

On-orbit Operation of Solar Panels for Venus Orbiter AKATSUKI

Hiroyuki Toyota, Nobuaki Ishii, Masato Nakamura
Institute of Space and Astronautical Science/JAXA,
3-1-1 Yoshinodai, Chuo-ku, Sagami-hara, Kanagawa 252-5210, Japan

Yukishige Nozaki
NEC Space Technologies, Ltd.
1-10, Nissin-cho, Fuchu, Tokyo 183-8551, Japan

Abstract:

Akatsuki is Japan's first inner planet explorer that observes the atmosphere of the planet Venus. The distance of 0.7 AU between Venus and the Sun leads to intense sunlight which is twice greater than that near Earth. The solar panels for Akatsuki needed to be designed to operate under the intense sunlight at high temperature.

ESA's Venus orbiter Venus Express had solar panels, half of whose front side was covered by optical solar reflectors (OSRs) to lower the temperature. That naturally required larger solar panels and a larger launch vehicle. Akatsuki, which was launched by an H2A rocket, was originally planned to be launched by a smaller M-V rocket. The solar panels were required to fit the payload fairing with a diameter of 1.8 m, so its front side needed to be covered by only solar cells to obtain required electricity. The rear side was covered by OSRs for efficient thermal emission and reflecting thermal emission from Venus. With these measures, the maximum design temperature of the solar panels was still as high as +185 °C.

Akatsuki was launched by a H2A rocket on May 21, 2010 (JST) from the Tanegashima Space Center, and approached to Venus on December 7, 2010 (JST), but the orbit insertion failed due to a malfunction in the propulsion system. After that, Akatsuki orbited around the Sun at a distance of 0.6 AU to 0.73 AU, which was partly shorter than the original plan of 0.7 AU, for five years, though the design lifetime was 4.5 years. On December 7, 2015, Akatsuki approached the Venus again and succeeded in the second try of orbit insertion using its thrusters for attitude control.

While Akatsuki was orbiting around the sun nine times in five years, there were concerns about some failure caused by intense sunlight and high temperature especially in external components including the solar panels. The temperature of the solar panels varied between +100 °C and +140 °C according to the distance from the Sun and did not exceed the upper limit of +185 °C fortunately.

Radiation degradation of the solar cells, on the other hand, progressed over time by constant solar protons and four unexpected solar flares. We evaluated the degradation using the relative damage coefficients (RDCs). Radiation degradation caused by the constant solar protons was estimated using a proton environment model generated by the SPENVIS, and compared with the telemetry. The comparison showed that the actual proton dose should have been half of that estimated by the SPENVIS. This result is acceptable, because the solar activities in that period were calmer than expected and the degradation might have been recovered more or less by annealing effects at high temperature. Proton doses in unexpected solar flare events cannot be estimated unlike the constant solar protons, so we inversely estimated the proton dose from the voltage drops observed in the telemetry. In this way, a model that predicts available electricity over whole mission period including future was built.

金星探査機あかつき 太陽電池パドルの軌道上特性

豊田裕之 (ISAS/JAXA), 野崎幸重 (NEC スペーステクノロジー株式会社),
石井信明, 中村正人 (ISAS/JAXA)

1 はじめに

金星探査機あかつきは、金星大気の観測を目的とした、日本初の内惑星探査機である[1]。あかつきは2010年5月21日に種子島宇宙センターよりH2A ロケット17号機で打ち上げられた。同年12月7日に金星に会合し、金星周回軌道への投入を試みたが、軌道制御エンジンが計画通りに噴射されずに失敗、金星より若干内側で太陽を公転する軌道に入った[2]。その際、軌道制御エンジンは使用不能になったため、これに用途が限定される酸化剤を投棄して探査機を軽量化、さらに数回にわたる軌道制御を経て2015年12月7日に金星に再会合し、姿勢制御エンジンを使用して金星周回軌道への投入に成功した。あかつきは、日本初の重力天体を周回する探査機となっただけでなく、世界で初めて姿勢制御エンジンにより惑星周回軌道に投入された探査機となった。

