

第四章 電力収支

電力収支の検証は、以下の方法で行う。まず、衛星の軌道と姿勢より発電電力を計算する。そして軌道上の電力状態（発電電力と消費電力）を模擬し、バッテリー残量を確認する（電力サイクル試験）。最後に、各モードの消費電力を測定し、そのバッテリー残量で全モードを動作させることができることを確認する。これらの詳細を以下に述べる。

電力収支検証の流れ

- ①発電電力計算
- ②消費電力測定
- ③電力サイクル試験

4.1 衛星の軌道と姿勢

鳳龍式号機は太陽同期軌道、高度 680km の軌道に打ち上げられる。衛星の姿勢は沿磁力線制御により、図 4.1-1 の様に縦に回転する。また、分離時に横方向にスピンのかかる（角速度は未定）。太陽光から見た衛星の回転の様子を図 4.1-2 に示す。

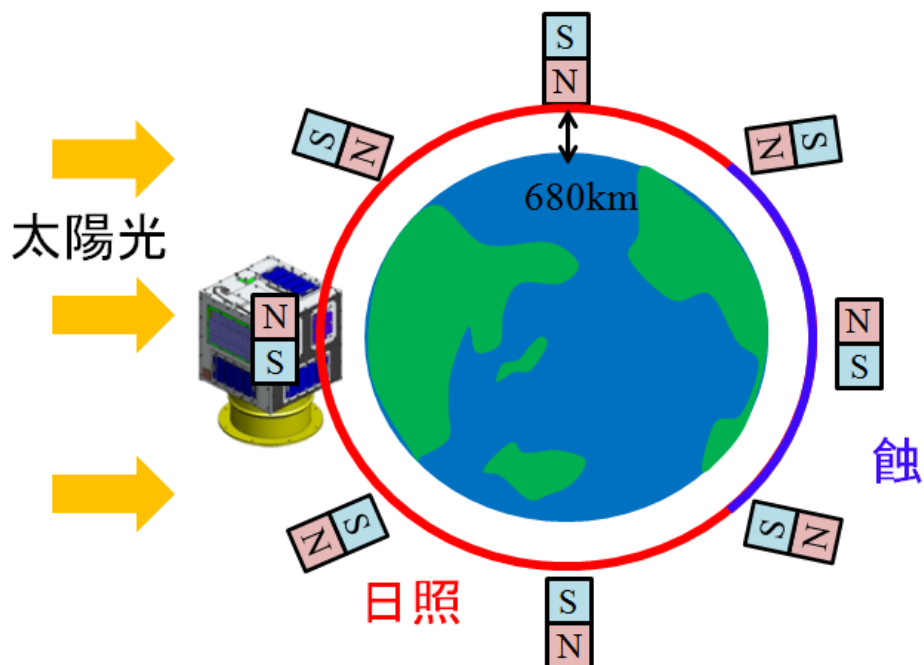


図 4.1-1 沿磁力線姿勢制御

Fig. 4.1-1 field aligned attitude control

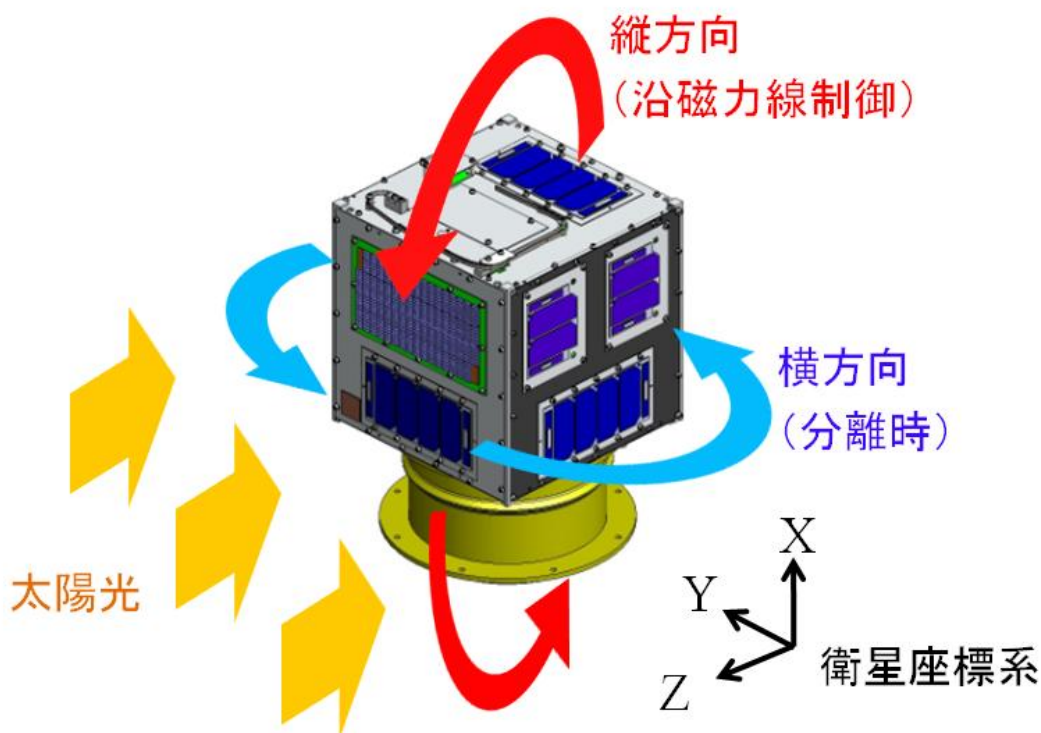


図 4.1-2 太陽光から見た衛星の回転

Fig. 4.1-2 Rotation of the satellite seen from the sun

次に、鳳龍式号機の日照・蝕時間を計算する。計算に用いたパラメータを表 4.1-1 に示す。まず、図 4.1-3 に示す θ を計算する。図より $\theta = \sin^{-1}(r/R)$ で求められ、地球 1 周を 360° としたとき、蝕 129.2° 、日照 230.8° となる。

軌道上の衛星に働く地球の重力と遠心力は等しいことから、衛星の周回速度 v を次に求める。地球の重力により衛星が引っ張られる力は $F = GMm/r^2$ 、衛星に働く遠心力 $f = mv^2/r$ より、衛星の周回速度 $v = (GM/r)^{1/2} = 7.5$ [km/sec] が求められる。そして地球一周にかかる時間は 98 分となり、上記で求めた日照・蝕の角度より日照時間 63 分、蝕時間 35 分が得られる。

表 4.1-1 日陰率計算パラメータ

Table 4.1-1 Parameter for calculate of eclipse factor calculation

パラメータ	記号	数値
高度 [km]		680
地球半径 [km]	r	6378
軌道円の半径 [km]	R	7058
万有引力	G	6.67×10^{-11}
地球質量	M	5.97×10^{24}

衛星周回速度	v	
衛星質量	m	

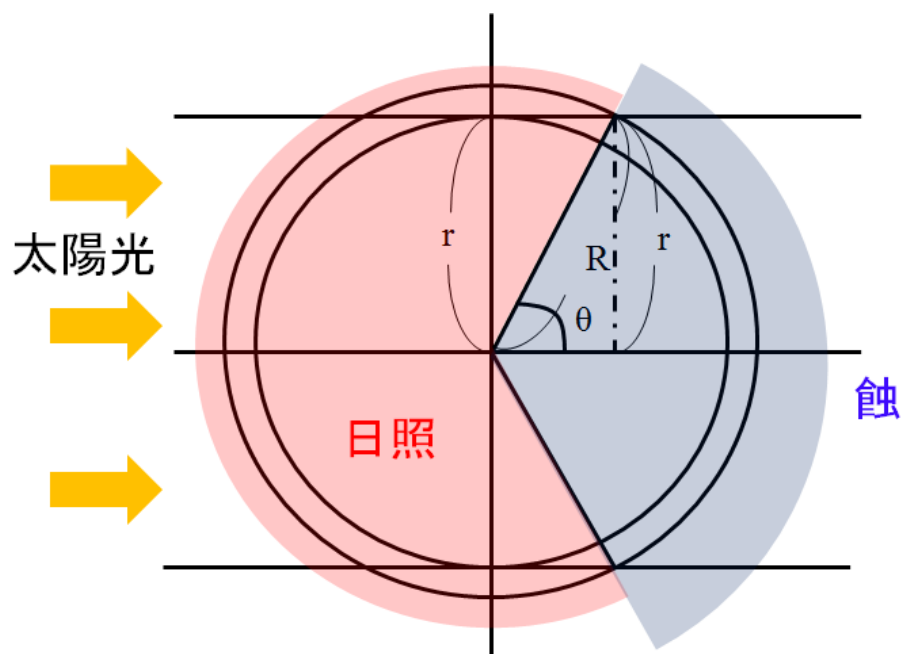


図 4.1-3 日照・蝕の計算図

Fig. 4.1-3 Calculate of sunshine duration

4.2 発電電力計算

発電電力は以下に示す条件と計算方法で最大値と最小値を算出した。最低・最高電力共に、横軸方向のスピンはないが、沿磁力線制御（縦軸方向のスピンは有効であるとした。最低発電電力は X, Z 面しか太陽光が当たらない、また最高発電電力は Z 又は Y 面太陽電池の法線が太陽光と 45° の角度を持つときである。計算方法は、はじめに各面の太陽電池の法線と太陽光との角度 t を算出する。そして、AM0, 25° 時の太陽電池電力 (Pmax) と角度 (COS (t)) を掛け、各面の発生電力を計算し、最後に各面電力を足す。

- 条件： 共通 沿磁力線制御による縦回転は等速回転と近似
 最低 横方向スピンのない ±Y 面の太陽電池には太陽光が当たらない
 最高 横方向のスピンのない Y-Z 面が太陽光に対して 45°
- 方法： 1. 衛星各面と太陽光の角度を計算
 2. 一面の Pmax × COS (太陽電池の法線と太陽光との角度)
 3. 各面での発電電力の合計

最低・最高発電電力の計算結果を図 4.2-1 に示す。最低発電電力の日照時の平均発電電力は 2.83W、最高発電電力の日照時の平均発電電力は 3.66W となった。

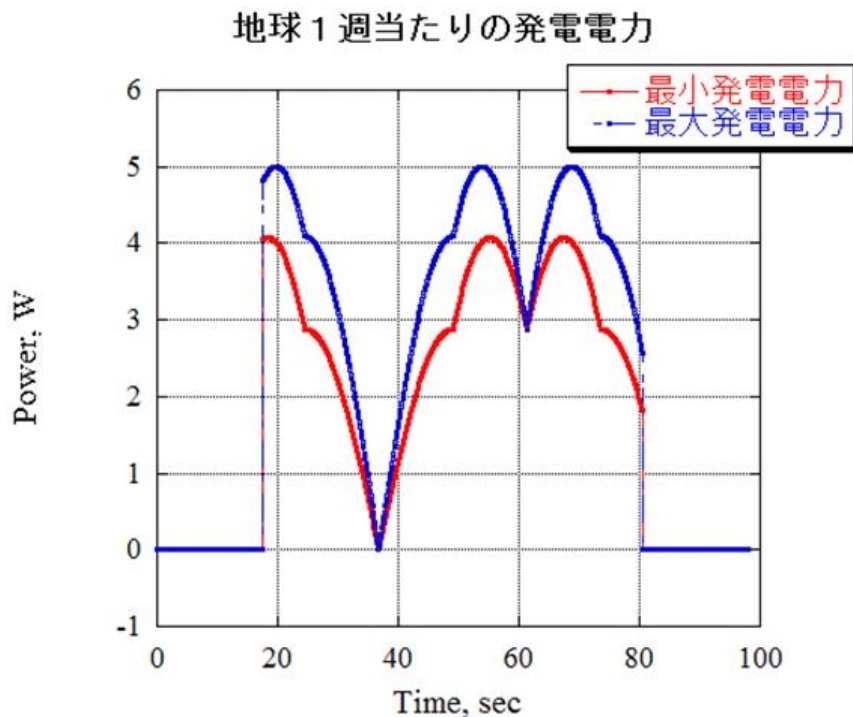


図 4.2-1 最高・最低発電電力

Fig. 4.2-1 Maximum and minimum power energy

4.3 衛星の動作モード別消費電力測定

鳳龍式号機の動作モード遷移図を図 4.3-1 に示す。鳳龍式号機の動作モードは、通常運用モードと呼ばれる CW ダウンリンクと FM アップリンクを交互に行うモードがベースとなり、地上局からのアップリンクコマンドにより各モードに移行し、終了後は必ず通常運用モードに戻る。

