

スペース・シャトル搭載電子ビーム加速器のための  
高負荷バッテリー・パッケージの設計・試験・運用

河島信樹\*・長友信人\*・後川昭雄\*・矢守 章\*  
菊田政直\*\*・藤田 清\*\*・広瀬充夫\*\*・斉藤 健\*\*  
松本清人\*\*・石川幸嗣\*\*

(1989年12月18日受理)

Development of Extremely High Duty Battery Package for an  
Electron Gun on Board Space Shuttle

By

**Abstract:** In SEPAC Project which was performed in Space Shuttle Spacelab-1 in 1983 to conduct active experiments in space, a battery power supply for the Electron Beam Accelerator was used. It was a power supply composed of high voltage (450 V), high duty (15 CA), 4Ah sealed type Ni-Cd battery package. This is to report on its requirement, development history, specification (structural and electrical characteristics), test procedure and results and the performance on the Space Shuttle.

概 要

スペースシャトル スペースラブ-1号 (SL-1) に搭載し宇宙科学実験を行った SEPAC 計画 (Space Experiment with Particle Accelerators) の電子ビーム加速器用電源電池は高電圧 450V, 4Ah の密閉 Ni-Cd 電池が使用された。この論文は高エネルギー負荷 15CA の要求を完全に満足できた電子ビーム加速器用電源電池の要求条件, 開発経緯, その構造と特性, 試験手順ならびに結果, SL-1 での使用実績等につきまとめたものである。

---

\* 宇宙科学研究所

\*\* 古河電池株式会社

## 1. はじめに

本論文は1983年11月に打ち上げられたスペース・シャトル第9号で行われたスペースラブ1号の宇宙科学実験に搭載されたわが国初めての本格的なスペース・シャトル搭載宇宙科学実験「粒子加速器を用いた宇宙科学実験：SEPAC (Space Experiment with Particle Accelerators) 計画」のために開発された高負荷使用に耐える高電圧電池装置について報告するものである。高電圧電池装置は450V, 4Ahの電池を15CAの高負荷放電機能をもち宇宙空間で使用した点が大きな特色であり、その実績が今後の宇宙開発や地上での応用に大いに資することが期待される。

## 2. 開発の目的

SEPAC計画において、大気光励起等の宇宙空間でのアクティブ実験のために高エネルギーの電子ビームの発生源が必要であり、これに適合する電子ビーム加速器(以下EBAという)用高圧電源は短時間に25kW以上の電力を必要とした。スペース・シャトルには、搭載機器が使用できる電源が搭載されているがその最大使用可能電力は約1kW程度であり、短時間定格とはいえSEPAC計画の要求する25kWを満足するには、SEPACの装置システムの一つとして組み入れることが必要であった。

そこで種々の電源を調査した結果、宇宙空間で繰り返し使用でき、高負荷使用に適用でき、かつ安全性を具備した装置として、密閉Ni-Cd電池(以下BAT-CELL又はBATと言う。)に絞り、その開発を行った。

以下本章では、SEPAC計画の概要、電源の使用目的、必要とされる電源の要求条件等につき述べる。

### 2.1 スペース・シャトルSEPAC計画の概要

スペース・シャトル飛ひょう計画の中で、スペース・ラブ第1号に搭載して宇宙科学実験の公募がNASAからあった[1]。宇宙科学研究所は大林辰蔵教授を主任研究員としてSEPAC計画を提案した[2]。このSEPAC計画は1976年にNASAの注目の宇宙科学実験として採用され、スペース・ラブ第1号での各国の宇宙科学実験計画の主要な実験項目の一つとして行われることになった[3]。

SEPAC計画の目的は宇宙空間を利用して電子ビーム加速器(以下EBAという)、プラズマ加速器(以下MPDという)を用いて、高エネルギー粒子ビームを超高層大気や電離層、磁気圏の宇宙空間に放射して、大気光励起などの宇宙現象を解明する一つ的手段として下記の科学実験を行うために計画された。

- 1) 大気光励起実験; オーロラの発光機構や超高層大気内の運動, 電磁的相互作用を明らかにする。
- 2) プラズマビーム物理学実験; ビームの伝搬, 拡散, 不安定現象, 波動励起の条件を調査する。
- 3) 帯電中和実験; 宇宙空間に於ける飛ひょう体の帯電, 中和現象を調査する。

4) 電場, 磁場観測実験; 磁気圏の電場, 磁場等の分布や時間的変動を観測する。

5) 電離層人工攪乱実験; 電離層の生成, 消滅の機構の解明と衝撃波による電離層の性質, 伝搬を計測する。

これらの実験を行うために図2-1に示す SEPAC のシステム化が立案され, 実験装置が開発された[4]。これらの実験装置はスペース・シャトルのパレット上に搭載され, 宇宙空間での実験の進行の制御はスペースラブの気密実験室の専用コンピュータ操作により行なわれた。スペースラブに対する安全性の対処は SEPAC 計画の安全計画と管理に基づいて行われた[5]。

宇宙空間で実験は1983年11月28日に打ち上げられたスペース・シャトル第9号にて行われた。その実験の内容は下記の項目が行われた。

- 1) EBA, MPD 及びその他の搭載装置の機能試験
- 2) 帯電中和実験
- 3) ビーム プラズマ実験
- 4) 超高層大気励起実験

4) 項に関しては電子ビーム系の実験は Low Power Mode のみ行われ, High Power Mode については ATLAS-1 にて実験が行われる予定である。1) - 3) 項に関しては順調に実験が行われ装置の機能及び観測データ等貴重な資料が得られた。[6]

## 2.2 SEPAC 電源機器構成概要

SEPAC 計画における BAT は宇宙空間において EBA に高エネルギーを供給する重要な役割を担っている。電子ビーム発生システムは図2-1に示す通り, スペース・シャトルの燃

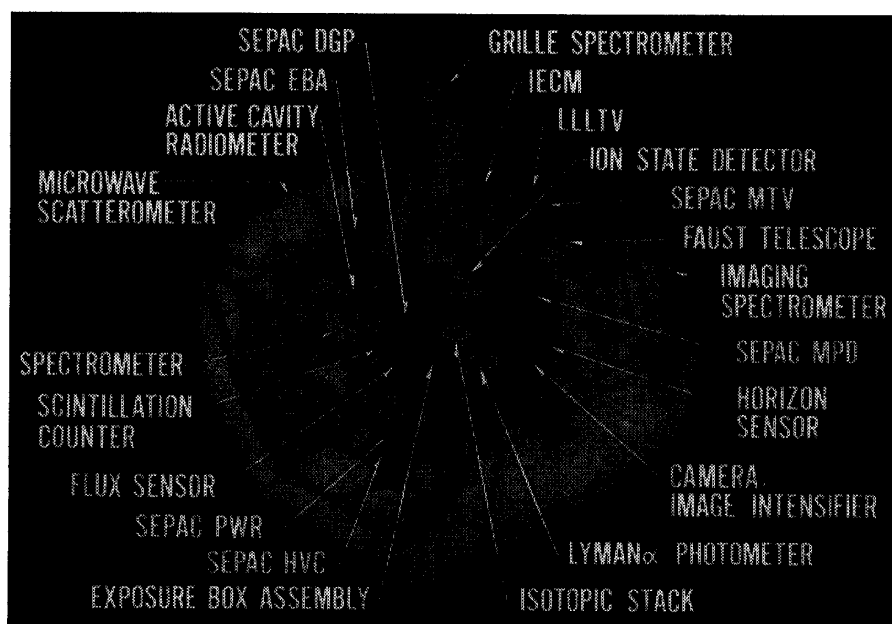


図2-1

表 2-1 SEPAC, システム機器

機器 No.	名 称	略 名	機 器 の 内 容
1	Control panel	CP	スペースシャトル気密室内に置かれる管制盤
2	Dedicated Experiment Processor	DEP	SEPA の専用コンピュータ
3	Interface Unit	IU	スペースシャトルのコンピュータと DEP のインターフェース, SEPAC 実験装置と DEP のインターフェースを受け持つ回路
4	Diagnostic Package	DGP	計測パッケージ, フォトメータ, プラズマ密度, 真空計等を含むプラズマ計測装置
5	Moniter Television	MTV	観測モニター用高感度テレビカメラ
6	Electron Beam Acceleror	EBA	電子ビーム発生装置
7	High Voltage Converter	HVC	高圧変換器, 電圧 1-7.5KV, 電流 1.6A (MAX), パルス幅 0.01-1sec ビーム変調, 集束
8	Power Assembly	PWR	HVC に電力を供給するバッテリー (450V 4Ah 密閉 Ni-Cd 電池) と MPD のコンデンサを充電する充電器からなる
9	MPD Assembly	MPD	プラズマ・アーク及び中和ガス・ブルームの噴射装置 パルス出力 5KJ (アルゴンプラズマ 250V 2msec) ガス (N <sub>2</sub> )

料電池より DC28V を受け⑧電源 (以下 PWR と言う.) の中の充電器 (以下 CHG と言う.) により 320 個直列の BAT-CELL を充電し⑦高圧電源変換器 (以下 HVC と言う.) から⑥ EBA を通して電圧 7.5KV, 電流 1.6A (最大出力容量) の電子ビームをパルス変調, 集束して宇宙空間に照射できる機能を有している。

### 2.3 高負荷使用に耐える BAT の必要性

SEPAC の電子ビーム加速器 (EBA) の最大出力容量 (7.5KV×1.6A パルスを 1 秒-30 秒毎休止) を有効に発揮させるために, BAT の要求は 270V×60A (16kW) のパルスを 1 秒-30 秒毎休止の最低出力容量が必要である。スペースシャトル・スペースラブの電力供給能力は, 1 実験当り, せいぜい 1 kW 程度でありパルスのみではあるがこの電力要求を満足させるには, スペースラブに頼ることは出来ず, SEPAC 自身がスペースラブからの電力を一時的に蓄えておいて瞬時の交付可に耐えるように設計することが要求された。そのためには, 電池を使用するのが最も効率的である。ただ, 一般の人工衛星等に使用する BAT-CELL は放電電流は 1-2 CA 程度であり, この EBA に使用するために要求される 15CA の放電能力を満足させることは出来ない。従って充放電の繰り返しでも機能低下のない高率放電タイプで宇宙空間で使用可能な BAT-CELL の開発が必要になった。

### 3. 高負荷使用 BAT に対する要求条件

EBA に使用する高負荷使用 BAT の要求条件を下記に示す.

