



ISSN 1349-1113
JAXA-RR-05-012

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

2006 年 1 月

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

目 次

序 文	高橋 忠幸
-----------	-------

多層膜構造気球の設計と試験

.....	井筒 直樹・福家 英之・飯嶋 一征
	松坂 幸彦・並木 道義・川崎 朋実
	瀬尾 基治・鳥海 道彦・山田 和彦
	斎藤 芳隆・山上 隆正・中田 孝
	松嶋 清穂..... 1

大気球を利用した柔構造機体の飛翔性能試験 2

.....	山田 和彦・秋田 大輔・佐藤 英司
	鈴木 宏二郎・堤 裕樹・若月 一彦
	桜井 晃・鳴海 智博・安部 隆士
	松坂 幸彦.....15

大気球を用いたソーラーセイル膜面の準静的展開実験

.....	森 治・中納 知樹・多羅尾 康太
	志田 真樹・津田 雄一・佐伯 高尚
	川口 淳一郎.....31

南極周回気球による高エネルギー電子の観測

.....	鳥居 祥二・山上 隆正・田村 忠久
	吉田 健二・北村 尚・安楽 和明
	山下 太郎・西村 純・斎藤 芳隆
	並木 道義・松坂 幸彦・太田 茂雄
	門倉 昭・山岸 久雄・江尻 全機
	村上 浩之・柴田 慎雄・片寄 祐作
	笠原 克昌・小林 正・古森 良志子
	水谷 興平・湯田 利典・常 進.....57

日ロ共同気球実験で観測された高エネルギー銀河宇宙線のエネルギースペクトル

.....	晴山 慎・V. A. Derbina・V. I. Galkin
	平川 裕輔・堀内 洋平・市村 雅一
	井上 直明・上岡 英史・小林 正
	V. V. Kopenkin・倉又 秀一・A. K. Managadze
	松谷 秀哉・N. P. Misnikova・R. A. Mukhamedshin
	長澤 信慈・中野 理恵・並木 道義
	中沢 光彦・南條 宏肇・S. N. Nazarov

太田 茂雄・大友 洋之・V. I. Osedlo
 D. S. Oshuev・P. A. Publichenko・I. V. Rakobolskaya
 T. M. Roganova・斎藤 千絵・G. P. Sazhina
 仙波 宏史・柴田 徹・首藤 大輔
 杉本 久彦・鈴木 良・L. G. Sveshnikova
 V. M. Taran・矢島 信之・山上 隆正
 I. V. Yashin・E. A. Zamchalova・G. T. Zatsepin
 I. S. Zayarnaya.....85

微生物採集装置の開発

.....飯嶋 一征・井筒 直樹・福家 英之
 斎藤 芳隆・川崎 朋実・松坂 幸彦
 並木 道義・太田 茂雄・鳥海 道彦
 山上 隆正・山田 和彦・瀬尾 基治
 山岸 明彦・横堀 伸一.....117

序 文

大気球実験は大学共同利用プログラムとして、理学、工学を問わず、幅広い分野からの積極的な参加が続いている。大気球専門委員会によせられるプロポーザルも年々数が増し、内容も高度なものとなっている。また、長期にわたる技術開発や、段階を踏んだ科学観測プログラムなど、継続的な努力が行われ、年ごとに進んだ成果が得られている。最近の傾向として、気球工学ばかりではなく、将来の科学衛星への応用を視野にいたした工学実験が盛んに行われていることは、大気球の可能性を示すものとして特筆すべきであろう。

本報告では、多層膜構造気球の開発に関する報告を皮切りに、微生物採集装置の開発、柔構造体の飛行性能試験、大気球を用いたソーラーセイル膜面の展開実験の報告がまとめられている。また、2003年12月から2004年1月にかけて、第45次夏期南極プロジェクトの一環として行われた南極周回気球実験の詳細な報告がなされている。この実験は、平均高度35kmにおいて、13日間にわたって行われたもので、これまでの三陸での観測総量を一桁以上超えるデータの取得に成功した。今後、こうした長期飛翔実験が、一般的なものになると、気球による宇宙観測に新しい展開が訪れることになろう。本報告では、こうした長時間観測の先駆けとなった日ロ共同気球実験によるエメルションチェンバーの解析によって得られた高エネルギー銀河宇宙線のエネルギースペクトルについての成果も報告されている。

大気球実験は、成層圏の直接観測や、様々な波長域での宇宙観測ばかりではなく、ソーラーセイル技術や大気突入システムとしての柔構造体の試験、あるいは今後計画されているような微小重力実験など、沢山の可能性を持っている。統合後、宇宙科学研究本部以外でも、迅速な実験手段として、あるいは実証機会を与えるものとして、大気球実験の重要性が認識されてきているのはよろこばしい事である。一方で、人員的な制約、特に人材育成の問題が深刻となっている状況は、ここ数年変わっていない。宇宙航空研究開発機構として、自らの技術水準を向上させる上でも、大気球実験のアクティビティを支え、発展させていくことが強く望まれる。

大気球専門委員会
委員長 高橋 忠幸

多層膜構造気球の設計と試験

井 筒 直 樹¹, 福 家 英 之¹, 飯 嶋 一 征¹, 松 坂 幸 彦¹, 並 木 道 義¹,
川 崎 朋 実¹, 瀬 尾 基 治¹, 鳥 海 道 彦¹, 山 田 和 彦¹, 斎 藤 芳 隆¹,
山 上 隆 正¹, 中 田 孝², 松 嶋 清 穂²

Design and Test for Scientific Balloons of Multi-Layer-Structure

By

Naoki IZUTSU¹, Hideyuki FUKUE¹, Issei IJIMA¹, Yukihiro MATSUZAKA¹, Michiyoshi NAMIKI¹,
Tomomi KAWASAKI¹, Motoharu SEO¹, Michihiko TORIUMI¹, Kazuhiko YAMADA¹,
Yoshitaka SAITO¹, Takamasa YAMAGAMI¹, Takashi NAKADA², and Kiyoho MATSUSHIMA²

Abstract : Recent balloon-borne experimental apparatus tends to be larger and heavier. It requires a larger balloon to enable a gondola to float at high altitudes. Since a balloon for heavy payloads yields a large stress on its film under low altitude condition, multi layer structures of its envelope are necessary for an optimum balloon design. Standardized parameters were derived for the optimum design and evaluation of flight performance on the basis of consideration for controllable balloon design factors. By these methods, several capped balloons were manufactured for heavy payloads and were tested for criterion certification. The results proved that the analysis and stress evaluation method are proper and the design criteria are valid.

概 要

近年の気球実験では、観測器の大型化・大重量化、気球の大型化、観測高度の高々度化が進んでいる。これにともない、シングルシェルによる気球では気球フィルムに発生する応力が許容値を超えるため、気球を多層膜構造にすることにより最適化を図る必要がでてきた。まず、気球の設計に関連した基準を見直し、統一的に管理できる方策を考えた。そして、この方法を気球フィルムの多層化によるキャップ付気球の設計に応用した。さらに、このような最適設計法に基づくキャップ付気球を製作し、設計強度の評価を行うための地上実験を実施し、設計手法の妥当性を確認した。

重要語 : 科学観測用気球, 気球の設計, 多層膜構造, 大浮力用気球, 気球重量の軽減

1. はじめに

国産の気球は、1960年代後半から次第に大型化され、1973年には容積200,000m³のB200型気球を上げるに至っ

¹ 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部

² 藤倉航装株式会社

た。気球の打ち上げ方法も、気球頭部直下を直接保持するスタティック放球法 [1] から、1980年代に気球頭部をエアーバック式カラーで押さえローラーで立て上げるいわゆる立て上げ放球法 [2] に移行し、350機以上の放球に成功している。近年の気球実験では、気球の大型化（容積100,000～200,000m³）、観測器の大型化・大重量化（観測器本体の重量400kg以上）、観測高度の高高度化（高度40km以上）が進んでおり、2003年には容積500,000m³のB500-2号機の放球と飛翔に成功している [3]。この間、大型気球の安全な放球を可能にするセミダイナミック放球法 [4, 5] が確立され、気球のフィルムに大きな負荷を与える恐れも解消された。

一方、1990年代より、より高い高度に軽量のペイロードを飛翔させることを目的に、薄膜型高高度気球が開発されてきた。そして、1998年に新しい製造技術により厚さ3.4μm、2004年には厚さ2.8μmのフィルムの開発に成功している [6, 7]。同じ方法により大型気球用のフィルム（厚さ20μmおよび10μm）の製造も行われ、ともに良好な飛翔性能が得られている。また、2005年度より始まる海外共同気球実験（日伯共同気球実験）では1～1.5トンのペイロードを高度35～40kmに飛翔させる計画となっている [8, 9]。

このような気球およびペイロードの大型化による総浮力の増大に伴い、これまでに実績のあるシングルシェルによる国産気球では気球フィルムに発生する応力が許容値を超えるため、気球の多層膜構造化が必要となる。同時に、設計の最適化を行うことにより、気球の重量効率を向上させ、コストパフォーマンスを上げることを考える。その上で、気球の設計に関連した基準を再整理し、統一的に管理できる方策を考えた。そして、気球フィルムの多層化によるキャップ付気球（capped balloon）の最適設計について検討を行った。同時に、負荷を受け持つロードテープの強度の最適化についても検討した。また、この設計法に基づくキャップ付気球を実際に製作し、強度を評価するための地上実験を実施した。

2. 気球の設計基準と評価

2.1. 設計基準

気球の仕様を決定する上での主要な設計基準は以下の通りである。

- (1) 到達高度が観測上の要求を満たしていること。
- (2) 飛翔中のペイロード重量範囲が設計上の吊り下げ可能重量範囲内にあること。
- (3) 想定される最大吊り下げ重量に対して、気球フィルムに発生する最大応力が、地上でのガス注入満了時から上空で満膨張となって水平浮遊状態になるまでの全期間で、決められた許容値以下であること。
- (4) 想定される最大吊り下げ重量に対して、ロードテープに発生する最大張力が、地上でのガス注入満了時から上空で満膨張となって水平浮遊状態になるまでの全期間で、決められた許容値以下であること。
- (5) 気球重量が小さいこと。
- (6) 製作上の手間（コスト）はできるだけ少ないこと。

自由浮力分を含む所定のガスが充填された状態でランチャー上につなぎ止められた気球は、通常、気球に対する負荷が最も大きい状態である。また、気球の一部（頭部）にのみガスが入っているため、フィルムは周方向にかなり余ることになる（図1を参照）。この写真に示すように、頭部の下はカラーで締められているためここから下の気球部分は直線と見なされ、地上でも気球のベース角（通常は気球底部と中心軸のなす角度を意味するが、カラーを使用している場合はカラー位置における角度）は大きくなる。ただし、カラーが解放されるとベース角は0となる。また、このような状態の気球は軸対称と見なすことはできず、それぞれのゴアの開き方もその時々で異なる。このとき、気球頭部の内外の圧力差は数十Pa程度あり、各ゴアは、それぞれの状況に応じてロードテープ間で気球の外側（あるいは内側）に張り出た状態で全体としては所定の気球形状が維持される（図2を参照）。余ったフィルムは気球内部に落ち込み、その周辺では逆に頭部から飛び出た膨らみも形成れされる。この状態では全てのロードテープが負荷を受け持つ状態にはない。また、気球は、カラーがはずされた時や放球直

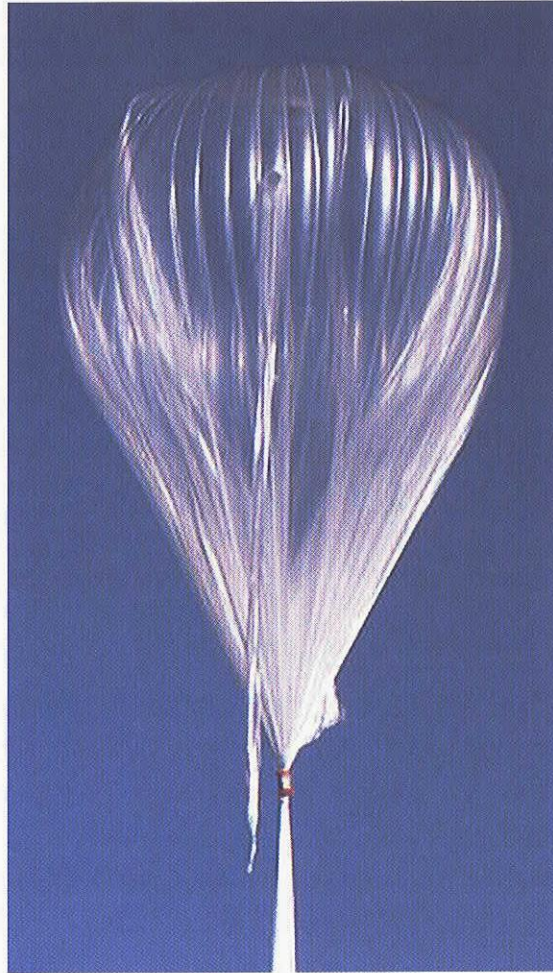


図1 地上でガス充填後の気球形状

後に上昇運動が定常状態に達するまでは変形が大きい．このような非軸対称かつ非定常な気球構造について，気球表面の応力分布を正確に求める試みも行われつつあるが，ここでは，気球の仕様を決定する際の判断材料として，簡単に計算可能な評価方法とそれに対する基準値を設定することを考える．この評価に対してデータを積み重ねることにより最適設計に反映させていくことが目的である．

2.2. フィルム応力の最大値の評価

地上では，気球の形は不定でフィルムは周方向に余っていて，しかも自由に動くことができる．一方，軸対称を仮定した平均的な気球形状は，余ったフィルムやロードテープを考慮した質量分布を与えることにより，正確に求めることができる．その結果得られる子午線にそった各位置における気球の周方向曲率半径と縦方向曲率半径の小さい方を応力評価の指標として採用することにする．これは，計算で得られた気球形状を，最小限の枚数のゴアで構成された気球を仮想した最悪条件で評価することに等しい．この応力の気球全長にそった分布を求め，その最大値をもって最大可能応力と見なすことにする．すなわち，フィルム応力の最大値 σ_{\max} を以下の式で評価することにする．

$$\sigma_{\max} = |\min(r(s), R_m(s))\Delta p(s)/t(s)|_{\max} \quad (1)$$

ここで， s はゴアにそった長さであり， r ， R_m ， Δp ， t は，それぞれ周方向曲率半径，縦方向曲率半径，気球内外の圧力差，有効フィルム厚み（フィルムの厚みによる強度の差を考慮した値）であり，すべて s の関数となる．

これは、最悪の場合に発生しうる仮想的な応力を示しており、実際に発生する応力ではないので、この評価基準に対する安全倍率は小さくて良いと考えられる。実際には、このような最大負荷が生じる前に両側の余っているフィルムが移動して小さな曲率半径が形成され応力が緩和されるはずだからである。

一方、満膨張になった気球については、ゴアセンターの曲率は気球全体としての曲率にほぼ等しい。原則としてフィルムの周方向の余りは発生しない。したがって、式(1)に示すように、各位置における気球の周方向曲率半径と縦方向曲率半径を求め、それらの小さい方に対して応力を計算し、気球全体で最大点をさがすことにより、実応力の評価が与えられる。この場合は通常的安全倍率を設定する必要がある。

2.3. ロードテープ張力の最大値の評価

所定のガスが入れられランチャー上につなぎとめられた気球の形状計算を行うと、子午線上の位置 s における気球断面における張力の和、すなわち、全張力 $T(s)$ を求めることができる。満膨張になるまでは、一部のロードテープが負荷を受け持つ（図2を参照）ことになるので、位置 s における気球形状の周長と本来の気球のその位置における周長の比から荷重を支えるために必要となるロードテープの最小本数を求めることができる。全張力を最小関与ロードテープ数で除した値が1本あたりのロードテープ負荷となり、その最大値をもってロードテープ張力の最大値と見なす。すなわち、最大ロードテープ張力 F_{\max} を以下の式で評価することにする。

$$F_{\max} = \left[T(s) / \min(\text{int}(Nr(s)/R(s) + 1), N) \right]_{\max} \quad (2)$$

ここで、 R 、 N はそれぞれ位置における満膨張時の気球半径、ロードテープの総数である。満膨張の場合には、吊り下げ重量が設計値に等しい場合には、通常、式(2)において $r(s) = R(s)$ とした場合に等しい。ただし、吊り下げ重量が設計標準値から大きくずれている場合は、式(2)により計算する必要がある。

なお、軸対称の気球の形状の計算方法は文献 [10]、[11] 等に述べられているが、気球の各構成部品とそれに伴う質量分布を導入する必要がある。すなわち、設計吊り下げ重量に等しい荷重の場合に計算された満膨張気球形状から得られた $R(s)$ に対して、気球の局所等価分布質量 w_e を以下の式で与える必要がある。

$$w_e(s) = w_f(s)R(s)/r(s) + Nw_t/2\pi r(s) + w_a(s) \quad (3)$$

ただし、 w_f 、 w_t 、 w_a は、それぞれ単位面積あたりの等価的気球フィルム（キャップや接着部を含む）の質量、

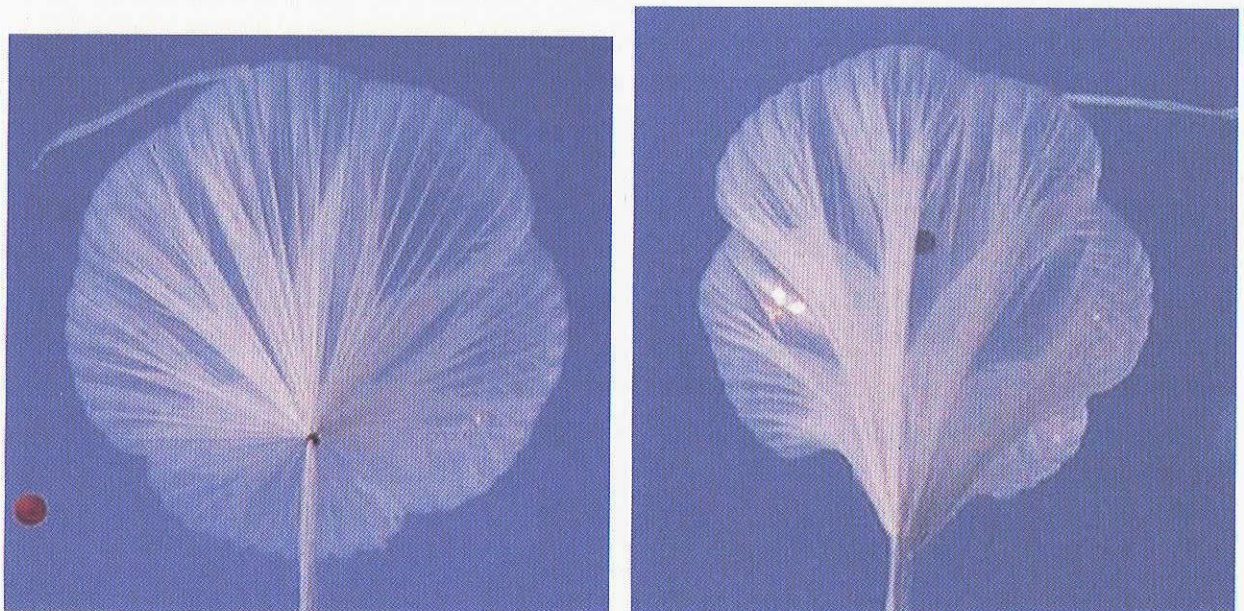


図2 地上でガス充填後の気球形状を下から見たところ、右側はカラー解放直後

単位長さあたりのロードテープ部の質量、頭部・気球尾部など特別な集中荷重の単位面積あたりの質量を表す。いずれも位置 s の関数となる。

2.4. 設計評価の例

容積200,000m³の気球を例にとり、式(1)による最大応力評価図を図3に示す。吊り下げ質量は700kg、フィルムの厚さは20 μ m、ゴア数およびロードテープ数はともに87である。地上につながれた状態と満膨張で水平浮遊状態にある場合で、図3の左端に示すように気球形状が変わる。この図では、式(1)中の $|r(s)\Delta p(s)/t(s)|$ と $|R_m(s)\Delta p(s)/t(s)|$ の両方の分布を表示してある。この2つの小さい方の値を連ねた線が実際の応力分布となり、その線上の最大値が式(1)で表される結果となる。図3の左側の図に示すように、式(1)による最大応力点は、地上では気球頭部の近傍、満膨張では中心から約2/3の位置の頭側にある。

横軸に気球のゴアにそう長さ s をとると図3の右側の図のようになり、水平浮遊時には、最大応力値が基準値以下であるのに対して、地上につながれた状態では、最大応力が基準値を超えていることがわかる。なお、ここでは基準値として、地上では25℃におけるフィルムの破断強度39MPaの1/2.25をとり、水平浮遊時は-40℃における破断強度53MPaの1/7とした。地上で安全倍率が小さいのは、2.2.で述べたように、地上では最悪条件を示しており、上空では実応力を評価しているからである。

同じ気球に長さ30m、1/2の厚み(10 μ m)を有するフィルム(長さ30m)を頭部に重ねると、図4に示すように頭部の応力分布が緩和され、基準値以内に収まることがわかる。図5は、図3および図4に示すように求められた最大応力を全高度について計算して、高度変化として示したものである。高度0付近で線が曲がっているのは、高度0すなわち地上につながり止められた状態の時のみ、自由浮力分を相殺する負荷が加算されているためである。なお、このキャップの付加による気球の重量増はこの場合は8%程度である。

3. 設計方法

気球に対する要求は、標準吊り下げ重量と到達高度により与えられる。通常は、この条件を満たす気球を用意されている標準的な仕様の中から選ぶ。キャップ付気球のように、新たに設計を行う場合は、以下の手順による。前提条件(制約条件)として、選択可能な気球フィルムの種類(現在は、厚さが20, 10, 6, 3 μ mの中から選択となっており、比重は厚さによらずほぼ0.95g/cc)、ロードテープの種類(現在は、200ポンド(破断強度890N)が標準として用いられているが、他に50ポンドから700ポンドまでは50ポンドおき、1200ポンドまでは100ポンドおきとなっている。強度が高いほど比強度は大きくなる傾向がある)が限られている。

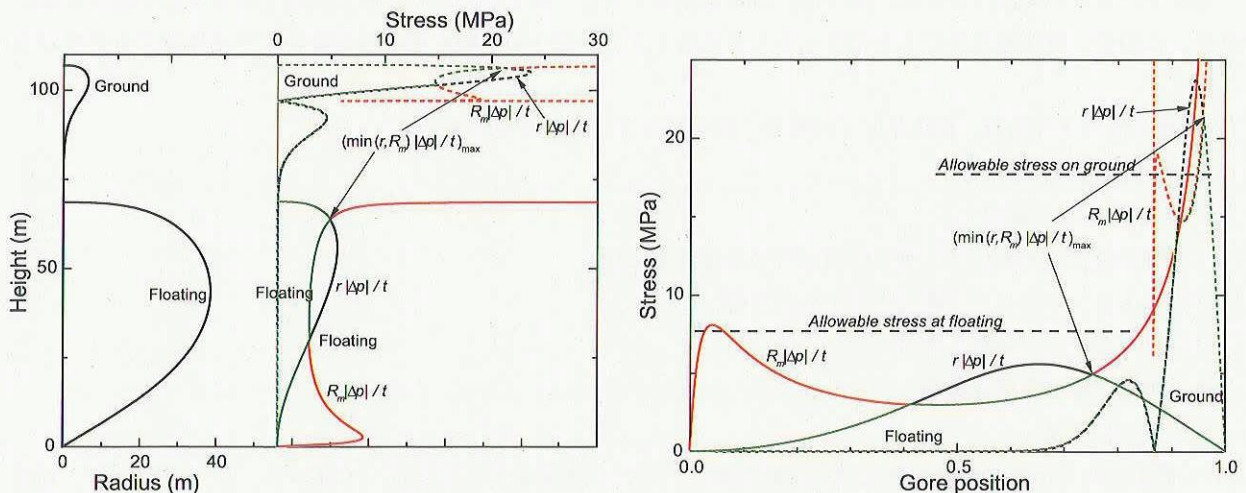


図3 地上および水平浮遊時の最大応力分布、B200型気球、吊り下げ重量700kg、20 μ m厚シングルシェル

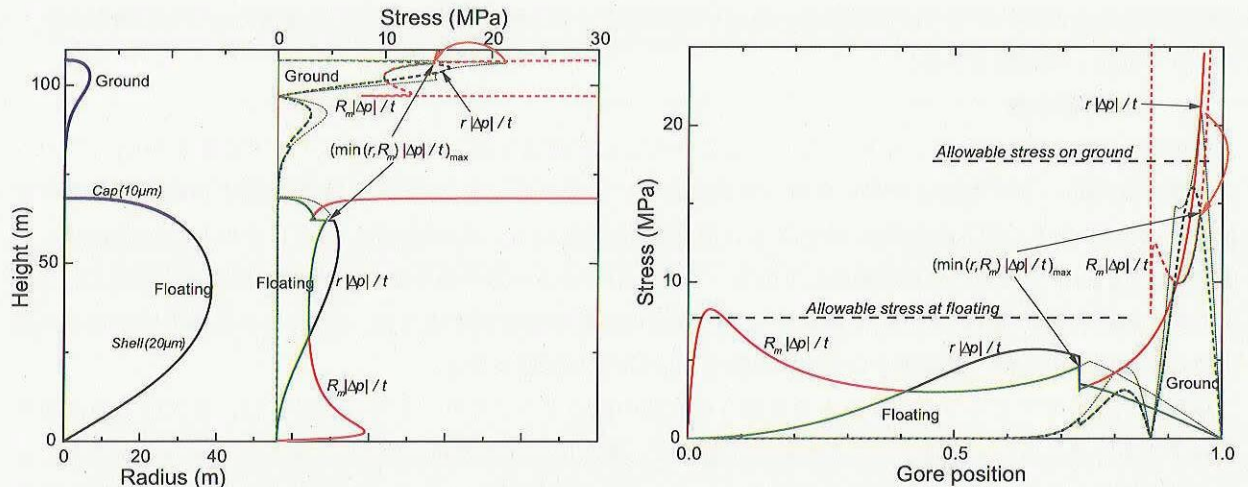


図4 地上および水平浮遊時の最大応力分布，B200型気球，吊り下げ重量700kg，20 μ m厚シェルに10 μ m厚キャップを付加

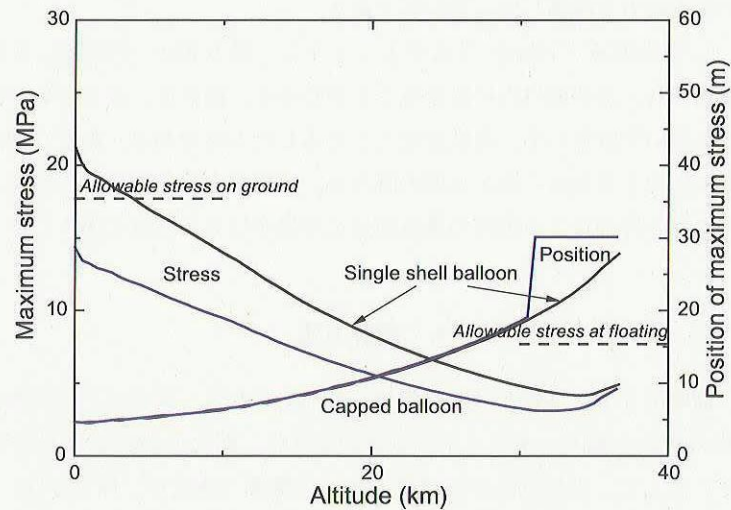


図5 最大可能応力および最大応力位置の高度による変化，B200型気球，吊り下げ重量700kg

3.1. 計算方法

吊り下げ重量の範囲（最大値，最小値）を仮に決めておく．以下の手順で，解が収束するまで繰り返し計算を行う．この時，気球重量をできるだけ小さくするとともに，製造の手間を増大させないように考慮する必要がある．

- (1) 最小吊り下げ重量，標準吊り下げ重量，最大吊り下げ重量を仮定する．
- (2) 気球容積を仮定する．
- (3) 以下の項目を仮定する．
 - 1) 気球全長（あるいは Σ 値またはベース角度でもよい）
 - 2) シェル・キャップの構成とゴアの最大幅
 - 3) ロードテープ強度と本数
 - 4) 頭部、尾部構成品重量
 - 5) 気球総重量
- (4) 最小吊り下げ重量に対して気球の形状計算を行う．気球重量が各構成品（フィルム，ロードテープ，補強テープ，頭部金具，尾部金具等）重量の和になるように計算を繰り返す．

- (5) 最小吊り下げ重量が形状計算結果における吊り下げ重量と異なる場合は、気球全長（ Σ 、ベース角度）を調整する。（実際はいくつかの設定値の中から選択して、代わりに最小吊り下げ重量を調整するのが普通である）
- (6) 自由浮力を仮定し、標準吊り下げ重量に対して、以下の計算を行う。
- 1) 地上、浮遊状態の両方におけるフィルム最大応力
 - 2) 地上、浮遊状態の両方におけるロードテープ最大張力
- (7) 最大応力、最大張力が基準値を超えている場合は、フィルムの厚みを増す、キャップの数を増す、あるいはロードテープの強度を大きくした後に(4)からやり直す。
- (8) 同様に、最大吊り下げ重量に対して、以下の計算を行う。
- 1) 地上、浮遊状態の両方におけるフィルム最大応力
 - 2) 地上、浮遊状態の両方におけるロードテープ最大張力
- (9) 最大応力、最大張力が基準値を超えている場合は、フィルムの厚みを増す、キャップの数を増す、あるいはロードテープの強度を大きくした後に(4)からやり直す。また、逆に安全倍率が大きすぎる場合は、フィルムの厚みを減らす、キャップの数を減らす、あるいはロードテープの強度を1段小さくするなどの変更をした後に(4)からやり直す。
- (10) 到達高度を計算し、要求を満たしていない場合は、以下のどちらかを実行する。
- 1) 気球容積を調整（実際はいくつかの設定値の中から選択する）して、(3)からやり直す。
 - 2) 安全倍率が大きい場合は、フィルムの厚みを減らす、キャップの数を減らす、あるいはロードテープの強度を1段小さくするなどの変更を検討して、(4)からやり直す。
- (11) 吊り下げ可能重量範囲を計算（満膨張形状から決まる最小値と安全倍率から決まる最大値）して、気球の仕様とする。

3.2. 設計基準値

2.2.で述べたように、式(1)によるフィルム応力の評価は起こりうる最大可能応力を示している。したがって、評価基準としては、表1に示すように、地上条件（自由浮力分を含んでランチャーにつなぎとめられた状態）において、設計上の最大吊り下げ重量時に最大可能応力の安全倍率が少なくとも2以上であるとする。標準吊り下げ重量時には最大可能応力の安全倍率が2.5以上であるとする。上空条件（自由浮力分のガスが排気された水平浮遊状態）においては、最大フィルム応力の安全倍率が7以上とする。ロードテープの最大張力に対する基準としては、安全倍率5以上とする。表1における $\sigma_{u,25}$ 、 $\sigma_{u,-40}$ 、 T_u は、それぞれフィルムの常温での破断強度、フィルムの -40°C における破断強度、ロードテープの破断強度を意味する。

また、以下の条件を付加する。

- (1) 跳ね上げローラーにかかる可能性のある部分までフィルムの最大厚さを保つ。
- (2) 最大許容応力に近いところで、フィルム応力分布の大きな不連続を避ける。
- (3) フィルム応力分布が急激に変化する高度では、上空条件の最大フィルム応力の基準を満たすこと。

表1 最大フィルム応力と最大ロードテープ張力に対する安全倍率の基準値

	地上条件		上空条件	
	標準吊り下げ重量	最大吊り下げ重量	標準吊り下げ重量	最大吊り下げ重量
フィルム	$\sigma_{u,25}/\sigma_{\max} \geq 2.5$	$\sigma_{u,25}/\sigma_{\max} \geq 2$	$\sigma_{u,-40}/\sigma_{\max} \geq 7$ $\sigma_{u,-40}/\sigma_{\max} \geq 10$ が望ましい	$\sigma_{u,-40}/\sigma_{\max} \geq 7$
ロードテープ	$T_u/T_{\max} \geq 5$	$T_u/T_{\max} \geq 5$	$T_u/T_{\max} \geq 5$ $T_u/T_{\max} \geq 7$ が望ましい	$T_u/T_{\max} \geq 5$

ここで、(2)に示した応力分布の不連続はキャップ端部におけるフィルムの不連続点で発生する．例えば、図3におけるゴア位置0.73付近に見られるようなギャップを意味し、この段差の非常に大きい状態が最大許容応力に近いところで発生しないように設計することが望ましいと考えられる．また、(3)に示した応力分布の急な変化は、最大応力点がフィルムの不連続点の存在により急に移動するために発生する．例えば、図5においてキャップ付き気球の最大応力位置が高度31km付近で12m移動しているが、このような最大応力点が移動する領域では、上空条件と同じ基準を適用することを意味する．すなわち水平浮遊時の最大許容応力以下でなければならないとする．

3.3. 基準値の妥当性

表2に2000年から2005年にかけて三陸大気球観測所における実験で使用された国産気球の仕様の一覧と、実験時の実際のペイロード重量および自由浮力をもとに計算した最大フィルム応力と最大ロードテープ張力の値をまとめてある．なお、国産フィルムの破断強度として $\sigma_{u,25}=39\text{MPa}$ 、 $\sigma_{u,-40}=53\text{MPa}$ を採用している [6]．ロードテープ強度 $T_u=890\text{N}$ である．薄膜型気球を除いて、実際に飛翔させた20機について評価値の分布を求め結果を表3に示す．サンプル数が少ないが、地上条件でのフィルム応力でみると、安全倍率の基準値を下回っている場合が5%あり、これを含めて48%が標準吊り下げ重量を上回る重量で使用していた．一方、上空条件での評価では、全てが基準値をクリアしているが、約半数は安全倍率15以上で使用されており、安全倍率の緩和の余地が残されていることがわかる．一方、ロードテープについては、同様に、基準値以下のものが10%ある．基準値以下で使用すると長時間飛翔時にクリープ等が問題になることが考えられる．ただし、フィルムとロードテープの両方とも基準値を満たしていないというケースはなかった．

表2 国産気球の仕様と放球条件および安全倍率の評価 (2000～2005年)

気球 容積 m ³	ゴア 数	フィルム		気球 直径 m	気球 質量 kg	吊下 質量 kg	自由 浮力 %	浮遊 高度 km	フィルム応力		フィルム安全倍率		ロードテープ 数	ロードテープ 強度 N	ロードテープ安全倍率	
		厚み μm	長さ m						地上 MPa	上空 MPa	地上	上空			地上	上空
5,000	27	20	33.5	22.6	44.0	151.1	11.0	26.0	6.5	6.0	6.0	18.6	11	890	7.8	7.5
15,000	39	10	47.3	33.4	49.5	90.2	14.0	33.2	10.8	3.6	3.6	18.6	16	890	7.4	7.2
15,000	39	20	47.3	33.4	79.8	197.2	10.0	32.6	8.4	4.6	4.6	18.6	26	890	6.3	5.8
15,000	39	20	47.3	33.4	81.3	606.8	9.2	24.8	15.3	2.5	2.5	9.3	39	890	3.6	4.4 **
30,000	46	10	59.9	41.9	72.4	213.1	13.1	34.0	17.5	2.2	2.2	11.3	25	890	5.3	5.4
30,000	50	20	60.6	41.4	113.4	247.8	11.0	31.1	13.7	2.8	2.8	11.0	50	890	5.3	5.2
30,000	50	20	60.6	41.4	128.9	469.8	9.0	29.1	14.0	2.8	2.8	10.6	36	890	3.8	3.7
30,000	50	20	60.6	41.4	126.5	107.2	12.0	36.0	7.9	4.9	4.9	28.4	25	890	6.9	7.0
50,000	59	10	72.3	48.7	100.3	150.4	12.0	38.5	16.0	2.4	2.4	15.9	30	890	7.4	7.6
50,000	59	20	72.3	48.7	174.2	457.2	10.0	32.4	14.6	2.7	2.7	12.3	59	890	5.8	5.8
80,000	70	10	82.6	58.5	135.2	104.1	12.0	41.6	15.5	2.5	2.5	20.0	20	890	5.4	5.6
80,000	70	10	82.6	58.5	143.5	109.0	12.0	41.7	16.0	2.4	2.4	18.6	20	890	5.1	5.3
80,000	70	20	82.6	58.5	236.7	521.3	9.0	33.9	16.4	2.4	2.4	11.7	70	890	5.7	5.8
100,000	73	20	88.6	63.4	253.0	184.9	10.0	41.3	11.5	3.4	3.4	23.5	37	890	5.3	5.7
100,000	73	20	88.6	63.4	263.1	485.6	9.0	36.1	16.1	2.4	2.4	12.9	73	890	6.0	6.1
100,000	73	20	88.6	63.4	263.0	456.1	9.1	35.7	15.8	2.5	2.5	13.5	73	890	6.3	6.4
100,000	73	20	88.6	63.4	265.1	557.5	9.0	35.3	17.3	2.3	2.3	11.7	73	890	5.5	5.6
100,000	73	20	88.6	63.4	246.6	209.0	10.0	41.4	11.7	3.3	3.3	21.6	37	890	5.5	5.4
100,000	73	20	88.6	63.4	265.1	358.0	9.5	-*	14.5	2.7	2.7	15.9	73	890	7.2	7.5
200,000	87	20	112.7	78.9	361.2	487.6	8.8	37.3	17.5	2.2	2.2	15.0	87	890	6.4	6.6
200,000	87	20	112.7	78.9	410.2	719.0	8.2	-*	20.9	1.9	1.9	11.0	87	890	4.8	4.9
500,000	130	20	159.5	115.2	799.0	346.2	10.2	42.0	21.0	1.9	1.9	16.9	130	890	6.9	8.1
1,000	18	5.8	19.4	13.4	4.7	6.1	30.0	32.4	3.7	10.5	10.5	60.0				
5,000	28	2.8	32.8	23.2	6.4	6.3	30.0	42.6	9.2	4.2	4.2	38.6				
5,000	48	3.4	33.1	22.9	7.0	4.4	30.0	43.0	6.6	5.9	5.9	60.0				
5,000	48	3.4	33.1	22.9	8.3	4.9	30.0	42.0	6.7	5.8	5.8	54.0				
5,000	48	3.4	33.1	22.9	8.7	6.3	30.0	42.1	7.3	5.3	5.3	49.1				
5,000	28	5.8	32.3	23.7	12.3	3.5	30.0	42.5	4.6	8.5	8.5	77.1				
5,000	28	5.8	32.3	23.7	13.7	18.6	25.0	36.0	7.0	5.6	5.6	36.0				
5,000	28	5.8	32.3	23.7	12.1	6.2	32.0	39.8	5.0	7.8	7.8	67.5				
5,000	28	6.0	32.8	23.7	12.4	5.6	30.0	39.8	4.8	8.1	8.1	67.5				
30,000	90	3.4	59.1	42.7	21.9	5.6	20.0	50.4	11.9	3.3	3.3	45.0				
30,000	90	3.4	59.1	42.7	21.4	4.2	20.0	51.0	11.4	3.4	3.4	49.1				
30,000	51	3.0	58.6	42.2	17.7	8.6	24.3	50.8	12.8	3.0	3.0	38.6				
30,000	90	3.4	59.1	43.7	22.9	3.8	25.0	49.8	12.0	3.3	3.3	45.0				
60,000	116	3.4	74.5	53.7	34.4	5.4	18.0	53.0	15.7	2.5	2.5	41.5				
60,000	116	3.4	74.5	53.7	35.9	9.5	18.0	51.5	14.3	2.7	2.7	41.5				

*未飛翔 **水平浮遊前にバラスト150kg 投下

表3 国産気球の安全倍率（2000～2005年，薄膜型気球は除く）

	地上条件		上空条件	
	安全倍率	%	安全倍率	%
フィルム	～ 2	5	～ 7	0
	2 ～ 2.25	10	7 ～ 10	5
	2.25 ～ 2.5	33	10 ～ 15	43
	2.5 ～ 3	22	15 ～ 20	35
	3 ～	30	20 ～	17
ロードテープ	～ 5	10	～ 5	10
	5 ～ 5.5	30	5 ～ 5.5	20
	5.5 ～ 6	18	5.5 ～ 6	30
	6 ～ 6.5	17	6 ～ 6.5	10
	6.5 ～ 7	10	6.5 ～ 7	8
	7 ～	15	7 ～	22

表4 RAVEN/WINZEN 製気球の仕様と放球条件および安全倍率の評価（2000～2005年）

気球 容積 m ³	ゴア 数	フィルム 厚み μm	フィルム 長さ m	気球 直径 m	気球 質量 kg	吊下 質量 kg	自由 浮力 %	浮遊 高度 km	フィルム応力 地上 上空 MPa MPa	フィルム安全倍率 地上 上空	ロードテープ 数 強度 N	ロードテープ安全倍率 地上 上空
42,475	58	25.4	67.4	47.1	202.8	664.2	10.0	30.5	14.0 4.0	2.9 13.8	58 890	4.5 5.6 **
56,634	64	17.8	73.97	52.0	177.0	142.7	10.0	36.8	10.5 2.3	3.8 23.9	64 670	9.1 9.9
56,634	64	17.8	73.97	52.0	177.0	399.0*	10.0	33.0	15.4 4.4	2.6 12.5	64 670	5.2 5.1
84,951	73	22.9	84.77	59.4	283.8	482.6	10.0	35.0	14.4 3.9	2.8 14.1	73 890	5.9 6.0
84,951	85	22.9	84.77	59.4	283.8	440.8	10.0	34.0	13.9 3.6	2.9 15.3	85 670	7.0 7.3
84,951	85	22.9	84.77	59.4	283.8	567.0*	10.0	33.0	15.5 4.3	2.6 12.8	85 670	5.8 6.1
131,317	85	17.8/17.8	98.03/31	69.0	341.5	576.1	8.6	36.7	10.4 3.5	3.8 15.7	85 890	5.8 6.6
150,570	89	17.8/12.7	102.83/32.6	71.9	380.8	577.2	10.0	36.0	12.4 3.9	3.2 14.1	89 890	5.8 6.1
150,700	89	17.8/12.7	102.83/32.6	71.9	376.0	662.0*	8.4	35.7	13.1 4.3	3.1 12.8	89 890	5.5 5.5
346,345	117	20/20/20	137.1/46/50.6	94.1	944.0	1500.0	8.5	35.5	11.8 5.6	3.4 9.8	117 1780	5.9 6.3
346,345	117	20/20/20	137.1/46/50.6	94.1	944.0	2007.0*	8.5	34.3	13.9 7.1	2.9 7.7	117 1780	5.0 5.1

*仕様上の最大吊り下げ重量 **水平浮遊前にバラスト100kg 投下，仕様上の最大吊り下げ重量を超過

表2の下段には薄膜型気球についての仕様と放球条件がまとめられている。総重量が小さいため，上空でのフィルム応力の安全倍率は40以上となっている。これに対して，地上におけるフィルムの安全倍率は，フィルムが薄くなり，気球が大型化するにしたがって小さくなり，厚さ3μmの気球では，容積60,000m³の気球で安全倍率2.5に到達している。これ以上大きな気球の場合には，最大応力が限界を超えるためキャップ化が必要となる。

表4には，国内で使用された米国 RAVEN または WINZEN 製の気球について，仕様と飛翔時の状況をまとめている。ここでは，フィルム SF372の破断強度として $\sigma_{u,25}=41\text{MPa}$ ， $\sigma_{u,-40}=54\text{MPa}$ を採用した。計算結果によると，フィルムの安全倍率については，地上条件において，最大吊り下げ重量の場合にも2.6以上が確保されていることがわかる。表2示した国産気球の実績と比較すると，地上での安全倍率がやや高く設定されているように思われる。これは，低温ではポリエチレンフィルムの降伏点強度が破断強度に非常に近いが，常温では降伏点強度が破断強度の1/3以下になることを反映していると考えられる。必要以上の安全倍率を持たせる必要はないが，一方で，放球時のフィルム破断やダメージの発生は危険を伴うため十分に安全性が確保されている必要がある。放球時の最大応力の評価をより実際の状態に近いものにしていくことが今後の検討課題となる。一方，上空での安全倍率はほとんどの場合において10～15の範囲に入っており，フィルム厚さの選択とキャップの使用が的確に行われている。ロードテープの安全倍率はおおむね5～6の範囲にとられている。

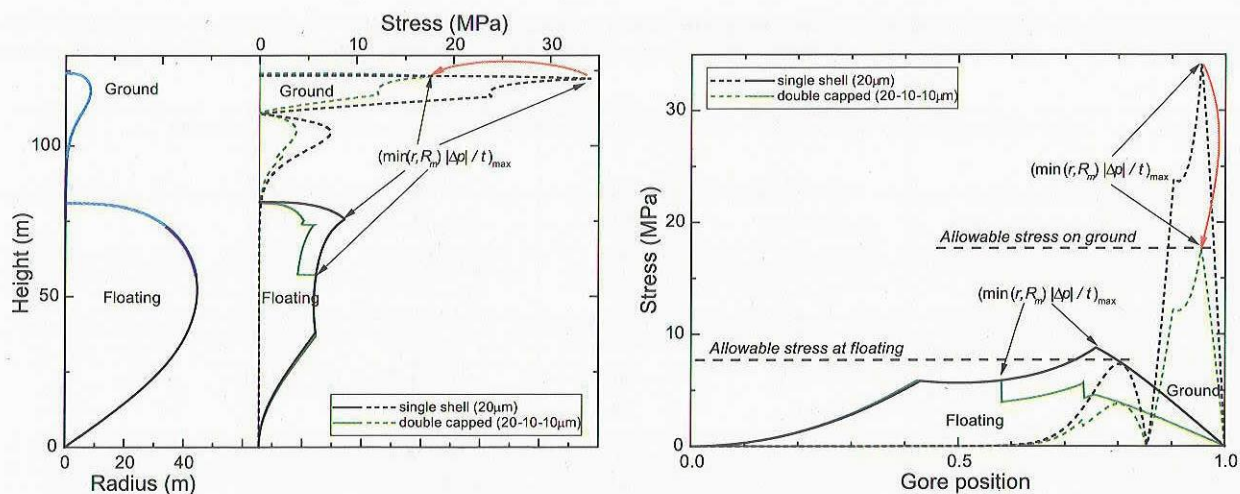


図6 地上および水平浮遊時の最大可能応力の分布, B300型気球, 吊り下げ重量1500kg

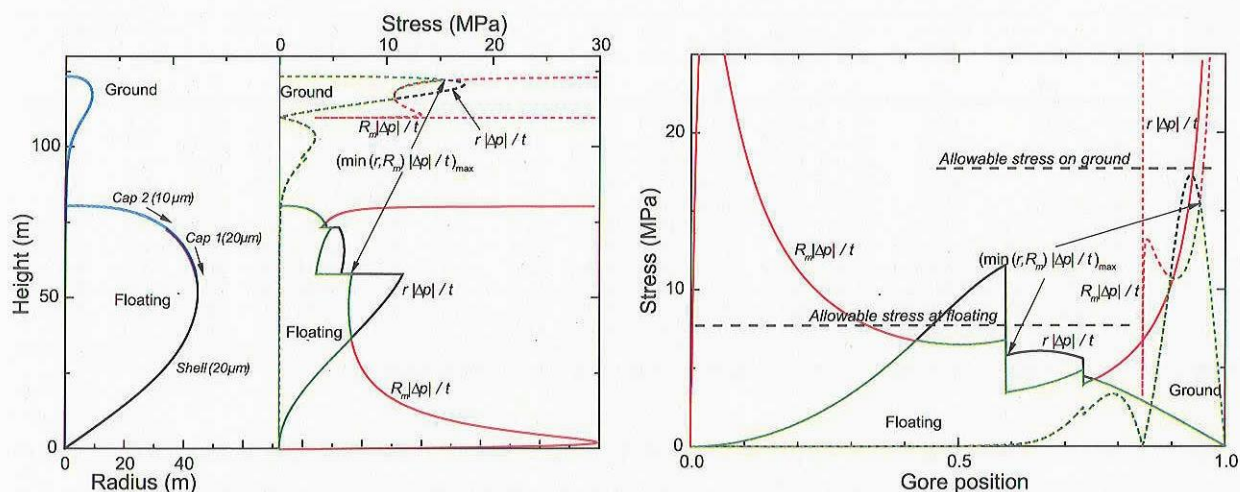


図7 地上および水平浮遊時の最大可能応力の分布, B300型気球, 吊り下げ重量2000kg

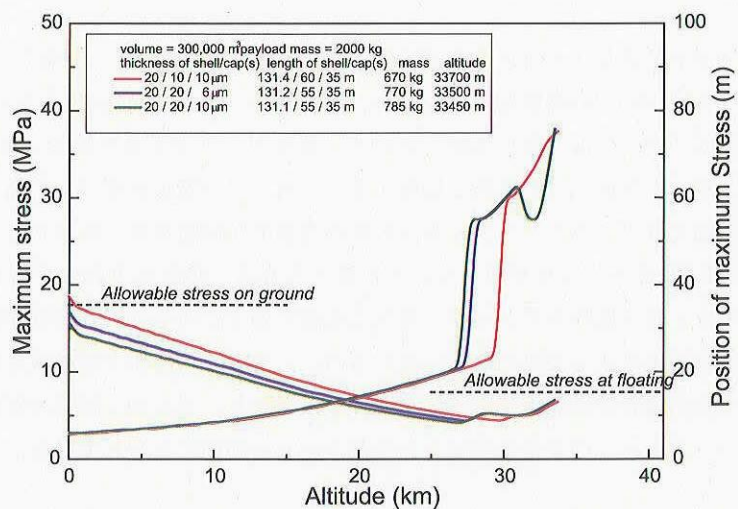


図8 最大可能応力および最大応力位置の高度による変化, B300型気球, 吊り下げ重量2000kg

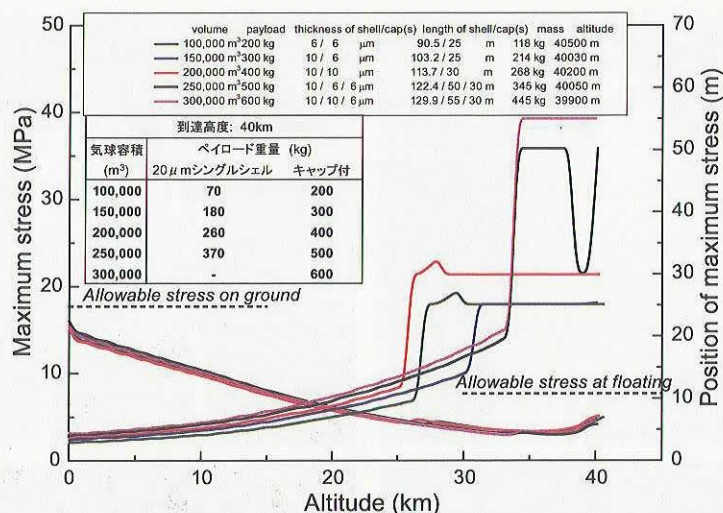


図9 最大可能応力および最大応力位置の高度による変化と吊り下げ可能ペイロード重量、到達高度40km

表5 新規設計の気球の仕様と安全倍率

気球容積 m³	ゴア数	フィルム厚み μm	フィルム長さ m	気球直径 m	気球質量 kg	吊下質量 kg	自由浮力 %	浮遊高度 km	フィルム応力地上 MPa	フィルム応力上空 MPa	フィルム安全倍率地上	フィルム安全倍率上空	ロードテープ数	ロードテープ強度 N	ロードテープ安全倍率地上	ロードテープ安全倍率上空
200,000	87	20/10	112.7/30	78.9	434.4	721.0	8.2	37.0	14.4	4.9	2.7	11.0	87	1110	5.9	6.0
500,000	119	20/20/10	152.2/60/35	107.8	1095.0	1500.0*	8.5	37.1	15.0	5.1	2.6	10.6	119	2230	6.9	7.5
300,000	98	20/10/10	130.6/60/35	89.2	655.0	1500.0	8.5	34.7	15.6	6.1	2.5	8.9	98	2230	6.3	6.4
300,000	98	20/20/10	130.6/55/35	89.2	815.0	2000.0*	8.5	33.4	15.7	6.8	2.5	7.9	98	2230	5.5	5.5
100,000	73	6/6	90.5/25	63.6	118.0	200.0	10.0	40.5	15.4	5.0	2.5	10.8	37	890	7.3	7.5
150,000	79	10/6	103.2/25	71.3	214.0	300.0	10.0	40.0	15.7	4.8	2.5	11.3	53	890	7.7	7.9
200,000	87	10/10	112.7/30	78.9	282.2	350.0	9.4	40.0	14.5	4.9	2.7	11.0	87	890	8.5	9.1
250,000	94	10/6/6	122.4/50/30	84.8	345.0	500.0	10.0	40.0	15.9	4.2	2.5	12.9	94	890	6.7	7.3
300,000	100	10/10/6	129.7/55/30	90.3	445.0	600.0	10.0	39.9	15.4	4.6	2.5	11.7	100	890	6.0	6.3
60,000	64	2.8	73.75	54.2	25.0	5.4	18.0	55.0	15.3	1.3	2.5	41.5				
300,000	110	2.8/2.8	125.5/5	94.5	75.9	4.5	14.0	60.0	13.4	1.8	2.9	30.0				

*最大吊り下げ重量

4. 多層膜構造の気球の設計と検証試験

4.1. キャップ付き気球の設計

図6は、B300型気球（容積300,000m³）に対して、標準吊り下げ重量1500kg、最大吊り下げ重量1744kgとして設計した例である。この図では単一のシェルで構成された気球の応力と比較してある。気球フィルム厚20μmに、長さ60mおよび35mの10μm厚のキャップを2枚重ねることにより、応力が緩和され許容応力範囲に入ることがわかる。図7は、最大吊り下げ重量を2000kgに増加させた場合で、1番目のキャップの厚さを20μmに変更している。図8には、吊り下げ重量が2000kgの場合にキャップの厚みを変化させるときの最大応力の高度変化の違いを示している。キャップの違いによる到達高度の変化はわずかであるため、ペイロード重量が増加することを考慮して余裕をもたせた設計にしておくことができる。

図9は、高度40kmに到達することが可能なキャップ付気球の設計結果を示している。厚さ10μmのフィルムをメインシェルに使用してキャップ化することにより、20μm厚のシングルシェルの気球と比較すると、同一容積の気球に対して100kg以上の搭載量の増加が得られることがわかる。これは、同一重量のペイロードを一回り小さな容積の気球で上げられることを示しており、気球の打ち上げ費用も軽減されることになる。ここに示した気球は、高々度に大重量の実験機を打ち上げる必要のある微小重力環境実験 [12] に使用される予定である。

以上で新しく設計された気球の諸元を表5に示す。いずれの場合にも表1に示した基準をほぼ満たしている。

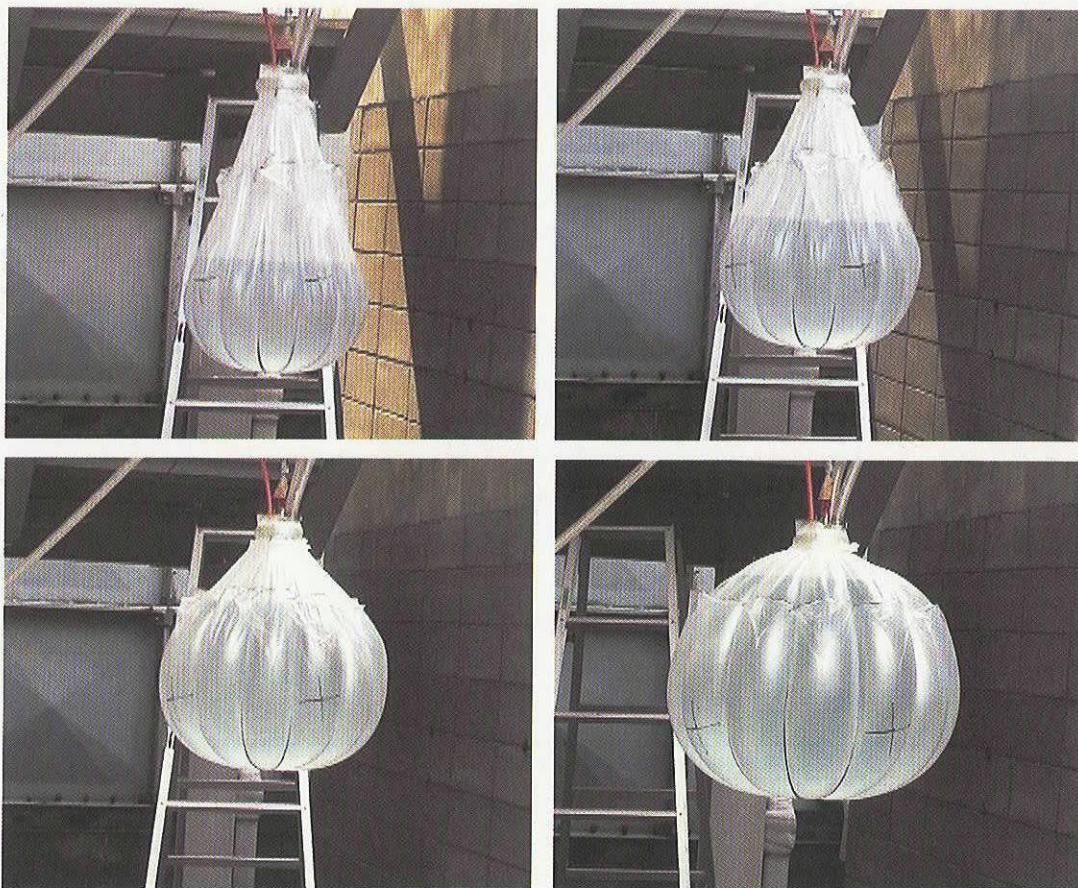


図10 水モデル試験，長さ0.75m，ゴア数12

また，高度60kmを目指すような大容積の薄膜型気球についても，フィルムが厚さ $2.8\mu\text{m}$ と非常に薄いため，地上における気球頭部への負荷を緩和するためのキャップ化が必要となることがわかった．総浮力が小さいためキャップの大きさは小さくてすむが，総重量が小さいため到達高度に直接影響すると考えられる．

4.2. 検証試験

前節で設計された標準吊り下げ重量1500kgのB300型気球（フィルム厚さ $20/10/10\mu\text{m}$ ）に対する検証実験を行った．この気球の実機の仕様は，表5に示すように，全長130.6m，重量655kgである．

ヘリウムガスのかわりに，図10に示すように逆さまにした気球に水を徐々に加えて頭部の破断強度を求めた（水モデル試験 [13]）．相似則により実験モデルは大きさが実機の約 $1/31$ となる [13]．ここでは，気球頭部を模擬するために，有効長さ0.75m，ゴア数12の気球を作った． $20\mu\text{m}$ 厚のフィルムのみで作られた気球とこれに $10\mu\text{m}$ 厚のキャップを2枚追加した実機と同じ構成の気球の2種類を作成し，比較を行った．破断時までに注入した水の重量は，シングルシェルの場合が実機換算で2300kgであるのに対して，ダブルキャップにすると3100kg以上となった．すなわち，標準吊り下げ重量の1.5倍の吊り下げ重量に耐えられることがわかった．ただし，本実験では，最後の方でロードテープの1本が切れたこと，そして気球の長さが短かったため，破断直前の状態（図10の右下の写真）では気球の形状が変わったため，予定より小さい負荷で破断するに至った．気球の長さを1m程度にすれば，もっと高い本来の強度を示すと思われる．

次に，実機と同一仕様の気球を頭部から50mまで製作し，設計上の最大吊り下げ重量1744kgの時に充填するヘリウムガス（総浮力2600kgに相当）を注入し，跳ね上げローラーを開放して気球を大型放球装置上に一気に立て上げる試験を行った．図11にその様子を示す．立て上げ過程，立て上げ後の様子にも問題なく，設計強度が

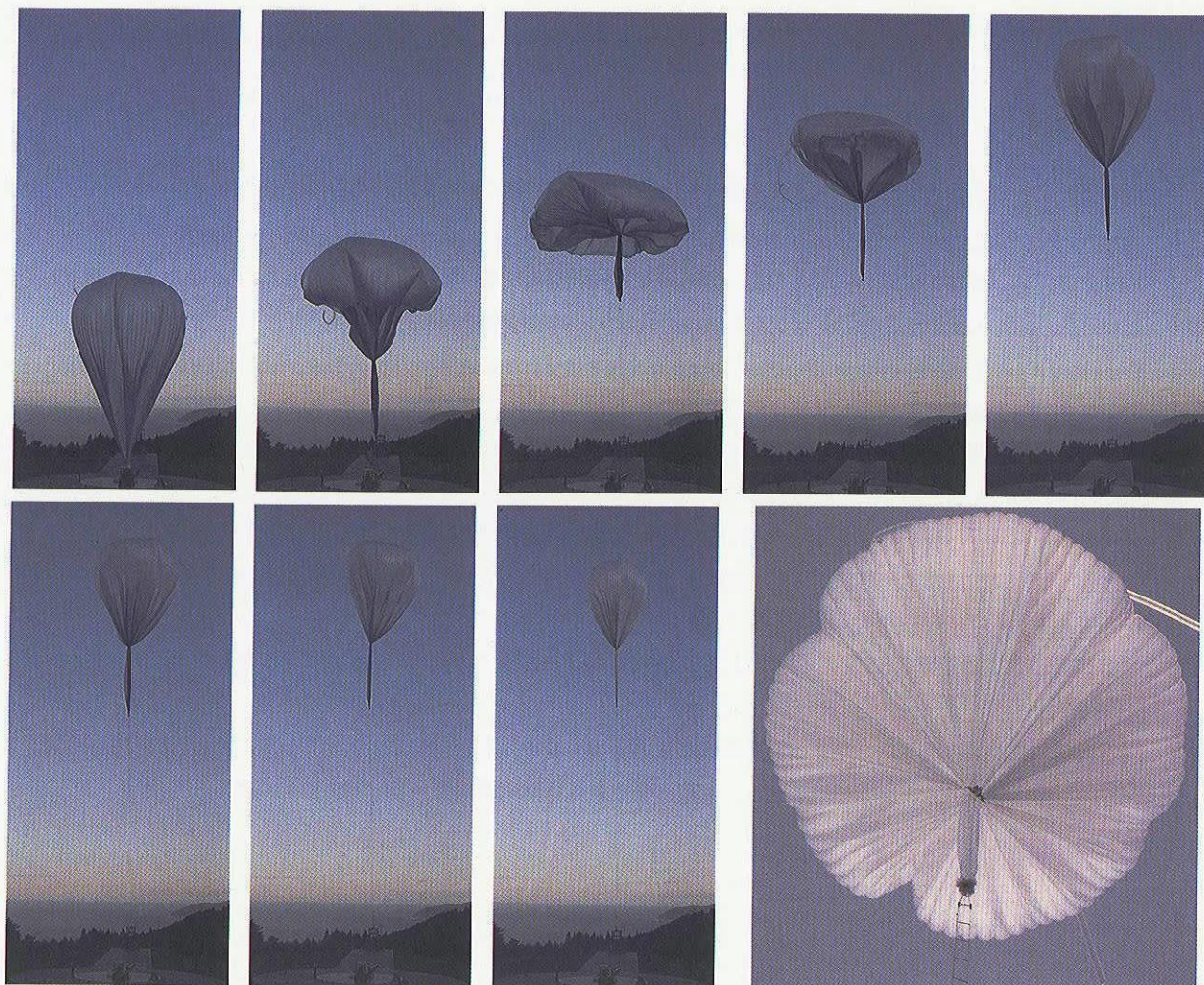


図 11 B300型気球（フィルム厚20/10/10 μ m）の立て上げ試験，総浮力2600kg

妥当なことが確認された。この実験結果を受けて、実際に海外共同気球実験において使用される予定である、最大吊り下げ重量2000kgのB300型気球、最大吊り下げ重量1500kgのB500型気球の設計を行った。結果は表5に示されている。いずれの気球も、20 μ mのシェルに20 μ mおよび10 μ mのキャップを付加したものになった。

5. おわりに

ペイロードの大重量化等により、気球フィルムの多層化を含めた設計の最適化が必要となってきた。設計強度の評価方法、フィルムとロードテープに対する安全倍率の取り方などに統一的な基準を設けた。この基準によって設計された標準吊り下げ重量1500kgのB300型気球に対して、2種類の検証実験を行い、設計方法の妥当性を確認した。さらに、10 μ m厚のフィルムをシェルに使用した大重量高々度気球の設計を行った。今後、必要十分な強度を有する気球の設計と製作および運用の効率化が可能になると思われる。今後の課題としては、地上条件におけるフィルム応力の最大値および安全倍率の取り方の確立が上げられる。そのためには、非軸対称かつ非定常仮定を考慮した応力解析と最大応力の評価方法について研究を行う必要がある。なお、今後も飛翔データの蓄積を行い、詳細な解析と設計基準の再評価を進めていく予定である。

なお、本研究の一部は、文部科学省の科学研究費補助金（学術創成研究「高高度気球を用いた微小重力実験装

置の開発」16GS0220)を受けて行ったものである。

参 考 文 献

- [1] 秋山弘光, 他: 立て上げ放球法, 宇宙科学研究所報告 特集, Vol.4, 3-16, 1982.
- [2] Akiyama H., et al.: A new static-launch method for plastic balloons, Adv. Space Res., Vol. 3, 97-100, 1983.
- [3] 井筒直樹, 他: B500型気球の放球と飛翔, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告, JAXA-RR-04-015, 1-11, 2005.
- [4] 並木道義, 他: 大型放球装置を使用した大気球の放球, 宇宙科学研究所報告 特集, Vol.41, 25-34, 2001.
- [5] Yamagami T., et al.: Semi-dynamic launching method for scientific balloons, Adv. Space Res., Vol. 30, 1145-1148, 2002.
- [6] 斎藤芳隆, 他: 超薄膜型高高度気球の開発 (BT'30-1), 宇宙科学研究所報告 特集, Vol.44, 16-25, 2002.
- [7] 斎藤芳隆, 他: 超薄型高高度気球による世界最高気球高度記録の達成 (BU60-1), 宇宙科学研究所報告 特集, Vol.45, 1-10, 2003.
- [8] 小賀坂康志, 他: 気球搭載硬 X 線撮像観測 NUSMIT の提案, 平成16年度大気球シンポジウム, 94-97, 2004.
- [9] 芝井広, 他: 気球搭載遠赤外線干渉計 (FITE) 計画, 平成16年度大気球シンポジウム, 78-81, 2004.
- [10] D. L. Keese: Zero-Pressure Balloon Design, AIAA J., 17, 12-16, 1979.
- [11] 井筒直樹, 他: 格子解析気象データによる気球飛翔シミュレーション, 平成10年度大気球シンポジウム, 80-83, 1998.
- [12] 橋本樹明, 他: 高々度気球を用いた長時間微小重力環境の実現, 平成16年度大気球シンポジウム, 21-24, 2004.
- [13] 西村純, 他: 気球の水モデル破壊テスト, 東京大学宇宙航空研究所報告, 3, 379-384, 1967.