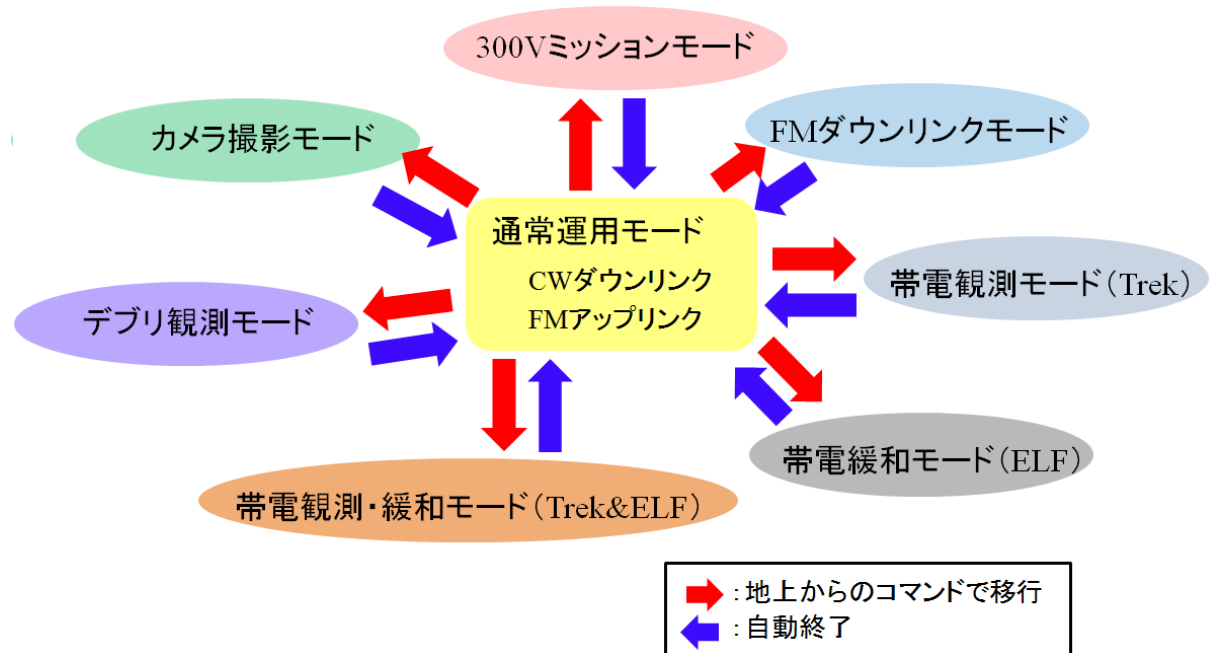


図 4.3-1 鳳龍式号機の動作モード遷移図
 Fig. 4.3-1 Transition diagram of operation mode

上記に示す各モードの消費電力を計測した。図 4.3-2 に電力測定システムを示す。衛星（完全に組み上げたフライト品衛星）は直流電源（3.8V CV モード）で駆動させ、DAQ で赤丸の箇所の電圧（電源電圧と電流）を計測した。電流は 0.1Ω 抵抗で検出した。環境条件は大気常温（クリーンブース内）である。

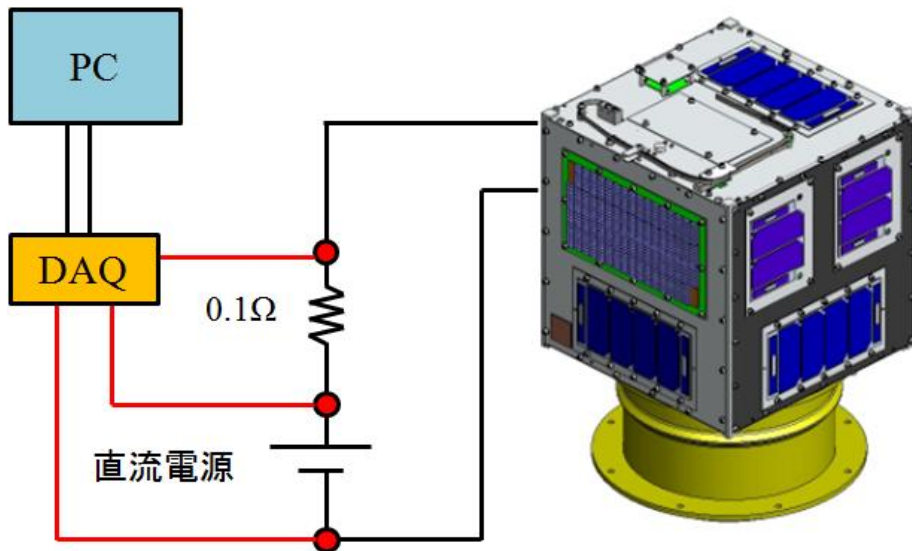


図 4.3-2 消費電力測定システム

Fig. 4.3-2 Measurement system of consumed power

以下に消費電力計測結果をまとめた表を示す。表には設計初期における各系の要求電力も記載している。通常運用に必要な消費電力は鳳龍1号を参考にして1[W]とし、ミッションの想定電力は各ミッション系が要求した電力に通常運用電力(1[W])を加えた値をここでは示している(ミッションモード消費電力は通常運用消費電力+ミッション機器消費電力であるため)。また、動作時間と1回のモードの消費電力量を計算した結果も記載する。デブリ観測ミッションは消費電力が非常に小さく、約2秒で終了するため動作電力は通常運用とほぼ同じになり電力的に無視できる。

表 4.3-1 各モードの消費電力

Table 4.3-1 Power consumption in each mode

モード	設計初期 想定電力 [W]	平均消費電 力 [W]	動作時間 [h] (min)	消費電力量 [Wh]
通常運用	1.0	0.93	—	—
FM ダウンリンク	3.0	2.39	0.133 (8)	0.32
300V ミッション	2.0	1.65	1 (60)	1.65
Trek ミッション	2.0	2.25	0.33 (20)	0.74
ELF ミッション	1.0	1.31	0.33 (20)	0.43
Trek&ELF ミッショ ン	2.0	2.56	0.33 (20)	0.84
カメラ撮影ミッショ ン	1.5	1.13	0.33 (20)	0.37
デブリ観測ミッショ ン	1.1	0.93	0.0006 (0.03)	0

ン				
---	--	--	--	--

測定した消費電力から各モード1回の動作によって、バッテリー容量の何%消費するか算出した。その結果を表 4.3-2 に示す。通常運用のみ、蝕の間に消費するバッテリー容量である。消費電力に対して大きいバッテリー容量となるよう設計しているのので、1回のミッション実行に対して非常にバッテリーに余裕があることがわかる。

表 4.3-2 各モードのバッテリー消費電力
Table 4.3-2 Battery power consumption in each mode

モード	消費バッテリー残量 [%]
通常運用	※ 2.5
FM ダウンリンク	1.5
300V ミッション	7.6
Trek ミッション	3.4
ELF ミッション	2.0
Trek&ELF ミッション	3.9
カメラ撮影ミッション	1.7
デブリ観測ミッション	—

※蝕に消費するバッテリー容量

4.4 電力サイクル試験

電力サイクル試験は軌道上の電力収支状態を模擬し、電力収支がとれ、バッテリーがどの程度充電されるか確認する。目的と試験条件を以下に示す。

目的 1. 電力収支がとれていることの実験による確認

試験名称：AT 低温電力サイクル試験

手法：バッテリーが最も充電されにくい環境での電力サイクル試験

- ・発電電力：最低発電電力かつ太陽電池特性が AT 低温
- ・動作モード：通常運用
- ・バッテリー温度：AT 低温（-3℃）と常温（20℃）の 2 ケース

目的 2. バッテリーが過充電にならないことを確認

試験名称：過充電電力サイクル試験

手法：バッテリーが最も充電されやすい環境での電力サイクル試験

- ・発電電力：最高発電電力×1.5 倍かつ太陽電池特性が AT 高温
- ・動作モード：通常運用
- ・バッテリー温度：QT 高温（52℃）

目的 3. 想定以上の過酷な温度環境下での電力状態の確認

試験名称：QT 低温電力サイクル試験

手法：QT バッテリー温度での電力サイクル

- ・発電電力：最低発電電力かつ太陽電池特性が AT 低温
- ・動作モード：通常運用+バッテリーヒーター常に ON
- ・バッテリー温度 QT 低温（-25℃）

4.4.1 試験システム

本項では後述する電力サイクルの試験システムについて述べる。電力サイクル試験は下図のように衛星バス系の基板を統合し通常運用モードで動作させ、軌道上の発電電力を模擬した SAS 電力を入力する。