#### 3.1 BAT-CELL の要求条件

##### 1) 物理的要求条件

スペース・シャトルのパレット上に搭載するため、宇宙環境に支配されない BAT-CELL 構造でなければならず、ヘリウム・ガス・リーク量は  $1 \times 10^{-6}$  atm cc/sec 以下でなければならない。

##### 2) 機械的要求条件

衝撃、加速度、耐振性は表 3-1 に示す要求条件を満足しなければならない。

表 3-1 BAT-CELL の機械強度要求

#### 1. 耐振性

振動形	軸	振動数 (Hz)	振動レベル (0-Peak)
正弦波	縦軸	10-38	0.4インチ DA
		38-120	30.5 g
		120-400	14.9 g
		400-2000	7.4 g
ランダム波	縦横軸 (3軸)	20-400	0.23 g <sup>2</sup> /Hz
		400-2000	0.02

#### 2. 衝撃

衝撃方向	回数	仕様
直角3方向 (6軸方向)	各方向2回	MIL-STD-202 試験方法213A 試験条件 I

#### 3. 加速度

方向	加速度の大きさ (g)	時間 (分)
縦軸	35	3
横軸 (2軸)	35	3

## 3) 電氣的要求条件

EBA-HVC に最低出力容量の 270V×60A のパルス放電が 20 パルス以上可能で有り、かつ 0.05CA の過充電に耐えなければならない。この電氣性能は温度 0-40℃ で可能でなければならない。

## 4) 安全性要求条件

使用材料リストの提出承認しなければならない。BAT-CELL の耐圧強度は設計値の 1.4 倍でなければならない[8]。使用条件の充放電、及び過充電、逆充電において損傷等の不具合があってはならない。

## 5) 繰り返し使用可能条件

SEPAC の機器は宇宙空間で実験するまでの間地上において、単体試験、システム総合試験、スペース・シャトル搭載での Level Check 等の機能確認が必要であり、繰り返し使用されるため、実用までの間に経時劣化、機能低下があってはならない。

## 3.2 BATの要求条件

## 1) 物理的要求条件

充放電に伴う発熱はスペース・シャトルのパレット上のコールド・プレートに伝熱できる構造でなければならない。

## 2) 機械的要求条件

BAT は CHG と熱的、機械的に結合し表 3-2 に示す機械的要求条件を満足しなければならない。

## 3) 電氣的要求条件

動作電圧範囲は 270-480V とし打ち上げ及び帰還時の希薄大気通過対策がとられなければならない。また動作電圧、温度モニターは安全性の確認のために BAT-CELL を数ブロッ

表 3-2 BAT の機械強度要求

## 1. 耐振性

振動形	軸	振動数 (Hz)	振動レベル (0-Peak)
ランダム波	縦横軸 (3軸)	20-40	0.0011 g <sup>2</sup> /Hz
		40-128	+9 dB/oct
		128-525	0.03 g <sup>2</sup> /Hz
		528-2000	-9 dB/oct
		2000	0.00068 g <sup>2</sup> /Hz

## 2. 加速度

方向	試験方法
縦横軸 (3軸)	SPAH Rev. 1 Table 5-11

クに分けてモニター出来るようにしなければならない。BAT-CELL 間の配線を考慮して、EBA-HVC に最低出力容量の 270V×60A のパルス放電が 20 パルス以上可能であり、かつ 0.05CA の過充電に耐えなければならない。この電気性能は温度 0-40℃ で可能でなければならない。

4) 安全性要求条件

危険性項目の対策としてバッテリー・スイッチ，ヒューズ，等の保護回路及び電圧，温度モニター回路を構築しなければならない。また電氣的，機械的，熱的対応が設計されなければならない。

4. 開発経緯

SEPAC 計画，EBA 用電源に BAT が選定された1976年から本格的に開発に着手したその SEPAC 計画，EBA 用 BAT の開発経緯を表 4-1 に示す。この表は開発経緯の全容 記載したためフェーズ毎の各種設計検討及びスペース・シャトルに搭載するための NASA の CDR 等が行われている。今後の計画についても記載した。

4.1 開発に対する課題と対応

スペース・シャトルのスペース・ラブに搭載されるため，安全性を重点に置き目的の高負荷放電が可能な設計を検討した。その課題と対応の概要を図 4-1 に示す。これらの開発確認試験は開発フェーズに従って逐次行った。

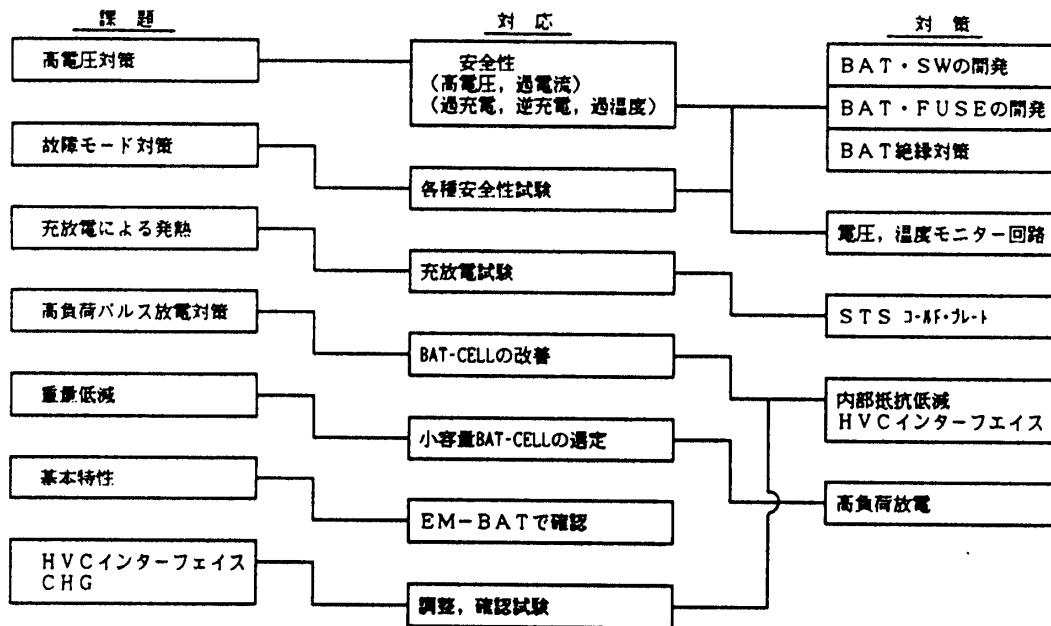


図 4-1 開発に対する課題と対応

## 4.2 高負荷パルス放電

### 1) 予備BATでの試験

SEPAC 計画における EBA 電源電池の要求条件は  $270\text{V} \times 60\text{A}$  のパルス放電である一般用 BAT を用いて 5, 10, 15CA のパルス放電を実施した。BAT は容量 3 Ah, 360個直列接

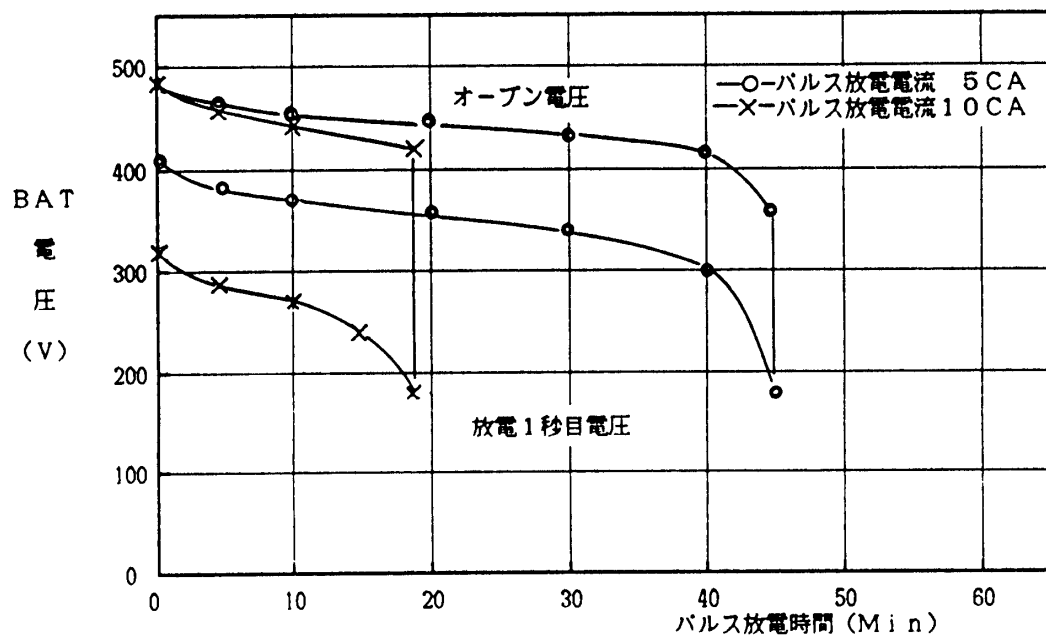


図4-2 パルス放電特性試験(1)

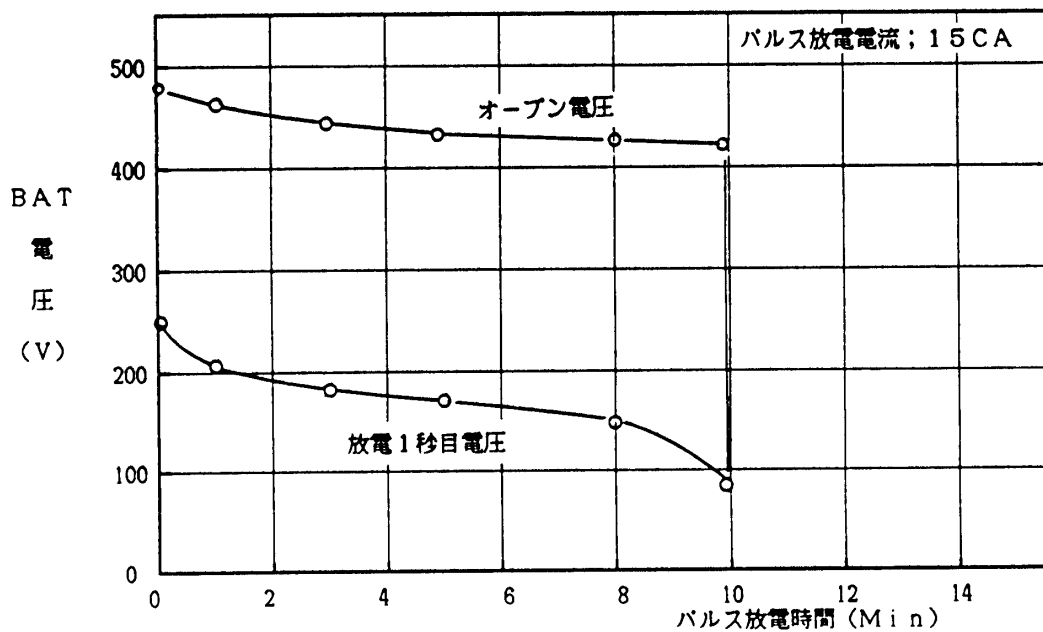


図4-3 パルス放電特性試験(2)