あかつきは設計寿命4.5年を大きく超えて運用することとなったが、搭載機器の健全性は保たれており、2016年4月から2年以上の本格観測を行うべく、理学機器の立ち上げを行っている。

あかつきは日本初の内惑星探査機で、太陽電池パネルの開発にあたっては、前例のない高温高照度耐性が課題となった。また、太陽を公転中は高温高照度環境にさらされ、太陽フレアによる急激な放射線劣化も経験することとなった。本稿では、あかつきに搭載された太陽電池パネルの主な開発課題と、これまでの軌道上運用状況について報告する。

2 太陽電池パドルの特徴と開発課題

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、衛星構体から突き出た2翼の太陽電池パドルが特徴的である。

金星は太陽から0.7AUの距離にあり、太陽光強度は地球近傍の約2倍となる。そのため、太陽電池パドルを含む外部露出機器は、強烈な太陽光にさらされることになる。

図2に示すのは、2005年から2014年まで運

用された欧州宇宙機関(ESA)の金星探査機Venus Expressの太陽電池パドルである。黒く見える帯状の部分は太陽電池セルで、それと交互に並ぶ白い帯状の部分はOSR(Optical Solar Reflector)である。OSRは石英ガラスに銀を蒸着した熱制御材で、ガラス面を宇宙空間に向けて宇宙機の表面に取り付けられる。反射率の高い銀の蒸着層が熱入力を低く抑え、放射率の高いガラスが宇宙機の熱を効率よく放出し、温度低下に有効である。OSRの搭載によりVenus Expressの太陽電池パドルの温度は低く抑えられたが、面積あたりの発生電力は減少するため、大型のパドル、ひいては大型のロケットが必要になる。

一方であかつきは、開発当初はM-Vロケットによる打ち上げを計画しており、太陽電池パドルは直径1.8mのノーズフェアリングに収納できる必要があった。これに要求電力を考えあわせ、図3に示すようにパドルの表側は全面を太陽電池で敷き詰めることとなった。一方で、パドルの裏側は全面がOSRで覆われている。これは、パ

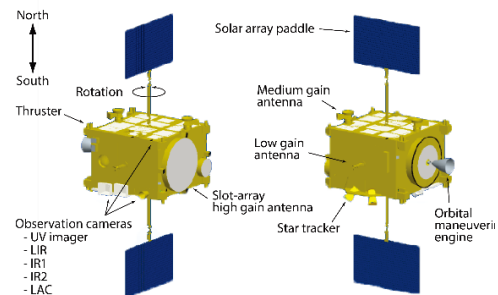


図1 あかつきの外観

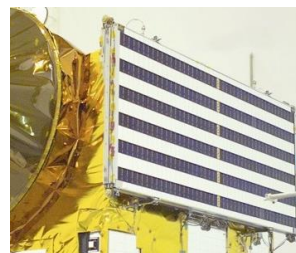


図2 Venus Expressの太陽電池パドル

ドルの熱を効率よく放出し、なおかつパドル裏面が金星に相対する際、強力な金星アルベドからの熱入力を低減するための措置である。

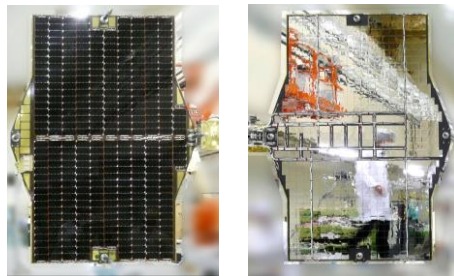
その結果、当初計画における金星周回軌道上の太陽電池パドル予測温度は図 4 に示すとおりとなり、高温ケースの定常温度は+144°C、近金点通過時は+162°C、コンティンジェンシーを考慮した設計温度は+185°Cと設定された。また低温側は、90 分の最大日陰時に-162°Cまで低下する設計となった。

あかつきは金星周回軌道上で 2 年間の観測を計画しており、その間の日照・日陰のサイクル数は 500 回に及んだ。そこで、これに相当する熱サイクル試験、HIHT (High Intensity, High Temperature) 試験を行いながら、十分な耐環境性を有する太陽電池パドルの開発を進めた[3]。

