力実験カプセルとゴンドラは健全であったが、以降の実験を中断せざるを得ない状況となった。即座に不具合原因究明タスクチームがSE室を中心に組織され、今回新たに導入された気球バス機器MBOのグランド不安定性が原因と推定され、検証と対策が進められた。第二次実験を8～9月に実施し、放球直前までの地上オペレーションにより対策の有効性が確認された。一方で、同時期に放球された超薄膜高高度気球は、最高高度53.7 kmに達し、これまでの世界記録を更新することに成功した。また、スウェーデンキルナから放球したPoGOLiteは、14日間のフライトにより極域のほぼ1周近くを飛翔した。

大気球を用いた理工学実験では、短期間に成果を得ることができ、また、宇宙科学の入り口としても重要な役割を果たしており、様々な分野から期待されている。高度50 kmを超える高高度領域における定常観測や数日から数ヶ月に渡る長期間観測など、気球工学技術の発展がさらなる研究領域の拡大に直接的に寄与することとなる。大学共同利用システムの発展や国際共同観測の促進に向け、ますます大気球が提供する飛翔機会の充実が必要であろう。

今年度の大気球研究報告では、それらを実現するためのスーパープレッシャー気球やタンデム気球の開発、惑星望遠鏡の開発、および成層圏大気観測の成果を掲載した。種々の事由により大樹町における実験が足踏みしている状況ではあるが、関係する皆様には、大気球実験活動の拡充に向け、さらなる研究活動の促進と成果の創出をお願いしたい。

大気球研究委員会
委員長 石井信明

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^{*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 II

By

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

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 ϕ 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 ϕ balloon was launched with a 15,000 m³ 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

*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

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3mのSP気球で耐圧性能9,600Pa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20m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15,000m³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29.2kmで水平浮遊に入った。SP気球は、400～500Paの差圧が印加された時点で数cm²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814Paに達し、25分間にわたる水平浮遊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 σ にして11.2m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50,000m³のZP気球と体積10,000m³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、100kgのペイロードを日中高度35.5km、夜間高度31.1km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、720Pa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70～100Paであり、単独で高度35kmを飛行するSP気球では120Pa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10m³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3,000m³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3mの気球で9,600Pa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 網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 ³)	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 (μ m)	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 m³ の SP 気球と体積 15,000 m³ 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 ϕ 6 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 μ m 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 \times 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 μ m 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 \times 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 [°C]		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 [°C]	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 m³ 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）。

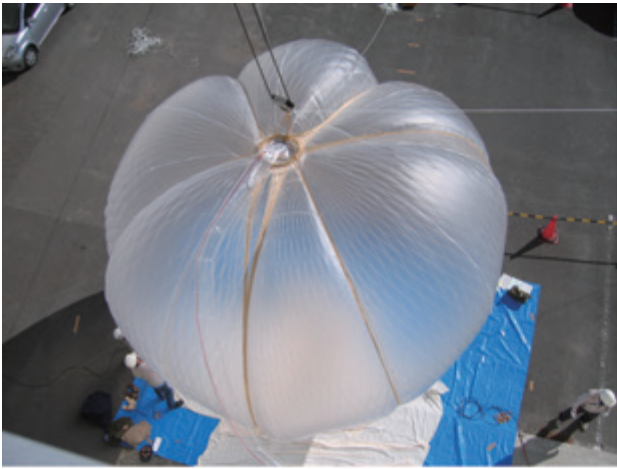


図 1 展開時の気球形状 (NPB01-1)

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 μm 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、ゴム気球の夜間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 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。

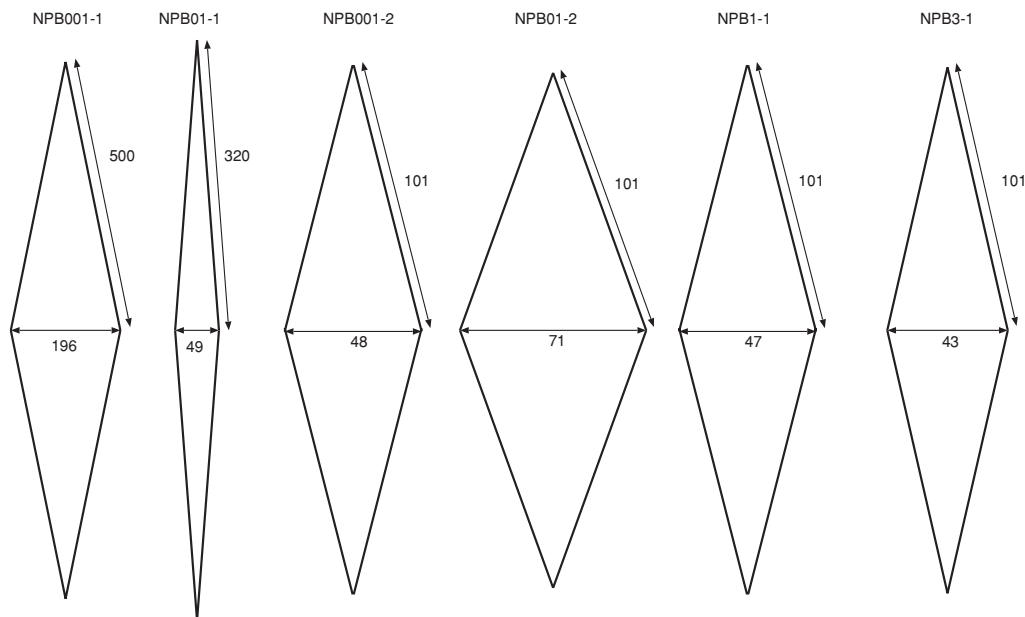


図 2 表 1 に記した気球の赤道部の網目形状の比較。NPB001-1 気球、および、NPB01-1 気球については、他の気球と縮尺が異っており、前者は他の気球の 1/5、後者は 1/3 の縮尺となっている。

2.3 NPB01-2 気球：初めて完全展開した φ6 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 μm 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)

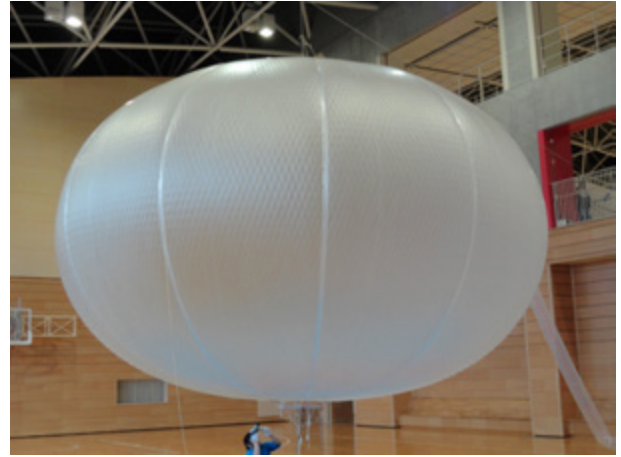


図 6 破裂した直後の気球

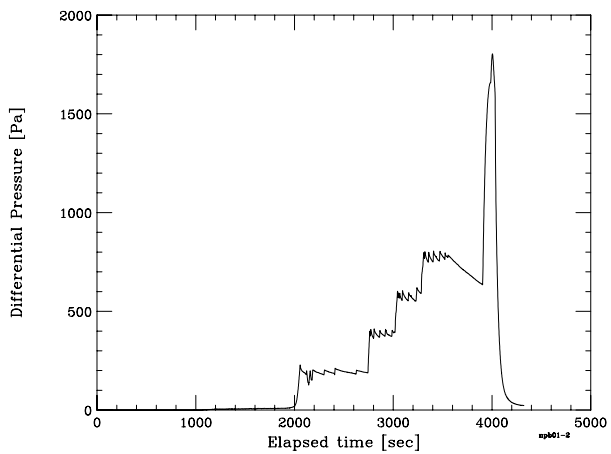


図 7 気球の差圧の時間変化



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、 ΔP 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 [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 -6.0×10^{-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 %

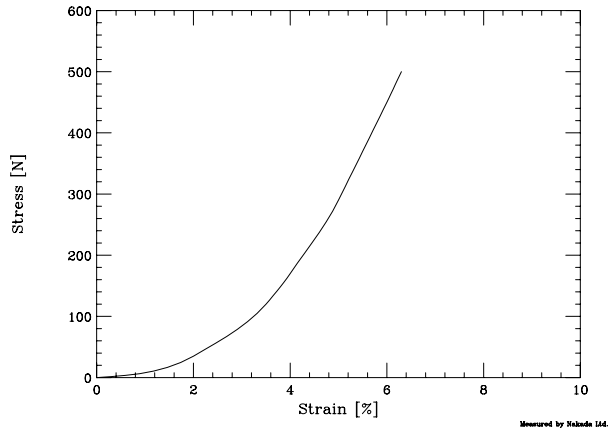


図 11 網の応力ひずみ曲線

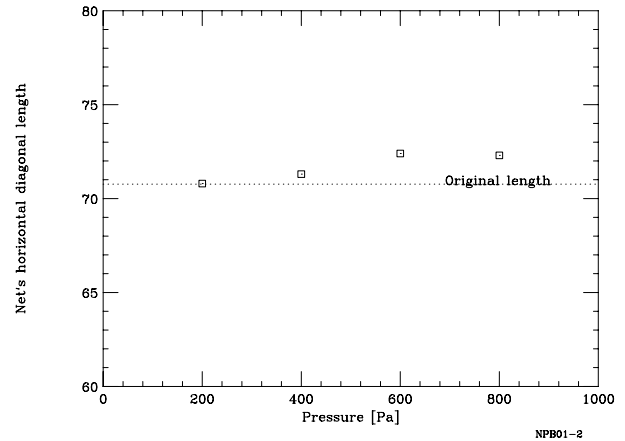


図 12 網の赤道部の交点間隔の平均値の圧力による変化

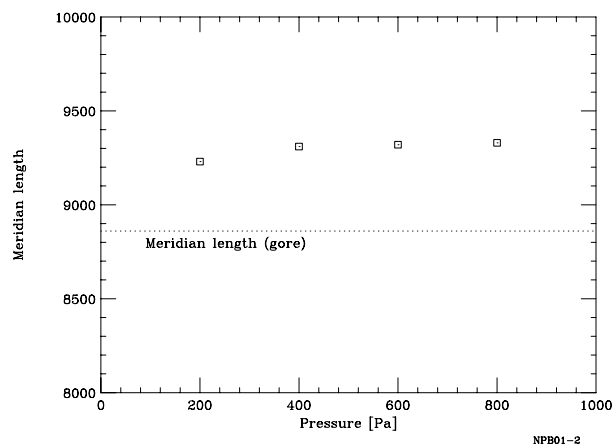


図 13 気球の子午線長の圧力による変化

2.4 NPB1-1 気球: ϕ 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 μ 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: φ 20 m 気球

飛翔試験用に、直径20 m、体積3,000 m³の気球を10 μm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、 -1×10^{-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

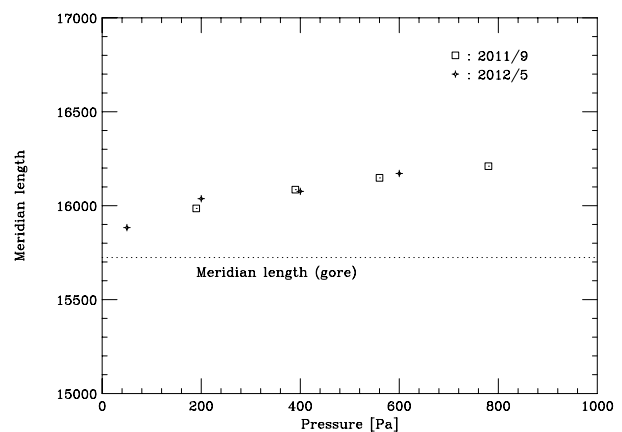


図21 圧力による子午線長の変化



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

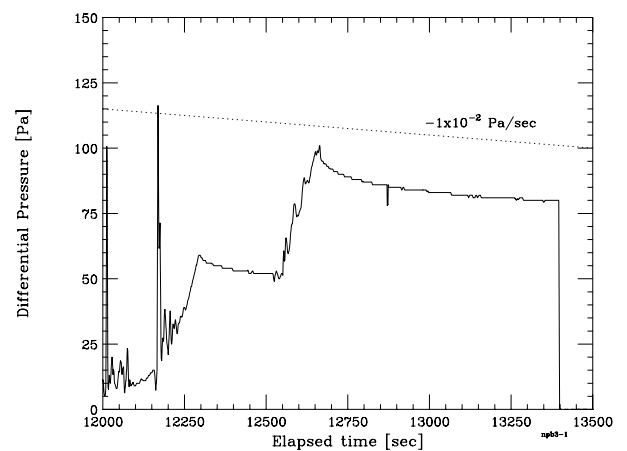
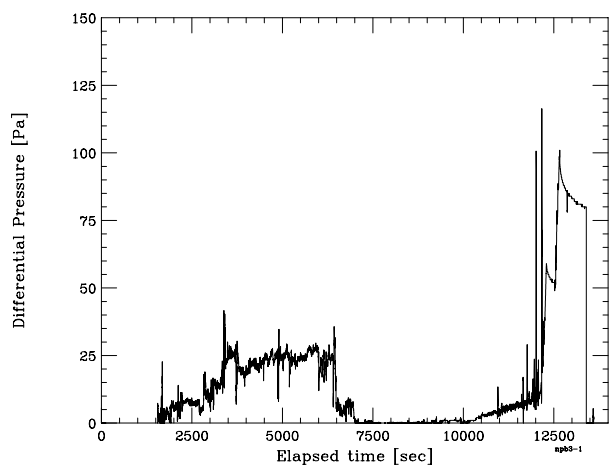


図 26 気球の差圧の時間変化（右図は左図の拡大図）

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 μm 厚のフィルムが用いられており、本SP気球においては10 μm 厚のフィルムを用いているため、錘の重量を倍の600g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10cm角を10 μm 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720Pa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4,500Pa以上であることを確認した。1章で述べたように、720Pa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6mの気球NPB01-2に引裂部を設けて加圧試験を実施し、気球が1,800Pa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600gの錘を8m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、1.6kgの錘を3m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1~1.7m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50Paに加圧した後、破壊機構を動作させた。正常に働き、2m程度が引き裂かれることが確認された(図29、30)。

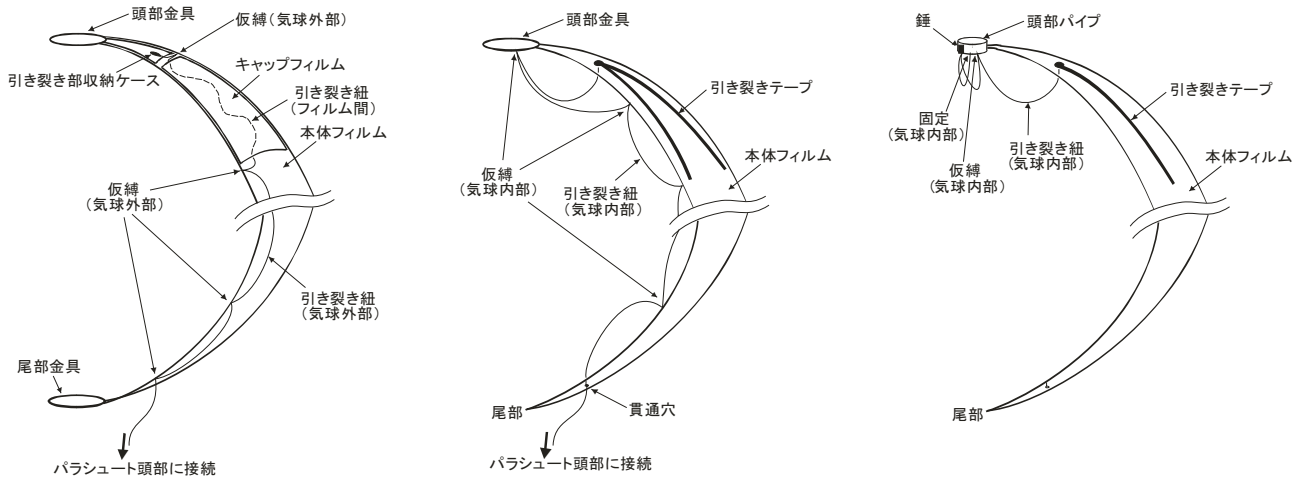


図 27 気球の破壊機構。左 :Lobed-pumpkin 型、および、俵型の SP 気球用、中央 : 大型の ZP 気球用、右 : 薄膜型高高度気球用。左、中央の図は文献 [9] から引用。

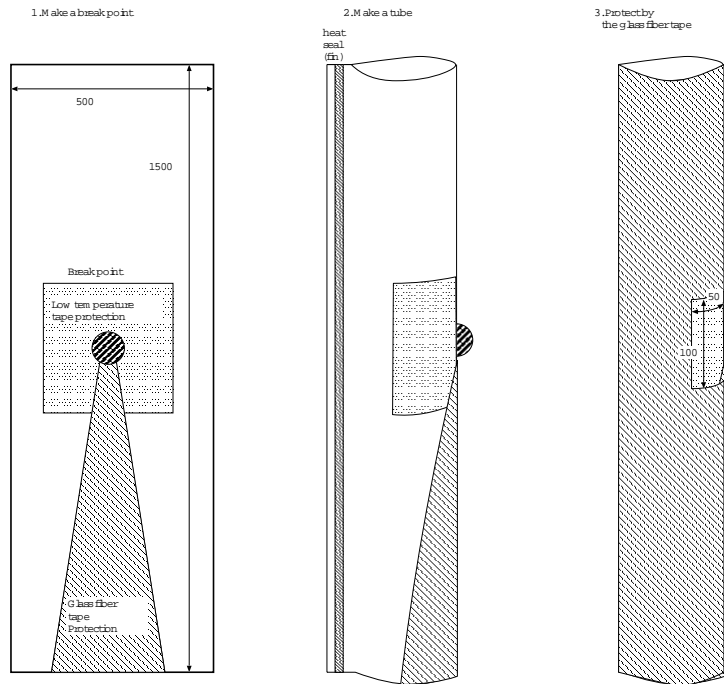


図 28 引裂部分の漏れ、耐圧試験用供試体

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立する必要がある。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

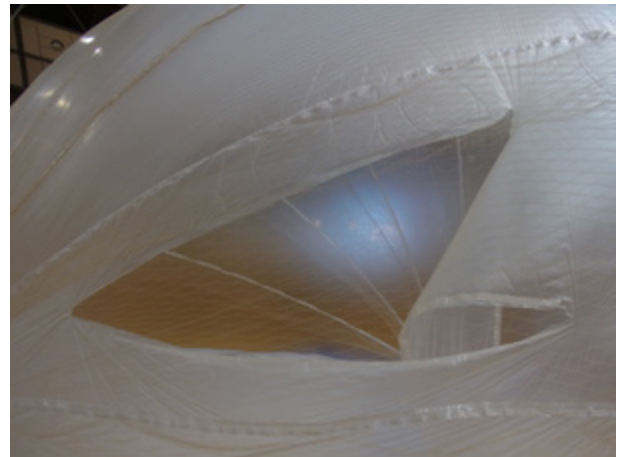


図 30 引き裂かれた気球

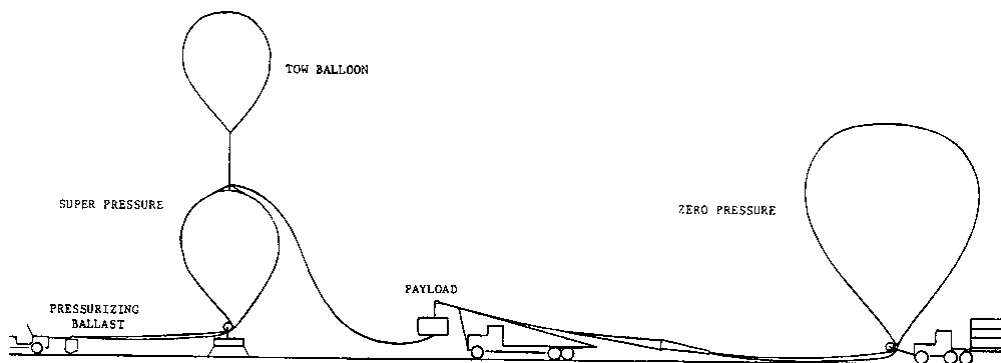


図 31 Sky Anchor 実験における放球方法 [3]。気球ごとに対応するスプーラーを配置し、単独で打ち上げる気球と同様にガスづめして放球してる。

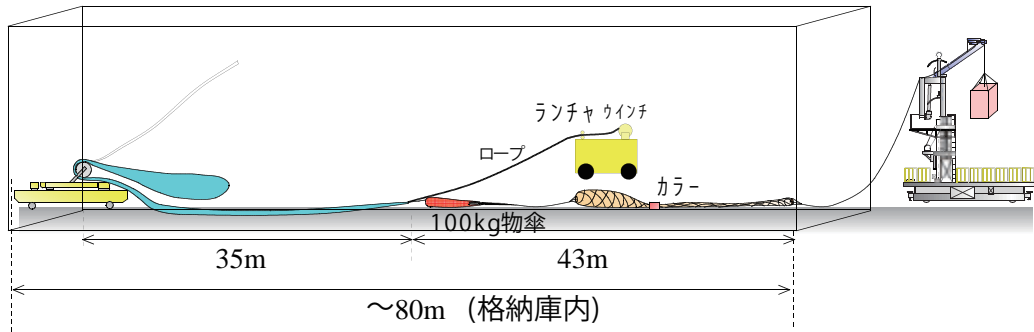


図 32 タンデム気球の放球手順（その 1）。ゴンドラを大型放球装置に取り付け、JAXA 格納庫内で ZP 気球、パラシュート、SP 気球を順に並べ、ゴンドラと結束する。SP 気球の頭部 12.5 m にカラーを取り付ける。

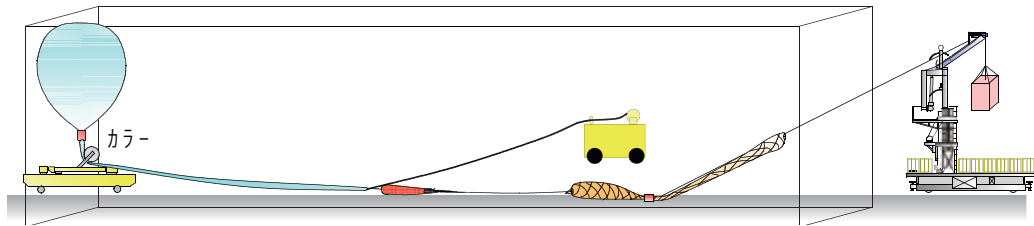


図 33 タンデム気球の放球手順（その 2）。ZP 気球にヘリウムガスをつめる。

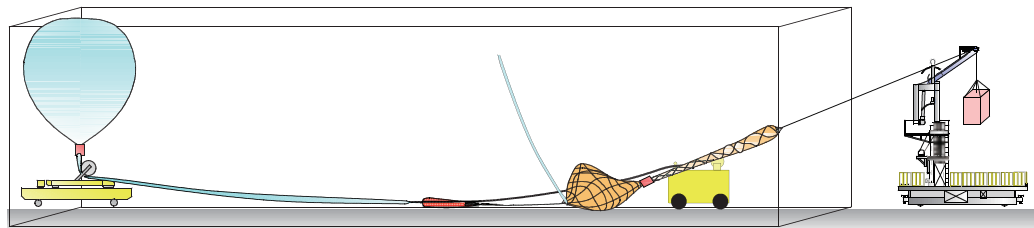


図 34 タンデム気球の放球手順（その 3）。SP 気球にヘリウムガスをつめる。この際、必要に応じて ZP 気球をランチャーから引張り、SP 気球にかかっている張力を弱める。

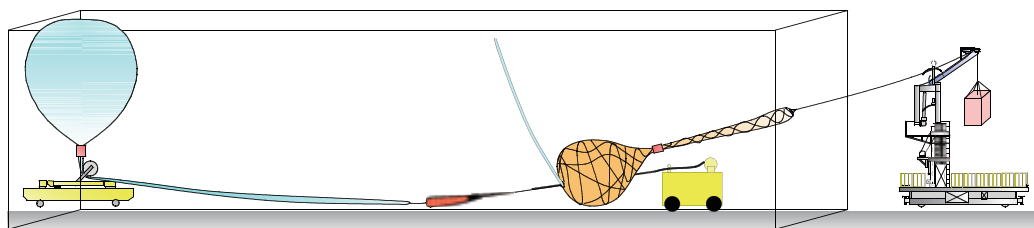


図 35 タンデム気球の放球手順（その 4）。SP 気球が宙に浮く。

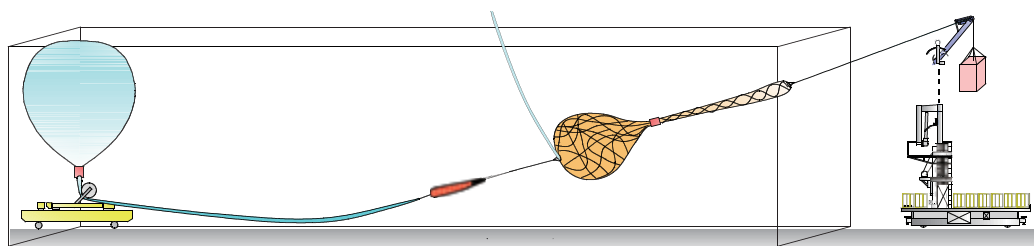


図 36 タンデム気球の放球手順（その 5）。ランチャーからの紐を外し、大型放球装置のマストをあげて、JAXA 格納庫の外まで同時走行させ、放球する。

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 m³ の ZP 気球と体積 3,000 m³ 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°C 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°C 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 ³)	15,000	—
ZP 気球重量 (kg)	85	2.0
SP 気球体積 (m ³)	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

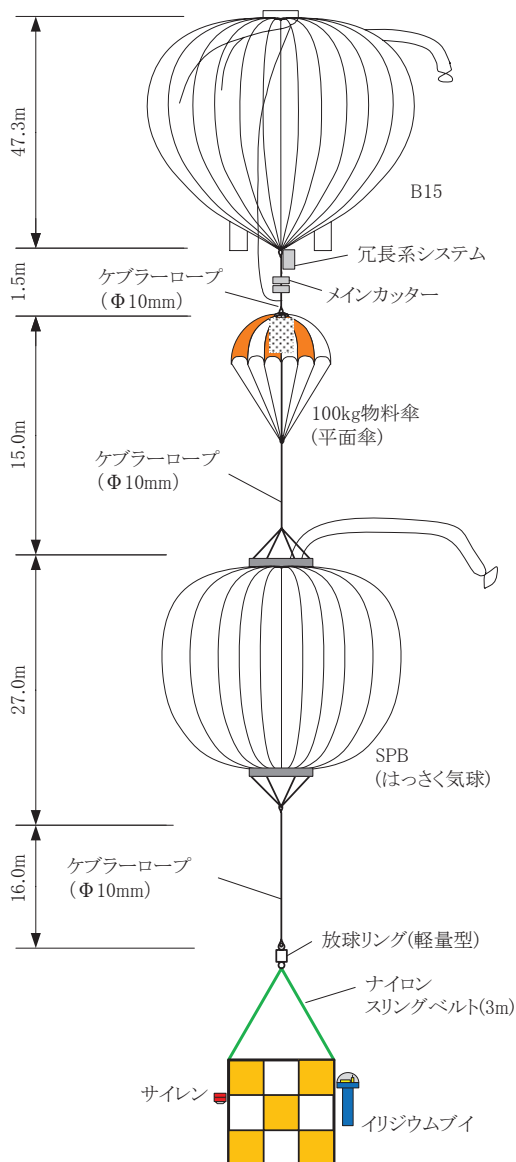
名称	メーカー	型番	特記事項
メイン代替テレメトリ / コマンドモジュール	JAXA	SBO2009	冗長系テレメトリ / コマンドモジュール [11] の改修品†
送信機	三協特殊無線	TM-1680	
コマンド受信機	三協特殊無線	SCR300	
ATC トランスポンダー	Microair Avionics Pty	T2000SFL	
バラスト投下装置	クリアパルス		
イリジウムブイ	ゼニライトブイ		文献 [12] に詳細

† 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

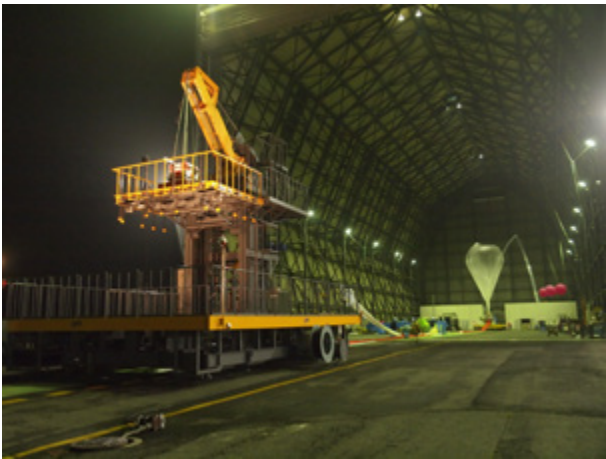


図 44 ZP 気球へのガス詰め



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

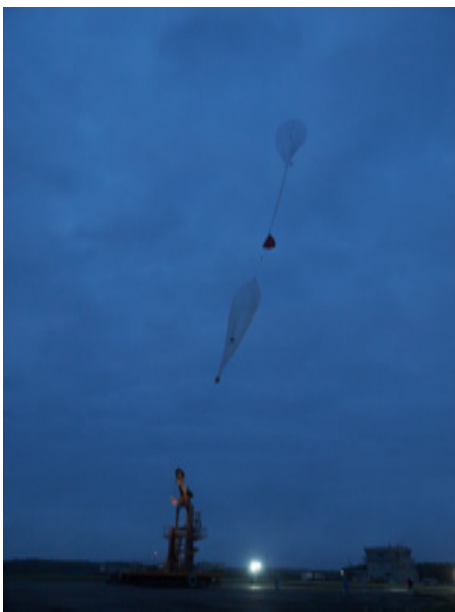


図 48 カラーの解放



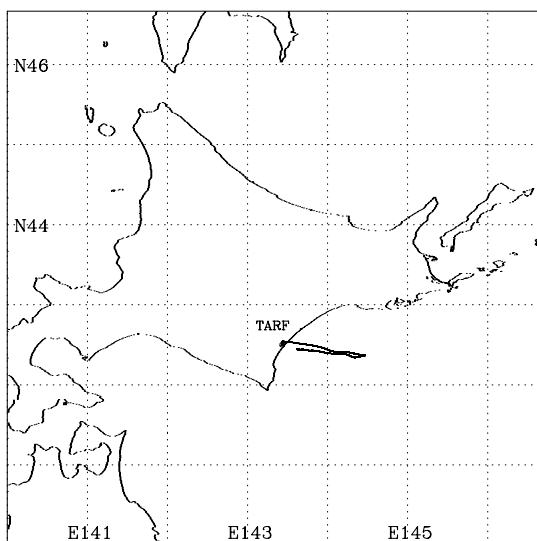
図 49 放球された気球

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³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⁴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、パ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、パ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、パラスト 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、パラスト 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	パ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、パラストを順次投下。高度 26.5 km。
5:53	高度 29.2 km でレベルフライト。
6:21	パラスト 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

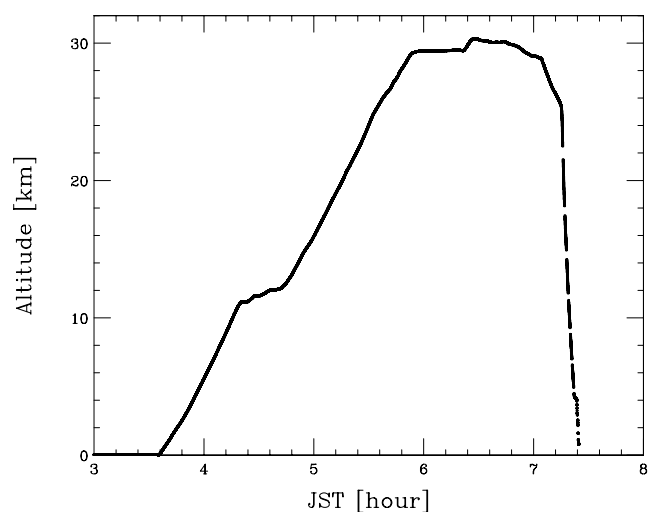


図 51 GPS によって得られた高度変化

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 1×10^{-2} 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 ΔP 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ルダによる気温の観測値 -48°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。

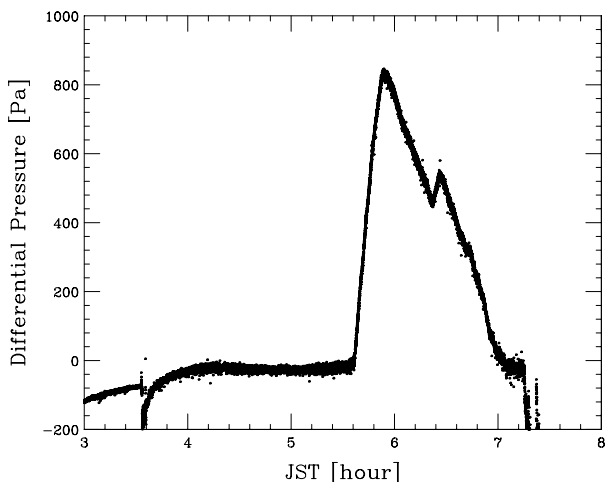


図 52 SP 気球の内部ガスの圧力と大気圧の差圧の時間変化

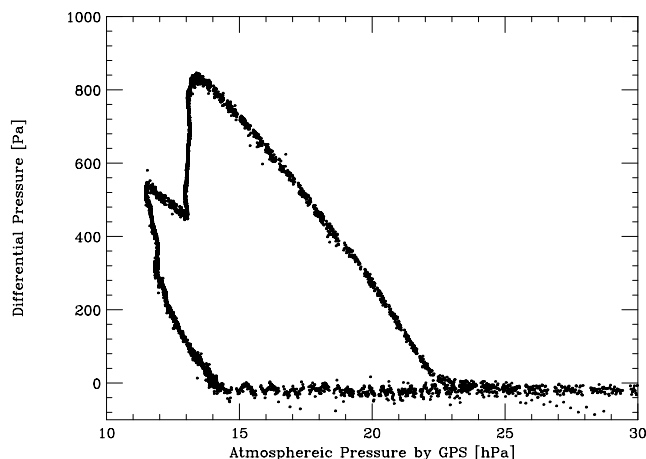


図 53 SP 気球の内部ガスの圧力と大気圧の差圧と大気圧の関係

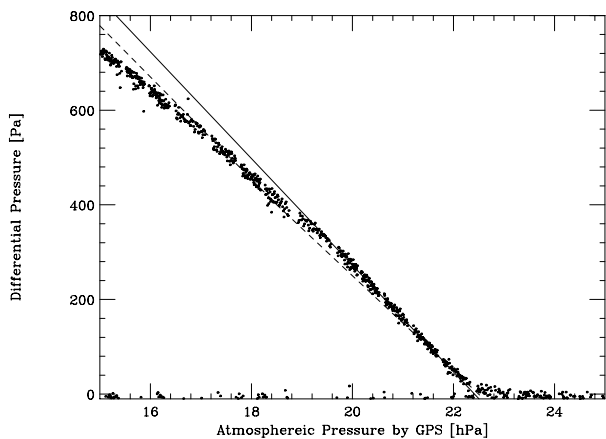


図 54 SP 気球の内部ガスの圧力と大気圧の差圧と大気圧の関係の拡大図

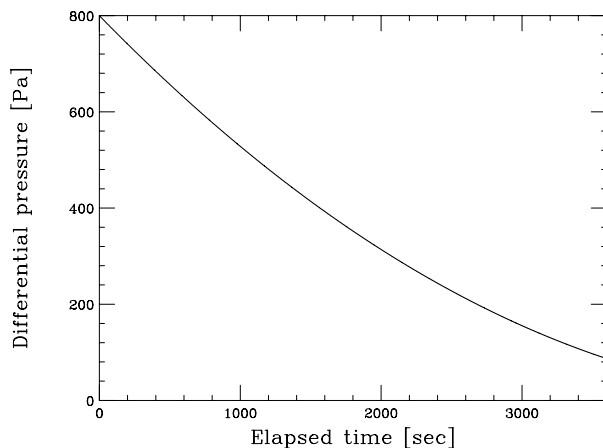


図 55 面積 $5 \times 10^{-4} \text{ m}^2$ の穴があいた SP 気球が初期の差圧 800 Pa の状態から、減圧するシミュレーション

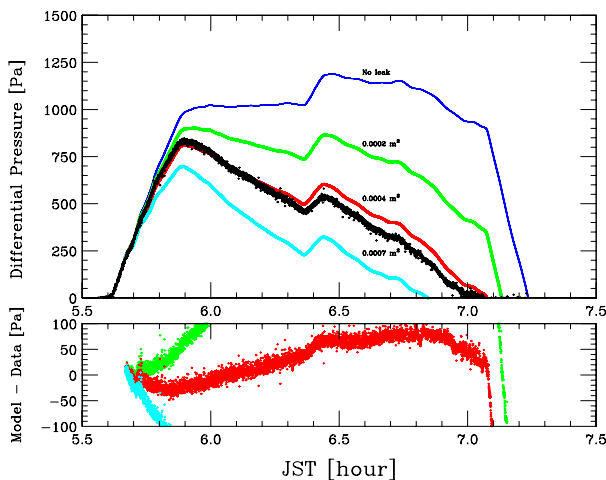


図 56 差圧の変化を様々な大きさの穴でシミュレーション

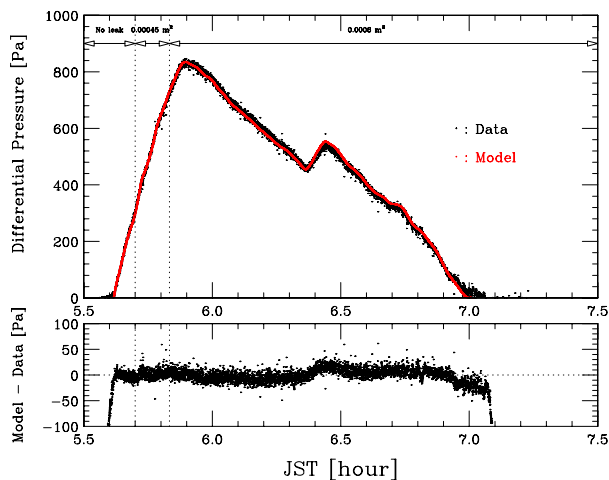


図 57 差圧の変化を、5 時 42 分に $4.5 \times 10^{-4} \text{ m}^2$ の穴が開き、5 時 50 分に $8 \times 10^{-4} \text{ m}^2$ に広がったとしてシミュレーション

- 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 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 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

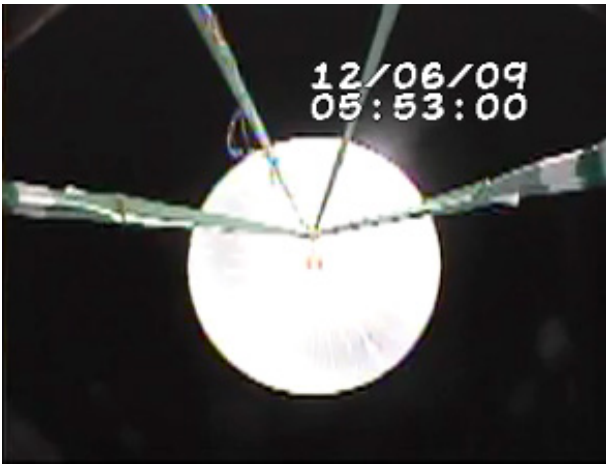


図 58 満膨張時の SP 気球

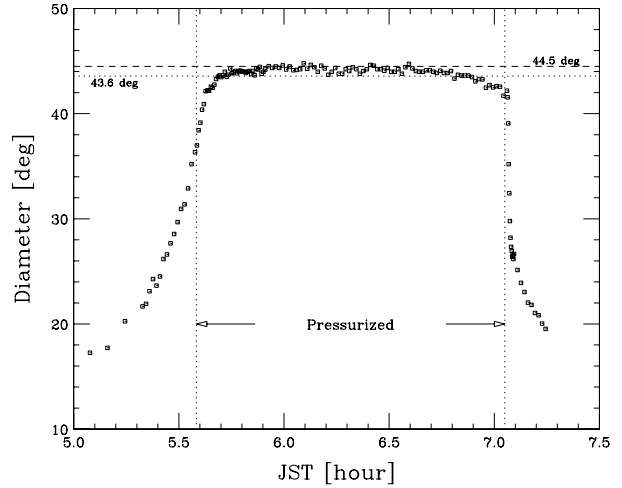


図 59 SP 気球の視直径の時間変化

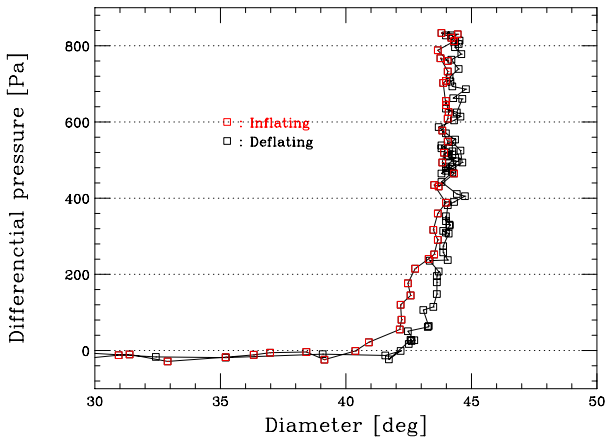


図 60 SP 気球内ガス圧と大気圧との差圧と視直径の関係

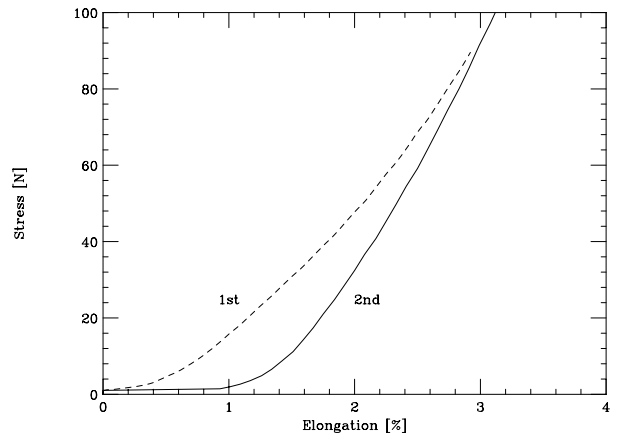


図 61 網線の応力ひずみ曲線。90 N の応力をかけた後、一度、応力を解放して再度、引っ張り試験を実施した

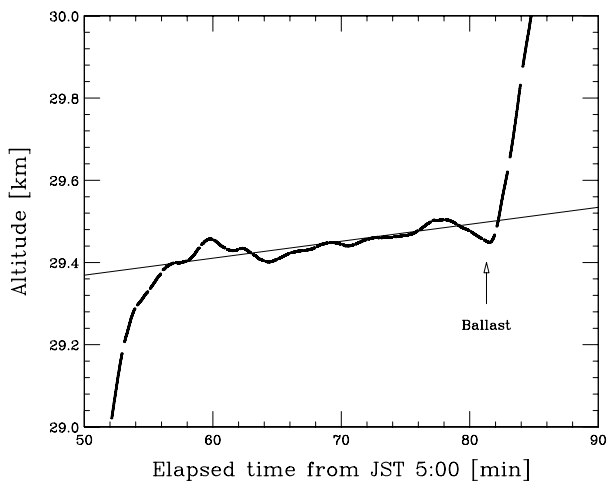


図 62 水平浮遊時の高度の時間変化

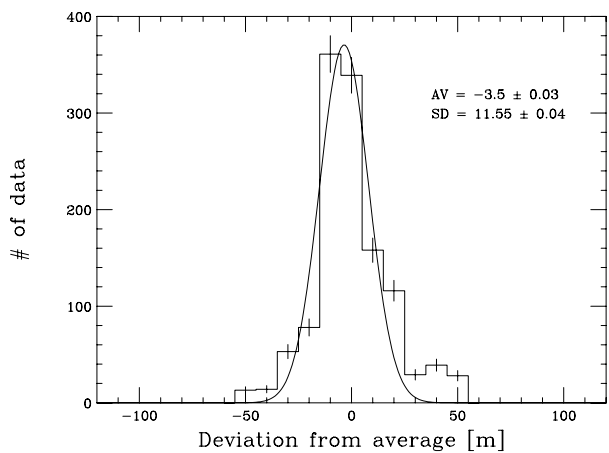


図 63 高度の一定上昇からのずれの頻度分布

直線でフィッティングしたもので、高度 h [m] と時間 t (0 時から秒数) 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 σ 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 ± 0.3 m、および、 39.5 ± 0.1 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°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 ΔP_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、 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 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、

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

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 m² 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。

