一番星へ行こう! 日本の金星探査機の挑戦 その23 ~金星探査機あかつきの電源系機器開発と運用~

豊田 裕之1

1. はじめに

金星探査機あかつきは、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。それゆえ太陽電 池パネルには、従来にない高温・高照度環境への耐性 が求められる。またバッテリは、金星到着までは実質 的に全く使用せず、金星周回軌道投入後には充放電を 繰り返すため、その間の容量劣化抑制が課題となった。

本稿では、あかつきの電源系の特徴と開発課題を紹介した後、テレメトリデータを交えながら運用状況について述べる。

2. あかつき電源系機器の特徴と開発 課題

2.1 あかつき電源系機器の概要

図1にあかつきの外観を示す。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、パドル回転機構(Solar Array Drive Assembly, SADA)を備える。

電源系ブロック図を図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に電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 (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はBATを放電し, 負荷機器に電力を供給する.

ここで特徴的なのは、SSRによる電圧安定化である. これは、あかつきの太陽距離が $0.7~\mathrm{AU}\sim1.03~\mathrm{AU}$ (Astronomical Unit,地球と太陽との平均距離)で大きく変動するのに伴い、日照時のSAP温度が約 30° から 170° 近くまで大きく変動するためである.これに対し、地球周回衛星のほとんどは、シャントレギュレータ (Shunt Regulator、SHNT)により電圧を安定化する.これらの違いを、図3 を用いて解説する.

シャントレギュレータは、図3(a)に示す振る舞いをする。まず「高温・高照度時太陽電池特性」をご覧いただきたい。太陽電池特性上の動作点はバス電圧で固定され、太陽電池からは「負荷電力」+「高温・高照度時余剰電力」が取り出され、後者がSHNTで熱として捨てられる。次に、負荷は一定のまま太陽電池の特性が「低温・低照度時太陽電池特性」に変化すると、実は「低温・低照度時最大電力」を発生することができるにもかかわらず、これを取り出すことができずに余剰電力がゼロになる。地球周回衛星では日照条件やSAP温度がほぼ一定のため問題ないが、あかつきでは無駄が多くなってしまう。

これに対しシリーズスイッチングレギュレータは、図3(b)に示すように太陽電池特性上の動作点を自由に設定できる。したがって日照条件やSAP温度が大きく変化しようとも、常に最大電力を取り出すことが可能である。SAPの寸法は最も電力収支の厳しい時を基準にして決定するため、あかつきに対してはシリーズスイッチングレギュレータを用いる方がSAPを

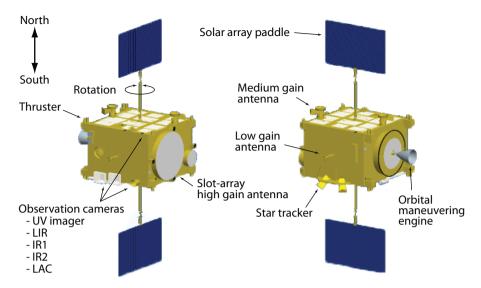


図1:あかつきの外観.

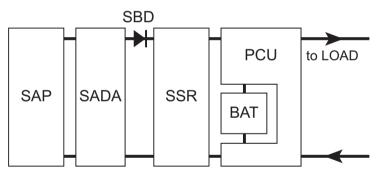


図2:あかつきの電源系ブロック図.

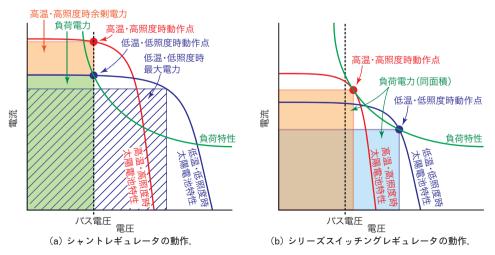


図3: レギュレータの動作比較.

小さくすることができる.

なお、多くの地球周回衛星がシリーズスイッチング レギュレータを採用しないのは、シリーズスイッチン グレギュレータの効率は100%になり得ず、必ず損失 が生じるからである。

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。金星を回る一周回の太陽電池パネルの予測温度を図4に示す。高温ケースは全日照軌道の場合で,一周回の大半が+144℃,近金点通過時には短時間ながら+162℃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℃を太陽電池パネルの設計温度とした。