3 テレメトリ評価

3.1 全般

2010 年 5 月 21 日の打ち上げ以降の太陽電池の動作点電圧および温度のテレメトリデータを図 5 に示す。太陽電池の発生電力はスイッチングレギュレータで降圧安定化されるため、太陽電池の電気特性上の動作点はほぼ定電圧の領域に



(a) 表 (b) 裏

図 3 あかつきの太陽電池パドル

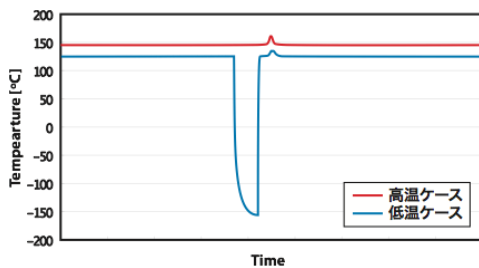


図 4 当初計画における金星周回軌道上の太陽電池パドル予測温度

ある。したがって、動作点電圧はおおよそ太陽電池の発生電圧と見なせる。太陽電池の発生電圧は温度に対し逆比例の関係にあるため、両者はほぼ鏡像のような挙動を示している。

打ち上げ直後、あかつきはまず地球の軌道より外側に向かった。これに伴い、太陽電池パドルの温度は低下し、電圧は上昇した。その後、金星の公転軌道に接近するにつれて太陽電池パドルの温度は上昇し、2010 年 12 月 7 日の金星会合時には+110°C程度に達した。

続く金星周回軌道への投入失敗により、あかつきは金星の公転軌道よりも内側に入る、太陽距離 0.6~0.73 AU の公転軌道に遷移し、2015 年 12 月 7 日の金星再会合までに太陽を 9 周回した。金星よりも太陽に近づくことで、あかつきは想定より強い太陽光にさらされ、表面材料の劣化や温度上昇による探査機の破壊が懸念された。高利得アンテナ (HGA) 等の外部搭載機器の中には、徐々に温度が上昇したものもあったが、太陽電池パドルの温度は+100°C~+140°Cの範囲で推移しており、熱光学特性の変化はなかったと推定される。あかつきからやや遅れて開発が進められた水星探査機 MMO 用太陽電池パドルの開発過程では、最高 250°Cの高温で強烈な紫外線に曝されることで、カバーガラスを固定する接着剤の透過率が低下し、発生電力が減少する事象が確認された[4]。あかつきにおいても同様の事象が心配されたが、テレメトリデータからは事象の発生はなかったと判断できる。

一方で、太陽電池の動作点電圧は、温度変化に起因する増減と別に、全体的に緩やかな下降傾向

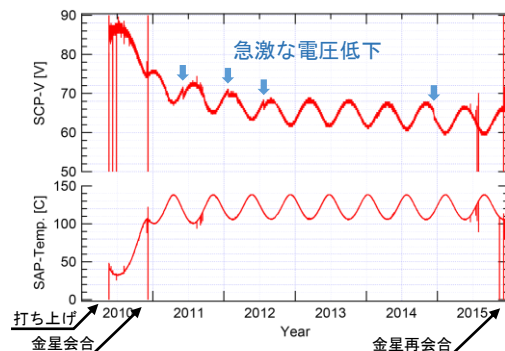


図 5 打ち上げから金星再会合までの太陽電池パネル電圧および温度履歴

が見られる。これは定常的な太陽プロトンによる放射線劣化と考えられる。これに加えて、急激な電圧低下が図 5 中に矢印で示すように 4 回に渡り発生した。詳細は既報[5]に譲るが、これは太陽フレアによる突発的なプロトン被曝と考えられる。

3.2 放射線劣化

太陽電池パドルの発生電圧トレンドを、太陽電池の放射線劣化推定によく用いられる RDC (Relative Damage Coefficient) 法[6]により評価した。

