

第 20 回衛星設計コンテスト 設計の部 放電画像撮影衛星「鳳龍式号- α 」

1 衛星の目的と意義

1.1 背景

近年の宇宙機の動向は多機能化、長寿命化によって、大型化の一途を辿っている。これは打ち上げコストを節約するために、1つの衛星に課すミッションを多くした結果である。多機能化に伴い、ミッション機器の搭載数は増え、さらには衛星の消費電力も増大する。また、大型化することによって長い距離の送電が必要とされ、一般的に送電は高電圧、低電流で行われている。そのため、送電線路での送電損失の軽減を図るために高電圧化が要求されている。高電圧化した宇宙機は様々な宇宙環境要因により不具合を起こすことが確認されている。例えば、2003年に ADIOS-II は運用わずか9ヶ月で機能不全に陥った。原因はワイヤーハーネスが放電により損失し、太陽パネルから衛星構体に電力が供給されなくなったことである。高電圧化は送電線路のワイヤーハーネスだけではなく、太陽電池セル上での放電による事故のリスクも高めてしまうことが懸念される。

図 1.1 は近年の宇宙機の高電圧化の動向である。人類が運用する宇宙機で最大の電圧をもつ ISS(International Space Station)は 160V の発電を行っている。これは一般的に 160V が低地球軌道での放電発生 の 閾値と 考 え ら れ て い る た め である。しかし、今後開発される宇宙機は 300~400V 級の発電電圧が必要とされるため、高電圧化し、放電を抑制する技術が必要とされている。

表 1.1 はこれまでに軌道で行われた高電圧技術に関する実験の一覧である。日本

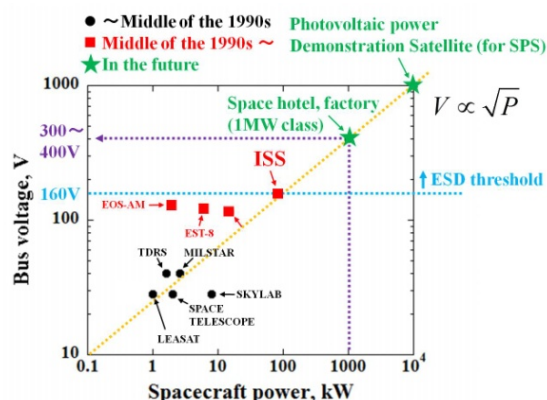


図 1.1 宇宙機 の バス 電 圧 の 動 向

表 1.1 過去 の 軌 道 上 高 電 圧 試 験 一 覧

| 年代 | 国 | 衛星 | バイアス方法 |
|------|----|--------------|-------------|
| 1980 | 米 | PIX I, II | DC/DC |
| 1990 | 米 | SAMPIE, PASP | DC/DC |
| 1996 | 日本 | SFU | Solar array |
| 2011 | 日米 | MISSE-8 | DC/DC |
| 2012 | 日本 | 鳳龍式号 | Solar array |

は世界初 260V の軌道上発電を行い、放電試験を実施するために SFU(Space Flyer Unit) を打ち上げた。しかし、試験用太陽電池パドルが展開できず、試験実施には至らなかった。また 2011 年には、日米の協力で軌道上で最高 300V バイアスを行う PASCAL という試験装置を打ち上げた。現在運用中であり、太陽電池上で起る放電波形の取得や放電による劣化実証を行っている。さらに 2012 年には、本大学が H-2A ロケットの相乗り衛星として「鳳龍式号」という超小型衛星を打ち上げた。この衛星は軌道上で世界初 300V 発電を行い、放電回数 の 取 得、放電抑制技術を実証する目的がある。現在、運用中である。

また近年の宇宙開発において、莫大な費用と長い開発期間を必要とする大型の人工衛星ではなく、安価で開発期間の短い超小型人工衛星が現在注目を集めている。この利点を活かして、新技術の早期実現・実証、さらには複数機を同時に打ち上げて衛星群を構成することにより実現できるミッション（コンステレーション）の可能性も広がっている。また機能・性能面で制約を受けてしまう小型衛星であるが、大型衛星同様に厳しい宇宙環境に耐えられる高い信頼性が要求とされる。特に衛星のバス機器に関しては高い信頼性が要求され、ミッションを成功させるためにも非常に重要となってくる。

1.2 ミッション概要と目的

本衛星では主に以下の3つのミッションを行う。

- ①世界初の軌道上での放電画像撮影
- ②放電による太陽電池劣化に関する実験
- ③宇宙機表面材料上のワイヤで発生する放電に関する実験

本衛星のコンセプトは鳳龍弐号の技術をベースとして、今後さらなる大型・大電力化が進む宇宙開発の展望を見据え、放電に関する研究を軌道上で行うことを目的としている。軌道上での放電実験はリスクが高いが、単一ミッション可能な超小型衛星においてはリスクを許容でき、最適なミッション選択である。

また現在運用中である「鳳龍弐号」の開発および運用を通して発見したバス機器の問題点の改善を行い、信頼性の高いバス機器の開発・実証を行うことも本衛星の目的である。

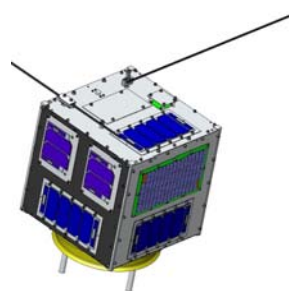


図 1.2 鳳龍弐号

1.3 社会的意義

今後の宇宙開発において宇宙ホテルや宇宙工場、宇宙太陽光発電システムなどを想定した場合に、高電圧化は必要不可欠となってくる。しかしながら、高電圧化した宇宙機には放電というリスクが伴ってくる。放電に関しては、地上試験で多くの実験が行われてきているが、軌道上実証は未だ数少ない。本衛星は、軌道上での高電圧を用いた実験を行い、放電に関する真相究明を行うことで、宇宙空間での高電圧技術の確立を目指す。この軌道上実証が次世代の大型宇宙建造物製造の足がけとなり、宇宙がより実用的になることを私たちは願うばかりである。

2 ミッション設計

2.1 ミッション要求

本ミッションの要求を以下に述べる。

- ・軌道上で放電を検知し、放電光をカメラで撮影する。
- ・軌道上で太陽電池のIV特性を取得し、放電による太陽電池の劣化試験を行う。さらに放電回数を取得し、累積放電が太陽電池に与える影響を検証する。
- ・軌道上で宇宙機表面上のワイヤで発生する放電の取得を行う。

2.2 ミッションペイロード

本ミッションを行うためには、衛星が高電圧発電を行い、宇宙プラズマとの相互作用による放電環境を作り出す必要がある。

図 2.1 はミッションペイロードの電気回路概略図である。

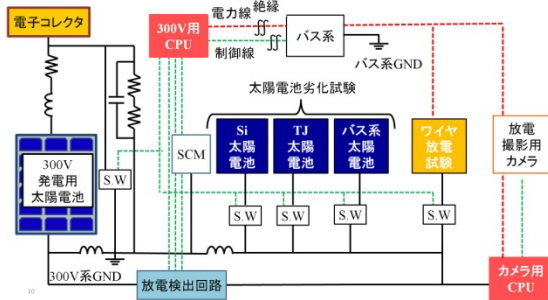


図 2.1 ミッションペイロード電気回路概略
本ミッションは高電圧を扱うため、バス系からの信号がない限り OFF 状態になっている。地上局からのコマンドによってバス系の CPU を介してミッションペイロードを ON 状態にする。その時に、高電圧発電用太陽電池に太陽光が当たり発電されると、プラズマ相互作用によってミッションペイロードは発電電位分だけ負に沈む。また、十分に負に沈めるために電子コレクタ(E.C)を搭載している。電子コレクタによって、周囲の電子を集めて十分に負に沈めることができる。試験時の衛星電位測定には、軌道上で数多くの実証・実績のある表面電位モニタ(SCM)を用いる。

各ミッションは地上局からのコマンドによって選択することができる。これらのミッションの試験供試体は、高電圧発電用太陽電池のアノード端子に接続されている。太陽電池劣化試験用に 3 枚の種類異なる太陽電池を設けている。1 つ目に宇宙用シリコン太陽電池(以下、Si 太陽電池)、2 つ目に GaAs/InGaP/Ge の 3 重接合太陽電池セ

ル(以下、TJ 太陽電池)、3 つ目にはバス系太陽電池である TJ 太陽電池を搭載している。

放電試験時に取得されるデータは太陽電池劣化試験では高電圧発電用太陽電池の発電電位、衛星の表面電位、電流-電圧(IV)特性、放電回数、放電光画像である。ワイヤ放電試験では持続放電の検知、沿面放電の検知、放電光撮影である。放電検出はインダクタンスの電流の変化により発生する隆起電圧を検出することによって行う。高電圧発電用太陽電池で放電が発生しないようにするために、トリプルジャンクションをすべて RTV という接着剤で埋めている。これは鳳龍式号の開発で実績があり、放電は全く発生しないことが確認されている。

高電圧発電電位測定回路

発電電圧の測定回路を図 2.2 に示す。発電電圧は高電圧であるため、抵抗分圧により測定が行われる。また、抵抗に印加されている電圧をそのまま AD コンバータに入力すると出力インピーダンスが大きいため正常に測定できない恐れがあるため、出力インピーダンスを低減するためにオペアンプで構成されたボルテージフォロワを介して測定を行う。発電電圧の校正理論値は式(2.1)で表わされる(最大測定レンジ: 500V)。

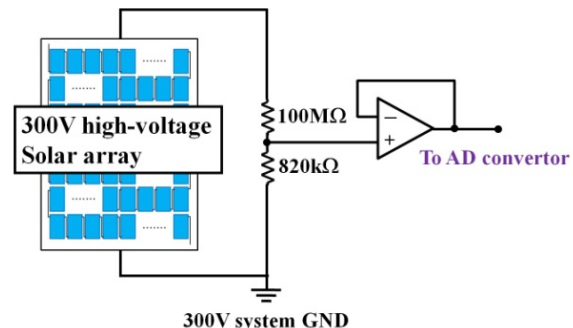


図 2.2 高電圧測定回路

$$(\text{発電電圧}) = (\text{ADC出力値}) \times \frac{4.096}{256} \times \frac{100}{0.82} \quad (2.1)$$

ボルテージフォロワで用いられているオペアンプのスペックを表 2.1 に示す。

表 2.1 オペアンプのスペック

| | |
|----------|--------------|
| 型番 | LTC1053CSW |
| タイプ | 高精度、低温度ドリフト |
| トータル供給電圧 | 16.5V |
| 両電源動作電圧 | ±2.38 to 8V |
| 出力タイプ | Rail to Rail |
| オフセット電圧 | 5μV |
| 温度ドリフト係数 | 0.05μV/deg |
| ノイズ | 1.5μVp-p |
| 最大ゲイン | 120dB |

電位測定回路

表面電位の測定には宇宙軌道上で実証・実績のある SCM を用いる。SCM はフッ素樹脂と銅板から構成されており、300V 系 GND に接続されている。表面電位はフッ素樹脂の容量(150nF)と 50nF のコンデンサの容量分割により測定され、出力値は正の値を示す。プラズマ中ではフッ素樹脂表面がほぼプラズマ電位になり、300V 系 GND に対する電位を測定するため、出力値は正となる(最大測定レンジ：500V)。高電圧発電時はプラズマとの電位差は最大で 350V であるが、極域では高エネルギー電子の影響によって電位差がさらに大きくなり、オペアンプ入力部分に過電圧が入力されることが懸念されるが、抵抗で十分に分圧してからオペアンプで増幅しているので問題はない。また、オペアンプの入力部分に接続されている抵抗は保護抵抗の役割を果たしている。コンデンサにより分圧された電圧のままでは高電圧であるので、さらに抵抗で分圧する。この電圧を、ボルテージフォロワを兼ねた非反転増幅回路(増幅率：16 倍)

により増幅し、AD コンバータで測定が行う。電位の校正理論値は式(2.2)で表わされる。

$$(電位) = (ADC出力値) \times \frac{150 + 50}{150} \times \frac{4.096}{256} \times \frac{1000}{0.51 \times 16} \quad (2.2)$$

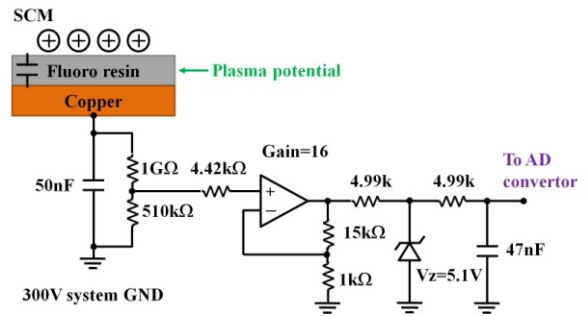


図 2.3 電位測定回路

非反転増幅回路で用いられているオペアンプのスペックを表 2.2 に示す。

表 2.2 オペアンプ諸言

| | |
|----------|--------------|
| 型番 | MCP6013-E/SN |
| タイプ | 精密 |
| シングル供給電圧 | 3V/5V |
| 出力タイプ | Rail to Rail |
| オフセット電圧 | 0.15mV |
| 最大ゲイン | 115dB |

増幅回路と AD コンバータの間にある回路は過電圧防止用のツェナダイオードとノイズ低減のためのローパスフィルタである。

放電検知

放電検出回路を図 2.4 に示す。放電は高周波数に対して打ち消すような隆起電圧を検出することで検知される。隆起電圧は高速応答できるオペアンプにより方形波に変換されるが、μs オーダーなので 300V の CPU で処理することが難しい。そのためにタイマ IC を介すことで、ノイズがなく時間幅が 1sec のパルス(c)に変換し 300V 系 CPU で

も検知できるようにしている。オペアンプの前に接続されているツェナダイオードは放電検出回路に過電圧が印加されるのを妨げるために接続されている。このツェナダイオードは高速の波形に対応できるものを選定している。

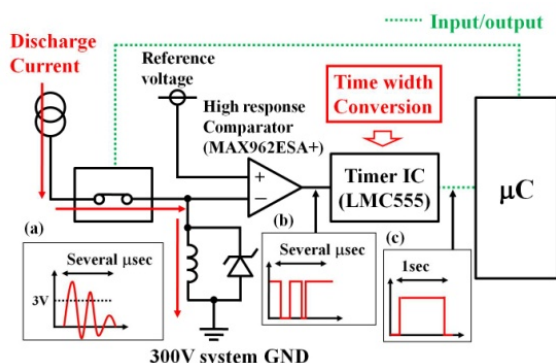


図 2.4 放電検出回路

高電圧発電用太陽電池

高電圧太陽電池は高電圧を発生させ、プラズマ相互作用によって放電環境を作ることのみに利用される。バス系の電力として利用はしない。

高電圧発電太陽電池には京セミ株式会社製の球状太陽電池スフェラーを使用している。スフェラーアレイ F12 モジュール(スフェラーアレイ)1 個当たりの発電電圧は約 7V(開放電圧)であり、無指向性である。スフェラーアレイのスペックを表 2.3 に示す。高電圧発電太陽電池はスフェラーアレイを 66 個直列に接続したものを 2 個作り、それらをさらに直列接続した構成になっている。よって、全てのスフェラーアレイ(132 個)が発電した時の最大発電電圧は約 900V 程度(室温)である。また、高電圧発電太陽電池を構成しているスフェラーアレイにそれぞれバイパスダイオードが接続されている。これは 1 つのセルがロケットの打ち上げ振

動衝撃や熱による太陽電池の劣化などで破損した場合でも、バイパスダイオードを通過して安定して 300V 発電が行えるように設計をしている。また、最大で 900V を発電できるようになっているが高電圧になると放電頻度が上昇するために 350V にツェナダイオードを用いて制限している。

表 2.3 スフェラーアレイの諸言

| | |
|--------|--------|
| 開放電圧 | 7.27V |
| 短絡電流 | 2.3mA |
| 最大出力 | 13.5mW |
| 最適動作電圧 | 6.00V |
| 最適動作電流 | 2.2mA |