既に金星周回軌道上にあるESAのVenus Express (図5(a))は、太陽電池セルの列間にOptical Solar

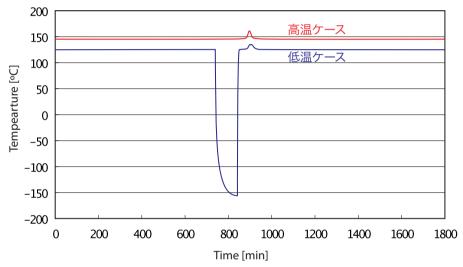
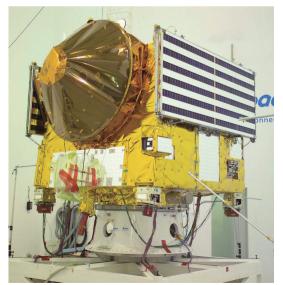


図4:金星周回軌道上における太陽電池パネル予測温度。

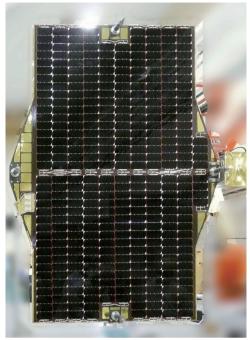


(a) Venus Express (ESA).

図5:太陽電池パネルにOSRを備える内惑星探査機.



(b) MESSENGER (NASA).



(a) 表.

図6:あかつきの太陽電池パネル.

Reflector (OSR) という、ガラスに銀蒸着を施した反射 板を実装することで熱入力を低減し、温度上昇を防ぐ、 NASAの水星探査機 MESSENGER (図5(b)) はさらに 強烈な太陽光に曝されるため、OSRの面積比率を高 めたうえ、高温時にはSAPを傾け温度上昇を防ぐ、

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、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6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.



(b) 裏.

2.3 バッテリ

あかつきの運用フェーズは、バッテリ運用の観点から、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。

地上保管中は、バッテリを使用せず開回路で保管する。この期間のSOCは可能な限り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。

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。基本的にバッテリは使用しないが、何らかの異常により探査機が正常な姿勢を維持できなくなった場合に備え、太陽電池パネルが太陽を捕捉するまでの間、バッテリ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」の運用実績に倣い、10℃とした。

運用フェーズ		期間	SOC	温度	状態
地上保管		1.5年	10 %	25℃	開回路保管
クルージング	ノミナル バックアップ	0.5年	41 %	10℃	フロート充電
	バックアップ	2.5年			
金星周回		2年	41~85 %	10℃	充放電サイクル

表1: 当初計画されていたあかつき搭載バッテリの運用条件.

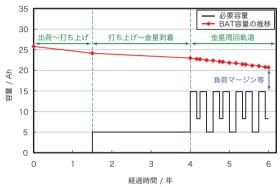


図7: あかつき搭載バッテリの必要容量と容量推移の解析結果.

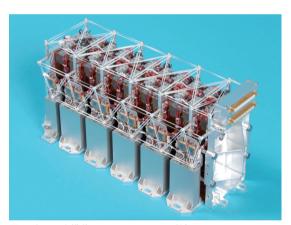


図8:あかつき搭載バッテリユニットの外観.

金星周回軌道投入後は、日陰時間が $0\sim90$ 分の範囲で変化し、バッテリ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、 $SOC \, e41\sim85\, \%$ 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の必要容量と,解析により求めた容量推移を図7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、必要容量が櫛形に変化する。ミッション末期に必要な容量から

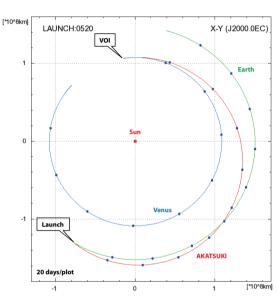


図9:打ち上げから金星会合までのあかつきの軌道.

逆算し、打ち上げ時に必要なバッテリセル容量は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ユニットの外観を図8に示す. あかつきは、このバッテリ ユニットを2台搭載する.

3. 運用実績

3.1 概要

あかつきの電源系に関する主要イベントを表2に示す.以下,太陽電池パネルとバッテリについて,テレメトリデータを交えて運用実績を紹介する.

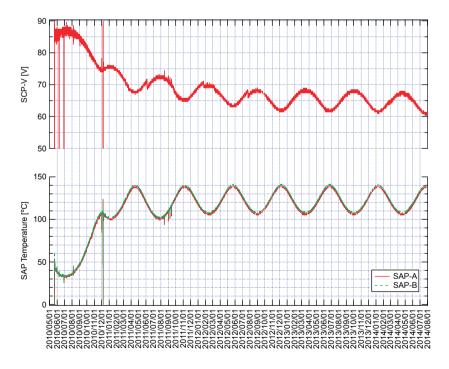
3.2 太陽電池パネル

あかつきの打ち上げから金星会合(VOI)までの軌道を図9に、太陽電池パネル関連テレメトリを図10に示

表2:電源系に関する主要イベント.