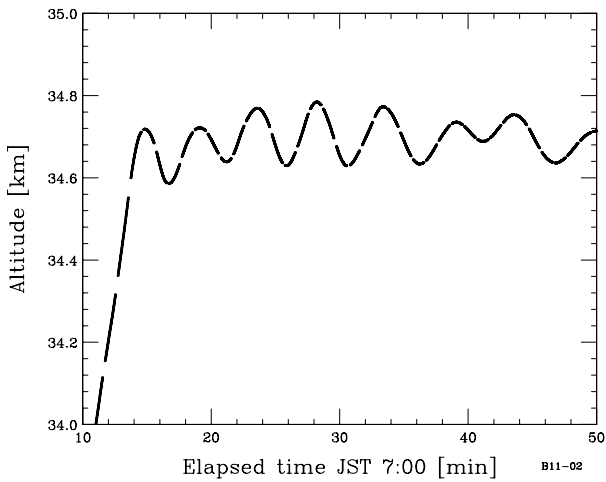


図 64 B11-02 実験における水平浮遊時の高度の時間変化

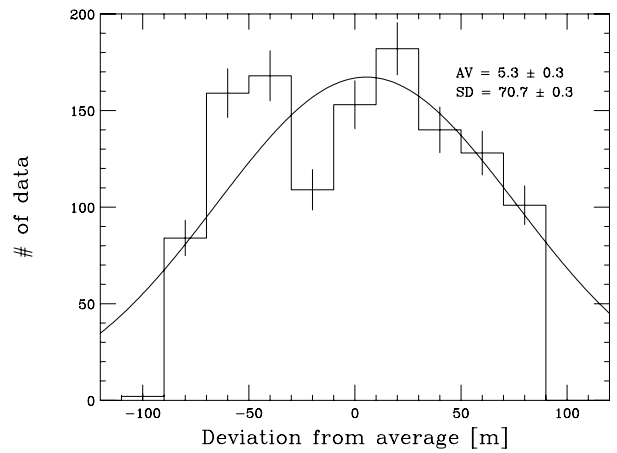


図 65 B11-02 実験における高度の一定上昇からのずれの頻度分布

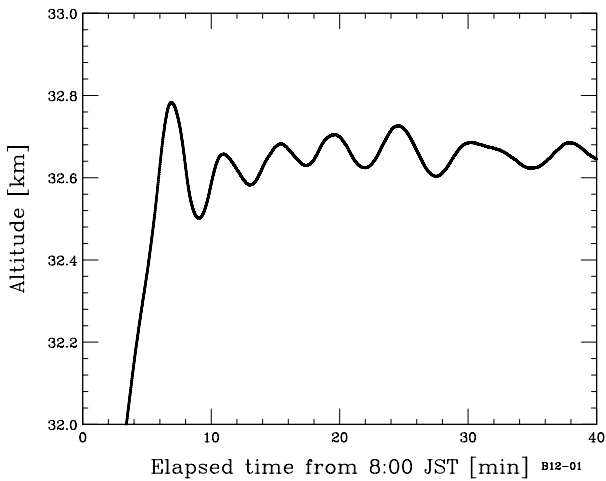


図 66 B12-01 実験における水平浮遊時の高度の時間変化

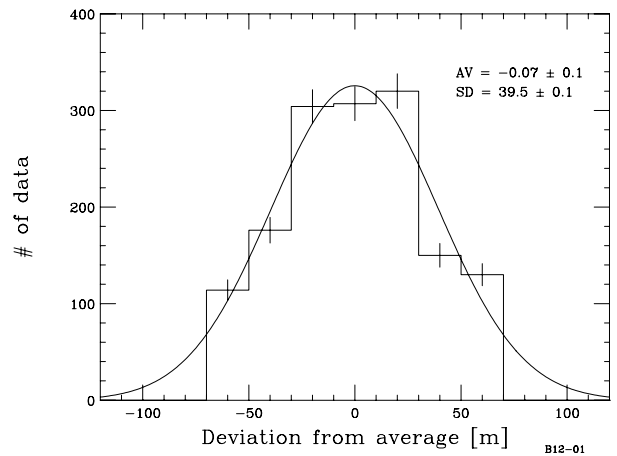


図 67 B12-01 実験における高度の一定上昇からのずれの頻度分布

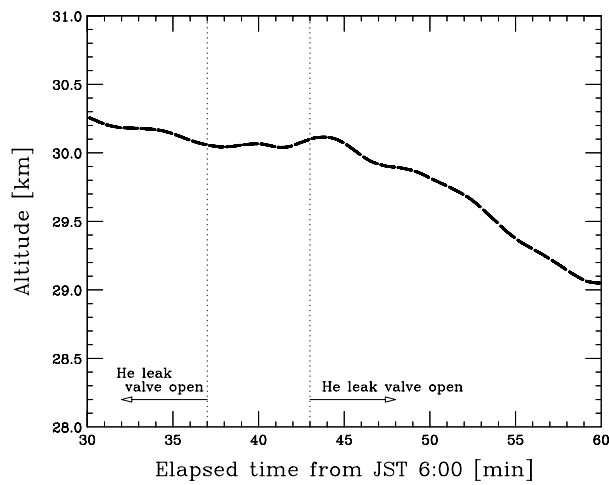


図 68 降下後の水平浮遊時の高度の時間変化

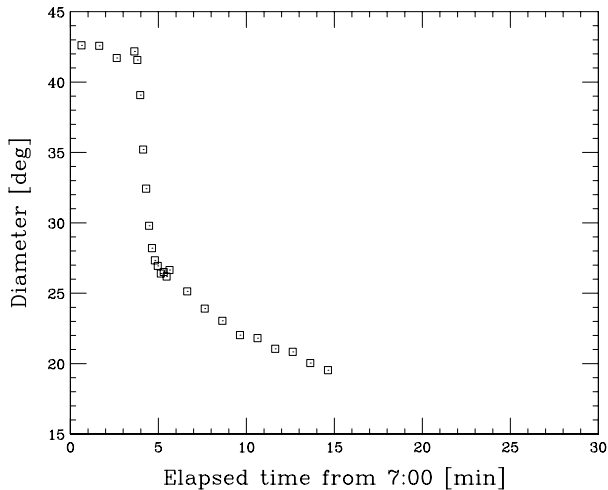


図 69 気球の視直径の時間変化

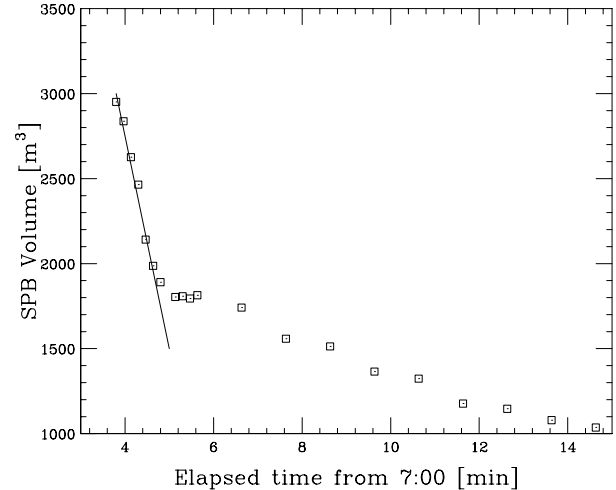


図 70 破壊後の SP 気球の体積の時間変化

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 m³ の SP 気球と、体積 15,000 m³ 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。

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 m³ のガスボンベ 3 つのガスをつめるため、体積 20 m³ 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 m³ 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。

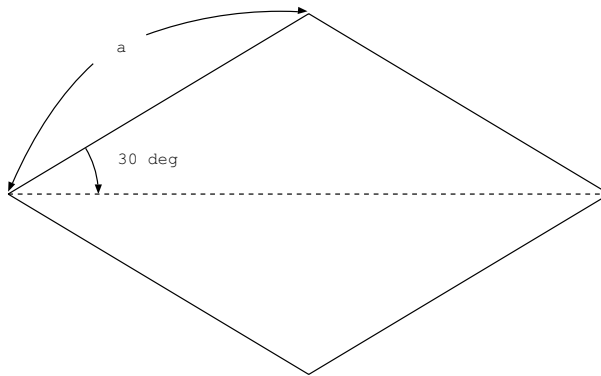


図 71 カラーで締められた気球を半頂角 30 度の円錐二つの底面を突き合せた形で近似

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 ρ 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 ρ_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 ρ 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 $V d\rho_0$ だけ減少するから、

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

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。

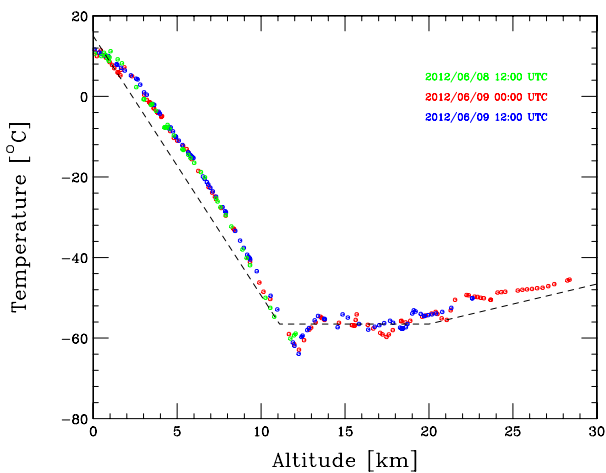


図 72 釧路地方気象台から打ち上げられた気象ゾンデで得られた気温と高度の関係。図中の点線は、US Standard Atmosphere 1976 モデル。

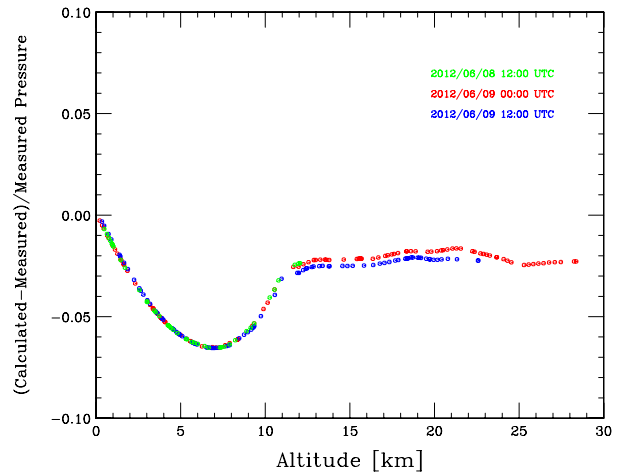


図 73 釧路地方気象台から打ち上げられた気象ゾンデで得られた高度から US Standard Atmosphere 1976 モデルを用いて推定された大気圧と実測された大気圧の差の大気圧との比。

皮膜に網をかぶせた 長時間飛翔用スーパープレッシャー気球の開発 (BS13-04 実験)

斎藤 芳隆^{*1}、後藤 健^{*1}、中篠 恭一^{*2}、古田 良介^{*2}、堂本 航大^{*2}、秋田 大輔^{*3}、
松嶋 清穂^{*4}、田中 茂樹^{*4}、島津 繁之^{*5}

Development of a super-pressure balloon with a diamond-shaped net (BS13-04)

By

Yoshitaka SAITO^{*1}, Ken GOTO^{*1}, Kyoichi NAKASHINO^{*2}, Ryosuke FURUTA^{*2}, Kodai DOMOTO^{*2},
Daisuke AKITA^{*3}, Kiyoho MATSUSHIMA^{*4}, Shigeki TANAKA^{*4} and Shigeyuki SHIMADU^{*5}

Abstract

A light super-pressure balloon of which weight will be comparable to the weight of the zero-pressure balloon has been developed using a method to cover a balloon with a diamond-shaped net of high-tensile fibers. To solve a stress concentration problem found through the flight test of B12-02 in 2012, a new 3-m balloon setting the meridian length of the balloon gore film equal to the length of the net was developed. Through the ground inflation tests at room temperature and at $-30\text{ }^{\circ}\text{C}$, it was confirmed that the problem was solved and the balloon had sufficient capacity for the resist pressure. On May 25, 2013, a super-pressure balloon of the same model was launched in the tandem balloon configuration with 2 kg rubber balloons. It stayed at a level altitude before and after the sunrise. It was confirmed that the balloon could withstand the maximum differential pressure of 6,280 Pa, could withstand the differential pressure of 5,600 Pa for 2 hours, and there was a small gas leak through a hole with an area of 0.4 mm^2 which was also found in the ground leakage test. It was also found that the ascending speed after the sunrise was gentle with a low speed of 0.4 m/sec, and the gas temperature rose by $20\text{ }^{\circ}\text{C}$ with a time constant of 3,000 sec. These results indicated that the improvement was adequate and there was no problem for the super-pressure balloon to fly in the environment of the stratosphere except for the problem of the small gas leak.

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

概要

気球に高張力繊維の菱形の目の網をかぶせる手法を用いて、現状のゼロプレッシャー気球と同程度の重量のスーパープレッシャー気球の開発を進めている。2012年に実施したB12-02実験において発生した飛翔環境下での耐圧性能の劣化への対策として、フィルム長と網線長を一致させた直径3mの気球を開発し、地上での常温膨張試験、 $-30\text{ }^{\circ}\text{C}$ での低温膨張、破壊試験を通じて改良が有効であることを確認した。2013年5月25日に、同型のSP気球と2kgのゴム気球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がって飛翔させる実験を実施し、 $-60\sim-50\text{ }^{\circ}\text{C}$ の低温環境下で耐圧性能6,280 Paを有すること、2時間にわたり5,600 Paの差圧に耐えること、地上実験でも観測されていた 0.4 mm^2 の小さな穴からのガス漏れが発生していることを確認した。また、日昇後の上昇速度は0.4 m/secと緩やかであり、気球内ガスの温度上昇の時定数3,000秒で、 $20\text{ }^{\circ}\text{C}$ の上昇が発生することが判明した。この試験を通じて、改良を加えた気球が成層圏での飛翔にあたって、微少なガス漏れを除き、問題がないことが確認された。

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 宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所

*2 東海大学工学部

*3 東京大学生産技術研究所

*4 藤倉航装株式会社

*5 ナカダ産業株式会社

1. はじめに

長時間(数カ月程度)飛翔できる気球が存在すれば、地球周回衛星で行なわれている科学実験の一部をこれで実現することができ、圧倒的な低コスト化が可能である。また、地球大気中を飛翔する気球の特性を生かし、成層圏大気のモニターリング観測を極めて高い精度で行なうといった新しい観測も可能になる。このため、ISAS/JAXA 気球グループでは設立当初から長時間飛翔気球の開発に注力し、現在も最重要課題の一つとして開発が進められている。

スーパープレッシャー気球(SP気球)は長時間飛翔を実現する有力な方法である。現在、多くの科学実験で利用されている気球はゼロプレッシャー気球(ZP気球)と呼ばれている気球であり、気球のガス圧力が気球尾部において大気圧と等圧になるよう、排気口が取り付けられている気球である。気球は打上げ時に全重量の数10%に相当する自由浮力を持つようにガスが詰られ、気球が上昇して満膨張に達すると余分なガスが排気口を通じて放出され、気球はレベルフライトを開始する。この時点では、ガスの浮力と全重量とは釣り合っているが、夜間、気球ガス温度が下がると体積が減少するためにガスの浮力が低下し、気球は降下する。飛翔を続けるためには、パラストと呼ぶ錘を投下し浮力の減少を補償するのだが、この量は全重量の10%程度に相当し、日没のたびにこの量が必要となるのが長時間飛翔の妨げとなっている。一方、SP気球は排気口がなく、大気圧よりも気球ガス圧力を10%強高く設定した気球である。夜間、ガス温度が低下した場合、ガス圧力が低下するのみで、体積が減少しないため、浮力の低下はなく長時間の飛翔が可能である。そもそもSP気球はJ.Charlesが1783年に最初の水素気球を飛翔させた際からの課題であったが、未だ大型気球では実用化されていない。また、SP気球にpumpkin型を利用する案は1970年にSmalley[2]が、1978年にRougeron[3]が提案していたが、それを実用化することはできずにいた。

NASAは1990年代の中頃から長時間飛翔気球(Ultra Long Duration Balloon: ULDB)の開発プロジェクトを開始した[4]。当初は、球形から開発が初められたものの、途中でLobed-pumpkin型へとデザインが変更された[5]。Lobed-pumpkin型は、気球の子午線方向に張られた比強度の大きな材料でつくられたロープの間に気球皮膜を張り出させた構造をとる気球である。皮膜の曲率半径を小さくできたことで、皮膜への要求強度が下がり、皮膜材料として軽いフィルムを利用することが可能となり、気球の自重を大幅に軽量化することが可能となった。開発の過程においては、気球が設計形状に展開せず、所期の耐圧性能を発揮できないという問題が発生した[6]が、ゴア形状を工夫(Flatfacet型を採用)することによってこの問題を解決した。2008年には体積201,000 m³の気球で南極を周回させる54日間の飛翔に成功し[7]、2011年には体積422,400 m³の気球で南極を周回させる22日間の飛翔に成功した[8]。2012年には体積532,200 m³の気球をエスレンジで放球し、160 Paの圧力差に1時間以上耐えることを実証している[9]。

我が国では、1999年に矢島[10]によって、Lobed-pumpkin型気球を製作する具体的な手法が提案され、それ以後、本格的な開発が着手された[11][12]。気球の展開の問題は2009年に見出され、Lobed-pumpkin型の赤道部に円筒を差し込んだ俵型[13]を開発することで解決された[14]。2010年には5,000 m³の気球を飛翔させ展開することに成功している[15]。

このように、近年、SP気球の技術には大きな進展があり、実用化が近付いている。しかし、この過程で現在のSP気球の問題点も明らかになってきた。気球自体の重量がかさみ、科学実験機器の可能搭載重量が不十分なのである。一般に、硬X線観測や宇宙線観測実験においては、大気の影響を避けるため、高度37 km、あるいは、残留大気圧5 hPa以下での飛翔が要求される。しかし、現状のJAXA、および、NASAのいずれのSP気球においても自重が重過ぎるため、この高度の実験は不相当である。たとえば、JAXAが製作した最大のSP気球は体積300,000 m³、自重1,150 kgであり、搭載可能重量は490 kgであった。一方、科学実験に供されている同体積のZP気球の重量は640 kgに過ぎず、搭載可能重量は1,000 kgである。したがって、SP気球の搭載可能重量はZP気球の半分に過ぎない。また、NASAにおけるSP気球の自重は文献には露わには示されていないが、気球体積、飛翔高度と搭載重量から推測するに、体積532,200 m³の気球において2,200 kgであり、高度37 kmを飛翔させる際の搭載可能重量は700 kgである。そもそも、NASAの気球は高度33.5 kmに1トンの科学観測機器を飛翔させることを目標に設計されている。

そこで、斎藤らは、長時間飛翔を実現するもう一つの方法として、ZP気球とSP気球とのタンデム気球システムを提案し、2010年から開発を進めてきた[16]。これは、SP気球が高耐圧ながら小さくすみ、多少の軽量化が可能であると共に、開発、製作コストを抑えることができるシステムであったためである。この気球の開発の過程において、斎藤らは、高張力繊維でできた菱形の目の網を薄いフィルム製の気球皮膜にかぶせることで耐圧性能を向上させる手法を見出し、その実証に成功した[16]。この方法を用いると、網の目を細かくするほどフィルムへの要求強度が下がるため、目の細かい網を使うことで、フィルムを薄くして重量を減らし、気球を軽量化することが可能となる。当初の予定では、タンデム気球を大型化することで、軽量の長時間飛翔気球とすることを予定していたが、SP気球自体を軽量化する目処がたつ

たため、計画を変更して、この手法を用いて単独の SP 気球で長時間飛行する気球の開発を最終目標として開発を進めることとした。

2011年に直径3mの気球により網をかける手法の原理実証試験を行った後、順次、大型の気球を開発し、地上試験、および、飛行試験を通じて性能の確認を進めた[17]。2012年6月9日には、体積3,000 m³のSP気球(NPB3-1)と、体積15,000 m³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(B12-02実験)を実施した[18]。この結果、内部ガス圧と大気圧との差圧は最大814 Paに達し、25分間にわたる水平浮遊の間は正圧であったため、タンデム気球の飛行時の挙動を測定するといった成果をあげた。しかし、400～500 Paの差圧が印加された時点で数×10⁻⁴ m²の穴が生じ、ガス漏れが発生するという問題も生じていた。

この問題を解消するため、対策を施した気球を開発し、地上での膨張試験によりその有効性を確認した上で、同型の気球の飛行性能試験を行った。本論文は、この開発の経緯と飛行試験の結果を報告するものである。まず、2章において、改良を施した気球の地上での常温、低温試験を通じた改良の有効性の評価結果を報告し、3章において同型の気球の地上試験結果、4章においてその気球の飛行性能試験の経緯とその結果について報告する。5章において全体をまとめる。

2. NPB001-4 気球による地上試験

2.1 NPB3-1 気球の問題点

NPB3-1気球の飛行性能試験においては、400～500 Paの差圧が印加された時点でガス漏れがはじまったが、その後、穴が大きく広がることなく最大814 Paに耐えていた。したがって、穴の原因は抜本的な強度不足でなく、局所的な応力集中によるものと推測される。気球の構造を見直したところ、以下の点に問題があることが判明した。

- NPB3-1気球においては、フィルム長が網線長よりも2.7%短かい設計となっていた。これは、網の目が開くことによって網の長さが短くなるため、赤道部の網の長さの平均的な短縮量である5.4%の半分だけフィルムの長さを短かくしたものである(図1)。網が展開した状態においては、赤道部の網の長さはフィルムの長さよりも短くなるため、網が子午線方向の力を受持ち、フィルムに余計な力がかかることはないのだが、極に近い部分は網目が開かず、フィルムが網の長さになるまで伸ばされることになる。
- 極においては、網の端部をリング状に加工したロープに固定しているのだが、そこに遊びがあり、網に力がかかる前にフィルムに力がかかり伸ばされることが判明した。これは、ロープの加工時の縫い縮み、張力がかかった際のロープの伸び、ロープの太さの影響を考慮していなかったことによるものである。

そこで、網線長とフィルム長を同一とし、かつ、網の端部の遊びをなくす改良を施した直径3mの気球(NPB001-4)を製作し、改良の有効性を評価した。気球の諸元を表1に示す。先に製作したNPB001-2気球とは、ゴア形状は完全に同一であるが、フィルム厚が半分、網線長が長い、という違いがある。

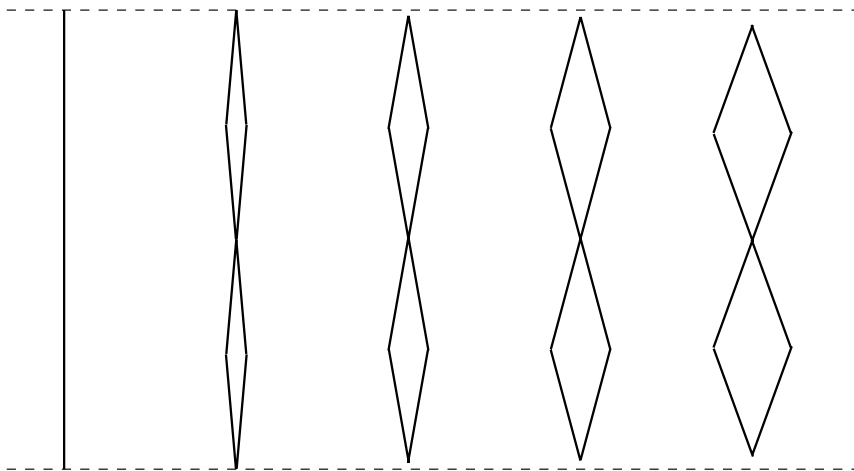


図1 菱形の目の網が横方向に広がると縦方向の長さが縮まる様子。気球に網をかぶせる場合、緯度によって横方向への広がりが異なるため、縦方向の長さ変化の程度も異なる。NPB3-1気球においては、赤道部において網の縦方向の長さは広がる前と比較して5.4%短くなるが、極部においては短縮は発生しない。したがって、膨張時の気球の子午線長は、短縮量の最大値と最小値の平均値である2.7%程度、展開前の網の長さよりも短くなる。そこで、NPB3-1気球のフィルム長は網線長よりも2.7%短かくした。

2.2 NPB001-4 気球の常温膨張試験

2.2.1 試験の経緯

2013年2月4日、藤倉航装船引工場風洞実験室にてNPB001-4気球の常温膨張試験を実施した。当日の気温は4℃だった。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5kPaレンジのものを用い、その電圧値を0.1秒ごとにデータロガーで記録した。

気球を天井から吊り下げた後、ガスボンベ1本分のヘリウムガスを最初に注入し、その後、空気で膨張させた。満膨張になった状態においても気球には横方向にしわが入っていた(図2、3)。これは、網目が広がることで、網線よりもフィルムの子午線長が長くなるためである。200、400、600、800Paにおいて周長と子午線長を計測した。結果を表2に示す。800Paにおいては、赤道部の網目の広がり、および、4本のロードテープに沿って、網目の縦方向の間隔を測定した(表3、4)。800Paの状態ではガス注入口を閉じ、一時間その状態で保持し、気密性の評価を行った。その後、空気の注入を再度行い、圧力を3,000Paまでかけても損傷のないことを確認した(図4)。

表1 網をかぶせた気球の諸元

気球番号	NPB3-1	NPB001-2	NPB001-4
公称容積 (m ³)	3,000	9.5	9.5
直径 (m)	20.6	3.03	3.03
全長 (m)	27.0	3.97	3.97
高さ (m)	12.3	1.80	1.80
ゴア数	30	20	20
最大ゴア幅 (mm)	2156	516	516
フィルム厚 (μm)	10	20	10
網線強度 (N)	415	415	415
縦ロープ数	3015	402	402
網線長 (m)	26.3	3.86	3.97
網交点間隔 (mm)	101	101	101
赤道ロープ間隔 (mm)	43	48	48
弁座直径 (mm)	530	300	300
常温耐圧予想値 (Pa)	3,600	10,000	5,000
気球重量 (kg)	66	3	3

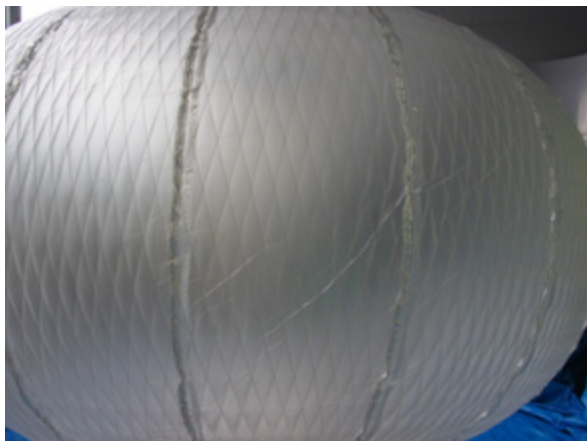


図2 赤道部のしわ

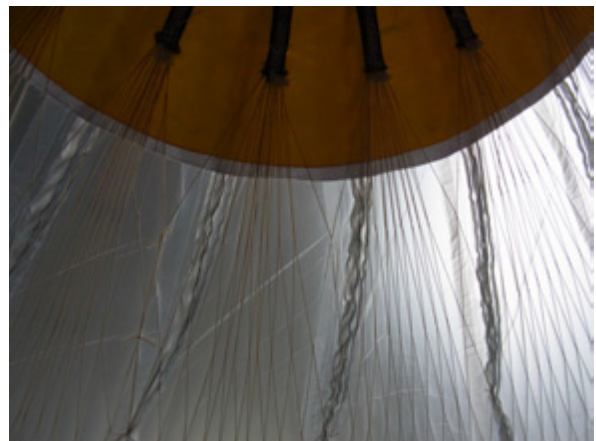


図3 極部のしわ

表 2: 赤道長と子午線長

差圧 [Pa]	赤道長 [mm]	子午線長 [mm]
200	9190	3875
400	9233	3883
600	9265	3890
800	9292	3892

表 3 赤道上のパネル番号ごとの網の交点の幅 [mm]

パネル番号	幅									
1	54	54	47	45	42	43	43	42	51	54
2	54	55	56	40	45	42	38	45	48	48
3	45	59	47	42	40	45	45	43	50	52
4	49	51	48	50	46	46	46	45	46	45
5	51	48	46	45	43	45	45	47	49	50
6	48	48	46	44	43	43	44	47	51	52
7	47	49	48	45	45	44	44	46	51	50
8	45	46	42	43	42	43	45	50	55	55
9	49	50	43	41	43	45	47	48	50	52
10	51	51	47	46	45	45	45	43	50	48
11	42	46	50	43	43	47	46	45	48	48
12	50	50	47	43	46	46	44	43	46	44
13	45	48	47	47	46	44	40	47	45	45
14	48	50	52	47	45	45	44	45	43	35
15	45	48	46	47	46	46	45	47	48	45
16	50	48	49	46	45	45	46	43	44	47
17	50	49	50	46	45	43	43	43	45	45
18	50	51	49	46	45	43	43	45	47	45
19	45	48	47	46	44	45	44	48	46	48
20	55	48	47	44	43	45	43	41	49	49

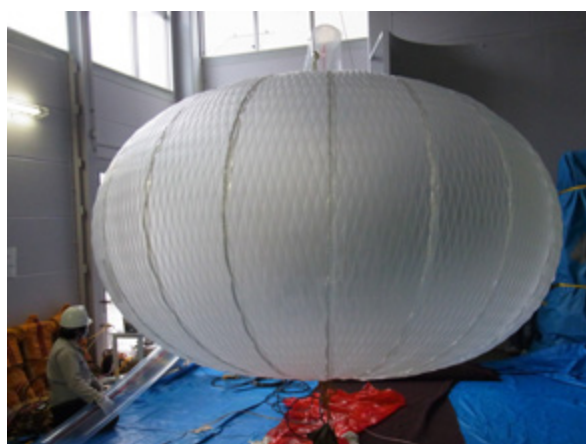


図 4 3,000 Pa が印加された状態

2.2.2 圧力の変動

図5、6に圧力の時間変化を、図7、8に室温の時間変化を示す。14時30分から15時30分にかけてがガス漏れ試験の時間帯である。当初680 Paだった差圧は30分程度かけて安定し、結局560 Paと120 Pa小さくなっている。

表4 子午線方向の間隔 [mm]

ロードテープ番号	1	6	11	16	平均
極点からフェルトの端	305	310	306	307	307.0
極点からロープリングの端	185	185	180	185	183.8
極点から最初の網の交点まで (0-1 間隔)	560	560	560	565	561.3
1-2 間隔	202	203	201	203	202.3
2-3 間隔	200	200	200	203	200.8
3-4 間隔	200	200	201	197	199.5
4-5 間隔	198	200	198	201	199.3
5-6 間隔	198	195	195	197	199.3
6-7 間隔	195	200	195	196	196.5
7-8 間隔	195	196	198	196	196.3
極点から8までの和	1948	1954	1948	1958	1952

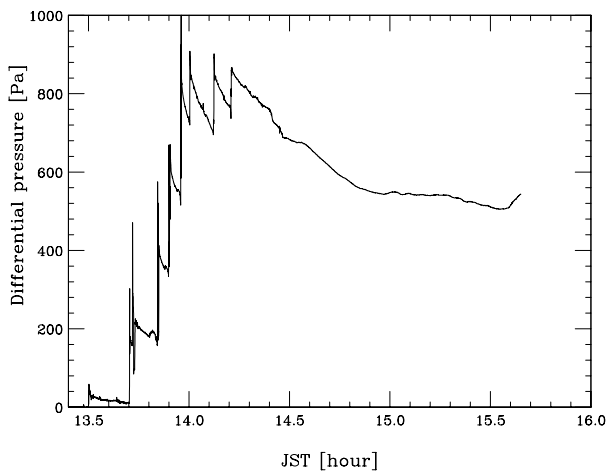


図5 膨張試験、ガスもれ試験時の差圧の時間変化

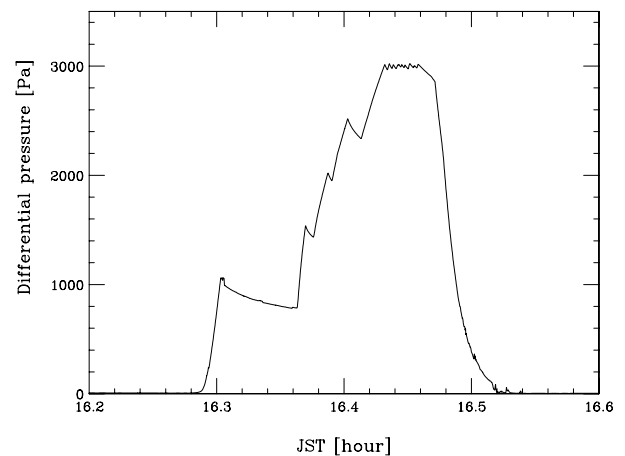


図6 加圧試験時の差圧の時間変化

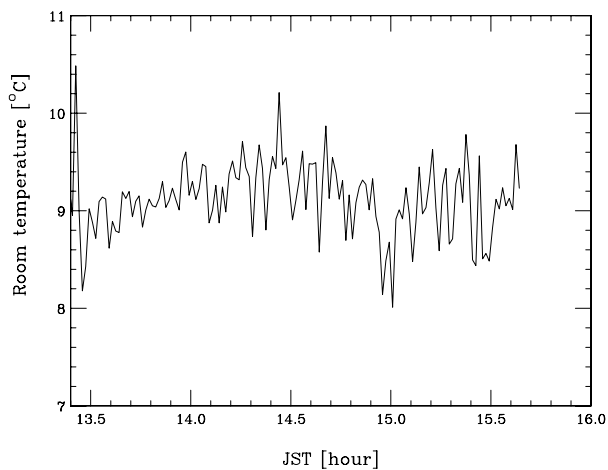


図7 膨張試験、ガスもれ試験時の気温の時間変化

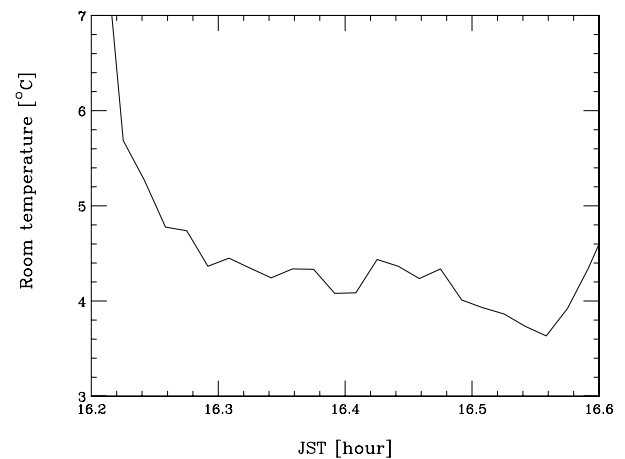


図8 加圧試験時の気温の時間変化

まず、圧力の下がる速度が途中で低下しているので穴があるとは考えにくいですが、これが小さな穴からの漏れだと考えて穴の大きさの上限値を求めてみる。気球の体積は 9.6 m^3 であるから、漏れ出た 120 Pa の差圧分のガスの体積 V は、

$$V = 9.6 \times 120 / 101300 = 1.1 \times 10^{-2} \text{ [m}^3\text{]} \quad (1)$$

である。内部のガスは、ヘリウムガスと空気の混合気体であり、その比は概ね 1 対 1 であるから、ガスの密度は概ね 0.7 kg/m^3 である。この密度を用いると、ベルヌーイの定理より、ガスの流速 v は、

$$v = \sqrt{\frac{2 \cdot 620}{0.7}} = 42 \text{ [m/sec]} \quad (2)$$

である。従って、穴の大きさ A の上限値は、

$$A = \frac{1.1 \times 10^{-2} / (30 \cdot 60)}{42} = 1.5 \times 10^{-7} \text{ [m}^2\text{]} = 0.15 \text{ [mm}^2\text{]} \quad (3)$$

と求まる。飛翔試験で想定している高度 18.5 km 、気圧 70 hPa 、気温 $-60 \text{ }^\circ\text{C}$ において、 $5,000 \text{ Pa}$ の圧力がかかった際のガス流速 v' は、

$$v' = \sqrt{\frac{2 \cdot 5000}{0.18 \frac{70}{1013} \frac{273}{213}}} = 790 \text{ [m/sec]} \quad (4)$$

である。この穴から実験の継続時間である 5 時間で漏れるガス量 V' は、

$$V' = 790 \cdot 1.5 \times 10^{-7} \cdot 5 \cdot 3600 = 2.1 \text{ [m}^3\text{]} \quad (5)$$

と全体積の 20 % であり、圧力の変化にして 20 % である。したがって、仮にこの大きさの穴があったとしても何とか実験が成立するレベルの大きさである。

次に、実際に生じた現象について検討する。考えられる可能性は、ガス温度変化、体積膨張、外気圧変化、の三通りである。

まず、ガス温度変化の可能性を検討する。 120 Pa の圧力変化は、 $1,013 \text{ hPa}$ の気圧に対する変化でみると、0.12 % の減圧である。これは、温度の変化で考えると 0.34 K の変動に相当する。この変化は、外気温が 0.34 K 上昇するのでも、気球内のガス温度が 0.34 K 上昇するのでもよい。図 7 の外気温の時間変化をみると、差圧と相関をもって気温が変化しているわけではなく、気温による影響ではないと考えられる。

外気温は差圧の変化よりも早いタイムスケールで変動しており、部分的に冷えた空気と暖かい空気がまざりあわずに混在している環境だったようである。実験を行った風洞試験棟は外気と扉一つでつながっている環境であり、破裂の際のガラス窓などへの損傷を避けるため、16 時 20 分頃に窓や扉を開けたところ、図 8 にあるように、部屋の気温が下がると共に早い時間スケールでの気温の変動がおさまった。締め切った状況において、時に侵入してくる外気が部分的に冷えた空気に対応し、部屋にあった空気が暖かい空気に対応しているものと考えられる。

次に、体積変化の可能性を検討する。気球フィルムがクリープして体積が増えていった可能性が考えられる。ガスが注入されて張力が増したことでフィルムや網が伸び、気球の体積が膨らんだことで圧力が下がる可能性である。圧力が減少する現象は、加圧した直後には毎度見られていることから、この可能性が考えられる。

最後に、外気圧が変動している可能性が残るが、外気圧の計測は行っていないため、定量的には評価できない。

2.2.3 赤道長と子午線長

図 9、10 に赤道長と子午線長を圧力の関数として示す。NPB001-4 は、NPB001-2 と比較して網の長さが 2.7 % 短い。全体形状が相似で小さくなっているとすると、赤道長と子午線長も同じ割合だけ小さくなる。同じ圧力で二つの気球での値の比を求めると 2.5 ~ 3.2 % であり、気球は相似形で小さくなっているものと考えられる。

2.2.4 赤道部の網線間隔

図 11 に赤道部の網線間隔の頻度分布を示す。平均間隔が $47.1 \pm 0.3 \text{ mm}$ 、その標準偏差は $3.5 \pm 0.2 \text{ mm}$ であった。この分布は、図 12 に示した NPB001-2 気球においては、平均間隔が $47.7 \pm 0.3 \text{ mm}$ 、その標準偏差は $5.9 \pm 0.2 \text{ mm}$ であった。二つの気球の子午線方向のフィルムの長さは等しく、網の長さは NPB001-2 気球の方が 2.7 % 長い。いずれも 20 パネルを貼り合せてできているが、NPB001-4 気球においては 20 本すべてのロードテープ上で網と気球を固定しているのに対して、NPB001-2 気球は一本おきに 10 本のロードテープ上で固定としていた。NPB001-4 気球の方が分布が狭いのは、

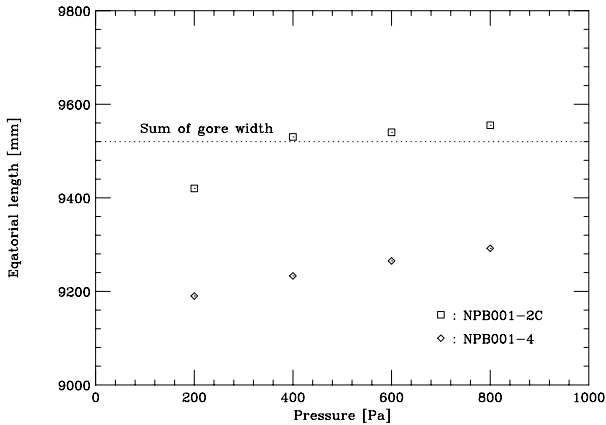


図 9 圧力による赤道長の変化

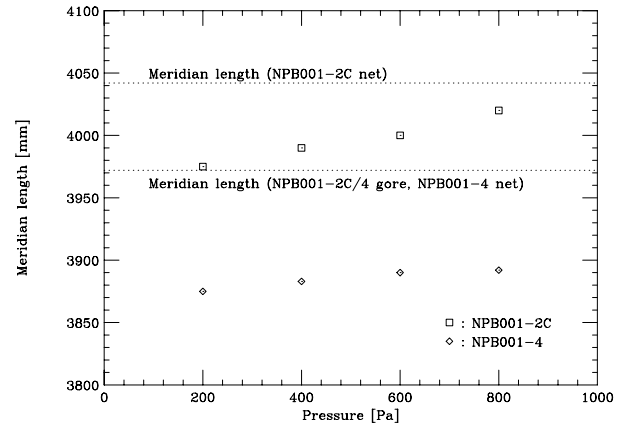


図 10 圧力による子午線長の変化

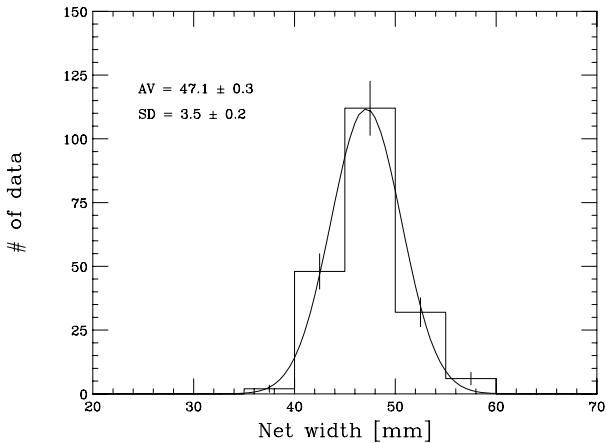


図 11 NPB001-4 気球における赤道部網線間隔の頻度分布

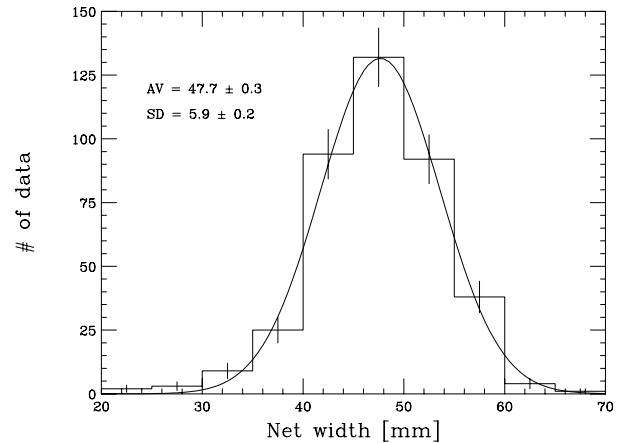


図 12 NPB001-2 気球における赤道部網線間隔の頻度分布

気球と固定する間隔が狭まったためと考えられる。網線の子午線長が短くなったことで気球の大きさが小さくなったために、平均間隔が狭まると予想され、それを示唆する結果も得られているが、違いは 2σ に過ぎず、統計的に有意に狭まったとはいえない。なお、すべての網線間隔の和は、9,294 mm であり、赤道長の計測値 9,292 mm とほぼ一致する。

2.2.5 子午線方向の網線間隔

表 4 の子午線方向の網線間隔をみると、極から赤道に向かって少しずつ網が開き、網線間隔が短くなっていることがわかる。

7-8 間隔の平均値は 196.3 mm である。交点 8 は赤道であり、横方向の間隔の平均値は 47.1 mm であった。この二つの値から網の交点間隔を求めると、

$$\sqrt{\left(\frac{196.3}{2}\right)^2 + \left(\frac{47.1}{2}\right)^2} = 100.9 \text{ [mm]} \quad (6)$$

となり、設計値の 101 mm と同程度であった。300 m 製作した網において間隔を計測したところ、網の中央部で 101.6 mm、60 m 製作した網では、102.1 mm であった。この計測では、網の長手方向の揺らぎについても計測しており、100.3 mm ~ 103.0 mm の値であった。従って、縦横の交点間隔から推定された網線上での交点間隔 100.9 mm は、取り得る数値である。

中心から交点 8 までの間隔の和は、気球の周長の半分に対応する。この値の平均値の倍は 3,904 mm であり、これは 800 Pa 印加時の子午線長の 3,892 mm とほぼ一致する。

2.3 NPB001-4 気球の低温膨張試験

2.3.1 試験の経緯

常温膨張試験を実施した後、気球の点検を行ったところ、4箇所外力によって伸ばされた傷が見付かった。それらの補修作業を行った後、 $-30\text{ }^{\circ}\text{C}$ での低温膨張、破壊試験を実施した。実験は2013年2月7日に情報・システム研究機構国立極地研究所の低温環境実験室[19]にて行った。セットアップを図13に示す。気球は壁の間に張ったロープに吊り下げている。 $-30\text{ }^{\circ}\text{C}$ に設定されている低温環境実験室にて気球を膨張させ(図14)、気球尾部に取り付けた圧力ポートから隣接する常温の超低温冷凍庫室に設置した差圧計まで圧力計測用のチューブを引っ張って差圧の計測を行った。差圧計は $\pm 2.5\text{ PSI}$ レンジものを用い、その電圧値を1秒ごとにデータロガーで記録した。気球の膨張の様子は120度ずつ離れた水平3方向のビデオカメラで撮影した。

気球は空気で膨張させた。200、400、600、800 Paにおいて周長と子午線長を計測した。結果を表5に示す。800 Paにおいては、赤道部の網目の広がり、および、4本のロードテープに沿って、網目の縦方向の間隔を測定した(表6、7)。その後、800 Paの状態ではガス注入口を閉じ、1時間半、その状態で保持した。

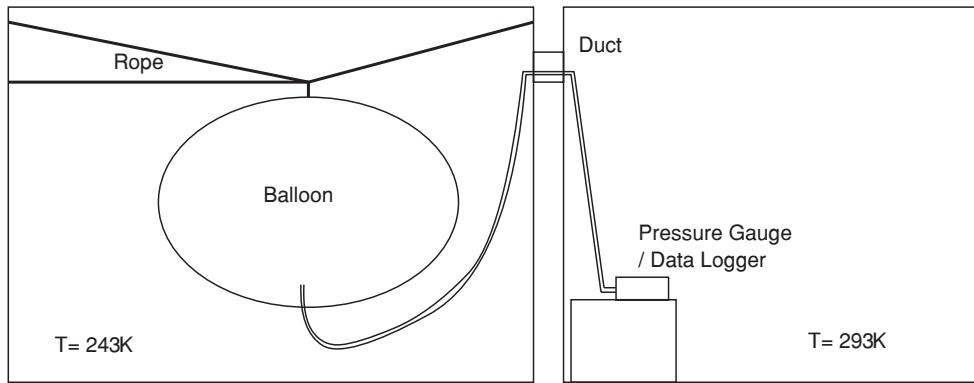


図13 NPB001-4 低温破壊試験のセットアップ



図14 $-30\text{ }^{\circ}\text{C}$ の低温環境実験室で膨張させた気球

表5 赤道長と子午線長

差圧 [Pa]	赤道長 [mm]	子午線長 [mm]
200	9230	3944
400	9252	3945
600	9272	3948
800	9290	3952

