HAL
open science

Développement de méthodologies de tests en radiation des nanosatellites

Mathias Rousselet

To cite this version:

Mathias Rousselet. Développement de méthodologies de tests en radiation des nanosatellites. Electronique. Université Montpellier, 2016. Français. NNT : 2016MONTT293 . tel-01807952

HAL Id: tel-01807952

https://theses.hal.science/tel-01807952

Submitted on 5 Jun 2018

HAL is a multi-disciplinary open access archive for the deposit and dissemination of scientific research documents, whether they are published or not. The documents may come from teaching and research institutions in France or abroad, or from public or private research centers.

L'archive ouverte pluridisciplinaire **HAL**, est destinée au dépôt et à la diffusion de documents scientifiques de niveau recherche, publiés ou non, émanant des établissements d'enseignement et de recherche français ou étrangers, des laboratoires publics ou privés.

THÈSE

Pour obtenir le grade de Docteur

Délivré par **l'Université de Montpellier**

Préparée au sein de l'école doctorale
Information Structures et Systèmes
Et de l'unité de recherche
Institut Electronique et des Systèmes

Spécialité : **Electronique**

Présentée par **Mathias ROUSSELET**

DEVELOPPEMENT DE METHODOLOGIES DE TESTS EN RADIATION DES NANOSATELLITES

Soutenue le 16 décembre 2016 devant le jury composé de

M. Dean LEWIS, Professeur, *Université de Bordeaux*	Rapporteur
M. Jean-Luc AUTRAN, Professeur, *Université d'Aix-Marseille*	Rapporteur
M. Jérôme BOCH, Professeur, *Université de Montpellier*	Directeur
M. Jean-Roch VAILLE, Maitre de conférences, *Université de Nîmes*	Co-Encadrant
M. Frédéric WROBEL, Professeur, *Université de Montpellier*	Examinateur
M. Renaud MANGERET, Ingénieur, *Airbus Defence and Space*	Examinateur
M. Christian POIVEY, Ingénieur, *European Space Agency*	Examinateur

Résumé

L'environnement spatial est extrêmement agressif, en particulier en raison de la présence de radiations. Ces radiations produisent divers effets, soit cumulatifs soit singuliers qui mettent en péril la fiabilité des satellites. Sur les satellites à budgets contraints, l'utilisation de composant durcis est à proscrire pour des questions de coût. Les composants utilisés sont des composants commerciaux dont la tenue aux radiations n'est généralement pas connue. Sur les satellites scientifiques ou commerciaux, une procédure dite Radiation Hardness Assurance (RHA) est mise en place et vise à réduire les risque en évaluant la sensibilité aux radiations de tous les composants. Afin de garantir le niveau de fiabilité des nanosatellites, nous proposons dans le cadre de cette thèse d'aider au développement d'une RHA spécifique.

Space environment is harsh, especially because of radiations. These radiations induce cumulative and singular effects that can reduce the overall reliability of a satellite. For low-cost space systems, the use of radiation hardened components is prohibited because of their high cost. Commercial components are preferred but their radiation sensitivity is often unknown. Scientific and commercial space projects require a Radiation Hardness Assurance (RHA) process in order to reduce the risk and ensure a better reliability by providing a study at component level. We propose in this thesis the study and development of RHA methods dedicated and tailored for nanosatelittes.

Avant-propos

Ce manuscrit de thèse est également à destination de développeurs de nanosatellites et de CubeSats en apportant un aspect didactique et des solutions permettant de prendre en compte les effets des radiations dans le cadre du développement de satellites de petite taille et de faible coût. Des ordres de grandeurs et des exemples d'applications seront présentés tout au long du manuscrit pour apporter une aide aux néophytes de la problématique des radiations.

Remerciements

Les travaux présentés ici se sont déroulés au sein de l'Institut d'Electronique et des Systèmes (IES) de Montpellier grâce au financement de la Fondation Van-Allen et du CNRS. Une partie de l'étude s'est également déroulée au Jet Propulsion Laboratory de la NASA à Pasadena en Californie.

Je tiens à remercier :

Monsieur Jérôme Boch, Professeur à l'Université de Montpellier et directeur de thèse, pour ses conseils et ses méthodes de travail qui m'ont aidé à progresser durant ces 3 dernières années.

Monsieur Jean-Roch Vaillé, Maitre de conférences à l'Université de Nîmes et co-encadrant, pour sa grande aide en particulier lors des préparations de campagnes de tests et pour sa vision formatrice de la thèse.

Messieurs Dean Lewis, Professeur à l'Université de Bordeaux, et Jean-Luc Autran, Professeur à l'Université d'Aix-Marseille, d'avoir accepté d'être rapporteurs de cette thèse.

Messieurs Frédéric Wrobel, Professeur à l'Université de Montpellier, Renaud Mangeret, ingénieur à Airbus Defence & Space, et Christian Poivey, ingénieur à l'ESA, de me faire l'honneur de faire partie du jury.

Monsieur Frédéric Saigné, Professeur à l'Université de Montpellier, pour ses conseils bienveillants et pour les opportunités offertes pendant ma thèse.

L'ensemble de l'équipe RADIAC, de la Fondation Van-Allen et du Centre Spatial Universitaire pour l'ambiance de travail, les échanges autour d'un café et les petits déjeuners.

Messieurs Philippe Adell, Steve Guertin, Douglas Sheldon, Harald Schone et Rob Davies pour leur temps, leurs conseils et les discussions enrichissantes lors de mes six mois au sein de l'équipe radiation du JPL.

