



ISSN1349-1113
JAXA-RR-07-009

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

2008年2月

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

序 文

本報告では、長期観測を可能とする日本独自の多層膜構造気球の開発に関する報告を皮切りに、宇宙工学の姿勢系の研究者を中心に進められている非常にユニークな大気球を用いた微少重力実験環境実現のための研究の報告の他、2004年に行われた気球搭載型超伝導サブミリ波リム放射サウンダの実験報告、2004年、2005年に行われた成層圏における微生物採集の実験報告がまとめられている。これらの実験は大気球の特徴を生かしたもので、これまでの成果を生かしながら、今後も改良を重ねていくことが期待されるものである。本報告では、さらに、日米協力実験として、これまで大規模に展開され多くの科学成果を生み出した BESS 実験の南極による新たな観測、そして三陸において行われた、将来の MeV ガンマ線観測をめざした試験観測の結果についてもまとめられている。こうした宇宙観測においては優れた検出器と共に長時間にわたる観測手段が必須である。南極で実現しているような長期飛揚実験が、一般的なものになり、数ヶ月におよぶ観測が可能になると、気球による宇宙観測に新しい展開が訪れることになろう。

大気球実験は、成層圏の直接観測や、様々な波長域での宇宙観測ばかりではなく、ソーラーセイル技術や再回収のための構造体、再使用型ロケットの推進系などの様々な工学実験とその適用範囲をひろげている。現在開発が進むドラッグフリー技術を組み合わせた微小重力実験のように新しい応用の場の創出も積極的に行われている。統合後、宇宙科学研究本部以外でも、迅速な実験手段として、あるいは実証機会を与えるものとして、大気球実験の重要性が認識されてきているのはよろこばしい事である。そのあらわれとして、大気球研究委員会にも利用本部や総研本部の方々に委員として参加していただくようになった。一方で、長年お世話になった三陸大気球観測所が閉所され、2008年度には、北海道の大樹町に施設の移転が行われる。三陸では、地元の方々、大船渡市役所の方々に非常にお世話になった。暖かいご支援のおかげで、気球は現在にいたることができたといえる。ここに深く感謝させていただく次第である。今後、新しい環境において、大気球プログラムを発展させ、国際的な視点にたってよい科学的成果をあげていくために、人材育成の問題、あるいは気球実験を進めていくグループの補強をより一層進めていく必要がある。宇宙航空研究開発機構として、自らの技術水準を向上させる上でも、大気球実験のアクティビティを支え、発展させていくことが強く望まれる。

大気球研究委員会
委員長 高橋忠幸

目 次

序 文	高橋 忠幸
スーパープレッシャー気球の開発と試験	井筒 直樹, 福家 英之, 山田 和彦 飯嶋 一征, 松坂 幸彦, 鳥海 道彦 野中 直樹, 秋田 大輔, 河田 二郎 水田 栄一, 並木 道義, 瀬尾 基治 太田 茂雄, 斎藤 芳隆, 吉田 哲也 山上 隆正, 中田 孝, 松嶋 清穂..... 1
高高度気球からの自由落下カプセルを用いた第一回微小重力実験	稲富 裕光, 神保 至, 石川 毅彦 橋本 樹明, 澤井秀次郎, 斉藤 芳隆 吉光 徹雄, 坂井真一郎, 小林 弘明 藤田 和央, 坂東 信尚, 後藤 雅享 山川 宏.....23
大気球を用いた大型膜面の準静的展開実験	森 治, 西牧 修平, 松本 道弘 岩倉 淳, 荒川 将孝, 芝崎 裕介 花岡 史紀, 杉田 昌行, 志田 真樹 川口淳一郎.....35
サブミリ波による HO ₂ の日変化観測	入交 芳久, 落合 啓, 笠井 康子 山上 隆正, 斉藤 芳隆, 飯嶋 一征 井筒 直樹, 並木 道義, 富川 善弘 村田 功, 佐藤 薫.....67
成層圏における微生物採集	山岸 明彦, 横堀 伸一, 南川 純一 清水久美子, 山上 隆正, 飯嶋 一征 井筒 直樹, 福家 英之, 斉藤 芳隆 川崎 朋実, 松坂 幸彦, 並木 道義 太田 茂雄, 鳥海 道彦, 山田 和彦 瀬尾 基治.....75

BESS-Polar：南極周回飛翔・超伝導スペクトロメータによる宇宙起源反粒子の精密探査

.....山本 明, 安部 航, 泉 康介
板崎 輝, 大宮 英紀, 折戸 玲子
熊沢 輝之, 坂井 賢一, 志風 義明
篠田 遼子, 鈴木 純一, 高杉 佳幸
竹内 一真, 谷崎 圭裕, 田中 賢一
谷口 敬, 西村 純, 野崎 光昭
灰野 禎一, 長谷川雅也, 福家 英之
堀越 篤, 榎田 康博, 松川 陽介
松田 晋弥, 松本 賢治, 山上 隆正
大和 一洋, 吉田 哲也, 吉村 浩司
John. W. Mitchell, Thomas Hams, Ki-Chun Kim
Moohyung Lee, Alexander A. Moiseev
Zachary D. Myers, Jonathan F. Ormes, Makoto Sasaki
Eun-Suk Seo, Robert E. Streitmatter
Neeharika Thakur.....81

電子飛跡測定型広視野コンプトンカメラによる sub-MeV および MeV ガンマ線観測計画 (SMILE 実験)

.....谷森 達, 窪 秀利, 身内賢太郎
株木 重人, 高田 淳史, 岡田 葉子
西村 広展, 服部 香里, 上野 一樹.....97

スーパープレッシャー気球の開発と試験

井筒直樹¹, 福家英之¹, 山田和彦¹, 飯嶋一征¹, 松坂幸彦¹,
鳥海道彦¹, 野中直樹¹, 秋田大輔¹, 河田二郎¹, 水田栄一¹,
並木道義¹, 瀬尾基治¹, 太田茂雄¹, 斎藤芳隆¹, 吉田哲也¹,
山上隆正¹, 中田孝², 松嶋清穂²

Development and test of superpressure balloons

By

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

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

概 要

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

¹ 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部

² 藤倉航装株式会社

気球の設計および製造方法が確立された。

1. はじめに

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

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

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

2. Lobed Pumpkin 型スーパープレッシャー気球

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

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

と表すことができる。ここで、 t_f はフィルムの厚さである。通常の Pumpkin 型では $R_{c,max}$ の最大値は R_{bal} の 1/2 になる。ここで、 $R_{c,max}$ を R_{bal} と無関係に小さくすることができれば、同一の材料を用いて耐圧性能を飛躍的に向上させることが可能となる。

気球の大きさと無関係に気球の周方向の局所曲率半径を小さくすることは、気球のゴアを一回り大きくして、ゴアの縁を縮めながら伸びのないロードロープに固定して立体形状を形成する3次元ゴア設計法 [3, 4] により達成することができ、この形状は Lobed Pumpkin 型と呼ばれる。この立体形状は、基本的にはフィルムの伸びによらずに、すなわちフィルムに余分な負荷をかけずに形成することが必要となる。なぜなら、フィルムの張り出



図1 ゼロプレッシャー気球の地上での形状、右は放球直後

しにともないゴアの縦方向の長さが特に赤道部中央で余分に必要となるが、その場合でも、圧力は基本的に周方向の張り出しによってささえられないと耐圧性能が低下するからである。したがって、縦方向に張力をかける必要性はなく、むしろ縦方向に極力張力が発生しないように設計するべきである。低温環境下でのフィルムの降伏点強度までの伸びは意外に小さく、ここで伸びを前提にすると耐圧性能としてのマージンが極端に少なくなるので望ましくないともいえる。ゴアの短縮率は、このような条件を満足するように決定される。

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

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

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

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

表1 ロードロープ用素材

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

表2 気球用フィルム

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

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

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

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

であるから、これに気球の半径と体積の関係式

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

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

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

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

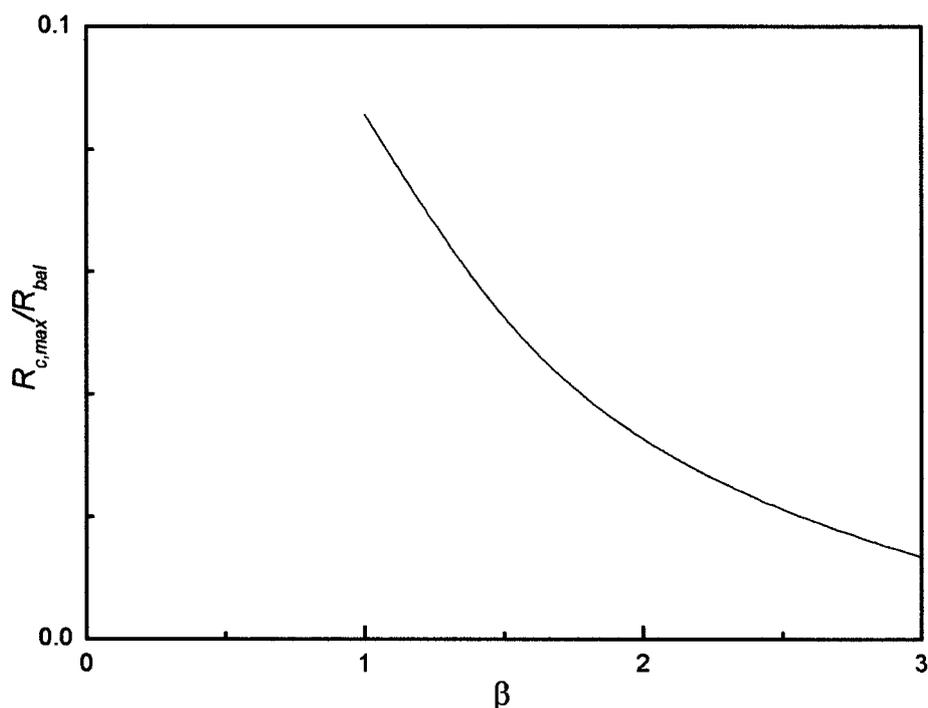


図2 浮遊総質量の気球重量に対する比と局所曲率半径の気球半径に対する比の関係

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

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

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

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

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

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

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

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

3. これまでの開発および試験

3.1 実験の経過

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

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

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

3.2 問題点

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

(1) ロードロープとゴア

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

(2) 端部の処理

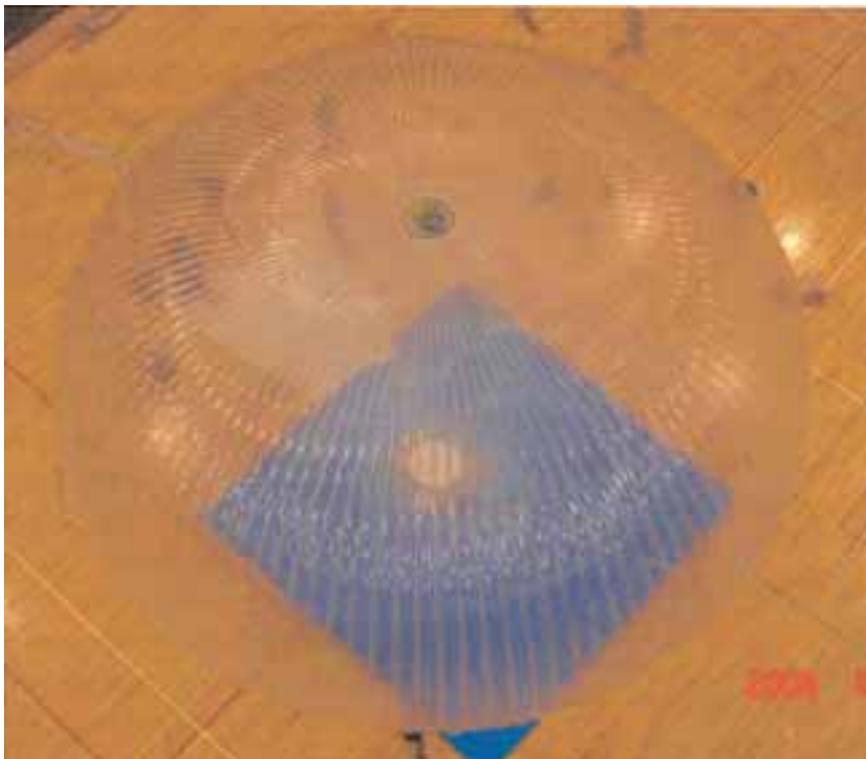
気球頭部、底部近傍ではゴア幅が狭く、また溶着誤差の累積が不揃いに現れる部分であることが問題になることがわかり、この部分に従来のゼロプレッシャー気球で確立されている頭部の製造技術を導入し、他の部分より誤差を吸収できるだけの相対的余裕度を上げた。また、縦方向についても、実測結果に基づいて補正を行うことにより、周方向の製造誤差による不揃いをも吸収できるように改良した。この結果、気球底部末端まで局所的な



(a)



(b)



(c)



(d)

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

表 3

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

表 4

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



図4 PB15-1の放球，気球容積15,000m³

突っ張りなどが見られない状態で製造できることを確認した。

(3) 材質

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

(4) 低温性能

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

(5) 相似性

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

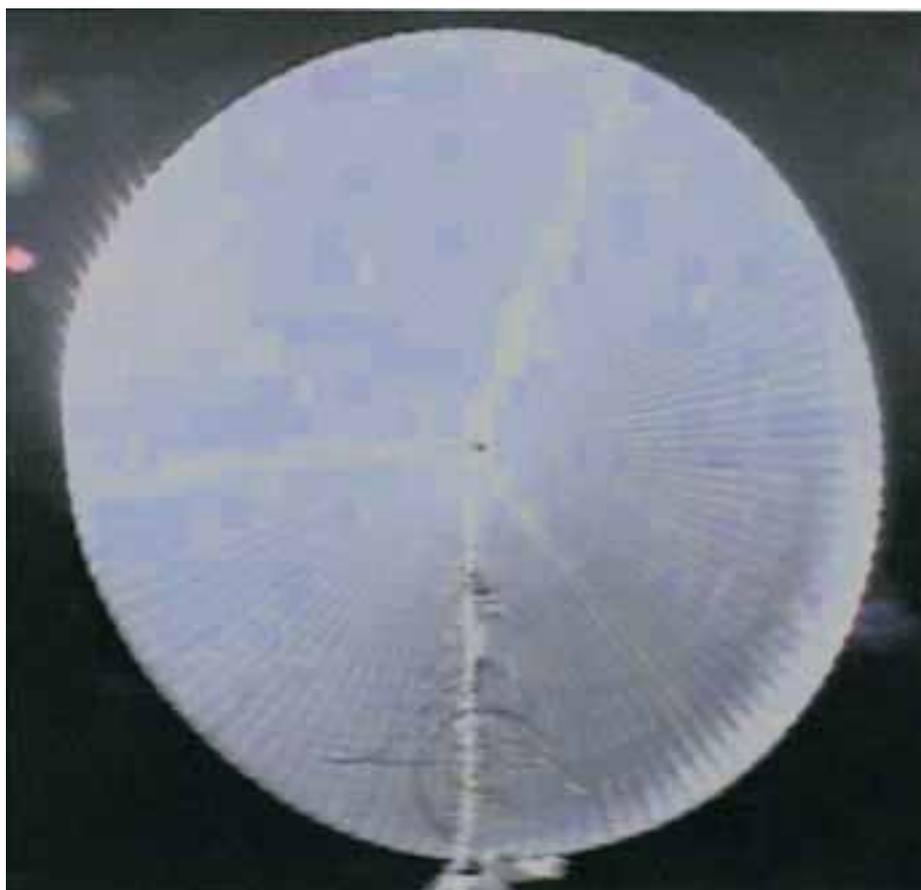


図5 PB15-1 の上空での形状, 圧力差30Pa

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

(6) 安定性

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

(7) 耐環境性

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



図 6 2つの試験気球を吊り下げてのタンデム方式による放球



図7 試験気球（直径12m）が上空で完全に展開した様子

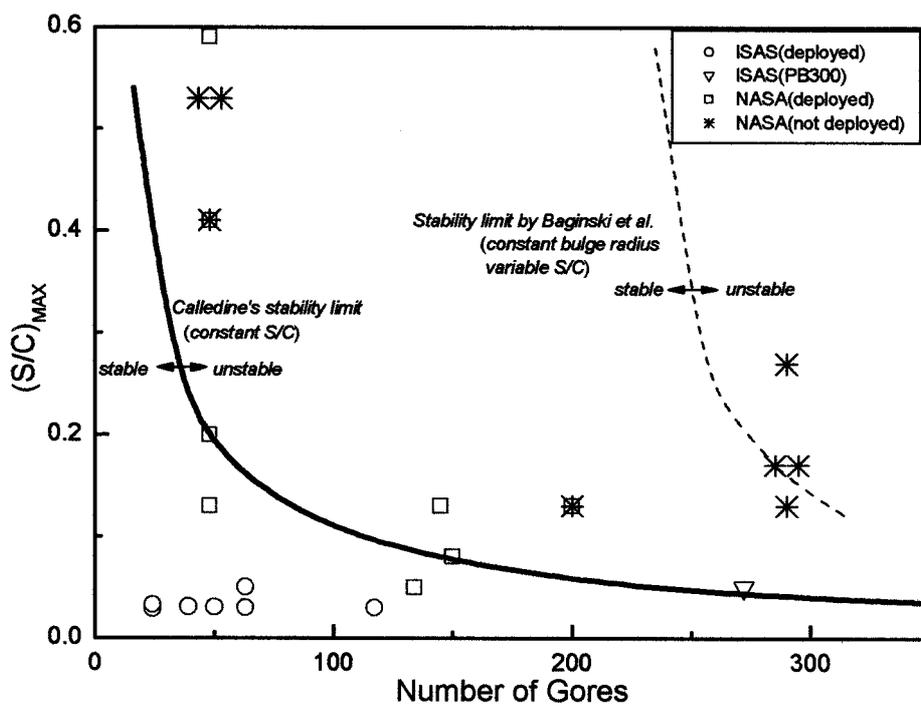


図8 Lobed-pumpkin 型気球のゴア数、短縮率と安定限界

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

3.3 性能確認試験

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

4. 実用化に向けての開発

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

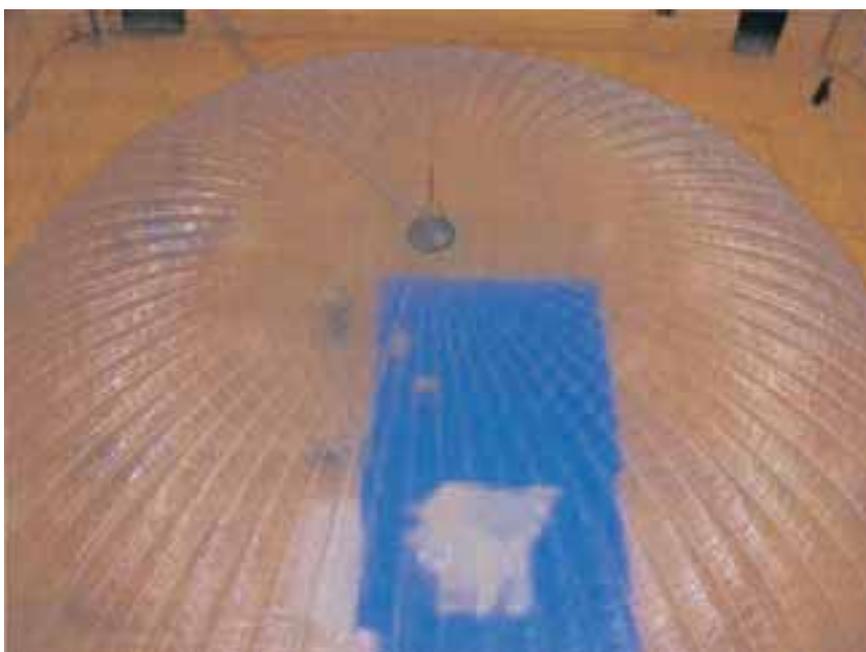
5. まとめ

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

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



(a)



(b)

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

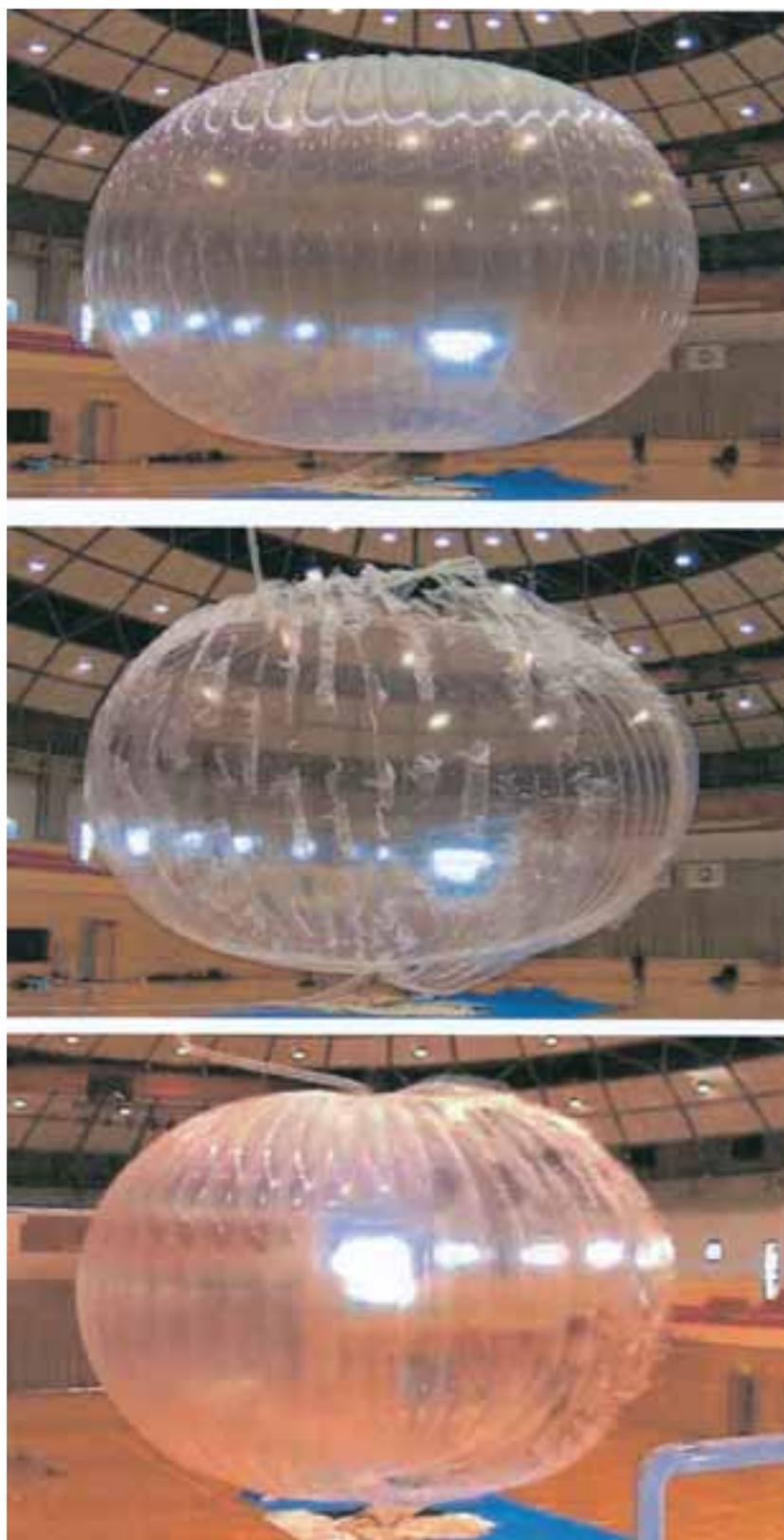


図 10 屋内加圧破壊試験，試験体は図 9 (a)と同じ，圧力差2,089Pa で破壊した瞬間の写真



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

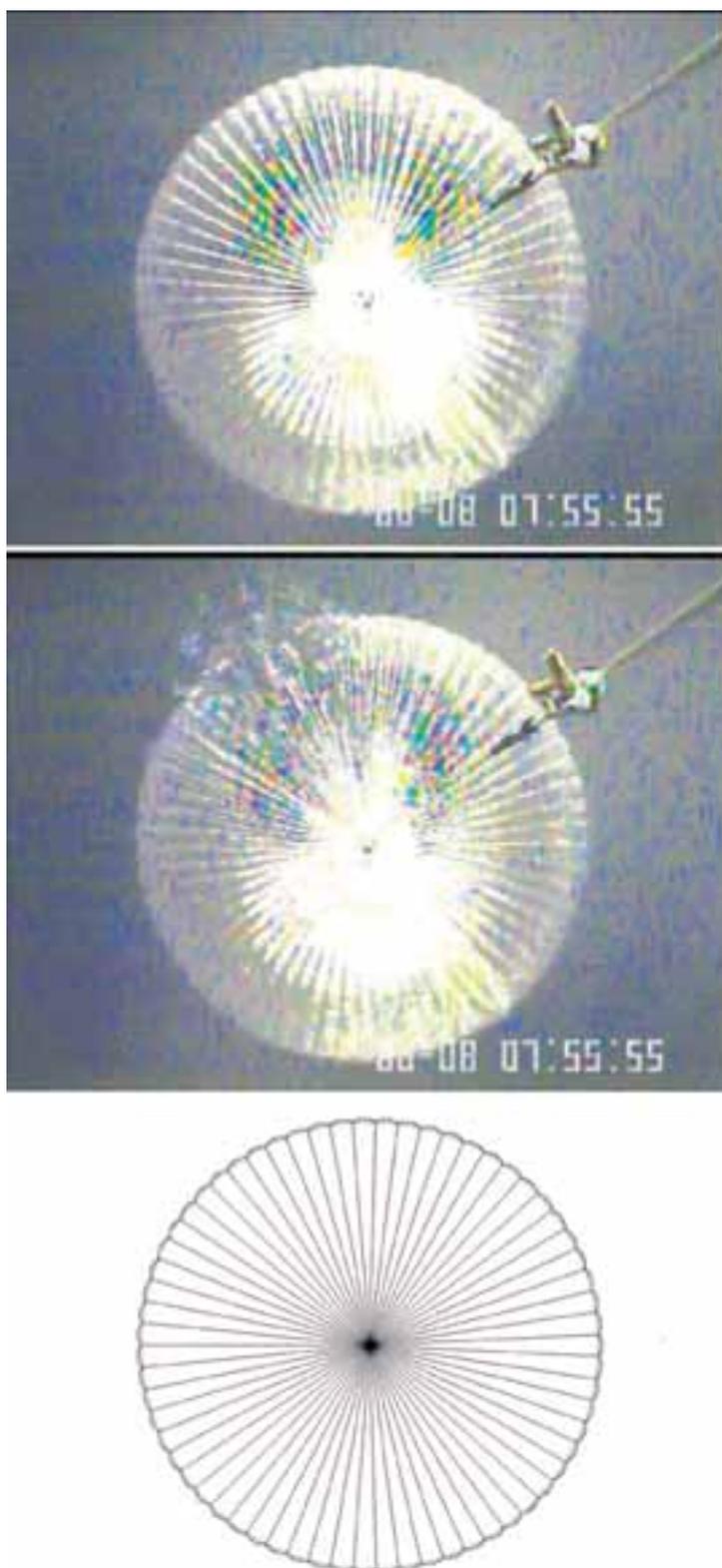


図 12 直径19m の試験体の 1 号機の破壊の様子, 圧力差775Pa

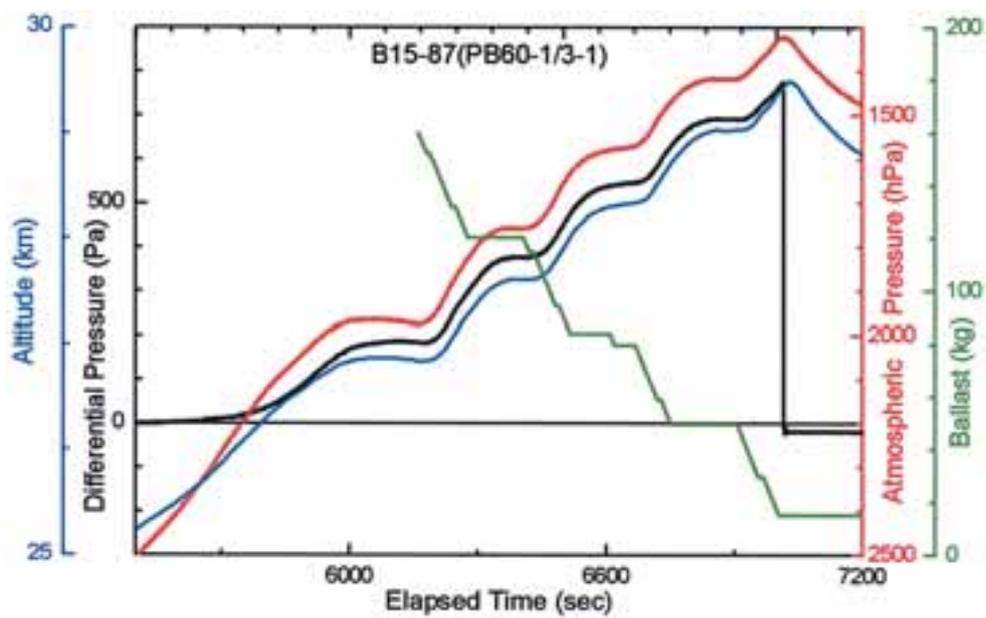


図 13 高度、圧力差、大気圧の時間変化（直径19mの試験体の1号機）

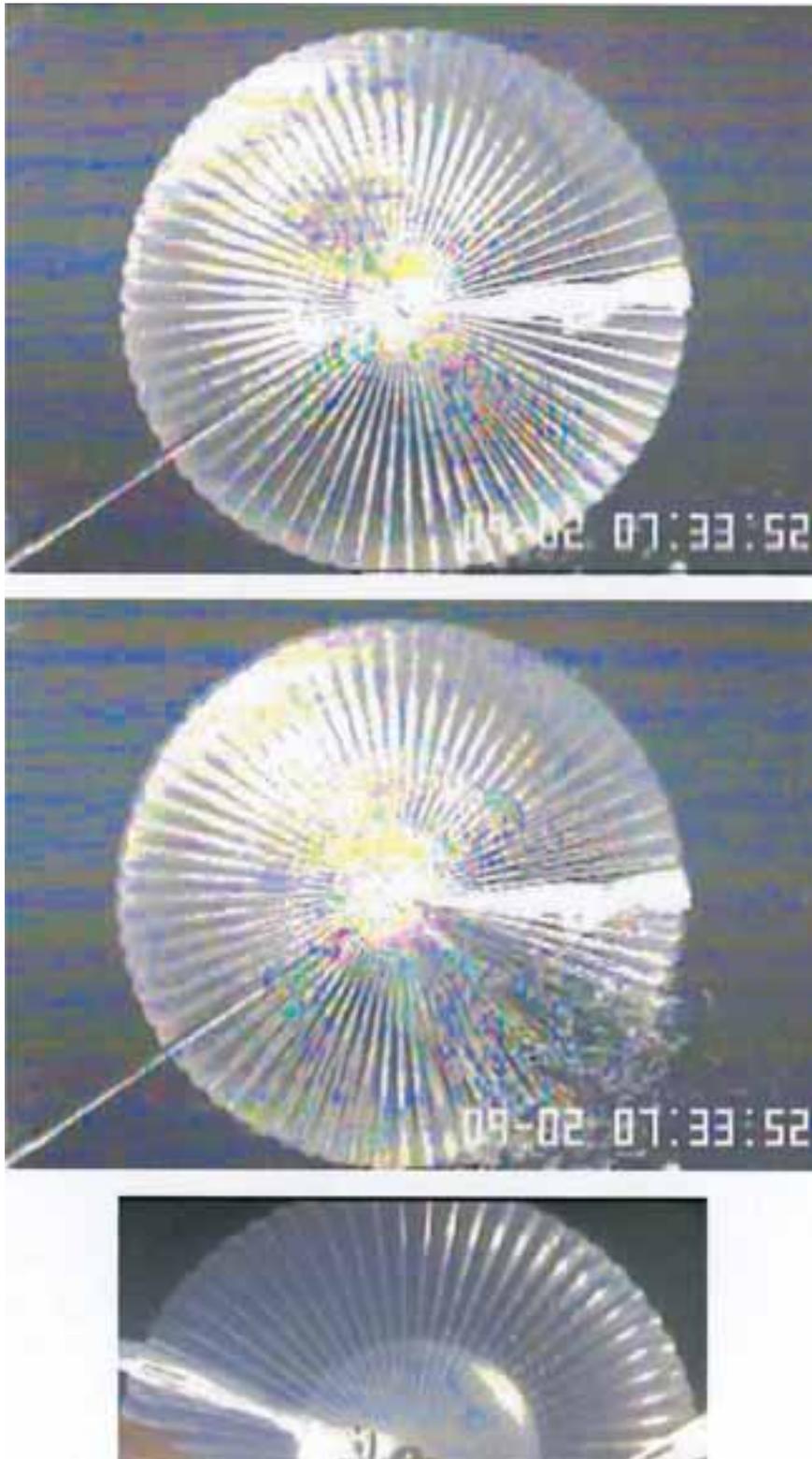


図 14 直径19m の試験体の 2 号機の破壊の様子，圧力差1,230Pa

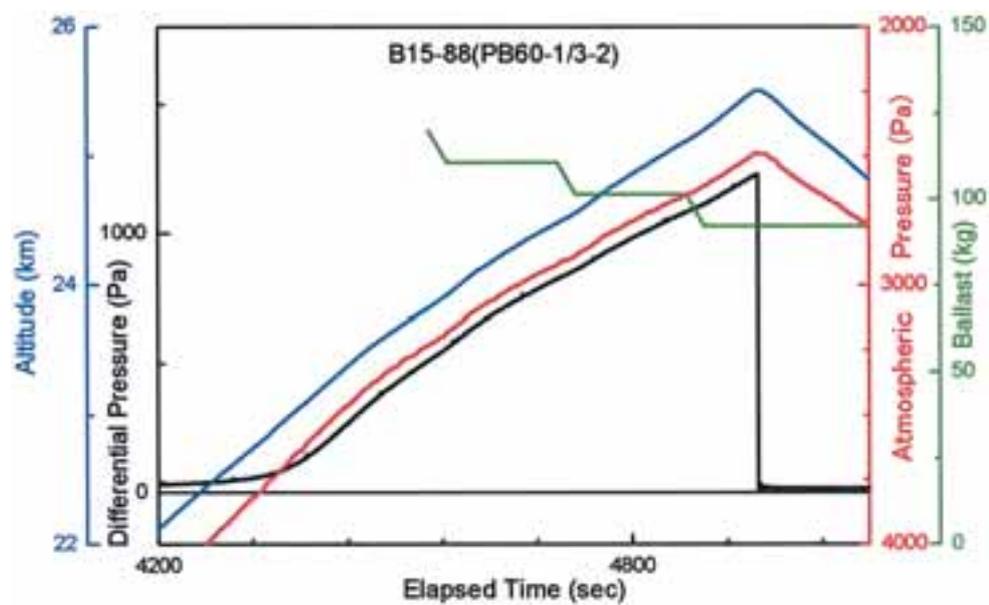


図 15 高度、圧力差、大気圧の時間変化（直径19mの試験体の2号機）

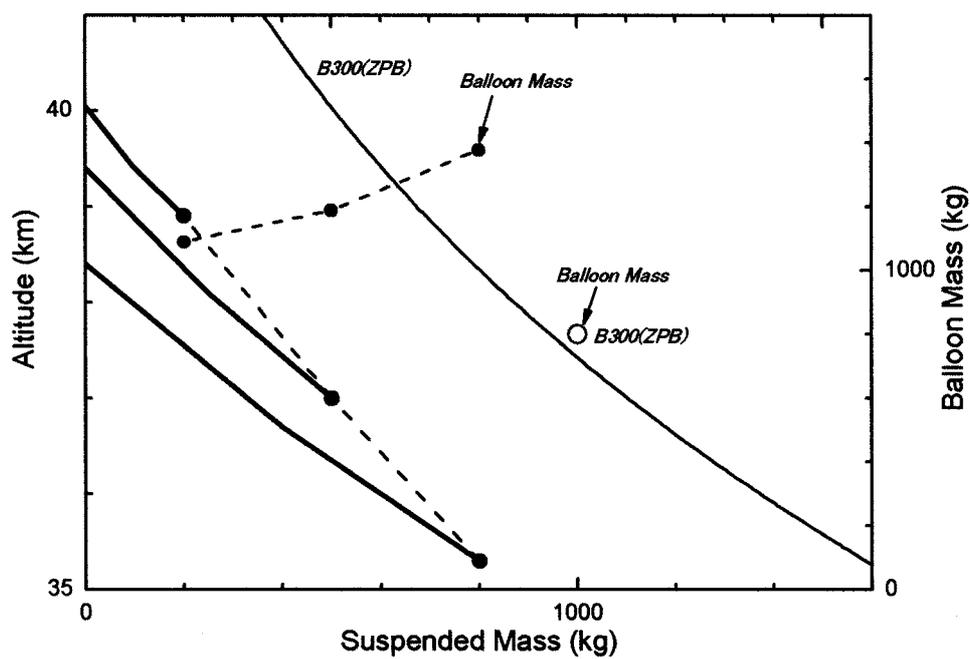


図 16 容積300,000m³のスーパープレッシャー気球の吊り下げ重量と到達高度の関係

参 考 文 献

- [1] 山上隆正, 他: 南極周回気球 (PPB), 宇宙科学研究所報告 特集, 31, 47-52, 1993.
- [2] 並木道義, 他: 2003年南極周回気球実験, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告, JAXA RR-03-001, 1-22, 2004.
- [3] 矢島信之: 自然型気球の基本特性, 宇宙科学研究所報告 特集, 39, 1-22, 1999.
- [4] N. Yajima: A new design and fabrication approach for pressurized balloon, *Adv Space Res.*, 26, 1357-1360, 2000.
- [5] 井筒直樹, 他: 3次元ゴアデザインによるスーパープレッシャー気球の開発, 宇宙科学研究所報告 特集, 40, 27-44, 2000.
- [6] N. Yajima, et al.: Three-dimensional gore design concept for high-pressure balloons, *J. Aircraft*, 38, 738-744, 2001.
- [7] 井筒直樹, 他: 高い耐圧性を有する気球の設計原理と飛翔テスト, 日本航空宇宙学会論文集, 49, 9-15, 2001.
- [8] N. Izutsu, et al.: Flight demonstration of a superpressure balloon by three-dimensional gore design, *Adv. Space Res.*, 30, 1221-1226, 2002.
- [9] 山田和彦, 鈴木宏二郎: 膜構造エアロシエルの変形を解析するための多粒子系モデルとその検証, 日本航空宇宙学会論文集, 53, 51-60, 2005.
- [10] K. Yamada, et al.: Development of a superpressure balloon for practical missions, 25th Int. Symp. Space Tech. Sci., ISTS 2006-m-16p, 2006.
- [11] B. A. Lennon, S. Pellegrino: Stability of lobed inflatable structures, AIAA paper, 2000-1728, 2000.
- [12] C. R. Calladine: Stability of the 'Endeavour' balloon, 'Buckling of Structures: Theory and Experiment (Studies in Applied Mechanics, Vol 19) ed. I. Elishakoff et al.', Elsevier Sci. Pub., 133-149, 1988.
- [13] F. E. Baginski: Cleft formation in pumpkin balloons, *Adv. Space Sci.*, 37, 2070-2081, 2006.

