

Status of Power System of AKATSUKI to be Inserted into Orbit around Venus

Hiroyuki Toyota¹, Nobuaki Ishii¹, Masato Nakamura¹,
Hiroki Ooto², Kazuya Koide², Yukishige Nozaki³, Hideki Yoshino³

¹ Institute of Space and Astronautical Science / JAXA
3-1-1 Yoshinodai, Chuo-ku, Sagami-hara, Kanagawa 252-5210, Japan

² The Furukawa Battery Co. LTD.
23-6 Kuidesaku, Joban-shimofunaomachi, Iwaki, Fukushima 972-8501, Japan

³ NEC TOSHIBA Space Systems, Ltd.
1-10 Nisshin-cho Fuchu, Tokyo 183-8551, Japan

Abstract

This paper describes the development and the operation of the power system of the Venus climate orbiter “AKATSUKI”, which is Japan’s first inner planet explorer.

The spacecraft is irradiated by intense sunlight of 2 Suns on the orbit around Venus. For example, solar panels for ESA’s Venus Express, which was operated eight years to 2014 on the orbit around Venus, were equipped with optical solar reflectors between the solar cell strings to lower the temperature. However, the size of the solar panels for the AKATSUKI was strictly limited by the size of the nose fairing of the originally planned launch vehicle, M-V rocket, therefore the front side of the panels had to be all covered by solar cells to meet the requirement for the electric power. As a result, we were obliged to increase the maximum design temperature of the solar to as high as +185°C. After the AKATSUKI failed in orbit insertion in December, 2010, the spacecraft has been orbiting the Sun at the distance of 0.67-0.7 AU, and the temperature of the panels has been changing in the range between +100°C and +140°C. We assume the thermal control materials of the panels have not degraded, because the temperature trend has not changed. We expect the solar panels are able to supply required power more than two years after the upcoming Venus orbit insertion in December, 2015, considering the radiation damage.

The AKATSUKI equips 23.5-Ah Li-ion batteries for the use of the power supply during the safe hold mode over the mission period and eclipses only on the orbit around Venus. In order to keep the capacity retention as high as possible, the batteries has been operated at 0.5°C and 30% state-of-charge (SOC), which corresponds to the required power to restore from the safe hold mode, after the unsuccessful Venus orbit insertion in 2010. On the orbit around Venus, the SOC will be varied keeping the minimum SOC that meets the power requirement in accordance with the eclipse duration. The status of the batteries have been evaluated by the telemetry data of the reset operations, in which all battery cells are charged to 4.1 V (108% SOC) then discharged to the former SOC (currently 30%) to mitigate the variation of the battery cell voltages. The capacity of the batteries as of the last reset operation in May, 2014 was 23.6 Ah, which is almost equal to the specification. If the eclipse pattern on the orbit around Venus is same as the original plan, the batteries are expected to meet the requirement more than two years after the planned orbit insertion in December, 2015. We are seeking the trajectory which minimize the eclipses and maximize the science value.

金星周回軌道投入を控えた探査機あかつきの電源系機器運用状況

豊田裕之、石井信明、中村正人 (ISAS/JAXA)

大登裕樹、小出和也 (古河電池株式会社)

野崎幸重、吉野秀樹 (NEC 東芝スペースシステム株式会社)

1 はじめに

あかつきは、スーパーローテーションと呼ばれる惑星規模の大気運動をはじめとする金星の大気現象を観測し、メカニズムの解明を目指す探査機である⁽¹⁾⁽²⁾。2010年5月21日にH2Aロケット17号機により打ち上げられ、同年12月7日に金星に会合したが周回軌道投入に失敗し、2015年12月7日の再投入を目指した運用を継続している⁽³⁾。

あかつきは、火星探査機のぞみ、小惑星探査機はやぶさに続く我が国3番目の惑星探査機であり、初めての内惑星探査機である。太陽電池パネルについては高照度・高温環境耐性が、バッテリーについては長期運用期間中の容量劣化抑制が開発課題となった。周回軌道投入失敗により、当初4.5年と計画されていたミッション期間が7.5年(金星周回軌道において2年間の観測を行うと仮定)に延長されたため、その条件は一層厳しくなった。