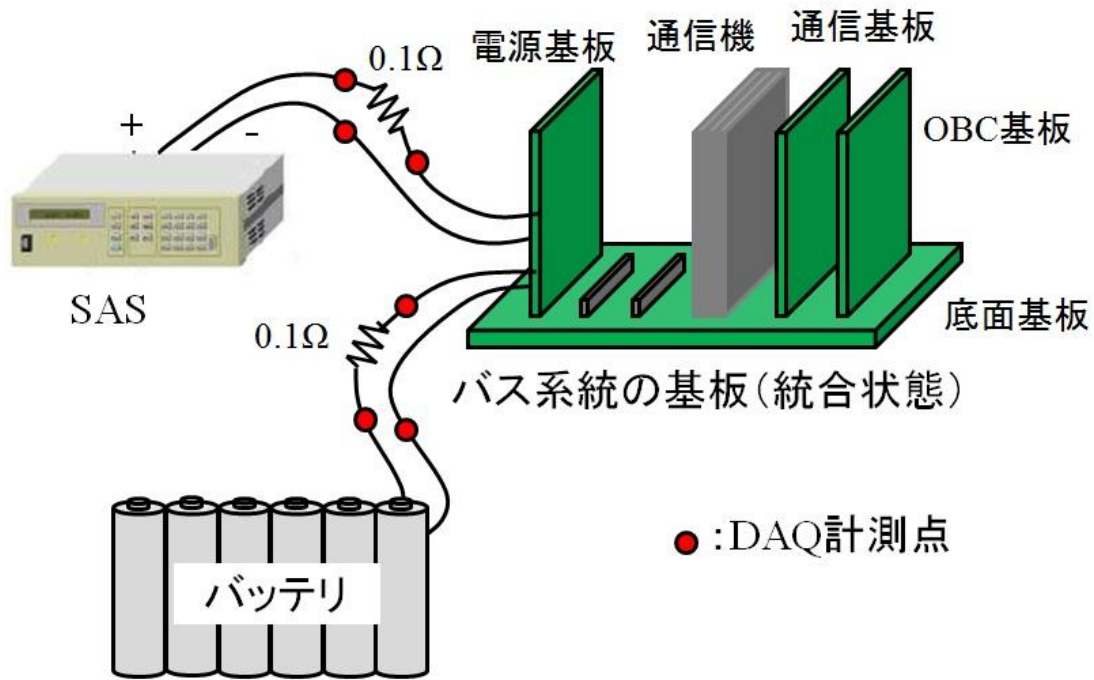


図 4.4.1-1 電力サイクル試験システム
Fig. 4.4.1-1 Test circuit of power cycle test

SAS での電力模擬について以下に述べる。2.3 項で AT 低温と AT 高温時の太陽電池特性、4.2 項で地球 1 周当たりの衛星の最大発電電力と最小発電電力を求めた。はじめに、発電電力変化に伴う SAS の出力特性の変化について述べる。SAS は太陽電池の出力特性を模擬することができ、本試験では特性の簡略化のため、 I_{mp} , I_{sc} , V_{mp} , V_{oc} のみを特性パラメータとして使用した。そのため、SAS で模擬する太陽電池特性は下図右側に示す 2 直線の特性となり、電源システムの充電回路動作に伴い、発電点が 2 直線状を移動する。4.2 項で求めた発電電力は時間によって変化する。仮に、下図左側の様に発電電力が変化したとすると、SAS で模擬する太陽電池特性はシンプルに下図右側の様に V_{oc} と V_{mp} は一定にし、 I_{mp} と I_{sc} を変化させる。このときの I_{mp} と I_{sc} は以下の様に算出した。

$$I_{mp} = P / V_{mp} \quad (4.4.1-1)$$

$$I_{sc} = P / (F.F. \times V_{oc}) = I_{mp} \times V_{mp} / (F.F. \times V_{oc}) \quad (4.4.1-2)$$

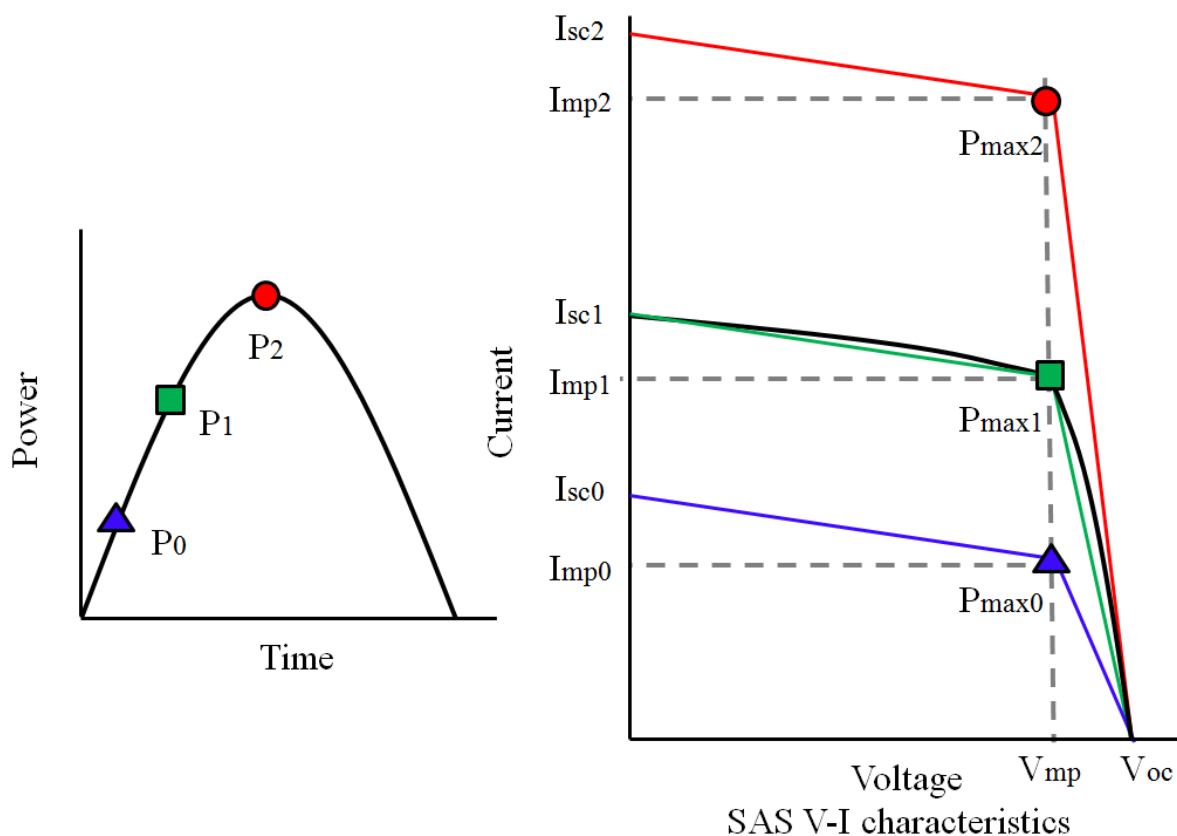


図 4.4.1-2 発電電力変化に伴う SAS 出力特性の変化

Fig 4.4.1-2 Change of SAS output which accompany power energy change

次に太陽電池の温度特性について述べる。2.3 項で求めた AT 低温と AT 高温時の太陽電池特性の V_{oc} と V_{mp} と 4.2 項で求めた発電電力、上式より I_{sc} と I_{mp} を算出する。2.3 項で太陽電池の温度特性による P_{max} 値はほとんど変わらなかったことから、温度変化に対する P_{max} の変化は無視する。従って、太陽電池温度特性別の発電電力変化に伴う SAS 出力特性の変化は下図のようになり、 $P_{max2} = P_{max1} = P_{max0}$ となる(赤：高温、緑：常温、青：低温)。

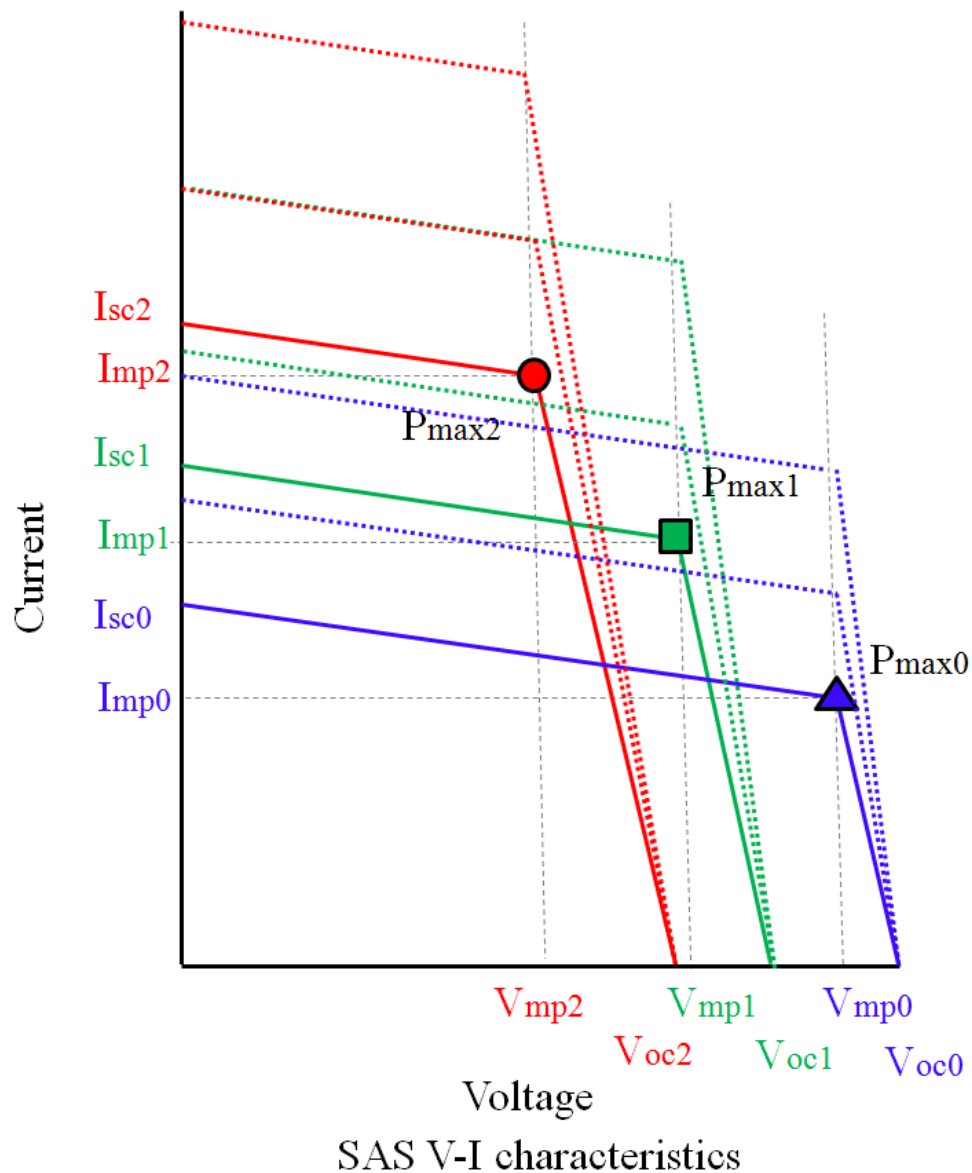


図 4.4.1-3 太陽電池温度特性別の発電電力変化に伴う SAS 出力特性の変化
 Fig. 4.4.1-3 Change of SAS output which accompany power energy change according to SC temperature characteristics

上記で述べたように、発電電力の変化に伴う温度特性を考慮した太陽電池特性を SAS で模擬した。制御ソフトは Labview を使用し、SAS の発電電力模擬の時間変化の分解能は 1 分で制御した (1 分毎に SAS 出力変化)。衛星は地球 1 周あたり 98 分の内、63 分の日照と 35 分の蝕がある。よって、SAS で発電電力を模擬する 63 分間のあとは、35 分の SAS 出力停止を行う。それを繰り返し、軌道上の電力状態を模擬した。

4.4.2 AT 低温電力サイクル

本試験はバッテリーが最も充電されにくい条件で電力サイクル試験を行い、バッテリー残量の増減により電力収支を確認する。試験コンフィギュレーションを以下に示す。試験は4.4.1で示した試験システムを使用した。バッテリーの低温環境は3.3項の充放電特性で示した低温環境バッテリーコンフィギュレーションと同じパックを作製して冷凍庫でバッテリーのみを冷やした（基板等は大気常温環境）。バッテリーを低温にする前に、常温のバッテリー温度で電力サイクルを行い、電力収支を確認した。次にバッテリーを低温にして電力サイクル試験を行い、電力収支を確認した。

コンフィギュレーション

供試体：FM バス系基板 (FM 電源基板 ver1.0、FM 底面基板、PFM 通信基板、
FM OBC 基板)、FM バッテリー、EM 通信機、分離検知スイッチ

発電電力：最低発電電力 (AT 低温太陽電池特性)

