



ISSN 1349-1113
JAXA-RR-09-007

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

2010年 3 月

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

目 次

序 文	
高橋 忠幸	
新しい気球管制冗長系テレメータ・コマンドシステムの開発	1
河田 二郎, 井筒 直樹, 飯嶋 一征, 太田 茂雄, 加藤 洋一 斎藤 芳隆, 佐藤 崇俊, 高田 淳史, 田村 啓輔, 鳥海 道彦 並木 道義, 福家 英之, 松坂 幸彦, 水田 栄一, 山田 和彦 吉田 哲也	
電子飛跡検出型広視野コンプトンカメラによる sub-MeV および MeV ガンマ線観測気球実験の結果と展望 (SMILE 実験)	19
谷森 達, 服部 香里, 株木 重人, 窪 秀利, 黒澤 俊介 井田 知宏, 岩城 智, 身内 賢太郎, 水田 栄一, 永吉 勉 西村 広展, 野中 直樹, 岡田 葉子, 折戸 玲子, 高田 淳史 高橋 慶在, 上野 一樹	
第2回南極周回飛翔宇宙線観測実験 - BESS-Polar II 報告	31
吉村 浩司, 安部 航, 折戸 玲子, 坂井 賢一, 篠田 遼子 鈴木 純一, 田中 賢一, 谷口 敬, 西村 純, 野崎 光昭 灰野 禎一, 長谷川 雅也, 福家 英之, 堀越 篤, 榎田 康博 松川 陽介, 松田 晋弥, 山上 隆正, 山本 明, 吉田 哲也 John W. Mitchell, Thomas Hams, Ki-Chun Kim, Moohyung Lee Jonathan F. Ormes, Frank San Sebastian, Makoto Sasaki Eun-Suk Seo, Robert E. Streitmatter and Neeharika Thakur	
極域成層圏からの惑星リモートセンシングを目指した気球搭載望遠鏡	53
田口 真, 莊司 泰弘, 坂本 祐二, 吉田 和哉, 高橋 幸弘 寺口 朋子, 大西 智也, Steve Battazzo, 佐藤 隆雄, 星野 直哉 宇野 健, 吉村 淳	
ソーラー電力セイルの展開総合実験	73
森 治, 白澤 洋次, 今泉 継男, 三桝 裕也, 元岡 範純 佐藤 祥悟, 田中 啓太, 浦町 光, 善場 祐介, 北嶋 麻里絵 羽柴 円絵, 志田 真樹, 田中 孝治, 澤田 弘崇, 船瀬 龍 遠藤 達也, 奥泉 信克, 矢野 創, 岡本 千里, 横田 力男 津田 雄一, 佐伯 孝尚, 川口 淳一郎, ソーラーセイル WG	

序 文

大樹町に気球実験の場を移して以来続けられて来た気球グループの努力が実り、本年度は放球、飛揚、回収と全てが確立し、はじめて観測実験が実施された、これは単なる飛翔機会の提供にとどまらず、大樹町という新しい場所において実験の運用が軌道に乗り、世界でも類を見ない先進的な放球方法が実現されたことを意味しており、その意義は大きい。

本年度の特集号では、現在急ピッチで進む新しい世代の気球実験におけるテレメトリー、コマンドシステムの開発の他、これまでに気球実験をおこない、これからも大樹町での新たな展開が期待される実験の報告や今後の展望が記載されている。

今後、大樹町では科学観測実験の他、気球を利用した超音速飛翔体の飛行実験など、これまでの行われた事のない新しい工学実験が企画されている。今後名実ともに、大学共同利用としての迅速な飛翔機会の提供による先進的工学研究の場に発展しようとなる事が期待される。また国際共同実験も提案されており、国際的な視点にたつてよい科学的成果をあげていくための活動が急務である。特に、実験を行う研究者に対するサポートのあり方や強化策についてはよく検討を行い、宇宙科学研究所や、宇宙航空研究開発機構の諸部門の支援を受ける方策を考える必要があるだろう。

また、従前より指摘されている通り、日本で行うべき観測実験の他、ブラジル等海外で行うことが適切である実験に対しても、十分なリソースを投入していくべきである。

最後に、松坂大気球実験室副室長が、その長年の気球実験に関する開発・貢献に対して、本年度の理事長表彰を受けた事を報告し、ますますの活躍を祈念したい。

大気球研究委員会
委員長 高橋 忠幸

新しい気球管制冗長系テレメータ・コマンドシステムの開発

河田 二郎¹, 井筒 直樹¹, 飯嶋 一征¹, 太田 茂雄¹,
加藤 洋一¹, 斎藤 芳隆¹, 佐藤 崇俊¹, 高田 淳史¹,
田村 啓輔¹, 鳥海 道彦¹, 並木 道義¹, 福家 英之¹,
松坂 幸彦¹, 水田 栄一¹, 山田 和彦¹, 吉田 哲也¹

Development of a New Backup Telemetry and Command System for the Balloon Control

By

Jiro KAWADA¹, Naoki IZUTSU¹, Issei IJIMA¹, Shigeo OHTA¹, Yoichi KATO¹,
Yoshitaka SAITO¹, Takatoshi SATO¹, Atushi TAKADA¹, Keisuke TAMURA¹,
Michihiko TORIUMI¹, Michiyoshi NAMIKI¹, Hideyuki FUKU¹,
Yukihiko MATSUZAKA¹, Eiichi MIZUTA¹, Kazuhiko YAMADA¹ and Tetsuya YOSHIDA¹

Abstract

We have been developing a new telemetry tracking and command (TT&C) system for the balloon experiment, and aiming to utilize the new TT&C system from 2012. As the first step to shift to this new system, we have developed a simplified new TT&C system which is mounted at the bottom of the balloon, executes the termination command and used for the balloon tracking after the termination. We call this system backup system, relative to main system mounted in the main gondola, and we will start its practical use from 2010. In this paper, we report the outline of the new TT&C and backup systems, and the brief summary of R&D which has been done.

概 要

現在、大気球実験室では、標準的に用いているテレメータ・コマンドシステムに代わる新しいテレメータ・コマンドシステムの開発を進めており、2012年度の移行を目指している。これに先立ち、新システムへの移行の第一段階として、気球尾部に搭載し、気球切り離しと切り離し後の気球追尾を行うことを主な目的とした新しい気球管制システム（ゴンドラに搭載するメインシステムに対し、これを冗長系システムと呼ぶ）の開発を行い、2010年度以降の実用化の目処をつけた。本報告書では、開発中の新システムの概要について述べるとともに、冗長系システムの概要と、飛翔実証試験について報告する。

1. はじめに

大型気球の実験に搭載されるテレメータ・コマンドシステムには、メインゴンドラに搭載されるテレメータ・コマンドシステム（以後、メインシステムと呼ぶ）に加え、非常用コマンドシステム [1] と気球ゾンデがある。非常用コマンドシステムは、安全の観点からシステムの冗長性を確保するためのものであり、気球ゾンデは気球と観測器を切り離した後の気球追尾を行うためのものである。

¹ 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部 ISAS/JAXA

非常用コマンドシステムは、パラシュート上部に取り付けられており、気球と実験装置とを切り離すロープカッターを作動させるコマンド、および、タイマーが搭載されている。コマンドはメインシステムとは完全独立かつ別方式（連続トーン信号とトーンバースト信号）を用いる。また、タイマーとして、あらかじめ設定した時間を越え、かつ、気球が一定の高度（約 13 km）以下に下がったという条件でロープカッターを動作させるスクイブタイマー回路を搭載している。いずれも十分な信頼性を発揮しながら開発以来 15 年にわたり運用してきたが、部品の枯渇により、装置の更新が必要となってきた。

気球ゾンデは、気球尾部の位置に搭載され、ビーコン電波により気球の位置を知らせる装置である。地上系は切り離し後の気球をこのビーコン電波で追跡し、海上に降下して電波が途切れるまで追尾している。気球の回収のための降下位置は、得られた受信アンテナの方位角と降下時間から、飛翔予測シミュレーションに補正を加えることで求めているが、位置の不定性が数 km と大きいのが現状である。

また、気球切り離し後には、気球頭部に取り付けられた排気弁が開いていることが望まれるが、現行のシステムでは排気弁の電池がメインゴンドラに搭載されているため、切り離し後、排気弁を積極的に開くことができない。このため、切り離し直前に開くことで対応しているが、できれば、切り離し後に自動的に開くことが望まれる。

ここまでは大型気球の話だが、測風の目的などで利用されている小型気球にもテレメータ・コマンドシステムは搭載されている。極度に軽いことが要求されるため、大型気球用のメインシステムとは別のシステムが開発、運用されており、コマンドによる気球飛翔の終了、テレメータによる測位および各部電圧等の HK(House Keeping) 情報の収集が実施されてきた。

大気球実験室では、既存の装置の部品が枯渇していること、および、できるだけ共通化を進めることでメンテナンスを容易にすることを考慮し、新たなテレメータ・コマンドシステムの開発を進めており、2012 年度の移行を目指している [2]。この一環として、非常用コマンドと気球ゾンデの後継であり、かつ、小型気球用のテレメータ・コマンドシステムとしても利用できる「冗長系システム」を開発した。冗長系システムは、地上からのコマンド信号を受けて、ロープカッターを含む排気弁などの複数の外部機器を制御するほか、測距、GPS(Global Pointing System) 及び気圧高度計による気球の測位、および HK 情報を収集し、テレメータによりこれらを地上局に送信する。加えて、従来のタイマー回路と同等の機能も有する。開発中の標準テレメータ・コマンドシステムと同じテレメータ・コマンドフォーマットを採用し、新システムへの移行の第一段階として、2010 年度より運用を開始する予定である。

本論文では、冗長系システムの開発、飛翔実証試験の結果について報告する。

2. 冗長系システム

2.1. 冗長系システムへの要求仕様

図 1 に従来の大型気球の荷姿（図 1(a)）と、冗長系システムを搭載した場合の荷姿（図 1(b)）を示す。従来の気球ゾンデ、非常用コマンドの代わりに気球尾部に冗長系システムを搭載し、非常時の気球切り離しおよび切り離し後の気球追尾に用いる。

冗長系システムに要求される性能は以下の通りである。

1. 大樹航空宇宙実験場主系送信アンテナからの見通し限界距離約 700 km（気球高度 30 km）において、受信電界強度が 10 dB 以上、環境雑音より大きいこと。
2. 飛翔中、特にシステムの姿勢が乱れる観測終了後の気球降下中においても、テレメータデータのビット誤り率が 0.05%（テレメータデータ内の GPS 情報にエラーが含まれるフレームの割合が 1 割になることと同等）未満であること。
3. 飛翔中、特に気球降下中の GPS（測位精度 15 m）による測位が可能であること。
4. GPS による測位ができない場合でも、補助として測距（測定精度 300 m）および気圧高度計（高度 20 km 以下で高度測定精度 300 m 以下）によって気球の測位ができること。
5. 大型気球の尾部、あるいは、小型気球に搭載できるほどコンパクトであり、重量が 2 kg に抑えられること。
6. 回収、再利用を不要とするほど安価であること。

なお、上記のシステムは、搭載系はメインシステムと独立であるが、地上系は同一の送受信装置を使用しており、この点で完全な冗長系とはなっていない。将来的には、通信衛星を用いた送受信システムも搭載することで完全冗長とすることを検討している。

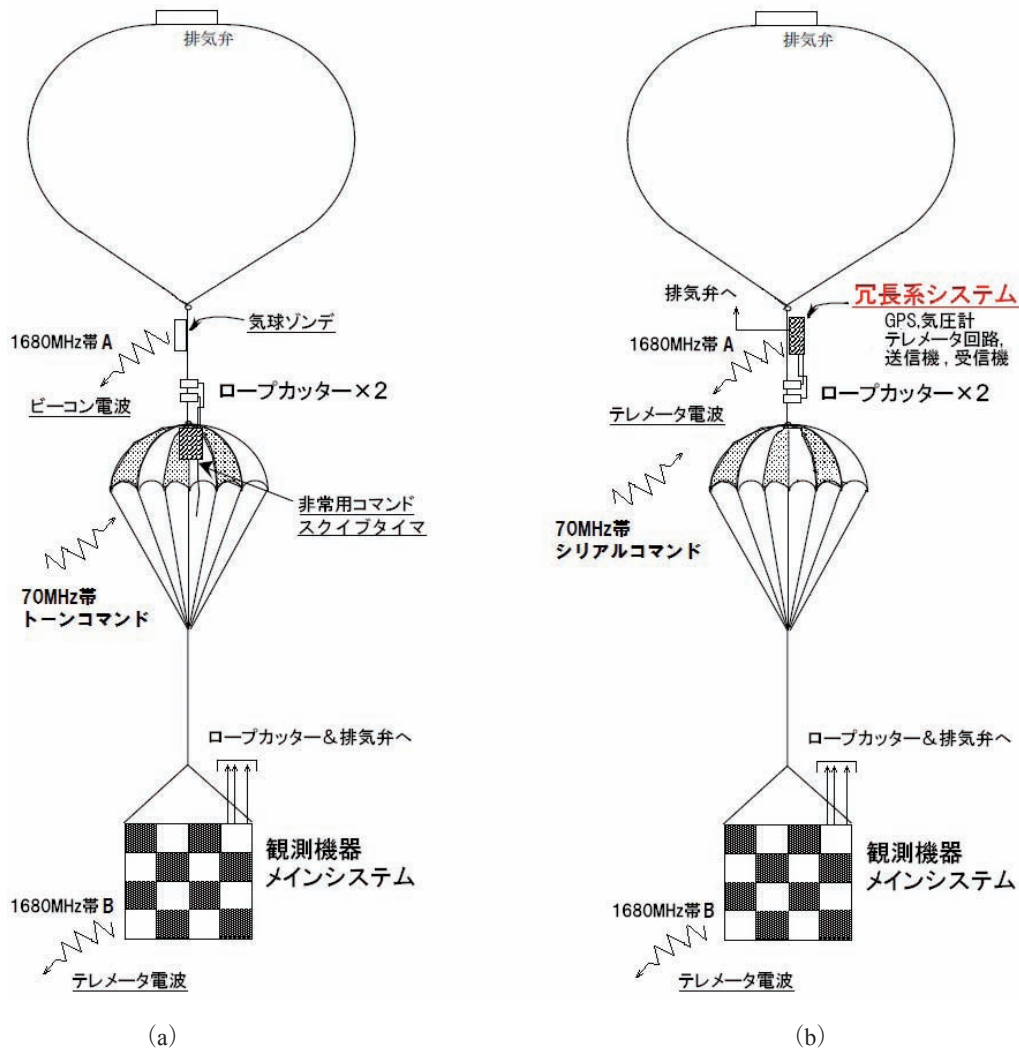


図1 気球荷姿図 ((a): 従来のシステム, (b): 冗長系システムを搭載したシステム)。従来搭載していた気球ゾンデ、非常用コマンドの代わりに冗長系システムを搭載し、非常時の気球切り離しおよび切り離し後の気球追尾を行う。

2.2. 搭載系ハードウェアの仕様

開発された冗長系システムはコマンド受信機、テレメータ・コマンドボード、テレメータ送信機、GPS アンテナ及びバッテリーで構成され、単一のパッケージに収納されている。収納容器を除くシステム全体の重量は約2 kg、収納容器は発泡スチロール製で約0.3 kgである。図2に冗長系システムのブロック図を示す。コマンド受信機(SCR-300)がFSK(Frequency Shift Keying)変調されたコマンド信号を受信し、デコードしたシリアルデータ(図中のNRZ(Non Return to Zero)信号)をテレメータ・コマンドボードが解釈してボード上に置かれたリレーの接点を制御することで、カッター・排気弁などの各種外部機器を制御する。またテレメータ・コマンドボード上のCPLD(Complex Programmable Logic Device)が、GPSの測位情報、ADC(Analog Digital Converter)による電圧計測結果、各種ステータスなどのデータを後述するテレメータデータフォーマットに整形し、bi-phase信号に変換してテレメータ送信機に出力する。受信部、コマンド復調部、送信部の電源はテレメータ・コマンドボード経由で供給されており、このボードの電源投入と同時に電源が投入される。従来のシステムではリレーに機械式リレーを用いていたが、物理衝撃による誤動作の危険性を抑制するために、冗長系システムではすべてフォトモスリレーを用いている。

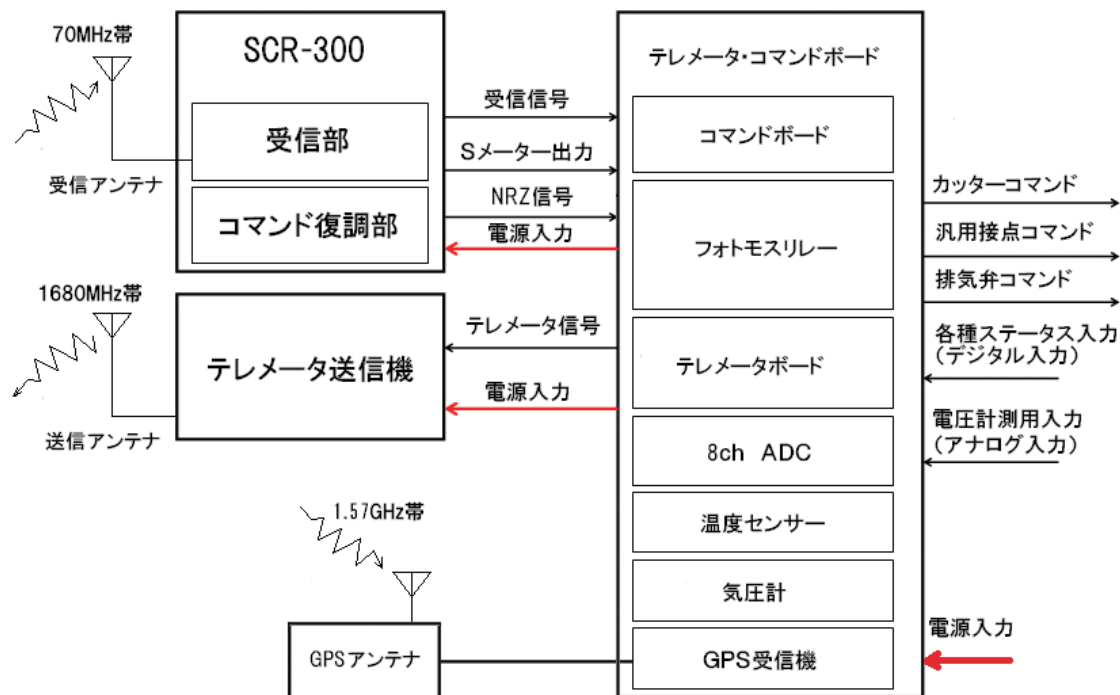


図2 搭載冗長系システムブロック図

2.2.1. コマンド受信機 (SCR-300)

SCR-300 (図3) は、標準テレメータ・コマンドシステムのために新たに開発した 70 MHz 帯のコマンド受信機である。図4に SCR-300 のブロック図を示す。SCR-300 は受信部 (RM-72A) と、FSK 変調されたシリアルデータをデコードして NRZ 信号を出力する FSK デモジュレータ (DEM-300) から成る。受信入力にアンテナを接続し、電源入力/信号出力ポートから NRZ 信号を出力して、テレメータ・コマンドボードに接続する。テレメータ・コマンドボードは得られたデータを解釈してコマンドとして利用する。以後、シリアルデータで送られるコマンドをシリアルコマンドと呼ぶことにする。受信出力は測距時など、受信信号をそのままテレメータ送信機に出力する際に使用する。受信部は S メーター出力を備えており、受信電界強度をモニタできる。SCR-300 の基本仕様を表1に示す。電源入力は DC 6.5～12 V であり、内部のレギュレーターで 5 V に安定化される。受信機感度 (無変調信号を入力した際、雑音振幅が半分になる値) は 0 dBu ($0\mu\text{V}$ を基準とし、dB で表した電界強度) 以下であり、§1 で述べた距離 700 km における受信電界強度の理論値 40 dBu (受信アンテナ利得 2.15 dB_i の場合) に対して十分な感度を有している。



図3 70MHz 帯シリアルコマンド受信機 SCR-300 外観

表 1 70MHz 帯シリアルコマンド受信機 SCR-300 基本仕様

受信部 (RM-72A)	受信機感度	0 dBu 以下
	周波数	70 MHz 帯
	受信方式	ダブルスーパーヘテロダイン方式
	入出力インピーダンス	入力 (50Ω) 出力 (600Ω)
	復調信号レベル	2.8 Vp-p (1KHz, ±3.5KHz DEV 時)
	入出力コネクタ形状	SMA
デモジュレータ部 (DEM-300)	入力インピーダンス	600Ω
	出力コネクタ形状	D-sub 9pin オス
最大通信速度		300 b/s
大きさ, 重量		100 mm×70 mm×30 mm, 約 280 g
電源		DC6.5～12 V, 50 mA 以下

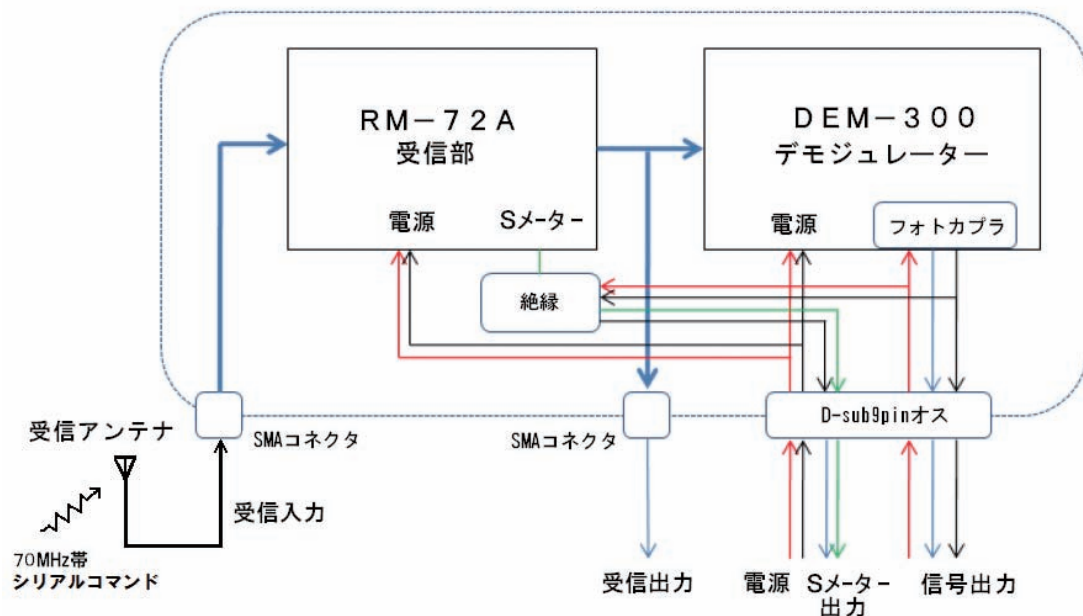


図 4 70MHz 帯シリアルコマンド受信機 SCR-300 ブロック図

SCR-300 によるコマンドが受信できる最低受信電界強度（受信感度閾値）と温度環境との関係調べるために、信号発生装置からコマンド信号を有線で SCR-300 に接続し、信号強度とバイト誤り率（送信した Byte 数に対する誤りを含んだ Byte の割合）の関係を恒温槽で各温度について調べた。図 5 に結果を示す。縦軸がバイト誤り率、横軸が信号強度、T は槽内気温である。低温になるほど感度が劣化するものの、気球実験で想定している -60°C においても SCR-300 は 0 dBu 以下の受信感度閾値を確保している。

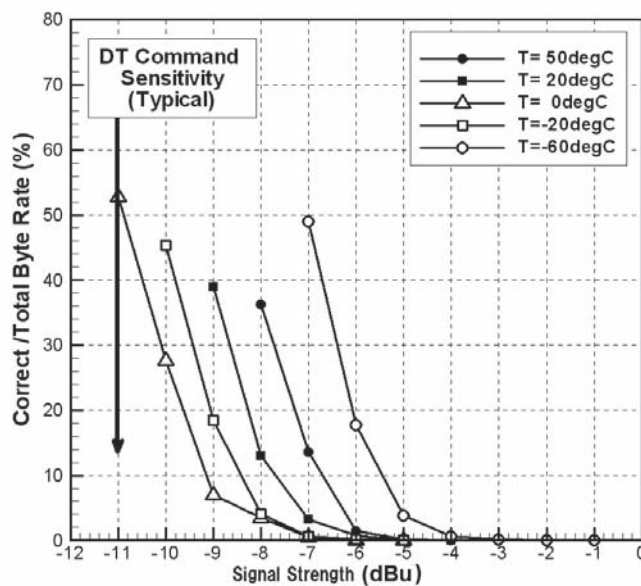


図5 受信電界強度とバイト誤り率の関係

2.2.2. テレメータ・コマンドボード

テレメータ・コマンドボードはSCR-300のモジュレータ部（DEM-300）で復調されたNRZ信号をシリアルコマンドとして解釈するとともに、テレメータデータを0-3Vのbi-phase信号で符号化してテレメータ送信機に出力するモジュールである。表2に基本仕様、図6に外観に示す。電源電圧5.5～30Vは内部で使用しているレギュレーターで規定され、消費電流は300mA以下である。基板は二段で構成されており、基板サイズは140mm×90mmである。上段基板は主にセンサー類（GPS受信機、気圧計、ADC）が、下段基板にはCPLDが2つ搭載されており、一方にはシリアルコマンドを解釈してリレー接点を駆動する機能、もう一方にはテレメータ情報をbi-phase符号化する機能が実装されている。

表2 冗長系システム用テレメータ・コマンドボード基本仕様

基板搭載品	CPLD	XILINX 社 CoolrunnerII XC2C512
	GPS 受信機	GARMIN 社 GPS-15
	気圧計	HONEYWELL 社 ASCX15AN
	ADC	MAXIM 社 MAX1270 (12bit, 8ch)
コネクタ形状	コマンド信号入力	D-sub9pin メス (DEM-300 出力), SMA(RM-72A 出力)
	電源入力	D-sub25pin オス
	外部機器電源出力	D-sub25pin メス
大きさ, 重量	140 mm × 90 mm × 40 mm, 約 400 g	
電源	DC5.5 ～ 30 V, 300 mA 以下	

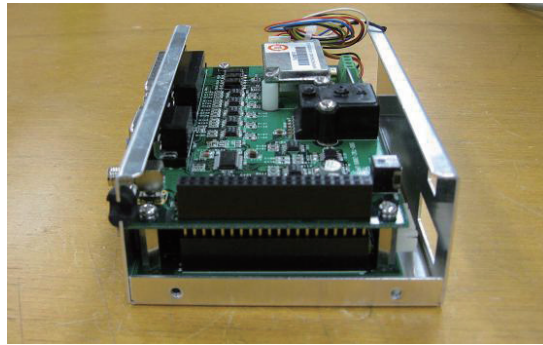


図6 冗長系システム用テレメータ・コマンドボード

2.2.3. GPS モジュール

テレメータ・コマンドボードには、GARMIN 社製 GPS モジュールを搭載している。電源は 3.3 V で、65 mA を消費する。入出力インターフェースは 4800 b/s の RS-232C (3.3V CMOS ロジックレベル)、測位精度は RMS で 15 m (Typ.) である。出力形式は NMEA-0183 フォーマットであり、GGA, GSA, GSV, RMC を出力する。測地系は通常 WGS-84 を使用している。

2.2.4. 気圧計

テレメータ・コマンドボードには気球の高度を知るための気圧計として、圧力センサーを搭載している。気圧と高度の変換は、気象庁のレーウィンゾンデによる観測と、岩手県綾里沖でのロケット観測のデータをもとにした独自の換算式により行う。気圧計の計測レンジは 2~1034 hPa (地上から高度約 40 km) で、圧力に対応して 0.25~4.75 V の電圧を出力する (非直線性 0.2% F.S.)。計測レンジが広いので、高度計測の精度は気球高度が 30 km 以上では数 km であるが、高度 20 km 以下では 100 m 以下の精度で高度を得ることができる。応答速度は 100 マイクロ秒である。

2.2.5. 受信用アンテナ (短縮ホイップアンテナ)

冗長系システムは気球尾部付近に取り付けることから、気球引き裂き紐との干渉を避けるために、コマンド受信アンテナとして従来から使用している 70 MHz 帯のスリーブアンテナ (エレメント長 $1/4\lambda$, λ は搬送波長) の代替品として、同じ周波数帯の短縮ホイップアンテナ (同 $1/13\lambda$) を採用した。短縮ホイップアンテナはインピーダンス整合をとるための導体板と調整用コイルを併用する。理想的なダイポールアンテナに比べて計算上 11 dB 利得が小さくなるが、距離 700 km における受信電界強度は受信感度数値よりも 30 dB 程度大きく、十分な余裕がある。

2.3. シリアルコマンド仕様

2.3.1. 概要

冗長系システムでは、接点の接続、解放を制御する必要があり、この目的のために、通信速度 100 b/s の RS-232C 信号で送信されるシリアルコマンドを利用している。シリアルコマンドは、送信するビット列の種類により、コマンドの種類 (チャンネル) を区別するコマンドである。単純にビット列を送信するのでは、コマンドデコーダーを複数搭載した際にそれらを区別することができない不便があり、通信回線の不良の際誤ったコマンドとして解釈される恐れもある。このため、地上系により、送信しようとするビット列に送り先の ID、および誤り訂正符号を付加し、搭載系によって剥ぎ取る作業をしている。この際の付加の仕方を「標準シリアルコマンドフォーマット」と呼んでおり、§2.3.2. にて説明する。搭載系は、とあるビット列を受信すると、それに対応する接点が発動する仕様となっている。ビット列とコマンドの種類との関係を「標準接点コマンドフォーマット」と呼んでおり、§2.3.3. にて説明する。コマンドの種類と接点との関係は §2.3.4. にて説明する。

2.3.2. 標準シリアルコマンドフォーマット

標準シリアルコマンドフォーマットの概略図を図 7 に示す。標準シリアルコマンドフォーマットでは、1 Byte のデータを送信するのに、頭符号 1 Byte と誤り制御 2 Byte を付加する。各 Byte は下位ビットを先頭にして送信する。頭符号には気球 ID とバーチャルチャンネル ID (VCID) がそれぞれ 4 bit ずつ含まれている。気球 ID (4 bit) は、標準シリア

ルコマンドを使用する機器が同時に2つ以上飛翔する場合、それらを区別するためのものである。VCID (4 bit) は複数のユーザーが同一のシステムに対してシリアルコマンドを送信する場合に、ユーザーを区別するためのもので、このVCIDに従って対応するポートにコマンドデータが出力される。誤り制御には、16 bit の巡回符号 CRC-CCITT 符号を用いた。受信したデータを巡回符号に従って検査し、1 bit のみのエラーは修正するが、2 bit 以上エラーが検出された場合、ID が一致しなかった場合はコマンドデータとして受け付けず、破棄される。破棄されたことが下流には通知されないため、ユーザーは通信不良で文字が抜けた場合の誤作動防止策を講じる必要がある。次に示す標準接点コマンドでは2 Byte のコマンドを送る際に2 Byte の CRC-CCITT 符号を付加して誤作動を防止している。

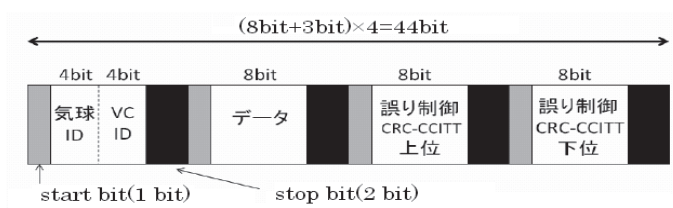


図7 標準シリアルコマンドフォーマット

2.3.3. 標準接点コマンドフォーマット

標準接点コマンドフォーマットは、リレー接点を動作させるために定めたシリアルコマンドの上位コマンドである。図8に構成を示す。前述の標準シリアルコマンドから頭符号と誤り制御を削除したデータ4 Byte で1つの命令とする。この4 Byte のうち、2 Byte でチャンネル番号とコマンドの継続時間で指定する。6 bit でチャンネルを指定 (64 チャンネル) し、残る 10 bit でリレー接点を保持する継続時間 (2～2048 秒まで2秒単位で設定可能) を指定にする。コマンドの安全性、信頼性向上のため、残り2 Byte を誤り制御に使用し、1 bit エラーも含め、エラーが検出された場合にはコマンドを受け付けない。

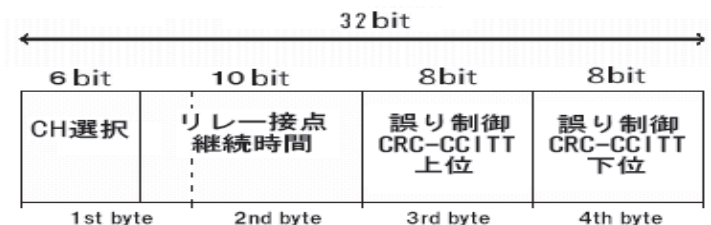


図8 標準接点コマンドフォーマット

2.3.4. 冗長系システムでの接点コマンドの割り当て

冗長系システムにおけるコマンドは、すべて標準接点コマンドフォーマットによる接点コマンドであり、全64チャンネル中21チャンネルが用いられる。表3にコマンドリストを示す。カッター実行コマンド1-3chは3系統のカッターを動作させるコマンドである。フェイルセーフ機能として、最初のコマンドで40秒のカウントダウンを開始し、カウントが0秒になってから10秒間の実行ウィンドウの間に2回目のコマンドを受け付けてカッターを動作させている。このカウントダウンは15chでリセット、ストップされる。タイマー時間増減コマンドch19-20は、電源ONからの時間を分単位でカウントアップするタイマーの経過時間を1時間単位で増減させることができる。このタイマーは§1で述べたスライプタイマー機能を冗長系システムに持たせるためのものであり、設定した時間が経過すると3chのカッターコマンドを受信した際と同じ動作をする。コマンドリセットは、継続中のコマンドをすべてリセットする。

表 3 冗長系システムの接点コマンド

1ch	カッター実行 1ch	12ch	測距, テレメータ自動切換えモード
2ch	カッター実行 2ch	13ch	常時テレメータモード
3ch	カッター実行 3ch	14ch	常時測距モード
4ch	排気弁開閉	15ch	カッター応答リセット
5ch	外部機器電源 ON/OFF1	16ch	排気弁外部制御許可／不許可
6ch	外部機器電源 ON/OFF2	17ch	排気弁電源 ON/OFF
7ch	外部機器電源 ON/OFF3	18ch	排気弁開タイマーリセット
8ch	外部機器電源 ON/OFF4 (Latch)	19ch	タイマー時間 1 時間減
9ch	汎用接点 ON コマンド 1	20ch	タイマー時間 1 時間増
10ch	汎用接点 ON コマンド 2	21ch	コマンドリセット
11ch	汎用接点 ON コマンド 3		

2.4. テレメータ

2.4.1. 概要

冗長系システムでは、テレメータ・コマンドボードにより、GPS、ADC、コマンドステータスなどの情報が収集され、後述の「標準テレメータフォーマット」に整形される。テレメータ・コマンドボードは、伝送速度 2400 b/s の 0-3 V の bi-phase 信号を送信機に出力し、送信機は地上へと伝送する。この伝送速度は、HK 情報が毎秒更新されるように選定し、約 1 frame/s のフレームレートとなっている。

2.4.2. 標準テレメータフォーマット

図 9 に標準を示す。256 Byte の固定長のフレームをとり、2 Byte の同期コード、4 Byte のフレームカウンタ、気球 ID と VCID、1 Byte の VC カウンタ、有効データ数を含んだ合計 10 Byte の頭符号と、2 Byte 誤り制御符号、データ用の領域 244 Byte から構成される。データは前から順に詰められ、送信すべきデータが少ない場合、余ったデータ用領域にはダミーデータ（“3F”=“00111111”）が付加される。VCID は標準シリアルコマンドフォーマットと同様、複数ユーザーのフレームを識別するための ID であり、VC カウンタはそれぞれの VCID ごとのフレームカウンタである。有効データ数はユーザーデータ格納領域に含まれる有効データの Byte 数を 0～244 の範囲で示す。

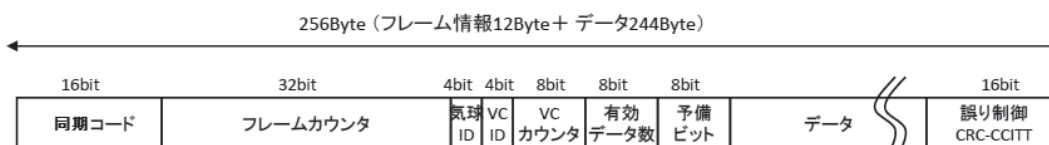


図 9 標準テレメータフォーマット

2.4.3. 冗長系システムでのテレメータデータ

冗長系システムのテレメータデータは、この標準テレメータフォーマットにしたがっており、データはデータ部の 244 Byte (11～254 Byte) に収められる。フレームの周期は 0.85 s/frame である。244 Byte には、2 Byte の同期コード、4 Byte のフレームカウンタの他、コマンド応答、カッターなどモジュールのステータス、アナログ電圧計測、デジタル入力、タイマー用カウンタ、タイマー設定時間、受信状態ステータス、GPS データが含まれる。それぞれについて、表 4 に示す。

表 4 冗長系システムテレメータデータ項目

項目名	内容
コマンド応答	直前に受けたコマンドの情報（コマンドのチャンネルと継続時間）
カッターステータス	各カッターチャンネルのカウント経過時間と、実行ウィンドウのステータス
排気弁ステータス	開閉ステータス、外部制御許可 / 不許可ステータス、電源 ON/OFF ステータス
排気弁カウンタ	排気弁が開状態のとき、1 秒ずつカウントアップ（2 Byte）
アナログ電圧計測	ADC によるアナログ電圧計測結果を各チャンネルごとに 2 Byte で出力
デジタル入力	デジタル入力 4 bit の計測結果を出力
タイマー用カウンタ	電源投入時から 1 分ごとにカウントアップ（2 Byte）
タイマー設定時間	スクイブタイマーの設定時間、単位は分（2 Byte）
受信状態ステータス	コマンドの受信状態（3 bit）。シリアルデータの start bit を認識した場合、シリアルコマンドとして認識した場合、接点コマンドとして認識した場合にそれぞれの bit が 3 秒間立つ。
GPS	NMEA-0183 フォーマットの \$GPGGA, \$GPMRC フィールドを出力

なお、受信状態ステータスはシリアルコマンドの受信状態を示す 3 つのフラグから成り、それぞれ、

1. start bit を認識した場合、
2. start bit 後の 44 bit を標準シリアルコマンドフォーマットコマンドと解釈し、CRC-CCITT 符号による誤り検出で誤りがないこと、気球 ID、VCID と搭載システムの ID との一致を確認した場合、
3. 1 秒以内の間隔で 4 Byte 分のコードが揃い、それを標準接点コマンドフォーマットとして解釈し、CRC-CCITT 符号による誤り検出でエラーがないことが確認できた場合（1 秒はリセット時間）

においてフラグが立つ。3. まだが成立した際に初めてコマンドが実行される。

2.5. 地上系ハードウェア

新しいテレメータ・コマンドシステムに対応し、地上系システムの更新も進めている。前述の標準テレメータフォーマットで送られた信号の読み込みのためのテレメータデコーダ、標準シリアルコマンドフォーマットでのコマンド送信のためのシリアルコマンドエンコーダを新規開発した。

2.5.1. テレメータデコーダ

図 10 に復調系のブロック図を示す。テレメータ受信装置で受信した bi-phase 信号は、まずビットシンクロナイザーに入力され、ビットシンクロナイザーは NRZ 信号（TTL(Transistor-Transistor Logic) レベル）とクロック信号（冗長系システムの場合は 2.4 kHz）を出力する。テレメータデコーダ（図 11）は、これらを受けて内部の FPGA(Field Programmable Gate Array) が頭符号を識別し、VCID に応じて各ユーザー（HK と最大 3PI）に配信する。FPGA で構成されており、プログラムの変更でテレメータフォーマットの変更にも対応できる。表 5 にテレメータデコーダの基本仕様を示す。テレメータデコーダはそれぞれの VCID 用に各 2 ポート（計 2×4 ポート）のシリアル出力を有しており、それぞれユーザーとデータベースサーバーへ配信される。また、全フレーム情報を一括出力するシリアル出力を 1 ポート有している。ユーザーに配信される出力信号は 115.2 kb/s の RS-232C 信号であり、一括出力は 460.8 kb/s の RS-232C 信号である。入力信号（NRZ とクロック信号）はバッファアンプを介して取り出すことができ、複数台をカスケード接続することができる。前面パネルには、メインフレームのフレームカウンタを示す 16 bit の LED 表示器、各チャンネルのフレームカウンタ（VC カウンタ）を示す 8 bit の LED 表示器、各チャンネルの送信中を示す LED 表示器（TRANSFER）、FPGA のコンフィグレーション終了を示す LED 表示器（XDONE）、シンクコードを確認しフレームごとの同期を示す LED 表示器（SYNC）、ビットシンクロナイザーのクロックに対応して点滅する LED 表示器（CLK）がある。

