

BESS-Polar用太陽電池システムの三陸検証実験

福家英之¹・野崎光昭²・安部航¹・池田伸穂²・泉康介¹
大宮英紀³・斎藤芳隆⁴・志風義明²・新川義朋²・菅原武史²
鈴木純一³・高杉佳幸²・田中賢一³・谷崎圭祐²・並木道義⁴
西村純⁴・灰野禎一¹・前野忠嗣²・横田康博³・松井長隆¹
松田晋弥¹・松本賢治⁵・松本浩¹・山上隆正⁴・大和一洋²
山本明³・山本康史¹・吉田哲也³・吉村浩司³

Technical Flight of Solar Battery System for BESS-Polar Experiment

By

Hideyuki Fuke¹, Mitsuaki Nozaki², Koh Abe¹, Nobuho Ikeda², Kosuke Izumi¹, Hidenori Omiya⁴,
Yoshitaka Saito⁴, Yoshiaki Shikaze², Yoshitomo Shinkawa², Takeshi Sugahara², Junichi Suzuki³,
Yoshiyuki Takasugi², Kenichi Tanaka³, Keisuke Tanizaki², Michiyoshi Namiki⁴, Jun Nishimura⁴,
Sadakazu Haino¹, Tadashi Maeno², Yasuhiro Makida³, Nagataka Matsui¹, Shinya Matsuda¹,
Kenji Matsumoto⁵, Hiroshi Matsumoto¹, Takamasa Yamagami⁴, Kazuhiro Yamato²,
Akira Yamamoto³, Yasuchika Yamamoto¹, Tetsuya Yoshida³ and Koji Yoshimura³

Abstract: Establishment of a reliable power supply is one of our new challenges to achieve "BESS-Polar experiment", a long-duration balloon flight in Antarctica. The power system is required to enable the detector system operation with a capacity of 600W during a flight period of 20 days, as well as to meet balloon experimental constraints including weight restriction of 300kg.

Solar battery is newly adopted as a power source, instead of primary battery utilized in the present BESS system. In order to verify performances of the system being developed, a technical balloon flight at Sanriku Balloon Centre was carried out.

This report describes the overview of the solar battery system and the outline of the flight.

概 要

南極周回長時間宇宙線観測計画「BESS-Polar」において、電力源の確保は最も重要な開発課

¹東京大学

The University of Tokyo

²神戸大学

Kobe University

³高エネルギー加速器研究機構

High Energy Accelerator Research Organization (KEK)

⁴宇宙科学研究所

Institute of Space and Astronautical Science

⁵東京理科大学

Tokyo University of Science

題の一つである。測定器の消費電力 600 W を 20 日間のフライト期間中連続して供給することが求められるこのシステムは、同時に重量制限 300 kg など気球実験特有の制約も満たさなければならぬ。

これまでの BESS 実験で用いられてきた一次電池に代わり太陽電池を使った新しい電力システムの開発が進められており、そのシステムの検証およびエアロダイナミクスの測定を目的として気球実験が三陸にて実施された。

本稿では、太陽電池システムの概要を紹介すると共に、三陸実験について報告する。

重要語： BESS, 南極気球実験, 太陽電池, 電源システム, 三陸気球実験

1. BESS-Polar計画

超伝導スペクトロメータによる気球実験 (BESS) は、「宇宙における素粒子現象」の探索を目的に、東京大学・高エネルギー研・神戸大学・宇宙科学研究所・NASA・メリーランド大で推進されてきた国際共同実験である [1, 2]。

BESS 測定器は超伝導ソレノイド・飛跡検出器・高性能粒子識別装置・並列処理型高速データ収集システムで構成され、同種の測定器では世界最大級の大面積立体角を有し、0.2 ~ 150 GeV の広いエネルギー領域を同時に高精度で測定できるというこれまでの飛翔体観測器に無い特長を備えている [3]。この特長を生かして、1993 年以来カナダ北部等での 9 回のフライトに成功し、これまでの宇宙線観測を大きく上回る高精度の観測結果を挙げてきた [4]。

そこで一連の BESS 実験の成果を踏まえた次期計画として、南極周回飛翔による宇宙線反粒子の精密探査「BESS-Polar 計画」を目指している。BESS-Polar 計画は BESS 測定器の持つ精密かつ

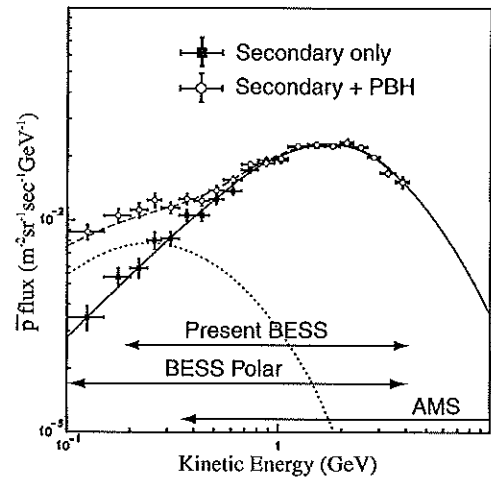


図1 BESS-Polarで予想される反陽子スペクトラムの予想シミュレーション

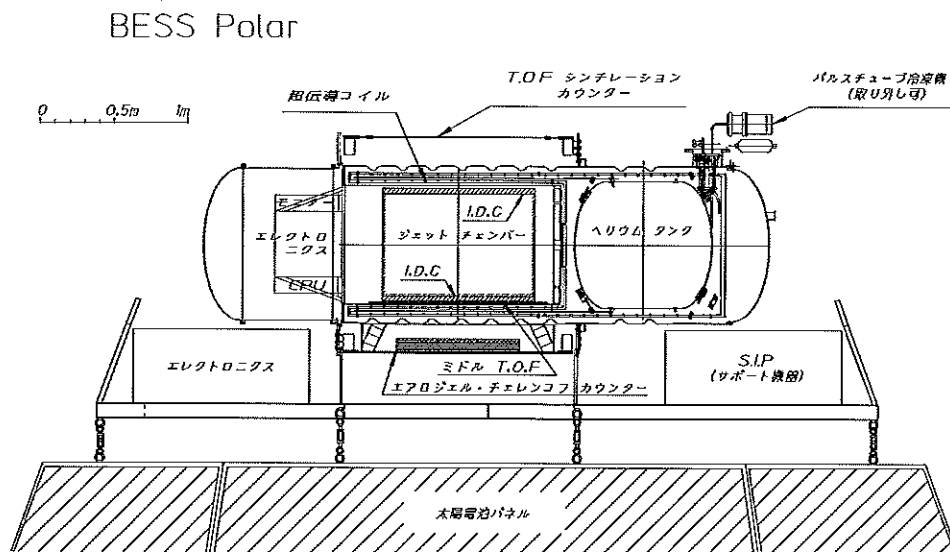


図2 BESS-Polar測定器の概念構成図

大立体角である特色と、南極周回による長時間観測、そして2006～2007年に予想される太陽活動極小期の三つの条件を兼ね備えることにより、究極的に高感度な宇宙線反粒子の精密探査を行なうことを目標としている[5, 6, 7]。

なかでも特に低エネルギー反陽子に焦点を絞った精密観測により、これまでより一桁高い統計精度でエネルギースペクトルを観測して星間物質の衝突により生成される二次宇宙粒子線の伝播モデル及び太陽活動が及ぼす変動を正確に理解しつつ、「原始ブラックホールのHawking放射」等からの一次起源反陽子を探索することを目指している。

約20日間の南極周回飛行により0.1～4 GeVのエネルギー領域において 10^4 を超える低エネルギー宇宙線反陽子イベントの観測が期待される。図1はBESS-Polarによる20日間観測のシミュレーションを示したものである。点線で示した様な原始ブラックホールの蒸発に伴う一次起源反陽子スペクトラムを仮定すれば、鎖線で示される様に一次起源反陽子に起因する低エネルギー反陽子流束の過剰を捉えることが可能となる。一次起源反陽子流束の絶対値を予言するモデルは存在しないが、1 GeV以下の低エネルギー領域において 10^3 以上の二次起源反陽子イベントが観測されると予想されるので、仮に一次起源反陽子が二次起源反陽子の10%程度含まれれば確実に捉えることができると考えられる。

2. 電源系要求事項

BESS-Polar計画を実現するために必要な技術のうち、これまでのBESS実験で確立されていないものの一つとして、20日間のフライト中の電力を確保するための電源システムが挙げられる。

これまでのBESS実験ではリチウム一次電池によって全ての電力を賄ってきた。図3に現在の電源系の概念図を示す。各測定器負荷の要求電圧・電力に応じて1～2日のフライト期間に適切な直列数・並列数にリチウム電池を組み、電力を供給している。電圧の安定化は測定器の各エレクトロニクス基板上のシリーズレギュレータで行なわれる。測定器の全消費電力は約900Wであり、レギュレータの電圧降下などを含む電池出力は約1200Wである。そのため、リチウム一次電池の搭載重量は約200kgに及んできた。

しかし、このような一次電池のみによるシステムでは一次電池の必要量（即ち重量）がフライト時間に比例して増大するため、20日間のフライトを目指すBESS-Polarでは2トン以上もの一次電池が必要となってしまう。従って、現在の一次電池を用いたシステムのBESS-Polarへの適応は重量の観点から無理であることが分かる。

BESS-Polarでは一次電池に代わる新しい電力源として太陽電池の採用を計画している。気球実験の電力源として要求される安全性を太陽電池は満たしており、しかもBESS-Polarの予想飛行経路は南極夏季の高緯度地域であるためフライトの全般にわたって白夜が期待できる。よって、太陽電池はBESS-Polarの電力源として適しているといえる。

BESS-Polarの太陽電池システムに要求される事項を表1にまとめた。BESS-Polarにおける測定器の消費電力は600Wに抑えられる計画であるが[7]、DC/DCコンバータ（後述）の変換効率やケーブルでの電圧降下など種々の効率を考慮すると、約870W以上の発電が必要となる。電力の供給は当然ながら気球上昇中を含む約20日間のフライト中連続して行なわれる必要がある。重量の観点からは、南極マクマード基地の放球環境から求められるBESS全体の重量制限1400kgと測定器各部位の重量見積りに基づくと、電源系全体で300kg以下に抑えることが要求される。しかし一方で、放球時などの衝撃に対する耐性も満たさなければならない。また、白夜に加えて南極の氷での太陽光の照り返し（アルベ

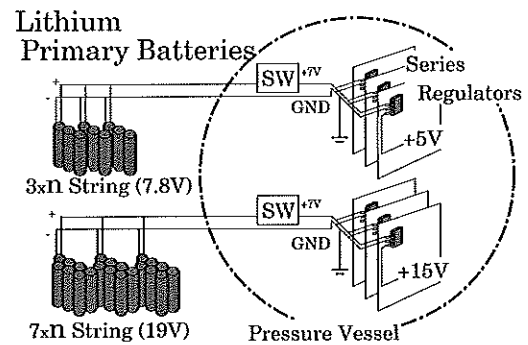


図3 現在のBESSの電源システムの概念図

表1 BESS-Polarの電源系に要求される基本事項

発電電力	>約 870 W
発電期間	約 20 日間のフライト中連続して発電 (気球上昇中の間も含む)
重量	< 300 kg (電源システム全体で)
耐衝撃加速度	< 10 G (放球時の衝撃・振動)
パネル温度	- 50 °C ~ + 100 °C