次に、破壊圧を測定するため、乾燥空気ポンペを用いて空気を注入して加圧した(図 15)。最大圧力 7,000 Pa に達したところで、差圧の上昇が鈍ったため、ガスの注入を中止したところ、差圧が下がるのが観測された。気球に近付き、穴を探したところ、気球の尾部付近から空気が流れ出ていることがわかったが、穴の位置を特定することはできなかった。気球からガスを放出して畳み、撤収した。

表 6 赤道上のパネル番号ごとの網の交点の幅 [mm]

パネル番号	幅									
1	50	47	44	43	44	47	44	43	52	52
2	48	51	53	39	44	42	42	45	46	47
3	53	56	43	39	38	45	43	43	48	48
4	50	48	48	48	47	47	46	44	47	43
5	50	49	49	48	44	46	47	48	47	50
6	51	54	48	47	43	42	42	43	46	48
7	45	51	47	46	45	46	45	43	46	47
8	52	54	48	45	44	43	43	44	47	44
9	48	44	43	41	41	42	46	48	53	53
10	50	48	44	46	44	38	44	44	52	51
11	46	47	50	40	39	41	44	48	53	54
12	52	52	47	42	39	39	43	45	50	48
13	47	50	48	48	40	43	41	47	50	51
14	49	44	46	42	42	41	54	49	51	50
15	48	49	47	44	42	42	44	46	49	50
16	50	47	45	44	41	42	42	43	47	51
17	50	48	47	42	43	42	45	47	50	50
18	48	43	41	40	40	42	47	50	52	52
19	45	45	46	44	44	45	45	49	50	50
20	51	42	48	42	43	46	44	45	52	54

表 7 子午線方向の間隔 [mm]

ロードテープ番号	1	6	11	16	平均値
極点からフェルトの端	314	312	305	308	309.8
極点からロープリングの端	185	190	185	185	186.3
極点から最初の交点まで (0-1 間隔)	572	574	563	568	569.3
1-2 間隔	200	198	202	200	200
2-3 間隔	202	200	200	198	200
3-4 間隔	202	199	202	200	200.8
4-5 間隔	200	200	202	198	200
5-6 間隔	198	198	198	198	198
6-7 間隔	196	197	197	200	197.5
7-8 間隔	196	196	200	198	197.5
極点から 8 までの和	1966	1962	1964	1960	1963

2.3.2 破壊箇所の調査

宇宙研で気球を展開し、破壊箇所を調査した。その結果、図 16 にあるように、圧力計測用ポートの溶着部が 4 cm 程度に渡り破損していることが判明した。

圧力計測用ポートは折径 40 mm であり、半径にすると 13 mm である。ここに 6,800 Pa の圧力が加わった際に働く張力 T は、

$$T = 6800 \cdot 0.013 = 88 \text{ [N/m]} \quad (7)$$

に過ぎない。圧力計測用ポートに用いられているポリエチレンフィルムの破断強度¹は 3000 N/m 以上と考えられ、これにくらべると極めて小さい値であり、溶着強度が不十分だったものと考えられる。

気球の尾部は構造が複雑であるため溶着機でなく、こてを使っている。一般に、こてによる溶着は強度の制御が困難であるため、通常は低温テープを上から貼り付け、低温テープで強度をもたせる設計とするが、この部分は低温テープでの保護はなされていなかったことが問題であった。

2.3.3 圧力の変動

図 17 に膨張試験時の差圧の時間変化を示す。14 時 30 分から 15 時 50 分にかけては、ガス注入口を閉じている。当初 800 Pa だった差圧は、一度 250 Pa まで低下した後、上昇に転じて、最後には 900 Pa に達している。ガス漏れが十分小さいことは明らかである。圧力変動の要因としては、差圧計の参照圧をとっている超低温冷凍庫室の気圧が変動している



図 15 6,000 Pa 印加時の気球



図 16 圧力計測ポートの破損箇所。左図中央の溶着部が剥離している。右図は剥離した溶着部にカッターの刃を挿入したところ。4 cm にわたる剥離が発生している。

¹ 20 μm 厚のポリエチレンフィルムの -40 °C における破断強度は 80 MPa であり、フィルムが厚いほどこの値は大きくなる傾向がある。

可能性や、部屋の温度制御のために吹き出す冷風が吹き出しているか否かで、気球内ガスの気温が変化している可能性が考えられる。

図 18 に破壊試験時の差圧の時間変化を示す。16 時 22 分頃に差圧の上昇速度の変化が見られ、ビデオに記録されていた音声からは、破裂音が聞こえるため、この時点で穴があいたものと考えられる。この圧力は 6,800 Pa であった。

2.3.4 赤道長と子午線長

図 19、20 に赤道長と子午線長を圧力の関数として示す。常温での結果と比較すると、赤道長は圧力が小さい場合には長く、上がるにつれて一致している。200 Pa での違いは 0.4 % 程度である。一方、子午線長は -30 °C での測定の方が 1.5 % 程度長い。これは、常温で 3,000 Pa まで加圧したことによる影響と考えられる。網をかけた気球の形状は、実験的にもかぼちゃ型よりも縦長になることが知られている [16]。したがって、かぼちゃ型で製作された気球は、低圧時はかぼちゃ型であるものの、圧力が增加するにつれて子午線長が選択的に伸ばされ、縦長の形状へと変形してゆくと考えられる。常温での加圧試験において、周方向にくらべ子午線方向での変形が大きく、それによって塑性変形した効果を見ているものと考えられる。

2.3.5 赤道部の網線間隔

図 21 に赤道部の網線間隔の頻度分布を示す。平均間隔が 46.4 ± 0.3 mm、その標準偏差は 4.1 ± 0.2 mm であった。これは常温での値、平均間隔 47.1 ± 0.3 mm、標準偏差 3.5 ± 0.2 mm とは、平均間隔も標準偏差も有意に異っており、低温の方が網線間隔が狭く、ばらつきは大きくなっている。分布の形状も常温では極めて正規分布に近いが、-30 °C での分布は正規分布からのずれがみられる。網線間隔の分布を決定する要因は不明だが、温度によってこの分布が変化すること

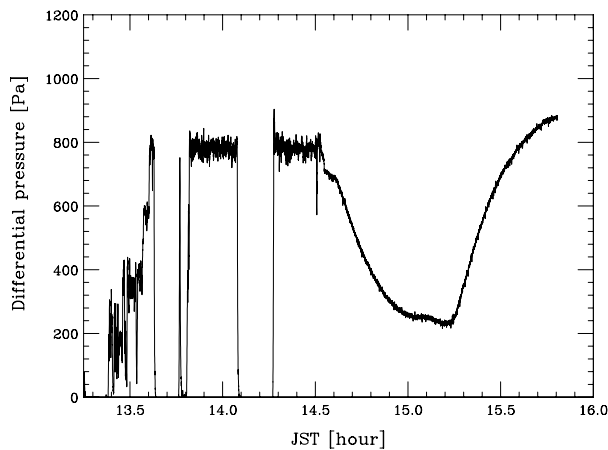


図 17 膨張試験時の差圧の時間変化

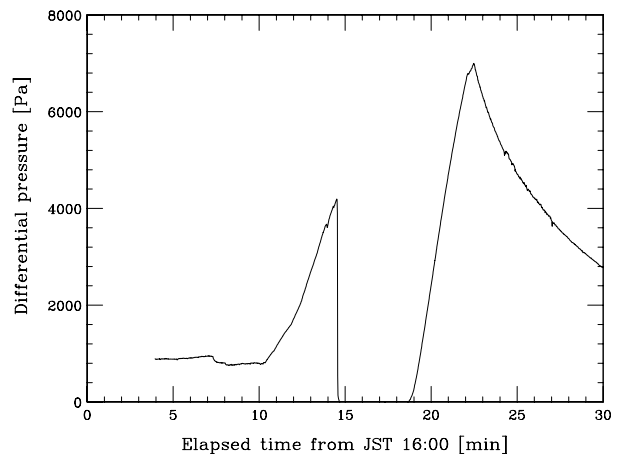


図 18 破壊試験時の差圧の時間変化

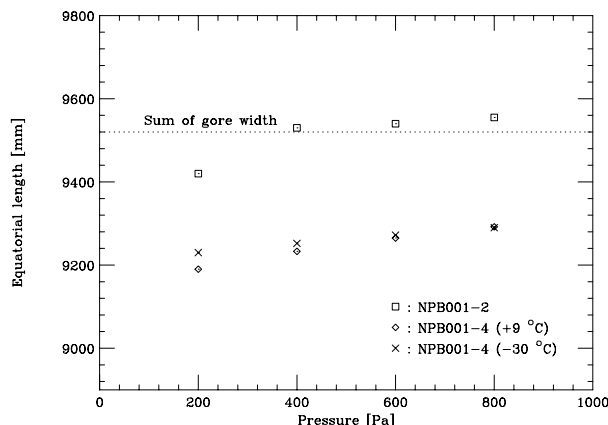


図 19 圧力による赤道長の変化

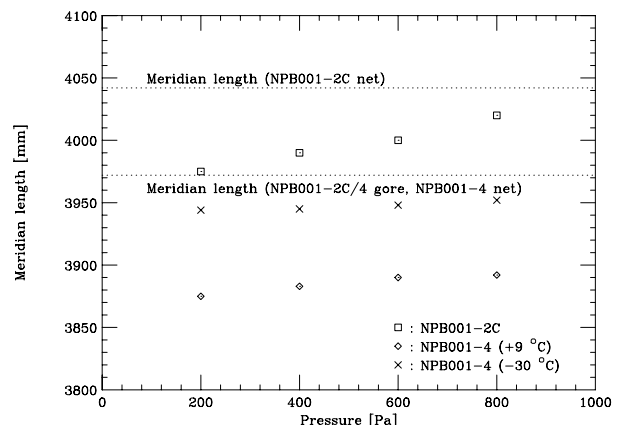


図 20 圧力による子午線長の変化

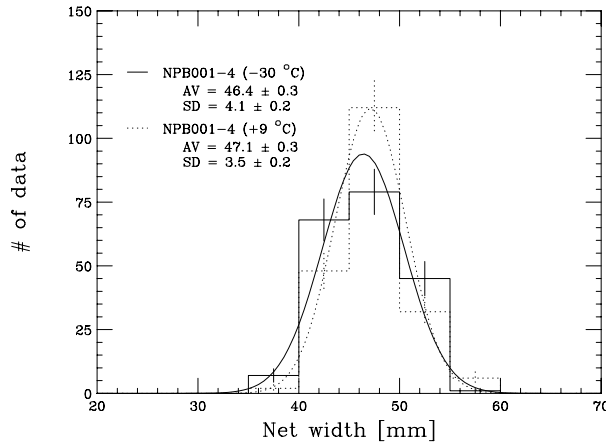


図 21 NPB001-4 気球における赤道部網線間隔の頻度分布

がわかった。要因の候補としては、網とフィルムとの摩擦や、網の剛性が考えられる。なお、すべての網線間隔の和は、9,248 mm であり、これは、赤道長の計測値 9,290 mm とほぼ一致する。

2.3.6 子午線方向の網線間隔

表 7 に子午線方向の網線間隔を示す。極から赤道に向かって少しずつ網が開き、網線間隔が短くなっている。

7-8 間隔の平均値は 197.5 mm である。交点 8 は赤道であり、横方向の間隔の平均値は 46.4 mm であった。この二つの値から網の交点間隔を求めると、

$$\sqrt{\left(\frac{197.5}{2}\right)^2 + \left(\frac{46.4}{2}\right)^2} = 101.4 \text{ [mm]} \tag{8}$$

となる。この値は、設計長 101 mm とも、常温で同様の計算で求めた値 100.9 mm とも同程度である。網の材料であるベクトランの伸びの温度係数は -6.0×10^{-6} であり、温度による変化は小さいことが予想されており、今回の結果はそれを裏付けるものである。また、中心から交点 8 までの間隔の和は、気球の子午線長の半分に相当する。この値の倍は 3,926 mm であり、これは 800 Pa 印加時の子午線長の 3,952 mm とほぼ一致する。

2.4 NPB001-4 の低温破壊試験

気球本体の耐圧性能を評価するため、気球を補修して再度低温破壊試験を実施した。このため、ガス圧力計測ポートの破損部を溶着して補修し、溶着代を手で引っ張って強度が十分あることを確かめた。また、極に近い部分の網に破損が見受けられたので、その補修もあわせて行った。

2.4.1 実験の経緯

試験は 2013 年 7 月 2 日、3 日に情報・システム研究機構国立極地研究所の低温環境実験室にて行った。セットアップは前回実験と同じである。

気球は空気で膨張させた。確認のため、800 Pa において赤道長を計測したところ、9,330 mm であった。これは、前回の値 9,290 mm と同程度である。その後、空気ポンプを用いて加圧したところ、破裂音と共に、気球が破壊した。図 22 に破壊箇所の写真を示す。赤道より縦方向に半目離れた広めの網目の中央部に穴があった。その後、気球からガスを放出させて畳んだ。

次に、フィルムの $-30 \text{ }^\circ\text{C}$ における二軸引っ張り時の特性を評価するため、 $10 \mu\text{m}$ 厚フィルムで作った二つのシリンダー気球に空気を注入し、降伏する圧力を測定する試験を行った。この気球は、折径 150 cm の円筒状に成膜されたフィルムの両端を塞ぐことによって気球としたもので、円筒部分の長手方向は 2 m、半径は 95.5 cm である。当初、破壊圧も計測する予定であったが、フィルムが降伏して気球の直径は圧力とともに大きく膨張したため、破壊まで至らずに、膨張試験を終了とした。

2.4.2 破壊圧の考察

図 23 に NPB001-4 気球の差圧の時間変化を示す。ガスボンベによる加圧時には、差圧は直線的に変化し、最大圧は 9,370 Pa であった。図 24 は、シリンダー気球の膨張試験時の差圧の時間変化を示したものである。いずれの気球も 450 Pa で降伏していることがわかる。450 Pa の差圧をシリンダーの周方向の張力だけで支えていると考えて、その差圧とシリンダー気球の半径 95.5 cm の積を膜厚 10 μm で除して一軸換算強度を求めると、43 MPa となる。

シリンダー気球の降伏時の伸びを一軸での引張試験結果から推定する。文献 [20] によると、10 μm 厚フィルムの一軸引張試験では、23 $^{\circ}\text{C}$ における TD 方向の降伏点強度は 9.2 MPa、その際の伸びは 7.0 %、-40 $^{\circ}\text{C}$ での値はそれぞれ 26.1 MPa、2.6 % である。この二つの計測値から -30 $^{\circ}\text{C}$ の値を一次式で補間して推定すると、それぞれ 23.4 MPa、3.3 % となり、それぞれ、23 $^{\circ}\text{C}$ における値の 2.5 倍、および、0.47 倍に相当する。



図 22 NPB001-4 気球の破壊箇所

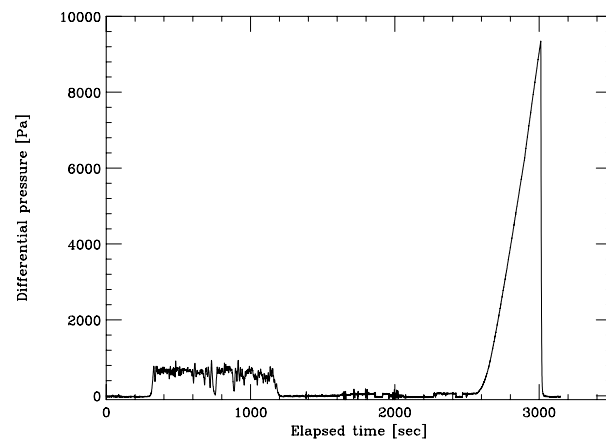


図 23 NPB001-4 気球の膨張試験時の差圧の時間変化

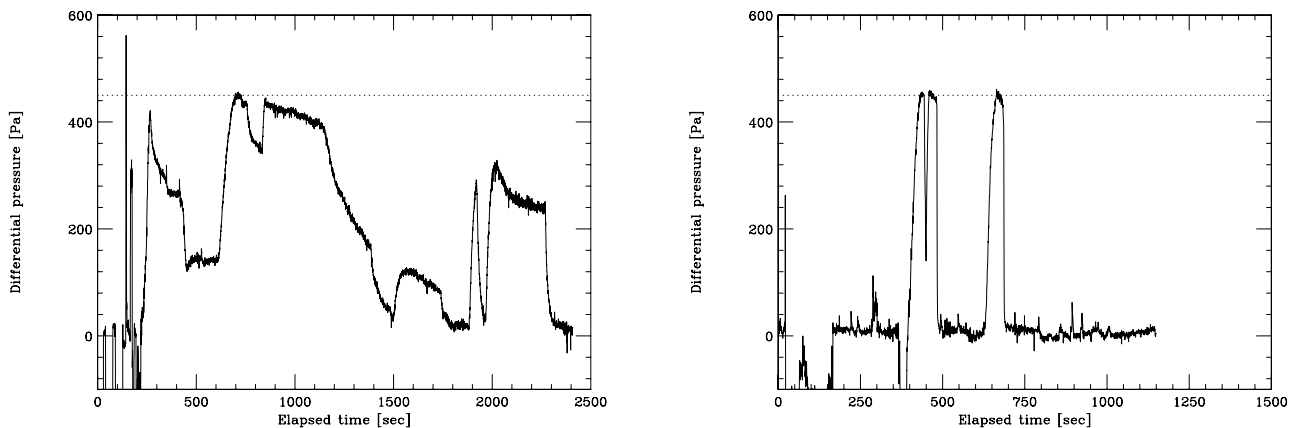


図 24 シリンダー気球膨張試験時の差圧の時間変化。点線は 450Pa

一方、シリンダー気球の膨張破壊試験では、常温での降伏圧は 205 Pa、伸びは 15 %、-30 °Cでの降伏圧は 450 Pa である。両者の降伏圧の比は 2.2 倍であり、一軸引張試験で降伏点強度の比 2.5 倍と同程度である。そこで、シリンダー気球の膨張試験における-30 °Cでの降伏時の伸びと常温での伸びの比が、一軸引張試験における降伏点伸びの比 0.47 倍と同一であると仮定すると、-30 °Cでのシリンダー気球の膨張試験における伸びは 7 % と推定できる。

この値を用いて、文献 [16] の方法で耐圧性能を求める。加圧された気球フィルムは網よりも張り出し、弧長は弦長よりも長くなる。両者の比は、曲率半径と半弦長の比の関数として求めることができる。この関係を用いると、弧長が弦長よりも 7 % 長くなる曲率半径と半弦長の比は 0.592 であることがわかる。この気球における弦長を設計周長の 1/200 の長さである 47.6 mm と考えると、曲率半径は 39.9 mm となる。フィルムの耐圧性能が 43 MPa であり、厚みが 10 μm であることから、気球の耐圧性能 ΔP は、

$$\Delta p = 43 \times 10^6 \cdot 10 \times 10^{-6} / (39.9 \times 10^{-3}) = 11,000 \text{ [Pa]} \quad (9)$$

と求まる。

また、この気球の場合、網に拘束されているため、フィルムで決まる大きさよりもすべての大きさが 2.7 % 小さくなっているものと考えられる。そこで、フィルムの伸び 7 % に加えて 2.7 % の余剰なフィルムがあるので、弧長が弦長よりも 10 % 長くなるまで耐えられると考えてみる。この場合、曲率半径と半弦長の比は 0.680 となり、曲率半径は 35 mm となる。したがって、気球の耐圧性能 ΔP は、

$$\Delta p = 43 \times 10^6 \cdot 10 \times 10^{-6} / (35 \times 10^{-3}) = 12,000 \text{ [Pa]} \quad (10)$$

と求まる。

さらに、2013 年 2 月 7 日に実施した低温試験の際に、赤道部の網目の間隔を調査しており、その際に得られた最大間隔は 56 mm であった。この値を用いると、曲率半径は 41 mm となる。したがって、気球の耐圧性能 ΔP は、

$$\Delta p = 43 \times 10^6 \cdot 10 \times 10^{-6} / (41 \times 10^{-3}) = 11,000 \text{ [Pa]} \quad (11)$$

と求まる。この結果は、実測値 9,370 Pa と 20 % の精度で一致しており、文献 [16] の手法により、破壊圧が推定できることが確認された。

3. NPB001-5 気球の地上試験

3.1 NPB001-5 気球の特徴

NPB001-4 気球での経験を踏まえ、飛翔試験用に NPB001-5 気球を開発した。NPB001-4 気球とほぼ同じ設計だが、以下が異なる。

- 気球頭部には、ガスリーク用のポートがあり、ガス注入口は存在しない。ガスの注入は気球尾部のガス計測ポートから行う。
- ガス計測ポートなど、こてによる溶着箇所は、溶着部の耳を手で引っ張って強度が十分あることを確認し、さらに耳を切断した上に低温テープを貼り付けて保護した。

3.2 地上での膨張実験

飛翔試験に先立って、地上で、気球の気密性を確認するとともに、ゴンドラの吊り下げ方法を確認する実験を 2013 年 4 月 30 日、藤倉航装船引工場風洞実験室にて実施した。当日の気温は 13 °C だった。気球の膨張の様子を 1 方向からビデオカメラで撮影した。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 レンジのものを用い、その電圧値を 1 秒ごとにデータロガーで記録した。

気球の頭部ポートは折り返してビニールテープで固定して封じた。また、尾部の圧力計測ポートには、ガス注入用と圧力計測用を兼ねたポリチューブを入れ、ビニールテープを巻き付けて固定した。気球頭部と尾部は 4 点づりとし、尾部は 4 本のロープを 1.3 m 伸ばし、そのままゴンドラを吊り下げることを想定した。

気球は空気を詰めて膨張させ、800 Pa まで圧力をかけて放置した (図 25)。図 26、27 に圧力の時間変化を示す。最初に圧力をかけたのは 12 時 40 分で、一時間経過した後に、300 Pa まで圧力が低下したため、ガス漏れ箇所の探索を石鹸

水を用いて行った。この結果、圧力計測ポートからの微小な漏れが見つかった。ビニールテープの巻きつけでは不十分であった。このため、金属継手にシリコンチューブを結合させ、金属継手ごと圧力計測ポートに入れ、金属継手を糸で縛る方法に変更し、再度圧力をかけて放置した。この部分のガス漏れは収まったが、依然として圧力が下るため、頭部ポートからの漏れを疑った。頭部ポート端部の処理方法を折り返してビニールテープで固定する方法から、端部に低温テープを貼り付ける方法に変更し、石鹼水を用いて漏れないことを確認した。再度、800 Pa まで印加し、放置した。しかし、依然として、圧力の減少が見られた。別途、抜本的な調査を行うこととし、気密試験を終了した。

その後、4本の吊り紐の下にゴンドラを模擬した3 kgの錘を吊り下げ、ガス計測チューブや、紐の捻れの様子を観察した(図28)。捻れは生じにくく、生じたとしても自然に解消されることを確認した。

最後に、圧力計測ポート、頭部ポートを解放し、ガスを放出して実験を終了とした。

2013年5月14日に藤倉航装株式会社船引工場において、再度NPB001-5気球の膨張試験を行った。事前に、アンモニア試験、および、石鹼水を用いた徹底的な試験を行ったが、かすかなガス漏れが見つかったのみであった。今回は、気球内部にアンモニア水を入れ、皮膜にフェノールフタレイン溶液で湿らせた布をあてて発色する場所を調査した。気球全面にわたって調べたところ、うっすらと発色する場所が一箇所みつき、そこは低温テープで補強した。しかし、図29に示すように、依然として、差圧の減少が観測された。当日の気温は18~22℃であった(図30)



図 25 満膨張になった NPB001-5 気球

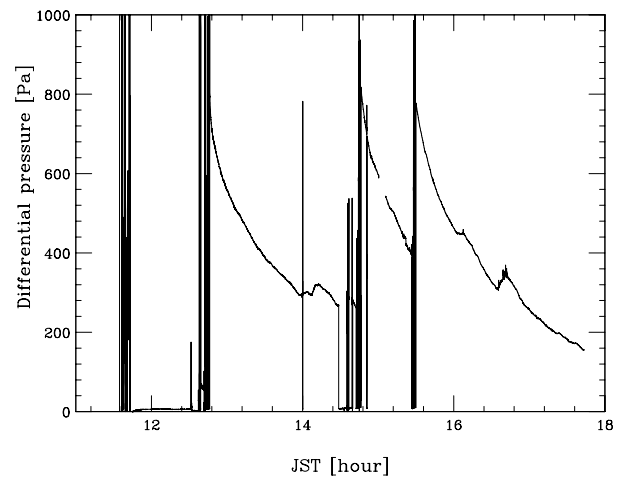


図 26 NPB001-5 気球の内圧の時間変化

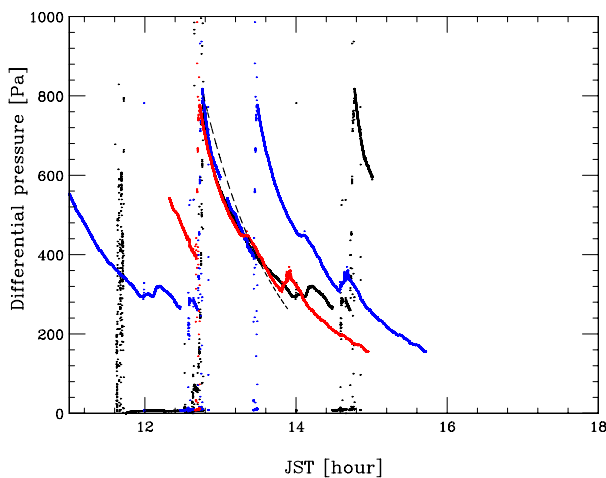


図 27 NPB001-5 気球の内圧の時間変化(ピークを重ねた)



図 28 ゴンドラの吊り下げ方法の確認

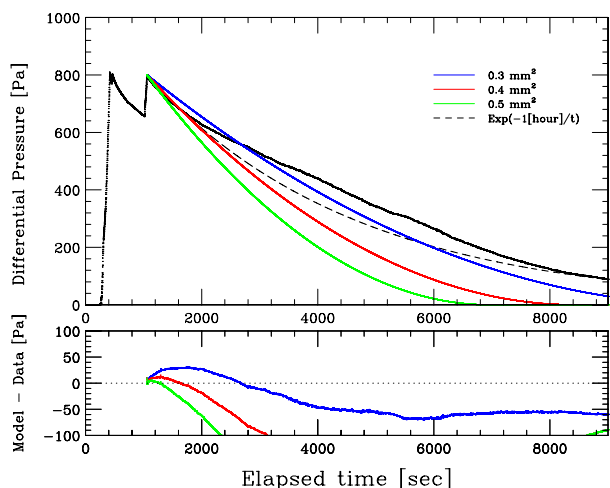


図 29 二回目の NPB001-5 気球の気密試験における差圧の時間変化（黒実線）。青線、赤線、緑線はそれぞれ、0.3、0.4、0.5 mm² の穴があった場合の圧力変化。

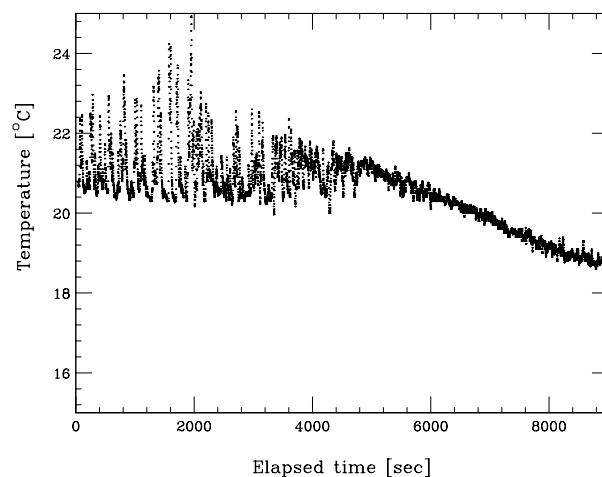


図 30 NPB001-5 気球膨張試験時の気温の時間変化

3.2.1 圧力の変化

図 27 は内圧の時間変化の図をピークをあわせて重ねたものである。三回の試験でよい再現性を示している。この間に、ガス計測ポートからの微少なガスもれが石鹼水での検査によって見出され、その対策が次の試験の前になされているが、圧力の時間変化にはほとんど差が見られていない。これは、圧力減少を説明できるほどの大きさの穴からの漏れがあれば、石鹼水によって容易に検出できることを意味する。このため、二回目の試験の前に、アンモニア試験、および、石鹼水を用いた徹底的な試験を行ったが、かすかなガス漏れがみつかったのみであった。したがって、一つの大きな穴があることが原因とは考えにくい。漏れを穴からのものと考え、文献 [18] と同じ方法で物理的な穴からの漏れをシミュレーションし、その面積を求めると 0.4 mm² 程度である。

また、一回目の NPB001-5 気球の漏れ試験時の気温は 13 °C であり、NPB001-4 気球からの常温漏れ試験の際の気温は 9 °C であった。二回目の NPB001-5 気球の試験での気温は 20 °C 程度と前回よりも 7 °C 高く、一方で、漏れの程度は、前回と同様であった。したがって、漏れの速度は気温に依存しておらず、NPB001-5 気球の方が NPB001-4 気球よりも漏れが大きい気球であることがわかる。気温によらず漏れが同程度であることは、膜面からの透過よりも物理的な穴による可能性を示唆する。

穴以外に考えられる圧力変動の要因としては、構造がクリープし、体積が増加した可能性がある。ここでの圧力変化は 500 Pa であり、これは、体積にして、0.5 % の増加、長さにして 0.13 % の伸びで説明がつく。網は数 % クリープすることが知られており、これにくらべ桁以上小さいクリープで説明がつくことから、この可能性も考えられる。一方、同じ構造をとる NPB001-4 気球においては、この現象が見られず、初期に見られた圧力の減少速度は、より小さかった。したがって、クリープ現象によるものではない。

以上の検討から、最も有力な可能性は小さな穴が異なる場所に多数あいている可能性である。

図 27 中の破線は、時定数 1 時間の減衰曲線である。概ね 1 時間程度の時定数をもつことがわかるが、単純な減衰曲線ではなく、最初の圧力減少は早く、後に遅くなっている。また、図 29 においては、実測された圧力変化と、シミュレーションした結果と比較しているが、やはり、最初の圧力減少は早く、後に遅くなる傾向が見られた。

この漏れの飛行実験における影響を評価した。まず、今回の実験における圧力の減少は、最初 800 Pa だった差圧が 30 分かけて 400 Pa に減少する程度であった。これが小さな穴からの漏れだと考えて穴の大きさの上限値を求め、その上空での影響を考える。

気球の体積は 9.6 m³ であるから、漏れ出た 400 Pa の差圧分のガスの体積 V は、

$$V = 9.6 \times 400 / 101300 = 3.8 \times 10^{-2} [\text{m}^3] \quad (12)$$

である。内部のガスは、空気であり、その密度 1.2 kg/m³ を用いると、ベルヌーイの定理より、ガスの流速 v は、

$$v = \sqrt{\frac{2 \cdot 600}{1.2}} = 32 \text{ [m/sec]} \quad (13)$$

である。従って、穴の大きさ A の上限値は、

$$A = \frac{3.8 \times 10^{-2} / (30 \cdot 60)}{32} = 6.6 \times 10^{-7} \text{ [m}^2\text{]} = 0.66 \text{ [mm}^2\text{]} \quad (14)$$

と求まる。飛翔試験で想定している高度 18.5 km、気圧 70 hPa、気温 -60°C において、5,000 Pa の圧力がかかった際のガス流速 v' は、

$$v' = \sqrt{\frac{2 \cdot 5000}{0.18 \frac{70}{1013} \frac{273}{213}}} = 790 \text{ [m/sec]} \quad (15)$$

である。この穴から 1 時間で漏れるガス量 V' は、

$$V' = 790 \cdot 6.6 \times 10^{-7} \cdot 1 \cdot 3600 = 1.9 \text{ [m}^3\text{]} \quad (16)$$

である。一方、SP 気球に蓄えられるガス量 V'' は、5,000 Pa の差圧を 70 hPa の大気圧に解放した際の体積として求められ、

$$V'' = 9.6 \times 5000 / 7000 = 6.8 \text{ [m}^3\text{]} \quad (17)$$

である。 V'' のガスが漏れると、圧力の変化 ΔP は、

$$\Delta P = (5000 + 7000) \times 1.9 / 6.8 = 3300 \text{ [Pa]} \quad (18)$$

であり、これは、初期圧力の 6 割に相当する。したがって、この漏れにより、SP 気球が加圧されている時間は 1 時間程度に制限されることとなる。

4. NPB001-5 気球の飛翔性能試験 (BS13-04 実験)

4.1 実験の目的

B12-02 実験 [18] において問題となった局所的な強度不足は、原理的には気球の構造の改良により解消されたと考えられる。しかし、実験的には -30°C まで検証されたに過ぎず、より低温となる成層圏においても問題ないことは必ずしも明らかではない。このため、気温が $-60 \sim -50^\circ\text{C}$ と、成層圏で最も低くなる高度 20 km 程度に NPB001-5 気球を飛翔させる試験を計画した。この高度に体積 10 m^3 の気球を到達させるため、飛翔試験は、BS11-02 実験 [17] と同様にゴム気球との超小型タンデム気球として実施した。この試験の目的は以下の通りである。

- 成層圏の低温環境における耐圧性能を確認すること。
- SP 気球の圧力の変化の測定から昼夜の SP 気球のガス温度変化を定量化すること。
- 映像により、飛翔時の SP 気球の形状を把握すること。
- 日昇後の上昇速度を定量化すること。

実験に用いた気球 NPB001-5 には微小なガス漏れがあることは知られているが、上記の目的を達成する支障とはならないため、この気球を用いて試験を実施した。

表 8 画像送信機 TVTX-16-1WA の仕様

搬送周波数帯	1.6 GHz
送信電力	1 W
帯域幅	6 MHz 以下
変調入力レベル	1 Vpp
変調入力インピーダンス	75 Ω
電源電圧	6.5 V
消費電流	500 mA
質量	200 g

4.2 搭載機器

搭載機器は、薄膜高高度気球用のゴンドラ [21] をベースに、気球用の測定装置を追加したものである。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)、電池である。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、バッテリ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)、気球観測用 ITV カメラ (Moswell 社製、MS-55-MY104)2 台、画像用送信機 (Cosmowave 社製、TVTX-16-1WA)1 台、皮膜温度計測用温度センサー (Analog devices 社製、AD590J) を搭載した。

差圧計は、5 PSI (=34,000 Pa) と 1 PSI (=6,800 Pa) の二種類のレンジのセンサーを搭載した。いずれも温度補償範囲は 0 ~ 70 °C である。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。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。

画像用送信機 (Cosmowave 社製、TVTX-16-1WA) は、宇宙研の大気球実験室で新規に開発した装置をベースに、より軽量化した送信機である。表 8 に特性を示す。従来の装置 [22] に比べ、送信電力が倍、消費電力が半分、重量が半分と軽量化されている。二つの ITV カメラの映像は、1.5 秒毎に切り替えてこの画像送信機によって伝送した。

また、SP 気球下部のポリエチレン皮膜には、温度センサーを張り付けた。このセンサーは -55 ~ 150 °C の温度範囲を ± 5 °C の精度で計測できる。

4.3 飛翔実験

飛翔時の荷姿を図 31 に示す。SP 気球につめるガス量は、ガスポンベの重量をガスをつめる前後で測定し、その差として求めることとした。ガス量は 230 g であり、計測精度は 10 g であるため、4 % の精度での計測が可能である。

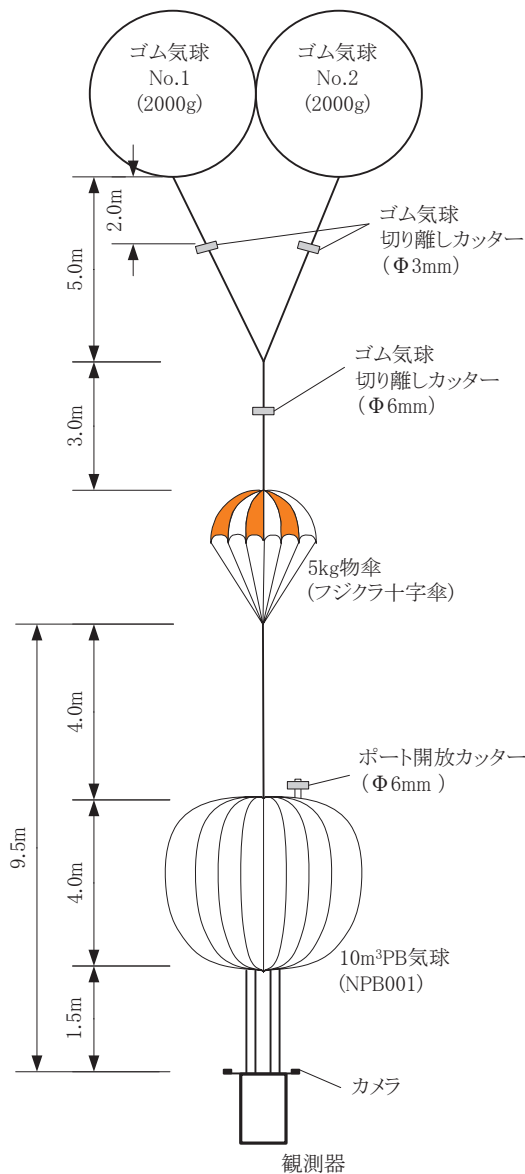
飛翔実験は 2013 年 5 月 25 日に実施された。放球時の様子を図 32 ~ 35 に示し、実験の経緯を表 9 にまとめた。高度 16.3 km にて SP 気球に圧力がかかり始め、高度 22.7 km で牽引用ゴム気球の切り離しを行なった。以後、気球は水平浮遊を行い、上空日昇の時点でも高度 22.8 km であった。その後、気球は上昇を開始し、高度 24.7 km に達した 5 時 1 分に飛翔用ゴム気球が破裂した。そこで、SP 気球の圧力を解放し、5 時 6 分に飛翔用ゴム気球を切り離し降下させ、実験を終了させた。図 36、37 に飛翔航跡、高度曲線を示した。

4.4 実験結果

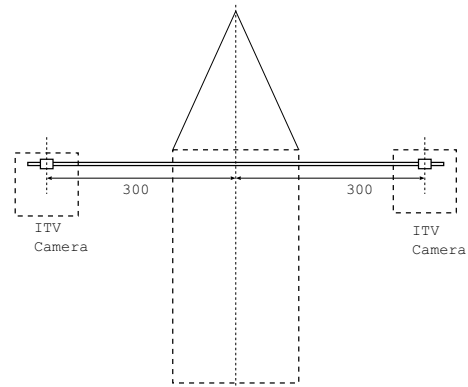
図 37 に示すように、GPS が高度 10 km で停止しており、以後の議論において、気球の飛翔高度には測距の値を用いた。放球後高度 10 km までの平均上昇速度は 6.3 m/sec と少し早めであり、高度 16.3 km で SP 気球の加圧が始まった後は 4.1 m/sec まで低下した。これは、SP 気球からの浮力が負になったこと、SP 気球が横に張り出して空気による抵抗が大きくなったことに対応していると考えられる。また、日昇後の再上昇速度は 0.4 m/sec と緩やかであることがわかった。

図 38 にゴンドラの内部温度、SP 気球皮膜の温度、2013 年 5 月 25 日 12 時 UT に放球された釧路の気象ゾンデで得られた気温 [23] の時間変化を示す。ゴンドラの内部温度は全実験時間にわたり、30 °C 程度であり、気圧計の温度補償範囲内であった。また、夜間 (3 時半以前) の SP 気球皮膜の温度と気温とは温度センサーの精度 (± 5 °C) で一致しており、日昇後は、SP 気球皮膜温度の上昇が観測されている。図 39 に気球内圧と大気圧との差圧の時間変化を示す。2 時 39 分から差圧の増加がはじまり、最大差圧に達した時点で牽引用ゴム気球を切り離し、上昇を停止させた。2 時間にわたり、5,600 Pa 以上の耐圧性能を発揮し続けていることがわかる。切り離し前後の時間帯を拡大し、気圧の変化と比較したのが図 40 である。二つの差圧センサーの値は 100 Pa の精度で一致しており、以後の差圧には、ばらつき誤差の小さい 1 PSI センサーの値を用いることとする。最大差圧は 6,280 Pa に達しており、それは牽引用ゴム気球切り離しのタイミングよりも 20 秒遅い。気圧の変化にも同程度の遅れがあり、浮力は失ったものの、しばらくは慣性によって上昇していたものと考えられる。

切り離した後、図 37 にあるように高度は一定であったが、差圧は徐々に低下しており、ガスが漏れていたと考えられる。差圧と大気圧との関係を図 41 に示す。図中の直線は、大気圧 104 hPa において、差圧が 0 Pa となる傾き -1 の直線である。また、図中の点線は、大気圧 80 hPa から 100 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



	重量 [kg]	浮力 [kg]
浮遊ゴム気球	2.00	8.24
牽引ゴム気球	2.00	5.99
SP 気球	2.51	1.44
荷姿	0.84	
観測器	3.00	
総重量	10.35	
自由浮力 (51.3%)		5.31
総浮力		15.66



二つの ITV カメラはゴンドラ中央から 30 cm ずつ離れている。

図 31 飛行時の荷姿と重量構成

表 9 BS13-04 実験の経緯

0:30	噛みあわせ開始
0:43	噛みあわせ完了
1:51	放球
2:20	高度 10 km 通過、GPS 停止
2:39	SP 気球が加圧開始。高度 16.3 km
2:53	高度 20 km 通過
3:04	牽引用ゴム気球切り離し、高度 22.7 km
3:33	上空日昇、高度 22.8 km
4:02	地上夜明け、高度 23.2 km
5:01	飛行用ゴム気球破裂、高度 24.7 km
5:02	SP 気球圧力解放
5:06	飛行用ゴム気球切り離し
5:23	着水



図 32 展開された SP 気球と観測装置



図 33 SP 気球とゴム気球の結合

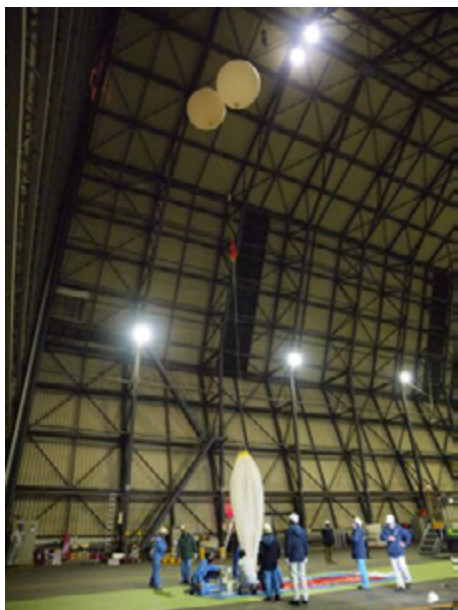
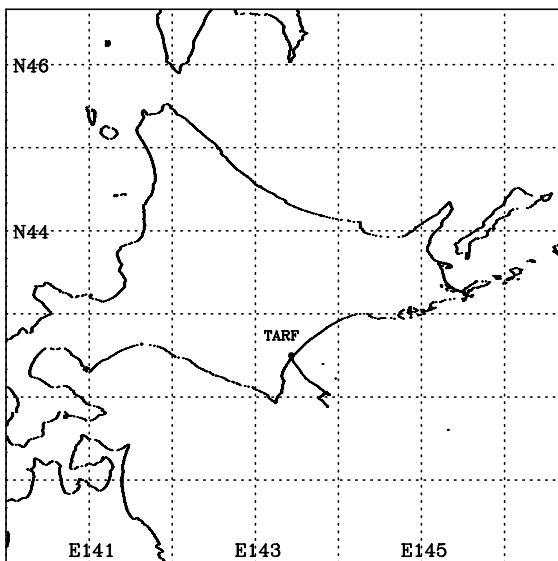