高高度気球からの自由落下カプセルを用いた 第一回微小重力実験

稲 富 裕 光¹, 神 保 至², 石 川 毅 彦¹, 橋 本 樹 明¹, 澤 井 秀 次 郎¹,
齊 藤 芳 隆¹, 吉 光 徹 雄¹, 坂 井 真 一 郎¹, 小 林 弘 明³, 藤 田 和 央³,
坂 東 信 尚¹, 後 藤 雅 享⁴, 山 川 宏¹

First microgravity experiment using free-fall capsule released from high altitude balloon

By

Yuko INATOMI¹, Itaru JIMBO², Takehiko ISHIKAWA¹, Tatsuaki HASHIMOTO¹,
Shujiro SAWAI¹, Yoshitaka SAITO¹, Tetsuo YOSHIMITSU¹, Shin-ichiro SAKAI¹,
Hiroaki KOBAYASHI³, Kazuhisa FUJITA³, Nobutaka BANDO¹, Masayuki GOTO⁴,
and Hiroshi YAMAKAWA¹

Abstract : The first microgravity experiment using a new free-fall capsule released from 40km altitude was performed on May, 2006 based on a drag-free technique. The fundamental data for analyzing the drag-free control, the flight sequence, and the wireless communication between the capsule and a control room were successfully obtained in the first test flight.

Key words : free-fall capsule, drag-free control, high altitude balloon, first test flight

概 要

ドラッグフリー技術に基づいた新しい自由落下カプセルを、2006年5月に高高度気球 B200 を用いて高度40km から投下し、微小重力実験が行われた。今回の最初の試験飛行により、三陸大気球観測所の制御室とカプセルとの間での無線通信、ドラッグフリー制御、そして飛行シーケンスを分析するための基本的データを得ることに成功した。

1. 緒 言

今日、様々な微小重力実験用のシステムがある (図1)。落下塔は $10^{-4}G$ 程度の良好な微小重力環境が得られるけれども、その持続時間は数秒である。飛行機での放物線飛行は約20秒間の微小重力環境の持続時間を実現させる反面、微小重力レベルは落下塔ほどには良くない。そして、観測ロケット、人工衛星、スペースシャトル、国際宇宙ステーションは長時間の微小重力を達成することができるが、それらは発射時に過重力環境を経るため

¹ Institute of Space and Aeronautical Science, Japan Aerospace Exploration Agency

² Department of Materials Science, School of Engineering, Tokai University

³ Institute of Aerospace Technology, Japan Aerospace Exploration Agency

⁴ Space Environment Utilization Center, Japan Aerospace Exploration Agency

に、ある種の微小重力実験にとっては支障となる。

高高度からの自由落下による微小重力実験用システム自体は過去に存在した。旧宇宙科学研究所（ISAS）は1978年から気球落下実験システムを開発し、1983年には32kmの高度から落下したシステムにより $2.9 \times 10^{-3}G$ の環境を10秒間達成した [1]。しかし、その当時の落下システムはドラッグをキャンセルする機能を組み込まなかったため、微小重力環境レベルとその持続時間が制限された。ドイツのMIKROBAもまた気球からの落下システムである [2]。それは1990年に55秒の自由落下時間で $10^{-3}G$ の微小重力レベルを提供することができたが、この重力レベルは航空機実験と同程度であり、より高品質の微小重力環境が望まれていた。

真空中での自由落下の場合、落下体の速度は自由落下時間に比例して増加する。例えば、34秒以上でその速度は超音速になり、1分間程度では音速の2倍程度まで加速される。一方、大気中での落下の場合は空気抵抗（ドラッグ）はその速さの二乗および空気密度にほぼ比例する。従って、空気が濃い低高度で落下させればドラッグが大きいため、微小重力環境を得るためには空気が薄い高高度からの落下が必要となる。しかし、高高度からの単純な自由落下だけでは落下時間の延長と共に空気密度が高くなり微小重力レベルが悪くなっていく。

そこで著者らは、40km以上の高々度まで上昇出来る気球から自由落下カプセルを投下することで高品質の微小重力環境を少なくとも30秒以上持続する実験システムを提案している [3, 4]。本提案実験システムの大きな特徴の1つとして、高品質の微小重力環境を長時間維持するためのさらに進んだ制御技術として二重の殻構造を使ったドラッグフリー制御技術を導入することが挙げられる。この実験システムは、以下の特徴により落下塔施設と観測ロケットとの間の技術的なギャップを埋めることが期待される。(1) 実験までの短い準備期間と搭載試料への簡便なアクセス、(2) 1Gからの自由落下による20秒を超える微小重力状態、そして(3) 落下実験システム全体の回収と再使用。

本論文では、高高度気球 B200を用いた高度40kmからのドラッグフリー落下カプセルの第一回試験飛行とその実験システムを用いた微小重力実験の結果を述べる。

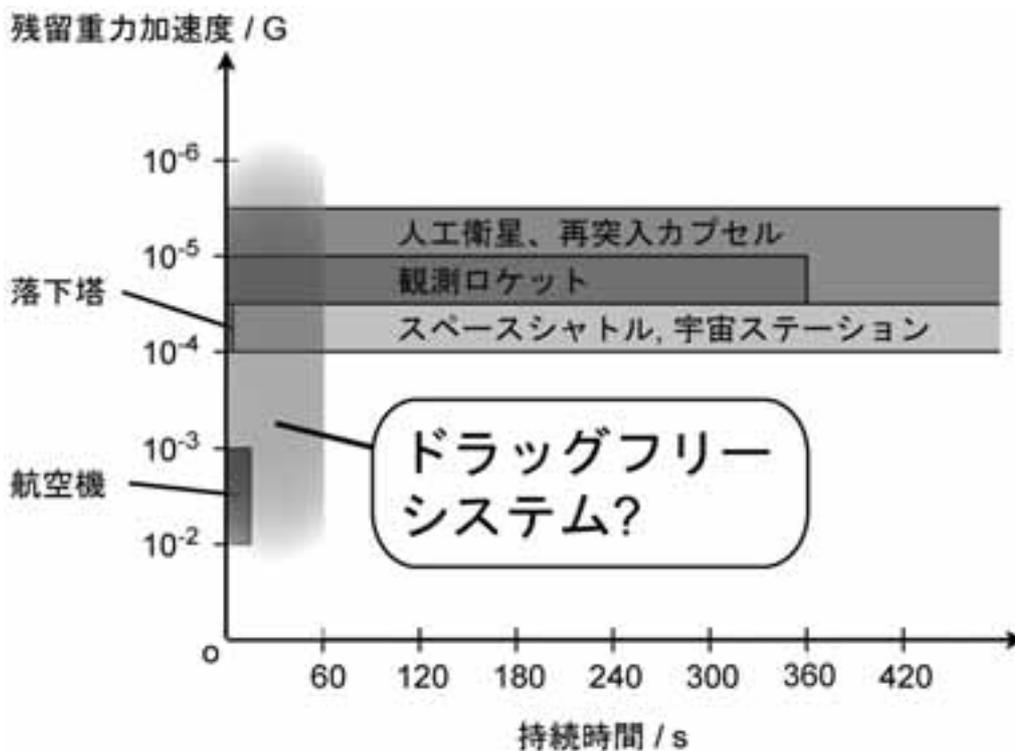


図1 様々な微小重力実験用システムの比較.

2. ドラッグフリー制御の原理

図2は、ドラッグフリー制御の原理である。本実験システムは、外カプセル（落下カプセル本体自体）、内カプセル（微小重力実験モジュール）、そして推進系から構成される。外カプセルの内側には空洞があり、内カプセルが収納される。そして、外カプセルと内カプセルとの相対位置を測定する3次元位置センサーが同じく空洞内に配置され、落下中に内カプセルを同じ相対位置で浮遊させるよう外カプセルが追従する。この方法により内カプセルはほぼ外乱なしで地球の重力だけに引かれて落下するので、理想的な微小重力環境を達成することが出来る。

実際の飛行では、全長約6mの外カプセルが高々度気球から切り離されると、4つのレーザー変位計の出力データをもとに3軸制御用の50N級コールドガスジェット16基を用いて大気のドラッグがリアルタイムで相殺される。

3. 開発経緯

大気中での自由落下を利用して30秒以上の微小重力環境を実現させるためには、落下体は推進系と姿勢制御機構を持たなければならない。そして出来るだけドラッグを減らすために、数100kgの搭載機器とともに40km以上で浮揚することができる高高度の気球を開発する必要がある。

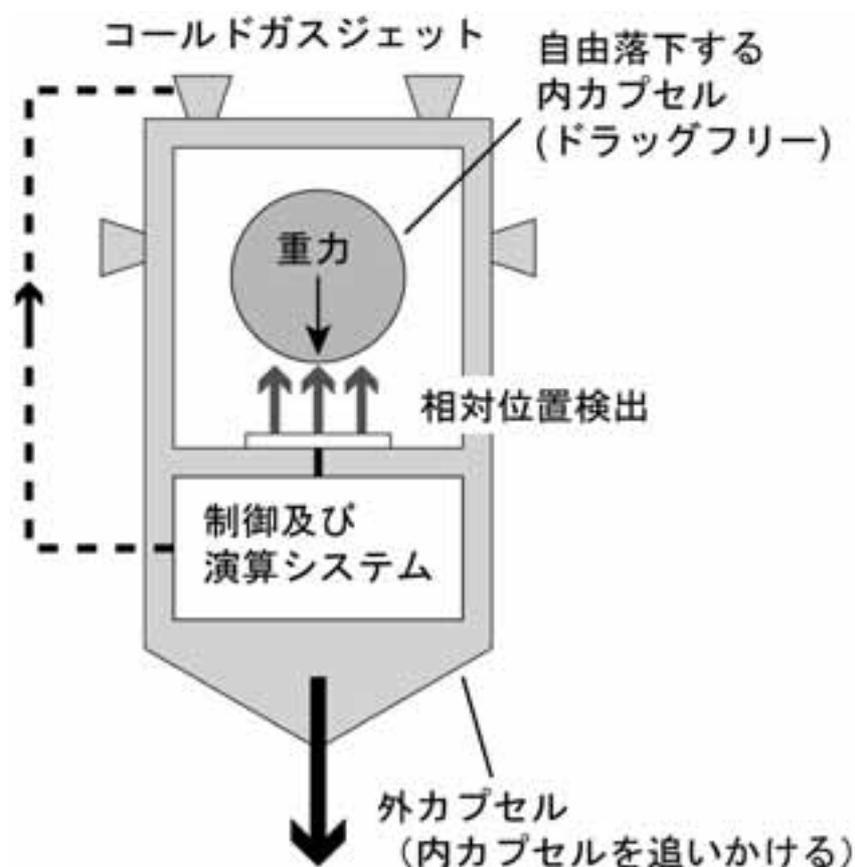


図2 ドラッグフリー制御技術に基づいた自由落下カプセルの模式図。

ISAS そして JAXA は高高度の気球を開発してきており、2002年に53kmの高度の世界最高記録を達成し [5]、そしてより重い搭載機器をより高い高度まで上げることが出来るように改良を続けている。現在は300kg級ペイロードでさえ40km以上へ飛行させることが出来る。このように高い高度で飛行させるためには気球は十分に軽くする必要があり極端な薄膜によって作られる一方、気球の搭載機器が重い時は地上からの打上げ時に気球のフィルムの強度が要求される。この問題に対処するために、応力が集中する気球の最上部に多層フィルムが使われ、そして、その方法は三陸大気球観測所で2004年秋にテストに成功した。

ドラッグフリーシステムの基本的なデザインは2004年に考えられた。具体的には、気球からの落下カプセルの投下高度、外カプセルの機械的設計、熱と電力の制約を含む搭載機器の設計、ガスジェット・スラスターの開発、そしてCFDと風洞実験の両方を用いた外カプセルの空力性能のトレードオフ、が検討された。図3は、完成後の外カプセル1号機の写真を示す。外カプセルは落下中の空気抵抗を減らすために先端が滑らかなロケットに似た形状を持たせた。先端コーン部はGFRP製であり、ここに通信アンテナを格納した。そして、機体前方の与圧ブロック機体主要部はCFRP製とし、落下カプセルの回収に必要なパラシュートは機体後端に搭載された。カプセル全体の軽量化のために、主要な機能部品はアルミハニカムパネル上に搭載した。機体の外壁は海上での回収の際の視認性を良くするために黄色に塗装した。

内カプセル (MOUSE: Microgravity Operation Unit for Scientific Experiments) は外径約30cmの球体で、北半球部は赤外線およびRF送受信のために透明アクリル製の、南半球部はレーザー変位計による相対位置測定のためにステンレス製の、の2つの半球殻で覆われた。その内部は微小重力実験用の幾つかの小さい部品から構成された。図4、5に内カプセルのブロックダイヤグラムと製作した装置の写真を、表1にそのデータ収集・処理系の



図3 第一回試験飛行カプセルの写真。

概要を示す。

内カプセルが外カプセルと物理的に絶縁されるので、取得した画像や加速度データのようなテレメトリデータの送信，また実験制御のコマンド送信は無線を介して実施されなければならない。また内カプセルを外カプセル内の空洞に組み込んだ後に天候不順などの理由で一時的に放球が延びた場合を想定して、内カプセルを外カプセルに組み込んだ後はスタンバイモードとなり消費電力を極めて低くするようにした。

4. 第一回飛行試験の概要

本飛行は、(1) 最上部で多層フィルムを使う新開発気球B-200の飛行試験，(2) 長距離通信，ドラッグフリー制御系とそれらに関連する搭載機器のシステム機能試験，(3) 高高度での熱的条件の収集，そして(4) 打ち上げから海上の回収に至る運用試験，を目的とした。それらの試験のためには数秒間の自由落下で十分であり，ドラッグは十分小さい為にガスジェットだけで補償できるとした。図6に，第1回飛行試験のシーケンスを示す。

本飛行では搭載機器のシステム機能試験の一環として，内カプセル内で短時間ながら微小重力実験を実施した。その内容は，異なった表面張力を有する二液相の混合状態における大粒径気泡の変形と移動に関する予備実験であった。

融体を含む反応では目的の物質が精製される際にスラグなどの副生成物が生じ，それに微細な生成ガスの気泡が付着するが，重力場ではこれらの気泡が一方向に浮揚し系外に排出される。一方，微小重力下では条件さえ許

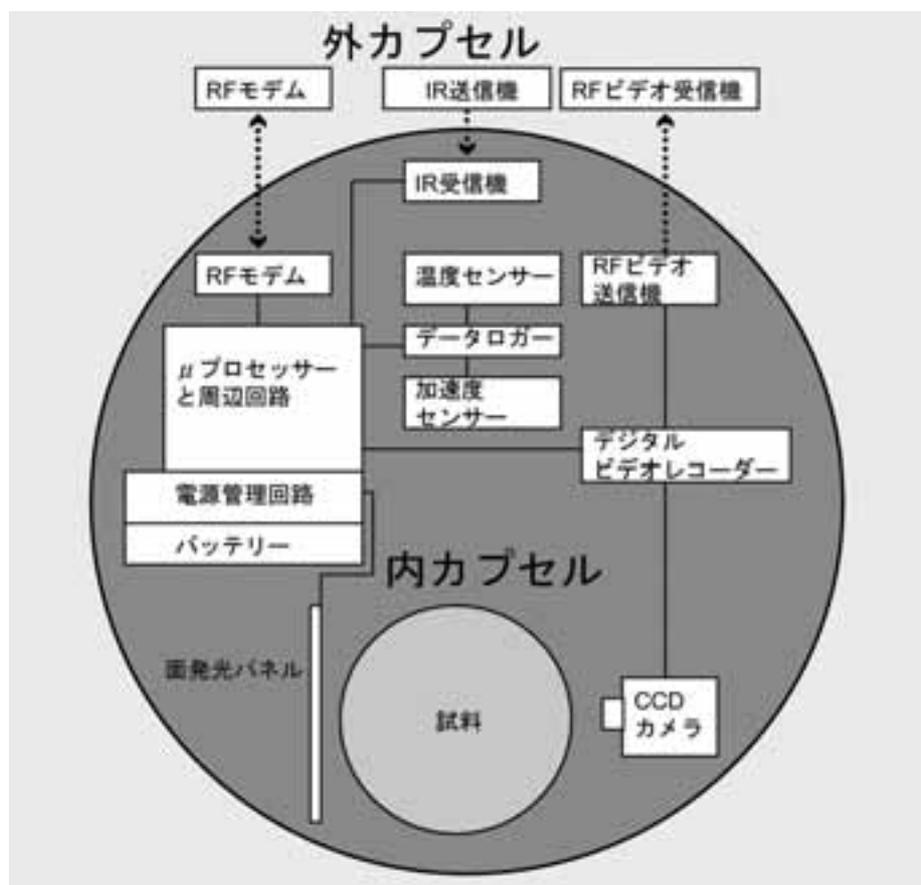


図4 MOUSE #1のブロックダイヤグラム。

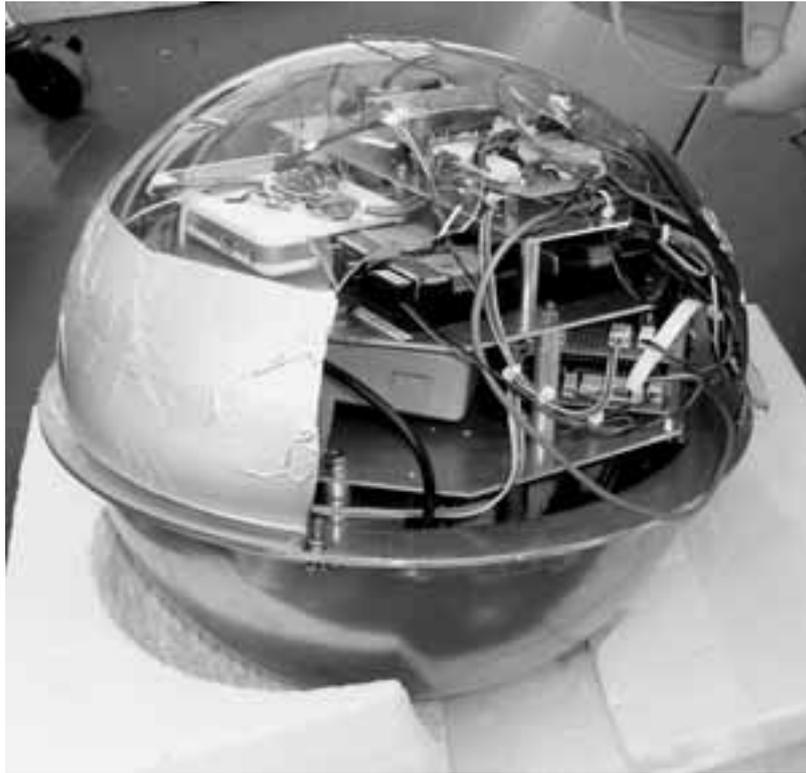


図5 MOUSE # 1 の写真.

表1 MOUSE # 1 のデータ収集・処理, テレメトリ, コマンド制御の仕様.

コマンド	スタンバイモード解除 (赤外線受信)
	実験開始 (RF モデム)
	実験停止 (RF モデム)
テレメトリ	加速度, 温度 (RF モデム)
	画像 (RF 送信)
計測データの保存	画像 (512MB CF カード) : 1 ch, 30fps
	加速度 (32MB CF カード) : 3 ch, 2 kHz sps
	温度 (小型データロガー) : 1 ch, 1 spm
シーケンサー	8-bit マイクロプロセッサ 4 個
電源	リチウム電池 (9V 1.2Ah) 7 個

せば発生気泡は大粒径気泡に成長して融体の中で停滞する。神保らはこのような気泡の停滞を改善し、これを捕集・除去するという課題に取り組んできた [6]。図7は異なる表面張力を持つ二液相中の気泡の移動の模式図であり、液体Aの表面張力が液体Bよりも大きい場合を想定している。この図のように気泡が界面において表面張力の小さい液体側に引っ張られ、最終的にはその内部に閉じ込められることが予想される。これまで、微小重力下の二液混合状態について表面エネルギーの大きな液相中の気泡が表面張力のより小さい液相側に自発的に移動吸収される現象を観察しており、吸収時間が吸収する相の粘性および気泡径に比例することが見出されているが、これはあくまで数 mm 程度の小さい気泡についての場合であった。一方、大粒径気泡の界面変形や界面エネルギー減少を伴う自発的な異相間の移動吸収についてはほとんど手付かずの状態である。気泡の自発的な異相

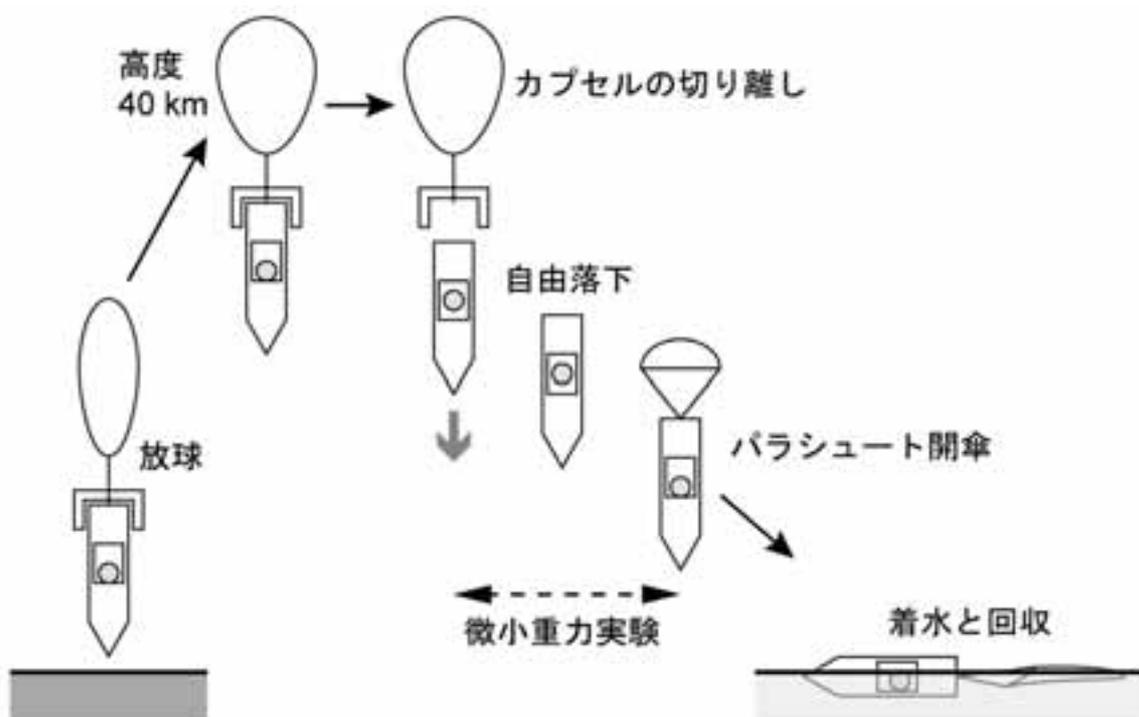


図6 第一回試験飛行シーケンス.

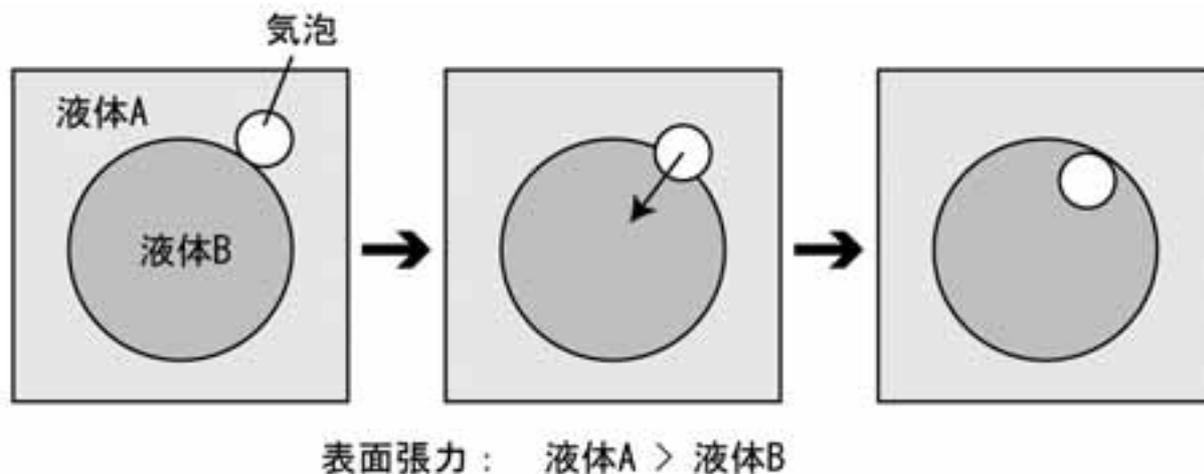


図7 異なる表面張力を持つ二液相中の気泡の移動の模式図.

間の移動吸収についての基本的な考え方は、小気泡の場合はほぼ剛体球の移動として近似した界面エネルギー減少を駆動力とした変化と考えられ、また大粒径ではある程度の界面変形を伴うとしても同様な自発的な移動吸収をもたらすものと推測される。

そこで本実験ではフロリナートー水系の透明な二液混合状態での大粒径気泡の挙動を、微小重力環境にて小型 CCD カメラにより撮影・記録した。

5. 飛行試験の結果

2005年夏の打ち上げリハーサルにより運用手順の確認および構成要素の一部見直しを行い、本ドラッグフリー

システムの最初の飛行試験が2006年5月27日に JAXA 三陸大気球観測所にて行われた。気球を放球し所定落下地点へ落下カプセルが移動した後に、赤外線通信により外カプセルを介して地上局からスタンバイモードを解除し、搭載回路の電源 ON および RF 送信機によるテレメトリデータ送信を開始した。続いて、外カプセルを介したクイックルック・データ送信と並行して、画像や高速サンプリングレートの実験データは内カプセル内の大容量記憶装置に記録され、それらは実験終了・回収後に PC に転送された。

本落下システムは落下時 X から20秒後に自動的にパラシュートを開傘し、減速しながら三陸沖に着水した。機体は CFRP で軽量化しておりまた水密構造としたことによりそれ自体で海上に浮遊することが出来、船上支援作業によりヘリコプターで吊り上げて再び三陸大気球観測所まで回収した。そして回収後に機体の構造及び搭載機器の機能は概ね健全であることが確認され、予定通り 2 号機にその主要な構成品を再使用することとなった。

飛行試験の結果、約 7 秒間の微小重力環境が得られ、その後に内カプセルは外カプセル壁への衝突を繰り返した。自由落下中の内カプセル内の残留重力データの解析結果を図 8 に示す。内カプセルの内容積の制限上、小型軽量でかつ高精度の 3 軸加速度センサー（SILICON DESIGNS 社製、モデル 2440-002）をその中に組み込んだ。宇宙ステーションの微小重力環境計測では、DC 成分を正確に求めるのは困難なので通常は AC 成分に注目する。図 8 のデータで明らかかなように、大雑把に見て X 軸、Y 軸、Z 軸はそれぞれ $-3.5 \times 10^{-3}G$ 、 $-7.4 \times 10^{-3}G$ 、 $1.4 \times 10^{-3}G$ 近傍で推移していた。内カプセル内部には試料液体の動きを除き稼動部が無いので、計測され得る残留重力の DC 成分は主として (1) 内カプセルの自転による遠心力、(2) 加速度センサー出力のオフセット、(3) 内蔵データロガーの A/D 変換時のオフセット、によるものであろう。そして AC 成分の振幅は各軸でそれぞれ $6 \times 10^{-4}G$ 、 $1 \times 10^{-3}G$ 、 $1 \times 10^{-3}G$ 程度であり、そのレベルは宇宙ステーションでの環境と比べて遜色ない。この AC

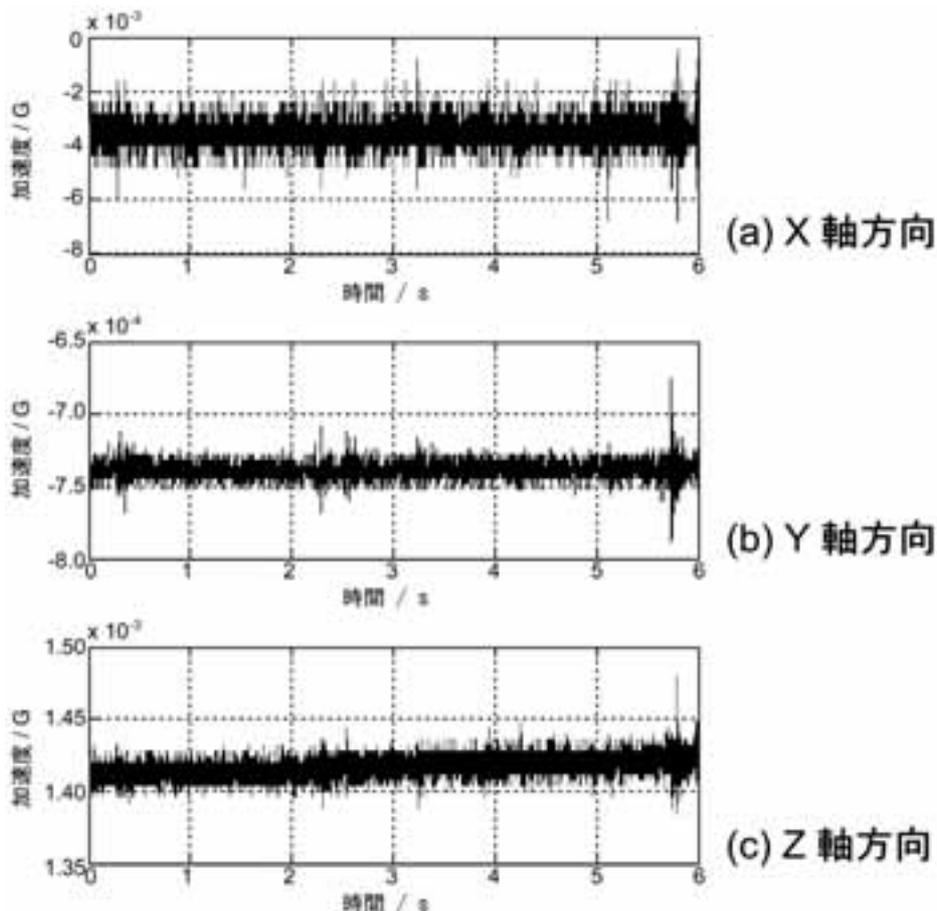


図 8 自由落下中の MOUSE # 1 における残留重力加速度の測定値。

成分は主に（１）試料液体の動き，（２）データロガーの A/D 変換時（14bit）の量子化誤差やノイズ，そして（３）外カプセル・内カプセル間の空気の移動に伴うごく僅かな圧力変動，などが発生源として考えられる。

図 9 に落下時の試料容器中の液体および空気の移動に関する画像を示す。試料容器は外径 6 cm のアクリル製球殻で，図中上部から順に空気，赤色に着色した水，そしてフロリナート FC72 であった。室温でのフロリナートおよび水の表面張力はそれぞれ約 0.012N/m ， 0.073N/m であり両者の差が大きく，かつ安全性が高いので試料流体として適していた。

1 G から自由落下状態に移行すると，水およびフロリナートが試料容器壁に沿って画面上方に移動したが，その後容器内側の表面全体が液体で覆われて気泡がそれらに内包される状態になるまでには至らなかった。本微小重力実験上での問題点として，１）高高度環境での長時間飛行により内カプセル周りの空間が減圧され，その結果当初封入していた液体が若干漏れ出して試料容器上部の空気の体積が増加した，２）気泡と接触していた試料容器の内壁の一部がフロリナートで濡れてしまったために壁面上での水の濡れ広がり方が悪くなった，ことが挙げられる。現在，得られた画像をもとに気泡と液体の動きを解析中である。

今回の飛行試験は短時間のドラッグフリー落下ではあったが，全システムの機能確認と運用の試験，そして新型気球の飛行試験が行われ，次回以降の落下実験に必要なデータが取得された。また微小重力実験の観点から，（１）実験試料の内カプセルへの組み込みから外カプセルへの搭載，そして気球の放球に至る手順の再検討，（２）落下時の内カプセル周囲の気圧・温度制御の高度化，など本システムでの今後解決すべき課題の抽出が出来たので，本試験は十分その目的を果たしたと言える。

6. 解決すべき課題と今後の予定

本落下実験システムをより広く微小重力実験に供する為には，内カプセル周囲の温度・圧力制御，試料のレートアクセス・アーリーリターン，そして内カプセルの大型化を解決すべきである。また，以下に記すようにドラッグフリー制御の利点を生かすべく姿勢制御の精密化，推力の増強が必要である。

表 2 に本システムの開発と今後の飛行の計画概要を示す。1号機のように低速落下の範囲では空気抵抗による外乱は小さいために，ガスジェット・スラストによる制御は効果がある。しかし，自由落下の持続期間がより長くなるにつれ，姿勢安定化のための空力的な力を生み出す可動翼が必要である。2号機以降は，4つの可動翼を付加して姿勢を制御する。

落下中の動圧が大きくなると外カプセルは多くの推力を必要とする一方，吸気エンジン（ABE）はその推力が動圧にほぼ比例する性質があるので，ABEの搭載は自由落下カプセルにとって有利である。3号機では ABE を使って微小重力環境のより長い持続期間（50秒）を示す予定なので [7, 8]，他の飛行とは構成が異なっている。それは二重殻のドラッグフリー構造が使われず，加速度計測と単純な微小重力環境実験装置が搭載されるであろう。ABEの有効性が実証されれば，将来的には微小重力実験時間の更なる延長を実現し，実験終了後に回収点付近まで飛行することも期待される。4号機の飛行は2008年を予定しており，そこでは30秒～40秒間微小重力環境実験が実施される予定である。

7. 結 論

高高度気球を用いたドラッグフリーカプセルシステムが微小重力実験のために新たに開発され，最初の飛行試験が2006年5月に実施された。そして，システム全体の機能・運用に関して，次回以降の落下実験に必要なデータが取得され，微小重力実験に関しては以下の結果を得た。（１）約7秒間ではあるが良質な微小重力環境が得られた。（２）内カプセルでの実験シーケンスの正常実施および搭載機器の健全性が確認された。（３）異なった

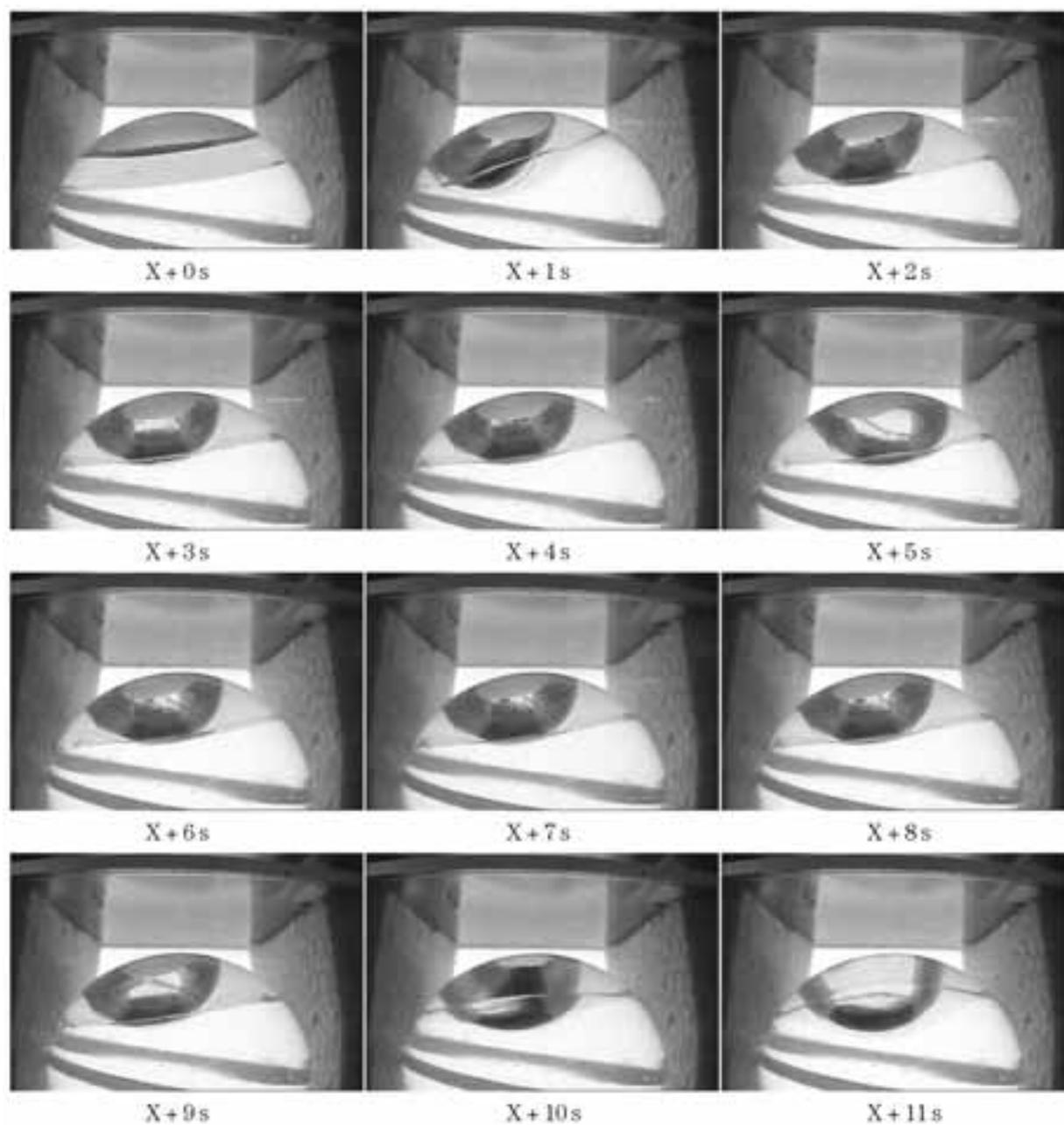


図9 異なる表面張力を持つ二液相中の大気泡の移動.

表面張力を有する二液相の混合状態における大粒径気泡の変形と移動に関する画像を得ることに成功した.

謝 辞

本研究は、文部科学省科学研究補助費 学術創成研究費「高高度気球を用いた微小重力実験装置の開発」(16GS0220, 2004)の助成を受けて行われた.