表4-1 SEPAC計画, EBA用BATの開発経緯 ( )内は元号

F.Y	1975 (S50)	1976 (S52)	1977 (S54)	1978 (S56)	1979 (S58)	1980 (S60)	1981 (S62)	1982 (S64)	1983 (S66)	1984 (S68)	1985 (S70)	1986 (S72)	1987 (S74)	1988 (S76)	1989 (S78)	1990 (S80)	1991 (S82)	
項目																		
STS等 マイルストーン																		
		△ SE-11																
1. 開発確認試験																		
1) 高電圧M2 放電試験 予備試験 改善BAT-CELL M2 放電過渡現象																		
2) BAT基本特性																		
3) BAT安全性試験																		
4) HVC噛み合わせ CHG																		
2. Fuse開発																		
3. BAT. SW開発																		
4. NASDA Chamber Test																		
5. VT/FT 1,2,3																		
6. M2 放電寿命																		
7. 設計BATモデル 製造																		
1) EM-BAT																		
2) PM-BAT																		
3) FM-BAT																		
4) FMR-BAT																		
5) BM-BAT																		
6) BAT-FMR																		
7) BAT-BMR																		

6), 7)はRefurbishment

続し温度は室温にて前記の各パルス放電を1秒/30秒毎休止、にて実施した。その結果を図4-2と図4-3に示す。結果はBAT-CELLの高率パルス放電の改善と配線系の改善の必要性が認められた。この結果をもとにして適用BAT容量の選定と内部抵抗の改善を行った。

#### 2) 改善したBAT-CELLでの試験

改善したBAT-CELL容量4Ah10個を用いて、真空、大気中に於いて高負荷パルス放電条件で試験を行った。その結果を図4-4に示し真空中においても高負荷パルス放電及びそのサイクル特性は十分満足できるものであった。

#### 3) 高負荷パルス放電過渡現象

BAT-CELLは高率放電特性が優れているため、短時間の負荷に適している。その反面BAT-CELL内部部品に強磁性体を使用している。このため放電初期の過渡現象が他の電池より劣ることが考えられ、EBAの動作条件に基づき高負荷パルス放電過渡現象を実験した。実験は6AhBAT-CELLを使用し室温にて4.5CA、7.5CA、11CAの放電電流にて0-45 $\mu$ sの電圧の過渡現象を測定した。結果を図4-5に示す放電開始後8 $\mu$ sで最低電圧になり、その後電圧は回復する現象を確認出来た。

### 4.3 BAT基本特性確認試験

改善設計の終了した4AhBAT-CELLのEM-BATを用いて充放電特性、高負荷パルス放電特性、パルス寿命等のBAT基本特性を採取し設計及び運用上のデータとした。この試験結果の充放電特性を図4-6、4-7、4-8に示す。又高負荷パルス放電特性を図4-9に示す。

