



ISSN 1349-1113
JAXA RR-03-001

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

2004年 3月

宇宙航空研究開発機構
JAPAN AEROSPACE EXPLORATION AGENCY

目 次

序 文	井上 一
2003南極周回気球実験	並木 道義・松坂 幸彦・斉藤 芳隆 門倉 昭・海老原祐輔・山岸 久雄 佐藤 夏雄・江尻 全機・飯島 一征 川崎 朋実・太田 茂雄・井筒 直樹 山上 隆正・井上 一・廣澤 春任 内山 貞幸・紺野 祐司 1
PLDによる気球搭載PCMコマンドデコーダの開発	久保田あや・松坂 幸彦・山上 隆正 斉藤 芳隆・中澤 知洋・能町 正治 23
大気ガンマ線から推定した一次陽子及び上空のミュオンスペクトル	吉田 健二・小林 正・古森良志子 西村 純 41
三陸上空の地球磁場による宇宙線切断運動量（その2）	近藤 一郎 57
音響光学素子を用いた気球搭載用小型分光器の開発	緒方麻里子・小山孝一郎・松坂 幸彦 太田 茂雄・斉藤 芳隆・並木 道義 山上 隆正 65
サブミリ波による成層圏O ₃ 、ClOの観測	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 97
大気エアロゾルの直接採集に基づく黄砂の大気化学的性質に関する研究：敦煌における気球観測	山田 丸・岩崎 泰信・松木 篤 D. Trochkin・金 爽潤・長谷 徹志 長谷 正博・中田 滉・石 廣玉 張 代洲・沈 志宝・陳 彬 李 剛 105

序 文

昨年度冬期には、宇宙科学研究所の気球専門家3名が参加して、南極で南極周回気球実験（本号における並木らの報告をご覧ください）が行なわれ、本年の三陸における気球実験は8-9月期に限られることとなった。しかし、宇宙科学研究所工学グループによる将来の惑星間航行のための予備実験、通信総合研究所によるサブミリ波による成層圏オゾンほかの観測実験、東京大学・宇宙科学研究所工学グループによる大気再突入技術の開発実験、日本でこれまでに飛翔に成功した最大の容積、50万立方メートルの大型気球を用いた山形大学・宇宙科学研究所・大阪大学グループによる宇宙硬X線観測実験と、野心的な気球実験が次々と行なわれた。また、これらの工学実験・観測実験とともに、いくつかの気球技術に関する実験（一例として、本号に久保田らの報告がある）も行なわれ、密度の濃い実験期間となった。今期の気球実験は宇宙科学研究所としては最後のものとなったが、将来へ向けた新しい試みがいくつもなされ、新しい組織の中での、大気球事業のさらなる発展を期待させるものである。

これら三陸での気球実験とともに、海外でもいくつかの気球実験が行われてきている。上記の南極周回気球実験は今年度も行なわれ、宇宙科学研究所からも2名気球専門家が参加している。また、アメリカ、インドでも気球観測実験が行なわれてきている。本号には、中国での活動も報告されている。

今や、気球実験は、比較的手軽にできる予備実験的な部分から、高性能観測装置による最先端の科学観測まで、広い範囲で利用され、各種分野で科学的成果があげられるとともに、気球工学はもちろん、広く宇宙工学に関する技術開発にも貢献してきている。

これらの気球の利用の拡大・多様化、計画の大型化・高度化は、気球実験の発展としてはたいへん喜ばしいことであるが、一方では、予算的、人員的な制約が深刻な問題となってきている。おりしも、宇宙科学研究所は、2003年10月より宇宙開発事業団・航空宇宙技術研究所と統合され、宇宙航空研究開発機構の下の宇宙科学研究本部となった。この機会に、大気球事業を、宇宙科学・宇宙工学を支える一つの重要な実験手段として、あるいは、宇宙開発技術者の自由な発想を実用に結び付けて行く一つの段階を踏む手段として、しっかりと位置付け、大気球事業の大幅な拡充がなされることを希望してやまない。

大気球専門委員会
委員長 井上 一

1. The first part of the document discusses the importance of maintaining accurate records of all transactions and activities. It emphasizes that proper record-keeping is essential for transparency and accountability, particularly in financial reporting and auditing. The text highlights how detailed records can help identify trends, detect errors, and provide a clear audit trail for stakeholders.

2. The second part of the document focuses on the role of internal controls in ensuring the reliability of financial information. It outlines various control mechanisms, such as segregation of duties, authorization procedures, and regular reconciliations. These controls are designed to minimize the risk of fraud and misstatement, thereby enhancing the integrity of the organization's financial statements.

3. The third part of the document addresses the challenges of data management in a digital age. It discusses the need for robust data governance policies, including data security, privacy protection, and data quality management. The text also touches upon the importance of data backup and recovery strategies to ensure business continuity in the event of a data loss or system outage.

4. The fourth part of the document explores the impact of technology on business operations. It highlights how digital tools and automation can streamline processes, improve efficiency, and reduce operational costs. However, it also notes the potential risks associated with technology, such as cyber threats and data breaches, and emphasizes the need for a proactive security posture.

5. The fifth part of the document discusses the importance of continuous learning and professional development for the workforce. It suggests that organizations should invest in training and development programs to keep their employees up-to-date with the latest industry trends and technologies. This investment is crucial for maintaining a competitive edge in a rapidly changing market.

6. The sixth part of the document concludes by summarizing the key points discussed and reiterating the importance of a holistic approach to business management. It stresses that success is achieved through a combination of sound financial practices, effective internal controls, robust data management, and a skilled, well-trained workforce.

2003年南極周回気球実験

並木道義¹・松坂幸彦¹・斉藤芳隆¹・門倉昭²・海老原祐輔²
山岸久雄²・佐藤夏雄²・江尻全機²・飯島一征¹・川崎朋実¹
太田茂雄¹・井筒直樹¹・山上隆正¹・井上一¹・廣澤春任¹
内山貞幸³・紺野祐司³

Polar Patrol Balloon in 2003

By

Michiyoshi NAMIKI¹, Yukihiko MATSUZAKA¹, Yoshitaka SAITO¹, Akira KADOKURA², Yusuke EBIHARA²,
Hisao YAMAGISHI², Natsuo SATO², Masaki EJIRI², Issei IJIMA¹, Tomomi KAWASAKI¹,
Shigeo OHTA¹, Naoki IZUTSU¹, Takamasa YAMAGAMI¹, Hajime INOUE¹, Harutou HIROSAWA¹,
Sadayuki UCHIYAMA³ and Yuuji KONNO³

Abstract : National Institute of Polar Research, Institute of Space and Astronautical Science, and other universities carried out long-duration balloon experiment in Antarctica in January 2003. We called this experiment as "Polar Patrol Balloon (PPB)" experiment. Onboard instruments are ULF/ELF/VLF wave receiver, aurora X-ray imager, DC electric field instrument, 3-axis fluxgate magnetometer, and the ionospheric total electron content measurement using GPS. It was planned to launch three balloons with identical instrumentation from Antarctic Syowa Station with a spatial separation of 150 km, in order to study spatial and temporal variations of the phenomena occurring in the boundary regions in the magnetosphere such as plasmopause, LLBL, PSBL and the cusp. The first balloon was launched on 6th January, but the flight was terminated 2 hours after the launch due to a trouble in cut-down command system. The rest of the balloons were launched successfully on 13th January. They reached a ceiling altitude of 32 km and moved westward at a speed of about 20 km/h. When they reached halfway of their circum-polar flight on 25th January, the wind system in the stratosphere changed directions and the balloons were stagnated there, and finally moved eastward. After 17~24 days from launching, balloons and payloads landed on the sea. During these flight, the separation of the balloons changed from 150km to 1500km. Observed data were directly transferred to Japan by Iridium satellite telephone system. In this paper, we describe the summary of the housekeeping system, balloon operations in the Syowa station, and results of balloon flights.

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クリアパルス株式会社

概 要

国立極地研究所、宇宙科学研究所および他の大学研究機関と共同で行った大気球実験は、2003年1月に南極における長時間気球実験を実施した。我々は、この気球実験を南極周回気球実験〔1〕と呼んでいる。気球に搭載された観測器は、ULF/ELF/VLF波動検出器、オーロラX線撮像装置、DC電場検出器、3軸フラックス磁場検出器とGPSを用いた電子密度検出器であった。当初は、上記の検出器を搭載した3機の気球を磁気圏の境界領域で起こる現象の空間的・時間的変動を研究するために150 km離して連続的に南極昭和基地より放球する予定であった。最初の気球は、2003年1月6日に放球されたが、気球切り離しコマンドシステムの誤動作により、放球から2時間後に飛行を終了する事故があった。後の2機の気球は、2003年1月13日に放球され、高度32 kmで水平浮遊に入り、約20 km/hrで西方に進行した。2機の気球は、南極上空を半周した1月25日に上空の風の方向が変わり、最終的には東方に進行し、約17～24日後に着水した。この間、2機の気球は、150 kmから1500 kmの距離を保ちながら飛行を続けた。観測されたデータは、イリジウム衛星回線システムを用いて、日本に直接伝送した。

本稿では、気球に搭載したHKシステムの概要、昭和基地における気球放球作業、気球飛行状況およびHKデータの解析結果について述べる。

重要語：長時間観測、南極周回気球、クラスターバルーン、HKシステム

1. 放球設備

1.1. 放球場

気球の放球場は昭和基地からおおよそ東へ1 km離れた新ヘリポート（Cヘリポート）を使用した。この場所は昭和基地からはやや離れているものの全長110 m、幅30 mの平らな場所であり、周囲には高い建物等がないため放球には適している場所である。図1に見晴らしから見た昭和基地の全景を示す。

ほぼ中央の平らな部分が放球場として使用した部分である。この放球場の両側面にヘリウムガスカードル8本組66カードルを配置した。予備のヘリウムガスボンベ30本を入れると合計558本のヘリウムボンベが使用された。また今回、観測器の組み立て、調整等を行う場所は第43次隊で建設された第2廃棄物保管庫を使用した。中央左隅の半円筒型の建物が観測器等を組み立て調整した第2廃棄物保管庫である。この第2廃棄物保管庫は幅10



図1 「見晴らし」から見た昭和基地全景

m, 奥行き 17 m, 中央高さ 5.15 m のかまぼこ型の建物であり, 庫内の床面はコンクリート製であるため観測器の移動等が楽に行える構造である。外部には大型の発電機を備えており, 持ち込んだ全ての機器の調整および試験に役立ち, 出入り口も幅 4 m, 高さ 3.5 m と大きな開口部を有しているため観測器の出入り等も楽で便利な建物であった。図 2 に第二廃棄物保管庫の内部様子を表し, 図 3 に飛揚場側面に並べたヘリウムカードルの配置の様子を示した。



図2 第2廃棄物保管庫の内部



図3 飛揚場側面に並べたヘリウムカードル

1. 2. 受信設備

受信設備は主に昭和基地の西側に位置するロケットテレメータセンター (RT棟) に設置した。この設備は製作からすでに 30 年以上経過しているものであるが, 直径 2 m ϕ のアンテナ本体はFRP製のドーム内に収納されており, 30 年以上経過しているものとは思えないほど状態はよく, また受信装置そのものも保存状態がよく安定に動作をしていた。

今回, このRT棟を使用するにあたって, かなり以前に電力線が撤去されていたが, 第 43 次南極観測隊で越冬された宙空の田口氏に状態を調査していただいた結果, 使用に問題なしとのことであったので同氏の越冬中に電力線の敷設をお願いした。その結果, 電気ヒーターも使用できる電力線の敷設をしていただいたため, 快適な気球の追尾受信を行うことができた。ただし, コマンド等の送信装置には新しいタイプの送信機を搬入して使用した。また, 以前のコマンド送信用のアンテナタワーは根本から倒壊していたため, RT棟の屋上に新規に搬入した 5 素子八木アンテナを設置した。図 4 に RT 棟内部の設置状況を示す。

受信装置の予備として持ち込んだ簡易型の小型受信機 (AOR製: AR 3000) に 10 素子の円形八木アンテナおよびビットシンクロ, パソコン等の予備機を使用して第 2 廃棄物保管庫内でチェックできるように配置した。図 5 に昭和基地での受信およびデータ記録の模式図を示す。



図4 RT棟内部

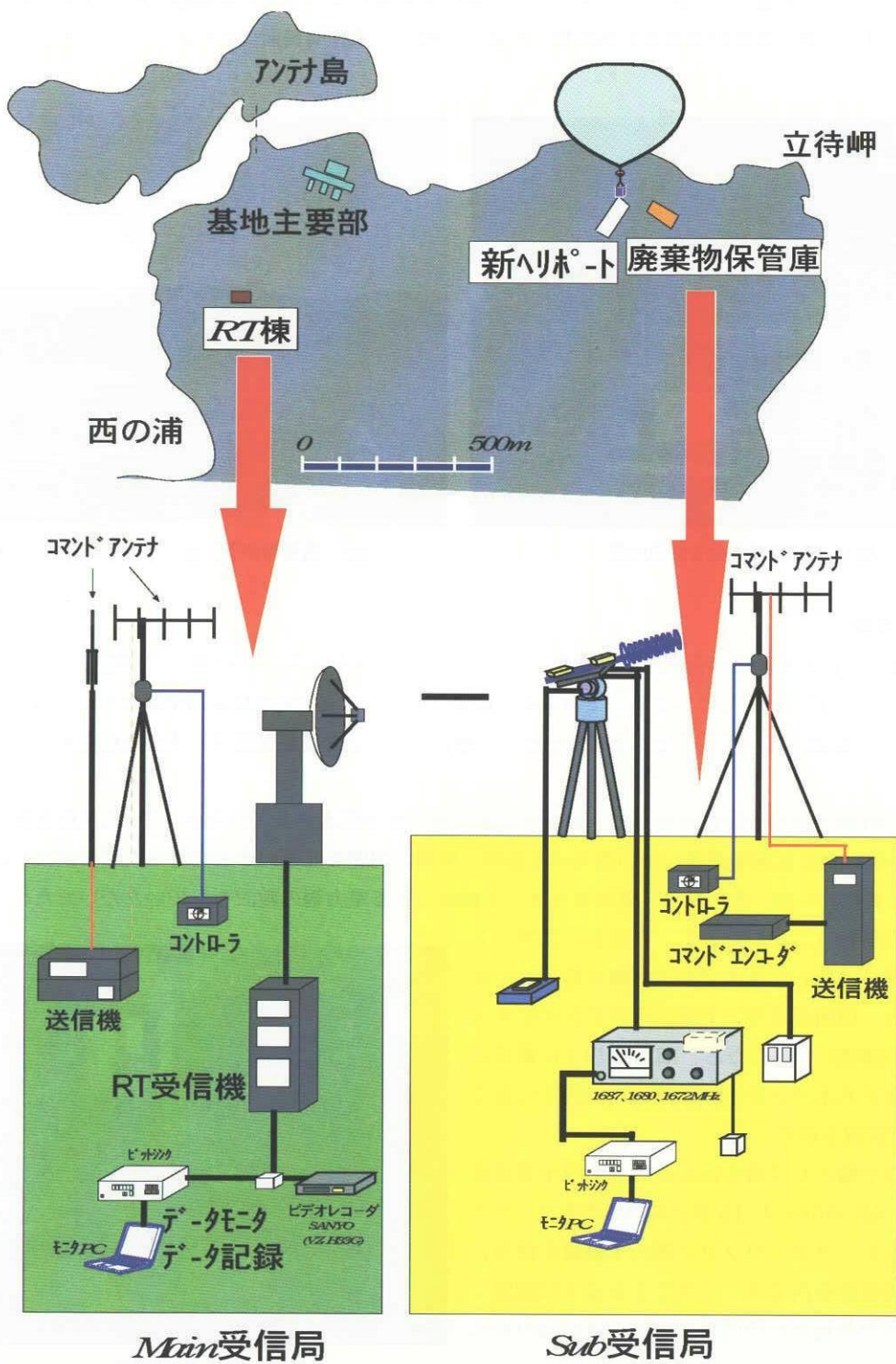


図5 昭和基地での受信およびデータ記録

2. 気球工学系概要

2.1. 観測器の飛翔荷姿

図6に宇宙物理観測器の飛翔荷姿を示し、図7に地球物理観測器の飛翔荷姿を示す。

宇宙物理観測器には直径1mmφのファイバーを数万本組み合わせたシンチレーションファイバーを搭載し、3次元的に宇宙線を観測できる世界で初めての観測器である。南極周回後昭和基地に戻ってきたとき、地上からの指令電波によって気球と切り離して緩降下させ、回収することを考えている。

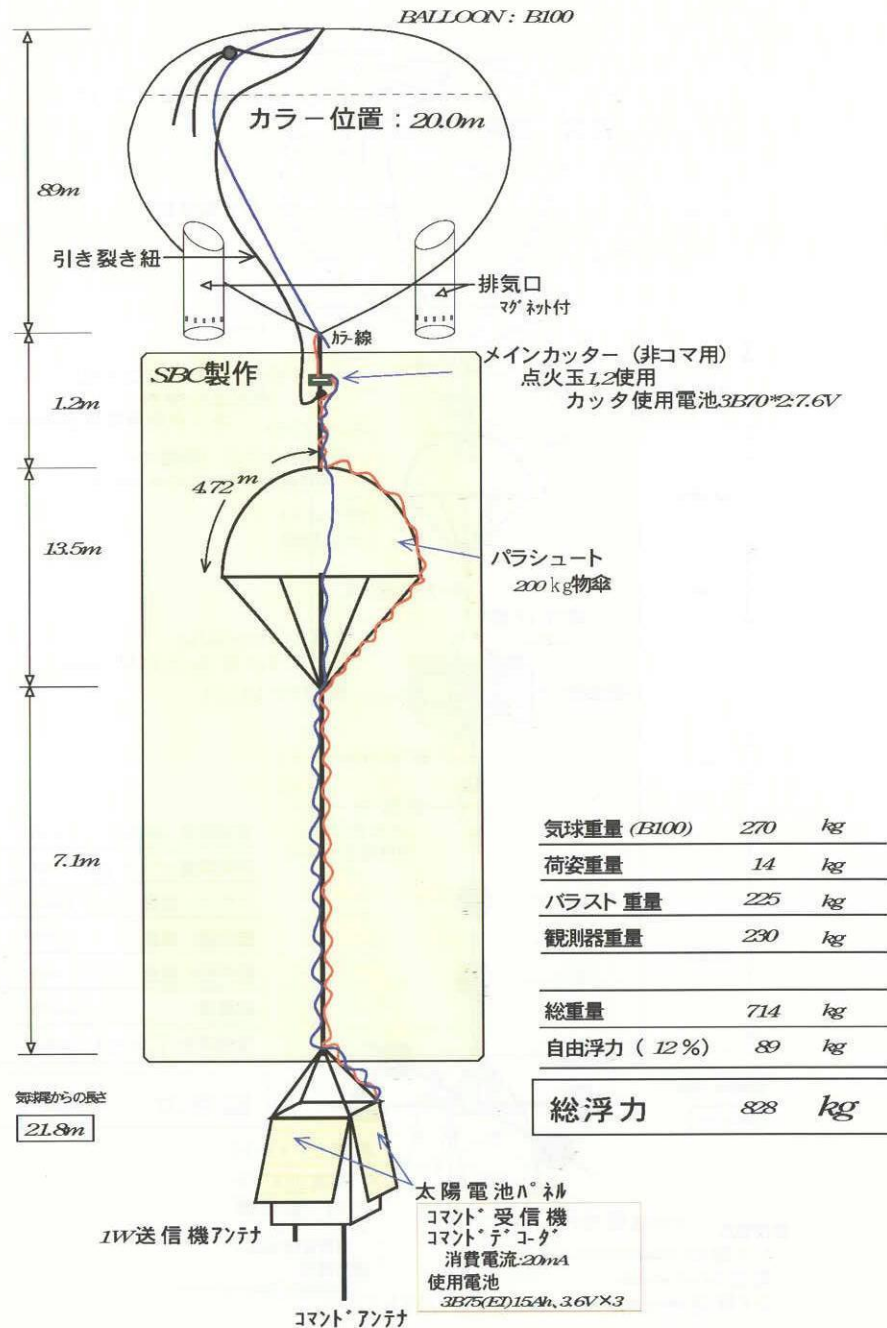


図6 宇宙物理観測器の飛翔荷姿

地球物理観測器はオーロラX線観測、地場観測、電場観測、VLF観測、GPS/TEC観測と5つの観測器が搭載されており、気球との干渉をさけるため気球から100m離す巻き下げ装置も搭載しており、荷姿としても複雑な観測器である。また、この観測器は同じ観測器を3機製作され、可能な限り短い時期に連続して放球を行い3機のクラスター観測を目的としている。このため、1日で3機を放球しなければならず最良の気象条件を選ばなければならない。国内では1機放球するのに要する時間は2~3時間であるが極地であるということとほとんどの作業人員は観測隊員であり、4~5時間がかかることが予想され、3機の放球タイミングを午前、午後、夜として対応することにした。

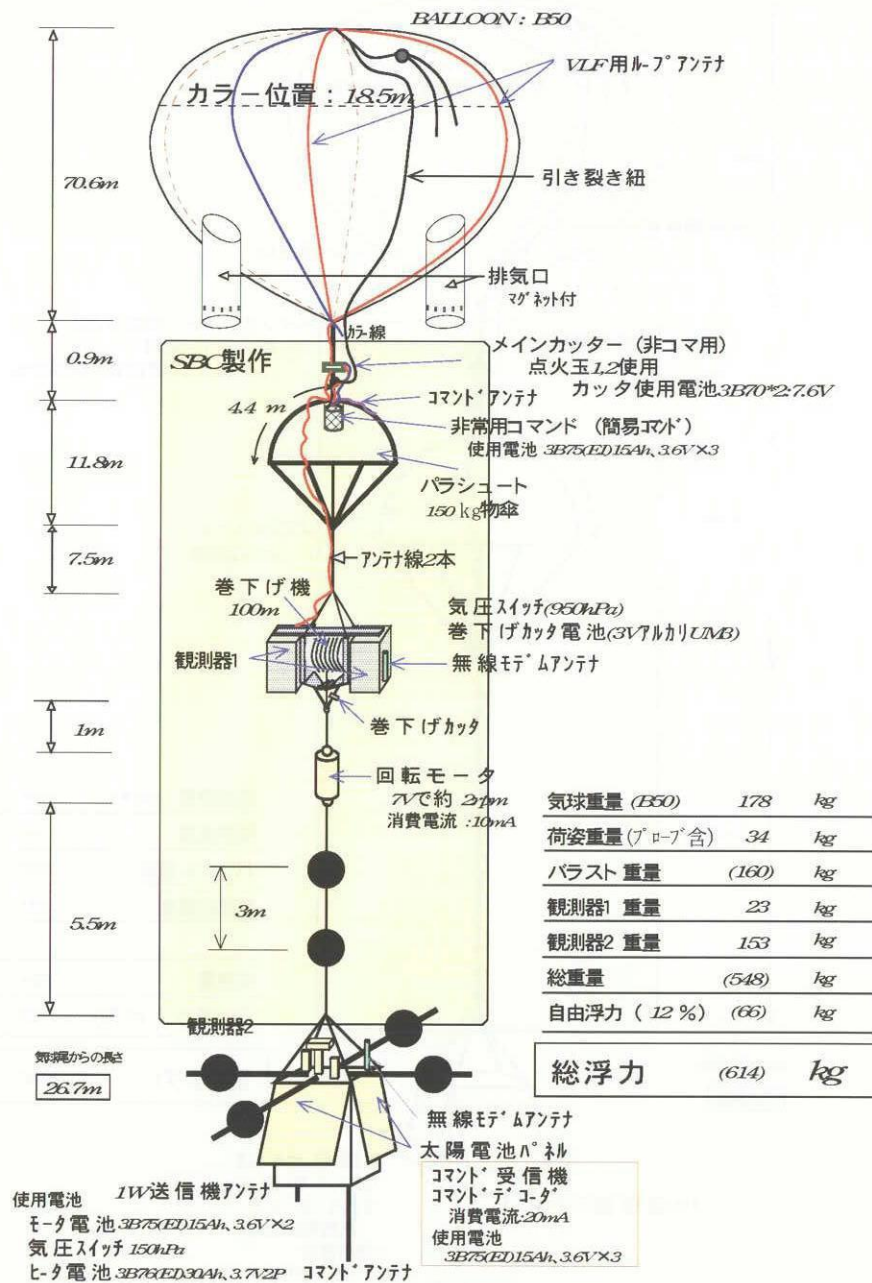


図7 地球物理観測器の飛翔荷姿

2.2. 気球工学機器

PPB7号機からPPB10号機の4機の共通気球工学搭載機器を以下に示す。

1. GPSアルゴス送信機

GPS測位間隔・・・UTCの正時を基準に30分毎
 GPSデータ蓄積・・・30分毎8個の緯度、経度、高度データを蓄積
 ARGOS送信周波数・401.630～401.656 MHz
 ARGOS送信電力・・・1 W
 ARGOS送信間隔・・・90秒間隔
 稼働時間・・・・・・・・・・1ヶ月以上
 稼働方法・・・・・・・・・・下部に取り付けてある磁石を取り除く
 動作温度範囲・・・・・・・・・・-15℃～+50℃
 ID番号・・・・・・・・・・宇宙物理(28835), 地球物理1号(28832),
 地球物理2号(28833), 地球物理3号(28834)

2. イリジウム送信機

送信周波数・・・・・・・・・・1621.35～1626.5 MHz
 送信電力・・・・・・・・・・500 mW
 電力供給・・・・・・・・・・太陽電池
 伝送レート・・・・・・・・・・地上実験の実績から平均1700 bps

3. 太陽電池

1面最大発電量・・・・・・・・225 W (シャープ製ソーラーカー用5枚)
 最大出力電圧・・・・・・・・24 V
 温度・照射の影響・・・・・・・・60%まで低下しても使用電力を満足

4. ニッケル水素電池(4個搭載)

電圧・・・・・・・・・・12 V
 電流・・・・・・・・・・7.5 V
 電力・・・・・・・・・・90 W
 満充電時・・・・・・・・・・4個で約4時間稼働可能(平均3時間程度)
 通常充電電流・・・・・・・・1.2～1.5 A

5. 1.6 GHz送信機

送信周波数・・・・・・・・・・宇宙物理, 地球物理1号:(1672 MHz)
 地球物理2号:(1680 MHz),
 地球物理3号:(1687 MHz)
 送信電力・・・・・・・・・・1 W
 送信信号・・・・・・・・・・65.5 kbpsのPCM
 電源・・・・・・・・・・12 V, 400 mA (太陽電池)
 製作・・・・・・・・・・三協特殊無線株式会社

6. 72.3 MHz Main コマンドデコーダ

コマンド受信機・・・・・・・・三協特殊無線株式会社
 電源・・・・・・・・・・11 V, 20 mA (リチウム一次電池)
 稼働期間・・・・・・・・・・1ヶ月程度
 使用デコーダ・・・・・・・・宇宙物理(600 bps), 地球物理1号(1200 bps)

地球物理2号 (2400 bps), 地球物理3号 (2400 bps)

7. 72.3 Mhz Subコマンドデコーダ

使用・・・・・・・・地球物理観測器のみ切り離しに使用する
 コマンド受信機・・・・・・・・三協特殊無線株式会社
 電源・・・・・・・・11 V, 20 mA (リチウム一次電池)
 使用デコーダ・・・・・・・・地球物理1, 2, 3号共 (1200 bps)

8. オートレベルコントローラ

新オートバラスト回路と従来方式のオートバラスト回路が搭載されている.

新オートバラスト回路

使用気圧計・・・・・・・・MSKバラストロン気圧計 (100 torr)
 気圧電源・・・・・・・・±15 V, 35 mA (リチウム一次電池)
 回路電源・・・・・・・・15 V, 120 mA (リチウム一次電池)
 投下設定高度・・・・・・・・水平浮遊高度 (H) × 1.15 (hPa) ・・水平高度の約1 km下, 日毎に設定高度が高くなり, 低くなることはない
 投下禁止法・・・・・・・・電源投入より2時間と高度が20 torr以上の両方の条件満足
 サンプル間隔・・・・・・・・4分に1回, その時の高度が設定高度以下の場合約2 kgのバラストを投下
 強制禁止・・・・・・・・コマンドにより新オートバラスト稼働と停止を選択

旧オートバラスト回路

使用気圧計・・・・・・・・新オートバラストと共用
 回路電源・・・・・・・・10 V, 30 mA (リチウム一次電池)
 投下設定高度・・・・・・・・1日目の予想水平浮遊高度Hkmー約2 km下, 日毎に設定高度と水平高度の差は大きくなる
 投下禁止法・・・・・・・・電源投入より10時間
 サンプル間隔・・・・・・・・4分に1回, その時の高度が設定高度以下の場合バラスト投下
 バラスト投下量・・・・・・・・1回に10秒間隔で約2 kg

9. 精密気圧計 (1000 torr用)

使用気圧計・・・・・・・・セトラ製 1000 torr 気圧計
 気圧計電源・・・・・・・・24 V, 10 mA (リチウム一次電池)

10. 巻き下げ器

製作会社・・・・・・・・有限会社フラミンゴ
 巻き下げ方式・・・・・・・・遠心ブレーキ方式
 使用ロープ・・・・・・・・6 mm φ ケブラーロープ (100 m)
 巻き下げ開始・・・・・・・・気圧スイッチ (950 hPa)

11. 回転モータ

製作会社・・・・・・・・有限会社フラミンゴ
 使用電源・・・・・・・・7 V, 20 mA (リチウム一次電池)
 回転周期・・・・・・・・1.5 ~ 2.0 rpm
 回転開始・・・・・・・・気圧スイッチ (150 hPa) で開始する
 モータヒータ・・・・・・・・サーモスタットで8℃に設定 (リチウム一次電池)

3. ヘリウムガス注入量の決定

ヘリウムガスの注入量は1992年の南極実験では簡単に行えるように表を作成して対応したが、もし観測器の重量が大幅に変更することになると表では対応できなくなる。そこで今回は全てに対応可能な計算式による方法[2]を採用することにした。

3.1. ヘリウムガス量の計算

宇宙線観測器の場合

気球 (270 kg) + 観測器 (230 kg) + 荷姿 (15 kg) + バラスト (250 kg) = 総重量 (765 kg)

総重量 (765 kg) + 自由浮力 (10%, 77 kg) = 総浮力 (842 kg)

19 カードル (152 本) を使用するとして試算する。

$152 \times 0.04725 = 7.182 \text{ kg/1 気圧}$ の浮力が得られる。

最終圧力は、

$$P_f = (273 + T_0) Y (1 - AP_0) / (293 - 5.23 \times 10^{-4} (273 + T_0) Y) \quad \dots\dots\dots (1)$$

最終温度は、

$$T_f = T_0 - A (P_0 - P_f) (273 + T_0) \quad \dots\dots\dots (2)$$

で求まる。

$$\text{ここで、} \quad Y = Z / (1 - GZ) \quad \dots\dots\dots (3)$$

$$Z = X / (1 + GX) - F / 7.182 \quad \dots\dots\dots (4)$$

$$X = 293 P_0 / (273 + T_0) \quad \dots\dots\dots (5)$$

$$G = 5.35 \times 10^{-4}$$

$$A = 5.23 \times 10^{-4}$$

F: 総浮力

P_0 : 初期ガス圧

T_0 : 初期温度

計算例:

$P_0 = 135 \text{ 気圧}$, $T_0 = 5^\circ\text{C}$, 使用ポンベ = 152 本, $F = 842 \text{ kg}$ の場合

$$(5) \text{ 式より} \quad X = 293 \times 135 / (273 + 5) = 142.28$$

$$(4) \text{ 式より} \quad Z = 142.28 / (1 + 5.35 \times 10^{-4} \times 142.28) - 842 / 7.182 = 14.98$$

$$(3) \text{ 式より} \quad Y = 14.98 / (1 + 5.35 \times 10^{-4} \times 14.98) = 15.10$$

最終圧力は (1) 式より

$$P_f = 278 \times 15.10 (1 - 5.23 \times 10^{-4} \times 135) / (293 - 5.23 \times 10^{-4} \times 278 \times 15.10) \\ = 13.41 \text{ 気圧}$$

最終温度は (2) 式より

$$T_f = 5 - 5.23 \times 10^{-4} \times (135 - 13.41) \times 278 = -12.7^\circ\text{C}$$

となる

注意 1) 最初圧力計の較正を行う時、大気開放時を 1 kg/cm^2 に合わせる事。

2) ガス注入終了後、5分程度はガス圧を確認し、上記の最終ガス圧まで必ず注入する。

3) 最終温度は、環境によるので、温度をあまり気にする必要はない。

地球物理観測器の場合

気球 (178 kg) + 観測器 (155 kg) + 荷姿 (55 kg) + バラスト (200 kg) = 総重量 (588 kg)

総重量 (588 kg) + 自由浮力 (10%, 59 kg) = 総浮力 (647 kg)

14 カードル (112 本) を使用するとして試算する.

$112 \times 0.04725 = 5.29 \text{ kg/1 気圧}$ の浮力が得られる.

最終圧力は,

$$P_f = (273 + T_0)Y(1 - AP_0) / (293 - A(273 + T_0)Y) \dots\dots\dots(1)$$

最終温度は,

$$T_f = T_0 - A(P_0 - P_f)(273 + T_0) \dots\dots\dots(2)$$

で求まる.

ここで, $Y = Z / (1 - GZ) \dots\dots\dots(3)$

$$Z = X / (1 + GX) - F / 5.29 \dots\dots\dots(4)$$

$$X = 293 P_0 / (273 + T_0) \dots\dots\dots(5)$$

$$G = 5.35 \times 10^{-4}$$

$$A = 5.23 \times 10^{-4}$$

F: 総浮力

P_0 : 初期ガス圧

T_0 : 初期温度

計算例:

$P_0 = 136$ 気圧, $T_0 = 1$ °C, 使用ボンベ = 112 本, $F = 647$ kg の場合

$$(5) \text{ 式より } X = 293 \times 136 / (273 + 1) = 145.43$$

$$(4) \text{ 式より } Z = 145.43 / (1 + 5.35 \times 10^{-4} \times 145.43) - 647 / 5.29 = 12.63$$

$$(3) \text{ 式より } Y = 12.63 / (1 + 5.35 \times 10^{-4} \times 12.63) = 12.72$$

最終圧力は (1) 式より

$$P_f = 274 \times 12.72 (1 - 5.23 \times 10^{-4} \times 136) / (293 - 5.23 \times 10^{-4} \times 274 \times 12.72) \\ = 11.12 \text{ 気圧}$$

最終温度は (2) 式より

$$T_f = 1 - 5.23 \times 10^{-4} \times (136 - 11.12) \times 274 = -16.9 \text{ °C}$$

となる

この計算式を手帳型計算機に覚えさせてヘリウムガスを実際に注入する場所で計算し、注入量を決定した。さらにランチャーに設置されているロードセル張力計により、気球が立ち上がった時の浮力の再確認と気球本体からの漏れのチェックも行った。

図8は宇宙線の観測器に使用したヘリウムガス160本のボンベを接続した状態を示しており、全本数を一度に注入可能であるが、漏れチェックを完全に行うことが必要である。



図8 ヘリウムガスボンベの接続

4. 気球放球作業

4.1. 役割分担

図9に大気球放球作業の役割分担図を示す。第44次観測隊11名と第33次観測隊3名合計14名で大気球の放球作業を行った。

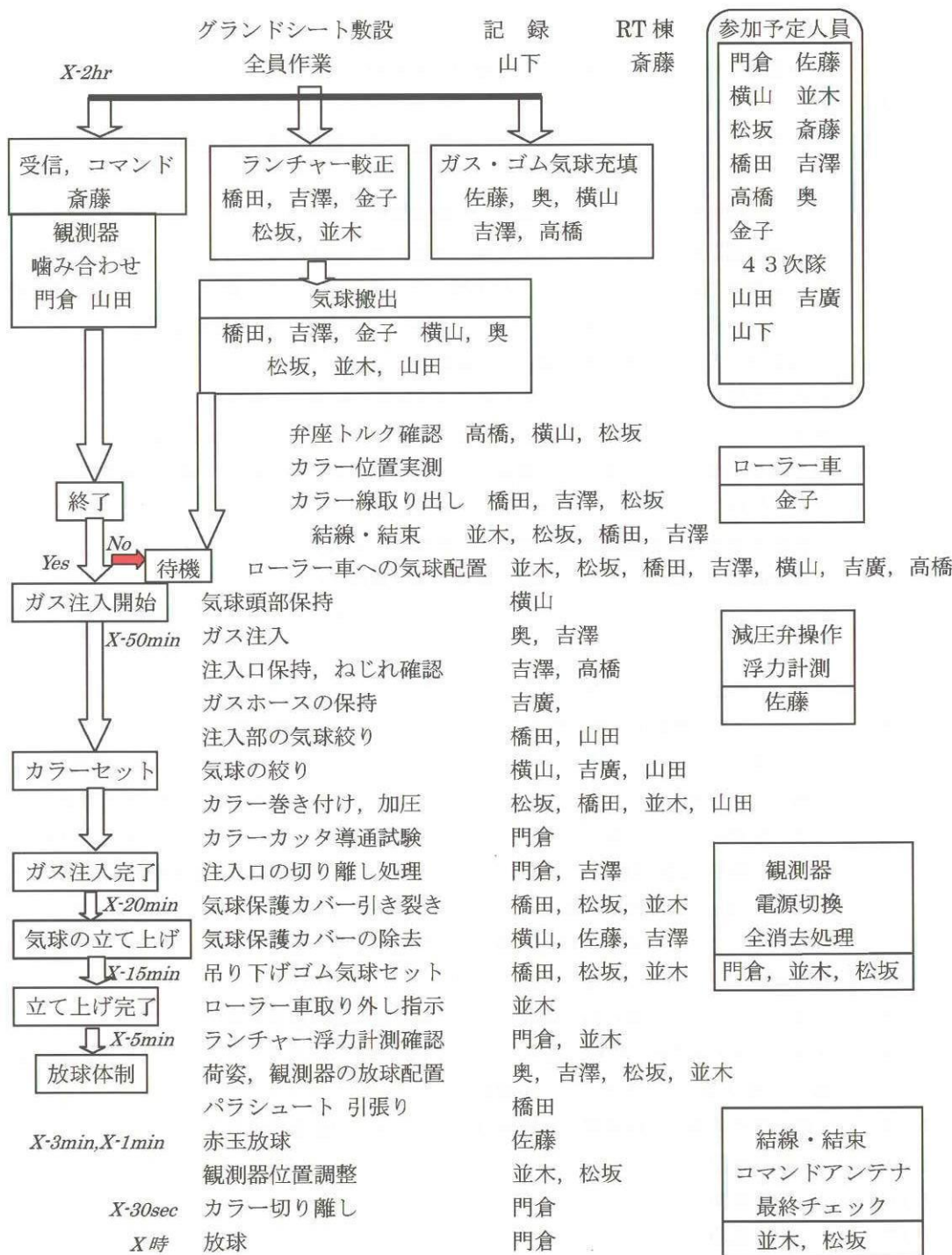


図9 役割分担図

12月17日に第1便としてのヘリコプターが昭和基地に向かった。気球班としては昭和基地での緊急物資搬入のため門倉氏を先に昭和基地に送り、残った我々は、そのままでは大きすぎてヘリコプターに搭載できない観測器の開梱作業のため「しらせ」甲板上で開梱作業を行い、昭和基地へは最後に向かうことになった。以下に実施作業項目を示す。

実施作業項目

12月

17日(火)

18日(水) 昭和基地入りする予定であったが強風のため延期

19日(木)

20日(金) 3日遅れてヘリコプターで昭和基地へ、緊急物資も搬入→第2廃棄物保管庫

21日(土) ヘリウムカードル24基搬入

22日(日) ガス系配管作業、ランチャー設置、荷物開梱作業

23日(月) 宇宙線観測器組み立て、バラスト搭載、太陽電池パネル取り付け、ガス配管漏れ修復

24日(火) 宇宙線観測器工学系チェック、RT棟コマンド、テレメータ組み立て、太陽電池配線修正、フィールド養生→アルミ製コンパネ70m敷設、7号機と気球4機重量測定

25日(水) 太陽電池にて搭載電池充電試験、宇宙線観測器最終チェック

26日(木) 放球の準備作業、5~6m/sの地上風で放球延期、観測器の画像データ要再チェック

27日(金) 画像データ回路再チェック、夜間氷上輸送にてヘリウムカードル44基搬入

28日(土) 地上風やや強く放球延期、8号機電源投入、調整開始、極地研との通信準備作業

29日(日) 午後放球作業を開始したが地上風強く放球延期

30日(月) ◎午前8時放球関係者放球場へ出発、7号機タイムスケジュール入り

放球直後切り離しカッター作動、気球のみが放球された

31日(火) コマンド装置部にモニターカッターを接続し外部電源にて1月2日まで継続試験

2003年1月

1日(水) 「しらせ」にて1日休日

2日(木) 8, 9, 10号機動作試験、噛み合わせ等を行い全て正常動作確認

3日(金) 9号機にバラスト200kgを搭載したが、フレームの強度不足で補強作業(3機共)

4日(土) 3機に太陽電池パネル取り付け、コマンド電源系改良、観測器重量計測、配管接続替え

5日(月) ガス配管接続替え、漏れチェック、3機の荷姿装着、3機共コマンドの正常動作確認

6日(火) ◎午前7時30分放球場へ、タイムスケジュール入り、10時35分9号機放球

高度15kmで下降開始→基地より南西15km地点に着氷、8, 10号機放球中止

17時OHヘリにて観測器の搜索(飛行長、門倉、松坂、並木) 海氷上にて観測器発見
着陸後パラシュートのみを切り離し、回収

7日(水) 午後「しらせ」にて飛行科と回収打ち合わせ、観測器の重量が軽いため揚収決定

8日(木) 午後2時40分門倉、松坂、並木、小田の4氏回収へ観測器下部のバラスト搭載部は金鋸にて切断、上部のみヘリのホイストにて揚収

9日(金) 地上風やや強く放球延期、2機分のヘリウムガスの配管接続替え

10日(土) 放球延期

11日(日) 放球延期

12日(月) 放球延期

13日(火) ◎午前7時30分放球場へ、タイムスケジュール入り、9時40分：8号機放球

15時00分：10号機放球、その後配管系撤収

翌12月18日順次、観測隊員が昭和基地に運ばれて行き、最後に我々がヘリコプターに搭乗する直前に風が20 m強と強くなり昭和基地に入ったのは2日後の12月20日となった。

4.2. 地上風速の予測

南極、昭和基地の地上風向は卓越風と呼ばれる北または北東の風が主風向であり、南極の夏の時期は比較のおだやかで風速も少ない日が多いようである [3]。海岸に近いため風がありそうだが氷に覆われているせいか日本のような風がないため風速を読むのが非常に難しい。ここ数年来以前とは変わり昭和基地でもメールの機能が確立され、各部門でホームページを作成している。その中で昭和気象チームのホームページでは毎日の昭和基地の気象を自動で更新しており、その中で図10に示すような風速分布を見ることができる。昭和基地の時間で朝6時にその日の風速を推定しなければならず毎日この風速分布を見ることが重要である。図10は1月13日に地球物理観測器を2機放球した時の前日の夕方から真夜中までの風速分布図である。8号機10号機とも最良の地上風速の中で放球できたことがわかり、予定していた3機目も放球に適した日であったと思われる。

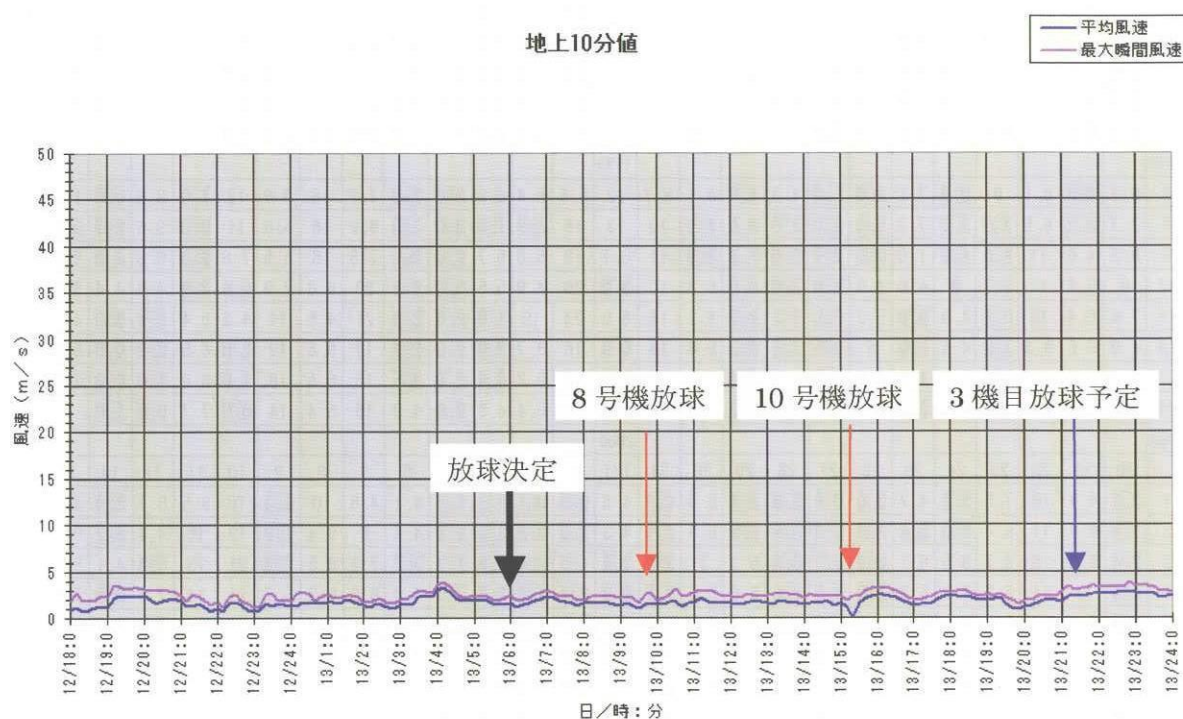


図10 昭和気象が自動更新している地上風速

表2に1996年度から1999年度の夏期昭和基地における地上風速データ平均値の一覧表を示す。図の横軸は、月日を表し、縦軸には1日の時刻を表す。1999年以前は3時間分の平均値であるが、それ以降は1時間毎の平均値が示されている。文字に網掛けの入っている部分は風速4 m/s以下の状態を示し、文字を強調している部分は風速3 m/s以下の状態を示す。

この図より昭和基地の夏期における地上気象は安定しているように思われ、年によっては多少違いがあるものの観測気球を放球する予定の12月23日頃から翌年の1月6日頃までは比較的地上風速が低く穏やかな日の多いことがわかる。

表3 2002年度の夏期昭和基地地上風速

	2002										2003																	
	21	22	23	24	25	26	27	28	29	⑦	30	31	1/1	2	3	4	5	⑨	6	7	8	9	10	11	12	⑧⑩	13	14
1	5.0	18	4.2	8.0	7.0	6.7	7.1	4.0	2.8	2.8	5.7	10	7.3	5.2	4.3	3.6	1.3	2.9	1.8	3.8	2.7	2.1	3.3	1.7	2.2	4.5		
2	4.9	16	2.9	12	8.3	8.0	5.7	2.9	2.9	2.3	5.2	8.6	7.9	5.6	4.1	1.8	2.4	1.9	0.8	1.2	2.1	2.1	2.7	1.4	3.7	8.1		
3	10	19	5.6	8.4	9.0	7.4	7.0	3.8	2.6	1.2	7.9	8.9	6.7	1.9	5.0	1.5	1.8	3.1	2.4	0.8	2.1	1.7	4.6	1.4	2.4	6.7		
4	12	16	6.1	9.5	8.1	7.6	8.0	5.8	3.0	1.4	8.7	8.5	7.0	5.9	4.9	1.3	1.1	1.4	0.4	1.5	0.7	1.4	3.0	2.9	2.2	6.7		
5	12	14	3.5	12	12	7.8	5.8	5.7	2.5	1.3	9.0	6.8	8.2	3.0	5.2	1.1	0.6	3.1	0.6	2.2	1.2	1.7	3.3	2.0	1.1	6.1		
6	11	18	1.1	12	11	8.6	3.3	5.3	3.2	0.1	8.5	9.3	9.0	4.6	3.4	1.1	1.5	1.7	1.7	2.7	2.3	2.4	4.3	1.6	0.6	8.5		
7	9.5	15	0.7	11	9.4	6.7	1.8	6.0	4.3	1.4	8.2	3.3	8.6	6.0	2.2	1.4	3.0	1.0	1.3	3.3	3.3	1.6	4.5	2.2	0.8	7.6		
8	11	16	3.0	9.1	6.2	7.2	0.7	6.7	3.6	1.8	8.2	1.1	7.5	7.2	1.8	1.1	2.2	2.0	0.8	4.2	4.5	1.6	4.7	1.5	0.9	6.9		
9	11	17	3.4	9.1	6.0	5.3	1.0	6.9	3.1	1.1	6.0	2.2	8.0	4.9	1.6	1.6	3.8	1.2	1.0	3.7	4.2	2.9	5.2	1.3	1.4	8.5		
10	10	14	2.7	6.7	3.4	4.2	2.1	6.4	3.6	1.3	6.6	1.6	7.6	7.2	1.3	2.3	1.1	1.9	1.3	4.2	3.7	5.4	4.3	1.4	0.8	7.9		
11	3.8	15	2.7	2.9	1.0	5.2	2.2	5.0	3.9	1.2	4.3	3.2	1.7	5.8	1.5	1.6	1.1	2.8	2.3	4.8	3.8	5.8	3.4	1.6	1.3	6.8		
12	2.2	14	3.9	2.3	2.3	4.4	2.4	5.5	3.8	1.7	3.1	2.2	2.3	4.6	1.4	1.6	1.0	2.7	2.9	4.4	2.7	4.4	4.0	1.5	1.7	1.7		
13	1.4	15	3.4	2.4	1.1	4.5	3.5	3.4	3.7	1.8	1.6	2.1	1.2	4.8	1.2	1.4	1.1	2.0	2.6	4.6	2.6	3.7	3.0	1.6	1.5	4.1		
14	1.6	15	2.4	1.2	2.5	5.9	3.7	2.8	3.2	1.4	1.9	1.7	2.7	4.3	1.3	1.4	1.8	1.7	1.9	4.7	2.2	3.2	1.9	1.4	1.5	2.3		
15	3.8	14	3.6	1.9	3.3	7.4	4.2	2.5	4.3	1.7	1.7	1.6	1.8	2.3	2.8	1.4	1.1	1.2	3.4	5.2	1.6	1.5	1.3	1.6	2.1	1.8		
16	5.2	14	2.3	2.7	2.3	6.2	4.1	2.7	3.0	1.2	1.6	2.0	3.6	2.4	2.7	1.1	2.0	1.3	2.8	4.3	2.0	1.5	1.2	2.4	1.8	3.2		
17	5.2	12	4.3	2.9	1.6	5.1	3.3	2.8	3.6	1.7	3.4	2.5	4.7	1.5	3.8	3.6	1.3	1.7	3.0	4.1	2.2	1.8	1.0	1.3	3.7	2.1		
18	3.6	13	3.6	1.4	1.4	4.1	3.4	2.3	3.5	1.5	2.1	2.9	4.5	1.5	4.2	4.1	1.5	1.9	3.2	4.0	2.0	1.8	0.9	2.4	2.6	2.4		
19	3.8	13	3.7	2.2	1.3	3.5	2.9	1.4	3.8	1.8	0.9	3.0	5.0	2.8	4.6	4.5	1.1	2.2	3.6	4.1	2.1	3.8	1.2	1.9	1.9	1.3		
20	2.9	12	3.3	1.2	3.5	3.1	2.9	3.9	4.1	2.3	3.1	3.0	4.5	3.2	4.9	4.0	1.8	1.4	3.2	3.2	2.0	3.2	2.4	1.2	1.7	3.9		
21	8.7	12	2.0	1.9	3.2	4.4	2.6	3.9	4.1	2.9	6.5	1.9	2.5	3.5	4.6	4.0	3.2	1.2	3.1	2.2	1.2	3.0	1.9	1.7	1.2	1.9		
22	16	10	1.4	2.1	4.3	4.5	3.1	2.3	4.2	2.0	9.6	4.4	2.1	3.3	5.0	2.8	2.0	1.2	3.0	2.3	1.0	2.4	1.0	2.6	1.1	1.6		
23	16	12	1.1	7.7	3.8	3.4	2.8	2.7	2.1	3.3	9.4	6.1	3.0	2.2	4.1	1.3	1.8	0.7	1.8	2.0	2.9	2.6	0.7	2.7	2.4	2.8		
24	18	8.0	7.5	7.0	2.0	3.1	4.3	2.8	3.0	6.7	10	7.0	3.3	3.5	3.7	0.9	3.4	1.1	1.7	2.5	2.8	1.8	1.3	2.2	4.4	3.4		