表2 今後の開発および飛行スケジュール。

号機	飛行時期	飛行内容
1	2006年5月 (実施済み)	・高高度の気球による飛行及び回収の運用実証 ・スラスター制御のみによるドラッグフリー制御および搭載機器の動作検証 ・流体物理実験
2	2007年春	・基本制御 ・動翼と超音速パラシュートの動作確認を含む微小重力実験の実証 ・約30秒間の燃焼科学実験
3	2007年夏	・ABEの微小重力実験への適応性の確認
4	2008年	・基本制御 ・30～40秒間の微小重力実験(内容は未定)

注) ここで基本制御とは、スラスターおよび動翼の併用によるドラッグフリー制御を指す。

参 考 文 献

- [1] M. Namiki, S. Ohta, T. Yamagami, Y. Koma, H. Akiyama, H. Hirose, J. Nishimura: "Microgravity experiment system utilizing a balloon", *Advances in Space Research* 5, 83, 1985.
- [2] T. Hashimoto, Y. Saito, Y. Inatomi, T. Ishikawa, S. Sawai, H. Yamakawa, T. Yoshimitsu, S. Sakai: "Micro-gravity test system using free-fall capsule from high altitude balloon", *J. Jpn. Soc. Microgravity Appl.* 21, S66, 2004.
- [3] T. Hashimoto, S. Sawai, Y. Saito, Y. Inatomi, T. Ishikawa, T. Yoshimitsu, S. Sakai, H. Kobayashi, K. Fujita, N. Bando, and H. Yamakawa: "MICRO-GRAVITY TEST SYSTEM USING FREE-FALL CAPSULE FROM HIGH ALTITUDE BALLOON", *Proc. ISTS-2006*, h-04, Kanazawa, Japan, June, 2006.
- [4] V. A. Thomas, N. S. Prasad, C. A. M. Reddy: "Microgravity research platforms-A study: CURRENT SCIENCE", *CURRENT SCIENCE* 79, 10, 2000.
- [5] T. Yamagami, Y. Saito, Y. Matsuzaka, M. Namiki, M. Toriumi, R. Yokota, H. Hirose, K. Matsushima: "Development of the highest altitude balloon", *Advances in Space Research* 33, 1653, 2004.
- [6] K. Kudo, K. Date and I. Jimbo: "Gas Bubble Removal with Suspended Droplets under Microgravity", *Proc. 16th ESA Symp. on European Rocket and Balloon Programmes and Related Research*, Sankt Gallen, Switzerland, 91, 2003.
- [7] T. Sato, H. Taguchi, H. Kobayashi, T. Kojima: "Development study of Mach 6 Turbojet Engine with Air-Precooling", *J. British Interplanetary Society* 58, 231, 2005.
- [8] K. Fujita, S. Sawai, H. Kobayashi, N. Tsuboi, H. Taguchi, T. Kojima, K. Okai, T. Sato and K. Miyaji: "Precooled Turbojet Engine Flight Experiment Using Balloon-Based Operation Vehicle", *Acta Astronautica* 59, 263, 2006.

大気球を用いた大型膜面の準静的展開実験

森 治¹・西牧 修平²・松本 道弘²・岩倉 淳³・荒川 将孝⁴・
芝崎 裕介²・花岡 史紀²・杉田 昌行⁵・志田 真樹¹・川口 淳一郎¹

Static Deployment of Large Membrane Using a Balloon

By

Osamu Mori¹, Shuhei Nishimaki², Michihiro Matsumoto², Atsushi Iwakura³,
Masataka Arakawa⁴, Yusuke Shibasaki², Fuminori Hanaoka², Masayuki Sugita⁵,
Maki Shida¹ and Jun'ichiro Kawaguchi¹

Abstract : ISAS/JAXA is studying a deployment method using centrifugal force for solar power sail mission. When a large membrane is deployed dynamically, it is twisted and vibrations are excited. Thus it is required to be deployed statically. The mechanisms for static deployment are developed. The static deployment of the square sail of diameter 20m using a high altitude balloon is demonstrated. The pre-examination on ice rink is also performed. In this paper, the contents and results of these experiments are reported in detail.

概 要

ISAS/JAXA が提案しているソーラー電力セイル計画では、 $\phi 50\text{m}$ 程度の膜面を遠心力で展開・展張することが重要な技術課題となっている。一般に、大型膜面を動的に展開する場合、膜面がねじれて振動が発生する。よって、膜面を準静的に展開することが必要となる。そこで、新たに準静的展開機構を開発し、これを大気球から吊り下げ、 $\phi 20\text{m}$ の膜面の準静的展開実証を行った。また、事前実験として、スケートリンク上で $\phi 10\text{m}$ の展開も実施した。これらの実験内容・結果について詳細に報告する。

重要語 : 大型膜面, 準静的展開, ソーラーセイル

1. はじめに

ソーラーセイルは太陽光中の光子から運動量を得ることができ、推進剤を搭載する必要がないため、将来の深宇宙探査のための推進機関の一つとして期待されている。宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部では、受光膜の一部を薄膜太陽電池で構成し、それにより得られる電力を利用して、超高比推力のイオンエンジンを駆動するハイブリッド推進を提案している [1]。

¹宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部

²東京大学 大学院工学系研究科 航空宇宙工学専攻

³東海大学 大学院工学研究科 航空宇宙専攻

⁴東京電機大学 大学院工学研究科 精密システム工学専攻

⁵青山学院大学 理工学部 機械創造工学科

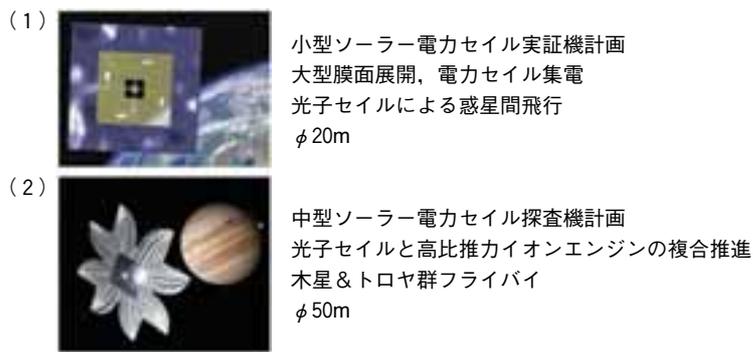


図1 ソーラーセイルミッション

この新たな複合推進システムを実証するために、ソーラーセイルWGでは、図1に示す2つのソーラーセイルミッションを計画している [2]。まず、小型ソーラー電力セイル実証機計画では、大型膜面展開・電力セイル集電の後、世界初の光子セイルによる惑星間航行を実現する(1)。そして、中型ソーラー電力セイル探査機計画では、光子セイルとイオンエンジンのハイブリッド推進を実施し、木星およびトロヤ群小惑星フライバイを達成する(2)。

ソーラーセイルの重要技術課題の一つに大型膜面展開がある。(1)ではφ20m、(2)ではφ50mの膜面を展開しなくてはならない。一般に、ブームやマストを伸展し展開する方法が考えられ、φ20m級の膜面展開試験が実施されている [3], [4]。一方、本WGでは、システム全体を回転させ、遠心力によって、膜面の展開および保持を行う方法を検討している。このスピン型ソーラーセイルでは、大型膜面を軽量に展開できる反面、展開運動および姿勢制御が複雑となる。

膜面形状は複数提案されており、著者らはこの中のクローバ型膜面について扱っている。この展開手順は二段階に分けられ、展開機構の実用化に特に有利であると考えられる。なお、スピン型ソーラーセイルの形状はいずれも張力構造であることが必要であり、他の膜面も本質的に同様に扱うことができる。よって、一つの膜面を扱うことで普遍的な検討が可能である。

クローバ型膜面展開実験フローを図2に示す。まず、真空槽を利用した真空落下試験(φ0.8m膜)を経

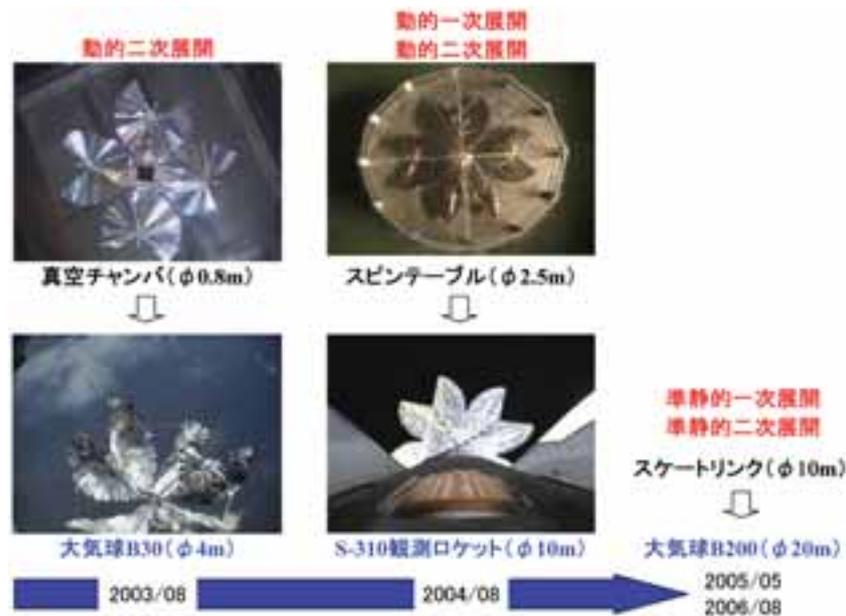


図2 クローバ型展開実験フロー

て、2003年8月に大気球を利用した準真空落下試験によって $\phi 4\text{m}$ の逆傘型（クローバ型の前身）膜の動的な二次展開を実現した [5]。次に、スピントール試験（ $\phi 2.5\text{m}$ ）を踏まえ、2004年8月にS-310観測ロケットを用いて、 $\phi 10\text{m}$ のクローバ型膜の動的・二次展開に成功した [6]。大型な膜面を急激に展開する場合、コリオリ力によって膜面がねじれたり、展開後に膜面が逆に構体に巻き付いたりするため、ゆっくりと展開する必要がある。これを踏まえ2005年5月には、大気球を用いて、世界最大級の $\phi 20\text{m}$ のクローバ型膜面を準静的に展開する実験を実施した。しかしこの試験は放球のアクシデントや機器の不具合によって十分な実験検証ができなかった [7]。そこで、クローバ型を簡略化した四角型の同サイズの膜面の準静的展開実験を計画し、その予備試験として、アイスリンク上で $\phi 10\text{m}$ の膜面展開実験を行うこととした。

本論文では、構築した準静的展開機構および実験システムを紹介し、スケートリンク実験・気球実験の内容を明らかにする。そして、得られた実験結果について詳しく考察し、これを踏まえた解析についても示す。

2. 気球実験概要

2.1 準静的展開の必要性

大型膜を急激に展開する場合、展開後に大きな振動が発生し、場合によっては膜面が構体に巻き付くという現象が発生する。ゆっくりと展開する場合には、振動の発生を抑制し、安定した展開が可能となる。簡易モデルを用いてこのメカニズムを説明する。

構体を円柱、膜面を4本のテザー先端の質点とすると、この運動は図3を参照して、以下のように表される。

$$\begin{bmatrix} 4m & 4mR \sin \theta_b & 0 \\ 4mR \sin \theta_b & I + 4m(R^2 + l^2 + 2Rl \cos \theta_b) & 4m(l^2 + Rl \cos \theta_b) \\ 0 & 4m(l_2 + R \cos \theta_b) & 4ml^2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\theta}_a \\ \ddot{\theta}_b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 4ml(\dot{\theta}_a + \dot{\theta}_b)^2 + 4mR \cos \theta_b \dot{\theta}_a^2 + F_l \\ -8m(l + R \cos \theta_b)\dot{l}(\dot{\theta}_a + \dot{\theta}_b) + 4mRl \sin \theta_b (2\dot{\theta}_a + \dot{\theta}_b)\dot{\theta}_b + \tau_a \\ -8ml\dot{l}(\dot{\theta}_a + \dot{\theta}_b) - 4mRl \sin \theta_b \dot{\theta}_a^2 + \tau_b \end{bmatrix} \quad (1)$$

ただし、 l は膜面の展開長さ、 θ_a はスピン角、 θ_b は膜面のねじれ角（位相遅れ）、 m は各膜面の質量、 I はドラムの慣性モーメント、 R はドラム半径、 F_l 、 τ_a 、 τ_b はそれぞれ、 l 、 θ_a 、 θ_b に対する外力・トルクを表している。

ここで、スピン角速度 $\dot{\theta}_a$ が一定での展開を考える。 θ_b は以下のように表される。

$$4ml^2\ddot{\theta}_b = -8ml\dot{l}(\dot{\theta}_a + \dot{\theta}_b) - 4mRl \sin \theta_b \dot{\theta}_a^2 + \tau_b \quad (2)$$

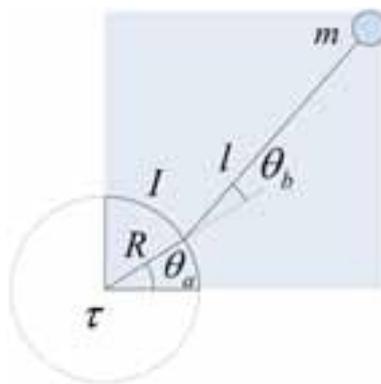


図3 簡易モデル

右辺の第一項はコリオリ力，第二項は遠心力に起因する．コリオリ力は展開速度 i に比例し，展開方向と垂直に働く．よって，膜面を急激に展開すると第一項が大きくなり膜面がねじれる．

展開速度が十分に小さく $i \approx 0$ が成立する場合，第一項はゼロとなり，第二項により $\theta_b = 0$ を中心に振動する．この振動は，曲げモーメントによって減衰するが，柔軟な膜面ではこのダンピングの効果は小さく， θ_b が小さい場合には，角速度 $\sqrt{R\dot{\theta}_a^2/l}$ の振動が発生する．スピン角速度が一定ではなく，角運動量保存状態での運動もほぼ同様となる．

以上より，膜面が展開するとコリオリ力によって膜面にねじれが発生し，膜面が振動することが示された．展開速度が早く，展開時間が長くなるほど，このねじれが大きくなり，展開後の振幅も大きくなる．さらに，膜面が十分大きい場合 ($l \gg R$) には，膜面がドラムに逆方向に巻き付きやすくなる．S-310観測ロケット実験では，空転機構を用いてこれを回避していたが，太陽電池が貼り付けられた膜面には適用することができない．

ただし，膜面をゆっくりと展開する場合 ($i \approx 0$) には膜面の振動の原因となるコリオリ力が発生しない．よって，柔軟・大型の膜面展開には， $i \approx 0$ の条件が必須となる（この議論は膜の折り方に依存しない）．本論文では， $i \approx 0$ の条件が満たされる展開を準静的展開，満たされない展開を動的展開と定義する．

2.2 膜面展開実験の比較

膜面展開実験はさまざまな形態で実施されている．ここではそれぞれの特徴について述べる．

①真空槽落下実験，気球落下実験

サイズ：～4 m
 重力：小
 空気抵抗：小
 スピン：角運動量保存

②スピントーブル実験

サイズ：～3 m
 重力：1 G
 空気抵抗：スピン状態に対して発生（風洞内）
 スピン：角速度一定

③S-310観測ロケット実験

サイズ：～10m
 重力：微小
 空気抵抗：微小
 スピン：角運動量保存

④スケートリンク実験

サイズ：～15m
 重力：1 G（おもりを氷上に滑らせて垂れ下がり防止）
 空気抵抗：大（おもりの遠心力でねじれ軽減）
 スピン：角速度一定

⑤気球吊り下げ実験

サイズ：～40m
 重力：1 G（おもりの遠心力で垂れ下がり軽減）
 空気抵抗：小（おもりの遠心力でねじれ軽減）
 スピン：角速度一定

※ これらの実験では、スピン軸以外の姿勢がほとんど変化しないため、展開アンバランスがドラムの姿勢に与える影響等は、別途検討する必要がある。

動的展開を①～③で実現した。①は展開時間が数秒しか取れないため、二次展開のみを行った。②は風洞中の空気対流によってスピン状態では空気抵抗はほぼゼロとなるため、展開後の膜面形状を観察するのに用いた。③では微小空気抵抗下で比較的大型な膜面を展開できるため、展開ダイナミクスを解析するための運動モデルを構築した。また、世界で初めて宇宙空間での展開を実現した。

一方、④、⑤は大型膜面および大型展開機構を搭載できるため、準静的展開機構の実証に適している。これらの実験は角速度一定で実施するため θ_b は式(2)のように表される。準静的展開であるので右辺第一項は無視できる。また、 τ_b は空気抵抗によるトルク τ_{air} とほぼ一致し、膜面にねじれが発生する。よって、展開後は $\theta_b = 0$ ではなく、 $\theta_b = \sin^{-1}(\tau_{air}/4mRl\theta_a^2)$ を中心に振動する。そこで、おもりを追加し m を大きくすることでねじれを小さくする。

膜面が円形状の場合、 τ_{air} は以下のように表される。

$$\tau_{air} \approx -\pi C_d \rho (\phi/2)^5 \theta_a^2 / 5 \quad (3)$$

ただし、 C_d は展開した膜面面積に対応する空気抵抗係数、 ρ は空気密度、 ϕ は展開した膜面直径である。スケートリンク実験では気球実験に比べ、 ρ が大きいので、ねじれ軽減のために膜面に対するおもりの質量を大きくする必要がある。一方、おもりと膜面の遠心力の和は、④と⑤でほぼ等しくなるため、おもりの遠心力をすべて膜面の遠心力として換算した擬似膜面サイズを一致させることができる。さらに、⑤では大型膜面を用いるため、膜面のハンドリングを含めた展開実証が可能である。よって、スケートリンク実験は気球実験の予備実験として非常に適している。

2.3 膜面形状

ソーラーセイル WG では、主として、円型膜面を一段階で展開する方法とクローバ型膜面を二段階に分けて展開する方法を検討している(図4)。円型については、折り畳み方によって、扇子型[8]・回転二重折型[9]・擬似対数螺旋型[10]に分けられる。これらはいずれも折り目が半径方向にほぼ平行であり、遠心力だけでなく周方向の張力も積極的に用いて展開する。一方、クローバ型は折り目が半径方向とほぼ垂直であり、遠心力を直接利用して展開できるため引っかかりがより発生しにくいと考えられる。筆者らはクローバ型の展開について検討を行っている。

クローバ型の展開手順を図5に示す。(1)–(3)は一次展開、(4)–(6)は二次展開である。まず、初期状態からヨーヨー展開によって、4つのペタルを展開し、十字形状とする。十字形状は(3)の矢印に示したように根元をロックすることで維持できる。ロックを解除し、三角形部、続いて(5)の○の部分に折り込まれている扇形部を展開することでクローバ形状となる。

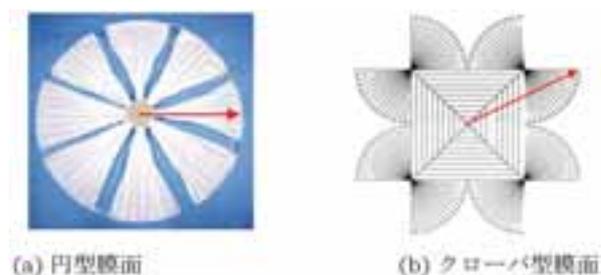


図4 膜面形状

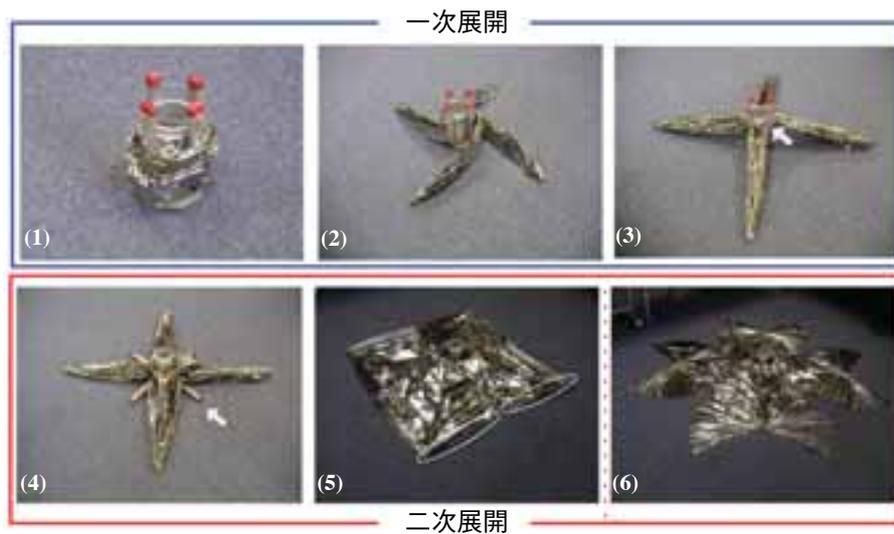


図5 クローバ型展開手順

クローバ型は、S-310観測ロケット実験において、動的展開に成功したが、一次展開時に図6のように扇形部の一部がこぼれるという現象が発生した。2005年5月に行った気球実験では、準静的展開用に膜面に取り付けたテザーでこぼれを軽減し、準静的一次展開に成功した。しかし、二次展開途中でスピンの停止し、展開を完了できなかった。この原因として、空気抵抗が大きく、スピン用モータに過剰な負荷が加わったことがあげられる。そこで、今回の気球実験ではクローバ型の扇形部をカットした四角型を用いることとする。この展開手順はクローバ型展開手順の(6)を省略している。本実験の目的は膜面展開機構の実証であり、開発した展開機構はどちらの膜面形状にも対応可能である。よって、四角型を採用することで、実験意義は変わらず、より確実に展開を達成できる。

四角型では、膜面の曲げ剛性が大きくなると均等に展開しない可能性が指摘されている。本実験では膜面の曲げ剛性が十分小さいため問題とならないが、ソーラー電力セイルミッションでは、太陽電池セルを貼り付けるため、この曲げ剛性が展開に悪影響を及ぼさないか検討が必要である。

スピン型のソーラーセイル形状はいずれも張力構造となっており、2.1節の議論が成立する。単純形状の四角型を解析することで、スピン型全般に通ずる普遍的な検討ができる。

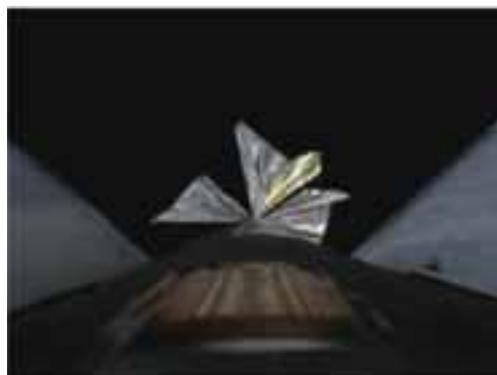


図6 S-310観測ロケット実験での膜面のこぼれ

2.4 展開システム

展開システムの概要を図7に示す。本システムはゴンドラとドラムで構成されている。ゴンドラには中心にモータ1と左右にスラスタが取り付けられている。

モータ1は出力750Wであり、出力1500Wのインバータによって駆動する。モータ1でドラムを回転させ、ドラムに巻きつけられた膜を遠心力で展開する。スラスタは、モータ1の反力を打ち消し、ゴンドラが回転しないようにする。モータ1およびインバータは -20°C 、 4 mmHg の低温真空下での無負荷試験において正常に動作した。しかし、2005年5月に行った気球実験では、二次展開中にモータ1が緊急停止したことを踏まえ、このような場合には、スラスタがドラムだけでなくゴンドラもスピニングさせて、展開実験を続行できるようにした。

一方、ドラムには膜を準静的に展開する機構が備えられている。図8にこの概要を示す。ドラムのまわりには、4本の柱からなるオリが取り付けられており、一次展開時のヨーヨー展開の進展を妨げることが出来る。ドラムとオリの相対回転を、モータ2を用いて低速に制御することにより、準静的な展開を実現する (a)。一次展開後に4本のオリの柱を倒し、二次展開を開始する。二次展開はそれぞれのベタル（三角形部）に這わされたテザーおよびガイドによって拘束される。各テザー長さはリール機構を経由してモータ3で制御することができる。4つのモータ3を同期させ、テザーを低速に繰り出すことで、膜面を一様に準静的展開することができる (b)。

4本のオリの柱を拘束するために、1本のテザーを各オリの柱にある溝に沿ってオリ一周分這わせてある。一次展開が進展するとドラム上部にあるカッターがオリ下部にある刺繍糸を切断し、PICのスイッチがONになる。PICは一次展開終了のタイミングにあわせて電熱線の電源をONにしてこのテザーを焼き切り、オリの柱を解放する (c)。なお、このシステムは昨年度の気球実験でも採用しており、正常に機能した。

2.5 姿勢制御システム

ゴンドラは図9に示す姿勢制御システムを搭載し、ドラム回転時にも目標姿勢を維持することが可能である。ゴンドラの左右にアーム長3mのスラスタ系統があり、どちらもCCW方向（順方向）に2つ、CW方向（逆方向）に1つのスラスタが取り付けられている。設計トルクはCCW方向 $\tau_{ccw}=403.2\text{ Nm}$ 、CW方向 $\tau_{cw}=164.1\text{ Nm}$

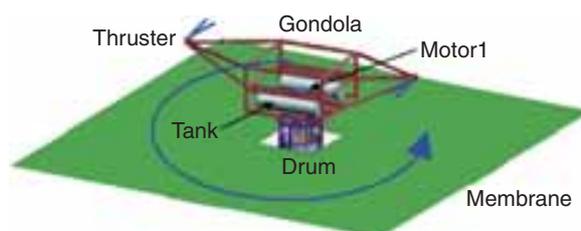
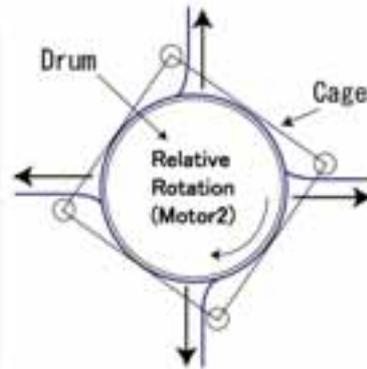
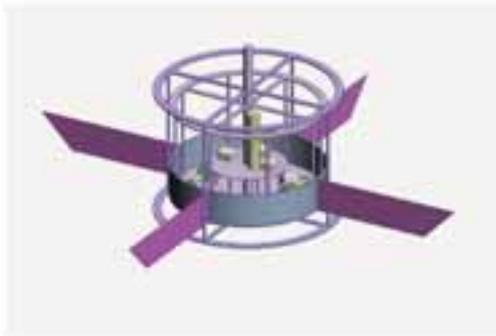
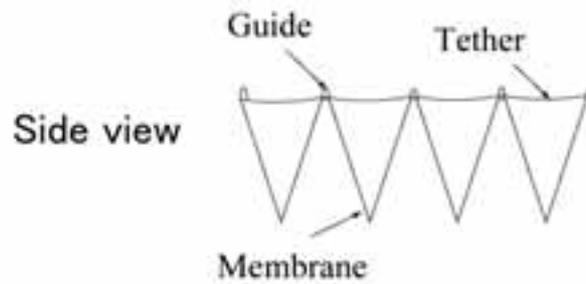
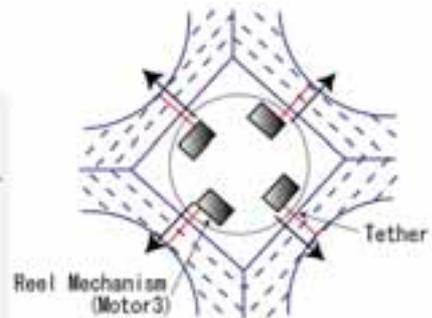
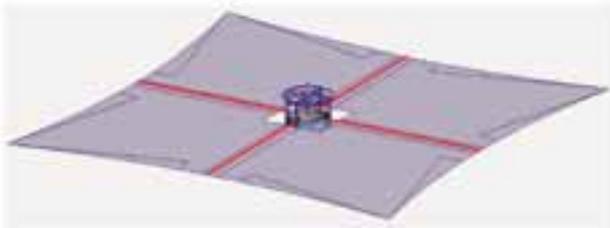


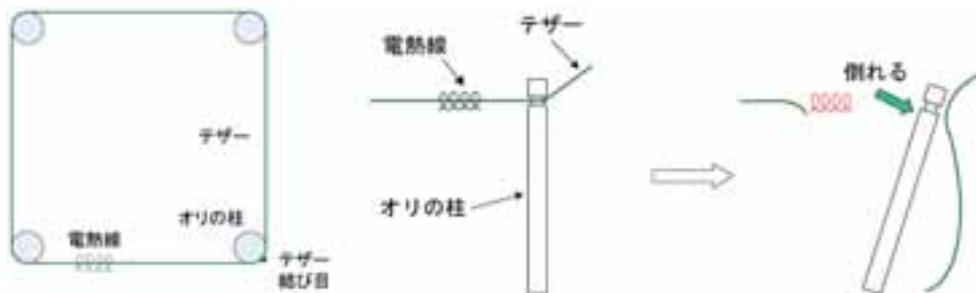
図7 展開システム



(a) 一次展開



(b) 二次展開

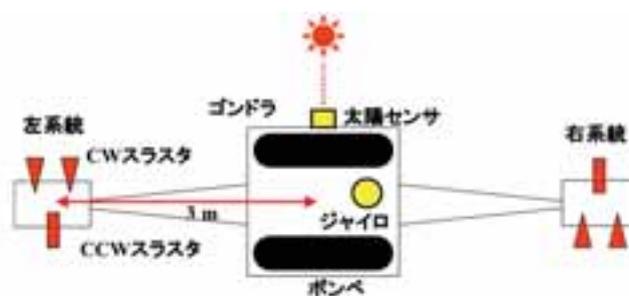


(c) オリの柱の拘束・解放



(d) ドラム・オリ

図8 準静的展開機構



(a) 姿勢制御システム概要



(b) 姿勢制御コンポーネント

図9 姿勢制御システム

である。CCW 方向はモータが順回転したときのトルクをキャンセルする方向である。制御モードは、静止制御モード、消費制御モード、低速制御モード、高速制御モードの4つがあり、姿勢センサはジャイロと太陽センサの2つを用いる。静止制御モードは、モータ1によるドラム回転時にCCW およびCW スラスタを噴射してゴンドラを静止することを目的としている。消費制御モードは安全上の理由で、膜面展開終了後に、CW スラスタを解放し、ポンペ残量を零にするためのものであり、このとき、ゴンドラが回転ないようにCCW スラスタを適切なタイミングで噴射する。どちらのモードも太陽未捕捉時にはジャイロのみによる切り替え線制御、太陽捕捉時にはジャイロと太陽センサによる切り替え線制御（太陽センサによってジャイロドリフトをキャンセルすることが可能）によって姿勢を維持する。切り替え線を中心に制御 deadband を設定することでセンサノイズ等の影響を抑制する。一方、低速制御モード、高速制御モードはモータ1が上空で動作しなかった場合、システム全体

をスピンさせることを目的とする。得られるスピンレートは低速制御モードが0.3125Hz、高速制御モードが0.375Hzである。これらは、ジャイロのみの切り替え線制御で行われる。窒素ガスポンペはCFRPポンペ（150リットル）を2本用いている。これは、表1に示すように市販の鋼製ポンペ（50リットル）6本分に該当し、CFRPポンペを用いることで軽量化および省スペースを実現している。

2.6 気球システム

本実験は、20万立方メートルの大気球B200-7号機で、展開システム（PI部）を吊るし、上空37.0kmにおいて展開実験を行う。図10に示すように、実験状況を撮影するためのカメラを4台用意した。このうち、カメラ1、2は、膜面全体を視野に入れるため、ゴンドラから25.7m上側に離れた。カメラ3はゴンドラ、カメラ4はドラムに設置した。カメラ1は運用に用いることを主目的とし、無線によりリアルタイムで映像を確認できる。カメラ2-4は膜の挙動解析を目的とし、高画質な映像を録画し実験終了後に回収する。通信機は、地上とゴンドラが通信するための外部通信機、ゴンドラとドラムが通信するための内部通信機を搭載している。外部通信機は膜が展開しても通信リンクを確保できるようにゴンドラから5m上方向に離して設置した。

2.7 パラメータ設定

図11に運動モデルを示す。膜面は正方形で各先端にはおもりが取り付けられている。 ϕ は展開した膜面の差し渡しであり、これが十分大きい場合、 $\phi/2 \approx l + R \approx l$ が成立する。また、膜面の質量がおもりに比べ十分小さい場合、展開面内の運動はおもりの遠心力と膜面の空気抵抗で表される。上述したようにそれぞれの力によるトルクは以下ようになる。

$$\text{遠心力によるトルク} : 4mR(\phi/2)\sin\theta_b\dot{\theta}_a^2 \quad (4)$$

$$\text{空気抵抗によるトルク} : -\pi C_d \rho (\phi/2)^5 \dot{\theta}_a^2 / 5 \quad (5)$$

ねじれ角はこれらのトルクの和が零となる点でつりあう。一方、展開面外の傾き角 θ_c はおもりの遠心力と重力の比で決まる。膜面の差し渡しを ϕ とすると、膜面のねじれと傾きは以下のように表される。

$$\text{ねじれ} : \sin\theta_b = \pi C_d \rho (\phi/2)^4 \dot{\theta}_a^2 / 20mR \quad (6)$$

$$\text{傾き} : \tan\theta_c = g / (\phi/2)\dot{\theta}_a^2 \quad (7)$$

ねじれ角と傾き角が25deg以下の条件を満たすように各パラメータを決定した。

$$\phi = 20\text{m}, \dot{\theta}_a \geq 0.25\text{Hz}, m = 1.5\text{kg}, R = 0.85\text{m}, C_d = 0.05, \rho = 0.006235\text{kg/m}^3$$

C_d は展開した膜面面積に対応する空気抵抗係数である。差し渡しは実験目標より決まり、ドラム半径は中型探査機サイズを想定して設計した。空気抵抗係数は正確な値が分からないため、マージンを考慮して多少大きく見積もり、空気密度は上空37kmでの値を用いた。ここで、ねじれ角と傾き角の制約よりおもり質量とスピンレ

表1 鋼製ポンペとCFRPポンペの比較（20MPa、300リットルの窒素ガス）

ポンペの種類	市販の鋼製ポンペ	CFRPポンペ
容器重量（DRY）	56kg×6本 (20MPa, 50L容器の場合)	52kg×2本
ガス重量	65kg	65kg
容器重量（WET）	401kg	169kg

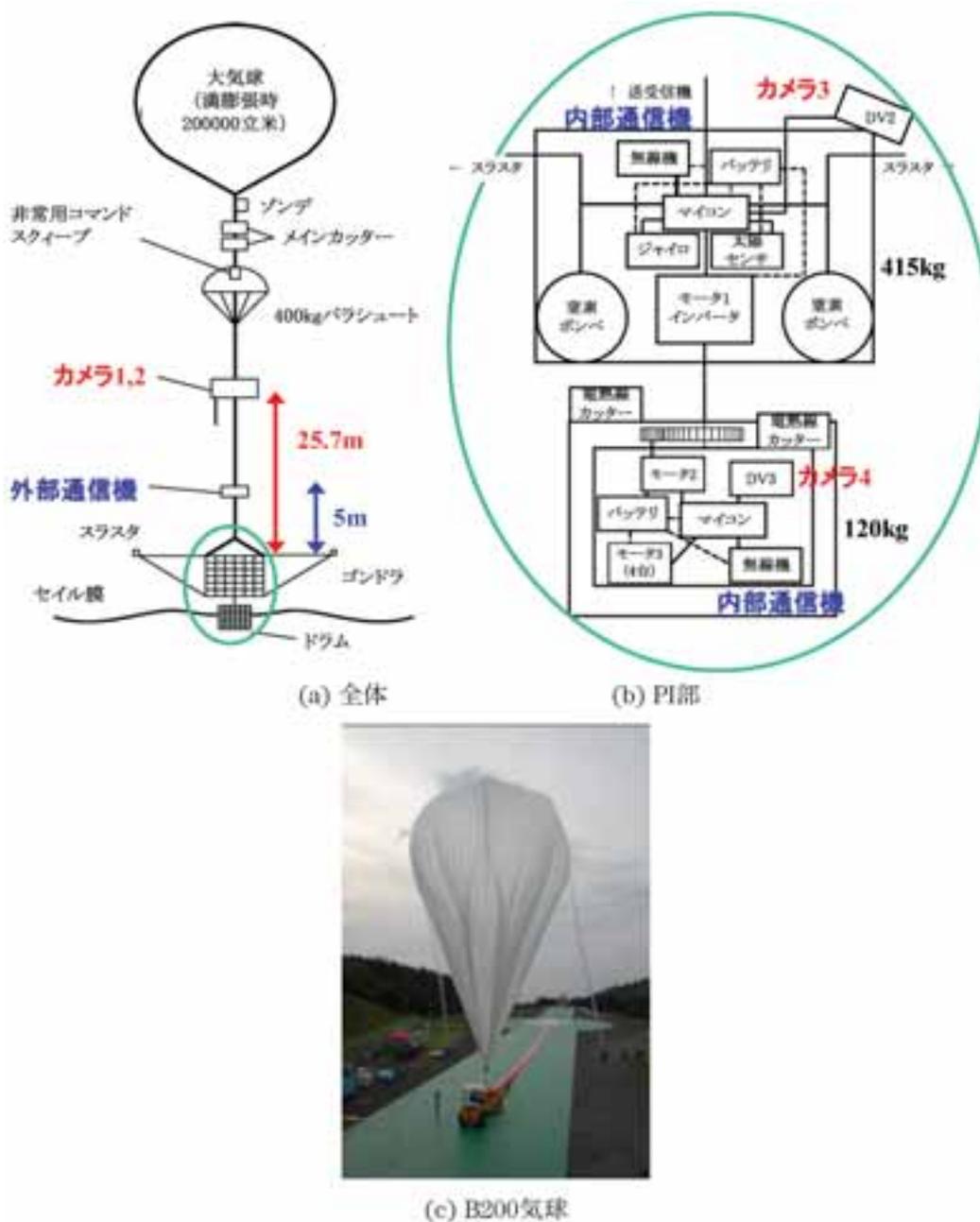


図10 気球システム

ト範囲を設定した。

膜面の設計を図12に示す。膜面材料は片面に100Åのアルミ蒸着を施してある、厚さ $12\mu\text{m}$ のPET（ポリエチレンテレフタレート）を用いた。膜面の外側の一边を14.25mとして正方形の差し渡し20mを確保した。また、一次展開後オリの柱を解放する際に、オリの柱が膜と干渉しないように、膜面の内側の一边を2.34mとし十分なスペースをあけた。折り目間隔を21.25cm、折り返し数を28とした。膜面の各頂点には1.5kgのおもり、各ペタルの中央部にはテザーおよびガイドを取り付けた。膜面の質量は数kgであるため、膜面の質量を無視することはできず、式(6)、(7)において膜面の遠心力も考慮する必要がある。これによりねじれ角は大きくなり、傾きは小さくなるがいずれも数degしか変化しない。