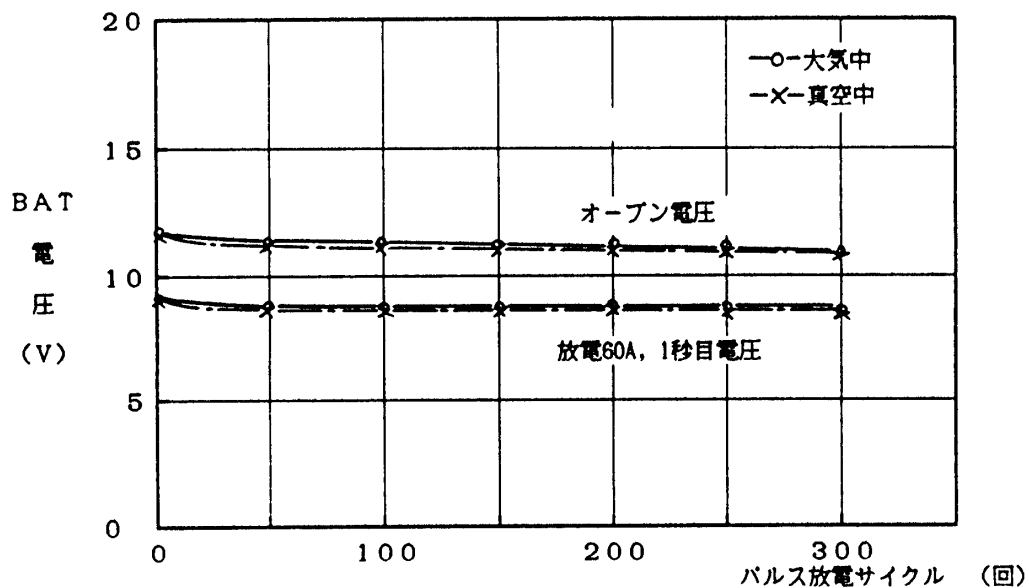


図4-4 高負荷パルス放電、サイクル特性

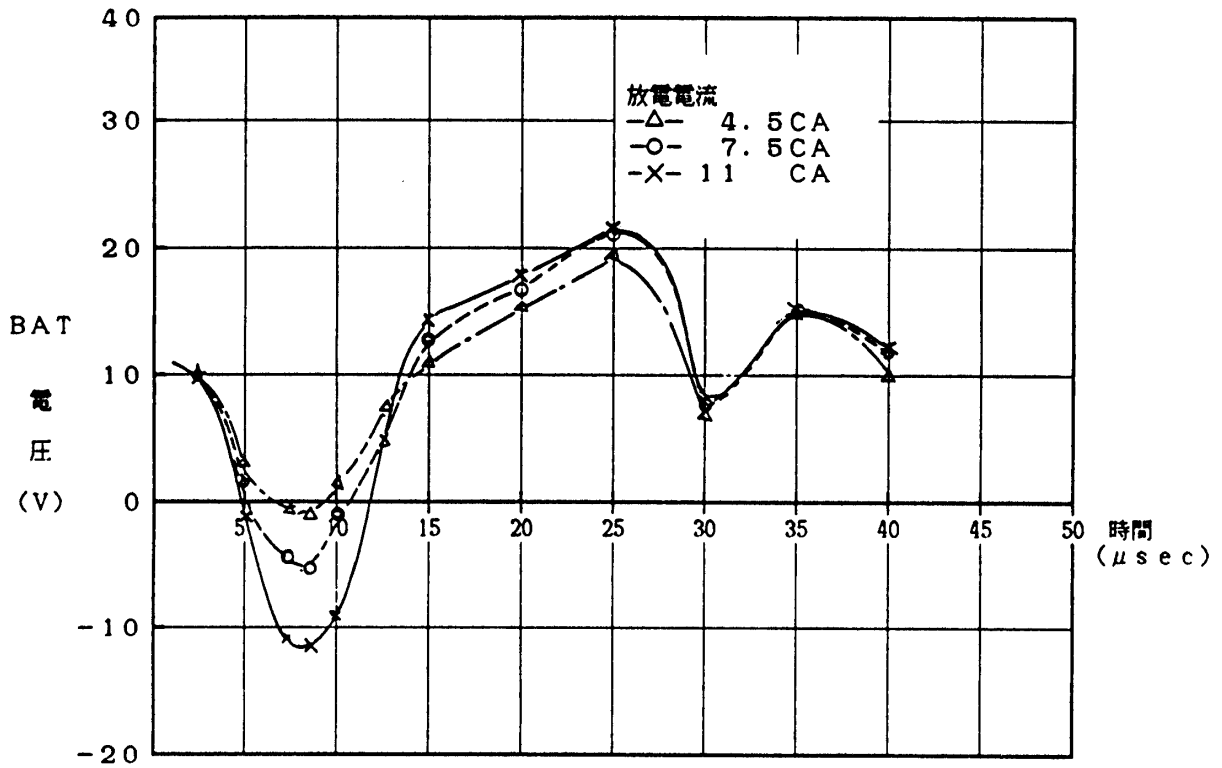


図4-5 高負荷パルス放電過渡現象試験

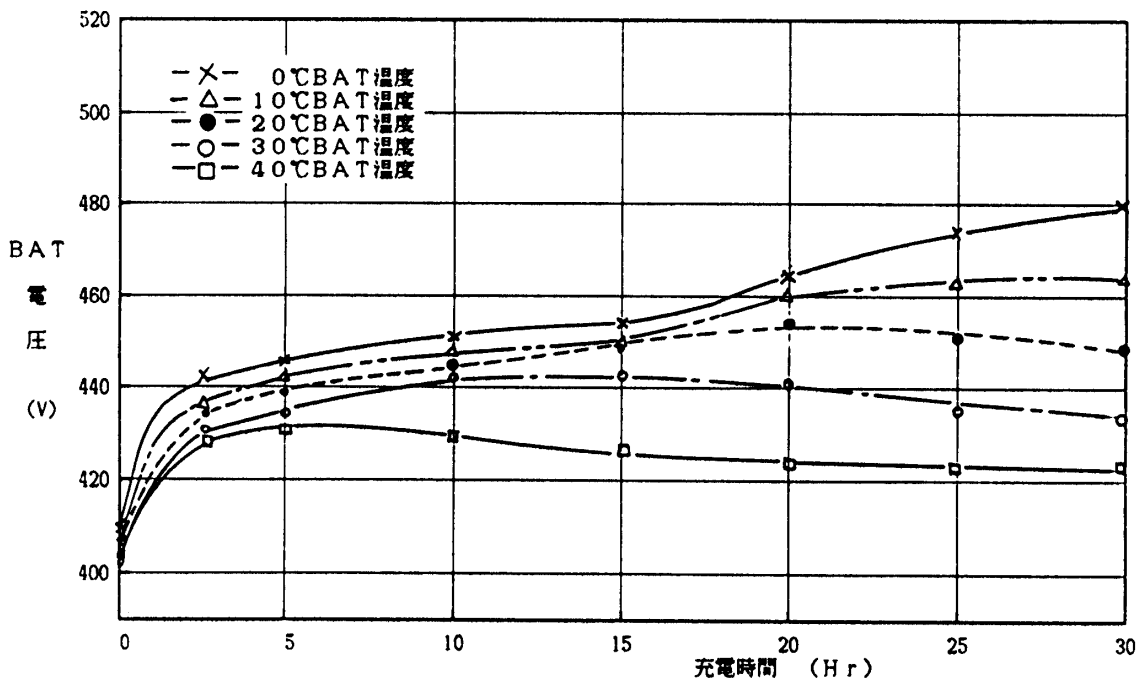


図4-6 0.05CA 充電特性

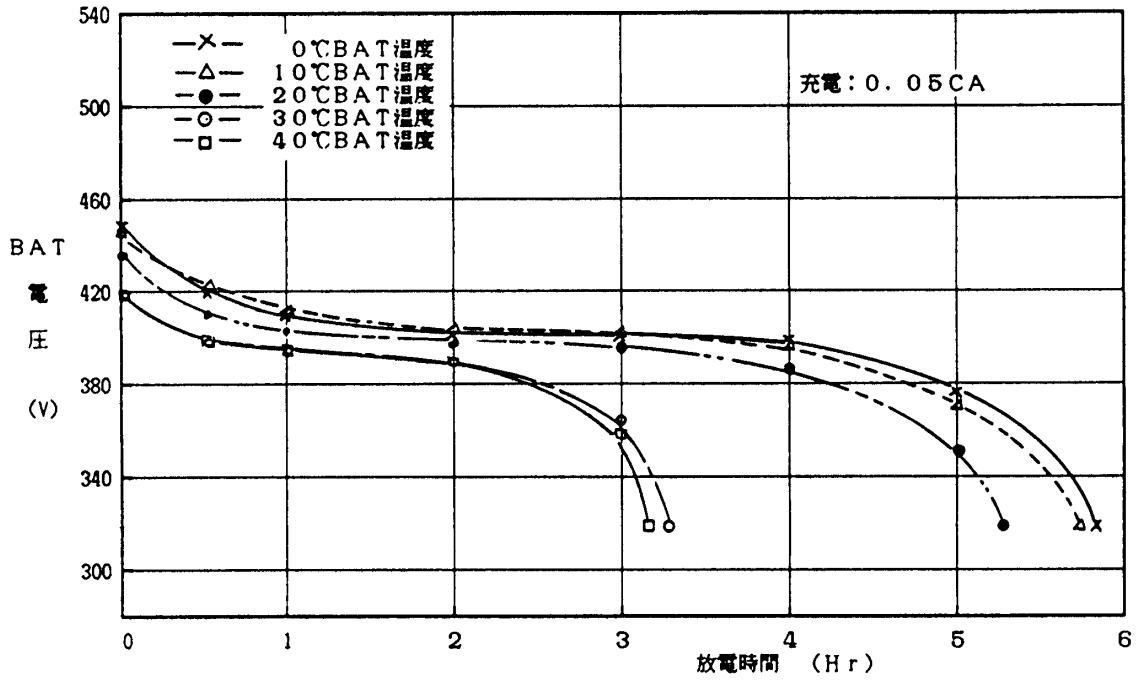


図4-7 0.2CA 放電特性

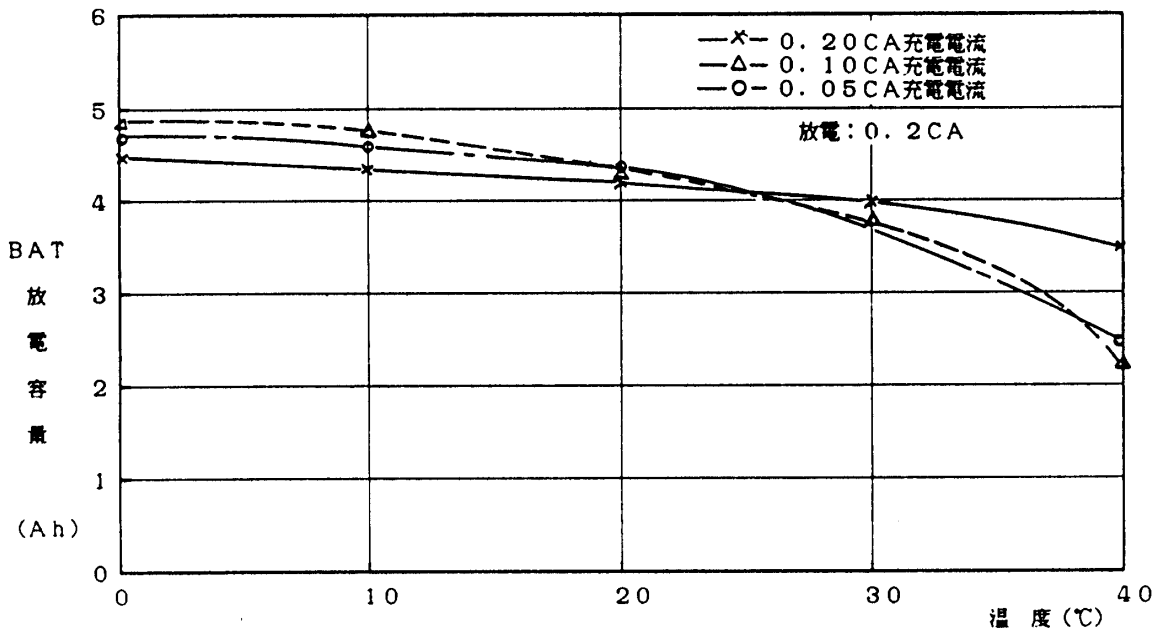


図4-8 放電容量と温度の関係



#### 4.4 安全性試験

BAT は高電圧回路を有し、しかも高負荷放電の要求のため BAT-CELL が受けるかもしれない、過充電、逆充電、アブノーマルな温度等の故障モードに対する安全性を確認することを目的として、確認試験を実施した。この試験結果の詳細については 1982 JUN. Poceedfngs of The First ISAS Space Energe Symposium に記載した。その概要を表 4-2 に示す。

この安全性確認試験の中で BAT・SW と BAT・FUSE の概要を下記に示す。

##### 1) BAT-SW

高電圧回路試験結果は電圧 410V にて真空度  $4 \times 10^{-1}$  Torr にてコロナ放電が発生していることが認められた。この電圧と真空度の関係を図 4-10 に示す。この結果から打ち上げ時に放電を防ぐためには、BAT を分割して切り離し、それぞれのユニットの電圧がどの真空度でも放電を起こさないようにする必要がある。分割は 16 分割とし、そのために BAT.SW を開発した。BAT・SW は日本航空電子工業(株)に依頼し、型式 MA-60D (Motor-actuated Switch) が開発された。

表 4-2 安全性確認試験

試験項目	試験内容	試験結果
高負荷放電	EBA 最大出力でのパルス放電特性を試験する。 BAT-CELL 80 個 使用 60A 1 秒 ON, 30秒 OFF を繰り返す。	放電終止電圧 62.4V (0.78V/BAT-CELL)迄の 25°C での放電可能回数は 75 回であった。
高電圧回路	BAT-CELL 320個直列接続による高電圧のため、低真空領域でのコロナ放電を確認する。 BAT-CELL ダミー 80個を使用 BAT 電圧を上昇させながら、真空度を変化させてコロナ放電電圧を測定する。	ダミー BAT-CELL 高電圧端子部無コーティングの場合 410V 以上でコロナ放電が発生した。コーティング有りの場合はコロナ放電は発生しなかった。
過充電、逆充電	BAT-CELL の過大充電電流 (1.5A) による温度因子 40, 20, -10°C での 200% 過充電およびパルス放電電流 60A での 240回の逆充電を行い BAT-CELL の故障状況を確認する。	過充電及び逆充電とも BAT-CELL の短絡及び破損は無かった。 ただし過充電による BAT-CELL の T 寸法は 54%増加した。
温度	完全放電をした BAT-CELL につき 120°C と -60°C のなかに置き BAT-CELL の故障状況を確認する。	高温および低温での BAT-CELL は異常はなかった。
BAT・FUSE	BAT-FUSE の溶断試験、パルス放電条件でのサイクル寿命試験を行う。	溶断特性は大気圧下/真空下とも差はなかった。パルス放電サイクルは 7,200 回行っても溶断は無かった。

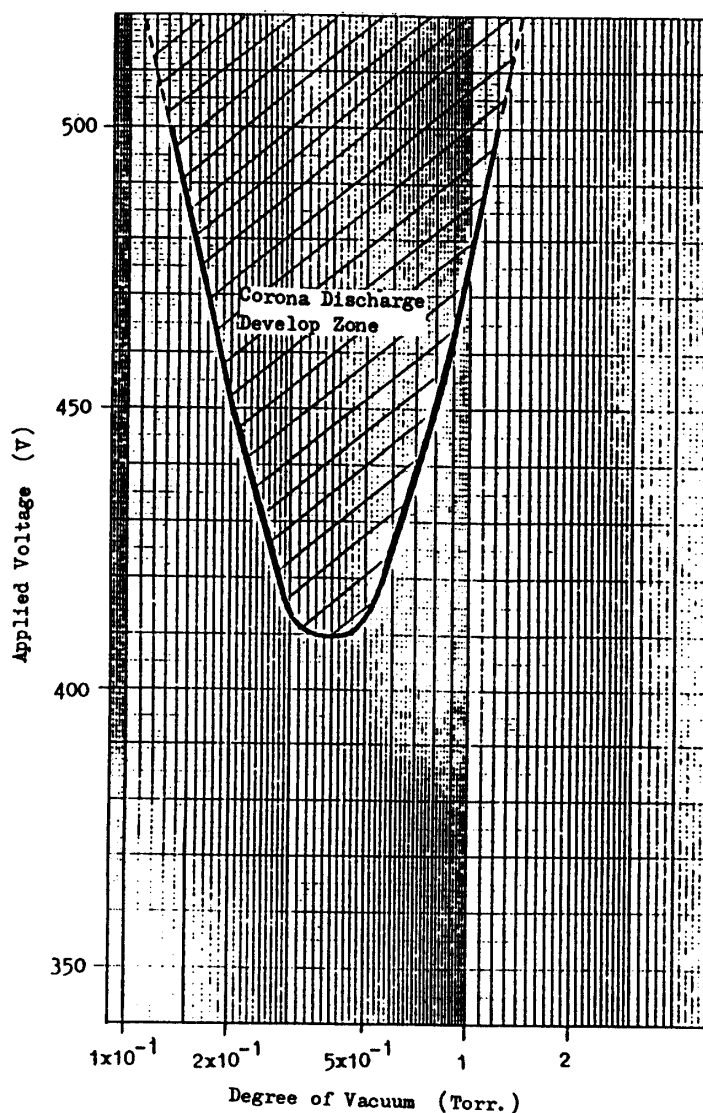


図4-10 高電圧回路試験結果

## 2) BAT・FUSE

直流の過電流にて溶断出来、しかも真空中で動作可能なBAT・FUSEは富士電機製の栓形FUSE、型式BLA030 (DC600V, 30A)を使用し、このFUSEをBAT-CELLと同じ電槽を用いて電槽の中に入れ密封封入した。この結果環境に影響されずに動作することが分かった。

