

BESS-Polar 測定器における 電源供給システムの開発

神戸大学自然科学研究科
粒子物理学研究室
022S109N
高杉佳幸

平成 16 年 2 月 10 日

概要

BESS (Balloon-borne Experiment with a Superconducting Spectrometer) 実験では「宇宙における素粒子現象」の探求を目的に薄肉超伝導ソレノイドコイルを用いた気球搭載型スペクトロメーターを使って高度 37km の上空、及び地上における 0.2~500GeV のエネルギー領域での陽子、反陽子、ヘリウム、 μ などの各種宇宙線流束の精密測定を行ってきた。

現在は BESS 実験で培った経験と技術を基に、0.1~4GeV の低エネルギー領域における反陽子の精密探査を目的とした超伝導スペクトロメーターによる長時間南極周回・気球飛翔実験 (BESS-Polar 実験) の準備を行っている。BESS 実験で使用されてきたこれまでの測定器 (BESS 測定器) から BESS-Polar 実験に向けて現在開発中の測定器 (BESS-Polar 測定器) への移行に対し、いくつかの新しい要素も要求される。その要求の中でも特に、長時間フライトでの安定な電力供給は大きな課題の一つである。そこで、本稿では測定器の安定な電力供給システムの開発の中でも特に私が担当した DC-DC コンバータによる電力の分割と電力状況を把握するための電源モニターの開発について述べる。本論の構成は以下のとおりである。

第 1 章では BESS-Polar 実験の目的を述べる。

第 2 章では BESS-Polar 測定器について述べる。

第 3 章では BESS-Polar 測定器の電力供給システムについて述べる。

第 4 章では私が担当した DC-DC コンバータの磁場テストでの動作結果、2003 年 9 月に行ったテクニカル・フライトにおける動作結果など、DC-DC コンバータのテスト結果を示す。

第 5 章では電源モニターの開発に関して述べる。

第 6 章で今後の課題、付録ではテクニカル・フライトでの打ち上げ時の写真、BESS-Polar 測定器の消費電力、放熱計算を示す。

目次

第 1 章	序論.....	4
1.1	BESS-Polar 実験	4
1.2	BESS-Polar で目指すもの	5
1.2.1	低エネルギー反陽子の観測	5
1.2.2	反ヘリウムの探索	7
第 2 章	BESS-Polar 測定器	8
2.1	測定原理	10
2.2	測定器の説明	11
2.2.1	超伝導ソレノイドコイル	11
2.2.2	JET/IDC	12
2.2.3	TOF Counter	13
2.2.4	Middle-TOF Counter	14
2.2.5	Aerogel Cherenkov Counter	14
2.2.6	データ収集システム	14
第 3 章	DC-DC コンバータ、モニター搭載目的	16
3.1	BESS 実験における電力供給システム	16
3.1.1	BESS 測定器の電力供給システム	16
3.1.2	BESS-Polar 測定器における電力供給システム	17
3.2	電力供給システムの構成	18
3.2.1	太陽電池	18
3.2.2	DC-DC コンバータ	20
3.2.1	電圧・電流モニター	25
第 4 章	DC-DC コンバータの性能評価	26
4.1	DC-DC コンバータ磁場テスト	26
4.1.1	磁場テストにおける DC-DC コンバータのセットアップ	26
4.1.2	測定結果	28
4.2	実使用環境下での DC-DC コンバータの動作確認	30
4.2.1	テクニカル・フライト	30
4.2.2	DC-DC コンバータのセットアップ	33
4.2.3	放熱計算	38
4.2.3	テクニカル・フライトの結果	39
第 5 章	電源モニターの開発	42
5.1	電源モニターシステム	42
5.2	LON	43

5.3	電圧・電流モニター.....	43
第6章	まとめ.....	47
6.1	DC-DC コンバータの状況と今後の課題.....	47
6.2	電源モニターシステムの状況と今後の課題.....	47
付録		48
謝辞		56
参考文献		57

第1章 序論

BESS 実験は、宇宙における素粒子現象の研究を目的として、神戸大学・東京大学・高エネルギー加速器研究機・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。高性能の気球搭載型超伝導スペクトロメータを用いて行われるこの実験では、これまでに低エネルギー反陽子の観測を主目的とし、1993年から現在に至るまで、計9回のフライトを行い、重要な物理的成果をあげてきた[1][2][3]。

1.1 BESS-Polar 実験

BESS 実験ではこれまで行ってきた宇宙線反陽子流束の観測から、宇宙線反陽子の大部分が宇宙線と星間物質との衝突反応で生成される二次起源成分からなることを示したが、その一方で、低エネルギー領域においては二次起源成分に予測される流束より若干の過剰を観測している。この過剰分は原始ブラックホールの蒸発([4])などの未知の現象から生成される一次起源反陽子成分である可能性が指摘されているが、これを確認するためにはさらに精密な観測を行うことが必要である。

そこで、BESS-Polar 実験では BESS 測定器がもつ「大面積立体角」、「質量の同定による強力な粒子識別」などの特徴を活かしつつ、南極という磁極に近く、低エネルギー宇宙線観測に最適な場所において、10~20日間という長時間の飛翔実験を目指している。この実験によって得られる圧倒的な統計制度を持つ低エネルギー反陽子流束から、非常に高い精度で宇宙線反陽子の起源を決定することを目的としている[5]。

BESS-Polar 実験ではこれまでに行われてきた BESS 実験での経験を基に、南極周回による長時間観測に適応した測定器の開発を進めている。この BESS-Polar 測定器の開発の中でも特に、電力源の確保は重要な開発課題の一つである。観測時間がこれまでの20倍におよぶ飛翔実験において、電源としてこれまで使用してきた一次電池を搭載することは重量が制限される気球実験においては非常に困難である。そこで、BESS-Polar 実験においては電源として太陽電池を使用する。BESS-Polar 実験が行われる夏季には、南極では白夜となり日が沈むことがないため、太陽電池の使用で安定した電力を得ることができる。この太陽電池の採用により、電源システム全体は大幅な改良が必要であり、また長期飛翔のためこれまでのシステムよりさらに安定なシステムの開発が不可欠である。

2002年に岩手県三陸において太陽電池パネルを用いて発電、電源供給の試験を行った[6]。2003年にはBESS-Polar測定器用に新たに開発された超伝導薄肉ソレノイドコイル、太陽電池パネルによる電力供給システム、通信システムの動作、運用試験を行うためにアメリカ・ニューメキシコ州フォートサムナーでテクニカル・フライトを行った[7]。本稿では第4章でのテクニカル・フライトの結果も含めて、BESS-Polar測定器の電力供給システムの開発に関して述べる。

1.2 BESS-Polarで目指すもの

1.2.1 低エネルギー反陽子の観測

これまでの BESS 気球実験での観測結果より、宇宙線反陽子の起源は主として宇宙線と星間物質の衝突における二次的な生成によるものであることが示されている。

図 1.1 にこれまでの BESS 実験で測定された反陽子のエネルギースペクトラムを示す。図から 2GeV 付近に二次起源反陽子に特徴的な鋭いピークが見られ、1GeV 以下の低エネルギー領域でのスペクトルは平坦であるようにも見受けられる。これは暗黒物質の候補である超対称性粒子の対消滅([8])や原始ブラックホールの蒸発などを起源とする「一次起源反陽子」の存在を示唆している可能性がある。しかし、これまでの測定結果では統計量が十分ではなく、はっきりと確定することができない。そこで、BESS-Polar 実験では長時間観測を行うことにより 1GeV 以下の低エネルギー反陽子の統計精度を高め、一次起源反陽子の探索を目指している。

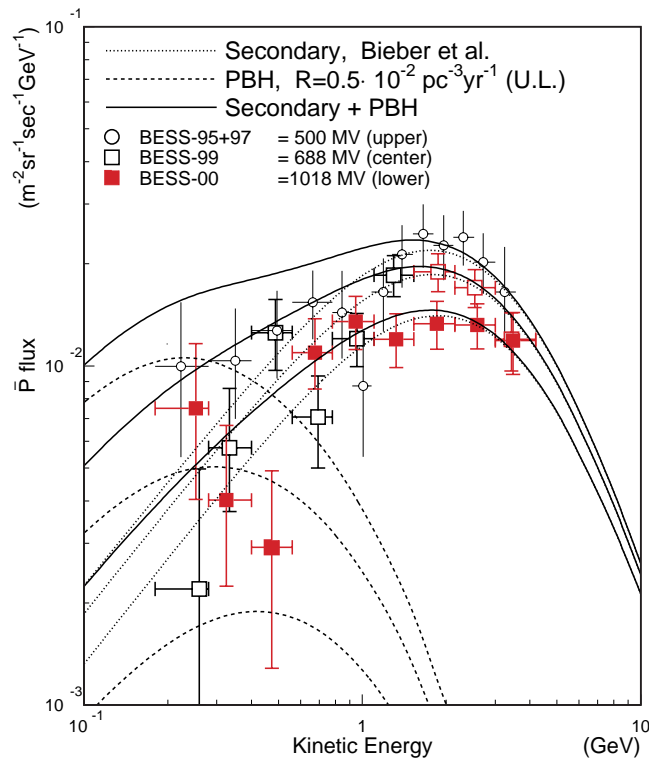


図 1.1 反陽子のエネルギースペクトル

図 1.2 は太陽活動の経年変化を示す。図 1.2 に示されるように、太陽黒点数の変化から次の太陽活動極小期は 2006～2007 年と予想される[9]。そのため、BESS-Polar 実験が行われる予定の 2004～2005 年では太陽活動は極小期に向かうため、その時期での観測は反陽子スペクトルの高統計での測定が期待される。

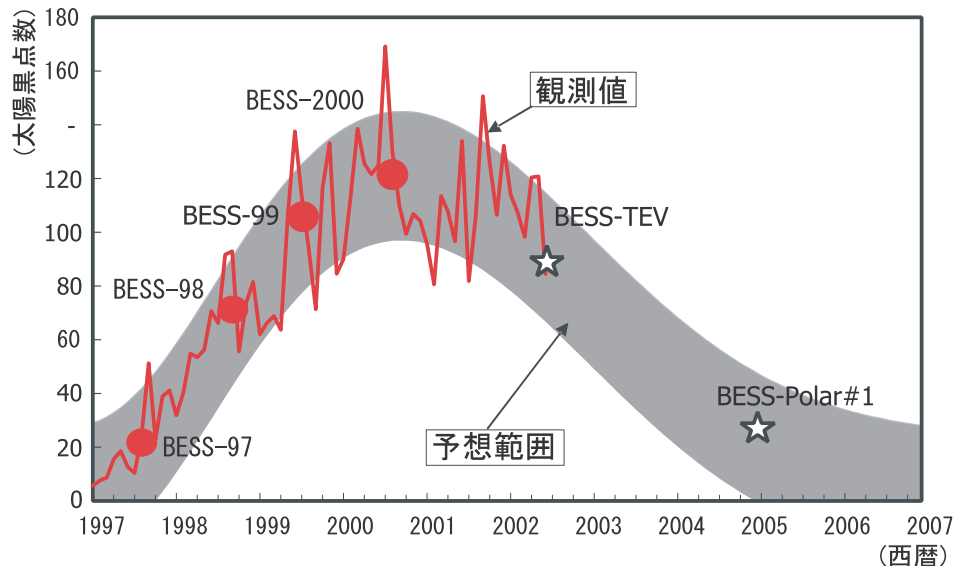


図 1.2 太陽活動の経年変化

図 1.3 は 1997 年から 2000 年の陽子エネルギースペクトラムである。図より、太陽活動極小期の 97 年に比べて太陽活動の活発な 2000 年では陽子のフラックスが小さいことがわかる。

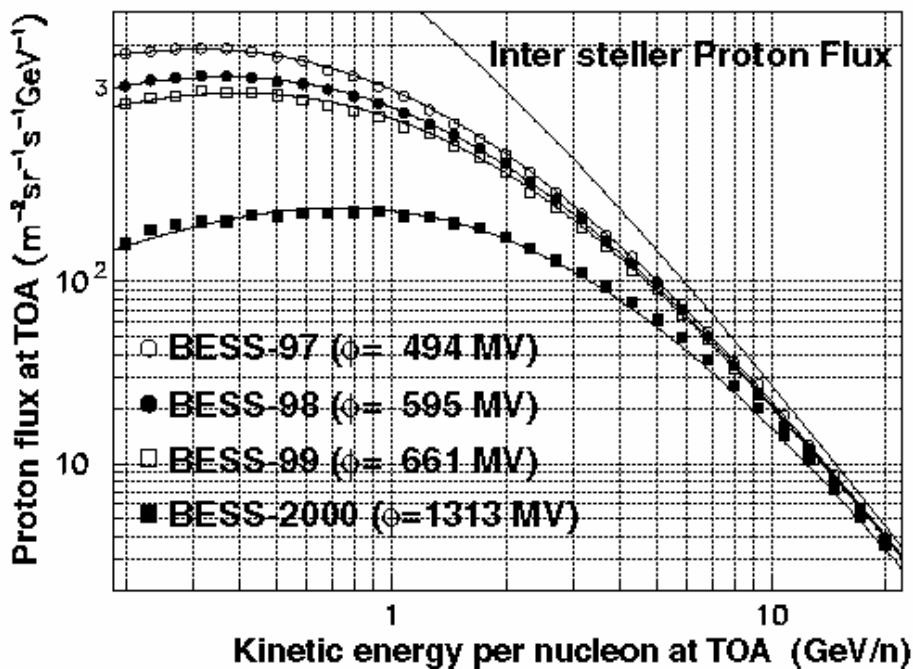


図 1.3 1997 年から 2000 年での陽子のエネルギースペクトル

1.2.2 反ヘリウムの探索

反ヘリウムは宇宙線と星間物質や大気との衝突によって2次的に生成される確率が非常に低いため、反ヘリウムの測定が直接反物質領域の存在を示唆することになる。図1.4にこれまでの反ヘリウム探索の進展とBESS-Polar計画における予測を示す[10]。反ヘリウム/ヘリウム比の上限値として 10^{-7} を目標にBESS-Polar計画ではさらに高感度な測定による反ヘリウムの探索を目指している。

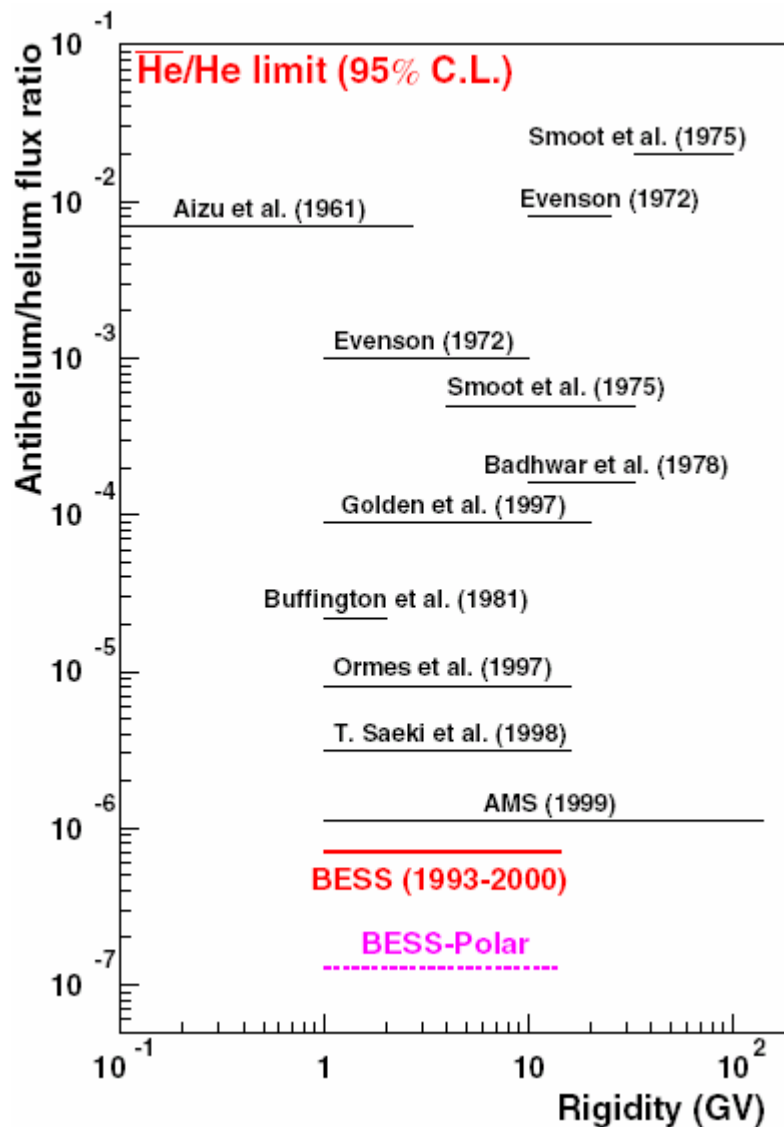


図1.4 反ヘリウム探索の進展とBESS-Polar実験で期待される探索感度

第2章 BESS-Polar 測定器

BESS-Polar 実験では BESS 測定器で培った技術[11]を基に大面積立体角の新しい測定器開発を行っている。図 2.1 に BESS 測定器と BESS-Polar 測定器の比較を示す。低エネルギー反陽子の精密な測定を目指す BESS-Polar 実験では、測定器開発においての物質量削減は非常に重要である。以下に物質量削減における BESS 測定器から BESS-Polar 測定器への変更点を示す。

- ・ 耐圧容器の使用を廃止し、TOF と Aerogel は真空中に配置。
- ・ ソレノイドコイルをおおっているクライオスタットを圧力容器と併用して使用。
- ・ ソレノイドコイルの物質量を現在の半分の約 2.5g/cm^3 に抑える。
- ・ TOF のシンチレーターの厚さを半減。
- ・ Middle-TOF の搭載。

