



電 源 系 設 計 標 準

平成 28 年 5 月 20 日 A 改訂

(平成 21 年 7 月 8 日 初版制定)

宇宙航空研究開発機構

免責条項

ここに含まれる情報は、一般的な情報提供のみを目的としています。JAXA は、かかる情報の正確性、有用性又は適時性を含め、明示又は黙示に何ら保証するものではありません。また、JAXA は、かかる情報の利用に関連する損害について、何ら責任を負いません。

Disclaimer

The information contained herein is for general informational purposes only. JAXA makes no warranty, express or implied, including as to the accuracy, usefulness or timeliness of any information herein. JAXA will not be liable for any losses relating to the use of the information.

発行

〒305-8505 茨城県つくば市千現 2-1-1

宇宙航空研究開発機構 安全・信頼性推進部

JAXA (Japan Aerospace Exploration Agency)

目 次

1. 適用範囲.....	1
2. 適用文書.....	1
3. 用 語、定義及び略語.....	1
3.1 用語の定義.....	1
3.2 略語・記号.....	10
4. 設計要求.....	11
4.1 全般.....	11
4.2 品目の定義と制約条件	11
4.2.1 構成と構成要素.....	11
4.2.2 動作モードと遷移条件.....	13
4.2.3 インタフェースの定義.....	14
4.2.4 共通的设计標準.....	22
4.3 電力供給能力.....	29
4.3.1 要求電力プロファイル.....	29
4.3.2 電力源の所要サイズ	31
4.4 電力供給特性	34
4.4.1 バス電圧.....	34
4.4.2 電圧安定度	34
4.4.3 リップル及びスパイク	34
4.4.4 出力インピーダンス.....	36
4.4.5 過渡特性.....	36
4.5 電源系サブシステム及び構成要素の設計	38
4.5.1 太陽電池パドル系とのインタフェース.....	39
4.5.2 バッテリ	40
4.5.3 電力の制御	44
4.5.4 電力の分配	48
4.5.4.1 電力分配形態.....	48
4.5.4.2 電力分配ハーネスの動作温度	49
4.5.4.3 インラッシュ電流／アウトラッシュ電流.....	49
4.5.4.4 電力分配諸元の規定.....	49
4.5.5 保護	51
4.5.5.1 概要	51
4.5.5.2 電源系内の保護	51
4.5.5.3 他サブシステムと関係した保護.....	53
4.5.5.4 地上装置の異常に対する保護	55

5. 設計の検証.....	56
5.1 全般.....	56
5.2 品目の定義と制約条件.....	60
5.2.1 構成と構成要素.....	60
5.2.2 インタフェースの定義.....	60
5.2.3 共通的設計標準.....	63
5.3 電力供給能力.....	66
5.3.1 要求電力プロファイル.....	66
5.3.2 電力源の所要サイズ.....	67
5.4 電力供給特性.....	68
5.4.1 バス電圧.....	69
5.4.2 電圧安定度.....	69
5.4.3 リップル及びスパイク.....	69
5.4.4 出力インピーダンス.....	69
5.4.5 過渡特性.....	70
5.5 電源系.....	70
5.5.1 太陽電池パドル系とのインタフェース.....	70
5.5.2 バッテリ.....	70
5.5.3 電力の制御.....	73
5.5.3.1 単体試験.....	73
5.5.3.2 組み合わせ試験.....	74
5.5.3.3 システム試験.....	74
5.5.4 電力の分配.....	76
5.5.5 保護.....	76
5.5.5.1 概要.....	76
5.5.5.2 電源系内の保護.....	77
5.5.5.3 他サブシステムと関係した保護.....	78
5.5.5.4 地上装置の異常に対する保護.....	78
付録—I 設計概要（参考資料）.....	79
I.1 全 般.....	79
I.2 システム検討事項.....	82
I.2.1 軌道.....	82
I.2.2 宇宙機形状.....	82
I.2.3 要求電力プロファイル.....	83
I.2.4 寿命要求.....	84
I.2.5 設計制約条件.....	84

I .3 電力供給能力	85
I .3.1 概要	85
I .3.2 電力収支解析	86
I .3.3 各開発段階の関連作業	89
I .4 電力供給特性	91
I .4.1 バス電圧	91
I .4.2 安定化バス／非安定バス	92
I .4.3 電磁適合性との関係	93
I .5 主要構成要素	95
I .5.1 バッテリ	95
I .5.2 電力制御	102
I .5.3 電力の分配	112
I .5.4 保護	115
I .5.5 その他	117

1. 適用範囲

本設計標準は、宇宙航空研究開発機構（JAXA）が開発する宇宙機の電源系設計に適用することを目的として制定されたものである。本設計標準の内容は、宇宙機電源系の設計及び開発に対して適用すべき主要要求事項を規定するものである。

2. 適用文書

JERG-2-200	電気設計標準
JERG-2-200-TM001	信号インタフェース例
JERG-2-211A	帯電・放電設計標準
JERG-2-212	ワイヤディレーティング標準
JERG-2-213A	絶縁設計標準
JERG-2-215A	太陽電池パドル系設計標準
JMR-001 B	システム安全標準
JMR-002B	ロケットペイロード安全標準

3. 用語、定義及び略語

3.1 用語の定義

以下に、本設計標準に用いられる用語の説明及びその定義を示す。

(1) アウトラッシュ電流 Outrush Current

機器から一時的に出力される大電流のこと。太陽電池、バッテリー、キャパシタ等、エネルギー源特有の性質。

(2) アナログ方式 Analog Type

電力制御の方式で、制御要素をリニア領域で使用する。

(3) （地球） アルベド Albedo

太陽から入射する光の強さに対する地球からの反射光の強さの比で、様々な要因で大きく変わる。低高度軌道宇宙機では熱入力等として無視できない。

(4) 安定化バス方式 Regulated Bus

負荷に供給されるバス電圧が電源系によりほぼ一定に維持されているバス方式。

(5) アンビリカルケーブル Umbilical Cable

ロケットとAGE（地上支援装置）を電氣的に結合するためのケーブルで、ロケット

発射時の所定の時期に離脱する機能を有するもの。外部電源からロケットや宇宙機に電力を供給する他、打上げ作業に必要な各種信号を伝送する。

(6) インラッシュ電流 Inrush Current

機器に電源を投入したときに、一時的に機器に流れる大電流のこと。単にラッシュ電流もしくは突入電流ともいう。

(7) エネルギー密度 Energy Density (Specific Energy)

電源系（バッテリー/セル等）の性能指標の1つで、質量又は容積当たりの蓄積エネルギーを示す。単位はWh/kg、Wh/リットルで、前者を“Specific Energy”、後者を“Energy Density”と区別して使用する場合がある。また、バッテリー/セルでは実運用での放電エネルギーを対象とし、放電深度を乗じて“Usable Specific Energy”や“Usable Energy Density”を示すこともある。

(8) 外部電源（又は射場外部電源） Ground (Umbilical) Power

ロケットの発射直前までアンビリカルコネクタを介して宇宙機に電力を供給する地上電源。一般に宇宙機のバス機器用の電力やバッテリーの充電電力を供給する。

(9) 影対策用バイパス Shadow Diode

影の生じるソーラーアレイのアレイ回路に、セルの直列方向に逆極性で並列に接続したダイオードで、影の落ちた太陽電池セルをバイパスして、アレイ回路の電流を流す他、影の落ちたアレイ回路の発熱等を抑制する。

(10) 火工品 Pyrotechnics

火薬、爆薬を使用目的に応じて加工したもので、本標準では、ブリッジワイヤを内蔵し、電気信号で起爆するもの { Electro-Explosive Device (EED) } をいう。

(11) 過充電 Overcharge

完全に充電された後に更に充電すること。密閉型バッテリーの場合、電流、温度などで、規定した範囲における耐過充電性能を有する。範囲を越える過大な過充電は寿命特性を低下させる。

(12) 過放電 Over-Discharge

設計で許容する放電深度以上にバッテリーを放電すること。更に放電すると逆充電に達する危険性がある。

(13) 活性化 Conditioning

保管後や長期的に（放電等）使用しない状態の後、規定の充放電を行ってバッテリー

を使用可能な状態にすること。

(14) 擬似ソーラアレイ電源 Solar Array Simulator

ソーラアレイのBOL、EOL 等の電圧－電流出力特性を擬似し、地上試験においてパネルに代わり宇宙機に電力を供給する地上支援装置。

(15) 逆充電 Reversal Charge

バッテリーを構成するバッテリーセルに容量のバラツキがあると、バッテリーは放電電圧を維持した状態でも、放電を続けることで、容量の少ないバッテリーの極性が反転すること。逆充電反応は、バッテリーセル内部に不可逆な変化、ガス発生等を起こす危険性がある。

(16) キャント Cant

パネル面の延長面内にパドル軸が含まれていないようなパドル形状をいう。

(17) 許容放電深度 Allowable Depth of Discharge

システムとして要求される寿命等を満足するために規定する最大の放電深度。一般的には100%を使用することは不可能であり、電池性能及び軌道により異なる。

(18) 軽負荷モード Light Load Mode

電源系からの電力供給が困難な場合に強制的に搭載機器の負荷電力を最小にするモード。

(19) 公称容量 Nominal Capacity (Rated Capacity若しくはName plate Capacityも使用する。)

電池容量の表示に用いる呼称値で、一般に規定された温度と充放電条件での初期容量の80～90%程度の値が用いられる。放電深度や充放電率の設定標準に使用され、定格容量とも言う。単位は“Ah”である。

(20) コールドローンチ Cold Launch

ロケットの飛行中に宇宙機の各機器に電源が投入されていない状態での打上げ。

(21) シーケンシャル方式 Sequentially Control Type

制御要素等を順序付けて制御する方式。例えば、ソーラアレイを複数のアレイ回路に分割し、各アレイ回路にシャントを設けて順序付けて制御する方式。

(22) 自己放電 Self Discharge

外部回路に電流が取り出されることなく、電池の容量が減少すること。一般に高温ほど減少率が大きい。

(23) シャント (レギュレータ) 方式 Shunt (Regulator) Type

ソーラーアレイの出力電流を制御要素に分岐 (シャント) し、シャント電流を電源バス電圧が所定値となるように制御する方式。ソーラーアレイ出力端と負荷は制御要素を経由せず電力供給ラインで直結 (Direct Energy Transfer) される。

この方式は電力源の余剰電力を処理するものであり、商用電源の電力レギュレータでは一般的でないが、基準電圧を得るための単純な定電圧 (ツェナー) ダイオード回路が本方式の例に相当する。

(24) 充放電比 Charge/Discharge Rate

充電電流、放電電流を時間率や公称容量を用いて表示すること。t 時間率とは公称容量を t で割った電流値に相当し、公称容量 “C” を用いて “C/t” と表示する。C/D 比ともいう。

(25) シリーズ (レギュレータ) 方式 Series (Regulator) Type

ソーラーアレイから負荷側への電力供給ラインに制御要素を直列に挿入し、ソーラーアレイ端出力電圧と所定の電源バス電圧との差分を制御する方式。

この方式は、商用電源用に広く用いられ、制御素子に関してアナログ方式では、電圧の降下分を調整することになるので、ドロップ (Dropper) と呼ばれることがある。

(26) スイッチング制御方式 Switching Control Type

電力制御の方式で、制御要素を ON/OFF 領域で使用する。アナログ方式に対して、デジタル方式と呼ぶこともある。

(27) スニーク回路解析 Sneak Circuit Analysis

意図しない機能の発生や望ましい機能の抑制などの原因となる電流の流れやステータスの変化等を引き起こす潜在的状態 (スニーク回路という) を識別、除去しシステムの安全性、信頼性を確保する手法。スニーク回路は、電源やリターン等のオンオフ、切り替え、機器接続の変更、コネクタの着脱時等に発生しやすい。

(28) スラスタプルーム Thruster Plume

スラスタより噴射された高温ガス粒子の流れ。ソーラーアレイ、サーマルブランケット、光学センサー等の宇宙機外部に露出した部分を汚染する要因になる。

(29) ソーラーアレイ Solar Array

太陽電池パドルの発電回路の総称。

(30) ソーラーシミュレータ Solar Simulator

AM0 (Air Mass Zero) 太陽光の照射光強度及び分光放射分布を模擬・発生する人工の光源。人工太陽放射源または擬似太陽光源ともいう。

(31) 太陽定数 Solar Constant

地球が太陽からの平均距離にある時、地球大気の上端（地表から高度約80km 以上）において、太陽光線に垂直な単位面積が単位時間に受ける太陽放射エネルギーでAM0 と呼ぶ。詳細はJERG-2-141宇宙環境標準による。地球周辺の太陽光は、地球－太陽間の距離変動により、太陽定数に対して±3% 程度の季節変動（ほぼ＋冬至／－夏至）を呈する。このため、ソーラーアレイの出力は、一般にEOL の夏至付近が最低になる。従って地球周辺での太陽光強度の最大/最小値は、太陽定数不確定性を含め $(1366 \pm 10 \text{ W/m}^2) \times (\text{太陽-地球間距離変化季節変動})$ となる。他惑星の太陽輻射量は地球を1として、水星6.7、金星1.9、火星0.43、木星0.04、土星0.01 程度である。

(32) 太陽電池パドル Paddle

太陽電池とそれを支持する構造体の総称で、宇宙機から船の櫂状に突き出している形からこの名称がある。

(33) 多数決冗長 Majority Vote Redundancy

冗長系構成の一つ。単純な並列冗長ではどちらの出力が正常であるか判断できない場合に採用される。電源系では、電圧制御の電圧検出部に用いられ、3 つの検出部の出力を多数決回路で判断する構成が一般である。この場合、1 つの検出部の故障は許容される。

他の例として、搭載計算機があり、故障許容台数により、3 台、5 台などの多数決構成をとる。このような冗長構成では、事前に個々の機能が正常であることを確認する手段を用意しておく必要がある。また、複数の入力を多数決判断する機能の故障は致命的になり得る。

電源系では主にバス電圧制御のエラーアンプ回路で用いられる。

(34) 蓄積エネルギー Stored Energy

充電完了した状態からバッテリー若しくはバッテリーセルが規定の放電電圧以上で放電できるエネルギーをいう。単位はWh であり、平均放電電圧と容量の積で算出される。

(35) チャージ（充電）アレイ Charge Array

太陽電池セルの電圧－電流特性の電流（制限）領域を活用して充電電流を所定値に

設定する充電制御方式。充電電流の比較的低い静止軌道宇宙機ではよく採用される。

(36) デッドバンド Dead Band

充放電制御やソーラーアレイ出力制御の動作領域の間に、動作が有害に干渉しないよう設定される制御の非動作領域。一般的な制御理論で類似する用語として「不感帯」があるが、これは制御要素の非線形特性の一つを言う。なお、充放電制御やパネル出力制御を制御要素と見た総合的な電力制御の観点では、不感帯と同義になる。

(37) DC/DC コンバータ DC/DC Converter

直流電力の入力電圧について制御素子をスイッチング方式で動作させて、異なる直流出力電圧に変換する回路や装置。スイッチングで直流電力が交流に内部で変換され再度直流に変換され、出力される。出力電圧が複数の場合も多く、宇宙機では数十ボルト以上の入力電圧から、IC、オペアンプ、TWT などの電子部品の動作に適当な出力電圧を得る機能に不可欠なものである。入出力が絶縁されている絶縁型と、非絶縁型があり、電気設計標準の規定等から、電源系以外の機器では一般に絶縁型が要求される。

(38) 電力供給バス (Primary) Power Bus

ソーラーアレイとバッテリー、及びこれら電力源の電力制御機能を連係動作させるライン。

宇宙機の所要電力は、このバスから電力分配機能を經由して供給される。

(39) トランジェント Transient

過渡特性で、定常状態から他のモードへの移行時等に発生する電圧／電流変化をいう。また、他のモードとしては、異常時外乱、試験時外乱によるトランジェントも含む。

(40) 二次電池 Secondary Cell

充電により繰り返し使用可能な電池 (Rechargeable Cell) をいう。

(41) パーシャルシャント方式 Partial Shunt Type

シャントタップを太陽電池セルストリングの中間から取り出し、シャントの対象セル段数を少なくすることによって、シャント電力を小さくし、処理電力の低減を図る方式。

(42) バッテリシミュレータ Battery Simulator

バッテリーの充放電電圧特性を擬似し、バッテリーの充電状態に依らず、地上試験で充放電制御の評価を行なう地上支援装置。

(43) バッテリ充電方式

(a) 定電流充電

一般にバッテリ充電電流を一定にして充電する方式を言う。

(b) 定電圧充電／テーパー充電 Taper Charge

一般にバッテリ電圧を一定にして充電する定電圧充電に相当する。定電圧充電状態では、通常、充電電流が指数関数的に減少することから呼称される。

(c) トリクル充電 Trickle Charge

バッテリの自己放電を補い、常に高い充電状態になるように、連続的にまたは間欠的に微少電流で充電しておくこと。

(44) バッテリセル Battery Cell

バッテリを構成する個々の電池。一般にセルとも言う。

(45) 非安定バス方式 Unregulated Bus

負荷に供給されるバス電圧が比較的大きく変動するバス方式。

(46) 非点火型アクチュエータ Non Explosive Actuator

火薬や爆薬を用いた火工品ではなく、電気信号により機械装置（メカニズム）を動作させるもの。

(47) 比電力（又は比出力） Specific Power

電源系（電力制御器、太陽電池パドル/セル、DC/DCコンバーター等）の性能指標で、質量当たり又は体積当たりの出力電力を示し、単位はW/kg、W/m³。なお、バッテリについても、質量当たりの比電力を性能指標に使用することがあり、この場合は使用条件（放電深度、放電時間）が関係する。

(48) V/T カーブ V/T Curve

バッテリに過大なストレスを加えず充電するため、バッテリ電圧が規定値に達した後、充電電流を低減させるが、その電圧の規定値を示す。規定値はバッテリの温度特性を考慮して温度補償されることから“Voltage-Temperature Curve”と呼ばれ、その略称である。V/T レベルとも言う。

(49) 複数（マルチ）バス構成 Multiple Power Buses

電源系統（電力供給バス）が複数で、系統毎に負荷側に電力を供給する構成。各系統は必ずしも同一の構成や特性でない（負荷に適した異なるバス電圧を供給するなどの）場合もある。

(50) ブーストコンバータ Boost Converter

DC/DC コンバータの一種で、入力電圧より高い電圧に変換する回路・装置。安定化バス方式の放電制御機能によく用いられ、効率等から一般に非絶縁型が採用される。

(51) フル充電 Full Charge

バッテリーを完全充電状態まで充電すること。なお、迅速に充電を進める充電値をフル充電電流（Full Charge Current）と言う。セル単体の評価試験などを除き、実運用条件ではフル充電電流でフル充電状態まで充電を継続すると、温度上昇等により不必要なストレスをバッテリーに与えるので、充電状態を監視して充電電流を低減する。

(52) ブロッキングダイオード Blocking Diode

電流の逆流を防止するためのダイオードで、逆流防止ダイオードとも言う。並列に接続されるソーラーアレイやバッテリーの出力端に付けられる。

(53) フローティングバス(方式) floating bus

バッテリーを直接もしくはダイオードを介して電力供給バスに接続する方式。昇圧または降圧コンバータを介する安定化方式とは異なり、バス電圧はバッテリー電圧に強く依存する。

(54) 放電深度 Depth of Discharge

バッテリー若しくはバッテリーセルの公称容量に対し、放電（電気）量を百分率で表したもの。DOD ともいう。また、充電完了状態（満充電状態）に対する実際の充電状態を百分率で表したSOC（State of Charge、残存容量）もバッテリーの状態を示す指標としてしばしば用いられる。

(55) ホットロンチ Hot Launch

ロケットの飛行中に宇宙機の各機器に電源が投入されている状態での打上げのことをいう。

(56) ボンディング Bonding

雷放電、静電気、電撃等の事象に関わる事故を防ぎ、電磁干渉を抑制するため、機器とシステム構造体との導電性を保つこと。

(57) 満充電 Fully Charged Condition

バッテリーが完全に充電された状態。充電手順などには、一般に満充電に達したことを判断する基準が示される。

(58) メモリ効果 (又はメモリ作用) Memory Effect

バッテリーが、使用条件や履歴等により、放電時において通常より低い放電電圧を示す現象。この現象はリコンディショニングを行うことにより除去が期待できる。

(59) UVC 機能 (下限電圧制御機能) Under Voltage Control

バッテリーの過放電を防ぐために、バッテリー、バッテリーセル、バッテリーセルグループなどの端子電圧をモニタして端子電圧が一定値以下になった時に負荷電力を軽くする機能。

(60) 容量 Capacity

充電の完了した状態からバッテリー (バッテリーセル) が規定の放電電圧 (例えば1.0V / セル) 以上で放電できる電気量で、実容量と言うこともある。単位は“Ah”である。

(61) リコンディショニング Reconditioning

メモリ効果により二次電池の放電電圧や容量が低下、又はそのような現象が予測された時、微小電流で一時的に放電深度を深く放電させ、バッテリー特性の回復を図ること。

(62) リプル Ripple 及び スパイクノイズ Spike noise

バス電圧に重畳する周期的な電圧の変動をいう。

(63) ロックアップ Lock-up

ソーラーアレイ、充放電制御、負荷等の特性の交点で決まるソーラーアレイの動作点が適切な位置に遷移せず、ソーラーアレイの出力電力だけで負荷電力や充電電力が供給できるはずの日照時に放電制御が動作するような状態になること。負荷電力の調整 (低減) などにより正常な状態に遷移させるなどの方策が取られる。

3.2 略語・記号

[略語（アルファベット順）]

• AGE	Aerospace Ground Equipment	地上支援装置
• AM0	Air Mass Zero	真空中（大気減衰のない）太陽定数
• BOL	Beginning of Life	寿命初期
• DOD	Depth of Discharge	放電深度
• EMC	Electro Magnetic Compatibility	電磁干渉適合性
• EOL	End of Life	寿命末期
• EPS	Electrical Power Subsystem	電源系（サブシステム）
• ESD	Electrostatic Discharge	静電気放電
• FMEA	Failure Mode and Effects Analysis	故障モード及び影響解析
• FMECA	Failure Mode, Effects, and Criticality Analysis	故障モード、影響、及び致命度解析
• GEO	Geosynchronous Earth Orbit	静止軌道
• ICD	Interface Control Documentation/Interface Control Drawing	
• LEO	Low Earth Orbit	低高度地球周回軌道
• LLM	Light Load Mode	軽負荷モード
• SOE	Sequence of Event	時刻とイベントの対応表
• UVC	Under Voltage Control	下限電圧制御

[記号]

- Ah：電気量の単位。電流と時間の積（Ampere-Hour）でバッテリーの容量等の単位として使用する。

電気量の単位であるクーロンとは1Ah＝ 3600 クーロンの関係。

- C：公称容量を用いて充放電率を表示する記号。

- Wh：エネルギーの単位。電力と時間の積（Watt-Hour）で、バッテリーの放電エネルギーや蓄積エネルギー等の単位として使用する。

バッテリーの放電エネルギーは、放電電気量と（平均）放電電圧の積となる。

エネルギーの単位であるジュールとは1Wh＝ 3600 ジュールの関係。

4. 設計要求

4.1 全般

宇宙機電源系は、全ミッション期間にわたって、宇宙機が必要とする電力を所定の電圧諸特性内で、中断無く供給することを役割とする。この要求を実現する電源系の設計に際し、考慮すべき定義、固有の特性、設計制約条件及び関連検討事項を以下に述べる。

4.2 品目の定義と制約条件

4.2.1 構成と構成要素

宇宙機電力系の構成概要例を図 3.2-1 に示す。本文書では、計装系のうち電源に関わる部分及び太陽電池パドル、負荷機器に対してはインタフェース要求に関わる部分までを対象範囲とし、電源系と定義する。但し、本文書で要求する電源系性能要求としては、電源出力インタフェース点とする。尚太陽電池パドル系については、JERG-2-215 による。

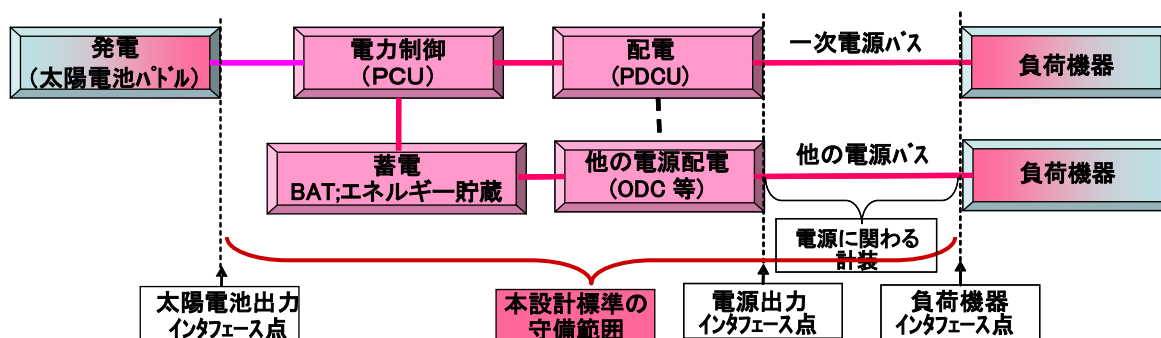


図 4.2-1 電源系構成例概要図

電源系は、図 4.2-1 に示す様に主に次の機能から構成される。

- (1) 電力制御機能（余剰電力制御、バス電圧制御、バッテリー充放電制御を含む）
- (2) 蓄電機能
- (3) 電力分配機能（火工品電力供給、他の電源バス^{*注1} 電圧変換を含む）
- (4) 上記に係わる保護・故障・異常の制限機能（これは上記3機能構成の中の機能として実現される。）

注 1) 「他の電源バス」とは、過去に使われた電圧の電源バス（28V, 50V 等）を言う。

上記機能を実現する為の具体的な電源系アーキテクチャ（バス電圧、安定/非安定バス方式、複数バス方式等の選定、ハードウェア、ソフトウェア構成要素の設計、及び具現化手法（回路方式）等）については、宇宙機ミッションレベルでの要求と制約に照らし合わせて選定すること。選定の例としては、以下の様なものがあげられる。

- ・電力制御機能

（ソーラーアレイ発生電力・電圧制御方式）

- a. シリーズ制御方式
- b. シャント制御方式（デジタルシーケンシャルフルシャント方式、アナログ
パーシャルシャント方式）
- c. ピークパワートラッキング制御方式

（バッテリー放電方式）

- a. フローティング方式
- b. 昇圧または降圧コンバーター安定化方式

（バッテリー充電方式）

- a. チャージアレイ方式
- b. 充電レギュレータ方式

- ・蓄電機能

（蓄電要素の選定）

- a. ニッカドバッテリー
- b. ニッケル水素バッテリー
- c. リチウムイオンバッテリー

- ・電力分配機能

以下の様な機能を有する。

- a. 過電流保護機能
- b. 複数バス分離結合機能

- c.バックボーン分配方式の場合、バス切替機能
- d.その他（ON/OFF 切替え、電流モニタ）

— 関連検討事項—

電力制御機能分類のうちピークパワートラッキング方式を選択する場合には、ソーラーアレイ V I カーブ上での動作点の把握が難しく、ソーラーアレイ自身の電圧・電流テレメトリを用いて軌道上劣化に対応する最大発生可能電力の予測・管理を実施することが困難である。軌道上でのソーラーアレイ発生可能電力の予測・管理が要求される宇宙機においては、モニタセルの搭載等による予測・管理の対応を採ることを推奨する。

4.2.2 動作モードと遷移条件

選定した電源系の動作モードとその遷移条件を明確にすることとし、構成要素の動作状態との関係、テレメトリデータ・ステータスによる確認方法等を明確にし、後述する特性等の規定が明確となるようにすること。以下に関連検討事項として動作モード例を示す。

— 関連検討事項—

電源系の動作モードの定義は後述する特性等の規定が明確になるように記述する。また、動作モードの例を以下に示す。

- ・ 打上時

地上装置による充電、外部電源からバッテリーへの切替、コールドローンチ時のバッテリーのオフ／自動投入など。

- ・ 遷移軌道時

火工品点火、パドル展開、軌道・姿勢変更など。

- ・ 定常軌道時

充電（定電流／定電圧／電圧制御／トリクル充電）、シャント動作、リコンディショニング／バッテリーオフ、半影時・食時の放電など。

- ・ 保護機能作動時

負荷の異常、UVC、バッテリー温度の異常など。

また、特殊な用語、略語等を使用する場合、その定義を示すこと

4.2.3 インタフェースの定義

電源系と宇宙機システム及び関連サブシステム等とのインタフェースを定義し、要求事項、制約事項、共通的設計標準、インタフェース FMEA に関わる情報等を規定する。これらは、宇宙機システムでは、ICD（Interface Control Document/Drawing）などの文書にまとめられ統括して管理される。

(1) 電氣的インタフェース

a. 電力供給

電力供給を行うバス電源ライン（冗長ラインも含む。）に関して、すべての機器とのインタフェース（リレー、ヒューズ及びカレントリミッタの有無を含む。）系統図(入出力回路含む)並びに各機器の供給電力の平均値、ピーク（発生要因、周期、時間幅等を含む。）、トランジェント電流(ON/OFF時、動作モード切替時)を規定する。電源系の構成要素の消費電力については、同様な諸元について、別途規定する。

電力供給の特性は、バス電圧規定点のほか、負荷側の入力端電圧を規定する。また軌道上の供給特性のほか、地上試験では避けられない 0 V からの電源投入及び緊急時等の遮断におけるトランジェントも規定する。

電磁適合性と電力制御の設計解析のため、負荷側の電源入力インピーダンスを提示させること。

— 関連検討事項—

電力供給に対する規定は、電源系・電力分配の設計要求であり、設計段階における上限を規定し、その後の開発段階による電力供給レベルの更新が上限以内であることを確認するための基準とする。関連して、要求電力プロファイルの源泉データとなる供給（消費）電力は、システムの配分項目として、別途、表(電力管理表等)を用いて規定・管理し、備考に設定の根拠（予測／実測等）を明記して、開発段階の進捗で、規定値の更新と共に記述の見直しを行うことが望ましい。

供給特性の規定は、電力供給バス出力特性のほか、負荷側インタフェースとの整合に留意するため、システムハーネスのラインドロップを考慮して設定する。また、地上試験における電源投入時や遮断時の条件も別途規定して、電源の投入／遮断で機器の損傷やステータスが変化するなどの事態を防止する。なお、地上支援装置の

設計では、実運用時に発生しない過大な突入電流が電源系機器に加わらないよう考慮する。

b. テレメトリ／ コマンド

テレメトリは、機能動作、性能、機器動作のヘルスチェック及び供給電力の流れ（電力制御、蓄電及び負荷電力供給）をモニタ出来る項目を選定することとし、全てのテレメトリ諸元（アナログ／ディジタルの区別、サンプリングレート、精度等）及び内容を明確にすること。 電源系動作を設定するコマンドに対しては、実行結果（動作状態変化）を把握し得るベリファイテレメトリを出力すること。 特に重要な項目に対しては、テレメトリの冗長化若しくは他項目によるクロスチェックが可能である様考慮すること。

コマンドに於いては、コマンド諸元（ディスクリート、シリアルの区別、パラメータ設定精度・設定範囲等）及び内容（コマンドによる設定機能動作）を明確にすること。 また、単一コマンドにより電源系にダメージ若しくは回復不可能な状態に至るコマンドを排除すること。また、禁止コマンド等があれば明確にすること。

電源系自動判断機能（過電圧、過電流保護機能等）の動作状態については、その動作を確認し得るテレメトリ出力及びコマンドによるリセット機能を配慮すること。

テレメトリ／コマンド項目設定標準と電氣的インタフェースの詳細は、信号インタフェース例(JERG-2-200-TM001)、各宇宙機の電気設計基準書、テレメトリコマンド設計基準書等の規定に準ずること。 また、テレメトリ／コマンドはシステム配分項目であり、その規定と合致していること。

以下に電源系として出力が推奨されるテレメトリ項目をあげる。

- ・ 電源系の全ての機能設定・動作ステータス及びオンオフステータス
- ・ メインバス電圧（二次電源バス電圧も含む）
- ・ バス電圧エラーアンプ出力信号
- ・ 総負荷供給電流（負荷挙動を把握するのに十分な分解能であること。 要すれば、複数の負荷供給グループに分割し、各々の負荷供給電流を取得すること。二次電源バス電流についても同様。）
- ・ シャント電流、シャント駆動信号

