

Wpływ wybranych czynników na pracę układów elektronicznych w bliskiej przestrzeni kosmicznej

The influence of selected factors on the operation of electronic systems in near space

Andrzej Kołodziej¹ A-G , Robert Wielgat¹ A-D,F-G 

¹ Akademia Tarnowska, Wydział Politechniczny, Katedra Elektroniki, Telekomunikacji i Mechatroniki, ul. Mickiewicza 8, 33-100 Tarnów, Polska

Artykuł oryginalny

Abstrakt

W pracy dokonano przeglądu doniesień naukowych opisujących wpływ wybranych czynników fizycznych w bliskiej przestrzeni kosmicznej na pracę układów elektronicznych w zależności od odległości od powierzchni Ziemi. Wpływ ten jest zazwyczaj destrukcyjny. W związku z tym w urządzeniach pracujących w kosmosie jest wymagane korzystanie z podzespołów i urządzeń elektronicznych, w których użyto specjalnych materiałów i zastosowano rozwiązania konstrukcyjne uodporniające je na trudne i zmienne warunki pracy. Mowa tutaj z jednej strony o szybko zmieniającym się ciśnieniu, wilgotności, temperaturze i polu grawitacyjnym podczas wznoszenia oraz o długoczasowym przebywaniu w przestrzeni kosmicznej, gdzie występują warunki nie spotykane w jakimkolwiek środowisku na Ziemi. Warunki te są nie tylko śmiertelnie niebezpieczne dla ludzi, ale mogą również uszkodzić, a nawet całkowicie zniszczyć elektroniczne wyposażenie sond pomiarowych oraz statków i pojazdów kosmicznych. W pracy opisano niszczące czynniki, na które są narażone układy elektroniczne przenoszone w przestrzeń pozaziemską oraz sposoby ich zabezpieczenia, w tym metody zwiększania odporności (utwardzania) oraz metody redundancyjne chroniące układy elektroniczne przed wpływem promieniowania i zmian ciśnienia.

Abstract

The paper reviews scientific reports describing the influence of selected physical factors in near space on the operation of electronic systems depending on the distance from the Earth's surface. This influence is usually destructive. Therefore, devices operating in space require the use of electronic components and devices in which special materials have been used and design solutions have been applied that make them resistant to difficult and variable operating conditions. On the one hand, we

Słowa kluczowe

- bliska przestrzeń kosmiczna
- promieniowanie kosmiczne
- układy elektroniczne
- redundancja

Udziały autorów

- A – przygotowanie badań
- B – gromadzenie danych
- C – analiza statystyczna uzyskanych wyników
- D – interpretacja uzyskanych wyników
- E – przygotowanie pierwotnej wersji tekstu
- F – przegląd literatury
- G – korekta i rewizja tekstu

Korespondencja

Robert Wielgat

e-mail: rwielgat@poczta.onet.pl
Akademia Tarnowska
Wydział Politechniczny
Katedra Elektroniki, Telekomunikacji
i Mechatroniki
ul. Mickiewicza 8
33-100 Tarnów, Poland

Informacje o artykule

Historia artykułu (Article history)

- Otrzymano (Received): 2025-03-28
- Zaakceptowano (Accepted): 2025-06-06
- Opublikowano (Published): 2025-07-11

Wydawca (Publisher)

Akademia Tarnowska
University of Applied Sciences in Tarnow
ul. Mickiewicza 8, 33-100 Tarnow, Poland

Licencja (User license)

© by Authors. This work is licensed under a Creative Commons Attribution 4.0 International License CC-BY-SA.

Finansowanie (Financing)

Badania nie zostały sfinansowane z grantów pochodzących ze środków publicznych, organizacji komercyjnych lub non-profit.

Konflikt interesów (Conflict of interest)

Nie zadeklarowano konfliktu interesów.

are talking about rapidly changing pressure, humidity, temperature and gravitational field during ascent and about long-term stay in space, where conditions occur that are not encountered in any environment on Earth. These conditions are not only deadly dangerous to people but can also damage or even completely destroy electronic equipment of measuring probes, spaceships, and vehicles. The paper describes not only the destructive factors to which electronic systems transferred to extraterrestrial space are exposed but also methods of protecting them against the aforementioned factors, including methods of increasing resilience (hardening) and redundant methods protecting electronic systems from the effects of radiation and pressure changes.

Wprowadzenie

W analizie otoczenia Ziemi, w zależności od odległości od jej powierzchni, urządzenia elektroniczne znajdujące się w obiektach latających (sondy, satelity, statki kosmiczne) są narażone na zupełnie odmienne od ziemskich warunki, które można opisać takimi parametrami, jak: ciśnienie, temperatura, wilgotność, promieniowanie, natężenie pola magnetycznego (pułapki magnetyczne). Duży wpływ na urządzenia elektroniczne znajdujące się w bliskiej przestrzeni kosmicznej mają również zanieczyszczenia na niektórych wysokościach pochodzące z jednej strony od gazów cieplarnianych, a z drugiej strony od pyłów kosmicznych, ale także od szczątków sztucznych obiektów wysyłanych w kosmos. Tylko do wysokości mezosfery można stosować klasyczne definicje wzorów opisujących atmosferę ziemską, np. wzoru barometrycznego, zależności temperatury od wysokości itp. [1,2,9,10]. Powyżej tej wysokości pojawiają się okresowe fluktuacje ciśnienia cząstek. W górnych warstwach termosfery możemy mówić tylko o chwilowym ciśnieniu, np. w wyniku zderzenia ze strumieniami cząstek. Wszystkie te uwarunkowania mają wpływ na zachowanie się układów elektronicznych. Badania na ten temat prowadzi się od lat w wielu ośrodkach na świecie [5,6,9], ale także w Polsce [7,8,10].