本稿では、電源系機器の開発課題と軌道上運用状況について解説し、金星周回軌道再投入に向けた見通しを述べる。

2 電源系機器の特徴と開発課題

2.1 探査機の概要

金星探査機あかつきの外観図を図1に示す。直方体の探査機構体の寸法は1.04 m × 1.45 m × 1.40 m、質量は約520 kg(うち推進薬約197 kg)である。電源系に帰属する機器としては、衛星構体から南北方向に突き出た太陽電池パネル(Solar Array Panel, SAP)が特徴的である。金星周回軌道投入後は、5台の観測カメラを金星に向けつつ太陽電池パネルで太陽を追尾するため、パドルの付け根に回転機構(Solar Array Drive Assembly, SADA)を備える。

電源系機器のブロック図を図2に示す。日照中にSAPで発生した電力は、SADAおよび逆流防止ダイオード(SAP Blocking Diode, SBD)を経由してシリーズスイッチングレギュレータ(Series Switching Regulator, SSR)に入り、50 Vに降圧安定化された後に電力制御器(Power Control Unit, PCU)に渡され、バッテリー(Battery, BAT)および負荷機器に分配される。太陽光の当たらない日陰中およびセーフホールド(機体の安全維持のための動作状態への自律的移行)時は、BATを放電して負荷機器に電力を供給する。

太陽電池パネル出力電圧の安定化にSSRを用い、地球周回衛星でよく用いられるシャントレギュレータを用いないのは、あかつきと太陽との距離が0.7 AU~1.03 AU (Astronomical Unit)と大きく変動するため、日照時のSAP温度が約30°Cから170°C近くまで大きく変動し、出力電圧が大きく変化するためである。SSRの設計は小惑星探査機はやぶさ搭載品を踏襲した。

2.2 太陽電池パネル

金星は太陽から0.7 AUの距離にあり、太陽光強度は地球近傍の約2倍となる。金星周りの全日照軌道で温度は最高になり、定常状態で+144°C、近金点通過時には短時間ながら+167°Cに達する。これに姿勢喪失時の温度上昇と解析誤差を加え、+185°Cを太陽電池パネルの設計温度とした。

ESAの金星探査機Venus Express(図3)は、太陽電池ストリングとOptical Solar Reflector(OSR)と呼ばれるガラスに銀蒸着を施した反射板を、パネル表面に交互に実装した⁽⁴⁾。これにより熱入力を低減し温度上昇を抑制できるが、同時に発生電力の低下を招く。

一方であかつきは、開発当初M-Vロケットによる打ち上げを想定しており、これに収納できる寸法の太陽電池パネルで必要な電力を得るためには、

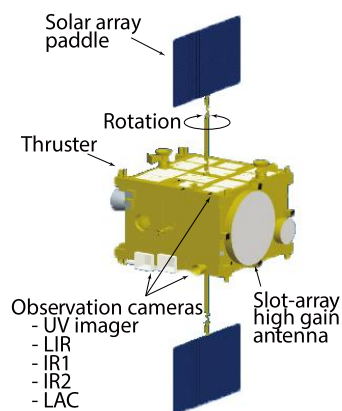


図1 金星探査機あかつき

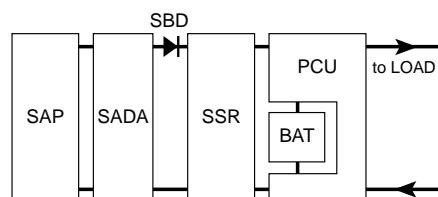


図2 電源系機器機能ブロック図

受光面を全て太陽電池セルで覆う必要があった。太陽電池パネルは、アルミハニカムコアの両面にCFRP板を貼り付けた板状の構造をとる。受光面にOSRを搭載できないあかつきのパネルは、通常より薄く高密度な厚み 10 mm の 1/8 インチアルミハニカムコアを用いることで、裏面への排熱効率を高めた。さらに、裏面を全面 OSR で覆うことで金星アルベドの入射を抑制した。

こうして製作された、あかつきの太陽電池パネルの外観を図 4 に示す。シャープ製 InGaP/GaAs/Ge 3 接合太陽電池セル(変換効率 28.3%) を 36 直列×10 並列×2 翼構成で搭載し、太陽距離が最も遠くなる 1.0781 AU で 480 W 以上、金星周回軌道上で 660 W 以上の発電能力を有する。

2.3 バッテリ

あかつきの運用フェーズは、バッテリー運用の観点から、地上保管、金星に向かうクルージング、そして金星周回に分けられる。あかつきはリチウムイオン電池を搭載するが、リチウムイオン電池は充電状態(State Of Charge, SOC)が高いほど、そして温度が高いほど、容量劣化が早く進行する。そこで表 1 に示すようにフェーズごとに運用条件を規定し、容量劣化を抑制する方針とした⁽⁶⁾。