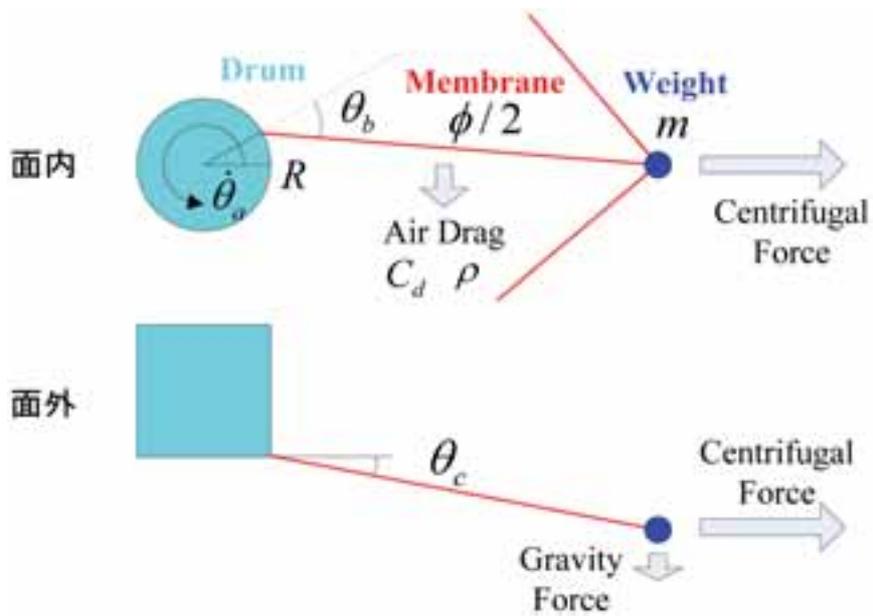


図 11 気球実験の運動モデル

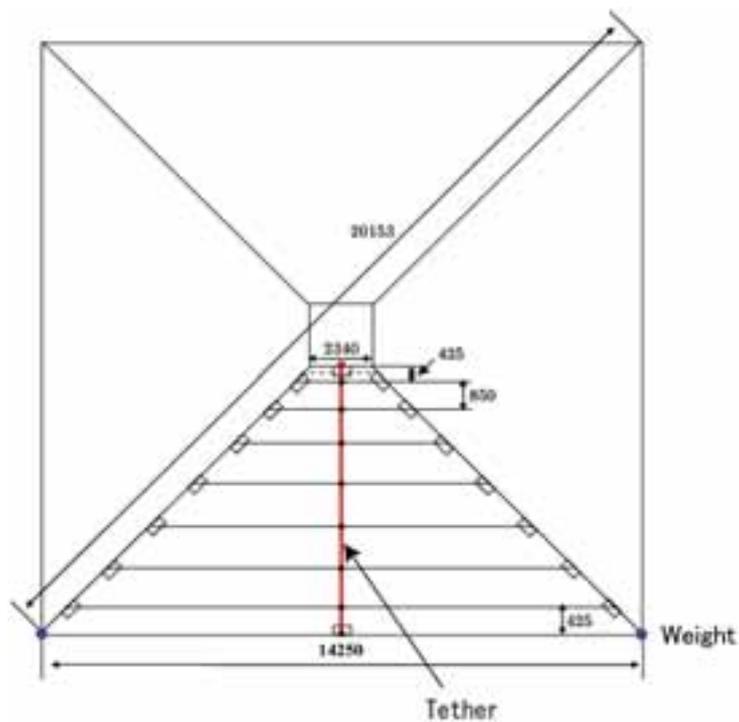


図 12 膜面の設計

2.8 変更内容

今回の実験は、2005年5月に行った気球実験と同様、大型膜面の準静的な展開を実現することを目指しているが、前回実験結果を踏まえ以下の点を変更している。

(1) 膜面

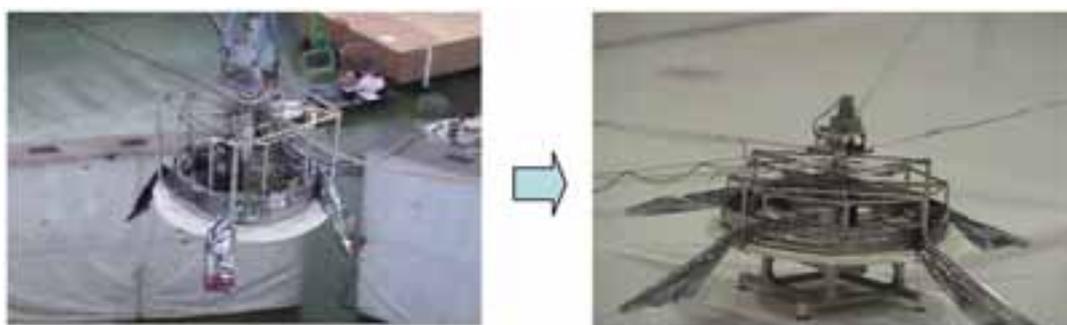
クローバ型から四角型へ変更した。膜面のこぼれが小さく空気抵抗を抑制できるという点で展開に有利である。展開手順は簡略化されるが、同じ展開機構を検証できる。

(2) 展開シーケンス

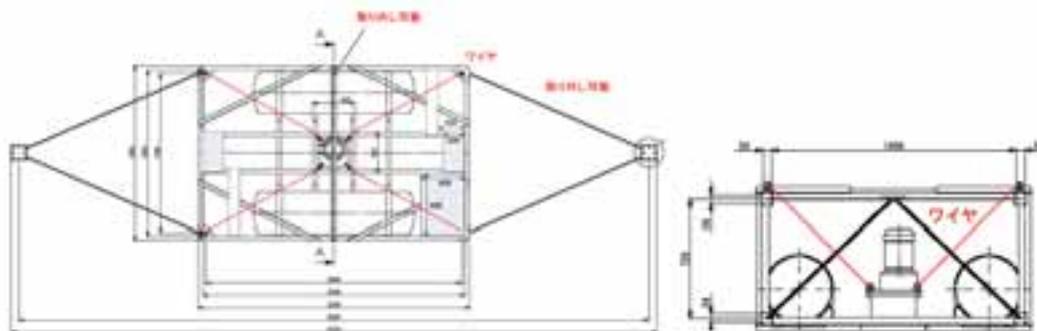
一次展開および二次展開を確実に準静的に行うため、どちらも展開時間を90秒から180秒に変更した。また、前回の実験では、モータ1はCCW方向に一定のスピンドレート(0.33Hz)としていたが、今回は、CCW方向(順方向)に4段階(0.125, 0.25, 0.30, 0.33Hz)、CW方向(逆方向)に3段階(0.125, 0.25, 0.30Hz)の速度を用意し、切り替えられるようにした(確実に展開を実現するために、ノミナルケースでは、なるべく小さいスピンドレート0.25Hzで空気抵抗を抑制し、展開後にスピニアップして0.33Hzとする)。さらに、前回実験は静止制御モードと消費制御モードしかなかったために、放球トラブルやモータ1の非常停止に対処できなかったことを踏まえ、スラストでCCW方向にシステム全体をスピンさせることも可能とし、低速制御モード(0.3125Hz)と高速制御モード(0.375Hz)を新たに用意した。

(3) スラスト

前回の実験に比べ、CCWスラストトルクの設計値を1.5倍以上大きくした。これにより、高速スピンの切り



(a) 旧ドラムから新ドラムへのサイズ変更



(b) ゴンドラ的设计



(c) 輪の切断

図13 ドラム・ゴンドラ的设计

替えても制御できるようになった。なお、スラスタのアーム長は3mで変更していない。

(4) ドラム・ゴンドラ的设计

ドラムサイズを前回実験の $\phi 1.2\text{m}$, $h 0.88\text{m}$ から $\phi 1.7\text{m}$, $h 0.64\text{m}$ に変更した。直径を大きくすることで、膜面の展開をより確実にし、重量増を避けるため高さを低くした。この変更を受け、ゴンドラのサイズも $2.1\text{m} \times 2.1\text{m} \times 1\text{m}$ から、 $2.8\text{m} \times 1.7\text{m} \times 0.8\text{m}$ に変更し、図7で示した放球台の設置を可能にした。安全率3を確保しながら、軽量化を行うため、一部ワイヤを用いた。また、前回実験では、回収時にゴンドラ・ドラムの結合部で軸が切断したことを踏まえ、スプリングピン2箇所、ねじ4箇所さらに中心にねじ1箇所を加えた。

(5) その他の搭載機器

通信機やリチウムイオンバッテリーのスペックを変更した。

2.9 コマンド・テレメトリ・展開シーケンス

2.8節の変更を踏まえ、以下のコマンド・テレメトリを用意した。

直接コマンド

1. カメラ3電源 ON
2. カメラ3電源 OFF
3. スラスタ静止制御 ON
4. スラスタ消費制御 ON
5. スラスタ制御 OFF
6. スラスタ低速制御 ON
7. スラスタ高速制御 ON
8. モータ1スピニアップ
9. モータ1スピンドアウン
10. モータ2制御 ON
11. モータ2制御 OFF
12. モータ3制御 ON
13. モータ3制御 OFF

選択コマンド

1. ゴンドラ系電圧 ON/OFF
2. モータ1非常停止 ON/OFF
3. カメラ4/ドラム系電源 ON/OFF
4. オートシーケンス ON/OFF

デジタルテレメトリ (ゴンドラ側)

1. ゴンドラ系電源電圧 ON/OFF
2. カメラ3電源 ON/OFF
3. スラスタ制御 bit 1
4. スラスタ制御 bit 2
5. スラスタ制御 bit 3
6. モータ1制御下位 bit
7. モータ1制御中位 bit
8. モータ1制御上位 bit
9. ドラム系電源 ON/OFF
10. カメラ4電源 ON/OFF
11. オートシーケンス ON/OFF
12. 通信1 (ゴンドラ→ドラム) 確立確認

デジタルテレメトリ (ドラム側)

1. 通信2 (ドラム→ゴンドラ) 確立確認
2. モータ2制御 ON/OFF
3. モータ3-1制御 ON/OFF
4. モータ3-2制御 ON/OFF
5. モータ3-3制御 ON/OFF
6. モータ3-4制御 ON/OFF
7. 選択コマンド1状態
8. 選択コマンド2状態
9. 選択コマンド3状態
10. 選択コマンド指定 bit 1
11. 選択コマンド指定 bit 2
12. 選択コマンド指定 bit 3

アナログテレメトリ (一般)

1. モータ 2 角度
2. ボンベ圧力
3. 減圧弁圧力
4. モータ 1 角速度
5. モータ 1 角度
6. CCW 噴射パルス
7. CW 噴射パルス
8. 太陽角センサ
9. レートジャイロ
10. モータ 3 - 1 角度
11. モータ 3 - 2 角度
12. モータ 3 - 3 角度
13. モータ 3 - 4 角度
14. (サブコミ 1) ドラム系電源電圧 1
15. (サブコミ 2) ドラム系電源電圧 2
16. (サブコミ 3) ゴンドラ系電源電圧
17. (サブコミ 4) CCW 電磁弁圧力
18. (サブコミ 5) CW 電磁弁圧力

アナログテレメトリ (温度)

1. ボンベ 1 温度
2. ボンベ 2 温度
3. 減圧弁 1 温度
4. 減圧弁 2 温度
5. 電磁弁 1 温度
6. 電磁弁 2 温度
7. フレーム温度
8. 通信機温度

展開が順調に進んだ場合のノミナルシーケンスを以下のように設定した。

1. カメラ 2 電源 ON
2. カメラ 3 電源 ON
3. ゴンドラ系電源 ON
4. カメラ 4 / ドラム系電源 ON
5. スラスタ静止制御 ON
6. モータ 1 スピニアップ (0.125Hz)
7. モータ 1 スピニアップ (0.25Hz)
8. オートシーケンス ON (一次展開180秒, 電熱線カット10秒, 二次展開180秒)
9. モータ 1 スピニアップ (0.30Hz)
10. モータ 1 スピニアップ (0.33Hz)
11. モータ 1 スピンドアウン (0.30Hz)
12. モータ 1 スピンドアウン (0.25Hz)
13. モータ 1 スピンドアウン (0.125Hz)
14. モータ 1 スピンドアウン (0 Hz)
15. オートシーケンス OFF
16. スラスタ消費制御 ON
17. カメラ 4 / ドラム系電源 OFF
18. ゴンドラ系電源 OFF
19. カメラ 3 電源 OFF
20. カメラ 2 電源 OFF

3. スケートリンク実験

3.1 スケーリング

気球実験の準備段階において、機構の検証を行うため、スケートリンク上で膜面展開実験を行った。実験概要を図14に示す。気球実験で使用する準静的展開機構が観客席からひもでも吊されている。モータ1を回転させ、ドラムに巻きつけられた膜面を展開する。膜面の各頂点に取り付けたおもりはリンク上を滑走するため、展開運動は二次元（面内）に限定されるが、スピンドルを比較的小さく設定することができ、空気抵抗を軽減できる。

膜面の質量がおもりに比べ十分小さい場合の運動モデルを図15に示す。展開面内の運動は、膜面の空気抵抗、おもりの遠心力に加え、おもりの摩擦にも支配される。摩擦力が膜のスピンドル回りに与えるトルクは以下のように表される。

$$\text{摩擦力によるトルク} : -\mu 4mg(\phi/2) \quad (8)$$

ただし、 μ は動摩擦係数である。これらのトルクの和が零となる点でつりあう。 $\phi/2 \gg R$ を前提とすると膜面のねじれは以下のように表される。

$$\text{ねじれ} : \sin\theta_b = \pi C_d \rho (\phi/2)^4 / 20mR + \mu g / \dot{\theta}_a^2 R \quad (9)$$

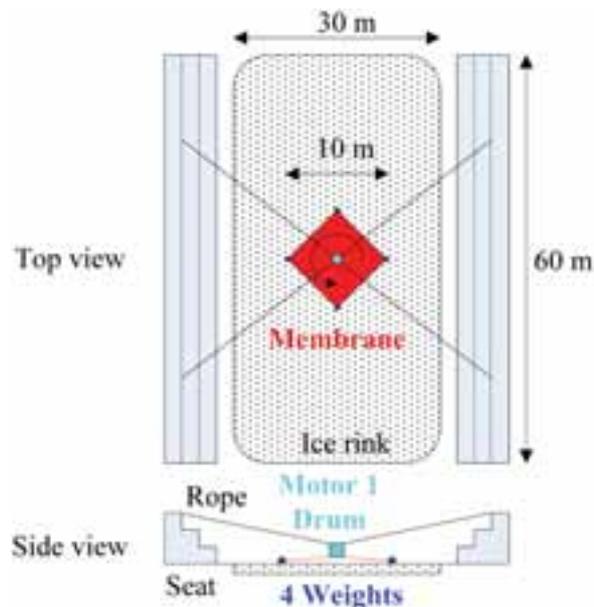


図14 スケートリンク実験概要

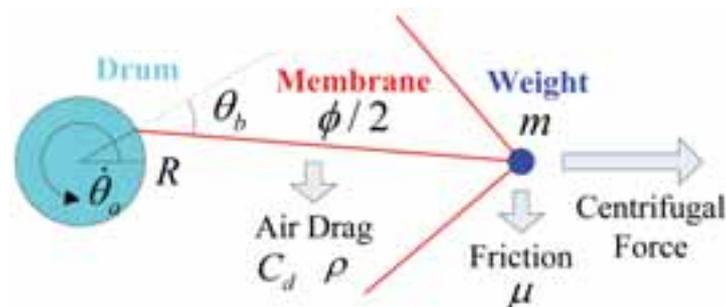


図15 スケートリンク実験の運動モデル

ねじれ角が90deg以下の条件を満たすように各パラメータを決定した。

$$\phi = 10\text{m}, \dot{\theta}_a = 0.18\text{Hz}, m = 10\text{kg}, R = 0.85\text{m}, C_d = 0.05, \rho = 1.225\text{kg/m}^3, \mu = 0.03$$

C_d は展開した膜面面積に対応する空気抵抗係数である。 ρ の値は、地上では高度37km地点に比べ200倍程度となる（よって、大型膜面展開の展開には、気球を用いることが不可欠である）。ただし、膜面サイズを小さくすれば、空気抵抗トルクは急激に低下する。そこで、膜面サイズを気球実験の半分として実験を計画した。おもりにはカーリングのストーン（ジュニア用）を使用し、 μ を小さく、 m を大きくした。

3.2 シーケンス・結果

以下の膜面展開シーケンスで実験を行った。

- 0 sec : モータ1回転開始
- 180 sec : 一次展開開始
- 318 sec : 一次展開終了
- 330 sec : オリ解放, 二次展開開始
- 420 sec : 二次展開終了

モータ1回転開始後、0.18Hzで安定して回転するために2分程度必要であるため、一次展開開始は3分後としている。また、当初は前回の気球実験同様、一次展開・二次展開ともに90秒としていたが、一次展開が準静的に行われず、膜面が振動した。一次展開時は各ペタルが独立に運動するため、位相が遅れたペタルがとなりのペタルに追い抜かれるという現象も見られた。そこで、一次展開時間を138秒と長くすることで対処した。

実験結果を図16に示す。この実験において ϕ 10mの膜面を準静的に展開することができた。一次展開では、終盤に若干の膜面のこぼれも見られたが、各ペタルのアンバランスはなく、ほぼ均一な展開が実現できた。二次展開でも、モータ3のトルク負けによりテザーが若干早く進展したが、一様な展開を実現できた。よって、本展開機構において、準静的な一次および二次展開が実現できることが実証された。

展開後は空気抵抗が大きくなり、膜面がねじれた。このときのねじれから、展開した膜面面積に対応する空気抵抗係数 C_d の値は0.02であると推定できた。さらに、図17に示すように、展開した膜面の垂直成分に対応する

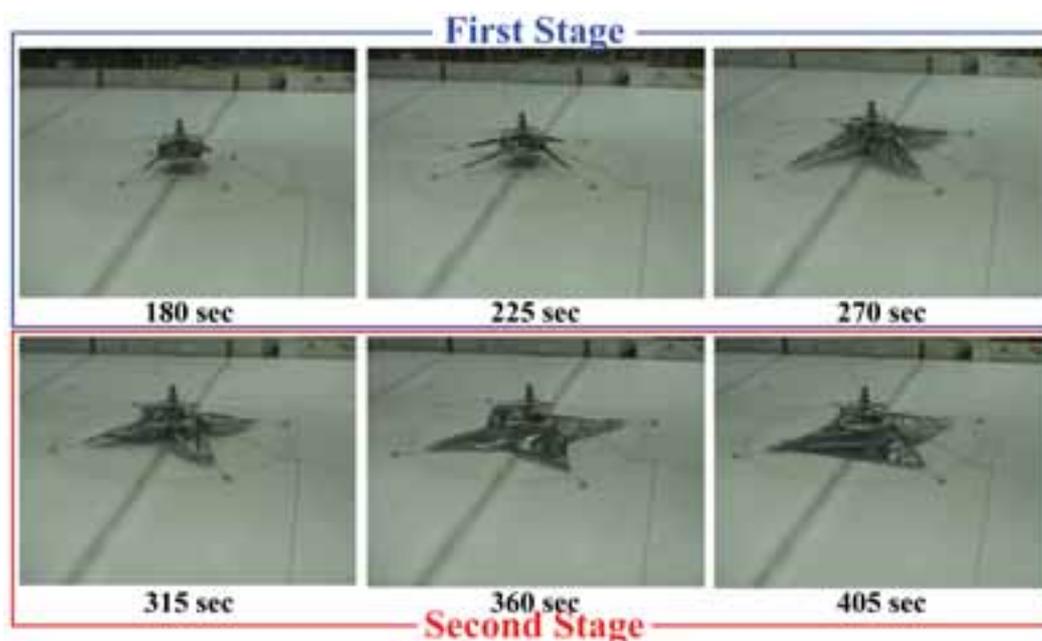


図 16 スケートリンク実験結果（時刻原点はモータ1回転開始）

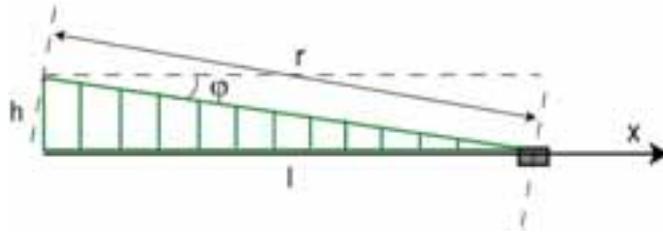


図 17 膜面垂直成分

空気抵抗係数は $C_d = 0.66$ となる。気球実験において、高速スピン制御モードで 0.375Hz にした場合でも、遠心力、空気抵抗トルクは、本スケートリンク実験とほぼ同等であり、準静的展開機構および膜面の強度上問題ないことも確認できた。

4. 気球実験

4.1 概要

2006年8月下旬に三陸大気球観測所において気球実験を行った。日程および作業内容は以下のとおり。

- 8/22 (火) : 移動, 荷物受け取り
- 8/23 (水) : 作業場確保, 荷物確認, 各系単体試験, RCS 取り付け, 気密チェック
- 8/24 (木) : ACU センサキャリブレーション, 各系の搭載・配線, かみ合わせ試験
- 8/25 (金) : 安全講習, ドラム系動作試験, 姿勢制御試験
- 8/26 (土) : モータ1エンコーダ・地上系修正, 重量測定
- 8/27 (日) : 通信試験, 放球台設置確認, 保温対策
- 8/28 (月) : フィールドかみ合わせ, 膜面取り付け, バッテリ充電, 窒素パージ, 配線固定
- 8/29 (火) : 荷姿・放球台設置, 最終かみ合わせ, 運用打ち合わせ
- 8/30 (水) : 放球・実験・回収, 荷物梱包
- 8/31 (木) : 記念撮影, 移動, 打ち上げ

気球グループの手厚いサポートと天候に恵まれ、ほぼ予定通りに作業を進めることができた。

4.2 実験手順

8月30日(水)に放球・実験・回収を行った。実験シーケンスとして、実際に送信したコマンドおよびその時刻を以下に示す。

- 6:10 : <放球>
- 8:24 : カメラ2電源 ON
- 8:25:49: カメラ3電源 ON
- 8:26:36: ゴンドラ系電源 ON
- 8:27:37: スラスタ静止制御 ON
- 8:35:17: モータ1スピニアップ (0.125Hz)
- 8:35:54: モータ1スピンドアウン (0Hz)
- 8:36:46: スラスタ制御 OFF
- 8:37:24: カメラ3電源 OFF
- 8:38 : カメラ2電源 OFF

9:12 : <実験高度到達>
 9:13 : カメラ2電源 ON
 9:14:09: カメラ3電源 ON
 9:14:47: カメラ4 / ドラム系電源 ON → カメラ4 反応なし
 9:16:23: スラスト静止制御 ON
 9:17:03: モータ1 スピニアップ (0.125Hz)
 9:17:42: モータ1 スピニアップ (0.25Hz)
 9:18:53: モータ1 非常停止 ON ← モータ1 停止
 9:19:38: モータ1 非常停止 OFF
 9:20:14: モータ1 スピニアップ (0.125Hz) → モータ1 反応なし
 9:20:34: モータ1 スピンドアウン (0 Hz)
 9:21:33: スラスト低速制御 ON → 1ペタル動的二次展開
 9:22:26: オートシーケンス ON → 3ペタル動的二次展開
 9:25:53: オートシーケンス OFF ← モータ2 停止
 9:26:47: モータ2 制御 ON → モータ2 反応なし
 9:28:14: モータ3 制御 ON → 準静的二次展開
 9:30:25: スラスト高速制御 ON
 9:31 : カメラ4 / ドラム系電源 ON
 9:32 : カメラ4 / ドラム系電源 OFF
 9:33:34: スラスト低速制御 ON
 9:34:56: モータ1 スピニアップ → モータ1 反応なし
 9:40 : スラスト制御 OFF ← 窒素ガス使い切り
 9:41 : カメラ4 / ドラム系電源 OFF
 9:41 : ゴンドラ系電源 OFF
 9:42 : カメラ3電源 OFF
 9:48 : <気球切り離し>

4.3 放球

2005年の気球実験において、放球台側のゴンドラ側面にフラッシュを取り付けたために放球時に放球台と干渉し、ゴンドラ側面から外れ、長さ10mのワイヤで吊り下げられた状態となって浮上するというアクシデントが発生した。今回はフラッシュをスラスト側の側面に取り付けた。また、カメラ3、プイについては前回同様、海側の側面に取り付けた。

6時10分に放球した。今回は放球時に放球台との干渉はなく、ゆっくりと浮上した。放球時に図18に示すようにオリの柱が解放され倒れていることを確認した。この段階では、原因は特定できず以下の3つが考えられた。

- ・電熱線を ON/OFF する PIC が誤作動した。
- ・オリの溝からテザーが外れた。
- ・テザーが解けた、または、切断した。

4.4 上昇中

気球上昇途中の8時17分頃、減圧弁下流の圧力が通常より高い値である6.3MPaを示していることを確認した。放球前には、ボンベ圧は15MPa以上であり、減圧弁において4MPaに調圧している。配管系等図より、2

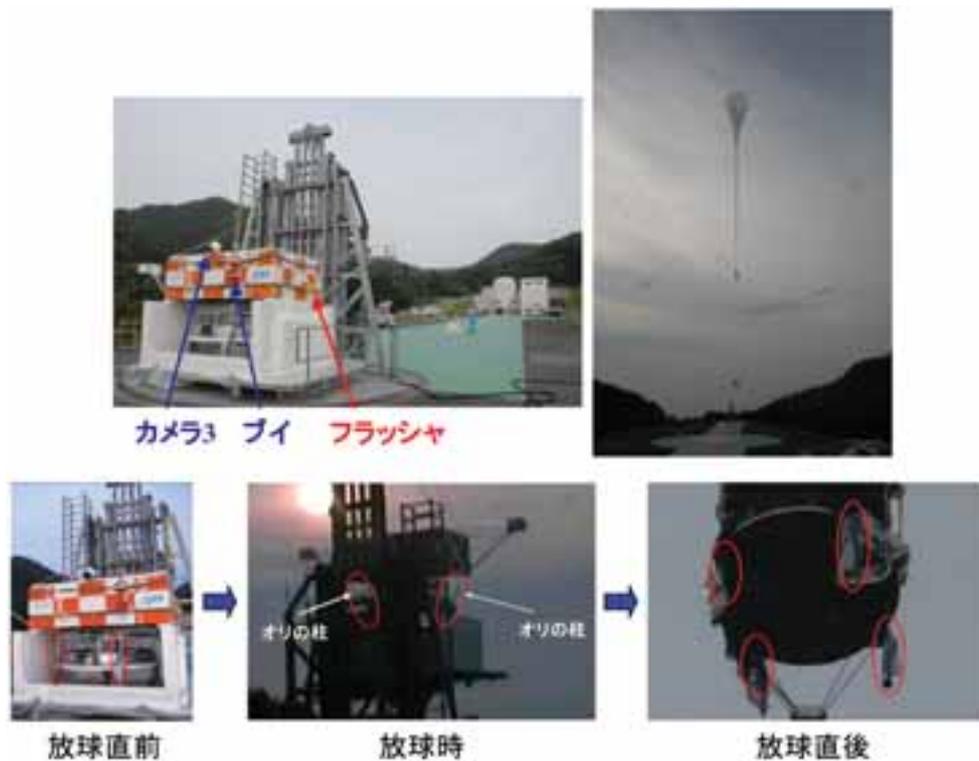


図 18 放球

つの減圧弁の一方で、微小リークが発生したと考えられる。電磁弁の耐圧は約20.7MPaであり問題はないが、スラスト噴射により電磁弁を開くことで配管内の圧力を正常値に戻すこととした。

まず、スラストの姿勢制御モードをスラスト静止制御モードとした。しかし、姿勢が安定していたため、スラストは噴射しなかった。そこで、モータ1を回転させ、反力によって姿勢外乱を加えたところ、スラストが噴射し圧力は正常となった。図19に配管系統図と減圧弁・ポンペ圧力履歴を示す。

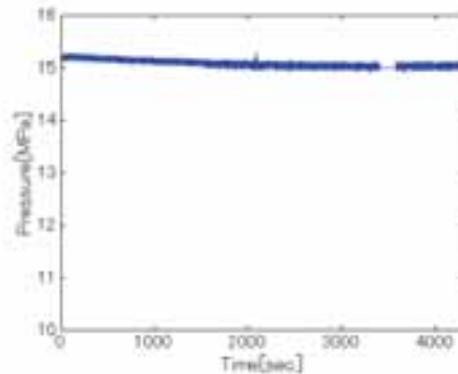
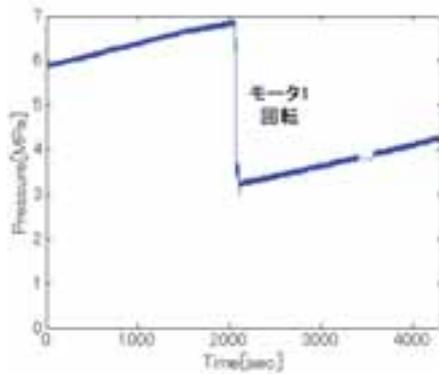
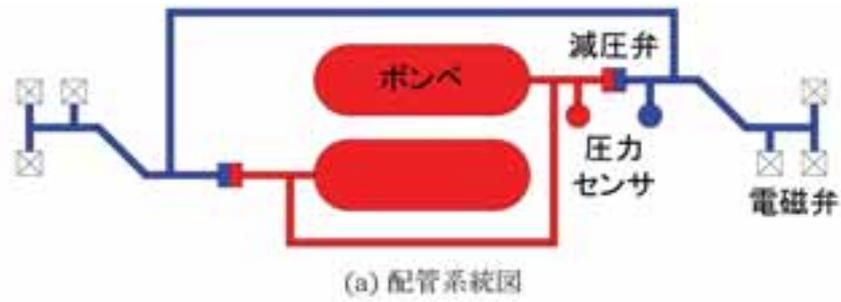
4.5 スピニアップ

9時12分、実験高度37kmに到達し、当初予定していたシーケンス通りにコマンドを送信していった。しかし、カメラ4の電源がONとならなかった。これはヒータがうまく作動しなかったためと考えられる。事前に設定した運用フローチャートに従い、そのまま作業を続行した。

次に、0.25Hzにスピニアップさせた時点でモータ1が停止した。非常停止によりモータ1をリセットし、再度モータ1によりスピニアップを試みたが、モータ1は動作しなかった。ただし、実験本番でもモータ1が停止する可能性もあると考え、2.8節で述べたように、低速制御モードと高速制御モードを予め用意していた。よって、スラスト低速制御によりゴンドラを含めた実験システム全体をスピンさせる運用に切り替えることとした。

4.6 一次展開

図20にカメラ2からの展開画像を示す。スラスト低速制御ON後にオートシーケンスONを送信することで、準静的な一次展開を実施する予定であったが、4.3節で示したように、放球時にオリの柱が解放されたため、スラスト低速制御を開始した直後に1つのペタルがヨーヨー展開により一気に展開した。準静的展開の場合、膜面が図21に示す溝から少しずつ繰り出される予定であったが、実際には溝から外れてドラムのまわりを回りながら展開したと考えられる。他の3つのペタルは溝に引っかかっていたため展開しなかったと考えられる。各ペタル



(いずれも時刻原点は8:00AM ; 上昇中)

図19 減圧弁リーク



(a) スラスト低速制御ON後の運動 (時刻原点は9:21:33AM ; スラスト低速制御ON)



(b) オートシーケンスON後の運動 (時刻原点は9:22:22AM ; オートシーケンスON)

図20 一次展開の様子 (カメラ2)

は90deg ずつ位相をずらして、ドラムのまわりに巻き付けられているが、図21に示すように他のペタルを踏み潰して追い抜くことで、1つのペタルのみ展開することは可能である。1ペタルのみ展開後、オートシーケンスによってオリとドラムを相対回転させたところ、膜面が溝から外れ、残りのペタルも順々にヨーヨー展開した。オートシーケンス開始約60秒後には、動的な一次展開が完了し、膜は十字型を形成した。

一次展開終了直後にモータ2が停止した。オートシーケンスを停止し、モータ2の再起動を試みたが、動作しなかった。ただし、一次展開が完了し、オリの柱も解放されていることを確認できたため、次のステップに進むこととした。

4.7 二次展開

モータ3制御 ON コマンドを送信し二次展開が開始された。膜は予定通り約180秒後に正方形を形成した。図22にカメラ2による画像、図23にモータ3の角度履歴を示す。これらから、二次展開は各ペタルが準静的にかつ均一に制御されたことが分かる。なお、二次展開開始120秒後にスラスト高速制御 ON とし、スピンドルレートを0.375Hz に上げた。

4.8 窒素ガス使い切り

膜面展開後、スラスト高速制御をしばらく維持し、膜面挙動を観察し、その後、再びスラスト低速制御に戻した。スラスト消費制御は行わず、スラスト低速制御によって、ボンベ内のガスを使い切ることとした。実験中の窒素ガス使用状況を図24に示す。ボンベ圧より窒素ガスを使い切ったことを確認した後に、スラスト制御を停止し、展開実験を終了した。

4.9 着水・回収

実験終了後、実験装置はパラシュートにより海上に着水した。総合技術研究本部のヘリコプタにより搜索し、

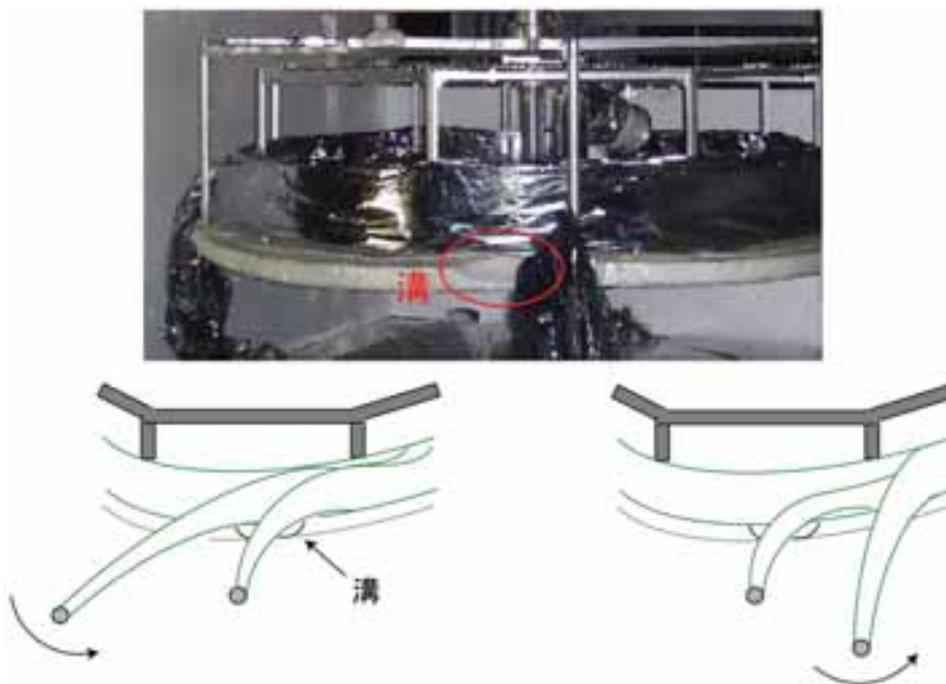


図 21 ヨーヨー展開の追い抜き

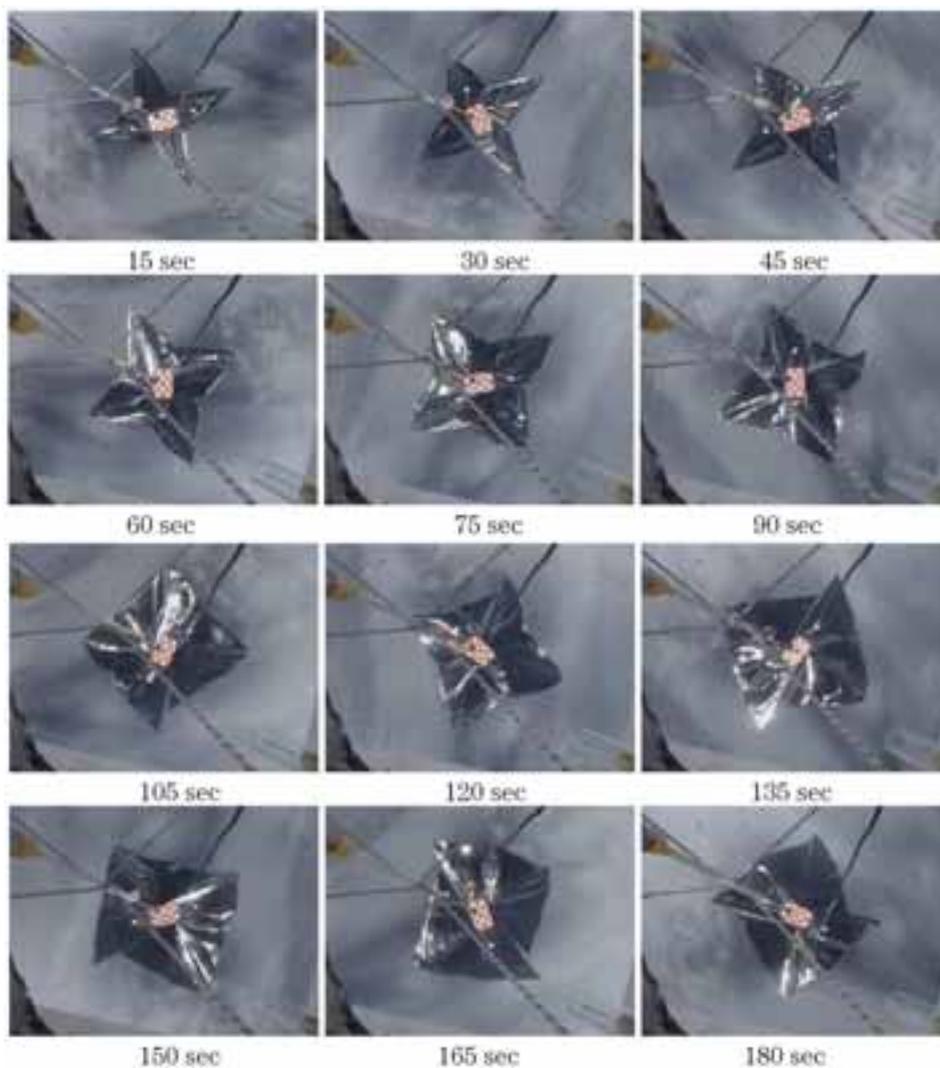


図 22 二次展開の様子（カメラ 2）（時刻原点は 9 : 28 : 14AM ; モータ 3 制御 ON）

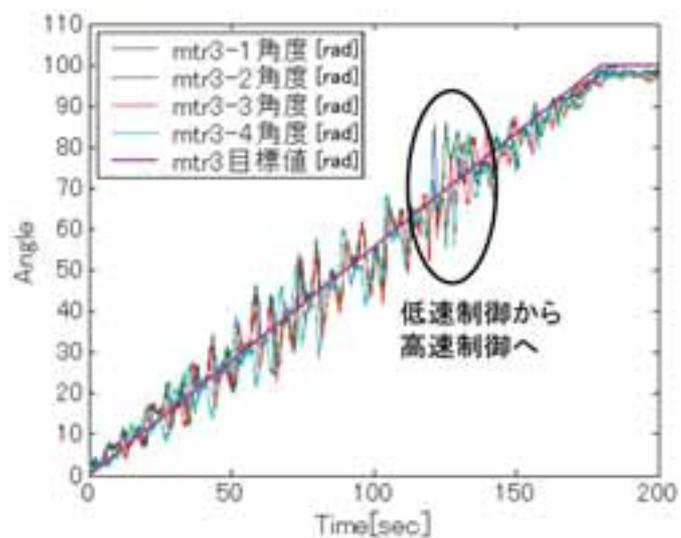


図 23 モータ 3 角度履歴（時刻原点は 9 : 28 : 14AM ; モータ 3 制御 ON）

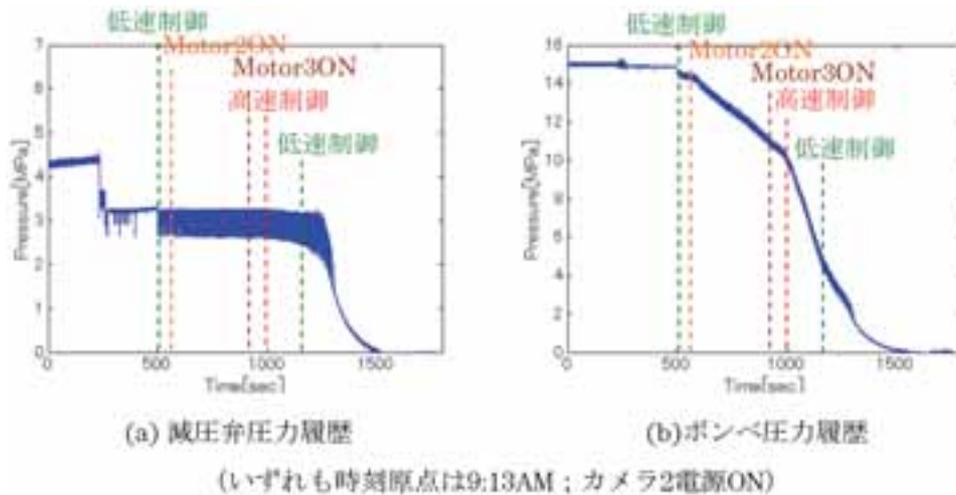


図 24 窒素ガス使用状況



図 25 着水・回収

回収船により慎重に引き上げられ、無事回収することができた。2.8節で述べたように、ゴンドラとドラムの結合軸を補強したことも成功の要因である。

5. 考察・運動解析

5.1 オリの柱の解放

放球時にオリの柱が解放されたことについて、回収後の構体を調査し、以下を確認した。

- 1) ドラムは全体を通して、大きなダメージはなかった。
 - 2) 刺繍糸は切断されておらず、電熱線電源は常に OFF であった。
 - 3) 電熱線部分にはテザーは残っていなかった。
- 2) より電熱線を ON/OFF する PIC が誤作動した可能性、3) よりオリの溝からテザーが外れた可能性がそれぞれ否定される。テザーが解けた、または、切断された可能性について検証する。