○数字は放球した号機, ○は放球した時間帯を示す

表3は本年度12月21日から1月15日までの夏期昭和基地における地上風速データ平均値の一覧を示す。横軸は月日を表し、縦軸は1日の時刻を表す。放球する予定の日は朝6時までの地上風速から放球の可否を決定しなければならず、今年度に関しては朝6時の時点で地上風速が2m/s以下であれば放球可能な日であったことがわかる。放球は7号機（宇宙物理観測器）、9号機（地球物理観測器）8号機、10号機の順序で行われた。気球放球は44次隊11名、43次隊3名の総計14名が携わったが、三陸では2度にわたる訓練を行ってきたがほとんどが経験不足の人たちであり、最初の気球放球ではおおよそ3時間30分を費やした。気球放球そのものは全て順調にいき2機目は3時間、3機目は2時間15分、4機目は2時間15分と早くなり、片付け等もなれてきて全てが早く行えるようになった。

5. 実験結果

5.1. 経過

2002年12月21日からヘリコプターによる緊急物資の搬入も始まり、放球場となるCヘリポートおよび受信所となるRT棟（ロケット・テレメータ棟）等の整備調整が行われた。各場所の整備および気球、観測器等の準備も整った12月下旬には最初のフライト（宇宙物理観測器）が行われたが、コマンドシステムの誤作動により放球直後に切り離し装置が動作してしまうアクシデント等があり、気球のみが放球された。さらに翌年1月6日には改良を加えた気球（地球物理観測）の放球を行ったが、高度15kmに達した時、観測器は下降を始め昭和基地南西35km地点に氷着した。現地で回収した搭載機器試験および各種電波等の調査を行ったが原因を特定するには至らなかった。

1月9日には修正を施した次の気球の準備も整い放球を行う準備に入ったが、午前中は風の強い日が続き12日まで延期が続いた。1月13日によりやく地上風もおさまり午前7時30分に放球支援者たちと共に放球場であるCヘリポートへ向かった。午前9時40分8号機を放球、水平浮遊した同機を確認後15時00分には10号機を続けて放球し、クラスター気球となる2機同時飛翔を開始した。

表4に気球実験結果の概要を示す。

表4 実験結果概要

	7号機	8号機	9号機	10号機
気球容積	100,000 m ³	50,000 m ³	50,000 m ³	50,000 m ³
気球全長	89.0 m	70.6 m	70.6 m	70.6 m
ランチャー線	20.5 m	18.5 m	18.5 m	18.5 m
放球日(UTC)	2002/12/30 8:20	2003/1/13 6:49	2003/1/6 7:35	2003/1/13 12:15
地上温度	-1.8℃	1.5℃	1.7℃	1.7℃
地上気圧	991.8 hPa	990.9 hPa	993.4 hPa	989.1 hPa
地上風速	1.9 m/s	1.5 m/s	1.4 m/s	1.2 m/s
地上風向	45度	310度	60度	360度
天気	晴れ	晴れ	晴れ	晴れ
気球重量	270.0 kg	177.55 kg	179.0 kg	180.5 kg
観測器重量	230.0 kg	153.0 kg	142.0 kg	146.0 kg
子ゴンドラ(その他)	14.0 kg	53.0 kg	53.0 kg	53.0 kg
バラスト	225.0 kg	204.0 kg	200.0 kg	200.0 kg
総重量	739.0 kg	587.55 kg	574.0 kg	579.5 kg
自由浮力	89 kg(12%)	71 kg(12%)	63 kg(11%)	75 kg(13%)
総浮力	828.0 kg	658.55 kg	619.3 kg	654.8 kg
最終ランチャー浮力	560.0 kg	496.0 kg	456.0 kg	488.0 kg
ボンベ本数	160本	116本	112本	120本
初期ガス圧力	133.5 kg/cm	136.3 kg/cm	134.3 kg/cm	138.2 kg/cm
最終ガス圧力	20.1 kg/cm	11.0 kg/cm	14.0 kg/cm	16.4 kg/cm
初期ガス温度	0.7℃	6.0℃	2.6℃	8.3℃
最終ガス温度	-8.3℃	—	-8.6℃	-4.4℃
到達高度	—	31.6 km	15.2 km	31.8 km
到達圧力	—	10.4 hPa	123 hPa	10.2 hPa

5.2. P P B 9号機観測器の回収

2003年1月6日、高度15kmで下降を始めた9号機は昭和基地南西35kmの海水上に降下を確認、観測装置の原因調査のため「しらせ」側にヘリコプターにて回収を要請した。「しらせ」飛行科と交渉の結果、ヘリコプターの横上部についているホイストで観測器等の吊り上げを行う事となった(揚収重量は最大180kg)。バラストを落とすことにより観測器重量は142kgとなり揚収重量には問題ないが、ヘリコプターの貨物搭載開口部の大きさが観測器とほぼ同程度であった。そこで観測器をヘリコプターへ収納する作業を簡単に行うため、降下現場で観測器下部を切り離した。ゴンドラの足を含めた高さ60cmを切り離し、約70cm部分の高さとなった主観測部のみとさらに各コーナーにはヘリコプターの胴体に傷が付かないように布を巻き付けた。その結果、ヘリコプター内へ観測器の収納が楽になった。

5.3. 飛翔結果

図11 にクラスター飛翔となる気球の航跡図を示す。

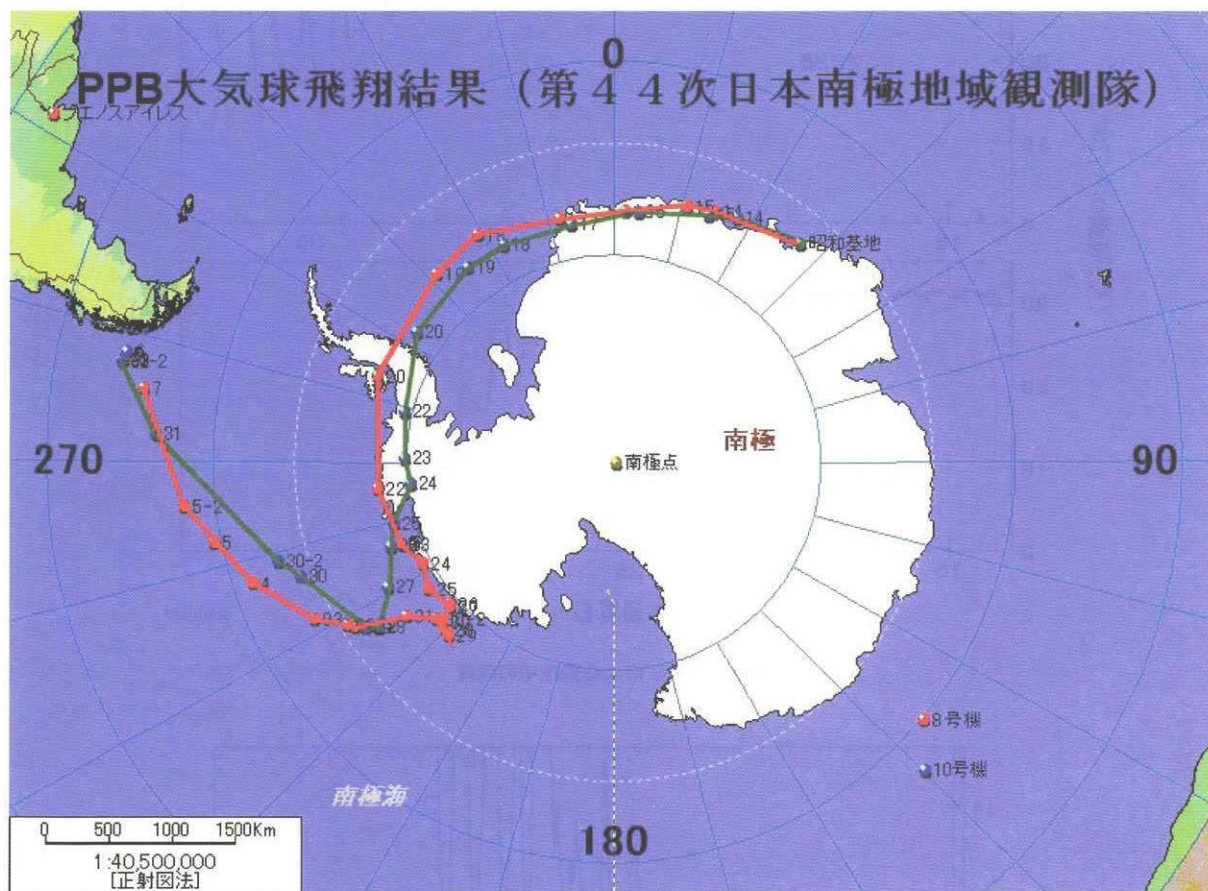


図11 クラスタ飛翔となった8号機, 10号機の航跡図

放球時期が1月13日と遅くなり、上空の風系が1月の24日頃が変わってしまい、最終的には反対方向に飛行する結果となった。

5.4. HKデータ結果

HKデータとしてはGPS、各部温度、精密気圧計、各部電圧、パラスト投下回数、パラスト残量等を計測する機器が搭載されている。また、観測機器のデータは送信レートおよそ2300 bpsの速度でイリジウム衛星電話により直接日本へ伝送した。図11からわかるように両機とも南極大陸をほぼ半周した所で反対向きにコースを変えている。これは10号機では1月23日、8号機では1月24日に両機ともパラストを使い果たしたために高度が低下し、低い高度での反対方向の風向きによるものである。また、気球が飛翔する高度とパラストを投下する高度の差を750 mと狭くしたためパラストの投下量が早くなり消費したと思われる。8号機の飛翔結果は、放球10日後の1月23日にパラストを使い果たし、24日以降気球内の温度変化により気球の上昇下降が少しずつ大きくなり始め、29日を境に気球は低緯度側に移動したため夜の間隔が長くなり気球の上昇下降もさらに大きくなり2月7日にチリ沖300 km海上に降下した。

図12には8号機および10号機のGPSによる飛翔中の高度を表し、図13には8号機におけるパラストの投下状況およびそれに伴う搭載した気圧計の値すなわち気球の高度変化を表す。パラストの投下量としては平均でおよそ4%/日であり、1992年度におこなったPPB実験[4]の2倍となる量を消費したことになる。

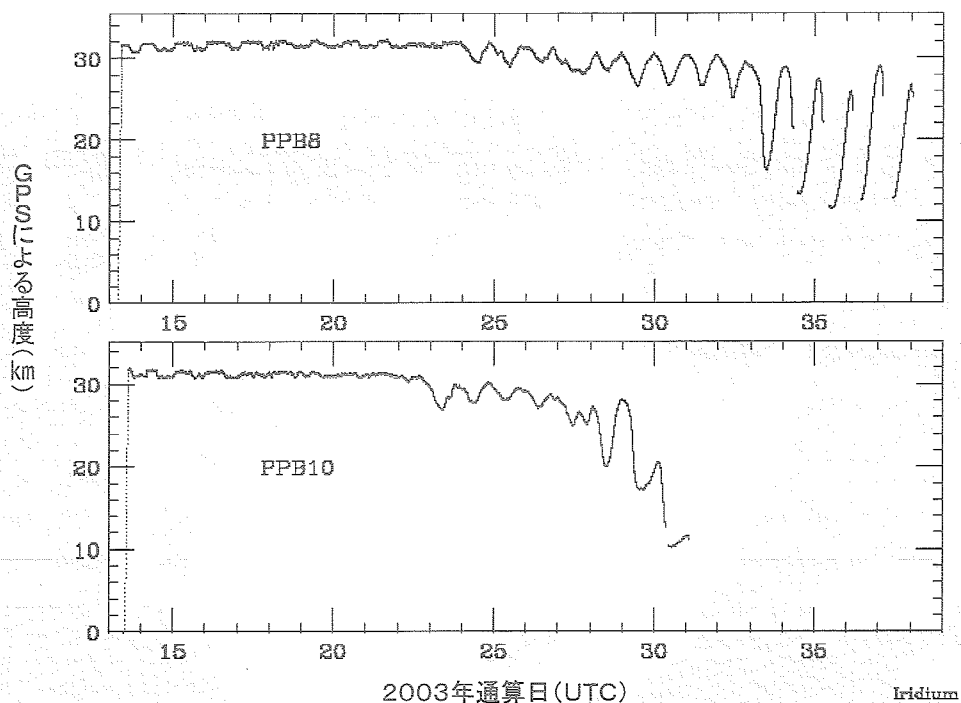


図12 GPSによる飛行中の高度

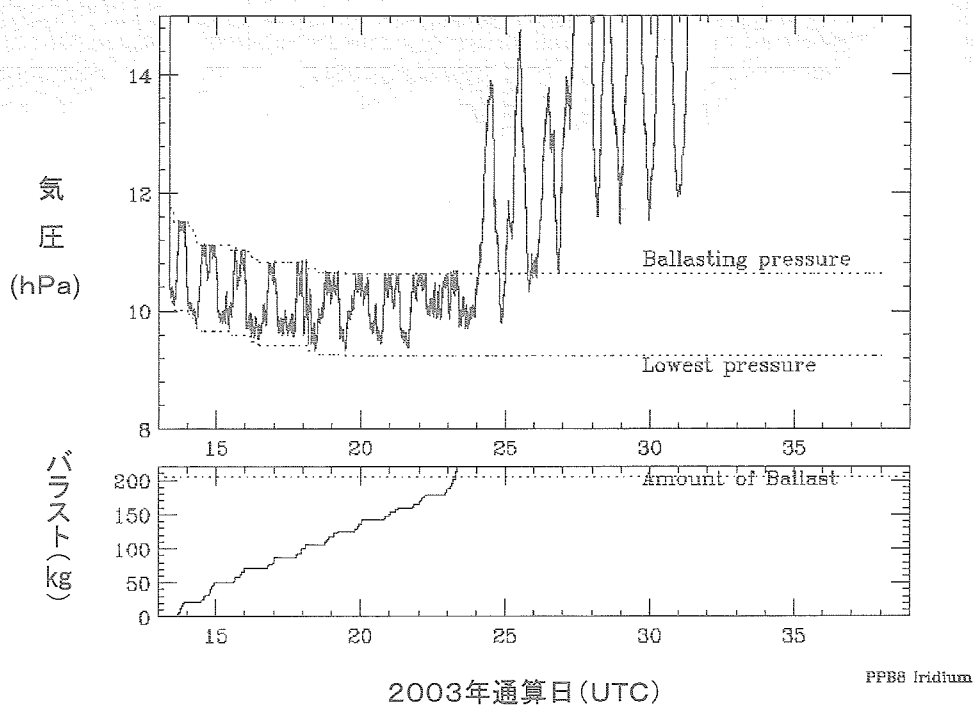


図13 8号機のパラスト投下および気圧計の変化

図14に8号機に取り付けた太陽電池パネル4枚の飛行中における全温度を示している。太陽電池パネルの温度は、気球が水平浮遊に入った後は気球の回転に従って変動しており、太陽に正対したときはパネル温度が80℃から90℃を示し、反対側のパネル温度は-30℃から-40℃の値を示していた。2月3日までは、完全に太陽電池

パネルからの電力で全て駆動されていたが、2月4日の気球の上下運動が激しくなってからは完全に夜のモードに入った時2次電池から電力を供給するようになり、予想通りの働きをした。

図15に太陽の高度角を示す。太陽の高度角からもはっきりと夜のモードになったことがわかる。

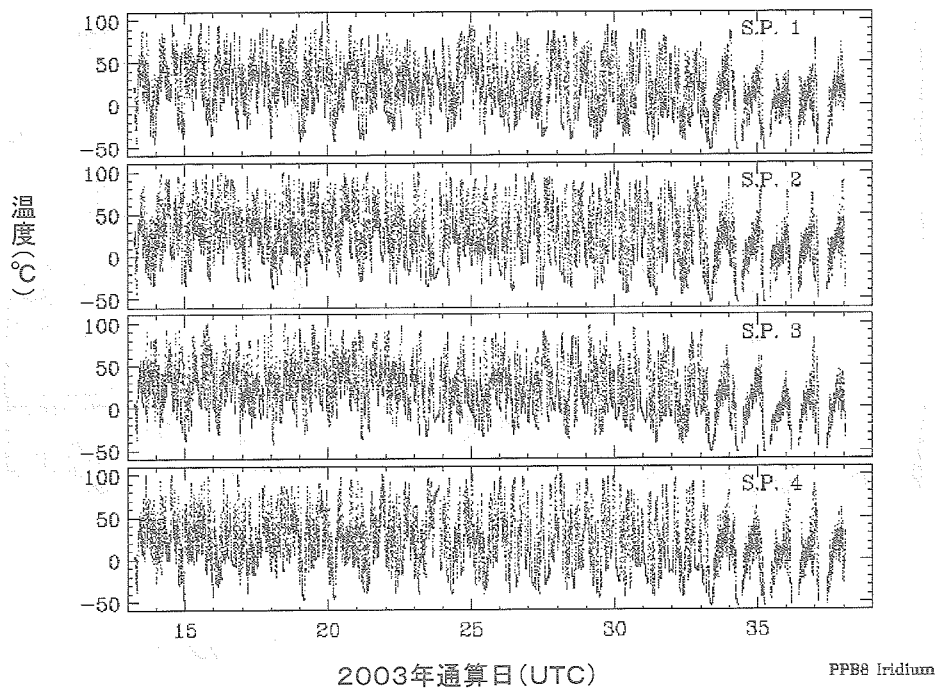


図14 8号機の太陽電池パネル全温度

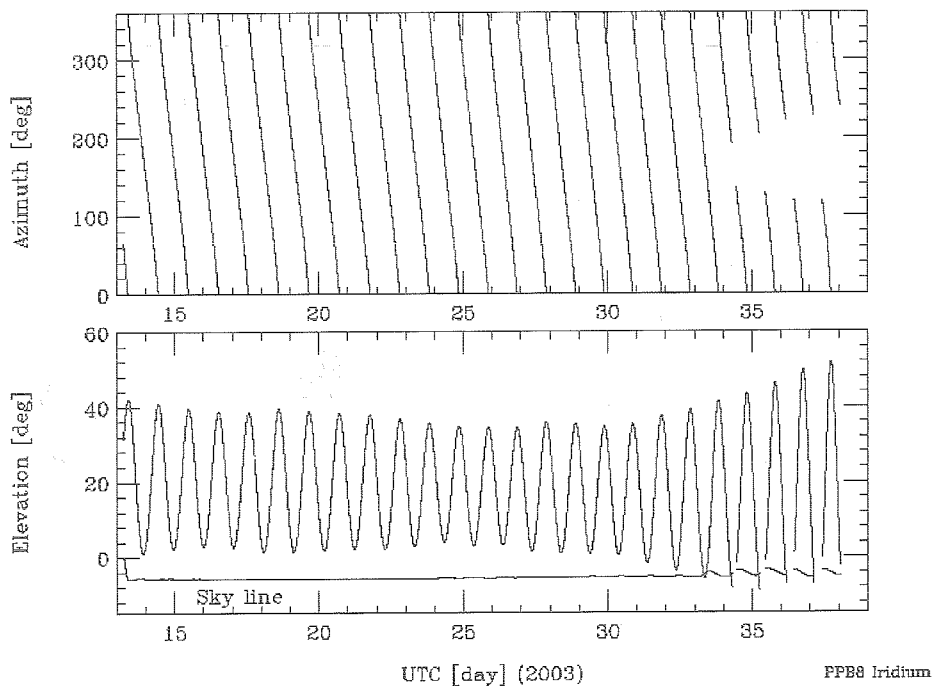


図15 太陽の高度角

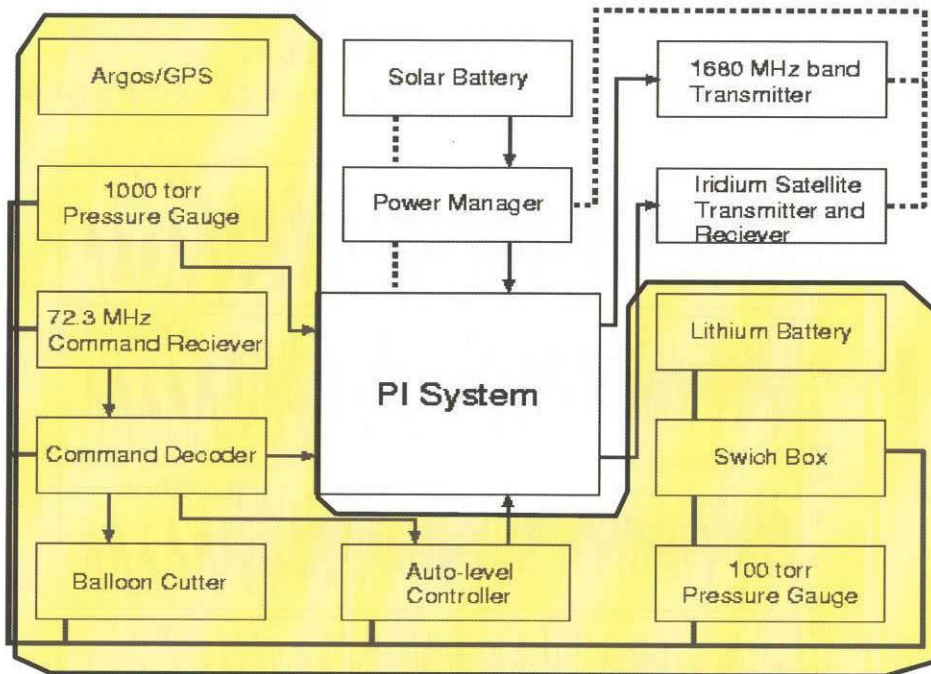


図16 システム概要

図16に搭載システムの概要を示した。

ハッチのかかっている部分は、1次電池のリチウム電池を使用しており、その他は全て太陽電池から電源を供給した。

今回の不具合を検討した結果、45次隊での観測器の切り離し方式は安全・確実・誤動作を起こさない方法をとることにした。図17に次期45次隊で行う宇宙物理観測器の切り離し方法を示す。その方式は2系統の点火玉を持つ切り離しカッターを2本、4系統の点火系を使用し、安全回路内蔵のダブルトーン方式のコマンドを2系統、イリジウム電話によるコマンド1系統、スクイープタイマー1系統による方式である。さらに10日間の誤作動防止用の長時間タイマーを内蔵させた。切り離し動作は10日後から行うことが可能となり、長時間タイマー作動後に全てのコマンドが動作可能となる。動作はダブルトーンコマンドの場合、一度切り離しコマンドを送信すると安全回路が作動し始め40秒後から10秒以内に同じコマンドが送信されないとリセットされる。イリジウムコマンドは、一度切り離しコマンド1を送信し、もう一度30分以内に切り離しコマンド2を送信すると動作し、この順序が変わったり、他のコマンドが入った場合は作動しない。また、コマンド1を受信してから30分過ぎても

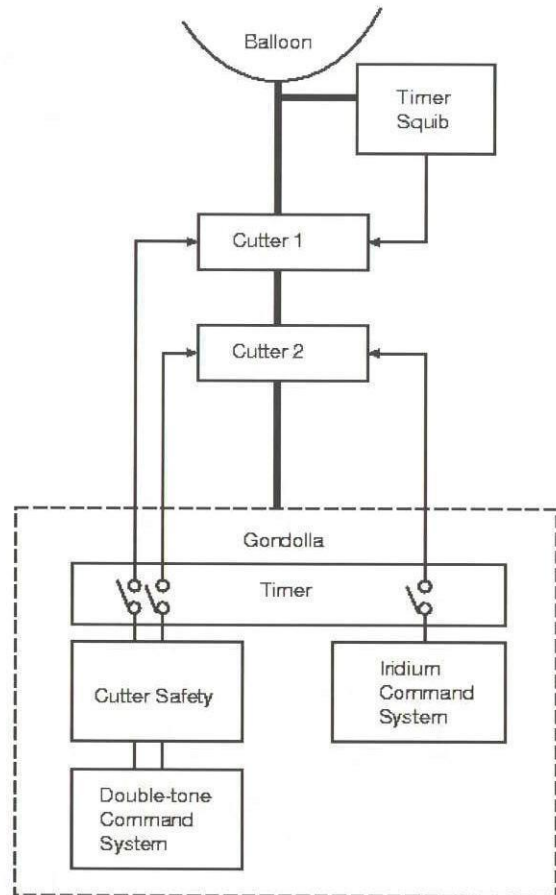


図17 切り離し改良方法

コマンド2を受信しない場合はリセットがかかる。スクイープタイマーは、タイマーにより10時間後に切り離し動作が可能になるが、さらに気圧スイッチにより高度20 km以下になった時のみ切り離し動作が行われる。

6. おわりに

2003年南極周回気球実験では、2機の気球は残念な結果に終わったが、1日で2機の気球の放球に成功し、150 kmから1500 kmの距離を保ちながら飛翔を続け、南極大陸をほぼ半周した。その間、多くの地磁気変動現象の観測が成功し、その解析結果が待たれる所である。回収されたコマンドデコーダを国内で精密に検査し、調査した結果、南極特有の乾燥した状況下で静電気放電による誤動作であることが判明した。その結果を基に搭載機器に改良を加え、次期45次隊に再観測を行えることとなった。今回の観測では、伝送方式としてイリジウム衛星電話を使用した。日本で約2.3 kbpsのビットレートで直接観測データを取得することができた。さらに宇宙研気球実験班3人が同行することにより、昭和基地ではこれまでにない大きさの100,000 m³の気球の放球も行うことができ、1日に2機の大型気球の放球に成功した。最後に国内で観測装置を調整していただいた方々に感謝する次第である。

参 考 文 献

- [1] J. Nishimura, M. Fukunishi and Co-members of PPB Working Group, "Feasibility Studies of Polar Patrol Balloon," *Adv. Space Res.* Vol. 5, 1985, pp. 87-90.
- [2] 西村 準：ヘリウムガスの浮力推定，宇宙科学研究所報告，特集第13号，1985，pp. 73-86.
- [3] M. Yamanaka, K. Yamazaki and H. Kanazawa, "Studies of Middle Atmosphere Dynamics under the Polar Patrol balloon (PPB) Project: Present Status and Future Plans," *Proc. NIPR Symp. Upper Atmos. Phys.*, 1, 1998, pp. 65-74.
- [4] 並木道義，利根川 豊，佐藤夏雄他 PPBワーキンググループ：1992年度南極周回気球実験，宇宙科学研究所報告，特集第32号，1995，pp. 3-22.

Figure 1. Schematic diagram of the experimental setup for the study of the effect of the magnetic field on the plasma parameters. The diagram shows a central region with a magnetic field B_0 and a plasma density n_0 . The magnetic field is applied along the z-axis, and the plasma density is uniform in the x-y plane. The diagram also shows the coordinate system (x, y, z) and the direction of the magnetic field B_0 .

PLDによる気球搭載PCMコマンドデコーダの開発

久保田 あ や¹・松坂 幸彦¹・山上 隆正¹・斎藤 芳隆¹・中澤 知洋¹
能町 正治²

Development of a PCM command decoder with a PLD

By

Aya KUBOTA¹, Yukihiro MATSUZAKA¹, Takamasa YAMAGAMI¹, Yoshitaka SAITO¹,
Kazuhiro NAKAZAWA¹ and Masaharu NOMACHI²

Abstract: A new command decoder has been developed in these three years as a project of the ISAS/JAXA balloon group. It utilizes PLD (Programmable Logic Device), in order to establish both multi-channel discrete commands and serial commands by keeping its weight light. By using an ALTERA's FPGA device from MAX 7000 family, the first trial product was given in 2001. Through an onboard trial performed on 2001 August 26, the new command decoder was found to work in an environment where balloons are used. In this first trial, power was not optimized, and its current consumption appeared to be very high, ~100 mA. This problem was fixed in a 2nd trial product developed on 2002 - 2003. The 2nd trial product utilizes the CPLD device, CoolRunner XPLA3, given by Xilinx, and established very low current consumption, ~10 mA. It also supports 20 channel discrete commands and 8bit serial commands. The basic specifications were confirmed through onboard trial on 2003 September 19.

概 要

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、プログラマブル・ロジック・デバイス (PLD) を用いたPCMコマンドデコーダの開発を2001年から進めている。2001年にはALTERA社のFPGA, MAX 7000ファミリを用いて、松坂らが開発した従来の簡易PCMコマンドデコーダをPLD化したコマンドデコーダを試作した。2001年8月26日に三陸大気球観測所において気球に搭載し、実証試験を行ない、高度30kmの気球環境においてコマンドデコーダとしての性能が十分あることを確認した。2002年から2003年にかけて、Xilinx社の低消費電力CPLDデバイス, CoolRunnerを用いた開発を進めた。PLDの特徴を最大限活かし、多チャンネルの平行コマンド、およびシリアルコマンドをサポートする仕様とし、かつ、10mA

¹宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部

²大阪大学理学部

という低い消費電流での実装を実現した。2003年9月19日に三陸大気球観測所にて気球に搭載して動作試験を行い、高度43.5kmの気球環境で十分な性能を発揮することを確認した。

重要語：科学観測気球，CPLD，FPGA，コマンドデコーダー

1. はじめに

宇宙科学研究所大気球工学部門では、10kg程度の科学観測機器をより高高度に到達させる気球の開発を1991年から進めている[6][7]。これまで、気球の自重を減らすため、フィルムの熱接着技術の確立、薄膜型ポリエチレンフィルムの開発、気球製作における補強テープの軽量化を進めており、これらと並行して、気球アクセサリの軽量・小型・低消費電力化をはかるため、気球搭載用軽量コマンドの開発を進めてきた。1996年には、従来の複数トーン信号の組合せを使った方式に代えて、PCM-MSK (Minimum Shift Keying) を用いたコマンド伝送方式(簡易PCMコマンド)を開発し、テレメータ・コマンド等の基本搭載機器を電池を含んで約1kgと軽量化することに成功している[8]。2002年には、超薄膜型ポリエチレンフィルム3.4 μ mを用いて、容積60,000m³の気球を製作し、これに同コマンドシステムを搭載して、到達高度53kmという世界最高高度記録を達成した(文献[3][4])。

2001年からは、コマンドの軽量化に加えて、将来的な拡張性を保証した実用的なコマンドシステムの導入を目指し、FPGA (Field Programmable Gate Array)/CPLD (Complex Programmable Logic Device) を用いたPCMコマンドデコーダの開発を進めている。従来のコマンドデコーダでは、コマンドのパターン一致など一連の処理をすべて人手によりNOTやAND回路、フリップフリップのような基本論理回路を接続したゲートレベルでの設計がなされてきた。FPGA/CPLDはVHDLなどのハードウェア記述言語により、論理合成を実装できるプログラマブル・ロジック・デバイス(PLD)であり、数百万ゲートを数センチのチップ一つに実装することが可能であり、論理設計の自由度を格段にあげることができる。これにより、軽量化、低消費電力、設計変更が容易になり、気球全体のシステム構築においてひじょうに有益である。2001年度は、PLD化の第一歩として、ALTERA社のMAX7000シリーズを用いて、従来の簡易PCMコマンドデコーダをそのままFPGAに置き換えたコマンドデコーダを試作し、夏の三陸において測風気球に搭載し、高度30kmの気球環境での基本動作を確認した。しかし、ここで開発したコマンドデコーダは消費電流が100mAと、従来の簡易PCMコマンドデコーダ5mAに比べて一桁以上高く、実用化には適さなかった。そこで、2002年度から2003年度にかけて、消費電力の問題を解決するため、低消費電力で定評のあるXilinx社のCoorRunnerを用いた開発を進めてきた。試作したコマンドデコーダは、2003年度の夏の気球実験において、BU5-3に搭載し、高度43.5kmの気球環境で正常な動作を確認した。

本論文では、2001年度から2003年度におけるPLDを用いたコマンドデコーダの開発について報告する。第2章に従来のコマンドデコーダの概要を、第3章に2001年度の開発と試験結果、第4章、第5章に2002年度から2003年度の開発と試験結果を述べる。

2. 従来の簡易PCMコマンドデコーダの概要

詳しくは文献[8]を参照されたいが、簡易PCMコマンドデコーダは、松坂らによって開発されたもので、8bitのパターン一致によってコマンド種別を識別し、出力をリレー接点として返す。

地上系からは0101……0101のプリアンブル信号が送信された後、エンコードされた8bitのコードパターンがMSK変調波として72.3MHzで送信され、これをコマンドデコーダ側で、受信機(三協特殊無線(株)製72.3MHz)からのMSK信号がMSM6886で復調され、プリアンブルの信号が128回検出された後、コマンド項目のコードパターンを検出する。コードパターンはシフトレジスタにより8bitの平行信号として11チャンネルのコンパレ

ータに入る。11チャンネルのコンパレータのうち、設定されたパターンと比較し、パターン一致を確認したチャンネルは一致信号を出し、機器側にリレー出力として接点を0.5～1秒間ONにする。図1（上）に実際に使用している簡易コマンドデコーダを示す。ここで示すように、現在は5チャンネルないし6チャンネル分を1枚の基板に実装し、それを組み合わせることで11チャンネルのコマンドを実現している。

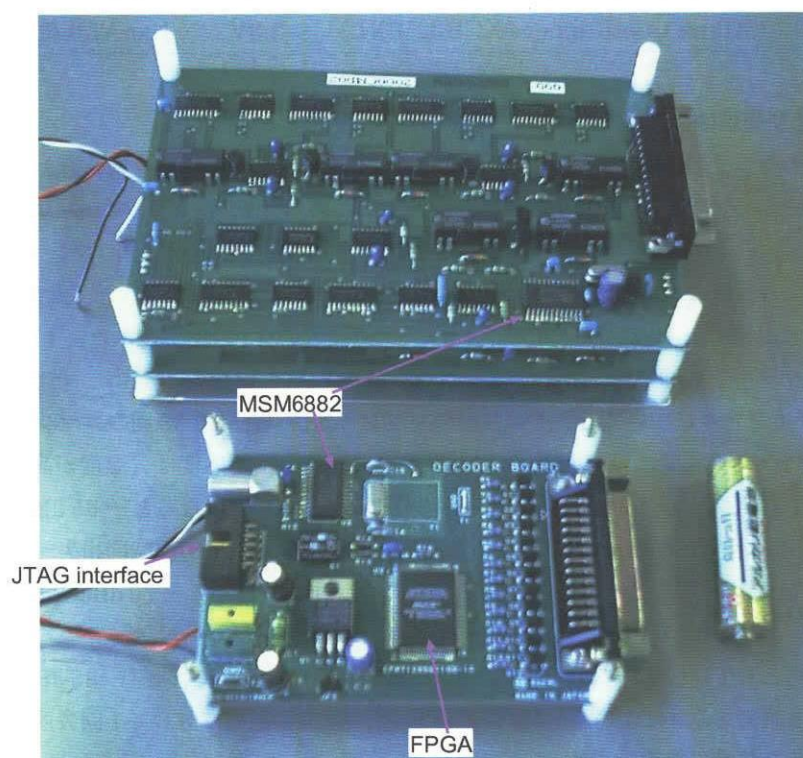


図1 従来の簡易PCM コマンドデコーダ（上）と試作品1（下）

3. PLD化への取り組み1 — 2001年度の開発—

ALTERA社のFPGA、MAX7000シリーズ（EPM7128E）^{*1}を用いてPCMコマンドデコーダを試作した（試作品1）。このデバイスはゲート数は2500と多くはないが、EEPROM方式により、電氣的に消去・書き換え可能で、開発段階に適している。また、JTAGインターフェースによりPCから直接書き込むことができる。コンパイラはALTERA MAX+PLUSIIを使用した。図1に従来の簡易PCMコマンドデコーダボードと比較して試作品1を示す。表1に、従来のコマンドデコーダと試作品1の特性の比較を示す。試作品1では消費電力の最適化は行なわなかったため、従来のコマンドデコーダの消費電流5mAに対し、試作品1は5V動作で100mAとかなり電力が大きくなっている。また、試作品1では、コマンドのプロトコルはすべて従来の簡易PCMコマンドデコーダを踏襲している。すなわち、プリアンプル信号の一致回数、11チャンネルのコードパターンなどすべてが同じである。出力は小型化を考慮し、試作品1ではオープンコレクタ方式とした。地上において温度試験、および、コマンドデコーダと組み合わせた受信機（三協特殊無線機製72.3MHz）の感度試験（温度依存性含む）を行い、2001年夏の気球実験において実証試験を行った。

^{*1} <http://www.paltek.co.jp/altera/device/product/max7000/index.htm>

表1 従来の簡易PCM コマンドデコーダと試作品1, 2の比較

コマンドデコーダ	デバイス	動作電圧	消費電力	チャンネル数
簡易 PCM		5V	5mA	11
試作品 1	ALTERA MAX7000 (EPM7128E)	5V	100mA	11
試作品 2	Xilinx CoolRunner (XCR3256XL)	3.3V	10mA/基板	20+シリアル

3. 1. 温度特性および受信機の感度

試作品1と組み合わせる受信機の感度を確認する目的で、これに前述の受信機を組み合わせ、Signal Generator (SG) を用いて信号レベルを変えて試作品1の出力を見た。はじめに、チャンネル1について、室温で変調の振幅 (peak-to-peak) を1.75 V, 1.15 V, 0.85 Vと変化させ、コマンドを5回送信し、コマンド送信が確認できた回数を調べた。振幅により差はなかったため、以下の試験は振幅1.75 Vの条件で行った。試作品1の温度特性を調べるために、温度は恒温槽で -40°C , -20°C , -10°C , $+50^{\circ}\text{C}$ の4段階で試みた。11チャンネルのコマンドすべてに対し、コマンドを3回送信し、その確認回数を調べた。図3に結果を示す。当然だがチャンネルごとの差はなく、全11チャンネルについてそれぞれ3回のコマンド送信 (合計で33回のコマンド送信) にたいする、その実行の確認回数を%で示した。この図からわかるように、受信機の感度は、温度が高いほどよく保たれるが、 -10°C および -20°C では -92 dBm 程度から落ちはじめ、 -40°C になると -85 dBm から落ち始める。しかし、送信電力 ($30\text{ W}=14.8\text{ dBm}$)、送信・受信アンテナの利得 (15 dB)、空間損失 ($20\log(4\pi d/\lambda)\text{ dB}$; $\lambda=4.15\text{ m}$; 72.3 MHz) を考えると、上空での受信電力は距離1000 kmで -70 dBm となり、この実験で確認された -85 dBm はまったく問題ないといえる。

試作品1の温度特性としては、図3において受信機の感度が問題にならない程度 (-85 dBm 以上) の信号強度におけるコマンドが通る確率をみればよい。 -10°C で97%と、33回の送信に対して1回失敗しているが、 -40°C まで問題なく動作すると結論できる。

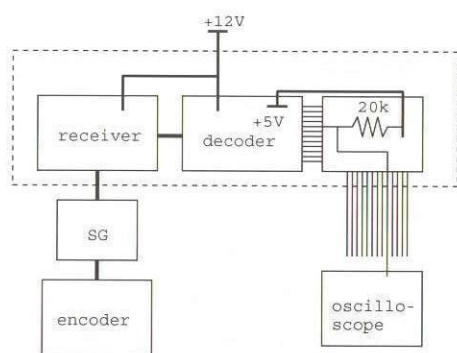


図2 測定のセットアップ。点線内部は恒温槽中。デコーダのオープンコレクタ出力を抵抗 (20 kΩ) でプルアップし、オシロスコープでモニタ。

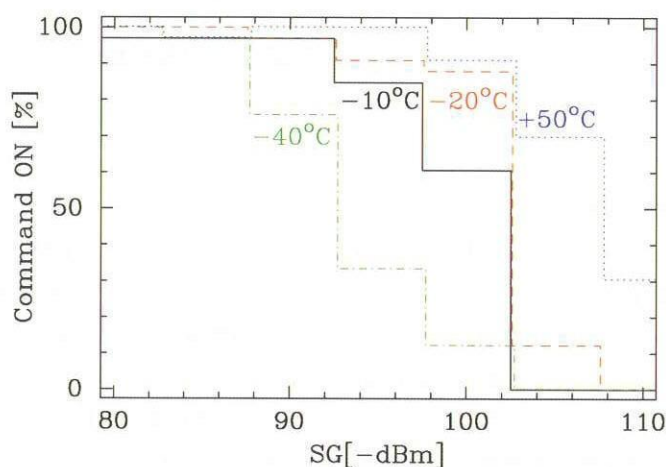


図3 信号強度にたいするコマンド送信の成功確率

3. 2. 気球搭載試験 -BS 01 - 05 P-

2001年8月26日、試作品1を前述の受信機と組み合わせ、測風気球BS 01-05 Pに搭載し、実証試験を行った (10時28分放球, 12時39分切り離し)。全11チャンネルのうちチャンネル1はカッターコマンドに使用した。チャンネル2から11まではオープンコレクタ出力を2チャンネルずつ利用してset/reset信号とした。各々のリレ

ーに対応したコマンドが送信されるたびにset/resetが行われるので、この信号をPCMテレメータで伝送し、地上でモニタした。したがって、set/resetの組み合わせは5項目である。また、この気球は宇宙研・高橋（忠）研究室のCdTe検出器の基礎試験（文献 [5]）も兼ねており、チャンネル11をこのCdTe検出器のリセットコマンドとして併用した。図4、5に飛行航跡図と高度曲線を示す。気球の最高到達高度は30 kmであり、距離はもっとも遠くて67 kmであった。図5中の矢印の時刻にチャンネル2から9までのコマンド試験を行なった。コマンドはほぼ正常に動作したが、2箇所（図中の○で囲まれた矢印）で一回ずつコマンドが通らないことがあった。MSKのbit誤り率を計算すると、距離67 kmに対して、 $\sim 2 \times 10^{-5}$ である。これにたいし、コマンドの全送信回数74回において、740 bitしか使用しておらず^{*2}、bit誤りの可能性は低い。理由としては、この試験が測距と独立ではなく、また一連のコマンド送信（図の矢印一つ分；チャンネル2から9まで）に約1分間を費やしており、測距のはじまりもしくはおわりにコマンドが重なってしまったためコマンドが通らなかったことが考えられる。

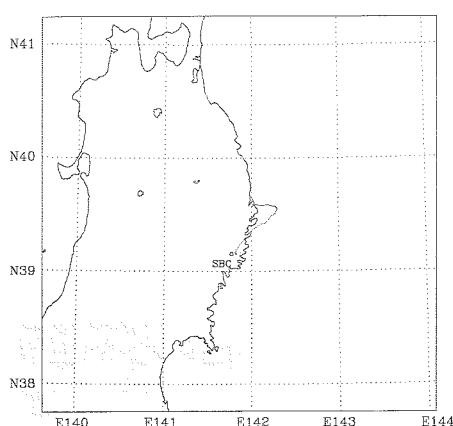


図4 飛行航跡図 (BS 01 - 05 P)

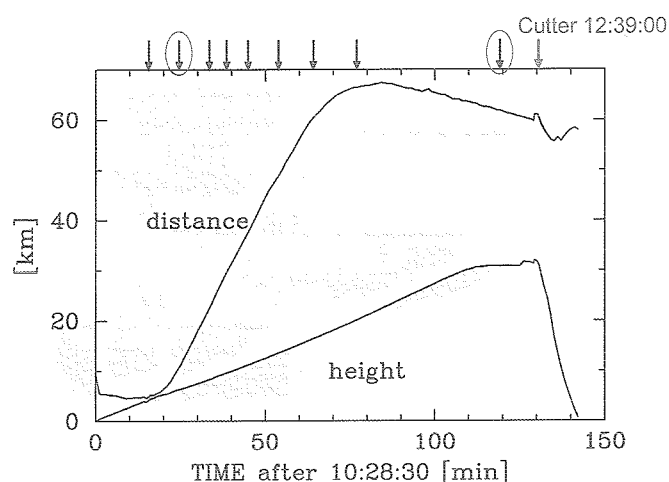


図5 高度と距離。図中の↓はチャンネル2から9までコマンドONを試行した時刻。○で囲った箇所は1チャンネルについてコマンドが一度では通らず、2度送信した。

4. PLD化への取り組み 2 — 2002年度から2003年度にかけて—

実際に気球搭載システムとしてPLDによるコマンドデコーダを使用するためにもっともクリティカルな問題は消費電力である。試作品1ではFPGAデバイスを消費電力において最適化しなかったため、気球搭載品として実用化するには消費電力が大きすぎた。この問題を解決するために、第2の試作品（以降では試作品2）では低消費電力のデバイスとして定評のあるザイリンクス社のCPLD, CoolRunner (XCR 3256 XL)^{*3}を用いて、開発を進めた。試作品2の開発にあたっては、消費電力と同時に、以下の機能を念頭におき動作論理を構築した。

1. コマンドの多チャンネル化
2. 複数気球の同時放球にそなえた気球識別コードの導入
3. シリアルコマンドの導入による制御項目の拡張
4. 8B10B変換を利用した、bit誤りによる誤動作の低減
5. アンサーバックによるエラー修正

^{*2} 8 bitのコードパターンにstart/stop bitを加え、一つのコマンドに10 bit、つまりtotalで740 bit使用していることになる。プリアンブルは数回の抜けを許しているので勘定に含めていない。

^{*3} <http://support.xilinx.co.jp/>

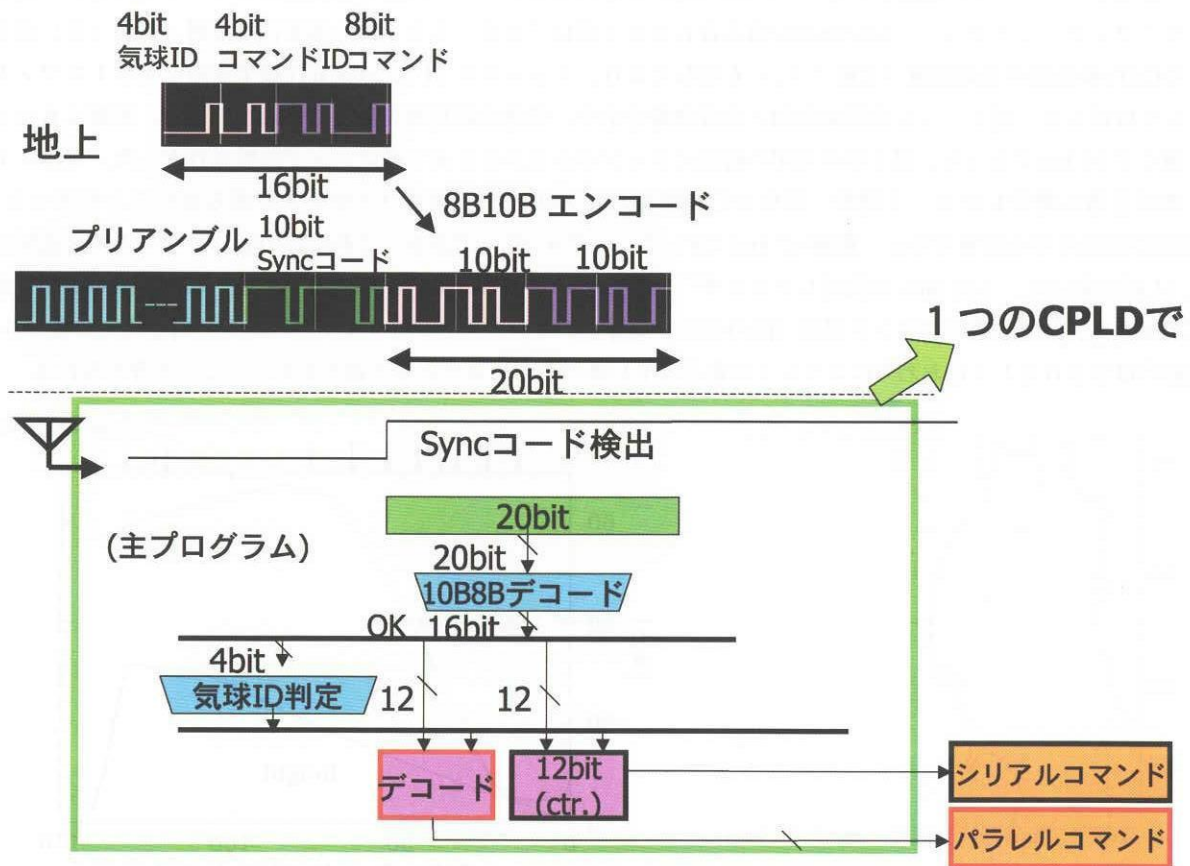


図6 設計の方針

4.1. コマンドの論理

図6に設計の方針を示す。コマンドの本体は4 bitの気球識別コード、4 bitのコマンド識別コード、8 bitのコマンド信号、計16 bitとした。気球識別コードは、将来的に複数気球が同時に飛翔する場合にそなえたものであり、コマンド識別コードは、多チャンネル化およびコマンドの種類を増やすために用意した。コマンドを地上から送信する際には、bit誤りによる誤動作を低減するため、16 bitの信号にたいして、8B10Bエンコードを行う。したがって、計20 bitのパターンをコマンド1セットとして送ることになる。コマンドの前段階では、信号をロックするための“101010…10”のプリアンプル信号、および10 bitのsyncコード（同期信号）を送ることとする。気球上では、syncコードが検出された後、8B10Bデコードによって16 bitにもどすと同時にbit誤りを検出する。その後、気球ID判定、コマンドID判定、コマンド判定によって誤りのないものが機器にたいする実際のコマンドとなる。