地上保管中は、バッテリーを使用せず開回路で保管する。この期間の SOC は極力低く保つのが望ましいが、過放電を避けるため 10%とした。クリーンルーム内保管のため、温度は 25℃である。

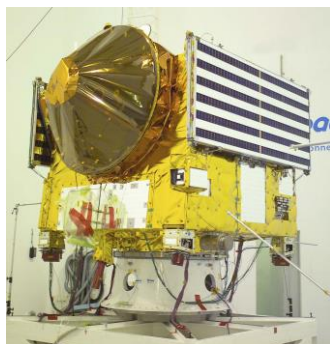
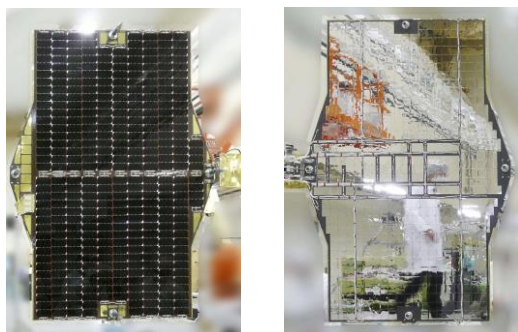


図 3 Venus Express



(a) 表 (b) 裏

図 4 あかつき搭載太陽電池パネル

地球から金星に向かうクルージング中は、全日照期間である。基本的にバッテリーは使用しないが、セーフホールド発生時にはバッテリーから電力を供給する。これに必要な電力量を SOC41%と推算した。温度は「はやぶさ」の運用実績にならい、10℃とした。

金星周回軌道投入後は、日陰時間が 0~90 分の範囲で変化し、バッテリーは繰り返し充放電される。そこで日陰時間に応じて必要な電力量のみを充電することとし、SOC を 41~85%の範囲で変化させることとした。温度はクルージング中と同じ 10℃である。

以上の運用条件から求めたバッテリーの必要容量と、解析により求めた容量推移を図 5 に示す。クルージングは最長ケースの 2.5 年とした。金星周回軌道投入後は、日陰時間に応じて SOC を変化させるため、必要容量が楕円に変化する。ミッション末期に必要な容量から逆算し、打ち上げ時に必要なバッテリーセル容量は 23.5 Ah と求められた。

古河電池製 23.5 Ah 級リチウムイオン電池 11 セルを直列に接続し、保護回路等を取り付けたバッテリーユニットの外観を図 6 に示す。あかつきは、このバッテリーユニットを 2 台搭載する。

3 電源系機器の軌道上運用状況

3.1 概要

あかつきの電源系に関する主要イベントを表 1 に示す。以下、太陽電池パネルとバッテリーについて

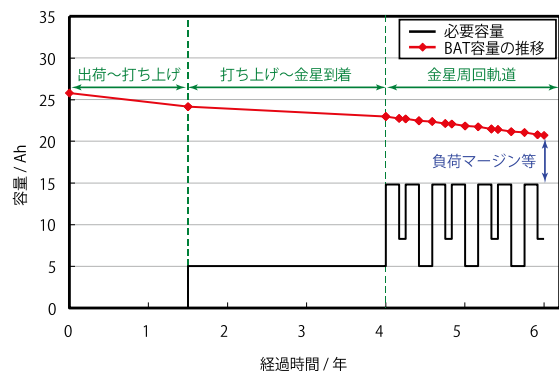


図 5 BAT の必要容量と残存容量推移

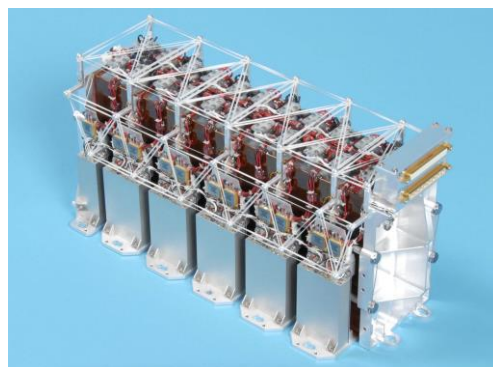


図 6 あかつき搭載バッテリーユニット

て、テレメトリデータを交えて運用状況を紹介します。

3.2 太陽電池パネル

太陽電池パネル関連テレメトリを図 7 に示す。打ち上げ後あかつきはいったん太陽から遠ざかり、1 か月半程度で 1.07 AU まで達し、その後に金星に向かった。その間、太陽電池パネルの温度は太陽距離に応じて変化し、遠日点では約 30°C まで低下、その後太陽に近づくにつれて上昇し、VOI 時には約 110°C に達した。SAP 動作点電圧 (SCP-V) はそれに追従し、およそ 85 V~75 V の範囲で変化した。こうした SAP 出力電圧の大幅な変動に対処するため、SSR により電圧安定化を行っているのは、前述のとおりである。SSR の効率は、設計