2.3 世界初の軌道上での放電画像撮影

2.3.1 ミッション意義

放電光画像は地上での放電試験実施の際に IR カメラなどで撮影されている。しかしながら、軌道上での放電画像撮影は前例がない。また太陽電池上で放電が発生することは背景で述べているが実際にどのような放電が、どの場所で発生しているかなどは予測にすぎない。放電の様子を撮影し、宇宙空間での放電の様子を撮影により観測することには大きな意義がある。

2.3.2 放電画像撮影原理

放電画像撮影のブロック図を図 2.5 に示す。放電画像撮影のカメラは鳳龍式号でも使用した C1098-SS(表 2.4 参照)を用いる。このカメラモジュールの特徴は、640x480 ピクセル (VGA サイズ) の画像を撮影し、JPEG 画像に圧縮してシリアルで高速に取り出す事が出来ることである。カメラのスペックより、ミッション面からの距離が 30cm の場合、27x20cm の写真を撮影するこ

とができる。これはミッション面を十分に撮影することができ、構造系への要求とする。放電光撮影に関しては、劣化試験用太陽電池およびワイヤー放電試験用パネル上での放電光の撮影を行う。撮影方法としては、カメラでの連続撮影を行い、放電電圧がある閾値以上の場合の撮影画像を放電画像とする。また撮影のタイミングは、以下のように決定される。

- ①高電圧発電用太陽電池に太陽光が当たると、衛星電位が 300V 程度負に沈む。
 - ②SCM により放電環境ができたことが確認できると、300V 用 CPU からカメラ用 CPU に信号が送られる。
 - ③照度計により劣化試験用太陽電池に太陽光が当たっているかを検知する。日照においては太陽光だけでなく、地球からの反射光などもあり、全く光が当たらない時間というのはわずかにしかない。そこで地上試験において、光が当たっている場合でも放電光撮影にあまり影響を与えない撮影可能な照度計の閾値を設定しておく。
 - ④照度計の値が閾値以下で、かつ放電環境が作られカメラ用 CPU が信号を受けた時に、カメラに撮影の信号を送る。
 - ⑤連続撮影を行い、データの保存を行う。またカメラには画像の閾値を設定しておき、黒い画像の場合は画像の容量が小さくなるため、排除することとする。また照度計で太陽が確認できた場合は、放電環境ができていた場合でも撮影は行わないこととする。
- さらに、地上から画像処理コマンドを送ることにより、撮影データを 2 値化する。これによって、放電撮影画像を圧縮し、2 値化したデータをまずダウンリンクして、地上においても放電画像であるかの判断を

行う。判断基準としては、地上試験での放電画像データから閾値を設定し、その閾値の範囲以内である場合に放電画像と判断することとする。地上においても放電画像と判断された場合に、2 値化処理前の実際の放電画像をダウンリンクする。そうすることによって、無駄なダウンリンク数を減らし、より効率的なダウンリンクを実現する。

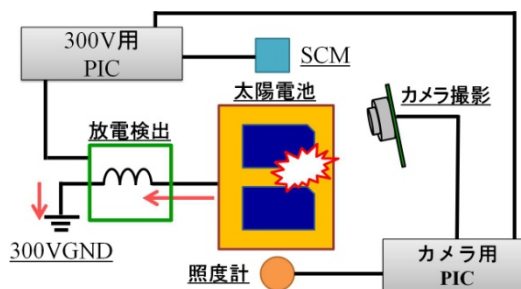


図 2.5 放電画像撮影のブロック図

表 2.4 カメラモジュール

| | |
|-------|------------------|
| 型番 | C1098-SS |
| 質量 | 4g |
| サイズ | 20x28x13.05mm |
| レンズ性能 | 焦点距離 f=4.0mm |
| | 光の強さ F=2.8 |
| | 視野角 6.4deg |
| | IR cut filter 搭載 |
| | |

2.3.3 太陽電池放電原理

図 2.5 に太陽電池上の放電原理を示す。低軌道は静止軌道に比べ非常にプラズマ密度が濃く $10^9 \sim 10^{12} [m^{-3}]$ である。ゆえに、低地球軌道では宇宙機の発電電位と周辺プラズマの相互作用によって宇宙機の帯電が発生する。プラズマは電子とイオンが準中性

的に存在している状態であり、衛星周辺の電子とイオンは衛星へと流れ込む。プラズマ電位より電位が正の部分では電子が、負の部分ではイオンが収集される。電子とイオンの質量関係から、電子電流密度はイオン電流密度に比べて非常に大きい値であり、また衛星の電位は電子電流とイオン電流が等しくなるように決定されるため、イオンの収集される面積が、電子の収集される面積に対して非常に大きくなる。その結果として衛星の電位は発電電圧分だけ負に沈む。

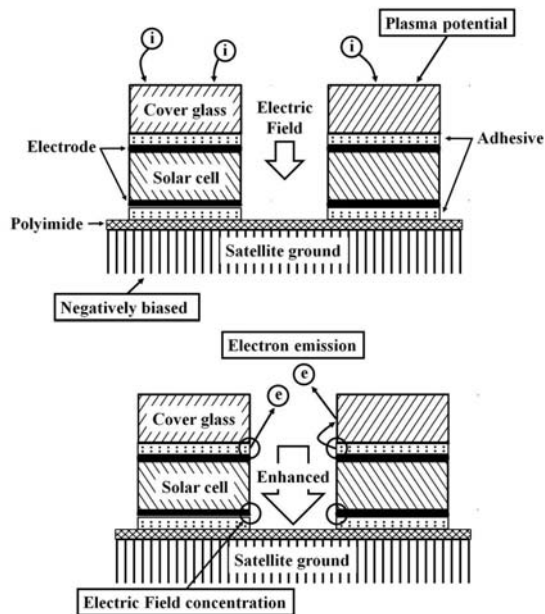


図 2.5 放電の原理

衛星表面の絶縁体、例えば太陽電池のカバーガラスはプラズマ電位程度なので図 2.5 のような向きに電界が発生する。太陽電池には絶縁体、金属、真空が重なるトリプルジャンクションと呼ばれる部分が数多くある。この部分では電界が集中し、電界電子放出が発生するために、さらに電界が増加される。このように電界が増加され最終的に放電に至る。放電が発生しやすい箇所は最も電位が負に沈んだ太陽電池の負極端である。放電が発生すると図 2.6 のような発

光が見られる。ミッションではこの放電光を撮影する。

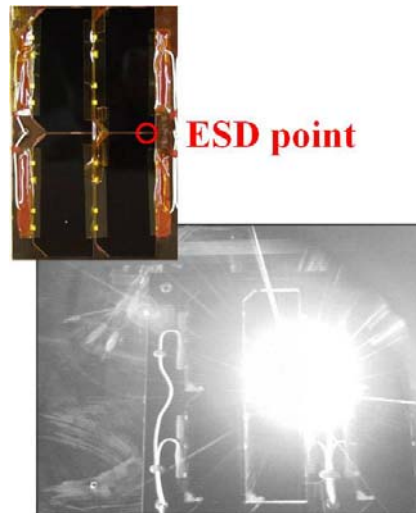


図 2.6 放電光の様子

2.4 放電による太陽電池劣化の実験

2.3.4 ミッション意義

宇宙機の電力は宇宙開発が始まって以来、大多数が太陽電池の発電によりまかなわれている。そのために太陽電池の寿命に関する設計は非常に重要なものとなってくる。宇宙空間では太陽からの高エネルギー粒子や放射線などに太陽電池は常に曝される。これらの要因によって太陽電池は劣化する。また、近年では宇宙機が高電圧化しているために太陽電池上で ESD(Electrostatic Discharge)が発生し、太陽電池を劣化させる可能性がある。開発背景でも述べたが ESD による軌道上の劣化試験を実施した例はなく、現在行われている PASCAL による試験が世界初である。しかし、これは DCDC コンバータによる昇圧により太陽電池をバイアスする。DCDC コンバータによるバイアスは故障も多く、太陽電池とは応答が異なる。本衛星では太陽電池による発電を行い、劣化試験を行うことにより実際の環境に近い試験が

行えるという優位点が挙げられる。

2.3.5 太陽電池劣化原理

宇宙機が高電圧化するに伴い放電頻度が上昇することが知られている。式(2.3)は放電エネルギーを示す式である。高電圧発電をするためには太陽電池を大型化する必要がある。それによって太陽電池のカバーガラスも大きくなるために、帯電電荷も増加する。式(2.3)からわかるように、帯電容量が増大すると放電エネルギーも増加する。また一般的に、1回の放電で90mJ程度のエネルギーがあれば劣化するといわれている。さらには、大きな放電が発生した場合、放電箇所が炭化し、そこで抵抗成分が生まれて漏れ電流が発生することがある。これにより発電効率が低下しセルが劣化するとも言われている。図2.7は太陽電池のIV特性の劣化前と劣化後の様子である。劣化後は抵抗成分によって線形的な特性になっている。

$$J = \frac{1}{2} CV^2(J) \quad (2.3)$$

ここで、V：バイアス電位、C：カバーガラスの容量である。

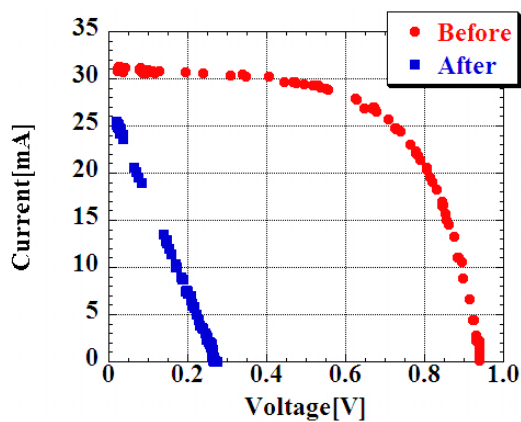


図 2.7 劣化前後の IV 特性の変化

IV 測定

光 IV 測定回路の全体図を図 2.8 に示す。光 IV 測定は、測定対象となる太陽電池に負荷を設け、光を照射した状態でその負荷を変化させたときの電流電圧の値を取得することで行われる。設計した IV 測定回路は負荷として MOSFET の電子負荷が用いられている。この MOSFET のゲート-ソース間電圧の電圧を DA コンバータで変化させることで、負荷(ドレイン-ソース間の抵抗)を変化させることが可能である。

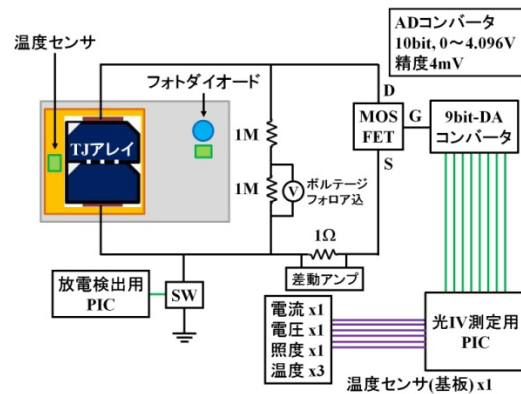


図 2.8 光 IV 測定回路

DA コンバータには出力範囲が 0~4V で、分解能が 9bit のものをオペアンプで構成しており、約 8mV 刻みで電圧を変化させることが可能である。DA コンバータのオペアンプの回路部分には電流加重加算回路が用いられている。DA コンバータの制御部分である PIC の OUTPUT 端子を High にすると、その部分に電流が流れ電流加重加算回路の 1kΩ 抵抗で電圧に変換され出力される。制御部分の High/Low によって出力できる電圧値を変化させることができ、出力値は式(2.4)で表わされる。

$$V_{output} = 2 \times 1k\Omega \times \left(\sum_{i=1}^9 \frac{V_i}{5 * 2^{i-1} [k\Omega]} \right) \quad (2.4)$$

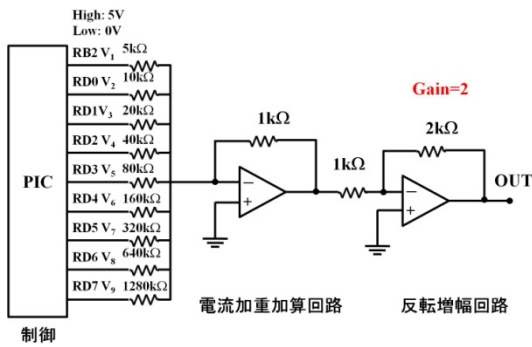


図 2.9 DA コンバータ

表 2.5 は DA コンバータの電圧制御表(一部)である。V₁~V₉は PIC の High/Low で決定するので、High のときは 5V、Low のときは 0V である。出力電圧は表 2.5 のように 2 進数を用いて制御可能である(5 を 1 に置き換えて考えると分かりやすい)。

表 2.5 DA コンバータの電圧制御表(一部)

| V _{output} [V] | V ₁ | V ₂ | V ₃ | V ₄ | V ₅ | V ₆ | V ₇ | V ₈ | V ₉ |
|-------------------------|----------------|----------------|----------------|----------------|----------------|----------------|----------------|----------------|----------------|
| 4/512 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 5 |
| 4×2/512 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 5 | 0 |
| 4×3/512 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 5 | 5 |
| 4×4/512 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 5 | 0 | 0 |
| 4×8/512 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 5 | 0 | 0 |
| 4×16/512 | 0 | 0 | 0 | 0 | 5 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| 4×32/512 | 0 | 0 | 0 | 5 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| 4×64/512 | 0 | 0 | 5 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| 4×128/512 | 0 | 5 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| 4×256/512 | 5 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| 4×511/512 | 5 | 5 | 5 | 5 | 5 | 5 | 5 | 5 | 5 |

MOSFET は、TJ アレイの Pmax 時の電力に耐え、またゲート-ソース間電圧が 0~4V でドレイン-ソース間の負荷が変化しやすい特性のものを選定した。実際には、選定した MOSFET は 0~2V の間では負荷があまり変化していないので、常に V₁ は High にして 2~4V の間で負荷を変化させている。

測定対象となる TJ アレイの光 IV 特性は図 2.10 示しているような特性なので、電流は 0.53A まで、電圧は 5.3V まで測定できる AD コンバータが必要となる。電流電圧の取得には PIC に内蔵されている AD コンバー

タを使用するが、リファレンス電圧として 4.096V のものを使用しているため、測定範囲が 0~4.096V であることを考えると TJ アレイの開放電圧付近の電圧が測定不可能となる。そのため、図 2.8 のように TJ アレイの出力電圧を 1MΩ の抵抗で分圧して測定が行われる。この分圧抵抗は、太陽電池の劣化成分であるダイオードの並列抵抗に影響を与えないようにできるだけ大きい抵抗、また電圧の測定精度をあげるためにできるだけ精度が良く、温度ドリフトのない測定を選定した。電流測定には精度が良く、温度ドリフトの小さい 1Ω 抵抗に流れる電流を差動アンプで増幅して測定している。測定するときは測定しない方の PIC(放電検出用)で TJ アレイをバイアスする必要がある。

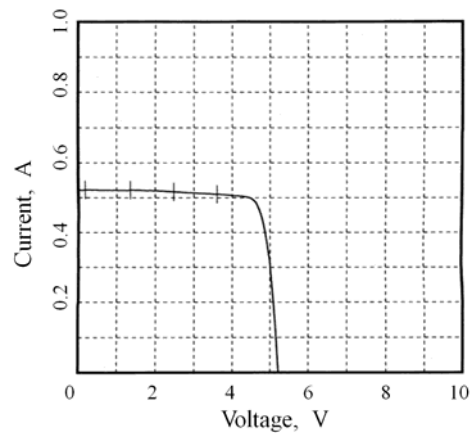


図 2.10 TJ アレイの IV 特性

2.4 宇宙機表面材料上のワイヤで発生する放電に関する実験

2.4.1 ミッション意義

背景でも説明したが、2003 年に人工衛星みどり 2 号がペルー沖上空で発電電力の約 80% を失った。原因は太陽電池パドルから衛星構体に供給する電力線が放電によって