- ・ソーラーアレイ総発生電流（R T N側電流を検出する場合には、負荷供給電流・シャント電流及びバッテリー充電電流値から、構体短絡電流を算出可能である。）
- ・バッテリー電圧（必要に応じバッテリーセル個別又は単位グループ電圧）、バッテリー充電電流
- ・Ni-H2 バッテリーの場合、バッテリーアセンブリ毎に少なくとも1 バッテリーセルの内圧
- ・各構成要素（コンポーネント）の規定点温度あるいは代表点温度（ICD 等の規定によらず、コンポーネントの熱評価を有効且つ精度良くできるように配慮した計測点温度）、バッテリーアセンブリではアセンブリ内代表点温度（主冗長構成が望ましい）

c. 制御信号

電源系と他サブシステムとの制御信号に関わるインタフェースについて、その機能、分界点、信号の電気的特性・送受回路、総合的な系統・動作等を規定する。また、統合化設計等により、他サブシステムに属するアルゴリズム処理コンポーネントが、電源系テレメトリに基づいて、電源系機能に係わる制御を行う設計もあり、これらの制御信号についても系統・動作を規定すること。但しこの場合個別の制御信号ではなく、オンボードでのコマンドによる動作制御となる設計も有るが、機能としては「制御信号」のカテゴリのなかにおいても明確に規定すること。

制御信号には、例えば次のようなものがある。

- ・LLM 信号
- ・宇宙機分離信号
- ・太陽電池パドル展開信号
- ・バッテリー充電電圧制御（V/I 制御）^{注2}
- ・バッテリーリコンディショニング制御^{注2}
- ・バッテリー過温度保護^{注2}
- ・ヒータオンオフ制御^{注2}
- ・バッテリー過電圧保護^{注2}

注2）統合化等により、従来電源系のハードウェアで実現していた機能を、計算機のソフトウェア処理または他サブシステムの処理により実現した機能に漏れない様に確認すること。

— 関連検討事項—

これら複数サブシステムの関連・連係する信号の管理はシステムレベルで行われるが、特に一つのサブシステムの設計変更などについて、関連サブシステムへの影響、総合的な機能の確保等が迅速且つ適切に判断できるよう、関連サブシステムの規定等においても総合的な視点から関連事項を規定すべきである。

これら制御信号の試験時に必要な擬似信号の発生方法等を設計段階から考慮しておくこと。

d. 火工品機能

点火電力の供給源からの火工品（またはNEA）までの全系統（冗長系を含む）を、電源系の分界点、宇宙機接地との関係を含めて規定する。

また、系統内の電力源・火工品・リレー・帯電防止抵抗等の主要諸元、バッテリーとODC入力電圧、点火電流・供給時間幅及び点火に至る動作シーケンスを規定すること。

また、ロケットペイロード安全標準（JMR-002B）等の設計標準の規定に従い、安全性設計を行うこと。

e. 接地

電力供給バスラインのリターンは、原則として宇宙機構体に単一点で接地すること。接地に関連する要求の詳細は、電気設計標準(JERG-2-200)に準拠すること。

一次バスリターンの一点接地を電源系で落とす場合、EMC上リップルやノイズレベルを助長させることがないように、一点接地を行う構成要素と内部の接地点の配置を選定し、さらに接地の強化策を講ずること。

なお、構造体を電力リターン路として用いる場合には、一次電源リターンと構体間の接続線は異常時外乱時の最大電流を通電できるものとする。

— 関連検討事項—

接地は宇宙機構体に対して電位の不定個所を除き、かつ宇宙機構体に浮遊電流が流れないように設計される。接地の不良は、帯電（最悪放電）による誤動作などの原因になる。帯電及び放電の影響はEMC 試験の一環としてESD試験により調査

されることがある。

f. 地上支援装置

地上支援装置とインタフェースを有する宇宙機電源系の全ての項目について、構成要素毎の系統図と内容、諸元（電圧電流範囲、信号形態、精度等）を、アンビリカルケーブルと試験用ケーブルとに区別して規定する。また各項目のリターンラインに関して、地上支援装置の接地及び宇宙機構体接地との関係を系統的に示すこと。さらに、各地上支援試験や打上時におけるこれらの使用状況・形態と非使用時の処置を示すこと。

電力供給に関する地上支援装置では、過大な突入電流、故障や操作ミスによる過大電圧の印加、バッテリー電力の逆流などを防ぐ処置を施し、宇宙機に被害を与えない設計であること。供給電圧の制御で電圧のリモートセンシングを行う場合、その接続に異常が発生した場合に対するフェイルセーフ設計が必要である。電力の投入、遮断により搭載機器のステータス等が変わる場合、地上側やマニュアル操作で対処せず、原因を調査して機器設計に反映すべきである。

また、電源系のバス電圧制御特性を評価するためにはソーラーアレイ擬似電源が必要であり、ソーラーアレイ回路とのインタフェースとソーラーアレイの V-I 特性を模擬したものとする。

— 関連検討事項 —

地上支援装置とのインタフェースは、試験や打上げ時の電力供給及び電源系の状態設定（例えば、バッテリーの ON/OFF）に必要な項目だけでなく、電源系の総合的な性能の確認を可能とする項目を考慮すること。各項目の電源系の機能構成との関係を明記することが望ましい。なおバッテリーの ON/OFF では、アンビリカルケーブルの制約から一つの指令で全てのバッテリーの状態を設定できるよう設計されるが、その指令の宇宙機受け側の内部故障が致命的（バッテリーがオフに固定等）にならないよう留意する。

また、地上支援装置からバッテリーの充電を行う場合、リチウムイオン電池については過充電に対する安全性確保の目的から、試験コンフィギュレーションも考慮して、セル毎の電圧モニタと過電圧・過電流保護対策をとった試験ができるように設

計段階から留意すること。

接地に関しては、試験設備や射場設備の系統を十分把握して、計測データのエラー防止、電力供給リターンの明確化、感電防止、雷対策等を行うこと。また、射場での電力供給（特に射点）においてはアンビリカルラインインピーダンスによる影響を考慮すること。

地上支援装置側（ケーブルを含む。）の短絡等の故障に対して、信号ラインでは保護抵抗等の配慮が取られるが、電力供給ラインでは難しいことから、地上側で対処する必要がある。この際、操作手順で対処することを避け、装置の設計に反映すべきである。

また、逆流防止等でダイオードを用いる場合、その発熱に十分配慮する。

g. 電源系内

電源系の構成図を参照し、構成要素間の全インタフェース項目について、介在するハーネスやスリッピング及びスリッピングを通したシャント動作アレイ対応（所定のシャント順序、シャント駆動素子対応のアレイシャント動作）等も含めて規定する。詳細な諸元は、別途管理文書などに規定する。

— 関連検討事項 —

ソーラーアレイやバッテリーについては、出力電力等の規定点やその電圧、電流の範囲などを明記すること。ソーラーアレイ出力制御などでは、制御要素と制御信号処理部が別々の構成要素となる場合が多く、そのインタフェースは制御系の総合的動作の面から規定することが必要になる。ソーラーアレイと宇宙機の接続等に関わる項目は、地上試験で確認し難い面があり、設計過誤を防止するため、配線の接続、特に極性、リターンと接地の関係等を明確にする必要がある。

(2) 機械的インタフェース

電源系構成要素の宇宙機搭載位置を座標軸を含めて規定する。

また、各構成要素の宇宙機構体との機械的インタフェースに関して、外形寸法、取付部の寸法・基準穴の位置、質量、重心位置、使用材料・表面処理、取付面粗さ、取付面平面度、及び取付方法（ボルト・締付けトルク等）を示す。

各構成要素のコネクタを特定し、宇宙機システムの対応するコネクタとの適合性を明確にする。なお質量と寸法は構成要素の物理特性としても規定され、その規定はシステム配分と合致しなければならない。

(3) 熱的インタフェース

各コンポーネントについて、宇宙機熱設計に必要な熱容量、吸発熱量、放射表面吸収率、熱流束量と熱数学モデル(必要に応じて)及びヒータ電力を規定すること。尚、吸発熱量、熱流束量、ヒータ電力については、動作状態毎に規定すること。

各コンポーネントの(保管輸送、軌道上動作／オンオフ時／非動作時)許容温度範囲、許容温度変化率を示し、熱的クリティカルなコンポーネント(バッテリー等)については、その理由と要求を特記して、その対策(能動的温度制御等)の緒元を示すこと。

インタフェースの基本となる温度規定点を明確にすること。規定点温度はテレメトリにより取得すること。温度テレメトリは規定点温度とすることを基本とするが、発熱が大きいコンポーネントでは内部の熱評価を有効且つ精度良くできるように配慮して計測点(代表点)を決めること。

また射場作業での宇宙機搭載状態におけるバッテリー充電作業では、充電時の排熱環境に対して十分な充電量が確保可能なインタフェースを取り得ることに配慮すること。

特にNi-H₂バッテリーは充電末期の発熱量及び自己放電による発熱量が大きく、十分な充電量を維持するには周辺温度環境を可能な限り低温に維持することが望ましいが、フェアリング空調を含む射場設備の空調能力では、搭載状態のNi-H₂バッテリー充電に十分な温度環境を維持することが難しい場合がある。従って、宇宙機システム設計の段階から、射場充電に対する熱的インタフェース設計に対しては十分な配慮を行うこと。

(4) 機能インタフェース

他系と機能的に(連係／干渉等)インタフェースする項目を列挙し、その機能要求が電源系からの要求事項で有る場合は、その内容と諸元を規定すること。

— 関連検討事項 —

機能インタフェースとして例えば、下記の項目が挙げられる。

- a. 姿勢制御系との火工品点火信号や異常時に関する事項
- b. バス電圧や火工品点火電力以外の（センサ、ヒータ等）電力の供給に関する事項
- c. 宇宙機分離スイッチに関する事項
- d. バッテリ充電電圧制御^{注2}
- e. バッテリリコンディショニング制御^{注2}
- f. バッテリ過温度保護^{注2}
- g. ヒータオンオフ制御^{注2}
- h. バッテリ下限電圧制御^{注2}

注2）統合化等により、従来電源系のハードウェアで実現していた機能を、計算機のソフトウェア処理または他サブシステムの処理により実現した機能に漏れがない様に確認すること。

(5) 作業インタフェース

コンフィギュレーション管理上、構成要素の各々について、品目名、製造番号、シリアル番号などの識別表示を規定すること。また、出荷準備として、引き渡しコンフィギュレーションの指定、履歴管理・取扱関連文書類及び輸送・梱包方法を規定すること。

更に、宇宙機のインテグレーションや試験での特殊な作業、高圧ガス等の法規上の手続き等に係わる支援内容及び作業に関する安全性の留意事項を規定すること。

— 関連検討事項 —

重量コンポーネントについては、軌道上の実運用状態だけでなく、質量・寸法の観点で、地上における作業性も考慮した設計が必要となる。

(6) 地上システム試験及び軌道上における取扱い・運用インタフェース（特に制約条件）
（例）

- ・BAT リレーによる BAT 切離し禁止

- ・BAT 過電圧保護 DIS の禁止
 - ・BAT 過温度保護 DIS の禁止
 - ・BAT 下限電圧保護 DIS の禁止
- 等

4.2.4 共通的設計標準

電源系の構成要素の設計においては、下記の共通的標準を遵守しなければならない。

(1) 電気設計

電源系と各構成要素は、電氣的インタフェースと性能に関する要求を極力単純に効率よく実現し得るよう設計すること。

電力供給及びテレメトリ／コマンドのインタフェースは電氣的インタフェース条件（設計基準書等）に準ずること。故障の波及を防止するようインタフェースを設計すること。

負荷側の電源入力インピーダンス提示を受けて、電源系としての電磁適合性と電力制御の成立性を確認すること。

コネクタピンの配置は、電磁適合性、冗長性を考慮して設定すること。ヒューズの使用、磁気特性の管理は電気設計標準（JERG-2-200）に準じて行うこと。

— 関連検討事項 —

電源系の短絡保護手段としてヒューズを使用しないことを原則とするが、ヒューズ以外の短絡対策が現実的でない場合（例：電解コンデンサや電力トランジスタ等部品、及び電力処理部の短絡対策）には、ヒューズの使用に際しては品種、ディレーティング、冗長性等について設定した基準の準拠、機器外部から実装後のヒューズの良否判定手段の原則的要求が付帯される。

磁気管理等に関して、電源系の設計では以下の事項に留意する。

- a. 電力ラインはツイストペア構成とする。
- b. 原則として電力供給バスのリターンを単一点で接地する（構体をリターンとしない。）。但し、構造体を電力リターン路として用いる場合には、電流ループ及びハーネスインダクタンスが最小となるように宇宙機構体に沿わせて一次電源ホッ

トラインを配線すること。

- c. 磁気を使用する部品（トランス、インダクタ等）では、磁束漏れの少ない構造等を選定する。

(2) 機械設計

各構成要素の構造は、高密度実装を行い、小型軽量化を図ることを基本として設計する。また、所定の環境条件（機械的環境だけでなく熱応力等も含む。）と、これによる使用材料などの特性変化や劣化も考慮し、所定の荷重条件に対して、強度要求、剛性要求を満たすよう設計すること。圧力容器については、所定の保証（プルーフ）圧、破壊（バースト）圧の要求を満足するよう設計すること。

取付方法等は、機械的インタフェース条件（機械設計基準書等）に準ずること。大型で質量の大きい機器、パネル等のシステム構造特性や姿勢系との干渉が予測される機器は、構造モデルを提示して、システムとの結合解析等を行うこと

例として、Ni-H₂ バッテリーは各バッテリーセルヒートパス確保の観点から、バッテリーセルブラケット（スリーブ）を用いてバッテリーセルを個々に立てたコンフィギュレーション設計を行う場合がある。この場合振動モードが複雑となり、またバッテリーセル間ハーネスへのストレスも大きくなることから、システムとの結合解析の結果、要すれば各スリーブを相互に結合する等の機械設計により、バッテリーアセンブリとしての全体剛性確保に配慮すること。

(3) 熱設計

各構成要素は、使用部品等の温度が指定された許容範囲内に入るよう、特に高発熱箇所については、ヒートパスを最小にすることを基本として設計する。

また、所定の環境条件と熱による使用材料等の特性変化や劣化も考慮して設計すること。

機械環境による熱伝導性の悪化等が発生しないように留意すること。

熱設計に係わる取付方法、面粗さ、表面処理などは機械的インタフェース条件（機械設計基準書等）に準ずること。

取付面の温度勾配が大きいコンポーネント、ユニット化電源系、パネルなどの宇宙環境に曝露する機器等では、熱モデルを提示して、システムとの結合解析等を行うこ

と。

また電力ワイヤを含むハーネス束は、JERG-2-212「ワイヤディレーティング設計標準」の規定を満足すること。

— 関連検討事項 —

熱設計では、能動的温度制御の手段としてヒータが用いられるが、電力収支上、EOLでもヒータ電力の多い熱設計は望ましくない。BOLでの最大発生電流値がシャント素子許容温度を逸脱しないよう考慮すること。また、放熱面積設計の観点からは、BOL～EOLのシャント電流値及び熱制御材特性変化を考慮し、過剰設計とならない設計条件の組合せを考慮すること。

(4) 電磁適合性設計

各構成要素は、電磁雑音の発生を極力抑制し、外部からの電磁的雑音に極力影響されないよう設計すること。帯電防止等のため、機器シャーシのほか、熱制御用サーマルブランケット等は、JERG-2-211に準拠したボンディングを施すこと。表面処理に絶縁材を使用する場合、システム側の合意を受けること。

また、電磁干渉の影響を受け易いセンシティブなラインが機器、モジュール間にまたがらない機器/モジュール構成となるように、初期設計（基本設計）段階で機能配分設計を行っておくこと。

電磁適合性の要求は、下記項目について規定される。

- a. 電氣的ボンディング及び絶縁抵抗
- b. 伝導雑音（定常時、トランジェント時）
- c. 伝導感受性(同上)
- d. 放射雑音（電界、磁界）
- e. 放射感受性（同上）
- f. 静電干渉

試験方法は電磁適合性管理文書に規定され、条件としてはワーストケースとなる動作モードを選定して実施すること。（一例として、電圧を対象とする場合はバス電圧上限、電流を対象とする場合はバス電圧下限を採用する。また、周期性あるいはトラ

ンジェント性の雑音を発生する動作モードについても試験を実施する)。

電力供給ラインの受け側のコンポーネントに対する試験では、決められた電力供給側インピーダンスモデルを使用すること。

— 関連検討事項 —

電源系の電力供給特性は電磁適合性の電源ライン・伝導感受性の限界レベルを決定するパラメータであり、一方、電源ライン・伝導干渉雑音の要求は電源系の電力供給特性を決定するパラメータである。従って、電源系の設計は電磁適合性の要求を考慮して進めなければならない。一般的な電磁適合性設計の電源電圧トランジェントに係わる規定では、定常電圧の2倍の高電圧の印加等を要求する場合もあるが、発生要因等を考慮して規定すべきである。また試験時の印加レベルは、試験条件の許容設定公差を含んで電氣的インタフェース条件と矛盾してはならない。

電力供給側インピーダンスモデルの使用に際して、オン時の過渡的な突入電流などは、その入力側に接続した電源容量が影響する。従って、負荷側入力回路を含めた電力供給側インピーダンスモデルを用いて、負荷側入力回路と電源系側出力回路との間の整合性を設計段階で評価し、システム試験で不整合や不具合が発覚することのないようにすることが必要である。また、電源系の場合は、負荷変動や負荷故障に発生するバスラインのトランジェント電圧が、定常時外乱や異常時外乱要求における印加レベル以内に抑えられていることの確認も必要。

(5) 環境条件

各構成要素の環境は、試験、保管、輸送、打上から軌道投入、及び軌道上の各段階で次の項目に関して定める。これらは耐環境設計の基準として規定される。

- a. 温度 (地上以外は、熱的インタフェースに準ずる)
- b. 圧力 (地上から宇宙空間の高真空状態まで。)
- c. 湿度 (地上：一般に相対湿度60%以下)
- d. 清浄度 (地上：一般にISOクラス8 (クラス10万)以上)
- e. 音響 (露出部に適用)
- f. 加速度 (定常加速度成分と低周波振動加速度成分を含む。)
- g. 振動 (正弦波、ランダム：搭載位置によりレベルは異なる。)

- h. 衝撃（主に宇宙機分離、火工品点火に伴う衝撃：搭載位置によりレベルは異なる。）
- i. 放射線（打上から軌道上）
- j. 露出部環境（音響は除く。）

宇宙機外部に露出するものについては、フェアリングからの熱放射、自由分子流加熱、ロケット等からの熱放射や噴射加熱、原子状酸素、メテオロイド／デブリ、太陽光放射、地球放射、軌道周辺のプラズマ及びスラスタプルームのガスによる影響に係わる環境が規定される。

－関連検討事項－

環境条件は認定／受入試験で異なり、また、設計マージンを含んで設定される。例えば、温度では最大予測温度 $\pm 5^{\circ}\text{C}$ 、振動・衝撃では最大予測レベルの3 デシベル増などである。ただし、予測条件のマージン、機器側の設計インパクト、（バッテリー等への）フライト品への不要なストレス印加の回避等を考慮して適切に設定することが必要である。

(6) 安全性設計

電源系の開発（製造、試験、運搬、開梱、射場等）を実施する際、要員やハードウェアに対する安全性を確保するため、危険項目（有害物質、爆発、突起物、重量物、発熱、紫外線、電気傷害、静電気、腐食、破損、短絡等）のレベル（破局、重大、限界的）と、その発生の可能性を解析して、（使用材料等の変更、危険表示の徹底、作業環境・治具などの完備、防護・警報装置の設置、緊急時の手順整備など）効果的な対策を講じること。

特に、火工品やNEAへの電力供給ライン等、誤動作により重大あるいは破局的な影響を及ぼす箇所については、ロケットペイロード安全標準（JMR-002B）に従い、適切な誤動作対策を講ずること。

(7) 信頼性設計

電源系の各構成要素は、寿命期間においてシステム配分で規定される信頼度で、電源系が所定の要求性能を満足するよう設計すること。内部とインタフェースに関わる

FMEAにより、故障モード、波及的影響及び致命度を解析して、特に単一部品の故障が波及を含めて致命的にならないよう設計すること。過去の開発、先行研究などにおいて発生した関連する不具合を調査し、原因を把握して再発防止の対策をとること。

電源系の故障は正常な電力供給に影響するが、系や機器での冗長性を確保し難いため、回路や部品レベルの（多数決、直列並列など）冗長設計を採用するが、この場合、製造・試験の途中に冗長性が失われていないことを確認する手段を考慮すること。

設計においては、部品等の特性バラツキ、その（電気・熱的）動作条件や（振動、衝撃、放射線等）環境条件による変化、リレーやスリップリングの接点チャタリングなどによる誤動作、劣化、冗長性の失われた状況などを考慮した最悪ケースの解析を行うこと。工程内の調整箇所は必要最小限とし、製造の再現性の確保、設計からの逸脱防止を図ること。

放射線による部品等の損傷は、被爆量の累積（トータルドーズ）効果によるものと、1 個の重イオン粒子の入射により発生するもの（シングスイベント効果）がある。電源系では半導体部品の特性変化等、主にトータルドーズに着目するが、信号処理部などではシングスイベントに対する耐性も検討する必要がある。

なお、最悪ケースの設定は、信頼性予測モデルと矛盾してはならない。

電力供給（特に複数）バスや外部電源等からの電力供給ラインとリターンに関するオンオフ、切り換え及びコネクタの着脱時に意図しない電流の流れ、ステータスの変化等を引き起こすことのないようスニーク回路解析を実施すること。

使用する部品・材料・工程の選定基準を明確にする。また、部品・材料の適用に際して、電気、熱、機械、放射線、高真空等についてストレス解析を行い、更に部品では、該当の基準書に準じて、電力、電圧、電流、温度に関する適正なディレーティングを行うこと。開発目標に抵触しない部分には実績のある設計・部品・材料を採用すること。設計に必要な使用部品、材料等の適用データが不足する場合は、別途、認定試験等を実施すること。

電源系の正常な動作が試験等で把握できるように計測データを選定し、そのトレンド等に対する評価基準を設定すること。また、データの取得についても冗長性を考慮し、一部データの計測が不能になった場合、他データによる代替も考慮して設計すること。

地上試験の累積疲労がフライト品目の実使用時に必要な耐久性に影響しないことを

評価すること。摩耗・経年劣化の要因を有するバッテリー、リレー、コネクタなどの寿命限定品目と動作回数制限品目は、寿命解析を実施した上で、必要に応じて、打上までの動作時間・回数等の制限を設定・管理すること。バッテリーでは、搭載前の保管方法、搭載後の保守方法について規定する。

— 関連検討事項 —

電源系の冗長設計では、ほとんどの部分で待機切換が許容されない。このため、地上において冗長系の一部に不具合が発生しても、その確認の難しいケースが多い。対策として、機器単体レベルでは、強制的に冗長の一部を非動作とする信号を外部から印加し、残った部分の正常なことを確認する手段、テストコネクタによる特性（ダイオードの電圧降下、キャパシタ容量等）を測定する、出力に個々部分の動作をモニターする信号を用意してその監視を行うなどの方法が取られる。ただし、これらの方法はシステム試験レベルでは実施が一般に困難となり、その代替手段として、計測データのトレンド評価が活用される。トレンド評価では、データが規格内であるのみならず、更にデータの再現性や予測に合った変化の確認も重要であり、データの微妙な変動に対しても留意する。項目としてはテレメトリデータのほか、試験コンフィギュレーションの制約はあるが、重要な項目についてはテストコネクタ出力を用意して定常値とトランジェント波形に着目する。

(8) 保全性（整備性）設計

製造から宇宙機への組み込みを経て打上げまでの間において、構成品の点検、修理、交換などが必要になった場合、作業が容易に実施でき、他機器やシステムに影響が少ないように設計すること。

— 関連検討事項 —

電源系関連では、バッテリーの交換を考慮する必要がある。フライトバッテリーは寿命限定品であり、宇宙機搭載後の保守も面倒であり、可能な範囲で打上の直前に搭載し、それまで単体で保管することが望ましい。従って、交換を考慮した宇宙機構造設計、作業スケジュールの設定、治具の準備等に留意する。また、短絡故障分離として上流側ヒューズを電力分配部に持つ場合には、ヒューズ健全性を確認する為のコネクタ

アクセス性に留意すること。

4.3 電力供給能力

電源系は、宇宙機の全ミッション期間の所要電力プロファイルを満たす電力供給能力を有すること。以下の規定は、宇宙機システムの基本的性能の一項目であり、仕様書等の該当要求と矛盾してはならない。

4.3.1 要求電力プロファイル

全ミッション期間中の要求電力（ここでは、充電電力は含まない）プロファイルは、以下のように規定する。複数バスの場合は、バス毎に規定する。

- (1) 負荷に対する供給電力の規定点を定義する。
- (2) 宇宙機の打上げからミッション終了までの全運用モード（コンティンジェンシー等も含む。）を定義する。
- (3) 電力分配の負荷項目（バス電圧に依らないが連続的に動作する負荷も含む。）毎に、各運用モードにおける消費電力を算出する。消費電力には、負荷電力と供給電力規定点からのハーネスによる損失を含めること。
- (4) 各運用モードの供給電力を算出する。
- (5) 宇宙機の打上からミッション終了までの運用計画に従って、要求電力の時間的推移（要求電力プロファイル）を、一定の期間（例えば、打上～軌道投入、軌道一周回）毎に示す。

— 関連検討事項 —

(2)項から(4)項までは、表 4.3-1 のように整理することが望ましい。

なお、要求電力プロファイルの源泉データとなる供給（消費）電力は、開発段階の進捗により更新される場合が一般である。従って、要求電力プロファイルは、開発段階の一期間に要求されるレベルの上限値で規定されるのが通常である。更新の履歴は、別途、表を用いて管理し、備考に更新の根拠を明記して、開発段階の進捗による規定値の更新と共に記述の見直しを行うことが望ましい。ただし、更新の可否は適時実施される電力収支解析等に基づき審査される。

要求電力プロファイルにおける供給（消費）電力では、過渡的ピーク電力は無視することが一般であり、例えば、火工品点火電力は無視される。また、一般に（マージンを含む）上限値を規定するが、その位置付け（開発目標値／ 試作予測最悪値／ 実測最悪値）や設定マージンは、システム開発の管理方針と開発段階の進捗に依存する。

要求電力プロファイルに関わる運用モードは、電力収支の観点から、予想し得る最悪ケースを考慮すること。

表 4.3-1 運用モード別供給電力表の例

(単位：W)

運用モード		日照中					日陰中		
		1	2	3	4	5	6	7	8
	TT&C系	60	60	60	60	60	60	60	60
	姿勢軌道制御系	125	125	125	125	125	125	125	125
	電源・パドル系	25	25	25	25	25	25	25	25
	2次推進系	77	77	77	77	77	48	48	48
	熱制御系	184	184	184	184	184	114	114	114
	バス系消費電力合計	471	471	471	471	471	372	372	372
	ミッション機器A	429	132	0	0	124	429	0	124
	ミッション機器B	200	300	300	100	300	200	300	300
	ミッション機器C	50	0	0	100	200	50	0	200
	ミッション機器D	50	0	120	120	100	50	120	100
	ミッション機器消費電力合計	729	432	420	320	724	729	420	724
	バス・ミッション消費電力合計	1200	903	891	791	1195	1101	792	1096
	ハーネス損失(2%)	24	18	18	16	24	22	16	22
	供給電力合計	1224	921	909	807	1219	1123	808	1118

4.3.2 電力源の所要サイズ

ソーラーアレイとバッテリーの所要サイズは、4.5.1 項及び 4.5.2 項の特性により規定される。この電力源の特性は、全ての運用モードの要求電力プロファイルに適合し、放電深度はバッテリーの許容値以内に保たれるものであること。 要求電力プロファイルとの適合性は電力収支解析で判断し、その電力収支解析モデルの諸元を提示すること。

また、電力制御器と電力分配器について、上記電力収支に基づき、4.5.3 項及び 4.5.4 項の特性を踏まえてサイジングすること。

－関連検討事項－

電力収支解析においては、ピーク電力値に基づいた電力収支及び平均電力値に基づいたエネルギー収支を確立させて維持すること。 また、以下の項目を考慮に入れること。

- ・宇宙機から太陽までの距離

- ・ 太陽及び食の継続時間
- ・ 太陽のアスペクト角度
- ・ 指向精度
- ・ 環境内の温度及び劣化による影響
- ・ 信頼性及び安全性に関する事項（故障の影響）

設計段階の最終的な全ての運用モードの要求電力プロファイルに対する電力収支解析に基づいて、ソーラーアレイとバッテリーの所要サイズが次のように数値化される。

- ・ ソーラーアレイの所要サイズ

全ミッション期間の発生要求電力プロファイルを示す。

- ・ バッテリーの所要サイズ

全ミッション期間の放電エネルギーの要求プロファイルを規定する。又は、バッテリーの蓄電エネルギーを設定して、その放電深度の要求プロファイルを示す。

これらの数値に電力収支解析に対する適正なマージンを考慮し、ソーラーアレイとバッテリーの特性要求が決定され、以後、所要サイズの規定となる。適正なマージンとしては、各設計フェーズにおいて各プロジェクトで適正なマージンを定めること。マージンの例としては以下のようなものがある。

宇宙機コンフィギュレーション	設計フェーズ		
	PDR	CDR	PSR
新規バス設計 及び新規ペイロード/ミッション設計	15%	10%	6%
既存バス若しくはペイロード設計に対する大規模設計変更が有る場合	10%	8%	6%
既存バス若しくはペイロード設計に対するマイナーチェンジが有る場合	5%	8%	4%
既存バス設計 及び既存ペイロード/ミッション設計	5%	5%	3%

利用可能な電力は、打上げ直後に1つのソーラーアレイ回路または1つのバッテリーセルが故障した場合でも、電源系サブシステムの指定寿命の末期に要求電力の供給が可能

であること。

なお、ソーラーアレイやバッテリーのハードウェアの特性要求が規定されると、以後、変更の余地はない。従って、これら規定を決定する段階では、ソーラーアレイとバッテリーの設計は、要求電力プロファイルに対する電力収支解析と同時に進められることが一般である。

この際、次の事項に留意する。

- a. バッテリーの許容放電深度は、一般に放電エネルギーの定常的なプロファイルにおける最大レベルに対して規定される。過渡的に大きな放電深度が予測される場合、その運用モードを特定して、別途、許容値を規定する。
- b. 日照中にバッテリーの放電がある場合、食になる前にバッテリーの充電が完了していることが望ましい。
- c. バッテリーの充電電力は、充電制御で設定される充電電流上限レベルが常に供給できることが望ましい。LEO宇宙機では、ミッション機器の運用要求によっては上限充電電流を確保することが困難な場合もあるが、この場合も食になる前にバッテリーの充電が完了していることが望ましい。
- d. 日照中に充電が完了しない運用が多いケースでは、引き続き食で放電深度が大きくなりすぎない運用計画が望ましい。要求電力プロファイルと電力源のサイズとの適合性は、開発段階の進捗に伴い、適時、電力収支解析により評価される。これらの解析に用いられる電力収支解析モデル（付録 I 例参照）の諸元は、電力源の所要サイズの規定と共に提示して、要求電力プロファイルに係わるデータと同様に、開発段階の進捗に伴い更新した数値を使用する。なお、ここで規定されるソーラーアレイとバッテリーの所要サイズは要求を満たす下限値であり、ハードウェア側のマージン、冗長等は個々の設計で考慮される。
- e. バッテリーは、打上げフェーズにおける太陽電池パドル展開失敗等予想されるあらゆる偶発事態を考慮し、またミッション期間フェーズにおける宇宙機姿勢喪失等による太陽エネルギーの喪失（または低下）も考慮し、必要な期間、宇宙機を維持できるような設計とすること。

なお、要求電力（負荷電力）に加え、充電電力、発生電力まで含めた電力プロファイ

ル（管理表）を整理することが望ましい。

4.4 電力供給特性

電源系の電力供給特性は、宇宙機に関する電氣的インタフェース条件に矛盾してはならない。ここでは、電源系自身に起因するバス電圧の特性のみを対象とする。規定点は、電力分配出力端（電源系出力端）とする。また、特に規定の無い場合、規定条件は全ての宇宙機負荷条件及び環境条件とする。

4.4.1 バス電圧

バス電圧の定常電圧範囲を示すこと。安定化バス方式の場合、28V、50V、100V から選定することが望ましい。選定の目安は、電気設計標準(JERG-2-200)を参照すること。非安定バス方式の場合、打上時から定常軌道投入までの運用や、定常軌道上の日照／食及びその過渡期における動作モードを考慮し、範囲を適宜区分して示すこと。

