ー番星へ行こう! 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。

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

```
1. 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所
htoyota@isas. jaxa. jp
```

(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 AU~1.03 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

負荷特性

低温·低照度時 太陽電池特性



図1:あかつきの外観.



図2:あかつきの電源系ブロック図.



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480W以上,金星周回軌道上で660W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	0.5年	41 %	10°C	フロート充電	
		バックアップ	2.5年				
	金星周回		2年	41~85 %	10°C	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0~90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

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)			

表2:電源系に関する主要イベント.

VOI: Venus Orbital Insertion, OME: Orbital Maneuver Engine



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 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,VOI時には約110℃に達した.SAP動作 点電圧(SCP-V)はそれに追従して,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.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 300

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4.1 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.