



ISSN 1349-1113
JAXA-RR-04-015

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

2005年 2月

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

目 次

序 文	高橋 忠幸			
B500型気球の放球と飛翔	井筒 直樹・並木 道義・鳥海 道彦 松坂 幸彦・川崎 朋実・飯嶋 一征 平山 晃司・瀬尾 基治・斎藤 芳隆 山上 隆正・松嶋 清穂			1
高高度気球用2.8 μ m厚フィルムの開発	斎藤 芳隆・飯嶋 一征・井筒 直樹 川崎 朋実・松坂 幸彦・並木 道義 鳥海 道彦・山上 隆正・市村 晃司 小林 勉・松嶋 清穂・中田 孝			13
2004年南極周回気球実験	飯嶋 一征・斎藤 芳隆・井筒 直樹 川崎 朋実・松坂 幸彦・並木 道義 太田 茂雄・鳥海 道彦・山上 隆正 海老原 裕輔・江尻 全機・門倉 昭 佐藤 夏雄・山岸 久雄・片寄 祐作 富田 祐基・藤井 森・村上 浩之 内山 貞幸・紺野 祐司			35
大気球を利用した柔構造機体の飛翔性能試験	鈴木宏二郎・山田 和彦・秋田 大輔 中澤 英子・木内 真史・佐藤 英司 堤 裕樹・若月 一彦・桜井 晃 鳴海 智博・安部 隆士・松坂 幸彦 飯嶋 一征			55
サブミリ波による成層圏O ₃ , HClの観測	入交 芳久・真鍋 武嗣・落合 啓 山上 隆正・斉藤 芳隆・川崎 朋実 井筒 直樹・並木 道義・佐藤 薫 村田 功			69
第45次南極地域観測隊行動におけるクライオジェニックサンプラー回収気球実験	菅原 敏・橋田 元・石戸谷重之 並木 道義・飯嶋 一征・森本 真司 青木 周司・本田 秀之・井筒 直樹 中澤 高次・山内 恭			77
南極周回気球 (PPB) に搭載した磁力計システムによる磁場観測実験	西尾 泰穂・遠山 文雄・山岸 久雄 門倉 昭・佐藤 夏雄・山上 隆正 斎藤 芳隆・並木 道義・松坂 幸彦			89
日ロ共同気球実験 RUNJOB	倉又 秀一			99

序 文

近年、大気球実験は大学共同利用プログラムとして、理学、工学を問わず、幅広い分野からの積極的な参加が続いています。最近の傾向として、これまで気球実験を行って来たグループばかりではなく、大気球という新しい実験の場を求めて、はじめて実験を行うグループの参入もあり、たいへんよろこばしい事です。工学実験への応用が盛んに行われていることも、大気球の可能性を示すものでしょう。こうした流れは2004年度も変わらず、春期のマイクロセグメントチェンバーを用いた宇宙線観測、硬X線偏光観測を皮切りに、秋期の微生物採集、中性子観測、柔構造体の飛行性能試験、大気重力波、オゾン観測、成層圏クライオサンプリング、サブミリ波観測など10テーマにもおよぶ気球実験が遂行されました。また、こうした実験とは別に、フィルムを改良した上での高高度気球実験など、気球技術に関する実験も行われ、着実な技術進歩をとげています。海外の実験も、北極圏ニューオルソン（日独協力）やインド（日印協力）にて行われ、南極のマクマードにおいては新しい反陽子実験（日米協力）が今年度中に行われる予定になっています。

本報告は、2003年度、2004年度に行われた気球実験の成果がまとめられています。昨年度は、はじめて容積500,000立方メートル（B500型）気球の放球に成功し、日本独自のセミダイナミック放球法が、限られた面積の放球場で効果的であることが実証された（井筒らの報告）。また2003年12月から2004年1月にかけて、宇宙科学研究本部の気球専門家並木、飯嶋の両名が、また国立極地研究所をはじめ他の研究機関から16名が参加し、南極周回気球実験が第45次夏期南極プロジェクトの一環として行われました（飯嶋らの報告）。今年度の実験としては、柔構造体の飛行性能試験とサブミリ波観測の報告が含まれています。

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、ソーラセル技術や大気突入飛行体の開発のため試験、あるいは今後計画されているような微小重力実験など、迅速な実験手段として多くの可能性を持っています。さらに、衛星搭載をめざして開発した観測機器を、大気球実験を用いて検証するような計画も増えてくる事が予想されます。宇宙航空研究開発機構として、日本で唯一の大気球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ます。

大気球専門委員会

委員長 高橋 忠幸

B500型気球の放球と飛翔

井筒直樹¹・並木道義¹・鳥海道彦¹・松坂幸彦¹
川崎朋実¹・飯嶋一征¹・平山昇司¹・瀬尾基治¹
齋藤芳隆¹・山上隆正¹・松嶋清穂²

Launching and Flight of B500 Balloon

By

Naoki IZUTSU¹, Michiyoshi NAMIKI¹, Michihiko TORIUMI¹, Yukihiro MATSUZAKA¹,
Tomomi KAWASAKI¹, Issei IJIMA¹, Shouji HIRAYAMA¹, Motoharu SEO¹,
Yoshitaka SAITO¹, Takamasa YAMAGAMI¹ and Kiyoho MATSUSHIMA²

Abstract : Launching a large balloon at a limited launching field is a long standing subject in Japan. The volume of the largest balloon ever launched successfully was 200,000 cubic meters. This type of balloon was firstly launched in 1973. A larger balloon with a volume of 500,000 cubic meters was tried to launch in 1980; however it did not succeed because of burst during the ascending phase. For launching a large balloon with a total lift more than 1 ton, the static launching method, we have used for more than 20 years, has several weak points that may result in failure. We developed a semi-dynamic launching method using a new launcher, which is fixed on the ground and has a freedom of rotation around the vertical axis and an elevation system up to 5 m, as well as a leap-up spooler system for holding a balloon bubble, in 1999. We have launched several balloons using the method. In 2003, a balloon with a volume of 500,000 cubic meters, which was made of polyethylene films of 20 micro meters in thickness, was successfully launched with the semi-dynamic launching method. It is the largest balloon ever launched in Japan.

¹宇宙科学研究本部

²藤倉航装株式会社

概 要

三陸大気球観測所のように限られた放球場で大きな気球を上げることは長年の課題であった。これまでに打ち上げに成功した最大の気球は、1973年に初めて上げられた容積200,000立方メートルのものである。より大きな容積500,000立方メートルの気球が1980年に打ち上げられたが、上昇中に破壊して成功には至らなかった。総浮力が1トンを超えるような大きな気球を、これまで20年以上行ってきた立て上げ放球法によって上げるには、いくつかの問題点があった。そこで、日本独自のセミダイナミック放球法が考案された。このために、地面に固定されているが、自由に回転でき、5mまでペイロードを昇降させることのできる大型放球装置と自走式跳ね上げローラー車が開発された。2000年以降、この放球法によって大型気球が上げられている。そして、2003年に、厚さ20 μ mのポリエチレンフィルムで作られた容積500,000立方メートルの気球の打ち上げと飛翔に成功した。この気球は日本で放球された最大容積の気球である。

重要語：科学観測用気球、超大型気球、セミダイナミック放球法

1. はじめに

三陸大気球観測所のように限られた放球場で大きな気球を上げることは長年の課題であった。国産の気球は、1966年のB5型気球（容積5,000 m³）、1967年にB15（容積15,000 m³）、1968年にはB30（容積30,000 m³）、1969年にB50（容積50,000 m³）と大型化され、1970年にはB100型気球（容積100,000 m³）を上げるに至った。これまでに三陸大気球観測所から放球と飛翔に成功した最も大きい気球は、1973年に初めて上げられたB200型気球（容積200,000 m³）であった。この時期の気球の打ち上げ方法は、スタティック放球法[1]と呼ばれている。この方式は、ガスを充填した気球頭部の直下を3本のゴムローラーで押さえ、頭部より下の気球部分は地上に折りたたんでおいて放球する方法である。

その後、三陸大気球観測所では、1980年にこのスタティック放球法によりB500-1号機（容積500,000 m³）を放球したが、高度12 kmで降下をはじめ飛翔成功には至らなかった。原因は、上向きの力が500kg（総浮力は900 kg）を超える気球頭部を3本のゴムローラーで押さえ、さらに、気球本体のたたみかたの片寄りが加わり、部分的に10 MPaを超える力が気球フィルムにかかった結果、フィルムの一部が挫滅したためと考えられた。また、気球の頭部を押さえておくため、気球が大きくなるほど、気球頭部を押さえているランチャーから気球尾部までが長くなり、その結果、ペイロードが離陸するまでの時間が長くなるため、放球に向けての気球とペイロードの配置が難しくなる。

そこで、1982年以降、新スタティック放球法[2]（立て上げ放球法）と呼ばれる方式が使われるようになった。この方法は、図1に示すように、気球の底部をランチャーに保持し、ヘリウムガスの充填時は、気球の頭部を曲率の小さいローラーで保持する方式である。ガスがある程度入ったところで、ガスが充填された頭部の直下をカラーで締めて、そこから下の気球が広がらないようにする。ガスの注入が終わると、ローラーをランチャーに向かって前進させ気球頭部の位置をしだいに高くしていき、最終的に気球全体をランチャーの真上に立て上げる。その後、風の方向に合わせてランチャーとペイロードの乗った回転テーブル全体を回転させ、カラーを取り外した後に放球する。ペイロードとパラシュート部分に力がかかっていない状態で放球するのは初期のスタティック方式と同じであるが、ランチャーからペイロードまでの長さが非常に短くなり、放球しやすくなった。また、500 kg以上の浮力に対してもフィルムへの挫滅等の損傷はなくなった[3]。

新スタティック放球法によって、これまでに350機以上の気球の放球に成功している。しかし、この方式においても気球を立て上げていく過程ではローラーにより気球本体をしごいていくため、総浮力が大きくなるほど気球のフィルムに損傷を与える恐れが大きくなるとされてきた。また、気球が長いと立て上げに時間も要する。気球が大きくなり、総浮力も増加すると、気球のフィルム内のわずかなガスがローラーの移動とともに気球尾部に集められフィルムが裂ける可能性もある。また、気球が上昇を開始した時点では、気球尾部に荷重はかかっていない状態であり、気球がある程度上昇した時点で、パラシュート等のつり紐が伸びきり、ここではじめてパイロード荷重が気球にかかる。一方、気球は上昇を開始してからしばらくは大きな変形を繰り返しながら上昇する。したがって、パイロード荷重がかかり始めた時点の気球の形状によっては、気球のフィルムに大きな負荷が生じる恐れもある。

そこで、新しい放球方法が開発された。まず、放球場は20 m延長され、フィールドの先端部に新たにランチャーが設けられた[4]。これにより、それまでの回転テーブルからフィールド端までの有効距離90 mが最大160 mまで確保できるようになった。大型放球装置は地面に固定されているが、パイロード保持台は上下方向に5 m昇降可能であり、回転は自由にできるようになっている。また、ガス充填の間気球頭部を保持するための跳ね上げローラー車が新規に製作された[5]。新しい放球装置と跳ね上げローラー車を用いた日本独自のセミダイナミック放球法[6,7]が考案され、2002年までに放球試験が繰り返され、新しい放球方法が完成された。そこで、2003年9月に、容積500,000 m³のB500-2号機の放球を再度試み、放球に成功するとともに良好な飛翔が行われた。

2. B500-2号機の製作

1991年より、より高い高度に軽量のパイロードを飛翔させることを目的に、薄膜型高々度気球が開発されてきた。そして、1998年に、宇部興産株式会社と柴田屋加工紙株式会社の協力により、メタロセンを触媒としたレジンをを用いて、厚さ3.4 μ mのフィルムの開発に成功し、気球用フィルムとして非常に優れた性能を持つことが確認された[8]。徐々に薄いフィルム[9]の製造を行う一方で、この同じ方法により大型気球用のフィルム(厚さ20 μ mおよび10 μ m)の製造も行い、同様に良好な性能が得られた。このフィルムを用いた大型気球も放球され、良好な飛翔性能が得られた。メタロセン触媒を用いた厚さ20 μ m、幅2820 mm(折り径1400 mm)のフィルムの強度および最大伸び率は、25°CでMD、TD方向とも、40 MPa、1000%、温度-80°Cでは、MD方向が55 MPa、420%、TD方向では54 MPa、460%である。

B500-2号機はこの国産フィルムを用いて製作された。表1にこの気球の諸元を示す。隣り合ったゴアは厚さ40 μ mの補強テープとロードテープの間に重ねて熱溶着された。ロードテープはポリエステル繊維をポリエチレンフィルムでラミネートしたものである。気球製作に先立って、溶着試験と気球頭部の1/4部分の試作が行われた。また、気球尾部フィッティングの強度試験も行われ、問題ないことを確認した。図3にB500-2号機の荷姿図を示す。表2はB500-2号機の重量構成を表すものである。総浮力が1.26トンあり、気球のトップからパイロードまでの長さが185 mあるため、セミダイナミック放球方法を用いても、放球場の全長160 mより長い場合、工夫が必要とされた。

3. 放球方法

三陸大気球観測所の飛揚場の中央に直径12 mの回転テーブルがあり、スタティック放球法ではここにランチャーをセットして放球を行ってきた。この方法では、図1のようにランチャーとパイロードが乗った回転テーブルを回転させ、風の向きに合わせる。したがって、飛揚場の端から回転テーブルまでの90 m部分に気球を展開することになり、全長112 mのB200気球までが放球の限界であった。

1998年にフィールドを海側に20 m伸張し、その先端部に大型放球装置を完成させた。フィールドがせまいため通常諸外国で行われているダイナミック放球法を適用するのは不可能である。図2に示すように、大型放球装置は従来のランチャーに相当し、地面に固定されているが、エレベーター機構および回転機構により、高い位置か

ら風向きに合わせてペイロードを離陸させることができる。この方式により、ダイナミック放球法のようにペイロードを吊り下げた車を走らせることなく、風があっても安全に放球が可能となった。ペイロードを地面から5 m上昇させた位置から放球することにより、最大6 m/sまでの風の中で問題なく安全に放球することが可能となった。

ペイロードの上部つり紐部分は大型放球装置トップのリリース機構に固定される。気球頭部がローラーで押さえられてガスを充填し、カラーが装着される場所までは従来の立て上げ放球法と同じである。新規に製作された跳ね上げローラー車は2.5トンの浮力まで使用可能である。ガス充填後、昇降台を操作してペイロードが5 mの高さまで持ち上げられる。ローラーが斜め45度上方向に跳ね上げられると、気球頭部が上昇を開始し、最終的にランチャーの上にパラシュート等も含めてすべてが立ち上がる。大型放球装置のトップにはロードセルが内蔵されており、この時点で浮力を確認することができる。ランチャーは風の方向に合わせて回転され、無線方式で動作するカラーがはずされ、ペイロード保持部のリリース機構が開放され、ゴンドラが上昇を開始する。

この方式により、1999年にB5およびB15型気球を用いて地上試験が繰り返され、1999年には実際にB15型気球の放球に成功した。その後、2001年にB30およびB50型気球、2003年にはB80およびB100型気球の放球および飛翔に成功した。これにより、日本独自のセミダイナミック放球法が完成された。この方法を用いることにより、ランチャーまでの距離が従来の90 mから160 mまで長くなったこととあわせて、原理的にはB1000型気球まで放球可能となった。また、気球およびパラシュート等ペイロードから上は伸びきった状態でペイロードがリリースされ、静止状態からスムーズに離陸するため、立て上げ放球で発生するような、荷重の急変動と気球の変形に伴って生じる気球フィルムへの負荷もほとんど生じないため非常に安全な放球方法である。

図3に示したB500-2号機の荷姿図に示すように、この気球および荷姿の全長は185 mあるため、はじめから全体をそのまま展開することが不可能である。そこで放球方法の検討が行われ、以下の手順で放球は行われた(図4参照)。

- (1) 気球の全長をフィールドの端から展張する。
- (2) ペイロードを大型放球装置の昇降台の上に置き、ゴンドラをつる4本のつり紐がひとつになった部分の少し上に取り付けられた放球リングと呼ばれる部分を大型放球装置のトップに設けられたリリース装置に接続する。
- (3) 気球の尾部を移動式ランチャー付属のウインチロープと接続する。
- (4) 気球頭部からガス注入口の少し下までを跳ね上げローラーにセット。
- (5) 気球の尾部にゴンドラと接続されている荷姿パラシュートの頭部を接続、結線を行う。
- (6) ヘリウムガスの注入を開始。
- (7) 跳ね上げローラー車をカラー位置まで移動させる。
- (8) カラーをセットする。
- (9) ガス注入終了後、ウインチロープを繰り出し気球を徐々にローラーの上に立て上げる。
- (10) 荷姿に張力がかかりウインチがフリーになったら、気球尾部からウインチロープをはずす。
- (11) 跳ね上げローラーを開放し、気球を立て上げる。
- (12) 大型放球装置全体を回転させ、ゴンドラが気球トップに対してちょうど風下側になるように調整する。
- (13) カラーを開放し、落下を確認する。
- (14) リリース機構を動作させ、放球する。

表1 B500-2号機

容積	500,000 m ³
直径 (満膨張時)	115.2 m
高さ (満膨張時)	91.0 m
全長	159.5 m
ゴア数	130
ロードテープ数	130
フィルム厚	0.000020 m
フィルム	メタロセン触媒ポリエチレン
ロードテープ	200 lbsラミネートポリエステル
重量	799 kg
ガス注入口	2 (位置: 頭部から12 m, 全長: 40 m)
排気孔	2 (位置: 底部から35 m, 全長: 22.75 m, 面積: 12.5 m ²)

表2 B500-2号機

気球重量	799.0 kg
荷姿重量	22.2 kg
観測器重量	324.0 kg (内バラスト130 kg)
総重量	1145.2 kg
自由浮力	116.8 kg (10.2%)
総浮力	1262.0 kg

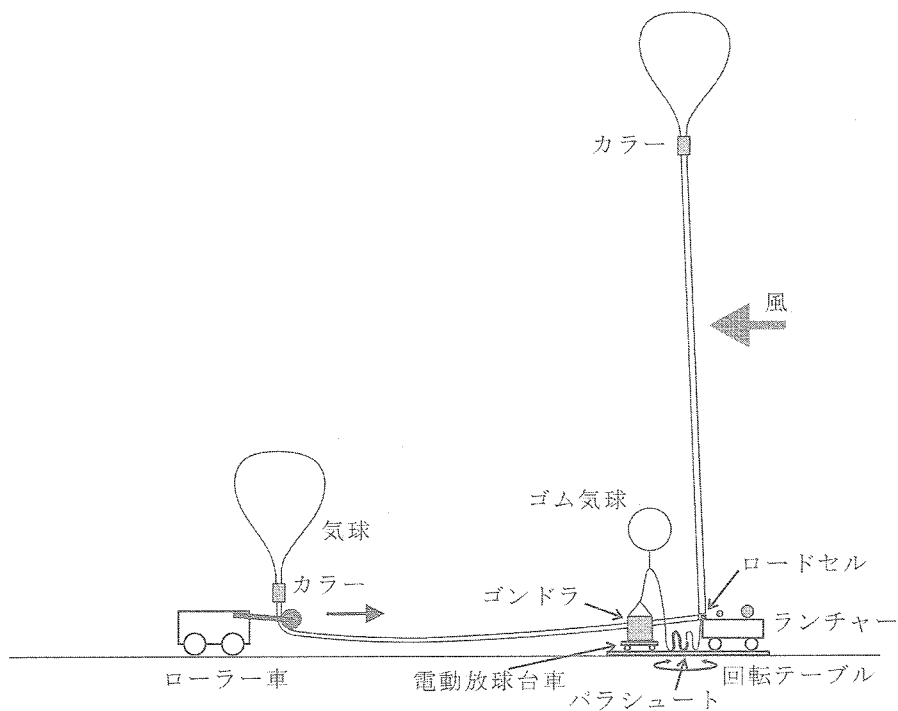


図1 立て上げ放球法

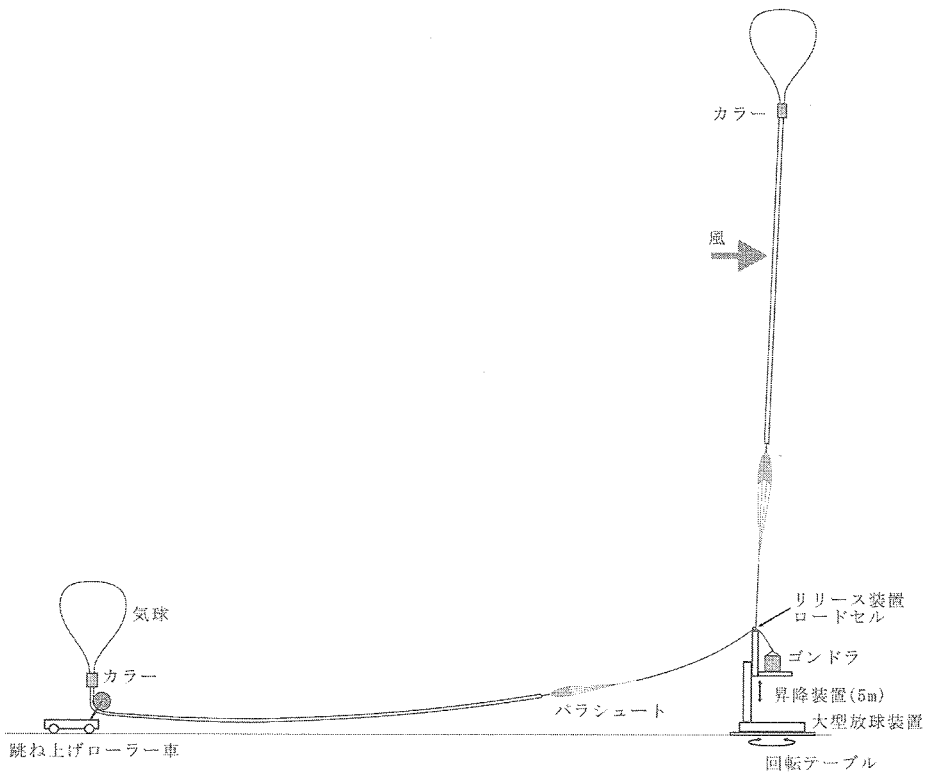


図2 セミダイナミック放球法

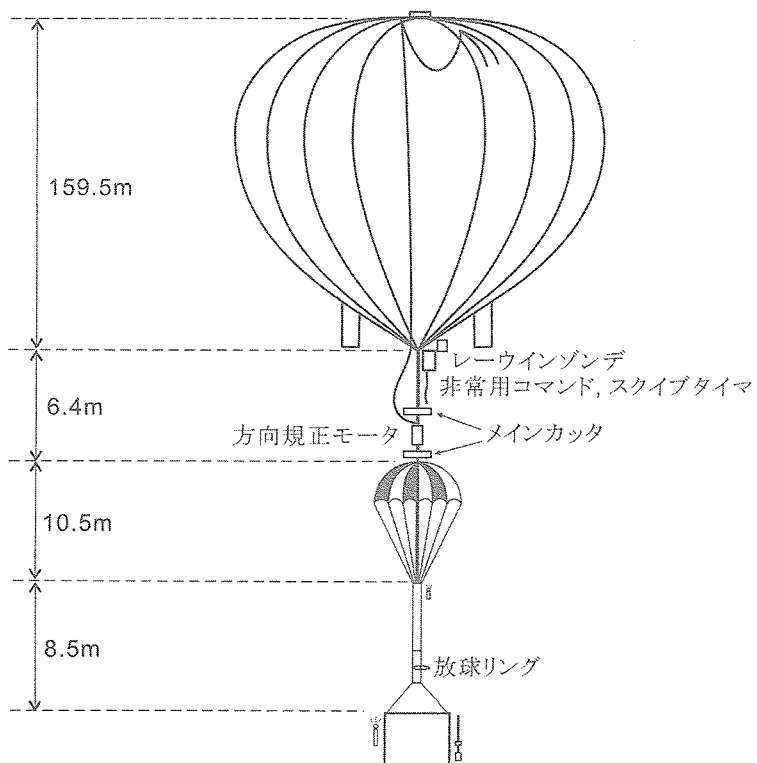


図3 B500-2の荷姿

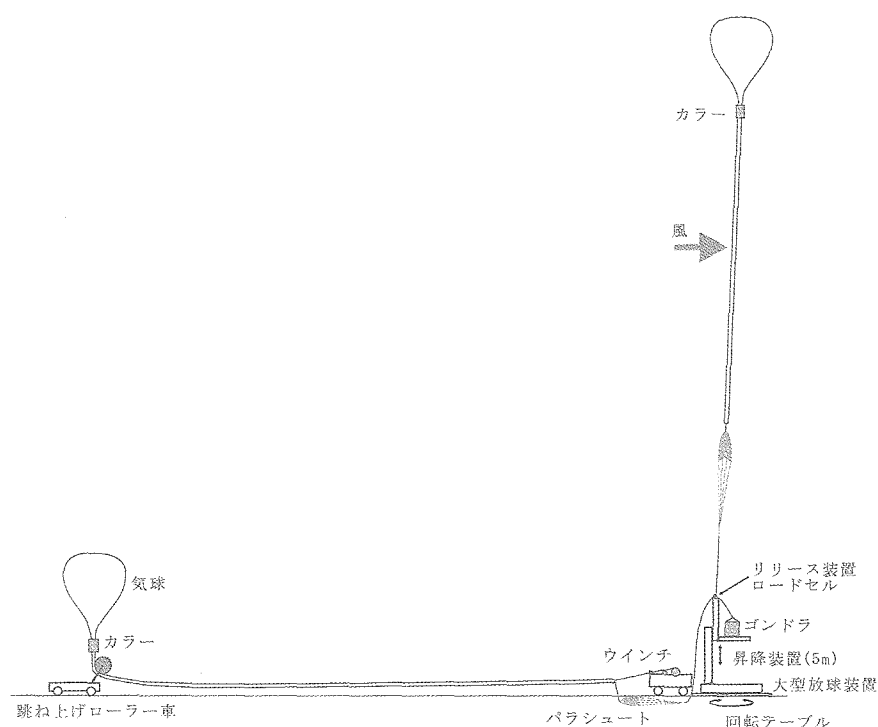


図4 B500-2の放球方法

4. 放球および飛翔結果

B500-2号機の観測目的は、中性子星やブラックホール候補星等からのガンマ線を非常に高い精度で検出する新しいテクノロジーを切り拓くことにある。新しい概念に基づいた半導体検出器とシンチレータ検出器を1台ずつ搭載した。ゴンドラの方位角の制御を行うために、方向規正用モータをパラシュートの直上に搭載しており、これより下のパラシュート、荷姿はマルチリングによる構成となっている。

図5は大型放球装置の昇降台にセットされたゴンドラの写真である。ゴンドラに接続されたパラシュートは気球尾部に接続されている。気球にヘリウムガスを入れているところを図6に示す。立て上げ用ランチャーに取り付けてあるウインチに気球尾部が接続されている。ガスをつめた後の様子を図7に示す。その後のウインチロープ操作による気球の伸張はスムーズに行われ、跳ね上げローラーの開放時には、図8に示すように三陸地方特有の霧の中に入ってしまったが、気球下部の状態を確認し、カラーの分離を行った。カラーの落下を確認した後に、放球を行った。図9は霧をぬけて上昇していく気球の様子である。

B500-2号機は、2003年9月3日17時37分に打ち上げられ、225 m/minの速度で正常に上昇した。この気球では、観測時間のウィンドウを合わせるために、排気弁とバラストによる飛翔制御を行っている。まず、高度14 kmに到達したところで排気弁を開き上昇速度を80 m/minまで落とし、強い西風によって気球を東方沖合200 kmまで出した。そして、高度20kmに到達したところで、バラストを投下して上昇速度を上げた。気球は180 m/minの速度で上昇し、放球から5時間53分後に、130 kmの沖合いで水平浮遊状態に入った。図10および図11にこの気球の航跡図と飛翔高度の時間変化を示す。その後、気球は東風により西方に進み、翌日01時25分に三陸大気球観測所上空に到達した時点で、指令電波を送信し観測器を切り離した。観測器は三陸大気球観測所の東方30 kmの海上にパラシュートで緩降下した。観測器および気球は翌朝早くに、ヘリコプターと回収船を用いて、無事に回収された。観測システムも正常に動作し、目標天体の追尾、データ受信ともに成功した。

5. おわりに

三陸大気球観測所の放球場先端部を拡張して設けられた、回転機構と昇降台を備えた大型放球装置、ならびに、自走式跳ね上げローラー車の開発により、セミダイナミック放球法が確立された。2003年9月3日にB500-2号機の放球および飛翔に成功した。この気球の容積は500,000立方メートルであり、これまで日本において打ち上げと飛翔に成功した最大容積の気球である。この気球は、国産の気球用に最適化されて開発されたポリエチレンフィルムを用いて製作された。この気球の成功により、成層圏上部における長時間観測に道が開かれた。新しいセミダイナミック放球法により気球はより安全に打ち上げ可能となり、また、放球時にゴンドラにかかるショックもほとんどなくなった。立て上げ放球法と比較して気球頭部への最大負荷が小さくなったこととあわせて、より大型の気球を三陸大気球観測所のような狭いフィールドでも安全に打ち上げることが可能な環境が整った。今後、さらに大容積の気球の開発を行う予定である。

参 考 文 献

- [1] 秋山弘光, 他: 立て上げ放球法, 宇宙科学研究所報告 特集, Vol. 4, 3-16, 1982.
- [2] Akiyama H., et al.: A new static-launch method for plastic balloons, Adv. Space Res., Vol. 3, 97-100, 1983.
- [3] Nishimura J., et al.: The improvement of the static launch method in Japan, Adv. Space Res., Vol. 13, 63-66, 1993.
- [4] 並木道義, 他: 大型気球放球装置, 平成11年度大気球シンポジウム, 1999.
- [5] 並木道義, 他: 大型放球装置用跳ね上げローラー車の開発, 平成13年度大気球シンポジウム, 2001.
- [6] 並木道義, 他: 大型放球装置を使用した大気球の放球, 宇宙科学研究所報告 特集, Vol. 41, 25-34, 2001.
- [7] Yamagami T., et al.: Semi-dynamic launching method for scientific balloons, Adv. Space Res., Vol. 30, 1145-1148, 2002.
- [8] 斎藤芳隆, 他: 超薄膜型高高度気球の開発 (BT*30-1), 宇宙科学研究所報告 特集, Vol. 44, 16-25, 2002.
- [9] 斎藤芳隆, 他: 超薄膜型高高度気球による世界最高気球高度記録の達成 (BU60-1), 宇宙科学研究所報告 特集, Vol. 45, 1-10, 2003.



図5 大型放球装置にセットされたゴンドラ

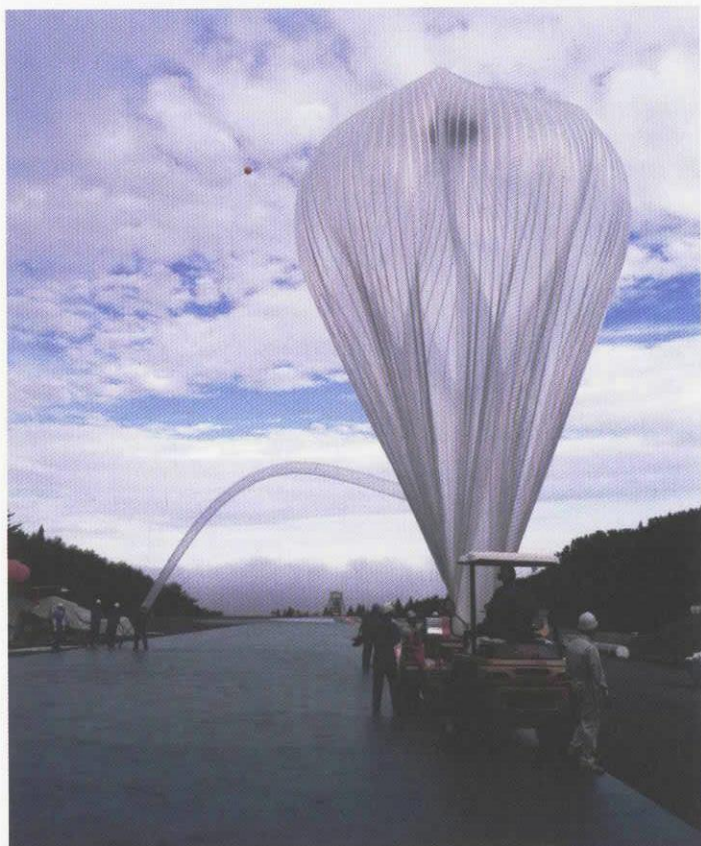


図6 気球へのガス注入



図7 ウインチロープの繰り出しによる気球頭部の立て上げ



図8 跳ね上げローラーの開放

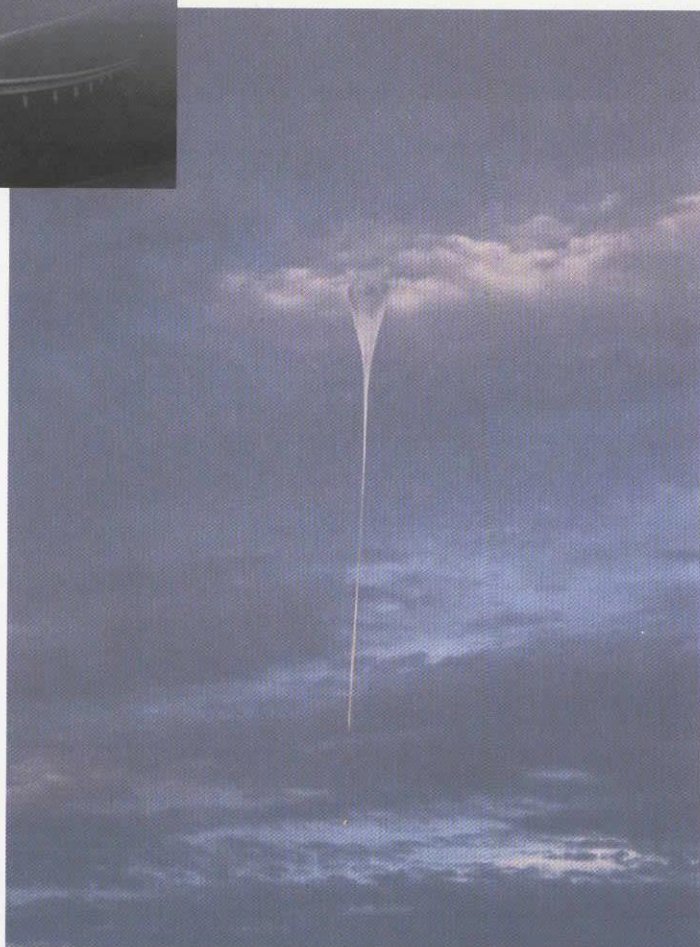


図9 霧を抜けて上昇するB500-2気球

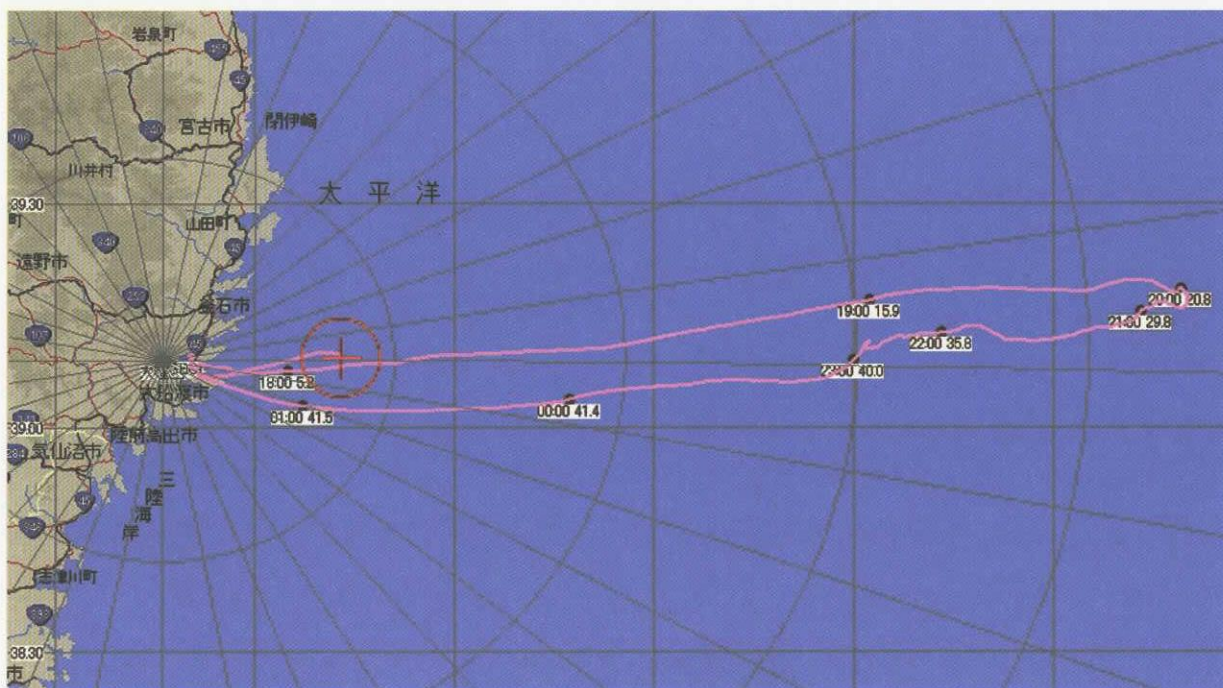


図10 B500-2の航跡図

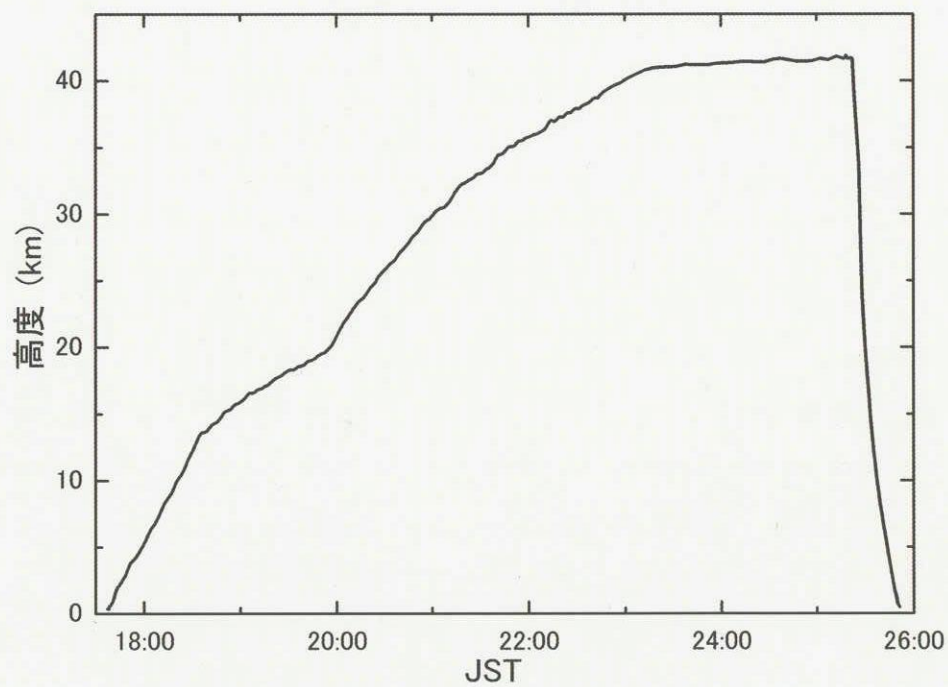


図11 B500-2の高度の時間変化

高高度気球用2.8 μm 厚フィルムの開発

齋藤 芳隆¹・飯嶋 一征¹・井筒 直樹¹・川崎 朋実¹・
松坂 幸彦¹・並木 道義¹・鳥海道 彦¹・山上 隆正¹・
市村 晃司²・小林 勉³・松嶋 清穂⁴・中田 孝⁴

Development of A 2.8 μm Polyethylene Film For High Altitude Balloons

By

Yoshitaka SAITO, Issei IJIMA, Naoki IZUTSU, Tomomi KAWASAKI, Yukihiko MATSUZAKA,
Michiyoshi NAMIKI, Michihiko TORIUMI, Takamasa YAMAGAMI, Kouji ICHIMURA,
Tsutomu KOBAYASHI, Kiyoho MATSUSHIMA, and Takashi NAKADA

Abstract : Development of a balloon to fly at higher altitudes is one of the most attractive challenges in scientific balloon technologies. We have been engaged in the development of the high altitude balloon with a thin film since 1991. After reaching the highest record setting balloon altitude of 53.0 km using the film with a thickness of 3.4 μm and a width of 160 cm in 2002, we tried to make a thinner balloon film. In 2003, we developed a forming die and an air-ring and succeeded in forming a film with a thickness of 3.0 μm and a width of 220 cm. Using this film, we manufactured a balloon with a volume of 5,000 m^3 and succeeded in flying the balloon up to an altitude of 43.8 km. We then searched for a good combination of resins to make a thinner and wider film and obtained films with widths of 280 cm, and a thickness of 3.0 μm at first, and then 2.8 μm . In 2004, we performed balloon experiments making a 30,000 m^3 balloon with the 3.0 μm film and a 5,000 m^3 balloon with the 2.8 μm film. Both balloons were well manufactured and reached the highest altitudes of 50.7 km and 42.6 km, respectively.

