

ハードウェアシミュレータによる超小型衛星の電源系性能評価

坂本 祐二^{1,*†}, 桑原 聡文¹, 富岡 義弘¹, 福田 和史¹, 吉田 和哉¹

¹ 東北大学大学院工学研究科航空宇宙工学専攻,
〒980-8579 仙台市青葉区荒巻字青葉 6-6-11

概要

本論文では、Hardware in the Loop (HIL) シミュレータ環境を用いた、システムレベルの電源系評価手法に関して述べる。本手法を開発中の2衛星(RISING-2, RAIKO)に適用した評価結果を示す。この環境では、太陽電池発生電力と機器消費電力をダミー装置で外部から供給または消費し、衛星実機の電源環境をテレメトリデータで計測する。疑似衛星としてソフトウェアシミュレータを同時起動し、結果を比較することで、数学モデルを詳細化する。本手法を通じて、軌道上の電力環境を長時間にわたって模擬し、システムの健全性を事前検証することが可能になる。不具合の発見に加え、試験用バッテリーの劣化検証や、環境試験前後のクイックな動作確認に非常に有効である。衛星の運用開始後は、詳細化された数学モデルに基づくソフトウェアシミュレータで、電源環境の精度の高い将来予測が可能になる。

Evaluation of Power Control System for Micro and Nano Satellites by Hardware-in-the-Loop Simulator

Yuji SAKAMOTO^{1,*†}, Toshinori KUWAHARA¹, Yoshihiro TOMIOKA¹, Kazufumi FUKUDA¹,
Kazuya YOSHIDA¹

¹ Department of Aerospace Engineering, Tohoku University,
6-6-11, Aza-Aoba, Aramaki, Aoba-ku, Sendai 980-8579, Japan

SUMMARY

The evaluation method using Hardware in the Loop (HIL) simulator of power control system for micro and nano satellites is suggested. The results for two satellite projects, which are RISING-2 and RAIKO, are described. The generation power by solar panels and the consuming power by electrical units are supplied or consumed by external instruments. The power-related status data of real satellite are measured via the downlink. As a dummy satellite, satellite simulation software is simultaneously executed, and the status data are compared to ones of real satellite for updating the math models. Through this method, the power environment on orbit can be simulated in a long-term span, and the healthiness of electrical system can be sufficiently evaluated in a ground test.

KEY WORDS: micro and nano satellite, power control, simulator, RISING-2, RAIKO

* Corresponding author. Assistant Professor, Member UNISEC.

† E-mail: sakamoto@astro.mech.tohoku.ac.jp

1. 背景と目的

東北大学では1号機衛星 SPRITE-SAT (RISING)[1]を開発し、2009年1月に軌道投入された。しかしながらバッテリー充電制御が正常に機能していないことが判明し、搭載機器に致命的な障害が生じた。そのため、現在開発中の3機の衛星(RISING-2[2], RAIKO, RISESAT)(図1)では、電源系検証に関して開発初期からエフォートを投入してきた。

SPRITE-SAT では、運用開始当日から満充電時の充電停止が動作せずに、手動による機器オン・オフで電池残量を調整することが余儀なくされた。最終的に、伸展マストの影により太陽パネル1面からの電力出力が低下して、放電 > 充電が過剰になったため、極端な低電圧を経験(電力収支計算から推定)後に、送信電波にデータ変調がかかっている状態が続いている。データ制御装置に不具合が生じ、送信機に向けてデータ信号が出力されていないものと推定する。

設計上の不備は、充電終止の仕組みが、ある一通りの電圧規定であったことである。NiMH は温度が上昇すると、同容量でも電圧が低下するため、満充電電圧に到達せずにバッテリー温度だけが上昇し続けるというモードに入る。この特性を理解し、「バッテリー温度」による充電終止が可能であれば、このような事態は防げた。

検証上の不備は、バッテリー温度を変化させたセル充放電試験を十分に実施して、バッテリー電圧と容量の関係を把握していれば、今回の設計不備は推定できた。充電停止電圧をもう少し低い値に設定していれば、過充電の危険性を内在しつつも、衛星は正常に動作することが出来た可能性がある。予備知識が不十分な状態で、メーカ依存の電源設計と、メーカ単独での動作検証で、開発元である大学が満足していたことが、設計上の不備を発見してリカバリの策を講じることが出来なかった原因である。