W artykule dokonano przeglądu wybranych zagadnień związanych z pracą układów elektronicznych w bliskiej przestrzeni kosmicznej. Opisano stratyfikację wyróżnionych pasm atmosfery i zachodzących w nich zjawisk. Przedstawiono wpływ zmian ciśnienia, temperatury i innych parametrów fizycznych na czujniki elektroniczne i wyniki pomiarów otrzymywanych za ich pomocą. Opisano bezpośredni, destrukcyjny wpływ promieniowania kosmicznego na układy elektroniczne. Następnie przedstawiono wybrane sposoby zabezpieczania urządzeń elektronicznych przed uszkodzeniami na skutek chwilowego i długotrwałego promieniowania, którego natężenie zwiększa się wraz ze wzrostem wysokości. Aby przeciwdziałać zniszczeniom trwałym i chwilowym, autorzy proponują stosowanie zasady wła-

ściwego ekranowania i równoległego zwielokrotniania kluczowych elementów w układach elektronicznych.

Czynniki zakłócające pracę układów elektronicznych w przestrzeni kosmicznej

W niniejszym rozdziale opisano zmienność wybranych parametrów atmosfery ziemskiej, czyli ciśnienia, temperatury, wilgotności i składu chemicznego, w zależności od wysokości. Opisano niekorzystny wpływ tych czynników fizycznych na pracę układów elektronicznych. Odrębnie scharakteryzowano naturę promieniowania kosmicznego oraz przedstawiono jego niekorzystny wpływ na pracę układów elektronicznych w zależności od odległości od powierzchni Ziemi.

Zmienność wybranych parametrów atmosfery ziemskiej w zależności od wysokości

Wraz ze wzrostem wysokości nad powierzchnią ziemi, zgodnie z pewnymi regułami matematycznymi (zob. wzór 1) zmniejsza się ciśnienie atmosferyczne. Obniża się również wilgotność oraz temperatura, przy czym występują tutaj lokalne obszary zaburzenia tych czynników. Są one mniej przewidywalne w przypadku wilgotności. Jej rolę należy rozważać do wysokości 14 km. Do tej wysokości pojawiają się chmury z drobnych kryształków lodowych. Poniżej mogą występować szczególnie groźne dla komunikacji lotniczej oblodzenia. Działają one destrukcyjnie na elektroniczne czujniki pomiaru ciśnienia i temperatury. W przypadku temperatury jej inwersja występuje już w stratosferze. Kolejno w mezosferze i termosferze, oprócz okresowej inwersji, występują silne jej fluktuacje. Z wyjątkiem okresowej aktywności Słońca wpływają na to gazy cieplarniane.

Wzór barometryczny (1) w przybliżeniu obowiązuje jedynie do wysokości stratosfery:

$$\ln\left(\frac{p(h)}{p_{atm}}\right) = -\frac{1}{k} \int_0^h \frac{m_0(h)g(h)}{T(h)} dh \quad (1)$$

gdzie:

p_{atm} – ciśnienie atmosferyczne przy powierzchni Ziemi ($h = 0$),
 m_0 – masa zastępcza cząsteczki powietrza,
 g – przyspieszenie ziemskie,
 T – temperatura powietrza,
 $k = 1,381 \cdot 10^{-23}$ J/K – stała Boltzmanna.

Należy pamiętać, że podczas wznoszenia i opadania zmianę ciśnienia w układzie sondy pomiarowej opisuje wzór pokazujący uwarunkowania jego pomiaru. Różne kształty i wielkości dysz, jak również materiały i desorpcja z nich gazów powierzchniowych, a także wpływ szczelności, zamkniętych baniek powietrza oraz inne czynniki powodują, że mierzone przez czujnik ciśnienie jest uwarunkowane przybliżoną zależnością dochodzenia do równowagi:

$$pS_E(h) = -V_k \frac{dp}{dt} + I_D \quad (2)$$

gdzie:

p – ciśnienie,
 $S_E(h)$ – efektywna szybkość odpompowywania zależna od wysokości, na której następuje pomiar,
 V_k – pojemność układu odpompowywanego,
 I_D – desorpcja ze ścianek i pułapek.

Z powyższych rozważań wypływa wniosek, że czujniki ciśnienia do warunków pomiaru w równowadze dochodzą w skończonym czasie, przez co przy szybkiej zmianie parametrów otoczenia pomiar ciśnienia jest fałszywy [10].

Przyspieszenie grawitacyjne w przytoczonym powyżej wzorze barometrycznym (1) wraz z oddalaniem się od powierzchni Ziemi można przybliżyć równaniem (3). Trzeba jednak pamiętać, że fluktuuje ono czasowo, np. poprzez ruch Księżycy.

$$g(h) = g(0) - 3,086 \cdot 10^{-6}h \quad (3)$$

gdzie:

$g(0)$ – przyspieszenie ziemskie na poziomie morza, które na biegunach wynosi $9,83 \text{ m/s}^2$ a na równiku $9,78 \text{ m/s}^2$,
 h – wysokość w m n.p.m.

Temperatura w przytoczonym wzorze barometrycznym (1), wraz z oddalaniem się od powierzchni Ziemi w granicach do troposfery, jest natomiast klasycznie definiowana jako uśredniona energia kinetyczna cząstek

powietrza powstała w wyniku wzajemnych zderzeń. Jest ona uwarunkowana zewnętrznym promieniowaniem słonecznym i promieniowaniem z innych źródeł oraz przewodzeniem i konwekcją energii cieplnej od nagrzanej przez Słońce powierzchni Ziemi. Można przyjąć, że ten proces zachodzi do poziomu ciśnienia około 200 hPa [11]. Zatem w obszarze troposfery temperaturę można interpolować równaniem (4):

$$T(h) = T(0) - 6,5 \cdot 10^{-3}h \quad (4)$$

gdzie:

$T(0)$ – temperatura powietrza w °C na poziomie morza,
 h – wysokość w m n.p.m.