## 4.5 CHGおよびHVCとのインターフェイス

開発確認試験と並行してBATとCHG及びBATとHVCのインターフェイスを試験検討した。

## 1) BAT と CHG

BAT は 0.05CA の電流にて 120-140% 充電することに関しては温度が上昇する以外には問題はなかった。温度上昇に関してはスペース・シャトルのコールド・プレート上に配置されるため、特に大きな問題ではなかった。

## 2) BAT と HVC

BAT と HVC の噛み合わせにおいて、HVC 出力過電圧によるトリップ・オフ (HVCOLD), BAT 電圧が 250V 以下に低下に基づくトリップ・オフ (BATUV), Firing 中の HVC 内部過負荷によるトリップ・オフ (HVCAB) のために HVC がトリップ・オフする現象があり、この関連特性をチェックし、BAT の放電深度と温度の関係より EBA の Firing の領域を設定した。この結果に基づいて BAT の放電深度と Flight Operation のパラメータとした。この結果を図 4-11 に示す。

BAT と HVC の噛み合わせ試験は BAT 及び HVC の製造モデルごとに実施された。

## 4.6 パルス放電サイクル寿命

FM-BAT の Refurbish のために製造した BAT-CELL を使用して、高負荷パルス放電サイクルを実施した。1日に 50 パルス×2回を 2年間実施し、高負荷パルス放電を中断して 0.2CA の電流で放電容量を確認した結果、異常のない特性であった。以下に試験方法、試験回路等につき記述する。

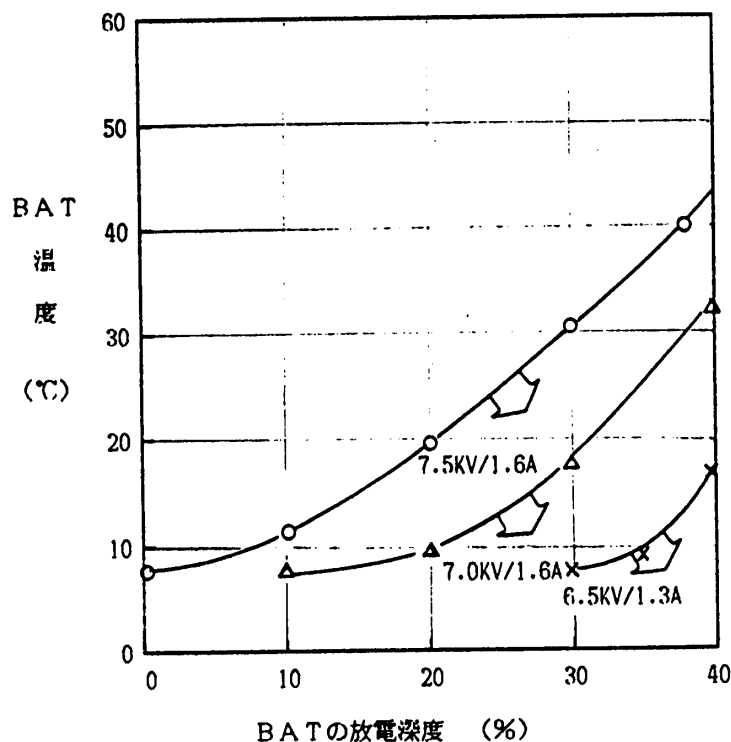


図 4-11 BAT の温度と放電深度による HVC-EBA の Firing 領域



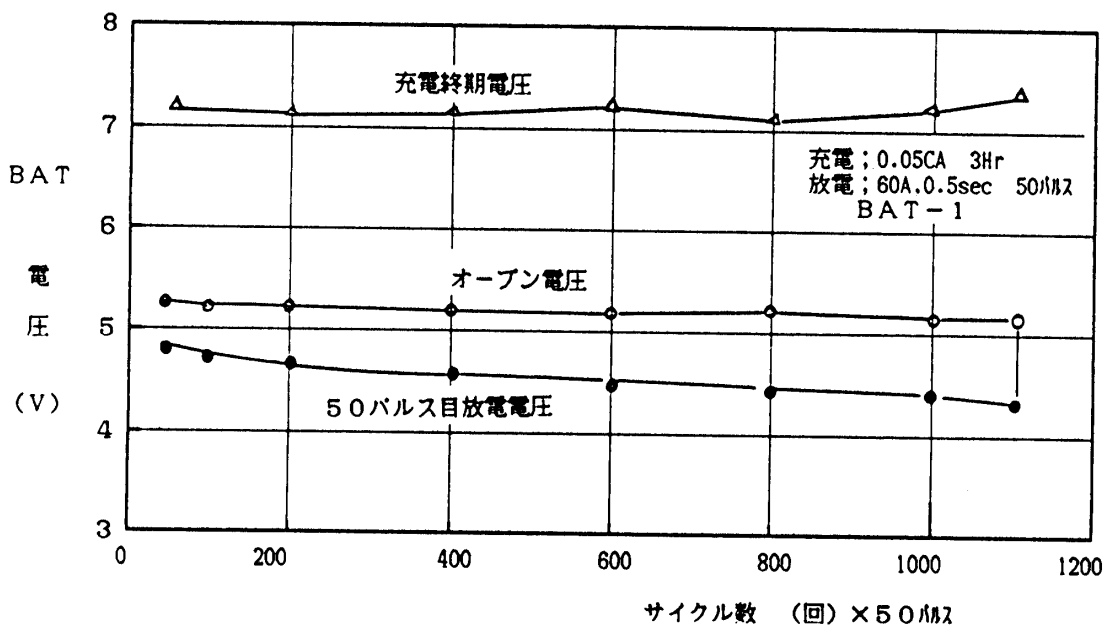


図4-12 パルス放電サイクル電圧特性

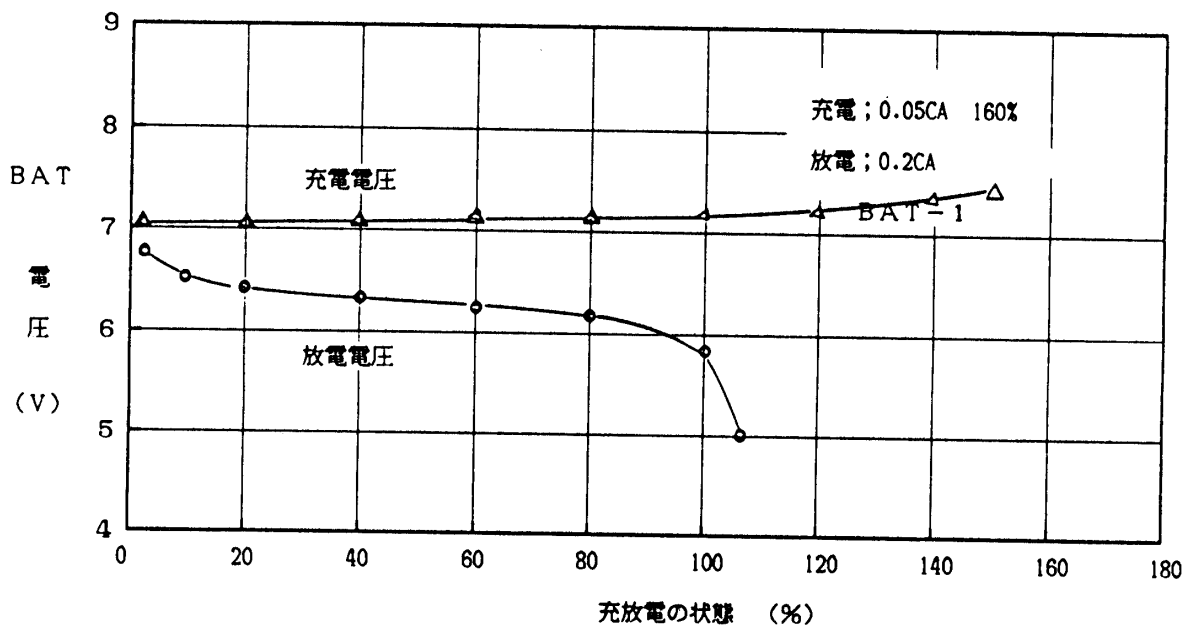


図4-13 サイクル後の充放電特性

- 1) 供試品, 1984年9月製, 4 Ah BAT-CELL 5×2セット
- 2) 試験方法, 長期パルス放電サイクル条件; 室温, 60A:0.5秒/15秒:休止 50回  
日2回実施, DODは10.5%, 充電は0.05Aで3Hr (150%) 実施  
容量試験条件; 温度20±3℃, 0.2CA 5Vまで放電
- 3) 試験結果, 長期パルス放電サイクルの充電終期電圧およびパルス放電の最大最小の電圧

推移を図4-12に示す。長期パルス放電サイクルを中断して0.2Cによる容量試験の結果を図4-13に示す。15CAの高負荷パルス放電サイクルは55,000回を実施した結果は劣化が少ないことが判った。

## 5. 設計、構造及び仕様

### 5.1 BAT-CELL

BAT-CELLは1977年に人工飛しょう体に搭載することを目的として開発されたものである。SEPAC計画のEBA用電源電池としては前述した通り高率放電特性が要求されるため、その仕様に適合するように改善を行った。そのBAT-CELLの構造及び仕様を下記に示す。

#### 1) 設計と構造

BAT-CELLの蓄電素子である極板はニッケル粉末と増粘剤でスラリー状とし、これをパンチングシートに充填、雰囲気炉にて焼結したニッケル焼結基板を用いている。この焼結基板の気孔率は約80%、厚みは正負極共0.8mmとした。焼結基板に硝酸ニッケル塩を含浸し、化成して正極板とし、焼結基板に硝酸カドミウム塩を含浸し、化成して負極板とした。正負極板の容量比は1:1.4以上とした。

正負極板はそれぞれ規定サイズに加工してナイロン不織布セパレータ ( $t=0.025\text{mm}$ ) をかえして規定の正負極板をスタッキングした。極板からの集電はストラップ構造とした。この極板群を蓋に予め加工された正負のセラミック。シール端子に溶接し、極板群をケースに