本論文では、Hardware in the Loop (HIL) シミュレータ環境を用いた、システムレベルの電源系評価手法に関して述べる。本手法を開発中の2衛星(RISING-2, RAIKO)に適用した評価結果を示す。太陽電池発生電力と機器消費電力をダミー装置で外部から供給または消費し、衛星実機の電源環境をテレメトリデータで計測する。疑似衛星としてソフトウェアシミュレータを同時起動し、結果を比較することで、数学モデルを詳細化する。

本手法を通じて、軌道上の電力環境を長時間にわたって模擬し、システムの健全性を事前検証することが可能になる。不具合の発見に加え、試験用バッテリーの劣化検証や、環境試験前後の瞬時の動作確認に有効である。衛星の運用開始後は、詳細化された数学モデルに基づくソフトウェアシミュレータで、電源環境の精度の高い将来予測が可能になる。

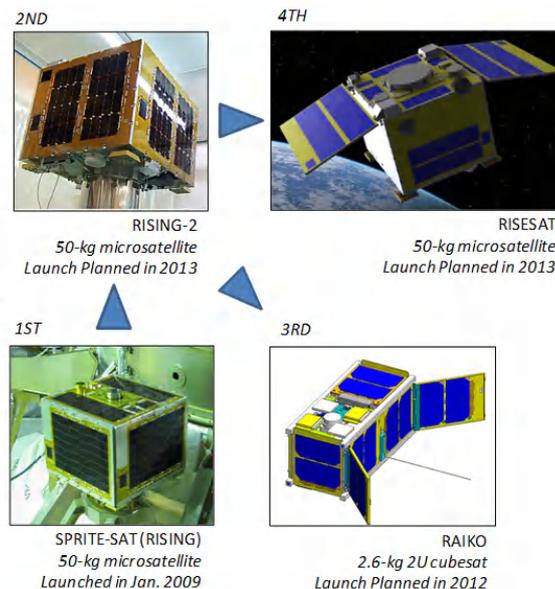


図1 Tohoku Univ. Satellite Series

2. 衛星システムの概要

RISING-2 … RISING-2は口径約10cm、焦点距離約1mのカセグレン式反射望遠鏡を搭載し、高度約628kmの太陽同期軌道から、分解能5mで地球を撮像する(2013年度打ち上げ予定)。全地球規模で災害発生箇所を撮影、即時公開することで、社会インフラに貢献する。液晶チューナブルフィルタを介した多波長観測が可能であり、可視近赤外での積乱雲観測を主ミッションとする。またSPRITE-SATと同ミッションである、高高度放電発光現象(スプライト)の観測を実施する。

質量約43kg、寸法500 x 500 x 500 mm未満、設計寿命は1年以上である。

RAIKO … RAIKOは質量2.66kg、寸法10 x 10 x 20 cmの2Uサイズcubesatである。2012年7月21日に国際宇宙ステーション(ISS)へ向けた貨物として打ち上げられ、2012年9月以降に軌道への放出が予定されている(高度350~400km)。本衛星は和歌山大学、東北大学、東京大学の共同プロジェクトである。

本衛星は50kg級衛星に活用できる技術の事前実証を目的とする。カラーCMOSカメラによる衛星放出時のISS撮像、カラーCCDカメラによる地球撮像、スターセンサとして活用可能な高感度モノクロCCDセンサによる星撮像、の3種の撮像系を搭載する。また膜展開機構による高度300kmからの急速軌道降下実験、Ku帯ビーコン電波による軌道決定実験、最大500kbpsのKu帯データ通信実験を実施する。

電源システムの比較 … RISING-2は電力変換効率27.1%(メーカー試験値)の太陽電池セルを採用する。ボディマウント方式で、各パネルに8直4並(18.64V, 452mA)または8直2並(18.64V, 226mA)で、合計5面に搭載する。スピン状態における発電力は41.1Wである。バッテリーは工業用のNiMH蓄電池を9直1並(放電平均10.8V, 容量3700mAh)で構成する。

RAIKOは電力変換効率29.5%(カタログ値)の太陽電池セルを採用する。パネル1面に2枚ずつ(2直1並, 4.82V, 438mA)貼り付け、パドル展開前は合計6面であり、2枚のパドルを展開すると、合計10面になる。スピン状態における発電力はパドル収納時で3.19W, 展開時で4.70Wである。バッテリーは市販のNiMH蓄電池を8直1並(放電平均9.6V, 容量750mAh)で構成する。