大気球を利用した柔構造機体の飛翔性能試験 2

山田和彦¹, 秋田大輔¹, 佐藤英司¹, 鈴木宏二郎¹, 堤裕樹²,
若月一彦², 桜井晃³, 鳴海智博³, 安部隆士⁴, 松坂幸彦⁴

2nd Flight Experiment of the Capsule with the Membrane Aeroshell using a Large Scientific Balloon

By

Kazuhiko Yamada¹, Daisuke Akita¹, Eiji Sato¹, Kojiro Suzuki¹, Yuuki Tsutsumi²,
Kazuhiko Wakatsuki², Akira Sakurai³, Tomohiro Narumi³, Takashi Abe⁴, Yukihiro Matsuzaka⁴

Abstract : The flexible aeroshell have been proposed as one of the new concept of the atmospheric-entry system. The vehicle with flexible aeroshell can reduce the aerodynamic heating due to the low-mass and large area because it can decelerate at a high attitude where the atmospheric density is very low. It leads to improve the relativity and safety of atmospheric-entry systems. As a first step for a practical use of this concept, the drop flight of the capsule with the membrane flexible aeroshell was planned and conducted using a large scientific balloon by the collaboration team of University of Tokyo, Kyushu University and ISAS/JAXA at 28th August in 2004. In this flight test, the flight model was separated at an altitude of 39km and conducted a free flight. The flight data show that the flight model was stable in both transonic and subsonic flow regimes and its flight path and aerodynamic characteristics were good agreement with the results of the trajectory analysis and the wind tunnel tests. This fact indicates that the flare-type flexible aeroshell has good deceleration performance.

概 要

新しい大気突入システムとして、柔構造エアロシェルを利用した方法が提案されている。これは、軽量大面積のエアロシェルを大気突入体にとりつけることにより、空力加熱を大幅にさげ、システムの安全性、信頼性を改善しようというものである。その実用化にむけて、東京大学、九州大学、JAXA の共同チームが中心となって、実スケールの機体による飛行試験を計画した。そして、2004年8月28日に大気球を利用して第二次柔構造体飛翔性能試験を行い、高度39kmからのフレア型柔構造エアロシェルの自由飛行に成功した。本フライト試験において、柔構造エアロシェルを有する機体は遷音速から低速領域において常に安定に飛行し、フライト軌道や空力特性は事前に行った軌道予測や風洞試験結果とよく一致していることが確認された。このことから、フレア型の柔構造エアロシェルは実飛行環境下において、予測どおりの減

¹ 東京大学

² 東海大学

³ 九州大学

⁴ 宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部

速性能を発揮することが実証された。

重要語 フライト試験, 柔構造飛行体, 大気突入カプセル

1. はじめに

軌道からの帰還や他の惑星へ突入するミッションにおいて、その飛行体は大気によって減速する際に発生する大きな空力加熱から内部機器を守る必要がある。これまでに行われた大気突入ミッションに使われた飛行体はC/C材料などのような高耐熱性材料やアブレータにより、その空力加熱に耐える方法が採用されている。しかし、そのような高温に機体がさらされている状況は、決して安全な状態とは言えない。そこで、この空力加熱を避けるという発想のもと新しい大気突入システムとして提案されたのが、柔構造エアロシェルである。柔構造エアロシェルを有する機体は、その軽量、大面積の特性を利用して大気密度の薄い高高度での減速が可能になるため、減速中の空力加熱を大幅に低減できる。また、大面積のエアロシェルを有しているため、緩降下、軟着陸のためのデバイスが必要なくなる可能性もある。よって、危険な高温環境を避けることができ、さらにはシステムが単純化されるため信頼性、安全性の向上が期待される。そのようなメリットがある柔構造エアロシェルであるが、現在のところ数例のフライトテストを除いて実際のミッションに利用された例はない [1], [2], [3]。

我々のグループでは、図1に示すような、カプセル本体と薄膜のエアロシェル、そして、エアロシェルに働く空気を圧縮力として支える外枠で構成されるフレア型の膜面エアロシェルに注目し、風洞実験 [4], [5] や数値解析 [4] などを利用して基礎研究を進めてきた。その基礎研究の結果に基づいて、我々のグループは、実用化に向けて第一歩として気球を用いたフライト試験を計画した。

フライト試験の主な目的は以下とおりである。

- 1) 展開型の柔構造エアロシェルの設計、製造技術を取得し、その展開実証を地上試験にて行うこと。
- 2) フレア型柔構造エアロシェルの実飛行環境下にてその減速性能、耐久性、安定性を実証すること。
- 3) 遷音速～低速領域における柔構造エアロシェルの空力特性を取得すること。

そして、2003年9月1日に第一次気球実験 [6] [7] を、2004年8月28日に第二次気球実験を行い、第二次実験において、フレア型の柔構造機体の自由飛行実証試験に成功した。本試験において、高度39kmから自由飛行

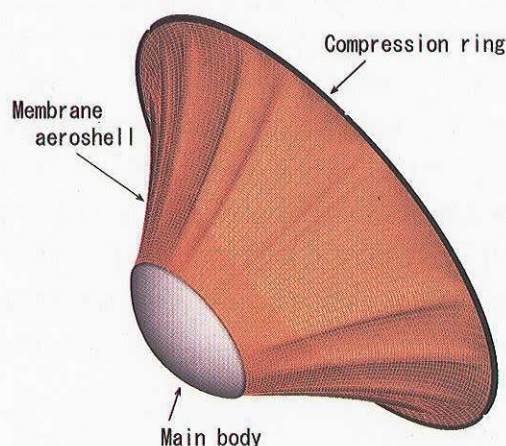


図1 フレア型の柔構造エアロシェルを有するカプセル型飛行体の概念図

中、遷音速～低速領域で機体が安定に飛行し、搭載機器、柔構造エアロシェルともに正常に機能し予測どおりの減速性能を発揮することが実証された。本稿では、第二次気球実験について報告を行う。

2. プロジェクト概要

2.1 プロジェクトスケジュール

柔構造エアロシェルの実用化を目指した実スケールサイズの飛行実証試験プロジェクト（Membrane Aeroshell Concept demonstration at Flight Test -MACFT-）は2002年の12月から本格的に開始された。試験計画の立案、プロトタイプ試作、風洞試験 [8] などを行い、7月から第一次フライト試験用の機体の組み立て、試験が行われた。そして、2003年9月に第一次フライト試験が行われた。第一次実験において、カプセルに搭載された測定機器の実フライト環境下での正常動作が実証されたが、ゴンドラとの切り離し機構のトラブルによって機体単独での飛行は実現しなかった [6], [7]。

そして、第一次フライト試験の結果にもとづいて、機体に改良を加え、第二次フライト試験用の機体に反映させた。2004年6月から第二次フライト試験機体の作成を開始した。事前にエアロシェルの展開実証試験などを行い、2004年8月28日にB100-10気球にてフライト試験が行われた。

表1にこれまでのプロジェクトスケジュールをまとめる。

表1 プロジェクトスケジュール

2002/12	プロジェクト開始
2003/01～	計画立案、プロトタイプモデル試作
2003/06	低速風洞試験
2003/07	遷音速風洞試験
2003/07～	第一次フライト試験機体製作
2003/09/01	第一次フライト試験
2003/09～	第一次フライト試験のデータ解析
2004/05	切り離し試験
2004/06	第二次フライト試験機体製作
2004/08	展開実証試験
2004/08/28	第二次フライト試験
2004/09～	第二次フライト試験のデータ解析

2.2 フライト機体

2.2.1 機体外形

フライト機体の概略図を図2に、ゴンドラに取り付けられた様子を図3に示す。機体は、鈍頭のカプセル、膜面エアロシェルと展開機構を有する外枠で構成されている。カプセルは、直径60cmの鉄製で内部に測定機器、通信機器、電源などすべての機器を搭載している。膜面エアロシェルは、最大直径150mmの12角錐台形状であり、高強度、高耐熱性を有するZYLON織物 [9] で作成した。膜面の厚さは0.25mmである。また、膜面には、形状の変化を強調するために格子模様が描かれている。外枠は、太さ25mm、厚さ1.5mmの中空アルミパイプ12本で構成された正12角形状である。各アルミパイプの中央には、カーペンターテープヒンジ [10] を応用した展開機構があり、収納展開が可能であるが、一旦展開するとラッチがかかり曲げ強度が大きくなり、1200Nの圧縮荷重に耐える構造となっている。

搭載機器を含んだカプセル部の重量は102kg、膜面エアロシェルは0.6kg、外枠重量は2.6kgで機体の総重量は106kgである。また、抵抗係数を1.0と仮定したときの弾道係数は約67kg/m²である。機体の諸元を表2にまとめ

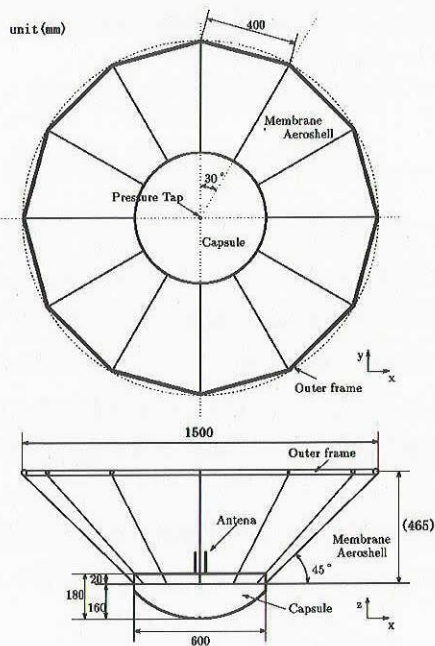


図2 機体概要図

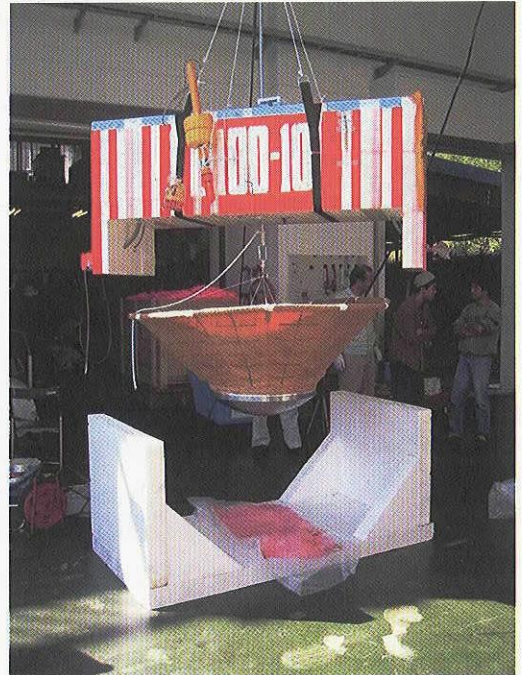


図3 ゴンドラに搭載された機体

表2 機体諸元

カプセル直径	600mm
カプセル重量	102kg
カプセルの材質	主に鉄
膜面エアロシェル最大直径	1500mm
膜面エアロシェル重量	0.6kg
膜面エアロシェルの材質	ZYLON®
外枠の重量	2.6kg
外枠の材料	アルミニウム
外枠のパイプの直径	25mm
外枠のパイプの肉厚	1.5mm
外枠のパイプの一辺の長さ	400mm
機体最大直径	1500mm
機体総重量	106kg
機体の弾道係数 (抵抗係数1.0)	67kg/m ²

る。

2.2.2 搭載機器

本フライト試験における測定項目は、1) 膜面画像系、2) 位置姿勢系、3) 飛行条件取得系、4) ヘルスメニタリング系の4つにわけることができる。

1) 膜面画像系

カプセル背面にとりつけた CCD カメラに魚眼レンズを装着することで膜面エアロシェルの全周囲360度の画像を取得する。これによって飛行中の膜面の振動や変形の様子を観察する。画像内に写った太陽の位置を解析することで機体の運動や姿勢の推定にも使用した。また、ゴンドラ側にも CCD カメラを搭載しており、切り離し

の様子を観察した。

2) 位置姿勢系

GPS と 3 軸加速度計, 3 軸角速度計, 3 軸地磁気計から構成される。これらから, フライト機体の位置や姿勢を測定し, 運動の様子, 落下軌道, フライト機体に働く力などを推定する。また, 気球自体の位置は測距によって測定されており, その運動から当日の風の状態を決定する。

3) 飛行条件取得系

フライト機体の淀み点と背面の絶対圧力, 背面と前面の差圧, さらに外気の温度を取得することによってフライト機体の飛行環境など空力的な情報を得る。

4) ヘルスモニタリング系

内部機器の温度センサと膜面にとりつけたピエゾフィルムから構成されており, フライト機体に異常があった場合にその状況をリアルタイムで知ることができる。ピエゾフィルムは膜面の変形にともない出力が変化するので, 振動センサとして利用している。

表3に測定機器, 測定項目と測定する物理量の関係をまとめる。

これらの測定機器, データ通信のための通信機器と電源はすべてカプセルの中に搭載される。図4, 図5にカプセル内部の写真を示す。カプセルの底に電池が配置され(図4), カプセル背面の蓋の裏側にほとんどの機器が搭載されている(図5)。

表3 測定機器と測定物理量の関係

	搭載機器	測定項目	
膜面画像取得系	CCDカメラ 魚眼レンズ	360度膜面画像	機体の姿勢と運動
機体姿勢運動系	3軸加速度計 3軸角速度計 3軸地磁気計	機体に働く力 機体の回転運動 機体の姿勢	
位置測定系	GPS 測距	機体の水平位置 風向、風速	
飛行条件取得系	絶対圧力計1 絶対圧力計2 微差圧計 熱電対1	淀み点圧力 カプセル背後の圧力 淀み点と背圧の差圧 外気温度	機体の鉛直方向の運動 ～機体の空力特性
ヘルスモニタリング系	ピエゾフィルム 熱電対2	膜面の振動 内部機器温度	膜面の変形の様子

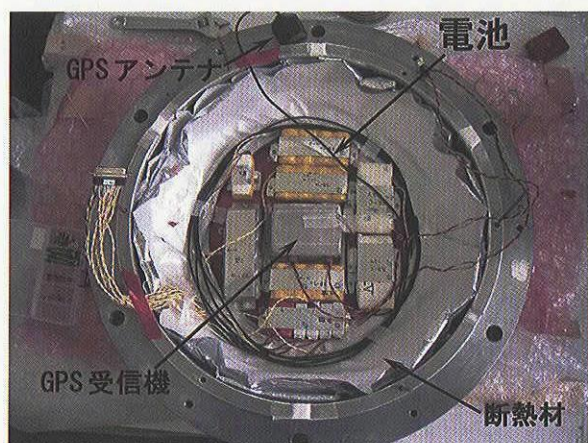


図4 カプセル内部の様子

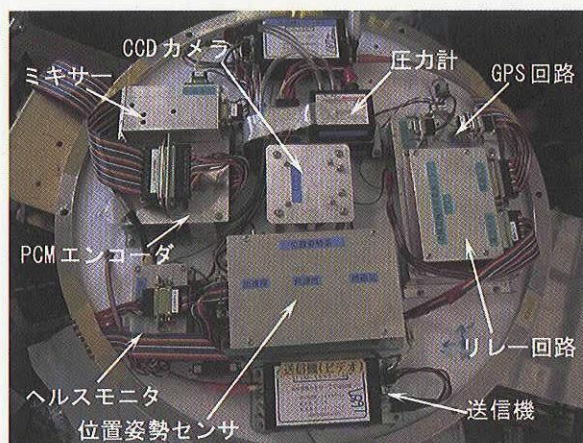


図5 カプセル背面の蓋の裏側に設置された機器類

3. フライト機体の開発

3.1 機体切り離し試験

3.1.1 プロトモデル試験

第一次フライト試験後のデータ解析によって、ゴンドラと機体の切り離しの際にエアロシェルがカプセルを追い抜き、機体に衝撃荷重がかかり機器にダメージを与えた可能性があることが示された [7]。それは、第一次試験ではエアロシェルの外枠をロープでゴンドラから吊っており、カプセルの自重によって、外枠に弾性エネルギーがたまり、切り離した際にそれが開放されるためにカプセルに上向きの力がかったことが原因であると考えられている。そこで、カプセルを直接吊る方法と外枠を吊る方法の2つの方法で切り離し直後の挙動を観察した。図6に外枠を吊り下げた状態で切り離したときの様子、図7にカプセル部を吊り下げた状態で切り離したときの様子を示す。頭部にはカプセルの代わりに錘が搭載されている。図6、7は共に切り離しから約0.3秒後の状態である。図6では外枠がカプセル部を追い抜かしてしまっている。一方、図7では、エアロシェルが一定程度形状を保ったまま落下している。この結果より、カプセル部を直接ロープで吊ったほうが、安全に切り離せると考え、フライト本番では、カプセルをゴンドラから直接吊る方法を採用することとした。

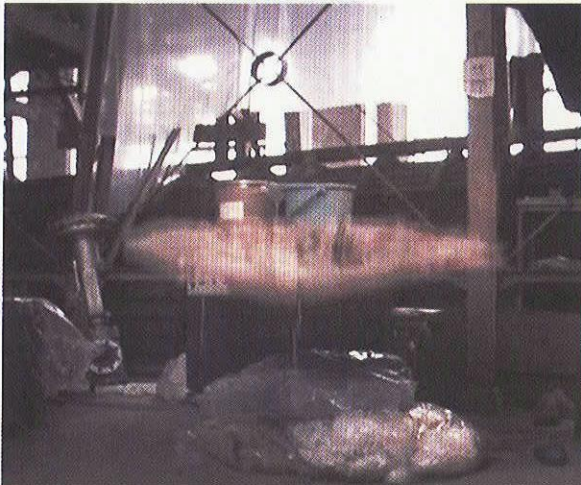


図6 外枠を吊り下げて切り離した場合

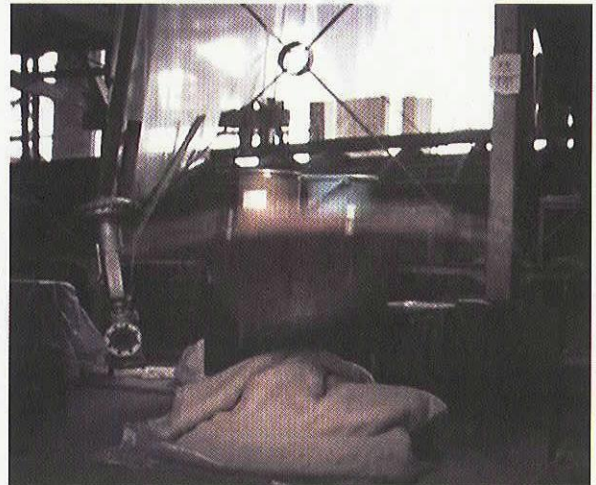


図7 カプセル部を吊り下げて切り離した場合

3.1.2 フライトモデル試験

切り離し方法の妥当性の最終確認として、フライト機体を用いて切り離しの実証試験を行った。試験方法は、図8に示すように、フライト用のエアロシェルにカプセルの代わりにダミーの錘を搭載し、吊紐にフライトで使用するのと同じカッターを取り付けて、カプセル本体を直接ロープで吊り、高さ2m程度までクレーンで吊り上げる。エアロシェルは下に垂れ下がらないように、軽くロープ吊って支持されている。

カッターを点火し、機体を落下させると、図9に示すように、エアロシェルはその形状をたもったまま、まっすぐに落下した。これによって、ゴンドラへの搭載方法や切り離し方法の妥当性が確認された。

3.2 熱真空試験

カプセルにすべての機器を搭載した上で、外部電源ですべての機器に電力を供給し、フライトと同様の環境にカプセルを置いて機器の動作チェックを行った。実験は宇宙科学研究本部のD棟三階の大型恒温恒圧槽で行った。その様子を図10に示す。

試験開始後、恒温恒圧槽内を低温にしたところ、早い段階でカプセル内部温度が0度を下回る結果となったため、一旦試験を中止し、カプセル内部に断熱材（図4参照）を貼って再び実験を行った。図11に2度目の実験結

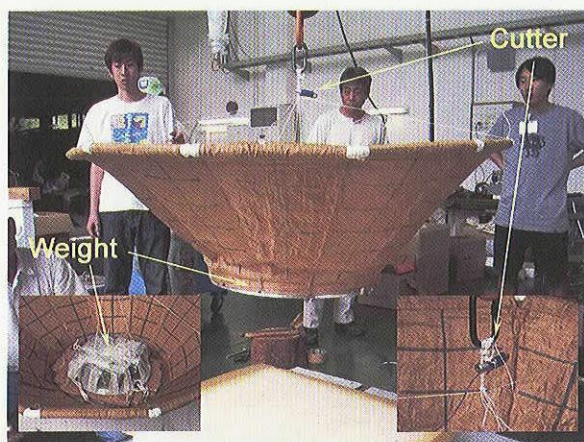


図8 フライトモデル切り離し試験の準備



図9 フライトモデル切り離し試験で落下中の機体

果を示す。この結果より、カプセル内部の温度が -7°C で安定したことがわかる。また、実験中、搭載機器の動作には異常がなかった。しかし、搭載機器の中には動作補償温度が 0°C 以上のものがあり、また実際の飛行では外気が -60°C の領域を長時間飛翔することを考慮して、フライト試験では断熱材の量をさらに増やすこととした。

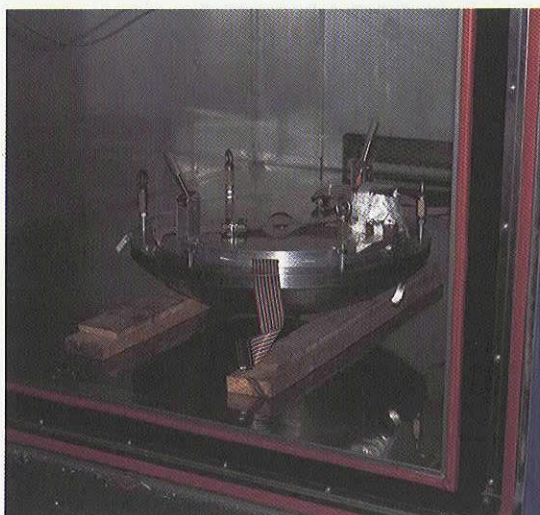


図10 熱真空試験の様子

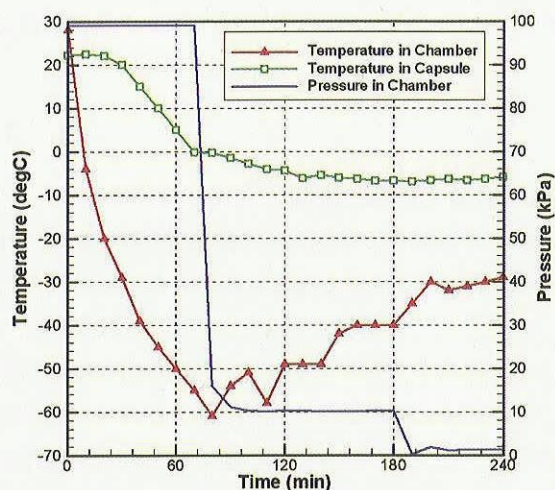


図11 熱真空試験結果（温度履歴）

3.3 展開実証試験

フライト試験に先立って、柔構造エアロシエルの展開実証試験を行った。実験の様子を図12に示す。展開実証試験は、図12の右下にあるように、膜面エアロシエルのカプセルとの接合部を上から吊り、図12の左上にあるようにエアロシエルを収納して手で保持する。エアロシエルは収納状態では直径60cm以下となり、カプセル背面に収まる。

実証試験は、エアロシエルを保持していた手を放すことで開始する。第一段階は、外側の3つの関節が展開し、四角錐形状となり、第2段階は他の関節が一気に展開する。展開に要する時間は第一段階、第二段階ともに、1秒以下である。なお、展開後に、曲げ剛性を増すためのラッチ機構もすべて自動的に働いたことを確認した。このことより、本展開機構が要求される収納展開能力を持つことが実証された。しかし、本展開機構は、展開過程が若干複雑であり、展開過程が対称に進まないとヒンジの破損につながる可能性がある。よって、展開の信頼性をあげるため、今後も引き続き展開機構の改良は必要だといえる。今回のフライト試験では、展開し、ラッ

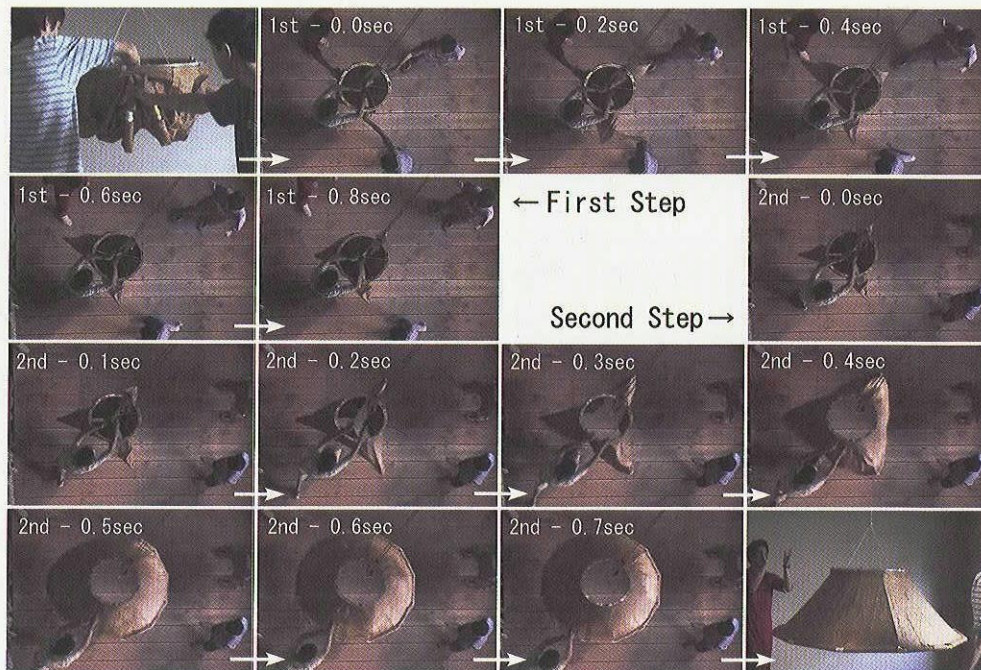


図 12 柔構造エアロシェル展開実証試験

チが機能したことを確認した状態でゴンドラに搭載した。

4. フライト試験

4.1 B100-10号機の飛翔

2005年8月28日、三陸大気球観測所にて、B100-10気球によって第二次柔構造体の飛翔性能試験が行われた。B100-10気球はフライト機体を搭載し午前6時30分に放球された。その後、気球は順調に上昇し、高度15kmになったところで排気弁を開き、水平浮遊にはいり、ジェット気球によって東方沖に進んだ。沖に200km出たところでバラストを捨て再上昇し、10時30分に最高高度39kmに到達した。その後で、ゴンドラから機体を切り離し、10時40分に飛翔試験を開始した。フライト機体は自由落下による飛行試験を行い、約470秒のフライトの後着水した。フライト試験後、気球は西へ流れ、陸地に近づき、ゴンドラと気球を切り離すと同時に気球を破壊し、気球、ゴンドラ共に海上にて回収された。図13に、GPSと測距から得た気球とフライト機体の飛翔航跡を示す。

4.2 フライトの結果

4.2.1 CCDカメラの画像と膜面の挙動

図14にゴンドラに下向きに取り付けられたCCDカメラによって撮影された切り離し直後のフライト機体を示す。フライト機体が、エアロシェルの形状を保って、まっすぐ落下していく様子が捉えられていた。図15は切り離し直後に、カプセル背面にとりつけられたCCDカメラによって撮影された映像である。魚眼レンズによって、360度全周囲の膜面エアロシェルが画像の縁に映っている。また、画像中央には気球本体と太陽が写っている。この映像はフライト中、常にテレメによって地上局に送られ、リアルタイムで機体の状態を確認できた。その様子から、柔構造エアロシェルを含めた機体は、飛行中、エアロシェルに振動は発生しているものの常に安定しており、大きな問題は発生していないことが確認された。なお、この映像から膜面に発生している振動の振幅は数cm程度と推定される。

映像で確認された膜面の振動の周波数は、切り離し直後は4Hz、そして、切り離し後250秒あたりから10Hzへと変化している。図16に、膜面の振動を検出するためにエアロシェルに取り付けたピエゾフィルムの出力を示

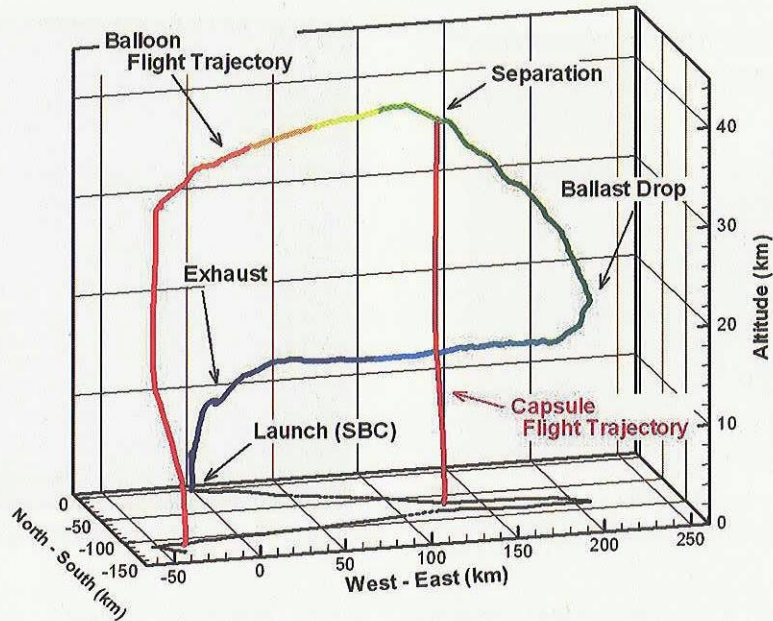


図 13 気球とフライト機体の飛翔航跡

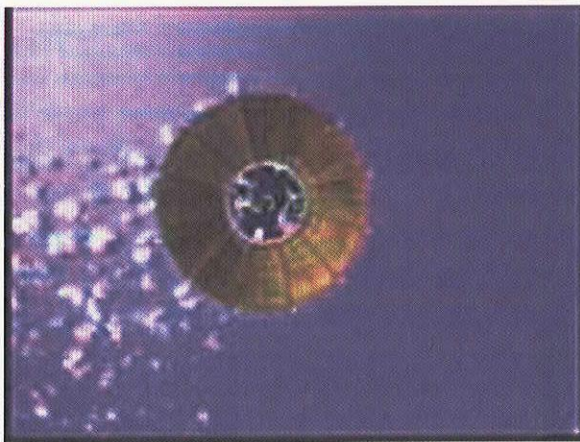


図 14 ゴンドラから撮影した切り離し直後の機体の様子



図 15 カプセル背面に取り付けられた CCD カメラによって撮影された機体切り離し直後の画像

す。切り離し40秒後から膜面の振動が顕著になり、一旦、150秒後あたりで振動が小さくなるが、その後は再び振動が大きくなったことがわかる。その振動の周波数特性の時間変動を調べるためにフライト時間を35区間に分割して、それぞれの区間においてFFT解析を行った。図17に結果を示す。横軸が時間で縦軸が周波数である。この結果より、フライト前半は4～5 Hz にスペクトルのピークが存在し、後半には10Hz にピークが存在することがわかる。CCD 画像の結果と一致した結果が得られた。

この振動が機体に与える影響について、加速度計、角速度計の出力をピエゾフィルムと同様の方法でFFT解析することによって調べる。3軸加速度、3軸角速度、それぞれについてFFT解析を行ったところ、4 Hz、10 Hz にピエゾフィルムの結果と同様のピークが確認された。ただし、機軸周りの角速度には、定常的な回転運動は発生しているために、その振動は確認されなかった。解析結果の一例として図18にx方向の加速度（機軸に垂直方向）のFFT解析結果と4 Hzの振動区間と、10Hzの振動が発生している区間に対応する130秒～132秒の間と350～352秒間の加速度履歴を示す。このように、膜面の振動に対応した振動が機体に伝わっていることが確認

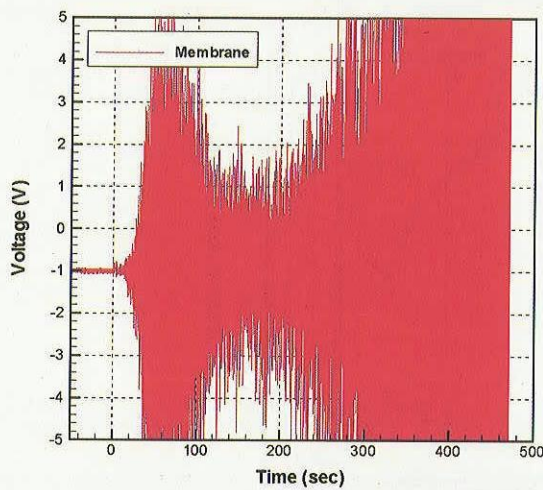


図 16 ピエゾフィルムの出力履歴

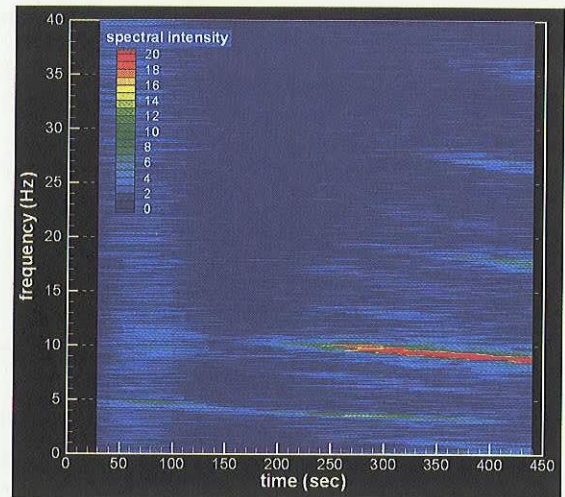


図 17 ピエゾフィルム出力の周波数特性の時間変動

されたが、その振幅は0.1-0.2G程度で機器に影響を与えるほどの振動ではなく、飛行には問題がなかったといえる。また、角速度に関してもその振幅は20deg/sec程度であった。

次に、CCDの画像から膜面の変形を推定する。魚眼レンズの写像方法を図19に示すとおりであるが、これより、CCD画像から得られる膜面の形状に関する情報は膜面上に描かれた格子点への仰角だけであり、画像からだけでは、膜面の変形を決定できないことがわかる。そこで、膜面の形状を一意に決定するために膜面は伸びない（格子点間の距離は変化しない）と仮定する。その仮定のもと図20の左に示した2つの画像の形状を決定する。左上図はフライト中の画像（切り離し60秒後）と左下図は無負荷状態で膜面が張っている状態の画像である。図20右に推定された膜面の変形形状を示す。これより、飛行中、膜面はカプセルとの付け根付近では流れに沿うように、外枠付近では流れに垂直になるように凹面に変形していることが確認された。この形状は事前の風

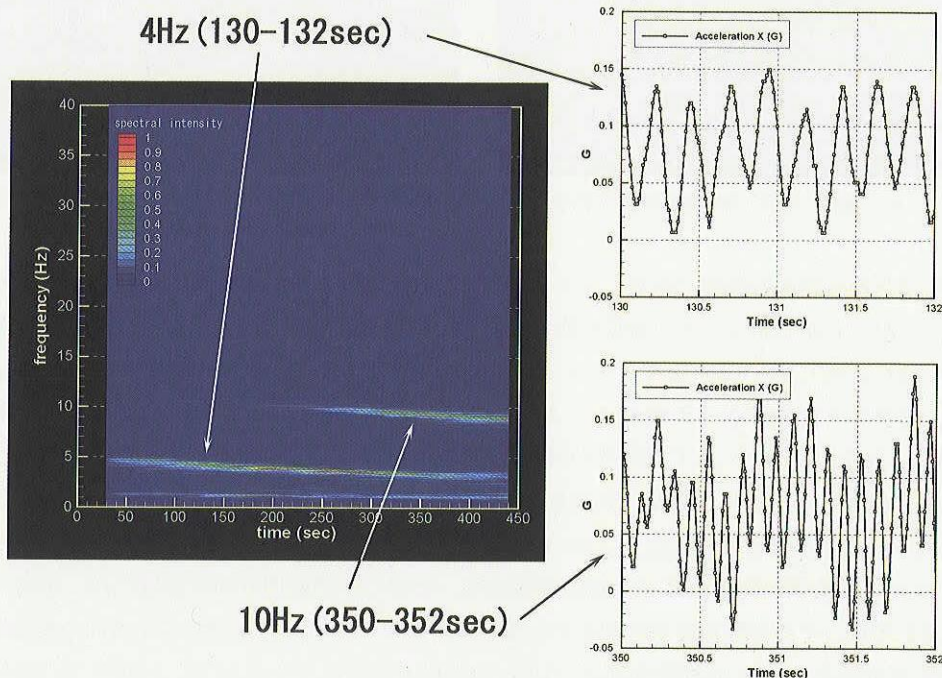


図 18 x方向加速度のFFT解析結果と代表的な区間の加速度履歴

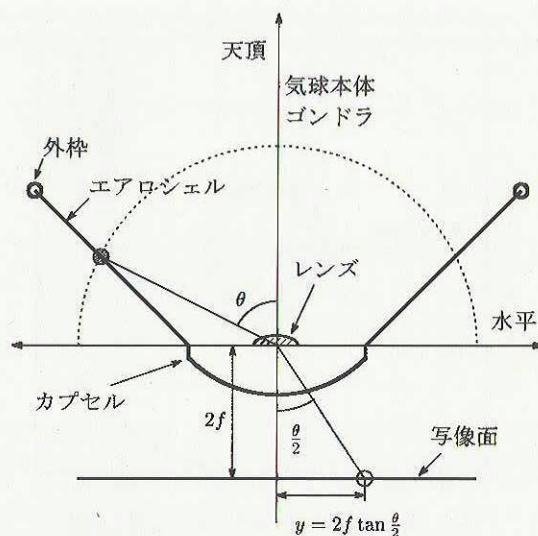


図 19 魚眼レンズの写像方法

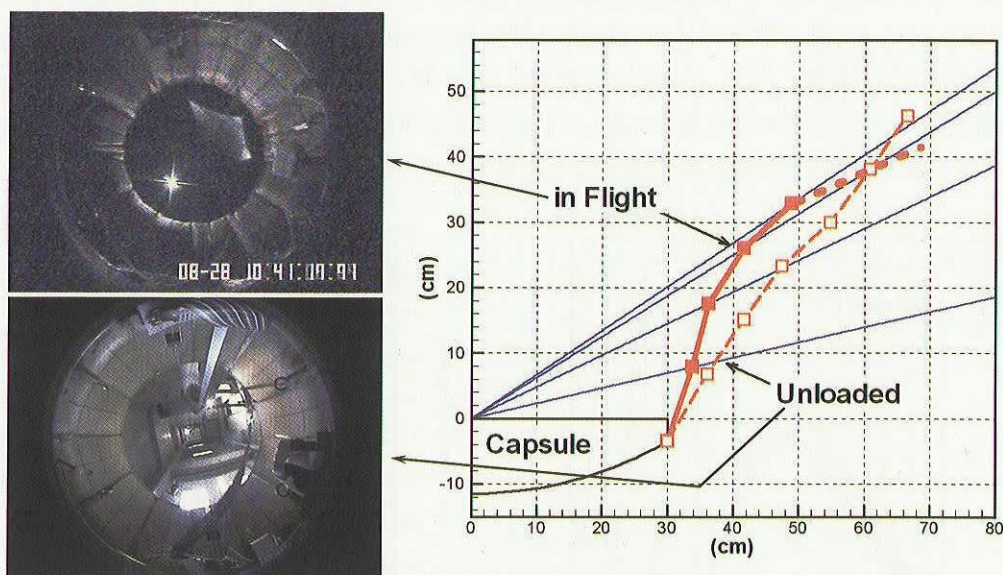


図 20 魚眼レンズの画像から推定した膜面の変形形状

洞試験 [7], [8] や数値解析 [4] によって予測されたものと定性に一致している。

4.2.2 カプセルの姿勢と回転運動

図15に示すように、カプセル背面カメラの画像中央には太陽が常に捕らえられていた。この太陽の位置を追跡することで、カプセルの姿勢や運動を推定することができる。図21に魚眼レンズ視野中の太陽の位置を1秒ごとにプロットした結果を示す。図中の半径1の円は魚眼レンズの視野を示す。

この結果より、太陽は魚眼レンズの視野内で半径0.3程度の同心円上を移動していることがわかる。これは、仰角にして55～65度の範囲である。フライト時の太陽高度が約60度であることを踏まえると、機体の傾きは常に5度以下であり、ほぼ鉛直下向きの姿勢を保ったまま落下したことがわかる。また、画像内の太陽位置が回転していることから、カプセルが機軸まわりに回転していることがわかる。

図22に、切り離し直後のカプセルの方角角の時間履歴を示す。カプセルの方角角は太陽の位置と機体に搭載した地磁気センサからの両方から推定できるが、その2つの結果はよく一致している。切り離し直後は角速度 5 deg

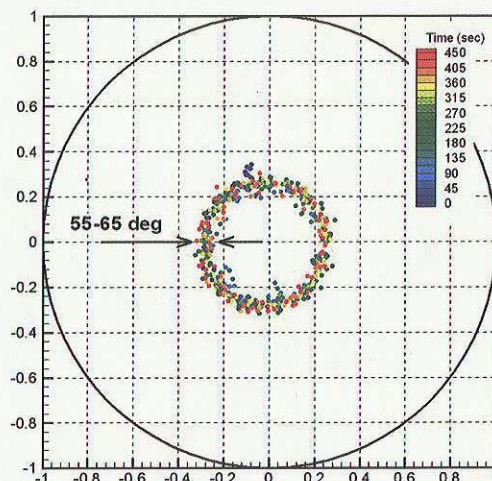


図 21 魚眼レンズ視野内の太陽の位置の軌跡

/sec 以下でゆっくり回転しており、50秒後に回転方向が逆になり、その後は急激に角速度が上昇している。

図23に切り離しから着水までのカプセルの機軸まわりの角速度履歴を示す。角速度は、角速度センサと太陽位置の移動速度の両方から推算したが、その2つの結果はよく一致している。この結果より、機体は切り離し直後はゆっくり回転していたが、その後急激に加速して150秒後には角速度にして70deg/sec に達している。その後は徐々に減速して、着水直前には40deg/sec 程度になったことがわかる。

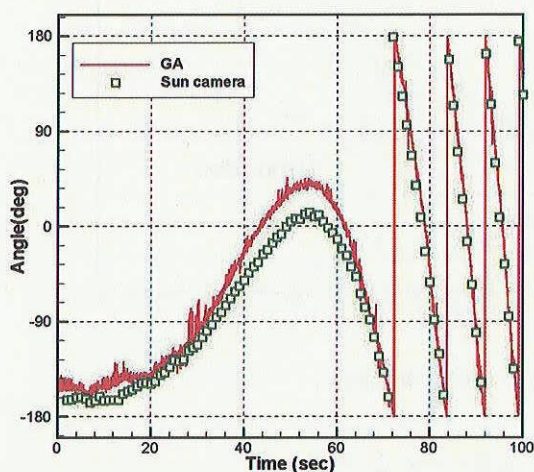


図 22 切り離し後のカプセルの方位角履歴（太陽位置と地磁気センサより）

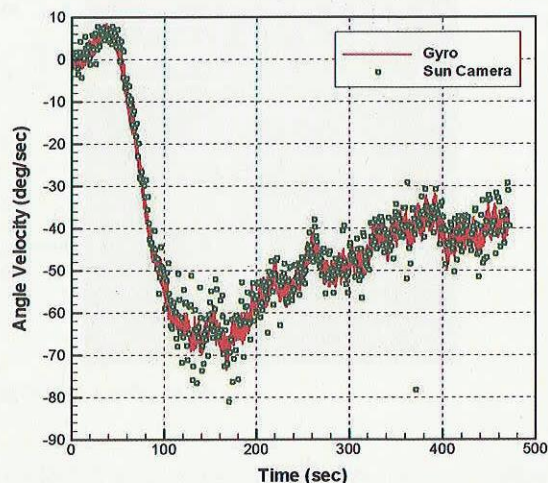


図 23 飛行中の角速度履歴（太陽位置と角速度センサより）

4.2.3 機体の軌道と運動

図24に GPS のデータから取得した機体の水平方向の軌跡を示す。図24において、座標の原点は切り離し地点、横軸が東西方向、縦軸が南北方向である。図中には併せて50秒ごとの機体の高度も示す。

これより、機体は切り離し直後ゆっくりと西へ1 km ほど進んだあと、切り離し100秒後の高度20km 付近で南東方向に進路を変え、ジェット気流のついでに加速し5 km ほど進んだあと、着水直前にもう一度西方へ進路を変え、切り離し地点より、南へ3 km、東へ3.2 km 地点に着水したことがわかる。高度39km からの落下する間に、水平方向に約6 km 移動したことになる。この間、高度15km 付近で機体の経路角が最大となり、25度以上に達している。

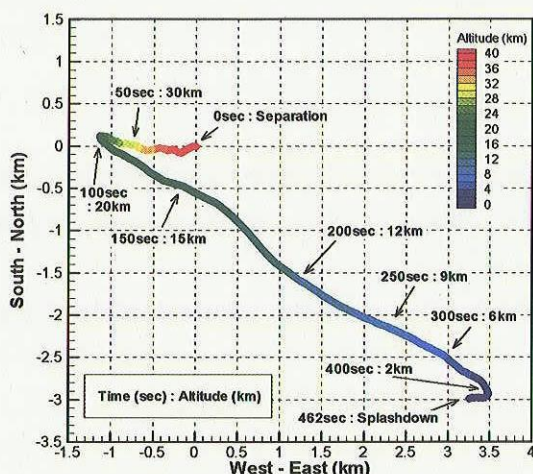


図24 機体の水平方向の軌道 (GPS より)

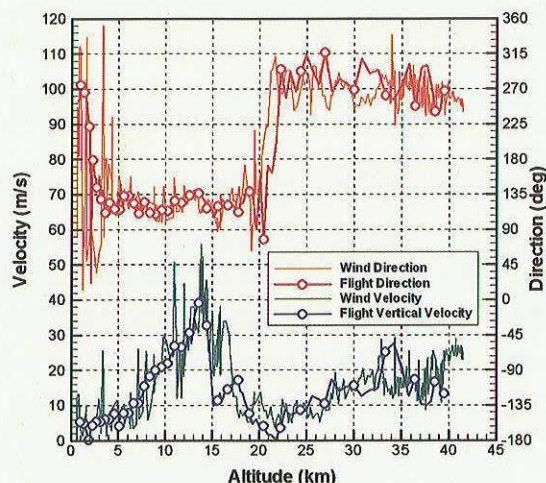


図25 風向、風速と機体の水平方向の運動の関係

図25に、各高度における風向、風速と機体の水平方向の速度の関係を示す。当日の風向、風速は、B100-10気球の運動をもとに決定した。この結果より、フライト機体の速度と風の速度はほぼ一致しており、機体は風に追従して運動していることがわかる。機体の姿勢が鉛直下向きを保っていることを考慮にいと、機体の経路角は25度以上になっているが、機体は大気に対し迎角0度を保って落下していると推定される。よって、鉛直方向の運動を解析するには、機軸方向の運動を解析すれば、十分であるといえる。

図26に鉛直方向の加速度履歴を示す。切り離れた瞬間、機体は一旦無重量状態になり、その後、重力により加速したあと、40秒後には空気抵抗が重力を上回り減速を開始し、着水時には加速度はほぼ0で終端速度に達したことが確認された。また、図26には一次元質点系で計算した軌道解析結果も併せて示す。軌道解析において、機体の抵抗係数は事前の風洞実験で得られた結果を用いている。フライトの結果と予測軌道はよく一致している。

図27には、機体の鉛直方向の速度履歴と高度履歴を示している。速度履歴は、加速度の時間積分をGPSのデータで補正することで求めた。高度履歴は、高度18km以上では加速度の2階積分を、それ以下の高度では淀み点と背面の圧力の平均値を、標準大気[11]を用いて高度に換算した値を用いた。この結果より、機体は切り離し約40秒後に最高速度280m/sに達したあと、徐々に減速し、終端速度30m/sで着水したことがわかる。図27にも、予測軌道を示す。速度履歴、高度履歴ともに予測軌道とフライトはよく一致しており、柔構造エアロシェルが期待どおりの性能を発揮したことが実証された。

図28に、飛行中の動圧(q)とマッハ数(M)の履歴を示す。動圧、マッハ数はそれぞれ式(1)、(2)により計算した。式中の V_∞ は機体の速度、 γ は比熱、 R は気体定数であり、大気密度(ρ_∞)、大気温度(T_∞)は、標準大気から得た。

$$q = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 \quad (1)$$

$$M = \frac{V_\infty}{\sqrt{\gamma R T_\infty}} \quad (2)$$

これより、フライト機体は40秒後に最大マッハ数0.94、60秒後に最大動圧0.85kPaに達したことがわかる。この空力環境の情報と加速度データから機体の抵抗係数を推算する。機体の抵抗係数(C_D)は以下に示す式(3)で与えられる。 m は機体の重量、 g は重力加速度、 G_z は機体の鉛直方向加速度、 S は機体の代表面積で正面投影

面積とした。

$$C_D = \frac{mgG_z}{qS} \quad (3)$$

図29に、フライトデータから得たマッハ数と抵抗係数の関係を示す。フライトの結果は高度5～35kmの間のデータをマッハ数0.2ごとに平均化してプロットしている。また、事前に行った低速風洞試験と遷音速風洞試験の結果も併せて示す。なお、風洞試験結果は迎角0度の場合の値である。

低速領域では抵抗係数が0.95～1.0程度であり、マッハ数が大きくなるにしたがって抵抗係数が増加する傾向がフライトデータと風洞試験でよい一致を示している。このことから、柔構造エアロシェルを有するカプセル型の飛行体が自由飛行環境下においても、風洞試験で予測したのと同程度の減速性能を発揮したことが実証された。

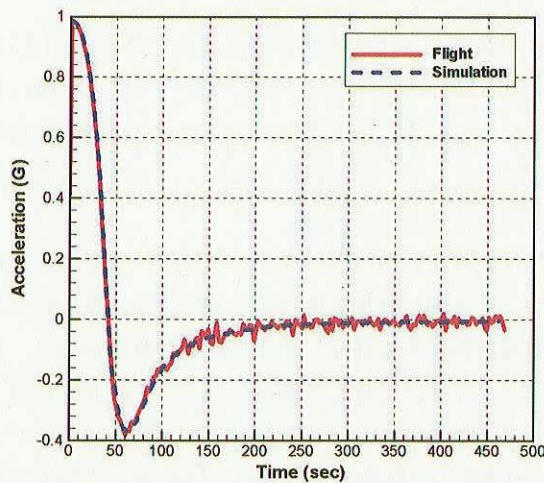


図 26 鉛直方向の加速度履歴（フライトとシミュレーションの比較）

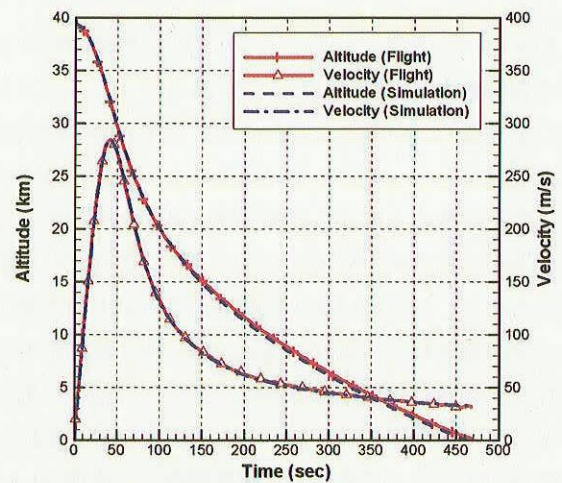


図 27 鉛直方向の速度、高度履歴（フライトとシミュレーションの比較）

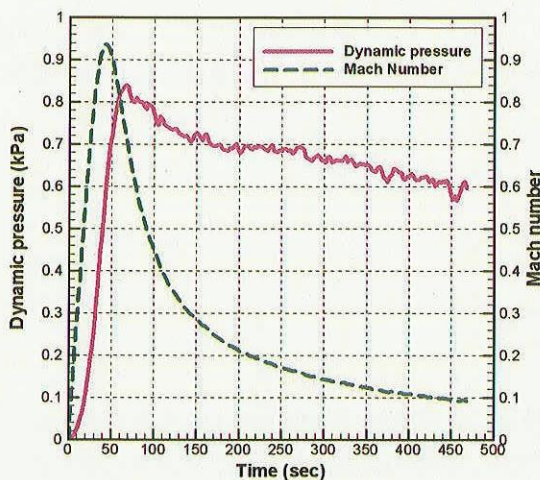


図 28 動圧とマッハ数履歴

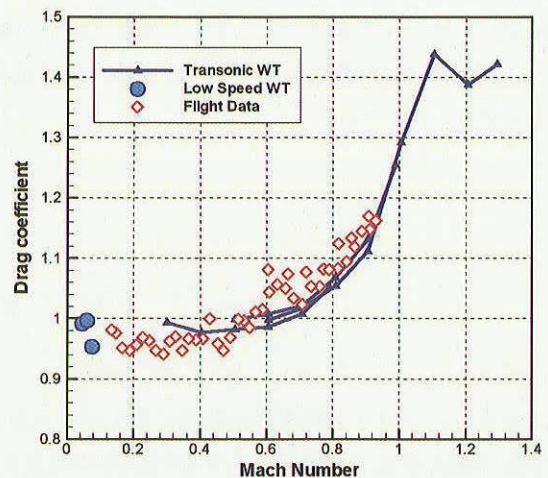


図 29 マッハ数と抵抗係数の関係（フライトと風洞試験の比較）

5. まとめ

大気球を利用して、実スケールのフレア型柔構造エアロシェルを有するカプセル型の飛行体の飛行実証試験を行った。本試験にて、実スケールの柔構造エアロシェルが実飛行環境下において安定に飛行したことを確認し、遷音速～低速領域においての空力特性を取得した。飛行中、機体はほぼ鉛直下向きの姿勢を保ちながら風に追従し水平方向に運動しながら、大気に対し迎角0度で落下していったと推定される。フライトの結果は事前に行った軌道解析や風洞試験とよく一致しており、柔構造エアロシェルが期待どおりの減速性能を発揮することを実証した。

本フライト試験は、柔構造エアロシェルの実用化に向けての第一歩といえるが、まだ、多くの課題が残っている。真空かつ無重量環境下でのエアロシェルの展開技術の確立、さらに、再突入回収システムや宇宙輸送システムへの応用にむけては、高速かつ高空力加熱環境下での飛行実証が欠かせない。今後は、それらを実証するためのフライト試験を計画し、実行していく予定である。

謝 辞

本実験にあたり、東洋紡(株)より ZYLON 繊維の提供をうけました。東大 MACFT チーム(衣本啓介, 貞光大樹, 菅沼邦彦, 高間良樹, 中村久美子, 花田孔明, 日浦優吾)に、機体製作から実験当日まで様々な形で協力していただきました。JAXA 気球グループの山上教授, 斎藤助教授をはじめとする気球グループの方々からは多大なるサポートを頂きました。

ここに心から感謝の意を表します。

参 考 文 献

- [1] M. Grasilin, and U. Schottle "Flight Performance Evaluation of the Re-entry Mission IRDT-1", IAF paper, IAF-01-v.3.05, Oct, 2001
- [2] J. L. Hall "A Review of Ballute Technology for Planetary Aerocapture", presented at 4th IAA Conference, May, 2000
- [3] S. J. Hughes, R. A. Dillman, B. R. Starr, R. A. Stephan, M. C. Lindell, C. J. Player, and F. M. Cheatwood, "Inflatable Re-entry Vehicle Experiment (IRVE) Design Overview" AIAA paper, AIAA 2005-1636, 2005
- [4] K. Yamada, K. Suzuki, and M. Hongo, "Aerodynamic Characteristics of Three-Dimensional Membrane Aeroshells in Supersonic Flow", AIAA paper, AIAA-2003-3924, 2003
- [5] 堤裕樹 "テンションシェル型減速機構を有する熱防御システムの実験的研究", 東海大学学士論文, 2004
- [6] E. Sato, K. Yamada, K. Suzuki, T. Abe, E. Nakazawa, M. Kiuchi, Y. Tsutsumi, K. Wakatsuki, A. Sakurai, T. Narumi, Y. Matsusaka, and I. Iijima "Flight Experiment of Capsule-Type Vehicle with Membrane Aeroshell by Means of Large Scientific Balloon", ISTS paper, ISTS-2004-g-10
- [7] 鈴木宏二郎, 山田和彦, 秋田大輔, 中澤英子, 木内真史, 佐藤英司, 堤裕樹, 若月一彦, 桜井晃, 鳴海智博, 安部隆士, 松坂幸彦, 飯嶋一征 "大気球を利用した柔構造機体の飛翔性能試験", 宇宙航空研究開発機構研究開発報告, 大気球研究報告, ISSN 1349-1113, JAXA-RR-04-015, 2005
- [8] 山田和彦, 鈴木宏二郎, "柔構造エアロシェルを有するカプセル形状模型の空力計測", 平成15年度高速気流総合実験設備研究成果論文集, 2004
- [9] 東洋紡績株式会社 "PBO FIBER ZYLON® 製品パンフレット", 2001
- [10] V.A. Faria, M.C. Lou, J. Huang, S.E. Speer, "Lightweight Deployable Space Rader Arrays", AIAA-98-1933, pp.1871-1875,

1998

[11] "US Extension of the ICAO Standard Atmosphere" 1958

大気球を用いたソーラーセイル膜面の準静的展開実験

森 治¹, 中 納 知 樹², 多羅尾 康 太², 志 田 真 樹¹,
津 田 雄 一¹, 佐 伯 高 尚¹, 川 口 淳一郎¹

Static Deployment Experiment of Solar Sail Membrane Using a Balloon

By

Osamu Mori¹, Tomoki Nakanoh², Kohta Tarao², Maki Shida¹,
Yuichi Tsuda¹, Takanao Saiki¹, and Jun'ichiro Kawaguchi¹

Abstract: One of the most important assignments of the solar powered sail proposed in ISAS/JAXA is the static deployment of its membrane whose diameter is about 50m. The demonstration of the deployment mechanism is performed using a balloon. First, the sail shape and its folding pattern are investigated by the dynamic deployment using a spinning table. Next, the deployment motion is analyzed by numerical simulations using multi-particle model in order to decide the sail size. Finally, the experiment system is introduced and the experiment results are shown in detail.