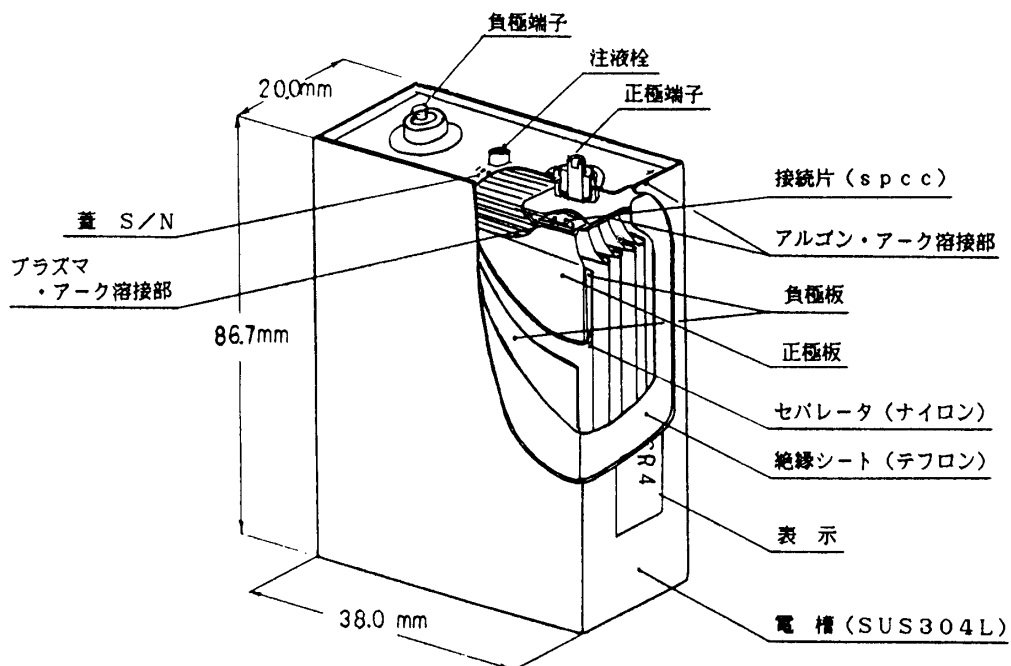


図5-1 BAT-CELLの構造断面

挿入した後、蓋とケースを溶接し最後に注液栓よりカセイカリ水溶液の電解液をいれて溶接し完全密閉構造とした。BAT-CELLの構造断面図を図5-1に示す。高率放電性能の向上は内部抵抗の低減及び液量を検討しBAT-CELL内圧と放電性能を比較して仕様を決定した。ケースの耐圧強度はNASAの安全ガイド・ラインより遥かに高い値を持っている。

## 2) 仕様

BAT-CELLの仕様の一覧を表5-1に示す。

表5-1 BAT-CELLの仕様一覧

項目	仕様
型式	WSR 4
作動電圧	1.2V
容量	4Ah/0.2C
寸法	92.2 <sup>H1</sup> ×86.7 <sup>H2</sup> ×38.0 <sup>W</sup> ×20.0 <sup>T</sup> (mm)
重量	205 g
内部抵抗	6m ohm 以下
気密度	1×10 <sup>-6</sup> atm cc/sec 以下
BAT-CELL ケース	SUS304L(内圧強度 30kg 以上)
動作温度	充電時; 0-40°C, 放電時; 0-60°C

## 5.2 BAT

5.1項のBAT-CELLを用いて、BATを開発した。BATの主な開発項目は構造機械設計、熱設計、電気回路設計、等安全性を最重点課題として設計した。BATはCHGと機械的、熱的、そして電氣的に結合しPWRを形成し、スペース・シャトルに搭載する場合はパレット底部のコールド・プレート上に設置するように設計した。

### 1) 設計と構造

BATは容量4 AhのBAT-CELLを320個を後述するバッテリー・スイッチ(以下BAT・SWと言う。)を通して直列に接続し、アルミ合金からなる収納ケースに機械的、熱的にも一体化するように収納した。BAT-CELLの収納構造は収納ケース内を4つに仕切り320個のBAT-CELLを4ブロック、80個に分けて収納した。

BAT-CELLの固定はスペーサとブロックのBAT-CELL上よりFRP樹脂の枠体を用いて収納ケースにネジで固定した。各BAT-CELL間の配線は長さ60mmのテフロン被覆3.0φ電線にて、半田加工で結線した。BAT・SWはスペース・シャトルの離着陸の際に高電圧コロナ放電を起こしやすい真空度を通過しても放電を起こさないようにするために導入されたものであり、このBAT・SWによりBAT-CELL 320個を8ブロックに分け各ブロックの電圧が100V以下になるようにした。これにより高電圧コロナ放電防止ができた。宇宙空間での実験の場合はBAT・SW, ONにより450Vの高電圧回路を形成する。また主回路に安

全性を考慮して耐真空用のヒューズを組み入れた。電圧及び温度変換素子はモニター・パックとしてBAT-CELLブロック上にBAT-SWと一緒に設置した。

BAT-CELLの収納状態を写真5-1、図5-2及びPWRの図面を図5-3に示す。またBAT・SWの外観を図5-4に示す。

BAT-CELLを320個直列にして高負荷放電を行うため電圧モニターはBAT-CELLの逆充電防止のために320個を16ブロックに分けて20個を1単位として計16モニターできるようにした。また温度モニターは収納ケース4ブロックの中心のBAT-CELLのケースの側面にサミースタを貼り、計4箇所モニターした。