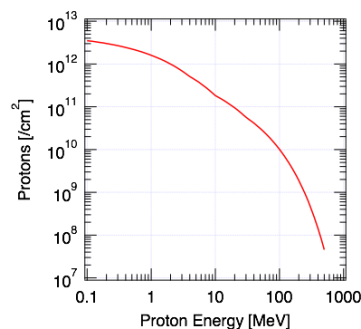
定常的な太陽プロトン環境は SPENVIS[7]によって図 6 に示すように推定された。これは太陽活動の活発度を仮定したデータであり、後述するように、テレメトリデータから推定される被曝量はこの半分程度であったと考えられる。緩やかな発生電圧低下は、この放射線環境から推定した。

一方で、突発的な太陽フレアに起因するプロトン被曝量を知る術はないので、テレメトリデータから被曝量を逆算して推定した。

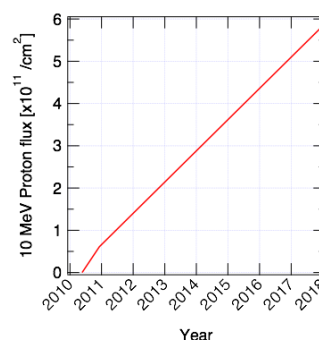
解析に用いた太陽電池セルの最大電力点 (P_{max}) に対する RDC を図 7 に示す。太陽電池セルはシャープ製 InGaP/ GaAs/Ge 3 接合セル (JAXA-QTS-2130/502)、カバーガラスは Qioptiq 製 CMG ($t=100\mu\text{m}$) である。太陽電池パドルは常に太陽に正対するよう制御され、ここでは太陽より飛来するプロトンのみを考慮するので、裏面からのプロトン入射はないものとした。

太陽電池パドル出力電流および電圧のテレメトリデータと、電流電圧 (IV) 特性の解析結果を図 8 に示す。テレメトリデータはその瞬間の動作点の電圧および電流で、点の集合で示される。

打ち上げ直後 (図 8 (a)) から金星周回軌道投入 (Venus Orbit Insertion, VOI) (図 8 (b)) の間に急激な電圧低下は見られないので、この期間は定常的な太陽プロトンによる放射線劣化のみを考慮すればよい。その際、実際の放射線被曝量を図 6 に示した値の半分であるとして解析を行うと、テレメトリデータによく一致した。半分の妥当性を厳密に評価することは難しいが、当該期間の太陽活動が低調であったことと、高温環境ゆえアニールによる放射線劣化の回復があった可能性から、妥当な範囲だと考えた。



(a) 太陽プロトンスペクトル



(b) 10 MeV プロトン等価被曝量 (P_{max})

図 6 定常的な太陽プロトン環境

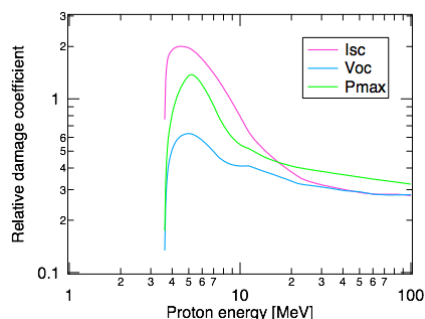


図 7 太陽電池セルの RDC (P_{max})

図 8 (c)以降は、太陽フレアによる急激な電圧低下発生時の IV 特性を推定したものである。テレメトリデータから逆算し、太陽フレアによる等価 1 MeV 電子線被曝量 (P_{max}) は、次のとおりと推定された。

- 2011年6月5日： $7.0 \times 10^{13} / \text{cm}^2$
- 2012年1月23日： $8.7 \times 10^{13} / \text{cm}^2$
- 2012年7月23日： $1.8 \times 10^{14} / \text{cm}^2$
- 2014年12月13日： $4.4 \times 10^{14} / \text{cm}^2$