ド強度最大 90 %) によりパネルが過度に熱せられる恐れがあるため、慎重な熱設計も求められる。

3. 太陽電池システム

[概要]

前節で挙げた要求事項を踏まえて現在開発が進められている太陽電池システムの概略を図4に示す。太陽電池から発生した電力は約 48 V の非安定化バスラインを介し、並列化された DC/DC コンバータ群で所定の電圧に変換された後、各システムに配電される。DC/DC コンバータは BESS 測定器の強磁場中での動作が難しいため、磁気遮蔽された上で測定器から物理的距離をおいて設置される。測定器の各エレクトロニクス基板はその用途に応じて測定器の圧力容器内外に分散して位置する予定であるが、そのうち DC/DC コンバータからのケーブル長が長いものについてはケーブルによる電圧降下を考慮し基板上でのシリーズレギュレータにより電圧の再安定化が行なわれる。

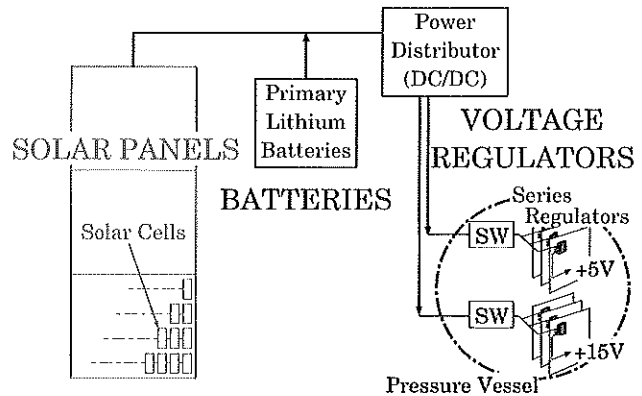


図4 太陽電池システム概念図

太陽電池の出力には 25 % 以上のマージンを設定するが、気球上昇中の電力不安定化等の電力不足に対処すべく、約 500 Ah (約 40 kg) のリチウム一次電池をバックアップ電力として配備する予定である。また、南極フライト中は白夜が期待されるため、二次電池による電力の充放電は採り入れない方針である。

太陽電池の面積を最小限に抑えるためには太陽に正対する方向にのみ太陽電池を配し太陽を追尾する必要がある。しかし BESS 測定器の強磁場は地球の磁場と相互作用し、時としてペイロードに予測不能な回転をもたらす可能性がある。さらに太陽追尾に必要なモーター類を磁場遮蔽するために重量の増加も懸念される。これらの理由により BESS-Polar においては太陽追尾方式の採用は技術的にリスクがかなり大きいと考えねばならない。

そこで、図5の様に太陽電池を全方位型に配置することを計画している。太陽電池は南極フライト経路における予想日中平均太陽高度である仰角 20° で傾斜している。しかも全方位型として一般的な四角錐構造の代わりに八角錐を採用することにより、同一太陽電池面積で比較した有効受光面積の最小値を 2 割増加させ、コンパクト化を目指している (図6)。加えて、八角錐構造は四角錐よりも力学的に構造の強化が容易であり、構造解析により構造の最適化を進めてきた。尚、この八角錐パネルは展開時のトラブルを回避するため予め展開した状態で放球する予定である。

システムの軽量化のため、太陽電池には軽量かつ高効率のものを採用し (後述)、また八角錐構造体も力学的強度と作業効率性を保ちつつ軽量化が図られている (後述)。その結果、約 1.2 kW の発電能力を持つ有効受光面積 8 m² を確保しつつ、太陽電池パネル・バックアップ電池・安定化システムを含めた電源系の重量を 300 kg 以下に抑えることが可能となった。

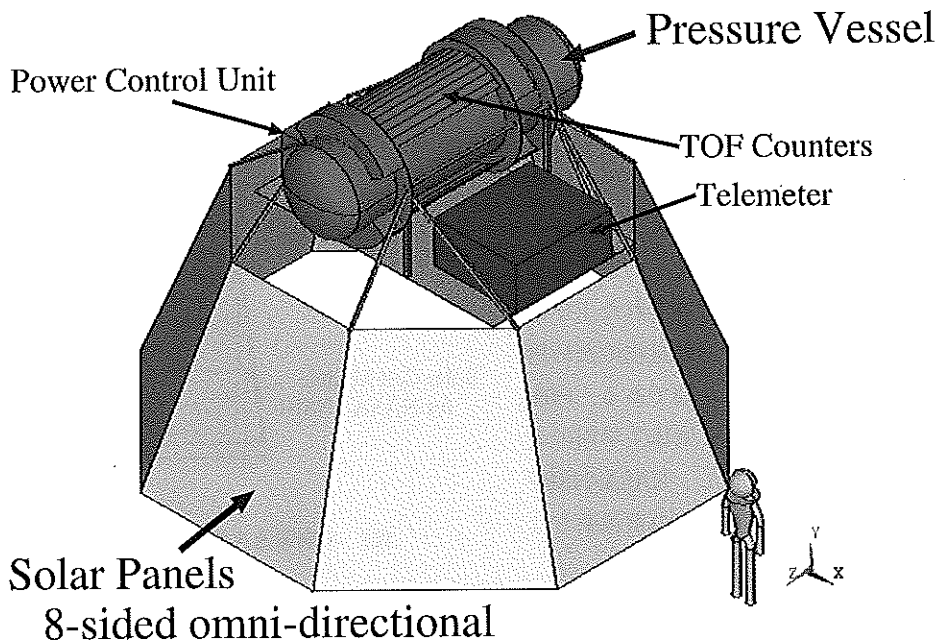


図5 太陽電池パネル構造

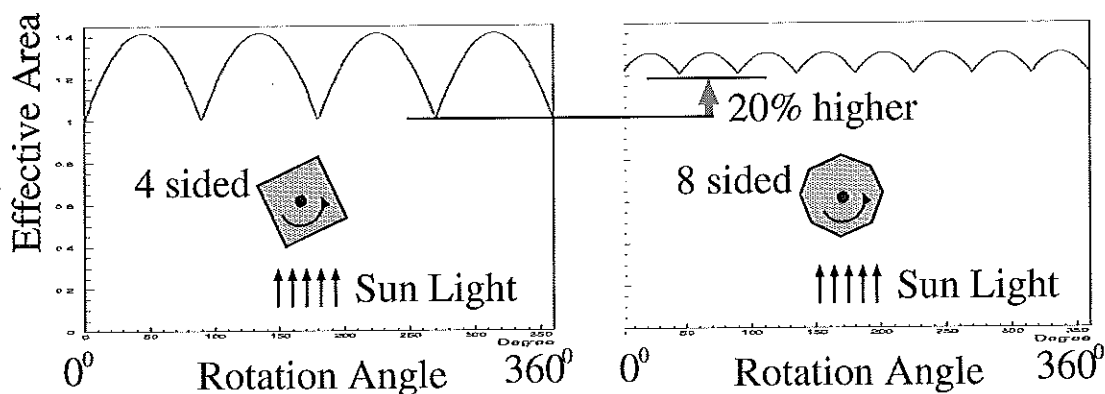


図6 太陽電池有効受光面積の4角錐と8角錐の比較

以下に、太陽電池システムの中で三陸実験（後述）に特に関わりのある項目について重点的に詳述する。

[太陽電池セル]

太陽電池セルにはシャープ(株)製ソーラーカー用太陽電池NT3436 BDの採用を検討している。同製品は民生品でありながら高効率（約17%）の単結晶シリコンが用いられており、しかも薄膜軽量にモジュール化されている。

1モジュールは97.5mm×77mmのセルが4行9列の36直列化されており、標準開放電圧22.1V・標準最大出力45W・モジュール重量660gである。（値は仕様書に基づく）

各セル毎にバイパスダイオードが取り付けられており太陽電池が局所的に破損しても影響を最小限に抑えることが可能である。フィルムサイドイッチ構造であるため耐屈曲性を持ち（可能最大曲率半径約1m）、気球実験に適している。

同製品の出力特性についてはAppendix Aに記載する。

1.2kWの発電能力を有するために八角錐の各面には同モジュールを3直列4並列（標準開放電圧66.3V・標

準最大出力 540 W) の 12 枚ずつを配置する。八面の太陽電池はダイオードを介して並列接続され、全体として 3 直列 32 並列・総面積 26 m² の太陽電池モジュール群となる。

【構造体】

八角錐構造体は高さ 2.3 m・底面对角長 6.5 m を有するため、運搬時には八面に分割した上でさらに各面を上下に分割できるように設計されている。八角錐の一面には図 7 のように太陽電池モジュール 12 枚が配置される。各モジュールは力学的強度を補うためアルミニウム製の枠に張り付けられた上で構造体のフレームに取り付けられる。軽量化のため構造体の主要フレームもアルミニウム製である。同面内には NASA/NSBF の要請に基づき気球工学用の太陽電池領域も確保されている。但し、NASA/NSBF の太陽電池システムは我々の測定器用の電源系とは独立している。

太陽電池モジュールを含む八角錐構造体の重量は約 200 kg である。

【熱設計】

既に述べたように、南極上空においては白夜と強アルベド光により太陽電池が過度に熱せられる恐れがある。一方で太陽電池出力は温度上昇に伴い低下する特性を持つ (Appendix A)。従って太陽電池の温度を抑えるべく熱設計を図る必要がある。

能動的な冷却化や金属板等による熱伝導の促進は太陽電池面積が大きいことと重量や電力など実験上の制約を考慮すると難しい。そこで太陽電池裏面を熱放射・吸収特性の優れた白色ペンキ (Loard Corp. Aeroglaze A276) で塗装することにより熱放射効率を向上させて冷却化に努める。加えて、太陽電池受光面の放射・吸収特性を実測した上で (Appendix B) 有限要素法による熱解析を行ない、温度予測の精度向上を目指している。熱解析は太陽電池パネルのみならず測定器等も含めた総合的な解析として進められており、パネル温度 100 °C 以下という要求を満たすことが可能であるとの見通しが得られている (図 8)。熱解析の手法については三陸実験の結果により検証を行なう (後述)。