衛星動作モード：通常運用 (0.9W)

試験ケース：バッテリー AT 低温 (-3℃)、常温 (20℃)

試験開始時バッテリー残量：AT 低温時 40%、常温時 60%

環境：低温・大気圧、常温・大気圧

試験日時：2011年10月31日～11月21日

試験場所：九州工業大学 SVBL 棟 3F 衛星開発室

はじめにバッテリー常温ケースの試験結果について以下に述べる。図 4.4.2-1～4 に電力サイクル試験中の SAS 出力電圧・電流、バッテリー電圧・電流を示す。バッテリー電流は正方向が充電、負方向が放電である。サイクル数を重ねるにつれ、バッテリー電圧が上昇、バッテリー充電電流が減少、SAS 出力電流が減少していることがわかる。このことから、バッテリーが充電されていることが確認できる。また、充電回路が正常に動作していることがわかる（バッテリー電圧の上昇に伴い、充電電流を減少させる）。試験時間は約 74 時間でサイクル数は 45 サイクルである。試験後にバッテリーを放電させて残量を確認すると、残量は 96%であった。試験開始時のバッテリー残量が 60%であったことから、バッテリーに充電され残量が増加しており、電力収支がとれていることが確認できた。

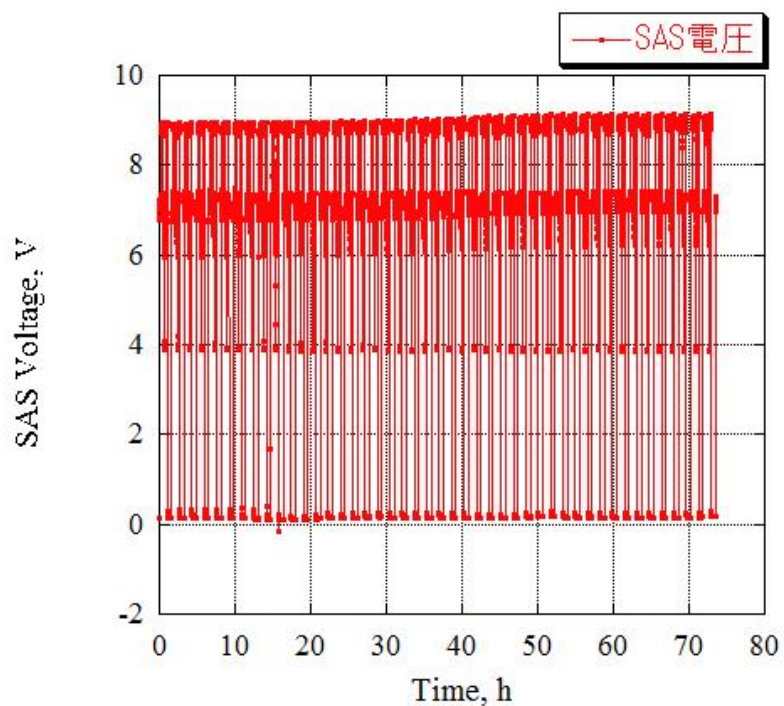


図 4.4.2-1 SAS 電圧 (常温ケース)

Fig. 4.4.2-1 SAS output voltage (normal-temperature case)

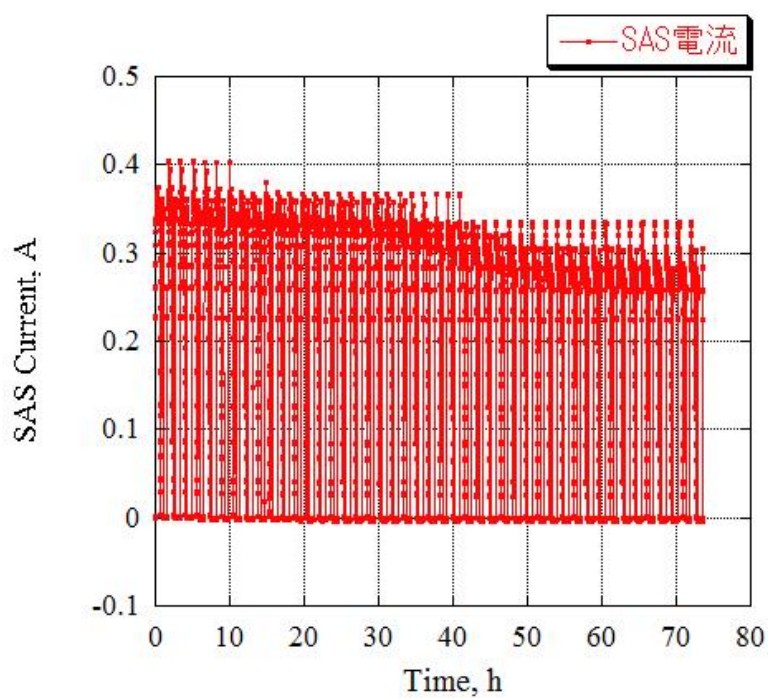


図 4.4.2-2 SAS 電流 (常温ケース)

Fig. 4.4.2-2 SAS output current (normal-temperature case)

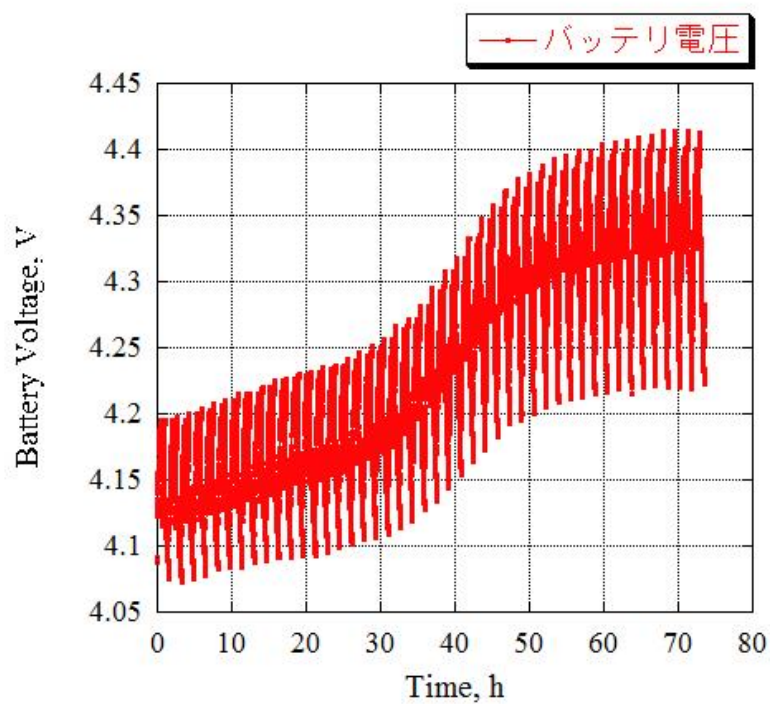


図 4.4.2-3 バッテリー電圧 (常温ケース)

Fig. 4.4.2-3 Battery voltage (normal-temperature case)

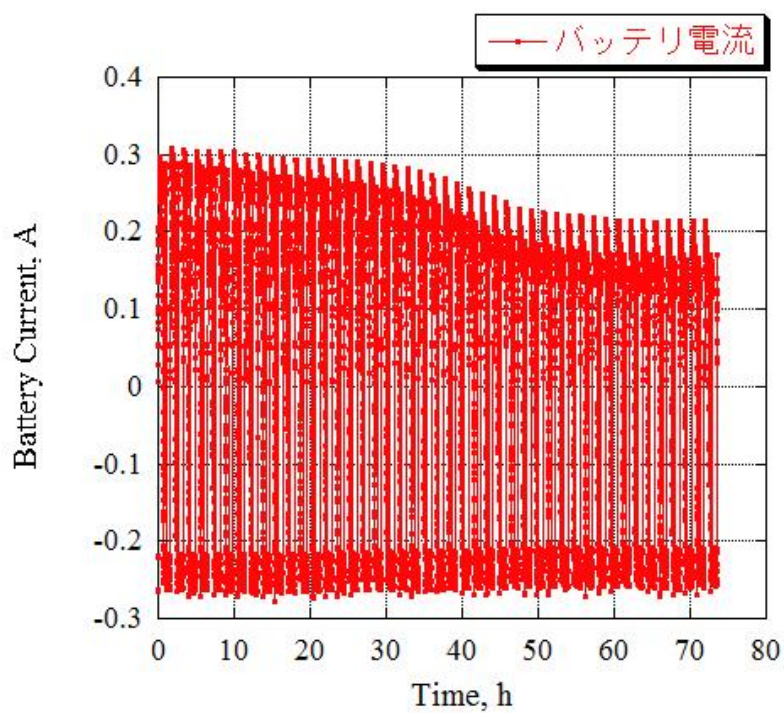


図 4.4.2-4 バッテリー電流 (常温ケース)

Fig. 4.4.2-4 Battery voltage (normal-temperature case)

次にバッテリー低温ケースの試験結果以下に述べる。図 4.4.2-5~9 に電力サイクル試験中の SAS 出力電圧・電流、バッテリー電圧・電流、バッテリー温度を示す。試験時間 120 時間付近で他の試験と干渉し、FM ダウンリンクを行ったため、波形が乱れているように見える。サイクル数を重ねるにつれ、バッテリー電圧が上昇、バッテリー充電電流が減少、SAS 出力電流が減少していることがわかる。このことから、バッテリーが充電されていることが確認できる。また、充電回路が正常に動作していることがわかる（バッテリー電圧の上昇に伴い、充電電流を減少させる）。試験時間は約 167 時間でサイクル数は 102 サイクルである。試験後にバッテリーを放電させて残量を確認すると、残量は 91%であった。試験開始時のバッテリー残量が 40%であったことから、バッテリーに充電され残量が増加しており、電力収支がとれていることが確認できた。また、バッテリー残量が 91%であったため、すべてのミッションを安全に実行することができることがわかった。

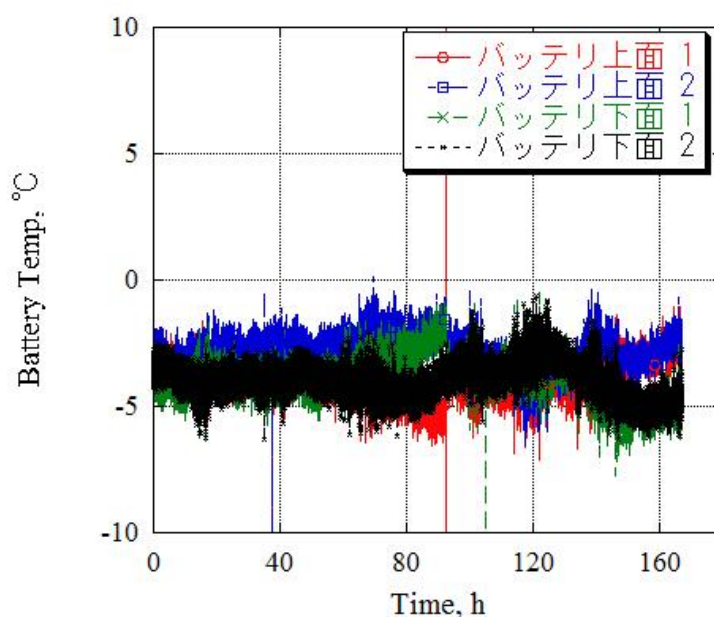


図 4.4.2-5 バッテリー温度

Fig. 4.4.2-5 Battery temperature (low-temperature case)