図 34 気球の立て上げ

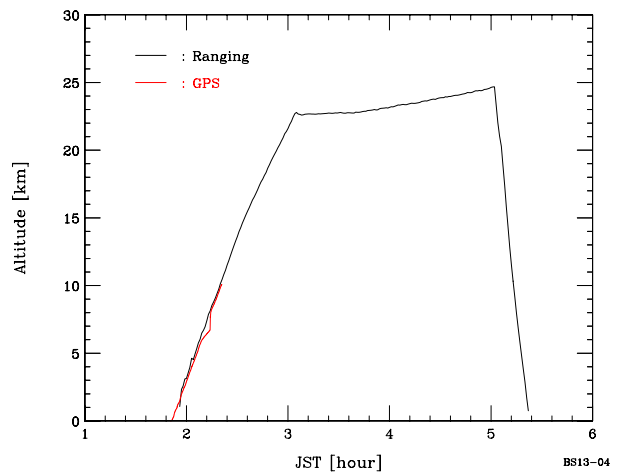


図 35 放球された気球



BS13-04-RH

図 36 BS13-04 実験の測距による飛翔航跡



BS13-04

図 37 BS13-04 実験の GPS、測距による高度曲線

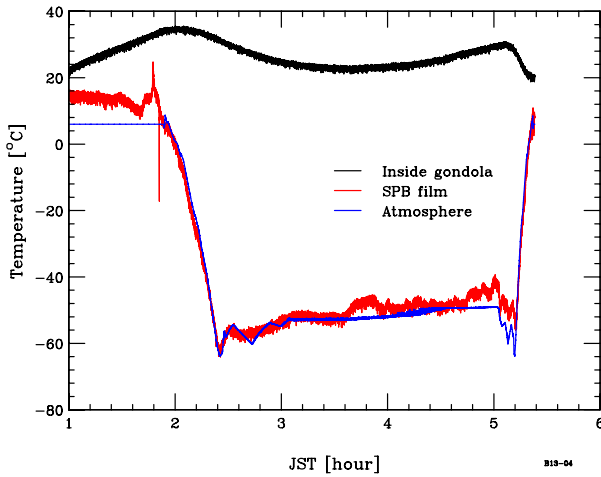


図 38 ゴンドラ内温度、気球フィルム温度、大気温度の時間変化

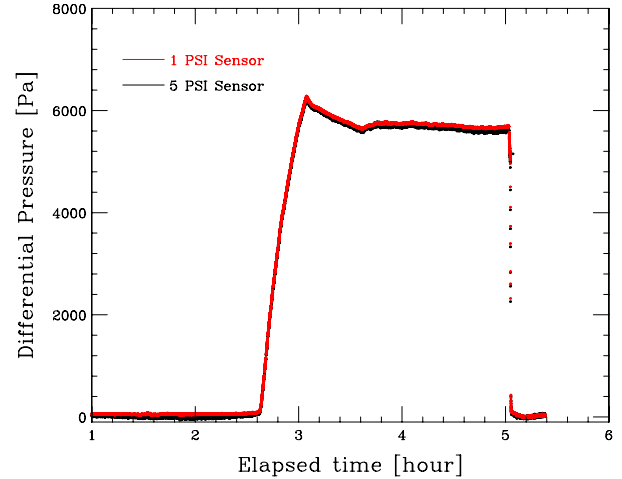


図 39 気球内圧と大気圧との差圧の時間変化

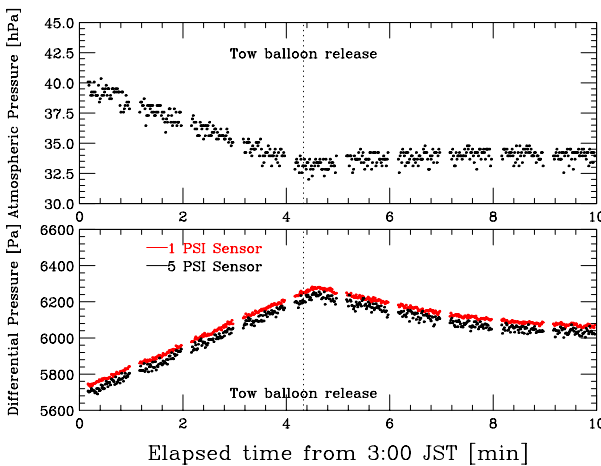


図 40 気球内圧と大気圧との差圧の時間変化の拡大図

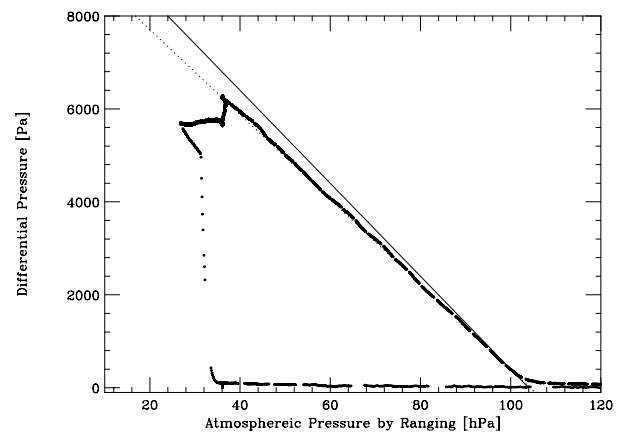


図 41 測距高度から推定した大気圧との差圧の関係。直線は (104 hPa, 0 Pa) を通る傾き -1 の直線。

テイニングして求めたものであり、

$$\Delta P_b = 95.35 - 0.9139P_a \quad (19)$$

である。図から、気球が加圧されはじめた大気圧は 104 hPa であることがわかる。この大気圧に到達した時刻は 2 時 39 分であり、この時刻での気球皮膜温度は -55°C であった。一方、地上において、気球に詰められたガス量は浮力にして 1.44 kg であり、気球の体積は 9.56 m^3 である。このガスによって気球が満膨張となる大気圧は、気温 -55°C において 109 hPa である。測定値 104 hPa との違いは 5% であり、ガス量の測定誤差 4% でほぼ説明がつく。また、気球内のガス温度は断熱膨張により皮膜表面よりも下がるのが期待されるが、その効果は 5% 以下であることがわかった。

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 41 においては、直線の傾きの値は -0.9139 、その誤差は 1×10^{-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、SP 気球の体積が一定、かつ、内部のガス温度が一定であるという条件のもとで穴の大きさを仮定し、その際の圧力変化と実際の圧力変化を比較することで求めることができる [18]。図 42 は、面積 $0.3 \sim 0.5\text{ mm}^2$ の穴があいた体積 9.56 m^3 、ガス温度 -56°C (大気温度) の SP 気球が 2 時 38 分に満膨張に達したとして以後の大気圧とガス圧との差圧力を求めたものである。面積 0.4 mm^2 の穴の場合に測定値を最もよく再現するが、3 時 36 分に観測値に折れ曲り

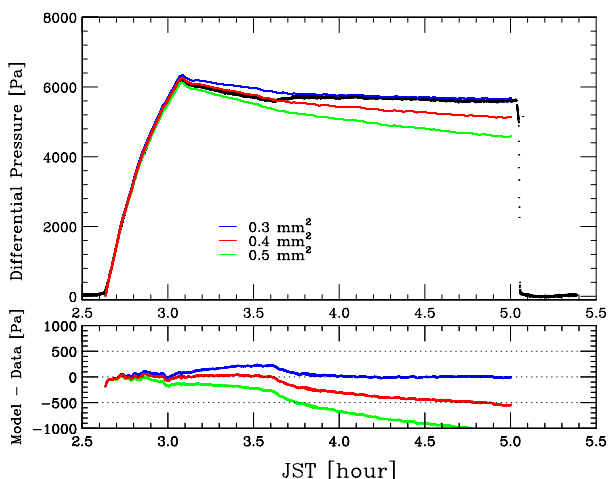


図 42 気球の差圧の時間変化(上)、および、モデルと実測値との差(下)

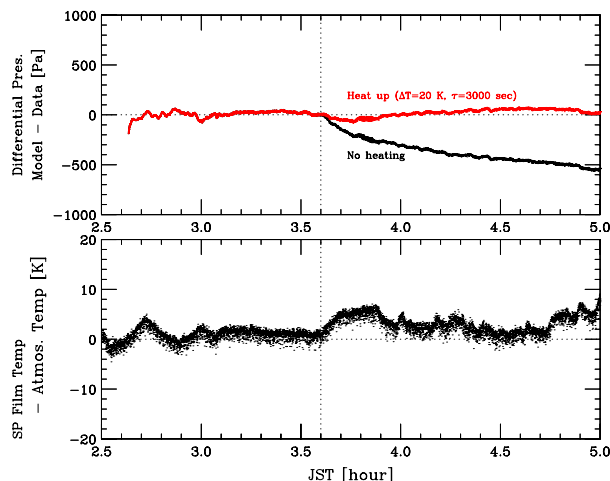


図 43 気球の差圧の時間変化(上)、および、気球皮膜の温度の時間変化

があり、観測値よりもシミュレーションでの値の方が小さい。この気球は地上試験の際にも漏れがあることが判明しており、その穴の面積は、 0.4 mm^2 であった。したがって、この漏れは当初から存在していた穴によるものであり、上空で穴が拡大していないことがわかる。また、地上試験時の気温は $13 \text{ }^\circ\text{C}$ であり、上空では、 $-56 \text{ }^\circ\text{C}$ 程度と、 $70 \text{ }^\circ\text{C}$ の温度差がある。膜面からの透過であれば、温度依存性が見られると予想され、それが見られないことから、物理的な穴によるものと考えられる。

シミュレーションと実測値のずれが見られるのは 3 時 36 分以降である。日昇時刻は 3 時 33 分であり、太陽光の照射によって気球が温められ、ガス温度が上昇することでガス圧力が上昇したことによる影響だと考えられる。図 43 に差圧のシミュレーションと観測値の差の時間変化と、SP 気球皮膜温度と大気温度との差の時間変化を示す。図中の縦の点線は、3 時 36 分に対応している。皮膜温度とガス温度の上昇は、1 分の精度で一致しており、いずれも、日昇時刻よりも 3 分遅い。撮影された映像を見ると、日昇時からしばらくは気球が色付いて見えており、夕焼け、朝焼け時に見られるように大気での吸収を受けた光が到来していることがわかる。温度上昇の遅れは、太陽光の照射開始時は大気による減光が大きいためと推測される。

図 43 中の赤線は、3,000 秒の時定数でガス温度が $20 \text{ }^\circ\text{C}$ 上昇した場合の圧力変化であり、ガス温度にはこの程度の変化が発生していたものと推測される。このモデルでは、上空日昇時から常に同じ量の放射によって温められたことを想定しているが、実際には、雲の影響や地上からの照り返しの影響もあり、それがモデルとデータとの残差に現れているのだと考えられる。一般に、昼夜のガス温度変化は気温の $7 \sim 10 \%$ であることが知られており、得られた結果はそれと矛盾しない。また、BS11-02 で皮膜温度変化から得られた推定は、0.7 時間 (=2,520 秒) の時定数で、温度上昇 $28 \text{ }^\circ\text{C}$ であり、その結果とも同程度であった。

一方、皮膜の温度変化は最大でも $10 \text{ }^\circ\text{C}$ に過ぎなかった。皮膜にセンサーを貼り付ける際に、フィルムに直接貼り付けるのではなく、 $40 \text{ }\mu\text{m}$ 厚のテープを貼り付けて皮膜を強化した上でセンサーを $40 \text{ }\mu\text{m}$ 厚のテープで貼り付けている。このため、センサーの場所では、内部温度よりも外気温に近い値となり、温度変化が小さくみえた可能性が考えられる。また、温度が増減を繰り返すのは、皮膜の温度は太陽光が直接あたる場合と気球を通してあたる場合とで差が発生しているためと考えられる。

搭載された ITV カメラで得られた画像の例を図 44 に示す。気球が正常に展開していることがわかる。この ITV カメラは飛行前に較正データが取得されており、解析にあたってはそのデータを利用した。図 45 に、地上での較正用画像の上に格子点を復元した図を示す。レンズ収差を含めて補正されていることが確認できる。

図 46 は、気球が所期のかぼちゃ形状(直径 3 m)に膨張したと仮定し、ロードテープの位置に点列を並べた 3 次元モデルをカメラフレーム上に投影し、気球の撮像データと重ね合わせたものである。モデルを 3 次元空間に配置する際には、カメラとの相対位置に関して、並進自由度 3、回転自由度 3 が残る。そこで、まず、気球最底部の点の 3 次元座標を求め、ここを起点として並進自由度をまず固定し、次に 3 次元モデルと気球撮像データを重ね合わせた図を見ながら、目測に

より回転自由度を固定している。画像とモデルとを比較すると気球の縁の部分でモデルの方がはみ出しており、実測された気球の方が小さいことがわかる。

そこで、気球の形状はかぼちゃ型のままで、直径を縮め、画像とフィッティングを行うことで気球の直径を求めた。この結果、図 47 に示すように、直径が 2.88 m の場合により一致を得ることができた。これは気球の大きさが 4 % 小さくなっていることに相当する。網の目が広がるため子午線長が短くなると予想され、計測された 4 % の短縮は尤もである。

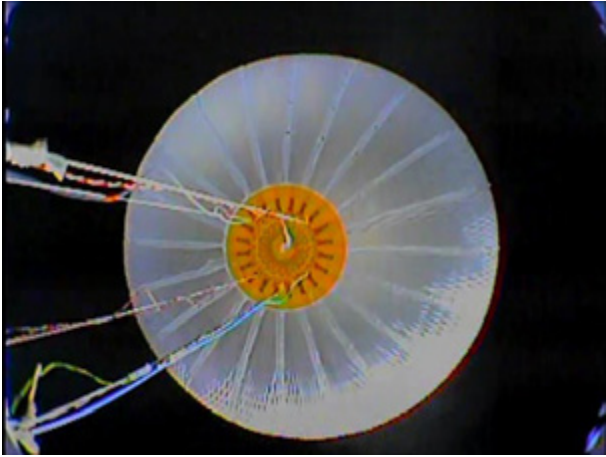


図 44 ITV カメラで得られた気球映像

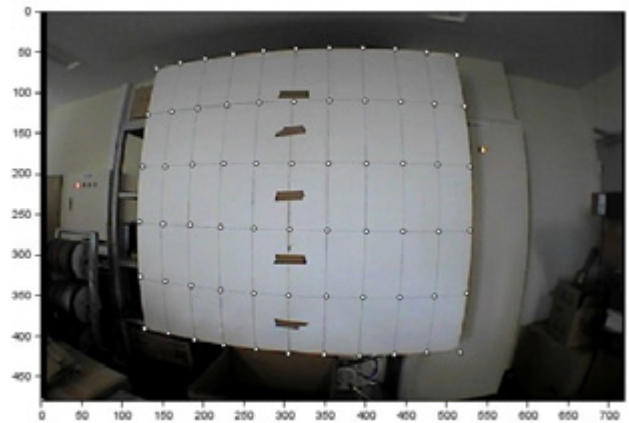


図 45 地上での較正画像の上に、復元した格子点を重ねた画像

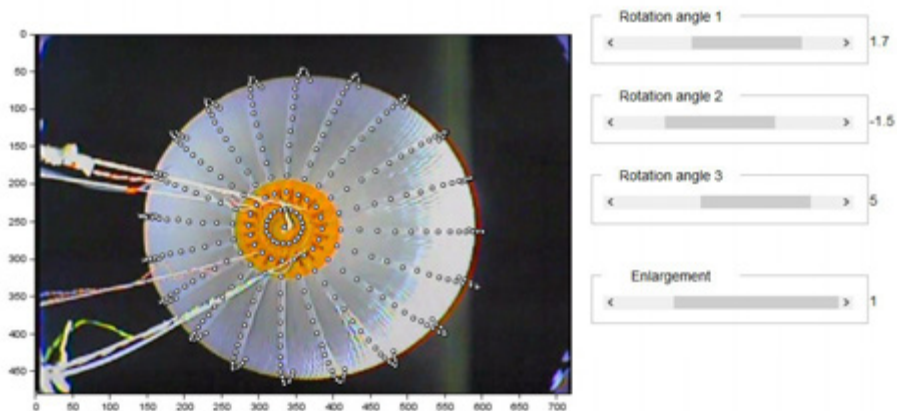


図 46 上空で得られた気球画像に、直径 3 m のかぼちゃ型気球のロードテープ位置を重ねた図

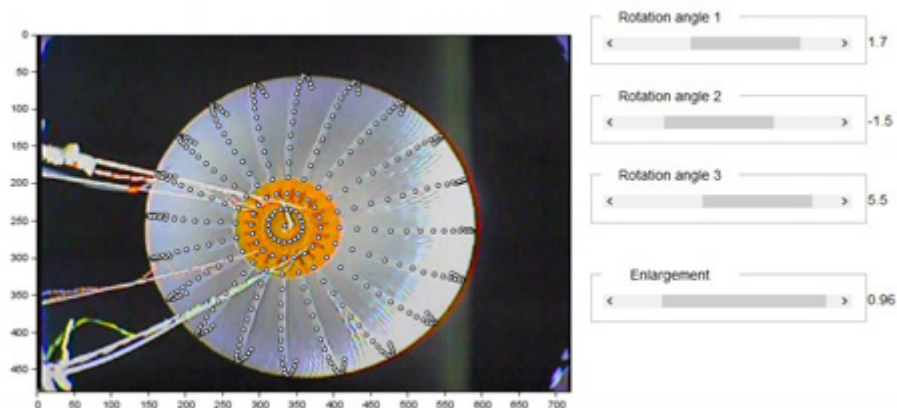


図 47 上空で得られた気球画像に、直径 2.88 m の気球のロードテープ位置を重ねた図

5. まとめと今後の計画

気球に高張力繊維の網をかぶせる手法により、軽いSP気球の開発を進めている。2012年に実施したB12-02実験において発生した飛翔環境下での耐圧性能の劣化への対策として、フィルム長と網線長を一致させた直径3mの気球を開発し、地上での常温膨張試験、 -30°C での低温膨張、破壊試験を通じて改良が有効であることを確認した。常温膨張試験では、設計どおりの形状に展開しており、耐圧性能が3,000 Pa以上であることが確認された。低温膨張、破壊試験では、 -30°C での耐圧性能は9,730 Paであり、文献[16]の手法による推定と20%の精度で一致する値が得られ、低温時の耐圧性能が理解できていることが確認された。2013年5月25日に、同型のSP気球と2kgのゴム気球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、 $-60\sim-50^{\circ}\text{C}$ の低温環境下で耐圧性能6,280 Paを有すること、2時間にわたり5,600 Paの差圧に耐えること、地上でも観測された 0.4 mm^2 の小さな穴からのガス漏れが発生していることを確認した。また、日昇後の上昇速度は 0.4 m/sec と緩やかであり、気球内ガスの温度上昇の時定数3,000秒で、 20°C の上昇が発生することが判明した。この試験を通じて、改良を加えた気球が成層圏での飛翔にあたって、微少なガス漏れを除き問題がないことが確認された。

今後、ガス漏れ対策を進めると共に、単独の気球で飛翔させるために必要となる、気球からの観測装置の吊り下げ機構の開発、網と放球時のスプーラーとの干渉の対策を行った後、平成26年度には、体積 $5,000\text{ m}^3$ のSP気球の飛翔試験を実施する予定である。以後、順次大型化を進め、将来は、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。

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、東海大学工学部の草野悠太さん、森川和也さん、ISAS/JAXAの田村誠さん、にお世話になりました。気球の低温膨張試験は、大学共同利用機関法人情報・システム研究機構国立極地研究所の低温実験室を利用させていただき、実験にあたっては、森本真司さん、藤田秀二さん、石田依子さん、長元裕子さん、門倉昭さん、および、気水圏事務室にお世話になりました。また、NPB001-5気球の飛翔試験(BS13-04)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、科学研究費補助金基盤研究(A)「皮膜に網をかぶせた長時間飛翔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] Smalley, Justin H., “Determination of the shape of a free balloon”, AFCRL 65-72, 1964
- [2] Smalley, J.H. “Development of the e-balloon”, Proceedings of the 6th AFCRL Scientific Balloon Symposium, AFCRL-70-0543, pp.167-176, 1970
- [3] Rougeron, M. “Up to date CNES balloon study”, Proceedings of the 10th AFGL Scientific Balloon Symposium, AFGL-TR-79-0053, pp.39-55, 1978
- [4] Cathey, H.M. “Development of the NASA long duration balloon vehicle” Adv. Space Res., 26, 9, pp.1345-1348, 2000
- [5] Cathey, H.M., Smith, M. and Stephens, R. “Design and testing of the ULDB vehicle” Adv. Space Res., 30, 5, pp.1215-1220, 2002
- [6] Cathey, H.M. “Evolution of NASA Ultra Long Duration Balloon”, AIAA Balloon Systems Conference, AIAA 2007-2615, 2007
- [7] Cathey, H.M. and Pierce, D.L. “Duration Flight of the NASA Super Pressure Balloon”, AIAA Balloon Systems Conference 2009, AIAA 2009-2808, 2009
- [8] Pierce, D.L., Fairbrother, D.A and Cathey, H.M., “The 2011 NASA \sim 422,400 m^3 Super Pressure Balloon Test Flight”, AIAA ATIO Conference 2011, AIAA 2011-6828, 2011
- [9] Cathey, H.M. and Fairbrother, D.A. “The 2012 NASA \sim 532,200 m^3 Super Pressure Balloon Test Flight”, AIAA BAL Conference 2013, AIAA 2013-1269, 2013

- [10] 矢島信之 “自然型気球基本特性-高耐圧気球実現のための再検討と新しい設計・製作法の試み-” 宇宙科学研究所報告, 39, pp.1-22, 1999
- [11] 井筒直樹、矢島信之、太田茂雄、本田秀之、黒河治久、松島清穂 “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, 40, pp.27-44, 2000
- [12] 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
- [13] Izutsu, N. et al. “Optimum design for improvement of performances in scientific balloons”, Proceedings of the 26th ISTS, 2006-m-14p, 2006
- [14] Fuke, H. et al. “Progress of the super-pressure balloon developments in Japan”, Adv. Space Res., 48, 6, pp.1136-1146, 2011
- [15] 井筒直樹、他、“倭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大気球研究報告 JAXA-RR-10-003, pp.1-20, 2011
- [16] 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
- [17] 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
- [18] 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II” 宇宙航空研究開発機構研究開発報告JAXA-RR-13-011, pp.1-34, 2014
- [19] <http://polaris.nipr.ac.jp/~coldlab/NC2/>
- [20] Satio, Y. et al. “A challenge to the highest balloon altitude” Advances in Space Research, Volume 49, Issue 4, pp. 613-620, 2012
- [21] 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
- [22] 斎藤芳隆、他、“超薄型高高度気球の開発(BT1-3)” 宇宙科学研究所報告特集第40号, pp.1-18, 2000
- [23] <http://weather.uwyo.edu/upperair/sounding.html>

「白鳳丸」 EqPOS 航海におけるゾンデ観測の実施

稲飯洋一^{*1,*2}、青木周司^{*1}、本田秀之^{*3}、長谷部文雄^{*4}、植松光夫^{*5}

Operation of sonde observations based at R/V Hakuho Maru in the “EqPOS” cruise

By

Yoichi INAI^{*1,*2}, Shuji AOKI^{*1}, Hideyuki HONDA^{*3}, Fumio HASEBE^{*4} and Mitsuo UEMATSU^{*5}

Abstract

Aerological observations were conducted in the eastern Pacific equatorial region during the period from February 2 to February 7, 2012 using rubber balloons based at R/V Hakuho Maru. The total number of soundings is six. One of the main aim of these soundings was to survey upper-atmospheric meteorological conditions in the same period when stratospheric whole air samplings were conducted using newly developed compact cryogenic air samplers. Another was to investigate stratosphere-troposphere exchange of mass and chemical species, especially, the dehydration processes in the tropical tropopause layer. Vertical profiles up to approximately 29 km for ozone and water vapor mixing ratios and those up to approximately 8 km for carbon dioxide concentration were measured by these soundings.

概要

2012年2月2日から2月7日にかけて、東部太平洋赤道線上において海洋研究開発機構（JAMSTEC）学術研究船「白鳳丸」から合計6回のゾンデ観測が実施された。これらは、同じく「白鳳丸」で実施された4回の大気球を用いた小型クライオサンプラーによる成層圏大気採取実験時の高層気象データを取得するために、そして上部対流圏/下部成層圏の物質交換過程、特に熱帯対流圏界層における大気脱水過程について調査する目的で実施された。これらのゾンデ観測により、地表から高度29 km程度までのオゾン、水蒸気鉛直分布、地表から高度8 km程度までの二酸化炭素鉛直分布等が測定された。

1. はじめに

2012年2月2日から2月7日（現地時間；「白鳳丸」船内生活で実際に使用されていた時刻。以降 local time (LT) と表記）にかけて、東部太平洋赤道域において KH 12-1 航海、通称 Equatorial Pacific Ocean and Stratospheric/tropospheric atmosphere study (EqPOS) 航海中の海洋研究開発機構（JAMSTEC）学術研究船「白鳳丸」をプラットフォームとしてゴム気球ゾンデによる高層大気観測を実施した。これらの観測は、同じく「白鳳丸」で実施した小型クライオサンプラー（森本ら、2009）による成層圏大気採取実験と合わせて実施したものである。4回の成層圏大気採取実験により採取された成層圏4高度の大気は実験室に持ち帰った後、種々の大気微量成分濃度や同位体比が精密に測定された。この大気採取が行われた高度は19 km から30 km まで間の4高度域に限られる。本稿にまとめるゾンデによる観測は、これを補完する地表から高度30 km 程度までの連続的なオゾン、水蒸気の鉛直分布と、対流圏における二酸化炭素の鉛直分布を明らかにするために実施した。全ゾンデ観測の放球日時、測定される物理量については、表1にまとめた。以降、2節では、本観測領域における気象場について、3節では、受信系設備の設置とゴム気球放球場所について、4節では、使用された観測機器と観測経過について記述し、そして5節で全体をまとめる。

*1 東北大学大学院理学研究科（Graduate School of Science, Tohoku University）

*2 現在は京大生存圏研究所（Now at Research Institute for Sustainable Humanosphere, Kyoto University）

*3 宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所（Institute of Space and Astronautical Science, Japan Aerospace Exploration Agency）

*4 北海道大学大学院地球環境科学研究院（Faculty of Environmental Earth Science, Hokkaido University）

*5 東京大学大気海洋研究所（Atmosphere and Ocean Research Institute, The University of Tokyo）

表 1 ゴム気球ゾンデ放球の日時と場所および観測項目。それぞれ、放球時間（世界標準時刻；UT）、放球時間（LT）、放球経度、放球緯度、測定される物理量（T: 気温、RH: 相対湿度、GPS: ジオポテンシャル高度、東西風速、南北風速、気圧、H₂O: 露点・霜点温度、O₃: オゾン分圧、CO₂: 二酸化炭素分圧）、主目的とする観測データの取得の成否（success/false; S/F）を示す。また本リストには記載しないが、大気球で飛揚される小型クライオサンプラーには明星電気 RS-06G GPS ゾンデ（4.1 節参照）が搭載された。

Launch time (UT)	Launch time (LT)	Longitude	Latitude	Sensors	S/F
16:12, Feb. 2, 2012	09:12, Feb. 2, 2012	95.501degW	0.032degN	T, RH, GPS	S
17:56, Feb. 3, 2012	10:56, Feb. 3, 2012	100.035degW	0.005degS	H ₂ O, O ₃ , T, RH, GPS	S
00:30, Feb. 6, 2012	17:30, Feb. 5, 2012	110.009degW	0.016degN	CO ₂ , T, RH, GPS	F
00:14, Feb. 7, 2012	17:14, Feb. 6, 2012	115.000degW	0.000deg	CO ₂ , T, RH, GPS	S
20:37, Feb. 7, 2012	13:37, Feb. 7, 2012	115.021degW	0.023degN	H ₂ O, O ₃ , T, RH, GPS	S
00:29, Feb. 8, 2012	17:29, Feb. 7, 2012	115.010degW	0.022degN	CO ₂ , T, RH, GPS	S

2. 観測期間の気象場

気球観測を実施する場合、気球へのヘリウムガス充填作業や放球作業において気象状態、特に風の影響を強く受ける。そこで最初に「白鳳丸」をプラットフォームとした気球観測が実施された領域における気象場を示す。図 1 は、気球観測が本格的に開始された 2012 年 2 月 3 日における、地表付近（1000 hPa 面）の気温、水平風を示している。データは European Centre for Medium-Range Weather Forecasts (ECMWF) の ERA-Interim 再解析データを使用している。また同日における対流活動を把握するため、図 2 に衛星観測された外向き赤外放射 (Outgoing Long-wave Radiation: OLR) の水平分布を示す。OLR の値は地表または光学的に厚い雲の雲頂からの赤外放射強度を示しており、小さい値ほど低温であることを示す。対流圏においては基本的に高度に伴い気温が低下するので、より小さな OLR 値を示す領域ほど、より背の高い積乱雲が存在していると判断できる。図 2 によれば、インドネシアからメラネシアそして西経 120 度南緯 30 度付近にかけての南太平洋収束帯 (south Pacific convergence zone: SPCZ) や、南米大陸の南半球部に背の高い積乱雲が発達している事が分かる。「白鳳丸」における気球観測が行われた東部太平洋赤道域上空に注目すると、その北側に熱帯収束帯 (inter-tropical convergence zone: ITCZ) の雲が存在するが西経 90 度から 100 度付近は雲が途切れていることが確認できる。一方、図 1 の水平風に注目すると、特に中部太平洋域で東よりの貿易風が卓越しているが、東部太平洋赤道上においては、ごく弱い南風であったことが示されている。この東部太平洋赤道上における水平風が微弱な状態は「白鳳丸」乗船中にも実際に体感しており気球観測が終了する 2 月 7 日以降まで継続した。このことは、厳しい時間的制約の中、気球放球作業が非常に順調に実施できた大きな要因であった。

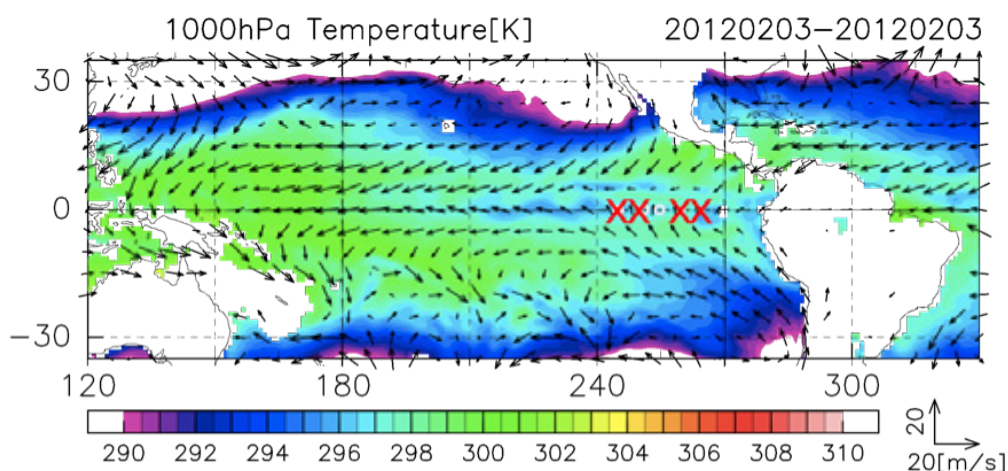


図 1 第 1 回目の水蒸気ゾンデ、オゾンゾンデ、GPS ゾンデによる観測が行われた 2012 年 2 月 3 日の 1000 hPa 面における日平均気温（カラーバー）と水平風（矢）。気象場の作成には ECMWF ERA-Interim 再解析データを使用し、図中赤 x は白鳳丸における全ゴム気球放球地点を示す。

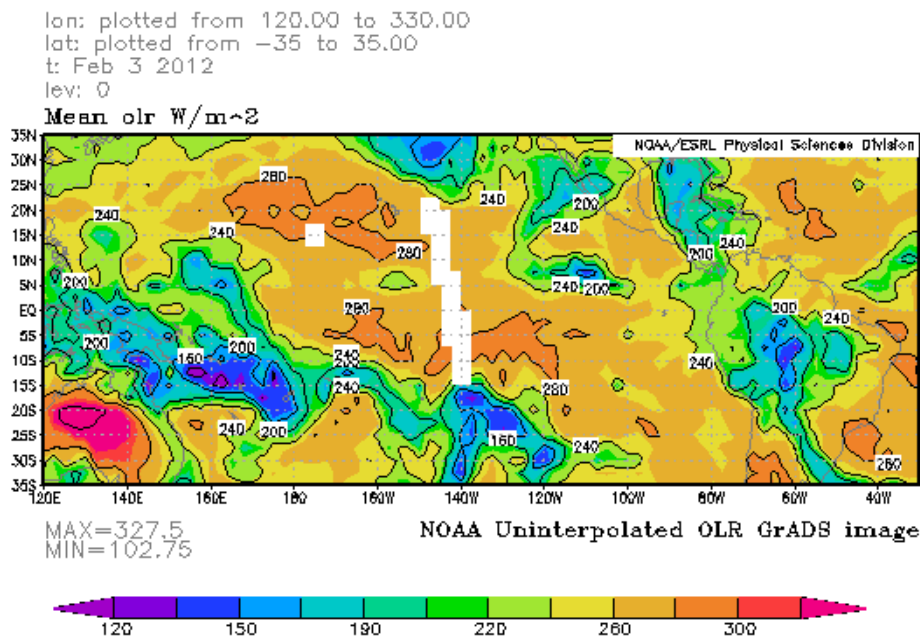


図2 2012年2月3日における外向き赤外放射(OLR)の水平分布。(http://www.esrl.noaa.gov/psd/data/gridded/data.uninterp_OLR.htmlより取得。)

3. 受信系設備の設置と気球放球場所

気球によるゾンデ観測に先立ち、データ受信のための機材の設置、気球へのヘリウム充填作業と放球を行う場所の選定、および作業手順の段取りが行われた。本節ではこれらについて記述する。

3.1 受信系設備の設置

受信系設備は、アンテナ、プリアンプ、同軸ケーブル、受信機、専用のソフトウェアがインストールされたデータ処理用のPCなどで構成される。本ゾンデ観測においては、明星電気システム(明星電気株式会社 RD-08AC 簡易 GPS ゾンデ受信システム)が利用された。使用される周波数帯は400MHzから406MHzである(この範囲内で使用周波数をGPS ゾンデの起動時に設定できる)。受信機とPCは後部甲板より1層上階の3 DECKにある第3研究室の卓上に設置した。そこから船外へ同軸ケーブルを引き、アンテナとプリアンプを「白鳳丸」のメインマストの基部の手摺りに固定した(図3)。



図3 白鳳丸メインマスト基部の手摺りに設置されたブラウンアンテナ。写真では支柱に塩化ビニールパイプを使用しているが、観測開始前に、より高強度で高剛性な木製棒に交換した。

陸上基地におけるゾンデ観測では、より微弱な信号でも受信可能で指向性のある（よって他の電波源からの干渉を軽減できる）八木アンテナが使用されることが多い。しかし、船上における観測では船自体が移動や回頭を行う。このため指向性のあるアンテナでは、頻繁にアンテナの向きを修正する必要がある。その場合、これを適切に行わなければ重大なデータの欠損を招く恐れがある。そこで、本観測においては、これによるデータ欠損の危険性を回避できることと、作業の簡素化を図るため、無指向性のブラウンアンテナを使用することにした。

アンテナで受信した信号はプリアンプにより信号強度を増幅した後、同軸ケーブルで受信機まで伝達される。今回の観測においては、1本のブラウンアンテナからプリアンプを介して受信卓まで1系統の同軸ケーブルを敷きプリアンプ給電ユニットに接続し、そこからT字3股ジャックに短い同軸ケーブルを3本接続したものを取り付け、受信信号を2系統に分岐することにした。分岐された信号はそれぞれ異なる受信機へ入力され、両方の受信機でデータ受信を行った。このように2系統の受信機を用いて観測を行ったのは、互いにバックアップを行うという事に加えて、今回の観測は非常にひっ迫した放球スケジュールになる事が予想されたので、状況によっては周波数をずらした2つのゾンデによる同時観測を可能にするためである。

本来であれば、アンテナから同軸ケーブル、受信機、データ受信PCまで全てにバックアップを準備することが望ましい。また受信機に入力される信号強度の観点からも、独立な2本のアンテナを設置し、それぞれ独立なプリアンプと同軸ケーブルを使用した方が望ましい。しかし今回は、使用可能なアンテナを1本しか準備できなかったこと、アンテナから受信機までの距離が長く、準備していた15mの同軸ケーブル1本では長さが不足したため2系統分2本の同軸ケーブルを連結し長さ30mの1本のケーブルとして使用せざるを得なかったことから、上記のようなケーブル接続となった。

3.2 気球放球場所

全ての観測について、気球へのヘリウム充填作業および放球は「白鳳丸」の後部甲板で行われた。この甲板は木製であり、ささくれて棘状になっている箇所が多数存在していた。そこで気球へのダメージを避けるため、白鳳丸に装備されている畳大のプラスチック製の板を数枚敷き、その上で気球へのヘリウム充填作業を行った。ゴム気球に充填するヘリウムは、小型クライオサンプラー用のプラスチック製大型気球充填のために後部甲板船首側右舷に設置されたヘリウムカードル（図4の左部、銀色の遮光シートが被せられている）の一部から供給した。

前述のとおり本観測は非常にひっ迫したスケジュールで実施されたので、相対風が微弱ではない状況においても放球作業を行わざるを得ない事態も想定された。そのような状況に対応するため、以下のような放球の段取りを考えた。1)「白鳳丸」船尾部の門型フレームを船首側に倒し込む。2) 後部甲板中央船尾付近で放球袋を使用して気球へのヘリウム充填を行う。3) 放球直前に船首が風上に向くように操船する。4) 放球袋を脱がせ船尾から放球する。しかし、2.1節に記述したように幸運にも観測期間全てにわたり地表風が微弱であったため、2月6日の観測以降は門型フレームは船尾側に倒した状態（図4、図5の状態）で、後部甲板上の任意の場所において放球袋を使用せずに気球へのヘリウム充填作業、放球が行われた。



図4 ペルー、カヤオ港出港直後の「白鳳丸」後部甲板の様子。後部甲板船首側から船尾方向を撮影した。右舷側に設置されているのがヘリウムカードルであり、日射による昇温を軽減するため銀色の遮光シートが掛けられている。船尾の門型フレームは船尾方向に倒されている。



図5 気球観測の行われたKH12-1航海を終え、KH12-2航海に向けホノルルから東京に向け出港する白鳳丸。荒天に備えるためヘリウムカードルは後部甲板船首側中央部に移動されている。

4. 使用した観測器と観測経過

ゾンデ観測に使用した測器は、明星電気 RS-06G GPS ゾンデ、Cryogenic Frostpoint Hygrometer (CFH) 水蒸気ゾンデ (Voemel et al., 2007)、Electrochemical Concentration Cells (ECC) オゾンゾンデ、明星電気・名古屋大学共同開発の二酸化炭素 (CO₂) ゾンデ (明星電気株式会社 MCD-10 CO₂ Sonde) の4種類である。これらは、観測の目的に応じて以下の小節に記すの3つの構成で飛揚された。それぞれの目的や観測経過の詳細について記述する。

4.1 GPS ゾンデによる観測

放球日時：2月2日9時12分 (LT)

使用気球：TOTEX TA300

ヘリウム充填量：約 1.3 m³/47 L シリンダー 1 本 1 次圧 2.7 MPa 分

GPS ゾンデは今日一般に高層気象観測に用いられている基本的な測器であり、地表から高度 30 km 程度までの気温、気圧、水平風速と主に対流圏における相対湿度を測定する。本観測で使用された明星電気 RS-06G GPS ゾンデの重さは約 150 g である。また以下に挙げる全ての構成にこの測器が含まれている。その理由は「白鳳丸」で実施されたゾンデ観測のすべてが、この測器を介してデータの送信を行っていることによる。このゾンデは電波を発するためラジオゾンデとも呼ばれる。この GPS ゾンデ単体による観測は、本観測において以下の目的を持って実施された。

- 1) 設置した受信系設備で問題なくデータ受信可能かを他の特殊な測器を用いた観測を開始する前にチェックする。
- 2) 使用するゴム気球はヘリウム充填完了時で直径 1 m 程度と比較的小さなものであるため、ヘリウム充填および放球作業が簡単である。そこでまずは放球手順の確認を行いながら作業を行い、同時に気球放球作業を補助してもらう予定のメンバーにゴム気球観測についてのレクチャーを行う。
- 3) ゾンデ観測と同期間に行われる小型クライオサンプラーによる成層圏大気採取実験は、サンプラーを回収する事が必須である。このため、事前にサンプラーの航跡予測を行い、サンプラーが回収可能な地点に着水するかどうかを確認する必要がある。今回の「白鳳丸」実験において、航跡予測は気象庁予報部数値予報課提供の全球モデルデータ (水平解像度 20 km) および米国環境予測センター (NCEP) から無償ダウンロードすることのできる Global Forecast System (GFS) データ (水平解像度 0.5 度) を用いて宇宙科学研究所大気球実験室の支援により実施される。この気球航跡予測は中高緯度においては十分な実績があるが、赤道域における実験は今回が初めてであり、赤道域においても十分な精度で予測できるかどうか確認する必要がある。そのため、予測航跡と GPS ゾンデの実際の航跡とを比較して、サンプラー回収に必要な航跡予測精度を発揮できるかどうかを確認する。

上記のような目的のため、本観測においては、本来は行うべきである放球前の測器のグランドチェック（主として湿度センサーの精度の確認を行う）は、オペレーション簡素化のため行っていない。飛揚後、データの受信は順調に行われ高度約 22 km までの気温、ジオポテンシャル高度、気圧、東西風、南北風、相対湿度を観測する事ができた。同時に GPS による位置情報も得られ、航跡予測が赤道域においても十分高い精度を保つ事が確認された（図 6）。

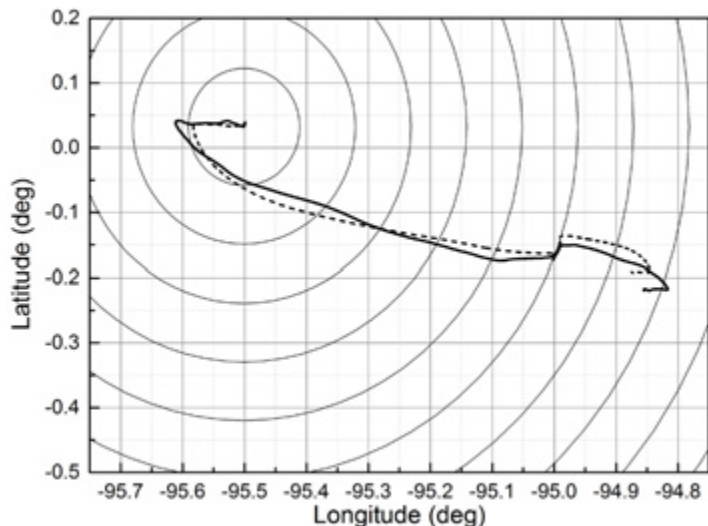


図 6 航跡予測（破線）と実際のゾンデ航跡（実線）の比較。航跡予測には NCEP による放球前日 2 月 1 日 6 時 (UT) の解析値を初期値として計算された 2 月 2 日 18 時 (UT) における予測値を使用。同心円は 10 km 間隔で放球地点が中心である。

4.2 CFH 水蒸気ゾンデ+ ECC オゾンゾンデ+ GPS ゾンデによる観測

放球日時：2 月 3 日 10 時 56 分（1 回目）、2 月 7 日 13 時 37 分（2 回目）(LT)

使用気球：TOTEX TA1200

ヘリウムガス充填量：約 5.6 m³/47 L シリンダー 1 本 1 次圧 12 MPa 分（1 回目）、および約 5.2 m³/ 同 11 MPa 分（2 回目）。

2 回実施されたこの構成による観測は、熱帯域における水蒸気・オゾン同時観測を継続している Soundings of Ozone and Water in the Equatorial Region (SOWER : Fujiwara et al., 2010, Hasebe et al., 2013, Inai et al, 2013) プロジェクトの一環として実施された。一般に水蒸気は対流圏で多く成層圏では微量であり、オゾンは対流圏より成層圏に多量に存在する。この両者を観測する事で、対流圏-成層圏間の物質輸送・混合過程を明らかにする手掛かりとなる。

CFH 水蒸気ゾンデは、コロラド大学、アメリカ海洋大気局 (NOAA) により、成層圏における水蒸気量を測定するために開発された鏡面冷却型水蒸気センサーである。この測器は、地表から成層圏までの全ての高度域について露点あるいは霜点温度を高い精度で測定することが可能である。測定原理を以下に記述する。1) 冷媒により鏡面を冷却しその鏡面に露/霜を付着させる。2) 鏡面に生じた露/霜の量は鏡面に反射させた光の反射強度によりモニターされる。3) デジタルコントローラー制御のヒーターにより、鏡面の露/霜の量が一定に保たれるように鏡面の温度が調節される。つまり鏡面の温度は気相-液相/気相-固相の相平衡温度、すなわち露点/霜点温度に保たれる。4) 露点/霜点温度は大気の水蒸気分圧に依存するため、経験的換算式（例えば Goff and Gratch, 1946; List, 1984）により大気中の水蒸気量が算出される。測定精度については、± 0.5 K 程度で、水蒸気混合比に換算すると、水蒸気が最も少なく相対的に誤差の大きくなる高度 17 km 付近において約 9% である (Voemel et al, 2007)。

ECC オゾンゾンデは、濃度の異なるヨウ化カリウム水溶液の入った 2 つの化学セルと、大気を吸引し一方のセル内に外気を導入するためのポンプで構成される。これらは保温のため発泡スチロール製の管体に収められている。吸引された大気中に含まれるオゾン分子はセル内のヨウ化カリウムと化学反応し起電力を発生させる。この時発生した電流の値を測定する事で、吸引した大気中に含まれるオゾン分子の数を算出するという仕組みである。観測精度は上部対流圏/下部成層圏領域で約 10% である (Smit et al., 2007)。

CFH 水蒸気ゾンデと RS-06G GPS ゾンデを組み合わせる場合の問題として、CFH に搭載された鏡面ヒーターコイルにより発生していると思われる電波が GPS ゾンデの GPS アンテナに干渉し、GPS 信号を受信できなくなる事例が事前に報告されていた。この問題を回避するために、CFH と GPS ゾンデを出来るだけ遠ざけるように配置した (図 7; CFH ヒーターコイル部と GPS ゾンデの距離は 70 cm 程度である)。ECC オゾンゾンデは通常、前日までにすべき準備の他に、観測本番に使用するヨウ化カリウム水溶液の注入など観測当日に行うべき準備がある。「白鳳丸」における 2 回の観測については、観測当日の作業の簡素化を図るために前日の夜に、本来観測日にすべき ECC の準備、GPS ゾンデへのケーブル接続、CFH 水蒸気ゾンデも合わせたパッキングと全センサーの動作確認を行った。

CFH 水蒸気ゾンデ観測には冷媒 (CHF_3) を使用する。この冷媒は室温で気体 (1 気圧における沸点は約 -80°C) であり、「白鳳丸」観測においては小型のシリンダー (直径 10 cm 長さ 40 cm 程度) 2 本 (合わせて観測 2 回分) に封入し、船内に持ち込んだ。液体状態の冷媒を CFH に注入するためには、事前に -80°C 程度まで冷却しておく必要がある。そのためには、 -79°C 程度であるドライアイスにより冷却する方法もあるが、「白鳳丸」では、以下のような手順で冷却を行った。1) 乗船後すぐにシリンダーを -20°C の冷凍庫に格納し予冷した。2) さらに観測前日の夜に -80°C の超低温冷凍庫に格納し目的の温度まで冷却した。この際、熱容量の大きな -20°C の冷媒を超低温冷凍庫に格納することで、一時的に庫内を昇温させ超低温保管された各試料やドライアイスに悪影響を与える事が心配されたが、そのような影響は実質的に見られなかった。冷媒の CFH への注入については、気球へのヘリウム充填完了後、シリンダーの栓を開け、事前に規定注入量である 300 cc の箇所印を付けておいた真空断熱容器に注ぎ入れ、真空断熱容器から CFH に注ぎ入れた。

冷媒を CFH 水蒸気ゾンデに注入した後は、放球前最終のデータチェックを行い、速やかに放球した (図 8)。1 回目、2 回目観測ともに概ね良好なデータを取得できたが、高度 20 km 以上で霜点温度データに大きな機械的ノイズが見られた。この原因はコントローラーの不調によるものと思われるが詳細は不明である。

4.3 CO_2 ゾンデ+ GPS ゾンデによる観測

放球日時：2 月 5 日 17 時 30 分 (1 回目)、2 月 6 日 17 時 14 分 (2 回目)、2 月 8 日 17 時 29 分 (3 回目) (LT)