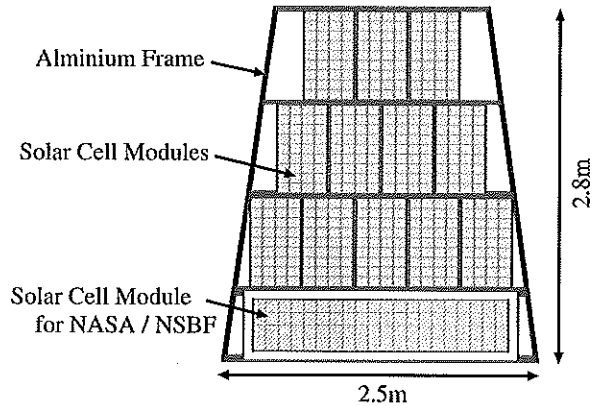


図7 太陽電池八角錐構造体の一面の概要

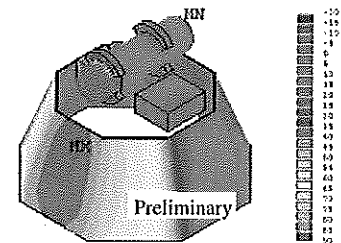


図8 BESS-Polar熱解析結果の一例

4. 三陸実験観測器

設計された太陽電池システムの動作検証ならびに気球の上昇/下降に伴うエアロダイナミクスの測定を目的に太陽電池の気球実験が計画された。計画は宇宙科学研究所三陸大気球観測所における実験B 30-70として採択された。

前節で述べた太陽電池システムに沿って三陸実験の観測器としての太陽電池システムのプロトタイプを製作した (図 11)。エアロダイナミクスの測定のため太陽電池パネルの構造体は実機と同一とした。但し、太陽電池モジュールの面積は各八面とも実機の 1/4 である 3 直列 1 並列とし、発電規模を実機の 1/4 にスケールした。太陽電池モジュールを搭載しない残り 3/4 の面積は太陽電池と同質量・同面積の鉄製またはアルミ製のダミー板を貼付した。ダミー板は受光面を黒色ペンキで、裏面を白色ペンキで塗装され、熱吸収放射特性も実際の太陽電池モジュールを模擬した。

太陽電池で発電された電力は全てモニター用の負荷に供給した。負荷は 6.5 V・75 W と 13.8 V・82 W の 2 系統より成り、共に DC/DC コンバータを用いた図 9 のような構成となっている。DC/DC コンバータの変換効率等

を考慮すると太陽電池出力は約193Wとなる。負荷2系統はDC/DCコンバータの“PC端子”によりON/OFFが可能である。また、バックアップ用のリチウム一次電池も実機を模して約100Ah(約8kg)相当を搭載した。

太陽電池パネル構造体の中央上部には、モニター機器や太陽電池負荷および通信機器などを擁する約1m×1m×1mの“制御部”を設置した。制御部の下には着水時のための“浮き”として発泡スチロールブロックを取り付けた。

南極での放球はペイロードをクレーン車で吊って行なわれる予定であるが、三陸ではペイロードを地上に据え置いた状態で放球する(立て上げ方式)。そのため、制御部の下に高さ2.5mの脚柱を取り付けた。太陽電池パネルとの連結部位を含む脚柱の重量は約80kg、また、制御部の重量は約100kgとなったため、太陽電池パネルを含めた三陸ペイロードの重量は約384kgとなった。

太陽電池の出力や温度等を測定するため、電圧5(図13)・電流14(図13)・温度48(図14-15)・照度16(各8面の表裏1ヶ所ずつ)・傾斜角4(図12)・地磁気3(図12)およびオフライン解析時の較正用参照電圧1の計91項目がモニターされた。また、観測器の挙動を視覚的に捉えるためITVカメラをパラシュート直下に設

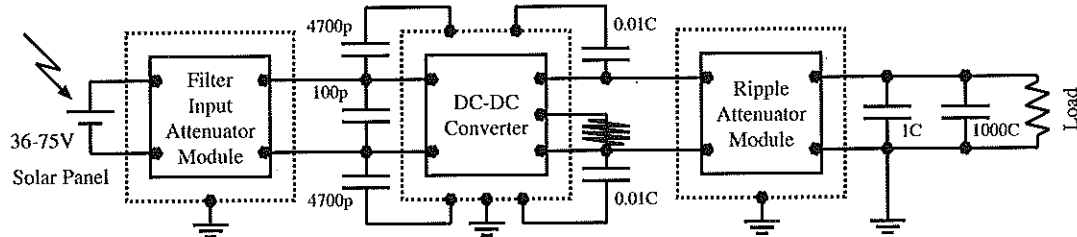


図9 DC/DCコンバータの構成。左より順に input filter/本体/output fileter を擁する

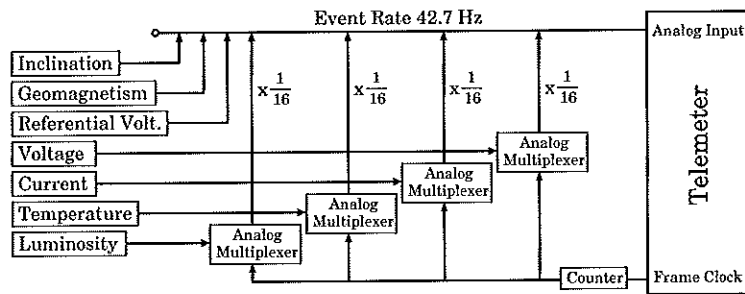


図10 モニターシステムの概念図。電圧/電流/温度/照度については16項目を1組としてマルチプレクスした

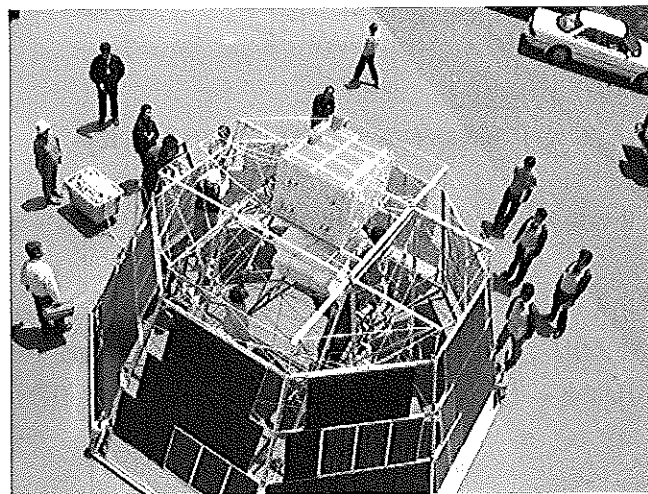


図11 三陸実験ペイロード

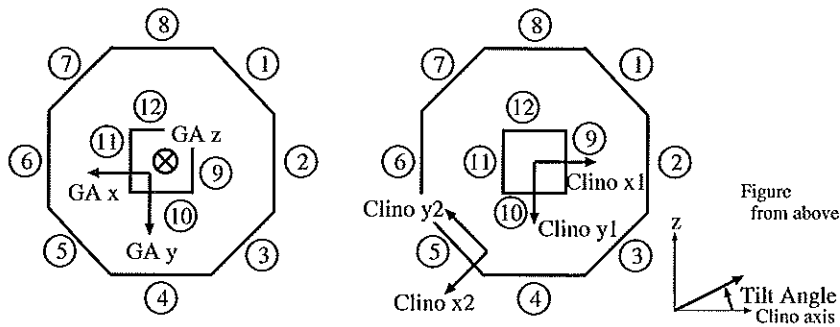


図12 (左): 地磁気計 (GA) 3 軸センサと (右): 傾斜計の太陽電池 8 面 (1 - 8) および制御部 4 面 (9 - 12) との位置関係

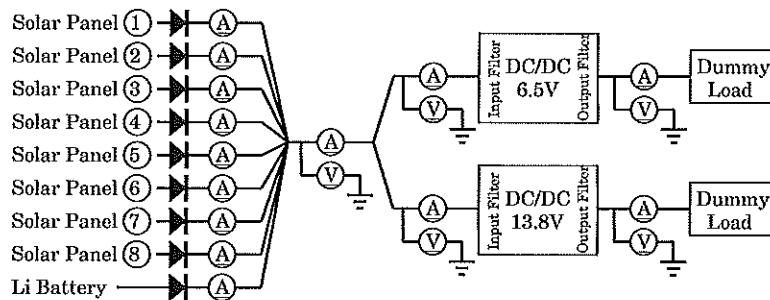


図13 電圧および電流の測定箇所

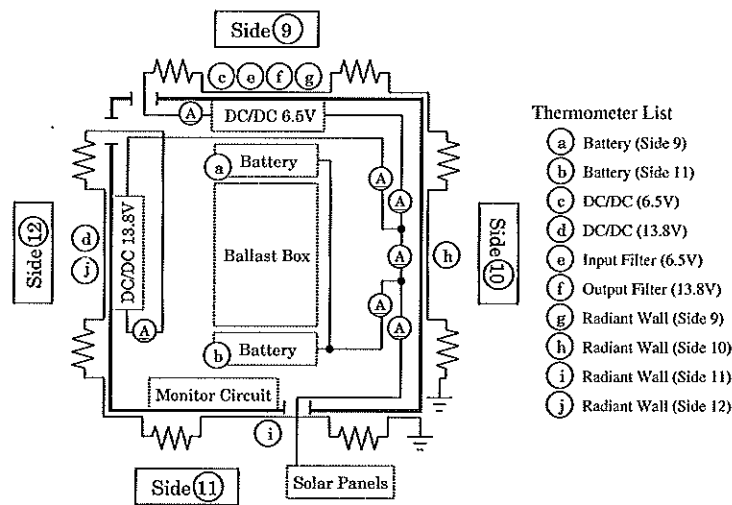


図14 制御部内の温度測定箇所と電カラインの配線

置した。その他、フライト中の最大衝撃と到達温度を検知するためスレッシュホールド型の衝撃計及び温度計を計約 30 個設置した。

モニターデータは全てオンラインで取得することとした。テレメトリクロックレートは 16,384 Hz, イベントレートは 42.7 Hz と設定した。但し、電圧/電流/温度/照度については 16 項目を 1 組としてマルチプレクスしたためイベントレートは 2.7 Hz である (図 10)。また、コマンドを 1 チャンネル設け、太陽電池負荷の ON/OFF を可能とした。