(例) 50V 非安定バス : 33.0 ～ 52.0V

4.4.2 電圧安定度

安定化バス方式の場合、定常状態と負荷トランジェント時を考慮して、バス電圧の安定度を示すこと。負荷トランジェント時を含めて定義することが望ましいが、4.4.5 項で別途定義してもよい。負荷トランジェント時は、実運用上想定される最大負荷変動にマージンを見込んだ条件で規定する。例えば、50%負荷変動時。

非安定バス方式の場合は、4.4.1 項によりバス電圧範囲を示すことで電圧安定度に関しては適用外とする。ただし、シャントによる日照時安定動作を伴う場合、日照中の電圧安定度を示すことは、動作理解の上で有効である。なお、過渡特性に関しては 4.4.5 項で別途定義することが一般的である。

(例) 100V 安定化バス : 日照時 100.0～103.0V
日陰時 97.0～100.0V

4.4.3 リップル及びスパイク

バス電圧に重畳する周期的な電圧変動の Peak-To-Peak 値の上限値を示すこと。規定は

タイムドメインとし、測定系の帯域は、50MHz 以上とする。規定値は、日照／食及びその過渡期の動作モードを考慮して最大値を示すこと。

上記リップル電圧に加えて、スパイク電圧の上限値についても、タイムドメインとして示すこと。

ここで規定するリップル電圧は、電源系出力端における、電源系自体が発生する電圧だけを対象とする。

リップル及びスパイクの定義は、図 4.4-1 による。

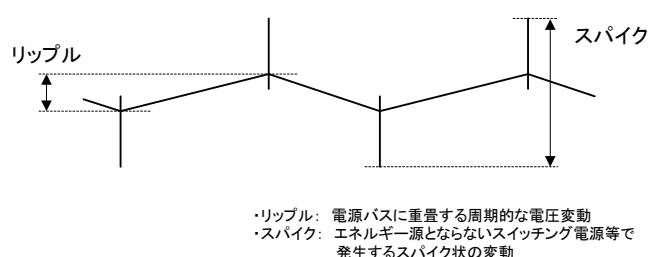


図 4.4-1 リップル及びスパイクの定義

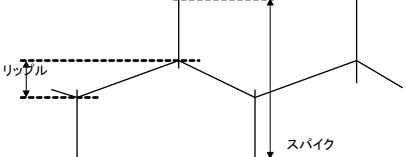
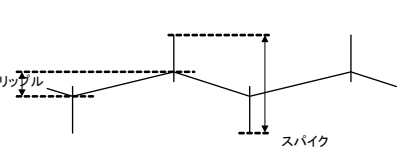
(例) 安定化バス : リップル電圧=0.5Vp-p 以下、スパイク電圧=2.0Vp-p 以下

非安定化バス : リップル電圧=0.2Vp-p 以下、スパイク電圧=0.5Vp-p 以下

注 : 上記規格についての設定検討例を表 4. 4 - 1 に示す。

なお、宇宙機システムとしてみた場合、バス電圧におけるリップル電圧には、上記の電源系自体の発生するものだけでなく、各負荷の伝導干渉雑音電流が重畳して電源系に印加される、はねかえり成分も含まれることになる。従って、宇宙機システムとしてのリップル規定は、上記電源系由来のレベルに、ラインドロップや各負荷からののはねかえり成分を加味して設定されることになる。

表 4. 4. - 1 リップル及びスパイクの特性

バス方式		安定化バス	非安定バス
概略図			
リップル電圧	日照	0.2Vp-p	0.2Vp-p
	食	0.5Vp-p	0.1Vp-p 以下
スパイク電圧	日照	0.5Vp-p	0.5Vp-p
	食	2.0Vp-p	0.1Vp-p 以下

- ・各バス方式における、リップル電圧/スパイク電圧それぞれの最大値を、○で囲って示した。
- ・上記の最大値を基に、リップル電圧及びスパイク電圧の規格を設定することになる。

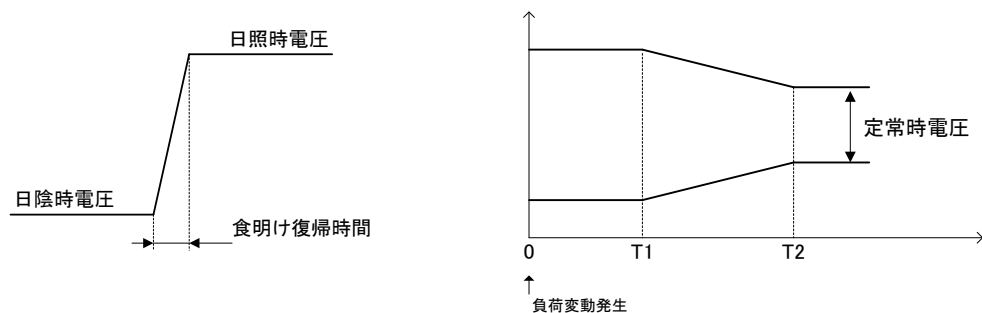
4.4.4 出力インピーダンス

周波数帯域 1Hz～100kHz 以上の範囲における電源系単体の出力インピーダンスの上限値を示すこと。規定は、日照／食の動作モードを考慮し、適宜区分して示すこと。

4.4.5 過渡特性

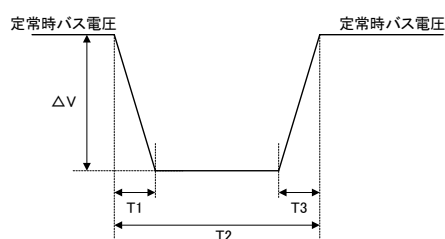
電源系の過渡的動作を伴う負荷のピーク電力供給時、投入、遮断、パドル展開、電源系内部の異常時、負荷の異常時／復帰時等を考慮して、定常時及び異常時におけるバス電圧トランジェントの時間的な変化を示すこと。規定は、日照／食及びその過渡期（半影時）の動作モードを考慮し、適宜区分して示すこと。負荷変動時は、例えば、50%負荷変動時の場合として規定する。実負荷を考慮し、システムと調整して決定すること。

なお、上記において、宇宙機システムがパルス電力負荷を有す場合は、過渡的動作を伴う負荷として考慮が必要である。また、負荷の異常時／復帰時には、例えばヒューズが切れて電圧が復帰する場合を想定している。

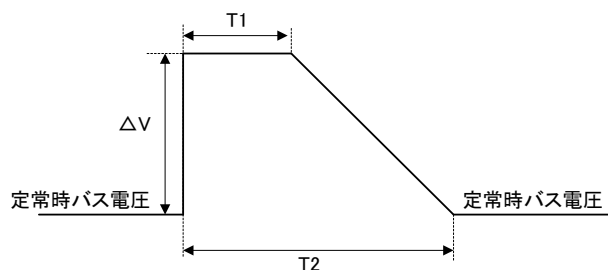


(a) 食明け（非安定バス）

(b) 負荷変動に伴う過渡特性



(c) 負荷異常/復帰に伴う過渡特性



(d) ホイール停止に伴う過渡特性

注：ホイール側がブリーダ抵抗等の回生電力吸収措置を持たない場合に考慮すること。

図 4.4-2 過渡特性の種類

—関連検討事項—

規定点は、電力供給特性を評価し得る点を指定する。図 4.4-3(a)(b)は、電力の分配方式を示している。電源系の電力供給特性は、電源系出力端を規定点とするため、負荷入力端の特性は、システムハーネス分を考慮する必要がある。また、図 4.4-3 (b) 背骨状方式の場合、専用ユニット端や負荷端に対しては、電気的インタフェース等で別途規定する。

リップルの規定は、4.4.3 項においては、電源系自体が発生するリップルレベルとして規定しているが、宇宙機システムとして考える場合は、電源系が発生するリップルだけではなく、各負荷の伝導干渉雑音電流が重畳して電源系に印加された状態でののはねかえ

り成分も含むものとして規定される。干渉雑音電流をリップルに変換（はねかえり）する実際の出力インピーダンスは、電源系の単体の出力インピーダンスだけでなく、接続している負荷入力フィルタも関係する可能性がある。従って、電氣的インタフェース又は電磁適合性の管理で各負荷入力部を把握する必要がある。

トランジェントは、負荷のピーク電力、投入・遮断時の電流変化量、電流変化率、故障モードの想定等に依存する。従って、これらの値や想定を電氣的インタフェース等により規定しなければならない。

なお、電力供給特性の規定は、実運用状態を前提としたものであるが、地上試験における地上電源の立ち上げや遮断時等のトランジェントも含める場合もある。(4.2.3, (1), a 項を参照)。

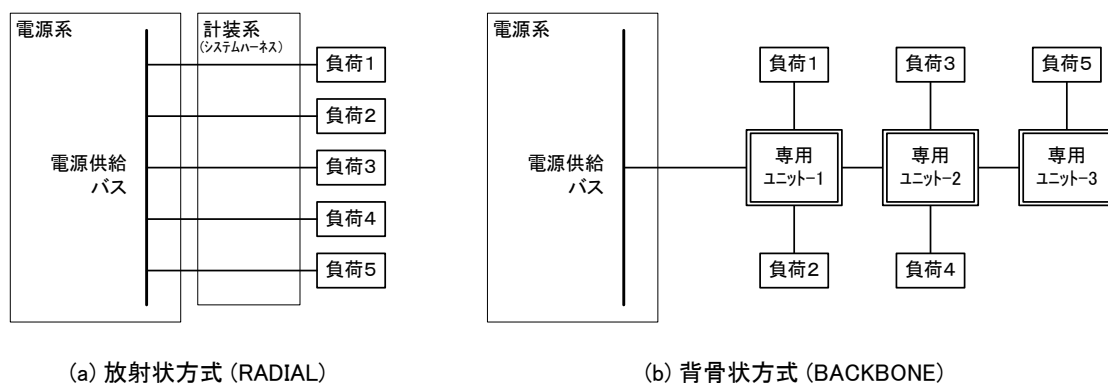


図 4.4-3 電力分配の方式

4.5 電源系サブシステム及び構成要素の設計

電源系は、電力発生を機能とする太陽電池パドル系とのインタフェース、エネルギー蓄積を機能とするバッテリー、及び電力制御・分配・保護等を機能とする機器より構成される。具体的な構成やこれら機器等は、宇宙機システムの検討や実績等を踏まえて設計される。ここでは、電源系の主要な構成要素の概要、特性、関連する技術・方式、特有な使用条件、設計において考慮される事項等を述べる。

—関連検討事項—

単一故障を排除した設計においては、いずれの 1 箇所が故障した場合でも、あらゆるミッション段階における最低限のミッション要求事項を満たせなくなるような、電源系

サブシステムの能力低下は発生させないこと。たとえば配線およびコネクタの故障など、宇宙機内においていずれの 1 箇所が故障した場合でも、一次電源バスの全てが開状態および短絡状態にならないものとし、さらに、どのような過電圧も引き起こさないものとする。尚、一つの設計解として 2 バス構成があるが、2 バス構成を要求するものではない（二重絶縁、冗長配線も設計解の一例である）。単一故障点が残る場合には、その単一故障点を識別し、残された根拠を示すこと。この根拠には、発生の可能性の技術的評価、もしあれば単一故障点の除去が可能となる手段の考察、発生確率または潜在的故障影響を減じる対策を含めること。

要求される寿命期間中に発生するあらゆる状態においても、たとえば、食において 1 個のバッテリーセルが開放状態または短絡状態で 1 つの太陽電池アレイ回路が故障した状態で動作する場合など、バス電圧が公称許容値内にとどまるような設計をすること。

4.5.1 太陽電池パドル系とのインタフェース

太陽電池パドル系とのインタフェース設計において以下の事項を明確に規定すること。

(1) インタフェース規定点

太陽電池パドル系発生電力を規定するインタフェース規定点を明確に規定すること。パドル駆動機構（PDM 若しくは SADM）を有するシステムでは、パドル駆動機構出力コネクタ端、パドル駆動機構が無いシステムではソーラーアレイ出力コネクタ端をインタフェース規定点とする例が多い。

(2) インタフェース規定点での最大電圧、最大電流

電流上限値は、電源系シャント素子定格及びアレイ回路の軌道上での最大電流出力条件（時期、太陽方向及び温度等）を考慮して規定すること。

いずれかの太陽電池アレイとサブストレートが短絡する故障モードに対しては、システムとしてのリスクを評価し、影響の最小化（故障分離／波及故障回避）を図る設計とすること。この設計解として、サブストレートを宇宙機と絶縁する場合には、同じ太陽電池パネル上で 2 つの短絡が発生した場合を想定した設計を行い、例えば一つの電力ラインに 2 倍の電流が流れた場合の発熱により他の電力ラインに故障波及することがない等、2 つのアレイ回路の等価電力を超える損失がないこと。

(3) インタフェース規定点～PCU 間往復電力ライン抵抗

PCU の入力上限電圧と規定される最大電流での電圧ドロップの和が、インタフェース規定点での最大電圧を超えないことを考慮して規定すること。

(4) シャント動作順序

システム設計で設定するソーラーアレイ上のアレイ回路のシャント動作順序と電源系シャント回路の動作順序の対応を明確に規定すること。 またアナログパワースャント方式を使う場合には、シャントタップ電圧範囲を規定すること。

その他に電源系と太陽電池パドル系とのインタフェースとしては火工品とのインタフェースを有するが、電力分配（4.5.4 項）による。

4.5.2 バッテリ

バッテリーのセル容量、充放電電圧特性、台数等は、使用条件（放電深度、温度等）、充放電サイクル数、使用セルの特性（寿命を含む）、寿命特性に対するマージン、冗長性等を考慮し、4.3 「電力供給能力」の要求を満たし、かつ 4.5.3 「電力の制御」の充放電制御と適合するよう設計されること。

(1) 構成

使用セルの諸元（種類、セルの公称容量等）、セル直列数、バッテリーの電氣的系統図（実装されたセンサ、ヒータを含む。）、セルケースの絶縁性、バッテリーの許容温度範囲と内部の許容温度差、各運用モード等に対する許容放電深度（コンテンジェンシー時には限定された時間内での所要放電エネルギーを設定する場合がある。）、及びバッテリーの台数を示すこと。

バッテリーを並列に放電する場合、バッテリー間のアンバランスを考慮しても、電流及び温度がセルの許容範囲を超えてはならない。また、電流の偏りを考慮して、バッテリーの容量を決定すること。

(2) 地上初期特性

充放電電流・時間、温度等の条件を指定して、初期充放電特性、及び必要な場合、短期サイクル特性に関する要求を示すこと。火工品用の中間タップ等がある場合は、その所要特性を示すこと。

(3) 寿命予測

軌道上の実使用条件における（バッテリーレベル／セルレベル）冗長性を考慮しない状態でのバッテリーの長期的な特性変化の予測を示すこと。

(4) 組立

バッテリーのセル内における配線接続は、配線長の短い設計とすること。また、システム要求に応じて、磁気モーメントを極小化すること。

同一バッテリー組立内のセルは、互いにかつバッテリー構造物から $1\text{ M}\Omega$ 以上で電氣的にアイソレーションすること。さらに、バッテリーセルとバッテリー構造物の間は二重以上の絶縁物で絶縁すること。

(5) 熱設計

バッテリーの熱設計を行う際には、以下の点を考慮に入れること。考慮の際には単一セルの故障の影響を含むこと。

- (a) 所定のサイクル状態におけるセル動作時の最高温度と最低温度
- (b) セル内の最大許容温度差およびバッテリー内の 2 個のセル間における最大許容温度差
- (c) 該当するミッションの全段階においてセル内および保護機器内で生成される瞬間熱
- (d) 温度および温度差に関しては、セルメーカーの推奨事項に従うものとする。バッテリーを並列または直列に接続する場合、同バッテリー内の最大温度差は、セルメーカーの推奨事項を遵守すること。

(6) 密閉／耐圧特性

バッテリーセルは電気化学的反応を活用して機能し、内部では反応に伴う電極物資や電解質の化学的変化が進行する。従って、バッテリーセルやバッテリーの構造は、内部物資のリークを防止し、内部ガス圧の上昇に耐えなければならない。この構造上の耐久性要求は、初期特性、及び耐食性や加圧サイクル特性等に係わる長期的特性について規定する。

(7) バッテリーの冗長性

バッテリーはバッテリーセルの単一故障を考慮してバッテリー機能が失われない冗長機能を有する設計とする。

バッテリーに単一故障耐性が要求される場合には、1つのセルの短絡あるいは開放故障が発生しても、運用ができるような設計とする。

(8) バッテリーの保存および使用上の注意

(a) 宇宙機の設計では、他の機器等に影響を及ぼさずに宇宙機からバッテリーの取り外しおよび交換を行うことができるようにすること。

(b) 長期間保存したバッテリーセルおよびバッテリーは、徐々に周囲温度状態にすること。
さらに、メーカー仕様に従った低電流コンディショニング・サイクルを実施して公称性能状態にすること。

(c) バッテリーセルおよびバッテリーの使用及び保存に関する最低限の条件として下記の項目に関する正確な保存上および再活性化上の要求事項について遵守すること。

- ・ 地上での最長保存期間(該当する場合、活性化前後)
- ・ 特別な「起動」サイクルが行われない状態での最長の非使用期間
- ・ 打ち上げ前段階中および運用段階中におけるバッテリーの最高温度および継続時間
- ・ インテグレーション段階中および打ち上げ遅延時を含む打ち上げ前段階中におけるバッテリー保守
- ・ 保存手順、保存温度、バッテリーセルの放電に関する要求事項
- ・ 保存中の湿度および梱包
- ・ 保存後の再活性化手順
- ・ 保存手順、保存温度、充電状態、バッテリーセルを個々に短絡させるべきかどうか、トリクル充電に関する詳細、定期的保守

(d) 損傷を防止するためおよびその後の寿命全体における性能の劣化を防止するため、可能な限りにおいて、フライト用バッテリーを地上での作業用に使用しないものとする。

フライト用バッテリーを地上での作業に使用せざるを得ない場合は、バッテリーがフライト可能か再検証すること。容量確認等によって再検証可能であるが、コン

フィギュレーション等を考慮して、検証方法を決定することができる。

- (e)保管、取り扱いおよび運用に関する要求事項(たとえば、上限温度状態にあることが許容されている最長時間、保守活動スケジュールが正確であるなど)を満たしていることを打ち上げ前に確認する

(9) バッテリーの安全性要求

宇宙機に搭載して使用するほとんどすべてのバッテリーは、適切に管理しないと危険が生じる可能性がある。たとえば、ほとんどのバッテリーでは、短絡時に非常に大きい電流が流れる可能性がある。また、バッテリーセルを乱用すると内部の圧力が過度に高くなって内容物を放出させる可能性があり、極端な場合は爆発が生じる可能性もある。さらに、排出された電解液、バッテリーセルの反応物および/または反応生成物は腐食性、可燃性または有毒であり、隣接する装置に加えて近くに所在するあらゆる要員を危険にさらしてしまうことになる可能性があるためそれぞれに対し安全性の検証を行うこと。

以下にリチウムイオンバッテリーの安全性要求を記述する。リチウム一次バッテリーについても基本的には同様な安全要求であるが、一次バッテリーは充電してはならないことに留意せねばならない。

尚、従来の Ni-H₂、Ni-Cd バッテリーにおいては JMR-001 及び JMR002 の規定による。

(a) バッテリーセルの安全性要求

- バッテリーセルは激しい破裂を避けるため、ラプチャ部を備えること。
- バッテリーセルのラプチャ部は冗長性を持たせるため、2箇所備えること。
- 電池ケースは、通常使用圧に対して3倍以上の安全余裕をもつこと。
- 安全弁を有しない状態でのケース耐圧よりも低い圧力で確実に動作するラプチャ部を装備すること。このことは試験により実証されること。
- バッテリーセル外部短絡のための保護機能を持つこと。
- 単電池は強制放電に対し安全性を有すること。このことは試験により実証されること。

(b) バッテリー

- バッテリー設計において、各セルに過充電を保護するシャント機能を装備すること。
- バッテリーセルをバッテリーに実装した際に、セルの安全弁作動を妨げないような設計であること。

(c) バッテリーの輸送及び取扱用器具

- バッテリー輸送において、外部短絡を防ぐ強固な梱包により輸送すること。
- バッテリーの輸送用梱包は、1. 2 mからの落下試験により以下を証明したものであること。1) 内部のバッテリー及びバッテリーセルに損傷を与えない。2) 内部のバッテリー及びバッテリーセルを外部短絡させない。3) 内部のバッテリー及びバッテリーセルが外部に放出されない。
- バッテリー単体取扱においては、落下等に対する強固な保護具を装備すること。この保護具は、1. 2 mからの落下時でも外部短絡及びバッテリーセルのバッテリーへの放出を防ぐ設計であること。

(d) その他

- (1) バッテリーセルグループを並列接続する場合に逆流電流防止の効果的な手段をもつこと。
- (2) 動作上限温度を越えないようコントロールすること。
- (3) 動作上限温度でも安全にバッテリーセル・バッテリーが機能することを試験すること。外部熱入力や内部ロスによるバッテリーセルの発熱も考慮すること。
- (4) 安全に関する重要工程を識別すること。また、この重要工程は JAXA により審査を受けること。

4.5.3 電力の制御

電源系の電力制御は、主にソーラーアレイの出力制御とバッテリーの充放電制御である。

それぞれの制御はソーラーアレイ及びバッテリーの特性と適合し、4.4 「電力供給特性」の要求を満足するように設計されなければならない。

(1) 制御系統

電力制御に係わる全ての機能系統図及びその制御則を示すこと。ソーラーアレイの出力制御、バッテリーの充電制御、放電制御について、制御の動作範囲、優先順位及び各制御動作を有害にオーバーラップさせない連係管理を明確にする。

シャント方式50V非安定バス、バッテリー充電制御器による充電制御の場合、制御の動作範囲、優先順位はバス電圧の上昇に従って、充電制御によるバス電圧制御（バス電圧幅約1V程度）、ギャップ（任意）、シャントによるバス電圧制御（バス電圧幅約1V程度）を標準とする。

マルチバスの場合、独立した動作では各々について機能系統図及びその制御則を示し、複数バスの連係動作が存在する場合、連係状態での動作を区分して示す。また、複数バス、複数バッテリーの並列動作に関しては、電流分担の許容レベルを規定する。

電源系内部の単一故障、及び負荷側の異常時については、故障箇所や故障モードを指定し、故障に伴うバス電圧のトランジェントを規定する。

— 関連検討事項 —

連係動作では、その状況を把握するモニタ手段を用意し、また有害な干渉や交互に間欠動作することのないように設計する。

異常時のバス電圧トランジェントは4.4.5 項の規定と矛盾しないこと。

バス電圧が下限電圧以下になった場合および下限電圧以下からの回復時に電力システムにおいて故障が誘発されることがないような設計とすること。また、回復後は、負荷に正常に電力が供給されるものとする。

(2) 動作点解析

全ての電力制御における電圧（バス電圧、制御電圧、及びそのモニタ電圧等）の動作点の挙動を明確にすること。

— 関連検討事項 —

電圧の動作点解析では、ソーラーアレイ、バス電圧、バッテリー電圧の動作点を明確にする。解析では、BOL、EOL、日陰・日照の過渡時、負荷特性及びその変動などを考慮する必要がある。

また、ソーラーアレイ／バッテリーのロックアップ（負荷電力をソーラーアレイで供給

できるにもかかわらずバッテリーが放電してしまう)現象の発生が予測される場合、その同定方法と必要であれば対策を講じること。

(3) 制御線図

全ての電力制御の動作領域及び非動作領域について、バス電圧の安定度、出力インピーダンス、制御の安定性及び過渡応答特性を評価し得る制御線図（等価回路、シミュレーションモデル等）と、その有効周波数領域を示すこと。

帰還ループの利得／位相マージンは、それぞれ5～15dB、25～50° 程度以上を確保すること。

利得交差周波数は、数百Hz～数十kHz程度が適切である。

— 関連検討事項 —

制御線図では各制御要素の特性値の算出根拠を明らかにすること。

また、温度、放射線劣化、負荷条件等により制御性能が損なわれないよう設計すること。

負荷条件の影響を評価する場合、全ての宇宙機機器の入力インピーダンスを把握する必要がある場合がある。

帰還ループ制御の利得及び周波数帯域幅は、バス電圧の安定度、インピーダンス及び過渡応答特性、バッテリーの充放電電流、温度の要求に対し、十分なマージンを確保できる程度であること。また、適切な利得／位相マージンを確保し、最悪ケースにおいても制御の安定性が確保できる設計とすること。

各制御の制御モード内の静的な安定性だけでなく、制御モード内及び制御モード間の遷移時の過渡応答特性がトランジェントの規定を満足するように設計すること。

なお、制御線図の前提となるモデル化は一般に非線形特性の線形近似化等が必要であり、その妥当性の限界に留意すること。また、シミュレーションモデルの場合は、回路図上にはない寄生パラメータを取り込む等、実際の回路に可能な限り近い高周波等価回路をモデルに取り込むこと。

(4) 各電力制御の特性

制御機能は複数の要素（機器）から構成される設計もあり、その場合、インタフェー

ス分界点を規定して個別に特性を規定することが必要になってくるが、ここでは制御機能別に特性を述べる。

なお、電力収支解析モデルのパラメータに取り込まれる電力制御の損失（効率）は、関連部分で個々に規定する。

a. ソーラーアレイ出力制御

ソーラーアレイの出力制御がソーラーアレイ特性と適合する処理能力を有することを、その処理電力（電流、電圧の平均とピーク）により規定する。また、ソーラーアレイの出力制御の動作状態を把握するモニタ方法を規定する。

b. 充電制御

バッテリー特性と適合する制御パラメータ（電圧、電流、温度等）に関わる設定値を規定する。

また、バッテリーのヒータ制御（内蔵する場合）及び充電に係わる保護機能（温度異常時の充電停止など）の動作を規定する。保護機能の作動による充電停止・再開時のバス電圧、バッテリー充電電流のトランジェントなどにも注意すること。

c. 放電制御

放電電力(平均値のほか、ピーク及び異常時)の要求を規定する。

また、バッテリーの放電に係わるリコンディショニング機能、保護機能（UVC、負荷側短絡の分離等）の動作を規定する。

— 関連検討事項 —

ソーラーアレイ出力制御では、ソーラーアレイ出力特性が温度や太陽光入射角などにより短期的に、また放射線劣化等により長期的に変動することを考慮すること。更に、太陽電池パドル等の宇宙機外部に装着される制御要素には、太陽電池パネルと同様の耐環境性が必要となる。出力制御の動作状態を把握するモニタ手段は、ソーラーアレイ発生電力の直接計測が難しい場合、間接的評価手段として活用される場合がある。

バッテリーの充放電制御では、バッテリー特性の長期的変化を考慮して、複数の制御レ

ベル（V/Tカーブ、過電圧保護、過温度保護、UVCレベル等）を用意することが望ましい。

該当するミッションにおいて過度の充電状態にならずに適切にバッテリーを充電できるように設計すること。セル特性の劣化を考慮に入れること（該当する場合は、セルの単一の故障の場合を含む）。

適用される充放電比が特定のセル特性、動作温度およびサイクル寿命に関する要求事項に適したものになるような充電手法を採用すること。

バッテリー1系統でセル冗長構成の宇宙機の場合、電力制御系の単一故障によって充電および放電停止制御を行わないこと。

放電制御には一般に負荷側の短絡を分離するヒューズ溶断能力も要求される。

単一故障により、許容放電電流の超過、許容電圧範囲の逸脱等、バッテリー寿命に影響を与えるようなダメージを与えてはならない。この要求には、サブシステムもしくはシステムレベルで対応することも可能である。

4.5.4 電力の分配

4.5.4.1 電力分配形態

(1)バス構成

大別してシングルバス構成とマルチバス構成のアーキテクチャがある。各々メリット・デメリットを有するため、システム要求を踏まえた適切なバス構成を考慮すること。

(2)配線形態

主系/従系（内部冗長構成コンポーネントを含む）を有するコンポーネントに対する電力分配の配線形態は、コネクタ部でのワイヤードOR接続（所謂 π 型接続）ではなく、個別に電力分配すること。また、電力分配側で遮断器若しくはヒューズによる保護回路（故障分離機能）を設ける場合には、電力分配ライン毎に設置すること。

(3)電力分配に使用する線材の選択及び配線方法

電力分配に使用する線材の選択及び配線方法については、JERG-2-200電気設計標準4.6.1項に準拠すること。

(4)供給電力モニタ

システム試験時及び軌道上運用時の負荷側への供給電力状況を把握する事も踏まえ、適切な供給電力モニタ機能（分解能、系統）に考慮すること。

4.5.4.2 電力分配ハーネスの動作温度

電力分配に係わる配線が束ねられたハーネスについては、実装される周辺機器等からの熱影響及びハーネス自身に流れる電流発熱を考慮した熱解析を実施し、JERG-2-212「ワイヤディレーティング設計標準」の規定を満足する動作温度であることを確認すること。

4.5.4.3 インラッシュ電流／アウトラッシュ電流

負荷側機器の通常運用によるオンオフ及び保護回路動作時（電力分配側、負荷側とも）のインラッシュ電流／アウトラッシュ電流により、意図しない分配ラインの保護回路が誤動作しないこと。

4.5.4.4 電力分配諸元の規定

4.5.4.1～4.5.4.3 項の要求に基づく電力分配設計のアウトプットとして、バス電圧による電力分配の各項目について以下の諸元を電力分配管理表の形で規定すること。

- a. 供給の形態（常時オン、コマンドでのオンオフ、特定シーケンスでのオンオフなど）
- b. 供給電流（平均／ピーク／運用モードにおけるプロファイルの平均）
- c. 電力供給バスから各電力供給端の電圧降下
- d. 各電力供給端から対応する負荷側入力端までのハーネス種別と電圧降下
- e. オンオフ用リレー・スイッチの種別（作動予測回数、関連コマンド番号、配置場所）
電源を切ったときの接点におけるピーク電圧が異常時外乱を超えないこと。
- f. 電力供給の状況把握に関連するテレメトリ番号（電圧／電流／ステータス、計測位置）
- g. ヒューズ、遮断機能の有無（定格等諸元、配置場所）

すべての電流制限器および自動的に電源を切断する回路はテレメトリによって保護回路の動作状態がモニタリングされること。たとえこのモニタリングが故障しても保護要素の故障誘発がないこと。

バス電圧以外による電力分配（既製コンポーネント対応等）に関しても必要な範囲で3.3項に準じて電力供給特性を規定し、かつ上記と同様な項目を規定する。火工品点火電力の

ような供給シーケンスの機能が電源系に付帯する場合、その詳細等も規定する。

— 関連検討事項 —

設計の妥当性や、開発段階の進捗で関連する諸元等が変更される場合、そのインパクトを審査する場合などの電力供給に係わるEnd-to-End の管理を行うため、上記の関連諸元が電源系の機能として区分されない項目であっても、規定を分割・省略すべきではない。

プラットフォーム型宇宙機^{*注3}バスで採用されたユニット化サブシステム等への電力供給では、ユニット内各機器への電力供給・分配機能が各ユニットに分散されるが、上記a～g項については電源系として規定、管理すること。

なお、これら規定を電気設計やインタフェース管理の関連文書で統括することもある。規定は表を用いて4.2.3, (1), a.項と共通に使用する形式が望ましい。

火工品点火電力分配については、下記①～⑧項について考慮し、火工品ハーネスを含めた実態的系統図を用いて上記同様に規定、管理すること。

- ① 点火を確実にするため、点火系統（点火回路、配線、火工品）に冗長性を持たせる。自動点火シーケンス等には、地上指令のバックアップを用意する。
- ② 点火に至るシーケンスを3 段階（点火電源バスイネーブル、対象chイネーブル、点火）とし、そのステータスマニタを行う。3段階の動作は互いに独立した制御とする。
- ③ シーケンスに宇宙機／ロケットの分離スイッチ信号や、姿勢制御系の事前動作の完了信号等を回路に取り込む。
- ④ 誤動作を防止するため、系統を単純化し、また宇宙機接地との関係等を明確化して火工品までの配線に帯電防止抵抗などを接続する。
- ⑤ 火工品内部の火薬を発火させる電熱線（ブリッジワイヤ）は、供給電流・時間がたりない場合、発火機能を果たさないので、電力供給源の過渡応答や供給時間を把握・設定する。

一方、過大な電流が流れると点火系統に不測な事態（解除不能、構体との短絡等）が発生する。このため、火工品の推奨発火電流が流れるように電流制限機能（過大電流を防止する機能及び連続通電を防止する機能を持つこと）を入れる。

