



# Failure Rate Calculation Method for High Voltage Semiconductor Devices under Space Radiation Environments

著者	Erdenebaatar Dashdondog
発行年	2017-09-22
その他のタイトル	高耐圧パワー半導体素子の宇宙放射線環境下故障率の計算手法に関する研究
学位授与番号	17104甲工第445号
URL	<a href="http://hdl.handle.net/10228/00006447">http://hdl.handle.net/10228/00006447</a>

氏 名	Erdenebaatar Dashdondog (モンゴル)
学位の種類	博 士 (工学)
学位記番号	工博甲第445号
学位授与の日付	平成29年9月22日
学位授与の条件	学位規則第4条第1項該当
学位論文題目	Failure Rate Calculation Method for High Voltage Semiconductor Devices under Space Radiation Environments (高耐圧パワー半導体素子の宇宙放射線環境下故障率の計算手法に関する研究)
論文審査委員	主 査 准教授 豊田 和弘 教 授 趙 孟佑 " 奥山 圭一 " 大村 一郎

## 学 位 論 文 内 容 の 要 旨

Space industry market and manufacturing have been increased for last decades. Furthermore, this trend will continue for next decades. According to the increase in the functionality required for a spacecraft, the total electric power consumption of the spacecraft increases. Actually, the power consumption will soon reach to a range of 100kW to 1MW for large-scale satellites and space stations.

One of the major problem with the power demand for the high spacecraft functionality is the weight of electric harness, which directly affects the launch cost of the spacecraft. The harness weight has already occupied about 8% of total weight of the latest spacecraft so that further increase in the harness weight will not be acceptable.

The introduction of the high voltage DC power bus in the power supply system will be the solution to against the increase in harness weight. The system requires high voltage semiconductor device switches for voltage / current conversion and the devices will have a risk of low reliability due to the device failure named "single event burnout (SEB)" with high energy particles in space, such as protons.

In order to control failure risk, the failure rate analysis method is to be included in the device design scheme of the high power semiconductor device to be used in the spacecraft. However, no method had been proposed to analyze or calculate the

failure probability for space applications of high voltage semiconductor devices.

The thesis proposes a new method for failure rate analysis for space application, for the first time, which is universal so that the method is applicable to high voltage semiconductor devices under any space radiation condition in various orbits.

In Chapter 1 of this thesis, the background of the research is explained, such as satellite and space industry development trend and the high power supply system of next generation spacecraft. In this chapter, the aim of the research will be clearly stated.

In Chapter 2 of this thesis, basics of high voltage power semiconductor devices are explained.

In Chapter 3 of this thesis, the cosmic ray induced failure and its mechanism were explained. This chapter includes two sections. The first one is that understanding of cosmic rays and its aspect in spacecraft power system. The second one is that semiconductor devices failure mechanism which induced by the cosmic rays (high energy particles), including proton-silicon nuclear interaction and charge multiplication avalanche phenomena in the silicon power device due to the impact ionization.

In Chapter 4 of this thesis, the proposed method to calculate failure rate was introduced. The proposed method is expressed as a simple formula consists of three parameters, threshold deposited charge value of power device failure, the probability function of the amount of charge generated in the silicon with the high energy particle and the high energetic particle flux data in the orbit. For the first parameter, the TCAD simulation was used solving carrier transport equation with impact ionization model under deposited charge inside the high electric field position of the device. The second parameter was extracted from various data in prior articles. The third parameter, the flux data at the orbit environment, was extracted from reported project data such as SPENVIS and PAMELA for space particle survey. In this failure rate analysis, the energy range of proton flux is assumed to be from 1MeV to 200GeV at the low earth orbit condition. Simulated device model was 3.3 kV PiN diode.

In chapter 5 of this thesis, the failure rate of a high voltage power semiconductor for the low orbit satellite application is shown for the first time. Comparing the failure rate in terrestrial, the calculated failure rate at the orbit is higher by several magnitudes. In a case of 3.3kV class power diode designed for a terrestrial condition should be used under 1.5kV for the satellite application.