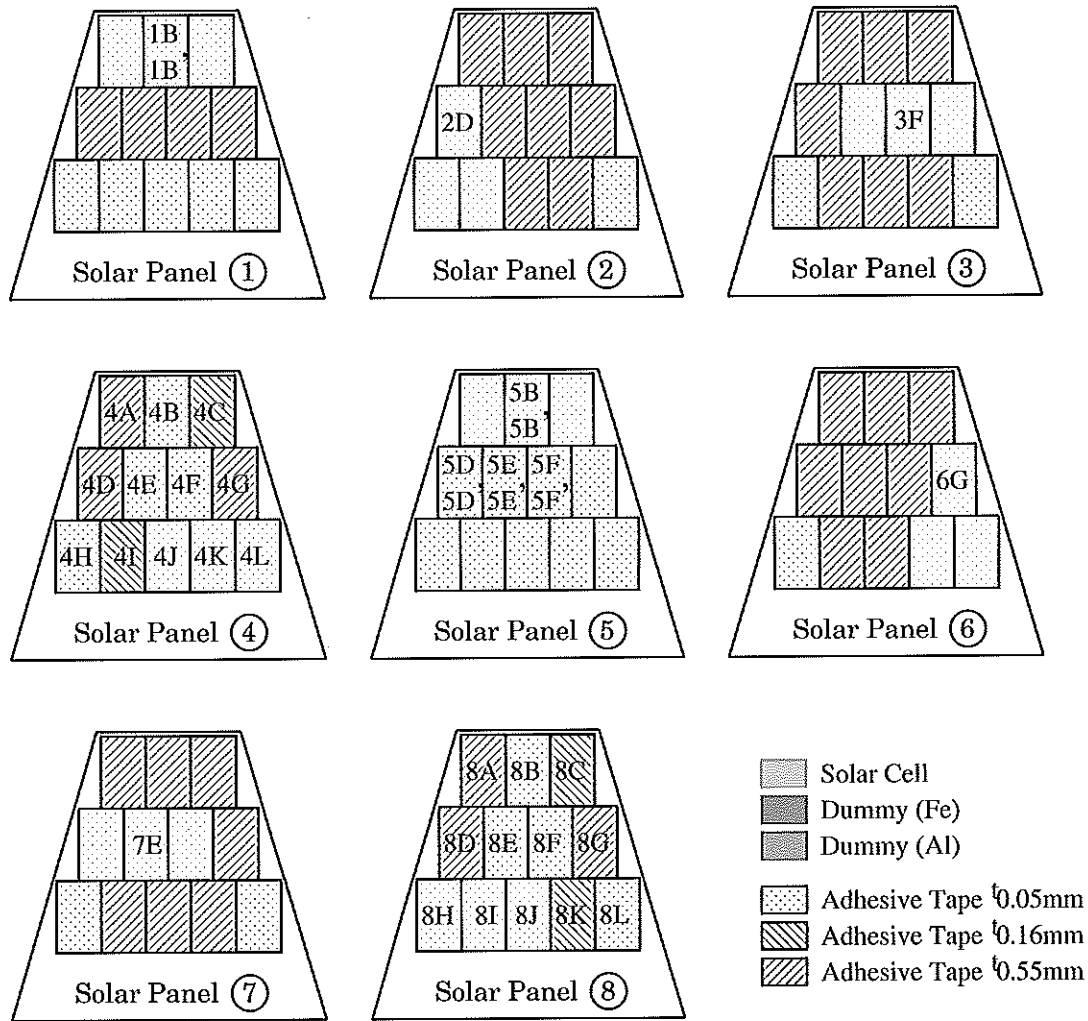


図15 太陽電池8面の温度測定箇所。ダッシュ (') のついているものはモジュールの端、それ以外はモジュールの中心を、いずれも裏面から測定した。赤色の領域は太陽電池モジュール、青色は鉄製ダミー板、緑色はアルミニウム製ダミー板を表す。太陽電池およびダミー板の全てはアルミニウム製の補強用枠に両面テープで貼り付けられた。熱解析用のデータ取得のため厚さの異なる3種の両面テープが用いられた。図中のハッチングが各々の両面テープを示す。

5. 三陸気球実験

気球実験は平成14年5月30日に三陸大気球観測所（北緯39°09'，東経141°49'）より実施された。午前6：35に放球された観測器は体積30,000 m³の気球により午前8：16に高度28.7 km・残留大気圧14.9 g/cm²まで到達した。約2時間余の水平浮遊の後、午前10：39に観測器は気球と切り離され、パラシュートにより午前11：12に太平洋上に着水し、同日回収された。図16にフライト中の気圧と高度の変化を、また図17に飛跡を示す。

モニターデータは放球前の午前4時半頃から着水後の午前11時半頃までの計7時間に約94万イベントが取得された。本報告の解析においては、5時以前と11時以降を除く通信状況が特に良かった時間帯に取得した約82万イベントを用いる。

GPSデータもモニターデータと同一時間帯に取得された。また、ITV画像は放球の約40秒後から気球切り離し

の約35秒後までの約4時間の間、連続して撮影された。

太陽電池負荷は次の4つの時間帯においてONとした、6:20~6:45, 6:46~7:32, 7:33~7:50, 8:18~10:51.

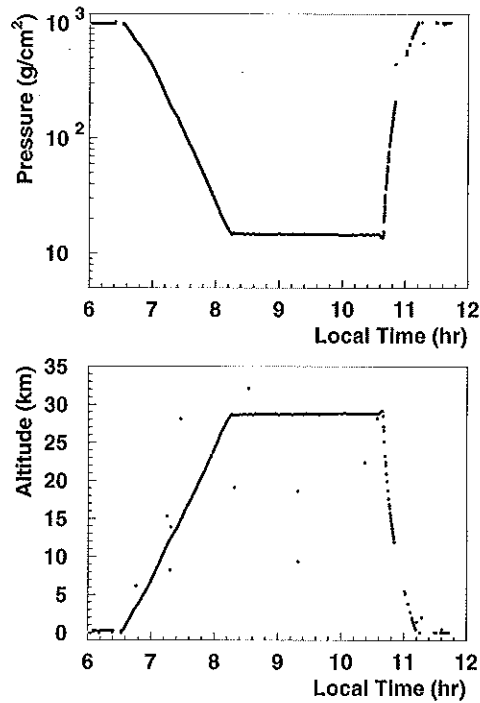


図16 三陸フライトの気圧と高度の時間変化

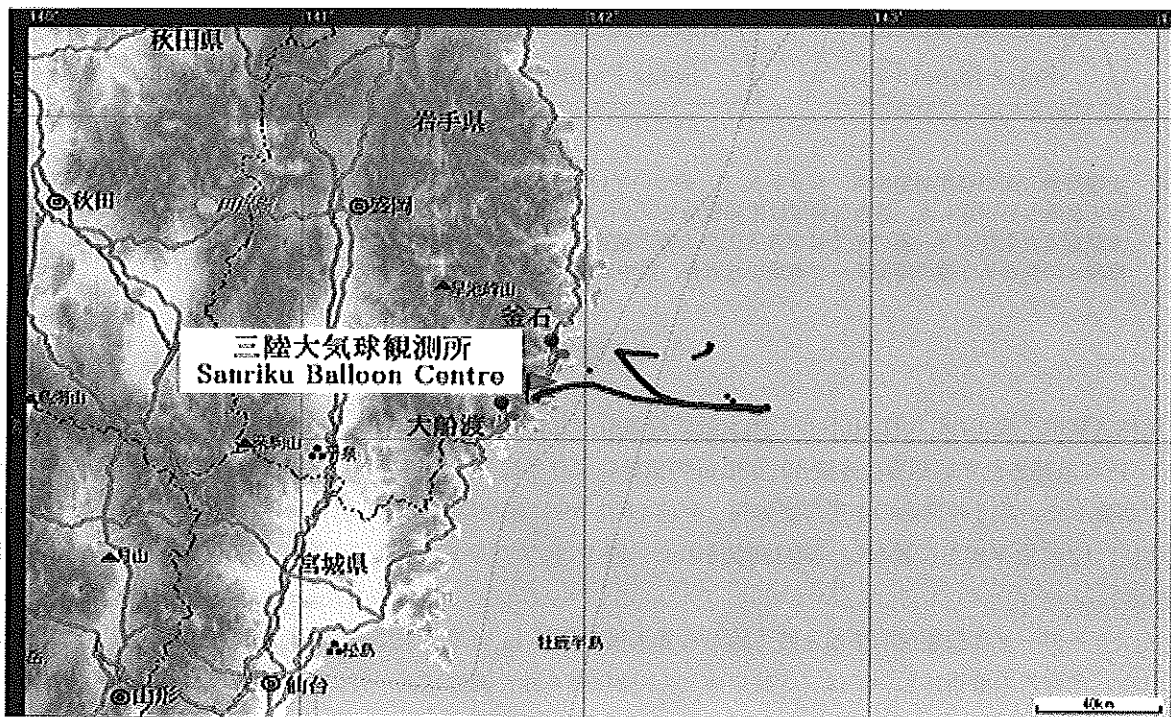


図17 三陸フライト飛跡 (地図©(株)ゼンリン)

6. 三陸実験 —結果—

ここでは三陸実験の主要な目的であった次の3点について簡単に結果を報告する。

- 太陽電池パネル構造体のエアロダイナミクス
- 太陽電池パネルの温度分布測定値による熱解析の検証
- 太陽電池出力の測定値による電力シミュレーションの検証

[エアロダイナミクス]

図18上に傾斜計モニター値の時間変化を示す。放球時から気球切り離し直前に至るまで常に振れ角±2度以内が保たれ、安定な飛行が可能であることが示された。一方落下時には振れ角は±40度と大幅に広がっている。但しペイロードとパラシュートの間のロープは落下中も張った状態であったことがITV画像によって確認されている。尚、図において6時半頃に±15度程度のデータが見られるが、これは放球直前に風向きに合わせてペイロードの位置を建物前に移動して通信状況が悪化したためのノイズである。傾斜計は4個搭載したが、その全てがconsistentな結果を示している。

ペイロードに搭載した衝撃記録計によると、太陽電池パネルが受けた最大衝撃は15G程度未満、制御部は最大5G程度未満であった。着水時のペイロードは構造体の基本形状を維持していたことが確認されており、構造体の力学的強度が確認できたと言える。

図18中は地磁気計より算出したペイロード方位のcosine値の時間変化である。気球上昇中は5～10分周期であったペイロードの回転が水平高度到達と共に安定していく様が見てとれる。尚、方位は次のように定義した。太陽電池第n面 (cf.図12) が水平面内で真北を向いている時「方位」= $(n-1) \times 45 - 22.5$ [deg]。図18下は地磁気計水平2成分の“xy plot”であり、地磁気計が正常に働いていたことが確認できる。また方位は太陽電池出力など各種モニター値の変動とconsistentであることも確認済みである。

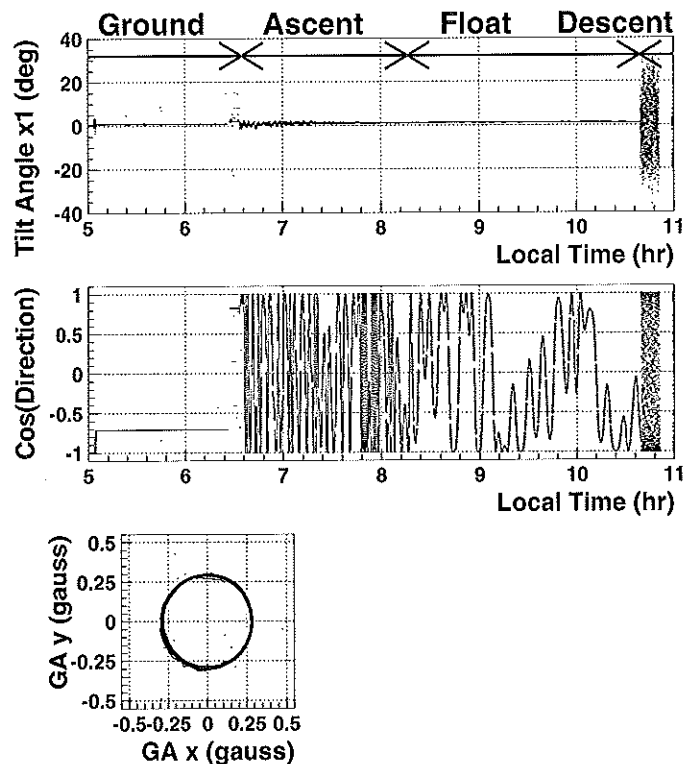


図18 (上)：ペイロード傾斜計測定値の時間変化。(中)：地磁気計水平2成分より算出したペイロードの方位角のcosine。(下)：地磁気計水平2成分のx-yプロット。