短絡状態になり、焼け切れたと考えられている。宇宙機ではこのように宇宙空間に暴露されたワイヤが存在する。さらに宇宙空間の熱サイクルでワイヤは収縮を繰り返し、スペースデブリの衝突でワイヤに欠陥が生じ、金属、絶縁体、プラズマという異なる3つの形態が集まる点、すなわちトリプルジャンクションが形成され、放電が発生する可能性がある。地上試験において2本のワイヤ間の欠陥部で初期放電が発生して、初期放電によって発生した放電プラズマを介して欠陥部で電流が導通する持続放電が発生することが確認されている。しかし、軌道上で確かめられたことは一度もないので、このミッションを選定した。

2.4.2 ワイヤ上での放電原理

図 2.11 は放電原理を示す。ケーブルは熱サイクルやデブリ衝突による欠陥を模擬するために、導体部をむき出しにしている。これによって導体、絶縁体、宇宙プラズマの3種の物体が集まった点（トリプルジャンクション）が形成される。また、ワイヤ被覆を負にバイアスすることによって周辺プラズマから電子とイオンを収集して負に帯電する。この時、導体と被覆の絶縁体間では逆電位勾配が発生し、トリプルジャンクション付近では電界が集中し、ある閾値を超えると放電が発生する。この放電を初期放電と呼ぶ。電界集中によってワイヤ被覆の絶縁体から発生したガスが放電によって電離し、放電プラズマとなる。この放電プラズマを介してワイヤ欠陥部ではアーク放電が発生し、電流が短絡する。この時の短絡現象を持続放電と呼ぶ。

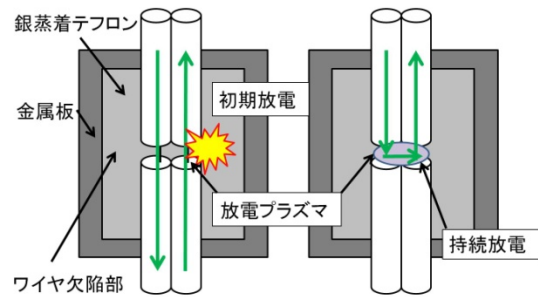


図 2.11 ワイヤ上の放電原理

2.4.3 銀蒸着テフロン

人工衛星には宇宙の熱真空環境から衛星内部の搭載機器を保護する目的で、衛星表面に各種の熱制御材料が使用されている。熱制御材料の FEP (fluorinated ethylene-propylene 商標名：テフロン) は高分子フィルムの片面に銀を蒸着したもので、高分子フィルム層が宇宙に露出した状態で、衛星表面の広い面積にわたって取り付けられている。

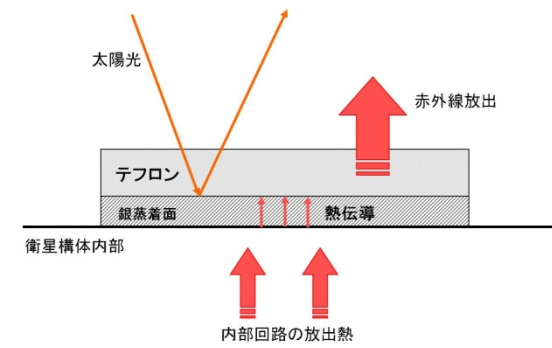


図 2.12 銀蒸着テフロン

2.4.4 地上試験概要

本衛星は極軌道を対象としているが、地上試験では静止軌道を対象としているために環境は異なるが、地球の両極を通過する時は高エネルギー電子帯を通過するために参考になると考える。

図 2.13, 2.14 は試験サンプルと試験系である。この試験サンプルを真空チャンバ内

部に入れて 10^{-6} torr にする。その後高エネルギー電子を電子ビームによって模擬し、表面材料を帯電させる。帯電した表面材料は Trek 社の表面電位計で測定を行う。放電の検知は電流プローブ Current Transmit(CT)で測定を行う。電流の供給はソーラアレイシミュレータ(SAS)で行う。

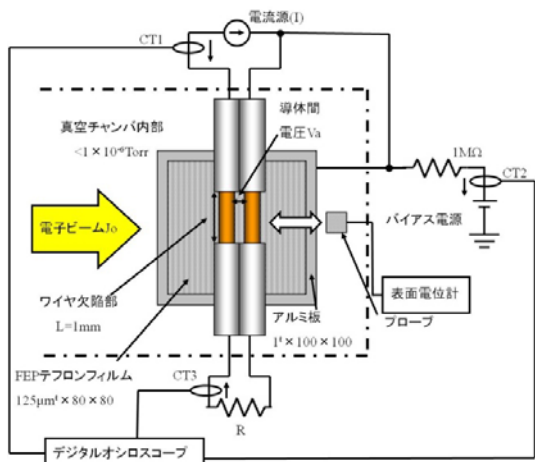


図 2.13 試験系

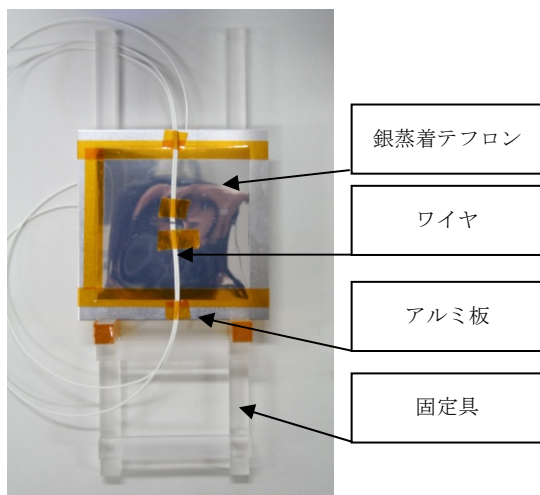


図 2.14 試験サンプル

試験方法

真空チャンバ内を 10^{-6} torr に保ち、電子ビームによって高エネルギー荷電粒子を照射することで静止軌道を模擬する。銀蒸着テフロン上にワイヤを沿わせることによって、実際の宇宙機表面の様子を模擬してい

る。ワイヤは ETFE 電線を使用し、デブリやヒートサイクルなど宇宙環境要因により発生した欠陥部を模擬している。電流源 I によりワイヤに電流を供給している。表面電位計によってテフロン表面に帯電した電位を計測する。放電光の撮影はカメラ (Canon DS126071) を用い、しぼり 11、露光条件は約 3 分で撮影を行う。放電が発生した場合は CT1, CT2, CT3 で放電電流を検知し、その時の放電波形をオシロスコープで計測する。CT1 では電流源の接地に流れる放電電流を計測する。CT2 ではアルミを介して接地に流れる放電電流を計測する。CT3 で欠陥部での持続放電を計測する。

表 2.6 サンプル緒元

| | |
|-----------------------|---|
| ETFE 電線 | 外径 1.2mm、 導体径 0.9mm |
| ワイヤ欠陥部 L | L=1mm |
| アルミ板 | $1^4 \times 100 \times 100 \text{mm}^3$ |
| 銀蒸着テフロン (FEP テフロン) | $125 \mu\text{m}^4 \times 80 \text{mm} \times 80 \text{mm}$ |

試験結果

図 2.15 は電子ビームを照射し、表面材料が帯電放電した様子である。また緑の矢印の箇所は放電が発生した時刻である。図 2.16 は放電の様子を撮影したものである。ワイヤの欠陥部とテフロンの端で放電光が確認されている。図 2.17 は放電時のオシロスコープで取得した放電波形である。CT3 で電流値が 0 になっている時間帯が持続放電時間である。0A を保っている時間は約 $125 \mu\text{s}$ である。

考察

図 2.16 より、放電は欠陥部とテフロン端

でも見られる。これにより持続放電だけでなく、テフロン表面で沿面放電も発生していることがわかる。図 2.17 より、持続放電は CT1 で観測されている初期放電に誘発されて発生していることがわかる。

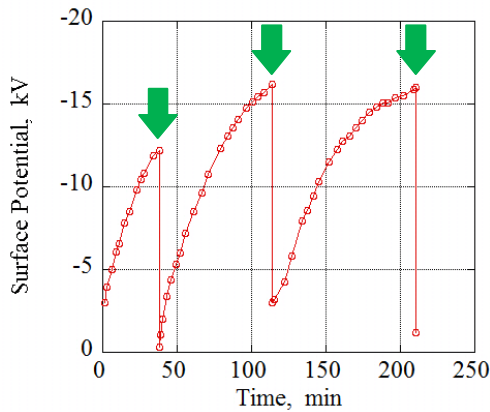


図 2.15 試験結果

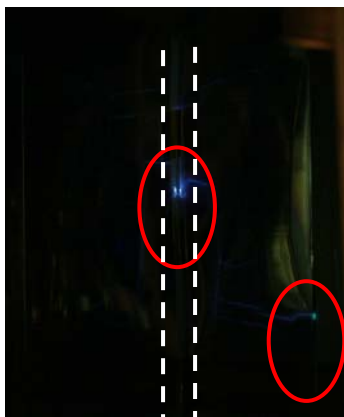


図 2.16 放電の様子

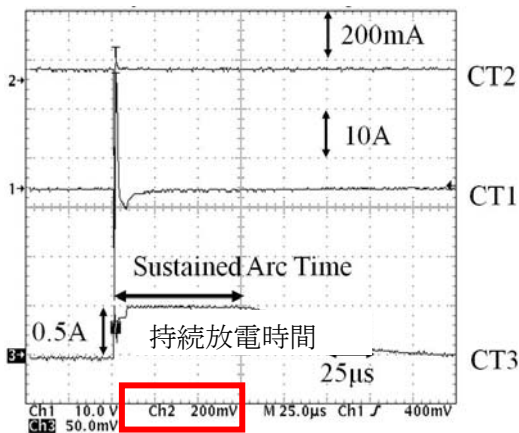


図 2.17 放電波形

試験考察と設計反映

持続放電見積もり

図 2.17 より持続放電中の赤部面積で放電電荷を見積もることができる。Q:放電電荷、I:電流、t:持続時間とする。

$$Q = I \times t \quad (2.5)$$

式(2.5)より電流値 0.5A、持続時間 125 μ s なので放電電荷は 62.5 μ C ということがわかる。本試験では電流 0.5A、持続時間 1ms で放電電荷は 100 μ C までを想定した設計にすることにする。

初期放電の見積もり

図 2.15 により帯電電位のピークと放電後の電位の差より、下式を用いて放電電荷を求めることができる。

$$Q = CV$$

$$C = \epsilon_0 \epsilon_s \frac{S}{d} \quad (2.6)$$

表 2.7 は計算に必要なパラメータを示す。これにより放電電荷量は 14.1 μ C ということが分かった。本衛星では電子ビーム環境ではなくプラズマ環境なので放電電荷をキャパシタンスで模擬する必要がある。300V 程度の電位差が生まれると考えると、14.1 μ C の電荷を発生させるために $Q=CV$ より 50nF 程度のコンデンサを用意すればよいことがわかる。また、この程度の放電電荷で持続放電が発生すると思われる。

表 2.7 必要パラメータの緒言

| 誘電率 | 比誘電率 | 面積 | 厚さ |
|------------------------|--------------|----------------------|-----------------------|
| ϵ_0 | ϵ_s | S(m) | d(m) |
| 8.85×10^{-12} | 2.1 | 6.4×10^{-3} | 1.25×10^{-4} |

1.16 持続放電試験系設計

本試験を衛星に搭載して地上試験と同様

の試験を行うことは困難であるため、軌道上試験を可能とする設計に変更した。まず、ワイヤへの電流電圧供給はバス系の太陽電池の性能上限界がある。地上試験では常にワイヤに電流を供給していたが、軌道上試験では初期放電が発生した時にコンデンサに充電されていた電荷が放出して持続放電が発生する仕組みに変更した。また、初期放電を強制的に発生させるために、イグナイタ回路を用意した。以下に詳しい設計内容を示す。

持続放電試験回路設計

持続試験を発生させるために最低でもワイヤに 22VA の電流電圧値が必要であるとされている。本試験では十分な持続放電を発生できるよう、ワイヤに 0.5A、50V の電流電圧値を加えることにした。図 2.18 は持続放電試験回路である。A-1 は持続放電試験用のコンデンサである。1ms の持続までを想定して放電容量 10 μ F で耐圧が 50V のものを選定した。A-2 は DCDC コンバータである。コンデンサに 50V を蓄電するため DCDC コンバータによってバス系太陽電池の 5V から 50V に昇圧する。A-3 は定電流ダイオードである。持続放電発生時に大電流が流れないように定電流ダイオードによって電流値を 0.5A 一定に制限している。1 素子あたりの耐電流は 30mA なので、これを 16 直列して 0.5A の耐電流を満たした。ミッション中は SW を切ることによってバス系太陽電池と試験回路を絶縁する。ミッション実行のために、コンデンサが充電されていることを確認するためと、コンデンサの電荷の有無で持続放電発生を判断するために、コンデンサ両端電圧を測定してい

る。GND はすべてバス系と絶縁している。

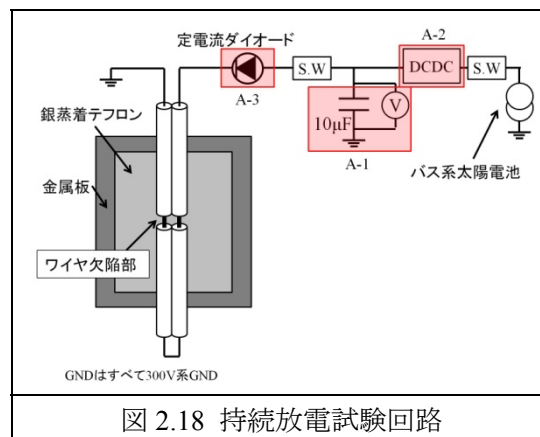


図 2.18 持続放電試験回路

イグナイタ回路設計

持続放電を発生させるために、イグナイタ回路を用いて欠陥部付近で放電を発生させる。この放電をトリガとして持続放電を誘発させる。

図 2.19 はイグナイタ回路である。放電が発生しやすいように先端を尖らせ、また先端以外は絶縁テープで覆うことによって先端の電界を高めている。地上試験の結果より、14.1 μ C の電荷を発生させるために 50nF の放電容量を選定した。

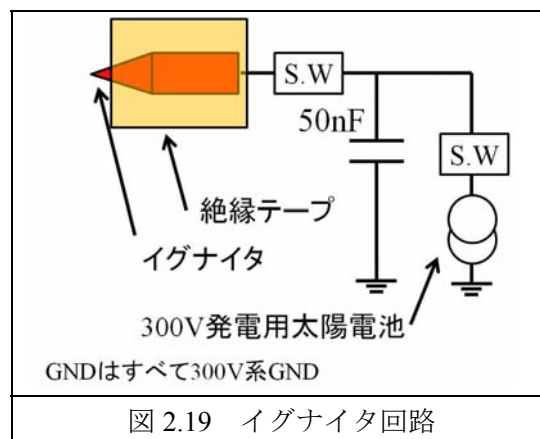


図 2.19 イグナイタ回路

2.4.5 軌道上持続放電試験

試験方法

図 2.20 は持続試験測定回路系を示す。試験対象物は下から試験系の GND である金

属板、中間に衛星構体表面に広く使われている銀蒸着テフロン、最上部に試験供試体であるワイヤ、という構造になっている。放電発生の流れを以下に示す。

- ① 持続放電用コンデンサとイグナイタ用コンデンサが充電されていることを確認する。
- ② バス系を放電の影響から守るために、SW3 を開放してバス系と絶縁する。
- ③ SW4 を短絡させて持続放電を待機する。
- ④ 放電撮影用カメラの連続撮影を開始する。
- ⑤ SW1、SW2 を短絡することによって、イグナイタの先端部で放電が発生する。
- ⑥ イグナイタで放電が発生することによって、放電プラズマが発生し欠陥部が放電プラズマを介して電氣的に導通する。
- ⑦ その瞬間に、持続放電用コンデンサから電流が供給され、放電プラズマを介して欠陥部に持続放電電流が流れる。
- ⑧ 持続放電用コンデンサの電荷が抜けたことで、持続放電を検知する。
- ⑨ イグナイタで放電が発生した時に、銀蒸着テフロン上を放電電荷が走る沿面放電が発生し、金属板に流れる可能性がある。その場合は金属板に接続している放電検知用のコイルで検知する。