概 要

ISAS/JAXA が提案しているソーラー電力セイルでは直径50m 程度の膜面を準静的に展開する必要がある。この膜面展開機構を提案し、大気球実験により実証することとした。本論文では、このための準備として、スピニングテーブルを用いてクローバ型の展開実験を行い、1次展開と2次展開を連続して行うための膜面の折り方や形状を検討する。次に、多粒子系モデルを用いた数値シミュレーションによって、展開運動を解析し、気球実験のための膜面のサイジングや準静的展開機構を用いた運動の検証を行う。さらに、これを踏まえて構築した実験システムを紹介し、最後に、得られた実験結果について詳細に考察する。

重要語：ソーラーセイル，準静的膜面展開，多粒子モデル

1. はじめに

ソーラーセイルは太陽光中の光子から運動量を得ることができ、推進剤を搭載する必要がないため、将来の深宇宙探査のための推進機関の一つとして期待されている。宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部では、受光膜の一部を薄膜太陽電池で構成し、それにより得られる電力を利用して、超高比推力のイオンエンジンを駆動するハイブリッドセイルを提案している。現在、WGにおいて、直径50m 程度の膜面を展開し、木星フライバイと

¹ 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部

² 東京大学 大学院工学系研究科 航空宇宙工学専攻

それに続くトロヤ群小惑星とのフライバイを行うミッションを検討している [1]。

ソーラーセイルの展開は、ブームやマストを進展する方法 [2]–[3] や、膜面の各先端に宇宙機を結合し、宇宙機間のフォーメーションフライングで実現する方法 [4] 等が提案されている。本 WG では、直径50m の膜面をより軽量に展開するために、システム全体を回転させ、遠心力によって、膜面の展開および保持を行うことを想定している。

膜面の形状としては、円型とクローバ型の2種類に分けられる。さらに、円型については、折り畳み方によって、扇子型 [5]・回転二重折型 [6]・擬似対数螺旋型 [7] に分けられる。この中でクローバ型のみは、展開が十字形状まで展開する1次展開と最終形状まで展開する2次展開の2段階に分けることができ、周方向の張力を積極的に用いなくても、展開が実現できる。周方向の張力に依存した展開では膜面の各要素の相対位置によって周方向の張力が変化するため、展開状況が定まりにくい。一方、クローバ型では、周方向の張力による展開運動の不確実性を抑えることができる。特に、コリオリ力等の動体力や外力を小さくすれば、展開運動を一定にできると考えられる。本論文では、クローバ型の展開について扱う。

著者らは、実際に展開できることを確認するために、真空槽を利用した真空落下試験 ($\phi 1.5\text{m}$ 膜) を経て、2003年8月に大気球を利用した準真空落下試験 ($\phi 4\text{m}$ 膜) を行い [8]、クローバ型の前身であるの逆傘型の動的な2次展開を実現した。これを踏まえ、2005年6月に大気球を用いて、より大きなスケールのクローバ型膜面を準静的に1次および2次展開する実験を計画した。

本論文では、まず、このための準備として、スピントーブルを用いてクローバ型の動的展開実験を行い、1次展開と2次展開を連続して行うための膜面の折り方や形状を検討する。次に、多粒子系モデルを用いた数値シミュレーションによって、すでに行った展開実験の運動を解析し、大気球実験のための膜面のサイジングや準静的展開機構を用いた運動の検証を行う。さらに、これを踏まえて構築した実験システムを紹介し、最後に、得られた実験結果について詳細に考察する。

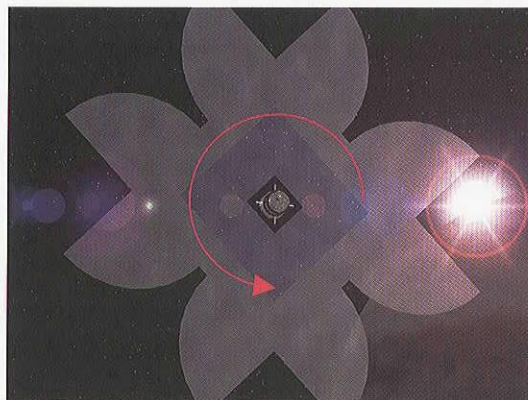


図1 ソーラー電力セイル

2. 膜面形状

2.1. 逆傘型形状とクローバ型形状

2003年に行った気球実験では図2に示す逆傘型形状の膜面を用いて、2次展開（十字形状から最終展開形状までの展開）に成功した。しかし、その後の検討も含め、以下の2つの問題が明らかになった。

(A) 各ペタルが完全に展開しない

図3の実験結果から分かるように、膜面は途中までしか進展しない。これは、膜面の折り目が最終的に、遠心方向と一致することが原因である。

(B) 2次展開前の形状維持に不都合である。

膜面が遠心力で2次展開を開始しないように白矢印の部分を押さえておかなければならない。このために、本体からアームを伸ばす必要がある。

(C) 各ペタル間をつなぐブリッジが必要である。

ブリッジがない場合、各ペタルは遠心方向につぶれてしまう。ブリッジはペタルの形状を保つ一方で、展開時にペタルの運動を干渉する可能性がある。

これらの問題を解決するために図4で示すクローバ型を新たに提案する。この型は、(A)に対応するために従来のペタル形状から90degの扇形を引いている。最終的な展開状態において、膜面の折り目方向と遠心方向のなす角は十分大きく、展開が最後まで進むことが期待できる。また、(C)へ対応するために、各ペタル間をつないで、ブリッジを削除した。

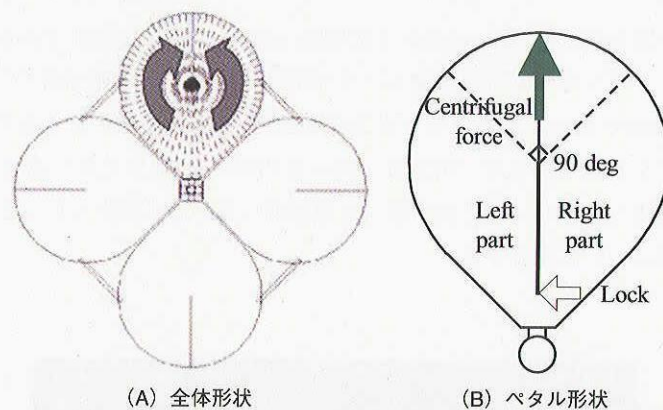


図2 逆傘型形状

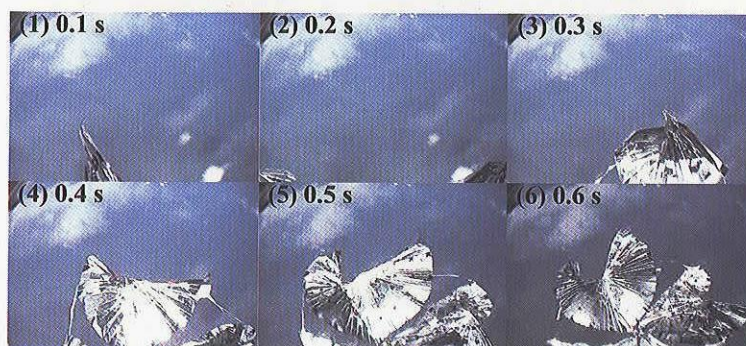


図3 逆傘型展開実験

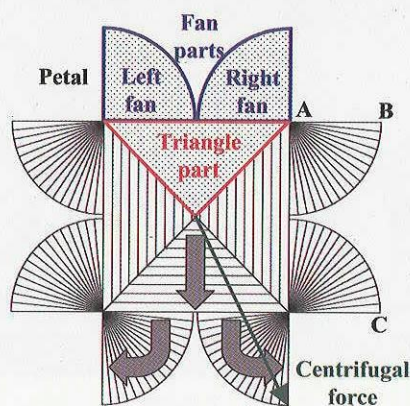


図4 クローバ型形状

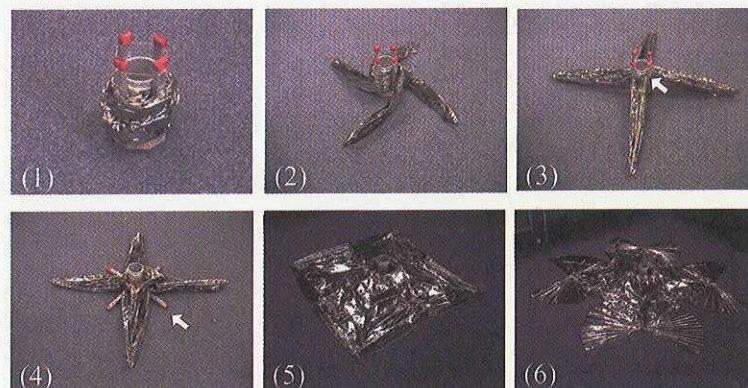
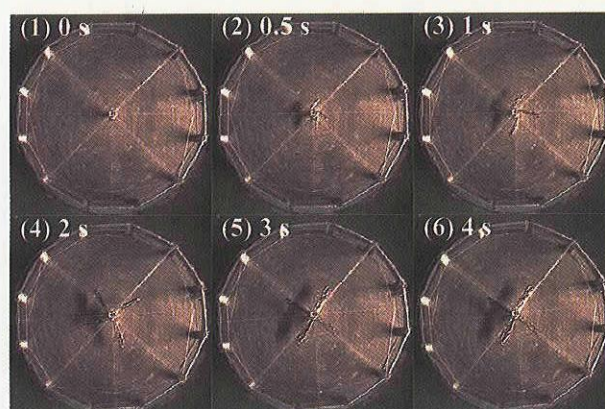
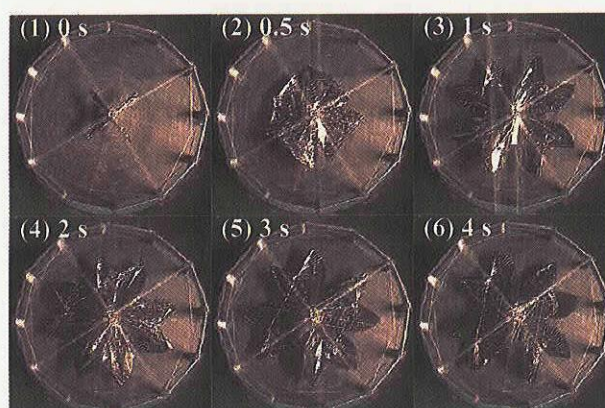


図5 展開手順

クローバ型の展開手順を図5に示す。(1)～(3)が1次展開、(4)～(6)が2次展開である。1次展開では、初期状態からヨーヨー展開によって、4つのペタルを展開し、十字形状とする。十字形状は(3)の白矢印に示したように根元をロックすることで維持できる。このロックは本体に取り付けることができるので、問題点(B)で示したアームは必要ない。ロックを解除し、まず三角形部、続いて(5)の○の部分に折り込まれている扇形部を展開する。本展開は遠心力を最大限に利用し、周方向の張力を積極的に用いる必要がないことが大きな特徴である。以下では、クローバ型の展開について検証する。



(a) 1次展開



(b) 2次展開

図6 クローバ型展開実験

2.2. スピンテーブル実験

クローバ型膜面の1次・2次展開時の運動、および、展開後の形状を確認するために、スピンテーブルを用いて直径2mの膜面を2Hzで回転させ、動的に展開する実験を行った。

実験結果を図6に示すように、本実験により、1次展開・2次展開を連続して、実現できた。ヨーヨー展開による1次展開後に、本体で膜面の根元をロックすることで、十字形状を維持でき、このロックを解除すると、三角形部・扇形部の順で展開していることが示された。また、2次展開は最終形状まで進展し、形状を維持できることも示された。一方で、後述するように1次・2次展開ともに、膜面がスピンテーブル中心軸に巻き付いていることも確認できた。

3. 気球実験概要

動的に展開する場合、膜面が本体に巻き付く。膜面スケールが大きくなるほど、この巻き付きは大きくなるため、大きなサイズの膜面の場合、準静的に展開しなければならない。そこで、気球実験で準静的な展開を検証する。

3.1. スケーリング

はじめに膜面のスケールを決定する。上空でも大きな膜面を展開する場合、空気抵抗の制約を受ける。空気抵抗により機体が受けるトルクは $\tau = Fr = 0.5C_d \rho v^2 S r \propto \omega^2 r^5$ であり、膜面半径の5乗に比例する。膜面サイズが大きくなるとトルクが一気に増大する。

一方、このトルクは角速度の2乗にも比例するので、角速度を小さくすることで抑制できる。しかし、本実験では、展開時間を長く取るため、膜を落下させずに気球に吊り下げたまま実験を行う。このときの重力による膜面の傾き角は $\Theta \approx \tan^{-1}(2g/\phi\omega^2)$ と表され、角速度を小さくすると、傾きが増大してしまう。

以上を踏まえ、図7に示すように、膜面サイズを21mとし、各ベタルに1.5kgの中心マス1個と、0.27kgの先端マス2個を取り付けることで空気抵抗と傾きの問題を緩和して、展開実験を行うこととした。直径20mクラ

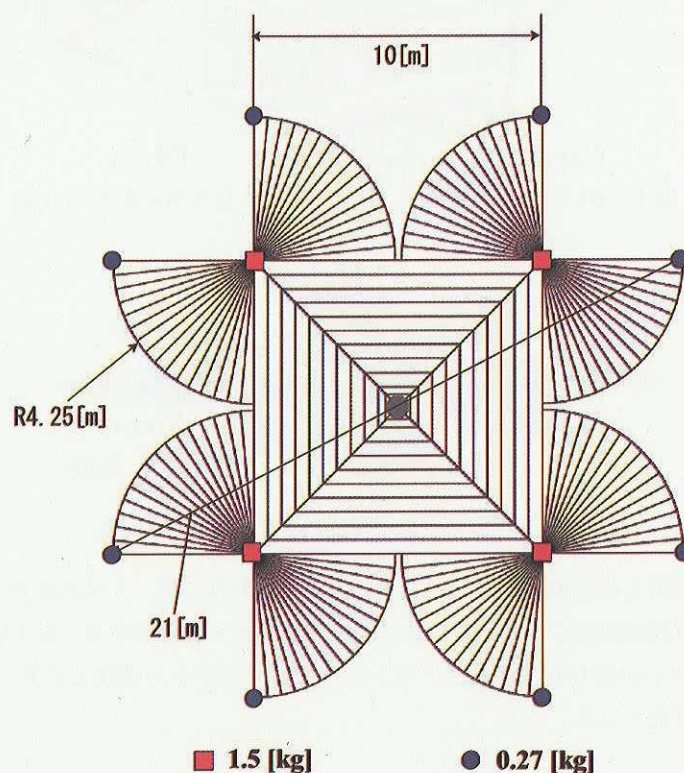


図7 中心マスと先端マス

表1 膜面スペック

PET (ポリエチレンテレフタレート)	
厚さ	12 [μm]
密度	920 [kg/m^3]
中心部正方形の1辺の長さ	10.0 [m]
周辺部扇形の半径	4.25 [m]
正面面積	213 [m^2]
質量	2.36 [kg]
1次展開後慣性モーメント	11.8 [kgm^2]
2次展開後慣性モーメント	92.4 [kgm^2]
その他	片面に100Åのアルミ蒸着

スの膜面の展開は世界でも最大級で、本実験の重要性は非常に高いと考えられる。表1に膜面のスペックを示す。

3.2. 準静的展開システム

図8に展開システムの概要を示す。本システムは気球に吊るされたゴンドラとドラムから構成される。ゴンドラに搭載されたモータでドラムを回転させることによって、ドラムに巻き付けられた膜面を展開する。ゴンドラはスラストを用いて、モータからの反トルクをキャンセルする。

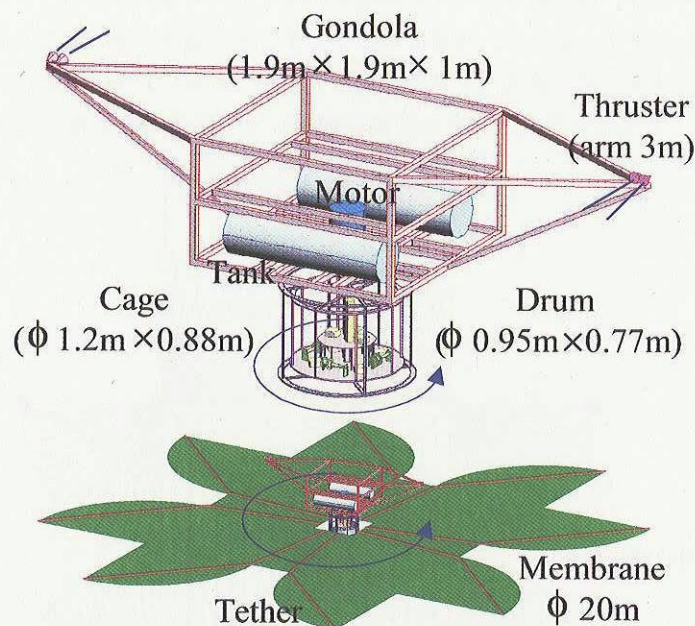
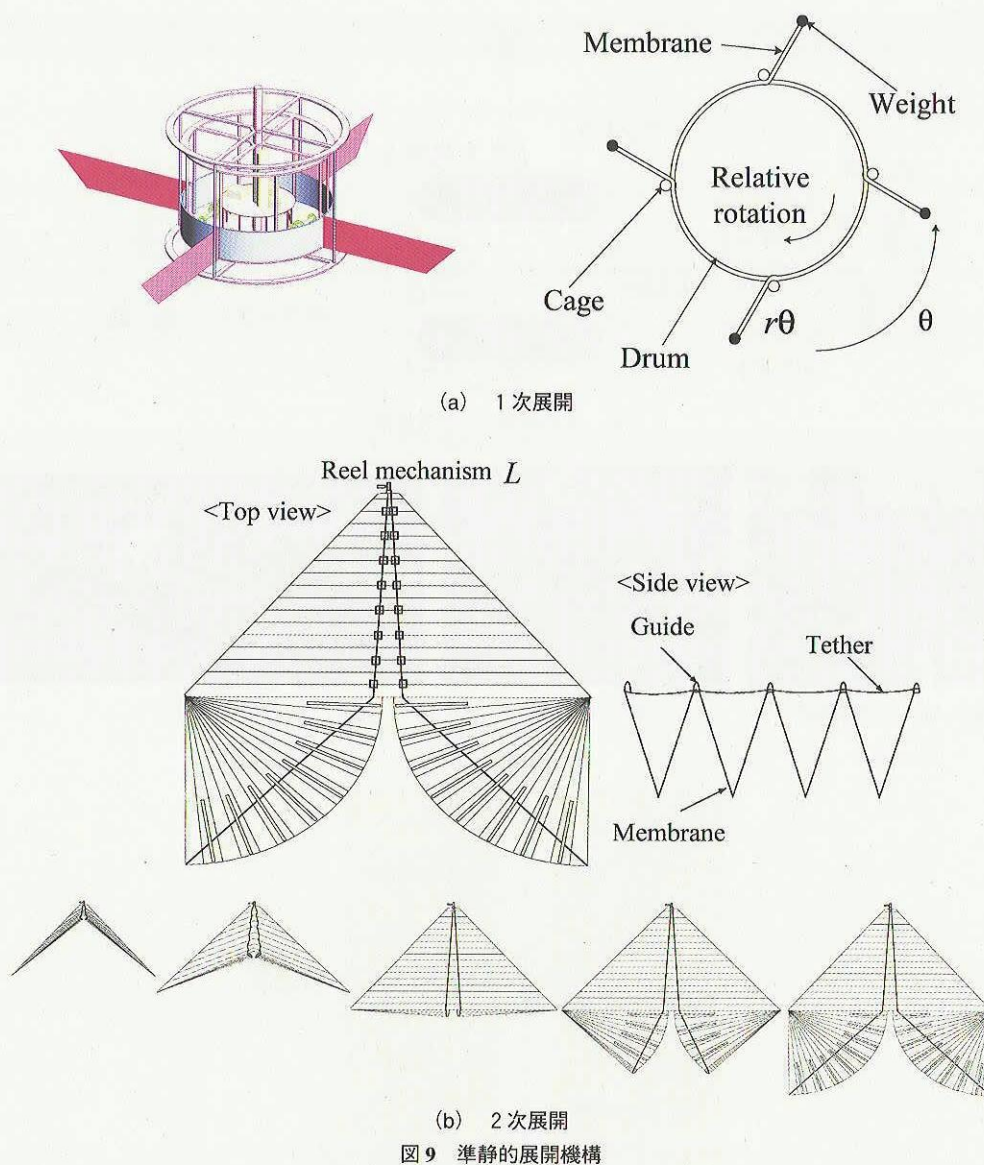


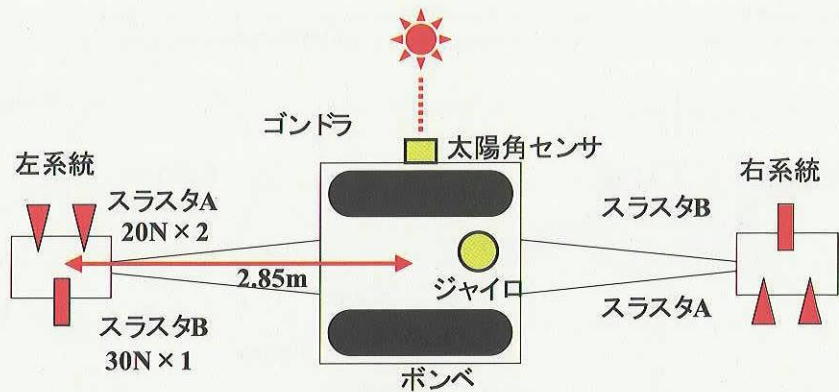
図8 展開システム

図9に準静的な展開を実現するための機構を示す。ドラムのまわりには、4本の柱からなるオリが取り付けられており、ドラムとオリは相対回転することができる。この相対角 θ を制御することで準静的な1次展開を実現する。また、膜面にはテザーが這わせてあり、ドラムに搭載されたリール機構でテザーの長さを調整することで、準静的な2次展開が可能となる。



3.3. 姿勢制御システム

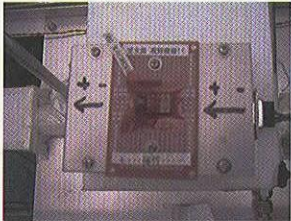
ゴンドラは図10に示す姿勢制御システムを搭載し、ドラム回転時にも姿勢を一定に保つようにしている。ゴンドラの左右にどちらもアーム長2.5mのスラスト系統があり、20NのスラストAが2機、30NのスラストBが1機を有している。スラストAはモータトルクをキャンセルする方向、スラストBはその反対方向に取り付けられている。制御モードは、両方向制御モードと消費制御モードがあり、前者は、ドラム回転時にスラストA、Bを噴射してゴンドラを静止することを目的としている。一方、後者は安全上の理由で、ドラム停止後に、スラストBをリークし、ボンベ残量を零にするためのものであり、このとき、ゴンドラが回転しないようにスラストAを噴射する。いずれの場合も、太陽角センサと圧電ジャイロによるPD制御（切り替え線制御）を採用している。窒素ガスボンベはCFRP製ボンベ（200リットル）を2本用いている。これは、表2に示すように市販の鋼性ボンベ（50リットル）6本分に該当し、CFRP製ボンベを用いることで軽量化および省スペースを実現している。



(a) 姿勢制御システム概要



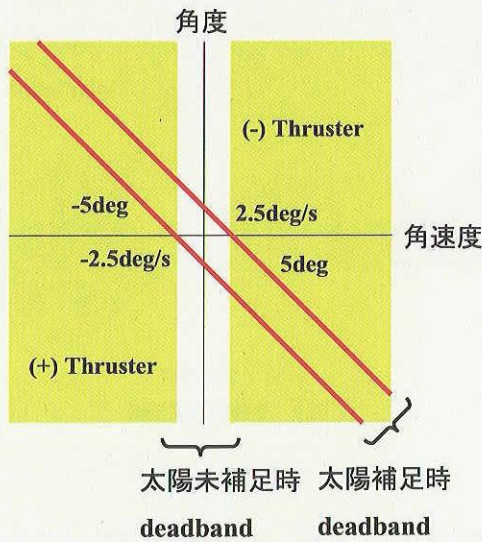
(b) 左スラスト系統



(c) 太陽センサ



(d) ポンペ



(e) 姿勢制御則

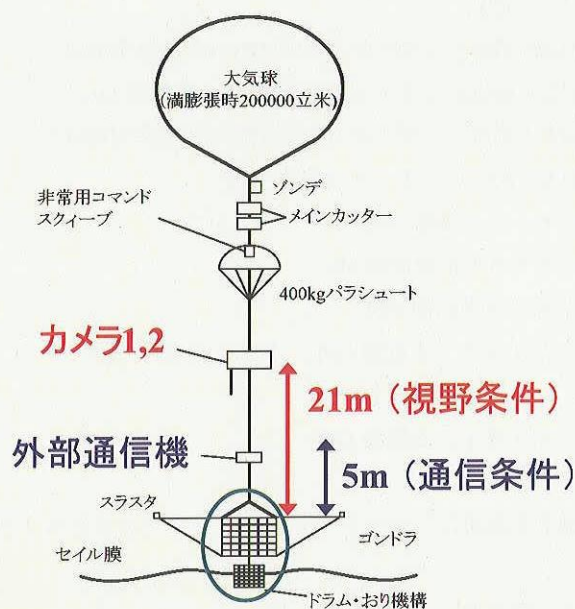
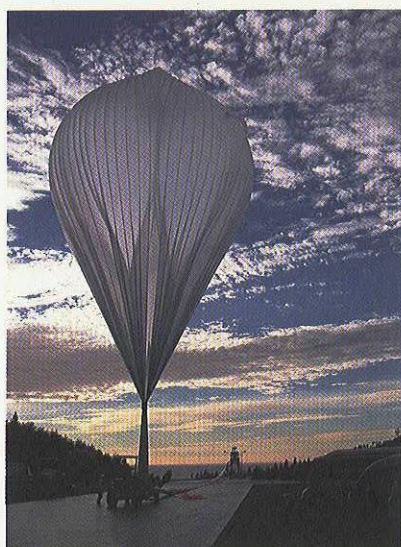
図 10 姿勢制御システム

表 2 鋼性ポンペと CFRP ポンペの比較

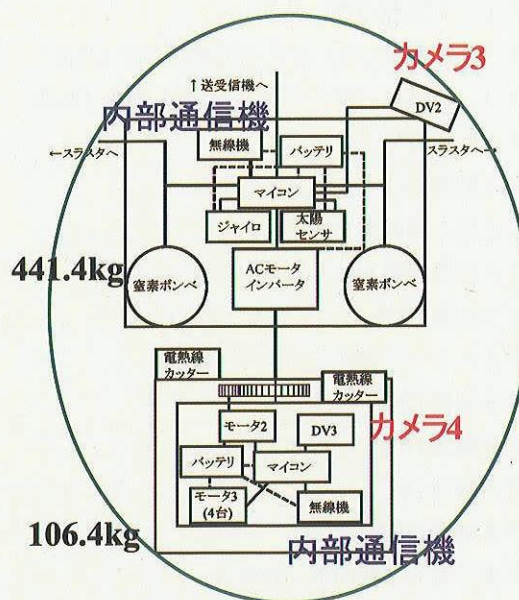
ポンペの種類	市販の鋼製ポンペ	CFRP ポンペ
容器重量 (DRY)	56kg×6本 (20MPa, 50L 容器の場合)	52kg×2本
ガス重量	65kg	65kg
容器重量 (WET)	401kg	169kg

3.4. 気球実験システム

本実験は、20万立方メートルの大気球 B200-5 号機で、PI 部（ゴンドラおよびドラム・オリ）を吊るし、上空35-40km において展開実験を行う。図11に示すように、実験状況を撮影するためのビデオカメラを4台用意した。このうち、カメラ1、2は、膜面全体を視野に入れるため、ゴンドラから21m 上方向に離れた。カメラ3はゴンドラ、カメラ4はドラムに設置した。カメラ1は運用に用いることを主目的とし、無線によりリアルタイムで映像を確認できる。カメラ2-4は膜の挙動解析を目的とし、高画質な映像を録画し実験終了後に回収する。通信機は、地上とゴンドラが通信するための外部通信機、ゴンドラとドラムが通信するための内部通信機を搭載している。外部通信機は膜が展開しても通信リンクを確保できるようにゴンドラから5m 上方向に離して設置した。



(a) 概要



(b) PI 部

図 11 気球実験システム

3.4. シーケンス・コマンド・テレメトリ

本実験で想定していたシーケンスを示す。

放球直後：カメラ 1 電源 ON

X+0s : カメラ 2 電源 ON

X+60s : ギンドラ系電源 ON

X+120s : カメラ 3, 4 電源 ON, ドラム系電源 ON

X+180s : スラスタ両方向制御 ON

X+240s : モータ 1 制御 ON

X+300s : オートシーケンス ON

Y+0s (X+300s) :

Y+10s (X+310s) : モータ 2 制御 ON (1 次展開90s)

Y+100s(X+400s) : モータ 2 制御 OFF, 電熱線 ON

Y+110s(X+410s) : モータ 3 制御 ON (2 次展開90s)

Y+200s(X+500s) : モータ 3 制御 OFF

X+680s : モータ 1 制御 OFF

X+740s : スラスタ消費制御 ON

X+1060s : スラスタ制御 OFF

X+1100s : カメラ 3, 4 電源 OFF, ドラム系電源 OFF

X+1160s : ギンドラ系電源 OFF

X+1220s : カメラ 1, 2 電源 OFF

これを実現するために、コマンド、テレメトリ (デジタル・アナログ) を以下のように設定した。

コマンド

1 カメラ 1 電源 ON

2 カメラ 2 電源 ON

3 カメラ 1, 2 電源 OFF (共通)

4 カメラ 3, 4 電源 ON, ドラム系電源 ON (共通)

5 カメラ 3, 4 電源 OFF, ドラム系電源 OFF (共通)

6 モータ 1 制御 ON

7 モータ 1 制御 OFF

8 スラスタ両方向制御 ON

9 スラスタ消費制御 ON

10 スラスタ制御 OFF

11 オートシーケンス ON

12 モータ 2 制御 ON

13 モータ 2 制御 OFF

14 モータ 3 制御 ON

15 モータ 3 制御 OFF

16 ギンドラ系電源 ON/OFF (選択式)

※ コマンド12-15はオートシーケンス途中で膜面が引っかかった場合に対する予備コマンドである。

デジタルテレメトリ

- 1 カメラ 3 電源 ON/OFF ※ 1
- 2 カメラ 3 録画 ON/OFF ※ 2
- 3 カメラ 4 電源 ON/OFF ※ 1
- 4 カメラ 4 録画 ON/OFF ※ 2
- 5 モータ 1 制御 ON/OFF ※ 2
- 6 スラスタ制御ビット 1 ※ 3
- 7 スラスタ制御ビット 2 ※ 3
- 8 オートシーケンス ON/OFF ※ 2
- 9 ゴンドラ系電源 ON/OFF ※ 2
- 10 ドラム系電源 ON/OFF ※ 2
- 11 通信 ON/OFF ※ 1

※ 1 ON : 点滅, OFF : Low

※ 2 ON : High, OFF : Low

※ 3 無制御 : ビット 2-Low, ビット 1-Low
 両方向制御 : ビット 2-High, ビット 1-Low
 消費制御 : ビット 2-High, ビット 1-High

アナログテレメトリ A

- 1 ボンベ 1 温度
- 2 ボンベ 2 温度
- 3 減圧弁 2 温度
- 4 電磁弁 2 温度
- 5 フレーム温度
- 6 ボンベ 1 圧力 : $7.0293 \times V - 0.1087$ [MPa]
- 7 ボンベ 2 圧力 : $7.0285 \times V - 0.1116$ [MPa]

アナログテレメトリ B

- 1 電磁弁 1 圧力 : $0.4010 \times V - 0.0069$ [MPa]
- 2 電磁弁 2 圧力 : $0.4009 \times V - 0.0058$ [MPa]
- 3 CCW 噴射パルス : $51.2 \times V$ [pulse]
- 4 CW 噴射パルス : $51.2 \times V$ [pulse]
- 5 太陽角センサ : $131.0 \times (V - 2.5)$ [deg]
- 6 レートジャイロ : $50.0 \times (V - 2.5)$ [deg/s]
- 7 モータ 1 角速度 : $V \times 0.4 / 5.0$ [Hz]
- 8 モータ 1 角度 : $V \times 200.0 / 5.0$ [rev]
- 9 モータ 2 角度 : $V \times 450.0 / 360.0 / 5.0$ [rev]
- 10 モータ 3 -A 角度 : $V \times 15.3$ [rev]
- 11 モータ 3 -B 角度 : $V \times 15.3$ [rev]
- 12 モータ 3 -C 角度 : $V \times 15.3$ [rev]
- 13 モータ 3 -D 角度 : $V \times 15.3$ [rev]

14 ゴンドラ系電源電圧： $V \times 5.0$ [V]

15 ドラム系電源電圧： $V \times 4.830$ [V]

4. 数値シミュレーション

前章で示した膜面のサイジング，取り付けるおもりの質量およびシーケンス等は，数値シミュレーションによって決定・確認した．本章ではこの詳細について述べる．

4.1. 多粒子モデル

シミュレーションモデルとして，多粒子モデルを用いる [9]–[10]．図12(a)，(b)はクローバ型の1次展開モデルおよび2次展開モデルである．1次展開モデルでは各ペタルをテザーとみなし，50の集中質量に分割している．2次展開では，ペタルの形状を考慮し，折り目に171の集中質量を配置している．集中質量の重量は，その点が膜面の中で占める面積から求める．また，集中質量間はばね・ダンパによって結合されるとし，ばね定数は仮想仕事の原理を用いて決定する．

$$m_i \ddot{\mathbf{q}}_i = \mathbf{C}_i + \sum \mathbf{T}_{ij} + \sum \frac{m_i \mathbf{D}_{ijk}}{m_i + m_j + m_k} + m_i \mathbf{g} \quad (1)$$

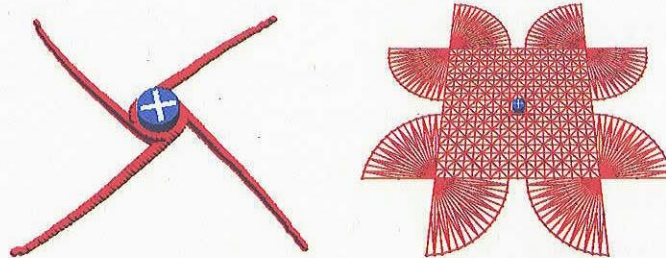
ここで， \mathbf{C}_i は，集中質量 i と本体との接触力， \mathbf{T}_{ij} は，集中質量 i, j 間の張力， \mathbf{D}_{ijk} は集中質量 i, j, k から構成される三角形の面積 S_{ijk} に働く空気抵抗とする．

$$\mathbf{T}_{ij} = \left\{ k_{ij} \left(1 - \frac{l_{ij}}{l_{ij}^d} \right) - c_{ij} \left| \dot{\mathbf{q}}_j - \dot{\mathbf{q}}_i \right| \right\} \frac{\mathbf{q}_j - \mathbf{q}_i}{l_{ij}} \quad (2)$$

$$\mathbf{D}_{ijk} = \frac{1}{2} \rho U_{ijk}^2 C_d S_{ijk} \frac{\mathbf{U}_{ijk}}{U_{ijk}} \quad (3)$$

$$l_{ij} = \left| \mathbf{q}_j - \mathbf{q}_i \right| \quad (4)$$

$$\mathbf{U}_{ijk} = \frac{m_i \dot{\mathbf{q}}_i + m_j \dot{\mathbf{q}}_j + m_k \dot{\mathbf{q}}_k}{m_i + m_j + m_k} \quad (5)$$



(a) 1次展開モデル (b) 2次展開モデル

図12 クローバ型シミュレーションモデル

4.2. シミュレーション結果

はじめに，すでに行った逆傘型展開実験およびクローバ型展開実験の実験結果と比較して，シミュレーションモデルが適切であることを検証する．図13，14にそれぞれ逆傘型展開実験，クローバ型展開実験に対応したシミュレーションの結果を示す．これらより，展開時の膜面形状が非常によく一致していることが分かる．

特に，逆傘型展開では，コリオリ力等の影響でペタルは左側と右側で対称な運動を行わない．すなわち，左側部が圧縮力を受け，展開面積が小さくなっていることが，実験だけでなく，シミュレーションによっても再現されている．また実験では，0.5s以上となると空気抵抗が大きくなり，これより先の展開運動および展開状態での形状を知ることができない．そこで，シミュレーションを用いて，0.5s以上の運動も計算を行ったところ，2

章の(A)で指摘したように、各ベタルが完全に展開しないことを確認することができた。

図15にクローバ型展開実験とシミュレーションにおける点 A, B, C (図4 参照) の位置の比較を示す。破線が実験データ、実線がシミュレーションデータを表している。(a)より、スピンをを行いながら、1次展開および2次展開を実現していることが確認できる。(b)において、1次展開時に点 A が本体まわりを回転しているのは、ヨーヨー展開を行うためである。一方、2次展開時にも点 A は本体まわりを回転している(実験では、120deg 程度、シミュレーションでは60deg 程度)。これは2次展開時に膜面が本体に巻き付いたことを表しており、動的な展開であるために、膜面の展開に伴い、膜面の角速度が急激に減少したことが原因である。よって、準静的な展開ではこの現象は生じないと考えられる。(c)、(d)においても点 A 同様に、点 B, C が本体まわりを回転していることが分かる。

以上より、数値シミュレーション結果は実験結果と非常によく一致しており、膜面の展開運動の検証に用いることができると考えられる。

多粒子モデルを本気球実験条件に適用したシミュレーション結果を図16に示す。これより、本実験システムを用いて準静的な展開が実現できることが分かる。なお、2次展開終了時には、膜面が一部機体に巻き付いているが、これは空気抵抗の影響であり、動的な運動で生じた現象ではないことに注意する。

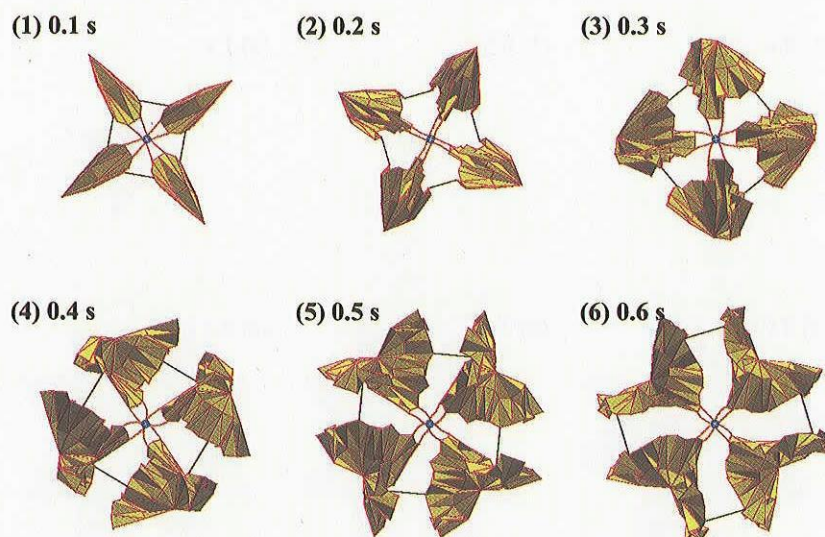


図 13 逆傘型展開シミュレーション

(1) 0 s



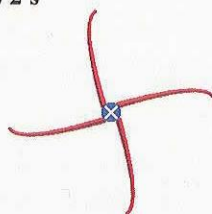
(2) 0.5 s



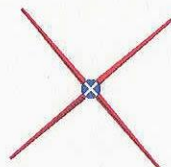
(3) 1 s



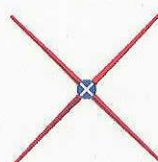
(4) 2 s



(5) 3 s



(6) 4 s



(a) 1次展開

(1) 0 s



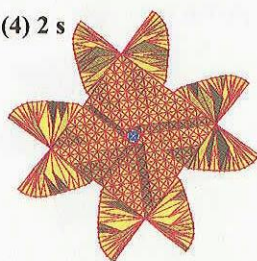
(2) 0.5 s



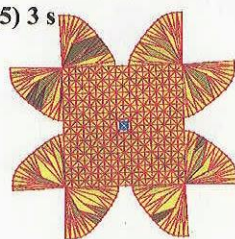
(3) 1 s



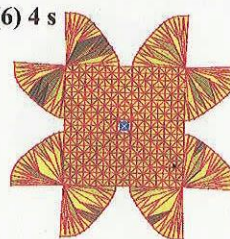
(4) 2 s



(5) 3 s



(6) 4 s



(b) 2次展開

図 14 クローバ型展開シミュレーション

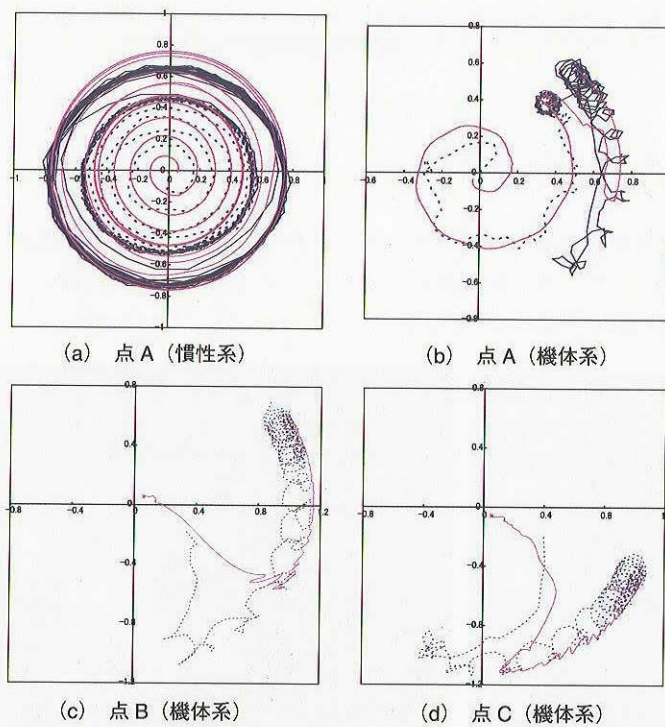


図 15 クローバ型展開実験およびシミュレーションの比較

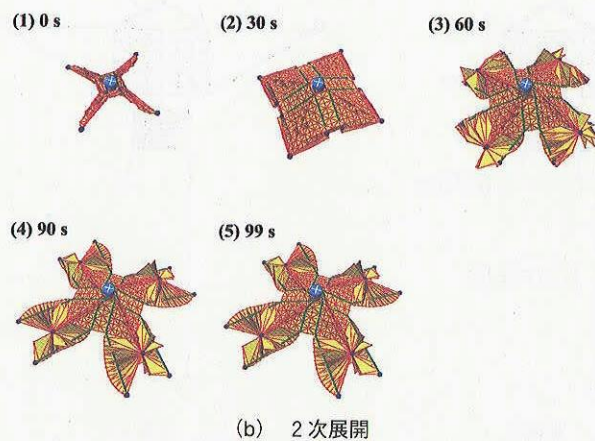
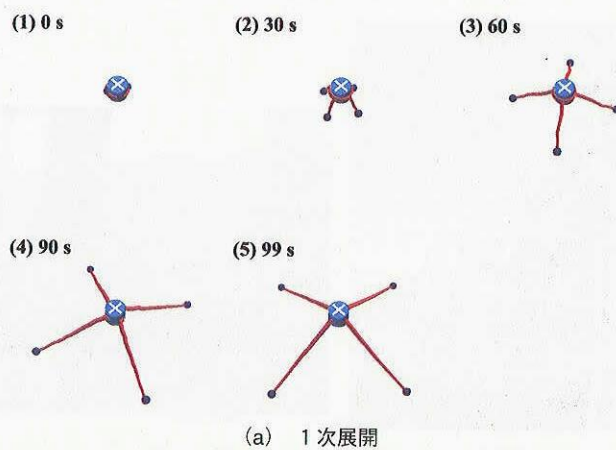


図 16 気球実験シミュレーション

5. 気球実験結果

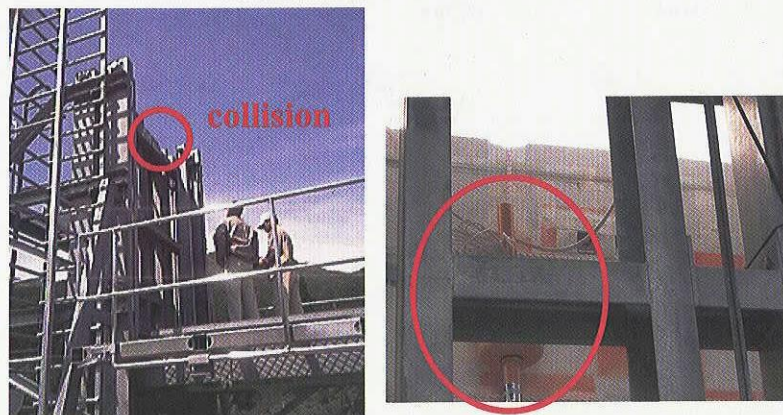
5.1. 放球

2005年5月29日（日）午前6時1分に放球を行った。地上気象状況は天候：曇り，風速：0.5m/s，気温：13 degCであった（図17）。

放球時にゴンドラ側面が放球台に衝突するアクシデントが発生した。複数の実験班員が目撃した情報によると，この結果，図18に示すように，気球搭載機器のフラッシャーがゴンドラ側面からはずれ，長さ約10mのワイヤで吊り下げられた状態となって浮上していった。



図 17 放球状況



(a) 放球台

(b) フラッシャー

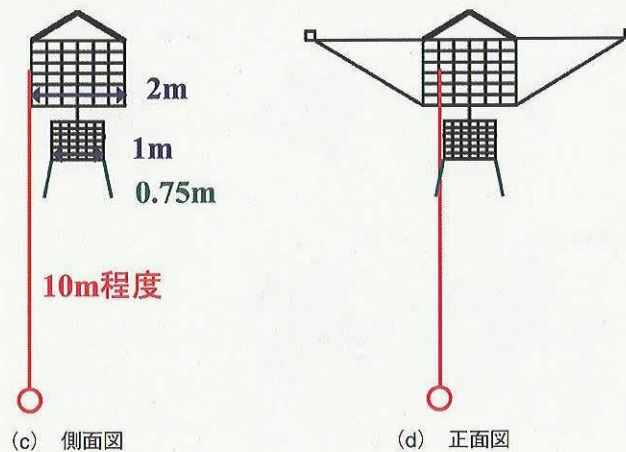


図 18 放球アクシデント

このトラブルの発生メカニズムは、気球頭部に取り付けてあったカラーが放球装置から海側 1 m 地点に落下したという事から次のように推測できる。

気球頭部は一度海側に流されたが、観測器重量が 680 kg と重かったことと地上風が弱かったため、放球装置側に引き戻され、リフトアップした。

5.2. 運用

このアクシデントを踏まえ、放球直後から気球が目標高度に達し実験を開始する（午前 9 時ごろ）までの間に緊急で対応策の検討を行った。

ゴンドラの 1 辺は 2 m、ドラムの直径は 1 m、初期状態における膜の垂れ下がり は 0.75 m である。このため、ドラムを回転させただけでは、膜はワイヤと干渉することはないが、1 次展開により膜が伸展すると、ワイヤに絡まることが予想される。ワイヤの太さは 3 mm であり、膜が巻き付いたときにワイヤが切れることは期待できない。

そこで、ゴンドラを回転させフラッシャーの遠心力でワイヤを鉛直方向から角度を持たせることで、膜との干渉を回避する方法を模索した。しかし、3.4 節で示したように、スラストに関するコマンドは両方向制御 ON・消費制御 ON・制御 OFF の 3 種類しかなく、直接ゴンドラを回転させることはできない。そこで姿勢制御則図 10 (e) を踏まえて間接的にゴンドラに角運動量を与えることはできないかと考え、以下を検討した。

- ・太陽センサが太陽を検知できない姿勢で消費制御 ON/OFF を繰り返す
- ・太陽センサが太陽を検知できる最大角付近で両方向制御 ON/OFF を行う
- ・両方向制御 ON/OFF、または、消費制御 ON/OFF を短期間で繰り返す
- ・モータ 1 の ON/OFF と両方向制御 ON/OFF を併用する

しかし、いずれの案もワイヤに角度を持たせるのに十分なスピンを与えることは困難であるとの結論であった。

気球が目標高度に到達したことを踏まえ、一旦状況確認のため、ゴンドラ系電源を ON とし (X+0s とする)、スラスト制御を行わないまま、モータ 1 を回転させることとした。これは上述したように 1 次展開前では、膜とワイヤは干渉しないことを前提としていたのだが、カメラ 1 の映像は予想外の挙動を示した。ゴンドラの側面からぶらさがっているはずのフラッシャーがドラムのスピンと同期して回転していたのである (図 21(a))。これは、フラッシャーのワイヤが膜かドラムかオリのいずれかに巻き付いていることを意味している。そこで、ドラム系電源を立ち上げ、スラスト両方向制御およびカメラ 2-4 の録画を開始し、オートシーケンス開始のコマンドを送信した (X+500s)。

1 次展開開始後 10 秒程度経過すると膜面が見え始め、伸展していく様子を監視できた (図 21(b))。まず、4 つのペタルのうち、1 つはフラッシャーのワイヤが絡まっていた、他の 3 つと比べて、伸展が遅れていることを確認した。このペタルはその後、他のペタルに追い抜かれたがペタル間で直接干渉することにはなかった (図 21(c))。ただし、ペタルの進展が遅れたため膜面が破れて、膜面がこぼれた (図 21(d))。1 次展開完了後、オリが開放されて、2 次展開シーケンスが開始されると、正常に伸展したペタル間の膜面はこれに沿って広がっていくことを確認できた (図 21(e), (f))。しかし、その後、展開していた 3 つのペタルが急に減速し (図 21(g))、膜が展開する前に絡まってしまう (図 21(h))、そのまま展開シーケンスは終了した。

本来ならば膜面展開時の姿勢制御によってガスを消費するはずであったが、途中までしか進まなかったために、ガスが大量に余ってしまった。そこで、ガスをリークして使い切ることとした。まず、モータ 1 制御 OFF のコマンドを送信した。そして、スラスト消費制御 ON とした。テレメトリによって 2 つのボンベの圧力が 0.1 MPa 程度まで低下したことを確認して、スラスト制御 OFF とした。その後、ドラム系電源・ゴンドラ系電源・各カメラ電源を OFF して運用を終了した。

本運用におけるコマンド送信時刻を以下に示す。

06:02:42 (放球時) カメラ 1 電源 ON
 09:08:58 (X+0s) ゴンドラ系電源 ON
 09:10:05 (X+67s) モータ 1 制御 ON
 09:12:53 (X+235s) カメラ 3, 4 電源 ON, ドラム系電源 ON
 09:13:33 (X+275s) スラスト両方向制御 ON
 09:15:48 (X+410s) カメラ 2 ON
 09:17:18 (X+500s) オートシーケンス ON
 09:21:32 (X+754s) モータ 1 制御 OFF
 09:22:36 (X+818s) スラスト消費制御 ON
 09:52:05 (X+2587s) スラスト制御 OFF
 09:53:47 (X+2689s) カメラ 3, 4 電源 OFF, ドラム系電源 OFF
 09:54:32 (X+2734s) ゴンドラ系電源 OFF
 10:22:51 (X+4433s) カメラ 1, 2 電源 OFF
 ※ゴンドラ系電源 ON の時刻を X+0s とした。

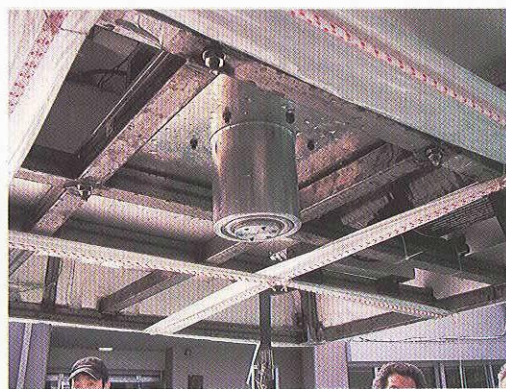
5.3. 回収

実験器は気球から切り離された後、パラシュートによって海上へ緩降下した。回収船によってゴンドラの引き揚げ作業を行ったのだが、このときに再びアクシデントが発生した。ドラム・オリ部が海上へ姿をあらわした直後に船体が大きく揺れ (図19(a)), ドラム・オリが船のサイドに衝突した。これにより、ゴンドラとドラム・オリをつないでいた軸が切断され (図19(b)), ドラム・オリ部は海中へ沈んでしまった。ゴンドラ部とカメラ 1, 2 の回収は成功した。

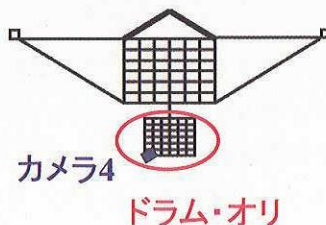
ドラム・オリ部の回収失敗により、フラッシャーを結んでいたワイヤがどのように巻き付いていたか直接確かめることができなくなった。また、重要な手がかりとなるカメラ 4 も失った。その他、次期気球実験で再利用可



(a) 回収船による引き上げ作業



(b) 軸の切断跡



(c) カメラ 4 の取り付け位置

図 19 回収アクシデント

能であったドラム系電源バッテリーおよび内部通信機等も海中へ沈んだ。

5.4. 考察

図21, 22に得られたカメラ2, 3の画像を示す。カメラ2は、カメラ1と同様、膜面全体を上から見下ろす視野を持ち、一方、カメラ3は姿勢制御されて静止したゴンドラに搭載され、膜面を横から捉えている。図21, 22の各画像は時刻同期されている。これらから5.2節で示した膜面展開状況を確認できた。特に、ペタルが伸展するのに合わせて、フラッシャーの回転半径が大きくなっていることから、フラッシャーのワイヤはペタルに巻き付いていたと考えられる。ここで以下の3つの疑問について考える。