Powyżej 10 000 km, gdzie ciśnienie spada do poziomu 10^{-12} Pa, w tzw. pustce kosmicznej, przyjmuje się, że temperatura wynikająca z uśrednienia energii kinetycznej cząstek, w tym pyłów kosmicznych (w warunkach fluktuującej w czasie ich gęstości) wynosi około 2,7 K (a nie 0 K jak się powszechnie sądzi). Problemem jest określenie temperatury w obszarze pomiędzy w przybliżeniu 80–10 000 km od powierzchni Ziemi, tj. w termosferze [9]. Do tej pory w tym obszarze temperatura fluktuowała z okresem około 11-letnim związanym z czasową aktywnością Słońca. Obecnie pojawiają się dodatkowe czynniki, w tym zanieczyszczenie gazami, pyłami kosmicznymi i szczątkami sztucznych satelitów. Obecnie (grudzień 2024 r.) szacuje się, że w przestrzeni okołoziemskiej orbituje ponad 38 000 szczątków o średnicy powyżej 10 cm, ponad milion szczątków o średnicy od 1 do 10 cm oraz około 130 milionów „małych” szczątków o średnicy poniżej 1 cm [14].

Wraz z odległością od Ziemi zwiększa się rola nie tyle cząstek wzbudzonych, ale zjonizowanych, jak również cząstek alfa, protonów i wysokoenergetycznych elektronów, które nie tyle przez wzajemne zderzenia uśredniają energię kinetyczną, ale poprzez kierunkowe strumieniowe oddziaływanie przekazują energię napotkanej powierzchni, np. sondzie. Takie temperatury mogą być bardzo wysokie, osiągając wartości do 5000 K. Poniżej tego obszaru (dolna część termosfery), ze względu na rozpraszające oddziaływanie pól magnetycznych w pasach Van Alena, napływ tych cząstek traci charakter kierunkowy i proces rozproszeniowego uśredniania nabiera znaczenia, a temperatura stabilizuje się do niższych wartości.

W tabeli 1 zawarto podstawowe informacje na temat najważniejszych parametrów warstw atmosfery ziemskiej. Parametry te decydują o zagrożeniach dla układów elektronicznych pozostających w różnych odległościach od Ziemi.

Tabela 1. Skład i główne parametry atmosfery ziemskiej

Warstwa atmosfery	Wysokość [km n.p.m.]	Temperatura [K]	Ciśnienie [Pa]	Skład atmosfery
Troposfera	0 ... 8 (nad biegunami) 0 ... 18 (nad równikiem)	~ 288 ... 213	$10^5 ... 2 \cdot 10^4$	N_2, O_2, Ar
Stratosfera	12 ... 50	213 ... 273	$2 \cdot 10^4 ... 10^2$	N_2, O_2, O_3, CO_2, Ar
Mezosfera	50 ... 80	273 ... 193	$10^2 ... 10^1$	N_2, O_2, CH_4, Ar
Termosfera	80 ... 500	193 ... ~ 1000	$10^1 ... 10^{-2}$	N_2, N, O, O^+, H
Metasfera	500 ... 1500	120 ... ~ 2000	$10^{-2} ... 2 \cdot 10^{-8}$	$O, O^+, H_2, H^+,$
Protosfera	1500 ... c.a. 15000	1,5 ... 5000	$2 \cdot 10^{-8} ... 10^{-10}$	$H, H^+, He^{++},$
Przestrzeń kosmiczna	ponad 15000	~ 0	poniżej 10^{-10}	próżnia

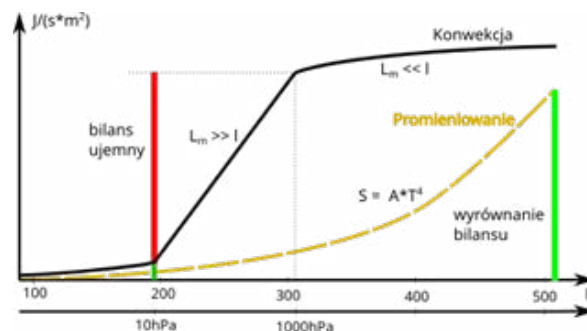
Wpływ zmian ciśnienia i temperatury na pracę urządzeń elektronicznych

Stosowane są podwójne kontrolne metody pomiaru temperatury w różnych warunkach ciśnienia, które można podzielić na cztery umowne zakresy:

1. 950–1050 hPa – ciśnienie atmosferyczne.
2. 600–950 hPa – podciśnienie.
3. 1 Pa–600 hPa.
4. poniżej 1 Pa.

Najczęściej są to metody oparte na termoparach i rezystancyjnych czujnikach temperatury (RTD) sprzężonych z czujnikami wilgotności, a także z czujnikami ciśnienia. Stosuje się je w formie nieobudowanego sensora na zewnątrz próznoizolowanej obudowy urządzenia elektronicznego z kontrolą odprowadzania ciepła. Przy użyciu wewnętrznym stosuje się je w tradycyjnych obudowach do pomiaru temperatury określonych komponentów lub powierzchni wewnątrz statków kosmicznych. Pomiaru temperatury w warunkach kosmicznych dokonuje się termometrami na podczerwień i urządzeniami mierzącymi promieniowanie podczerwone emitowane przez obiekty.