[太陽電池温度]

図19は太陽電池及びダミー板各所の温度変化を示している。各々の色は各所の温度を表しておりペイロードの回転と同期して細かく変化しているが、一方で大局的にはある一定の傾向を示している。

そこでここでは、仮に太陽電池が常に太陽に正対している場合の太陽電池温度と逆に太陽に常に背を向けている場合の温度を各時刻について見積もり、実測値がこれら最大・最小値の間に位置するかを調べる。

温度の見積もりは端的には次式のような熱平衡方程式を解くことにより得られる。

$$(\text{内部に蓄えられる熱量}) = (\text{input熱量}) - (\text{output熱量}) \quad (1)$$

$$(\text{output熱量}) = (\text{熱伝導}) + (\text{熱伝達}) + (\text{熱放射}) \quad (2)$$

$$(\text{input熱量}) = (\text{直達可視光}) + (\text{大気による散乱可視光}) + (\text{直達アルベド可視光}) \\ + (\text{散乱アルベド可視光}) + (\text{大気赤外輻射}) + (\text{地球赤外輻射}) + (\text{他面赤外輻射}) \quad (3)$$

太陽方位との位置関係を固定して考えているので (内部に蓄えられる熱量) は無視する。また、太陽電池が薄膜であり、構造体のフレームの断面積も構造体のスケールに比べて小さいことから (熱伝導) の効果もここでは無視する。

$$(\text{熱伝導}) \approx 0 \quad (4)$$

$$(\text{内部に蓄えられる熱量}) = C(dT/dt) \approx 0 \quad (5)$$

$$(\text{熱伝達}) = 2\tau(T - T_{\infty}) \quad (6)$$

大気との間で行なわれる (熱伝達) は大気温度 T_{∞} と熱伝達係数 τ により見積もる。地上における各時刻の大気温度はペイロード日陰部位の実測温度の平均値を用いる。上空ではいずれの温度測定値もペイロードの回転の影響を受けてしまったため、代わりに気象庁ゾンデとUARS衛星の実験前日と当日の測定データにより各高度での大気温度 T_{∞} を推定した (Appendix E)。これにより求めた大気温度を図22上に示す。

熱伝達係数の見積もりには大気温度に加えて気圧Pや流体速度も必要であり、しかも強制対流であるか自然対流であるかも判断する必要がある (Appendix F, [10])。三陸実験においては気球上昇速度は約4.6 m/sec、落下速度は約25 m/sec (高度13 km以上での平均値) であり、一方浮遊状態での高度変化は無視できる程度に小さか

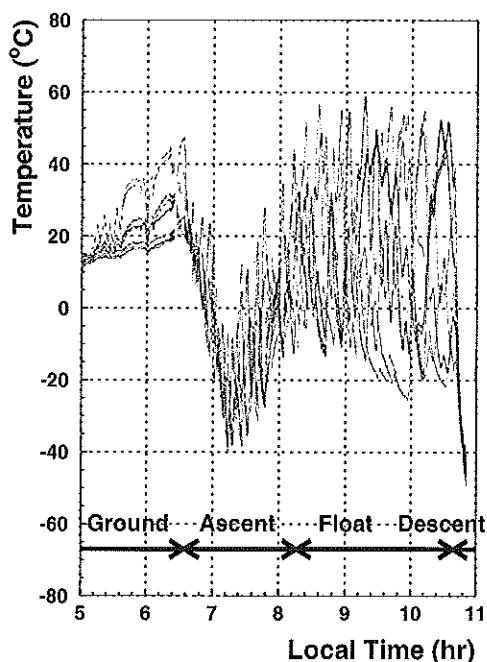


図19 太陽電池及びダミー板各所の温度変化。各々の色がそれぞれの場所の温度を表す。

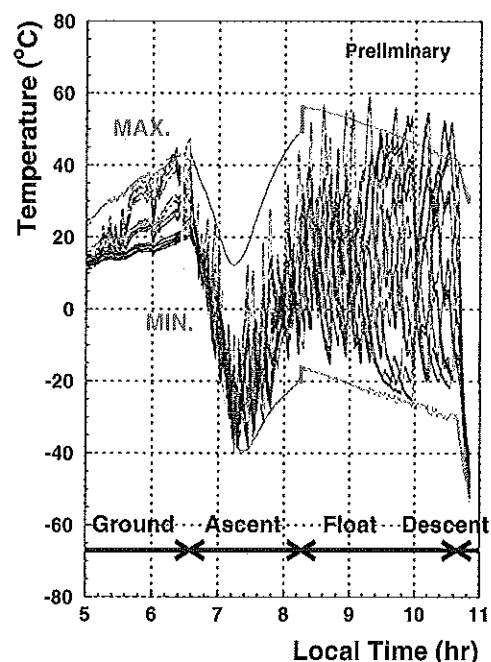


図20 太陽電池パネル温度の熱計算結果。赤色が計算値、黒色が図19で色分けしている実データ。

った（最大0.5 m/sec）. 対流の状態の判断条件はいくつか提唱されているが、ここではSparrowの条件に従い気球上昇時と落下時は強制対流、上空浮遊時は自然対流と見なすことにする。放球前の地上での風速は計測していないため、地上での微風時における代表的な値10 W/m²Kを熱伝達係数として採用する。以上により得られたフライト中の熱伝達係数を図22中に示す。

（熱輻射）およびinput赤外輻射各項はステファンボルツマン則により求める。太陽電池受光面の輻射率 ϵ_1 は実測（Appendix B）により、また裏面白色塗料の輻射率 ϵ_2 は仕様書により各々既知である。太陽電池パネルの大気に対するビューファクタ F_{air} は便宜上1.0と見なす。地球からの熱輻射は大気輻射に含まれると見なしてゼロとする。特定の太陽電池面に対する他の面や制御部のビューファクタ F_{off} は有限要素法によって見積もり、結果として照射される（他面赤外輻射） $\epsilon_2 \sigma F_{off} T_{off}^4$ を太陽に正対する面については約18 W/m²・反対側の面は約40 W/m²と見積もった。

$$(\text{熱輻射}) = (\epsilon_1 + \epsilon_2) \sigma T^4 \quad (7)$$

$$(\text{大気赤外輻射}) + (\text{地球赤外輻射}) + (\text{他面赤外輻射}) = (\epsilon_1 + \epsilon_2) \sigma F_{air} T_{air}^4 + 0 + \epsilon_2 \sigma F_{off} T_{off}^4 \quad (8)$$

$$(\text{直達可視光}) = \alpha_1 (1 - \epsilon) S_1 (1 - \exp(-S_2 h)) \exp(k(1 - P)) \cos \theta \quad (9)$$

$$(\text{散乱可視光}) = \alpha_1 L_f \quad (10)$$

$$(\text{直達アルベド可視光}) + (\text{散乱アルベド可視光}) = \alpha_2 L_b \quad (11)$$

太陽電池パネルに入射する可視光は主に図21のように分類される。これら可視光各成分値は照度計実測値により得る予定であったが、モニター回路の不備により測定レンジが減じてしまい直達光は正しく測定できなかった。そこで直達光はモデル計算により予測し、他の成分は照度計値を利用することとする。散乱光が完全に等方的であると仮定すると太陽電池8面の受光面側照度値の最小値 L_f で近似できる。また、アルベド光についても三陸上空においては南極のようには指向性が強くないため、仮にアルベド光が等方的だと考えると太陽電池8面の裏面側照度値の最小値 L_b で近似できる。太陽電池受光面の太陽光吸収率 α_1 は実測（Appendix B）により、また裏面白色塗料の吸収率 α_2 は仕様書により共に既知である。図23に L_f 及び L_b の時間変化を示す。

図21に示した“狭義の直達太陽光”は一般的にAppendix Dに記した大気路程のexp関数で表される。しかし太陽電池の温度計算においては周辺光も含む“広義の直達光”を扱うべきである。その指標として本解析ではPaltridgeの実験式（Appendix D）を利用する。但し同式は地上における太陽高度依存性しか記していないため、気圧 P のexp関数により上空での直達光値を推量する。