以上の結果より、測定器上部の物質量を 18g/cm^3 から 4.5g/cm^3 に削減することに成功した。さらにソレノイドコイルと JET チェンバーの間に Middle-TOF を配置することにより、測定器を貫通することができないほどエネルギーの小さい反陽子の観測も可能となる。表 2. 1 にこれまでの BESS 測定器と BESS-Polar 測定器の比較を、図 2. 2 では BESS-Polar 測定器の全体図を示す。また、図 2. 3 ではテクニカル・フライトにおける BESS-Polar 測定器の写真を示す。

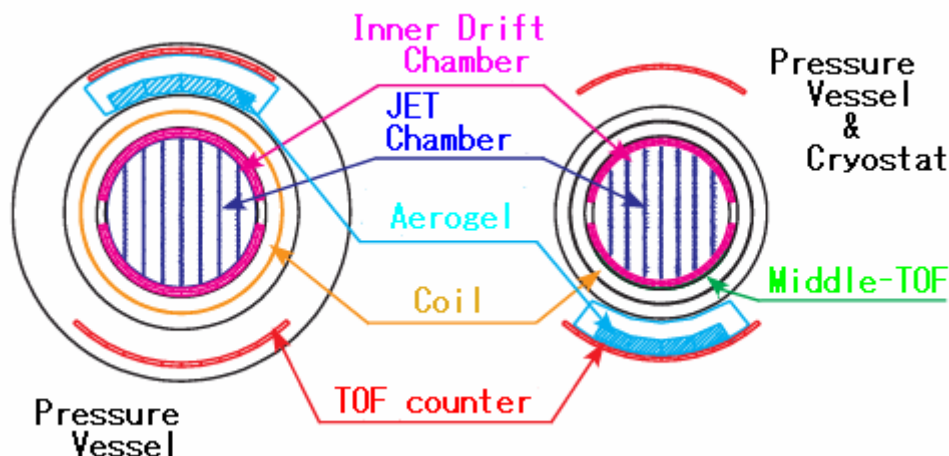


図 2.1 BESS 測定器と BESS-Polar 測定器の比較

表 2.1 BESS/BESS-Polar 測定器の比較

	単位	BESS	BESS-Polar
面積立体角	[m ² · sr]	0.3	0.3
飛行時間	[day]	1	20
反陽子識別エネルギー範囲	[GeV]	0.18~4.2	0.1~4.2
中心磁場	[T]	1.0	0.8
TOF カウンター間距離	[m]	1.7	1.5
MDR (最大観測可能リジディティ)	[GV]	200	150
電源出力	[W]	1200	620
電力源		一次電池	太陽電池
粒子識別最低通過物質質量	[g/cm ³]	18	4.5
測定器重量	[ton]	2.3	1.4

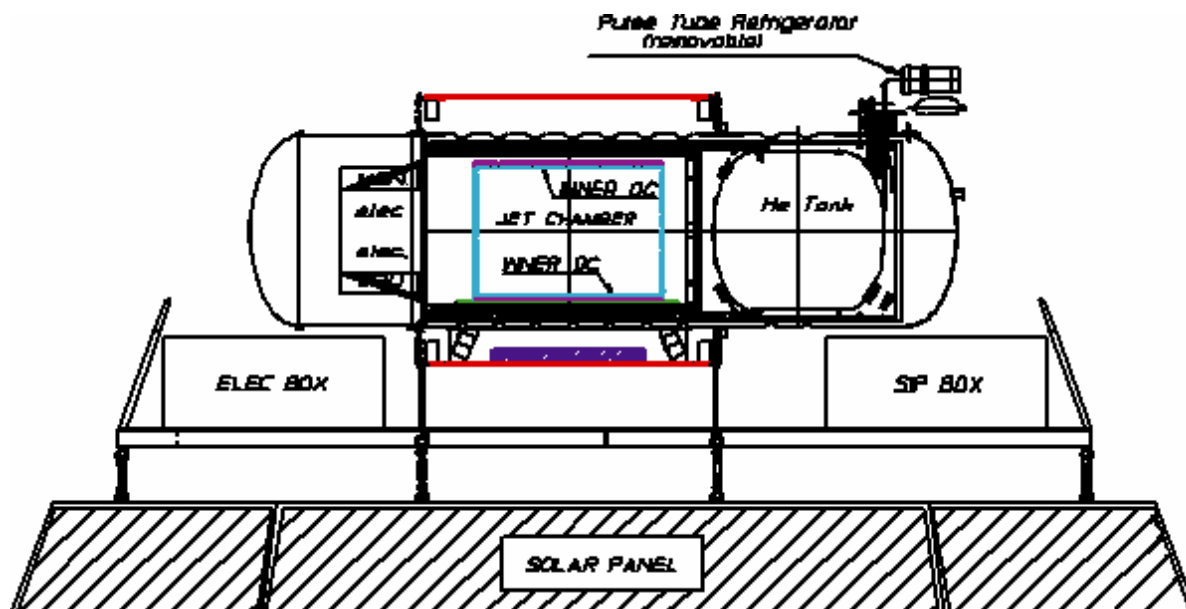


図 2.2 BESS-Polar 測定器の構成



図 2.3 テクニカル・フライトでの BESS-Polar 測定器

2.1 測定原理

BESS-Polar 測定器では BESS 測定器と同様に粒子の質量を同定することによって粒子の識別を行っている。相対性理論より運動量 P は

$$P = m\gamma\beta \quad (2.1)$$

で表される。また、磁場中を運動する荷電粒子はローレンツ力を受けて磁場に垂直に円運動する。このとき、ローレンツ力と遠心力の釣り合いにより、

$$eZB = \frac{P}{r} \quad (2.2)$$

が成り立つ。 r は曲率半径である。(2.1)、(2.2)より以下の式が求まる。

$$m = \frac{eZrB}{\gamma\beta} \quad (2.3)$$

(2.3)式で示すように、JET/IDC によって半径 r を測定し、TOF によって速度 β を測定することにより質量を同定することができる。また、磁場による粒子の曲がる方向から電荷の正・負を明確に分け、粒子/反粒子識別が可能となる。

2.2 測定器の説明

2.2.1 超伝導ソレノイドコイル

BESS-Polar 測定器に搭載するために超伝導ソレノイドコイルが新しく開発された。新しい超伝導ソレノイドコイルの中心磁場はこれまでの BESS 測定器が 1Tesla であったのに対し、BESS-Polar 測定器では 0.8Tesla となる。

新しく開発された超伝導ソレノイドコイルは BESS-Polar 実験の観測目的が低エネルギー粒子の観測であるため、物質量を削減しつつ、測定器の打ち上げ、着地時の衝撃に十分耐えることができる強度が必要とされた。これらの要求に対して微少金属添加による高強度アルミ安定化超伝導線を採用することにより、物質量をこれまでの超伝導ソレノイドコイルの半分程度 ($2.5\text{g}/\text{cm}^3$) に抑え、物質量、強度に対する要求を満たすことに成功した[12]。また、性能試験、耐衝撃試験により、超伝導ソレノイドコイルの超伝導安定性もすでに確認することができている。

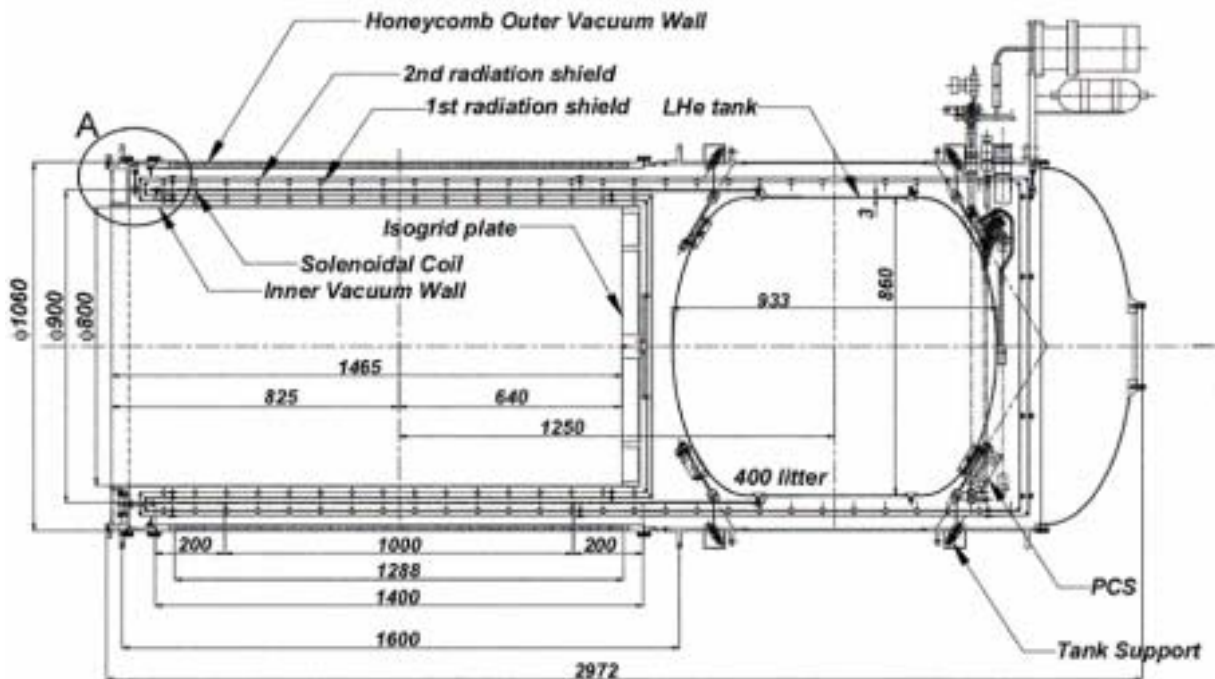


図 2.4 BESS-Polar 用超伝導マグネット側面図

2.2.2 JET/IDC

超伝導ソレノイドの内側には図 2.5 で示すような円筒形の JET Chamber (JET 型ドリフトチェンバー) と、JET Chamber の外側上下に円弧状の IDC (Inner Drift Chamber) が配置されている。ソレノイドコイルによって曲げられた粒子の飛跡を測定することにより、曲率半径 $r = P / eZB$ が分かる。測定点は最大 52 点、JET、IDC の各位置分解能は $150 \mu\text{m}$ と $200 \mu\text{m}$ である。

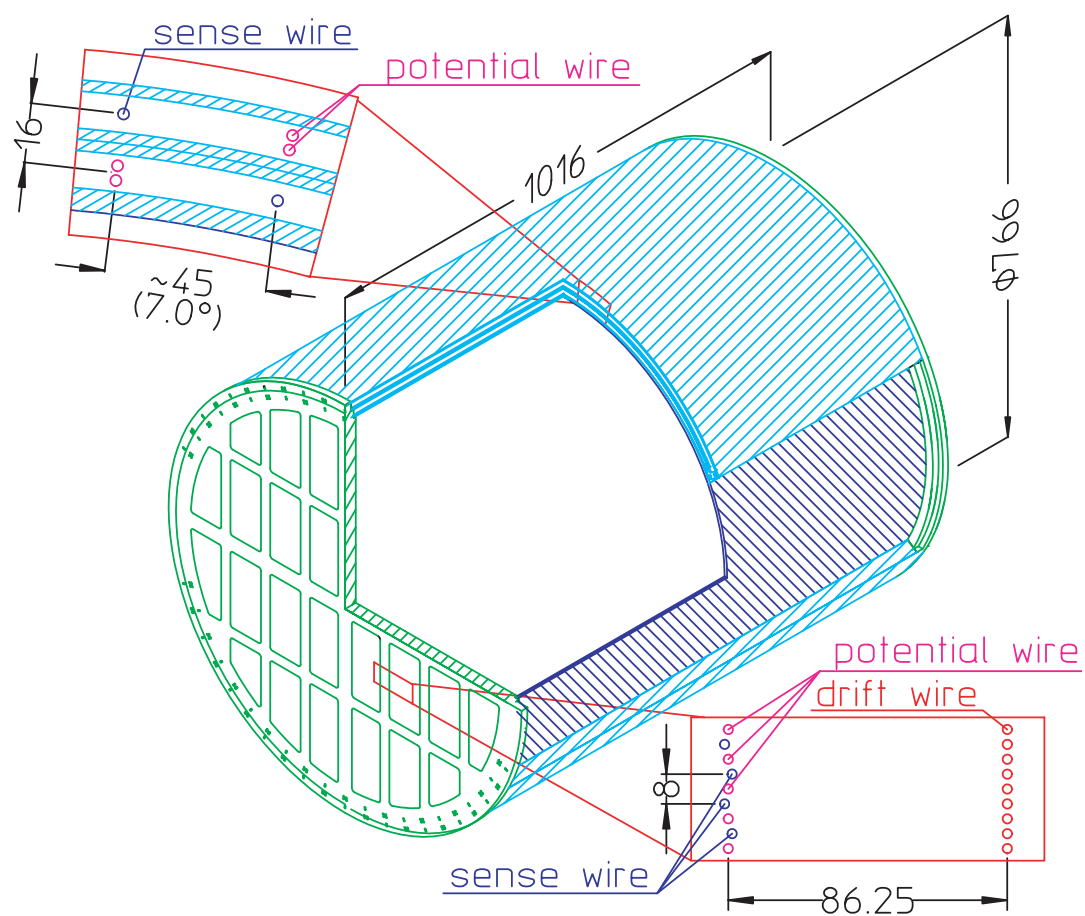


図 2.5 JET/IDC の構成

2.2.3 TOF Counter

TOF(Time of flight)カウンターは BESS-Polar 測定器の上下外側に位置し、粒子の速度 β とエネルギー損失 dE/dx を測定する。BESS-Polar 測定器の上部と下部それぞれ 10 枚と 12 枚のプラスチックシンチレーター(950mm×95.2~96.5mm×10mm)からなり、両側からライトガイドを介して光電子増倍管によって読み出されている[13]。図 2.7 は磁場の分布図であり、この図からわかるように光電子増倍管は磁力線に沿って設置されている。BESS-Polar 測定器のシンチレーターの厚さは BESS 測定器のシンチレーターの半分となり、物質量は BESS 実験と比べて小さくなっている。

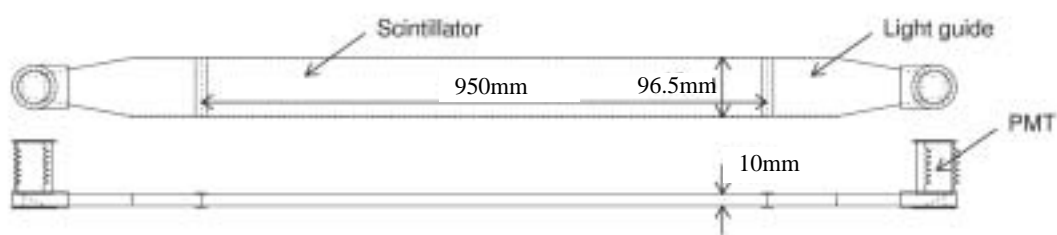


図 2.6 TOF Counter

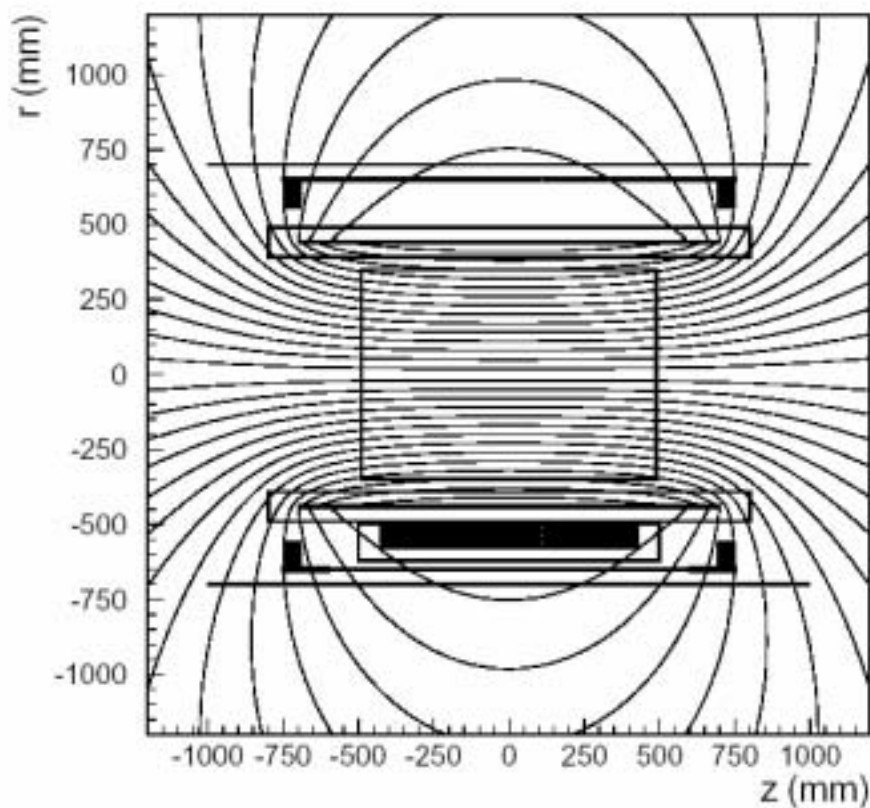


図 2.7 磁場の分布図

2.2.4 Middle-TOF Counter

Middle-TOF CounterはBESS-Polar測定器においてソレノイドコイルとJET/IDCの間に新たに組み込まれる測定器である。これにより大気上空で0.1GeVまでの低エネルギー反陽子の観測が可能となった。また、マグネット下部を貫通することができないほど小さなエネルギーの場合においても、その直前のMiddle-TOF Counterによってトリガー信号を出力することが可能となる。

1000mm×10mm×5mmのプラスチックシンチレータを横に64枚並べ、それぞれのシンチレータを1mm×1mm×500mmのファイバーを介して8ch マルチアノードPMTによってmiddle-TOFの片側から読み出される。シンチレータ8枚を1セットとして、合計8セットをソレノイドコイルとJET/IDCの間に配置する。