Istotnym problemem jest drastycznie ograniczony odbiór ciepła przez konwekcję w warunkach obniżonego ciśnienia poniżej 200 hPa. W praktyce możliwy jest on tylko przez wypromieniowywanie zgodnie z prawem Plancka dla ciała doskonale czarnego. Oznacza to, że aby oddawać ciepło z właściwą szybkością element musi się nagrzać do ponad 500 K, a to prowadzi do jego zniszczenia. Proces ten dla przykładowego elementu z układu elektronicznego został zaprezentowany na rysunku 1.



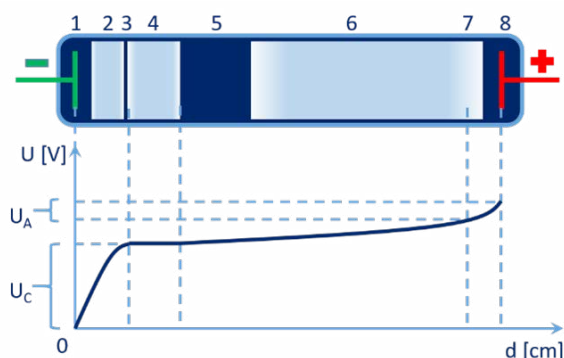
Rysunek 1. Oddawanie ciepła przez konwekcję i promieniowanie

Jednymi z częściej spotykanych sposobów radzenia sobie z odprowadzaniem ciepła z układów elektronicznych pracujących w przestrzeni kosmicznej jest stosowanie radiatorów i wykorzystanie ogniw Peltiera.

Techniki stosowane do pomiaru ciśnienia w różnych warunkach: ciśnienia atmosferycznego, podciśnienia, w obszarze 100 hPa–1 Pa oraz poniżej 1 Pa wymagają stosowania różnego typu próżniomierzy. Najczęściej są to w zależności od ciśnienia próżniomierze: mechaniczne (ciśnienie atmosferyczne, podciśnienie), membranowe (100 hPa–0,1 Pa), cieplno-przewodnościowe (ciśnienie do 1 hPa), jonizacyjne z gorącymi katodami oraz katodami zimnymi, polowymi (100 hPa do 10^{-3} Pa).

W związku z obniżonym ciśnieniem w układach elektronicznych istotne stają się zjawiska powodujące jonizację zwarcia pomiędzy różnymi punktami potencjału. Zjawisko to zostało zaprezentowane na rysunku 2. Analizując spadek potencjału między katodą (–) a anodą (+), należy zauważyć, że jego największa

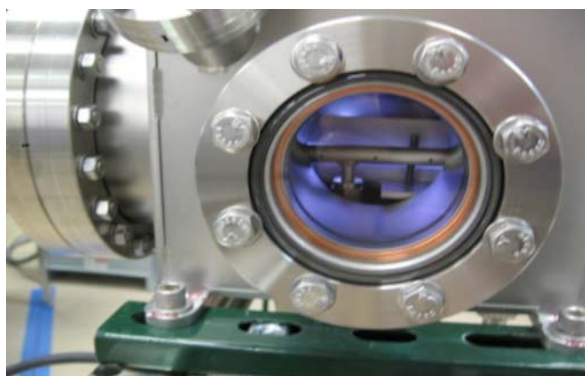
część, tzw. katodowy spadek potencjału, przypada na obszar między katodą a ciemnią katodową. W obszarze poświaty ujemnej potencjał nie zmienia się, natomiast w obszarze ciemni Faradaya, a także zorzy dodatniej można zaobserwować jego lekki wzrost.



Rysunek 2. Ilustracja wyładowania jarzeniowego (jonizacji zwarciowej)

Na rysunku zaznaczono strefy charakterystyczne dla wyładowania jarzeniowego: 1 – ciemnia Astona, 2 – poświata katodowa, 3 – ciemnia katodowa (Crookesa), 4 – poświata ujemna, 5 – ciemnia Faradaya, 6 – zorza dodatnia, 7 – pojaśnienie anodowe, 8 – ciemnia anodowa.

Wizualny efekt jonizacji zwarciowej na skutek źle ekranowanych elektrod widoczny jest z kolei na rysunku 3.



Rysunek 3. Przykładowa komora próżniowa

Widoczna jest jonizacja na skutek źle ekranowanych elektrod.

Przykład źle ekranowanych elektrod został pokazany na rysunku 4, przedstawiającym układ zmontowany w systemie montażu przewlekane i SMD (niezalewana żywica). Widoczne są zupełnie nieekranowane elementy. Taki układ przy ciśnieniach pomiędzy 10 hPa a 1 Pa będzie zwarty ze względu na jonizację jarzeniową.



Rysunek 4. Przykładowa płytki PCB wraz z wlutowanymi elementami

Należy zwrócić uwagę, że stres ze względu na zmianę ciśnienia, temperatury, promieniowania i innych czynników, na jaki są narażone podobne płytki często powoduje powstanie tzw. wąsów cynowych oraz deformacji niszczących layout i strukturę układu. Zjawisko to można ograniczyć, stosując specjalne stopy lutownicze i luźne konstrukcje.