Q1 なぜ、ワイヤはペタルに巻き付いたのか？

Q2 なぜ、1次展開中にワイヤの巻き付いたペタルの伸展が遅れたのか？

Q3 なぜ、2次展開中にペタルが減速したのか？

これらに対する考察は以下のとおり。

A1 図18(c)に示すように、モータ1を回転させただけでは、ワイヤとペタルは接触しないはずである。しかし、ワイヤが10deg程度傾けば、ペタルに接触する。よって、図20(a)に示すように、モータ1を回転したときにワイヤがペタルに絡まり、その後、モータ1の軸の回りに巻き付いて、切断されたと考えられる。なお、図20(b)に示すようにワイヤが巻き付いていないペタルは巻き付いたペタルの下側を通して追い抜いたことが画像より確認できた。通常、ペタルの伸展が進むほど鉛直からの角度が大きくなるので、伸展が遅れたペタルが上側であったということは、フラッシャーが巻き付き、遠心力を得ていたことを意味している。

A2 この質問に対する論理的な解答は得られていない。ワイヤが直接巻き付いたのはペタルであるが、ドラム・オリにも巻き付いていた可能性が高く、これらが干渉した結果、ペタルの伸展が遅れたと考えられる。

A3 図23に得られたテレメトリデータを示す。モータ1の回転数と周波数(図23(a))から、モータ1は2次展開中のX+615sごろ停止していることが分かる(なお、モータ1制御ON/OFFのデジタルテレメトリは、モータ制御OFFのコマンドを送信するX+754sまではONとなっているが、X+615sに一瞬OFFとなっている)。このため、ペタルは減速し、膜面が絡まったと考えられる。

ではなぜモータ1が停止したのであろうか？

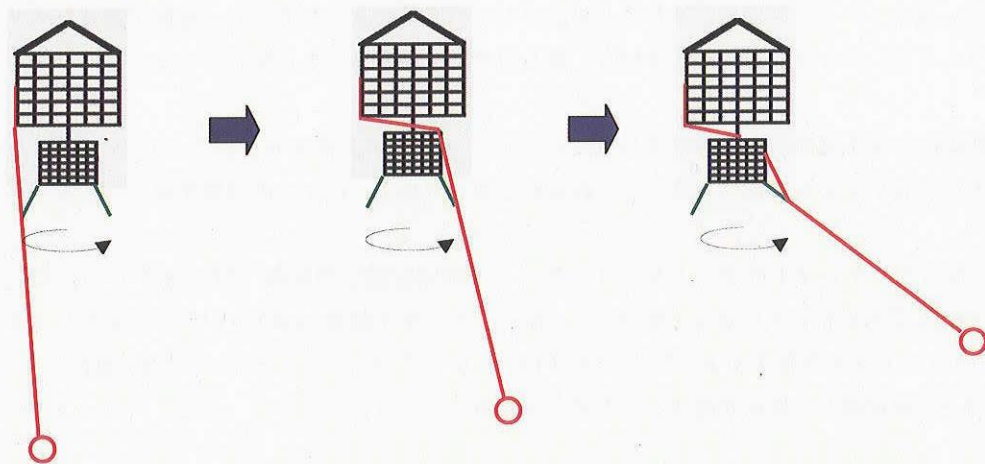
まず考えられるのは、切断されたワイヤが軸に巻き付いてモータ1を停止させたことである。ゴンドラのバッテリー電圧(図23(d))を見るとX+615s直前で電圧が急激に減少し、X+615s以降、元の電圧に戻っている。これは、モータ1に大きな負荷がかかって、その後緩和されたことを意味している。ただし、この負荷がワイヤの巻き付きによるものか、それとも膜面展開に伴う空気抵抗によるものかは区別できない。このほかのモータ1停止の原因として、ノイズ等で誤った信号が入力されたことも考えられる。

以下ではその他のテレメトリについて検証する。

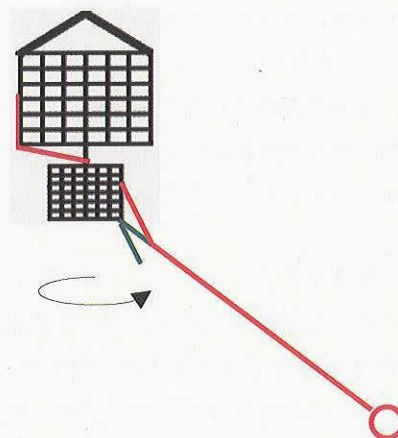
モータ2, 3は、アナログテレメトリのみしか用意しなかったが、停止時には2.5Vのアナログ電圧をリターンすることにより制御ON/OFFについても確認できるように設計した(図23(b), (c))。このデータにより、モータ2およびモータ3B, 3Cはシーケンスどおり回転したが、モータ3A, 3Dはモータ1が停止した後に回転できなくなっていることが分かる。この原因はモータ1の停止により膜面が展開されずテザーがリール部に絡まったことが考えられる。

姿勢データとして太陽角センサ・圧電ジャイロの値(図23(e))を取得した。これと噴射パルスの値(図23(f))を合わせると、姿勢制御状況を以下であったことが類推できる。まず、X+67sでモータ1を回転させるとその反動でゴンドラがスピンした。次にX+275sで両方向制御をONとするとスラストBを噴射し、ゴンドラが静止した。X+500sでオートシーケンスを開始すると、今度はスラストAの噴射回数が増加した。膜面の展開が進むほど空気抵抗が大きくなるので、噴射回数もそれに伴い急激に増加した。X+615sでモータ1が停止すると再びスラストBが噴射し、ドラム・オリの慣性でゴンドラが回転するのを防いだ。そして、X+818sに消費制御を開始すると、スラストBが完全に開いた状態となり、スラストAが一定間隔で噴射して、ゴンドラを静止状態に保った。なお、姿勢制御は太陽角センサと圧電ジャイロの切り替え線制御で行っている。両方向制御開始時において、太陽センサが太陽を検出できない姿勢であったために、角速度制御を行いゴンドラを静止させ続けた。その後、消費制御を開始すると、ゴンドラが若干回転したため、X+930sごろに太陽を捕捉し、角度制御に切り替わった。この後は太陽を外すことがなく、姿勢をより安定的に制御することができた。

スラストの噴射に伴い、ポンベの圧力(図23(g))が変化する。両方向制御によって、圧力が若干低下したが、まだ十分ガスが残っていることが分かる。上述したように安全上の理由から消費制御を行い、ポンベを圧力0.1MPa程度にまで低下できたことが確認できる。また、噴射に伴いポンベとバルブの温度が急激に低下することが予め分かっていたため、ヒータでこれらの温度を高い状態に制御しておき温度が -40degC 以下とならないようにした。温度データ(図23(h))により、X+0sにおいて、ポンベとバルブがフレイムより高い温度であり、噴射による温度低下を軽減したことが確認できる。



(a) 巻き付き・切断



(b) 追い抜き

図20 ワイヤ・ベタルの挙動



(a) 1次展開開始時 (X+500s)



(b) 1次展開中1 (X+535s)



(c) 1次展開中2 (X+565s)



(d) 1次展開終了時 (X+595s)



(e) 2次展開開始時 (X+605s)



(f) モータ1停止時 (X+615s)

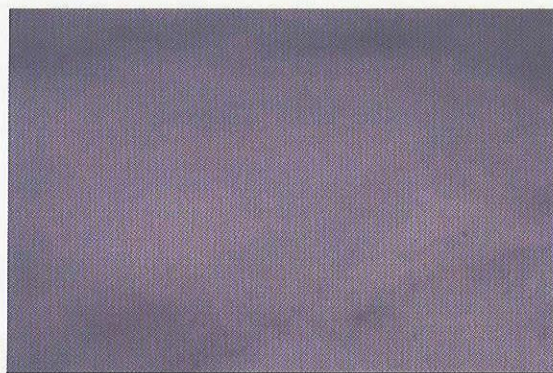


(g) モータ1停止後1 (X+620s)

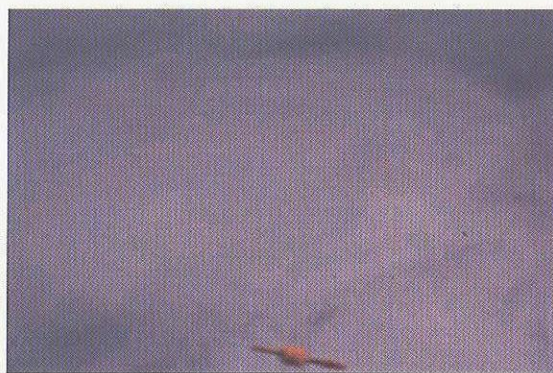


(h) モータ1停止後2 (X+630s)

図 21 カメラ 2 画像



(a) 1次展開開始時 (X+500s)



(b) 1次展開中1 (X+535s)



(c) 1次展開中2 (X+565s)



(d) 1次展開終了時 (X+595s)



(e) 2次展開開始時 (X+605s)



(f) モータ2停止時 (X+615s)

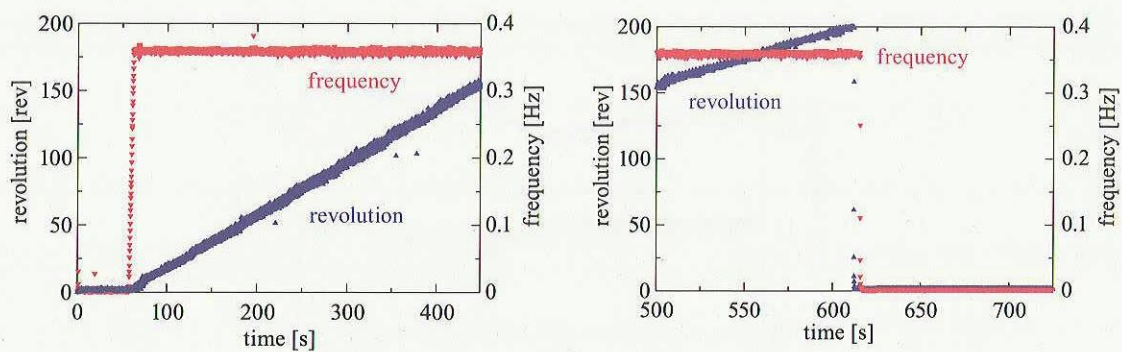


(g) モータ2停止後1 (X+620s)

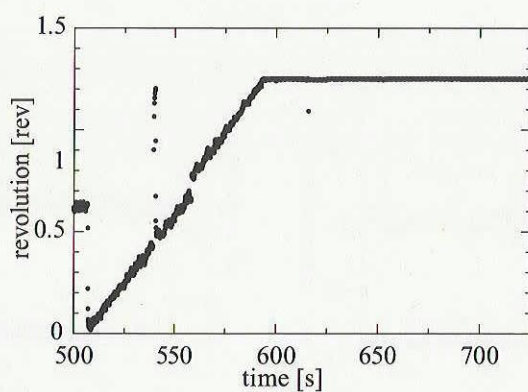


(h) モータ2停止後2 (X+630s)

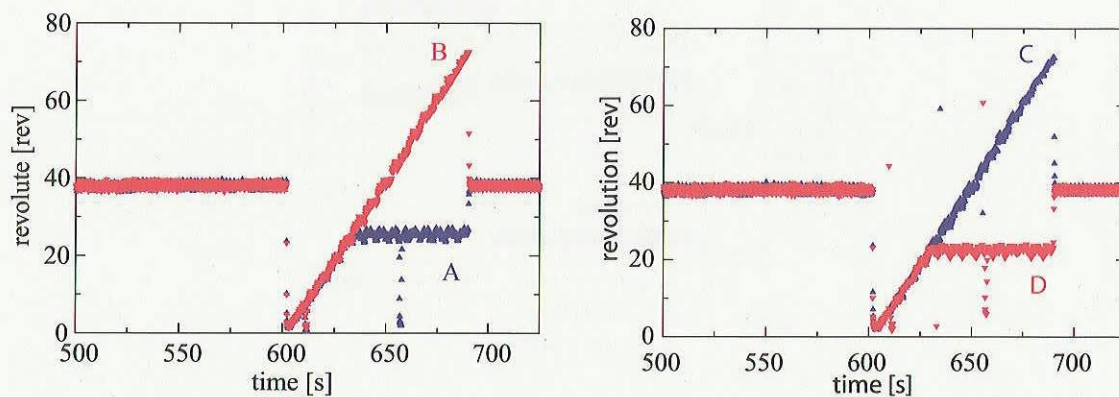
図 22 カメラ3画像



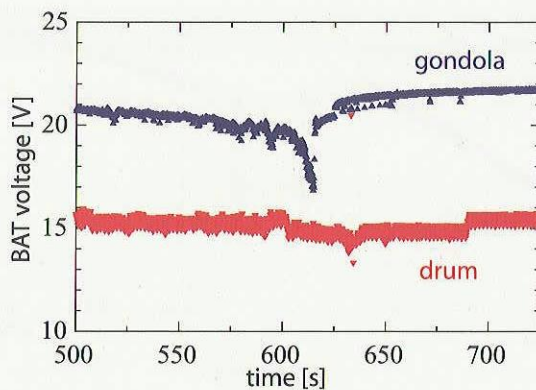
(a) モーター 1



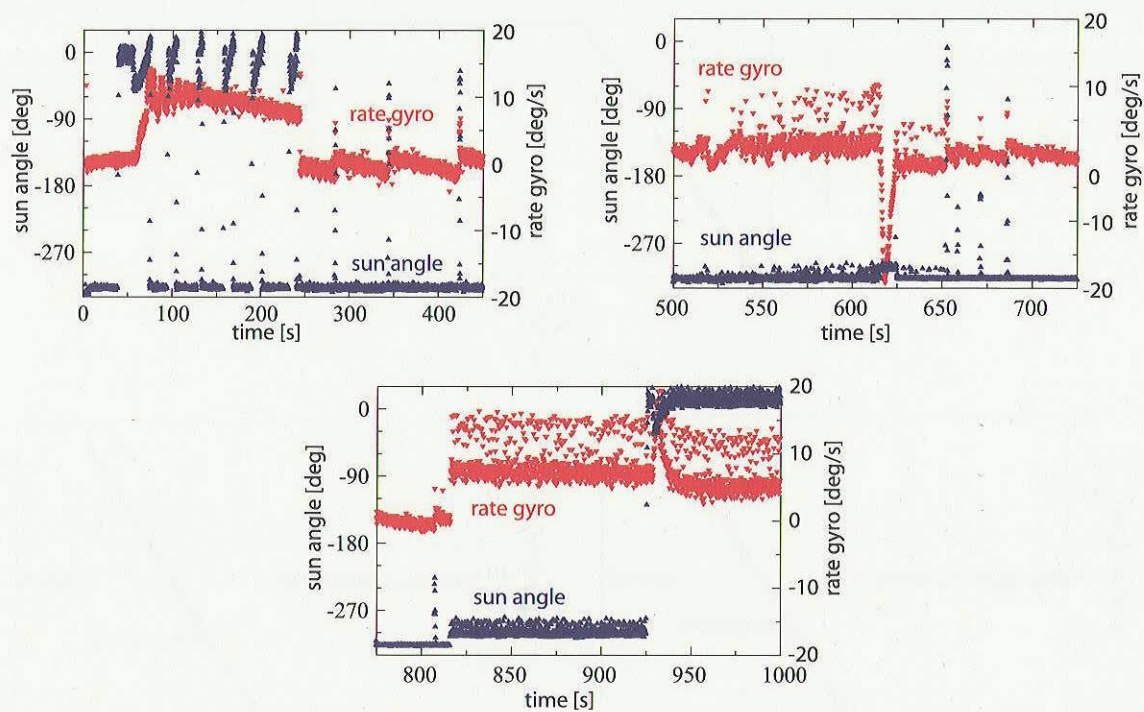
(b) モーター 2



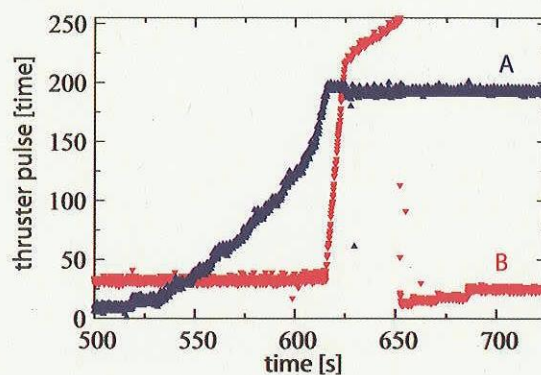
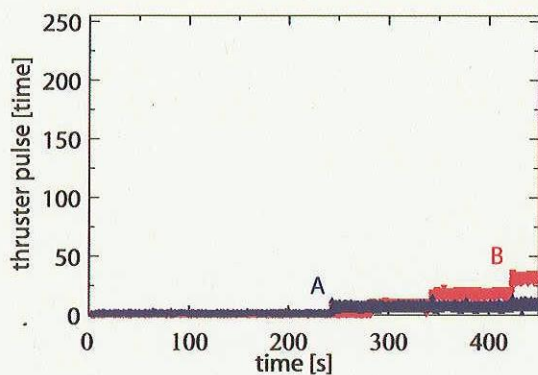
(c) モーター 3

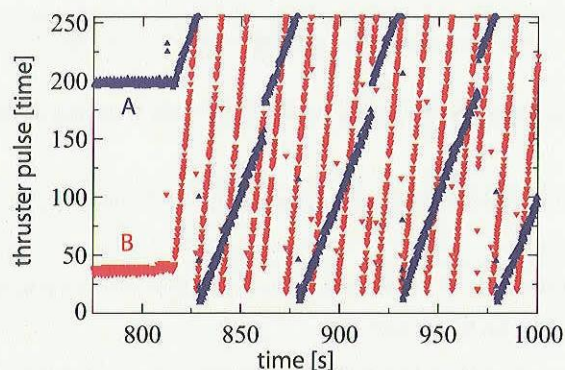


(d) 電源電圧

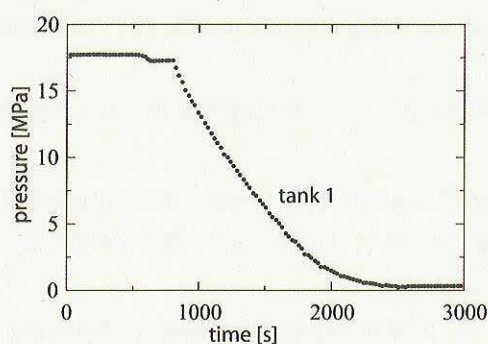


(e) 姿勢

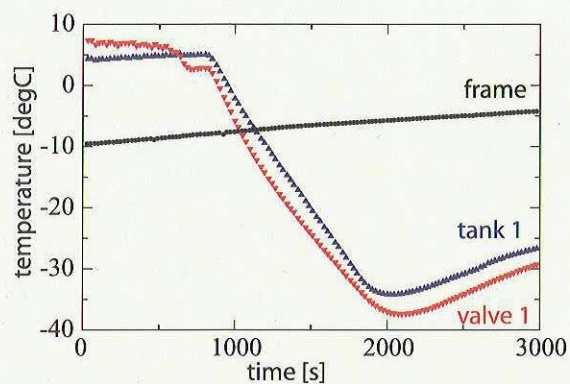




(f) 噴射パルス



(g) ポンプ圧力



(h) 温度

図 23 テレメトリデータ

6. 結 論

ソーラー電力セイルの課題である巨大膜面の展開を実証するために、クローバ型膜面を準静的に展開するための方法を考案し、これを実証するために、大気球を用いて20mサイズのクローバ型膜面を展開する実証試験を計画した。準静的な1次・2次展開のために、オリ・ドラムおよびリール機構からなる展開機構を開発した。また、展開時に姿勢を制御するためのシステムを構築し、気球搭載のための軽量化・省スペース化を行った。実験時に起きたアクシデントを踏まえた運用および得られた実験データを詳細に示し、多方面から実験結果についての考察を行った。

参 考 文 献

- [1] Kawaguchi J., “On the Realistic Planetary Exploration via Solar Sail,” 12th Workshop on Astrodynamics and Flight Mechanics, 177–184, 2002.
- [2] Greschik G. and Mikulas M. M., “Design Study of a Square Solar Sail Architecture,” J. of Spacecraft and Rockets, Vol.39, No.5, 653–661, 2002.
- [3] Hinkle J. D., Warren P. and Peterson L. D., “Geometric Imperfection Effects in an Elastically Deployable Isogrid Column,” J. of Spacecraft and Rockets, Vol.39, No.5, 662–668, 2002.
- [4] Matunaga S., et al., “Initial Investigation on Deployment and Control of Tether–Controlled Spinning Membrane,” 13th Workshop on Astrodynamics and Flight Mechanics, 124–129, 2003.
- [5] Takeuchi S. and Onoda J., “Deployment Motion of Spin Type Solar Sail,” 13th Workshop on Astrodynamics and Flight Mechanics, 109–112, 2003.
- [6] 古谷寛, 升岡正, 井上陽介: スピン型ソーラーセイル膜面の折り畳みと展開特性, 第48回宇宙科学技術連合講演会, 784–787, 2004.
- [7] 渡辺啓隆, 名取通弘: 大型太陽電池セルの折り畳みと展開, 第48回宇宙科学技術連合講演会, 796–800, 2004.
- [8] 奥井武彦, 水田大哉, 南川幸毅, 津田雄一, 川口淳一郎: 大気球を利用したソーラーセイル展開試験, 平成15年度大気球シンポジウム, 71–74, 2003
- [9] 松井崇雄: 多粒子系モデルによる大型膜面宇宙構造物の動的解析に関する研究, 東京大学大学院修士論文, 2002.
- [10] 村上誠典: 回転場における膜構造物の展開運動に関する研究, 東京大学大学院修士論文, 2003.

南極周回気球による高エネルギー電子の観測

鳥居 祥二¹, 山上 隆正², 田村 忠久³, 吉田 健二³, 北村 尚⁴,
安楽 和明^{3*}, 山下 太郎^{3*}, 西村 純², 斎藤 芳隆², 並木 道義²,
松坂 幸彦², 太田 茂雄², 門倉 昭⁵, 山岸 久雄⁵, 江尻 全機⁵,
村上 浩之⁶, 柴田 慎雄⁷, 片寄 祐作⁷, 笠原 克昌⁸, 小林 正⁹,
古森 良志子¹⁰, 水谷 興平¹¹, 湯田 利典¹², 常 進¹³

Observation of High Energy Electrons by Polar Patrol Balloon

By

Shoji TORII¹, Takamasa YAMAGAMI², Tadahisa TAMURA³, Kenji YOSHIDA³,
Hisashi KITAMURA⁴, Kazuaki ANRAKU^{3*}, Taro YAMASHITA^{3*}, Jun NISHIMURA²,
Yoshitaka SAITO², Michiyoshi NAMIKI², Yukihiko MATSUZAKA², Shigeo OHTA²,
Akira KADOKURA⁵, Hisao YAMAGISHI⁵, Masaki EJIRI⁵, Hiroyuki MURAKAMI⁶,
Maiko SHIBATA⁷, Yusaku KATAYOSE⁷, Katsuaki KASAHARA⁸, Tadashi KOBAYASHI⁹,
Yoshiko KOMORI¹⁰, Kohei MIZUTANI¹¹, Toshinori YUDA¹² and Jin CHANG¹³

Abstract : We have carried out an observation of cosmic-ray electrons from 10 to 1000 GeV by the Polar Patrol Balloon at the Syowa Station in Antarctica. The balloon was flown for 13 days at a level altitude of 35 km in January, 2004 and about 5,700 events were observed over 100 GeV. The detector, PPB-BETS, is an imaging calorimeter composed of a layer of scintillating fiber belts and plastic scintillators inserted alternatively between lead plates. The geometrical factor is about 600 cm²sr and the total thickness of lead absorber is 9 radiation lengths. The performance of detector has been confirmed by the CERN-SPS beam test and has also been studied by Monte-Carlo simulations. For the long duration ballooning, we introduced some new technologies as followings; a telemetry system using a commercial satellite of the Iridium, an intelligent power supply by solar batteries, an automatic level control system. A preliminary result of the electron energy spectrum by sampling about 100 electron candidates is pre-

¹ 早稲田大学理工学総合研究センター

² 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部

³ 神奈川大学工学部 (* 日本宇宙フォーラム)

⁴ 放射線医学研究所

⁵ 国立極地研究所

⁶ 立教大学理学部

⁷ 横浜国立大学工学部

⁸ 芝浦工業大学システム工学部

⁹ 青山学院大学理工学部

¹⁰ 神奈川県立保険福祉大学

¹¹ 埼玉大学理学部

¹² 東京大学宇宙線研究所

¹³ 中国科学院紫金山天文台

sented with a description of the detector, the observation and the method of data analysis.

概 要

我々は、高エネルギー電子加速源の探索と加速機構の解明を目的として、南極周回気球による長期間観測を2004年1月に実施した。観測は、平均高度35kmにおいて13日間にわたって行われ、10GeV から1,000GeV のエネルギー領域で、これまでの三陸での観測総量を1桁以上超えるデータの取得に成功した。この観測のために開発されたPPB-BETSと呼ばれる装置は、シンチ・ファイバーベルトとプラスチック・シンチレータを吸収層（鉛板）の間に交互に挿入した構造を持つシャワー可視化型カロリメータである。全部で約9輻射長の厚さの鉛と、約10,000本のシンチ・ファイバーを用いて、宇宙線シャワーの3次元的発達を測定することにより、約4,000倍の陽子除去能力を実現している。その観測時の有効面積は約600cm²srであり、エネルギー分解能は100GeV で約12%である。これらの装置の基本性能は、CERN-SPS における電子、陽子ビームの照射実験で確認するとともに、シミュレーション計算を駆使して観測性能を詳細に調べた。長期間気球実験のために、イリジウム衛星を用いたテレメトリー、太陽電池による発電（充電）システム、CPU を用いたオートレベルコントロール等の、幾つかの新たな技術が導入された。100GeV 以上のエネルギーを持つ約5,700イベントの観測データから約100例の電子候補を選別した。本稿では、観測目的、観測装置、シミュレーション計算、ビームテスト、気球実験、データ解析と、一次電子エネルギー・スペクトルの初期的な結果を報告する。

重要語：高エネルギー電子、南極周回気球、シンチファイバー検出器

1. はじめに

宇宙線中の高エネルギー電子成分は、超新星残骸内で加速され、銀河内を伝播するうちにシンクロトロン輻射や逆コンプトン過程によってエネルギーを失って地球に到達すると考えられている。そして、超新星残骸内や銀河内の滞在時間（捕捉寿命）のエネルギー依存性によって、エネルギー・スペクトルに変化が現れることが期待される。伝播過程におけるエネルギー損失の割合はエネルギーの2乗に比例して増大するため、TeV 領域では電子の寿命が10万年以下になり、この間に拡散過程により伝播できる距離も1 kpc 以内に限られる。このような条件をみたす超新星残骸（近傍ソース）の候補は、Vela, Monogem, Cygnus Loop など数例に限られる。この結果、統計的なソースの重ね合わせで得られるエネルギー・スペクトルにカットオフが現れる数100GeV 以上の領域で、個々の近傍ソースからの電子が分離可能な、図1に示すような、特徴のあるスペクトル構造が出現するという極めて興味深い理論的予測が示されている [1]。このようなスペクトルが観測できれば、宇宙線加速源の直接的検出という、これまでどのような観測も実現できなかった画期的な成果をえることができる。さらに、このエネルギー領域では暗黒物質の有力候補である WIMP (Weakly Interacting Massive Particle) の崩壊や対消滅による電子（+陽電子）の観測（図2）も期待されている [2]。しかしながら、これまでは観測の難しさのため精度の高いエネルギー・スペクトルが得られず、その変化を十分に観測出来ているとは言い難い状況ある。このため、単一測定器により10GeV から1,000GeV の領域で、高精度のエネルギー・スペクトルを測定することが強く望まれている。

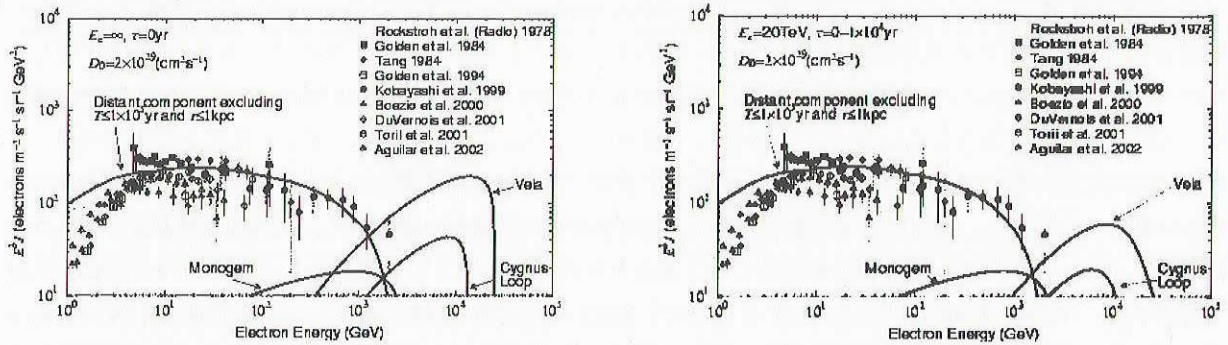


図1 超新星爆発の標準シナリオに基づく電子エネルギースペクトルの計算結果と実験データの比較（本文参照）。左図は、加速時のエネルギーは $E^{-2.3}$ の微分スペクトルを持ち無限エネルギー（ $E_c = \infty$ ）までに加速し、加速期間は瞬間的（ $\Delta T = 0$ ）と仮定した場合。右図は、 $E_c = 20\text{TeV}$ で、 $\Delta T = 10^4\text{yr}$ とした場合。いずれも、銀河内の拡散係数はエネルギー依存性（ $E^{0.5}$ ）をもち、 1TeV で $D_0 = 2 \times 10^{29}\text{cm}^2/\text{s}$ である。

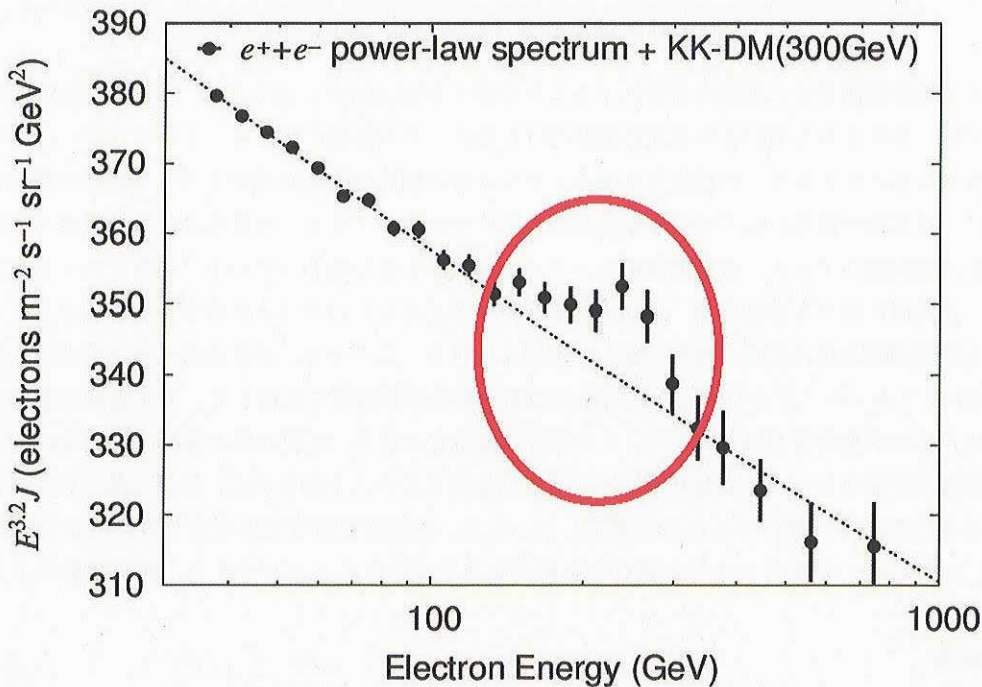


図2 300GeV の Kaluza-Klein Dark Matter (Cheng et al. PRL 2002) から期待される電子（＋陽電子）によるエネルギースペクトルにおける変化（丸印の部分）。CALET（§7参照）での観測量を仮定。

このような観測を実現させるためには、高い電子検出効率と大面積という互いに反する性能を合わせ持つ測定器の開発が不可欠である。従来用いられてきたチェレンコフ光測定器 [3] や遷移放射検出器 [4] は、100GeV 以下では高い電子検出効率を持つが、100GeV 以上で電子選別が困難になる。さらに、幾つかの機能を持つ装置要素を組み合わせる必要があり、全体が大型化し重量の割に有効立体角が小さくなるため、観測量を増やすことが難しい。原子核乾板を用いたエマルジョン・チェンバーは大面積化が容易で、1,000GeV 以上の領域まで観測が可能な現時点での唯一の装置である [5]。一方、100GeV 以下ではシャワーの検出が困難で、時間分解能がないため到来方向の測定が出来ないことに加えて、回収を絶対に必要とするという条件があるため、長期間観測実験では利用が極めて制限されざるを得ない。

我々はこのような既存の測定器の欠点を克服し、高エネルギー電子の精密測定を行なうために、シンチ・ファ

イバー (SciFi) を活用した新しい方式の観測装置 (BETS: Balloon borne Electron Telescope with Scintillating fibers) を開発し [6], 国内での気球実験で10GeV から100GeV におけるエネルギー・スペクトルの観測に成功した [7]. さらに, 大気ニュートリノ振動の定量的解明を行うために, GeV 領域の大気ガンマ線の高度変化の観測を, 装置改良により実施している [8]. BETS は, 原理的に100GeV 以上の電子, ガンマ線にも利用が可能であるが, 国内における気球観測では数日以上は観測ができず, 電子加速源の同定などを行うに十分な観測量が得ることは難しい. しかし, 南極周回気球を用いれば, 20日間程度の観測が可能であり, 飛躍的な観測量の増大が期待できる [9]. このため, 国立極地研究所の第5次5ヶ年計画の一環として実施された第2期の南極周回気球 (PPB: Polar Patrol Balloon) 実験 [10] によって, BETS の改良型 (PPB-BETS) による長期間観測に挑戦した. 2004年1月に実施されたこの観測では, 35km の高度で13日間にわたって観測が実施され, 国内実験総量の10倍を上回るデータが得られている. 本稿では, 装置, 観測の概要とデータ解析の手法, および初期的なエネルギー・スペクトルの結果について報告する.

2. 南極周回気球搭載電子観測装置 (PPB-BETS)

PPB による長期間観測では, 観測の対象とするエネルギーが1000GeV に及ぶため, 10~100GeV の領域での観測のために設計, 製作された BETS を単純に面積だけ大型化しても観測に用いることはできない. このため, 検出器部分の改良に加えてシャワーの撮像システム, データ取得回路の大幅な増強を行った観測装置を新たに開発した. さらに, 長期間の観測には不可欠な衛星経由のデータ伝送システム, 太陽電池による発電 (充電) システム, 気球高度自動制御システム, 長期間装置モニターシステムが付け加わっている. 装置システム全体の概略を図3に示す. 長期間にわたる観測の間, 気球高度を維持する必要からバラストの重量が大きくなり, ペイロード全体にしろる観測装置本体の重量は極めて厳しい制限を受ける. このため, 装置全体を圧力容器に入れることができず, CFRP とアルミハニカムを用いた遮光性能のある非密封の容器に収納して, 高圧電源を使用する箇所では放電防止のための真空対策をほどこした. このような軽量化の結果, 装置本体の重量は約200kg となり, 250kg のバラスト搭載が可能となった. 観測状態における長期安定性のテストのために, 装置全体を真空チェンバーに入れて, 2週間の間正常に動作することを確認した. なお, 全消費電力は太陽電池で供給可能な約70W に抑えられており, PPB の厳しい条件に十分な適合性を持つ装置を完成することができた. 観測装置の主な諸元を表1に示す.

2.1 観測装置

2.1.1 検出器

検出器は, 原理的には BETS と同じ構造のシャワー可視化型のカロリメータであるが, 次のような新規開発が行われている. TeV 領域までの観測を行うために鉛の吸収層を厚くするとともに, 機上における陽子除去率とエネルギー測定精度の向上のため, プラスチック・シンチレータ (シンチレータ) の数を, 3層から9層に大幅に増強している. 図4に, 検出器を側面から見た概略図を示す. 全体で9輻射長 (radiation length: r.l.) の厚さの鉛板の間に, 9枚のシンチレータと18枚のシンチ・ファイバー (Scintillating Fiber: SciFi) ベルトが入っている. 検出器の面積は28cm×28cm で厚さは約24cm である. 検出器上方から入射した高エネルギー宇宙線は, 鉛でカスケードシャワーを発生し, シンチレータからのシグナルの同期によりトリガー信号を発生する. そして, ゲート機能のついたイメージ・インテンシファイヤー (I.I) によって, SciFi で検出されたシャワーイメージがX, Y 各々の方向に取り込まれ, CCD カメラで撮像される. このシャワー発達3次元的な形状を用いて, 入射粒子の到来方向の決定や粒子種類の弁別が可能である. エネルギーは, 各シンチレータのシグナルで遷移カーブを測定して決定する.

シンチレータは, 鉛の厚さで0~7r.l.の深さに1r.l.おきに8枚, 9r.l.の深さに1枚の計9枚 (Si, $i=0\sim8$) を設

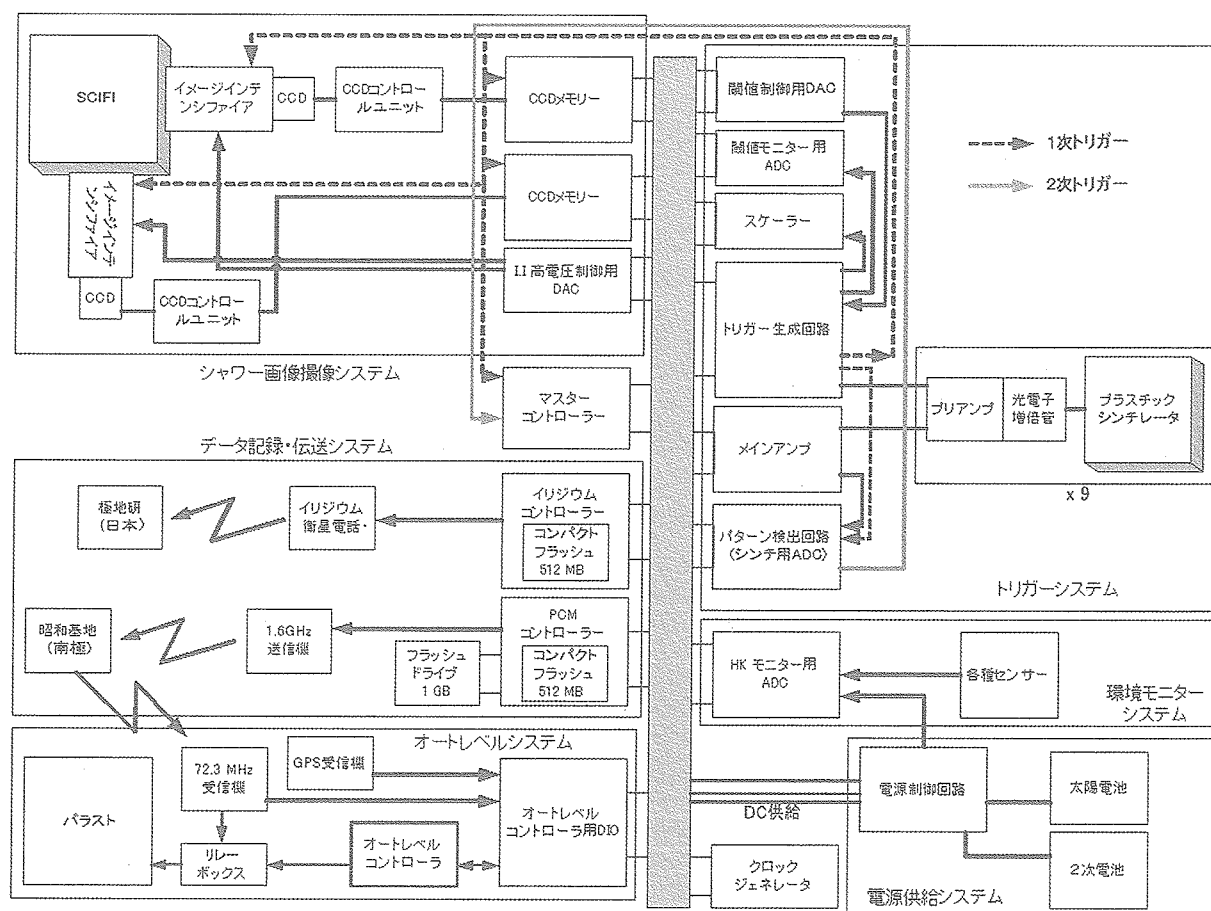


図3 PPB-BETS のシステム全体図.

表1: PPB-BETS の装置諸元

装置本体重量	200kg	非密閉容器を含む (480kg バラストを含めた全重量)
消費電力	70W	太陽電池及び二次電池による供給
観測高度	~35km	オートレベルシステムによる自動制御
データ転送速度	~2.4kbps	イリジウム衛星回線
	~64kbps	地上局との直接通信

置した。それらの厚さは、シャワー粒子数を考慮して上方の S_0 , S_1 , S_2 では10mm, $S_3 \sim S_9$ の6枚は5mmとなっている。各シンチレータはBICRON社製のBC404を用い、波長変換用ファイバー(BICRON BCF-92)を14mm間隔で、表面と裏面にそれぞれX, Y方向に平行な溝に埋め込んである。読み出し側は、ファイバーの端面をシンチレータ毎に束ねて、光電子増倍管(HAMAMATSU R7400)に接続する。光電子増倍管の出力信号は、プリアンプで増幅し2系統の信号の出力に分岐する。一方は、トリガーシグナルの生成に用い、他方はエネルギー測定のために、メインアンプで整形したあとピークホールド型の12 bit ADCによってデジタル変換して記録した。

SciFi (Kuraray SCSF38) は、断面が1 mm 角で発光のピーク波長が423nm, 減衰長は約220cmである。280本のSciFiを横一列に並べて一枚のベルトを構成し、図4に示されているように、鉛板の間に挿入する。入射粒子と

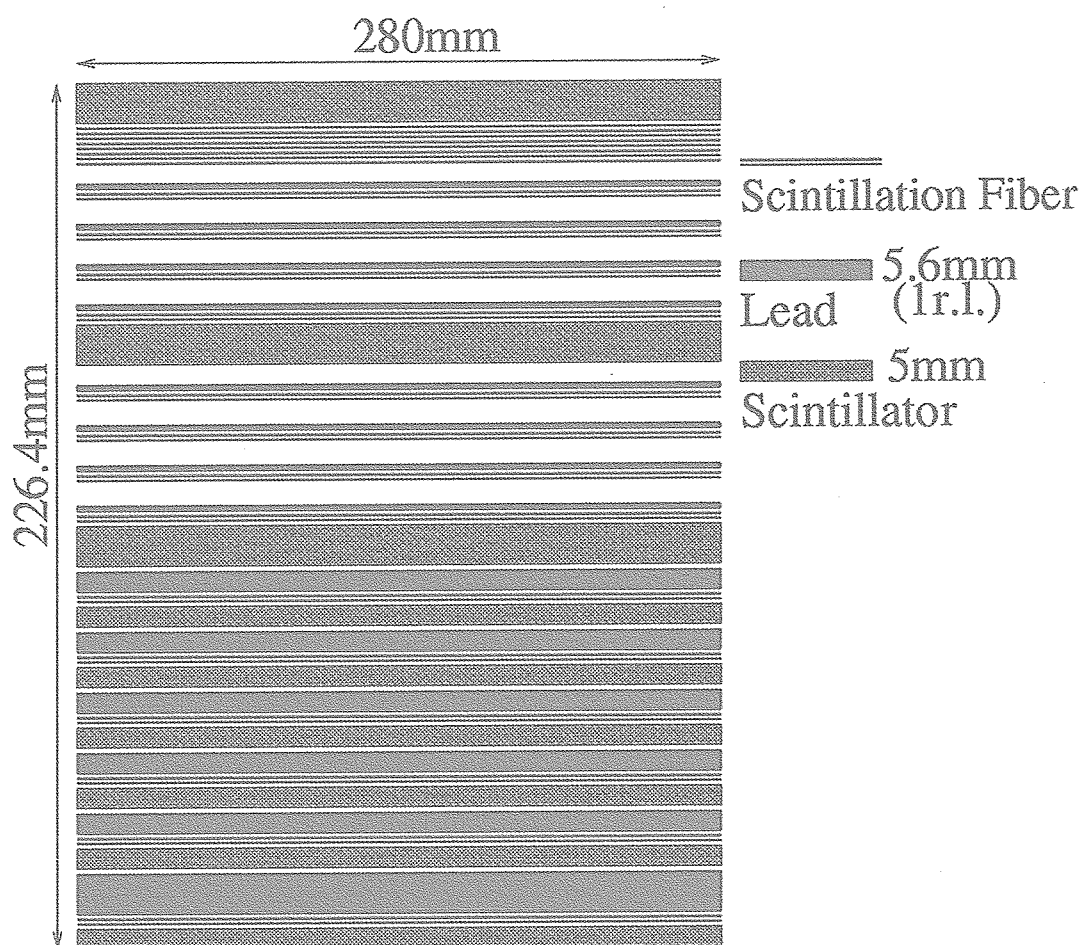


図4 検出器の側面からみた概念図（本文参照）。

初期段階のシャワー（pre-shower）を正確に測定するために、0r.l.に4層、その後0.25r.l.毎に2r.l.まで8層が挿入され、続いて3～7r.l.では1r.l.毎と9r.l.に各1層（全部で6層）の計18層が用いられる。各層ではX、Yの互いに直交する方向に2枚のベルトが設置されており、合計36層（SciFiの総本数は10,080本）のベルトで、シャワーの3次元的な発達を測定する。検出器外でのノイズを防ぐために、各SciFiは一本ごとにライトガイド用のクリアファイバー（Kuraray Clear-PS）と特製の光カップラーで接合し、X、Y方向毎に読み出し側を束ねてLIの入力窓に接続する。LIの光電面は直径100mmの円であるので、有効面積内に収まるように、1層280本のベルトを70本毎に4つに分けて、それらを4層に積層する。そして、この各層にファイバー位置校正用のLEDを光源とするクリアファイバーを2本ずつ入れたうえで、一方向18層のベルトを束ねて、10cm直径の円に内接する72本×72層の正方形の断面にして接続した。

2.1.2 トリガーシステム

イベントのトリガーは、シャワー粒子によってシンチレータ内で発生したシグナルの同期により生成する。トリガー条件としては、観測する電子のエネルギーに合わせた2種類と、パルスハイト校正用の宇宙線ミュー粒子によるシングル・トリガー、およびSciFiの位置校正のためのクロック同期によるLEDトリガーの計4モードがある。観測用の2種類は、10GeV以上のシャワーをトリガーするための低エネルギー（LE）モードと、100GeV以上のための高エネルギー（HE）モードである。観測期間中にエネルギーしきい値を変更して、トリガーレートを変更する必要があることも想定されるため、トリガー生成回路における各ディスクリ値の設定は、コマン

ドで変更できるようにした。また、特定のチャンネルが発振したような場合も想定して、そのシンチレータのシグナルを有効または無効にする（マスク）コマンドも用意した。

HE モードでは $S_0 \sim S_8$ の下限値と、 S_9 の上限値を満たす、合計10個のコインシデンスを用いる。

LE モードは、 S_0 の下限値と上限値、 S_2 の下限値、 S_7 の下限値を満たす、4 個のコインシデンスである。シングルモードでは、 S_0 の下限値と S_2 の下限値を満たす2つのコインシデンスでトリガーをかける。これら3種類のモードで、 S_0 の下限値は各モードで共通があるが、その他はそれぞれに適切な値が設定されている。HE モードの10系統の単独のカウント数、HE、LE およびシングルの各モードでの、トリガーとデータ取得（DAQ）の数は、スケーラで記録しトリガー状態のモニターを行った。

HE モードでは、各しきい値を電磁シャワーの発達に合わせて、主なバックグラウンドである陽子の効率的な除去が行えるようになっている。図5は、シミュレーション計算で求めた各シンチレータにおけるシャワー粒子数の分布である。図からわかるとおり、電子起源のシャワーに比べて陽子起源のシャワーは極めて揺動が大きく、各しきい値を電子シャワーの下限値にあわせることにより、選択的に電子観測が可能になる。HE モードのトリガーでは、イリジウム衛星の通信回線（2.4kbps）により全データの伝送を行う必要があるため、出来る限り機上で陽子を除去してデータ量を減らす必要がある。このため、データ取得後にシャワー発達をより詳細に考慮した2次（ソフト）トリガーを用いて、機上において陽子雑音をさらに半分程度に減らしている。2次トリガーでは、異なる層にあるシンチレータ間の粒子数の比を求めて、電磁シャワーの形状に適合する条件を満たすイベントのみを選択する。この方法により、しきい値だけでは出来ないシャワー形状の判定が可能になり、陽子除去性能を向上させた。HE および2次トリガーを用いた場合に期待される、各粒子のトリガー効率と各粒子のフラックスを考慮した観測時の全トリガーレートのシミュレーション計算による予測値を表2に示す。実際の観測条件における全トリガーレートは、1時間で54イベント（ ~ 1 イベント/分）であることがわかる。

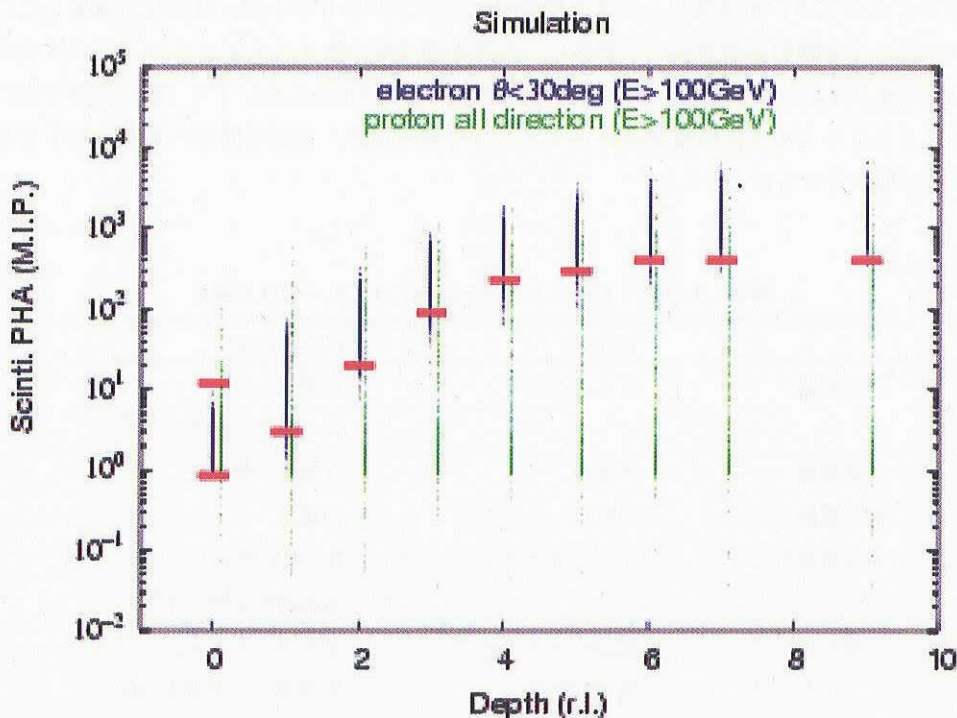


図5 シミュレーションによる電子と陽子のシャワー発達の違い。0 から9 r.l.における MIP 数を、シミュレーションイベント毎にプロットした。図中の横線は各シンチレータにおける閾値の代表値を示している。

表2 HE 及び 2 次トリガーの場合の検出効率とトリガーレートの期待値

	HE トリガー	2 次トリガー
電子 (100GeV)	91.0%	86.3%
陽子 (>150GeV)	0.96%	0.67%
ヘリウム	0.98%	0.53%
トリガー頻度 (events/hour)	97	54

シャワー粒子数への換算は、宇宙線ミュー粒子のパルスハイトを用いてキャリブレーションした、最小電離損失粒子 (MIP) の値を単位として行った。この測定では、天頂角分布を考慮したシミュレーション計算との比較により、まず 1 MIP に相当する各チャンネルの ADC 値を決める。このとき光電子増倍管の電圧は 800V と共通の値を用いる。しかし、この状態では、1 TeV の電子シャワーでの (シミュレーション予測による) 上限値まで測定することはできないので、光電子増倍管の電圧を下げて測定可能範囲が予測の範囲内に収まるように調整を行った。このために、プレアンプのテスト入力にリサーチパルサー (ORTEC448) からパルスを入力し、入力電荷と ADC 値の相関を求め、ADC 値が飽和する値を測定する。次に、ミュー粒子の測定で求めた 1 MIP に対する ADC 値を用いて、何 MIP まで測定できるかが求めて、その範囲内に収まるように光電子増倍管の電圧を下げる。このときに必要な電圧とゲインの関係は、NaI (Tl) 結晶に Am をドープしたライトパルサーを用いて決めている。ゲインは、450V から 800V の間で、電圧のべき乗 (7.1~7.9) に比例しており、この関係式から各光電子増倍管にかかる電圧を求めた。

2.1.3 シャワー画像撮像システム

撮像用の II システムは新たに開発されたもので、入力側口径が 100mm で出力側口径が 25mm の大口径 II と、ゲート機能をもつ MCP (Multi-Channel Plate) 内蔵の近接型 II (HAMAMATSU V4436U)、および CCD を光学的に結合して構成されている。初段の II を小型化し、二段目 II をインバーター型から近接型に変更し、大面積 CCD を利用することにより、従来使用してきた既製品に比べてかなりの小型、軽量化を達成した。さらに、1 TeV の電磁シャワーでも飽和現象をふせぐために、入射光量に対するダイナミックレンジの拡大を図った。II システムの主な改良点を表 3 にまとめた。システム全体は、放電防止のためにアルミ製の気密容器に封入している。磁場の影響をさけるために、II 部分をミューメタルで覆うほか、観測期間中の温度と気圧をモニターするためにセンサーが取り付けられている。

表3 大口径イメージ・インテンシファイヤーの改良項目

	BETS	PPB-BETS
真空容器	ガラスバルブ	金属バルブ (一部出力部ガラス)
内部電極	6 電極	3 電極 (簡素化)
高圧電源	外付け	内蔵
電極維持方法	下部のみセラミック止め	B 1 電極両面止め 溶接箇所を増やす
イオンポンプ	部分ポッティング	全体ポッティング
アンチモン源	管内固定	外部導入、蒸着後外部へ
ゲッター	管内固定	なし
イメージチェーン	スプリング	シリコンゴム、ゴムバネ

初段の大口径 LI では、100mm ϕ の光電面で変換された電子を、静電レンズによって25mm ϕ に収縮する。MCP (25mm ϕ) を内蔵する二段目 LI では、外部トリガーシグナル ($\sim 1\mu\text{s}$ の遅れ) でゲートを10 μs 開き、蛍光材で保持された光を増幅する。十分な増幅率 (~ 106) を確保するために、もう一台の MCP 内蔵 LI をつないで、CCD に接続する。撮像用の CCD は Thomson 社の TH7887 で、S/N 比が70dB、有効面積が14.336 \times 14.336mm²で1024 \times 1024の画素を持つ。トリガーシグナルと同期してリセット機能がはたらき、それまでの画像をクリアしてからシャワー画像を取り込む。フレーム転送モードを用いた、40MHz のサンプリングによる高速読み出しが、12bit 階調で可能である。BETS で使用した CCD に比べると S/N 比が6.3倍、SciFi 一本に対応する画素数が15倍になることから、SciFi の発光量に対してダイナミックレンジが2桁近く向上しており、TeV 領域のシャワーまで撮像が可能になっている。

CCD の画像データは、1 画像のデータが1.5Mbyte であるので、加速器ビーム実験で有効性を確認した上で、次に述べるような画像圧縮法を採用した。まず、4 \times 4 画素を合算して16bit 階調の256 \times 256画素の画像に変換する。そして、輝度の最大値が8 bit で収まるような log スケールへの変換を行う。ここまでは不可逆圧縮であるが、ダイナミックレンジと位置分解能は十分に確保されている。このときの1 画像のデータ量は64kbyte、1 イベント当たり X、Y の2 画面があるので128kbyte となる。さらに可逆圧縮として、Run-Length 符号化 [11] と Huffman 符号化 [12] によって、データ量を圧縮した。

2.1.4 データ取得システム

トリガーが発生すると、CCD 画像データを取り込むとともに、シンチレータのシグナルを A/D 変換して、マスターコントローラによってスケーラの値や各種の HK データとまとめて、1 イベント分のデータ単位を作る。データは、トリガーモードの違いや HE モードでの2 次トリガーの有無によって、機上記録またはデータ伝送の取り扱いが異なるため、それぞれに応じたデータフォーマットで構成されている。これらの一連の動作を行うシステムは、すべてモジュール化されている。データ収集を統括するマスタモジュールと CCD メモリモジュールは32ビットの専用バスで結ばれており、その他は8 bit の共通バス上に構成され、それぞれのモジュールにパラレル処理用の CPU が搭載されている (図1 参照)。すなわち、データ取得システムは、複数の CPU による並列・分散処理と DMA (ダイレクトメモリアクセス) によるモジュール間のデータ転送の高速化が図られており、システムの高速化を実現している。HE モードによるトリガーでデータ取得を行うために必要な全時間の平均値は、約0.8秒である。

2.2 気球観測システム

2.2.1 データ送信システム

気球が昭和基地から電波可視域にある間は直接交信が可能であるが、大部分の期間の通信はイリジウム衛星電話の公衆回線 (イリジウム回線) を使用する必要がある。直接交信では、1.6GHz の電波での PCM テレメータによって、64kbps でデータ送信が可能である。一方、イリジウム回線ではデータの送信レートは2.4kbps (実効は2.3kbps) に限られているので、トリガーモードに応じてデータ送信の最適な方法を選択して、出来る限り効率的にデータ送信を行う工夫がなされている。イリジウム回線では、HE モードと2 次トリガーによって得られたデータのみをダウンロードする。一方、放球後の電波可視域にある時間帯では、イベントレートが高い LE モードでもトリガーをかけて PCM テレメトリーにより、昭和基地でデータを受信する。装置への電源投入時から10 時間が経過すると、LE モードは自動的に HE モードに切り替わり、HE モード (二次トリガーはなし) のみの PCM テレメトリーダウンリンクとなる。この HE トリガーのみのデータのダウンリンクは、当初イギリスのロテラ基地、中国の中山基地、周回後の昭和基地でのデータ受信を想定して設定したものであるが、今回の実験では実施されなかった。

2 次トリガーで得たデータはメモリに書きこまれた後、イリジウム回線によって米国の受信基地にダウンロー

ドされ、常時接続の国際電話回線で極地研にあるデータ受信用のコンピュータにリアルタイムで送信される。データの書き込み速度が送信能力を上回ると、リアルタイム性が確保できなくなる。したがって、モニターデータとサイエンスデータを常に同じタイミングでおくことは、リアルタイムの装置モニターを行う上で、致命的な問題となる。このため、5 イベント分のデータ単位が送られると、その時点での HK データと全スケアラのデータを（イベントのデータ単位に含まれたデータとは別に）、優先的に送信する方法を採用した。イベントデータについては、送信に時間的な遅れが大きく生じた場合には、コマンドによりトリガーレートを下げる（しきい値をあげる）ことによって、トリガーレートを減らすためのコマンド操作を行った。

2.2.2 コマンドシステム

気球へのコマンド送信の方法は、データの場合と同様に昭和基地からの72.3MHz 帯の6 ch のダブルトーンコマンドによるものとイリジウム回線の2 系統用いた。ダブルトーンコマンドは、主に放球前および直後に必要な内容のコマンドである。イリジウム回線によるコマンド送信は、操作ミスの防止とタイミングを正確にするために、コマンド内容を書いたファイル（ページと呼ぶ）をあらかじめ用意しておき、送信設定にしておくとして、以下のいずれかのタイミングで自動的に送信される専用ソフトを開発した。