4.2. コマンドデコーダのハードウェア構成

§4.1のコマンドの論理にもとづいて、コマンドデコーダ基板を設計した。図7に試作品2のハードウェアの構成を示す。試作品2ではパラレルコマンドは20チャンネル、シリアルコマンド4系統（うち1系統は気球システム側専用のHKデータ）とした。パラレルコマンドは従来の11チャンネルの簡易PCMコマンドの信号パターンから10チャンネル分を受け継ぎ、これを2系統用意することで20チャンネルを実現した。二つの系統はコマンド識別コードの導入により区別した。また、パラレルコマンドの出力は、簡易PCMコマンドデコーダおよび試作品1と同様にオープンコレクタ出力としたが、省スペース化のために、独立したトランジスタと抵抗を複数用い

るかわりに、三菱電気製のトランジスタアレイM 63824 GPおよびM 54513 FP^{*1}を採用した。M 63824 GPは500 mAを供給できるトランジスタアレイで、カッターなど大電流を必要とするもの4チャンネルに用いた。一方、M 54513 FPは50 mAを供給でき、その他の16チャンネルに使用した。4系統のシリアルコマンドは、data/over/start/clockの4ラインをLVTTTLで用意することが可能な仕様とした。

図8に実際に作成したコマンドデコーダ(試作品2)を示す。基板のサイズは試作品1と同様に、受信機のサイズにほぼ合わせ69 [mm]×99 [mm]とし、サイズをほぼ同じままに機能を拡張したコマンドデコーダを設計することができた。省スペース化のため、パラレルコマンドのオープンコレクタ出力のコネクタには高密度Dサブ44ピンを、シリアルコマンドのうち気球システム側との入出力(HKと標記)には高密度Dサブ15ピンを用いた。

表1に、試作品1とあわせて試作品2の性能も示す。消費電流は3.3V電源にたいして基板1枚あたり約10 mAであり、試作品1の～7%という低消費電力が実現できたことがわかる。これは従来の簡易PCMコマンドデコーダにくらべても遜色なく、気球搭載システムとしての使用にも十分耐えるものと考えられる。

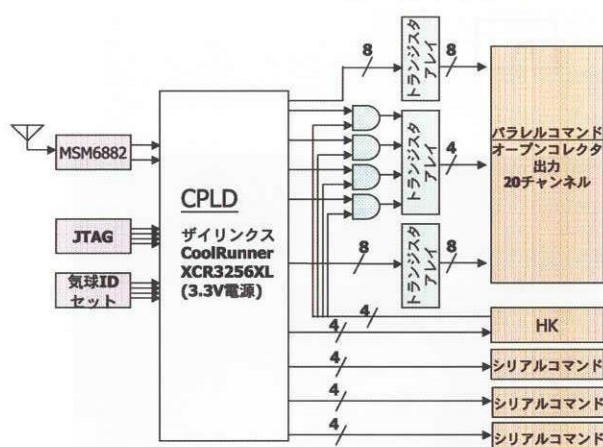


図7 ハードウェアの仕様



図8 作成したコマンドデコーダ(試作品2)

4.3. 温度特性

試作品2では、PLDデバイスが試作品1とは異なっており、またトランジスタアレイなど試作品1では使用しなかった部品を用いているため、あらためて-40℃から+50℃で熱環境試験を行った。図9にセットアップを示す。§3.1において受信機の感度はすで実証されているため、今回はコマンドデコーダ単体で試験をした。

試験の目的は、試作品2において新しく使用したデバイスやその他の部品が上空の温度環境に耐えるかを調べることである。したがって、試験を簡単化するため、PLDデバイスに書き込むプログラムは試作品1と同じものとし、送信するコマンドは従来の簡易PCMコマンドデコーダ用のエンコーダを用いて、1チャンネルから11チャンネルまでのコマンドを、-10℃、-20℃、-30℃、-40℃、+50℃の5段階の設定温度で、それぞれ5回送信し(すなわち、各温度環境について、コマンド送信回数は55回)、試作品2の出力を1チャンネルずつLEDでモニターした。試験を行ったすべての温度環境について、コマンドが100%通ることを確認し、試作品2が上空の温度環境で耐えられることを実証した。

5. 気球搭載試験 -BU 5-3-

2003年9月19日、試作品2をBU 5-3号機に搭載し、実証試験を行った(12時25分放球、17時01分切り離し)。図10、11に飛翔航跡図と高度曲線を示す。気球の最高到達高度は43.5 kmであり、距離はもっとも遠

*1 <http://www.semicon.melco.co.jp/producat/index.html>

くて170 kmであった。

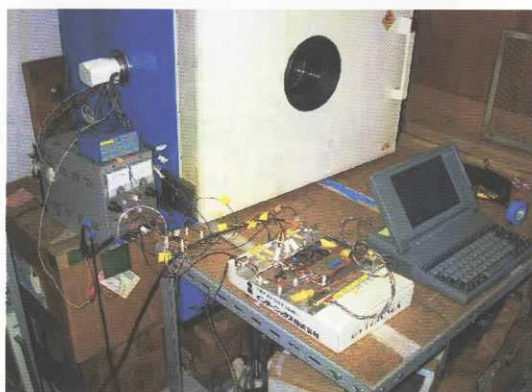
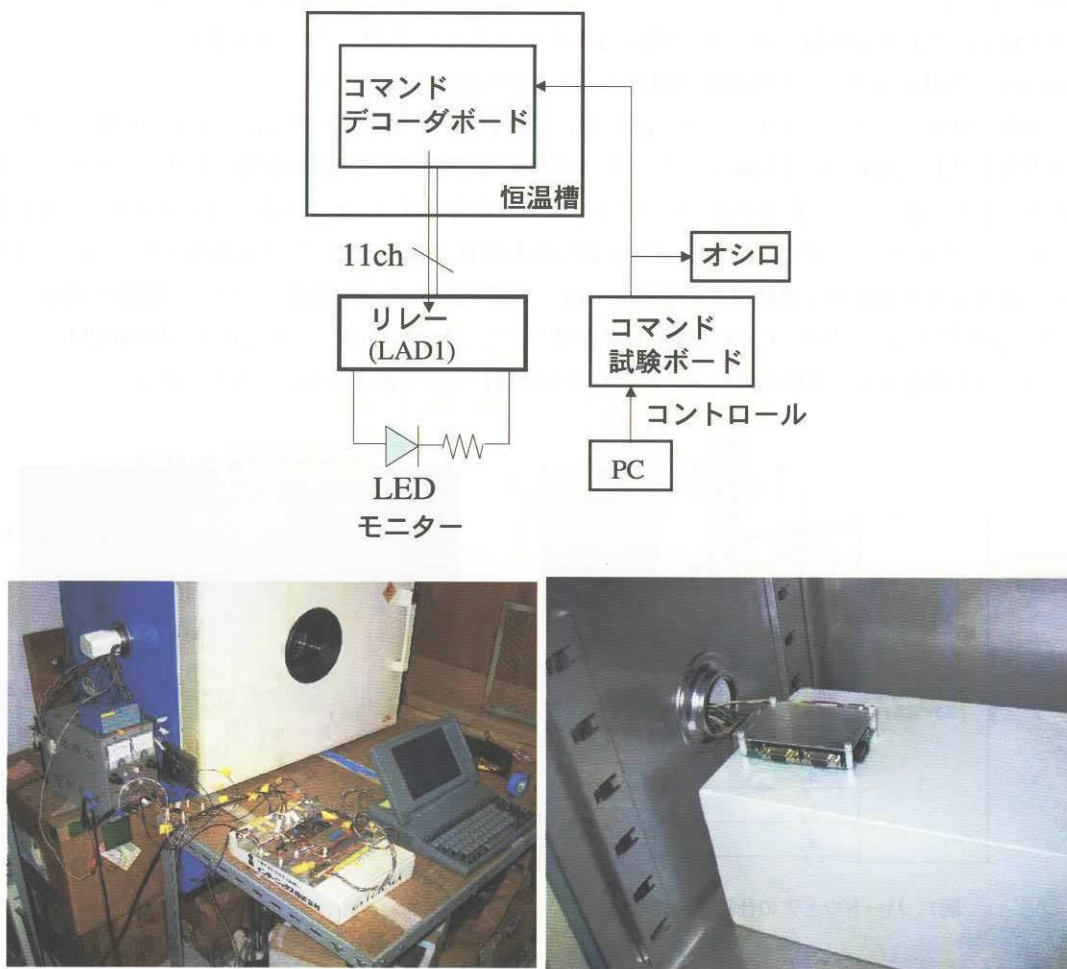


図9 熱環境試験のセットアップ。(左) 恒温槽とモニター。(右) 恒温槽内に置いたコマンドデコーダ。

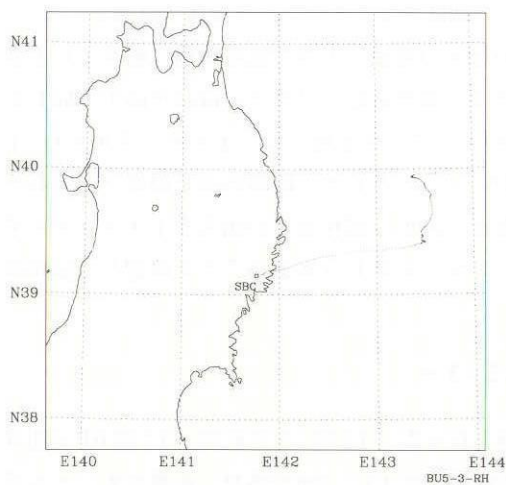


図10 飛翔航跡図 (BU 5-3)

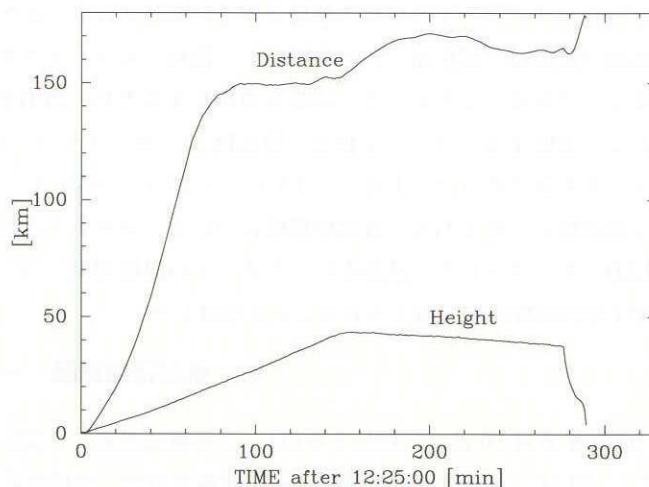


図11 高度と距離

5.1. BU5-3に搭載したコマンド装置

§ 4.2 および図7に示したように、試作品2のハードウェアの構成は、20チャンネルの平行コマンド、および4系統のシリアルコマンドを可能にしているが、今回は簡単化のため、20チャンネルの平行コマンドおよびシリアル出力1系統をそれぞれ1枚の基板に実装し、試験を行った。コマンド受信機は出力を2系統にわけ、2枚の基板に入力している。図12に、試作品2を実際にBU5-3号機に搭載したコマンド装置を示す。今回の試験では、シリアルコマンド出力は、コマンドの送受信におけるbit誤りとその誤りの検出がどの程度精度良く行われているかをモニタする目的にのみ使用した。すなわち、入力された信号を、8B10Bでデコードし、その解読信号をシリアルデータとして地上に送り返した。

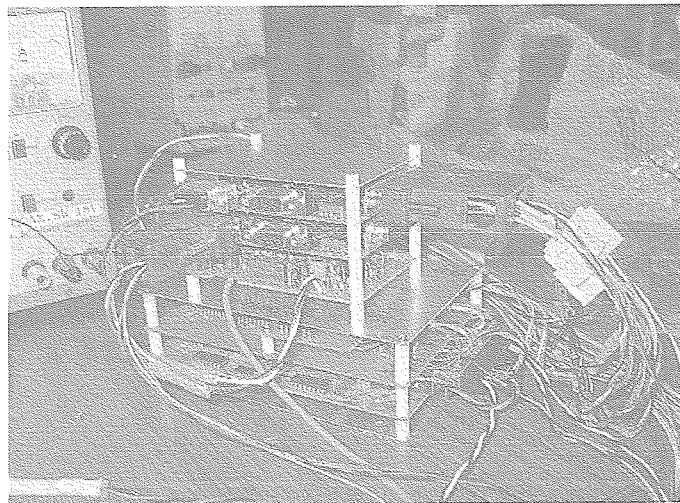


図12 BU5-3で試験したコマンド装置：上から順に平行出力を担う基板、シリアル出力を担う基板、受信機、そしてDAC。

5.2. 実験方法

コマンドの送信（地上系）

図13に地上系のコマンド送信の概念図を示した。§ 4.1で述べたように、送信するコマンドの形式は図中のコマンドDatafileで、気球識別コード（4 bit）、コマンド識別コード（4 bit）、コマンド本体（8 bit）とした。前述のように、地上から送信する際には、8B10B方式でエンコードし、10 bitのsyncコードと“101010…”のプリアンブル信号を頭につけて送る。これらのパターンはNIM trigger module GNN-161 NIM LOGIC MODULE^{*5}で作成し、MSK変調ICで変調され、周波数72.3 MHzのコマンド送信機から送られる。コマンドは気球の稼働時間内で、約1.5秒に一度の割合で送信し続けた。

気球搭載システム

気球搭載システムを図14に示した。地上から送られてきた送信信号は受信器でMSK信号に復調、モデムICでデジタル信号としてCPLDに入力される。受信したデータはプログラム設計通りに動作すれば、HKデータ（シリアルコマンド）およびPCM平行コマンドモニタデータとして地上に送られる。今回の試験では、気球識別コードは、試作品2の基板上のディップスイッチによって、“1110”（=E）に設定した。また2系統の平行コマンド（平行0, 1）の識別コード、および各系統の10チャンネルの平行コマンドの8 bitコードを表2に示した。これらはCPLDデバイスにあらかじめプログラムしている。平行コマンドの8 bitの識別パターンは、簡易PCMコマンドデコーダのコードを踏襲した。

^{*5} <http://www.rcnp.osaka-u.ac.jp/fiomachi/ACEX>

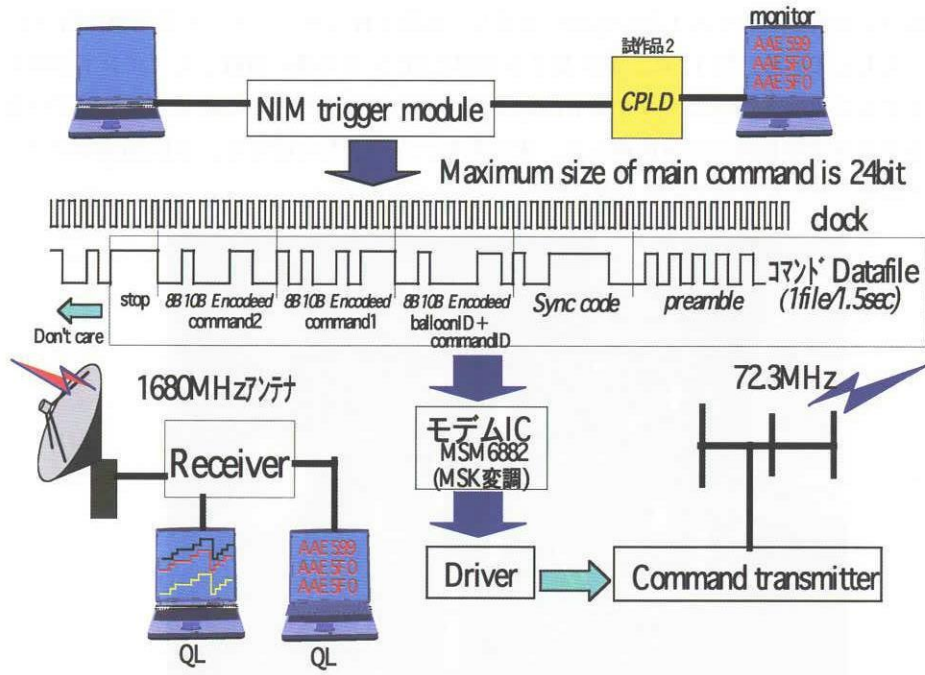


図13 地上系の送受信システム

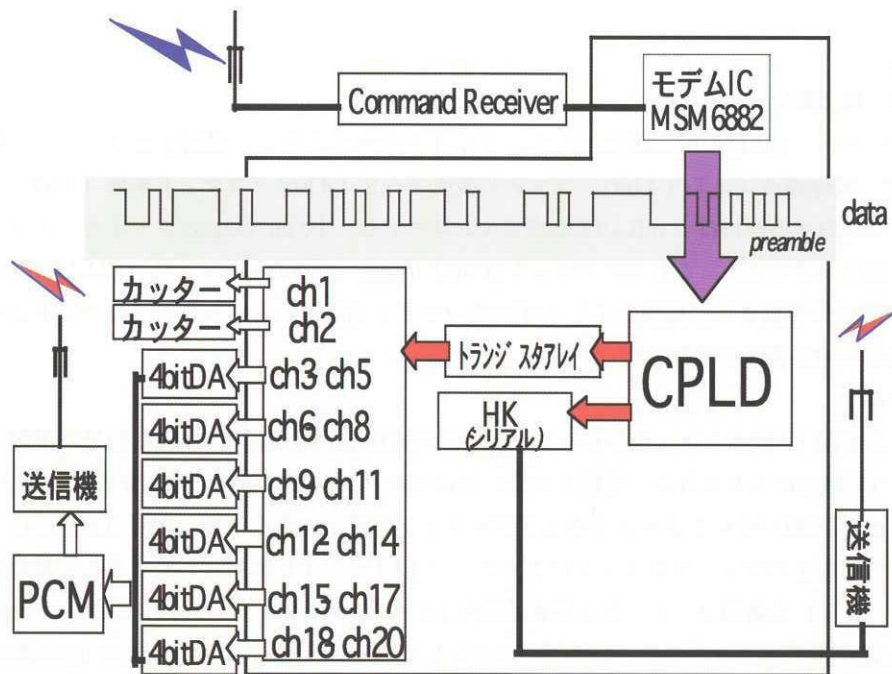


図14 気球に搭載したコマンドデコーダ・テレメータ系

表2 コマンドの構成

識別コード	シリアル出力	基板上的ポート		ゲート幅 [ms]
		パラレル 0	パラレル 1	
		("0101"=5)	("1010"=A)	
10011001	99	ON9	ON10	500
11110000	F0	ON8	ON11	500
11010001	D1	ON7	ON12	50
00100010	22	ON6	ON13	50
11011010	DA	ON5	ON14	50
00111111	3F	ON4	ON15	50
00000011	03	ON3	ON16	50
11011101	DD	ON2	ON17	50
10110000	B0	ON1	ON18	50
00100101	25	ON0	ON19	50

コマンド応答のモニター (地上系)

図 14 に示したように、全 20 チャンネルの平行コマンドのうち、2 チャンネルは気球破壊、およびゴム気球切り離し用に実際のコマンドとして使用した。残りの 18 チャンネルは、図 14 に示したようにオープンコレクタ出力を 3 チャンネルずつ wired-or し、その出力を 4 bit DAC (DAコンバータ) に入力し、6 チャンネル分の DAC 出力を PCM テレメータで地上に送った。QL モニターには、各コマンドが送信されるたびに出力が段階的に大きくなり、16 回の送信で出力が 0 にもどる繰り返し信号が得られることになる。図 15 に平行コマンドの QL モニター画面の一例を示した。送られてきたコマンドが解読され、コマンドのチャンネル 3 - 20 の中から選ばれた項目が実行されるごとに出力レベルが段階的に変化していることがわかる。気球から送られてくる HK データ (シリアルコマンド) は Datafile の解読シリアル出力が送られており、HK データは、sync コードが検知されていなければ、つねに 0 を送信しつづける。sync コードが検出された場合、それにつづく 30 bit のパターンが、8 B 10 B でエラーなくデコードされると、“AA” をヘッダーとし、デコードされた 16 bit (気球 ID 4 bit + コマンド ID 4 bit + コマンド本体 8 bit) のシリアル信号を地上に送信する。一か所でもエラーを検知した場合は、“CC” をヘッダーとしてエラー箇所を 4 bit シリアルで送信する。送信する際には、信号は CPLD デバイス内部でバイフェーズ信号に変換し、これを 1674 MHz の送信機で地上に送った。図 16 は PC でモニターしたシリアルコマンドの QL 画面の例を示している。シリアルコマンドのモニターでは地上から送ったコマンドがコマンドデコーダで解読され、シリアルデータがそのまま地上に送られてきていることがわかる。図 13 に示したように、地上系では気球に搭載したコマンドデコーダのシリアルコマンドを担う基板を立ち上げて上空との比較をとった。地上系のモニターと受信モニターは誤りがなければ同じ表示データとなるはずである。

表 3 に各コマンド送信のスタート時刻、期待される解読シリアル出力、平行コマンドの応答をまとめた。一つのコマンドの試験時間は、8 - 10 分であり、それぞれのコマンドの送信回数は各 300 - 400 回である。

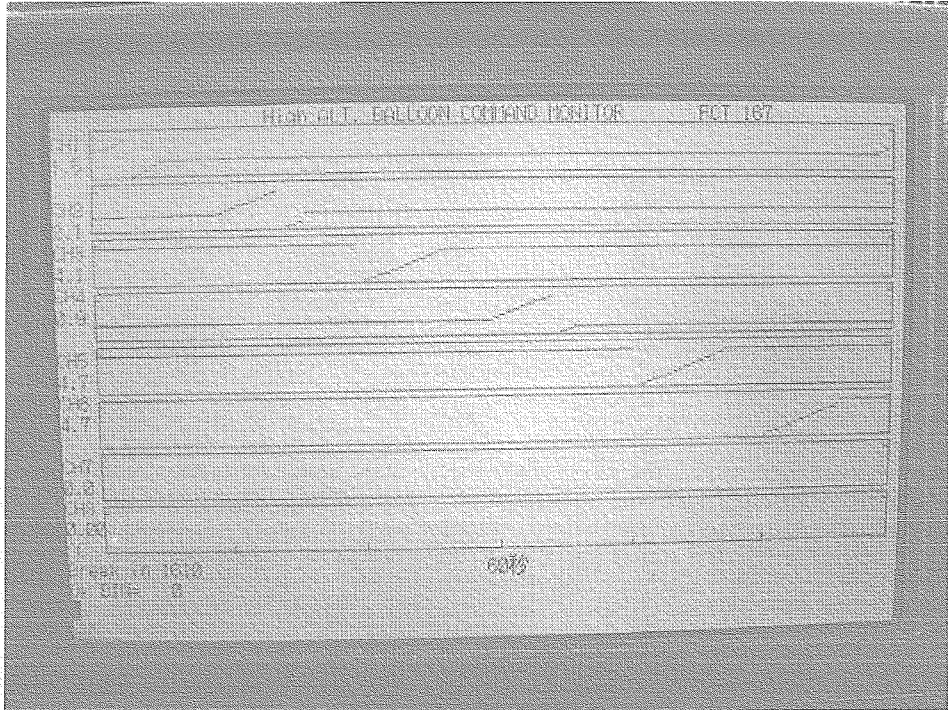


図15 平行コマンドQL画面

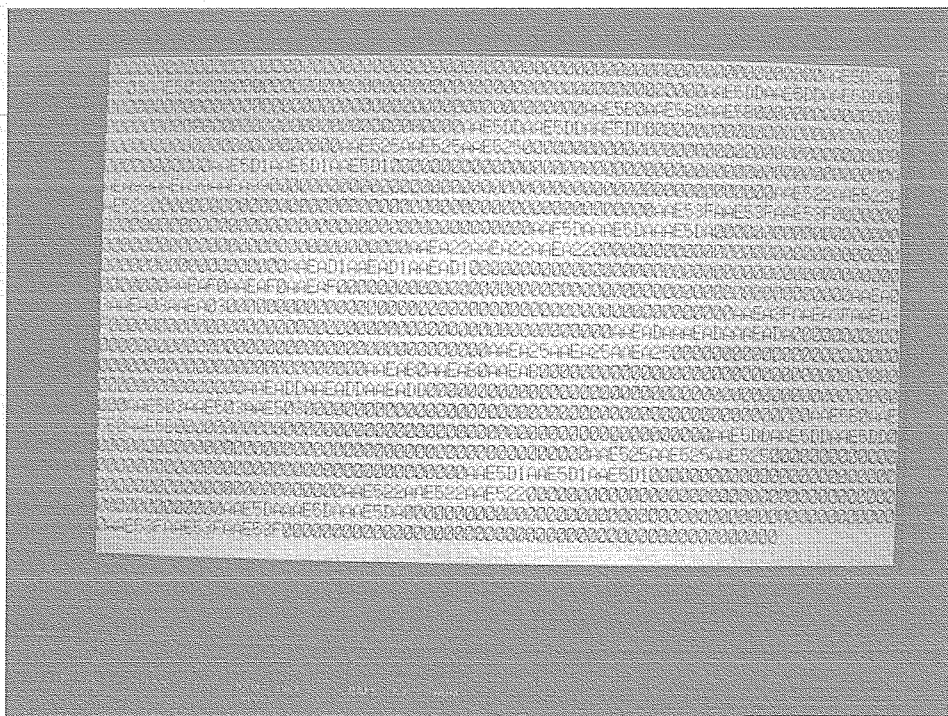


図16 平行コマンドQL画面

表3 送信するコマンドにたいするシリアルおよびパラレル出力の応答

スタート時刻 hh:mm:ss	送信コマンド	シリアル出力	コマンド応答 ADC	シリアルコマンドの応答回数 [†]	
				気球	地上系
12:13:19	ON19	AAEA25	ch6	3/695 (AAEA20) [‡] (AAE992) [‡] (AAEAE5) [‡]	2/1270 (AAEA2A) [‡] (AA00EA) [‡]
12:43:03	ON18	AAEAB0	ch6	0/166	0/441
12:54:26	ON17	AAEADD	ch6	1/53 (AAFA80) [‡]	0/380
13:03:19	ON16	AAEA03	ch5	0/43	2/354 (AAEA00) [‡] (AAEA1E) [‡]
13:13:36	ON15	AAEA3F	ch5	0/21	0/415
13:23:58	ON14	AAEADA	ch5	0/16	0/383
13:34:34	ON13	AAEA22	ch4	0/57	2/426 (AAEA29) [‡] (AAEA20) [‡]
13:45:00	ON9	AAE599	ゴム気球切り離し		
13:46:26	ON12	AAEAD1	ch4	0/97	0/313
13:55:37	ON0	AAE525	ch2	0/59	0/341
14:03:43	ON1	AAE5B0	ch1	0/59	3/370 (AAE159) [‡] (AAE259) [‡]
14:13:43	ON3	AAE503	ch1	0/28	0/355
14:22:45	ON4	AAE53F	ch3	2/80 (AAE5E7) [‡] (AAFF00) [‡]	0/462
14:34:34	ON5	AAE5DA	ch3	1/114 (AAE5FA) [‡]	1/362 (AAE500) [‡]
14:44:28	ON6	AAE522	ch3	0/152	1/337 (AAE500) [‡]
14:54:09	ON7	AAE5D1	ch2	1/343 (AAE46F) [‡]	0/691
15:11:59	ON2	AAE5DD	ch1	0/162	0/339
15:20:26	ON11	AAEAF0	ch4	0/60	0/302
15:27:49	ON10	AAEA99	ch2	2/542 (AA111F) [‡] (AAE91F) [‡]	7/3373 (AAEA9E) [‡] (AAEA9F) [‡] (AAEA07) [‡] (AA00EA) [‡] (AAEA8F) [‡] (AAEA00) [‡] (AAEA1F) [‡]
16:59:06	ON8	AAE5F0	気球破壊		

[†] "AA"ではじまる解読シリアル信号が地上でモニターできた回数と、期待される応答パターン以外が検知された回数。

[‡] 解読シリアル信号の誤りパターン。

表4 8B10Bデコードにおいて検知されたエラーパターン

パターン	エラー箇所	気球搭載品	地上系
0001	ヘッダー (特殊パターン)	12	0
0010	コマンド本体 (特殊パターン)	13	0
0011	ヘッダー+コマンド本体 (特殊パターン)	0	0
0100	ヘッダー (エラー)	86	6
0101	ヘッダー (エラー, 特殊パターン)	25	0
0110	ヘッダー (エラー)+コマンド本体 (特殊パターン)	9	0
0111	ヘッダー (エラー, 特殊パターン)+コマンド本体 (特殊パターン)	3	0
1000	コマンド本体 (エラー)	71	1
1001	コマンド本体 (エラー)+ヘッダー (特殊パターン)	8	0
1010	コマンド本体 (エラー, 特殊パターン)	20	0
1011	コマンド本体 (エラー, 特殊パターン)+ヘッダー (特殊パターン)	3	0
1100	ヘッダー+コマンド本体 (エラー)	49	1
1101	ヘッダー (エラー, 特殊パターン)+コマンド本体 (エラー)	14	0
1110	ヘッダー (エラー)+コマンド本体 (エラー, 特殊パターン)	17	0
1111	ヘッダー+コマンド本体 (エラー, 特殊パターン)	11	0
計		341(11%)	8(0.07%)

5.3. 結果

表3には、送信したコマンドとともに、パラレルコマンドの応答とDAC出力を示してある。また、コマンドデコーダによって8B10Bデコードが正常に行われ、解読シリアル信号が得られた回数を気球搭載系、地上系それぞれについて示した。気球放球時から約30分間を例にみると、この間は地上から“1110 1010 0010 0101 (=EA25)”に対応する8B10Bエンコードパターンを1.5秒に1回の割合で送信し続けている。コマンドデコーダでは、気球識別コードはディップスイッチで“1110 (=E)”に、パラレルコマンドの識別コードは“1010 (=A)”もしくは“0101 (=5)”にプログラムされており、“EA25”のパターンはパラレルコマンドのON19に対応する(表2も参照)。ON19はDACの6チャンネルに入力しているので、このコマンドが正常に送信され処理されれば、PCMテレメータはチャンネル6をカウントアップし、HKデータは解読シリアル信号として“AA”をヘッダーとして“AAEA25”を地上に送信する。表4には、8B10Bデコードの段階でエラーが検出された場合のエラーパターンを示した。8B10Bデコードで生じたエラーは“CC”をヘッダーとしてエラー検出箇所が4bitのHKデータとして地上でモニターされている。

地上系

ON19のパターンを送信している場合を例にみると、この場合、30分間に約1200回このパターンのコマンドが送信されているはずであり、実際、地上系では“AA”をヘッダーとして1270回の解読シリアル信号が得られた。従って、地上系で得られたHKデータの受信回数は地上からのコマンド送信回数にほぼ等しいと考えて良く、全実験時間における地上系で得られた“AA”からはじまる解読シリアル信号は合計10914回である。これに対し、8B10Bデコードでエラーが検出された回数は8回(表4参照)で、シリアル信号の全応答回数(“AA”ではじまるデータと“CC”ではじまるデータの和)に対して、0.07%であった。地上からNIM trigger moduleでパターンを発生させる際にこの程度の1bit誤りが生じていると考えられる。エラー検出箇所を示すコードは8回中6回が“0100”であり、コマンド本体(ON19の場合“25”)の8B10Bデコードで検出されている。その他の2回は“1000”と“1100”であり、それぞれ、ヘッダー(ON19の場合“EA”)の解読時、および、ヘッダーとコマンド本体の両方の解読時に生じている。

また、表3には“AA”ではじまるシリアルデータに対して、送信したコマンドと異なるパターンが検出された

回数も示してある。これはコマンドの誤動作に関わる重要なエラーであり、地上系では、全コマンド送信回数10922回に対して18回(=0.16%)生じている。このエラーの生じる原因は、コマンド送信時の2bit以上のエラー(1bitエラーは8B10Bで検出される)や、解読シリアル信号を送り返す際の1bitエラーが考えられる。

気球搭載系

表3に示したように、気球搭載系では、全体の試験時間にたいしてコマンドの送信が確認された回数は2747回で、地上系にくらべて25%にとどまっている。これはコマンド装置の問題ではなく、以下のことが原因と考えられる。

- 測距中の実験時間の損失。BU5-3では測距は1分に1回の頻度で行っており、1回の測距には約5秒を費やしている。全試験時間にたいしておよそ8%である。
- 気球上昇中のコマンドアンテナパターンの切れ込みによるS/Nの低下。
- 気球からの送信信号波形の不安定性から生じる信号復調誤りによる無応答。

また、ノイズ環境のよいデータは全体の40%程度しかなかった。これらのことから、コマンド送信にたいして、ならぬ応答が得られない場合は、試験条件の問題であり、試作品2自体は正常に動作していると考えて良い。シリアルコマンドの動作についてはノイズ環境の考慮が必要である。今後、コマンド受信機のAGCレベルのモニター、地上局テレメータ受信機のAGCレベルモニター情報の解析を可能にする必要があるが、ここでは簡単に、ノイズ環境の良い状態で得られたデータにもとづいて議論する。表3-4の気球搭載系の結果は、全データからノイズ環境のよいデータを抜き出したものである。

表4からわかるように、“CC”ではじまる8B10Bデコードでのエラー検出は、搭載系ではシリアル信号の全体の受信回数に対して11%であり、地上系の0.07%を2桁以上上回っている。今回の試験で送信した情報は、ヘッダー8bit(気球識別コードとコマンド識別コード;ON19では“EA”),コマンド本体8bit(ON19では“25”)の合計16bitであり、これ以上情報を増やすには、エラー修正機能などを付ける必要があると考えられる。エラーの多くは、地上系と同じくヘッダーおよびコマンド本体の8B10Bデコード時に生じているが、8B10Bに組み込まれた特殊パターンに一致した場合のエラーも生じていた。

また、“AA”ではじまるシリアルデータに対して、送信したコマンドと異なるパターンが検出された回数は、得られた全シリアルデータの回数3088回に対して10回(~0.3%)であった。今回の試験では、気球搭載系から地上にデータを転送する際のbit誤りは検出できないため、この誤りパターンがコマンド装置内で生じているか気球搭載の送信機と地上系との間で生じているかは区別できないが、コマンド装置の誤作動によるコマンドの誤りが最大で0.3%程度生じる可能性があると言える。したがってカッターなど重要なコマンドについては、コマンドのアンサーバックやダブルコマンドなど、誤作動の防止策をとる必要がある。

6. まとめと結論

2001年度から2003年度にかけて、PLDを用いたコマンドデコーダの開発をすすめてきた。試作品1では、PLD化の第一歩として簡易PCMコマンドデコーダの基本論理回路をFPGAに置き換えてコマンドデコーダを開発した。地上での熱環境試験(§3.1)、2001年の気球搭載試験(§3.2)を通して、高度30kmの気球環境において試作品1がコマンドデコーダの役割を果たせることを確認した。試作品2では、Xilinx社のCPLD、CoolRunnerを用いて開発を進めた。試作品1における課題であった消費電力の問題を解消し、同時に多チャンネル化(20チャンネルの平行コマンド)とシリアルコマンドの導入を行った。地上での熱環境試験(§4.3)、2003年の気球搭載試験(§5)、そして補遺Aに述べた放電試験を通して、試作品2が気球搭載のコマンドデコーダとしてその役割を果たせることを実証した。本論文でおこなった開発は、PLDの導入がコマンドデコーダだけでなく、テレメータなど気球搭載の他のシステムに十分に有効であることを示しており、今後は、エンコーダの開発、気球のテレメータ全体のPLD化と並行して開発を進めていく。

参 考 文 献

- [1] 久保田あや, 他, 大気球シンポジウム, 91, 2001
- [2] 久保田あや, 他, 大気球シンポジウム, 9, 2002
- [3] 斎藤芳隆, 他, 大気球シンポジウム, 5, 2002
- [4] 斎藤芳隆, 他, 宇宙科学研究所報告特集第45号, 1, 2003
- [5] 中澤知洋, 他, 大気球シンポジウム, 13, 2001
- [6] 並木道義, 他, 大気球シンポジウム, 27, 1994
- [7] 松坂幸彦, 他, 大気球シンポジウム, 17, 1992
- [8] 松坂幸彦, 他, 宇宙科学研究所報告特集第33号, 19, 1996
- [9] 松坂幸彦, 他, 大気球シンポジウム, 43, 2003

補遺

A 放電試験

静電気によるコマンドの誤動作の有無を確認するため、試作品2について放電試験を行った。図17にセットアップを示す。基板のハウジングをGNDにおとし、6kVで放電させコマンドのオープンコレクタ出力（50mAドライブのトランジスタ）をオシロスコープでモニターした。試験結果を図18に示す。正常にコマンドが送信された場合、図17（左）のような波形である。放電に伴って、40Vにまで達するような100ns以下短時間の周期変動（減衰のtime scaleは300～400ns）と、GNDレベルに達した後、時定数～2 μ sで回復する中期成分を確認された。また、オープンコレクタ出力をリレー（LAD1）に入力し、リレー出力をLEDでモニターし、6kVで放電させたが、LEDが光らなかったため、リレーは駆動されなかったと考えられる。この試験により、放電によって、CPLDデバイスの回路最終段において、ゲートを一定時間（あらかじめプログラムしたもの）開くような誤動作は生じないことが確認できた。したがってオープンコレクタ出力にリレーをつないでいる限り、放電由来の誤動作によるカッターなど重要コマンドの動作は発生しない。

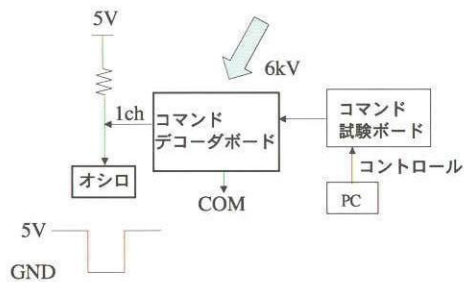


図17 放電試験の様子

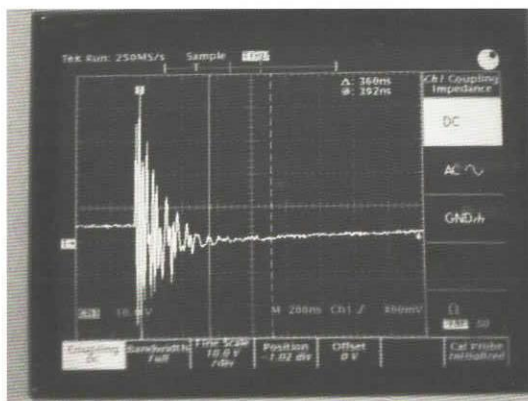
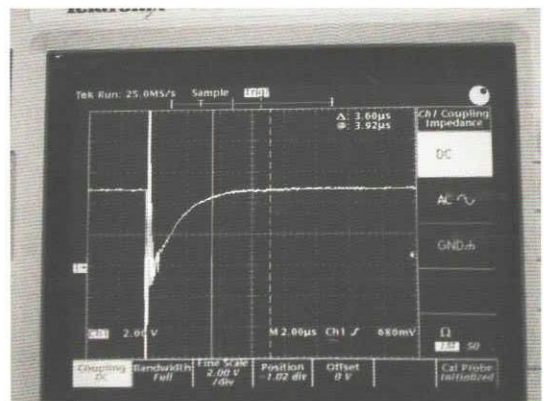
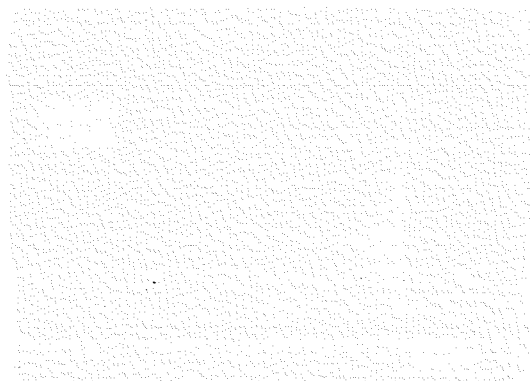
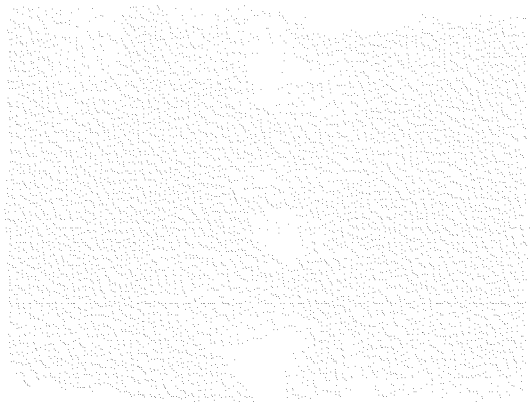

 $\Delta t=200\text{ns}$, $\Delta V=10\text{V}$

 $\Delta t=2\mu\text{s}$, $\Delta V=2\text{V}$

図12 放電時のノイズ波形。チャンネル1のオープンコレクタ出力を20k Ω 抵抗でプルアップしてモニタ。（トランジスタアレイはM54513FP、コマンドの幅は500ms。）



大気ガンマ線から推定した一次陽子及び上空の ミューオンスペクトル

吉田 健二¹・小林 正²・古森 良志子³・西村 純⁴

Primary Proton and Muon Spectra Deduced by Atmospheric Gamma Rays Observed with Emulsion Chambers

By

Kenji YOSHIDA¹, Tadashi KOBAYASHI², Yoshiko KOMORI³, and Jun NISHIMURA⁴

Abstract : Primary cosmic-ray proton spectrum is one of the most important quantities to interpret cosmic-ray phenomena inside the atmosphere. Recently proton measurements are attracted more attentions to estimate the absolute flux of atmospheric neutrinos which is important to make more precise analysis of the neutrino oscillations being performed with Super-Kamiokande. Similar attention is also paid to the observations of the absolute flux of muons which are the partners of neutrinos. We have observed atmospheric gamma-ray spectra from 30 GeV to 10 TeV with total exposure of 6.46m² sr day using emulsion chambers at balloon altitude. Atmospheric gamma rays at high altitude of several g/cm² are almost produced by a single interaction of primary cosmic rays, and useful to estimate the primary proton flux and to interpret the various cosmic-ray phenomena inside the atmosphere. Using our atmospheric gamma-ray spectra, we deduced primary proton spectrum in the energy range of 300GeV to 30TeV, assuming an appropriate hadronic interaction model. This spectrum fills a gap in the currently observed proton spectra. Since charged pions are produced almost two times of neutral pions, we can also deduce the muon flux at high altitude from our gamma-ray spectra without referring to the primary cosmic-ray flux or hadronic interaction models. We present the muon spectrum deduced by taking into account of the effect of decay of muon and *K* meson, and compare with the observed data.