- ⑥ 火工品電力のオン等には一般にリレーを用いるが、振動・衝撃によるリレーの接点反転やチャタリングは、系統の誤動作から重大な不具合を招く危険性を有する。このた

め、事前にリレーや火工品電力制御器等の耐環境性の評価を行い、対策をとる。

- ⑦ 作動回数が限定されるケースは、実機による検証は難しいことから、系統の性能を確認する試験計画を十分に検討し、実施する。
- ⑧ 3段階のインヒビットスイッチはその制御回路も含めて、外部からの干渉雑音に対し誤動作を起こすことがないように必要なマージンを確保すること。

*注 3;ADEOS,ADEOS-IIタイプ[°]の宇宙機形式を言う。

4.5.5 保護

4.5.5.1 概要

保護機能は、電力供給に重大な悪影響を招く、故障・異常を局限し、システムとして致命的な状況やミッション達成に支障をきたす状況を回避することが役割である。

電源系は、常時動作を要求されており、フェイルセーフとして主要機能を停止することはできないことを前提に、耐故障設計を行う必要がある。

4.5.5.2 電源系内の保護

(1) 冗長

- (a) 電源系は故障解析で想定し得る単一故障点を有しないこと。
単一故障点が残る場合には、その単一故障点を識別し、残された根拠を示すこと。
この根拠には、発生の可能性の技術的評価、もしあれば単一故障点の除去が可能となる手段の考察、発生確率または潜在的故障影響を減じる対策を含めること。
- (b) 部品などの開放・短絡による異常・故障については、直並列接続、回路・機器の冗長などにより対策すること。ただし、冗長構成を達成するための、オア回路もしくは切替回路等の故障率に留意すること。
- (c) コンバータまたはレギュレータ内の必須機能を支援するいずれの保護機能も、同じハイブリッド IC 内または同じ IC 内において実行されることがなく、さらに、独立した基準電圧および駆動電源を利用すること。

故障連鎖に繋がらない為の物理的な分離がなされている機能群を収納したハイブリッド IC については、この限りではない。

- (d) 一次電源は二次電力が失われた場合も含み、異常状態（例えば姿勢異常等）が取

り除かれた場合は回復可能であること。

(2) 絶縁

絶縁は「絶縁設計標準(JERG-2-213A)」によること。ここでは、電源系として特に留意すべき事項を述べる。

- (a) 一次電源バスの配電の中で過電流保護が実施できない部分（バスバー、ハーネス、およびコネクタを含める）については、二重絶縁によって最初の保護機器（ヒューズ、電流遮断器または電流制限器、逆流防止ダイオード）の点まで保護すること。

(3) 過電流保護

- (a) 可能な限り電源の近くに保護回路を設け、一次電源バスの最短化をはかること。
- (b) ヒューズを用いて一次電源バス配電線を保護する場合は、同ヒューズの定格は、（突入電流などの）過渡状態を含んだ負荷経路内の最大電流を考慮して選定するものとし、さらに、電源はバス電圧が異常時下限値に達するまでにヒューズを溶断できる電流を供給可能であること。
- (c) ヒューズを用いて一次電源バス配電ラインを保護する場合、電源系は、負荷短絡時に各プロジェクトの電気設計基準で定めた規定時間内で同ヒューズを溶断させることができるよう設計すること。
- (d) ヒューズを用いて一次電源バスを保護する場合は、ヒューズの開放がコンポーネント外部から確認可能であること。宇宙機のインテグレーション時でもアクセス可能でありかつ交換可能であることが望ましい。
- (e) DC/DC コンバータの後段にヒューズを設ける場合には、そのヒューズの溶断特性を考慮して、確実にヒューズを溶断する能力を DC/DC コンバータが有すること。

(4) バッテリ保護

- (a) バッテリセルの短絡、開放等の異常が、他のバッテリセル及び一次電源バスに影響を与えないよう、保護機能を有すること。
- (b) バッテリに過温度が発生した場合、バッテリが致命的な故障に至ることを防ぐため、充電停止等の保護機能を有すること。

4.5.5.3 他サブシステムと連係した保護

(1)～(6)に示す電力供給に関連する他サブシステムと連係した保護機能について、a.～f.に示す諸元を表 4.5.5-1 を参考に保護機能総括表の形で規定すること。機能が複雑な場合、系統図、状態遷移図等を用いて規定すること。

- (1) 姿勢系、追尾系等の誤動作
- (2) ソーラーアレイの動作点等異常
- (3) バッテリの過放電
- (4) バッテリの負荷短絡
- (5) 連係した複数バスの異常
- (6) バス電源分配出力異常

- a. 作動条件（検出のレベルと応答）と作動確認方法（モニタ等）
- b. 状態遷移と回復手順
- c. 保護機能の自己診断方法
- d. 保護機能と誤動作対策（リセット、オーバーライド等）

オーバーライドとは、ENA/DIS の設定、強制保護解除等をさす

- e. 地上試験等での正常及び作動確認方法
- f. 関連（他保護など）機能と干渉防止対策

表 4. 5. 5-1 保護機能総括表

	(1) 姿勢系、追尾系等の誤動作	(2) 太陽電池パネルの動作点等異常	(3) バッテリーの過放電	(4) バッテリーの負荷短絡
検証機能	サバイバルモード検出 (UVC機能) 電源回復機能 サバイバル電力	負荷変動による ロックアップ防止	LVCの動作確認 サバイバルモード移行 サバイバル電力確認 異常負荷切り離し機能確認	過負荷機能の確認
a. 作動条件 (検出のレベルと応答) と作動確認方法 (モニタ等)	姿勢系、追尾系等を模擬した入力電力源のダイナミック変動 UVCモニタ、バス電圧、入力電流	負荷変動による太陽電池電流モニタ 発生電圧モニタ	負荷変動によるバッテリー過放電の模擬 出力電圧、電流モニタ、バッテリー温度モニタ、バス電圧モニタ	過負荷特性による電源供給遮断機能と電源回復特性機能の確認 出力電圧、電流モニタ、バッテリー温度モニタ、バス電圧モニタ
b. 状態遷移と回復手順	正常電力→UVCモード→サバイバル電力→電源回復→正常電力	正常電力→最大負荷モード→電圧低下→正常電力→軽負荷電力→正常電力	正常電力→UVCモード→負荷切り離し→サバイバル電力→電源回復→正常電力	正常電力→過負荷モード→負荷切り離し(UVCモード→サバイバル電力)→電源回復→正常電力
c. 保護機能の自己診断方法	姿勢系、追尾系等の異常による入力電力源の低下によるサバイバルモードへの推移及びこの異常からの正常復帰後の電力供給	負荷変動による太陽電池のロックアップ(ロックアップしない)と軽負荷による回復機能	バッテリー短絡(負荷変動)によるバッテリー過放電後短絡部の切り離しと再電源供給機能	短絡部の切り離しと再電源供給機能
d. 保護機能と誤動作対策 (リセット、オーバーライド等)	自動復帰	自動復帰(もしくはリセット)	自動復帰(もしくはリセット)	自動復帰(もしくはリセット)
e. システム試験の可否	姿勢系、追尾系等を模擬した入力電力源のダイナミック変動による特性確認	負荷変動による太陽電池のロックアップ確認(ロックアップしないことの確認)と軽負荷による回復機能確認	負荷変動によるバッテリー過放電模擬と短絡部の切り離し及びこの後の再電源供給機能の確認	不可
f. システム試験で行なう場合のリスク、不可能な場合の理由	衛星レベルで実際に姿勢系、追尾系等の誤動作実施することは困難。	太陽電池を接続した状態では不能。	衛星レベルでは非常に危険な動作確認であり困難。	実際に短絡することは不能である。特にバッテリー出力保護としてヒューズを用いている場合は全く不能。
g. 代替確認手法	衛星レベルで実際に姿勢系、追尾系等の誤動作実施することは困難であるが本事象を電源系への影響として捉え、試験装置の入力電源を絞ることで姿勢系、追尾系等の誤動作をシミュレーションし、電源系の動作確認は比較的容易である。	太陽電池を切り離して、試験装置の入力電源で太陽電池パネルの動作点のシミュレーションする事で動作確認を実施できる。	衛星レベルでは非常に危険な動作確認であり困難であるが、バッテリーの過放電として、試験装置の入力電源を絞ることでバッテリー過放電の確認は可能である。	電子回路を用いた過電流保護回路の場合は過電流センシング以降に擬似信号を出すことで実施できる可能性がある。

4.5.5.4 地上装置の異常に対する保護

地上装置の異常に対する対策を宇宙機側では施すことは現実的ではないため、十分な検証を行った地上試験装置を用い宇宙機の検証を行うこと。

5. 設計の検証

5.1 全般

電源系が適切に設計され、電力供給に関する要求が満足されることを検証すること。

検証は、設計段階迄のEM等の製作・試験の結果も踏まえた設計審査、製造・試験段階でのPM/PFM/FMの構成要素試験、電源系の組み合わせ試験、宇宙機システム試験、及び試験後の審査会で行われる。審査会や試験の実施に関する要求事項、計画、体制、方法などは下記の文書で規定される。

- ・ 信頼性プログラム共通仕様書及び品質保証プログラム標準
- ・ 電源系及び宇宙機システム仕様書
- ・ 宇宙機に対する試験要求

4項の設計標準で記述した電源系の要求事項は、電源系及び宇宙機システム仕様書の品質保証条項において確認方法（検査、解析・類似性、試験）の区分を示した確認マトリックスに整理すること。これに準じて解析のほか、試験では目的、供試体の諸元、コンフィギュレーション、方法、判定基準、実施時期、体制等が計画書等に規定すること。検証結果は、各段階の設計審査資料と試験後審査資料、納入前審査資料などにまとめられ、要求に対する適合性を確認すること。

表5.1-1は、設計審査のチェックリスト等に活用するため、設計標準の項目に対する検証の基本的方針を確認マトリックスの形式で表示したものである。表中の「検査」、「解析（類似性を含む。）」及び「試験」は、検証方法の区分を示す。電源系に係わる試験には、以下のようなレベルと項目がある。

- ・ 要素単体試験（電気性能、温度、機械環境、電磁適合性、熱真空・熱サイクル等）
- ・ 電源系組み合わせ試験（電気性能、温度等）

なお、ユニット化^{*注4}された電源系では、組み合わせ試験の対象がフライト形状をとり、機械、熱真空等の試験が行われる。

- ・ システムインテグレーション及びシステム試験
（電気性能、機械環境、電磁適合性、熱真空・熱平衡等）

また、このほかバッテリーの寿命の確認を目的とした充放電サイクル試験がある。更に、開発段階に応じたモデルに対する（開発、認定、受入）試験区分で、実施内容や条件等は異なる。

ここでは、電源系として実施が推奨される試験、解析等に関する留意事項を述べる。

*注4；ADEOS, ADEOS-IIタイプの宇宙機形式を言う。

表 5.1-1(1/3) 設計の検証マトリックス

設計の要求事項		設計の検証方法			
		検査	解析	試験	備考
4.2	品目の定義と制約条件				
4.2.1	構成と構成要素 ・ 構成図／構成要素(機器) ・ 動作モード／遷移条件	○	○	○	現品・図面等の確認 システム試験内で計画的に確認
4.2.2	インタフェースの定義				
(1)	電氣的インタフェース				接続前のピン配置確認
a	電力供給(消費電力)	○		○	↓
b	テレメトリ／コマンド				インテグレーション過程の接続確認 (パドルI/F確認方法に留意)
	・ リスト／校正曲線	○		○	↓
c	制御信号	○		○	電気性能試験の特性確認等
d	火工品点火電力				
	・ 系統図／シーケンス	○		○	
e	接地(単一接地／系統図)	○		○	
f	地上支援装置				
	・ アンビリアル／試験ライン	○		○	
g	電源系内				
	・ 宇宙機／パドル間等	○		○	
(2)	機械的インタフェース				システムインテグレーションにより確認
	・ 質量／寸法／取付／コネクタ等	○		○	
(3)	熱的インタフェース				熱真空・熱平衡試験で確認
	・ 発熱量／熱特性／温度範囲等	○	○	○	
(4)	機能インタフェース				コンフィギュレーションに留意
	・ 他系との連携／干渉	○	○	○	
(5)	作業インタフェース				現品・文書・作業履歴の確認
	・ 識別表示／出荷準備／作業支援	○			
4.2.3	共通的设计基準				
(1)	電気設計	○	○	○	設計審査による確認
(2)	機械設計				
	・ 強度／剛性／保証&破壊圧等		○	○	要求及び制約事項
(3)	熱設計		○		
(4)	電磁適合性		○	○	適用基準
(5)	環境条件				
a	温度		○	○	設計上の対応策
b	圧力		○	○	
c	湿度		○		先行試作試験結果
d	清浄度	○	○		
e	音響		○	○	設計解析の妥当性
f	加速度		○	○	
g	振動		○	○	個別認定試験結果
h	衝撃		○	○	
i	放射線		○		検査項目と検査方法
j	露出部環境				
	・ 打上時の加熱		○		試験項目と試験方法
	・ 原子状酸素		○		
	・ メテオロイド／デブリ		○		特性評価データ
	・ 太陽光／アルベド／地球放射		○	○	
	・ 軌道周辺プラズマ		○		
	・ スラスタブルーム		○		管理・保守項目

表 5.1-1(2/3) 設計の検証マトリックス

設計の要求事項		設計の検証方法			
		検査	解析	試験	備考
(6) 安全性設計		○	○		設計審査による確認 要求及び制約事項 適用基準 設計上の対応策 先行試作試験結果 設計解析の妥当性 個別認定試験結果 検査項目と検査方法 試験項目と試験方法 特性評価データ 管理・保守項目
(7) 信頼性設計			○		
・信頼度			○		
・不具合（再発防止）対策			○	○	
・FMEA			○		
・（致命的）単一故障対策	○		○	○	
・冗長設計の確認			○	○	
・最悪ケースの解析 （バツキ・温度・放射線等）			○		
・スニーク回路解析			○	○	
・部品／材料／工程の選定	○		○		
・ストレス解析			○		
・ディレーティング			○		
・個別の認定試験			○	○	
・トレンド評価			○	○	
・寿命／作動限定品	○		○		
・バッテリーの地上保守	○			○	
(8) 保全性（整備性）設計					設計審査による妥当性確認 ↓ 試験結果等によるデータ更新 ↓ 電力解析による収支の確認 解析と試験結果の比較評価 コンポーネント単体試験 ↓ 電源系組み合わせ試験 ↓ システム試験
・バッテリーの交換手順	○			○	
4.3 電力供給能力					
4.3.1 要求電力プロファイル					
・運用モード／モード別供給能力			○	○	
4.3.2 電力の所用サイズ					
・電力収支解析			○		
4.4 電力供給特性					
・規定点／測定方法					
・電源系動作モード／疑似電源					
・トレンド評価					
4.4.1 バス電圧			○	○	
4.4.2 安定度			○	○	
4.4.3 リップル			○	○	
4.4.4 出力インピーダンス			○	○	
4.4.5 過渡特性			○	○	
4.5 主要構成要素の特性					図面等による検査 バドル系照射試験データの確認 図面、I/O等による確認及びシステム試験疑似ソーラ アレイ電源動作での確認 図面等による検査 品質確認・運用模擬試験等 工程内試験等 現品・文書・作業履歴の確認
4.5.1 太陽電池バドル系とのインタフェース					
・インタフェース規定点	○		○	○	
・規定点での最大電圧、最大電流規定			○		
・規定点～POL間ライン抵抗	○				
・シャント動作順序	○			○	
4.5.2 バッテリー					
(1) 構成	○				
(2) 地上初期特性				○	
(3) 寿命予測					
・関連実績データ			○	○	
(4) 密閉／耐圧特性			○	○	
(5) バッテリーの冗長性	○				
(6) バッテリーの保存及び使用上の注意	○				
(7) バッテリーの安全性要求	○		○	○	

表 5.1-1(3/3) 設計の検証マトリックス

設計の要求事項	設計の検証方法			
	検査	解析	試験	備考
4.5.3 電力の制御				解析と試験結果の比較評価
(1) 制御系統		○	○	開発(部分試作等)試験
・機能系統図と制御則		○	○	↓
・連携管理		○	○	コンポーネント 単体試験
(2) 動作点解析		○	○	↓
(3) 制御線図		○		電源系組み合わせ試験
(4) 各電力制御の特性				(太陽電池パドル/FIに留意)
a ソーラーアレイ出力制御	○	○	○	疑似ソーラーアレイ電源を用いたシステム試験にて確認
・ソーラーアレイ特性との適合性		○	○	同上
・作動(発生電力)モニタ		○	○	バッテリー 組合せ試験及びシステム試験(熱真空)にて確認
b 充電制御		○	○	
・バッテリー特性との適合性		○	○	
・バッテリー保護機能		○	○	
c 放電制御		○	○	
・所要放電電力		○	○	
・バッテリー保護(保守)機能		○	○	
4.5.4 電力の分配	○	○	○	インテグレーション システム試験
・電力分配管理表				
4.5.5 保護				試験方法の事前検討に留意
・保護機能総括表		○	○	

5.2 品目の定義と制約条件

5.2.1 構成と構成要素

電源系の構成及び構成要素は、品目と図面等の検査により検証すること。

電源系の全動作モードは、試験による機能・動作の確認によって検証すること。

動作モード遷移の確認においては、所期の遷移条件にて動作モード遷移が行われていることをテレメトリデータ・ステータス等により確認すること。

動作の確認は、サブシステム試験の完了迄に全てのモードについて可能な範囲でフルコンフィギュレーション、実運用を模擬した条件で実施することが望ましい。

－関連検討事項－

太陽電池パネル（パドル）に係わる試験では、試験装置等の制約から軌道上のシミュレーションが困難なものがある。パネル出力を擬似する AGE として擬似ソーラーアレイ電源が用いられるが、電源系としてはフルコンフィギュレーションではない。また、UV Cや保護機能に関わる動作確認も擬似信号等を用いたものとなる。これら制約を考慮し、解析等も活用して、最終的に全てのモード(保護機能等を含む)に対して抜けのない確認を行う必要がある。

5.2.2 インタフェースの定義

インタフェースの定義に関わる要求は、設計審査、要素単体の試験、組み合わせ試験の各段階で確認され、最終的にはシステムインテグレーション試験及びシステム試験で検証すること。

(1) 電氣的インタフェース

a. 電力供給

所定の電力供給特性が確保され、供給電流（レベル／波形）が規定を満たすこと、更にインテグレーション時には単体時との類似性を確認すること。また、地上試験での電源投入、遮断時のトランジェントについても規定以内であることを確認する。

並列（冗長）ヒューズを使用したライン及び冗長機能部（コネクタ、ワイヤー等）の正常性確認も考慮すること。

－関連検討事項－

電源系の消費電力は、電力制御動作に依存する部分と、定常的な部分に分割され、一般には定常的な部分と定義される。ただし、電力収支解析モデルのパラメータを

評価する観点から、例えば、典型的な運用モード等で、ソーラーアレイと電力制御要素のインタフェース点（入力）電流と、電力制御要素と電力分配要素のインタフェース点の（出力）電流を源泉データとして計測することが望ましい。

b. テレメトリ／コマンド

単体試験では専用試験調整装置等により、電気設計標準等に規定された方法でタイミング、入出力特性等が所期の設計通りであることを確認すること。

システムレベルでは機能試験等により、テレメトリ／コマンドリストの全項目の確認を行うこと。

但し、LLM/UVC、保護機能、火工品点火電力などに係わる通常の機能試験項目以外については、必要に応じ該当する試験において確認すること。

テレメトリデータの工学値変換に関わる源泉データ（校正曲線）は、EM及びPFM単体試験毎に取得し、精度要求に合致することを確認して、システムEM及びシステムPFM試験に用いること。

c. 制御信号

単体では専用試験調整装置によりインタフェースで定義された模擬回路等を用いて全ての制御信号に関する機能を確認すること。

システムレベルでは、全ての制御信号項目について可能な範囲で“End-to-End”となる機能確認を行うこと。

（擬似信号発生考慮は、4.2.3, (1), c項に記載。）

d. 火工品点火機能

単体試験では専用試験装置により、全系統（冗長系を含む）の機能試験を実施し、入力電圧、点火電流、供給時間幅及び点火に至る動作シーケンスが所期の設計通りで有することを確認すること。

システムEM又はシステムPFMでの火工品を用いない機能試験に於いても上記同項目の確認を行うこととし、可能な範囲で“End-to-End”となるフルコンフィギュレーションでの機能確認を行うこと。

尚、作動回数に制限を有する設計の場合にはシーケンスに基づく通電や絶縁等の確認により、設計・製造の検証を実施すること。

e. 接地

接地及びボンディングに係わる確認は、システムインテグレーションにおいて実施し、個々の測定により、規定した抵抗値を満足することを確認すること。通常一次バスリターンの一点接地は、電源系で落とす場合は、電源系サブシステムで確

認する。電源系で落とさない場合はシステムインテグレーションにおいて確認すること。

接地系統の総合的な妥当性は、接地系統図によるループ形成の有無の確認、単一接地点にリターン電流のないことの確認とシステム EMC 試験等で検証すること。

帯電放電の影響を防止する接地に対する設計の評価は EMC 試験により実施、検証すること。

f. 地上支援装置

アンビリカルケーブル／試験用ケーブルの全項目について、宇宙機等に接続して装置を使用する前に所定の仕様書等の要求を満足することを確認し、特に下記に留意する。

- ・ 宇宙機等の損傷を防止する電力供給ライン等の（過電圧・電流）保護の試験結果
- ・ 試験担当者、作業員の設定ミス等により宇宙機等が損傷を受けないようなフルプルーフの設計

地上試験装置の接続では、地上側と宇宙機側の接地系統に留意する。特にアンビリカルケーブルの項目については、射場の雷対策との適合を確認する。また、作業の安全性の観点から、危険防止の対策を確認する。

g. 電源系内

単体では規定に合致することの確認であるが、電源系の組み合わせ試験により相当の部分が総合的に確認される。この際、システム試験で使用する擬似ソーラアレイ電源等の地上支援装置も組み合わせること。これによるデータは、システム試験結果の評価の源泉データとなる。

太陽電池パネル（パドル）と電源系（宇宙機）とのインタフェースに関しては、接続しても実際の電流等を流した動作確認が難しい。このため、コネクタピン等から接続の（導通、絶縁）正常性を確認することになる。この際、確認の基準となる図面等に過誤があると、軌道上の不具合を招くので、事前に図面等の審査、指示の明確化等に留意する。擬似ランプ等を使用した動作確認の実施例もあり、設計段階から何らかの動作確認方法を検討することが望ましい。

(2) 機械的インタフェース

単体では ICD 等との合致を検査すること。

最終的には宇宙機本体に組み立てられるシステムインテグレーション過程で合致を検証すること。

(3) 熱的インタフェース

単体レベルでの熱的インタフェース妥当性確認は、数値の算出根拠等の確認により実施すること。システムレベルではシステム熱平衡試験により規定点温度を確認することにより検証すること。

なお、熱的にクリティカルなコンポーネントは、熱モデルの指示および関連する試験結果によるモデルの妥当性評価を行うこと。

(4) 機能インタフェース

連係する項目に対する検証は該当する機能の箇所で実施され、その条件、方法は関連文書等に規定される。従って、双方関連文書類で抜けのないこと、及び電源系の関連項目、例えば、異常時信号については保護、火工品点火電力については該当する電力分配、分離スイッチについては信号を受ける機能などの規定を確認すること。

干渉する項目に対する検証は解析結果の審査及び解析に用いたデータ等の確認による。

(5) 作業インタフェース

識別表示、履歴・取説、梱包方法などは、規定通りであることを受入時に検査すること。作業支援は該当作業の履行、安全面は作業実施前の点検による。

5.2.3 共通的設計標準

設計標準により要求される項目の内、検査、試験で確認される規定のほかは、設計・解析結果等の審査により適合性が立証される。ここで、解析手法自体の妥当性も審査の対象となる。設計方針に係わる例えば、単純に効率よく、高密度実装、小型軽量など審査の評価基準が明確でない項目は、過去の実績や類似例との比較、現状の技術レベル等を考慮する。

以下では、主に検査、試験により確認する項目について述べる。

(1) 電気設計

コネクタピン配列は図面等の確認による。ヒューズに関しては、品種、使用条件等の妥当性を審査すると共に、実装後の良否についてトレーサビリティと、その結果を確認する。

磁気特性は、審査のほか、システムによるが、コンポーネントやシステムレベルの磁気特性の計測を行う。

(2) 機械設計

設計の妥当性は、主に単体レベルの（振動、音響、衝撃、加速度など）機械環境試験、圧力容器では保証圧試験、破壊試験により評価・確認される。大型で質量の大

きい機器では構造モデルに対する試験等による数値モデルの妥当性評価、及び結合解析、姿勢系との干渉評価解析等によるシステムとの適合性の評価と確認を行う。

(3) 熱設計

設計の妥当性は、主に単体レベルの（熱真空、熱平衡など）熱環境試験により評価・確認される。熱環境試験の順序は、機械環境による特性劣化の無い事を確認するために機械環境試験後に実施することを原則とする。熱モデルを要する機器では、熱モデル等に対する熱平衡試験等による数値モデルの妥当性評価、及び結合解析等によるシステムとの適合性の評価と確認を行う。

ワイヤディレーティング設計標準（JERG-2-212）規定を満足していないハーネス束については、熱モデルによるハーネス温度の評価試験及びシステム熱真空試験での温度評価確認（ハーネス温度データ取得）を行うこと。

(4) 電磁適合性設計

電磁適合性管理文書に規定した、単体レベルおよびシステムレベルでの電磁適合性試験により、設計の妥当性を検証すること。システムレベル電磁適合性試験では、可能な範囲で軌道上の運用を模擬した試験条件を採用すること。

尚、下記に示す「関連検討事項」の観点から、単体レベル、システムレベル試験の全期間を通して常時バス電圧の挙動を確認する必要があり、この際情報量の限られるテレメトリデータだけでなく、テストコネクタ出力等で変動波形に着目する事が望ましい。

ー関連検討事項ー

電力供給特性は伝導性の電磁適合性と密接な関係を有し、各負荷の動作状況が電力供給特性に係わる。一方、電源系の出力インピーダンスは電源系の電力制御の動作領域に依存することに留意すること。

(5) 環境条件

機械設計及び熱設計の要求に関わる耐環境性は、関連する基準書、試験仕様書等に規定された条件と方法による環境試験で検証すること。以下、各項目について述べる。

a. 温度、圧力

熱真空試験で評価、確認すること。電源系は打上時から動作する機器であり、圧力が地上から軌道上レベルまで低下する期間、コロナ放電等の現象により不具合が発生しないことの確認も行なう。

なお、コンポーネント熱真空試験の前に、恒温槽を用いたカードレベル若しくはモ

ジュールレベルでの温度試験を実施して、温度のみの影響を評価、確認することも行われる。本温度試験では、温度の影響を極力抑制する（負帰還回路等により、温度特性の小さい部品で総合的特性を決めるなど）設計の妥当性、及び部品の温度特性バラツキの影響等を評価・確認すること。特に保護回路動作等コンポーネントレベルでの試験動作確認が困難な機能に関しては、本試験で検証すること。

b. 湿度及び清浄度

この条件について、特に試験は実施されない。

c. 音響、加速度、振動（正弦波、ランダム）及び衝撃

電源系は打上時から動作する機器であり、原則として運用模擬の動作状態で耐環境設計標準で適用する環境試験を実施すること。又これら試験の前後で、検査、性能試験等を行い、劣化のないことを確認すること。

ー関連検討事項ー

- ・音響はパネル等の暴露した機器等に適用される。
- ・加速度試験は強度要求、剛性要求に関する検証を目的とするが、加速度荷重条件がクリティカルになることはほとんどなく、電源系では（加速度の電解液に対する影響を評価する）バッテリー素子以外、実際に試験を実施する例はない。また、電解液に対する影響では、荷重条件で考慮される振動加速度成分より、方向性のある定常加速度成分が重要である。

振動、衝撃では、耐環境性のほか、リレー、スリップリング等の可動部を内蔵する機器について、チャタリングや接点反転等により電源系に異常が無いことを確認すること。

d. 放射線、露出部環境（音響は除く）

耐放射線については、機器レベルでは、部品、材料レベルの既存データを踏まえた解析結果により、設計の妥当性を検証すること。

露出部環境による影響評価についても機器レベルでの試験検証は困難な場合が多く、各影響要素（フェアリングからの熱放射、自由分子流加熱、ロケット等からの熱放射や噴射加熱、原子状酸素、メテオロイド／デブリ、太陽光放射、地球放射、軌道周辺プラズマ及びスラスタプルームガス影響等）に対して解析にて影響の評価を実施し、要すれば要素試験により設計の妥当性を検証すること。

(6) 安全性設計

安全性解析の結果を審査するほか、結果に示された対策が適切に設計、作業環境、治具、該当装置、手順等に反映されていることを点検する。

(7) 信頼性設計

信頼度、FMEA、解析結果の審査を主体とするが、単一故障対策は冗長系確認のほか、内容によっては工程内検査等の対象になる。冗長系は、全ての健全性をシステムの納入前に確認することが原則である。ただし、システムで直接的な確認の難しい回路レベルの冗長設計等では、トレンド評価などにより間接的確認を行う。最悪ケースの解析は、審査対象であるが、設計段階で回路解析ソフトや試作モデルを用いた評価も行われる。部品・材料・工程の選定、ストレス解析及びディレーティングは審査対象であるが、部品・材料・工程では、選定の通りに実施、管理されていることが工程内検査の対象になる。個別の認定試験では、試験計画（方法、判定基準）を審査して、かつ期待通りの結果が得られることを確認する。トレンド評価では、対象項目の事前審査と各試験における評価結果の確認を実施する。寿命／作動限定品では、対象項目の事前審査と各試験における累積時間／回数の管理を行う。バッテリーの地上保守は、その方法の妥当性の審査、保守状況の検査、及び保守後（搭載前）の性能試験を実施する。

(8) 保全性設計

設計に沿った対処、準備（手順書等）が整っていることを設計審査にて確認すること。バッテリーの交換作業性は、システムEMフェーズまたはシステムPFMにおいて確認しておくこと。

5.3 電力供給能力

電力供給能力の検証は、電力供給能力が宇宙機の全ミッション期間の所要電力プロファイルを満たす事の検証は、システムの電力収支解析から要求される電力供給能力を確認することによって実施する。

電力供給能力の検証は、開発フェーズにより以下のアプローチにより行う。

- ・概念段階から設計段階；設計結果の審査
- ・製造・試験段階；各コンポーネントの製造・検査結果及び電源系サブシステム試験結果の審査

5.3.1 要求電力プロファイル

各段階の検討結果、試験結果などに基づいて、運用モード別供給電力表、及び運用計画を更新して、最新のプロファイルを維持し、設計要求が満足されることを確認する。

製造・試験段階では、コンポーネントの消費電力の実測値により、運用モード別の供給

電力表の源泉データが更新される。更に、システム試験、特に運用モードの模擬試験、熱平衡試験では、運用モード別の供給電力や要求電力プロファイルが総合的に評価される。ただし、地上試験の制約等から運用モードの模擬には限界があり、ミッション系消費電力、イオンエンジン消費電力、姿勢制御系消費電力、熱制御ヒータ電力などは、地上試験では軌道上の想定通りに設定できないため、解析により取得データに対して適切な補正を行うこと。

5.3.2 電力源の所要サイズ

ソーラーアレイとバッテリーの所要サイズに対するハードウェアの特性は、4.5.1 と 4.5.2 において検証される。所要サイズの規定は、電力収支解析により設計段階の最終的な要求電力プロファイルを満たすレベルに設定されている。従って、ハードウェアの製作・試験が設計通りに進み、要求電力プロファイル、及びソーラーアレイとバッテリーの要求が満足されることを確認すれば、電源系は宇宙機ミッションを達成する電力供給が可能であると検証される。ただし、電力収支解析の源泉データ（消費電力、モデルの変数等）は、開発の進捗に伴い更新されるものであり、適宜、電力収支バランスが保たれることを確認する必要がある。従って、開発の設計段階以降、電力収支解析モデルと源泉データを継続的に管理すること。

ー 関連検討事項ー

以下に、電力収支の点で厳しい運用となるケースに関する対処方針などを示す。

なお、これらのケースでバッテリーの放電深度や保持エネルギーの回復状況を検討する際には、電力収支解析の限界を考慮し、バッテリーの運用模擬試験（4.5.2, (3)参照）を実施してデータの取得を行うことが望ましい。