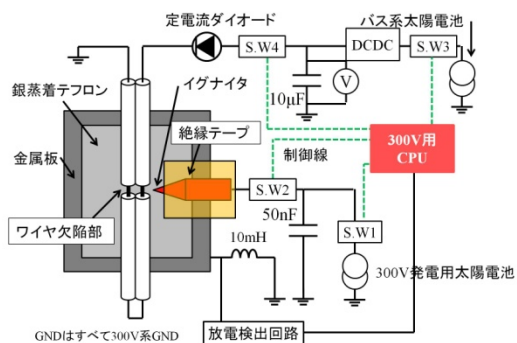


図 2.20 持続試験測定回路系

3 衛星バスシステム概要

3.1 衛星概要

本衛星の概要を表 3.1 にまとめる。

表 3.1 本衛星の概要

| 衛星名 | 鳳龍式号- α |
|------------|--|
| 予定打ち上げロケット | H-IIA ロケット |
| ミッション内容 | <ul style="list-style-type: none"> ・放電画像撮影 ・太陽電池劣化試験 ・ワイヤ放電に関する実験 |
| 主要ミッション機器 | カメラ/放電検知回路/300V 発電 |
| 形状 | 立方体、中央支柱型 |
| 寸法[mm] | 展開前：333×374×458 |
| | 展開後：333×1021×458 |
| 質量[g] | 9829 |
| 軌道の種類 | 太陽同期準回帰軌道 |
| 高度[km] | 700 |
| 傾斜角[deg] | 98.00 |
| 運用期間 | 1year |

3.2 バスシステム構成

本衛星は、ミッション系、構造系、熱制御系、姿勢制御系、電源系、通信系、OBC系から構成される。システムブロック図を図 3.2 に示す。

4 構造系

本章では衛星の構造設計について述べる。本衛星の構造が、H-IIA ロケットからの設計要求を満たすように設計を行う。H-IIA に搭載する衛星の包絡域は、打ち上げ時 $500 \times 500 \times 500(\text{mm}^3)$ が設定されているため、この範囲内に納まる衛星を設計する必要がある。また、ミッション要求である放電画像撮影を満たすために、展開したフレームから外面パネルの太陽電池の放電画像を撮影できるような展開機構を有する衛星にした。

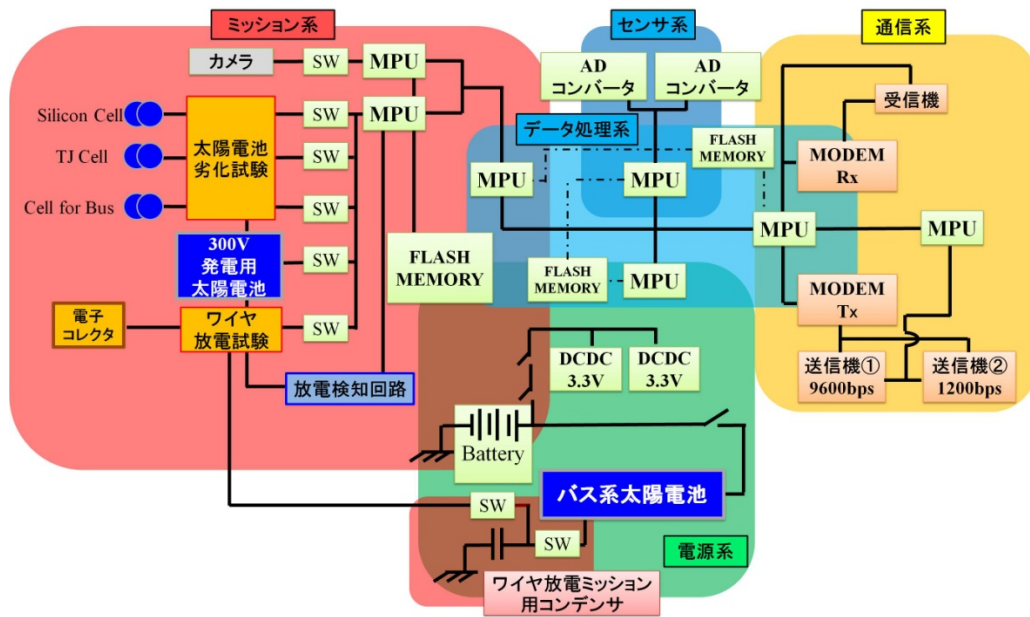


図 3.2 システムブロック図

4.1 衛星仕様、構成及び搭載機器配置

衛星構体はアルミ合金 6061 T6 で構成されている。衛星の構造概要を表 4.1 に示す。

表 4.1 衛星のサイズ、質量

| | |
|------|---|
| サイズ | 打ち上げ時: 333×374×458 mm ³ 展開時: 333×1021×458 mm ³ |
| 形状 | 立方体 ・ 中央支柱構造 |
| 質量 | 9829g |
| 重心位置 | (X,Y,Z)=(-11, -23, 31) |

さらに、打ち上げ時及び展開時での衛星外観図を図 4.1,4.2 に示す。図 4.2 に示すように、展開フレームの先端にカメラを搭載し、放電画像撮影を行う。

ラで撮影する。したがって、放電画像撮影を行うためにフレームを展開させ、展開フレームに取り付けられたカメラを用いて、本衛星側面の太陽電池パネルを撮影する。展開部については、側面の±Y 面に展開機構を設ける。

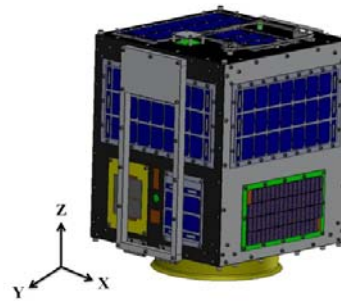


図 4.1 打ち上げ時 衛星外観図

4.1.1 搭載機器

本衛星に搭載する主な機器を表 4.2 示し、本衛星の外観パネルを図 4.3,4.4,4.5 に示す。

4.1.2 フレーム展開機構及び保持方法

本衛星のメインミッションは、放電画像撮影である。本衛星の±Y 面の太陽電池の放電を観測するために、衛星外部からカメ



図 4.2 展開時 衛星外観図

表 4.2 主な搭載機器

| 機器 | 個数 | サイズ(mm ³) | 質量(g) |
|--------------------|----|-----------------------|---------|
| 基礎構体 | 1 | 324x324x375 | 2518 |
| 側面パネル 1 | 2 | 324x374x13 | 735 × 2 |
| 側面パネル 2 | 2 | 324x374x14 | 678 × 2 |
| 上面パネル | 1 | 324x324x1 | 281 |
| 展開パネル | 2 | 374x150x16 | 569 × 2 |
| アンテナ機構 | 1 | — | 103 |
| 衛星フレーム | 1 | Φ272x45 | 1200 |
| 通信機(送信機) | 1 | 100x60x21 | 120 |
| 通信機(受信機) | 1 | 60x50x10.5 | 38 |
| カメラ | 2 | 20x28x20 | 4 × 2 |
| 底面基板 | 1 | 216x136x1.6 | 200 |
| 電源基板 | 1 | 100x80x1.6 | 70 |
| 通信基板 | 1 | 100x80x1.6 | 70 |
| ミッション基板 | 1 | 100x80x1.6 | 70 |
| バッテリーBOX | 1 | 70x164x25 | 720 |
| 300V 発電用 太陽電池 | 2 | 214x122x5 | 100 × 2 |
| 放電試験用 太陽電池 | 3 | 100x60x3 | 20 × 3 |
| ワイヤー放電 試験用パネル | 1 | 100x60x5 | 8 |
| バス系太陽電池 (7直3並列) | 4 | 286x155x3 | 42 × 4 |
| バス系太陽電池 (7直2並列) | 1 | 286x110x3 | 7 |
| バス系太陽電池 (3直2並列) | 1 | 150x121x3 | 8 |
| その他 | | | 115 |
| | | 合計 | 9829 |

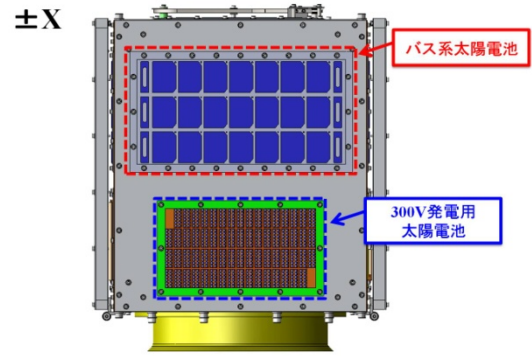


図 4.3 X 面

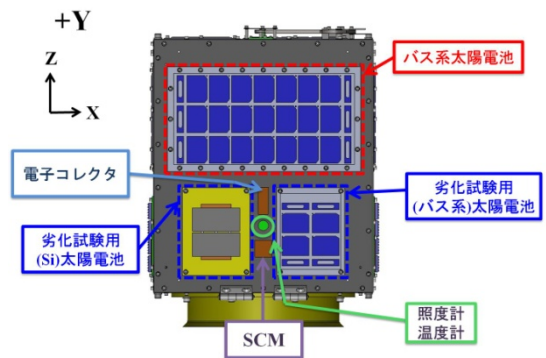


図 4.4 +Y 面

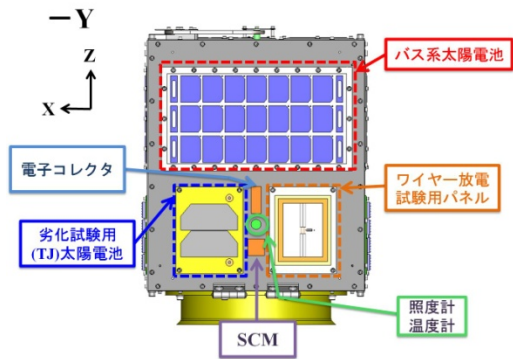


図 4.5 -Y 面

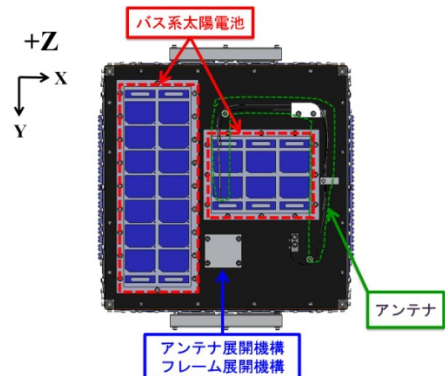


図 4.6 +Z 面

4.1.3 フレーム展開機構及び保持方法

本衛星のメインミッションは、放電画像撮影である。本衛星の±Y面の太陽電池の放電を観測するために、衛星外部からカメラで撮影する。したがって、放電画像撮影を行うためにフレームを展開させ、展開フレームに取り付けられたカメラを用いて、本衛星側面の太陽電池パネルを撮影する。展開部については、側面の±Y面に展開機構を設ける。

- フレーム展開前の保持機構

2面のフレームは対になっており、その2面のフレームを構体上面に這わせたテグスで繋ぎ合わせて保持する。

- フレーム展開機構

電熱線を用いてテグスを焼き切り、ばねの力で展開させる。図 4.5 に示すように、+X面のフレーム展開機構にテグスを取りつけ、これを焼切る。また、フレームと衛星本体接合部にはトルク付蝶番を用いており、回転方向を固定し、展開した際の振動を抑える。フレーム展開方向は衛星本体から外側となる。

- フレーム展開後の保持機構

フレーム展開後の保持には、軸方向の穴にピンを落とし込み保持するラッチ機構を採用する。フレームが図 4.7 のように $\theta = 30^\circ$ になったときにピンを落とし込みその角度を保持する。

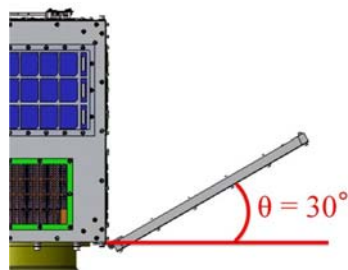


図 4.7 展開パネル保持機構

4.2 構造解析

ロケットの打ち上げ時に発生する振動による共振及び準静的加速度荷重により、衛星構造が破壊されるおそれがある。そのため、本衛星が H-IIA ロケット要求条件を満足する事を数学モデルにより確認する必要がある。そこで、準静的荷重がかかる条件での静荷重解析、およびランダム振動を与えたときの解析、確認を行った。

4.2.1 静荷重解析

静荷重解析結果を図 4.8 に示す。静的加速度条件として、安全係数 1.5 倍を用い、機軸方向には最大 9[G]、機軸直交方向には最大 7.5[G] がかかるとして、解析を行った。

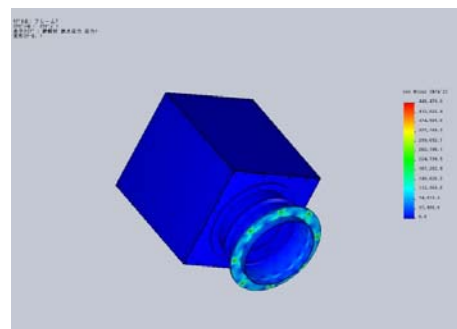


図 4.8 静荷重解析結果

解析条件について表 4.3 に表す。なお、本条件には定常加速度は含まれていないため、本条件に加えて定常加速度(機軸方向 3.0G)の影響を評価する。

表 4.3 準静的荷重、正弦波振動の解析条件

| | Sin | Sin burst |
|--------|----------------|-----------|
| X axis | -2.0*1.5*6.55G | -5*1.5 G |
| Y axis | -2.0*1.5*6.55G | -5*1.5 G |
| Z axis | -2.5*1.5*6.55G | -6*1.5 G |

さらに、これらの解析条件から最大応力の発生箇所及び、発生応力とそのときの MS について表 4.4 に示す。

表 4.4 最大応力発生箇所とそのときの応力及び安全余裕

| 発生箇所 | 発生応力 | MS |
|----------|-------|------|
| +Z Panel | 75MPa | 2.27 |

4.2.2 振動解析

固有振動解析結果を図 4.9 及び図 4.10 に示す。各軸における固有振動数を求め、機軸直交方向 50 Hz, 機軸方向 100 Hz 以上になる事を確認する。

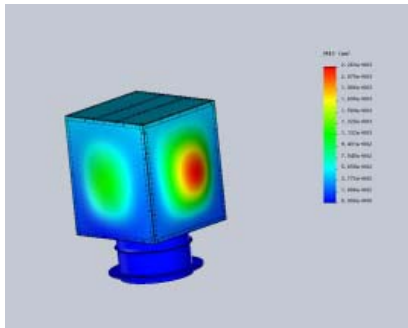


図 4.9 固有振動解析結果

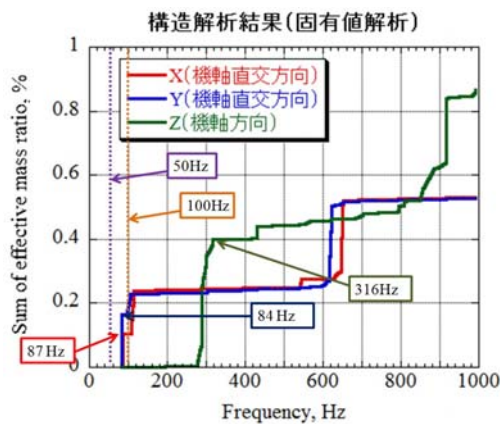


図 4.10 構造解析結果

図 4.9 は固有値解析結果である。最低次のモードは機軸直交方向で 84Hz(Y 軸)、87Hz(X 軸)となっている。機軸方向は 316Hz(Z 軸)となっている。これ以下にはモードは存在しないと考える。固有振動数の条件に関しては、相乗り衛星の場合、機軸直交方向で 50 Hz 以上, 機軸方向で 100 Hz 以上を満たしていなければならない