2.2.5 Aerogel Cherenkov Counter

エアロジェル・チェレンコフ・カウンターはBESS-Polar測定器下部のTOFカウンターとマグネット外壁の間に設置される。100mm×100mm×11mmのシリカ・エアロジェルを7枚縦に重ねたもの（高さ77mm）を横に8個（幅800mm）円筒の軸方向に9個(900mm)並べている。

用いるシリカ・エアロジェルの屈折率は1.02であり、チェレンコフ光を発光する閾値は反陽子で見積もると運動量が4.7GeV/cとなる。BESS-Polar測定器ではエアロジェル・チェレンコフ・カウンターによって、TOFでの識別が困難となる1GeV/c付近から4.7GeV/cまでの粒子の識別を行っている。

2.2.6 データ収集システム

BESS-Polar測定器におけるデータ収集は図2. 8に示すような流れである。データ収集におけるトリガーはUpper-TOFとLower-TOFのコインシデンス、もしくはUpper-TOFとmiddle-TOFのコインシデンスにより、トリガー信号が出力される。

JET/IDCチェンバーはPre-AMPからの出力信号をFADCモジュールによって、TOFカウンターおよびmiddle-TOF CounterのシグナルはPMTからの出力信号をTDC、DiscriminatorモジュールとADCモジュールによって読み出される。エアロジェル・チェレンコフ・カウンターのシグナルも同様にPMTからの出力信号をADCモジュールによって読み出される。

読み出されたデータはデジタル化されデータ収集装置によって収集、保存される。

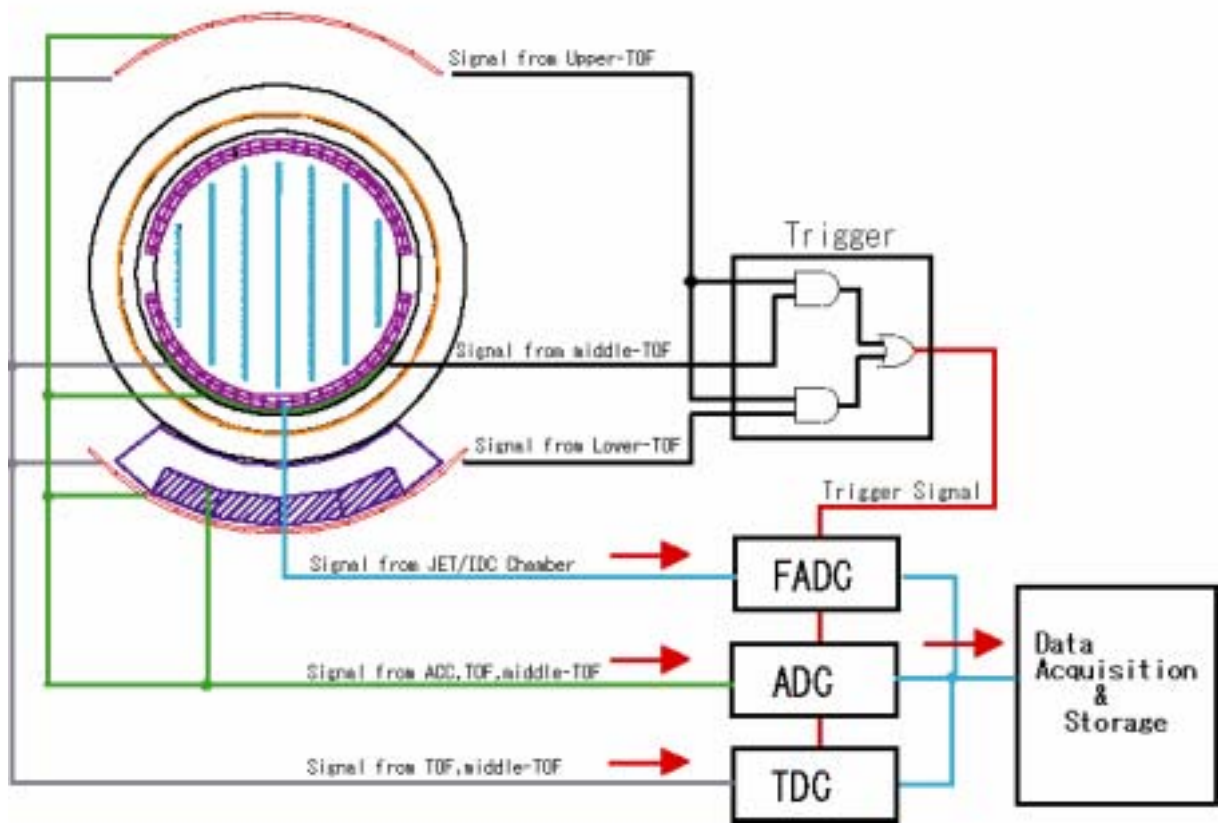


図 2.8 イベントデータの流れ

第3章 DC-DC コンバータ、モニター搭載目的

これまでの BESS 測定器から BESS-Polar 測定器への移行に対し、多くの変更点がある。この章では特に私の担当した DC-DC コンバータ、電圧・電流モニターシステムを含む、長時間観測に必要な電源システムの構成について述べる。

3.1 BESS 実験における電力供給システム

3.1.1 BESS 測定器の電力供給システム

これまでの BESS 測定器では 1~2 日間の観測にリチウム電池を使用してきた。リチウム電池の使用には各測定器負荷の要求電圧・電力に応じて 1~2 日間のフライトに適切な数のリチウム電池を直列または並列に組み、電力を供給していた。電池から供給される電圧の安定化は測定器の各エレクトロニクス基板に搭載されているシリアズレギュレータで行われる。図 3.1 に BESS 測定器で使われていたこれまでの電力供給システムの概念図を示す。

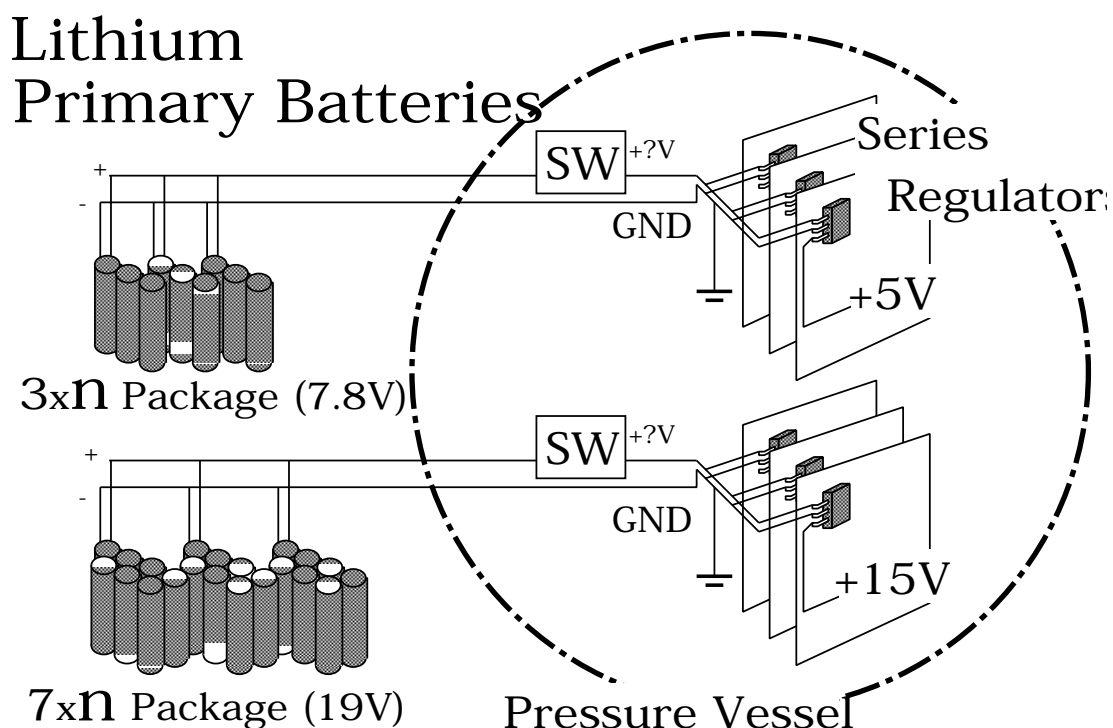


図 3.1 BESS 測定器電力供給の概念図

BESS 測定器の全消費電力は 900W であり、レギュレータの電圧降下やケーブルによる電圧降下を含めると電池の総出力電力は約 1200W となり、リチウム 1 次電池の搭載重量は約 200 kg にも及ぶ。このような一次電池のみによる電力供給システムでは一次電池の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 実験では 2ton 以上もの一次電池が必要となってしまいます。従って BESS-Polar 測定器では一次電池を使用した電力供給システムでは重量の点で困難であり、長時間南極周回に適応する新たな電力供給システムの開発がきわめて重要となってくる。そこで BESS-Polar 実験では重量と南極夏季における白夜という環境を利用して、新しい電力源に太陽電池を採用し、DC-DC コンバータを介して各機器へ電力を供給するシステムを採用する。

3.1.2 BESS-Polar 測定器における電力供給システム

図 3.2 に BESS-Polar 測定器における電力供給システム概念図を示す。図のように、太陽電池の出力電圧を DC-DC コンバータによって変換し、その後各機器にとりつけられているシリアルレギュレータを通して必要最低の電圧が各機器に供給される。シリアルレギュレータは各機器と DC-DC コンバータ間のケーブルドロップ、コネクタドロップによる電圧の不安定化を防ぐために必要である。また、太陽電池のバックアップ電源として一次電池も搭載する。表 3.1 に BESS 測定器と BESS-Polar 測定器の電力供給の比較を示す。

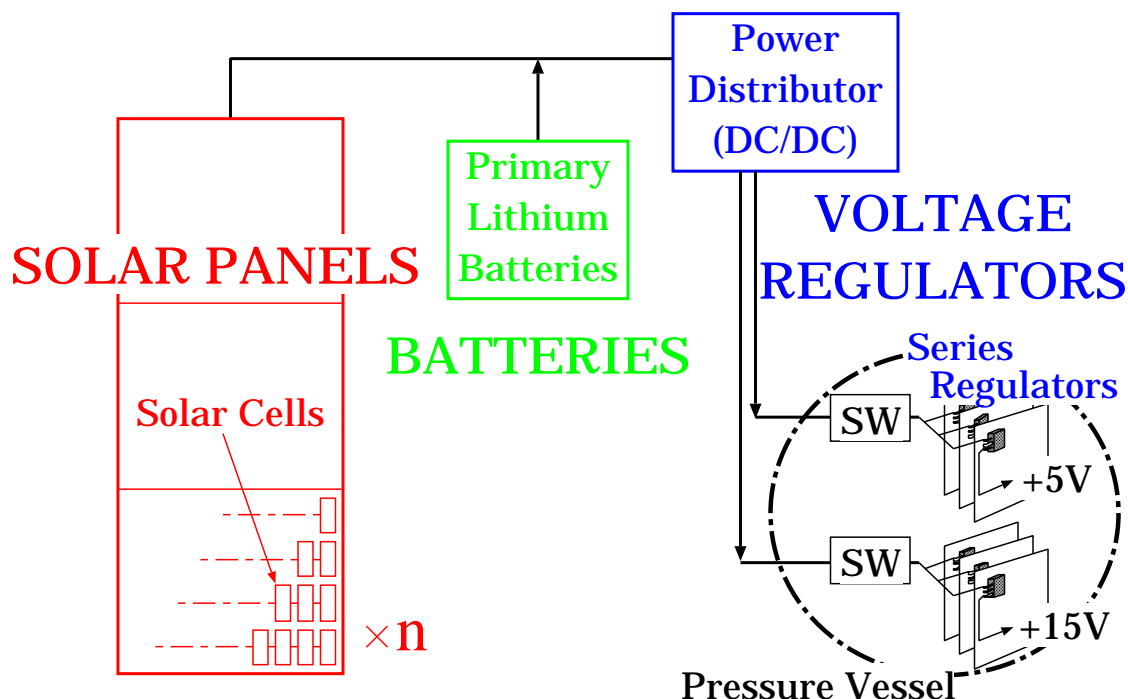


図 3.2 BESS-Polar 測定器の電力供給システム概念図

表 3.1 BESS 測定器と BESS-Polar 測定器の電源系の比較

	BESS 測定器	BESS-Polar 測定器
発電電力	1200W	620W
発電期間	1~2day	10~20day
重量	200kg	300kg 以下
温度	-60°C~70°C	-40°C~+100°C

3.2 電力供給システムの構成

3.2.1 太陽電池

太陽電池発電に要求される出力電力は、測定器各機器の消費電力と DC-DC コンバータの消費電力を合わせた約 620W の電力である。また、太陽電池パネル全体の総重量は約 200kg、1 次電池であるリチウム電池の重量も含めると約 300kg 以下となる。

BESS-Polar 実験において太陽電池に要求されることはパネル出力 620W を 10~20 日間にわたって安定に供給することである。また、安定な電力供給の他に、温度の変化にも対応できることが要求される。

図 3.3 に太陽電池パネルの構造体を示す。図のように、BESS-Polar 測定器で使用する太陽電池は全方位型に配置し、構造体は八面のパネルが亀甲型となる。パネル 1 面あたり 3 直列 4 並列、計 12 枚のパネルを取り付けることができる。出力電圧は太陽の受光面積によって変化するが、BESS-Polar 測定器で使用する全方位型太陽電池では出力電圧は 40V~70V となる。太陽電池のセルは単結晶シリコンのシャープ (株) 製ソーラーカー用太陽電池 NT3436BD を採用し、セル効率は約 17% となる。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、放射照度 1000W/m²、モジュール温度 25°C の時に開放電圧 22.1V・最大出力 45W となる。また、八角錐の各面には同モジュールを 3 直列 4 並列 (25°C、1000W/m²において開放電圧 66.3V・最大出力 540W) の 12 枚ずつを配置する。八面の太陽電池は並列接続され、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。図 3.4 に太陽電池構造体の一面の概要を示す。この太陽電池発電システムは 2002 年度に三陸で、また、2003 年度にアメリカフォートサムナーで飛行試験を行い、構造体の機械的強度、出力電圧の安定性の確認を行い、BESS-Polar 実験で十分使用可能であることが実証された。

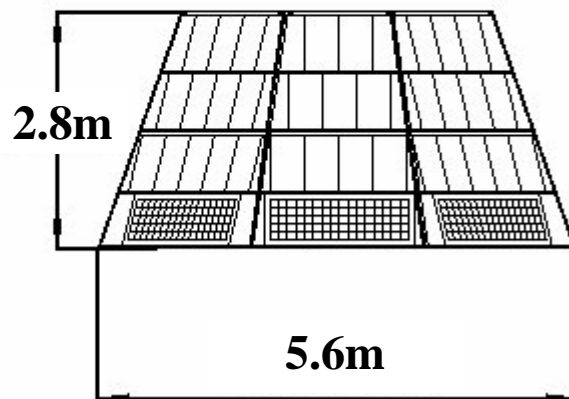
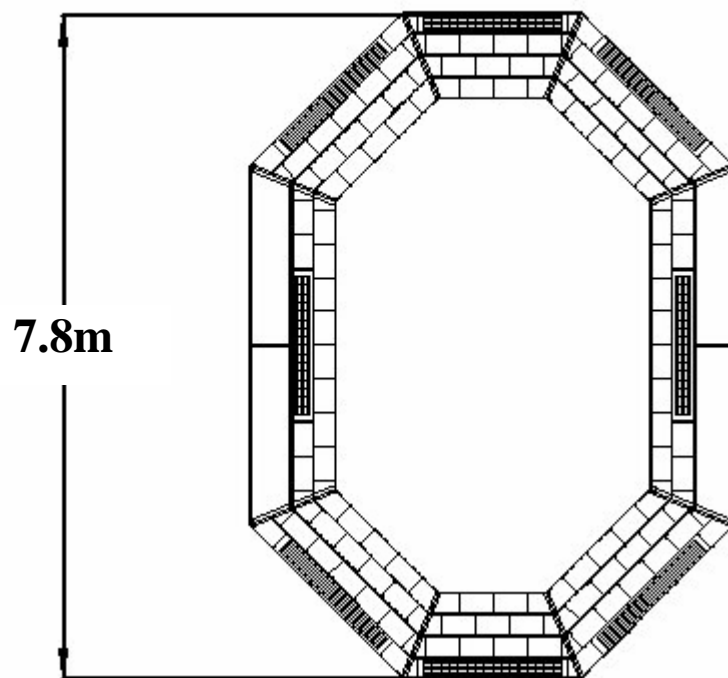


図 3.3 太陽電池パネルの構造体

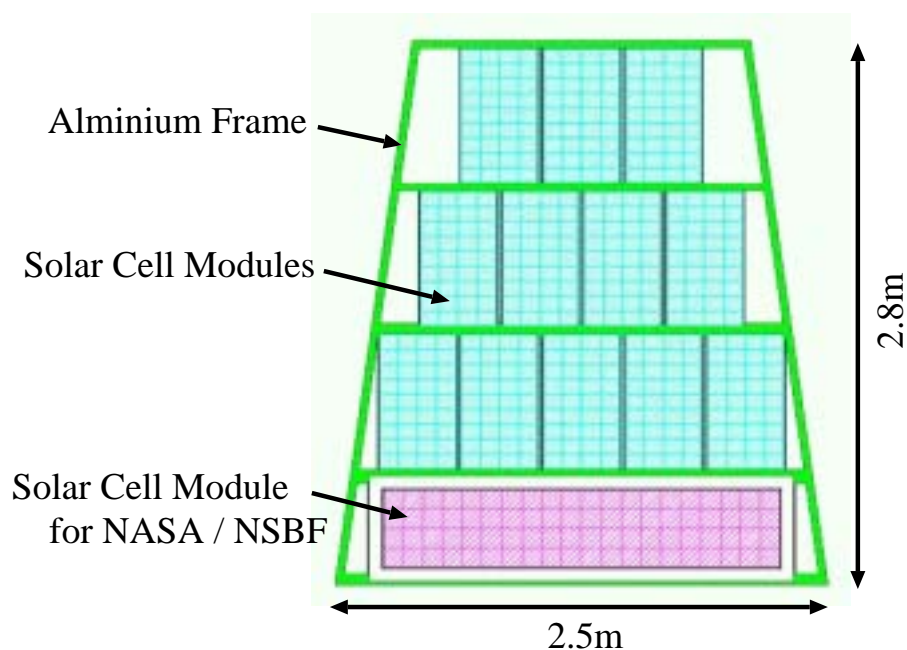


図 3.4 太陽電池八角錘構造体の一面の概要

表 3.2 太陽電池パネルの仕様

	1 モジュール	1 面
大きさ	97.5mm×77mm	縦 2.8m, 横 2.5m
出力電圧	22.1V	66.3V
標準最大出力電力	45W	540W
効率	約 17%	—
重量	660g	約 40kg