いずれも、概して $10^{14} / \text{cm}^2$ 程度の被曝量であったと言える。

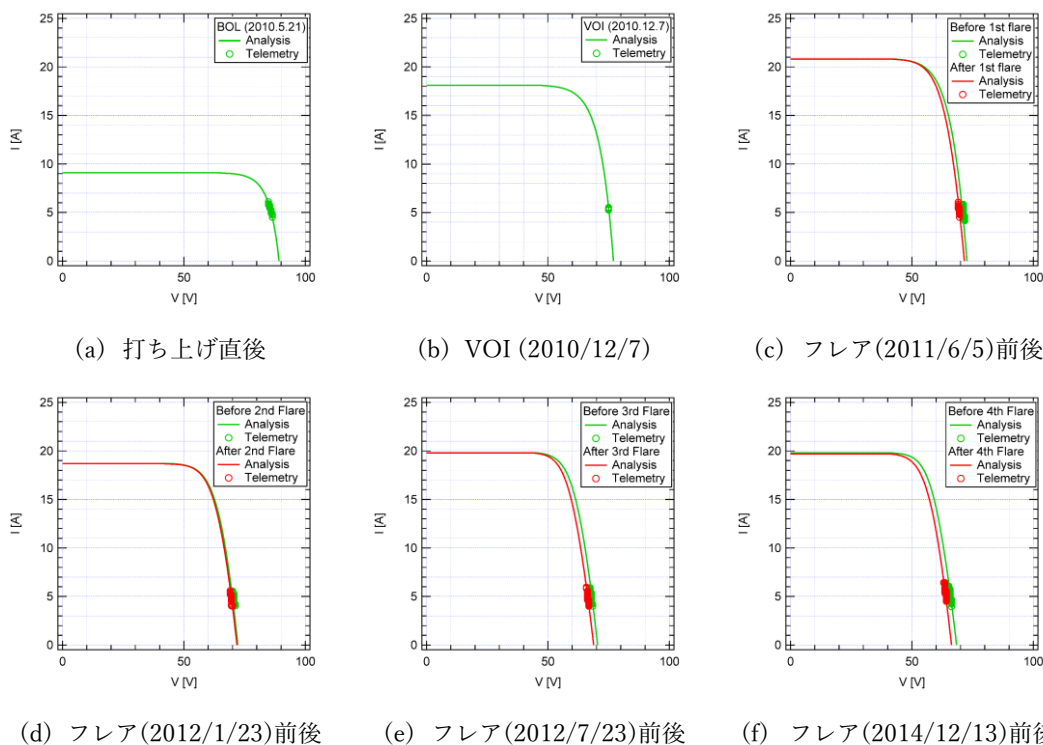


図 8 太陽電池パドル出力電流および電圧のテレメトリデータならびに IV 特性の解析結果

4 まとめ

本稿では、金星探査機あかつきの太陽電池パドルについて、主な開発課題と軌道上特性を報告した。あかつきは日本初の惑星探査機で、開発段階から高温高照度環境耐性が課題となった。金星周回軌道投入失敗により、想定よりも太陽に近い軌道を、設計寿命を超える 5 年に渡り飛行することとなったが、現在のところ太陽電池パドルに想定外の異常は見られず、健全な状態を保っている。放射線劣化は順当に進んでおり、テレメトリデータから判断して、SPENVIS で推定される放射線環境の半分程度の被曝量であると推定される。加えて、4 回に渡り太陽フレアの影響で突発的な電圧低下が観測された。運用チームは今後 2 年以上の科学観測を計画しており、今後も太陽電池パドルの挙動を注視しながら運用を継続する。

参考文献

[1] M. Nakamura *et al.*, “Planet-C: Venus Climate Orbiter mission of Japan,” *Planet. Space Sci.*, vol. 55, no. 12, pp. 1831–1842,

2007.

[2] M. Nakamura *et al.*, “Return to venus of the Japanese venus climate orbiter AKATSUKI,” *Acta Astronaut.*, vol. 93, pp. 384–389, 2014.

[3] 豊田裕之 他, “金星探査機 PLANET-C の電源系設計,” 宇宙科学技術連合講演会講演集, 2009, pp. 2043–2048.

[4] 豊田裕之 他, “水星磁気圏探査機 MMO の高温耐性太陽電池アレイの開発,” 第 30 回宇宙エネルギーシンポジウム講演集, 2011.

[5] 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講演集, 2013.

[6] B. E. Anspaugh, *GaAs Solar Cell Radiation Handbook*. Jet Propulsion Laboratory Publication 96–9, 1996.

[7] SPENVIS Web site.
<https://www.spennis.oma.be/>