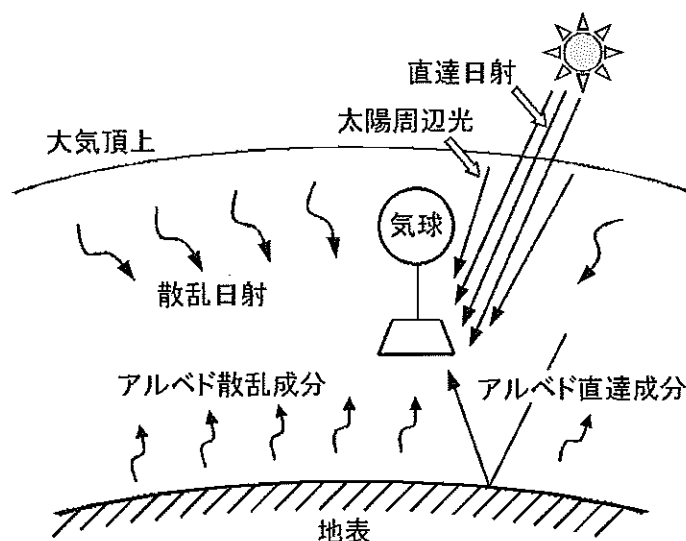


図21 太陽光各成分の概念図

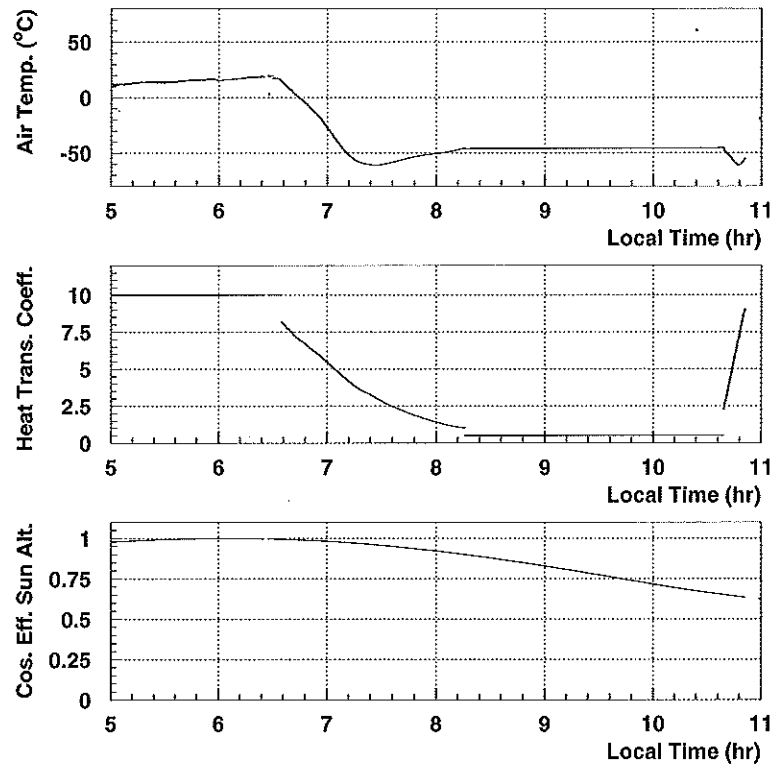


図22 (上)：温度計算に用いた各時刻における大気温度，(中)：各時刻における熱伝達係数，(下)：太陽に正対している面における太陽光入射角度。

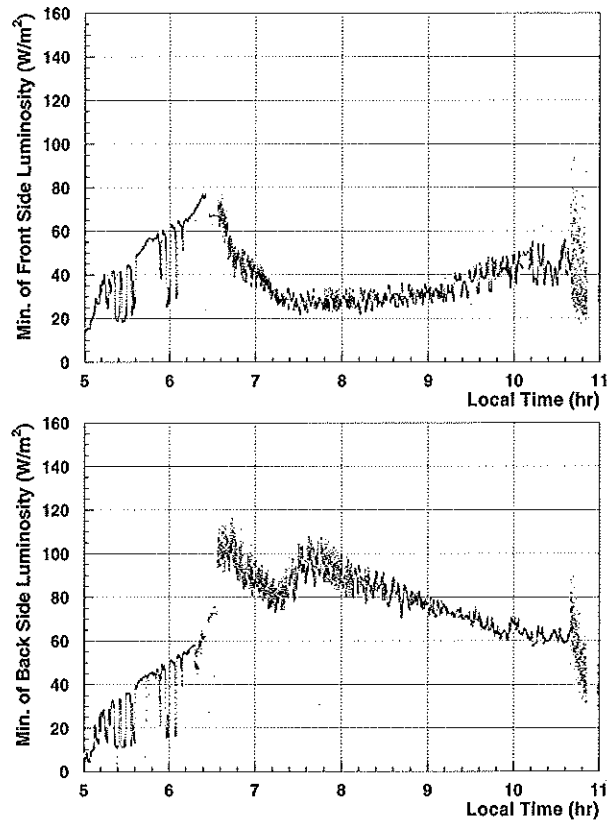


図23 (上)：太陽電池8面の受光面側照度計測定値の最小値，(下)：太陽電池8面の裏面側照度計測定値の最小値。

式(9)における ϵ は三陸実験での太陽電池の平均的な発電効率であり、発電に寄与した熱量は温度上昇には寄与しないことを意味している。また、 h は太陽高度、 θ は太陽電池パネルへの太陽光入射角度であり、共にAppendix Cにより算出できる。図22下に $\cos\theta$ の時間変化を示す。尚、式(9)は太陽に正対する面についての式であり、太陽に背を向ける面については α_1 の代わりに α_2 を用いなければならない。

以上により熱力学的方程式(1)を解くことができる。得られた結果を図20に示す。黒色が図19において色分け表示している観測温度値であり、赤色が熱解析の手法に基づいて見積もられた温度値である。地上/上昇中/上空/落下時のフライト全般に渡りconsistencyが得られており、熱解析手法の妥当性が確認された。

尚、ペイロードの回転に伴う太陽電池各部の細かな温度変化については現在解析中である。

[太陽電池出力]

一般に太陽電池の出力電圧・電流は光量・温度・負荷に依存する。我々の太陽電池システムは向きの異なる八面の太陽電池パネルより構成されており出力の異なる太陽電池が並列化されている。従ってシステム全体としての発電を把握するためには各八面それぞれの出力を知らなければならない。

三陸実験で用いた太陽電池の標準的な特性電力電圧曲線とその光量依存性・温度依存性はAppendix Aで述べるように既知である。各時刻における各面への太陽光入射強度は式(9) + (10)により求められる。各時刻における太陽電池の温度もモニターされており、負荷も既述したように193Wと分かっている。よって、各時刻における各面の電力電圧曲線を見積もることができる。

但し、測定された太陽電池温度は裏面のものであり、モジュール内のセルの温度とは必ずしも一致しないことに注意する必要がある。何故なら太陽電池モジュールは一定の厚さを持ち、ペイロードの回転速度が早い時には厚さ方向の熱伝導が無視できないからである。三陸実験では厚さの異なるダミー板や両面テープを組み合わせる様々な厚さの板の裏面温度を測定した(図15)。その結果に基づき太陽電池裏面とセルの温度差を

$$\Delta T = A \times (\text{その面の方位と太陽の方位のなす角 } \eta \text{ の } \cos) \quad (12)$$

と近似した。但し、 η 増加時には $A=0$ 、また、地上では $A=0$ 、放球から7時半までの時刻では $A=(t-6.5) \times 15^\circ\text{C}$ 、7時半以降は $A=15^\circ\text{C}$ である。

補正後の温度および光量を用いて太陽電池の特性曲線を見積もったものをある時刻について図24に示す。赤い

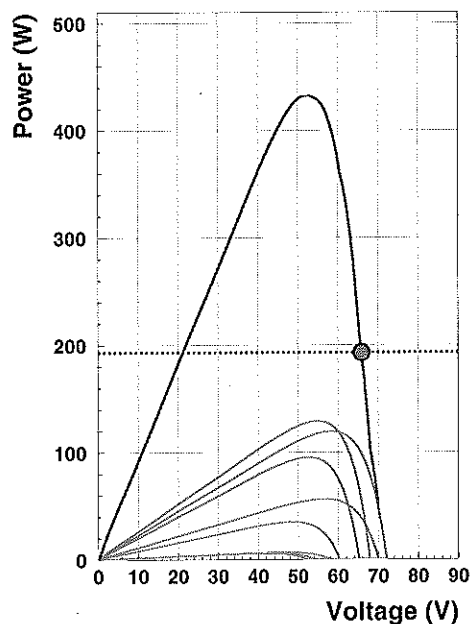


図24 太陽電池出力の見積もり方。赤い曲線が八面各々の電力電圧曲線を、黒い曲線が総和の出力を示す。赤い交点が動作点である。

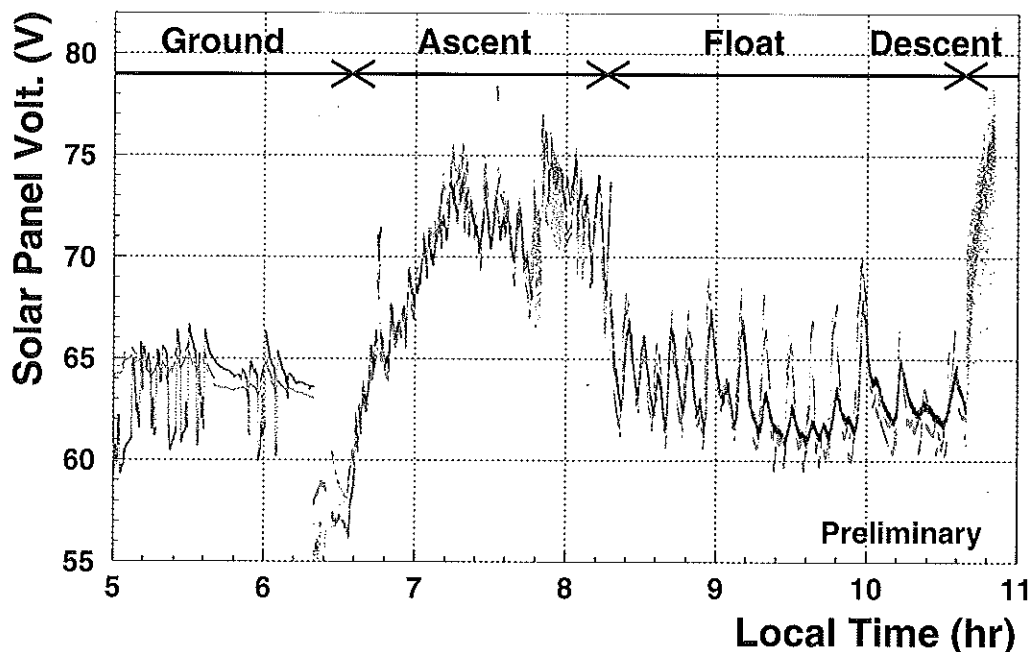


図25 太陽電池出力電圧の算出結果。黒色が実験値，赤色が計算値。

曲線が八面それぞれの出力を，また黒い曲線がその和を表す。従って点線である負荷 193 Wとの交点である赤い点が動作点となる。交点が2つある場合は高電圧側の交点が高電圧側の第一安定点すなわち動作点である。特筆すべきは八面の和の特性曲線が一つだけのピークを持つ滑らかな曲線になっているということである。これは各面の温度と光量のバランスにより結果として達成されたものであるが，三陸フライトの全般に渡って保たれている。局所的な極大・極小を持たないことにより電力の見積もりが容易になる。

以上の方法に従い各時刻について算出した太陽電池の出力電圧を図25に示す。地上・上昇中・上空・落下のフライト全般に渡り計算値（赤色）と実験値（黒色）の consistency が得られており，電力計算方法の妥当性が確認された。現在進めている熱過渡解析の結果を応用してセル温度を精度良く推定することによりさらなる精度の向上が期待できる。

7. まとめ，BESS-Polarに向けて

BESS-Polar用の新しい電力源として進められてきた太陽電池システムの開発は，三陸気球実験によって大きく前進することができた。気球実験として最大級の大きさを持つ構造体の力学的強度と安定に飛行できる可能性が確認され，熱解析や電力見積もりの計算手法の妥当性も裏付けられた。

これにより，より信頼性の高いシステムの構築が可能となった。BESS-Polar本実験においては，放球時にクレーン車の腕が太陽電池パネルと干渉する危険性を極力抑えるべく，パネル各面の太陽電池面積を維持しつつ構造体を図26・27のように亀甲型に変形することを検討しているが，三陸実験の結果が大きな指針となることには変わりはない。

三陸実験の結果を踏まえて実機的设计を固め，BESS-Polar実現に向けた準備を加速させたい。

8. 謝辞

三陸実験の実施に際しましては宇宙科学研究所の関係者の皆様にご多大のお世話になりました。また，太陽電池の熱物性測定は宇宙科学研究所の大西晃氏の御協力により行なわれました。誠に感謝に堪えません。

BESS-Polar計画は（故）折戸周治先生（東大教授）の描いた大きな目標でありました。計画を実現させること

により先生の御指導と御恩に報いたいと願っております。

尚、BESS-Polar計画は文部科学省・特別推進研究の御支援を頂き進められております。心より感謝申し上げます。

参 考 文 献

- [1] S. Orito *et al.*, ASTROMAG Workshop, KEK Report 87-19,111 (1987)
- [2] A. Yamamoto *et al.*, IEEE Trans. Magn. 24, 1421 (1988)
- [3] Y. Ajima *et al.*, Nuc. Instr. Meth. A 443, 71 (2000)
- [4] 浅岡陽一 他, 宇宙科学研究所報告, 特集第44号, 71 (2002)
- [5] A. Yamamoto *et al.*, Adv. Space Res. 30, 1253 (2002)
- [6] A. Yamamoto *et al.*, Proc. 27th Int. Cosmic Ray Conf. (Hamburg) (2001)
- [7] 福家英之他, 宇宙科学研究所報告, 特集第44号, 87 (2002)
- [8] 大西 晃, 宇宙科学研究所報告, 第113号 (2000)
- [9] G. W. Paltridge, C. M. R. Platt, "Radiative Processes in Meteorology and Climatology", Elsevier (1976)
- [10] 関 信弘編, 「伝熱工学」, 森北出版 (1988)