3.2.2 DC-DC コンバータ

BESS-Polar 測定器では太陽電池から供給される 40V~70V の電圧を各機器が要求する電圧に変換する必要がある。そこで、BESS-Polar 測定器では電力の配分に DC-DC コンバータを使用する。DC-DC コンバータは直流入力電圧を昇圧、もしくは降圧して、別な直流電圧に変換する機能を持ち、入出力間のグラウンドを絶縁することができる。また、DC-DC コンバータは 100%の効率で入出力間の電圧を変換することはなく、入出力間で損失が生じる。その変換損失が熱となって外部に放出される。図 3.5 に BESS-Polar 測定器における DC-DC コンバータの基本動作を示す。また、DC-DC コンバータの入力と出力は絶縁タイプを使用する。

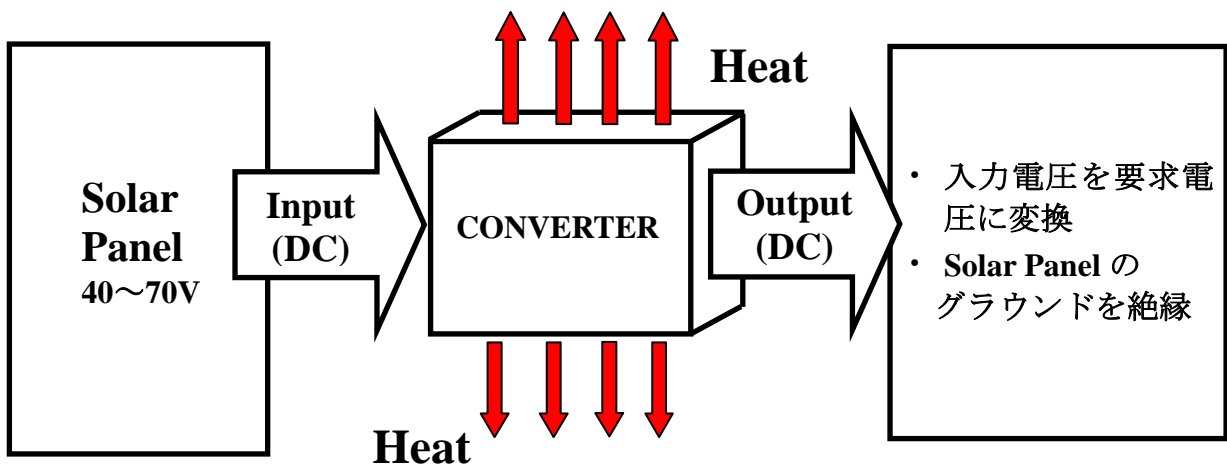


図 3.5 BESS-Polar 測定器に使用される DC-DC コンバータの基本動作

BESS-Polar 測定器で使用する DC-DC コンバータは以下の要求を考慮して選択した。

入力電圧範囲

電源である太陽電池は太陽電池パネルの照射面積によって出力電圧が変動する。そこで電源電圧が変動しても各機器へ安定に電圧を供給できるような、入力範囲の広い DC-DC コンバータが要求される。

出力電圧の種類

BESS-Polar 測定器の各機器が要求する電圧は+24V、+15V、+12V、+6.5V、±5V、+3.3V、+1.8V、-2V であり、ケーブルのドロップ電圧や各機器に搭載されているレギュレータのドロップ電圧を考慮すると、DC-DC コンバータに要求される各出力電圧は+25.5V、+16V、+7.9V、±6.1V、+4.6V、+4.3V、+3.2V、-3.2V となる。しかし、定格の出力電圧だけではレギュレータドロップやケーブルドロップに対応できないため、定格出力電圧を昇圧、もしくは降圧する機能が必要である。

広い温度範囲

DC-DC コンバータは BESS-Polar 測定器外部に配置するため、南極上空での温度変化に対応できる製品でなければならない。そのため、使用温度範囲の広い製品を選択する必要がある。

これらの要求を満たす製品として、BESS-Polar 測定器に使用する DC-DC コンバータは Vicor 社製、VI-J シリーズを採用した。この製品は入力電圧の範囲が 36V~76V と幅広く、定格出力電圧の種類が豊富である。また、定格出力電圧の 50%~110%の間で出力電圧を変更することが可能であるということも特徴の一つである。表 3.3 に今回採用した DC-DC コンバータの

特性をまとめた。また、表 3.4 は BESS-Polar 測定器の要求電圧をまとめた。表 3.4 で示すように BESS-Polar 測定器の電力系統は 10 系統あり、各機器にはそれぞれアナログ機器、デジタル機器として分かれている。そのため DC-DC コンバータのグラウンドも各系統のアナログ・デジタルに分けて、各機器のノイズをグラウンドでつながらないようにしている。

表 3.3 DC-DC コンバータ(VI-J シリーズ)の特性

DC-DC コンバータ(VI-J シリーズ)	
入力電圧	36V~76V
出力電圧	2V~95V
出力電力	25W~100W
設定電圧	定格出力電圧の 50%~110%
使用温度範囲	-40°C~100°C
効率	80%前後
重量	85g

表 3.4 BESS-Polar 測定器の各必要電圧

24V 系	15V 系	6V 系	5V 系(Dig)	5V 系(Ana)	-5V 系
CH-HV PMT-HV	GPS Storage C-Bridge MAG	IDC Pre JET Pre	Power-SW Power-MON General-MON Storage MAG CH-CTRL	FADC TDC ADC TRIGGER	FADC TDC ADC TRIGGER
3.3V 系(Dig)	3.3V 系(Ana)	1.8V 系(Dig)	-2V(Ana)		
FADC MU2 TDC ADC TRIGGER	FADC	FADC MU2 TDC ADC TRIGGER	TDC TRIGGER		

BESS-Polar 測定器に搭載する DC-DC コンバータの使用条件は、入力電圧、出力電圧、使用温度以外に以下の 2 つの点に注意しなければならない。

放熱

DC-DC コンバータの消費電力は全て熱となる。しかし、上空では真空に近い状態であり、対流による放熱は期待できない。そこで、アルミニウムの C-チャンネルに DC-DC コンバータを取り付けて、熱伝導と輻射によって熱を逃がす。C-チャンネルは太陽光の輻射

率を大きくするために DC-DC コンバータを取り付けた面とは逆の面に吸収率 0.23、輻射率 0.90 の白色ペンキ (LORD 社の Aeroglaze 276) を塗装する。

磁場中での使用

DC-DC コンバータは電流の変化とコイルの巻数によって出力電圧が変化し、定格の電圧を出力することができる。しかし、BESS-Polar 実験では DC-DC コンバータを磁場中で使用しなければならないので DC-DC コンバータ内部のコイルが磁化してしまい、正常に動作できない。磁場シールドも重量制限のために 10 種類もの DC-DC コンバータにシールドをつけることは難しい。そのため、DC-DC コンバータは測定器から物理的距離をおいて、磁場の弱い所に設置する。

図 3.6 は DC-DC コンバータの構成図である。入力側、出力側にそれぞれフィルターを搭載している。DC-DC コンバータの入力側に設置するフィルター (VI-IAM ; Input Attenuator Modules) は帰還ノイズ、突入電流制限、入力サージ電圧保護の機能を持っている。DC-DC コンバータの出力側に設置するフィルター (VI-RAM ; Ripple Attenuator Modules) は出力リップルノイズを低減するモジュールである。また、このフィルターのドロップ電圧は 0.4V である。

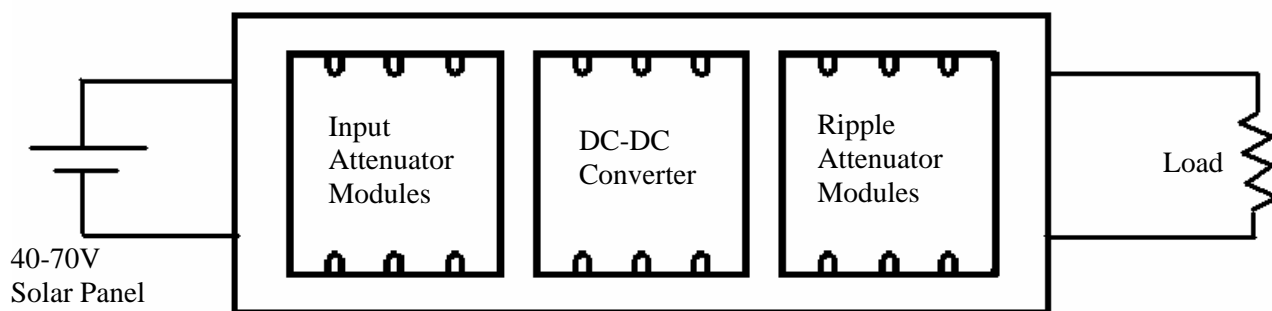


図 3.6 DC-DC コンバータの構成。左より順に input filter – DC-DC converter – output filter

DC-DC コンバータは図 3. 7 に示してあるように C-チャンネルに取り付ける。BESS-Polar 実験では 8 種類、計 12 個の DC-DC コンバータを図 3. 8 のように配置する。各 DC-DC コンバータのケーブル重量、ケーブルによるドロップ電圧も考慮した結果、図 3. 8 のような配置とした。

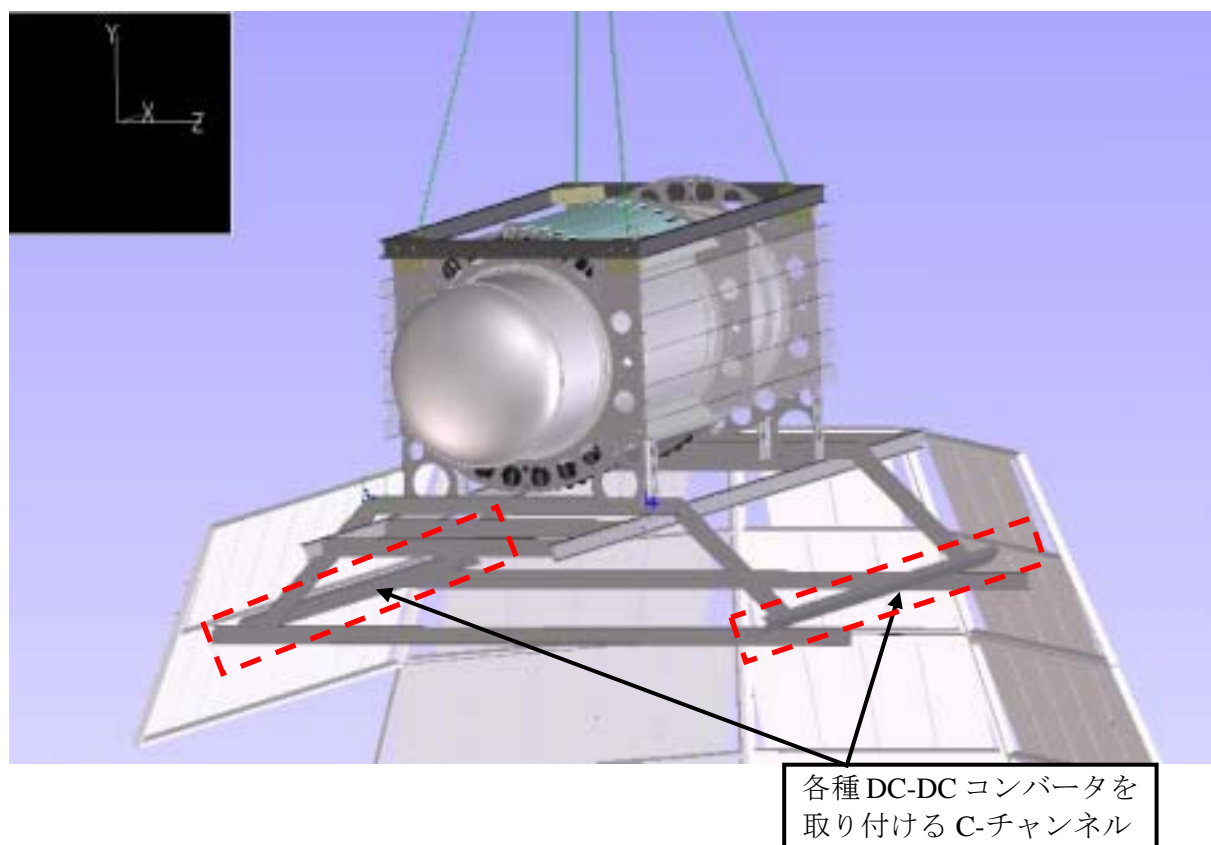


図 3. 7 BESS-Polar 実験と DC-DC コンバータ設置用 C-チャンネル

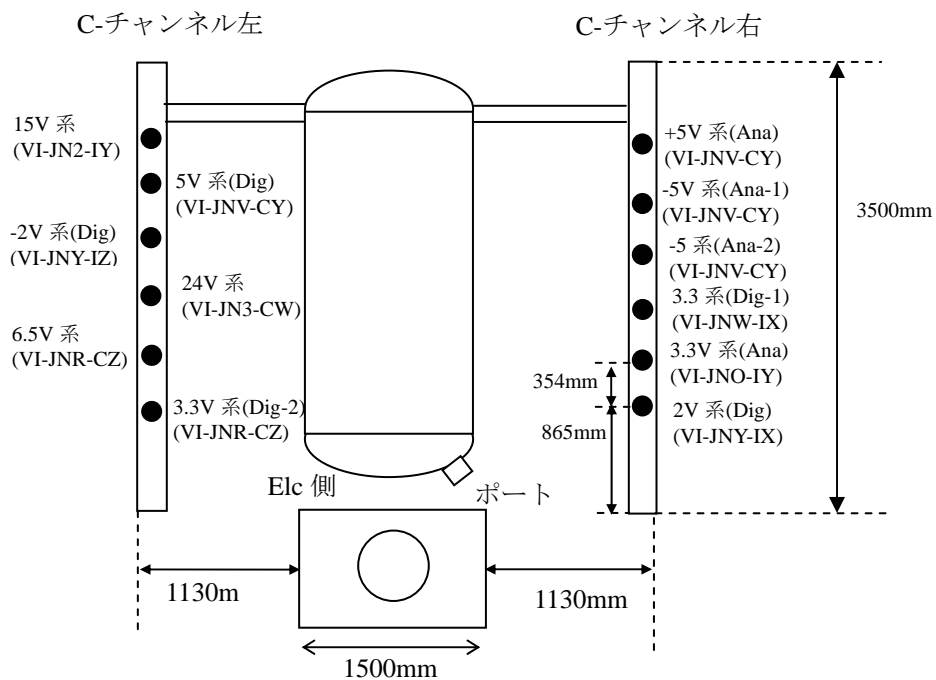


図 3.8 BESS-Polar 測定器での DC-DC コンバータの配置

3.2.1 電圧・電流モニター

南極での長時間観測では測定器の各機器が正常に動作できているかどうかを確認することが非常に重要である。そこで、BESS-Polar 測定器では安定した電力が測定器の各機器へ供給されているかどうかをリアルタイムでチェックできるように、電圧・電流モニターを搭載している。5章で BESS-Polar 測定器用に新たに開発した電源モニターに関して述べる。

第4章 DC-DC コンバータの性能評価

2003年9月にアメリカ、ニューメキシコ州フォートサムナーで行われたテクニカル・フライトでは測定器にDC-DCコンバータを搭載し、気球飛行中での動作テストを行った。この章では磁場テスト、テクニカル・フライトでのDC-DCコンバータの動作結果について述べる。

4.1 DC-DC コンバータ磁場テスト

4.1.1 磁場テストにおけるDC-DCコンバータのセットアップ

3章でも述べたように、BESS-Polar 測定器はフライト中、常に漏れ磁場がかかっている状態なので、BESS-Polar 実験ではDC-DCコンバータを磁場中で使用しなければならない。しかし磁場中でDC-DCコンバータを使用すると、DC-DCコンバータ内部のコアが磁化してしまい、正常に動作できない。コアの磁化を防ぐためにはDC-DCコンバータに磁場シールドを付けなければならないが、気球実験における重量制限のために12個ものDC-DCコンバータにシールドをつけることは困難である。そこでDC-DCコンバータは測定器から物理的距離をおいて漏れ磁場の小さい場所に設置する。BESS-Polar 測定器に実際にDC-DCコンバータを設置する予定の漏れ磁場の強さは約70Gaussであり、70Gauss前後でDC-DCコンバータ(VI-Jシリーズ)が正常に動作するか、また余裕をみて100Gauss前後の磁場をかけたときに動作できるかテストを行った。今回の磁場テストでは15V、49.5W出力、6.5V、24.7W出力、3.3V、49.5W出力の計3種類のDC-DCコンバータを使用した。