Toutes les personnes de l'équipe 5X et plus particulièrement 5144 qui m'ont accueilli et accompagné lors de cette expérience au JPL.

Les « anciens » pour leurs retours d'expérience et leur aide pour bien débuter: Christelle, Fabien, Aymeric, Lionel, Stephanie, Georges, Rachid et Clovis.

Mes parents et mes sœurs pour leur soutien, leur intérêt pour mes recherches, les visioconférences parfois matinales et les vacances pour se ressourcer.

Mes amis de longue date qui ont été présents ces dernières années pour me soutenir, m'offrir leur hospitalité et parfois venir partager ma vie à Montpellier. Merci Anne-Charlotte, Antoine, Marie, Olivier, Marine, Barbara et Dimitri (mi casa es su casa).

Les (ex-)montpellierains pour toutes les discussions parfois pro, souvent perso, et les bons moments: Axel, Alexandre L., Lorena, Aomer, Viyas, Andrey, Raph, Thomas, Pierre K., Pierre P., Alexandre, Mohan et Titouan.

Table des matières

RESUME 3
AVANT-PROPOS 5
REMERCIEMENTS 6
TABLE DES MATIERES 7
GLOSSAIRE 11
LISTE DES FIGURES 12
INTRODUCTION GENERALE 16
CHAPITRE 1. L'ENVIRONNEMENT RADIATIF SPATIAL ET SES EFFETS SUR L'ELECTRONIQUE 19
1.1 Introduction 20
1.2 L'environnement radiatif spatial 20
1.2.1 Le Soleil 20
1.2.2 Le rayonnement cosmique galactique 22
1.2.3 Les ceintures de radiations 23
1.3 Les effets des radiations 25
1.3.1 Interactions rayonnement-matière 25
1.3.2 Les effets de dose 27
1.3.3 Les effets singuliers 29
1.4 Modélisation de l'environnement 31
1.4.1 Modèles actuels 32
1.4.2 Développement du modèle AE9-AP9 33
1.4.3 Limites de la modélisation de l'environnement 34
1.5 Conclusion 35
CHAPITRE 2. USAGE DES NANOSATELLITES ET DES COMPOSANTS COMMERCIAUX. 36
2.1 Introduction 37
2.2 Les nanosatellites et leurs enjeux 37
2.2.1 Présentation 37
2.2.2 Objectifs et missions des nanosatellites 38
2.2.3 Environnement et retours d'expériences 39
2.2.4 Tendances et évolution du marché 40
2.2.5 Les contraintes matérielles 41

2.3 Les composants « COTS » 41
2.3.1 Les avantages des COTS 42
2.3.2 Contraintes d'utilisation des COTS 43
2.3.3 Usage des COTS pour les nanosatellites 47
2.4 Conclusion 48
CHAPITRE 3. L'ASSURANCE RADIATION ET SES METHODES ASSOCIEES 49
3.1 Introduction 50
3.2 L'assurance radiation 50
3.2.1 Contexte historique 52
3.2.2 Analyse mission 53
3.2.3 Etudes 56
3.2.4 Approvisionnement 59
3.2.5 Qualification de composants 60
3.2.6 Opérations en vol 61
3.2.7 Conclusion 62
3.3 Les sources d'irradiation 62
3.3.1 Tests en dose ionisante 62
3.3.2 Tests SEE 65
3.3.3 Tests mixtes 69
3.4 Les méthodes de tests 71
3.4.1 Standards de tests 71
3.4.2 Standard pour les COTS 72
3.4.3 Limites d'application des standards 73
3.4.4 Méthodes de tests 74
3.4.5 L'injection de fautes 75
3.5 Solutions préventives de correction des effets radiatifs 75
3.5.1 Blindage 76
3.5.2 Redondance 76
3.5.3 Tolérance aux fautes 77
3.5.4 Solutions appliquées aux nanosatellites 77
3.6 Conclusion 79
CHAPITRE 4. TEST AU NIVEAU SYSTEME APPLIQUE A DES CARTES DE CUBESATS 80
4.1 Introduction 81
4.2 Test au niveau système 81

4.2.1 Objectifs ... 81
4.2.2 Préparation des systèmes et observabilité des paramètres ... 83
4.3 Tests en dose d'une carte de CubeSat : Approche au niveau système ... 84
4.3.1 Présentation ... 84
4.3.2 Procédure de test ... 85
4.3.3 Banc de test ... 86
4.3.4 Résultats ... 87
4.3.5 Conclusions ... 89
4.4 Test en dose d'une carte de CubeSat : Approche au niveau composant ... 89
4.4.1 Présentation ... 90
4.4.2 Résultats ... 93
4.4.3 Comparaison des approches : Niveau système/Niveau composant ... 95
4.5 Etude d'une carte du commerce : BeagleBone Green ... 96
4.5.1 Présentation ... 96
4.5.2 Test fonctionnel ... 98
4.5.3 Test des paramètres internes ... 101
4.5.4 Etude préliminaire aux tests SEE ... 104
4.6 Etude sous laser d'une SRAM commerciale ... 106
4.6.1 Contexte ... 106
4.6.2 Banc de test ... 106
4.6.3 Programme de test ... 107
4.6.4 Résultats ... 107
4.7 Etude sous ions lourds d'un Microcontrôleur du commerce ... 108
4.7.1 Contexte ... 108
4.7.2 Banc de test ... 109
4.7.3 Evénements mesurés ... 110
4.8 Conclusion ... 116
CHAPITRE 5. FUTURS OUTILS ET DEVELOPPEMENTS POUR LA RHA ... 118
5.1 Introduction ... 119
5.2 Simulation ... 119
5.2.1 Objectifs et limitations ... 119
5.2.2 Axes de recherche ... 120
5.3 Tendances des effets singuliers ... 122