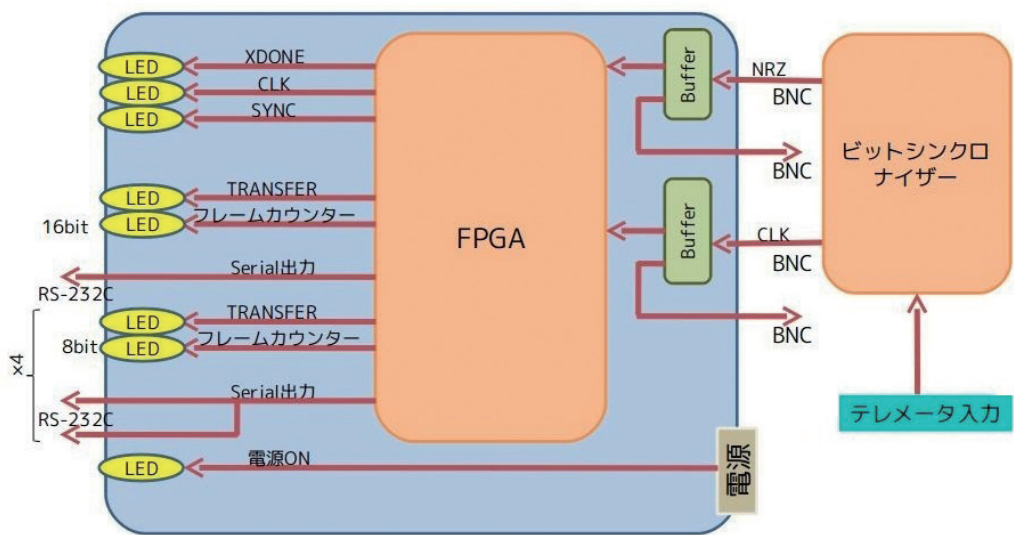


図 10 データ復調系，テレメータデコーダのブロック図



図 11 テレメータデコーダ（上：前面パネル，下：背面パネル）

表 5 テレメータデコーダ基本仕様

信号入力	NRZ(TTL), CLOCK(TTL), 各 1 系統
信号出力	カスケード接続用信号出力 :NRZ(TTL), CLOCK(TTL)
	復調信号 (115.2 kb/s x 8 系統, 460.8 kb/s x 1 系統, いずれも, Stop bit = 1 bit, Parity None)
FPGA	XLINKX 社 Spartan-3 XC3S1000 x 1 個
大きさ, 重量	19 インチラックマウント 1 U (430 mm x 44 mm x 230 mm), .4 kg
電源	AC 100 V

2.5.2. シリアルコマンドエンコーダ

シリアルコマンドエンコーダ（図 12）は，標準シリアルコマンド専用のシリアルコマンドエンコーダである．FPGA で構成されており，プログラムの変更でコマンドフォーマットの変更に対応できる．フロントパネルの押しボタンに標準接点コマンド 64 チャンネルのうち 16 チャンネルを割り当ててコマンド送信ができるほか，背面パネルから最大 4 ユーザー（HK + 3PI）のシリアルコマンド信号を入力し集約する．各シリアルコマンド信号は，入力ポート番号ごとに規定される VCID と気球 ID が付加され，コマンド送信機に FSK 変調信号として出力される．気球 ID はフロントパネルで設定できるほか，外部コントロールラインから切り替えることもできる．各入力ポートは 1 kByte の FIFO(First In First Out) を持っており，複数のポートに入力があった場合は HK が最優先される．PI 用の 3ch に優先度の違いはな

く、送信すべきデータが複数のポートにある場合には各ポートから循環的に 1 Byte ずつ送信される。各 FIFO はフロントパネルおよび外部コントロールラインからリセットすることができるようになっている。シリアルコマンドエンコーダの仕様を表 6 にまとめる。入力信号は 1200 b/s の RS-232C であり、出力信号は 100 b/s の FSK 変調信号である。



図 12 シリアルコマンドエンコーダ (前面パネル)

表 6 シリアルコマンドエンコーダ基本仕様

信号入力	RS-232C (1200 b/s, Stop bit = 1 bit, Parity None) x 4 系統
信号出力	FSK 変調信号 (100 b/s) x 1 系統
FPGA	XLINKX Spartan-3 XC3S1000 x 1 系統
大きさ, 重量	19 インチラックマウント 3U (430 mm x 132 mm x 230 mm), 2.4 kg
電源	AC 100 V

3. 冗長系システムの飛翔試験

開発した冗長系システムを搭載した気球を、2008-2009 年度に北海道大樹町の大樹航空宇宙実験場において放球し、性能実証試験を行った。最初の気球 (B08-02 実験) ではピギーバックミッションとして動作確認のみを実施し、二機目の気球 (BS09-05 実験) においては従来のシステムと並列に配置して動作実証を行い、三機目の気球 (B09-07 実験) において初めて単独で利用して動作を実証した。これらのフライト試験を通じて実地環境においてシステムが正常に動作することの確認、地上での環境試験では厳密に模擬することの難しい外乱 (たとえば実験終了後の気球降下中におけるゴンドラ姿勢の乱れなど) によるシステムへの影響などを調べた。また、システムの動作確認項目として、カッター動作を始めとする気球管制用コマンドが正常に機能すること、コマンドの誤作動が発生しないこと、GPS、気圧計などの搭載品が正常に動作し、テレメータデータが正常に受信・復調できることも確認した。ここでは実機に搭載したシステムの構成、それぞれの飛翔試験結果をまとめる。

3.1. B08-02 実験 ー飛翔環境での動作実証ー

冗長系システムの上空での動作を実証するための最初のフライト試験は、B08-02 実験において実施された。図 13、14 に搭載システムの写真を示す。受信アンテナは 2008 年度の時点で短縮ホイップアンテナが未開発だったためスリーブアンテナを用いた。B08-02 実験 [4] の主目的は大樹航空宇宙実験場において大型気球の放球から回収までを行い、大気球実験システム全体の実証を行うことであった。従来の装置を用いてシステムを構成し、冗長系システムは完全に独立した別システムとして搭載し動作確認のみを行った。このため、カッターなど、気球搭載機器への冗長系からの配線は実施していない。表 7 に B08-02 気球の飛翔の概要を示す。放球前から着水までの全行程においてシステムが正常に動作することを確認した。

表 7 B08-02 実験における気球飛翔概要

実験名	大気球実験システム実証試験 2
放球日時	2008 年 9 月 5 日 6 時 19 分
飛翔時間	3 時間 25 分
最高高度	41.5 km
最遠方距離	63 km
冗長系システム重量	3.2 kg

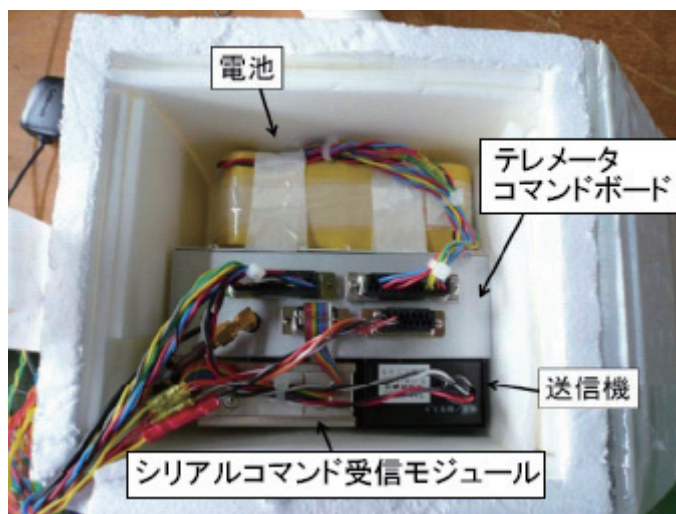
図 13 冗長系システムの搭載位置
(矢印部分が冗長系システム)

図 14 断熱容器に収納した冗長系システム

3.2. BS09-05 実験 ー測風気球用の気球管制システムとしての実証ー

測風気球などの小型気球管制システムとしての機能を実証するため、測風を目的とした BS09-05 実験において、冗長系システムを搭載して気球の管制を行った。バックアップとして、従来用いていた気球管制システムも搭載し、カッターなどには並列に配線した。冗長系システムを発泡スチロールの断熱容器内に組み上げた写真を図 15 に示す。本実験からは短縮ホイップアンテナを利用した。電池を含むシステム全体の重量は 2.7 kg（容器重量が 0.3 kg）であった。本表 8 に BS09-05 気球の飛翔の概要を示す。気球の管制は問題なく実施することができ、加えてコマンド受信強度を遠方 150 km までの受信し、短縮ホイップアンテナの利得が予測どおりであったことを確認した。

表 8 BS09-05 実験における気球飛翔概要

実験名	測風気球
放球日時	2009 年 9 月 7 日 10 時 5 分
飛翔時間	2 時間 42 分
最高高度	38.2 km
最遠方距離	152 km
冗長系システム重量	2.7 kg

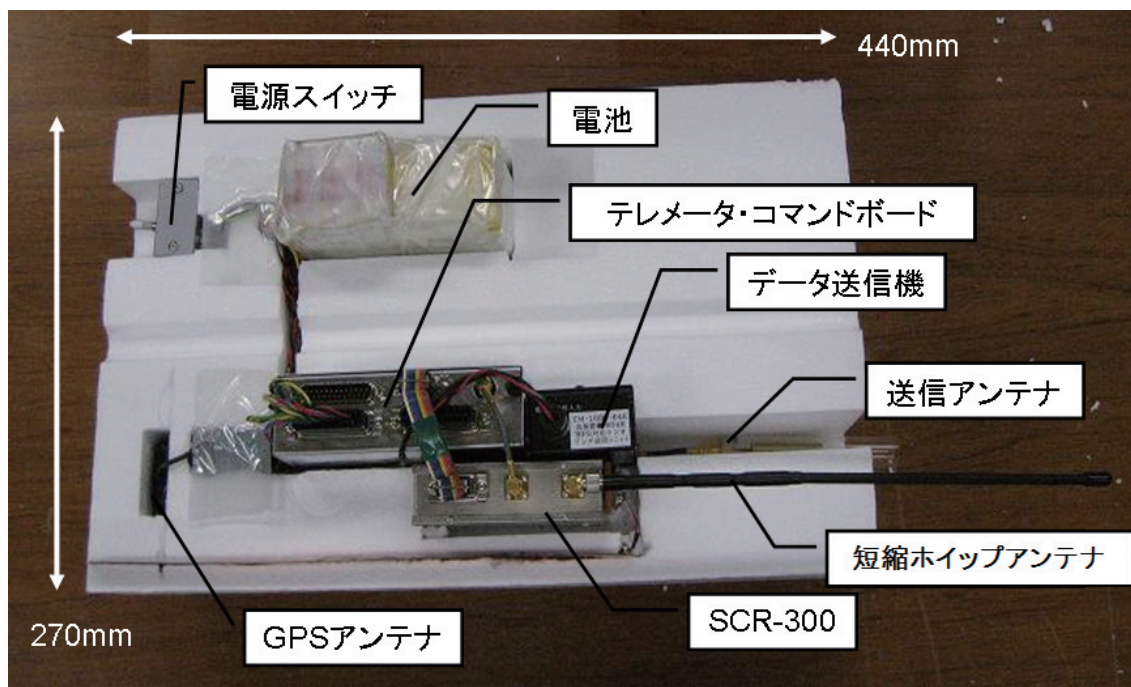


図 15 BS09-05 実験に搭載した冗長系システム

3.3. B09-07 実験 一大型気球用冗長系システムとしての実証一

大型気球用の冗長系システムとしての実証試験を B09-07 実験において実施した。B09-07 実験の主目的は、圧力气球を与圧状態で水平飛翔させ、気球の形状および耐圧性能を評価することである [5]。この実験はメインシステムで収集すべきデータが少なく、冗長系システムをメインシステムとして活用、評価することが可能であったため、冗長系システムとしての搭載に加えメインシステムにもこのハードウェアを利用した。

図 16 に実験の荷姿図と、荷姿に取り付けられたゴンドラの写真を示す。システムは荷姿下端の下ゴンドラ（メインシステムを搭載）と、気球尾部に搭載した上ゴンドラ（冗長系システムを搭載）の 2 系統からなっている。図 17 にシステムのブロック図を示す。電池 BOX はそれぞれの系統に必要な電池が入った箱であり、テレメータ・コマンドボードのリレー接点を経由して入力される。データ送信機、画像送信機は上下別の周波数の装置を搭載している。データ送信機についてはそれぞれに予備の送信機を搭載しており、コマンドで切り替えることが可能である。コマンド受信アンテナは上ゴンドラには短縮ホイップアンテナ、下ゴンドラにはスリープアンテナを用いている。上下のシステムでのコマンドの識別を可能にするため、上下で異なる気球 ID を割り当てた。

表 9 に B09-07 気球実験の飛翔概要を示す。搭載した冗長系システムは上下両系ともに正常に動作し、冗長系システムとしての動作が実証された。

表 9 B09-07 実験における気球飛翔概要

実験名	圧力气球飛翔性能試験
放球日時	2009 年 9 月 11 日 6 時 18 分
飛翔時間	2 時間 25 分
最高高度	33.1 km
最遠方距離	138 km
システム重量	6.3 kg (上ゴンドラ), 20.7 kg (下ゴンドラ)

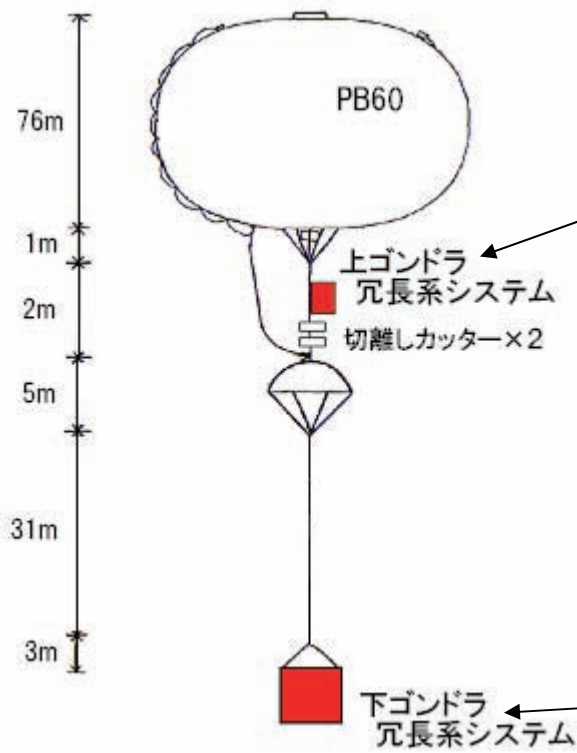


図 16 B09-07 荷姿図 (左), 放球直前のゴンドラ (右)

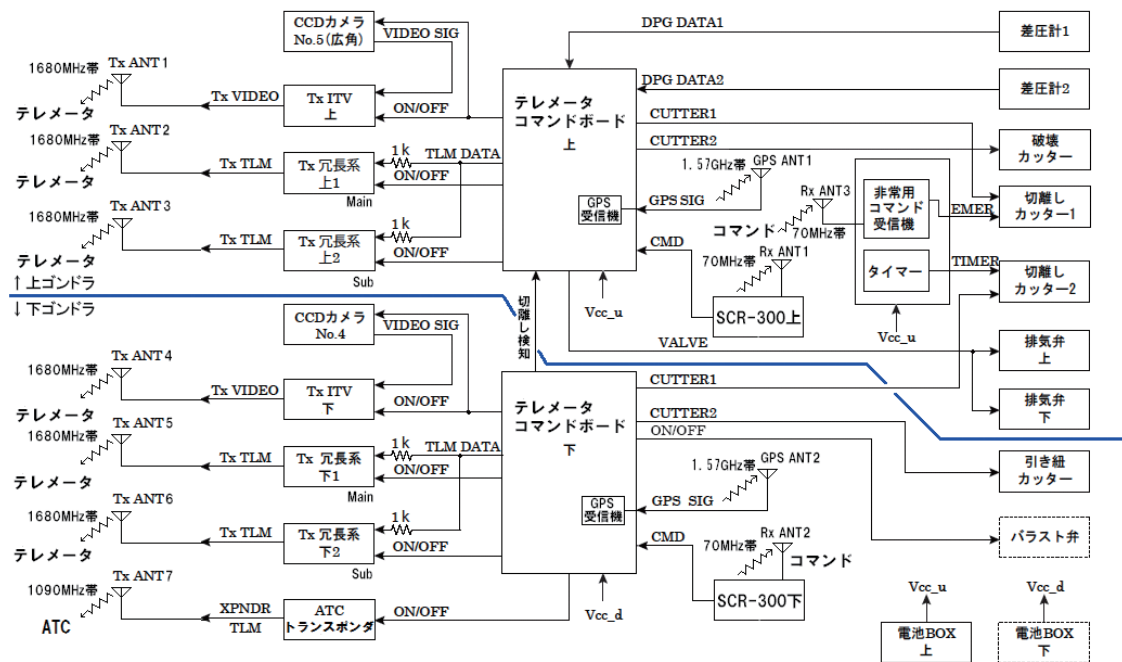


図 17 B09-07 実験搭載機器システムブロック図

4. 冗長系システムの評価結果

§3で述べた三度の飛翔機会、および地上での試験によって、冗長系システムの性能評価を行い、要求性能を満たしていることを確認した。ここでその試験内容について説明する。

4.1. 短縮ホイップアンテナのアンテナ利得

冗長系システム用に新規開発した短縮ホイップアンテナは、エレメント長を短縮したことで従来のスリーブアンテナに比べて利得が低くなる。アンテナ利得がアンテナ長に比例すると近似すれば、利得比は11 dBである。コマンドに使用している70 MHz帯においてアンテナ利得を実測することは、地面や構造物での鏡像や反射が大きく、また、雑音のない試験環境を得ることが困難であり難しい。一方、飛翔試験を実施し、距離の関数として受信電界強度を測定すれば、容易にアンテナ利得を実測することができる。

BS09-05実験、および、B09-07実験の上ゴンドラにおいては短縮ホイップアンテナが、B09-07実験の下ゴンドラにおいてはスリーブアンテナが利用されている。そこで、それぞれのアンテナに付けられた受信機で得られた受信電界強度を距離の関数として求め、二種類のアンテナの利得の比を求めると12 dBとなり、短縮率から推定した利得比とほぼ一致することが確認された。

4.2. 飛翔中の環境雑音

短縮ホイップアンテナを用いたBS09-05実験において、直距離100 km付近で地上のコマンド送信機をON/OFFし上空での環境雑音レベルを測定したところ、7 dBu程度であることがわかった。この値を用いて、地上局からの見通し限界である距離700 kmにおける受信電界強度のCN比を求めると30 dBとなる。短縮ホイップアンテナでは、アンテナ利得が小さくはなるが、それでも十分なマージンを確保していることが確認された。

4.3. コマンドの誤作動に対する安全性評価

飛翔中のテレメータデータにある受信状態ステータスを調査した。この結果、雑音または測距信号によってstart bitが認識されることはあったが、CRC-CCITT符号による誤り検出を通過した例は全実験を通して一例もなかったことが確認された。CRC-CCITT符号によるコマンドの誤作動抑止機能は正しく働いていることが確認できた。

4.4. テレメータ誤り率

テレメータ情報中のCRC-CCITT符号を解析することで、テレメータ誤り率を算出した。誤り率の定義は、全フレームに対してエラーの検出されたフレームの割合とし、CRC-CCITT符号から修正が可能な1ビット誤りの数と、不可能な2ビット誤りの数、ビット誤り率を算出した。結果を、BS09-05実験とB09-07実験の上ゴンドラについて表10、11に示す。両者ともに、降下開始までのビット誤り率は 10^{-6} 以下であり、すべてが修正可能な1ビット誤りである。降下中は誤り率が高くなる傾向があるが、要求性能は満たしており、気球の追尾に支障はない。ただし、BS09-05実験とB09-07実験では、降下中の誤り率が大きく異なっている。降下中の誤り率が大きくなるのは、姿勢が変動するとアンテナ利得が変化して信号振幅が大きく変化し復調が困難になるためだと考えられ、BS09-05実験の気球の方が小さく、降下中の姿勢変動がより激しかったことを反映しているものだと考えられる。

表10 BS09-05実験（測風気球）におけるテレメータ誤り率

	全フレーム数	1ビット誤りの数	2ビット誤りの数	ビット誤り率
放球～降下開始	8184	13	0	7.8×10^{-7}
降下開始～電波断	1211	213	28	1.1×10^{-4}

表 11 B09-07 実験の上ゴンドラにおけるテレメータ誤り率

	全フレーム数	1 ビット誤りの数	2 ビット誤りの数	ビット誤り率
放球～降下開始	8282	12	0	7.1×10^{-7}
降下開始～電波断	440	0	0	0

4.5. 測位性能

冗長系システムにおける位置情報は、GPS、測距あるいは搭載気圧計による高度情報と受信アンテナの仰角・方位角から求める方法、の三通りで得ることができる。図 18 に、B09-05 実験、B09-07 実験について、GPS、測距、気圧計それぞれの方法で測定した高度履歴の比較を示す。いずれにおいても、気球降下中を含めて安定した測位ができており、冗長系システムの実用化により気球の追尾・回収における確実性が高められている。

気圧計による高度計測については、ここで報告した BS09-05 実験と B09-07 実験では GPS 高度と気圧高度との差に定常的に 200 m のオフセットがあり、また B09-07 実験においては高度 10 km から 20 km 付近でオフセットが 600 m 程度まで拡大していることが事後の解析で判明した。この誤差は測距と同程度であり、実用に耐えるものではあるが、気圧計の精度と比較すると誤差が大きい。今後、気球上昇中の GPS 高度データを用いて気圧計を較正するなどの方法も検討する予定である。

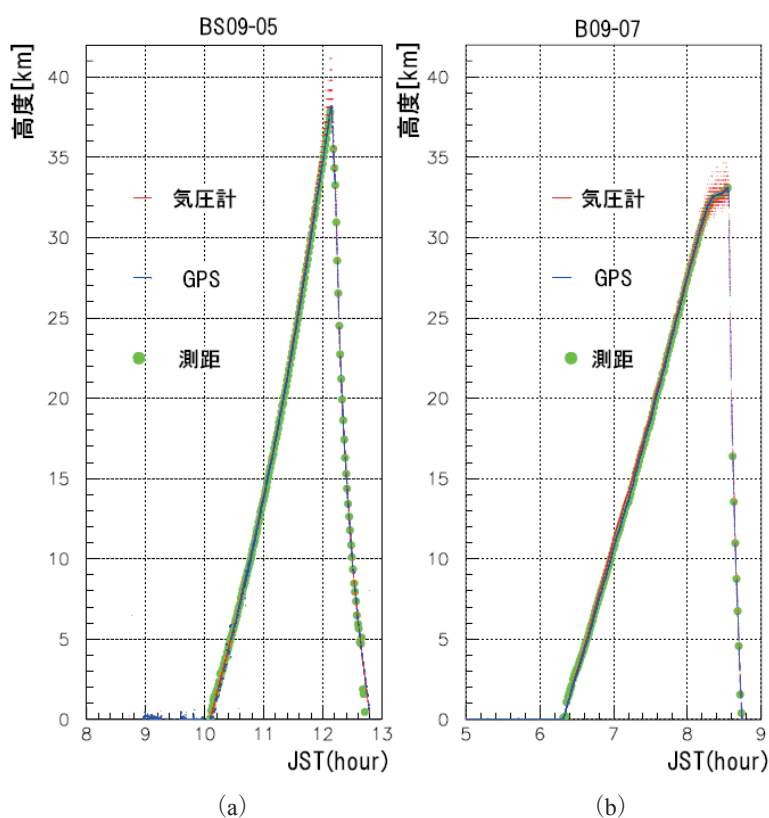


図 18 GPS、測距、気圧計による気球高度履歴 ((a) : BS09-05 実験, (b) : B09-07 実験)

5. まとめ

2012 年度からの実用化を目指して大気球実験室で開発を行っている標準テレメータ・コマンドシステムの開発の第一段階として、メインシステムに先駆けて冗長系システムを開発し、地上試験、および 3 度の飛翔試験を通じてシステムの性能を実証した。2010 年度からは、大型気球の冗長系システム、および測風気球を含む小型気球の管制システムとして運用を開始する予定である。

参考文献

- [1] 矢島信之他, 「新しいコマンドシステムについて」, 宇宙科学研究所報告 特集第 37 号 (1998), P.17-37
- [2] 山田和彦他, 「気球用新テレトリコマンドシステムの開発 2」, 宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部大気球シンポジウム (2008), P.37-40
- [3] 河田二郎他, 「新テレメトリコマンドシステムの性能実証試験」, 宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部大気球シンポジウム (2009)
- [4] 福家英之他, 「大樹航空宇宙実験場における新しい大気球実験場」, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告 (2009), P.1-34
- [5] 福家英之他, 「スーパープレッシャー気球の開発」, 宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部大気球シンポジウム (2009), P.13-16

電子飛跡検出型広視野コンプトンカメラによる sub-MeV および MeV ガンマ線観測気球実験の結果と展望 (SMILE 実験)

谷森 達*, 服部 香里*, 株木 重人*, 窪 秀利*,
黒澤 俊介*, 井田 知宏*, 岩城 智*, 身内 賢太郎*,
水田 栄一**, 永吉 勉*, 西村 広展*, 野中 直樹**,
岡田 葉子*, 折戸 玲子*, 高田 淳史**, 高橋 慶在*, 上野 一樹*

Result and Prospect for Balloon-Borne Experiments of Sub-MeV and MeV Gamma-ray Astronomy using an Electron-Tracking Compton Camera

By

T.Tanimori*, K.Hattori*, S.Kabuki*, H.Kubo*, S.Kurosawa*, C.Ida*, S.Iwaki*,
K.Miuchi*, E.Mizuta**, T.Nagayoshi*, H.Nishimura*, N.Nonaka**, Y.Okada*,
R.Orito*, A.Takada**, M.Takahashi* and K.Ueno*

Abstract

We developed the Electron-Tracking Compton Camera (ETCC) with reconstructing the track of a recoil electron in Compton process for both sub-MeV and MeV gamma rays to explore MeV gamma-ray astronomy in space. By adding the direction of a recoil electron to Compton reconstruction method, the direction of the incident gamma ray is determined for each individual photon. Also, an angle between the recoil electron and scattered gamma ray is powerful for the kinematical background-rejection. Since MeV gamma-ray astronomy has suffered from huge background so far, this new method is expected to increase the sensitivity. In the simulation, a 50 cm cubic ETCC would provide about 10 times better sensitivity than that of COMPTEL for one year observation in space.

As a first step, we observed diffuse cosmic and atmospheric gamma rays at balloon altitudes with an ETCC consisting of the 10 cm cubic Time Projection Chamber (μ -TPC) and the GSO crystal pixel arrays surrounding the μ -TPC (SMILE-I). This instrument was launched on 1st September, 2006 from the Sanriku Balloon Center, and we successfully carried out about 3-hour observation time at an altitude of 32-35 km, and consequently obtained the both gamma-ray spectra between 0.1 and 1 MeV. In addition, this result indicates that the expected detection sensitivity of a future SMILE experiment between 150 keV and 20 MeV would provide a ten times better sensitivity than those of other missions at around 1 MeV.

For the next balloon-borne experiment, we are developing a larger ETCC for detecting sub-MeV gamma rays from celestial point sources such as Crab and Cygnus X-1 during a few hours observation.

Key words : MeV Gamma-ray Astronomy, Compton Gamma-ray Camera, Micro-Pixel Gas Chamber

* Department of Physics, Graduate School of Science, Kyoto University

** Institute of Space and Astronautical Science (ISAS) /JAXA

概 要

我々は天文学の中で最も未開拓な Sub-MeV・MeV ガンマ線の全天探査を行うために、電子飛跡検出型コンプトンガンマ線カメラ (ETCC) を開発した。この装置は、従来のコンプトンカメラでは測定困難であった、反跳電子の方向を測定し、入射ガンマ線の方向を決定できるばかりでなく、反跳電子と散乱ガンマ線の角度を用いた運動学的検証により、高い雑音除去能力を持ち、高感度が期待できる。宇宙環境下での動作試験、および宇宙拡散ガンマ線、大気 2 次ガンマ線の検出を目的として、10cm 角 ETCC を気球に搭載し、2006 年 9 月 1 日、三陸大気球観測所より放球し、観測高度 32～35km で約 3 時間の観測に成功し、解析の結果 0.1-1MeV 領域で 420 ガンマ線事象を観測、宇宙拡散ガンマ線および大気ガンマ線エネルギースペクトルを得た。この結果から、将来 50cm 角 ETCC 程度の装置の場合、従来の 10 倍程度の感度が達成できる可能性を得た。

現在、次期気球実験によるガンマ線天体の観測に向け、中型 ETCC の製作を進めている。その現状も報告する。

1. Introduction

近年、GeV および TeV ガンマ線天文学は飛躍的な進歩を遂げた。大型チェレンコフ光 TeV ガンマ線望遠鏡や 2008 年に打ち上がった Fermi 衛星の観測によって、これらのエネルギー領域は 10mCrab 以下または同等の感度が達成されつつある。しかし、図 1 に示すように 1～30MeV の領域は、COMPTEL による観測のみで [1]、他のエネルギー領域より 1 桁以上感度が悪い。さらにサブ MeV 領域 (0.1～1MeV) では、現在 INTEGRAL 衛星による観測が行われているが、全天探査には至っていない [2]。この領域は、多くの天体からの放射が期待されながら、図 2 のように定常放射天体は未だ 30 個程度しか発見されていない。これは、この領域に有効な測定手段が開発されていないためであり、宇宙物理では数少ない未開拓領域である。当然、GeV 領域で検出されている天体以上の多くの天体からの放射が期待される。さらに 511keV 電子陽電子消滅ガンマ線、 ^{56}Co 、 ^{26}Al などの核ガンマ線などラインガンマ線が存在し、非熱的エネルギー領域でスペクトロスコピーが可能な唯一の領域である。この領域で高感度全天観測を実現するには、広視野で且つガンマ線の方向が数度以下の精度で測定可能なイメージング装置による観測が不可欠である。

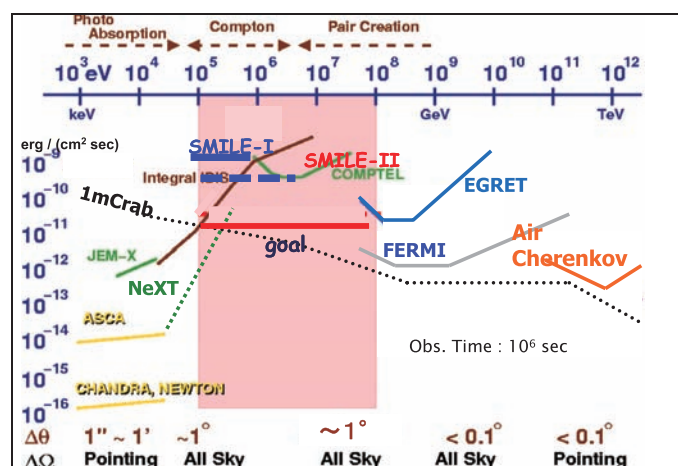


図 1 高エネルギー領域での宇宙観測の感度

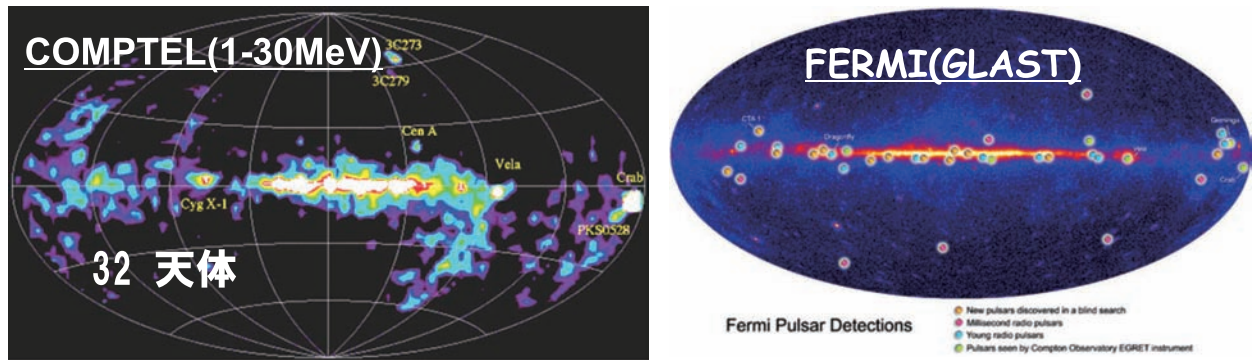


図2 COMPTEL による MeV ガンマ線全天分布 [1] (左) と Fermi による GeV ガンマ線全天分布 [3] (右)

我々は、以下に述べるような 0.1～数 10MeV のエネルギー領域で、ガンマ線のコンプトン散乱による反跳電子の飛跡をサブミリの精度で 3 次元サンプリングし、微小な電子飛跡を高精度で測定できる新しい技術を開発、その技術を発展させ広視野（人間の視野と同程度の 2～3str 程度）が可能な電子飛跡検出型コンプトン型ガンマ線カメラ（Electron-Tracking Compton Camera: ETCC）を実現した [4]。将来的には、このような ETCC を人工衛星に搭載し、0.1～数 10MeV 領域で、数年の観測を行い COMPTEL の 10 分の 1（10mCrab）の感度および COMPTEL の倍以上の角度分解能（半値幅 2 度@ 1GeV）で全天探査を実現したい。この観測が実現出来れば GeV 領域の EGRET 同等の数百個の天体が検出できると考えている。図 3 に衛星観測に向けての気球実験による ETCC ガンマ線観測プロジェクト、SMILE（Sub-MeV gamma-ray Imaging Loaded-on-balloon Experiment）のロードマップを示す。すでに 10cm 角小型 ETCC を用いた気球実験（SMILE-I）を行い、宇宙拡散ガンマ線観測に成功し [5]、現在、衛星搭載予定装置のプロトタイプ（40×40×40cm³）ETCC を用いた気球観測（SMILE-II）を予定し、かに星雲、Cygnus X-1 などの強いガンマ線天体の観測を目指している。

2. MeV ガンマ線天文学の意義

サブ MeV・MeV 領域の天文学は、非熱的宇宙現象に大きく関係している。特に核ガンマ線により唯一非熱的領域で元素識別が可能である。（1）巨星及び超新星爆発での元素合成、（2）強い重力場、ブラックホール（BH）天体、（3）宇宙・銀河の進化、（4）粒子加速、宇宙線伝播などが期待できる。特に（1）（2）（3）は、この領域の特徴を生かした興味深い対象である。

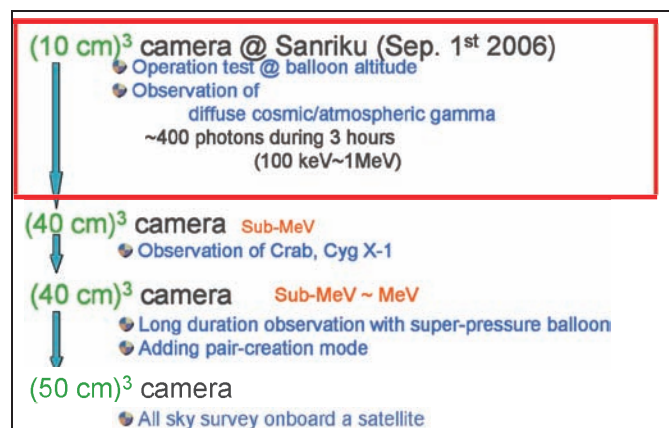


図3 SMILE 実験（Sub-MeV gamma-ray Imaging Loaded-on-balloon Experiment）ロードマップ

- (1) 元素合成は、鉄より軽い元素に関しては星での核融合、重元素は超新星爆発で合成されていると考えられているが、その観測的証拠はまだ少ない。光や X 線で元素識別は可能であるが、その元素がいつできたかはわからない。短寿命同位体からのガンマ線を検出することで初めて元素合成の“その場”観測が実現できる。COMPTEL、INTEGRAL による ^{26}Al の銀河分布測定 [6, 7]、SN1987A からの ^{56}Co ガンマ線測定 [8] とまだ僅かな観測しか存在しない。また陽電子・電子対消滅からの 511keV ガンマ線も OSSE[9] や INTEGRAL[10] による銀河中心近傍からの放射が観測された。陽電子放出核の生成ばかりでなく、銀河中心 BH 近傍にあると考えられる超高温プラズマ、さらには銀河中心に集積しているであろう WINP の対消滅など多様な発生源が予想され、さらなる高精度なイメージング観測が求められている。
- (2) BH 近傍では強重力場により降着円盤は高温となり、放射はガンマ線領域となり、イオンの重力場での加速から π^0 の生成も期待できる。熱的ガンマ線放射という特異なスペクトル観測が期待される。また P-N 結合から放射される 2.1MeV ガンマ線の重力場による偏移を観測できれば BH 近傍の相対論的重力場の直接観測が実現できる。銀河内には、Cygnus X-1 や銀河中心など、この観測に適した天体があり、今後の観測が期待できる。
- (3) 銀河の進化段階で星生成時期には超新星爆発が多数起こり、大量に放出された ^{56}Co や ^{56}Ni から多量の核ガンマ線が放出され、現在は赤方偏移によりサブ MeV 領域に銀河系外背景ガンマ線となって観測されることが考えられている。このようにサブ MeV 領域背景ガンマ線分布と銀河団分布との相関から銀河進化の様子を捉えることができる [11]。これは拡散ガンマ線分布を精度良く測定する必要があるが、後述のように我々が開発した ETCC のような到来ガンマ線方向をそれぞれのガンマ線毎に決定することが必要である。
- (4) 宇宙非熱的現象の中心をなす粒子加速や宇宙線起源問題では、このエネルギー領域は、最低エネルギー領域になる。非熱成分のスペクトルは、サブ MeV から 100TeV にいたる広いエネルギー領域にまたがるが、加速機構で最重要課題である加速粒子が電子であるか陽子かの識別に決定的な役割を MeV 領域が果たしていることがわかる。

3. MeV ガンマ線天文学の困難と ETCC

このように MeV ガンマ線天文学は元素合成など大変興味深いのが、今まで COMPTEL によって 1MeV 以上の全天探査、また最近では INTEGRAL によりサブ MeV 領域の銀河面探査が行われた程度である。さらに COMPTEL が行った探査では全天で定常放射天体が約 30 天体、INTEGRAL では 600keV 以上ではまだ 4 天体が観測された程度であり、GeV 領域の最近の Fermi の観測 [3] とは大きな隔たりがある。MeV ガンマ線天文学の発展を阻害しているのは、次に述べるようにイメージング観測の技術的困難によるところが大きい。この領域では、ガンマ線と物質の相互作用はコンプトン散乱が主であり、一意的にガンマ線の到来方向測定が困難となる。そのため、この領域では視野を制限するコリメータを用いた観測が中心であった。本来、この領域のガンマ線画像を得るにはコンプトン散乱過程の反跳電子および散乱ガンマ線の方向およびエネルギーを測定し、運動学的に再構成を行うことが必要となる。コンプトンカメラの基本原理は図 4 に示すように、前置検出器中でガンマ線が物質中とコンプトン散乱し、反跳電子が前置検出器で捕らえる。しかし反跳電子のエネルギーは低く、散乱点とそのエネルギーのみ測定される。一方、散乱ガンマ線は、後段のガンマ線検出器でエネルギーと位置を測定する。このように前段および後段検出器の情報から反跳電子のエネルギー、散乱ガンマ線のエネルギーと方向が得られ、図 4 の式にあるように、散乱ガンマ線方向に対して入射ガンマ線の仰角 (ϕ) が得られる (この手法をコンプトン法という)。入射ガンマ線の方向を決めるには、散乱ガンマ線方向に対する方位角も決定する必要があるが、これは反跳電子の方向のみで測定可能な物理量であり、コンプトン法を用いたコンプトンカメラでは、図 4 のように円錐の範囲でしか入射方向を決定出来ない。しかし、コンプトン法はガンマ線の方向を仰角のみであるがガンマ線毎に決定できる唯一の手法であり、1991 年、宇宙ガンマ線観測衛星 Compton Gamma-Ray Observatory に搭載された COMPTEL 検出器として実現した。図 5 に示すように、上段の液体シンチレータで入射ガンマ線をコンプトン散乱させ、後段の NaI(Tl) シンチレータで散乱ガンマ線を測定し、コンプトン法により入射ガンマ線の仰角を求める。しかしガンマ線再構成が不完全なため、宇宙線による雑音ガンマ線の除去が困難であり、上下の検出器のヒットした時間差からガンマ線到来の上下方向を判断し、下方からの雑音ガンマ線を除去したが、それでも図 5 にあるように 10 倍以上の雑音ガンマ線の上に僅かな宇宙ガンマ線があり、予定より、かなり感度が悪くなった [13]。

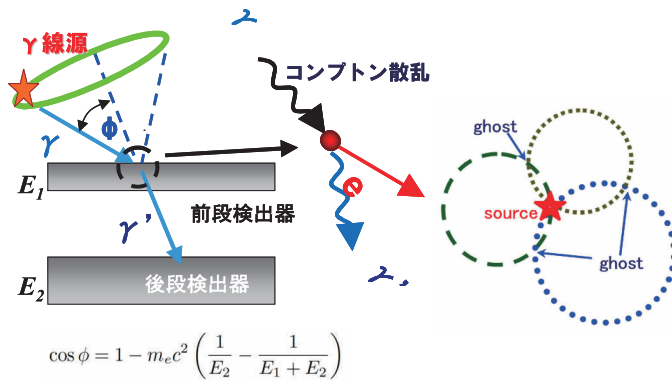


図4 コンプトン法およびコンプトン検出器の概念図.