- 15VDC-DC コンバータ(VI-JN2-IY)
出力電圧 16.3V (定格出力電圧 × 110%)、負荷抵抗器 6.8Ω
- 6.5VDC-DC コンバータ(VI-JNT-CZ)
出力電圧 6.8V (定格出力電圧 × 110%)、負荷抵抗器 2.2Ω
- 3.3VDC-DC コンバータ(VI-JNY-IX)
出力電圧 3.63V (定格出力電圧 × 110%)、負荷抵抗器 0.47Ω

3.3VDC-DC コンバータはフィルター(VI-ANN-CQ、VI-RAM-C2)をつけていないので、フィルターのドロップ電圧はない。その他の出力は「定格出力電圧 × 110% - 0.4V (フィルターのドロップ電圧)」となる。

磁場テストでは南極フライトを想定して図4.2のようにCチャンネルの角度を28度に傾けて設置した。また、今回のテストでは100mm×50mm×5mm、長さ3.5mのCチャンネルを使用した。測定は2回行い、1回目の測定はBESS-Polar 測定器中心軸から約2.1m、2回目の測定では1.6mにCチャンネルを設置した。(図4.1参照)

- 6.5V出力のDC-DCコンバータ： $(r, z) = (2.1\text{m}, 0\text{m}), (1.6\text{m}, 0\text{m})$
- 3.3V出力のDC-DCコンバータ： $(r, z) = (2.1\text{m}, 0.35\text{m}), (1.6\text{m}, 0.35\text{m})$
- 15V出力のDC-DCコンバータ： $(r, z) = (2.1\text{m}, -1.4\text{m}), (1.6\text{m}, -1.4\text{m})$

磁場中心からエレキ側を+z、タンク側を-z とする。

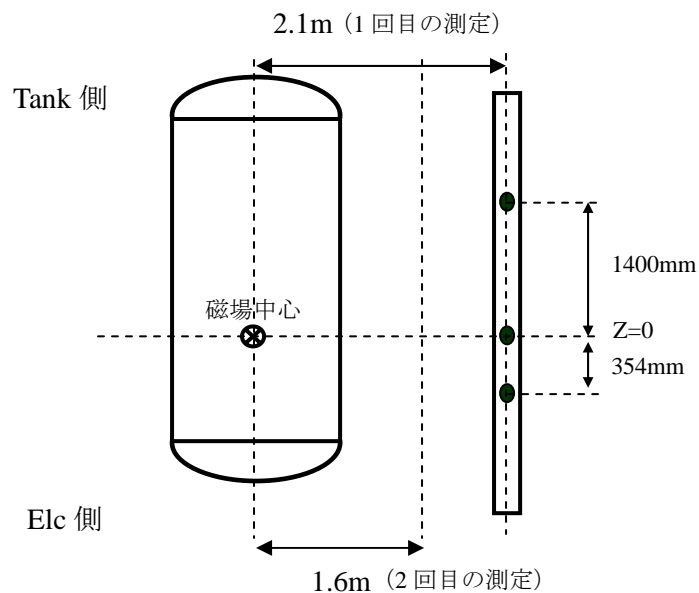


図 4.1 C-チャンネルの配置図 (上図)

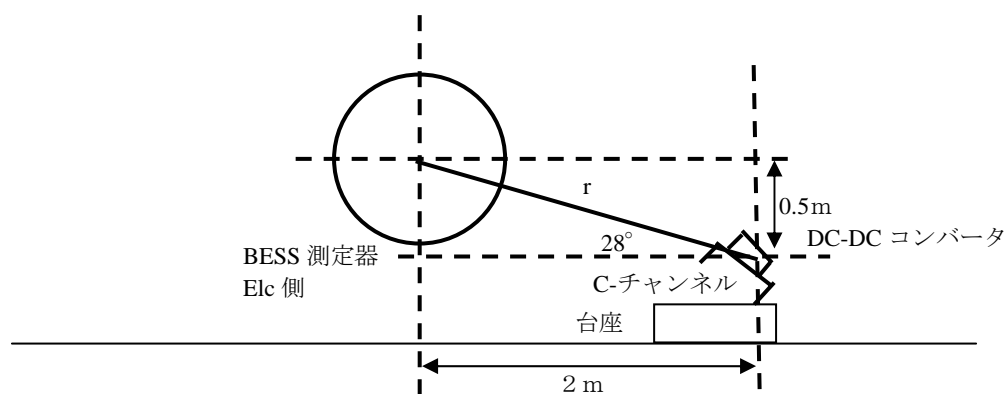


図 4.2 C-チャンネルの配置図 (正面図)

4.1.2 測定結果

以下は磁場がかかっていない状態での各 DC-DC コンバータの測定結果である。

磁場なし測定

DC-DC	入力電圧	入力電流	入力電力	出力電圧	出力電流	出力電力	変換効率	負荷効率
15V, 50W	50.4V	0.9A	45.4W	16.3V	2.4A	38.4W	84.7%	76.8%
6.5V, 25W	50.5V	0.5A	25.4W	6.8V	3.0A	20.0W	78.9%	80.0%
3.3V, 49.5W	50.5V	0.6A	30.3W	3.6V	6.5A	23.3W	76.8%	47.0%

表内の変換効率（出力電力÷入力電力）は DC-DC コンバータの性能を示す。BESS-Polar 実験で使用する DC-DC コンバータ（VI-J シリーズ）は負荷効率（出力電力÷DC-DC コンバータ定格出力電力）が 50%以下になると変換効率は下がる。

次に C-チャンネルを中心軸から 2m の位置に配置し、ガウスメーターを使って磁場を測定した。以下に各 DC-DC コンバータにかかる漏れ磁場の強さを示す。また、その時の DC-DC コンバータの動作結果、効率結果も以下に示す。

中心軸から 2m（1 回目）の位置での測定

磁場の比較

	15VDC-DC	6.5VDC-DC	3.3VDC-DC
DC-DC の位置 (r, z) (m)	(2.1, -1.4)	(2.1, 0)	(2.1, 0.35)
実測値 (Gauss)	55	61	59

動作結果

DC-DC	入力電圧	入力電流	入力電力	出力電圧	出力電流	出力電力
15V, 50W	50.4V	0.9A	45.4W	16.3V	2.4A	38.5W
6.5V, 25W	50.5V	0.5A	25.3W	6.8V	3.0A	19.9W
3.3V, 49.5W	50.5V	0.6A	30.8W	3.6V	6.6A	23.6W

効率結果

DC-DC	負荷効率	変換効率	磁場なし効率
15V, 50W	76.9%	84.8%	84.7%
6.5V, 25W	79.8%	79.0%	78.9%
3.3V, 49.5W	47.7%	76.6%	76.8%

磁場のかからない状態で測定した変換効率と比較しても 50~60Gauss の磁場中での変換効率に変化はほとんど見られず、50~60Gauss の磁場中では使用可能であることが確認できた。

中心軸から 1.5m (2 回目) の位置での測定

磁場の比較

	15VDC-DC	6.5VDC-DC	3.3VDC-DC
DC-DC の位置 (r, z) (m)	(1.6, -1.4)	(1.6, 0)	(1.6, 0.35)
実測値 (Gauss)	89	109	89

動作結果

DC-DC	入力電圧	入力電流	入力電力	出力電圧	出力電流	出力電力
15V, 50W	50.4V	0.9A	45.4W	16.3V	2.4A	38.5W
6.5V, 25W	50.6V	0.5A	25.3W	6.8V	3.0A	20.0W
3.3V, 49.5W	50.5V	0.6A	30.3W	3.6V	6.5A	23.3W

効率結果

DC-DC	負荷効率	変換効率	磁場なし効率
15V, 50W	77.0%	84.8%	84.7%
6.5V, 25W	80.0%	79.1%	78.9%
3.3V, 49.5W	47.1%	76.9%	76.8%

磁場テストの結果として、100Gauss 付近の磁場内でも DC-DC コンバータ出力電圧の変換効率にはほとんど変化はなく、安定に電力を供給することができた。BESS-Polar 測定器での DC-DC コンバータの配置場所は 70Gauss 付近であるが、この動作結果より DC-DC コンバータの設置に問題はないということが証明できた。

4.2 実使用環境下での DC-DC コンバータの動作確認

4.2.1 テクニカル・フライト

2003年8月27日にアメリカ、ニューメキシコ州のフォートサムナーに現地入りし、約1ヶ月間のフライト準備の後、10月1日に打ち上げを行った。このテクニカル・フライトでの目的は以下の通りである。

- 実機サイズのペイロードの安全な打ち上げ、飛翔、回収実証
- 超伝導マグネットの動作実証
- 太陽電池（全パネルの1/4）の力学的強度の向上、落下時のペイロードの緩衝材的役割
- NASA側との通信システムのインターフェースの確立
- DC-DCコンバータの放熱試験

ペイロードの寸法は幅約7.8m、高さ約4.6mで、総重量は約1.5tonと飛翔体としては非常に大きなサイズとなっている。



図 4.3 ペイロードをランチャーを使って移動

テクニカル・フライトでのペイロードの搭載物は超伝導マグネット、太陽電池構造体、DC-DCコンバータ、通信装置、モニター用一次電池、太陽電池パネルのバックアップ用一次電池である。TOF カウンター、中央飛跡検出器等の粒子検出器は今回のテクニカル・フライトでは搭載していない。今回のフライトではペイロードの打ち上げから回収までの実証試験を行った。ペイロードは図 4.3 の写真にあるようにランチャーと接触することなく安全に打ち上げられ、その後高度 37km まで到達した。ペイロードはその日のうちに回収することを最優先に考えて、浮遊時間は約 2 時間となった。図 4.4 にフライトの軌跡を示す。また、図 4.5 に気圧、高度、温度のグラフを示す。テクニカル・フライトでは気圧計を搭載しておらず、高度データとアメリカ標準大気データから気圧を予想した。また、温度グラフは太陽電池パネルの 8 面に温度センサーを取り付け、そのうち一番低い温度を示したパネルを温度グラフにあらわした。

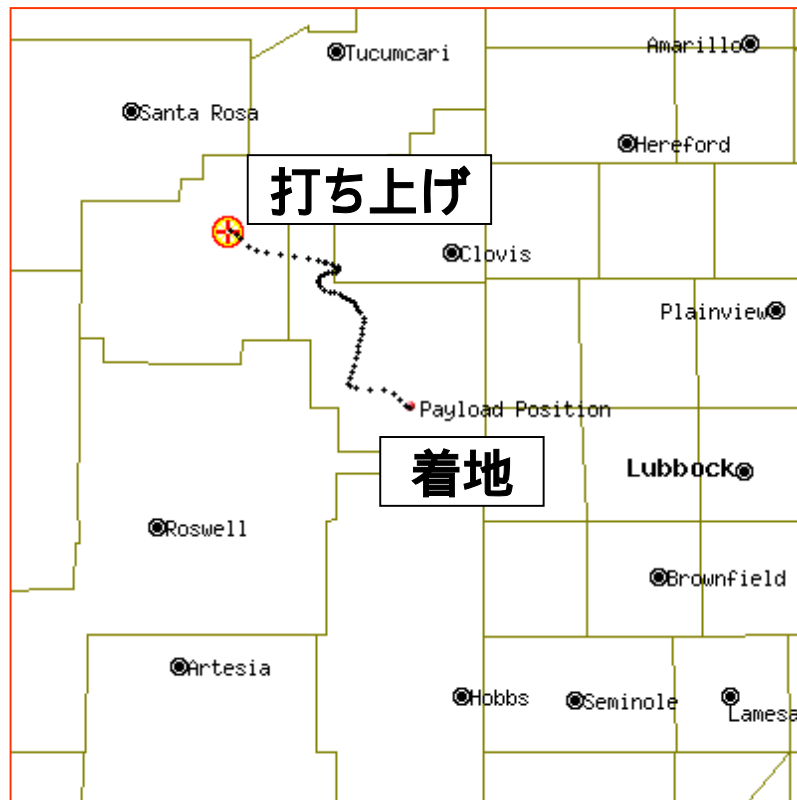


図 4.4 フライトの軌跡

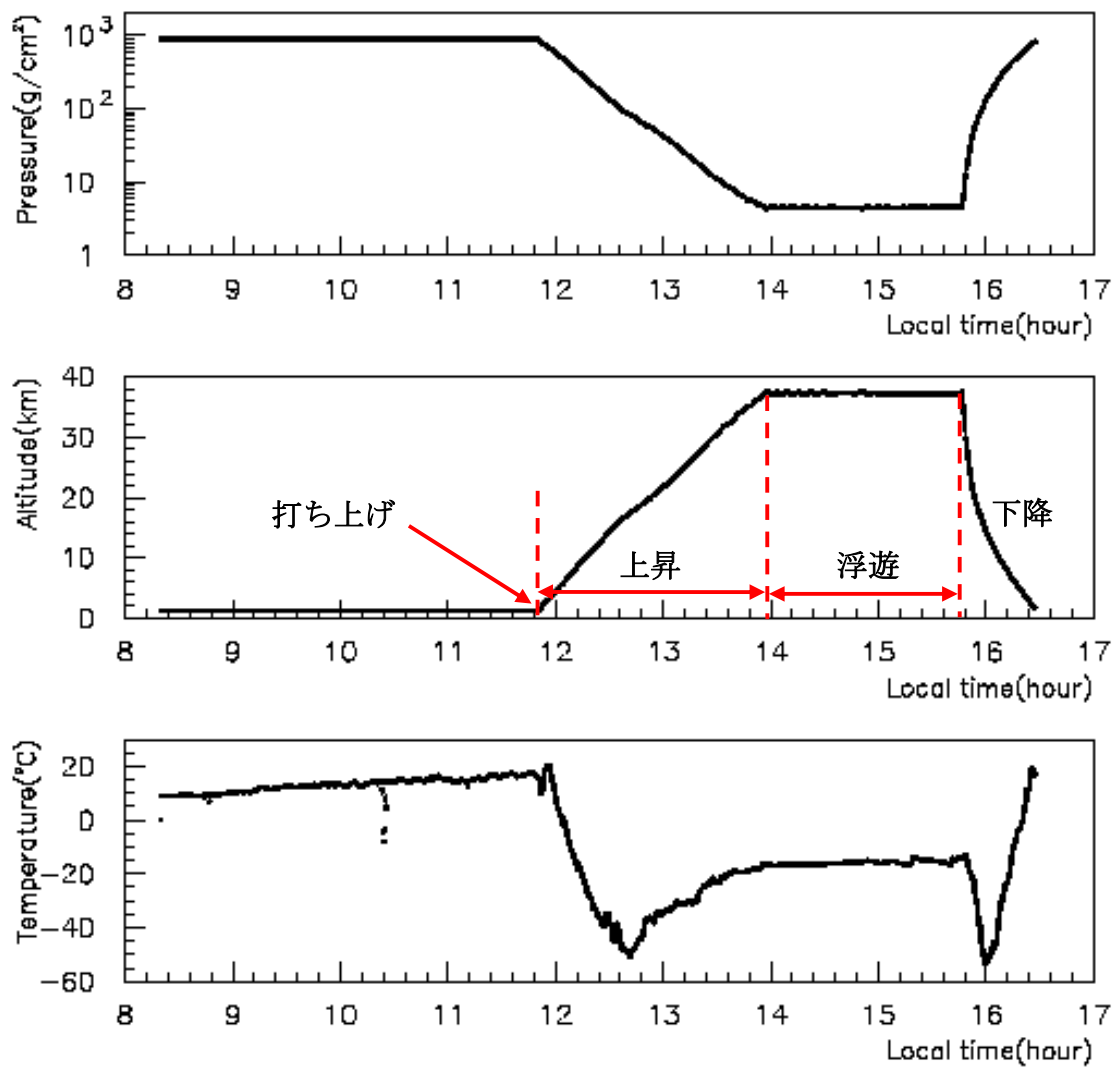


図 4.5 テクニカル・フライトの環境データ

BESS-Polar 測定器に搭載するために新たに開発された超伝導マグネットの動作試験、太陽電池パネルの上空での動作試験、通信システムの試験を行い、すべて問題なく動作した。特に、太陽電池は動作試験以外に、落下時においてのペイロードの緩衝材の役割を果たすかどうかのテストも兼ねて行われた。図 4.6 に示すように、太陽電池構造体は緩衝材の役割を果たし、測定器を安全に回収することができた。



図 4.6 回収時のペイロード

4.2.2 DC-DC コンバータのセットアップ

テクニカル・フライトでの DC-DC コンバータ搭載目的は上空 37km での放熱と安定動作の確認である。BESS-Polar 測定器が打ち上げられる上空 37km は真空に近い状態なので対流による放熱は期待できない。そのため、放熱板による熱伝導と輻射によって DC-DC コンバータの放熱を行う。放熱板には C-チャンネル（材質：アルミニウム）を使用する。C-チャンネルのサイズは 100mm×50mm×5mm、長さ 3.5m のものを使用した。図 4.7 は放熱用 C-チャンネルに 2 系統の DC-DC コンバータを取り付けた写真である。