・テザーが解けた

テザーは3回に硬結びを行っており、事前実験（構造棟実験，リンク実験等）で解けたことはない。ただし，図8に示したように，オリの柱の位置でテザーを結んでおり，オリの駆動方向とテザーが解ける方向が一致して



図 26 オリの柱の解放調査

おり，テザーが結び目で解けたという可能性は否定できない。

・テザーが切断された

テザーを這わせてある部分（特に，電熱線やオリの柱）に，テザーが引っかかることがないように設計されている。オリの長さ，おもりの質量等から，1G下でテザーに加わる張力は4N程度である。一方，テザーの最大張力は380N程度である。放球時の衝撃（2G程度）および，結び目の強度低下を考慮しても十分な安全率を確保している。ただし，膜の先端におもりが取り付けられているため，膜の一部が引っかかった可能性もあり，放球時にテザーに加わる張力履歴は正確には分からない。よって，放球時の衝撃により，テザーが切断した可能性は残される。

5.2 モータ1の停止

4.5節で述べたように，0.25Hzにスピニアップした時にモータ1が停止した。図27にゴンドラ系電源電圧，モータ1角速度を示す。これらよりモータ1が作動し始めたと同時に電圧は大きく低下し始め，モータ1が停止すると回復していることが分かる。これは，モータ1はインバータに過度の電力要求を出し，インバータはこれに応えることができなかったことを示している。電力要求が大きくなった理由としては，低温によりモータ1の摩擦が増大したことがあげられる（真空恒温槽にてインバータとモータ1の動作試験は実施していたが，低温による摩擦の増大については，評価していなかった）。

モータ1停止後は，スラストを用いたスピンで代用した。モータ1停止時の空転トルクは343Nmであり，モータ1が受ける空気抵抗トルクに比べ十分大きいので，モータ1が空転することはない。図29にゴンドラに取り付

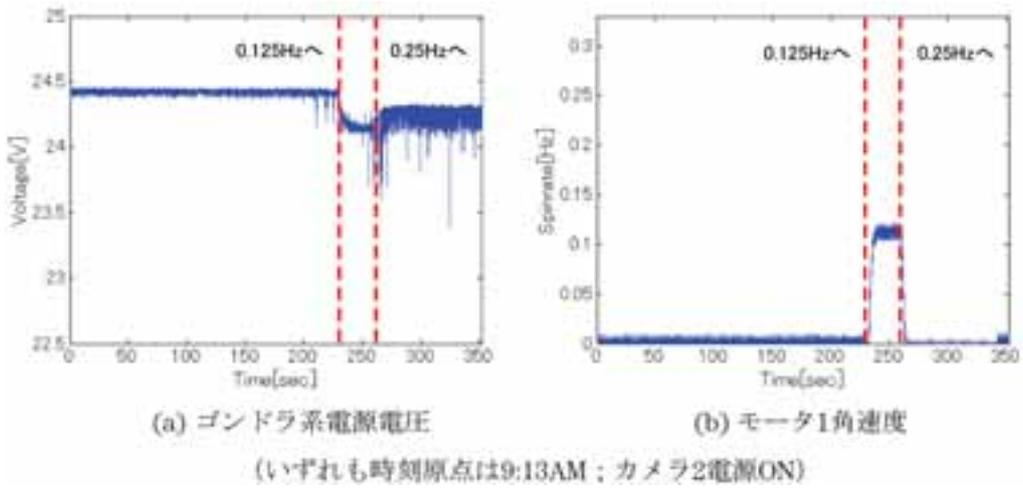


図 27 モータ 1 の停止調査



図 28 真空恒温槽試験の様子

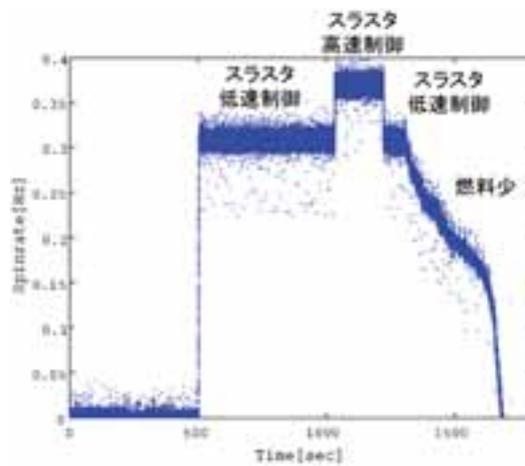


図 29 ゴンドラ角速度 (時刻原点は 9 : 13AM ; カメラ 2 電源 ON)

けられていたレートジャイロの履歴を示す。

5.3 モータ2の停止

モータ2の角度履歴を図30に示す。回収後のドラムとオリの相対角度はモータ2の停止時の角度とほぼ一致しており、異常はなかった。また、モータ2が停止した時点で膜は十字型を成しており、すでにオリの柱は解放されていることから膜と干渉することはない。しかし、ドラムの軸ではなく、オリの軸がゴンドラに直接結合している機構であったため、膜面が空気抵抗を受けると、モータ2が負荷を受ける。スペック上はモータ2の最大トルクは空気トルクに対し一定の余裕を有するが、モータ1と同様、低温によって摩擦が増大したとすると、相対回転するためのトルクを発生できなかった可能性がある。

5.4 膜面のねじれ・振動

回収後、カメラ2-4を確認したところ、カメラ4は録画されていなかった。これは、テレメトリでカメラ4の電源ONを確認できなかったことと矛盾しない。カメラ2, 3は、展開挙動の録画に成功した。図31にカメラ3が撮影した画像を示す。この撮影記録から膜面の挙動を確認したところ一次展開ではほとんど振動が発生していないことが確認できた。二次展開においても、途中までは振動がなかったが、二次展開開始120秒後にスラストを低速制御(0.3125Hz)から高速制御(0.375Hz)に変更したところ、振動が発生した。これはスピンドル上昇により一時的に膜面にねじれが発生し、その後、振動となったと考えられる。この振動は減衰することなく二次展開終了後まで続いた。これより、動的な展開に限らず、急激な姿勢変更を行うと振動が発生し、一度振動が発生すると膜面の曲げモーメントが小さいために減衰しないことを意味している。展開面内だけでなく展開面外についても同様である。この対策として、図32左図のようなダンピング機構を同右図のようにソーラー電力セイル探査機の膜の根元に挿入するのが有効であると考えられる。各ダンパーは向かい合うダンパーとセットで機能し、2組のダンパーはそれぞれ面内・面外の振動減衰を行う。

5.5 膜面の傾斜

膜およびおもりは重力の影響を受けるため、膜は傾斜する。この傾斜角をカメラ3の画像より求める。図33にカメラ3の取り付け位置を示す。取り付け角度は下向きに29.2degであり、画角は上下が32deg、左右が56degである。これらを考慮に入れて求めた傾斜履歴(二次展開中)を図34に示す。比較のため式(7)(膜面の質量・ねじれを考慮しない場合の解析解)のグラフも併せて示した。これより、低速制御(0.3125Hz)における傾斜は22deg程度、高速制御(0.375Hz)の場合13deg程度であることが分かる。これらは解析解より大きいですが、この

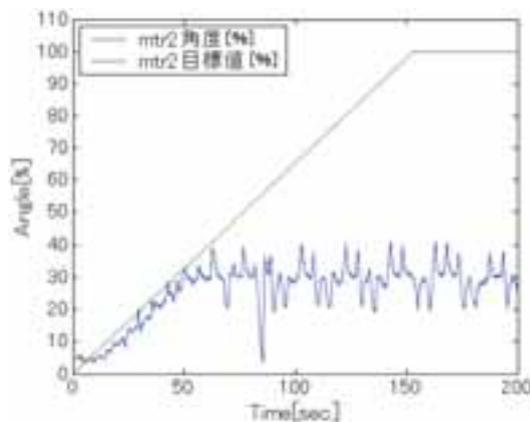


図30 モータ2の角度履歴(時刻原点は9:22:26AM;オートシーケンスON)

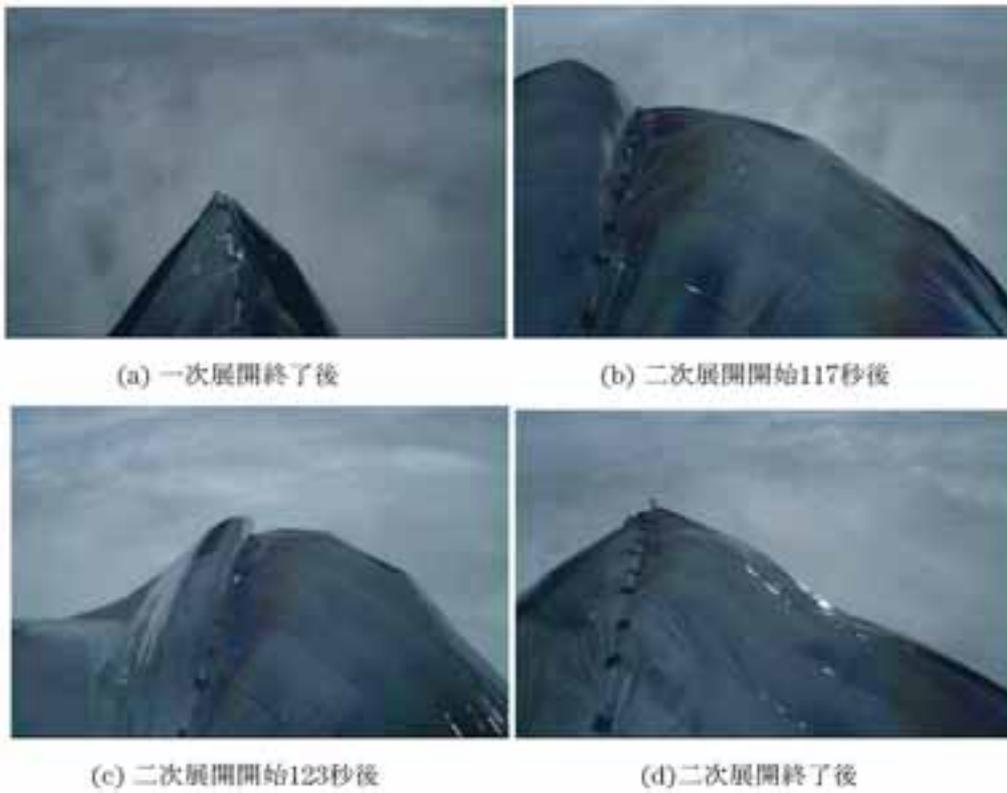


図 31 カメラ 3 の画像

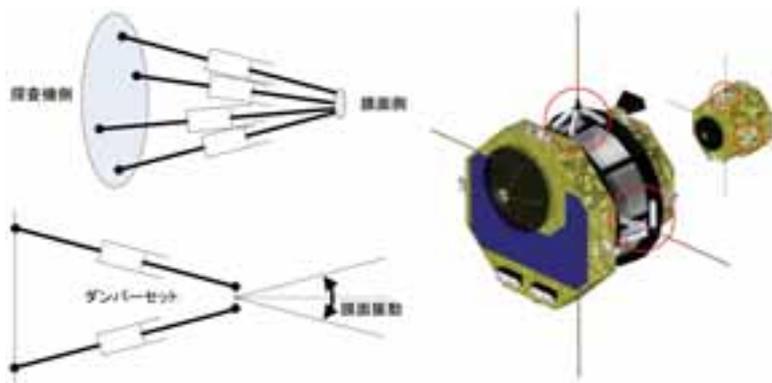


図 32 ダンピング機構

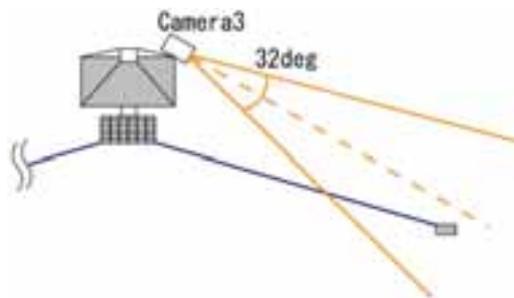


図 33 カメラ 3 取り付け角度

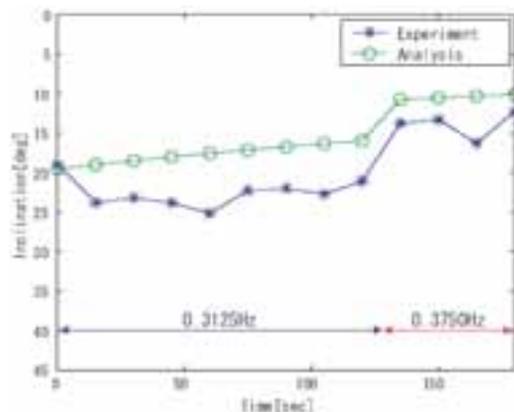


図 34 傾斜（時刻原点は 9 : 28 : 14AM ; モータ 3 制御 ON）

理由として、膜面の質量・ねじれの影響があげられる。ただし、0 秒においては、実験値と解析解はほぼ一致していることから、二次展開開始前まではこれらの影響をほとんど受けていないと考えられる。

5.6 空気抵抗係数

本実験で取得したカメラ 2, 3 の画像にはどちらもドラムは含まれない。また、あいにくカメラ 4 の画像は取得できなかった。よって、スケートリンク実験のように膜面の正確なねじれ角を求めることができず、空気抵抗係数を算出することができない。そこで、スラスタの噴射履歴から空気抵抗係数を推定することとした。

1) CCW スラスタトルクの推定

スラスタトルクはあらかじめ測定してあったが、最終的にゴンドラに取り付ける過程において、様々な要因から推力が低下することが考えられる。よって三陸大気球実験場にて行ったスラスタ制御試験からトルクを求めることにした。ゴンドラのみをロープで吊るし、低速制御 (0.3125Hz) で回転させた。目標角速度到達までの CCW 方向スラスタの噴射時間とゴンドラの角速度の履歴を図 35 に示す。スラスタ噴射時間は積分値で表されている。ゴンドラは約 5 秒で 0.3125Hz に到達し、その間の CCW 方向スラスタの噴射時間は 3.28 秒であった。このとき、CW 方向スラスタは全く噴射しなかった。これらのデータから角運動量保存則により CCW 方向のトルクを求めた結果、240.9Nm となり、設計値よりも小さくなった。ただし、スイベルの摩擦は無視し、ゴンドラの

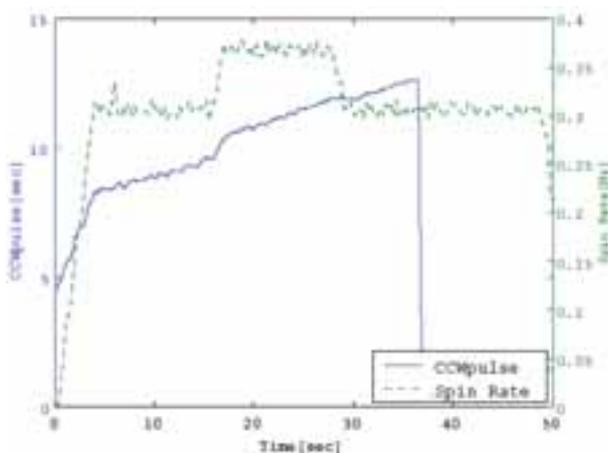


図 35 CCW スラスタ噴射履歴とゴンドラ角速度（地上実験）

慣性モーメントはスラスト、ポンペ、モータの位置を考慮し、 404.1kgm^2 とした。

挙動：スラスト制御試験（地上実験）

仮定：CCW スラストトルク積＝運動変化トルク積 \gg スイベル摩擦トルク積

条件：ゴンドラの慣性モーメント $=404.1\text{kgm}^2$

結果：CCW スラストトルク $=240.9\text{Nm}$

2) スイベル摩擦トルクの推定

スラスト噴射履歴をトルクのつり合いに入力して空気抵抗係数を求めることができる。ただし、展開システムは気球に吊られているため、スラストにより気球自体も回転したと考えられる。これらを求めるために、空気抵抗を受けていない状態でのつり合いを考える必要がある。しかし、本実験では実験システムが回転し始めたと同時に一つのペタルが展開を始めてしまった。そこで一次展開が終了し膜が十字型を形成している時点では、膜は空気抵抗をほとんど受けていないと考え、この状態でのつり合いを考えた。

図36に気球実験でのスラスト噴射履歴を示す。CCW方向は実験システムの回転を加速する方向であり、気球自体の空気抵抗を補うため、一定量の噴射が必要となる。一次展開終了後0-60秒における噴射累計時間は9.24秒であった。一方CW方向は回転を減速させる方向であるため、ほとんど噴射せず、累計は0.37秒であった。これは、CCW方向に比べて十分小さく無視できる。よって膜からの空気抵抗を受けない状態でも、スラストは60秒間で $240.9 \times 9.24 = 2225.9\text{Nm}$ のトルク積を必要とし、平均トルクは 37.1Nm となる。

挙動：一次展開後・低速制御（気球実験）

仮定：CCW スラストトルク積＝スイベル摩擦トルク積 \gg 空気抵抗トルク積

条件：CCW スラストトルク積 \gg CW スラストトルク積

CCW スラストトルク $=240.9\text{Nm}$

結果：スイベル摩擦トルク（低速制御） $=37.1\text{Nm}$

3) 空気抵抗係数の推定

二次展開開始後は、空気抵抗トルクに応じて、スラストが噴射していると考え、空気抵抗係数を求める。二次展開開始後90-120秒までの30秒間で考えた。CCW方向スラストの噴射時間の累計は9.60秒であり、CW方向は0.044秒であった。膜半径として90-120秒までの膜半径の平均である 9.05m を用いて、スラストトルクと膜面・気球の空気抵抗トルクのつり合いより展開した膜面面積に対応する空気抵抗係数を導出したところ、 $C_d = 0.044$ が得られた。図17に示すように、膜面に垂直に作用する成分を考慮する場合、 $C_d = 0.73$ となった。これはスケー

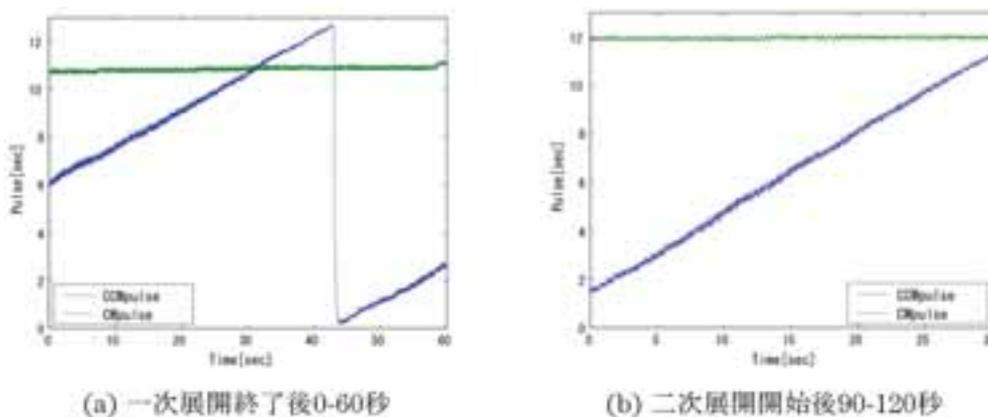


図 36 スラスト噴射履歴（気球実験）

トリンク実験での結果、 $C_d = 0.66$ にほぼ一致する。実験内容および算出方法が異なるにもかかわらず両者が一致したことで、これらは信頼性の高い数値であると考えられる。

挙動：二次展開中・低速制御（気球実験）

仮定：CCW スラストトルク積＝スィベル摩擦トルク積＋空気抵抗トルク積

条件：CCW スラストトルク積 >> CW スラストトルク積

CCW スラストトルク＝240.9Nm

スィベル摩擦トルク（低速制御）＝37.1Nm

結果：空気抵抗係数（展開した膜面全体の面積）＝0.044

空気抵抗係数（展開した膜面の垂直成分）＝0.73

実ミッションにおける膜面展開では、空気抵抗を考慮する必要はないが、上記結果は、地上での膜面の運動解析に重要な参照値となる。また、ソーラーセイルの膜面を利用したエアロキャプチャを行う惑星探査機等の研究にも必要なデータとなる [11], [12].

6. 成果・結論

気球実験で得られた主要な成果は以下の4点である。

1) 世界最大級の膜面展開

差し渡し20mの大型膜面展開に成功した（スケートリンク実験では差し渡し10mの中型膜面展開に成功した）。

2) 世界初の準静的展開

前回の気球実験（2005年5月）で準静的な一次展開を実現し、今回の気球実験で、動的な一次展開と準静的な二次展開に成功した（スケートリンク実験では、準静的な一次展開と準静的な二次展開を連続して達成した）。

3) 新たな実験方法の開拓

上空で空気抵抗を抑制し、広いスペースを活用して実施したという点において、これまでの気球実験と異なり、新しい実験方法を提示した（スケートリンク実験では、低摩擦下でゆっくりと運動させることで空気抵抗を抑制した）。

4) 膜面の運動モデルの検証

大型膜面の展開挙動を観測することにより、運動モデルを検証した。

これらの成果も踏まえ、以下の結論が得られた。

1) 膜面のねじれ・振動

動的に展開すると膜面展開時にコリオリ力によってねじれが発生し、展開後に一定の振動が発生するメカニズムを明らかにし、準静的な展開によってこれを回避できることを示した。本結論は膜面形状に依存せず、張力構造全般に適用できる。また、展開運動に限らず、姿勢制御等で一度振動が発生すると柔軟膜面は曲げモーメントが微小であるため、抑制するのが難しい。この一対策として、面内および面外の振動を減衰させるためのダンピング機構についても提案した。

2) 準静的展開機構

準静的な一次展開および準静的な二次展開機構の有効性が実証された。本機構はクローバ型用に開発されたものであるが、本実験では四角型の展開を実現した。

3) 力学モデル

スケートリンク実験では、遠心力・空気抵抗・摩擦、気球実験では、遠心力・空気抵抗・重力で支配される力学モデルをもとに各種パラメータを設定した。実際の膜面の展開運動は、ほぼ計画通りであり、モデルが適切で

あることが示された。また、両実験結果から得られた空気抵抗係数が一致したことから、信頼性の高い数値として今後、地上での膜面運動解析やエアロキャプチャ等の研究で用いることができると考えられる。

7. 謝 辞

本実験は気球グループの手厚いサポートにより実施することができました。本当にありがとうございました。

参 考 文 献

- [1] 川口淳一郎, ソーラーセイル WG: ソーラー電力セイル計画について, 第6回宇宙科学シンポジウム, 1-03, ISAS, 2006年1月.
- [2] 森治, 津田雄一, 川勝康弘, ソーラーセイル WG: ソーラーセイル小型計画による膜展開・航行の技術開発, 第7回宇宙科学シンポジウム, P1-02, ISAS, 2006年12月.
- [3] G. Greschik and M. M. Mikulas, "Design Study of a Square Solar Sail Architecture," J. of Spacecraft and Rockets, Vol. 39, No. 5, 653-661, 2002.
- [4] Hinkle J. D., Warren P. and Peterson L. D., "Geometric Imperfection Effects in an Elastically Deployable Isogrid Column," J. of Spacecraft and Rockets, Vol. 39, No. 5, 662-668, 2002.
- [5] 奥井武彦, 水田大哉, 南川幸毅, 津田雄一, 川口淳一郎: 大気球を利用したソーラーセイル展開試験, 平成15年度大気球シンポジウム, 71-74, 2003.
- [6] Y. Tsuda, O. Mori, S. Takeuchi and J. Kawaguchi, "Flight Result and Analysis of Solar Sail Deployment Experiment using S-310 Sounding Rocket," Space Technol., Vol. 26, Nos. 1-2, pp. 33-39, 2006.
- [7] 森治, 中納知樹, 多羅尾康太, 志田真樹, 津田雄一, 佐伯孝尚, 川口淳一郎: 大気球を用いたソーラーセイル膜面の準静的展開実験, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告, JAXA RR-05-012, pp. 31-56, 2006.
- [8] S. Takeuchi and J. Onoda, "Deployment Motion of Spin Type Solar Sail," 13th Workshop on Astrodynamics and Flight Mechanics, 109-112, 2003.
- [9] 古谷寛, 升岡正, 井上陽介: スピン型ソーラーセイル膜面の折り畳みと展開特性, 第48回宇宙科学技術連合講演会, 784-787, 2004.
- [10] 渡辺啓隆, 名取通弘: 大型太陽電池セルの折り畳みと展開, 第48回宇宙科学技術連合講演会, 796-800, 2004.
- [11] E. Nakazawa, "Feasibility Study on Low-Ballistic-Coefficient Aerocapture Vehicle with Membrane Decelerator for Planetary Exploration," Master Thesis, Graduate School of Frontier Sciences, University of Tokyo (2004).
- [12] 山田和彦: 超音速流中における膜状物体の挙動および空力特性に関する研究, 平成12年度東京大学工学系研究科修士論文 (2001).

サブミリ波による HO_2 の日変化観測

入交芳久¹, 落合啓¹, 笠井康子¹, 山上隆正²,
斉藤芳隆², 飯嶋一征², 井筒直樹², 並木道義²,
富川善弘³, 村田功⁴, 佐藤薫⁵

Observation of diurnal variation of HO_2 at submillimeter-wave

By

Yoshihisa Irimajiri¹, Satoshi Ochiai¹, Yasuko Kasai¹, Takamasa Yamagami²,
Yoshitaka Saito², Issei Iijima², Naoki Izutsu², Michiyoshi Namiki²,
Yoshihiro Tomikawa³, Isao Murata⁴, Kaoru Sato⁵

Abstract : A balloon-borne superconducting submillimeter-wave limb-emission sounder (BSMILES) is powerful tool for observations of stratospheric minor constituents. The third flight experiment of BSMILES was conducted on September 4, 2006 to observe diurnal variation of HO_2 . BSMILES carries an offset parabolic main reflector with a diameter of 300mm, a 630 GHz-band SIS mixer cooled by liquid helium, an acousto-optical spectrometer, and 3-axes fiber-optic gyroscope. The gondola was lifted to an altitude of about 37.9km by a balloon of 200,000m³ in volume. The system operated properly and emission line spectra of O_3 and minor constituents were measured. The system was retrieved from the sea after the observation.

Keyword : submillimeter-wave, superconducting receiver, stratospheric minor constituents

概 要

気球搭載型超伝導サブミリ波リム放射サウンダ (BSMILES : Balloon-borne Superconducting Submillimeter-Wave Limb-Emission Sounder) は、成層圏中の微量分子を観測する有用な装置である。2006年9月4日、成層圏中の HO_2 の日変化の観測することを目的に、BSMILES による第三回目の放球実験が行われた。BSMILES には直径300mm のオフセットパラボラアンテナ、液体ヘリウム冷却の630GHz 帯超伝導受信機、音響光学型分光計、3軸光ファイバジャイロ等が搭載されている。BSMILES は B200型気球により放球され、高度約37.9km においてオゾンや微量分子の観測を行い、観測終了後海上回収された。

重要語 : サブミリ波, 超伝導受信機, 成層圏微量分子

¹ 情報通信研究機構

² 宇宙航空研究開発機構

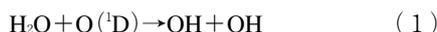
³ 国立極地研究所

⁴ 東北大学

⁵ 東京大学

1. はじめに

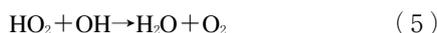
オゾン破壊や温暖化には成層圏微量分子 (HO_x , NO_x , ClO_x , BrO_x) が関連していると言われている。 HO_2 は HO_x (H , OH , HO_2) グループに属するラジカルであり、成層圏オゾン破壊のみならず、上部成層圏の水蒸気量とも大きく関連していることで、対流圏から中間圏における大気化学にとって重要なラジカルである。 OH ラジカルは高度60km 以上では H_2O の光化学分解により生成され、それ以下の高度では、オゾンが太陽の紫外光により光分解した時にできる励起一重項酸素原子 ($\text{O}({}^1\text{D})$) と H_2O との反応 ((1) 式) により生成される。



中間圏における OH と HO_2 の濃度比は以下の反応により決まる。



また HO_x は以下により消失する。



上部成層圏においては、 NO_x , ClO_x , BrO_x が絡んで複雑な反応となる。



(X は N, Cl, Br)

1997年8月に衛星 (MAHRSI) から行われた OH の観測から、 HO_x ジレンマと呼ばれる問題が提起された [1]。これは、観測された OH の存在量が従来のモデルより上部成層圏 (35–50km) から中間圏 (50–80km) においては少なく、逆に高度45km 辺りを境に成層圏においては多く、それがどのようなパラメータを用いても説明出来ないというものであるが、一方、これより少し前 (4月) に行われた気球 (FIRS-2 [2]) による OH , HO_2 , H_2O , O_3 の同時観測 [3] では、観測はモデルで説明できる範囲内であった。さらに、近年 (2004年) 行われた衛星 (Aura MLS [4]) と気球 (BOH [5], FIRS-2) による OH と HO_2 の観測では、 HO_x ジレンマは確認されなかったという報告もされている [6]。 HO_x ジレンマが生じる原因として、モデルが不十分である (鍵となるまだ知られていない反応がモデルに含まれていない) ことや、MAHRSI は OH のみの観測であること (HO_2 との同時観測が重要) 等が言われている [7] が、現時点では HO_2 , OH 等の観測が数例あるのみで、問題が未解明のまま存在している。観測が少ない理由として、 HO_2 の存在量は微量であり、また時間とともに大きく変動する (夜間は昼間の1%以下にまで減少すると言われる) ので、その検出が困難であることがある。その観測を行うためには、短時間で検出できる高感度受信機が必要になる。

2. 装置構成

気球搭載型超伝導サブミリ波リム放射サウンダ (BSMILES: Balloon-borne Superconducting Submillimeter-Wave Limb-Emission Sounder) [8, 9] は、超伝導を利用した高感度受信機を搭載した装置で、成層圏微量分子からの放射電波スペクトルを観測し、リムサウンディング (大気のリムを観測する高感度、高高度分解能観測法) と呼ばれる手法により高度分布を測定する。図1にBSMILESのシステムブロックを示す。システムは、アンテナ・校正系、光学系、受信機系、中間周波系、分光系、データ取得・制御系、姿勢検出系、電源、気球工学系 (コマンド・テレメトリ系等) から成る。ゴンドラサイズ (発泡スチロール枠を含まないゴンドラフレームサイズ) は約1.35m×1.35m×1.26m、荷姿作成時の総重量は633kg (バラスト250kgを含む)、消費電力は約150Wである。図2はゴンドラの外観である。光学系を図3に示す。5枚の収束鏡、3枚の平面鏡、局部発振器 (LO) 注入用誘電体フィルム (Zitex G108) から成る。光学系はDSB受信としている。局部発振器の発振周波数は631.095GHzに固定で、観測帯域は、624.995GHz-625.995GHz (LSB)、636.195GHz-637.195GHz (USB) である。この帯域の中には、オゾン、HCl、HO₂、HOCl、H₂Oが含まれる。計算スペクトルを図4に示す。

受信機には液体ヘリウムを用いて4Kに冷却された、超伝導を利用したサブミリ波 (630GHz) 帯の低雑音受信機 (SIS ミクサ: Superconductor-Insulator-Superconductor mixer) が用いられている。SIS 素子にはNb/AlO_x/Nb接合が使われている。大気中の分子からの信号と局部発振器からの信号はSIS ミクサに導入され、中間周波信号 (5-7GHz) に変換され、15Kに冷却されたHEMT (High Electron Mobility Transistor) アンプによって増幅される。その後、常温の増幅器によって増幅され、音響光学型分光計 (帯域1GHz、分解能約1MHz) によってスペクトルが得られる。取得されたデータは、データ取得・制御系でPCカード (記録時間約40時間) に記録され海上回収される。温度や電圧等をモニタするHK (House Keeping) データのみは地上に送信される。ゴンドラの姿勢を検出するために3軸光ファイバジャイロ、3軸加速度計、2軸地磁気センサを搭載している。機器は防水やノイズシールド等のため、与圧容器 (窒素ガスを封入) に入れられている。

SIS ミクサのDSBシステム雑音温度 (アンテナ前で測定) の最良値は、630GHz帯において約300Kである。受信機の冷却に用いられる液体ヘリウムの容量は7L、液体窒素 (77Kの熱シールド用) の容量は4L、液体ヘリウムの保持時間は大気圧下で約30時間である。液体ヘリウムや液体窒素の上空での蒸発を防ぐため、クライオスタットタンク内の圧力を約1.05気圧に保つための保圧弁を液体ヘリウム及び液体窒素注入ポートに取り付け

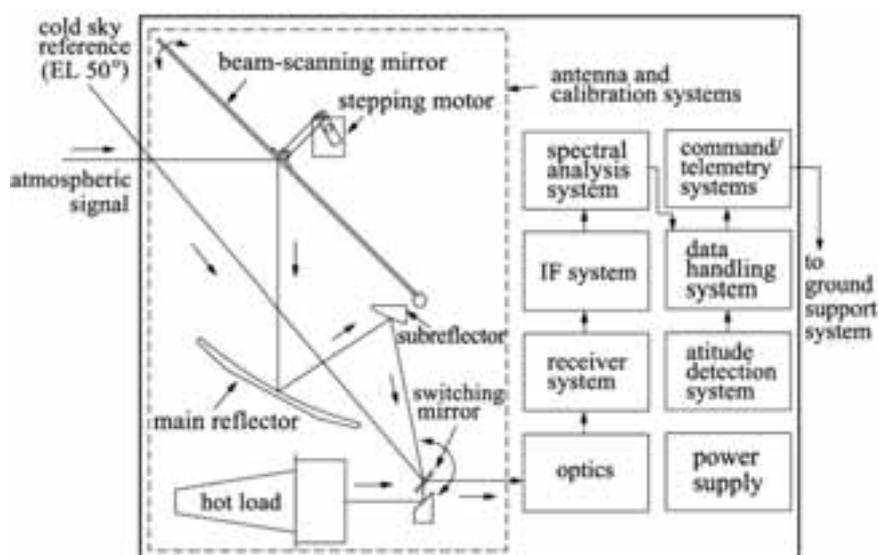


図1 BSMILESのシステムブロック図。



図 2 BSMILES の外観.

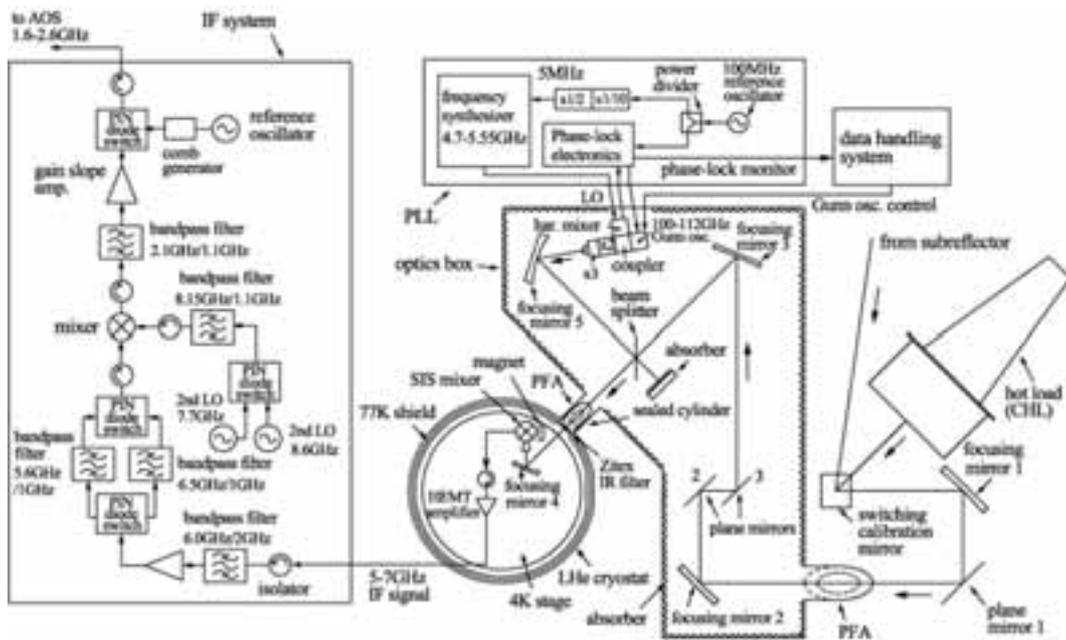


図 3 光学系. 5 枚の収束鏡, 3 枚の平面鏡, LO 注入フィルムから成る. DSB 受信を行う.

た. 電源には30時間保つように設計されたリチウム電池パックが使われた. 保圧弁は2004年の気球実験に使用したものが動作不良を起こしていることが真空試験により判明し, 交換することで対処した. (2004年の液体ヘリウム早期消失の原因は弁の不良であった可能性がある.)