5.3.1 Démarche et base de données 123
5.3.2 Principaux résultats 123
5.4 Conclusion 129
CHAPITRE 6. LIGNES DIRECTRICES POUR UNE DEMARCHE RHA ADAPTEE AUX NANOSATELLITES. 130
6.1 Introduction 131
6.2 Approche globale 131
6.2.1 Définition de classes de nanosatellites 131
6.2.2 Sélection et Approvisionnement des composants 133
6.2.3 Cartes et sous-systèmes : Achat ou développement ? 134
6.3 Méthodologies de tests en radiation 136
6.3.1 Résumé des blocs de base disponibles 136
6.3.2 Gestion des paramètres inconnus 137
6.3.3 Approche proposée 138
6.4 Lignes directrices 140
6.4.1 SEE 140
6.4.2 La Dose et ses différents niveaux d'étude 141
6.4.3 Application : Tests en radiations d'une carte du commerce. 142
6.5 Conclusion 144
CONCLUSION GENERALE 145
BIBLIOGRAPHIE 148
PUBLICATIONS 155
ANNEXE : GUIDE D'ETUDE EN RADIATION DES NANOSATELLITES. 156

Glossaire

Termes	Définitions
Bit	Elément unitaire d'information pouvant prendre un état logique haut ("1") ou bas ("0").
COTS	Commercial Off The Shelf : Composants commerciaux.
DDD	Displacement Dose Damage : Dose de déplacement.
ECSS	European Cooperation for Space Standardization : Initiative Européenne chargée de mettre en place des standards pour les activités spatiales.
ESA	European Space Agency : Agence spatiale Européenne.
ESCC	European Space Components Coordination.
GCR	Galactic Cosmic Rays : Rayonnement Cosmique Galactique.
GEO	Geostationnary Earth Orbit : Orbite géostationnaire.
LEO	Low Earth Orbit : Orbite basse.
LET	Linear Energy Transfert : Transfert d'Energie Linéique.
PMIC	Power Management Integrated Circuit : Circuit intégré de gestion de puissance.
RHA	Radiation Hardness Assurance : Assurance radiation.
SAA	South Atlantic Anomaly : Anomalie de l'Atlantique Sud.
SEE	Single Event Effect : Effet singulier.
SEFI	Single Event Functionnal Interrupt : Evénement singulier causant une erreur de fonctionnement d'un composant (larges erreurs groupées de façon logique, redémarrages, interruptions,…).
SEL	Single Event Latchup : Evénement singulier donnant lieu à une augmentation du courant et une potentielle destruction par effet Joule (échauffement).
SEU	Single Event Upset : Evénement singulier donnant lieu au changement de valeur d'un bit en mémoire.
TID	Total Ionizing Dose : Dose ionisante totale.
TIDL	Total Ionizing Dose Level : Niveau de dose ionisante totale prévu pour une mission.
TIDS	Total Ionizing Dose Sensitivity : Sensibilité à la dose ionisante totale mesurée sous test.
TNID	Total Non Ionizing Dose : Dose non-ionisante totale.
TNIDL	Total Non Ionizing Dose Level : Niveau de dose non-ionisante totale prévu pour une mission.
TNIDS	Total Non Ionizing Dose Sensitivity : Sensibilité à la dose non-ionisante totale mesurée sous test.

Liste des figures

Figure 1.1 : Photographie de tâches solaires (NASA Goddard Space Flight Center)..... 21
Figure 1.2 : Cycle solaire tracé en considérant le nombre de tâches solaires en fonction du temps... 21
Figure 1.3 : Intensité relative des rayonnements cosmiques en fonction du numéro atomique [2]. ... 22
Figure 1.4 : Modélisation des flux de GCR en minimum et maximum solaire [4]..... 23
Figure 1.5 : Schématisation des ceintures de Van Allen et distribution des particules selon l'altitude. 23
Figure 1.6 : Représentation de la SAA. 24
Figure 1.7 : Mesure du flux de protons de 112MeV (en $MeV^{-1}cm^{-2}s^{-1}sr^{-1}$) enregistré par l'instrument ICARE-NG à bord du satellite JASON-2 [7] 24
Figure 1.8 : Contribution des particules de l'environnement radiatif selon l'altitude d'après les données de [8]..... 25
Figure 1.9 : Ionisation de la matière par un électron. 26
Figure 1.10 : Collision inélastique entre un ion et le cortège électronique d'un atome. 26
Figure 1.11 : Rayonnement de freinage d'un électron 26
Figure 1.12 : Collision élastique entre un ion et un atome. 26
Figure 1.13 : Schématisation de l'effet de dose ionisante dans un composant d'après [9]..... 27
Figure 1.14 : Fraction des paires électron-trou restantes en fonction du champ électrique appliqué pour des irradiations avec différentes particules [10] 28
Figure 1.15 : Schématisation des effets de dose non ionisante dans un composant en silicium d'après [9]. 29
Figure 1.16 : Schématisation des interactions menant aux effets singuliers d'après [9]. 29
Figure 1.17 : Résumé des sources de radiations en environnement spatial et de leurs effets sur les composants[9]..... 31
Figure 1.18 : Couverture des modèles de ceintures de radiations pour les protons (partie gauche) et les électrons (partie droite). 33
Figure 1.19 : Classement énergétique des effets des radiations sur les composants électroniques en environnement radiatif spatial d'après les données de [32]..... 35
Figure 2.1 : Plateforme Alphabus d'un satellite de télécommunication (à gauche, crédit ESA–S. Corvaja, 2013) en comparaison du CubeSat 1U Robusta-1B (à droite)..... 38
Figure 2.2 : Altitudes de l'apogée et du périgée des CubeSats à leur lancement. 39
Figure 2.3 : Répartition des causes de défaillances des nanosatellites d'après une étude de SPACECIALIST [48]..... 40
Figure 2.4 : Lancements de CubeSats selon la nature de la mission d'après les données issues de [43]. 41
Figure 2.5 : Performance de processeurs commerciaux et RadHards au fil du temps [49]. 43
Figure 2.6 : Face arrière d'une mémoire en boitier BGA..... 44
Figure 2.7 : Résumé des sensibilités en dose de mémoires pour trois numéros de séries différents et différents fondeurs d'après [50] 45
Figure 2.8 : Variance de l'épaisseur d'oxyde entre différents wafers et au sein d'un même wafer [51]. 45