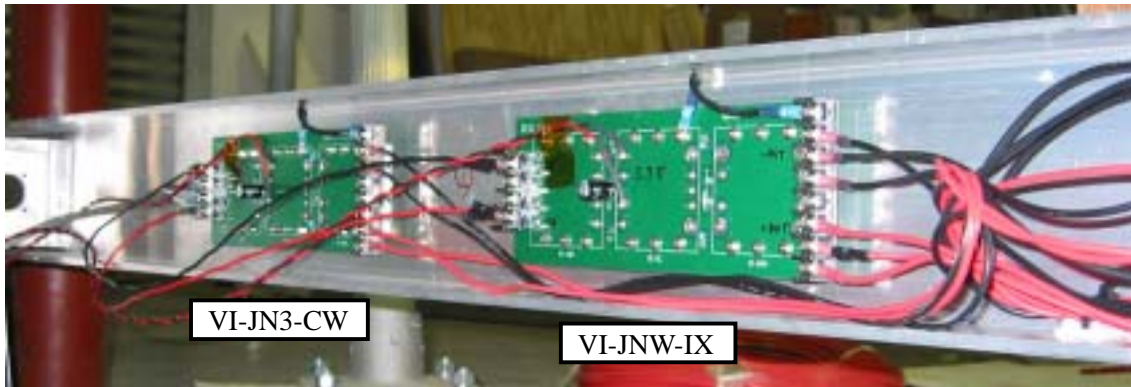


図 4.7 2系統の DC-DC コンバータを放熱板（C-チャンネル）に取り付けている。

写真の左から順に標準出力 24V・100W（VI-JN3-CW）と標準出力 5.5V・75W（VI-JNW-IX）の DC-DC コンバータであり、図の写真には基板のみが写っているが、DC-DC コンバータはこの基板と C-チャンネルの間に挟まれている。また、VI-JNW-IX（定格出力電圧 5.5V）の DC-DC コンバータは出力電圧を 5.5V から 5.7V に昇圧した。テクニカル・フライトでは BESS-Polar 実験で設置される予定の電源スイッチを搭載せず、DC-DC コンバータに付属しているシャットダウン機能を用い、地上から送られてくるコマンドによって DC-DC コンバータ本体を ON/OFF できるようにした。

表 4.1 DC-DC コンバータの仕様

	VI-JN3-CW	VI-JNW-IX
定格出力	24V , 100W	5.5V , 75W
出力電圧	24V	5.7V
出力電圧	68.9W	34.0W
昇圧	—	103%
使用温度範囲	-20℃~100℃	-40℃~100℃

図 4. 8 に示すように DC-DC コンバータを中心磁場から約 1.1m の距離に配置した。各 DC-DC コンバータにかかる磁場の強さをガウスメーターで測定したところ、24V 出力の DC-DC コンバータでは 69Gauss、5.5V 出力の DC-DC コンバータでは約 74Gauss であった。

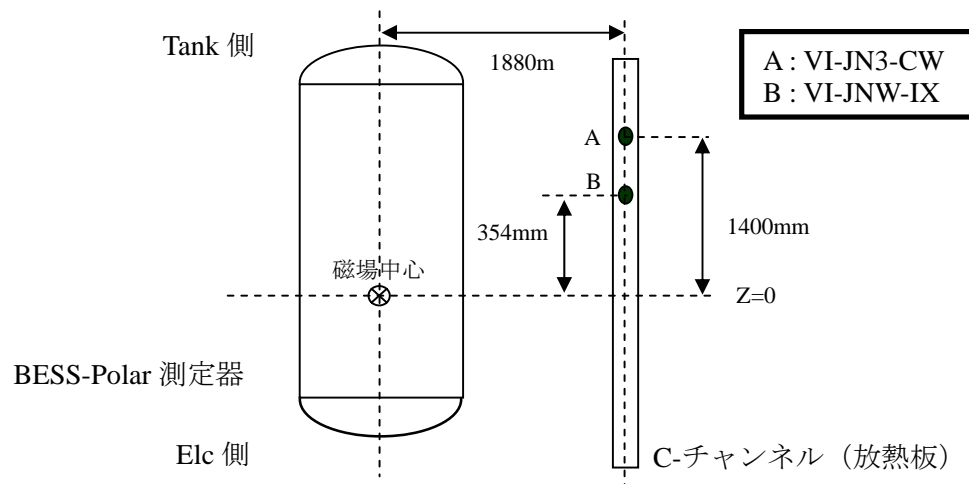


図 4. 8 DC-DC コンバータの測定器への配置図

今回のテクニカル・フライトでは粒子検出器は搭載しなかったため、ペイロード内部にダミーロードとダミーロードに供給される電圧、電流センサーを搭載した。24V 出力 DC-DC コンバータのダミーロードは 6.8Ω 、5.5V 出力 DC-DC コンバータには 2.2Ω の抵抗器を 3 個並列に取り付けた。図 4. 9 にペイロード内部のセンサー、ダミーロードの設置を示す。

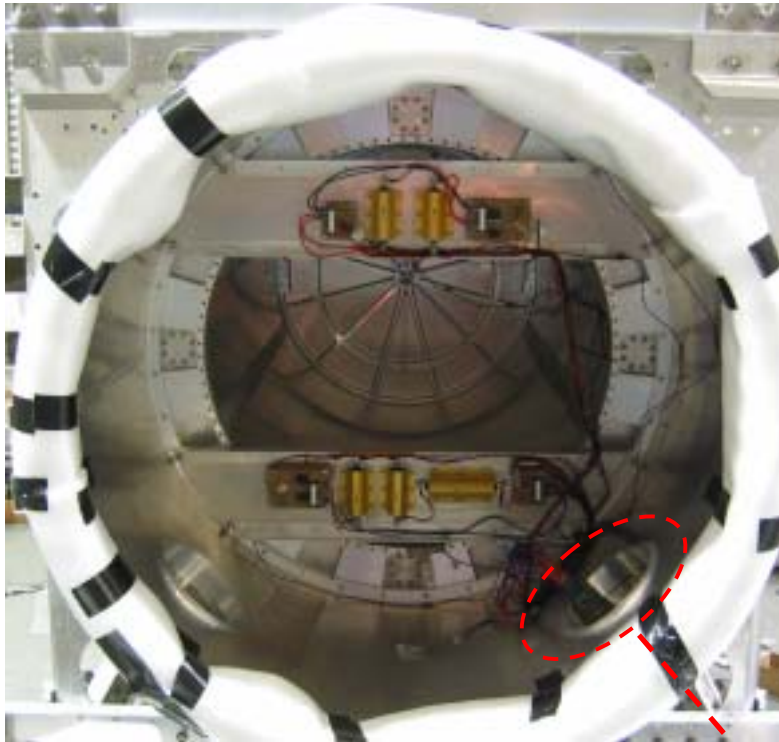


図 4.9 ペイロード内部にダミーロード、電圧、電流センサーを設置する。図の右端の赤い部分は BESS-Polar 測定器の外と内の電力ケーブルをつなぐポートである。

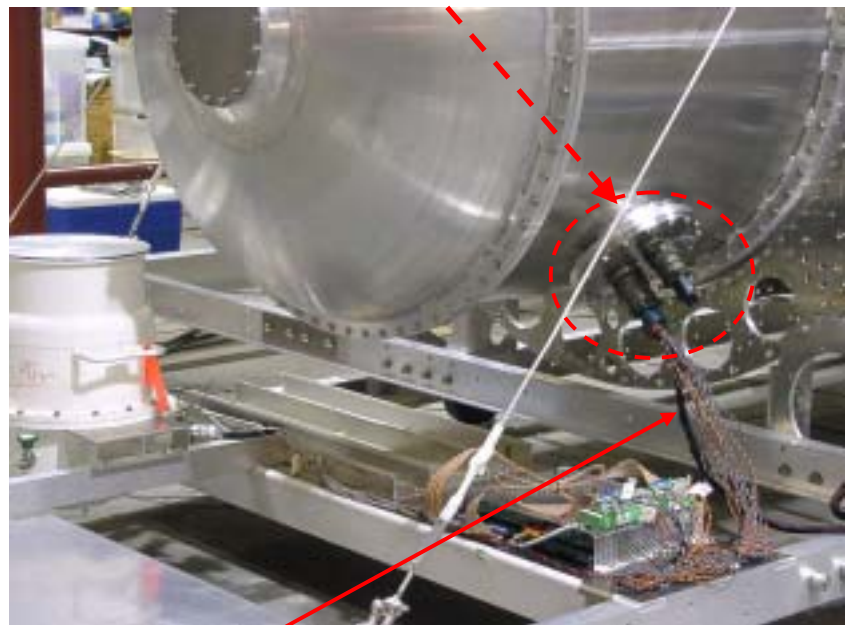


図 4.10 BESS-Polar 測定器 (外側) の電源ケーブルポート

電力ケーブル

テクニカル・フライトでは八面全てに実機の 1/4 である 3 直列 1 並列の太陽電池パネルを取り付け、出力電力は約 150W とした。太陽電池で発電された電力は全て DC-DC コンバータを介してダミーロードへ供給している。図 4. 11 にテクニカル・フライトでの電力供給のブロック図を示す。DC-DC コンバータの入力電圧が最大 76V に対し、太陽電池パネルの出力電圧が DC-DC コンバータの入力電圧リミットを越える場合があるので、図 4. 11 に示すように太陽電池パネルの後にレギュレータを設置している。このレギュレータによって、DC-DC コンバータの入力電圧は 70V 以下に抑えられる。図に示されているように太陽電池パネルは 8 面あるが、そのうち第 7 面は使用しなかった。また、リチウム 1 次電池は太陽電池パネルのバックアップとして設置した。

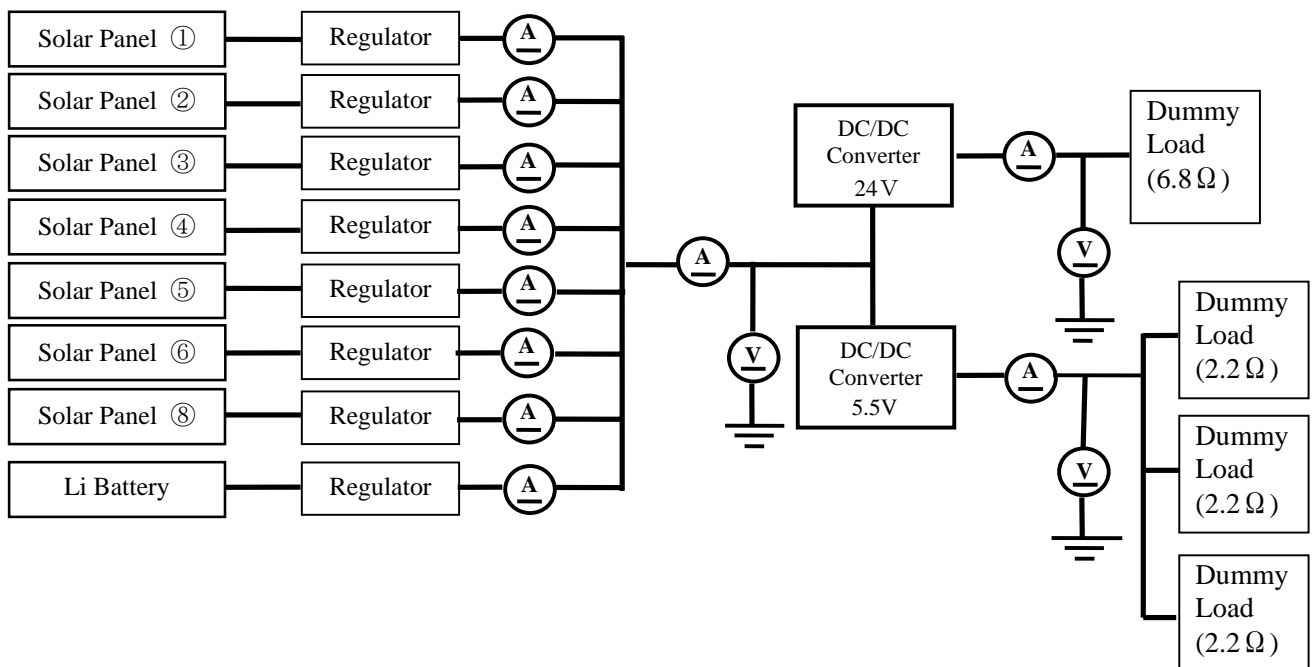


図 4. 11 Technical Flight での電力供給の概念図

4.2.3 放熱計算

上空での DC-DC コンバータの放熱に関して、放熱板による輻射で十分熱を逃がすことができるかを確認するために DC-DC コンバータの設置面とは逆の面に温度センサーを約 40cm 間隔で計 6 個取り付けました。図 4.12 に温度センサーの設置図を示す。また、放熱板である C-チャンネルの表面を白色ペンキ(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た。

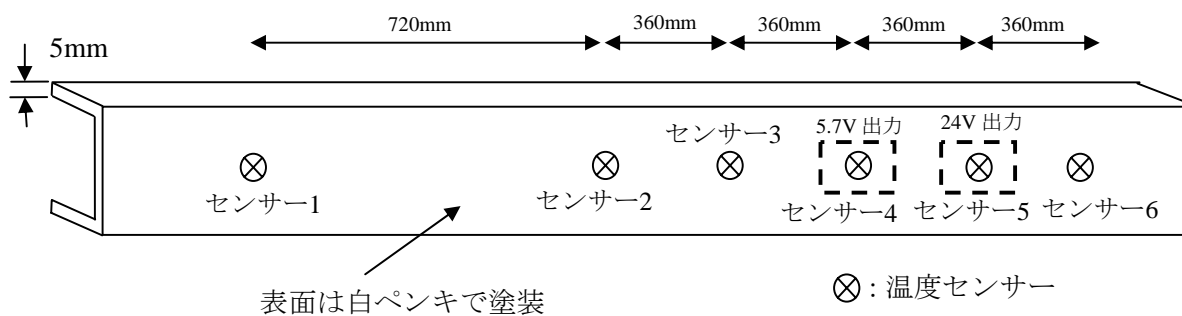


図 4.12 温度センサーの設置図

テクニカル・フライトを行うにあたり、C-チャンネルが放熱板の役割を果たすかどうかを確認するための放熱計算を行い、上空での放熱板の温度を見積もった。

Input 熱量 = Output 熱量

Input 熱量 = DC-DC コンバータの内部熱源 + 大気への輻射 + 散乱光

Output 熱量 = 放熱板の輻射

この計算から放熱板の温度は約 24°C (付録参照) となり、十分 DC-DC コンバータの使用温度範囲に入っていることがわかる。

4.2.3 テクニカル・フライトの結果

図 4.13 にダミーロード 6.8Ω にかかる電圧 (24VDC-DC コンバータの出力電圧) と温度センサー5で測定した DC-DC コンバータの放熱結果を示す。また、図 4.14 ではダミーロード 2.2Ω にかかる電圧 (5.5VDC-DC コンバータの出力電圧) とセンサー4による放熱結果を示す。

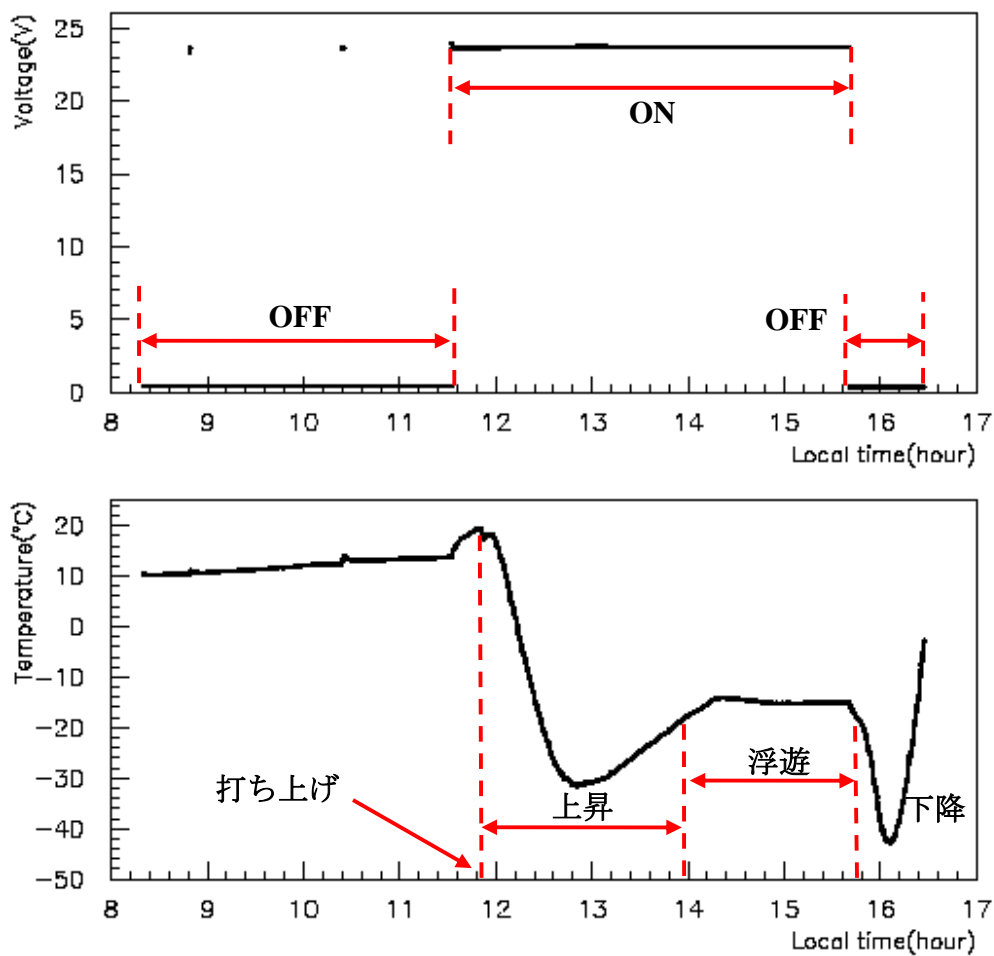


図 4.13 24V 出力 DC-DC コンバータの動作結果 (上) と温度センサー5の測定結果 (下)