概 要

より高い高度を飛翔する気球の開発は、気球が発明されて以来、最重要開発項目の一つである。我々は気球用フィルムを薄く軽くすることでより高い高度を飛翔する気球の開発を行っており、2002年には3.4 μm 厚、折径80 cmのフィルムを用いることで世界最高高度気球高度記録、53.0 kmを樹立している。2003年、成膜装置のダイスとエアerring部分の改良を行い、厚み

¹宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部

²宇部興産株式会社

³柴田屋加工紙株式会社

⁴藤倉航装株式会社

3.0 μm 、折径110 cmのフィルムを製作した。このフィルムを用いて体積5,000 m^3 の気球を製作し、高度43.8 kmに到達させることに成功した。さらに、樹脂の密度を変更させ、より薄いフィルムに適した配合比を見つけたし、折径140 cm、厚さ3.0 μm および2.8 μm のフィルムを製作することができた。2004年、これらのフィルムを用いて、3.0 μm 厚フィルムで体積30,000 m^3 、2.8 μm 厚フィルムで体積5,000 m^3 の気球を製作し、気球実験を行った。これらの気球は、それぞれ、高度50.7 km、および、42.6 kmに到達し、今回製作したフィルムが気球用フィルムに適していたことを実証した。

重要語：科学観測用気球、高高度気球、超薄膜型ポリエチレンフィルム

1. はじめに

気球をより高い高度に到達させるためには、その皮膜をより薄く、軽くすることが本質的に重要である。宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部大気球観測センターでは1991年以來、気球皮膜をより薄くすることで気球到達高度を向上させる研究に取り組んできた。Raven社より5.8 μm 厚フィルムを購入し、順次、気球を大型化しつつ飛翔実験を行い、1997年には体積120,000 m^3 を用いて高度50.2 kmに到達するに至った[2]。この課程では大型気球の製作を簡便にする自走式熱接着機、軽量搭載機器、薄膜型高高度気球用放球装置などの開発も行ってきた。1998年からは宇部興産、柴田屋加工紙と協力して薄いフィルムの開発を開始し、メタロセン触媒により合成したポリエチレン樹脂を用いることで3.4 μm 厚、折径80 cmのフィルムの成膜に成功した。翌年よりこのフィルムを用いた気球を製作し、飛翔性能試験を重ねた[3][4]。2002年には、体積60,000 m^3 の気球を飛翔させ、高度53.0 kmに到達させることに成功している[5]。この高度は1972年に作られた気球到達最高高度51.8 kmを実に30年ぶりに更新したものであった。

我々は、2003年より、再度、フィルムの薄膜化に挑戦しはじめた。むろん、体積の大きな気球を製作すれば、より高い高度に到達させることは可能である。しかし、気球の到達可能高度はほぼ体積の対数に比例しており、少々、体積を大きくしたところで高度はさほどは向上しない。上記の体積60,000 m^3 の気球の長さは74 mにおよび、これは、三陸大気球観測所の全長160 mの半分に相当している。そこで、高高度を達成するために本質的に重要である、薄いフィルムの開発に立ち返ることにした。

我々は成膜装置の改良を行い、まず3.0 μm 厚、折径110 cmのフィルムの製作に成功し、それを用いた気球実験を行った。さらに、より薄くするために適した樹脂を探し、成膜装置も改良することで、折径140 cm、3.0 μm 厚および2.8 μm 厚のフィルムを製作することができ、これらを用いた気球飛翔実験を行った。本論文では、これらの装置の改良と製作されたフィルムの特性および新しいフィルムを用いた気球の飛翔実験について述べる。

2. 3.0 μm 厚フィルムの開発

我々は、1998年に薄膜型気球用フィルムの開発を始め、厚み3.4 μm 、折径80 cmのフィルムを開発した。この時にもフィルムをより薄くしようと試みたが3.4 μm が当時の限界であった。フィルムが薄くなるよう、フィルムの巻き取り速度を増したり、ダイスから樹脂を押し出すスリット幅を狭したりしてみたが、フィルムが立ち上がらなかつたり、時には縦方向に裂けてしまつたりして成膜を安定させることができなかつた。フィルムの冷却を詳細に制御できればフィルムの成膜を安定させられる可能性もあったが、成膜に用いていた装置は、元来、より厚い商用フィルムを製作する目的で設計されており、冷却の制御はさほど詳細にはできなかつた。また、気球を製作する上でフィルムの折径が80 cmと狭く、接着の手間がかかるのも問題であった。たとえば、Raven社の5.8 μm

厚フィルムは折径140 cmである。フィルムの幅を広くすることも試みたが、成膜に用いていたダイスの直径は30 cmであり、安定成膜ができたBlow Up Ratioが1.7程度であったことから、折径が80 cmに限られてしまっていた。

これらの問題を解決するため、我々は既存の成膜装置に取り付けられる直径40 cm、スリット幅2.5 mmのダイス、詳細な温度制御が可能なエアーリングを製作した。まず、エアーリングのみを交換し成膜を試みたところ、3.0 μm 厚、折径100 cmのフィルムを製作することができた。さらに、ダイスを交換することで3.0 μm 厚、折径110 cmのフィルムまで製作することができた。表1に、フィルムの引っ張り試験結果を示す。試験片は狭い部分が5 mm、長さ2.5 cmのダンベル型を用い、速度100 $\text{m}\cdot\text{min}^{-1}$ で引っ張り、応力ひずみ曲線を得ている。これらのフィルムの厚みは、マイクロメーターの分解能では評価できないため、面積あたりの重量を測定し、密度を0.920 $\text{g}\cdot\text{cm}^{-3}$ と仮定して求めている。これらのフィルムは低温でも十分な伸びを示し、気球フィルムとして問題ないことがわかった。なお、強度-伸び曲線、最大強度と最大伸びの温度依存性は補遺に示した。

表1 3.0 μm 厚フィルムの引っ張り試験特性

厚み (μm)	折径 (cm)	最大強度 ($\text{kg}\cdot\text{cm}^{-2}$)		最大伸び (%)	
		MD	TD	MD	TD
25°C					
3.4	80	410 \pm 40	370 \pm 30	520 \pm 50	960 \pm 60
3.0	100	370 \pm 40	360 \pm 20	660 \pm 30	900 \pm 40
3.0	110	270 \pm 60	210 \pm 10	550 \pm 80	780 \pm 30
-40°C					
3.4	80	610 \pm 80	460 \pm 20	330 \pm 30	570 \pm 30
3.0	100	450 \pm 40	410 \pm 20	360 \pm 30	500 \pm 30
3.0	110	580 \pm 60	450 \pm 40	450 \pm 30	460 \pm 70
-80°C					
3.4	80	690 \pm 50	640 \pm 70	220 \pm 20	380 \pm 30
3.0	100	460 \pm 30	420 \pm 40	170 \pm 50	150 \pm 50
3.0	110	460 \pm 20	310 \pm 30	150 \pm 20	140 \pm 40

3. 3 μm 厚フィルムを用いた5,000 m^3 気球実験

2003年、我々は3.0 μm 厚、折径110 cmのフィルムを用いて体積5,000 m^3 の気球を製作した。従来の3.4 μm フィルムで製作した場合と比較すると、気球のパネル数は48枚から42枚へ減少し、重量も6.82 kgから6.10 kgへ減少した。気球製作の信頼性は、接着部の信頼性に大きく依存しており、パネル数の減少により接着線の長さを減少したことは、信頼性の向上にもつながっている。

2003年9月18日、この気球を用いて、三陸大気球観測所にて飛翔試験を行った。図1に飛翔構成を示す。この気球は気球底に排気口をつけていたが、より安全に気球を破壊するため、排気口は縛った後に飛翔させている。測距装置を搭載し、これにより飛翔位置、高度を測定した。気球へのガス注入は新組立室内で行い、ガスが完全に注入された後、屋外に持ち出し、ダイナミック放球法により放球した。図2に高度曲線を示す。従来の薄膜型高高度気球と同様に上昇速度が当初の260 $\text{m}\cdot\text{min}^{-1}$ から順次増加し、最後には350 $\text{m}\cdot\text{min}^{-1}$ となり、高度43.8 kmまで到達した。おそらく、ここで気球が破裂し下部に小さな穴があったものと思われ、以後、気球は降下した。この実験により、本フィルムが気球用として実用に耐えることがわかった。

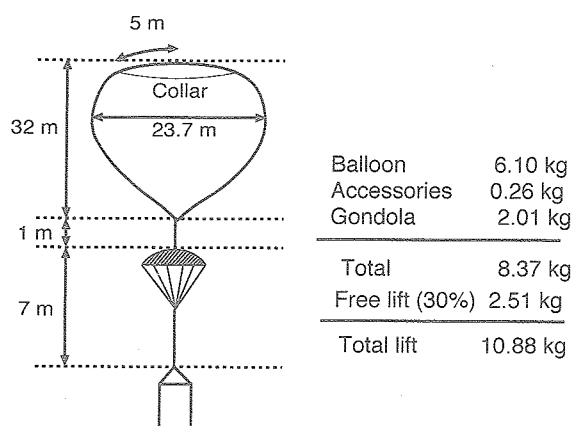


図1 3.0 μm 厚、折径110 cmフィルムによる
体積5,000 m^3 気球の飛翔構成

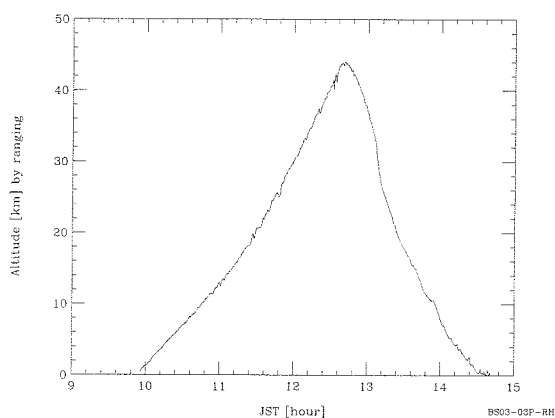


図2 3.0 μm 厚、折径110 cmフィルムによる
体積5,000 m^3 気球の高度曲線.

4. 2.8 μm 厚フィルムの開発

我々は、さらに薄いフィルムを製作するため、Blow Up Ratioを大きくすること、よりよい樹脂の配合を調べることで、二点の改良を行った。今回製作したフィルムの折径が110 cmであったのは、Blow Up Ratioで制限されているのではなく、フィルムの巻き取り機の幅が120 cmであったことによるものであった。そこで、巻き取り機の幅が150 cmの成膜装置を用い、宇部スーパーポリエチレンUMERITの異なる密度の樹脂の配合をいくつか試して、薄膜フィルムに適した配合を探した。表2に樹脂の配合比と製作されたフィルムの厚み、幅をまとめた。表にあるように最終的には2.8 μm 厚、折径140 cmのフィルムを製作することができた。なお、強度-伸び曲線、最大強度と最大伸びの温度依存性は補遺に示した。

表2 気球フィルム番号と樹脂の配合

フィルム番号	バッチ名	樹脂の混合比					厚み [μm]	折径 [cm]
		520F ^{a)}	2525F ^{b)}	3520F ^{c)}	43039M ^{d)}	53021M ^{e)}		
No.9	ZM056	46.5%	46.5%	0%	7%	0%	3.0	140
No.10	EX3392	47.0%	47.0%	0%	0%	6%	3.0	140
No.11	EX3469	0%	94.0%	0%	0%	6%	3.0	140
No.12	EX3470	0%	0%	94.0%	0%	6%	3.0	140
No.13	EX3469	0%	94.0%	0%	0%	6%	2.8	140
No.14	EX3470	0%	0%	94.0%	0%	6%	2.8	140
No.1	ZM056	46.5%	46.5%	0%	7%	0%	3.4	80
No.4	EX3392	47.0%	47.0%	0%	0%	6%	3.0	100
No.5	ZM056	46.5%	46.5%	0%	7%	0%	3.0	110

a) UMERIT密度0.913 $\text{g}\cdot\text{cm}^{-3}$ の樹脂。

b) UMERIT密度0.926 $\text{g}\cdot\text{cm}^{-3}$ の樹脂。

c) UMERIT密度0.931 $\text{g}\cdot\text{cm}^{-3}$ の樹脂。

d) 宇部興産のスリップ剤。ベースポリマーはULTZEXで重量比3%のエルカ酸アミドを含む。

e) 宇部興産のスリップ剤。ベースポリマーはUMERITで重量比3%のエルカ酸アミドと2%のエチレンビスオレイン酸を含む。

3.0 μm のフィルムにて製作の難易度を比較するとNo.11が最も容易であり、容易な順に並べるとNo.10, No.9, No.12の順であった。No.12の場合、成膜は不安定であり、時に縦方向に裂けてしまうことがあった。No.9も縦方向に裂けてしまうことがあり、多くのフィッシュアイが生じてしまっている。そこでNo.11とNo.12の配合にて、より薄いフィルムの成膜に挑戦しNo.13, No.14の2.8 μm 厚フィルムを得た。製作はNo.13の方がNo.14より容易であった。

表3に、これらの3.0 μm 厚, 2.8 μm 厚フィルムの引っ張り試験結果を示す。強度-伸び曲線, 最大強度と最大伸びの温度依存性は補遺に示した。これらのフィルムは低温でも伸びを示し、気球用フィルムとして十分な特性を持っている。気球の製作にあたっては成膜が最も容易であったNo.11とNo.13の配合を用いることとした。

5. 2004年の気球実験

2004年の気球実験にあたり、我々は二つの気球を製作した。一つは2.8 μm 厚, 折径140 cmのフィルムで製作した体積5,000 m^3 の気球 (BVT5-1), もう一つは3.0 μm 厚, 折径140 cmのフィルムで製作した体積30,000 m^3 の気球 (BV30-2) である。表4に体積5,000 m^3 の気球の諸元の比較を示す。

気球実験終了時に確実に気球を破壊するため、我々は、錘を用いた破壊方式を開発した。この錘は気球頭部および引き裂きパネルへと紐で結ばれており、通常は気球頭部のガス注入口にカッターを通した紐で固定されている。気球破壊時には、固定している紐をカッターで切断し、引き裂きパネルを引き裂く。従来、高高度気球でも通常の気球と同様に搭載機器の落下衝撃を利用してパネルの引き裂きを行ってきた。しかし、高高度気球の場合、

表3 3.0 μm 厚と2.8 μm 厚フィルムの引っ張り試験特性

フィルム番号	最大強度 ($\text{kg}\cdot\text{cm}^{-2}$)		最大伸び (%)	
	MD	TD	MD	TD
25°C				
No.9	360 \pm 10	280 \pm 10	540 \pm 20	770 \pm 40
No.10	310 \pm 40	240 \pm 20	450 \pm 40	840 \pm 30
No.11	360 \pm 20	270 \pm 10	570 \pm 20	720 \pm 30
No.12	290 \pm 30	240 \pm 20	550 \pm 40	690 \pm 40
No.13	340 \pm 20	250 \pm 20	610 \pm 20	790 \pm 20
No.14	330 \pm 20	250 \pm 20	560 \pm 20	770 \pm 30
-40°C				
No.9	430 \pm 30	350 \pm 40	290 \pm 20	370 \pm 50
No.10	500 \pm 30	470 \pm 30	380 \pm 20	540 \pm 40
No.11	420 \pm 20	310 \pm 20	360 \pm 20	310 \pm 40
No.12	410 \pm 30	330 \pm 30	330 \pm 20	380 \pm 60
No.13	440 \pm 10	440 \pm 30	400 \pm 10	460 \pm 70
No.14	500 \pm 40	320 \pm 20	350 \pm 20	300 \pm 40
-80°C				
No.9	610 \pm 40	630 \pm 50	200 \pm 30	160 \pm 30
No.10	490 \pm 40	500 \pm 40	140 \pm 30	140 \pm 20
No.11	490 \pm 40	520 \pm 60	230 \pm 60	230 \pm 30
No.12	700 \pm 30	490 \pm 30	250 \pm 10	150 \pm 30
No.13	660 \pm 40	460 \pm 20	230 \pm 20	210 \pm 30
No.14	570 \pm 50	420 \pm 20	240 \pm 20	150 \pm 30

通常、搭載重量が数kgと軽いため、気球下部のフィルムと引き裂き紐との摩擦の影響によっては引き裂けない可能性があるという問題があった。今回、開発した方法はこの問題を解消している。さらに、気球と搭載機器を分離しないため、気球に搭載機器の重量がかかっており、生じた穴からガスが放出されやすいこと、搭載機器と同一の場所に気球が降下するため、気球の回収が容易であるというメリットもある。詳しくは補遺に示した。

2004年5月22日、三陸大気球観測所より2.8 μ mフィルムで製作したBVT5-1気球の飛翔実験を行った。図3に気球の飛翔構成を示す。気球が膨張し破壊される様子を撮影するためITVカメラを搭載し、飛翔位置、高度を測定するためGPS受信機および測距装置を搭載した。気球へのガス注入は新組立室にて行い、ガス注入後に屋外に出し、ダイナミック放球法にて放球した。図4に気球の高度曲線を示す。最初、上昇速度は210 $\text{m}\cdot\text{min}^{-1}$ であり、徐々に加速して最終的には350 $\text{m}\cdot\text{min}^{-1}$ となり高度42.6 kmに到達した。図5に示すように、気球は下部が破裂したため、気球破壊コマンドを送信し、錘でパネルを引き裂き、気球を破壊した。

表4 体積5,000 m^3 の気球の比較

フィルム製作会社	柴田屋加工紙		Raven Industries Ltd.	
フィルム名		UMERIT		StratoFilm
フィルム厚	2.8 μ m	3.0 μ m	3.4 μ m	5.8 μ m
フィルム折径	40 cm	110 cm	80 cm	140 cm
気球製作会社			藤倉航装	
気球名	BVT5-1	BV5-1	BT'5-5	BT5-31
パネル数	28	42	48	28
直径	23.3 m	23.7 m	22.9 m	23.7 m
全長	32.8 m	32.8 m	33.1 m	32.3 m
重量	5.70 kg	6.10 kg	6.82 kg	12.14 kg
ガス注入口	20 \times 1	20 \times 1	20 \times 1	20 \times 1
排気口	なし	1	なし	なし

もう一方の3 μ m厚フィルムを用いた体積30,000 m^3 の気球 (BV30-2) は2004年5月22日に三陸大気球観測所にて飛翔実験を行った。図6に飛翔構成を示す。こちらにもITVカメラを搭載し、気球の膨張と破壊をモニターした。気球の飛翔位置と高度はGPS受信機および測距装置を用いて測定した。この気球は大きいため、気球へのガス注入は屋外で行い、エアバックを用いた放球装置で気球を保持し、ダイナミック放球法にて放球した。気球は当初、速度230 $\text{m}\cdot\text{min}^{-1}$ で上昇し、最終的には390 $\text{m}\cdot\text{min}^{-1}$ まで速度を上げ、高度50.7 kmに達した (図4)。気球は図5に示すように下部が破裂したため、気球破壊コマンドを送信し、錘でパネルを引き裂いた。我々は1997年に5.8 μ m厚フィルムを用いて高度50.2 kmに到達しているが、この気球の体積は120,000 m^3 である。実に1/4の体積で同様の高度に到達しており [2]、薄いフィルムを開発した成果が着実にあがっていることがわかる。

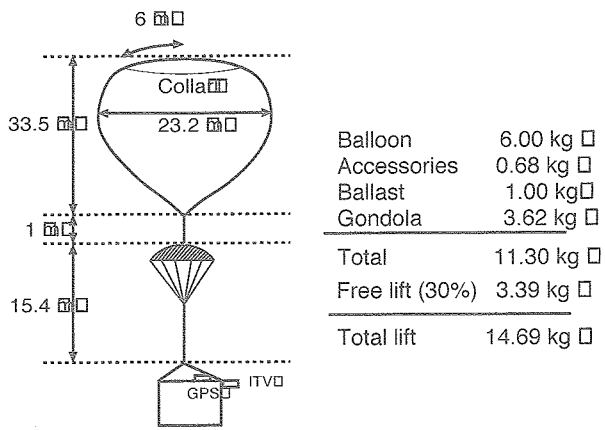


図3 BVT5-1気球の飛翔構成.

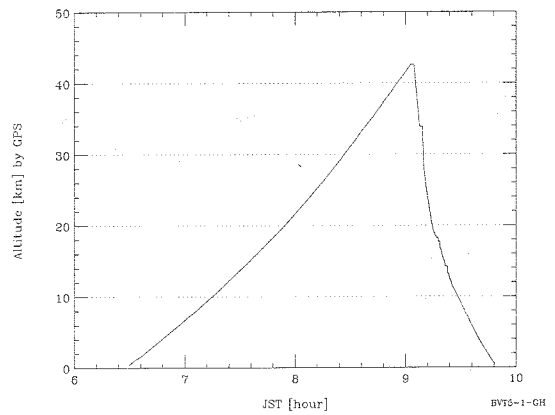


図4 BVT5-1気球の高度曲線.

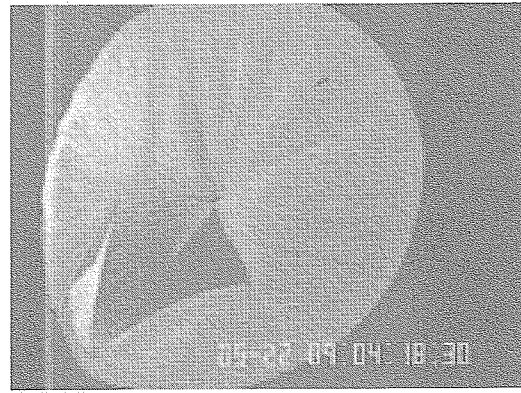
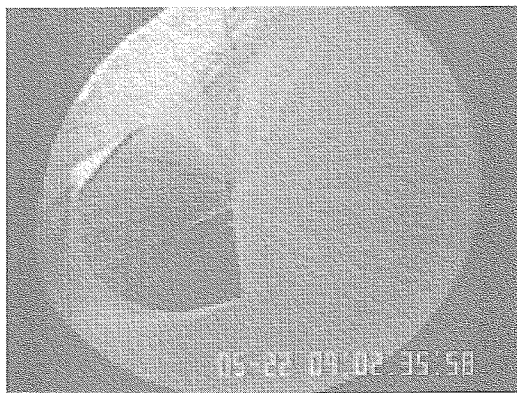
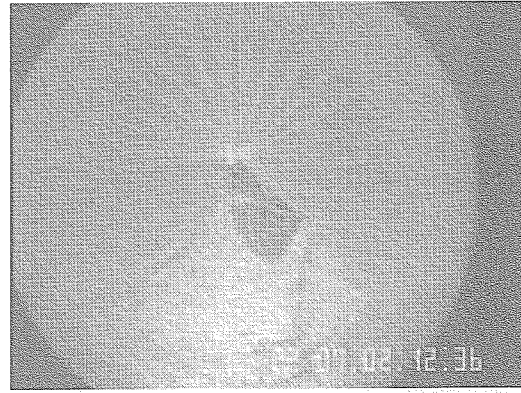
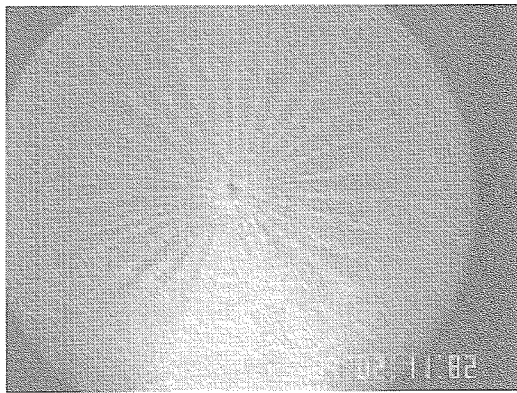


図5 BVT5-1気球の満膨張と破壊の様子.

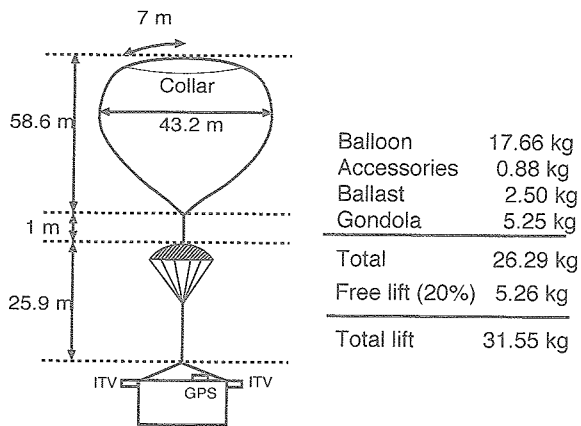


図6 BV30-2気球の飛翔構成.

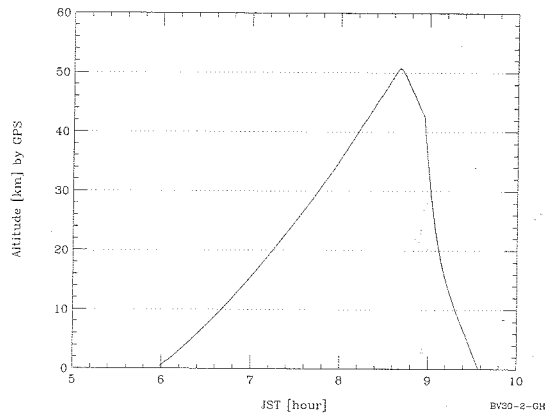


図7 BV30-2気球の高度曲線.

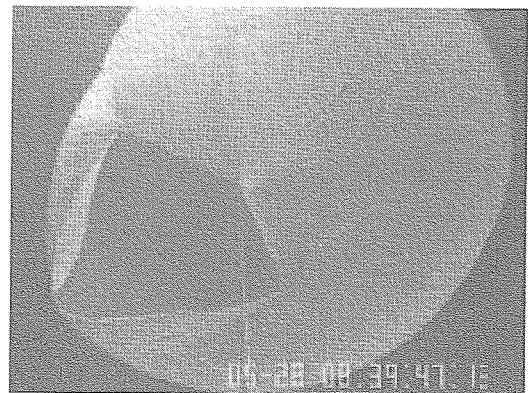
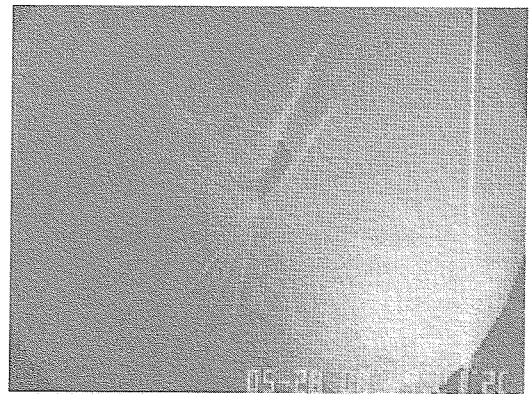


図8 BV30-2気球の満膨張と破壊の様子.

6. まとめ

3.4 μm 厚フィルムを用いた気球により世界最高気球高度53.0 kmに到達した後、2003年より我々はフィルムをより薄くする改良を再開した。既存の装置に取り付けられるような直径40 cm、スリット幅2.5 mmのダイスおよびインフレーション時に、より詳細な温度制御ができるエアリングを製作した。これらの装置を用いて、薄いフィルムの製作に挑戦したところ、厚み3.0 μm 、折径110 cmのフィルムを製作することができた。このフィルムは気球用として十分な特性を持っており、このフィルムを用いて製作した体積5,000 m^3 の気球は高度43.8 kmまで上昇させることができた。この後、より薄いフィルム製作に適した樹脂の配合を探し、Blow Up Ratioを大きくする改良を加え、現在のところ、厚み2.8 μm 、折径140 cmのフィルムまで製作できるようになった。2004年、このフィルムを用いた体積5,000 m^3 の気球と、厚み3.0 μm 、折径140 cmのフィルムを用いた体積30,000 m^3 の気球の気球を製作し、飛翔試験を行った。いずれの気球も順調に上昇し、それぞれ、高度42.6 km、50.7 kmまで到達させることができた。日本の気球は1997年に膜厚5.8 μm で体積120,000 m^3 で初めて高度50 kmに到達したが、現在では1/4の体積の気球で50 kmに到達することができるようになり、フィルムの薄膜化の成果は着実にあがっている。

今後、2.8 μm のフィルムを用いて大型の気球を製作し、再度、世界最高気球高度記録の更新に挑戦する所存である。

謝 辞

気球フィルムの薄膜化は、ISAS/JAXAと宇部興産、柴田屋加工紙の共同研究によるものであり、気球の製作は藤倉航装が行っている。本研究の成功は、それぞれの会社の技術者の努力の賜であり、ここに多大な感謝を申し上げる。本研究にあたり必要とされた費用の一部は、文部科学省の科学技術研究費 (No. 14205142) により助成されている。

[1]西村 純, 他, 東京大学宇宙航空研究所報告, 第10巻, 第1号, 89, 1974

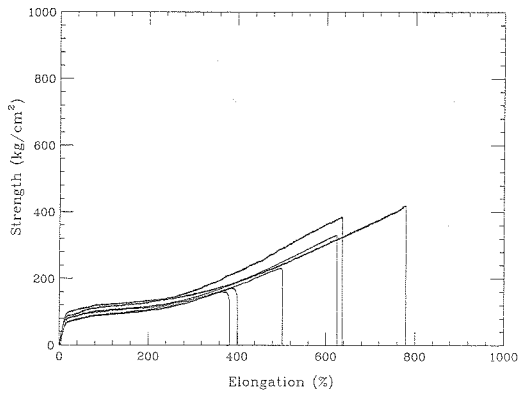
[2]松坂 幸彦, 他, 宇宙科学研究所報告特集第37号, 1, 1998

[3]斎藤 芳隆, 他, 宇宙科学研究所報告特集第40号, 1, 2000

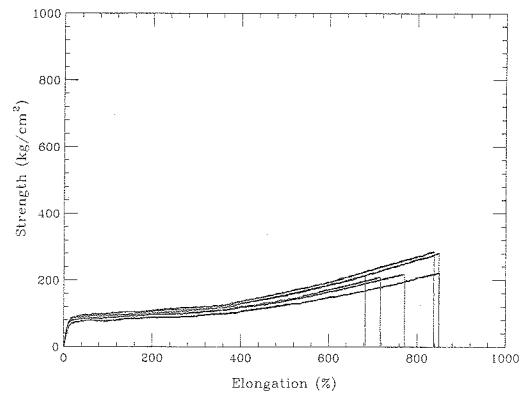
[4]斎藤 芳隆, 他, 宇宙科学研究所報告特集第44号, 17, 2002

[5]斎藤 芳隆, 他, 宇宙科学研究所報告特集第45号, 1, 2003

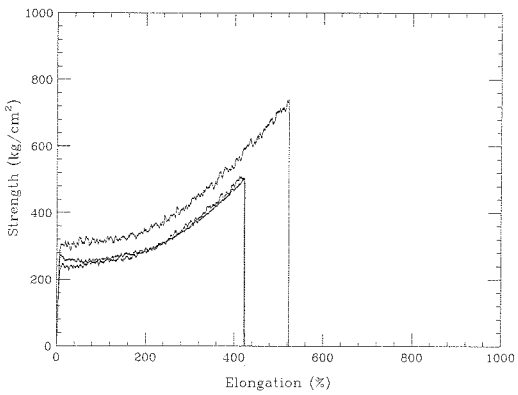
A 薄膜型フィルムの強度-伸び曲線



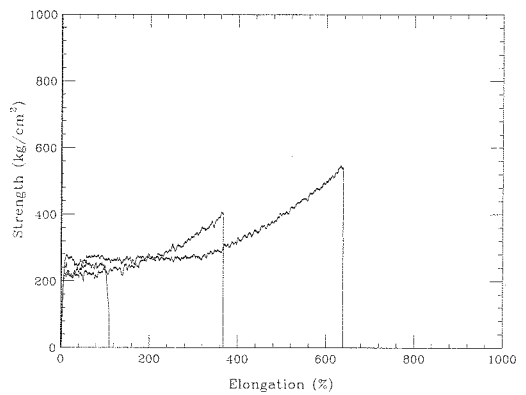
a) MD 25°C



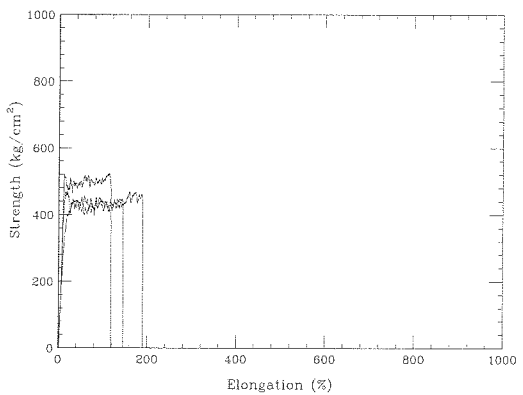
b) TD 25°C



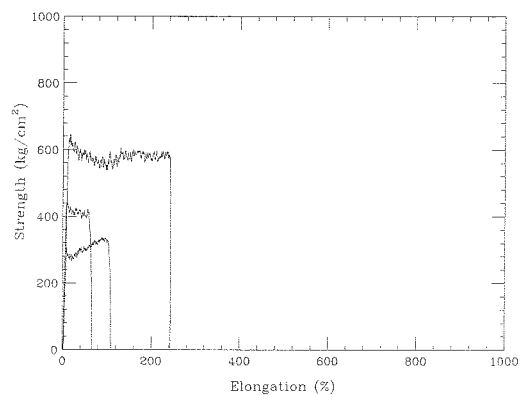
c) MD -40°C



d) TD -40°C

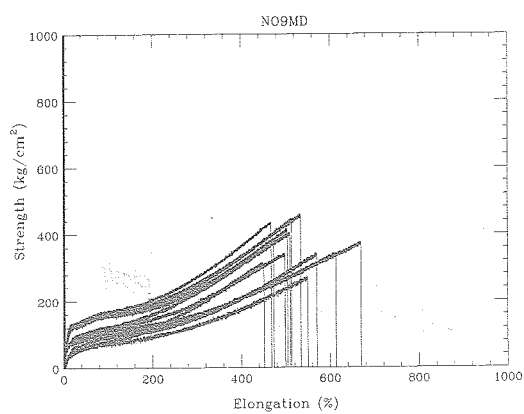


e) MD -80°C

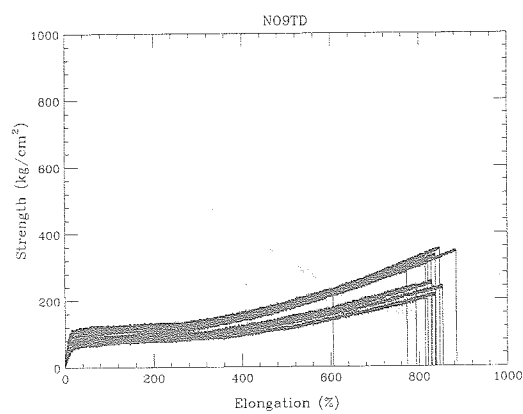


f) TD -80°C

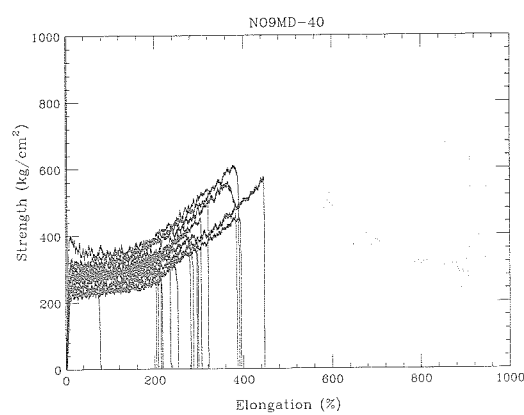
図9 3 μ m厚, 折径110 cmフィルムの強度-伸び曲線.



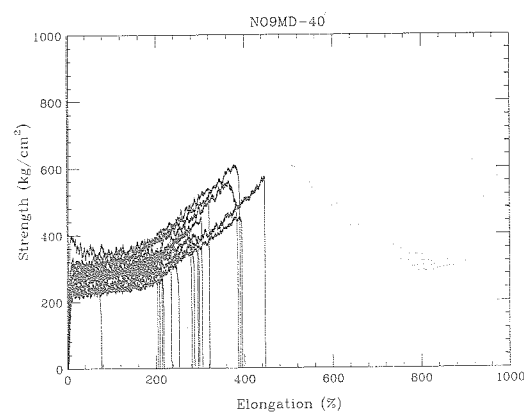
a) MD 25°C



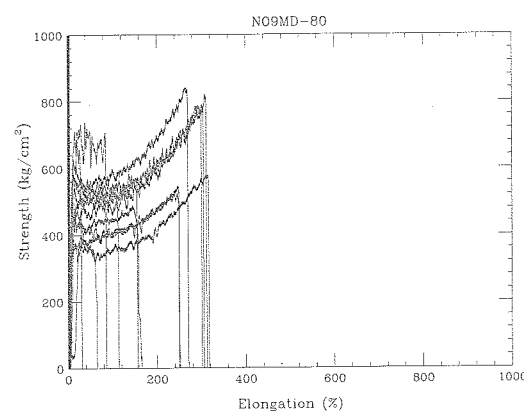
b) TD 25°C



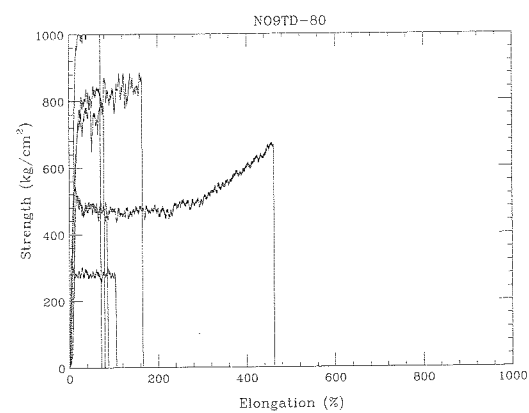
c) MD -40°C



d) TD -40°C



e) MD -80°C



f) TD -80°C

図10 No.9 フィルムの強度-伸び曲線.

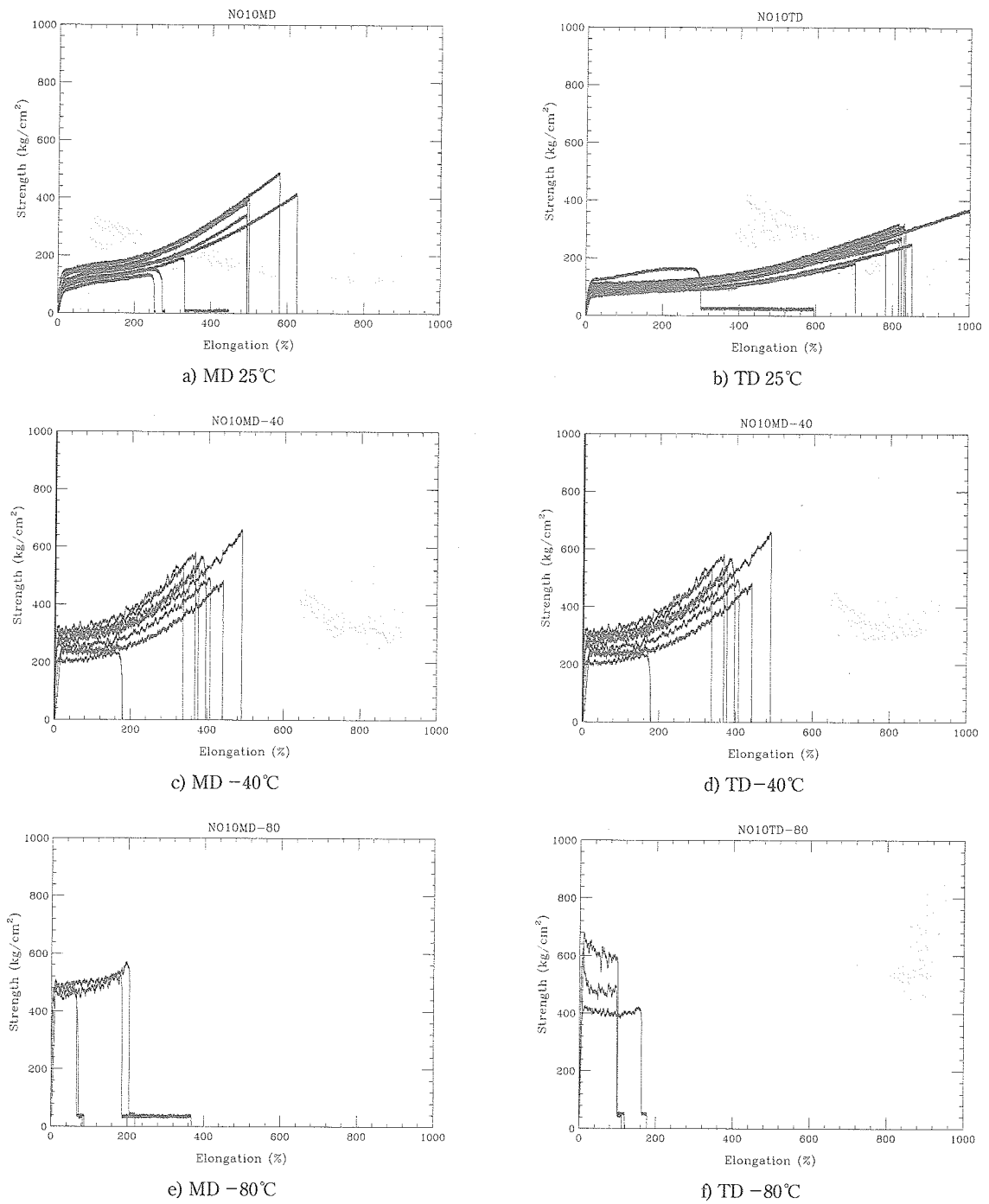
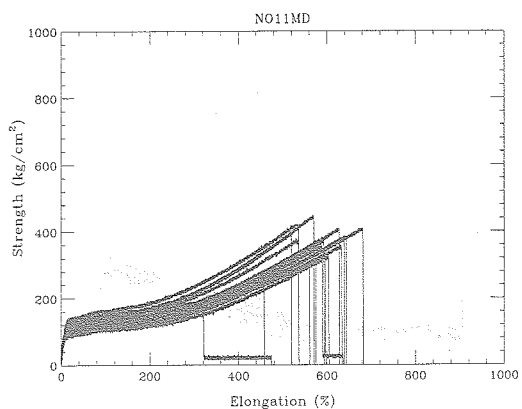
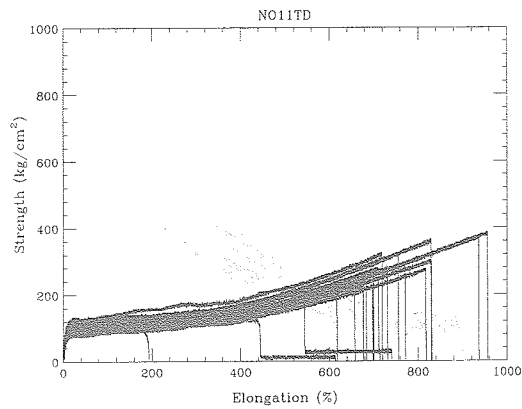


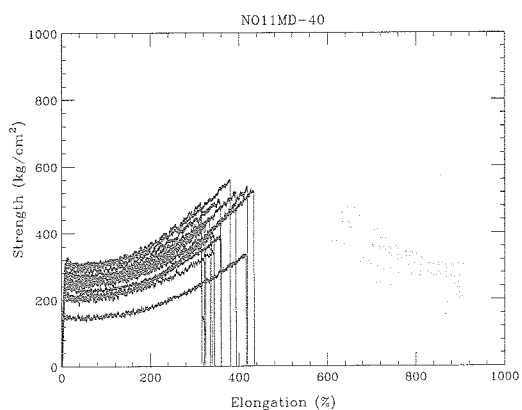
図11 No.10 フィルムの強度-伸び曲線.



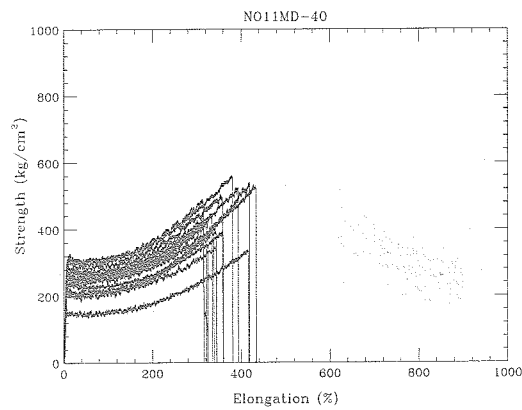
a) MD 25°C



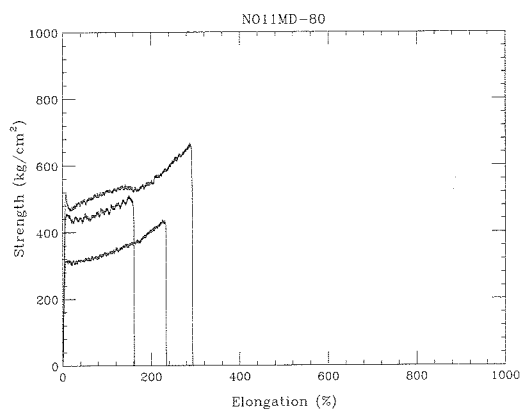
b) TD 25°C



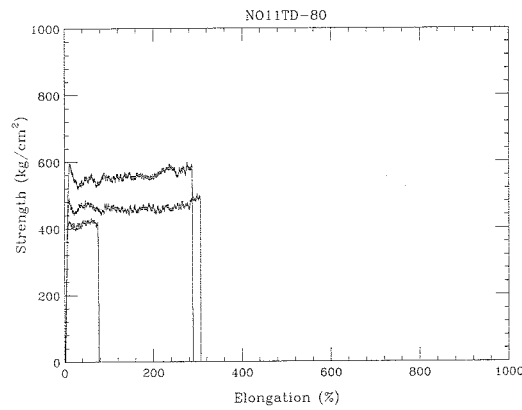
c) MD -40°C



d) TD -40°C



e) MD -80°C



f) TD -80°C

図12 No.11 フィルムの強度-伸び曲線.