NiMH電池は過充電による爆発等のリスクが少なく、安全面で有利である。電圧と温度のモニタにより充電を自動停止する思想で、コマンドで設定値を変更可能である。

3. 評価環境の構成

シミュレータ環境を図2に示す。衛星の開発モデル(A)および地上受信機とテレメトリ記録用の運用ソフトウェア(a)(図3)を用意する。シミュレータ環境は衛星搭載の電源制御ユニット(PCU)に接続する。衛星シミュレータソフト(B)を用意し、運用ソフトウェア(b)でコマンド送信し、機器のON/OFF構成を変える。衛星シミュレータは軌道・姿勢を計算し、太陽電池発生電力と消費電力を算出する。これに基づいて、電源供給装置(Solar Panel Dummy)と疑似負荷装置(Load Dummy)をリモート制御する。

図2のAにおいて、送信機、データ制御ユニット、電源制御ユニット以外にも、実際の観測機器や姿勢制御機器で電力を消費することが可能である。その場合は、衛星シミュレータソフト(B)において、どの機器がシミュレーションで、どの機器が実機であるかを設定すればよい。シミュレーションで再現する機器に関しては、その合計消費電力が電子負荷(Load)で消費される。

本検証では、この検証方法を実現できる最小限の構成として、観測機器や姿勢制御機器はすべてシミュレーションで再現している。これは、実機ユニットを全て揃えなくても、検証は実施できることをアピールしたいためである。

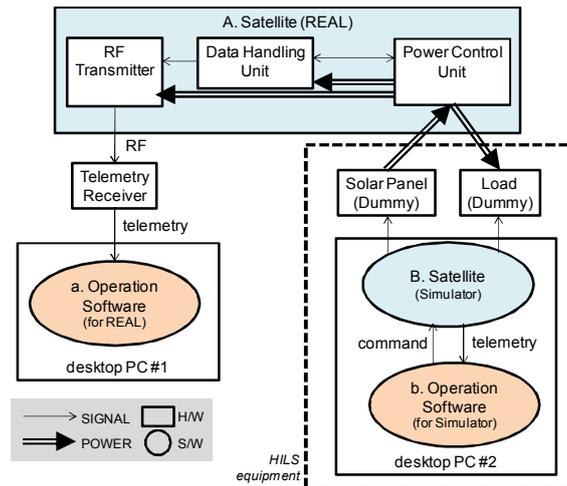


図 2 HIL Simulator for Power System

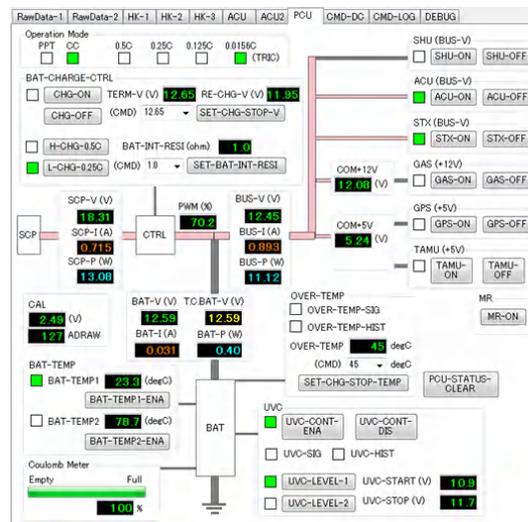


図 3 Operation Software

3.1 ソフトウェア概要

フレームワーク … ケーススタディとして、C++コードで記述した衛星シミュレータプログラム SatSimulator を紹介する。本ソフトは GUI を持たず、Windows の共有メモリを使用して、他プログラムと情報を交換する。

シミュレータは衛星実機と同様に、コマンド受信・テレメトリ配信が可能である。共有メモリ (IF_TLM_CMD) を使用して、運用ソフトと結合可能な Socket サーバを起動する。シミュレータも実機も、同じ運用ソフトウェアを使用することが重要である。衛星実機の製作前に衛星シミュレータと運用ソフトを並行して作りこむことで、仕様を洗練化することが可能になる。また衛星シリーズでコマンド/テレメトリフォーマットを統一することで、衛星搭載側の FPGA/CPU コード、および運用ソフトの共通化が可能になる。

共有メモリ (IF_SCP) を使用して、市販の太陽電池シミュレータ電源 (アジレント社 E4350B) を制御するソフトと結合する。シミュレータで数値計算した発生電力パラメータ (短絡電流、開放電圧、最大電力電流、最大電力電圧) を電源に逐次自動設定する。

機器の電力消費を模擬するために、共有メモリ (IF_LOAD) を使用して、市販の電子負荷装置を制御するソフトと結合する。シミュレータで数値計算した消費電力 (W) の合計を計測器に逐次自動設定する。