い。今回の解析により、本衛星がこの条件を満たしていることが分かる。

4.3 総合解析結果

表 4.5 に示すように、4.2.1 項、4.2.2 項から H-IIA の相乗り衛星として要求される検証要求を全て満たしていることが確認された。以上より、本衛星は構造として H-IIA の相乗り小型衛星の条件を満たす。

表 4.5 相乗り衛星として要求される検証要求

| 検証要求 | 結果 |
|--|----|
| 振動環境に耐えることを確認すること | ○ |
| 固有振動数が、100Hz, 50Hz を超えていること(それぞれ機軸方向、機軸直交方向) | ○ |
| 静荷重環境に耐えること | ○ |

5 熱制御系

5.1 熱制御系の目的

軌道上で衛星が晒される宇宙熱環境は非常に厳しく、衛星の温度は日照側で+100℃、日陰側で-100℃に達すると言われており、約 200℃の温度差が生じることになる。さらに、衛星に搭載される機器にはそれぞれ、その機能、性能を満足して正常に動作できる許容温度範囲が存在する。したがって、熱制御系の目的は、衛星の全ての搭載機器に対して、打ち上げ時から運用終了時まで、その許容温度範囲を満たすように熱制御を施すことである。

5.2 熱設計概要

まず、各系から提示された搭載機器の要求温度範囲を表 5.1 に示す。この要求温度は、それぞれの系で用いる素子やコンポーネントの中で最も厳しい許容温度範囲を示

している。本衛星は、質量約 10kg の中央支柱型の構造となっており、熱容量が小さく内部に熱がこもりにくい構造となっている。超小型衛星の熱制御は基本的に受動制御で行う。近年衛星表面に多く用いられているアルミハニカムは、軽量かつ断熱性に優れているが、加工性およびコストの面で問題がある。そこで断熱性という点に注目し、二重構造を用いて真空断熱を行い、内部の温度変化を最小限に抑える熱制御を採用する。さらに、ミッション系からの要求によりミッション面は絶縁性の表面材料を用いることとする。

本衛星の熱数学モデルを図 5.1 に示す。構成部品は外面パネル、内面パネル、衛星フレーム、内部の支柱、基板 4 枚、通信機、バッテリーボックス、リアクションホイール (RW) である。各部品の中央に節点を設け、節点数は 24 点で構成されている。

表 5.1 各系からの要求温度

| System | 許容温度範囲[°C] | |
|--------|------------|------|
| | Min. | Max. |
| データ処理系 | -20 | +70 |
| 通信系 | -20 | +60 |
| 電源系 | -40 | +70 |
| バッテリー | 0 | +45 |
| 姿勢制御系 | -25 | +85 |
| ミッション系 | -20 | +70 |
| カメラ | -40 | +85 |

外面パネルに関しては、 $\pm Y, Z$ 面の外表面は黒色で絶縁性の Z306 を用い、 $\pm X$ 面の外表面、および全内表面はアロジン処理を施した。また内面パネルに関しては、外表面にアロジン処理を施し、内表面は黒アルマイトを用いた。外面と内面パネルの対面をアロジンとすることで、外的環境の影響が

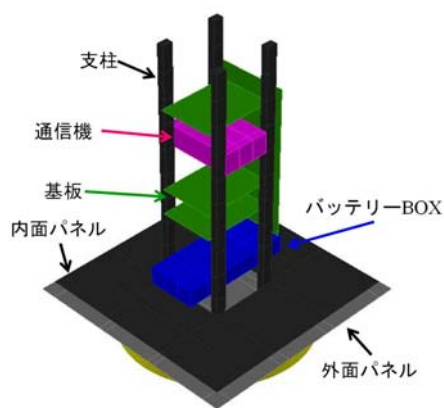
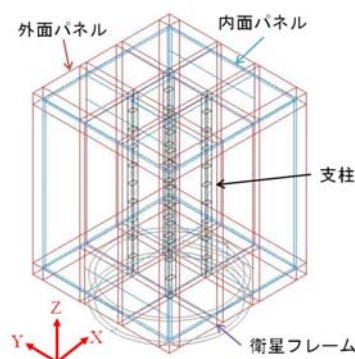


図 5.1 熱数学モデル

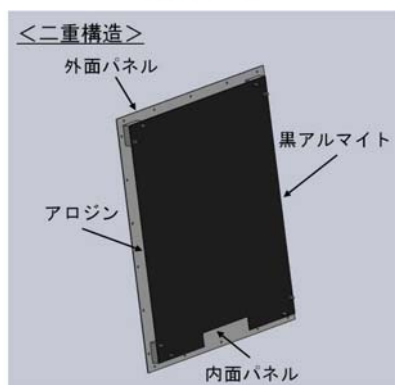
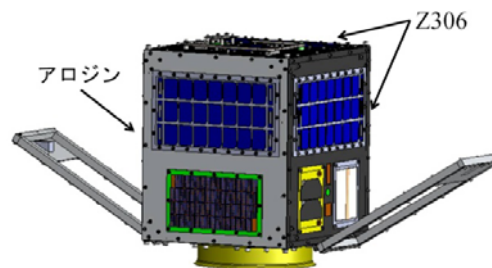


図 5.2 熱設計概要図

少なくなるようにした。また、衛星内部は基本的に黒アルマイトを用いて黒色とし、内部高放射率化により内部温度の均一化を

目的としている。表面光学特性を表 5.2 に示す。さらに、温度低下を避けるために、内面パネル±Z 面とバッテリーにヒーターを設置している。

表 5.2 光学特性

| | 太陽光吸収率 | 赤外放射率 |
|---------------|--------|-------|
| Z306 | 0.92 | 0.87 |
| Alodine | 0.1 | 0.03 |
| Black Alumite | 0.66 | 0.86 |
| Glass epoxy | 0.64 | 0.82 |

5.3 熱解析

本衛星の熱解析は、Cullimore and Ring Technologies 社製の Thermal Desktop を用いて行った。解析条件を表 5.3 に示す。今回低温側が危惧されるため、内部発熱は考慮せずに解析を行った。

表 5.3 解析結果

| | Worst Cold | Worst Hot |
|--------|----------------------|----------------------|
| 高度 | 700km | |
| 軌道β角 | 13° | 31° |
| 太陽光 | 1322W/m ² | 1400W/m ² |
| アルベド | 0.2 | 0.4 |
| 地球赤外放射 | 189W/m ² | 261W/m ² |
| 機軸向き回転 | 4deg/sec | 0.5deg/sec |

5.4 解析結果

解析結果に関しでは、全節点の温度を示すのではなく、各コンポーネントの最悪値のみを表 5.4,5.5 に示すこととする。解析結果から、許容温度範囲に±15℃のマージンを満たしている事が確認できた。バッテリーに関しても、ヒーターを用いて許容温度範囲を満たすことができている。したがって、本衛星の熱設計に問題がないことを確認できた。

表 5.4 Worst Cold 解析結果

| | Min. | Max. |
|-------|------|------|
| 外面パネル | -35 | 55 |
| 内面パネル | 0 | 1.5 |
| バッテリー | 0.3 | 1.8 |
| 通信機 | -0.2 | 2 |
| 基板 | -0.2 | 1.8 |

表 5.4 Worst Hot 解析結果

| | Min. | Max. |
|-------|------|------|
| 外面パネル | -20 | 70 |
| 内面パネル | 13.5 | 15.5 |
| バッテリー | 14 | 16 |
| 通信機 | 13.5 | 16 |
| 基板 | 13.5 | 16 |

6 姿勢制御系

6.1 姿勢制御概要

6.1.1 要求される姿勢

この衛星において要求される姿勢は通常運用時では安定した発電を行うため、太陽パネルに均等に太陽光が当たり、かつ温度の偏りを防ぐための適度な回転が必要である。また、逆光を防ぐため地磁気周りの回転速度が 180 deg/sec 以下の時にミッションを行う必要がある。この時、撮影対象が撮影するカメラと同速度で回転するので、本ミッションでの衛星の回転による画像のブレはないと考えられる。そのため本衛星では沿磁力線制御を行い、磁力線方向に固定した衛星を軸方向に回転させ制御する。

6.1.2 通常運用モード

通常運用モードではミッションを行わず、衛星の姿勢が正常であることを確認する。地磁気方向にある程度の回転があるため、太陽光が衛星側面の太陽電池アレイに均一に

当たり、安定した電力収集ができ、かつ衛星の温度の偏りを防ぐことが期待できる。また、ジャイロセンサにより衛星の回転を検出し、衛星の初期の回転速度が地磁気方向以外で減衰しているかを確認する。

6.1.3 放電撮影モード

放電撮影モードでは衛星の回転をジャイロセンサで検出し、Z 軸周りの回転が 180 deg/sec 以下の回転であることを確認した後、衛星の側面が地球を向いている時にミッションを実行する。

6.2 姿勢安定法

6.2.1 沿磁力線制御

本衛星ではミッション要求を満たすため主に沿磁力線制御を用いる。沿磁力線制御では衛星内部に磁石を配置することで衛星の搭載磁石磁界方向が地磁気を追従するようにする。本ミッション要求として衛星の進行方向（ラム側）にミッション面を向けなければならない。ミッション面が後退方向（ウェイク側）だとプラズマ密度に変化が起きミッションに影響を与えかねない。そのため本衛星では永久磁石を Z 軸方向に配置し、地磁気方向が衛星の Z 軸になるように制御する。

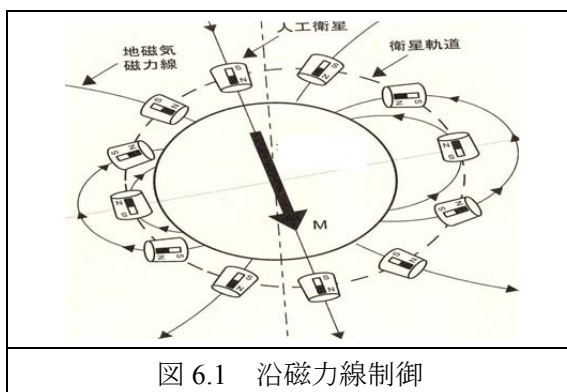


図 6.1 沿磁力線制御

6.2.2 衛星の磁気モーメント

本衛星では高度 700km の太陽同期軌道を姿勢解析に利用する。この軌道の平均的な地磁気強度を H_0 とし、磁気トルクを計算する。

衛星に搭載する磁石の磁化を Q_m 、長さを \vec{d} とすると衛星の受ける磁気モーメント M は次のように表すことができる。

$$M = Q_m \vec{d} \quad (6.1)$$

磁気トルクは磁気モーメントと地磁気強度の外積から求めることができる。

$$\vec{N} = M \times H_0 = MH_0 \sin \theta \quad (6.2)$$

磁気トルクの運動方程式より、振動方向の衛星の慣性モーメントを I_x とすると、衛星の地磁気に対する振動周期は次のように表される。

$$T_m = 2\pi \sqrt{\frac{I_x}{MH_0}} \quad (6.3)$$

6.2.3 ヒステリシスダンパー

磁石に働くモーメントはそのまま衛星に働くことから何らかの振動減衰を行う必要がある。本衛星ではヒステリシス損が熱に変わることにより磁気モーメントによる振動を減衰するヒステリシスダンパーを用いる。軌道上での衛星の永久磁石の磁気モーメントが地磁気の変動周期より永久磁石の磁気モーメントによる振動の減衰周期が小さくなるようにしなければならない。そのため、本衛星の軌道上での地磁気変化で減衰効果の期待できるヒステリシスダンパーを選出する。

本衛星の軌道である太陽同期軌道では地磁気の変動周期は次のようになる。

$$T_H = \frac{T}{2} \quad (6.4)$$

ここでの T は衛星の周期である。

一方、ヒステリシスダンパーの体積を V、ヒステリシスループ定数を α [Wb/A²] とすると、初期角度 θ_i から θ_f に減衰するまでの時間は

$$\tau_{if} = \frac{2\pi}{\alpha V} \sqrt{I_x M} \langle H_0 \rangle^{\frac{5}{2}} (\cot \theta_f - \cot \theta_i) \quad (6.5)$$

と表される。減衰を得るためには地磁気の変動周期と減衰の周期の大小関係より

$$T_H > \tau_{if} \quad (6.6)$$

となる必要がある。

6.2.4 搭載する磁石及びダンパー

本衛星では本衛星より少し小型の鳳龍式号で実際に振動の減衰が確認されているアルニコ 5 (図 6.2) を磁石に使い、ダンパーには PB パーマロイ (図 6.3) を使用する。また、パーマロイのヒステリシスループを図 6.4 に示す。本衛星に搭載する磁石とヒステリシスダンパーで減衰が期待できるかを確認するため、6.2.2 項と 6.2.3 項のモデルを使用し簡単に計算を行う。



図 6.2 アルニコ 5

表 6.1 アルニコ 5

| | |
|---------|-------------------------------|
| 表面積 | 50.27 [mm ²] |
| 長さ | 25 [mm] |
| 磁価 | 0.15 [Wb/m ²] |
| 磁気モーメント | 1.885×10 ⁻⁷ [Wb/m] |

本衛星の軌道である高度 700m の太陽同期軌道上での地磁気の分布を IGRF モデルより計算すると図 6.5 のようになる(平均地磁気強度を算出することを目的とするため、向きは考慮していない)。

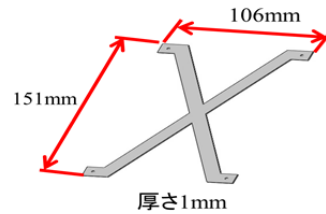


図 6.3 ヒステリシスダンパー

表 6.2 ヒステリシスダンパー

| | |
|----------|--|
| 体積 | 0.2415 [m ³] |
| 縦 | 151 [mm] |
| 横 | 106 [mm] |
| 厚さ | 1 [mm] |
| ヒステリシス定数 | 1.04×10 ⁻² [Wb/A ²] |

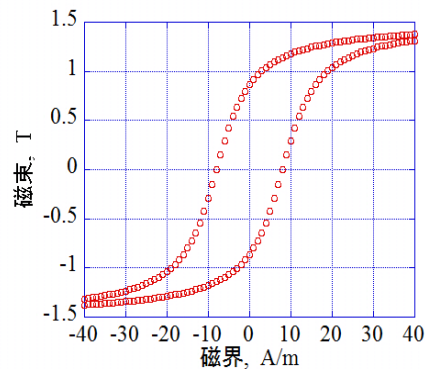


図 6.4 ヒステリシスループ

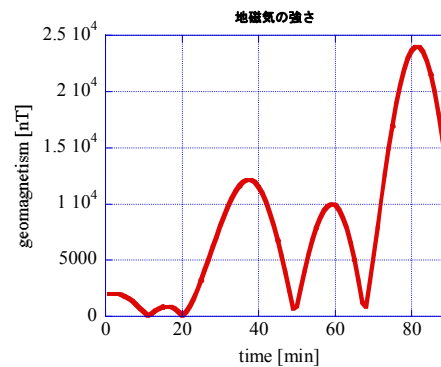


図 6.5 地磁気の分布

これより平均地磁気強度を計算すると次のようになる。

$$H_0 = 8000[nT] = 6.366[A/m]$$

また、この衛星の周期を 90min とすると地磁気の変動周期は式(6.4)より、次のようになる。

$$T_H = \frac{T}{2} = \frac{90 \times 60}{2} = 2700[s]$$

この時 1s で変動する地磁気の角度は

$$\frac{360 \times 2}{90 \times 60} = 0.13[\text{deg}/s]$$

となる。

一方、搭載ダンパーにより衛星が初期角度 30 deg(任意)から 0.13 deg 減衰するまでの周期は式(6.5)より、次のようになる。

$$\tau_{if} = \frac{2\pi}{\alpha V} \sqrt{I_x M} \langle H_0 \rangle^{-\frac{5}{2}} (\cot \theta_f - \cot \theta_i) \\ \approx 2.8 \times 10^{-5} [s]$$