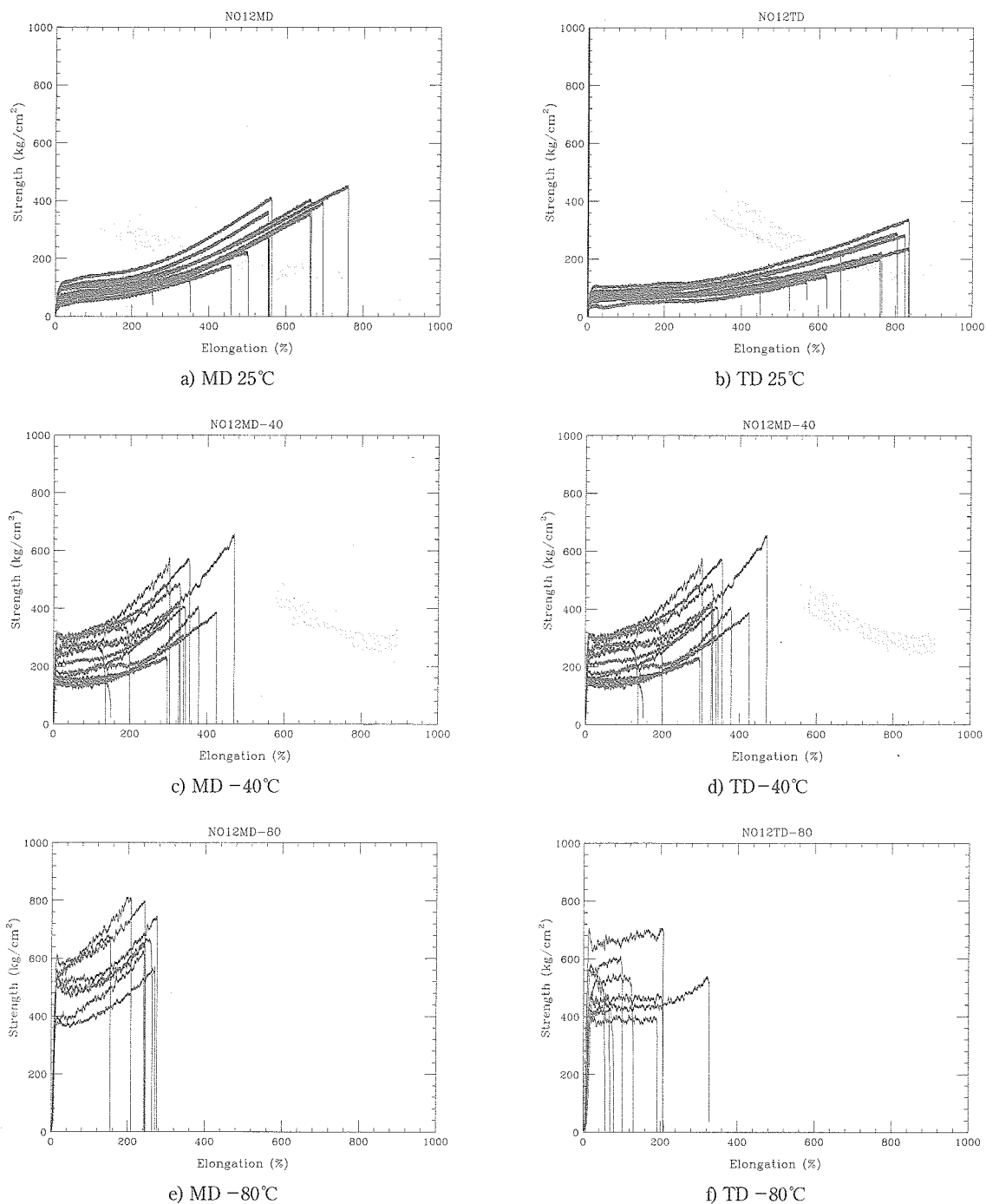
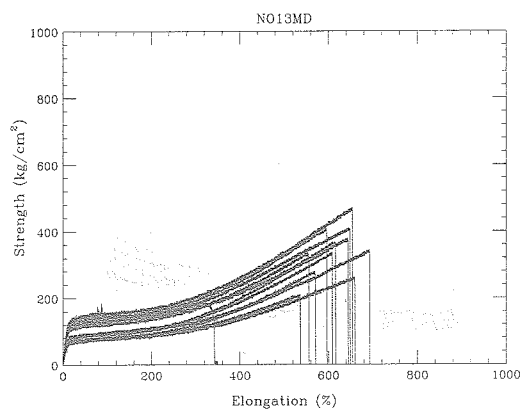
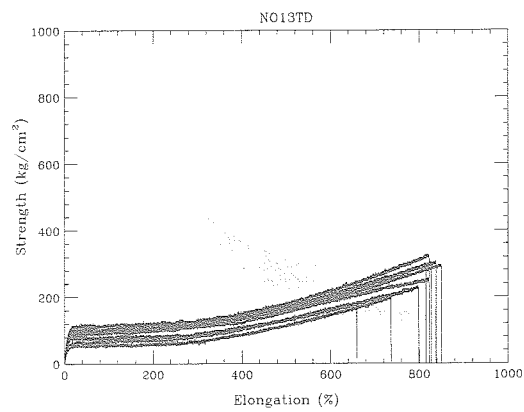


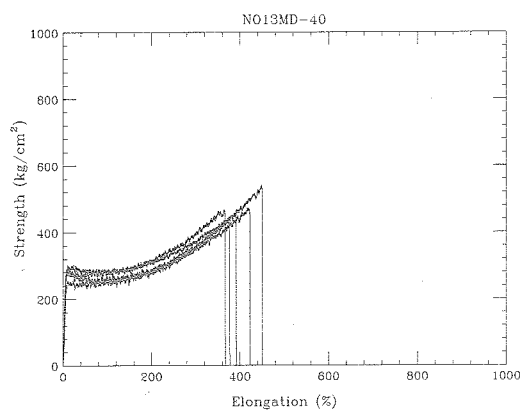
図13 No.12 フィルムの強度-伸び曲線。



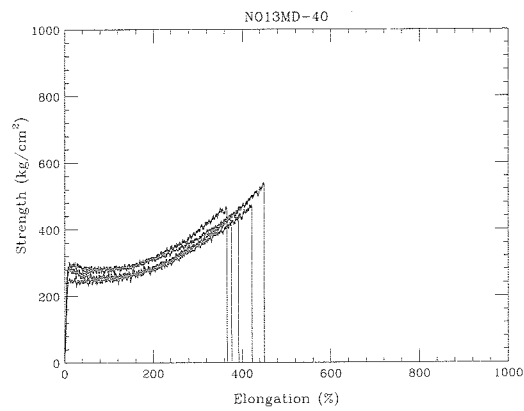
a) MD 25°C



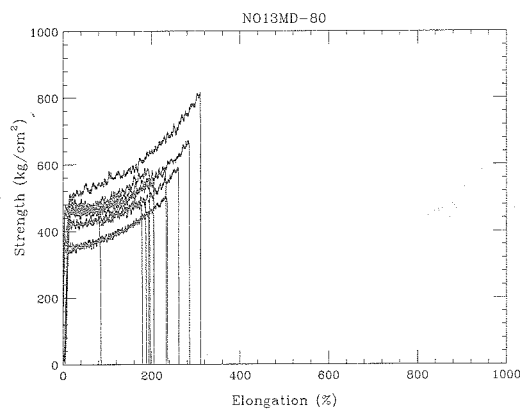
b) TD 25°C



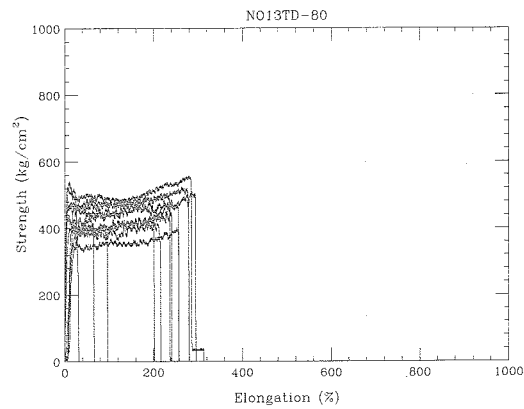
c) MD -40°C



d) TD -40°C



e) MD -80°C



f) TD -80°C

図14 No.13 フィルムの強度-伸び曲線.

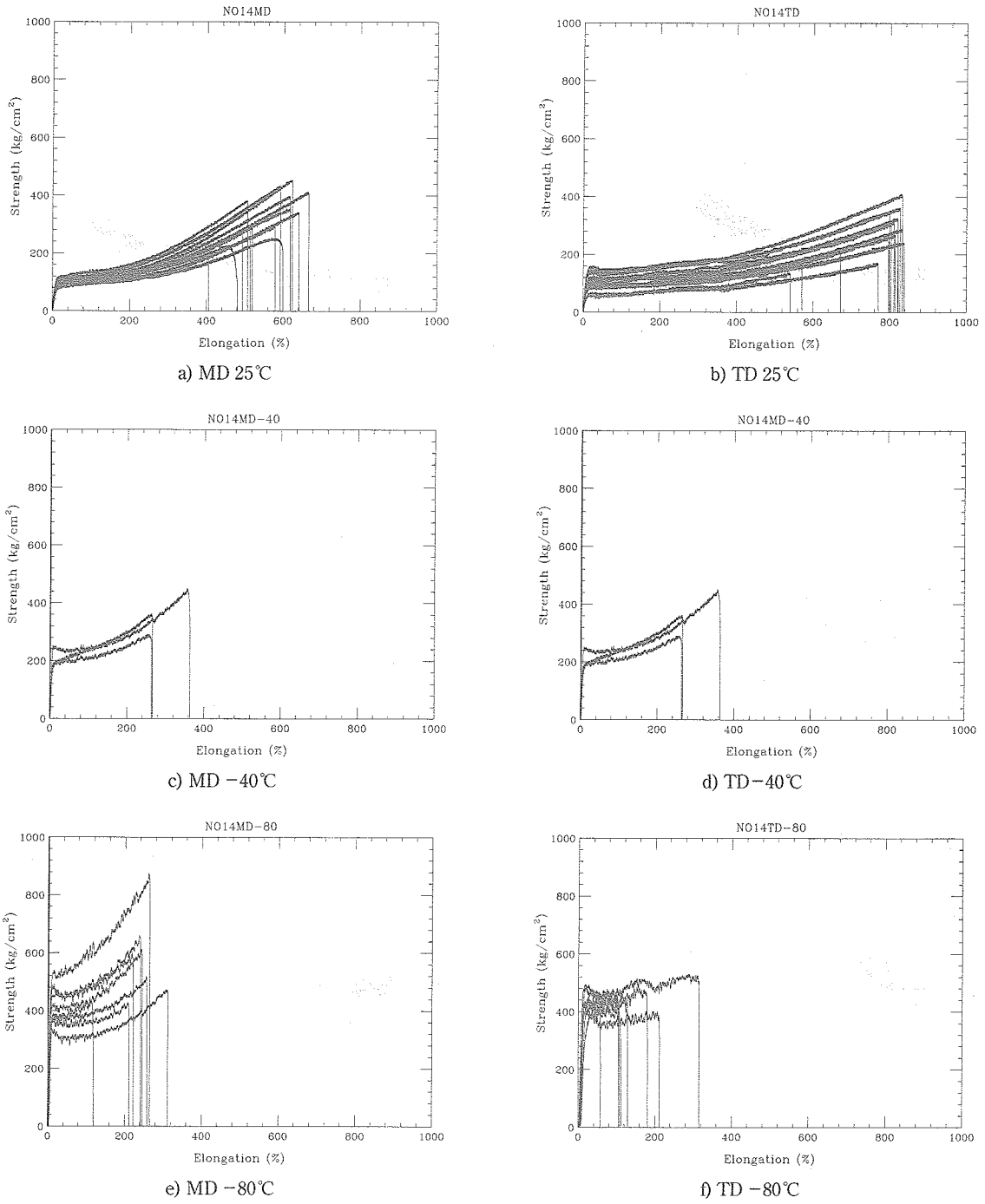


図15 No.14 フィルムの強度-伸び曲線。

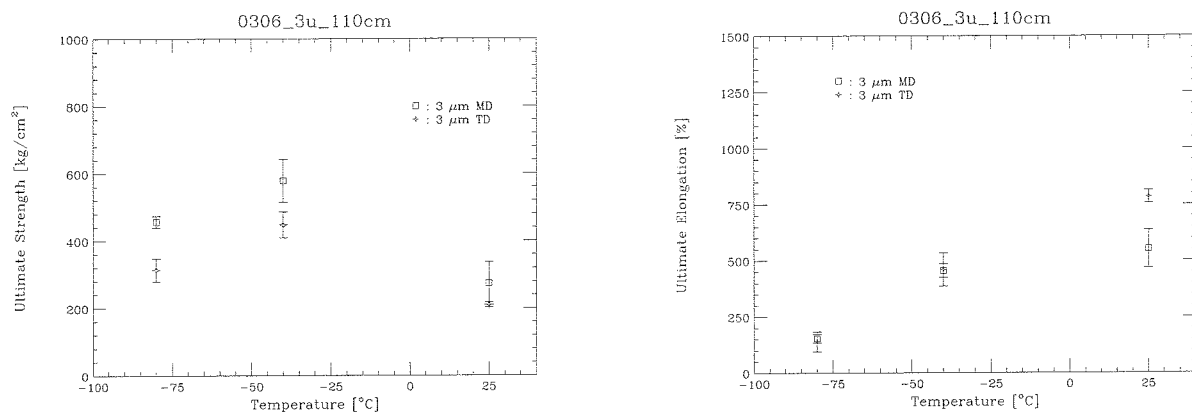


図16 3 μm厚、折径110 cmフィルムの最大強度，最大伸びと温度の関係。

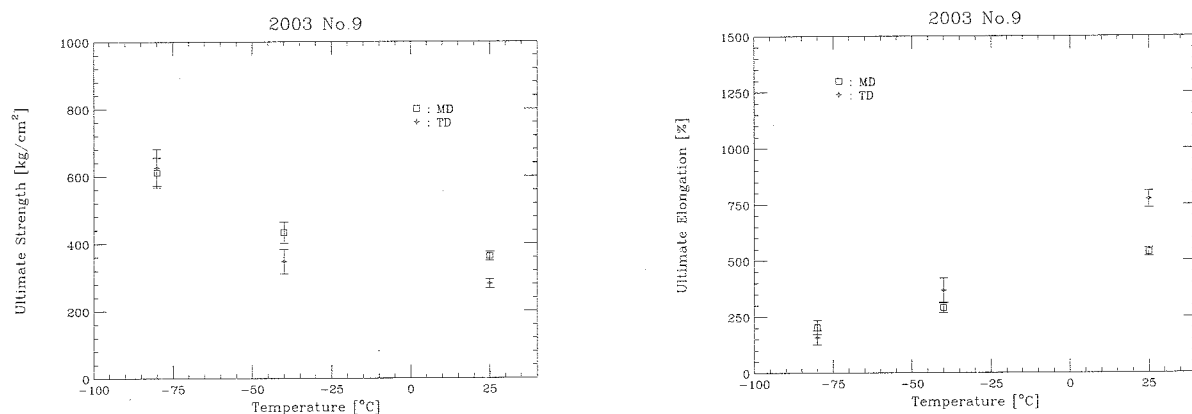


図17 No.9フィルムの最大強度，最大伸びと温度の関係。

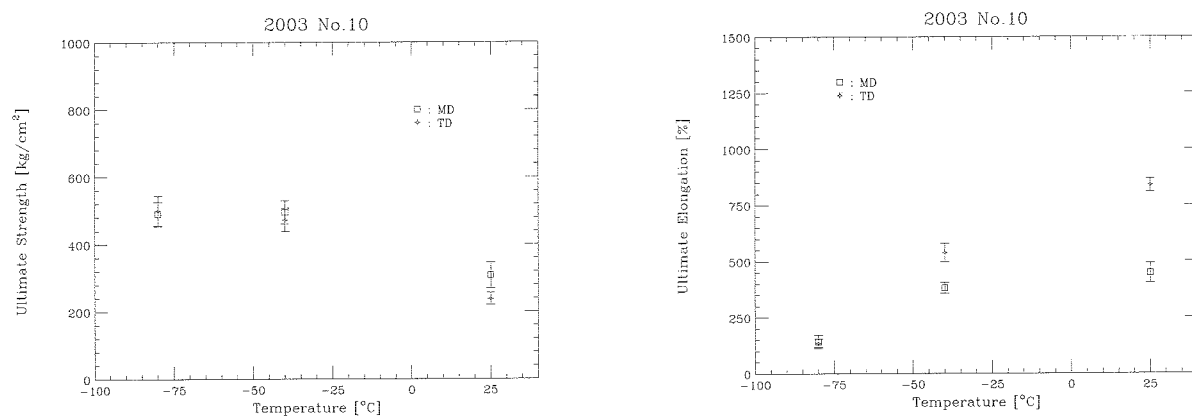


図18 No.10フィルムの最大強度，最大伸びと温度の関係。

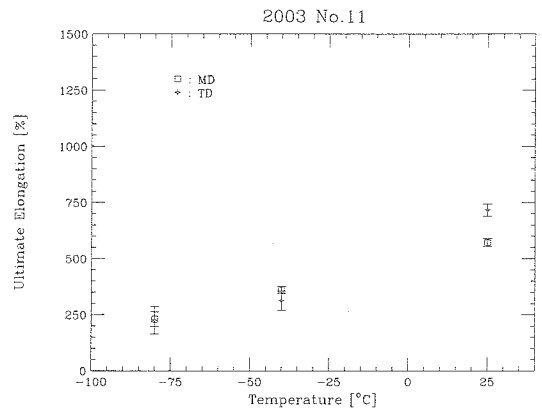
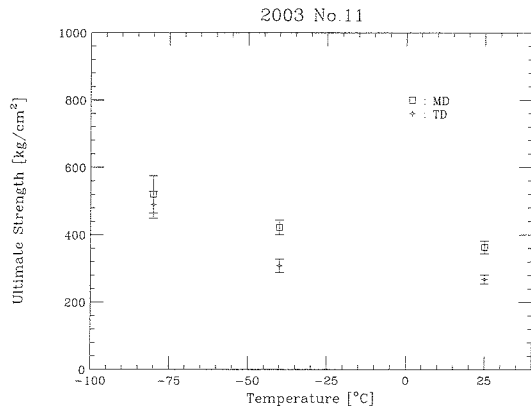


図19 No.11フィルムの最大強度，最大伸びと温度の関係。

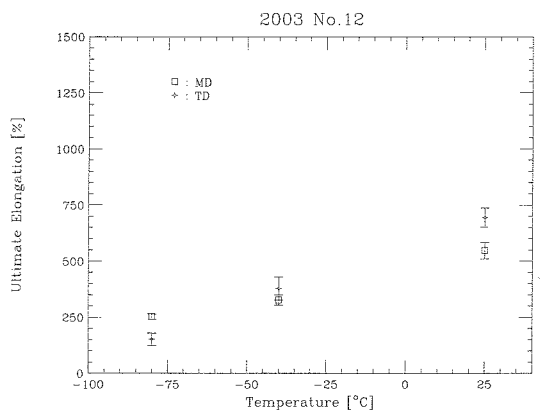
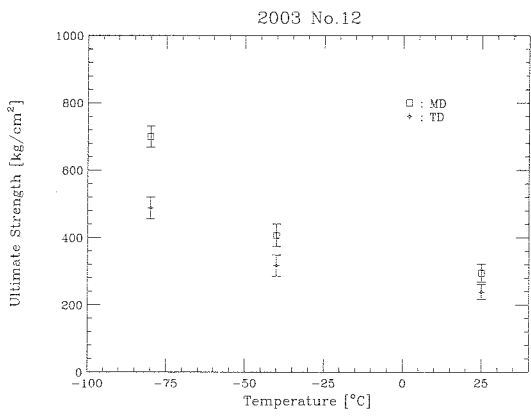


図20 No.12フィルムの最大強度，最大伸びと温度の関係。

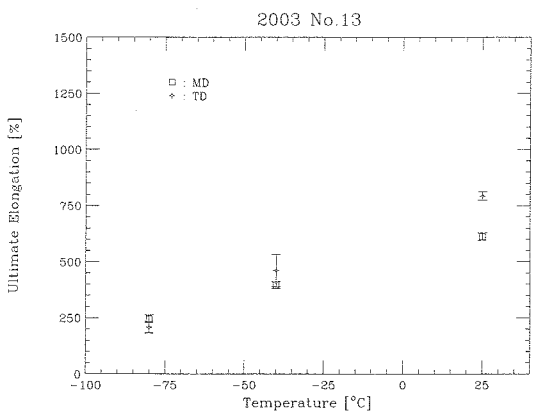
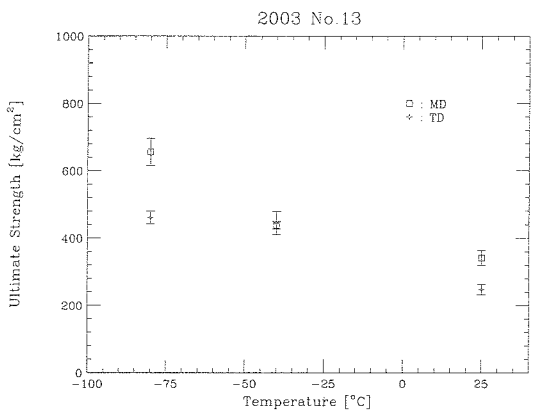


図21 No.13フィルムの最大強度，最大伸びと温度の関係。

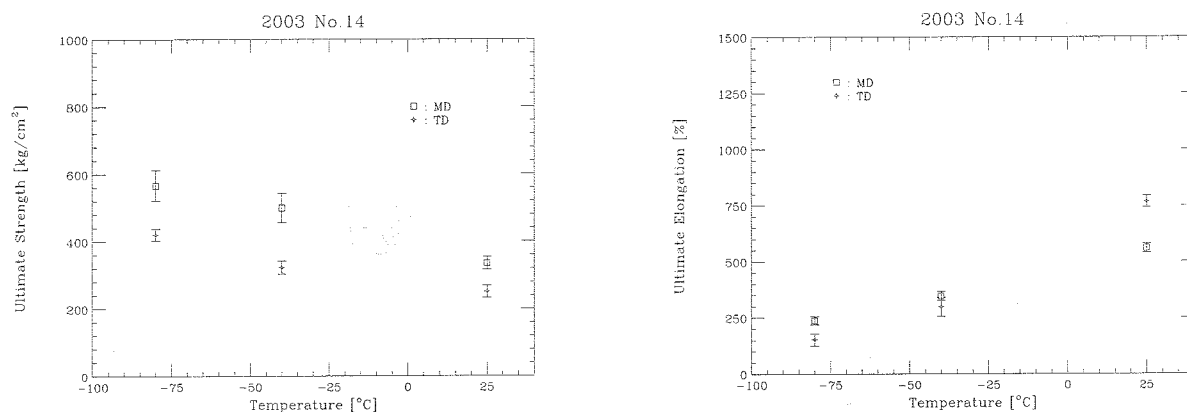


図22 No.14フィルムの最大強度，最大伸びと温度の関係。

B 錘を用いた薄膜型高高度気球破壊機構

気球による観測が終了した後，気球から切り離した観測器の落下を利用して気球フィルムの一部を引き裂き，気球実験を終了させている（図23左）。しかし，搭載機器の重量の小さい薄膜型高高度気球の場合，この方式を用いると，気球下部と引き裂き紐との摩擦や，紐の絡まり等により十分な力が得られず，フィルムを引き裂けない可能性もあった。このため，気球頭部に錘をとりつけ，その落下を利用してフィルムを引き裂く新しい方法を開発した（図23右）。

- この方式の特徴は，以下の通りである。
- 錘の落下を妨げる抵抗がないため，落下のエネルギーがすべて気球フィルムの引き裂くエネルギーとして利用できる。
- 気球の形状に依存せず，上昇中でも利用できる。
- 引き裂き終了後，通常観測器は気球に吊り下がった状態であるため，ヘリウムガスの流出速度が速くなり気球の降下は早い。
- 気球と観測装置が分離しないため，気球を回収するのが容易である。
- 反面，錘の重量が増加し，錘切り離し用のカッター線が気球頭部まで必要である。

錘は，気球頭部の気球フィルムをまとめているプラスチックのリングに取り付けられている。このリングは，ガス注入口を固定するために用いられており，直径7.5 cm，高さ5.0 cmの大きさがある。錘はこのリングの内側にカッターを通した紐で固定した。錘の材質はスペースの都合から，比重の大きい鉛を用いている。図24にリングへ取り付けた状態の写真を示した。現在は気球破壊には従来方式と錘方式を併用している。

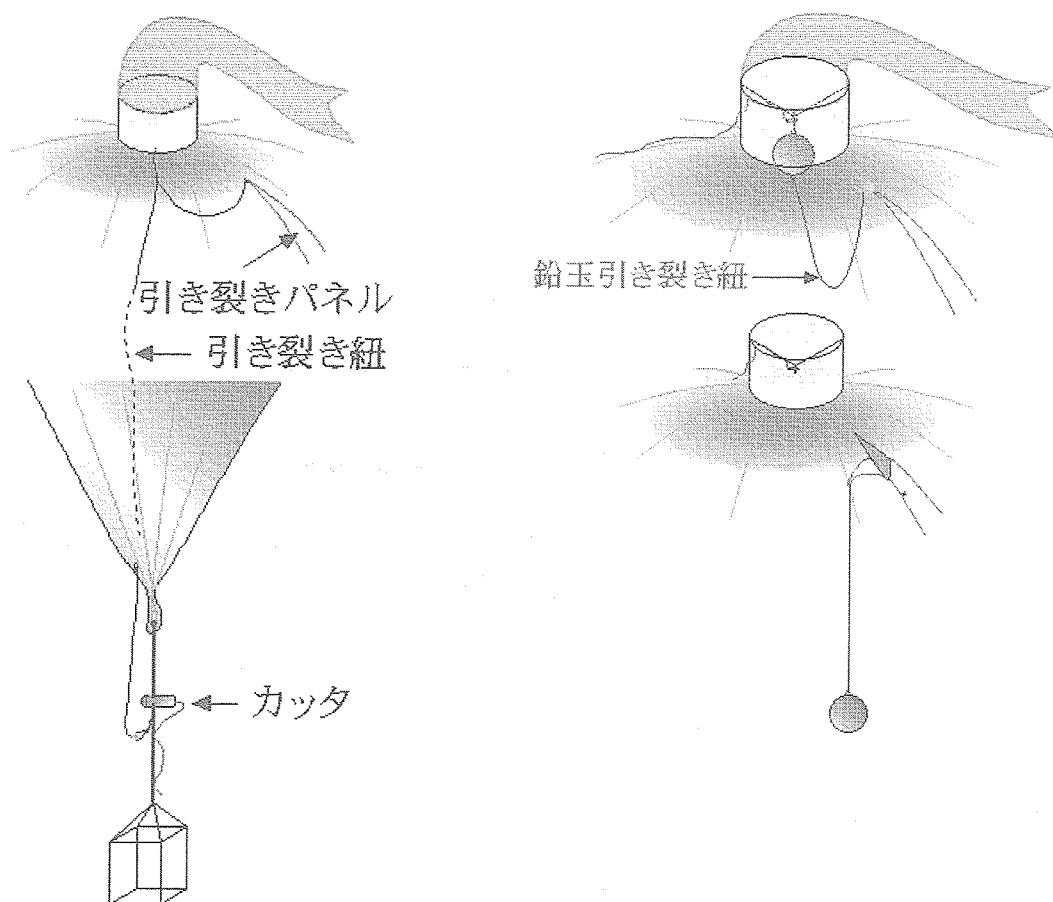


図23 従来の破壊方式（左）と錘を用いた破壊方式（右）の概念図。

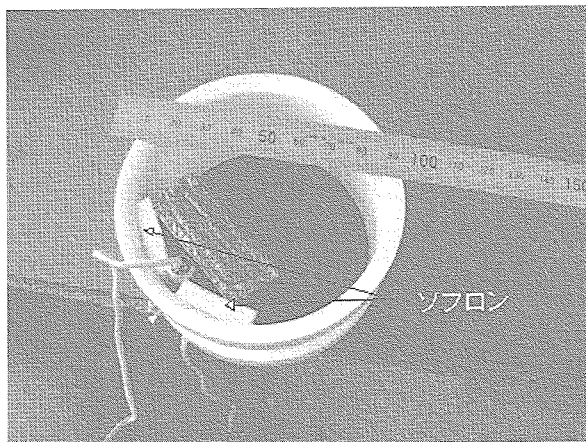
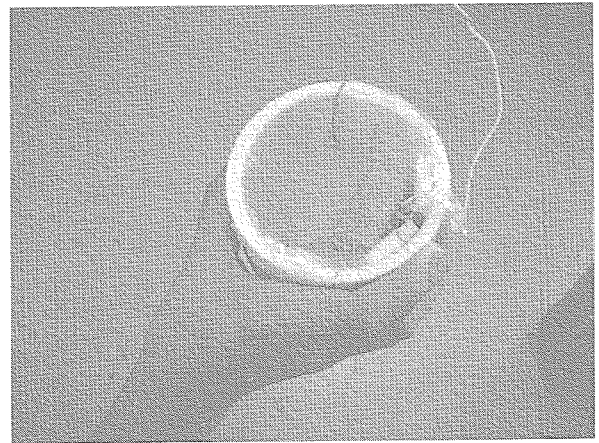
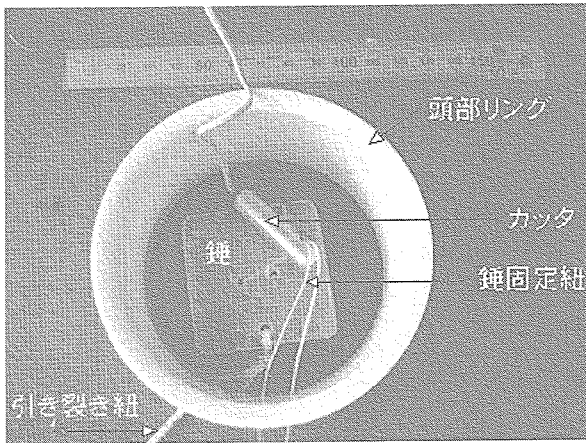


図24 鐘の気球頭部のリングへの固定.

2004年南極周回気球実験

飯 嶋 一 征¹・斎 藤 芳 隆¹・井 筒 直 樹¹・川 崎 朋 実¹・松 坂 幸 彦¹
並 木 道 義¹・太 田 茂 雄¹・鳥 海 道 彦¹・山 上 隆 正¹・海老原 裕 輔²
江 尻 全 機²・門 倉 昭²・佐 藤 夏 雄²・山 岸 久 雄²・片 寄 祐 作³
富 田 祐 基³・藤 井 森⁴・村 上 浩 之⁵・内 山 貞 幸⁶・紺 野 祐 司⁶

Polar Patrol Balloon in 2004

By

Issei IJIMA¹, Yoshitaka SAITO¹, Naoki IZUTSU¹, Tomomi KAWASAKI¹,
Yukihiko MATSUZAKA¹, Michiyoshi NAMIKI¹, Shigeo OHTA¹, Michihiko TORIUMI¹,
Takamasa YAMAGAMI¹, Yusuke EBIHARA², Masaki EJIRI², Akira KADOKURA²,
Natsuo SATO², Hisao YAMAGISHI², Yusaku KATAYOSE³, Yuki TOMIDA³,
Mori FUJII⁴, Hiroyuki MURAKAMI⁵, Sadayuki UCHIYAMA⁶, Yuji KONNO⁶

Abstract : Four Polar Patrol Balloon (PPB) experiments were performed in Syowa station as a project in the 44th Japan Antarctic Research Expedition (JARE44) from 2002 to 2003. Unfortunately, two of the four balloons including the one for the cosmic electron observation were not successful due to the incorrect action of the command system caused by static electricity in the dry Antarctic climate. We retried another experiment for cosmic electron observation in 2004, as a project in the JARE45. To support these experiments, we developed a new housekeeping system including communication device using the Iridium satellite network, a power management system using solar batteries and an auto-level controller to maintain the balloon altitude. We launched a balloon for the cosmic electron observation on January 4, 2004 in Syowa station. It flew 13 days around the Antarctica and all the housekeeping system worked well during the flights as we expected. Fruitful scientific results are expected.

¹宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部

²国立極地研究所

³横浜国立大学

⁴芝浦工業大学

⁵立教大学

⁶クリアパルス株式会社

概 要

1984年より国立極地研究所，宇宙科学研究本部，関係大学機関らが中心となり，高緯度地域における気球による長時間科学観測の可能性について南極周回気球PPB（Polar Patrol Balloon）実験が検討されてきた．第44次南極地域観測隊夏季オペレーションにおいてはPPB4機が放球された．宇宙物理観測1機（宇宙電子観測，PPB7号機），地球物理観測3機（オーロラとそれに伴う変動観測，PPB8，9，10号機）である．その内のPPB7号機とPPB9号機はコマンドデコーダーの誤作動により切り離しカッターが働き，気球と観測器が切り離されるという事故が発生した．PPB7号機は放球直前に，PPB8号機は高度15kmに達した時点でカッターが働いた．地球物理観測PPB8号機，PPB10号機は昭和基地より無事に放球され，2～3週間にわたる観測を行うことができた．無傷のまま地上に残ったPPB7号機は日本に持ち帰り，再び同じような事故が発生しないように誤作動の原因調査・改良を行い，第45次夏季南極プロジェクトで再び放球することになった．

本稿では第45次PPB実験の改良点，飛翔結果，HKデータ解析結果を述べる．また，放球設備，Heガス注入量，放球作業は第44次PPB実験と同様であり，詳細は既に2004年度大気球研究報告に紹介されているのでここでは割愛した．

重要語：長時間科学観測，南極周回気球，PPB用HKシステム



図1 昭和基地におけるPPB7号機放球作業

1. はじめに

44次南極実験におけるPPB4機のうち2機（PPB7, PPB9）は切り離しカッターの誤作動により、観測に至らなかった。

2002年12月30日、宇宙線観測を目的とするPPB7号機が11:24(L.T.)に放球された。放球直後、メインカッターが誤作動を起こし、観測機は地上に取り残され、気球のみが上昇した。

また、PPB9号機は2003年1月6日、10:35(L.T.)に放球され、順調に上昇したが、高度16.5kmで観測器は下降を始めた。気球隊員が「しらせ」のヘリコプターで観測器着地点まで飛び、現状を確認したところ、気球と観測ゴンドラを結ぶメインロープがパラシュートの上で切断されていた。切り離しカッターの誤作動が原因と判明した。その後、地上に残された観測器を使って調査が行われたが、現地では誤作動原因の特定には至らなかった。

44次気球隊員が日本に帰国後、PPB実験中におきたカッター誤作動の原因究明のため、コマンドに強力な電波をあてるなどの綿密な調査を行った結果、原因はカッターコマンドデコーダーの静電気ノイズによるものと判明した。静電気シュミレータを用いた試験では、コマンドデコーダー内のリレーを作動するためのモノステーブルマルチIC(型式：74HC4538)が、3 kVの放電ノイズで誤作動を起こし、5 kV以上では2～3chの複数の同時誤作動を生じた。45次PPB実験を安全、確実に成功させるために、回路、装置の静電対策を行い、不具合を起こしたモノステーブルICを用いない方式のデコーダーに変更した。45次での観測器切り離し方法は信頼性を高め、安全回路付ダブルトーンコマンド、イリジウム電話によるカッターコマンドが導入され、12日間の誤動作防止用の長時間タイマー、10時間経過後も気球が高度20km以下に滞在している時にカッターが動作するスクイープタイマーが搭載された。HKシステムの変更箇所とともに次章に改良点の詳細を示す。



図2 地球物理観測器用PPB8, PPB9, PPB10

2. 第45次PPB実験に向けてのHKシステム改良点

44次PPB実験で得たHKデータ解析の結果に基づいて、以下の点を改良した。

2.1. 太陽電池による電力供給システム

観測が2週間以上におよぶ長時間飛行をするPPB実験では、従来のリチウム一次電池のみでなく太陽電池とニッケル金属水素電池を併用した電源供給システムが搭載されている。図3に電力供給概念図を示す。図中の太線は気球の基本制御用のリチウム一次電池による供給、太点線はPIシステム用の太陽電池による供給を示す。

44次PPB実験では電源供給システムは良好に動作したが、日没で二次電池を使用し電圧が低下した時に、気球が降下し二次電池の温度が低下し、日の出後に十分な充電ができなかった。このため、45次では二次充電電池の電圧が13.0V以下になった場合に、トリクル充電から標準充電モードに切り替わるようにした。また、自己放電を補完する目的のトリクル充電電流を従来の20mAから160mAに増やすことで、充電システムをより確実なものにした。

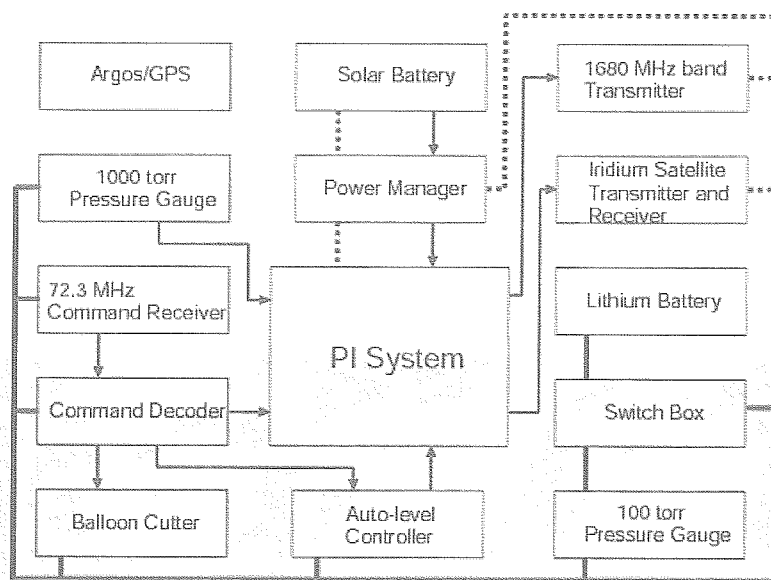


図3 HKシステム概要

2.2. イリジウム衛星を用いたデータ伝送システム、テレメトリー、ARGOS-GPS

PPB実験の場合、気球が電波の届かない範囲を飛行するためテレメータによる送信データを昭和基地で直接受信することができない。このためPPB実験ではPIデータ取得のため、通信衛星であるイリジウム衛星を用いたデータ伝送システムが使われている。データ伝送の途中で回線切断が生じた場合は、3分ほど待って再度回線接続に行き、途中で途切れたデータの頭から伝送をやり直す方式が取られた。データ通信記録は、日本の極地研究所のPC上に記録した。44次でのイリジウム通信システムはデータ解析の結果、2.35kbpsの転送速度をもっており、公称のイリジウム通信速度2.4kbpsとほぼ一致する値であった。45次PPB実験においてもひきつづき使用することにした。また、テレメータによる観測データ転送も行った。テレメータは日本での気球実験に用いられている1680MHz帯の送信機を使用した。観測データは64kbpsのbi-Phase信号をFM変調し常時送信した。但し、送信電力は1Wに増強した。

また、観測ゴンドラに搭載されているARGOS-GPSは、ほかのテレメトリーシステムとは完全に独立したもので、気球の飛行状態を知るためのものである。GPS受信機で取得した位置、高度情報はARGOS送信機を用いて送信し、NOAA衛星を介して転送され、数時間後にはインターネットで入手することができるシステムである。

このシステムでは30分ごとに位置および高度データが更新され、過去8回分のデータを送信する。電源は一ヶ月

以上もつようになっている。第45次PPB実験では1600MHz帯送信機、ARGOS-GPS送信機に関するシステム変更は行っていない。

2.3. オートレベルコントローラー

南極の夏の時期でも気球の飛翔が低緯度に流れると日没があり気球高度が低下するため、バラストを投下し気球高度を一定に保つ必要がある。気球が昭和基地からのコマンドが届かない範囲を飛翔するため、自動的にバラストを投下する装置がオートレベルコントローラーである。44次では、バラスト投下高度を気球の水平浮遊高度から700m下に設定したため、太陽高度が下がりはじめた時点から気球が徐々に降下するのに対応してすぐにバラストを投下してしまった。その結果、バラストの消費量が多くなり、10日前後で全てのバラストを落しきってしまった。その問題点を改善するために、バラスト投下高度を最高高度から2kmさがった (=最低気圧×1.34となった) 時点でバラスト投下を行うよう変更した。

2.4. HK用ゴンドラ

電源供給システムをゴンドラ下部の工学ゴンドラに移したために、ゴンドラの高さを40cmから45cmにした(図4)。44次では現地で観測器用ゴンドラと工学ゴンドラとを積み上げたが、45次では現地での作業簡素化のため、一体化して南極へ輸送した。またバラストも日本で搭載し、湿気を防ぐためにバラスト弁をシリカゲルで塞いで持っていた。太陽電池パネルは現地で取り付けた(図5)。



図4 PPB7号機工学側側面



図5 PPB7号機太陽電池パネル装着後

2.5. 切り離し装置の改良

カッターコマンド誤動作の原因究明の結果、回路が静電気の放電パルスにより誤作動したことがわかった。このため、切り離し装置の改良を行った。図6の切り離し装置系統図、図7に気球荷姿図を示す。ダブルトーンコマンドのカッターコマンドを安全に動作させるため、カッター安全回路を導入した。切り離しコマンドを受信後、5秒でタイマーがスタートし、その後、40秒後から10秒以内に同じ切り離しコマンドが受信された場合のみ動作する様にした。また、コマンドの誤動作でカッター作動準備が始動しても、禁止コマンド項目を送信することでカッターコマンドをキャンセルできるようにした。イリジウム衛星を用いたカッターコマンドも導入した。これは、カッター1コマンドを受信した後、30分以内にカッター2コマンドを受信した場合のみ動作するものである。カッターは、カッター2コマンドが到来後、一分間経過した後に10秒間カッターに電圧がかかり、作動するようになっている。また、カッター1とカッター2の受信順序が異なる場合は動作しないし、誤作動でカッター1コマンドが受信状態になっても、30分以内にカッターリセットコマンドを送信することによってこれをリセットすることができる。これらのダブルトーンコマンド、イリジウムカッターコマンドは、長時間タイマーが内蔵されており、12日間経過しないと動作しないようにした。また、実験終了を確実なものにするために、スクイブタイマーカッターを導入した。これは電源投入から10時間経過した後に高度が20kmよりも低い場合に切り離しカッターが動作す