(1) 打ち上げ初期段階

パドル形状の太陽電池パネルの場合、打ち上げからパドル展開・太陽指向までの期間、一般に電力収支が厳しい。対策として、パネルやバッテリーの規模増大も考えられるが質量増大になる。又、この期間のバッテリー許容放電深度を大きくすることも考えられるが、まず実施すべきことは、この期間の宇宙機全体の省電力化（機器等の消費電力の低減、不要な機器を非動作とするなど）を徹底することである。

(2) コンティンジェンシー時

保護機能の対象となる異常時のバッテリーの放電深度予測も電力収支解析によるが、この状況のパネル発生電力、負荷状態、継続時間等には予測の限界もあり、極力、宇宙機全体の省電力化を徹底すべきである。

(3) 軌道一周回の収支バランスが困難な場合

バッテリーの日照時の放電は継続しないのが一般的であり、多くの場合は無視し得る。LEO 宇宙機では、軌道一周回におけるバッテリーの保持エネルギーの回復（日照時の充電の完了）が困難になるケースもある。この状態が持続すると、バッテリーの保持エネルギーは低下し続けることになるので、省電力化以外にはソーラーアレイのサイズ増大が唯一の対策である。この状態が継続せず数周回後に保持エネルギーが回復する場合、これを条件として設計は（寿命への影響も考慮して）妥当であると判断可能な場合もある。GEO 宇宙機でも、イオンエンジン等の大きな負荷に安定して電力供給する必要がある場合には、日照中でも無視できないバッテリーの放電が行われる。

5.4 電力供給特性

電力供給特性に係わる要求は、解析等に基づく設計審査とシステム試験で検証され、要素単体試験及び電源系の組み合わせ試験は、電源系コンポーネントをシステム試験に供してよいことを判断する目的で行われる。ここでは、最終的検証となるシステム試験に着目し、全般的な留意事項を述べる。

(1) 規定点／測定方法

システム試験ではモニタ項目が制約されるが、検証の対象となる特性のモニタ方法が十分な精度を有することが前提であり、規定点、電圧モニタの方法等の審査・確認を事前に実施すること。テレメトリデータのみでは詳細な評価が難しいことから、テストコネクタによるハードラインモニタ端子等を用意すること。また、電源系は常時動作するサブシステムであり、試験開始時の電源の立ち上げから、試験終了時の電源の遮断まで継続してモニタでき、取得データを記録できる地上支援装置を準備すべきである。なお電圧のほか、その評価等に（クリップオンなどによる）電流モニタの可能なことが望ましい。

(2) 電源系動作モード／擬似電源

電力供給特性を検証する試験は、4.2.2 項の電源系の全ての動作モードについて、ソーラーアレイの出力特性、バッテリーの充放電状態、供給（負荷）電力に関して想定される最大、最小などの組み合わせを含めた条件で実施する。このため、想定されるソーラーアレイ出力特性とバッテリーの充放電（電圧）特性を設定し得るソーラーアレイシミュレータとバッテリーシミュレータを準備する。これら擬似電源は、単体試験等にて使用したものであることが望ましい。なおバッテリーでは、シミュレータのほか、実機で一連の試験も実施すること。またソーラーアレイについては、擬似太陽光源やランプ等による接続確認等を目的とした試験を実施することが望ましい。負荷は、宇宙機運用モード別供給電力表に基づき供給電力特性を評価するための条件を事前に指定しておくこと。この際、地上試験時の大電力機器や熱制御ヒータの発熱対策等を事前に

検討、準備しておく必要がある。

(3) トレンド評価

検証は、電力供給特性に関わる規定が満足されることを確認することである。ただし、規格自体は、冗長部の異常、バッテリーセルの不具合などが発生した状態も想定している。

従って、規格内であっても内部が正常であると判断できない場合があり、バス電圧等の電力供給特性をトレンド評価項目に指定して、全ての試験経過における特性挙動等の再現性を評価すべきである。

5.4.1 バス電圧

4.4.1 項の規定は、実運用時を想定しており、該当の運用状態でバス電圧データが設計通りに維持／変動すること、及びトレンドに異常の無いことを確認する。

5.4.2 電圧安定度

バス電圧の能動的安定化機能が動作する状態について、最良／最悪の動作条件におけるバス電圧の変動を測定して、規定が満たされること及びトレンドに異常のないことを確認する。

5.4.3 リップル及びスパイク

各動作モードでのリップル及びスパイクを測定して、対応する規定が満たされること及びトレンドに異常の無いことを確認する。この際、電源系の発生するリップル成分のほか、負荷側からはねかえりリップル成分も対象となるので、事前に各成分を評価する源泉データを取得しておくこと。また全ての試験条件で評価することは实际的ではなく、事前にソーラーアレイ、バッテリー、負荷の条件（例えばリップルの大きい条件）を設定し、その場合のデータを詳細に評価する。なおリップル及びスパイクを測定する場合、50MHz 以上の帯域を要し、テレメトリデータでは評価できない。

5.4.4 出力インピーダンス

本規定は、電源系単体の出力インピーダンスを対象とし、電源系の組み合わせ試験での確認項目であり、システム試験時の確認項目からは削除される。ただし、システムインテグレーション時に、電源系を組み込んで、負荷を接続しないコンフィギュレーションで実施することも可能である。

なお安定度、リップル及び過渡特性は、出力インピーダンスの間接的な評価・確認になる。

5.4.5 過渡特性

宇宙機の運用に準じて電源系に加わる過渡的動作（パドル展開、負荷の投入・遮断、ピークの電力供給、日照／食及びその過渡時等）におけるバス電圧のトランジェントを計測して、対応する規定が満たされること及びトレンドに異常のないことを確認する。この際、リップルと同様に事前に一定の条件を設定し、その場合のデータを詳細に評価する。負荷異常時、電源系の内部異常時に対するトランジェントは、出力インピーダンスと同様に、システム試験の確認項目から削除されるのが一般で（実施には専用ラインをシステムハーネスやテストコネクタに準備する必要がある。）、電源系の組み合わせ試験や単体試験での確認項目とされる。

5.5 電源系

5.5.1 太陽電池パドル系とのインタフェース

太陽電池パドル系は地上支援装置の制約からシステムに組合わせたコンフィギュレーションで電源系のインタフェース設計の整合性を試験で検証することは一般に大変困難である。このため、既存のデータを基に設計された解析の結果、両系の単体試験・検査結果、両系 ICD 等図面の整合性確認及び擬似ソーラアレイ電源（ソーラアレイシミュレータ）での動作確認等によって要求が満たされることを検証すること。

4.5.1 項インタフェース設計要求の検証例を以下に示す。

(1)インタフェース規定点

両系 ICD の整合性確認。

(2)インタフェース規定点での最大電圧、最大電流

太陽電池パドル系照射試験結果および解析の確認。

(3)インタフェース規定点～PCU 間往復電力ライン抵抗

電源系（電力ラインシステムハーネス）単体検査結果の確認。

(4)シャント動作順序

両系 ICD の整合性確認及び擬似ソーラアレイ電源動作によるシャント動作順序の確認。

5.5.2 バッテリ

バッテリーの要求事項は、寿命に係わる特性以外は、単体試験、システム試験等により検証を行なう。ただし、容量等の特性はシステム試験では一般に評価できないため、電圧等のトレンドを評価する。寿命関連の検証は、関連する過去の実績や先行試験結果を踏まえたバッテリーとバッテリーセルの設計審査、製造・試験結果の確認及び（バッテリーセル仕様書に規定された場合）出荷ロットの品質確認試験結果による。

(1) 構成

通常の外観、寸法、質量等の検査のほか、バッテリーセルケースとバッテリーセルを保持する構造の間の絶縁性を確認する。更に、絶縁性に関連して、ケースとバッテリーセル端子間の（プラス／ケース、ケース／マイナス）の電圧を計測し、適正值であることを確認する。

バッテリー内の温度差については、熱真空試験において指定の充放電条件時に許容値以下に維持されることを確認する。

(2) 地上初期特性

充放電電流・時間、温度等の条件を指定して、初期充放電特性の要求が満足されることを試験により確認する。また特性のトレンドとして要求された短期サイクル特性に関する特性に異常な挙動等のないことを確認する。

例えば、イニシャル試験とファイナル試験の同一条件の特性結果に再現性があることを確認する。

なお、バッテリーセルの特性は履歴の影響を受ける場合があり、試験前後の条件は極力一定にし、試験の中断時は保管に準じた処置を行うこと。

また、単体試験時には各バッテリーセルの電圧を計測して、バッテリーを構成するバッテリーセル特性のマッチング性、及びそのトレンドを評価すること。

(3) 寿命予測

設計解析（類似性）や事前評価の結果を審査し、寿命要求が満たされることを確認する。

使用するバッテリーセルが事前評価バッテリーセルと同等の特性であることの確認は、バッテリーセルの製造工程データ、出荷試験の結果、及び（バッテリーセル仕様書等で要求する場合）ロット品質確認試験の結果を評価することによる。

事前評価として運用模擬試験を実施する場合、宇宙機の実運用計画、充電制御を模擬してバッテリーの運用全般の妥当性を評価するよう試験計画を立てる。特に定常軌道の充放電運用に限定せず、打上げ時の充電（温度条件が一般に厳しい）、遷移軌道の過渡的運用（パドル展開までは放電深度が深くなる傾向がある）、コンティンジェンシー（異常時の所要エネルギー供給の確認／定常運用時のバッテリー充電制御の妥当性評価／復帰期間の推定）、バッテリーセル・リフレッシュ(*1)もしくはリコンディショニング(*2)の効果の確認を取り込むことが望ましい。

電力収支解析において一周回の収支バランスが確保できない運用等のバッテリーの挙動は、解析では限界があり、運用模擬試験により評価すべきである。

*1：バッテリーセル・リフレッシュ

リチウムイオンバッテリーは従来の NiCd・NiH₂ バッテリーのように飽和電圧がない

ため（充電完了時に電圧が一定とならない）直列につながれた各バッテリーセルの充電状態がアンバランスになると、このばらつきはそのまま維持され、直列に接続されたバッテリーはこのばらついたバッテリーセルの充電状態によって制限されてしまう。バッテリーセル・リフレッシュはこのバッテリーセル間の充電状態を均一にするため、各バッテリーセル間に並列に接続されたバイパス回路によってバッテリーセル電圧を等しくすることによってバッテリー容量を回復させる機能である。

*2：リコンディショニング

NiCd・NiH₂ バッテリーは、完全に放電しないレベルで同じ量の放電・充電を繰り返していると、容量に余裕があるにもかかわらずその放電量以上の放電が出来なくなってしまう性質（メモリ効果）がある。リコンディショニングはこれを防ぐため、定期的に放電量を深くして電極の活性化を図り、放電量を回復させる機能である。

（4）密閉耐圧特性

バッテリーで可能な場合、電解液や気密性評価トレース（He）ガスのリーク試験を実施する。また、バッテリーセルの出荷試験時の関連データ、及び密閉／耐圧特性に関わる工程データの確認を行う。なお、バッテリーにおいてリーク試験を実施する場合、バッテリーセルと同一の条件を採用することが望ましい。

耐圧特性はバッテリーセル単体で検証すること。

（5）バッテリーの冗長

バッテリー冗長設計等では、バッテリーの健全性確認のため全ての冗長系の検証を実施することが原則であるが、検証が出来ない場合は、解析で実施すること。

（6）安全性検証

リチウムイオンバッテリーの場合は以下を実施すること。

バッテリーの安全性の検証は、基本的な検証として、バッテリーセルの製造からバッテリー試験完了まで適切に行なわれていることを管理すること。搭載品への直接的な安全性試験は搭載品へダメージを与える可能性があるため、バッテリーセルのロットサンプルで実施する。またバッテリーセルの安全性試験においては作業要員及び近接する装置を危険にさらしてしまう可能性があるためそれぞれに対し充分注意して実施すること。

（a）バッテリーセルの安全性

バッテリーセルの安全性試験として、外部短絡試験、過充電試験をバッテリーセルの種類毎に検証されていること。バッテリーセルの安全弁（ラプチャ部）は、ラプチャの製造ロット毎に、各ロットで実施すること。このラプチャ試験は設計値の動作圧力を確認すること。

(b) バッテリーの安全性

バッテリーの過充電に対する保護機能は、保護回路単体で動作確認するとともにバッテリーにおいても動作確認すること。

(c) 輸送安全

バッテリーの輸送はバッテリーの専用梱包に対して実施され、1．2 mから落下試験し、以下の要求を満足すること。

- ① 内部のバッテリー及びバッテリーセルに損傷を与えない。
- ② 内部のバッテリー及びバッテリーセルを外部短絡させない。
- ③ 内部のバッテリー及びバッテリーセルが外部に放出しない。

(d) 並列接続保護

バッテリーの並列接続に対する保護回路の動作確認もしくは解析による検証を行うこと。

(e) その他

バッテリーの保護のため有している手段についてはそれぞれのサブシステム（温度制御、電圧制御）で実施すること。

5.5.3 電力の制御

電力の制御に係わる設計は5.4 の電力供給特性により総合的に検証されるが、システム試験では実施の難しい項目もある。ここでは、システム試験前に実施する単体試験、組み合わせ試験での全般的確認項目及びシステム試験時の評価項目について概要を述べる。

5.5.3.1 単体試験

各要素の特性が要求仕様値または設計仕様値内であることを確認する。特に、温度試験での部品特性の変動による影響の実測と予測との比較や、部品特性のバラツキの影響によるEM/FMなどの特性再現性の確認は、設計の妥当性を評価するため有効である。放射線等による部品特性の低下等に対して要求規定が満たされることの検証は、設計解析結果の審査による。

擬似ソーラーアレイ電源、バッテリーシミュレータ、立ち上げ用外部電源等は、組み合わ

せ試験及びシステム試験においても使用し、さらに試験コンフィギュレーションの相違による影響が以降の試験で問題とならないよう計画する。

システム試験で実施が難しい項目となる回路レベルの冗長設計の確認、内部の単一故障や負荷異常時のトランジェント評価などは、全項目について実施する。

電磁適合性試験は、単体試験のみで実施となる場合（特にFM）があり、システムとの適合性を確認したEM等との特性比較が重要である。

システム試験でトレンド評価項目となるデータについては評価の源泉データを取得し、また、全てのテレメトリデータについて校正曲線を取得する。

5.5.3.2 組み合わせ試験

システムハーネスと実負荷が接続されていないのでシステム試験とは相違があるが、電源系の（特に電力制御）の総合的な動作が設計通りであり、所要の電力供給特性が確保でき、システム試験へ移行してよいことを確認する。この際、各要素の単体試験の結果が再現されていることの評価、及びトレンド項目や校正曲線の管理も行なう。

組み合わせ試験では総合的動作の監視方法の確認を行い、システム試験の電力供給特性を評価（5.4, (2)参照）する際の源泉データを取得するため、4.2.2 の電源系の全ての動作モード、及び電源の投入／遮断時についての電圧・電流・ステータス等のデータの挙動を評価すること。

なお、温度試験では組み合わせた機器の条件設定が実運用の予測に準じていることを確認する。

5.5.3.3 システム試験

5.4 の電力供給特性の確認が主体となるが、組み合わせ試験結果に基づいて電力制御系の総合的動作の評価を行なう。

(1) 制御系統

組み合わせ試験、システム試験の総合的動作確認において、ソーラーアレイ出力制御、充電制御、及び放電制御が系統的に動作し、制御の動作範囲、優先順位及び連係管理が設計に合致していること、及び動作モードに関わる機能の正常な動作を確認する。

複数バス、複数バッテリーの並列動作では、電流分担が適正であることを確認する。

(2) 動作点解析

制御系統の検証と共に、バス電圧、ソーラーアレイ出力電流、負荷電流などの動作監視データの挙動を評価して、各制御動作における動作点が設計予測と合致することを確認する。

ロックアップ等の動作点の異常時に関しては、同定方法と負荷軽減等による対策（自

動復帰)の確認を行なう。

(3) 制御線図

単体試験、組み合わせ試験及びシステム試験における電力供給特性が、制御線図から予測されるものと合致することを確認する。擬似ソーラーアレイ電源（テストケーブルを含む）、負荷等の特性により、予測と実測（特に動的特性）は必ずしも一致しない場合もあるが、基本的な挙動は予測と異なっていないことを評価し、制御線図の妥当性を確認する。また負荷変動、ソーラーアレイ出力変動、バッテリーの充電状態推移などの外乱によって異常な動作点の移動、不適当な制動特性、寄生発振等に起因する制御の不安定な振動やラッチアップなどが発生しないことを確認する。

なお、ソーラーアレイの動特性の実測及びその模擬は難しいことから、その特性が制御特性に影響しないよう設計されるのが一般である。ただし、この影響の程度等が制御の安定性などの確保にとって課題となる場合、部分パネルによる解析モデルの評価などを行う必要がある。または、擬似ソーラーアレイ電源には、出力容量（キャパシタンス）が小さく、電力制御よりも高速な応答速度をもち、実際のソーラーアレイの周波数特性に近いものを使用する。

(4) 各電力制御の特性

制御特性は単体試験、組み合わせ試験及びシステム試験により評価され、(1)から(3)の項目により設計検証が行われる。ここでは、各制御要素の試験に関わる留意事項を述べる。

a. ソーラーアレイ出力制御

試験に先立ち、擬似ソーラーアレイ電源がソーラーアレイ出力（V-I特性）予測を取り込んでいること、特にBOLからEOLへの特性変化、パドル展開前の出力リップル等が擬似できることを確認する。ソーラーアレイ出力特性は食明け後の急激な温度上昇で大きく変わるが、その状態の模擬も可能であることが望ましい。

出力制御の動作状態を把握するモニタ手段は電源系の総合的動作の監視方法として確認するほか、ソーラーアレイ発生電力の直接計測が難しい場合には、発生電力の間接的計測手段として関連データの取得・評価を行なうこと。

ソーラーアレイ出力制御における制御要素の動作がスイッチング（デジタルシャント）の場合、原理的に動作に伴う雑音の遮蔽を一般機器のようににはできず、更に実際のソーラーアレイを使用することも困難なことから、ソーラーアレイ出力制御を行っている状態で他の機器の電磁適合性の試験を行う場合には、試験方法又は解析手段を事前に検討する必要がある。

b. 充電制御

バッテリーの充電制御機能を試験する際、実際のバッテリーを使用すると相当の時間を要することから、試験用電源のほか、バッテリーシミュレータと試験調整装置によりバッテリー電圧や温度などの模擬信号を可変して、V/Tレベル、充電電流の切換、定電流／定電圧充電制御、バス電圧制御機能、ヒータ制御、保護機能等の確認を行う。機器の特性評価等にバッテリーシミュレータは便利であり、単体試験のほか、組み合わせ試験、システム試験で使用する場合もある。ただし、シミュレータ（ハーネスを含む）はバッテリーの特性を完全には模擬しておらず、実際のバッテリーを使用するシステム試験前の組み合わせ試験では、実際のバッテリーを接続することも計画することが望ましい。

電力収支上、効率（損失）を確認する必要がある宇宙機では、上記の充電特性の確認において、特に定電流充電とバス電圧の制御動作時に注目して電力変換効率を計測する。

この際、効率は温度、バッテリー電圧及び充電電流により変動することに留意する。

c. 放電制御

充電制御と同様、バッテリーシミュレータを使用して放電機能及び保護機能（UVC等）の確認を行う。

負荷異常時のヒューズの溶断能力は、解析またはバッテリーを使用した評価試験により確認すること。

効率（損失）確認では充電制御と同様、温度、バッテリー電圧及び放電電流により変動することに留意する。

5.5.4 電力の分配

電力の分配に係わる要求は、システム試験の5.2.2, (1)の電氣的インタフェースの電力供給の確認と共に検証され、結果を電力分配管理表にまとめて、要求が満たされることを確認する。

単体試験では、分配機能（導通、電圧降下、オンオフ及びモニタ）の確認のほか、システム試験では確認が難しい内蔵の保護機能（ヒューズ、遮断機能）の正常性の確認を実施する。

なおヒューズの作動条件（電流、時間等）に係わる設計は、設計段階までの評価により検証する。

火工品点火電力の供給に関しては、作動回数が限定されるケースにおいては、FMでは導通・絶縁性、小電流による点火シーケンス等の全機能の確認のみとする場合もある。ただしその場合には、EM試験等では、設計の検証として、実電流（実際の火工品）を使用した機能・性能の確認を行なうこと。

5.5.5 保護

5.5.5.1 概要

電源系は、常時動作を要求されており、フェイルセーフとして主要機能を停止すること

はできないことを前提に耐故障設計を行われていることから、保護機能を検証することは、容易ではないことを考慮して、検証する必要がある。

特に、異常の発生を模擬する際、部品等に不要なオーバーストレスが加わらないよう留意する必要がある。

5.5.5.2 電源系内の保護

(1) 冗長

- (a) 単一故障点については、FMECA等を用いて設計検証を行うこと。
- (b) 部品などの開放・短絡による異常・故障については、部品レベルのFMEA及び機能FMEAを用いて設計検証を行うこと。
さらに、モジュールもしくは機器で冗長構成をとる場合には、一つのモジュールもしくは機器が故障したことを想定した試験を実施すること。
- (c) 同一のハイブリッドICで保護機能を実行する場合には、故障連鎖が発生しないことを、ハイブリッドICの回路図、製造図により設計検証を行うこと。
- (d) 太陽電池(模擬電源)の出力開始時に特別なコマンドを必要とせず動作することを確認すること。

(2) 絶縁

- (a) コンポーネント単位で絶縁測定を実施すること。印加電圧は、コンポーネントの機能を考慮して決定すること。

(3) 過電流保護

- (a) インタフェースFMEA等を用いて、保護回路により一次電源バスが保護されていることを確認すること。
- (b) ヒューズを用いて一次電源バス配電線を保護する場合は、同ヒューズの定格と、(突入電流などの)過渡状態を含み負荷経路内の最大電流を解析により示し、ヒューズの定格が妥当であることを示すこと。また、ヒューズ溶断時の解析を行い、バス電圧が異常時下限値を満足できることを検証すること。
- (c) ヒューズを用いて一次電源バス配電ラインを保護する場合、電源系は、負荷短絡時に各プロジェクトの電気設計基準で定めた規定時間内で同ヒューズを溶断可能であることを解析によって検証すること。
- (d) ヒューズを用いて一次電源バスを保護する場合は、システム引渡し時点でヒューズの開放が無いことをコンポーネントレベルで確認すること。宇宙機のインテグレーション以降は、必要に応じて、ヒューズの開放が無いことを確認すること。
- (e) DC/DCコンバータの後段にヒューズを設ける場合には、そのヒューズの溶断特性を考慮して、確実にヒューズを溶断する能力をDC/DCコンバータが有することを

DC/DC コンバータ単体の試験で検証すること。

(4) バッテリ保護

- (a) 一つのバッテリーセルが故障したことを想定した試験もしくは解析を実施すること。
- (b) バッテリに過温度が発生した場合の、充電停止等の保護機能を試験により検証すること。尚、試験用バッテリーが存在しない場合は、フライトバッテリーへの過負荷を避けるため、擬似信号によりバッテリー過温度状態を模擬すること。

5.5.5.3 他サブシステムと連係した保護

電力供給に関連した全ての保護機能について、4.5.5.3 項に規定する保護機能総括表の地上試験での作動確認方法に従って機能を確認すること。機能の確認では、検出から保護処置まで可能な範囲で **end-to-end** の検証になるよう、擬似信号やステータス確認等を行うこと。

保護機能の確認は、他系と連係を要するような項目はシステム試験でのみ系統的に実施が可能であり、事前に確認時点を指定して評価結果を総括表にまとめ、システム試験の終了時点で全項目が試験評価されたことを確認すること。

5.5.5.4 地上装置の異常に対する保護

地上試験装置は十分なバリデーションを行った後、宇宙機の検証に用いること。

付録—I 設計概要（参考資料）

本付録では、宇宙機の電力系（電源系及び太陽電池パドル系）のうち、主に電源系の設計の概要について記述する。

I.1 全 般

宇宙機の電力系は、全ミッション期間にわたって、必要とする電力を所定の電圧等諸特性内で間断なく供給することを役割とする。

このため、電力系は次の機能を有する。

【太陽電池パドル系】

- (1) 電力の発生

【電源系】

- (2) 電気エネルギーの蓄積
- (3) 電力の制御
- (4) 電力の分配
- (5) 保護—故障・異常の制限

本文図4.2-1 に電力系構成の概要を示す。電力系は、図に示す基本機能の他、テレメトリ／コマンドの処理機能を有する。

電力の発生は太陽電池パドル、電気エネルギーの蓄積はバッテリーにより実現され、これらの電力源のサイズが電力系の電力供給能力を決定する。電力供給能力は、宇宙機の全ミッション期間の要求電力プロファイルを満たさなければならない。

電力の制御は、ソーラーアレイの出力制御とバッテリーの管理（充放電制御）を機能とし、これらは電力供給特性（電圧等諸特性）を決定する。電力供給特性は、宇宙機システムの電力供給に関わる電氣的インタフェース条件を満たさなければならない。

電力分配は、宇宙機の各負荷に電力を分配する機能であり、その出力端が電力供給のインタフェース分界点で、電力供給特性の規定点となる。

電源系は、太陽電池パドル、バッテリー及び電力制御の機能を連係させる電力供給バスを有しこのバスから電力を供給する。そして、電力供給特性の規定点電圧を一次バス電圧と呼ぶ。電源系の構成には、電力供給バスが、一系統の場合（単一バス）と複数系統の場合（複数バス）があり、複数バスは必ずしも同一の構造や特性でなく、バス電圧が複数設定される場合もある。なお、電力供給には機器用電力の他、推進モータやパドル・アンテナ展開等に必要の二次電源バス又は、バッテリーから専用分配系により供給される火工品点火電力バスがある。

保護は正常な電力供給を保つために、電源系内部だけでなく他サブシステムの故障・異常の波及を抑制する機能であり、関連するサブシステムと機能を分担、動作を協調してい

る。

電力系は、質量等のシステム占有率が大きく、また、システム全体の（電気、構造、熱、姿勢制御等）設計とも密接に関連している。

開発は、概念設計、基本設計、詳細設計段階及び維持設計／製作・試験段階の各開発段階に応じたレベルで進められ、その間、先行研究、現状技術の検討、解析、試作、試験などの結果を審査し、開発目標の技術的な実現性、開発期間・リスク、コスト等の評価に基づいて設計の妥当性確認又は見直し・変更が行われる。設計変更は他への影響等も考慮する必要がある、基本設計段階以降ではコンフィギュレーションプログラム計画に基づいて審査・処置される。

以下では、詳細設計段階までにおいて電源系の設計を進める際の主なシステム検討事項、電源系の主要諸元（電力供給量、電力供給特性）、及び主要構成要素の概要を述べる。

図 I.1-1 に電源系設計において必要な検討項目を「システムレベル検討事項」、「サブシステムレベル検討事項」及び「主要構成品目レベル検討事項」に分類し、その関係を示す。

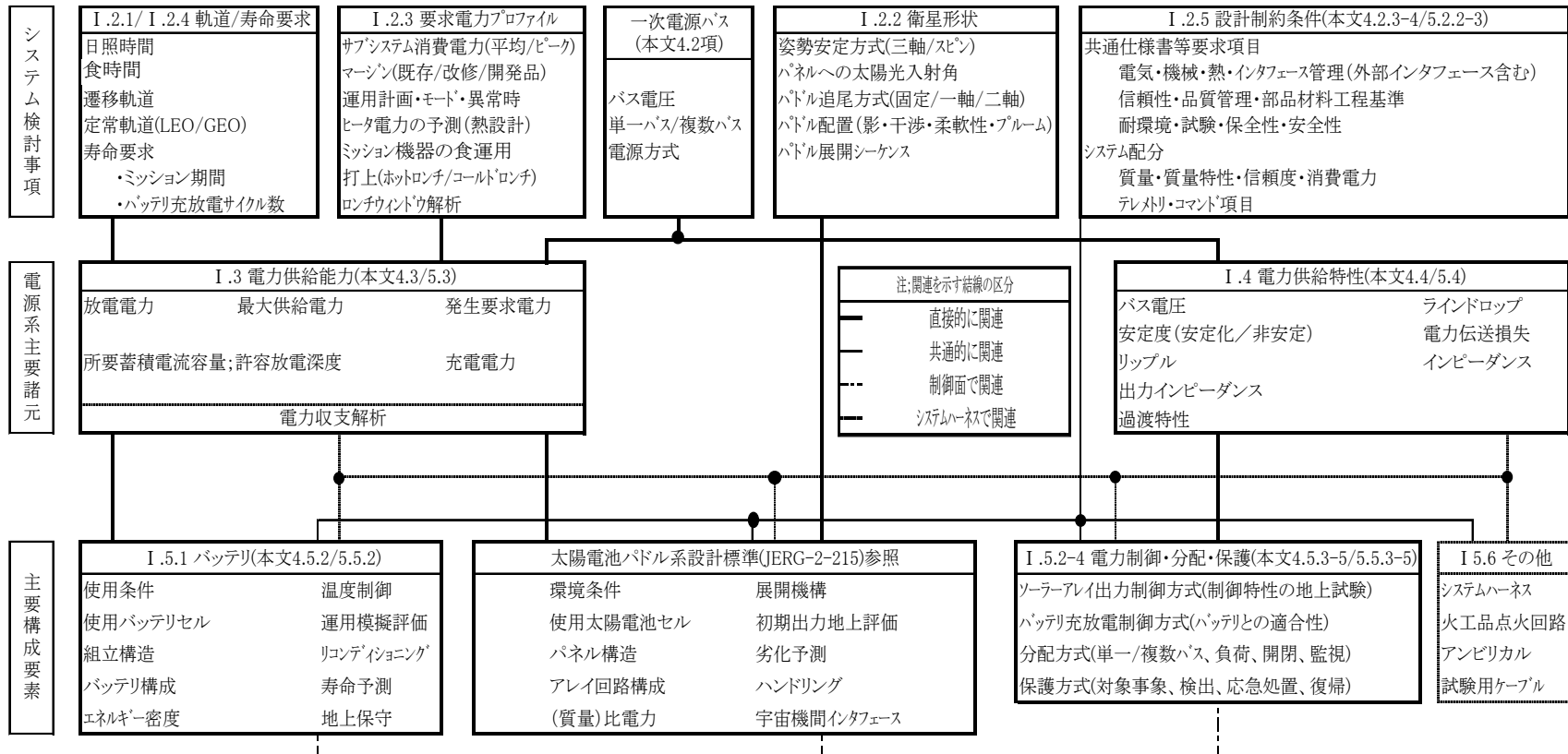


図 I.1-1 電源設計概要

I.2 システム検討事項

宇宙機の電源系は、質量、効率、信頼性などの観点から宇宙機のミッション要求に適した設計を必要とする。このミッション要求は軌道、宇宙機の形状（姿勢条件を含む）、要求電力プロファイル及び寿命要求を決定する基本条件である。

電源系の設計検討は、①軌道、②宇宙機の形状及び③要求電力プロファイルに関し、システム設計と密接に係わっており、これらの設計と歩調を合わせて進められる。

また、システムを実現するため、サブシステムやコンポーネントに対する④設計制約条件が設定され、これを遵守して設計が進められる。

以下に上記①～④の基本条件の概要を述べる。

なお、本設計概要では補給や回収を行う宇宙機の電源系は対象としない。従って、このようなシステムに特有な検討事項については個々に述べない。このような宇宙機では殆どの運用が過渡的であり、ミッション期間中の必要電力・時間、姿勢条件（太陽光活用程度）、他システムとの電力授受、異常波及（衝突、予定域外に落下等）回避の運用、冗長の要求程度（三重系等）などが電源系の設計を大きく左右する。

I.2.1 軌道

軌道は、食条件（発生時期、時間）、日照時間、太陽光軌道面入射角を決定し、宇宙機本体や太陽電池パドルの環境条件、バッテリーの充放電条件等を規定する。

軌道の典型例は、静止軌道（GEO）と低高度軌道（LEO）である。GEOでは、最長70分程度の食が春秋分の前夜二十数日のみに発生し、充電時間は二十時間以上とれ、かつ、ミッション期間の殆どが充電状態である。一方、LEOでは、多くの場合、30分程度の食が地球一周毎に発生し、充電時間は一時間程度、年間の食回数は五千回から六千回程度に達する場合もある。