この電圧及び温度モニター回路はBAT収納ケース内に設置し、CHG、IUを経由して宇宙科学実験の際もモニター出来るように設計した。

BATの電気回路図を図5-5に示す。

## 2) 仕様

BATの仕様一覧を表5-2に示す。

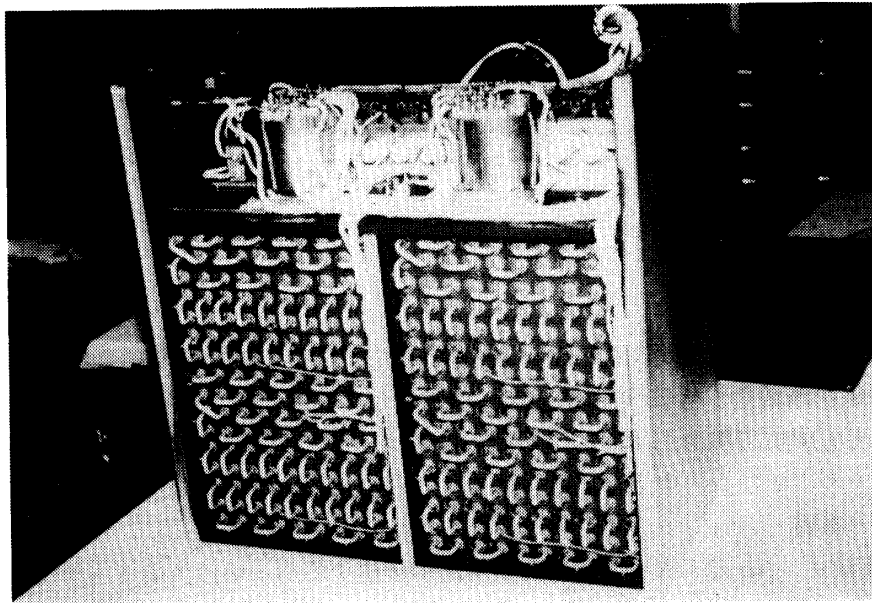


写真5-1 BAT-CELLの収納状態

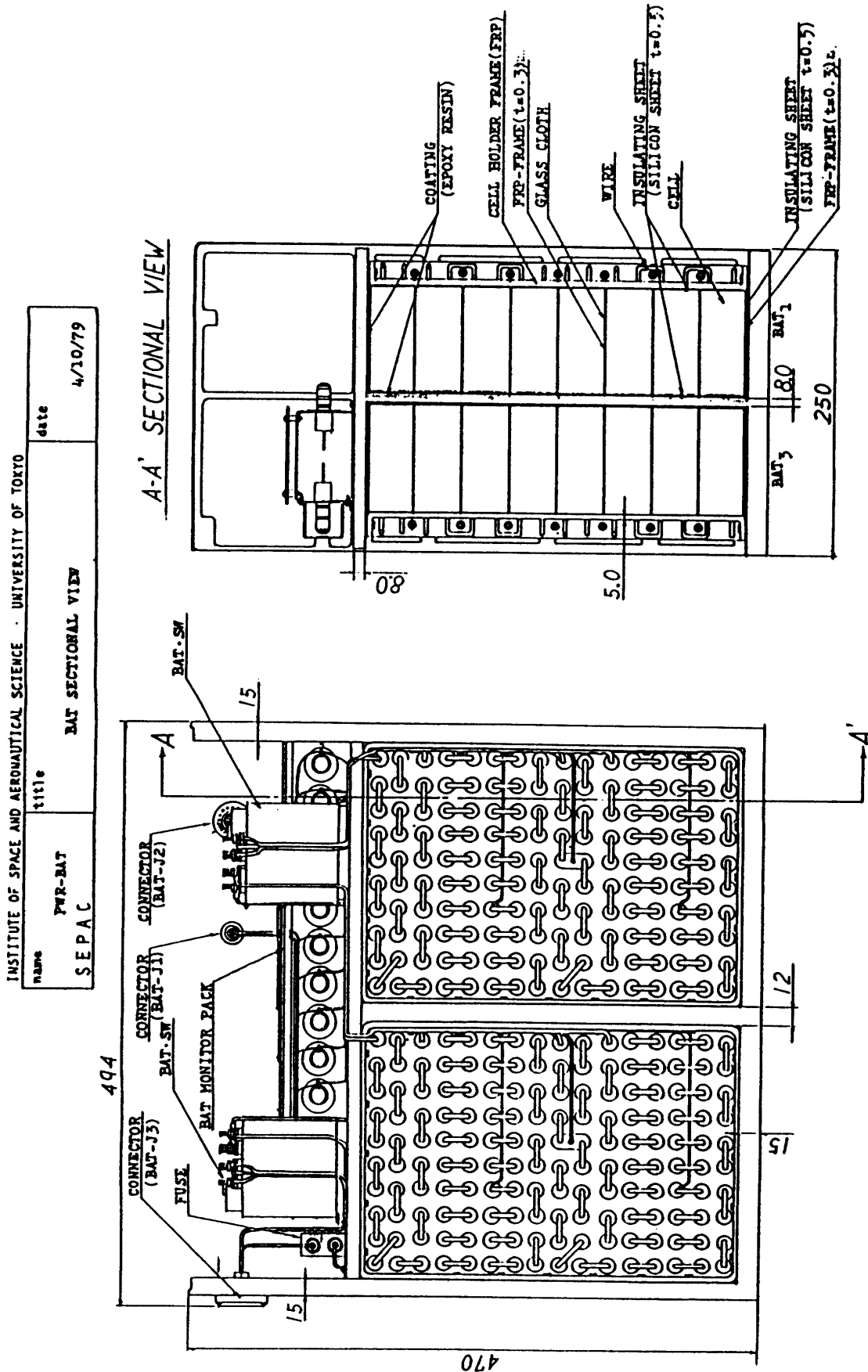


図5-2 各部品品の収納状態



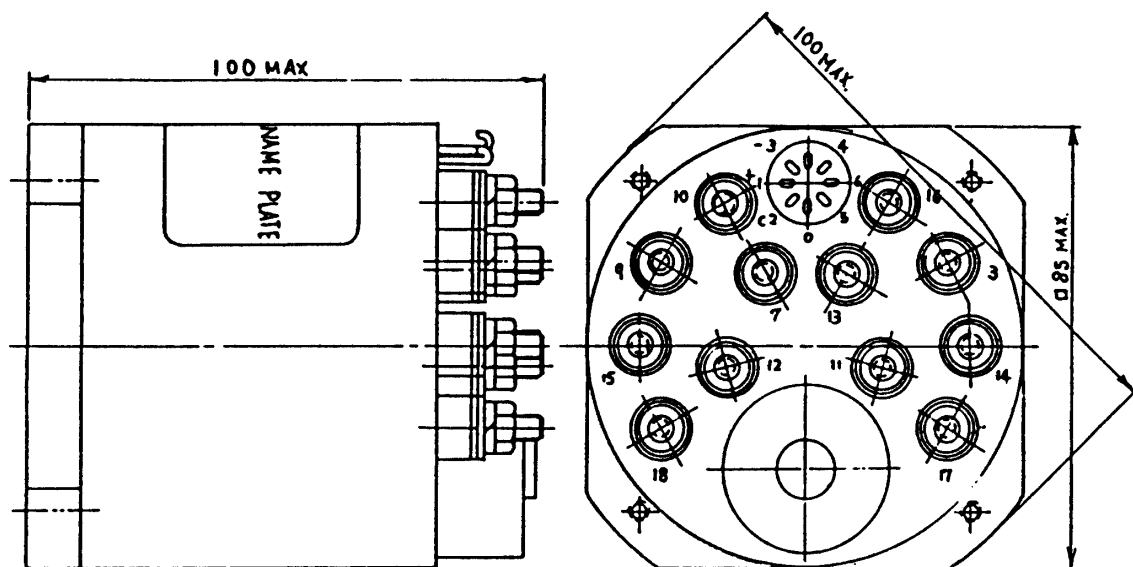


図5-4 BAT・SWの外観図面

表5-2 BATの仕様一覧

項目	仕様
寸法	491 <sup>L</sup> ×250 <sup>W</sup> ×470 <sup>H</sup> (MM)
重量	91 kg
BAT-CELL 数量	320 BAT-CELL
最低出力	250V×60A (15KW)
充電率	0.05C
充電電圧	400-480V
放電パルス電流	60A 1sec
作動温度	充電 0-40°C 放電 0-60°C
モニター	BAT-CELL グループ電圧測定 16 (20個グループ) BAT-CELL グループ温度測定 4 (80個グループ)
主な部品	BAT-CELL, FUSE, BAT・SW, サミスタ, 電圧モニターパック, 絶縁シート, BAT-CELL 固定枠, コネクタ, BAT ケース.

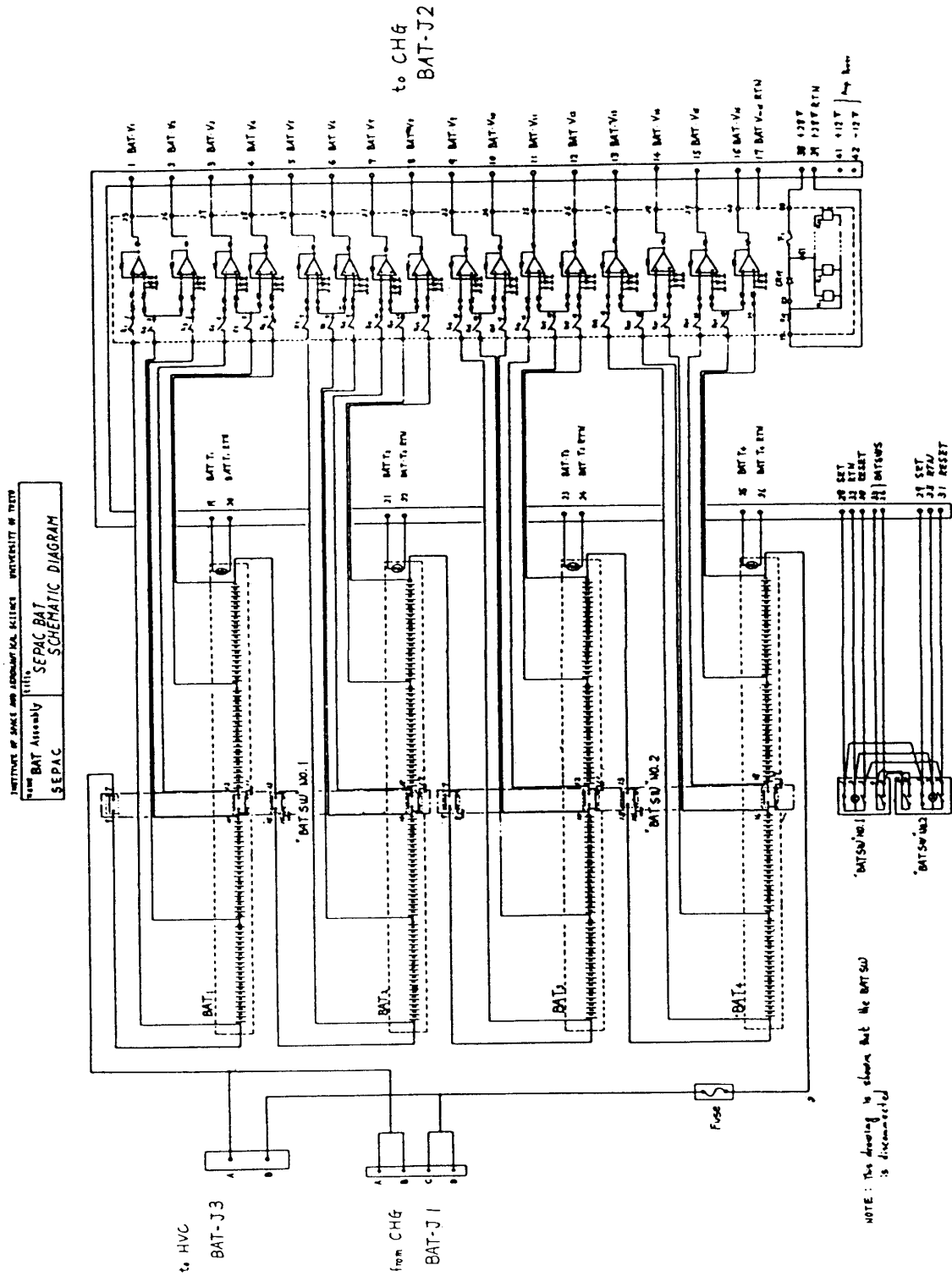


図5-5 電気回路図面



## 6. 開発した高負荷電池の特性

BATの製造はEM, PM, FM, BMおよびFMR BMRを作成した。それぞれのモデルはSEPAC計画の開発フェーズに合わせて、サブシステム、システム試験に供給した。

BAT-CELL, BAT, 及びPWRの製造段階における性能受入試験項目を決定し、以下に記述する受入試験項目について確認した。

### 6.1 受入試験項目

BAT-CELL, BAT, PWRの受入試験項目は表6-1の通り設定した。

表6-1 受入試験項目

BAT-CELL	BAT	PWR
1. 放電容量試験	1. 外観寸法重量検査	1. 外観検査
2. ヘリウム・リーク試験	2. 放電容量試験	2. 寸法
3. 電解液リーク試験	3. パルス放電試験	3. 電気性能試験
4. セル・ケースの絶縁抵抗	4. 自己放電試験	4. 加速度試験
5. パルス放電試験	5. 絶縁抵抗	5. 振動試験
6. 内部短絡試験	6. 真空試験	6. 熱真空試験
7. 自己放電試験	7. 温度試験	7. 重量重心慣性モーメント
8. X-RAY試験	8. 充電/放電試験	8. BAT充電評価試験
9. 外観寸法重量検査		9. EMI試験

### 6.2 特性試験結果

6.1項の主要試験項目に付きBAT-FMRの特性結果を以下に示す。

#### 6.2.1 BAT-CELL

##### 1) 放電容量

320個のBAT-CELLの3サイクル目の放電容量範囲は平均4.41Ah 最大4.69Ah 最小4.08Ahであった。

##### 2) ヘリウム・リーク

320個のBAT-CELLのヘリウム・リーク量の範囲は平均 $3.8 \times 10^{-9}$  atm cc/sec 最大 $9 \times 10^{-9}$  atm cc/sec 最小 $9 \times 10^{-10}$  atm cc/secであった。