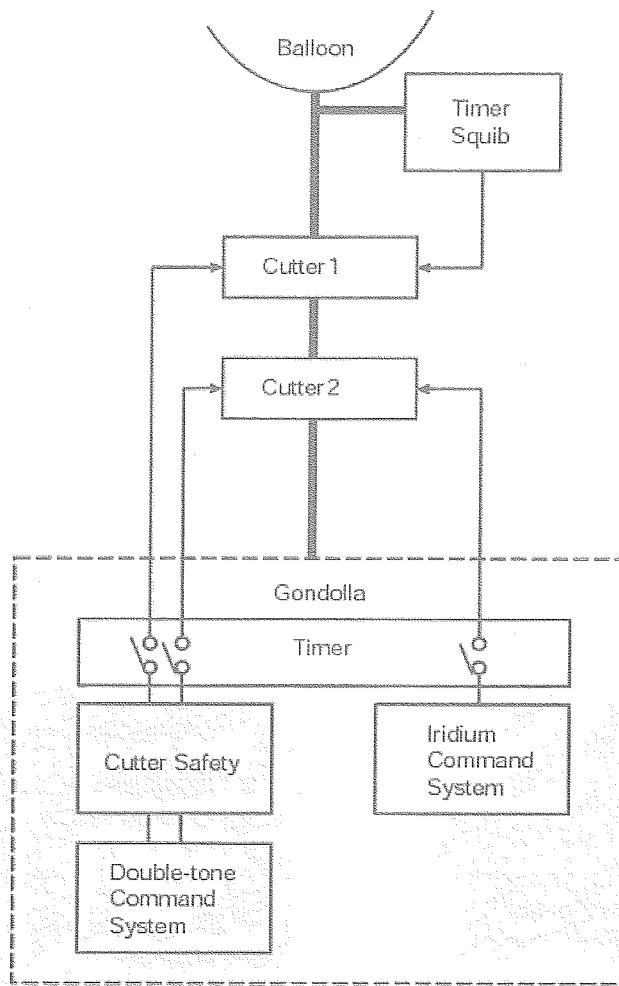


図6 気球切り離しカッター装置系統図

表1 コマンド項目

ダブルトーンコマンド	
ch	項目
1ch	カッター
2ch	バラスト投下, カッターコマンドリセット
3ch	PI用High EnergyとLow Energy切換え
4ch	全データダウンロード
5ch	未使用
6ch	カッター
イリジウムコマンド	
名称	項目
カッター1	カッター動作準備
カッター2	カッター動作実行
カッターリセット	カッター動作準備状態とりやめ

るものである。また、コマンドは44次で使用した簡易PCMコマンドから静電気による誤作動を起こさない6チャンネルのダブルトーンコマンドを用いた。コマンド項目は、1. カッター、2. バラスト、3. PI用のHigh&Low Energy切換え、4. 全データダウンロード、5. 未使用、6. カッターである。表1にコマンド項目を示す。

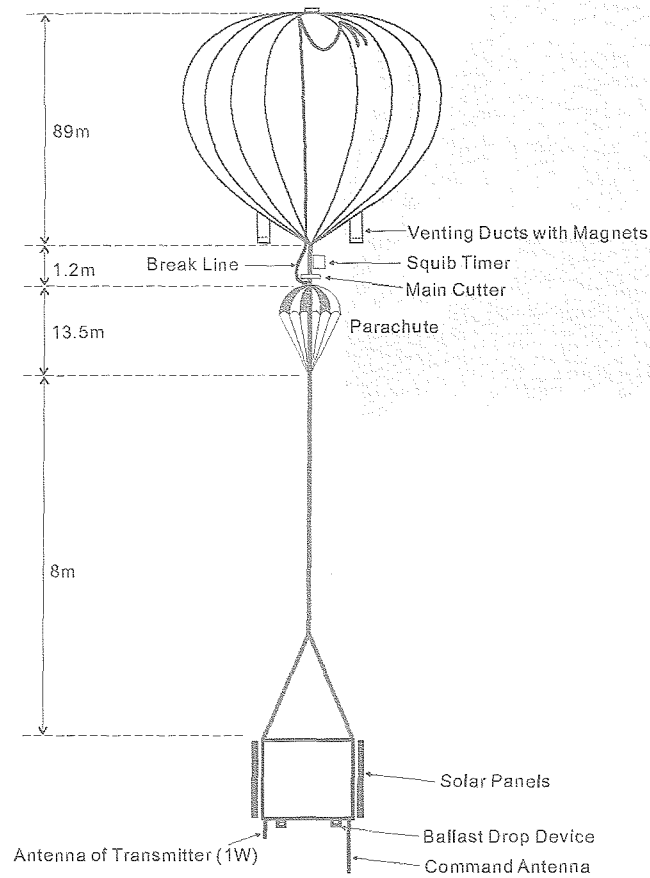


図7 PPB7号機飛翔荷姿



図8 放球フィールド

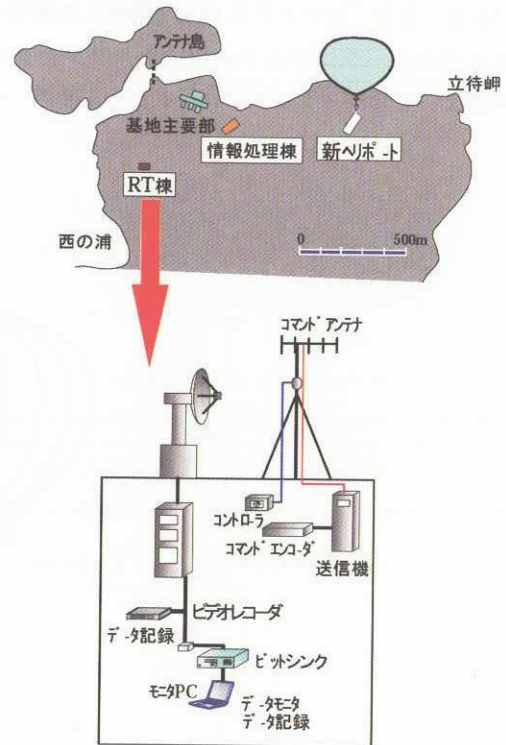


図9 昭和基地での受信設備

3. 第45次放球オペレーション

第45次観測隊員は2003年11月28日に日本を発ち、同年12月17日に「しらせ」ヘリにより昭和基地入りした。翌日から実験機材搬入が開始された。観測器の組み立ておよび室内チェックはCヘリポート脇の第2廃棄物保管庫で行われた。放球場となるCヘリポートには、キャタピラローラー車が地面を荒らさないように、アルミ板を敷き(図8)、放球装置、Heガスボンベカードル計54基を設置し(図10, 11)。同時にRT棟(テレメータ棟)の準備、観測器噛合せも順調に進み放球体制は整ったものの、地上風速の強い日が続き、当初の放球予定日より6日遅れて

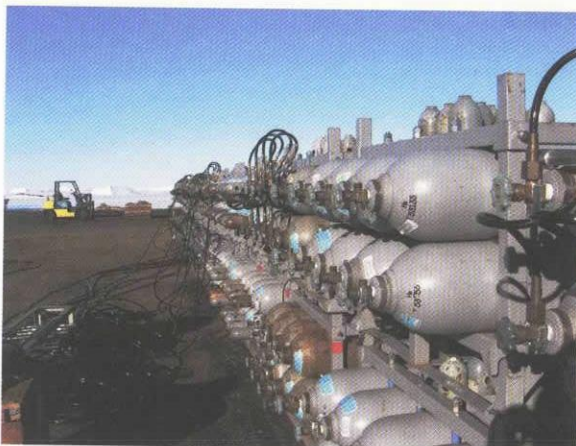


図10 Heガスボンベカードル



図11 PPB7放球作業

2004年1月4日にPPB7号機は放球された。昭和基地での実施作業日程を他の気球実験とともに表2に示す。

44次では1600MHz帯テレメトリーを昭和基地（日本）、ロデラ基地（イギリス）で受信したが、今回は昭和基地のみの受信体制をとった。昭和基地での受信設備概念図を図9に示す。

表2 気球実験作業日程

2003年12月	
17日（水）	「しらせ」よりヘリ第2便で昭和基地に入る
18日（木）	気球実験用緊急物資搬入開始
19日（金）	物資開梱，Cヘリポート養生板敷設，RT棟アンテナ取り付け
20日（土）	物資搬入，PPB7号機（宇宙線観測器）に太陽電池パネルを取り付け
21日（日）	テスト気球用ゴンドラ嚙合せ，Heカードルの配管
22日（月）	テスト気球用ゴンドラ再嚙合せ，残りのHeカードル32基搬入
23日（火）	8:00(L.T.)よりテスト気球放球作業開始，10:00(L.T.)テスト気球放球
24日（水）	PPB7号機日本との嚙合せ，回収気球用観測器RTとの嚙合せ
25日（木）	PPB7号機4枚目の太陽電池パネル取り付け，カラーカッター取り付け，回収気球用観測器嚙合せ
26日（金）	8:00(L.T.)より回収用気球放球作業開始，11:18(L.T.)回収用気球1号機放球
27日（土）	10:55(L.T.)第1回高高度気球放球，回収用観測器中身のみヘリで回収
28日（日）	PPB7号機RT棟と嚙合せ，回収物品の整理
29日（月）	地上風速4～5.5m/secのためPPB7号機放球延期
30日（火）	地上風速5～7m/secのためPPB7号機放球延期
31日（水）	地上風速5～6m/secのためPPB7号機放球延期
2004年01月	
01日（金）	「しらせ」で1日休養
02日（土）	地上風速7～10m/secのため放球延期
03日（日）	PPB7号機，8:00(L.T.)放球作業開始，嚙合せ中にバラスト弁の片側が動作せず放球中止，午後地上風速5m/sec以下に下がらず放球延期
04日（月）	地上風速午前中10m/sec程度から午後に向けて低くなる，14:00(L.T.) PPB7号機放球作業開始，18:57(L.T.)にPPB7号機放球
05日（火）	8:00(L.T.)より回収用気球2号機放球作業開始，10:42(L.T.)回収用気球2号機放球，15:35(L.T.)「しらせ」ヘリによる2号機観測器をスリングで回収
06日（水）	9:00(L.T.)第2回高高度気球放球作業開始，10:38(L.T.)第2回高高度気球放球
07日（木）	第3回高高度気球準備，Heカードル配管撤去
08日（金）	第2廃棄物保管庫，RT棟，ランチャー保管のための養生，撤収作業
09日（土）	9:00(L.T.)第3回高高度気球放球作業開始，10:23(L.T.)第3回高高度気球放球
10日（日）	実験機材撤収作業
<p>回収用気球はクライオジェニック法による成層圏大気の採集実験である。 高高度気球は南極上空の成層圏オゾンの観測を目的に行なわれた。</p>	

4. 第45次PPB実験結果

高エネルギー宇宙線観測用のPPB7号機は日本にて環境試験、改良を行い、2004年1月4日18:57分(L.T.)に昭和基地より放球された。放球作業は第44次隊から7名、45次隊から11名の計18名の人々によって遂行された。気球概要を表3に放球タイムスケジュールを表4に示す。放球時は地上風速が4m/sec、上空70m～100m付近の風速が6m/secと強く、放球作業は難航したが無事に放球された。日本の極地研究所、昭和基地RT棟の受信データも正常であった。気球は毎分330mの速度で正常に上昇し、放球後約2時間で34.6kmの観測高度に達して水平浮遊状態に入った。オートバラストコントローラーは正常に働き、気球は高度35km程度で推移した。図12に飛翔航跡図を、図13に高度曲線を示す。44次で生じたカッター誤作動は発生せず、気球は順調に南極大陸を周回していたが、放球後13日目に気球が破壊し海上へ降下した。南極大陸を半周程度回ったところで実験は終了した。気球が完全周回できなかった理由は、放球時期が遅れたため気球飛行速度が、当初予定した時速40km～45kmより遅い時速30km～35kmであったこと、また、気球飛行経路が低緯度側に約5度ずれたために、地上日没の影響を受け、当初予定した1日当たりのバラスト投下量2%（全重量の）が3%～3.5%となり、16日間分搭載していたバラストを11日間で消費してしまったためであった。また、終了前日は、気球が地上日没によって高度を下げ、更に上空日没を受けることで、高度が9km降下し、日の出とともに再上昇したが、気球の激しい上下運動により、気球が満膨張になる直前に破壊を起こしたためであった。破壊の原因としては、図24に示すように地上風が強く放球作業中に気球がもまれ、気球皮膜の一部が伸びたために弱い箇所が発生したためと考えている。バラスト消費量は図15に示す通り、一日に3～4%消費したことになる。

太陽の方位角と仰角を図16に示す。これによるとPPB7号機は放球後3日目から地上日没を受け、12日目には上

表3 気球概要

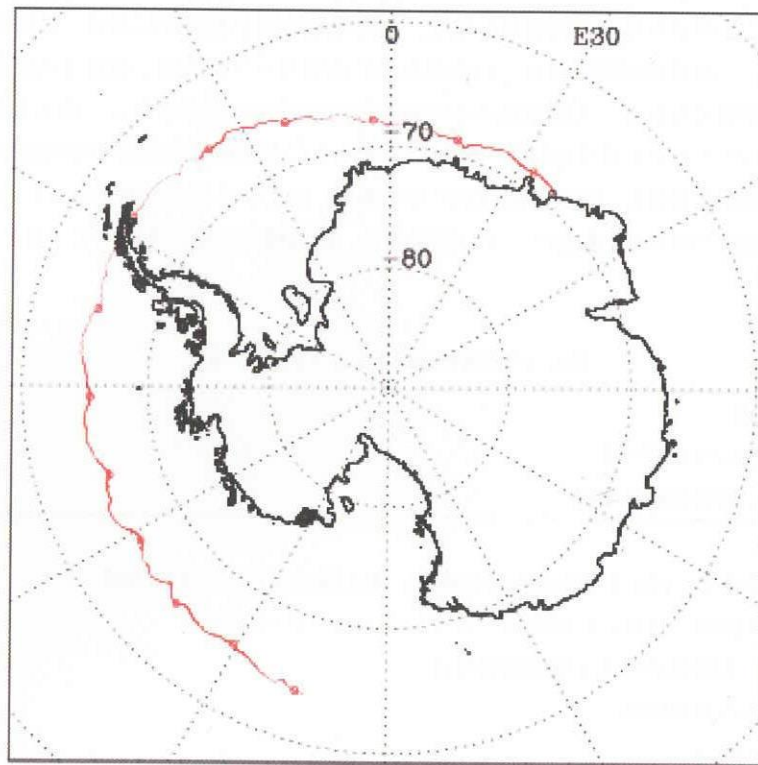
	PPB7('02)	PPB7('04)
気球容積	100,000m ³	100,000m ³
気球全長	89.0m	89.0m
気球重量	270.0kg	263.9kg
観測器重量	244.0kg	246.4kg
バラスト	225.0kg	230.0kg
総重量	739.0kg	756.1kg
自由浮力	12%	12%
放球日(UTC)	2002/12/30	2004/01/04
放球時間(UTC)	08:20	15:57
地上温度	-1.8°C	1.2°C
地上気圧	991.8hPa	983.9hPa
地上風速	1.9m/s	4.0m/s
地上風向き	45度	30度
Heガスボンベ本数	160本	160本
初期ガス圧	133.5kg/cm ²	135.4kg/cm ²
最終ガス圧	20.1kg/cm ²	18.3kg/cm ²
初期ガス温度	0.7°C	5.6°C
最終ガス温度	-8.3°C	-11.5°C
ランチャー浮力	560.0kg	580.0kg
到達高度	—	34.6km

空日没の影響も受けたことが分かる。二次電池の電圧、充電電流の様子を図17に示す。この図より、放球後12日目に日没の影響を受け、二次電池が使用され、日の出と共に充電モードに入り、改良された論理にしたがって順調に再充電された様子が見てとれる。太陽電池からの電力供給は図18に示すように一定しており、PIに対して安定した電圧を供給していたことがわかる(図19)。図20に示すように太陽電池温度は昨年同様に最大100℃におさまっていた。また、観測装置の温度も、図21, 22, 23に示す通り、20℃から70℃を推移していた。

現在、南極周回気球実験で得られた観測データは関係大学、研究機関で解析を行っているところである。

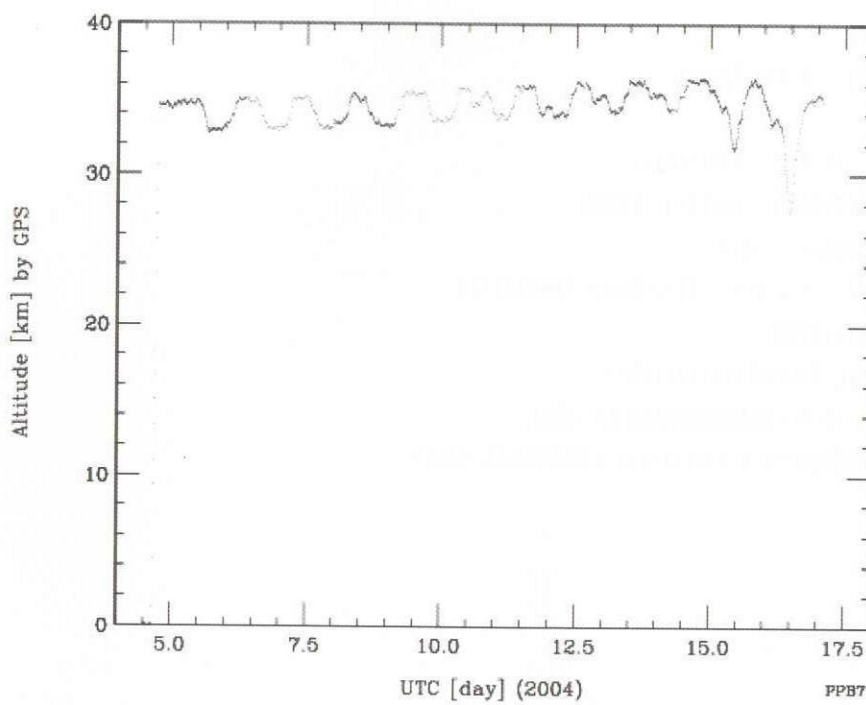
表4. PPB7号機放球タイムスケジュール

実験日：2004年1月4日
放球場：南極昭和基地Cヘリポート
地上テレメータ受信：昭和基地RT棟
11:58 UT RT棟との囀合せ、PI&工学囀み合わせ終了、地上風が弱くなるまで待機
12:55 太陽電池パネル接続、日本との囀合せ、イリジウムカッター試験
13:01 外部電源外し、太陽電池のみで電源供給する
13:37 ガス注入のための作業開始
13:45 長時間タイマーオン
13:50 気球展開
14:04 ランチャー線取り付け、安全ベルト取付け、気球頭部増し締め、終了
14:24 カラー線取り出し終了
14:39 ガス注入開始
14:48 気球頭部立上げ
15:04 ガスガイド交換、ガス注入60%
15:07 ガス注入再開
15:23 ガス注入終了、ガスガイド切り離し
15:25 QLPCデータ保存開始、気球立上げ開始
15:30 VHSビデオ記録開始(3倍モード)
15:34 気球立上げ終了、ランチャー浮力600kg(横風あり)
15:41 ゴンドラ台車ごと移動
15:50 安全ベルト解除、風が弱まるのを待つ
15:57 カラーカット、カラー展開確認後直ちに放球 (放球時、太陽電池パネル4面のうち1面が地面に衝突)
16:00 高度1,066m
16:05 2,706m
16:35 11,965m
17:06 20,600m
17:36 29,528m
17:56 34,000m
(放球後約2時間後、34.6kmで水平浮遊に突入)



PPB7 Iridium

図12 PPB7号機 航跡図



PPB7 Iridium

図13 PPB7号機 高度曲線

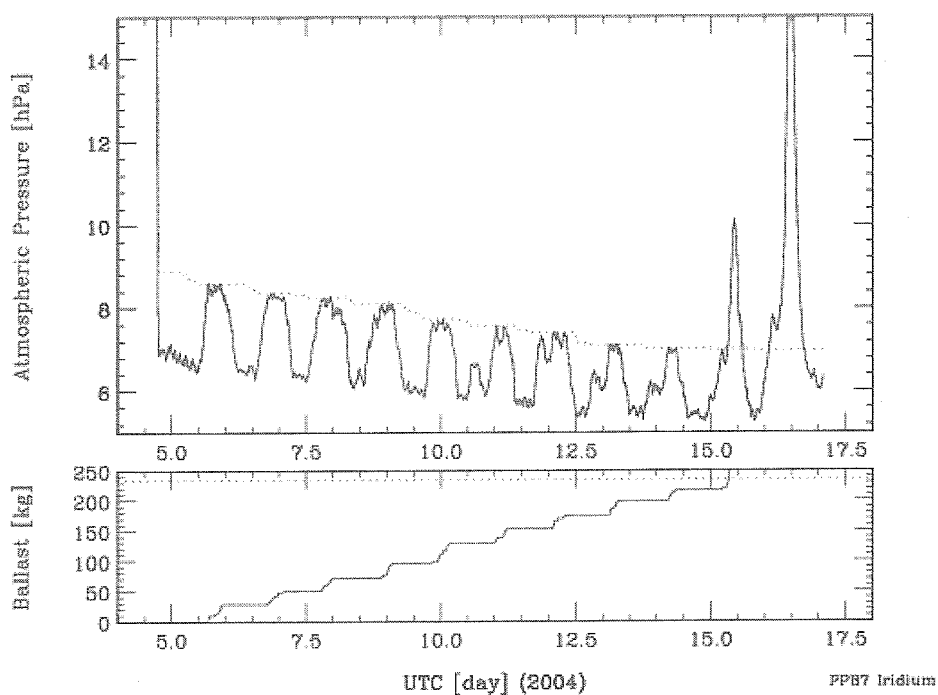


図14 PPB7号機 オートレベルによるバラスト投下

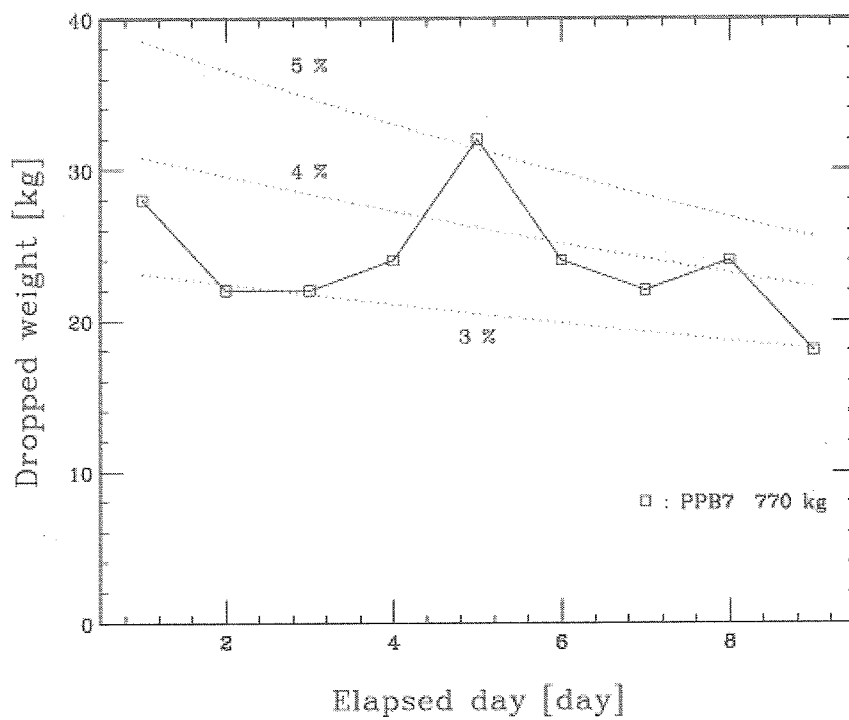


図15 PPB7号機 バラスト投下量

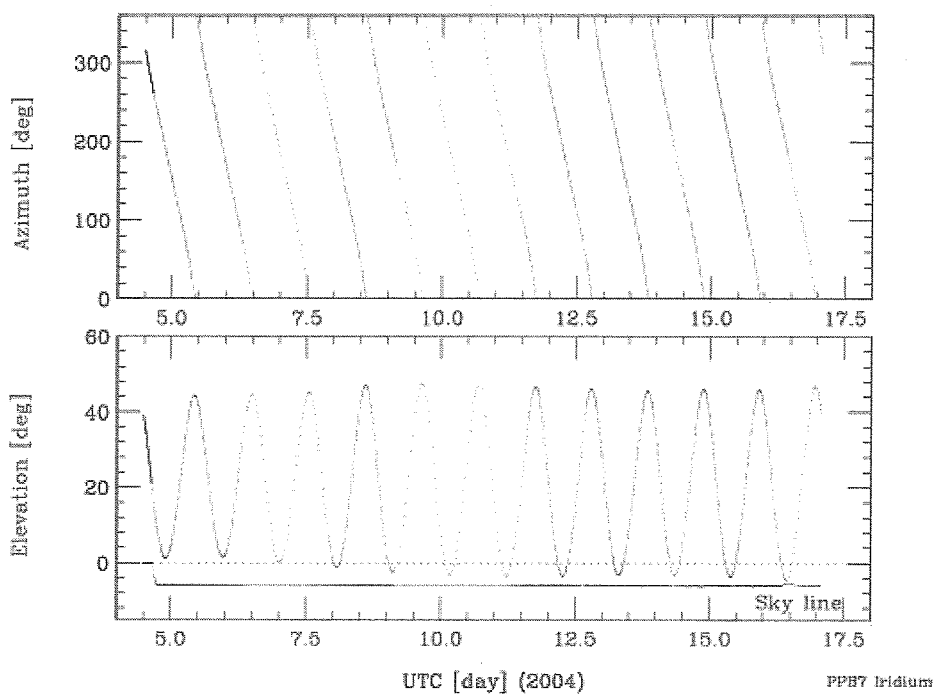


図16 太陽の方位角と仰角

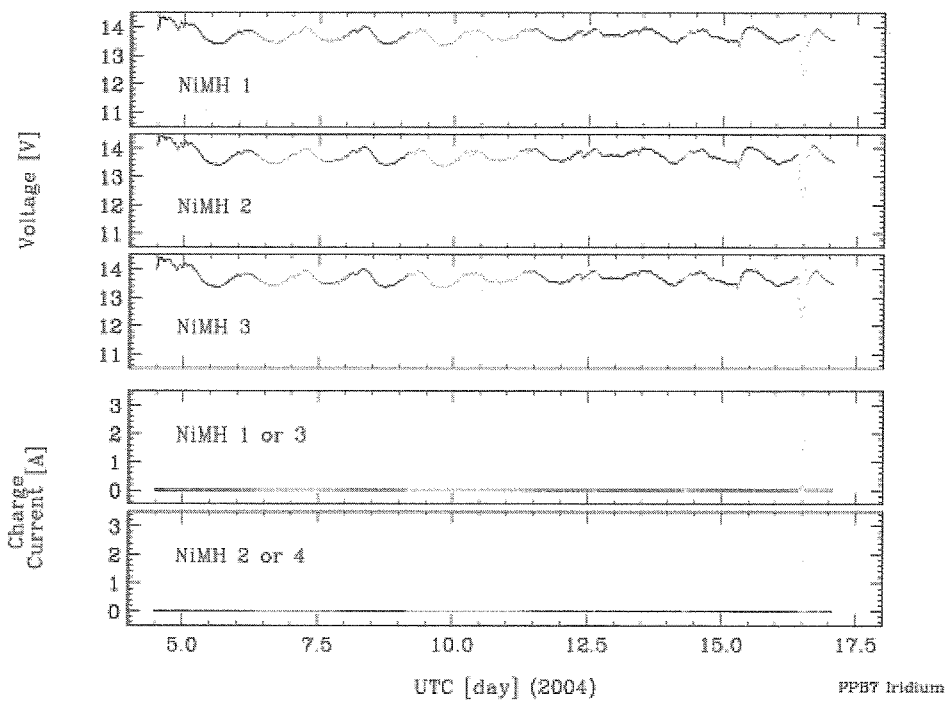


図17 二次電池の電圧と電流

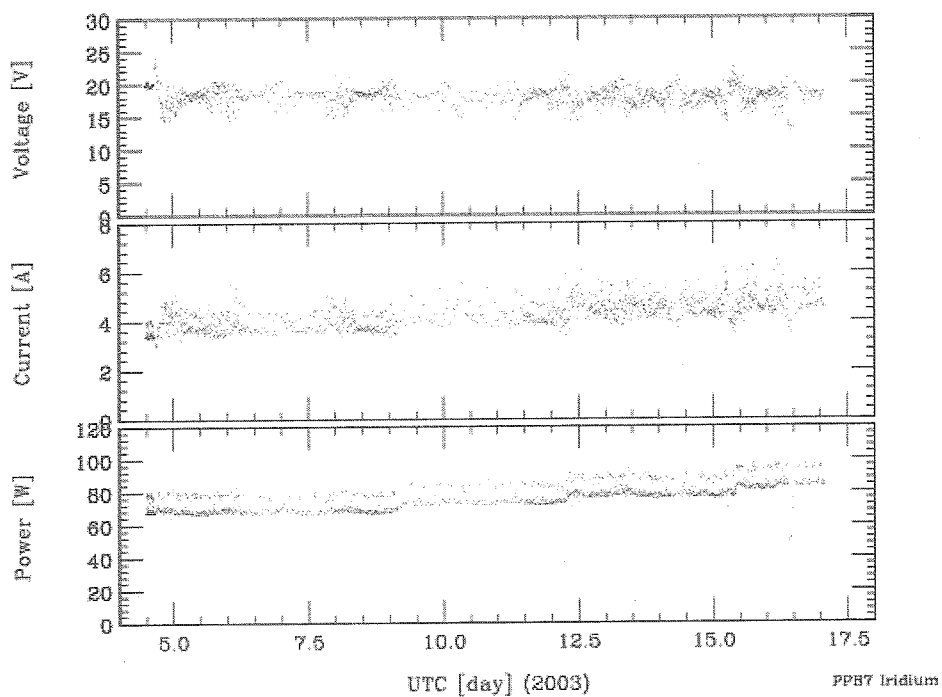


図18 太陽電池による電力供給

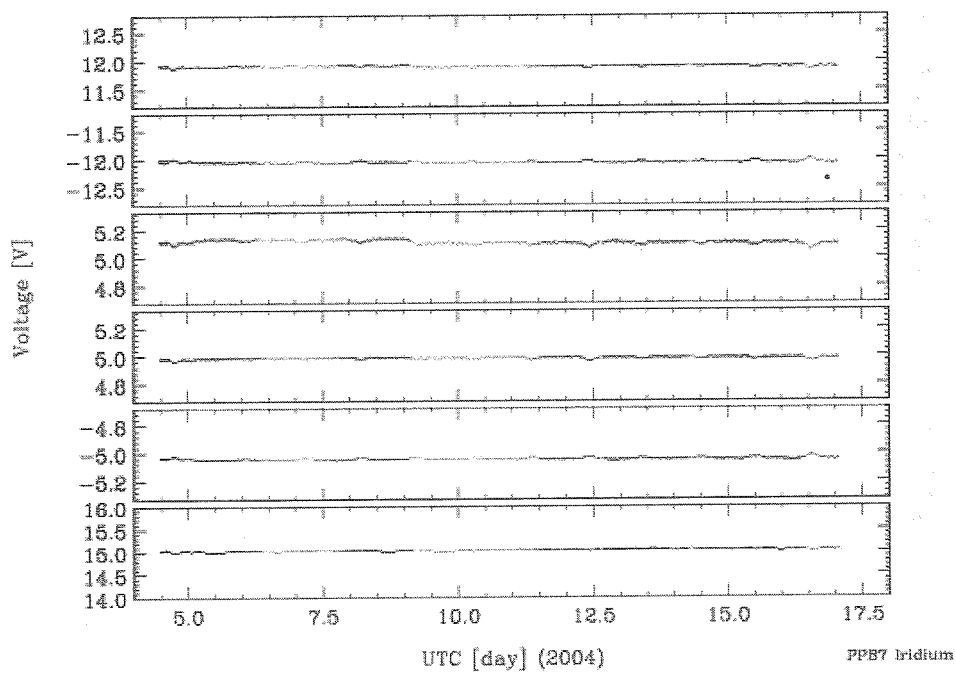


図19 PIへの電力供給

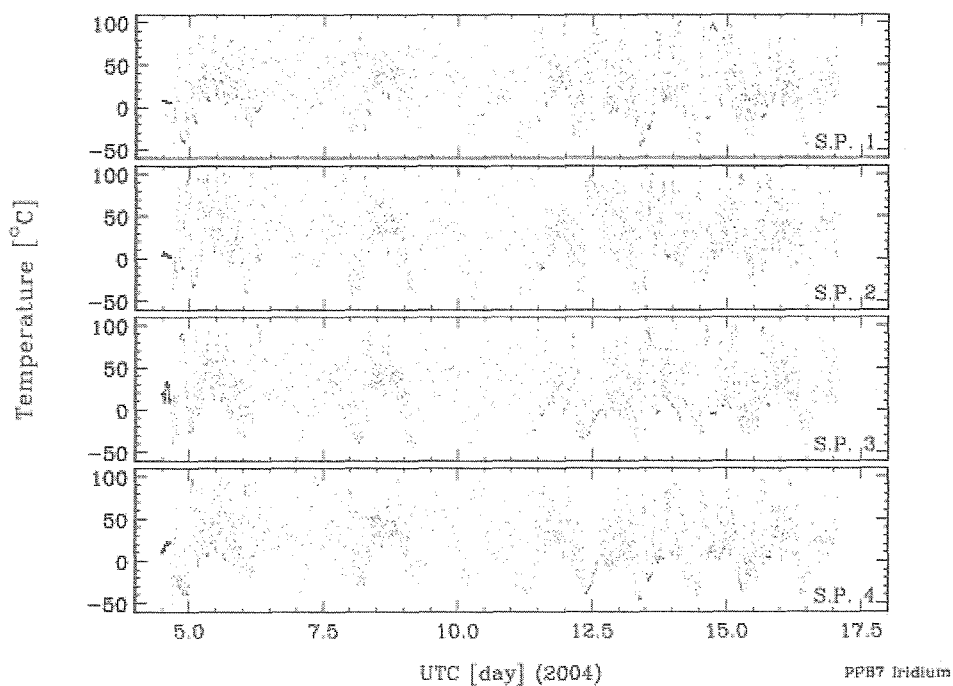


図20 太陽電池パネルの温度

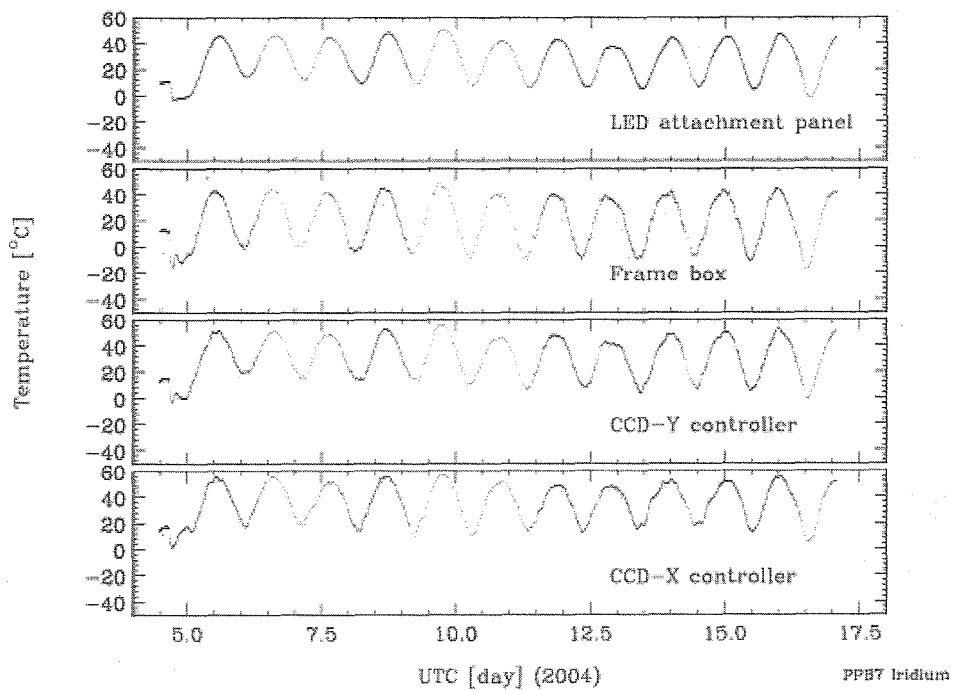


図21 各部温度

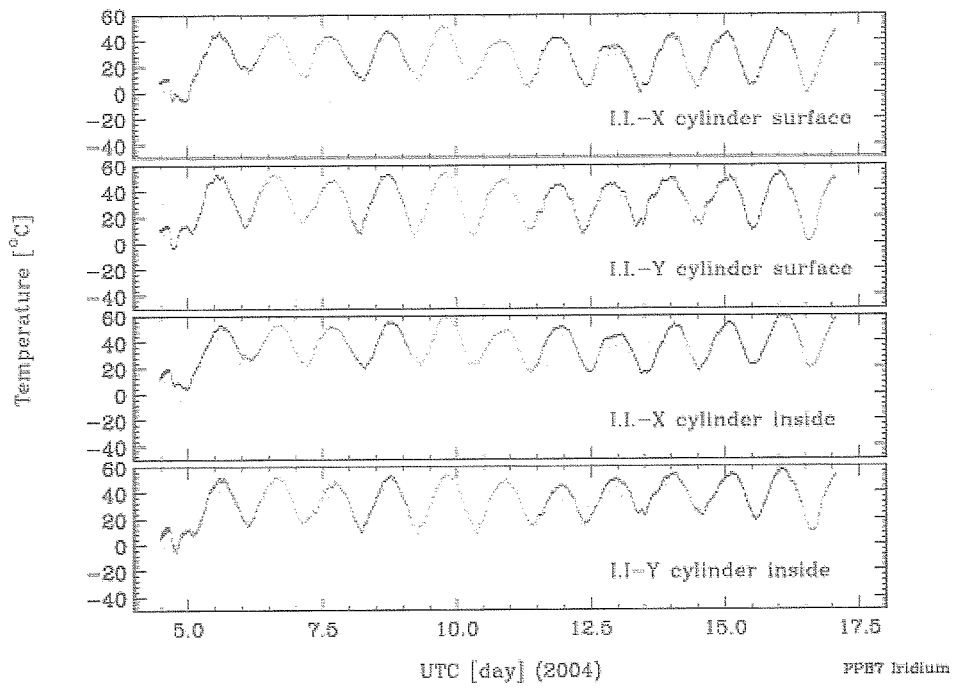


図22 各部温度

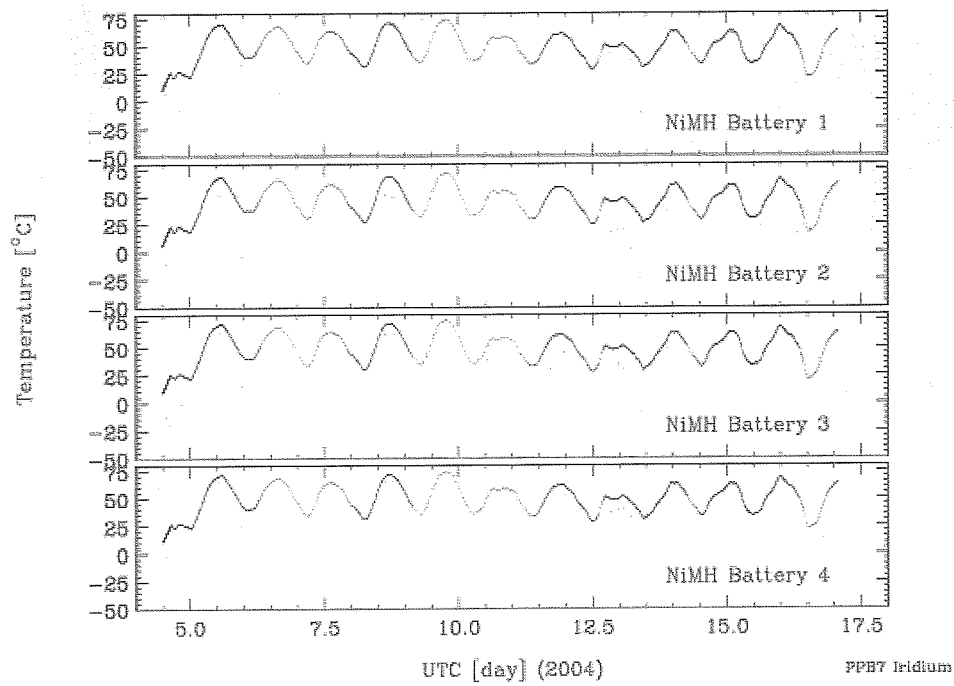


図23 二次電池の温度

5. おわりに

第44次PPB実験で不具合の原因となった南極特有の乾燥した大気でおこる静電気放電に対処するため、PPB7号機は国内で搭載機器、HKシステムの精密な環境試験、改良が行われた。第45次南極地域観測夏季オペレーションで、PPB7号機は無事に放球され、南極大陸を半周した。HKデータの解析の結果、改良したシステムは期待通りの動作をした。実験目的は高エネルギー宇宙電子を観測し、その加速および伝播の機構を解明することであり、観測データの解析結果が期待される。PPB実験では容積100,000m³という大型気球の放球にも成功し、第45次では計7機の気球の放球に成功した。今回のPPB実験成功により、ますます南極における長時間観測の道が開かれ、有益な科学観測が行われていくことが期待される。

謝 辞

この南極周回気球実験は国立極地研究所が宇宙科学研究本部との共同実験として実施されたもので、長年この計画から実施までに尽力された国立極地研究所、宇宙科学研究本部の関係各位に感謝の意を表します。また、昭和基地においての放球作業を担当して下さった第44次、第45次南極観測隊の方々に感謝いたします。さらに、観測器の製作、気球の製作、放球装置の製作、およびその他アクセサリーの製作に尽力くださった各関係会社の皆様に心より感謝の意を表します。

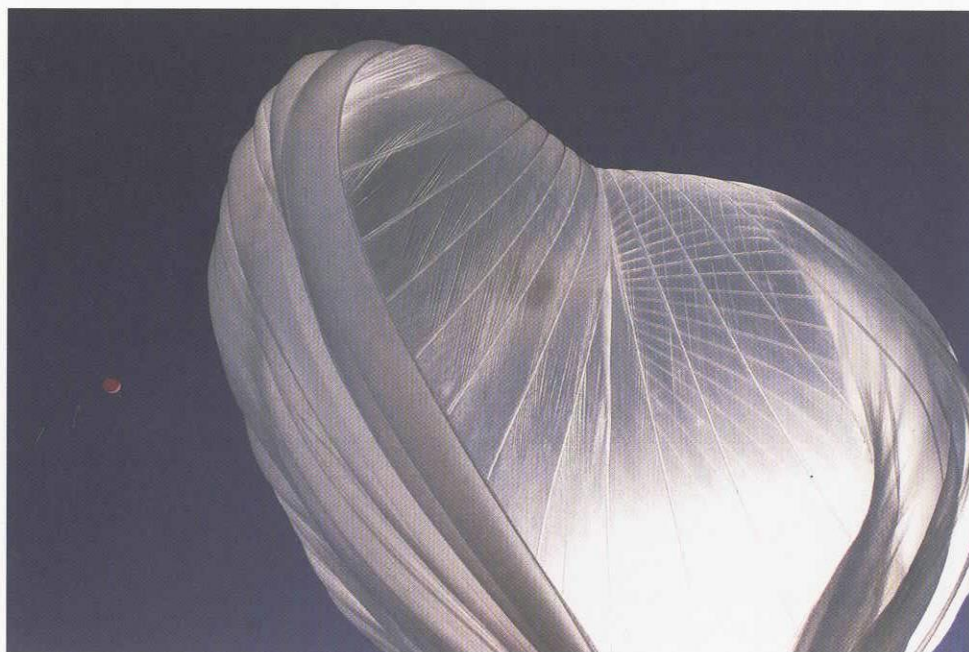


図24 PPB7号機放球作業

References

- [1] 斎藤芳隆, 他, 大気球シンポジウム, 2003
- [2] 藤井 森, 他, 大気球シンポジウム, 2003
- [3] 富田祐基, 他, 大気球シンポジウム, 2003
- [4] 並木道義, 他, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告 (大気球研究報告), 2004
- [5] 藤井 森, 芝浦工業大学大学院修士論文, 2003
- [6] 斎藤芳隆 2003年度南極周回気球データ解析速報, 2004
- [7] 並木道義, 「南極で気球を揚げる」, 2004
- [8] N. Izutsu, Japanese Polar Patrol Balloon Experiments from 2002 to 2004, 2004
- [9] M. Ejiri, et al. Polar patrol balloon experiment in Antarctica, *Adv. Space Res.* 13, 127-130, 1993.
- [10] M. Ejiri, et al. Polar patrol balloon project in Japan, *Adv. Space Res.* 14, 201-209, 1994.
- [11] T. Nakazawa, et al. Variations of stratospheric trace gases measured using a balloon-borne cryogenic sampler, *Adv. Space Res.* 30, 1349-1357, 2002.
- [12] J. Nishimura, M. Fukunishi, et al. Feasibility Studies of Polar Patrol Balloon, *Adv. Space Res.* 5, 87-90, 1985.
- [13] J. Nishimura, et al. The improvement of the static launch method in Japan, *Adv. Space Res.*, 13, 63-66, 1993.
- [14] M. Yamanaka, K. Yamazaki, H. Kanazawa, Studies of Middle Atmosphere Dynamics under the Polar Patrol balloon (PPB) Project: Present Status and Future Plans, *Proc NIPR Sym. Upper Atmos. Phys.* 1, 65-74, 1998.
- [15] S. Torii, et al. Observations of high-energy electrons with the bets instrument and the future prospects, *Adv. Space Res.* 30, 1273-1282, 2002.