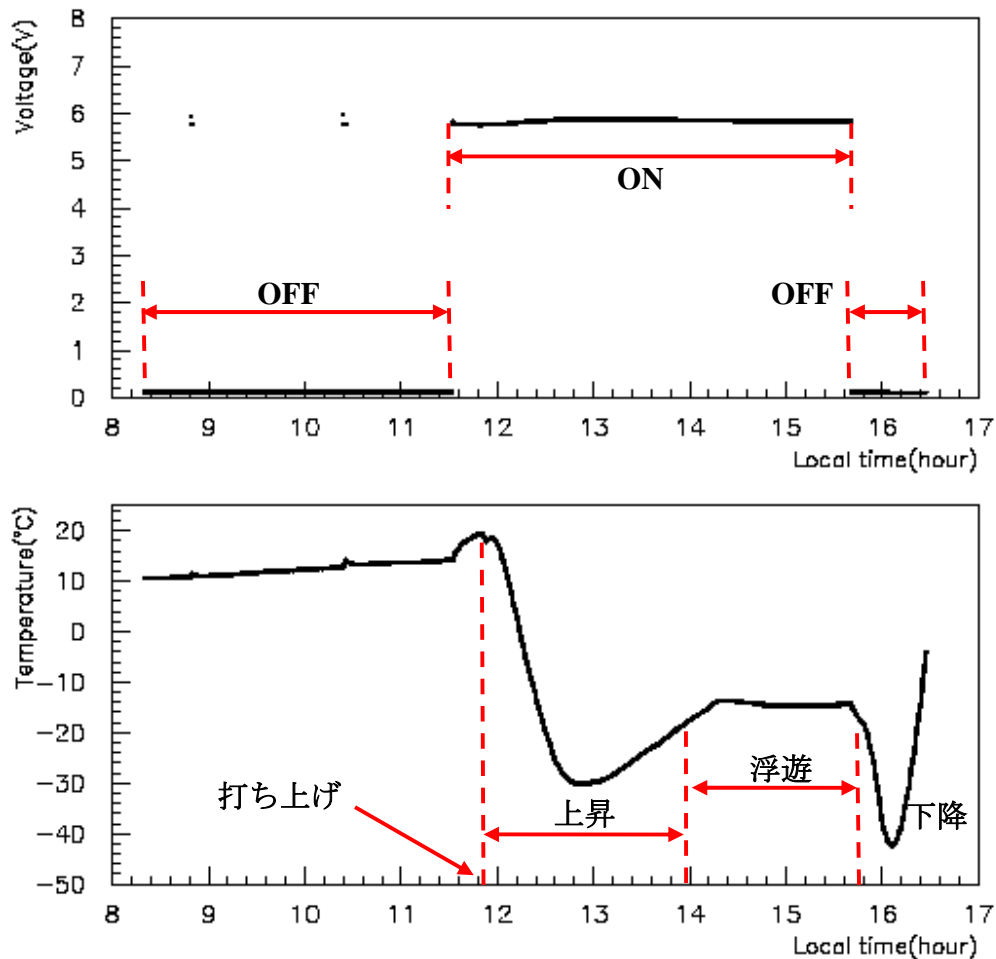


図 4.14 5.5V 出力 DC-DC コンバータの動作結果（上）と温度センサー4の測定結果（下）

グラフより DC-DC コンバータは上空でも安定出力が可能だということが確認できた。温度グラフに関しては DC-DC コンバータ起動時にペイロードの打ち上げが行われていなかったため、放熱板は 10°C ほど高くなっている。DC-DC コンバータ起動時は放熱板の温度は 20°C になっているが、ペイロードの上昇に伴い外気温が下がるにつれて、放熱板の温度も低くなっている。DC-DC コンバータの停止後は熱源がないので温度が急激に下がっているが、結果として DC-DC コンバータの起動中、放熱板の温度は -30°C ~ 20°C の間であった。DC-DC コンバータ本体の温度は放熱板と比べて多少高くなるためこの温度範囲ならば DC-DC コンバータの使用温度範囲が -40°C ~ 100°C の製品を使えば、上空でも使用することができる。

図 4.15 は放熱板に取り付けた温度センサーの結果である。DC-DC コンバータを配置した箇所の温度グラフ（グラフの青、赤）は他の温度結果より 10 度ほど温度が高くなっている。温度範囲は浮遊時で $-13\sim-24^{\circ}\text{C}$ となった。これは上空において放熱板に太陽光が当たらず、常に日陰の状態であったからである。太陽光強度を小さくし、大気温度を -20°C として再計算すると放熱板の温度は -2°C となった。放熱板に照度計を搭載しておらず、正確な値を使って計算することはできなかったが、太陽光がほとんど当たらない場合は放熱板の温度が低くなる。南極でのフライトではアルベド光により、これ以上温度が低くなることはないと予想されるが、実際に BESS-Polar 測定器に搭載する DC-DC コンバータは温度範囲の広い ($-40^{\circ}\text{C}\sim 100^{\circ}\text{C}$) の製品を使用する。

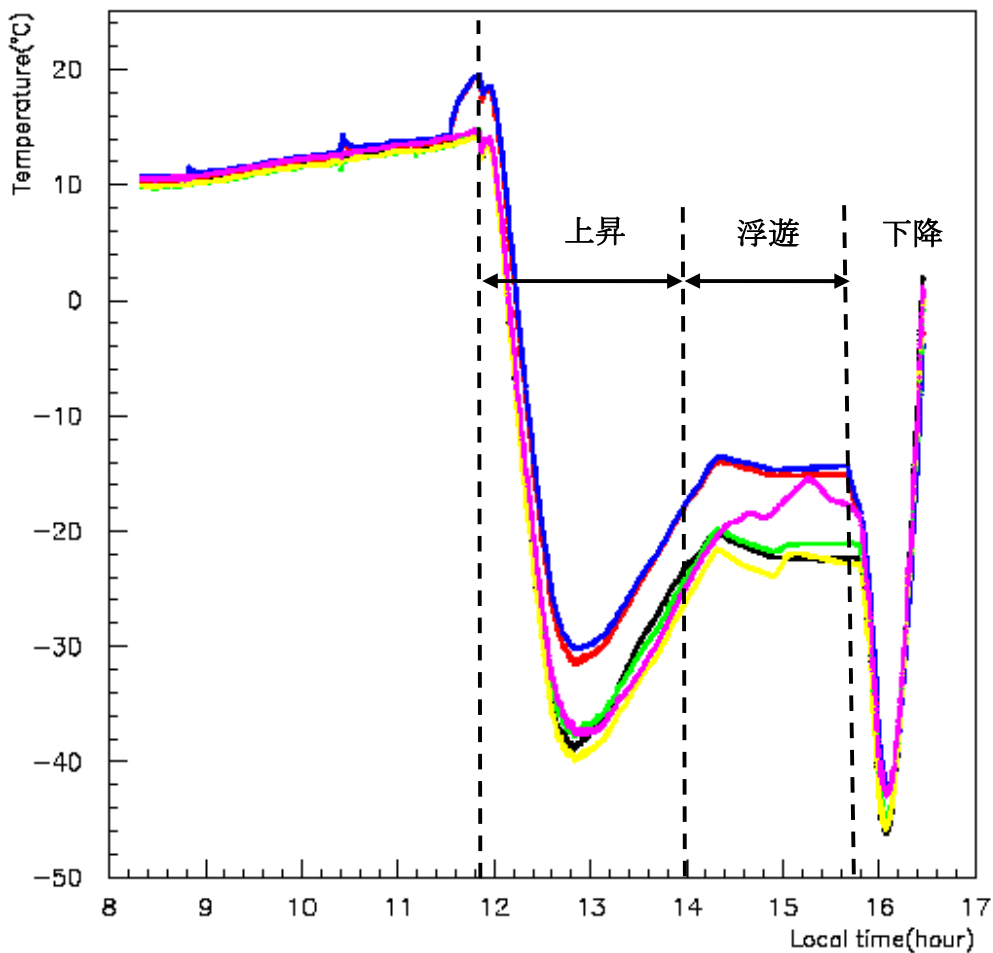


図 4.15 放熱板の温度グラフ

第5章 電源モニターの開発

南極周回における 10～20 日間の観測中、BESS-Polar 測定器に搭載される各機器への電力供給の状態を地上で確認するために、BESS-Polar 実験では新たに電源モニターを導入する。この章では BESS-Polar 測定器用に開発した電源モニターシステムについて述べる。

5.1 電源モニターシステム

太陽電池パネルから供給される電圧は DC-DC コンバータによって適確な電圧に変換される。その後、電源スイッチにより制御され、電圧・電流モニターを通して各機器へ電力が供給される。電源モニターのシステムは LON(Local Operating Network)と呼ばれるネットワークシステムにより構成される。モニターデータは米国 NSBF(National Scientific Balloon Facility)の SIP(Support Instrumentation Package)と呼ばれる通信用ユニットを介して地上に送られる[14]。図 5.1 に BESS-Polar 測定器の電力とモニターデータの流れを示す。

BESS-Polar 測定器に搭載されるエレクトロニクスは圧力容器の内部、外部にそれぞれ配置されるため、それに合わせて電源モニター基板も圧力容器の内部・外部にそれぞれ配置する。

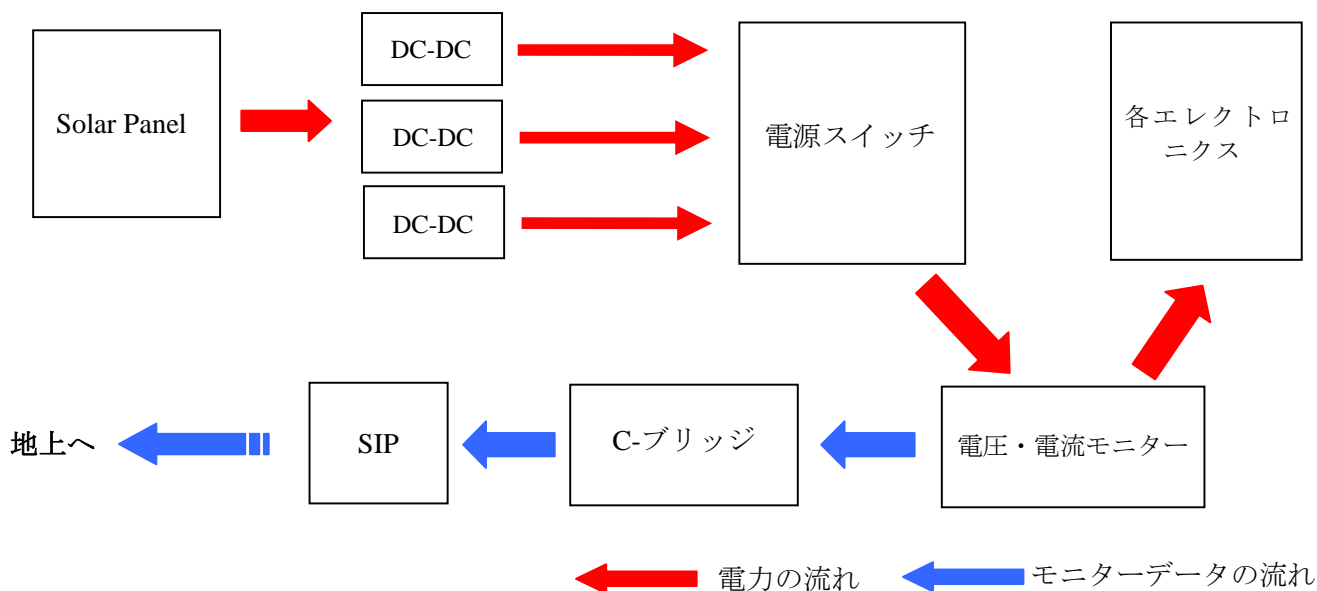


図 5.1 BESS-Polar 測定器における電力・モニターデータの流れ

5.2 LON

Echelon 社が開発した LON([15])は国際標準機構 ISO (International Organization for Standardization) における OSI(Open System Interconnection)参照モデルの7層すべてをサポートしている LON Talk プロトコルと呼ばれる通信プロトコルを基に作り上げられた分散型ネットワークシステムである。ノードと呼ばれるハードウェアがネットワーク上にあり、このノードがお互いに通信して、各機器を制御する。BESS 実験での実績、ノードが低消費電力であることを考慮して、BESS-Polar 実験においても LON によるネットワーク接続を採用した。

5.3 電圧・電流モニター

電源モニターは DC-DC コンバータから供給される各機器の正、負の電圧を電圧アナログインターフェースで 0~5V レンジに、電流を電流アナログインターフェースで 0~0.5V に変換してそれぞれ ADC モジュールに送る。その後 ADC モジュールによって正、負の電圧、電流値の情報をデジタル化し、これを LON ノードに送る。BESS-Polar 測定器に搭載される電源モニターは正、負の2種類があり、1枚の基板上に電圧モニター、電流モニターが各 6ch 用意されている。測定範囲は正の電源モニターが最大+36V、電流値は最大 9A まで測定することができる。また、負の電源モニターの電圧値は-8V、電流値は 15A までモニターすることができる。表 5.1 に電源モニターの特性を示す。

表 5.1 電源モニターの特性

	電源モニター (+)	電源モニター (-)
入力電圧範囲	0 ~ 36V	0 ~ -8V
入力電流範囲	0 ~ 9A	0 ~ 15A
チャンネル数	6ch	
使用温度範囲	-40 ~ 100	

・アナログインターフェース

電圧モニターは DC-DC コンバータから出力される各電圧 (+25.5V、+16V、+7.5V、±6.1V、+4.6V、+3.2V、-3.2V) を抵抗分割により 0~5V に変換して ADC モジュールに送る。電流モニターは DC-DC コンバータから出力される電流ラインに直列にシャント抵抗器を取り付けて、抵抗器に加わる電圧 0~0.5V を ADC に送る。

・ADC モジュール

アナログインターフェースにより 0~5V、0~0.5V の範囲で入力されたデータが順次 ADC へと送られる。ここでアナログデータはデジタル化されてニューロンチップに読み出される。ADC は MAXIM 製品 8ch シリアル 12 ビット ADC の MAX146 を使用する。入力チャンネルは 8ch 用意されているが、BESS-Polar 実験で使用するチャンネル数は電圧/電流モニター各 6ch である。データ転送は 8 ビット転送を 3 回行い、1 回目の転送で ADC のチャンネル選択と内部動作のモード設定を、残り 2 回の転送で 12 ビットデータを転送する。

・LON ノード

ノードはニューロン・チップとトランシーバ等で構成され、基板自体の大きさは 4cm×6cm と小さく、より対線をトランシーバ端子に接続するだけで LON ネットワークに接続することができる。ニューロン・チップは Echelon 社によって開発された通信、I/O 制御、アプリケーション処理を実行するワンチップコンピュータである。

・電源

モニターの入力電源は DC-DC コンバータによって 5.6V の電圧が供給され、5.6V からシリーズレギュレータを使って各 IC に必要な電圧に変換する。レギュレータから作りだされる電圧は 5V、3.3V、2.5V であり、チャージポンプによって ±8V が供給される。以下にモニター基板に搭載されている IC の要求電圧を示す。

+5V	ノード用電源
+3.3V	MAX146
+2.5V	AD623 のリファレンス電圧
±8V	AD623、AD627 用電源

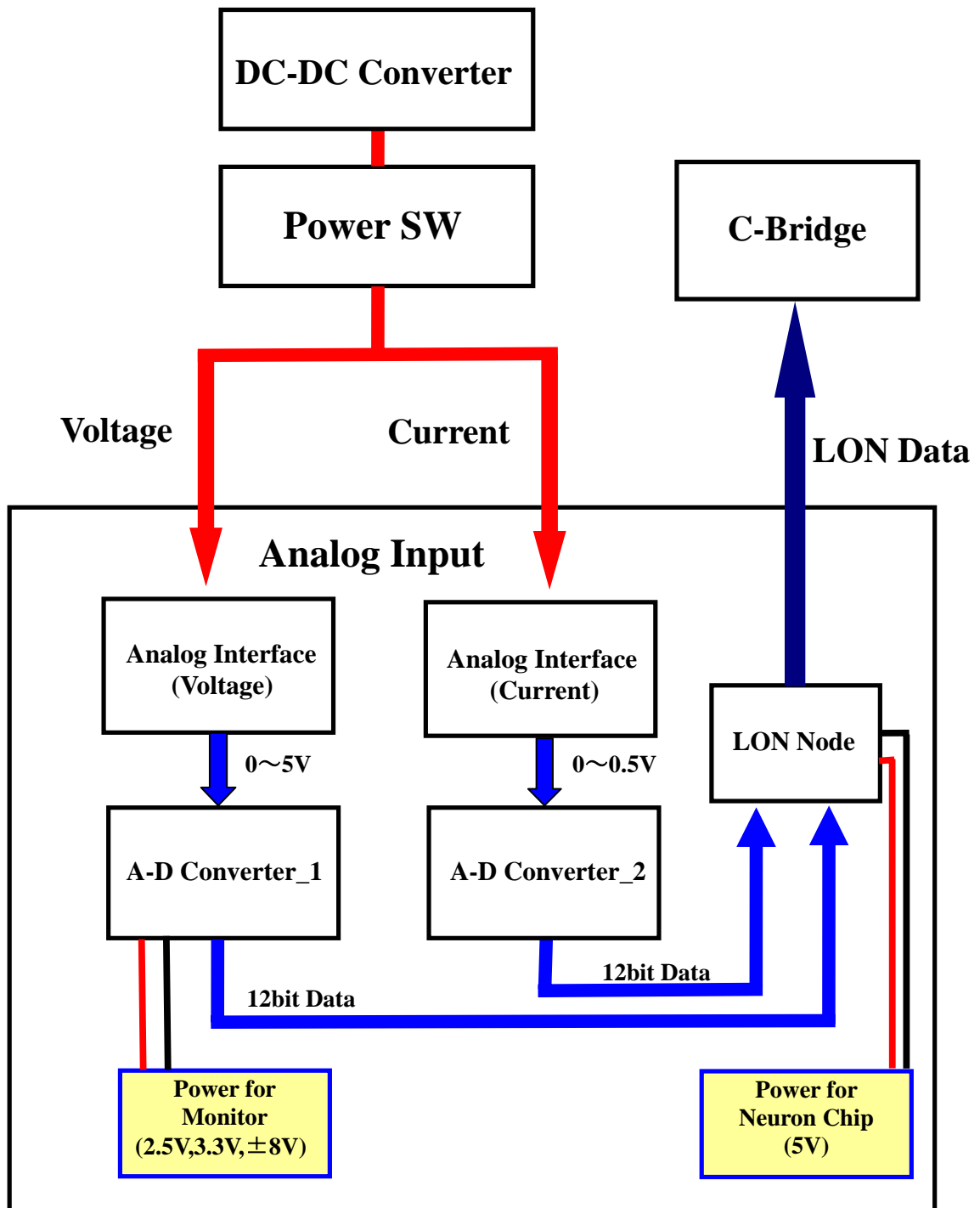


図 5.2 電源モニターの構成図



図 5.3 製作された負電圧用電源モニター（左）と電源スイッチ（右）

第6章 まとめ

現在 BESS-Polar 測定器はアメリカ、メリーランド州、ボルチモアの NASA/Goddard Space Flight Center にあり、そこで BESS-Polar 実験に向けて測定器の準備を行っている。この章では BESS-Polar 測定器における現在の電力供給システムの状況と、今後の課題について述べる。