概 要

宇宙線の一次陽子のスペクトルは大気中の宇宙線現象を理解する上できわめて大切な量であり、これまで多くの観測が行われてきた。最近では、ニュートリノ振動の詳しい解析のために大気中で発生するニュートリノの絶対値の推定に必要であり、一次宇宙線のスペクトルの精密

¹神奈川大学工学部

²青山学院大学理工学部

³神奈川県立保健福祉大学

⁴宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部

観測に対して多くの関心もたれるようになってきた。宇宙線中の高エネルギー電子のエマルジョン・チェンバーによる観測は1968年から1998年にわたって13回の気球観測で行なわれてきた。このエマルジョン・チェンバーでは電子の観測と同時に大気中で発生するガンマ線についても詳しく観測を行って来ている。ガンマ線の観測に使用した全有効露出量は $6.46 \text{ m}^2 \text{ sr day}$ で、30 GeVから10 TeVの範囲で大気ガンマ線エネルギースペクトルを得ることに成功している。大気ガンマ線の観測は一次電子の大気効果補正に重要であると同時に、一次宇宙線の絶対強度や上空のミュオンスペクトルの推定を行うことが出来る。この論文では、観測されたガンマ線強度から核相互作用モデルとしてFritiof ver 7.02を仮定して、他の観測器では測定が難しい300 GeV から30 TeVにいたる一次陽子のスペクトルを導き出し、また100 GeV領域におけるミュオン強度を推定した結果について報告する。

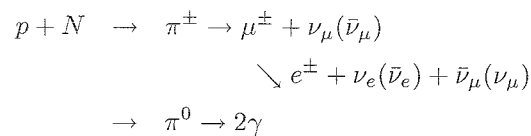
重要語：大気ガンマ線，宇宙線一次陽子，ミュオン

1. はじめに

スーパーカミオカンデ実験による大気ニュートリノの観測からニュートリノ振動の証拠が得られている(Fukuda et al. 1998)。スーパーカミオカンデで観測されたニュートリノ振動のさらに詳細な解析を行うには、100 GeVを越す領域の大気ニュートリノ絶対強度と期待値との比較が必要である。このため、一次陽子、ミュオンのエネルギースペクトルの精密測定が世界的に関心を集めている。数 g/cm^2 という気球高度での大気ガンマ線の観測は、一次宇宙線や核相互作用の結果を直接観測することになり、ニュートリノ絶対強度の推定にも重要な手がかりを与える。

これまで、我々はエマルジョン・チェンバーによって一次電子の気球観測を行い、30 GeVから3 TeVのエネルギースペクトルを得ることに成功してきた(Nishimura et al. 1980, Kobayashi et al. 1999)。エマルジョン・チェンバーではこれらの電子成分の他に大気ガンマ線や原子核成分も同時に観測している。特に、大気ガンマ線は電子と同様の電磁カスケードシャワーにより発達するため、一次電子観測用に開発したエマルジョン・チェンバーでも電子と同様に精度良く観測することができる。

上空での大気ガンマ線は、主に一次宇宙線と大気との核相互作用によって π^0 中間子が2個のガンマ線への崩壊することによって発生する。



特に、数 g/cm^2 という気球高度で観測される大気ガンマ線は一次宇宙線と空気核とのほぼ1回の相互作用によって生じたものである。したがって、一次陽子と大気核との衝突の際の核相互作用のモデルを仮定することにより、ガンマ線から一次陽子の強度を精度良く推定することができる。また、ミュオンは π^\pm 中間子の崩壊によって発生し、 π^+ や π^- と π^0 の発生比はほぼ等しいので、大気ガンマ線からミュオンの強度を推定することが出来る。

大気ガンマ線のこれまでの観測としては、BETSグループによる観測がある。BETSグループは、核相互作用モデルの不確定性を較正するため、2.77 km (乗鞍岳) および15 – 25 km (気球高度) で大気ガンマ線の観測を行った(Kasahara et al. 2002)。彼らは3 GeVから30 GeVの大気ガンマ線エネルギースペクトルを計算結果と比較し、核相互作用モデルとして従来用いられてきたFritiof 1.6よりも非弾性度の大きい、Fritiof 7.02 およびdpmjet 3が大気ガンマ線の観測結果と良い一致を与えることを見出している。

一次宇宙線の陽子成分のスペクトルは、宇宙線現象の解析の基本となるものであるので、これまで多くの観測が行われてきた。大別すると、マグネット・スペクトロメータとカロリメータによる観測があり、100 TeVを越す領域では空気シャワーの観測で推定されている。マグネット・スペクトロメータによる観測はBESS及びAMS, CAPRICEによって代表され、精度の高い結果が100 GeV付近まで得られている (Sanuki et al. 2000, Aguilar et al. 2002, Boezio et al. 2000)。マグネット・スペクトロメータの性質上、100 GeVを越すと観測は困難になるが、BESSでは改良を施して、TeV付近までのスペクトルを観測する計画を進め、2003年の宇宙線国際会議でその一部が報告されている (Haino et al. 2003, Yamamoto 2003)。

カロリメータによる観測はシンチレータを組み合わせた観測器やエマルジョン・チェンバーによるものであり、高いエネルギー領域をカバーしている。代表的なものとしてはJACEE, RUNJOBなどがあげられ、10 TeVから100 TeVを越すエネルギー領域までをカバーしている (Asakimori et al. 1998, Aparasenko et al. 2001)。また、2003年の宇宙線国際会議では、ATICと呼ばれる大型のシンチレーターによるカロリメータによる、TeV領域までの観測結果が報告されている (Zatsepin et al. 2003, Ahn et al. 2003)。

JACEEやRUNJOBでは、エマルジョン・チェンバー中でおきた核相互作用から始まる電子シャワーから親の一次宇宙線のエネルギーを推定している。この場合には、電子シャワーの発達の様子は核相互作用で発生する複数のガンマ線と、その発生角分布を考慮する必要があるため、電子成分のエネルギーの推定はやや複雑になっている。一方、大気中での核相互作用で発生した大気ガンマ線のスペクトルから、核相互作用モデルを仮定することにより一次宇宙線の陽子スペクトルを推定する方法では、一つのガンマ線による電子シャワーでエネルギーを推定するので、解析は単純であると言える。

上空のミュオン観測では、MASS (Codino et al. 1997) やCAPRICE (Francke et al. 1999) の観測があり、BESSグループでは乗鞍山頂や気球高度での観測結果が報告されている (Sanuki et al. 2001, Abe et al. 2003)。ミュオンは大気ニュートリノと直接関係しているが、ミュオンの強度は観測地点での観測時の大気の構造に依存する。一方、大気ガンマ線は大気構造とは無関係に物質厚のみに依存する。

1968年から1998年に至る間に、13回の一次電子観測のエマルジョン・チェンバーの気球観測が行われている。各チェンバーの結果は実験の行われた時期ごとに国際会議や論文で報告されている (Nishimura et al. 1980 他, Kobayashi et al. 1999-2002)。この論文では、これらのチェンバーで観測された大気ガンマ線の結果を用いて、一次陽子スペクトル及び上空でのミュオン強度の推定を行い、最近のBESS-TeVやATIC, BESSとの比較を行った結果について報告する。

2. 大気ガンマ線の観測

実験経過、解析方法についてはすでにこれまでの文献 (Kobayashi et al. 2002) に報告してあるので、ここではその概要を述べる。

2.1. 検出器

エマルジョン・チェンバーは、原子核乾板、鉛板などの金属板、X線フィルムを容器内に交互に積み重ねた検出器で、金属板で発達した電子シャワーを原子核乾板やX線フィルムで測定する。電子観測のために、シャワーの発生点を詳しく観測できるようにチェンバーの上部は金属板と原子核乾板を密に配置しており、これは同時にガンマ線観測のためにも良いデザインとなっている。エマルジョン・チェンバーは他のカウンター系統の観測器に比べて、電子およびガンマ線検出器としていくつかの優れた特徴をもっている。シャワーのイメージを直接顕微鏡下で観測するので、粒子及びガンマ線の判別が正確おこなわれる、シャワー軸が正確に求まり、有効面積立体角の決定が正確に行なえる、有効立体角が大きいことなどである。また、エネルギー決定にシャワー軸付近の粒子だけ用いるため、厚さの薄い観測器で十分シャワーを発達させることができるので、軽量の観測器を作ることが出来る事などがあげられる。電子の場合、有効立体角 Ω は

$$\Omega = 2\pi \int_0^{\theta_0} \cos\theta d\cos\theta = \pi \sin^2\theta_0$$

であるが、気球高度の大気ガンマ線の場合には、鉛直強度への変換を考慮して、

$$\Omega = 2\pi \int_0^{\theta_0} d\cos\theta = 2\pi(1 - \cos\theta_0)$$

となっている。 θ_0 として、 60° をとれば電子に対して立体角 Ω は $\Omega = 2.36$ sr であり、ガンマ線に対しては $\Omega = 3.14$ sr となっている。 前述した一単位のエマルジョン・チェンバーの $40\text{ cm} \times 50\text{ cm}$ (重量 $\sim 120\text{ kg}$) では、大気ガンマ線に対して $S\Omega = 0.63\ \eta\text{ m}^2\text{sr}$ であり、カウンター系の $S\Omega$ に比べ著しく大きくなっている。ここで、 η はチェンバーの周辺部分から入射する損失分を考慮した効率で、 $\eta \sim 0.8$ である。

チェンバーにガンマ線が入射すると、チェンバー内で電子シャワーを起こす。入射粒子の同定は、検出器上部の原子核乾板でトラックを精密に観測することにより行い、ガンマ線と電子や他のバックグラウンド粒子とを識別する。検出したガンマ線のエネルギーはシャワーの発達を調べることでより求めることができる。原子核乾板上でシャワー軸から半径 $100\ \mu\text{m}$ 以内のトラック数をカウントして遷移曲線を観測し、各原子核乾板でのカウント数を使って全トラック長を求め、入射ガンマ線のエネルギーを導出する。全トラック長からエネルギーへの変換は EPICS (Kasahara 2001) コードによる M. C. シミュレーションを用いた計算により行った。また、FNAL で 100 GeV の電子を照射した原子核乾板中のシャワーを改めて詳しく計測し、EPICS による M. C. シミュレーションの計算値と一致する事を確認している。FNAL の観測結果及び EPICS の計算結果は良い一致を示しており、シャワーのふらつきによるエネルギー決定精度は 100 GeV で $\pm 12\%$ (1σ) 程度である。観測に使用したエマルジョン・チェンバー検出器の構造はフライト毎にわずかに異なっており、チェンバー間で全トラック長とエネルギーの対応に $\sim 10\%$ の違いが生じる。高い決定精度でエネルギーを求めるため、各チェンバー毎に様々な入射角やエネルギーでシミュレーションを行い、較正を行っている。

2.2. 気球観測

エマルジョン・チェンバーによる気球観測は、1968年から1998年にかけて計13回おこなっている。表1に気球観測リストをまとめる。観測平均高度は年によって幾分違うが、 4 g/cm^2 から 9 g/cm^2 の範囲である。ガンマ線観測に使用した全有効立体角 \times 面積 \times 観測時間は、 $S\Omega T = 6.459$ ($\text{m}^2\text{sr day}$) となる。ただし、ここに掲げた全露出量はガンマ線観測を行った有効 $S\Omega T$ であり、解析を行わなかった部分は除いてある。

表1 大気ガンマ線気球観測リスト

フライト (年)	面積 (m^2)	時間 (min)	平均高度 (g/cm^2)	$S\Omega T$ ($\text{m}^2\text{sr s}$)	放球場所
1968	0.05	380	6.1	2.434×10^3	Harunomachi, Japan
1969	0.05	267	7.1	1.710×10^3	Harunomachi, Japan
1970	0.05	1136	6.1	7.279×10^3	Sanriku, Japan
1973	0.20	833	8.2	2.578×10^4	Sanriku, Japan
1976	0.40	1526	4.0	9.444×10^4	Palestine, USA
1977	0.78	1760	4.5	6.549×10^4	Palestine, USA
1979	0.80	1680	4.9	1.411×10^5	Palestine, USA
1980	0.80	2029	7.8	9.420×10^4	Palestine, USA
1984	0.20	576	9.2	7.106×10^3	Sanriku, Japan
1985	0.40	940	9.4	1.324×10^4	Sanriku, Japan
1988	0.20	647	7.1	3.929×10^3	Uchinoura, Japan
1996	0.20	2092	4.6	6.497×10^4	Sanriku, Japan
1998	0.20	1178	5.6	3.638×10^4	Sanriku, Japan

2.3. ハドロン起源の大気ガンマ線スペクトル

観測したガンマ線イベントから、(1)式を用いて、高度 4.0 g/cm^2 に規格化したハドロン起源の大気ガンマ線スペクトルを求めた。具体的な取り扱いにはKobayashi et al. (2002) に詳しい。

$$J_\gamma(E) = (N_\gamma / (S\Omega T \Delta E)) / (C_1 \cdot C_2) - C_3 \times C_4 (\text{m}^{-2} \text{s}^{-1} \text{sr}^{-1} \text{GeV}^{-1}) \quad (1)$$

ここで、 N_γ はガンマ線イベント数、 C_1 はガンマ線検出効率、 C_2 はエネルギー分解能による強度増加の補正項、 C_3 は一次電子の制動放射によるガンマ線フラックスの補正、 C_4 は観測高度から 4.0 g/cm^2 への補正項を表している。

エマルジョン・チェンバーの $S\Omega T$ は、検出器の単純な構成のために正確に求めることが出来る(表1参照)。ガンマ線イベントの中で、シャワー発生点が通過した厚さで3放射長(r.l.)以内にあるイベントを選別しているため、ガンマ線検出効率は $C_1 = 0.90$ となる。エネルギー分解能はエネルギーによらずほぼ一定であり、エネルギー分解能による強度増加の補正項は $C_2 = 1.01$ となる。ハドロン起源の大気ガンマ線スペクトルの導出には、一次電子スペクトル(Kobayashi et al. 2002)

$$J_e(E) = (1.42 \pm 0.26) \times 10^{-4} (E/100 \text{ GeV})^{-3.26 \pm 0.11} (\text{m}^{-2} \text{s}^{-1} \text{sr}^{-1} \text{GeV}^{-1}) \quad (2)$$

が大気中で制動放射を起こして発生するガンマ線がバックグラウンドとなる。 $x \text{ g/cm}^2$ 高度での一次電子の制動放射によるガンマ線フラックスは、 $t(\text{r.l.}) = x/36.7$ として、

$$C_3 = C(s=2) \times 723 E^{-3.33} \times \frac{e^{-\sigma t} - e^{-A(s=2)t}}{A(s=2) - \sigma} \quad (3)$$

となる。ここでカスケード理論の関数 A 、 C 、 σ については、 $A(s=2) = 1.550$ 、 $C(s=2) = 0.4767$ 、 $\sigma = 0.7733$ とした(Nishimura 1967)。その他、高度を 4.0 g/cm^2 に規格化するため、各観測高度($x \text{ g/cm}^2$)から高度 4.0 g/cm^2 への補正を行った。

$$C_4 = \frac{e^{-4.0/L} - e^{-4.0\sigma/36.7}}{e^{-x/L} - e^{-x\sigma/36.7}} \quad (4)$$

ここで、 $L = 100 \text{ g/cm}^2$ 、 $\sigma = 0.7733$ である。

検出限界以上で観測されたガンマ線は314個であり、上の補正を行った後に得られたガンマ線のスペクトルは30 GeVから10 TeVの範囲で

$$J_\gamma(E) = (1.11 \pm 0.13) \times 10^{-4} (E/100 \text{ GeV})^{-2.74 \pm 0.06} (\text{m}^{-2} \text{s}^{-1} \text{sr}^{-1} \text{GeV}^{-1}) \quad (5)$$

で表すことが出来る。結果は図1に示した。この値は、Nishimura et al. (1980)の値より10%程度低い値を示しているが、その主な原因は上に述べた補正およびエネルギー決定の精度が上がったためである。

3. 一次陽子エネルギースペクトルの導出

一次宇宙線が大気中に入射すると、空気核との衝突により核作用をおこし多数の中間子を発生する。このうち π^0 中間子が崩壊して発生する2個のガンマ線が大気ガンマ線の主な源となっている。したがって、大気ガンマ線の観測から π^0 中間子の発生頻度が求められるので、核相互作用モデルを仮定すれば、大気ガンマ線のエネルギースペクトルから宇宙線の一次陽子エネルギースペクトルを求めることが出来る。100 GeV以上のエネルギー領域では、 π^0 中間子の発生確率はスケーリング則がほぼ成り立っている。このため、陽子と空気核との1回の核相互作用で発生する π^0 の生成率は、スケーリング則を仮定すると、

$$f(E_\pi/E_p)d(E_\pi/E_p) \quad (6)$$

と表すことが出来る．ここで， E_π は発生する π^0 のエネルギー， E_p は親の陽子のエネルギーである．親の一次陽子のエネルギースペクトルがべき型関数

$$J_p(E)dE_p = NE_p^{-\gamma}dE_p \quad (7)$$

である場合，発生する π^0 の生成スペクトルは，

$$\Pi(E_\pi)dE_\pi = \int_{E_\pi}^{\infty} dE_p E_p^{-\gamma} f(E_\pi/E_p)d(E_\pi/E_p) \quad (8)$$

となる．ここで，

$$\sigma_p = \int_0^1 \left(\frac{E_\pi}{E_p}\right)^{\gamma-1} f\left(\frac{E_\pi}{E_p}\right) d\left(\frac{E_\pi}{E_p}\right) \quad (9)$$

とおくと，

$$\Pi(E_\pi)dE_\pi = \sigma_p E_p^{-\gamma} dE_p \quad (10)$$

と変形することが出来る． σ_p はエネルギーに依存しない定数であり，核相互作用モデルとしてFritiof ver 7.02を

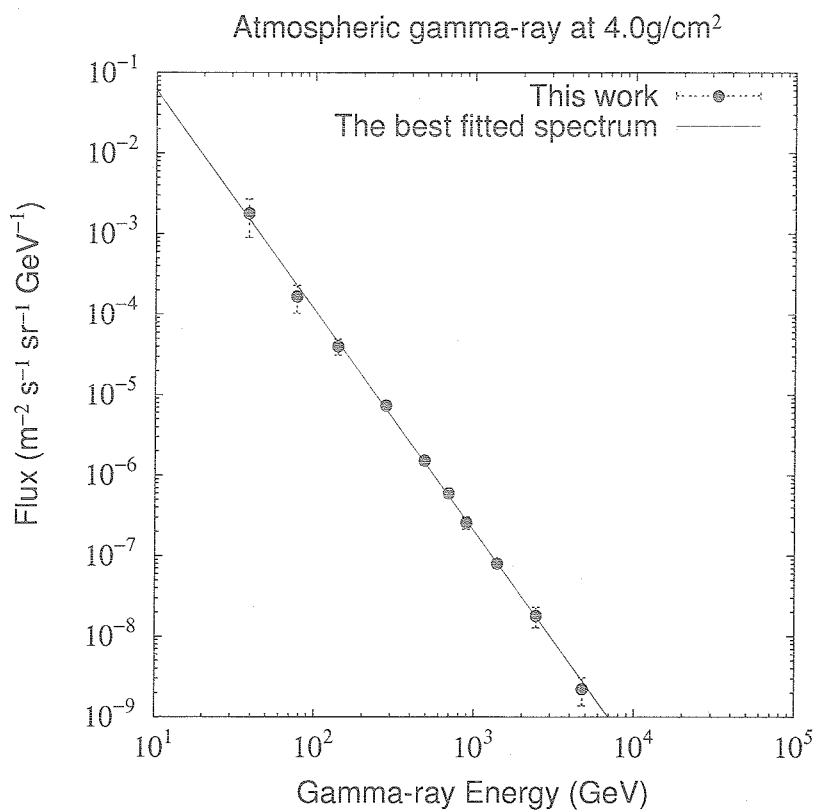


図1 気球高度4.0 g/cm²でのハドロン起源の大気ガンマ線エネルギースペクトル．実線はフィッティングしたべき指数2.74のべき型関数を示している．

用いて計算した (Kasahara 2003). この際, η 中間子を経由して発生するガンマ線の寄与も考慮している. $\gamma = 2.75$ の時, $\sigma_p = 0.043$ になる.

1 個の π^0 の崩壊で発生するガンマ線スペクトルは

$$\frac{dn_\gamma}{dE_\gamma} = \frac{2}{E_\pi} \quad (11)$$

であるので, 陽子と空気核との 1 回の核相互作用で発生した π^0 を経由して生成されたガンマ線スペクトルは,

$$g(E) = \int_E^\infty \frac{dn_\gamma}{dE_\gamma} \Pi(E_\pi) dE_\pi = \frac{2\sigma_p}{\gamma} E^{-\gamma} \quad (12)$$

と表すことが出来る. 陽子の空気中での核相互作用の平均自由行程を $\lambda = 90$ ($g = \text{cm}^2$), 減衰距離を $\Lambda = 110$ ($g = \text{cm}^2$) とすると, 4.0 g/cm^2 で観測される大気ガンマ線強度 $J_\gamma(E)$ と $g(E)$ との関係は,

$$J_\gamma(E_\gamma) = g(E_\gamma) \times \frac{1}{\lambda} \frac{\exp(-4.0/\Lambda) - \exp(-4.0\sigma/X_0)}{\sigma/X_0 - 1/\Lambda} = 0.0418g(E_\gamma) \quad (13)$$

となる. ここで, 大気ガンマ線の吸収 (吸収係数 $\sigma = 0.7733$, 放射長 $X_0 = 36.7 \text{ g/cm}^2$) を考慮している.

したがって, 観測された大気ガンマ線スペクトルを用いることにより, 一次陽子スペクトルを

$$J_p(E) = 23.9 \frac{\gamma}{2\sigma_p} J_\gamma(E) \quad (14)$$

として計算することが出来る. また, 上で計算した一次陽子の強度は, ガンマ線と同じエネルギーの強度である. 陽子と空気核との核相互作用で発生するガンマ線強度は一次陽子に対して, ~ 0.042 程度の強度なので, 同じ強度での陽子エネルギーは,

$$0.042^{-1/1.75} = 6.1$$

倍のところになる. 平均としてガンマ線は, 6 倍のエネルギーの親の一次陽子から生成される.

一次陽子以外の重原子核成分などの寄与については, He, C, N, O について構成する核子を独立な核子としてその寄与を計算した. 核子当たりの同じエネルギーでの強度は, He で陽子フラックスの 5.5%, C, N, O で 0.8% 程度になる. 核子数に直して強度を計算すると,

$$4 \times J_{\text{He}} + 14 \times J_{\text{CNO}} = 0.22 \times J_p + 0.11 \times J_p = 0.33 \times J_p \quad (15)$$

となり, 求めた一次陽子強度をさらに $1/1.33 = 0.75$ 倍する必要がある. この他, K 中間子を経由して発生するガンマ線の寄与は 2-3% 程度である.

このようにして求めた一次陽子のエネルギースペクトルを図 2 に示す. 300 GeV から 30 TeV のエネルギー領域で

$$J_p(E) = (5.7 \pm 1.3) \times 10^{-2} (E/100 \text{ GeV})^{-2.74 \pm 0.06} (\text{m}^{-2} \text{s}^{-1} \text{sr}^{-1} \text{GeV}^{-1}) \quad (16)$$

と表すことができる. スペクトル指数は 2.74 ± 0.06 であり, これまで比較的データのとぼしかった 300 GeV から 30 TeV 領域のエネルギースペクトルを与えている. この結果は 2003 年の宇宙線国際会議で新たに報告された BESS-TeV の結果と良く一致している (Haino et al. 2003, Yamamoto 2003). また従来の JACEE や RUNJOB の結果とも誤差の範囲内で良く一致している (Asakimori et al. 1998, Aparasenko et al. 2001).

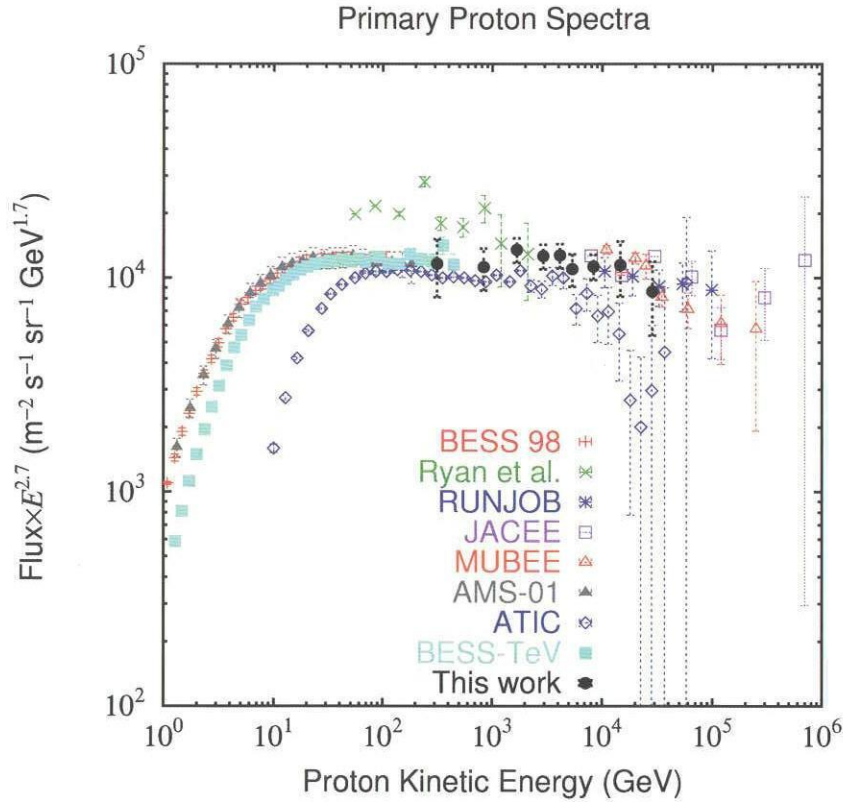


図2 大気ガンマ線スペクトルから推定した一次陽子エネルギースペクトル。他のグループによる一次陽子の直接観測の結果と比較を行っている。

4. 上空のミューオンについて

大気ガンマ線発生源の主要成分は π^0 中間子であり、発生は第0近似では電荷に依存しないため π^+ 、 π^- 中間子はそれぞれ π^0 中間子とほぼ同数発生する。 π^0 中間子の強度はガンマ線スペクトルから求めることができるので、 π^\pm 中間子の強度も一次宇宙線を介さないで推定することができる。単位厚さの大気中で発生する π^0 の発生スペクトルを $F_{\pi^0} dE_{\pi^0}$ とすると、この π^0 から発生するガンマ線スペクトル F_γ は

$$F_\gamma = \int_{E_\gamma}^{\infty} (2/E_{\pi^0}) F_{\pi^0} dE_{\pi^0} = 2/\gamma F_{\pi^0} \quad (17)$$

となる。ここで、 F_{π^0} は指数 γ のべき型 π^0 スペクトルとしている。したがって

$$F_{\pi^0} = \gamma/2 F_\gamma \quad (18)$$

となり、 π^\pm 中間子の発生スペクトル F_{π^\pm} は

$$F_{\pi^\pm} \simeq \gamma F_\gamma \quad (19)$$

で与えられる。

ミューオンは主に π^\pm の崩壊で発生するので、大気ガンマ線スペクトルからミューオンのスペクトルを推定することが出来る。 π^\pm 中間子の崩壊寿命は、 2.6×10^{-8} であるので、100 GeVを越すあたりからは、ミューオンに崩壊する前に大気原子核と衝突して核相互作用をおこし、ミューオンを発生しない確率が増える。さらにより

高いエネルギーでは、質量が大きく崩壊寿命の短い K 中間子の寄与が相対的に増えてくる。最終的にミューオンの強度 J_μ は、 π 及び K 中間子の発生率及び崩壊の影響を入れて、同じ高度のガンマ線強度 J_γ を用いると、

$$J_\mu = f_\mu \times (f_{\pi^\pm} + f_K) \times J_{\pi^0 \rightarrow \gamma} \simeq 0.85 f_\mu \times (f_{\pi^\pm} + f_K) \times J_\gamma \quad (20)$$

として表すことが出来る。係数0.85は、Fritiof ver 7.02によれば π^0 を経由しないガンマ線の寄与が0.15であるためである。ここで

- ・ $J_{\pi^0 \rightarrow \gamma}$ は同じ高度の $1/0$ 経由のガンマ線強度
- ・ J_γ は同じ高度のガンマ線強度
- ・ f_μ はミューオンが崩壊せずに生き残る生存率
- ・ f_{π^\pm} は、 $J_{\pi^0 \rightarrow \gamma}$ に対する π^\pm 中間子を経由して生成されたミューオン強度の割合
- ・ f_K は、 $J_{\pi^0 \rightarrow \gamma}$ に対する K 中間子を経由して生成されたミューオン強度の割合

を示しているが、詳細はAppendixに述べた。ここでは最終的な結果を表2に示しておいた。

表2の係数 $0.85 f_\mu (f_{\pi^\pm} + f_K)$ を高度 4.0 g/cm^2 で観測された大気ガンマ線スペクトルに掛けると、同じ高度でのミューオンスペクトルが得られる。また、高度 4.0 g/cm^2 での大気ガンマ線スペクトルから高度 4.5 g/cm^2 でのミューオンスペクトルを求めるためには、さらに $4.5 = 4.0$ の係数を掛ける必要がある。こうして求めたミュ

表2 ミューオンとガンマ線強度の関係を表す係数

$E_\mu(\text{GeV})$	10	20	50	100	200	500	1000	2000
$0.85 f_\mu (f_{\pi^\pm} + f_K)^*$	1.353	1.298	1.068	0.863	0.556	0.292	0.166	0.089

* 同じ高度でのミューオン強度 J_μ とガンマ線強度 J_γ との関係： $J_\mu = 0.85 f_\mu (f_{\pi^\pm} + f_K) J_\gamma$

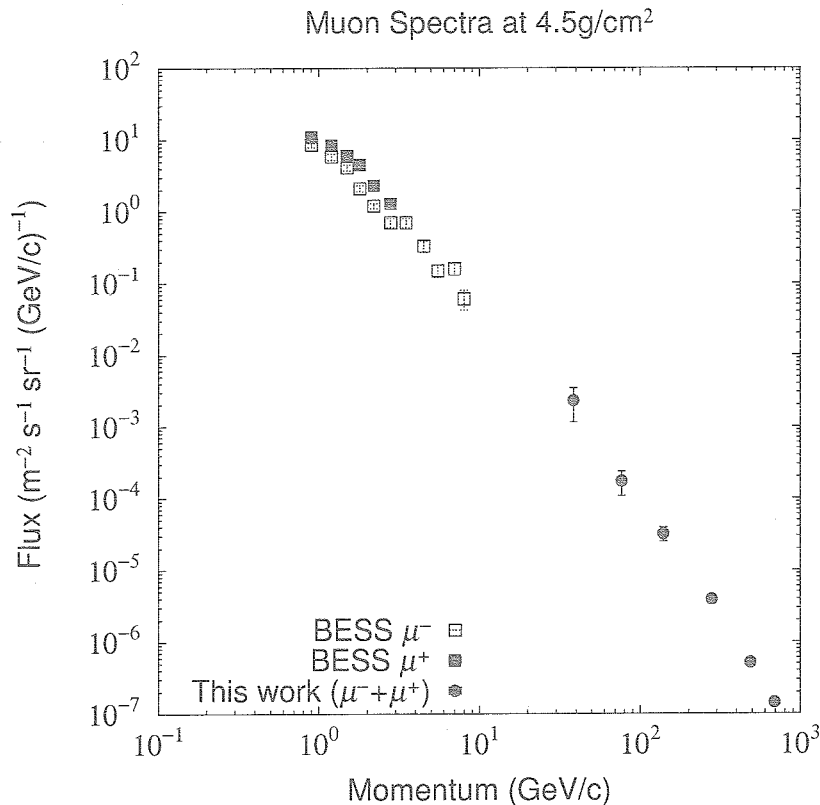


図3 高度 4.5 g/cm^2 におけるミューオンのエネルギースペクトル。

ーオンのエネルギースペクトルを図3に示す。ガンマ線の観測は30 GeV以上に限られているので、ミューオンの観測スペクトルもこの程度のエネルギー以上に限られる。

この高度付近では、MASS, CAPRICE, BESS等のマグネット・スペクトロメータの気球観測があるが、ここで比較のために 4.5 g/cm^2 におけるBESSの結果を掲げて置いた (Sanuki et al. 2001, Abe et al. 2003)。BESSの観測は10 GeV以下に限られているので、同じエネルギー領域での比較は出来ないが、絶対強度がほぼ一致しており、ガンマ線から推定した値がBESSの観測値の延長線上にあることが分かる。より低いガンマ線の観測がおこなわれれば、同じエネルギー領域におけるミューオンのスペクトルの比較が可能となる。

5. まとめ

エマルジョン・チェンバーによる高エネルギー電子の観測は1968年に始まり、数100 GeVからTeV領域に至る観測に成功した唯一の実験である。同時に観測されたハドロン起源の大気ガンマ線スペクトルは、高度 4.0 g/cm^2 に換算して、30 GeVから10 TeVの範囲で

$$J_{\gamma}(E) = (1.11 \pm 0.13) \times 10^{-4} (E/100 \text{ GeV})^{-2.74 \pm 0.06} (\text{m}^{-2} \text{s}^{-1} \text{sr}^{-1} \text{GeV}^{-1}). \quad (21)$$

と表すことができる。観測されたガンマ線の総数は314個である。

大気中の核相互作用モデルとしてFritiof ver 7.02を用いて一次宇宙線陽子スペクトルの推定を行い、一次陽子のスペクトルとして300 GeVから30 TeVの範囲で

$$J_p(E) = (5.7 \pm 1.3) \times 10^{-2} (E/100 \text{ GeV})^{-2.74 \pm 0.06} (\text{m}^{-2} \text{s}^{-1} \text{sr}^{-1} \text{GeV}^{-1}) \quad (22)$$

を得た。2003年度の宇宙線国際会議で新たに発表されたBESS-TeV (Haino et al. 2003) やATIC (Zztespin et al. 2003) との結果との一致は良く、これまでデータの少なかった数100 GeVから10 TeV領域のエネルギースペクトルを与えている。ガンマ線スペクトルから陽子スペクトルを導くにあたって、他のモンテカルロ・コードDTUNUC, FLUKAを用いた場合もこのエネルギー領域ではほぼ同じ結果を与えることが確かめられている (Chang et al. 2000)。

上空のミューオンについては、 π^{\pm} 中間子およびK中間子からの寄与を詳しく検討して、その絶対強度をガンマ線スペクトルから求めた。この場合ミューオンの主要な発生源は π^{\pm} 中間子であり、大気ガンマ線は主として π^0 中間子から発生しているため、親の一次宇宙線を介することなく、大気ガンマ線スペクトルからミューオンスペクトルを求めることができる。K中間子からの寄与についての補正を施して結果を求めたが、ほぼ同じ高度で観測されたBESSの結果と良い一致を示している。

大気上層の高エネルギー領域のガンマ線の観測は、フラックスが少ないためにより大きなSNTを必要とする。このため、これまでの他の実験では高エネルギー領域でのガンマ線スペクトルを測定することができていない。我々の実験では高エネルギー電子観測のために、大きなSNTをもつエマルジョン・チェンバーの実験を行っていたので、それを活用することができた。今後はエネルギーの低い領域まで観測を延長すると、同じエネルギー領域で他の実験データとの直接比較が可能になる。このことにより、その高い実験精度が確認できるとともに、広いエネルギー領域にわたるエネルギースペクトルが得られ、この方式の有用性が示されるものと考えている。

6. 謝辞

この論文で述べた大気ガンマ線観測に使用したエマルジョン・チェンバーは、一次電子観測のための気球実験の初期の段階からのチェンバーを含めたもので、この間日米両国にわたり数多くの人々の有益な討論と多大な協力を頂いた。また、気球実験については宇宙科学研究所大気球部門およびアメリカNSBFに多大のお世話になって

おり、この機会に深く感謝の意を捧げたい。

この解析をするにあたって使用したFritiof ver 7.02については、芝浦工業大学の笠原教授に教えて頂いた。ここに謝意を表したい。

Appendix A. ミューオン発生に対する π 中間子及び K 中間子の寄与

Appendix A.1 粒子の質量と寿命

ミューオン発生に計算に必要な μ 、 π 中間子、 K 中間子の質量と寿命を表 A.1 にまとめた。この内、 K 中間子については、 K^- 、 K_S^0 、 K_L^0 が存在しているが、ミューオンに主に寄与するのは、 K 中間子の崩壊モードの $2/3$ を占めている

$$K^\pm \rightarrow \mu^\pm + \nu$$

の崩壊過程であるので、ここでは、 K^\pm の物理量のみを掲げることにした。なお以下の計算中に、ミューオンとの質量比の 2 乗が現れるので、その値を以下に示しておいた。

$$r_{\pi^\pm} = (m_{\mu^\pm}/m_{\pi^\pm})^2 = 0.5733, \quad r_{K^\pm} = (m_{\mu^\pm}/m_{K^\pm})^2 = 0.0459$$

表A.1 μ^\pm 、 π^\pm 、 K^\pm の質量と寿命

粒子	質量 (MeV)	寿命 (sec)
μ^\pm	$m_{\mu^\pm} = 105.7$	$\tau_{\mu^\pm} = 2.197 \times 10^{-6}$
π^\pm	$m_{\pi^\pm} = 139.6$	$\tau_{\pi^\pm} = 2.603 \times 10^{-8}$
K^\pm	$m_{K^\pm} = 493.6$	$\tau_{K^\pm} = 1.237 \times 10^{-8}$

Appendix A.2 ミューオンの崩壊効果

深さ x g/cm² から x_0 g/cm² までの距離は、等温大気の時には

$$H \log(x_0/x) \tag{A.1}$$

である。 H は大気のスケールハイトで、高度 30 km 付近の上空に対する値として、ここでは 6.3 km を取った。一方粒子の運動量を p とすれば、寿命 τ の間に走る距離は $\tau p = m$ である。ここで、崩壊因子を B として

$$B = Hm/\tau \tag{A.2}$$

とおくと、粒子が深さ x で発生して、崩壊せずに x_0 に到達する確率は

$$(x/x_0)^{(B/p)} \tag{A.3}$$

で与えられる事になる。エネルギー E が静止質量に比べて十分高いときには、 $pc = E$ であるので、 B をあらためて Bc に取れば崩壊せずに到達する確率は

$$(x/x_0)^{(B/E)} \tag{A.4}$$

で表すことができる。 B の値は粒子によって異なる定数であるので、各々の粒子に対する B の値を表 A.2 にまとめる。

表A.2 崩壊因子Bの値

粒子	μ^\pm	ν^\pm	K^\pm
崩壊因子	$B_{\mu^\pm} = 1.0\text{GeV}/c$	$B_{\pi^\pm} = 115\text{GeV}/c$	$B_{K^\pm} = 850\text{GeV}/c$

宇宙線と大気核の相互作用の平均自由行程より短い上空では、 μ の発生は深さによらず一様であると考えてよい。深さ x_0 より上空で発生して x_0 に到達する μ は

$$\int_0^{x_0} \left(\frac{x}{x_0}\right)^{B_\mu/E} dx = x_0 \left(\frac{E}{B_\mu + E}\right) \quad (\text{A.5})$$

となる。したがって、ミュオンが崩壊せずに生き残る生存率 f_μ は

$$f_\mu = \frac{E}{B_\mu + E} \quad (\text{A.6})$$

で与えられる。

Appendix A.3 π^\pm 中間子の崩壊効果

π^\pm 中間子はそれぞれ π^0 中間子とほぼ同じ量だけ発生するので、本文で述べたように、単位厚さ当たり発生する荷電 π 中間子強度 F_{π^\pm} は

$$J_p(E)dE_p = NE_p^{-\gamma}dE_p \quad (\text{A.7})$$

であたえられる。但しここで F_γ は単位厚さ中で発生するガンマ線強度で、 $J_\gamma/4.0\text{g}/\text{cm}^2$ に相当する。深さ $x\text{g}/\text{cm}^2$ まで崩壊せずに生き残っている π^\pm 中間子の量は前節に述べた計算から

$$x \left(\frac{E}{B_{\pi^\pm} + E}\right) F_{\pi^\pm} \quad (\text{A.8})$$

となる。これが深さ x 、 $x+dx$ で崩壊する確率は

$$\frac{B_{\pi^\pm}}{Ex} dx \quad (\text{A.9})$$

であるので、単位厚さの大気中で崩壊する π^\pm 中間子の量は、

$$\left(\frac{B_{\pi^\pm}}{B_{\pi^\pm} + E}\right) F_{\pi^\pm} \quad (\text{A.10})$$

であたえられる。したがって、深さ $x_0\text{g}/\text{cm}^2$ 迄に崩壊した π^\pm 中間子は

$$x_0 \left(\frac{B_{\pi^\pm}}{B_{\pi^\pm} + E}\right) F_{\pi^\pm} = \gamma \left(\frac{B_{\pi^\pm}}{B_{\pi^\pm} + E}\right) J_\gamma \quad (\text{A.11})$$

となる。 π 中間子の静止系でのミュオンのエネルギー $E_{\mu^\pm}^*$ 及び運動量 $p_{\mu^\pm}^*$ は

$$E_{\mu^\pm}^* = (m_{\pi^\pm}^2 + m_{\mu^\pm}^2)c^2/(2m_{\pi^\pm}) \quad (\text{A.12})$$

$$p_{\mu^\pm}^* = (m_{\pi^\pm}^2 - m_{\mu^\pm}^2)c/(2m_{\pi^\pm}) \quad (\text{A.13})$$

であたえられる。したがって、エネルギー E_{π^\pm} 、運動量 p_{π^\pm} の π^\pm 中間子から発生するミュオンエネルギーは

$$(E_{\pi^\pm}E_{\mu^\pm}^* - p_{\pi^\pm}p_{\mu^\pm}^*c^2)/m_{\pi^\pm}c^2$$

から

$$(E_{\pi^\pm}E_{\mu^\pm}^* + p_{\pi^\pm}p_{\mu^\pm}^*c^2)/m_{\pi^\pm}c^2$$

にわたっており、そのエネルギー幅は

$$2p_{\pi^\pm}p_{\mu^\pm}^*c^2/m_{\pi^\pm} = (m_{\pi^\pm}^2 - m_{\mu^\pm}^2)p_{\pi^\pm}c/m_{\pi^\pm}^2 \simeq \frac{m_{\pi^\pm}^2 - m_{\mu^\pm}^2}{m_{\pi^\pm}^2} E_{\pi^\pm}$$

となっている。したがって、深さ xg/cm^2 で単位厚さの大気中で発生するミュオンのスペクトルは

$$\frac{m_{\pi^\pm}^2}{m_{\pi^\pm}^2 - m_{\mu^\pm}^2} \int_{E_-}^{E_+} \left(\frac{B_{\pi^\pm}}{B_{\pi^\pm} + E} \right) F_{\pi^\pm}(E_{\pi^\pm}) \frac{dE_{\pi^\pm}}{E_{\pi^\pm}} \quad (\text{A.14})$$

で与えられる。但しここで E_+ 及び E_- はエネルギー E のミュオンを発生する π 中間子のエネルギーの上限及び下限値で

$$E_+ = \left(\frac{m_{\pi^\pm}}{m_{\mu^\pm}} \right) \left(\frac{E_{\mu^\pm}E_{\mu^\pm}^* + p_{\mu^\pm}p_{\mu^\pm}^*c^2}{\mu^\pm c^2} \right) \simeq \left(\frac{m_{\pi^\pm}}{m_{\mu^\pm}} \right)^2 E_{\mu^\pm} = r_{\pi^\pm} E_{\mu^\pm} \quad (\text{A.15})$$

$$E_- = \left(\frac{m_{\pi^\pm}}{m_{\mu^\pm}} \right) \left(\frac{E_{\mu^\pm}E_{\mu^\pm}^* - p_{\mu^\pm}p_{\mu^\pm}^*c^2}{\mu^\pm c^2} \right) \simeq E_{\mu^\pm} \quad (\text{A.16})$$

で与えられる。 π 中間子が完全に崩壊している場合を考えると、深さ x_0 で期待されるミュオンの量は

$$F_\gamma = \int_{E_\gamma}^{\infty} (2/E_{\pi^0}) F_{\pi^0} dE_{\pi^0} = 2/\gamma F_{\pi^0} \quad (\text{A.17})$$

である。この場合は E_{π^\pm} についての積分が可能であり、 $\gamma = 2.75$ の場合、数値的には

$$1.834x_0 F_{\pi^\pm} / \gamma = 1.834J_\gamma \quad (\text{A.18})$$

が得られる。

以上の考察から、 π^\pm 中間子経由のガンマ線強度に対する、 π^\pm 中間子経由で生成されたミュオン強度の割合は

$$f_{\pi^\pm} = 1.834 \int_{E_-}^{E_+} \left(\frac{B_{\pi^\pm}}{B_{\pi^\pm} + E} \right) F_{\pi^\pm}(E_{\pi^\pm}) \frac{dE_{\pi^\pm}}{E_{\pi^\pm}} / \int_{E_-}^{E_+} \frac{dE_{\pi^\pm}}{E_{\pi^\pm}} \quad (\text{A.19})$$

となる。分子は数値積分を必要とするので、Mathematicaにより計算を行った。

Appendix A.4 K中間子の崩壊効果

K中間子のミュオンに対する寄与は、崩壊の影響について π 中間子の場合と同じように計算を行うことが出来る。質量が π 中間子より大きくまた寿命が短いので、表A.2に示すように崩壊因子は $B_K = 850 \text{ GeV}$ と大きく、エネルギーの高い所まで崩壊の効率は良い。 π^\pm 中間子の発生率は π^0 を介して、ガンマ線強度との関係が明らかであるが、K中間子の場合には、 $K = \pi^\pm$ の発生率比を通してガンマ線強度との関係を求めることが出来る。K中間子の崩壊の内、 μ の発生に主に寄与するのは、荷電K中間子の崩壊で

$$K^\pm \rightarrow \mu_\pm + \nu$$

であり、 K^\pm の崩壊の内分岐比が $2/3$ である。したがって、この場合についてのみの計算を行う。 K^\pm/π^\pm 発生率の比としてはFritiof ver 7.02によるもので、 $K^\pm/\pi^\pm=0.14$ となっている。Gaisserの論文でも K^\pm/π^\pm の発生比としてほぼ同じ値を取っている (Gaisser 2002)。 K 中間子は崩壊因子 B_K が大きいのでエネルギーの高いところで π^\pm に比べて崩壊の効率は良い。しかし K 中間子の発生率は π に比較して小さいので、 μ に対する寄与は1 TeVを越す高エネルギー領域でも全体の20–30%程度である。同種の計算を行ったGaisser&Honda (2002)も同じような結論を得ている (Gaisser 2002, Gaisser & Honda 2002)。

このAppendixで示した、各粒子の寄与を表す f_μ, f_{π^\pm}, f_K の計算の結果を表A.3にまとめて示しておいた。

表A.3 ミューオンとガンマ線強度の関係を表す係数

$E_\mu(\text{GeV})$	10	20	50	100	200	500	1000	2000
f_μ	0.909	0.95	0.98	0.99	0.995	0.998	0.999	1.000
f_{π^\pm}	1.654	1.508	1.19	0.88	0.584	0.290	0.158	0.082
f_K	0.096	0.094	0.090	0.083	0.073	0.053	0.037	0.023
$0.85f_\mu(f_{\pi^\pm} + f_K)^*$	1.353	1.298	1.068	0.863	0.556	0.292	0.166	0.089

* 同じ高度でのミューオン強度 J_μ とガンマ線強度 J_γ との関係： $J_\mu=0.85f_\mu(f_{\pi^\pm} + f_K)J_\gamma$

参 考 文 献

- [1] Abe,K., et al,2003, Phys. Let. B, Vol 564/1-2, p8
- [2] Aguilar,M., et al. Phys. Rep., 2002, 366/6, p331
- [3] Ahn., H.A., et al., 2003, Proc. of 28th ICRC (Tsukuba), Vol.4, p1833
- [4] Aparasenko.A.V.,et al., 2001, Ast. Part. Phys., 16, p13
- [5] Asakimori,K. et al., 1998, Astrophys. J., 502, p278
- [6] Boezio,M. et al., 2000, Astrophys. J., 532, p.653
- [7] Chang,J., et al, 2000, Private communication
- [8] Codino,A., et al., 1997, J. Phys. G., 23, p.1751
- [9] DuVernois,M.A., et al., 2001, Astrophys. J., 559,p.296
- [10] Francke,T., et al., 1999, Proc. of 26th ICRC (Salt Lake), Vol.2, p.80
- [11] Fukuda,Y., et al., 1998, Phys. ReV. Lett., 81, p.1158
- [12] Gaisser.T,K. 2002, Astropart. Phys. 16, p235
- [13] Gaisser,T.K. and Honda,M., 2002, Ann. Rev. Nucl. Part. Sci, 52, p153
- [14] Haino,S., et al. 2003, Proc. of 28th ICRC (Tsukuba), Vol. 4, p.1825
- [15] Kasahara,K, 2001, <http://eweb.b6.kanagawa-u.ac.jp/~kasahara/>
- [16] Kobayashi,T., Nishimura,J., Komori,Y., et al., 1999, Proc. of 26th ICRC (Salt Lake City), Vol.2, p.61
- [17] Kobayashi,T., Nishimura,J., Komori,Y., Yoshida,K., 2001, Adv. Space Res., 27, p653
- [18] Kobayashi,T., Komori,Y., Yoshida,K., et al., 2002, 宇宙研報告, 44号, p99
- [19] Nishimura,J., 1967, Hand bd Physik, XLVI/2, p.1
- [20] Nishimura, J., Fujii,M., Taira,T., Aizu,E., Hirakawa,H., et al., 1980, Astrophys. J., 238, p.394
- [21] Nishimura,J., Kobayashi,T., Komori,Y., and Yoshida,K., 1997, Adv. Space Res., Vol.19, p.767

- [22] Nishimura,J., et al., 2000, Adv. Space Res., Vol.26, No11, p1827
- [23] Sanuki,T., et al., 2000, Astrophys. J., 545, p1135
- [24] Sanuki,T., et al., 2001, Proc. of NOON2000, p.50
- [25] Yamamoto,A, 2003, Highlight Talk in 28th ICRC (Tsukuba)
- [26] Zatsepin,V.I. et al., 2003, Proc. of 28th ICRC (Tsukuba) , Vol.4, p1829

三陸上空の地球磁場による宇宙線切断運動量（その2）

近藤 一郎¹

Geomagnetic Cut Off Rigidities at Sanriku Balloon Center(2)

By

Ichiro KONDO

Abstract : For the analysis of cosmic ray charged particles observation near the top of the atmosphere, it is important to know the minimum rigidities for several directions. This minimum rigidities are due to the effect of the geomagnetic field, which can be approximated by the spherical harmonic coefficients (IGRF: International Geomagnetic Reference Field).

In this paper, geomagnetic cut off rigidities for 41 directions at an altitude of 35 km above Sanriku Balloon Center (SBC: geographic lat.:39.158° N, long: 141.825° E) . IGRF at 3 different epochs (1955, 1980, 1995) were used in the calculation of the trajectory trace of cosmic rays in the geomagnetic field. It is found that the secular changes of the cut off rigidity are relatively small at this location.