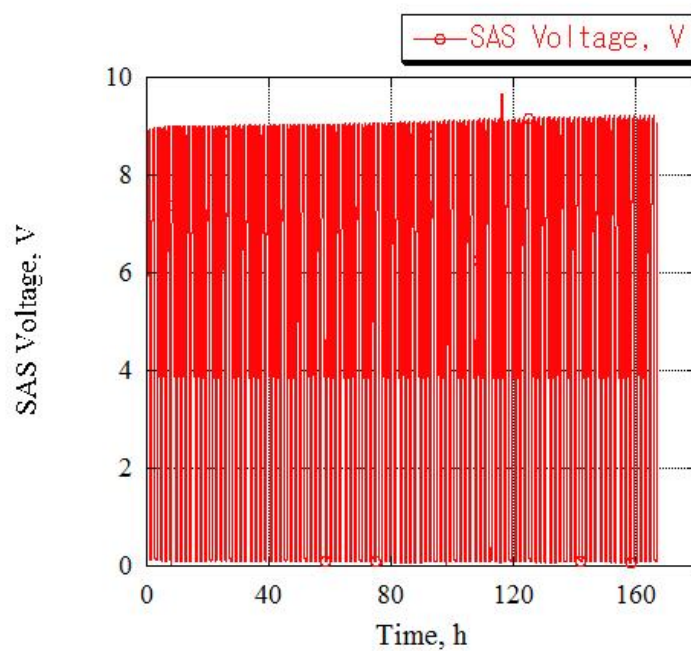


図 4.4.2-6 SAS 電圧 (低温ケース)

Fig. 4.4.2-6 SAS output voltage (low-temperature case)

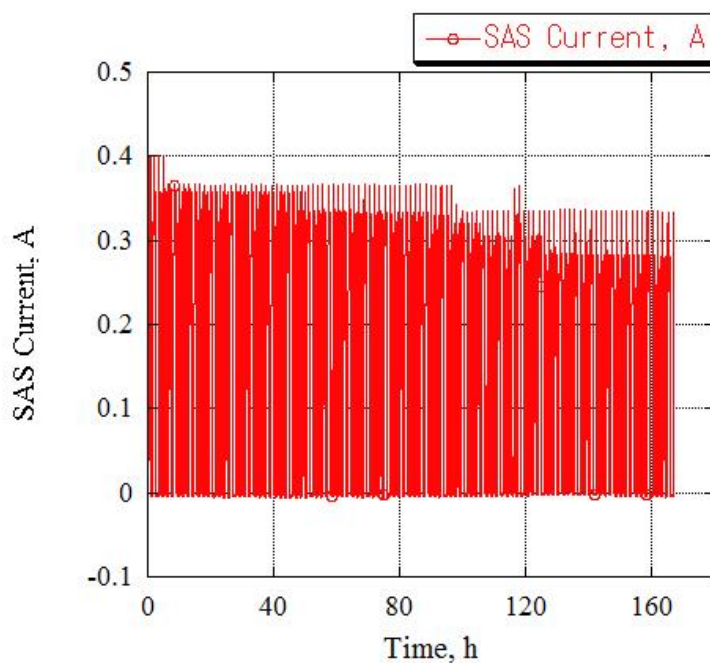


図 4.4.2-7 SAS 電流 (低温ケース)

Fig. 4.4.2-7 SAS output current (low-temperature case)

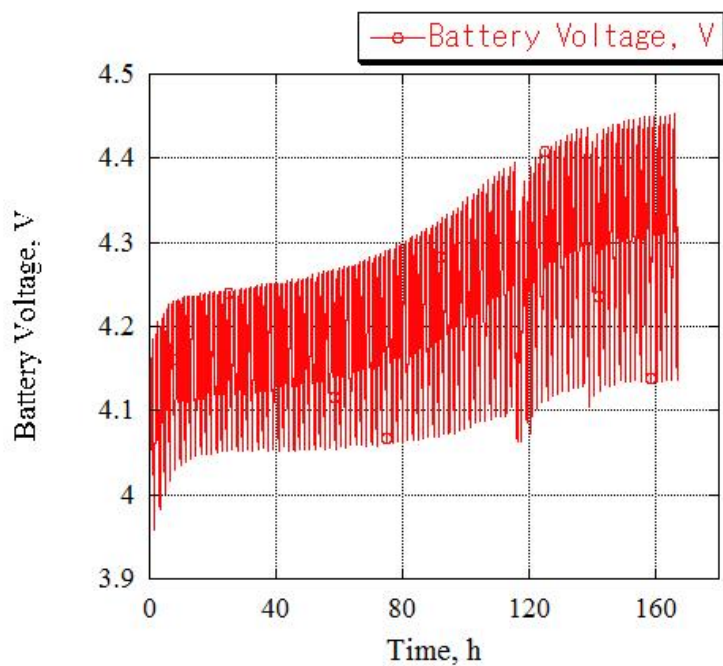


図 4.4.2-8 バッテリ電圧 (低温ケース)

Fig. 4.4.2-8 Battery voltage (low-temperature case)

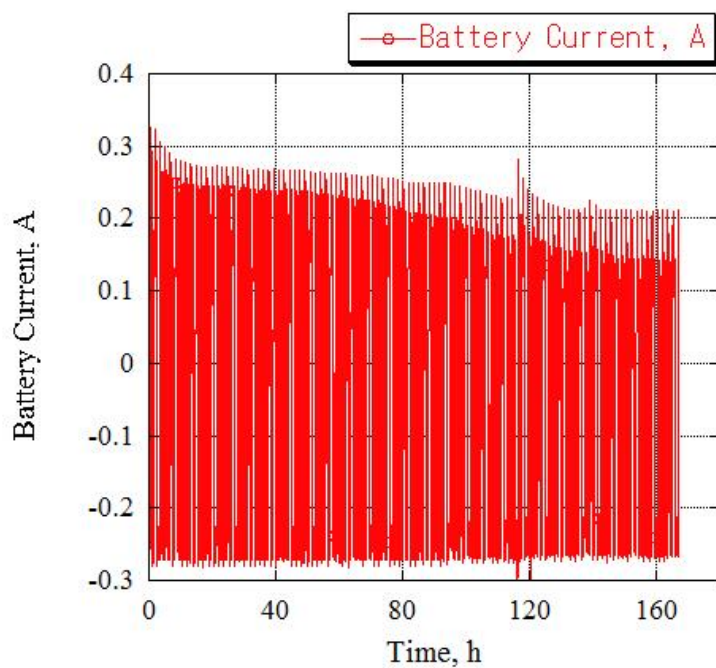


図 4.4.2-9 バッテリ電流 (低温ケース)

Fig. 4.4.2-9 Battery current (low-temperature case)

以下に低温ケースの試験結果から充電回路動作の詳細について述べ得る。1 サイクル目のバッテリー電圧・電流波形と、100 サイクル目のバッテリー電圧・電流波形を図 4.4.2-10,11 に示す。図中に緑で示した部分は充電回路が CV モードで動作している部分、それ以外の日照時間中の動作モードは PPT モードである。1 サイクル目と 100 サイクル目のコンフィギュレーションの違いはバッテリー残量(1 サイクル目の残量 40%、100 サイクル目の残量 91%) のみであり、1 サイクル目の様にバッテリー残量が低い時は、バッテリー電圧は低く、CV モード時間も短い。バッテリー残量が増えた 100 サイクル目ではバッテリー電圧が上昇し、CV モード時間が長くなっている。それにより、両波形の充電電流を比較すると、充電電流は大きく抑制されている。

図 4.4.2-12,13 に 1 サイクル目の SAS 電圧・電流波形と、100 サイクル目の SAS 電圧・電流波形を示す。バッテリー電圧・電流と同様にバッテリー残量が低い時は残量が高い時に比べ、CV モード比率は小さくなっている。また、同じ CV モードでも 1 サイクル目と 100 サイクル目では SAS 出力電圧が異なる。100 サイクル目の方が SAS 出力電圧は若干高く、発電電力が抑制されていることが分かる。これは SAS 出力電流を比較してもわかる。

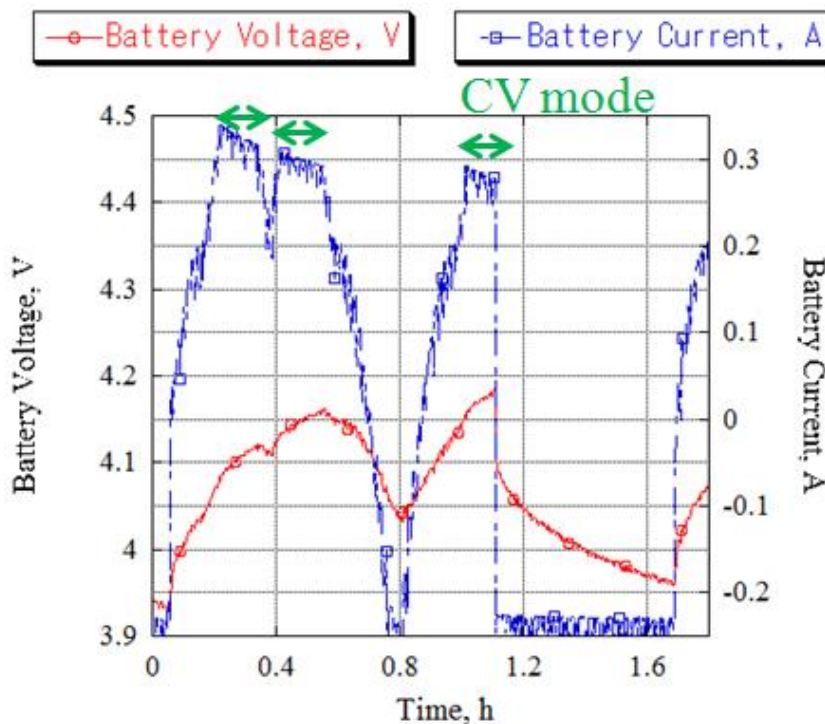


図 4.4.2-10 1 サイクル目バッテリー電圧・電流

Fig. 4.4.2-10 Battery voltage and current at first cycle (low-temperature case)

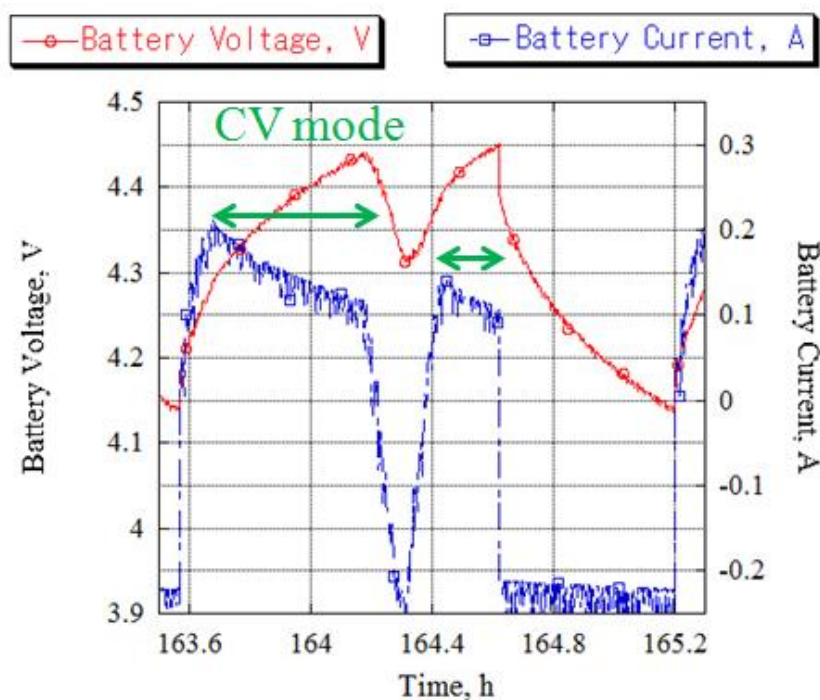


図 4.4.2-11 100 サイクル目バッテリー電圧・電流

Fig. 4.4.2-11 Battery voltage and current at hundredth cycle (low-temperature case)