#### 6.2.2 BAT

##### 1) 放電容量

BATの3サイクル目の放電容量は4.03Ahであった。

## 2) パルス放電

大気中でのパルス放電試験の結果はBAT 電圧 250V までのパルス放電持続時間は 47.5 分間であった。図 6-1 に示す。

## 3) 真空試験

真空中でのパルス放電試験の結果はBAT 電圧 250V までのパルス放電持続時間は 47.5 分間であった。図 6-2 に示す。

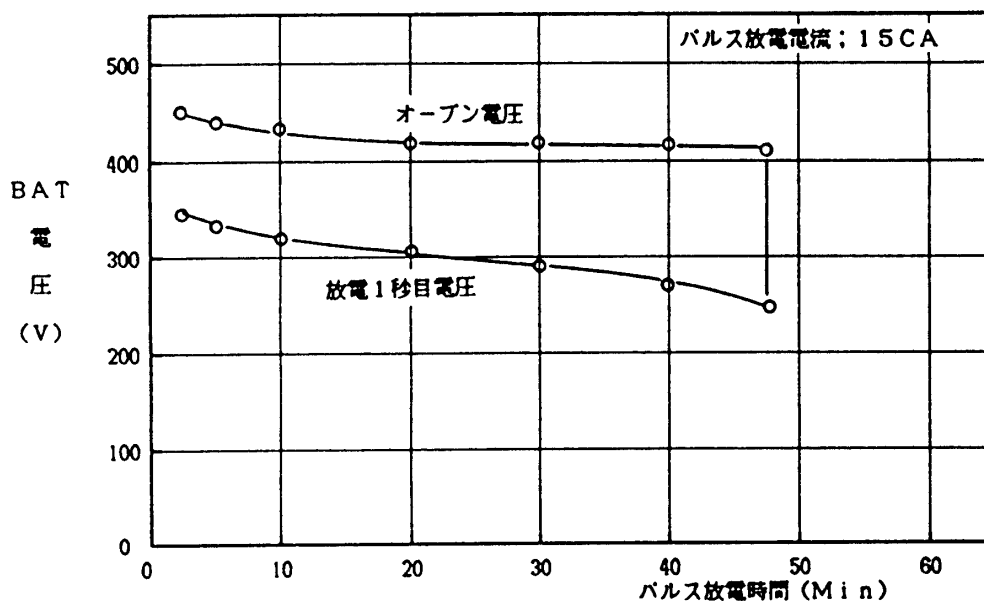


図 6-1 大気中パルス放電特性試験

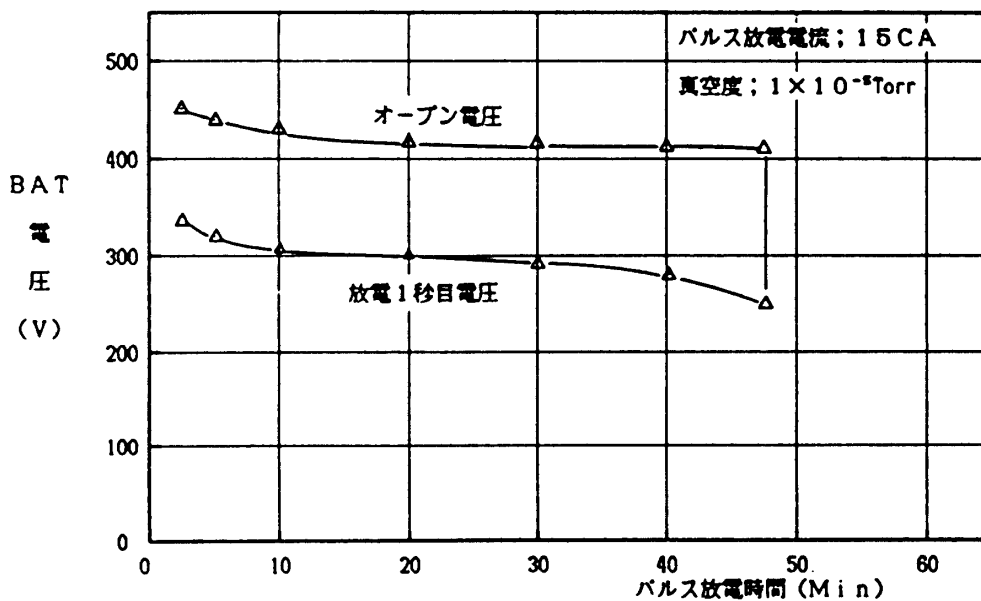


図 6-2 真空中パルス放電特性試験

4) 各温度 0, 20, 40℃ 中で各温度にて 5 分間パルス放電試験結果を図 6-3 に示す.

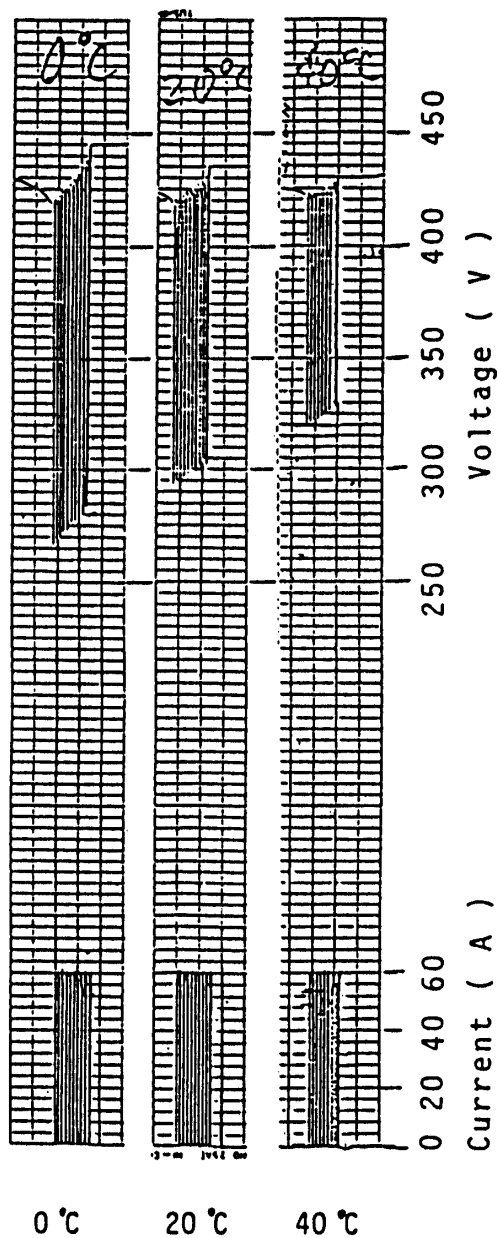


図 6-3 各温度に於けるパルス放電特性試験

### 6.2.3 PWR

#### 1) 耐振性試験

PWR の X, Y, Z 軸に関して 3.1, 4) 項の試験条件にて振動試験を実施した. その 1 例を図 6-4 に, 試験状況を写真 6-1 に示す. 振動試験結果は電気特性, 機械特性等の異常はなかった.



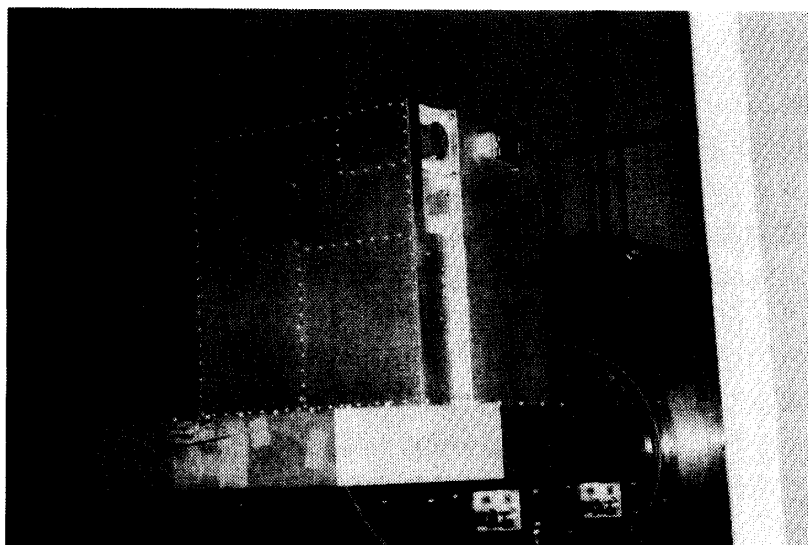


写真6-1 振動試験状況

## 7. SEPAC 計画における高負荷電池使用の実績

1983年11月28日スペース・シャトル第8号, スペース・ラブ第1号で SEPAC の Flight Operation が行われた. 電子ビーム加速装置 (EBA) は Low Power Mode にて Firing 実験が行われた. BAT は Flight 初期に BAT・SW を動作させて高電圧回路とした後2回に分けて約20時間充電した. 充電16時間目の電圧及び温度のモニターを表7-1に示す. BAT 温度は22-23℃, BAT 電圧は16ブロック及び総電圧464.53Vであり, 正常に充電が行われていることが確認された.

表7-1 フライト・テレメータ・データ

```

02S   GMT 334:22:18:53 HRM GMT 334:22:18:49 FLT 009 D/T RR JOB P0CC21
NET   2:06:18:52 HRH NET 2:06:18:49

BAT [V]   TEMP [DEG C]   CHARGER
1 3.24    CHGR 36              CURR1[A] 0.10
2 3.28    BATT 1 22           CURR2[A] 0.10
3 3.16    2 22           BATT CEL ON
4 3.16    3 22           BODY [A] -0.00
5 3.29    4 23           TRGC OFF
6 3.16    EBA 38           PISTON OFF
7 3.16    GPS 23           MPD FIRE OK
8 3.24    HVC 1            HUC 1 OK
9 3.20    MPD -26          HUC 2 OK
10 3.16   MTU -25          HUC 3 OK
11 3.24   DGP -9           HUC 4 OK
12 3.20   PHQ 0            HUC 5 OK
13 3.20   PWP -4           HUC 6 OK
14 3.16   IUENT -2         HUC OLD OK
15 3.24   IUENT -3         EBA HTR OLD OK
16 3.16   IUSET -3         MOD PWR OLD OK
Σ 51.20 ( 464.53 )

```

PRINTING

\*\*RSUME TO CONTINUE\*

EBA の Low Power Mode の Operation では BAT の特性は問題なく EBA の Firing が行われた. スペース・シャトルの地上帰還後 PWR, HVC の Post Flight Check を行った結果, BAT の充電特性及び HVC との噛み合わせによる特性は変化のないことが確認された.

## 8. まとめ

SEPAC 計画において宇宙科学実験を行った EBA 用高負荷 BAT の開発から実用までの状況つき記述した。宇宙空間で高電圧、高負荷使用の実用例の報告は殆どなく、1983年11月にスペース・シャトル第9号、スペース・ラブ第1号での SEPAC Flight Operation の結果、BAT の特性は良好で懸念された高電圧回路、高負荷使用でのトラブルは全くなかった。

この電池を中心として電源装置は、電池を新しくして1991年3月に行われる予定の NASA ATLAS-1 Mission でのリフライトに搭載される。[9]

SEPAC 計画の BAT 仕様は今後の高電圧回路、高負荷使用電源に反映出来るものである。今後の課題は重量の低減にあると考え、更に BAT-CELL のエネルギー効率の向上を図る計画である。また宇宙空間での高電圧、高負荷使用の要求が今後増大するものと思われエネルギー効率の良い新しいタイプの電池の検討も必要と思われる。

## 参考文献

- [1] Anounce of Oppotunity: Spacelab-1 Mission, NASA (1975)
- [2] T. Obayashi, A Proposal for Scientific Experiment for The First Spacelab Mission Space Experiments with Partile Accelerators; SEPAC (1979)
- [3] 大林辰蔵 宇宙 秋 創刊号(1977)
- [4] SE-11: SEPAC Instrument System Performance Definition SEPAC Design and Performance Specification-AL and DG Subsystem SEPAC Team (ISAS)
- [5] 長友信人 日本航空宇宙学会誌 第28巻 第314号 1980年 3月
- [6] T. bayashi *et al*, Science 225 4658 (1984) N. Kawashima, J. Geomag. geoelectr. 40 1269 (1988)
- [7] Matumoto k. *et al*, Proceeding of The First ISAS Space Emergy Symposium (1982)
- [8] NASA, NHB 1700. 7A, Safty Poliy and Requirements for Payloads Using STS. (1980)
- [9] ATLAS-1 Mission Brochre, NASA MSFC (1989)