通り 90%以上を維持している。

2010 年 12 月 6 日の VOI に失敗してより後、あかつきはおよそ 0.61 AU~0.7 AU の太陽距離で太陽の周りを公転している。SAP 温度は 100°C~140°C で推移しており、運用の長期化に伴い懸念される表面材料の劣化の兆候はない。

SCP-V は温度に追従して上下しているが、全体として徐々に低下する傾向にある。これは放射線劣化の影響である。放射線劣化は特に発生電圧を大きく低下させるが、あかつきが搭載する SSR は太陽電池の電流電圧特性の定電圧領域を使用するため、その効果が大きく現れる。これに加え、太陽フレアの影響と考えられる急激な電圧低下が、これまでに 4 回発生した (図 7 中矢印) (6)。

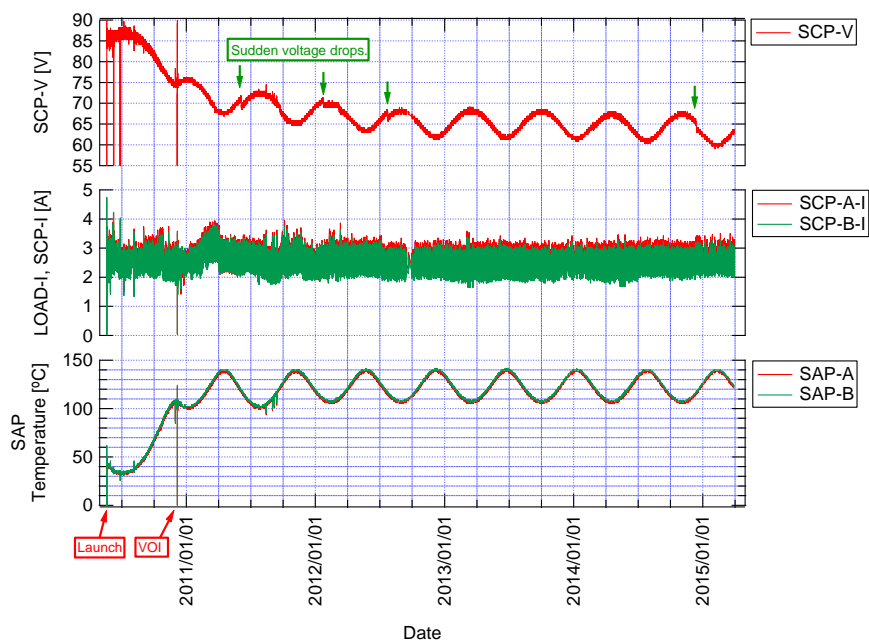


図 7 SAP 関連テレメトリデータ

表 1 あかつき電源系の主要イベント

発生日	イベント
2010年5月20日	打ち上げ, SAP 展開
2010年5月21日~31日	BAT SOC 変更 100% → 60%
2010年8月6日	BAT SOC 変更 60% → 40%
2010年12月4日	VOI に備え BAT リセット充電 (4.1 V/セル)
2010年12月6日	VOI
2010年12月14日~17日	BAT SOC 変更 100% → 30%
2010年12月23日	BAT 制御温度変更 10°C → 0.5°C
2011年6月5日	SAP 電圧低下 (太陽フレアの影響?)
2011年8月11日~15日	OME 試し噴きに備え BAT SOC 変更 30% → 70%
2011年8月15日~9月14日	OME 試し噴き
2012年1月23日	SAP 電圧低下 (太陽フレアの影響?)
2012年2月19日~3月12日	BAT リセットオペレーション (1回目)
2012年7月23日	SAP 電圧低下 (太陽フレアの影響?)
2013年3月4日~22日	BAT リセットオペレーション (2回目)
2014年5月5日~26日	BAT リセットオペレーション (3回目)
2014年12月12日	SAP 電圧低下 (太陽フレアの影響?)