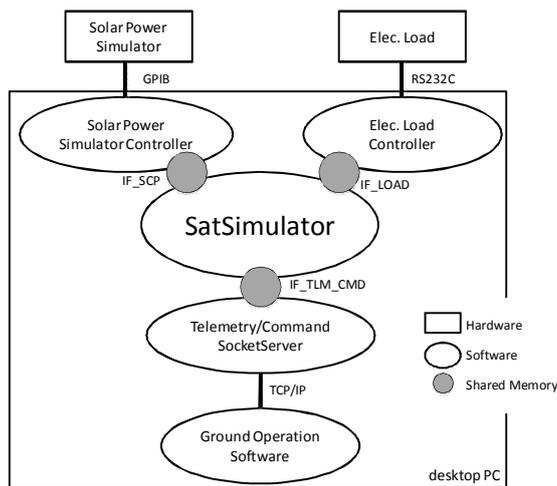


図 4 Satellite simulator and related software

クラス構成 … プログラム SatSimulator はオブジェクト指向言語で記述する。ステータス情報を保持する State クラス群、数値積分モデルを実装する Integration クラス群、機器の動作を定義する Thread クラス群に分類できる。

クラス群を Table.1 に示す。1 に関しては、衛星ごとに関数の中身が異なる(派生クラスで実現)が、2 に関してはすべて共通のクラスを使用可能である。

表 1 Definition of classes in SatSimulator program

1. Classes of Instruments	
StateBAT	battery
StateGAS	geomagnetic sensor
StatePCU	power control unit
StateSAS	sun sensor
StateSCP	solar panels
StateSCU	central data handling unit
StateMTQ	magnetic coils
ThreadSCU	behavior of SCU
ThreadPCU	behavior of PCU
2. Classes of Orbit and Attitude	
StateAttitude	status of attitude
StateMass	specification of mass
StateOrbit	status of orbit
StateTime	status of time
IntegrationAttitude	attitude dynamics model
IntegrationOrbit	orbit dynamics model
Thread AttitudeSimulator	procedures of orbit and attitude propagations and update of sensors

Software in the Loop(SILS)プログラム手順 … SatSimulator と運用ソフトを組み合わせると、疑似衛星の挙動を確認することが可能になる。リアルタイムモード(125ms 周期)に加えて、高速計算が可能であり、短時間で様々な条件を与えて評価できる。

- 1) ThreadAttitudSimulator.update 関数の実行 … 軌道生成(IntegrationOrbit.propagate 関数), 姿勢生成(IntegrationAttitude.propagate 関数)の実行後に、軌道(StateOrbit), 姿勢(StateAttitude), 太陽電池セル(StateSAS), 磁気センサ(StateGAS)の各ステータスを更新する。
- 2) ThreadSCU.update 関数の実行 … 太陽電池セルと磁気センサの更新値に基づいて、磁気トルカ制御を実行 (StateMTQ の更新)。
- 3) ThreadPCU.update 関数の実行 … バス消費電力と太陽発生電力の比較から、バッテリー充放電モードを決定する。次節で解説する数学モデルから、太陽電池パネルとバッテリーの電圧・電流を決定し、ステータス(StateSCP, StateBAT)を更新する。数学モデルには電力変換/損失効率を適用する。バス消費電力は、開発の初期段階では予測値を適用し、システム試験が進むに従って、実測値に置き換えていく。電力変換効率は重要であり、まず太陽電池セルのカタログ値で示される最大発生電力(P_{mp})の 90%を太陽電池で生成できると見込む。太陽電池からバス電力への変換損失(電圧変換など)として 20%を見込む。合計で、 P_{mp} の 70%程度がバス電力で消費可能であると初期設計段階で定義し、システム試験を通して実測値に置き換えていく。

3.2 電源系の数学モデル

充放電アルゴリズム … 電力変換効率および最大充電電流を無視して、RISING-2 の充放電アルゴリズムを簡易的に示すと図 5 のようになる。各モードのモデル式は下記の通りである。ここで P_{BAT} はバッテリー充放電電力, P_{SCP} は太陽発生電力, P_{SCPM} は発生可能な最大値, P_{BUS} はバス消費電力である。また V_{BAT} , V_{TERM} はバッテリー電圧および充電終止電圧である。

太陽光発電は MPPT 方式(Max. Peak Power Tracking)であり、 $0 \sim P_{SCPM}$ の間で可変であり、負荷側が必要とする量に応じて発電する。