- (1) 機上のメモリにあるイリジウム回線データを地上に全て送りきった時。
- (2) 直前の5 イベント分のデータを地上に送信した時。

コマンドが実行されると、直後に HK データが地上に送られ、コマンドによる設定値の変更が最優先で確認できるようになっている。

工学コマンドの中で重要なものは、イリジウム回線でもコマンドが打てるように二重化されているが、イリジウムコマンドの主な機能は観測条件に応じてトリガー条件を適宜に変更することである。そのために、TRGP、DISC、SECOND の3 種類のコマンドを用意した。TRGP コマンドは、4 種類のトリガー（HE、LE、SINGLE、LED）を選択するほか、14チャンネルのディスクリミネータのうちから、トリガーに利用するチャンネルを指定することもできる。各しきい値の変更は DISC コマンドで行う。各々の設定値は、あらかじめ8 通り（ページ）登録しており、そのページを送信して1 回のコマンドで同時に変更する。各ページの値は、テストフライトとシミュレーション計算を用いたトリガーレートの予測に基づいている。SECOND コマンドは、2 次トリガーを有効または無効にする変更を行うときに用いる。

2.2.3 電源システム

今回の実験では、3 週間以上の観測が想定されていたので、太陽電池による発電システムが不可欠である。このため、太陽電池（シャープ NT3436）とニッケル金属水素の二次電池（サンヨー HR-D）を併用した電力供給システムを開発した。太陽電池は一枚70cm×40cm の面積で、これをアルミハニカム板に5 枚並べて一枚の太陽電池パネルを構成した。このパネルで140W の供給が可能であるので、温度上昇や太陽高度による発電量の減少があっても、装置の駆動に必要な電力（～70W）の供給は十分に可能である。この太陽電池パネルをゴンドラの周囲の4 面に各1 枚を取り付けることで、太陽の方向によらず電力を供給することができる。二次電池は、10 本を直列に繋いだものを1 セットとして4 セット搭載し、放球前にあらかじめ満充電状態にしておく。観測期間中は、太陽電池の起電力が規格値（14V）を越えている間は、太陽電池からの直接電力供給で装置は稼動し、二次電池はトリクル充電（120mA）モードで満充電状態が維持される。日陰などの理由により、起電力が14V より下がると、二次電池からの電力供給が開始される。そして、二次電池からの電圧が11V より下がると、システムは自動的にシャットダウンする。このとき、二次電池だけで駆動できる最大時間は約4 時間である。太陽電池の起電力が13.5V 以上に回復するとシステムは自動的に再起動し、同時に二次電池への充電が始まり、満充電状態になるとトリクル充電に切り替わる。

2.2.4 オートレベルシステム

気球高度を自動的に維持するために、バラスト投下の制御には独立に作動する2 系統の装置（ALC1、ALC2）

が搭載された。ALC1 はプログラムによって制御されており、それまでに到達した最高高度との高度差が設定値以上になった場合にバラストの投下を行う。ALC2 はハードウェアで構成されており、設定高度以下になるとバラストを投下する。基本的には ALC1 が優先的に作動するように設定されており、ALC2 はバックアップとしての機能を持つ。高度の測定は気圧計で行い、高高度での精密な測定のための MKS バラトロン製の MKS 622A (100 torr) と、ダイナミックレンジの広いセトラ社製の 10 PSI, Setra 270 を利用した。

2.2.5 モニターシステム

HK データとして、観測装置の全体のモニター (HK1) とトリガー発生回路のモニター (HK2) がある。HK1 では、0.5秒おき (PCM のテレメータの64フレーム) にデータが更新される。データの内容は、各装置の温度と電圧、電源システムの電圧、電流、及び気圧、太陽センサー、磁場センサーの計測値、バラスト残量、GPS データなどである。12bit のデータが2バイト整数として1ブロックを構成し、HK1 データの1単位は65ブロック (130バイト) である。HK2 では、0.25秒 (PCM のテレメータの32フレーム) おきにデータが更新される。この項目は、ディスクリの設定値と計測値、およびトリガーモードとトリガーマスクの設定値である。HK2 のデータも2バイト整数として記録され、1単位は32ブロック (64バイト) である。

2.2.6 データ受信地上システム

イリジウム回線のデータは、極地研で専用 PC (OS: Windows XP) により受信されると、QL (Quick Look) 用の PC (OS: Linux 2.4) に Windows のファイル共有および Unix の Samba プログラムを用いて即座にコピーされ、インターネットで外部のコンピュータからアクセスが可能となる。一方、昭和基地で受信する PCM データは、ビデオテープレコーダーにアナログ信号として記録されるものと、PC カードタイプの ADC によりハードディスクに記録されるものの、2系統で記録された。

モニターのための QL 用ソフトとしては、(1)PCM 用、(2)イリジウムデータ用、(3)WWW で用いるイリジウム用、の3種類のソフトの開発を行った。それぞれの機能は以下の通りである。

- (1) 開発言語には Java を採用し、昭和基地で装置の動作をチェックするために、HK データをダンプするとともに CCD 画像を表示する機能を持つ。
- (2) HK データのダンプ、CCD 画像のリアルタイム表示のほか、各チャンネルのトリガーレート、シャワー遷移カーブを表示できる。特に、HK データ、トリガーレートの時間変化、航跡図のモニターに用いる。
- (3) インターネットで配信する WWW 用のシステムで、外部からのアクセスがあれば、Java アプレットと最新のデータがダウンロードされ、QL 画面が表示される。長時間にわたる昼夜を問わない装置のモニタリングが、各研究機関や研究者の自宅から分散して可能になった。

3. シミュレーション計算による装置性能評価

検出器の開発と性能の評価は、シミュレーション計算によって行った。Monte Carlo コードとして、EPICS と FLUKA2002を用いて両者の一致性をチェックしている。CERN-SPS を用いた加速器ビームテストの結果は、次節で示すように、出来る限りシミュレーション計算と比較して、お互いの一致性を確認することによって装置性能の評価を行った。シミュレーション計算では、特に装置の観測性能を求めるために可能な限り現実に近い条件を採用して計算を行った。即ち、エネルギーが100GeV 以上の電子に対して、唯一観測データのあるエマルション・チェンバーの微分エネルギー・スペクトル ($E^{-3.3}$) を仮定し、等方的に検出器上面に電子を入射させて計算した。さらに、主なバックグラウンドとなる陽子、ヘリウム成分は、BESS 等で得られた観測データに基づくエネルギー・スペクトルを用いて、側面を含む全方向から等方的に入射させて、検出器の応答について調べた。

図6は HE トリガーでの検出器の幾何学的因子 ($S\Omega$) のエネルギー依存性を示しており、エネルギーが100GeV

以上の電子に対して、約 $600\text{cm}^2\text{sr}$ となる。また、各トリガーモードで用いるしきい値や2次トリガーの条件は、シミュレーション計算によってレートやバックグラウンドの除去性能を求めて、決めている。エネルギーが 100GeV 以上の電子に対して90%以上の検出効率を持つという条件できめた或るしきい値に対しては、各粒子の検出効率は、それぞれ電子91.0%、陽子0.96%、ヘリウム0.98%、炭素1.34%と求まる。さらに電磁シャワーの形状を考慮した選別するための2次（ソフト）トリガーを課すと、検出効率は電子86.0%、陽子0.63%、ヘリウム0.53%、炭素0.51%となり、電子の検出効率は余り変化しないが、バックグラウンドはかなり減少する。

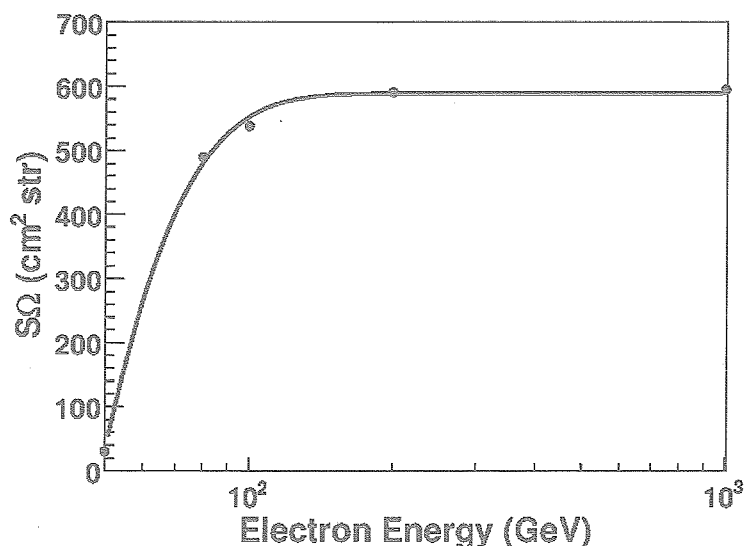


図6 ジミュレーション計算より求めた、観測時における幾何学的因子 ($S\Omega$) のエネルギー依存性。

この条件で、実際に期待される電子、陽子、ヘリウム、炭素のフラックスを代入すると、HEモードでのトリガーレートは、1次トリガーでは1時間に96.9イベントになる。これに、2次トリガーの条件を課すと、電子を86.0%まで残しながら、バックグラウンドとなる陽子、ヘリウム、炭素は1%以下に減らす条件で、トリガーレートは1時間に53.6イベントと予測できる。電子の期待値は1時間に数イベントであるので、機上ではまだ数10倍のバックグラウンドが残ることになる。送信データ量の大部分を占める画像データは、§4.3.1で述べるように 100GeV の電子では1イベントで平均 15kbyte 程度である。同じエネルギーの陽子ではこれより少なくなるので、上で求めたレートではデータ量は約 1.8kbps と予測され、イリジウム回線で全てのデータが送信可能であるという見込みになる。実際の観測では、トリガーレートや画像のデータサイズが変動する可能性があるので、このトリガー条件の標準設定の場合にたいして、トリガーレートが0.2から2倍の間で、8種類のディスクリ値の組み合わせをシミュレーション計算で求めて、ページコマンド ($P_i, i=1\sim 8$) として用意した。

4. CERN-SPS によるビームテスト

4.1 ビームテストの概要

検出器の性能評価を行うために、欧州共同素粒子・原子核研究所 (CERN) において 450GeV の Super Proton Synchrotron (SPS) を用いた電子、陽子ビーム照射実験を行った。CERN North-Area の T2-H4ビームラインにおいて、2001年10月12日から23日にかけて、 10GeV から 200GeV の電子と、 150GeV から 350GeV の陽子ビームを照射した。検出器へのビームの入射角度や入射位置を変えて、全部で電子は約10,000イベント、陽子は約13,000イベントのデータを取得している。表4にビームテストの概要をまとめる。

ビームの出口にトリガー用のシンチレータ 2 枚 ($50 \times 50 \text{ mm}^2$ と $10 \times 10 \text{ mm}^2$) を重ねて設置し、これらのコインシデンスで外部トリガーを発生し、検出器のトリガーとの積でデータ取得を行った。この実験では、内部トリガーのしきい値は十分に下げて (すべての) イベントを取得したあと、オフライン解析で実際に設定するしきい値をソフト的に設定して、それに対応してトリガー率がどのように変化するかを求めた。ビームテスト時における検出効率、電子では 100%、陽子では相互作用せずに検出器を突き抜けるイベントはトリガーせず、すこしでもシャワーを起こしたイベントが約 30% であった。

4.2 エネルギー分解能

ビームテストによってエネルギー分解能を求めるために、各シンチレータのパルスハイトを用いてシャワー遷移曲線を測定し、次の方法で個々のエネルギーを求めた。電磁シャワーでは、よく知られているように、シャワー遷移曲線はガンマ関数で近似することができ、深さ t では、定数 a , b を用いて次のように記述される。

$$dE/dt = (E_0 b / \Gamma(a)) (bt)^{a-1} \exp(-bt) \quad (1)$$

シャワーが最大発達する深さ t_{\max} は $(a-1)/b$ となる。画像解析で得られるシャワーの天頂角を θ とすると $C(\infty b / \Gamma(a))$ を用いて、シンチレータが置かれている深さ T とシンチレータでの粒子数の関係は、

$$S = C (bt / \cos \theta)^{(a-1)} \exp(-bT / \cos \theta) \quad (2)$$

と表わされる。3r.l. から 9r.l. にある 6 層のシンチレータのパルスハイトをこの式でフィッティングして、最大発達点での粒子数 $C(a-1)^{(a-1)} \exp(1-a)$ を決定する。図 7 に、この方法で求めた電子ビームのエネルギーと最大発達点での粒子数の相関を示す。エネルギー分解能 (σ) は、図 8 に示すように 100 GeV で 13% であり、10~200 GeV では 10~20% の値となり、シミュレーションともほぼ一致した値になっている。

4.3 画像システムの性能

加速器ビームを照射して得られたシャワーの CCD 画像データの例を図 9 に示す。シャワー中心では粒子数が多いため、SciFi の発光量が多くなり CCD の輝度が飽和する恐れがある。実際 BETS では 100 GeV までの観測が

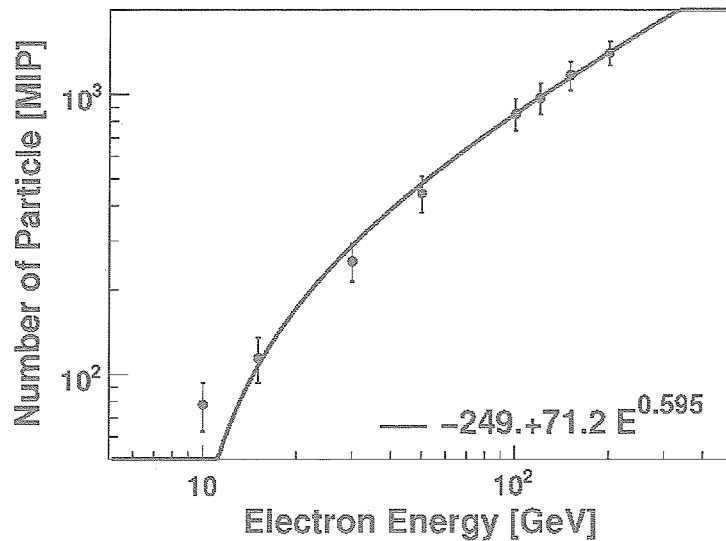


図 7 電子ビームの実験で得られた、エネルギーと最大発達点での粒子数との相関。

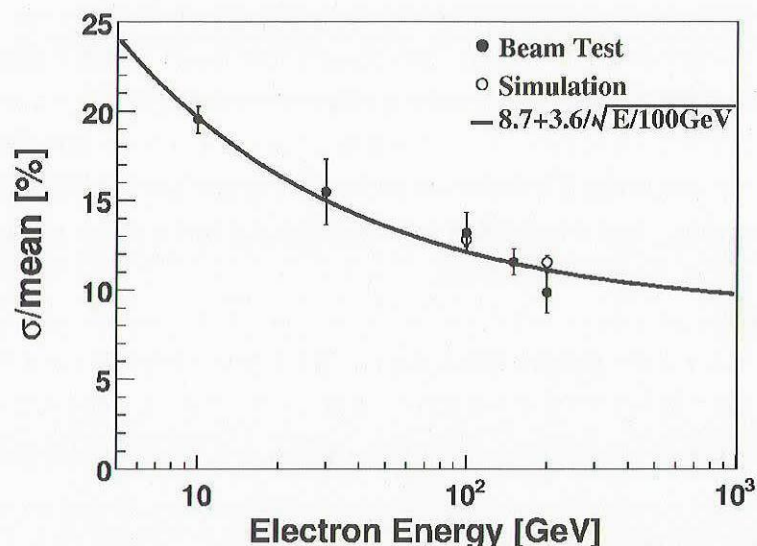


図8 電子ビーム実験によるエネルギー分解能 (σ/E) のエネルギー依存性とシミュレーション計算の比較。

目的であったので、100GeV 近辺では飽和現象が見られていた。このため、PPB-BETS では §2.1.3 で述べたような、ダイナミックレンジが2桁大きなシステムの開発により、シャワー中心部分でも飽和することなく撮像が可能になっている。このことを示すために、図10に電子ビームの各エネルギーについて、CCD の最大輝度値を示している。エネルギーに比例して最大輝度値が増大するが、飽和が始まるのは350GeV であることが外挿によりわかる。しかし、これはおよそ10,000画素中の1画素が飽和し始めるということであり、画像解析による入射角度や入射位置の決定精度、及び入射粒子の識別性能への影響は、1 TeV までほとんどないことがシミュレーションから判明している。

イリジウム回線によるデータ送信という条件下で、出来るだけ効率的な観測を行うために、ビームテストによって1イベント当りの画像データ (XとY画像の合計) のサイズと電子、陽子エネルギーの関係を測定した結果を図11に示す。当然ながら、エネルギーとともに画像データサイズも大きくなるが、100GeV の電子では平

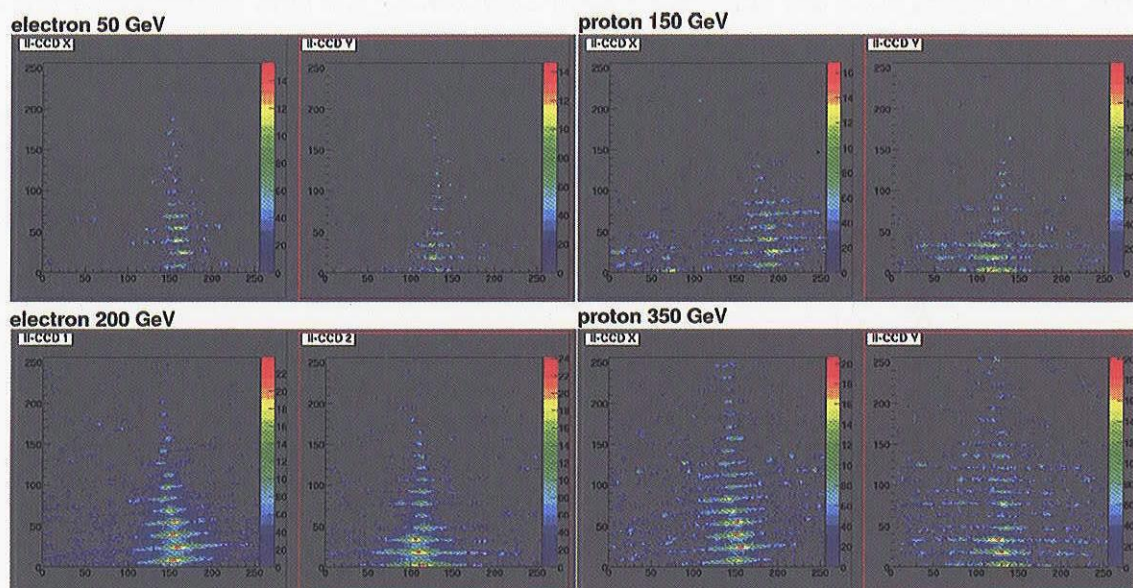


図9 ビーム実験で得られたシャワー画像の CCD イメージ。左側は、上が電子50GeV、下が電子200GeV で、右側は上が陽子150 GeV、下が350GeV。いずれも、X、Y の2方向について示す。

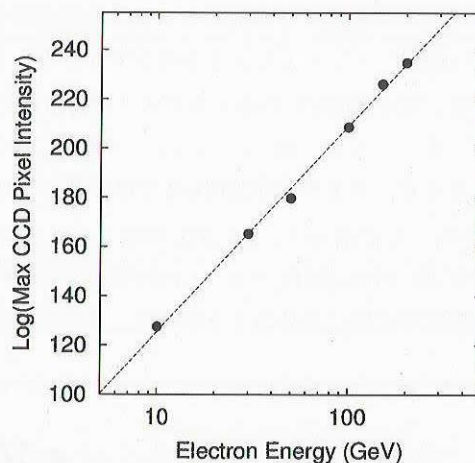


図 10 電子ビームのエネルギーとシャワーイメージの CCD 画素中での最大輝度との相関。

均的に約15kbyteであり、陽子の場合はその約80%になる。

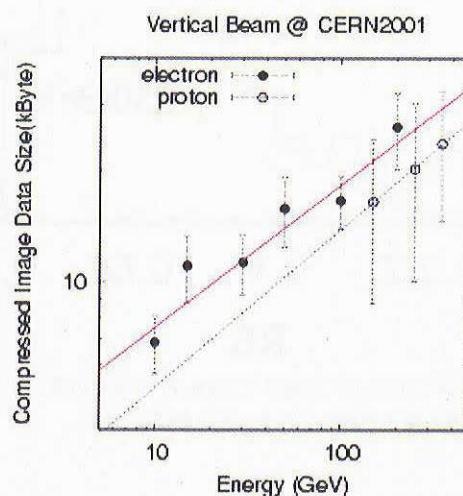


図 11 ビーム実験で求めたシャワー画像のデータサイズ（圧縮後）とエネルギーの相関。
黒丸が電子、白丸は陽子である。

4.4 角度決定精度

シャワーの CCD 画像から、検出器内の SciFi の配置への再構成を行うことにより、検出器座標での 3 次元的シャワー画像を再現する。この方法の詳細内容は文献 [7] に示されているが、この方法で再構成したシャワー軸により、粒子の入射角度、入射位置を決定する。垂直入射の電子ビームに対して得られた10GeV から200GeV のシャワーの角度決定精度は、ガウス分布でフィットすることで得られた標準偏差 (σ) から、0.35~0.6度となった。この誤差の主な原因は、検出器内における SciFi の位置精度によるもので、SciFi の位置補正を正確に行うことにより、0.1度になることがシミュレーション計算から求められている。

4.5 陽子、電子識別

シャワー画像解析により陽子と電子を識別する方法は、BETS と同様の方法を採用している。図12は、垂直に入射した電子または陽子のシャワー画像を再構成して得られた、シャワー軸から 5 mm 以内へのシャワーエネルギーの集中度 (RE) の分布を示している。（実際は、輝度の分布であるが、飽和現象が見られなければ、エネルギー分布と同じ意味をもつ。）この分布は、陽子では核相互作用で生じる中性 π 中間子からのガンマ線による

シャワーであるため、電磁シャワーに比べて横拡がりが大きく、複雑な構造を持つ。この結果、陽子起源のシャワーは RE の分布が広く、平均的には電磁シャワーより大きな拡がりを示し、図に示すように RE が 0.75 で分けると統計的に両者の分離が可能となる。電子 100 GeV のビームテストで得られた分布（実線）は、シミュレーション計算の結果（点線）と非常によく一致しており、 RE が 0.75 以上の領域に集中し、0.85 に鋭いピークを持つ分布をしている。同程度のシャワーエネルギーをもつ陽子 250 GeV では、電子に比べてかなり広い分布を持ち、 RE が 0.75 以上の領域にあるものは少ない。したがって、 RE が 0.75 以上のイベントを選別することにより、陽子バックグラウンドを効率的に除去できる。PPB-BETS では、CCD の飽和現象が避けられているので、1,000 GeV の領域まで RE 分布が電子、陽子の双方で正確に求めることができ、両者の有効な識別が可能になっている。

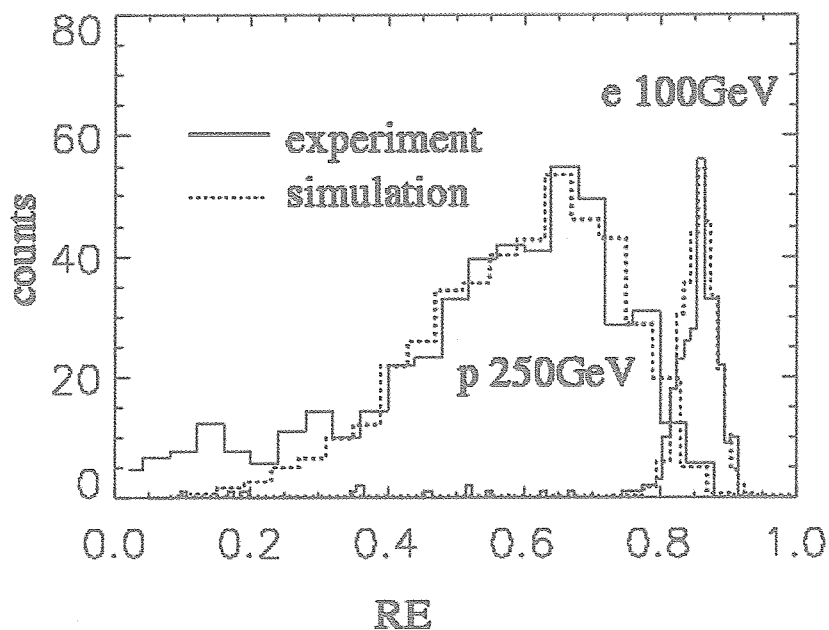


図 12 エネルギー集中度 (RE) における電子 (100 GeV) と陽子 (250 GeV) の分布の違い。実線がビームテスト、点線がシミュレーション計算である。この分布の違いから電子が選別できる（本文参照）。

5. 南極気球実験

5.1 実験概要

「しらせ」によって約 2 ヶ月をかけて南極昭和基地に運ばれた観測装置は、2003 年 12 月 24 日から現地で動作テストを行い、そのモニターを極地研で行うという体制で放球前のテストを開始した。まず、イリジウム電話による通信システムが正常であることをチェックし、地上での宇宙線シャワーの測定により、トリガーシステム、画像システムなどのデータ収集系が正常に動作していることを確認した。次に、イリジウムでのコマンド送信のテストを行い、トリガー条件を設定するページコマンドが正常に送信され、すべてのしきい値が正常に設定されることをチェックした。12 月 27 日に、最終テストを行うため太陽電池パネルを取り付けた状態で装置を屋外に移動し、太陽電池による動作確認を実施した。このテストでは、チェック項目として、イリジウム回線による Cutter 用コマンド、太陽センサー、磁場センサー、ダブルトーンコマンドなどの動作確認があったが、すべてのテストが正常に終了した。そして、データ記録用ディスクをクリアーして、いつでも放球が可能な状態で待機することになった。

しかしながら、その後は地上風が強くなり放球のチャンスがなかなか訪れず、年が明けて 2004 年 1 月 4 日に

やっと地上風がおさまる傾向が見られ、フィールドにおける放球準備を開始することが決断された。現地では、16時30分（22時30分 JST）から放球体制に入り、極地研ではデータ及びコマンドの送受信をチェックして放球に備えた。そしてついに、18時57分（5日0時57分 JST）に地上風が平均4 m/s、瞬間風速6 m/sという悪条件について放球が行われた。放球後約2時間で、平均高度34.6kmのレベルフライトに入り、本格的な観測を開始した。図13は放球直前の気球の様子である。

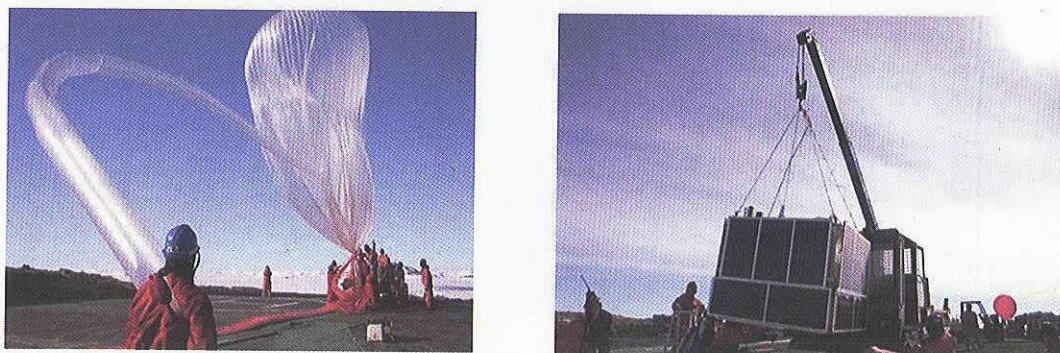


図13 PPB-BETSの放球直前の様子。左は気球で、右は太陽電池パネルをつけた測定器。

気球は、南極大陸の周縁部を周回風に乗ってほぼ13日間にわたって反時計周りに航行し、2/3周した時点で、バラストを使い果たしたことによる急激な高度変化により気球が破裂し、1月17日10時46分（JST）に交信が途絶えた。観測装置はおおむね正常に動作し続け、電力供給システムやイリジウム回線による双方向通信も安定に動作した。一時的に日陰状態で装置の自動停止があったものの、計画通り正常に再起動している。気球の航跡図と高度変化を、図14と図15に示す。

5.2 低エネルギー（LE）モード観測

気球が昭和基地から電波可視域にある間は、10GeV以上のシャワーをトリガーするLEモードによって高頻度の電子観測を行った。このモードによる観測は、装置電源の投入から10時間後（放球後約3時間）で設定どおり自動的にHEモードに切り替わり、約22,000イベントのデータが記録された。気球の上昇時には高度とともにトリガーレートは上昇し、レベルフライトに達した時点では約3.1Hzであった。それに対してDAQレートは、1.3Hzとなり、データ取得の効率はおおよそ40%であった。

5.3 高エネルギー（HE）モード観測

HEモードでのトリガー頻度は、レベルフライトに達した時点において約0.06Hzであり、予測値をかなり上回っていた。このため、イリジウム回線によるデータ転送が追いつかなくなる事態が発生し、ページコマンドを用いてトリガーレートが半分の約0.03Hzになるようにディスクリ値を変更した。今回の実験では、放球時期が遅れたこともあって、南緯60度から70度の比較的低緯度地帯を飛行したため、太陽の高度変化が激しく装置の温度は大きく変化し、昼夜において約40℃程度の温度差が生じた。このため、高温時にはCCDに熱雑音が発生して画像の圧縮率が低下して、1イベントのデータサイズが数倍に増えるような現象がみられた。このままでは低いレートでも、イリジウム回線でデータを全て送ることはできないので、その対応策として温度が高い時間帯にはデータ送信のみを行うような運用を行った。このように、イリジウム回線のデータ送信量による制限のため、観測期間中に100%のデータ収集は行えなかったものの、これまでのBETSの総データ量を一桁以上も上回るデータ量を得ることができた。機上でディスクに記録された100%のデータは回収できなかったが、2次トリガーによって選択されたイベントのうち、約5,700イベントのデータが得られた。通信時のエラーにより、データの再現ができずにロスした割合が、5%程度あったが、これはほとんど問題ではない量である。

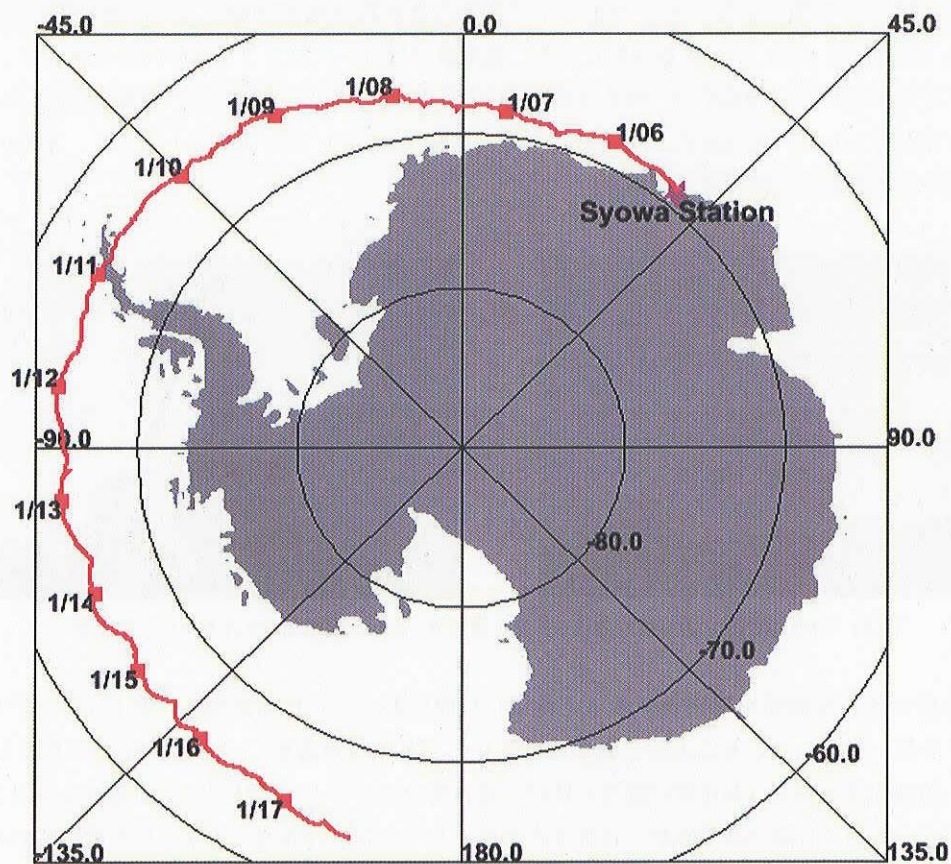


図 14 気球の航跡図.

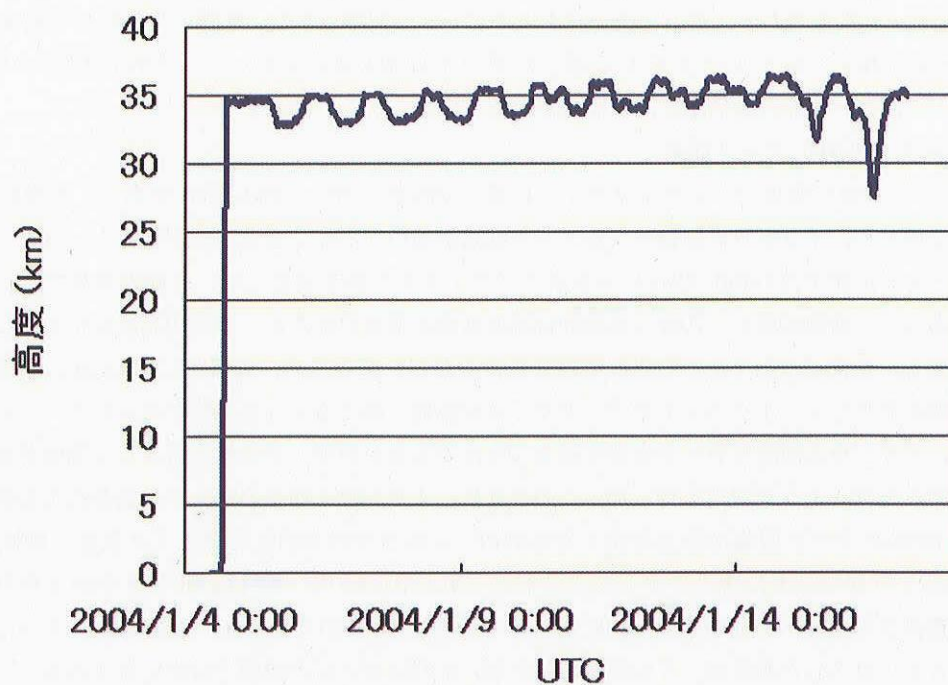


図 15 気球高度の時間変化.

6. データ解析

6.1 トリガーシステムの評価

今回の観測の主要目的は、100GeV 以上でのエネルギー・スペクトルの測定であるので、本稿ではイリジウム回線によって送信されたデータの解析について報告する。トリガーが正常に働いていたかどうかのチェックのために、エネルギーとの相関がよいシンチレータ S_7 でのパルスハイト分布を図16に示す。標準のトリガー条件 (>100GeV: Page3) と、それより閾値が高いトリガー条件 (>150GeV: Page 7) の場合について、いずれも予想された値でディスクリがかかっており、トリガー条件の変更によるエネルギー閾値の変化が期待通りであることが確認できる。このうち、一次電子は数%であるので、エネルギー・スペクトルに相当するこの分布の冪は、主なバックグラウンドである陽子のスペクトルの冪 (-2.7) と一致している。このことから、シンチレータのシステムは、トリガーとエネルギー測定のために、正常に動作していたことが確認できる。

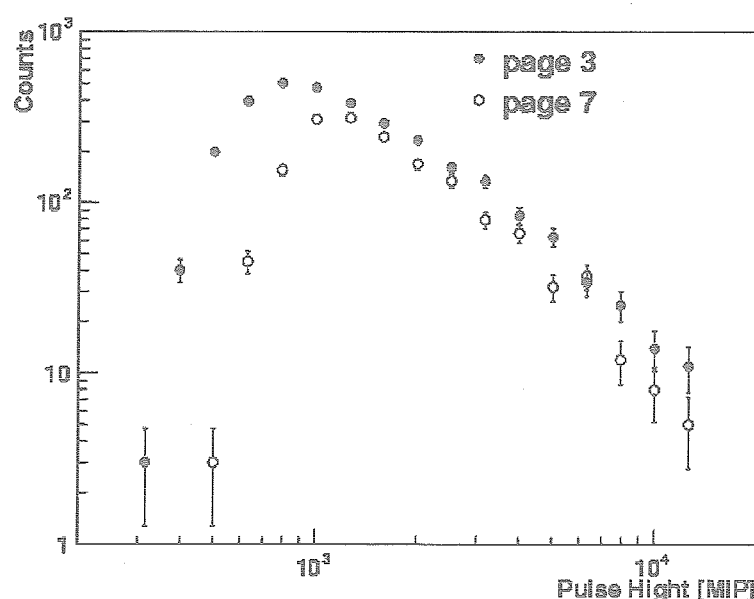


図 16 HE モードでのトリガーで観測されたシンチレータ (S_7) でのパルスハイト (MIPS 数に換算) のスペクトル。標準トリガー条件 (Page3: >100 GeV) と、高エネルギーのトリガー (Page 7: >150 GeV) での分布を示す (本文参照)。

6.2 画像解析による粒子識別

シャワーの画像解析によって電子を選別する手法は、すでに BETS 実験において確立しているので、このデータ解析でも BETS の手法を踏襲している。今回の解析では、南極大陸上空での長期間観測であったため、BETS による三陸での実験では余り問題にならなかった、観測期間中における磁場や温度の変化による CCD 画像の“ズレ”がかなり見られ、これを補正する手法の開発が必要であった。

6.2.1 LED を用いた位置補正

CCD 画像から、検出器内の SciFi の位置にシャワー画像を再構成するためには、まず両者の位置関係を決める必要がある。このため、CCD 画像の各画素が、どの SciFi に対応するかを、宇宙線ミュー粒子の飛跡画像データを数100万イベント重ねがきした画像を用いて求める。図17に、この方法で求められた CCD 画面上の約5000本の SciFi の位置を示す。もし、この位置関係が固定していれば、各 SciFi に対応する検出器での座標を用いて、シャワー画像の実空間での再構成ができる。しかし、今回の観測では、磁場の変化による I.I 内の電子軌道のズレ、温度変化に起因する熱膨張、収縮による SciFi 位置のズレ、などにより、観測期間中に位置関係が大きく変化していることが判明した。このようなズレの補正は、SciFi の間に埋めこまれた LED を光源とするファイバー

を用いて可能である。磁場による I.I の画像のズレは、磁場センサーによる水平方向の 2 成分 (X, Y) の値と、国際標準地球磁場 (IGRF) の 2000 年モデル [13] を用いた鉛直成分の値を用いて補正できる。このようにして、磁場と温度の両方をパラメータ化した補正関数を LED イベントの相対的な位置変化から求めた。その方法や補正関数は Appendix に記述した。この補正により、全期間にわたる位置のズレを、 ± 1 画素までに抑えることができる。SciFi のサイズ (1 mm) は、約 3 画素に相当するので、1 画素分のズレは SciFi による画像再構成ではほとんど問題にならず、正確なシャワー画像の再構成ができています。

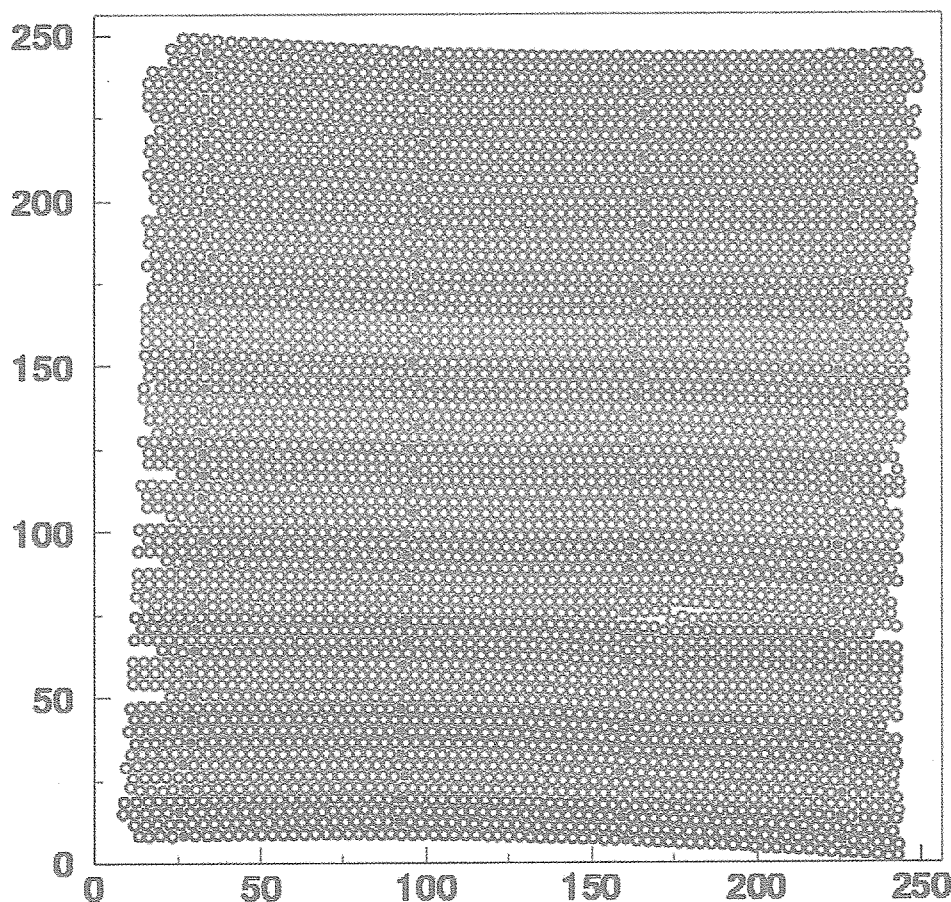


図 17 CCD 画面上での約 5000 本の SciFi と LED ファイバーの位置関係。SciFi (白丸) の間に、位置較正用の LED ファイバー (黒丸) がはさまれている。縦軸、横軸の数字は画素の数。

6.2.2 シャワー画像の再構成

実際に観測したシャワーの画像について、CCD 画像から検出器の SciFi に位置に再構成した例を図 18 に示す。X, Y の方向に投影された画像であるので、それぞれでシャワー軸を決めることにより、3 次元的なシャワー軸が求まり、粒子の入射位置と到来方向を決めることができる。シャワー軸の決定は、シャワーの発達段階に応じて最適な方法で各層での軸位置を求める必要がある。このため、(A) 十分にシャワーが発達している 3~7 r.l. の深さにある SciFi 層と、(B) まだシャワーが発達する前の段階である 0~2 r.l. の SciFi 層では、それぞれ以下に述べる方法を適用して、シャワー軸を決定した。

- (A) 各層において、まず 21 本の SciFi の移動平均で輝度を平滑化し、もっとも高い輝度の SciFi を決める。そして、この周囲 20 本分を用いて輝度の重みをつけた中心位置を決める。求った各層でのシャワー中心位置を用いて、最小二乗法により仮のシャワー軸を決める。

- (B) 上で求めたシャワー軸を外挿して求まる一層上の SciFi 位置で、その周囲± 5本を使って輝度重みをつけた中心位置を求める。そして、この位置を含めて最小二乗法によるフィティングを再度行う。このプロセスを最上層まで繰り返す。ただし、最上層のみ中心を決める SciFi は± 2本とする。

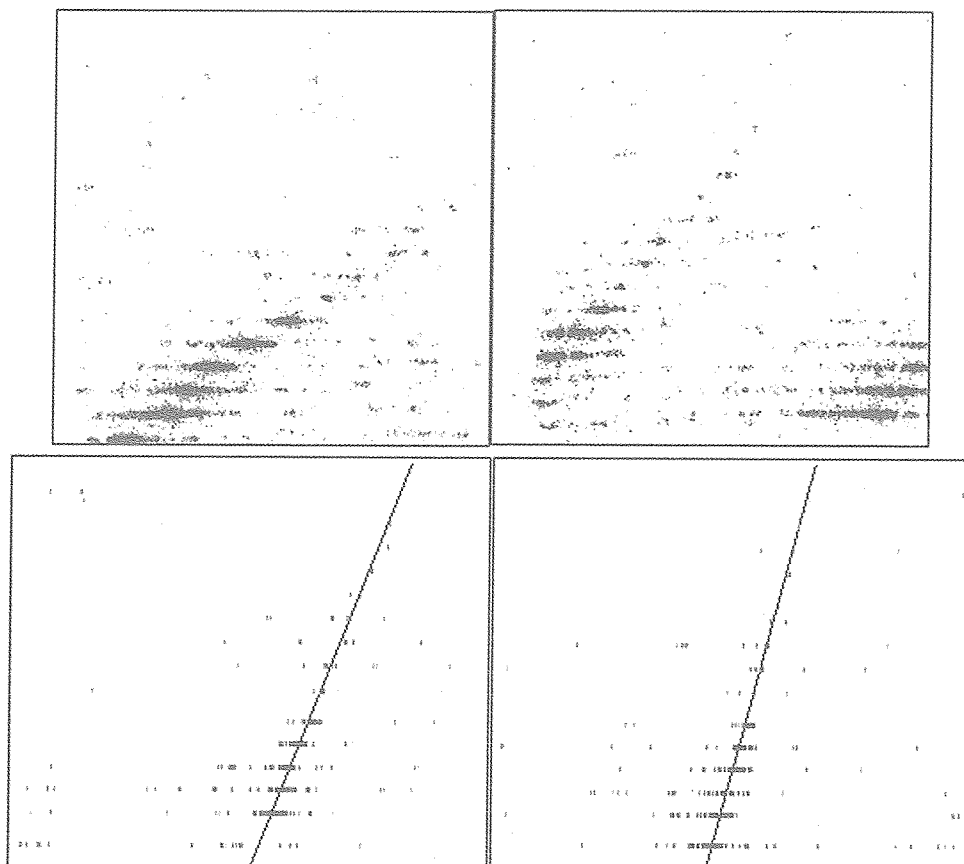


図18 CCD 画像（上）と、検出器中での SciFi 位置に再構成した画像（下）。左右はそれぞれ X、Y 方向の画像。輝度は反転してあるので、黒い点ほど輝度がたかい。再構成画像の直線はフィティングで得られたシャワー軸（本文参照）。

6.2.3 電子選別

画像解析では、全取得イベント5669例の内、シャワー画像の再構成がうまくいかなかったイベントを除いて、5393例について電子選別のための解析を行った。検出器の側面から入射したり、側面へはみ出すようなイベントは正確なデータとはならないので除去する必要がある。さらに、大角度で入射する粒子は、大気起源の二次的な成分が多く、一次電子に対するバックグラウンドが非常に増える。このため、電子選別のデータ解析は、BETS にならって以下の手順で行った。

1. シャワー軸が検出器の上面と下面の周囲 2 cm より外側を通るイベントは除く。
2. 到来方向の天頂角が30度以内のイベントのみを選ぶ。
3. シャワー軸へのエネルギー集中度 (RE) が、0.75以上のイベントを選ぶ（図12参照）。

1と2の条件で残った約30%のイベントによる RE 分布と、ビーム実験で得られた陽子、電子の分布を重ねたものを図19に示す。観測データとビーム実験の数は全体で規格化されている。この図からわかるとおり、観測データの内、 $RE > 0.75$ にあるイベントは大部分が電子である。

6.2.4 ガンマ線の除去

電子選別で残ったイベントの中には、大気中で陽子等の核相互作用によって生成される二次的なガンマ線が含

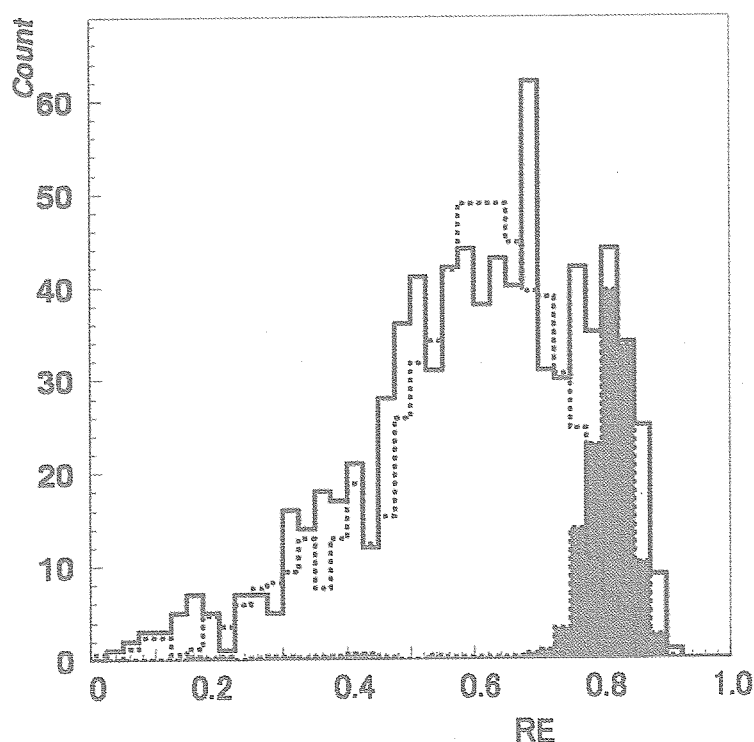


図 19 エネルギー集中度 (RE) の観測結果 (実線) と陽子ビーム実験 (点線) の結果。黒いハッチの部分が観測で得られた電子候補イベントである。

まれている。今回の実験におけるレベルフライトの高度は約35kmの高度であるので、残留大気が約 $7.3\text{g}/\text{cm}^2$ になる。二次ガンマ線の一次電子に対する割合は、その起源となる陽子のスペクトルが電子よりハードであるため、エネルギーの増大とともに無視できなくなる。陽子スペクトルを取り入れた計算では、この観測高度での100 GeV 以上における両者の比は約1.7:1となる。このため、ここまでの解析で得られた電子候補からさらにガンマ線を除去する必要がある。

検出器に入射するガンマ線は、低エネルギー領域では最上部のシンチレータがアンチカウンターの役目を果たして効率的に機上で除去されている。しかし、100GeVを越すような高エネルギーでは、必ずといってよいほどシャワーの後方散乱粒子が存在し、電子と同様にほぼトリガーされる。これを除くためには、粒子の入射位置における電荷の有無を判定すればよいが、これも後方散乱粒子の増加によりそれほど容易ではない。図20に最上部のSciFi層におけるシャワー軸の位置(入射位置)から、もっとも近くで光っているSciFi位置(一番近い荷電粒子の位置に相当する)までの距離の分布を、シミュレーション計算により求めた結果を示す。当然ながら、電子は入射位置にピークを持ちシャワー軸の決定精度に応じた分布を持つが、ガンマ線は後方散乱粒子によるため、ほぼ一様な分布を示す。そこで、この距離を5 mm以内に限定すると、ガンマ線がこの中に含まれる割合は全体の18%に減少する。

6.3 一次電子エネルギー・スペクトル

RE カットで得られた電子候補イベントについて、ビーム実験と同様な方法 (§4.2) を用いて、シャワーの遷移カーブを用いてエネルギーを決定した。そして、次の式により大気トップにおける一次電子のエネルギー・スペクトルを求めた。

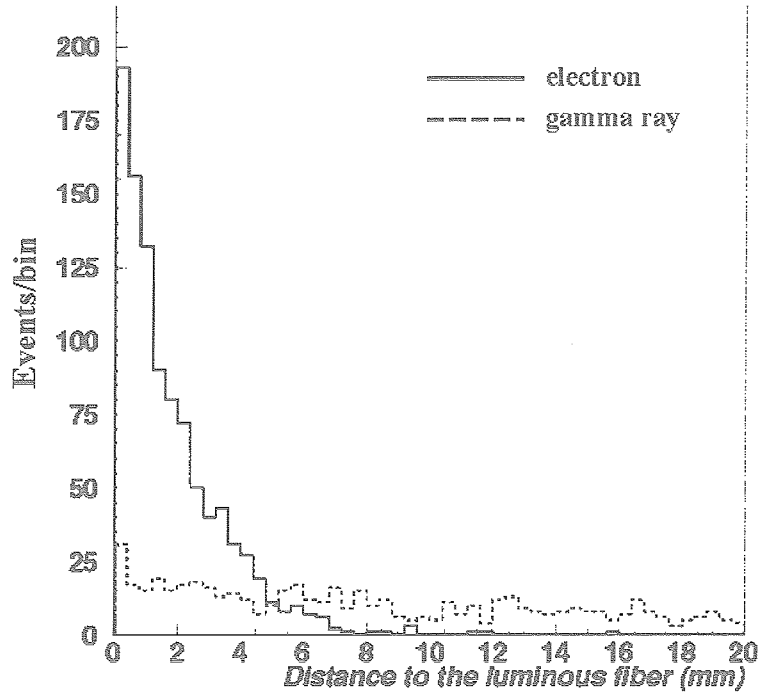


図 20 検出器最上部の SciFi 層において、シャワー軸から最も近くでシグナルのある SciFi までの距離の頻度分布のシミュレーション結果。電子（実線）はシャワー軸（距離ゼロ）付近に集中するが、ガンマ線（点線）はほぼ一様に分布していることがわかる。

$$F(E) = \left(\frac{N_e C_{re} C_{e\gamma}}{S \Omega T \Delta E} C_E - C_{2e} \right) C_{atm} \quad (3)$$

ここで、 $S\Omega$ は先にのべた観測時の幾何学的因子ではなく、実際に解析に用いた条件を加えた $S\Omega$ である。その値はシミュレーション計算から図21のように求まっている。 N_e は §6.2.3 の解析で得られた電子候補イベント数で、 C_{re} は $RE > 0.75$ の領域での陽子コンタミの補正（エネルギー依存性あり）、 $C_{e\gamma}$ はガンマ線候補除去後のガンマ線コンタミの補正、 C_E はエネルギー分解能によるフラックスの増加に対する補正、 C_{2e} は2次電子フラックスの補正（ $\sim 1.36 \times 10^{-5} \text{ m}^{-2} \text{ s sr GeV} @ 100 \text{ GeV}$ ）であり、 C_{atm} は一次電子が大気中でのエネルギー損失することによる補正因子（1.13）である。この結果えられた、初期的な電子エネルギー・スペクトルを図22に示す。電子候補イベントの数は84例であり、100GeVにおけるフラックスの値は、BETSで得られているスペクトル、 $0.2 \times (E/10 \text{ GeV})^{-3.0} \text{ m}^{-2} \text{ s sr GeV}$ の外挿とよく一致している。100～1,000GeVのエネルギー領域では、エマルション・チャンバーのこれまでの観測結果と統計誤差内で一致した結果となっている。

6.3 今後の解析方針

現在までの解析では、BETSの方法を踏襲した方法で電子選別を行っているが、 RE 分布による陽子除去はエネルギーの増大とともに陽子起源のシャワーの拡がり狭くなり、電子への漏れこみが増大する。一方、陽子雑音の割合はエネルギーの増大とともに増えるので、電子選別の精度を良くするためには、陽子除去のための新たな解析方法を見つける必要がある。その一つが、陽子が核相互作用した際に放出する二次ハドロンの検出である。実際、シミュレーションでは、この方法により陽子雑音をさらに半分程度に減らせることが予想されている。このためには、初期シャワー段階でのハドロンの飛跡の検出が可能で、より詳細な画像解析を行う必要があり、今後の課題となっている。これらの手法の採用などにより、データ解析の精度をさらにあげて、最終的な一次電子エネルギー・スペクトルを導出するとともに、同時に観測されている大気ガンマ線のフラックスを求める

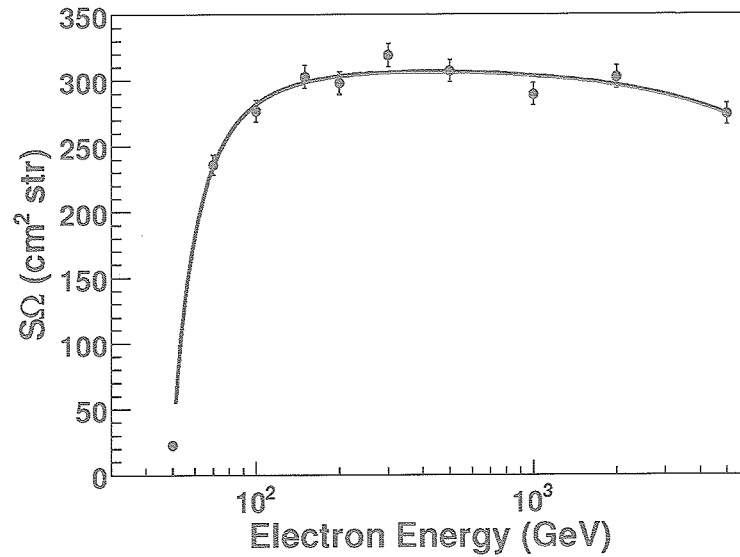


図 21 実際の解析条件を考慮した場合における、幾何学的因子 ($S\Omega$) のエネルギー依存性についてのシミュレーション計算の結果。

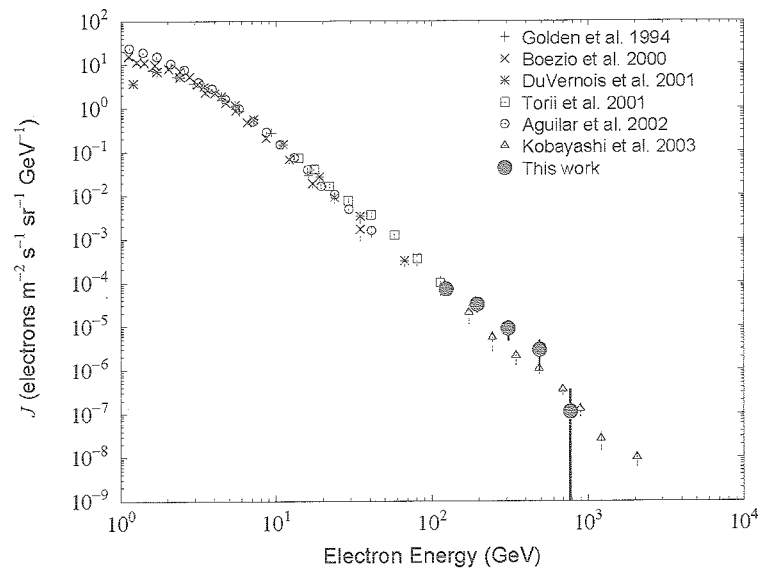


図 22 PPB-BETS 観測で得られた一次電子エネルギー・スペクトルの初期的な結果と、これまでの観測データとの比較。

予定である。また、LEモードのトリガーで得られている10~100GeVの低エネルギーのデータの解析もすすめて、同一測定器による10GeVから1TeVに至る一次電子エネルギー・スペクトルを確立する予定である。

7. まとめと今後の計画

今回の観測は、電子観測としては世界でも初めての南極周回気球による試みであり、観測上の制約や経験不足のため、完全な実験が行えたとはまだ言えない状況であり、統計量も決して充分ではない。初期的な結果ではあるが、エネルギー・スペクトルに顕著な変化は見られず、残念ながらまだ個々の近傍ソースの影響や暗黒物質の兆候を捕らえるには至っていない。しかし、これまで数10年にわたるエマルジョン・チェンバーに観測データのみしかなかった100GeV以上の電子観測が、エレクトロニクスを用いた装置によって実現できたことの意義は、

今後の展開にとっても非常に重要であると考えている。

今後に向けて装置のさらなる性能向上を図るとともに、スーパー・プレッシャー気球などの新しい気球観測技術を用いて、100日間の長期間観測の実現を目指している。このために必要な装置技術開発は、今回の南極周回気球実験ですべて達成されている。そして、この中で培われる経験と技術をもとに、国際宇宙ステーションにおける観測実験を実現することも将来の目標としている [14]。これらの観測実現により、近傍ソースの同定や暗黒物質の検出といった、宇宙物理学における最重要課題について、興味のある成果を得ることを目標にして今後の計画をすすめる予定である。

本稿を閉じるにあたり、準備期間を含めて約4年間にわたって南極周回気球実験に寄与した院生や学生の皆さんに謝辞を述べるとともに、困難な条件で気球観測を実現して頂いたJAXA／宇宙科学研究本部、国立極地研究所のスタッフ、および第45次南極地域観測隊の方々に心からお礼を申し上げます。

参 考 文 献

- [1] T. Kobayashi, J. Nishimura, Y. Komori and K. Yoshida, ApJ 601 (2004) 340.
- [2] K. Yoshida, S. Torii, T. Tamura, et al., Proc. of the 5th International Workshop on the Identification of Dark Matter, (2005) 557.
- [3] M. Boezio et al., ApJ 532 (2000) 653.
- [4] S. W. Barwick et al., ApJ 498 (1998) 779.
- [5] J. Nishimura et al., ApJ 238 (1980) 394.
- [6] S. Torii et al., NIM A 452 (2000) 81.
- [7] S. Torii et al., ApJ 559 (2001) 973.
- [8] K. Kasahara, E. Mochizuki, S. Torii et al., Phys. Rev. D 66 (2002) 052004.
- [9] S. Torii, T. Yamagami, T. Yuda and K. Kasahara, Advances in Polar Upper Atmosphere Physics, 13 (1999) 176.
- [10] A. Kadokura et al., Advances in Polar Upper Atmosphere Physics, 16 (2002) 157
- [11] T. S. Huang, IEEE Trans. Commun., COM-25,11(1977) 1406.
- [12] D. A. Hoffman, Proc. IRE, 40, 10 (1952) 1098.
- [13] M. Manda et al., Earth, Planets and Space, 52, 12 (2000) 41.
- [14] S. Torii, et al., Nuclear Physics B, 134 (2004) 23.