大気球を利用した柔構造機体の飛翔性能試験

鈴木宏二郎¹・山田和彦¹・秋田大輔¹・中澤英子¹・木内真史¹
佐藤英司¹・堤 裕樹²・若月一彦²・桜井 晃³・鳴海智博³
安部隆士⁴・松坂幸彦⁴・飯島一征⁴

Flight Experiment of Capsule-Type Vehicle with Membrane Aeroshell using Large Scientific Balloon

By

Kojiro SUZUKI¹, Kazuhiko YAMADA¹, Daisuke AKITA¹, Eiko NAKAZAWA¹, Masafumi KIUCHI¹,
Eiji SATO¹, Yuuki TSUTSUMI², Kazuhiko WAKATSUKI², Akira SAKURAI³,
Tomohiro NARUMI³, Takashi ABE⁴, Yukihiko MATSUZAKA⁴, Issei IJIMA⁴

Abstract : Membrane aeroshell has a potential for application to re-entry capsules and planetary-entry probes in the future due to its low mass and low storage volume. Its characteristics, however, is not well understood particularly in high speed flow regions. The flight test using the scientific balloon is conducted to demonstrate its high speed flight capability on September 1st, 2003. This paper describes the outline of this project, the development report of the flight model with the flare-type membrane aeroshell, and the results of the flight tests. Despite the flight model dropped with a gondola because of the trouble in the separation device, there are a lot of accomplishments in this project; 1) to obtain the knowledge about the deformation, stability, and aerodynamic characteristics of the flare-type membrane aeroshell by pre-flight wind tunnel test, 2) to demonstrate that 1.35 meter diameter membrane aeroshell can be stowed in a backside of the 0.5 meter capsule and deployed automatically in the ground test, and 3) to verify that the almost all of the sensors installed in the capsule worked normally at the high altitude and the deployed membrane aeroshell can withstand the actual flight environment.

概 要

柔構造エアロシェルは再突入体や惑星突入する衛星への応用が提案されているが、柔構造体の高速気流中での空力特性に関しては、完全に理解されているとは言えない。そこで、その高速飛行性能を実証するためにJAXAの大気球を用いた柔構造機体の飛行試験が計画され、その第一回目の試験が2003年9月に行われた。本論文は、カプセル形状の本体にフレア型の柔構造エ

¹東京大学

²東海大学

³九州大学

⁴宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部

アロシェルを取り付けた機体のフライト試験の概要、機体開発、及び、実験結果についての報告を行う。フライト試験では、気球のゴンドラとフライト機体の切り離し機構の不具合によって機体単体での飛行は実現しなかったが、1) 風洞実験などの事前試験によって、フレア型の柔構造エアロシェルに関して、その変形形状や空力特性などについて知見を得た、2) 直径1.35 mサイズの柔構造エアロシェルの収納展開を地上試験で実証した、3) 膜展開構造を含むフライト機体とカプセル内部に搭載された機器は飛行中健全に機能していたことが確認された、などの今後の開発につながる様々な成果が得られた。

重要語：フライト試験、柔構造飛行体、大気突入カプセル

1. はじめに

近年、膜面構造体が軽量で容易に変形できるという特徴があるために、宇宙工学の分野への応用についての研究が盛んに行われている。巨大アンテナ[1]、ソーラーセイル[2]や惑星気球[3]など多くの例があげられるが、その中の1つとして、再突入体や惑星突入体のエアロシェルとして膜面のような柔軟構造物を利用する技術が注目を集めている。欧州とロシアが共同で研究開発を進め、軌道上からのフライト試験も行われているIRDT計画[4],[5]がその代表例である。これは、膜面の軽量で折りたたむことが可能であるという利点を生かし、軽量で大面積のエアロシェルを実現し、再突入や惑星突入の際に最も重要な技術的な課題となっている空力加熱を大幅に低減しようというものである。本コンセプトは、将来的には、図1に示すような垂直離着陸型の再使用型宇宙輸送システムへの応用も考えられている[6]。

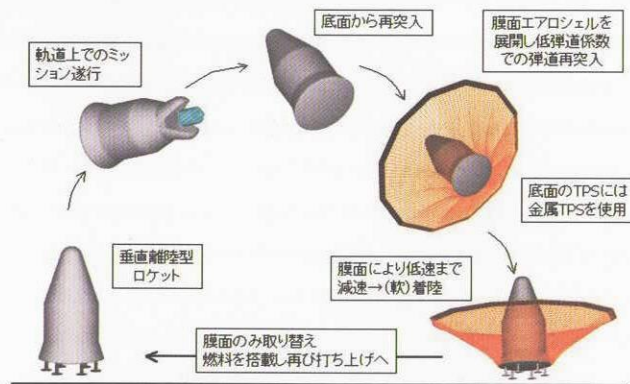


図1 膜面エアロシェルを利用した再使用型宇宙輸送システム[6]

しかし、このようなカプセルと膜面エアロシェルから構成される飛行体は、その挙動や空力特性などに関して明らかになっていない点が多い。しかも、風洞試験[7]などでは、実験設備、実験模型のサイズなどの制約をうけて、それらを詳細に把握するのは非常に困難である。そこで、最大直径1.35 mの機体を製作し、大気球からのフライト試験を計画し、柔構造体の飛翔性能試験と題した飛行実験を平成15年度第一次大気球実験[7]の1つとして行った。フライト試験の主な目的は以下の3点である。

- ・ 実機サイズの展開膜構造の製造、そして収納、展開の実証
 - ・ 展開膜構造を有する飛行体の実飛行環境に耐え、安定に飛行することの実証
 - ・ 遷音速～中低速領域での柔構造飛行体の空力データの取得と膜面エアロシェルの挙動（振動や変形）の観察
- また、本実験は観測ロケットなどを利用したより高速な飛翔試験への第一歩との位置付けもある。

本論文は、第2章は柔構造体の飛翔性能試験の概要、第3章はフライト機体の開発、第4章は実験の報告で構成されている。

2. 実験計画

2.1. 実験計画概要

本フライト試験は2002年12月から計画が開始され、平成15年度第一次大気球実験[8]の3番目として9月1日にB100-8気球を用いて行われた。その間、低速風洞試験、遷音速風洞試験、構造強度試験、測定機器の通信試験、低温低圧環境試験などを行い、フライト機体の製作、改良を進めた。フライト機体完成後に、外枠と膜面エアロシェルの展開試験を行い、展開膜構造の収納展開を確認した上で飛行試験に臨んだ。

フライト当日の予定は以下のとおりである。

- 1) 前日までに測定機器、通信機器の最終確認を行い、フライト機体をゴンドラに固定する。
- 2) 放球前、最終的な噛み合わせを行う（この時点ですべての機器の電源をONにする）
- 3) 放球
- 4) 高度40kmで、ゴンドラからフライト機体を切り離し自由落下によるフライト試験
- 5) フライト中、膜面の画像などデータはすべてテレメータで送る。
- 6) 回収はなし（ゴンドラは別で回収）

2.2. フライト機体概要

図2にフライト機体の概要図を示す。フライト機体は、半球鈍頭形状のカプセル、錐体形状の膜面エアロシェル、リング状で展開機構を有する外枠の3つの部分から構成されている。フライト機体の最大直径は135cm、カプセルの直径は50cm、全機重量は69kgで、その内66kgがカプセルの重量である。カプセルは、図3に示すように2層構造であり、内部に測定機器、通信機器、電源をすべて搭載している。フライト機体の重量を大きくし、最大速度を大きくするためにカプセルの殻の材料として鉄を用いた。膜面エアロシェルは、最大径が135cmで、開き角が45度の12角錐台形状である。材料は高強度、高耐熱性が特徴である最先端の素材であるZYLON®繊維（東

表1 フライト機体縮元

カプセル部	形状	半球
	最大径	500mm
	高さ	170mm
	材料	主に鉄
	重量	66kg
	重心(x,y,z)	(0±0.5, 0±0.5, 86~88) mm
膜面部	慣性率 <i>I_x</i> , <i>I_y</i> , <i>I_z</i>	(1~1.2, 1~1.2, 2.1~2.3) kg/m ²
	形状	12角錐台
	内側直径	500mm
	外側直径	1350mm
	材料	ZYLON繊維物
	重量	0.57kg
外枠部	高さ	400mm
	形状	正12角形
	ユニットの長さ	340mm
	パイプ直径	20mm
	材料	主にアルミ
	重量	2.32kg
全体	最大径	1350mm
	高さ	530mm
	総重量	68.9kg

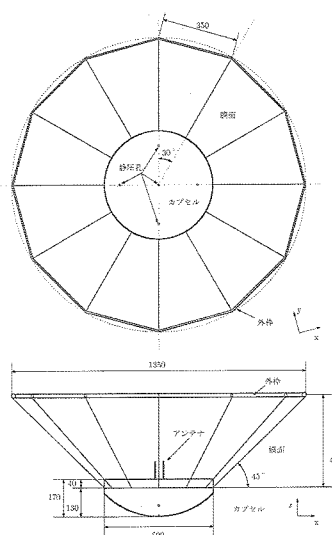


図2 フライト機体全機概要図

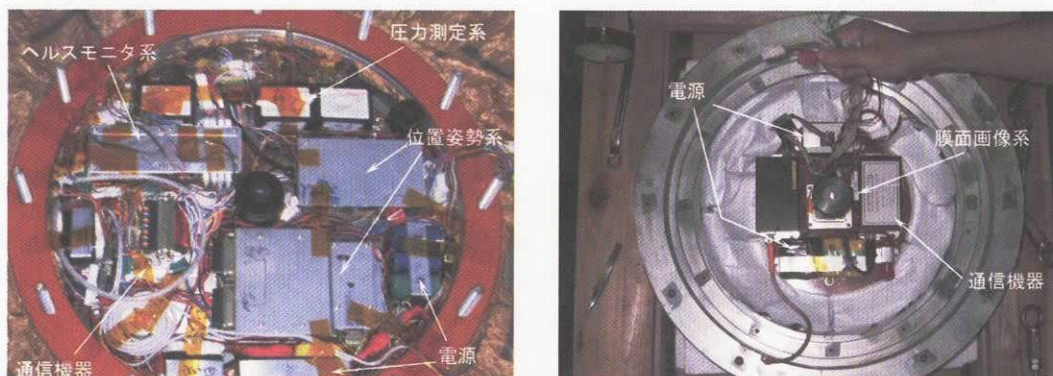


図3 カプセル内部の機器配置 (左：上層、右：下層)

洋紡) [9]の織物を用いた、厚さは0.25mm(LZY0535W)である。外枠は、一辺35cmの正12角形状であり、基本的には直径20mm、肉厚1mmの中空アルミパイプ12本から構成されている。展開機構はカーペンターテープヒンジ [10]を応用した機構を独自に開発し、100kgf以上の圧縮荷重に耐えられる設計となっている。膜面と外枠からなるエアロシェルは直径50cm以下に折りたたむことができ、カプセル背面に収納することが可能である。ただし、今回は初めての飛行実験であることを考慮し、展開はゴンドラ取り付け前に行い、落下中の展開は行わなかった。表1にフライト機体の緒元をまとめて示す。

2.3. 測定項目

表2に測定機器と測定項目の一覧表を示す。テレメータは2回線使用し、1つはCCDカメラのビデオ回線、もう1つはPCMエンコーダとGPSのデータをミキシングして1つの回線として送信する。PCMエンコーダは16チャンネルであるが、そのうち1つをマルチプレクサ回路によって8チャンネルに分岐して、計23チャンネルの測定を行った。

測定する項目は、1)膜面画像系、2)位置姿勢系、3)圧力取得系、4)ヘルスマニタリング系の4つにわけることができる。

膜面画像系

カプセル背面にとりつけたCCDカメラ (SENTECH社製, STC-630CS II) に魚眼レンズ (フィット社製, FIV-0710) を装着することで膜面エアロシェルの全周囲360度の画像を取得する。これによって飛行中の膜面の振動や変形の様子を観察する。

位置姿勢系

GPS (SONY社製, IPS-5000) と3軸加速度計 (Analog Devices社製, ADXL105), 3軸角速度計 (Analog Devices社製, ADXRS150), 3軸地磁気計 (Honeywell社製, HMC2003) から構成される。これらから、フライト機体の位置や姿勢を測定し、運動の様子、落下軌道、フライト機体に働く力、モーメントなどを推定する。

圧力取得系

フライト機体の背面の絶対圧力 (Honeywell社製, PPT0015AWN5VA), 背面と前面の差圧 (淀み点とその周り4点) (Honeywell社製, PPT0001DWW5VA) を取得することによってフライト機体の飛行環境など空力的な情報を得る。

ヘルスマニタリング系

温度センサ (林電工(株)製, Kタイプ), 外枠歪センサ (共和電業, KFL-2-120-C1-11), 膜面振動センサ (東京センサ, DT1-052K) から構成されており、フライト機体に異常があった場合にその状況をリアルタイムで知ることができる。

表2 測定項目 & 測定機器

回線	サンプリングレート	精度	系統	測定機器	測定項目	
ビデオ回線	30Hz(NTSC)		膜面画像系	CCDカメラ + 魚眼レンズ	膜面画像	
GPS	0.33Hz		位置姿勢系	GPS	位置・速度	
PCM-1 ch	85.33Hz	12bit		加速度計		x軸加速度
2 ch	85.33Hz	12bit				y軸加速度
3 ch	85.33Hz	12bit				z軸加速度
4 ch	85.33Hz	12bit		角速度計		x軸角速度
5 ch	85.33Hz	12bit				y軸角速度
6 ch	85.33Hz	12bit				z軸角速度
7 ch	85.33Hz	12bit		地磁気計		x軸地磁気
8 ch	85.33Hz	12bit				y軸地磁気
9 ch	85.33Hz	12bit				z軸地磁気
10 ch	85.33Hz	12bit		圧力取得系	差圧計	前面・淀み点圧力
11 ch	85.33Hz	12bit				前面・上、圧力
12 ch	85.33Hz	12bit				前面・右、圧力
13 ch	85.33Hz	12bit				前面・下、圧力
14 ch	85.33Hz	12bit				前面・左、圧力
15 ch	85.33Hz	12bit	絶対圧計			背面絶対圧力
			絶対圧計			背面絶対圧力(予備)
			空ゲージ	外枠空		
			空ゲージ	外枠空		
			ピエゾフィルム	膜面の振動		
			ピエゾフィルム	膜面の振動		
			熱電対	機器温度(1層)		
			熱電対	機器温度(2層)		
			熱電対	外気温度		
16 ch	85.33Hz (マルチプレクサ) 実効11.91Hz	12bit	ヘルスマニタ系			

2.4. 軌道計画

1次元質点モデルによって軌道計算によって推定したフライト機体の落下軌道（高度履歴，速度履歴）を図4に示す。初期条件は速度0 m/s，高度40kmで機体の重量やサイズは実際のフライト機体の値，抵抗係数は風洞試験で測定した値を用いた（3.1風洞試験の項参照）。切り離しから約50秒後に高度30km付近で最高速度270m/s（マッハ数0.9）に達して，後は空気力で徐々に減速して約500秒後に速度30m/sで海面に激突する。この結果より，機体は遷音速から低亜音速まで広範囲のマッハ数を飛行し，飛行中の最大動圧は0.6kPaに達し，フライト機体には100kgf以上の荷重がかかると予測された。

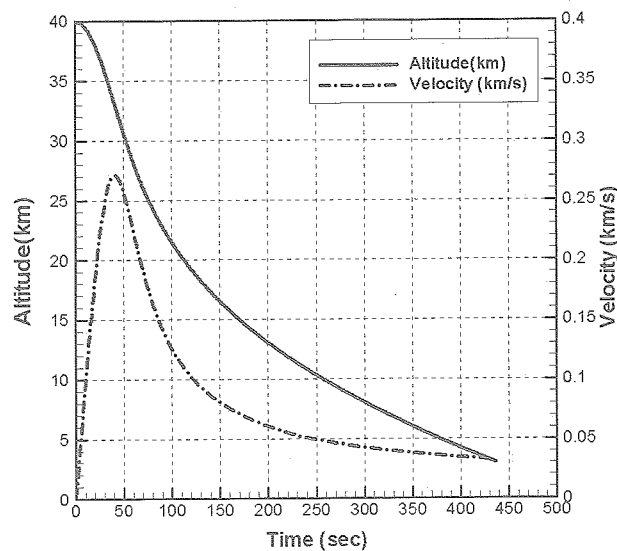


図4 フライト軌跡予測（高度と速度の時間履歴）

3. フライト機体開発

3.1 風洞試験

低速から遷音速までの機体の安定性の確認と空力特性の取得のために縮小模型を用いた風洞試験を行った。実験は本郷の東京大学工学部航空宇宙工学科所有の ϕ 1.5m風洞とJAXA宇宙科学研究本部所有の60cm \times 60cmの遷音速風洞を用いて行った。図5に低速風洞試験、遷音速風洞試験で使用した模型の写真を示す。低速風洞模型は最大径67cmでフライト機体の2分の1スケール、遷音速風洞模型は最大径9cmでフライト機体の約16分の1スケールである。ただし、共にエアロシェルの形状は六角錐台形状である。低速風洞試験では、迎角 $-5\sim 25$ 度、速度15 \sim 25m/sの範囲、遷音速風洞試験では迎角 $-4\sim 14$ 度、マッハ数0.3 \sim 1.3の範囲で、膜面エアロシェルの挙動(変形、運動)について観察し、3分力の空力計測を行った。空力係数を計算する際の基準面積には、機体の正面投影面積を用いた。

図6に、これらの実験から得られたマッハ数と抵抗係数の関係を示す。これより、低速領域では抵抗係数が1.0程度であるが、マッハ数0.8程度で抵抗係数が急激に上昇し遷音速領域では1.4以上になる。これは、剛体のカプセル型飛行体と同様の傾向である。なお、前節の軌道予測は、この関係を用いて行った。また、柔構造エアロシェル模型の迎角変化に対する空力係数の変化率は、剛体エアロシェル模型に比べ鈍いことも確認された。これは、膜面エアロシェルが流れ方向に正対するように変形するためであり、これから、膜面エアロシェルを有する機体は、外乱の影響を受けにくいという特性があることがわかる。よって、飛行体への応用を考えた場合、この特性をうまく利用すれば、軌道の誤差が小さくでき、到達点の分散を小さくできる可能性があるといえる。

また、本実験により、飛行が予測される低速 \sim 遷音速のすべての領域において膜面エアロシェルを含む機体全

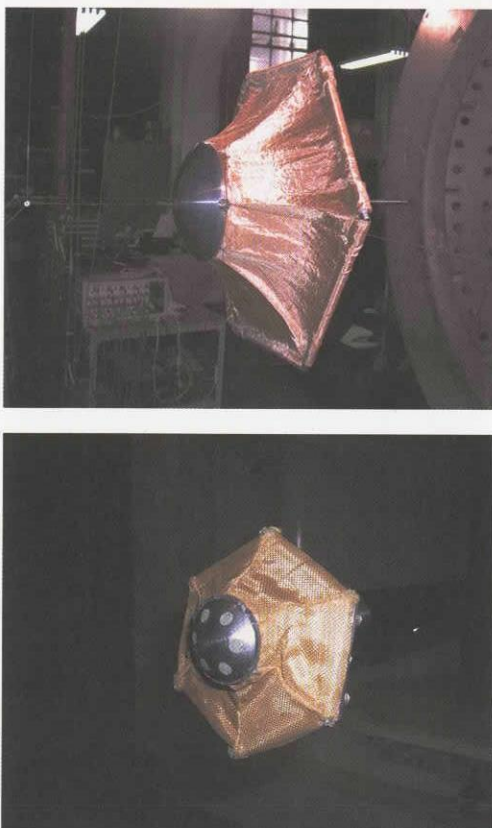


図5 風洞実験に用いた模型
(上：低速風洞実験用、下：遷音速風洞実験用)

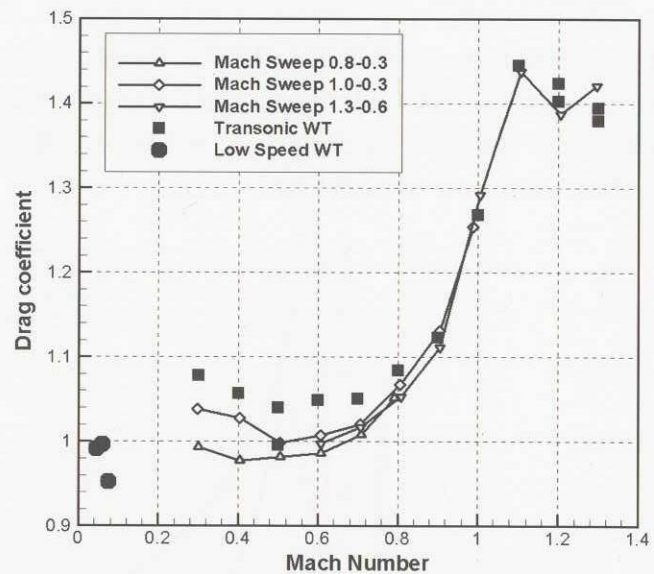


図6 風洞実験から得られたマッハ数と抵抗係数の関係

体が静的に安定であり、模型が破壊にいたるような顕著な振動が発生しないことをフライト試験に先駆けて確認することができた。

3.2 構造強度試験

外枠とZYLON織物で作成したエアロシェルがゴンドラ取り付け時の自重や飛行中の空気力に強度的に耐えるかどうかを調べるため強度試験を行った。

飛行中に機体に働く空気力は、膜面には張力として、そして、最終的には外枠に圧縮荷重としてかかる。図7(左)に示すような、外枠に中心方向に向けて荷重をかけることができる装置を用いて強度試験を行った。カーベーターテープヒンジ部の振れ変形により大きな面外変形が生じることが確認されたが、飛行中に予測される最大の空気力100kgfに対して外枠は破壊しないことが確認された。

ゴンドラ搭載時には、機体はゴンドラから外枠のみをロープで吊り下げる状態となる。カプセル本体は60kgfの重量があり、膜面、外枠にその荷重がかかる。安全上の観点からも、気球による浮揚中にエアロシェルが破壊しないことを確認する必要がある。そこで、図7(右)のようにゴンドラと6本のロープで外枠を結んだ状態で、カプセルの自重にエアロシェルが強度的に耐えられることを確認した。



図7 強度試験の様子、(左) 外枠の圧縮荷重試験 (荷重100kgf)、(右) ゴンドラからの吊り下げ試験

3.3 環境試験

上空では地上より気温が低下し、 -40°C 以下に達するため、測定機器が使用可能温度範囲 ($0^{\circ}\text{C}\sim 50^{\circ}\text{C}$ 程度) を逸脱する恐れがある。そこで、JAXA宇宙科学研究本部の大型恒温恒圧槽を用いて飛行環境を模擬してカプセル内部の温度履歴を測定した。今回の機体では、特に能動的な温度管理はせず、機器の発熱をカプセル内側にはりつけた断熱材によって保温し、カプセル内部を機器の動作温度範囲に保つ。

環境試験は実際の飛行を模擬して、60分間かけてチャンバーの温度を -40°C 、圧力を10kPaまで低下させて、その後120分間、その状況を保つ。開始から180分後に圧力を1kPaに低下させた。計約200分の機器の連続動作試験を行った。実験中、測定機器の電源は外部電源で供給し、機器の出力はオンラインで常にモニターする。本実験では、カプセル内で上層部と下層部の2箇所、カプセルの外部に1箇所の温度測定を行っている。図8にはその結

果を示す。開始直後、カプセル内部の温度が一旦上昇するのは、内部機器の発熱によるものである。その後は、外気によって冷やされ、徐々に温度が低下する。カプセルの上層より下層のほうが、温度が高いのはカプセル下層には送信機やCCDカメラなど発熱量の多い機器が搭載されているためである。この結果より、放球から落下までの約3時間の間に、カプセル内部の温度が機器の動作範囲下限である0℃を下回ることはなく、内部の温度を保つための断熱材の量も適当であることが確認された。

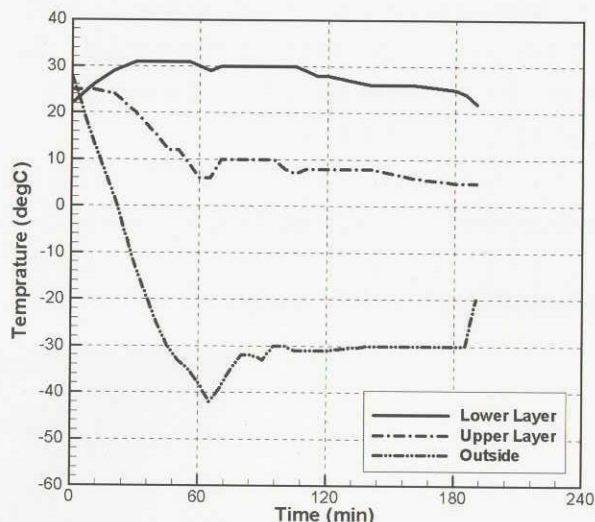


図8 環境試験時のカプセル内部（上層部と下層部）と外部の温度時間履歴

4. 実験結果

4.1. エアロシエルの収納・展開試験

フライト試験に先立って、JAXA宇宙科学研究本部にて膜面エアロシエルの展開試験を行った。展開試験は、図9に示すように、外枠に膜面をとりつけ、膜面のカプセルを取り付ける部分にはアルミのリングをとりつけ、アルミリングを上部から吊るし、膜面、外枠が自由に運動できるような状態にして行った。その状態で、図10に示すように、外枠、膜面を折りたたみ保持する。この状態より、エアロシエルは直径50cm以下に折りたたむことができ、カプセル背面に収納することが可能であることが確認された。ここから、保持していた手を離すことで膜面エアロシエルはカーペンターテープの復元力によって自動的に展開する。その様子をデジタルビデオで撮影した。

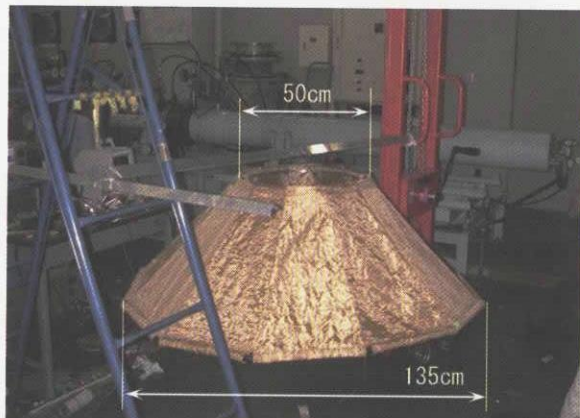


図9 エアロシエルの展開試験

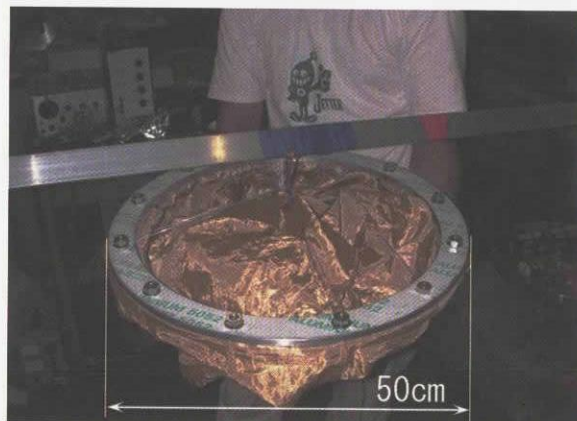


図10 エアロシエルを収納した状態

図11にデジタルビデオの映像から0.167秒ごとに画像を取り出したものを示す。まず、外枠が自重で落下し、その後カーペンターテープヒンジの復元力によって、約2.5秒後に完全に展開した。外枠には曲げ強度を大きくするために、パネによって2枚のカーペンターテープの間に軸となるアルミパイプをスライドさせるラッチ機構が搭載されているが、それも、展開と同時にすべて自動的に機能した。なお、この展開試験で使用したエアロシェルをそのままフライト機体として使用している。

本来なら展開試験は、飛行中を模擬して、無重量、真空状態で行うべきである。しかし、本試験は大気中、1 G環境下で行っているため、外枠の自重や膜面の空気抵抗など展開を妨げる要因が多く展開試験には厳しい条件である。それにも関わらず、膜面エアロシェルの展開に成功したことを考えると、本試験の展開システムの信頼性は高いといえる。

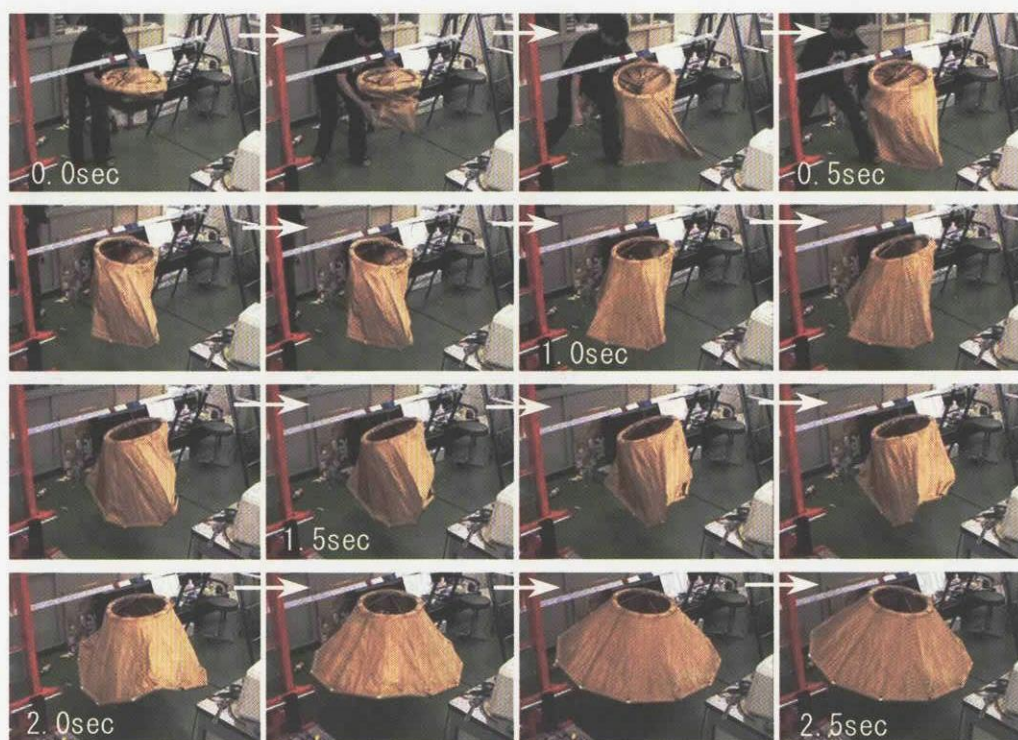


図11 膜面エアロシェルが展開する様子

4.2. フライトオペレーション

放球は2003年9月1日、午前6:20頃行われた。図12にB100-8気球の荷姿図[8]、図13は、放球台上で放球を待つゴンドラとフライト機体の様子、図14は放球直後の気球と浮遊時の機体とゴンドラの様子を示す。気球は偏西風によって順調に浮遊し、放球から約3時間後、沖へ200kmほど出た地点で高度40kmに達した。そこで、ゴンドラからフライト機体を切り離す予定であったが、カッターが動作せず、ゴンドラと分離することはできなかった。結局、放球から約4時間後、ゴンドラと共に気球から切り離され高度40kmから自由落下した。ゴンドラにはパラシュートが取り付けられているため、フライト機体は十分に加速されず、予測到達速度の約半分(マッハ数0.5)に到達した後は減速され、約30分の飛行の後、着水した。その後、フライト機体はゴンドラと共に回収された。図15に測距によって得られた当日の気球のフライト軌跡を示す。

放球から着水までの間、GPS以外の測定機器は正常に作動し、データを取得することができた。取得した膜面画像(図16)、各種測定データ、また、回収後のフライト機体の様子から、切り離し時や着水時など予定外の荷重がかかったにもかかわらず膜面構造を含むフライト機体全体は飛行中健全であったことが確認された。

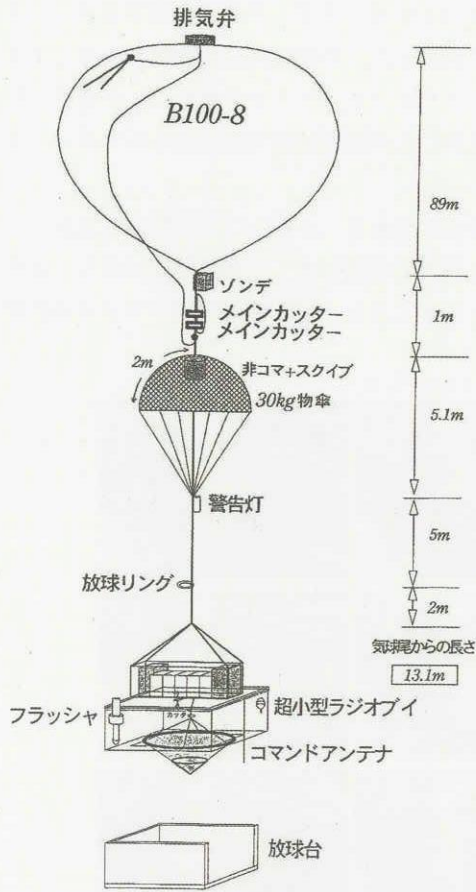


図12 B100-8気球荷姿図[8]



図13 放球台の上のゴンドラとフライト機体



図14 放球直後の気球とゴンドラ

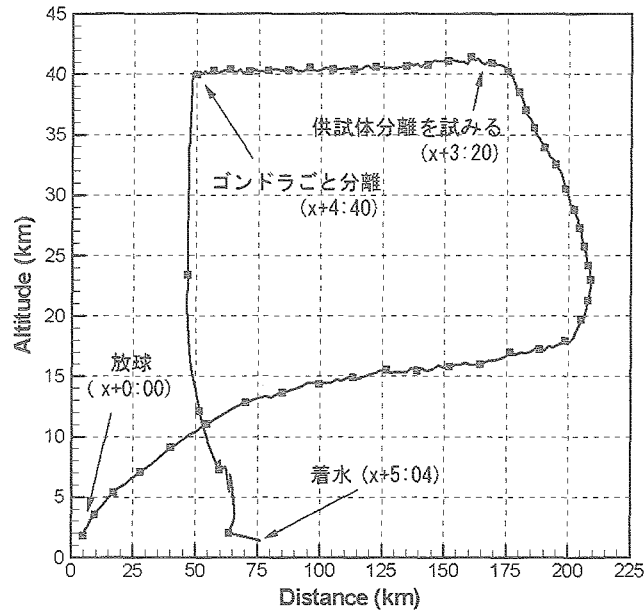


図15 気球のフライト軌跡

4.3. 測定機器の動作

膜面画像系

図16は、カプセル背後にとりつけた魚眼レンズとCCDカメラにより取得した気球の飛行中膜面の360度画像である。気球を切り離した時の衝撃でレンズの絞りの調節がずれ、その後、画像が全体的に暗くなったこと以外は、放球から着水まで正常に画像を取得することができた。なお、膜面上には膜面の変形を観察するために格子状の模様がかかっている。

取得した映像から、気球とゴンドラを切り離した直後に、ゴンドラに柔構造エアロシェルを介して吊るされていたカプセルは、急速にゴンドラに近づいていき、外枠がカプセルを追い抜き、カプセルに衝撃荷重がかかったことが確認された。それ以外では、飛行中に膜面の変形や振動が顕著になることはなかった。これは、フライト機体はゴンドラ、パラシュートとともに落下したために、カプセルの自重による下向きの荷重とパラシュートの空気抵抗による上向きの力によって膜面エアロシェル上下方向に引っ張られ、形状が固定されたためと考えられる。

圧力取得系

図17に絶対圧力計のデータを、標準大気を用いて高度の時間履歴にした結果と測距で得られた高度履歴の比較を示す。時間0は放球前に機器動作の最終確認のために電源をONにした時点である。

これより、気球のフライトは以下のものであったことがわかる。

- 1) t=0min 測定機器の電源をON
- 2) t=90min 放球
- 3) t=130min 高度15kmに到達、排気弁をあげ、水平浮遊に移る。
- 4) t=190min パラスト投下、再び上昇開始
- 5) t=275min 高度40kmに到達、その後水平浮遊
- 6) t=370min 気球を切り離し、ゴンドラとフライト機体が落下
- 7) t=390min 着水

絶対圧力計のデータと測距のデータは追従した結果を示し、ここで用いた圧力計により気球の運動を推定する

ことが可能であることが確認された。ただし、測距データとの差異が2km程度と、精度に関しては十分とはいええず、1) 較正実験の精度を上げる、2) GPSデータを併用する、などの対策で精度を向上させる必要があるといえる。

ヘルスマニタリング系

図18に、放球からカプセル内部（上層部と下層部）と外部の温度の時間履歴を示す。環境試験時と同様、機器の発熱により一旦内部温度は上昇するが、その後は徐々に温度が低下している。環境試験時より、若干内部温度は高いが動作可能温度範囲を逸脱することはなく温度環境は機器の動作には問題がなかったことが確認された。また、膜面振動センサ、外枠歪ゲージからも異常を示す信号は確認されておらず、飛行中、フライト機体は健全であったことが確認された。

位置姿勢系

位置姿勢系は加速度計、角速度計、地磁気計とGPSから構成されている。本実験では、放球以前からGPSが動作しなかった。GPSの不作動は、アンテナとGPSの受信器の距離が近すぎたために、電波干渉によりGPS受信器がマスクされた状態になっていたことが原因と考えられる。図19に機体軸周り（ロール方向）の角速度の時間履歴を示す。この結果から、上昇時、気球はゆっくりとした回転運動をしており、高度40kmに到達し満膨張になるとこの回転運動が停止する様子を捉えられており、角速度計が正しく機能していることとわかる。ただし、気球を切り離したあとは（ $t=370\text{min}$ 以降）は、出力が大きく振動しており、機体が安定せず激しく運動しながら落下していると推測される。これは、フライト機体はゴンドラだけでなく、パラシュートとともに落下しており、そのために、ロープの振れにより回転運動が発生していたことや空力的に不安定な状態であったことが原因である。加速度計、地磁気計も正常にデータを計測、転送していたが、落下中は機体の運動が激しすぎたため機体の運動を同定するにはいたらなかった。

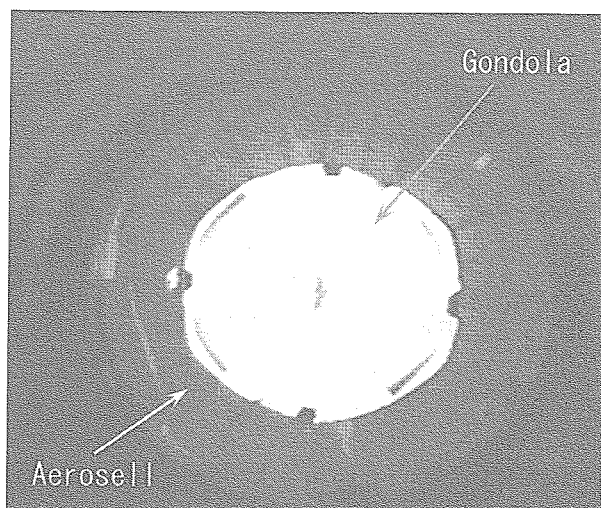


図16 魚眼レンズによる膜面の360度画像

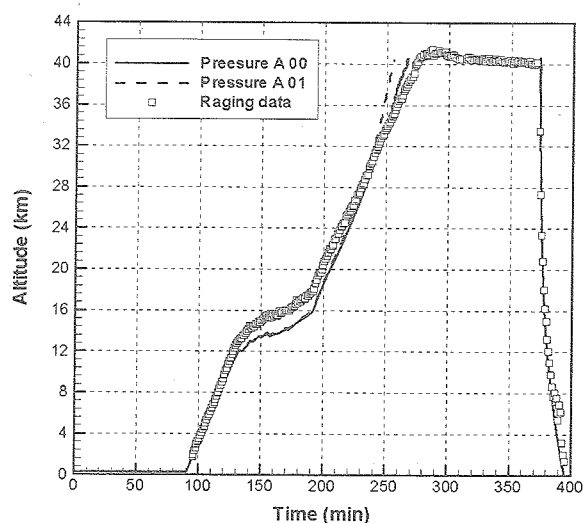


図17 気球の高度履歴

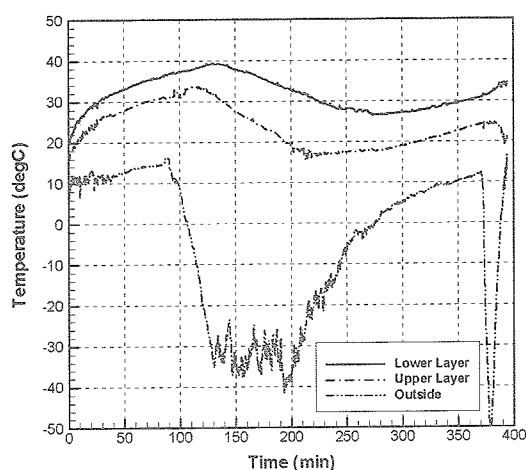


図18 カプセル内部と外気の温度履歴

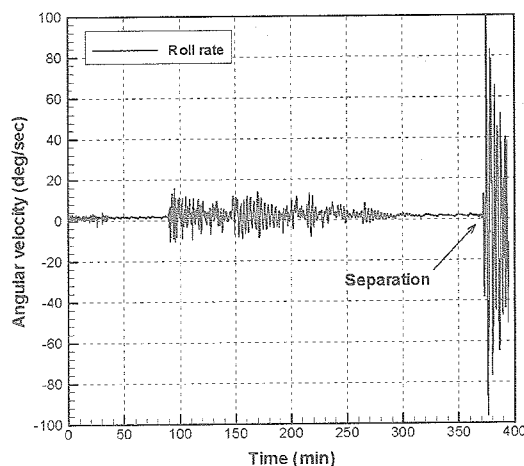


図19 機体軸まわりの角速度の履歴

5. まとめ

膜面エアロシェルを有するカプセル型の飛行体に関して、大気球を利用したフライト試験を行った。分離機構の不具合によりフライト機体単体での飛行試験は実現しなかったが、フライト機体はゴンドラとともに高度40kmから自由落下し、その間のデータを正常に取得することができた。本実験で得られた主な成果は以下の3点である。

- 1) 機体の開発段階において膜面飛行体に関する基礎的なデータを取得することができた。
- 2) 実スケールの展開膜面エアロシェルを作成し、地上試験にて収納展開を実証した。
- 3) 取得されたデータより、膜展開構造を含むフライト機体は飛行中健全に機能していることが確認できた。

今後は、さらにデータ解析をすすめ、改善すべき点などを明らかにし、次回の実験にむけて準備をすすめていく予定である。

本実験にあたり、東洋紡(株)よりZYLON繊維の提供をうけました。宇宙科学研究所の山上教授、並木氏、斎藤氏をはじめとする気球グループの方々からは多大なるサポートを頂きました。ここに心から感謝の意を表します。

参考文献

- [1] M.C.Natori, T.Takano, A.Ohnishi, K.Miyoshi, T.Inoue, M.Tabata, and K.Kondo: In-Orbit Deployment of a High Precision Mesh Antenna System for Space VLBI Mission, AIAA paper, AIAA-98-1837, 1998
- [2] 三浦公亮, 長友信人: ソーラーセイル, 丸善, 1993
- [3] Tetsuya Yamada, Koju Hiraki, Akihiro Sasoh, and Masahisa Honda: Feasibility Study of Venus Entry Capsule and Balloon Observation, ISTS paper 2002-e-11, 2002
- [4] Ben Iannotta, "Down-to-earth: transport for space cargo", Aerospace America, July, pp.39-42, 2000
- [5] M.Gräßlin, U.Schöttle, "Flight Performance Evaluation of the Re-entry Mission IRDT-1" IAF paper, IAF-01-v.3.05, Oct, 2001
- [6] 山田和彦, 鈴木宏二郎 "膜面エアロシェルを利用した新しい再使用宇宙輸送システムの提案" 第35期日本航空宇宙学会年会講演集, 2004
- [7] K. Yamada, K. Suzuki, M. Hongo, "Aerodynamic Characteristics of Three-Dimensional Membrane Aeroshells in Supersonic Flow" AIAA paper, AIAA 2003-3924, Jun 2002,

- [8] 宇宙科学研究所 "平成15年度第1次大気球実験計画概要", SEBノート No.221, 2003
- [9] 東洋紡績株式会社 "PBO FIBER ZYLON® 製品パンフレット", 2001
- [10] V.A. Feria, M.C. Lou, J. Huang, S.E. Speer, "Lightweight Deployable Space Rader Arrays", AIAA-98-1933, pp.1871-1875, 1998

サブミリ波による成層圏O₃およびHClの観測

入交芳久¹・真鍋武嗣¹・落合啓¹・山上隆正²
斉藤芳隆²・川崎朋実²・井筒直樹²
並木道義²・佐藤薫³・村田功⁴

Observations of stratospheric O₃ and HCl at submillimeter-wave

By

Yoshihisa IRIMAJIRI¹, Takeshi MANABE¹, Satoshi OCHIAI¹, Takamasa YAMAGAMI²,
Yoshitaka SAITO², Tomomi KAWASAKI², Naoki IZUTSU²,
Michiyoshi NAMIKI², Kaoru SATO³, Isao MURATA⁴

Abstract : The second flight of BSMILES (Balloon-borne Superconducting Submillimeter-Wave Limb-Emission Sounder) was conducted on September 7, 2004 to observe stratospheric O₃, HCl and so on. An offset parabolic antenna with a diameter of 300 mm, a 620 GHz-band SIS (Superconductor-Insulator-Superconductor) mixer cooled by liquid helium, an AOS (Acousto-Optical Spectrometer), and 3-axes fiber-optic gyroscope are carried in BSMILES. The gondola was lifted to an altitude of about 35 km by a balloon of 100,000 m³ in volume. The system operated normally and emission line spectra of O₃, HCl etc. were successfully obtained. The experiment concludes that the retrieved system is reusable.