- MODE-DISCHG (バッテリー放電モード)

$$P_{BAT} = P_{SCPM} - P_{BUS} \text{ (where } P_{BAT} < 0\text{)}$$

$$P_{SCP} = P_{SCPM}$$

- MODE-TRIC (微小充電モード)

$$P_{BAT} \approx 0, P_{SCP} = P_{BUS}$$

- MODE-CHG (充電モード)

$$P_{BAT} = P_{SCPM} - P_{BUS} \text{ (where } P_{BAT} > 0\text{)}$$

$$P_{SCP} = P_{SCPM}$$

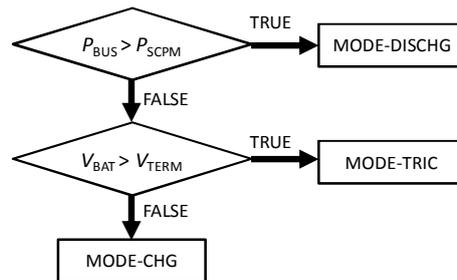


図 5 Algorithm of Battery Charge or Discharge

太陽電池セルのモデル化 … 太陽方向ベクトル \mathbf{S} を軌道・姿勢から計算すると、太陽光が入射するセルの並列数 n を計算できる。1 面 4 並列の場合、直射時は $n = 4$ となり、例えば 45° 入射時は $n = 4\cos 45^\circ$ である。また、直列数を m で定義すると、発電可能電力は

$$P_{SCPM} = V_{mp} \times I_{mp} \times m \times n$$

ここで V_{mp} と I_{mp} は最大電力点の電圧と電流であり、RISING-2 の 1 並列あたりの最大発生電力は 8.43W (= 0.452 A x 2.33 V x 8 直列) である。太陽入射角による発生電流値の変動は n で制御されるため、 I_{mp} はカタログ値(0.452 A)で固定である。

充放電アルゴリズムで計算した P_{SCP} を引数として、太陽電池パネルの電流 I_{SCP} 、電圧 V_{SCP} を下記のモデル式から計算する。これは V-I カーブのデータシートを、 P_{CELL} -I カーブに変換し、近似曲線を求めた結果である。ここで P_{CELL} 、 I_{CELL} はセル単位の電力、電流である。

$$P_{CELL} = P_{SCP} / mn$$

$$I_{CELL} = \alpha_2 P_{CELL}^2 + \alpha_1 P_{CELL} + \alpha_0$$

$$I_{SCP} = I_{CELL} \times n, V_{SCP} = P_{SCP} / I_{SCP}$$

ここで $\alpha_2 = 0.0693$, $\alpha_1 = 0.337$, $\alpha_0 = 0.00229$ である。

バッテリーのモデル化 … バッテリーモデルとして、バッテリー電力 P_{BAT} 、バッテリー温度 T_B (degC)、電池残量 $L_B(0\sim 1)$ から、バッテリー電圧 V_B とバッテリー電流 I_B の推定値を計算する数学モデルを定義する。充電時($P_{BAT} > 0$)と放電時($P_{BAT} < 0$)でモデル式が異なる。モデルは、単体セルの温度試験(0°C, 25°C, 40°C)で得たデータに基づく。定電流(0.5C, 1.0C)による充電、放電を実施し、時刻・電圧・電流・温度の計測値を実験的に取得する。この実験値をソースとして連立方程式の数値解法により、以下のようにモデル式の係数を決定する。

$$V_B = \sum_{i=1}^6 \alpha_{Li} L_B^i + \alpha_{T2} T_B^2 + \alpha_{T1} T_B + \alpha_I I_B + \alpha_0$$

$$I_B = P_{BAT} / V_B$$

RISING-2の例(9直1並, 平均10.8V放電, 3.7Ah容量)では、充電時で $\alpha_{Li} = +12, -73, +229, -384, +325, -107$ ($i = 1\sim 6$), $\alpha_{T1} = -3.76 \times 10^{-2}$, $\alpha_{T2} = +4.09 \times 10^{-4}$, $\alpha_I = 0.352$, $\alpha_0 = 12.03$ である。放電時で $\alpha_{Li} = +25, -65, +65, +22, -89, +46$ ($i = 1\sim 6$), $\alpha_{T1} = +5.36 \times 10^{-2}$, $\alpha_{T2} = -7.00 \times 10^{-4}$, $\alpha_I = 0.302$, $\alpha_0 = 6.99$ である。ただし T_B の単位はKではなくdegCである。