また、太陽電池パネルの温度は食と日照の過渡期に急激に変化し、例えば、GEOでは日照時に50℃程度の温度が食の間に-200℃程度に低下する。

更に、ソーラーアレイの発生電力出力は宇宙空間の放射線等で劣化するが、その環境は軌道に依存する。なお、軌道は、ミッションを遂行するための定常軌道と、定常軌道に移行するまでの遷移軌道に区分される。GEOでは遷移軌道上での電力供給をバッテリーに依存する傾向がある。

I.2.2 宇宙機形状

一般に、宇宙機形状は、姿勢安定方式と関連があり、スピン方式では円筒形状、三軸方式では展開パドルを有した箱型形状をとる。そして、ソーラーアレイは、スピン方式では本体円筒上、三軸方式では展開パドル上に取り付けられる。従って、パネルへの太陽光入射角は、スピン方式では宇宙機姿勢により決まるが、三軸方式では太陽電池パドルの配置と追尾方式が関連する。追尾方式は一軸が一般であるが、二軸や固定もある。パ

ドル形状の太陽電池パネルで発生した電力は、太陽電池パドル駆動機構のスリップリングを經由して宇宙機本体に伝送される。

パネルの寸法は、スピン方式の場合、宇宙機本体のそれと一致するのが一般的であることから、発生電力要求値は宇宙機の大きさによって制約される。一方、三軸方式では、展開パドルのため制約は少ない。パドルの配置、追尾方式及び形状は、発生電力要求値、使用太陽電池セルの効率（温度特性や劣化特性も考慮）、センサ及びアンテナへの視野干渉、宇宙機本体の陰、推進系から干渉及び汚染、姿勢外乱等を総合的に検討して決定され、この過程で、太陽電池パドルの所要寸法等も決まる。

展開パドルの場合、打上げから展開するまでの期間の電力供給は、バッテリーに依存する。従って、バッテリーの放電深度が許容値以内に維持されるよう、展開のシーケンスとこの期間の要求電力プロファイルを設定する必要がある。

I.2.3 要求電力プロファイル

要求電力プロファイルは、各サブシステムのコンポーネント消費電力と、宇宙機運用計画等に基づく運用モードにより決定され、要求電力の時間的変動が多い場合、運用の時系列で表示される。

消費電力は、平均電力とピーク電力を対象とし、サブシステム・コンポーネントなどの実績（既開発／改修／新規）に応じたマージンを含むが、開発段階の進捗により実測値等に更新される。

なお、このような源泉データの更新において、搭載機器の消費電力は試験の実測値に基づくことができるが、例えば、宇宙機システムの熱設計用ヒータ電力等は（熱バランス等）試験においても正確な把握が難しく、設計段階より確度は向上しても、予測に頼ることになる。更に、電力収支の厳しいEOLでは、サーマルブランケットの表面特性の劣化を考慮し、所要ヒータ電力を予測する必要がある（一般にBOLより少なくなる）。従って、熱制御用のヒータ電力のような予測値に頼る源泉データが要求電力プロファイルに占める割合の大きいシステムでは予測に対するマージンの扱いが課題となる。

運用モードは、打上段階、遷移段階、及び定常運用の全ミッション期間について設定し、コンティンジェンシー（姿勢等の異常）時も考慮する。三軸方式では、太陽電池パドルが定常軌道に移行するまでに展開され、展開までの電力供給はバッテリーに依存する傾向がある。このような過渡的運用モードも含むこと。

なお、ミッション機器の食運用はバッテリーのサイズを左右する。

打上時に関して、ロケット分離まで宇宙機を作動させないコールドロンチはバッテリーの負担を軽減するが、打上前からバッテリーを用いて宇宙機を作動させるホットロンチが一般的である。打上段階の電力面からの要求はロンチウインド解析で考慮される。

I.2.4 寿命要求

宇宙機のミッション要求から求められるバッテリーの寿命（搭載寿命、充放電サイクル寿命及び地上保管寿命等）を満たすよう設計考慮すること。その他の寿命要求検討については本文4.2.4項 共通的设计標準 (7)信頼性設計による。

I.2.5 設計制約条件

宇宙機システムの開発において、遵守すべき共通の制約（要求）事項が制定／設定される。

これらの事項は、本格的に開発を進める上で不可欠なものであり、共通仕様書やシステム配分の形で文書化されるが、詳細の決定にはシステム・サブシステム関係者間の調整等で相当の時間が費やされる。

電源系とその構成コンポーネントは、これらの事項を遵守して設計／製造され、試験／解析により設計の妥当性が立証される。

(1) 共通仕様等

次の共通仕様等は、各プロジェクトの仕様書・基準書体系（例）に従って制定する。

- a. 電気設計共通仕様（基準）
- b. テレメトリコマンド設計基準書
- c. 機械設計共通仕様（基準）
- d. 熱設計共通仕様（基準）
- e. 電磁適合性共通仕様（基準）
- f. 耐環境性設計基準書
- g. インタフェース管理仕様
- h. EEE部品プログラム基準書（部品選定基準書）
- i. 材料・工程基準書
- j. 信頼性設計基準書
- k. 保全性プログラム標準
- l. システム安全性標準
- m. 信頼性プログラム標準
- n. 品質保証プログラム標準

電源系は、システムハーネスを介して、電力供給による他サブシステムとのインタフェースを有しており、電力供給特性は電気設計と電磁適合性の共通仕様に取り込まれる。宇宙機システムの電源ラインの接地系統は、共通仕様により管理され、接地は宇宙機構体内に一点で取られる。

電源系の所要機能を実現する構成要素（コンポーネント）は、一般にシステムハー

ネスにより電氣的に接続される。従って、該当ハーネスの管理はシステムで行われるが、ハーネスの特性を電源系の設計に取り込む必要がある。

電源系構成要素は、エネルギー変換・蓄積・制御を行う際、多様な吸発熱を伴う。従ってその温度を所定の性能・特性を確保する範囲内に維持するため、宇宙機システムとの熱的なインタフェースは、重要な設計・管理項目である。

電源系保護機能は、一部サブシステム（電源系を含む）の異常／故障が電源バスを介して宇宙機全体に波及することを極力防止する役割を果たす。対象とする異常／故障の想定や防止の手段等は、宇宙機システムの観点で設計・管理され、機能分担等が設定される。

電源系は、地上試験や打上時、地上支援装置から（アンビリカルケーブル等）専用ラインにより充電電力や擬似太陽電池電源の電力等を受ける。このインタフェースは、その目的を考慮して、適切に設計・管理する必要がある。

(2) システム配分

システム配分は、ミッションを成功させる上で重要な管理項目であり、質量／質量特性／電力／信頼度／テレメトリ・コマンド項目等について設定する。

目標値は、システム設計に基づき各サブシステム／コンポーネントに対して適正に配分し、維持すること。システム配分の維持状況は、進行管理で報告される。

設定値の変更に際しては、他への影響をすべて検討すること。例えば、電力に関連する設定値の増加は、要求電力プロファイルの変更となり、電源系の電力供給能力との適合性の再評価が必要となり、適合しない場合、質量増加や運用計画の変更等を招くことになる。

I.3 電力供給能力

I.3.1 概要

電源系の電力供給能力の平均値は、概ね下記の関係式からソーラーアレイとバッテリーの規模で決まる。

$$[\text{日照時電力供給能力}] \simeq [\text{ソーラーアレイ出力電力}] - [\text{バッテリー充電電力}]$$

$$[\text{食時電力供給能力}] \simeq [\text{バッテリー放電電力}]$$

ここで、充電電力はバッテリーの放電エネルギーを回復するために必要である。エネルギーが適切に回復されないと、バッテリーの保持エネルギーが次第に低下して、食時電力供給能力が確保できなくなり、宇宙機運用に支障をきたすことになる。バッテリーの放電電力は、バッテリーの総蓄積エネルギー $\{ = (\text{バッテリーの蓄積エネルギー}) \times (\text{台数}) \}$ 、許容放電深度、及び放電時間から制約される。

なお電力供給能力のピーク値は、日照時においてもソーラーアレイ発生電力とバッテリーの（許容）放電電力の和として与えられる。

この関係式から、電力供給能力の大枠は、電力源（ソーラーアレイとバッテリー）のサイズ（発生電力、蓄積エネルギー等）により定まるが、電力供給能力に対する基本的要求事項は、全ミッション期間中の要求電力プロファイルを満たすことである。電力収支解析は、この要求との適合性を評価するため行われる。

I.3.2 電力収支解析

電力収支解析では、要求電力プロファイルと電源系電力供給能力の適合性、即ち、要求電力プロファイルに対してバッテリーの保持エネルギーが適正に維持されることを評価する。

図 I.3-1 に電力収支解析用の電源系モデルの例（メインアレイ方式の例）を示す。解析の中で考慮すべきパラメータとしては、以下のようなものがある。

- P_s : ソーラーアレイ出力電力

C_s : バッテリーの刻々の残存容量

P_E : 電源系消費電力

P_L : 負荷電力

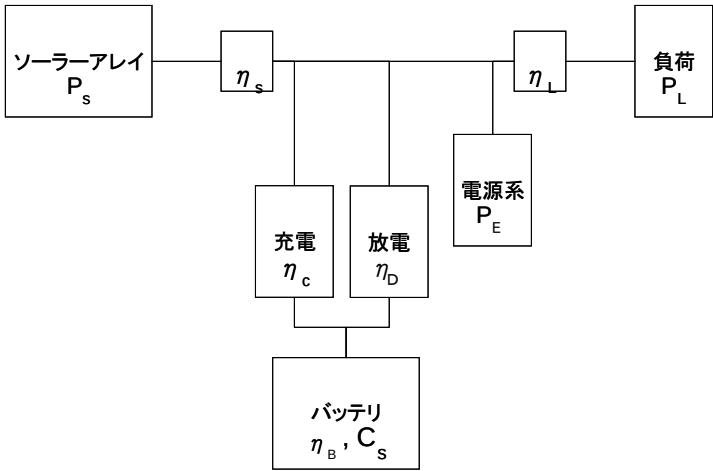
N : バッテリー系統数
- η_s : 発生電力伝送効率

η_c : 充電制御効率

η_B : バッテリー充放電エネルギー効率

η_D : 放電制御効率

η_L : 電力供給伝送効率



	刻々の残存容量“C s”の推移式（Δt:計算時間間隔）
日照時	バッテリー充電電力 = $[(P_s \cdot \eta_s) - (P_L / \eta_L) - P_E] \cdot \eta_c$ = 充電制御による制限値：上式が制限値以上の場合 $Cs(t + \Delta t) = Cs(t) + \eta_B \cdot (\text{バッテリー充電電力}) \cdot \Delta t / V_{\text{bat}}(\text{chg})$ 注；V_bat(chg)はバッテリー平均充電電圧
食時	バッテリー放電電力 = $[(P_L / \eta_L) + P_E] / \eta_D$ $Cs(t + \Delta t) = Cs(t) - (\text{バッテリー放電電力}) \cdot \Delta t / V_{\text{bat}}(\text{dischg})$ 注；V_bat(dischg)はバッテリー平均放電電圧

図 I.3-1 電力収支解析モデルの例

以下、これらのパラメータの定義について説明する。

P_S : ソーラーアレイ発生電力。太陽電池は放射線などにより劣化するので、寿命末期 (EOL) の発生電力要求値から、劣化の予測に基づいて、寿命初期 (BOL) 発生電力要求値が設定され、これがソーラーアレイのサイズを決定する。 P_S は長期的劣化の他、パネル温度、太陽光入射角、宇宙機本体からの影等により変動する。

なお、 P_S の余剰発生電力はソーラーアレイ出力制御により処理される。

η_S : 発生電力伝送効率。ソーラーアレイから電源系までのシステムハーネス等の電力伝送損失を考慮して設定される。

η_C : 充電制御の電力変換効率等に対応する値。

η_D : 放電制御の電力変換効率等に対応する値。

η_B : 放電した電流量(Ah)を、その回復に最低限必要な充電電流量(Ah)で割った値である (C/D比の逆数)。特に、充電完了後の充電エネルギーはバッテリー内部で熱になり、保持エネルギーの増加には寄与しない。

C_S の上限はバッテリー容量、放電電圧及び台数で定まる総蓄積電気量 " C_B " となる。この C_B はバッテリーのサイズを決定する。

C_S : 刻々の残存容量(Ah)で、保持電流量(Ah)と言うこともできる。この値を直接的に表示するデータは一般になく、解析上のパラメータである。放電深度は放電末期の C_S と定格容量 C_B から " $(C_B - C_S) / C_B$ " の%表示で与えられる。放電深度の許容値は、バッテリーに対する寿命の要求を考慮して設定される。寿命と放電深度に関連して、短期ミッションでも、食直後の姿勢異常等でソーラーアレイ発生電力が不足するなどの考慮から、放電深度100% 近くの運用は一般的ではない。

P_E : 電源系自身の定常的な消費電力。

η_L : 負荷への電力供給効率。電源系出力端から各サブシステム・コンポーネントまでのシステムハーネス等の電力伝送損失を考慮して設定される。

P_L : 負荷電力。要求電力プロファイルで規定され宇宙機運用モード等により変動する。

電力収支解析は、通常計算機上に構築される電源系のシミュレーション プログラムによって行われる。 計算機プログラムを使用した電力収支解析では、 P_L や P_S 等の変動を時系列化し、刻々の残存容量(Ah) " C_S " 又は放電深度を計算する。そして、その値が許容値以内に保たれる場合、要求電力プロファイルと電力供給能力が適合すると判定される。なお、図 I.3-1 の電源系のシミュレーションは最も単純なものであり、ソーラーアレイの電圧－電流特性、バス電圧の挙動、バッテリーの充放電特性、及びこれらに関する温度の影響などを殆ど考慮していないが、適用実績、ハードウェアの試験結果及び評価の繰り返しにより、パラメータを平均的に妥当な数値に設定・更新して対処する。これに対し、下

記の様な項目に配慮し、ハードウェアの特性を極力取り込んだ電源系動作解析用プログラムを電力収支解析に活用する方法もある。

- ・ ソーラーアレイのV-I 特性（温度特性、放射線劣化なども配慮）
- ・ バッテリーの充電状態を含む電氣的特性（温度特性、経年的劣化なども配慮）
- ・ 電源系各機器（ソーラーアレイ出力制御、充放電制御等）の電氣的特性
- ・ 負荷特性（定電力、定電流、抵抗性）

例えば、バッテリーの充電方式の一つである定電圧充電では充電電流が指数関数的に減少するが、その推移はバッテリーの特性に依存する。更に、電力収支解析上のキーパラメータである保持電流容量(Ah) “ C_s ” の推移を解析するためには、これらの充電制御とバッテリー特性の相関性の他、充放電エネルギー効率も考慮する必要がある。ただし、バッテリーの充電特性などに関する動作解析用のモデル化には課題も多く、適用経験の蓄積等による改良が必要である。更に、電源系に関連する熱制御系の動作等まで含めた、宇宙機システムの総合的動作解析プログラムも考えられるが、このようなプログラムを有効に維持・発展させるためには、適用経験によるモデル化の改良の繰り返しが必要なことを考慮すると、同種の宇宙機システムを相当回数に利用する長期的方針が前提となる。

参考として、電力収支解析の一例を図 I.3-2 に示す。

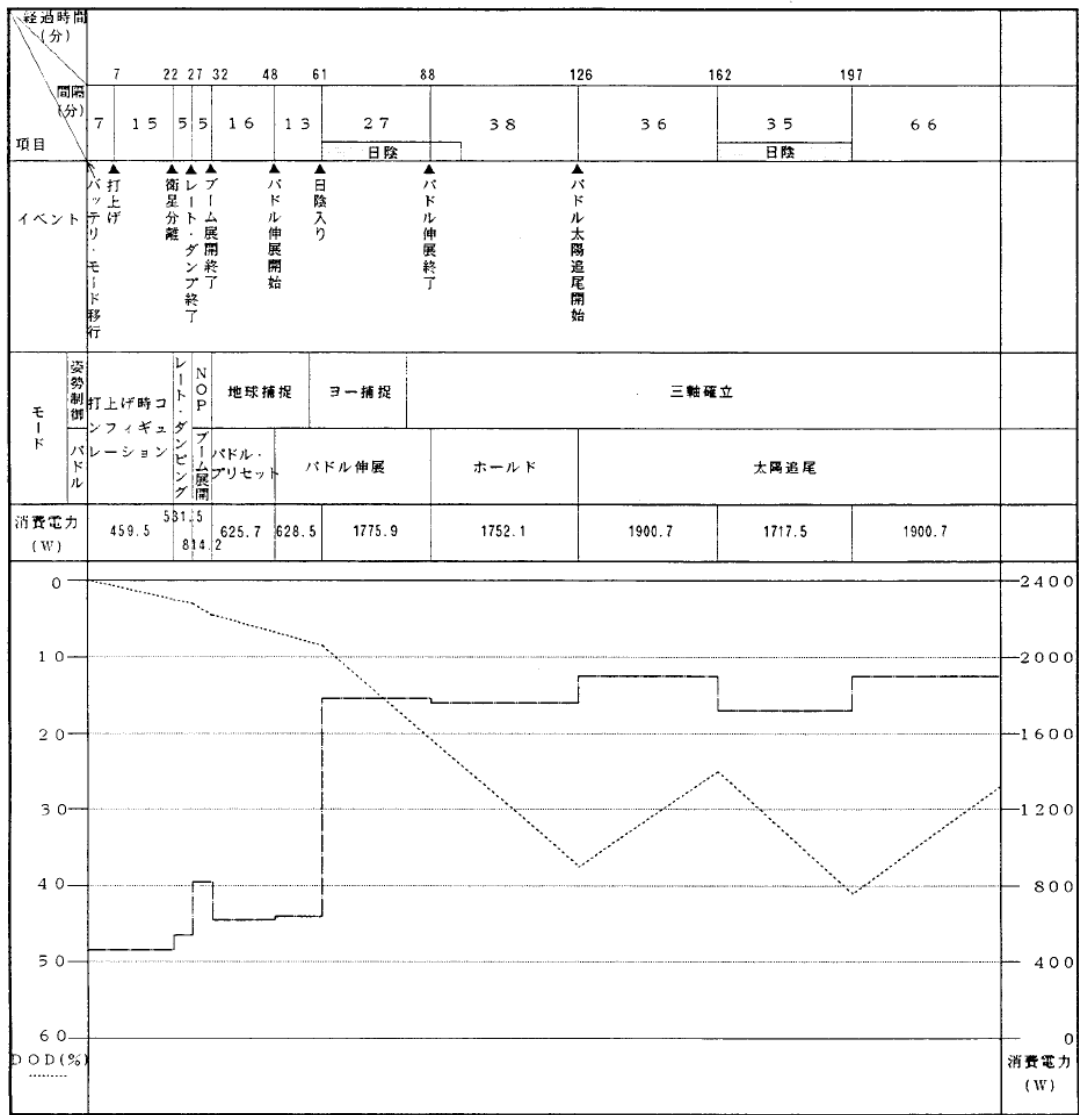


図 I.3-2 電力収支解析の一例（太陽同期準回帰軌道）

I.3.3 各開発段階の関連作業

所要電力供給能力、つまりソーラーアレイとバッテリーの所要サイズの設定は、宇宙機システム設計の重要な一項目でもある。ここでは、各開発段階における電力供給能力及びその適合性の評価手段である電力収支解析に関連する作業について述べる。

(1) 概念設計段階

この段階では、ミッションを達成するシステムの大枠が検討される。電源系に関連するシステム検討事項の大半は確定されず、トレードオフの対象になる。要求電力プロファイルでは、軌道条件と消費電力レベルが想定され、電力供給能力として、ソ

ソーラーアレイとバッテリーのサイズの概略が、実績、技術の現状、先行研究結果等を考慮し、ケーススタディされる。この段階では、I.2.1 の概要で述べた平均的な電力供給能力の大枠が議論され、本格的な電力収支解析は実施されない。また、この際、開発期間・リスク、コストの他、性能面では電力供給能力に付随する所要質量と寸法等が評価基準になる。

参考として、軌道上の平均的負荷電力“ P_L ”に対して、許容放電深度を“ DOD_A ”、食時間を“ T_E ”とし、バッテリーの所要総蓄積電流容量(Ah)“ C_B ”の概略は以下のようになる。

$$C_B = \{ [(P_L / \eta_L) + P_E] / \eta_D \} \cdot (T_E / DOD_A) \} / V_{bat}(dischg)$$

また、所要の平均充電電力“ P_C ”は、日照時間“ T_S ”として、

$$P_C = \{ ([(P_L / \eta_L) + P_E] / \eta_D) / V_{bat}(dischg) \} \cdot \{ (T_E / T_S) / \eta_B \} \cdot V_{bat}(chg)$$

これより、ソーラーアレイの発生要求電力“ P_S ”の概略は以下のようになる。

$$P_S = \{ [(P_L / \eta_L) + P_E + (P_C / \eta_C)] / \eta_S$$

以上の“ P_S ”と“ C_B ”に特性劣化や冗長性を考慮して、ソーラーアレイやバッテリーの所要サイズの大枠が設定される。

(2) 基本設計段階

この段階では、試作モデル等の製作試験を踏まえてシステムのベースラインが決定される。そして、負荷となる個々のコンポーネント或いはサブシステムの消費電力は、概略値は存在するものの確定はしていないが、これら不確定な（マージン込みの）消費電力と運用計画に基づく、要求電力プロファイルに対して電力収支解析が行われ、電力供給能力の所要値が設定される。

(3) 詳細設計段階

この段階では、開発モデル等の製作試験によって、コンポーネントの消費電力がある誤差範囲をもって確定し、運用計画を含む要求電力プロファイルも明確になる。

この設計の進捗と並行して、適宜、電力収支解析を実施して、先に設定した電力供給能力と要求電力プロファイルの適合性が評価される。適合しない場合、ソーラーアレイとバッテリーの所要サイズ、消費電力の配分、運用計画等の見直しを行う。但し、見直しの自由度は、設計が進むにつれて制約され、特にソーラーアレイとバッテ

りの所要サイズ等は、質量の他、パネルではシステム形状等に対するインパクト等も大きく、一般に大幅な見直しは難しい。なお、電力収支解析のパラメータは、該当する部分の設計等の進捗を反映して更新される。

(4) 維持設計／製造・試験段階

この段階では、個々のコンポーネントの仕様が確定しており、その実現性の評価・管理が行われる。そして実際のハードウェアの特性を反映して、電力収支解析にかかわる源泉データ（要求電力プロファイル、解析パラメータ等）が更新される。この段階の電力収支解析は、これら更新によるインパクトの評価が目的であり、設計段階で各コンポーネントの設計に取り込まれた電力収支に関わるマージンは、システムマージンとして集約される。この段階で、所要電力供給能力が要求電力プロファイルと適合しないと評価される場合、対策としては通常、運用計画の見直し以外にない。

(5) 軌道上評価段階

ハードウェア開発に向けた段階の電力供給能力に関わる主な作業は以上の通りであるが、その過程で用いられた電力収支解析は次の打上げ、追跡管制および評価段階でも活用され、実運用計画のデータベースとなる。この際、解析には製作・試験段階の最終的なパラメータが用いられ、更にその更新等を行うことで、解析の適用実績が蓄積され次期の開発に生かされる。

I.4 電力供給特性

電源系の電力供給特性としては、バス電圧、安定度、リップル、出力インピーダンス及び過渡特性がある。これら特性の規定点は電力分配の出力端とする。

I.4.1 バス電圧

バス電圧としては、従来直流30V程度が用いられてきた。これは供給電力が小さかったこともあるが、主に適用部品を含む設計の基盤が航空機等の直流28V電力系にあったためである。

しかし、宇宙機の大型化・大電力型化に対して、従来程度のバス電圧によることも可能であるが、電力供給ハーネス（太陽電池パネル上の配線を含む）等の質量増加を抑制するため、バス電圧の高電圧化が行われた。すでに数kWの宇宙機では50V程度の電圧が用いられ、10kW程度では100V以上が効率が良いと考えられる。

なお、高電圧化に際して、以下の項目を検討する必要がある。

(1) 適用部品の制約

部品の制約は設計の基盤に関わる問題であり、さらに電源サブシステムだけでなく、

電力供給を受ける全サブシステムの設計に関わる問題であることに留意しなければならない。特に耐圧／スイッチング耐性の点で電力用の半導体、リレー、コンデンサ（直列使用による対策が可能だが質量容積が増加する。）の調達・適用可能性（場合により代替品等考慮）を確認しておかなければならない。

(2) パッシェン絶縁破壊則や宇宙空間プラズマ環境との相互作用

残留ガスの存在や（100k eV以下の電子、正イオンの混在した）宇宙プラズマ環境が電氣的導体であることに起因する。特に相互作用ではプラズマ密度の濃い低高度軌道が問題となる。

(3) 安全性

安全性は、主に作業者の感電に関わる問題であり、まず関連する作業（組立、試験、射場等）の安全基準との整合を行い、機器（地上装置を含む）設計への反映等に留意する必要がある。

また、電力供給用の電圧としては、直流の他、地上商用電力やエンジン発電機出力を使用する航空機等の交流も考えられるが、宇宙機では電力源であるソーラーアレイやバッテリーの出力が直流であるため交流を使用することはほとんどない。交流の利点として、トランスで容易に電圧変化や一次／二次側の絶縁ができる、回転機器を直接駆動できる、電流の零点があることから短絡遮断が容易にできる点が挙げられる。ただし、交流電力は直流のようにダイオードで逆流防止ができないほか、電圧と電流の位相差による力率（無効電力）、ハーネスの交流周波数のインピーダンスの影響、波形歪等に関連して、電力供給インタフェースの規定や機能分担が複雑になり、さらに複数電力源の交流出力を連係する場合は、位相同期が必要になるなど課題も多い。

なお、高い周波数が小型・軽量化の点で不可欠であり、波形は電磁適合性等の点で正弦波が望ましいが上記課題を解決して交流の利点を現実化するためには相当の開発要素が伴う。

I.4.2 安定化バス／非安定バス

電源系の方式は、バス電圧の変動幅の観点から安定化バスと非安定バスに大別される。

安定化バスは、バス電圧の変動幅が狭く（例えば、公称±1%）、電力を受ける各サブシステムでは、一般にアクティブな入力変動に対するレギュレーション（ラインレギュレーション）機能・性能を必要としない。

一方、非安定バスはバス電圧の変動幅が広く、各サブシステムのアクティブなラインレギュレーション機能・性能を必要とする。

供給電力の質の観点では、安定化バスの方が優れている。ただし、電源系は安定化バスを実現するため非安定バスに比べて（負荷）レギュレーション機能・性能を追加・向上し

なければならない。したがって、安定化バス／非安定バスの方式の差は、所要のレギュレーションを電源系に集中／各サブシステムに分散と言い換えることができ、この方式の選定は、宇宙機システム全体の設計に関連する。

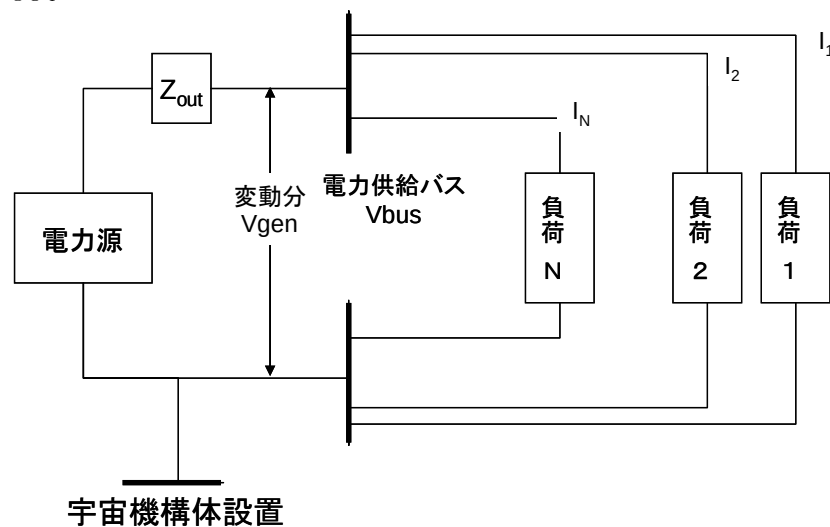
選定においては、レギュレーション質量／損失（発熱）や信頼性（故障波及、冗長等）等の観点で設計検討が必要となる。また、レギュレーションを実現する技術（特にスイッチングレギュレータ回路技術と適用可能な関連部品）の状況も配慮しなければならない。

安定化バスに用いるレギュレータは、予測し得るピーク電力だけでなく、負荷故障に対しても損傷を受けない設計が必要である。

なお、バス電圧変動に関して、宇宙機システムハーネスによる電圧降下等も留意する必要がある。

I.4.3 電磁適合性との関係

電力供給特性は電磁適合性設計の伝導性に係わる規定と密接に関連する。図 I.4-1 は、電力供給バスから各負荷への電力供給形態を単純化し、バス電圧の雑音電圧“ δV_{BUS} ”と負荷の伝導性雑音電流“ δI_N ”、電力供給バスの出力インピーダンス“ Z_{OUT} ”、及び電源系の発生雑音電圧“ δV_{GEN} ”の関係を示す。“ Z_{OUT} ”で電圧に変換される項をはね返り成分、“ Z_{OUT} ”を共通インピーダンスと呼ぶ。



$$\delta V_{BUS} = \delta V_{GEN} + Z_{OUT} \times \sum \delta I_i$$

図 I.4-1 バス電圧雑音成分と負荷側発生雑音の関係

各負荷の伝導感受性の許容要求レベルとなる入力端の雑音電圧は、システムハーネスのインピーダンスを“ Z_i ”とし、“ δV_{BUS} ”と“ $Z_i \times \delta I_i$ ”の和となる。従って雑音電圧を抑えるためには、電源系の発生雑音を低減するほか、出力インピーダンス“ Z_{OUT} ”や

各負荷の雑音電流を抑えることが必要になる。この際、一部に厳しい要求を課することなく、システムの的にバランスの取れた設計を行なうことが電磁適合性設計の基本的方針であり、この方針に従って電源系設計が行われる。

なお、はね返り成分に係わる δI_i に関し、雑音の和として処理できず周波数的にビートが発生すると（特に低周波成分）、その低減が厄介になるので、例えば、負荷側のDC/DCコンバータのスイッチング周波数の管理なども考慮される。

宇宙機システムの電源ラインの接地は、電力供給バス（一般にリターン側）から宇宙機構体の一点に取られる。接地には宇宙機構体に対して電位の不定箇所を除き、かつ宇宙機構体に浮遊電流が流れないように設置されるが、宇宙機構体自体の電位は環境に依存する。また構体電位の変化は電力供給バスに対してコモンモードの雑音となる（接地を一点にすることで直流的な影響は抑制される。）。

この電位に関しては以下の点に留意しなければならない。

a. 地上

システムのインテグレーションや試験では、宇宙機構体を作業・試験場所の接地に接続する。

試験時の電源となる擬似太陽電池電源や外部電源を接続する場合、接地ラインに電流が流れることを防止するため、装置側の電力供給ラインは宇宙機構体の接地によって作業・試験場所の接地に接続されなければならない。なお、これらの装置の接続を宇宙機から外す場合、該当ラインが不定電位になる。射場においてロケットに結合された場合、ロケット構体の接地、射場設備の接地等との関係を系統的に管理する。

b. 軌道上

宇宙空間のプラズマ環境との相互作用で電位が決まる。太陽光入射のない状態では、イオンと電子の速度の差からプラズマに対して負に帯電し、電子の流入を防ぎイオンを収集し、宇宙機とプラズマの間の電流がゼロになる負の電位（プラズマ温度に依存して低軌道では数V、静止軌道では磁気嵐発生時に10kV以上）に達する。一方、太陽光が入射すると、光電子放出効果で、電位は正の方向に変化する。この相互作用で、静止軌道宇宙機では、構体と絶縁された部分と構体間に数kV程度の電位差ができ、静電気放電を誘起する。

構体電位は、軌道高度等に依存するプラズマ環境のほか、形状、表面特性等も関連しており、宇宙機のドッキングの際、各々の宇宙機の電位差によって放電を起こす要因になる。プラズマに曝されたソーラーアレイの電気接続部は、プラズマに対してバス電圧に比例したバイアスの加わった電位となり、プラズマ密度の濃い低軌道では、リーク電流（電力ロス）のほか、局所的な電界集中による放電を起こす。

I.5 主要構成要素

電源系はエネルギー蓄積を機能とするバッテリー及び電力制御・分配・保護等を機能とする機器より構成される。具体的な構成やこれら機器等は、宇宙機システムの検討や実績等を踏まえて設計される。ここでは、電源系の主要な構成要素の概要、特性、関連する技術・方式、特有な使用条件、設計において考慮される事項等を述べる。