6.1 DC-DC コンバータの状況と今後の課題

テクニカル・フライトと、磁場テストによる DC-DC コンバータの動作結果から、DC-DC コンバータの放熱、磁場中での使用、効率に関して問題はなく、今後の課題としては DC-DC コンバータのノイズと電力ケーブルの配線である。

ノイズに関しては、これまで磁場テストと並行して DC-DC コンバータからの伝導ノイズの測定も行ってきた。ノイズテストではノイズの Peak to Peak が 30mV~40mV ということがわかったが、このノイズが DC-DC コンバータ本体から出てくるノイズなのか、DC-DC コンバータのテストで使用した電源からくるノイズなのかを区別することができなかった。そこでアメリカでノイズ測定に電源ではなく、電池を使用して DC-DC コンバータのノイズを測ることを検討しなければならない。テストの結果によってはノイズに大きな影響を受ける機器に対しては太陽電池から DC-DC コンバータを介して電力を供給するのではなく、一次電池による電力供給を考えなければならない。

DC-DC コンバータの入出力ケーブルの配線に関しては、テクニカル・フライトでの配線を基盤としておおまかな構想はできている。

6.2 電源モニターシステムの状況と今後の課題

電源モニターは基板の修正が終了し、現在新しい基板の作成中である。3月下旬に動作テストを行ない、その後アメリカに完成したモニター基板を輸送する予定である。プログラムに関してはすでにモニタープログラムの雛形が存在し、大きな修正を必要とすることはない。電源モニターの基板を輸送後、DC-DC コンバータ、電源 SW、電源モニター、各機器への電力ケーブルの配線を行わなければならない。

付録



テクニカル・フライトでの BESS-Polar
測定器の様子

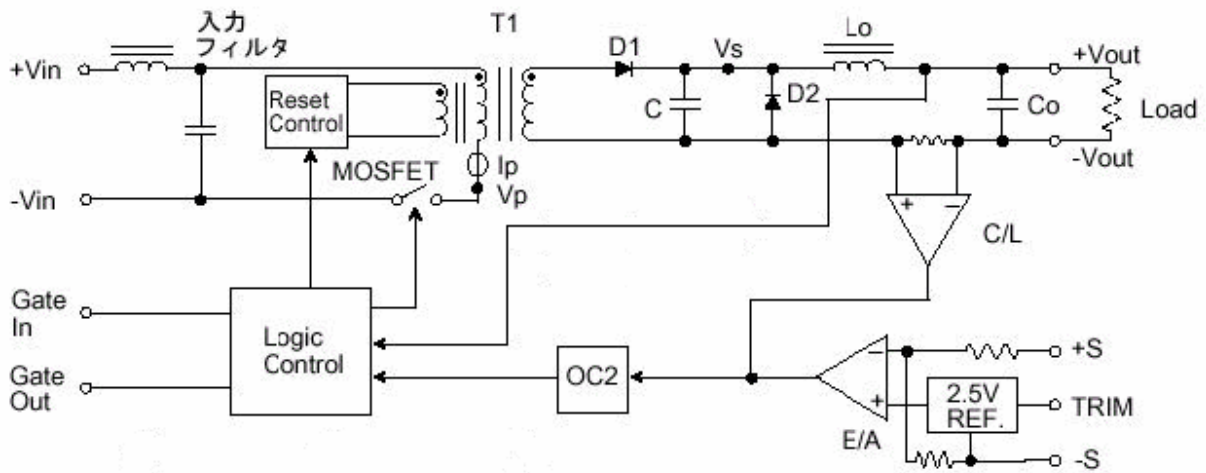


打ち上げの様子 1

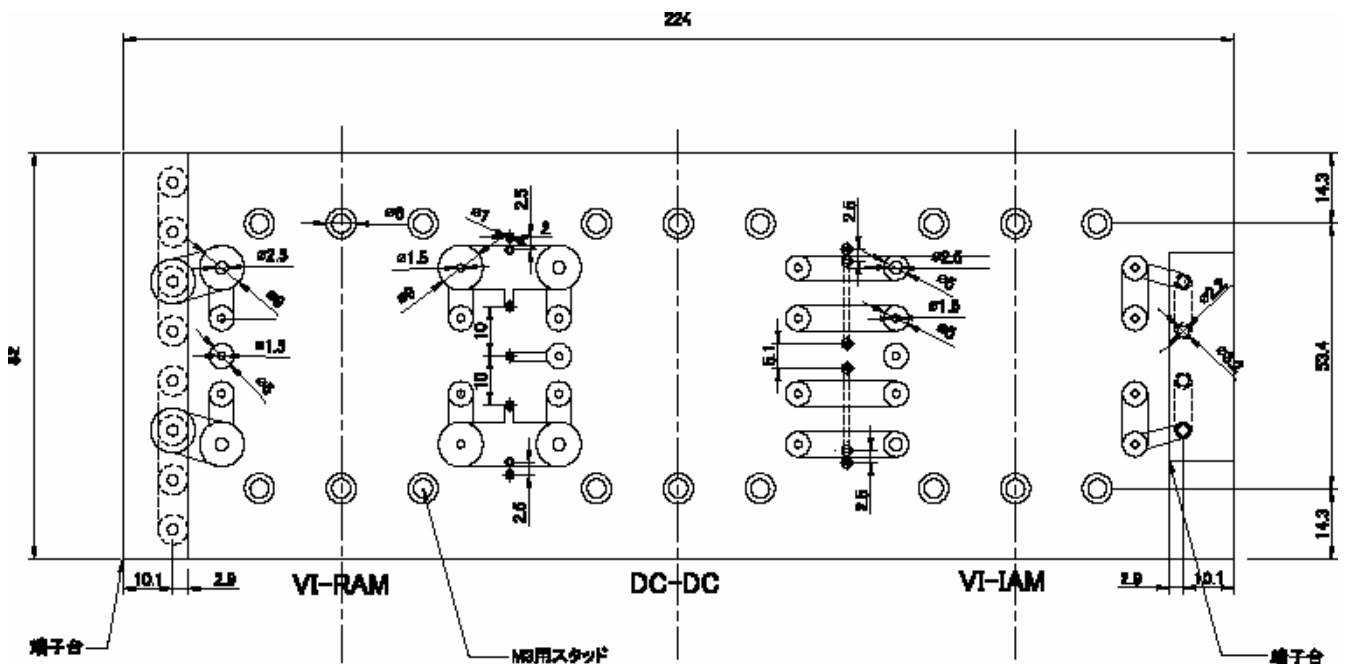


打ち上げの様子 2

フォワード型コンバータ



DC-DC コンバータ(VI-J シリーズ)の内部ブロック図



DC-DC コンバータ基板レイアウト図

BESS-Polar 測定器の各消費電力

Category		before Regulator	after Regulator	電流	各消費電力
24V 系	CH-HV24 PMT-HV24	25.5V	24.0V	2.10A	50.4W
			24.0V	1.24A	29.8W
				3.34A	80.2W
15V 系 (Digital)	GPS	16.0V	15.0V	0.80A	12.0W
	Storage		12.0V	1.19A	14.3W
	C-Bridge		15.0V	0.30A	4.5W
	MAG		15.0V	0.36A	5.4W
					2.65A
6V 系	IDC Pre	7.9V	6.5V	0.82A	5.3W
	JET Pre		6.5V	1.28A	8.3W
				2.10A	13.7W
5V 系 (Analog)	FADC	5.8V	5.0V	3.00A	15.0W
	TDC		5.0V	1.14A	5.7W
	ADC		5.0V	2.70A	13.5W
	TRIGGER		5.0V	0.10A	0.5W
					6.94A
-5V 系 (Analog-1)	FADC	-6.1V	-5.0V	3.00A	15.0W
				3.00A	15.0W
-5V 系 (Analog-2)	TDC	-6.1V	-5.0V	2.73A	13.7W
	ADC		-5.0V	2.70A	13.5W
	TRIGGER		-5.0V	0.10A	0.5W
				5.53A	27.7W
5V 系 (Digital)	SW	6.1V	5.0V	2.16A	10.8W
	Power_MON		5.0V	0.78A	3.9W
	Monitor		5.0V	0.45A	2.0W
	Storage		5.0V	1.19A	6.0W
	MAG		5.0V	0.20A	1.0W
	CH-CTRL		5.0V	0.10A	0.5W
					4.88A

3.3V 系 (Digital-1)	FADC	4.6V	3.3V	4.00A	13.2W
	MU2		3.3V	4.20A	13.9W
			2.5V	0.60A	1.5W
				8.80A	28.6W

3.3V 系 (Digital-2)	TDC	4.6V	3.3V	1.35A	4.5W
	ADC		3.3V	1.58A	5.2W
	TRRIGER		3.3V	1.50A	5.0W
				4.43A	14.6W

3.3V(Ana)	FADC	4.3V	3.0V	12.00A	36.0W
				12.00A	36.0W

2V 系 (Digital-1)	FADC	3.2V	1.8V	12.00A	21.6W
				12.00A	21.6W

2V 系 (Digital-2)	MU2	4.6V	1.6V	1.80A	2.9W
	TDC		1.8V	0.05A	0.1W
	ADC		1.8V	0.41A	0.7W
	TRRIGER		1.8V	0.05A	0.1W
				2.30A	3.8W

-2V 系 (Analog)	TDC	-3.2	-2.0V	2.40A	4.8W
	TRRIGER		-2.0V	0.05A	0.1W
				2.45A	4.9W

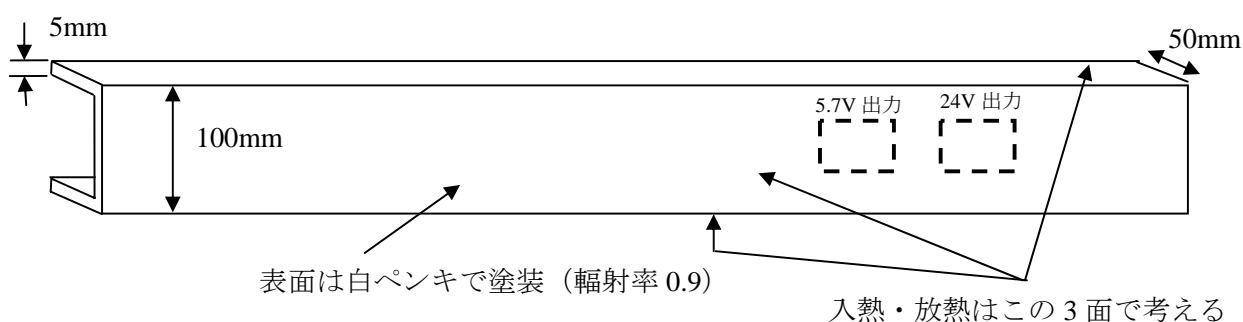
BESS-Polar 測定器全体の電力

BESS-Polar 測定器	
エレクトロニクスの消費電力	340.9W
DC-DC コンバータの出力電力	431.2W
DC-DC コンバータ消費電力	189.1W
Solar Panel 出力電力	620.3W

- エレクトロニクスの消費電力=レギュレータによる補正後の供給電圧×電流
- DC-DC コンバータの出力電力=DC-DC コンバータ出力電圧×電流
- DC-DC コンバータの消費電力は変換効率を 75%と見積もって計算した。
 $DC-DC \text{ コンバータ入力電力} = DC-DC \text{ コンバータ出力電力} \div 0.75$
 $DC-DC \text{ コンバータ消費電力} = (\text{入力電力} - \text{出力電力}) + \text{フィルターの消費電力}$
- Solar Panel 出力電力=DC-DC コンバータの出力電力×DC-DC コンバータの消費電力

DC-DC コンバータ放熱計算

厚さ 5mm の C-チャンネルは熱を均等に逃がし、しかも C-チャンネル全体が熱平衡状態にあると仮定して計算を行う。また、C-チャンネルは入熱、放熱ともに DC-DC コンバータの取り付け面と逆の面の 3 面で考える。



Input 熱量=DC-DC コンバータの内部熱源+大気の輻射+散乱光

DC-DC コンバータの内部熱源=34 [W]

DC-DC コンバータの内部熱源は DC-DC コンバータの変換損失による熱であり、24V 系、5.5V 系 DC-DC コンバータの変換効率がそれぞれ 75%と仮定して、内部熱源は 34W となった。

$$\begin{aligned} \text{大気の輻射} &= \varepsilon \sigma T^4 S_1 \\ &= 106 \text{ [W]} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{散乱光} &= \alpha L S_1 \\ &= 140 \text{ [W]} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{Input 熱量} &= 34+106+140 \\ &= 280 \text{ [W]} \end{aligned}$$

熱量計算での使用記号

DC-DC コンバータの内部熱源	34 [W]
輻射率 (白ペンキ) ε	0.9
ステファンボルツマン定数 σ	$5.7 \times 10^{-8} \text{ [W/m}^2\text{K}^2]$
放熱板の面積 S_1	0.7 [m^2]
吸収率 (白ペンキ) α	0.2
太陽光強度 L	1000 [W/m^2]

Output 熱量=C-チャンネルに白ペンキで塗装した面の輻射

$$\begin{aligned} \text{Output 熱量} &= \varepsilon \sigma T^4 S_1 \\ &= 3.6 \times 10^{-8} T^4 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{Input 熱量} &= \text{Output 熱量より、} \\ 3.6 \times 10^{-8} T^4 &= 280 \\ T &= 297 \text{ [K]} \\ &= 24 \text{ [}^\circ\text{C]} \end{aligned}$$

よって、上空での放熱板の温度は 24°C となり、十分 DC-DC コンバータの使用温度範囲内で使うことができる。しかし、実際に温度センサーを放熱板に取り付けて温度を測定すると、浮遊時での放熱板の温度は -13°C ~ -24°C であった。フライトデータを基に再計算した結果を以下に示す。

テクニカルフライト後の熱計算

今回のフライトではほとんど太陽光が放熱板に当たらなかったため、フライトデータから太陽光強度 $L=100 [W/m^2]$ として、また外気温度は -20°C として計算した。

内部熱源 = 34 [W]

大気の輻射 = 147 [W]

散乱光 = 14 [W]

$$\begin{aligned} \text{Input 熱量} &= 147 + 14 + 34 \\ &= 195 \text{ [W]} \end{aligned}$$

$$\text{Output 熱量} = 3.6 \times 10^{-8} T^4$$

よって、

$$3.6 \times 10^{-8} T^4 = 195$$

$$T = 271 \text{ [K]}$$

$$= -2^{\circ}\text{C}$$

謝辞

指導教官である野崎光昭氏には BESS-Polar 実験における物理的意義や研究の指導、また、修士論文の作成時における監督的立場からご指導いただき大変お世話になりました。

本システムの開発を進める上で様々な事柄に対して丁寧な指導、助言をくださった佐々木誠氏、安部航氏、福家英之氏、大和一洋氏、松田晋弥氏には深く感謝いたします。

また、実験全般、測定器各部の詳細を教えてくださいました山本明教授、吉田哲也助教授、谷崎圭祐氏、山本康史氏、灰野禎一氏には非常にお世話になりました。特に吉田先生には厳しくも根気強く、実験だけではなく日常の生活から研究に取り組む姿勢まで、様々な事に対して指導していただき大変感謝しております。ありがとうございました。

さらに武田廣教授、川越清似助教授、蔵重久弥助教授、原俊雄助教授をはじめとする神戸大学の皆様にも深くお礼申し上げます。また、私が神戸大学にいない間、様々な事務手続きをしていただいた横山有美さんに感謝いたします。

その他グループ内外を問わず、ここに挙げられなかった皆様に感謝の意を表したいと思えます。本当にありがとうございました。

参考文献

- [1] K. Yoshimura, et al. (BESS collaboration) : Phys.Rev.Lett.75(1995) 3792.
- [2] H. Matsunaga, et al.(BESS collaboration) : Phys. Rev. Lett.81(1998) 4052.
- [3] T. Maeno, et al.(BESS collaboration) : astro-ph/0010381
- [4] S.W. Hawking:Nature 248(1974) 30
- [5]山本明他 大気球シンポジウム (2000年12月)
- [6]福家英之他 宇宙科学研究所報告 特集第45号(2003)
- [7]熊沢輝之他 大気球シンポジウム 2003年(2003)
- [8] G.Jungman and K.Kamionkowski:Phys.Rev.D46(1994)2316
- [9] J. Nishimura, M.Kodama , T. Tsuruta et al , “The Feasibility Studies of Polar Patrol Balloon”, Adv . Space Res . 5 (1985) (1) 87
- [10]元木正和他 大気球シンポジウム 1999年(1999)
- [11]吉田哲也他 応用物理学会放射線分科会「放射線」25(4)(1999)3-16
- [12]大宮英紀：東京理科大学
修士論文、宇宙観測気球実験用薄肉超伝導電磁石の開発
- [13] Y.Asaoka , K.Abe , K . Yoshimura et al, Nucl.Instr. Meth.A416(1998)236
- [14] National Scientific Balloon Facility “LDB Support Overview”, Revision June 24,1999
- [15] Echelon 社ホームページ“<http://www.echelon.com>” , “<http://www.echelon.co.jp>”