RISING-2ではTCBAT-V(Temperature Compensate BAT-V)という数値をオンボードで計算している。充電時は0A、25°C換算の電圧値であり、放電時は0.37A(=0.1C)、25°C換算の電圧値である。この値を基準値と比較して充電終了または低電圧判定することで、バッテリー周囲の温度環境や充電流の大小に左右されずに、電池残量を正確に認識することが可能となる。

4. RISING-2の電源系評価試験結果

4.1 試験条件

RISING-2に関して、衛星シミュレータ (Sat Simulator)とフライト前の衛星実機を使用して、電力収支解析を実施する。地球指向時に、もっとも消費電力の多い観測モード(MODE-A4, 最大30.51Wを5分実施後に、MODE-S6, 最大31.98Wを10分実施)を日照時と日陰時でそれぞれ15分実施するケースを想定する。それ以外の時間はMODE-A0, 11.87Wである。グラフは1周回97.3分の履歴であり、日陰35.4分、日照61.9分の順である。

ここで、MODE-A0はホイール系姿勢制御および理学観測機器オフの定常待機モード、MODE-A4は観測のための地球指向を達成するためのホイール系姿勢制御モード、MODE-S6は地球指向を維持しながら、消費電力が大きいボロメータアレイセンサによる水蒸気観測を実施する理学観測モードである。

この試験は図2の構成で実施する。運用ソフトはaとbの2つを起動し、aは衛星実機のテレメトリログ収集用、bは衛星シミュレータへの電源ON/OFFコマンド用、およびシミュレータのテレメトリログ収集用である。最終的に、aとbの電源系パラメータの履歴を比較する。シミュレータBに設定した条件は、降交点地方時12時、軌道傾斜角97.9deg、高度628km、温度25°C固定、太陽光1367W/m²固定、地球指向姿勢である。

4.2 試験結果

温度補償バッテリー電圧の履歴 … 実機、シミュレータのいずれでも日照終了までに終止電圧13.13Vに到達している。実機での電圧変動は11.01 - 13.17Vであり、温度および電流値による電圧変動の影響を受けないため、電池残量の推定が容易である。温度補償がないバッテリー電圧の場合は、10.07 - 13.58Vの範囲で大きく変動する。

バッテリー残量の履歴 … 実機のバッテリー残量はオンボードCPUで計算した結果をテレメトリ出力している。シミュレータは、バッテリー電流(BAT-I)を逐次積分している。結果として、実機ではDODが32.5%、シミュレータでは30.2%である。日照時に100%まで復帰することを確認した。

バス電力・発生電力の履歴 … シミュレータで計算した消費電力を電子負荷に設定しているため、バス電力は基本的に実機とシミュレータで同一の結果になる。日照時の発生電力は、実機では最大50.02Wを記録し、シミュレータでは58.38Wを記録している。実機に含まれる Peak Power Tracking 制御損失のモデル化が十分でなく、調整が必要である。

シミュレータの数学モデルは、システム電気試験を通して、電力変換効率や損失、各機器の消費電力などの実測値を把握したうえで、洗練化している。このような評価を導入することで、電源系不具合の発見や、打ち上げ前の数学モデル把握を容易にする。またシミュレータ単体でもさまざまな運用環境を模擬して事前検証することが可能になり、運用後の不具合を最小化することに貢献する。