概 要

気球搭載機器によって、大気上層で宇宙線に関する観測を行なう時に、宇宙線の到来方向によって、地球磁場による切断運動量（geomagnetic cut-off rigidity）がどう変化するかを知っている必要がある。特に積分的な宇宙線強度や、一次宇宙線のrigidity分布を比較したり、東西効果を利用してrigidityを求めるといったような場合には、可成り正確な知識を必要とする。

この目的のために、1981年の「大気球特集号」に井上葵・和田雅美・近藤一郎の共著で、「三陸上空の地球磁場による宇宙線切断運動量」と題する報告 [1] を掲載した。この時は、宇宙線の地球磁場内での軌道の計算は、大型計算機で行っても可成りの時間を要するため、必要最小限の計算から結果を求めた。最近のCPUの性能向上により、Personal ComputerでもCPU Clockが1-3 GHzという高速な計算性能を持つ様になった。そこで、前回は若干の推定を行った地球磁場の経年変化の影響を含め、やや詳しい計算を行ったので、その結果を報告する。

¹ 東京大学 E-mail: ikrabbit@jcom.home.ne.jp

重要語：宇宙線，地磁気切断運動量，三陸観測所，宇宙線軌道計算

1. 軌道の計算方法

軌道の計算方法については，前回の報告に詳しく述べてあるが，今回も全く同じ方法に従った．つまり，三陸上空 35 km の高度から，負荷電の粒子を特定の天頂角・方位角に向けて打ち出し，その軌道（位置ベクトル，速度ベクトル）を運動方程式の数値積分で追跡する．数値積分には Runge Kutta Gill の方法を使用し，地球磁場の各成分については，国際的に承認されている International Geomagnetic Reference Field (IGRF) の係数 [2] を用いた他，参考のために前回使用した Finch Leaton による 1955 年の係数 [3] も使用した．Finch Leaton の係数は $n_{\max}=6$ であるが，IGRF は $n_{\max}=10$ とより高次の成分を含んでいる．

前回の報告の時の計算速度は 1 ステップ約 2 msec であったが，今回はパソコン (cpu clock 1.5 GHz) でも，1 ステップ 約 $150 \mu\text{sec}$ となり，約 13 倍の速度になった．しかも，自分の卓上で，データの書き込みから，プログラムの実行，結果の整理までを数分から数時間の作業で行える．膨大なプリント出力もなく，出力データをディスプレイ画面上でチェックし，編集・分析することで，目的の結果を迅速に得ることができる．

計算に使ったプログラムは前は FORTRAN 言語によって記述したが，今回はより汎用性を考えて C 言語 (ANSI-C 規格) を用いた．本質的には，前回用いたプログラムと変わらないが，以下に述べるいくつかの点を変更した．

a. 積分の step 長

前回の計算では，地心距離と，粒子の rigidity によって，表を使って段階的に step 長を変化させる方法を取った．今回はこれを数式による計算に変更した．実際には先ず地表での step 長を h_0 (地球半径 = 1) とし，次に地心距離によって実際の step 長 h を求めた．

i) Rigidity (Pc) に対する変化

$h_0 = 3.5 \cdot 10^{** - 5}$	$Pc < 1.0 \text{ Gv}$
$h_0 = 4.0 \cdot 10^{** - 5} \times Pc^{** 1.7}$	$1.0 \text{ Gv} \leq Pc \leq 3.0 \text{ Gv}$
$h_0 = 7.7 \cdot 10^{** - 5} \times (Pc / 3.0)^{** 0.5}$	$3.0 \text{ Gv} < Pc \leq 25.0 \text{ Gv}$
$h_0 = 2.29 \cdot 10^{** - 4}$	$25.0 \text{ Gv} < Pc$

図 1 に実際の値の例が示してある．

ii) 地心距離 r (地球半径 = 1) に対する変化

$h = h_0$	$r < 1.0$
$h = h_0 \times r^{** 1.7}$	$1.0 \leq r \leq 7.0$
$h = h_0 \times r^{** 1.7} \times (r / 7)^{** 0.5}$	$7.0 < r \leq 25.0$
$h = 490.2 \times h_0$	$25.0 < r$

図 2 に実際の値の例が示してある．

b. 出発点での天頂角・方位角

前回の計算では，三陸上空での軌道計算は，地理緯度 39.158 度，地理経度 141.825 度の地点の高度 35 km を観測点とし，そこで，鉛直方向と，天頂角 16, 32, 48, 64, 80 度で，方位角 0, 22.5, 45, ..., 337.5 度の方向についての軌道について，計算を行った．今回は，経年変化などを見る目的なので，方位角については，45 度間隔の 8 方向について計算を行った．

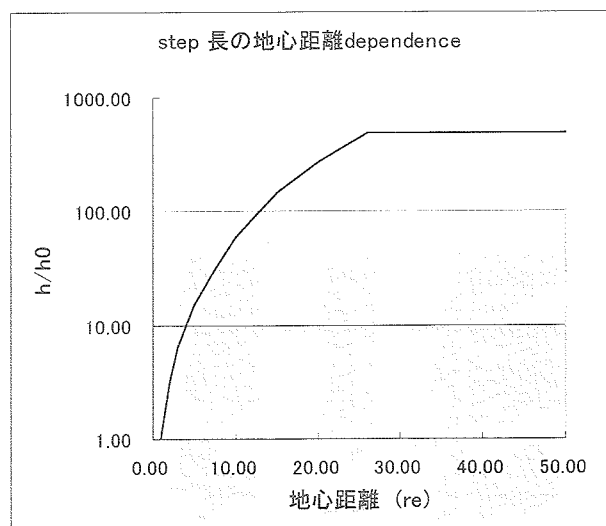


図1 step長の地心距離に対する変化

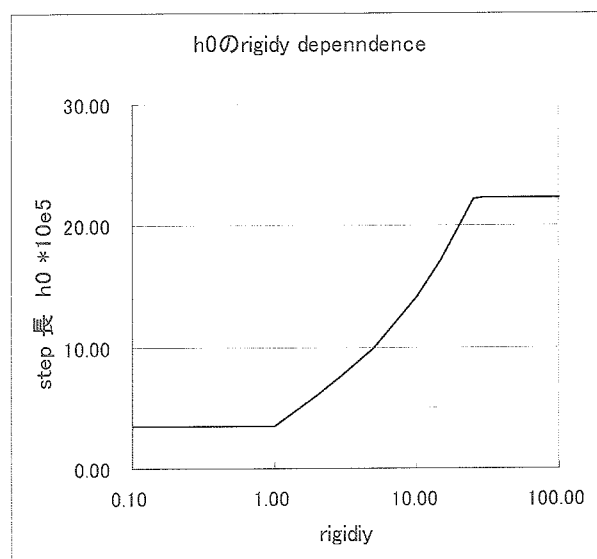


図2 step長のrigidyに対する変化

c. 地球磁場に関する係数

前回の計算では、Finch and Leatonによる1955年の係数を用いたが、その後、国際的に認められた磁場の係数IGRFが1900年から5年置きに発表されているので、これの中から1955, 1980, 1995の係数 ($n_{\max}=10$) を使用し、また比較のために、前回と同様にFinch and Leatonによる係数 ($n_{\max}=6$) による計算を行った。

d. 軌道計算をしたRigidy

今回は、3段階の方法で、cut off rigidityを求める方式をとった。第一段階では、後で平均の粒子のsource direction等が求められる様に、次の区分けで、ほぼ対数的なrigidityの間隔で、計算を行う。Rigidity (Pc Gv.) の範囲によって、rigidityのステップ (dPc (Gv)) を表1の様に設定した。

第一段階の計算で、その方向のCut off Rigidityの概算の値が見つかるので、第二段階では、その値の上下±3 Gvの範囲は0.025 Gv間隔、その上下4 Gvの範囲は0.1 Gvの間隔で軌道の計算を行った。これで多くの場合は十分な精度で、Effective Cut off Rigidityが計算できるが、時には第三段階として、補充の計算を行った。41方向について計算に要する時間は、一つの地球磁場係数に対し、第一段階が約3分、第二段階が約20分で、第三段階を含めて、約30分以内で、軌道計算は完了する

表1 rigidity範囲と計算したrigidityの間隔 (第一段階)

Pc	dPc	Pc	dPc	Pc	dPc	Pc	dPc
800 ~ 440	40	400 ~ 220	20	200 ~ 110	10	100 ~ 55	5
50 ~ 27.5	2.5	25 ~ 16	1.0	15 ~ 0.5	0.5		

e. 軌道終端の判定

軌道計算プログラムによる計算では、最終的にその軌道が地球磁場の圏外へつながっている (allowed orbit) か、または地球大気内に戻ってしまうか (re-entrant orbit) であるかを判定する基準が必要である。今回の計算では、粒子の地心距離が地球半径の25倍 (25 Re) 以上になり、且つ粒子の速度ベクトルのradial成分が正である場合に計算を終了し、allowed orbitと判定する。又地心距離が出发点より小さくなり、且つ粒子の速度ベクトルのradial成分が負の場合にその軌道はre-entrant orbitと判定する。このどちらの条件も満足しない軌道については、出发点から経度方向に地球を4周以上回った時には、やはりre-entrant orbitと判定し、計算を終了する。これらの3ヶの

条件をも満足しない軌道については、30,000 stepを経過したら計算を終了し、trapped orbitとする処置が組み込まれているが、今回の計算では、これに該当するorbitはなかった。

2. 計算結果と評価

前章で述べた方法で、それぞれの地球磁場係数にたいして、三陸上空での宇宙線粒子の軌道の計算が行われた。これから、各方向についてのEffective Cut Off Rigidityを求める訳であるが、三陸の様に緯度が低い場所では、軌道が地球を横切ることによって生じるいわゆるpenumbra(半影)と呼ばれるrigidity範囲があるので、これを特定することが必要である。今回はこの範囲でもrigidityを0.1 Gvおきに計算を行ったので、結果的には、狭いshadow areaをミスしていた可能性があった。今回はこれを0.025 Gvおきの計算としたので、より精度の高い結果が得られた。

Effective Cut Off Rigidityの計算は次の様に行う。

まず、そのrigidity以上では、すべての粒子が計算地点に到達できる、いわゆるMain cone rigidity (Pm)

が定まる。次にこのrigidityからより低rigidityの領域で、それ以下のrigidityの粒子はその地点に到達出来ないといういわゆるStormer cone rigidity (Ps) を定め、且つMain cone rigidityとStormer cone rigidityの間にあるallowed orbitsの数 (N Exit) を数える。今回はこの範囲での計算はrigidity 0.025 Gv間隔で行ったので、次の式でEffective Cut Off Rigidity (Pce) を求めた。

$$Pce = Pm - 0.025 * N_{exit}$$

1995年のIGRF係数を使用した計算結果について、各方向別に、Main cone rigidity, penumbra中のallowed regionの幅 (Window), Effective cut off rigidity, penumbraの幅, allowed orbitの最下限のrigidityが表2に示してある。今回の計算に用いた4種の磁場係数について、求めたEffective Cut Off Rigidityを表2に示した。

表2の結果の内1955 F.Lの磁場係数による結果は前回の計算結果と一致すべきであるが、実際には、最大で0.2 Gv程度の差異が見られる。この原因は前回は、rigidityについて0.1 Gv間隔での計算であるのに、今回は0.025 Gv間隔であるので、penumbraの細かい構造を見る事が出来たためと思われる。

地球磁場の経年変化によるcut off rigidityの変化は、方向にもよるが、たかだか0.2 Gv程度であると思われる。従って、2000年代に入った時期の実験でも、ここに報告した値を参考として、データの解析を進めても大きな間違いがない。

地上の宇宙線観測についても、同じ様にgeomagnetic cut off rigidityの計算や、より高いrigidityの粒子の地球磁場外からの到来方向の計算などは、ここで用いた軌道計算プログラムを使って、比較的短時間に計算が行える様になった。従って、多方向中間子テレスコープや中性子モニターなどを使った観測から、宇宙線の異方性を求めるためのCoupling Coefficients等の計算も従来より、短時間で行える様になり、いくつかの研究機関で研究に用いられている。

なお、この論文は西村 純元宇宙科学研究所長のすすめで、発表する事とした。

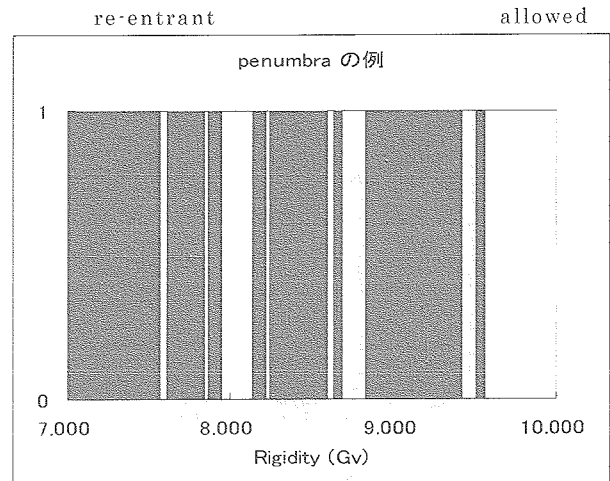


図3 penumbra (半影) の例

表2 三陸上空におけるcut off rigidity計算表の例
 Geomagnetic Cut Off rigidities at SBC, IGRF 1995
 Lat.= 39.158, Lon.= 141.825, Alt.= 35 km

Zenith	Vert	16							
Azim.	0	0	45	90	135	180	225	270	315
Main C	10.512	11.048	11.913	11.938	11.063	10.063	9.563	9.613	10.113
Window	0.275	0.725	0.400	0.200	0.225	0.325	0.600	0.275	0.700
Eff.Cut	10.237	10.323	11.513	11.738	10.838	9.738	8.963	9.338	9.413
Penum	1.324	2.310	2.050	1.625	1.375	1.750	2.000	1.275	2.325
Stormer	9.188	8.738	9.863	10.313	9.688	8.313	7.563	8.338	7.788
N Exit	11	29	16	8	9	13	24	11	28
Zenith		32							
Azim.		0	45	90	135	180	225	270	315
Main C		10.888	13.813	14.113	11.838	9.663	8.963	8.988	9.263
Window		0.275	0.200	0.025	0.025	0.225	0.625	0.675	0.550
Eff.Cut		10.613	13.613	14.088	11.813	9.438	8.338	8.313	8.713
Penum		0.650	0.275	0.200	0.175	0.978	1.425	1.950	0.749
Stormer		10.238	13.538	13.913	11.663	8.685	7.538	7.038	8.513
N Exit		11	8	1	1	9	25	27	22
Zenith		48							
Azim.		0	45	90	135	180	225	270	315
Main C		8.988	15.763	17.513	12.913	9.388	8.613	8.313	7.688
Window		0.100	0.000	0.025	0.000	0.200	0.675	0.400	0.150
Eff.Cut		8.888	15.763	17.488	12.913	9.188	7.938	7.913	7.538
Penum		0.500	0.000	0.200	0.000	1.450	2.275	0.475	0.426
Stormer		8.488	15.763	17.313	12.913	7.938	6.338	7.838	7.263
N Exit		4	0	1	0	8	27	16	6
Zenith		64							
Azim.		0	45	90	135	180	225	270	315
Main-C		11.988	16.463	22.888	14.213	9.213	8.513	7.113	7.938
Window		0.000	0.000	0.075	0.050	0.150	0.825	0.150	0.400
Eff.Cut		11.988	16.463	22.813	14.163	9.063	7.688	6.963	7.538
Penum		0.000	0.000	0.150	0.075	0.750	1.625	0.975	1.250
Stormer		11.988	16.463	22.738	14.138	8.463	6.888	6.138	6.688
N Exit		0	0	3	2	6	33	6	16
Zenith		80							
Azim.		0	45	90	135	180	225	270	315
Main-C		20.838	30.663	31.588	14.463	9.188	8.663	6.988	9.338
Window		0.000	0.000	0.000	0.075	0.275	0.425	0.225	0.000
Eff.Cut		20.838	30.663	31.588	14.388	8.913	8.238	6.763	9.338
Penum		0.000	0.000	0.000	0.125	1.051	0.874	0.875	0.000
Stormer		20.838	30.663	31.588	14.338	8.138	7.788	6.113	9.338
N Exit		0	0	0	3	11	17	9	0

表3 上空 35 km の各方向に到達出来る宇宙線の下限硬さ (rigidity)
 Geomagnetic Cut Off rigidities at SBC (Lat.= 39.158, Lon.= 141.825, Alt.= 35 km),
 Summary: Effective Cut off Rigidity (in Gv)

SBC									
	Vert	ZEN. = 16							
Model	AZIM =	0	45	90	135	180	225	270	315
1955 FL	10.413	10.413	11.813	12.063	11.113	9.788	9.188	9.388	9.563
1955 IG	10.288	10.313	11.613	11.863	11.018	9.938	9.088	9.363	9.463
1980 IG	10.313	10.488	11.788	12.013	10.988	9.813	9.113	9.338	9.563
1995 IG	10.237	10.323	11.513	11.738	10.838	9.738	8.963	9.338	9.413
		ZEN. = 32							
Model	AZIM =	0	45	90	135	180	225	270	315
1955 FL		10.013	13.913	14.438	12.063	9.683	8.463	8.463	9.138
1955 IG		10.913	13.738	14.263	11.888	9.413	8.963	8.313	8.713
1980 IG		10.963	12.838	14.363	12.038	9.638	8.438	8.438	9.138
1995 IG		10.613	13.613	14.088	11.813	9.438	8.338	8.313	8.713
		ZEN. = 48							
Model	AZIM =	0	45	90	135	180	225	270	315
1955 FL		9.063	16.308	17.838	13.338	9.463	8.138	8.313	7.738
1955 IG		8.813	16.113	17.588	13.088	9.088	8.063	8.088	7.613
1980 IG		9.038	16.313	17.863	13.313	9.363	8.038	8.188	7.713
1995 IG		8.888	15.763	17.488	12.913	9.188	7.938	7.913	7.538
		ZEN = 64							
Model	AZIM =	0	45	90	135	180	225	270	315
1955 FL		12.238	16.963	23.363	14.763	9.263	7.988	7.263	7.838
1955 IG		12.063	16.638	23.113	14.338	9.138	7.788	7.063	7.713
1980 IG		12.213	17.838	23.313	14.738	9.238	7.788	7.138	7.763
1995 IG		11.988	16.463	22.813	14.163	9.063	7.688	6.963	7.538
		ZEN. = 80							
Model	AZIM =	0	45	90	135	180	225	270	315
1955 FL		21.138	31.238	32.463	15.238	9.263	7.738	7.013	9.313
1955 IG		20.963	30.888	32.188	14.413	9.138	8.038	6.963	9.313
1980 IG		21.038	30.663	32.438	15.488	9.238	7.813	6.888	9.363
1995 IG		20.838	30.663	31.588	14.388	8.913	8.238	6.763	9.338

参 考 文 献

- [1] 上 葵, 和田 張美, 近藤 一郎: 宇宙科学研究所報告 特集一号 (大気球特集号), 79-75 (1981)
- [2] IUGG/IAGA によって国際的に承認された地球磁場の係数: 理科年表 (岩波書店) 「地学部」に掲載されている, また京都大学・地磁気国際データセンターのホームページ (<http://swdcwww.kuji.kyoto-u.ac.jp/igrf/index-ihtml/>) からダウンロードできる.

音響光学素子を用いた気球搭載用小型分光器の開発

緒方 麻里子¹・小山 孝一郎²・松坂 幸彦²・太田 茂雄²
斎藤 芳隆²・並木 道義²・山上 隆正²

Development of a compact photospectrometer for balloon experiment

By

Mariko OGATA¹, Koh-ichiro OYAMA², Yukihiko MATSUZAKA², Shigeo OHTA², Yoshitaka SAITO²,
Michiyoshi NAMIKI² and Takamasa YAMAGAMI²

Abstract: We have developed a spectrometer that uses an acousto-optic tunable filter (AOTF) to measure minor constituents of troposphere and stratosphere by sun light absorption. The spectrometer consists of an AOTF, a RF generator to drive the AOTF and a photomultiplier to detect the light selected with AOTF. The weight of the instrument is 4.0kg and power consumption is 7.0W. A wavelength range to be scanned by spectrometer is 410-460nm, and resolution of wavelength is 0.85nm. A balloon (BT5-21) which accommodates the newly developed instrument was launched to measure NO₂ at Sanriku Balloon Center on September 12, 2002. The results that was obtained successfully showed that height of NO₂ maximum is 30km and NO₂ maximum density is 3.0×10⁹cm⁻³. The value agrees quite well with that obtained with UARS (Upper Atmospheric Research Satellite) 10 days after the balloon launch.

概 要

我々は音響光学素子を用いて、太陽吸光法により成層圏の大気微量成分を測定するための新しい分光器を開発した。分光器の主な構成は、音響光学素子、音響光学素子に印加する高周波を作る高周波発信機そして光検出器としての光電子増倍管である。重量は4.0kg、消費電力は5.0Wである。本分光器の分光波長範囲は410 - 460 nm、波長分解能は0.85 nmである。

2002年9月12日三陸大気球観測所において、本観測器を搭載し成層圏NO₂を観測する気球実験が行われた。実験は成功し、解析の結果、高度30 kmで3.0×10⁹cm⁻³のNO₂密度ピークがあることがわかった。この結果は衛星UARSに搭載されているHALOEによって本実験の10日後に観測されたNO₂高度分布と非常に良く一致していることがわかった。

¹東京理科大学理学研究科

²宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部

重要語：小型気球，NO₂，音響光学素子，成層圏

1. はじめに

1970年代から1980年代にかけてThe Atmospheric Environment Service (カナダ) によってStratoprobe気球観測キャンペーンが行われた。観測対象は、NO₂やHNO₃を含む微量成分であり、カナダのモントバやサスカチュワンで行われたこのキャンペーンは成層圏の考え方や、初期のNO_xの見積もりを行った (Evanse [1977], Evans [1981], Evans [1985], Ridley [1984])。中緯度で、オゾンの減少が見られ始めた (Stolarski [1991], Stolarski [1992], Kerr [1993]) のは、これらの観測のあとである。その後は、現在まで多くの緯度や場所でNO_xの観測が行われるようになっていっている (Sen [1999], Jucks [1999], Toon [1999])。1970年代のカナダでの観測は、中緯度でのオゾンの減少が見られる前に行われているため、現在でもオゾンとNO_xの相関を比べるのに非常に貴重なデータとなっている。また観測方法としては、地上観測・気球観測に加え、衛星 (例えばUARS: The Upper Atmosphere Research Satellite) や高高度飛行機 (例えばER-2: 高度20 kmまで飛ぶことが可能) などが主流になっている。

しかし、長期的な成層圏NO_xの研究は、あまりなされていない。NO₂のコラム量についても体系的な観測は、限られた場所・時間でしかされていない (Kerr [1982], McKenzie [1991])。最も最近では、Liley [2000] が、地上観測によって得た1981年から1999年までの18年間のNO₂コラム量を解析し、10年間で5%増加傾向にあることがわかった。衛星観測では、Randel [1999] がHALOE (UARSに搭載されている大気微量成分測定器) のデータより、1992年から1998年までの間で高度25–35 kmの二酸化窒素は1年間に約2–10%の増加をしていることがわかった。これらの増加が前節でも述べたような対流圏のN₂Oの増加によるものと考えられることができるが、対流圏N₂Oの増加は1年間に0.3%程度であり、これだけでは成層圏NO_xの増加を説明することは出来ない。これからは、オゾンやNO₂に関係する様々な物質と共に、長期的な目で研究を進めていかなくてはならない。

現在までの研究で、オゾンの減少とNO_xの関係は定性的には説明が出来るようになってきた。しかし、オゾンの減少量、それに寄与するNO_xの効果、それ以外の物質の効果など、モデルと観測では一致していない。これからの課題は、定量的にもこれらを完全に解明していくことである。今後数十年で我々は、極域から中緯度にまで及んできたオゾンの減少をくい止め、もとの成層圏の化学平衡状態に戻していかなければならない。そのためにも、この不明確さを改善していくべく研究を進めていく必要がある。

日本においても、オゾンは衛星や気球 (ゾンデも含む) などによって定常的に観測されている。しかし、NO_xについては、定常的な観測は全くなされていない。日本での気球観測では、1978年に初めてNO₂の観測 (柴崎和夫 [1978]) が行われ、その後1986年に2回目の観測 (柴崎和夫 [1988]) が行われている。柴崎氏は1997年にも、新しく開発したNO₂の放射計によって気球観測を行っているが、高度分布の算出にはいたらなかった。そして、日本初の衛星によるNO₂の観測は1997年に上げられたILASによって行われたが、約半年しかデータを得ることは出来なかった。

本研究の目的は、将来的に、気球・飛行機・衛星などに搭載し、NO₂の定常的な観測が出来るような小型軽量の分光器の開発を行い、その分光器を用いて気球観測を行いNO₂高度分布を測定することである。

2. 音響学型分光器と太陽追尾装置

2.1. 分光器概要

音響光学素子は、松下電子部品のMF20-006を使用している。光検出器は、光電子増倍管を用いるが、気球搭載時の低圧力による放電の危険性を考え、光電子増倍管とそれに印加する高圧電源が一体となりメタルパッケージされている浜松ホトニクス製H5780を使用した。分光器の概略図を図2.1に示す。

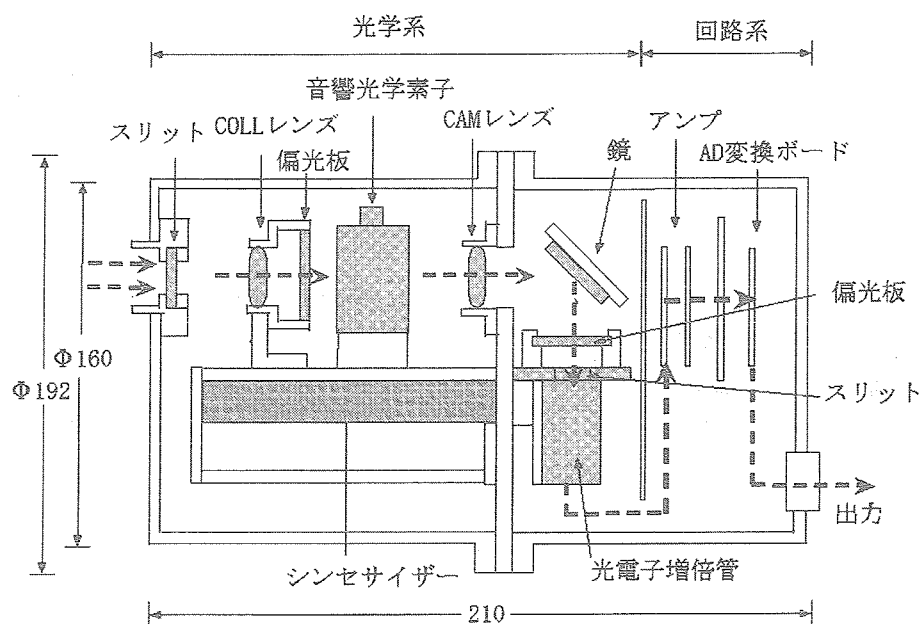


図2.1 音響光学型分光器概略図

今回観測対象としている NO_2 は420-450 nmで特徴的な吸収構造を示す(図2.2)。よって今回の分光波長範囲は410-460 nmとし、音響光学素子にはそれに対応する75-95 MHzの高周波電圧を印加する。高周波発振器の性能(出力安定化時間: 25 ms)と音響光学素子の性能(応答時間: $9 \mu\text{s}$)を考慮して、ステップ間隔は27 ms毎25 kHzで掃印する。75-90 MHzまでの1スキャンは、600ステップ、16.2秒かかる。

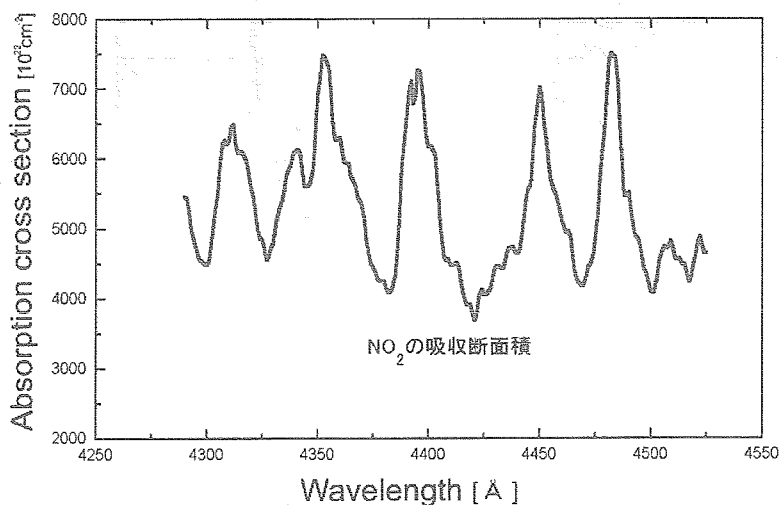


図2.2 NO_2 の光吸収断面積

気球実験を行う場合、日没の観測になるため急激な光量の減少が考えられる。よって光電子増倍管の増倍率は、スイッチ（気球実験ではコマンド）によって4段階にかえることができるように設計した。

測定器の視野は音響光学素子の結晶の大きさによって決まる。今回使用している4 mm×7 mmの結晶では、約±1.3度となる。太陽の視直径は約0.5度であるため、この視野内に太陽を十分に捉えられると考えられる。

観測器内には、気圧・温度を測定するためのセンサーも内蔵している。観測器内には高圧電源が含まれており、気球実験の際、上空の低圧下で放電することが考えられるため大気圧封じをしている。温度変化にも耐えうるように、シリコン製のOリングを使用した。

観測器の電源は±15 V、消費電力は7 Wである。観測器内の回路部にはA/Dコンバータが入っており、データはバイフェーズ形式のデジタル信号で出力される。転送レートは、16 kbit/秒でテレメータに送られる。

観測器は、直径160 mm、長さ210 mmの円筒形の形をしている。重量は約4.0 kgである。観測器の外装は、軽量化のためアルミニウムを利用している。

既知の波長にピークを持つ水銀ランプを用いて、音響光学素子に印加する周波数と、分光される光の波長との関係を調べた。水銀ランプの分光結果を図2.3、光同調特性を図2.4に示す。測定器内部に取り付けられている高周波発振機では、75 - 90 MHzまでしか発振することが出来ないため、水銀ランプによる較正時は外部からの高周波発振装置を使い45 - 100 MHzまで印加して光同調特性を作った。しかしこの波長内にピークは5点しかないため、これでは正確な波長同調特性とは言いがたい。実際の観測では、太陽のフラウンホーファー線・NO₂の吸収など、この波長域で多くの特徴的な形を確認することが出来る。よって、実際の解析では、フラウンホーファー線およびNO₂の吸収ピークを用いて波長の同定を行うこととする。

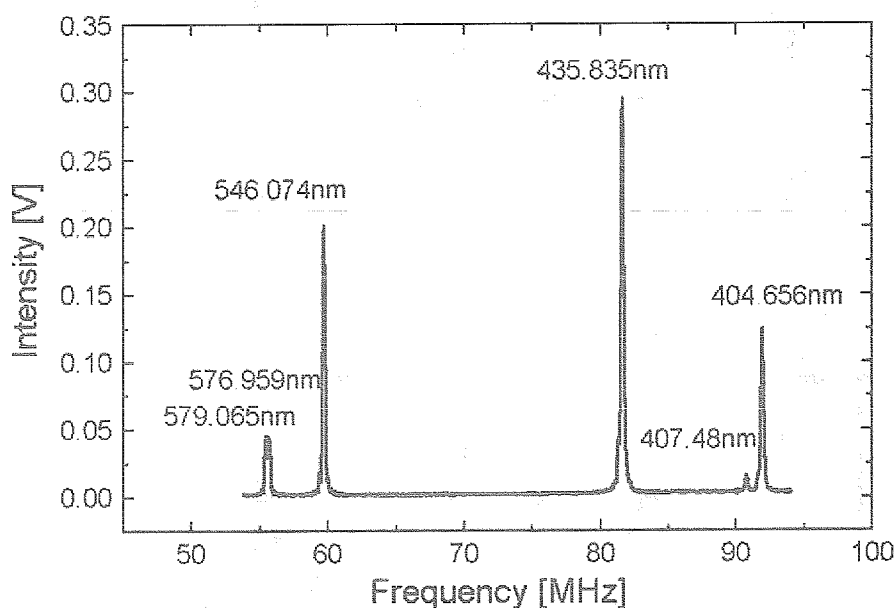


図2.3 水銀ランプの分光結果

観測器内蔵の高周波発振装置を用いて、測定器の波長分解能を調べた。波長分解能はピークの半値幅とし、水銀ランプの435.835 nmのピークよりもとめた。結果、測定器の波長分解能は0.85 nmである。NO₂の吸収をみるために必要な分解能は1.0 nmであるため、この分光器で十分二酸化窒素の吸収を見ることが可能である。

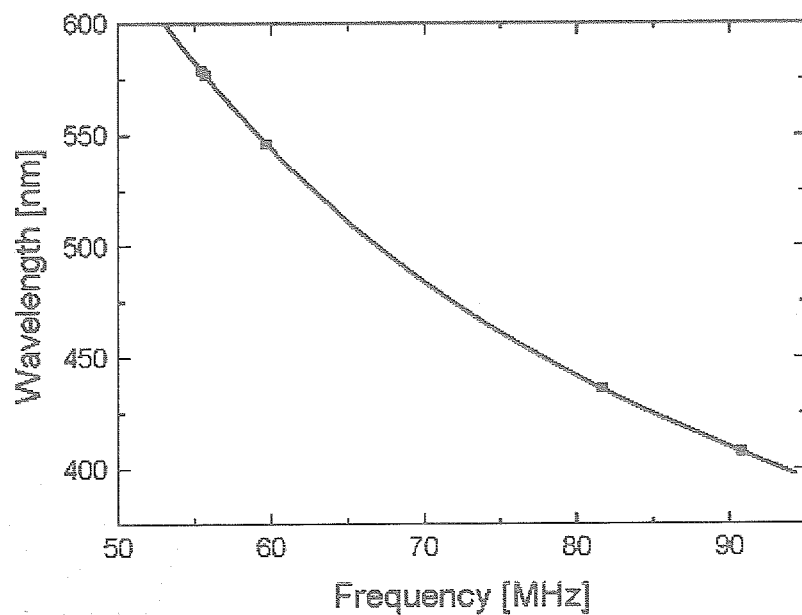


図2.4 光同調特性

表2.1 分光器仕様

観測対象	光強度, 温度 (観測器内), 気圧 (観測器内)
観測装置外寸	直径: 160 mm, 長さ: 210 mmの円筒形
観測装置重量	4.0 kg (観測器のみ)
分光波長範囲	410 - 460 nm (印加周波数 75 - 90 MHz)
測定器視野	$\pm 1.3^\circ$
波長分解能	0.85 nm

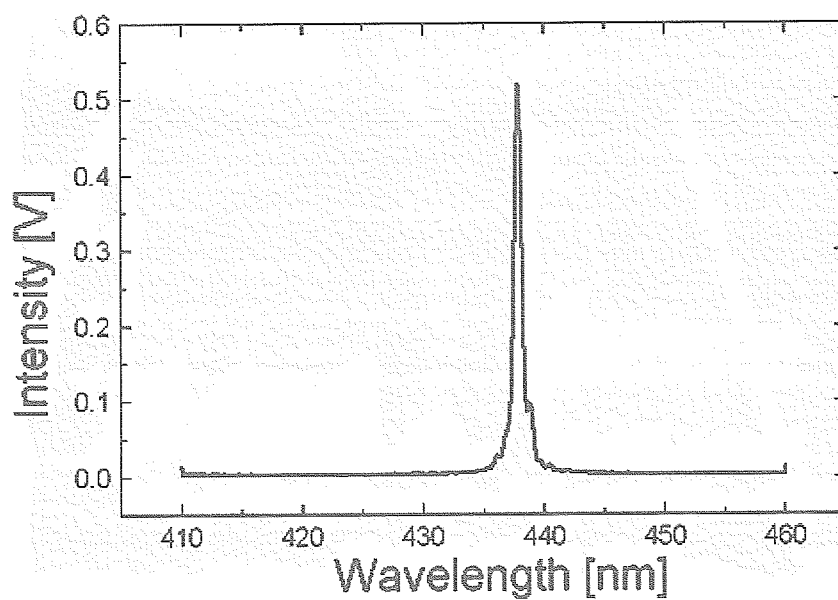


図2.5 半値幅の決定

2.2. 太陽追尾システム

気球観測では、観測器視野内に太陽を取めるため、太陽を追尾する必要がある。太陽天頂角80度から上空日没(約95度)まで観測を行った場合、観測中に動く太陽の角度は仰角:約15度、方位角:約20度である。我々は、観測器視野内(±1.3度)に太陽をおさめるために仰角・方位角ともに太陽を追尾するシステムを開発した。

太陽追尾の前に、まずは観測器視野内に太陽を取めなくてはならない。測定器の視野は±1.3度と狭いため、計算である程度太陽方向が予測できるとしても、最初からこの視野内に太陽を捕まえるのは難しいと考えられる。そこで、我々は観測器より視野の広い2つの太陽センサーを気球に搭載し、徐々に太陽を観測器視野内に追いつくことを考えた。

方向制御に使用する3つのセンサーについて説明する。最初に、地球磁場からセンサーの軸を横切る磁束密度に比例した出力(電圧を)を出すGAセンサーである。これが主に方位角方向をモニターするセンサーであり、地上試験で出力と向いている方向との関係を調べておくことにより、方位角方向のセンサーとなる。次に平行型太陽センサーである。二枚の太陽電池を、太陽方向と平行な方向から±1度ずつずらしハの字形になるように置き、お互いの電池の出力が等しくなる時が、太陽方向を向いていることになる。太陽方向から約±90度以内であれば、太陽方向を見つけることができる。最後に直径10mm×長さ200mmの筒の一端に、6mm×6mmの太陽電池を取り付けている筒型太陽センサーである。視野は、筒の直径および長さで決まり、本センサーは±2.3度であり、観測器視野より約2.0度広い。センサーと観測器の光軸は合うようにセットしている。

2.2.1. 方位角制御

気球観測において、従来考えられてきた方位角制御方式には、1. 観測器自体を動かす直接制御方式、2. リアクションホイール方式、3. よりもどし方式〔西村, 1969〕などがある。今回のように観測器が小型軽量である場合、もっとも精度良く装置自体も小型であるのが、2. のリアクションホイール方式〔狛, 1984〕である。そこでわれわれは、この方式を利用し開発を行った。

構成は、観測器を回すリアクションホイール、ホイールをまわすタコジェネレータつきリアクションモータ、吊紐のよじれをなくすためのよじれ戻しモータ、そして方位角制御回路部分で成り立っており重量は0.5kgである。観測器を特定の方向に向けるセンサーは当初太陽センサーを考えていたが、日没時の太陽光強度は急激に弱くなるためGAセンサーを用いることにした。姿勢制御の原理は、回転方向を運動方程式から導くことができ〔狛,

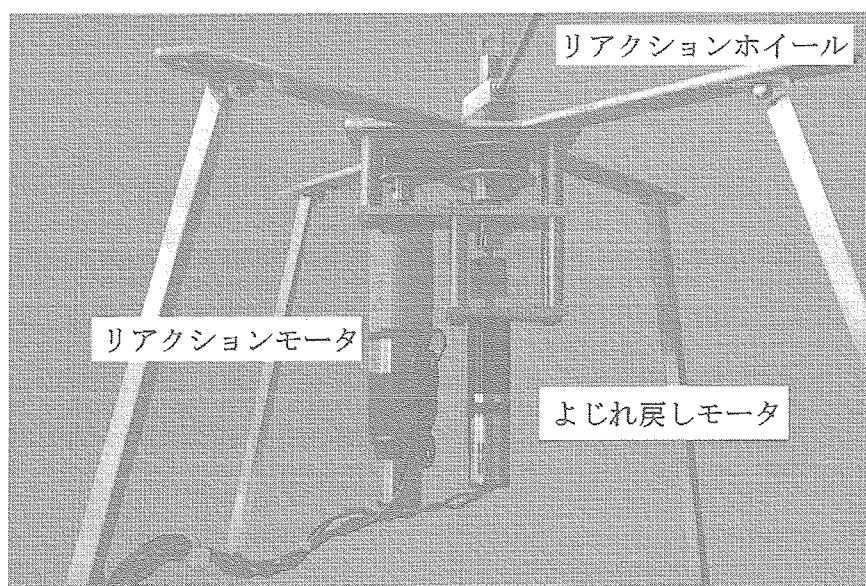


図2.6 方位角駆動部

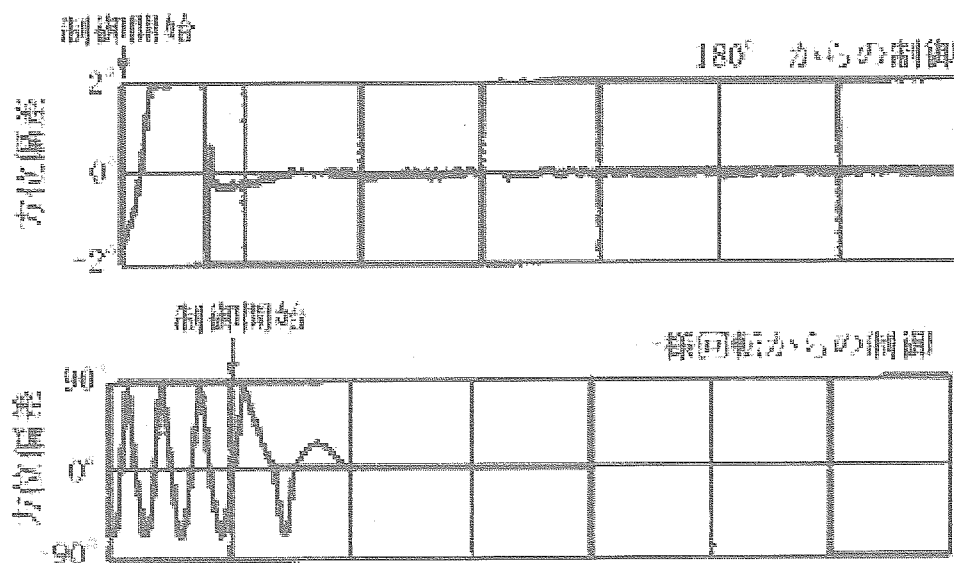


図2.7 方位角制御試験の結果 [松坂, 2002]

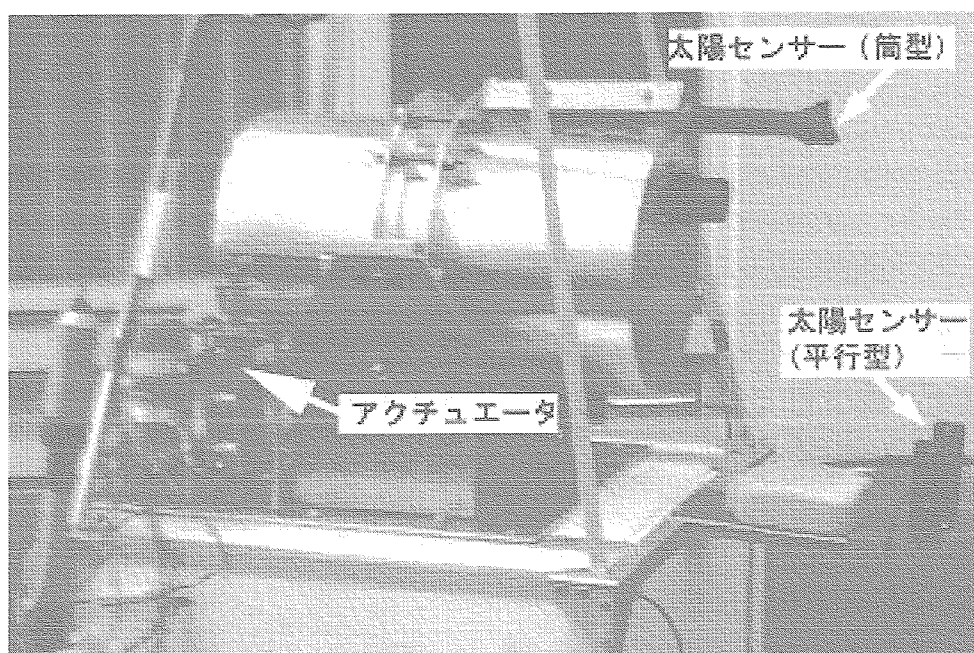


図2.8 方向制御装置

1984], GAセンサーの出力とタコジェネレータからの出力をもちいて、アナログ演算回路で制御信号をつくることができる。指定方向とGAセンサーとのズレ角が収斂するようにリアクションモータに駆動信号をあたえる。また、制御によって吊紐にトルクがかかるため、それがなくなるようにより戻しモータの駆動信号をあたえる。以上が制御系である。地上で行われた制御試験の結果を図2.7に示す。観測器を気球と同様に紐で吊り下げ、設定方向から約180度ずれた方向を向いている状態と同様に回転している状態から方向制御を開始した場合のそれぞれの方向制御の結果である。この結果、設定方位角から約 ± 0.2 度の精度で方向制御を行うことがわかった。また太陽追尾にあたっては、オフセット電圧をを加えることで、設定方位角を変化させることができる。

観測時、太陽は方位角方向に約0.193度/分で動いている。よって、3分に一度オフセット電圧を加え、観測器を0.6度づつずらすことによって太陽を追尾することができる。

2.2.2. 仰角制御

仰角の制御には、図2.8のようなアクチュエータを用いる。ONコマンドで仰角駆動モータが動き始め、0.45度/秒の速さで仰角方向に移動し、OFFコマンドで停止する。センサーとしては、1度につき1つのパルスを出力する位相検知ロータリーエンコーダを使用し、観測器仰角方向をモニターした。

観測時、太陽は仰角方向に約0.158度/分で動いている。よって、2.5分ごとに11秒間仰角駆動装置を動かし、観測器を0.5度づつずらすことによって太陽を追尾することができる。

3. 較正実験

気球実験に向けた観測器の較正実験を行った。最初に温度試験を行った。気球に搭載し観測を行う場合、観測時の温度条件は非常に厳しくなる。図3.1に標準大気温度分布を示す。このように気球が上昇する時、観測器は最も温度の低いところで -65°C の大気をとおることになる。観測器が太陽にあたっていること、また観測器の消費電力から考えられる発熱などを考慮しても、十分に低温でも観測器が正常に動作する必要がある。

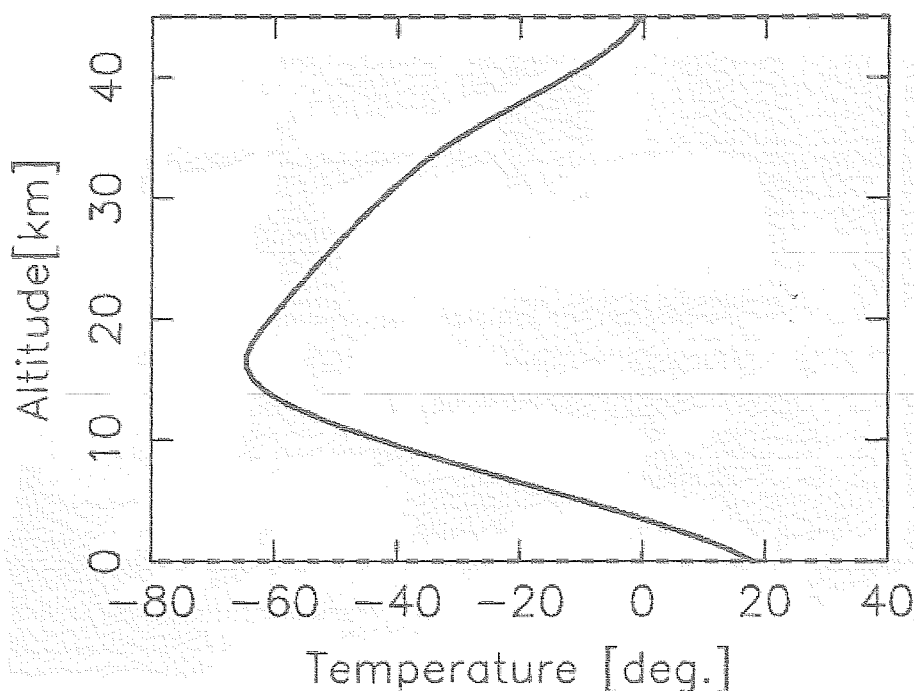


図3.1 標準大気温度分布 (MSISデータより)

第二に気球搭載時の光検出器のゲインの設定である。地上で太陽スペクトルの観測を行いその光強度から、気球実験で得られる太陽スペクトル強度を推定し、気球実験用の光検出器（光電子増倍管）のゲインを決定する。また日没時の、急激な太陽光強度の減少を考え4段階の増倍率を用意する。

3.1. 温度試験

測定器の低温での動作確認、また低温での装置特性を調べるため温度試験を行った。気球観測での推定水平浮遊高度は40 kmであり、約 -10°C の状態の数時間の観測が予想される。そこで我々は、温度試験層内の温度を室温から 25.2°C から -20°C まで変化させ、観測器の温度特性を調べた。光源は温度試験層の側壁にある小窓を利用し、蛍光灯（水銀ランプなどでは光量が足りなかった）の光を入射させた。観測器を急激に冷却すると、観測

器内部に霜がつく可能性があるため、温度層内温度 0℃の状態です約 1 時間置き、それから -20℃まで下げた。また霜防止のため、測定器内部には吸湿剤（シリカゲル）をいれた。

結果、温度層内と観測器内の温度変化を図 3.2 に示す。測定器回路部の発熱などにより、観測器内の温度は、外部と比べて 10℃ほど高い状態で安定する。気球観測時には太陽があたっていること、観測器内がこれ以上冷えることはないと考えられる。

次に温度を変化させたときの蛍光灯の分光結果を図 3.3 に示す。まず温度によって、ピークの位置が変化していることがわかった。それぞれの温度でのピークの位置、半値幅を表 3.1 にまとめる。まず蛍光灯光量のピーク位置についてだが、温度の下降とともにより低い周波数にピークが現れるようになっている。これは、温度によって波長同調特性が変化することを意味している。温度に対して変化するピーク周波数は、ほぼ線形であり 10℃の温度の下降で平均 0.09 MHz ほど変化している。次に半値幅であるが、半値幅に関しては温度依存性は見られない。これは、測定器の波長分解能が温度依存性を持っていないことを示している。分解能は ±0.0185 MHz 程度のばらつきは持っているが、これは波長に直しても ±0.06 nm と非常に小さいため誤差の範囲である。次に、光強度の感度について検討する。温度の下降と共に測定される光強度が弱くなっている（図 3.4）。これらの原因としては、超音波発信機の出力の低下、音響光学素子の回折効率の低下、光電子増倍管感度の低下などが考えられる。

表3.1 温度試験:蛍光灯の分光結果

観測器内温度 (°C)	-10.8	-0.2	11.0	20.0	33.2
ピーク位置 (MHz)	80.71	80.86	80.95	81.09	81.16
ピーク出力 (V)	0.71	0.78	0.817	0.85	0.87
半値幅 (MHz)	0.263	0.226	0.253	0.232	0.235

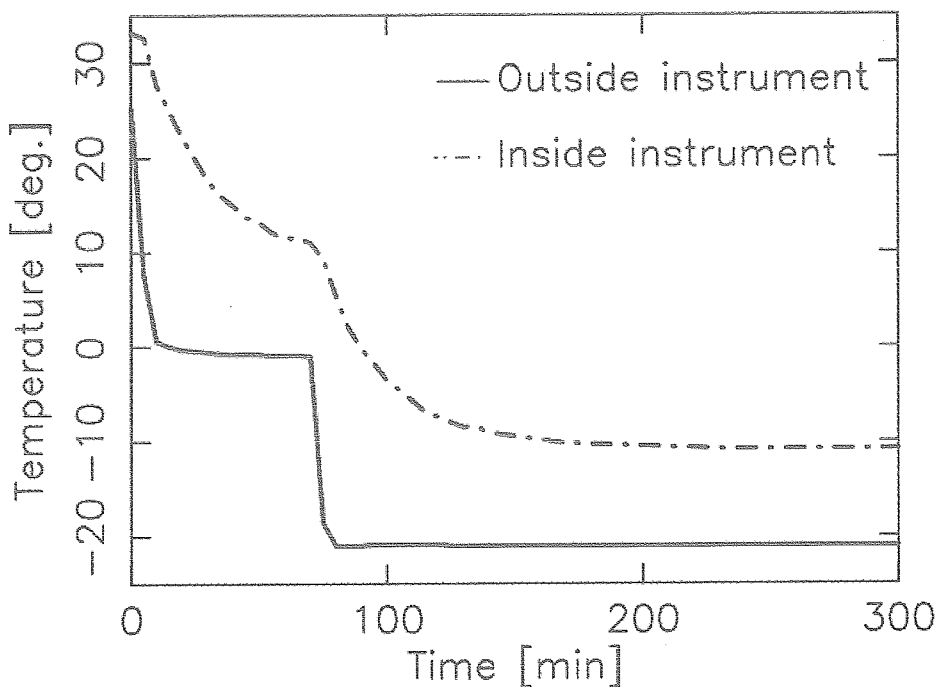


図3.2 温度試験層内および観測器内の温度

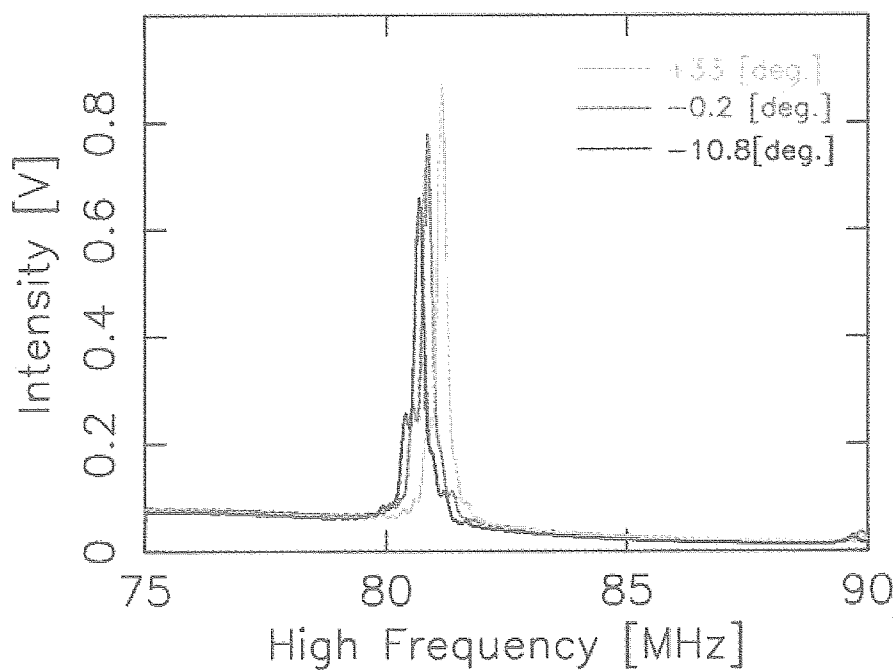


図3.3 温度試験結果

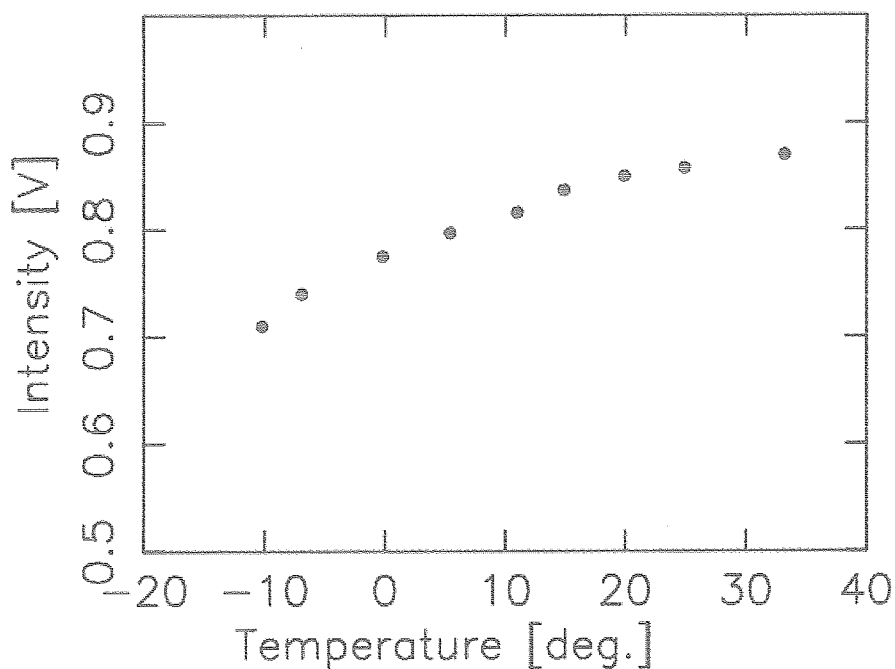


図3.4 光強度の温度依存性

以上の結果から測定器の性能をまとめると、1. 温度の下降と共に音響光学素子の波長同調特性は長波長側にずれる、2. 波長分解能は温度に依存しない、3. 光強度の感度は、温度の下降と共に図3.4のように減少する。実際の観測は、水平浮遊時（一定高度で）行うため観測の間での温度の変化は少ないと思われる。しかし、観測中にある程度の温度変化があった場合には、今回の温度試験の結果をもとに得られた結果を修正する必要がある。