使用気球：TOTEX TA1200

ヘリウムガス充填量：約 5.6 m^3 /浮力錐を用いて純浮力 1200 g 分 (3 回全て)。

CO_2 ゾンデは二酸化炭素による吸収線のある $4.3 \mu\text{m}$ と吸収線のない $4.0 \mu\text{m}$ の 2 波長を用いて光学セル内に導入された空気に含まれる二酸化炭素分子の数密度を測定する測器である。この光学センサーに導入される空気は電磁バルブにより、予め濃度測定された高濃度標準ガス、外気、同じく低濃度側標準ガス、外気と 40 秒毎に切り替えられ、このサイクルを繰り返す。高濃度側、低濃度側それぞれの標準ガスはアルミ製テドラバッグに 8 L 封入される。このうち、4 L 程度は放球前の試運転などで消費され、放球時には 3.6 - 4 L 程度の標準ガスが搭載される仕様になっている。ゾンデの

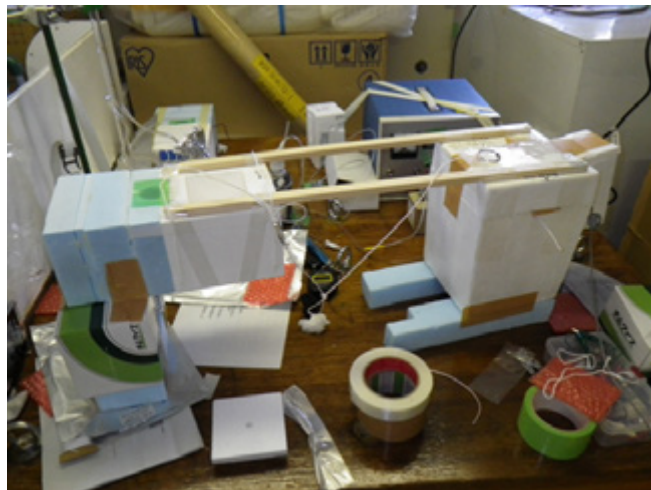


図 7 組み立て途中の CFH 水蒸気ゾンデ (左側) と ECC オゾンゾンデ。オゾンゾンデの右側には GPS ゾンデが仮付けされている。CFH の白色発泡スチロール部が鏡面冷却用冷媒容器となっている。

上昇に伴う気圧の低下で標準ガスが膨張するため、放球時の標準ガス搭載量と上昇速度を規定通りに調整する事が重要である。なお上昇速度は3 m/s程度である事が望ましい。高濃度側、低濃度側、2つの標準ガス濃度は東北大学で検定され、濃度はそれぞれ404.44 ppmvと384.32 ppmvであった。標準ガスが封入されたテドラーバッグは発泡スチロール製の容器に収納され、同じく発泡スチロール製筐体に格納されたセンサー部と一緒に飛揚される(図9)。

1回目の観測について、放球直後からデータ不良となり、観測は失敗に終わった。その原因としては、光学センサー部の不具合または光学センサーに空気を導入するホースの接続不良の可能性が考えられる。

2回目の観測については、CO₂ゾンデは正常に働いたが、放球直後にGPSセンサーが明らかに誤った位置情報を示すようになり、地表から高度約7400 mまでのジオポテンシャル高度、気圧、東西風速、南北風速のデータを取得する事が出来なかった。それ以上の高度についてはGPSセンサーの機能が正常に回復しGPSによるデータを取得する事ができた。GPSデータ異常時のデータについては以下のように復元した。まず、高度7500 mに達するまでにかかった時間から、放球直後から高度7500 mまでの気球上昇速度を、暫定的に2.6 m/sで一定と仮定し高度データを復元した。次に、大気のスケールハイトを7684.7 mの一定値と仮定することで気圧データを復元した。以上により、GPSデータ不良時の二酸化炭素混合比の鉛直プロファイルを復元することができた。

3回目の観測については、全て正常に動作し地表から高度8000 m程度までの二酸化炭素濃度鉛直プロファイルを得る事ができた。



図8 CFH水蒸気ゾンデ+ ECCオゾンゾンデ+ GPSゾンデ放球直前の様子。放球は現地時間で2012年2月7日13時37分に行われた。



図9 放球直前のCO₂ゾンデ。標準ガスコンテナ(下部の大きな発泡スチロール製箱)の上面にCO₂ゾンデ本体とGPSゾンデが取付けられている。

5. まとめ

2012年2月2日から2月7日にかけて、東部太平洋赤道線上においてEqPOS航海中の「白鳳丸」をプラットフォームとした合計6回のゾンデ観測が実施された。これらは、同期間に「白鳳丸」にて大気球を用いて行われた4回の小型クライオサンプラーによる成層圏大気採取実験時の気象学的データを取得する目的で実施された。一部の機器の不調による観測の失敗もあったが、オペレーション自体はほぼ完遂する事ができた。観測船では同じ航海中に様々な大気・海洋観測が並行して実施される場合が多い。今回の観測経験から、船上における気球観測では、同乗の研究者や船の乗員と積極的に意見交換し、他の観測との兼ね合いを事前によく吟味しておく事が非常に重要であった。これを行う事で、別の観測にシブタイムが割り当てられている期間においても、その観測がゴム気球放球と干渉しないものであれば、人員さえ工面すれば気球放球が可能になり、観測機会を大幅に増やす事ができる。本観測により、複数の大気微量成分がほぼ同時期に現場観測された。今後、今回得られた各微量成分濃度すなわち化学的な知見と各種客観解析データから得られる力学的場を合わせて解析する事で、赤道域対流圏および成層圏における大気輸送過程の解明に貢献できると考えられる。

謝辞

本気球観測実施にあたり、非常に過密な船舶運航スケジュールの中、最大限の成果が得られるようにスケジュールを調整していただきました東京大学大気海洋研究所古谷浩志博士と、水蒸気ゾンデの冷媒冷却のため超低温冷凍庫を使用させていただきました北海道大学大学院地球環境科学研究院亀山宗彦助教に感謝します。清野船長をはじめ、ヘリウム充填装置のホースの延長作業をしていただきました機関長、アンテナの設置や放球の段取りなどについて助言・助力をいただきました一等航海士など「白鳳丸」乗組員の皆様、そして自身の観測で忙しい中、積極的に本観測作業に参加していただきました研究者、学生の皆様に感謝します。CO₂ゾンデ観測については名古屋大学松見豊教授、同じく大内麻衣氏にサポートしていただきました。OLR dataはNOAA web page、ERA-interim dataはECMWF web pageより取得しました。図1の作図にはGFD-DENNOU Libraryを使用しました。「白鳳丸」観測中の気球航跡予測にはクライオ気球実験に対する協力依頼により気象庁予報部数値予報課から全球モデルデータを提供していただきました。図6は宇宙科学研究所大気球実験室井筒直樹助教に提供して頂きました。匿名の査読者2名から有益で建設的なコメントを頂きました。

Reference

- Fujiwara, M., H. Voemel, F. Hasebe, M. Shiotani, S.-Y. Ogino, S. Iwasaki, N. Nishi, T. Shibata, K. Shimizu, E. Nishimoto, J. M. V. Canossa, H. B. Selkirk, and S. J. Oltmans: Seasonal to decadal variations of water vapor in the tropical lower stratosphere observed with balloon-borne cryogenic frost point hygrometers, *J. Geophys. Res.*, 115, D18304, doi:10.1029/2010JD014179, 2010.
- Goff, A. J. and Gratch, S.: Low-pressure properties of water from -160 to 212 ° F, *Trans. Amer. Soc. Heat. Vent. Eng.*, 52, 95-122, 1946.
- Hasebe, F., Y. Inai, M. Shiotani, M. Fujiwara, H. Voemel, N. Nishi, S.-Y. Ogino, T. Shibata, S. Iwasaki, N. Komala, T. Peter, and S. J. Oltmans, Cold trap dehydration in the tropical tropopause layer characterized by SOWER chilled-mirror hygrometer network data in the tropical Pacific, *Atmos. Chem. Phys.*, 13, 4393-4411, doi:10.5194/acp-13-4393-2013, 2013.
- Inai, Y., F. Hasebe, M. Fujiwara, M. Shiotani, N. Nishi, S.-Y. Ogino, H. Voemel, S. Iwasaki, and T. Shibata, Dehydration in the tropical tropopause layer estimated from the water vapor match, *Atmos. Chem. Phys.*, 13, 8623-8642, doi:10.5194/acp-13-8623-2013, 2013.
- List, R. J.: *Smithsonian Meteorological Tables*, 5th edition, Smithsonian Institution, Washington, DC, 1984.

明星電気株式会社 MCD-10 CO2 Sonde, http://www.meisei.co.jp/english/products/meteo/mcd10_co2_sonde.html

明星電気株式会社 RD-08AC 簡易 GPS ゾンデ受信システム, <http://www.meisei.co.jp/products/meteo/rd08acgps.html>

森本真司, 山内恭, 本田秀之, 青木周司, 中澤高清, 菅原敏, 石戸谷重之, 飯嶋一征, 吉田哲也: J-T クーラーを用いた小型成層圏大気クライオサンプラーの開発, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-08-001, 63-74, 2009-02, 2009.

Smit, H. G. J., W. Straeter, B. J. Johnson, S. J. Oltmans, J. Davies, D. W. Tarasick, B. Hoegger, R. Stubi, F. J. Schmidlin, T. Northam, A. M. Thompson, J. C. Witte, I. S. Boyd, and F. Posny: Assessment of the performance of ECC-ozonesondes under quasi flight conditions in the environmental simulation chamber: insights from the Juelich Ozone Sonde Intercomparison Experiment (JOSIE), *J. Geophys. Res.*, 112, D19306, doi:10.1029/2006JD007308, 2007.

Voemel, H., D. David, and K. Smith: Accuracy of Tropospheric and Stratospheric Water Vapor Measurements by the Cryogenic Frost Point Hygrometer: Instrumental details and observations, *J. Geophys. Res.*, 112, D08305, doi:10.1029/2006JD007224, 2007.

大気球観測により初めて捉えられた成層圏大気主成分の重力分離と その中層大気循環研究への応用

石戸谷重之^{*1} 菅原敏^{*2} 森本真司^{*3} 青木周司^{*3} 中澤高清^{*3}
豊田栄^{*4} 本田秀之^{*5} 橋田元^{*6} 村山昌平^{*1} 山内恭^{*6}

Gravitational separation of major atmospheric components in the stratosphere observed using a balloon-borne cryogenic air sampler and its application to the middle atmospheric circulation study

By

Shigeyuki ISHIDOYA^{*1}, Satoshi SUGAWARA^{*2}, Shinji MORIMOTO^{*3}, Shuji AOKI^{*3},
Takakiyo NAKAZAWA^{*3}, Sakae TOYODA^{*4}, Hideyuki HONDA^{*5}, Gen HASHIDA^{*6},
Shohei MURAYAMA^{*1} and Takashi YAMANOUCHI^{*6}

Abstract

Gravitational separation of major atmospheric components in the stratosphere was detected firstly, from our high-precision measurements of O₂/N₂, Ar/N₂ and the isotopic ratios of N₂, O₂ and Ar for the air samples collected using a balloon-borne cryogenic sampler. The relationships between the measured variables agree well with those expected from gravitational separation but clearly differ from those expected from artificial fractionation due to thermal diffusion. Simulations with a 2-dimensional model showed that a relationship between gravitational separation and the age of air in the stratosphere would be significantly affected by changes in the Brewer-Dobson circulation, which indicated gravitational separation is usable as a new indicator of the stratospheric circulation. In this paper, we review the past studies about gravitational separation in the middle atmosphere as well as changes in the Brewer-Dobson circulation briefly, and then summarize the above findings and suggestion presented in our recent papers.

Keywords: Gravitational separation of atmospheric components, Balloon-borne cryogenic air sampler, Changes in the Brewer-Dobson circulation

概要

大気球に搭載したクライオジェニックサンプラーを用いて採取された大気試料の大気主成分濃度および安定同位体比の高精度測定により、成層圏における大気主成分の重力分離が初めて検出された。測定された各観測値の間の関係は重力分離から予測される測定対象分子の質量数に比例した関係と一致し、空気取入口の日射加熱による熱拡散等の観測上の問題から生じる関係とは明らかに異なる値を示した。Brewer-Dobson 循環の変動に伴って重力分離と成層圏空気の年齢の関係が大きく変動することが2次元大気化学輸送モデルを用いたシミュレーションから明らかになり、重力分離が成層圏大気循環研究における新たな指標となり得ることが示された。本稿では中層大気重力分離と Brewer-Dobson 循環の変動に関する過去の研究例を短評した後、我々の最近の論文で報告された上記の成果をとりまとめて報告する。

^{*1} 産業技術総合研究所 (National Institute of Advanced Industrial Science and Technology (AIST))

^{*2} 宮城教育大学 (Miyagi University of Education)

^{*3} 東北大学 (Tohoku University)

^{*4} 東京工業大学 (Tokyo Institute of Technology)

^{*5} 宇宙航空開発研究機構・宇宙科学研究所 (Institute of Space and Astronautical Science (ISAS), Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA))

^{*6} 国立極地研究所 (National Institute of Polar Research)

1. はじめに

地球大気は地球の重力により宇宙空間への散逸を免れて保持されている。重力場の中に存在する各種の大気分子はその質量数に応じたスケール高度を持ち、分子の運動が分子拡散のみに起因する静水圧平衡の状態では、質量数のより大きい分子はより小さい分子と比較して、低高度における存在比が大きくなる。重力に起因したこのような大気成分の拡散分離は重力分離と呼ばれている。現実の対流圏および成層圏大気では、質量数によらない渦拡散的な輸送による効果が重力分離効果より $10^6 \sim 10^3$ 倍と圧倒的に大きいことから、重力分離が大気現象として意味を持つのは乱流圏界面高度（ ~ 100 km）以上の超高層大気中のみであると考えられてきた（e.g. Jacobs, 1999）。一方、我々の研究グループでは1985年以來、大気球に搭載したクライオジェニックサンプラー（Honda et al., 1996）を用いた成層圏大気の大気採取実験を継続し、成層圏における CO_2 濃度等大気微量成分の濃度・同位体比の高精度観測から（e.g. Nakazawa et al., 1995; Aoki et al., 2003）、成層圏大気循環の変動に関する研究を推進している。そこで我々のグループでは、クライオジェニックサンプラーにより採取した成層圏大気試料の大気主成分（ O_2 、 N_2 および Ar ）の濃度および同位体比を超高精度で分析することで、約 30 km 以下の高度における大気成分の重力分離を観測するという前例のない課題に取り組んできた（Ishidoya et al., 2006; 2008a）。その結果、成層圏においても検出可能な重力分離が存在することの確実な証拠を得るとともに、重力分離に基づいて成層圏大気循環の経年変動を検出する手法も併せて提唱した（Ishidoya et al., 2013）。本稿ではまず研究の背景として、大気成分の重力分離と成層圏大気循環に関する近年のいくつかの研究について短評することにより、現在の中層大気研究における課題を明らかにする。その後、Ishidoya et al. (2006, 2008a, 2013) によって報告された我々の研究による新知見をとりまとめて報告する。

2. 背景

2.1. 乱流圏界面以下の高度における大気成分の重力分離に関する過去の研究例

重力分離が生じないと考えられてきた乱流圏界面以下の高度において、分子拡散による大気成分の分離の影響を検討した研究例として、Chabrilat et al. (2002) が挙げられる。彼等の研究では、Offerman et al. (1981) による質量分析計を搭載したロケット観測等で報告された中間圏上部の CO_2 濃度データを取りまとめ、重力分離の原因となる分子拡散の寄与が含まれた2次元大気化学輸送モデル（SOCRATES）（e.g. Huang et al., 1998）を用いてそのシミュレーションを行なった（図1）。シミュレーションとして、分子拡散、渦拡散および光分解の寄与を全て含んだ Baseline 計算、分子拡散および光分解の寄与をそれぞれ無視した計算、さらに鉛直渦拡散係数を初期値から倍増および半減させた計算が行なわれた。

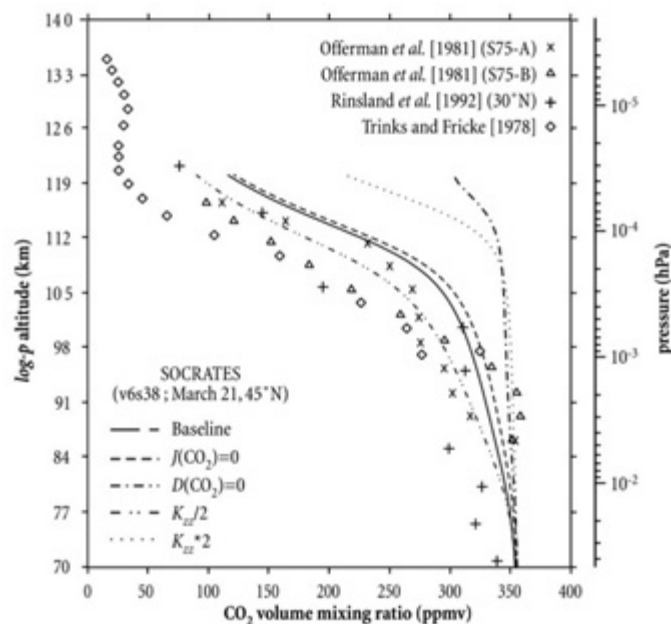


図1 観測および2次元モデルによるシミュレーションから得られた、春分時の中緯度上空における大気中 CO_2 濃度の高度分布（Chabrilat et al. (2002) の Figure 2 より引用）。Baseline は分子拡散、渦拡散および光分解の寄与を全て含んだ場合、 $J(\text{CO}_2)=0$ は光分解の寄与を無視した場合、 $D(\text{CO}_2)=0$ は分子拡散の寄与を無視した場合、 $K_{zz}/2$ および $K_{zz}*2$ は鉛直渦拡散係数を初期値から半減および倍増させた場合の結果結果をそれぞれ示す。

その結果、図 1 に示されたように、Baseline 計算、光分解の寄与を無視した計算、鉛直渦拡散係数を半減させた計算による結果はいずれも観測された高度上昇に伴う CO₂ 濃度の減少を比較的良好に再現し、一方で分子拡散の寄与を無視した場合の計算結果は、観測された CO₂ 濃度の高度減少を再現できなかった。このことから、高度 80 km の中間圏界面以上の高度では、大気成分濃度の高度分布に対する重力分離の寄与が無視できなくなることが示唆される。ただし Chabrilat et al. (2002) で用いられている分子拡散係数には、重力分離に加えて温度勾配による分子の熱拡散の効果も含まれており、彼等の論文の中ではそれぞれの寄与量は明示されていない。

中間圏界面よりもさらに下層の高度における重力分離を検討した例としては、Bieri et al. (1970) による、ロケット搭載型クライオジェニックサンプラーを用いた観測が挙げられる。Bieri et al. (1970) は、高度 43.6–62.3 km の上部成層圏～下部中間圏において採取した大気試料の Ne、Ar および Kr の濃度および同位体の分析を行なったが、有意な重力分離は検出されなかった。以降、我々の研究まで、下部中間圏以下の高度において重力分離が観測された例はない。なお上述の Chabrilat et al. (2002) により報告された高度約 80 km の領域では、CO₂ 濃度が分子拡散の寄与でおよそ 10 ppm 減少していることが見て取れるが、同高度での分子拡散係数は渦拡散係数の約 20 分の 1 の大きさである。一方で成層圏での分子拡散係数の大きさは渦拡散係数の 1000 分の 1 以下であり、重力分離が生じていたとしてもその変動量は CO₂ 濃度にして 0.1–0.2 ppm であることが予測され、それよりはるかに大きい自然変動が CO₂ 濃度には重畳することから、成層圏における CO₂ 濃度の観測から重力分離のシグナルを捉えるのは不可能と言える。従って、成層圏における重力分離を捉えるためには、大気中での存在量に対して自然起源の変動量が極めて小さい成分の変動量を、超高精度で観測する必要がある。

このような目的を達成するための計測技術として、Keeling (1988) により初めて開発された、大気中 O₂ 濃度 (O₂/N₂ 比) の 6 桁目の変動を計測する高精度計測法が挙げられる。Keeling (1988) では分子拡散と渦拡散を考慮した定常 1 次元モデル (Lettau, 1951) を用いて成層圏における O₂ 濃度の高度分布の試算も行なっており、化石燃料消費による対流圏における O₂ 濃度の経年減少 (e.g. Manning and Keeling, 2006) を考慮しても、成層圏の O₂ 濃度高度分布に対する分子拡散の寄与による重力分離の影響が、高精度観測によって検出され得ることを示唆した。我々のグループでも O₂ 濃度等の大気主成分濃度・同位体比の高精度観測システムの開発を推進しており (Ishidoya et al., 2003; Goto et al., 2013; Ishidoya and Murayama, 2014)、かつ大気球実験により世界で最も高品質の成層圏大気試料を継続的に採取していることから (e.g. Nakazawa et al., 1995)、世界に先駆けて成層圏における大気成分の重力分離を探求し得る研究体制が確立されていると言える。

2.2. 中層大気循環の経年変動と気候変動との関係に関する過去の研究例

重力分離の大きさは、静水圧平衡状態に向かう分子拡散の効果と、渦拡散的な輸送の効果とのバランスで決まる。従って、もし成層圏大気成分の重力分離の変動を高精度で観測することができれば、中層大気循環の変動に関する新たな情報が得られると期待される。中層大気循環の経年的な変動に関しては、近年、地球温暖化との関連において関心が高まっている。温暖化の進行に伴い、熱帯域の上昇流によって対流圏大気が成層圏に流入する量が増加し、中層大気の子午面循環 (Brewer-Dobson 循環 : BDC) が強化されることが多くの気候モデルから予測されている (e.g. Li et al., 2008)。これらのモデル予測を支持する観測結果として、Kawatani and Hamilton (2013) は 1953–2012 年の期間における熱帯域でのラジオゾンデ観測のデータをまとめ、70 hPa (～19 km 高度) において成層圏準 2 年振動 (quasi-biennial oscillation : QBO) の振幅が経年的に有意に減少していることを見出し、その傾向が、温暖化シナリオによって熱帯下部成層圏における上昇流が強化することを示しているほとんどの気候モデルの予測と整合的であることを報告した。

一方でこのような Brewer-Dobson 循環の経年的な強化が生じた場合には、循環が早くなり対流圏-成層圏交換の時間が短くなることが予想され、成層圏に存在する大気がかつて熱帯対流圏から切り離されてから経過した平均的な時間を示す mean age が経年的に減少することが予測されている (e.g. Austin and Li, 2006)。しかしながら Engel et al. (2009) によって報告された、過去 30 年間の大気球観測から得られた mean age をとりまとめた結果からは、24 km 以上の高度の中部成層圏において、mean age の有意な経年変動は検出されなかった (図 2)。そのため、熱帯域における上昇流は強化されているにも関わらず、中部成層圏では Brewer-Dobson 循環の強化が生じていない可能性がある。Ray et al. (2010) では、Tropical leaky pipe (TLP) モデルを用いることにより、Engel et al. (2009) で報告されたような過去 30 年間でほぼ一定の CO₂ age を再現するためには、中部および上部成層圏の Brewer-Dobson 循環が弱まる一方で下部成層圏の循環が強まる必要があることを示唆しており、TLP モデルのような輸送メカニズムを考えることで Kawatani and Hamilton (2013)

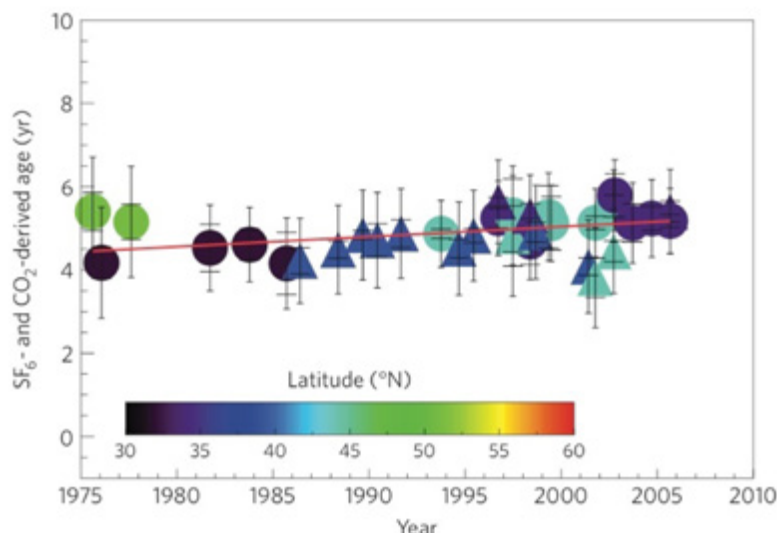


図2 高度 24 km 以上の中部成層圏において観測された成層圏空気平均年齢 (mean age) の経年変化 (Engel et al. (2002) の Figure 3 より引用)。丸印は SF₆ 濃度の、三角印は CO₂ 濃度の観測結果に基づいて推定された mean age をそれぞれ示す。

と Engel et al. (2009) の結果を矛盾なく説明できる可能性がある。また Bönisch et al. (2011) は成層圏 O₃ と N₂O 濃度の観測結果に基づき、熱帯域下部成層圏における水蒸気量の減少から示唆されている 2000 年以降の熱帯域における上昇流の強化が、温位 500 K 以下の下部成層圏における熱帯域から温帯域への輸送の強化に由来することを示唆している。Bönisch et al. (2011) では、1979–2009 年の期間において Brewer-Dobson 循環が下部成層圏において強化され中部成層圏では変化していないことを併せて示唆し、Brewer-Dobson 循環の全体像の経年変動を議論するためには、熱帯域対流圏界面を介した上昇流の変動を追跡するだけでは指標として不十分であることを強調して述べている。

以上の背景を踏まえて本研究では、統一的な見解が得られていない中層大気循環の経年変動と気候変動の関係の解明に新たな視点から貢献することを目標として、成層圏における大気主成分の重力分離の観測に取り組んだ。

3. 成層圏大気試料の採取と分析

クライオジェニックサンプラー (Honda et al., 1990; 1996) を用いた成層圏大気の採取は 1985 年に開始され、現在まで日本三陸 (39° N, 142° E) および大樹町 (43° N, 143° E) 上空、南極昭和基地 (69° S, 40° E) 上空およびスウェーデンのキルナ (68° N, 21° E) 上空において観測が行なわれてきた (e.g. Nakazawa et al., 1995; Sugawara et al., 1997; Aoki et al., 2003; Toyoda et al., 2004)。サンプラーは大気球によって打ち上げられ、地上からの電波信号により試料採取バルブを所定の高度で開閉することで、液体ヘリウムにより極低温に冷却された試料容器中に大気を固化して採取し、圏界面直上から高度約 35 km までの 11 高度においてそれぞれ約 25 L (0°C, 1013.25 hPa) の大気の採取に成功した。本研究では、三陸上空において 1999 年 5 月 31 日、2000 年 8 月 28 日、2001 年 5 月 30 日、2002 年 9 月 4 日、2004 年 9 月 6 日、2006 年 6 月 3 日および 2007 年 6 月 4 日に、大樹町上空において 2010 年 8 月 22 日に、昭和基地上空において 2004 年 1 月 5 日に採取した試料について、その N₂ および O₂ の安定同位体比 (δ¹⁵N、δ¹⁸O) と O₂/N₂ 比 (δ(O₂/N₂)) を分析した。また三陸上空で 1995 年 6 月 8 日に、昭和基地上空で 1998 年 1 月 3 日に、キルナ上空で 1997 年 3 月 18 日に採取した試料の δ¹⁵N および δ¹⁸O を分析した。試料の分析は、安定同位体質量分析計 (Finnigan MAT-252) を用いて行なわれた (Ishidoya et al., 2003)。さらに三陸上空において 2007 年 6 月 4 日に採取した試料については、質量分析計 (Thermo Scientific DELTA-V) を用いて新たに開発した δ(O₂/N₂)、Ar/N₂ 比 (δ(Ar/N₂))、δ¹⁵N、δ¹⁸O および Ar 安定同位体比 (δ⁴⁰Ar) の高精度分析装置 (Ishidoya and Murayama, 2014) による分析も併せて行なった。MAT-252 を用いた成層圏大気試料の δ(O₂/N₂)、δ¹⁵N および δ¹⁸O の測定精度は ±30-40、±12 および ±26 per meg であり、DELTA-V を用いた δ(Ar/N₂)、δ¹⁵N、δ¹⁸O および δ⁴⁰Ar の測定精度は ±5、±7、±35 および ±22 per meg であった。なお、本研究で用いる δ(O₂/N₂)、δ(Ar/N₂)、δ¹⁵N、δ¹⁸O および δ⁴⁰Ar の表記式は以下の通りである。

$$\delta^{16}\text{O}^{16}\text{O}/^{15}\text{N}^{14}\text{N} = \left(\frac{(^{16}\text{O}^{16}\text{O}/^{15}\text{N}^{14}\text{N})_{\text{sample}}}{(^{16}\text{O}^{16}\text{O}/^{15}\text{N}^{14}\text{N})_{\text{standard}}} - 1 \right) \times 10^6 \text{ (per meg)}, \quad (1)$$

$$\delta^{40}\text{Ar}/^{14}\text{N}^{14}\text{N} = \left(\frac{(^{40}\text{Ar}/^{14}\text{N}^{14}\text{N})_{\text{sample}}}{(^{40}\text{Ar}/^{14}\text{N}^{14}\text{N})_{\text{standard}}} - 1 \right) \times 10^6 \text{ (per meg)}, \quad (2)$$

$$\delta^{15}\text{N} = \left(\frac{(^{15}\text{N}^{14}\text{N}/^{14}\text{N}^{14}\text{N})_{\text{sample}}}{(^{15}\text{N}^{14}\text{N}/^{14}\text{N}^{14}\text{N})_{\text{standard}}} - 1 \right) \times 10^6 \text{ (per meg)}, \quad (3)$$

$$\delta^{18}\text{O} = \left(\frac{(^{18}\text{O}^{16}\text{O}/^{16}\text{O}^{16}\text{O})_{\text{sample}}}{(^{18}\text{O}^{16}\text{O}/^{16}\text{O}^{16}\text{O})_{\text{standard}}} - 1 \right) \times 10^6 \text{ (per meg)}, \quad (4)$$

$$\delta^{40}\text{Ar} = \left(\frac{(^{40}\text{Ar}/^{36}\text{Ar})_{\text{sample}}}{(^{40}\text{Ar}/^{36}\text{Ar})_{\text{standard}}} - 1 \right) \times 10^6 \text{ (per meg)}, \quad (5)$$

ここで、sample は測定試料を、standard は標準試料を表す。O₂ および Ar は大気中の濃度がそれぞれ約 20.946 および 0.934 % であることから、約 δ(O₂/N₂) の 4.8 per meg、δ(Ar/N₂) の約 107 per meg の変動が、それぞれ O₂ および Ar 濃度の約 1 ppm の変動に対応する。なお式 (1) と式 (2) において異なる質量数の N₂ が使用されているが、このことは、本研究の δ(O₂/N₂) 値として MAT-252 測定値が、δ(Ar/N₂) 値として DELTA-V 測定値が用いられていることによる。MAT-252 では質量分析計の構造による制限のため ¹⁴N¹⁴N ではなく ¹⁶O¹⁶O と質量数がより近い ¹⁵N¹⁴N を用いて O₂/N₂ 比を測定しており、一方で DELTA-V では O₂/N₂ および Ar/N₂ の比として ¹⁶O¹⁶O/¹⁴N¹⁴N および ⁴⁰Ar/¹⁴N¹⁴N を測定している。

4. 結果と考察

4.1. 三陸および昭和基地上空で観測された δ(O₂/N₂)、δ¹⁵N および δ¹⁸O の高度分布

図 3 に三陸および昭和基地上空で観測された δ(O₂/N₂)、δ¹⁵N および δ¹⁸O の高度分布を示す (Ishidoya et al., 2006)。δ(O₂/N₂)、δ¹⁵N および δ¹⁸O 値は高度の上昇に伴って減少し、δ¹⁵N と δ¹⁸O の減少量はそれぞれの測定対象分子の質量数の差 Δm (¹⁵N¹⁴N - ¹⁴N¹⁴N = 1、¹⁸O¹⁶O - ¹⁶O¹⁶O = 2) にほぼ比例していた。N₂ と O₂ の大気寿命はそれぞれ約 10⁷ 年および 1200 年であることから (e.g. Bender et al., 1994)、本研究で扱う 10 年スケールの時間では対流圏大気中の δ¹⁵N および δ¹⁸O はほぼ一定の値である。従って、図 3 のような高度増加に伴う観測値の減少は、成層圏大気試料中の分子が質量数に応じた何らかの成分別効果を受けていることを示している。

観測された高度分布の成因を調べるため、分子拡散と渦拡散を考慮した定常 1 次元モデル (Lettau, 1951) を用いて δ(O₂/N₂)、δ¹⁵N および δ¹⁸O の高度分布を計算した結果を図 4(a) に示す (Ishidoya et al., 2006)。なお計算には Lettau (1951) による分子拡散係数と、Massie and Hunten (1981) により報告された渦拡散係数とを用いた。分子拡散係数が現実大気にお

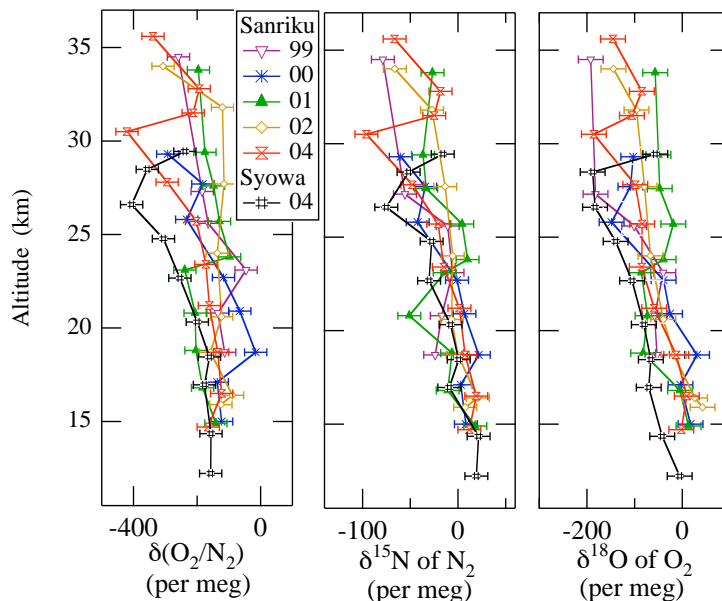


図 3 日本三陸および南極昭和基地上空において観測された δ(O₂/N₂)、δ¹⁵N および δ¹⁸O の高度分布 (Ishidoya et al. (2006) の Figure 1 より引用)。

いて高度と共に増加することを考慮した場合の $\delta^{15}\text{N}$ および $\delta^{18}\text{O}$ 計算値は高度上昇に伴って減少し、その変動量は図3の観測結果と整合的であった。一方、分子拡散係数が高度によらず地表における値のままで一定であると仮定した場合の $\delta(\text{O}_2/\text{N}_2)$ 、 $\delta^{15}\text{N}$ および $\delta^{18}\text{O}$ 計算値は、いずれも高度によらずほぼ一定の値を示した。また図4(b)には、図3の $\delta^{15}\text{N}$ 観測値と $\delta^{18}\text{O}$ 観測値との関係を示した。大気成分が重力分離によって変動する場合には、その変動量は大気分子の質量数に比例すると考えられるが、図4(b)において Geometric mean regression (Miller and Tans, 2003) による回帰直線の傾きから求めた $\delta^{18}\text{O}/\delta^{15}\text{N}$ 比は 1.95 ± 0.18 per meg per meg⁻¹ であり、 $\delta^{18}\text{O}$ と $\delta^{15}\text{N}$ の Δm 比 ($2/1=2$) と一致していた。これらの結果から、高度上昇に伴って渦拡散に対する分子拡散の寄与が増大することによる大気成分の重力分離が、観測された成層圏における $\delta(\text{O}_2/\text{N}_2)$ 、 $\delta^{15}\text{N}$ および $\delta^{18}\text{O}$ 値の減少の原因であることが示唆される。

図5には、図3における $\delta^{15}\text{N}$ ($\Delta m=1$) の変動が全て重力分離に起因すると仮定して、 $\delta(\text{O}_2/\text{N}_2)$ の Δm が3であることを考慮し、 $\delta(\text{O}_2/\text{N}_2)$ から $3x\delta^{15}\text{N}$ を差し引くことで重力分離の影響を取り除いた $\delta(\text{O}_2/\text{N}_2)$ の高度分布を示す (Ishidoya et al., 2006)。重力分離の影響がない場合の $\delta(\text{O}_2/\text{N}_2)$ は、ばらつきは大きいものの、下部成層圏において高度上昇と共に値が増加し、中部成層圏ではほぼ一定の値を示した。このような高度分布は、図5に併せて示した CO_2 濃度の高度分布が下部成層圏で高度上昇に伴う値の減少を示し、中部成層圏ではほぼ一定の値をとることと対称的である。成層圏で

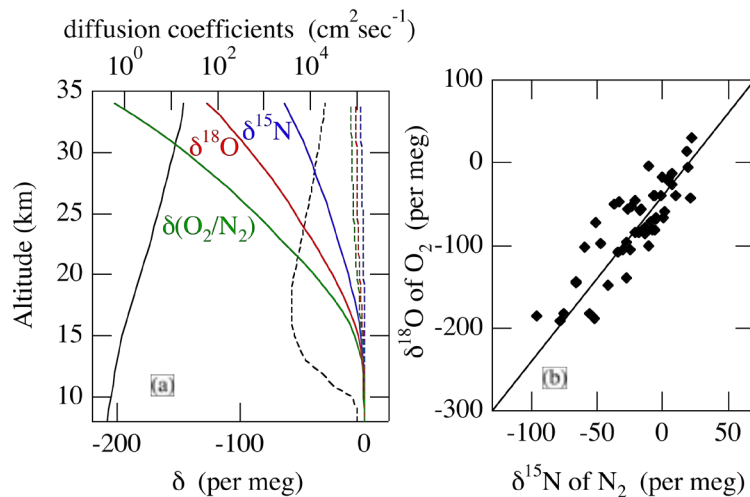


図4 (a) 分子拡散と渦拡散を考慮した定常1次元モデルにより計算した $\delta(\text{O}_2/\text{N}_2)$ 、 $\delta^{15}\text{N}$ および $\delta^{18}\text{O}$ の高度分布。緑、青および赤の実線は、それぞれ分子拡散係数の高度依存性を考慮した場合の $\delta(\text{O}_2/\text{N}_2)$ 、 $\delta^{15}\text{N}$ および $\delta^{18}\text{O}$ の計算結果であり、同じく破線は分子拡散係数を高度によらず一定とした場合の結果である。黒の実線と破線は、高度依存性を考慮した場合の分子拡散係数と、渦拡散係数とをそれぞれ示す。(b) 図1に示された日本三陸および南極昭和基地上空における $\delta^{15}\text{N}$ と $\delta^{18}\text{O}$ の関係。実線は変動が重力分離に起因する場合の関係を示す(図は(a),(b)とも Ishidoya et al. (2006) の Figure 2 より引用)。

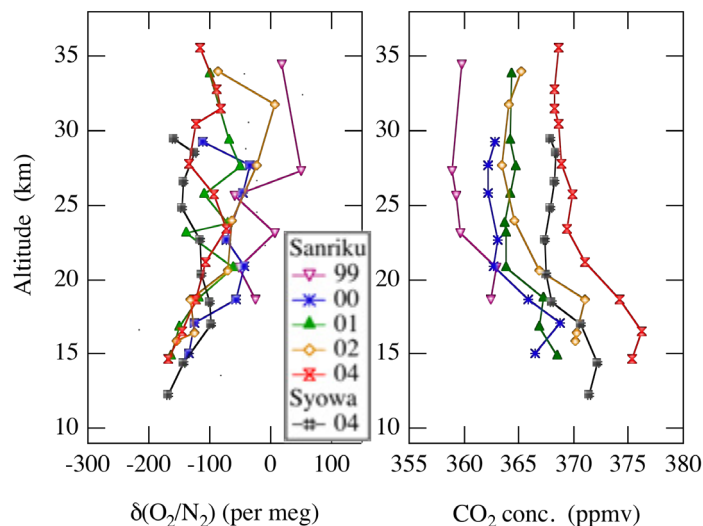


図5 $\delta^{15}\text{N}$ の高度分布に基づいて評価した重力分離の影響を差し引いた、日本三陸および南極昭和基地上空における $\delta(\text{O}_2/\text{N}_2)$ の高度分布 (Ishidoya et al. (2006) の Figure 3 より引用)。 CO_2 濃度の高度分布も併せて示す。

は CH_4 の酸化によるわずかな CO_2 生成以外に、 $\delta(\text{O}_2/\text{N}_2)$ および CO_2 濃度に大きな影響を与える O_2 と CO_2 の生成・消滅源が存在しないことから、図 3 の $\delta(\text{O}_2/\text{N}_2)$ と CO_2 濃度の対称的な高度分布は、対流圏大気中で経年的に $\delta(\text{O}_2/\text{N}_2)$ および CO_2 濃度がそれぞれ減少および増加しており (e.g. Manning and Keeling, 2008; Bender et al., 2005; Tohjima et al., 2008; Ishidoya et al., 2012a,b)、その変動が時間の遅れを伴って成層圏に伝搬していることに起因すると考えられる。

以上の結果から、成層圏大気主成分の重力分離を世界に先駆けて検出した可能性が示唆された。しかしながら、成層圏では O_3 の光化学反応を介した O_2 と CO_2 の酸素同位体交換によって CO_2 の $\delta^{18}\text{O}$ が高度上昇とともに急増することが知られており (Gamo et al., 1989)、その効果により O_2 の $\delta^{18}\text{O}$ は高度上昇に伴って減少する可能性がある。さらに、クライオジェニックサンプラーの空気取入口が高度の上昇に伴い日射で加熱されることで生じ得ると考えられる、系内の温度の高い領域において質量数の小さい分子の存在比が高くなる熱拡散現象 (e.g. Blaine et al., 2006) によっても、高度の上昇に伴う $\delta^{15}\text{N}$ と $\delta^{18}\text{O}$ の減少が生じ得る。熱拡散における $\delta^{18}\text{O}/\delta^{15}\text{N}$ 比は $1.55 \text{ per meg per meg}^{-1}$ と重力分離から予想される 2 より小さい値になるが (Grew and Ibbs, 1952)、上記の酸素同位体交換の効果と熱拡散の効果が同時に働いた場合には、 $\delta^{18}\text{O}/\delta^{15}\text{N}$ 比が重力分離と同様の 2 の値を示す可能性がある。従って、Ishidoya et al. (2006) および (2008a) で報告した $\delta^{15}\text{N}$ と $\delta^{18}\text{O}$ の観測だけからは成層圏における重力分離の存在を断定することはできず、 N_2 と同様に化学反応の影響を受けない Ar の濃度・同位体比の高精度分析を実現することで重力分離を再評価することが課題として残された。

4.2. 三陸上空で観測された $\delta(\text{Ar}/\text{N}_2)$ 、 $\delta^{15}\text{N}$ 、 $\delta^{18}\text{O}$ および $\delta^{40}\text{Ar}$ の高度分布

4.1 節の末尾で述べた課題を受けて、我々のグループでは質量分析計を用いた $\delta(\text{Ar}/\text{N}_2)$ 、 $\delta(\text{O}_2/\text{N}_2)$ 、 $\delta^{15}\text{N}$ 、 $\delta^{18}\text{O}$ および $\delta^{40}\text{Ar}$ の高精度分析装置を開発し (Ishidoya and Murayama, 2014)、2007 年 7 月 4 日に採取した三陸上空成層圏大気試料の分析に応用した。図 6 に、得られた $\delta^{15}\text{N}$ 、 $\delta^{18}\text{O}$ 、 $\delta(\text{Ar}/\text{N}_2)$ および $\delta^{40}\text{Ar}$ の高度分布を示す (Ishidoya et al., 2013)。なお $\delta^{18}\text{O}$ 、 $\delta(\text{Ar}/\text{N}_2)$ および $\delta^{40}\text{Ar}$ の値は、 $\Delta m=1$ に規格化するためにそれぞれ 2、12 および 4 で割った値をプロットしている。図には、図 4(a) で用いたものと同様の定常 1 次元分子拡散・渦拡散モデルによる $\delta^{15}\text{N}$ 計算値の高度分布も併せて示した。 $\delta^{15}\text{N}$ 、 $\delta^{18}\text{O}/2$ 、 $\delta(\text{Ar}/\text{N}_2)/12$ および $\delta^{40}\text{Ar}/4$ 値は、いずれも高度上昇に伴う値の減少を示した。その高度に伴う減少量は 32km 高度で約 45 per meg であり、図 3 の観測結果と同様に 1 次元モデルによる結果と整合的であった。また $\delta^{15}\text{N}$ と $\delta^{18}\text{O}$ の分析は 2 台の質量分析計の両方で行なわれたが、その変動は測定精度内で一致しており、機差に依存しない観測結果が得られていることを示している。

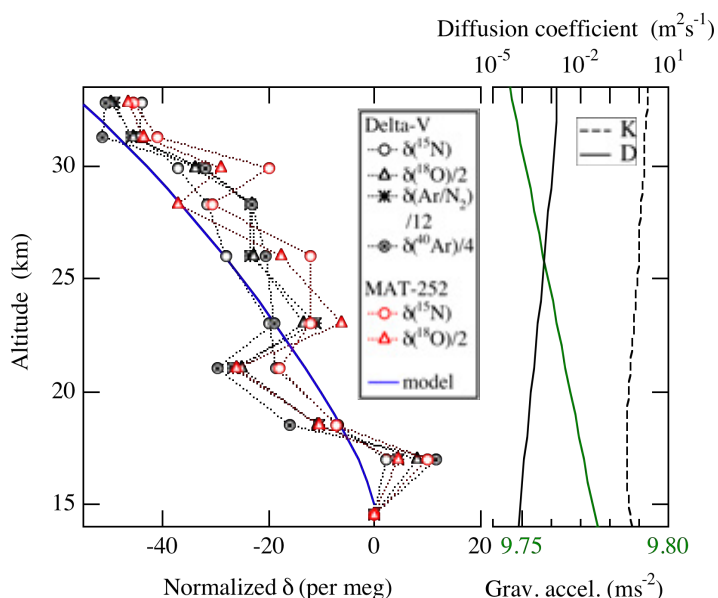


図 6 日本三陸上空において 2007 年 7 月 4 日に採取された大気試料の、 $\delta^{15}\text{N}$ 、 $\delta^{18}\text{O}/2$ 、 $\delta(\text{Ar}/\text{N}_2)/12$ および $\delta^{40}\text{Ar}/4$ の高度分布 (Ishidoya et al. (2013) の Figure 1 より引用)。黒および赤のシンボルはそれぞれ質量分析計 DELTA-V および MAT-252 による測定値を示す。図には図 2(a) と同様の定常 1 次元分子拡散・渦拡散モデルから計算した $\delta^{15}\text{N}$ の高度分布 (青実線) と、モデルに用いた分子拡散および渦拡散係数 (黒実線および破線) と重力加速度 (緑実線) を併せて示した。