A 気球フライト中の CCD 画像中での SciFi 位置の補正

気球観測中における CCD 画像上での SciFi の位置は、放球前に測定した位置からはずれが生じる。主な原因として、地磁気の強度と、検出器の地磁気に対する角度、さらに、装置の温度が考えられる。このずれを定式化するために、以下のような一般化を行った。ずれには、平行成分と回転成分があるとし、平行成分は温度と磁場の变化、回転成分は磁場変化に依存すると仮定する。さらに簡単のためにこれらはずれに対して一次の項が主になるとした。そうすると、II-CCD の温度 t 、磁場 m 、の時、 C 、 T 、 M を定数としてずれの平行成分 Δ_{\parallel} を以下のように表すことができる。

$$\Delta_{\parallel} = C + Tt + Mm \quad (1)$$

II は円柱軸が水平になるように設置され、光電面と CCD 面は垂直に立っている。磁場による像のずれは主に初段の image reducer 部分で起こると考えられるから、地磁場の垂直方向成分 m_z は、画像上での左右 (x) 方向、水平方向成分 m_h は画像上で上下 (y) 方向のずれに寄与するとする。さらに、装置が載っているゴンドラは水平方向に回転するので、 y 方向のずれには磁場と II のなす角度 ϕ が関係することになる。 ϕ は装置に搭載してある磁場センサーによって磁場の水平方向 2 成分 (x , y) を測定しているのでそれらの値から決めることができ、地磁場の強度 (m_h , m_z) は国際標準地球磁場 (IGRF) の 2000 年モデル [13] による計算を行った。直交して 2 台おいてある II-CCD に対して $j=1, 2$ とインデックスをつけると平行移動でのずれの式 1 は

$$\begin{cases} \Delta_{j,\parallel,x} = C_{j,x} + T_{j,x}t_1 + M_{j,x}m_z \\ \Delta_{j,\parallel,y} = C_{j,y} + T_{j,y}t_1 + M_{j,y}m_h\Phi_j(\phi) \end{cases} \quad (2)$$

$$(\Phi_1(\phi)) = \cos\phi, \Phi_2(\phi) = \sin\phi$$

と書くことができる。さらに、回転のずれが存在するのでその補正が必要である。式 3 から、地上での j 番目 ($j=1, 2$) の II-CCD 画像上での位置 (x_j , y_j) から平行成分のずれを補正した位置 (x'_j , y'_j)

$$\begin{cases} x'_j = x_j - \Delta_{j,\parallel,x} \\ y'_j = y_j - \Delta_{j,\parallel,y} \end{cases} \quad (3)$$

と、これが、飛行中の II-CCD 画像上での位置 (x''_j , y''_j) から ($\Delta_{j,\perp,x}$, $\Delta_{j,\perp,y}$) を回転中心とし、角度 θ_j の回転させたものだとすると、以下の式が成り立つ。

$$\begin{pmatrix} x''_j \\ y''_j \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos\theta_j & -\sin\theta_j \\ \sin\theta_j & \cos\theta_j \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x'_j \\ y'_j \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \Delta_{j,\perp,x} \\ \Delta_{j,\perp,y} \end{pmatrix} \quad (4)$$

ここで、式 3 の $\Phi_j(\phi)$ の記述を用いると、

$$\begin{cases} \Delta_{j,\perp,x} = D_{j,\perp,x,0} + D_{j,\perp,x,1}\Phi_j(\phi) \\ \Delta_{j,\perp,y} = D_{j,\perp,y,0} + D_{j,\perp,y,1}\Phi_j(\phi) \\ \theta_j = \Theta_{j,\perp,0} + \Theta_{j,\perp,1}\Phi_j(\phi) \end{cases} \quad (5)$$

と近似することができる。

これらの補正値を決定すると、式 3 と 4 から地上での II-CCD 上の位置 (x_j , y_j) から、それに対応する飛行中の位置 (x''_j , y''_j) に変換することができる。

地上での LED の位置と飛行中での LED ファイバの位置の関係を、LED イベントがとられた時刻での地磁場強度、装置の温度、装置の回転角から求めたものが表 A 1 である。

表 A1 CCD から SCIFI への変換のための補正係数

	II-CCD 1 (j= 1)	II-CCD 2 (j= 2)
C _{j,x}	-2.401295	-0.871400
T _{j,x}	0.047613	-0.030978
M _{j,x}	-0.143352	-0.263112
C _{j,y}	-4.785108	2.395199
T _{j,y}	0.108631	0.008349
M _{j,y}	-0.200577	0.224127
D _{j,⊥,x,0}	-2.2265	2.4925
D _{j,⊥,x,1}	-2.4041	2.4863
D _{j,⊥,y,0}	2.4443	-2.6932
D _{j,⊥,y,1}	2.2733	-2.6682
Θ _{j,⊥,0}	-0.017316	-0.020265
Θ _{j,⊥,1}	-0.018494	-0.020670

* 温度の単位は℃，磁場の単位 uT，角度は rad

日ロ共同気球実験で観測された高エネルギー銀河宇宙線の エネルギースペクトル

晴山 慎¹, V. A. Derbina², V. I. Galkin³, 平川 裕輔⁴, 堀内 洋平⁵, 市村 雅一⁴,
井上 直明⁵, 上岡 英史⁶, 小林 正⁵, V. V. Kopenkin³, 倉又 秀一⁴,
A. K. Managadze³, 松谷 秀哉⁷, N. P. Misnikova³, R. A. Mukhamedshin⁸, 長澤 信慈⁵,
中野 理恵⁴, 並木 道義⁹, 中沢 光彦⁵, 南條 宏肇⁴, S. N. Nazarov⁸, 太田 茂雄⁹,
大友 洋之⁴, V. I. Osedlo³, D. S. Oshuev³, P. A. Publichenko⁸, I. V. Rakobolskaya²,
T. M. Roganova³, 斉藤 千絵⁵, G. P. Sazhina³, 仙波 宏史¹⁰, 柴田 徹⁵, 首藤 大輔⁴,
杉本 久彦¹¹, 鈴木 良⁵, L. G. Sveshnikova³, V. M. Taran⁸, 矢島 信之⁹, 山上 隆正⁹,
I. V. Yashin³, E. A. Zamchalova³, G. T. Zatsepin², I. S. Zayarnaya⁸

Energy Spectrum of High Energy Galactic Cosmic Rays Observed by Japanese – Russian Joint Balloon Experiment

RUNJOB COLLABORATION

(Russia – Nippon JOint Balloon – program)

By

M. Hareyama¹, V. A. Derbina², V. I. Galkin³, Y. Hirakawa⁴, Y. Horiuchi⁵, M. Ichimura⁴,
N. Inoue⁵, E. Kamioka⁶, T. Kobayashi⁵, V. V. Kopenkin³, S. Kuramata⁴,
A. K. Managadze³, H. Matsutani⁷, N. P. Misnikova³, R. A. Mukhamedshin⁸, S. Nagasawa⁵,
R. Nakano⁴, M. Namiki⁹, M. Nakazawa⁵, H. Nanjo⁴, S. N. Nazarov⁸, S. Ohata⁹,
H. Ohtomo⁴, V. I. Osedlo³, D. S. Oshuev³, P. A. Publichenko⁸, I. V. Rakobolskaya²,
T. M. Roganova³, C. Saito⁵, G. P. Sazhina³, E. Semba¹⁰, T. Shibata⁵, D. Shuto⁴,
H. Sugimoto¹¹, R. Suzuki⁵, L. G. Sveshnikova³, V. M. Taran⁸, N. Yajima⁹, T. Yamagami⁹,
I. V. Yashin³, E. A. Zamchalova³, G. T. Zatsepin², I. S. Zayarnaya⁸

abstract: This is a full report on the cosmic-ray spectra and composition obtained by the emulsion chambers on board 10 long-duration balloons, launched from Kamchatka between 1995 and 1999. The total exposure of these campaigns amounts to 575 m² hr, with an average flight altitude of 32 km. We

¹ Major in Pure and Applied Physics, Science and Engineering, Waseda University, Tokyo 169-8555, Japan

² Physical Department of Moscow State University, Moscow 119899, Russia

³ D. V. Skobeltsyn Institute of Nuclear Physics, Moscow State University, Moscow 119899, Russia

⁴ Faculty of Science and Technology, Hirosaki University, Hirosaki 036-8561, Japan

⁵ Department of Physics and Mathematics, Aoyama Gakuin University, Tokyo 157-8572, Japan

⁶ Multimedia Information Research Division, National Institute of Informatics, The Ministry of Education, Tokyo 101-8430, Japan

⁷ School of Medicine, Hirosaki University, Hirosaki 036-8562, Japan

⁸ P. N. Lebedev Physical Institute of Russian Academy of Sciences, Moscow 117924, Russia

⁹ Institute of Space and Astronautical Science, Japan Aerospace Exploration Agency, Sagami 229-8510, Japan

¹⁰ Faculty of Comprehensive Welfare, Urawa University, Urawa 336-0974, Japan

¹¹ Shonan Institute of Technology, Fujisawa 251-8511, Japan

present final results on the energy spectra of two light elements, protons and helium nuclei, and on those of three heavy-element groups, CNO, NeMgSi, and Fe, covering the very high energy region of 10~1000 TeV/particle. We additionally present the secondary/primary ratio, the all-particle spectrum, and the average mass of the primary cosmic rays. We find that our proton spectrum is in good agreement with other results, but the intensity of the helium component is nearly half that obtained by JACEE and SOKOL. The slopes of the spectra of these two elements obtained from RUNJOB data are almost parallel, with values of 2.7~2.8 in the energy range of 10~500 TeV/nucleon. RUNJOB heavy-component spectra are in agreement with the extrapolation from those at lower energies obtained by CRN (Chicago group), monotonically decreasing with energy. We have also observed secondary components, such as the LiBeB group and the sub-Fe group, and present the secondary/primary ratio in the TeV/nucleon region. We determine the all-particle spectrum and the average mass of the primary cosmic rays in the energy region of 20~1000 TeV/particle. The intensity of the RUNJOB all-particle spectrum is 40%~50% less than those obtained by JACEE and SOKOL, and the RUNJOB average mass remains almost constant up to 1 PeV.

概 要

本報告は、1995年から1999年にかけて行われた10機の長時間気球に搭載したエマルションチェンバーによって観測された宇宙線のエネルギースペクトルと化学組成を報告している。この気球観測実験での全露出量は575m²hr, 平均高度は32kmであった。我々は、10~1000TeV/particleの高エネルギー領域での陽子、ヘリウム核およびCNO核グループ、NeMgSi核グループ、Fe核グループのエネルギースペクトルについての最終解析結果を示す。加えて、2次核/1次核比、全粒子スペクトル、1次宇宙線の平均質量数についても合わせて報告する。我々の陽子の結果は、他の観測結果とよい一致を示しているが、ヘリウム核については、JACEEやSOKOLで得られた強度の約半分であった。これら2つの成分のスペクトルの傾きは、10~500TeV/nucleonの領域ではほぼ平行で、そのべきは2.7~2.8乗である。重粒子成分のスペクトルは、CRNグループによって得られた低エネルギー領域でのスペクトルの延長線上にあり、エネルギーとともに強度を単調に減少している。LiBeBやsub-Feグループによる、2次核/1次核比はTeV/nucleon領域のデータを報告している。全粒子スペクトルと平均質量数については、20~1000TeV/particle領域をカバーしている。RUNJOBの全粒子スペクトルはJACEEやSOKOLに比べ、40%~50%程度低い強度を与え、平均質量数は1PeVまではほぼ一定のままである。

重要語：粒子加速、宇宙線、衝撃波、超新星

1 はじめに

10¹⁵eV付近での宇宙線のエネルギースペクトルの折れ曲がり、*knee*は、KulikovとKhristiansenが行った空気シャワー観測によって、1959年に初めて報告された[1]。その後、様々な空気シャワー観測グループによって観測され、*knee*が存在するということは確認された。Tibet AS- γ [2]やKASCADE[3]などの最近の空気シャワー観測によるスペクトルは、*knee*は存在するものの、その変化の様子は、初めて報告されたような鋭い折れ曲がりではなく、エネルギーの増加とともに徐々に変化する形が多く報告されている。しかし、空気シャワーの

観測は、入射宇宙線が大気中の原子核と衝突後に起す2次的な現象を観測しているため、親の化学組成や親粒子ごとのエネルギースペクトルを求めることは困難であり、*knee* の内部構造を解明することは難しい。実際、同じグループの結果であっても、使用する核相互作用のモデルにより、スペクトル強度や化学組成が異なっている。

一方、直接観測による *knee* の観測は、気球や人工衛星といった飛翔体による大面積かつ長時間の観測が必要であるが、その困難さのため現在でも観測はなされていない。これまでの代表的な直接観測結果としては日米共同気球実験グループ (JACEE) による観測結果 [4,5] がある。彼らは、エマルションチェンバーによる観測を行い、*knee* 手前までの化学組成と粒子ごとのエネルギースペクトルを報告している。他にはロシア (旧ソ連) グループによる SOKOL 衛星による観測 [6] やバルーンを用いた MUBEE [7] による観測などわずかである。これらのグループによる観測も 10^{16} eV 領域であり、*knee* には到達していない。つまり、直接観測によってもまだ完全に *knee* の詳細な構造は明らかにされていないといえる。

このような観測結果を持つ *knee* は、宇宙線の加速機構と伝播機構に密接の関係していると考えられ、多くの研究者により様々なモデルが提唱されている。たとえば、Hörandel は、衝撃波加速限界の核電荷依存性に注目し、*knee* 以上では、エネルギーの増加とともに徐々に重粒子成分が支配的となり、 10^{17} eV 領域では超鉄核成分が卓越している可能性を指摘している [8]。Sveshnikova は、超新星爆発のタイプにより加速限界が違い、その存在度により *knee* を説明できるとしている [9]。また、*knee* 以上では、銀河系外成分が支配的であるためとする考えもある (例えば [10])。一方、*knee* の折れ曲がりには、核相互作用の変化によるものとする研究者も存在する。だが、衝突型加速器で人工的に *knee* 近くのエネルギーでの核相互作用現象が見れるようになり、それらの結果からは特別な変化は見えていないため、否定されつつある。ただし、加速器実験で観測される反応領域は、大角度領域が主であり、宇宙線観測で重要な役割をする前方領域の観測ではないため、完全に否定されるには至っていない。いずれにせよ、*knee* の原因を明らかにするためには、このエネルギー領域において個々の成分のエネルギースペクトルを知る必要があるが、*knee* 領域の宇宙線の到来頻度は小さく、観測器の面積と観測時間の限られる飛翔体による実験では十分な統計量を得ることができない。

しかしながら、近年の気球技術の向上により、JAXA や NASA によって南極大陸周回気球や大陸横断気球などによる数日から数10日の長時間観測が可能になってきた。2000年以降、ATIC [11,12] や CREAM [13] などによって代表されるよう、南極周回長時間気球により 10^{16} eV 領域での十分な統計精度が期待できるような観測が行われている。このような観測に先駆け、日ロ共同気球実験 RUNJOB (RUssia-Nippon JOint Balloon) experiment が、日本とロシアの国際共同実験として、1995年より開始された。RUNJOB 実験は、シベリア横断長時間気球を用い、高エネルギー宇宙線の直接観測を行い、数100TeV 領域までの化学組成とエネルギースペクトルを明らかにすることを目的とした気球実験である。ロシアの広大な大地を利用し、1カ国の上空のみで、1フライトにつき約140時間の観測を行うことができる。観測器にはエマルションチェンバーを使用している。RUNJOB 実験は、1995年から1999年までに全11機の気球を放球し、10機のフライトに成功し観測を終了した。

本報告は、この RUNJOB 実験で得られた最終解析結果をまとめたものである。得られた結果は、これまでに JACEE グループによって報告されていたようなスペクトルとは異なり、rigidity に依存した粒子加速と銀河内伝播で説明されるものであった。本報告では、はじめに RUNJOB 実験の実験概要と解析方法について簡単に説明し、続いて、RUNJOB 実験全フライトで得られた宇宙線データの解析結果について説明する (文献 [16] も参照のこと)。RUNJOB 実験の解析方法の詳細については [14] および [15] を参照していただきたい。

2 実験状況

2.1 宇宙線観測としてのロシアの地理的環境

日本とロシアの共同気球実験である RUNJOB 実験は、高エネルギー1次宇宙線の長時間観測を行うには非常に適した地理環境で行われている。東京（宇宙科学研究所（現 JAXA/宇宙科学研究本部）、東大宇宙線研究所）で製作された観測器は、放球基地のあるカムチャツカ半島に運ばれる。日本とカムチャツカ半島は近いので、輸送にかかる時間が約1週間と短い。また、回収地点であるボルガ川東岸から解体を行うモスクワ（モスクワ大学）までの距離が近いので、回収後1週間程度で解体が可能である。モスクワでの解体後、感光材は研究者らによって直ちに東京（宇宙線研）へ持ち帰られ、現像を行う。したがって、バックグラウンドとなる観測時以外の宇宙線入射が少なくなるというメリットがある。実際の組み立てから現像までにかかる時間は3ヶ月程度である（表1）。また、気球はシベリア大陸を横断するが、ロシアは広大な大地を持っているため1カ国のみの上空で約140時間の気球観測が可能であり、回収も地上で比較的容易に行える。例えば1999年の観測では、観測器の切り離し後の落下から着陸までをヘリコプターで確認し、トラックで回収を行った。

さらには、図1に示すように、この地域の宇宙線切断運動量（cut off rigidity）は約2～3 GVであり [17],

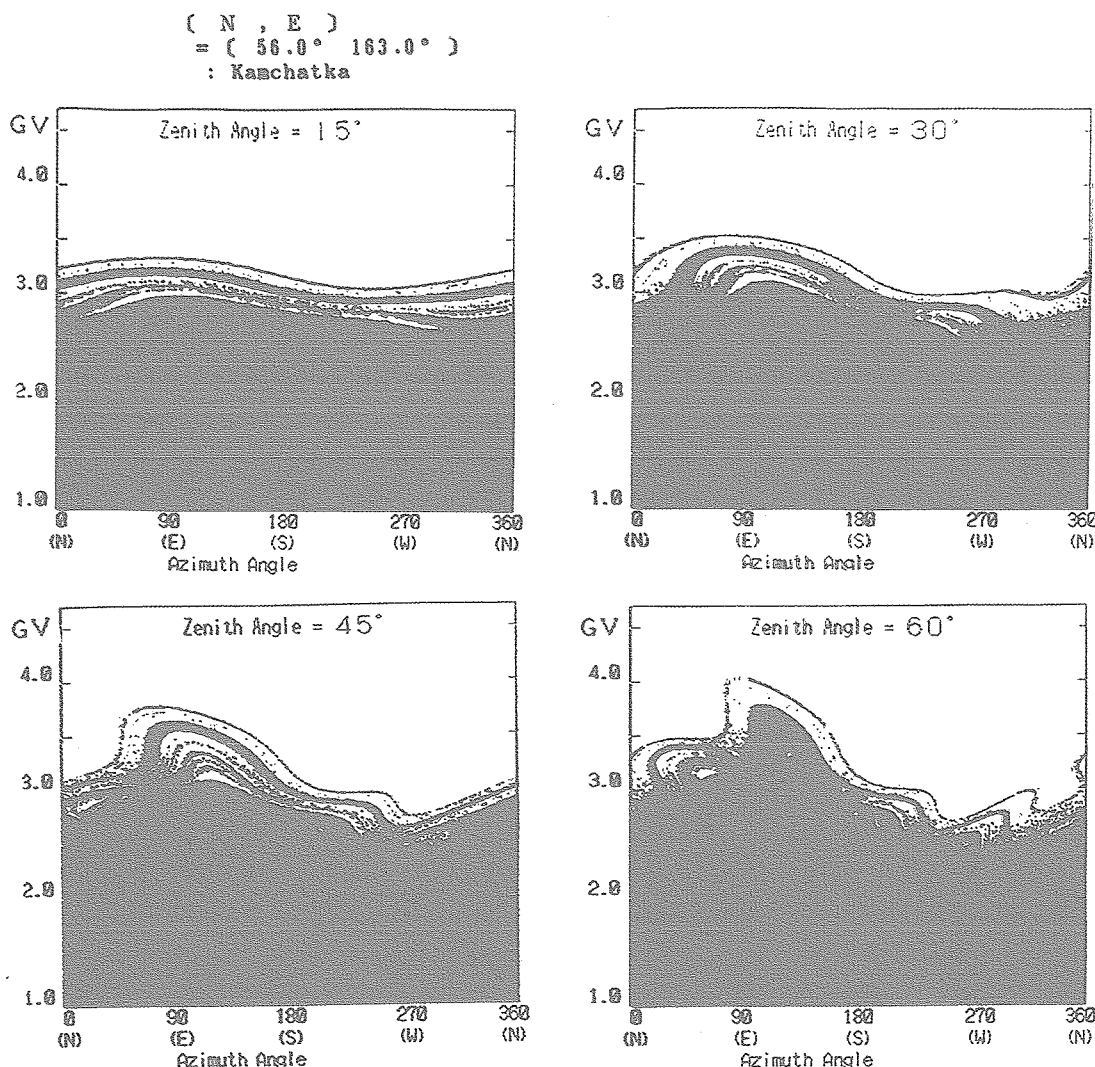


図1：ロシア・カムチャツカ上空での宇宙線切断運動量。入射天頂角ごとに示している。縦軸が rigidity[GV]、横軸が入射方位角である。白が許容帯、黒の部分が禁止帯となっている。

表 1：1999年度 RUNJOB 実験の日程．1995，96，97年の実験では乳剤の塗布は4月中旬から5月初旬にかけて行った．

日 程	作 業 工 程
2月22日～3月27日	原子核乳剤塗布（東大宇宙線研究所）
4月18・24・25日	ゴンドラ作り（文部省宇宙科学研究所）
5月1・2日	チェンバー組み立て（宇宙線研）
5月3日	チェンバー移送（宇宙線研⇒宇宙研）
5月4・5日	チェンバーのゴンドラへの組み立て（宇宙研）
5月10日	発送（宇宙研⇒日通）
5月20日	横浜港⇒ロシアカムチャツカ半島
7月8日	RUNJOB 8号機打ち上げ
7月12日	RUNJOB 9号機打ち上げ
7月13日	RUNJOB10号機打ち上げ
7月14日	RUNJOB11号機打ち上げ
7月14日	RUNJOB 8号機回収
7月18日	RUNJOB 9号機回収
7月19日	RUNJOB10号機回収
7月20日	RUNJOB11号機回収
8月7日	モスクワ⇒東京
8月8・9・10・11日	感光材の現像（宇宙線研）

南極での観測に比べ、我々の観測ではバックグラウンドとなる大量の低エネルギー宇宙線を排除できることになる．特に、我々の観測器はエマルジョンチェンバー（以下、ECと略する）であることを考えると、このようなバックグラウンドの低減化は非常に重要なであり、後の解析の負荷を軽減することになる．

このように、本研究の実験目的において、ロシアで気球実験を行うことは地理上の多くのメリットがある．しかし、ロシアの経済情勢や気球技術の開題によりいくつかの制限があり、これについては Appendix A で詳しく説明する．

2.2 放球状況

RUNJOB 実験は1995，96年にそれぞれ2機，1997年に3機，1999年に4機の全11機の気球を放球し，10機の飛行に成功した．1機（7号機）の失敗は，航空関係の安全装置の誤作動により放球後約3時間で観測器が気球から切り離され，飛行を終えた．観測器は直ちに回収されたが再放球は行われなかった．気球の航跡図を図2に，高度変化の様子を図3に示す．また，詳細な飛行データを表2に示す．気球の位置（緯度，経度）と高度は，それぞれロシアの COSPAS システムと気圧計から得られたものである．また，8，9，10号機では宇宙科学研究所（現宇宙科学研究本部）の協力により ARGOS-GPS システムを同時に搭載し気球データの収集を行い，同システムで得られたデータを図2，3に示している．これら2つのシステムで得られたデータの比較は Appendix A にまとめる．

気球はカムチャツカ半島にある放球基地より放球され，シベリア大陸上空を約130～150時間の飛行の後，ボルガ川東岸で回収された．これは，ボルガ川を越えると人口が多くなり危険なため，この付近で気球から切り離すためである．いずれの飛行も北緯50°～60°を安定して飛行していることがわかる．また，高度は日没の影響による浮力の低下のため上下動を繰り返しながら，27km～36km（大気圧で平均約10g/cm²）の間で飛行している．この高度変化は大気圧の変化にして約10g/cm²となる，陽子，ヘリウム核の大気中での吸収の平均自由行程はそれ

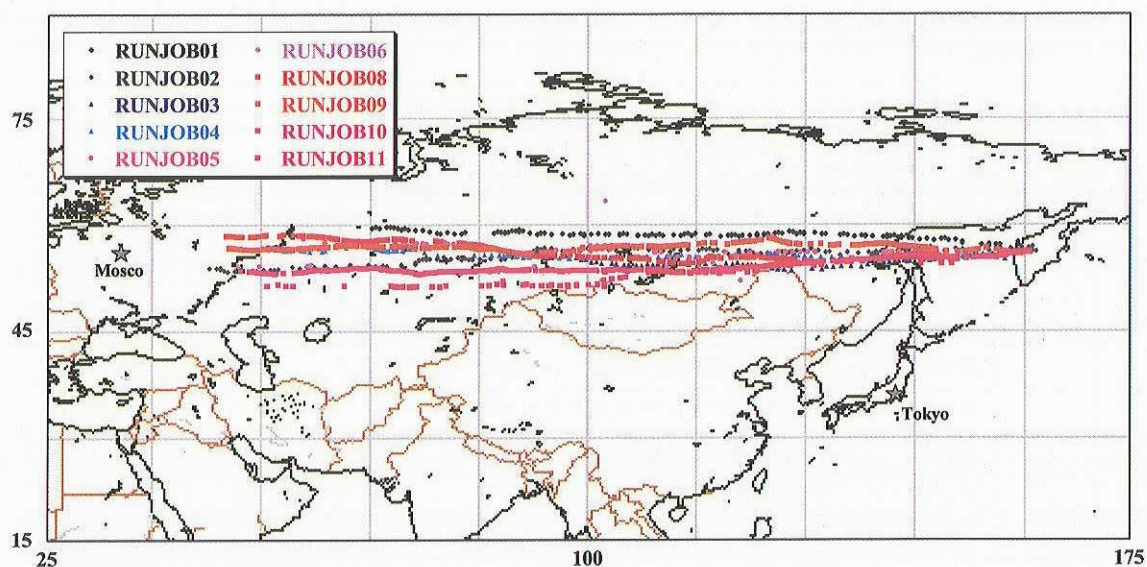


図2：RUNJOB 実験での気球の航跡図。カムチャツカ半島より放球され、ボルガ川付近で回収される。8、9、10号機は ARGOS-GPS システム、その他は COSPAS システムによって得られた航跡データを示している。

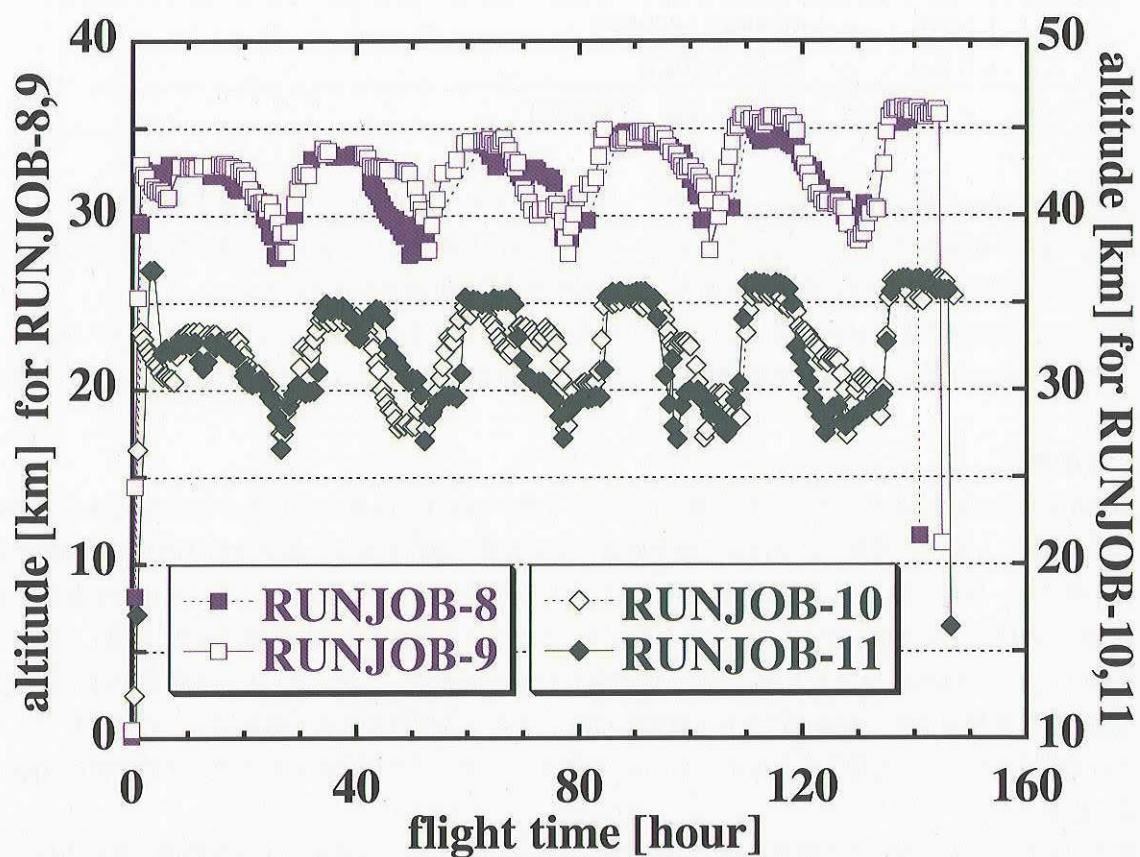


図3：RUNJOB 実験での高度変化の様子。8～10号機は ARGOS-GPS システム、11号機は COSPAS システム（気圧計）による高度を示している。

表 2：RUNJOB 実験全11機のフライトデータ。6号機の回収地点は不明なため空欄となっている。

	1995		1996		1997			1999			
RUTJOB	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
launching date	15-Jul	19-Jul	17-Jul	18-Jul	9-Jul	11-Jul	failure	8-Jul	12-Jul	13-Jul	14-Jul
launching time	10:57	9:02	9:00	8:30	10:15	10:00		10:00	9:00	9:10	9:15
recovery date	20-Jul	25-Jul	23-Jul	24-Jul	15-Jul	17-Jul		14-Jul	18-Jul	19-Jul	20-Jul
recovery time	21:00	8:00	8:30	11:00	7:00	9:00		7:30	10:30	13:10	12:00
recovery place	Markushiuno	Inza	Permi	Ufa	Nizhny			Kirov	Rozhki	Tolkay	Orenburug
flight time[hour]	130.0	167.0	134.0	147.5	139.5	139.5		141.0	145.0	148.0	146.0
ave.altitude[g/cm ²]	10.0	9.6	9.8	10.2	10.5	10.7		9.5	9.2	9.2	9.0
chamber area[m ²]	0.4	0.4	0.4	0.4	0.4	0.4		0.4	0.4	0.4	0.4
chamber weight[kg]	230	230	260	254	260	260		227	227	227	227

表 3：有効高度 t_{eff} と有効立体角 Ω (t_{eff})。表には大気中での吸収の m. f. p., λ_a も示している。

	λ_a [g/cm ²]		RJ1	RJ2	RJ3	RJ4	RJ5	RJ6	RJ9
proton	110.00	t_{eff} [g/cm ²]	11.23	10.84	11.60	11.85	11.72	11.72	10.50
		$\Omega(t_{\text{eff}})$ [sr]	2.65	2.66	2.64	2.63	2.63	2.63	2.66
helium	48.68	t_{eff} [g/cm ²]	11.23	10.84	11.60	11.85	11.72	11.72	10.50
		$\Omega(t_{\text{eff}})$ [sr]	2.65	2.66	2.64	2.63	2.63	2.63	2.66
LiBeB	33.50	t_{eff} [g/cm ²]	11.08	10.68	11.42	11.66	11.54	11.54	10.40
		$\Omega(t_{\text{eff}})$ [sr]	2.51	2.53	2.50	2.49	2.49	2.49	2.52
CNO	26.68	t_{eff} [g/cm ²]	10.99	10.58	11.31	11.55	11.43	11.43	10.30
		$\Omega(t_{\text{eff}})$ [sr]	2.43	2.44	2.41	2.40	2.41	2.41	2.44
NeMgSi	20.64	t_{eff} [g/cm ²]	10.87	10.45	11.16	11.40	11.28	11.28	10.25
		$\Omega(t_{\text{eff}})$ [sr]	2.30	2.33	2.29	2.28	2.28	2.28	2.31
sub-iron	17.14	t_{eff} [g/cm ²]	10.74	10.29	10.99	11.23	11.11	11.11	10.10
		$\Omega(t_{\text{eff}})$ [sr]	2.17	2.19	2.15	2.14	2.15	2.15	2.18
iron	14.97	t_{eff} [g/cm ²]	10.67	10.21	10.89	11.14	11.02	11.02	10.11
		$\Omega(t_{\text{eff}})$ [sr]	2.09	2.12	2.08	2.06	2.07	2.07	2.10

どれ～100g/cm²、～50g/cm²なので、大気トップでの絶対強度を算出する上でこの高度変化はほとんど影響しない。しかし重核に対しては、たとえば鉄核の平均自由行程は大気中で～15g/cm²なので、絶対強度の算出に大きな影響を与えるかもしれない。そこで、我々はこのような大きな高度変化がある場合の取り扱いを考え、有効高度と有効立体角を導入し考慮した [14]。各フライトでの有効高度と有効立体角を表3にまとめる。

3 チェンバー構造

RUNJOB 実験ではエマルジョンチェンバー (EC) を使用し、高エネルギー宇宙線を観測している。図4にチェンバー構造の概略とその変遷を示す。観測器は上から、primary 層、target 層、spacer 層、calorimeter 層、diffuser 層 (1997, 99年に導入) の5つのモジュールから構成されている。1フライトに対し2ブロック (1ブロックは40cm×50cm) 製作し、これらを1つの遮蔽箱の中にいれて気球に搭載した。

RUNJOB 実験の EC の特徴は、広間隙スペーサーと薄型カロリメーターにある。また'97年チェンバーからは、diffuser 層 (シャワー拡散層) を設けていることにある。このような構造は、気球への搭載重量の制限から十分

な鉛量を使用することができなかったためである。そのため通常用いられる電磁カスケードシャワーの最大発達点での電子数（黒化度）からエネルギーを決定する方法（photometer 法と呼ぶ）は困難であった。そこで、我々は衝突後に放出された2次 γ 線の開き角分布からエネルギーを決定する方法を開発した（ γ -core 法）。さらに'95年キャンペーンで観測された PeV 陽子の解析の経験から、diffuser 層によるエネルギー決定法を開発した（diffuser 法）。

観測器の基本的な構造に変更はないが、年度ごとにいくつかの構造の改良を行っている。以下にそれぞれのモジュールの役割を述べる。また、図5には、実際に RUNJOB 9 号機で観測されたイベントについて示す。

primary 層：入射粒子の電荷同定を行うためのモジュールである。感光材として、原子核乾板（以下 Em と略）とスクリーンタイプ X 線フィルム（以後 SXF と呼ぶ）[18] が挿入されている。ただし、1999年の観測器では SXF は挿入していない（本論文では SXF の解析結果は用いていない）。

target 層：入射粒子を核衝突させるためのモジュールである。標的として'95年、'99年はアクリル板、'96年、'97年はステンレス板が挿入されている。感光材は、X 線フィルム（以下 X200 と略、'95年は未挿入）、SXF（'99年は未挿入）、Em が挿入されている。同じ幾何学的厚さのアクリル板とステンレス板を比較すると、粒子の衝突効率は、特に重粒子にたいして、アクリル板のほうがよい。また、中間子多重発生で生じる二次粒子の平均多重度はステンレス板のほうが大きい。そのため、アクリル板では重量を増やすことなく、重核に対する衝突効率がよい観測器となる。一方ステンレス板では、中間子多重発生での多重度が大きく、核衝突点までの追い上げと検出が容易となる。

spacer 層：核衝突で発生した2次粒子群を分離するためのモジュールである。スペーサーとして発泡スチロールを挿入し、感光材は Em のみを挿入した。スペーサーの幾何学的厚さは、同じ役割をもつ upper calorimeter [下記 calorimeter 層参照] とあわせ、約10cm~20cm と大きく、これは我々の EC の幾何学的厚さの約半分を占めている。このように大きなギャップは、 γ -core 法によるエネルギー決定を考えた場合必要とされる大きさである。

calorimeter 層：電磁カスケードシャワーを発達させるためのモジュールである。高エネルギーイベントの検出とエネルギー決定を行う。吸収層として鉛板が挿入され、感光材は X 線フィルムと Em が使われている。また'95年の場合は SXF も挿入されている。'95年、'96年チェンバーでは calorimeter 層はさらに2つのモジュール、upper calorimeter と lower calorimeter（それぞれ、U-Cal, L-Cal と略）に分けられる。U-Cal は発泡スチロールも挿入されており、spacer 層の役割も果たす。L-Cal はオーソドックスなカロリメーター構造をしている。'97年、'99年では U-Cal は取り外され、L-Cal のみ構造となっている。我々のカロリメーターの厚さは4~5 c.u 程度であり、カロリメーター型チェンバーとしては極めて薄いカロリメーターである。たとえば同様に EC を使って観測している JACEE の場合7~8 c.u.である [19]。そのためエネルギー決定に工夫が必要となった。

diffuser 層：電子シャワーを幾何学的に拡散させるモジュールであり、シャワーの拡散の様子からエネルギーを推定する。'97年から導入され、スペーサーとしてアクリル板と発泡スチロールが挿入されている。感光材は、'97年は X 線フィルム、Em, SXF、'99年は X 線フィルムのみとなっている。このモジュールによって、電子シャワーが最大発達点まで発達していないようなイベントのエネルギーをより簡単に推定することが可能となった。

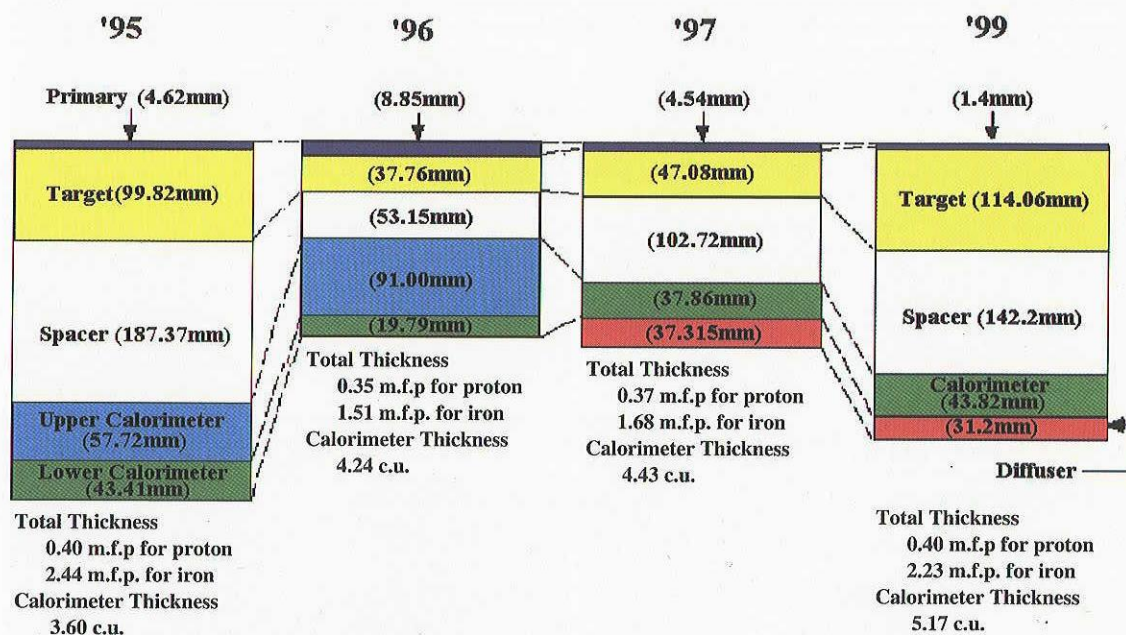


図4：RUNJOB 実験で用いた各年度の観測器の構造。1997年以降は upper calorimeter を廃止し、diffuser を取り入れた。

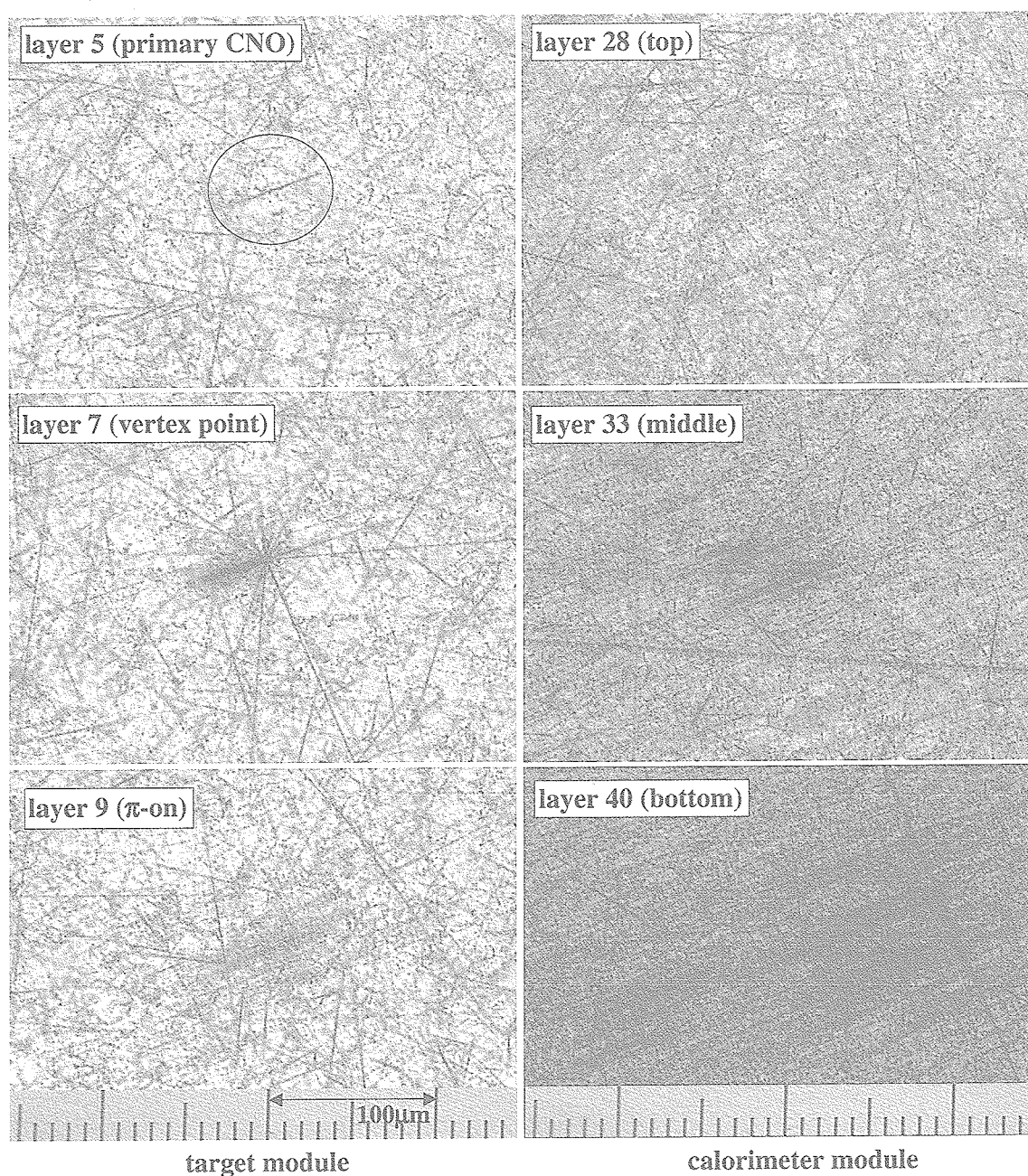


図 5 : RUNJOB 9 号機で観測された CNO 核の様子。粒子は右から左へ進んでいる。入射天頂角は約 50° 、シャワーエネルギーは15.5 TeV である。layer 5 : 黒丸中に親粒子 (CNO 核) がある。layer 7 : Em 中で核衝突を起している。進行方向に多くの中間子 (主に π^+) が発生している (中間子多重発生, jet)。layer 9 : 発生した中間子は target 層そして spacer 層の中で広がっていく。layer 28~40 : calorimeter 層で γ 線が電子シャワーを発達させていく。それぞれの γ 線が作ったシャワーコア (γ -core) が分離されていることがわかる。

4 解析方法

データ解析の大まかな流れを図6に示す。RUNJOB 気球実験で観測された宇宙線データの詳細な解析方法については、既に文献 [14] および [15] に詳しく説明がされているので、ここでは簡単に説明する。

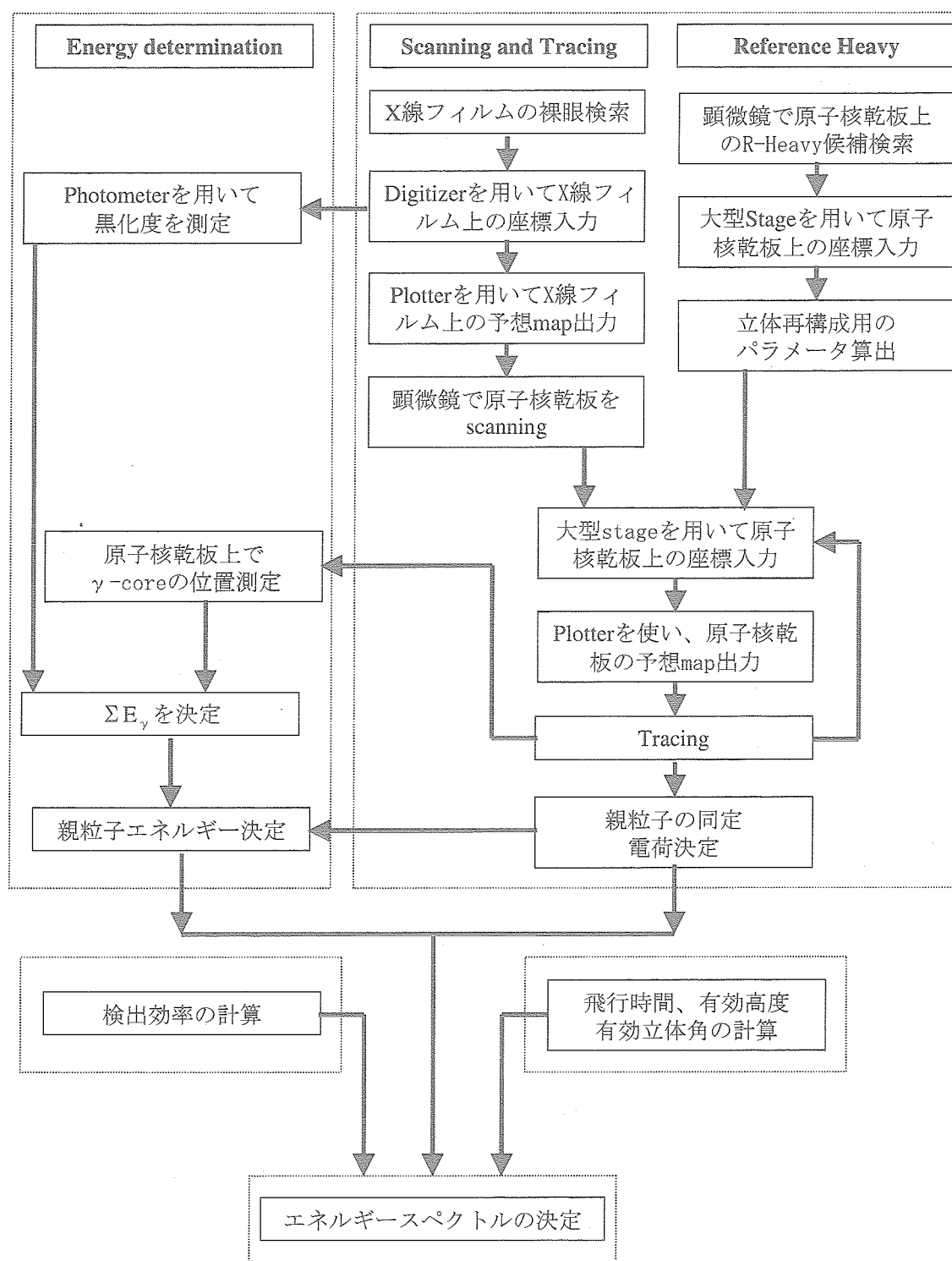


図6：RUNJOB 実験における解析の手順。

4.1 シャワー検出とトレーシング

感光材の現像後、初めにカロリメーター層に挿入したX線フィルム上のシャワースポットの裸眼検出を行う。これにより観測器に入射した宇宙線のうち、我々の観測対象である高エネルギーのイベントのみを選択的に抽出が可能となる。RUNJOB 実験では、図7に示すようにシャワースポットの黒化度で約0.1以上、シャワーエネルギーにして約1～3 TeV 以上のイベントを抽出している。そこで、我々は次のような3つの解析条件を設定し、条件を満たさないイベントは解析対象外とした。

- イベント中に $D > 0.1$ のスポットが2点以上存在する。
- 天頂角 $\tan \theta < 5.0$ である。
- 粒子の軌跡が、calorimeter 層の最下層2層を通過してる。

スポット検出後、Em 上にてシャワーを粒子の衝突点まで追上げる（トレーシング）。衝突点まで追上げられたイベントは、さらにその上層のEm 上で衝突をおこした粒子（親粒子と呼ぶ）の飛跡を同定する、このトレーシング作業は、顕微鏡つき大型ステージを用いることで、L50cm×W80cm×H20～30cm の観測器について100 μ m 以内の精度で立体再構成を行い、精度の良い飛跡地図を作成することで効率よく行った。重粒子の場合、十分な精度で親粒子の同定が可能である。陽子では不十分な場合があり、その際は、局所的な立体再構成を行い、50 μ m 以下の精度で陽子飛跡を同定した。

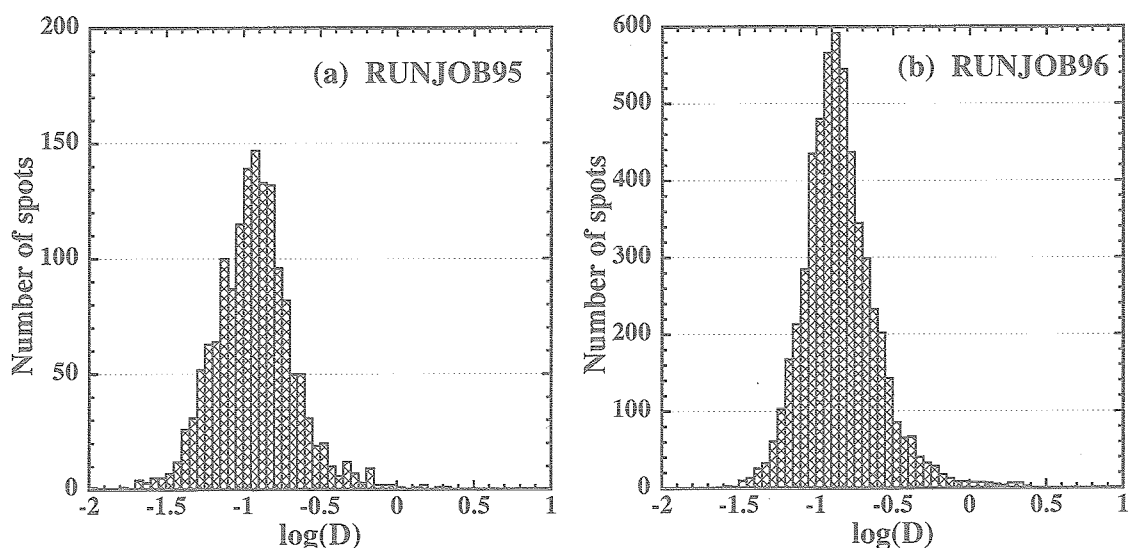


図7：検出された全スポットの黒化度分布、(a)1995年チェンバー、(b)1996年チェンバー。

4.2 電荷決定

親粒子飛跡の同定後、Em 上の飛跡の様子から親粒子の電荷決定を行う。RUNJOB 実験では narrow-slit 方式と呼ぶ、新しい電荷決定方法を開発した [20]、Em 上に記録される粒子の飛跡の太さは、その電荷に依存している。そこで、この飛跡に沿って平行な細いスリットを設定し、そのスリット内の黒化度を計測した。一方、シミュレーション計算から各電荷に対する黒化度曲線をもとめ、これら2つの量を比較し電荷を推定している。シミュレーションは、入射粒子によって放出される δ -ray シミュレーション [21] を行い、放出された δ -ray によって形成される Em 中の grain 数を求め、そこから期待される黒化度を計算している。もちろん黒化度を計算する際には、観測時間などに伴うバックグラウンドも考慮している。

RUNJOB 実験でのバックグラウンドを考慮し、シミュレーション法により電荷分解能の評価をした結果を図8に示す。測定する飛跡の長さによって分解能に違いがあるが、300 μ m 程度測定すれば、酸素核で0.5 charge unit、鉄核で1.0 charge unit 程度の分解能があることがわかる。もちろん、偶奇の電荷を同定することは難しい

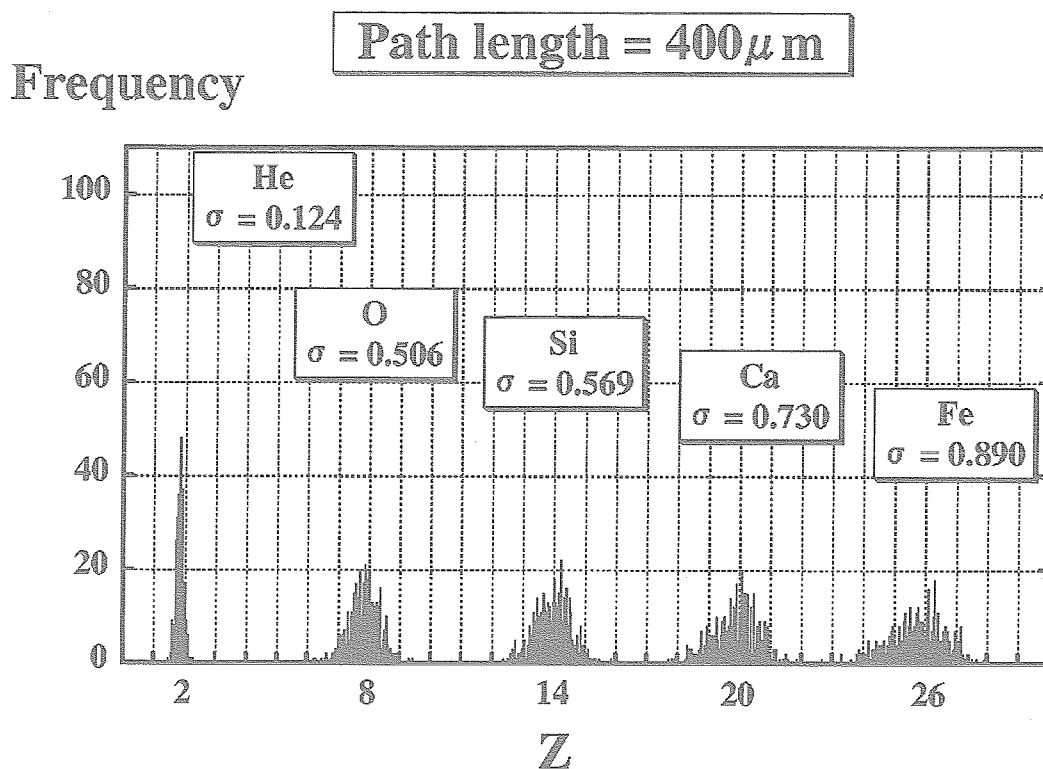
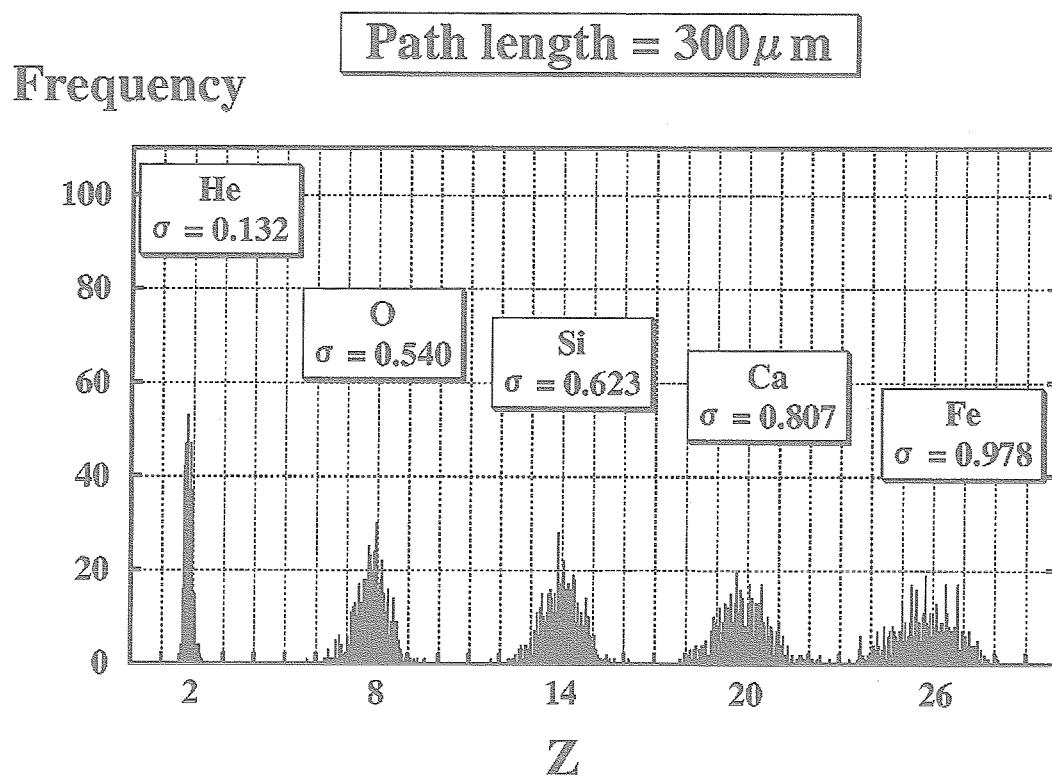