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℃ → 0.5℃
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)

VOI: Venus Orbital Insertion, OME: Orbital Maneuver Engine



Date

図10:太陽電池パネル関連テレメトリデータ.

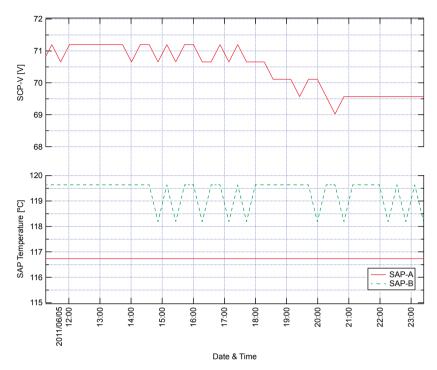


図11:2011年6月5日に発生した太陽電池出力電圧(SCP-V)低下を示すテレメトリデータ.

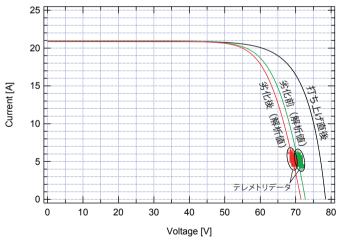


図12:放射線劣化前後の太陽電池の電流電圧特性.

す. 打ち上げ後、あかつきはいったん太陽から遠ざかり $1.07~{\rm AU}$ まで達した後に、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℃まで低下、その後太陽に近づくにつれて上昇し、 ${\rm VOI}$ 時には約110℃に達した。 ${\rm SAP}$ 動作点電圧(${\rm SCP-V}$)はそれに追従して、およそ $85~{\rm V}\sim75~{\rm V}$ の範囲で変化した。こうした ${\rm SAP}$ 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 \sim 0.7 AUの太陽距離で太陽の周りを公転している。次回の金星会合は2015年11月に予定されており、現在のところ探査機は正常に動作し

ているが、表面材料の劣化が懸念される.

SAP温度は金星周回軌道上の予測温度を下回る100 ℃~140℃で推移しており、高温による性能低下の心配は少ない、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しているのは、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。現段階で問題は生じていないが、運用長期化の影響は避けられず、予断を許さない状況である。

SCP-Vには、これまでに3回の顕著な低下が認められた。このうち2011年6月5日に発生した電圧低下付近のデータを図11に示す。SCP-Vが約2時間かけて約1.63 V低下している様子がわかる。電気回路の故障であれば電圧は急激に変化するはずで、この現象を説明できない。また温度が上昇すれば電圧は低下するが、温度は一定に保たれていた。この変化を引き起こす現象としては放射線劣化が最も妥当であり、ちょうどこの電圧低下を説明し得る太陽フレアが発生していたことがわかった。そこで典型的なプロトンスペクトルの形状を仮定し、地上試験で取得された相対損傷係数(RDC, Relative Damage Coefficient)に基づいて数値解析を行い、太陽電池セルの劣化を推定した。

こうして得られた放射線劣化前後の電流電圧特性と、同じく劣化前後のテレメトリデータを、図12に示す. テレメトリデータと数値解析で得られた電流電圧特性が、よく一致していることがわかる.これによる電力低下は約24 Wで、全発生電力の約5%にあたる.

3.3 バッテリ

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

打ち上げ時にはバッテリを満充電状態とし、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の補充電を実施している。2012年12月4日には全てのバッテリセルを4.1V(108%SOC)まで充電し、2日後のVOIに備えた。

結果的にはVOIに失敗してしまい、ミッションは 当初計画より長期化したため、バッテリの容量劣化を より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(機体の安全維持のための動作状態への自律的移行)時の電力をより詳細に見積もり、以降のバッテリの充電状態を40%から30%に低下させた。あわせてバッテリの制御温度を10℃から0.5℃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。バッテリセル間の電圧ばらつきの抑制を目的とし、全てのセルをいったん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/セルの高いSOCから30%以下のSOCまで放電を行うため、バッテリ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からは、現在のバッテリ容量はほぼ定格の23.4 Ahを維持していると推定された。このデータをもとに、来年に予定している金星周回軌道投入後の運用計画を立てているところである。

4. おわりに

本稿では、金星探査機あかつきの電源系機器について、主な開発課題と運用状況を解説した。あかつきの電源は、小惑星探査機はやぶさの技術を引き継いで設計され、高温高照度環境での運用可能性を得て水星探査機MMOへとつながった、技術的に見るべきところの多い機器である。現在は地球から金星に向かうクルージング中で、動きの少ない運用が続いている。2015年に金星周回軌道に投入された後には、日照と日陰が繰り返される運用が始まり、我々に新たな知見をもたらしてくれることだろう。そしてその知見は、次の世代の電源系機器の礎となるに違いない。