2004年の観測では, この装置を使ってオゾン, オゾン同位体, HCl, HCl 同位体, HO₂の検出に成功した [10-12]. 図 5 に2004年の観測で得られたスペクトルを示す. この中には2006年の観測分子である HO₂やオゾン, 一酸化塩素が含まれている. 図 5 (a) にはいくつかの異なる仰角でのデータが示されている. 図 5 (b) には, 検出された HO₂のスペクトルが示されているが, 観測データから得られた rms ノイズは約70mK であり, S/N~10で検出に成功している. この時のシステム雑音温度は観測帯域内で450K 以下, 最良値340K であった. 観測時刻は 9 : 50-11 : 30で観測時間は約 1 時間半であるが, 2 GHz の観測帯域を 1 GHz 毎に時分割で観測し

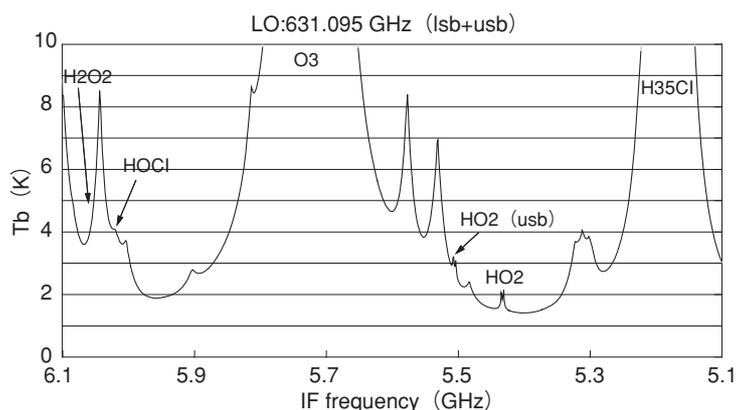
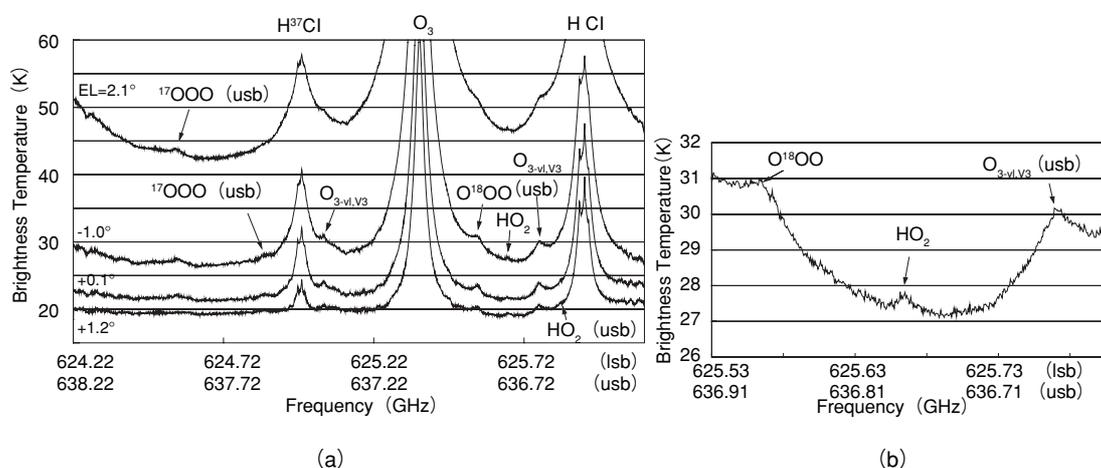


図4 計算スペクトル。

図5 2004年の観測で得られた (a) O_3 , HCl^{35} , HCl^{37} 等, (b) HO_2 のスペクトル。積分時間約1分。

ていること、高度方向にスキャンしていることや観測中に較正データを取得していることで、図5に示されている1つのスペクトルは仰角 0.7° の範囲を積分した、積分時間約1分間のデータである。システムのrmsノイズ(T_{rms})は、雑音温度(T_{sys})、積分時間(τ)、周波数分解能(B)で決められる($T_{rms}=T_{sys}\sqrt{B\tau}$)。従って、この高感度受信機を用いることで HO_2 の短時間検出が可能であり、かつ昼夜にわたる観測を行うことで、 HO_2 の日変化を測定することが出来ると期待される。また、図6に2004年観測時の気球高度プロフィールを示す。午前10時頃から午後7時頃まで高度30–35kmで飛行している。この時と同様に約10時間(以上)の観測を行うことで、日変化を観測出来ると期待される。

3. 放球実験

2006年9月4日6時28分、BSMILESはB200型により放球された。高度プロフィール、飛行軌跡を図7に示す。気球は放球1時間12分後に上昇速度を0にし、東方130kmの海上に達した時点で再上昇した。放球約4時間52分後にレベル高度37.9kmに到達し、約2時間の観測(レベル高度到達後、ゴンドラは10分程度の周期でゆっくりと揺れたり、静止したりしていた。)の後、13時46分に地上からの指令で機器は気球から切り離された。観測機は海上にパラシュートで着水し、20時までには船で回収された。回収後、与圧容器内の機器は防水されているこ

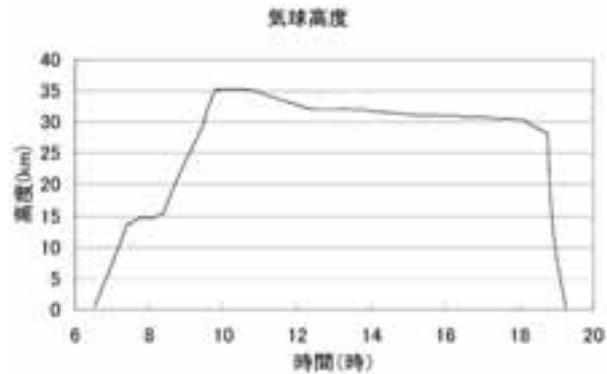


図6 2004年放球時の気球高度プロフィール.

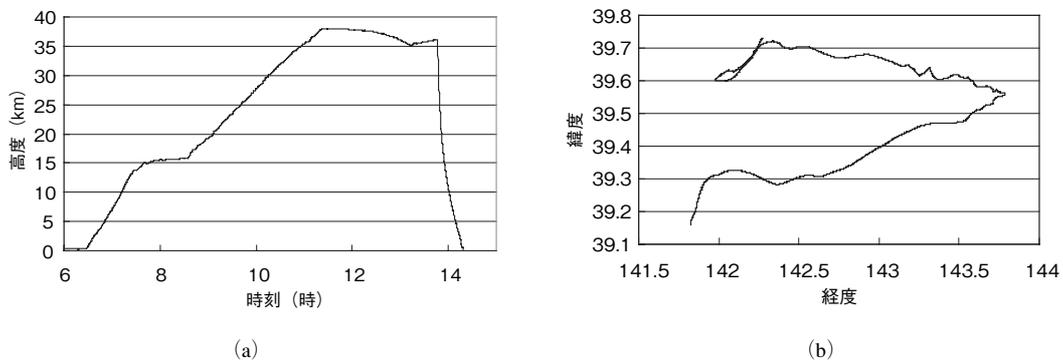


図7 (a) 気球高度プロフィール, (b) 飛行軌跡. 高度約38kmにおいて約2時間観測が行われた.

とが確認された. 機器は全て正常に動作し, 電波スペクトルデータが得られた.

4. 観測結果

図8に仰角 $-5.5^{\circ} \sim +2^{\circ}$ の範囲をスキャンして得られた放射電波スペクトルを示す. O_3 , HCl が検出されていることが分かる. 観測時に受信機性能が若干劣化していた事 (SIS ミクサにかける磁場が最適値から放球2-3日前にずれた為, システム雑音温度が約760Kとなった.) と, それに伴い分光計への信号入力レベルが若干低下し (但し, この時点では2004年の観測時とほぼ同レベル), かつ放球時にさらに約半分に下がった (放球時に加わった加速度は約+1G) ため, 分光計のダイナミックレンジの狭い領域で使用する事になり, 結果, 強度の弱い信号が特定し難くなっている. 図8に見られるオゾン, HCl は, 図5 (a) と同じライン (HCl は右側) を観測したものであるが, HCl スペクトルの微細構造も2004年の観測時に比べて判別し難くなっている.

今回検証観測として, ECC オゾンゾンデをゴム気球により BSMILES と同日に放球した. オゾンゾンデは10時00分 (600g 気球) と14時20分 (2000g 気球) に放球された. 10時放球のゾンデは高度7kmで観測が終了したが, 2回目に放球したゾンデは高度約34kmまでのデータを取得することができた. また, 光学式オゾンゾンデを, BSMILES のゴンドラ上部に取り付けて放球したが, 放球時に遮光版が破損し, 観測途中で電池が切れるというトラブルが生じた. ECC オゾンゾンデによって得られた, オゾンの高度分布を図9に示す.

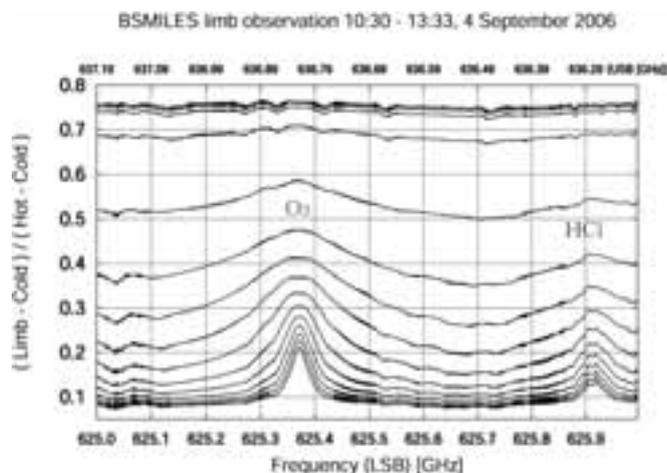


図8 観測で得られた放射電波スペクトル.

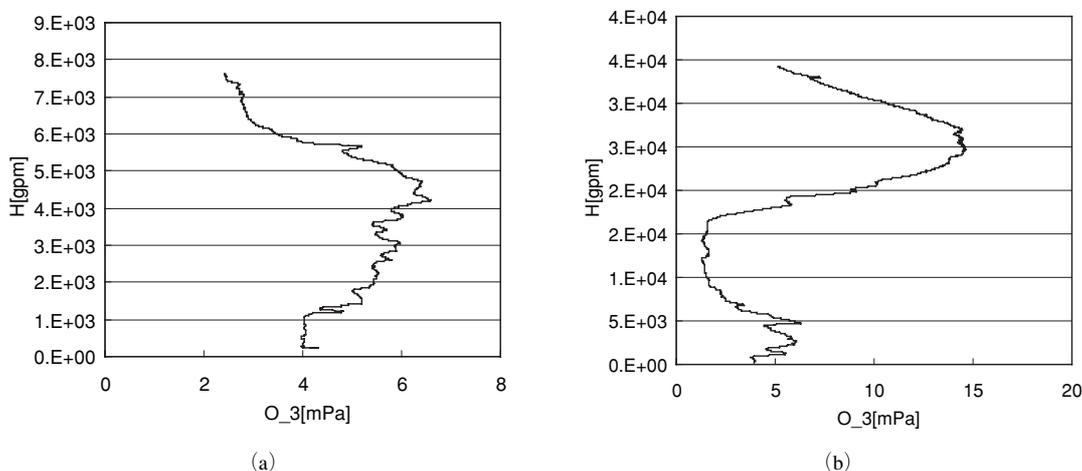


図9 ゴム気球を使ったECCオゾンゾンデによる観測。(a) 10:00放球 (b) 14:20放球.

5. まとめ

HO_2 の日変化の観測を行う事を目的に、2006年に第三回目のBSMILESの放球実験が行われた。システムは全て正常に動作し、スペクトルデータが取得された。今回の観測では、分光計のダイナミックレンジの狭い領域で観測していたことから、目的とした観測を十分に行うには至らなかった。SISミキサに印加する磁場を現在の固定式から可変式に変えることや、分光計への入力をモニタして、コマンドによるレベル調整機構を付けること等でシステムの改善が出来る。この装置はJEM (Japanese Experimental Module)/SMILES (Superconducting Submillimeter-Wave Limb-Emission Sounder) [13]の検証観測やデータ処理技術開発にも役に立つことが期待される。さらにはTHz帯における大気観測 (1.8THz, 2.5THz, 3.5THz OH) や、天体観測への応用も期待される。

参考文献

- [1] R. R. Conway, M. E. Summers, and M. H. Stevens, "Satellite Observations of Upper Stratospheric and Mesospheric OH: The HOx Dilemma", *Geophys. Res. Lett.*, vol. 27, no. 17, pp. 2613–2616, Sept. 2000.
- [2] D. G. Johnson, K. W. Jucks, W. A. Traub, and K. V. Chance, "Smithsonian stratospheric far-infrared spectrometer

- and data reduction system,” *J. Geophys. Res.*, 100, 3091, 1995.
- [3] K. W. Jucks et al., “Observations of OH, HO₂, H₂O, and O₃ in the upper stratosphere: implications for HO_x photochemistry,” *Geophys. Res. Lett.*, vol. 25, no. 21, pp. 3935–3938, 1998.
- [4] J. W. Waters et al., “The UARS and EOS microwave limb sounder (MLS) experiment,” *J. Atmos. Sci.*, vol. 56, no. 2, pp. 194–218, 1999.
- [5] B. J. Drouin, H. M. Pickett, “Laboratory and field studies in rotational spectroscopy at the Jet Propulsion Laboratory,” in *Proc. Int. Workshop on Critical Evaluation of mm-/submm-wave Spectroscopic Data for Atmospheric Observations*, Mito, Japan, Jan. 2004, pp. 10–13.
- [6] T. Canty, H. M. Pickett, R. J. Salawitch, K. W. Jucks, W. A. Traub, and J. W. Waters, “Stratospheric and mesospheric HO_x: Results from Aura MLS and FIRS-2,” *Geophys. Res. Lett.*, vol. 33, L12802, 2006.
- [7] C. Day, “New measurements of hydroxyl in the middle atmosphere confound chemical models,” *Physics Today*, Nov., pp. 17–19, 2000.
- [8] 入交, 真鍋, 落合, 増子, 山上, 斎藤, 井筒, 並木, “サブミリ波による成層圏 O₃, ClO の観測”, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告 大気観測報告, pp.90–104, 2004年3月
- [9] S.Ochiai, S. Tsujimaru, Y. Irimajiri, T. Manabe, and I. Murata, “Stratospheric ozone and ClO measurements using balloon-borne submillimeter limb sounder,” *IEEE Trans. Geosci. Remote Sensing*, vol. 43, no. 6, 2005.
- [10] 入交, 真鍋, 落合, 山上, 斎藤, 川崎, 井筒, 並木, 佐藤, 村田, “サブミリ波による成層圏 O₃および HCl の観測”, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告 大気観測報告, pp.69–76, 2005年2月
- [11] Y. Irimajiri, T. Manabe, S. Ochiai, H. Masuko, T. Yamagami, Y. Saito, N. Izutsu, T. Kawasaki, M. Namiki, I. Murata, “BSMILES–A Balloon-Borne Superconducting Submillimeter-Wave Limb-Emission Sounder for Stratospheric Measurements,” *Geosci. Remote Sensing Lett.*, vol.3, no. 1, pp. 88–92, January 2006.
- [12] Y. Irimajiri, S. Ochiai, T. Manabe, T. Yamagami, Y. Saito, N. Izutsu, T. Kawasaki, M. Namiki, I. Murata, K. Sato, “Development of a Balloon-Borne Superconducting Submillimeter-Wave Limb-Emission Sounder for Atmospheric Observations,” *25th International Space Technology Symposium*, Proceedings, 2006.
- [13] JEM/SMILES home page, <http://smiles.tksc.jaxa.jp/>

成層圏における微生物採集

山岸 明彦¹・横堀 伸一¹・南川 純一¹・清水 久美子¹
山上 隆正²・飯嶋 一征²・井筒 直樹²・福家 英之²・斉藤 芳隆²・川崎 朋実²・
松坂 幸彦²・並木 道義²・太田 茂雄²・鳥海 道彦²・山田 和彦²・瀬尾 基治²

Microbe sampling at stratosphere

By

Akihiko Yamagishi¹・Shin-ichi Yokobori¹・Jun-ichi Minamikawa¹・Kumiko Shimizu¹・
Takamasa Yamagami²・Issei Iijima²・Naoki Izutsu²・Hideyuki Fuke²・Yoshitaka Saito²・
Tomomi Kawasaki²・Yukihiko Matsuzaka²・Michiyoshi Namiki²・Shigeo Ohta²・
Michihiko Toriumi²・Kazuhiko Yamada²・Motoharu Seo²

Abstract: The microorganism sampling experiment of the stratosphere and the troposphere was conducted by using the airplane by Tokyo University of Pharmacy and Life Science. The bacteria with high ultraviolet resistance have been isolated from stratosphere and the troposphere. However, the highest altitude of the sampling was limited to about 12 km. In this work, collaborative sampling experiment of ISAS and Tokyo University of Pharmacy and Life Science was conducted to collect microbes at the atmosphere in a higher stratosphere. The microbes were filtrated with ultra-membrane filter at high altitude using balloon and the filters were placed on the medium. Several strains of microbes were isolated.

概 要

これまで東京薬科大学において、航空機を用いた成層圏、対流圏での微生物採集実験が行われ、紫外線耐性をしめす細菌株が単離された。しかし、その採集は航空機を用いているために12km以下に限られていた。そこで、東京薬科大学と宇宙科学研究本部の共同で大気球を用いた微生物採集実験を行った。成層圏でろ過したフィルターから微生物株を単離することができた。

重要語 成層圏, 紫外線耐性菌, 微生物採集

1. はじめに

平成13年度より、宇宙科学研究本部と東京薬科大学の協力による成層圏における微生物の採集実験が大気球を用いて行われている。本研究では成層圏大気を長時間採集することによって、その中の微生物の分子生物学的解析を行うとともに、紫外線耐性菌の分布を明らかにしようとするものである。

¹東京薬科大学 生命科学部

²宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部

2. 研究の背景

大気圏での微生物採集実験の歴史は古く1930年代から、大気球、飛行機あるいは観測用ロケットを用いた実験が行われてきた [1-3]。また様々な採集方法を用いて採集実験が行われた (表1)。しかし、その実験の回数は少なく、またそれらの実験が1980年代から始まった分子生物学手法の発展以前に行われたために、単なる微生物採集とその記載にとどまっていた。

そこで、われわれは航空機を用いて12kmまでの大気を採集し、その中の微生物の単離とその解析を行ってきた。その結果は大気球シンポジウムにおいても発表してきた [4, 5]。結果を要約するならば次の様である。すなわち、地上3kmから12kmまでの高度で航空機に搭載した微生物採集装置で大量の大気を吸引しその中の微生物を捕捉した。何回かの採集の結果、5株の細菌株を得た。その微生物密度は、表1で示されている以前の研究結果と矛盾しない値であった。それらの細菌株の紫外線耐性を調べたところ、そのうちの2株がこれまで最も高い紫外線耐性を持つとされている *Deinococcus radiodurans* と同等かあるいはそれ以上の紫外線耐性を示した。また、その16SrRNA 遺伝子のクローニングと塩基配列の解析を行ったところ、これら2株は *Deinococcus radiodurans* と92%程度の相同性を持っており、属レベルで *Deionococcus* 属と類縁の菌であると推定された。

3. 実験概要

本研究では、さらに上層の大気での紫外線耐性菌の存在を検討するために大気球を用いた採集実験を行った [6-9]。平成13年第一回成層圏微生物採集気球実験では高度20kmで約1,000リットルの吸引をおこなったが、微生物の採集はできなかった。平成16年第二回成層圏極限環境微生物採集実験からは大気の吸引量を増大するために新たに微生物採集装置を開発し、高度20kmで9,000リットルの大気を採集した。また平成17年度第三回成層圏微生物採集気球実験では高度20~25kmにおいて9,000リットルの大気を採取した。これらの採集実験から多数の微生物株の単離に成功した。

表1 初期の大気圏での微生物採集実験

Year	Mission	Altitude	Device	Species	Cell density	Reference
1936	Balloon	11~12km	Sterile cylindrical sampling device descending by parachute	<i>Bacillus</i> sp. Fungi	0.14m ³	Rogers, L. A., Meier, F. C.
1966	Aircraft	3 km	On soluble gelatin foam filters	Fungi <i>Bacillus</i> <i>Micrococcus</i>	5~200m ³	Fulton, J. D.
1967	Balloon	10~30km	Drawing large volumes of air by a fan through polyurethane foam filters	<i>Micrococcus</i> <i>Alternaria</i> <i>Cladosporium</i>	0.8~0.02m ³	Bruch, C.W.
1976	Meteorological rockets	48~58km	Nutrient medium on a film	<i>Micrococcus</i> <i>Micobacterium</i>	31 (Total cells isolated)	Imshenetsky, A. A., Lysenko, S. V., Kazakov, G. A., Ramkova, N. V.

4. 微生物採集と培養

平成16年度，平成17年度の2回の大気球を用いた微生物採集をおこなった。平成16年度は平成16年8月25日，平成17年度は平成17年6月6日に放球が行われそれぞれ約9,000リットルの大気の濾過を20～25kmでおこなった。ゴンドラに搭載した吸引ポンプを作動し，ゴンドラ外から大気を吸引し，孔径0.45 μm のメンブランフィルターでろ過した。微生物採集装置および気球を用いた採集の詳細に関しては既に報告した [10]。微生物採集装置を搭載したゴンドラは気球から切り離され着水の後，回収され三陸気球観測センターに運ばれた。平成16年度の実験では気球観測センター内に設置した簡易型の無菌フード中でメンブランフィルターを取り外し，培養液を含む寒天培地上にのせた。平成17年度の実験では，フィルター保持部を採集装置から取り外し，東京薬科大学へ持ち帰り，無菌循環型クリーンベンチ中でメンブランフィルターを取り外して培養液を含む滅菌脱脂綿上にのせて培養を行った。

5. 平成16年度微生物培養結果

平成16年度の採集フィルターから生育したクローンの一覧を表2にまとめた。採集装置の大気吸入孔付近には大気球上昇中の微生物が付着している可能性があるため，先ず10分間フィルター1を用いて大気の吸引ろ過を行った。その後，吸入孔のクリーニングを確認するために10分間フィルター3を用いて大気の吸引ろ過を行った。その後に，本採集のためにフィルター2を用いて27時間の吸引ろ過を行った。30 $^{\circ}\text{C}$ で培養の後生育したコロニー数を表2にまとめた。多数のカビのコロニーの生育が三つのフィルターで観察された。しかし，バクテリアコロニーはフィルター上では観察されなかった。大変奇妙なこととして，フィルター外の培地上でカビとバクテリアのコロニーの生育が観察された。その理由としては以下の二つの可能性が考えられた。1) フィルターを培地に移す際に，本来はフィルターをフィルター支持基盤（金属性の網）からはずしてフィルターだけを寒天培地に移す予定であった。しかし，長時間の吸引ろ過の過程でフィルターがフィルター支持基盤に固着してはずすことができなかった。そこで急遽，フィルター基盤ごと寒天培地にのせた。しかし，フィルター支持基盤の厚みのためにフィルターとフィルター基盤をかなり強い力で押しつけて，フィルター基盤を寒天培地中に押し込む必要があった。この作業中にフィルター上の細胞が飛び散った可能性がある。2) 上述の理由で通常に比べて大幅に作業に時間がかかった。フィルターを寒天培地上にのせる操作を簡易型の無菌フード中で行ったが，このフードは外気の流入を防ぐことができない。この複合的理由により作業中に外気中の微生物のフード中への流入が起きて寒天培地上に混入生育した可能性がある。

3つのフィルターは上空でのサンプリングの順にNo. 1，No. 3，No. 2である。またこれらのサンプリング

表2 平成16年度採集フィルター生育コロニー数

Sample	No.1	No.3	No.2
Purpose	Cleaning	Test	Sampling
Sampling time	10min	10min	27hour
Bacteria	0	0	0
Fungi	2	2	4
Bacteria (out side)	0	1	7
Fungi (out side)	3	2	8

4日間室温で培養後引き続き7日間30 $^{\circ}\text{C}$ で培養後の結果。Out sideはフィルターの外側に形成されたコロニー。

時間も異なる。バクテリアとカビのコロニー総数は No. 2 で最も多いが、これがサンプリング時間も最も長い。次に、フィルターの寒天培地への移動もこの順で行った。従って、外気の無菌フードへの混入もこの順で多くなることが予想される。従って、観察されたカビとコロニーの数から二つの理由の内のどちらがより可能性が高いのかを判定することはできない。

6. 平成17年度微生物培養結果

そこで、平成17年度にはこうした問題点の改良を加えたサンプリングと培養を行った。図1は平成17年度微生物採集における気球の飛行高度と、3つのフィルターのサンプリングを図示した。平成17年度の採集では、フィルターをフィルターフォルダーごと東京薬科大学へ持ち帰り、無菌循環型クリーンベンチ内でフィルターの培地への移動を行った。また、寒天培地の代わりに培地をしみこませた脱脂綿を用いることで、フィルターに物理的力を与えることをさけた。その結果生育した菌数を表3に示した。

この結果は平成16年度の結果と様々な点で事なっている。まず、生育したコロニーの数ははるかに少ない。また、カビの生育は観察されなかった。平成17年度の陸上での微生物サンプリング実験から、三陸大気球観測所周

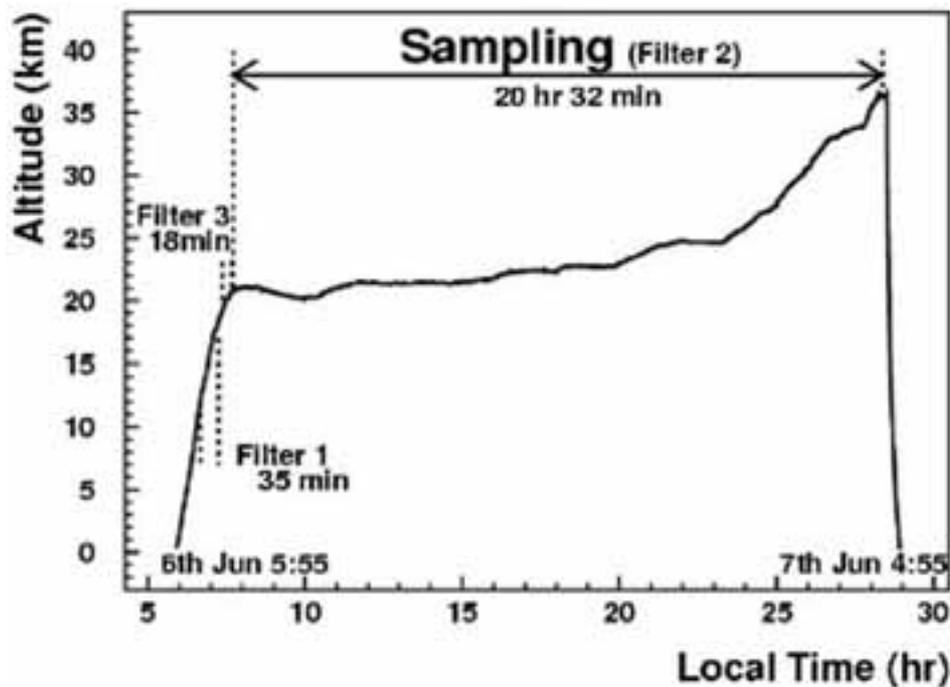


図1 平成17年微生物採集実験飛行高度および採集時間

表3 平成17年度採集フィルター生育コロニーおよびその性質

Filter	Strain	Color	Growth after UV illumination
1 (Cleaning)	BL511	Brown	+
	BL512	Purple	+
3 (Test)	BL531	Brown	+
2 (Sampling)	BL521	White	+

辺にはカビ胞子が多数浮遊していることが明らかとなっている。従って、17年度の結果とあわせて考えると、16年度に多数検出されたカビの胞子は気球観測所での大気への混入による可能性が高い。他方、平成17年度の採集ではカビ胞子は観察されなかった。3枚のフィルターから合計5株の細菌株が単離された。これらの細菌株に20分間紫外線照射した後の生育を試験した。この処理で通常の細菌は死滅する。今回得られた5株の細菌はいずれも20分紫外線照射後も生育が確認された。しかし、この実験は定性的な実験であり、これらの菌の紫外線耐性の強度を調べるためには今後定量的実験が必要である。今後、詳細な紫外線耐性実験とともに16SrRNA 遺伝子のクローニングと塩基配列決定をおこない。菌種の同定を行う予定である。

謝 辞

この成層圏における微生物採集実験は宇宙科学研究本部と東京薬科大学との共同実験として実施されたものである。この計画から実施までに多大な助言とご指導をいただいた宇宙科学研究本部 山下雅道教授をはじめ関係各位に感謝の意を表します。また、微生物採集装置の各機器の製作、気球の製作に尽力下さった関係各社の皆様にあつく感謝の意を表します。この実験にあたり、ご協力頂いた三陸大気球実験班各位に心より感謝の意を表します。

参 考 文 献

- [1] Rogers, L. A., and Meier, F. C., "The collection of microorganisms above 36,000 feet", *Natio. Geographic Soc. Stratosphere Series*. 2 (1936) 146.
- [2] Bruch, C. W., "Microbes in the upper atmosphere and beyond", *Airborne microbes: symposium of the society of general microbiology* (Gregory, P. A. and Monteith, J. L. Eds.), 17 (1967) 385. Cambridge University Press.
- [3] Imshenetsky, A. A., Lysenko, S. V., Kazakov, G. A. and Ramkova, N. V., *Microorganisms of the stratosphere. Life Scie. Space Res.* 14 (1976) 359-362.
- [4] 山岸明彦, 板橋志保, "成層圏での極限環境微生物の分布", 大気球シンポジウム (平成12年度)
- [5] 山岸明彦, 横堀伸一, 板橋志保, 並木道義, 山上隆正, "大気球を用いた極限環境微生物の探索", 大気球シンポジウム (平成13年度)
- [6] 山岸明彦, 板橋志保, 横堀伸一, 並木道義, 山上隆正, "成層圏・対流圏から単離した新規紫外線耐性菌", 大気球シンポジウム (平成14年度)
- [7] 山岸明彦, 横堀伸一, 板橋志保, 並木道義, 山上隆正, "気球シンポジウム大気球を用いた成層圏からの微生物の採集", 大気球シンポジウム (平成15年度)
- [8] 山岸明彦, 板橋志保, 横堀伸一, 飯嶋一征, 井筒直樹, 斉藤芳隆, 山上隆正, "大気球を用いた成層圏での微生物採集", 大気球シンポジウム (平成16年度)
- [9] 山岸明彦, 横堀伸一, 南川純一, 清水久美子, 山上隆正, 斉藤芳隆, 井筒直樹, 福家英之, 飯嶋一征, "成層圏における微生物採集", 大気球シンポジウム (平成17年度)
- [10] 飯嶋一征, 井筒直樹, 福家英之, 斉藤芳隆, 川崎朋実, 松坂幸彦, 並木道義, 太田茂雄, 鳥海道彦, 山上隆正, 山田和彦, 瀬尾基治, 山岸明彦, 横堀伸一, "微生物採集装置の開発", 宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAMA RR-05-012, 117-128 (2006).

BESS–Polar：南極周回飛翔・超伝導スペクトロメータによる 宇宙起源反粒子の精密探査

山本 明¹, 安部 航², 泉 康介³, 板崎 輝², 大宮 英紀¹, 折戸 玲子², 熊沢 輝之¹,
坂井 賢一³, 志風 義明², 篠田 遼子³, 鈴木 純一¹, 高杉 佳幸², 竹内 一真²,
谷崎 圭裕², 田中 賢一¹, 谷口 敬¹, 西村 純³, 野崎 光昭¹, 灰野 禎一¹,
長谷川 雅也¹, 福家 英之⁴, 堀越 篤¹, 榎田 康博¹, 松川 陽介², 松田 晋弥¹,
松本 賢治¹, 山上 隆正⁴, 大和 一洋², 吉田 哲也⁴, 吉村 浩司¹,
John W. Mitchell⁵, Thomas Hams⁵, Ki–Chun Kim⁶, Moohyung Lee⁶, Alexander A. Moiseev⁵,
Zachary D. Myers⁶, Jonathan F. Ormes⁷, Makoto Sasaki⁵, Eun–Suk Seo⁶,
Robert E. Streitmatter⁵, Neeharika Thakur⁷

BESS–Polar：Sensitive Search for Primordial Antiparticle using A Superconducting Spectrometer with Long Duration Balloon Flights in Antarctica

By

Akira Yamamoto¹, Koh Abe², Kosuke Izumi³, Akira Itasaki², Hidenori Ohmiya¹, Reiko Orito²,
Teruyuki Kumazawa¹, Ken–ichi Sakai³, Yoshiaki Shikaze², Ryoko Shinoda³, Jun–ichi Suzuki¹,
Yoshiyuki Takasugi², Kazuma Takeuchi², Keisuke Tanizaki², Ken–ichi Tanaka¹, Takashi Taniguchi¹,
Jun Nishimura³, Mitsuaki Nozaki¹, Sadakazu Haino¹, Masaya Hasegawa¹, Hideyuki Fuke⁴,
Atsushi Horikoshi¹, Yasuhiro Makida¹, Yosuke Matsukawa², Shinya Matsuda¹, Kenji Matsumoto¹,
Takamasa Yamagami⁴, Kazuhiro Yamato², Tetsuya Yoshida⁴, Koji Yoshimura¹, John W. Mitchell⁵,
Thomas Hams⁵, Ki–Chun Kim⁶, Moohyung Lee⁶, Alexander A. Moiseev⁵, Zachary D. Myers⁶,
Jonathan F. Ormes⁷, Makoto Sasaki⁶, Eun–Suk Seo⁷, Robert E. Streitmatter⁶, Neeharika Thakur⁷

Abstract: The balloon–borne experiment with a superconducting spectrometer with long duration flights in Antarctica (BESS–Polar) has been progressed. It aims at searches for primordial antiparticles in low–energy cosmic rays with unprecedented sensitivity in the solar minimum period. This report describes the status and future plan of the BESS–Polar experiment.

¹ 高エネルギー加速器研究機構, High Energy Accelerator Research Organization (KEK)

² 神戸大学, Kobe University

³ 東京大学, The University of Tokyo

⁴ 宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部, JAXA, Institute of Space and Astronautical Science

⁵ NASA Goddard Space Flight Center

⁶ University of Maryland

⁷ University of Denver

Key words: BESS, Cosmic rays, Antiparticle, Antiproton, Antihelium, Antarctica, Balloon.