図 8：シミュレーション法で予想される RUNJOB 実験での narrow-slit 方式による電荷分解能。Em 上の飛跡を $300\mu\text{m}$ (上) および $400\mu\text{m}$ (下) 測定した場合について示している。

が、RUNJOB 実験では統計量の問題などもあり、核電荷弁別は核種グループ（陽子、ヘリウム核、LiBeB 核、CNO 核、NeMgSi 核、sub 鉄核、鉄核）として取り扱うため問題とはならない。陽子、ヘリウム核については grain counting や gap length の測定から決定している。

4.3 エネルギー決定

本研究で採用しているエネルギー決定法は、photometer 法、 γ -core 法、diffuser 法の 3 つである。図 9 に、RUNJOB 実験で得られる典型的な 2 つのシャワーの発達の様子を示す。RUNJOB 実験で用いたカロリメーターは ~ 5 c.u. と薄く、図 9 (b) で示すように、高エネルギーシャワーの最大発達点（シャワー極大）を捕られないイベントが多い。そこで、我々は、新しく 2 つのエネルギー決定法を開発し、図 9 (b) のようなイベントに適用した。しかし、いずれの方法も検出した電子シャワーのエネルギー、 ΣE_e を決定し、その決定精度もほぼ同程度で得た。したがって、シャワーエネルギーから入射親粒子のエネルギーの変換や絶対強度算出するための検出効率の計算を複雑にするものではない。

4.3.1 photometer 法

図 9 (a) のようなシャワー発達の最大点を捉えているイベントに適用する、伝統的な電子シャワーのエネルギー決定方法である [22,23,24]。我々は、この変化の様子を X 線フィルム上に記録されたシャワースポットの黒化度を photometer を使用し測定している。そこで、この方法を photometer 法と呼ぶ。20% 以内でエネルギー決定が可能であることが分かっている。

4.3.2 γ -core 法

図 9 (b) のような、シャワー極大に達していないイベントに対して用いるエネルギー決定法であり、'95 年および '96 年観測データに適用している。 γ -core 法は、核衝突後に放出された 2 次 γ 線の開き角と横運動量の関係からシャワーエネルギー ΣE_e を推定する方法である。この開き角を測定する際に、2 次 γ 線が作るシャワーコア- γ -core (図 5 参照) の相対位置関係から求めるため、 γ -core 法と呼ぶ。チャカルタヤ実験の C-jet データ [25] や FRITIOF コードで生成したジェットデータに適用したところ、15% 程度の決定精度があることがわかった。これは我々の実験では充分満足できる精度である。詳しくは文献 [14] にまとめてある。図 10 は、RUNJOB データに適用した結果であり、横軸が photometer 法で得られたエネルギー、縦軸が γ -core 法で得られたエネルギーになっている。ここで使用しているイベントは全てシャワー極大を捕らえているものばかりである。図からわかるように非常によい相関があり、実用上 γ -core 法の適用に問題がないことがわかる。

4.3.3 diffuser 法

'97 年、'99 年チェンバーで用いた新しいエネルギー決定方法で、図 9 (b) に適用される。calorimeter 層の下に設けられた diffuser 層（シャワー拡散層）内での電子シャワーの拡散（幾何学的な広がり）の様子からエネルギーを決定する。詳細は文献 [15] に詳しい。

diffuser 層内には感光剤以外の物質はなく、calorimeter 層内で発達したシャワーは、diffuser 内で幾何学的に広がっていく。この広がり様子は、シャワーエネルギーと発達の度合い (shower age) に依存すると考えられる。そこで、calorimeter と合わせ diffuser を用いることでシャワーの最大発達点を捉えることなく、エネルギーが決定できると考えた。

シミュレーションは、photometer 法で用いているシミュレーションコードを改良し用いた。diffuser のシミュレーションに応用するためには、カロリメーターの下に物質が何もないと仮定し、遠くまで電子数カウント位置を設定してやるだけでよい。現実の観測器では diffuser 層内に感光剤が挿入されているので、この感光剤による電子生成を考慮し、補正を行っている。シミュレーション結果を図 11 に示すが、シャワーのエネルギーや発達段階によって減衰の様子が異なっており、diffuser 内でのシャワーの減衰がエネルギーに依存していることがわかる。また、calorimeter 層内では分離されていない遷移曲線が、diffuser 層内ではよく分離されている。これらのことから diffuser を用いた場合に、シャワー極大を捕らえていなくともエネルギーが決定可能なことがわかる。

実際に97年チェンバーで測定されたデータとシミュレーションデータの比較した図12に示す。入射粒子はトレーシングの結果から陽子であることがわかっている。点線は陽子入射のシミュレーションデータ、実線は2つのシミュレーションデータより最小二乗法で内挿した結果である。図を見て明らかなように測定データをよく再現していることがわかる。

エネルギーの決定精度を図13に示す。横軸はシミュレーションで与えた真のエネルギー $\Sigma E_{\gamma, \text{true}}$ 、縦軸は推定されたエネルギー $\Sigma E_{\gamma, \text{esti}} / \Sigma E_{\gamma, \text{true}}$ 、比分布の標準偏差 σ である。3種類の入射粒子に対し、様々なカロリメーター厚での決定精度を、diffuserのある場合とない場合（photometer法）について求めた。図から diffuser を用いた場合のほうが明らかに決定精度がよいことがわかる。シャワー極大を捕まえている場合の photometer 法による決定精度が $\sigma \sim 0.2$ 程度であることを考えると、7c.u.程度のカロリメーター層と4cm程度のdiffuser層があれば、陽子では数10TeVまで、鉄核では100TeVまでのシャワーエネルギーを決定することが可能である。'97年、99年チェンバーのカロリメーター厚は約5c.u.であり、斜め効果を考えると観測されたほぼ全ての核子成分のイベントに対して diffuser 法を適用できると考えられる。 γ 線に対しては、我々の観測器のカロリメーター厚では十分な決定精度は得られないが、本研究での観測対象ではないので問題とはならない。なお、diffuserは観測器の重量をほとんど増すことなく（99年の場合、全体で230kgのところdiffuserの重さは2kgであった。）、より高エネルギーシャワーのエネルギーを精度よく決定できる方法であり、飛翔体によるカロリメーター型観測器に適したエネルギー決定法である。

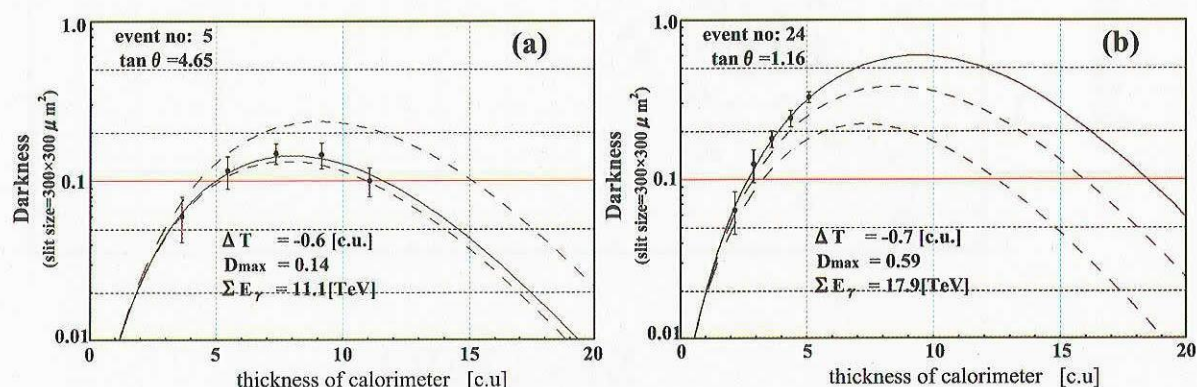


図9：RUNJOB 実験で使用する薄型カロリメーターでの典型的なシャワー発達の例。図中の曲線は photometer 法によるエネルギー決定の様子である。(a) シャワー極大を捕えている場合、(b) シャワー極大を捕えていない場合

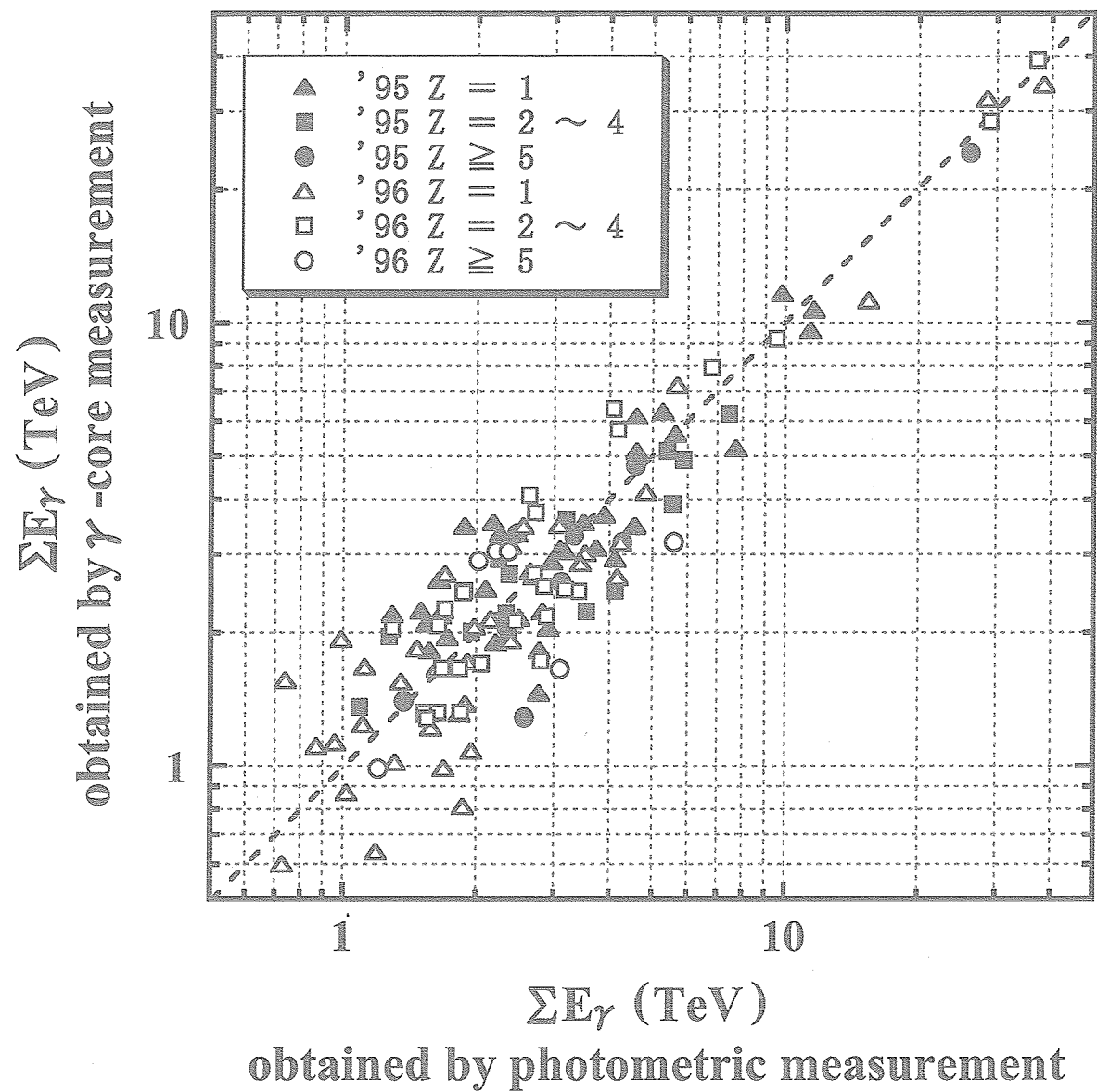


図 10 : RUNJOB 実験データにおける photometer 法と γ -core 法によるシャワーエネルギーの相関。

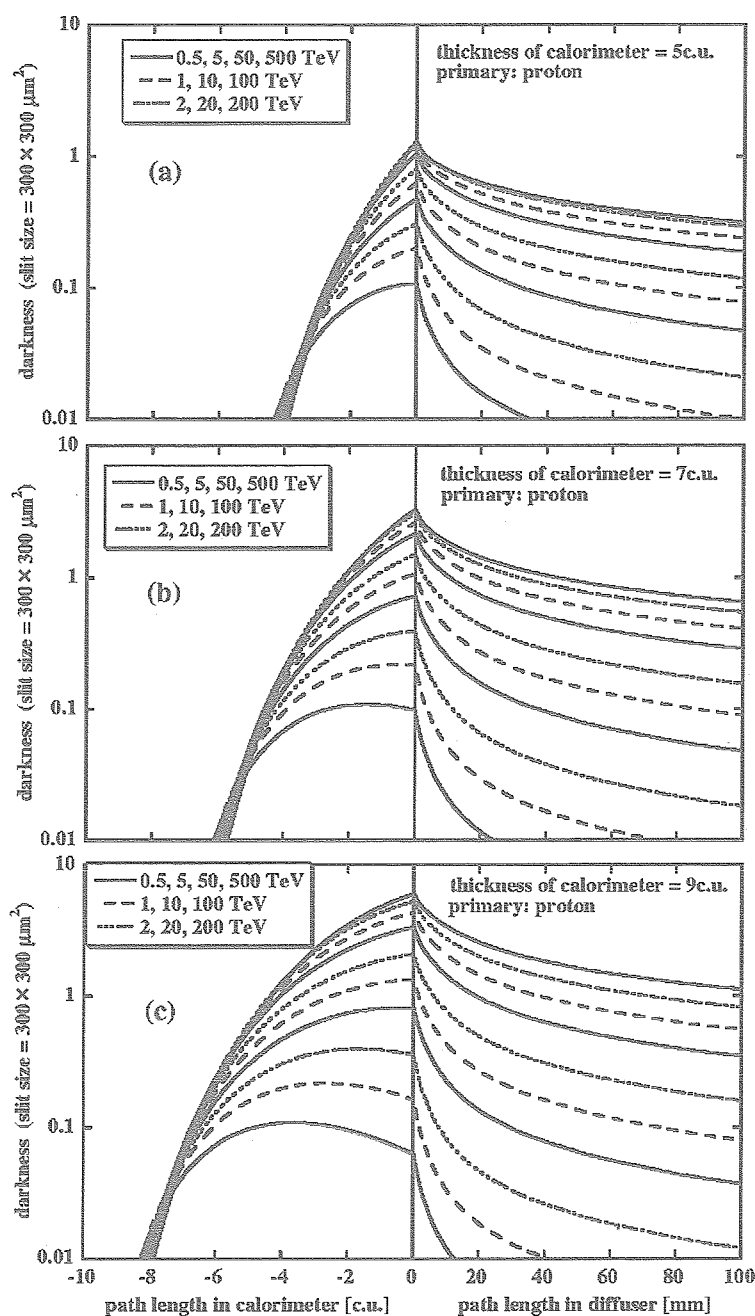


図 11 : diffuser 層付カスケードシミュレーションから得られた遷移曲線。横軸は calorimeter 層と diffuser 層の境界を path length = 0 とし、左が calorimeter 層中での c.u. 単位で測った path length, 右が diffuser 層中での mm 単位で測った path length となっている。入射粒子は陽子であり、calorimeter 厚はそれぞれ (a) 5 c.u., (b) 7 c.u., (c) 9 c.u. である。実線、破線、点線はシャワーエネルギーによる違いを示している。

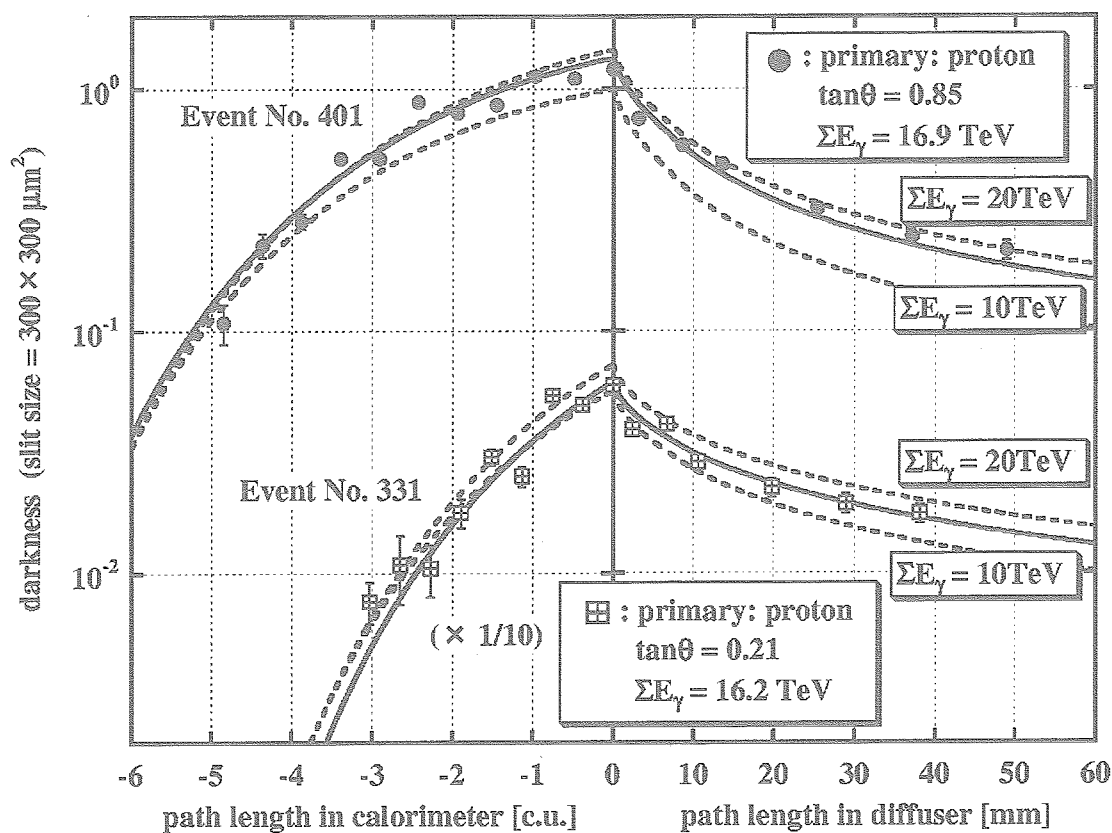


図 12：測定データへのフィッティング。点線はシミュレーションカーブ、実線は最小二乗法フィッティングした結果である。誤差棒は黒化スポット近傍でのバックグラウンド黒化度の揺らぎの大きさを示している。また、No. 331の黒化度は表示のため1/10倍している。

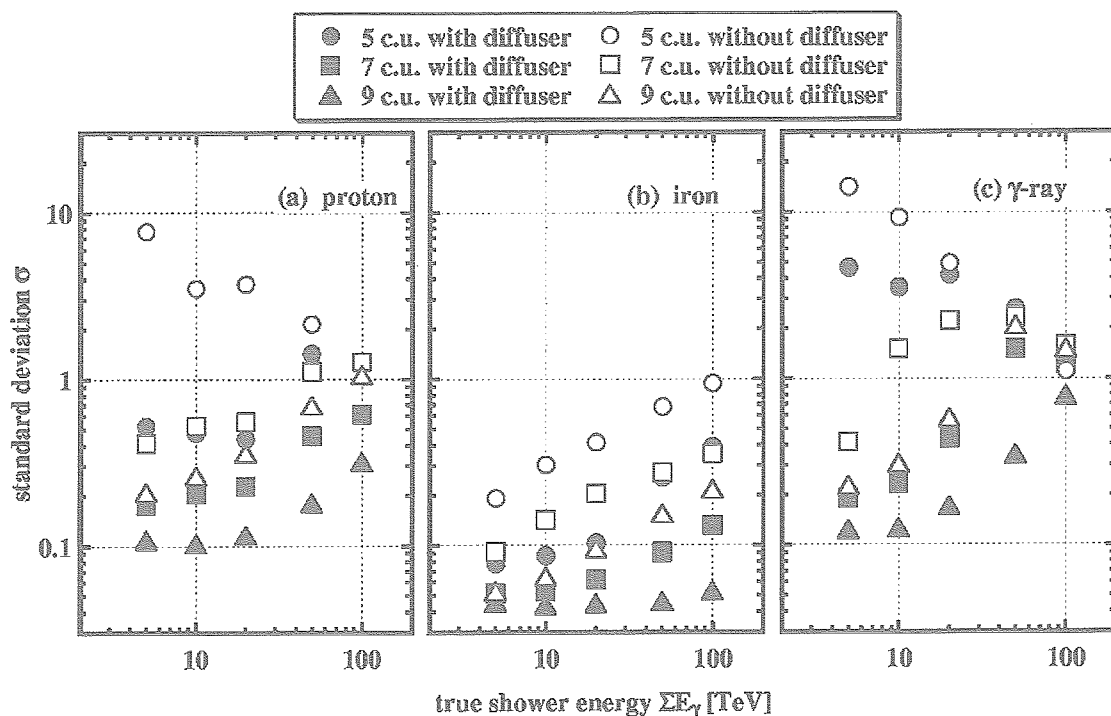


図 13：calorimeter 厚の違いによるエネルギー決定精度の変化。入射粒子は(a)陽子、(b)鉄核、(c)γ線（電子対）について示している。塗潰しは diffuser 法による決定精度、白抜きは diffuser 法を用いなかった場合（photometer 法）の決定精度を示している。

4.4 変換因子の決定

RUNJOB 実験で推定しているエネルギーは、核衝突後に放出された2次 γ 線への総エネルギー流、 ΣE_γ 、であり、入射粒子のエネルギー、 E_p 、ではない、したがって、推定したシャワーエネルギー、 ΣE_γ 、を入射粒子のエネルギー、 E_p 、へ変換する必要がある。その変換因子、 C_γ ($=E_p/\Sigma E_\gamma$)、を示す。

これまで、非弾性度の分布は広がっており、特に鉄核の場合は入射エネルギーへの変換に大きな不確実性があると思われていた。非弾性度分布を FRITIOF-code を用いて計算した結果、オリジナルの k_γ 分布 (図14の黒丸) を見ると確かに分布が広がっている。一方、検出条件や解析条件を考慮し、検出されるイベントだけでの k_γ 分布 (灰色のヒストグラム部分) は、より鋭い分布になっていることがわかる。これは、 k_γ が小さい場合シャワーエネルギーも小さくなり、検出が困難になるためである。このことから、重粒子成分についても ΣE_γ から E_p へ変換しても陽子と同程度の不確定さしかないことが分かる。

実際の粒子は観測器中の様々な物質と衝突し、しかも1回の衝突のみでなく、衝突によって生成される π^\pm やフラグメント、生き残り陽子などが連続して衝突することもある。このような連続衝突を考慮するため、FRITIOF-code を使い、我々のチェンバー中での衝突シミュレーションを行い検出条件を考慮して、変換因子を求めた。target 層と calorimeter 層では標的物質が大きく違うため、それぞれのモジュールにわけて変換因子をもとめた。'95年~'99年チェンバーの変換因子を表4にまとめる。

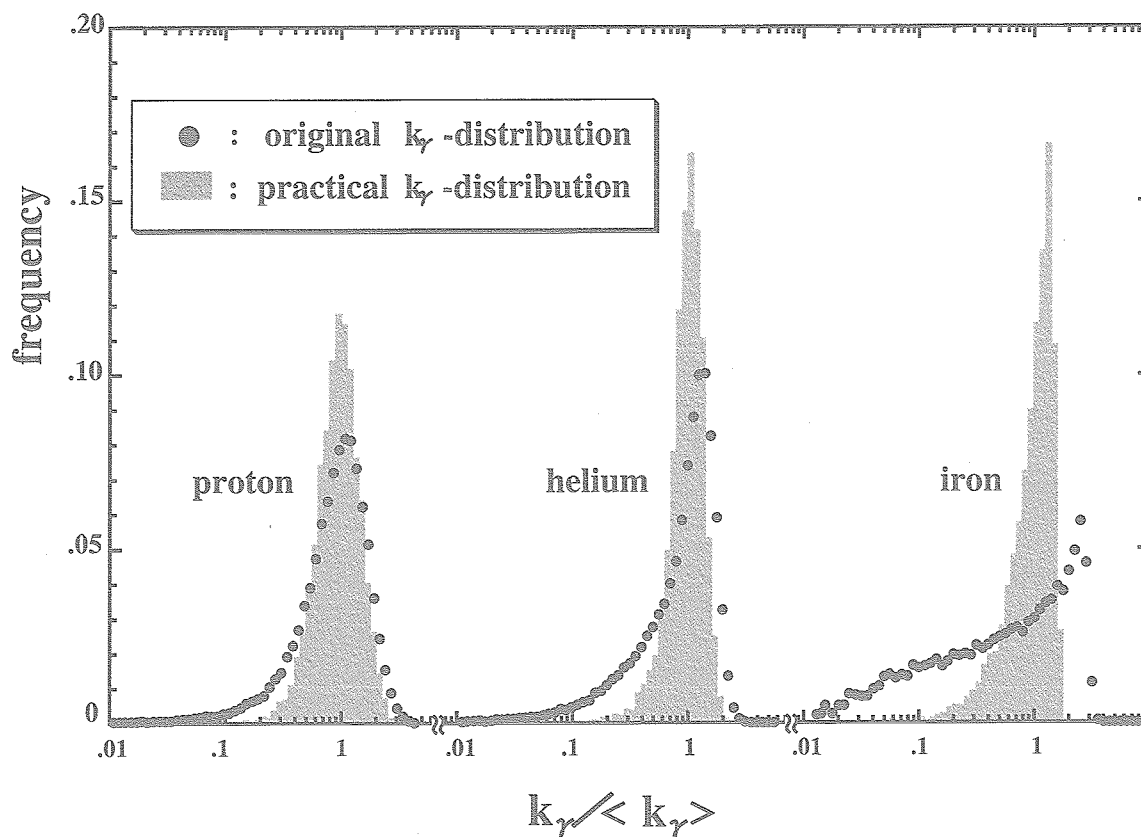


図14: k_γ 分布の比較。●はあらゆる衝突についての分布であり、灰色のヒストグラムは検出条件を満たす衝突についてのみの分布となっている。

表 4：観測器中の衝突シミュレーションによって得られたシャワーエネルギー ΣE_γ から親粒子エネルギー E_p への変換因子 C_γ ($=E_p/\Sigma E_\gamma$)、それぞれの親粒子について、target 層および calorimeter 層での変換因子を示している。

primary	95		96		97		99	
	target	calori.	target	calori.	target	calori.	target	calori.
proton	4.01	4.00	3.98	3.89	4.10	3.83	4.10	3.83
helium	6.50	6.00	5.72	5.55	5.90	5.43	6.20	5.43
CNO	10.0	8.72	7.98	7.60	8.22	7.42	9.01	6.62
NeMgSi	12.1	10.2	9.20	8.72	9.45	8.52	10.6	7.43
iron	16.2	13.2	11.4	10.8	11.9	10.5	13.9	10.5

4.5 検出効率

検出効率は、観測器の構造や物質だけでなく、実験条件や解析条件、入射粒子などによって異なる。我々は、このような様々な条件を考慮した検出効率を、コンピュータ内に実際に使用したチェンバーと全く同じ構造をもつ観測器（観測器を入れる遮蔽箱も含む）を厳密に再現し、粒子の入射からシャワー検出までをフルシミュレーションで行っている。計算手順を図15に示す。チェンバー本体の面積は $S=50\times 80\text{cm}^2$ 、厚さ方向の情報としては、幾何学的な厚さのみでなく、それぞれの核子に対して、衝突 m.f.p.単位での厚さ情報、放射長単位での厚さ情報を構造を再現するように入力している。この観測器に、実際の宇宙線スペクトルや天頂角分布を考え入射させ、チャンバー中での衝突およびシャワーシミュレーションを行った。

入射サンプリング数を N_{in} とし、解析条件を満たして検出された数を N_{obs} とすると、ある親粒子エネルギー E_p での検出効率は、

$$\eta(E_p) = \frac{N_{obs}(E_p)}{N_{in}(E_p)}$$

とかける。ここで注意しなければならないのは、 E_p の取り扱いである、実際の観測で我々が知りうるのは親粒子エネルギーではなくシャワーエネルギーであり、そこから親粒子エネルギーへ変換しなければならない。そこで条件に合わせ、親粒子エネルギー E_p として、最初に与えた入射サンプリングエネルギーではなく、核衝突シミュレーションによって放出された2次 γ 線への総エネルギー流、つまりシャワーエネルギーと変換因子を使い、 $E_p = C_\gamma \Sigma E_\gamma$ を用いた。このようにして求めた検出効率を図16に示す、横軸は親粒子エネルギー、 $E_p = C_\gamma \Sigma E_\gamma$ 、縦軸は検出効率になっている、ここでは、チェンバー内のいずれかで衝突した total-jet、カロリメーターで衝突した calorimeter-jet の場合について示している。図からわかるように、calorimeter-jet は検出バイアスなしに検出されるエネルギー領域が total-jet より低いことがわかる。これは、target-jet の場合スパーサー層で2次 γ 線が広げられるため、同じシャワーエネルギーでも測定される黒化度が小さくなってしまうためである。そこで絶対強度を算出する際には、低エネルギー領域では calorimeter-jet データのみを使用し、検出閾エネルギーを下げている。

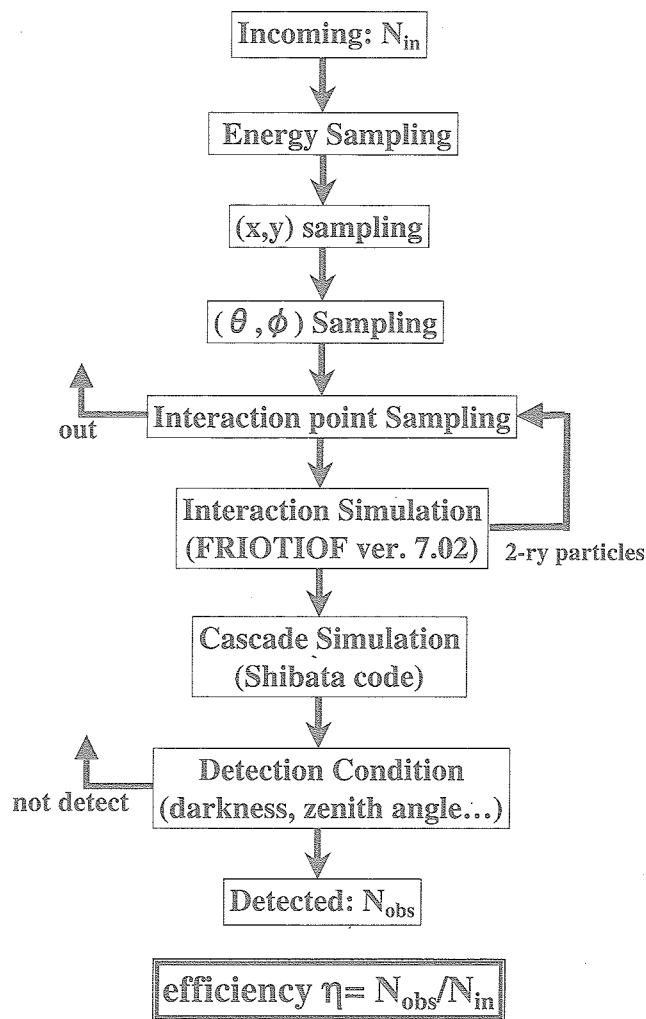
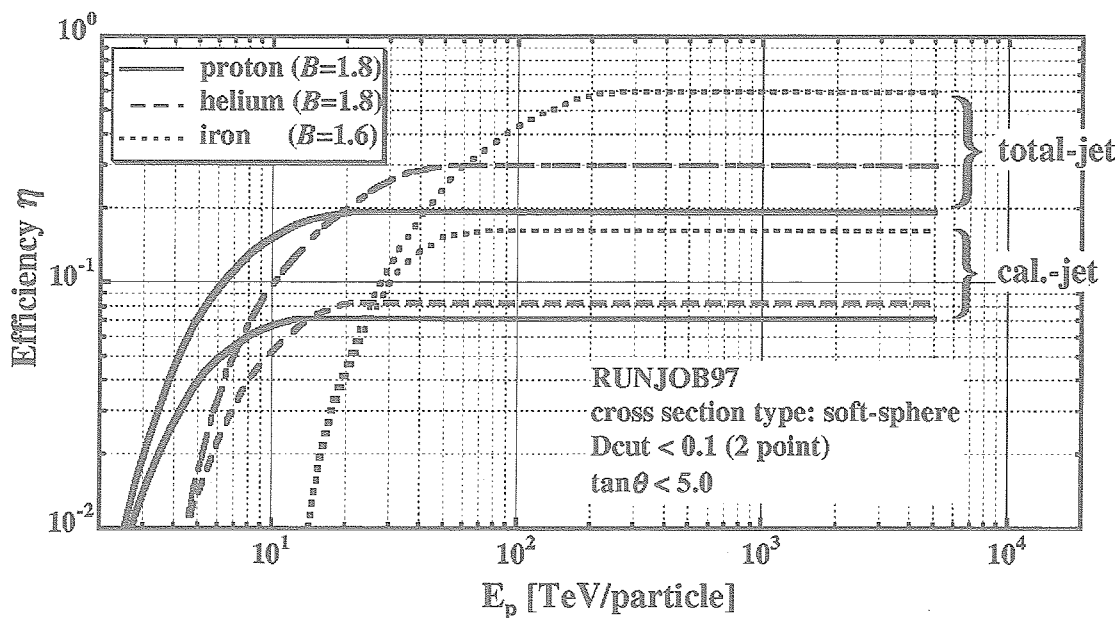


図 15：検出効率計算のフローチャート.

図 16：シミュレーション計算によって得られた検出効率。total-jet は観測器のいずれかの層で衝突した場合、cal-jet は calorimeter 層のみで衝突した場合を表す。横軸の親粒子エネルギー E_p は、 $E_p = C\sum E_i$ であることに注意。

5 解析結果

観測に成功した10フライト、全露出量575m²hrで得られた観測統計量を表5に示す。実際に同定されたイベントより解析に用いた統計量が少ないが、これは低エネルギー領域での検出バイアスが大きいイベントを含めていないためである。RUNJOB 実験では約2ヶ月の観測を行い、陽子、ヘリウム核については十分な統計が得られた。だが、重粒子成分、特に鉄核はわずか10イベント程度しか得られなかった。だが、鉄核成分については SXF による解析を現在行っており、これにより得られる数100GeV/n 領域での鉄核のスペクトルを報告する予定である。

表5：RUNJOB 実験で同定された宇宙線のイベント数

粒子	proton	helium	CNO	NeMgSi	iron	total
検出されたイベント数	598	152	87	39	12	907
解析に用いたイベント数	360	78	46	22	8	521

5.1 陽子、ヘリウム成分

図17に RUNJOB 実験で得られた陽子およびヘリウム核のエネルギースペクトルを示す。縦軸は強度に $E^{2.75}$ を掛けている。誤差棒は、統計誤差を表している。図には JACEE [4], MUBEE [7], SOKOL [6] のデータも示してある。低エネルギー領域では、最近報告された AMS [26,27], IMAX [29], BESS [28] の観測結果も示している。これらはすべて気球や衛星を使った直接観測の結果であり、JACEE 及び MUBEE の実験は我々と同じような原子核乾板を用いた実験で、他はすべてカウンター型検出器を用いた実験である。

RUNJOB で得られた陽子成分は、10～1000TeV 領域をカバーし、JACEE などの我々と同じエネルギー領域の強度とよく一致している。BESS などの低エネルギー領域からの結果と合わせて見ると、数10GeV～数100TeV の4桁にわたるエネルギー領域でほぼ -2.75 乗の冪でスペクトルが伸びていることが分かる。数100TeV 以上で、我々のスペクトルの傾きはハードになっているように見える。もちろん、我々の結果は統計精度として十分でなく、有意にスペクトルが変化しているとはいえない。最近の拡散衝撃波加速の理論によれば、スペクトルは加速限界直前の領域で一度ハードになり、その後加速限界のため急激に強度が小さくなると言われている（例えば [30]）。我々の結果は、その兆候が見えているのかもしれない。また、1995年の観測で PeV 陽子の存在が確認された。これは陽子が 10^{15} eV 以上まで加速されていることを示した直接的な証拠であり、既に文献 [14] などで報告をしたが、その後の観測で PeV を越える粒子は観測されなかった。

ヘリウム成分に注目すると、RUNJOB の結果は MUBEE に近いデータを示しており、その傾きはほぼ陽子に平行である。一方、JACEE, SOKOL の結果は我々の2倍近い強度を与え、スペクトルの傾きは明らかに異なっている。我々の結果は、1997年にダーバンで行われた国際宇宙線会議で1995年の観測結果 [31] を始めて報告して以来、全く変化していない。なお、ATIC グループは、2回の南極長時間気球実験の結果を報告し、2003年の国際会議で報告された ATIC-1 の結果は RUNJOB の結果に近いものであったが [11], 2005年の国際会議で報告された ATIC-2 の結果は JACEE の結果に近いものであった [12]。ただし、数10TeV/n 以上の統計はまだ十分でなく、CREAM の結果と合わせ今後の解析を待ちたい。

図18にヘリウムと陽子の比を示す、この図から明らかなように、我々の数10TeV/n 領域の観測結果は、数10 GeV/n 領域での比とほぼ変わらず、 $He/p \sim 0.05$ とエネルギーによらずほぼ一定である。一方 JACEE の結果 [32] は、低エネルギー領域の結果と合わせてみると、数100GeV/n 領域からエネルギーとともにその比は徐々に小さくなっているようである。源でのスペクトルの冪が平行で、伝播中の拡散がエネルギーのべき乗に依存することを仮定すると、つまり、現在の標準的な衝撃波加速と宇宙線伝播と考えられている rigidity に依存した粒子加速と伝播を仮定すると、数10GeV/n～数10TeV/n の領域の地球近傍で観測される陽子とヘリウム比がほぼ一定にな

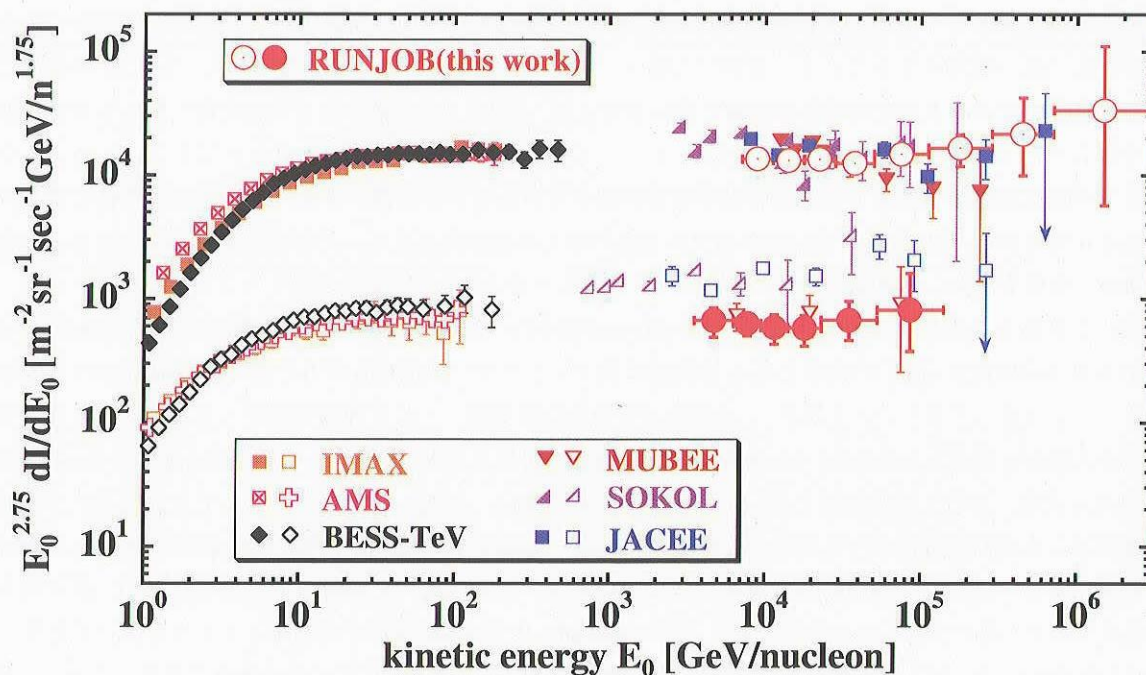


図 17：陽子、ヘリウム成分のエネルギースペクトル。縦軸は $E_0^{2.75}$ を掛けている。

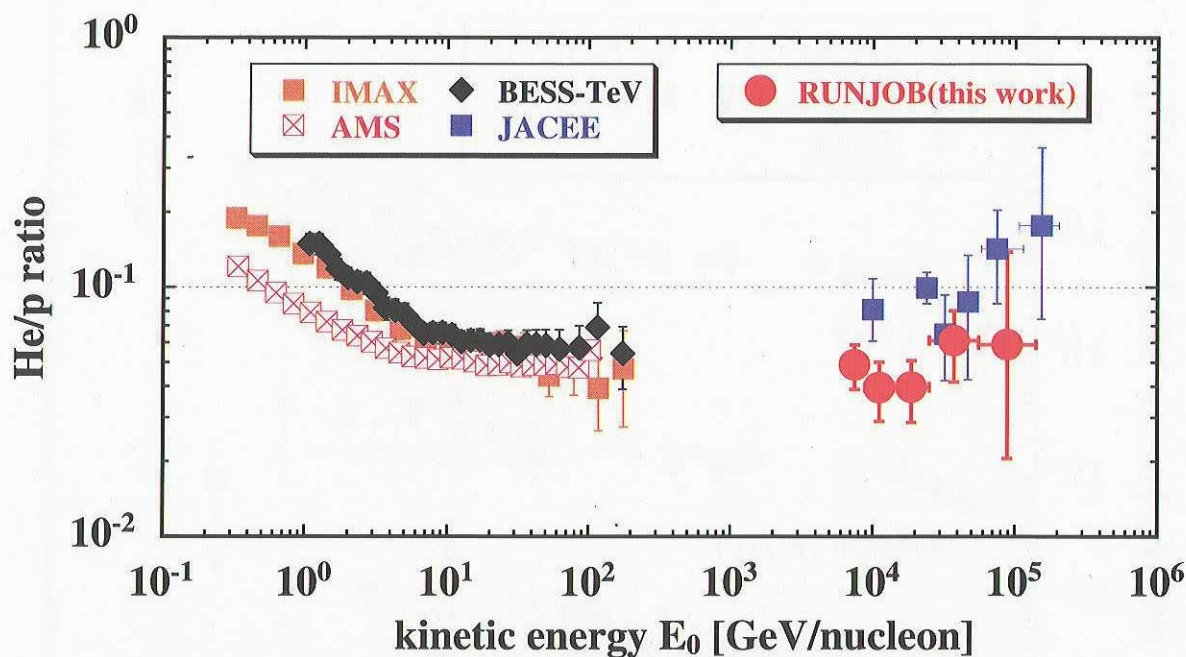


図 18：ヘリウム/陽子成分の比。AMS, BESS, IMAX のデータは著者の一人 M.H.によって図17から計算されたものである。

ることが分かっている [33, 34]。これは RUNJOB の結果と一致するものである。

5.2 重粒子成分

図19に重粒子成分のエネルギースペクトルを、JACEE [5], SOKOL [6], CRN [35], HEAO-3 [36], SANRIKU [37] の各グループの結果とともに示す。JACEE, SOKOL の鉄成分には sub-Fe ($Z \geq 17$) も含まれている。縦軸は強度に $E^{2.75}$ をかけている。

RUNJOB のデータは、いずれの核種グループにおいても低エネルギー領域、特に CRN グループの観測結果からスムーズにつながり、数10GeV/n 領域からほぼ平行にスペクトルが伸びているようである。JACEE や SOKOL

のデータと比較すると、JACEE とは統計誤差の範囲内で一致しているようであるが、傾向としてこれらの2グループに比べ低い強度を与えている。前節での陽子・ヘリウム核のスペクトルと比べると、JACEE の結果は陽子とそれ以外のスペクトルでは明らかに冪に違いが見える。特に、CNO 核スペクトルでは、低エネルギー側の観測で得られたスペクトルと比較し、数 TeV/n あたりでその傾きが変化しているように見える。このようなスペクトルの変化は、宇宙空間でなにか特別な現象が起きていることを想像させる。一方、RUNJOB で得られたスペクトルはその傾きはほぼ平行か CRN のデータ合わせてみた場合若干ハードになっているようである。我々の結果は、前節で議論した衝撃波加速と伝播モデルによく一致するものである [34]。

次に、2次核と1次核の比、boron/carbon と sub-iron($Z=21\sim22$)/iron 比を、ACE/CRIS [39]、HEAO-3 [36, 40] および SANRIKU [41] の結果とともに図20に示す。ここで、RUNJOB の B/C 比は、LiBeB/CNO 比になっていることに注意してほしい。2次核/1次核比は宇宙線伝播問題、とくに通過物質厚と拡散のエネルギー依存性に大きく関わってくる。その違いは、TeV/n 領域で顕著に現れてくるが、これまで観測例はなかった。我々は、この TeV/n 領域に初めて観測結果を示した。我々の観測結果は、大気との核衝突によって生成された2次核成分の混ざりこみの補正も行った大気頂上での結果である。LiBeB の大気伝播中の生成は全体の約70%，sun-iron 核で45%である。混ざりこみの詳細な計算方法については、文献 [38] を参照していただきたい。我々の結果は、低エネルギー側からスムーズにつながり、特に subFe/Fe 比では SANRIKU の結果とよくつながっており、Seo ら [33] や Shibata ら [34] の伝播モデルでの拡散係数の rigidity 依存性 $D \propto R^{-1/3}$ に合いそうである。しかし、我々

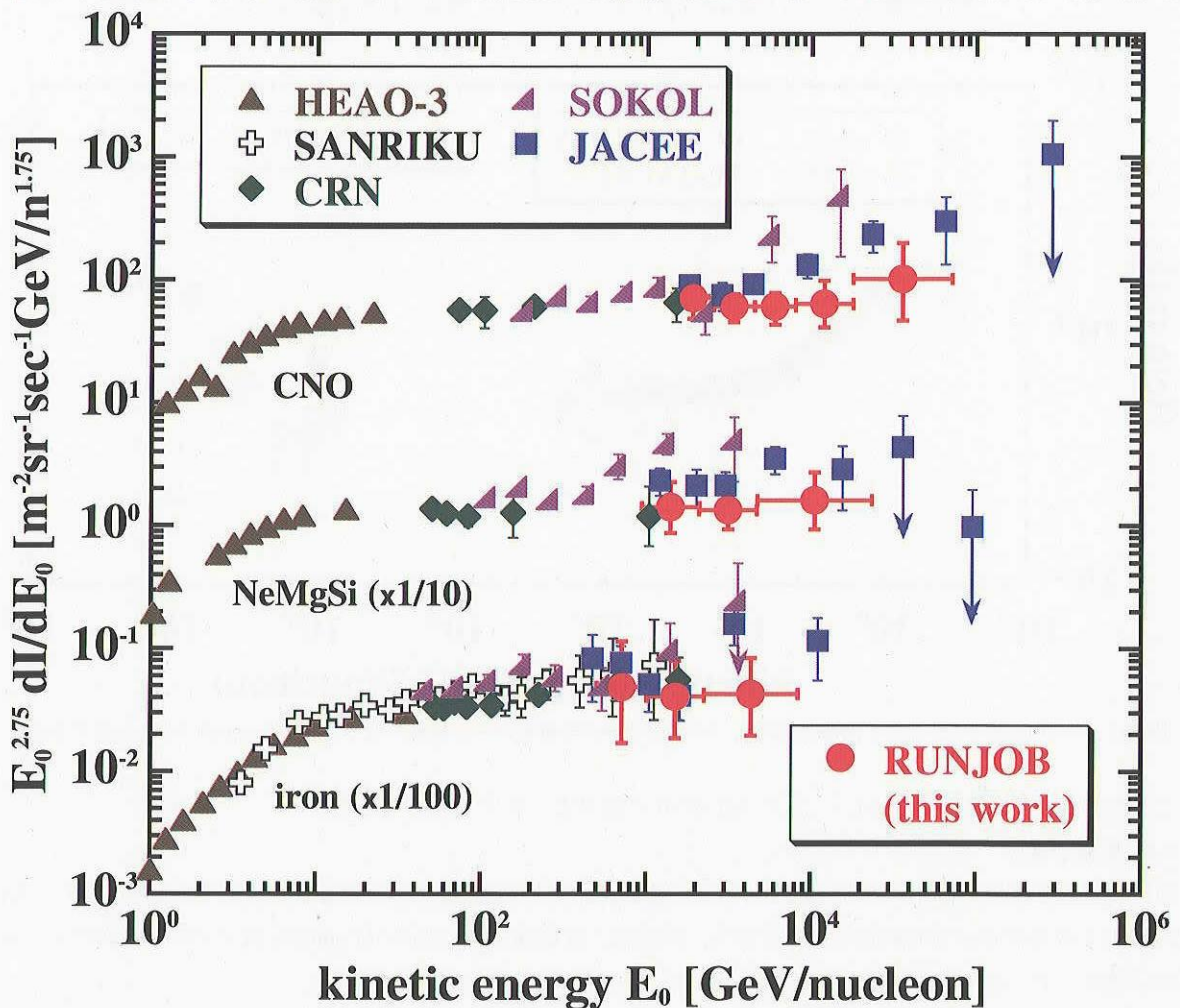


図 19：重粒子成分のエネルギースペクトル。NeMgSi グループ、iron グループはそれぞれ強度を 1/10 倍、1/100 倍にして表示してある。

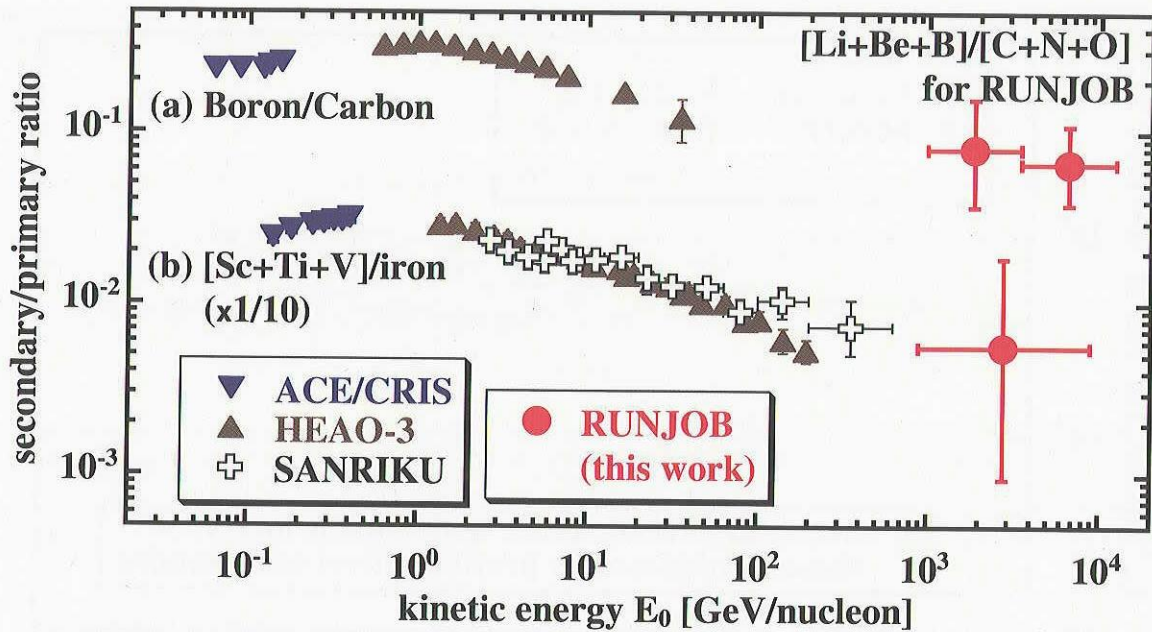


図 20：2 次核/1 次核比。(a)B/C 比，ただし，RUNJOB の結果は LiBeB/CNO 比になっていることに注意してほしい。(b)subFe/Fe 比。subFe として $Z=21\sim 23$ としている。

のデータは，その統計量と混ざりこみの大きさから分かるように，取り扱いには注意が必要である．SXF の解析での数100GeV/n 領域の subFe/Fe 比の報告を待っていただきたい。

6 全粒子スペクトルと平均質量数

全粒子スペクトルを図21に示す．我々の結果は，JACEE [5] や SOKOL [6] に比べ，強度が約40～50%低い．これは，陽子以外の各元素の強度がこれらのグループの結果に比べ低いので，当然の結果である．図中の低エネルギー領域の帯は，過去の直接観測の結果を Ichimura らによって1993年にまとめられたものである [38]．我々のデータは，この帯の下限の延長線上に位置している．しかし，彼らは数100GeV 領域の陽子データとして Ryan ら [42] のデータを用いているが，BESS や AMS に代表される最近の観測は，Ryan らのデータに比べ20～30%程度低い強度を与えている．このことを考慮すれば，我々のデータは低エネルギー領域で得られているだろう全粒子強度とよく一致し，数100GeV～数100TeV まで，ほぼまっすぐとスペクトルが伸びていると考えられる．より詳細に見ると，いずれの観測グループのスペクトルも，低エネルギー側の帯に比べ，ややハードなスペクトルをしているように見え，明らかな *knee* の折れ曲がりは見えていない．このスペクトルの変化が本当であれば，超新星爆発による加速限界付近でのスペクトルの変化や銀河系外などからの新しい成分の盛り上がりを表しているのかも知れない．

平均質量数を図22に示す．低エネルギー領域での帯は，全粒子スペクトルと同様，過去の直接観測の結果をまとめたものである [38]．最高エネルギー領域のプロットが2点あるが，PeV 陽子を含んだ場合と含まない場合にあたる．RUNJOB の結果は，帯から1000TeV までほぼ一定値で伸びており，JACEE のようなエネルギーの増加とともにある質量数の増加は見られない．これは，RUNJOB の粒子ごとのエネルギースペクトルは陽子から鉄核までほぼ平行だったのに対し，JACEE の陽子とヘリウム核以上の成分ではスペクトルの傾きが明らかに違い，重粒子成分で明らかにハードになっているためである．JACEE の平均質量数の増加は，衝撃波加速限界の電荷依存性による変化ではないことに注意してほしい．なお，RUNJOB の平均質量数は大体 He～Li 程度である．

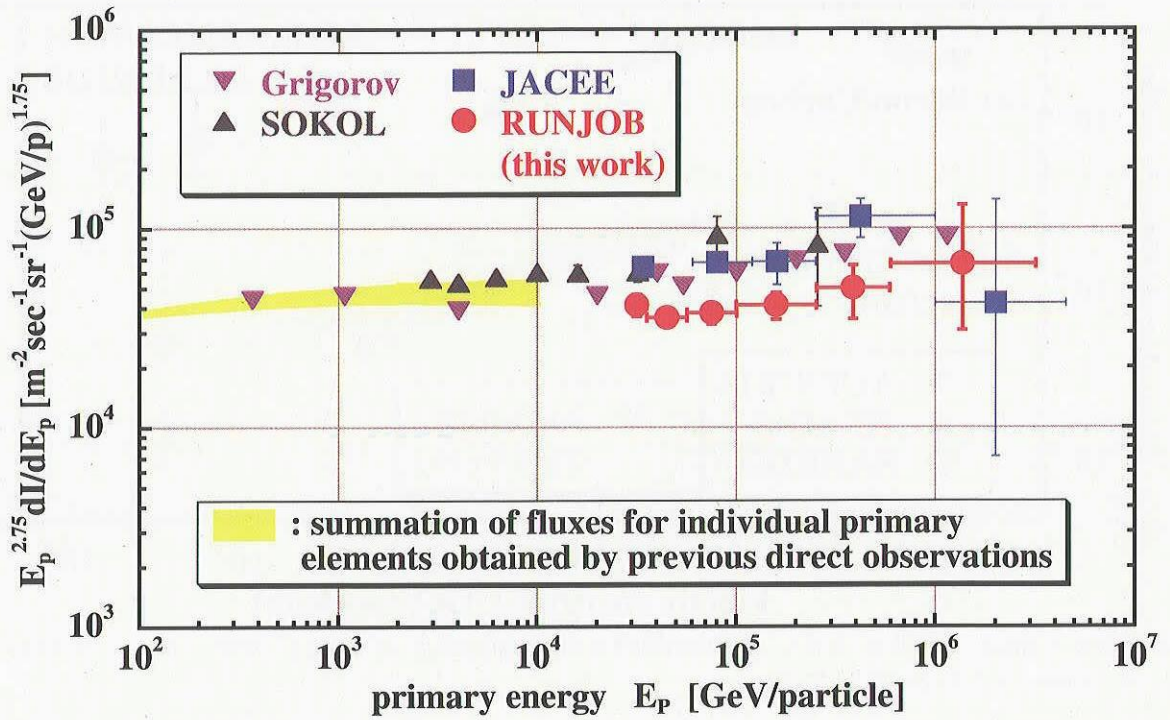


図 21：全粒子スペクトル。縦軸は強度の $E^{2.75}$ 倍している。低エネルギー領域での帯は、過去の直接観測の結果をまとめたものである [38]。

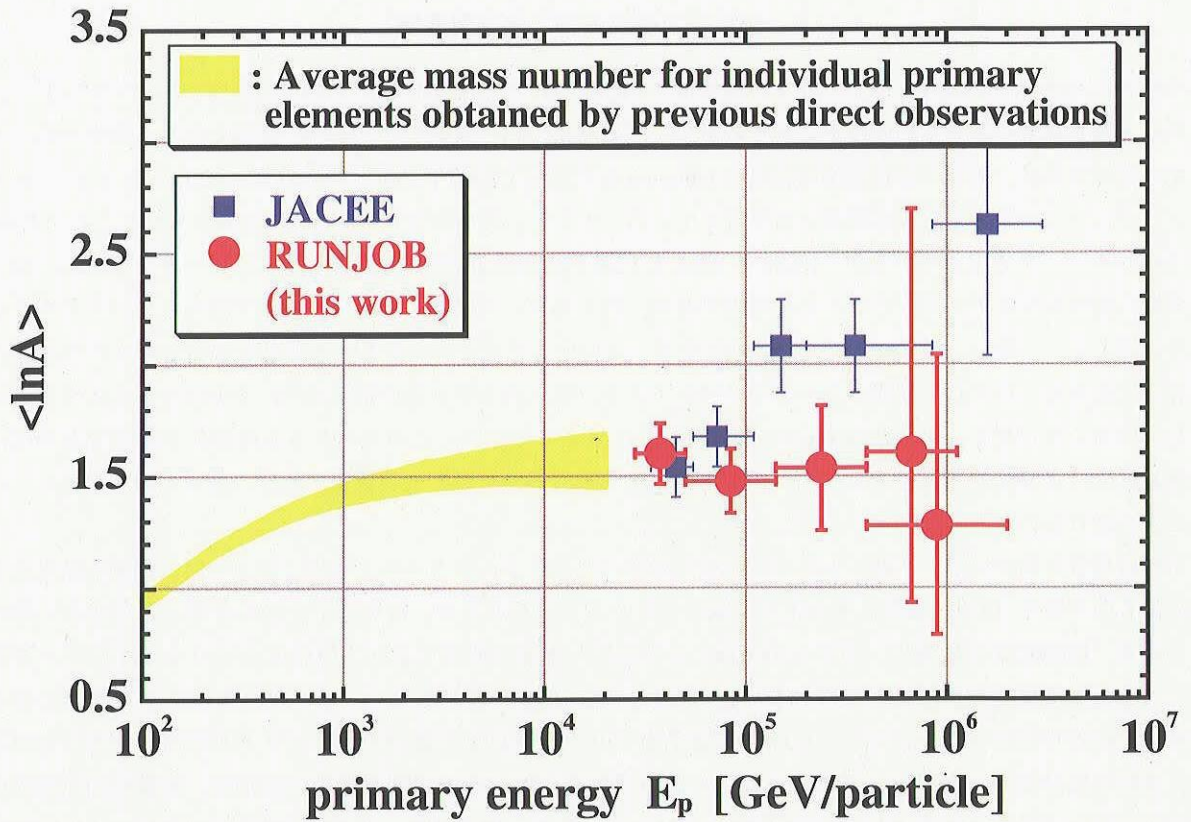


図 22：平均質量数のエネルギー依存性。低エネルギー領域での帯は、過去の直接観測の結果をまとめたものである [38]。

7 まとめ

RUNJOB 実験は1995年にスタートし、1999年までに計10機のシベリア上空での長時間観測に成功した。総観測時間は約60日、露出量にして575m²になる。これは、JACEE グループのこれまでの解析露出量に匹敵するものである。我々の観測では、観測器の気球搭載重量の制限から、非常に薄いカロリメーターを用いなければならなかったが、 γ -core 法と diffuser 法の新しい2つのシャワーエネルギー決定法を開発し、エネルギー決定の困難さを解決した。