図6の観測結果に対するサンプラーの空気取入口における熱拡散分別による影響を評価するため、観測された $\delta^{18}\text{O}$ 、 $\delta(\text{Ar}/\text{N}_2)$ および $\delta^{40}\text{Ar}$ と $\delta^{15}\text{N}$ の関係と、室内実験によって得られた、熱拡散分別に起因した変動による場合のそれらの成分の関係を比較した(図7)。室内実験では、直列に接続し大気圧 +0.07 MPa の圧力で乾燥空気を充填した2個の容積 2700 mL のパイレックスガラスフラスコの一方を、上述の高精度観測装置に接続して、充填した空気を約 4 mL min^{-1} の流量で装置のインレット中に通気し、そのごく一部分を、フューズドシリカキャピラリーを通じて質量分析計のイオンソースに導入することで連続的に $\delta(\text{Ar}/\text{N}_2)$ 、 $\delta^{15}\text{N}$ 、 $\delta^{18}\text{O}$ および $\delta^{40}\text{Ar}$ を分析した。その分析の間に、もう一方のフラスコを室温 (25°C) から -57°C まで徐々に冷却し、装置のインレットに接続した側のフラスコの温度は室温に保った。この実験により、系内に温度勾配が生じることに伴う熱拡散分別のみに起因した $\delta(\text{Ar}/\text{N}_2)$ 、 $\delta^{15}\text{N}$ 、 $\delta^{18}\text{O}$ および $\delta^{40}\text{Ar}$ の変動を調べることが可能である。室内実験の結果に対する回帰直線の傾きから求められた、熱拡散に起因した変動における $\delta^{18}\text{O}/\delta^{15}\text{N}$ 、 $\delta(\text{Ar}/\text{N}_2)/\delta^{15}\text{N}$ および $\delta^{40}\text{Ar}/\delta^{15}\text{N}$ 比は、それぞれ 1.55 ± 0.02 、 16.2 ± 0.1 および $2.75 \pm 0.05 \text{ per meg per meg}^{-1}$ であった。一方、観測値における $\delta^{18}\text{O}/\delta^{15}\text{N}$ 、 $\delta(\text{Ar}/\text{N}_2)/\delta^{15}\text{N}$ および $\delta^{40}\text{Ar}/\delta^{15}\text{N}$ 比はそれぞれ 2.1 ± 0.2 、 11.9 ± 1.4 および $4.2 \pm 0.6 \text{ per meg per meg}^{-1}$ であって、変動が重力分離による場合の比(それぞれ2、12および4)とよく一致し、熱拡散による場合とは明らかに異なる比を示した。また、室内実験で得られた熱拡散による場合の $\delta^{18}\text{O}/\delta^{15}\text{N}$ および $\delta^{40}\text{Ar}/\delta^{15}\text{N}$ 比は、Grew and Ibbs (1952) および Severinghaus et al. (2001) によって報告されている各成分の熱拡散係数の比に基づいた約1.6および2.6の値とも整合的であった。これらの結果から、本観測により成層圏大気中における大気主成分の重力分離が初めて捉えられたことが確実となった。

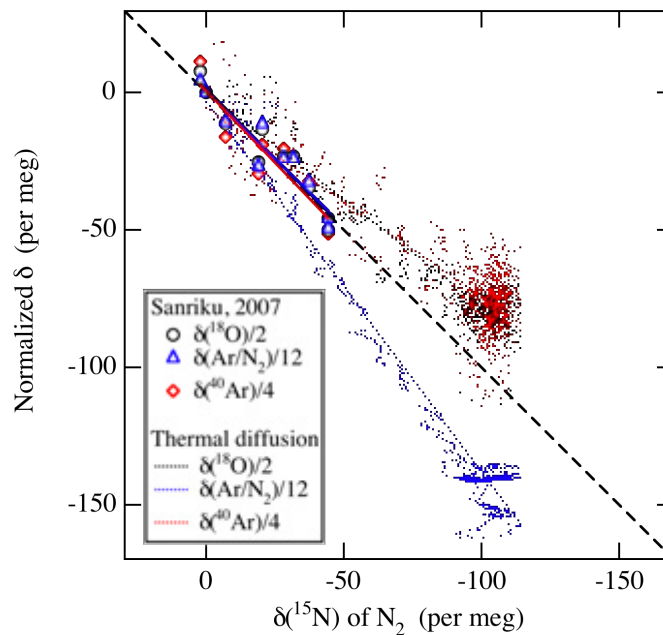


図7 2007年7月4日に採取された大気試料の $\delta^{18}\text{O}/2$ 、 $\delta(\text{Ar}/\text{N}_2)/12$ および $\delta^{40}\text{Ar}/4$ 観測値と $\delta^{15}\text{N}$ 観測値との関係(Ishidoya et al. (2013) の Figure 2 より引用)。なお値は図6中の DELTA-V による測定値である。図には室内実験に基づく熱拡散に起因する場合の $\delta^{18}\text{O}/2$ 、 $\delta(\text{Ar}/\text{N}_2)/12$ および $\delta^{40}\text{Ar}/4$ と $\delta^{15}\text{N}$ の関係も併せて示す(黒、青および赤点線、本文参照)。黒破線は変動が重力分離に起因する場合の関係を示す。

4.3. $\delta(\text{O}_2/\text{N}_2)$ および CO_2 濃度に対する重力分離の影響評価

観測された重力分離の量を表す指標として、 $\delta^{15}\text{N}$ 、 $\delta^{18}\text{O}/2$ 、 $\delta(\text{Ar}/\text{N}_2)/12$ および $\delta^{40}\text{Ar}/4$ の平均値を「 δ 値」として定義する。 δ 値を用いることにより、以下の式によって大気成分の濃度および同位体に重畳している重力分離の量 (ΔX_{grav} および $\Delta \delta_{\text{grav}}$) を評価することができる。

$$\Delta X_{\text{grav}} \approx X \times (m - m_{\text{air}}) \times \Delta \delta \quad (6)$$

$$\Delta \delta_{\text{grav}} = \Delta m \times \Delta \delta \quad (7)$$

ここで X は対象とする大気成分の大気中における mol 分率であり、 m は同成分の分子量、 m_{air} は空気平均分子量を示し、

$\Delta\delta$ は成層圏において観測された δ 値と対流圏における値（一定値）との差である。

図 8 に、式 (7) および (6) を用いることで重力分離の効果を補正した $\delta(\text{O}_2/\text{N}_2)$ および CO_2 濃度の、中部成層圏における平均値の経年変動を示す (Ishidoya et al., 2013)。図には重力分離補正を行わない場合のデータも併せて示した。重力分離補正を行なった $\delta(\text{O}_2/\text{N}_2)$ は補正を行わない場合に比して値が 100 per meg 以上高くなっており、中部成層圏における値のばらつきも大幅に小さくなっていった。この補正量は、化石燃料消費に伴う対流圏大気中 $\delta(\text{O}_2/\text{N}_2)$ の 1 年間の経年減少量である約 20 per meg と比較して数倍大きい (e.g. Ishidoya et al., 2012a)。一方で CO_2 濃度に対する重力分離補正量は 0.14-0.36 ppm であり、 CO_2 濃度の 1 年間の経年増加量である約 2 ppm (e.g. Keeling et al., 2009) より一桁小さい。このことは、 $\delta(\text{O}_2/\text{N}_2)$ の 20 per meg の変動は O_2 の存在量に対する約 0.002% の変動であり、一方 CO_2 濃度の 2 ppm の変動は CO_2 存在量に対する約 0.5% の変動であって、存在量に対して大気中での変動が極めて小さい成分の成層圏大気中における変動を考える場合には、重力分離の影響が無視できなくなることを示している。また重力分離補正を行なった中部成層圏における $\delta(\text{O}_2/\text{N}_2)$ は、図 8 に併せて示した日本上空上部対流圏における $\delta(\text{O}_2/\text{N}_2)$ (Ishidoya et al., 2012a) より高い値を示すとともに、対流圏と同様の経年減少を示していた。重力分離補正を行なった中部成層圏と上部対流圏の $\delta(\text{O}_2/\text{N}_2)$ の差と、対流圏大気中の経年減少率から、日本上空中部成層圏には日本上空上部対流圏より 3.9 ± 0.9 年だけ古い空気が存在していることが示唆される。この値は、同様の手法で CO_2 濃度を用いて計算した場合の 4.0 ± 0.4 年と整合的であり、本研究による δ 値を指標とした重力分離の評価法が妥当であることを裏付けている。

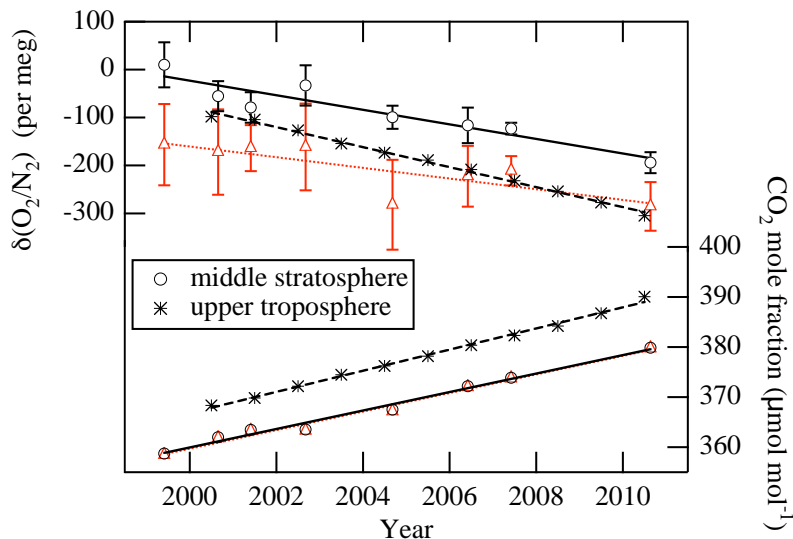


図 8 1999-2010 年の期間に日本三陸上空において観測された、18-25 km 以上の高度における $\delta(\text{O}_2/\text{N}_2)$ および CO_2 濃度平均値の、重力分離効果の補正後（白抜き丸）および補正前（赤三角）の値 (Ishidoya et al. (2013) の Figure 3 より引用)。アスタリスクは 2000-2010 年の期間に観測された日本上空上部対流圏の $\delta(\text{O}_2/\text{N}_2)$ および CO_2 濃度の年平均値を示す。

4.4. 重力分離の観測に基づいた中層大気循環の長期変動の評価手法の提唱

本節では観測された重力分離の中層大気循環研究への応用として、中層大気子午面循環 (Brewer-Dobson 循環 : BDC) (Brewer, 1949) の長期変動を、 δ 値と成層圏空気塊の平均年齢 (mean age) (e.g. Waugh and Hall, 2002) を組み合わせた解析によって評価する手法を提唱する。なお本研究では mean age として、 CO_2 濃度の観測値から推定した CO_2 age を用いる。 CO_2 age は、赤道域対流圏において長期的に観測されている CO_2 濃度 (Nakazawa et al., 1997) の経年変化を参照することで、観測された成層圏大気中の CO_2 濃度 (但し、 CH_4 の酸化による CO_2 生成の寄与を補正した値) と等しい CO_2 濃度が赤道域対流圏において観測された時期を求め、その観測時期と成層圏大気採取が実施された時との時間差を計算することで導出された。

本稿 2 章の「背景」において述べたように、地球温暖化に伴って Brewer-Dobson 循環が強化されることが多くの気候モデルから予測されており、そのような経年的な循環の強化が生じた場合には成層圏の mean age は経年的に減少すると考えられている (e.g. Austin and Li, 2006; Li et al., 2008)。しかしながら Engel et al. (2009) によって報告された、我々の観測データの一部を含む過去 30 年間の大気球観測に基づく CO_2 age からは、有意な経年変動は検出されなかった。この

ため、温暖化に対する Brewer-Dobson 循環の応答に関して観測とモデル予測との間で大きな矛盾を生じており、新たな手法に基づくブレイクスルーが望まれている状況にある。重力分離がこの問題の解決に有用な指標となり得るかを調べるため、中間圏高度以上における分子拡散の寄与が予め考慮されている 2 次元大気化学輸送モデル (SOCRATES) (Huang et al., 1998; Park et al., 1999; Khosravi et al., 2002) を用い、分子拡散を考慮する下限高度を対流圏界面高度に変更することで、 δ 値のシミュレーションを行なった。SOCRATES モデルは、高度的には地表から 120 km まで 1 km の解像度を、緯度的には 85° S から 85° N まで 5° の解像度を有し、その力学場と温度場の支配方程式は、変形オイラー平均方程式により表現される、帯状平均の熱力学・運動量・質量保存 (連続) に関する準地衡方程式系である (Huang et al., 1998)。なお SOCRATES を含む多くの中層大気モデルでは、モデル中の大気輸送が現実大気より速く、 CO_2 age の計算値が観測値に対して過小評価となることが報告されている (Park et al., 1999)。そのため、本研究では対流圏大気中での CO_2 濃度増加をモデル中で考慮することによって CO_2 age のシミュレーションも行い、北半球中緯度における CO_2 age の計算値が日本上空成層圏で観測した CO_2 age と一致するようにモデル中の質量流線関数を調整した。SOCRATES における物質の輸送場は、変形オイラー平均方程式系の残差循環として流線関数から計算される。流線関数は放射場と力学場の変化に伴って変化する診断方程式で与えられるが、本研究では初期の流線関数にあるファクターだけ一律に減じることで調整を行なった。 CO_2 age が現実大気のそれに合うように調整した状態におけるシミュレーションを、以下では「Control Run」と表記する。なお SOCRATES では大気主成分濃度の計算が不可能であるため、質量数 45 の $^{13}\text{C}^{16}\text{O}^{16}\text{O}$ 濃度および 44 の $^{12}\text{C}^{16}\text{O}^{16}\text{O}$ 濃度を対流圏大気中の経年変動を与えずに計算し、その比 ($\Delta m = 1$) から δ 値を計算した。

図 9(a) および (b) は SOCRATES モデルの Control Run シミュレーションで得られた δ 値および CO_2 age の年平均緯度-高度分布である (Ishidoya et al., 2013)。Control Run による δ 値は同一高度の成層圏大気中において、低緯度でその絶対値が小さく、高緯度で大きくなっていった。また、北半球中緯度における δ 値の計算値は、日本上空における δ 値の観測値とよく一致していた。一方で CO_2 age は低緯度で値が小さく、高緯度で大きくなっていった。このことから、一般に CO_2 age が大きい空気塊ほど重力分離が進行していることが示唆され、また CO_2 age の変動に対応した重力分離の変動量は、観測によって検出可能な量であることが示唆される。実際に、図 10 に示した、1995-2010 年の期間における δ 値および CO_2 age の日本上空中部成層圏における平均値には、 CO_2 age が大きいほど δ 値の絶対値がより大きくなる (重力分離が進行している) 明瞭な負相関の関係が見られた。なお図 10 における δ 値は、観測期間を通じた平均高度分布からの偏差として示している。

また図 11 に示した、Ishidoya et al. (2008a) による日本上空、極渦内の北極キルナ上空、および極渦崩壊後の南極昭和基地上空における δ 値と CO_2 age の観測結果においても、SOCRATES モデル Control Run による予測と整合的な、高緯

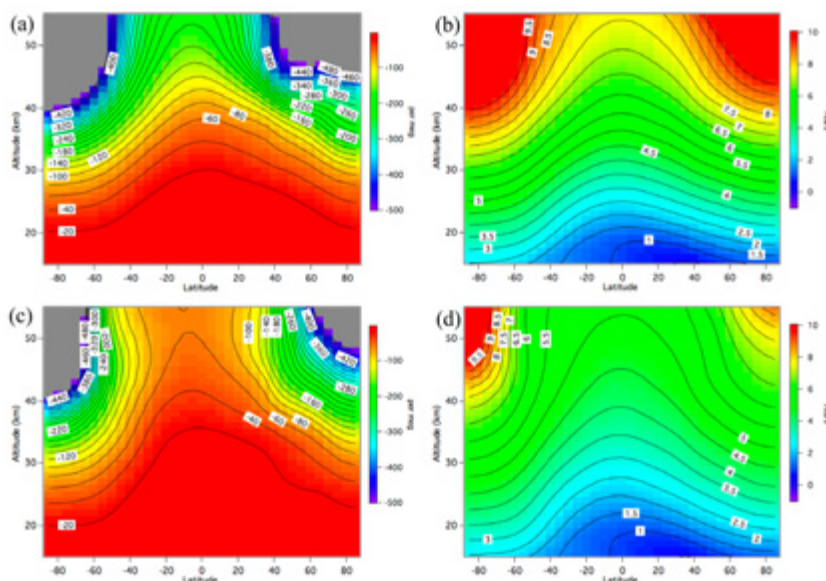


図 9 2 次元大気化学輸送モデル (SOCRATES) を用いて計算された δ 値 (per meg) および CO_2 age (years) の年平均緯度-高度分布。(a) と (b) は Control Run シミュレーションによって得られた δ 値と CO_2 age の分布を、(c) と (d) は Enhanced BDC シミュレーションによって得られた δ 値と CO_2 age の分布をそれぞれ示す (本文参照)。なお -500 per meg 以下の δ 値を灰色で示す (図はいずれも Ishidoya et al. (2013) の Figure 4 より引用)。

度において重力分離がより強く CO₂ age が大きくなる高度分布が得られている。さらに 2013 年 2 月に我々のグループが行なったペルー沖赤道域上空成層圏における観測から、SOCRATES モデルで予測されているように赤道域では日本上空に比して重力分離が弱く、CO₂ age が小さくなることが示されている（未公表データ）。以上から、重力分離の時空間変動を、本研究の観測によって明確に捉え得ることが強く示唆される。

そこで、多くの気候モデルにより予測されている温暖化に伴った Brewer-Dobson 循環の強化が生じた場合に、 δ 値がどのように応答するかを調べる目的で、SOCRATES モデルの質量流線関数を調整することにより子午面輸送を強化したシミュレーションを行なった。質量流線関数の調整は、北半球中緯度 30 km 高度における CO₂ age の計算値が Control Run による計算値の 80 % になるように行なった。この CO₂ age の減少量は、1960–2100 年の期間における温暖化によって生じると予測されている量に相当する (Austin and Li, 2006)。このように Brewer-Dobson 循環の強化を模して子午面輸送を強化したシミュレーションを、以下では「Enhanced BDC」と表記する。図 9 (c) に示した Enhanced BDC シミュレーションによる δ 値は、Control Run による値と比較して成層圏全層においてその絶対値が小さくなっており、Brewer-Dobson 循環の強化により CO₂ age が減少した場合には重力分離の弱化が生じることが分かる。

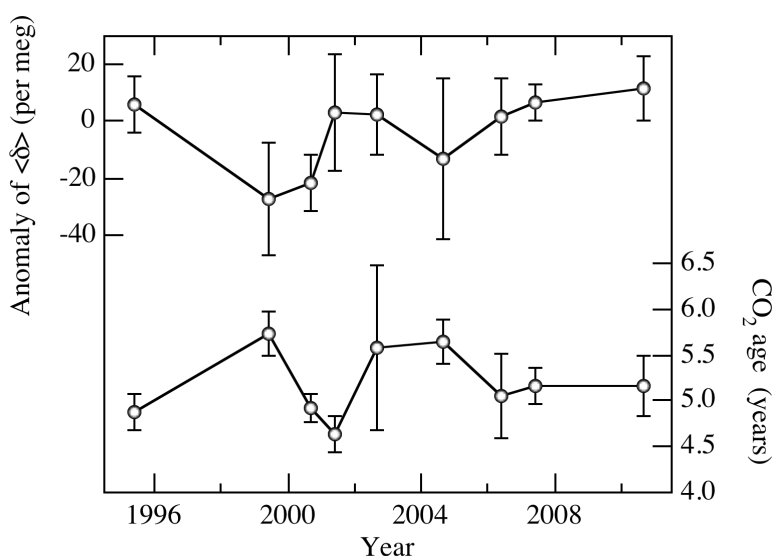


図 10 日本上空の各年の観測における 20–28 km 以上の高度での δ 値の平均値の、観測期間を通じた δ 値の平均高度分布からの偏差。図には同高度帯における CO₂ age の平均値も併せて示す (Ishidoya et al. (2013) の Figure 5 より引用)。

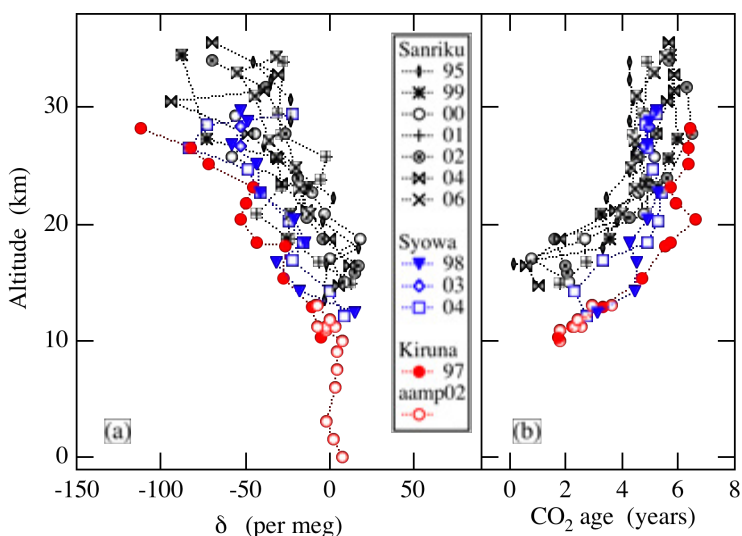


図 11 (a) 日本三陸上空、南極昭和基地上空およびスウェーデンキルナ上空で観測された、重力分離の指標である δ 値（本文参照）の高度分布。北極域航空機観測（Arctic Airborne Measurement Program 2002; AAMP02）において得られた結果 (Ishidoya et al., 2008b) も併せて示す。(b) (a) と同様、ただし CO₂ 濃度の観測値から推定した成層圏大気平均年齢 (CO₂ age) の結果である (図は (a), (b) とも Ishidoya et al. (2008a) の Figure 1 より引用)。

図 12(a) に、Control Run と Enhanced BDC の両シミュレーションにおける、北半球中緯度の δ 値と CO_2 age との関係を示した。図には、日本上空の各年の観測から得られた、高度 29 km 相当の δ 値と中部成層圏 CO_2 age の平均値との関係も併せて示した (Ishidoya et al., 2013)。図から、Control Run と Enhanced BDC では、 CO_2 age が 4 年以上の場合に δ 値と CO_2 age との関係が大きく異なり、等 CO_2 age 面における重力分離が Enhanced BDC においてより強まること分かる。このような関係の違いを生じる原因を明らかにするため、図 12(b) に Control Run および Enhanced BDC シミュレーションによる δ 値と CO_2 age の高度分布を示す。図 12(b) から、Enhanced BDC においては、Control Run と等しい CO_2 age が現れる高度がより高くなること分かる。その場合、より高い高度では分子拡散係数の高度依存性 (図 4(a) および図 6 参照) のため、重力分離効果が強く働くことになる。従って、Enhanced BDC においては、同一高度での δ 値の絶対値は Control Run より小さくなり重力分離が弱まるが、 CO_2 age との関係として見た場合には、図 12(a) のような等 CO_2 age

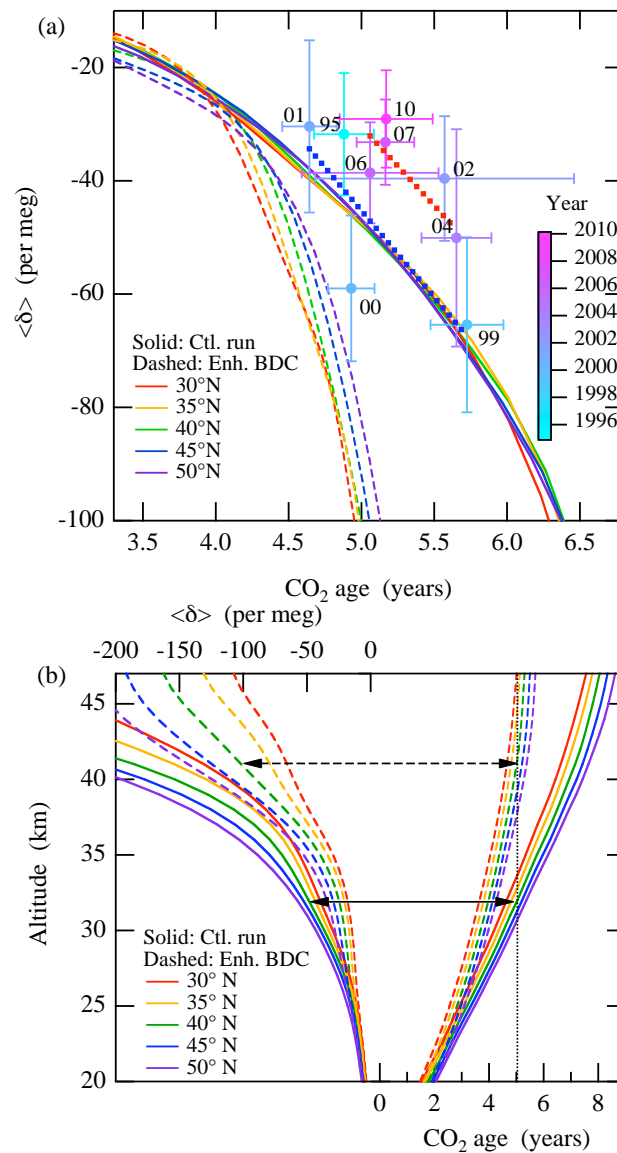


図 12 (a) 1995–2010 年の期間に観測された、日本上空の各年の観測における高度 29 km 相当の δ 値と 20–28 km 以上の高度における CO_2 age との関係。カラーバーおよび丸印の横に附された数字は観測年を示す。SOCRATES モデルによる、Control Run および Enhanced BDC シミュレーションによって得られた 30–50° N における δ 値と CO_2 age の年平均値の関係を、それぞれ実線および破線で示す。青および赤の点線はそれぞれ、1995–2001 年および 2004–2010 年の期間の観測値に対する回帰直線である。(b) SOCRATES モデルによる Control Run (実線) および Enhanced BDC シミュレーション (破線) によって得られた、30–50° N における δ 値と CO_2 age の年平均値の高度分布。矢印付き黒の実線および破線は、Control Run および Enhanced BDC シミュレーションにおいて、40° N での CO_2 age が 5 年となる時に対応した δ 値を示す (図は (a)、(b) とも Ishidoya et al. (2013) の Figure 6 より引用)。

面における重力分離の強化が生じることになる。このことは、 δ 値と CO_2 age の関係の経年変動の観測により、Brewer-Dobson 循環の長期変動が捉えられることを示している。また図 10 に示したように δ 値と CO_2 age の年々変動は明瞭な負相関の関係にあることから、 CO_2 age のみに基づいた経年変動解析の場合に深刻な問題となる年々変動の寄与が、 δ 値と CO_2 age の関係として見た場合には相殺されて大幅に軽減されると期待される。従って、成層圏重力分離の観測は、中層大気循環の研究の上で有効なツールになり得ることが明らかになった。

一方、図 12(a) に示した観測値による δ 値と CO_2 age の関係から、結果のばらつきは大きいものの、等 CO_2 age 面における δ 値の絶対値が経年的にやや小さくなっていることが見て取れる。この変動は、大気輸送状態が Control Run から Enhanced BDC に移行する場合に予測される変動とは明らかに逆方向である。また Engel et al. (2009) にまとめられた CO_2 age のうち、我々のグループによるデータのみを用いて、さらにその観測期間を最新の 2010 年までに延ばした場合には、1985–2010 年の期間における日本上空の CO_2 age は有意な増加トレンドを示した。さらに、衛星観測による SF_6 濃度観測に基づいた SF_6 age からも (Stiller et al., 2012)、2002–2010 年の期間に北半球中緯度中部成層圏の SF_6 age が増加している可能性が示唆されている。これらの観測結果から、多くの気候モデルの予測とは逆に、温暖化の進行にも関わらず中部成層圏の Brewer-Dobson 循環は変化していないかむしろやや弱まっている傾向にあることが示唆される。Ray et al. (2010) では Tropical leaky pipe (TLP) モデルを用いることで、Engel et al. (2009) で報告されたような過去 30 年間でほぼ一定の CO_2 age を再現するためには、中部および上部成層圏の Brewer-Dobson 循環が弱まる必要があることを示している。彼等の結果は、上記の δ 値と CO_2 age の観測値に基づく結果と整合的である。しかしながら TLP モデルは CO_2 age の経年変化が成層圏における水平方向の大気混合過程に強く依存することも示唆しており、今後、そのような水平混合が CO_2 age のみならず重力分離にどのように影響するかに関して、TLP モデル等を用いた検証が必要である。

5. 結論

成層圏における大気主成分の重力分離を検出するため、大気球に搭載したクライオジェニックサンプラーを用いて成層圏大気を採取し、その $\delta(\text{O}_2/\text{N}_2)$ 、 $\delta(\text{Ar}/\text{N}_2)$ 、 $\delta^{15}\text{N}$ 、 $\delta^{18}\text{O}$ および $\delta^{40}\text{Ar}$ を高精度で分析した。観測された $\delta(\text{Ar}/\text{N}_2)$ 、 $\delta^{15}\text{N}$ 、 $\delta^{18}\text{O}$ および $\delta^{40}\text{Ar}$ は高度上昇に伴って値が減少し、その減少量は分子拡散を考慮した 1 次元モデルから予測される量と整合的であった。また、 $\delta(\text{Ar}/\text{N}_2)$ 、 $\delta^{18}\text{O}$ および $\delta^{40}\text{Ar}$ と $\delta^{15}\text{N}$ との関係はそれぞれ重力分離から予測される完全な質量依存の場合の関係と一致し、サンプラーの空気取入口の日射加熱等から予測される人為的な熱拡散分別から予測される関係とは明らかに異なる関係を示した。これらの結果から、本研究によって成層圏における大気主成分重力分離が初めて捉えられたことが示された。

重力分離の指標として、 $\delta(\text{Ar}/\text{N}_2)/12$ 、 $\delta^{15}\text{N}$ 、 $\delta^{18}\text{O}/2$ および $\delta^{40}\text{Ar}/4$ の平均値を δ 値として定義した。 δ 値を用いて $\delta(\text{O}_2/\text{N}_2)$ および CO_2 濃度の観測値に重畳している重力分離を評価した結果、存在量に対して大気中での変動が極めて小さい成分の成層圏大気中における変動を議論する場合には、重力分離の影響が無視できないことが明らかになった。2 次元大気化学輸送モデルを用いた δ 値と CO_2 age のシミュレーションから、温暖化に伴う Brewer-Dobson 循環の強化が生じた場合には、 δ 値と CO_2 age の関係が現在の循環の状態における関係から大きく変化することが明らかになり、重力分離が中層大気循環の長期変動を検出するための新たな指標となり得ることが示された。また観測された δ 値と CO_2 age の関係は、Brewer-Dobson 循環の強化が生じた場合に予測される変化の方向とは逆方向に変化しており、温暖化の進行にも関わらず中部成層圏の Brewer-Dobson 循環が変化していないかむしろやや弱まる傾向にある可能性が示された。

本研究により、重力分離と CO_2 age の同時観測が中層大気循環研究において新たな情報をもたらすことが明らかになった。そのため、大気球を用いた成層圏大気のカリオジェニックサンプリング実験を長期広域に亘って継続・展開することが、気候変動と大気循環変動の関係を解明する上で極めて重要な課題となる。

謝辞

成層圏大気試料の採取のために多大なるご尽力を頂きました宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所 大気球実験室の皆様へ感謝致します。

参考文献

- 1) S. Aoki, T. Nakazawa, T. Machida, S. Sugawara, S. Morimoto, G. Hashida, T. Yamanouchi, K. Kawamura and H. Honda; “Carbon dioxide variations in the stratosphere over Japan, Scandinavia and Antarctica,” *Tellus*, 55B, pp. 178-186 (2003).
- 2) J. Austin and F. Li; “On the relationship between the strength of the Brewer–Dobson circulation and the age of stratospheric air,” *Geophys. Res. Lett.*, 33, L17807, doi:10.1029/2006GL026867 (2006).
- 3) M. L. Bender, P.P. Tans, J. T. Ellis, J. Orchard and K. Habfast; “High precision isotope ratio mass spectrometry method for measuring the O₂/N₂ ratio of air,” *Geochim. Cosmochim. Acta*, 58, pp. 4751–4758 (1994).
- 4) M. L. Bender, D. T. Ho, M. B. Hendricks, R. Mika, M. O. Battle, P.P. Tans, T. J. Conway, B. Sturtevant and N. Cassar; “Atmospheric O₂/N₂ changes, 1993-2002: Implications for the partitioning of fossil fuel CO₂ sequestration,” *Global Biogeochem. Cycles*, 19, GB4017, doi:10.1029/2004GB002410 (2005).
- 5) R. H. Bieri, M. Koide, E. A. Martell and T. G. Scholz; “Noble gases in the atmosphere between 43 and 63 kilometers,” *J. Geophys. Res.*, 75, pp. 6731-6735 (1970).
- 6) T. W. Blaine, R. F. Keeling and W. J. Paplawsky; “An improved inlet for precisely measuring the atmospheric Ar/N₂ ratio,” *Atmos. Chem. Phys.*, 6, pp. 1181-1184 (2006).
- 7) H. Bönisch, A. Engel, Th. Birner, P. Hoor, D. W. Tarasick and E. A. Ray; “On the structural changes in the Brewer-Dobson circulation after 2000,” *Atmos. Chem. Phys.*, 11, 3937–3948, www.atmos-chem-phys.net/11/3937/2011/doi:10.5194/acp-11-3937-2011 (2011).
- 8) A. Brewer; “Evidence for a world circulation provided by the measurement of helium and water vapor in the stratosphere,” *Quarterly Journal of the Royal Meteorological Society*, 75, pp. 351-363 (1949).
- 9) S. Chabrilat, G. Kockarts and D. Fonteyn; “Impact of molecular diffusion on the CO₂ distribution and the temperature in the mesosphere,” *Geophys. Res. Lett.*, 29 (15), 10.1029/2002GL015309 (2002).
- 10) A. Engel, T. Möbius, H. Bönisch, U. Schmidt, R. Heinz, I. Levin, E. Atlas, S. Aoki, T. Nakazawa, S. Sugawara, F. Moore, D. Hurst, J. Elkins, S. Schauffler, A. Andrews and K. Boering; “Age of stratospheric air unchanged within uncertainties over the past 30 years,” *Nature Geoscience*, 2, pp. 28–31, doi:10.1038/Ngeo388 (2009).
- 11) T. Gamo, M. Tsutsumi, H. Sakai, T. Nakazawa, M. Tanaka, H. Honda, H. Kubo and T. Itou; “Carbon and oxygen isotopic ratios of carbon dioxide of a stratospheric profile over Japan,” *Tellus*, 41B, pp. 127-133 (1989).
- 12) D. Goto, S. Morimoto, S. Ishidoya, A. Ogi, S. Aoki and T. Nakazawa; “Development of a high precision continuous measurement system for the atmospheric O₂/N₂ ratio and its application at Aobayama, Sendai, Japan,” *J. Meteorol. Soc. Japan*, 91, pp. 179-192 (2013)
- 13) K. E. Grew and L. T. Ibbs; “Thermal Diffusion in Gases,” Cambridge Univ. Press., New York (1952).
- 14) H. Honda; “Balloon-borne cryogenic whole air sampling system,” The Institute of Space and Astronautical Science, Sagami-hara, Japan (1990).
- 15) H. Honda, S. Aoki, T. Nakazawa, S. Morimoto and N. Yajima; “Cryogenic air sampling system for measurements of the concentrations of stratospheric trace gases and their isotopic ratios over Antarctica,” *J. Geomagn. Geoelectr.*, 48, pp. 1145-1155 (1996).
- 16) T. Huang, S. Walters, G. Brasseur, D. Hauglustaine and W. Wu; “Description of SOCRATES - A chemical dynamical radiative two-dimensional model,” NCAR/TN-440+EDD NCAR TECHNICAL NOTE (1998).
- 17) S. Ishidoya, S. Aoki and T. Nakazawa; “High precision measurements of the atmospheric O₂/N₂ ratio on a mass spectrometer,” *J. Meteorol. Soc. Japan*, 81, pp. 127-140 (2003).
- 18) S. Ishidoya, S. Sugawara, G. Hashida, S. Morimoto, S. Aoki, T. Nakazawa and T. Yamanouchi; “Vertical profiles of the O₂/N₂ ratio in the stratosphere over Japan and Antarctica,” *Geophys. Res. Lett.*, 33, L13701, doi:10.1029/2006GL025886 (2006).
- 19) S. Ishidoya, S. Sugawara, S. Morimoto, S. Aoki and T. Nakazawa; “Gravitational separation of major atmospheric components of nitrogen and oxygen in the stratosphere,” *Geophys. Res. Lett.*, 35, L03811, doi:10.1029/2007GL030456 (2008a).
- 20) S. Ishidoya, S. Morimoto, S. Sugawara, T. Watai, T. Machida, S. Aoki, T. Nakazawa and T. Yamanouchi; “Gravitational separation suggested by O₂/N₂, δ¹⁵N of N₂, δ¹⁸O of O₂, Ar/N₂ observed in the lowermost part of the stratosphere at northern middle and high latitudes in the early spring of 2002,” *Geophys. Res. Lett.*, 35, L03812, doi:10.1029/2007GL031526 (2008b).

- 21) S. Ishidoya, S. Aoki, D. Goto, T. Nakazawa, S. Taguchi and P. K. Patra; “Time and space variations of the O₂/N₂ ratio in the troposphere over Japan and estimation of global CO₂ budget, *Tellus B*, 64, 18964, <http://dx.doi.org/10.3402/tellusb.v64i0.18964> (2012a).
- 22) S. Ishidoya, S. Morimoto, S. Aoki, S. Taguchi, D. Goto, S. Murayama and T. Nakazawa; “Oceanic and terrestrial biospheric CO₂ uptake estimated from atmospheric potential oxygen observed at Ny-Alesund, Svalbard, and Syowa, Antarctica,” *Tellus* 64B, 18924, <http://dx.doi.org/10.3402/tellusb.v64i0.18924> (2012b).
- 23) S. Ishidoya, S. Sugawara, S. Morimoto, S. Aoki, T. Nakazawa, H. Honda, and S. Murayama; “Gravitational separation in the stratosphere – a new indicator of atmospheric circulation,” *Atmos. Chem. Phys.*, 13, pp. 8787–8796, www.atmos-chem-phys.net/13/8787/2013/, doi:10.5194/acp-13-8787-2013 (2013).
- 24) S. Ishidoya and S. Murayama; “Development of a new high precision continuous measuring system for atmospheric O₂/N₂ and its application to the observation in Tsukuba, Japan,” *Tellus* 66B, 22574, <http://dx.doi.org/10.3402/tellusb.v66.22574> (2014).
- 25) D. J. Jacob; “Introduction to Atmospheric Chemistry,” Princeton University Press (1999).
- 26) Y. Kawatani and K. Hamilton; “Weakened stratospheric quasibiennial oscillation driven by increased tropical mean upwelling,” *Nature* 497, pp. 478–481; doi:10.1038/nature12140 (2013).
- 27) R. F. Keeling; “Development of an interferometric oxygen analyzer for precise measurement of the atmospheric O₂ mole fraction,” Ph.D. thesis, Harvard University, Cambridge (1988).
- 29) R. F. Keeling, S. C. Piper, A. F. Bollenbacher and J. S. Walker; “Atmospheric CO₂ records from sites in the SIO air sampling network,” In *Trends: A Compendium of Data on Global Change. Carbon Dioxide Information Analysis Center*, Oak Ridge National Laboratory, U.S. Department of Energy, Oak Ridge, Tenn., U.S.A. doi: 10.3334/CDIAC/atg.035 (2009).
- 30) R. Khosravi, G. Brasseur, A. Smith, D. Rusch, S. Walters, S. Chabrilat, and G. Kockarts; “Response of the mesosphere to human-induced perturbations and solar variability calculated by a 2-D model,” *J. Geophys. Res.*, 107 (D18), 4358, doi:10.1029/2001JD001235, (2002).
- 31) H. Lettau; “Diffusion in the upper atmosphere, *Compendium of Meteorology*,” American Meteorological Society, Boston (1951).
- 32) F. Li, J. Austin and J. Wilson; “The Strength of the Brewer–Dobson Circulation in a changing climate,” *Coupled chemistry–climate model simulations*, *J. Climate*, 21, pp. 40–57, doi: 10.1175/2007JCLI1663.1 (2008).
- 33) A. C. Manning and R. F. Keeling; “Global oceanic and land biotic carbon sinks from the Scripps atmospheric oxygen flask sampling network,” *Tellus*, 58B, pp. 95–116 (2006).
- 34) S. T. Massie and D. M. Hunten; “Stratospheric eddy diffusion coefficients from tracer data,” *J. Geophys. Res.*, 86 (C10), pp. 9859–9868 (1981).
- 35) J. Miller and P. Tans; “Calculating isotopic fractionation from atmospheric measurements at various scales,” *Tellus*, 55B, pp. 207–214 (2003).
- 36) T. Nakazawa, T. Machida, S. Sugawara, S. Murayama, S. Morimoto, G. Hashida, H. Honda and T. Itoh; “Measurements of the stratospheric carbon dioxide concentration over Japan using a Balloon - borne cryogenic sampler,” *Geophys. Res. Lett.*, 22, No. 10, P. 1229, doi:10.1029/95GL01188 (1995).
- 37) T. Nakazawa, S. Morimoto, S. Aoki and M. Tanaka; “Temporal and spatial variations of the carbon isotopic ratio of atmospheric carbon dioxide in the western Pacific region,” *J. Geophys. Res.*, 102, pp. 1271–1285 (1997).
- 38) D. Offerman, V. Friedrich, P. Ros, and U. von Zahn; “Neutral gas composition measurements between 80 and 120 km,” *Planet. Space Sci.*, 29, pp. 747–764 (1981).
- 39) J. H. Park, M. K. W. Ko, C. H. Jackman, R. A. Plumb, J. A. Kaye, K. H. Sage; “Models and Measurements Intercomparison II,” NASA/TM-1999-209554, <http://www.cs.odu.edu/~mln/ltrs-pdfs/NASA-99-tm209554.pdf>. (1999).
- 40) E. A. Ray, F. L. Moore, K. H. Rosenlof, S. M. Davis, H. Boenisch, O. Morgenstern, D. Smale, E. Rozanov, M. Hegglin, G. Pitari, E. Mancini, P. Braesicke, N. Butchart, S. Hardiman, F. Li, K. Shibata and D. A. Plummer; “Evidence for changes in stratospheric transport and mixing over the past three decades based on multiple data sets and tropical leaky pipe analysis,” *J. Geophys. Res.*, 115, D21304, doi:10.1029/2010JD014206 (2010).

- 41) G. P. Stiller, T. Von Clarmann, F. Haenel, B. Funke, N. Glatthor, U. Grabowski, S. Kellmann, M. Kiefer, A. Linden, S. Lossow and M. López-Puertas; “Observed temporal evolution of global mean age of stratospheric air for the 2002 to 2010 period,” *Atmos. Chem. Phys.*, 12, pp. 3311–3331, doi:10.5194/acp-12-3311-2012 (2012).
- 42) S. Sugawara, T. Nakazawa, Y. Shirakawa, K. Kawamura, S. Aoki, T. Machida and H. Honda; “Vertical profile of the carbon isotopic ratio of stratospheric methane over Japan,” *Geophys. Res. Lett.*, 24, pp. 2989-2992 (1997).
- 43) Y. Tohjima, H. Mukai, Y. Nojiri, H. Yamagishi and T. Machida; “Atmospheric O₂/N₂ measurements at two Japanese sites: estimation of global oceanic and land biotic carbon sinks and analysis of the variations in atmospheric potential oxygen (APO),” *Tellus* 60B, pp. 213-225 (2008).
- 44) S. Toyoda, N. Yoshida, T. Urabe, Y. Nakayama, T. Suzuki, K. Tsuji, K. Shibuya, S. Aoki, T. Nakazawa, S. Ishidoya, K. Ishijima, S. Sugawara, T. Machida, G. Hashida, S. Morimoto and H. Honda; “Temporal and latitudinal distributions of stratospheric N₂O isotopomers,” *J. Geophys. Res.*, 109, D08308, doi:10.1029/2003JD004316 (2004).
- 45) D. W. Waugh and T. M. Hall; “Age of stratospheric air: Theory, observations, and models,” *Rev. Geophys.*, 40, no. 4, 1010, doi:10.1029/2000RG000101 (2002).