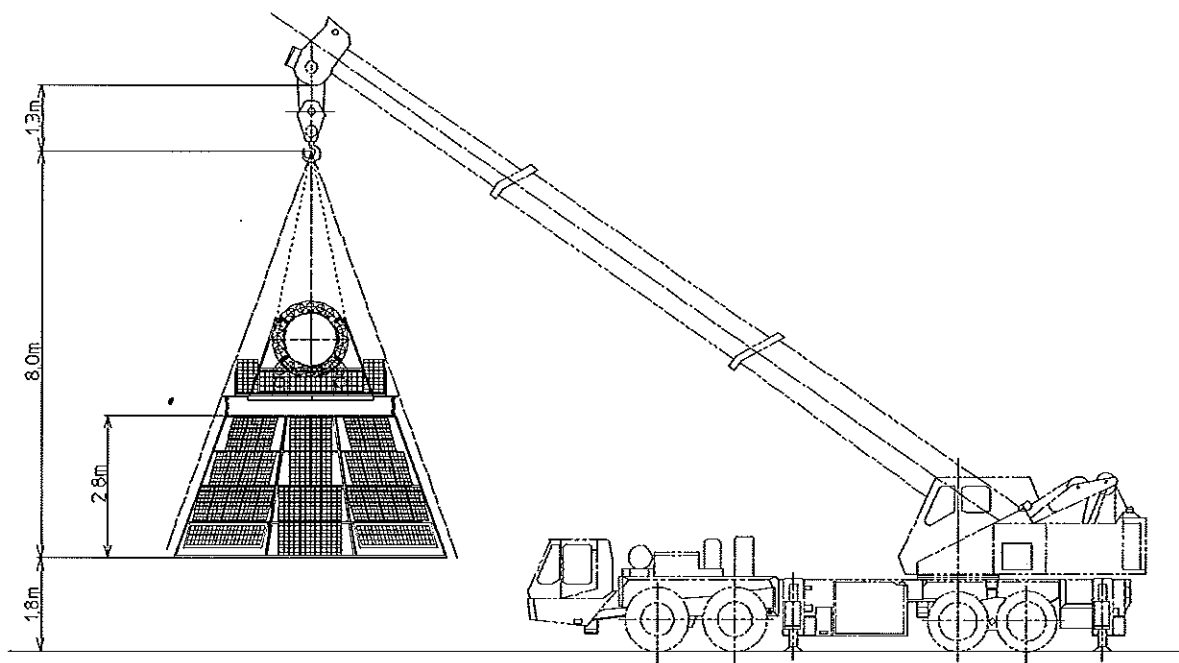


図26 BESS-Polarにおけるクレーン車による放球時の概念図。ペイロードとクレーン車ブームとの干渉を抑えるべく太陽電池パネル構造体を亀甲型に変形させている。ただし各面の太陽電池面積は維持している。

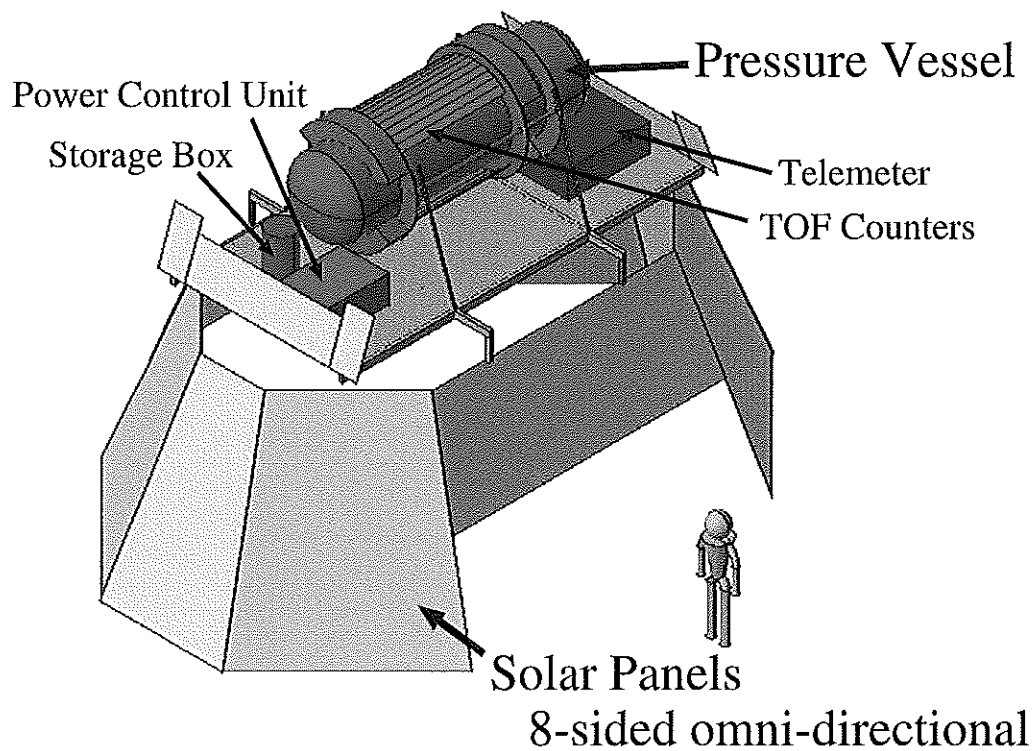


図27 太陽電池パネルを亀甲型に変更した時のBESS-Polarペイロード概念図

Appendix A. 太陽電池の出力特性

一般に太陽電池セルの出力は図28のような等価回路で表され、電流電圧特性は次式により記述される。

$$I = I_{ph} - I_d - I_{sh} = I_{ph} - I_0 \left[\exp \left(\frac{e(V + R_s \cdot I)}{nkT} \right) - 1 \right] - \frac{V + R_s \cdot I}{R_{sh}} \quad (13)$$

- I : 太陽電池出力電流
- V : 太陽電池出力電圧
- I_{ph} : 光誘起電流
- I_d : ダイオード電流
- R_s : 内部直列抵抗
- R_{sh} : 内部並列抵抗
- e : 電子の電荷
- n : ダイオード因子
- k : ボルツマン定数
- T : セル温度

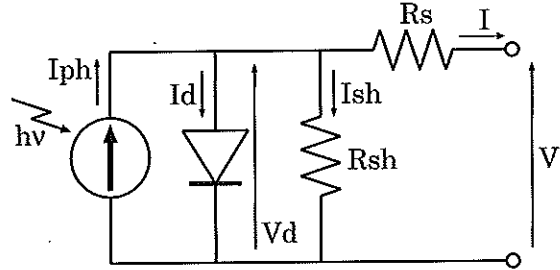


図28 太陽電池等価回路

BESS-Polarにおいて使用が検討されているシャープ(株)製ソーラーカー用太陽電池NT3436 BDについての上記パラメータは公表されていないが、以下の仕様値により推測することができる。

- 開放電圧 $V_{oc} = 22.1V$, 短絡電流 $I_{sc} = 2.70A$
- 最大出力 $P_m = 45.0^{+0.0}$ W, 最大出力動作電圧 $V_{pm} = 2.53A$, 最大出力動作電流 $I_{pm} = 2.53A$
- これら標準出力はセル温度 25 °C, 光量 1000 W/m²の時の値である。

これにより第0近似として $I_{ph} = 2.7A$, $I_0 = 1.9 \times 10^{-6}A$, $\frac{e}{nkT} = 0.64V^{-1}$, $R_s = R_{sh} = 0\Omega$ が得られる。

太陽電池出力の持つ温度依存性・光量依存性も本来なら上記パラメータに関して記述すべきであるがやはり不明なため、公表されている以下の特性を用いる。

- 温度依存性：最大出力 P_m ; $-0.50\%/^{\circ}C$, 短絡電流 I_{sc} ; $0.035\%/^{\circ}C$, 開放電圧 V_{oc} ; $-0.33\%/^{\circ}C$
- 光量依存性：短絡電流 $I_{sc} = \frac{L}{1000} \times 2.70A$, 開放電圧 $V_{oc} = \frac{1}{0.64} \ln \left(1 + \frac{2.70}{1.9 \times 10^{-6}} \frac{L}{1000} \right)$, 但し L は光量 (W/m²)

三陸実験の解析においては P_m , I_{sc} , V_{oc} の各種依存性を P , I , V についての普遍的なものと仮定する。これにより、任意の温度・光量における太陽電池の電流電圧曲線および電力電圧曲線を推算できる。

Appendix B. 太陽電池熱物性の測定

実験に用いた太陽電池モジュールNT3436 BDの受光面について、太陽光吸収率及び全半球放射率を宇宙科学研究所にて大西晃氏の御協力により測定した。

太陽光吸収率は分光器と積分球を組み合わせた可視分光法により試料への入射角 5° と 60° の場合について測定した。全半球放射率はカロリメータ法により、 $-40^{\circ}C \sim 60^{\circ}C$ の温度範囲について測定した。(測定方法の詳細は文献 [8] 参照)。測定はいずれも 2 試料について行ない、次の結果を得た (図 29 - 30)。

- 太陽光吸収率：入射角 5° の時 $\alpha = 0.903^{+0.009}_{-0.018}$, 60° の時 $\alpha = 0.837^{+0.008}_{-0.017}$
- 全半球放射率： $\epsilon_{\pi} = 0.919 \pm 0.050$