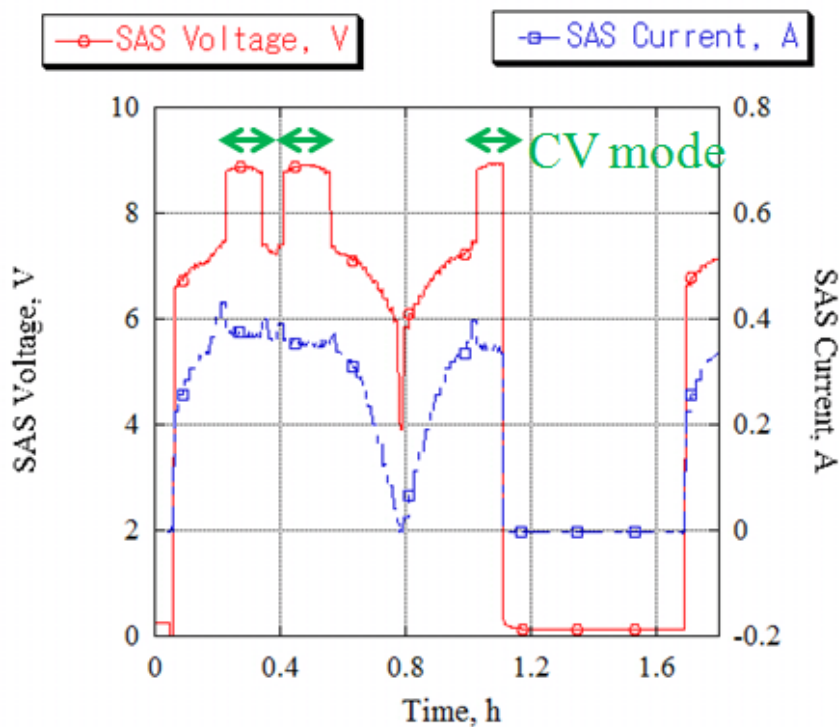


図 4.4.2-12 1 サイクル目 SAS 電圧・電流

Fig. 4.4.2-12 SAS output voltage and current at first cycle (low-temperature case)

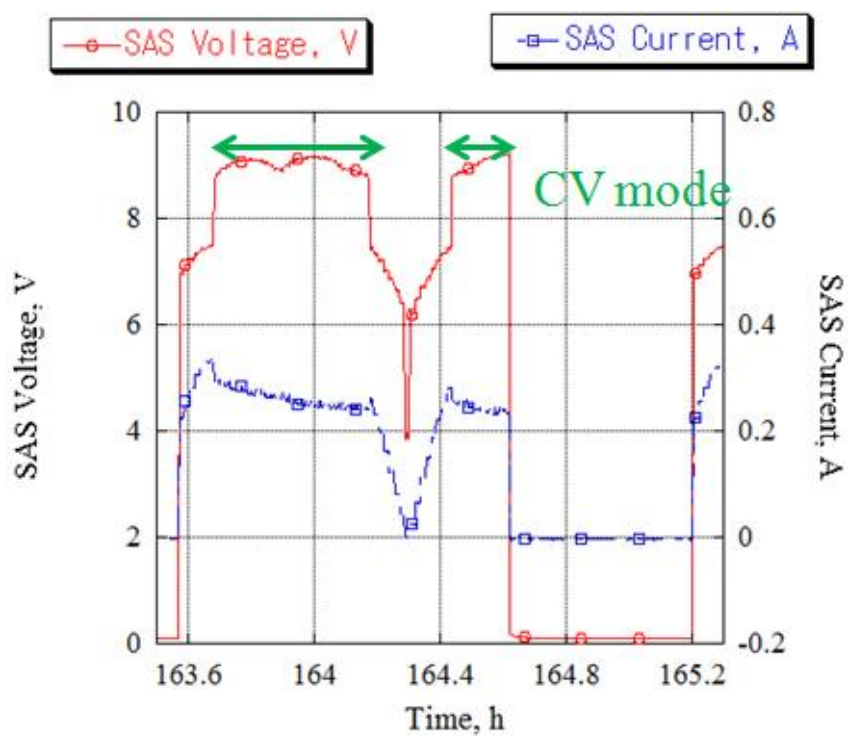


図 4.4.2-13 100 サイクル目 SAS 電圧・電流

Fig. 4.4.2-12 SAS output voltage and current at hundredth cycle (low-temperature case)

4.4.3 過充電電力サイクル

本試験はバッテリーが最も充電されやすい条件で電力サイクル試験を行い、バッテリーが過充電にならないことを確認する。試験コンフィギュレーションを以下に示す。試験は 4.4.1 で示した試験システムを使用し、バッテリー・バス系基板・通信機の全てを真空チャンバー（図 4.4.3-1）内に設置し、真空高温環境で試験した。バッテリーだけでなく衛星システムを丸ごとチャンバー内に入れた理由は、バッテリーだけを真空チャンバーに入れた場合チャンバーフランジとチャンバー内外の配線のインピーダンスが $1\ \Omega$ 程度あり、バッテリー充電に非常に大きな影響を与えるためである。バッテリーには熱電対とヒーターを取り付け、バッテリーのみを加熱した。このチャンバーにはシュラウドが取り付けられており、液体窒素を外部から注入することで低温環境にすることもできる。4.4.4 の試験ではこのチャンバーで真空低温環境を模擬した。

コンフィギュレーション

供試体：PFM バス系基板（PFM 電源基板、PFM 底面基板、PFM 通信基板、PFM OBC 基板）、PFM バッテリ、EM 通信機、分離検知スイッチ

発電電力：最高発電電力×1.5 倍（AT 高温太陽電池特性）

衛星動作モード：通常運用（0.9W）

バッテリー温度：QT 高温（52℃）

試験開始時バッテリー残量：100%

チャンバー：小型熱真空チャンバー

環境：高温・真空（ 10^{-3} [Pa]）

試験日時：2011 年 8 月 17 日～8 月 19 日

試験場所：九州工業大学 SVBL 棟 1F 極限環境試験室

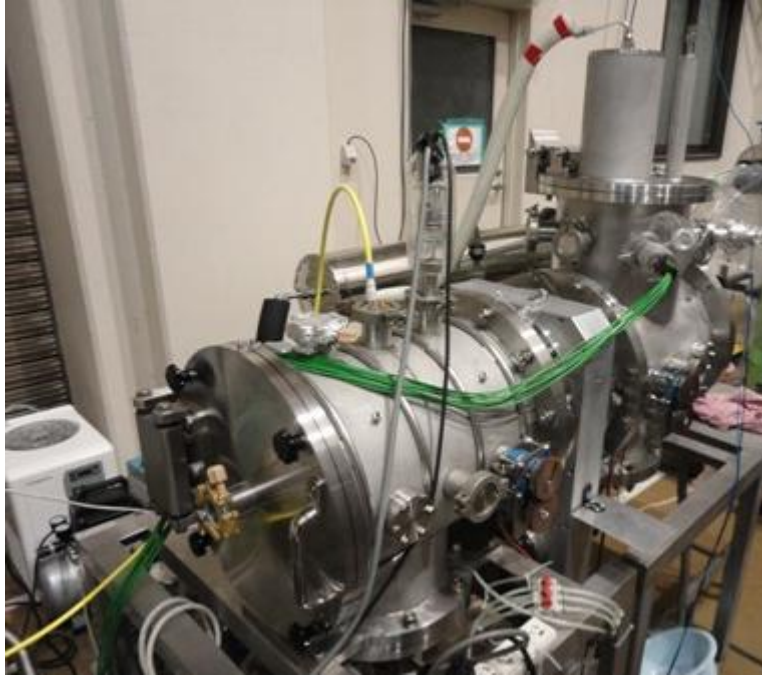


図 4.4.3-1 小型熱真空チャンバー

Fig. 4.4.3-1 Thermal-vacuum-chamber

試験結果について以下に述べる。図 4.4.3-2～6 に電力サイクル試験中の SAS 出力電圧・電流、バッテリー電圧・電流・温度を示す。バッテリー電流は正方向が充電、負方向が放電である。サイクル数を重ねても、バッテリー電圧・電流、SAS 出力電圧・電流にはほとんど変化がないことがわかる。試験時間は約 39 時間でサイクル数は 24 サイクルである。試験後にバッテリーを放電させて残量を確認すると、残量は 92%であった。試験終了のタイミングをみると、日照開始時に試験終了しているため、表 4.3-2 より蝕で約 2.5%のバッテリー電力消費があることから、日照終了時のバッテリー残量は約 95%であると考えられる。試験開始時のバッテリー残量は 100%であったため、約 5%の残量低下という結果となった。よって、バッテリー残量が 100%にはならない、すなわち過充電にならないことが確認できた。