Figure 2.9 : Cycle de vie des équipements commerciaux et militaires d'après les données de [52]. . 46
Figure 2.10 : Mise en évidence de composants contrefaits d'après [56]. L'imagerie par rayon X du composant de gauche met en évidence l'absence de fils de connexions et de la puce. Le boitier du composant de droite présente un second marquage qui peut s'effacer et dévoiler la vraie référence. 47
Figure 3.1 : Synthèse des activités de RHA qui s'articulent autour d'une expertise en radiation. 50
Figure 3.2 : Activités de l'assurance radiation déployées selon les phases de projet. 52
Figure 3.3 : Courbe de dose pour une mission de 5 ans en orbite polaire basse (800 km d'altitude inclinée à 98°). 54
Figure 3.4 : Contribution à la dose ionisante totale des protons (gauche) et des électrons (droite) pour trois orbites distinctes (ISS, LEO et GEO). L'orbite ISS considérée est à 400km d'altitude et 51.5° d'inclinaison. L'orbite LEO est à 800km d'altitude et 98° d'inclinaison. L'orbite GEO est à 35784km d'altitude et sans inclinaison. Chaque mission est considérée pour 5ans sans événements solaires majeurs. 55
Figure 3.5 : Distributions en LET des particules issues des GCR calculées sous OMERE pour une mission en orbite polaire et une en orbite elliptique derrière 3,5mm d'aluminium. L'orbite polaire est à 650km d'altitude et inclinée à 98°. L'orbite elliptique à un apogée (point le plus éloigné de la Terre) à 1800km et un périgée (point le plus proche de la Terre) à 400km avec une inclinaison de 60°. 55
Figure 3.6 : Schématisation d'une matrice de risque d'après l'ESA [71]. 57
Figure 3.7 : Résultats graphiques d'une analyse sectorielle réalisée sous FASTRAD pour un CubeSat servant à tester des composants en environnement spatial. Les doses les plus importantes sous obtenues sous la fenêtre amincie. 59
Figure 3.8 : Schéma de principe d'un générateur de rayons x. 64
Figure 3.9 : Transfert d'énergie linéique selon l'énergie des particules. Les valeurs représentatives pour une source de rayons X se 10keV et de Co60 sont comparés aux profils des protons et les électrons. 65
Figure 3.10 : Mise en évidence du pic de Bragg d'un ion Carbone dans du Silicium à l'aide du logiciel SRIM 66
Figure 3.11 : Propagation d'un faisceau laser à la jonction air-silicium. 67
Figure 3.12 : Comparaison de la densité de paires générées pour un ion (a), un laser simple photon (b) et un laser deux photons (c) dans du silicium. 68
Figure 3.13 : Mémoire SRAM préparée en face arrière pour un test en laser.. 69
Figure 3.14 : Pénétration des protons dans différents matériaux selon l'énergie initiale. 70
Figure 4.1 : Comparaison des coûts de campagnes de tests sous ions lourds pour une mémoire SRAM de 1996 et une SDRAM de 2006. Le coût global est multiplié par plus de 3. 82
Figure 4.2 : Différents niveaux d'abstraction pour des activités de test et leur impact au niveau du temps nécessaire. 83
Figure 4.3 : Carte EPS avec connecteur modifié pour les tests en dose. 84
Figure 4.4 : Diagramme de fonctionnement de la carte EPS 85
Figure 4.5 : Banc de test employé pour les mesures automatisées des paramètres des cartes EPS sous irradiation. 86