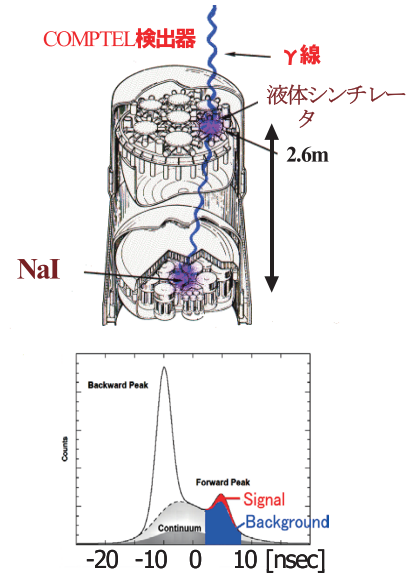


図5 COMPTEL 検出器 (上) および上下の検出器の時間差分布 (下) [12].

しかし、全天の核ガンマ線源探査を初めて行い、突発天体も含め約 60 天体の観測に成功、MeV ガンマ線天文学を大きく進歩させた。さらに近年打ち上げられ、現在も観測を継続している INTEGRAL では、Ge 検出器によるコードドマスク法による観測が行われている [14]。Ge を用いることでエネルギー分解能や位置分解能は大変優れているが、この手法では、雑音ガンマ線除去が困難であり（外部に Active-Veto のためのカウンターを持っているが）、600keV 以上では、4 天体の検出にとどまっている。

現在、コンプトン法を発展させた手法が世界で開発されている。ひとつの方向はエネルギー分解能を向上させ、仰角の分解能の改善である。反跳電子の位置およびエネルギー分解能を向上させるため、Si、CdTe や Ge など半導体ストリップ検出器 (SSD) をガンマ線散乱体に用いた装置が研究されている。一枚の SSD は薄いため、数枚の SSD を重ねる (多重コンプトン法) [15-21]。装置の中で 3 回以上コンプトン散乱を行った場合、最終的に散乱ガンマ線が装置から逃げ出した場合でも、入射ガンマ線の仰角およびエネルギーを求められる利点がある。現在、JAXA を中心に次期 X 線観測衛星 ASTRO-H に Active-Veto 方式を採用し、視野を約 5 度に制限し、雑音除去能力を高めた半導体コンプトンカメラが搭載される予定である [22]。

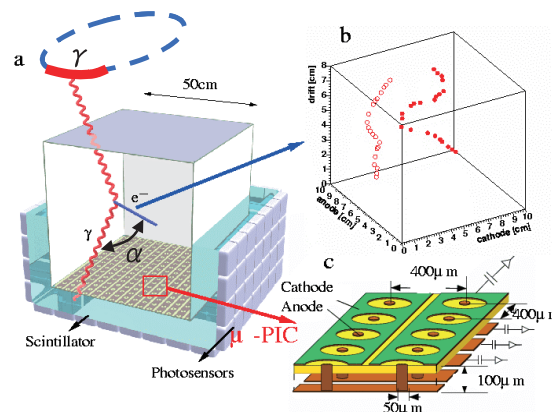


図6 電子飛跡検出型コンプトンカメラ概念図 (左)、実際に測定された電子飛跡 (右上) と μPIC 検出器の概念図 (右下)。

一方、我々は、図6に示すような、反跳電子の方向を決定し、到来ガンマ線の方位角も決定することでイメージング能力の向上を目指した電子飛跡検出型コンプトンカメラ（Electron-Tracking Compton Camera: ETCC）を開発している。この手法を方位角決定コンプトン法としよう。コンプトン反跳電子は、ガス中でも数 cm 程度しか飛ばない。そのため、角度情報を得るためには、サブミリ間隔で電子飛跡を測定する必要がある。我々は微細加工技術を用いて、基板上に微細な比例計数管を形成する技術を独自に開発、サブミリ間隔で荷電粒子の飛跡測定が可能になった。図6右下のような $400\mu\text{m}$ 間隔で基板上に微小ピクセル型ガス増幅器を形成する Micro Pixel Gas Chamber (μPIC) を開発 [23]、これを基に3次元位置情報が測定できる Micro Time Projection Chamber (μTPC) を実現した [24]。図6右上にあるようにガス中で多重散乱するコンプトン散乱電子の3次元飛跡を捕えられる。さらに μTPC の周囲を散乱ガンマ線測定用シンチレータで囲むことで、ガスを用いた ETCC を開発した。ETCC は、反跳電子と散乱ガンマ線のなす角 α も求まる。 α は入射ガンマ線再構成には不必要であるが、 α の実測値と予想値との比較から再構成の信頼度を評価でき、雑音事象の削減に有効である。このように大幅な雑音ガンマ線の低減が期待される。図7に示すように、TPC 内の電子飛跡および散乱角 α に予想される物理的条件を要求することで1桁以上雑音ガンマ線を減少させることが出来た (^{137}Cs , 662keV ガンマ線点源を使用)。さらに2個のガンマ線点源 (^{137}Cs , 662keV) を用いて、同じエネルギーのガンマ線源の画像を従来のコンプトン法および方位角決定コンプトン法を用いた場合での再構成図を図8に示す。方位角情報により従来のコンプトン法の10分の1のガンマ線で、より鮮明な画像が得られる。このように方位角決定コンプトン法は、従来のコンプトン法に比べ、大幅な低雑音、高画像分解能が可能である。MeV ガンマ線領域では、装置の有効面積に比べ雑音除去能力が重要である。特に連続エネルギー成分に対して ETCC では、 α 角を用いた運動学的雑音除去法によって大きな感度改善が期待できる。

このように、我々は ETCC が MeV 領域ガンマ線全天観測に有効であると考え、図3に示したように開発・観測を行いながら、全天探査を行う計画を進めている。2005年には10cm角 Time Projection Chamber (TPC) および散乱ガンマ線の位置とエネルギーを測定する GSO(Ce) シンチレータ・ピクセルアレイ (1ピクセルは $6\times 6\times 13\text{mm}^3$) [25] を組み合わせた ETCC を開発、地上実験で基本性能を調べ、図9のようなイメージング能力を得た。

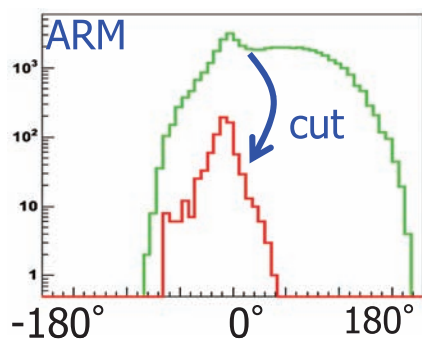


図7 662keV ガンマ線の測定された仰角 (ARM) 分布、TPC 内の飛跡および α 角による雑音除去前の分布 (緑線) と除去後の分布 (赤線) 示す。線源 (0度) 付近で1桁以上雑音が減っている。

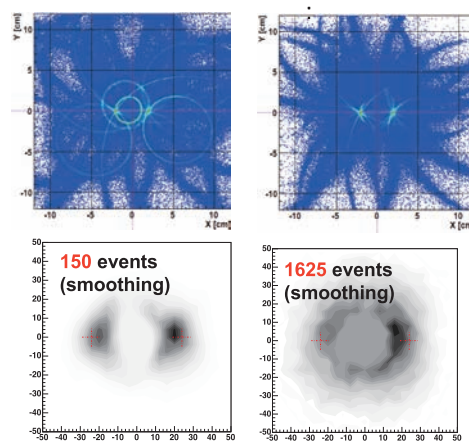


図8 ETCC (左) および、反跳電子の方向を測定しない従来のコンプトン法 (右) による2つの点源の再構成図。(上) シミュレーション (下) 測定結果。

4. SMILE-I 気球実験

2006年には、第1段階実験として、 $10\times 10\times 14\text{cm}^3$ の ETCC を用いて、宇宙線や装置の放射化などの環境雑音の測定、さらに物理対象として大気および宇宙拡散ガンマ線の測定を目的とした気球観測実験 SMILE-I を行った (図10)。この実験は主に特定領域研究「ブラックホール天文学の新展開」(代表: 牧島一夫東大教授) の計画研究で行った。こ

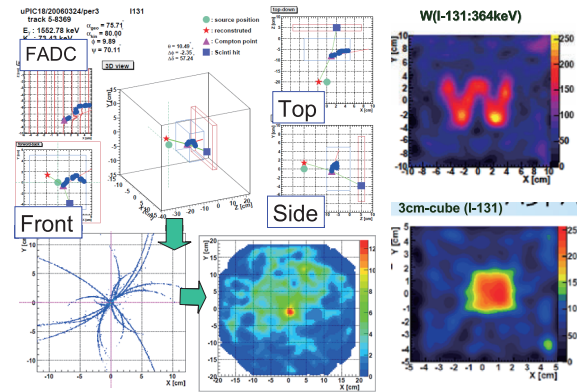


図9 ガンマ線イベントの3次元表示(左上), 得られたガンマ線到来方向を数イベント重ねると方向がわかる, 装置前20cmにNa-22点源の画像(左下). 医療用ETCCで測定したW形状(右上)および直方体のファントム線源(364keV)のガンマ線画像(右下). どちらのファントムも装置前10cmにある.

の実験では, 拡散ガンマ線観測を目的としたため, 角度分解能より検出効率を重視してXe 80%, Ar 18%, C₂H₆ 2%の混合ガスを使用し, 検出効率は約 10^{-4} , 視野は3strを得た. シミュレーションでは, 宇宙拡散・大気ガンマ線は, 0.1~1.0MeVにおいて約400光子の検出が予想された. 装置の詳細は, 文献[5, 26, 27]を参照していただきたい.

2006年9月1日に, SMILE-I観測装置を搭載した気球を三陸大気球観測所から放球した. 7時間の飛行中, 高度32~35kmで3時間半の観測を順調に行い, 約20万事象を測定・記録し無事回収した. 解析の詳細は省くが, コンプトン反跳電子の飛跡を用いた幾何学的・運動学的解析によって, 雑音が大きく減少できた. 最終的に残った881事象のエネルギースペクトルを図11に示す. 連続スペクトル・ガンマ線検出において従来のコンプトン法では困難だった雑音除去が効率良く行えた. 天頂角60°以内の420事象を用い, 宇宙および大気拡散ガンマ線強度を算出した. この強度算出には宇宙線による装置自身の放射化による雑音ガンマ線や大気ガンマ線をシミュレーションにより見積もることが不可欠となる. 観測されたデータとシミュレーションを比較しながら改良することで信頼性のあるシミュレーションを開発することができた(図12左). 特に, ETCCは宇宙線など荷電粒子飛跡を直接検出できるので, 中性子(反跳陽子を捉えられる)も含めガンマ線以外の雑音をほぼ除去出来ることがわかった. このシミュレーションから求めた宇宙および大気拡散ガンマ線, 雑音ガンマ線などの高度依存性を求め, それらを最終的に測定された420事象のガンマ線の大気深さのフラックス変化に対して図12右に示すようにフィットした. 大気ガンマ線成分は大気厚減少に比

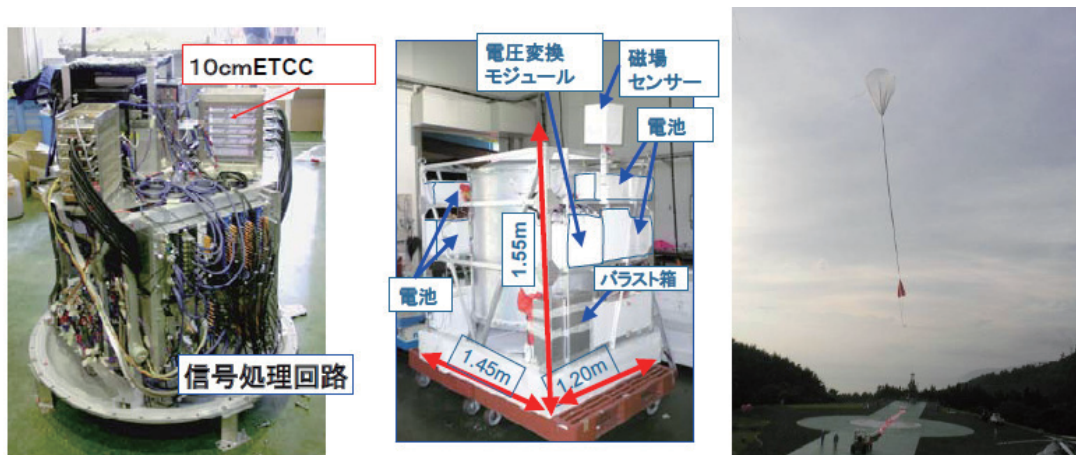


図10 SMILE-I気球搭載ETCC装置(左)を格納した圧力容器を気球ゴンドラに搭載し(中), 2006年9月1日に, 三陸大気球観測所から放球した(右).

例し減少するが、途中から宇宙拡散ガンマ線フラックスが大気ガンマ線フラックスを上回るため、フラックスが一定になるのが観測されている。このフィットの結果から、0.1～1MeVの大気ガンマ線および宇宙拡散ガンマ線スペクトルを求めたのが図13である。この領域は、過去の観測例が少ないが以前の観測結果と矛盾のない結果となった。

今後の気球実験では、このシミュレーションにより、高精度な雑音予想が可能となり、装置設計の信頼度向上に繋がる。さらに観測されたガンマ線フラックスおよび装置の大きさ（有効面積）を考えると、このETCCは、COMPTELの約10倍のS/Nで観測を実現できたことがわかる。

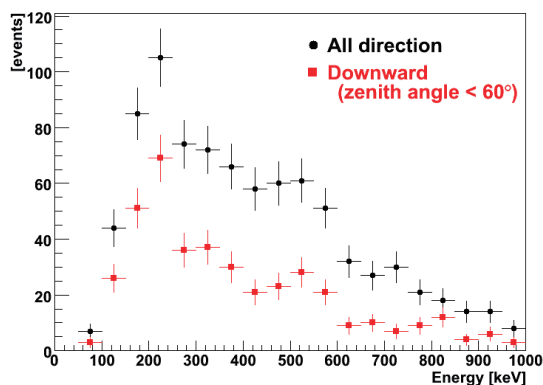


図11 最終的に得られたエネルギースペクトル

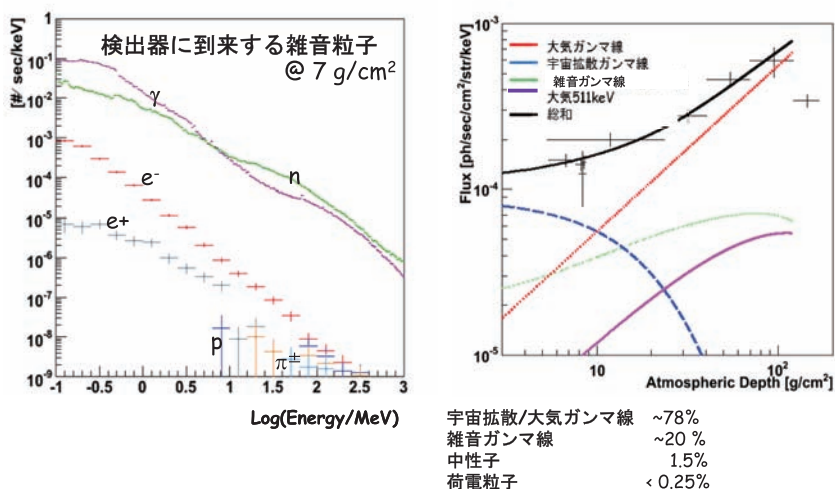


図12 (左) シミュレーションによる装置にはいる雑音粒子の内訳。(右) 観測されたガンマ線フラックスと大気厚の相関図。雑音ガンマ線とは気球装置で宇宙線照射により発生したガンマ線であり、この図の総和を求めるフィットから下にある検出された420事象の成分を求めた。

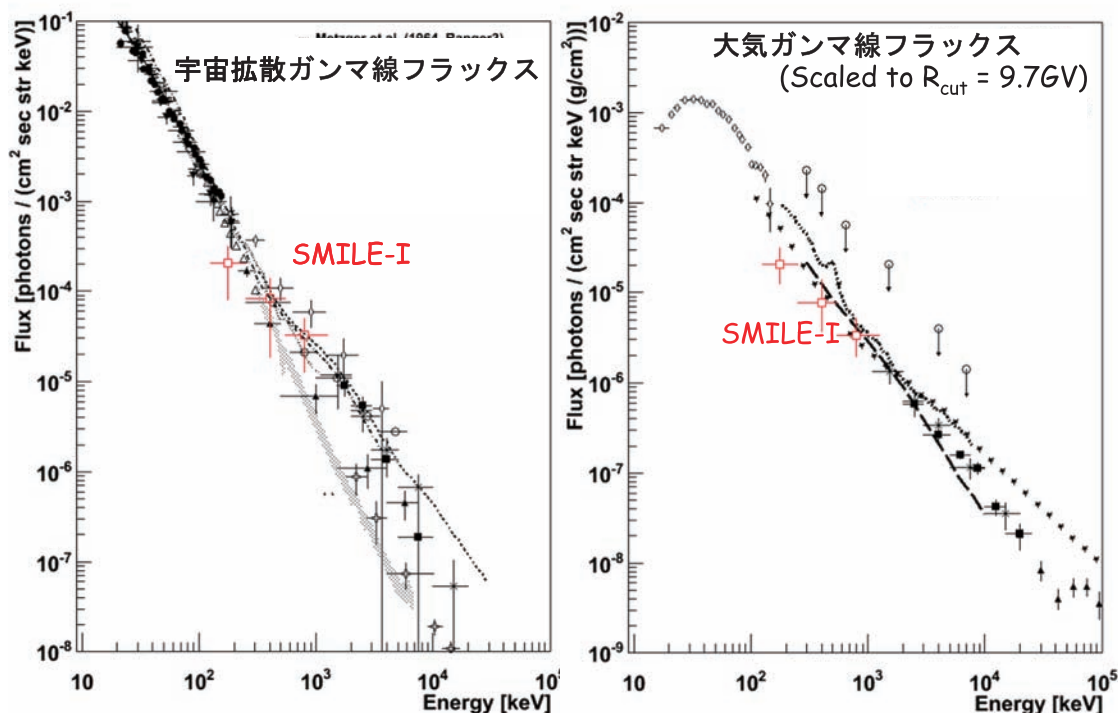


図13 SMILE-I 実験で観測された 0.1 ～ 1 MeV の宇宙拡散ガンマ線（左）および大気ガンマ線（右）のエネルギースペクトル。赤点が今回のデータ点。他のデータ点は過去の他のグループの観測データを示す、詳しくは文献 [5, 27] にある。

5. 銀河内ガンマ線天体観測用気球実験 (SMILE-II)

我々は、ETCC を用いた宇宙 MeV ガンマ線観測をさらに推進するため、10cm 角 ETCC による気球実験と並行して、かに星雲、Cyg X-1 などの軟ガンマ線放射天体を約 5 時間で 5σ 以上の精度で観測するための大型装置のプロトタイプとして、30cm 角 ETCC を開発してきた。現在、図 14 のような 30cm 角 ETCC を完成させ、性能改善を続けている。また 30cm 角以上の大型 ETCC 気球実験では省電力が不可欠であり、 μ PIC 用アンプの CMOS 化による高密度・省電力化を KEK と共同で進めている。2008 年には前段階として、この LSI をベースに製作された中性子検出器用 LSI の実用化を行い（図 15 左）、さらに宇宙 MeV ガンマ線観測用に雑音低減と高密度化を行った LSI を 2010 年に完成させ、ETCC への搭載を予定している。同時に角度分解能および効率改善のため、シンチレータ部もピクセル数が 5 倍以上に増加するため、PMT に直接接続し、64ch 信号の信号処理を独立に行うヘッドアンプを 2009 年に開発した（図 15 右）。さらに一つのヘッドアンプでさらに複数の PMT 信号を処理する工夫を行い、さらなる消費電力の削減に努力している。

我々はこのように中型 ETCC による気球観測を行うため、まず装置改良および調査のため、平成 20 年度に基盤研究 A（代表者：窪秀利）、さらに国内での気球実験を実現するため、平成 21 年度に基盤研究 S（代表者：谷森達）による支援を得て、実際の気球用中型 ETCC 製作に取りかかった。2011 年に中型 ETCC による 6 時間程度の飛行（観測約 3 時間）の気球観測実験を行うことを提案している（SMILE-II）。

現在、大樹町で予想されるレベルフライト時間が 3 時間程度であることを考慮すると、かに星雲に対して 3 時間の観測で 5σ 以上のガンマ線検出が可能であることが必要であると判断し、前回の 10cm 角 ETCC 気球実験の結果をシミュレーションに反映させた結果から 30cm 角 ETCC より大きい 40cm 角 ETCC（但し $40 \times 40 \times 30 \text{ cm}^3$ の容積）による観測が必要であると判断した。これに基づき基盤研究 S では、40cm 角 ETCC による気球実験を提案しており、20cm 角 μ PIC を 4 枚組み合わせた 40cm 角 TPC を実現する。2009 年に、まず 20cm 角 μ PIC を 2 枚組み合わせた μ TPC を製作し、試験を行っている。また検出効率を改善するため、ガス気圧を 2 気圧（以前は 1 気圧）への高圧化、角度分解能を改善できる CF_4 ガスの使用などを検討している。また TPC 内の電子飛跡の再構成法の改善により 2～3 倍程度の効率化が期待できる。ガス圧・種類の改善と合わせて 3 倍以上の効率化を目指している。

このように、10cm 角 ETCC から 40cm 角 ETCC と装置は大型するが、気球実験で使用できる電力は SMILE-I の 205W を大きく超えることが出来ない。SMILE-II では約 290W の電力に制限する必要がある。そのため μ PIC およびシンチレータ回路の LSI 化を進め、大幅な省電力を行う。また 20cm 角 μ PIC を 4 枚独立に動作させるなど装置の一部が故障しても大半が動作するような設計を行い、確実なデータ取得を目指す。ETCC の視野は 2–3str と広いため、気球の姿勢制御は必要なく、装置も SMILE-I 同様、与圧容器に格納させる。

この計画で予定通り天体からのガンマ線検出が出来た場合、次は同じ 40cm 角 ETCC を用い、一日程度の気球観測による銀河中心の観測、さらには 1 週間以上の長時間気球観測による銀河面観測へ、計画を進めていきたい。現時点では費用の面から GSO 結晶を使用しているが、図 16 に示すように、エネルギー分解能が GSO の倍以上優れている (662 keV で 3%) LaBr₃(Ce) を用いた場合、地上実験では、角度分解能が GSO 使用時の約半分から 2/3 に改善できた [28]。将来搭載することで、1MeV 付近で半値 2 度以下の角度分解能による観測を考えたい。

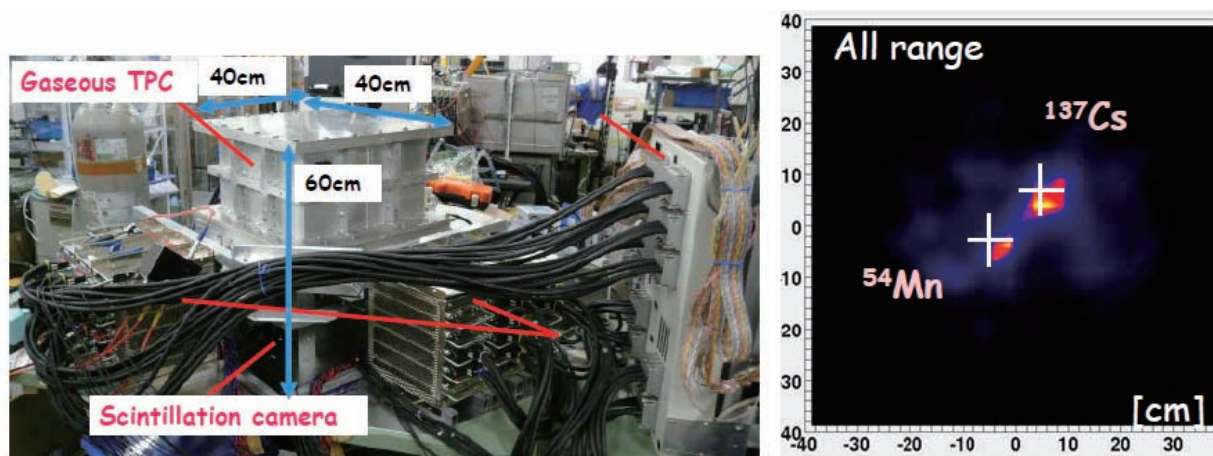


図 14 地上試験用 30cm 角 ETCC (左) および、この装置で測定した 662keV および 835keV の 2 つの RI 点源の同時撮像 (右)。2 つの線源は装置前面 20cm にあり、線源のある面上への射影図である。

また、散乱体としてガスを用いる利点として数 MeV 以上の高エネルギー領域で起こる電子対生成反応による電子・陽電子の飛跡を高精度で捉えられる。まだ粗い計算しか行っていないが、ガス散乱体では 30MeV 程度のガンマ線で約 0.5 度 (半値)、10MeV でも 5 度程度と高角度分解能が期待できる。また散乱断面積も 1MeV でのコンプトン散乱よりは 5 倍程度大きい。現在 Fermi 衛星でも角度分解能は 1GeV で 1 度を少し切る程度であることを考えれば、ガンマ線でも高位置分解能イメージングが可能となる。また有効面積を考えると Fermi でも 100MeV 以下は数百 cm² 程度であり角度分解能は 5–10 度と大変低い。1×1m² 程度のガス検出器があれば、100cm² の有効面積で 0.5 度以下の角度分解能が 5–100MeV で可能となり、Fermi でも不可能な SNR 内部のガンマ線分布を描くことが出来る。TeV ガンマ線望遠鏡は、ステレオ観測により 0.1 度という高分解能イメージングが実現しているが、Fermi では不可能であり、この ETCC に用いたような TPC による対生成領域ガンマ線検出が最有力候補である。我々は、今年度、10cm 角 ETCC を用いて電子シンクロトロン加速器とレーザー光による逆コンプトン散乱で発生させた 1–30MeV ガンマ線による電子対検出試験を行う。かに星雲を対象とした次期気球実験では、僅かではあるが、観測が期待でき、長期気球観測では確実に検出できる。5–100MeV 領域は、非熱的宇宙現象の理解に大変重要である。特に、50MeV 以下では、電子からのガンマ線のみが寄与するが、50MeV 以上では、急激に宇宙線陽子が生成する π^0 によるガンマ線の寄与が大きくなっていく。このように 10–100MeV ガンマ線の分布は宇宙線加速起源問題に決定的な情報を含んでいる。このような対生成領域ガンマ線検出も長時間気球実験で可能に成ってくると考えている。

このように、ETCC はコンプトン領域から電子対生成領域にわたる 0.1–100MeV という 3 桁にわたる天文学の最後の未開拓領域を一機に観測可能にし、元素合成、ブラックホールから宇宙線加速にいたるまで、多様な宇宙物理に大きな寄与が期待できる。

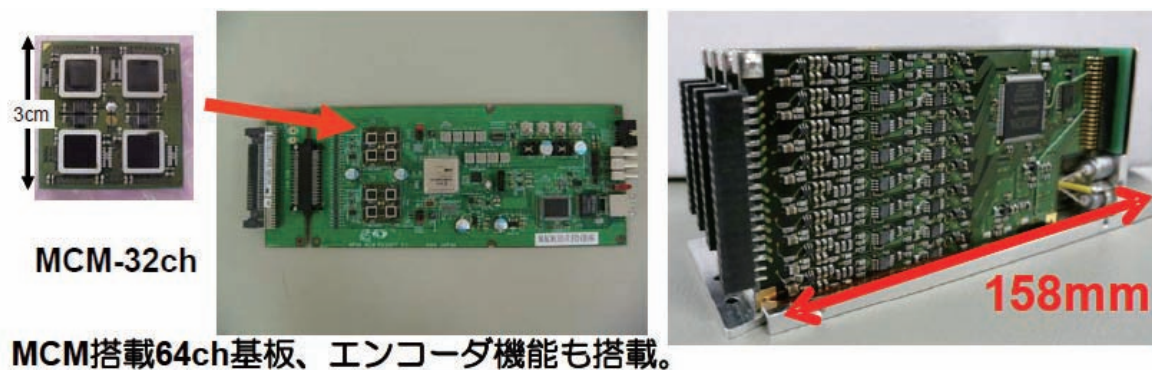


図 15 開発中の μ PIC 用 LSI および搭載回路基板（左）と、シンチレータ用 PMT 処理回路（右）。

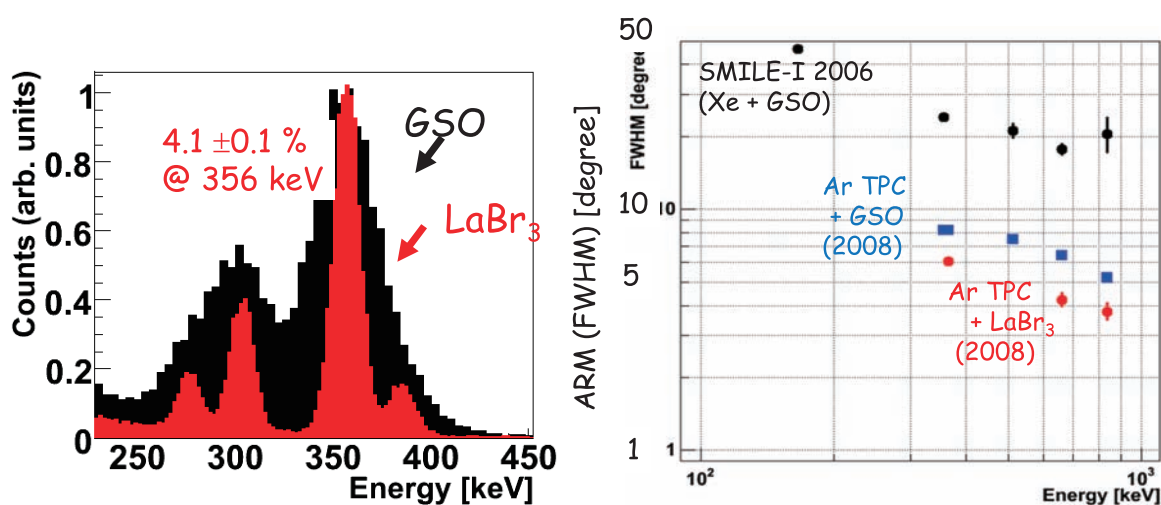


図 16 (左) LaBr₃(Ce) と GSO(Ce) の ¹³³Ba ガンマ線スペクトル. (右) 10cm 角 ETCC の各種ガスおよびシンチレータ結晶の違いによる角度分解能.

謝辞

まず気球実験に関しては、JAXA 気球グループの多大な尽力によって、この実験は初めて可能になった。またこの場を借りて感謝を述べたい。この研究は、文部科学省科学研究費補助金、特定領域研究「ブラックホール天文学の新展開」(代表、牧島一夫東大教授、平成 14-18 年度)の計画研究「広視野ガンマ線カメラによるブラックホールからの熱的ガンマ線放射の探索」、基盤研究 A「広視野ガンマ線カメラを用いた気球実験による MeV 領域ガンマ線天体観測の開拓」(代表、窪秀利、平成 20-23 年度)および基盤研究 S「広視野ガンマ線カメラによる MeV ガンマ線銀河内天体気球観測」(代表、谷森達、平成 21-25 年度)の援助を受けている。

References

- [1] V. Schönfelder et al., “The first COMPTEL source catalogue”, A&AS, 143 (2000) 145
- [2] L. Bouchet et al., “INTEGRAL SPI All-Sky View in Soft Gamma Rays: A Study of Point-Source and Galactic Diffuse Emission”, ApJ, 679 (2008) 1315
- [3] A. A. Abdo et al., “Fermi/Large Area Telescope Bright Gamma-Ray Source List”, ApJS, 183 (2009) 46

- [4] T. Tanimori et al., “MeV γ -ray imaging detector with micro-TPC “, New Astron. Rev., 48 (2004) 263; R. Orito, et al., “Compton gamma-ray imaging detector with electron tracking “, Nucl. Instr. Meth. A, 525 (2004) 107; A. Takada et al., “Development of an advanced Compton camera with gaseous TPC and scintillator “, Nucl. Instr. Meth. A, 546 (2005) 258; H. Kubo et al., “High-speed Position Encoding System for the TPC with Micro Pixel Chamber Readout “, 2005 IEEE NSS Conf. Rec., 371
- [5] A. Takada et al., "The Observation of Diffuse Cosmic and Atmospheric Gamma Rays with an Electron-Tracking Compton Camera Loaded on a Balloon “, J. of the Phys. Soc. of Japan, Suppl. A, 78 (2009) 161
- [6] J. Knödlseider et al., “Image reconstruction of COMPTEL 1.8MeV ^{26}Al line data “, A&A, 345 (1999) 813
- [7] R. Diehl et al., “SPI measurements of Galactic ^{26}Al “, A&A, 411 (2003) L451
- [8] S. M. Matz et al., “Gamma-ray line emission from SN1987A “, Nature, 331 (1988) 416
- [9] W. R. Purcell et al., “OSSE Mapping of Galactic 511 keV Positron Annihilation Line Emission “, ApJS, 491 (1997) 725
- [10] J. Knödlseider et al., “Early SPI/INTEGRAL constraints on the morphology of the 511 keV line emission in the 4th galactic quadrant “, A&A, 411 (2003) L457
- [11] P. Zhang and J. F. Beacom, “Angular Correlations of the MeV Cosmic Gamma-Ray Background“, ApJ, 614 (2004) 37
- [12] V. Schönfelder et al., “Instrument description and performance of the Imaging Gamma-Ray Telescope COMPTEL aboard the Compton Gamma-Ray Observatory“, ApJS, 86 (1993) 657
- [13] G. Weidenspointner et al., “The COMPTEL instrumental line background“, A&A, 368 (2001) 347
- [14] G. Vedrenne et al., “SPI: The spectrometer aboard INTEGRAL“, A&A, 411 (2003) L63
- [15] T. Kamae, R. Enomoto, R. Hanada, “A new method to measure energy, direction, and polarization of gamma rays“, Nucl. Instr. Meth. A, 260 (1987) 254
- [16] J. D. Kurfess., W.N. Johnson, R.A. Kroeger, B.F. Philips, “Consideration for the next Compton telescope mission“. THE FIFTH COMPTON SYMPOSIUM. AIP Conference Proceedings, 510 (2000) 789
- [17] H. Tajima, et al., “Gamma-ray polarimetry“, Nucl. Instr. Meth. A, 511 (2003) 287
- [18] G. Kanbach et al., ”The MEGA project“, New Astron. Rev., 48 (2004) 275
- [19] D. Bhattacharya et al., “Prototype TIGRE Compton γ -ray balloon-borne telescope“, New Astron. Rev., 48 (2004) 287
- [20] S. E. Boggs et al., “Overview of the nuclear Compton telescope“, New Astron. Rev., 48 (2004) 251
- [21] T. Tanaka et al., “Recent results from a Si/CdTe semiconductor Compton telescope“, Nucl. Instr. Meth. A, 568 (2006) 375
- [22] T. Takahashi, “Next Generation Hard X-ray and Gamma-ray Mission in Japan“, Nucl. Phys. B Proc. Suppl., 134 (2004) 191
- [23] A. Ochi e al., “A new design of the gaseous imaging detector: Micro Pixel Chamber“, Nucl. Instr. Meth. A, 471 (2001) 264
- [24] R. Orito et al., “A novel design of the MeV gamma-ray imaging detector with Micro-TPC“, Nucl. Instr. Meth. A, 513 (2003) 408
- [25] H. Nishimura et al., “Development of large area gamma-ray camera with GSO(Ce) scintillator arrays and PSPMTs“, Nucl. Instr. Meth. A, 573 (2007) 115
- [26] 谷森達 et al., 「電子飛跡測定型広視野コンプトンカメラによる sub-MeV および MeV ガンマ線観測計画 (SMILE 実験)」 大気球研究報告 20080229 (2008) 97
- [27] A. Takada et al, “Observation of Diffuse Cosmic and Atmospheric Gamma Rays at Balloon Altitudes with an Electron-Tracking Compton Camera“, J. Phys. Soc. Jpn. Suppl. A, 78 (2009) 161
- [28] S. Kurosawa, et al., “Development of an 8×8 array of LaBr_3 (Ce) scintillator pixels for a gaseous Compton gamma-ray camera“, Nucl. Instr. Meth. A, in press

第2回南極周回飛翔宇宙線観測実験 - BESS-Polar II 報告

吉村 浩司¹, 安部 航², 折戸 玲子², 坂井 賢一³, 篠田 遼子³, 鈴木 純一¹,
田中 賢一¹, 谷口 敬¹, 西村 純³, 野崎 光昭¹, 灰野 禎一¹, 長谷川 雅也¹, 福家 英之⁴,
堀越 篤¹, 榎田 康博¹, 松川 陽介², 松田 晋弥¹, 山上 隆正⁴, 山本 明¹, 吉田 哲也⁴,
John W. MITCHELL⁵, Thomas HAMS⁵, Ki-Chun KIM⁶, Moohyung LEE⁶,
Jonathan F. ORMES⁷, Frank San SEBASTIAN⁵, Makoto SASAKI⁵, Eun-Suk SEO⁶,
Robert E. STREITMATTER⁵ and Neeharika THAKUR⁷

Cosmic-ray observation by the second Antarctic long duration balloon flight - BESS-Polar II

By

Koji YOSHIMURA¹, Koh ABE², Reiko ORITO², Ken-ichi SAKAI³, Ryoko SHINODA³,
Jun-ichi SUZUKI¹, Ken-ichi TANAKA¹, Takashi TANIGUCHI¹, Jun NISHIMURA³,
Mitsuaki NOZAKI¹, Sadakazu HAINO¹, Masaya HASEGAWA¹, Hideyuki FUKU⁴,
Atsushi HORIKOSHI¹, Yasuhiro MAKIDA¹, Yousuke MATSUKAWA², Shinya MATSUDA¹,
Takamasa YAMAGAMI⁴, Akira YAMAMOTO¹, Tetsuya YOSHIDA⁴,
John W. MITCHELL⁵, Thomas HAMS⁵, Ki-Chun KIM⁶, Moohyung LEE⁶,
Jonathan F. ORMES⁷, Frank San SEBASTIAN⁵, Makoto SASAKI⁵, Eun-Suk SEO⁶,
Robert E. STREITMATTER⁵ and Neeharika THAKUR⁷

Abstract

Balloon-borne Experiment with Superconducting Spectrometer (BESS) has been carried out to observe various galactic cosmic-ray radiation. Since its first flight in 1993, ten flights were successfully carried out in northern America to study elemental particle phenomena in the early universe. We have developed the new instruments for long duration balloon flight over Antarctica (BESS-Polar) and succeeded in the first flight in December, 2004. On the basis of its result, we improved the detector performance for further long duration flight at the solar minimum. The second flight (BESS-Polar II) was carried out from December 2007 to January 2008. We successfully observed about 4.7 billion cosmic-ray events during 24.5 day flight. Data was recovered and analysis is now proceeding. This report describes BESS-Polar II flight and detector performance during the flight.