Wpływ promieniowania

Wpływ promieniowania kosmicznego na układy i urządzenia elektroniczne znajdujące się na różnych wysokościach nad powierzchnią Ziemi jest bardzo istotny. W kosmosie można wyróżnić strumienie protonów i elektronów oraz galaktycznego elektromagnetycznego promieniowania kosmicznego. W tym najistotniejsze jest promieniowanie słoneczne, które ma trzy składowe:

- stałe promieniowanie elektromagnetyczne;
- wiatr słoneczny (składający się ze strumienia fotonów, elektronów, protonów, jonów helu oraz niewielkiej ilości ciężkich jonów), rozbłyski słoneczne i koronalne;
- wyrzuty masy prowadzące do formowania zlokalizowanych strumieni cząstek, charakteryzujących się znacznie wyższymi energiami niż cząstki w wietrze słonecznym oraz w pasach radiacyjnych.

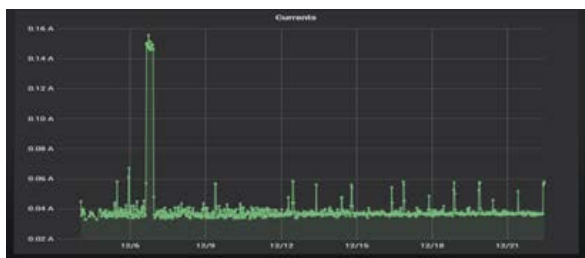
Pasy radiacyjne to strefy nagromadzonych cząstek naładowanych, uwięzionych w polu magnetycznym planety. Zostały odkryte w 1958 roku przez amerykańskiego astronoma i pioniera badań kosmicznych, Jamesa Alfreda van Allena, dzięki zastosowaniu licznika Geigera-Müllera umieszczonego na pokładzie sztucznego satelity Ziemi – Explorera 1.

Wokół Ziemi występują dwa naturalne pasy radiacyjne [12]:

1. Pas wewnętrzny – rozciągający się od około 1000 km do 12 000 km nad powierzchnią planety, który zawiera głównie elektrony o energiach rzędu 0,5 MeV oraz protony o energiach sięgających około 100 MeV. Należy tutaj wspomnieć również o tzw. anomalii południowoatlantyckiej, czyli występowaniu wewnętrznego pasa radiacyjnego na wysokości już 350 km w pobliżu wybrzeża Brazylii.
2. Pas zewnętrzny – znajdujący się na wysokościach od około 13 000 km do 64 000 km, w którym dominują wysokoenergetyczne elektrony o energiach od 0,1 do 10 MeV.

Oddziaływania promieniowania z materiałem półprzewodnikowym zależą przede wszystkim od rodzaju cząstek oraz ich energii. Cząstki o wysokiej energii, które silnie oddziałują z jądrami atomów mogą prowadzić do uszkodzeń struktury półprzewodnika, zmieniać poziom domieszkowania, a w konsekwencji przyczyniać się do degradacji i ostatecznego zniszczenia elementu. Natomiast rozprędzone elektrony, zderzając się z półprzewodnikiem, mogą powodować efekty jonizacyjne, w tym zmiany przewodnictwa, dodatkowe impulsy ładunkowe i napięciowe, co wpływa na jego pracę i może skutkować przypadkowymi zakłóceniami. Najczęściej można spotkać przebicia, skoki napięcia czy efekty zwierania [21].

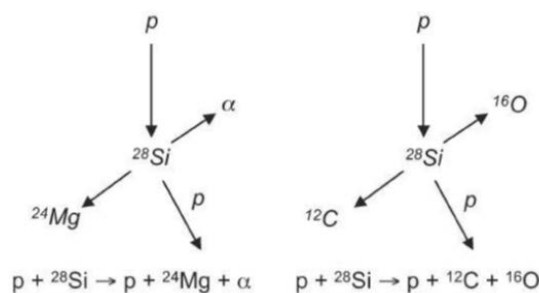
Przykładem uszkodzenia przyrządu półprzewodnikowego pod wpływem promieniowania kosmicznego jest znana w literaturze awaria mikrokontrolera komputera pokładowego EFM32 [8]. Na skutek awarii odnotowano zwiększony o ponad 100 mA pobór prądu niż w stanie normalnej pracy (rys. 5).



Rysunek 5. Pobór prądu w trakcie impulsu radiacyjnego (*single event latch-up*) działającego na mikrokontroler komputera pokładowego (EFM32) w satelicie PW-Sat2 był ponad 100 mA większy niż w stanie normalnej pracy [8]

Można wyróżnić dwa główne typy oddziaływania promieniowania na przyrządy półprzewodnikowe. Pierwszy z nich to krótkotrwałe, przejściowe efekty SEE (*Single Event Effects*), czyli losowe, natychmiastowe zakłócenia wywołane przejściem pojedynczej cząst-

ki. Drugi typ to efekty związane z kumulowaniem się większych dawek promieniowania prowadzących do trwałego pogorszenia się parametrów urządzenia. Zjawiska te zachodzą na skutek długotrwałej ekspozycji i mogą ostatecznie doprowadzić do poważnej awarii. W tej kategorii wyróżnia się dwa główne mechanizmy: TID (*Total Ionizing Dose*) oraz DDD (*Displacement Damage Dose*). TID opisuje ilość energii pochłoniętej przez jednostkę masy napromieniowanego materiału i jest wyrażana w grejach (Gy). Wśród efektów TID wymienić można: ograniczenie prądu w tranzystorach, w szczególności tranzystorach mocy, zmniejszenie ich wzmocnienia i zwiększenie prądu upływu, pogorszenie charakterystyki optoizolatorów, zmianę przewodności kanałów i poziomów przełączania tranzystorów MOSFET [7]. Przykład niszczącego działania promieniowania protonowego na monokryształ krzemu, powodujący defekty poprzez reakcję kreującą powstanie atomów magnezu, tlenu, i węgla, pokazano na rysunku 6 [13].