Figure 4.6 : Évolution de la ligne -5v lors de l'irradiation à 300rad/h pour une carte polarisée (carrés) et une carte non polarisée (losanges), les pointillés correspondent à une augmentation soudaine à 0V. 87
Figure 4.7 : Dérives des lignes 6V et 7,8V à fort débit pour une carte polarisée (orange) et une carte non polarisée (vert). 88
Figure 4.8 : Evolution du courant d'alimentation de la carte EPS polarisée pendant l'irradiation. La contribution des lignes de régulation 6 et 7,8V sont extrapolées en tirets. 89
Figure 4.9 : Schémas de cartes d'adaptation, l'une pour les composants en boitiers SOT23 (A) et l'autre spécifique au composant TPS77350 (B). 91
Figure 4.10 : Caractéristique Id(Vgs) du transistor FDV303N avant irradiation. 92
Figure 4.11 : Tension de sortie du régulateur TPS77350 en fonction de la tension d'entrée avant irradiation. 92
Figure 4.12 : Vue d'une carte d'irradiation avec les différentes cartes d'adaptation pour chaque composant. 93
Figure 4.13 : Mesure de la caractéristique Id(Vg) du transistor FDV303N pour différents niveaux de dose. 93
Figure 4.14 : Dérive de la régulation en tension pour des composants TPS61087 isolés en comparaisons aux courbes obtenues pour les cartes complètes. 94
Figure 4.15 : Tension de pilotage de la grille du transistor piloté en sortie du coupe-circuit LTC1153. Allure de la tension de pilotage de la grille lorsque le transistor doit être passant (Vg_On), bloqué (Vg_Off) et lorsque le coupe-circuit reçoit une commande de redémarrage (Vg_SD). . 95
Figure 4.16 : Photographie de la carte BeagleBone Green face avant (a) et face arrière (b). 96
Figure 4.17 : Schématisation de la carte BeagleBone Green. 98
Figure 4.18 : Schéma de test de la carte BeagleBone Green (BBG) pendant l'irradiation. 99
Figure 4.19 : Logigramme des principales opérations de test de la carte BBG. 99
Figure 4.20 : Modes de défaillances observées pendant l'irradiation de la carte BeagleBoneGreen en fonction du niveau de dose et de la polarisation de la carte. 100
Figure 4.21 : Vitesse de lecture du programme principal enregistré sur la mémoire flash par le microprocesseur. 101
Figure 4.22 : Evolution du courant d'entrée des deux cartes polarisées durant l'irradiation. 102
Figure 4.23 : Tension d'entrée du microprocesseur lors du démarrage du programme pour deux cartes irradiées polarisées. 103
Figure 4.24 : Tension d'entrée de la mémoire SDRAM DDR3 pendant l'irradiation de deux cartes polarisées 103
Figure 4.25 : Dérive des tensions 1,8V et 3,3V en sortie de régulation du PMIC pour deux cartes polarisées pendant l'irradiation. 104
Figure 4.26 : Attaque chimique par acide de cinq circuits intégrés (la mémoire SDRAM DDR3, la mémoire flash eMMC, le processeur ARM, le circuit de puissance PMIC et le driver Ethernet) sur la face avant de la carte pour étudier l'accès aux puces. 105
Figure 4.27 : Carte de test de la mémoire SRAM branchée sur la carte mère pour les tests au laser. La face arrière de la SRAM est préparée pour permettre l'accès à la puce. 107
Figure 4.28 : Carte mère employée pour les tests en SEE du microprocesseur PIC18F46K80. 109
Figure 4.29 : Schéma du test sous ions lourds du PIC18F46K80. 110

Figure 4.30 : Section efficace des SEU mesurée lors des tests sous ions lourds de la SRAM intégrée au PIC18F46K80. La courbe en pointillés est une extrapolation de type Weibull déterminée sous OMERE en considérant l'ensemble des résultats de tests. La courbe en tiret est déterminée en ne considérant que les trois valeurs supérieures de chaque LET pour identifier un cas défavorable. 111
Figure 4.31 : Section efficace des SEFI (« Reset ») mesurée lors des tests sous ions lourds du PIC18F46K80. La courbe en pointillés est une extrapolation de type Weibull déterminée sous OMERE en considérant l'ensemble des résultats de tests. La courbe en tiret est déterminée en ne considérant que les trois valeurs supérieures de chaque LET pour identifier un cas défavorable. 112
Figure 4.32 : Rapport du nombre de SEU sur le nombre de Reset observé selon la profondeur de pénétration des particules. 113
Figure 4.33 : Section efficace des événements Reset observés selon la pénétration des ions. 114
Figure 4.34 : Cartographies des SEU de la SRAM embarquée dans la PIC18 pour 4 tests distincts. 114
Figure 5.1 : Schématisation d'un processus de simulation basé sur un réseau Bayesien et de la simulation de circuit pour déterminer la réponse d'un système complet (ici un robot suiveur de ligne) suite à la dégradation en dose de ses composants internes [112]. 121
Figure 5.2 : Tendance de la sensibilité en dose de différents transistors selon le nœud technologique d'après [118]. Les données des Transistors et des IC (bleu et rouge) sont issues de différents articles de IEEE NSREC Radiation Effects Data Workshop Records [117]. Les données en vert sont issues de [119], [120]. 122
Figure 5.3 : SEL LET seuil en fonction du nœud technologique pour différents designs de mémoires du commerce. 124
Figure 5.4 : Evolution de la section efficace de saturation selon le nœud technologique de différentes SRAM et SDRAM. 125
Figure 5.5 : Evolution de la section efficace de saturation des SEU selon le nœud technologique de mémoires NAND Flash. 126
Figure 5.6 : Section efficace à saturation des SEFI dans les SDRAM selon le nœud technologique. 127
Figure 5.7 : Section efficace à saturation des SEFI dans les FLASH selon le nœud technologique. 128
Figure 6.1 : Distributions statistiques et attribution d'un groupe selon les valeurs de la signature paramétrique d'un ensemble de composants. 134
Figure 6.2 : Philosophie de la démarche d'assurance radiation pour optimiser les coûts selon le niveau de fiabilité requis pour la mission. 138
Figure 6.3 : Exemple de démarche guidée pour le test en radiation de systèmes à base de COTS. Différentes étapes permettent de guider le test en dose d'une carte en apportant chaque fois plus de détails si besoin. La carte peut alors être acceptée (« Ok ») ou rejetée (« NOk »). 142