惑星観測用成層圏望遠鏡 FUJIN-1 の開発と ポインティング制御系の性能評価

莊司泰弘^{*1}, 田口 真^{*2}, 中野壽彦^{*3}, 前田惇徳^{*2}, 高橋幸弘^{*4}, 今井正堯^{*4},
仲本純平^{*4}, 渡辺 誠^{*4}, 合田雄哉^{*5}, 川原健史^{*5}, 吉田和哉^{*3}, 坂本祐二^{*3}

Development of the Stratospheric Telescope for Observations of Planets – FUJIN-1 – and Evaluation of the Pointing Control System

By

Yasuhiro SHOJI^{*1}, Makoto TAGUCHI^{*2}, Toshihiko NAKANO^{*3}, Atsunori MAEDA^{*2}, Yukihiro TAKAHASHI^{*4},
Masataka IMAI^{*4}, Junpei NAKAMOTO^{*4}, Makoto WATANABE^{*4}, Yuya GODA^{*5}, Takeshi KAWAHARA^{*5},
Kazuya YOSHIDA^{*3} and Yuji SAKAMOTO^{*3}

Abstract

Seeing is the most important condition for high spatial resolution optical imaging by a ground-based telescope. The stable wind and low atmospheric density in the stratosphere provide ideal environment for optical observations of celestial objects. Taking advantages of the stratospheric environment even a small telescope with a sub-meter diameter main mirror can realize high spatial resolution imaging comparable to those by huge ground-based telescopes with a several-meter diameter. The circumpolar balloon-borne telescope, FUJIN, is a telescope floating in the polar stratosphere for optical observations of planets. Since the FUJIN was proposed in 2002, the flight system has been developed. The first flight test was conducted in 2009 to be failed due to hung-up of the onboard CPU. Improvement and further development has been continued, and then the FUJIN-1 flight model was rolled out in 2013. Unfortunately the flight experiment in 2013 was canceled due to the bad wind condition and some troubles in the balloon control system, respectively. However the functions of the FUJIN-1 were evaluated in the ground tests, and the flight model stood by as ‘flight ready.’ In the tests the pointing control system of the telescope, which is the key mechanism for the FUJIN-1, was tested and evaluated to be capable of suppressing the pointing error within $0.4''$ (σ) which is smaller than the diffraction limit of the FUJIN-1 main telescope. From these results it has been decided that the development of the FUJIN-1 has been completed, and the development of the FUJIN-2, the flight system for longer flight duration in the northern polar region has been started. In this article the outline of the FUJIN project, the FUJIN-1 flight system and the ground test results of the pointing control functionality are introduced.

概要

地上望遠鏡を使った高分解能光学撮像において、シーイングは最も重要な条件である。成層圏環境は気流が安定しており、密度も地上の 1/100 程度と、天体の光学観測に適している。このような成層圏環境の利点を活用することによって、口径が 1 m 以下の比較的小規模な望遠鏡でも、口径数 m の地上大型望遠鏡に匹敵する分解能での観測が可能になると期待される。この点に着目して我々は惑星観測を行うための極周回成層圏テレスコープ（風神、FUJIN）を提案し、2002 年より開発を行ってきた。2009 年にはプロトタイプによる最初の飛行試験を実施したものの、飛行中に搭載 CPU がハングアップしたため十分な成果を残すことができなかった。再度 2013 年に国内で飛行実験するために、発生した不具合等に対処した FUJIN-1 システムを開発した。飛行実験自体は気象条件が整わず、また気球飛行制御システムに問題が発生したために実施できなかったものの、FUJIN-1 システムはポインティング機能の性能確認を中心とした地上試験を経

*1 宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所 (JAXA/ISAS)

*2 立教大学理学部 (College of Science, Rikkyo University)

*3 東北大学大学院工学研究科 (Graduate School of Engineering, Tohoku University)

*4 北海道大学大学院理学院 (Graduate School of Science, Hokkaido University)

*5 北海道大学理学部 (School of Science, Hokkaido University)

て、完全なフライトレディ状態で待機していた。地上でのポインティング性能確認試験によって、FUJIN-1搭載望遠鏡の回折限界未満である0.4" (σ) のポインティング精度を確認した。この結果を受けてFUJIN-1の開発を終了し、極域での実験を行うためFUJIN-2の開発を開始した。本稿ではFUJINの概要を説明し、今回開発したFUJIN-1システムと地上ポインティング試験について述べる。

1. 序論

1.1 成層圏テレスコープによる惑星観測の意義

我々は望遠鏡による光学観測を通じて惑星大気・プラズマの物理を研究している。地上から惑星を光学観測する場合、要求される空間分解能と感度を得るために大口径望遠鏡が必要である。しかし、国内外の大型望遠鏡はマシンタイムが厳しく制限される上に、シーイングや天候条件のため十分な観測ができない状況である。例えば世界中で最も良いシーイングが得られる場所の1つであるハワイ島マウナケア頂上でも、シーイングは0.5"程度である。そこで、高度30 km以上の成層圏では、常に快晴で赤外・紫外領域の透過率が高く、気流が安定しているうえに大気密度が地上の1/100以下になるため地上と比較してシーイングが格段に向上することに着目した。口径300 mmの小望遠鏡でも回折限界の角度分解能は可視域でおおよそ0.5"であるので、回折限界の性能が達成できれば、地上の大口径望遠鏡に匹敵する空間分解能での観測が期待される。一般に、観測地点の余緯度(90°-緯度)に等しい赤緯よりも高緯度にある天体は日周運動によって地平線下に沈むことがない。ほぼ赤緯±25°以内の位置にある惑星についても、緯度が高い極域では24時間以上にわたって連続的に観測可能なウィンドウが存在する。さらに、風の条件が適する放球日を選べば、気球に搭載した望遠鏡を成層圏の極周回風に乗ってほぼ等緯度を地球一周させて放球地点まで戻すことも可能である。また、将来的にスーパープレッシャー気球の技術が確立すれば、推進力を備えたゴンドラを極渦中心まで移動させて滞留させ、数ヶ月から1年の期間にわたって惑星を定点観測し、調整・メンテナンスのために放球地点まで戻すというような運用も考えられる。

一方で、気球による惑星観測のデメリットとしては、放球時期と場所を自由に選択できないことが大きい。また、高精度の天体指向・追尾性能が要求される。望遠鏡が大型化するほど、総重量に対する望遠鏡重量の比率が高まる傾向があるので、望遠鏡の動作の反動によるゴンドラ姿勢の乱れを制御する技術が必要になる。衛星望遠鏡と同様に、地上へ降ろせるデータレートの制約もある。

これまでにStratoscope I, IIという巨大望遠鏡を成層圏に浮かべて天体観測を実施した記録はある[1]。しかし、惑星に関しては単発の撮像観測のみで、目立った成果は上がっていない。それ以来、気球を使った惑星観測は行われていない。

それらのメリット・デメリットを勘案した上で、我々は地上大型望遠鏡や衛星望遠鏡の1/100以下のコストでそれらと並ぶ性能を発揮する第三の惑星観測用望遠鏡として、極周回成層圏テレスコープ(風神, FUJIN)を提案した。最終的には、FUJINを北極域の成層圏に長期間滞留させ、諸惑星表面を連続観測しそれらの大気・プラズマの物理を研究することを目的とする。

1.2 FUJIN プロジェクト概要

我々は2002年から極周回成層圏テレスコープの開発を開始した[2]。2009年にシステムの性能確認を目的として最初の気球実験(BBT2009)を実施したが、放球後2時間、高度13.7 kmを東に向けて水平浮遊中に搭載コンピュータ(OBC)がハングアップした。OBCの回復を試みたが復旧せず、満足な実験結果を得ることができなかった[3][4]。その後、不具合箇所の改修や性能・信頼性の向上を施した上で、新たに開発したシステムをFUJIN-1と名付けた[5][6]。図1に2013年度第一次気球実験の際に、大樹航空宇宙実験場で放球時の姿に組み上げられたFUJIN-1の全体写真を示す。

FUJIN-1に続く極域での本格観測を目指した極周回成層圏テレスコープFUJIN-2を並行して開発中である。BBT2009及びFUJIN-1, FUJIN-2の比較を表1に示す。

FUJIN-2はスウェーデン・キルナ郊外にある気球実験施設ESRANGEにおいて放球される予定である。4,5月期及び8,9月期に成層圏の風向きが変わる。その際、短期間ではあるが、風速がきわめて小さい状態が発生する。その機会を狙って放球し、1-2日間の観測の後、スカンジナビア半島内にゴンドラを降下させ回収する。この実験はさらにその先に目指す大西洋横断または極周回気球実験(FUJIN-3)の前段階として、1-2日間ではあるが金星の連続観測を実施し、得られた画像から金星大気のダイナミクスを研究する。夏期の極域成層圏では東風が卓越する。その風に乗って、キルナから

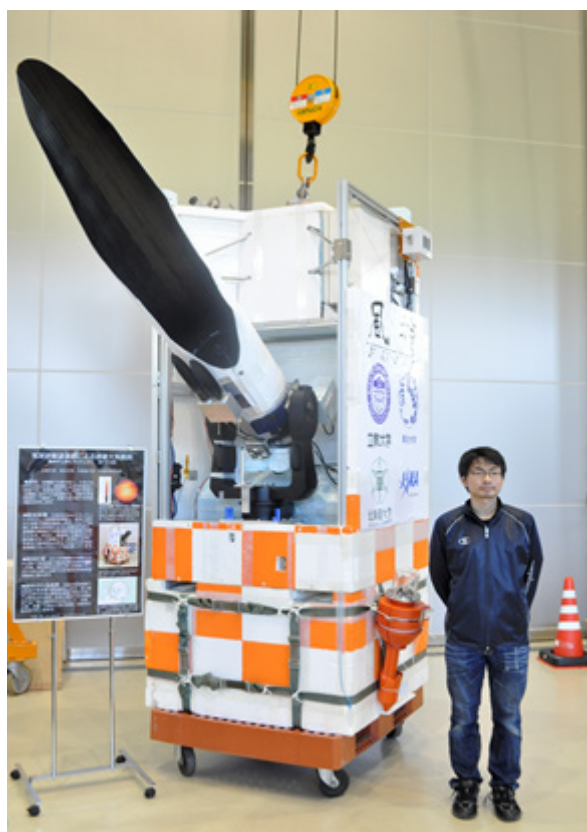


図 1 FUJIN-1 フライトモデル外観

表 1 BBT2009, FUJIN-1, FUJIN-2 の比較

	BBT2009	FUJIN-1	FUJIN-2
目的	技術試験	←	科学観測
観測対象	金星	金星, (木星, 水星)	金星, 木星
望遠鏡	300 mm シュミット カセグレン	←	400 mm カセグレン ナスミス焦点
観測波長	300 nm, および 900 nm	←	10 波長 (TBD)
検出器	CCD カメラ 2 台	←	CCD カメラ 1 台
方位角制御	コントロールモーメントジャイロ・アクティブデカップリング	←	←
電源	太陽電池 (125 W × 2) NiMH 電池 (27.6 V, 45 Ah)	太陽電池 (125 W × 2) Li-ion 電池 (25.9 V, 50 Ah) NiMH 電池 (27.6 V, 9 Ah)	太陽電池 (TBD) Li-ion 電池 (TBD)
寸法	1.3 m(W) × 1.3 m(D) × 3.3 m(H)	1.1 m(W) × 1.1 m(D) × 2.7 m(H)	TBD
重量 (バラスト込み)	778 kg	790 kg	TBD
消費電力 (観測時)	283 W	72.2 W	TBD
アップリンク	シリアル 1 系統 接点 12 系統	シリアル 1 系統 接点 4 系統	TCP/IP (TBD)
ダウンリンク	シリアル 1 系統 アナログビデオ 1 系統	←	TCP/IP
放球場所	大樹航空宇宙実験場 (北海道広尾郡大樹町)	←	ESRANGE (スウェーデン, キルナ)
放球日	2009 年 6 月 3 日	2012 年 8 月 (中止) 2013 年 6 月 (中止)	2015 年 4-5 月 (予定)

アラスカまで約1週間、極を1周回してキルナまで戻すのに約2週間かかる。これまで、気球がロシア領空を通過する許可が得られなかったため、北極域での極周回フライトは実現しなかった。その問題がようやく解決し、2013年夏期に天体からのガンマ線偏光を観測するPoGOLite [7] [8] がESRANGEから放球され、極をほぼ一周する観測が実現した [9]。これにより、北極域での極周回フライト実現への道が開けた。

1.3 FUJINの研究対象

FUJINの観測対象は太陽系内の惑星のうち、比較的明るく視直径が大きい水星、金星、火星、木星、土星である。

表2にFUJINの観測対象を示す。

表2 FUJINの観測対象

	水星	金星	火星	木星	土星
視直径	7" ~ 8" 最大太陽離角時	25" 最大太陽離角時	13" ~ 24" 衝	47" 衝	19" 衝
観測波長	Na 589 nm	UV 365 nm O 777 nm NIR 900 nm O ₂ 1.27 μm	Dust ~ 400 nm	Na 589 nm S 672 nm NH ₃ 800 nm CH ₄ 890 nm H ₂ O 920 ~ 945 nm	CH ₄ 890 nm
最大太陽離角	18° ~ 28°	45° ~ 47°	-	-	-

水星は表面から蒸発したナトリウム原子の希薄な大気をまとっている。狭帯域バンドパスフィルターを使用するとNa 589 nmの輝線を捉えることができる。地上観測によって、ナトリウム発光の非一様分布や太陽風変動に伴うとされる増光が観測されている。しかし、地上観測では観測時間が限られるため、断片的な描像しか描かれていない。ナトリウム大気密度の時間変動はナトリウム大気の成因を理解する上で重要である。水星の視直径は最大太陽離角時で7" ~ 8"であり、最大太陽離角も18° ~ 28°と条件はよくない。しかし、口径300 mm程度の小望遠鏡でも回折限界性能が発揮できれば発光の分布を赤道域、中緯度帯、極域程度には分解でき、気球高度では太陽散乱光が少ないため、太陽離角が小さい条件でも昼間に連続観測が可能である。

金星大気中には紫外領域において未同定の吸収物質がある。その吸収によるコントラストが最も高い波長365 nmを中心とするバンドで連続撮像すると、吸収物質の流れを追跡することによって、金星雲層上部の風系を導出することができる。風系の長期間連続観測は、金星大気最大の謎であるスーパーローテーションのメカニズムを解明するための有力な情報を与える。金星夜面の観測は昼面からの散乱光を抑えなければならぬため難しい。しかし、何らかの工夫によってそれを回避できれば、雷発光(O 777 nm)、雲層内部の熱放射(NIR 900 nm)、熱圏の大気光発光(O₂ 1.27 μm)を捉えることが可能となる。いずれも金星大気のダイナミクスを解明する上で重要であり、気球望遠鏡のメリットを生かした観測である。ただし、可視領域用CCDでは波長1 μm以上の近赤外領域に感度がなく、カメラを交換する必要がある。

火星の観測可能波長帯域には目立った吸収線はない。しかし、紫外領域では大気中に浮遊するダストによる散乱のコントラストが高い。FUJINは総観的規模から全球規模のダストストームの発生を1日3回程度の観測で監視し、ダストストームの発生時には集中的にその時間発展の様子を観測する柔軟で迅速な対応が可能である。火星と地球は自転周期がほぼ等しいため、一カ所の地上望遠鏡では観測できない経度帯が存在するが、FUJINからは8時間毎の撮像で全球を見渡すことができる。

木星ディスクからの光にはNH₃ 800 nm、CH₄ 890 nm、H₂O 920 ~ 945 nm等の吸収帯がある。それぞれの吸収帯を透過するバンドパスフィルターで撮像すると、それぞれの吸収物質の空間分布を導出することができる。それらの分布は帯状に広がる木星内部の対流活動と光化学反応を反映する。土星にもCH₄の吸収帯が見られるが、木星と比較するとコントラストは低い。また視直径が小さいため惑星表面上の空間分解能は低い。火星も含めて外惑星は衝の時期が最も視直径が大きく観測しやすいが、高度が高くなるのは真夜中である。それに加えて、電力確保のために、夏至近くの白夜の時期に惑星が可視であるという制約が生じる。

ただし、FUJINを北極域で放球した場合、連続観測ができるのは惑星が北半球にある場合であり、南半球にある場合には全く見ることはできないこともありえる。水星のナトリウムテイルや木星のイオトーラスは視直径が大きいため、全体像を捉えるためには広視野の光学系が必要である。

1.4 FUJIN-1 ミッションの目的

FUJIN-1 では BBT2009 で実施できなかった成層圏テレスコープシステムの機能・性能確認を目的とした。惑星の中で最も明るい金星を目標天体とし、観測時間に余裕があればオプションで木星と水星を目標天体として設定した。これらの3惑星は2013年5月末から6月上旬にかけて太陽の東側の近い位置に見えていた。実験のサクセスクライテリアを表3に示す。ゴンドラが気球から吊り紐を介して懸垂状態で、外部からの擾乱が存在する条件下で、姿勢制御系の機能を確認することが第一の目的である。また、電源系及び通信系が気球高度で所定の性能で動作することを確認する。そして、望遠鏡視野内に目標天体をとらえ、追尾エラー補正機能が所定の動作をすることで、地上に比べて安定した星像が得られることを確認する。さらに、余裕があれば、1～2時間を隔てて撮像した画像から金星上層雲パターンの時間変動をとらえる。木星及び水星を視野にとらえ撮像するという手順を踏むことで、姿勢制御・天体捕捉・追尾の手順の習熟・最適化を図ることを目的とする。

表3 FUJIN-1 実験のサクセスクライテリア

サクセスレベル	達成項目
ミニマムサクセス	成層圏テレスコープシステムの姿勢制御系（サンセンサ, コントロールモーメントジャイロ, デカップリングモータ, 姿勢センサ）、電源系、通信系が気球高度で所定の性能で動作することを確認する。および、ゴンドラ方位角を太陽指向制御する。
フルサクセス	ゴンドラ姿勢制御、天体補足、追尾エラー補正が所定の動作をし、望遠鏡視野内に目的天体（金星）をとらえ、地上に比べて安定した星像が得られることを確認する。
エクストラサクセス	以下のいずれかを達成する。 <ul style="list-style-type: none"> ・金星上層雲パターンの時間変動をとらえる。 ・ゴンドラの姿勢制御から目標天体捕捉・追尾の手順を再現し、手順の習熟・最適化を図る。 ・木星を視野にとらえ撮像する。 ・水星を視野にとらえ撮像する。

2. FUJIN-1 システム構成

2.1 フライト計画・設計条件

FUJIN は極周回気球に搭載した望遠鏡を用いた惑星の長時間連続観測によって、惑星の大気・プラズマ中での物理現象を研究することを最終的な目的としている。しかし、FUJIN-1 は技術実証が目的であることと、日本国内での2時間を超える成層圏での飛行は実現が困難であることから、高度32 kmでのレベルフライトを1～3時間と見積もり、この中で試験を実施するフライト計画を検討した。

観測対象惑星は金星、木星、水星である。良シーイングを得るため大気圧が1/100気圧となる高度32 kmの成層圏において、水平浮遊状態で観測する。1時間よりも長いタイムスケールで変動する惑星大気・プラズマ中の現象を観測対象とするので、1時間に1枚あるいはそれ以上のレートで惑星を撮像する。高度32 kmでは大気密度が小さいため大気分子によるレイリー散乱が弱い。したがって昼間でも太陽近傍の惑星を観測可能であることから、FUJIN-1では最小角度15°まで惑星が見かけ上太陽に近づいているときにも観測ができるように、太陽光を遮るフードを備える。観測時間内に対象である金星の高度角は0°～70°の範囲で変化するので、望遠鏡はその高度角範囲をカバーする必要がある。

2.2 気球部・吊り紐部

気球望遠鏡は人工衛星や地上望遠鏡とは異なり、必ず天頂方向に気球が存在し観測上の遮蔽物となる。観測対象が気球に遮蔽されないように、または不可視時間が極力短くなるように、望遠鏡が搭載されるゴンドラは気球から十分に離され、気球の視直径を小さくしなければならない。

使用する気球は、一般にユーザーが用意するゴンドラの重量、希望する水平浮遊高度を基に、大気球実験室によって選定される。FUJIN-1フライトでは、容積100,000m³、最大直径63.4 mのFB100型が選定された。FUJIN-1のフライトにおいて観測対象は、金星と、姿勢基準となる太陽である。観測対象の最大高度は、フライトの2013年6月ころ金星が太陽よりも東に位置するため、南中時の太陽を最高高度の基準とした。この時期の大樹航空宇宙実験場付近における太陽南中高度はおよそ70°である。これに気球とゴンドラが振り子運動をした場合の振幅5°のマーヅンを合わせ、水平面

から仰角 75° に遮蔽物がないことを気球バスシステムに対して要求した。この結果、パラシュートを含む、気球尾部からゴンドラ上部の距離は 87.7 m、予想される気球赤道部からの距離は 120 m 程度となった。

2.3 ゴンドラ部

FUJIN-1 ゴンドラに搭載された各機器の配置を図 2 に示し、FUJIN-1 システムのブロック図を表 4、図 3 に示す。全体として FUJIN-1 システムは、気球バスシステムを起点とするツリー構造で構成される。各サブシステム間の通信は工業用通信規格として広く普及している RS-232C、または RS-422 を使用している。画像は HK データテレメトリとは別回線とし、画像送信器によって NTSC 規格によるアナログビデオ映像をリアルタイムで送信する。

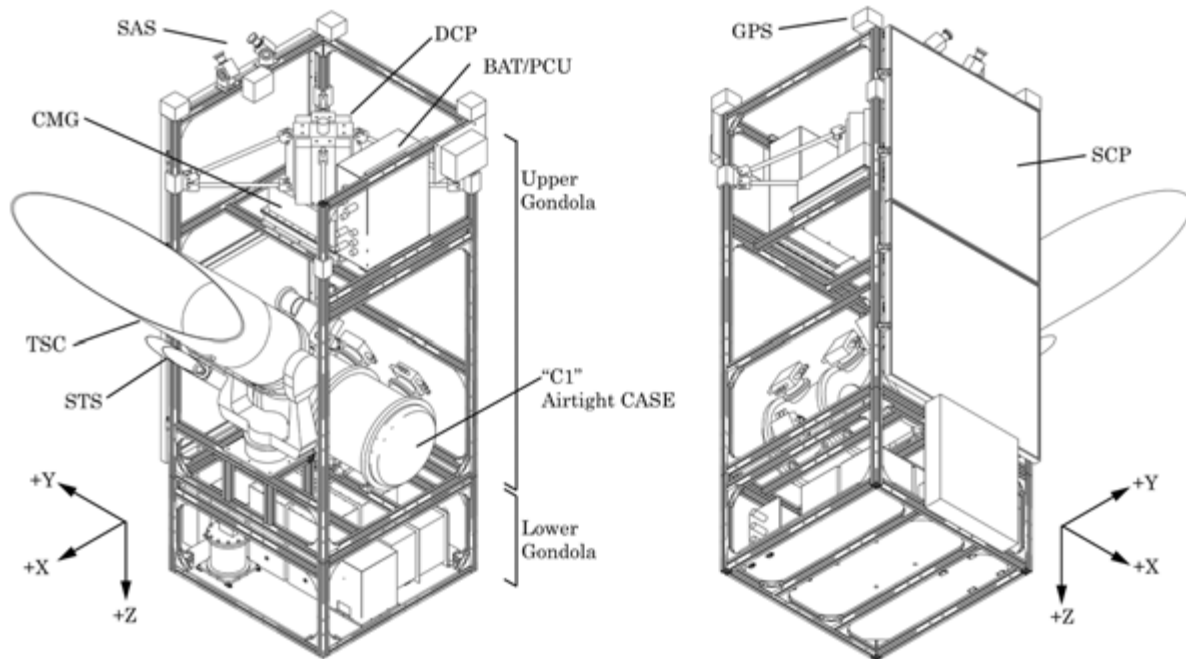


図 2 FUJIN-1 機器配置 (ただしフロートを除く)

表 4 FUJIN-1 フライトシステムサブシステム一覧

機器名称	略記号	機器名称	略記号
コマンドデコーダ /テレメトリエンコーダ	CMD/TLE	データハンドラ/ストレージ	DH/SDC
画像切替器	ImSW	第 1 段階コントローラ	S1C
アクティブデカップラ	DCP	コントロールモーメントジャイロ	CMG
太陽センサ	SAS	第 2 段階コントローラ	S2C
ミッションカメラ	MC	スターセンサ	STS
望遠鏡	TSC	第 3 段階コントローラ	S3C
2 軸可動ミラー	TTM	光電子増倍管	PMT
高電圧コントローラ	HVC	GPS レシーバ	GPS
姿勢計測ユニット	ATT	磁場センサ	MFS
レートジャイロ	GYR	加速度センサ	ACC
電源制御ユニット	PCU	太陽電池パネル	SSC
リチウムイオン 2 次電池	BAT	シリアルディスクリットコマンド	SDCC2
PI インターフェース	PIIF	画像送信器	ImTX

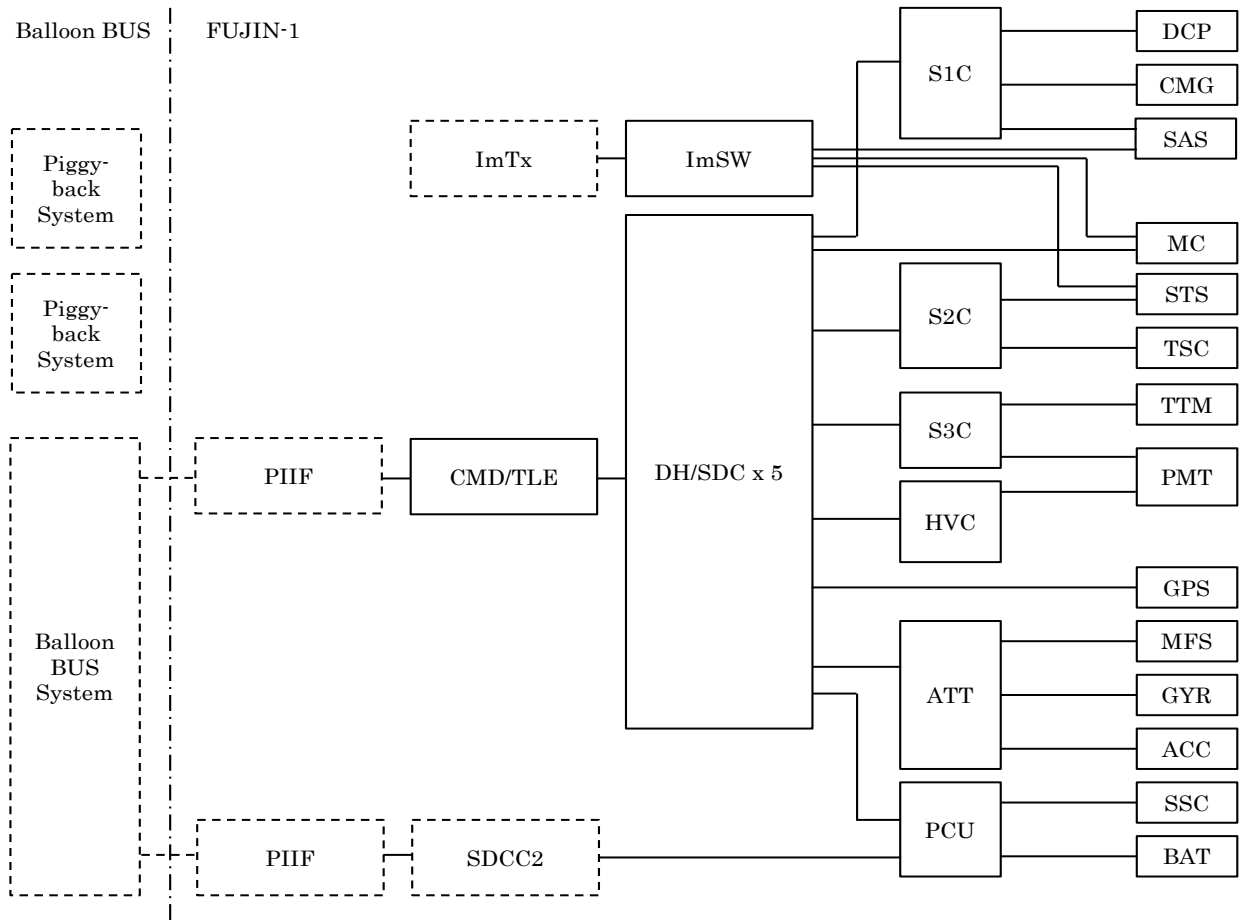


図3 FUJIN-1 フライトシステムブロック図（破線のブロックは大気球実験室の支給品を表す）

重量, 慣性特性

放球準備が完了した後に、ゴンドラの慣性特性を実測した。測定は第3節および Appendix で示す簡易な方法によって行った。これにより表5に示す吊り点基準の重心位置、慣性モーメントが求められた。この計測では事前に用意した器具および追加質量の位置に誤差が入るため、有効桁は2桁程度と考える。

表5 全備状態でのゴンドラ質量特性

物理量	単位	吊り点基準の特性値
全備重量	kg	788.5
重心位置 (X, Y, Z)	mm	(0, 0, 1.7×10^3)
X 軸まわり慣性モーメント	kgm ²	2.9×10^3
Y 軸まわり慣性モーメント	kgm ²	2.9×10^3
Z 軸まわり慣性モーメント	kgm ²	1.9×10^3

2.3.1 構造

主構造はアルミニウムフレームによるフレーム構造とした。吊り点での気球吊り紐との接続は、M20のステンレスボルト1本とコネクタ1つのみで完結するものとし、放球準備作業がシンプルになるようにした。ゴンドラの他の部分は、吊り点からDCPを介して4組のトラスで吊り下げられるものとした。

観測に関連する機器とGPSアンテナを集中して上部（上ゴンドラ）に配置し、気球の飛翔制御に関連する機器とピギーバック機器を下部（下ゴンドラ）に集中して配置した。上ゴンドラと下ゴンドラを搭載望遠鏡と観測機器の収納される

気密容器の直下で分離できるようにし、上ゴンドラの全高を輸送トラックの平均的な荷室内高である 2200 mm とした。これにより 2009 年フライトモデルと比較して、フライト準備時の作業性や輸送時の取り回しが格段に向上した。

上ゴンドラの全高を抑制しつつ望遠鏡の視野を確保するために、ゴンドラ中心軸よりややオフセットした位置に望遠鏡を設置している。望遠鏡は高度角 $0^{\circ} \sim 70^{\circ}$ の範囲の天体を視野に入れられる。天体の太陽離角（方位角方向）が 25° 以上であれば、太陽光は太陽電池パネルに遮られて望遠鏡に直接当たらない。それ以下の場合でも太陽光が直接望遠鏡開口部に入射しないように、フードを備えている。

太陽電池パネルはフライト中に太陽高度が 45° 程度までしか上がらないことと、搭載バッテリーの容量が十分に大きいことから、水平面に対して垂直に設置し、太陽高度が比較的低いフライトの前半で発電とバッテリーの充放電試験を行うこととした。

構造強度の設計方針は、パラシュート開傘時の衝撃で強度的にクリティカルな部分が塑性変形しないこと。かつ着水時の衝撃で上部構造が塑性変形しないこととした。これによりアルミニウムフレームとステンレスの耐力から求められる弾性強度が、各部材が支持する重量の 12 倍の静荷重を超えるように設計した。

フロートは強化発泡スチロール製で、2009 年の開発実績からバラストを含むゴンドラ全重量が 800 kg 程度になると予想し、これが海水に対して浮くように設計した。上ゴンドラと下ゴンドラにそれぞれ、730 kg、430 kg の浮力を得られるフロートを配置した。ゴンドラ全体では気密容器等の持つ浮力も含めて約 1500 kg の設計浮力を持つ。

耐環境機能

光学系のピエゾアクチュエータ及び光電子増倍管に 1000 V 程度までの高電圧を使用する。また、多くの機器は海上に着水、回収後再利用する。そこで望遠鏡をのぞくほぼ全ての機器を簡易防水、防水または気密構造とした。非気密・防水容器には、ゴンドラ外環境の気圧と容器内圧の差を小さくするため、圧力調整用 PTFE フィルタを設置した。

また、ハーネスについても、コネクタのピンを海水による浸食から保護し再利用を計るため、原則として全てのコネクタを勘合時防水仕様とした。

飛行中のゴンドラは対流圏界面付近において $-60^{\circ}\text{C} \sim -70^{\circ}\text{C}$ 程度の雰囲気に曝される。その温度で性能を維持することが要求される。また観測高度での気温 -40°C の条件下で正常に動作することが要求される。このような低温雰囲気からデバイスを保護するため、C1 気密容器、CMG、DCP の周囲を建築用断熱材（スタイロエース）、強化発泡スチロールで覆った。望遠鏡に関しては、温度変化による焦点移動を補正するために遠隔で焦点調節が可能でなければならない。

システム内の機器には耐低温性がよくないものもあり、特に SD カードメモリと、気密封止の O リングが脆弱であった。SD カードメモリに対しては、ヒータで -5°C 以上に保温した。O リングについては、内部に発熱源があり周囲を断熱材で保温できる、あるいはヒータを設置できる部分はシリコン O リングを使用し、部位の温度が -50°C を下回らないようにした。前述のような対処が難しい部分については、航空機用耐熱耐寒 O リング（三菱電線 1294-70 青、使用温度範囲 $-80^{\circ}\text{C} \sim +160^{\circ}\text{C}$ ）を使用した。

2.3.2 光学系

図 4 に光学系の概略図を示す。光学系は市販の口径 300 mm シュミットカセグレン望遠鏡（MEADE 社製）を用いている。この望遠鏡は通常のカセグレン型望遠鏡と比較して、鏡筒の長さが短くて済むために、ゴンドラスペースのコンパクト化が可能である。また、大量生産品であるため安価である。しかし、像のコントラスト、解像度は理論的な限界性能に達していない。FUJIN-1 はゴンドラ制御、天体捕捉・追尾の機能・性能の確認を主要な目的としていること、実験後、ゴンドラは海上に落下するため望遠鏡は再利用不可能であることから、望遠鏡の光学性能は妥協した。

シュミットカセグレン光学系の副鏡で反射された光線は、主鏡中心の貫通穴を通過した直後に置かれた平面鏡（TTM）によって反射されて直角に曲げられる。この平面鏡は 2 軸可動マウント（PI 社製 S-330.10）に取り付けられている。2 軸可動マウントはピエゾ素子とストレインゲージを内蔵し、2 軸可動マウント先端部に取り付けられた平面鏡をその鏡面内の互いに直交する 2 軸周りにそれぞれ $\pm 1 \text{ mrad}$ 回転させることができる。目標天体の追尾エラーをリアルタイムで補正するために用いられる。

バローレンズで焦点距離は 2 倍に引き延ばされて、最終的な合成 F は 20 である。合焦機構はモータで遠隔操作可能である。カセグレン焦点手前に挿入した 2 枚のダイクロイックフィルターを用いて、光路を波長によって 3 つに分けている。波長 450 nm 以下及び波長 750 nm 以上の光はそれぞれ個別のデジタル CCD カメラ（WATEC T065-ES2）で撮像される。

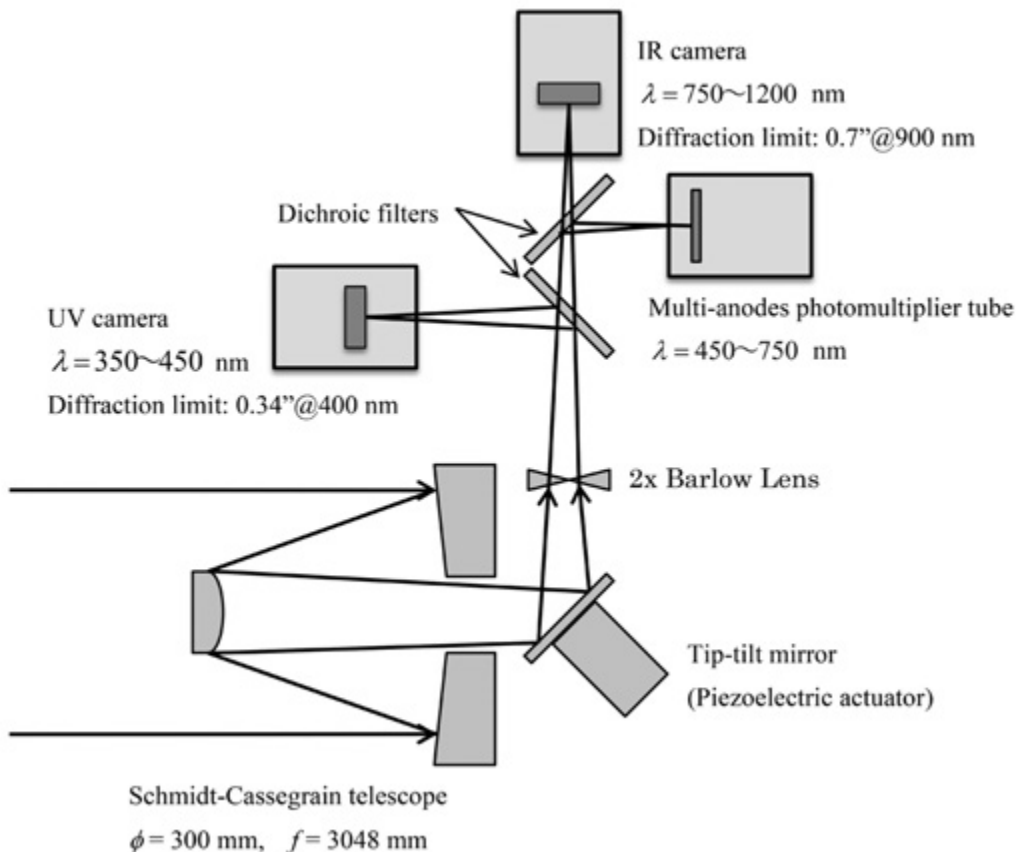


図4 光学系概略図

波長 550 ~ 630 nm の光は 4 分割アノード付位置検出光電子増倍管 (PMT) (浜松ホトニクス社製 R5900-00-M4) に導かれ、そこから出力される天体の位置検出信号を 2 軸可動マウント制御に用いている。TTM 及び PMT は高電圧を使用するため 1 気圧封じの気密容器に収納されている。

2.3.3 姿勢・ポインティング系

観測対象のゴンドラに対する方向は、方位角方向に 0° ~ 360°、仰角方向に 0° ~ 70° の範囲となり得る。これに対して観測時のポインティング誤差を 0.1'' 内に収めなければならない。そこで図 5 に示すように、ゴンドラの姿勢制御、望遠鏡の粗ポインティング制御、観測光学系内の TTM による精ポインティング制御の 3 段階に分け、徐々に精度を高めていく方式を採用した。精度に応じて表 6 に示す姿勢センサと、それに応じたアクチュエータを各段階に配置し、精度段階ごとの制御システムを構築した。

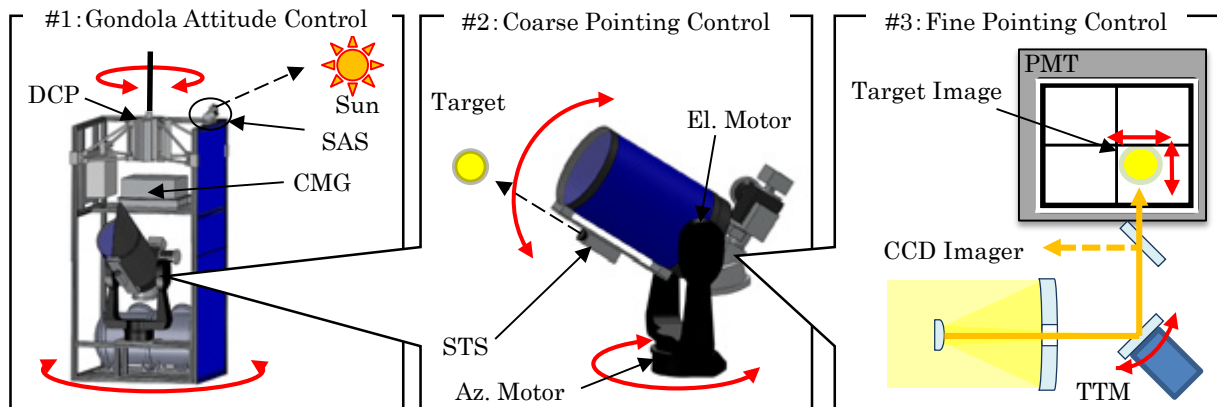


図5 3段階ポインティング制御

第1段階：ゴンドラの姿勢制御

ゴンドラの姿勢制御においては太陽を方向基準とするため、2次元 CCD カメラモジュール (WATEC T065-ES2) を用いた太陽センサを2台搭載した。2台共に視野は $69.8^\circ \times 55.2^\circ$ 、画素数は 659×494 pixel であり、分解能は 0.11° である。レンズは焦点距離 3.5 mm、口径 43 mm の C マウントレンズに ND フィルタを装着した。

太陽センサ No.1 は太陽電池パネルの法線方向、すなわち + Y 方向に視野中心方位角を合わせ、仰角を 45° とした。太陽センサ No.2 は視野中心方向を No.1 の視野中心方向から + X 方向に 45° ずらして設置した。これにより観測中は太陽センサ No.2 をゴンドラ姿勢基準に選択することで、太陽電池パネルに太陽光を当てながら望遠鏡の可観測範囲に天体を導入することができる。

ゴンドラの姿勢制御アクチュエータには、吊り紐とゴンドラのインターフェースを回転して吊り紐のよじれによる外乱トルクを減少させるアクティブデカップラ (DCP) と、高応答高トルク出力によりゴンドラの方角制御を行う、ツインジンバルコントロールモーメントジャイロ (CMG) を搭載した。制御周期はともに 5 Hz である。

DCP は 20 W の DC モータにより鉛直軸周り両方向に最大 $30^\circ / \text{s}$ (5 rpm) で回転する。また大気球実験室からの要請により、気球飛翔制御用の信号線を DCP の回転部を越えてゴンドラから吊り紐側へ接続するため、10 極スリップリング (Moog AC4598) を設置した。

CMG は図 6 に示すように、1 軸ジンバルに保持されたフライホイール (軸周り慣性モーメント $7.6 \times 10^3 \text{ kg m}^2$ 、 $1.4 \times 10^4 / \text{s}$) を鉛直軸対称に設置した。2つのジンバルの傾きはタイミングベルトにより同期し、1つのジンバルドライブモータによって回転する。ジンバルは最大 $120^\circ / \text{s}$ で鉛直方向に対して 70° まで傾き、CMG の最大出力トルクは 7.7 Nm である。この CMG の構成では、ゴンドラが振子運動、すなわち水平 2 軸方向周りの回転運動によるトルクが CMG に作用しても、それぞれのホイールが発生するニューテーショントルクは互いに打ち消し合い、ゴンドラの姿勢に影響を与えない。また方位角制御トルクはジンバルを傾けることによって発生するため、比較的小さなモータで駆動でき、制御動作中の消費電力変動が小さいという利点がある。

表 6 姿勢センサの仕様

	SAS No.1	SAS No.2	W-STIS	N-STIS	PMT
検出素子	2D CCD				Q-PMT
視野	69.8° (H) 55.2° (V)	69.8° (H) 55.2° (V)	5.6° (H) 4.2° (V)	0.93° (H) 0.70° (V)	$60''$ (H) $60''$ (V)
分解能	0.11°		0.0084° (30.2")	0.0014° (5.04")	(※)
設置位置	ゴンドラ-Z 面		望遠鏡鏡筒外周上		主鏡光路内
設置方向	+ Y	+ Y - 45°	主鏡と光軸に平行		

※対象天体の視直径による

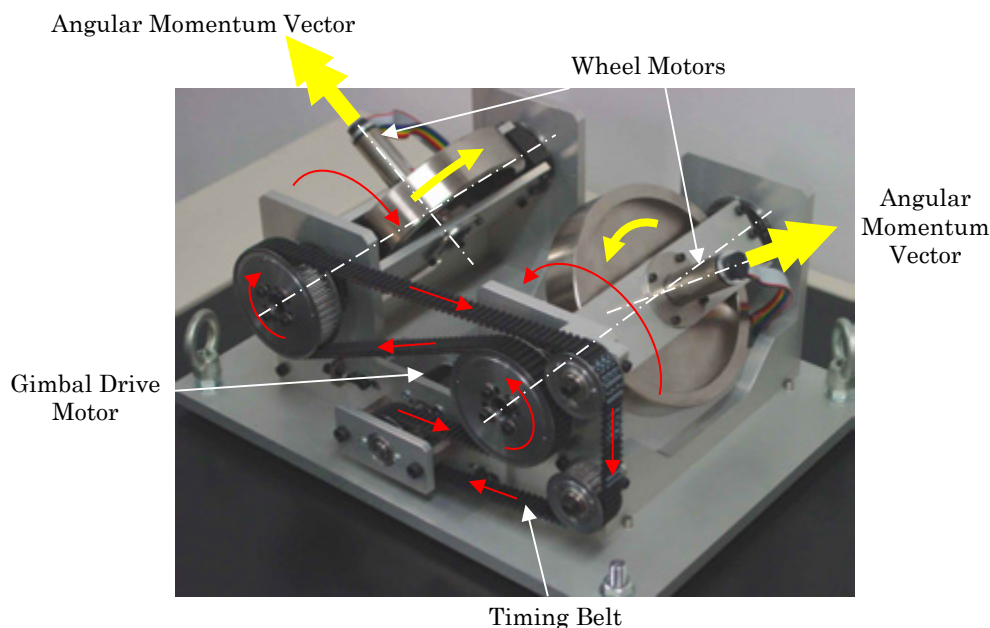


図 6 CMG のホイールとジンバルの動作

第2段階：望遠鏡経緯台による粗ポインティング制御

望遠鏡の主鏡を対象天体の方向にポインティングする制御は、望遠鏡のガイドスコープとして取り付けられた広角と狭角のスターセンサの測定に基づいて、望遠鏡経緯台に内蔵される方位角、仰角用 DC モータで制御される。

広角スターセンサ及び狭角スターセンサはともに太陽センサと同じ CCD カメラモジュールを用い、それぞれ焦点距離 75 mm, 口径 41 mm, 焦点距離 50 mm, 口径 27 mm のレンズを適用した。これにより広角センサは視野角 $5.6^\circ \times 4.2^\circ$, 分解能 0.0084° , 狭角センサの視野角は $0.93^\circ \times 0.70^\circ$, 分解能 0.0014° となる。主鏡とスターセンサのアライメント、およびスターセンサと太陽センサのアライメントは、レーザー光と太陽を用いた。

経緯台内蔵 DC モータにより、経緯台は最大 $8^\circ/s$ で旋回する。望遠鏡の姿勢はゴンドラに対する相対値で定めるものとした。方位角は+ X 方向に対して $\pm 45^\circ$ に、仰角は鏡筒が水平になる位置にメカニカルリミッタを設置し、この範囲を超えて鏡筒が動こうとするときには、クランプがスリップして動きを拘束するようにした。また、放球時には方位角を東側（一侧）リミッタ、仰角を水平リミッタに接触させ、この姿勢を原点姿勢として以降の方向制御を行うこととした。制御周期は 10 Hz である。

第3段階：光学系内 TTM による精ポインティング制御

望遠鏡の主鏡光路内に前述した PMT と TTM からなる、制御系を組み込んだ。制御周期は 1 kHz である。センサ視野角は $30'' \times 30''$ であり、ミラー自体の可動範囲は $\pm 1 \text{ mrad} = 206''$ である。しかしミラーが主鏡の焦点面側に配置されているため、視野の移動量はミラーの駆動角に対して主鏡の合成焦点距離に対する主鏡-TTM 間距離の比で小さくなり、視野の移動量は $\pm 30''$ である。