VOI: Venus Orbital Insertion, OME: Orbital Maneuver Engine

電力的に最も厳しいのは、打ち上げ後ほどなく通過した 1.07 AU の遠日点で、金星周回軌道上では太陽に近いので電力には余裕がある。今後太陽電池パネルに異常が発生しない限り、金星周回投入後 2 年間の運用は可能な見通しである。

3.3 バッテリー

あかつきは、23.5 Ah 級のリチウムイオン電池を、11 直列 2 系統 (A 系、B 系) 構成で搭載する。

打ち上げ時にはバッテリーを満充電状態とし、探査機がロケットから分離、太陽電池パネルが正常に電力供給を始めたことを確認した後に、バッテリーの容量劣化を低減するため SOC を 40% まで低下させた。これ以降は、1 回/週の頻度でバッテリーの充電を実施している。2012 年 12 月 4 日には全てのバッテリーセルを 4.1 V (108% SOC) まで充電し、2 日後の VOI に備えた。

結果的には、VOI に失敗しミッションが当初計画より長期化したため、バッテリーの容量劣化を計画以上に小さく抑える必要が生じた。そこで、VOI 失敗時の運用実績からセーフホールド時の電力をより詳細に見積もり、以降のバッテリーの充電状態を 40% から 30% に低下させた。あわせてバッテリーの制御温度を 10°C から 0.5°C ± 0.5°C に低下させ、容量劣化のさらなる低減を図った。

また、これまでに 3 回、約 1 年おきに BAT リセットオペレーションを実施してきた。バッテリーセル間の電圧ばらつきの抑制を目的とし、全てのセルを一旦 4.1 V まで充電した後に、再び SOC を低下させる運用である。リセットオペレーション中は 4.1 V/セルの 108% SOC から 30% 以下の SOC まで連続した放電を行うため、バッテリーの状態を把握する貴重な機会となる。2014 年 5 月に実施した直近のリセットオペレーションでは、バッテリー容量はほぼ定格の 23.6 Ah を維持していると推定された。

金星周回軌道投入後は、当初計画の軌道であれば 2 年間の観測が可能なバッテリー容量を維持できると見込まれるが、実際には異なる軌道に投入されることになる。探査機を健全に維持しながら、科学的成果を最大限に高められる運用計画を準備しているところである。

4 おわりに

本稿では、2015 年 12 月 7 日に金星周回軌道投入を目指す探査機あかつきの、電源系機器の開発課題と軌道上運用状況について報告した。

太陽電池パネルについては、地球近傍の約 2 倍の太陽光にさらされる高照度・高温環境への耐性が課題となった。これまで運用期間の大部分を 100°C ~ 140°C という高温状態で維持してきたが、現在のところ予想された放射線劣化以上の性能低下はなく、ミッション長期化により懸念された表面材料の劣化の兆候は見られない。今後急激な性能低下が発生しない限り、金星周回軌道上で 2 年

間の運用を支えられる見通しである。

バッテリーについては、金星到着までの長期間の保管運用と、金星到着後の充放電サイクル運用における容量劣化の抑制が課題となった。そのために、2010 年 12 月の VOI 失敗後は 0.5°C にて 30% SOC に維持している。2014 年 5 月に実施したリセットオペレーションの時点ではほぼ定格の容量を維持しており、容量劣化を小さく抑えられていることを確認した。金星周回軌道投入後の容量劣化は軌道が未確定のため推定できていないが、当初計画の軌道であれば 2 年間の観測は可能である。

参考文献

- (1) M. Nakamura *et al.*, “Planet-C: Venus Climate Orbiter mission of Japan”, *Planetary and Space Science*, Vol. 55, pp. 1831-1842 (2007)
- (2) M. Nakamura *et al.*, “Overview of Venus orbiter, Akatsuki”, *Earth Planets Space*, Vol. 63, pp. 443-457 (2011)
- (3) M. Nakamura *et al.*, “Return to Venus of the Japanese Venus Climate Orbiter AKATSUKI”, *Acta Astronautica*, Vol. 93, pp. 384-389, (2014)
- (4) H. Svedhem *et al.*, “Venus Express mission”, *Journal of Geophysical Research*, Vol. 114 (2009)
- (5) 大登裕樹 他, “金星探査機「あかつき」搭載バッテリーセルの開発と運用”, 第 30 回宇宙エネルギーシンポジウム (2011)
- (6) 豊田裕之 他, “金星探査機あかつき搭載太陽電池パネルの軌道上放射線劣化解析”, 第 32 回宇宙エネルギーシンポジウム (2013)