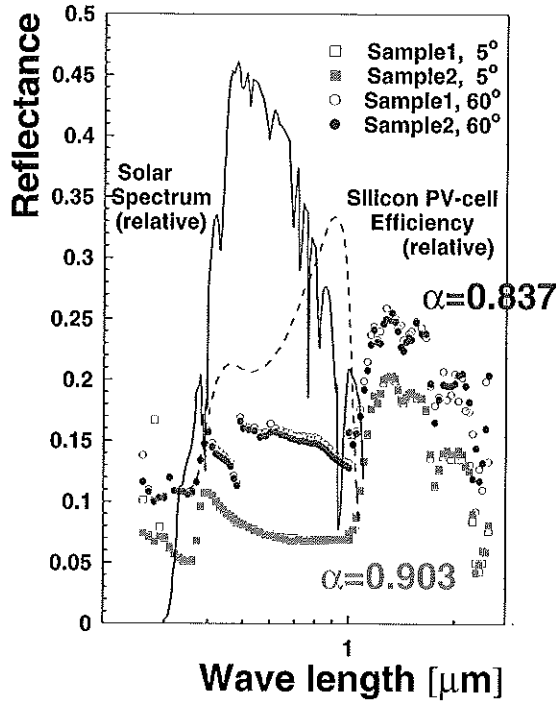


図29 太陽電池モジュールの太陽光吸収率測定結果

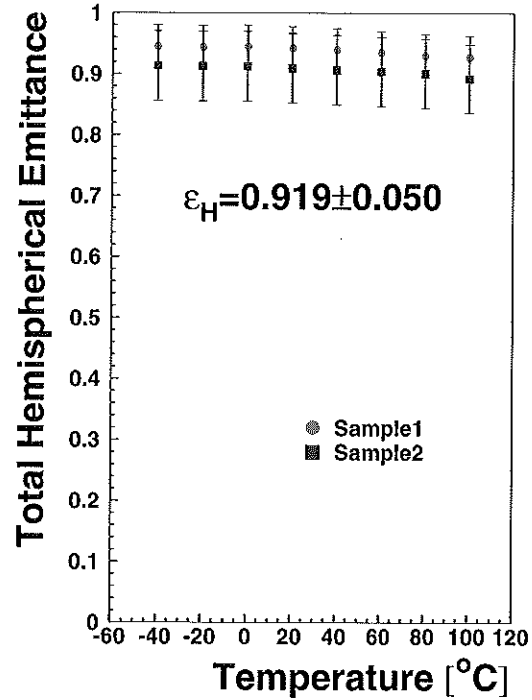


図30 太陽電池モジュールの半球放射率測定結果

Appendix C. 太陽方位

任意の緯度 ϕ [rad], 経度 ξ [rad] における任意の日時の太陽方位角 ψ [rad], 高度 h [rad], 大気外太陽光強度 I_{TOA} [W/m²] は以下の近似式により求められる。

$$\Gamma = 2\pi(d-1)/365 \quad (14)$$

$$\delta = 0.006918 - 0.399912 \cos \Gamma + 0.070257 \sin \Gamma - 0.006758 \cos 2\Gamma + 0.000907 \sin 2\Gamma - 0.002697 \cos 3\Gamma + 0.00148 \sin 3\Gamma \quad (15)$$

$$(r_0/r)^2 = 1.000110 + 0.034221 \cos \Gamma + 0.001280 \sin \Gamma + 0.000719 \cos 2\Gamma + 0.000077 \sin 2\Gamma \quad (16)$$

$$Eq = 0.000075 + 0.001868 \cos \Gamma - 0.032077 \sin \Gamma - 0.014615 \cos 2\Gamma - 0.040849 \sin 2\Gamma \quad (17)$$

$$\omega = (t-12)\pi/12 + (\xi - \xi_0) + Eq \quad (18)$$

$$h = \arcsin(\sin \phi \sin \delta + \cos \phi \cos \delta \cos \omega) \quad (19)$$

$$\psi = \arccos((\sin h \sin \phi - \sin \delta) / (\cos h \cos \phi)) \quad (20)$$

$$I_0 = 1367 \quad (21)$$

$$I_{TOA} = I_0 (r_0/r)^2 \quad (22)$$

尚, 各変数の意味と単位は, 太陽定数 I_0 [W/m²], 太陽赤緯 δ [rad], 地心太陽距離 (r/r_0) ,

均時差 Eq [rad], 時角 ω [rad], 日本標準時子午線経度 $\xi_0 = 135 \times \pi/180$ [rad],

日本標準時間表記の観測時刻 t [hour], 元旦からの通し日数としての観測日 d [day].

また, 太陽方位は子午線の位置を出発点として天球の北極からみて時計周りに計るものとしている。

これにより, 太陽電池パネル第 n 面 ($n=1-8$) の法線ベクトル (x_1, y_1, z_1) と太陽の方向ベクトル (x_2, y_2, z_2) とのなす角度 θ_n [rad] は以下により得られる。

$$(x_1, y_1, z_1) = (\cos \eta_n \cos \theta_0, \sin \eta_n \cos \theta_0, \sin \theta_0) \quad (23)$$

$$(x_2, y_2, z_2) = (\cos \phi \cos h, \sin \phi \cos h, \sin h) \quad (24)$$

$$\cos \theta_n = x_1 x_2 + y_1 y_2 + z_1 z_2 \quad (25)$$

但し、 η_n は第n面の方位 [rad]、 $\theta_0 = 20 \times \pi / 180$ は太陽電池パネルの鉛直からの傾き [rad] である。

Appendix D. 大気による太陽光の散乱

大気外から大気中に入射した太陽光は吸収・散乱を受け、太陽方向から到達する直達日射ならびに太陽周辺光とそれ以外の全天方向から到達する散乱日射に分類される。地上に到達した光の一部は地表で反射される。上方へ向かう可視アルベド光にも散乱成分と指向性のある成分が存在する (図 21)。

波長 λ の直達日射光が大気中を通過する際に受ける減衰は Beer-Bouguer-Lamber の法則で記述され、地上に到達する直達日射の強度 $I(\lambda)$ は次式で表される。

$$I(\lambda) = I_0(\lambda) \cdot (r_0/r)^2 \cdot \exp[-P \cdot (k_r(\lambda) + k_o(\lambda) + k_s(\lambda))m] \quad (26)$$

ここで、 $I_0(\lambda)$ は波長 λ の大気外日射量 (太陽地球平均距離時)、 $(r_0/r)^2$ は前節で与えられた補正項、 P は気圧 [atm]、 m は大気路程 (optical air mass) である。また、 $k_r(\lambda)$ 、 $k_o(\lambda)$ 、 $k_s(\lambda)$ は各々空気分子、エアロゾル、その他のガス (水蒸気、オゾン、二酸化炭素など) の光学的厚さを表す。

簡略化のため波長平均をとり、大気を一様なレイリー大気と仮定すると

$$I(h, P) = I_0 \cdot (r_0/r)^2 \cdot \exp[-P \cdot k_r \cdot \csc h] \quad (27)$$

$$k_r \approx 0.31 \quad (28)$$

と近似できる。

一方、各太陽高度における地上日射量の観測値から得られた実験式として Paltridge の式がある。

$$\text{地上全天日射量 [W/m}^2] = 10 + 1411 \sin h [\text{deg}] - 310 (\sin h [\text{deg}])^{1/2} \quad (29)$$

$$\text{地上直達日射量 [W/m}^2] = 1000 (1 - \exp(-0.06 h [\text{deg}])) \quad (30)$$

$$\text{地上散乱日射量 [W/m}^2] = 5 + 96 (1 - \exp(-0.05 h [\text{deg}])) \quad (31)$$

本解析において Paltridge の式を用いて上空 (気圧 P) の直達日射強度を求める際は

$$I(h, P) = 1000 (1 - \exp(-0.06 h [\text{deg}])) \exp(0.31 (1 - P)) \quad (32)$$

と推算する。

Appendix E. 大気温度の高度変化

本文中の解析において用いた各高度の大気温度は次のデータにより求めた。(提供：宇宙研)

- 気象庁のゾンデによる観測データ。仙台と秋田の 29 日午後 9 時、30 日午前 9 時、及び、30 日午後 9 時の計 6 組。
- UARS 衛星による観測データを用いて三陸大気球観測所 (SBC) の位置 (北緯 $39^\circ 09' 40.4''$ 、東経 $141^\circ 49' 17.2''$) での値に外挿したもの。29 日午後 9 時と 30 日午後 9 時の 2 組。

これらのデータは consistent であり、しかも同地点における午前と午後の変動差よりも観測地点による差の方が大きいことから、全データを fitting して大気温度の気圧に対する関係を求めた。図 31 中の実線が fitting で得た曲線である。

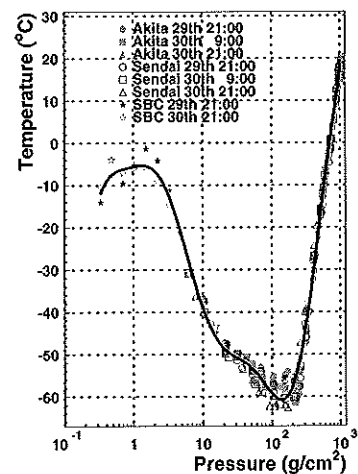


図31 実験前日と当日の気象観測データより求めた大気温度の高度変化

Appendix F. 熱伝達係数

[1. 強制対流]

温度 T_1 [K], 圧力 P [atm], 速度 u [m/s] の流体が長さ L [m], 温度 T_0 [k] の平板上を流れる時, この強制対流により平板に流入する熱量の熱伝達係数 τ [W/m²K] は以下により求められる.

$$\nu = \nu_0 / P \quad (33)$$

$$Re = uL / \nu \quad (34)$$

$$Nu = 0.664 \cdot Pr^{(1/3)} Re^{(1/2)} \quad (35)$$

$$\tau = Nu \cdot \kappa / L \quad (36)$$

但し, ν_0 , κ , Pr は各々, 温度 $\frac{T_0+T_1}{2}$, 1 atmの時の流体の動粘性係数[m²/s], 熱伝導率[W/mK], プラントル数である. 動粘性係数については圧力に反比例するという近似式を用い, 熱伝導率とプラントル数は圧力に依らず一定であると見なした. また, Re はレイノルズ数, Nu は平均ヌセルト数である.

[2. 自然対流]

平板に対する自然対流の熱伝達係数としては様々なモデルが提唱されているが, 本報告では ChurchillとChuにより提案され $Ra=10^{-1} \sim 10^{12}$ の広範囲に適用できるとされる次式を用いる.

$$Gr = g\beta L^3 \Delta T / \nu^2 \quad (37)$$

$$g = 9.8 \quad (38)$$

$$\beta = 2 / (T_0 + T_1) \quad (39)$$

$$1/\nu = \rho / \mu \quad (40)$$

$$\Delta T = T_0 - T_1 \quad (41)$$

$$Ra = Pr \cdot Gr \quad (42)$$

$$Nu = [0.825 + \frac{0.387 \times Ra^{1/4}}{[1 + (0.492/Pr)^{9/16}]^{(4/9)}}] \quad (43)$$

$$\tau = Nu \cdot \kappa / L \quad (44)$$

但し, ρ は流体の密度 [kg/m³], g は重力定数[m/s²], T_0 と T_1 は平板と流体の温度[K], L は平板の代表的長さ[m], κ は流体の熱伝導率[W/mK], ν は動粘性係数[m²/s], μ は粘性係数[Pas]である. 動粘性係数と粘性係数の関係として上記の近似式を用いた. また, Ra はレイリー数, Gr はグラスホフ数である.

[3. 共存対流]

共存対流とは強制対流と自然対流の共存する場である. 流れが強制/共存/自然のいずれに属するかを判別する条件として以下の3種を挙げる.

$$\text{Sparrowの条件: } Gr/Re^2 < 0.3 \text{で強制} \quad (45)$$

$$\text{馬淵の条件: } Gr/Re^2 < 0.01 \text{で強制, } Gr/Re^2 > 16 \text{で自然} \quad (46)$$

$$\text{Fand\&Keswaniの条件: } Gr/Re^2 < 0.5 \text{で強制, } Gr/Re^2 > 40 \text{で自然} \quad (47)$$

但し, 強制対流となる条件は慣性力に対する浮力の影響が5%以内であると設定してある.