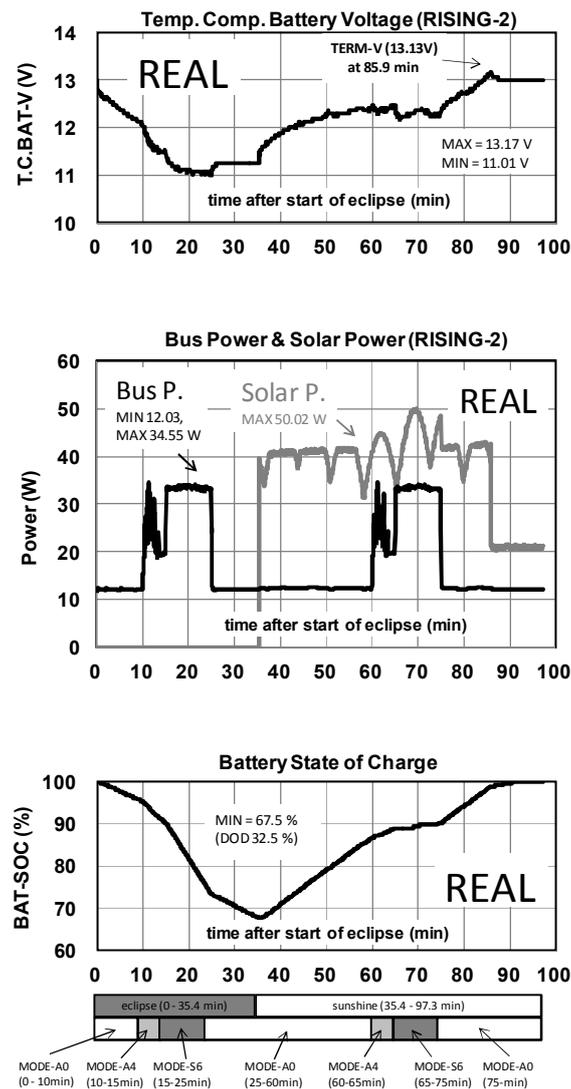


図 6 History of power status (RISING-2) from telemetry data of real engineering-model satellite

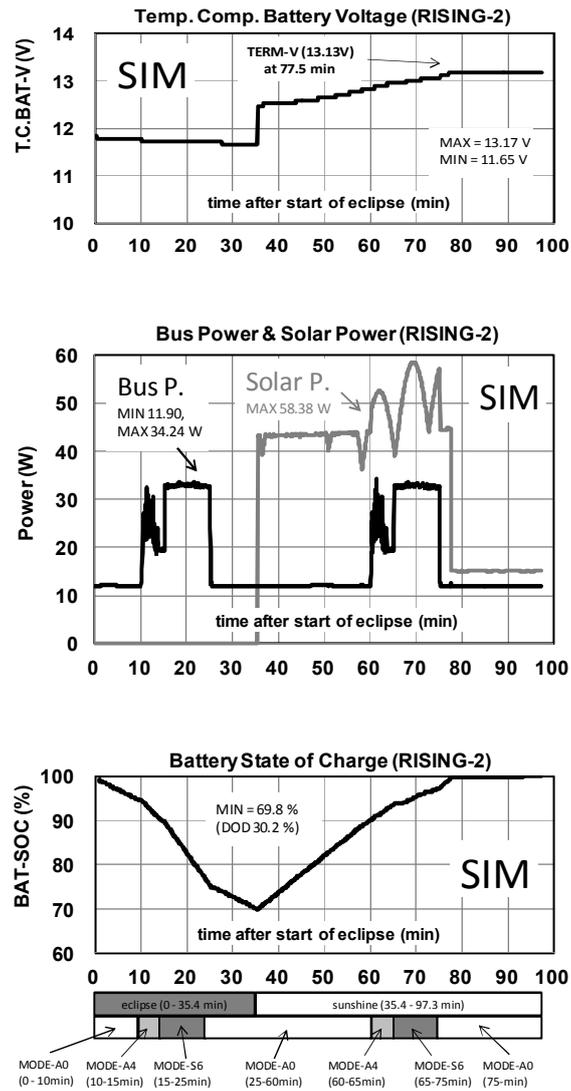


図 7 History of power status (RISING-2) from satellite simulator

5. RAIKO のシミュレーション評価結果

シミュレーション評価の結果を示す。これは図2のシミュレータBと運用ソフトウェアbの構成で実現可能である。

バス電力(Bus P.), 太陽発電電力(Solar P.), バッテリ残力(SOC)の1周回における履歴を図に示す。日陰率が最も高い条件として、300 km 高度で太陽光の軌道面に対する入射角が0degを想定する。衛星は2.0 deg/s (各軸)でスピン運動する。1周回90.5分で、グラフは日陰36.3分、日照54.2分の順である。

本衛星は、受信機(U-band, S-band)と電力制御回路(PCU)のみで構成する Standby モード(MODE-S/B, 0.71W)を基本とし、ステータス記録とタイマコマンドの実行判断のために、中央制御装置(MPU)が5分スリープ後に30秒オンになる動作を繰り返す。また1周回のうち1回、8分間のみMPUに加えて送信機(S-band)がオンになり、テレメトリ送信を実行する(MODE-COMM, 4.56W)。

このシミュレーション結果はパドル非展開時を想定する。1周回の中で、放電深度は7.4%であり、日照終了時に100%まで復活することが確認できる。パドル展開に成功すると発電量は1.47倍になるので、Ku帯ビーコン(0.675W)の常時オンなどが可能になる。