要 旨

本研究は、南極周回超伝導スペクトロメータによる宇宙線観測（BESS-Polar 実験）を通して、『宇宙起源反粒子，反物質の精密探査』を目的としている。地球磁極領域に降り注ぐ低エネルギー宇宙線に注目し，反陽子スペクトルを精密に測定して，衝突（二次）起源反陽子流束の理解を深めるとともに、『原始ブラックホール（PBH）の蒸発』、『超対称性粒子・ニュートラリーノの対消滅』等，初期宇宙における素粒子現象の痕跡となる『宇宙（一次）起源反粒子』を精密探査する。反ヘリウムの直接探査を通して，宇宙における物質・反物質の存在の非対称性を検証する。同時に陽子，ヘリウム流束を精密に観測し，これまでのカナダでの観測（BESS 実験，1993-2002）の結果と合わせて，太陽活動変調とその電荷依存性について系統的に観測し，宇宙線の伝播，相互作用に関する基礎データを提供する。

本研究では，これまでの BESS 実験で培われた超伝導スペクトロメータによる宇宙線観測の経験をもとに，低エネルギー領域での観測感度を高め，南極周回長時間飛翔を可能とする超伝導スペクトロメータを新たに開発した。2004年12月13日，南極（米国，マクマード基地）での観測気球打ち上げ，高度37km での9日間に及ぶ南極周回飛翔に成功し，9億イベントの宇宙線観測データを収集した。運動エネルギー0.1~1.3GeV の範囲に於いて，これまでの約4倍の統計量でエネルギースペクトルを決定した。結果は，衝突（二次）起源モデルとよく整合し，一次起源反陽子の兆候は観測されていない。太陽活動が極小期にむけた過渡期にあたる2004年の観測として予想に沿った結果を得た。反ヘリウム探索は，これまでのヘリウム観測の総統計量を2倍以上に高め，反ヘリウム/ヘリウム比の上限値を 2.7×10^{-7} にまで押し下げた。本報告では，BESS-Polar（2004年）の成果を纏め，次期太陽活動極小期（2007年）における第二回南極周回気球実験計画を述べる。

重要語： BESS, 宇宙線, 反粒子, 反陽子, 反ヘリウム, 南極, 気球実験

1. 研究目的

BESS-Polar 実験は宇宙線粒子/反粒子の精密観測を通して，初期宇宙の素粒子像の理解を深めることを目的とする（図1）。特に低エネルギー領域に着目し，これまでの BESS 気球実験で培われた技術蓄積を基に，低エネルギー領域での感度を高めた超薄肉超伝導スペクトロメータを開発し，南極周回気球による長時間観測を行う。低エネルギー領域での反陽子スペクトルの精密観測を通し，原始ブラックホール（PBH）の蒸発等，初期宇宙素粒子現象を起源（一次起源）とする反粒子の精密探査を推進する。これまでに観測例のない反物質（反ヘリウム）の直接探索を通して，宇宙における物質/反物質の非対称性を検証する。BESS 実験から積み重ねられてきた陽子，ヘリウム等の宇宙線流束の精密観測を継続し，太陽活動の変化に伴う宇宙線流束の変調，その電荷依存性を系統的に観測し，宇宙線の伝播，相互作用に関する基礎データを提供する [1-8]。

2. 研究の経過

平成13年度より実験準備が進められ，超伝導スペクトロメータの全体設計，各要素開発が進められた。中央飛

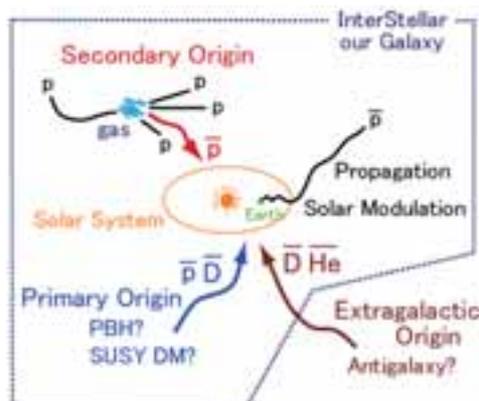


図1 宇宙線反粒子，反物質の起源

跡検出器（JET）の気球実験による性能がBESS–TeV 実験（@Ft. Sumner）によって実証された。平成14年度には、加速器ビームによる粒子検出器要素の個別性能試験や太陽光発電システムプロトタイプの実証フライト（@宇宙研）が実施された。平成15年度には、総合テクニカルフライト（@NASA/NSBF, Ft. Sumner）が実施されるとともに、観測器インテグレーション（@NASA/GSFC）が開始された。平成16年度8月には、観測器インテグレーション完了（@NASA/GSFC）し、噛み合わせ試験（@NASA/NSBF, Palestine）を経て観測器の準備が整った。12月には科学観測フライト（@NSF/NASA, Antarctica McMurdo Station）が実現した。平成17年度には、実験機器を持ち帰るとともに、加速器ビームを用いて測定器の性能検証をおこなうとともに、データ解析をすすめる、観測結果を得た。

3. BESS–Polar 超伝導スペクトロメータの開発

BESS–Polar 実験では、低エネルギー宇宙線反陽子への感度を高め、南極での長期間飛翔条件を満たすため、新たに超伝導スペクトロメータが開発された。シンプルな円筒構造の基本設計概念は継承しつつ、測定可能な反陽子のエネルギーの下限を100MeV にまで下げるために、測定器内の物質量の徹底的な削減と、新たなトリガー機能が付け加えられた。また、南極での気球打ち上げに対応するために総重量の軽減が大きな課題となった。表1に BESS–Polar スペクトロメータの主要パラメータを、それまでの BESS との比較とともに示す。図2に BESS–Polar 測定器の断面図を示す。BESS–Polar 測定器は薄肉超伝導ソレノイドマグネット（MAG）、2種類のドリフトチェンバーからなる中央飛跡検出器（JET/IDC）、粒子の飛行時間を測定するシンチレーションカウンターホドスコープ（TOF）、粒子識別のためのシリカエアロジェルチェレンコフカウンター（ACC）、超伝導ソレノイドのボア内下部に組み込まれた Middle–TOF（MTOF）カウンターから構成される。

MTOF カウンターを下側の TOF カウンターと同様にトリガーシステムに組み込むことにより超伝導ソレノイドコイル下部の物質量を通過できないような極低エネルギー領域の粒子に対してもトリガー感度を保つことができる。また長期間の実験に対応するため液体ヘリウムの貯液量を増やし、電力の供給源は測定器全周を囲む太陽電池による電源システムとした。また、長時間飛翔中の JET/IDC のガス特性を保つため、ガスフローシステムを開発し、容易に取り扱うことのできる CO₂ ガスを採用した。物質量を軽減し、総重量を軽減するため、外側圧力容器をとりやめ TOF, ACC 等を真空中での動作とした。これらの改良によって、BESS–Polar 測定器は観測のトリガーを発生するのに必要な粒子の通過物質が < 5 g/cm² へと飛躍的に減少し、0.1GeV までの低エネルギー領域での観測、連続10日間の飛翔実験が可能となった。

1) 超伝導マグネット：超伝導コイル本体は、日本宇宙フォーラムの支援を受けて開発され、クライオスタット（断熱真空容器）を含むシステムが本研究で開発された。直径0.9m、長さ1.4m、コイル厚さ3.4mmの薄肉超伝導コイルであり、粒子透過性からみた物質質量（密度）は 1 g/cm^2 にまで、低減している（図3）。規格化された磁石透明度の指標となるE/M比（磁気蓄積エネルギー／コイル質量の比）において、実機中心磁場1.05Tまでの励磁で、 $E/M \sim 10\text{ kJ/kg}$ を達成した。またコイルを収納する断熱真空容器（クライオスタット）と組み合わせた総合組み立て後の物量として 2.3 g/cm^2 を達成した。長時間フライトの鍵となる液体ヘリウムの寿命は、11.5日を達成した [9-13]。

2) 中央飛跡検出器（JET/IDC）：BESS-Polar用粒子飛跡検出器の開発は、TeV領域の宇宙線スペクトラム測定実験「BESS-TeV」と連携して進められた。新JETチェンバー（図4）は信号の読みだしチャンネルが粒子のトラックあたり24から48ポイントへと倍増されて、運動量測定分解能の向上が計られた。その上下には、トリガー機能および、z方向バーニア機能を有するセル型ドリフトチェンバ（IDC）が各々2層ずつ配置されている。長時間フライトにおけるガス純度を保つため、素材の材質を厳選するとともに、ガス（CO₂）フローシステムが新

表1 BESS-Polar スペクトロメータの主要パラメータおよび BESS との比較

	BESS-2000	BESS-Polar(設計値)
Geometrical Acceptance	$0.3\text{ m}^2 \cdot \text{sr}$	$0.3\text{ m}^2 \cdot \text{sr}$
Material for trigger	18 g/cm^2	$< 5\text{ g/cm}^2$
Magnetic field	1 T	0.8T
Weight	2.3tons	1.95tons
Power source	Batteries	Solar Cell w/batteries backup
Power consumption	900W	600W
Cryogen life	5.5days	11days
MDR	200GV	240GV
P-bar energy range	0.18~4.2GeV	0.1~4 GeV

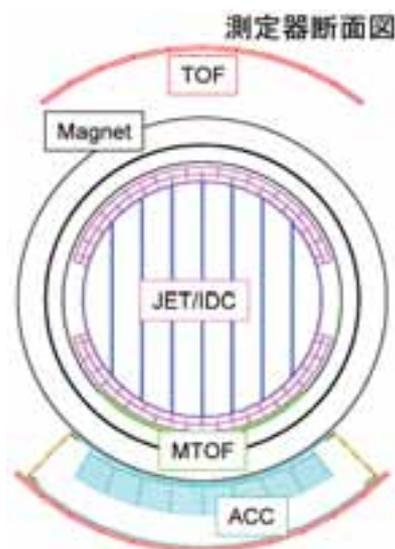


図2 BESS-Polar スペクトロメータ断面図



図3 超伝導コイル本体



図4 JET/IDC 組み立て

たに開発された。平成14年度のカナダでの気球実験において新 JET チェンバーが期待通りに動作し空間分解能として $150\mu\text{m}$ を達成した。その後、プリアンプ部等の電磁シールドが強化され、10日間にわたりガステ性を維持するためのガスフローシステムが付加された。

3) 飛行時間カウンター (TOF, MTOF) : 粒子検出器上下に配置される飛行時間カウンター (TOF) は、物質量の低減を計るため、プラスチックシンチレータの厚さを従来の $1/2$ となる 10mm とし、 10cm 幅を並列し、ホドスコープとした。性能検証を KEK の加速器ビームを用いて実施し、時間分解能 120ps への見通しを得た。これを基に実機カウンターホドスコープ (図5) の開発が進められた。信号読み出しには強磁場対応・メッシュ型光電子増倍管を使用し、真空環境での使用のため、電圧分配部は樹脂ポッティング型とした。スペクトロメータ中間部に配置される中間 TOF カウンタ (MTOF) は、厚さ 5mm のストリップ状シンチレータをホドスコープとして、JET の直下に配置している。信号を片端からクリアファイバで受け、マルチアノード光電子増倍管 (MA-PMT) でまとめて受け取る方式を採用した。時間分解能は 500ps が期待される。MTOF は宇宙線測定のエネルギー範囲の下限を 0.1GeV まで広げるための鍵となっている。

4) エアロジェルチェレンコフカウンター : 4.2GeV までの電子/ミュー粒子と陽子の粒子識別を明確に行うために屈折率 1.02 のシリカエアロジェルチェレンコフ発光体を採用した。これまでの開発で確立したラッピング方式でサブモジュールを組み立てた後、ローマンアーチ構造を組み立てる方式を採用している (図7)。KEK-PS 加速器におけるビームテストによって基本性能が確認された。信号読み出し用光電子増倍管は TOF と同様、真空環境対応として、気密容器タイプが採用された。

5) エレクトロニクスおよびデータ処理システム : BESS-Polar 実験では、飛翔体としての重量の軽減とともに、電力の節約が非常に厳しく求められる。このため、エレクトロニクスすべての設計が見直され、信頼性の追求と徹底した省電力化が図られた。全体のフローダイアグラムを図8に示す。総合電力として従来の $1/2$ 以下となる 420W を達成した。カウンターのフロントエンドエレクトロニクス、データ収集用制御回路は真空環境での使用となるため、伝熱による放熱を前提とした熱設計が行われ、真空環境で個別に $-20\sim+40^{\circ}\text{C}$ の環境温度の範囲で性能確認試験がされた。データ保存には、12台の 300GB ハードディスクが採用され、磁気遮蔽ケース内に配置された [14-17]。

6) 太陽光発電システム : 南極での周回フライトには、測定器を作動させるため長時間にわたる安定した発電機



図5 上部 TOF の組み込み



図6 MA-PMT で MTOF 信号の読出し



図7 アーチ構造 ACC の組み立て

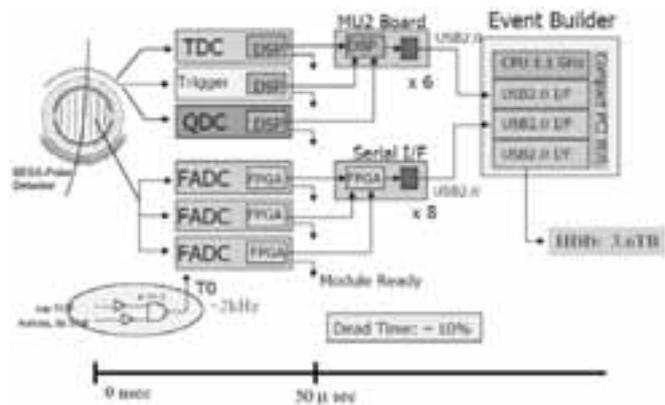


図8 エレクトロニクス、データ収集ダイアグラム

構が不可欠である。必要電力供給量600W に対して、900W までの発電容量を確保するため、全方位型8面体構造を採用した。構造は大型になるが、基本的にシステムがパッシブで信頼性が高い方式とした。また非常用として、リチウム電池を並列に配置し、自動的に給電される設計とした。打ち上げ前、または、半日以内の太陽光発電停止にも対応できるように、設計した。プロトタイプを開発し、アセンブリ試験、真空環境試験などを行った。また電力の受渡しを行なうための、DC-DC コンバータについて、特に磁場中での動作を念頭においた開発をおこなった。フルスケールプロトタイプを宇宙科学研、三陸大気球観測所において技術飛翔実験し、期待通りの性能を確認した(図9)。この経験をもとに、テクニカルフライトモデルを経て実機が開発された[18-21]。

7) テクニカルフライト：スペクトロメータの基幹構造部分となる超伝導マグネット、ソーラパネル、およびデータ収集、通信系の総合テクニカルフライトが NASA/NSBF (@Ft. Sumner, New Mexico) において、平成15年10月に実施された(図10)。科学観測気球飛翔としては最大級となる観測器基幹部の打ち上げに成功するとともに、超伝導磁石、ソーラパネルの発電性能、磁場環境下での地上との通信系の正常な動作が確認された。また飛翔後のパラシュートによる着地時の、ソーラパネルのクラッシュ緩衝効果も確認することができた[22]。

8) 観測器インテグレーション：テクニカルフライトの成功を受け、宇宙線観測装置としてのインテグレーションが、NASA ゴダード宇宙飛行センター(メリーランド州)において日米両チームの協力によって進められた。平成15年10月より10ヶ月を要し、8月上旬、インテグレーションが完了し、全システムが磁場のなかで総合的に試験された(図11)。その後、スペクトロメータは NASA 国立科学気球観測施設(NSBF:テキサス州パステイン)に移され、準備最終プロセスとして、気球打ち上げ装置、管制装置との『噛み合わせ試験』に合格し、準備が完了した[23]。

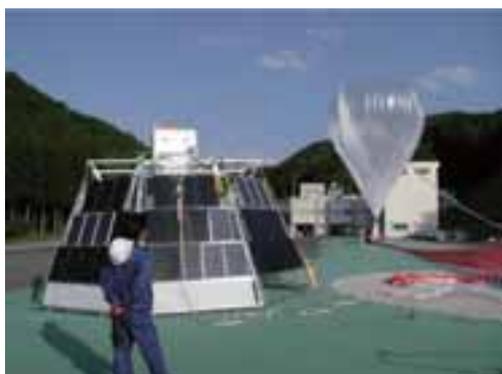


図9 宇宙科学研（三陸）でのテクニカルフライト前のソーラパネル



図10 NSBF（Fort Sumner）でのテクニカルフライト



図11 インテグレーション後の総合試験

4. 南極周回気球による宇宙線観測

南極周回気球実験では、実験チームが10月末に現地入りし、約一月余の準備期間を経て、12月3日に打ち上げリハーサルを経て、打ち上げ準備が整った。天候待ち10日後にチャンスが訪れ、平成16年12月13日（ニュージーランド夏時間、18:56）に南極マクマード基地近くのウイリアムズフィールドより、大型観測気球による気球搭載型超伝導スペクトロメータの南極周回軌道への打ち上げに成功し（図12, 13）、約3時間後には、高度37kmに達し、以後8日17時間に亘って安定した周回飛行を続けた。オンラインによるイベントセレクション（フィルター）をかけることなく、約9億の宇宙線イベントの観測に成功した [24, 25]。図14, 15に気球飛翔航跡および飛翔高度を示す。気象条件により、軌道が期待したコースよりも南極側（高緯度側）に入り込んだため、観測機器の安全な回収を最優先とし、リモートキャンプと回収作業支援が確保されるロス棚氷東端に着地、回収することとなった。この結果、観測時間は期待した10日間に比べ若干短くなった。無線コマンドにより気球から切り離された測定器はパラシュートにより緩降下し、マクマード基地より約870km南東のロス棚氷上に安全に着地した。8日間を超える観測の間、超伝導マグネットおよび各測定器はほぼ順調に動作したが、TOFカウンターの光電子増倍管に生じた突発的な過剰電流により44本中18本の光電子増倍管の使用を停止した。信号はカウンターの両側から読み出しを行っていたため、残った片側で信号を読み出した。低エネルギー反陽子観測感度を最



図 12 BESS-Polar 気球打ち上げ



図 13 BESS-Polar 打ち上げ成功

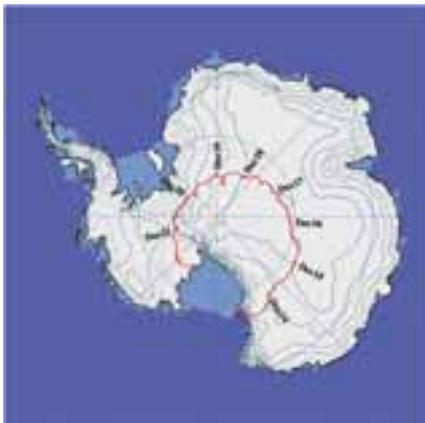


図 14 BESS-Polar 飛翔軌跡

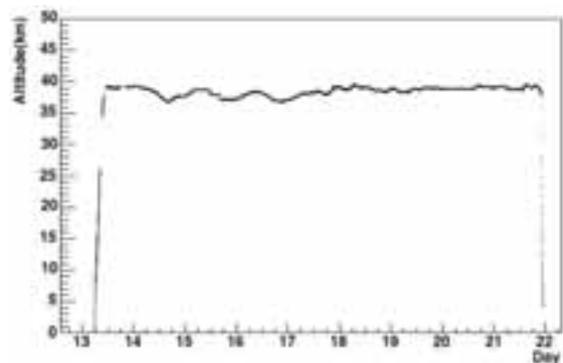


図 15 BESS-Polar 飛翔高度

大限保つようトリガーモードの変更を迅速に行ない，設計に対して約66%の立体角を確保した。

マクマード基地より約870km 南東ロス棚氷上に着地した観測機器は，一週間をかけ，氷上で各要素に分解され，すべて回収された。約2トンにおよぶ観測機器を一切の重機を用いず，軽飛行機に搭載，回収する作業はとても厳しいものであったが，NASA/NSBFおよびNSFリモートキャンプスタッフの協力により，無事回収することができた。回収作業の様子を図16，17に示す。また第一回南極周回気球飛翔実験のまとめを表2に示す。

5. 観測結果

2004年に実施された BESS-Polar I 実験では，これまでの解析で，以下に述べる観測結果を得た。

宇宙線反陽子流束の精密観測：BESS-Polar 実験では，1 GeV 以下の宇宙線反陽子スペクトルの精密観測が最も重要な目的であった。これまでの BESS 実験の結果から明らかになった二次粒子を主成分とする 2 GeV にピークを持つエネルギースペクトルにおいて，1 GeV 以下の低エネルギー領域で，前回の太陽活動極小期の時に観測



図 16 着地。回収作業に取りかかる



図 17 全ての観測器要素分解し回収

表 2 BESS-Polar I 南極周回飛翔宇宙線観測実験のまとめ

打ち上げ	2004年12月13日18:56 (現地時間)
着地	2004年12月22日11:56 (現地時間)
飛翔高度/残留大気	37km / 4 g/cm ²
飛翔時間	257時間 (8日17時間)
宇宙線観測数	9億イベント
データ量	2.1テラバイト
観測器電力消費量	420W
観測器総重量	1.95ton

されたフラットなスペクトルが、高い統計精度で再現されるか、または二次粒子スペクトルとしてより精密に理解されるかが焦点であった。

収集された宇宙線イベントの解析には、1年以上を要した。TOF 光電子増倍管の問題によって立体角が2/3に減少し、観測時間が短かった(8.5日)ものの、9億の観測イベント(2.14tera-bytes)のなかから、まず約2000の反陽子候補を抽出した上で、大気頂上での運動エネルギー0.1~1.28GeVの範囲で432イベントの反陽子流束を質量測定によって同定することに成功した[26, 27]。観測イベントの一例を、図18に示す。従来のBESS実験1フライトデータの約4倍の統計となり、統計精度が飛躍的に向上し、MTOFを用いた解析によって、エネルギースペクトル範囲を0.1GeVまで広げることに成功した。図18に観測された反陽子イベントを、図19にBESS-Polar実験によって得られた反陽子スペクトルを示す[28]。また、前回の太陽活動極小期(BESS95+97)の観測値、理論計算との比較を図20に示す。BESS-Polarにおける観測値は、この太陽活動変調を考慮した二次起源モデルとよく整合し、原始ブラックホール等の一次起源反陽子の兆候は観測されていない。BESS-Polar Iは太陽活動の極大から極小期への過渡期であり、一次起源反陽子が存在しても、二次起源反陽子スペクトルに隠れるレベルである。一次起源による成分は二次起源のものよりも大きく太陽風の影響を受け、結果として二次起源成分のスペクトラムに埋もれてしまうことが考えられるからである。より明確な結論は、今回の観測と、次回太陽活動極小期における宇宙線反陽子測定と比較することによって得られる。

陽子流束の観測：BESS実験では、反陽子の観測とともに、陽子流束の観測を継続し、宇宙線物理学の基盤となる陽子、ヘリウム流束の精密観測データを提供してきた。BESS-Polar I実験において得られた低エネルギー陽子スペクトルをそれまでの観測との比較として図21に示す[29, 30]。太陽活動変調を半周期以上にわたり、系統的に観測し、理論モデルとの検証を行っている。太陽磁場極性が反転する2000年までは、Force Field Modelによ

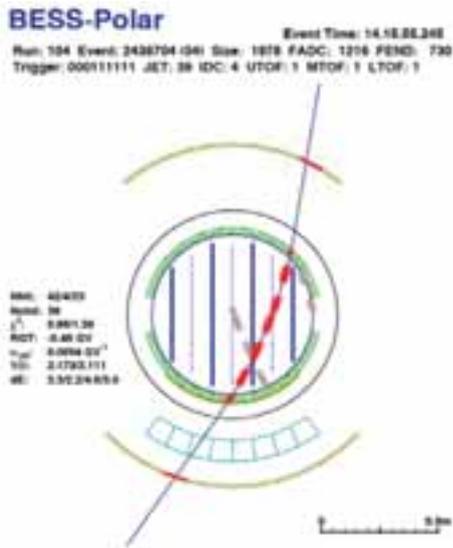


図 18 BESS-Polar 観測イベント(例)

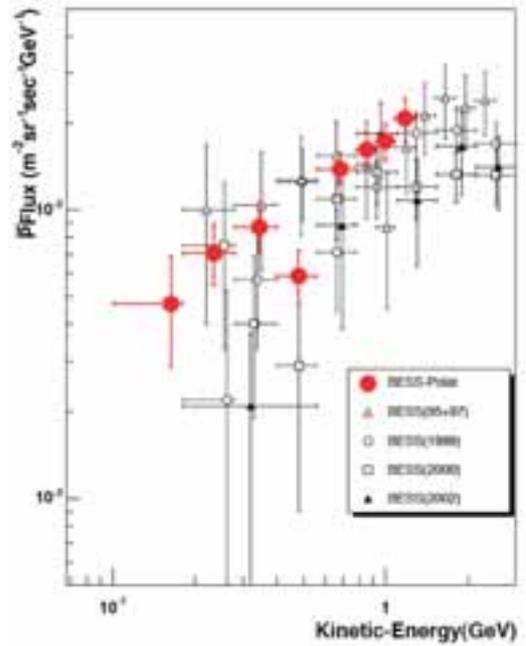


図 19 BESS-Polar での反陽子スペクトルとこれまでの実験の比較。スペクトル下限を0.1GeVまで広げ、統計精度を大きく改善。

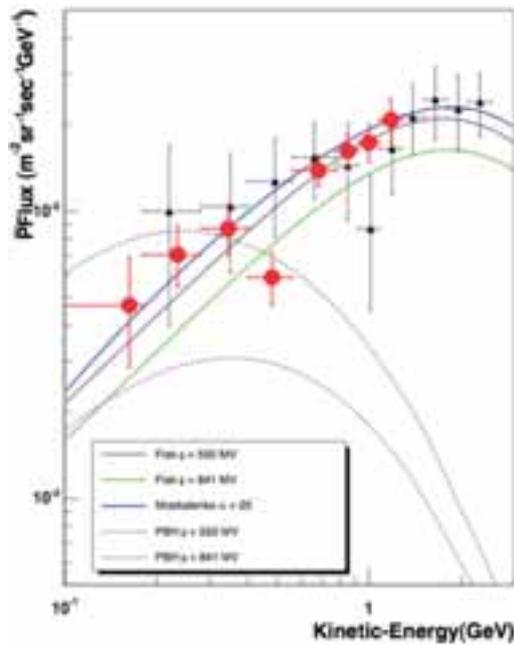


図 20 BESS-Polar 反陽子流束の測定。BESS-Polar の観測では、衝突起源反陽子モデルに整合する結果が得られた。太陽活動が中間期であり、モデルとの整合性は良い。

り実験データがよく再現されている。極性反転後、2002、2004の観測が Force Field Model から系統的なずれを示していることは、実験、モデルの両面からさらに研究が求められる。

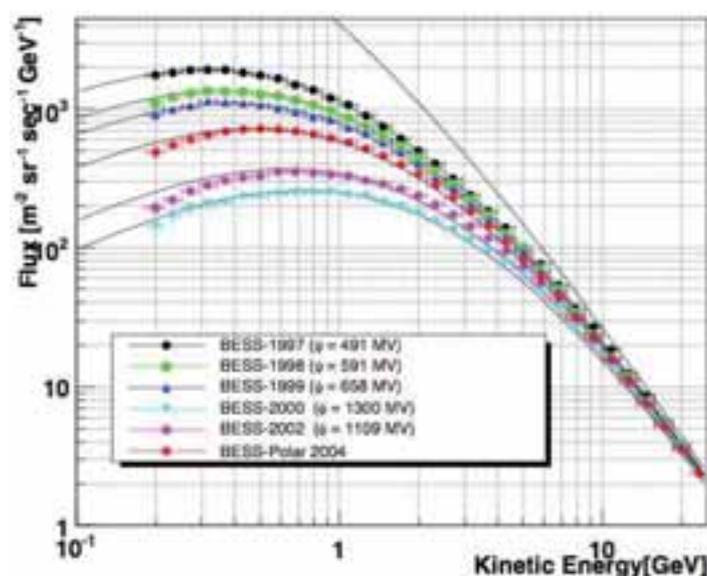


図 21 BESS-97-BESS-Polar 2004 における陽子スペクトルと太陽変調効果.

反陽子／陽子比および太陽活動の電荷効果：これらの反陽子，陽子の太陽活動の変化に伴う観測から，太陽活動変調における電荷依存性を，理想的なプローブ（反陽子／陽子比）によって観測的研究を継続している．図23（上）に，BESS-95 から BESS-Polar I まで，太陽活動の半周期以上にわたる，反陽子／陽子比の観測結果に示す．また，太陽変調のドリフトモデルから予測される理論計算との比較を示す．ドリフトモデルにおいて，太陽変調の影響を特徴付ける主な変数 HCS（heliospheric current sheet）の天頂角（ α ）であり図中実線はそれぞれ $\alpha = 15^\circ \sim 45^\circ$ での理論曲線である．本実験により得られた結果からは $\alpha \sim 20^\circ$ が良い再現性を見せており，この値はそれぞれ陽子，反陽子，また独立な他実験 Wilcox Solar Observatory による観測とも矛盾しておらず，ドリフトモデルの妥当性が検証された [28]．図22（下）はエネルギー0.7GeV における反陽子／陽子比の太陽活動変調を二つのドリフトモデル計算との比較として示している．太陽活動極大期における太陽磁場極性反転に伴う，反陽子／陽子比の急激な変化を，BESS 実験が捉え，その後，2002，2004年には，緩やかに変化していく様子を観測し続けている．BESS 実験は，この観測値を継続できるユニークな実験である．

反物質探索：BESS-Polar 実験は，反陽子，反中性子の合成体として最も単純な反物質核である反ヘリウムの探索を推進した．フライト時間の長さを活用し，ヘリウム流束の高統計観測を行った．この結果，これまでの BESS 実験における統計量を併せ， $\sim 14\text{GV}$ の領域で，反ヘリウム／ヘリウム上限値 2.7×10^{-7} を得た（図23）．これは，BESS 実験以前のデータに対して，約100分の1まで，上限値を押し下げる成果を達成した [31, 32]．

6. 今後の計画

本研究は次期計画として，太陽活動極小期（2007年）に南極を2周回する長時間気球飛翔によって20日間以上の観測を目指す [8, 33, 34]．BESS-Polar 2004 実験の結果を踏まえ，観測装置のアップグレードを進めている．主な改良点は以下の通りである（表3，図24参照）．

- ・ マグネット液体ヘリウム量を増強及び断熱性能向上を図り観測日数の増加を図る．
- ・ TOF 光電子増倍管電圧分配器部分を金属気密容器（シリンダー）に収納し，気密信頼性の向上を計る．このことによって本来の観測器のアクセプタンスを確保する．

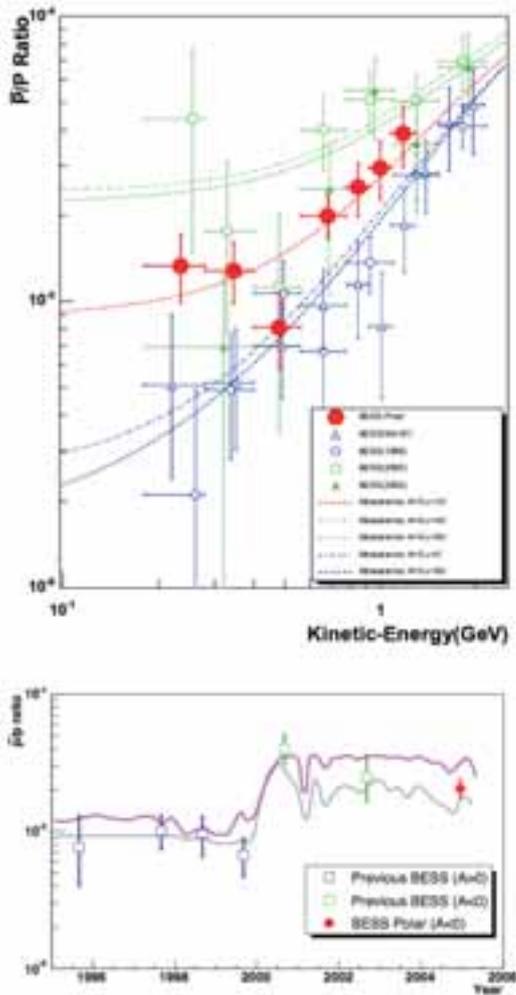


図 22 反陽子/陽子比の変化. BESS-95 から BESS-Polar I 間の太陽活動変調の電荷効果. 太陽磁場極性の反転によって, 反陽子/陽子比が急激に変化する様子を BESS は捉えた.

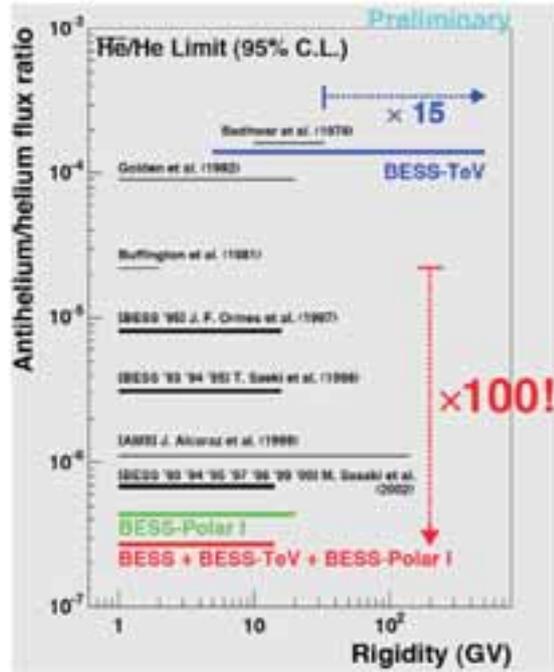


図 23 反ヘリウム探索: BESS-Polar での観測結果及びこれまでの実験からの進展. BESS および BESS-Polar 実験によって, 反ヘリウム/ヘリウム上限値を, それまでの実験に比べ, 1/100の上限値までの探査を達成した.

表 3 BESS-Polar II にもつたアップグレード計画および BESS-Polar I との比較

項目	BESS-Polar I (実績)	BESS-Polar II (計画)
超伝導磁石 LHe 量/磁場保持時間	400L/ ~11days	520L/ >22days
JET (飛跡検出器) ガス特性保持時間	~10days	>22days
TOF-PMT 気密方法	Resin-potting	Pressurized Cylinder
ACC 粒子識別性能 (rejection factor)	~630	>>1000
太陽光発電容量/電力負荷	>900W/420W	>675W/450W
実効アクセプタンス	2 / 3 × 0.3m ² · sr	0.3m ² · sr
観測日数	8.5days	>20days
宇宙線観測統計量	4 × BESS-97	20 × BESS-97
データ蓄積容量/記録量	3.6TB/ 2 TB	12~16TB/ TBD

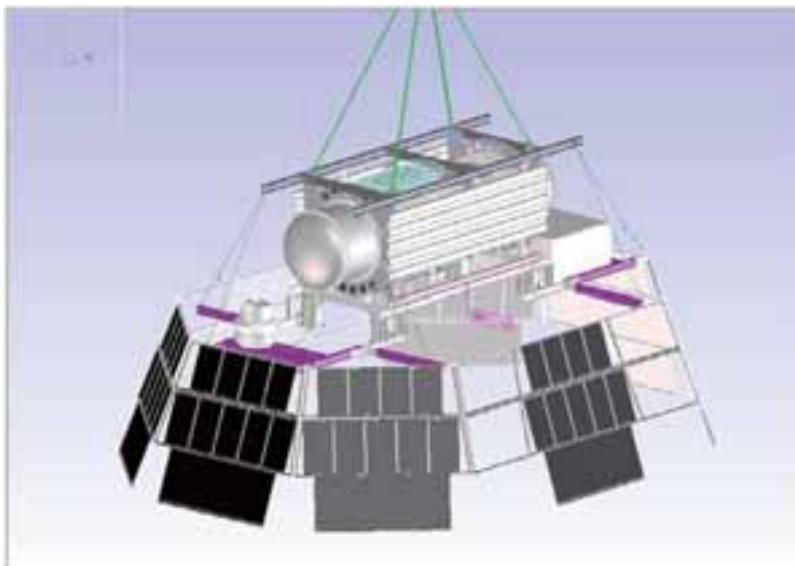


図 24 BESS-Polar II スペクトロメータ

- ・ MTOF 信号を現在の片側読み出しから両側読み出しとし、低エネルギー領域でのトリガー性能、TOF 時間分解能の向上を図る。
- ・ ACC 発光体の屈折率を1.02から1.03とし、低エネルギー領域でのチェレンコフ発光量を増強するとともに、発光体ユニットを大型化し、光電子が光電子増倍管に効率よく到達することによって粒子識別性能の向上を図る。
- ・ データ蓄積用ハードディスク容量を増強する。
- ・ 太陽光発電容量を負荷に見合い調整し、上記改良に伴う観測器重量の増加を吸収する。

次期太陽活動極小期は、2006～2007年に到来すると予測されている（図25）。これまでの中性子線の観測デー

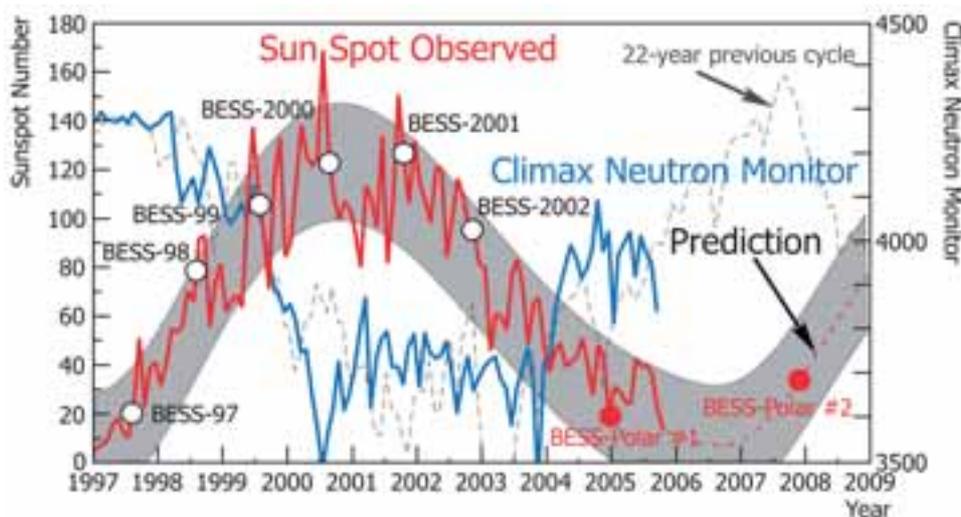


図 25 太陽活動変動と BESS/BESS-Polar 実験による宇宙線観測。2004年は極小期に向かう過渡期期にあたる。2007年は“極小期”の終了期にあたり、中性子線流束の推移から、宇宙線流束がピークを迎えると予想される。

タから宇宙線流束は2007年に最大ピークを迎えると予想されるため、BESS-Polar II 実験を2007年に計画することにより、BESS スペクトロメータの大立体角、極地における低リジディティークットオフ、南極周回長時間観測の三つの特色をあわせ、究極的な感度（統計）での宇宙起源反粒子探索を実現する。

7. まとめ

BESS-Polar 実験は、“宇宙線反粒子の精密探査”を目的とし、超伝導スペクトロメータによる南極周回気球飛翔実験（BESS-Polar）による宇宙線観測を推進した。これまでの BESS 実験における実験技術・宇宙線観測の経験をもとに、低エネルギー領域での観測感度（効率）を高めた薄肉超伝導スペクトロメータを開発し、太陽活動が極小期に向かいつつある中間期である2004年12月に、南極周回長時間気球実験に成功した。8.5日にわたる連続観測によって、約9億イベントの宇宙線データの取得に成功した。このなかから、これまでの4倍の統計量で0.1~1.3GeVの領域で低エネルギー反陽子スペクトルを決定し、太陽活動が極小期に向かう過渡期のスペクトルが衝突（二次）起源反陽子スペクトルによく整合することを検証した。反ヘリウム探索では、反ヘリウム/ヘリウム上限値として、 2.7×10^{-7} を得た。また陽子流束の精密測定、反陽子/陽子比から太陽活動変調の電荷依存性に関する半周期以上に亘る系統的な観測結果を蓄積した。

本研究は次期計画として、太陽活動極小期（2007年）に南極を2周回する長時間気球飛翔によって20日間以上の観測を目指し、現在、観測装置のアップグレードを進めている。宇宙線中性子観測データから、宇宙線流束は2007年にピークを迎えると予想され、BESS-Polar II 実験によって、気球実験として究極的な感度での宇宙起源反粒子探索を推進する。

謝 辞

本研究を進めるにあたり、ISAS/JAXA, KEK のご支援に心から感謝致します。本研究は、平成13~17年の間、文部科学省科学研究費補助金・特別推進研究（13001004）の支援により推進されました。また平成18年度より、基盤研究 S（18104006）の支援を受け推進されています。ここに、深く感謝申し上げます。

参 考 文 献

- [1] A.Yamamoto et al., “BESS and Its Future Prospect for Polar Long Duration Flights”, Adv. Space Res. 30 (2002) (5) 1253–(5)1262.
- [2] A.Yamamoto et al., “BESS-Polar: Long Duration Flights at Antarctica to Search for Primordial Antiparticles”, Nucl. Phys. B (Proc. Suppl.) 113 (2002) 208–212.
- [3] 福家英之 他, “BESS-Polar: 南極周回気球実験による宇宙線反陽子の精密測定”, 宇宙科学研究所報告 特集44 (2002) 87–97.
- [4] 山本 明, 野崎光昭, 吉田哲也, “BESS-Polar: 南極周回気球実験による宇宙線反粒子の精密探査”, 日本物理学会誌 58 (2003) 86–93.
- [5] T.Yoshida, et al., “BESS-Polar Experiment”, Adv. Space Res. 33 (2004) (10)1755–(10)1762.
- [6] M.Nozaki for the BESS Collaboration, “BESS-Polar”, Nucl. Instr. and Methods B 214 (2004) 110–115.
- [7] J.W.Mitchell et al., “The BESS Program”, Nucl. Phys. B (Proc. Suppl.) 134 (2004) 31–38.
- [8] K. Yoshimura et al., “BESS-Polar Experiment”, Proc. of COSPAR-06, Beijing (2006), and to be published in Adv. Space Res.,

- [9] A.Yamamoto et al., “A Thin Superconducting Solenoid Magnet for Particle Astrophysics”, IEEE Trans. Applied Superconductivity 12 (2002) 438–441.
- [10] Y. Makida et al., “A Thin Superconducting Solenoid Magnet for Balloon Borne Experiment”, Proc. 23rd Intl. Symposium Space Technology and Science (Matsue) (2002) 2077–2082.
- [11] Y. Makida et al., “Performance of an Ultra–Thin Superconducting Solenoid for Particle Astrophysics”, IEEE Trans. Applied Superconductivity 15 (2005) 1248–1251.
- [12] 大宮英紀 他, “BESS–Polar 用極薄肉超伝導ソレノイドの基礎開発”, 宇宙科学研究所大気球シンポジウム (2002) 45–48.
- [13] 大宮英紀 他, “BESS–Polar 用極薄肉マグネットの開発–実機コイル性能試験結果–”, 宇宙科学研究所大気球シンポジウム (2003) 100–103.
- [14] K.Yamato et al., “A New Data Acquisition System for the BESS–Polar Experiment”, Proc. 23rd Intl. Symposium Space Technology and Science (Matsue) (2002) 2066–2070.
- [15] 谷崎圭祐 他, “BESS–polar における DAQ システム”, 宇宙科学研究所大気球シンポジウム (2002) 37–40.
- [16] 高杉佳幸 他, “BESS–Polar 実験のためのデータ収集システム”, 宇宙科学研究所大気球シンポジウム (2003) 104–107.
- [17] 竹内一真 他, “BESS–Polar 実験のための Flash ADC の開発”, 宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部大気球シンポジウム (2004) 117–120.
- [18] 福家英之 他, “気球実験用太陽電池パネルの開発”, 宇宙科学研究所大気球シンポジウム (2001) 103–106.
- [19] 泉 康介 他, “BESS–Polar 実験用太陽電池電源システムの開発”, 宇宙科学研究所大気球シンポジウム (2002) 41–44.
- [20] 松本賢治 他, “BESS–Polar 用太陽電池システムの三陸検証実験”, 宇宙科学研究所大気球シンポジウム (2003) 108–111.
- [21] 福家英之 他, “BESS–Polar 用太陽電池システムの三陸検証実験”, 宇宙科学研究所報告 特集45 (2003) 37–58.
- [22] 熊澤輝之 他, “BESS–Polar 2003 Technical Flight 報告”, 宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部大気球シンポジウム (2004) 113–116.
- [23] 横田康博 他, “BESS–Polar 実験–南極周回気球観測に向けて–”, 宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部大気球シンポジウム (2005) 170–173.
- [24] 吉田哲也, “他 BESS–Polar 第 1 回実験経過”, 宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部大気球シンポジウム (2006) 162–165.
- [25] 吉田哲也, 山本 明, “反陽子観測のための南極周回気球飛翔の成功”, 日本物理学会誌60 (2005) 653–654.
- [26] 松田晋弥 他, “BESS–Polar 実験による宇宙線反陽子流束の精密測定”, 宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部大気球シンポジウム (2006) 166–169.
- [27] 松田晋弥 他, “南極周回気球・超伝導スペクトロメータによる宇宙起源反粒子の精密探査”, 宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部宇宙科学シンポジウム (2006).
- [28] S. Matsuda, “Measurement of cosmic–ray low–energy antiproton flux in a long –duration flight over Antarctica”, 博士論文 (東京大学、2006年 9 月)
- [29] Y. Shikaze et al., “Solar modulation effect on the cosmic–ray proton spectra measured by BESS, Proc. of ICRC–28,

Tsukuba, (2003) 4027.