よって、本衛星に搭載した磁石とダンパーによる衛星の減衰周期は軌道上の地磁気の変動周期より短いため、沿磁力線制御での減衰が期待できる。

6.2.5 ライブレーション

本衛星は沿磁力線制御により制御されているため衛星に搭載磁石による復元力が働く。この復元力により本衛星は地磁気ベクトルを中心にライブレーション運動を行うことが予測できる。また、そのライブレーションの周期は式(6.3)より、次のようになる。

$$T_m = 2\pi \sqrt{\frac{I_x}{MH_0}} \approx 1642[s]$$

6.3 回転検出

6.3.1 ジャイロセンサ

本衛星では衛星の姿勢を把握し、姿勢の

解析を行うため、ジャイロセンサを搭載し、衛星の地磁気方向の振動と地磁気周りの回転を検出する。

6.4 姿勢解析

本衛星では磁石とヒステリシスダンパーをもちいて沿磁力線制御によって姿勢を制御する。そこで磁石の磁気モーメント、地磁気、外乱トルクなどを考慮して衛星の姿勢制御設計が適切であるかを評価した。

本衛星は軌道上の地磁気を追従する。本衛星の軌道上の地磁気は次の式で表される。

$$B_r = -\frac{\partial V}{\partial r} \\ B_\theta = -\frac{1}{r} \frac{\partial V}{\partial \theta} \quad (6.7) \\ B_\lambda = -\frac{1}{r \sin \theta} \frac{\partial V}{\partial \lambda}$$

$$V = a \sum_{n=1}^N \left(\frac{a}{r} \right)^{n+1} \sum_{m=0}^n (g_n^m(t) \cos(m\lambda) + h_n^m(t) \sin(m\lambda)) P_n^m(\cos \theta)$$

a : 地球平均半径(6371.2km)

λ : 経度

θ : 90° - 地心緯度

r : 地心からの距離

P : 正規化ルジャンドル関数

g, h : 地磁気分布係数

以上の式より本衛星の慣性モーメントを持つ搭載磁石の磁気モーメントと地磁気のトルクを計算し、ダンパーによる減衰を考慮すると衛星の回転は次のようにシュミレーションできた(使用したシュミレータ :

Attitude and Orbit Simulator for QSAT ADCS Tomohiro Narumi SSDL, Kyushu University)。図 6.6~図 6.8 は衛星の X 軸、Y 軸、Z 軸それぞれについて初期回転速度が 10、20、30 deg/sec の時(X 軸周りは制御できないため、減衰を考えない)のそれぞれの

軸周りの回転の時間的変化をシュミレーションした結果である。(回転速度=(X、Y、Z)) どの図でも沿磁力線制御によって制御できる Y 軸、Z 軸の回転速度の減衰が確認できる。このことより本衛星は搭載する磁石とヒステリシスダンパーにより磁力線を追従できていることがわかる。よって磁石とダンパーの選定は適切であると考える。

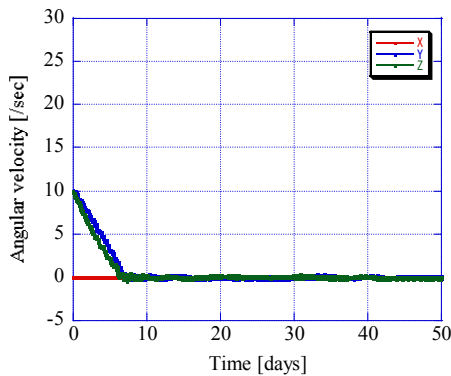


図 6.6 姿勢解析(回転速度=(0.10.10))

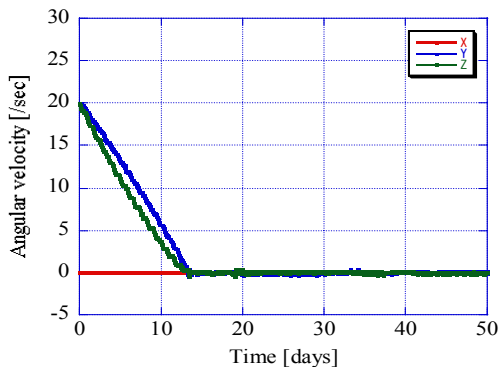


図 6.7 姿勢解析(回転速度=(0.20.20))

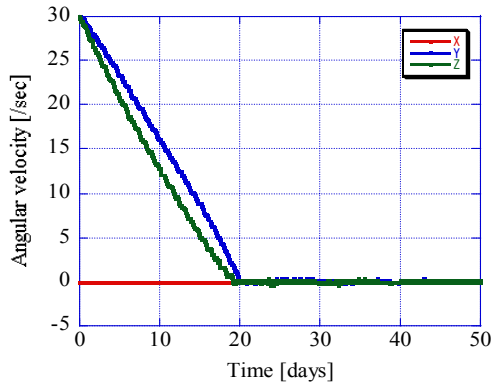


図 6.8 姿勢解析(回転速度=(0.30.30))

7 電源系

7.1 設計概要

本衛星は、軌道半径 700km の地球周回軌道である。地球 1 周を 98 分で周回する。一周当たり、63 分間太陽の光があたり、残りの 35 分は太陽の光が当たらない。従って、本衛星の電源として、日照時は太陽電池で電力供給を行い、日蝕時は二次電池で電力供給を行う方法を採用した。

太陽電池は DC/DC コンバータにより MPPT 制御を行い常に最大電力点に近い点で電力を取り出せるようにする。そして、太陽電池やバッテリーからの電力は DC/DC コンバータにより各機器の要求電圧に調節されて供給される。本衛星で用いる簡易 MPPT 制御用の DC/DC コンバータ、及び過電流防止回路のブレーカーIC の概要をそれぞれ下の表 7.1, 7.2 に示す。次に、電源系全体のシステムブロック図を図 7.1 に示す。

7.2 電源系への設計要求

各システムへの安定した電力供給

太陽電池及びバッテリーから供給する電力は DC/DC コンバータにより、各サブシステムの要求する電圧に変換し、供給する。これによって安定した電力供給を行うことが可能になる。

表 7.1 MPPT 制御用 DC/DC コンバータ

| 型番 | PTH08T230W |
|----------|------------|
| 高さ[mm] | 9.09 |
| 幅[mm] | 18.9 |
| 長さ[mm] | 18.7 |
| 入力電圧[V] | 4.5~14 |
| 出力電圧[V] | 5.5~6 |
| 効率[%] | 95.0 |
| 動作温度[°C] | -40~85 |

表 7.2 過電流防止回路用ブレーカーIC

| | |
|--------------------|---------|
| 型番 | LTC4361 |
| 高さ[mm] | 0.75 |
| 幅[mm] | 2.55 |
| 長さ[mm] | 1.37 |
| 動作電圧[V] | 2.5~5.5 |
| 過電流発生から動作までの時間[μs] | 1 |
| 動作温度[°C] | 0~70 |

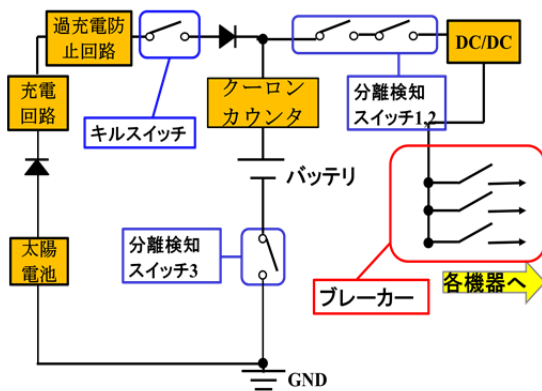


図 7.1 電源系システムブロック図

7.3 電源系への設計要求

各システムへの安定した電力供給

太陽電池及びバッテリーから供給する電力はDC/DCコンバータにより、各サブシステムの要求する電圧に変換し、供給する。これによって安定した電力供給を行うことが可能になる。

シングルイベントラッチアップ対策

荷電粒子である宇宙放射線がたとえ一個でも集積回路内を通過すると、その時に生じる電荷量が集積回路で働く電荷量と同程度になり、回路に損傷を引き起こす。全ての電力供給ラインに過電流防止回路を設置して、消費電力が急増した時に電源を起落とすようにする。過電流防止回路を図 7.2 に示す。

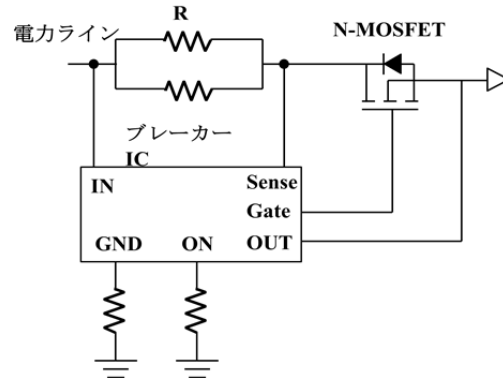


図 7.2 過電流防止回路

図 7.2 の R の両端に指定する電圧以上の電位差が発生した時N型 MOSFET のゲート電圧を 0V に下げ、電力を遮断する仕組みになっている。

運用終了時にバッテリーの完全放電

バッテリーと充電回路間にキルスイッチを設置し、運用終了時に開放することで太陽電池からの電力供給を遮断し、衛星をバッテリー駆動にしてバッテリーを完全放電させる。キルスイッチは3個搭載されており、これら3つは並列に接続されている。そして、全てのスイッチがONにならないとバッテリーを完全放電させられないように冗長性を持たせてある。

衛星分離までコールドロンチを保持

バッテリーの入力側に1つ、出力側に2つ分離探知スイッチを設置する。分離探知スイッチは機械式スイッチで構成しており、衛星分離機構に押し付けられることにより分離探知スイッチはOFF状態になり、電源回路は開放状態となり衛星に電力は供給されない。そして、衛星分離後に押し付けられていたスイッチが外れ、回路に電力が供給される。このスイッチによりロケットからの衛星分離までのコールドロンチが保たれる。

運用期間中のバッテリー残量の保持

本衛星では太陽電池の電力を最大発電点に近い点で取り出せる MPPT 制御によって取り出している。また、クーロンカウンタによって常に高サンプリングレートでバッテリー入力電流を記録できるためバッテリーの残量を常に監視することができる。よって、バッテリー残量が尽きそうなときは太陽電池からバッテリーに充電するという方法がとれる。また、バッテリーの入力側にある分離探知スイッチはバッテリーの漏れ電流をなくすことができ、バッテリーの無駄な電力消費をカットしている。図 7.3 に簡易 MPPT 制御回路を示す。

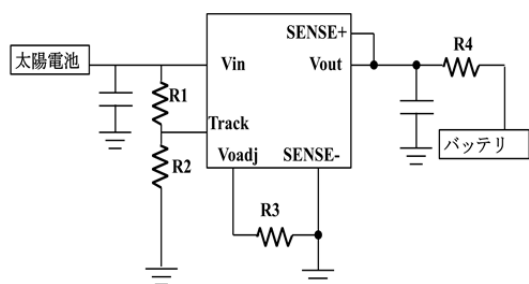


図 7.3 簡易 MPPT 制御回路

太陽電池が発電すると上の回路はバッテリー電圧と DC/DC コンバータ出力電圧の電位差に依存する電流を出力する。もし、バッテリー残量が少ない場合、より大きな電流を出力しようとして、太陽電池電流が増加して電圧は低下する。太陽電池電圧が低下すると、Track 端子電圧が低下し、DC/DC コンバータ出力電流は低下する。このような原理により最終的に発電電力を最大電力点付近に保つ。

バッテリーの過充電の防止

太陽電池とバッテリーの間に過電流防止回路を設けることによって太陽光パネルが過剰に発電してしまった場合でも、バッテリーの過充電が起こらないような設計になってい

る。また、簡易 MPPT 回路は出力電圧の上限値を抵抗値 R3 によって決めることができるためこれによっても過電流が防止できる仕組みになっているため、過電流防止に関しては冗長性を持たせてある。以下に過電流防止回路を示す。

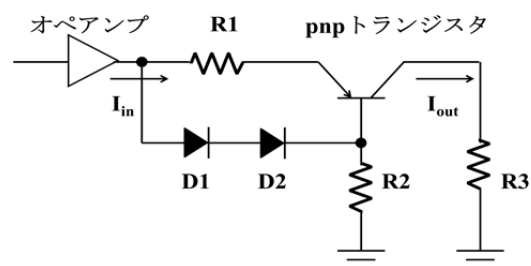


図 7.4 過電流防止回路（太陽電池出力）

トランジスタのベースに接続されているダイオード D2 はベースエミッタ間電圧を補償するものである。この回路により出力電流 I_{out} はダイオード D1 の電圧降下を R1 で割った値に制限される。つまり、この二つの素子によって最大電流値を決定することが可能になる。

ミッション系への電力供給

本衛星のミッションの一つとして放電試験がある。これはワイヤで発生する放電の試験で、この際にコンデンサに電荷を貯めるためにバス系の太陽光パネルから電力を供給しなければならない。しかし、高電圧にバイアスし、放電が発生すると数[A]オーダーの放電電流が電源側に流れ込む可能性がある。そのため、コンデンサを充電する時以外はバス系と高電圧バイアス回路の間に設けたスイッチを解放することにより放電電流がバス系に流れ込むことを防止する。

7.4 各系からの要求電力及び電圧

各系からの要求電圧と電圧を表にまとめたものを表 7.3 に示す。

表 7.3 各システムにおける要求電力・電圧

| システム名 | モード | 電圧 [V] | 電力 [Wh] |
|-------|---------|--------|---------|
| データ処理 | | 4.2 | 1 |
| 通信 | CW 送信 | 4.2 | 0.39 |
| | CW 待機 | 5 | 0.067 |
| | FM 送信 | 5 | 3.0 |
| | FM 待機 | 5 | 0.10 |
| | FM 受信 | 5 | 1.25 |
| 熱 | ヒーター | 3.5 | 2.3 |
| | 温度センサ | 5 | 0.030 |
| ミッション | 300V 発電 | | 2.3 |
| | カメラ撮影 | 3.3 | 0.20 |
| 姿勢 | ジャイロ | 2.5 | 0.15 |

7.5 太陽電池アレイサイジング

本衛星には SHARP 社の三重接合太陽電池セルを用いる。

表 7.4 太陽電池アレイ諸元

| | |
|---------------------------|------|
| 公称電圧[V] | 2.4 |
| 公称電流[mA/cm ²] | 17 |
| セル変換効率[%] | 28 |
| 温度係数[%/°C] | -0.3 |
| 長さ[mm] | 40 |
| 幅[mm] | 30 |
| 厚さ[μm] | 140 |
| 質量[mg/cm ²] | 84 |

セルの性能を表 7.4 に示す。太陽電池アレイが寿命末期に発電しなければならない必要発電量は

$$P_{sa} = \frac{\left(\frac{P_e T_e}{X_e} + \frac{P_d T_d}{X_d} + \frac{P_t T_t}{X_d}\right)}{T_d + T_t} = 5.825[W]$$

P_e : 蝕時消費電力(2.6[W])

P_d : ミッション時消費電力(3.9[W])

P_t : 通信時消費電力(4.6[W])

X_e : バッテリから付加までの電力伝達率(0.9)

X_d : 太陽電池から付加までの電力伝達率(0.9)

T_e : 蝕時間(2100[s])

T_d : 通信なしの日照時間(3780[s])

T_t : 通信時間(600[s])

衛星運用初期の太陽電池セルの発電量は以下のように求まる

$$P_{BOL} = P_{sun} \times E_{cell} \times E_T \times E_{glass} \times \cos \theta$$

$$= 289.2 \cos \theta [W / m^2]$$

P_{sun} : 入射太陽エネルギー(1350[W/m²])

E_{cell} : 太陽電池セル効率(0.28)

E_T : 温度がセルに与える影響(0.85)

E_{glass} : カバーガラスの透過率(0.9)

θ : 太陽光入射率

温度がセルに与える影響は、本衛星の外面パネルの温度は熱解析の結果 75°C となっている。よって太陽電池セルの温度係数は -0.3[%/°C]なので基準温度 (25°C) に対して 15%ほどの出力低下が見込まれる。