I.5.1 バッテリー

バッテリーは、必要な電圧を得るために直列接続するバッテリーセルを組立てたものであり、日照時にソーラーアレイの出力電力を用いて充電され、食時やソーラーアレイ出力の不足する期間の電力を放電して、宇宙機に供給することを機能とする。

バッテリーの容量（使用セル容量）、セル直列数及びバッテリー台数は、使用条件（寿命、放電深度、温度、放電電圧など）、冗長性、所要放電エネルギーなどを考慮して決定される。バッテリーの重要な性能指数としては、質量当たりの蓄積エネルギー（エネルギー密度、質量効率：Wh/kg）と容積当たりの蓄積エネルギー（エネルギー密度、容積効率：Wh/リットル）がある。

以下では、使用するバッテリーセル、バッテリー構造、バッテリーの構成セルに必要なマッチング、使用条件及びバッテリーに係わる冗長設計について概要を述べる。

(1) バッテリーセル

宇宙機に使用されるバッテリーセルとしては、古くはニッケルカドミウム（Ni-Cd）セルとニッケル水素（Ni-H₂）セルが一般であったが、近年はリチウムイオン電池が主流となりつつある。

Ni-Cd セルは、正極に水酸化ニッケル、負極に水酸化カドミウムを使用した二次電池で、長い実績を有する。

Ni-H₂ セルは、正極は Ni-Cd セルと同様であるが、負極に水素触媒極を使用し、水素ガスを活物質として使用した二次電池であり、劣化し易いカドミウム電極を使用していないため、サイクル寿命特性に優れ、放電深度を深く取れるという利点を有する。しかし外形が圧力容器形状となっているため容積効率が悪く、搭載面積を多く必要とする。また通常、水素ガスがゲージ圧力 1 MPa 以上となり、高圧ガス保安法の対象となる。

宇宙機では、セル容量として、数 Ah から 100Ah 程度が用いられている。Ni-Cd セルの場合、小容量では円筒型もあるが、角型が一般的であり、50Ah 以下が一般である。Ni-H₂ セルでは、圧力容器形状等から小容量には適当でなく、35Ah 以上が一般である。

これら 2 種類のバッテリーセルの他、負極に水素吸蔵合金を用いたニッケル水素電池（Ni-MH セル：これに対して Ni-H₂ セルを高圧型ニッケル水素電池と呼ぶことがある。）も使用されている。また、リチウムイオン電池が今後の宇宙機用バッテリーセルと

して期待されている。

リチウムイオン電池は、リチウムの溶解・析出反応を伴わず、リチウムイオンを吸蔵・放出できる正極と負極を組合せたバッテリーセルの総称であり、上記の電池と比較して2倍以上の質量効率を有する。国内で開発されたりチウムイオン電池は、正極としてコバルト酸リチウム (LiCoO_2)、負極として炭素材料 (C) が用いられているが、現在も新たな電極材料等の開発が行われており、更なる性能向上が期待される。

(2) 構造

バッテリーは所要電圧を得るために直列接続するバッテリーセルを組み立てバッテリーの温度制御用ヒータ、電力及びセル電圧・温度データ用コネクタ等を取り付けた構造となる。セル保持についてはバッテリーの種類により異なり、Ni-Cd バッテリーの場合エンドプレート及びタイロッドを使用してセルを締付け保持される。放熱はセル間に配置したセル サポートリブで搭載面に放熱される。Ni-H₂ バッテリーの場合、ベースプレート及びスリーブを使用して保持され、放熱もスリーブを介して行われる。長楕円筒形であるリチウムイオンバッテリーの場合、薄い金属板のセル保持プレートによりセルを構造シャーシに固定するシェルフフレーム構造を採用する場合がある。Ni-Cd バッテリーで用いられているスタック構造と比較した構造概念図を図 I.5-1 に示す。

Ni-Cd バッテリーの外観を図 I.5-2、Ni-H₂ バッテリーの外観を図 I.5-3 に示す。構造設計等では以下の事項が検討される。

a. セルケースとセル保持構造の間の絶縁

絶縁性が保たれないとケースが電解腐食される。さらにはセルの地絡を引き起こし、地絡箇所から短絡電流が筐体経由で電源内に流れるため、電源制御器等に波及故障を及ぼす可能性が高いので、次の点について留意すること。

- (i) 打上げ環境及び運用条件に耐えられるよう、セルケースの凹凸を考慮して絶縁設計(絶縁フィルムの種類、特性、厚さ、巻き数、ポッティング剤による平坦化等)と組立を実施すること。
- (ii) 絶縁フィルム多層による擦れ耐性を強化すること。
- (iii) 試験等による絶縁設計の妥当性(特に耐性)の評価をおこなうこと。(絶縁性が保たれないとケースが電解腐食される。)

b. セル及びヒータ等の接着・固定・配置方法

c. 放熱経路

d. 配線設計

e. 打上環境・セル内圧等に耐える機械強度

f. 宇宙機構体への固定及び整備方法

g. 地上ハンドリング性

なお、ハンドリング等の点で大容量バッテリーでは、所要セル直列数の半分でユニットを組み立て、2ユニットの電氣的直列によりバッテリー一台を構成させる場合もある。

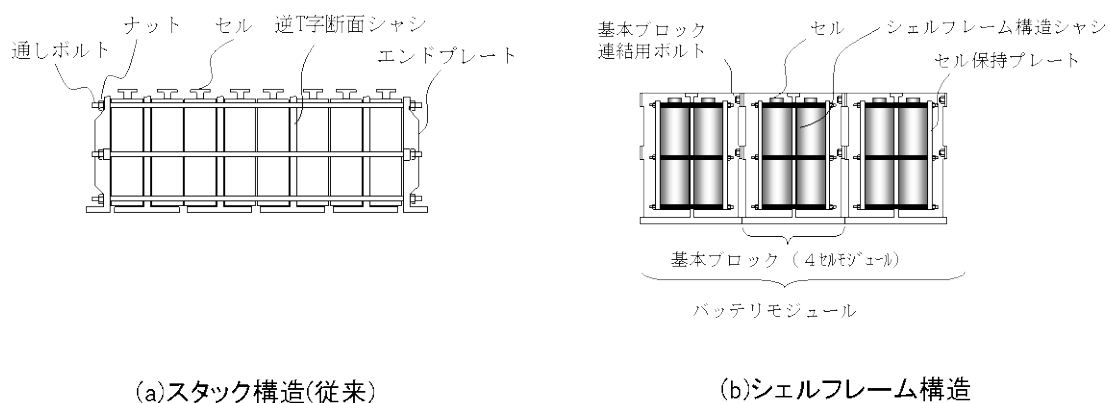


図 I .5-1 シェルフレーム構造概念図

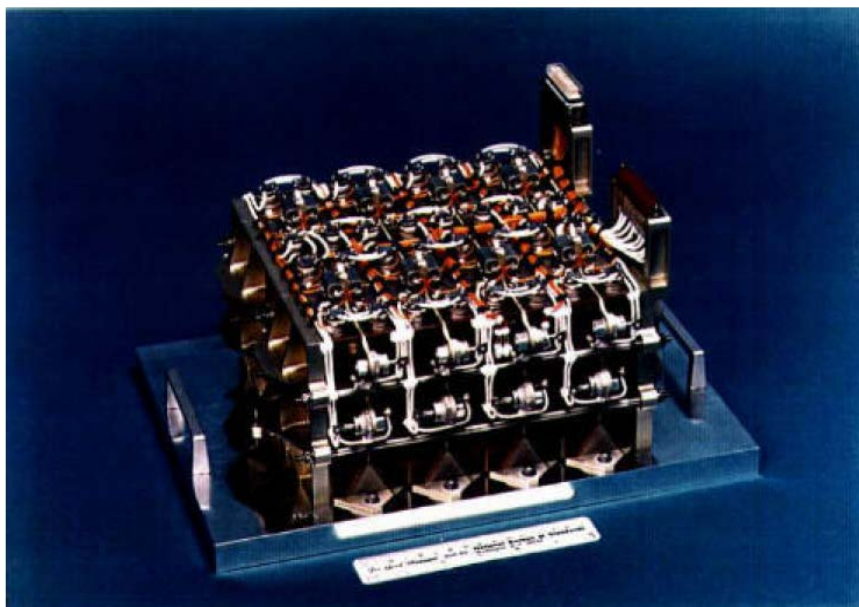


図 I .5-2 Ni-Cdバッテリーの外観

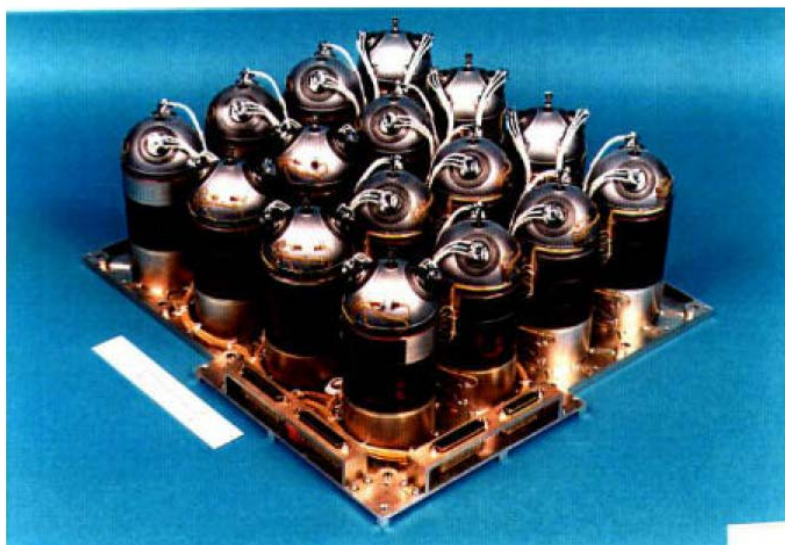


図 I .5-3 Ni-H₂バッテリーの外観

(3) バッテリー構成セルのマッチング

バッテリーの容量は、構成セルの容量の中の最小値で規定される。従って、バッテリーの中で1セルでも容量が少なかったり、不良なセルがあれば、バッテリー全体の特性を悪いものにしてしまう。ほかに、構成セルの充電特性（電圧、内圧）についても、バラツキが適正な充電等を妨げる要因になる。

この為バッテリーを組立てる時は、構成セルの特性をできる限りバラツキの無いもので揃える（マッチングさせる）必要があり、セル受入試験時の容量及び充電特性データ等をもとに、セルの選別を行うことが必要である。

選別は、以上の観点から、同一製品（型式）番号のセルであることが必要であり、更にロット毎のバラツキ、長期的特性が工程に依存するなどの観点から、同一ロットセルから行うことが一般である。

(4) 使用条件

バッテリーセルは内部物質の電気化学変化（酸化・還元反応）を活用して機能するため、（寿命を含めた）特性は使用条件や履歴に左右される傾向を有するので、以下の使用条件などに配慮しなければならない。

なお、この観点で、寿命確保のため、長期間の地上試験に用いた蓄電池はフライトに供さず、別途フライト品を準備するのが一般である。

a. 温度条件

バッテリーセルの特性は温度による依存性が強く、温度により充放電電圧、放電容量、及び充電受け入れ性のほか、充放電サイクル寿命も異なる。一般に温度の高い程、充電電圧、放電容量が低く、寿命が短い傾向を有する。一方低温では充放電反応等が阻害される。従ってバッテリー温度を適正温度範囲に保つよう考慮する必要がある。

バッテリー温度の推奨範囲はセル種別によっても異なり、一般に Ni-Cd セルで 0～20℃、Ni-H₂セルでは－10～10℃、リチウムイオン電池で 10～25℃ である。この範囲外では特性低下を招く可能性があるため、使用温度範囲については十分に検討すること。

温度制御に関してバッテリーセルの充放電反応などには複雑な吸発熱を伴う。通常、バッテリー搭載部の放熱性を向上させ、また他機器等の影響を抑制するためサーマルシールド等を配置する。そしてバッテリーが極端な低温状態とならないよう、温度を測定し、必要に応じてバッテリーヒータを作動させる温度制御を行う。

なお、複数のバッテリーやバッテリーのユニットの間の温度差は、極力抑制することが望ましく、電氣的・機械的な設計、整備性のほか、このような熱的な観点も考慮して搭載場所を決定する必要がある。

b. 充電条件

充電条件の基本となる充電電流のレベルは軌道に依存する。 GEOでは食時間は、高々72分で、日照（充電）時間は20時間以上ある。 従って充電電流は20時間率程度でよい。 20時間率の充電電流とは、20時間充電した時の電気量がバッテリーの公称容量となる値である。 一方、LEO では周期100分程度で日照時間が60分程度なので、放電量を回復するため急速に充電する必要がある。 この充電電流には、日照中に放電深度より多い電気量を充電するため、例えば放電深度25%に対して、1時間で公称容量の1/3の電気量が充電される3時間率程度以上が設定される。

軌道の条件で設定される電流は一般にフル充電の電流値が採用される。 この充電電流で過充電すると急激な電圧・温度・内圧の上昇を招き、バッテリーセルにストレスとなるので、V/Tカーブ等を使用し充電電流の低減等を行う。 充電電流を低いレベルに切り換える場合、その充電をトリクル充電と呼ぶことがある。 GEOの全日照期間では自己放電を補い充電状態を維持するためトリクル充電が行われる。 LEOでは、トリクル充電で更に充電を期待する設計もある。

充電条件の電流調整は、充電制御の機能として設定される。 充電条件の温度条件は、温度制御により行われる。

c. 放電条件

(i) 放電深度（DOD : Depth of Discharge）

一般にバッテリー放電深度の少ない程、バッテリーの寿命を長くとることができる傾向を有している。このため許容放電深度を設定してバッテリー放電量の管理を行う必要がある。許容放電深度の設定に際しては宇宙機の運用条件・ミッション期間、バッテリーセルの寿命特性等を十分考慮して設定する必要がある。

(ii) 過放電対策

バッテリーを使用（放電）する際には必ず放電下限電圧を設定して、過放電を避ける。特に完全に放電させる場合、放電深度の深い使用ではセルを過放電させないよう各セル放電電圧を監視することが必要である。Ni-Cd セルは逆充電すると回復不可能な容量低下やセル内圧の急速な上昇によるケースの破損（最悪時は爆発）を起こす危険性を有している。リチウムイオン電池は適正な電圧以下に放電すると（逆充電しない場合でも）、回復不能な短絡故障が発生する可能性がある。

なお、過放電対策は軌道上実運用時のほか完全放電の処置が行われる地上試験時（試験前後の作業で管理が手薄になりやすい。）においても十分留意する必要がある。一般に二次電池内蔵の民生機器の経験から試験担当員などの蓄電池の過放電に対する認識不足も見られるが、直列セル数が数十の蓄電池の過放電は非常に危険な事象であることを試験手順等において周知・徹底しなければならない。過放電防止（下限電圧制御機能）は放電制御の保護機能として考慮される。過放電の防止用に各セル電圧等を計測する機能を準備する場合、計測回路への（一般に微小な）放電電流について留意すること。地上等において長期間、蓄電池を開放状態とする時は計測系の接続がセル間の充電状態の差を誘起する要因になり得るので接続を解除するなどの処置を要する。

d.保管条件

バッテリーを長期間保管する場合、Ni-Cd セルや Ni-H₂ セル等の水溶液系電池とリチウムイオン電池では、保管前の処置が大きく異なる。Ni-Cd セル等は全セルを完全に放電した後に保管するのに対して、リチウムイオン電池は c 項で示した過放電を回避する目的で完全放電せず、自己放電等を考慮してある程度の充電状態で保管する。

いずれのバッテリーセルも、端子及びセルケースの腐食等を招かないような乾燥雰囲気中で低温保管する。セル保管時の短絡／開放の処理については、セルメーカの推奨条件による。充電状態での保管は、自己放電等の内部物質の変化による特性劣化を招く可能性がある。長期保管状態にあったバッテリーを使用する場合、セル電圧及び内圧の急激な上昇等を避ける目的で 20 時間率以下の低率充電後に放電を行うなどの活性化を行うのが一般的である。

e.保守条件（軌道上）

Ni-Cd セルや Ni-H₂ セル等の水溶液系電池の場合、バッテリーを長期間充電状態に維持したり、充放電を繰り返すと未放電の内部物質の放電電圧の低下等（メモリ効果）が起こる。このためバッテリーを使用したり、深く放電した時、放電電圧が通常より低い電圧となる。この現象は 50～100 時間率程度の微小電流により、深く放電することにより除去できるので、宇宙機の打上げ前、静止宇宙機の食入り前等を実施する。この作業をリコンディショニングと呼ぶ。低軌道宇宙機では、長時間のリコンディショニングを実施するためにはミッション運用等を停止するか、他バッテリーに一時的に大きな負荷をかけなくてはならないので、必要のない限りはリコンディショニングは実施しない。リコンディショニングは、深く放電することから、通常、放電制御の関連機能に含まれる。

なお、リコンディショニング方法としては、単純に所定バッテリー電圧まで放電させるほか過放電や逆充電を避けるため各セル電圧をモニタする方法、各セルに抵抗を接続し相当低い電圧まで放電する方法などがある。

リチウムイオン電池は、一般にメモリ効果はないため、上記のリコンディショニングは不要である。しかし、セルに並列に接続した回路に充電電流を必要量バイパスしてバッテリーセル間の容量バラツキを改善する運用、長い全日照期間での劣化を抑制するための低温もしくは低電圧での充電する充電等を実施する場合がある。

(5) 冗長設計

バッテリーセルは、特性が劣化するため寿命限定品目とされ、また、現在でも設計や工程管理面で十分に理解されていない技術に依存していることから、機能的故障に対する冗長設計が一般に必要となる。宇宙開発の初期には、複数のバッテリー故障を考慮してバッテリーを多数搭載した例もある。現在は、実績の蓄積、設計・工程管理の向上などから、信頼度要求によるが、複数バッテリーの故障を想定することはなくなっている。なお、バッテリーセルの短絡故障はバッテリーの充放電電圧の低下で済むが、1 バッテリーセルの開放故障はバッテリーの故障になるなど、バッテリーの冗長設計では、想定するバッテリーセルの故障モードによる面もある。

設計例としては、質量的に不利な台数冗長の他、以下のような素子レベル（開放／短絡などに対処）がある。これらはバッテリーセル故障時等にも極力他の正常バッテリーセルを活かしバッテリーの充放電機能を維持する工夫である。

a. セルバイパスリレーの使用（短絡モードのみ有効）

複数バッテリーの並列放電で、正常なバッテリーについて、その放電電圧を素子故障したバッテリーの放電電圧に合わせるため、一部のバッテリーセルをバイパスさせる。

b. セルバイパスダイオードの使用

すべてのセルに並列に充放電のバイパスダイオードを接続し、またバッテリー毎に電力供給バスを対応（構成変更）できるように電源系を構成しておく。

c. セル短絡リレー・スイッチの使用（開放モード対応）

b 項のバイパスダイオードの代わりにリレーもしくはスイッチを接続した構成

d. バッテリー毎の放電制御（短絡モードのみ有効）

放電制御により、放電電圧の相違に関わらず各バッテリーを放電させる。

なお、これらの工夫はバッテリーセルのランダム的な故障を想定しており素子の製造ロットに共通するような特性劣化などに有効ではない。

(6) バッテリーの破壊的故障モード

バッテリーはエネルギーを蓄積しており、エネルギーを短時間に発散する現象が誘起するとバッテリー周辺に破局的な損傷を与える故障となる。但し、このようなモードは、適正に設計され十分に工程管理された素子とバッテリーについて、適切に使用して更に万一の場合の保護機能を用意することにより防止し、発散されるエネルギーを防御するなどの対策は宇宙機では一般に取らない。

また、(5)のセル故障対策では、その対策自体の（短絡等）故障がセルに与える影響を検討しておく必要がある。

なお、このようなバッテリーのハザードについてモード、原因、影響及び対策とその確認方法等が審査される。

I.5.2 電力制御

電源系の電力制御としては、ソーラーアレイの出力制御、バッテリーの充電制御及びバッテリーの放電制御がある。これらの制御機能の動作領域は通常、図 I.5-4のように電力供給バスの（バス）電圧で指定され制御機能の連係が適正に保たれる。そして所要の負荷電力を供給し、かつ電力供給特性のバス電圧に対する規定が満足される。

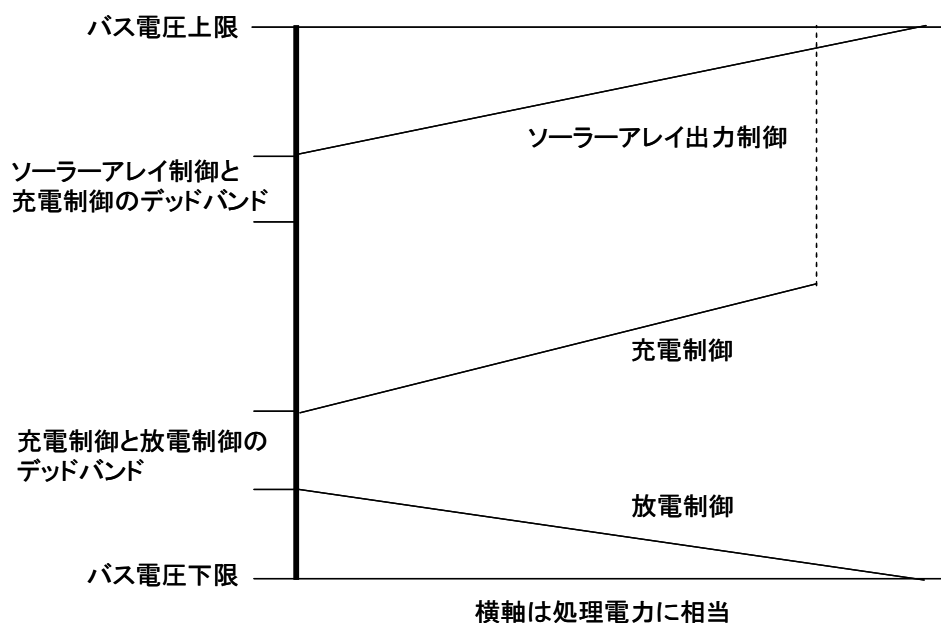


図 I.5-4 制御の動作領域

即ち、バス電圧について、低下する場合は放電制御により下限以上に維持し、増加する場合は、まず充電制御によりバッテリーを充電する。そしてバッテリーの充電電力が充電条件を適正に保つことから抑えられ（図 I.5-4破線領域に相当）、バス電圧が更に増加する場合、ソーラーアレイ出力制御により上限以下に維持する。

なお、ソーラーアレイ、充放電制御、負荷などの特性の交点でバスでの動作点は決まるが、特異なケースとして充電制御領域になるべきときに放電制御が動作するような（ロックアップ）状態が発生する可能性もあり、このような状態から離脱するために負荷電力を下げるなどの手段が取られる。

バス電圧変動範囲は、上限と下限により規定され、安定化バスはこの範囲が公称電圧の $\pm 1\%$ 程度の場合に相当する。一方、非安定バスでは、上限がバッテリーを充電し、更に最大余剰電力を処理するための電圧以上、下限がバッテリー放電電圧で規定されるのが一般であり、範囲は上下限平均値の $\pm 20\%$ 程度となる。

なお、ロックアップ状態は、特にバス電圧範囲の広い非安定バスの場合に課題となる。

制御機能の連係は、バス電圧を検出する処理部から、所定動作領域に対応する電力制御機能を作動させる信号を出力することにより実現される。この処理部の故障は全ての電力制御に影響して、バス電圧の異常な変動を引き起こす。この単一故障による重大な影響を防止する冗長設計には、待機方式や単純な並列方式が採用できないことから、多数決方式が適用されている。

以下では、各電力制御の概要、方式等について述べる。

(1) ソーラーアレイの出力制御

ソーラーアレイの電圧－電流特性は、図 I.5-5 のようなものであり、その出力電流（電力）はソーラーアレイ動作点電圧で決まる。そして単純にパネルと負荷を接続すると、負荷（電圧－電流）特性と、ソーラーアレイ特性の交点で動作電圧が決定し、負荷電力変動、パネル温度変動等で電力供給（バス）電圧が変動することになる。この対策として、バス電圧の変動を抑制することが、ソーラーアレイの出力制御の機能である。即ちソーラーアレイの発生電力を調整等することにより、ソーラーアレイから負荷電力（要求電力プロファイルの電力、電源系の消費電力、充電電力など）を供給し、かつバス電圧を電力供給特性で規定された範囲内に維持する。

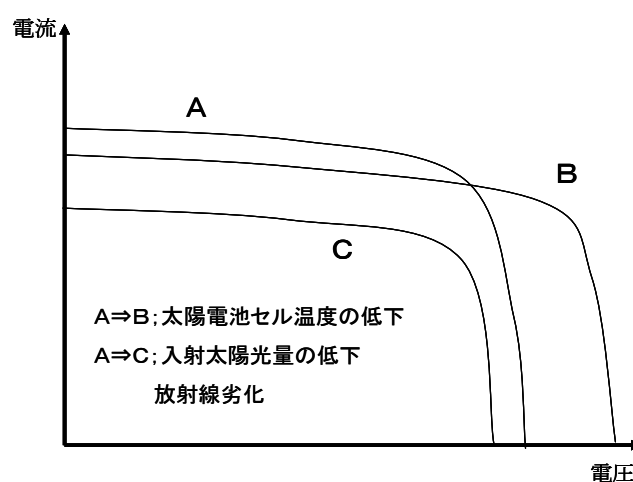
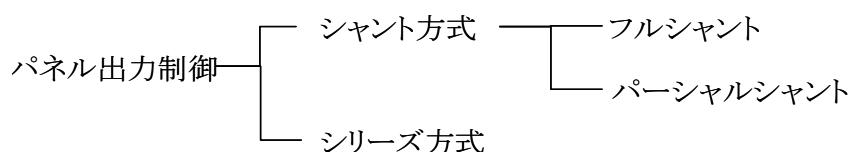


図 I.5-5 ソーラーアレイ電圧-電流特性

その調整方法は以下のように区分される。その概略構成を図 I.5-6 に示す。



シャント方式のうち、フルシャントは、ソーラーアレイの動作点電圧がバス電圧に相当し、パネル自体の発生電力は調整できないが、制御要素に余剰電力を分岐（シャント）して、負荷に電力を供給し、かつバス電圧を規定範囲内に維持する。この制御要素は圧力系統のリリーフ弁に相当した動作である。

パーシャルシャントは、ソーラーアレイの中間タップに制御要素を接続したものであり、制御要素に分岐する余剰電力を可変し、ソーラーアレイ自体の発生電力を調整する。この際、上部パネルの動作電圧は負荷電流で決まるが、下部パネルの動作電圧が制御要素で可変される。

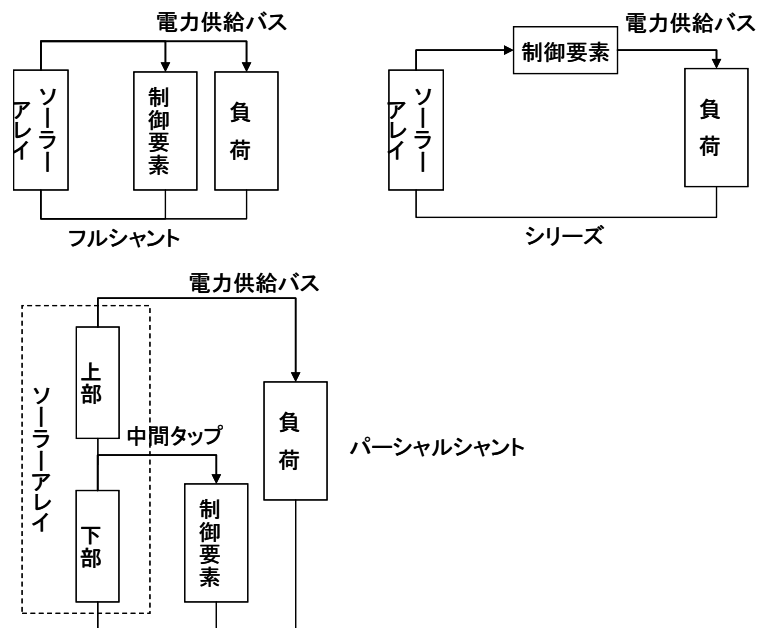


図 I.5-6 ソーラーアレイ出力制御の方式

シリーズ方式は、制御要素をソーラーアレイと負荷の間に直列に挿入して、バス電圧を規定範囲に維持し、かつパネルの動作点電圧を可変にして、発生電力を調整する。この制御要素は、圧力系の絞り弁に相当した動作である。

なお、シャント方式は、調整がソーラーアレイ発生電力の余剰分処理であり、制御要素が非動作の状態でソーラーアレイは最大の電力を出力し、その特性は図 I.3-1 の電力収支解析モデルに現れない。一方、シリーズ方式は、ソーラーアレイ出力が最大の時に制御要素の処理電力も最大になり、その効率は図 I.3-1 の“ η_s ”に影響する。

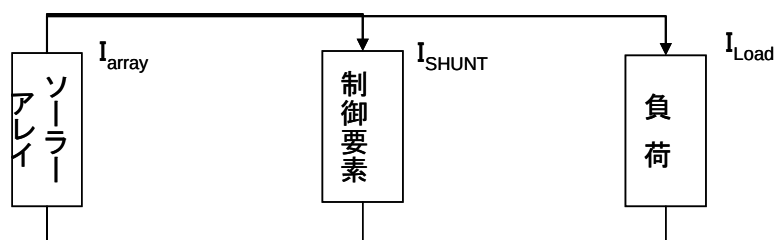
a. 方式の特徴等

ソーラーアレイ出力制御では、ソーラーアレイ発生電力の調整（余剰電力の処理等）に相当の発熱を伴うが、その量は熱設計上の観点から少ない方がシステムの適している。この観点から各方式の特徴と対策等を以下に述べる。

(i) シャント方式の特徴

この方式は負荷電力が大きいほど処理する余剰電力が少ない。またパーシャルシャントは、中間タップを使用する分、フルシャントに比較して構成等複雑になるが、発熱量が少ないので電力の大きい宇宙機に適する。また制御要素の動作は、アナログとスイッチングに大別され（図 I.5-7 参照）、発熱量の点ではスイッチングが優れているが、電磁適合性等の点を留意する必要がある。発熱量低減の方法として、更にソーラーアレイ内の回路と制御要素の接続を細分化して順次（シーケン

シャル) 動作させるなどの構成 (図 I.5-8) もあり、大電力を制御する場合に適しているが、インタフェースは複雑になる。

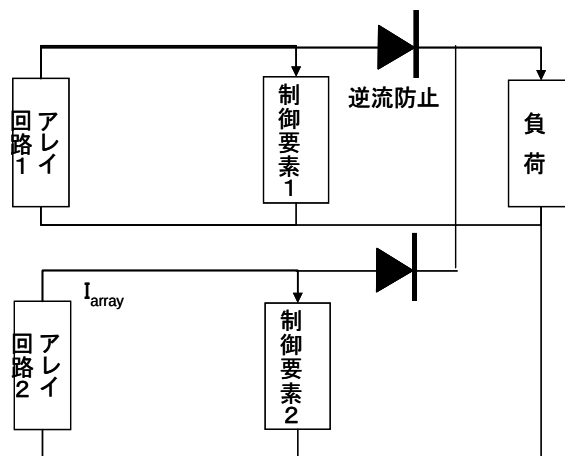


電流バランス : $I_{LOAD} = I_{array} - I_{SHUNT}$

アナログ方式 : I_{SHUNT} (余剰分) を連続的に調整してバランスを維持する。

スイッチング方式 : 制御要素を ON/OFF し、その ON 時間の比率 “D” を調整して上記バランス式の I_{SHUNT} を $D \times I_{array}$ 程度にする。実際には、スイッチングによる電圧変動を平滑にする機能などを要する。

図 I.5-7 制御要素の動作（フルシャントの場合）



負荷に応じた制御要素を順次動作させる。例えば、軽負荷では制御要素 1 のみ動作させ、他は全て ON 状態として、対応するアレイ回路の出力を負荷に供給しない。一方、負荷の大きい場合、要素 N のみ動作させ、他は全て OFF 状態とし、対応するパネルの出力を負荷に供給する。制御要素の動作としてはアナログ方式、スイッチング方式のどちらでも採用できる。