- [30] 折戸玲子他., 日本物理学会 (奈良, 2006年9月), 出版準備中.
- [31] M.Sasaki et al., "Progress in Search for Antihelium with BESS", Nucl. Phys. B (Proc. Suppl.) 113 (2002) 202–207.
- [32] M. Sasaki et al., Proc. of Cospar–06, Beijing, (2006), to be published in Adv. Space Res.
- [33] 山本 明 他, "BESS–Polar 実験の今後の展開", 宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部大気球シンポジウム (2006) 170–173.
- [34] A. Yamamoto et al., "Search for Primordial Antiparticle with BESS" Proc. of COSPAR–06, Beijing, (2006), and to be published in Adv. Space Res.,

電子飛跡測定型広視野コンプトンカメラによる sub-MeV および MeV ガンマ線観測計画 (SMILE 実験)

京都大学大学院理学研究科 谷森 達, 窪 秀利, 身内 賢太朗, 株木 重人,
高田 淳史, 岡田 葉子, 西村 広展, 服部 香里, 上野 一樹

Observation for the celestial sub-MeV and MeV gamma rays by Electron Tracking Compton Camera

By

Toru Tanimori, Hidetoshi Kubo, Kentaro Miuchi, Shigeto Kabuki, Atsushi Takada,
Yoko Okada, Hironobu Nishimura, Kaori Hattori, Kazuki Ueno

Abstract: We developed the Electron Tracking Compton Camera (ETCC) with reconstructing the 3-D tracks of the recoil electron in Compton process for both sub-MeV and MeV gamma rays. By measuring both the directions and energies of a scattered gamma ray and a recoil electron, the direction of the incident gamma ray is determined for each individual photon. Also, a residual measured angle between the recoil electron and scattered gamma ray is powerful for the kinematical background-rejection. In order to test the performance of the ETCC for the observation of celestial sub-MeV gamma rays by the balloon-borne experiment, we have constructed the ETCC consisting of the 10 cm cubic Time Projection Chamber (μ -TPC) for 3-D electron tracking and the $6\times 6\times 13$ mm³ GSO crystal pixel arrays surrounding the μ -TPC for detecting scattered gamma rays, and also made the balloon-borne instrument to operate the ETCC. This instrument was launched on 1st September, 2006 from Sanriku Balloon Center, and flown during 7 hours. We obtained about 4 hours observation time at the altitude of 32~35 km.

Keywords ; MeV Gamma-ray Astronomy, Compton Gamma-ray Camera, Micro pixel Gas Chamber

概 要

我々は天文学のなかで最も未開拓な Sub-MeV, MeV ガンマ線の全天探査を行うために、電子飛跡検出型コンプトンガンマ線カメラ (ETCC) を開発した。この装置は従来のコンプトンカメラでは困難であった散乱電子の方向を測定し、入射ガンマ線の方向を決定できるばかりでなく、散乱電子と反跳ガンマ線の散乱角を用いた運動学的検証により高い雑音除去能力を持ち、高感度が期待できる。今回は宇宙観測の実証のために、宇宙環境下での動作試験、および宇宙拡散ガンマ線、大気2次ガンマ線の検出を目的として、10cm角 ETCC を製作、それを気球実験装置として組み上げ、気球用 Sub-MeV ガンマ線観測装置 SMILE を完成させた。2006年9月1日、三陸大気球観測所より放球され、7時間の飛行の後、無事に回収された。観測高度32~35kmで約4時間の観測に成功した。

1. 目的

近年、GeV および TeV ガンマ線天文学は飛躍的な進歩を遂げ、10mCrab 以下または同等の感度が後数年で達成されようとしている。しかし、1~30MeV の領域は COMPTEL による観測のみで他領域より 1 桁以上感度が悪い。Sub-MeV 領域 (0.1~1 MeV) では全天探査そのものが行われていない。この領域は多くの天体からの放射が期待されながら、定常放射天体は未だ30個程度しか発見されていない。これは sub-MeV、MeV 領域に有効な測定手段が開発されていないためであり、宇宙物理では数少ない未開拓領域である。しかし、このエネルギー領域は、星の元素合成、ブラックホール、AGN の放射過程、初期銀河分布など宇宙物理から宇宙論にまたがる重要な問題が多い領域であり、GeV 領域で検出されている、約270個以上の多くの天体からの放射が期待される。高感度 sub-MeV および MeV ガンマ線観測を実現するには、大立体角で且つガンマ線の方向が数度の精度で測定可能で且つ雑音除去能力の高いイメージング装置による全天探査が必要である。我々は、以下に述べるような0.1~20MeV ガンマ線のコンプトン散乱による散乱電子の飛跡を3次元測定できる広視野コンプトン型ガンマ線カメラ (Electron Tracking Compton Camera : ETCC) を開発し、将来的には衛星に搭載し0.1~20MeV 領域で COMPTEL の10分の1 (10mCrab) の感度で全天探査を行いたいと考えている。本実験は、この装置のプロトタイプを用いて、6時間程度の気球観測を行い、宇宙拡散ガンマ線の測定と宇宙線の装置への影響測定および装置の性能評価を行うとともに、現在開発中の中規模装置 (現プロトタイプの50倍以上の有効面積を持つ装置) を用いた長時間気球観測による sub-MeV、MeV ガンマ線観測の計画立案の基礎データ取得を目指す。実験名は、Sub-MeV gamma-ray Imaging Loaded-on-balloon Experiment の頭文字を取り、SMILE とする。

2. 測定の具体的な方法

現在、我々は上で述べたように宇宙 sub-MeV および MeV ガンマ線探査用広視野ガンマ線カメラを開発している。CGRO 衛星 COMPTEL 検出器のような従来のコンプトン検出器 (図1左) は、入射ガンマ線がコンプトン散乱を起こした場所と反跳電子のエネルギー、散乱ガンマ線の方向とエネルギーしか測定しないために、入射ガンマ線の方向が円錐上にしか求まらない。そのため、宇宙線が検出器と衝突して作るバックグラウンドの除去が難しく、結果的に、打上げ前に予想された感度よりも1桁悪い感度しか達成できないことが打上げ後に判明した。我々は、図1右に示すような、コンプトン散乱による反跳電子の飛跡を3次元測定し、この情報を加えることで、入射ガンマ線の到来方向を1イベント毎に決定できる検出器の開発に成功した。この検出器はバックグラウンド除去能力が高いために、従来よりも高感度を達成できる。平成17年度夏までに、検出器に入射したガンマ線がコンプトン散乱した際の反跳電子の3次元方向とエネルギーを測定する10cm角 Time Projection Chamber (TPC) および散乱ガンマ線の位置とエネルギーを測定するシンチレータ・ピクセルアレイを組み合わせたガンマ線カメラを開発した (図2-4)。平成17年度後半には、10cm角サイズから、気球による天体ガンマ線検出を目指す30cm角ガンマ線カメラの最初の試作を開始したが、30cm角カメラは、TPC を取り囲むシンチレータのピクセル数が大幅に増え、回路が大規模になる。さらにこのガンマ線検出器の手法自体が全く新しい手法であ

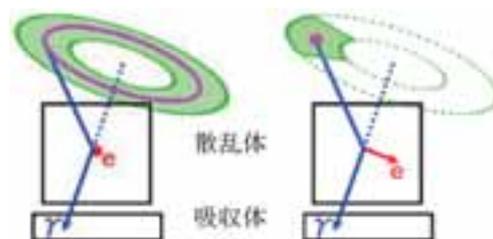


図1 (左) 従来型、(右) 我々の検出器

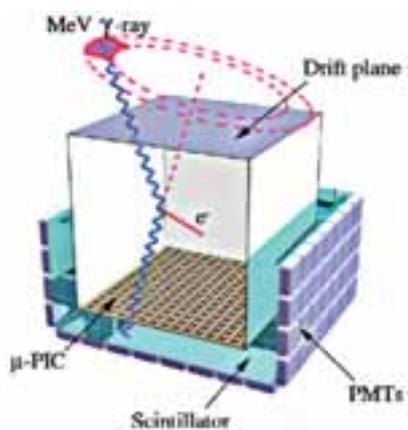


図2 MeVガンマ線カメラ構成

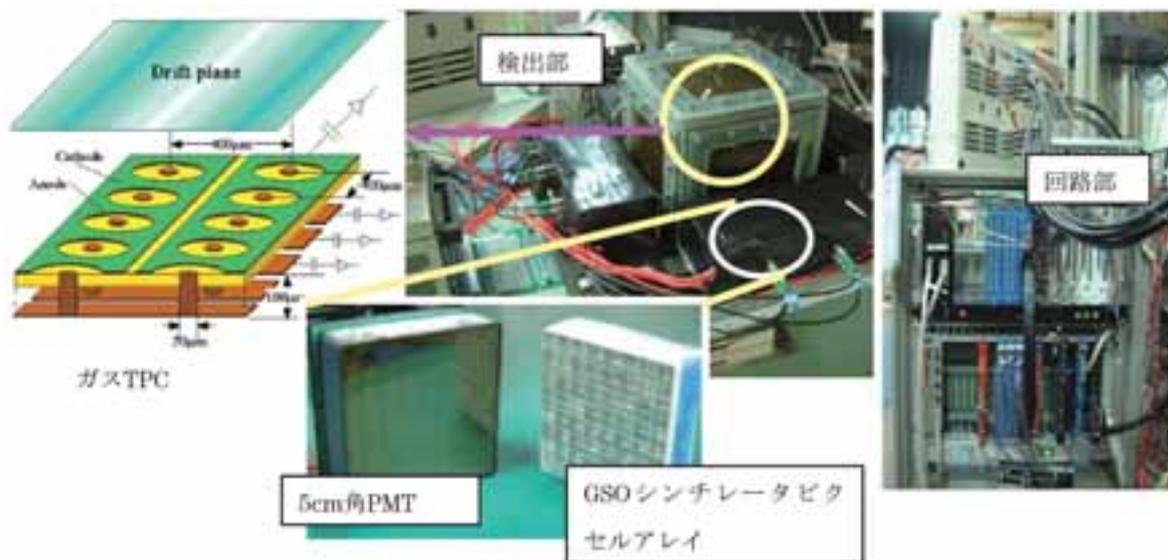


図3 開発したガンマ線カメラ ETCC

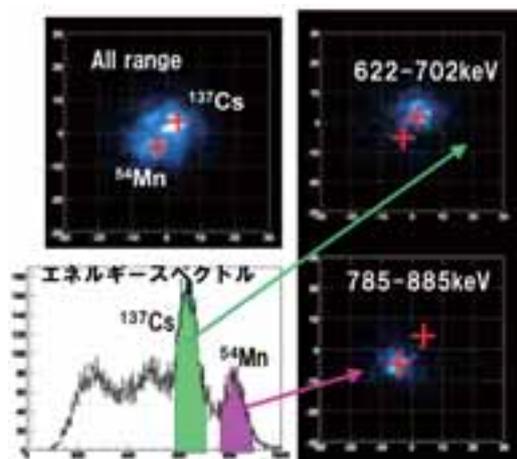


図4 検出器から40cm離れた位置に、二つの線源 Cs137 (662keV), Mn54(835 keV) を12cm離して置いた時の再構成画像とエネルギースペクトル。

り、30cm角カメラによる気球実験を行う前に、装置への宇宙線や装置の放射化などの環境雑音の測定と宇宙拡散ガンマ線の測定、同時に装置の気球環境下での動作特性を調べる必要があると判断した。そのため、運転中の小型10cm角カメラをベースにした小型ガンマ線カメラを用いた気球実験を平成18年度に行い、宇宙線および宇宙拡散・大気ガンマ線の角度依存性および気球環境下での装置の動作特性測定を行うことにした。シミュレーションでは、高度35km、6時間の観測で、宇宙拡散・大気ガンマ線は、0.1~1.0MeVにおいて、約200フォトン検出が予想された。

気球搭載機器は、図5に示すように、10cm角TPCおよびそれを取り囲む33個の5cm角マルチアノードPMTとGSOシンチレータ・6mm角ピクセルアレイからなるガンマ線カメラおよび宇宙線 veto用プラスチックシンチレータ、これらの装置の信号処理回路、データ処理記録装置を1.0×1.0×1.4m³のアルミ製圧力容器に入れ、内部を1気圧に保つ。TPCのガスは封じ込めで使用する。図6に示すように、電池・電源供給システムを圧力容器の外に置き、ゴンドラの大きさは、1.45×1.2×1.55m³、総重量は398kgである。この測定は宇宙線雑音の評価が主な目的なので、検出器は固定とし、姿勢制御は必要なく、モニター精度は数度でよい。

この装置で最も問題となったのは、電源供給システムによる発熱量(130W)である。最初のシステムでは、昼間の観測で太陽からの輻射が常にあった場合、許容範囲以上の110度という温度上昇が予想されたため、夜間の観測を想定していた。しかし、気球グループの助言により、放熱の改良を図7に示すように新たな銅板の放熱板を追加し、さらに、太陽輻射熱の吸収を減ずるため、放熱板を白く塗装する改良を行い、予想最高温度を60度まで下げることが成功し、昼間の観測を可能にした。図8に平成18年7月に宇宙科学研究本部で行った最終環境試験の結果を示す。10時間以上動作可能な範囲に収めることが可能となり、昼の観測が可能と判断した。

3. 観測

平成18年8月25日に装置を三陸大気球観測所に移動し、再組み立てを行い、数度の噛み合わせ試験を順調に行った。予定より一日早い9月1日朝6時11分に、図9にあるように放球を行った。気球はB100を使用し、総重量816.4kg(気球263.0kg、ゴンドラ397.6kg、荷姿25.8kg、バラスト130kg)、総浮力888.2kgであり、到達予

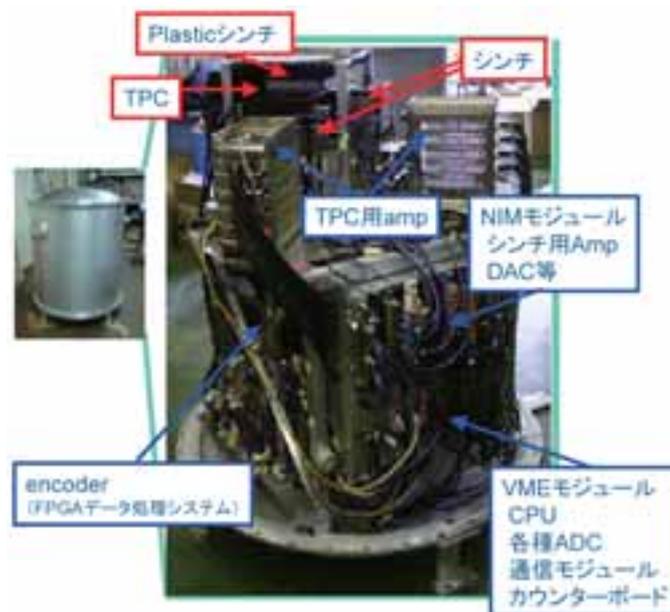


図5 圧力容器内部の観測装置

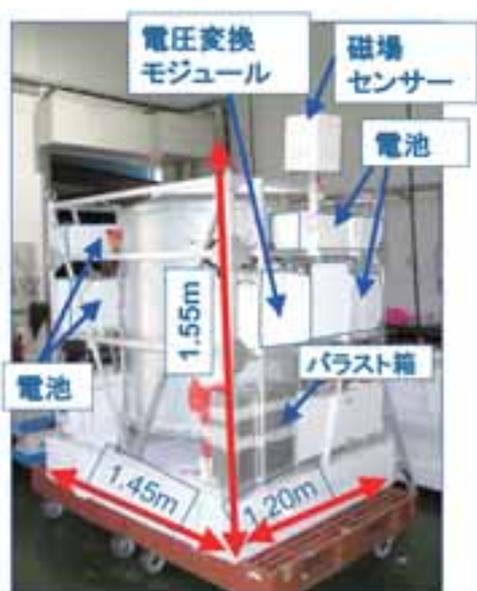


図6 ゴンドラに取り付けられた装置。



図7 放熱フィンと追加した銅放熱板。最後は、白色塗装した。

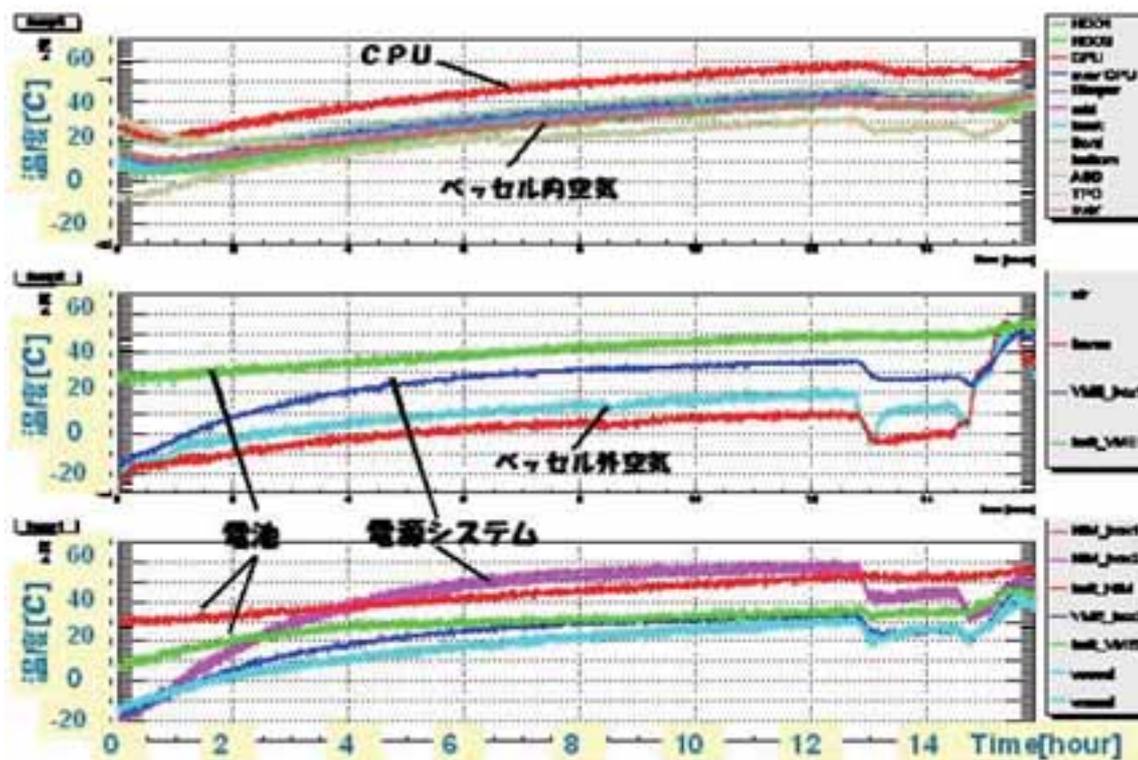


図8 宇宙科学研究本部で行われた最終環境試験の結果。大きい温度上昇が予想される電源供給システムも60度以下に抑えることが出来た。

想高度は34.7kmであった。図10に高度の時間変化を示す。予定通り2時間半後に高度35.0kmに達し、13時までの4時間近く、高度32km以上での観測に成功した。放球から着水までの間、全観測システムはほぼ順調に作動した。飛行経路は、折り返し後、一旦南西に向かったが高度を数百メートル下げることによって北西に進路が変更され、13時45分頃に、観測所の東の大槌沖合30kmに着水し(図11)、14時半には船での回収に成功した。電源部への浸水は一部あったが(防水されていないので当然であるが)、圧力容器内への浸水はまったく無かった。また



図9 放球直後の様子

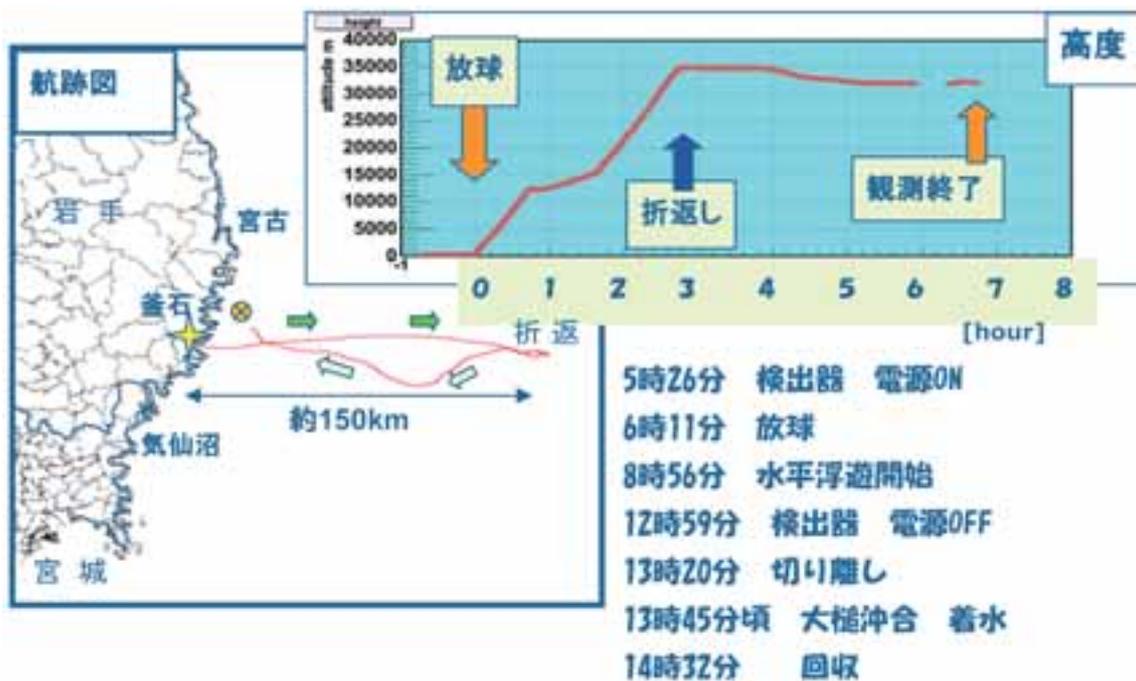


図10 航跡図

容器の破壊も全くなかった。容器内のデータディスクに異常無くデータが書かれていることを回収当日に確認し、検出器全てを京大に持ち帰り、再動作させることに成功した。また京大でのデータの詳細なチェックでも、データは完全な形で取得出来たことがわかった。

実験は、VETO カウンターを動作させ、TPC およびシンチレータの同時ヒットを要求したガンマ線トリガーモードで約3時間観測し（観測高度に上がるまでの2時間半もこのモードでデータ取得が出来ている）、その後、主に荷電粒子を観測するため、TPCのヒットのみを要求するTPCトリガーモードによる観測を終了直前の30分間行い、予定通りのデータを取得した。また高度、温度、気圧、磁場、GPS などモニター系も順調に動作



図 11 着水前後の様子

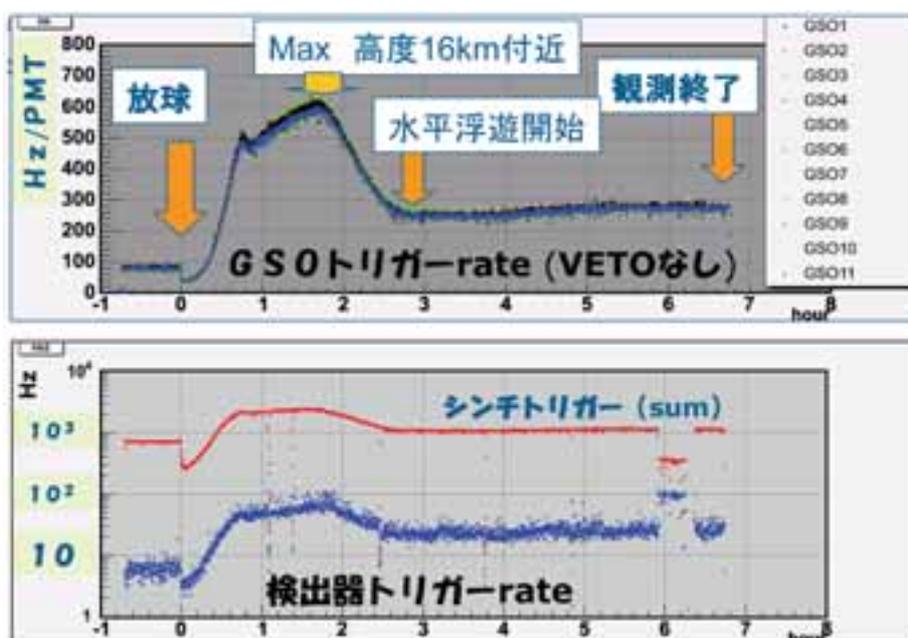


図 12 GSO シンチレータのヒット数（上図および下図赤色），および TPC との同時ヒット数（下図青色）の時間変化

した。飛行中は、トリガーによるイベント発生毎に 1 kB のデータと毎秒 GPS をトリガーとしてモニター情報（1 kB）と測定器情報（毎秒のトリガー・カウンター数；512byte）が地上に送信され、それを用いてオンラインで宇宙線フラックスに敏感な GSO シンチレータのトリガー数（図12），上記環境モニターを常時チェックし、時には各 PMT のスペクトル，TPC のヒット数分布など装置基本性能を示すデータを確認し、飛行中は装置が安定して動作していることを確認した。最も温度上昇が懸念された電源システムの温度は、図13に示すように、放熱板や直射日光遮断用ひさしなどの対策によって緩やかな上昇に抑えることが出来た。

4. 解析結果

データ解析の結果、 μ -TPC および GSO シンチレータともに飛行中の動作状況に異常が無い事が確認できた。図14に示すように、一次宇宙線が GSO と反応してシャワーを TPC 内に飛ばしている事象が再構成できており、TPC での宇宙線飛跡の再構成も問題ない。また図15に、水平飛行中に観測・再構成された事象のエネルギー

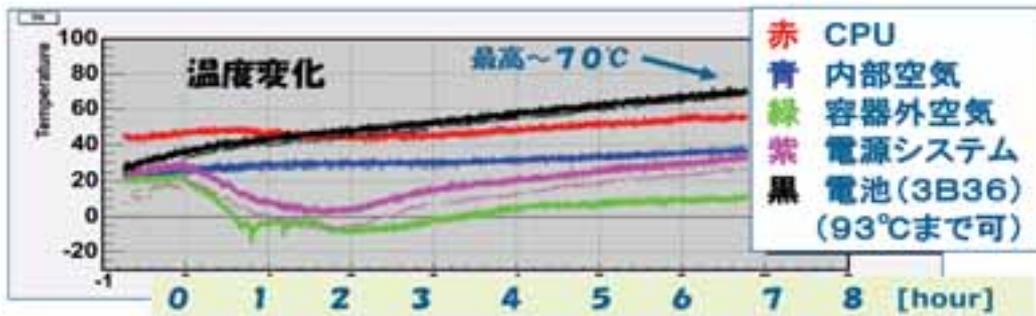


図 13 観測装置および外気の温度変化

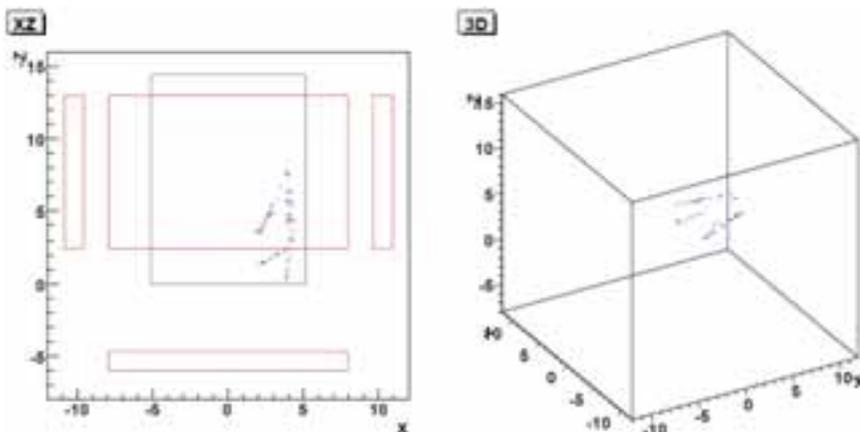


図 14 荷電粒子トリガーモードで得られた飛跡の例。一次宇宙線が GSO と反応したシャワーが検出されている。

スペクトルを示す。3時間の水平飛行の間で、約200個の事象が再構成されており、シミュレーションから予想された光子数とほぼ一致する。さらに、一次宇宙線とアルミニウム耐圧容器とが相互作用することから生じる、511keVの電子陽電子対消滅線も確認することができる

図16に今回の結果で得られたガンマ線フラックスの天頂角依存性を示す。この図中の実線は、大気の厚みが7.0g/cm²のところにおける300keVのガンマ線フラックスのモデルである。このモデルと比較して、今回の結果

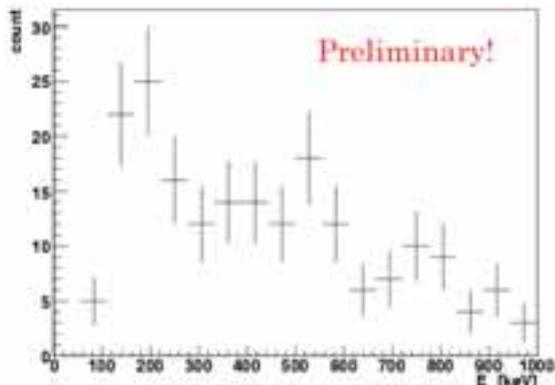


図 15 TPC と GSO シンチレータの信号を簡単に合わせて得られた、ガンマ線と思われる事象のエネルギースペクトル。

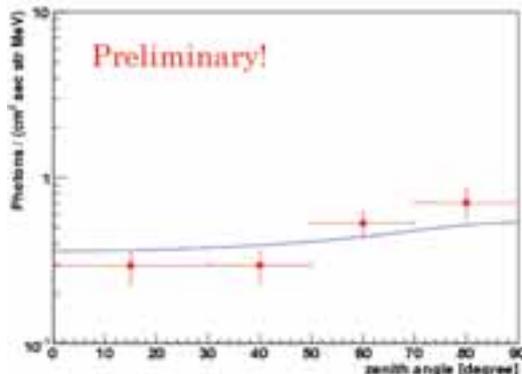


図 16 再構成されたガンマ線フラックスの天頂角依存性 (赤) と既存のモデル (青線) との比較

は誤差の範囲で矛盾がないと言える。我々の検出器が姿勢制御をせずに観測していたことを踏まえると、この結果は上空において広い視野を実現していたことを示している。また、大気の厚みに対する再構成事象レートを図17に示す。この図から、大気の厚みが減少するに従い、再構成事象のレートが減少し、大気の薄いところではその減少の割合が減っている様子が見て取れる。

このことから、大気の厚みと共に増加する大気由来のガンマ線成分（赤点線）と、大気によって減衰される宇宙拡散成分（青点線）の2成分に分けることができ、それぞれのレートから大気ガンマ線・宇宙拡散ガンマ線の微分フラックスを得ることができた。宇宙拡散ガンマ線の微分フラックスを図18に、大気ガンマ線のフラックスを図19に示す。それぞれの図において、赤色で示されるのが今回の観測結果になる。これらから、過去に行われた気球実験や既存のモデルと比較して、今回の我々の結果は矛盾がない。従って、今回の観測の目的である宇宙拡散・大気ガンマ線の観測は達成する事ができた。

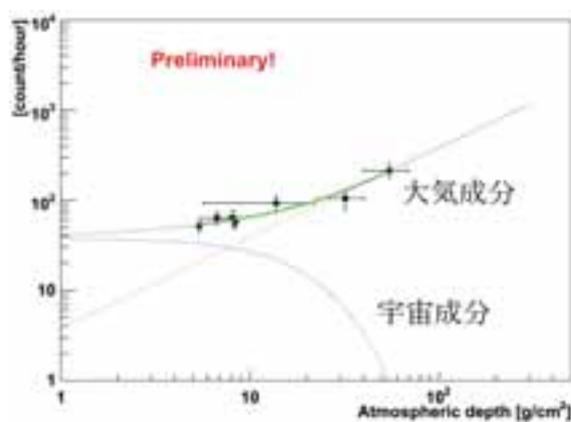


図 17 大気の厚みに対するガンマ線再構成事象のレートの変化

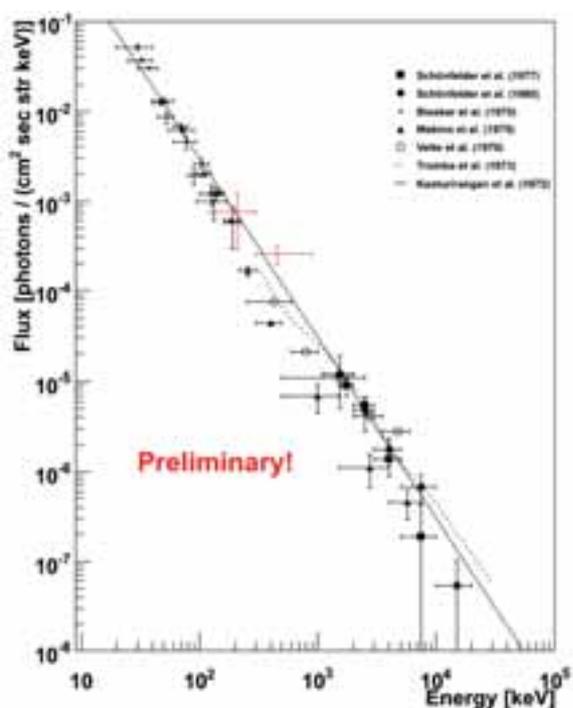


図 18 宇宙拡散ガンマ線微分フラックス (赤が今回の結果)

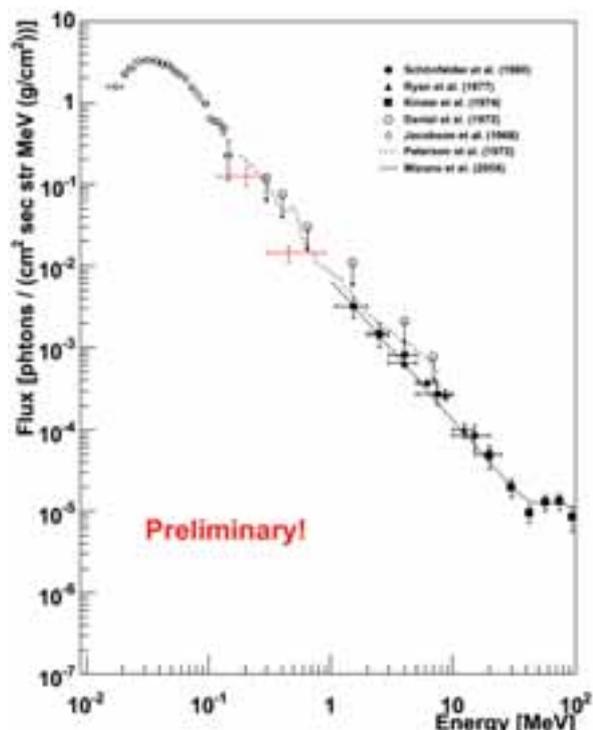


図 19 大気ガンマ線微分フラックス (赤が今回の結果)

5. 今後の展開

今回の観測で、この小型10cm角カメラによる宇宙線環境下での動作試験に必要なデータは予定通り取得することが出来た。今後は、かに星雲や Cyg X-1 など軟ガンマ線領域で強いガンマ線天体の観測が可能な30-40cm角大型カメラを用いた観測に移行する。現在、30cm角カメラは、GSO シンチレータ $6 \times 6 \times 13\text{mm}^3$ ピクセルアレイと30cm角 TPC を組み合わせ、地上で動作試験を開始したところである。20-21年度には産業総合研究所の逆コンプトンガンマ線ビームラインを用いて1-20MeVでの性能評価試験を行う。また KEK と共同で μ -TPC用 LSI アンプ・ディスクリ (8 ch) を開発中であり、20年度中に最終製品が完成予定である。さらにシンチレータ読出しの MAPMT 用省電力回路を開発中であり、1年程度で気球用の省電力・軽量型30cm角カメラを開発し、2-3年後に国内での1日程度の気球観測を目指したい。6時間の観測で、かに星雲や Cyg X-1 からの約100keV以上のガンマ線を 7σ 程度の有意度で観測が行えると予想している。さらに宇宙科学研究本部気球グループが開発している長時間気球により南半球で10日間 (観測時間200時間程度) の観測を行い、銀河面の広い領域の観測を行っていく。

謝 辞

まず、この我々の最初の気球実験を認めて頂いた宇宙科学研究本部、実際に気球実験遂行のために強力にサポートして頂いた気球グループに感謝します。また三陸大気球観測所の皆様にも多大な支援を頂いたことを感謝します。この計画は、文部科学省 科学研究費補助金 特定領域研究「ブラックホール天文学」により行われました。同時に京都大学21世紀 COE「物理の多様性と普遍性の探求拠点」からも支援を受けています。

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-07-009

発行日 平成 20 年 2 月 29 日
編集・発行 宇宙航空研究開発機構
〒 182-8522 東京都調布市深大寺東町 7-44-1
URL : <http://www.jaxa.jp/>
印刷・製本 藤原印刷株式会社

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記をお願いいたします。
宇宙航空研究開発機構 情報システム部 研究開発情報センター
〒 305-8505 茨城県つくば市千現 2-1-1
TEL : 029-868-2079 FAX : 029-868-2956

©2008 宇宙航空研究開発機構

※本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等に加工することを禁じます。