運用末期における発生電力 P_{EOL} は運用初期における発電量 P_{BOL} に放射線による劣化率をかけることで導出することができる。放射能による劣化率 R_d を 0.9 とすると、運用末期における発生電力は次のようになる。

$$P_{EOL} = P_{BOL} \times R_d = 260.3 \cos \theta [W / m^2]$$

運用末期の必要電力を上の式で見積もった運用末期の発生電力で割ることで必要な太陽電池アレイの面積を見積もれる。

$$A_{Array} = P_{sa} / P_{EOL} / 0.95 = \frac{0.0235}{\cos \theta} [m^2]$$

ここで、0.95 とはセルパッキング能率であ

る。本衛星の姿勢制御法は沿磁力線制御である。そのため Z 軸周りのスピンのない最悪の場合、太陽光が一面にしか当たらないという事象が起こり得る。この場合、一面のみで電力供給を賄わなければならなくなる。よって、一面当たり 200cm²の太陽光パネルを搭載する。太陽電池アレイは 1 セルあたり 10 cm²なので一面当たり 20 枚のセルを搭載する。

次に、衛星が地球を一周する間に太陽光によりどれくらいの電力を発電するのかを計算したところ図 7.5 のようなグラフが得られた。この計算も衛星が Z 軸方向の回転をしない場合の発電電力が最小になる場合を模擬している。

次に、太陽光による地球からの反射光によって発電される電力を見積もり計算したところ図 7.6 のようなグラフが得られた。今回、アルベドは軌道上での位置にある場合も 0.3 で計算を行っている。

最後に、太陽光による発電電力及びアルベドによる発電電力を足合わせて解析したところ図 7.7 のようなグラフが得られた。この解析結果からも太陽電池パネルで発電する電力量は各システムが要求している電力量を満たしていることが解る。

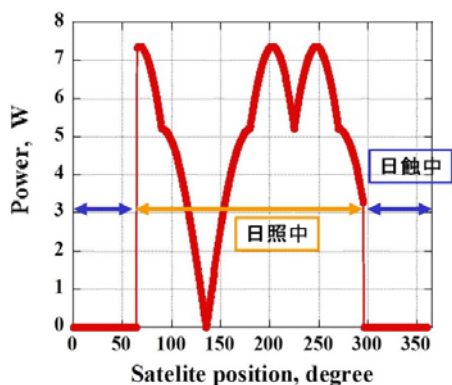


図 7.5 地球一周当たりの発電電力

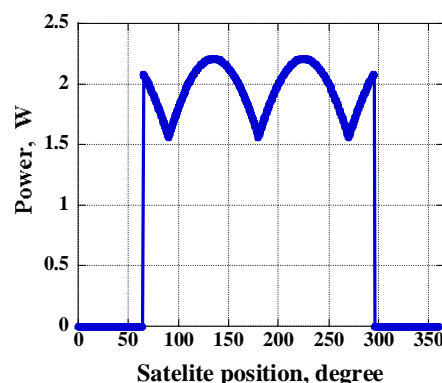


図 7.6 アルベドによる発電電力

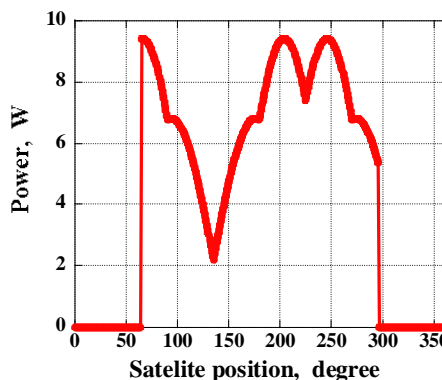


図 7.7 太陽光及びアルベドによる発電電力
 続いて、太陽光パネルの直列、並列数を決定する。まず、並列数については次の式で見積もることができる。

$$N_{series} = \frac{V_{array}}{V_{cell} \times 0.95} = 1.316$$

N_{series} : パネル並列数

V_{array} : バス電圧 $\times 1.2$ (3.0[V])

V_{cell} : セルの公称電圧 (2.4[V])

V_{array} はバッテリーに充電するためにバス電圧より高くする必要があるのでバス電圧の 1.2 倍とする。また、分母の 0.95 とはセルパッキング能率を表す。上式からパネルの必要並列数は 2 となる。

以上よりパネルの接続は 10 直 2 並列とする。

7.6 バッテリサイジング

本衛星には SHARP 社のエネルギープ(単三)

を搭載する。エネルギーは次のような特徴がある。

- ・自己放電量が小さい
 - ・低温に強い
 - ・他の二次電池より 0.05V 程度電圧が高い
- このような特徴を有していることから本衛星にはエネルギーを採用した。

表 7.5 バッテリー諸元

| バッテリータイプ | Ni-MH |
|----------|--------------|
| 電圧[V] | 1.2 |
| 容量[mAh] | 1900 |
| 保証サイクル | 1800 |
| 自己放電量[%] | 10 |
| サイズ[mm] | H50.4×φ14.35 |
| 質量[mg] | 27 |

バッテリーの諸元を表 7.5 に示す。バッテリーの直列数は次の式で導出できる。

$$N_{BAT_series} = \frac{V_{BUS}}{V_{BAT_parallel}} = 2.083$$

N_{BAT_series} : バッテリー直列数

V_{BUS} : バス電圧(2.5[V])

$V_{BAT_parallel}$: バッテリー公称電圧(1.2[V])

よって、バッテリーの直列数は3とする。

次に、並列数を求める。バッテリー全体での必要バッテリー容量を求める式が次の式で表される

$$C_r = \frac{P_e T_e}{C_d N V_d n}$$

C_r : バッテリー容量(1900[mAh])

P_e : 蝕時供給電力(3[W])

T_e : 最大蝕時間(0.6[h])

C_d : 放電深度(0.2)

N : バッテリー並列数

V_d : バッテリー平均放電電圧(2.5[V])

n : バッテリー-負荷の電力伝達率(0.9)

放電深度は余裕を持って 0.2 と設定しておく。上の式からバッテリーの並列数が決定できる

$$N = \frac{P_e T_e}{C_d C_r V_d n} = 2.105$$

よってバッテリーの並列数は3となる。

以上よりバッテリーの必要台数は3直3並列である。

8 通信系

8.1 設計要求

通信系の目的は、以下の点である。

- 1) 衛星からのミッションデータ、ハウスキーピングデータを地上にダウンリンクできること
- 2) 衛星にミッションの開始など衛星コマンドをアップリンクできること

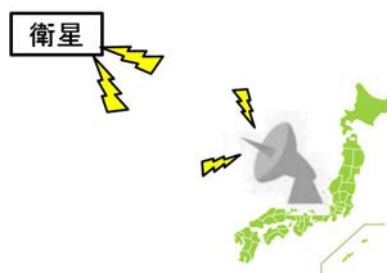


図 8.1 衛星-地上局との通信

これらの点が通信系に求められることである。つまり、衛星と地上間の通信を確立させることが必要である。通信系は今年度打ち上げられた高電圧技術実証衛星「鳳龍式号」を用いて設計されている。鳳龍式号は現在データを地上に送信しており、通信において電波が確実に送受信されており問題なく動作していることから非常に信頼性の高い。このことより新たな技術に取り組むのではなく今まで取り組み開発してきた通信基板、アンテナ設計、通信機を利用することで、短期開発、開発人員の削減を行

うことができる。また既存の基板をさらなる発展になるように設計している。

8.2 通信形態

本衛星では CW と FM で衛星と地上局とを通信する。CW は常時出し続ける。衛星を打ち上げ後衛星の電波を受信することが非常に重要となる。初期運用に失敗してしまうとその後の衛星運用に大きな影響を与えることや衛星を見失ってしまう可能性が高くなる。つまり常時電波を出し衛星電波を発見しやすい状態にするために CW を常時発信するようにする。周波数は 145M 帯、435M 帯のアマチュア無線帯を使用する。

表 8.1 通信の周波数帯、変調方式

| 周波数帯 [MHz] | 通信方向 | 変調方式 |
|------------|--------|----------------|
| 430 | ダウンリンク | FSK (1200bps) |
| | | GMSK (9600bps) |
| | | CW |
| 145 | アップリンク | FSK (1200bps) |

8.3 アンテナ設計

アンテナはモノポールアンテナ、ダイポールアンテナを使用する。衛星から地上に電波を送信するときはダイポールを使用し、地上から衛星で電波を受信するときにはモノポールアンテナを使用する。アンテナは無指向性と開発の容易性に重点を置き選定を行った。

8.4 通信機

使用する通信機は鳳龍弐号や他の大学で

も実績のある西無線で販売されているものを使用し、送信機に関しては2つ使用する。本衛星は放電画像撮影がメインミッションとなっており、データサイズが大きくなる。そのため撮影した画像をダウンリンクする際にデータレートを大きくすることでより早くデータを地上で取得できるようにしたい。そのため 1200bps、9600bps の2種類を使用する。1200bps の通信機は鳳龍弐号にて通信可能であることが実証されており画像取得以外の場合に使用する。画像取得の場合は 9600bps の送信機を使用する。また、上記でも述べたが衛星の状態を知るために CW は常に送信し続ける。



図 8.2 通信機 (301A-1200bps)



図 8.3 通信機 (301A-9600bps)

表 8.2 通信機

| 型番 | サイズ | 消費電力 |
|-------------------|----------------------|-------------------|
| RXE301A (1200bps) | 60×50×10.5mm 60g | FM:3W CW:0.39W |
| TXE301A (1200bps) | 100×60×10.5mm 38g | 1.25W |
| TXE301A (9600bps) | 100×60×10.5mm 60g | 3W |

また使用するモデムについては表に示すものを使用する。

表 8.3 モデム

| 型番 | モード |
|--------|----------|
| CMX868 | 通常時 |
| CMX589 | 画像ダウンリンク |

8.5 アンテナ展開機構

アンテナ展開機構は、アンテナを打ち上げ時に収納するための機構を示す。アンテナ展開機構は衛星の中でも非常にクリティカルな機構である。アンテナ展開しなければ地上局で受信できる十分な送信電力を確保できない。また、アンテナが誤展開して他の機器や作業員に悪影響を及ぼすことがある。アンテナ収納にはテグスを使用する。テグスは微小抵抗に巻きつけられ、微小抵抗に大電流を流すことで溶断する。微小抵抗に電力供給するバッテリーは衛星バッテ

リーと個別に搭載する。これは微小抵抗で電流が消費し続け、衛星運用ができなくなるのを防ぐためである。このテグスは鳳龍式号で使用したものと同様のものである。このテグスはこれまでに宇宙環境試験をクリアし、実際に打ち上げ環境に耐えた実績がある。

8.6 回線計算

回線計算では仰角 10° の場合を想定し計算を行った。送信時には 1200bps、9600bps の送信機で計算しており、マージンを算出している。受信時においても同様に計算をしている。アンテナについては、構体を組み上げてアンテナパターンを測定していないため理論値で計算している。送信時、受信時共にマージンがあり通信可能であることを示している。

表 8.4 送信時の回線計

| | 単位 | Down link | | |
|------------------|---------|-------------|-------------|-------------|
| | | FM(1200bps) | FM(9600bps) | CW |
| 軌道高度 | [km] | 680 | 680 | 680 |
| 仰角 | [deg] | 10 | 10 | 10 |
| 最大伝送距離 | [km] | 2113.218362 | 2113.218362 | 2113.218362 |
| 送信機出力 | [watts] | 0.8 | 0.8 | 0.1 |
| Ptx(送信機出) | [dBW] | -0.96910013 | -0.96910013 | -10 |
| 送信周波数 | [Hz] | 4.37E+08 | 4.37E+08 | 4.37E+08 |
| Lftx(送信系給電線損失) | [dB] | 1 | 1 | 1 |
| アンテナ利得 | [dBi] | 0.14 | 0.14 | 0.14 |
| 送信 EIRP(| [dBW] | 0.17089987 | 0.17089987 | -8.86 |
| 高速 C | [m/s] | 3.00E+08 | 3.00E+08 | 3.00E+08 |
| Ls(自由空間伝搬損失) | [dB] | 1.5176E+02 | 1.5176E+02 | 1.5176E+02 |
| 受信空中線ポ インティング 損失 | [dB] | 1 | 1 | 1 |
| Gr(受信空中線利得) | [dBi] | 18 | 18 | 18 |

| | | | | |
|------------------|----------|--------------|--------------|--------------|
| 復調器損失 | [dB] | 1 | 1 | 1 |
| Lfrx(受信系給電線損失) | [dB] | 2.16 | 2.16 | 2.16 |
| LP(偏波損失) | [dB] | 5 | 5 | 5 |
| C(受信機受信電力) | [dBW] | -1.4275E+02 | -1.4275E+02 | -1.5178E+02 |
| Ta アンテナ温度 | [K] | 8.3900E+01 | 8.3900E+01 | 8.3900E+01 |
| Tf 給電線雑音温度 | [K] | 3.1400E+02 | 3.1400E+02 | 3.1400E+02 |
| Te 受信機雑音温度 | [K] | 1.6962E+02 | 1.6962E+02 | 1.6962E+02 |
| L 給電損失 | [dB] | 1.2589E+00 | 1.2589E+00 | 1.2589E+00 |
| Ts (システム雑音温度) | [K] | 3.0084E+02 | 3.0084E+02 | 3.0084E+02 |
| Ts (システム雑音温度) | [dBk] | 24.78341497 | 24.78341497 | 24.78341497 |
| k ボルツマン係数 | k[J/K] | 1.38E-23 | 1.38E-23 | 1.38E-23 |
| 占有周波数帯域 | [Hz] | 2.00E+04 | 2.00E+04 | 5.00E+02 |
| 雑音電力 No | [dBW/Hz] | -2.0382E+02 | -2.0382E+02 | -2.0382E+02 |
| 受信 (G/T) | [dB/K] | -10.94341497 | -10.94341497 | -10.94341497 |
| 受信 C/No | [dBHz] | 6.11E+01 | 6.11E+01 | 5.20E+01 |
| システム要求データレート | [bps] | 1200 | 9600 | 100 |
| 変調方式 | | FSK | GMSK | CW |
| 誤り訂正符号の使用 | None | None | None | None |
| 許容 BER | | 0.000001 | 0.000001 | 0.000001 |
| 要求 Eb/No または S/N | [dB] | 10.5 | 10.5 | 10.5 |
| 要求 C/No | [dBHz] | 41.29181246 | 50.32271233 | 30.5 |
| システムマージン | [dB] | 1.78E+01 | 0.87E+01 | 1.95E+01 |

表 8.5 受信時の回線計算

| | 単位 | Up link | | 単位 | Up link |
|----------------|---------|-------------|---------------|----------|-------------|
| | | FMcmd | | | FMcmd |
| 軌道高度 | [km] | 680 | Ta アンテナ温度 | [K] | 1.0839E+03 |
| 仰角 | [deg] | 10 | Tf 給電線雑音温度 | [K] | 3.0000E+02 |
| 最大伝送距離 | [km] | 2113.218362 | Te 受信機雑音温度 | [K] | 1.6962E+02 |
| 送信機出力 | [watts] | 15 | L 給電損失 | [dB] | 1.2589E+00 |
| Ptx(送信機出) | [dBW] | 11.76091259 | Ts (システム雑音温度) | [K] | 1.0923E+03 |
| 送信周波数 | [Hz] | 1.45E+08 | Ts (システム雑音温度) | [dBk] | 30.38339122 |
| Lfrx(送信系給電線損失) | [dB] | 1 | k ボルツマン係数 | k[J/K] | 1.38E-23 |
| アンテナ利得 | [dBi] | 18 | 占有周波数帯域 | [Hz] | 2.00E+04 |
| 送信 EIRP | [dBW] | 28.76091259 | 雑音電力 No | [dBW/Hz] | -1.9822E+02 |

| | | | | | |
|--------------------|-------|-------------|------------------|--------|--------------|
| 高速 C | [m/s] | 3.00E+08 | 受信 (G/T) | [dB/K] | -31.24339122 |
| Ls(自由空間伝搬損失) | [dB] | 1.4218E+02 | 受信 C/No | [dBHz] | 7.89E+01 |
| 受信空中線ホ インテック損 失 | [dB] | 1 | システム要求データレー ト | [bps] | 9600 |
| Gr(受信空中線利得) | [dBi] | 2.14 | 変調方式 | | GMSK |
| 復調器損失 | [dB] | 1 | 誤り訂正符号の使用 | None | None |
| Lfrx(受信系給電線損失) | [dB] | 1 | 許容 BER | | 0.000001 |
| LP(偏波損失) | [dB] | 5 | 要求 Eb/No または S/N | [dB] | 10.5 |
| C(受信機受信電力) | [dBW] | -1.1928E+02 | 要求 C/No | [dBHz] | 50.32271233 |
| | | | システムマージン | [dB] | 2.86E+01 |