Rysunek 6. Przykładowe reakcje wysokoenergetycznych protonów z krzemem powodujące defekt materiału [13]

Zakłócenie pojedynczym zdarzeniem (*Single Event Effects* – SEE) dzieli się na dwie główne kategorie: niszczące (*destructive*) i nieniszczące (*non-destructive*). Zakłócenia nieniszczące prowadzą do obserwowalnych zmian w stanie wyjściowym układu lub do zmiany danych, lecz nie powodują fizycznych uszkodzeń samego elementu elektronicznego. W przypadku układów logicznych i analogowych pozbawionych elementów pamięci, takie zakłócenia mają zazwyczaj charakter przejściowy – po krótkim czasie i rozproszeniu nadmiarowego ładunku funkcjonalność układu samoczynnie wraca do normy [7,15].

Inaczej wygląda sytuacja w przypadku układów cyfrowych sekwencyjnych, pamięci lub układów analogowych zawierających elementy pamiętające (np. próbkująco-pamiętających). W tych przypadkach zainicjowane promieniowaniem zakłócenie może zmienić zapisany stan danych. Takie błędne dane mogą utrzymywać się aż do kolejnego zapisu, stanowiąc trwały błąd. Jeżeli taki stan zostanie odczytany i przetworzony

przez inne elementy systemu, może to doprowadzić do poważnych zakłóceń działania, a nawet do awarii całego systemu [16].

Do grupy nieniszczących SEE zalicza się m.in.:

- SET (*Single Event Transient*) – przejściowy impuls napięcia lub prądu, występujący na wyjściu układu w wyniku depozycji ładunku;
- SEU (*Single Event Upset*) – zmiana pojedynczego bitu w rejestrze lub pamięci;
- SEFI (*Single Event Functional Interrupt*) – poważniejsze zaburzenie pracy funkcjonalnej układu, np. zablokowanie interfejsu lub zatrzymanie działania systemu;
- SEL (*Single Event Latch-up*) – inicjacja trwałego stanu przewodzenia w strukturze półprzewodnikowej, wymagająca zewnętrznej interwencji (np. odłączenia zasilania);

SEE typu destrukcyjnego również objawiają się błędami stanu wyjściowego lub danych, lecz w ich przypadku dochodzi dodatkowo do trwałego uszkodzenia lub całkowitego zniszczenia elementu elektronicznego. Typowymi przykładami są *Single Event Burnout* (SEB) oraz *Single Event Gate Rupture* (SEGR), które mogą prowadzić do nieodwracalnego uszkodzenia tranzystorów mocy, szczególnie w technologii MOSFET [17].

Zabezpieczanie układów elektronicznych w przestrzeni kosmicznej

Przy omawianiu sposobów zabezpieczeń układów elektronicznych warto zwrócić uwagę, że niektóre skutki działania promieniowania są usuwane przez układ samoczynnie. Przykładowo jednym z głównych skutków oddziaływania promieniowania jonizującego z materiałem jest generacja ładunku elektrycznego. W materiałach przewodzących i półprzewodnikowych nadmiar ładunku powstający w wyniku ekspozycji na promieniowanie jest zazwyczaj szybko kompensowany na skutek procesów rekombinacji oraz dyfuzji. Dzięki temu ładunek ten zostaje usunięty w krótkim czasie, co ogranicza trwałe uszkodzenia struktury. Mimo że chwilowe stany przejściowe mogą powodować zakłócenia (np. w postaci SEE), nie dochodzi do trwałego gromadzenia ładunku – stąd zjawisko całkowitej dawki jonizującej (*Total Ionizing Dose* – TID) w takich materiałach nie stanowi istotnego problemu [18].

Odmierna sytuacja występuje w materiałach izolacyjnych, takich jak dwutlenek krzemu (SiO_2), powszechnie stosowany jako izolator w tranzystorach

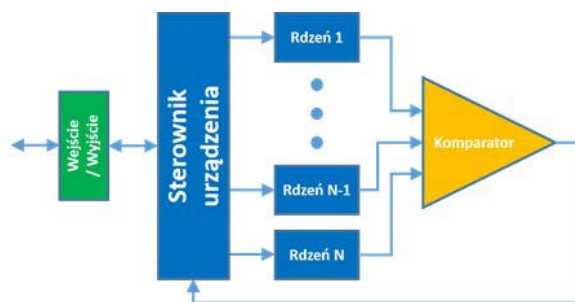
MOS oraz jako warstwa dielektryczna w strukturach MOS i bipolarnych. W takich dielektrykach ładunek generowany przez promieniowanie może zostać uwięziony na dłuższy czas, prowadząc do trwałych zmian parametrów elektrycznych, np. przesunięcia napięcia progowego tranzystora, co może skutkować awarią układu [19]. Ograniczenie tego typu i innych awarii są możliwe dzięki modyfikacjom procesów produkcyjnych i konstrukcji struktur półprzewodnikowych.

Możliwość wprowadzania modyfikacji w procesie produkcji struktur półprzewodnikowych bywa ograniczona, gdyż podstawowe procedury technologiczne są z reguły silnie zoptymalizowane pod kątem dostępnego sprzętu produkcyjnego oraz wymaganych parametrów końcowych wytwarzanych układów. Mimo tych trudności, podejmuje się próby zmian, których celem jest zwiększenie odporności układów na negatywne efekty promieniowania, zwłaszcza zjawiska pojedynczych zdarzeń (*Single Event Effects* – SEE) [19].