¹ 高エネルギー加速器研究機構

² 神戸大学

³ 東京大学

⁴ 宇宙航空開発機構

⁵ National Aeronautics and Space Administration, Goddard Space Flight Center

⁶ University of Maryland

⁷ University of Denver

要 旨

超伝導スペクトロメータを気球により高空に持ち上げ、銀河から降り注ぐ宇宙線を観測する実験（BESS 実験）を実施している。1993 年の初フライト以来、カナダ北部およびアメリカにおいて 10 回の飛翔実験に成功し、反陽子スペクトルの精密測定、宇宙線反ヘリウムおよび反重陽子の探索、各種一次宇宙線および大気宇宙線の観測、を行っている。2002 年からは、南極周回長時間飛翔気球 LDB(Long Duration Balloon)を用いた長時間観測のための新しい測定器（BESS-Polar 測定器）を開発し、2004 年 12 月に南極において第 1 回目の飛翔実験（BESS-Polar I）を行い 8.5 日間の観測に成功した。その成果をもとに、さらに改良を施した測定器を用いて、第 2 回飛翔観測実験（BESS-Polar II）を 2007 年 12 月から 2008 年 1 月にかけて実施し、南極を約 1 周半するフライトにおいて約 24.5 日の宇宙線観測に成功した。測定器は順調に動作し、約 47 億事象の宇宙線イベントを記録し、データを回収した。現在、観測データの解析が精力的に進められており、これまでに、各測定器が期待される性能を発揮していることが確認できている。本稿では BESS-Polar II 測定器および飛翔実験の報告を行う。

1. BESS-Polar II の概要

BESS-Polar 実験は、高エネルギー加速器研究機構（KEK）、NASA ゴダードスペースフライトセンター（NASA/GSFC）、宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究本部（JAXA/ISAS）、神戸大学、メリーランド大学、デンバー大学による日米共同実験で、超伝導スペクトロメータを南極周回長時間飛翔気球により高空に持ち上げ、銀河から降り注ぐ宇宙線の観測を行っている。1993 年以来、主にカナダ北部で観測を続けてきた BESS 測定器をベースにして、1 週間以上の長時間飛翔気球での観測を行うことができる測定器を新たに開発し、2004 年には第 1 回南極飛翔実験に成功した [1]。第 2 回の飛翔実験（BESS-Polar II）では、太陽活動極小期における 20 日以上での飛翔観測を行い、低エネルギー宇宙線を前回の太陽活動極小期の統計量の 10 倍以上の精度のデータを得て、以下の研究を行うことを目的とする。

1.1 低エネルギー反陽子

BESS 実験により前回の太陽活動極小期（1995～1997）に得られた反陽子スペクトル（図 1）は、一次宇宙線の星間物質との衝突から予測される曲線（2GeV あたりで特徴的なピークを持つ）とよく一致しているが、低エネルギー領域では過剰があるようにも見える [2, 3]。反陽子を生成する際の衝突過程の運動学的な理由から、低エネルギー反陽子の

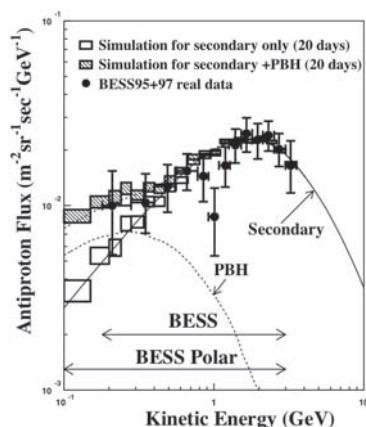


図 1 BESS-Polar II で期待される反陽子スペクトルを前回の太陽活動極小期のデータ [2, 3] とともに示す。低エネルギーに PBH からの信号 [4] が十分にある場合（ハッチあり）には、バックグラウンド（ハッチなし）と識別可能である。

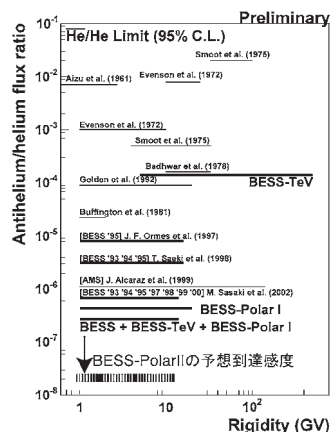


図 2 反ヘリウム / ヘリウム比の上限値 [5]。BESS および BESS-PolarI 実験がそれ以前の上限を 2 桁向上させた。BESS-Polar II ではさらに 1 桁の精度向上を目指す。

生成が抑制されるため、この過剰は、原始ブラックホールの蒸発等から生成された一次起源の反陽子の存在を示唆している可能性がある。ただし、データの統計量が少なく、また理論計算に様々な不定性があるため、決定的なものとは言い難い。今回の太陽活動極小期において、BESS-Polar II では前回の 10 倍以上のデータを得ることにより、十分な精度で反陽子の流束を決定し、モデルの不定性を減らすとともに、反陽子の過剰問題に決着をつける。

1.2 反ヘリウムの探索

我々の住む世界がなぜ物質だけでできており、反物質は存在しないのか？いわゆる「物質－反物質の非対称性問題」は素粒子物理学、宇宙物理学の大きな問題の一つである。この対称性の破れが、自発的なものであったとすると、反物質でできた領域（ドメイン）が存在し、そこから反物質が飛来する可能性も否定できない。BESS 実験では、これまでに宇宙線ヘリウムの中に反ヘリウムが存在するかどうか、実験的に探索を行ってきた。反ヘリウムは反陽子のように、宇宙線の衝突で生成される可能性はきわめて小さく、もし 1 例でも発見されれば、反物質ドメインの存在を示唆する決定的な証拠となる。図 2 に示すように、今までの観測データでは反ヘリウムは発見されておらず、BESS 実験、BESS-Polar 実験が、これまでもっとも低い上限値を与えている [5]。BESS-Polar II では、統計量をさらに 1 桁あげて、究極の感度での探索を行う。

1.3 反重陽子

反重陽子は、反陽子と同様に宇宙線の星間物質との衝突で生成される可能性があるが、反陽子のほぼ 2 倍の質量を持つ反重陽子を生成するためには、さらに高いエネルギーの宇宙線衝突が必要となり、低エネルギー反重陽子の生成はより抑制されることになる。また、反陽子と反中性子が束縛状態を生成するように、ほぼ同じ位相空間に同時に生成される必要があるため、生成確率はさらに低くなる。このため、低エネルギーにおける反重陽子は、もし一例でも発見されれば、一次起源である可能性が高い。これまでに BESS 実験でも反重陽子の探索が行われている [6] が、BESS-Polar II では飛躍的に感度を高めた探索をすることが可能になる（図 3）。

1.4 太陽風による宇宙線の変調（長期的、短期的）

BESS 測定器は図 4 に示すように太陽活動の各フェーズでの測定を連続的にを行い、太陽活動の宇宙線変調の理解に必要な基礎となるデータを供給してきた [7, 8]。特に、陽子と反陽子の流束の年次変化を追うことにより、太陽活動の極

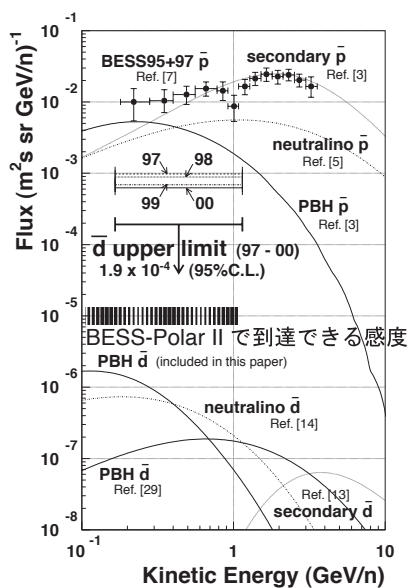


図 3 反重陽子探索の結果。BESS 実験が唯一の上限値を与えている [6]。

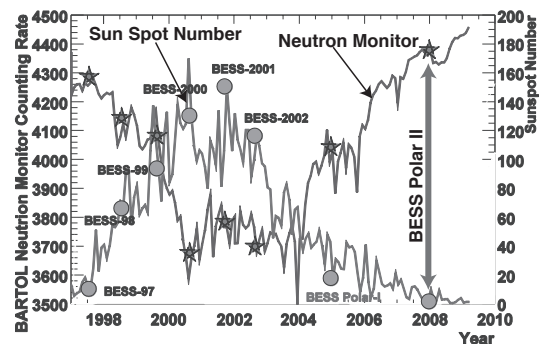


図 4 太陽活動による黒点数と中性子モニタ値の推移。BESS 実験および BESS-Polar 実験でほぼ 1 周期をカバーしている。BESS-Polar II では太陽活動極小期の観測を目指す。

性と粒子の電荷によって変調の受け方が異なることを示唆するデータを与えている。しかしながら、陽子に比べて反陽子の統計は少なく、モデルを精密に検証するには十分なものではなかった。BESS-Polar II では、太陽極小期においてこれまでにない精度で反陽子流束を測定することが可能であり、太陽活動の電荷依存性を精密に調べることが可能となる。それに加えて、20 日以上で日々のスペクトルの変化を精度よく連続的にとらえることができるので、太陽活動の短期的な過渡現象（太陽フレア、CME、太陽の自転）による宇宙線のスペクトルの変調を詳しく調べることができる [9]。

2. BESS-Polar II 測定器

BESS 測定器は加速器実験で培った超伝導技術、粒子線検出器技術を応用して開発された宇宙線測定器である。薄肉超伝導ソレノイドの中に同心軸上に大型飛跡検出器を配置することにより、従来の宇宙線測定器にはない以下のような特長を備えている。

- ・ 大面積立体角
- ・ 薄型で宇宙線に対する透過性
- ・ 優れた運動量分解能
- ・ 複数の粒子識別能力
- ・ 高速、低消費電力、大容量データ収集能力

BESS-Polar 測定器は、これら基本的な特長を受け継ぎつつ、南極周回飛翔による長時間観測を実現し、極低エネルギーの粒子が検出できるように極限まで物質量を減らすために、以下のような改良を施した。詳しくは [1] を参照のこと。

- ・ 測定器全体をおおう圧力容器の撤廃
- ・ マグネットの長寿命化
- ・ マグネットの薄肉化
- ・ 測定器の低物質量化
- ・ リチウム電池から太陽電池への変更
- ・ Middle TOF (MTOF) の開発により、極低エネルギー粒子の観測

図 5 に BESS-Polar 測定器の概要、図 6 に BESS 測定器と BESS-Polar 測定器の比較を示す。粒子が通過する物質量を約半分に減らすことに成功し、さらに、MTOF を利用することで測定器の途中でエネルギーを失って止まってしまう粒子を観測することが可能になり、通過する物質量は 1/4 に低減される。

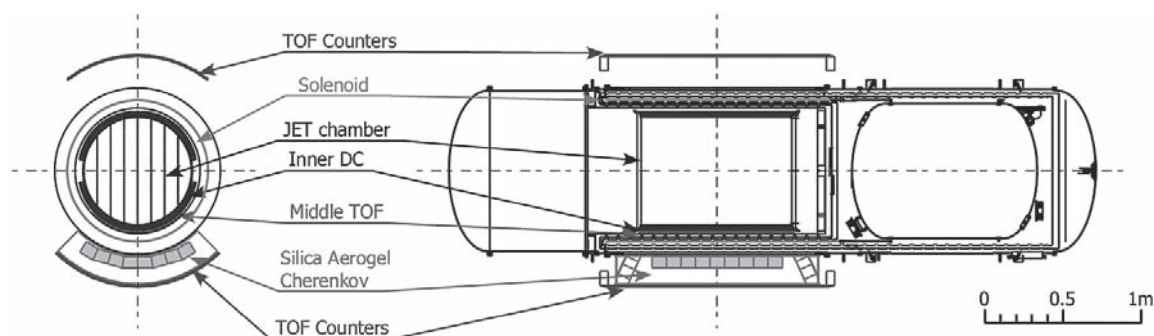


図 5 BESS-Polar 測定器 (BESS-Polar II バージョン)

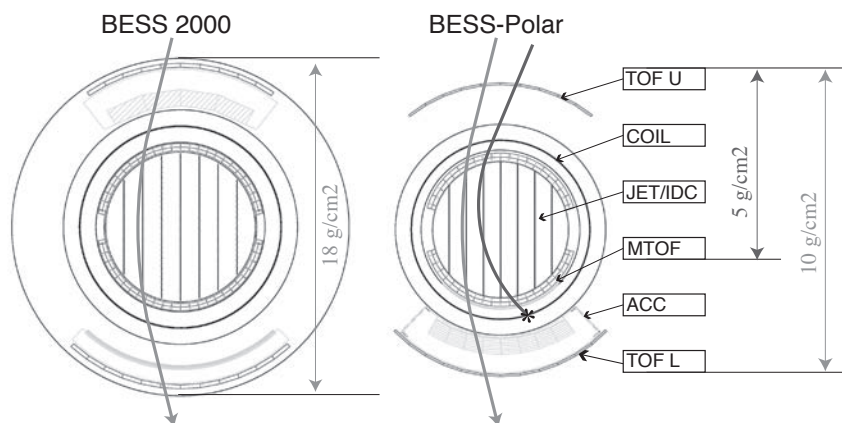


図6 BESS-Polar 測定器と BESS 測定器の比較

BESS-Polar 測定器は2004年に製作・調整を終えて、第1回実験 BESS-Polar Iでは順調に動作してデータ取得に成功した。しかしながら、改善すべきいくつかの問題点も見つかった。この経験を生かし、第2回の飛翔実験 BESS-Polar IIに向け、以下にあげるような目標を掲げて、測定器の改良を行った。

20 日以上の観測の実現

BESS-Polar Iで達成された10日間の観測時間を2倍以上に延ばし、南極周回を2回できるようにする。そのために、超伝導ソレノイドの冷却系を設計し直し、また、飛跡検出器に使用するガスの劣化に備えて、ガスフローシステムを改良する。

BESS Polar I で起きた諸問題への対処と測定器性能の向上

BESS-Polar Iでは、TOF 測定器用光電子増倍管（PMT）が上空の低圧、低温の環境で高電圧リークを起こし、約1/3のPMTが動作不良になり、測定器のアクセプタンスが大きく低下した。また、粒子識別を担う、エアロジェルチェレンコフカウンタおよびMTOFについては、目標としていた性能を得ることができなかった。これらの問題の原因を究明し、これらの測定器性能を大幅に向上させる。

DAQ の高速化、大容量化

BESS-Polar IIは太陽活動極小期で測定を行うため、低エネルギー宇宙線の流束が増加し、トリガーレートの大幅な増大が見込まれる。このためデータ収集（DAQ）を高速化して不感時間を減らすとともに、測定時間が2倍以上に増えることを想定し、データ蓄積能力を4倍程度に増強する。

これらの目標を達成するために、中央飛跡検出器（JET/IDC）とエレクトロニクスの一部を除いて、すべての測定器要素に対して全面的に設計を見直し、新たに開発を行うことになった。以下それぞれの測定器に関して、改善点を中心にフライト前の地上試験における性能を交えながら、詳しく述べる。

2.1 超伝導ソレノイド

超伝導ソレノイドは、新たに開発された高強度アルミ安定化超伝導線材の特性を生かした設計により3.4 mm厚のエポキシ樹脂含浸コイル自体により強度が保たれており、補強用のシリンダーを省くことで大幅に物質量を減らすことが可能となった。冷却はコイルの内外に貼り付けられた純アルミストリップにより冷媒タンクからの熱伝導により行われる。アルミハニカム材を用いた真空容器を用いて、さらに、軽量、低物質量化をはかり、コイル、真空容器による物質量は2.5 g/cm²（片側）に抑えられている [10]。

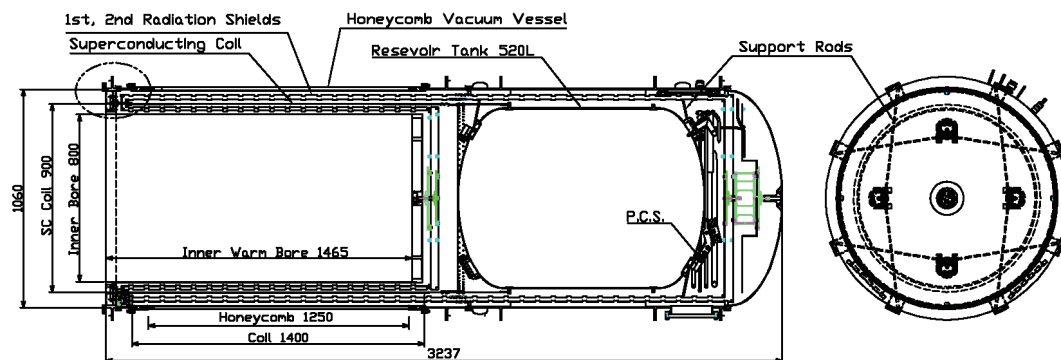


図7 BESS – PolarII 用クライオスタット

BESS-Polar I で約 10 日であった液体ヘリウムの寿命を 2 倍以上（20 日以上）に伸ばすために、以下のようにクライオスタットの設計見直しを行った。

- ・ タンク周辺に第 3 層の輻射シールドの追加
- ・ 輻射シールドを冷却するガス配管をシールド全体に拡張して、これまで熱伝導に頼っていた部分を効率よく冷やすように改良
- ・ 電流リードの低温部に高温超伝導体を配置し、伝熱熱侵入を減らすとともに、温度マージンをかせぐことにより、電流リードからのクエンチ発生を防ぐ。
- ・ タンク容量の増大（400ℓ→520ℓ）
- ・ コイルおよびタンクをサポートするロッドの長さを長いものに変えて、外部からの熱抵抗を増やした
- ・ サーマルオシレーション防止用に逆止弁を排気ポートに装備。

BESS-Polar II のクライオスタットと改良点を図 7 に示す。これらの改良により、地上試験では蒸発量が 18 ℓ/h から 11.5 ℓ/h に低下し、実際にクエンチするまでの時間は 23.5 日を達成し、十分に要求性能を満たすことを確認した。

2.2 中央飛跡検出器

中央飛跡検出器は JET 型ドリフトチェンバー（ $\phi 760 \times 1000^L$ mm）とその外側に置かれるセルタイプの上下一対の IDC ドリフトチェンバーで構成される。ドリフト時間を測定することにより、磁場の軸に垂直な座標（ $r\phi$ ）を求め、磁場の軸と平行な座標（ z ）は、両側から読み出したワイヤーの電荷の比、および、IDC のカソード面に置かれたバーニアパッドで測定される電荷により求めている。BESS-Polar I では電源に用いた DC/DC コンバーターのノイズの影響を受けて、特に z 方向の分解能が大幅に低下した。BESS-Polar II では IDC の外側を $76 \mu\text{m}$ のアルミ箔で覆い、電磁シールド（図 8）を施すことによりノイズを低減することに成功し、 z 分解能を $\sigma = 38 \text{ mm}$ から 25 mm に向上させた。

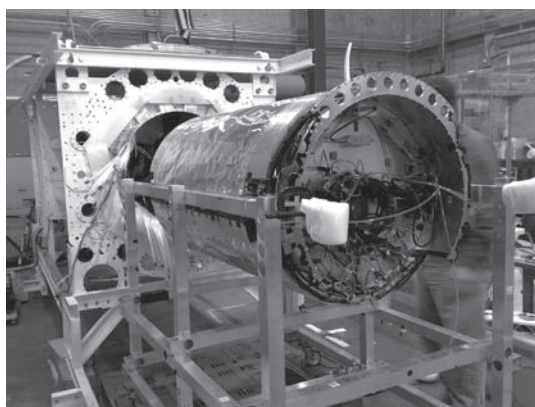


図8 中央飛跡検出器（JET, IDC）。BESS-Polar II ではアルミシートを電磁シールドとして施した。

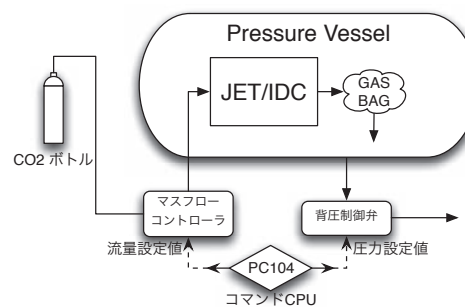


図9 中央飛跡検出器のガスフローシステム。BESS-PolarII では背圧制御弁により、圧力制御を行うことができるようにした。

測定器にはCO₂のガスボンベが搭載され、実験期間中CO₂ガスを流し続けることにより、ドリフトチェンバーガスの劣化を防いでいる。BESS-Polar Iではガスの流量制御のみ行い、ガス圧の制御は出口につけられた絶対圧安全弁により行っていたため、安全弁のヒステリシス特性により大きな圧力変動が見られ、チェンバーの性能に大きな影響を及ぼしていた。BESS-Polar IIでは背圧制御弁を新たに加えることで、圧力制御を行うことができるようにした(図9)。

2.3 MTOF (Middle Time Of Flight counter)

MTOFはJET/IDCとマグネットの間に配置された、15.5^w x 5.5^t x 1000^l mmの寸法を持つ薄型のセグメント化された48本のプラスチックシンチレータである。測定器下部を通過する途中でエネルギーを損失して静止し、下のTOFまで到達しないような極低エネルギーの粒子に対してトリガー信号を生成し、dE/dXおよびタイミングを測定するために用いられる。シンチレータの信号はクリアファイバーを束ねたライトガイドでマルチアノード光電子増倍管(MA-PMT)に導かれるが、BESS-Polar Iにおいては、開口部に近い側からの片側読み出ししか実装できなかったため、通過位置に対して、光量、タイミングの依存性が大きく、十分な性能が得られなかった。BESS-Polar IIでは図10に示すように、分割可能なPMTアタッチメントを開発し、図11のようにファイバーの取り回しを工夫することにより、開口部の反対側の信号も読み出すことに成功し、両側読み出しを実現し検出効率と性能を大幅に向上させ、飛行時間分解能(平均)はBESS-Polar Iの $\sigma=420\text{ps}$ から320psに向上した。また、BESS-Polar Iでは応答速度が速いシンチレータ(ELJEN BC230)を用いていたが、より減衰が少ないもの(ELJEN EJ200)を使用することで、光量のz方向の依存性を大幅に減らすことができた(図37参照のこと)。

2.4 エアロジェルチェレンコフカウンター (ACC)

BESS実験用に開発されたもの[11]と同様のDiffusion Boxタイプのもので、屈折率 $n=1.02\sim 1.03$ のシリカエアロジェルブロックを積層したものを輻射体として用い、閾値型のチェレンコフカウンターとして動作させる。輻射体から出た光は、ゴアテックス・ハイパーシートガスを反射材として敷き詰めた箱の中を、反射拡散しながら伝播し、最終的に端部にマウントされた48本のPMTで検出される。PMTには、超伝導ソレノイドの漏れ磁場中で動作するように、ファインメッシュ型のPMTが用いられ、できる限り磁場の方向に軸を合わせるように設計されている。BESS-Polar Iで用いられたカウンターは、十分な光量を得られず(光電子数6.7)、反陽子のバックグランドとなる電子、パイオン、ミューオンに対して満足なリジェクション(排除能力)が得られなかった(排除比率 $\sim 1/900$)。原因はスペース上の制約から厚みを薄くしたこと、寸法の小さなエアロジェルブロック(100^w x 100^t x 10^l mm)を重ねて使ったことにより境界面での散乱が増え、十分な光がPMTまで届かなかったことである。

BESS-Polar IIでは寸法、エアロジェルブロック、構造体のデザインの徹底的な見直しを行った。GEANT4をベースにしたモンテカルロシミュレーションを行い、テストビームを用いたプロトタイプの試験を行って、寸法、構造の最適化を図った。エアロジェルブロックに関しては、屈折率を1.02から1.03に変え、また、従来の10倍以上の容積をもつ190^w x 280^t x 20^l mmの大型のものを製作することに成功した(図12)。さらに、固定方法を工夫することにより、各ブロック間の隙間を100 μm 以下に抑えた。図13にエアロジェルブロック、PMTをマウントしたACCを示す。以上の改良により、光電子数が11.3と70%増加し、バックグランドの排除能力が飛躍的に向上した(排除比率 $< 1/6000$)。

2.5 飛行時間測定用カウンター (TOF)

飛行時間測定用カウンタは、100^w x 10^t x 950^l mmの寸法を持つプラスチックシンチレータ(ELJEN BC230)の両側にアクリル製ライトガイドを挟んでファインメッシュ型PMTをマウントしたもので、上部に10本、下部に12本が測定器の最外層に配置されている。漏れ磁場の影響を少なくするために、PMTの軸方向は磁場の方向とほぼ一致するように合わせられている。従来のBESS実験と大きく異なることは、カウンタが気密容器の外側に置かれるため、低圧でしかも温度変化が激しい($-30^{\circ}\text{C}\sim 20^{\circ}\text{C}$)状況にさらされることである。このため、固定に際しては、温度変化による伸縮によってカウンタの間にストレスがかからないように、相互のカウンタがスライド可能に取り付けられ、PMTは低圧下でも動作するようにポッティングを施され、放電を防止する処置がとられていた。しかしながら、BESS-Polar Iの飛行観測中、合計44本のPMTのうち10本が放電をおこして高電圧をかけられなくなり、上下のTOF

によるアクセプタンスが6割に低下する問題が生じた。これは、用いられていたポッティング材料が低圧かつ低温においてクラックを生じて、高電圧がリークしたためと考えられている。ACC に用いられていた PMT はアルミ製の気密容器に封入されていたために問題が起こらなかった。

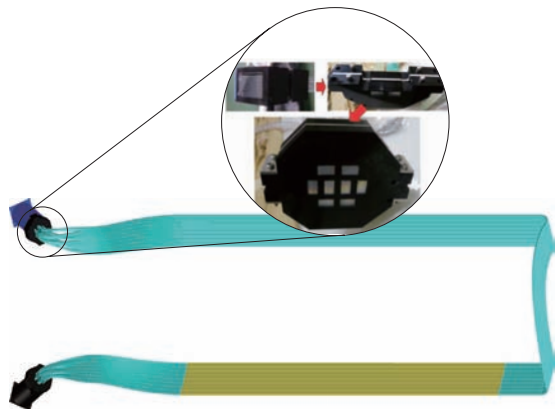


図 10 分割可能なファイバーアタッチメント。これによりファイバーバンドルの自由な取り回しが可能になった。



図 11 ファイバーの取り回し。下に敷き詰められているのが MTOF のシンチレータ本体。上部に物質がこないように工夫されている。

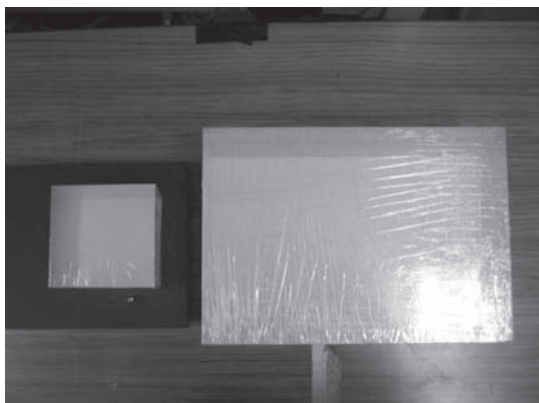


図 12 BESS-PolarII に使用されたエアロジェルブロック (右)。左は BESS-PolarI に使われたブロック。



図 13 エアロジェルチェレンコフ測定器の内部。内部に置かれたエアロジェルブロックからの光を 48 本の PMT でとらえる。



図 14 TOF 用 PMT のためのアルミ製気密容器。上空で内部を常圧に保ち、高電圧の放電を防ぐ。

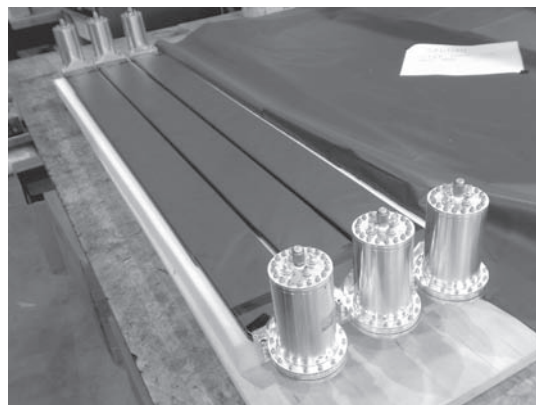


図 15 TOF カウンタの一部。

BESS-Polar II では TOF 用 PMT についても、気密容器を採用することにした。TOF 用 PMT のアルミ製気密容器を新たに設計・製作し（図 14）、完成した容器に封入した PMT はすべて、低圧下で温度サイクルをかけた試験を行い、実際の使用条件でリーク等の問題がないことを確認した。PMT 容器の変更に伴いライトガイドに固定するアタッチメントも新たに設計・製作した。また、粒子識別能力を向上させるため、シンチレータの厚さを 10 mm から 12.7 mm に増加させ、それに応じて飛行時間分解能（両側読み出し）が $\sigma = 160$ ps から 120 ps に向上した。BESS-Polar II 用 TOF カウンタを図 15 に示す。

2.6 データ収集システム

2.6.1 概要

BESS-Polar 実験では長時間観測の実現に向けた低消費電力化、高速大容量化の要請に従って、従来使用していたデータ収集システムを一新し、新しいシステムを設計・製作した。電力供給の制約に対応するため従来の 1 kW を越える消費電力を 1/2 以下に減らし、また、特別なトリガー条件をかけずに全ての宇宙線事象を観測記録するために、データ収集速度、容量を強化した。図 16 に BESS-Polar 実験で用いたデータ収集システムの概要を示す。各測定器のデータはそれぞれ近くに配置されたフロントエンドの読み出し回路によって取得され、USB2.0 で CPU にシリアル転送され、ハードディスクに書き込まれる。近年のシリアル通信技術の発展により、低消費電力かつ高速のデータ転送を行える IC を安価に手に入れることが出来るようになっており、BESS-Polar でも従来の集中制御によるパラレルデータ転送ではなく、USB2.0 によるシリアル接続、並列読み出しを用いた。従来の BESS 実験と異なり、TOF、ACC 用のエレクトロニクスは気密容器外部に置かれているため、放熱を空気の対流に頼らず行えるよう、基板上的 IC 配置から基板取り付け用のシャーシまで含めて検討、開発された。各ボードは極力測定器の近くに置き、接続ケーブルの長さを短くし、さらなる重量の軽減に努めた。一台ごとのデータ転送レートはそれほど高くないため、各モジュールに直接 USB2.0 コントロール用 IC を搭載するのではなく、複数からの信号を集めて USB2.0 信号に変換して DAQ システムに送る、MU2 (McBSP-USB2.0 変換) モジュールを開発し、DAQ に接続する USB2.0 機器の数を減らし、データ転送の効率化を図った。各モジュールには低消費電力で動作する DSP (Digital Signal Processor [TMS320VC5402, Texas Instrument]) が搭載され、コントロール及びデータ転送を行った。以下に、それぞれの部分を詳しく説明する。詳細については文献 [12] を参照のこと。

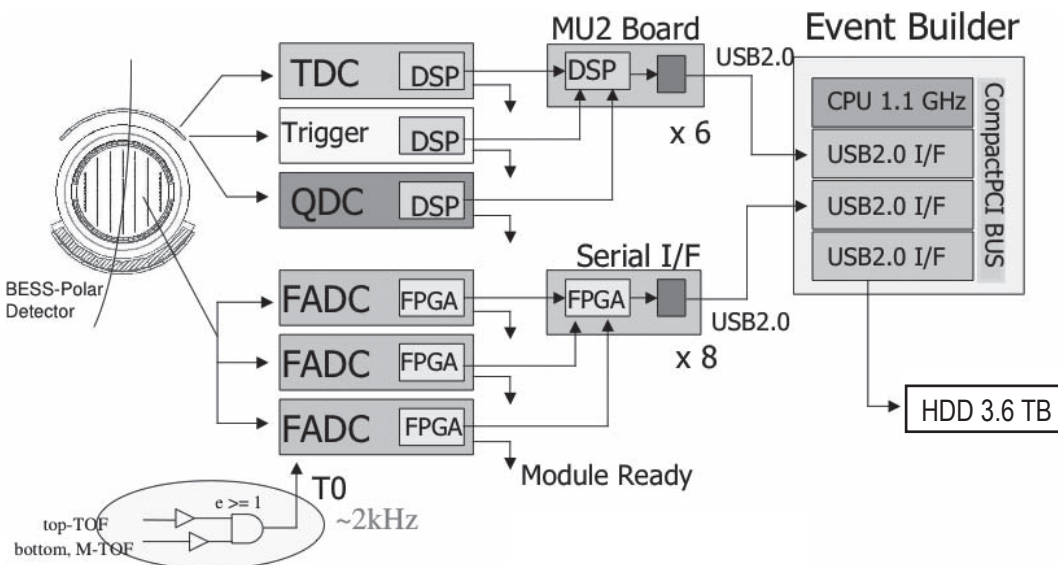


図 16 BESS-Polar データ収集システムの概要 (BESS-Polar I 構成)

2.6.2 フロントエンド読み出し回路 (FEE)

粒子の速度を測定する TDC (Time-to-Digital Converter) は、コモンストップ方式を採用し、1 台 12 チャンネル、各チャンネルの分解能は 43psec 程度、消費電力は 0.5W 以下である。コンパレーターを内蔵し、ディスクリミネーターとの機能を持たせることで、トランシーバー IC が不要となり、消費電力を削減した。図 17 に測定器の側面のアルミ板に取り付けられたモジュールの写真を示す。

測定器から送られる電荷を測定する QDC (Charge-to-Digital Converter) は、BESS-Polar I ではキャパシタ切り替え方式、BESS-Polar II では遅延ライン方式を用いた。測定できる電荷の範囲は測定器ごとに調整し、フルレンジは ACC で 250 pC, TOF 1000 pC, MTOF 2000 pC である。各チャンネルの消費電力は 0.16 W 程度である。

中央飛跡検出器用 FEE において、問題となるのはそのデータサイズである。平均的なイベントにおける、飛跡検出器 (チェンバー) からの総読み出しデータサイズは 2 kBytes 程度であるが、各ワイヤからのデータサイズはイベント毎に変化するため、1 台のモジュールからのスループットはその最大値に対応する必要がある。BESS-Polar 実験では、一台 24 チャンネルの FADC モジュールを 24 台用い、チェンバーの読み出しを行った。BESS-Polar I では 3 台の FADC をバックプレーンで接続し、3 台分のデータの一つにまとめて DAQ システムに転送することで、USB2.0 機器の数を減らしたが、BESS-Polar II では、FADC モジュール毎に USB2.0 Controller IC を搭載し、スループット能力を高めて、トリガーレートの増大に備えている。FADC モジュールおよび関連のエレクトロニクスは中央飛跡検出器の前面、気密容器内部にマウントされる (図 18)。

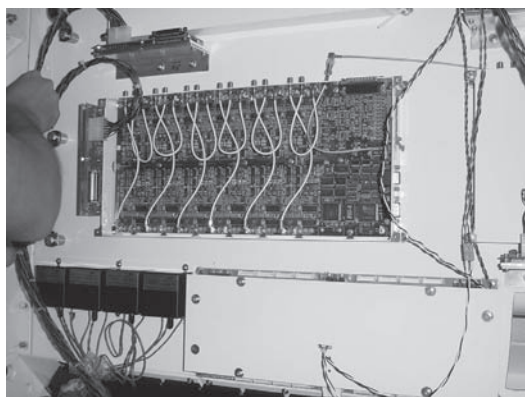


図 17 気密容器外部に配置される、フロントエンドエレクトロニクス (TDC, QDC, M2E, トリガー, 高電圧モジュール)

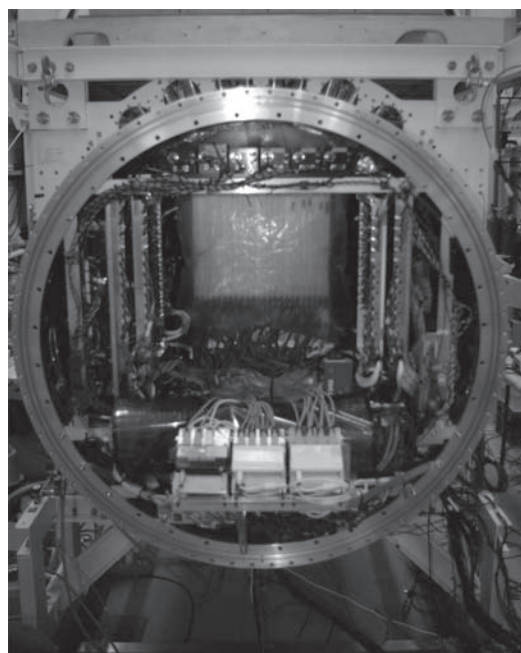


図 18 気密容器内部に配置される、中央飛跡検出器および MTOF 用エレクトロニクス。中央奥のガスバッグの向こう側に見えるのが、FADC モジュール。

2.6.2 トリガー

低消費電力を実現するため、トリガーのロジックを極力単純化し、必要なエレクトロニクス、主にディスクリミネータの数を減らした。従ってトリガーモジュールの内部は単純な上下の TOF 及び MTOF からの信号のコインシデンス回路と各測定器からの信号のレートをカウントするスケーラーとなっている。各 FEE ではイベント処理を非同期に行うため、トリガーモジュール上でトリガー信号と同時に 8bits のイベントナンバーを生成し、各モジュールに送信する。イベントビルダーに送られたデータは、このイベントナンバーをもとに再構成される。

2.6.3 DAQ CPU およびデータ蓄積

データ収集用のCPUとして、コンパクトPCI規格の市販のモジュールを用いることにより、開発にかかる時間を大幅に短縮し、また最新のコンピューティング技術の発展の恩恵をそのまま受けることが出来た。BESS-Polar Iでは1.1 GHzのPentiumMプロセッサを用いたが、BESS-Polar IIでは1.66 GHzのCore Duoプロセッサを用いることにより、データ収集能力を飛躍的に高めることができた。各フロントエンドからのデータはUSB2.0バスから非同期に送られてくるため、読み出されたデータはいったんFIFOにためられ、すべてのモジュールからデータが届いたことを確認したあと、一つのイベントとしてパッキングし、データストレージに記録する。USB2.0デバイスからの読み出しと、このイベントパッキングを別々のスレッドで行うことにより、イベントプロセスの効率を高めた。

データストレージには、複数の3.5インチのハードディスクを切り替えて使用した。太陽活動極小期によるイベントレートの増加および20日以上長時間観測に備えて、BESS-Polar Iの3.6 TB (300 Gbyte x 12台) から16 TB (1 Tbyte x 16台) に大幅に増強し、4倍以上のデータを蓄積可能にした。

データ収集システムとは別に、モニターデータを収集し、コマンドのやりとりを行うためのスローコントロールシステムとして、PC104 CPUシステムを搭載している。モニターのネットワーク構築には、エシエロン社が開発したLONシステムが採用され、インテリジェントなデバイスに対してリモートでモニターデータの収集、高電圧のコントロール等を、完全な分散システムで実現している。

これらのCPUとハードディスクについては、図19に示すような形に組み上げられ、超伝導ソレノイドの漏れ磁場を遮蔽し、内部を大気圧に保つための、磁気遮蔽気密容器に入れて運転された（図20）。

2.7 太陽光発電システム

1週間を越える観測に必要な電力を、リチウム一次電池で供給するのは重量の点で不可能である。そこでBESS-Polar実験のために、単結晶太陽電池セルを用いた、太陽光発電システムを開発した。BESS-Polar測定器は超伝導ソレノイドが発生する強磁場により地磁極の方向に向く強いモーメントが働くため、通常用いられているように測定器の方向を制御し、パネルを太陽の方向に向ける方法は困難である。そこで、測定器の周りを取り囲むようにパネルを配置し（図21）、測定器の方向に関わりなく発電できるようにした。電力変動を抑えるため、パネルは八角形に配置された。この方式では方向制御の不調により太陽光を逃す可能性がないため、二次電池を用いた充放電システムは搭載していないが、地上や上昇中に雲で太陽光が遮られる場合に備え、非常用として約1日分の電力を供給できるバックアップ用のリチウム一次電池を搭載している。BESS-Polar Iでは750^W x 1000^H mmのソーラーカー用のパネルを縦に4列配置する構造をとっており900 Wの電力供給能力を持っていたが、組み立て時や、打ち上げ時の作業に困難があった。BESS-Polar IIでは700 Wの電力供給を確保しながら、3列構造にし最下段は折りたためるようにして、組み立て時の作業性・安全性を向上させるとともに、打ち上げ時に準備エリアの外に移動（ロールアウト）する際に、パネルを外さなくても建物のドアを通ることが可能になった。

BESS-Polar II測定器の諸元をBESS-Polar I測定器とともに表1にまとめる。

表1 BESS-Polar I

	BESS-Polar I	BESS-Polar II
面積立体角（実効アクセプタンス）	0.2 m ² sr	0.3 m ² sr
中心磁場	0.8 T	0.8 T
最大測定可能 Rigidity (MDR)	240 GV	240 GV
液体ヘリウム容量	400 ^{リットル}	520 ^{リットル}
超伝導磁場発生可能期間	11 日	25 日
上下 TOF 間隔	1.4 kHz	2.4 ~ 2.6 kHz
エアロジェルブロック屈折率	1.02	1.03
MTOF 幅	10 mm	15.5 mm
消費電力（レギュレータ込）	450 W	450 W
データ容量	3.6 TB	16 TB
総重量	1750 kg	1950 kg