このように、シミュレータを使用することで、電力的に妥当な運用シナリオを的確に計画することが可能になる。

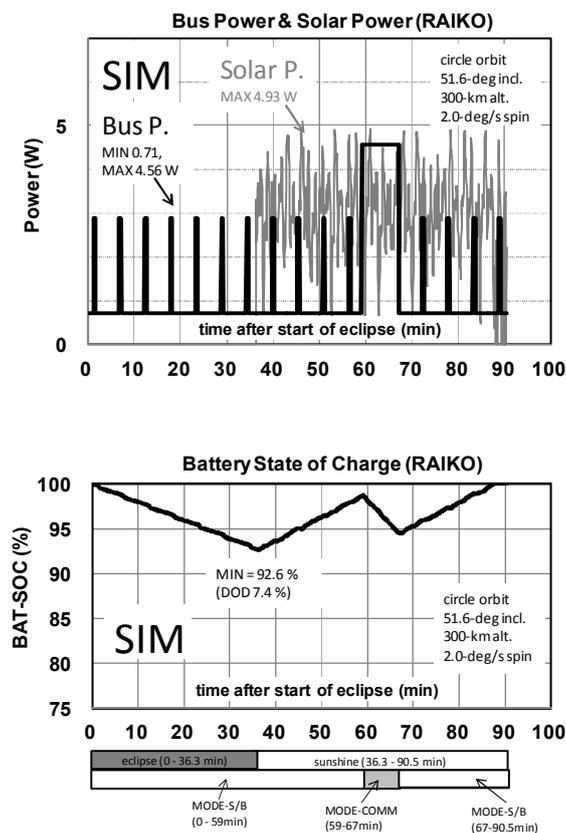


図8 History of power status (RAIKO) without solar paddles

6. 結論

本論文では、Hardware in the Loop (HIL) シミュレータ環境を用いた、システムレベルの電源系評価手法に関して述べた。まず RISING-2 と RAIKO の衛星システムを紹介し、シミュレータ評価環境のソフトウェアとハードウェアの構成、ソフトウェアのフレームワーク、電源系数学モデルに関して詳細を示した。RISING-2 のケースでは、衛星実機とシミュレータの電源系の挙動を比較し、シミュレータ評価の実用性を示した。また RAIKO では電源リソースが十分でない状況での特殊な運用プランと妥当性に関してシミュレーションで評価した。

ソフトウェアは軌道モデル・姿勢モデル・電源制御モデル等を含む衛星シミュレーションソフトに加え、外部電源装置の制御ソフト、および実機同様の運用ソフトウェアを準備する。ハードウェアは送信機・データ制御ユニット、電源制御ユニットを用意し、外部のソーラー疑似電源および電子負荷を結合することで、運用時と同じ時間サイクルでシステム充放電検証が可能となる。

RISING-2 の例では、運用時に想定される最大消費電力を要するミッション観測モードにおいて、放電深度が 32.5% であり、日照時間中に満充電まで復帰することを実機で確認した。またシミュレータでもモデルの微修正により同様の電源系挙動を再現することが可能であることを示し、本例以外の様々なモードに置いてもシミュレーションのみで検証可能である体制を構築した。この体制は、運用開始後に実機がない状況において、電源系の将来値を推定するツールとして有用である。

RAIKO の検証では、1 回の日照で満充電まで復帰するための条件を探すために、本検証は貢献している。放電深度は特に問題にはならないが、発電電力が小さいため、放電が充電を上回ってしまうと電源収支が破綻する危険性がある。パドル非展開で日陰率が大きい軌道条件においても、1 周回のうち 1 回、8 分間のみ送信機をオンにするのであれば、電力収支を維持できることが判明したことで、運用時の安心感が増加した。またコマンド不通で送信機オフが出来ずに電源系が破綻する危険性を再認識したことで、送信機および MPU に対して、常に自動オフタイマを動作させる仕様変更などのアイデア提案につながった。

参考文献

- [1] Yukihiro Takahashi, Kazuya Yoshida, Yuji Sakamoto, and Takeshi Sakanoi, "SPRITE-SAT: A University Small Satellite for Observation of High-Altitude Luminous Events," Small Satellite Missions for Earth Observation: New Developments and Trends, Springer, Feb. 2010.
- [2] Toshinori Kuwahara, Yuji Sakamoto, Kazuya Yoshida, Yukihiro Takahashi, Tetsuya Fukuhara, and Junichi Kurihara, "Mission and System of the Earth Observation Microsatellite RISING-2," The 8th IAA Symposium on Small Satellites for Earth Observation, Berlin, Germany, Apr. 2011, No. IAA-B8-1404.