Introduction Générale

Les nanosatellites regroupent les satellites pesant entre 1 et 10 kilogrammes. Ces satellites viennent révolutionner le marché du spatial en cherchant à réduire les coûts de développement tout en proposant de nombreuses applications. La mise en place du standard CubeSat en début des années 2000 a grandement contribué à la démocratisation de cette famille de satellites en facilitant l'accès au spatial. Des systèmes de mise en orbite dédiés aux CubeSats et adaptable en passager secondaire sur différents lanceurs ont notamment aidé les développeurs en leur épargnant les démarches de conception et de qualification du système de déploiement. Le format CubeSat est une ouverture du spatial en particulier pour les universités qui en ont profité pour mettre en place des missions scientifiques tout en formant les étudiants.

Les satellites en orbite terrestre et en transit dans l'Espace évoluent dans un milieu fortement contraignant. Les écarts de températures, les débris spatiaux et les radiations dues aux particules présentes peuvent perturber une mission et causer des dysfonctionnements voir la perte totale du satellite. Une fois en vol il est impossible de réparer un satellite (le satellite Hubble fait figure d'exception avec cinq interventions humaines pour des réparations). Il faut donc s'assurer avant le lancement que l'ensemble du système peut survivre à la mission et gérer les erreurs induites par les radiations.

Pour faire face à la contrainte radiative, les systèmes spatiaux doivent être qualifiés pour une mission donnée selon un processus rigoureux d'assurance radiation aussi appelé RHA (Radiation Hardness Assurance). L'environnement radiatif spatial propre à la mission doit être calculé pour fournir une estimation des flux de particules et des effets qu'elles peuvent induire. Les composants embarqués sont ensuite sélectionnés et qualifiés. Les risques au niveau des composants et du système complet sont évalués et des solutions de protection ou de correction des erreurs sont mises en place pour réduire les risques liés aux radiations.

Les méthodes de tests en radiation généralement déployées lors des phases de sélection et de qualification de composants pour les missions spatiales emploient des sources de particules au coût élevé. Les satellites les plus petits tels que les nanosatellites, et en particulier les CubeSats ont de faibles coûts de productions et une qualification suivant ces méthodes est souvent trop coûteuse. Cela est exacerbé par l'utilisation de composants commerciaux dits COTS (pour Commercial Off The Shelf) dont le coût d'approvisionnement est minime mais qui ne sont pas dédiés au spatial.

Les composants préférentiels pour le spatial sont soit des composants spécialement durcis aux radiations (on parle alors de composants Radhard) soit des composants qui présentent un historique au niveau de leur utilisation dans le spatial. Dans ces deux cas, les technologies sont éprouvées et les composants considérés doivent fournir une traçabilité suffisante. En effet, des différences au niveau des méthodes de conception ou des matériaux employés changent la tenue aux radiations. Or, les COTS offrent difficilement cette traçabilité et les processus de fabrication évoluent rapidement. Les méthodes de sélection, d'approvisionnement et de tests de ces composants doivent donc évoluer en conséquence pour permettre leur intégration à moindre coût dans des systèmes spatiaux.

Pour continuer de développer de petits satellites à faible coûts, tout en assurant leur survie une fois en vol, il est nécessaire de fournir des lignes directrices adaptées. Les méthodes de tests, les outils mis en place et les démarches requises doivent être dimensionnés selon les attentes des missions de nanosatellites et suffisamment détaillées pour faciliter leur mise en place en limitant l'impact financier sur la mission.

Ce manuscrit de thèse explore et propose des méthodes de tests en radiations applicables aux missions de nanosatellites. L'ensemble du sujet est articulé autour de six chapitres.

Le premier chapitre détaille l'environnement radiatif spatial et ses effets sur l'électronique embarquée dans les satellites. Cet environnement est riche en particules telles que des ions lourds, des protons ou des électrons qui viennent ioniser et créer des défauts dans la matière. Des effets sur le long terme dégradent les paramètres de composants électroniques tandis que des effets transitoires peuvent induire des erreurs ou même détruire localement des composants. Ces effets se répercutent sur le fonctionnement global du satellite et peuvent donc grandement réduire la fiabilité du système spatial.

Le deuxième chapitre s'intéresse au format nanosatellite et aux composants commerciaux embarqués sur ces architectures. Les nanosatellites se sont développés récemment et les missions qu'ils proposent deviennent aussi variées que celles des satellites conventionnels. Ce qui était au départ une plateforme orientée pour des projets scientifiques étudiants ou de la validation technologique est maintenant considérée pour des vols interplanétaires et des missions commerciales d'observation de la Terre ou d'assistance au positionnement. Cette diversité des missions demande également une meilleure maitrise de la qualification des systèmes pour réduire le taux d'erreurs en vol. L'utilisation de COTS est favorisée en raison de leur faible coût, de leurs performances et de leur taille réduite qui répondent aux besoins des nanosatellites. Il est alors nécessaire de comprendre les risques induits par ces composants et de proposer des méthodes pour les qualifier pour un environnement spatial.