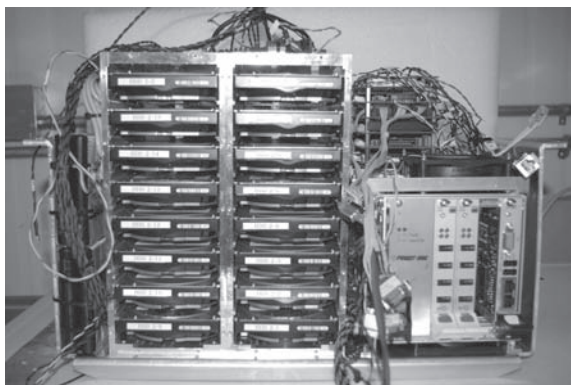


図 19 cCPI ラックにマウントされる CPU および PC104 システム、ハードディスク

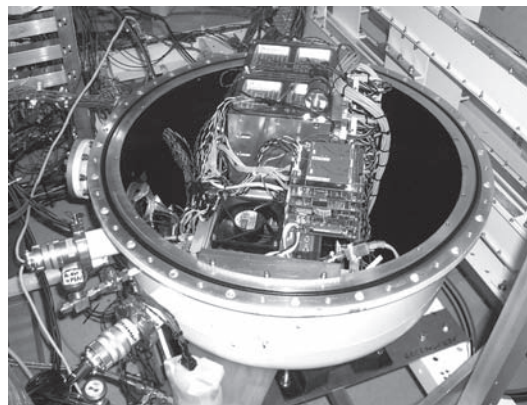


図 20 磁気遮蔽用気密容器に配置される、CPU 群、ハードディスク、測定器から切り離すことができ、一番早く回収される。



図 21 太陽電池電源システムを装備した BESS-Polar 測定器

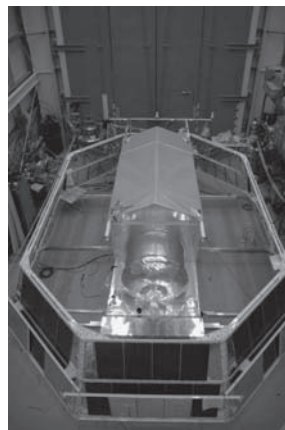


図 22 太陽電池パネルの最下層は折りたたむことにより、高さおよび幅を減らして作業性の向上に貢献した。

3. BESS-Polar II 準備・実験経過

3.1 実験準備

第 1 回のフライト後の 2005 年から高エネルギー加速器研究機構（KEK）および米国航空宇宙局ゴダードスペースフライトセンター（NASA/GSFC）において各測定器の開発が進められた。2007 年春からは NASA/GSFC において、測定器のインテグレーション（図 23）と太陽電池パネルの組み立てを行った。2007 年 7 月末には、測定器の最終調整および気球制御・通信機器との噛み合わせ試験（コンパチビリティテスト）を行うために、測定器および地上支援機器をテキサス州のコロンビア科学観測気球施設（CSBF）に移送した。この輸送の際に、振動および衝撃が原因で PCS（Persistent current switch：超伝導ソレノイドの永久電流を ON/OFF するスイッチの役割を果たす）が輻射シールドと熱接触してしまい、温度が下がらずに超伝導にならないという状況になった。診断の結果、真空容器を開けて PCS スイッチを移設する作業が必要であることが判明した。通常ならば工場に移送して修理を行うところであるが、スケジュールが切迫していたため、現地に技術者を招聘し修理作業を行った。3 重の輻射シールドを外した後、PCS を取り外して、輻射シールドにさわらないような位置に移動した。図 24 に示すように、ヘリウムの配管を現場でカットし、再び溶接し、リークチェックを行うという困難な作業であったが、無事修理に成功し、超伝導コイルは再び運転可能となった。その後、磁場を発生させた状態で測定器の調整を行い、8 月 17 日に気球制御・通信機器との噛み合わせ最終試験に合格し、南極周回飛翔実験の実施が正式に許可された。PCS スイッチの修理の詳しい経緯については [13] を参照のこと。

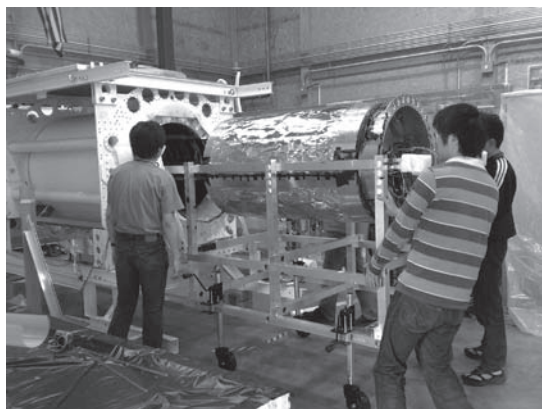


図 23 NASA/GSFC における BESS-Polar II 測定器の組み立て作業風景。

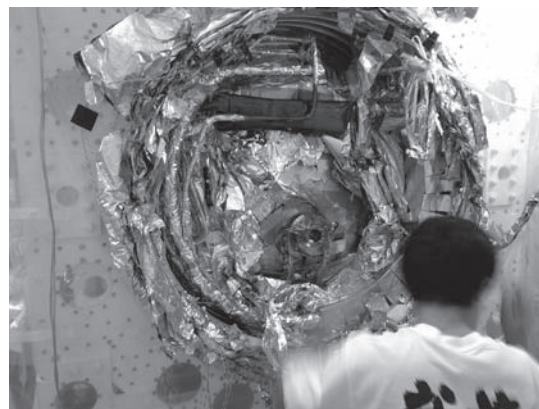


図 24 超伝導ソレノイドの PCS スwitch の修理作業。

測定器本体および地上支援機器、太陽電池パネルは、ニュージーランド経由で南極に輸送され、十数名のメンバーが10月26日から南極マクマード基地（米国）近辺の、ウィリアムフィールドにおいて実験準備を始めた。現地では、各測定器を立ち上げて最終調整を行うとともに、太陽パネルの組み立て、測定器の温度コントロール用の外装を行った。南極においては、直射日光に加え、氷からの照り返しによる熱流入があり、また、光が当たらない部分は放射冷却により、急速に冷却される。特に、測定器とエレクトロニクスの一部を気密容器の外に配置したため、それぞれの動作温度内におさめるため、断熱、放熱に対する厳しい管理が要求される。NASA/Wallops により行われた熱収支シミュレーションの計算結果をもとに、断熱用のスタイロフォーム、太陽光を反射するためのアルミナイズドマイラー、放熱を要する部分には銀テフロンを用いて表面をカバーすることにより、測定器の温度範囲を適切にコントロールした。すべての外装作業を終えた後、11月29日にフライトと同様の条件で、ランチャーにつり下げた状態でコンパチビリティチェックを行い、12月1日フライトレディを宣言した。

3.2 飛翔実験

2007/2008 年シーズンは BESS-Polar II を含めた 3 つのペイロードが打ち上げを予定していた。上空の風は 11 月末から 12 月上旬にかけて、時計回りに反時計回りに変わるが、上空の風が安定するまで約 2 週間待たなければならなかった。1 番目のペイロードが打ち上がった後、約 1 週間後 12 月 23 日 6 時 30 分（現地時間）BESS-Polar II 測定器はウィリアムフィールドから打ち上げられた（図 25）。約 6 時間かけて高度 110 kfeet に到達し、BESS-Polar II の宇宙線観測実験が開始された。図 26, 27 にフライト経路と気圧および高度を示す。飛翔観測中太陽電池パネルは安定して電力を供給し、測定器のパラメータ（ゲイン、スレショルド調整）調整の後、順調にデータを取り続けた。約 18 日間でマクマード基地のほぼ真上に戻ってきた際、2 周回目に入り飛翔実験を継続するか、実験を終了し、気球を切り離して測定器の回収を優先して行うかの議論があった。液体ヘリウム残量を蒸発量から精密に見積もると（図 28）、当初



図 25 BESS-Polar II の打ち上げ（2007/12/23）

予測していたよりも長い25日間のフライトが可能であり、データストレージの残量と併せて判断した結果、2周回目に臨めばさらに約8日間のデータ取得が可能になることがわかった。しかしながら、さらに周回して戻ってくる1月下旬には、マクマード基地の夏シーズンの終わりが近づき、飛行機、人員等の基地のサポートが枯渇し、また気象条件も悪化するために回収が困難になることが予想された。最終的に、我々は太陽活動極小期における8日間の飛行観測の重要性の認識のもとで飛行実験を続けるという決断を下し、NASAのヘッドクォータ、NASA/Wallops、現地での活動をサポートするNSFもこれを支持し、2周回飛行をすることが決定した。2008年1月17日、2周回に入ってから8日後、液体ヘリウムタンクが空になるのとはほぼ同時にデータストレージにデータを書ききったため、超伝導ソレノイドを消磁して約24.5日間の飛行観測は終了した。その後、磁場がない状態で飛行を続けたが、約3/4周回したところで回収困難な山岳地帯に達する前に気球が切り離され、約29日間のフライトを終了した。測定器は氷原に静かに着氷し、データベッセルは無事回収されたが、時期的な問題により、本体の回収は次のシーズン以降に持ち越された。実験準備から飛行実験終了に至るまでの経過を表2にまとめる。

フライトデータのサマリを表3に示す。磁場中での観測時間は24.5日である。そのうち、測定器のチューニングおよびジェットチェンバーおよびPMTの処理に要した時間は、約1.5日である。実効的に22日間の宇宙線観測データが得られた。飛行中に観測されたイベントは約47億事象である。ハードディスクにはフォーマット後の容量をほぼ使い切る13TBのデータが記録された。飛行高度および残留大気に関してはBESS-Polar Iの36~38 km、3~4 g/cm²に比べて、BESS-Polar IIのフライト高度は35~36 kmと低く、また残留大気圧は4~8 g/cm²（平均6 g/cm²）と高かった。これは、BESS-Polar II測定器の重量が増加したために、BESS-Polar Iで使用した軽量の気球を使用することができず、より重いペイロードを飛行させられる重量が重い気球を用いたためである。これにより、大気補正をより注意深く行う必要がある。地磁気によるRigidityカットオフについては1周目の後半の一部にカットオフが高い領域を通過したものの、全領域に対して0.7 GV以下となっており、低エネルギー反陽子の測定に影響はない。

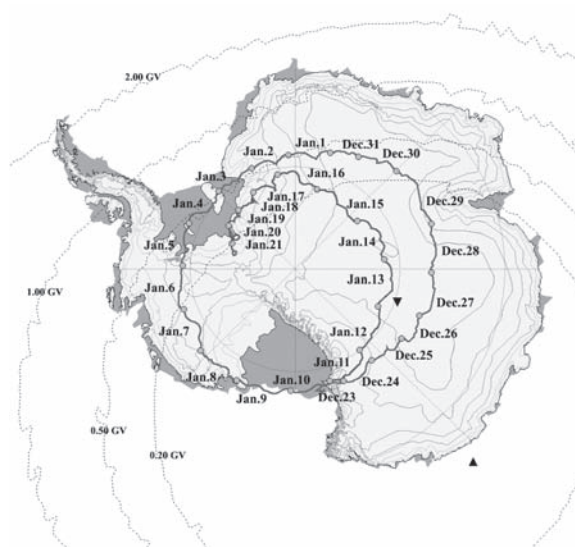


図 26 BESS-Polar II のフライト経路

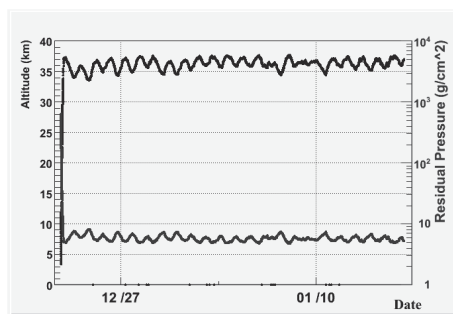


図 27 BESS-Polar II 飛行の高度および気圧

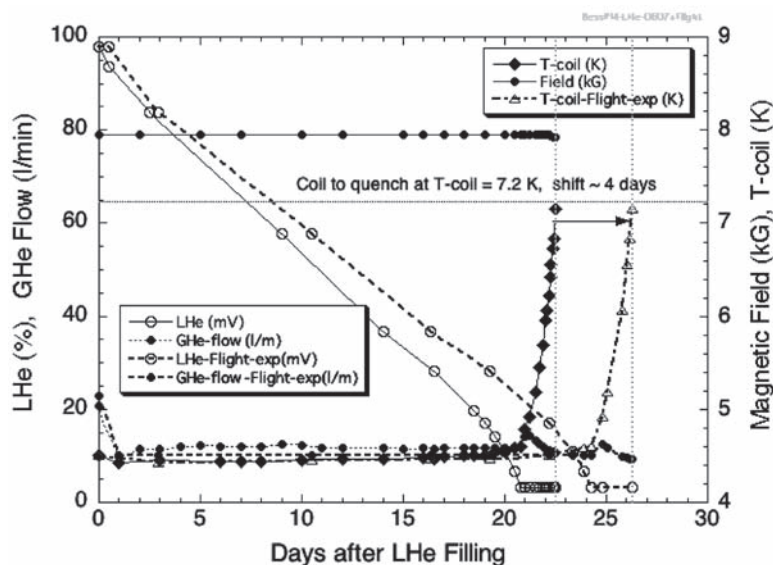


図 28 フライト中の液体ヘリウムの蒸発量，液面，およびコイル温度．地上に比べて 4 日以上，運転時間が延びているのがわかる．

表 2 BESS-Polar II 実験の経過

2005 年 6 月	BESS -Polar I 測定器の検証. TOF 用 PMT 問題の探求
2005 年 9 月	各測定器コンポーネントの開発開始
2005 年 12 月	BESS-Polar I 測定器 (TOF, ACC) と開発中の ACC のビームテスト
2006 年 12 月	各測定器コンポーネントの完成
2007 年 1 月 19 日	NASA/GSFC に輸送, 組み立て開始
2007 年 7 月 26 日	組み上げ完了, CSBF に輸送
2007 年 7 月 31 日	超伝導ソレノイドに熱ショートがあることが判明
2007 年 8 月 4 日	現場での修理作業
2007 年 8 月 19 日	CSBF との噛み合わせ試験に成功
2007 年 10 月 26 日	南極遠征部隊がマクマード基地に到着
2007 年 11 月 29 日	最終噛み合わせ試験
2007 年 12 月 1 日	BESS-Polar II 打ち上げ準備完了
2007 年 12 月 23 日	打ち上げ
2008 年 1 月 11 日	1 周回を終えて, マクマード基地上空を飛翔
2008 年 1 月 16 日	超伝導ソレノイド消磁. 宇宙線観測終了
2008 年 1 月 21 日	気球切り離し. 南極点から 685 km の地点に着氷
2008 年 2 月 3 日	第 1 回目測定器にアクセス. データベッセル回収
2008 年 2 月 18 日	マクマード基地を離れる
2009 年 12 月	測定器本体の回収予定

表 3 BESS-Polar II の飛行実験のサマリ

	BESS-Polar I	BESS-Polar II
全飛翔時間 (レベルフライト)	8.5 日	29.5 日
科学観測時間 (磁場あり)	8.5 日	24.5 日
記録イベント数	900 M	4700 M
記録データサイズ	2.1 TB	13.5 TB
トリガーレート	1.4 kHz	2.4 ~ 2.6 kHz
有効観測時間率 (1 - 不感時間)	0.8	0.77
高度	37 ~ 39 km	34 ~ 38 km
残留大気圧	4 ~ 5 g/cm ²	4.5 ~ 8 g/cm ²

4. BESS-Polar II 測定器性能

4.1 オンラインでの測定器チェックおよび調整

フライト中は、宇宙線観測事象および各種環境データをテレメータで約 10 秒に一回に送信し、測定器の状態を常にモニタした。図 29 に通信経路と使用可能なデータ転送速度を示す。基地とペイロードが直線で見わたすことができる LOS (Line of Sight) 期間、即ち、打ち上げ直後および一周回後に基地上空に戻ってきた数日間、直接アンテナを利用した高速通信が可能であるが、それ以外は TDRSS あるいは Iridium 衛星を用いて通信を行った。ペイロードに向けたコマンドは 1 時間に約 15 分間可能であり、測定器のパラメータ（高電圧値、スレショールド、トリガー条件）の変更を行った。実際、以下に述べるようなトラブルが生じた際にも、診断システムが異常をいち早く察知し、すぐにコマンドを送って対処したため、大事には至らなかった。

TOF 用 PMT HV の不調

打ち上げ直後、気球上昇中に 2 本の TOF 用 PMT が動作不安定になり、高電圧に異常が生じた。コマンドにより、2 本の PMT の高電圧を OFF にし、トリガーの条件から外すことにした。これにより、22 本の TOF カウンタのうち、2 本が片側のみ読み出しを行うこととなった。

PMT のノイズ増大

TOF 用 PMT および ACC 用 PMT において、突然シングルレートが急激に増加する現象が断続的に見られた。スレショールドを変化させながらスタディをしたところ、ノイズの波高は信号に比べ十分に小さく、スレショールドを上げることにより、検出効率、時間分解能に影響を与えることがなく、ノイズを落とすことができることがわかった。これらの事象は測定器が低温になったとき多く発生したことから、原因は急激な温度変化によるものと考えられている。合計 8 本の TOF 用 PMT について、スレショールドの調整を行い、ACC 用 PMT に関しては 1 本の高電圧を OFF にすることにより対処した。

JET チェンバーの高電圧の不調

観測を開始してから約 1 日後に JET チェンバーのドリフトフィールド用高電圧電源の電圧および電流モニタが不安定になる現象が起こった（図 30）。送られてくる測定器データおよびモニターの値から判断して高電圧電源の制御系のトラブルと考えられた。原因を特定することができず、電源が完全に壊れる状況を回避するため、高電圧を約 90% に下げて JET チェンバーを運転することにした。電圧変化に伴うドリフト速度の変化を補償するために、気密容器の背圧弁の設定圧力を変化させることで、ガス圧を下げることにし、ゲイン変化をポテンシャルワイヤの電圧で補正した。

その他の測定器は、問題なく動作し、期待された性能を発揮してデータを取り続けることができた。トリガーレートは約 3.1～3.3 kHz（測定器の不感時間を含めると 2.4～2.6 kHz）で推移したが、図 31 に示すように、フライト中に変動するのが観測された。同時期に観測された、南極での中性子モニターの値、太陽風の速度と非常に強い相関が認められたため、太陽風による宇宙線の日々変化を観測したものと考えられている。取得したデータを詳細に解析することにより、短期的な太陽活動の変化が宇宙線流束に及ぼす影響を詳しく探求できると期待できる。

4.2 データ解析による測定器性能

回収されたデータをもとに解析は順調に進められており、現在、各測定器の飛翔実験中の較正を行っている。フライトデータは約 30 分間の 1171 個の RUN に分けられ（打ち上げ直後の測定器調整 90 RUN を含む）、上空で行った較正データ（各測定器のペデスタル、スレショールド）に加えて、実際のフライトデータから、温度、圧力等の環境による測定器の性能の変化を細かく求めて、適正な較正パラメータを算出している。

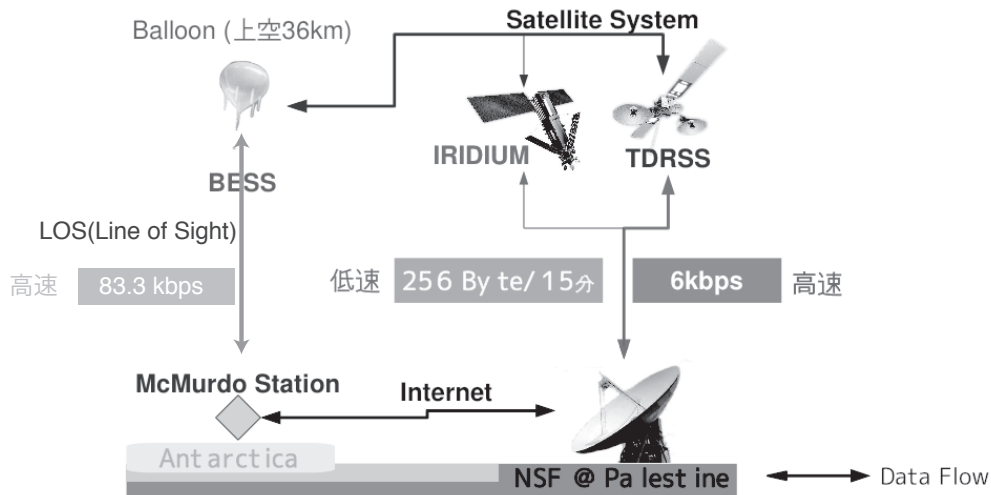


図 29 フライト中のコミュニケーション経路および転送速度

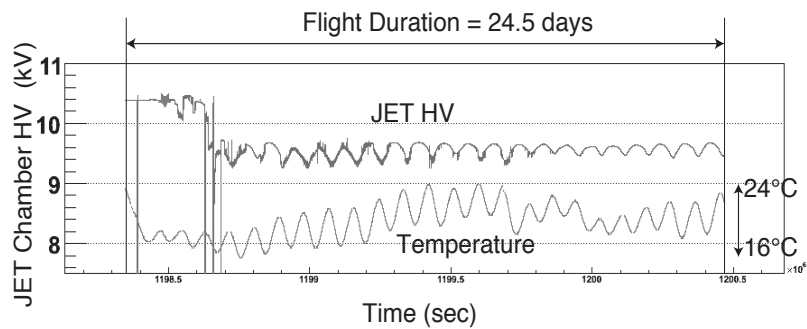


図 30 JET チェンバー高電圧不良問題. 突如として高電圧電源のモニタが不安定になる. 温度とともに, 高電圧の値が変動を始めた.

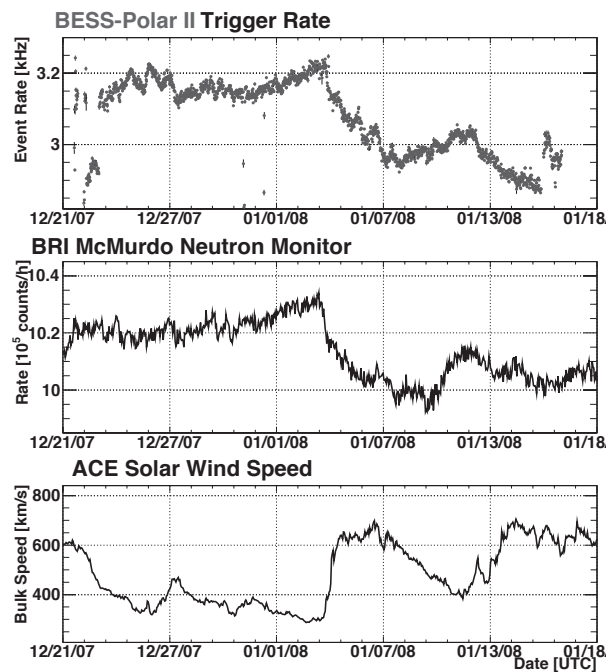


図 31 BESS-Polar II のトリガーレート (上), マクマード基地の中性子モニタ (中), ACE で測定された太陽風速度. 非常によい相関 (逆相関) が認められる.

これまでに、得られた測定器性能を BESS-Polar I との比較を交えながら、以下に示す。

飛跡検出器

前述のように、JET の高電圧が不安定になってからはドリフト電圧を約 90 % の 9.5 kV で運転し、他の高圧、ガス圧もそれに併せて調整した。図 30 に示すように、ドリフト電圧が約一日周期で変化しており、温度との相関が認められる。JET チェンバーのドリフト速度は、従来は温度、圧力の関数として補正を行っていたが、今回は新たに JET チェンバーの高電圧もパラメータに加えて、較正を行った。これまでのスタディの結果、特に電圧変動の激しかった RUN の一部（全体の約 2 %）を除いて、飛跡を精度よく再構成可能なことがわかり、BESS-Polar I と同等の $r\phi$ 座標における位置分解能 $\sigma \sim 120 \mu\text{m}$ （様々なドリフト距離における平均値）が JET、IDC の両方で得られていることを確認した（図 32, 33）。

また、 z 方向の位置分解能は $76 \mu\text{m}$ の電磁シールドの効果が顕著に現れており、特に外側のワイヤーに対しての改善が著しく、全体として BESS-Polar I に比べ約 1.5 倍優れた、 $\sigma = 25 \text{ mm}$ の測定精度を達成することができた（図 34）。IDC に関しても、計算アルゴリズムの見直しにより $\sigma = 650 \mu\text{m}$ と BESS-Polar I より優れた分解能が得られている（図 35）。

TOF

PMT の高電圧印加不良により動作不可能な PMT は 2 本にとどまり、Noisy になった PMT についてもディスクリミネータの閾値をあげることで性能を落とすことなくノイズのみを落とすことができ、BESS-Polar I で起こったアクセプタンスのロスにはなかった。また、BESS-Polar I で片側読み出しが大半を占めていたため $\sigma = 160 \text{ ps}$ に低下していた時間分解能が 120 ps に改善した（図 36）。

MTOF

MTOF は压力容器の中に配置されたため温度変化が少なく、TOF 用 PMT に見られた Noisy になる PMT は少なく、フライト途中で 1 本が Noisy になったが、スレシールドを上げることで、対処することができた。図 37 に得られた時間分解能の z 方向依存性を示す。MTOF は両側からの読み出しが可能になったことで、開口部から離れた側における時間分解能と検出効率が向上した。BESS-Polar I が $\sigma = 320 \sim 530 \text{ ps}$ であったのに対して、加重平均を用いることにより、 $\sigma = 260 \text{ ps} \sim 360 \text{ ps}$ になった。図 38 は BESS-Polar II で初めて測定可能になった MTOF の時間差による z 測定の精度を示している。 $\sigma = 60 \text{ mm}$ の分解能が得られている。

ACC

ACC の性能は相対論的な粒子が通過した場合に発生する光量によって評価できる。BESS-Polar I では光量が不足したために、反陽子のバックグラウンドとなる電子、 μ 粒子が十分に除去できなかった。BESS-Polar II の ACC はフライト中 2 本の PMT が Noisy になった以外は順調に動作した。図 39 にピークの高さを合わせて BESS-Polar I と BESS-Polar II の QDC 分布を比較したものを示す。分布から計算される平均光電子数は BESS-Polar I において 6.7 個であったものが、11.3 個と 1.7 倍に改善した。これにより、バックグラウンドの排除比率が $1/900$ から $1/6000$ 以上に向上した。

以上、各測定器は期待通りの性能を発揮し、打ち上げ直後の測定器の調整期間（ $\sim 7\%$ ）、JET の高圧の変動が激しかった期間（ 2% ）を除いて、 90% 以上のデータが物理解析に使用できることを確かめた。実効的な観測時間は BESS-Polar I の 5 倍に達し、前回の太陽活動極小期に実施された BESS97 の約 20 倍に達する。

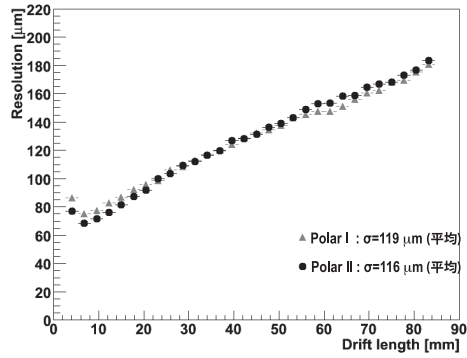


図 32 JET チェンバーの $r\phi$ 面での位置分解能.
図中の値はドリフト領域での平均を表す.

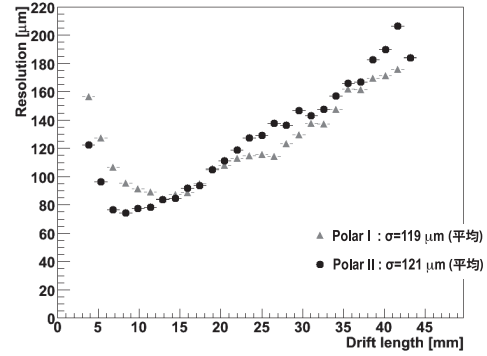


図 33 IDC の $r\phi$ 面での位置分解能.
図中の値はドリフト領域での平均を表す.

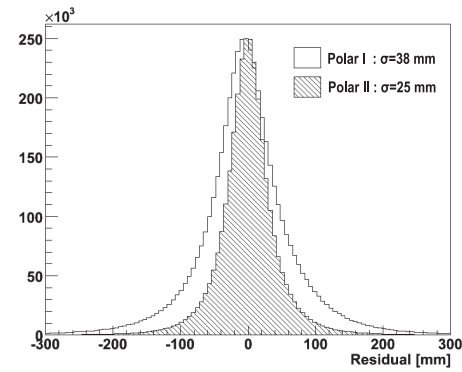


図 34 JET チェンバーの z 方向の位置分解能

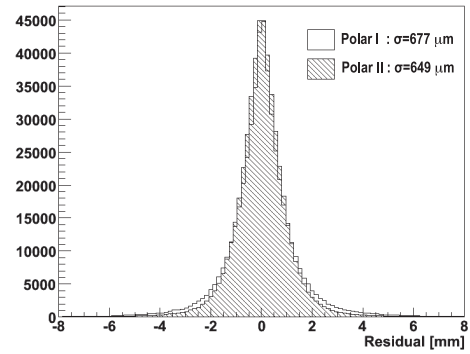


図 35 IDC の z 方向の位置分解能

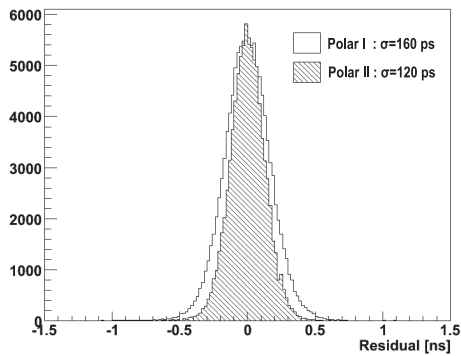


図 36 TOF の時間分解能

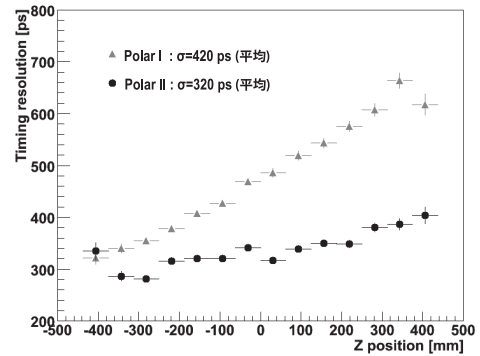


図 37 MTOF の時間分解能: 図中の値は z 方向にわたって平均したもの.

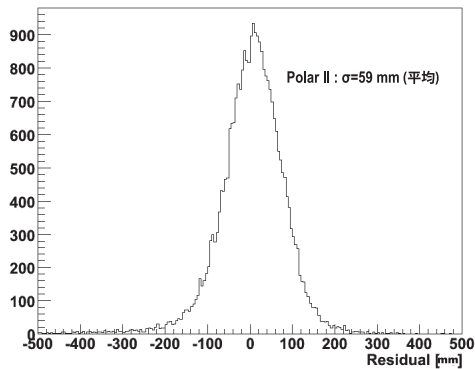


図 38 MTOF の両側の時間差から求めた z の分解能

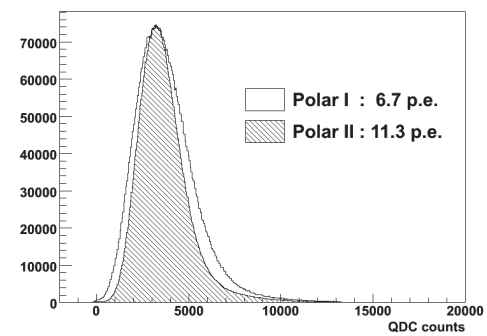


図 39 ACC の光量分布: 光電子数はヒストグラムをポアソン分布でフィットしてその形状から求めた.

表4に今回のフライトで得られた測定器性能を BESS-Polar I と比較してまとめる。全ての使用可能なデータを用いて電荷が1の粒子に対して、速度の逆数を Rigidity に対してプロットし反陽子の同定を予備的に行ったものを図40に示す。ACCによるVETO, 各測定器でのdE/dXの情報を用いることで、反陽子がきれいに同定され、8000事象以上観測されている。今後、さらに詳細な解析を行い、反陽子の流束を決定するとともに、その他の物理解析も行っていく予定である。

5. おわりに

BESS-Polar II 実験は24.5日間の観測を太陽活動極小期に行った。フライト中様々なトラブルも発生したが、迅速に対処することでほとんどロスがなくデータ収集することができ、測定器全般の性能についても、すべてにおいて BESS-Polar I を上回る性能を発揮することができた。1993年以来10年以上続けて行われてきた BESS 実験の集大成とも言えるデータを取得することができ、今後解析を進めることにより、これまで目標に掲げてきた様々な物理を究極の精度で探求することが可能であると期待されている。

表4 BESS-Polar II 測定器性能のまとめ

	BESS-Polar I	BESS-Polar II
JET $r\phi$ 位置分解能 (σ)	119 μm	116 μm
JET z 位置分解能 (σ)	38 mm	25 mm
IDC $r\phi$ 位置分解能 (σ)	119 μm	121 μm
IDC z 位置分解能 (σ)	677 μm	649 μm
TOF 時間分解能 (σ)	160 ps	120 ps
MTOF 時間分解能 (σ)	420 ps	320 ps
MTOF z 位置分解能 (σ)	NA	59 mm
ACC 光電子数 (MIP)	6.7	11.3
ACC バックグラウンド排除比率	1/900	1/6000 以上

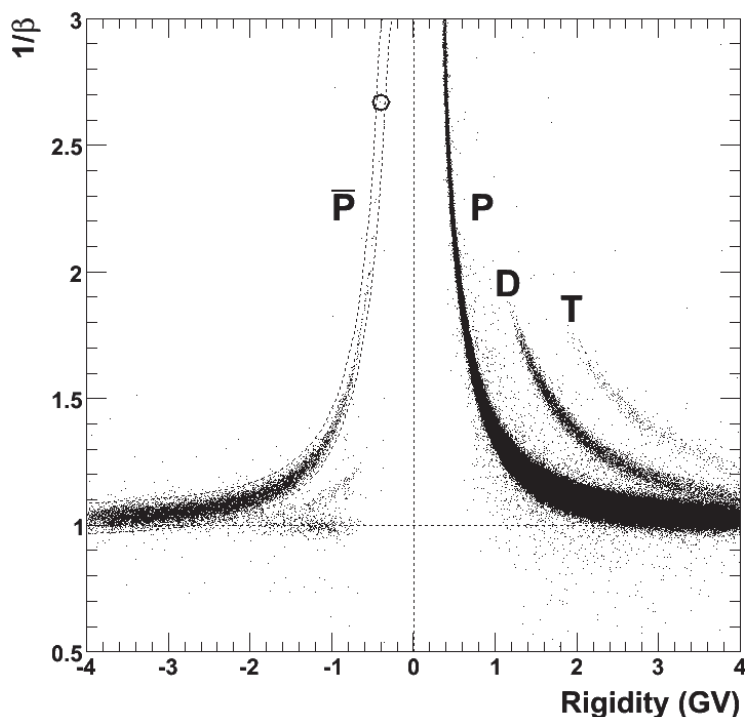


図40 BESS-Polar II データによる粒子識別の例。それぞれの粒子の質量に対応したバンド構造が見えている。○はこれまでに得られた最低エネルギーの反陽子を表す。

謝辞

BESS-Polar II 実験は高エネルギー加速器研究機構 (KEK), 宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究本部 (ISAS/JAXA), 東京大学, 神戸大学, NASA Goddard Space Flight Center (NASA/GSFC), メリーランド大学, デンバー大学による日米共同実験として推進されている。気球実験の実施, 南極でのサポートについて, NASA Head Quarter, Balloon Project Office/NASA/GSFC/WFF, CSBF, NSF/RSPC によって多大なる御支援をいただいたことを深く感謝する。BESS-Polar 実験は文部科学省研究費補助金・特別推進研究 (1300-1004, 平成 13~17 年度), 基盤研究 S (18104006, 平成 18 年度以降), 基盤研究 B (19360070, 平成 19 年度以降), および NASA 研究費の支援を受け, 推進された。各関係機関の御支援に深く感謝する。

参考文献

- [1] A. Yamamoto, J. W. Mitchell, K. Abe, et al. BESS-Polar long duration flights in Antarctica. In Proc. 27th Intl. Cosmic Ray conf. (Hamburg), pages 2135–2138, 2001.; T. Yoshida, A. Yamamoto, J. W. Mitchell, et al. BESS-Polar Experiment. Adv. Space Res., 33:(10)1755–(10)1762, 2004.;
- [2] H.Matsunaga, et al., Measurement of Low-Energy Cosmic-Ray Antiprotons at Solar Minimum Rev. Lett. **81** (1998) 4052-4055.
- [3] S. Orito, et al., Precision Measurement of Cosmic-Ray Antiproton Spectrum, Phys. Rev. Lett. **84** (2000) 1078-1081.
- [4] K. Maki, T. Mitsui, and S. Orito, Local Flux of Low-Energy Antiprotons from Evaporating Primordial Black Holes, Phys. Rev. Lett. 76, 3474-3777 (1995)
- [5] M. Sasaki et al., Search for Antihelium: Progress with BESS, Adv. Space. Res. 42 (3) (2008) 450
- [6] H. Fuke et al., Search for Cosmic-Ray Antideuterons, Phys. Rev. Lett. 95 (2005) 081101.
- [7] Y.Shikaze et al., Measurements of 0.2-20 GeV/n cosmic-ray proton and helium spectra from 1997 through 2002 with the BESS spectrometer, Astroparticle Phys. **28** (2007) 154-167;
- [8] Y.Asaoka et al.,Measurements of Cosmic-Ray Low-Energy Antiproton and Proton Spectra in a Transient Period of Solar Field Reversal, Phys. Rev. Lett. **88** (2002) 051101.
- [9] T. Hams et al., Short-term and diurnal proton flux variation during the BESS-Polar I balloon flight, Proc. 31st ICRC (Łódź) 1416 (2009).
- [10] Y. Makida, T. Kumazawa, K. Tanaka, et al. Performance of an Ultra-Thin Superconducting Solenoid for Particle Astrophysics. In IEEE Trans. Applied Superconductivity, volume 15, pages 1248–1251, 2005.
- [11] Y.Asaoka et al., Development of a Large-Area Aerogel Cherenkov Counter Onboard BESS, Nucl. Instr. and Methods A **416** (1998) 236-242.
- [12] M. Sasaki et al., Low Power Front-End Electronics for the BESS-Polar Time-of-Flight Counter and Aerogel Cherenkov Counter, Proc. 29th Intl. Cosmic Ray Conf. (Pune) 3 (2005) 421-424.
- [13] 篠田遼子：BESS-Polar 実験 南極周回気球飛翔超伝導磁石に関する研究, 東京大学修士論文 2008 年 3 月

極域成層圏からの惑星リモートセンシングを目指した気球搭載望遠鏡

田口 真¹, 莊司 泰弘², 坂本 祐二², 吉田 和哉², 高橋 幸弘³, 寺口 朋子⁴, 大西 智也²,
Steve Battazzo², 佐藤 隆雄⁴, 星野 直哉⁴, 宇野 健⁴, 吉村 淳¹

A balloon-borne telescope developed for remote sensing of planets from the polar stratosphere

By

Makoto TAGUCHI¹, Yasuhiro SHOJI², Yuji SAKAMOTO², Kazuya YOSHIDA²,
Yukihiro TAKAHASHI³, Tomoko TERAGUCHI⁴, Tomoya OHNISHI², Steve BATTAZZO²,
Takao SATO⁴, Naoya HOSHINO⁴, Takeru UNO⁴ and Atsushi YOSHIMURA¹

Abstract

A long-term continuous observation is essential for studies of time-dependent phenomena of the planetary atmospheres and plasmas. A balloon-borne telescope system has been developed for remote sensing of the planets from the polar stratosphere. In this system, a Schmidt-Cassegrain telescope with a 300-mm clear aperture is mounted on a gondola whose attitude is controlled by control moment gyros, an active decoupling motor, and attitude sensors. The gondola can float in the stratosphere for periods in excess of 1 week. A pointing stability of 0.1"rms will be achieved by the cooperative operation of the following three-stage pointing devices: a gondola-attitude control system, two-axis telescope gimbals for coarse guiding, and a tip/tilt mirror mount for guiding error correction. The first experiment of the balloon-borne telescope system was conducted on June 3, 2009 in Taikicho, Hokkaido targeting Venus. The balloon was launched at 4:10 JST and the system has been operating perfectly for two hours after launch. During the first level flight at an attitude of 14 km attitude control was activated. Oscillation of the azimuthal angle of the gondola was damped at an expected rate and the gondola was stabilized within an error of 1"rms for a several minutes. Unfortunately capture of Venus images by the telescope was aborted because of failure in the onboard computer occurred at two hours after launch. However, from the video signal from the Sun sensor azimuthal angular velocity of the free gondola is estimated to be 20°/min or slower. These results from the experiments including the ground-based tests suggest that the basic system concept of the balloon-borne telescope, especially the attitude control and tracking technology, is correct. A more robust and a dependable onboard computer is required for a future experiment.