3.2. 地上実験

予備実験として、地上の太陽スペクトルを観測した。地上で観測される太陽光強度と、気球で観測される太陽光強度では、光のおおる層の厚さや光路長の違いから、ある程度の差があると考えられる。地上観測により得られた太陽スペクトルから、気球実験で観測される太陽光強度をシミュレーションし、気球搭載用観測器の光検出器の感度を決定した。晴天の日（2002年9月2日）に観測された、太陽天頂角30度での地上太陽スペクトルを図3.5に示す。この観測をもとに標準状態の大気を仮定し、気球が35kmで観測を行った場合に得られる太陽光強度をシミュレーションしたものが図3.6である。光強度は、地上で太陽天頂角30度に観測される光強度で規格化したものである。これらの結果より、気球観測で得られるスペクトル強度は、最も強い時で地上での太陽天頂角30度の光強度の約1.4倍であることがわかる。なお図3.5の観測は、光電子増倍管のコントロール電圧540mVで行っている。コントロール電圧とは、電子増倍管に印加する高電圧を間接的に制御するもので、コントロール電圧を変化させることによって光電子増倍管の光増倍率を変えることができる。光電子増倍管とコントロール電圧の関係を図3.7に示した。図3.5の観測を行った2002年9月2日は、晴天であったが目に見えぬ雲などによる影響なども考えると、厳密には気球で観測される光量は1.4倍以上であるといえる。光強度のデータは0-5Vを12bitで取得しているため、このままの感度で気球観測を行った場合、出力がダイナミックレンジを超えてしまう可能性がある。ゆえに気球実験の際には、もっと低い感度が必要になる。加えて、気球実験時は日没のため、観測中の急激な光量の減少が予想される。対流圏界面（15km）付近までのNO₂高度分布を求めるためには、太陽天頂角94度まで観測する必要がある。つまり、気球観測において最も強い光量の10%に光量が減少しても観測できるような感度の設定を行わなければならない。

以上のことを考慮した結果、気球搭載用の光電子増倍管のコントロール電圧は470mV、540mV、630mV、700mVの四段階用意することにした。これらの設定で、観測器の感度は最大18.8倍あげることができる。各感度における水銀ランプの分光結果を図3.8、図3.9に示す。

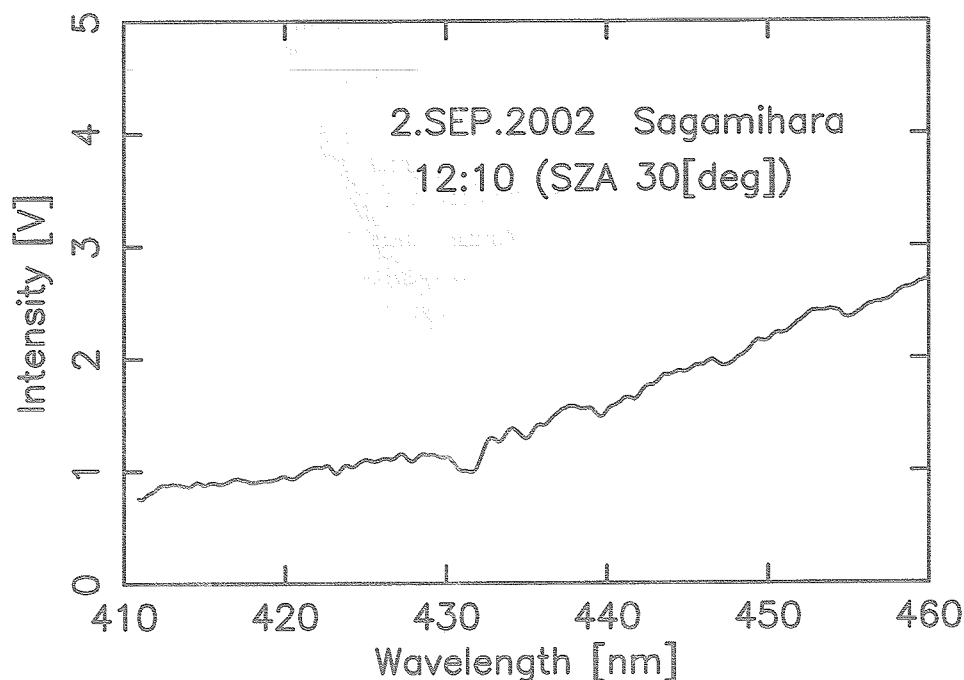


図3.5 2002年9月2日 太陽天頂角30度の時の太陽スペクトル

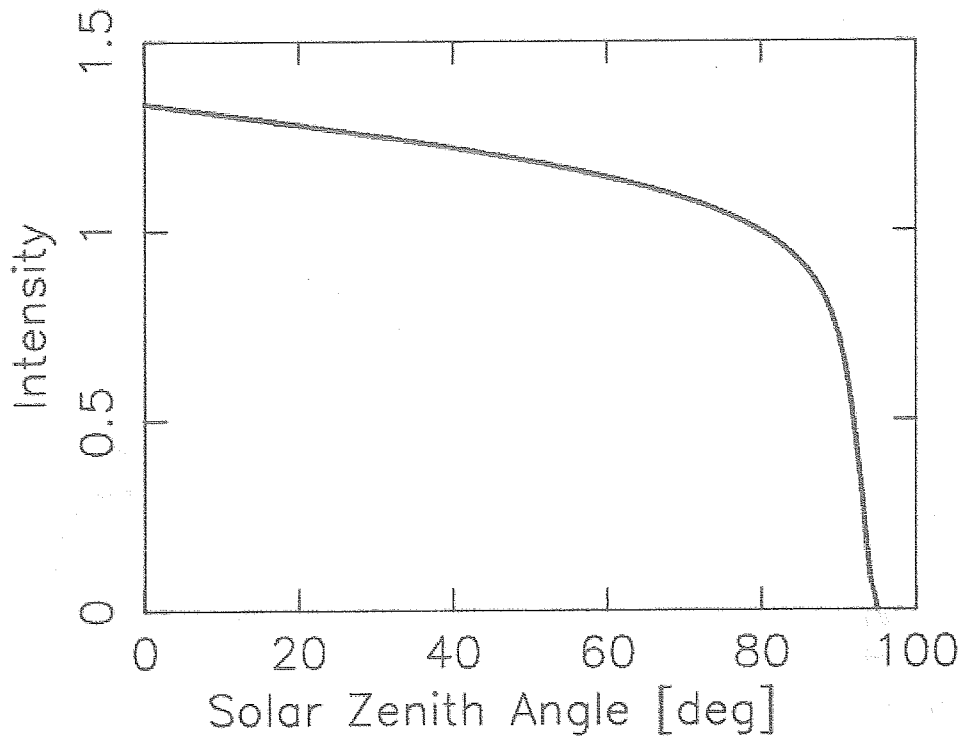


図3.6 シミュレーションによる太陽光強度

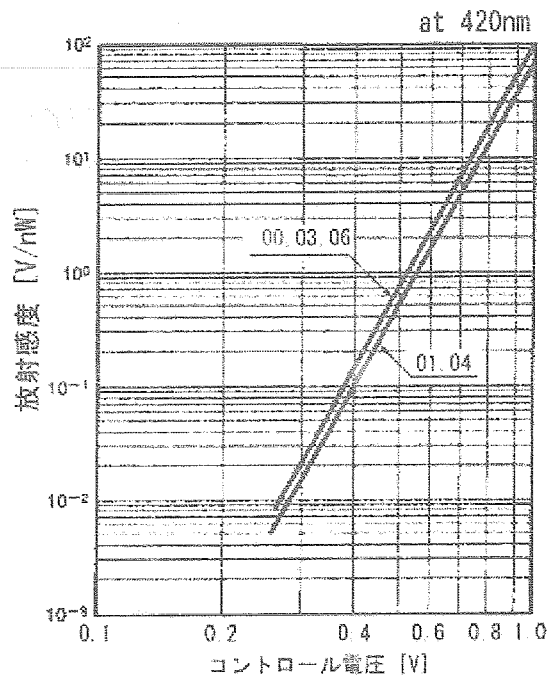


図3.7 光電子増倍管の感度特性 (浜松ホトニクス 資料)

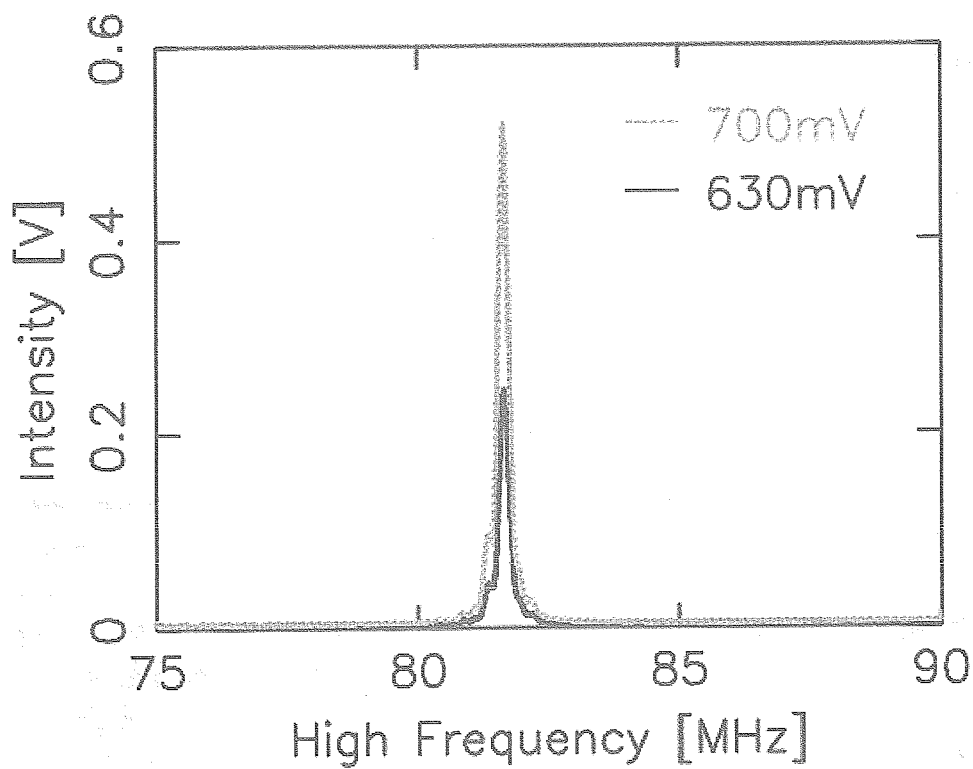


図3.8 水銀ランプの分光結果 1

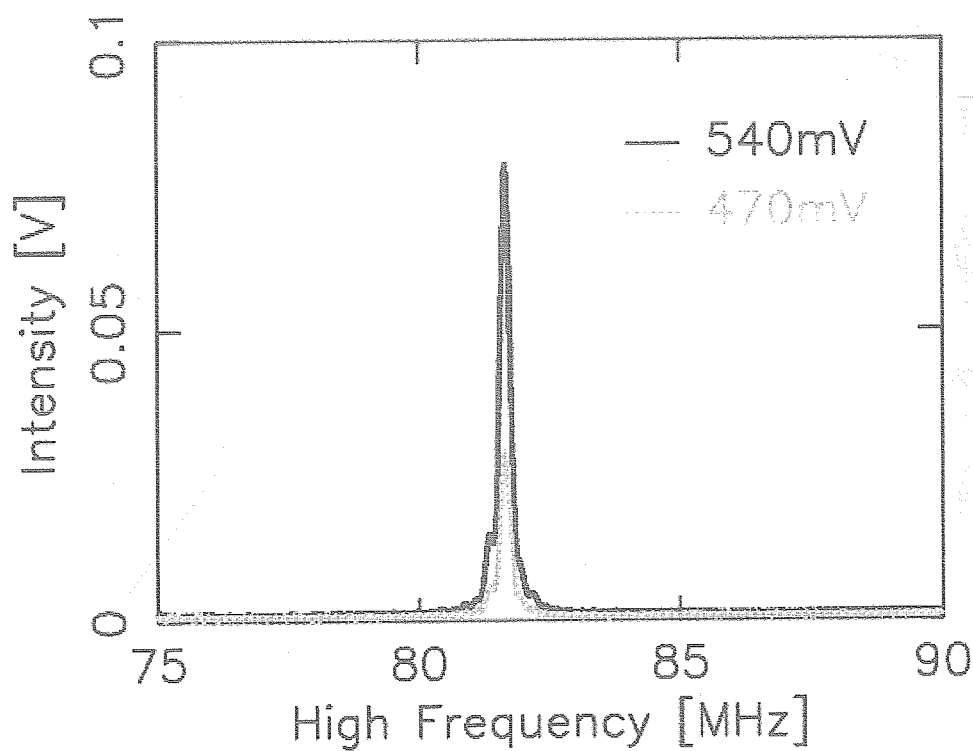


図3.8 水銀ランプの分光結果 2

4. 気球実験

4.1. 温度試験

太陽の光は地球の大気をとる途中で、様々な分子による散乱・吸収を受けて減衰される。減衰の大きさは、光の波長とその光路内に含まれる大気分子の構成と量によって変わってくる。地表での光強度をLamleert-Beerの法則によって次式のようにあらわせる。

$$I(\lambda) = I_0(\lambda) \exp(-N_i \sigma_i(\lambda)) \quad (4.1)$$

- $I(\lambda)$: 測定スペクトル強度
 $I_0(\lambda)$: 大気圏外のスペクトル強度
 N_i : 太陽光路長に沿って積分した物質iのコラム量。
 $\sigma_i(\lambda)$: 物質iの吸収断面積

ここで $N = \int n_i(z) ds$ であり、 $n_i(z)$ は高度 z での物質の密度（数密度）、 ds は光路に沿って図る微分距離である。上式からわかるように $I_0(\lambda)$ 、 $\sigma(\lambda)$ が既知であれば、物質密度の高度分布 $n(z)$ を求めることができる。そして気球により高高度での観測を行うことにより、より正確な I_0 を求めることができる。これが太陽吸光法の原理である。今回我々が観測を行う 430 - 450 nm は、 NO_2 が特徴的な吸収断面積をもち、またその値としても最も大きい。またこの波長域には他に大きな吸収を持つものがないことが、我々がこの領域を観測波長域に選んだ理由である。実際には、レイリー散乱やオゾンによる吸収などによって、太陽光は減光されるが、この波長域において特徴的な構造を示すものはない。よって太陽スペクトル中に、図 2.2 のような吸収構造があればそれは NO_2 による吸収とすることができる。

日没時の観測を行う理由のひとつは、大気中の NO_2 の量はとても微量であるため、最も吸収断面積の大きい波長域といっても、精度良く NO_2 の吸収を見るのは難しいことである。そこで日没（日の出）の観測を行い光路長

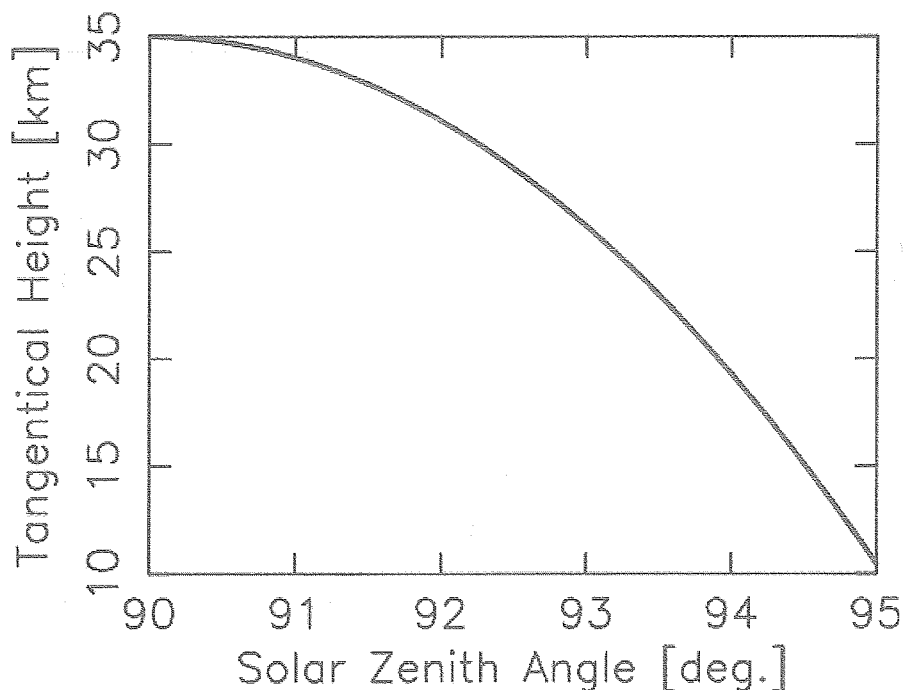


図4.1 太陽天頂角と接線高度の関係

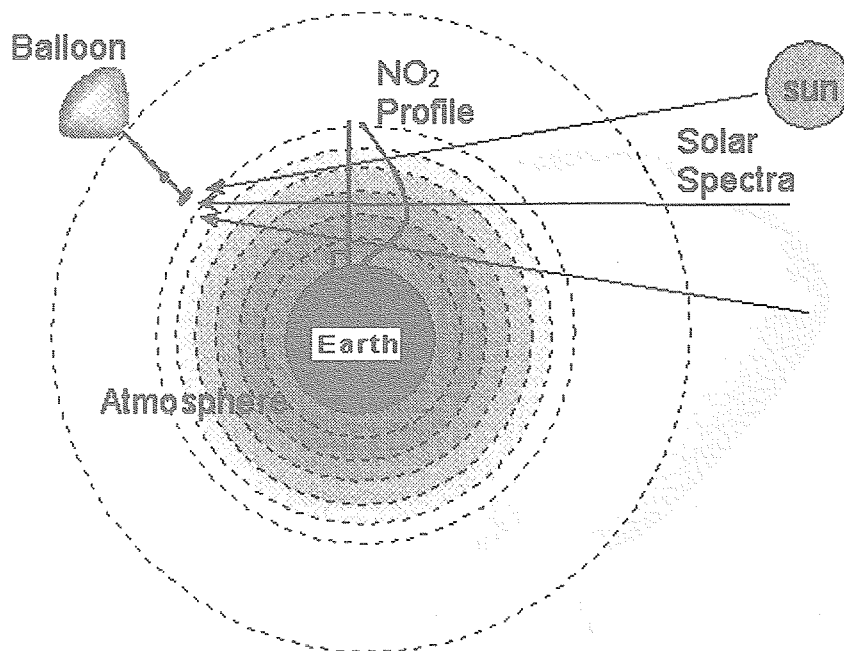


図4.2 気球実験原理

を長く取り、見かけのNO₂コラム量をふやしてやることによって、十分なNO₂の吸収を得ることが可能になる。第2に、日没時太陽光は、時間とともに大気の下層をとおるようになる。つまり太陽天頂角とともに、接線高度（太陽光が最も地表面に近づく高度）が低くなり、得られるスペクトルは時間とともに大気下層の情報も含んでいるデータとなる。太陽天頂角と接線高度の関係を図4.1に示す。これらのデータを統計的に処理することでNO₂密度の高度分布を求めることができる。気球実験の原理を図4.2に示した。

4.2. BT5-21 気球実験概要

2002年9月12日14時38分BT5-21機は、成層圏NO₂を測定するため音響光学型分光器を搭載し、三陸大気球観測所（北緯39°09′30″，東経141°49′30″）より放球された。気球が水平飛行をはじめた直後にゴンドラを太陽方向に制御し、その後太陽追尾を行いながら太陽スペクトルを観測した。以下にBT5-21の実験概要を示す。

4.2.1. 気球飛翔構成

図4.3にBT5-21の飛翔構成、図4.4には実際のゴンドラの写真を示した。観測にはBT5型の気球を用いる。BT5型は体積5000m³、直径22m、厚さ6μmの小型気球である。気球下部には排気口があり、気球高度を微調整し水平浮遊をすることができる。また気球高度を上昇させるには搭載しているパラストを放出することによって行う。パラストとはゴンドラに搭載しているおもりのようなもので、これを放出することによりゴンドラが軽くなり気球を上昇することが可能になる。観測が終了すると、気球はゴンドラと気球本体の二つに切り離し、落下させる。ゴンドラ側には落下速度を緩めるためのパラシュートがついている。気球とゴンドラの切り離しは、通常地上からのコマンドによって行うが、非常時のためにタイマーが付いておりスイッチをONにしてから6時間後に気球が切り離されていない場合、自動的に切り離しが行われる。

ゴンドラには方向制御のためのGAセンサーと太陽センサー2つを搭載した。高度、位置計測のためには測距とGPSを用いる。また当初の予定より、ゴンドラ全体の重量が増えてしまったため航空管制用トランスポンダも搭載している。2つの送信機が搭載され、それぞれPIと工学で使用する。

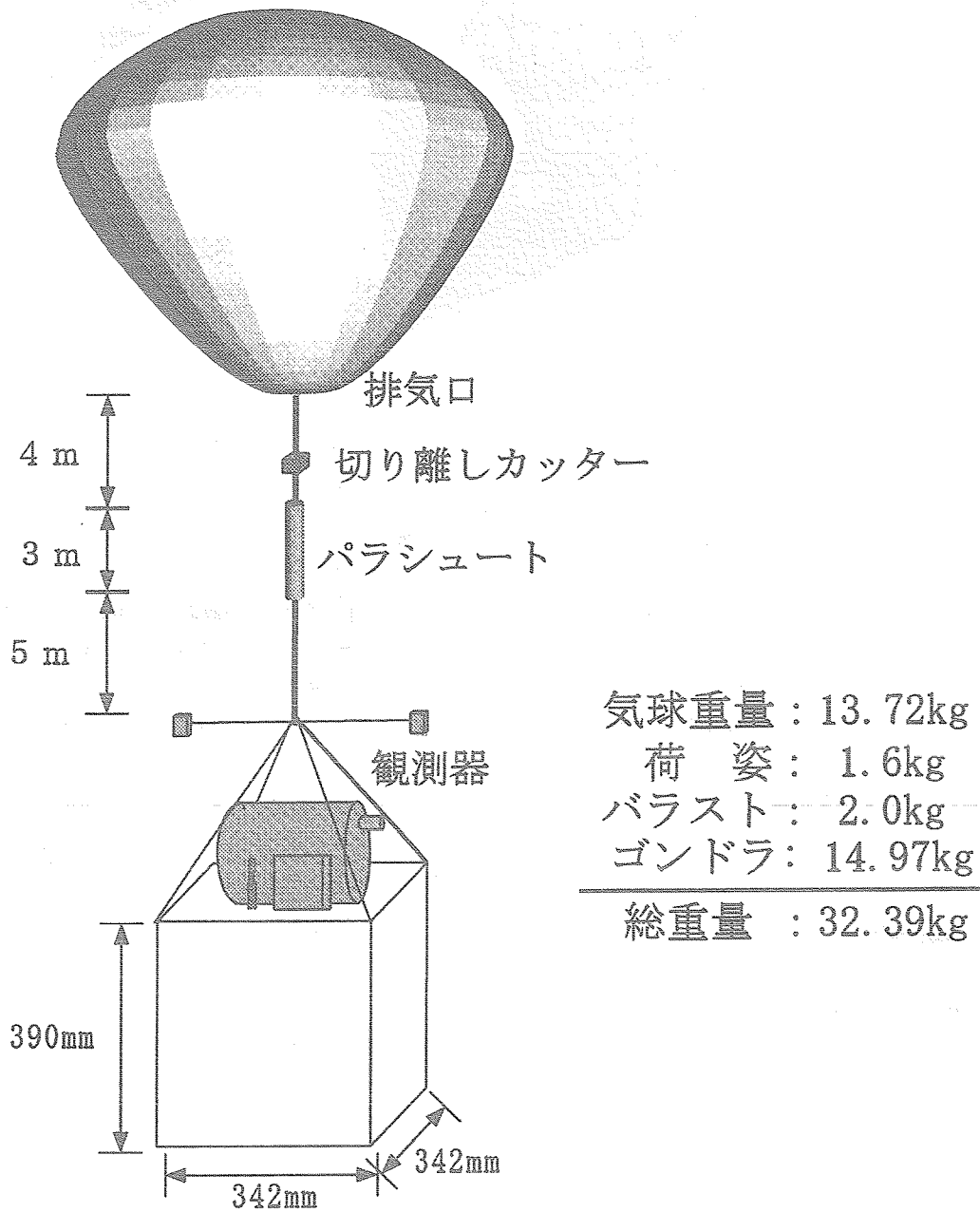


図4.3 気球飛翔構成

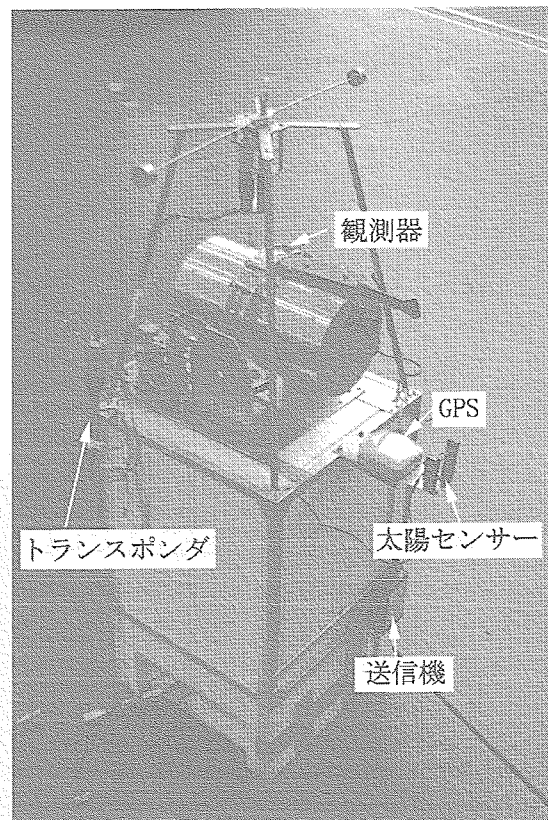


図4.4 ゴンドラ写真

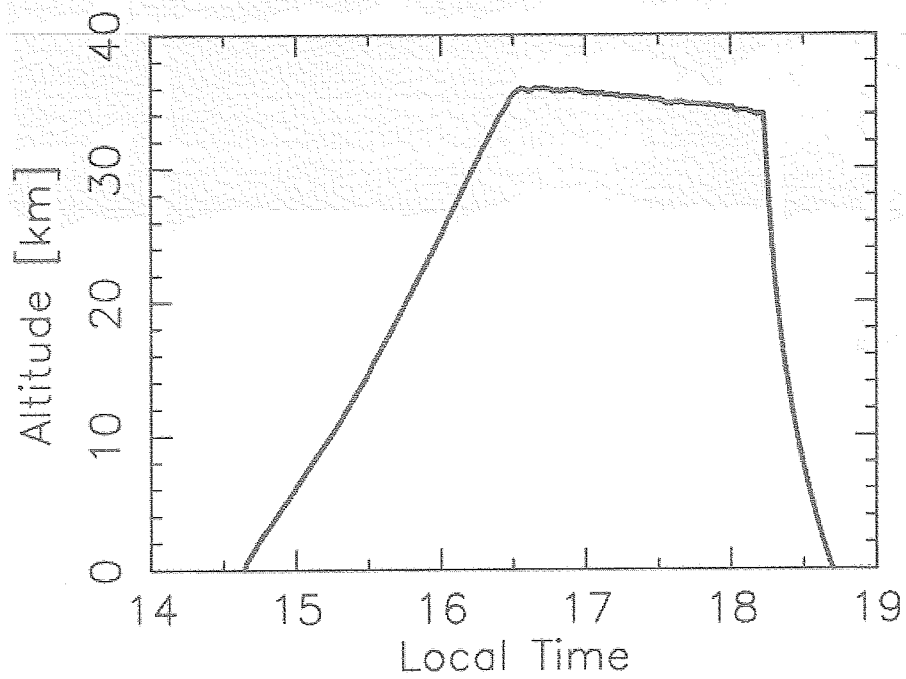


図4.5 BT5-21号機 高度変化

陽方向がずれてしまっているため、17時25分ごろに修正を行った。その追尾はうまく行っているが、17時50分を過ぎたころから大きく太陽方向からずれてしまった。図4.9に太陽追尾のまとめを示す。太陽の視直径0.5度と観測器の視野3.0度を考慮すると方位角・仰角のズレ角が0.7度以上になると視野から太陽がかけってしまうことになる。図4.9より17時50分以降の仰角方向のズレ角は0.7度を超えているため太陽が観測器視野からかけていることがわかる。この時間帯は太陽天頂角 90° 以上の部分であり、解析上最も大事なデータといえる。解析の際には、この太陽がかけってしまったことによるデータの補正を行う必要がある。

今回の太陽追尾方法の反省点として、まずコマンドにて手動で太陽追尾を行った点を考える必要がある。仰角方向の制御としては第2章で述べたように、2.5分毎に11秒仰角駆動装置を動かすといった方法である。これらの時間的な誤差が、次第に積算され大きな誤差につながったと考えられる。次にあげられるのが、観測中に目標方向と太陽方向のズレ方向およびズレ角をモニターすることができなかった点である。一度観測器視野内に太陽を捕らえた後は、実際の太陽を意識せず（修正をしているとき以外は）時間的に制御を行った。観測中に目標方向と太陽方向のズレ方向・角をモニターすることができれば、ズレ角が大きくなる前に修正を行うことができたと考えられる。

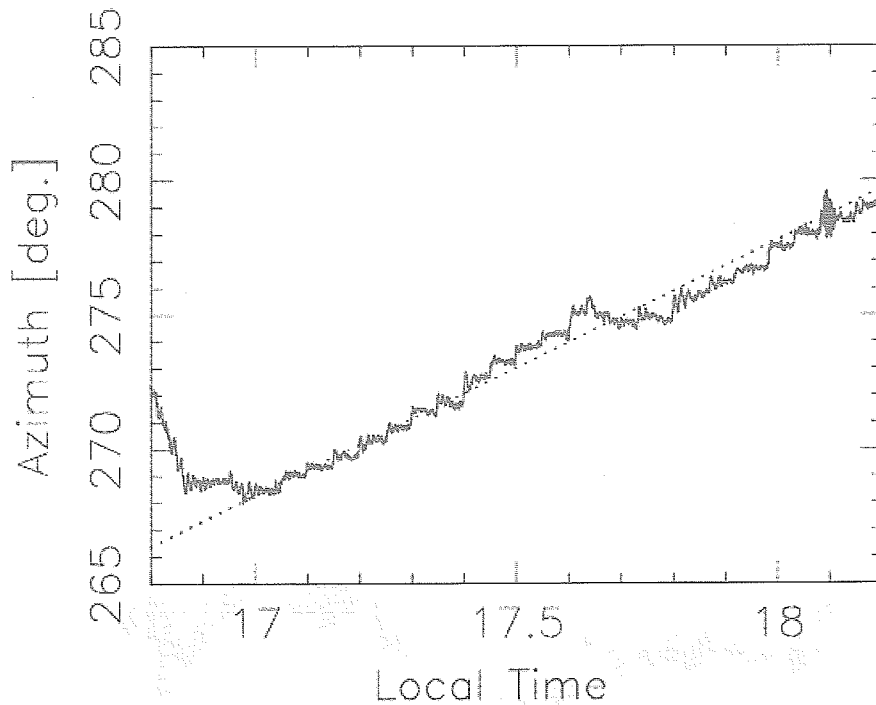


図4.7 方位角方向の追尾結果：実線は実験で観測器が向いていた方向，点線は理論的に求めた太陽方向をあらわしている。

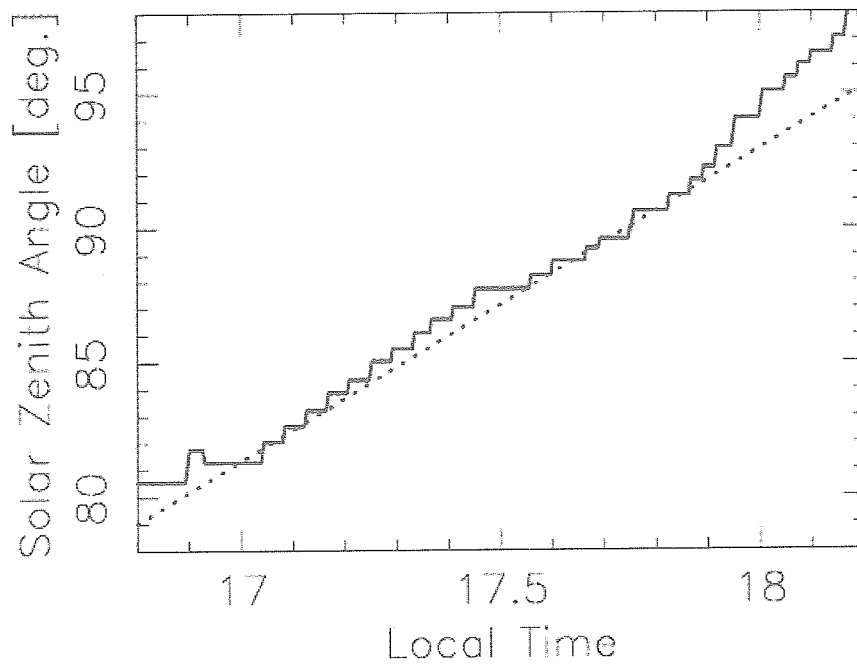


図4.8 仰角方向の追尾結果：実線は観測器が向いていた方向，点線は理論的に求めた太陽方向

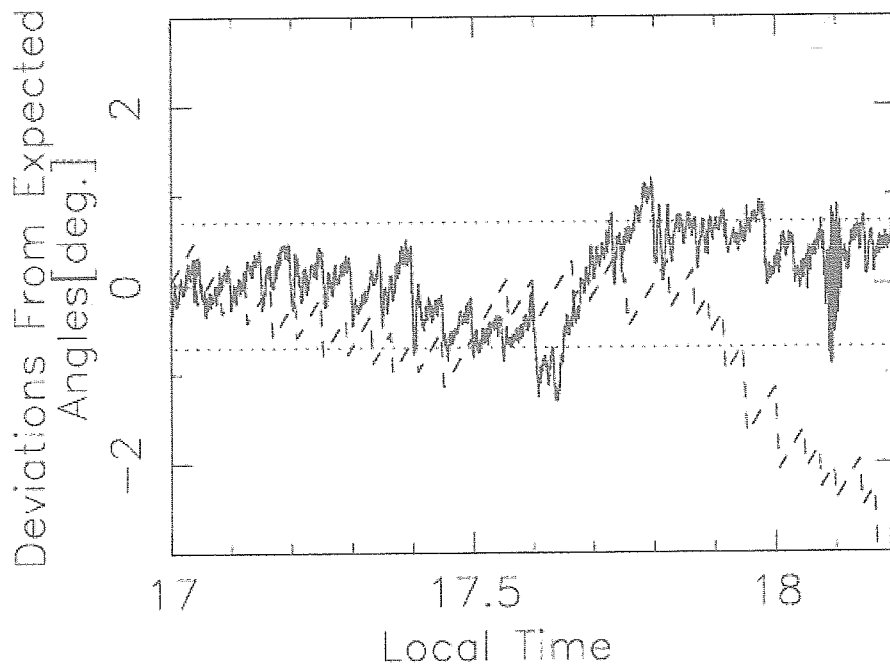


図4.9 太陽方向とのズレ角：実線が方位各方向における実験結果と理論のズレ角，点線が仰角方向の実験結果と理論のズレ角

5. 解析手法

5.1. 視線方向のコラム量の算出

吸光スペクトル統計解析法 [柴崎他, 1978] を用いて NO_2 の視線方向のコラム量を求める。地球で観測される太陽スペクトルは、太陽大気自身の吸収と地球大気による吸収とが合わさっておりとても複雑な構造を持っている。この太陽スペクトルから、地球大気による吸収だけを見るためには式 5.1 にあるように大気圏外スペクトルとの比を取ってやればよい。この比は次式のようにあらわせる。

$$\frac{I(\lambda)}{I_0(\lambda)} = f(\lambda) \exp(-N_{\text{NO}_2} \sigma_{\text{NO}_2}(\lambda)) \quad (5.1)$$

$f(\lambda)$ は、オゾンによる吸収、レイリー散乱等 NO_2 の吸収以外の大気減光、装置特性などすべてを含ませている。波長 420 ~ 460 nm において、 NO_2 以外の吸収・散乱などは非常に滑らかな関数であるため $f(\lambda) = a\lambda + b\lambda^2 + c\lambda^3$ と置き、式 5.1 を用いて最小二乗法によって a , b , c および N を算出する。その際大気圏外スペクトル (I_0) は、実験により得られたもっとも太陽天頂角の小さいスペクトルを採用する。実際には気球高度以上にも NO_2 は存在しているため、このスペクトルを大気圏外スペクトルと置くことに疑問があるかもしれないが、 NO_2 の密度ピークは気球高度以下にあると考えられるうえ、太陽天頂角 90 度以上では急激に光路長ものびるため、このことによる誤差は、数%程度程度と考えられる。

5.2. 高度分布の算出

視線方向のコラム量から高度分布を算出する方法には、玉ねぎの皮むき法 [柴崎他, 1979] と拘束線型反転法 [Twomey, 1963] と大きく 2 つある。玉ねぎの皮むき法は気球高度より下層の密度分布を厳密に求めることができるが、気球より上層の密度を求めることはできない。また気球高度より下層では、上の層から徐々に密度を求めていくため誤差の伝播が起こり、誤差の評価が難しくなる。そこで我々は、Twomey の拘束線型反転法を採用することにした。以下に手法について述べる。

まず数学的に、ベクトル $\mathbf{g} = \mathbf{g}_j$ と $\mathbf{f} = \mathbf{f}_j$ が係数行列 $\tilde{\mathbf{A}} = (\tilde{A}_{ij})$ によって線形に結びついた系

$$\mathbf{g} = \tilde{\mathbf{A}} \cdot \mathbf{f} \quad (5.2)$$

と考え、 $\tilde{\mathbf{A}}$ が与えられて \mathbf{g} の観測値が存在するとき \mathbf{f} を推定するという問題になる。今回は \mathbf{g} がある天頂角のときの視線方向のコラム量を成分としたベクトル、 \mathbf{f} が今回求めたい各層内密度を成分とした高度分布を表し、 $\tilde{\mathbf{A}}$ はある天頂角の時の各層内光路長を成分とする行列となる。すなわち単純な最少二乗法ならば式 5.2 は、

$$\mathbf{f} = (\tilde{\mathbf{A}} \cdot \tilde{\mathbf{A}})^{-1} \cdot \tilde{\mathbf{A}} \cdot \mathbf{g} \quad (5.2)$$

の形に変形でき \mathbf{f} を計算することができる。ここで $\tilde{\mathbf{A}}$, $\tilde{\mathbf{A}}^{-1}$ はそれぞれ $\tilde{\mathbf{A}}$ の転置行列、逆行列である。しかし現実には式 (5.2) の系は singular に近い系であり、 \mathbf{g} に誤差が含まれる場合その誤差が解に大きく伝播する。そこで、 \mathbf{g} を観測値 \mathbf{g}_{obs} と誤差 $\boldsymbol{\epsilon}$ から構成される系とみなして式 (5.2) を、

$$\mathbf{g}_{\text{obs}} + \boldsymbol{\epsilon} = \tilde{\mathbf{A}} \cdot \mathbf{f} \quad (5.3)$$

と書き換える。通常 $\boldsymbol{\epsilon}$ の厳密な形は未知なので直接式 (5.4) の逆変換を行っても解の安定性は保証の限りではない。そこで先験情報として、解は滑らかに変化するという情報を与える。これを式であらわすと、 $\sum_i \epsilon_i = \text{const}$

という条件のもとで

$$\sum_f (f_{i-1} - 2f_i + f_{i+1})^2 \rightarrow \min \quad (5.5)$$

となるような解を、最小二乗法に従って f を推定する。すると式(5.4)の解は

$$f = (\bar{X} \cdot \bar{X} + \gamma \bar{H})^{-1} \cdot \bar{X} \cdot g_{\text{obs}} \quad (5.6)$$

とあらわすことができる。 \bar{H} が拘束条件を表現する行列であり、 γ が疎の拘束の強さを決める任意定数である。式(5.6)では、 \bar{X} 、 \bar{H} は観測条件、拘束条件によって決まるので、 f の各成分を誤差の伝播なく同時に算出することができる。今回の我々の解析では、気球高度より上層および下層の NO_2 の密度分布である。

ただし、拘束の強さを決める定数 γ は全く任意であり、数学的に一意に決定することはできない。 γ が小さすぎると拘束が緩やか過ぎて振動解が現れるようになり、大きすぎると過剰に平滑化された解を得ることとなる。結局、Twomeyの拘束線型反転法では、皮むき法のような誤差の伝播は防ぐことができるが、完全に一意的に解 f を求めることができず、ある程度の任意性が残ってしまうこととなる。しかし、この方法は気球上層の密度分布も求めることができ、上層から下層への誤差の伝播もなく誤差の評価がしっかりとできるので皮むき法より優れていると言えるため、我々は採用した。

6. 結果および考察

6.1. 結果

得られた観測生データを図6.2に示す。しかし第4章4節で述べたように太陽追尾の結果、視野から太陽が欠けてしまっている状況が確認された。二酸化窒素の密度は、太陽天頂角の変化によるスペクトルの相対的な変化から算出するため、このような生のデータからでは二酸化窒素の密度を求めるのは難しい。そこで視野から太陽が欠けたことによる光量の減少を補正してやる必要がある。幸いなことに、視野から太陽が欠けたことで受けるデータの影響は、今回の観測器では分光素子に入射する光の絶対量が減少するだけで、分解能、波長同調特性など装置の特性には影響を及ぼすことはない。補正の方法について説明する。全波長の走査時間は16秒である。その間に太陽は仰角・方位角共に約0.04度しか移動しないため、1スキャン内では太陽は動いていないものと考えることができ、スペクトルの形は保存すると考えられる。この波長域での大気減光は、レイリー散乱が大きく占めている。そこで二酸化窒素の吸収が無い波長(最も少ない波長)で、完全に太陽が視野内に入っているとき(観測開始時)のスペクトルを基準とし、レイリー散乱による光量の時間変化を理論的に計算する。その理論値と観測値の差が太陽が欠けたことに寄与するものといえよう。そのようにそれぞれのスペクトルにおいて補正係数を求め、データの補正を行った。また気球観測時における観測器内の温度変化を図6.1に示す。この結果より、観測開始から観測終了までの間に、約15度の温度変化あることがわかる。このことによる観測器の感度の変化も、上記の補正の中で行う。

図6.4には上記の方法で行った補正後のデータから算出した I/I_0 の値とこの測定値から統計分析法によって求めた最適曲線および NO_2 のコラム量を示す。太陽天頂角が大きくなるにつれて、視線方向の二酸化窒素のコラム量は $0.41 \times 10^{17} \text{cm}^{-2}$ 、 $0.56 \times 10^{17} \text{cm}^{-2}$ 、 $1.10 \times 10^{17} \text{cm}^{-2}$ 、 $1.23 \times 10^{17} \text{cm}^{-2}$ と増えているのがわかる。本来 I_0 とは大気圏外スペクトルである。衛星による観測などで、大気圏外スペクトルの観測値が発表されてはいるが、我々の観測器との性質の違い(分解能、装置関数など)によって、今回の解析で採用することは難しい。よって、得られたデータの中で大気圏外のスペクトルに最も近いもの、つまり太陽天頂角が最も小さい時(太陽天頂角: 80.0度)のスペクトルを、 I_0 とした。しかし今回の I_0 の中には、 NO_2 が存在するため、 N_0 (I_0 に含ま

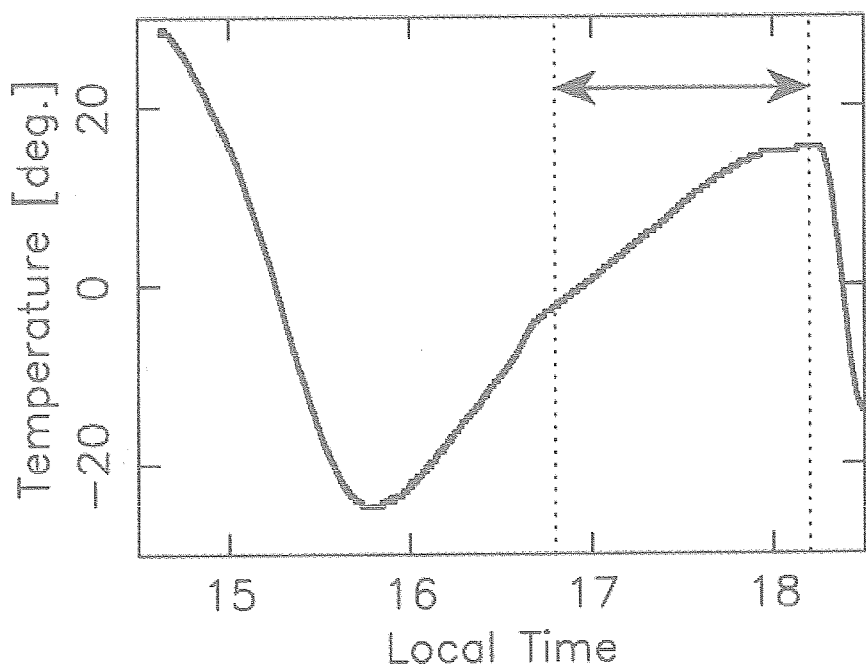


図6.1 気球実験での観測器内温度変化：矢印は観測時間

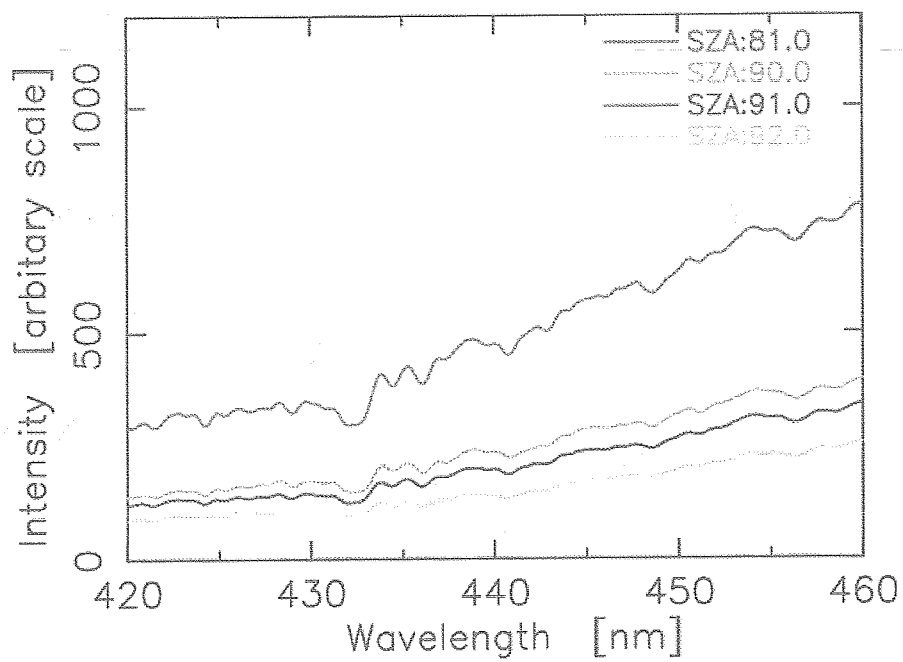


図6.2 観測された生データ

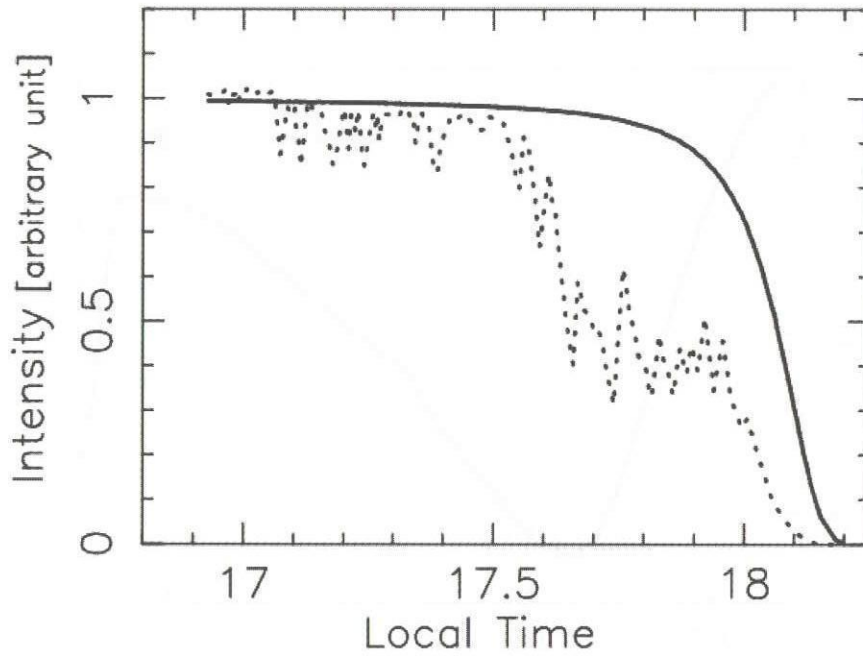


図6.3 観測値と理論値の光量の違い (波長 441.9 nm)