Keyword : stratospheric ozone, submillimeter-wave, superconducting receiver

概 要

2004年9月7日、成層圏中のO₃、HCl等を観測することを目的に、気球搭載型超伝導サブミリ波リム放射サウンダ(BSMILES)の第二回目の放球実験が行われた。BSMILESには直径300 mmのオフセットパラボラアンテナ、液体ヘリウム冷却の620 GHz帯超伝導受信機(SISミクサ)、音響光学型分光計(AOS)、3軸光ファイバジャイロ等が搭載されている。BSMILESはB100型気球により放球され、高度約35 kmにおいてオゾン、塩化水素等のスペクトルの観測を行い、観測終了後海上回収された。今回の実験で、システムは回収後再利用可能であることが実証された。

重要語 : 成層圏オゾン, サブミリ波, 超伝導受信機

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

1. はじめに

我々は成層圏中のオゾンやオゾン破壊関連分子のサブミリ波帯における放射電波スペクトルの観測を行うことを目的に、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)の開発を行った。2003年8月に三陸大気球観測所において第一回目の放球実験が行われ[1] O_3 , ClO の高度分布が求められた。得られた高度分布を図1に示す。

2003年の放球実験ではシステムの動作、データ取得、回収という目的を達成することができたが、いくつかの問題点もあった。即ち、較正系の問題、光学系の定在波、分光計への入力レベルが低い、積分時間が短い、帯域幅が狭い等であるが、今回これらに対して改善を行った。今回の観測分子には620-630GHz帯に存在する O_3 , $H^{35}Cl$, $H^{37}Cl$, O_3 isotope という比較的強度の強い分子と、 $HOCl$, HNO_3 , H_2O_2 , BrO , SO_2 , CH_3CN 等の弱い分子が含まれる。

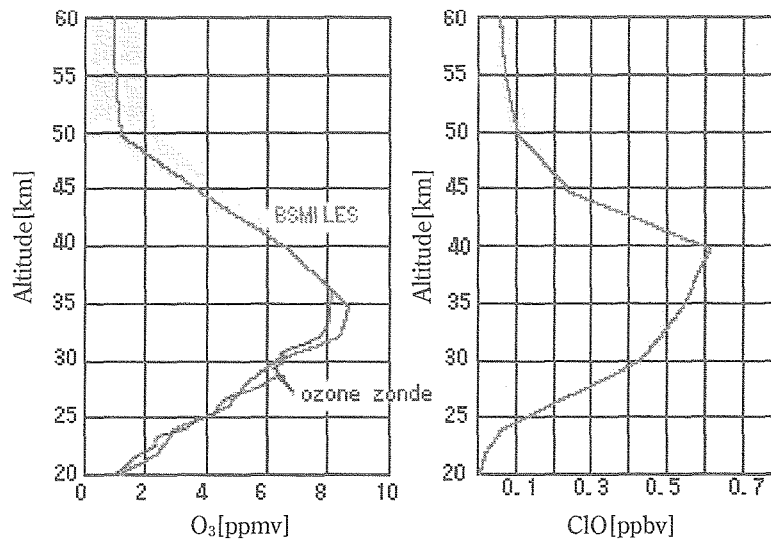


図1 2003年のBSMILESの放球実験の結果得られた O_3 , ClO の高度分布

2. 装置構成

図2 (a)にBSMILESのシステムブロック図を示す。システムは、アンテナ・較正系、光学系、受信機系、中間周波系、分光計、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。ゴンドラサイズは約 $1.35 \times 1.35 \times 1.26$ m、重量は約530 kg (パラスト150kgを含む)、消費電力は約150 Wである。図2 (b)は、放球時の保温用に発泡スチロールで囲んだゴンドラの外観である。

アンテナ・較正系を図3に示す。較正系にはlimb port と cold sky port の間に観測効率の差があるという問題があったが、今回、光軸を調整することで改善することが出来た。またビームスキャン用平面鏡を改良し、較正用に仰角 $+12^\circ$ まで観測可能とした。観測範囲は $-8^\circ \sim +1^\circ$ である。

光学系を図4に示す。4枚の収束鏡、3枚の平面鏡、LO注入用ビームスプリッタから成る。前回使用した定在波除去鏡(ワイヤグリッドと可動ルーフトップミラーから成る)、マーチン・パレット型SSBフィルタを除去し、平面鏡に置き換えDSB受信とした。結果、光学系内で生じる定在波を取り除くことが出来た。LOの周波数は631.22 GHzとした。観測帯域は、624.22 GHz-626.12 GHz (lsb), 636.32 GHz-638.22 GHz (usb) である。 O_3 , HCl のスペクトルはlsb側に存在する。

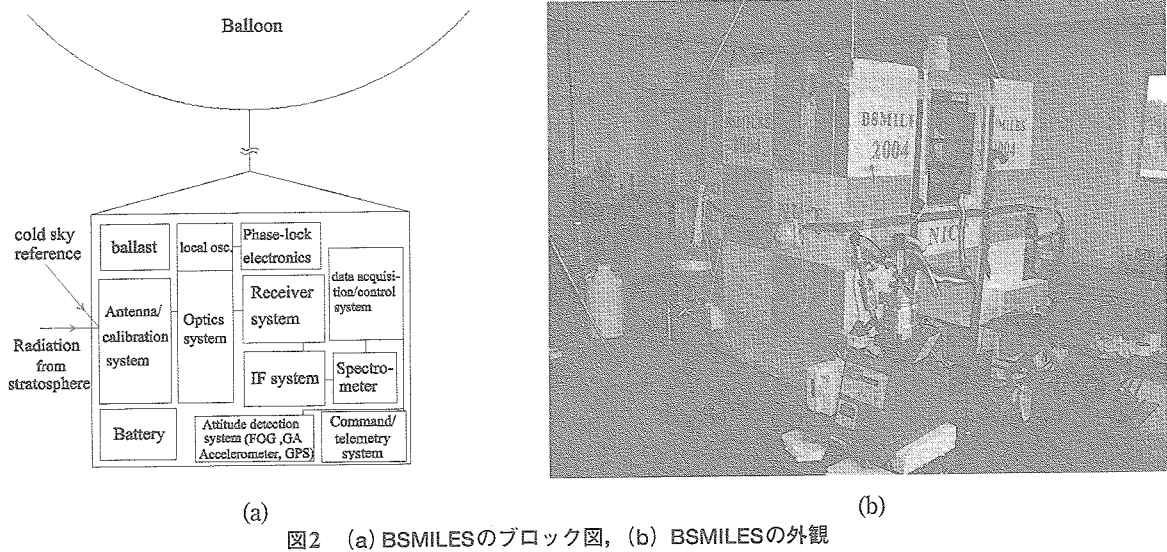


図2 (a) BSMILESのブロック図, (b) BSMILESの外観

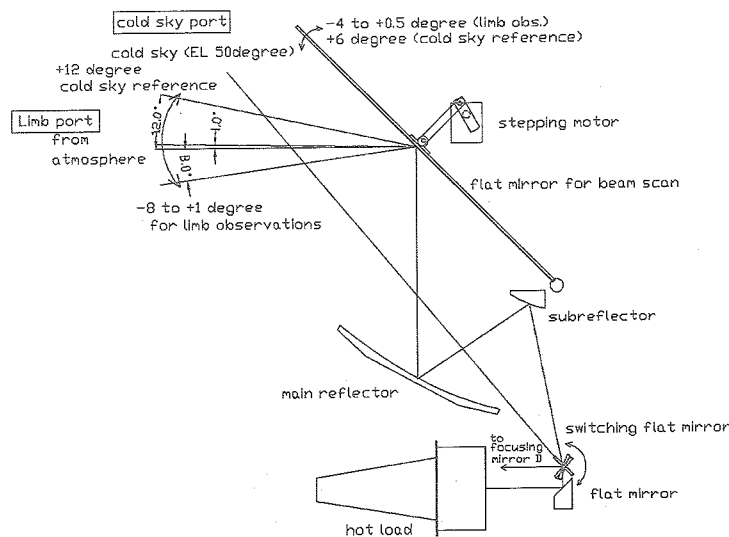


図3 アンテナ・較正系。-8°~+1°を観測のため約23秒でスキャンし、+1°~+12°は約5秒で動き、+12°で約5秒間データを取得する。

受信機にはサブミリ波 (620 GHz) 帯の超伝導受信機 (SIS mixer) を使用した。SISミキサのDSB受信機雑音温度は、620-630 GHz 帯において約 200-250 K である (図5)。DSBシステム雑音温度 (アンテナ入力端での雑音温度) は約340Kである。受信機の冷却には液体ヘリウムが用いられた。液体ヘリウムの容量は 7 L、液体窒素の容量は4 L、液体ヘリウムの保持時間は約14時間である。液体ヘリウムや液体窒素は注入ポートを開放にしておくと、上昇中に減圧されて蒸発が早くなるが、これを防ぐため内圧を約1.2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た。

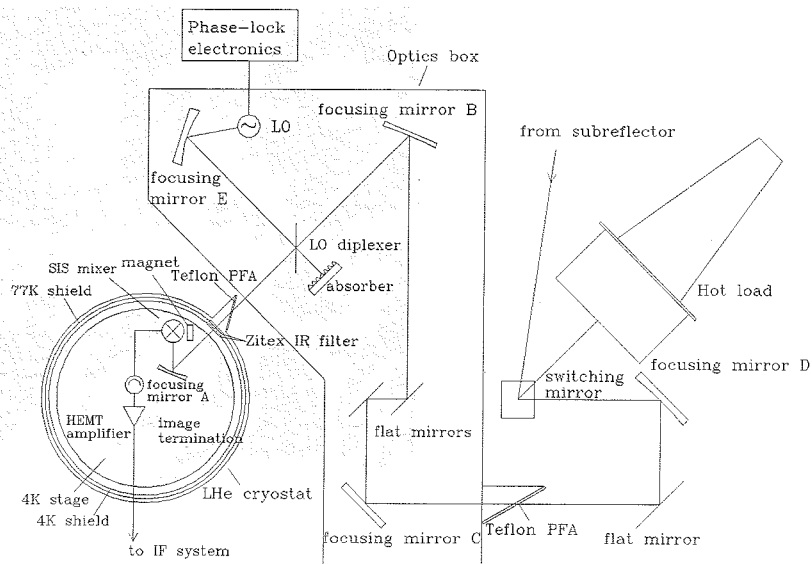


図4 光学系。4枚の収束鏡，3枚の平面鏡，LO注入フィルムから成る。DSB受信を行う。

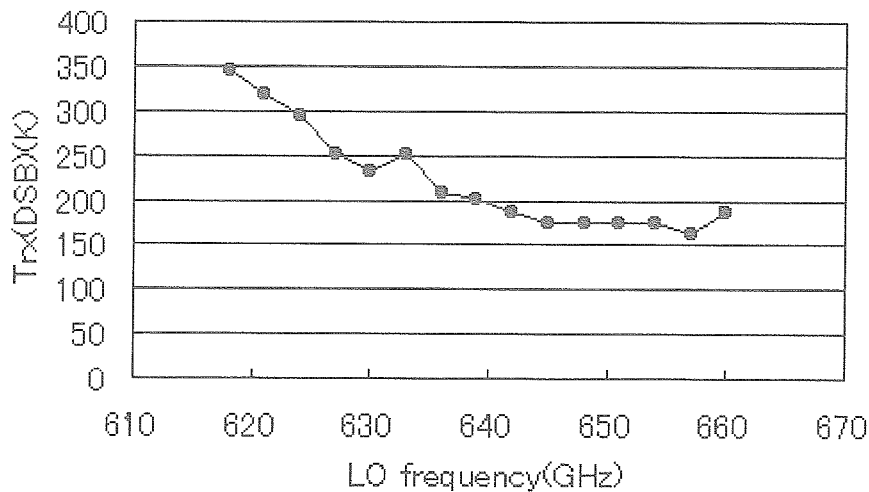


図5 620GHz帯SIS受信機のDSB雑音温度特性。DSB受信機雑音温度は，620-630GHz帯において約200-250Kである。

図6に中間周波系のブロック図を示す。中心周波数が5.6 GHz (帯域1 GHz) と6.5 GHz (帯域1 GHz) の2つの系統をスイッチで切り替えることにより，全観測帯域が1.9 GHzとなるようにした。切り替えは1往復スキャン毎に行われた。分光計には音響光学型分光計 (AOS: Acousto-Optical Spectrometer) が用いられ，帯域は1 GHz，分解能は約1 MHzである。AOSへの入力レベルはADCが飽和するレベルの約1/4のレベルとした (前回の約2.5倍の入力レベル)。また1スペクトルの積分時間を150 msecとし，データの処理・保存時間の短縮により，前回と比較して同じ時間観測した場合，約5倍のデータ取得時間が得られるようにした。データ取得・制御系には3台のCPUを使用し，データはHKデータのみ地上に送信し，観測データは全て搭載されているPCカードに記録し海上回取するようにした。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た。防水やノイズシールド等のため，機器は窒素ガスを封入した与圧容器に入れられた。また，前回の実験時にトラブルを生じた分光計の電源に関しては，3端子レギュレータを介さずに直接電池で駆動するという，前回の放球時と同じ方法を採用した。

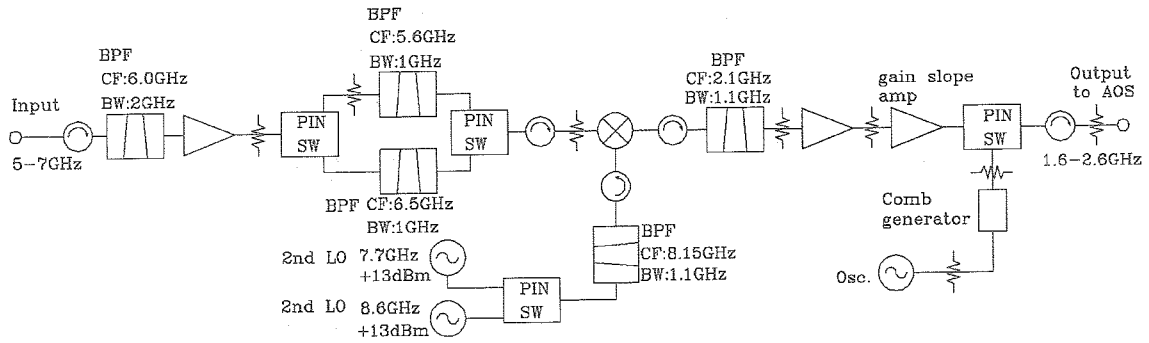


図6 中間周波系のブロック図. 5-7 GHzを2系統に分けてスイッチで切り替えることで, 1.9 GHzの帯域を取得する.

3. 放球実験

2004年9月7日6時31分, B100型気球による放球が行われた. 高度プロフィール, 飛行軌跡を図7に示す. 気球は放球から約3時間20分後にレベル高度35 kmに到達し, 徐々に30 km程度まで高度を下げながら飛行し, 18時45分に地上からの指令で機器を気球から切り離れた. 19時20分に観測器は海上にパラシュートで緩降下し着水, 約30分後船で回収された.

放球時, 前回の実験時に生じた放球直後の電源のリセットは生じなかった. 加わった加速度は+0.5 Gであった. 機器の温度プロフィールを図8に示す. 上空でもゴンドラの温度は約20°Cに保たれていた. その他の機器も全て動作温度範囲内のほぼ一定温度で動作していた. 放球後システムは正常に動作していたが, レベル高度に到達して約1時間30分後に液体ヘリウムが無くなり, その時点で観測は終了した. 液体ヘリウムの保持時間は約8時間であった. 今後調査を行う予定であるが, その原因の一つとして, 液体窒素注入ポートに取り付けた保圧弁用のテフロンシールがシール面より僅かに奥に取り付けられていたことと, コネクタの締め付けが若干弱かったことによるシール面の接触が不十分であったことが考えられる.

ゴンドラを回転させるために, 前回よりトルクの大きなモータを取り付けた結果, 観測中にゴンドラは約0.7 rpmで回転していた. 図9に地磁気センサの出力を示す.

回収後, 与圧容器内の機器は完全に防水されていた. また落下による衝撃で機器は機能的損傷を受けていなかった.

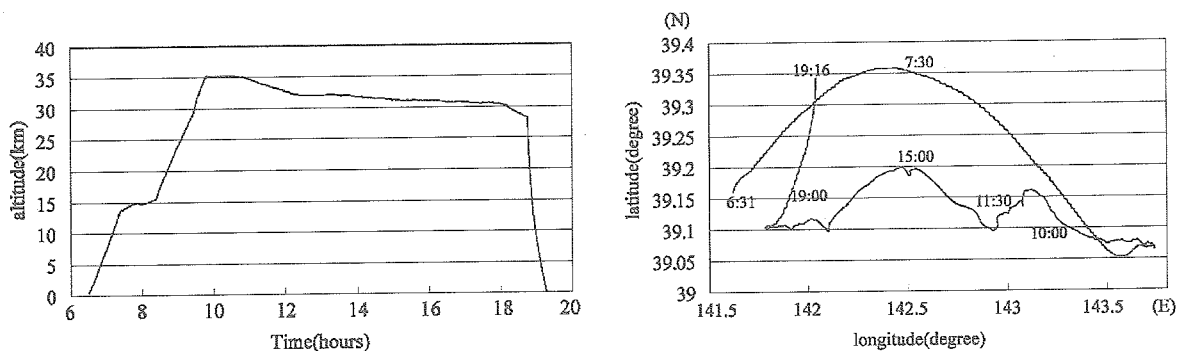


図7 気球高度プロフィール (左), 飛行軌跡 (右). レベル高度約35 kmにおいて9時50分から11時20分の約1時間半観測が行われた.

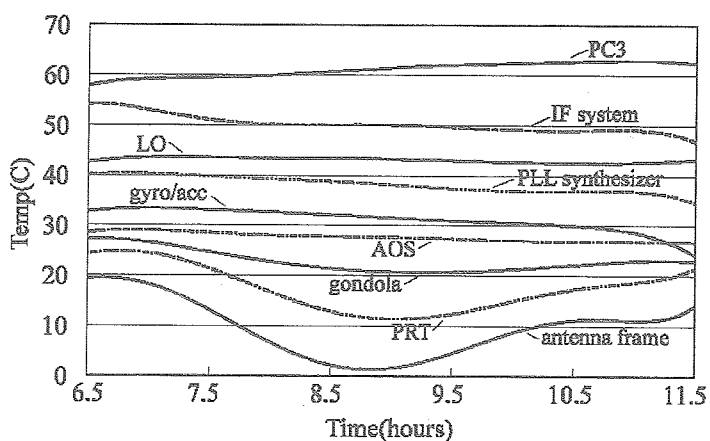


図8 各機器の温度プロフィール。上空でもゴンドラ内の温度は20℃程度に保たれている。

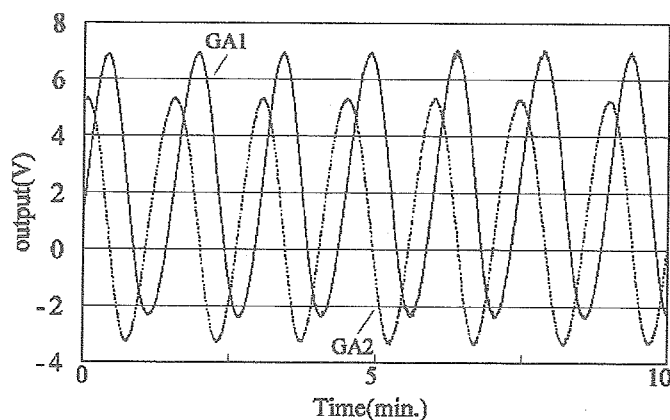


図9 地磁気センサの出力。GA1とGA2は90度ずらして取り付けられている。ゴンドラは約0.7 rpmで回転していた。

4. 観測結果

図10に仰角 -8° \sim $+1^{\circ}$ の範囲をスキャンして得られたスペクトルを示す。これは積分時間150ミリ秒の1スキャン分のスナップショットであるが、 O_3 (625.37 GHz), $H^{35}Cl$ (625.92 GHz), $H^{37}Cl$ (624.98 GHz), O_3 -v1,3 (636.67 GHz) の強度の比較的強いラインは、この短い積分時間のデータからも検出されていることが分かる。今後のデータ処理によってこのスペクトルから高度分布を出し、さらにHOCl, HNO_3 , H_2O_2 , BrO, SO_2 , CH_3CN 等の弱い分子が検出されているかどうかを調べる予定である。

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。ゾンデは11時に放球され、約1時間30分の観測を行った。BSMILESとは1時間以内で観測時刻が一致している。また、9月4日に放球が行われたECCオゾンゾンデ、光学式オゾンゾンデ及び9月5日に行われた光学式オゾンゾンデのデータとの比較も行う予定である。

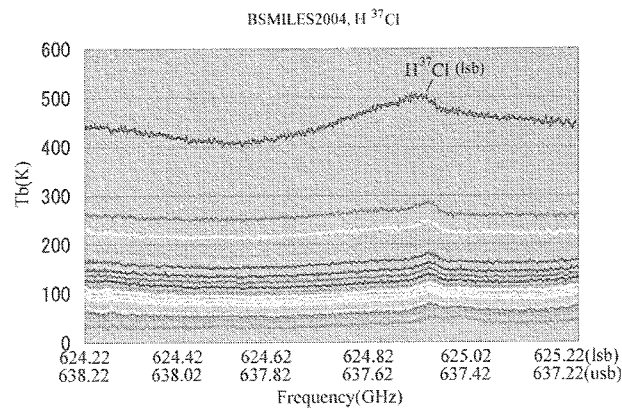
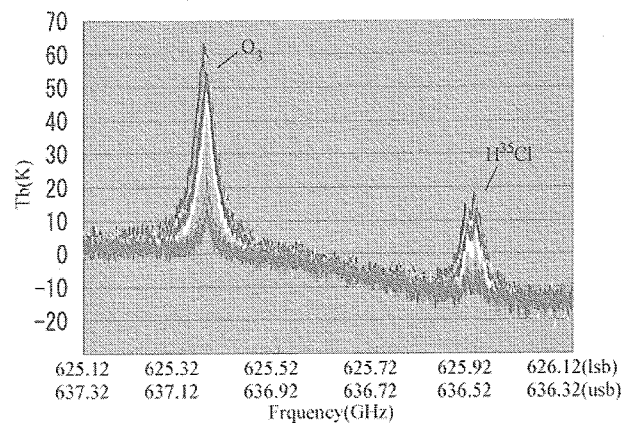
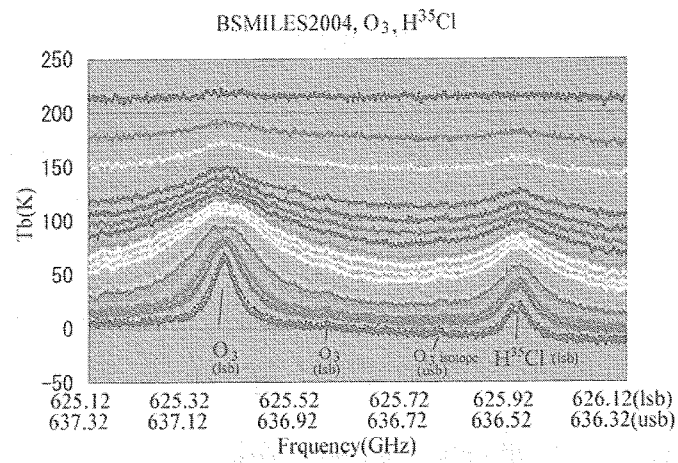


図10 ビームを仰角方向にスキャンして得られた, O₃, H³⁵Cl, O₃ isotope (上, 中), H³⁷Cl (下) のスペクトル.

5. まとめ

前回の実験結果から明らかになったいくつかの問題点に対して改良を加え、2004年に第二回目のBSMILESの放球実験が行われた。システムはほぼ全て正常に動作し、またオゾンゾンデによる同時観測も行われ、さらに質の良いデータの取得に成功した。また、今回の実験により、BSMILESは海上回収して再利用可能であることが実証された。今回の観測は、JEM/SMILES[3]の観測予定分子の約2/3をカバーするもので、データ処理技術開発にも役に立つことが期待される。さらには液体ヘリウムを用いたサブミリ波受信機技術の確立は、将来的にはTHz帯における大気観測や、天体観測のような他分野への波及効果も大きい。

参 考 文 献

- [1] 入交芳久, 真鍋武嗣, 落合啓, 増子治信, 山上隆正, 斉藤芳隆, 井筒直樹, 並木道義, “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, 2004年3月
- [2] JEM/SMILES home page <http://smiles.tksc.jaxa.jp/>, or "JEM/SMILES mission plan", http://www2.crl.go.jp/dk/c214/smiles/Mission_Plan/

第45次南極地域観測隊による
クライオジェニックサンプラー回収気球実験

菅原 敏¹・橋田 元²・石戸谷 重之³・並木 道義⁴
飯嶋 一征⁴・森本 真司²・青木 周司³・本田 秀之⁴
井筒 直樹⁴・中澤 高清³・山内 恭²

Stratospheric Air Sampling Using a Balloon-borne Cryogenic Sampler
Over Syowa Station, Antarctica by the 45th Japanese
Antarctic Research Expedition Team

By

Satoshi SUGAWARA¹, Gen HASHIDA², Shigeyuki ISHIDOYA³, Michiyoshi NAMIKI⁴
Issei IJIMA⁴, Shinji MORIMOTO², Shuji AOKI³, Hideyuki HONDA⁴
Naoki IZUTSU⁴, Takakiyo NAKAZAWA³, Takashi YAMANOUCHI²

Abstract : Balloon-borne cryogenic samplers were launched from Japanese Antarctic Station, Syowa, on December 26, 2003 and January 5, 2004 by the 45th Japanese Antarctic Research Expedition team. Stratospheric air samples were successfully collected at 11 different altitudes from 10 to 30 km. After air sampling, the cryogenic samplers descended using a parachute and landed safely on sea ice near the station, and then they were recovered by using a helicopter. By measuring the pressures of air samples collected, it was found that their amounts were 9-18 L_{STP}, which are enough to analyze many atmospheric components. It is expected that long-term variations of the atmospheric components in the Antarctic stratosphere are elucidated by comparing the present analysis results with those of a similar measurement made in 1998.

概 要

第45次南極地域観測隊行動の一環として、南極昭和基地においてクライオジェニックサンプラー回収気球実験が実施された。実験は2回実施され、2003年12月26日と2004年1月5日にそれぞれ気球が放球され、高度10kmから30kmにおいて成層圏の大気サンプルを採取することに成功した。大気サンプルの採取が終了した後、観測器はパラシュートによって海氷上に着地し、無事にヘリコプターで回収された。日本に持帰った後にサンプル容器の内圧を計測したところ、採取された成層圏大気サンプルの量は、9～18L (STP) であり、さまざまな大気成分の分析をするために十分な量のサンプルが得られていた。今後進められる分析の結果を、1998年の実験

¹宮城教育大学

²国立極地研究所

³東北大学大学院理学研究科

⁴宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部

結果と比較することにより、南極成層圏における大気成分の長期変動などが明らかにされるものと期待される。

重要語：成層圏大気微量成分，クライオジェニックサンプラー，南極観測

1. はじめに

クライオジェニックサンプラー回収気球実験は、南極地域観測事業の第VI期5カ年計画プロジェクト研究観測『南極域からみた地球規模環境変化の総合研究』におけるサブプログラム「南極域における地球規模大気変化観測」の研究課題である成層圏-対流圏間の物質輸送の研究の一環として、南極成層圏内の様々な大気成分の挙動を調べるために、高度10kmから30kmにおいて大気サンプルを採取することを目的としている。この実験の特徴は、直接成層圏の大気を採取し、国内に持帰ることによって、国内の研究機関の最先端技術を駆使した様々な分析が可能になることである。持帰った大気サンプルは、国内六つの大学や研究機関に分配され、温室効果気体の濃度や同位体比、フロン類の濃度など、20項目以上にわたってガス分析が行われる。これにより、南極成層圏大気中の物質の輸送や、光化学反応過程について重要な知見が得られるものと期待されている。この回収気球実験は39次隊において一度実施されており、当時の観測結果と今回のものを比較することで、大気成分の変化の長期傾向なども解明されるものと期待される。

今回の回収気球実験に用いられた観測機器や実験方法は、基本的に前回の39次隊において用いられたものと同様であるが[1][2]、今回はクライオサンプラーを2機放球することが最大の特徴であった。この第一の理由は、39次隊における困難な回収オペレーションの経験を踏まえて、万が一1機が回収不可能になったとしても、再度実験を実施できるようにするためであり、第二の理由は、採取した大気サンプルをより多くの分析に使用できるように、できるだけサンプル量を増やしたいという要求があるためである。結果的には、今回の回収気球実験では二度とも成層圏大気サンプルの採取に成功し、サンプルの量も十分であると推定されており、上記の目的は達せられたと言える。

2. 回収気球実験の準備作業

2.1. 観測器の準備

1号機と2号機について、実験準備の開始から放球までの作業の進行状況を、それぞれ表1と表2にまとめた。クライオサンプラー本体と搭載装置、および地上装置は全て緊急空輸によりCヘリポートに輸送され、第2廃棄物保管庫において観測準備が進められた。クライオサンプラー本体の詳細については他の文献に述べられているので[3]、ここでは省略する。クライオサンプラーの準備は、主に、液体ヘリウムデュワーの排気、大気サンプル接ガス部配管の排気、搭載回路の動作チェック、搭載および地上の送受信システムのチェック、液体ヘリウム転送、サンプラーの最終組立の順に行われた。上層風や、地上風、液体ヘリウムの残量など、様々な制約条件のために、昭和基地において回収気球の放球が可能となるチャンスは極めて限られている。したがって、早い時期の放球チャンスを逃さないために、最短の日数でサンプラーの準備を完了できるように、国内において主要部分を組み立てた状態で持ち込むとともに、事前に十分な最終組み立て練習を実施していた。その結果、サンプラーの準備作業は極めて順調に進められた。なお、第2廃棄物保管庫内の電源はヤンマー製の10kVA発動発電機を用いた。ゴンドラなどの重量物の吊り下げには、主にクローラクレーンを使用した。

2.2. 液体ヘリウムの輸送と製造

本観測が用いているクライオジェニックサンプリング法では、試料容器を液体ヘリウムで4°Kまで冷却するこ

表1 1号機の準備作業進行状況

日付	サンプラー関係	放球関係
12月18日	回収気球緊急物資空輸	
19日	物資開梱、作業スペース設置、排気装置立ち上げ、FRPデューワー排気開始、サンプラー予備取入口バルブまでの加熱排気	ランチャー設置、ローラー車走行路用アルミ道板敷設、放球関連物資を2廃からCへりに移動
20日	試料取入口ホースまで排気、搭載回路・モーター動作確認、2廃内でのテレメトリー・コマンド動作確認を行うための諸準備、第1夏宿とRT棟に無線LANアンテナ設置	カードル6基空輸
21日	試料容器まで排気、容器内の真空度チェック、2廃内でのテレメトリー復調、コマンド送信による噛合せ実施、アルゴス送信機1号機国内テスト	カードル20基について8枝管を配管
22日	取入口ホース排気継続、テレメトリー・コマンド関連物資を2廃からRT棟に運搬し、設置作業、アルゴス送信機2号機国内テスト、液体ヘリウム氷上輸送、MVE容器重力計室に輸送し、製造した液体ヘリウム88Lを注ぎ足、RT棟にてWS立ち上げ	カードル36基氷上輸送
23日	電波噛み合わせ	リハーサル（高高度気球）放球
24日	液体窒素予冷、送信機とテレメトリーの再確認、氷状偵察フライト、しらせにて回収オペ検討会	
25日	液体窒素汲みだし、液体ヘリウムトランスファー、ゴンドラ内装置組み込み、クラッシュパッドフレーム取り付け作業	
26日	1号機放球、着地点偵察フライト、回収方法検討	

表2 2号機の準備作業進行状況

日付	サンプラー関係	放球関係
12月28日	デューワー排気開始、予備取入口排気開始、バルブ開閉機構、搭載回路等組み込み部品の準備	
29日	デューワー排気継続、予備取入口までの加熱排気、バルブ開閉機構、搭載回路の動作確認、液面センサー断線対策用変換コネクタ製作	
30日	デューワー排気継続、試料容器排気、試料取り入れホース排気、電波噛み合わせ	
31日	デューワー排気終了、試料取り入れホース排気終了、バルブ開閉機構の取り付け、液体窒素予冷準備、TMエンコーダ基盤チェック	バックドパラシュート改造
1月1日	液体窒素予冷開始	バックドパラシュートの引っ張り試験
2日	デューワー液体窒素予冷継続、電波噛み合わせ、しらせにて回収オペ打合せ、	
3日	デューワー液体窒素予冷継続、電波噛み合わせ	
4日	液体窒素汲みだし、液体ヘリウム移充填、ゴンドラ内装置組み込み、クラッシュパッドフレーム取り付け作業	(PPB放球) ヘリウムガスカードル8枝管取替え
5日	2号機放球、スリング回収	

とにより、希薄な成層圏大気を固体として捕集する。したがって、十分な量の液体ヘリウムの入手・保持が実験遂行の大前提となる。液体ヘリウムは専用の保存容器に入れて輸送されるが、気化することによって徐々にその量は減ってゆく。39次隊の実験においては、国内から液体ヘリウムを入れた保存容器250L 2台と100L 1台、合計3台をしらせに積込み、さらにフリーマントルにおいて、この3本の保存容器に液体ヘリウムを補充した後に昭和基地に輸送した。基本的にはこの輸送方法によって、大量の液体ヘリウムを必要とするクライオ実験が南極でも可能となることが裏付けられたが、いくつかの問題点があった。この輸送方法では、国内からフリーマントルまでの輸送中に失われる液体ヘリウムが無駄になった上に、3本の保存容器の内の250L容器1本の真空断熱性能が悪く、昭和基地での氷上輸送までに全て蒸発して失ってしまう結果となった。今回の実験では、2回の放球分を確保しなければならないために、前回の教訓を生かして、オーストラリアにて液体ヘリウムの入った保存容器を入手することとし、事前に入念な保存性能試験をパスした250Lの保存容器2台をフリーマントルから積込んだ。図1は、このようにして12月1日にフリーマントルにて積込んだ液体ヘリウムの残量の推移を表したものである。フリーマントルを出航してから氷上輸送までの2つの保存容器の平均の蒸発率は、それぞれ1.0、および1.6%/dayであった。一方の保存容器の断熱性能がやや悪かったものの、昭和基地に輸送された時点での液体ヘリウムの総量が約360Lであり、当初から予定されていた日程通りに放球が行われるならば、十分な量を確保することができた。ただし、天候によって放球の日程が大幅に延期される場合に備えて、さらに昭和基地においても液体ヘリウムの製造を実施した。なお、このために、液化用のヘリウムガスシリンダー25本も緊急空輸により基地に持ち込んだ。44次越冬隊地学・池田隊員の協力により、重力計室において12月3日から12月22日にかけて合計230Lの液体ヘリウムを製造し、基地に残置されていた100Lの保存容器と、氷上輸送された250L容器1台に移充填された。これにより、液化終了時点では、総量約540Lの液体ヘリウムを確保するに至った。

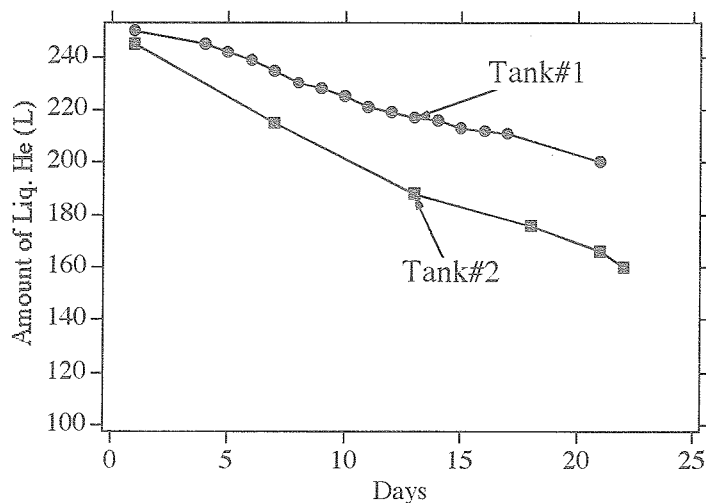


図1 フリーマントル出航後の2台の液体ヘリウム保存容器の液残量の推移

2.3. 地上送受信システムの準備

地上送受信システムは39次隊で使用したものと同一のものであり、主に送受信アンテナ、追尾のためのエモテータとそのコントローラ、CCDカメラ、受信機、復調機、コマンド送信機、PCなどで構成されている。今回は、これらの機材を第2廃棄物保管庫からRT棟に輸送し設置した。送受信機器および追尾コントローラなどをRT棟室内に、また、送受信アンテナ、エモテータを架台に固定してRT棟屋上に設置した。回収気球放球に先立って12月23日に実施された高高度気球の放球を利用して、追尾システムのマニュアル駆動動作と受信機のチェックを実施した。さらに、実際にサンプラーに搭載する送受信機器を第2廃棄物保管庫の入口付近の屋外に持ち出し、RT棟

との間で電波噛み合わせテストを行った。今回、この噛み合わせテスト時に、テレメータ信号の復調が十分に確認されない現象がしばしばみられた。なお、RT棟屋上から、放球場所であるCヘリポート、および第2廃棄物保管庫までの見通しは、途中の丘によって遮られている。このため、電波噛み合わせテスト時に、テレメータ信号強度が弱く、サンプラーデータの復調が不調であった問題の原因が、単に見通しがないためなのか、あるいはサンプラー側のテレメータエンコーダや送信機などのハードウェアの問題のためなのかを判断するのにかなりの時間を費やした。最終的には、1号機については送信機を交換することによって、また2号機についてはテレメータエンコーダを交換することによって、この問題は解決した。また、1回目の実験では、テレメータのGPS情報に頻繁に欠落が見られたが、国内サポートチームの的確な解析によって、地上設備の不具合が原因であることが判明し、機器を交換することで2回目の実験では良好なGPSデータが取得された。なお、サンプラーから送られるGPSデータをもとに自動追尾によりアンテナを駆動する予定であったが、ほぼ快晴の天候であったことから、CCDカメラにより目視確認できたので、放球時から高高度飛行中まで、モニターで気球を確認しながら手でアンテナ駆動モーターをコントロールした。

2.4. ネットワークを利用した国内へのデータ送信

クライオサンプラー放球・飛行時のQLデータを国内側サポートチームと共有するために、昭和基地と国内間のQLデータ通信システムを構築した。その概要を図2に示す。RT棟に設置された昭和基地側QLデータ通信ワークステーション (balloon1) と昭和基地有線LAN間は、RT棟と第一夏宿舎間に無線LAN (関西電気: AirLink) を設置して接続した。昭和基地有線LANと極地研LAN間の接続は、情報科学センターが維持しているインマルサットHSD回線によるデータ通信を使用した。balloon1と極地研側データサーバー (arcpc) 間のデータ伝送に使用したプロトコルはTCP/IP上のuucpである。データ送信要求は極地研側arcpcが30秒に1度発行し、昭和基地側balloon1に蓄積されている最新のQLデータをarcpcにダウンロードした。国内側では更に、arcpcからQL表示プログラムのインストールされたWindowsPCに、ftpでデータをダウンロードし、QLデータの画面表示を行った。実験当日は、極地研にクライオサンプラー関係者が、宇宙研に気球工学関係者が待機し、回収気球実験QLデータの監視を行った。残念ながら全体の1/3の時間は通信の不具合によって同時監視は出来なかったが、幸いなことに、トラブル発生の可能性が高いと考えられる気球の放球直後と気球カット・パラシュート降下時には国内側での完全な監視に成功した。今回のデータ通信不具合の原因は、arcpc-isch9-south1-balloon1の経路上をバケツリレー式でデータ伝送を行ったことによる。今後同様な準リアルタイムデータ伝送を行う場合は、ftp等のプロトコルを使用するか、あるいはサーバー間 (balloon1-arcpc) を直接接続とした上でuucpを使用する必要がある。