Jednym z rozwiązań jest zastąpienie standardowego podłoża krzemowego wariantem o podwyższonej przewodności. W tym celu stosuje się silnie domieszkowany materiał, co prowadzi do szybszej rekombinacji nośników ładunku powstających pod wpływem promieniowania. Efektem tego jest ograniczenie liczby zakłóceń typu SEE. Technika ta okazuje się skuteczna w technologii CMOS, jednak nie zawsze przynosi podobne rezultaty w strukturach BiCMOS, gdzie udział elementów bipolarnych wciąż może generować niepożądane skutki [18].

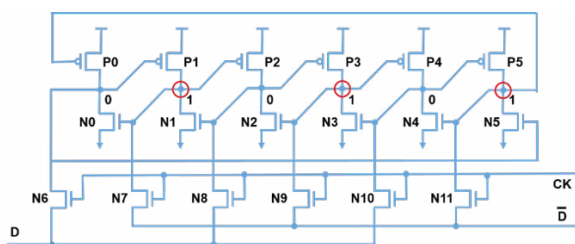
Druga grupa technik koncentruje się na modyfikacjach konstrukcyjnych, które mają na celu zwiększenie odporności układów na efekty promieniowania. Powiększanie wymiarów geometrycznych tranzystorów (głównie długości i szerokości kanału) pozwala np. zwiększyć dostępny prąd, który może skuteczniej kompensować ładunek generowany przez oddziaływanie promieniowania. Dodatkowo w projektach o wysokiej niezawodności stosuje się podwójne, fizycznie odseparowane tranzystory sterujące komórkami pamięci, co ogranicza ryzyko błędów jednoczesnych (*common-mode failures*) [19].

Kolejnym rozwiązaniem konstrukcyjnym jest implementacja nadmiarowości, np. poprzez wielokrotne zasilanie, replikację logiki lub zastosowanie równoległych systemów matrycowych. W takich układach stan wyjścia końcowego jest ustalany w wyniku działania mechanizmu porównującego (komparatora), który wykrywa i odrzuca błędne odpowiedzi pochodzące z pojedynczych rdzeni obliczeniowych (rysunek 7) [15].



Rysunek 7. Schemat blokowy pokazujący przykładową ideę modyfikacji konstrukcji struktury półprzewodnikowej (na podstawie [21])

Dosyć często stosowanym rozwiązaniem modyfikującym konstrukcje jest zastosowanie układów logicznych z nadmiarowością typu TMR (*Triple Modular Redundancy*). Przykład takiego układu wykonanego w technologii CMOS został pokazany na rysunku 8.



Rysunek 8. Modyfikacja procesów konstrukcji w celach redundancyjnych – wielokrotne zasilanie, wielokrotne systemy matrycowe (na podstawie [21])

Układ pokazany na rysunku 8 zawiera trzy identyczne ciągi tranzystorów CMOS, które przetwarzają równolegle ten sam sygnał wejściowy. Jest to przykład fizycznej redundancji, która pozwala zachować poprawne działanie nawet w przypadku uszkodzenia jednej z gałęzi [20]. Czerwone okręgi wskazują punkty, w których implementowana jest logika większościowa, tzw. voter porównująca wyniki z poszczególnych torów i wybór wartości występującej w większości. Działanie takiego komparatora większości zapewnia odporność na pojedyncze zakłócenia typu SEU i SET [18]. Redundancja potrójna oraz zastosowanie logiki większościowej (TMR + voter) to jedna z najskuteczniejszych metod przeciwdziałania takim efektom. Dzięki niej systemy mogą kontynuować pracę nawet w przypadku lokalnego błędu bez konieczności restartu czy interwencji programowej, co powoduje, że stanowią często krytyczne bloki logiczne w układach FPGA stosowanych w kosmosie.

Podsumowanie

W przestrzeni kosmicznej urządzenia elektroniczne są narażone na szereg niekorzystnych czynników, które nie są spotykane na Ziemi. Czynniki te to bardzo niskie ciśnienie gazów atmosferycznych, ekstremalnie niskie i ekstremalnie wysokie temperatury oraz promieniowanie kosmiczne. Najczęstszym efektem wywołanym przez bardzo niskie (bliskie zeru) ciśnienie powietrza jest wyładowanie jarzeniowe. Sposobem minimalizacji tego efektu jest właściwe ekranowanie wyprowadzeń elementów oraz zalewanie układów żywicą. Z kolei połączony wpływ ciśnienia, temperatury, promieniowania, jakiemu podlegają układy elektroniczne zamontowane na płytkach PCB objawia się często powstawaniem tzw. wąsów cynowych oraz deformacji niszczących layout i strukturę układu. Zjawisko to można ograniczyć, stosując specjalne stopy lutownicze i luźne konstrukcje.

Urządzenia elektroniczne pracujące w kosmosie są dodatkowo narażone na niekorzystne oddziaływanie skumulowanych dawek promieniowania oraz zdarzeń SEE. Warto zwrócić uwagę, że zdarzenie SEE zwłaszcza typu SEU (*Single Event Upset*), jak np. zmiana zawartości komórki pamięci czy zatrzaszkowanie (latchup), występują również na Ziemi na skutek naturalnego promieniowania. Wpływa to na pracę układów elektronicznych, szczególnie wykorzystywanych do celów militarnych, które są również narażone na inne typy negatywnego oddziaływania promieniowania. Warto zauważyć, że w elektronicznym sprzęcie medycznym oraz w zastosowaniach przemysłowych główną przyczyną awarii spowodowanych promieniowaniem jest TID. Aby przeciwdziałać niekorzystnym skutkom promieniowania stosuje się odpowiednie modyfikacje procesów produkcyjnych i konstrukcji struktur półprzewodnikowych, np. domieszkowanie podłoża układów półprzewodnikowych (wówczas elektroda B [Base] w układzie MOSFET efektywniej zbierze pojawiające się ładunki), stosowanie materiałów o strukturze polikrystalicznej dopuszczającej wyższy poziom koncentracji defektów bez zmiany własności oraz zwielokrotnianie kluczowych elementów w układach elektronicznych.