In Chapter 6, the conclusion is given.

## 学位論文審査の結果の要旨

過去数十年間、宇宙産業が発展し市場の拡大とともに衛星等の打ち上げが盛んになってきている。この傾向はさらに今後数十年間続くことが予測される。人工衛星や宇宙ステーションなどに要求される機能の向上と高度化に伴い、その総消費電力が増加してきている。実際、大型な衛星や宇宙ステーションでは消費電力が近いうちに 100kW から 1MW のレベルに達すると予想されている。

人工衛星や宇宙ステーションの高機能化に伴う消費電力増加により引き起こされる最大の問題の一つは、電力配線（ワイヤハーネス）重要の増加による打ち上げコストの増加である。ワイヤハーネスの重量は、人工衛星の総重量の約 8% を占めており、重量のさらなる増加は打ち上げコストの面から許容できない。このため、電源システムのバス電圧を高電圧化することによるワイヤハーネスの重量削減が強く望まれている。

一般に、電源システムで用いられる電力変換回路（電圧の昇圧や降圧等を効率よく行う回路）には高電圧パワー半導体素子が用いられている。高電圧パワー半導体素子を人工衛星等で用いるためには、素子が高いエネルギーをもつ宇宙線と衝突する際に起こる偶発故障のリスクを低減する必要がある。故障確率をある一定の値以下に抑制するためには、人工衛星等に用いられる高電圧パワー半導体素子の故障率が、軌道等の条件からあらかじめ計算できることが必須だが、残念ながら、将来の高バス電圧化に必要な高電圧パワー半導体素子の宇宙空間での利用を前提とした故障率の計算方法は未だ提案されていない。

本論文では、宇宙応用のための故障率を計算する新しい方法を初めて提案し、この方法により、様々な宇宙放射線条件下での高電圧パワー半導体素子の偶発故障の確率計算を計算できることを示している。

第 1 章では、人工衛星や宇宙産業の発展の動向、次世代人工衛星等の電力供給システム、研究の背景について解説するとともに、研究の目的を明確に述べている。

第 2 章では、高電圧パワー半導体素子の基礎的な動作原理等が説明されている。

第 3 章では、宇宙線が誘発する素子の破壊について説明している。すなわちパワー半導体素子内での高エネルギープロトンとシリコンの相互作用や電荷増倍現象による故障メカニズムについて詳細に説明している。

第 4 章では、提案された故障率の計算方法について説明した。本提案手法では、3 つの関数を用いている。パワー半導体故障を引き起こす堆積電荷値の関数、高エネルギー粒子を伴うシリコン中に生成される電荷量の確率関数、及び軌道内の高エネルギー粒子流束データの確率関数を用いている。体積電荷は、T-CAD シミュレーションによって素子の高電界部分の内部に堆積した電荷がインパクトイオン化を引き起こす現象を、キャリア輸送方程式を解くことで求めている。2 つ目のパラメータは、過去の論文を分析

し抽出した。3つ目のパラメータは、SPENVIS や PAMELA など観測プロジェクトの報告データから抽出した。今回は特に、低軌道状態でのプロトンの流束をエネルギー範囲として 1MeV から 200GeV までの値を観測データから求めている。また T-CAD で用いるパワー半導体素子のモデルは、3.3kV 耐圧の PiN ダイオードを用いた。

第 5 章では、低軌道衛星での高電圧パワー半導体の故障率を実際に求める方法が初めて示されている。地上での故障率と比較すると、宇宙軌道を仮定して計算された故障率は非常に高い。特に地上用に設計されたパワー半導体素子をそのまま人工衛星などに用いる場合、3.3kV 級のパワー半導体であればバス電圧 1.5kV という条件で使用する必要があることなどを示した。

第 6 章で、結論を述べている。

なお、本論文に関し、審査委員並びに公聴会出席者から、様々な質問がなされたが、いずれも適切に回答がなされた。

以上により、論文調査及び最終試験の結果に基づき、審査委員会において慎重に審査した結果、本論文が博士(工学)の学位に十分値するものであると判断した。