本報告は、RUMOB 実験により約600イベントの解析イベントを観測し、 $10^{13} \sim 10^{15}$ eV 領域の宇宙線陽子から鉄核までのエネルギースペクトルと全粒子スペクトル、平均質量数のエネルギー依存性を報告した。我々の観測結果は以下の通りである。

- 陽子のエネルギースペクトルは10～1000TeV 領域をカバーし、JACEE や SOKOL の結果と一致し、また、～数100GeV までの AMS や BESS の結果の延長線上に位置する。
- ヘリウム核のスペクトルは、5～100TeV/n 領域をカバーし、その強度は JACEE, SOKOL の約半分の強度である。
- 陽子とヘリウムのスペクトルの傾きは、BESS などの結果とあわせてみると、10GeV/n～100TeV/n の間ではほぼ平行で-2.75乗であり、He/p 比は、0.04～0.05程度である。
- 重粒子成分のスペクトルは、1～数10TeV/n 領域をカバーし、JACEE や SOKOL の結果より低い強度を与え、特に CNO 核では、スペクトルの傾き大きな違いが見られる。
- 重粒子成分のスペクトルは、CRN や HEAO の結果と合わせて見ると、数10GeV/n～10TeV/n の領域ではほぼ並行であり、陽子、ヘリウム核のスペクトルともほぼ平行か若干ハードなようがある。
- 2次核/1次核比は、大気中で生成される2次核の混ざりこみの割合が大きい、これまでに報告のなかったTeV 領域のデータを示し、低エネルギー領域の結果の単純な延長線上に位置している。
- 全粒子。スペクトルは、数10～1000TeV をカバーし、JACEE や SOKOL の結果より30～40%低い強度であるが、これまでの低エネルギー領域の観測結果の延長線上に位置している。
- 全粒子スペクトルの傾きは、低エネルギー領域の結果と比較すると、ほぼ-2.75乗で数100GeV から数10TeV まで伸びている。数10TeV 以上でハードなように見えるが、数100TeV 以上の統計がまだ少なく明らかなことは言えない。
- 平均質量数は、数10GeV から1000TeV までほぼ一定で、He～Li 程度の平均質量数を与えている。この結果は、低エネルギー領域の結果の単純な延長線上に位置する。

以上のような結果は、これまで JACEE グループが報告していた結果とは異なり、単純な rigidity に依存した粒子加速と伝播過程で期待されるモデルと一致し、源でのスペクトルが粒子によらず平行であることを予想させる。残念ながら、我々の観測によっても、数100TeV 以上のイベントはわずか10数イベントであり、*knee* 直前でのスペクトルの詳細な変化については明らかにできていない。現在開発が進んでいるスーパープレッシャー気球が実用化されれば、1フライトで RUMJOB 実験の観測時間を得る事が可能となり、将来、数100TeV 領域の詳細な観測が可能になるであろう。

A ロシアでの気球観測

A.1 気球観測上の制限

高エネルギーの宇宙線観測には、ロシアでの気球実験環境は §2.1 で示したように非常に都合がよい。しかし、ロシアの経済事情や気球技術の問題によりいくつかの制限がある。ここでは RUNJOB 実験における重要な

2つの制限について説明する。

表6に1995年の放球した気球の詳細なデータを示す。ロシアでの気球実験で RUNJOB 実験にとって最大の制限となったのは観測器重量である。RUNJOB 実験では観測器の重量は最大250kgとされていた。そのため、オーソドックスな十分な鉛を使用したカロリメーターではなく、薄いカロリメーターを使わざるを得なかった。それに伴って、エネルギー決定に新しい方法が必要となった。この制限は、気球の自重および気球のコントロールデバイスの重量が重いために、観測器に十分な重量を割けないためである。表を見てわかるように、総重量に対して、観測器の重量は約1割程度であるのに対し、気球およびコントロールデバイスの重量は5割を超えるものである。残り4割がバラストの重量である。これは、ロシアの経済事情により新しいバルーンが購入できないことや新しい装置開発ができないことによると思われる。したがってこれらについては、外国製の気球や装置を使用したり、ARGOS-GPS システムのような小型軽量の装置を導入することで改善できる問題である。これにより、より大型の観測器を高高度まで飛翔させることが可能であろう。

2点目の制限として高度変化がある。昼夜の浮力の変化による高度変化は避けることはできないが、その大きさはできるだけ小さいほうがよい。この高度変化を防ぐためにロシアではオートバラストシステムにより、高度28kmより高度が下がらないようにしている。しかし、図3を見てもらえばわかるように、日中の30数kmの高度から28kmまで降下する時間は最大で約10時間ほどもあり、観測を行った季節（7月）を考えれば、夜間はずっと降下を続けていると考えられる。したがってオートバラストシステムを改良することにより改善可能であろう。これに対し、我々は有効高度を導入することで解決したが、高度変化はできるだけ小さいほうが良いことは明らかである。

表6：1995年 RUNJOB 実験の気球データ

	RUNJOB1	RUNJOB2
Balloon type:		
Envelop volume	180,000m ³	180,000m ³
Envelop weight	650kg	650kg
Ballast masses	800kg	800kg
Parachute weight	180kg	180kg
Control device weight	220kg	220kg
Date of launching	July 15, '95	July 19, '95
Time of launching (Moscow time)	10h57m	13h02m
Flight duration	130h	167h
Wind velocity at launching position	2-4m/s	2-4m/s
Length of flight trajectory	5357km	7200km
Altitude: initial	32.1km	32.1km
final	34.8km	36.2km
Altitude of ballasting	28.1km	28.1km
Point of landing	Markushino (Tyumen region)	Inza (Uiyanovsk region)
Payload recovery after landing	Saved with helicopter	Saved with car
State of sci.equipment	normal	normal
Weight of PI	230kg	230kg
Area of PI	0.4m ²	0.4m ²
Total weight of balloon	2080kg	2080kg

このようにロシアでの気球実験には、現在のところ重要な制限があるが、いずれも改善が可能なるものである。また、1カ国での長時間観測が可能で日本から近いという地理的な環境や RUNJOB での気球実験の成功率（10機/11機）を考えれば、やはりロシアでの気球実験は魅力的なものである。将来これらの問題が改善されることを期待したい。

A.2 COSPAS システムと ARGOS-GPS システムの比較

ロシアでは、気球の位置データの取得に、緯度経度データは COSPAS システムにより、高度データは気圧計を用いている。緯度経度は、COSPAS 衛星を利用し、ほぼリアルタイムで気球の位置がわかる。気圧データは、飛行中に記録され回収後に解析される。1999年の気球実験では、COSPAS システムと同時に、宇宙科学研究所（現 JAXA/宇宙科学研究本部）の協力により、フランスの ARGOS-GPS システムも搭載することができた。ARGOS-GPS システムでは、GPS を用いて気球の緯度経度および高度を飛行中に30分おきに取得できる。そこで、これら2つの位置測定システムから得られたデータを比較する。なお、ARGOS-GPS システムの詳細は文献 [43] を参照してほしい。

図23は、2つのシステムで得られた経度を縦軸に、飛行時間を横軸にして示している。COSPAS と ARGOS-GPS では、若干のずれはあるが1度以下であり、位置データはほとんど一致していることがわかる。ARGOS-GPS では安定してデータ取得ができていたが、COSPAS ではデータの空白時間が存在する。この原因は不明であるが、我々の実験結果に影響しない。

図24は、高度の比較を示した。縦軸は高度 [km]、横軸は時間になっている。COSPAS データは気圧計で得られたデータを高度に変換している¹。ARGOS-GPS は、GPS によって得られた高度である。両システムで、高度

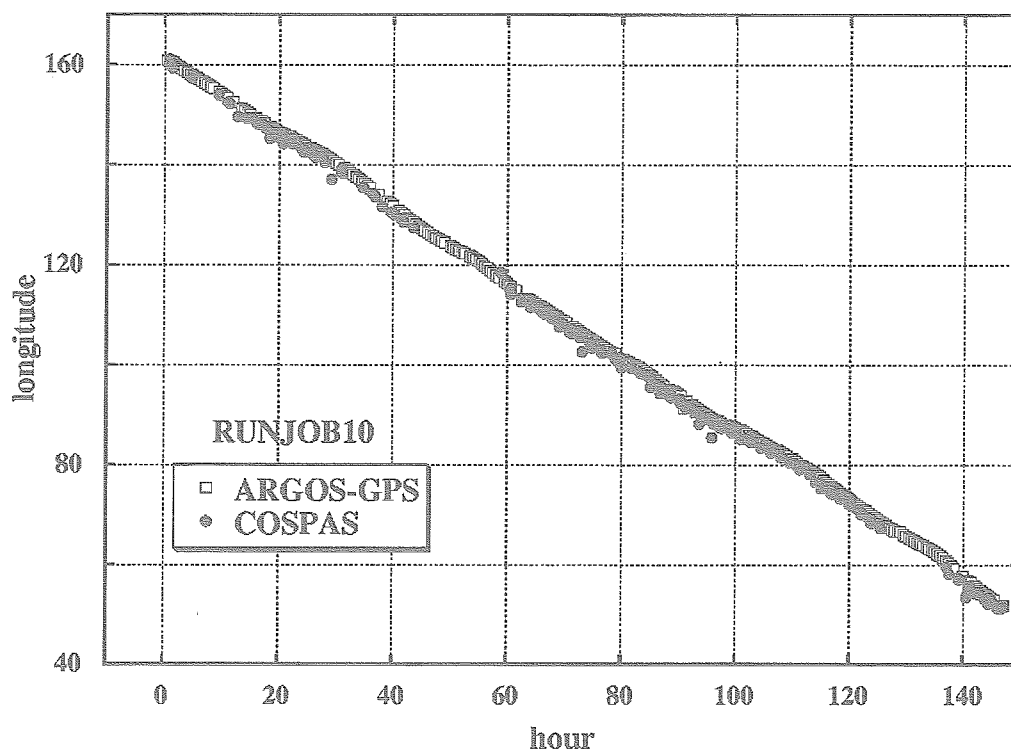


図 23 : ARGOS-GPS と COSPAS で得られた RUNJOB10号機での経度データの比較

¹ 本来、気圧計で得られるデータは COSPAS システムとは別のものである。COSPAS システムとは、COSPAS 衛星を使った緯度経度を測定するシステムことを呼ぶ。だが、ここではわかりやすく区別するため、気圧計より得られたデータも COSPAS データと呼ぶことにする

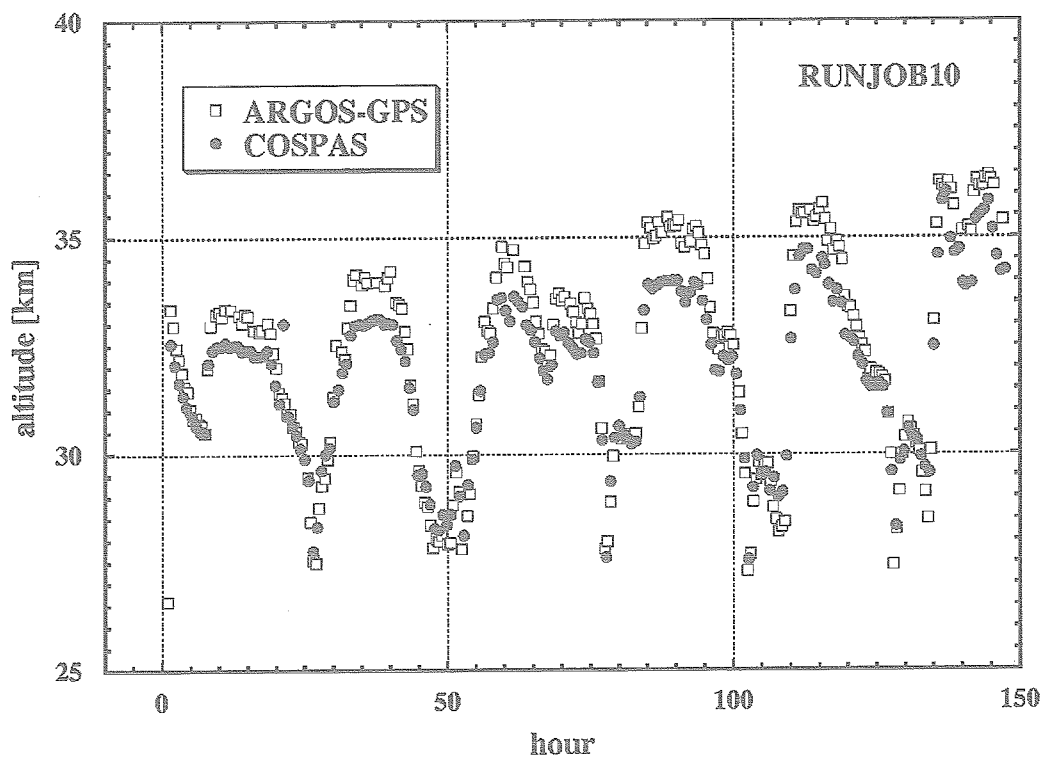


図 24：ARGOS-GPS と気圧計で得られた RUNJOB10号機での高度データの比較

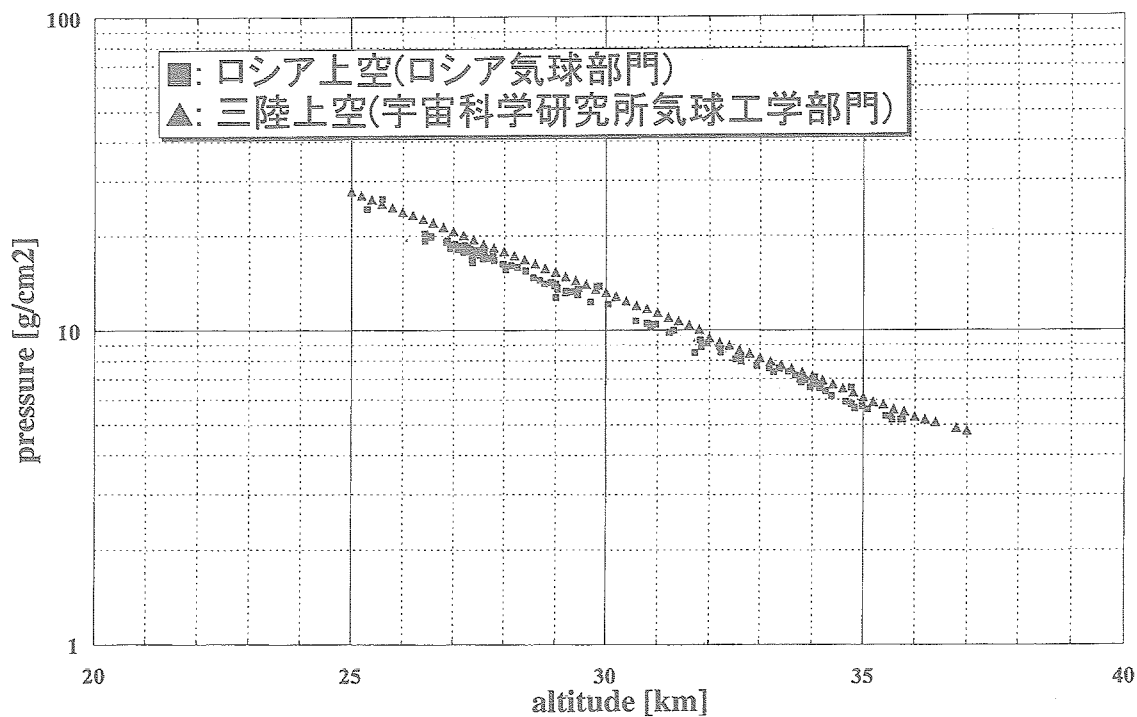


図 25：三陸上空およびロシア上空での高度と気圧の関係。

変化の様子はよく一致している。だが、日中の高高度の時に2つのシステムで違いが見られ、系統的に ARGOS-GPS システムの高度が2 km ほど高い。これは、気圧から高度に変換する際に生じるものであろう。図25に三陸上空およびロシア上空での高度と大気圧の関係を示す。三陸上空のデータは宇宙科学研究所（現 JAXA/宇宙科学研究本部）気球工学部門によって測定されたものであり、ロシア上空のものはロシア側の気球工学部門の好意によって提供を受けたものである。図から明らかなように、RUNJOB 気球高度に置いて2つのデータは数%の違いが見える。RUNJOB 気球実験では高度データは km 単位で提供されるため、解析のために高度 [km] から大気深さ [g/cm^2] への変換する。本研究においては三陸上空での関係を用いて変換を行っている。そのため、実際の大気深さとは若干の違いがあるかもしれない。これらの違いは観測高度においてはほぼ $1 \sim \text{g}/\text{cm}^2$ 以下であり、大気吸収効果を考慮した絶対強度の差は、陽子で1%以下、鉄核でも6%以下の差であり、エネルギーの決定精度や統計精度を考えれば、この程度の違いは絶対強度の算出に問題とならない。

参 考 文 献

- [1] G. V. Kulikov, G. B. Khristiansen, Sov. Phys. JEPT, 35 (1959) 436.
- [2] M. Amenomori et al., Phys. Rev., D62 (2000) 072007.
- [3] H. Ulrich et al, Proc. 27th Int. Cosmic Ray Conf. (Humburg, Germany), 1 (2001) 95,
- [4] K. Asakimori et al., AstroPhys. J, 502 (1998) 278.
- [5] K. Asakimori et al., Proc 25th Int. Cosmic Ray Conf. (Durban, South Africa), 4 (1997) 1.
- [6] I. P. Ivanenko et al., Proc. 23rd Int. Cosmic Ray Conf. (Calgary, Canada), 2 (1993) 17.
- [7] V. I. Zatsepin et al., Yad, Fiz., 57 (1994) 684.
- [8] J. R. Hörandel, Astropart. Phys., 19 (2003) 193
- [9] L. G. Sveshnikova, Astron. & Astrophys., 409 (2003) 799
- [10] R. J. Protheroe and A. P. Szabo, Phys. Rev., Lett., 69 (1992) 2885
- [11] H. S. Ann, Proc. 28th Int. Cosmic Ray Conf. (Tsukuba, Japan), OG (2003) 1833
- [12] H. S. Ann, Proc. 29th Int. Cosmic Ray Conf. (Pune, India), (2005)
- [13] E. S. Seo, Proc. 29th Int. Cosmic Ray Conf. (Pune, India), (2005)
- [14] A. V. Apnasenko et al., Astropart. Phys., 16 (2001) 13.
- [15] M. Hareyama et al., Nucl. Instr. Meth., 512 (2003) 553
- [16] V. A. Derbina et al., AstroPhys. J., 628 (2005) L41
- [17] 上岡英史, 中村 晃, 柴田 徹, 大気球シンポジウム報告集, 宇宙科学研究所 (1995) 151.
- [18] M. Ichimura et al., Nucl. Instr. Meth. A300 (1991) 374.
- [19] Erik Olson, Ph. D. thesis, University of Washington (1996).
- [20] 塩田哲也, 修士論文, 青山学院大学 (1997)
- [21] M. Ichimura et al., Nucl. Instr. Meth., A300 (1991) 616.
- [22] I. Ohta, Suppl. Prog. Theor. Phys., 47 (1970) 271
- [23] M. Okamoto and T. Shibata, Nucl. Instr. Meth., A257 (1987) 155
- [24] T. Fujinaga, M. Ichimura, Y. Niihori and T. Shibata, Nucl. Instr. Meth., A276 (1989) 317
- [25] C. M. G. Lattes, Y. Fujimoto and S. Hasegawa, Phys. Rep., 65 (1980) 151
- [26] J. Alcaraz et al., Phys. Lett. B 490 (2000) 27
- [27] J. Alcaraz et al., Phys. Lett. B 494 (2000) 193

- [28] S. Haino et al., Phys. Lett. B, 545 (2004) 1135,
- [29] W. Menn et al., AstroPhys. J., 533 (2000) 281
- [30] D. C. Ellison, L. O' C. Drury & J.P. Mayer, AstroPhys. J., 487 (1997) 197
- [31] A. V. Apanasenko et al., Proc. 25th Int. Cosmic Ray Conf. (Durban, South Africa), 4 (1997) 137
- [32] K. Asakimori et al., Proc. 23th Int. Cosmic Ray Conf. (Calgary, Canada), 2 (1993) 25
- [33] E. S. Seo and V. S. Ptuskin, AstroPhys. J., 431 (1994) 705
- [34] T. Shibata et al., AstroPhys. J. 612 (2004) 238
- [35] S. P. Swordy et al., Astrophys. J., 403 (1993) 658.
- [36] J. J. Engelmann et al., Astron. & Astrophys., 233 (1990) 96.
- [37] E. Kamioka et al., Astropart. Phys., 6 (1997) 155.
- [38] M. Ichimura et al., Phys. Rev., D48 (1993) 1949
- [39] A. J. Davis et al., AIP Conf. Proc., 528 (2000) 421.
- [40] W. R. Binns et al., Astrophys. J., 324 (1988) 1106.
- [41] M. Hareyama et al., Proc. 26th Int. Cosmic Ray Conf. (Salt Lake City, America), 3 (1999) 105.
- [42] M. J. Ryan et al., Phys. Rev. Lett., 28 (1972) 985
- [43] 鳥海道彦 et al., 大気球シンポジウム報告集, 宇宙科学研究所 (1998) 56.

微生物採集装置の開発

飯 嶋 一 征¹・井 筒 直 樹¹・福 家 英 之¹・斎 藤 芳 隆¹
川 崎 朋 実¹・松 坂 幸 彦¹・並 木 道 義¹・太 田 茂 雄¹
鳥 海 道 彦¹・山 上 隆 正¹・山 田 和 彦¹・瀬 尾 基 治¹
山 岸 明 彦²・横 堀 伸 一²

Development of the microbe sampling device

By

Issei Iijima¹・Naoki Izutsu¹・Hideyuki Fuke¹・Yoshitaka Saito¹
Tomomi Kawasaki¹・Yukihiko Matsuzaka¹・Michiyoshi Namiki¹・Shigeo Ohta¹
Michihiko Toriumi¹・Takamasa Yamagami¹・Kazuhiko Yamada¹・Motoji Seo¹
Akihiko Yamagishi²・Shinichi Yokohori²

Abstract: The microorganism sampling experiment of the stratosphere and the troposphere was conducted by using the airplane by Tokyo University of pharmacy and life science. As a result, the bacterium of a strong ultraviolet rays tolerance exists in the stratosphere compared with the bacterium sampled on the ground. However, limit flight altitude of an airplane is about 12km. Therefore, to sample the atmosphere in a higher stratosphere, the balloon experiment of ISAS and Tokyo University of pharmacy and life science was planned. The device to sample the thin atmosphere was jointly developed. This paper deals with newly developed thin atmospheric sampling device to take microorganism. At first the design concept of this new sampling device is explained in detail. Then the actual device construction and some result of its flight are described.

概 要

平成11年から数回にわたり東京薬科大学による航空機を用いた成層圏、対流圏での大気中粉塵のサンプリングが行われ微生物の採取が行われた。その結果、大気圏上空では地上で採取した菌よりもより強い紫外線耐性の菌が多く存在していることが明らかとなった。しかし、航空機を用いた実験では飛行高度の限界が12kmであった。それ以上の上空にはより紫外線に強い菌の存在が予想される。そこで、より高高度での観測と長時間の大気採集が可能にするため大気球を用いた成層圏における微生物採集実験が計画された。宇宙科学研究本部では微生物採集装置の開発、製作を行い気球に搭載して微生物採集実験を行った。本論では新採集装置の開発、製作、本装置を使用した計2回の微生物採集実験の飛翔結果について報告する。

重要語 成層圏、紫外線耐性菌、微生物採集装置

¹ 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部

² 東京薬科大学

1. はじめに

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

この採集装置は大気吸い込み方式を用い，吸引した大気を装置内のフィルターでろ過し微生物を採集するシステムである．平成13年の第1回成層圏微生物採集気球実験では高度20kmで約1,000リットルの大気の吸引を行ったが，耐紫外線菌の採集はできなかった．平成16年度の第2回成層圏極限環境微生物の採集実験からは大気の吸引量を増大するために新たに微生物採集装置を開発し，気球に搭載した．

2. 実験概要

高度20kmで微生物採集装置を水平浮遊状態に入れ，モーターポンプで大気を装置内に吸引する．吸引口より取り込まれた大気は装置内の微生物採集用フィルターで濾過され，排出口より排出される．採取装置のライン概略図を図1に示す．装置は直径約1mのアルミ製の防水ゴンドラに納まるようにつくられ，吸引口，排出口はゴンドラ枠外の大気に開放されている．各ライン，吸排出口に設けてあるバルブは気密性の高いゲートバルブを使用しており，着水時の採集フィルター部への海水の浸入を防ぐ構造とした．フィルターは菌を確実に捕えるように，目の細かい孔径 $0.45\mu\text{m}$ のメンブランフィルターを使用した．メンブランフィルターの諸元を表1に示す．フィルターホルダー部は取り外し式となっている（図2）．また，フィルター押さえも，押さえの金具部分

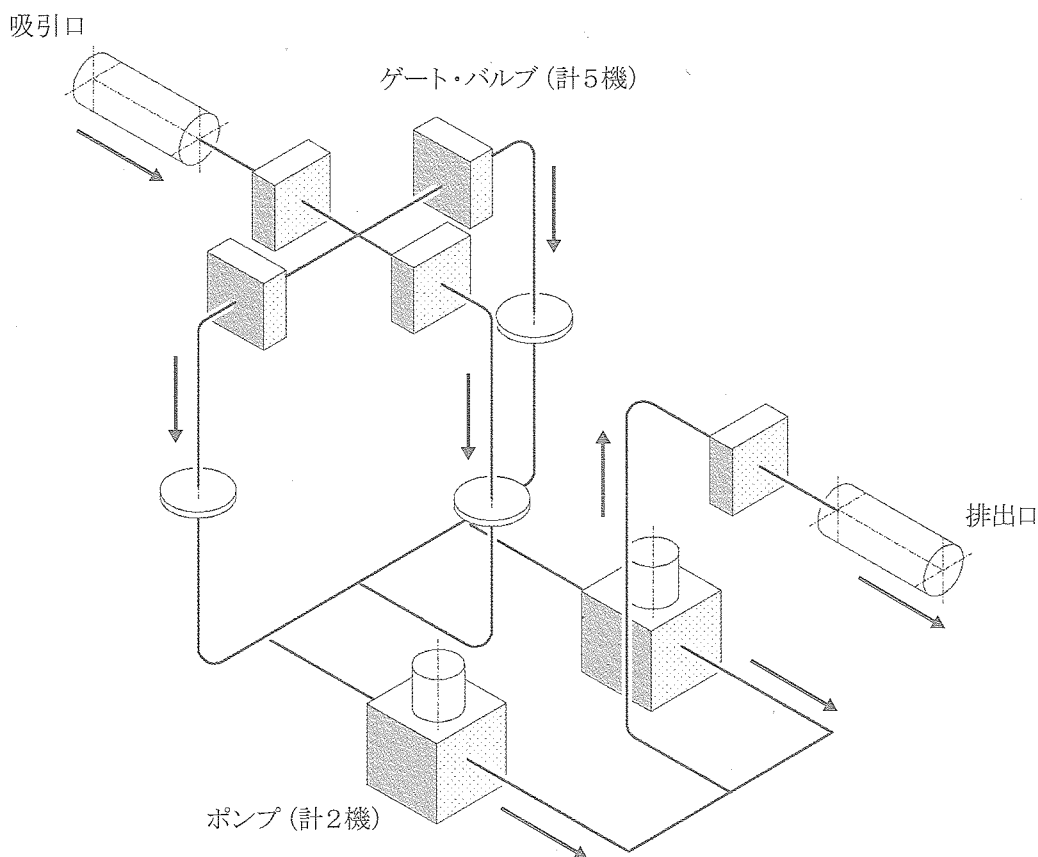


図1. 微生物採集装置概略図

を少なくし大気通過量を増すように製作した(図3)。採集ラインは3系統あり、バルブ操作によって切替えることができる。採集装置が収まるアルミ製の筒(直径1.04m、高さ0.56m)は、内部を1気圧に保つように機密処理が施されている。図4に装置外観図を示す。写真上側に吸引口、下側に排出口が延びている。採集装置総重量は約200kgである。採集終了時は、ゴンドラ着水時に海水が浸入することを防ぐために各ラインのゲートバルブを閉じて各ラインを気密とし、気球からゴンドラを切り離す。回収された採集装置からフィルターホルダー部を取り出し、研究機関に持ち帰り濾紙を培養液で培養し、採集された微生物の存在を確かめる。培養された微生物は耐紫外線強度試験およびDNA検定が行われる。

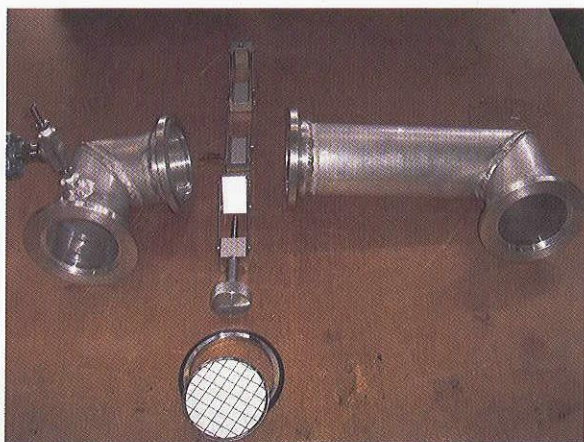


図2. フィルターホルダー部

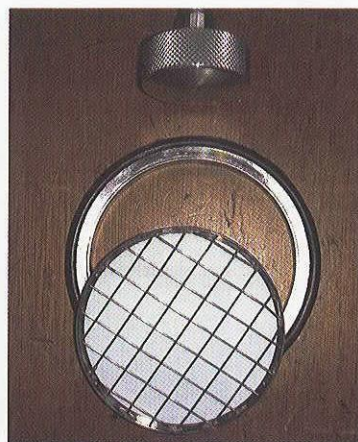


図3. フィルター部

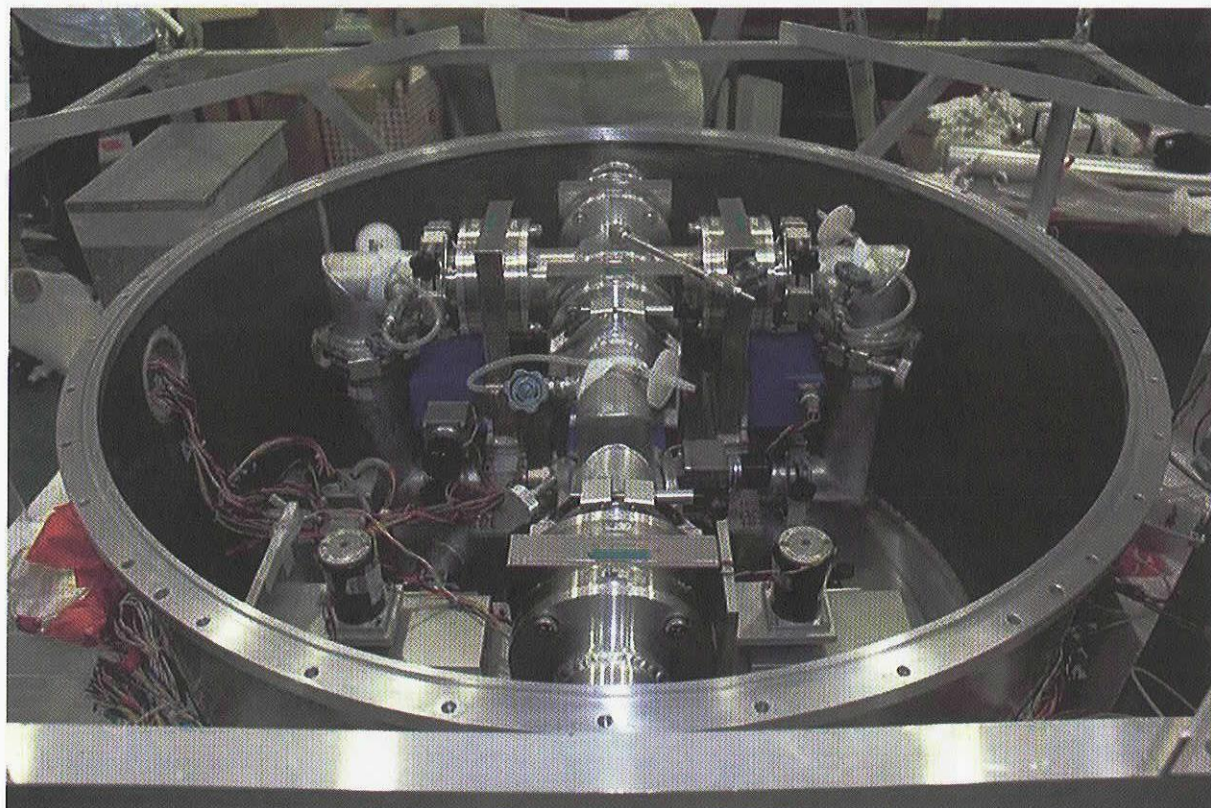


図4. 微生物採集装置外観図

3. 採集装置

平成13年に行われた第1回目の実験では採集量が約1,000リットルであった。平成16年からの実験では更に大気採集量を増やし短いサンプリング時間で確実に目標採集量を達成できるように新たに微生物採集装置を開発した。採集装置のフィルター径、装置管径を以前の装置と比較して約2倍の $\phi 90\text{mm}$ に改良した。また3機並列に搭載されたポンプのうち1機は内部の羽根車が大型のものを使用した。ゴンドラ着水時の海水の浸入を防ぐためのバルブをバタフライバルブから気密性の良いゲートバルブに変更した。表3にゲートバルブの諸元を示した。図4に採集装置外観図を示す。

平成17年度では採集大気量をさらに増やすために装置内部の羽根車ポンプをすべて大型のもの2機（図9）に変更した。平成16年度の採集実験に使用された採集装置機器は、一度すべて分解しオーバーホールと洗浄を行った。また前年度実験で大気採集後、大気吸引口と排出口のゲートバルブ（株式会社フジテクノロジー製、型番：MEX-80JIS-D24）が長時間飛翔したため、電源容量が不足し動作せずにバルブが開いた状態で海面に着水させてしまった経験から、今回は電源容量を前年度の倍に設定した。



図 5. ゴンドラ飛翔形態

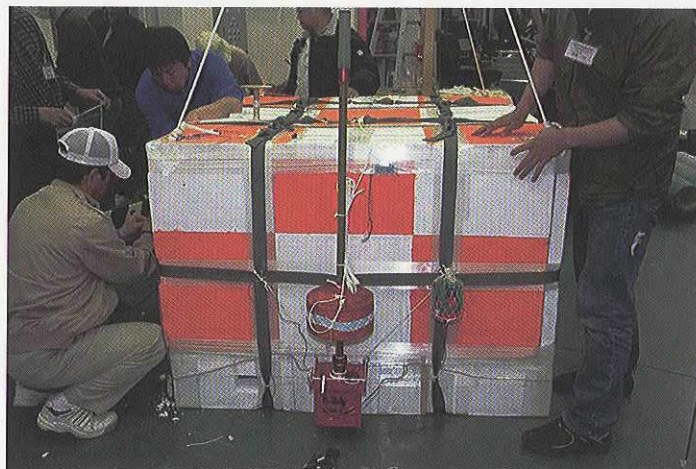


図 6. ゴンドラ飛翔形態

表 1. フィルター諸元

名称	MEMBRANE FILTER
POLYMER	MIXED CELLULOSE ESTER
CAT. NO.	A045A090C
LOT.NO.	31CGIA
製造元	ADVANTEC
孔径	0.45 μ m
フィルタ径	ϕ 90mm (白色)

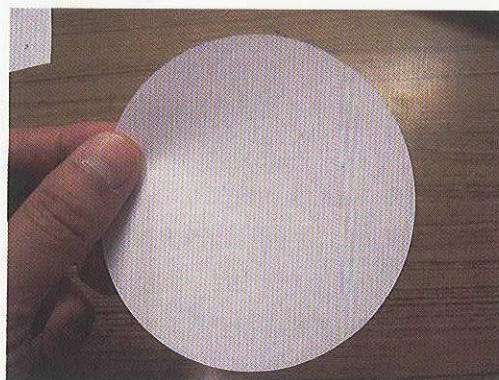


図 7. 微生物採集用フィルター

表 2. 直流モーター諸元

型式	DMW-45 (羽根車式ブロワー)
製造元	テックス(株)
定格電圧	DC74V
定格回転数	5700 \pm 300R.P.M
定格出力	37W
定格負荷	0.65kgcm
定格負荷電流	2.5A 以下
無負荷回転数	6200 \pm 300R.P.M
無負荷電流	1.0A 以下
回転方向	CW CWW
耐電圧	A.C.1000V 1 分間
絶縁抵抗	40M Ω



図 8. 大型羽根車ポンプ

表 3. ゲートバルブ諸元

型式	MEX-80JIS-D24
製造元	(株)フジテクノロジー
リーク量	1 \times 10 ⁻¹⁰ Pa \cdot m ³ /s 以下
使用領域	大気圧 \sim 10 ⁻⁷ Pa
フランジ材質	SUS304
弁体パッキン	バイトン O リング
弁棒シール	バイトン O リング
真空グリス	フォンブリン
モーターメーカー	ツカサ電工(株)
モーター型式	TG-30F-BM-100HA, 24V
モーター定格トルク	1.7Nm
モーター定格電圧	DC24V
コネクタ型式	SRCN 6 A21-16S (日本航空電子工業)
開閉時間 (24V)	約 7 秒
限界温度本体	150 $^{\circ}$ C
限界温度駆動部	50 $^{\circ}$ C



図 9. ゲートバルブ

4. 環境試験

開発した採集装置の実際の気球高度における吸引量を調べるために、真空恒温槽を用いて吸引特性試験を行った。

真空恒温槽内（isas 内 D 棟 3 F）に採集装置、流量計を設置し、槽外に電源、流量計測器、データ収集用 PC を配置した（図10）。流量計は低気圧下でも測定可能な（株）カイジョーソニック製の超音波流量計を用いた。表4に超音波流量計の諸元を示した。試験では実際に本番で使用するメンブランフィルターをセットして行った。管路は本番で長時間採集に用いるラインで測定を行った。環境試験の結果を表5，図13に示す。

図13より本装置は高度19.5km 付近で、1 分間に7.2リットル程度の大気採集能力があり、また、10,000リットルの大気を採集するためには、約23時間の採集時間が必要であることがわかった。また、環境試験槽の中でもコマンドによるモーター On/Off，バルブ開閉は正常に動作することが確認された。

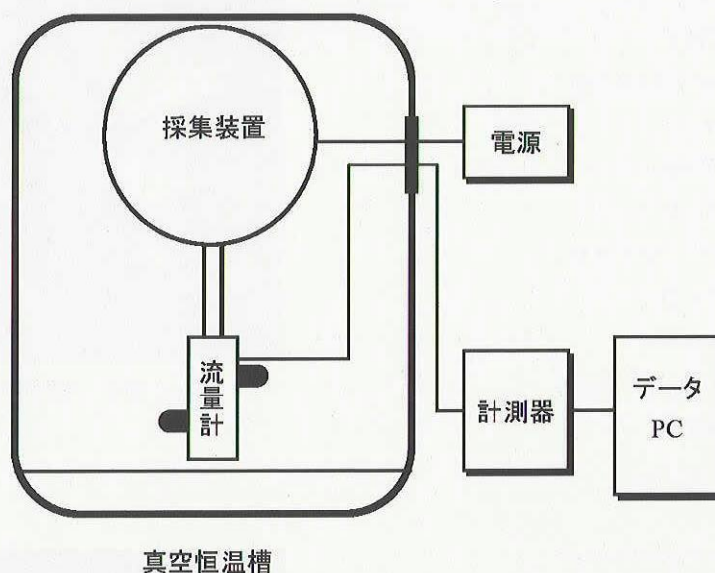


図 10. 環境試験設置図

表 4. 超音波流量計諸元

型式	GF-2000
製造元	(株)カイジョーソニック
演算方式	超音波伝播時間逆数差演算
適用流体	一般気体
センサー取付	取付け角度60°
センサー適用口径	50A～5000A
測定範囲	設定可能レンジ：±60m/s
測定範囲	測定保障範囲：±60m/s
測定精度	0 < FS 流速 < 5 m/sFS；± 1 %FS + 0.05m/s 0 ≤ FS 流速 ≤ 60m/sFS；± 1 %FS 5 ≤ FS 流速 ≤ 60m/sFS；± 2 %RD (但し、レイノルズ数補正後)
測定分解能	0.5m/s 以下



図 11. 超音波流量計本体

再現性	0.2%
設置条件	上流側：15D，下流側 5 D
供給電源	AC100V

超音波流量計原理

管路内を流れる気体に超音波を伝搬させると、伝搬速度は気体の流速に対応して変化する。この原理を応用して管路内の気体の流速を測定し、流量に換算して電気信号で出力する。

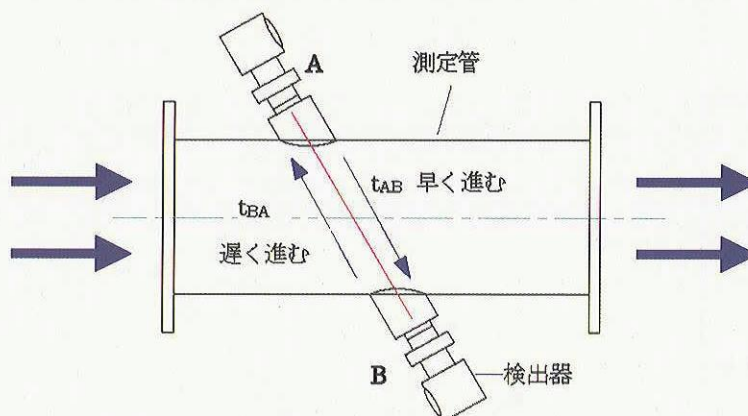


図 12. 超音波流量計原理

静止流体中の超音波の伝播速度 C は、気体の種類、温度、圧力が決まれば一定となり、気体が流動するとその方向と流速に対応して変化する。流れの向きと超音波の伝播速度が順方向であれば伝播速度は流速分だけ増加し、逆方向であれば流速分だけ減少する。

配管に予め決められた位置に配置した超音波センサーから超音波を交互に送受信する（図12）。管内に流れがある場合、上流側 A から下流側 B に向かって超音波が伝播する時間 t_{AB} は流れに順方向のため早く伝搬する。逆に下流側 B から上流側 A に向かって超音波が伝播する時間 t_{BA} は流れに逆らうために遅くなる。 C は音速、 L は超音波の伝播する距離とし、これを式で表すと、

$$t_{AB} = \frac{L}{(C + V \cos \phi)}$$

$$t_{BA} = \frac{L}{(C - V \cos \phi)}$$

となり、この超音波の伝播時間の差から流速 V を求める。 ϕ はパイプと軸と超音波伝播軸との角度である。

$$V = \frac{L}{2 \cos \phi} \left(\frac{1}{t_{AB}} - \frac{1}{t_{BA}} \right)$$

上式より、音速の項が計算式から除かれているので、ガスの成分、温度、圧力などの影響で音速が変化しても、流速計算には影響しないために安定した計測が可能となる。

表 5. H16年度 試験結果—大気採集能力

圧力[mmHg]	圧力[hPa]	流量[m ³ /min]	流量[m ³ /min]NTP
760	1013.3	0.0318	0.0318
532	709.3	0.0417	0.0292
191	254.7	0.0738	0.0185
91	121.3	0.1054	0.0126
47	62.7	0.1162	0.0072

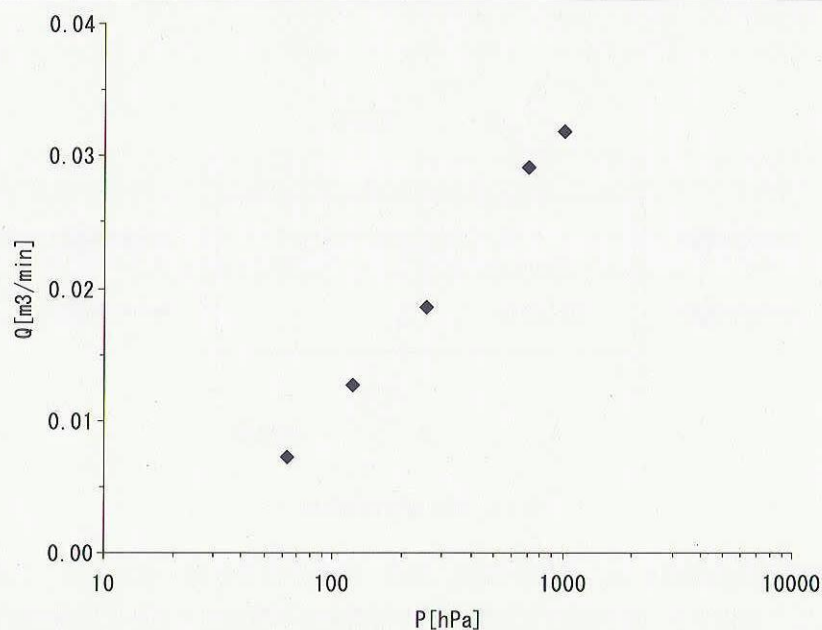


図 13. H16年度 試験結果—採集量

平成17年度では吸引ポンプを全て大型のものに変更し2機並列に設置した。流れの脈動が前年度と比べると顕著に現れた。最大採集量は約1.6倍になったが、同時に脈動の正負のブレ幅も大きくなり、採集流量は去年と同程度であった。図14に常圧での試験結果を示す。

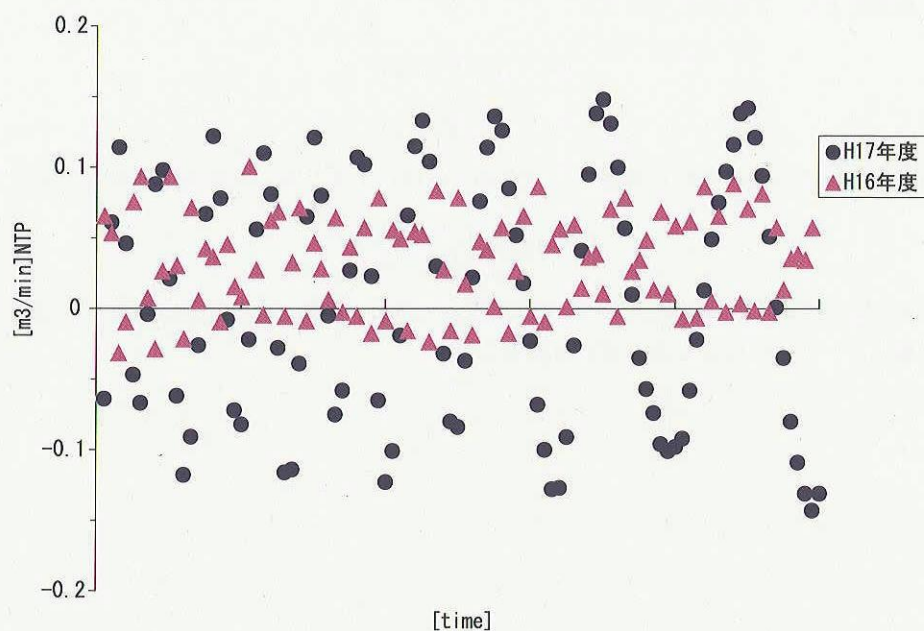


図 14. H17, 16年度 試験結果—大気採集量 常圧

5. 飛翔実験

新採集装置を用いた成層圏微生物採集実験は平成16年度より計2回行われた。平成16年度採集実験は平成16年8月25日に岩手県大船渡市三陸大気球観測所において行われた。使用した気球は容積1万5千立方メートルであり、ゴンドラから気球頭部までの全長が73mであった。採集装置を含む観測器の重量は347kgであり、気球高度コントロール用バラストを全重量の53%にあたる240gを搭載した。

気球は8月25日7時30分に放球され、相乗りした中性子の観測を行いながら、放球から2時間34分後に排気弁を操作し、高度20kmで気球を水平浮遊状態にし、成層圏大気の採集を開始した。

その後、気球はゆっくりと東方に進行し、バラストを投下し気球を高度25kmまで上昇させ、戻り風領域に入れた。その後気球は西方に進行し、気仙沼湾南東方約20kmに達した時、指令電波を送信し、観測器を気球より切り離し緩降下させた。気球および観測器は8月26日中にヘリコプターと回収船によって無事に回収された（気球：N38°43'62"E142°06'00", ゴンドラ：N38°44'00"E142°12'00"）。

平成17年度実験は平成17年6月6日には容積3万立方メートルの気球を用い実験が行われた。採集装置を含む観測器の重量は307kgであり、気球高度コントロール用バラストを全重量の53.8%にあたる247gを搭載した。

気球は6月6日AM5時55分に放球され、気球は高度約22kmでレベルに入り、7日AM4:55に海上に着水した。飛翔時間は約23時間であった。気球および観測器は6月7日中にヘリコプターと回収船によって無事に回収された（気球：N38°47'89"E141°40'81", ゴンドラ：N38°47'53"E141°42'17"）。図15に気球の飛翔航跡図、図16に高度曲線、図17に気球荷姿図、図18にB15-84号機の放球の瞬間の写真、表6にポンプ操作時刻を示した。

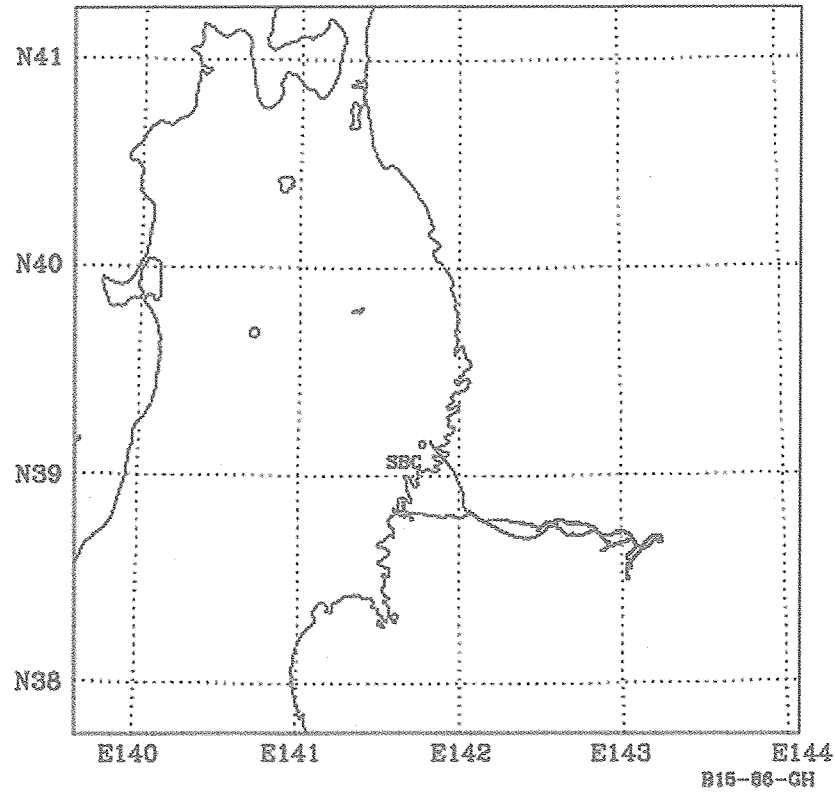


図 15. 飛翔航跡図 (H17年度)

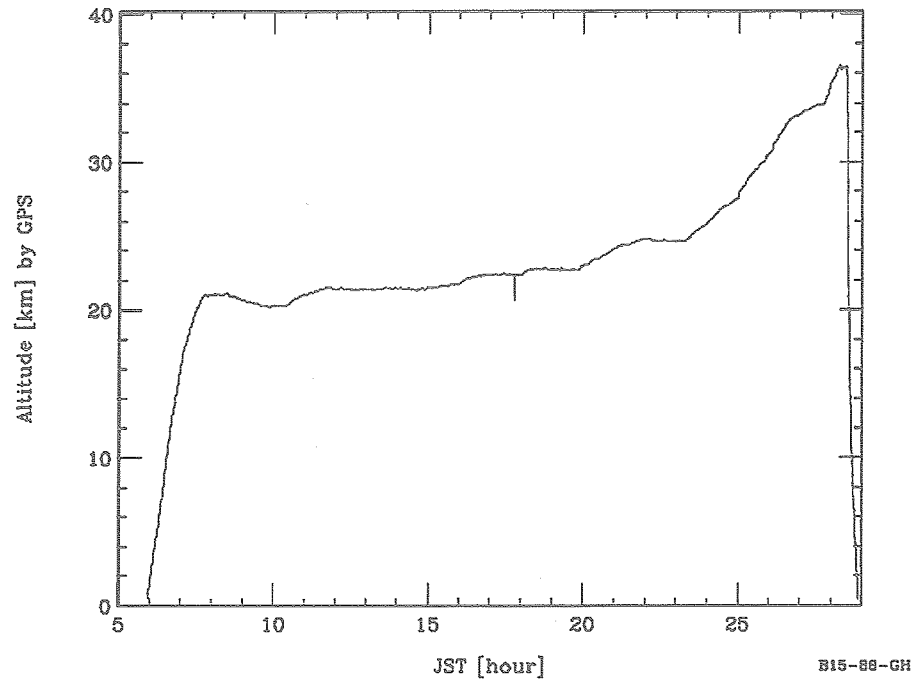


図 16. 高度曲線 (H17年度)

表 6. ポンプ操作

6月6日	05:55	放球	
	06:40	ポンプ On フィルター No.1	35min 稼動
	07:19	ポンプ Off	
	07:21	ポンプ On フィルター No.3	18min 稼動
	07:39	ポンプ Off	
	07:41	ポンプ On フィルター No.2	20hour32min 稼動
	07:50	ポンプ Hi モード On	
6月7日	04:22	ポンプ Off	
	04:55	観測機着水	
		合計: 21時間25分稼動	

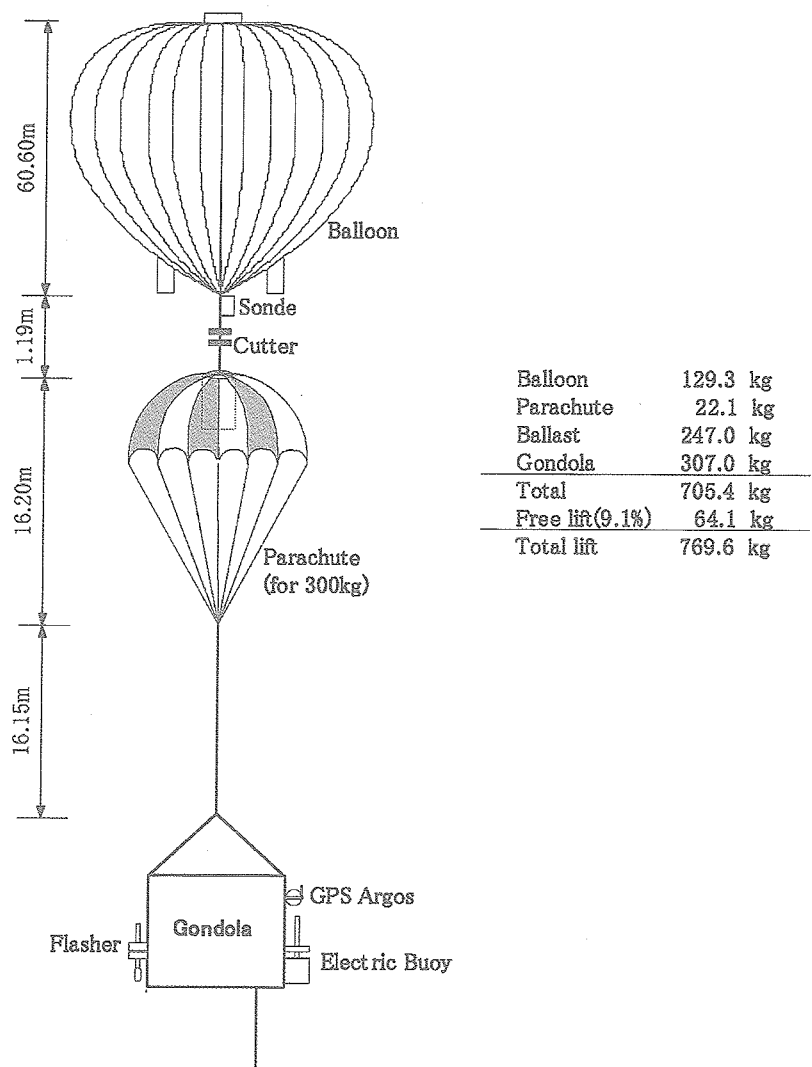


図 17. 荷姿図 (H17年度)



図 18. 放球の瞬間（撮影：isas 記録班 新倉氏）

6. まとめ

新微生物採集装置を使った実験が平成16, 17年度に行われた。平成16年度の微生物採集実験では体積15,000m³ 気球を使用した34時間17分という長時間気球観測に成功し、合計27時間36分にわたる微生物採集が行われ、約9,000リットルの大気をフィルターでろ過することができた。この結果、10,000リットルの希薄大気を採集可能な装置を完成することができた。また、防海水対策として各フィルターライン、吸排出ラインにゲートバルブを設置し、気密性をより高めたが、使用した電源容量の不足により最終ラインのバルブを閉じることができなかった。しかし、幸運にもパイプ内には海水の浸入はほとんどなく、濾紙を完全な形で回収することができた。回収された濾紙は三陸大気球観測所で培養液に入れられ培養しながら研究機関に持ち帰った。現在も尚、耐紫外線特性試験が行われ分析中である。

平成17年度の微生物採集実験では装置の改善を行い、さらに大気採集量を増やすために吸引ポンプを全て大型のものに変更した。23時間という長時間気球観測に成功し、合計21時間37分にわたる微生物採集が行われた。また、改善点として各ラインと吸引排出バルブの電源は前年度の倍の容量とした。ゴンドラ着水後にバルブが全て閉じられていることも確認された。濾紙はフィルターホルダー部ごと研究機関に持ち帰り、現在、耐紫外線特性試験を行っている。

謝 辞

この成層圏における微生物採集実験は東京薬科大と宇宙科学研究本部との共同実験として実施されたものである。この計画から実施までに多大な助言とご指導を頂いた宇宙科学研究本部 山下雅道教授を初め、超音波流量計の改良等に尽力された(株)カイジョーソニック関係各位に感謝の意を表します。また、微生物採集装置の各機器の製作、気球の製作に尽力くださった各関係会社の皆様に暑く感謝の意を表します。この実験に当たり、ご協力いただいた三陸大気球実験班各位に心より感謝の意を表します。

参 考 文 献

- [1] 山岸明彦 他, 大気球を用いた極限微生物の探索, 大気球シンポジウム, 2002
- [2] 飯嶋一征 他, 超音波を用いた気体流量計による希薄大気吸引装置の評価, 大気球シンポジウム, 2003

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-05-012

発行日 平成 18 年 1 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 藤原印刷株式会社

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記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 : 029-868-2079 FAX : 029-868-2956

©2006 宇宙航空研究開発機構

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



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