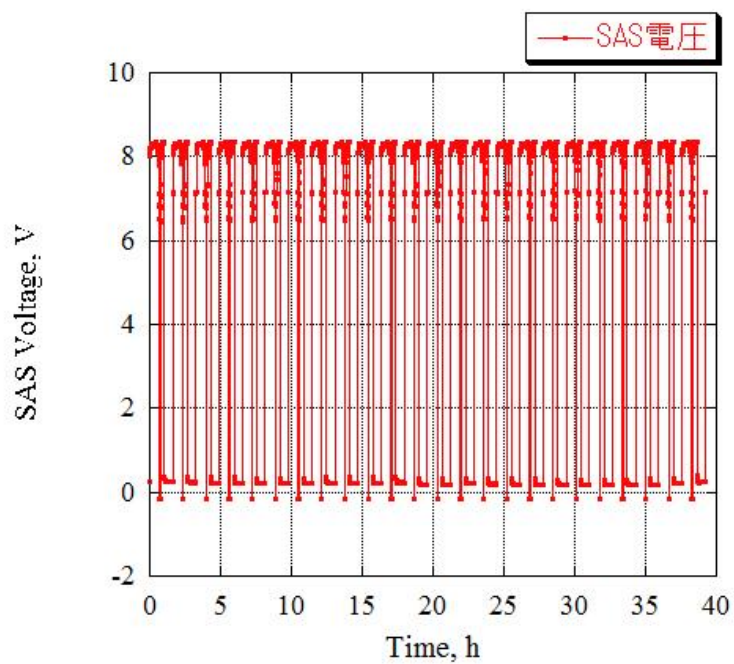


図 4.4.3-2 SAS 出力電圧
Fig. 4.4.3-2 SAS output voltage

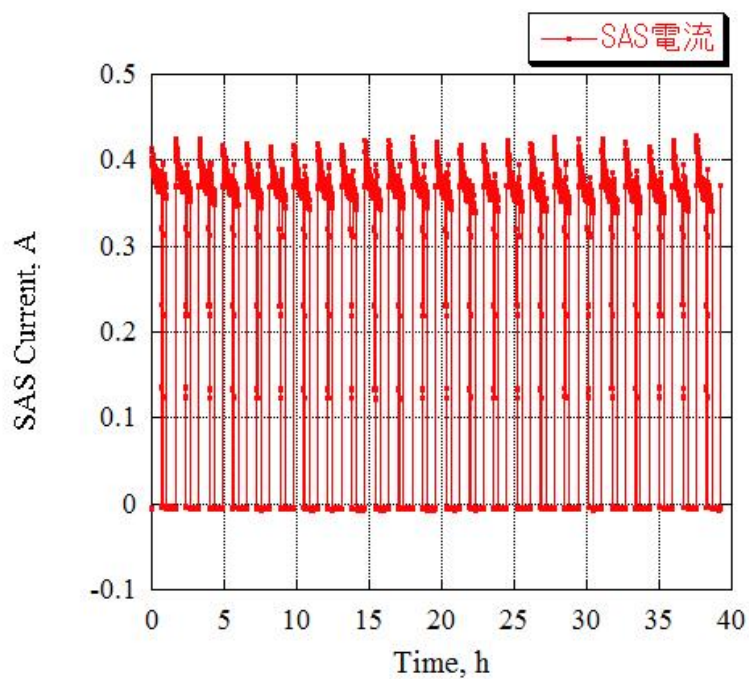


図 4.4.3-3 SAS 出力電流
Fig. 4.4.3-3 SAS output current

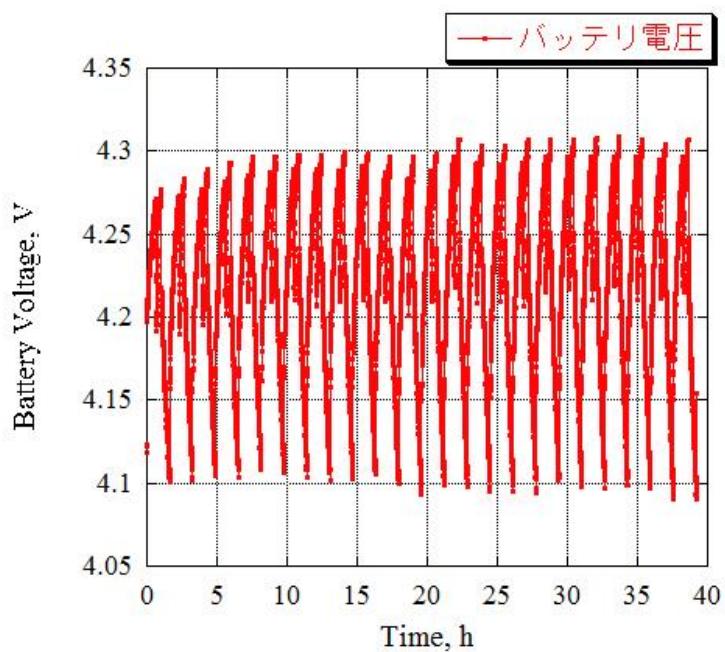


図 4.4.3-4 バッテリ電圧

Fig. 4.4.3-4 Battery voltage

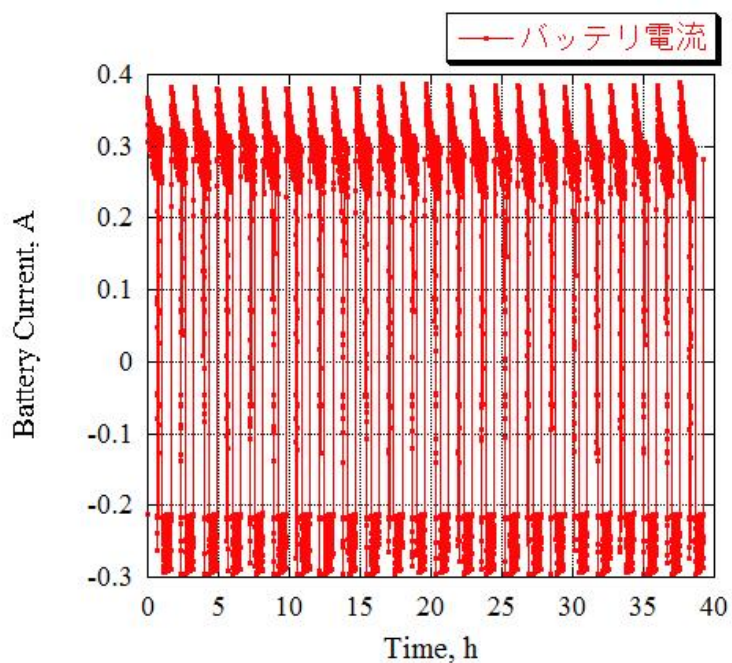


図 4.4.3-5 バッテリ電流

Fig. 4.4.3-5 Battery current

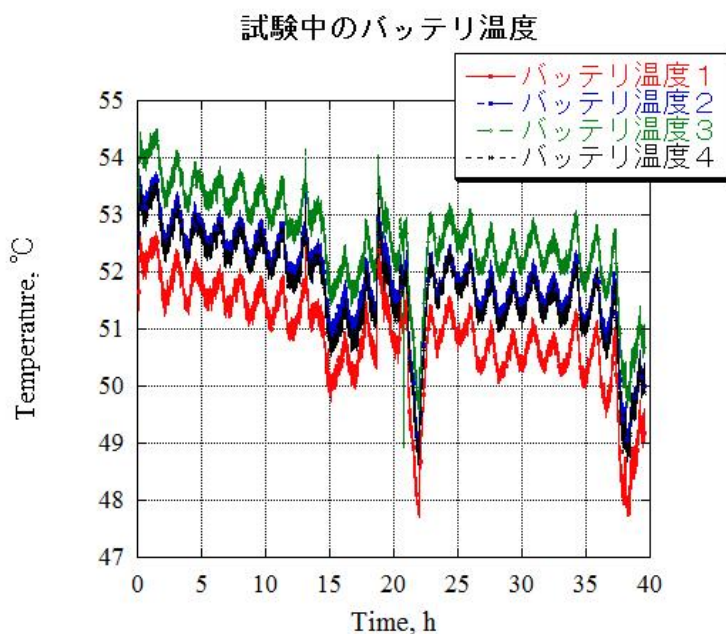


図 4.4.3-6 バッテリー温度

Fig. 4.4.3-6 Battery temperature

本試験は最も充電されやすい環境で電力サイクルを行ったため、バッテリーの発熱量は最も大きくなる。そのため、以下に本試験環境でのバッテリーの発熱量について計算する。上図に示したバッテリー電圧・電流波形の最後の1サイクル（24サイクル目）のバッテリー入出力電力を計算した（図 4.4.3-7）。日照中のバッテリー平均入力電力は 1.18 [W]、蝕中のバッテリー平均出力電力は 0.92 [W]である。試験結果より、本サイクルの電力収支は釣り合っているため、バッテリー入出力電力の差分が発熱量となる。1サイクル当たりの差分は 0.42 [W*98min]となり、日照中のみの発熱に置き換えると日照中の平均発熱量は 0.65[W]となる。よって、バッテリーが満充電になった時の最も発熱しやすい条件でのバッテリー発熱量（日照中平均）は 0.65[W] である。

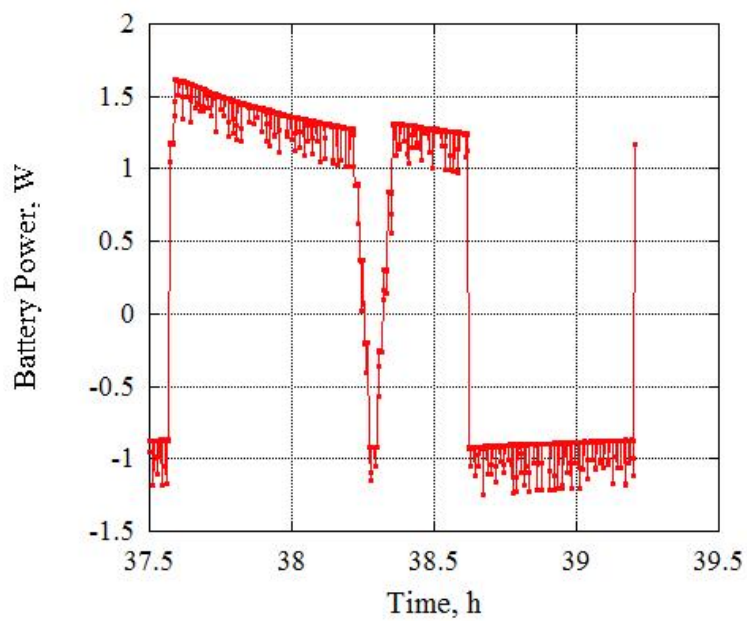


図 4.4.3-7 バッテリ入出力電力 (24 サイクル目)
 Fig. 4.4.3-4 Battery input and output power at 24th cycle

4.4.4 QT 低温電力サイクル

本試験はバッテリーが最も充電されにくい条件でバッテリー温度を QT レベル (AT-20°C) で電力サイクル試験を行い、電力状態を確認する。試験コンフィギュレーションを以下に示す。試験は 4.4.1 で示した試験システム、4.4.3 で示した小型熱真空チャンバーを使用し、バッテリー・バス系基板・通信機の全てを真空チャンバー (図 4.4.3-1) 内に設置し、真空低温環境で試験した。バッテリーだけでなく衛星システムを丸ごとチャンバー内に入れた理由は、バッテリーだけを真空チャンバーに入れた場合チャンバーフランジとチャンバー内外の配線のインピーダンスが 1Ω 程度あり、バッテリー充電に非常に大きな影響を与えるためである。このチャンバーにはシュラウドが取り付けられており、液体窒素を外部から注入することで低温環境にし、バッテリーには熱電対とヒーターを取り付け、バッテリー温度を調節した。図 4.4.4-1 にチャンバーセッティング図を示す。

コンフィギュレーション

供試体：PFM バス系基板 (PFM 電源基板、PFM 底面基板、PFM 通信基板、

PFM OBC 基板)、PFM バッテリ、EM 通信機、分離検知スイッチ

発電電力：最低発電電力 (AT 低温太陽電池特性)

衛星動作モード：通常運用 (0.9W) + ヒーター常に ON (0.3W)

試験ケース：バッテリー QT 低温 (-25°C)