Key words: Balloon, Remote Sensing, Telescope, Venus; Planetary Atmosphere, Planetary Plasma

概 要

惑星大気・プラズマ中で起こる時間変動現象を研究するためには長期連続観測が重要である。極域成層圏の特殊性を利用して惑星を連続観測することを目的とした気球搭載望遠鏡を開発している。口径

¹ 立教大学理学部 (College of Science, Rikkyo University)

² 東北大学大学院工学研究科 (Graduate School of Engineering, Tohoku University)

³ 北海道大学大学院理学院 (Graduate School of Science, Hokkaido University)

⁴ 東北大学大学院理学研究科 (Graduate School of Science, Tohoku University)

300mm のシュミットカセグレン望遠鏡が気球ゴンドラに搭載される。ゴンドラはコントロールモーメントジャイロ、デカップリング機構、各種姿勢センサーを使って姿勢制御され、極域成層圏に1週間以上滞留可能な性能を持つ。ゴンドラ姿勢制御、望遠鏡経緯台による天体捕捉、2軸ティップティルトミラーによる追尾誤差補正によって、目標天体を0.1"rmsの精度で捉える。金星をターゲットとして、最初の気球実験が2009年6月3日に北海道大樹町において実施された。4:10に放球され、その後2時間、システムは正常に動作した。高度約14kmでのレベルフライト時に太陽捕捉の実験を行った。ゴンドラ姿勢制御を開始するとゴンドラの方位角は振動しつつ収束し、数分間、方位角誤差は1°rmsの範囲内に収まった。残念ながら搭載コンピュータの不具合により、金星捕捉は叶わなかった。しかし、サンセンサーのビデオ信号から、姿勢制御していない状態でのゴンドラの方位角角速度は20°/min以下であることがわかった。地上試験も含めた今回の気球実験結果から、気球望遠鏡システムの姿勢制御、天体捕捉・追尾の原理は有効であることが確証された。今後の実験へ向けて、より信頼性が高い搭載コンピュータに改善していく。

1. 序 論

我が国でも近年、惑星大気・磁気圏の地上からのリモートセンシングが活発に試みられるようになってきた。しかし『すばる』のような大型望遠鏡はマシンタイムが限られており、数時間以上の時間を経て変化する現象を観測することは不可能である。一方、比較的自由に利用できる国内の中小型望遠鏡はシーイングや天候条件によって要求を満たす十分な観測ができない。このような状況を打開する方法として、探査機による直接探査やスペースステレスコープ衛星を利用した遠隔観測が最も大きな成果が期待できるが、その反面、それらの大型プロジェクトは高度な技術開発や巨大な経済的コスト、そしてそれらの及び失敗のリスクが課せられる。

それらに対して、気球搭載望遠鏡による惑星観測は地上大型望遠鏡建設や衛星打ち上げよりも遙かに低コストでしかもそれらに匹敵する観測能力が期待できる。特に極域での気球搭載望遠鏡による惑星観測のメリットは中低緯度の地上望遠鏡では不可能な長時間の連続観測が可能である点である。惑星の赤緯や気球の緯度・高度によるが、中低緯度の1観測点では不可能な12時間以上の連続観測が実現できる。また、極点に近い場所からの観測では天体の日周運動に伴う高度変化が小さいため、大気吸収などの観測条件の時間的な変化が小さいという利点もある。その例として、図1に北海道大樹町（北緯42°）、スウェーデンキルナ（北緯68°）、北極点（北緯90°）における金星の高度変化を示す。大樹町では必ず1日に1回金星が地平線下へ没するが、キルナでは夏期に金星が1日中地平線上に出ている期間があることがわかる。さらに、北極点では日周運動による高度変化はない。

気球望遠鏡による惑星観測の利点として、第二に気象条件があげられる。成層圏ではほとんど快晴で、望遠鏡の回折限界の性能を発揮できる良好なシーイングが期待できる。特にシーイングに関しては、地上で1"以下の角度分解能を実現するには非常にシーイング条件の良い観測場所を選ばなければならない。一方、可視光で1"の回折限界分解能を与える望遠鏡有効口径は約130mmである。したがって、地上で普通のシーイング条件では、たとえ望遠鏡有効口径が130mm以上あっても角度分解能の点から言えば宝の持ち腐れになる。しかし気球高度では望遠鏡有効口径を増せばそれだけ角度分解能の向上が期待できる。さらに、気球高度では地上に比べて背景レーリー散乱光が暗いため、太陽に近い惑星の観測では地上観測に比較して有利である。

第三に、下層大気に水、炭酸ガス、オゾンなどの吸収物質が存在するために地上で観測できるスペクトル領域は主に可視光に限られるが、気球高度では観測できるスペクトル領域が地上まで到達しない赤外や紫外領域まで拡大されることである。

60年代から70年代にかけて米国で開発されたSTRATOSCOPE IIと呼ばれる気球搭載望遠鏡が打ち上げられた[1]。これは望遠鏡有効口径90cm、ゴンドラの総重量3.5tにも達する巨大なシステムで、惑星大気の分子組成、赤色巨星の大気、明るい銀河の高分解能観測に成果を上げた。国内では気球観測用赤外望遠鏡が開発されている[2]。

我々は将来的には1mクラスの望遠鏡を成層圏に上げることを目指しているが、最初の段階では小口径望遠鏡で基礎技術を確認する。最も重要な技術開発要素は、ゴンドラの姿勢制御と目標天体の捕捉・追尾技術である。光学望遠鏡の回折限界性能を発揮するためには、小口径望遠鏡では0.1"程度、大口径望遠鏡ではそれ以上の追尾精度が求められる。

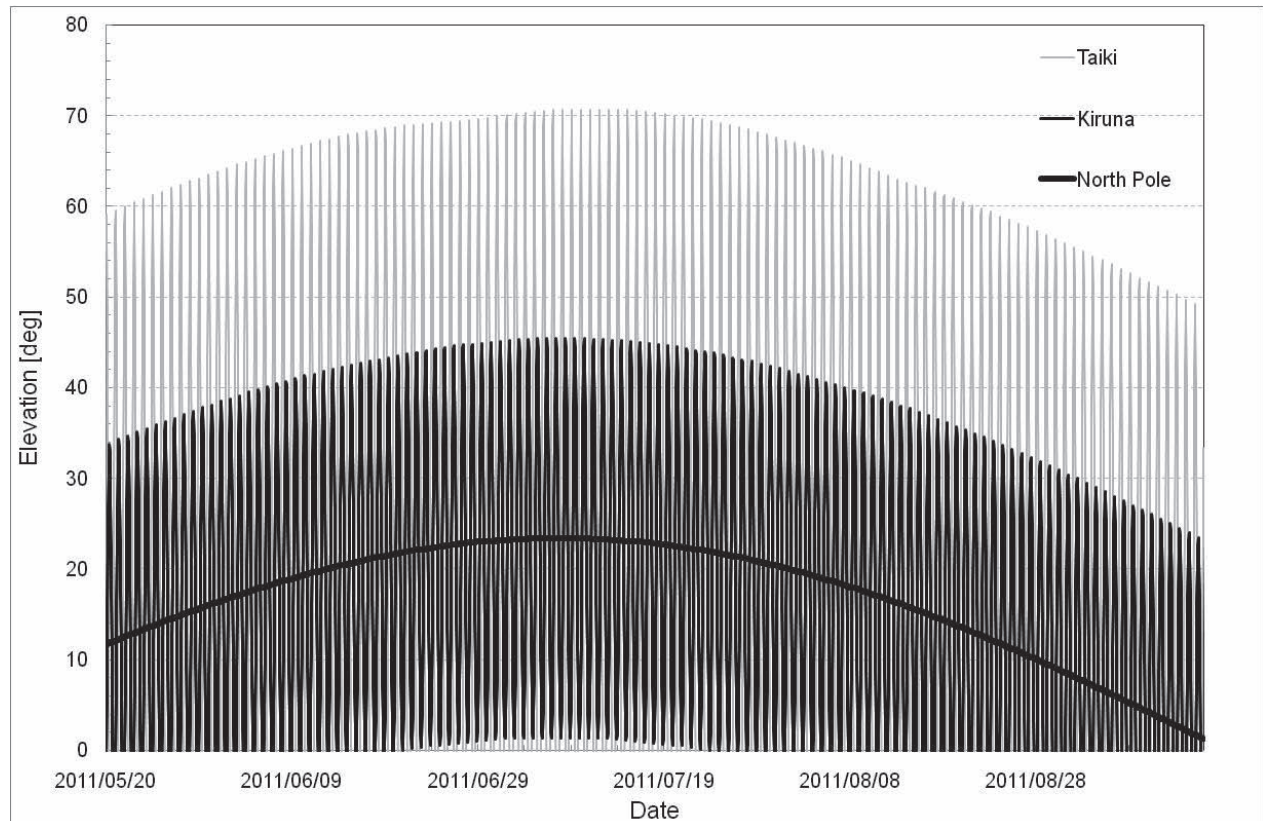


図1 北海道大樹町，スウェーデンキルナ，北極点における金星の高度変化。

る。気球望遠鏡による惑星観測の利点はそれを実現するための技術開発に要するエネルギーとコストを上回ると判断し、2002年から開発を開始した[3]。

興味深い観測対象はほとんど全ての惑星に及ぶ。例えば、水星のナトリウムテイルが地上から観測されている。しかし地上からの水星観測は明るい太陽に邪魔されて日没後または日出前のわずかな時間に行わざるを得ないため、現象の時間変化を追うまでには至っていない。また、惑星のオーロラや雷のような発光現象、火星のダストストーム等は、非周期的に発生し時間的に発展する。このような現象を捉え理解するためには長時間連続モニタリング観測が不可欠である。これらのような観測対象に対しては長時間連続観測が可能な極域気球望遠鏡が非常に有効である。

最初の観測対象天体として金星を選んだ。波長400nm付近と1 μ m付近の2波長で金星を撮像する。波長400nm付近で金星を観測すると雲頂からの太陽散乱光に帯状のパターンが見える。金星像を1～4時間の時間間隔で撮像し、その雲パターンの時間変化から風速場を導出する。得られる風速場は、謎に包まれている金星大気循環を解明する糸口になると期待される。一方、1 μ m付近では雲層による太陽散乱光が観測され、同様にして、下層雲の構造や風速場が求められる。望遠鏡回折限界による空間分解能は波長400nmでは金星面上で250km、波長1 μ mでは750kmに相当する。

本論文では開発された気球搭載望遠鏡のシステム構成、2009年6月3日に実施された最初の気球実験の経過、地上及び気球実験で得られた姿勢制御性能評価、及び今後の展望について述べる。

2. システム構成

2.1 気球部

気球はB100気球を使用した。この気球は満膨張時に半径が30mになる。観測中の金星高度は最高で60°になるため、気球が金星を遮らないように気球本体から望遠鏡をできるだけ離さなければならない。そのため吊りひもは長は30m、パラシュートとカッター部を含めた気球尾部からゴンドラ接続部までの距離を57mとした。

2.2 ゴンドラ部

2.2.1 外観

ゴンドラ部の外観を図2に、主要諸元を表1に示す。主構造はアルミフレームによる直方体で $1.0 \times 1.0 \times 3.3\text{m}$ である。これの上部側面に太陽電池パネルとカウンタウェイトパネルが取り付けられる。メインフレーム内は機器の搭載性を考慮し、最下層から順に5つのレイヤを定義した。最下層のレイヤ1には主に気球高度制御用のバラスト、送受信系および保安機器を搭載する。フライト中に重量が変化するため、慣性モーメントへの影響を低減するために中央

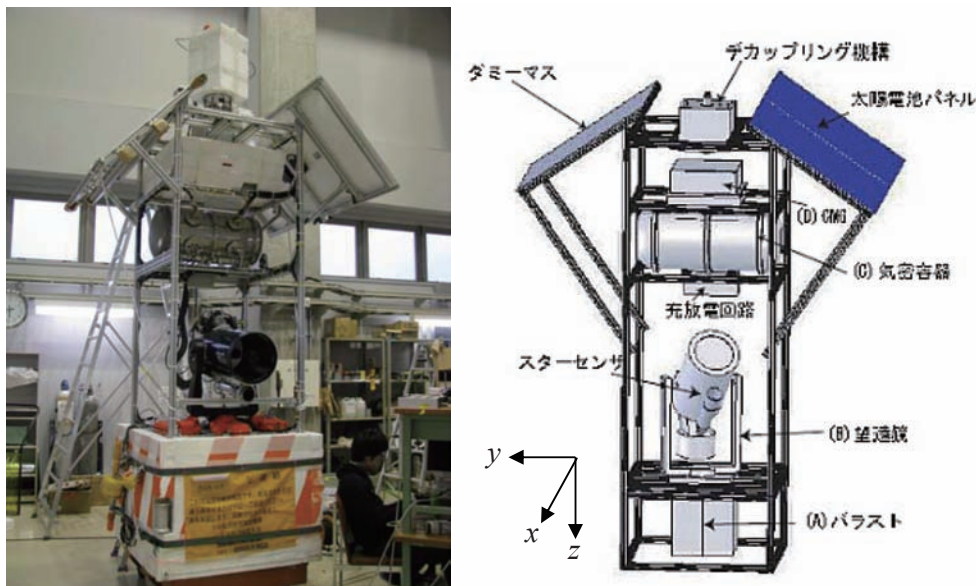


図2 金星ゴンドラ外観.

表1 主要諸元

項目	細目	仕様	単位
寸法・質量	メインフレーム	$1.0(\text{W}) \times 1.0(\text{D}) \times 3.3(\text{H})$	m
	太陽電池パネル	$2.0(\text{W}) \times 1.0(\text{H})$	m
	質量 (本体 / バラスト)	520.8 / 257.0	kg
慣性モーメント (計算値) 座標軸の定義は図2参照	I_x	735	kgm^2
	I_y	705	kgm^2
	I_z	110	kgm^2
デカップリング機構	最大角速度	8	rpm
	最大トルク	36	Nm
コントロール モーメントジャイロ	慣性モーメント	0.0079	kgm^2
	角速度 (運用中)	1000	rpm
	最大角運動量	1.0	Nms
望遠鏡	形式	シュミットカセグレン	
	有効径	304.8	mm
	焦点距離 (合成)	9144	mm
	観測波長 (紫外)	300 ~ 450	nm
	観測波長 (近赤外)	750 ~ 1200	nm
テレメータ	架台	経緯台式	
	コマンド (シリアル)	1200	bps
	HK (シリアル)	2400	bps
	アナログ画像	NTSC	
電源	最大消費電力	283	W
	バッテリー電圧	22.8	V
	バッテリー容量	50	Ah
	太陽電池電圧	37	V
	太陽電池最大出力	240	W

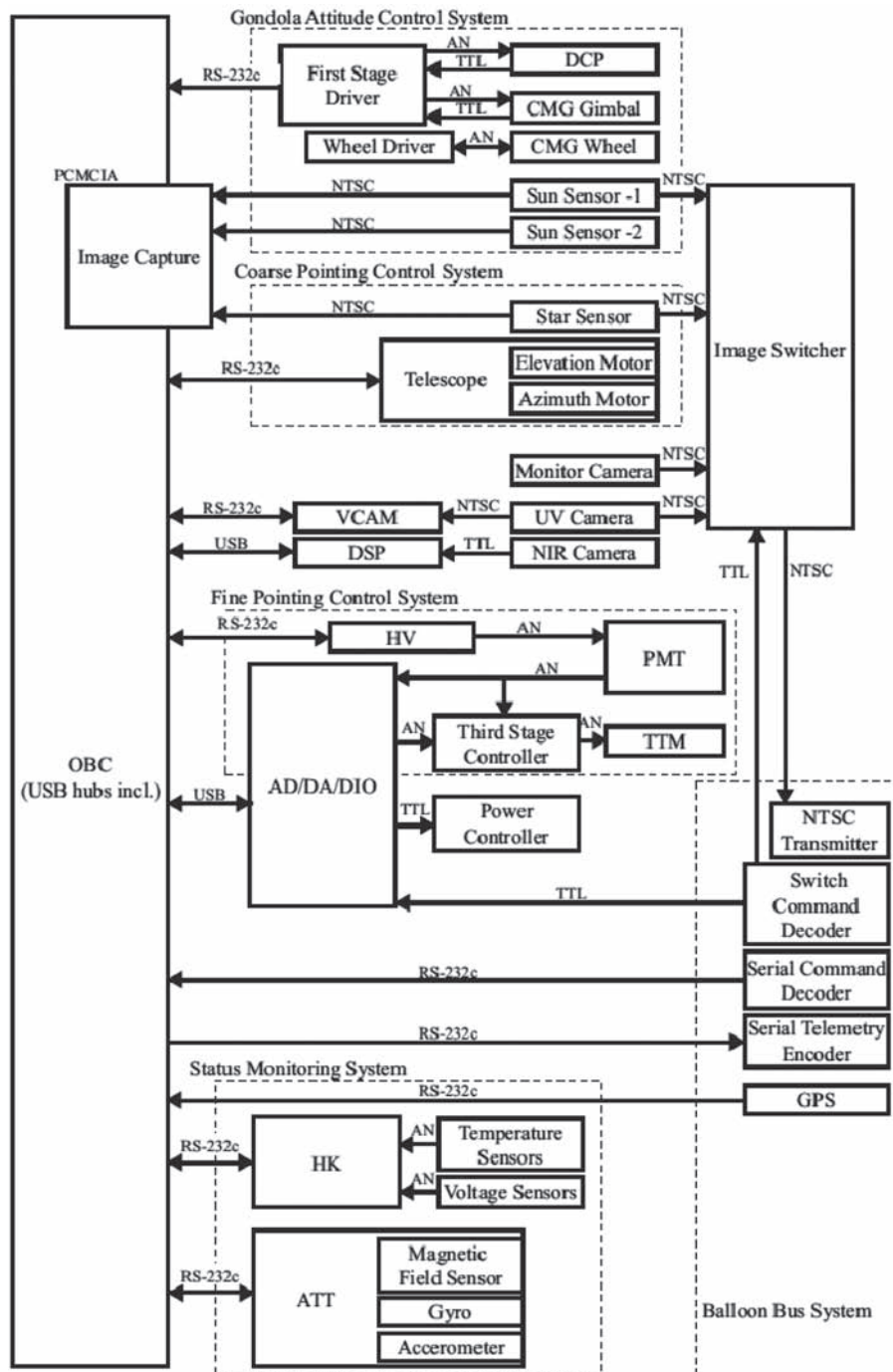


図3 システムブロック図.

に設置する。また、着水時のフロートの大部分もこのレイヤに設置した。レイヤ2には望遠鏡、バッテリーを搭載する。側面には太陽光が望遠鏡後部の分光部に直射することを防ぐため、遮光板を取り付けた。これにより観測域が遮られるため、望遠鏡の可動範囲は $\pm 30^\circ$ に制限される。レイヤ3には計測処理の中心となる搭載コンピュータ（OBC）を初めとする計算器群、高圧電源、DC/DCコンバータ等の電子機器を収納する気密容器が置かれる。気密容器はそれらの機器の冷却や絶縁のために上空で大気圧を維持し、また着水時に海水から機器を保護する。レイヤ4,5には第一段階制御装置であるコントロールモーメントジャイロ（CMG）とデカップリング機構（DCP）を設置する。また着水時にゴンドラが横倒しになるように、CMGの周囲にもフロートを配置した。

気球搭載望遠鏡のシステムブロック図を図3に示す。基本的な構成としてOBCで集中制御するスター型を採用した。OBCとして市販のラップトップPCを搭載した。これと各機器をUSB、RS232で接続した。

2.2.2 電源系

電源は Ni-MH 二次バッテリーと太陽電池パネルより供給する。本実験では、将来の長期間フライトに向けたシステム検証を目的とするため、電源はハイブリッドとし、太陽電池パネルによる Ni-MH バッテリーの充放電系を搭載した。太陽電池パネルはシャープ社製シリコン薄膜高効率太陽電池を使用し、出力は 37V 最大 240W である。ただし、太陽電池パネルはゴンドラに固定され、フライト中常に太陽光はパネルに斜めに入射するため、最大出力は得られない。Ni-MH バッテリーは市販のセルを組み 22.8V とし、容量は 50Ah とした。ゴンドラシステムの消費電力は最大でも 283W であり、フライト状態を模擬した低温真空試験ではバッテリー単体で 6 時間以上動作できることを確認した。

2.2.3 テレメータ&コマンド系

本フライトシステムで発生するデータは、観測画像データの他に、姿勢制御系の制御ログ、ハウスキーピング (HK) データである。ダウンリンクが 2400bps と細いため、観測画像データはオンボードストレージに保存し、フライト後に回収する。データストレージは 32GB HDD とフラッシュメモリで構成した。HDD は OBC に搭載し、近赤外画像と HK データ、制御ログを保存する。HK および制御ログはおよそ 3Hz で保存する。フラッシュメモリは紫外画像を保存した。テレメトリーは 2400bps とし、HK データと制御ログを 1/2Hz に間引きして地上局にリアルタイムで伝送した。テレメトリーのフレーム長は 384 バイトとした。HK 項目を表 2 に示す。また紫外画像、サンセンサー、モニターカメラ、スターセンサーの画像は NTSC で地上局に伝送した。これら 4 画像は地上からのコマンドで伝送する画像を切り替えた。一方コマンドはダブルトーン接点コマンドと 1200bps のシリアルコマンドで冗長系とした。

表 2 HK 項目

電圧	温度
太陽電池出力	OBC
太陽電池出力電流 (0.01V/A)	電源ユニット
一次バス	TTM コントローラ
一次バス電流 (0.01V/A)	TTM 電源
+12V バス	HV コントローラ
+5V バス	HK モニタ
DCP/CMG 系電源	姿勢 (ATT) コントローラ
DCP/CMG コントローラ電源	外気
OBC 電源	気密容器内部
通信系電源	DCP モータ
PMT 電源	望遠鏡鏡筒
望遠鏡電源	太陽電池パネル

2.2.4 光学系

図 4 に光学系の概略を示す。光学系は Meade 社製 LX200-GPS をベースに、接眼部に近赤外、可視、紫外の分光部を取り付けた直焦点光学系とした。望遠鏡はシュミットカセグレン型式で、有効口径 304.8mm、焦点距離 3048mm である。これに 3 倍パローレンズを入れて、合成焦点距離 9100mm とした。

分光にはダイクロイックフィルタを使用し、300～450nm の紫外光をアナログ CCD カメラに、750～1200nm の近赤外光をデジタル CCD カメラに導入した。アナログ CCD カメラは WATEC 社製 WAT-100N、デジタル CCD カメラはそれを特注でデジタル化したカメラである。どちらの CCD カメラも有効画素数は 768×494 ピクセル、モノクロ 10bit である。CCD センサー上における視野角は 144"×108" である。300～700nm の可視光は 4ch 光電子増倍管 (PMT) に導入し、精指向制御に使用した。精指向制御のアクチュエータであるティップティルトミラー (TTM) は、ピエゾ 2 軸駆動のものを使用し、パローレンズ直前に設置した。PMT には浜松ホトニクス社製 R5900 (図 5) を、TTM には PI 社製 S-330.10 (図 6)、同電源には PI 社製 E-503.00 を使用した。

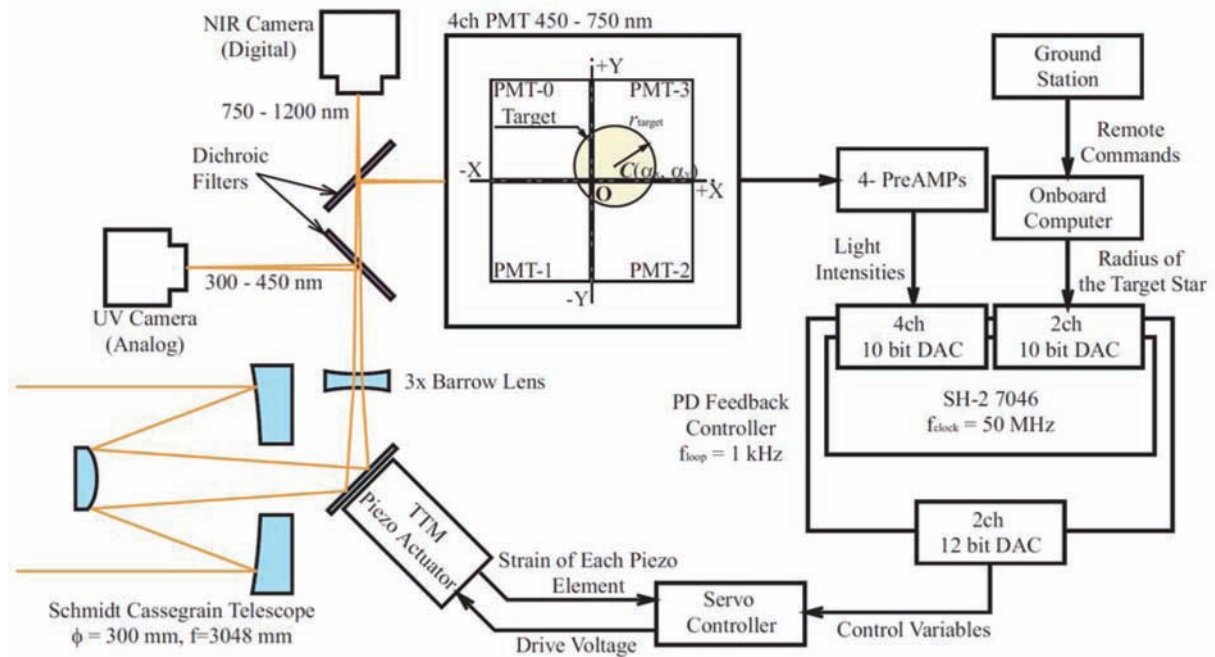


図4 光学系概要及び精指向制御システムブロック図.

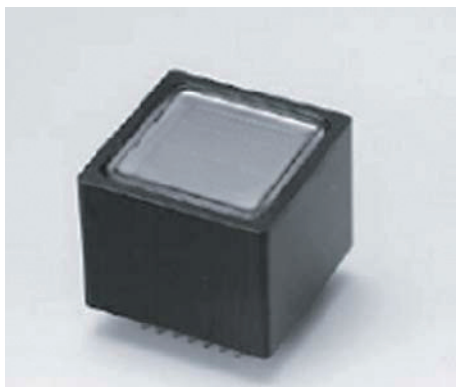


図5 PMT (浜松ホトニクス R5900).



図6 TTM アクチュエータ (PI S330).

2.2.5 姿勢・ポインティング系

指向制御の目標精度は望遠鏡の限界分解能の半分である $0.1''$ である。この精度を達成するため姿勢制御系を3段階に分けて構成した [4; 5]。

第1段階はゴンドラの姿勢制御である。一般にゴンドラの姿勢運動は、鉛直軸周りの回転運動と振子運動に分類できる。ただし成層圏におけるレベルフライト中、鉛直軸周りの回転運動が大きく、振り子運動は相対的に小さい。そこでゴンドラ姿勢制御では、方位角について外乱環境下においても、ゴンドラを一定の方向に維持し続けることとした。振子運動については望遠鏡による粗指向制御で打ち消すこととする。

ゴンドラ姿勢制御におけるアクチュエータはDCP (図7) とCMG (図8) である。DCPは吊りひもとゴンドラを結合する部分にあり、鉛直軸周りに結合部を回転させる。これにより吊りひもによじれをため、反動でゴンドラの姿勢を変える。CMGは高速に回転するフライホイールの回転軸 (ジンバル) を傾け、ジャイロ効果によってトルクを発生する。占有容積や消費電力に比して出力トルクや応答性を高くすることができる。対向し逆方向に回転する1組のフライホイールを持ち、ゴンドラ鉛直軸以外の発生トルクを相殺するツインジンバルCMGとした。2つのホイールは逆方向のジンバル回転軸を持つ。DCPによる姿勢制御は応答性が良くない一方、CMGのような出力トルクの飽和がない。

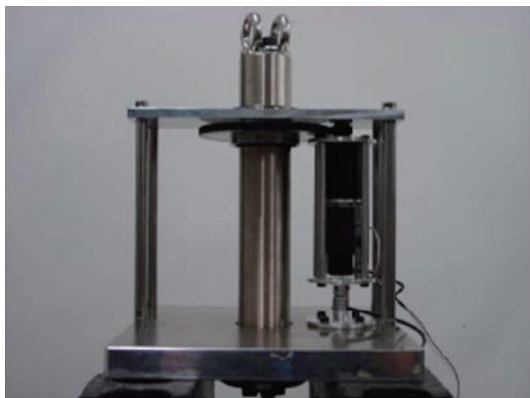


図7 DCP.

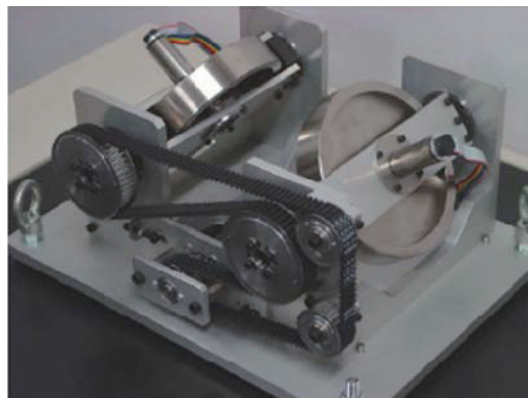


図8 CMG.

CMG は逆に応答性が高い。そこでゴンドラの姿勢を DCP によっておおよそ決め、CMG で吊りひもよじれに由来する回転振動を抑制する手法をとった。

姿勢センサーには WATEC 社製 WAT-100NCCD カメラを用いたサンセンサーを使用した。このサンセンサーで撮影された太陽を含む画像を OBC で二値化処理し、画像内での太陽重心を求めることで、ゴンドラに対する太陽の方位角、高度角を求める。検出分解能は $9/100^\circ (=324'')$ である。サンセンサーの視野は $44^\circ \times 56^\circ$ である。フライト時間が6時間程度になるため太陽は大きく高度が変わる。また、太陽電池パネルを太陽方向に向ける充電時と望遠鏡を金星に向ける観測時ではゴンドラ方位角が 45° 異なる方向に向けなければならない。そのため、ゴンドラには同じ型のサンセンサーを2台搭載した。図9に天球に投影したサンセンサーの視野を示す。また、運用初期に太陽がサンセンサー視野内に導入されるまでの間、ゴンドラのおおよその方位角をしるため、磁気センサーも搭載した。ゴンドラ姿勢制御の制御周期は 5Hz である。

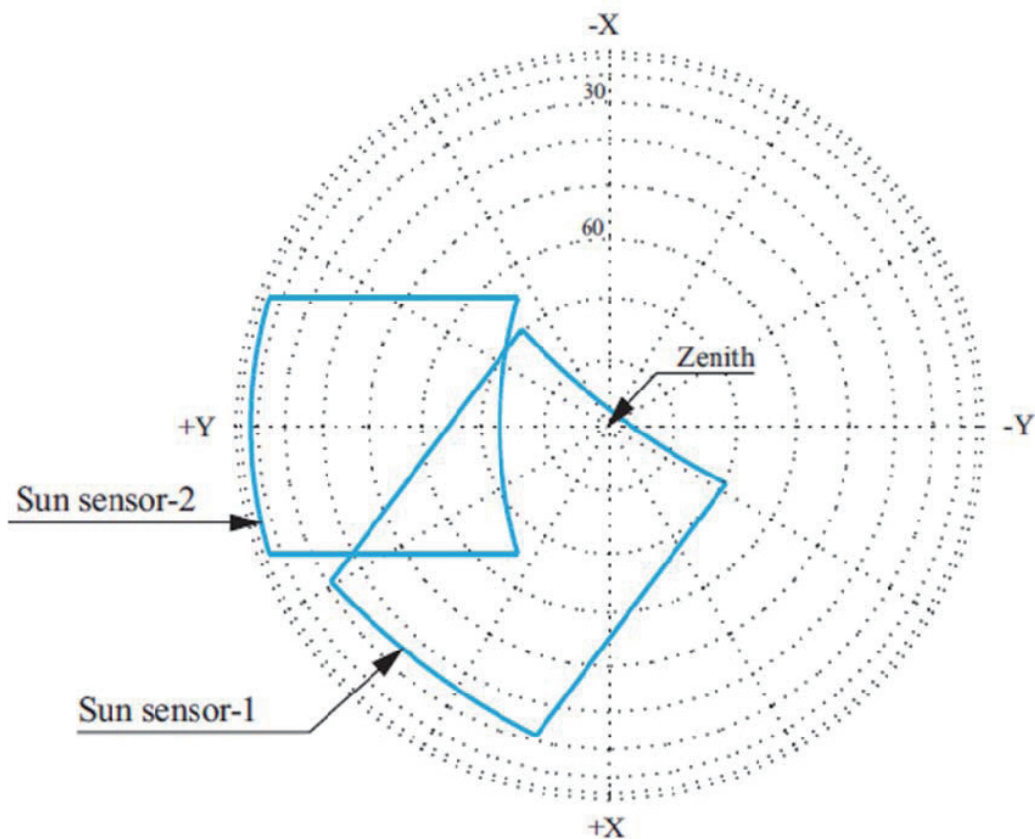


図9 天球に投影したサンセンサー視野.

第2段階は望遠鏡の粗指向制御である。望遠鏡の架台は経緯台式で、方位角と上下角のドライブモーターが内蔵されている。これを用いて、日周運動によって天球上を移動する金星を追尾する。金星を追尾するためのセンサーには WATEC 社製 WAT-100N CCD カメラを用いたスターセンサーを用いた。検出原理はサンセンサーと同じであり、視野は $3.8^\circ \times 2.8^\circ$ 、分解能は $6/1000'' (=21.6'')$ である。望遠鏡粗指向制御の制御周期は 5Hz である。

第3段階は、精指向制御であり、観測視野内における金星像の位置を制御する [4]。システムの概要を図4に示す。PMT の各チャンネルに入射した光量の比から星像の位置を求め、星像が視野中心に維持されるように TTM を制御する。OBC で制御するゴンドラ姿勢制御、粗指向制御と異なり、精指向制御では TTM の応答性を引き出すため、専用のフィードバックコントローラを開発した。演算は Renesas 製 RISC チップ SH2 7046 を用いた。これによる制御周期は 1kHz である。

2.3 ゴンドラ姿勢・ポインティング制御アルゴリズム

2.3.1 ポインティング制御のオペレーションフロー

本フライト実験は、ポインティング制御の各段階の妥当性を検討することが目的である。そこでゴンドラの姿勢制御とポインティング制御について、完全な自律制御にはせず、制御段階の移行は一部地上からのコマンドで行うものとした。

高度 32km でレベルフライトに入った後、まず地上でモニターしている磁気センサー情報を基に、コマンドで DCP を動かして、サンセンサー視野内に太陽を導入する。太陽がサンセンサー視野内に入ったら、ゴンドラ姿勢制御をイネーブルにし、ゴンドラの姿勢安定を得る。

次にフライト前にあらかじめセットした金星赤道座標テーブルと GPS による位置・時刻情報に基づき、望遠鏡を金星のおおよその方向に向ける。このとき、ゴンドラ姿勢の誤差要因として、サンセンサーのアライメント誤差、残留パラストに起因するゴンドラの傾斜、ゴンドラの振り子運動が考えられる。ゴンドラ姿勢の誤差により金星がスターセンサーの視野内に入らない可能性がある。しかし、スターセンサーの視野のすぐ外側に金星はあると考えられる。その際は地上局のスターセンサーモニターを使いながら、地上からのコマンドでスターセンサーの視野を振ることによって、金星を捕捉してスターセンサー視野中心に導入する。金星が視野内に導入された後、望遠鏡粗指向制御をイネーブルにし、望遠鏡による金星の追尾を開始する。

金星がスターセンサー視野中心に補足されたのを確認して、精指向制御をイネーブルにする。金星は 2009 年第 1 次実験のころ、見かけの形が半月状であり、視野内の X 軸方向、Y 軸方向の視直径が時間とともに変化する。これに対応して、モニター画像を見ながらコマンドで制御ゲインを変更する。

ゴンドラの姿勢制御と望遠鏡の粗指向制御において、OBC の制御周期の下限（コマンドを送ってからそのアンサーが返ってくるまで時間）があるため、両者の制御帯域を分けることが不可能であった。しかし、両方の制御を同時に行うとカップリングを起こし、視線方向が収束しない。そこで粗指向制御イネーブルにする前に、DCP の回転速度を一定にする。また指向制御中ゴンドラに入力される外乱トルクは、CMG が蓄積する。CMG は原理上蓄積できる外乱トルクに限界があり、飽和に達した後はアンローディングしないと制御トルクを発生できない。そこで CMG のジンバル角が動作限界に至ったときに、指向制御を一時中断し、DCP と CMG によるアンローディングを行う。アンローディング後のゴンドラ姿勢は制御開始前の状態に戻るため、オペレーションを始めからやり直す。

2.3.2 第1段階：ゴンドラ姿勢制御

この制御段階では、ポインティングに大きな影響を与える鉛直軸周りのゴンドラ回転振動を抑制し、ゴンドラを目標方向に向ける。振子運動については、回転中心である気球重心からゴンドラまでの腕が長く振幅は小さいと見積もられるので、望遠鏡の粗指向制御によって打ち消すものとする。ゴンドラの姿勢運動を次式でモデル化する。

$$I_z \ddot{\theta} = T_{DCP} + T_{CMG} - T_{Telescope} + T_{Rope}$$

I_z は鉛直軸周りのゴンドラの慣性モーメント、 θ はゴンドラの方位角、 T_{DCP} 、 T_{CMG} はそれぞれ DCP 及び CMG による制御トルク、 $T_{Telescope}$ は望遠鏡経緯台が動作した際の反トルク、 T_{Rope} は吊りひもによる外乱トルクである。方位角は太

陽方向を基準とし、サンセンサー中心に太陽があるとき、 $\theta=0$ である。

CMG のジンバル傾き角を θ_c 、ホイール角運動量を $H(=2.04\text{Nms})$ 、とすると、CMG は次式でモデル化できる。

$$\begin{aligned}\bar{H} &= H \sin \theta_c \\ T &= \frac{d\bar{H}}{dt} = H \dot{\theta}_c \cos \theta_c\end{aligned}$$

ただしホイール回転軸が水平のとき $\theta_c=0$ とし、 $|\theta_c|<70^\circ$ の範囲で動く。DCP で方位角を粗制御し、CMG で振動を抑えるという方針から、太陽方位の計測値 θ_m に基づいた DCP の制御量 θ_d 、CMG ジンバルの制御量 θ_c はそれぞれ、次式で定義する。

$$\begin{aligned}\dot{\theta}_d &= -K_{PI}\theta_m - K_{II} \int \theta_m dt \\ \dot{\theta}_c &= -K_{DI}\dot{\theta}_m\end{aligned}$$

K_{PI} 、 K_{II} は DCP の制御ゲイン、 K_{DI} は CMG の制御ゲインである。これらのゲインは地上からコマンドで変更可能とした。後述する地上実験の結果より、各パラメータのデフォルト値を $K_{PI}=7.5\times 10^{-3}$ 、 $K_{II}=7.15\times 10^{-5}$ 、 $K_{DI}=9.78\times 10^{-2}$ とした。

2.3.3 第2段階：望遠鏡ポインティング粗制御

この段階ではスターセンサーの視野内の金星像をセンサー視野の中心に維持する制御を行う。視野内に金星が導入された後、望遠鏡の方位角および仰角は以下の制御則に従って比例積分制御される。

$$\begin{aligned}\mathbf{x}_V &= [x_V \quad y_V]^T, \quad \boldsymbol{\omega}_T = [\omega_x \quad \omega_y]^T \\ \boldsymbol{\omega}_T &= -K_{P2}\mathbf{x}_V - \int K_{I2}\mathbf{x}_V dt\end{aligned}$$

ただし x_V は金星像重心のセンサー視野中心からの偏差を、 $\boldsymbol{\omega}_T$ は望遠鏡の指向方向を表し、 K_{P2} 、 K_{I2} はそれぞれ比例、積分ゲインを示す。地上実験の結果よりデフォルト値を $K_{P2}=2.0$ 、 $K_{I2}=0.1$ とした。 K_{P2} 、 K_{I2} はフライト中にコマンドにより変更可能とした。

2.3.4 望遠鏡ポインティング精制御

PMT の各チャンネルに入射した光量は電圧 $V_{i=0..3}(>0)$ に変換される。 V_i から星像の位置 $\alpha = [\alpha_x \quad \alpha_y]^T$ への変換は次式による。ただし $C_{i=0..3}$ はチャンネル間の固有差を補正する値である。

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

ミラーと星像位置の関係をキネマティックに考えると、 α および目標位置 α^* 、ポインティング誤差 ξ 、TTM ミラー角度 φ の間には以下の関係が成り立つ。

$$\begin{aligned}\varphi &= \frac{1}{2}(\alpha - \xi) \\ \varphi + d\varphi &= \frac{1}{2}(\alpha^* - \xi)\end{aligned}$$

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

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

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

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

制御パラメータは地上実験においてチューニングされ、デフォルト値を $K_{P3}=1.0$, $K_{D3}=-0.125$ とした。

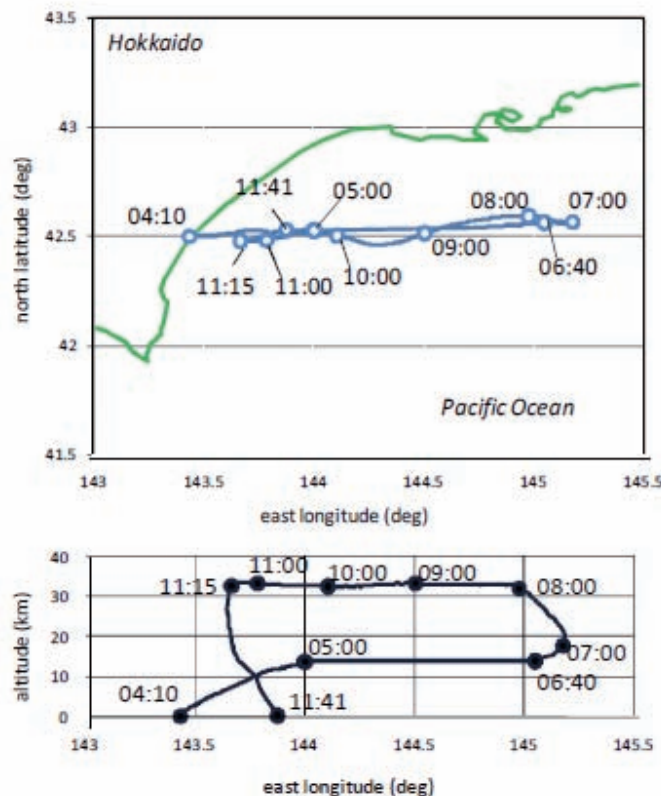


図 10 気球飛翔経路.