図 I.5-8 制御要素の順次動作（フルシャントの場合）

(ii) シリーズ方式の特徴

この方式では、負荷に供給されるソーラーアレイ発生電力が全て制御要素を通過することから、制御要素の損失（熱）は低減する必要がある。このため、制御要素の動作はスイッチングとなる。利点は、シリーズに接続された制御要素のラインレギュレーション特性を利用して、バス電圧と負荷電力に応じてパネルの電圧－電流特性上の動作点に設定できることで、ソーラーアレイとのインタフェースに融通性があり、かつパネルの最大出力追尾機能を付加することも可能であり、これにより制御要素の損失を補う。

方式の選定に関して、シャント方式はGEO、LEOの区別なく適用できるが、シリーズ方式は、ソーラーアレイ発生電力に占める充電電力の割合が大きいLEOに有効である。GEOでは、ソーラーアレイ発生電力の大半が負荷電力であり、シリーズ方式の制御要素の損失が負荷への電力供給能力を低下させることになるので、方式の（パネル動作点を可変することができるなどの）利点を発揮することができない。

b. ソーラーアレイ発生電力モニタ

図 I.5-9にソーラーアレイ発生電力モニタ用の電源系テレメトリ配置例（フルシャント方式）を示す。軌道上でソーラーアレイ性能（最大発生能力）を評価するには、制御要素を非動作状態にし、負荷を増やす、または太陽光入射量を変える等の方法が必要であり、これらは運用や設計の観点からは採用し難い面もある。但し、ソーラーアレイの健全性を評価するには、電源系として必要なテレメトリとして図 I.5-9に示すテレメトリ配置により、必要最低限の健全性評価は可能である。ソーラーアレイ発生電流をモニタするにあたって、下記の2通りの方法がある。

(i) HOT側電流総和による評価

$I_{array} = I_{LOAD} + I_{SHUNT} + I_{bat_chg}$ として評価する。電力として評価する場合は、簡易的にはバス電圧を乗じる、若しくはパドルインタフェース規定点電圧を補正した電圧を乗じて評価する。

(ii) アレイ総RTN電流による評価

$I_{array} = I_{array_RTN}$ として評価する。電力として評価する場合は、簡易的にはバス電圧を乗じる、若しくはパドルインタフェース規定点電圧を補正した電圧を乗じて評価する。

尚、上記(i)だけでも評価可能であるが、(ii)も併せ持つことにより、アレイ回路故障時の開放・短絡識別が可能である。

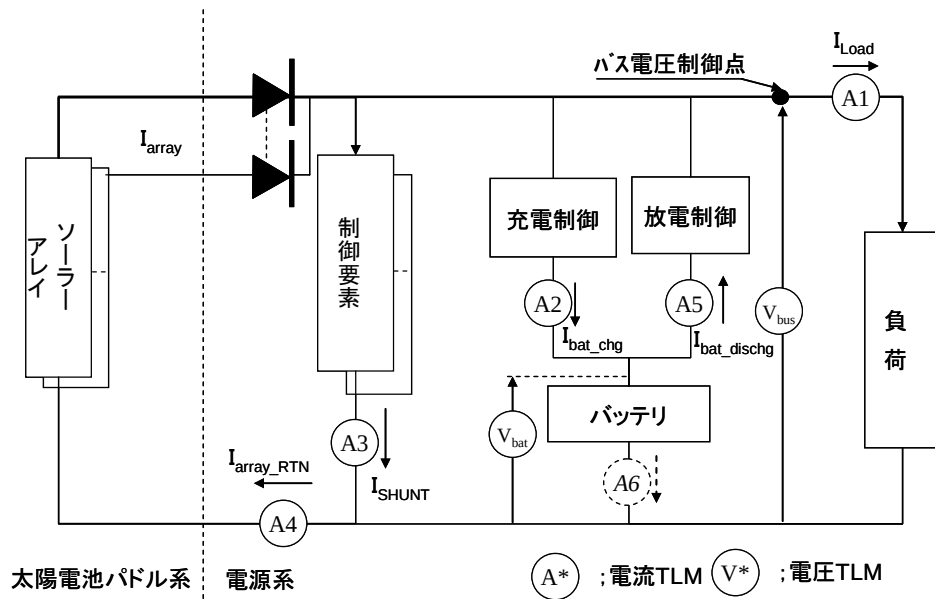


図 I.5-9 ソーラーアレイ発生電力モニタ例（フルシャント方式）

c. 出力制御の簡略化

ソーラーアレイの出力を細かく調整せず、出力特性をそのまま活用する方法もある。また、シリーズ方式では図 I.5-8 のようにソーラーアレイを分割して、シリーズの制御要素にリレーを使用してオンオフさせることも考えられる。これらの方法は、電力供給特性などが粗くなるほか、バッテリーがシャントの役割をもつなど、単純に採用できない面はあるが、システムの簡素化に有効である。

また、リレー等を活用して制御要素の所要能力を軽減できる場合がある。なお、パドル形状のパネルでは、パドル追尾系で太陽光入射角を変え、太陽電池の出力制御を行わせることも考えられるが、応答性、姿勢系と電源系の動作連係（誤動作の波及範囲が広がる。）等が課題となり、一般的な設計とは言い難い。

(2) 充電制御

充電制御は、バッテリーの充電条件を適正に保つことを機能とするが、適正範囲内では、ソーラーアレイ発生電力から負荷電力を除いた全ての電力を充電に活用して、この動作でバス電圧を能動的に制御する（図 I.5-4 の実線部）。充電条件の適正範囲は、バッテリーに過大なストレスを与えないよう充電電流、電圧、温度などにより設定されるが、一般に充電制御は充電電流や電圧が適正（上限）値を越えないよう機能する（図 I.5-4 の破線部）。その方式としては、定電流一定電流、定電流一定電圧の二つの方式がよく使用される。

なお、バッテリー充電制御に用いるテレメトリ検出ポイントとして、バッテリー RTN 側（図 I.5-9 の A6）をセンシングする場合には、日照中バッテリー放電を伴う運用時に充電制御が

正常に実施される事に十分な設計の注意・検討を行うこと。

a. 充電方式

(i) 定電流一定電流

まず、充電電流の上限値をフル充電電流値として充電を行う。この時の充電電流は、パネル発生電力と負荷電力によるが、通常フル充電電流値になる。充電が進み、バッテリーが規定状態に達すると（電圧が上昇し設定レベルに達する等）、バッテリーのストレスを抑制するため、充電電流の上限値をフル充電電流値より低減して充電を続ける。低減して充電することを、トリクル充電や補充電と呼ぶことがあり、一般に充電状態の維持を目的としている。

なお、GEO の全日照期間では、トリクル充電でバッテリーの充電状態が長期的に維持される。トリクル充電の代わりに、(ii)に示す定電圧充電により、バッテリーの充電状態を長期に維持させることも可能である。

(ii) 定電流一定電圧

まず、充電電流の上限値をフル充電電流値として充電することは同様であるが、バッテリーが規定状態に達したのちは、バッテリーの電圧を一定にして充電を続ける。この定電圧充電時の充電電流は、通常、指数関数的に減少する。即ち、定電圧値 V_c として、電圧が抑えられているため、保持電気量 ($Q : Ah$) が増加すると、電流 (I_c) が低下するため、下記の比例関係を仮定すると、

$$\Delta I_c \div -K \times \Delta Q$$

ここで、 $\Delta Q = I_c \times \Delta t$ であるから、結局、充電電流は次のようになる。

$$dI_c/dt \div -K \times I_c \therefore I_c \div I_{co} \times \exp(-Kt)$$

充電電流がこのように推移するので、テーパー (taper) 充電と呼ぶことがある。

このように、充電では、バッテリーが規定状態に達すると、ストレスを抑制するため充電電流を低減させる。規定状態に達したことは、バッテリーの電圧が設定レベルに達したことで判断するのが一般的であり、そのレベルはバッテリーの特性と使用条件を十分に勘案して設定される。レベルが低いと放電量が充電により十分回復しない状況になり、レベルが高すぎると、バッテリーに無用なストレスが加わる。特にバッテリー特性の経年変化に留意する必要がある、レベルは複数用意して、運用時に選択されるのが一般である。温度補償する場合には、このレベルを V/T (Voltage-Temperature) カーブと呼ぶことがある。なお充電が規定状態に達したこ

とを判定する方法としては、 V/T による手法のほか、以下のような手法もある。

- ① 電気量の計測（電流の時間積分）を導入し、充電電気量が放電電気量に対して規定値に達したことで判定する。
- ② 充電完了に伴う発熱で素子温度が上昇すること、又は温度の上昇により充電電圧が低下することを検出する。静止宇宙機では、この電圧変化（充電による上昇後に低下するので“頭出し”と呼ぶ。）を確認して電流の切替えを指令する地上運用がある。
- ③ バッテリセル内部の充電状態を反映する物理的現象（例えば、内圧の増減、酸素等の発生）を監視する。

注：リチウムイオン電池には、Ni-Cd セルや Ni-H₂ セル等の水溶液系電池に見られる過充電時の水分解反応のような副反応は無いため、②及び③の満充電判定はできない。

水溶液系電池の充電に対する温度の影響に関連して、充電がほぼ完了すると充電電力は熱に変わり、排熱が悪いと、バッテリーの温度を上昇させる傾向がある。充電中の温度変化は、特に定電圧充電で課題となる。即ちバッテリーの温度特性から、電圧が抑えられていても、温度が上昇すると、充電電流が増加して、保持電気量の増加で電流が低下するテーパー充電の傾向が失われてしまい、温度と充電電流の上昇が正帰還関係になり、熱暴走（thermal runaway）状態に陥る。充電条件は、単に軌道や放電深度で決まる充電電流によってのみ設定されるものではなく、その設定にはバッテリーの特性や温度環境に関する十分な把握を必要とする。

リチウムイオン電池は、適正電圧範囲で充電した場合には、発熱反応は起こらないため、定電圧充電レベルに温度による傾きを持たせなくとも、熱暴走状態に陥ることは無い。

b. 制御方式

方式はソーラーアレイ出力制御の方式と同様に、シャント方式とシリーズ方式に大別される。

シャント方式の場合、図 I.5-6 のフルシャントの制御要素の中が、充電回路とバッテリーを直列にした構成となる。シリーズ方式は、シリーズ方式のパネル出力制御が充電制御も兼ねる構成で、図 I.5-6 のシリーズの負荷にバッテリーが含まれた構成となる。なお、パネル出力制御に充電制御を付加させる設計は、シャント方式でもあるが、この制御の統合化は、バッテリーの充電制御能力を粗くし、柔軟性を低下させる傾向がある。

制御要素の動作としては、損失の観点から、処理する電力レベル等を考慮して選定さ

れる。充電電力の大きいLEO では損失を低減するため、スイッチングが不可欠である。

複数のバッテリーの充電制御は、個々に充電条件を適正に保つため、バッテリー毎に専用の充電制御機能を用意することが一般である。 複数のバッテリーを並列に接続して充電制御する場合、充電電流の均等化を確保するため、バッテリー温度の均一性等に十分留意する必要がある、また低電圧（充電電流が過大となる。） 異常を呈するバッテリーの分離は必須である。

なお、充電制御には、バッテリーを適正な温度で運用するため、異常温度を検出して充電を停止するなどの機能（電源系の保護機能） も含まれる。

(3) 放電制御

放電制御は、ソーラーアレイの発生電力では要求電力プロファイルを維持できない場合、バッテリーの蓄積エネルギーを用いて、電力供給特性を規定内に保つことを機能とする。 方式としては、バッテリーの出力と電力供給バスの間に該当機能を挿入することが一般的である。 図 I.5-10にシャント方式の充電制御を用いた、最も一般的な充放電制御の配置を示す。 制御要素は、安定化バス／非安定化バスの方式に関連しており、安定化バスの場合は（バッテリーの放電電圧をバス電圧下限以上に昇圧するなど）能動的な電力変換機能を持ち、非安定化バスの場合は受動的逆流防止ダイオードやオンオフ用のリレーのみで構成される。 そして、大電力を処理する能動的な機能の場合、損失を低減するため、制御要素の動作にはスイッチングが不可欠である。

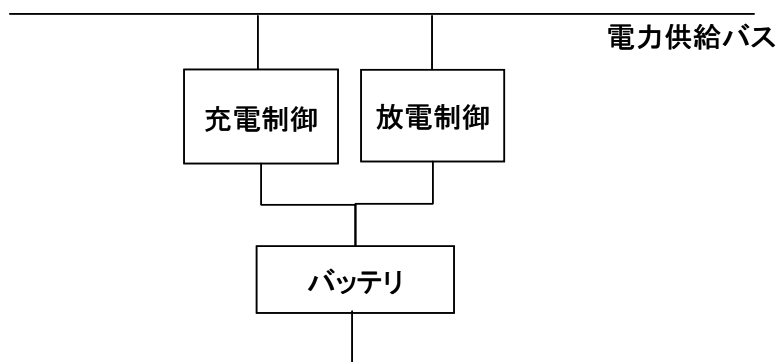


図 I.5-10 充放電制御の配置（シャント方式の場合）

複数バッテリーの放電制御では、オンオフ等は個々に設置するが、電力は並列に放電させることが一般的である。 この場合、放電電流のバラツキはバッテリーの放電電圧が比較的安定なことから、放電ラインの抵抗値等を均等化して抑制している。 一方、能動的電力変換機能をバッテリー毎に用意して、放電電流の均一化を図る設計もある。

なお、放電制御には、バッテリーの過放電等を防止するため、バッテリーの放電電圧を監視して、規定レベルに達した場合、宇宙機運用を低負荷にするLLM信号を出力する下限電圧制御の機能（電源系の保護機能）を有する。

I.5.3 電力の分配

電力分配は、電源系から各サブシステム・コンポーネントなどに所要の電力を所定の特性で供給することが機能である。宇宙機の場合、電力供給バスの出力である電力伝送用ラインはシステムハーネスの一部とされ、ここではその区分に拘らず、分配に係わる方式、バス構成、開閉機能、モニタ機能などについて概要を述べる。

(1) 分配方式

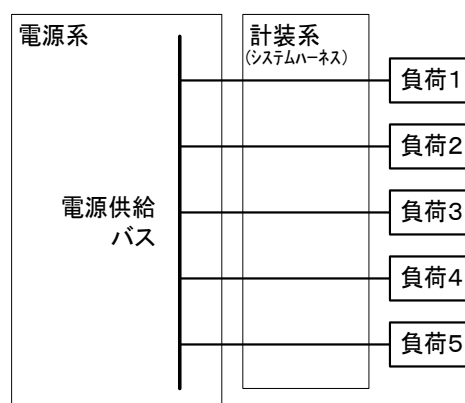
分配方式としては図 I.5-11（冗長性の観点は省略）の放射状方式と背骨状方式のほか、環状方式等もあるが宇宙機では一般ではない。図 I.5-11の各方式の主な特徴を以下に述べる。

a.放射状方式

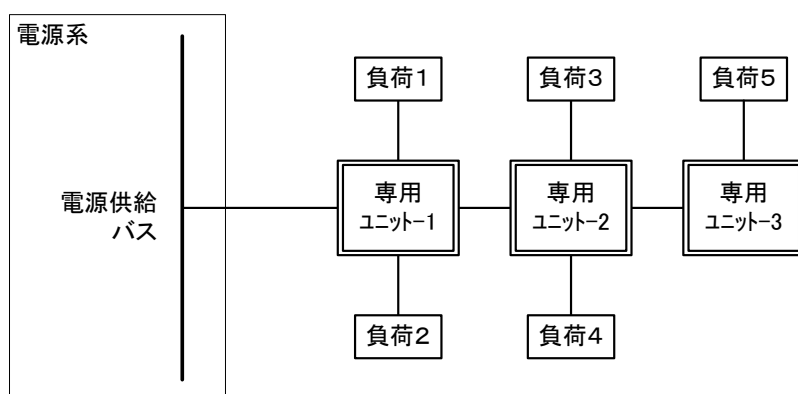
電源系内に電力供給特性を規定するバスがあり、各負荷に専用のハーネスで電力を供給する。このため設計が容易であり、供給特性、故障の保護対策の分担等の観点でも優れているが、システムハーネスは複雑になり、また拡張性に乏しい。宇宙機では従来この方式が一般である。

b. 背骨状方式

電力供給バスをシステムハーネスに出し、負荷への電力供給インタフェースを専用ユニットで行う。従って分配機能の殆どを専用ユニットに分散させた構成であり、（規定点が不明確になる）電力供給特性は専用ユニットに能動的な電圧安定化機能を持たせないと放射状方式より劣るが、システムハーネスは整理され、拡張にも対応し易い。



(a) 放射状方式 (RADIAL)



(b) 背骨状方式 (BACKBONE)

図 I .5-11 電力の分配方式

なお、ユニット化を行う宇宙機では、放射状方式の負荷がサブシステム等に相当し、専用ユニットでその各構成要素への電力供給を放射状方式に行う、階層構造を取ることもある。

また冗長系には、電力供給バスから専用のハーネスを用意することが一般であるが、冗長系が一つのシャーン内に組み込まれている場合、電源系とのインタフェース部分は共通化され、内部で冗長系への電力を分配することもある。

(2) バス構成

電源系の構成には、ソーラーアレイ、バッテリー、及び電力制御の機能を結合した電力供給バスが一系統の場合（単一バス）と複数系統の場合（複数バス）がある。構成上単純な単一バスは一般的であるが、複数バスは下記の分配機能に関する特徴から採用されることがある。

- a. 宇宙機の基本機器には複数バスから（ダイオードオア結合等）電力供給を行い、一系統の故障時においてもシステム全体の機能喪失を防ぐことができる。
- b. 負荷に適した異なるバス電圧等を供給できる。

複数バスで同一の構造・特性を有するバスを使用する場合、各バス間の電力供給能力の融通などを図るため、バスを連係動作させることもある。この場合、連係していない状態でも各バスのバッテリーの使用条件の差が大きくならないように、各バスの分配する電力分担や要求電力プロファイルに留意する必要がある。

なお、複数バスはバスにバッテリーを一台ずつ接続して、バッテリーの冗長性をバッテリー単位で行うために採用されることもある。

(3) 開閉機能

開閉機能は、機械的接点の開閉を用いたリレー若しくは半導体を使用するのが一般的である。リレーの場合、振動・衝撃でチャタリングや接点の反転が起こる場合があり、設計ではその対策（発生しないものを選定、発生しないよう実装、発生しても影響しないようにする。）を考慮する必要がある。しかし、電力の損失が小さく、電力の開閉に適している。半導体を用いた開閉器は、応答性、電磁適合性、信頼性、運用性などの点ではリレーより優れた特性を期待できるが、電力の損失を伴う。

リレーの使用条件、特に負荷特性は接点の寿命を左右する。電流開閉の過渡期に接近した接点間に必然的に電気放電が発生し（電界による電子放出がトリガーとなり、接点材料の温度上昇で金属の蒸気化や周辺ガスの電離が進み、アークプラズマが発生する。）、放電条件が満たされている間、放電が継続して接点の消耗や変形を促進する。放電の継続時間は通電電力と比例関係があり、大電力負荷やインダクティブ負荷を扱う場合は特に留意が必要となる。

放電の抑制には、接点の開離速度に対して、接点間電圧の上昇率を低減することが有効であり、（開離時に電流の過渡的ルートとなる）スナバ回路をリレーに並列接続する対策が取られる。

また、リレーを接続の切り換えのみに使用して機器のオン・オフを別途行なう場合もある。

開閉回数が課題となる場合、半導体を利用した開閉器を使用することが一般的である。

(4) モニタ機能

電力の供給状況を監視するため、供給電流等をモニタすることも分配機能に含むが、負荷毎のモニタではなく、総出力電流等を対象とすることが一般である。総出力のモニタで多数の負荷の動作状況等を評価することには、ソーラーアレイ発生電力モニタと同様に制約があり、地上試験等で詳細な関連データの蓄積と評価を十分行っておく必要がある。特に、動作状況の把握に消費電流データを要する機器、例えば動作に伴う負荷変動の大きいミッション機器などには、可能ならば個別に電流データなどをテレメトリ項目に入れることが望ましい。

開閉機能に関連して、オンオフのステータスを分配機能に含める場合もある。これらの機能分担は、システムレベルの設計方針とし、システムの設計仕様書などで規定すべきである。

(5) 一次電源バス以外の電力供給

電源系の分配機能はバス電圧で電力供給を行うものを対象とするが、電源系の分配する電力としては、このほか、例えばパドル・アンテナ展開の火工品用電力などの特殊なものが含まれる場合がある。これにはバッテリー出力を直接使用するのが一般であり、

専用の分配機能が準備される。他の特殊例としては、機能があまり電気・電子回路を必要としない機器やサブシステム、例えば、熱制御系、推進系などのヒータ、センサ用電源の供給があり、既製のコンポーネントを活用するため、バス電圧以外（非安定バスの場合は安定した特定の電圧）で電力を供給する方策が取られることもある。

I.5.4 保護

保護機能は、電力供給に重大な悪影響を招く故障・異常を局限し、システムとして致命的な状況やミッション達成に支障をきたす状況を回避することが役割であり、その対象となる事象は、信頼性設計のFMEAなどに基づいて、コンティンジェンシー等として定義される。ただし、部品などの開放・短絡による異常・故障については、直並列接続、回路・機器の冗長などの対策が設計上考慮されている。電源系は、常時動作を要求されており、フェイルセーフとして主要機能（例えば自動車のエンジン等）を停止することはできないことから、下記のような対策により耐故障設計を行っている。

- ・ アレイ回路の多数接続、アレイ回路間の冗長接続
- ・ アレイ回路1直列回路毎の逆流防止ダイオード
- ・ スリップリング／ブラシ、ハーネス本数などの冗長
- ・ バッテリーのバッテリーセルバイパス回路、台数冗長、分離リレー
- ・ バッテリーの逆流防止ダイオードと逆流検出／切換機構
- ・ ダイオード、トランジスタなどの直並列接続
- ・ 内部回路用電源の（並列結合）冗長と電流制限回路
- ・ 電力制御系のバス電圧監視の多数決冗長方式
- ・ 回路等の短絡検出／分離用リレーやヒューズ
- ・ 電力配線部分等の絶縁強化
- ・ 電力制御部等の（並列結合）冗長化
- ・ バッテリー出力と放電制御部とのクロスストラップ結合

従って、保護機能の対象となる事象は、主に開放・短絡のような極限的でない異常や、これによるサブシステムなどの誤動作であり、これらの検出と応急処置（分離）は保護機能の役割である。

なお従来、復帰（是正）は地上からの指令によるのが一般で、また地上モニタは、保護機能を補い、主要データのトレンド解析による機器などの動作評価や異常の兆候把握及び不測の事態に対処するために必要である。現在、これらにオンボードで対応する保護機能等のインテリジェント化も適用されている。例えば、保護機能の応急処置に対して複数の異常検出入力を有する場合、何が発生したのか、詳細に記録しておくことは、データの限られる地上の（対策立案）作業に役立つ。

本文表4.5.5-1に保護機能の対象事象、検出、分離の方法等の例を示す。これらの事象の内、FMEAなどにより影響度や発生頻度を考慮して、対処を要するものが保護機能の対象となる。

保護機能を付加することで本来の所要機能の回路等が複雑になることは避けるべきである。応急処置は宇宙機により必ずしも自動化の必要のないものもあり、また異常の状況に依存するものもある。復帰（是正）は、異常の発生原因の調査究明を踏まえて実施されるべきものである。是正としては、冗長系に切換のほか、電源系の構成などを換えてしまうこと（Reconfiguration）も考えられる。軽負荷モードへの移行、負荷の増減、負荷の遮断・分離、ヒューズの熔断、複数バスの連係等、電力供給に関わる応急処置では、関連するサブシステム等とのインタフェース調整、機能分担などを行うことが必要である。

保護機能は、常に動作していながら、万一の場合でないと動作自体が表面に出ず、その誤動作や故障はシステムに多大な影響を与え、更に確認試験が容易にできないなどの特徴を有している。このような保護機能の設計で、考慮すべき事項としては次のようなものが挙げられる。

a. ステータスマニタ

保護機能で異常の検出を行うためステータスを持つ場合、応急処置の状態に遷移したことが保護機能の動作であることを確認するため、そのモニタを行う。複数の保護機能で一つの応急処置を行う場合、各保護機能のステータスをモニタする。事後解析などに保護機能の動作履歴などが必要になることもある。

b. オーバーライド

保護機能の誤動作、異常等に対して、その無効化、解除を地上から行えるようにする。ただし、保護機能自体の正常／異常の判断は、過温度防止等では他データからできる場合は多いが、過電流遮断等では容易でないことに留意する。

c. リセット

保護機能を前提として再投入（復帰）する場合、保護機能が再度動作できるように設定する。保護機能が検出レベルにヒステリシス特性を有する場合、再度動作できる状態になるまで再投入しないこと。

d. ヒューズの使用

機器や内部の局所的な短絡などの分離に有効であるが、正常時に熔断しないように設計・選定すること。また万一の場合、電源系が損傷を受けずに熔断電流を出力できること。ヒューズの使用については、電気設計基準などに基づくこと。

e. 検出のレベルと応答

正常な過渡的状态で保護機能が動作しないようにする。 寿命期間中に、劣化が避けられないような場合、複数レベルなどを準備して切り換える。

f. 保護の協調

複数の保護機能が将棋倒し（ドミノ状況）に動作しないようにする。 保護機能の動作による過渡状態が他の保護機能の動作を引き起こす場合がある。 例えば、短絡でバッテリーの電圧が瞬時に低下してバッテリーの過放電と判断する、負荷側短絡の分離時に電源系のブレーカも作動して他負荷の電力供給も遮断する、応急処置の状態に遷移する過渡時にバス連係が異常と判断したり他サブシステムの動作に影響する、などが考えられる。 これらの状況を防止して、保護機能の協調を確保すること。

なお応急処置後に、宇宙機が更に悪い状態に遷移することを回避するため、コンテインジェンシー解析などが行われる。

g. 確認試験

保護機能が正常に機能することを地上試験等で確認する方法を検討しておく。 保護機能のインテリジェント 化などでは自己診断機能などが不可欠である。

I.5.5 その他

電源系の要素に区分されないが密接な関係を持つものとして、システムハーネス、火工品制御、アンビリカルケーブル、試験用ケーブル等がある。

(1) システムハーネス

電源系の電力は、システムハーネスを経由して各サブシステム・機器に供給されるが、この電力伝送に伴う電圧降下等は、負荷受電端での電力供給特性に影響する。また、電圧降下による電力損失は電力供給能力に影響する。例えば、1kW の負荷受電端電圧50V に対して1Vの電圧降下は、システムハーネスの抵抗50mΩ、供給端電圧51V、損失20W（負荷電力の2%）を意味し、電源系の供給する電力は1020W となる。

一般に、負荷受電端の電力供給特性は、システムの電氣的インタフェース管理項目であるが、その詳細は電源系の主要諸元に密接に関係する。

システムハーネスは、多数のケーブルを束ね、宇宙機の所定位置に装着し易い形状に成形され、ケーブル端部に多数のコネクタを接続したもので、宇宙機のハードウェアインテグレーションの構成要素の一つとされ、電気設計基準に基づき設計される。

ハードウェア インテグレーションには、システムハーネスのほか、ボンディング、シールドリング、帯電防止などに係わる電氣的要素などが含まれる。 コネクタ、ハーネス用

ケーブルの選定、使用（配置、電流ディレーティング等）条件は、電氣的設計基準に規定されている。

なお、ハーネスは電力供給、信号（高レベル／低レベル）、火工品及び高周波等用に分類され、電磁干渉を回避するため可能な限り異なるカテゴリを隔離し、特にクリティカルなラインはシールド等を施して製作される。

システムハーネスの試験は、両端の所定コネクタピンの接続と、他ケーブルとの絶縁や耐電圧の確認等であるが、多数のケーブルが束ねられ確認は簡単ではない。

この際、ライン抵抗の測定・確認等も行われる。

なお、電力ラインの極性が反転していたり、他のケーブルと混同していることを過誤すると、初期の通電時に機器の損傷を招くため、インテグレーション時に電圧を再度確認してから機器に接続するなどの手順が取られる。地上試験時にフルコンフィギュレーションで動作確認のできないラインには細心の検査が必要である。システムハーネスの耐環境性としては、設計で考慮されるほか、単体では真空試験程度であり、システムレベルの振動、衝撃などにより実装やコンタクトの正常性等が確認される。

(2) 点火回路

パドルやアンテナの展開、AKM点火等には火工品（EED：Electro Explosive Device）や非火工型アクチュエータ（NEA：Non Explosive Actuator）が用いられる。この回路の故障や非動作は、システムにとって致命的な状況やミッションの達成に重大な支障となる。従って、点火回路設計では、下記のような項目が留意される。

- a. 点火を確実にするため、点火系統（点火回路、配線、火工品）に冗長性を持たせる。
自動点火シーケンス等には、地上指令のバックアップを用意する。
- b. 点火に至るシーケンスを3段階（点火電源バスイネーブル、該当CHイネーブル、点火）にし、そのステータスマニタを行う。
- c. シーケンスに宇宙機／ロケットの分離スイッチ信号や、姿勢制御系の事前動作の完了信号等を回路に取り込む。
- d. 誤動作を防止するため、系統を単純化し、また宇宙機接地との関係等を明確化して火工品までの配線に帯電防止抵抗などを接続する。
- e. 火工品内部の火薬を発火させる電熱線（ブリッジワイヤ）は、供給電流・時間がたりない場合、発火機能を果たさないで、電力供給源の過渡応答や供給時間を把握・設定する。一方、過大な電流が流れると点火系統に不測な事態（解除不能、構体との短絡等）が発生する。このため、火工品の推奨発火電流が流れるように電流制限抵抗を入れるか、若しくは定電流電源回路を用いる。
- f. 火工品電力のオン等には一般にリレー若しくは半導体を用いるが、振動・衝撃によるリレーの接点反転やチャタリングは、系統の誤動作から重大な不具合を招く

危険性を有する。このため、事前にリレーや火工品電力制御器等の耐環境性の評価を行い、対策をとる。

- g. リレーを用いる場合は、作動回数が限定される系統であり、かつ実機による検証は難しいことから、系統の性能を確認する試験計画を十分に検討し、実施する。
- h. 点火回路設計に当たっては、ロケットペイロード安全標準 (JMR-002B) に従い、適切な安全対策を設計に反映する。

(3) アンビリカルケーブル

宇宙機／ロケットの組立後、打上までの宇宙機への電力供給、状況監視、及びバッテリーを充電するため、電源系関連では、下記項目がアンビリカルケーブルに含まれる。

- a. 外部電源（射場での電力供給用、バッテリーの充電用）ライン外部の短絡で宇宙機内部が損傷しないよう逆流防止機能を挿入する。供給電力は必要量に制限し、外部電源には故障や操作ミスで過大な電圧や電流が出力されないよう保護等の対策をとる。
- b. バス電圧、バッテリー電圧、リレーステータス、バッテリー温度等のモニタライン外部の短絡で宇宙機内部が損傷しないよう保護抵抗等を挿入する。また地上モニタ系の耐雑音性（特にロケット／地上系の電磁干渉に対するCMR：Common Mode Rejection)や未接続時の接続端の処置などにも留意する。
- c. バッテリON/OFFリレー駆動ライン
射場電力供給用ラインと同様に対処する。

アンビリカルケーブルは、このほか推薬関連の圧力、温度モニタライン等を含む。アンビリカルケーブルについては、コネクタの引き抜きで宇宙機の内部に影響（ステータス反転など）を誘起しないよう設計する必要がある。

また、射場の雷対策を把握してアンビリカルケーブルの処置を迅速に行えるように配慮する。射場作業では、上記を留意した事前確認が実施される。

(4) 試験用ケーブル等

地上試験では、ソーラーアレイの発生電力で電源系を作動させることが困難であり、擬似ソーラーアレイを用いるのが一般である。試験用ケーブルは、この宇宙機と擬似電源の接続のほか、宇宙機状態のハードラインモニタ、センサ等の各種模擬信号ライン、冗長系機能確認用ラインなどを含む。この試験用ケーブルの系統は、設置・取扱状況などがアンビリカルケーブルよりも苛酷であり、その異常（短絡等）で宇宙機が損傷を受けないよう同様な対処が必要となる。なお、逆流防止ダイオードを使用する場合、その発熱対策を考慮すること。また擬似電源の宇宙機受け側は太陽電池パドル系出力の

接続部であり、固定されない場合が多く（三軸方式ではスリップリングの配線等）、その処置・固定方法に留意する必要がある。更に擬似電源には過大な電圧が出力されない対策を施しておく必要がある。

試験用ケーブルや装置類は、フライト品でないことから設計審査等のチェックが不十分になる傾向もあるが、フライト品に接続されるものであり、使用前の検査等は十分に実施すべきである。