8.7 地上局

地上局設備について述べる。現在鳳龍式号の電波を地上局にて受信している。現在使用している地上局の設備が 9600bps まで対応できるため問題なく電波を受信できる。アンテナはクロス八木アンテナを使用している。指向性が強いいためローテータを使用し、パソコンで自動追尾させて衛星と交信

するようにしている。地上局の構成図を図 8.4 に示す。

またアマチュア無線帯を使用していることより日本全国のアマチュア無線家だけでなく、世界中のアマチュア無線家に受信してもらうことが可能である。

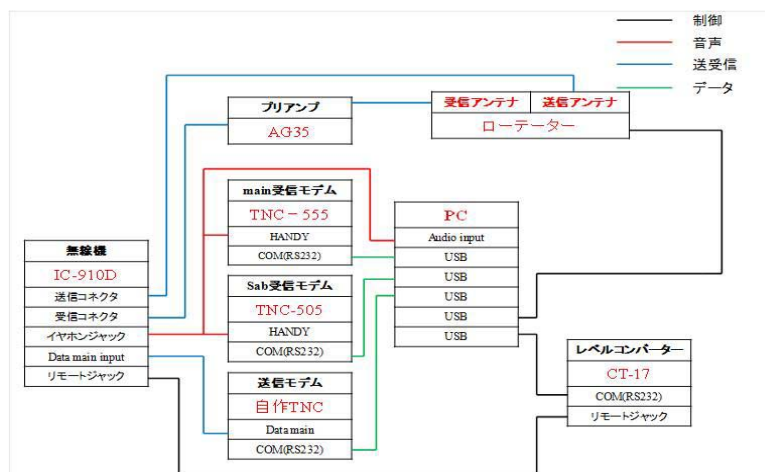


図 8.4 地上局の使用

9 データ処理系

9.1 データ処理系の設計要求

鳳龍式号- χ のデータ処理系は、以下に書いた要求に沿って設計されている。

① 1つのマイクロプロセッサ(MPU)が衛星のデータの処理を行わず、複数の

MPU がデータごとに処理する。

② 衛星に故障が起きた際、その故障を他の処理系に波及させない。

③ 衛星にクリティカルな処理は、2 つ MPU を使い、冗長性を組んでおく。

④ 衛星のすべての電源を落とせる機能を

制御する。

- ⑤ 衛星の状態のデータやミッションデータを1次的にMPU内に保存する。

これから、衛星の設計要求を詳しく見ていく。

9.1.1 要求①

超小型衛星では、1つのMPUが基本処理やミッションを行っている。しかし、『鳳龍 式号- χ 』は、ミッション、電源部、通信部、衛星の状態の取得部、の4つにそれぞれMPUを配置している。これにより、1つあたりのMPUの処理を減らすことができる。処理が減ったことで、高性能なMPUを使用する必要がなくなる。

このため、以下のような利点がある。

- MPUのコスト、必要ないMPUを使用しないことで電力を下げることができる。
- MPUのPIN数に余裕ができる。
- 作成者がプログラムするに当たり、複数の処理や動作の複数の割り込みを考える必要がなくなる。
- 複数人数でのプログラミング体制が非常に効果的になる。

前半2つは、ハードウェア的長所であり、残り2つがソフトウェア的長所である。

3番目の長所について、詳しく述べると、MPUが一つの場合は、プログラムソースの量が非常に多くなり、プログラムの検証、デバッグや急な変更膨大な時間がかかってしまう。しかし、複数のMPUを使う場合は、それぞれのプログラムソースの量が少なく、デバッグや検証の時間が短くて済む。さらに、最少にMPUの通信方式を決定することで、他の系の急な変更もそれに対応したMPUのプログラムなどの変更のみで対

応することができる。

4番目の長所については、MPU1つ1つに専任のプログラマーを当てることで、1人当たりのタスクを減らすことができる。電源系のデータを処理する場合、そのMPU担当者が電源系の担当者と密に話し合うことで、細かい設計まで詰めることができ、ミスの発見と急な変更にすぐに答えることができる。

また、今後、HAYABUSAブームなどのため大学などでの衛星開発に関わる人数は増えると思う。そのため、複数人数での開発が増えることが想定される。複数人数で、プログラムを行いやすい衛星設計がより必要である。

9.1.2 要求②

1つのMPU処理をしているとそこが故障した際、衛星自体の動作の停止が起こってしまう。そのため、要求①で書いたように処理を分散させ、一つのMPUの処理が全体にダメージを与えない設計にする必要がある。

9.1.3 要求③

処理を分散していても、通信処理、電源処理の部分が故障してしまえば、衛星の動作が止まってしまう。そのため、衛星にクリティカルな部分には、2つのMPUを置き、故障した際にもう一つが動き出せるようにする必要がある。

9.1.4 要求④

九州工業大学で、以前開発された『鳳龍 式号』は、MPUのリセットをMPUのリセット機能のみにし、電源のリセットがなかった。このため、MPUのリセットの効かない状況に入り、衛星が動作しなくなった。このため、電源のリセットを実装しておく

必要性がある。

9.1.5 要求⑤

MPU は、保存できる量が少ないため外部の保存素子 (FLASH メモリなど) に頼っている。しかし、保存素子が故障した場合、衛星がミッションなどを実行できても、データが保存できなく、地上にデータをダウンリンクできなくなってしまう。なので、必要最低限のデータを MPU ないに保存し、保存素子の故障があっても 1 ミッション分はデータをダウンリンクできる設計にする必要がある。

9.2 データ処理系設計概要

データ処理系は、図 9.1 のように MPU が配置される。図の中に書かれているのは、配置されている MPU がする仕事の 1 例である。MPU の処理が集中しないように、各系などに配置している。これによって、センサとミッション MPU の故障が衛星全体に波及しにくい形になっている。このような設計は、要求①②④を満たすためである。

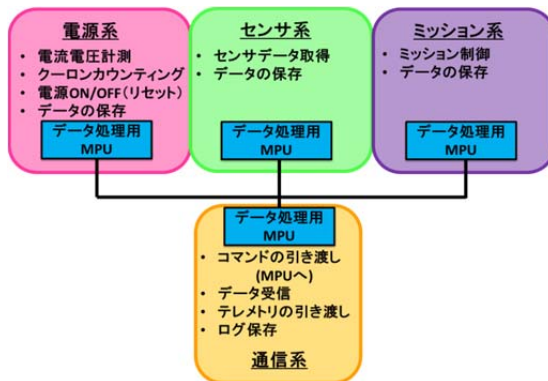


図 9.1 データ処理系設計概要

また、データ処理用 MPU は、さらに詳しく記述すると、図 9.2 のような構成になっている。図のように、スリーステートバッファが通信ラインと MPU の間には、入っている。このため、MPU の誤信号の入力や出

力を防ぐことができる。また、MPU の電源は、トランジスタスイッチにて ON/OFF できるようになっている。動作の必要ない場合は、電源を切り無駄な電力を消費しないようになっていると共に、電源によるリセットを可能にしている。

共用部である FLASH Memory はマルチプレクサによって、2 つの MPU からアクセスできるようになっている。これによって、片方の MPU が壊れたとしても、保存していたデータは引き出せるようになっている。これは、MPU が故障した際の直前のデータが残ることに繋がり、地上での故障解析に非常に役に立つ。また、スリーステートバッファが故障した場合に対しても、FLASH Memory を通じて、データのやり取りやコマンド送信ができるという対応策ができる。

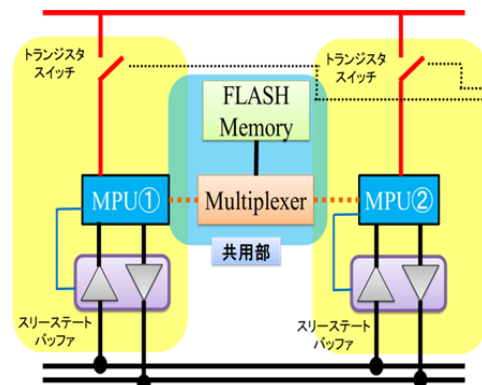


図 9.2 詳細①

MPU の処理を分散させていても、通信系と電源系の MPU の故障は、衛星の死に繋がってしまう。そのため、図 9.3 のように、1 つの処理カ所に MPU を 2 つ積む形を取る。これによって、要求③を満たす。

1 つは、通常動作を行い、規定時間に生存信号を送る。2 つ目は、それを受けて取る。もし、生存信号が途絶えて時間が経過した場合は、2 つ目が代わりに動作するようにする。

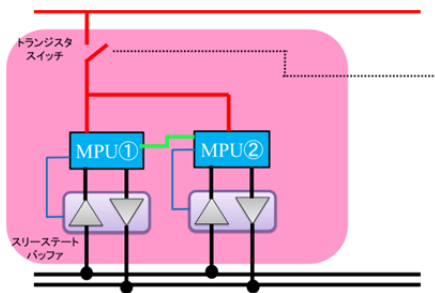


図 9.3 詳細②

共有部の FLASH Memory は、図 9.4 のように、ミッション部と通信部、センサ部と電源部が共有する形を取っている。ミッションデータは、写真である。そのため、非常に大きくデータを 1 回ずつ送っていたら処理が多く、時間がかなりかかってしまう。そのため、FLASH Memory をバッファとして使う。これによって、データを通信系 MPU が読み、それを送信する単純な流れにすることができる。

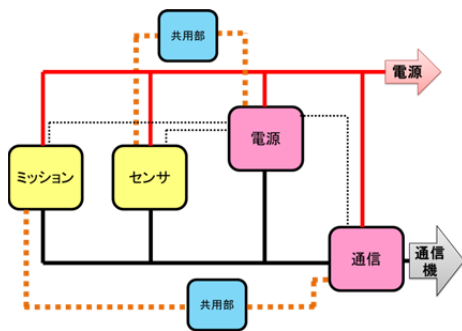


図 9.4 FLASH メモリの配置図

9.3 MPU の動作と通信フォーマット

MPU が複数あるため、MPU 間で通信フォーマットを決める。フォーマットは、図 9.5 のように、『データ内容』『送信先』『ミッション時間』『ミッションモード』『ミッションパラメータ』で構成される。『送信先』によって、どの系の MPU が処理するか決まる。通信ラインを共有していることで、センサデータなどの大量データを通信系 MPU に送信する際にミッション系と電源

系の MPU が誤信号として受け取る可能性がある。そのため、通信系にデータを送信している時間だけ、スリーステートバッファを停止させて、データの受信を防ぐ。この時間が『通信中止時間』である。『ミッションパラメータ』は、受信する MPU によって内容が変わる。例①の場合は、ミッションパラメータは、撮影する時間として受け取られる。例②の場合では、通信系に送るデータ量になる。

| データ内容 | 送信先 | 通信中止時間 | ミッションモード | ミッションパラメータ |
|-------|--------|--------|----------|------------|
| 例① | ミッション系 | 10[s] | 0x11 | 60 |
| 例② | 通信系 | 60[s] | 0xFF | 10 |

図 9.5 MPU 間通信フォーマット

9.3.1 PIC18F47J13 マイコン

『鳳龍式号- χ 』に搭載するオーボードコンピュータには PIC18F47J13 マイコンを使用する。この CPU は、ピン数や RAM の大きさ、性能に関して申し分ない。また、まだ宇宙空間で使用されていないため、『鳳龍式号- χ 』に搭載することにより宇宙空間で使用できるか実証実験を行うことができる。

9.3.2 マイコンの性能表

鳳龍式号- χ に搭載するマイコンの性能を性能表として表 9.1 にまとめる。

9.4 保存データの正確性について

FLASH メモリーにデータを書き込む際、3 つ同じデータを書き込む。

データを引き出してから、これらの情報を比べることで、より正確な情報を取得できる。

表 9.1

| | 単位 | PIC18F47J13 |
|------|----|-------------|
| 駆動電圧 | V | 2~3.6 |

| | | |
|-------|--------|------|
| ピン数 | | 44 |
| 動作周波数 | MHz | 48 |
| RAM | byte | 3808 |
| ROM | K byte | 128 |
| SPI | チャンネル | 2 |
| I2C | チャンネル | 2 |

9.5 データ量の計算

『鳳龍式号- χ 』のデータ量の計算については、以下の公式により求めている。

データ量算出式

$$(\text{測定点 [個]}) \times (\text{保存期間 [分]}) \times (\text{サンプリングレート [分]} \times (\text{データの型 [bit]}))$$

※今回、使用する AD コンバーターは 12bit なので、データの型は 12bit とする。

『鳳龍式号- χ 』の保存要求としては、30 日間の ? 点分のデータを保存する。

要求としては電源系が 12 点、温度系が 14 点、姿勢系が 3 点とし、その計算は以下のようになる。

$$(3+14+12) \text{ [個]} \times 30 \text{ [日]} \times 24 \text{ [時間]} \times 60 \text{ [分]} \div 10 \text{ [分]} \times 12 \text{ [bit]} \\ =1503360 \text{ [bit]} =183.52 \text{ [Kbyte]}$$

測定データには測定した時間データを付加しなければならない。『鳳龍式号- χ 』の最大サンプリングレートは、1 分である。そのため、保存時間について 1 分より小さいものは必要ないので、保存時間の秒の単位は、切り捨て、日、時間、分のみにする。日付は 2 [byte]、時間は 1 [byte]、分は 1 [byte] として考える。

時間の計算については以下のようになる。
30 [日] × 24 [時間] × 60 [分] × (2+1+1)

$$[\text{byte}] \div 10 [\text{分}] = 17280 [\text{byte}] = 16.88 [\text{Kbyte}]$$

クローンカウンティングのみサンプリングレートが 1 分なので、計算式は以下のようになる。

$$2 \text{ [個]} \times 10 \text{ [日]} \times 24 \text{ [時間]} \times 60 \text{ [分]} \div 1 \text{ [分]} \times 12 \text{ [bit]} = 345600 \text{ [bit]} = 42.19 \text{ [Kbyte]}$$

クローンカウンティングは時間が 1 分おきなので、時間の計算式は以下のようになる。

$$30 \text{ [日]} \times 24 \text{ [時間]} \times 60 \text{ [分]} \times 4 \text{ [byte]} \div 1 \text{ [分]} = 172800 \text{ [byte]} = 168.75 \text{ [Kbyte]}$$

合計すると、411.34 [Kbyte] となる。これに保存データの正確性のため、3 つ同じデータを書き込むので、1234 [Kbyte] = 1.2 [Mbyte] 必要となる。これに合わせて、使用するフラッシュメモリを選定する。

10 まとめ

本解析書において、放電画像撮影衛星「鳳龍式号- χ 」の衛星設計が妥当であることを示すことができた。また、鳳龍式号のバス機器で改善すべき点を考慮して、より良いバス機器の設計を行えたと思われる。

11 謝辞

本衛星を設計するにあたりご指導をいただきました九州工業大学 趙孟佑教授、豊田和弘准教授、岩田稔助教、ならびに増井博一助教に深く感謝するとともに厚く御礼を申し上げます。また九州工業大学衛星開発プロジェクトの皆様からは衛星設計に関する多くの資料と助言を頂きました。誠にありがとうございました。