3. 気球実験

2009 年 6 月 3 日に北海道大樹町多目的航空公園 (TARF) にて最初の気球実験を実施した。実験経過を表 3 に、気球の飛翔経路を図 10 に示す。この時期金星は太陽の西側に見えており (明けの明星)、レベルフライト 3 時間以上を確保するために、04:10 の放球となった。放球前、TARF では霧が発生していたが、地上風はほとんどなく、放球は予定通り行われた。ブーメラン法を採用し、05:10 に高度約 14km を保って東向きに水平浮遊を開始、06:40 に再上昇開始、08:05 高度 32km でレベルフライト、11:15 にゴンドラ分離、11:42 着水、12:30 に海上で回収船によりゴンドラは回収された。気球フライトオペレーションは放球から回収まで完璧であった。

ゴンドラは海上で回収されたため、望遠鏡の光学系、観測用ビデオカメラ、サンセンサー、スターセンサー、モニター用ビデオカメラ、太陽電池パネルの一部は海水によって損傷を受けた。一方、OBC、TTM 電源、プリアンプなど電気系サブシステムの大部分、TTM、光電子増倍管及び高压電源は気密容器に、また電池、CMG は防水容器に収納されており、それらは次の実験へ向けて再利用が可能である。

表 3 気球実験経過

時刻 [JST]	経過時間	高度 [km]	イベント
04:10	00:00	0.0	放球
05:10	01:00	13.7	高度 13.7km で水平浮遊
06:10	02:00	13.7	OBC ハングアップ
06:40	02:30	13.8	上昇開始
08:05	03:55	32.0	レベルフライト開始
11:15	07:05	32.6	ゴンドラ分離
11:42	07:32	0.0	着水
12:30	08:20	0.0	回収
14:30	10:20	---	回収ゴンドラ TARF に到着

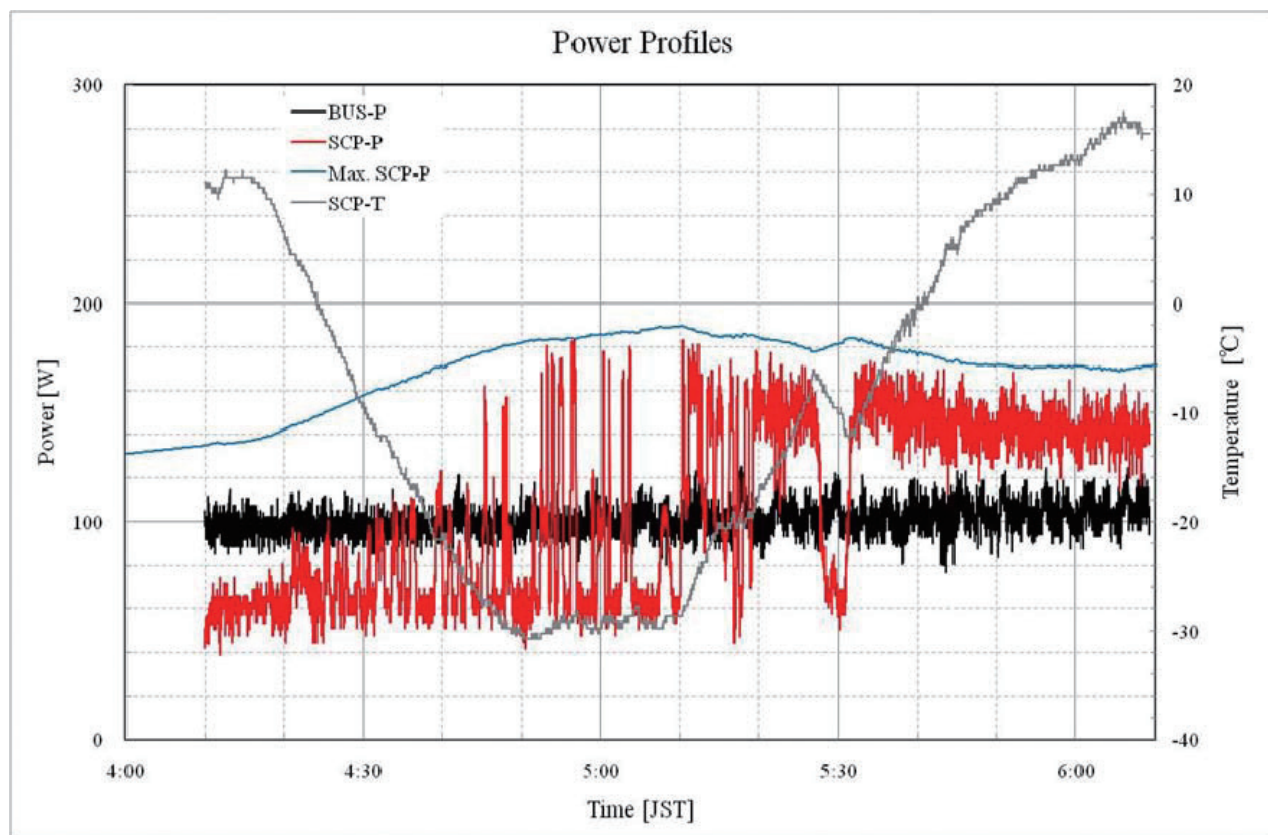


図 11 電源プロファイル。黒：消費電力。赤：太陽電池パネル発生電力。青：ゴンドラの太陽電池パネルが取り付けられている面が太陽方向に正対したときに発生する予想電力の 75%。灰：太陽電池パネル温度。

OBC は動作状態で放球された。放球後、システムはテレメトリー受信、コマンド制御ともに正常に動作していた。放球から約 2 時間の一次電源関係の HK データを図 11 に示す。消費電力は地上試験時とほぼ同じほぼ 100W で一定していた。放球直後は雲の影響により太陽電池パネルによる発電電力は小さかったが、雲の上に出ると、ゴンドラが太陽方向に正対すると太陽電池パネルから予想発生電力のおよそ 75% が発生した。ゴンドラが回転して太陽電池パネルに太陽光が当たらなくなると、太陽電池パネルの発生電力及び温度が下がっていることがわかる。出力が予想よりも約 25% が低かった原因としては、太陽電池パネル温度の上昇による発電効率低下及び太陽電池パネルの経年劣化があげられる。

高度 14km の東向き水平浮遊において、吊り紐回転が比較的小さい状態から第一段階制御による太陽捕捉実験を実施した。その結果については次章で述べる。

放球約2時間後、OBCのハングアップが発生した。再起動コマンドを実行したが、復帰させることができなかった。これ以降、OBCによる計測及び指向制御を実施できなかった。回収されたOBCは外観上特に損傷はなかった。再起動させてみたところ、OSが立ち上がらないことがわかった。OSのファイルシステムの一部が損傷していることがわかり、それを修復したところ正常に立ち上がるようになった。ファイルシステムが損傷した原因は、実験中にテレメトリーが受信されなくなったためOBCの再起動コマンドを送信したが、再起動の途中でさらにOBC電源強制OFFコマンドを発効させたためであると推測された。回収されたOBCで再現試験を行ったところ、再起動中に電源強制OFFすると、次に再起動してもOSが立ち上がらないことが確認された。再起動中にOBC電源強制OFFコマンド送信してしまったのは、OBCが立ち上がっていないとほとんどのステータスは降りてこないため、OBCがどのような状態になっているか確認する術がなかったことが一因である。

OBC不具合のためOBCが制御する機能は制御不能となったが、サンセンサーを含むアナログビデオはダウンリンクを継続していたため、サンセンサー、スターセンサー、ビデオモニターの映像データは実験終了直前まで記録された。スターセンサーの映像からはバックグラウンドの明るさが得られた。上空32kmでは地上と比較して気圧が約1/100であるため、バックグラウンド散乱光も約1/100となると予想して、地上での試験結果を基にスターセンサーの感度設定を行った。その結果、スターセンサーの映像は、地上では完全にサチュレーションを起こして真っ白であったが、高度25kmより上へ上昇するとサチュレーションが起こらなくなり、上空32kmではオートゲインコントロールが効いて適正露出になっていたことがわかった。

4. 姿勢制御性能評価

フライト前に実施した地上試験の結果とフライトで得られたデータから、今回開発したフライトシステムのポインティング制御系について性能を評価した。フライト前に地上においてフライト観測時と同じ外乱条件で、惑星をターゲットにポインティング制御実験を行うことは技術的に困難であったため、テストベッドからゴンドラを吊り下げた状態でのゴンドラ姿勢制御と望遠鏡粗指向制御の統合試験と、ゴンドラを地上に置いた状態で望遠鏡粗指向制御と精指向制御の統合試験を実施し、制御環境を連続と仮定した。フライト時は高度14kmにおいてゴンドラ姿勢制御試験を実施した。また高度32kmのレベルフライト中にサンセンサーの画像を地上で記録し、後解析することで、ゴンドラの姿勢変動と外乱入力トルクについて推定した[6]。

4.1 ゴンドラ姿勢制御+望遠鏡粗指向制御性能評価

ゴンドラ姿勢制御と望遠鏡粗指向制御を同時に作動させ、外乱があっても望遠鏡により目標を追尾できることを確認するため、検証試験を行った。実験は大樹航空宇宙実験場のPI組立室で行った。

4.1.1 実験方法

図12に試験の外観を示す。ゴンドラは高度32kmにおける観測フライト中の状態を模擬するため、バラストを搭載していない。また、フロートや保安部品等も取り付けしていない。ゴンドラはφ20mm×3mのケブラーロープを介して吊りひも回転機構に連結した。ロープ材質、長さは、過去のフライト経験よりフライト時の吊りひもと力学的性質が似ていると思われるものを使用した。吊りひも回転機構は天井クレーンによって吊り下げられ、回転機構自体が回転しないよう、組み立て室キャットウォークの手すりとはケブラーロープで固定した。回転機構は吊りひもの根本を鉛直軸周りで両方向に一定速度で無限回転することができ、回転速度はおよそ1/10rpm以上から選ぶことができる。本試験では、過去のフライト報告を参考に1/10rpmとした。

ゴンドラの姿勢制御に使用するサンセンサー、望遠鏡の粗指向制御に使用するスターセンサーの模擬目標として、白色LEDを使用した。目標光源の背景ノイズを低減するため、光源の後ろには黒色スクリーンを置いた。実験環境の都合上、目標光源はゴンドラから見てほぼ仰角0°の位置に設置した。

ゴンドラへのコマンド送信およびテレメトリー受信、電源供給は、有線で行った。これらのケーブルはゴンドラの姿勢運動に影響を与えないよう、極力細いものを使用した。

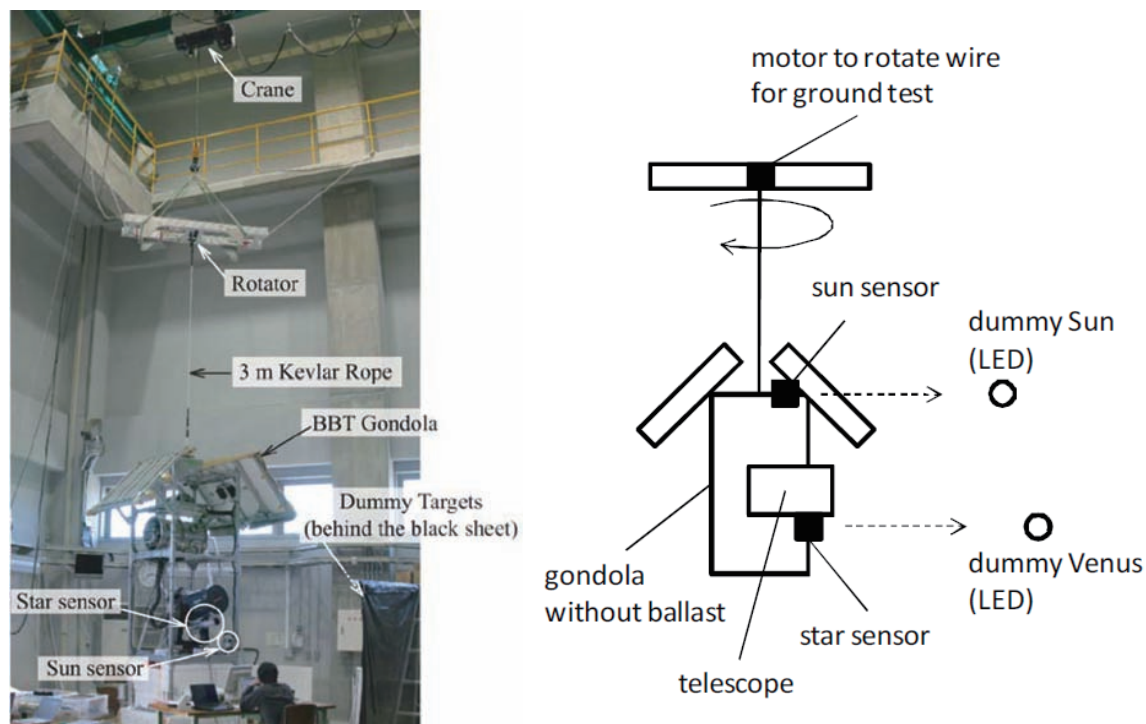


図 12 ギンドラ姿勢制御+望遠鏡粗指向制御統合実験の概要.

本試験では、まずサンセンサー視野周縁部に太陽模擬光源が導入されている状態からギンドラ姿勢制御を開始し、ギンドラの太陽指向性能を確認した。ギンドラの姿勢制御が達成された後、望遠鏡粗指向制御を開始し、その状態で CMG が飽和するまで制御を継続した。なお 1 回の試験で吊りひもの回転による外乱は一方向のみとしたので、CMG は必ず飽和する。

4.1.2 実験結果

第一段階制御のみ実施したときのサンセンサー計測値の履歴を図 13 に示す。ギンドラの回転状態から時刻 0 に太陽光源の方向が $\theta_m = +20^\circ$ で制御を開始した。DCP によって吊りひものよじれが蓄積するまでの 1 分間で姿勢は目標値からオーバーシュートした。その後徐々に姿勢が目標方向に移動し、制御開始から 6 分ころに目標から $\pm 1^\circ$ の範囲で周期およそ 1.3 分の正弦振動状態に入った。そこで制御開始から 10.7 分に CMG の制御ゲインを実験開始時の 2 倍に変更したところ、振動がさらに抑制され、制御開始から 15 分 13 秒で収束判定した。このとき方位角の振動は $\sigma_\theta < 0.5^\circ$ かつ $\sigma_{\dot{\theta}} < 0.03^\circ/\text{s}$ であった。 σ は過去 30 秒間の θ 、 $\dot{\theta}$ より求めた。

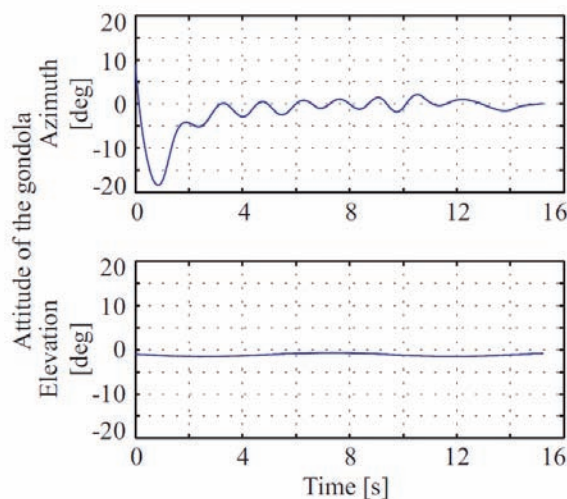


図 13 ギンドラ姿勢制御実験結果.

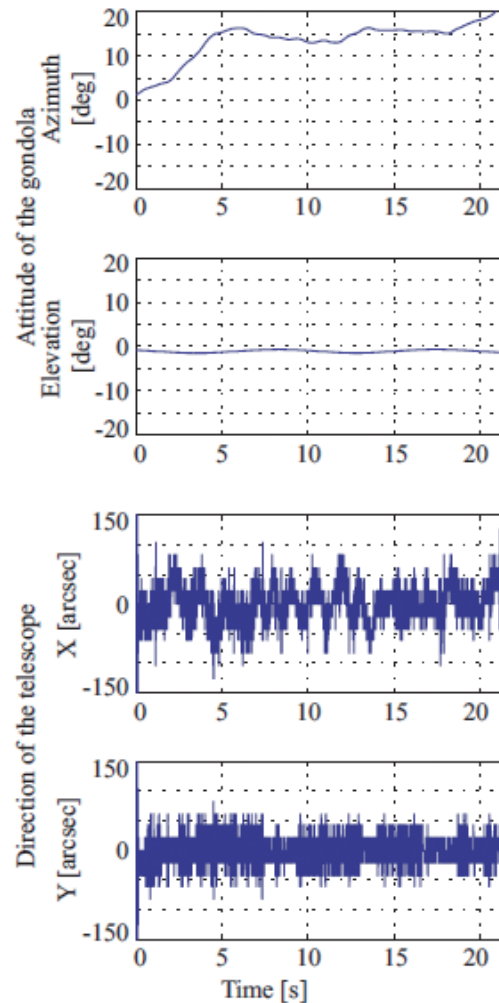


図 14 ゴンドラ姿勢+望遠鏡粗指向制御統合実験結果.

第一段階制御の安定達成後、DCP の回転速度を 15 分時点での値に固定し、第二段階制御を開始した。制御結果を図 14 に示す。センサーの解像度が $22'' (=0.006^\circ)$ であるため、その倍数に計測点が集中する。スターセンサーの目標値への収束は 7～8 秒程度であった。その後の分布を統計すると、方位角方向で $22''$ 以下は 71%, $44''$ 以下は 91% であった。これは擾乱の小さい仰角方向の分布とほぼ同等である。この間のサンセンサーの計測値は徐々に増大し、ゴンドラの姿勢が目標方向から離れていた、これは DCP の回転速度を固定値にしたため、吊り紐による外乱が蓄積するためである。本試験では望遠鏡粗制御開始より 21 分 20 秒でサンセンサーの視野から太陽模擬光源が外れ、自動制御は終了した。

4.1.3 評価

望遠鏡の粗指向制御を本実験では成層圏環境で予想される外乱入力による吊りひもの回転角速度の最大値（約 0.1rpm）で一方向に外力で回転させるという条件で実施された。実際のフライトでは回転角速度の最大値（約 0.1rpm）で振動するので、一方向に外力で回転させるという条件は実際のフライト条件よりも厳しいと言える。その条件下で、フライト時に予想される外乱の振動周期（約 10 分）の 2 倍程度の時間、要求レベルに維持できたことから、ゴンドラ姿勢制御と望遠鏡粗指向制御の統合制御による指向制御性能は十分である。

4.2 望遠鏡ポインティング粗制御+精制御性能評価

望遠鏡粗指向制御と精指向制御による、目標天体を観測カメラ視野中心に固定する制御性能を検証した。

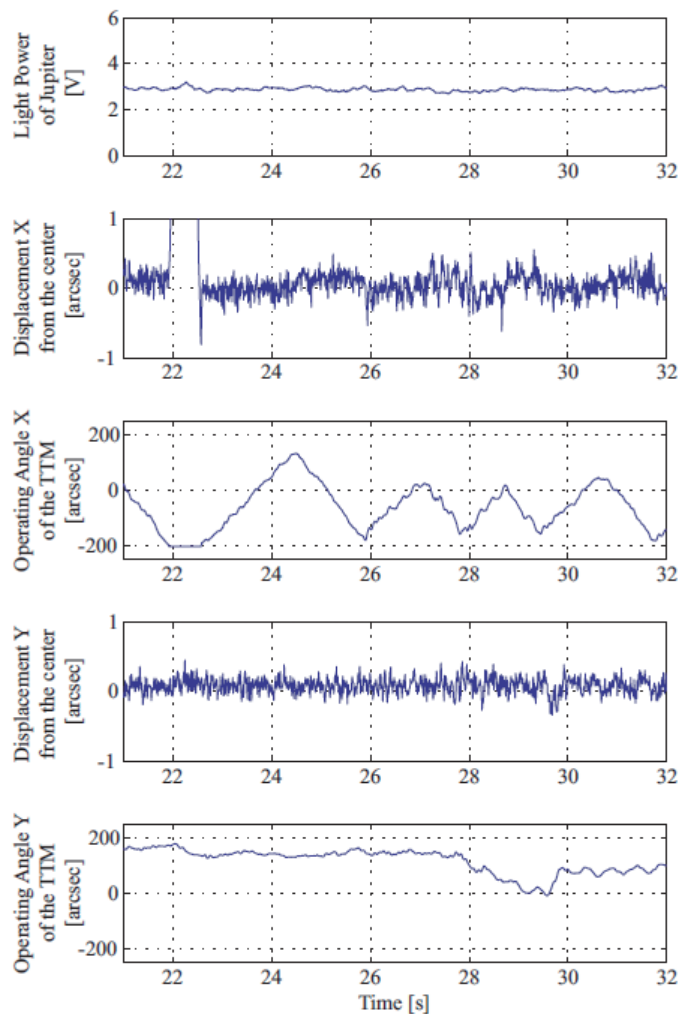


図 15 望遠鏡粗指向制御 + 精指向制御統合実験結果。

4.2.1 実験方法

2009 年 6 月 2 日未明に TARF 屋外にて実施した。目標天体は木星とした。視直径は金星のおよそ 2 倍で、形状は金星が半月状であるのに対しほぼ円である。金星は薄明ころに観測可能であった。しかし薄明によって大気散乱光による背景光が強くなり、大気が薄く背景光がほぼない成層圏環境とは異なる条件になるため、背景光の影響を無視できる時間帯に観測できる木星を目標天体とした。

試験時の気象条件は晴れ時々曇りだった。上空に強い風があった模様でシーイングが悪くなく、目標天体が時折雲に隠されることがあった。試験は目標天体が雲に隠されていない時間を選んで実施した。

ゴンドラは床に置き試験を行った。まず手で木星をスターセンサーの視野内の任意の位置に導入し、望遠鏡粗指向制御を開始した。このとき精指向制御側のパラメータの一つである目標天体の視直径 (R_x , R_y) を 0" とすることで、精指向制御を停止した。次に、望遠鏡粗指向制御により目標天体がスターセンサー視野中心に維持されたことを確認した後、コマンドにより R_x , R_y を木星視直径に設定し、精指向制御を開始した。

4.2.2 実験結果

精指向制御実施中の計測および制御結果を図 15 に示す。図の横軸は全て共通で計測時間を表す。縦軸は上から順に、PMT によって計測された目標天体の光強度、PMT 各チャンネルの出力比から換算した視野中心からの誤差 X", TTM の X 軸制御入力量 [°], 視野中心からの誤差 Y", TTM の Y 軸制御入力量 [°] を示す。光強度がほぼ 3V で一定している。これはこの計測中に目標天体が雲に隠されず、望遠鏡によって捉え続けられていたことを示す。

視野中心からの誤差 X および Y は、ほぼ 0 付近に収束した。このとき $3\sigma_x = 0.5''$ 、 $3\sigma_y = 0.3''$ であった。この間 TTM は大きく動作していた。これは日周運動と望遠鏡粗制御誤差による木星の移動を打ち消すためである。誤差 X で 22 秒ころからおよそ 0.7 秒間、値が大きく動いた。このとき TTM- X の値は $-206''$ で一定となっている。これは TTM が補償しきれないほど大きく星像が移動したことを示す。 X の追尾エラーは、実験を行った 100 秒間のうち、ランダムに 25 回程度出現した。追尾エラーの間隔は平均して 4 秒程度であった。この実験中正常に追尾ができていた時間は、計 83 秒であった。

X 方向よりも Y 方向の TTM の動作が緩やかである。これは木星が南の空にあり、日周運動による木星の視野内での移動量が、 X 方向（方位角方向）よりも Y 方向（上下角方向）の方が小さかったためである。

4.2.3 評価

望遠鏡粗制御の制御誤差のため、時折木星が TTM による追尾可能範囲を外れてしまった他は、非常によく目標天体を視野中心に維持できた。誤差の 3σ 値による評価では、目標である $0.1''$ に及ばなかった。これは TTM では速度が遅く追尾しきれない、上空の大気揺らぎに起因するものと考えられる。フライト観測時の Gondola 周辺大気圧は地上の $1/100$ 程度であり、天体を観測する際に大気揺らぎが観測星像に与える影響は、地上よりも遙かに小さい。そのため、成層圏で本システムを運用した際には、本試験で得られた誤差 3σ よりも良い結果が得られるものと考えられる。

X に見られたミラーの動作限界到達による追尾エラーの発生間隔は、平均 4 秒程度であった。これに対してカメラの露光時間は長くても 1 秒未満であり、連続撮影のため、正常に追尾できている間に必ず撮影が完了する。精ポイント制御の実施時間に対し 80% 以上の時間で、ぶれのない金星の撮影が可能であることを示す。

また図 14 で示される Gondola 姿勢制御と望遠鏡粗指向制御時の、スターセンサーの追尾履歴と比較して、TTM の動作角はより大きく動いていた。すなわちこれは、図 14 で示される望遠鏡粗指向制御性能が得られるとき、TTM は粗指向制御の追尾誤差を補償することができることを示しており、Gondola 姿勢制御、望遠鏡粗指向制御、精指向制御の性能が連続していることを示している。よって二つの地上試験結果より、本フライトモデルの指向制御システムは、成層圏におけるフライト観測において、少なくとも $0.5''$ よりも小さい指向精度性能を持つことが示された。

4.3 フライト中の試験結果およびフライト中の姿勢解析

フライト経過に示した Gondola システムの機能が失われる前の、高度 14km を飛行中に Gondola 方位角制御実験を行った。また、フライト中にサンセンサーの画像を地上に伝送し録画した。この録画を基に飛行中の Gondola 方位角運動を解析した。

4.3.1 高度 14km 飛行中の Gondola 姿勢制御実験

飛行中に Gondola 方位角制御を開始した後のサンセンサー、DCP の角度 θ_d 、CMG ジンバル角度 θ_c の履歴を図 16 に示す。制御開始時のサンセンサー方位角 θ_m は -7° で、+ 方向に回転していた。制御開始後 1 分間 DCP が動作して回転振動の中心を太陽方向に移動した。その後 2 分間 DCP は大きく動かず、CMG による方位角速度の抑制制御が主になった。気流の影響で Gondola の姿勢が安定していなかったにも関わらず、制御開始から 2 分で Gondola 方位角の目標値からの誤差が $\pm 5^\circ$ 以内に収まった。これは地上実験で得られた性能とほぼ同等である。また制御開始直後のオーバーシュートの幅、振子運動による上下角振動の振幅等は、図 13 に示される地上実験結果に近い値を示した。また CMG の履歴から、飽和は発生せず、基本的に 0° 周辺で角速度制御が達成されていることがわかる。

この後気球の飛行制御を頻繁に行わなければならなくなったことからフライト中の姿勢制御試験は中断し、Gondola システムの機能が喪失したことため、この後の実験は行われなかった。しかしフライト実験と地上実験の結果比較より、フライト中にも地上実験と同等の指向制御性能が得られると推測される。

4.3.2 高度 32km 飛行中の Gondola 姿勢運動解析

飛行中に Gondola の機能はほぼ全て失われた。しかし NTSC の画像伝送とこれに接続されているカメラの切替機能は、失われた Gondola の機能と独立していたため、フライト中のサンセンサーの画像を地上で録画することができた。画像は飛行中の測距の際に高い確率で勝手に切り替わることがあったものの、飛行中に Gondola の姿勢制御をしない場合の Gondola 姿勢運動を推定するのに十分データを取得できた。意図しない画像の切替は、測距電波と切替器の制御部分が電磁干渉したためと推定される。

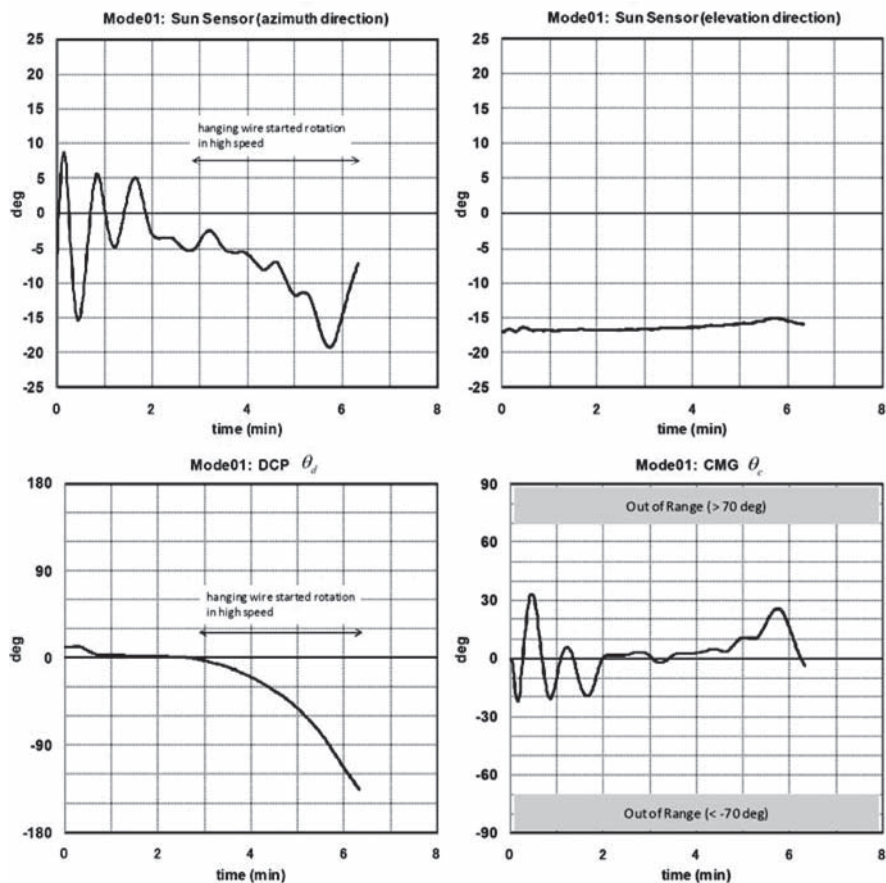


図 16 高度 14km における Gondola 姿勢制御実験結果.

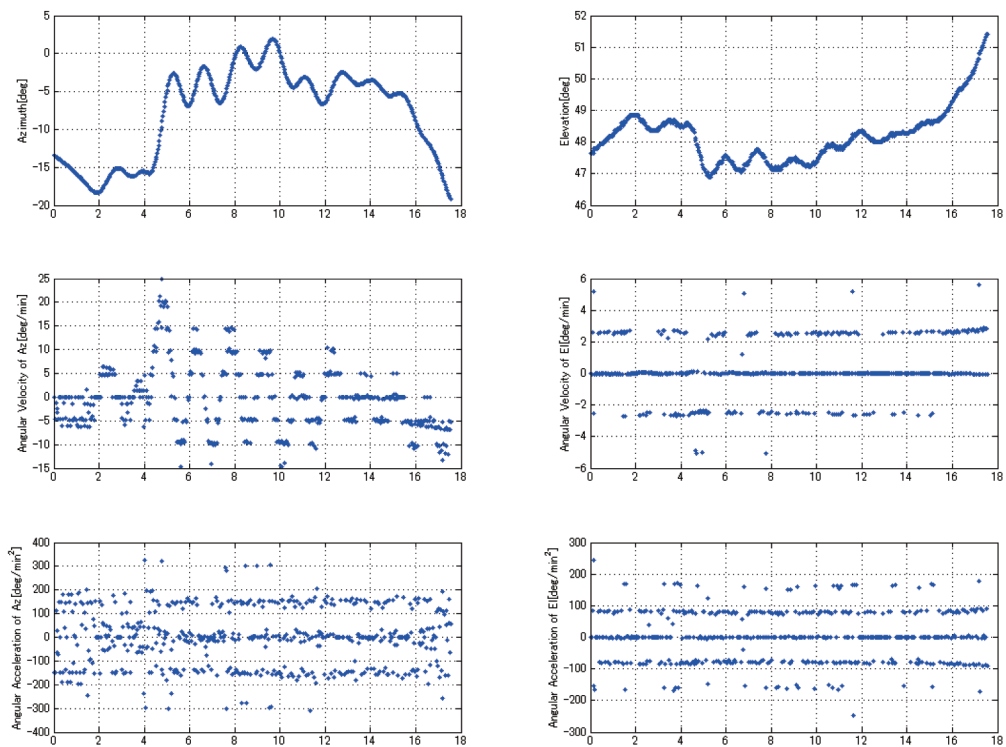


図 17 姿勢制御無し Gondola が高度 32km でレベルフライト中に、サンセンサーがとらえた太陽の方位角（左上）及び高度角（右上），及びそれらの角速度（中），角加速度（下）。横軸は太陽が視野に入ってから経過時間で、単位は分である。

解析結果の一例を図 17 に示す。左列は方位角の履歴を、右列は上下角の履歴を示す。横軸は時間 [min] であり、縦軸は上から順に、方位・上下角 [°], それぞれの角速度 [°/min], それぞれの角加速度 [°/min²] である。特に角速度、角加速度で離散的にプロットされているのは、計測分解能のためである。

フライト前に想定した方位角方向の最大角速度は 1/11rpm すなわち 33°/min であり、地上実験においてゴンドラに与えた外乱も 33°/min である。一方フライトデータからは最大でも 20°/min 程度であることがわかった。一方想定では 10 分程度であった振動周期は、観測された中では 1~2 分程度が支配的であった。

この結果より、フライト前の地上実験でゴンドラに与えられると想定した外乱量がおおよそ妥当であったことがわかった。前述の伝送画像の切り替わりのため連続して取得できた最長のサンセンサー画像が 17 分であることから、10 分程度の周期の振動は明瞭に観測できなかったと考えられる。

4.3.3 評価

飛行中に行われた実験および得られたデータより、ゴンドラの姿勢制御性能が地上実験で得られた性能とほぼ同じであると示された。また、地上実験で想定したフライト中のゴンドラに対する外乱入力、おおよそ妥当であったことが示された。これらより高度 32km におけるフライト観測中においても、地上実験と同程度のゴンドラ姿勢制御性能および望遠鏡粗指向制御性能が得られるものと考えられる。また地上実験の結果から、今回のフライトで与えられたゴンドラ姿勢外乱程度であれば、目標である 0.1° に迫る指向制御性能を 20 分程度以上連続して実現できると予想される。

5. 結論

惑星大気・プラズマの長期光学観測を目指した気球搭載望遠鏡を開発した。新たな技術開発要素であるゴンドラ姿勢制御、天体捕捉・追尾補正技術の検証を主眼として、一連の地上試験及び気球実験を実施した。気球実験では OBC の故障により十分な結果が得られなかったが、地上試験及び気球実験で得られたデータを総合すると、姿勢制御及び天体捕捉・追尾の原理が適切であることが確認された。そのほか、各種センサー、電源系等のサブシステム、テレメトリー・コマンド、地上系も問題ないことが確認された。ただし、電力については予想よりも太陽電池パネルの発生電力が低かったため、将来の長期間観測において収支をプラスに保つことができるか、今後検討及び実験が必要である。したがって、OBC の不具合が発生しなければ、今回の気球実験は目的を達成したであろうと推定できる。今後、OBC の信頼性向上を最も大きな課題とし、次の実験へ向けてシステムに改良を加えていきたい。

今後の方向としては、第一にシステム信頼性の向上を考える。第二にポインティング制御系の改良を行う。制御システムを 3 つに分け、段階的に制御精度を高めていくという戦略は維持し、各制御サブシステムのアルゴリズムについて見直しを行う。各システムの制御周波数帯域を積極的に管理し制御サブシステム間の干渉を防ぐことで、ゴンドラの姿勢制御と望遠鏡の粗ポインティング制御の同時運用を行い、外乱耐性を向上させる。また制御サブシステム間の協調制御についても検討を行い、より精度維持性能の高いポインティング制御システムの構築を目指す。

さらに基本的な考え方は現状のままで、システム信頼性の向上を第一に考える。それに加えて、極域での本格観測を目指して、システムに改良を加えていく。複数の観測対象に適した観測波長をフレキシブルに選択するために、液晶可変波長フィルターの搭載を検討する。液晶可変フィルターはロケット実験での実績があり、真空に関しては問題ない。低温に注意すれば気球環境でも利用可能と予想される。一方、水星ナトリウムテイルのような輝線スペクトルを検出するために、干渉計を利用した狭帯域カメラを検討している。内惑星と外惑星では太陽の方向と観測方向の関係が大きく異なる。太陽はゴンドラの方角規正の原点として使われるとともに、必要な電力を得るためのエネルギー源である。一方、特に内惑星観測では、強烈な太陽光は観測の妨げになる。内惑星観測と外惑星観測のジオメトリの違いを考慮した観測モードの切替という概念を導入する。さらに、将来的には 1m クラスの望遠鏡を目指して、開発を進めていく。

謝 辞

本研究は科学研究費補助金 (17540426)、国立極地研究所プロジェクト研究費、総合研究大学院大学共同研究費、

JAXA 搭載機器基礎開発実験経費の助成を受けた。気球実験の実施にあたり、吉田哲也教授、斎藤芳隆准教授、加藤洋一氏他大気球実験室スタッフ及び野中直樹氏、TARF のスタッフ、旧三陸大気球観測所のスタッフ、回収船の乗組員の献身的な支援に対して謝意を表する。東北大学大学院工学研究科吉田研究室在籍中に気球搭載望遠鏡の基礎研究を行った川崎公平氏、樋田敏浩氏、金澤知明氏の貢献に感謝する。

参考文献

- [1] McCarthy, D., IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, Vol. AES-5, No. 2, 1969.
- [2] Shibai, H., Okuda, H., Nakagawa, T., Yajima, N., Maihara, T., Mizutani, K., Matsuhara, H., Kobayashi, Y., Hiromoto, N., and Takami, H., SPIE Proceedings, Vol. 1235, 1990.
- [3] Taguchi, M., et al. Balloon-borne telescope system for optical remote sensing of planetary atmospheres and plasmas. Advances in Geosciences 2006, Vol. 7, pp.169-179, 2006.
- [4] Shoji, Y., et al., "Highly Precise Pointing Control System on a Balloon-Borne Telescope for Optical Observations of Planets," the 27th International Symposium on Space Technology and Science, Tsukuba, Jul. 2009, 2009-m-20.
- [5] Sakamoto, Y., et al., "Dynamic Modeling and Experimental Verification of the Pointing Technology in Balloon-Borne Telescope System for Optical Remote Sensing of Planets," the 26th International Symposium on Space Technology and Science, Hamamatsu, Japan, Jun. 2008, 2008-d-25.
- [6] 坂本, et al., " 惑星観測のための成層圏気球搭載用望遠鏡システムにおける指向制御技術の開発およびフライト報告 ", 第 53 回宇宙科学技術連合講演会, 京都, 2009 年 9 月, 1D09.

ソーラー電力セイルの展開総合実験

森 治¹, 白澤 洋次², 今泉 継男³, 三桝 裕也⁴, 元岡 範純²,
佐藤 祥悟², 田中 啓太², 浦町 光², 善場 祐介², 北嶋 麻里絵⁵,
羽染 円絵⁵, 志田 真樹¹, 田中 孝治¹, 澤田 弘崇¹, 船瀬 龍¹,
遠藤 達也¹, 奥泉 信克¹, 矢野 創¹, 岡本 千里¹, 横田 力男¹,
津田 雄一¹, 佐伯 孝尚¹, 川口 淳一郎¹, ソーラーセイル WG

Overall Deployment Experiment of Solar Power Sail

By

Osamu MORI¹, Shirasawa YOJI², Tsuguo IMAIZUMI³, Yuya MIMASU⁴,
Norizumi MOTOOKA², Shogo SATO², Keita TANAKA², Hikaru URAMACHI²,
Yusuke ZEMBA², Marie KITAJIMA⁵, Mitsue HASOME⁵, Maki SHIDA¹,
Koji TANAKA¹, Hirotaka SAWADA¹, Ryu FUNASE¹, Tatsuya ENDO¹,
Nobukatsu OKUIZUMI¹, Hajime YANO¹, Chisato OKAMOTO¹, Rikio YOKOTA¹,
Yuichi TSUDA¹, Takanao SAIKI¹, Jun'ichiro KAWAGUCHI¹ and
Solar Sail Working Group

Abstract

The Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA) will make the solar power sail craft demonstrate for both its photon propulsion and thin film solar power generation during its interplanetary cruise. The spacecraft deploys and spans its membrane taking the advantage of the spin centrifugal force. The deployment system of large membrane was developed. The overall deployment experiment of solar power sail using a balloon was planned. However the balloon was not launched due to the bad weather. In this paper, the contents and significance of the experiment are reported.