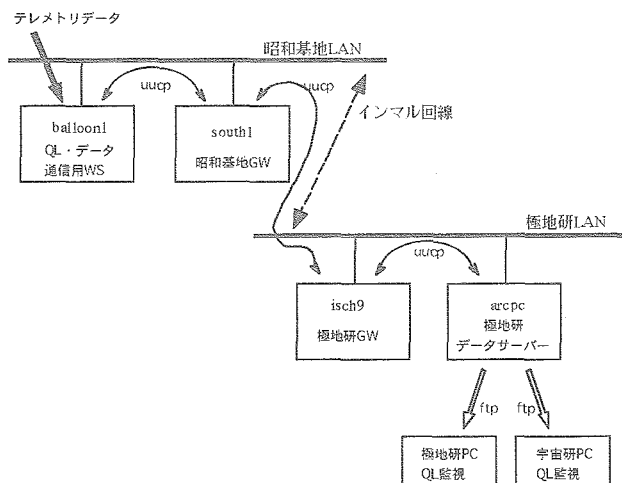


図2 昭和基地と国内との間の気球飛行データ通信システムの概略

3. 放球作業

放球の可否の判断は、主に地上風速が4m/s以下であること、上層風速が弱く着地予想地点が昭和基地より60km以内になること、着地地点の海水が回収可能な状態であること、であった。後者2点については、後述のように12月24日に氷状偵察飛行を実施し、ゴンドラが着地する可能性が高い半径60km円内の西側半分の領域を中心に調査した上で、定常気象から提供された高層気象データを逐次国内に送り、その時点での風向・風速による気球航跡および着地位置を予測し、回収可否を判断した。図3に着地予想地点の推移を示す。昭和基地から見た着地予想地点の方位と距離は、12月24日頃までは、西方約40km前後で比較的落ち着いていたが、25日以降上層風の傾向が変化し、北向きの成分が強まった。その後緩やかに再び西向き成分が回復してきたが、これと同時に上層の風速が強まり、当初2回目の放球が予定されていた1月3日には、西方100kmまで流されてしまう予想となっていた。結果的には、回収気球の放球は、12月26日と1月5日に実施され、上層の風向・風速の変化が激しい期間の中でも、地上風と上層風の条件がともに比較的良好となった極めて限られたタイミングで実施された。事前の氷状偵察において、基地の北方の領域は、部分的にパドルの発達が見られ、氷山の分布が密であることが判っていたため、回収を難しくする要因として危惧されたが、放球のチャンスが限られていることを鑑みて実行することを決定した。第1回、および第2回の放球日当日の時間的な作業の流れを表3、4に示す。放球作業は45次隊宇宙・並木隊員の指示の元に進められ、44次隊と45次隊の気水圏・宙空・電離層・定常気象・機械の各部門の隊員らで構成された放球作業チームによって実施された。特に、44次隊の関係者は、44次夏期の大気球実験や越冬中の高高度気球の放球の経験を積んでいたため、ガス注入などの主要な作業が極めて円滑に進められた。放球時には3名がRT棟に配置され、テレメータ監視、記録、追尾などを行った。なお、GPSアルゴスとレーウィンゾンデも放球場においてロープで結索、あるいは状況に応じてサンプラー自体に固定された状態で放球された。

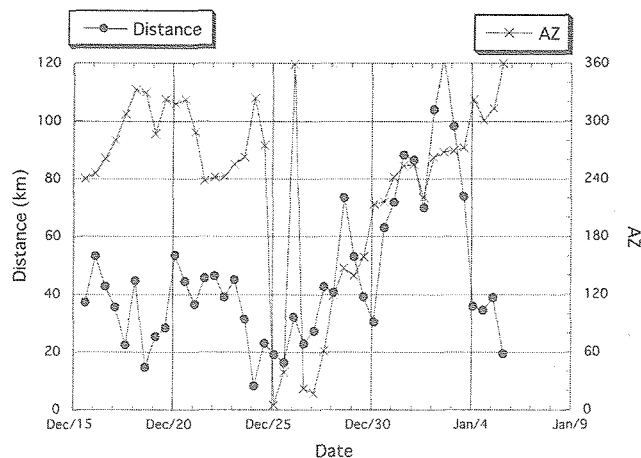


図3 高層気象データをもとに計算されたクライオサンプラーの着地予想地点の推移。
AZとDistanceはそれぞれ基地からみた着地点の方位と距離。

4. 気球の飛揚と大気サンプリング

放球時の地上風は、2回ともにほぼ無風に近く、放球に理想的な状態であった。気球はほぼ予定通りに5m/sの速度で上昇し、高度30kmで25分間程度の水平浮遊をした後、カットコマンドにより気球とゴンドラが切り離された。この間、気球上昇中と水平浮遊中に、予定していた11の高度において、大気サンプリング実行のコマンドを送信し、モーター駆動バルブの開閉を行うサンプリングシーケンスが順調に実施された。この気球の航跡と大気サンプリングが実施された位置を、図4、および図5に示した。どちらの気球飛揚についても、高度30km付近では

表3 2003年12月26日に実施された1号機の放球作業の時間的な流れ(時刻はLT)

08:15	実験関係者Cヘリポート集合、作業開始
09:10	サンプラー第2廃棄物保管庫からCヘリポートへ移動、噛み合わせ開始
09:47	噛み合わせ終了
10:21	ガス注入開始
10:24	頭部立て上げ
10:57	ガス注入終了
11:05	スクウィープタイマーON ランチャーロードセル浮力447kg
11:18	放球(地上風:N, 2.0m/s)
13:18	気球カット
13:27	着陸 QL最終表示; S68° 51' 15.3" E39° 31' 16.5"

表4 2004年1月5日に実施された2号機の放球作業の時間的な流れ(時刻はLT)

07:15	サンプラー第2廃棄物保管庫からCヘリポートへ移動
08:15	放球準備開始
08:56	PIかみ合わせ終了
09:34	気球展開、結線・結索終了
09:57	ガス注入開始
10:05	気球頭部立て上げ
10:17	ガス注入70%、カラー取り付け
10:27	ガス注入終了
10:35	気球立て上げ終了、総浮力460kg
10:36	スクウィープタイマーON
10:42	安全ベルト解除、カラー取り外し、放球
12:24	高度29.4km レベルフライト開始
12:43	気球カット、パラシュート降下開始
13:15	着陸 S68° 49' 46.8" E39° 19' 44.1" (昭和基地から333° 22km)

西向きの風であったが、上昇およびパラシュート下降中の高度10kmから20km付近において、北東から東北東の風が卓越しており、これによって最終的な着地点は、基地の北方となった。1号機では、気球カット後のバックドパラシュートの開傘が不完全となり、予定の降下速度をはるかに超える速度で落下するというトラブルが発生した。この結果、正常な開傘によって降下した2号機では、気球カットから着地までに30分程度かかっているのに対して、トラブルのあった1号機では約10分間で30kmを降下した。このため、着地衝撃による1号機の破壊が懸念されたが、次節で述べるように無事大気サンプルは回収されるに至った。1号機の実験終了後に回収されたパラシュートを入念に調べた結果、パラシュートに内蔵されているグラウンドディスクコネクと呼ばれる装置に何らかの原因があった可能性が疑われた。この装置は、着地後にパラシュートが風によってあおられるのを防ぐために、着地後に自動的に結索の一部を切断する装置である。このバックドパラシュートのトラブルについては、即座に国内と情報を交換し、2号機の実施に向けた対策を検討した。その結果、2号機のパラシュートではグラウンドディスクコネクを取り外して使用することにした。

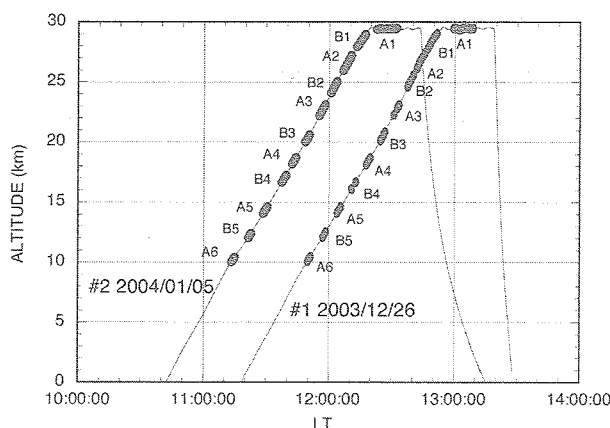


図4 気球の高度の時間変化。黒丸は大気サンプリングの高度を示す。

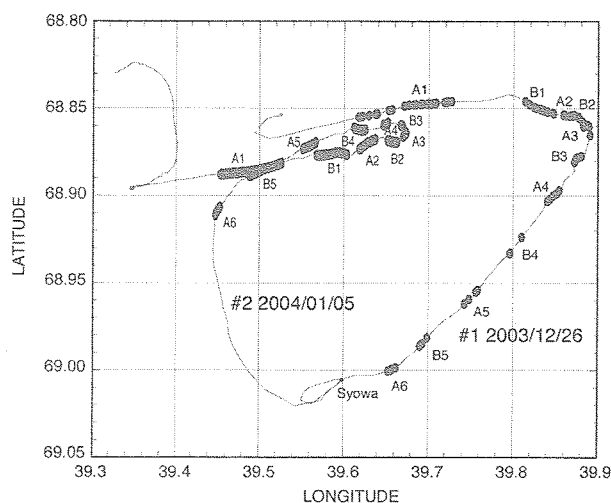


図5 気球の航跡。黒丸は大気サンプリングの位置を示す。

5. 回収オペレーション

5.1. 氷状偵察フライト

回収気球の放球に先立ち、12月24日に海氷の状態を把握するためにしらせのヘリコプターによる海氷偵察フライトを実施した。約3時間にわたって、昭和基地から半径60kmの圏内の海域を、約20kmの走査幅でジグザグに飛行した。基地より西側の海域では比較的海氷は安定しており、その表面も一様な積雪で覆われ、ゴンドラの氷上回収にとって有利な領域であると判断された。一方、基地より北側の領域では、安定した海氷の面積比率も高いものの、冰山が数多く分布し、また部分的にパドルの発達が見られた。また、海氷が開いて大きく海水面が現われている領域も見られた。以上の偵察結果を総合的に検討し、安定した海氷上へのゴンドラの着地、および海氷上での回収の可能性は十分にあると判断された。

5.2. 1号機の着地点偵察フライトと氷上解体回収

1号機の回収にあたっては、まずゴンドラ着地後、直ちにゴンドラの搜索と着地点の氷状を確認するためのヘリフライトが実施され、実際の回収作業は翌日となった。これらの一連の時間的な作業の流れを表5に示した。ゴンドラの搜索は、RT棟にて最後に受信されたテレメータのGPS情報をもとに行われた。このGPSで示された地点付近を目視により搜索し、間もなく海氷上にサンプラーが発見された。なお、簡易アンテナとハンディー受信機を

捜索用に準備し、現場に向かうヘリコプター機内において、ゴンドラから1680MHzの信号が送出されていることを確認した。ゴンドラは、平坦な海氷上の積雪に直立の状態でも半分以上埋もれており、不完全なパラシュート開傘による大きな着地衝撃を、積雪がかなり吸収したものと考えられた。現場付近の映像を記録し、しらせにて回収方法を検討することにした。

しらせに帰艦後、観測隊回収班としらせ飛行科との間で検討会を開き、現場の海氷状況について、氷上の回収作業が可能であるという共通の認識を持った。しかし、当初から希望していたヘリによるゴンドラのスリング輸送については、スリング作業のための飛行科員を海氷上に降下させるためには安全確認が不十分である、とのしらせ側の判断により見送られた。これにより、ゴンドラ自体およびその外側を覆っているショックアブソーバーの回収は不可能となり、観測隊回収班がゴンドラ内外部を海氷上で解体・梱包し、ホイストによってヘリに揚収するという方針を決定した。

表5 2003年12月26日に実施された1号機着地地点の偵察フライトと、翌27日に実施された氷上解体回収の時間的な流れ（時刻はLT）

12月26日
14:00 偵察班、AヘリP/U（橋田、菅原、石戸谷、小田）
14:05 着地地点着
14:10 サンプラー確認、ホバリングによりサンプラーおよび氷状況確認
14:30 しらせへ帰艦
14:45 しらせにて回収方法を検討 氷上にて解体しホイスト揚収を決定
12月27日
08:30 ヘリしらせ発艦
08:35 Aヘリポート P/U（橋田、菅原、石戸谷）
08:45 ゴンドラ着地地点到着 人員3名・タイコン1袋（工具等）ホイスト降下
09:00 解体作業開始
15:00 ヘリ着地地点到着、人員3名、タイコン4袋（試料容器、工学回路、パラシュート、工具）揚収
15:30 着地地点発
15:40 Aヘリポート着、人員3名・タイコン4袋降ろし

表6 2004年1月5日に実施されたスリング輸送による2号機の回収の時間的な流れ（時刻はLT）

14:00 回収班昭和発（86号機；橋田、小田、菅原）
14:10 着陸地点着、サンプラー発見
14:15 小田隊員ホイスト降下、安全確認開始
14:30 スリング実施決定、橋田、菅原ホイスト降下
15:12 87号機 着陸地点着
15:30 87号機サンプラーをスリング、着陸地点発
15:35 86号機、菅原、橋田、小田、パラシュートをホイスト揚収
15:42 87号機昭和着
15:50 86号機昭和着

翌日12月27日、回収班3名がヘリで着地現場に向かい、ホイストにより海氷上に降下して解体作業にあたった。海氷上の積雪はザラメ状で固く、歩行にもほとんど支障のない状態であった。始めにパラシュートの開傘や結索、グラウンドディスコネクトの状態を入念に調べ、記録写真を撮って梱包した。その後、ゴンドラを解体し、最も重要な試料容器が一体となっているデュワーをはじめ、搭載回路、工学回路ボックス、配管と配線、GPSアルゴスなど、ゴンドラから取り外せる物を全て回収した。部分的に着地衝撃のための破損や変型が見られたが、重要な部分には損傷は見られなかった。なお、GPSアルゴスはゴンドラを囲むアルミフレームに固定されていたが、着地時に雪面上に出ているために、その位置データは衛星経由で順調に送信され、国内サポートチームもゴンドラの正確な位置を把握できた。約6時間にわたって解体・梱包作業を行った後、ホイストによりヘリに物資と人員を揚収し、ゴンドラのみを現地に残して帰還した。

5.3. 2号機のスリング輸送

1月2日にしらせにおいて、2号機の回収オペレーションに関する検討会を開いた。席上、しらせ側より、条件が良い場合にはスリング輸送を実施するとの基本方針が示され、その手順の詳細を決めた。氷上でのスリング作業は観測隊回収班が行うことにし、スリング用の吊下棒にワイヤーを連結したものを発艦するヘリのスリングフックに予めセットしておくことで、海氷上での作業を単純化することにした。この方法により、海氷上の回収班は、ゴンドラに結索されているスリング用ベルトと、ヘリ側の吊下ワイヤー末端のシャックルをカラビナで連結するだけでよくなった。1月6日に実施された回収作業の流れを表6に示す。1号機と同様に2号機でも着地直前までGPS情報を受信することができたため、ゴンドラは容易に発見された。着地地点付近の海氷は、パドルが無数に散在しているものの、その底は浅く、氷盤は安定していた。ゴンドラは積雪に埋まらずに、雪面に倒れた状態であった。始めに44次の小田隊員がホイストにより降下し、海氷の状態を確認した上で、スリング輸送実施の決定が下された。続く2名が降下した後、パラシュートの切り離しと梱包、ゴンドラの処理を行った。ゴンドラの外枠とクラッシュパッドは、着地衝撃を吸収してかなり変型しており、直立させられない状態であった。スリング輸送中に外枠が脱落するのを防ぐためにベルトで外枠を固定し、ゴンドラを倒した状態でスリングワイヤーの連結を行った。ホバリングによるヘリの接近から、ワイヤーへのゴンドラの連結、ゴンドラ吊り上げまで、極めてスムーズに作業は進められた。吊り上げ時にゴンドラが大きく揺れるようなことはなかった。その後ヘリはゴンドラをAヘリポートに運び、着地後にスリングフックを切り離して、帰艦した。スリング輸送による回収オペレーションはヘリ発艦から2時間内に全てを終了した。

6. まとめ

南極昭和基地における二度のクライオジェニックサンプラー回収気球実験により、南極成層圏の貴重な大気サンプルを大量に採取することに成功した。採取された試料は、しらせによって国内に輸送された後に、東北大学においてそれらのサンプルの量の計測が行われた。その結果、各高度で採取されたそれぞれのサンプル量は9～18L-STP（標準温度標準気圧）であり、概ね予定通りの採取量であることがわかった。特に観測された最高高度である30km付近で採取されたサンプル量が最も多かったことは大きな成果と言える。今後国内で進められる分析作業によって、多くの新たな事実が明らかにされるものと期待される。

謝 辞

本研究の計画、国内準備、遂行にあたり、多大なご助力を賜りました。三陸大気球観測所の皆様に感謝いたします。また、昭和基地での気球実験の実施に際し、あらゆる面で協力を頂いた44次、および45次観測隊の皆様、しらせ飛行科の皆様にご感謝いたします。

参 考 文 献

- [1] Honda, H., S. Aoki, T. Nakazawa, S. Morimoto, N. Yajima, Cryogenic air sampling system for measurements of the concentrations of stratospheric trace gases and their isotopic ratios over Antarctica, *J. Geomag. Geoelectr.*, 48, 1145-1155, 1996.
- [2] 青木周司, 橋田 元, 町田敏暢, 岡野章一, 山内 恭, 森本真司, 本田秀之, 並木道義, 井筒直樹, 矢島信之, 中澤高清, 川村賢二, 南極昭和基地における大気球を用いた成層圏大気のクライオジェニックサンプリング実験—実験経過と分析結果—, *大気球シンポジウム*, 92 - 95, 1998.
- [3] 本田秀之, 成層圏大気中の多種の微量成分観測を目的とした気球搭載用大気採取装置の研究, *宇宙科学研究所報告*, 第115号, 1-93, 2001.

南極周回気球(PPB)に搭載した 磁力計システムによる磁場観測実験

西尾 泰穂¹・遠山 文雄¹・山岸 久雄²
門倉 昭²・佐藤 夏雄²・山上 隆正³
斎藤 芳隆³・並木 道義³・松坂 幸彦³

Measurement of Geomagnetic Field by Fluxgate Magnetometer System Onboard Polar Patrol Balloons (PPB)

By

Yasuho NISHIO¹, Fumio TOHYAMA¹, Hisao YAMAGISHI², Akira KADOKURA²,
Natsuo SATO², Takamasa YAMAGAMI³, Yoshitaka SAITO³,
Michiyoshi NAMIKI³ and Yukihiko MATSUZAKA³

Abstract : The Polar Patrol Balloon (PPB: Polar Patrol Balloon) Project that was planned for the polar geophysical observations was carried out by the 44-th Japanese Antarctic Research Expedition at Syowa Base, Antarctica in January 2003. Fluxgate magnetometer system was loaded on 3 balloons and the geomagnetic field was measured. It is very difficult to detect vector perturbations of the geomagnetic field by balloon because the motion of the sensors during the flight is irregular and complex. We have developed a high resolution fluxgate magnetometer system that is composed with 8-directional sun pulse sensor, 2-axial clinometer and a pulse clock counter.

Two PPBs were launched on 13th January 2003. Their flights were apart 150 km from each other and at an altitude of 31.5 km. We were able to get 2 magnetometers data for 11 days and 25 days respectively. As a result, the attitude change of the gondola were detected but small perturbation of magnetic field vector was undetected because of balloons were not rotated due to spin motor trouble.

We describe here the new magnetometer system and results of magnetometer data analysis.

概 要

2003年1月に第44次南極観測隊によって、3機の南極周回気球 (PPB: Polar Patrol Balloon)が昭和基地から打ち上げられ、地球物理観測を行った。気球には地磁気観測の目的でフラックスゲート磁力計システムが搭載された。気球による地磁気の精密な成分測定は、飛行中のセンサ

¹東海大学工学部

²国立極地研究所

³JAXA宇宙科学研究本部

の運動が不規則かつ複雑なことから非常に困難である。我々は8方位太陽センサと2軸傾斜計とパルスクロックカウンターから成る高精度フラックスゲート磁力計システムを開発した。

2機の気球は2003年1月13日に打ち上げられ、150km離れて高度31.5kmで飛行した。2機に搭載した磁力計からはそれぞれ11日間と25日間の磁場データが得られた。その結果、ゴンドラの姿勢変化は検出されたが、気球のスピンモーターの異常でゴンドラが回転せず、地磁気ベクトルの微小変動は検出できなかった。

ここでは、新たな磁場計測システムと得られた結果について報告する。

重要語：フラックスゲート磁力計、地球磁場、気球観測、南極周回気球、PPB

1. はじめに

昭和基地の夏期の成層圏風は南極大陸を1周して約2週間後に再び昭和基地上空に戻る安定した東風が存在することが知られている。この周回風を利用して昭和基地から観測気球を打ち上げるPPB実験が実施されてきた [1]。PPBは地理緯度では南緯60～70度のほぼ等緯度線に沿って周回するが、不変磁気緯度では50～80度といった広い緯度範囲を飛翔することによりプラズマ圏、プラズマポーズ、トラフ領域、オーロラ帯、プラズマシート境界(PSBL)、低緯度境界(LLBL)、マントル域、カスプ域、極冠域といった様々な超高層物理現象を生じる領域を観測することができる [2]。同一の観測器を搭載した3機のPPBを近接させて飛翔させることにより、これらの領域の内外で起こる現象の空間分布と時間変化を同時観測するバルーンクラスター実験が計画され、2003年1月に第44次南極観測隊によって3機の南極周回気球(PPB-8, -9, -10号機)が昭和基地から打ち上げられた。搭載計測器は3機とも同一で、電磁波動観測器、電場ベクトル観測器、磁場観測器、オーロラX線撮像器、電離層全電子数観測器により構成された [3]。

磁場観測(MGF: Measurement of Geomagnetic Field)は、磁気脈動の伝播特性やオーロラ・磁気嵐に伴う電離層電流系の発達に伴う磁場変動、磁気異常のベクトル測定から地下構造の電磁氣的解明など、直接的な目的のほか電場や粒子観測の磁場情報として重要な観測項目がある [4] [5]。南極でのPPBによる磁場観測は、初回の1990年、PPB-1, -2号機にプロトン磁力計が搭載され、全磁力の測定が行われた [6] [7] [8]。1992年PPB-3, -4号機にはプロトン磁力計とフラックスゲート磁力計が搭載され、初めて磁場のベクトル計測が試みられ、地下磁気異常の観測を行った [9]。気球による磁場測定はゴンドラからの磁気オフセット補正や不規則運動の補正の困難さから、国内においてもプロトン磁力計による全磁力の測定が主流であった [10] が、地球磁気圏、電離層の電磁現象に伴う磁場変動において、磁気脈動の伝播機構の解明には磁場の三成分ベクトル計測が必要であることから、フラックスゲート磁力計による計測方法が検討されてきた [11]。

フラックスゲート磁力計がロケットや人工衛星に搭載された例は数多くあり、これらの飛翔体は、安定したスピンを伴う運動を行うので、センサの姿勢決定が比較的容易であるのに対し、気球から長いロープで吊り下げられたゴンドラは、円振動とロープの振れによる不規則周期の回転とが複雑に混合した運動を行うので、センサの姿勢決定が困難である。フラックスゲート磁力計で、仮に1nT精度の磁場変動計測を行うには、センサの姿勢を0.01°以下で決定する必要があるので、気球による磁場観測はプロトン磁力計のみが使用されてきた [12] [13]。1987年に行われた三陸大気球センターでの気球実験にプロトン磁力計とフラックスゲート磁力計が同時に搭載されたが、気球の動揺による影響のため、フラックスゲート磁力計による微小磁場変動の検出は困難であった [14]。また、1992年のPPB-3, -4号機にはプロトン磁力計、フラックスゲート磁力計とさらに太陽センサと傾斜計から成る姿勢センサが搭載されたが、データサンプリング周期が30秒であったため、ゴンドラの短時間の微細な運動を決定することは困難であった。今回のバルーンクラスター実験では、1秒サンプリングの時間分解能と高分解能

(0.25nT) のフラックスゲート磁力計の搭載が実現した [2] [15].

ここでは、気球観測用のフラックスゲート磁力計システムと、観測データの解析結果について報告する。

2. 磁力計システム

2.1 磁力計システム

気球はB50 (50,000m³) のゼロプレッシャー気球を使用し、ゴンドラ (1.3m×1.3m×1.2m, 600kg) は気球の電場観測器への影響を避けるため、上昇中に巻き下げ機により100m降ろされる。ゴンドラは気球の下に取り付けられたスピンモーターにより2rpmのスピンのかけられる。フラックスゲート磁力計センサは図1に示すように、ゴンドラの天板に搭載されており、磁力計センサ、太陽パルスセンサ (SPS: Sun Pulse Sensor)、傾斜計が一体となった高さ80cmのマスト型をしている。太陽パルスセンサは、マストの周りに8個のスリットが45度間隔で取り付けられ、その下部に2成分の傾斜計センサが直交して取り付けられている。磁力計センサのX軸方向はゴンドラの座標系に対し47° 反時計回りに取り付けられた。また、電子回路部は発泡スチロールで保温されたゴンドラ内部に設置されている。

表1 磁力計システムの仕様

Fluxgate Magnetometer (3-axial)	
Dynamical Range	±100,000 nT/axis
Resolution	0.25 nT/digit
Sun Pulse Sensor (8-directional)	
Dynamical Range	0~+50 deg/dir.
Resolution	0.2 angular minutes/dir.
Clinometer (2-axial)	
Dynamical Range	±20.48 degrees/axis
Resolution	0.3 angular minutes/axis

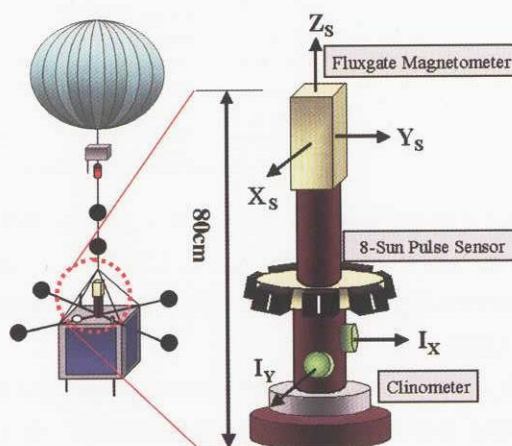


図1 MGFセンサマスト

磁力計システムの仕様を表1に示す。フラックスゲート磁力計の計測範囲は±100,000nTで、分解能は0.25nTであり、SPSと傾斜計によるセンサ軸の姿勢決定精度 (<0.01°) により約1nTの解析精度を目標としている。傾斜計は、水平面からのセンサマストの傾斜を計測範囲±20.48° 分解能0.3′ で検出するようになっている。SPSは、図2に示すように1つの太陽センサの中に3本のフォトダイオードが入っており、0.8mm巾のスリットを通して3本同時に光が入射したときにパルスが出力される。SPSの視野角は迎角方向では、0~50度あり、太陽光が入射した瞬間の時刻を4096 pulse/secの分解能を持つクロックカウンタによって計測する。ゴンドラが30秒周期で回転した場合、約3~4秒毎に方位角のデータを取得することが可能で、その角度分解能は0.2′ である。

磁力計及び姿勢計のサンプリングタイミングを図3に示す。SPSに入射光がある場合は入射パルスをトリガとして磁力計データを取得し、入射光が無い場合はMGF内のタイマで、1秒毎に取得する。このタイマは20秒ごとにGPS衛星からの時刻情報で補正する。ゴンドラの位置情報はGPS衛星からのデータを使用し、緯度、経度、高度情報を20秒毎に得る [16]。観測データはイリジウム衛星通信によって伝送され、国立極地研究所に設置された専用電話回線によって受信された。また、昭和基地とイギリスのロデラ基地においてテレメータによるデータ受信も行われた [17]。

過去のPPBに搭載された磁力計システムと今回の磁力計システムの比較を表2に示す。過去のPPB実験で使用し

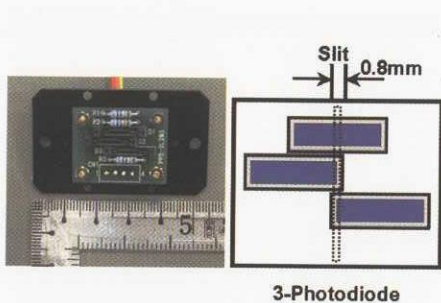


図2 太陽パルスセンサ (SPS)

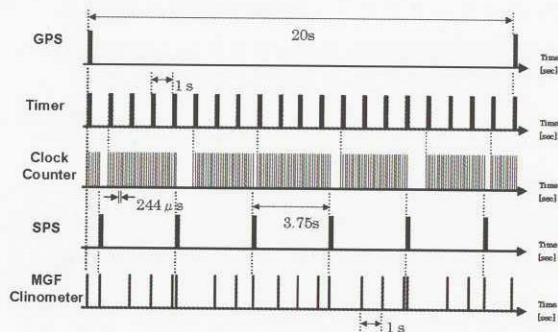


図3 データ取得タイミング

表2 P P B 搭載磁力計システムの比較 [6] [11] [18]

PPB No (Year)	Sensor	Sensitivity	Data Sampling (sec)	Observation (Days)
#1, 2 (1990)	Proton	1 nT	30	19-23
#3, 4 (1993)	Fluxgate (3-axial)	1 nT	30	9-14
	Proton	1 nT		
	Sun Pulse (2-dir)	0.3 deg		
#8, 9, 10 (2003)	Clinometer (2-axial)	0.3 min	1	17-24
	Fluxgate (3-axial)	0.25 nT		
	Sun Pulse (8-dir)	0.2 min		
	Clinometer (2-axial)	0.3 min		

たマルチIDアルゴスは伝送容量が低く、サンプリング周期は30秒であったが、今実験ではイリジウム衛星通信を使用したもので、1秒サンプリングで行うことができた。太陽センサはPPB-4、-5号機では180°間隔で2個搭載されたが、今回のPPB実験では8個搭載されたので、方位角情報がより多く取得できる。

2.2 地上試験

2002年7月、フラックスゲート磁力計の較正試験は地磁気の外乱の少ない八ヶ岳高原で行った。磁力計センサ軸の直交度の測定と直交性の調整、磁力計感度の調整、電気的オフセット値を計測した。また、SPSは約45°間隔で取り付けられているが、各センサスリット間の位相角度を光学的に計測した。その結果20秒角の精度で相対角度を計測することができた。

ゴンドラ搭載観測機器は宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究本部 (JAXA/ISAS) において組み立てられ、総合環境試験を行った。ゴンドラ全体を真空恒温層に入れ熱真空試験を実施し、電波干渉試験を行った。真空試験は気圧を700mmHg, 200mmHg, 100mmHg, 3mmHg, 槽内の温度を室温, 0℃, 30℃と変化させてそれぞれ2日間に渡って動作チェックを行い、その後ヒートラン試験をそれぞれ4~8日間行って、磁場観測器は正常に動作することを確認した。さらに直径6mの磁気シールドルームにゴンドラを搬入して、磁力計のための磁気オフセット試験を行った。ゴンドラを90度ごとに回転させ、ゴンドラからの磁気的影響を計測した。計測の結果、ゴンドラの中央に設置されたバラストタンクとバラストによるものと思われる影響が見られ、磁力計Z軸成分に約100nT存在することが分かった。また、太陽電池パネルからの磁気的影響を計測したが、ほとんど影響はなく1nT以下であることを確認した。

3. 解析方法

データ解析の流れを図4に示す。取得した磁場データには、磁気オフセットが含まれており、ゴンドラのスピンや理論磁場を用いて補正を行う必要がある。太陽センサおよび傾斜計からのデータを用いてゴンドラの姿勢決定を行い、磁力計の三軸センサの方向を決定し、磁場ベクトルを座標変換で求める。GPSからの気球位置と時刻情

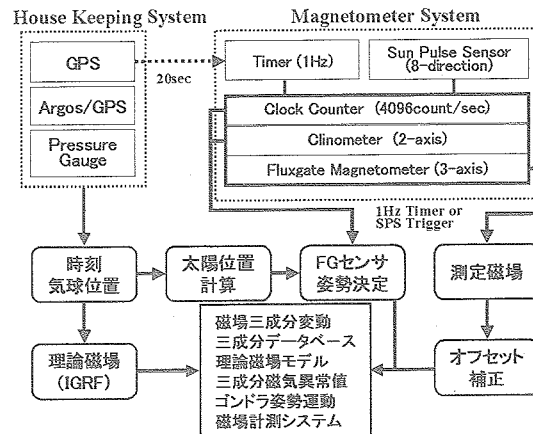


図4 データ解析の流れ

報は、太陽位置計算と理論磁場計算に使用する。理論磁場モデルはIGRF (国際標準磁場) 係数を使用し、観測値と理論値との差を最小二乗法を用いて最適オフセット量を決定する。

3.1 磁気オフセットの補正

飛行中の磁力計の測定データには、単体試験で得られた値とは異なるいわゆる磁気オフセットが存在する。磁力計の感度、ゴンドラや同乗機器からの磁氣的バイアス、太陽電池による電流磁界、センサ三軸間の非直交性および搭載センサのアライメントに起因するオフセット量がある。そこで生データを用いて主な磁気オフセット値を求め、観測データを補正する。仮定の直交三成分磁場 (G_x, G_y, G_z) と、センサ軸成分の出力値 (V_x, V_y, V_z) との関係は(1)式となる。 A_{ij} は感度補正值および直交度補正值、 B_i は磁気バイアス値である。 $A_{ij} B_i$ は(2)式で表すように、観測磁場 F_{OBS} と理論磁場 F_{IGRF} との差の2乗和 J が最小になるように決定する [19]。

$$\begin{bmatrix} G_x \\ G_y \\ G_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{xx} & A_{xy} & 0 \\ A_{yx} & A_{yy} & A_{yz} \\ 0 & 0 & A_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} B_x \\ B_y \\ B_z \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$J = \sum (F_{OBS} - F_{IGRF})^2 \quad (2)$$

3.2 姿勢決定方法

図5に磁力計センサ座標系 (X_M, Y_M, Z_M) と水平面座標系 (南, 東, 天頂) における太陽位置の関係を示す。GPSの時刻とクロックカウンタから、太陽光の入射時刻を求め、気球位置における太陽位置 (A, h) 計算を行う。太陽光が入射した太陽センサの方向から、磁力計センサの方位角を求める。また、二成分の傾斜計で水平面からの傾斜角 θ_x, θ_y を用いて、磁力計センサの姿勢決定を行い、磁場の南, 東, 垂直成分 (S, E, Z) を(3)(4)式の座標変換で求めることができる。ここで、 ϕ は磁力計センサZ軸からみた太陽方位と天頂から見た方位角のずれ角で、ゴンドラを吊るロープと鉛直線とのずれに起因する微小量であり、 α は磁力計センサZ軸から見た磁力計センサY軸の水平面からの傾斜角、 θ_s は太陽パルスが入ったXセンサ軸からの位相角である。

$$\begin{pmatrix} S \\ E \\ Z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos\theta & -\sin\theta & 0 \\ \sin\theta & \cos\theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos\theta_x & 0 & \sin\theta_x \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\theta_x & 0 & \cos\theta_x \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\alpha & -\sin\alpha \\ 0 & \sin\alpha & \cos\alpha \end{pmatrix} \begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix} \quad (3)$$

$$\theta = A - (\theta_S + \phi)$$

$$\alpha = \sin^{-1} \left(\frac{\sin\theta_y}{\cos\theta_x} \right) \quad (4)$$

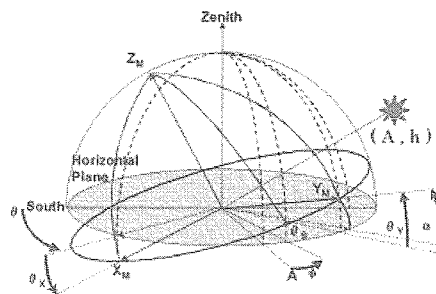


図5 磁力計センサ座標系と太陽位置関係

4. 観測実験および解析結果

4.1. 実験概要

PPB-9号機は1月6日07:34UTに打ち上げられたが、2時間後コマンドシステムのトラブルにより高度15kmからゴンドラが切り離れ、昭和基地から60kmの地点にパラシュートを開いて着水し回収された。データは上昇中と落下後の6時間半のデータが得られた。PPB-8, -10号機は、1月13日にそれぞれ06:49UT, 12:16UTに打ち上げられ、両機とも打ち上げ後2時間後に高度31.5kmに達した。PPB-8, -10号機の気球航跡図を図6に示す。2機のPPBは安定した東風に乗って約150kmの間隔を保ちながら時速20kmで飛行し、南極大陸を半周した。観測データはイリジウム衛星携帯電話およびロデラ基地でのテレメータによる受信を行った [20]。1月25日、成層圏の風向が変化し、周回飛行はしなくなり、PPB-10号機は低緯度方向に流され、1月31日にパタゴニア諸島沖300kmの地点に着水した。また、PPB-8号機は、2月7日にパタゴニア諸島沖500kmの地点に着水した [21]。PPB-8, -10号機の磁場データはそれぞれ25日間、11日間得られた。

4.2. 磁力計の磁気オフセット補正

磁力計XY軸データから求めたゴンドラ水平方向の方位変化の一例（1月13日5:32~1月14日14:52[UT]）を図7に示す。方位角は真南を基準として東回りに $0^\circ \sim 360^\circ$ としている。1日半の間の図を見ると、規則的なゴンドラの回転は見られず、時計回りや逆方向の回転やロープの捩れ振動が見受けられる。図7において最も定期的な回転は9:03[UT]（高度29.9km）から9:10程度の間で、スピン周期は約33秒であった。その後、9:13[UT]に逆回転を始めている。その後11:30[UT]までは、2~3回転毎にスピンの反転があるので、ロープのねじれによる撚り戻しのスピンをしていたと思われる。全観測期間において定常的な回転は見られなかった。

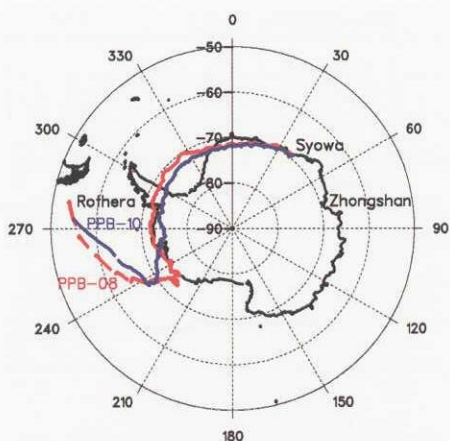


図6 PPB-8, -10号機の航跡図

表3 磁力計の単体較正パラメータ(PPB-8)

Offset Items		Nominal	In Flight
Scale Factor	X	0.25	0.248682 [nT/bit]
	Y	0.25	0.248627 [nT/bit]
	Z	0.25	0.244114 [nT/bit]
Bias	X	-31	-424 [nT]
	Y	4	19 [nT]
	Z	-162	-862 [nT]
Angle of Axes	X-Z	90	90.81 [deg]
	X-Y	90	89.90 [deg]
	Y-Z	90	89.96 [deg]

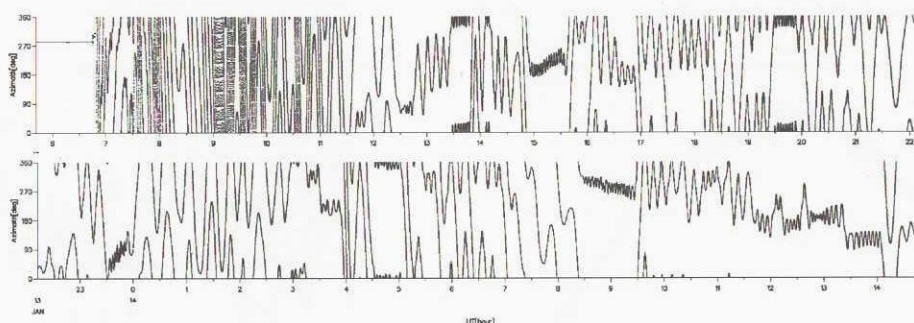


図7 磁力計XY軸データから計算したゴンドラ水平方向の方位変化。
真南を基準として東回りに0°～360°としている。

磁力計の磁気オフセット補正をするためには定常的なスピンをしている必要があるので、図8に示すように、比較的一様なスピンをしていた9:02～9:12[UT]の10分間データを用いた。縦軸の方位角度は磁力計による方位と太陽センサによる値を示したが、両データは良い一致を示している。この図で、右肩下がりになっている傾斜は気球が上方から見て時計回りに回転していることを示す。式(1)(2)を用いてオフセットパラメータを決定した。その結果を表3に示す。また、観測磁場の全磁力の値における補正前と補正後の値およびIGRF係数による標準磁場理論値の比較を図9に示す。磁力計のオフセット補正前 (Raw data) では、観測値の全磁力には約130nTの周期的変動が見られるが、これはオフセットが存在することによるスピン周期に同期した変動で、表3によるパラメータを用いた補正後 (CAL-Total) では、約5nTの変動に抑えることができた。IGRF係数による理論磁場計算値 (IGRF-Total) は160nT程度の観測値とのオフセットを示している。

4.3. センサ軸の運動シミュレーション

図10に、その10分間の範囲におけるゴンドラの角速度を示した。この間でも回転周期が33秒から90秒までの約2倍の周期変動が見られた。図11には傾斜計データから、座標変換した磁場の水平成分の補正前と補正後の変動の一例を示す。補正後も振幅が約80nTで20秒周期の変動が見られ、100mのゴンドラ吊り下げロープ長による単振動の理論的周期と符合することから、ゴンドラが振動していることが推測される。次にゴンドラの不規則な運動を推定する為、気球自体は静止し、ゴンドラは長いロープによる単振動とロープの周りに回転している運動と仮定してシミュレーションを行った。図12は磁気オフセット補正後の水平成分の磁場データに合うような運動を仮定した値を示す。非常に複雑なデータに完全一致させる規則的運動を決定するのは殆ど不可能であった。図12に示したシミュレーションによる運動を模倣的に示すと図13のようになる。すなわち、磁力計センサZ軸が鉛直のロープから0.35°のオフセットを持ち、ゴンドラが振幅0.46°、周期20秒の単振動を行いながら、ロープ周りに周期