Le troisième chapitre définit les activités habituellement menées lors d'une assurance radiation pour qualifier des systèmes spatiaux. De la définition d'un projet spatial à son exploitation en vol, un ensemble de lignes directrices sont à suivre pour correctement prendre en compte la problématique des radiations. Cela va de la prévision de l'environnement de la mission à l'expertise d'erreurs en vol en passant par la sélection et la qualification des composants embarqués. Ces démarches ont un coût élevé en particulier en ce qui concerne les activités de tests en radiation des composants qui nécessitent du temps de faisceaux ionisants qui se chiffrent à plusieurs centaines ou milliers d'euros de l'heure. Les sources de tests existantes ainsi que les méthodes employées sont présentées et leur applicabilité aux nanosatellites est étudiée. Enfin, ce chapitre présente les solutions de prévention et de correction des effets radiatifs telles que le blindage, la redondance ou la tolérance aux fautes qui sont à considérer lors du développement d'un système spatial. Ces solutions peuvent aider à accepter des composants qui autrement présenteraient une sensibilité critique pour la mission. Au niveau des nanosatellites, on considère des solutions ciblant les effets destructifs et prenant en compte les possibilités offertes par les COTS telles qu'un redémarrage rapide ou de la redondance temporelle et logicielle.

Le quatrième chapitre détaille les activités de tests menées pendant la thèse. Des campagnes de tests en dose au niveau de cartes complètes à base de COTS ont été menées pour évaluer les possibilités offertes par des tests à haut niveau d'abstraction en considérant des systèmes complets plutôt que des composants isolés. Une activité de tests en laser pour qualifier une mémoire du commerce a été initiée et des tests sous ions lourds ont également été effectués sur un microcontrôleur, composant critique et central d'une plateforme de CubeSat.

Le cinquième chapitre s'intéresse aux outils à développer pour apporter de nouvelles méthodes de qualifications des COTS. Cela passe tout d'abord par la mise en évidence des limites actuelles des solutions de modélisation en ce qui concerne les COTS et les systèmes complexes. Cela passe également par la recherche et l'identification de tendances au niveau des COTS en ce qui concerne leur tenue aux radiations selon les évolutions technologiques.

Le dernier chapitre donne des lignes directrices pour établir une assurance radiation dédiée au nanosatellites. Le concept général propose différents niveaux d'analyses qui s'échelonnent selon le niveau de détail requis pour déterminer la fiabilité d'un système lors des activités de tests. Des détails sont également proposés pour certaines activités telles que les méthodes à faible coût et les activités déployées pour considérer les effets singuliers.

L'ensemble des méthodologies qui ressortent de ces différents chapitres et des activités menées pendant la thèse sont résumées et présentées en annexe dans une première version de guide d'assurance radiation à destination des développeurs de nanosatellites.

Chapitre 1

L'environnement radiatif spatial et ses effets sur l’électronique.

1.1 Introduction

Le développement de systèmes électroniques pour un environnement spatial soulève des préoccupations telles que les écarts de températures, la tenue aux vibrations, la compatibilité électromagnétique ou la présence de particules chargées qui peuplent le milieu spatial. Nous nous intéressons ici à cette dernière composante qui sera également appelée radiation dans la suite.

Rappelons que l'objectif de cette thèse est d'étudier des méthodes de tests en radiation pour des nanosatellites. Il est donc essentiel de connaitre l'environnement radiatif dans lequel vont évoluer ces nanosatellites. Ce premier chapitre présente l'environnement radiatif spatial et ses effets sur les composants électroniques. Le milieu spatial est un environnement particulièrement contraignant en raison des particules issues du rayonnement cosmique, du Soleil ou piégées par le champ magnétique terrestre. Ces particules interagissent directement avec les matériaux et peuvent mettre en péril une mission spatiale.

Dans la première partie de ce chapitre nous décrirons l'environnement radiatif spatial. La seconde partie détaille les effets des radiations sur l'électronique embarquée dans les satellites en s'appuyant sur les interactions rayonnement-matière. La dernière partie présente les codes existants pour modéliser cet environnement et leurs limites en particulier au niveau des orbites basses privilégiées par l'usage des nanosatellites.

1.2 L'environnement radiatif spatial

La majorité des satellites sont conçus pour évoluer en orbite terrestre. La suite de ce chapitre détaille l'environnement radiatif spatial au voisinage de la Terre. Celui-ci peut être divisé en trois sources distinctes de radiations. Chacune de ces sources contribue à enrichir l'environnement en apportant différentes particules dont le flux et les niveaux d'énergies varient selon leur nature. Le Tableau 1 donne les niveaux d'énergies des particules rencontrées dans l'environnement radiatif spatial selon leur source.

Tableau 1 : Particules des sources de radiations et leurs énergies

Source	Particules	Energies
Rayonnement galactique	Protons et ions lourds	MeV au TeV
Vent Solaire	Protons Electrons	keV eV
Eruptions solaire	Protons et ions lourds	MeV
Ceintures de Van-Allen	Protons Electrons	eV à 500MeV eV à 7MeV

1.2.1 Le Soleil

L'étoile la plus proche, le Soleil, est une première source de particules. Sa proximité nous permet d'observer deux mécanismes distincts de création de particules. Tout d'abord, un phénomène continu d'éjection de particules appelé le vent solaire apporte des électrons et des protons dont les énergies vont de l'électronvolt (eV) au kiloélectronvolt (keV). On distingue ensuite des phénomènes

sporadiques avec des éruptions solaire ou des éjections de masse coronale [1]. Ces dernières sont dues à la rupture brutale de lignes de champs magnétiques qui vont éjecter toute la matière piégée localement.