概 要

ソーラーセイル WG では、太陽の光子の圧力を受けて進む光子セイルに、薄膜太陽電池を貼り付けて大電力を発生し高比推力のイオンエンジンを駆動する推進システム、ソーラー電力セイルの検討を進めている。このシステムの確立において重要な技術課題である大型膜面の展開機能を検証するため、大気球を用いた大型膜面の展開総合実験を計画し、展開システムの開発を行った。あいにく実験場の天候不良により平成 20 年度に続き、放球を実施できなかったが、本論文では、この実験の内容および位置付けについて紹介する。

重要語：ソーラー電力セイル, 大型膜面, 展開システム

¹ 宇宙航空研究開発機構

² 東京大学 大学院工学系研究科 航空宇宙工学専攻

³ 電気通信大学 大学院情報システム学研究科 情報ネットワークシステム学専攻

⁴ 九州大学 大学院工学府 航空宇宙工学専攻

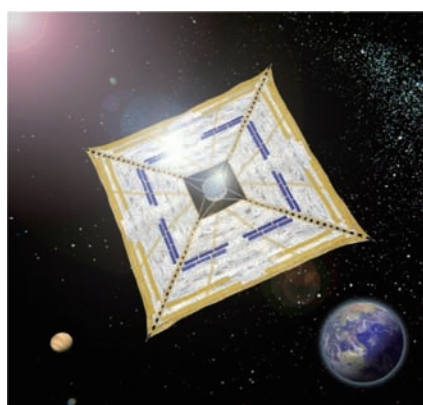
⁵ 東海大学 大学院工学研究科 航空宇宙学専攻

1. はじめに

JAXA では、太陽光圧を利用するソーラーセイル推進に加えて、膜面に貼り付けた薄膜太陽電池で大電力を発生することによって高比推力のイオンエンジンを駆動する複合推進システムを提案している。この新たな推進システムを実現するために、2つのミッションを計画している。まず、ソーラー電力セイルの技術実証を目的として、2010 年度に小型ソーラー電力セイル実証機「IKAROS(Interplanetary Kite-craft Accelerated by Radiation Of the Sun)」の打ち上げを計画している [1]。このミッションでは、ミニマムサクセスとして、大型膜面（ $\phi 20\text{m}$ ）の展開・展張および薄膜太陽電池による発電、フルサクセスとして、光子セイルによる加速・航行の実現を掲げている。この成果を受けて、2010 年代後半に、中型ソーラー電力セイル探査機の打ち上げを計画している [2]。このミッションでは、さらに大型な膜面（ $\phi 50\text{m}$ ）を展開し、光子セイルとイオンエンジンを統合した推進機関によって、木星およびトロヤ群小惑星探査を行う（図 1）。

ソーラー電力セイルの実現のための主要な技術的課題の一つが、大型膜面を展開する機構の開発である。海外ではブームやマストを用いた方法が検討されているが（図 2）[3]、著者らは、スピンによる遠心力を利用して展開・展張する方式を検討している。この方式は支柱を用いないため比較的軽量で、膜面が大型化しても適用できる半面、展開挙動が複雑になるため、これまでさまざまな展開実験を行い検証してきた（図 3）。まず、2003 年 8 月に大気球 B30 を利用した準真空落下試験によって $\phi 4\text{m}$ の逆傘型膜の動的な二次展開を実現した [4]。2004 年 8 月に S-310 観測ロケットを用いて $\phi 10\text{m}$ のクローバ型膜の動的・二次展開に成功した [5]。そして、2006 年 8 月には、大気球 B200 によって $\phi 20\text{m}$ の正方形膜を準静的に展開した [6]。これらの実験結果を踏まえ、 $\phi 20\text{m}$ の正方形膜を準静的・動的二次展開により展開する機構の開発を進めている。

著者らはこれまで、この展開機構に要求される各種機能の地上試験を行ってきており、これらの総合機能試験として、大気球を用いた実験を提案した。地上で膜面を展開機構に収納しておき、上空でスラストによってスピニングした後、2段階に分けて膜面を展開する。この様子を複数のカメラで撮影するとともに、各種データを取得し、数値解析結果と比較・検証する。本実験では、実機を想定した膜面・展開機構を用い、収納・展開の方法・手順も極力一致させることで、展開に関係する機器の動作や機能が、気球という異なった環境下で、どのように作動するかを総合的に評価する。本実験は平成 20 年度夏季に計画していたが、あいにく実験場の天候不良により放球できなかったため、平成 21 年度夏季に再度計画した。



2010年度
小型ソーラー電力セイル実証機「IKAROS」
・ $\Phi 20\text{m}$ 級膜面の展開・展張
・薄膜太陽電池による発電
・光子セイルによる加速実証・航行技術の獲得



2010年代後半
中型ソーラー電力セイル探査機
・ $\Phi 50\text{m}$ 級膜面の展開・展張
・高比推力イオンエンジンによるハイブリッド推進
・木星観測・トロヤ群小惑星探査

図 1 ソーラー電力セイルミッション

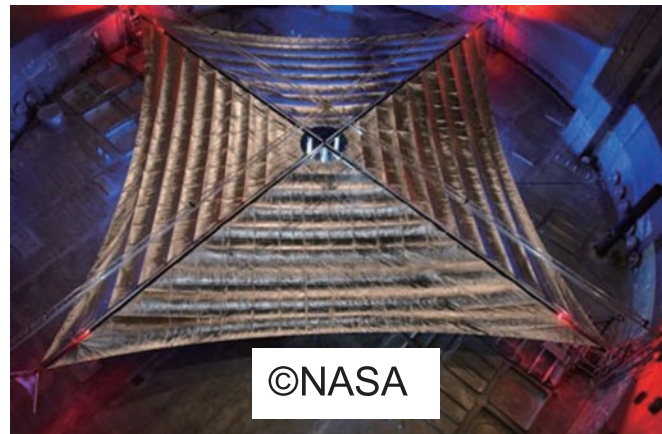
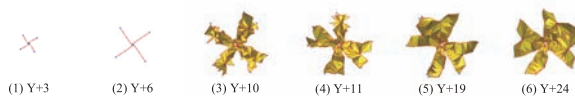


図2 ブーム型ソーラーセイル

(写真) 一次展開

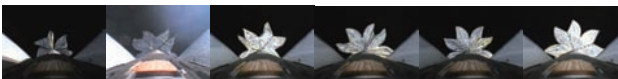


(解析)

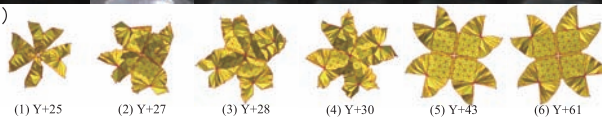


(写真)

二次展開



(解析)



時期：2004年8月

方法：S310観測ロケット34号機

内容：動的展開試験

膜面：直径10mのクローバ型

目的：膜面運動モデルの構築

結果：良好に展開，取得データを
解析モデルに反映

一次展開

二次展開

時期：2006年8月

方法：B200大気球7号機

内容：準静的展開試験

膜面：差し渡し20mの四角型

目的：準静的展開機構の実証

結果：良好に展開，取得データを
展開方式・展開機構に反映

図3 過去の展開実験

2. ソーラー電力セイルの膜面展開

ソーラー電力セイル（IKAROS および中型ソーラー電力セイル探査機）の膜面形状，展開方式については，ソーラーセイル WG 内で製作・展開・制御・コンセプト等について様々な検討が重ねられ，四角型の膜を二段階に分けて展開する方式が採用された。本実験ではこの形状の膜面を使用して，二段階の展開方式についての検証を試みる。ここではその膜面形状および展開方式について紹介し，実際に膜面を展開する機構の開発経緯について解説する。

2.1. 膜面

膜面形状・搭載品配置を図4に示す。膜面の材料は厚さ $7.5\mu\text{m}$ のポリイミド樹脂、膜面の形状は差し渡し20mの正方形で4つの台形ベタルに分割される。膜面上には、薄膜太陽電池以外にも姿勢制御デバイス、理学観測機器等が搭載され、これらのハーネスが引き回されている。膜面の内側はテザーによって本体と結合される。膜面の先端にはおもり（0.5kg）が取り付けられており、膜面の展開・展張をサポートする。

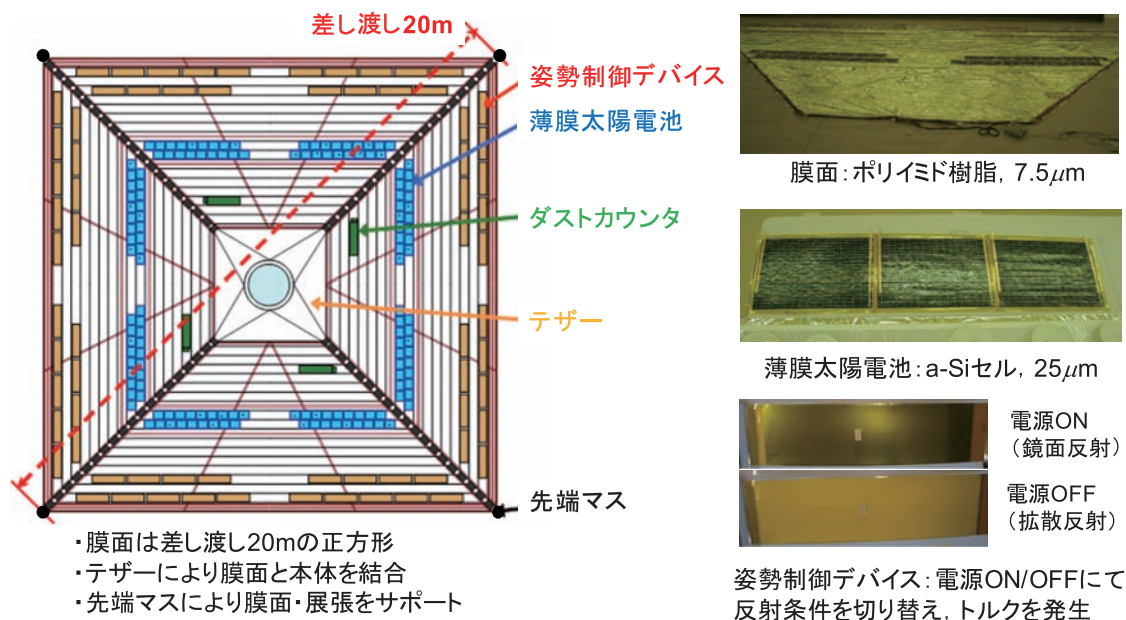


図4 膜面形状・搭載品配置

2.2. 膜面展開

膜面の展開手順・機構を図5に示す。本体をスピンさせて膜面を遠心力により展開し、展張状態を維持する。展開は2段階に分けられ、本体側面に搭載された展開機構によって一次展開を準静的に、二次展開を動的に実現する。収納状態では、折りたたまれた台形ベタルを4つ合わせて十字型にした膜面が本体に巻き付けられており、4本の回転ガイドによって保持されている。また、4つの先端マスが本体に固定されている。はじめにこの先端マスを解放する。一次展開では回転ガイドを本体に対して相対回転させることで、ヨーヨー展開の進展を抑えながらゆっくりと膜面を繰り出し、十字型を形成する。二次展開では回転ガイドを分離することによって各ベタルが遠心力で一気に展開し正方形となる。膜面の展開を実現する展開機構は、膜面収納部の半径は0.63m、高さは0.30mであり、ここへ0.28mの折り幅で畳んだ膜を巻き付ける。先端マスはアクチュエータにより分離する。収納部上下に配置した2つの円形のベアリングを介して4本の回転ガイドが接続され、DC ブラシレスモータにより相対回転する。ガイドの下部はバネヒンジによって保持され、上部をアクチュエータにより解放することによって半径方向に倒すことができる。著者らは、この展開手順・機構で実際に膜面が展開できるかどうかを検証するため、その機能モデルによって部分的な試験を進めている（図6）。同時に、多粒子モデルやFEMモデルによるシミュレーションも実施している（図7）。

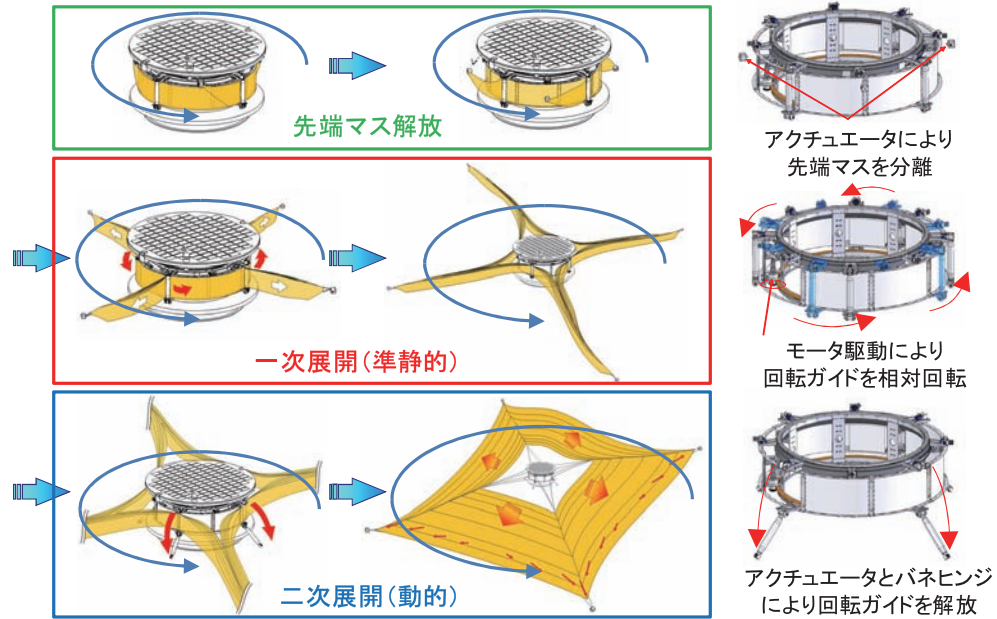


図5 膜面の展開手順・機構

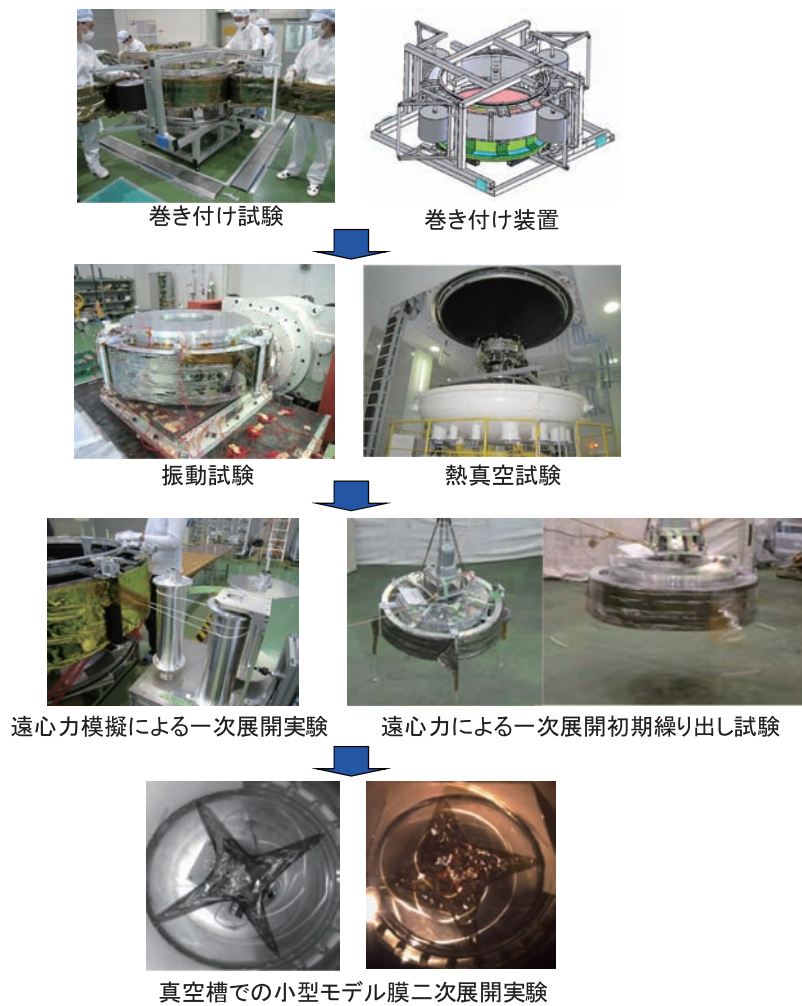


図6 地上試験例

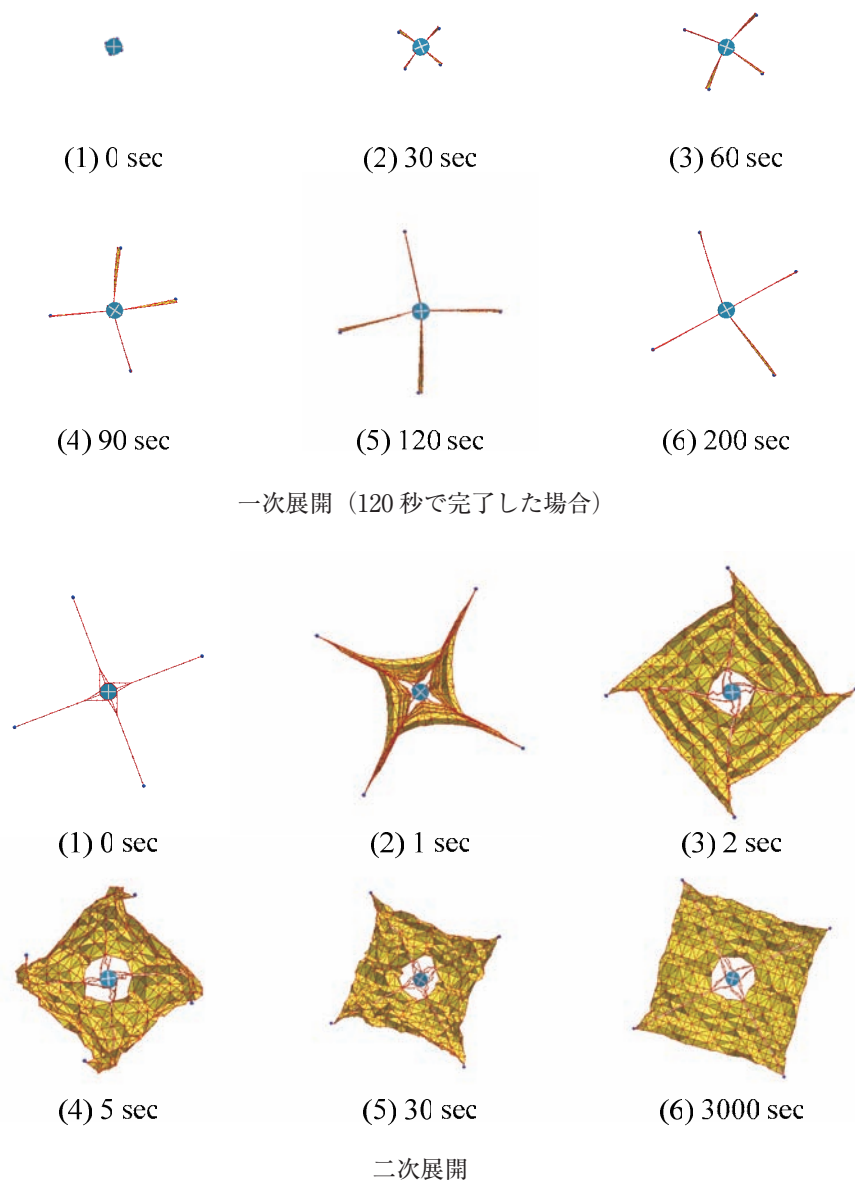


図7 多粒子モデルによる展開シミュレーション例 (フライト環境を想定)

3. 大気球を用いた展開総合実験

3.1. 実験概要

本実験では、実機を想定した展開機構・膜面モデルを用いる。先端マスの重量も実機と同様、1個あたり0.5kgとしている。ただし、膜面の搭載デバイスは1つのペタルを除いてダミー品を使用する。1G低圧環境下において、展開機構を用いて実際に膜面を展開することで、これらの設計が適切であるか確認することを目的とする。

実験の概要を図8に示す。本実験は大気球にゴンドラ・展開機構を吊り下げ、ゴンドラに搭載された推進系およびジャイロを用いて、スピン制御を行い、この遠心力を用いて展開機構に巻き付けられた膜面を展開する。スピン制御に対し気球が回転しないように、ゴンドラおよび展開機構はスィベルを介して気球に接続する。本実験では、重力の影響により膜が垂れ下がり、この角度が大きいと膜面が展開機構に引っかかり正常に機能なくなる恐れがある。このため、遠心力と重力の関係から垂れ下がり角が30deg以内に収まるスピンレートを解析的に求め、この範囲内で角運動量保存則に極力合致するようにスピンレートのプロファイルを設定した。

膜展開前には 36rpm までスピニングアップし、一次展開では相対回転モータの回転量に応じて徐々にレートを下げ、一次展開終了時には 18rpm まで落とす。一次展開での相対回転量は約 582deg で、先端マスの位置で約 8.9m の回転半径まで展開する。二次展開は、4 本の回転ガイドを解放することにより行われ、膜が展開することによる展開機構のスピニングレートの激減を防ぐため、18rpm の一定スピニングを保つように制御する。回転ガイドの解放は、これを固定しているラインを電熱線により切断することによって行う。

膜展開の様子は、5 台（気球側：2 台、展開機構側面：3 台）のカメラで撮影する。気球側の 2 台は、膜面が正常に展開されるかを大域的にモニタするものであり、展開機構側面の 3 台は、膜面が回転ガイドに引っかからないか・相対回転時にハーネスが引っかからないか・空気抵抗による膜面の位相遅れが適切な範囲に収まっているかを確認するもので、展開機構の機能をモニタする。その他、膜面に搭載した各種デバイスやハーネスの機能を確認するテレメトリを取得する。これにより、膜展開時に搭載デバイスの機能を損傷させることがないか検証する。

実験シーケンスを図 9 に示す。気球は B300 を使用し、高度 39km において水平飛行に入り実験を開始する。実験時間は 30 分程度であり、この間に各種テレメトリを取得し展開シーケンスを完了する。この後、パラシュートにより海上へ着水・回収し、カメラの撮影データを取得する。テレメトリ・コマンドリストを図 10 に示す。

本実験は平成 20 年度夏季に計画していたが、あいにく実験場の天候不良により放球できなかったため、平成 21 年度夏季に再度計画した。平成 20 年度からの変更点は以下の通り。

- ・膜面搭載品テレメトリの見直し
(薄膜太陽電池、液晶デバイス、加速度センサ、ダストカウンタ)
- ・GND 共通化の徹底 (バッテリーの GND をゴンドラのフレームに落とす)
- ・実験装置の運搬性向上 (クレーンで容易に運搬できるようにする)
- ・展開機能の冗長化 (データ処理系が故障した場合でも最低限の展開を実施できるようにする)
- ・データ処理系プログラムの書き換え (BOX を開けなくても書き込み可能とする)
- ・バッテリーの再充電 (バッテリーを搭載した状態で充電可能とする)

実験環境を模擬した展開シミュレーション結果を図 11 に示す。フライト環境を模擬した展開シミュレーション結果である図 7 と比較すると、展開面内 (スピニング軸に直交) の展開挙動はほぼ一致することが分かる。一方、展開面外 (スピニング軸) 方向は重力方向と一致し、膜面の垂れ下がりが発生するため、展開挙動を完全には模擬できない。

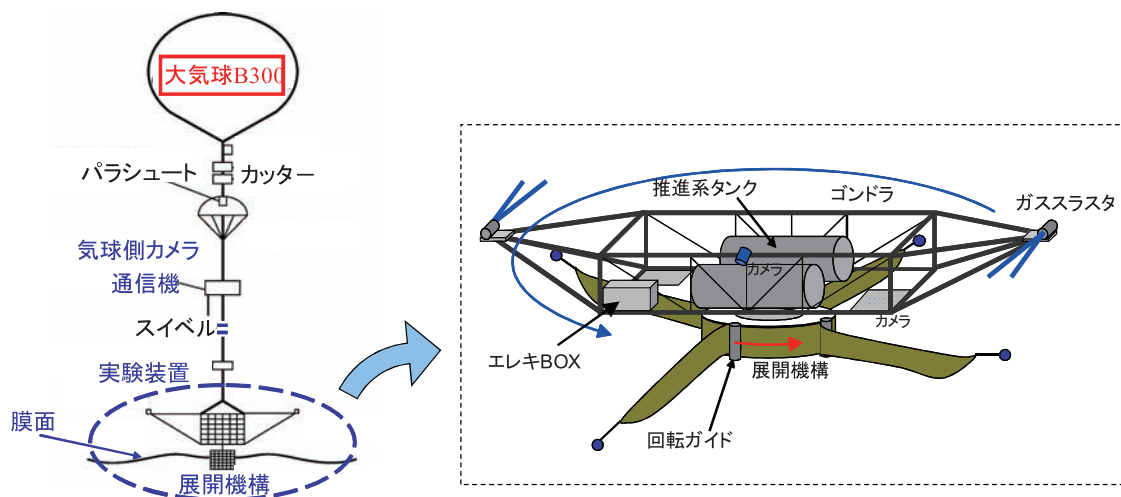


図 8 気球実験概略

放球

- ・無線カメラON

前作業

- ・実験装置電源ON
- ・カメラON

一次展開実験

- ・スピニアップ(36rpm)
- ・相対回転モータ制御
- ＜1次展開＞
- ・挙動確認(36rpm→18rpm)

二次展開実験

- ・回転ガイド開放
- ＜2次展開＞
- ・挙動確認(18→16→18rpm)
- ・(時間のある限り展開状況を確認)
- ※スラスタは二次展開用制御ONのままガスを使い切る

後作業

- ・展開実験装置電源OFF
- ・カメラOFF

着水

- ・無線カメラOFF
- ・回収(カメラは必須)

30分程度

図9 実験シーケンス

デジタルテレメトリ(12)		アナログテレメトリ(温度, 7)		直接コマンド(13)	
1-1	実験装置電源ON/OFF	1	タンク温度	1	展開準備開始
1-2	カメラ2電源ON/OFF	2	減圧弁温度	2	展開実験開始(再開)
1-3	回転ガイドch1ON/OFF	3	電磁弁温度	3	展開実験停止
1-4	回転ガイドch2ON/OFF	4	ゴンドラ温度	4	展開実験一時停止
1-5	データ処理系サブテレメ1状態	5	展開機構温度	5	回転ガイド展開ch1
1-6	データ処理系サブテレメ2状態	6	モータ温度	6	回転ガイド展開ch2
1-7	データ処理系サブテレメ指定ビットLow	7	データ処理系温度	7	スラスタ正転5秒噴射
1-8	DCモータ1 ON/OFF	アナログテレメトリ(14)		8	スラスタ逆転5秒噴射
1-9	姿勢制御デバイスON/OFF	1	加速度センサZ	9	モータ正転
1-10	データ処理系サブテレメ指定ビットHigh	2	24V系電源電圧	10	モータ逆転
1-11	カメラ3電源ON/OFF	3	12V系電源電圧	11	データ処理系リセット
1-12	カメラ4電源ON/OFF	4	加速度センサX	12	ジャイロ切り替え
デジタルテレメトリ2(12)		5	加速度センサY	13	TBD
2-1	選択コマンド3状態	6	レートジャイロ1	選択コマンド(8)	
2-2	選択コマンド4状態	7	レートジャイロ2	1	実験装置電源ON
2-3	回転ガイド1分離スイッチ	8	CCW噴射パルス		実験装置電源OFF
2-4	回転ガイド2分離スイッチ	9	CW噴射パルス	2	1次展開flag
2-5	回転ガイド3分離スイッチ	10	CCW電磁弁圧力		2次展開flag
2-6	回転ガイド4分離スイッチ	11	CW電磁弁圧力	3	カメラ ON
2-7	展開機構リミットスイッチ	12	タンク圧力		カメラ OFF
2-8	選択コマンド1状態	13	減圧弁圧力	4	姿勢制御デバイス ON
2-9	選択コマンド2状態	14	モータ角度		姿勢制御デバイス OFF
2-10	選択コマンド指定ビット	アナログテレメトリ(サブコミ, 7)			
2-11	選択コマンド指定ビット	S1	薄膜太陽電池1電圧		
2-12	選択コマンド指定ビット	S2	薄膜太陽電池2電圧		
		S3	薄膜太陽電池1電流		
		S4	薄膜太陽電池2電流		
		S5	ダストカウンタ出力		
		S6	加速度センサ温度		
		S7	100V系電源電圧		

図10 テレメトリ・コマンドリスト

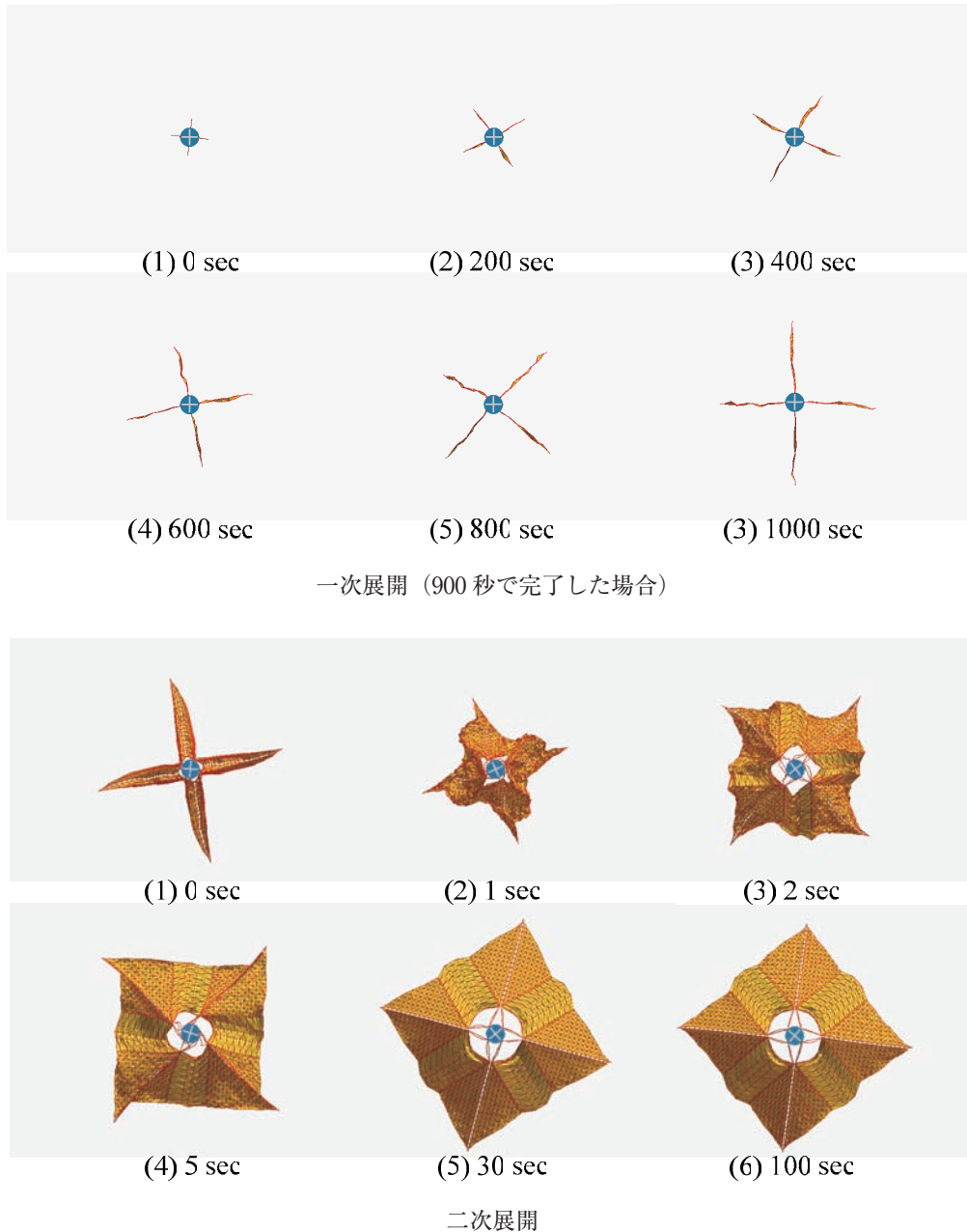


図 11 多粒子モデルによる展開シミュレーション例 (気球実験環境を想定)

3.2. 実験目的・意義

本気球実験では、実機を想定した膜面・展開機構を用い、収納・展開の方法・手順も極力一致させることで、展開に関する機器の動作や機能が、気球という異なった環境下で、どのように作動するかを確認する。高高度環境は空気抵抗が小さく実環境に近いことが大きなメリットであるが、本質的に重力の影響は排除できず、膜面の垂れ下りなど、宇宙環境では発生しない別の現象も現れるため、本実験では、ダイナミクス面までは模擬できない（ダイナミクスは基本的にシミュレーション以外には確認のしようがない）。ただし、展開に関する機器について、作動させる環境や条件の違いを考慮して、気球での実験環境下で起きる事象は予測・想定でき、その点で、結果が予想に反していた場合には、再吟味を行い、シミュレーションを併用した上で、反映すべきものは反映して、成功確率を高めることができる。あえてシミュレーションに拠らない方法で展開システムの問題点をあぶり出すことが目的であり、そこに意義がある。

地上・上空・宇宙での主な実験手段として、それぞれ真空槽・気球・観測ロケットがある。通常地上で膜面の展開実験を行う場合、空気抵抗と重力が問題となる。真空槽内で落下させる間に膜面を展開させることで、空気抵抗・重力を軽減できるが、真空槽のサイズから展開できる膜面サイズは $\phi 0.8\text{m}$ 、実験時間は0.5秒に制約を受ける[7]。気球を用いて上空から落下させる場合、上空の空気抵抗から膜面サイズは $\phi 4\text{m}$ 、実験時間は0.5秒に制約を受け[4]、さらに、観測ロケットを用いて宇宙空間を弾道場合する場合、搭載質量・飛行経路から膜面サイズは $\phi 10\text{m}$ 、実験時間は2分となる[5]。これらの展開実験ではダイナミクスをある程度模擬できるが、実験時間が不十分であり、一次展開について準静的な実験を行うことができない。

一方、真空槽内および上空で吊り下げて展開実験を行う場合、重力の影響を受けるが、実験時間を十分確保でき、準静的な実験を実施できる。さらに、大型の気球を用いれば、 $\phi 20\text{m}$ の膜面を1/200以下の環境で展開することが可能となり、膜面や展開機構について実機と同等品を用いた実験を実施できる。これは非常に大きなメリットである。上述したように、本実験では展開面内の挙動はよく一致するが、展開面外は重力により膜面の垂れ下がりが発生する。そこで、スピンレートを調節し、垂れ下がり角度を一定値以下に抑えることで、宇宙空間での展開挙動に近づけ、実機相当の展開機構・膜面のスペックで展開を実現できる見通しがついた。よって、この環境下で実際に展開することで、展開機構・膜面が適切に機能するか検証し、実機の展開システムの問題点をあぶり出すこととした。なお、力学環境を完全に模擬した実験を行うには、実際にフライトを行う必要があり、IKAROSは中型ソーラー電力セイル探査機の事前実証という位置付けで実施する。

3.3. 実験経過

2009年8月、相模原において展開機構への膜の巻き付けを行い、その後、実験場に輸送して、ゴンドラへ組み付け、すべてのテレメトリ・コマンドの機能の確認を行い、シーケンスを通してスピンレート制御が正常に行われることを確認した。実験場での作業状況を以下に示す。

- 1日目：移動、作業場所確保（格納庫）、スケジュール確認
- 2日目：荷物確認、推進系組付・リーク試験、エレキ噛み合わせ
- 3日目：薄膜太陽電池回路単体試験、機器固定、回転ガイド保持テザー選定
- 4日目：膜面固定、初期繰り出し試験（1回目）
- 5日目：繰り出し条件調整、初期繰り出し試験（2回目）
- 6日目：相対回転試験、カメラ取り付け調整
- 7日目：防寒対策、配線固定
- 8日目：防水対策、回転ガイド解放アンバランス試験、ヒータ強化
- 9日目：配線固定、運用室整備、電波干渉試験、断熱強化
- 10日目：作業休日
- 11日目：パッキング、カメラ取り付け
- 12日目：最終噛み合わせ、コネクタ固定
- 13日目：バッテリー充電、初期繰り出し試験（3回目）、撤収、移動

特に、赤字で示した試験・作業は、展開システム開発の重要課題である以下の5つの機能確認・確保に対応している。

- 1) 初期繰り出し試験⇒膜面の引っかかりの有無
- 2) 回転ガイド解放アンバランス⇒膜面の均一な展開
- 3) 相対回転試験⇒相対回転配線の引き回し
- 4) ヒータ強化、断熱強化⇒展開機構の熱制御
- 5) カメラ取り付け調整⇒展開挙動の確認

1) では、一次展開の初期において膜が弛むことなく正常に展開するかを確認するため、スラスタを実際に噴射してゴンドラを36rpmでスピンさせて展開機構を相対回転させる初期繰り出し試験を行い、正常に展開されることを確認した。2) では、二次展開において、電熱線によって膜面を拘束している回転ガイドを解放する実験を行い、4つのガイド

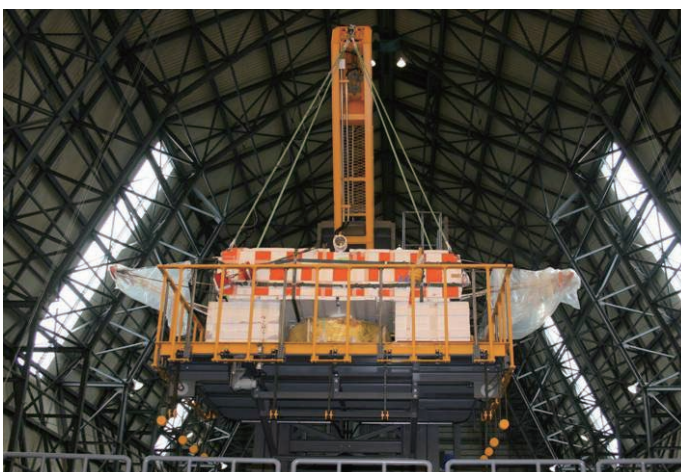
の解放タイミングのずれが0.5秒以内に収まることを確認した。各種試験の後、放球台に設置し、放球待機状態となった。これらの実験場での様子を図12に示す。



初期繰り出し試験



電波干渉試験



放球台への設置作業

図12 実験場での作業の様子

3.4. 放球

事前試験・作業をすべてクリアして放球待機の状態に入ったが、昨年に引き続き天候の都合により放球を実施することはできなかった。別途、地上実験を実施中であり気球実験で確認できなかった項目について補完する方針である。

4. 結 論

ソーラー電力セイルの重要な技術課題である大型膜面展開について四角型膜面の2段階展開方式について検討し、それを実現するための展開システムを開発している。このための試験の一環として、大気球を用いたソーラー電力セイルの展開総合実験を計画した。実験システムを完成させ、各種事前試験により正常に機能することを確認し放球待機の状態へと移行した。天候の都合上、放球は見送りとなり実験を実施できなかった。本実験で確認できなかった項目については、別途、地上実験を実施中であり補完する方針である。

参考文献

- [1] J. Kawaguchi, O. Mori, Y. Tsuda, T. Yamamoto, R. Funase, H. Sawada, Y. Kawakatsu and M. Morimoto, “World’s First Solar Power Sail Demonstration Flight in Interplanetary Cruise in 2010,” 59th International Astronautical Congress, IAC-08. A3.6.15, Glasgow, Sep.29-Oct.3, 2008.
- [2] Kawaguchi, J., “A Solar Power Sail Mission for A Jovian Orbiter and Trojan Asteroid Flybys,” 35th COSPAR Scientific Assembly, COSPAR04-A-01655, Paris, July 18-25, 2004.
- [3] Greschik, G. and Mikulas, M. M., “Design Study of a Square Solar Sail Architecture,” Journal of Spacecraft and Rockets, 39 (2002), pp.653-661.
- [4] 奥井, 水谷, 南川, 津田, 川口: 大気球を利用したソーラーセイル展開実験, 平成 15 年度大気球シンポジウム, pp.71-74, ISAS, 2003 年 11 月.
- [5] Y. Tsuda, O. Mori, S. Takeuchi and J. Kawaguchi, “Flight Result and Analysis of Solar Sail Deployment Experiment using S-310 Sounding Rocket,” Space Technol., Vol. 26, Nos. 1-2, pp. 33-39, 2006.
- [6] S. Nishimaki, O. Mori, M. Shida and J. Kawaguchi, “Stability and Control Response of Spinning Solar Sail-craft containing A Huge Membrane,” 57th International Astronautical Congress, IAC-06-C1.1.07, Valencia, Oct. 2-6, 2006.
- [7] T. Murakami, “An Experimental Study on the Deployment Behavior of Membrane Structure under Spin Motion,” 53rd International Astronautical Congress, IAF-02-W.2.04, Houston, Oct. 10-19, 2002.

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-09-007

発行日 平成 22 年 3 月 31 日

編集・発行 宇宙航空研究開発機構

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1

URL:<http://www.jaxa.jp/>

印刷・製本 プリントオフィスゼロ

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記にお願いいたします。

宇宙航空研究開発機構 情報システム部 研究開発情報センター

〒305-8505 茨城県つくば市千現2-1-1

TEL:050-3362-6224 FAX:029-868-2956

©2010 宇宙航空研究開発機構

※本書の一部または全部を無断複写、転載、電子媒体に加工すること禁じます。