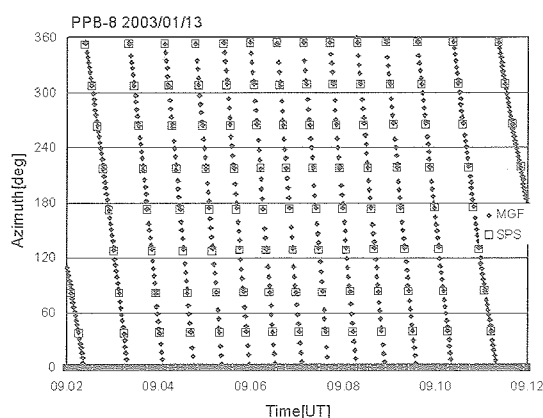


図8 PPB-8号機の磁力計データ補正に用いた範囲の方位角の変化。MGFは磁力計からの方位角、SPSは太陽センサからの方位角

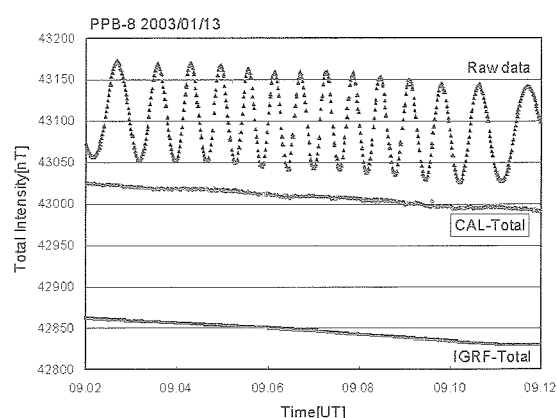


図9 磁場の全磁力値の補正前 (Raw data) と補正後 (Cal-Total), 理論磁場 (IGRF-Total) の比較

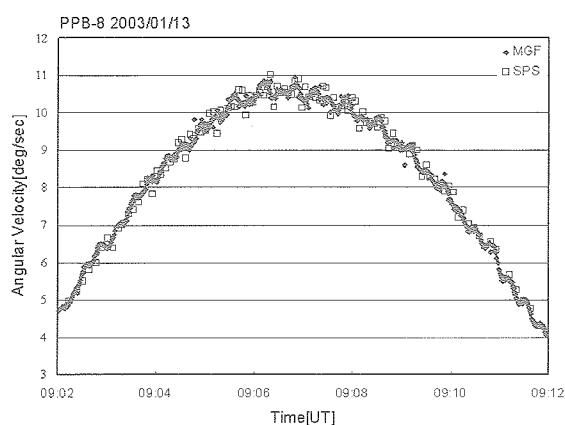


図10 ゴンドラの回転角速度の変化。MGFは磁力計からの角速度、SPSは太陽センサからの角速度

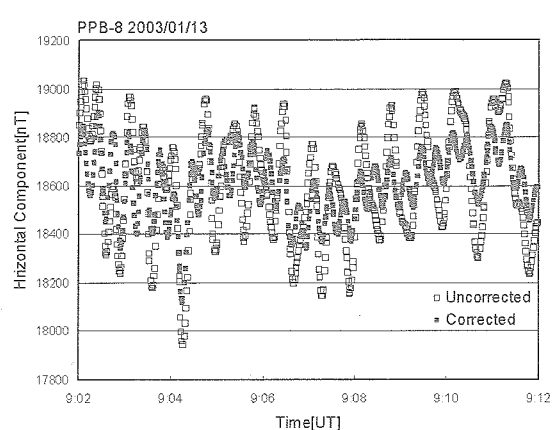


図11 傾斜計の姿勢データから座標変換し、磁力計センサの傾斜角を補正する前と補正した後の磁場水平成分の比較

33-90秒のスピンをしていると仮定した場合が考えられる。このようなシミュレーションはここに示したスピンの比較規則的に生じている範囲であれば可能だが、図7に示したように、観測データの殆どすべてがスピンをしていないので高精度解析は非常に困難である。スピンモーターのトラブルの原因は今後の調査を待たなければならないが、100mのロープに吊り下げられたセンサの不規則運動下における磁場の精密ベクトル計測方法の再検討が必要である。

4.4. 今後の課題

ゴンドラのスピンモーターが故障し、ゴンドラの規則的回転が得られなかった為、太陽センサからの姿勢情報が少なく、精密な姿勢決定と磁場のベクトル解析が不可能となった。図12に示した水平成分変動と同様に磁力計三成分磁場データが変動しており、この大きな変動はゴンドラの運動変化を反映している。磁気活動度を加味した理論的磁場との差し引きによる磁気脈動や電流系磁場などの微小な電磁現象を検出できる精度での解析は得られていない。なお今後も回転をしているデータ範囲を用いて、磁場の三成分を求める解析を試みていく。磁場の全磁力を絶対測定できるプロトン磁力計のフラックスゲート磁力計との同時搭載は、フラックスゲート磁力計のオフセット補正や成分測定解析の精度向上に非常に有効であることが印象付けられた。

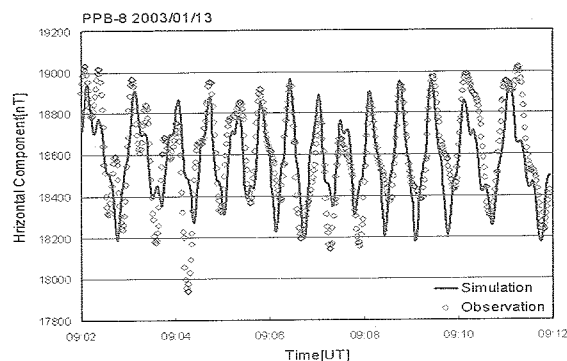


図12 観測磁場データとシミュレーション値との比較

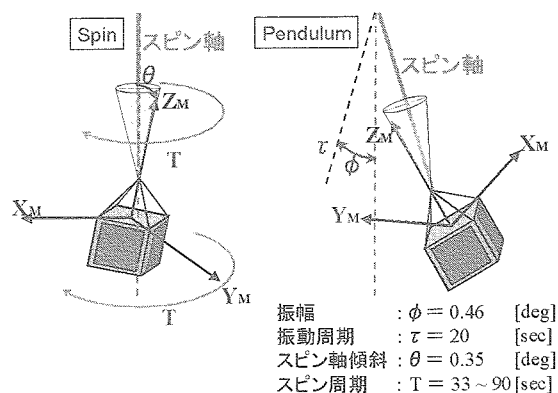


図13 ゴンドラの振動とスピンを仮定した運動例

謝 辞

南極周回気球実験の計画企画から実施までに尽力された、国立極地研究所およびJAXA宇宙科学研究本部の関係者の関係各位に深く感謝し、併せて南極昭和基地で打上げ実施、データ取得に尽力された、第44次南極観測隊の方々に感謝申し上げます。また、フラックスゲート磁力計システムの製作、単体試験に際しては、有限会社テラ・テクニカにご協力いただきました。

参 考 文 献

- [1] 西村 純, 他, : ポーラー・パトロール気球 (PPB) I. 気球システム, 南極資料, 71-78, 1984.
- [2] 門倉 昭, 他, : 2002-2003年南極周回気球 (PPB) 実験における地球物理観測計画 (概要), 平成13年度大気球シンポジウム, 145-148, 2001.
- [3] A. Kadokura, et al.: Polar Patrol Balloon Experiment in Antarctica during 2002-2003 Advances in Polar Upper Atmosphere Research (APUAR), No.16, 157-172, 2002.
- [4] 遠山文雄, 他, : 大気球搭載用プロトン磁力計の開発, 宇宙科学研究所搭載機器開発成果報告書, 第5巻, 48-53, 1992.
- [5] 遠山文雄: 地磁気観測用磁力計, 日本AEM学会誌, Vol.9, No.4, 421-428, 2001.
- [6] 遠山文雄, 他, : 南極周回気球 (PPB) による磁場観測, 平成3年度大気球シンポジウム, 129-135, 1991.
- [7] F. Tohyama, et al.: Observation of the geomagnetic field by polar patrol balloon (PPB), Journal of Solar Terrestrial Environmental Research in Japan, No.16, 60, 450-457, 1992.
- [8] F. Tohyama, et al.: Observations of the Geomagnetic Field by Polar Patrol Balloon (PPB) Experiment in Antarctica, Proc. NIPR Symposium on Upper Atmospheric Physics, vol.6, 15-24, 1993.
- [9] M. Ejiri, et al.: Experimental Results of Polar Patrol Balloon Project in Antarctica, Proc. NIPR Symp. Upper Atmos. Phys., No.8, 60-64, 1995.
- [10] 遠山文雄, 他, : 日本海中部地震域における全磁力磁気異常の大気球往復観測実験結果, 宇宙科学研究所報告, 大気球研究報告特集, 第20号, 61-72, 1987.
- [11] 遠山文雄, 他, : 南極周回気球 (PPB) による磁場のベクトル計測計画, 平成4年度大気球シンポジウム, 215-221, 1992.

- [12] Jose Achache, et al.: The French program of circumterrestrial magnetic surveys using stratospheric balloons, EOS Transactions, American Geophysical Union, vol.72, No.9, 97-101, 1991.
- [13] Yu. P. Tsvetkov, et al.: Investigation of the earth's anomalous magnetic field at the stratospheric altitudes using drifting balloons, Russian academy of Sciences, Institute of Terrestrial Magnetism, Ionosphere and Radio Wave Propagation 1994.
- [14] 加藤愛雄, 他, : 大気球による三陸沖および日本海溝周域の地下構造磁気探査, 物理探鉱, 第38巻, 第3号, 106-115, 1987.
- [15] 西尾泰穂, 他, : 南極周回気球 (PPB) による高精度磁場観測, 平成15年度大気球シンポジウム論文集, 83-86, 2003.
- [16] 西尾泰穂, 他, : 気球に搭載したフラックスゲート磁力計による磁場精密測定法, 第46回宇宙科学技術連合講演会講演集, pp.103-105, 2002.
- [17] 山岸久雄, 他, : 南極周回気球(PPB)観測機の国内総合試験概要とデータ通信, 平成14年度大気球シンポジウム, 25-28, 2002.
- [18] 遠山文雄, 他, : 南極における磁場の気球観測, 平成5年度大気球シンポジウム, pp.37-40, 1993.
- [19] 遠山文雄, 他, : 科学衛星「あけぼの」による磁場観測の高精度データ解析法, 東海大学紀要工学, Vol.32, No.1, 325-332, 1992.
- [20] 富田裕基, 他, : 南極周回気球のロゼラ基地におけるデータ受信, 平成15年度大気球シンポジウム, 63-66, 2003.
- [21] 山岸久雄, 他, : 44次隊におけるPPB実験概要, 極域における電離圏磁気圏総合観測シンポジウム予稿集, 34, 2003.

日露共同気球実験 RUNJOB

倉 又 秀 一¹

Russia-Nippon Joint Balloon Experiment (RUNJOB)

By

Shuichi KURAMATA¹

Abstract : RUSSIA-NIPPON JOINT Balloon experiment (RUNJOB) started in 1995 to measure the chemical compositions and energy spectra of the primary cosmic rays. We had 4 balloon campaigns till 1999 and launched 11 balloons were launched, out of which 10 balloons were successfully recovered with more than 130 hour flight time.

This collaboration is very close to the end and we shall summarize the experiment and point out some problems.

This report do not represent the opinions of the collaboration but include the personal views of the author.

要 旨

RUNJOBは、一次宇宙線の化学組成とエネルギーの測定を目的として、1995年より日本ロシアの共同研究として始まった。現在まで4回の気球キャンペーンを行い、11機の気球の放球を行い、10機で観測の成功を収めた。解析もほぼ終了の時期に近づいている。

この段階で、これまでの共同研究を振り返り、特徴的なことや課題などを考えてみる。

ここに示すことは、共同研究全体の意見をまとめたものではなく、個人的な意見や評価が含まれていることを前もって申し上げておく。

重要語：一次宇宙線, 化学組成, エネルギースペクトル, 日露共同気球実験

1. はじめに

日露気球実験 RUNJOBは、

M. Furukawa¹, V.I. Galkin⁵, M. Hareyama¹, Y. Hirakawa², M. Ichimura², N. Inoue¹, E. Kamioka⁹, T. Kobayashi¹, V.V. Kopenkin⁶, S. Kuramata², A.K. Managadze⁶, H. Matsutani³, N.P. Misnikova⁴, R.A. Mukhamedshin⁷, S. Nagasawa¹, R. Nakano², M. Namiki⁸, H. Nanjo², S.N. Nazarov⁵, S. Ohta⁸, H. Ohtomo², D.S. Oshuev⁶, P.A. Publichenko⁶, I.V. Rakobolskaya⁵, T.M. Roganova⁶, G.P. Sazhina⁶, H. Semba¹¹, T. Shibata¹, D. Shuto², H. Sugimoto¹⁰, L.G. Sveshnikova⁶, R. Tanaka¹, N. Yajima⁸, T. Yamagami⁸, I.V. Yashin⁶, E.A. Zamchalova⁶, G.T. Zatsepin⁷, I.S. Zayarnaya⁴

¹弘前大学 理工学部

- (1) Faculty of Science and Technology, Aoyama Gakuin University, Tokyo, Japan
- (2) Faculty of Science and Technology, Hirosaki University, Aomori, Japan
- (3) School of Medicine, Hirosaki University, Aomori, Japan
- (4) P.N.Lebedev Physical Institute of Russian Academy of Sciences, Moscow, Russia
- (5) Physical Department, Moscow State University, Moscow, Russia
- (6) D.V.Skobeltsyn Institute of Nuclear Physics, Moscow State University, Moscow, Russia
- (7) Institute for Nuclear Researches of Russian Academy of Sciences, Moscow, Russia
- (8) Institute of Space and Astronautical Science, Sagami-hara, Japan
- (9) Research and Development Department, National Center for Science Information System, Tokyo, Japan
- (10) Shonan Institute of Technology, Shonan, Japan
- (11) Faculty of Comprehensive Welfare, Urawa University, Urawa, Japan

を共同研究者に持つ実験で、1995年より気球の放球が始められた。

ロシアの経済的に困難な状況のもとではあったが、1999年までに11機の気球をあげ、そのうちの10機が成功した。これにより、 10^6 GeV 近くまでの一次宇宙線の直接観測を行った。

以下に個別の議論を行うが、全体として、プロトン、ヘリウムのスペクトルの伸びは満足のゆくものであるが、重粒子成分に関しては、低エネルギー領域の検出効率が十分でなく、測定したスペクトルの領域がせまく、十分な満足は得られない。これはエマルジョンチェンバーの特質でもあり致し方のない面もあるが、単一の測定器で全ての成分を測定できたことは評価されることであろう。

特に、JACEEの鉄の測定は、サブ鉄の分離を試みていないのに対し、RUNJOBの場合はその区別を行い、伝播の議論を行えるデータを提供している。もちろん統計精度は悪いが、最も高いエネルギー領域での測定となり、モデルの区別に有用である。

以下、経過、気球、エネルギー決定、親粒子同定、運搬等について議論を行う。

2. 経過

これまでの放球を次の表にまとめる。

表1 RUNJOBの気球

No	1995		1996		1997		
	1	2	3	4	5	6	7
放球日	7月15日	7月19日	7月17日	7月18日	7月9日	7月11日	7月16日
飛行時間 時間	130.0	167.0	134.0	147.5	139.5	139.5	3 失敗
平均高度 g/cm ²	10.0	9.6	9.8	10.2	10.5	10.7	
重量 kg	230	230	260	254	260	260	260

No	1999			
	8	9	10	11
放球日	7月8日	7月12日	7月13日	7月14日
飛行時間 時間	141.0	145.0	148.0	146.0
平均高度 g/cm ²	9.5	9.2	9.2	9.0
重量 kg	227	227	227	227

チェンバーのサイズとしては、すべての飛翔に共通で、40cm×50cmのブロックを2個隣接しておき、他方のブロックへつながるイベントも解析対象として、立体角を大きくしている。チェンバーの面積としては、0.4m²となる。

このうちの1回の失敗は、一定時間内にある高度以上にならないと、気球の飛翔をそれ以上続けさせないためのタイマーが誤動作して、気球を落としたことによる。観測機はカムチャツカ半島内に着地したので、回収することが出来た。再度の放球を試みたが、適当な機会を得ることが出来なかった。

さらにこの気球実験を延長することも検討されたが、より意味のある統計に達するためには、2~3回の延長では意味が無く、また気球のストックも状態のいいものはなくなったので、1999年に4回の放球を行い終了とした。実際、現在のロシアでは気球を適当な値段で作ることは出来ず、これまで使用した気球はすべて旧ソ連時代に作成された物である。放球の記録を見ると、最初用意した気球の状態が悪いので取り替えたという記述も見られる。

あとの運送のところで述べるように、チェンバーはロシアで解体し、手荷物で日本に持ち帰り、宇宙線研究所で現像を行った。

毎年少なくとも4ブロック（1ブロックは40cm×50cmの面積、ひとつの気球に2ブロック搭載）の露出を行ったので、モスクワ大学、レベデフ物理学研究所、青山学院大学、弘前大学で解析を行った。データの最終的なチェックや解析のバックアップは青山学院で行われた。

現在の段階での最終データをグラフと示す。これらは、2004年4月の物理学会で発表されたものである。

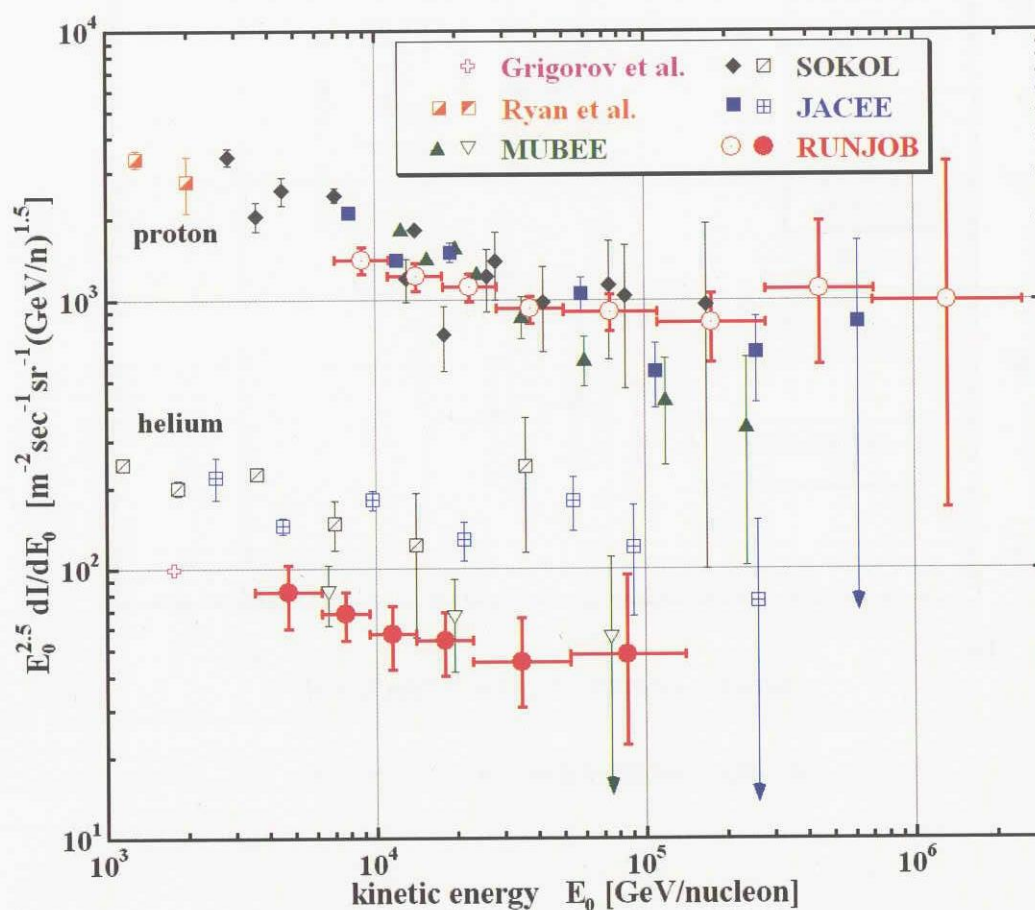


図1 RUNJOBのプロトン・ヘリウムのエネルギースペクトル

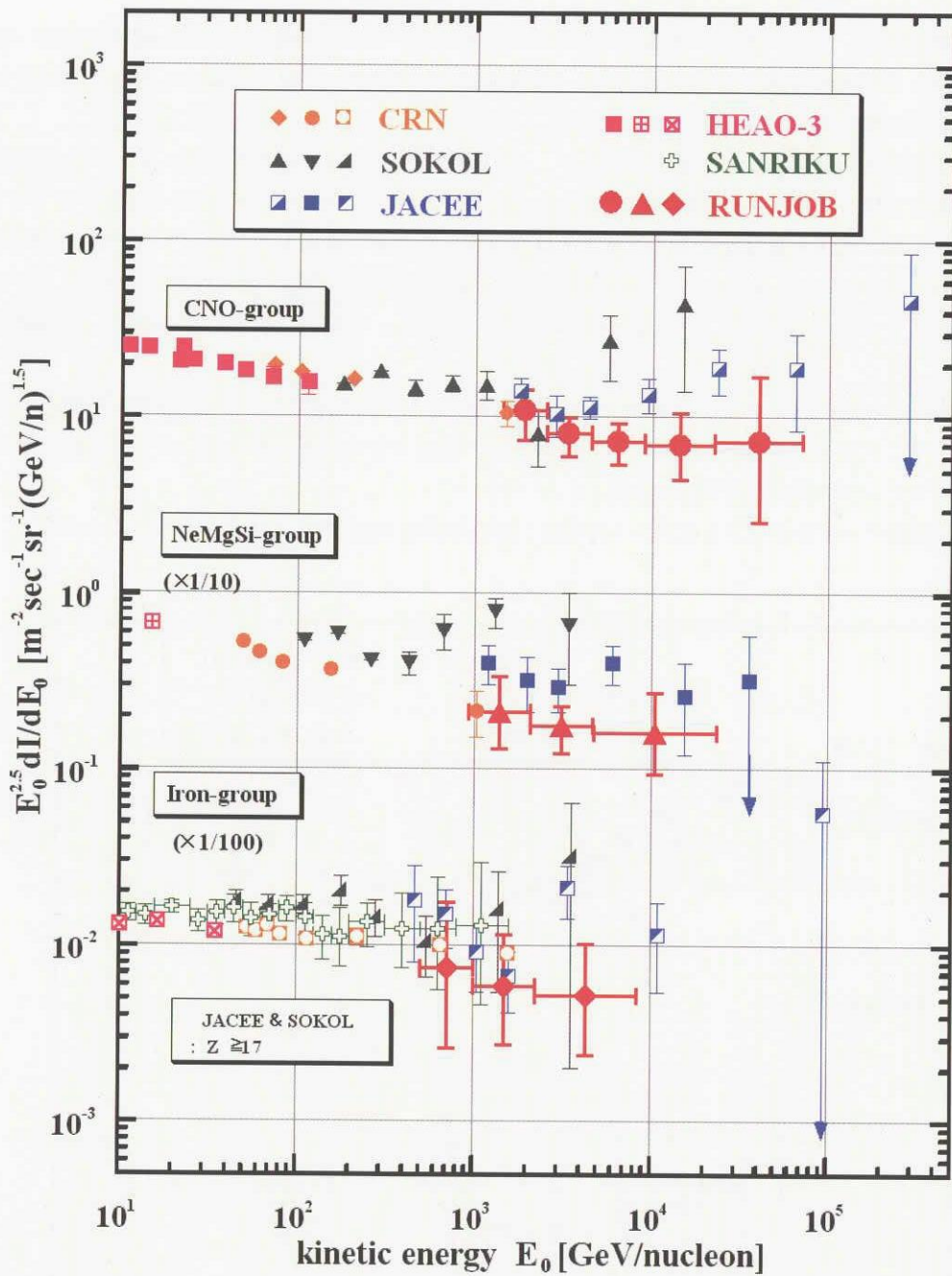


図2 RUNJOBの重粒子成分のエネルギースペクトル

成分別のスペクトルをもとに作成された全粒子スペクトルを示す。

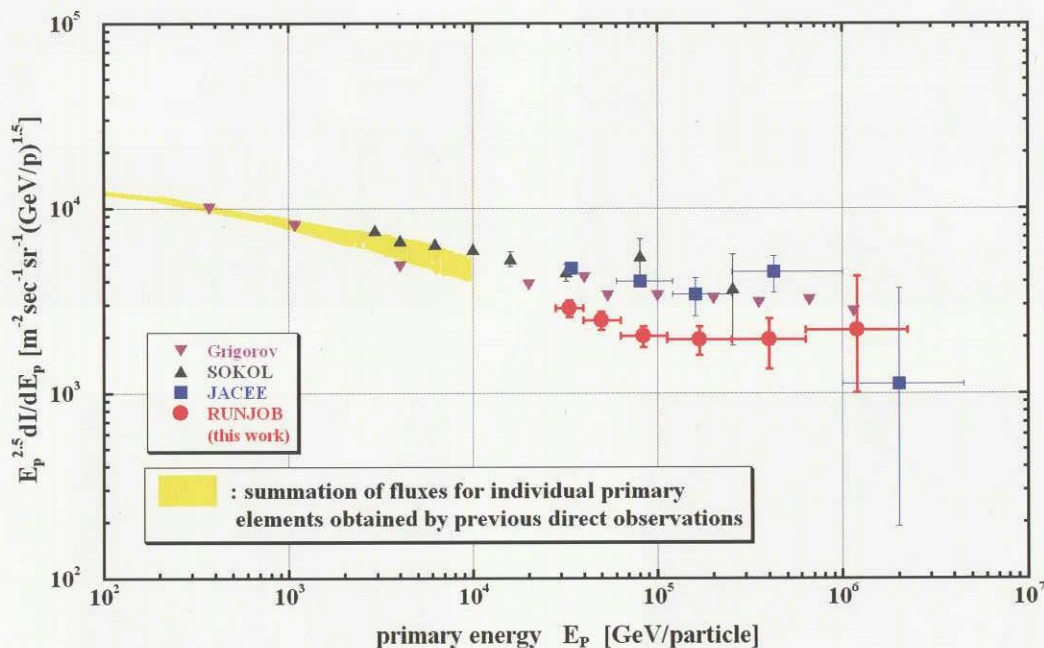


図3 RUNJOBの全粒子エネルギースペクトル

この共同研究を始めるにあたり、研究者の間で取り交わしたメモランダムには、"RUNJOB aims at clarifying the chemical composition and the energy spectrum of the primary cosmic rays in the 'knee' region (about 1 PeV per particle)"

とある。実際にPeV領域のイベントは、何回か報告されている～1PeVのイベントが1例あるのみでknee領域の探査が十分行われたとは言えない。しかし、観測した領域で陽子の強度が減少するなどの低いエネルギー領域と大きく異なる兆候は見えていない。その意味では、knee問題解明の手がかりは掴めていない。

しかし、今の規模の実験を後何回か繰り返しかえしても、'knee' regionの観測をできないので、この実験を継続しないことになった。別のなんらかの方法を考える必要がある。

3. 気球

ロシアの広大な国土を利用して、カムチャツカ半島からボルガ川流域までの飛行を行う長時間飛行が可能である。

気球エンベロップもロシア（旧ソ連）製である。新たに気球を作成するとずっと高い値段がつくが、現在の手持ちのものには一応40kUS\$の値段をつけていた。

表2 気球

	重量[kg]
気球(180,000m ³)	650
バラスト	800
パラシュート	180
コントロールデバイス	220
PI	230
総重量	2080

表2に示すように、観測装置の重量に比べて気球関連の重量が大きい。写真1に示すように電池も鉛蓄電池を用い、特に軽量化を図ってはいない。

また気球高度を維持するためには、気圧がある値になった時、写真4に示すバラストの袋から鉄の粒を落としている。

閾値コントロールで、気球の高度を一定にするというよりは、夜間に気球が落ちないように重量を減らす、といった感じのコントロールである。写真2, 3は気球全体の荷姿と球トップの弁である。



写真1 電源



写真2 荷姿



写真3 弁



写真4 バラスト袋

気球の高度が下がるのは、2次核の観測で好ましいことではないので、宇宙研のオートバラストを組み合わせる可能性について検討したが、新しいものを気球に導入するにはかなりのテストが必要で、話は進まなかった。例えば、気球を持ち込んでロシアで放球するためには少なくとも2機の気球をテストに用いなければならないということであった。

しかし、1995年から1999年にかけて、11機の放球を行いそのうち10機の成功をおさめたことは、その技術の高さを示すものである。RUNJOB 一気球をあげている間は、稚内からの放球とか、ヴォルスクの気球基地からの短時間飛翔の放球とか、いろいろな可能性の議論もしたが、共同研究で気球の窓口になった人の逝去もあり、RUNJOBの終了とともに、それらの議論も立ち消えとなったのは残念な気がする。

4. エネルギー決定

ロシアの気球の制限から測定器の重量は望むらくは200kg、最大でも250kgを超えないような要請があった。先に示した表のように、シャワーの発達を観測するカロリメータ部分はきわめて薄い。

そこで、実験を開始する前に、横向き運動量の平均値が最前方では角度依存性があり、これを利用することが検討され、実際の解析に利用された。

また、この実験の前で行われた三陸実験で用いた、破碎角の角度分布からのエネルギー決定も最初は用いるつもりで、チェンバーもそのように設計された。しかし、実際にはカロリメータ層で大きなエネルギーのデポジッ

トがあるイベントが選択されるので、破碎核の検出が困難であり、また入射粒子が陽子の場合にはまったく無力である。そのため、他のエネルギー決定のクロスチェックには用いられたが、実的な適用は無かった。そしてその応じて、チャンバーのデザインも変更し、スペーサーの大きさを小さくした。エネルギー決定の方法がチャンバーのデザインを決定したが、その変遷が次の図に示されている。

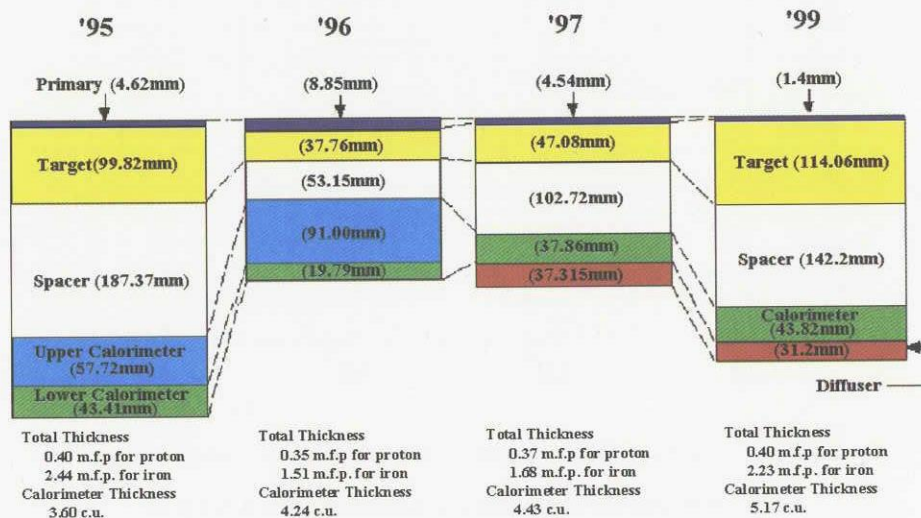


図4 RUNJOBのチャンバー構造の変化

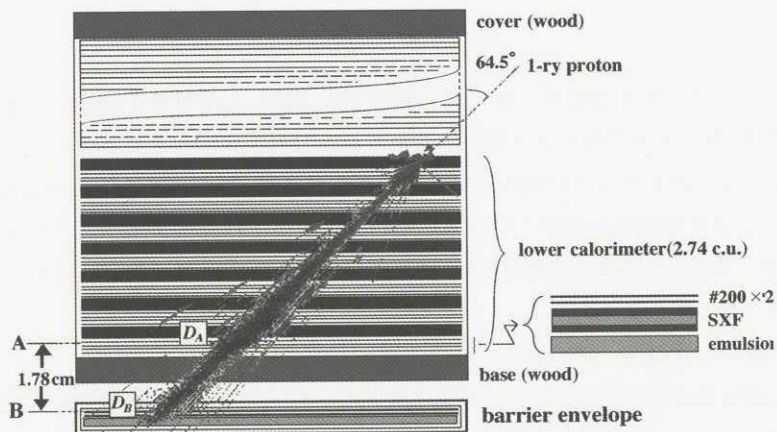


図5 1 PeV event

'95チャンバーで観測されたPeVの陽子イベントの図を示す。図で、barrier envelop とあるのは、チャンバーの外に置いたテストプレートで、このイベントのシャワーが観測されている。間隔をおいてシャワーを観測することにより、その横方向の構造が測定され、エネルギーを決定できることがわかった。

'99チャンバーでは積極的にこの方法を利用し、エネルギー決定に用いた。(diffuser法) これにより薄いカロリメータでも、非常に高い領域までエネルギー決定が可能になった。(晴山 博士論文 2003)

また、エネルギー決定とは直接関係ないが、核の衝突点の直下で、多重発生したパイ中間子群をX線フィルムで捕らえて、核衝突を見出す "jet trigger" という方法が確立され、鉄の絶対強度が求められた。この方法は、多重度

が大きくなる重核について有効で、重核のエネルギースペクトルを低いエネルギーから測定することが可能になる。

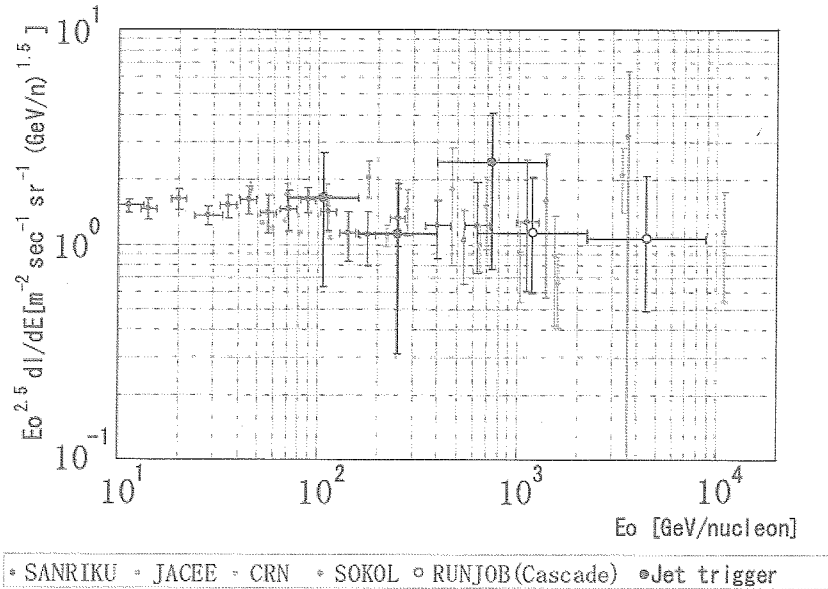


図6 RUNJOBのjet trigger方式による鉄のエネルギースペクトル

このように、エネルギー決定については、気球の制約から来たとはいえ、その制約を乗り越え、あらたな手法も開発されて、成果をあげたということができる。

5. 親粒子の同定

核種別のエネルギースペクトルを求めるためには、親粒子を同定しその電荷を測ることは不可欠である。電荷の決定は、顕微鏡の像をTVカメラで取り込み処理することで、労力を要するグレイン・カウントの方法は避けることが出来るが、果たしてどのトラックが親粒子かを決定するためには、幾何学的方法が必要である。

極に比べてシベリア上空での気球の飛翔は切断運動量が高いので、バックグラウンドが高く、親の粒子の同定は比較的容易であるが、それでも陽子の半数が親の粒子が同定されていない。親が見つからないので、陽子の分類に入れるということである。

具体的にどの程度の幾何学的精度があるかは、以下の通りである。

「(親粒子の) 予想位置近傍の重粒子を reference として用い、ローカルな領域で三角法を適用することにした。実際の測定は、対象としているイベントの核衝突点から半径3cm以内の2本の重粒子を用いた。この場合も走査する領域をtracingの時と同様、重粒子を用いて計算したところ、半径100 μm の円内におさまっていることが分かったので、その2倍、すなわち、半径200 μm の円内を走査範囲とした。」(上岡 博士論文 1997)

このような精度に基づいて、親粒子の誤同定が無視できる大きさであることは、ヘリウム核以上については定性的にいえると考えているが、量的な評価は行われていない。

例えば、2次粒子をいくつか測定し、それらの2次粒子への垂直距離の和が最小になる点を衝突点とし、この衝突点と親粒子の垂直距離の分布を調べることにより、量的な評価が可能となろう。

2次粒子を表す直線を、空間中の1点 a_i と方向余弦 b_i で表し、衝突点の候補の座標を x とすれば、

$$S = \sum_{i=1}^n |a_i + t_i b_i - x|^2$$

を最小にする x を求めればよい。ただし、 t_i は、 x から2次粒子の直線に降ろした垂線の足を与えるパラメータで、垂線の足ということで別に決定され、

$$t_i = (\mathbf{x} - \mathbf{a}_i) \cdot \mathbf{b}_i$$

で与えられる。

S を最小にする条件から $x=(x, y, z)$ を求めれば、

$$\begin{pmatrix} \sum(\alpha_i^2 - 1) & \sum\alpha_i\beta_i & \sum\gamma_i\alpha_i \\ \sum\alpha_i\beta_i & \sum(\beta_i^2 - 1) & \sum\beta_i\gamma_i \\ \sum\gamma_i\alpha_i & \sum\beta_i\gamma_i & \sum(\gamma_i^2 - 1) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \sum[(\alpha_i^2 - 1)x_i + \alpha_i\beta_i y_i + \gamma_i\alpha_i z_i] \\ \sum[\alpha_i\beta_i x_i + (\beta_i^2 - 1)y_i + \beta_i\gamma_i z_i] \\ \sum[\gamma_i\alpha_i x_i + \beta_i\gamma_i y_i + (\gamma_i^2 - 1)z_i] \end{pmatrix}$$

となり、この x に対し、親粒子がどのくらい離れて通過するか調べればよい。一部卒論で試みたが、議論に使える程の量の解析が済んでいない。

このように親粒子の同定に関しては、先行のJACEEとくらべ、具体的な走査範囲などが明かになっている面はあるが、量的な評価の困難は克服されていない。

しかし、親粒子の電荷はトラックの原子核乾板上のTV画像を解析し、サブ鉄、鉄の分離を行い、伝播の議論に必要な、サブ鉄-鉄比の測定を行っている。次のグラフに示されているように、誤差棒は大きいが高いエネルギーでの測定なので、モデルの区別には有効である。実際、低エネルギーからの延長で、比がどんどん小さくなるのではなく、減り方が小さくなっている傾向が見える。この傾向は、宇宙線の異方性が見えないという観測事実と一致するものである。

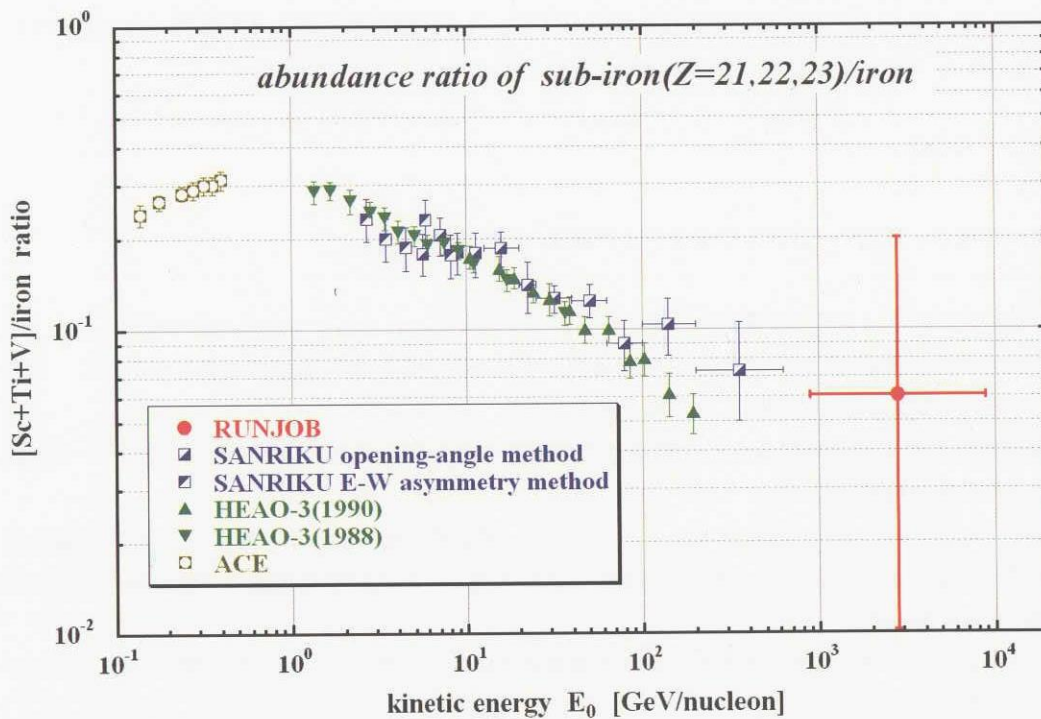


図7 RUNJOBのsub-Fe/Fe比

6. 輸送

チェンバーの組み立ては日本で行ったので、それをカムチャツカにある気球放球基地まで輸送する必要がある。ロシアと日本の間の輸送路が安定していないため、その年ごとに最適の手段で輸送を行った。

ロシアでの通関は、たいそう面倒なことで、そのたび毎にロシア側の多大な労力を必要とした。

以下に年毎の輸送の経過を簡単に示す。

1995年

気球キャンペーンの経過を以下に示す。

表3 経過

5月24日	チェンバー作成終了
6月8日	チェンバーをハバロフスクへ空路発送
6月29日	気球チームがハバロフスクでチェンバーをピックアップ
7月15日	RUNJOB1 放球
7月19日	RUNJOB2 放球
7月24日	RUNJOB1 回収
7月31日	RUNJOB2 回収
8月8日	手荷物で乾板を持ち帰る
8月9-10日	宇宙線研で現像

気球チームがハバロフスクでピックアップしてカムチャツカの基地へ向かう。ハバロフスクで、気球チームが到着するまで、チェンバーをとっておく条件を知らせておいたが、実際にどのような条件で保存されていたかわからない。しかし、エマルジョンのトラブルは無かった。

1996年

ハバロフスクへ空輸。

1997年

モスクワへ空輸し、気球チームがカムチャツカの基地へ運んだ。

1999年

横浜からウラジオストックへ船で輸送し、そこからロシア側がさらにカムチャツカで船で輸送した。

いろいろのルートで輸送を行ったのは、日本と極東ロシアへの空路の中に廃止になるものが多く、同じルートが使えず、その時の最良のものを利用したためである。

ロシア側の通関の努力は非常に大きく、協定書や使用目的の説明文書など書類などでサポートしたが、その時々で異なった対応が必要になった。

露出後のチェンバーは、キャリアオン・ラゲッジとして、研究者が運んだ。この時も、空港でのX線検査を避けるための交渉が大変なものであった。書類は用意しておいたが、それだけでは担当の係官が納得せず、その場での交渉が避けられなかった。

またアルゴスは、COCOMに引っかかる。これも書類の準備でクリアしたが、これに関しては、ISASからの指示が貴重であった。

しかし、輸送毎にあらたな問題が起こり、必要以上にエネルギーを消耗したという印象を持っている。

7. ロシアとの共同研究について

この共同研究を始めるに当たり、「よくロシアとやる気になったね」という類の感想をいただいたが、これまで共同研究を行って来た感想を述べれば、特にロシアとの共同研究が大変であるということはない。

ただ、経済的な面や役割の担い方として含めて、共同研究のメンバーとしての独立性を持ってくれたら、という印象は持っている。解析に必要なシミュレーションなどで、各々独自にやればとても意味があるが、ある部分は共通のものを使わざるを得ない（一方が他方から借りる）ようなことがあっては、価値が下がる。

しかし、共同研究をこの段階で打ち切ったのは、継続に意味が無くなったからである。チェンバーに含まれたデータを最大限活用するために、今暫く解析の共同研究は続く。

参 考 文 献

RUNJOBの結果などについては宇宙線の国際会議やそこに引用されているジャーナルへの投稿論文を参照して頂きたい。

技術的な細かい点をなるべく論文にかくようにしてきたが、ページの制約などから除いた部分もある。そして、時間がたつとともに忘れていくことも多いが、その点、この共同実験から生まれた博士論文は記録としても重要である。日本側の博士論文をあげておく。

上岡英史「高エネルギー銀河宇宙線の組成とエネルギースペクトルの研究」青山学院 1997

晴山慎「日ロ共同気球実験による高エネルギー銀河宇宙線の観測」青山学院 2003

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-04-015

発行日 2005年2月28日
編集・発行 独立行政法人 宇宙航空研究開発機構
〒182-8522
東京都調布市深大寺東町七丁目4番地1
TEL 0422-40-3000(代表)
印刷所 株式会社 ワークワン
神奈川県相模原市田名塩田1-14-2

©2005 JAXA

※本書(誌)の一部または全部を著作権法の定める範囲を超え、無断で複写、複製、転載、テープ化およびファイル化することを禁じます。

※本書(誌)からの複写、転載等を希望される場合は、下記にご連絡ください。

※本書(誌)中、本文については再生紙を使用しております。

<本資料に関するお問い合わせ先>

独立行政法人 宇宙航空研究開発機構 情報化推進部 宇宙航空文献資料センター



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