Bibliografia

- [1] Hałas A. Technika próżni. Wrocław: Oficyna Wydawnicza Politechniki Wrocławskiej; 2017.
- [2] Fox KC. The Van Allen Probes: Honoring the origins of magnetospheric science. Science X Network. [Internet].

- 12 listopada 2012. [cytowane 19 grudnia 2024]. Dostępne na: <https://phys.org/news/2012-11-van-allen-probes-honoring-magnetospheric.html>.
- [3] Ganushkina NY, Dandouras I, Shprits YY, Cao J. Locations of boundaries of outer and inner radiation belts as observed by Cluster and Double Star. *Journal of Geophysical Research*. 2011;116(A9):1–18. <https://doi.org/10.1029/2010JA016376>.
- [4] Whitt KK, Byrd D. May's solar storm created a new Van Allen belt. *EarthSky*. [Internet]. 1 sierpnia 2024. [cytowane 19 grudnia 2024]. Dostępne na: <https://earthsky.org/earth/2024-mays-solar-storm-new-ring-around-earth-van-allen-belt/>.
- [5] Edmonds LD, Barnes CE, Sheick LZ. *An Introduction to Space Radiation Effects on Microelectronics*. JPL Publication 00-06. Pasadena, CA: California Institute of Technology, Jet Propulsion Laboratory; 2000. [Internet; cytowane 19 grudnia 2024]. Dostępne na: <https://parts.jpl.nasa.gov/pdf/JPL00-62.pdf>.
- [6] Kikoin IK. *Tablicy Fizycznych Veličin*. Moskwa: Atomizdat; 1976.
- [7] Kołodziej A, Krewniak P. Radiation damage of amorphous and microcrystalline silicon image sensor structure. *MRS Online Proceedings Library*. 1997;487:381–386. <https://doi.org/10.1557/PROC-487-381>.
- [8] Gumiela M. Podsumowanie eksperymentu RadFET. PW-SAT3. [Internet]. 15 czerwca 2019. [cytowane 19 grudnia 2024]. Dostępne na: <https://pw-sat.pl/podsumowanie-eksperymentu-radfet>.
- [9] Mlynczak MG, Hunt LA, Garcia RR, Harvey VL, Marshall BT, Yue J, Mertens CJ, Russell JM III. Cooling and contraction of the mesosphere and lower thermosphere from 2002 to 2021. *Journal of Geophysical Research: Atmospheres*. 2022;127(22),e2022JD036767. <https://doi.org/10.1029/2022JD036767>.
- [10] Groszkowski J. *Technika wysokiej próżni*. Warszawa: WNT; 1978.
- [11] Antosz J, Wielgat R, Plata S, Jasielski P, Pękala, D, Arabik, R, Witek M. Stratospheric missions of the University of Applied Sciences in Tarnow: Part 2: data analysis. *Science, Technology and Innovation*. 2023;18(3–4):46–64. <https://doi.org/10.55225/sti.580>.
- [12] Pas Van Allena. In: Wikipedia: wolna encyklopedia. [Internet; cytowane 19 grudnia 2024]. Dostępne na: https://pl.wikipedia.org/wiki/Pas_Van_Allena.
- [13] Dodd PE. Physics-based simulation of single-event effects. *IEEE Transactions on Device and Materials Reliability*. 2005;5(3):343–357. <https://doi.org/10.1109/TDMR.2005.855826>.
- [14] ESA. Space debris by the numbers. Darmstadt: ESA's Space Debris Office at ESOC. [Internet; cytowane 19 grudnia 2024]. Dostępne na: https://www.esa.int/Space_Safety/Space_Debris/Space_debris_by_the_numbers.
- [15] Messenger GC, Ash MS. *The Effects of Radiation on Electronic Systems*. 2nd ed. Hapman and Hall; 1992.
- [16] Normand E. Single event upset at ground level. *IEEE Transactions on Nuclear Science*. 1996;43(6):2742–2750. <https://doi.org/10.1109/23.556861>.
- [17] Schwank JR, Shaneyfelt MR, Dodd PE. Radiation hardness assurance testing of microelectronic devices and integrated circuits: radiation environments, physical mechanisms, and foundations for hardness assurance. *IEEE Transactions on Nuclear Science*. 2013;60(3):2074–2100. <https://doi.org/10.1109/TNS.2013.2254722>.
- [18] Baumann RC. Radiation-induced soft errors in advanced semiconductor technologies. *IEEE Transactions on Device and Materials Reliability*. 2005;5(3):305–316. <https://doi.org/10.1109/TDMR.2005.853449>.
- [19] Ferlet-Cavrois V, Massengill LW, Gouker P. Single event transients in digital CMOS: A review. *IEEE Transactions on Nuclear Sciences*. 2013;60(3):1767–1790. <https://doi.org/10.1109/TNS.2013.2255624>.
- [20] Schrimpf RD, Fleetwood DM. *Radiation Effects and Soft Errors in Integrated Circuits and Electronic Devices*. Singapore–London: World Scientific; 2004. <https://doi.org/10.1142/5607>.
- [21] Jaworowska M. Promieniowanie a elektronika – wpływ i ochrona. *Portal Branżowy Elektronika B2B* [Internet]. 22 grudnia 2021. [cytowane 19 grudnia 2024]. Dostępne na: <https://elektronikab2b.pl/technika/54353-promieniowanie-a-elektronika-wplyw-i-ochrona>.