試験開始時バッテリー残量：0%

チャンバー：小型熱真空チャンバー

環境：低温・大気圧、常温・大気圧

試験日時：2011 年 8 月 19 日～8 月 25 日

試験場所：九州工業大学 SVBL 棟 1F 極限環境試験室

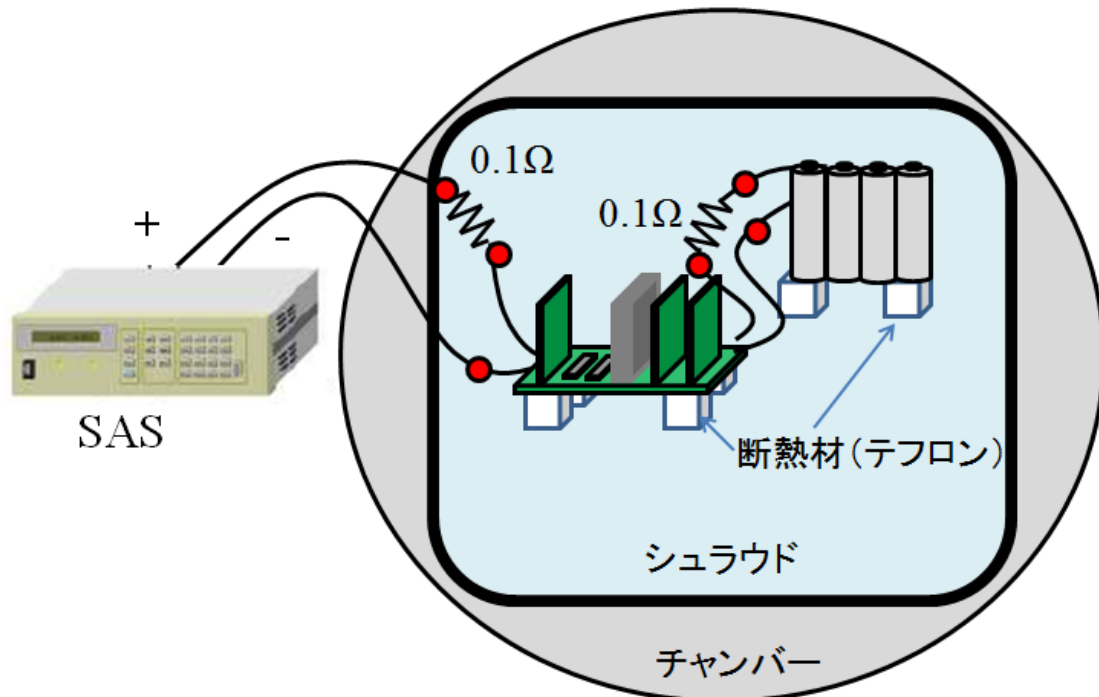


図 4.4.4-1 チャンバーセッティング

Fig. 4.4.4-1 Test system

試験結果について以下に述べる。図 4.4.4-2～5 に電力サイクル試験中の SAS 出力電圧・電流、バッテリー電圧・電流を示す。バッテリー電流は正方向が充電、負方向が放電である。サイクル数を重ねるにつれ、バッテリー電圧が上昇して充電されていることが分かる。また、若干ではあるがバッテリー充電電流が減少、SAS 出力電流が減少、SAS 出力電圧が上昇していることがわかる。このことから、バッテリーが充電されていることが確認できる。試験時間は約 77 時間でサイクル数は 47 サイクルである。試験後にバッテリーを放電させて残量を確認すると、残量は 11%であった。試験開始時のバッテリー残量が 0%であったことから、バッテリーに充電され残量が増加しており、電力収支がとれていることが確認できた。しかし、バッテリー充電量がほとんど増加していないことから、電力収支がぎりぎりの状態であることがわかる。サイクル数を増やせばバッテリー残量は増加すると考えられるが、満充電になるとは考えにくい。また、残量 11%の状態、ミッションを行うことは非常にリスクが高い。よって、設計要求外の厳しい低温環境（バッテリーが QT 低温（AT-22℃）の温度状態、最低発電電力かつ太陽電池温度-24℃時の発電特性）では、電力収支は非常に厳しく、通常運用モードのみ正常動作できることがわかった。

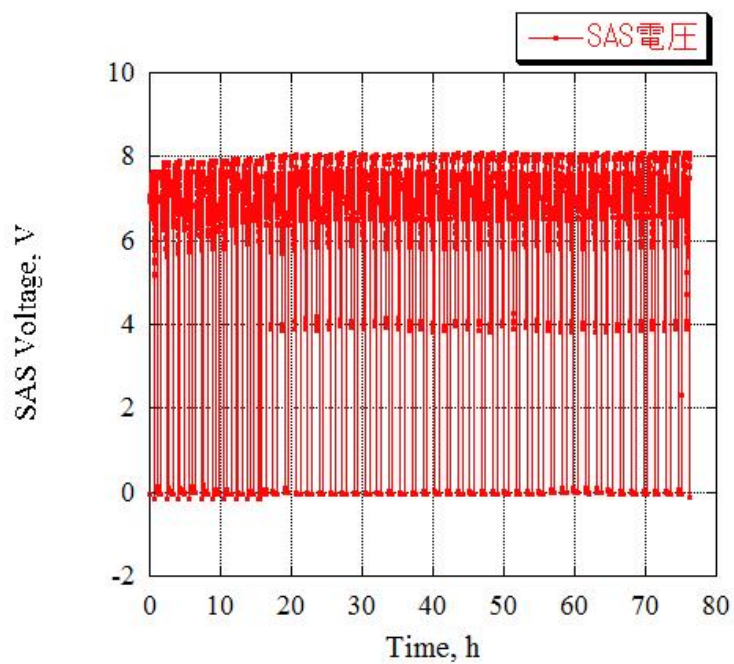


図 4.4.4-2 SAS 電圧

Fig. 4.4.4-2 SAS output voltage

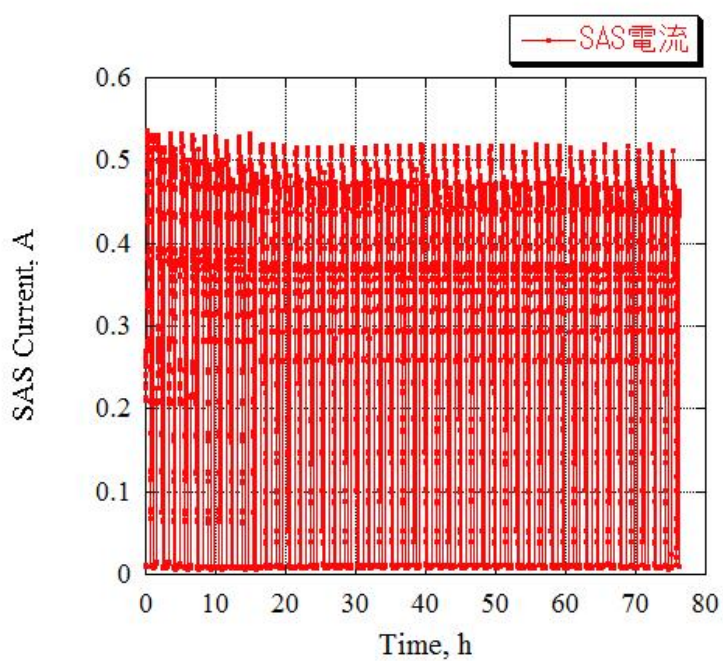


図 4.4.4-3 SAS 電流

Fig. 4.4.4-3 SAS output current

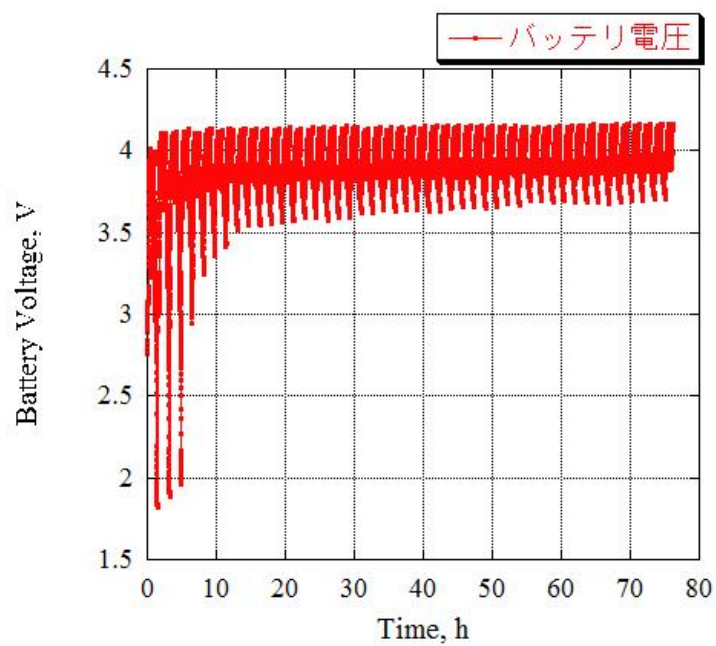


図 4.4.4-4 バッテリ電圧

Fig. 4.4.4-4 Battery voltage

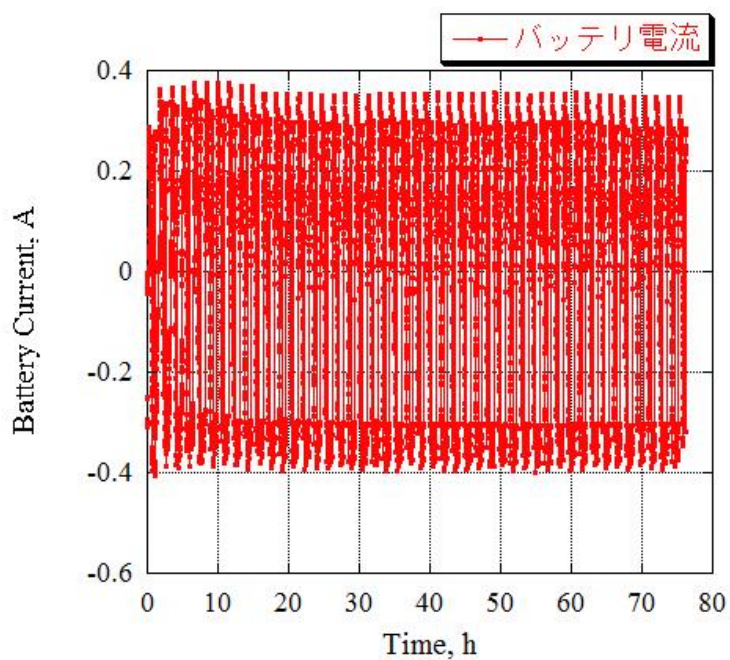


図 4.4.4-5 バッテリ電流

Fig. 4.4.4-5 Battery current

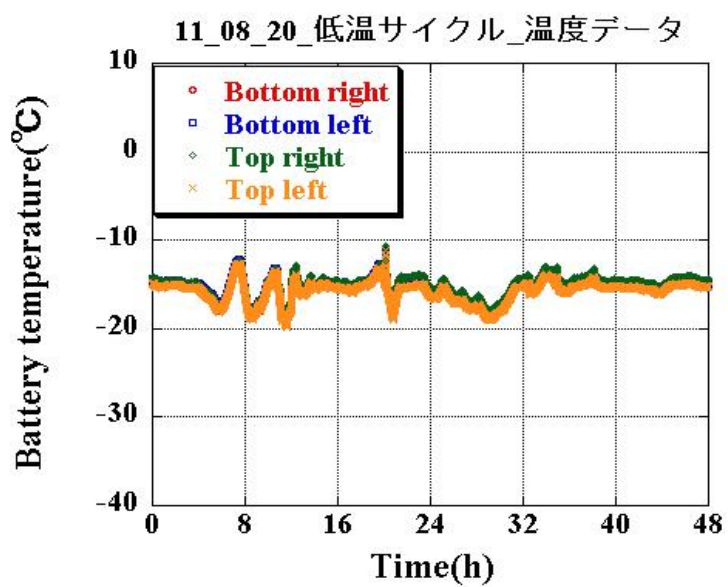


図 4.4.4-6 バッテリ温度

Fig. 4.4.4-6 Battery temperature