2.3.4 電源系

基本的に日照中の観測を想定し、電力は太陽電池パネルから供給され、余剰電力はリチウムイオン電池に蓄えられる。公称最大出力 125 W, 最大出力時動作電圧 17.4 V, 同電流 7.20 A の多結晶シリコン太陽電池パネル（京セラ社製 KC-125TJ）2枚が上下に並べてゴンドラ側面に取り付けられている。ゴンドラは太陽電池パネルが取り付けられた側面を常に太陽方向に向けて姿勢を安定化する。日陰中の動作に必要な電力はリチウムイオン電池から供給する。3.7 V 25 Ah のリチウムイオン電池を 2 個並列に接続し、それをさらに 7 組直列に接続することで、25.9 V 50 Ah を得ている。リチウムイオン電池及び充電回路は防水箱に納められている。太陽電池パネルからの出力がなくても、バッテリーのみで 6 時間以上の動作が可能である。電源系には着水前に電源を遮断するためのスイッチを備える。また、電源ラインはすべて防水処置がされている。

上記メインの電源とは別に、TTM マウント及び PMT が納められた気密容器保温用のヒータ電源として、27.6 V 9 Ah のニッケル水素充電電池を備える。ヒータ電力はサーモスタットにて制御される。

2.3.5 テレメトリ&コマンド系・データ保存系

コマンド、テレメトリの空中線は大気球実験室が用意するものを使用した。コマンドは実効レート 300 bps のシリアルコマンドと、観測システムの電源制御を行うためのシリアルディスクリットコマンド 4 ch とした。テレメトリはシリアルテレメトリと NTSC 画像テレメトリの二つを使用した。シリアルテレメトリは 57.6 kbps の実効レートの内、4.096 kbps (512 byte/s) を使用した。シリアルテレメトリのデータ量が抑えられている理由は、将来極域の周回飛行を行う際に使用すると想定されるイリジウム衛星通信などの民間衛星データ通信のデータレートが数 kbps 程度であること、また回収できるため、運用に直接必要なく事後解析に必要なデータは搭載ストレージに保存することにしたためである。

搭載ストレージは、消費電力、発熱が少なく、低気圧環境、振動、衝撃に耐性があるシリコンメモリを使用することとした。開発の容易さから 16 GB SD カードメモリ 5 枚を搭載し、HK データ、観測データ等、データ種別ごとに各カードへ分散保存した。SD カードメモリは衝撃等によってスロットからカードが脱落する可能性があるため、周囲の構造を用いて抜け止めを施した。

2.4 ゴンドラ姿勢・ポインティング制御アルゴリズム

2.4.1 ポインティング制御のオペレーションフロー

FUJIN-1 は日本国内でのフライト実験を想定している。そのためフライト中は、常にテレメトリを受信してモニタリ

ングでき、かつ任意のタイミングでコマンドが送信できるという運用環境を前提としたオペレーションフローとしている。また各段階のポインティング制御の妥当性を検証することを目的としているため、各段階の制御の実行は基本的に自律化せず、地上からのコマンドで実行することにした。

観測高度でレベルフライトに入った後、まず磁気センサの情報を基に、コマンドでDCPをマニュアル駆動し、太陽センサ視野内に太陽を導入する。太陽が導入されたことをセンサ検出値およびモニター画像で確認したら、コマンドでゴンドラ姿勢制御を実行し、ゴンドラ姿勢を安定させる。この時、制御開始時のゴンドラ姿勢や外乱回転の状態によっては、制御途中でCMGが可動限界に達してしまうことが起こり得る。その場合は一旦制御を中止し、CMGを初期状態に戻してから最初からオペレーションをやり直す。

ゴンドラ姿勢の安定が得られたら、望遠鏡を初期位置から目標天体方向に駆動し、広角のスターセンサの視野に目標天体を捕捉する。時刻・位置に対応する望遠鏡の駆動角度のリストをあらかじめ準備しておき、GPS情報とリストに基づいて駆動角度をコマンドで設定する。この時スターセンサの視野に目標が入らなかつた場合は、望遠鏡を一定角度ずつ渦巻き状に駆動する動作モードを実行して目標を捕捉する。捕捉後、広角スターセンサの検出値に基づいて追尾制御を実行する。これにより広角スターセンサの視野中心近くに目標天体を導入すると、自動的に狭角スターセンサの視野内にも目標が捕捉される。その後追尾制御で使用するセンサをコマンドによって狭角スターセンサに切り替えることで、本格的な望遠鏡粗指向制御を開始する。

目標天体が狭角スターセンサの視野中心に維持され、PMT出力およびモニター画像で観測視野内に目標が捕捉されたことを確認してから精指向制御を実行する。このとき観測視野内における精指向制御の有効範囲に目標が入っていない場合は、望遠鏡粗指向制御にオフセットを加えて調整する。

2.4.2 第1段階：ゴンドラ姿勢制御

ゴンドラの運動は、鉛直軸周りの回転と振子運動に分けられる。このうち振子運動は回転中心である気球重心からゴンドラまでの腕が長く振幅角は鉛直軸周りの回転振動の振幅角と比較して小さいと予想される。よって振子運動は望遠鏡粗指向制御で打ち消すものとし、本制御ではゴンドラを目標方向へ鉛直軸周りに回転させると同時に、回転振動を減衰させ姿勢を安定させる。

ゴンドラの鉛直軸周りの姿勢運動は次式のようにモデル化する。

$$I_z \ddot{\theta} = T_{DCP} + T_{CMG} - T_{TSC} + T_{RP} \quad (1)$$

I_z は鉛直軸周りのゴンドラの慣性モーメント、 θ はゴンドラ方位角、 T_{DCP} 、 T_{CMG} はそれぞれDCP及びCMGによる制御トルク、 T_{TSC} は望遠鏡が駆動した際の反動トルク、 T_{RP} は吊り紐による外乱トルクである。方位角は太陽方向を基準とし、太陽センサ視野中心に太陽がある時、 $\theta = 0$ である。

CMGのジンバル傾き角を θ_c 、ホイール角運動量を H とすると、CMGは次式でモデル化できる。

$$\bar{H} = H \sin \theta_c \quad (2)$$

$$T = \frac{d\bar{H}}{dt} = H \dot{\theta}_c \cos \theta_c \quad (3)$$

ただしホイール回転軸が水平の時 $\theta_c = 0$ とし、 $|\theta_c| < 70^\circ$ の範囲で動く。DCPで方位角を制御し、CMGで振動を抑制するという方針から、太陽センサの計測値 θ_m に基づいたDCPの制御量 $\dot{\theta}_d$ 、CMGジンバルの制御量 $\dot{\theta}_c$ はそれぞれ、次式で定義する。

$$\dot{\theta}_d = -K_{P1} \theta_m - K_{I1} \int \theta_m dt \quad (4)$$

$$\dot{\theta}_c = -K_{D1} \dot{\theta}_m \quad (5)$$

K_{P1} 、 K_{I1} はDCPの制御ゲイン、 K_{D1} はCMGの制御ゲインである。これらのゲインは地上からのコマンドで変更可能である。

2.4.3 第2段階：望遠鏡ポインティング粗制御

この段階ではスターセンサの視野内の天体像をセンサ視野中心に維持する制御を行う。望遠鏡の方位角および仰角は、

スターセンサによる天体像重心位置検出値に基づき、以下の制御則に従って制御される。

$$\mathbf{x}_V = [x_V \ y_V]^T, \ \boldsymbol{\omega}_T = [\omega_x \ \omega_y]^T \quad (6)$$

$$\boldsymbol{\omega}_T = -K_{P2}\mathbf{x}_V - \int K_{I2}\mathbf{x}_V dt \quad (7)$$

ただし x_V は天体像重心のセンサ視野中心からの偏差を、 ω_T は望遠鏡の指向方向を示し、 K_{P2} 、 K_{I2} はそれぞれ比例、積分ゲインを示す。これらのゲインは地上からのコマンドで変更可能である。

2.4.4 第3段階：望遠鏡ポインティング精制御

PMT の各チャンネルに入射した光量は電圧 V_i ($i = 0 \cdots 3$) に変換される。 V_i から星像の位置 $\alpha = [\alpha_x \ \alpha_y]^T$ への変換は次式による。ただし C_i ($i = 0 \cdots 3$) は各チャンネルの特性を補正する値である。

$$\alpha = \frac{1}{\sum_{i=0}^3 C_i V_i} \begin{bmatrix} R_x \{ (C_2 V_2 + C_3 V_3) - (C_0 V_0 + C_1 V_1) \} \\ R_y \{ (C_0 V_0 + C_3 V_3) - (C_1 V_1 + C_2 V_2) \} \end{bmatrix} \quad (8)$$

TTM と星像位置の関係を幾何学的に考えると、 α および目標位置 α^* 、ポインティング誤差 ξ 、TTM ミラー角度 φ の間には以下の関係が成り立つ。

$$\varphi = \frac{1}{2}(\alpha - \xi) \quad (9)$$

$$\varphi + d\varphi = \frac{1}{2}(\alpha^* - \xi) \quad (10)$$

ξ はシステムにこれを測定するセンサがないため、計測できない。一方本実験では目標位置は常に視野中心であり、 $\alpha^* = 0$ である。そこで上式を整理して、TTM 動作角 φ について次式を得る。

$$d\varphi = \frac{1}{2}(\alpha^* - \alpha) \Leftrightarrow \varphi = \frac{1}{2} \int \alpha dt \quad (11)$$

実際には 1 kHz の制御周波数に対して TTM の応答限界は 50 Hz であり、この制御系は TTM の応答速度より速い速度で動作する。そのため過渡応答状態を考慮して、 α を基にした PD 制御で φ を次式のように制御した。

$$\varphi = -\frac{1}{2} \int (K_{P3}\alpha + K_{D3}\dot{\alpha}) dt \quad (12)$$

K_{P3} 、 K_{D3} は制御ゲインであり地上試験でチューニングした値を使用した。

3. 地上試験性能評価試験

FUJIN-1 ゴンドラのポインティング制御系について性能評価のための地上試験を実施した。地上試験環境において全ての制御を通しての統合試験を実施することは困難であったため、ゴンドラを吊り下げた状態でのゴンドラ姿勢制御と望遠鏡粗指向制御の統合試験と、ゴンドラを地上に置いた状態で望遠鏡粗指向制御と精指向制御の統合試験を実施し、各々の試験結果を総合して最終的な評価を行うこととした。過去、BBT2009 ゴンドラでこれらの試験を実施し、フライト環境において少なくとも 0.5" よりも小さい指向精度性能が達成できることを確認している [3]。FUJIN-1 のポインティング制御系の仕様は BBT2009 と基本的に同じであり、同等の性能が達成できると予想される [10]。ここでは、これまで実施した性能評価に対する補足という意味で、試験方法は BBT2009 の時と同じとし、一部条件を変更して地上試験を実施した。

3.1 ゴンドラ姿勢制御+望遠鏡粗指向制御性能評価

ゴンドラを吊り紐で吊り下げた状態で、ゴンドラ姿勢制御と望遠鏡粗指向制御を同時に実行して、望遠鏡で目標を追尾できることを確認するための試験を実施した。過去に実施した試験とは、吊り紐に加える外乱回転の条件を変更して行った。

3.1.1 実験方法

図7に実験環境の外観を示す。ゴンドラは観測時の状態に近づけるためにバラストを搭載していない。また保安部品、望遠鏡フードを取り外した状態である。その他はフライト時の状態と同じであって、総重量は487.5 kgである。ゴンドラを吊るすために高さ4 mの門型クレーンを使用した。ゴンドラはφ14 mm×1 mのケブラーロープにより、吊り紐回転機構を介してクレーンから吊り下げた。吊り紐回転機構はDCモータを備えており、吊り紐を鉛直軸周り両方向に対して任意の回転速度で回転させることができる。これにより観測高度において気球本体の運動によってゴンドラに加わる外乱回転を模擬する。設定可能な回転速度の最低値は1/80 rpmである。モータードライバに対してPCからシリアル通信でコマンドを送ることで、回転方向および速度をリアルタイムで制御することが可能である。過去の試験では、観測高度での外乱回転が最大1/10 rpmに達するという理由から、回転機構の回転速度を1/10 rpmの一定回転に設定していた。実際のフライト時環境では、外乱回転方向と速度が数分程度の周期性を持って不規則に変化する場合が想定される。本試験では、外乱回転速度をPCからの制御で周期的に変化させた時の、ゴンドラ姿勢制御および望遠鏡粗指向制御の評価を行った。

ゴンドラの姿勢制御に使用する太陽センサ、望遠鏡粗指向制御に使用するスターセンサの模擬目標として豆電球を使用した。背景光が入りこむことを防ぐため、センサ視野を十分覆うことが出来る面積の遮光シート上に光源を設置した。

電源はゴンドラに搭載しているリチウムイオン2次電池を使用し、その他の外部電源からの供給は行わない。またゴンドラに対するコマンド送信およびテレメトリ受信には無線機を使用する。従ってゴンドラに対して有線の接続は一切無い状態であり、これは姿勢制御への影響を与えないようにするためである。

本試験は、まず外乱回転を加えていない状態で、ゴンドラ姿勢制御と望遠鏡指向制御を実行し制御が十分安定している状態にしておく。そこから、回転機構を駆動して吊り紐に周期的な外乱回転を与えた。外乱回転は回転速度を正弦波形に変化させるものとし、振幅を1/80 rpm、周期を5分に設定した。

3.1.2 実験結果

制御試験を実施する前に、無制御状態で外乱回転が与えられた時のゴンドラ姿勢変化を計測した。計測結果を図8に示す。ゴンドラの方位角周りの運動は、吊り紐自体の回転と吊り紐が捻じれることで生じる振動が連成したものとなる。方位角は初期位置から最大10°程度変動する。角速度は最大で0.3°/s (1/20 rpm)に達し、周期1分程度で変化する。この周期は吊り紐のねじり振動の周期と一致している。BBT2009のフライトにおいて、高度32 kmで観測された無制御時のゴンドラ姿勢履歴[3]と比較すると、最大角速度はほぼ等しく、角速度の変動周期はおおよそ1/2である。

この外乱回転を加えた状態で、ゴンドラ姿勢制御と望遠鏡粗指向制御の試験を実施した。試験結果は図9に示す。各図の横軸は全て共通で経過時間を示す。左が方位角、右が仰角方向の履歴であり、上段から太陽センサで検出したゴンドラ姿勢角[°]、ゴンドラ姿勢角速度[°/s]、スターセンサで検出した望遠鏡指向角度誤差[°]を示す。仰角方向の揺れはほぼ無視できるほど小さく、太陽センサで検出したゴンドラ仰角、仰角速度(それぞれ(a)(b)右図)は、ほぼ測定限界であった。

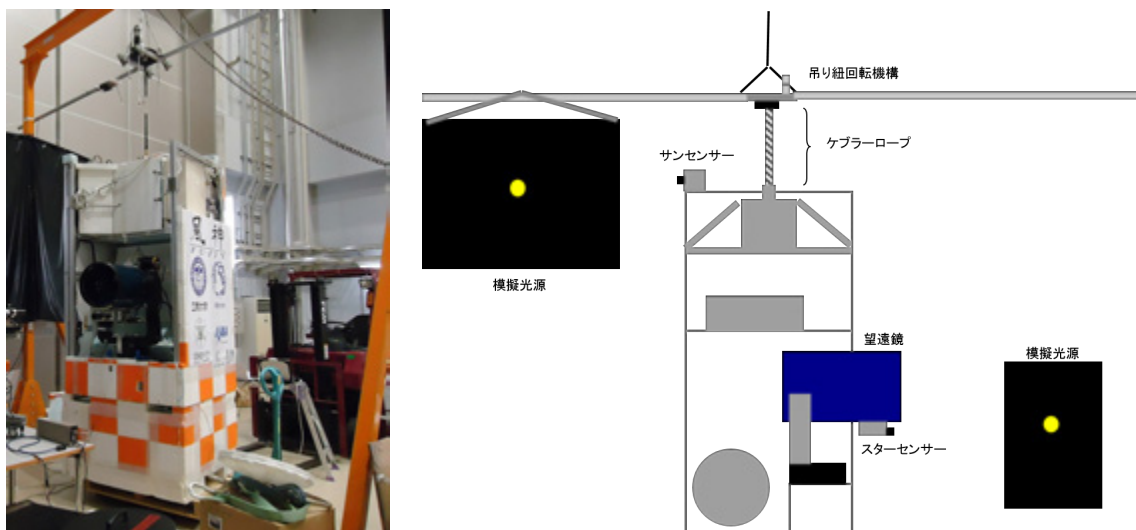


図7 地上試験概観

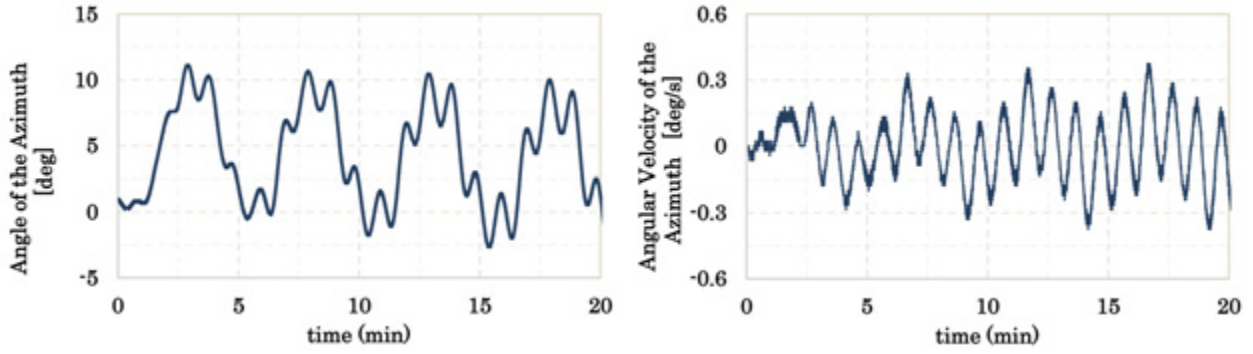
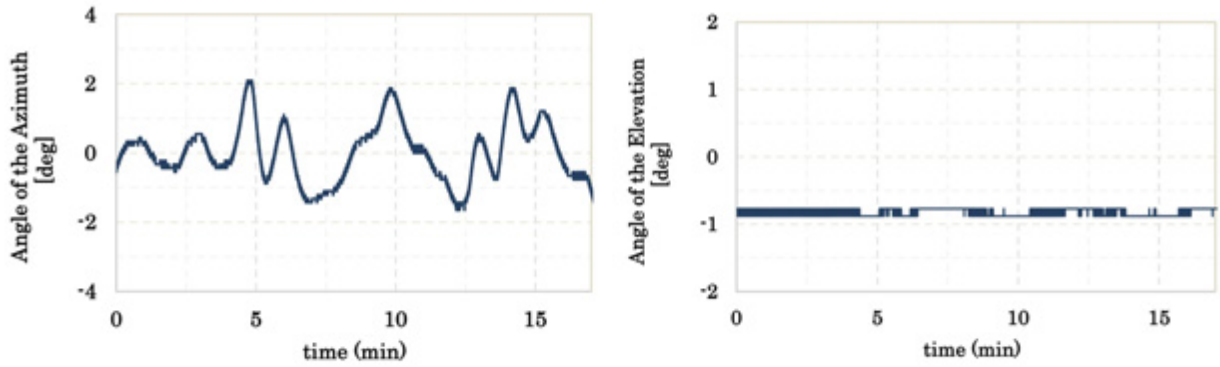
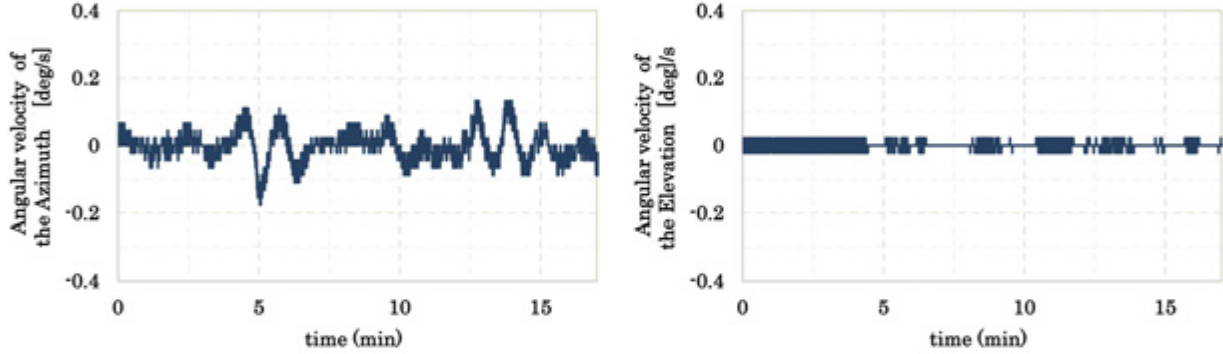


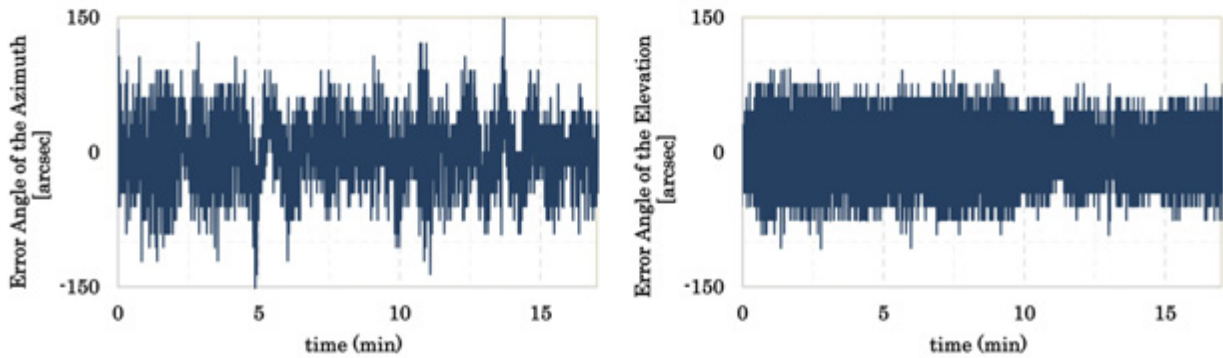
図 8 無制御時の Gondola 姿勢履歴



(a) Gondola 姿勢角



(b) Gondola 姿勢角速度



(c) 望遠鏡指向角度誤差

図 9 Gondola 姿勢制御 + 望遠鏡粗指向制御試験結果. 図中の 3.4 分の時点から外乱回転を入力している.

実験開始時点では外乱は加わっていない状態で各制御が実行されている。図中における3.4分の時点から外乱回転が加えられており、目標値付近で安定していたゴンドラ方位角が外乱の影響を受けて変化した。外乱が入力された環境でゴンドラは一定振幅の振動を継続する状態となった。この時のゴンドラ方位角姿勢の目標値からの誤差値は最大 2.09° 、角速度値は最大 $0.15^\circ/\text{s}$ に達した。

スターセンサの履歴を見ると、外乱入力状態における目標値への収束値は、RMS値で方位角方向が $35.9''$ 、仰角方向が $41.6''$ であった。仰角方向は外乱の有無に関わらず、周期3~4秒程度のほぼ一定の振動が継続する状態となった。これは望遠鏡が駆動することで、ゴンドラ本体に振り子運動を励起している影響が考えられる。

本試験では外乱入力状態での制御を約14分間実施した。試験終了までゴンドラ姿勢制御、望遠鏡粗指向制御ともに安定して制御が持続した。

3.1.3 評価

実際のフライトにおけるオペレーションでは、最初にゴンドラ姿勢制御を実施し、ゴンドラ姿勢が安定した後に望遠鏡を初期位置から目標天体方向に駆動し、天体捕捉用の広角スターセンサの視野に目標を導入する。従って姿勢制御によって、ゴンドラ姿勢を広角スターセンサの視野角以下で安定させることが必要である。FUJIN-1の広角スターセンサの視野角は $\pm 2.3^\circ$ である。本試験のゴンドラ姿勢制御の結果はこれを下回っており、ゴンドラ姿勢制御は要求条件を満たすことができた。また姿勢制御系のDゲインをより大きい値に設定することで、姿勢変動を抑制し制御性能を改善できると考えられる。以上より、実際のフライトにおいて本試験で加えたような外乱が存在する環境下であっても、ゴンドラ姿勢制御から天体捕捉までのオペレーションは実施可能であることが示された。

望遠鏡粗指向制御の要求条件は、精指向制御においてTTMで補正可能な範囲内で指向することで、FUJIN-1の場合 $\pm 28''$ である。試験期間を通して、方位角方向は45.5%、仰角方向は21.7%の期間で要求条件を満たした。方位角方向については、外乱入力状態での目標値への収束精度は外乱が無い状態と比較してほとんど差がない。これは外乱が加わることで生じるゴンドラ姿勢変動は、望遠鏡側の制御によって十分補償されていることを示している。このことから、実際のフライト環境において本試験で加えた外乱回転が存在したとしても、望遠鏡粗指向制御は十分な性能で機能すると言える。また望遠鏡粗指向制御はゴンドラ姿勢角速度の影響を受けるため、姿勢制御系のDゲイン値を上げて姿勢角速度を抑えることで、本試験結果より指向制御の精度を改善できると考えられる。

仰角方向に生じる振動は、望遠鏡の駆動を抑えることで軽減できると考えられる。フライト時にゴンドラに生じる仰角方向の変動は、方位角方向の運動と比べると小さい。一方本試験において制御系のゲイン値は方位角、仰角方向ともに同じ値を使用しており、より大きな補償動作を必要とする方位角側に合わせ設定している。仰角方向の制御ゲインを小さい値に設定すれば、振動幅を抑えられ、本試験結果よりも長期間で制御の要求条件を満たせると考えられる。

3.2 望遠鏡粗指向制御+精指向制御評価

望遠鏡粗指向制御と精指向制御によって、目標天体を観測カメラ視野内で追尾、固定させる制御について検証した。BBT2009と比較して、望遠鏡光学系とスターセンサの仕様が変更されたことを踏まえて、性能の再確認のために試験を実施した。

3.2.1 実験方法

本試験は2013年5月、JAXA大樹航空宇宙実験場屋外にて実施した。制御の目標として実際の天体を使用した。精指向制御で使用するPMTは、天体からの光以外の背景光に対しても感度を持つ。大気が薄く背景光がほとんど存在しない成層圏高度と同じ条件とするために、日没後時間が経過し空が十分暗くなった時間帯に試験を実施した。この時期、本来観測対象としている金星や木星はほぼ外合に近く、日没後間もなく沈んでしまうために本試験には適さなかった。そこで観測可能な天体の内、最も明るいアークトゥルス为目标天体とした。

ゴンドラは地上に接地した状態とした。まず望遠鏡をコマンドによるマニュアル操作で目標天体方向に駆動し、スターセンサの視野内に目標天体を導入した後、望遠鏡粗指向制御を実行した。PMT出力値の変化を見て、天体像がPMT視野内に導入されたことを確認した。天体の位置がPMTのおおよそ中心になるよう望遠鏡粗指向制御にオフセットを加え調整した後、コマンドにより精指向制御を開始した。精指向制御の制御則では、パラメータとして天体の視直径を設定する必要があるが、恒星は惑星と異なって面積を持たない点光源に近いいため視直径が定義できない。ここでは精指向制

御のオンボードプログラム上設定可能な視直径パラメータの内、最小値である $6''$ を設定した。PMT出力値とTTM制御履歴の計測はデータロガーを使用した。

3.2.2 実験結果

精指向制御の結果を図10に示す。図の横軸は全て共通で経過時間を示す。図は上から順に、PMT各チャンネル出力電圧の合計値[V]、PMT各チャンネルの出力比から算出した視野中心からの方位角方向の偏差角 $X['']$ 、TTMのX軸制御入力値 $['']$ 、視野中心からの仰角方向の偏差角 $Y['']$ 、TTMのY軸制御入力値 $['']$ である。偏差角の算出の際、天体の視直径は制御パラメータで設定した数値を使用した。PMTの合計出力電圧は平均 1.39V でほぼ一定であり、試験期間を通じて天体が雲に隠れることなく、望遠鏡粗指向制御によって天体像をPMT視野内に維持し続得られたということを示す。精指向制御の実施によって偏差角は視野中心である $0''$ 周辺に収束した。この時の収束精度は σ で X が $0.25''$ 、 Y が $0.43''$ であった。試験期間を通してTTM角度が駆動している様子が見える。これは望遠鏡粗指向制御の追尾誤差と、日周運動による天体の移動を打ち消すためである。TTM自体の可動範囲は $\pm 206''$ であり、観測視野内において $\pm 28''$ の範囲に対応する。これは望遠鏡光学系内の焦点距離が変更になったことで、過去の試験時より30%ほど拡大している。計測した100秒間においてTTMはX側、Y側ともに駆動限界に達することなく動作を継続した。

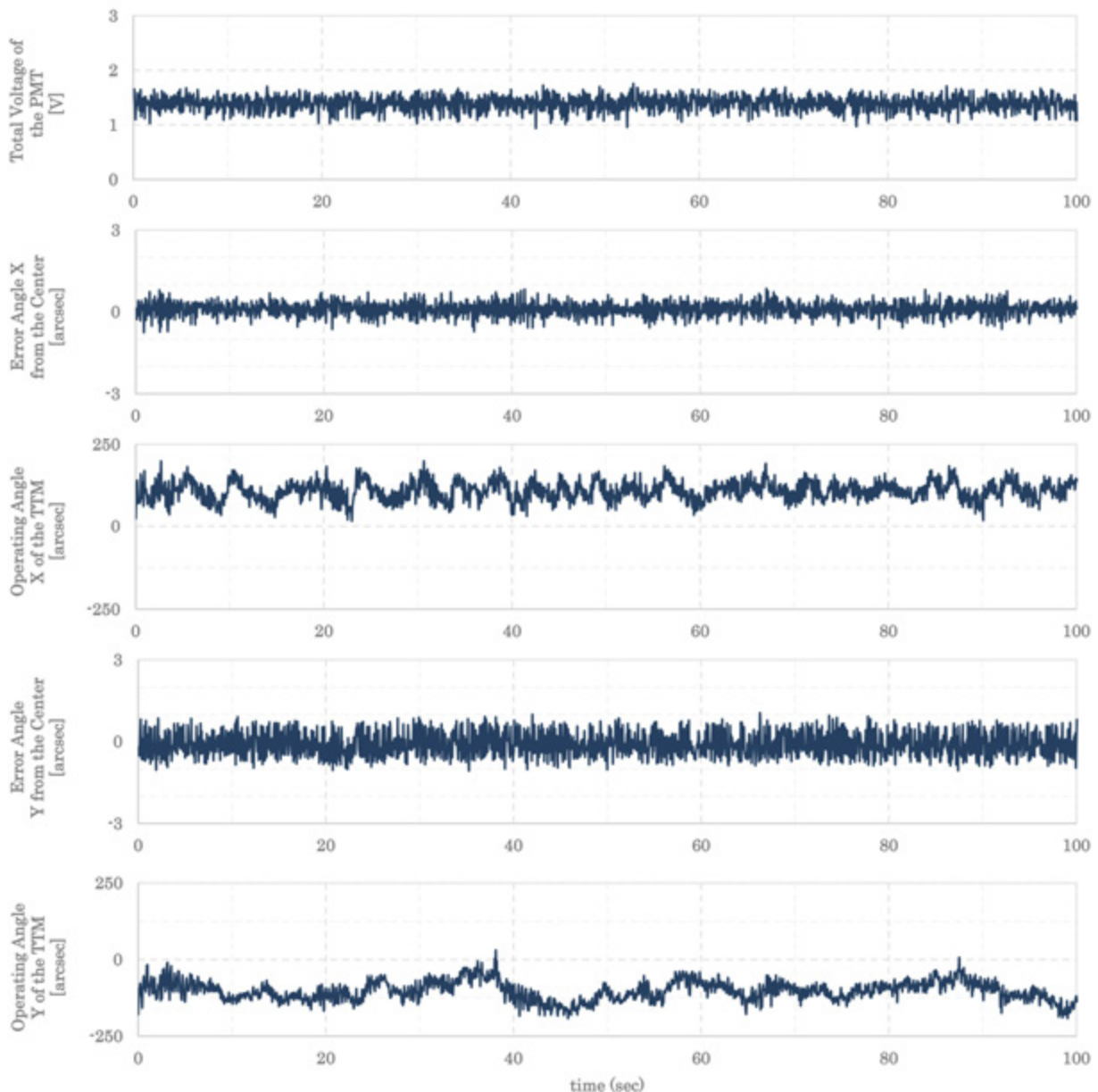


図10 望遠鏡粗指向制御+精指向制御 試験結果

3.2.3 評価

本試験における精指向制御の収束精度の σ 値による評価は、BBT2009で評価した数値[3]と比較すると2~3倍程度大きな値になっている。これは十分な光量と面積を有する木星を使用したBBT2009と違い、本試験ではほぼ点光源に近い恒星を使用したために、PMTセル面での天体像の面積の広がり小さく検出感度が下がったこと、また視直径パラメータの設定値を適切に設定できなかったことの影響が考えられる。本試験でBBT2009と同様に惑星を使用していれば、同程度の性能は達成できたと予想する。

過去の試験ではTTMの駆動角度が大きく、平均4秒の間隔でTTMが駆動限界に達し、精指向制御は実施時間の内80%の時間で有効であった。一方本試験ではTTMの動作は比較的小さく、全試験期間を通じて一度も駆動限界に達することはなかった。FUJIN-1で望遠鏡粗指向制御に使用するスターセンサの角度分解能は $5.04''$ (0.0014°)である。これはBBT2009のスターセンサの1/4程度であり、観測視野内における精指向制御の有効範囲の1/10以下である。よってFUJIN-1における望遠鏡粗制御は、精指向制御の有効範囲より十分小さい範囲内で制御が可能である。そのため天体の日周運動に対し、TTMでの補償制御が可動限界に達するよりも前に望遠鏡側で追尾動作が行われ、その結果TTMの飽和を防ぐことが出来たと考えられる。このように、FUJIN-1ではスターセンサ分解能の向上によって、精指向制御を有効とする期間を延長して、より長期間連続してぶれの無い天体の撮像が可能になったことが示された。

4. 結論

本稿では、成層圏から惑星を光学観測するための極周回成層圏テレスコープFUJIN計画について述べ、2013年の国内気球実験でフライト試験を行う予定で開発したFUJIN-1のシステム、および地上におけるポインティング試験結果について報告した。

FUJIN-1は成層圏テレスコープの機能・性能を確認することを目的に、2009年にフライトしたBBT2009フライトシステムをベースにして開発された。デモンストレーションとして観測対象に金星を選び、さらに運用に余裕があれば水星、木星などの他の惑星の試みる事が計画された。フライトシステムはBBT2009の方針、思想を踏襲しながらも、運用性の向上やより綿密な環境試験によって信頼性を向上させた。地上でのポインティング性能確認試験によって、第1、第2段階の統合試験によりゴンドラを吊り、外乱を与えながら望遠鏡を $0.4''$ の精度でポインティングできること、また、第2、第3段階の統合試験によりの精度でポインティングできることを確認した。前者と後者の試験において第2段階のポインティング精度は同程度であったことから性能評価は連続しており、実際のフライトにおいて第1~3段階を統合した場合においても、望遠鏡搭載望遠鏡の回折限界未満である $0.4''$ (σ)のポインティング精度が期待される。

結果的にはFUJIN-1は残念ながら飛翔する機会が得られなかった。しかし、FUJIN計画は2015年のFUJIN-2による1~2日の科学観測フライト、さらにその先に、北極を十数日かけて周回しその間に連続観測を行うFUJIN-3フライトを計画している。FUJIN-1の開発を通して得られた知見、試験のノウハウは、今後のFUJIN-2、3の開発においても非常に有用なものである。そこでFUJIN-1の開発は平成25年度をもって終了し、開発チームはFUJIN-2の開発による極域フライトの準備を始めることとした。今後、2014年中のFUJIN-2開発完了、翌年スウェーデンでの観測フライトへ向けて、検討、製作を進める。

謝辞

本研究はJSPS 科研費 17540426, 24244076 及び公益財団法人山田科学振興財団の助成を受けた。

参考文献

- [1] D. McCarthy and et al., "Operating Characteristics of the Stratoscope II Balloon-Borne Telescope," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. AES5, no. 2, pp. 323 - 329, 1969.
- [2] M. Taguchi, K. Yoshida, H. Nakanishi, Y. Shoji, K. Kawasaki, J. Shimasaki, Y. Takahashi, J. Yoshida, D. Tamura and T. Sakanoi, "Balloon-borne telescope system for optical remote sensing of planetary atmospheres and plasmas," *Advances in Geosciences* 2006, vol. 7, pp. 169-179, 2006.

- [3] Y. SHOJI, T. ONISHI, S. BATTAZZO, T. TERAGUCHI, A. YOSHIMURA, Y. SAKAMOTO, Y. TAKAHASHI, K. YOSHIDA and M. TAGUCHI, “Highly Precise Pointing Control System on a Balloon-Borne Telescope for Optical Observations of Planets,” *Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan*, vol. 8, no. No.ists27, pp. Pm15-Pm20, 2005.
- [4] M. Taguchi, Y. Shoji, Y. Sakamoto, K. Yoshida, Y. Takahashi, T. Teraguchi, T. Ohnishi, S. Battazzo, T. Sato, N. Hoshino, T. Uno and A. Yoshimura, “A balloon-borne telescope developed for remote sensing of planets from the polar stratosphere,” *JAXA-RR*, no. 09-007, pp. 53-72, 2010.
- [5] 田口真, 山元夢摘, 吉田和哉, 坂本祐二, 中野壽彦, 莊司泰弘, 高橋幸弘, 渡辺誠, 濱本昂, 仲本純平 and 今井正堯, “B12-03 「気球搭載望遠鏡による惑星大気観測」 実験経過報告,” 平成 24 年度大気球シンポジウム集録, pp. isas12-sbs-033, 2012.
- [6] Y. Shoji, T. Nakano, R. Fujimura, M. Yamamoto, Y. Sakamoto, M. Watanabe, Y. Takahashi, K. Yoshida and M. Taguchi, “A BALLOON-BORNE TELESCOPE FOR PLANETARY OBSERVATIONS,” *Proc. 39th COSPAR Scientific Assembly 2012*, pp. PSB.1-0032-12-2, 2012.
- [7] H. Takahashi, M. Yonetani, M. Matsuoka, T. Mizuno, Y. Fukazawa, T. Yanagida, Y. Fujimoto, Y. Yokota, A. Yoshikawa, N. Kawaguchi, S. Ishizu, K. Fukuda, T. Suyama, K. Watanabe, H. Tajima, Y. Kanai, N. Kawai, J. Kataoka, J. Katsuya, T. Takahashi, S. Gunji, M. Axelsson, M. Jackson, M. Kiss, W. Klamra, M. Kole, S. Larsson, P. Mallol, M. Pearce, F. Ryde, S. Rydstrom, G. Olofsson, H. Floren, T. Kamae, G. Madejski and G. Varner, “A thermal-neutron detector with a phoswich system of LiCaAlF₆ and BGO crystal scintillators onboard PoGOLite,” *Nuclear Science Symposium Conference Record*, pp. 32-37, 2010.
- [8] M. Jackson and PoGOLite Collaboration, “Control system, operating modes, and communications for PoGOLite,” *Proceedings of the 20th ESA Symposium on European Rocket and Balloon Programmes and Related Research*, pp. 22-26, 2011.
- [9] 弘・高橋 and on behalf of PoGOLite Collaboration, “PoGOLite 気球実験の 2013 年パスファインダーフライトの状況と今後,” 平成 25 年度大気球シンポジウム, pp. isas13-sbs-023.
- [10] T. Nakano and et al., “Performance Evaluation for Pointing Control System of the Balloon-Borne Telescope,” *Advances in the Astronautical Sciences*, vol. 146, 2013.

APPENDIX A ゴンドラの慣性特性の計測

気球ゴンドラにおける慣性特性の計測手法の一例として、重心位置の推定と3軸慣性モーメントの推定方法について述べる。本手法の適用条件として、以下を挙げる。

- (条件1) ゴンドラは1点で吊られる,
- (条件2) 吊り点においては水平な1軸で支持され、軸周りに自由に回転できる,
- (条件3) 吊り点の回転軸とゴンドラの向きは変えることができる,
- (条件4) 吊り点を支点にゴンドラが揺動する場合、他の2軸の運動は無視できるほど小さい,
- (条件5) 静止しているゴンドラの重心は吊り点の直下にある,
- (条件6) ゴンドラの質量は既知である.

A.1 重心位置の推定

測定方法の模式図を図11に示す。ゴンドラ座標系を、吊り点を原点O、吊り点から鉛直下方を+Z、左方向を+Xの右手系とし、X、Y、Zの単位ベクトルを i_1, i_2, i_3 とする。ゴンドラの重心はC(0, 0, r)にあり、質量をMとする。ゴンドラ上でO、C以外の任意の点Dに質量mを固定する。このとき吊り下げ質量(M+m)の重心C'はCとDを結ぶ線分上にCC':C'D = m:Mに位置し、ゴンドラはOC'とOCが角度 θ を為して傾く。この θ は可観測なので、これより未知数rを求める。OD=dとすると、

$$OC' \cdot OC = \frac{Mri_3 + md}{M+m} \cdot ri_3 = \frac{Mr^2 + mrd \cdot i_3}{M+m} \quad (13)$$

$$|OC'| |OC| \cos \theta = \sqrt{\left(\frac{Mri_3 + md}{M+m}\right)^2} \cdot r \cos \theta \quad (14)$$

計算を簡単にできるDの位置の位置はいくつか考えられる。ここでは一例としてOを含む水平面内にあるものとする。ここで $d \cdot i_3 = 0$ であるので、(13) = (14)を両辺2乗して

$$M^2 r^4 = (Mri_3 + md)^2 r^2 \cos^2 \theta \quad (15)$$

$$r = \frac{md}{M \tan \theta} \quad (16)$$

と解くことができる。

A.2 慣性モーメントの推定

軌道上の衛星と異なり、一般に飛行中の気球ゴンドラの重心と回転中心は一致せず、バラストの投下などにより重心はゴンドラの中で移動しうる。そこでここでは、A.1に続いて吊り点Oをゴンドラ座標系の原点とし、Oまわりの慣性モーメントを求める。

i_1, i_2 まわりの慣性モーメント

ゴンドラを吊り点Oを支点とする単振子として、揺動の周期より慣性モーメントを求める。重力加速度、回転軸周りの慣性モーメントをとすると、ゴンドラの運動方程式は

$$I\ddot{\theta} + Mgr \sin \theta = 0 \quad (17)$$

振幅 θ が十分小さいとき、 $\sin \theta \sim \theta$ として、

$$I\ddot{\theta} + Mgr\theta = 0 \quad (18)$$

これより周期Tを求めてから変形すると、Iは次のように求まる。

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{I}{Mgr}} \quad (19)$$

$$I = \frac{MgrT^2}{4\pi^2} \tag{20}$$

i_3 まわりの慣性モーメント

ゴンドラ上の吊り点 O と固定壁の間にねじりバネ (バネ定数 k_t) を挿入し, ゴンドラを単振動させることによって, 周期 T より Z 軸周りの慣性モーメント I を求める. バネ自体の慣性モーメントはゴンドラの慣性モーメントと比べて無視できるものとする,

$$I\ddot{\theta} + k_t\theta = 0 \tag{21}$$

より,

$$I = \frac{k_t T^2}{4\pi^2} \tag{22}$$

バネは簡易な方法として, 吊り紐を平行な 2 本の伸縮しない紐とすることで構成できる (図 13). このとき平行な紐の中心間距離 $2r$, 紐の長さ L , 吊り下げ重量 W , ねじり角 ϕ とすると, 復元トルク τ は次のように書ける.

$$\tau = \frac{Mr^2}{L} \sin\phi \frac{1}{\sqrt{1 - \left(\frac{2r}{L} \sin\phi\right)^2}} \tag{23}$$

比 r/L を 1 程度までとし, ねじり角 ϕ が十分小さく, $\sin\phi \sim \phi$, $\phi^2 \sim 0$ が成り立つとき, 以下のようにバネ定数 k_t を求めることができる.

$$\tau = \frac{Mr^2}{L} \phi = k_t \phi \tag{24}$$

$$k_t = \frac{Mr^2}{L} \tag{25}$$

よって, 式 (22) に代入して, Z 軸周りの慣性モーメント I は次式となる.

$$I = \frac{Mr^2}{4\pi^2 L} T^2 \tag{26}$$

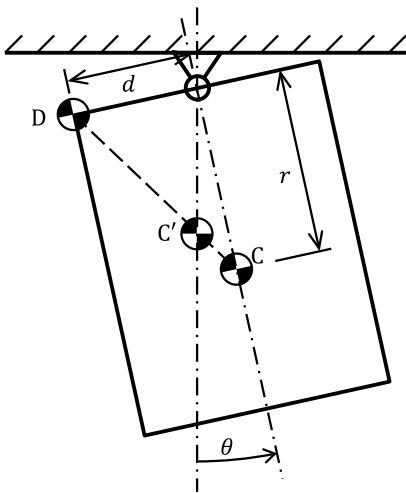


図 11 D 点に小質量を載せたゴンドラ

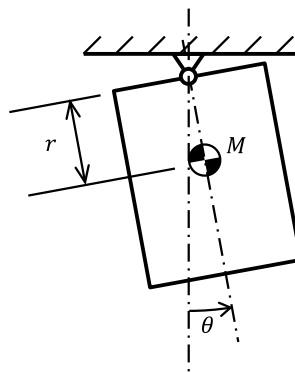


図 12 単振動するゴンドラ

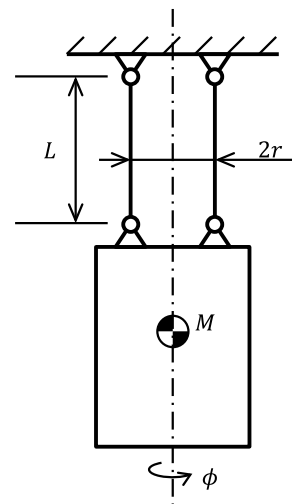


図 13 2 本の吊り紐で吊ったゴンドラ