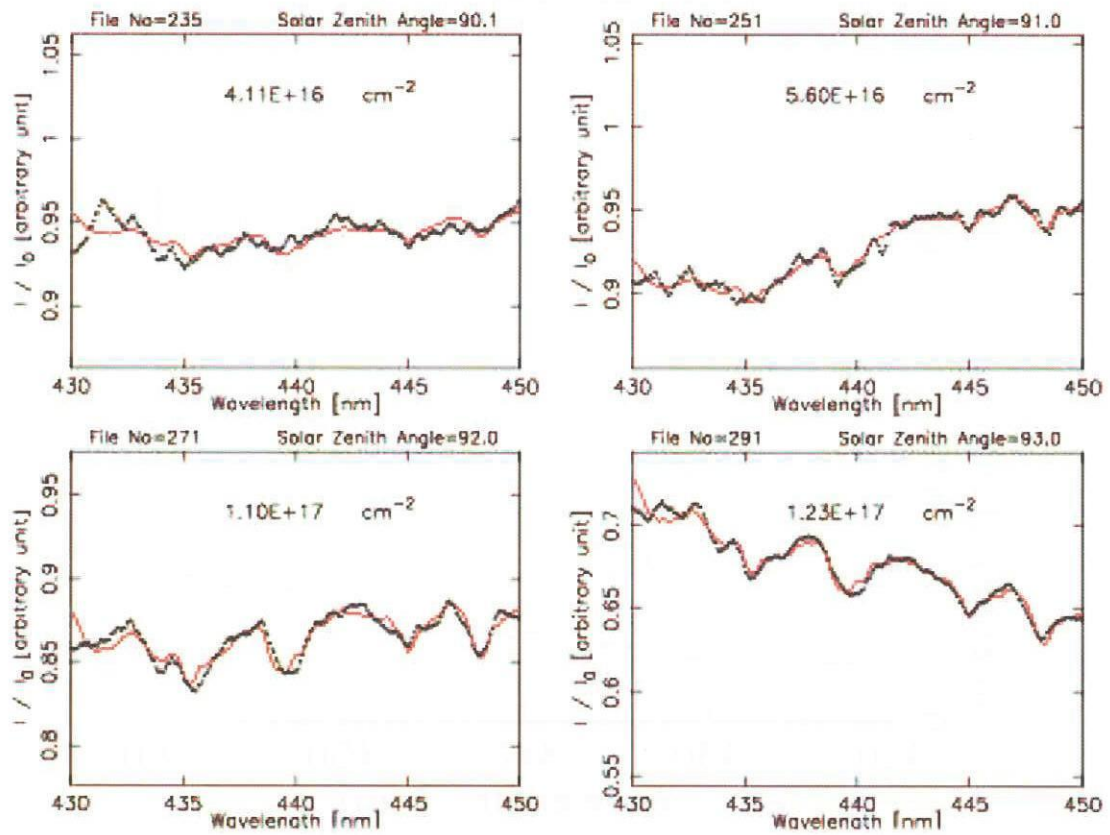


図6.4 吸光スペクトル統計分析法による解析例：黒点が観測値，赤線は最適曲線である。
 NO_2 の視線方向コラム量は図中に示している。

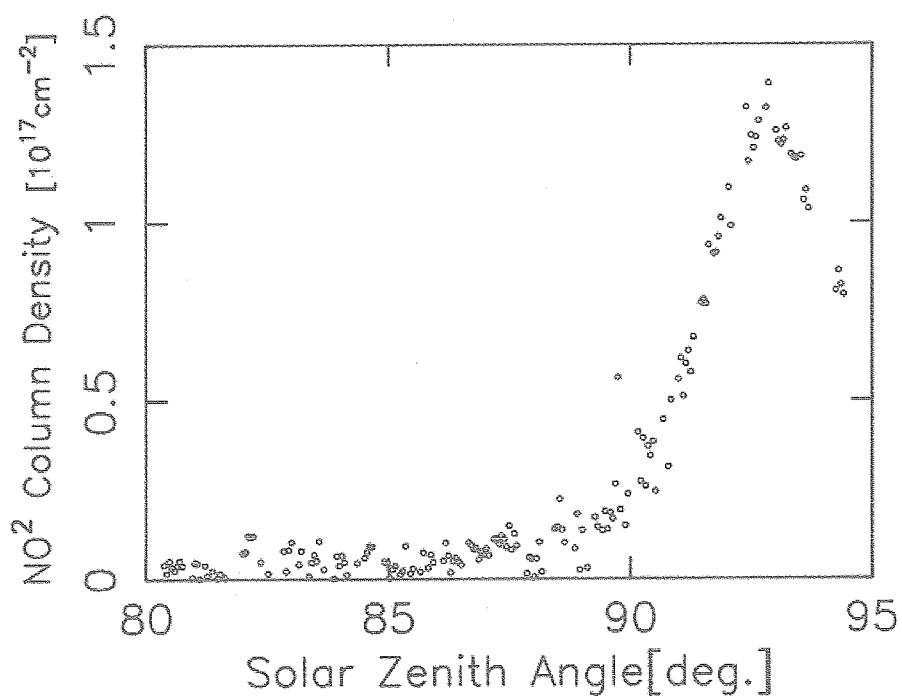


図6.5 太陽天頂角による視線方向NO₂のコラム量の変化

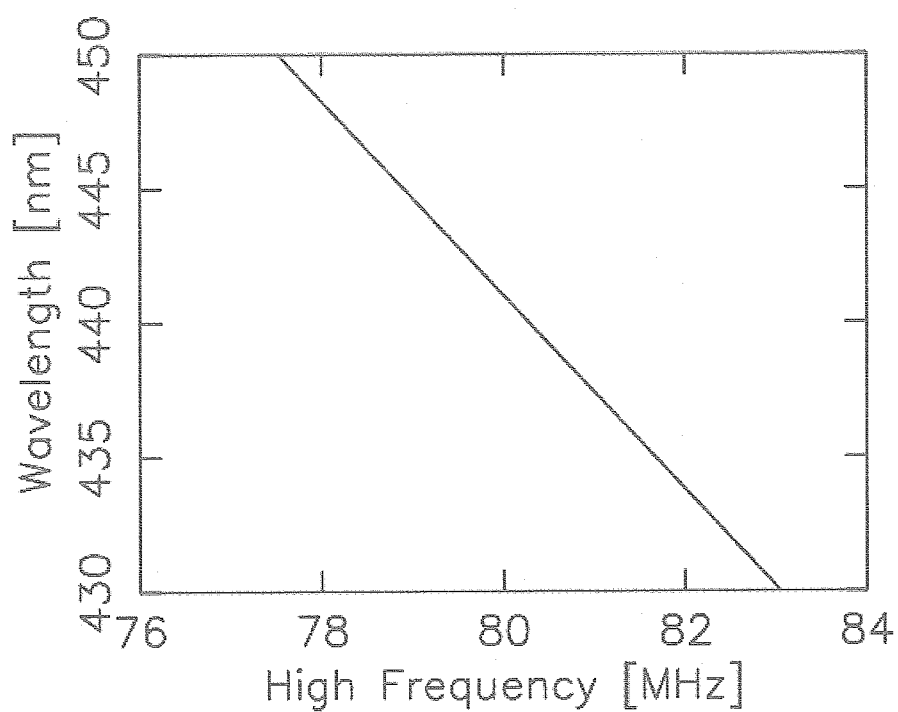


図6.6 波長同調特性：横軸は音響光学素子に印加している高周波，縦軸はそれによって分光される波長

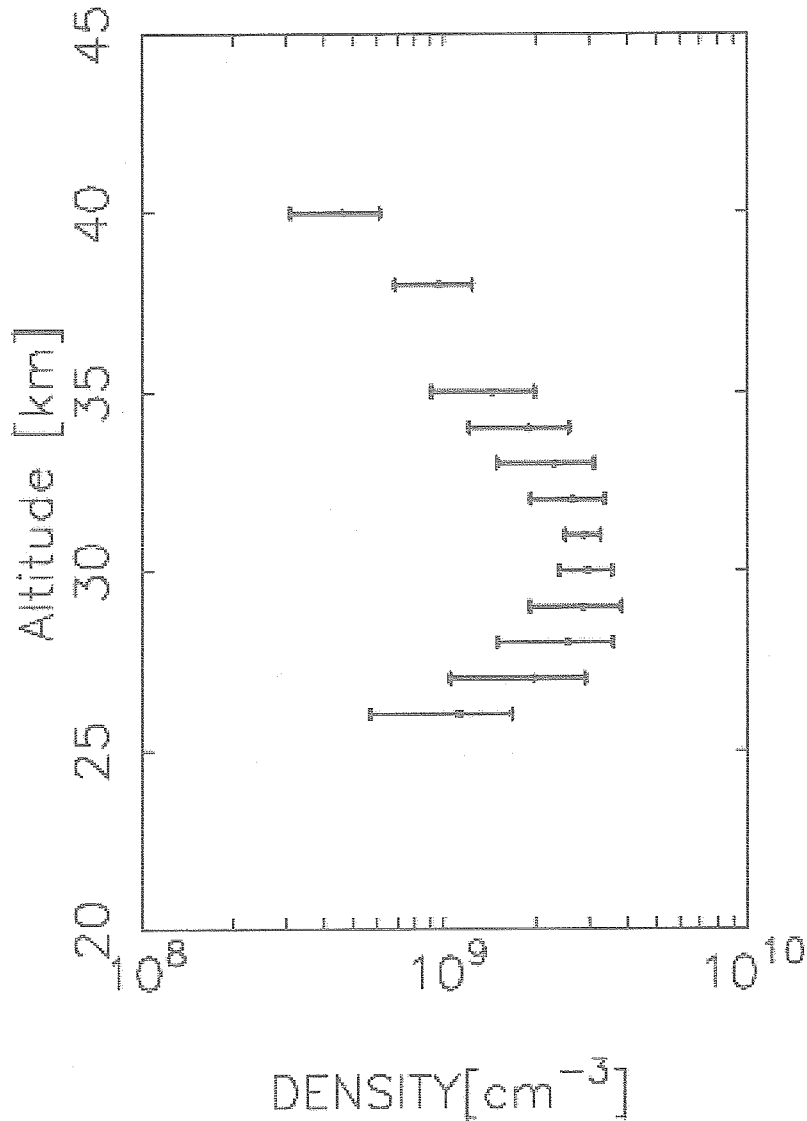


図6.7 BT5-21号機によって観測されたNO₂の高度プロファイル

れるNO₂のコラム量)がどの程度の大きさが重要になる。過去の観測から推測すると、太陽天頂角80度で視線方向に含まれるNO₂のコラム量は $6.0 \times 10^{15} \text{ cm}^{-2}$ 程度であり、これが与える太陽光の吸収量は0.5%程度、太陽天頂角90度以上では5~13%程度と考えられる。よって、この寄与を無視($N_0=0$)しても最低10%程度の精度は保たれる。厳密に言えば、以下の結果はNO₂の下限值を与えているということになる。

得られたデータから得た測定器の波長同調特性を図6.6に示す。波長の同定は I/I_0 のデータと、図2.2のNO₂吸収断面積を用いて行っている。図2.4では広波長範囲のため波長同調特性は曲線であるが、430~450 nmのような狭い波長範囲においては、ほぼ線形と置くことができる。また、観測時の温度変化による波長のズレは全て観測開始時の波長同調特性に合うように補正を行った。

図6.4に、太陽天頂角に対する視線方向のNO₂コラム量変化を示す。太陽天頂角92~93度付近で、 $1.3 \times 10^{17} \text{ cm}^{-2}$ と最も大きい値を示している。太陽天頂角90度以上でのNO₂の吸収は、接線高度付近の寄与が最も大きいため、NO₂の密度ピークは25~30 km付近にあると考えられる。図6.4のデータを用いて、Twomeyの拘束

線形型反転法を行いNO₂の高度プロファイルを算出した。今回の解析では球体層状大気を仮定して行っている。原理的には層厚を任意に細かくとすることは可能であるが、今回の解析手法では層厚を細かく取りすぎると誤差などの影響により解（高度プロファイル）が振動してしまう。そこで解が振動しない程度の層厚さとして、高度分解を1 kmとして解析を行った。また、過去の観測よりNO₂のような大きな構造を持っていない高度分布の場合、太陽天頂角90度未満では式5.4の係数行列 \tilde{A} の各成分は独立とは言いがたくなる。よって、細かい層に分ける意味は少なくなるため、気球高度以上では2層のみを考えた。図6.7にその結果を示す。NO₂密度のピークは約高度30 kmにあり、その値は $2.98 \times 10^9 \text{ cm}^{-3}$ である。誤差には、拘束線型反転法によって求められたフィッティングの誤差を示した。

6.2. 考察

今回の観測で得られたNO₂の高度プロファイルと過去の観測によるものの比較を行った（表6.1, 図6.8）。今回の観測で求められたNO₂密度は、過去に行われた三陸大気球観測所での2度の観測によって求められたものに比べ、絶対量は小さい値をとった。1978年柴崎氏による観測は、気球高度が20 kmであり解析手法で玉ねぎの皮むき法を使っているため、高度20 km以上の高度分布は信頼性が薄いため、あまり比較の対象とはならない。しかし季節的に近い1986年の柴崎氏による観測は、本研究と同じ拘束型反転解析法を用いており比較の対象となる。この結果、1986年柴崎氏の密度のピーク高度も近い値をとっていることがわかった。また衛星UARSに搭載されている大気微量成分観測器HALOEによって、本観測の10日後に同緯度東経23度で観測されたNO₂密度と比べてみると、高度30 km以上では今回の観測結果と非常に良く一致していることがわかった。30 km以下では、本観測のほうがHALOEよりもやや小さいNO₂密度を与えた。これらの結果についての物理的意味を、一回のみの観測結果から言うことは難しい。やはりこれからの観測によって物理的意味があるのか検証していかなければならない。

今回の観測結果でやや低い密度が観測されている原因として、解析に採用したI₀の値によることも考えられる。本観測では最も太陽天頂角の小さい時のスペクトルが、太陽天頂角80度の値であったため、このときの値をI₀として解析を行っている。観測結果からもわかるように、実際には気球高度以上にもNO₂は存在するため太陽天頂角80度でも二酸化窒素の吸収は受けている。この寄与を考えれば、得られたNO₂密度は気球高度以上では10%程度、気球高度以下では数%程度増加することが考えられる。しかし、これらの寄与だけでは、観測されたNO₂密度が他に比べて低いことを説明することはできない。今後の観測をするにあたってはより大気圏外のスペクトルに近いもの（より太陽天頂角が0度に近い太陽スペクトル）をI₀として採用することが望まれる。

また本観測では、NO₂高度プロファイルを高度26 kmまでしか求めることができなかった。これは、観測器の光電子増倍管の感度が足りなくなってしまったことが原因である。実験当初は、解析方法として玉ねぎの皮むき法を考えており、太陽天頂角90度のデータを取得することが必須と考えていたため、光電子増倍管の感度をやや弱めに設定していた（太陽天頂角90度での太陽スペクトルが、ダイナミックレンジを越えるのを防ぐため）。よって、日没時時間と共に弱くなる太陽光強度を、NO₂の吸収構造が見えるほどの感度で得ることができなかった。次回の観測では的確な光電子増倍管の感度を設定することで、より下層のNO₂密度まで求めることが期待できる。

表6.1 過去のNO₂高度プロファイル観測との比較

Member	Date	Latitude	Method	NO ₂ density (peak)
K, Shibusaki	May 29, 1978	40° N	Balloon	4.3×10^9
K. Shibusaki	Oct 6, 1986	40° N	Balloon	3.9×10^9
HALOE (UARS)	Sep 23, 2002	40° N	Satellite	3.3×10^9
This work	Sep 12, 2002	40° N	Balloon	3.0×10^9

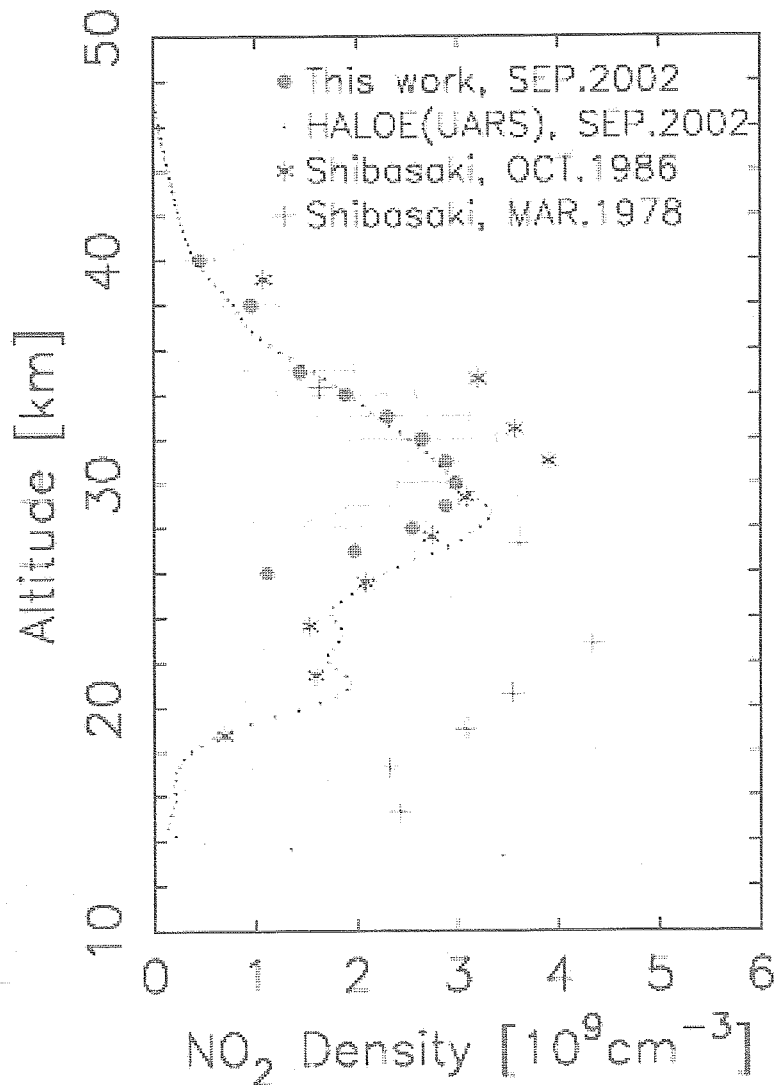


図6.8 過去のNO₂観測との比較

6.3. 音響光学型分光器の反省点と今後の可能性

まず最初に観測器をより小型軽量化にすることが求められる。今回の観測器は、音響光学型分光器としての第一号機であるため予想以上に大型かつ重量も重くなってしまった。しかし本研究によって、音響光学素子を用いた分光器による観測システムを確立することができたため、今後は本実験の経験を生かし観測器の小型軽量化に向けて改良を行っていくことが可能である。

まず今回の観測器は、太陽光が入射する入り口に直径1mmのスリットを置いている。その後のコリメータレンズと合わせて、音響光学素子に入射させる平行光を作っているのだが、この入射スリットによって大きく太陽光強度を絞ってしまっている。そのさらに、音響光学素子の前後にある偏光板によって観測器に入射した光は弱められ、本来非常に強い太陽光は弱まり、最終的に光電子増倍管を利用しなければ検出できないような光量になってしまう。また光電子増倍管には光を増倍させるための高電圧をかけなくてはならないため、気球実験の際には、大気圧封じを行わなければならない。大気圧封じには、強固な観測器外装が必要となり、結果として重量が重く

なってしまう。このように、太陽光の損失を最小限に抑さえ、光電子増倍管を使わずに光電管などのような扱いの簡易な光検出器を利用できるなシステムにすることによって観測器を軽量化することができると考えられる。

次に太陽追尾装置である。今回の観測では太陽追尾の際に、方位角方向は観測器と共にゴンドラごと動かし、仰角方向にはゴンドラの上に乗っている観測器部分を動かし、機械的に動かしている部分が非常に大きい。そのため、駆動部も必要になり太陽追尾装置自体が大型化してしまった。そこで観測器本体は動かさずに、動いている太陽の光だけが観測器に入るような仕組みを考えればよい。そこで考えられるのが2枚の鏡を組み合わせて作るシーロスタットである。この原理を利用すれば、一枚の鏡を動かすだけで太陽追尾を行うことができ、太陽追尾装置を小さくすることができる。この方法には、光軸合わせの難しさや、反射の問題などがあるが観測器の小型軽量化に向けて検討する価値は十分にあると考えられる。

観測器の性能として今後期待される可能性は、分光波長範囲の広域化である。今回の観測器の分光波長範囲は410 - 460 nmの50 nmである。この波長域は、NO₂の吸収を見るには適している波長域であるが、その他の物質の吸収を見ることはできない。厳密にはこの波長域にもオゾンの吸収はあるが吸収断面積が小さいため精度良く観測するのは難しい。そこで分光波長範囲を短波長側200 nmまで広げることができれば、吸収断面積の大きいハートレー (Hartley) 帯でオゾンを観測することができる。NO₂とオゾンを同時観測できれば、元来の目的に大きくかなった非常に有意義な観測となることが期待できる。

7. 結論

成層圏のNO₂密度を気球や衛星などによって定期的かつ頻繁に観測できるような、小型軽量の分光器の開発を行った。この度我々が開発した音響光学型分光器の仕様は、分光波長410 - 460 nm (印加周波数: 75 - 90 MHz)、波長分解能0.85 nm、重量は4.0 kg、直径160 mm×長さ210 mmの円筒形の形をしている。室内での水銀ランプの分光実験によって、NO₂の吸収を見るために必要な波長分解能1.0 nmを満たしていることを確認した。温度試験では低温でも観測器が十分に動作することを確かめ、同時に観測器の温度特性を調べた。また地上での太陽スペクトルを観測することによって、気球実験に向けて太陽光強度の校正実験を行った。

2002年9月12日に三陸大気球観測所において、我々の開発した音響光学型分光器の初気球実験が行われた。気球が水平浮遊に入った16時50分から日没の18時12分まで観測を行い無事にデータを取得することができた。観測されたデータから、高度26 - 40 kmまでのNO₂密度を算出することができ、その値は $0.5 \sim 3.0 \times 10^9 \text{ cm}^{-3}$ であった。最もNO₂密度の高い高度は30 kmで、NO₂密度は $3.0 \times 10^9 \text{ cm}^{-3}$ を示した。これらの結果は、衛星UARSのデータと非常に近い値を取っており、特に高度30 km以上ではほとんど一致しているため、尤もらしい結果であると言える。

本研究では、これまで開発を行ってきた音響光学型分光器で下部成層圏のNO₂密度観測を行い、成功することができた。観測器の小型軽量化、太陽追尾方法などの面においてはまだ検討する点はあるが、更なる改良によってより利便性に富んだ観測器となることが期待される。

参 考 文 献

- [1] Dentener, F., and P. J. Crutzen, Reaction of N₂O₅ on tropospheric aerosol: Impact on the global distributions of NO_x, O₃, and OH, *J. Geophys. Res.*, 98, 7149-7163, 1992.
- [2] Evans, W. F. J., J. B. Kerr, C. T. McElroy, R. S. O'Brein, B. A. Ridley, and D. I. Wardle The Odd Nitrogen Mixing Ratio in the Stratosphere, *Geophys. Res. Lett.*, 4, 235-238 1977.
- [3] Evans, W. F. J., C. T. McElroy, J. B. Kerr, and J. C. McConnell, Simulation of Nitrogen Constituent Measurements from the August 28, 1976 Stratoprobe III Flight, *J. Geophys. Res.*, 86, 12066-12070, 1981.
- [4] Evans, W. F. J., C. T. McElroy, and I. E. Galbally, The Conversion of N₂O₅ to HNO₃ at High Latitudes in Winter, *Geophys.*

- Res. Lett.*, 12, 825-828, 1985.
- [5] Farman, J. C., B. G. Gardiner, and J. D. Shanklin, Large losses of total ozone in Antarctica reveal seasonal ClO_x/NO_x interaction. *Nature* 315, 207-210, 1985.
- [6] Hofman, D. J., S. J. Oltmans, J. M. Harris, J. A. Lathrop, G. L. Koenig, W. R. Komhyr, R. D. Evans, D. M. Quincy, T. Deshler, and B. J. Johnson, Recovery of stratospheric ozone over the United States in the winter of 1993-1994, *J. Geophys. Res.*, 21, 1779-1782, 1994a
- [7] Hofman, D. J., S. J. Oltmans, W. R. Komhyr, J. M. Harris, J. A. Lathrop, A. O. Langford, T. Deshler, B. J. Johnson, A. Torres, and W. A. Matthews, Ozone loss in the lower stratosphere over the United States in 1992-1993; Evidence for heterogeneous chemistry on the Pinatubo aerosol, *Geophys. Res. Lett.*, 21, 65-68, 1994b
- [8] Jucks, K. W., D. G. Johnson, K. V. Chance, W. A. Traub, and R. J. Salawitch, Nitric acid in the middle stratosphere as a function of altitude and aerosol loading, *J. Geophys. Res.*, 104, 26715-26723, 1999.
- [9] Kerr, J. B., C. T. McElroy, and W. F. J. Evans, Mid-latitude summertime measurements of stratospheric NO_2 , *Can. J. Phys.*, 60, 196-200, 1982
- [10] Kerr, J. B., and C. T. McElroy, Evidence for Large Upward Trends of Ultraviolet-B Radiation Linked to Ozone Depletion, *Science*, 262, 1032-1034, 1993.
- [11] Kerr, J. B., D. I. Wardle and D. W. Tarasick, Record Low Ozone Values over Canada in Early, *Geophysical Research Letters* 20, 1979-1982, 1993
- [12] 狛豊, 太田茂雄, 西村純: リアクションホイールによる姿勢制御, 宇宙科学研究所報告特集第11号, 3-10, 1984
- [13] 松坂幸彦, 並木道義, 鳥海道彦, 斎藤芳隆, 山上隆正: 軽量ゴンドラ用方位角制御システムの開発, 平成14年度大気球シンポジウム, 2002
- [14] McKenzie, R. L., and P. V. Johnston, Altitude Distributions of stratospheric constituents from ground-based measurements at twilight, *J. Geophys. Res.*, 96, 15499-15511, 1991
- [15] 西村純, 広沢春任, 太田茂雄, 大塚豊, 奈良禰徳: より戻し方式による方向規制, 東京大学宇宙航空研究所報告 第15巻第1号, 132-143, 1969
- [16] Ridley, B. A., Son Ha Luu, D. R. Hastie, H. I. Schiff, J. C. McConnell, W. F. J. Evans, C. T. McElroy, J. B. Kerr, H. Fast, and R. S. O'Brien, Stratospheric Odd Nitrogen: Measurements of HNO_3 , NO , NO_2 , and O_3 near 54 in Winter, *J. Geophys. Res.*, 89, 4797, 1984.
- [17] Sen, B., G. C. Toon, G. B. Osterman, J.-F. Blavier, J. J. Margitan, R. J. Salawitch, and G. K. Yue, Measurements of reactive nitrogen in the stratosphere, *J. Geophys. Res.*, 103, 3571-3585, 1998.
- [18] 柴崎和夫, 鈴木勝久, 小川利紘: 成層圏 NO_2 高度分布の気球観測, 東京大学宇宙航空研究所報告, 15, 243-254, 1979
- [19] 柴崎和夫, 岩上直幹, 北和之, 小川利紘: 三陸における成層圏二酸化窒素, オゾン高度分布の大気球観測-B, 5-64, 66号機とオゾンゾンデ観測結果, 宇宙科学研究所報告 特集第22号, 61-71, 1988
- [20] Solomon, S., R. W. Portmann, R. R. Garcia, L. W. Thomason, L. R. Poole, and M. P. McCormick, The role of aerosol variations in anthropogenic ozone depletion at northern midlatitudes, *J. Geophys. Res.*, 101, 6713-6727, 1996.
- [21] Stolarski, R. S., P. Bloomfield, R. D. McPeters, and J. R. Herman, Total Ozone Trends Deduced from Nimbus 7 TOMS Data, *Geophys. Res. Lett.*, 18, 1015-1018, 1991.
- [22] Stolarski, R. S., R. Bojkov, L. Bishop, C. Zeferos, J. Staehelin, and J. Zawodny, Measured Trends in Stratospheric Ozone, *Science*, 256, 342-349, 1992.
- [23] Toon, G. C., J.-F. Blavier, B. Sen, J. J. Margitan, C. R. Webster, R. D. May, D. Fahey, R. Gao, L. Del Negro, M. Proffitt, J. Elkins, P. A. Romashkin, D. F. Hurst, S. Oltmans, E. Atlas, S. Schauffler, F. Flocke, T. P. Bui, R. M. Stimpfle, G. P. Bornne, P. B. Voss, and R. C. Cohen, Comparison of MkIV balloon and ER-2 air craft measurements of atmospheric trace gases, *it J.*

- Geophys. Res.*, 104, 26779-26790, 1999.
- [24] Tourpali, K., X. X. Tie, C. S. Zerefos and G. Brasseur, Decadal evolution of total ozone decline; Observation and model result, *J. Geophys. Res.*, 20, 23955-23962, 1997
- [25] Twomey, S., On the Numerical Solution of Fredholm Integral Equations of the First Kind by the Inversion of the Linear System Produced by Quadrature, *Journal of the ACM*, 10, 97-101, 1963
- [26] Wennberg, P. O., R. C. Cohen, R. M. Simpfle, J. P. Koplw, J. G. Anderson, R. J. Salawich, D. W. Fahey, E. L. Woodbridge, E. R. Keim, R. S. Geo, C. R. Webster, R. D. May, D. W. Toohey, L. M. Avallone, M. H. Proffitt, M. Loewenstein, J. R. Prodolske, K. R. Chan, and S. C. Wofsy, Removal of Stratospheric O₃ by Radaicals: In Situ Measurements of OH, HO₂, NO, NO₂, ClO, and BrO, *Science*, 266, 398-404, 1994

サブミリ波による成層圏 O_3 , ClOの観測

入交芳久¹・真鍋武嗣¹・落合啓¹・増子治信¹・山上隆正²
斎藤芳隆²・井筒直樹²・並木道義²

Observations of stratospheric O_3 and ClO at submillimeter-wave

By

Yoshihisa IRIMAJIRI¹, Takeshi MANABE¹, Satoshi OCHIAI¹, Harunobu MASUKO¹, Takamasa YAMAGAMI²,
Yoshitaka SAITO², Naoki IZUTSU² and Michiyoshi NAMIKI²

Abstract : A balloon-borne superconducting submillimeter-wave limb-emission sounder (BSMILES) was launched to observe stratospheric O_3 , ClO on August 30, 2003. An antenna with a diameter of 300mm, a 650GHz-band SIS mixer, and an acousto-optical spectrometer are carried in BSMILES. The system operated normally and emission line spectra of O_3 and ClO were obtained. Marine recovery of the system was carried out after the observations.

概 要

2003年8月30日、成層圏中の O_3 , ClO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) の放球実験が行われた。BSMILESには直径300mmのアンテナ、650GHz超伝導受信機 (SISミキサ)、音響光学型分光計 (AOS) が搭載されている。観測中システムは正常に動作し、 O_3 , ClOの放射電波スペクトルを得ることが出来た。観測終了後、機器は海上回収された。

重要語 : 成層圏オゾン, サブミリ波, 超伝導受信機

1. はじめに

オゾン層は成層圏の高度20km~30kmに存在し、太陽からの有害な紫外線から地上の生命を守っているが、近年ではオゾン層破壊は極域のみならず中緯度帯においても問題になってきている。オゾン層破壊機構を詳細に調べるためには、オゾンのみならず、オゾン破壊に関連する分子も同時に観測することが重要である。オゾンやオゾン破壊関連分子は、その分子固有の周波数を持ったミリ波帯やサブミリ波帯の電磁波を放射している。オゾン破壊関

¹通信総合研究所

²宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部

連分子からの放射強度はサブミリ波帯において強くなるため、この周波数帯において観測を行うと効率が良い。しかし、この周波数帯の電磁波は対流圏中の水蒸気によって吸収されるため地上からの観測は困難である。従って今回、気球を使った観測機器、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。気球搭載機器は航空機に比べて開発の困難があるが、高高度に到達出来るという利点があり、また衛星に比べて観測範囲が狭いが、安価で短期間に開発出来るという利点がある。

気球からの観測はリムサウンディングという方法により行われた。（図1）リムサウンディングとは、大気（リム）からの大気放射を観測する方法で、観測視線方向の体積を大きくすることで、高感度観測を行うことが出来、また垂直方向に観測ビームをスキャンすることで、高い分解能で観測を行うことが出来るという特徴がある。また受信機には低雑音受信機である超伝導受信機（SIS mixer）を用いた。大気中のオゾン（体積比で百万分の一程度）、オゾン破壊関連分子はさらにその千分の一程度しか存在しないため、放射電波強度も大変微弱であるからである。観測分子のスペクトルの中心周波数は O_3 ：650.733 GHz、ClO：649.450 GHz、のサブミリ波帯である。

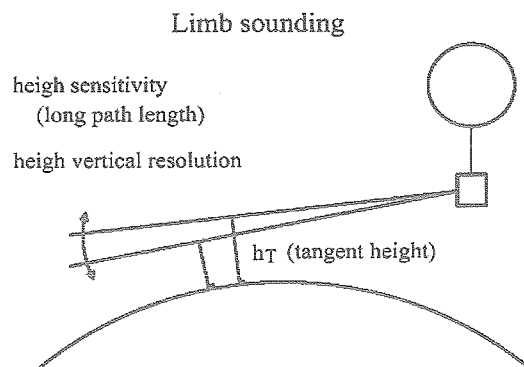


図1 リムサウンディングの概念図

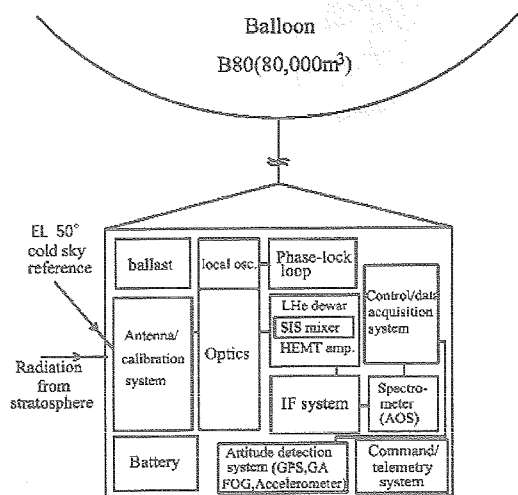
2. 装置構成

図2 (a)にシステムブロック図を示す。システムは、アンテナ系、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490 kg（バラスト120 kgを含む）、消費電力は約150 Wである。図2 (b)は完成したゴンドラの外観である。ゴンドラは放球時には全面を厚み約100 mmの硬質発泡スチロールで囲われる。発泡スチロールは断熱と海上落下時の緩衝材および浮きの役割を果たす。

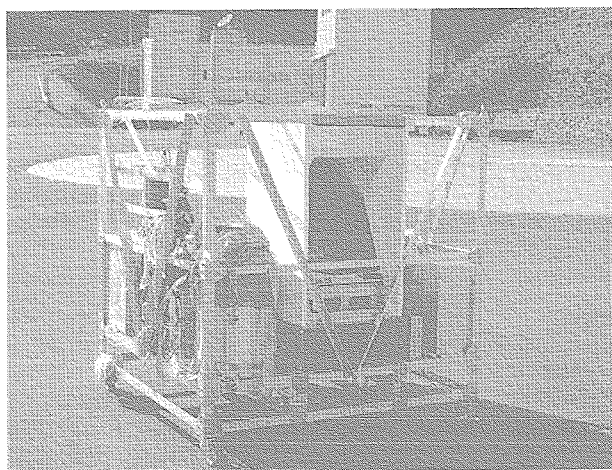
アンテナは観測ビームを仰角方向にスキャンする平面鏡と直径300 mmのオフセットパラボラアンテナ、および副鏡から成る。ビームは半値幅約 0.1° であり、高度分解能約1 kmに相当する。パラボラアンテナは固定し、平面鏡をステッピングモータで動かすことで、ビームをスキャンし高度分布を観測する。スキャン範囲は $-8^\circ \sim +4^\circ$ で、実効的な観測高度範囲は10～35 kmとする。1スキャン毎に較正用平面鏡を回転させることで、ホットロードおよびEl 50° cold skyからの信号を観測し、較正用データを取得する。ミラーを動かすステッピングモータは、ゴンドラを囲う発泡スチロールの外に設置されるので、温度制御できるヒータを取り付け、モータ本体を発泡スチロールで囲い断熱した。

光学系は5枚の収束鏡、定在波除去鏡、マーチン・パレット型（MPI型）SSBフィルタ、サブミリ波局部発振器（LO）、PLL回路等から成る。ビームスキャン用の平面鏡、放物面鏡、副鏡、較正用平面鏡を通った電波は、収束鏡を通して定在波除去鏡に入る。定在波除去鏡は、水平グリッドと 45° に傾けられた可動ルーフミラーから成る。このルーフミラーにより偏波が 90° 回転し、その後収束鏡を通して、MPI SSBフィルタに導入される。MPI SSBフィルタは、 45° グリッド、2つのルーフミラーと、それらの手前（アンテナ側）に置かれた垂直グリッド及び液体ヘリウムクライオスタット内に設置されたコールドロードから成る。サイドバンド分離された信号は、その後さらに収束鏡を通った後、LOダイプレクサを通して、液体ヘリウムクライオスタット内の4 Kステージ上に置かれた収束鏡を経て、SISミキサに導かれる。またLO信号は収束鏡を通してLOダイプレクサに導かれ、観測

信号と共にSISミクサに導入される。LO等光学系の一部は、防水等のために真空シールされた光学系箱（内部には1.2気圧程度の窒素ガスを封入）に設置された。LOには発振出力を安定化させるために温度制御ヒータが取り付けられた。



(a)



(b)

図2 (a) BSMILESのシステムブロック図, (b) BSMILESの外観

受信機にはサブミリ波（650 GHz）帯の超伝導受信機（SIS (Superconductor-Insulator-Superconductor) mixer）を使用した。SIS素子はNb/AlOx/NbのSIS接合を2つ並列に接続したPCTJ [1] [2] と呼ばれるタイプで、ミクサマウントはコルゲートホーンと一体になった導波管型チューナレスマウントを用いた。作成したSIS素子とミクサマウントを図3に示す。SISミクサのDSB受信機雑音温は、O₃やClOの観測に使用する650 GHz帯の周波数において約150–200 Kである [3] (図4)。初段アンプには5–7 GHzの約15 Kに冷却されたHEMT (High Electron Mobility Transistor) アンプが使用された。HEMTアンプの受信機雑音温度は18 Kである。

受信機の冷却には液体ヘリウムクライオスタットが用いられた。液体ヘリウムの容量は7 L、液体窒素の容量は4 Lである。気球が上昇中にクライオスタットの窓に結露が生じると信号損失の原因となるが、その対策として真空窓用フランジの外側を筒で囲い、それを光学系箱と真空シールで接続し、光学系箱内には窒素ガスを封入することで水蒸気を含んだ空気が直接窓には触れないようにし結露を防止することとした。観測中に液体ヘリウムが保持されることは、受信機の動作にとって本質的に重要であるが、測定を行った結果、保持時間は約13時間であり、これは10時間の仕様（放球前の準備時間2時間+観測時間5時間+上昇時間3時間）を満たすことが分かった。また、液体ヘリウムや液体窒素注入ポートは開放にしておくと、上昇中に減圧されて保持時間が短くなるが、これを防ぐため液体ヘリウム注入ポートと液体窒素注入ポートに保圧弁を取り付け、内圧を約1.2気圧に保つこととした。但し一方では、減圧することでSISミクサは2 Kに冷却され、受信機性能、安定度の面では有利ということもある。従って減圧して2 Kでの動作を行うことも今後の検討課題ではある。クライオスタット外に取り出された信号は、中間周波系に導かれ、帯域分割・合成、増幅等が行われ分光計へと出力される。分光計には音響光学型分光計（AOS: Acousto-Optical Spectrometer）が用いられた。帯域は1 GHz、分解能は約1 MHzである。温度安定化のためにペルチェ素子を使用しており、レーザーとAOS箱の温度制御を行う。

データ取得・制御系には3つのCPUを使用した。CPU 1は分光計からの分子スペクトルデータを取得しPCカード（2.0 GB）に記録する。CPU 2はHKデータ（各部の温度、電圧データ、受信機の状態）の取得・地上への送信、アンテナ制御等を行う。CPU 3は姿勢データ、アンテナ位置データを取得する。データはシステムの状態を

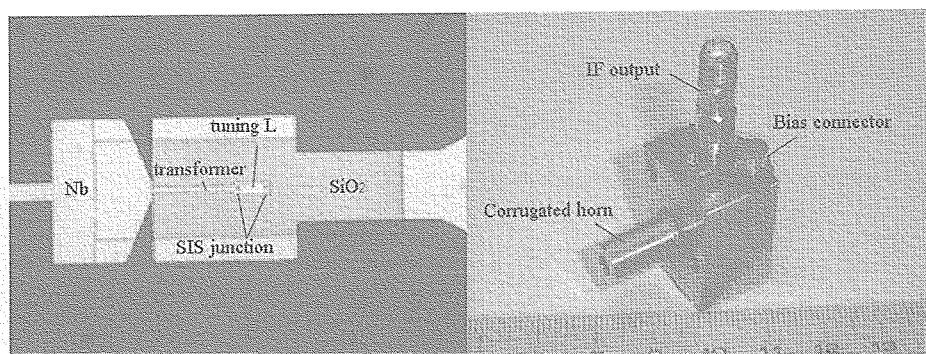


図3 SIS素子の拡大写真(左)とSISミキサマウント(右)

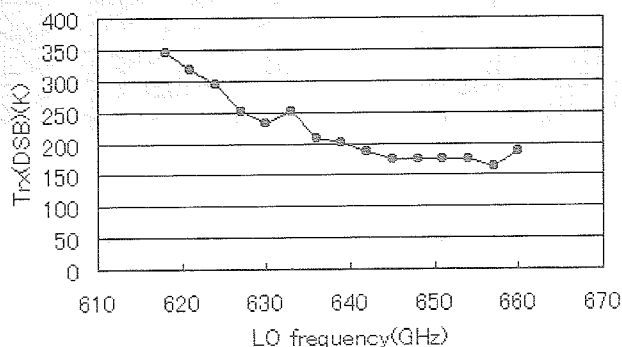


図4 650 GHz帯SIS受信機のDSB雑音温度特性

モニタする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収するようにした。データ送信は、送信クロックが出力されるRS 232Cボードを使って、送信クロックと送信データの排他的論理和 (EXOR) を取ることでバイフェーズ信号とし、気球工学側の送信機に渡した (送信クロック 19.2 kbps, データ送信レート 1200 bps)。地上系としては気球工学側から渡される、復調された信号を取り込むためのPCを用意した。コマンドは気球工学側で用意される 9 ch のリレー接点を使ってPCのリセット、全ての機器の電源の ON/OFF が可能なようにした。

成層圏中微量成分の高度分布を、高度分解能 1 km で観測する (観測ビームの方向を 0.1° の精度で決める) ために、ゴンドラの姿勢を検出する 3 軸光ファイバジャイロ、3 軸加速度計、そして地磁気センサを搭載した。

電源にはリチウム 1 次電池を使用した。電圧の安定化には 3 端子レギュレータを使用した。レギュレータの発熱は与圧容器やゴンドラをヒートシンクとすることで放熱することとした。電池の保持時間は 20 時間で設計された。

機器は観測終了後海上に落下するが、防水のために中間周波系、PLL回路、分光計、データ取得・制御系、姿勢検出系、SIS/HEMT バイアス回路は与圧容器 (アルミ製の金属容器) に入れられ、機器への結露を防ぐため 1.2 気圧程度の窒素ガスが封入された。与圧容器は機器の発熱を逃がすことや、CPU や中間周波系、バイアス回路の真空環境での動作のためにも使われる。また、ノイズシールドの役割も (コネクタのシールドと併せて) 果たす。

受信機システムは、ジフルオロメタン (CH_2F_2) というサブミリ波帯に放射電波スペクトルを持つ分子からの電磁波を受信することで動作確認が行われた。

3. 噛み合わせ試験

噛み合わせ試験として、コマンド・テレメトリ動作試験、ノイズ試験、真空・低温試験が行われた。コマンド・テレメトリ試験は特に問題なく、ノイズ試験についても、CPUからの高周波ノイズのコマンド系（72.3 MHz）への干渉、テレメトリ信号（1.673 GHz）やトランスポンダ信号の（帯域外であるが出力が強い）の観測帯域（1.6－2.6 GHz）内への混信を試験したが、特に問題なかった。またシステムを恒温・恒圧槽に設置して冷却・真空試験を行った。ゴンドラはサイズの制限から、フレームのままの状態（周りに発泡スチロールを取り付けない状態で）、恒温・恒圧槽に設置した。受信機バイアス回路、分光計は与圧容器とゴンドラの間、断熱材を敷いたが、その他の与圧容器は直接ゴンドラに固定した。電池は発泡スチロールの箱に入れてゴンドラに固定した。試験行程としては、まず電池で全系を常温、1気圧下で約2時間動作させ（フィールドでの放球待機状態を想定）、その後アンテナフレームが -25°C になるまで冷却し、温度設定はそのまま、200 mmHg、80 mmHg、30 mmHg、15 mmHg、4 mmHgとそれぞれ30分の時間をかけながら減圧していき（上昇中の環境を想定）、その状態で3時間動作させ（レベル高度に到達してからの観測時時間を想定）、機器の温度、電圧、受信機の状態をモニタした。結果、受信機バイアス回路（自己発熱しない機器）についてのみ動作温度範囲を下回った（但し、動作には問題はなかった）が、それ以外の機器は全て動作温度範囲内に入っていた。システムは全て正常に動作していた。電圧や受信機状態にも問題なかった。電池については、冷却すると電圧が落ちることを懸念したが問題なかった。SIS受信機のバイアス値も安定していた。局部発振器のフェーズロックも外れることはなかった。冷却温度を -25°C に設定したが、実際にはゴンドラ全体が発泡スチロールで囲われるため（かつ信号が入るアンテナ部は損失を防ぐため発泡スチロールを切り取った窓を設けていたが、アンテナ台周りも発泡スチロールで囲うこととしたため）、内部温度はもっと高い可能性もあり、上空では機器温度が上がりすぎることも懸念されたが、実際の放球によって確認することとした。

4. 放球実験

2003年8月27日に三陸大気球観測所における最初の放球実験が試みられたが、全てのシステムを動作状態にして、フィールドに出て約1時間30分経過した時に、分光計の $+18\text{V}$ の電圧が突然落ちた。これはゴンドラが発泡スチロールで保温されていたため分光計温度が上昇し、取り付けられているベルチェの冷却回路が働き、電流が1A流れ、結果、 $+18\text{V}$ 用の3端子レギュレータが異常加熱され出力電圧が降下したというものである。レギュレータには加熱板が取り付けられていたが不十分であった。これまでの室内における実験では、主に電源投入時に加熱側の回路が働き（ -18V 側に2.8Aが流れ）、その後は1A以下の定常状態に落ち着き、冷却側（ $+18\text{V}$ 側）の電流値は終始1A以下のままであった。冷却側の回路が動作するという現象はそれまで起こったことがなく、ゴンドラを保温して長時間経過した時に初めて現れたため、十分な対策が取られていなかった。また、電池電圧の値を、上空で冷却されて80%下降しても動作するように高く設定していたため、入力電圧（入出力電圧差）が大きかったことも原因のひとつであると考えられる。対策として3端子レギュレータを介さずに直接電池で駆動するように電池を改造した（分光計内部には電圧を安定化する回路は組み込まれていた）。対策を行った後、機器を強制的に暖め正常に動作することを確認した。

8月30日午前6時22分、BSMILESはB80型（容積80,000 m^3 ）気球により放球された。高度プロフィール、飛行軌跡を図5に示す。気球は放球約2時間50分後にレベル高度33.8 kmに到達し、高度を31 kmまで下げながら約3時間の観測を行った。機器は放球直後に電源がOFF、ONしたが、その後は順調に動作している様子であった。しかし念のために07時00分にコマンドにより全ての電源のリセットを行った。リセットを行った後も、システムは正常に動作していた。機器の温度プロフィールを図6に示す。6時22分の放球から、対流圏中を上昇していた約1.5時間の間は温度が下がり、その後は温度が若干上昇するという傾向が見られる。試験では -25°C

に設定したフレーム温度は、実際の飛行では最低でも0℃をわずかに下回った程度であった。PC等自己発熱している機器の温度変動は大変少なく、かつ上空で温度が上がりすぎることなかった。レベル高度に到達してからの観測中、フレーム温度が約10℃であったにもかかわらず、機器温度が上昇し過ぎなかったのは、与圧容器による放熱機構が働いたものと思われる。ヒータにより温度制御されているLO、ステッピングモータ、そしてSIS/HEMTバイアス回路の温度も安定していた。宮古湾上空に到達した11時45分に観測を終了、PI機器の電源を落とし、11時57分に地上からの指令で機器を気球から切り離れた。観測機は12時30分、宮古湾沖約40kmの海上にパラシュートで緩降下し着水した。

着水した機器は、海上では正常な姿勢を保って下半分が海中に潜り、やや傾いた状態で浮いていた。船とヘリコプターにより回収した機器を調べてみると、上半分はほとんど海水に浸からなかった様子で、また与圧容器に入れた機器は全て無事であることが分かった。液体ヘリウムも、まだ若干残っていたようであった。アンテナも水洗いすると十分再使用可能な状態になった。データの記録されたPCカードも無事回収された。損傷箇所としては、ゴンドラ下部フレームのサポート構造の無い箇所が若干湾曲したこと、低い位置に設置されていた分光計の

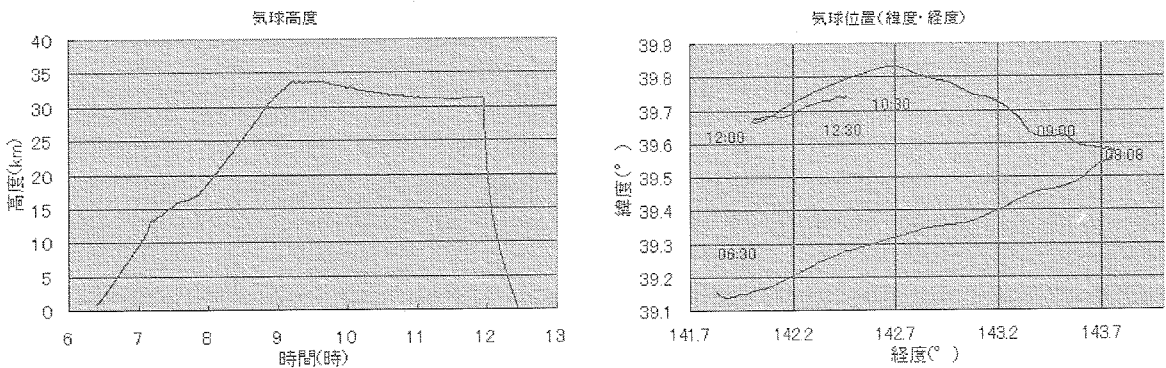


図5 気球高度プロフィール (左), 飛行軌跡 (右)

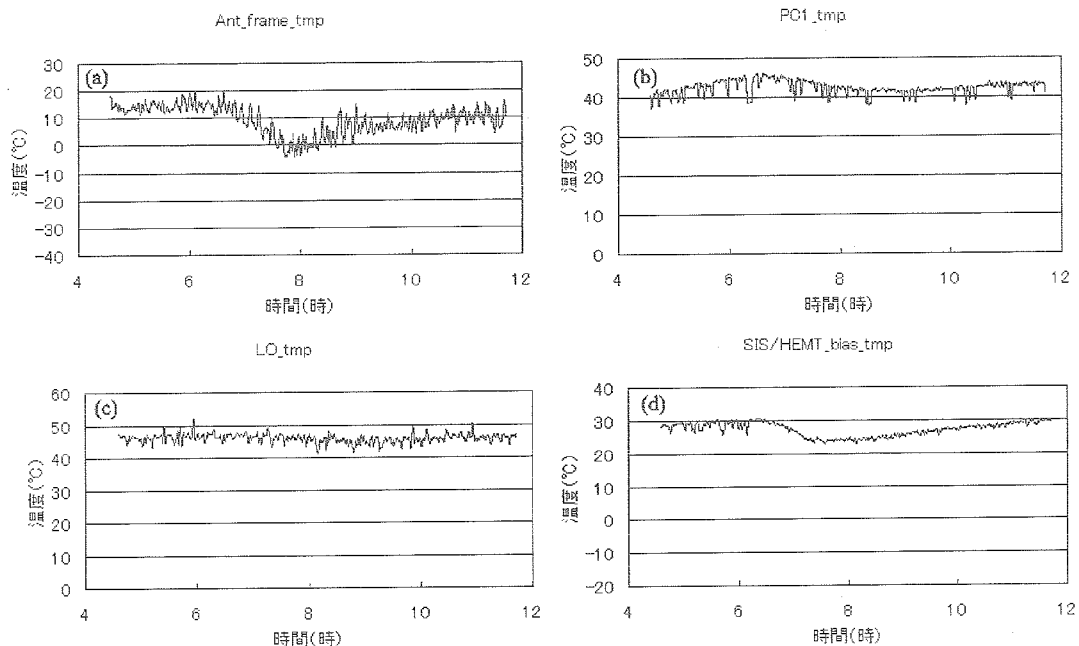


図6 各機器の温度プロフィール。(a) アンテナフレーム, (b) PC1, (c) LO, (d) SIS/HEMTバイアス回路

コネクタが海水に侵食されたこと、防水されていなかったワイヤグリッドのワイヤが切れたこと、ホットロードの温度センサが正常に動作しなくなったこと等がある。回収から数日後に三陸でシステムを組み直して、使用した電池で動作（受信機冷却以外）させてみたが正常に動作したことから、機器は落下による衝撃で、著しい機能的損傷は受けなかったということが言える。

5. 観測結果

観測されたスペクトルを図7、8に示す。図7はCCD積分時間15ミリ秒のスナップショットであり、オゾンスペクトルが検出されていることが分かる。観測仰角が $+3.68^\circ$ 、 -1.45° 、 -3.49° 、 -1.67° のデータが示されているが、観測ビームを仰角方向にスキャンすることによる、スペクトル線幅の圧力拡がりの違いも見られ

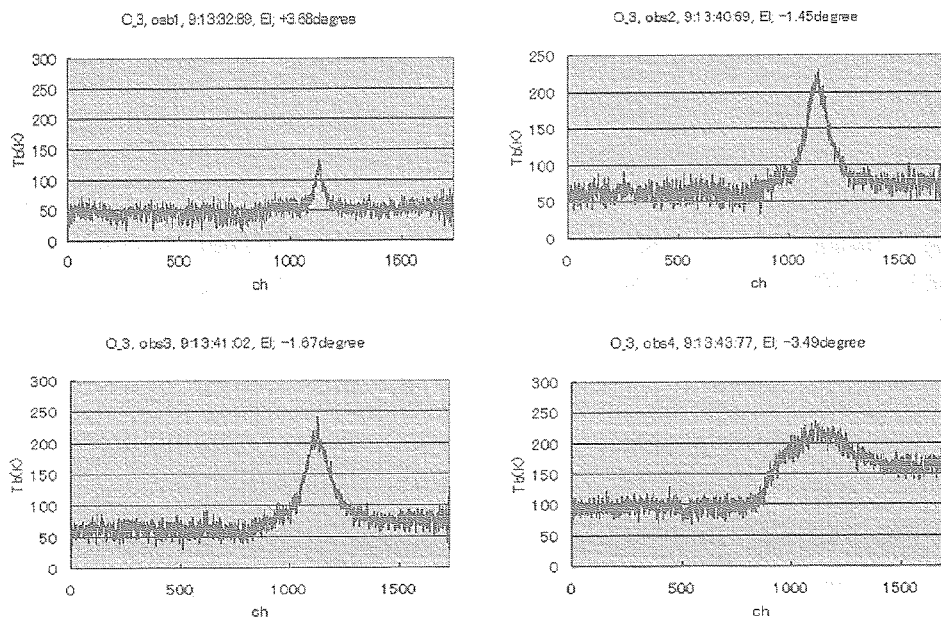


図7 観測されたオゾンのスペクトル。左上から時計回りに仰角 $+3.68^\circ$ 、 -1.45° 、 -3.49° 、 -1.67°

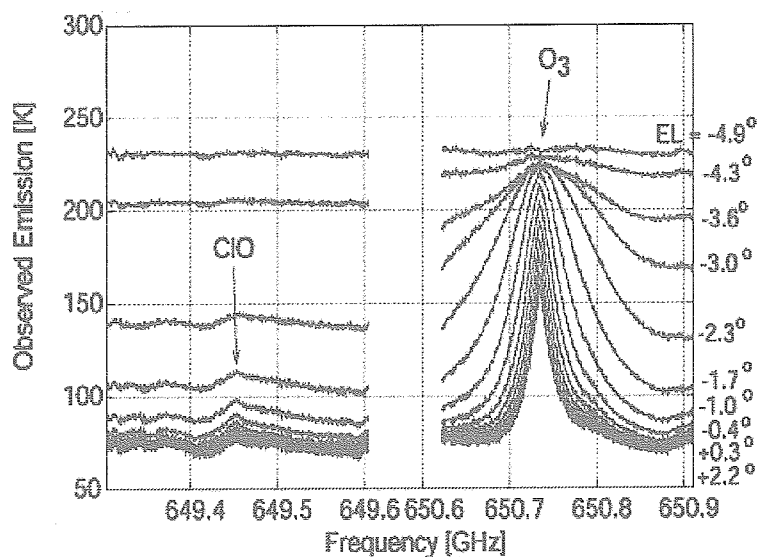


図8 リムサウンディングによって得られた O_3 、 ClO のスペクトル

ることが分かる。図8に O_3 とClOのスペクトルを示す。これは8時56分から11時45分までの全てのデータの積分データである。同様に線幅の広がりの違いが見られる。今後このスペクトルから高度分布を出す予定である。ゴンドラの roll, pitchは, 0.1度 (pitch) ~ 0.2度 (roll) 程度以下の振幅で, 204秒周期で揺れていたのではないと思われる。またAz方向に2rpmで回転させるよう回転モータを取り付けていたが, 実際にはある方向を向いたまま, わずかに揺れていたようであった。

6. 今後の予定

今回の放球実験では, 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。但し, 積分時間が短い (CCD積分時間 15 ミリ秒), 帯域幅がもっと必要, 較正系に問題あり, 姿勢検出系の較正が不十分等いくつかの課題もある。次回はこれらの問題を出来るだけ解決し, かつ観測分子 (周波数) を変えて2004年に三陸での放球観測を行う予定である。観測分子には O_3 , $H^{35}Cl$, $H^{37}Cl$ という強度の強い分子と, $HOCl$, HNO_3 , H_2O_2 , BrO , SO_2 , CH_3CN という弱い分子が含まれる。分光計の帯域は1GHzであるが, 中間周波系で帯域1GHzの2系統に分け, 時間スイッチすることで全観測帯域を1.9GHzとする。積分時間もCCD積分時間を150ミリ秒とする予定である。較正用に主鏡で仰角 $+12^\circ$ まで見ることが出来るようにアンテナ系を改修する。また, 2005年にはさらに観測分子種を増やし, O_3 , ClO , HNO_3 , HO_2 , BrO , SO_2 (全て2004年とは異なる周波数) を加えることで全帯域を3.8GHzとし, JEM/SMILES [4] の観測予定分子をほぼ全てカバーする予定である。但し2005年の観測のためには局部発振器の周波数を観測中に切り替えるという技術的課題がある。

参 考 文 献

- [1] J. Zmuidzinas, H. G. LeDuc, J. A. Stern, and S. R. Cypher, 'Two-junction tuning circuits for submillimeter SIS mixers', *IEEE Trans. Microwave Theory Tech.*, vol. 42, no. 4, pp. 698-706, April 1994.
- [2] T. Noguchi, S. C. Shi, and J. Inatani, 'An SIS mixer using two junctions connected in parallel', *IEEE Trans. Applied Superconductivity*, vol. 5, no. 2, pp. 2228-2231, June 1995.
- [3] Y. Irimajiri, T. Noguchi, S.-C. Shi, T. Manabe, S. Ochiai, and H. Masuko, "A 650-GHz Band SIS Receiver for Balloon-Borne Limb-Emission Sounder", *Int. J. of Infrared and Millimeter Waves*, Vol. 21, No. 4, pp. 519-526, April 2000.
- [4] JEM/SMILES home page <http://smiles.tksc.jaxa.jp/>, or "JEM/SMILES mission plan", http://www2.crl.go.jp/dk/c214/smiles/Mission_Plan/

大気エアロゾルの直接採集に基づく
黄砂の大気化学的性質に関する研究：敦煌における気球観測

山田 丸¹・岩坂 泰信¹・松木 篤¹・D. Trochkin¹・金 爽潤¹
長谷 徹志¹・長谷 正博²・中田 滉²・石 廣玉³・張 代洲⁴
沈 志宝⁵・陳 彬³・李 剛³

Studies on Kosa characterization of atmospheric chemistry
based on direct sampling of atmospheric aerosol:
Balloon-borne measurement in Dunhuang, China

By

Maru YAMADA¹, Yasunobu IWASAKA¹, Atsushi MATSUKI¹, D. TROCHKINE¹, Y.S. KIM¹,
Tetsushi NAGATANI¹, Masahiro NAGATANI², Hikaru NAKATA², G.-Y. SHI³, D. ZHANG⁴,
Z. SHEN⁵, B. CHEN³, and G. LI³

Abstract : Individual aerosol particles were directly collected with balloon-borne aerosol sampler in the free troposphere over Dunhuang, China (40.15° N, 94.68° E) on 30 August 2002 and 24 March 2003, in order to investigate detailed information about physical and chemical characteristics of aerosol particles over a source area. We made it possible to collect particles in the three different layers of 3-5km, 5-7km, and 7-9km above sea level, by using three sets of low volume impactors each with two stages. The shape, size, and elemental composition of the collected particles were individually examined by using scanning electron microscope and energy dispersive X-ray analyzer. The absence of sulfur on the mineral particles indicated that there was no significant sulfur uptake by mineral dusts was taking place in the free troposphere over the source region.

In this paper, we present a summary and advantages of balloon-borne measurement, and characterization of individual aerosol particles based on direct collecting.

概 要

2002年8月29日および2003年3月24日、中国敦煌（40.15° N, 94.68° E）において、気球にエアロゾルサンプラーを搭載し、黄砂発生源上空の自由対流圏中に存在するエアロゾル粒子を直接採集した。サンプラーには2段式のロー・ボリューム・インパクターを3つ取り付け、異なる3層の高度（3-5 km, 5-7 km, 7-9 km）でエアロゾルの採集を可能にした。サ

¹名古屋大学大学院環境学研究科

²名古屋大学太陽地球環境研究所

³中国科学院大気物理研究所

⁴熊本県立大学環境共生学部

⁵中国科学院寒区乾区研究所

ンプリング終了後、ロープカッターにより気球とサンプラーを切り離し、GPSから受信したデータにより、回収を行った。採集されたエアロゾル粒子は、エネルギー分散型X線分析器(EDX; Horiba, EMAX-500)を搭載した走査型電子顕微鏡(SEM Hitachi, S-3000 N)を使用し、個々の粒子の形態、粒径、元素組成について観察された。

本論文では、気球観測の概要、利点および直接採集したエアロゾルの個々の性質について報告する。

重要語：黄砂、エアロゾルの直接採集、電子顕微鏡

1. はじめに

アジア大陸の乾燥、半乾燥地域に起源を持つ黄砂粒子は、しばしば太平洋域にまで輸送される[1, 2, 3, 4]。黄砂粒子は輸送中に放射収支や雲物理過程に大きな影響を及ぼし、また化学反応場として重要な役割を果たす[5]。地球環境の分野ではこの点に大きな関心が寄せられており、現在数多くの観測が進行している。このような振る舞いを理解するためには、黄砂の輸送高度(自由対流圏)に存在するエアロゾル粒子を直接採集し、その一つ一つの形態や元素組成についての情報を得ることが重要である。これまで、航空機を使用し自由対流圏のエアロゾルを直接採集した事例はいくつかあるが[6, 7]、機体が大気とかなり大きい相対速度を持つため、機内に空気を取り込むさいに粒子同士の凝集やインレット管壁面への粒子付着による粒子損失といった問題が生じる[7, 8]。対して、飛翔式気球を用いたエアロゾルの採集では装置が気流と同じ運動をするために粒子損失といった問題は解決されるが、それにもかかわらず気球による直接採集はほとんど行われていないのが現状である。その理由の一つとして、上空で粒子を採集した後の回収作業において技術上の多くの問題があったことによる。中でも短時間のうちに回収することが極めて難しいということが挙げられる。今回の観測では、エアロゾル採集装置と気球を切り離すためのロープカッター、装置の軽量化、またGPSを搭載することによって地上で常時装置の位置を追跡できるようにし、これらの問題の解決をはかった[9]。そのことにより、試料の回収率は格段に上がった。本研究の目的は、実際に、黄砂発生源上空の自由対流圏にどのような粒子が存在しているかを調べることである。さらに、気球の特性を生かして異なる高度でエアロゾルを採集し、その組成や分布の違いについての情報を得ることである。

2. 気球による大気エアロゾルの直接採集

2002年8月29日午前3時31分(UT)および2003年3月24日午前1時43分(UT)、中国敦煌市気象局(40.15°N, 94.68°E)において、エアロゾルサンプラーを搭載した気球を放球し、自由対流圏中に存在するエアロゾルを直接採集した(図1)。敦煌は黄砂発生源のタクラマカン砂漠の東側に位置しており、上空の自由対流圏はタクラマカン砂漠で発生したダストの影響を非常に受けていると考えられている。

図2にサンプリングゾンドの飛跡およびエアロゾル採集ポイントを示す。また、サンプリング時間、気球の上昇速度、およびその時の気象状況などを表1に示す。夏は地上3kmあたりまで東寄りの風が卓越しており、それより上空はまったく異なり偏西風の影響を受け北西風になった。春は地上から一定して西寄りの風の影響を受けており、自由対流圏の風速は夏よりも速かった。

サンプラーゾンドは気球、巻き下げ器、ロープカッター、パラシュート、エアロゾルサンプラーからなっている(図3)。気球には天然ゴムに合成ゴムを添加したラテックスゴム3kg気球(TOTEX, TA-3000型)を使用し、パラシュートには傘の半径が145cm(TOTEX, T-290型)のものを使用した。今回の観測のように装置回収を伴う気球は、ガス量またはパラスト量の調整による浮遊高度の選択や大型装置の搭載が可能である大型のプラス

チック気球を使用するのが一般的である。しかし、ロープカッターの取り付けや装置の軽量化によってこれらの問題はほとんど解決でき、準備作業に要する簡便さといった面を考慮するとゴム気球を用いる方がはるかに実用的である。

サンプラーの大きさは15 cm×31 cm×31 cm（高さ×幅×奥行き）であり、バッテリー、ショックアブソーバー、ロープカッターなどを含めると総重量は8～9 kgになる。サンプラーにはインパクターを3つ、そしてその吸気・排気部分にそれぞれバルブを取り付け、ダイヤフラム式ポンプ、気圧センサー、GPSからなっている。バッテリーは、ポンプ部に単三リチウム電池24本、バルブ部には単三アルカリ電池8本を使用し、それぞれ18 V、12 Vの電力を供給した。サンプラーは気圧センサーあるいはGPSによって制御されている（図4）、設定された高度（GPSまたは気圧計からの情報）にサンプラーが達するとモーターが作動し、最初のバルブが開くようプログラムされている。その後、設定高度に達するとバルブが同時開閉して2番目、3番目のインパクター内にサンプリングエアが吸引され、高度の異なる3つの層のエアロゾル粒子を採取できるよう設計した。インパクターには2段式ロー・ボリューム・インパクターを使用した。インパクターの流量は地上で1.8 l/minであり、カットオフ50%径（空気力学径）は一段目、二段目それぞれ1.36 μm、0.10 μmである（図5）。

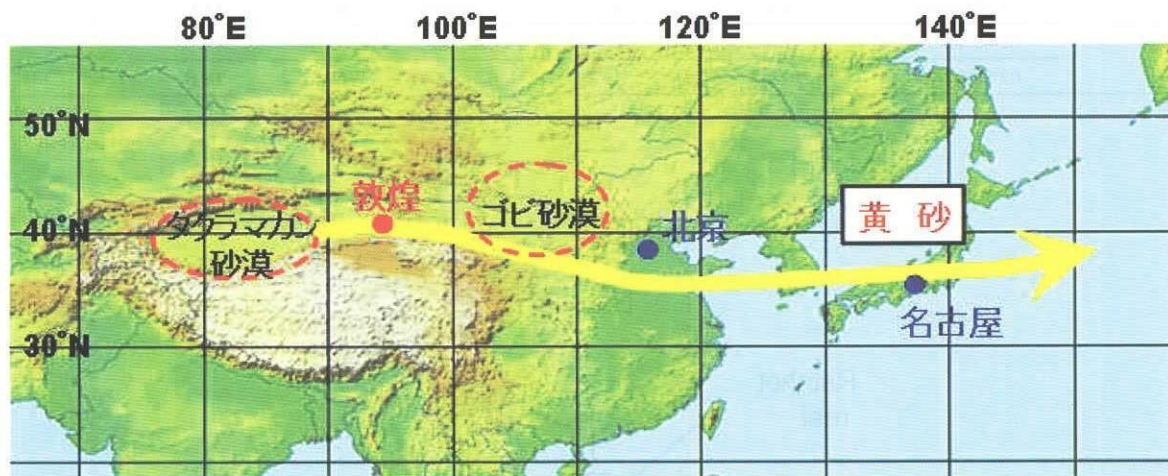


図1 黄砂の有力な発生源と代表的な拡散方向

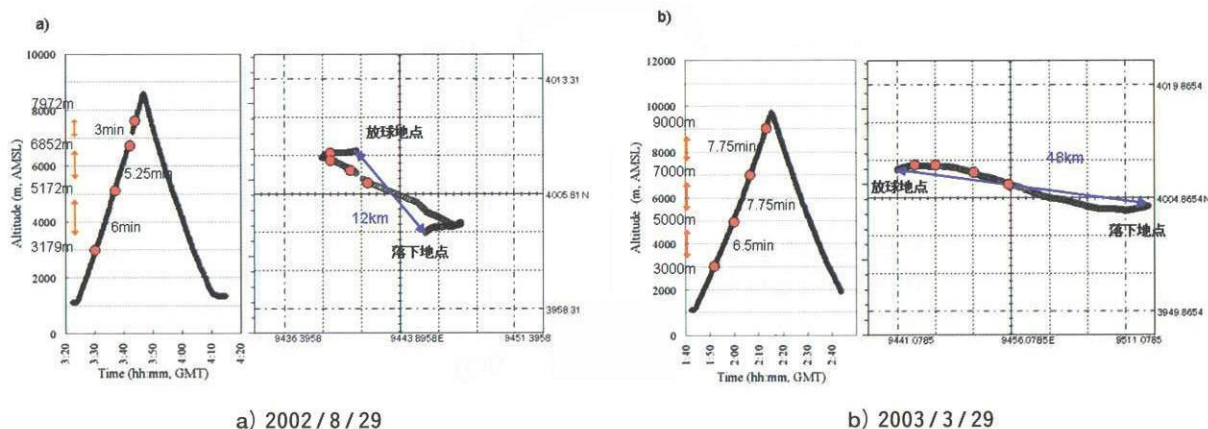


図2 サンプラーの飛跡とエアロゾル採集点

表1 観測状況 a) 2002/8/29, b) 2003/3/29

a)

Date	Time (hh:mm, GMT)	Altitude (km) (above sea level)	Ascending speed (m/min)	Sampling Time	Wind		Weather
					Direction	Speed (m/s)	
29-Aug-02	03:31-03:31	below 3.2km	290	—	ENE	6.6	Fine
	03:31-03:37	3.2~5.2km	332	6min	NNE-WNW	5	
	03:37-03:42	5.2~6.9km	320	5.25min	NW	9.2	
	03:42-03:45	6.9~8.0km	374	3min	NNW-WNW	14.3	

b)

Date	Time (hh:mm, GMT)	Altitude (km) (above sea level)	Ascending speed (m/min)	Sampling Time	Wind		Weather
					Direction	Speed (m/s)	
24-Mar-03	01:43-01:52	below 3km	237	—	WSW	6.5	Fine
	01:52-02:00	3~5km	286	7.75min	W	11.6	
	02:00-02:07	5~7km	286	7.75min	WNW-W	16.8	
	02:07-02:13	7~9km	318	6.5min	WNW	18.6	

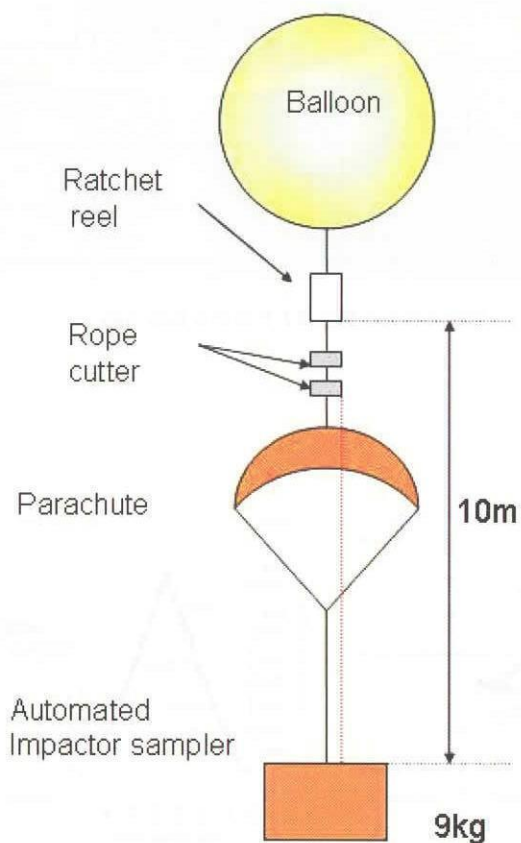


図3 気球の構成

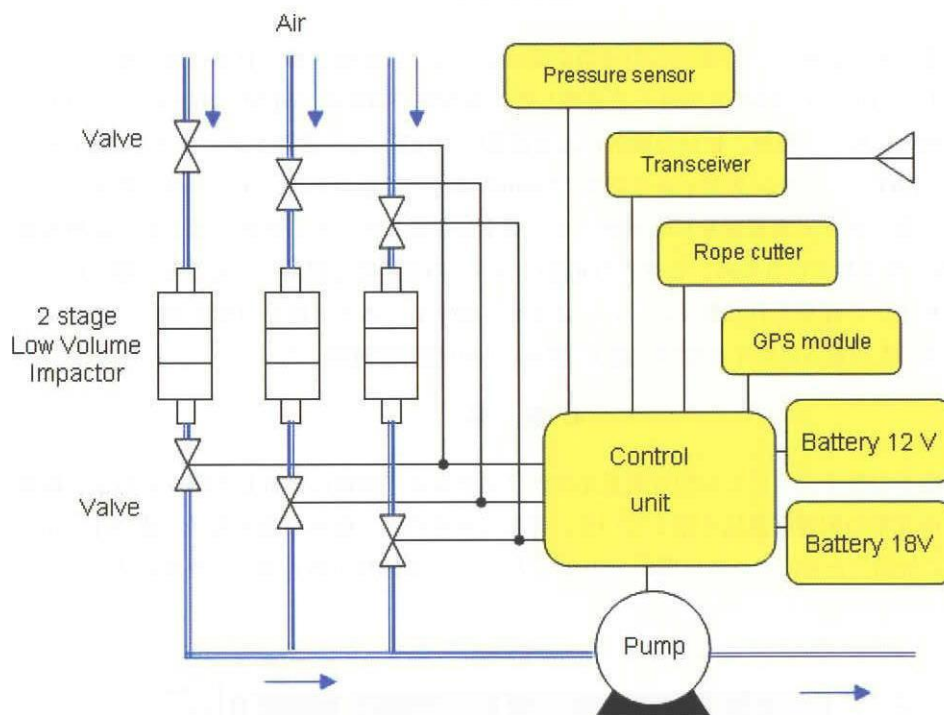


図4 サンプラーシステム

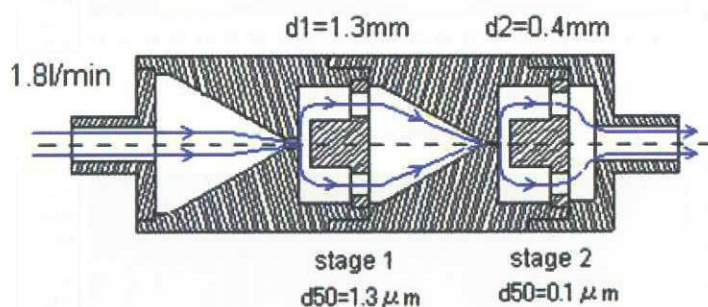


図5 インパクトターと空気の流れ

サンプリングが終了するとすべてのバルブが閉じ、外部からの汚染を防ぐ設計になっている。ロープカッターにより気球とサンプラーが切り離され、GPSから受信したデータによりリアルタイムで位置情報を把握し、それをもとに試料の回収を行った。

2002年夏の観測では図2に示されているように、最高高度で予定より早くサンプリングが終了してしまった。これは、気圧センサーによりポンプとバルブを制御していたために生じた気圧誤差によるものと考えられる。2003年春の観測では制御方法を気圧センサーからGPSの信号に切り替えた。サンプリング終了後、気球から切り離されたサンプラーはパラシュートによって下降速度が程度減速され、放球点から夏は約12 km、春は約48 km離れた地点に落下した。春・夏の観測ともに地上に落下後、数時間以内に試料回収が行えた。そのため、外部からの汚染が生じるような要因はほとんどないと思われる。

3. 試料の分析

気球によって採集された試料は、外部からの汚染を受けないように乾燥状態で日本に持ち帰り、エネルギー分散型X線分析器（EDX；Horiba, EMAX-500）を搭載した走査型電子顕微鏡（SEM；Hitachi, S-3000 N）を使用して分析された。個々の粒子の形態、粒径の観察には加速電圧10 kV、ワーキングディスタンス5 mm、EDXによる元素組成分析は20 kV、ワーキングディスタンス15 mmの条件下で行われた。エアロゾル粒子は、ニッケル製メッシュグリッドに張られた炭素蒸着をしたコロジオン膜上に採集した。そのため、もともと試料採集プレートにC、O、Niが含まれているため、これらの元素についての定量的な議論はすることは難しい。インパクターの1段目（粗大粒子）で採集された粒子についてはすべて観察し、また2段目（微小粒子）については採集された粒子が多いため適当に粒子を選び、数10個から100個程度観察した。

4. 結果

図6は分析した個々の粒子についての相対質量比のグラフである。横軸に分析した個々の粒子、縦軸にそれぞれの粒子についての元素の相対質量比を示している。表2に示すのは、個々の粗大粒子（直径1 μm 以上）について含有元素ごとに分類したものである。岡田・甲斐 [10] によるEDX分析を基にした次の式によって、分類を

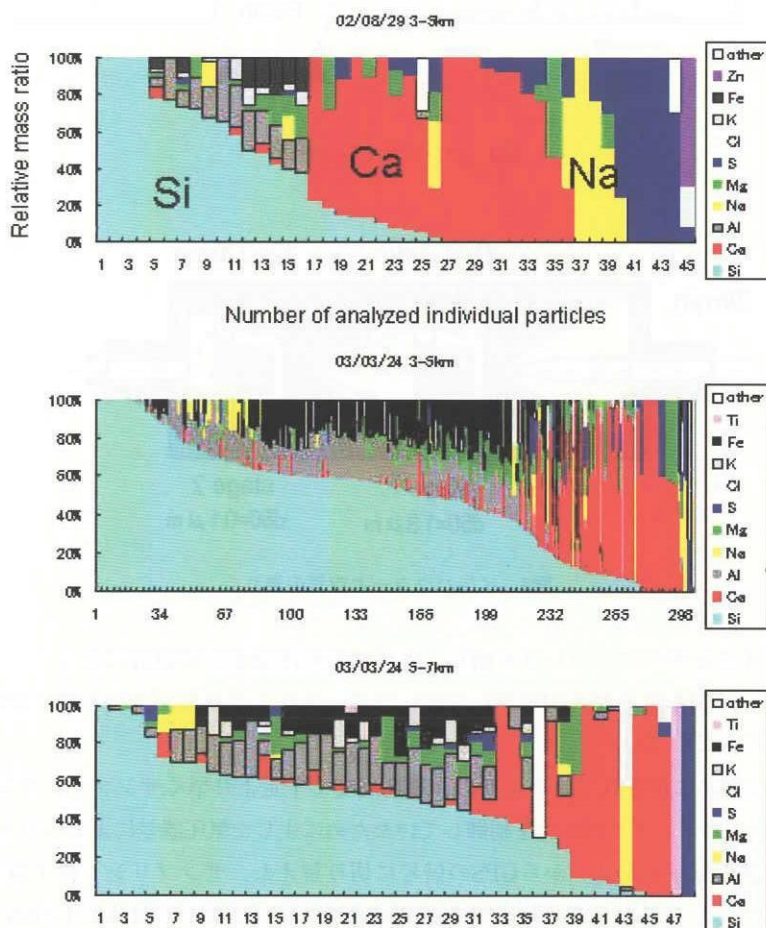


図6 中国敦煌上空の粗大粒子の元素分析結果。

上) 2002/8/29、3-5 km, 中) 2003/3/24、3-5 km, 下) 2003/3/24、5-7 km

表2 粗大粒子からの検出元素に基づいた分類

Type of Particles	2002/8/29 3-5km		2003/3/24 3-5km		2003/3/24 5-7km	
	number	%	number	%	number	%
Si-rich	16	35.6	220	72.4	33	68.8
Si-dominant	10		74		9	
Si + Al	3		90		15	
Si + Mg	0		5		2	
Si + Fe (+Al)	3		30		4	
others	0		21		3	
Ca-rich	17	37.8	65	21.4	11	22.9
Ca-dominant	15		37		6	
Ca + Si	0		5		3	
Ca + Mg	1		12		1	
Ca + S	0		6		0	
others	1		5		1	
Fe-rich	0		7	2.3	0	
Fe-dominant	0		3		0	
Fe + Si(+Al)	0		3		0	
others	0		1		0	
Ti-rich	0		2	0.7	1	2.1
Ti-dominant	0		2		1	
Na-rich	5	11.1	6	2.0	1	2.1
Na-dominant	2		0		0	
Na + Cl	0		3		1	
Na + S	1		2		0	
others	2		1		0	
Cl-rich	0		1	0.3	0	
Cl + Na	0		1		0	
S-rich	5	11.1	1	0.3	1	2.1
S-dominant	5		1		1	
Others	2	4.4	2	0.7	1	2.1
Total, #	45	100	304	100	48	100
<i>Ca-rich/ Si-rich</i>	<i>1.06</i>		<i>0.30</i>		<i>0.33</i>	
<i>Si-rich + Ca-rich, %</i>	<i>73.4</i>		<i>93.8</i>		<i>91.7</i>	

している。例えば元素Xについては、

$$P(X) = X / (Na + Mg + Al + Si + S + Cl + K + Ca + Ti + Mn + Fe)$$

この表で使用されている“rich”とは、検出された元素の中で最大重量比をもつ元素のことであり、また、粒子のコンビネーションの閾値には $P(X) > 65\%$ で与えられている。春のコンビネーションは3-5 km, 5-7 kmと高さにはほとんど関係なくSi-rich粒子がメインであり、粗大粒子の7割近くを占めており、Ca-rich粒子が2割程度であった。一方、夏は、全粒子に対してSi-richが36%, Ca-richが38%, さらに塩類鉱物と考えられるNa-richが11%であり、これらの粒子で全体の8割強を占めている。

夏の5-7 km, 7-8 kmおよび春の7-9 kmで採集された粗大粒子の数は、いずれも数個であり、作業ブランクによる可能性もある。よって、ここではその粒子についての議論は省く。

5. 結果の検討とまとめ

5.1. 発生源上空自由対流圏中の鉱物粒子の存在

前述したように、敦煌上空の自由対流圏中に存在する粗大粒子のほとんどが鉱物粒子であった。日本上空での飛行機観測では、4 km以下に存在する粒子数が春と夏で大きく異なり、夏は春に比べて86%も粒子数が減少することが報告されている [7]。この粒子数の減少は主に鉱物粒子の減少に伴うものである。単位時間当たりに採集された粗大粒子数を比較すると、3-5 kmで春は39.2個/分、夏は7.5個/分であり、夏は春に比べて81%も減少していた。さらに、夏の5 km以上ではほとんど粒子が観察されなかったにもかかわらず、春は5-7 kmでも夏の3-5 kmの粒子数に匹敵する量(6.4個/分)のエアロゾルが採集された。このことは、夏にダストストームを発生させるような寒冷前線の通過が少なく、そのため敦煌よりも西側に起源に持つダストの減少に伴って、敦煌上空3-5 kmの濃度も春に比べて低かったという可能性が示唆される。

Sun et al. [11] は、タクラマカン砂漠起源の黄砂は5 km以上も舞い上がり、そして長距離輸送されると提案している。このことから、5 km以上に存在する鉱物粒子は敦煌周辺での局地的な大気対流によって上空まで持ち上げられたとは考えにくく、タクラマカン砂漠内で発生したダストが5 km以上まで舞い上がって敦煌上空を通り過ぎた可能性も考えられる。

5.2. 鉱物組成の違い

そこで、粗大域の粒子組成に注目してみると、春は、3-5 km、5-7 km共に、Si-rich粒子とCa-rich粒子で9割以上を構成していた。わずかではあるが、Naを含む蒸発岩(halite; NaCl, thenardite; Na_2SO_4 , mirabilite; $\text{Na}_2\text{SO}_4 \cdot 10\text{H}_2\text{O}$)と考えられる鉱物も検出された。これらの鉱物は中国新疆の砂漠周辺でしばしば観測される [12]。

一方、夏の3-5 kmはSi-rich粒子が36%、Ca-rich粒子が38%、Na-rich粒子が11%であり、春の時とはかなり異なっていた。さらに、S-rich粒子やZnとCl、Sのコンビネーションを持つ粒子が検出された。これまで敦煌においてエアロゾルの高さ方向の粒径分布を調べるために、気球にOPCを搭載し、各季節の観測が行われている。その温位や粒子濃度から、夏期は約4 km辺りまで境界層が発達すると報告されている [13]。これらの粒子は人為起源によるものと考えられ、4 km辺りまで発達した境界層によって、敦煌周辺の都市域からの人間活動に由来した粒子が日中に混合された可能性が考えられる。

鉱物粒子の組成また粒子数に差があったものの春・夏共に鉱物粒子が支配的であることには変わりなかった。またOPCの観測から自由対流圏中では季節を問わず、粗大粒子にピークが見られた [13]。これらの観測結果を踏まえると発生源上空の自由対流圏には、常に鉱物粒子が供給されており、風系の条件さえ整えば日本や太平洋域までこれらの鉱物粒子が輸送される可能性もあり [14]、放射過程や物質循環に及ぼす影響は無視できないと考えられる。

5.3. 硫酸塩の取り込み

黄砂は大気中を浮遊し、日本や太平洋域に拡散される間に中国の工業地域から排出された硫黄酸化物や窒素酸化物と反応し、それによって変質を受けると考えられている。実際に、日本上空または太平洋上の黄砂から硫黄酸化物や窒素酸化物が検出されている [15, 16]。対して、発生源付近の地上の鉱物粒子には硫黄の大幅な取り込みは見られなかった [10, 17]。しかしながら、これまで発生源上空に存在している鉱物粒子の化学的性質は調べられておらず、鉱物粒子の長距離輸送中の変質を議論するうえで、今回の観測は非常に有意義なものである。

図7はアルミニウム、カルシウム、硫黄の相対質量比のグラフである。グラフ中に引かれている線は、カルシウム含有粒子の典型的な粒子である石膏(Gypsum; $\text{CaSO}_4 \cdot \text{H}_2\text{O}$)のCaとSの質量比を示している。この線よりもCa/S比が高い値を取れば、検出された硫黄は石膏のような鉱物由来の硫黄である可能性が考えられる。Alを指標とした理由は、Siを含む鉱物粒子にはほとんどAlを伴っているため(鉱物粒子の代表格であるアルミノシリケイ

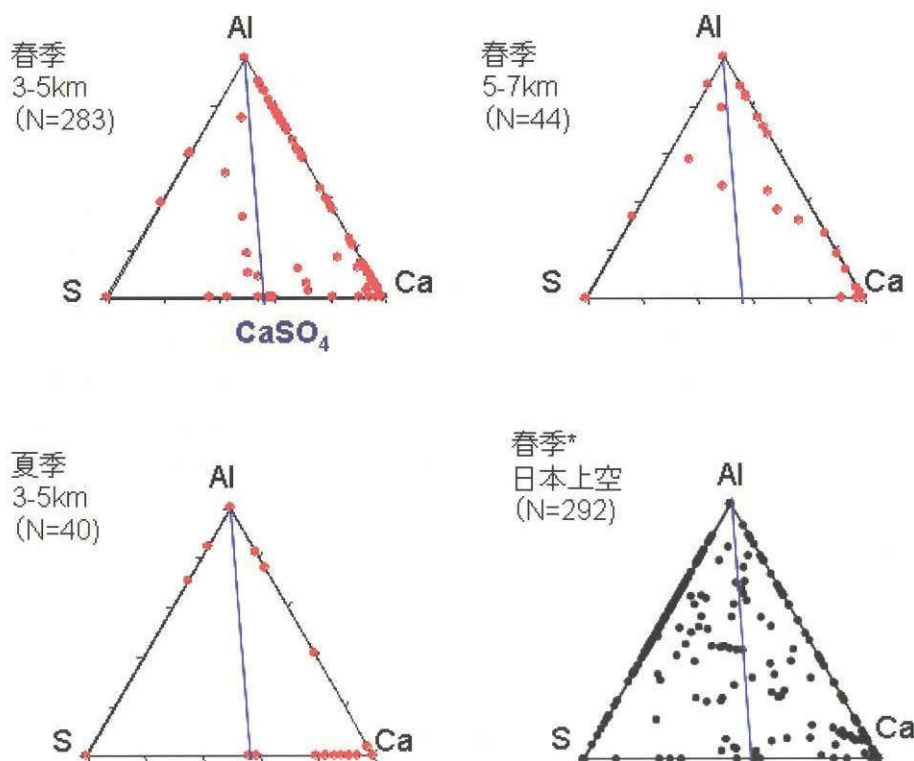


図7 Al, S, Caの相対質量比

ト)、一つの粒子中に含まれる質量相対比の小さいアルミニウムを指標としたほうが、硫黄の取り込みの度合いをより詳しく見ることができるためである。敦煌上空に存在するほとんどの粒子はこのCa/S比よりも小さい値を示しており、鉱物粒子による硫黄の大幅な取り込みは確認されなかった。一方、日本上空では、黄砂による硫黄の取り込みがはっきりと確認された [17]。このことから、発生源上空に存在する鉱物粒子はまだ硫黄の大幅な取り込みはなされておらず、これから長距離輸送されるさいに硫黄を取り込むポテンシャルを大きく残しているといえる。

5.4. 個々の粒子観測法と気球

今回の観測では、電子顕微鏡観察を使用して採集された粒子一つ一つに注目して分析を行った。そのため、バルク分析のように大量の試料は必要とせず、試料が極微量でも粒子一つ一つの情報を得ることができ、またエアロゾル粒子の混合状態を知ることが出来る。大気エアロゾル、特に黄砂の環境影響を考える立場からは、黄砂粒子一つ一つの表面で生じている物理化学的なプロセスの解明が重要であり、その点において大気中のエアロゾル粒子を直接採集し粒子一つ一つについて微視的な観察をする研究が必要である。

さらに、バルク分析では一般的に試料採集に数時間程度必要とするのに対して、個々の粒子の分析では数分から10分程度でことが足りる。都市部や砂漠地域の地上といった粒子濃度の高い場所では1分程度もサンプリングを行えば、分析するには十分な量の粒子を採集することができる。例えば300 m/min程度の速度で上昇する気球を使用してエアロゾル粒子を直接採集した場合、2 kmの層の粒子を採集できる。時間に換算すると6, 7分間のサンプリングになるが、それでも大気中のエアロゾルの状態に関しての情報は十分に得ることができる。くわえて、短時間のサンプリングはその瞬間の大気の状態をよく反映した情報をもたらしてくれる。

5.5. 今後の展開

我々の研究グループでは、これまで敦煌で3回ほど気球による大気エアロゾルの直接採集を試みている。試料

採集装置は重量の軽減を図るとともに、なるべく近距離に採集試料を落下させるようにした（高度約9.5 kmで気球と試料を切り離す）。装置の飛揚中、採集終了後のパラシュートで試料を緩降下させる途中、落下点の位置などはGPS装置から送られてくるデータによって常時モニタリングした。観測を重ねるごとに一連の準備から回収までの作業がスムーズに行われるようになったのも、最近の2回立て続けの成功の要因である。特に試料回収については、現地の地理をよく知る地元スタッフの力によるところが大きいと感じる。

粒子のサンプリングのほかに、前述したOPCを気球に搭載した観測、またライダー（Lidar: Light detection and ranging）によって得られた、高さ方向の粒径-粒子数濃度、粒子の形態、時間変化、粒子組成の情報をもとに、エアロゾルのフラックスや粒子の変質、また放射への影響を議論することができる。

試料の回収を絶対条件とする気球観測は、必然と地理的な条件に恵まれた国に偏りがちである。例えば、上空を漂ううちに国境を越えるような場所、森林地帯や海洋上、あるいは人口密集地などでの観測は非常に困難となる。そのため、国土の広いアメリカやオーストラリアといった国ではこの種の観測は盛んである。しかしながら、今回のように自由対流圏に主眼を置いた観測では高度10 km前後で気球を切り離すため、その多くの場合試料は放球点から100 km以内に落下するであろう。また、今回はゴム気球を用いたため準備には数人程度でことたり、特殊な場所や設備等の制限を受けずに作業できる。

将来的には、このような比較的簡便なゴム気球を使用することでさまざまな場所で大気エアロゾルの直接採集が行われ、放射や物質循環、そして個々の粒子の微物理化学的なプロセスを解明するための手法の一つとして定着することが期待される。

謝 辞

本研究では、現地観測を行うにあたり敦煌市気象局からさまざまな技術支援を受けた。また、平成12～15年度日本学術振興会重点研究国際協力事業研究「オゾン、エアロゾルなどの気球観測に基づく対流圏成層圏物理化学の研究」（代表岩坂泰信）による研究費の一部を使った。あらためて関係者に謝意を表します。

参 考 文 献

- [1] Duce, R. A., C. K. Unni, B. Ray, J. M. Prospero, and J. T. Merrill, Long-range atmospheric transport of soil dust from Asia to the tropical North Pacific: Temporal variability, *Science*, 209, 1522-1524, 1980.
- [2] Iwasaka, Y., H. Minoura, and K. Nagaya, The transport of special scale of Asian dust-storm clouds: a case study of the dust-storm event of April 1979, *Tellus*, 35B, 189-196, 1983.
- [3] Uematsu, M., R.A. Duce, J.M. Prospero, L.Q. Chen, J.T. Merrill, and R.L. McDonald, Transport of mineral aerosol Asia over the North Pacific Ocean, *J. Geophys. Res.*, 88, 5343-5352, 1983.
- [4] Gao, Y., R. Arimoto, M. Y. Zhou, J. T. Merrill, and R. A. Duce, Relationships between the dust concentrations over Easter Asia and the remote North Pacific, *J. Geophys. Res.*, 97, 9867-9872, 1992.
- [5] Dentener, F. J., G. R. Carmichael, Y. Zhang, J. Lelieveld, and P. J. Crutzen, Role of mineral aerosol as a reactive surface in the global troposphere, *J. Geophys. Res.*, 101, 22869-22889, 1996.
- [6] Mori, I., Y. Iwasaka, K. Matsunaga, M. Hayashi, and M. Nishikawa, Chemical characteristics of free tropospheric aerosols over the Japan Sea coast: aircraft-borne measurements, *Atmos. Environ.*, 33, 601-609, 1999.
- [7] Matsuki, A., Y. Iwasaka, K. Osada, K. Matsunaga, M. Kido, Y. Inomata, D. Trochkin, C. Nishita, T. Nezu, T. Sakai, D. Zhang, and S.-A. Kwon, Seasonal dependence of the long-range transport and vertical distribution of free tropospheric aerosols over east Asia: On the basis of aircraft and lidar measurements and isentropic trajectory analysis, *J. Geophys. Res.*, 108 (D23), Art. No. 8663, 2003.
- [8] 渡辺征春, 岩坂泰信, 長谷正博, 中田 滉, 山形 定, 猪俣弥生, 酒井 哲: 航空機搭載光散乱式粒子計数器によるエ

- アロゾル粒子数混合比の観測, 南極試料, 46, 1A, 177-229, 2002
- [9] 長谷正博, 中田 滉: 気球搭載エアロゾルサンプラーとGPSを利用した気球の追跡, 名古屋大学太陽地球環境研究所, 第14回技術研修報告書, 15-26, 2003.
- [10] Okada, K., and K. Kai, Features and elemental composition of mineral particles collected in Zhangye, China, *J. Meteorol. Soc. Japan*, 73, 947-957, 1995.
- [11] Sun, J., M. Zhang and T. Liu, Spatial and temporal characteristics of dust storms in China and its surrounding regions, 1960-1999: Relations to source area and climate, *J. Geophys. Res.*, 106, 10325-10333, 2001.
- [12] Yabuki, S., A. Okada, A. Ueda, Q. Chang, and Z.-L. Fan, Sulfur isotope study of salt materials in saline lands and salt deposits around the desert areas in Xinjiang, China - Implications to the study of the source of the Aeolian dust of inland Asia -, *J. Arid Land Studies*, 7-2, 127-138, 1997.
- [13] Kim, Y. S., Y. Iwasaka, T. Shibata, T. Nagatani, G.-Y. Shi, D. Trochikine, A. Matsuki, M. Yamada, D. Zhang, M. Nagatani, and H. Nakata, Dust particles in the free atmosphere over the desert areas in the Asian continent: Four seasons measurements with balloon-borne and lidar DunHuang, China, *J. Geophys. Res.*, 2003 (in press).
- [14] Iwasaka, Y., G.-Y. Shi, M. Yamada, A. Matsuki, D. Troshkine, Y.S. Kim, D. Zhang, T. Nagatani, T. Shibata, M. Nagatani, H. Nakata, Z. Shen, G. Li, and B. Chen, Importance of dust particles in the free troposphere over the Taklamakan desert: Electron microscopic experiments of particles collected with a balloonborne particle impactor at Dunhuang, China, *J. Geophys. Res.*, 108 (D23), Art. No. 8644, 2003.
- [15] Iwasaka, Y., M. Yamato, R. Imasu, and A. Ono, Transport of Asian dust (KOSA) particles; importance of weak KOSA events on the geochemical cycle of soil particles, *Tellus*, 40B, 494-503, 1988.
- [16] Okada, K., H. Naruse, T. Tanaka, O. Nemoto, Y. Iwasaka, P. Wu, A. Ono, R. Duce, M. Uematsu, and J. Merrill, X-ray spectrometry of individual Asian dust-storm particles over the Japanese islands and the North Pacific Ocean, *Atmos. Environ.*, 24A, 1369-1378, 1990.
- [17] Trochikine, D., Y. Iwasaka, A. Matsuki, M. Yamada, Y.-S. Kim, T. Nagatani, D. Zhang, G.-Y. Shi, and Z.-B. Shen, Mineral aerosol particles collected in Dunhuang, China, and their comparison with chemically modified particles collected over Japan, *J. Geophys. Res.*, 108 (D23), Art. No. 8642, 2003.



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