Les observations des tâches solaires (zones de forte activité électromagnétique visibles sur la Figure 1.1) permettent de mettre en évidence un cycle d'activité avec une période de 11ans en moyenne. La Figure 1.2 illustre ces cycles aux cours des 60 dernières années avec la mise en évidence de fluctuations d'un cycle à un autre.

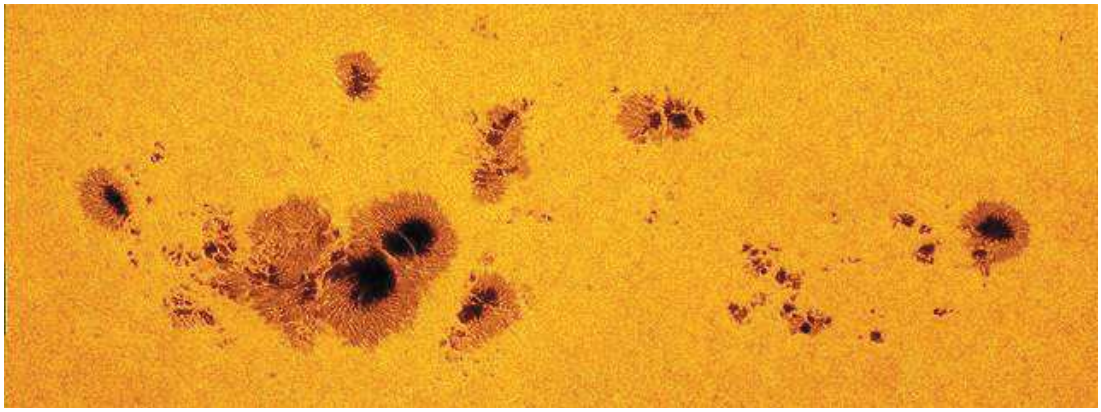

Figure 1.1 : Photographie de tâches solaires (NASA Goddard Space Flight Center).

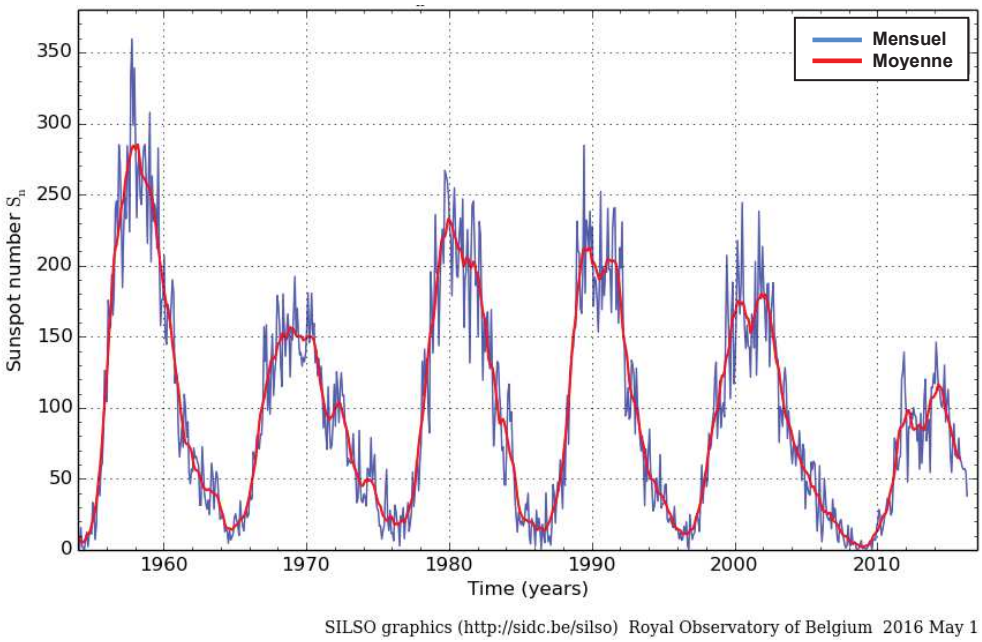

Figure 1.2 : Cycle solaire tracé en considérant le nombre de tâches solaires en fonction du temps.

1.2.2 Le rayonnement cosmique galactique

La seconde source de radiations est formée de particules chargées, des ions, qui arrivent jusqu'au voisinage de la Terre avec des énergies élevées. Cette source d'ions s'appelle le Rayonnement Cosmique Galactique (ou GCR pour Galactic Cosmic Rays). Les particules des GCR couvrent les éléments allant de l'hydrogène (près de 85%) à l'uranium avec des énergies pouvant atteindre le TeV (10^{12} électronvolts). La Figure 1.3 présente la distribution des éléments dans le rayonnement cosmique et illustre le fait que la majorité des éléments sont concentrés jusqu'au fer [2]. Les GCR ont été découverts en 1912 mais leur origine à longtemps été débattue. La contribution principale des GCR actuellement avancée est l'explosion de supernovas qui génère et accélère les particules [3].

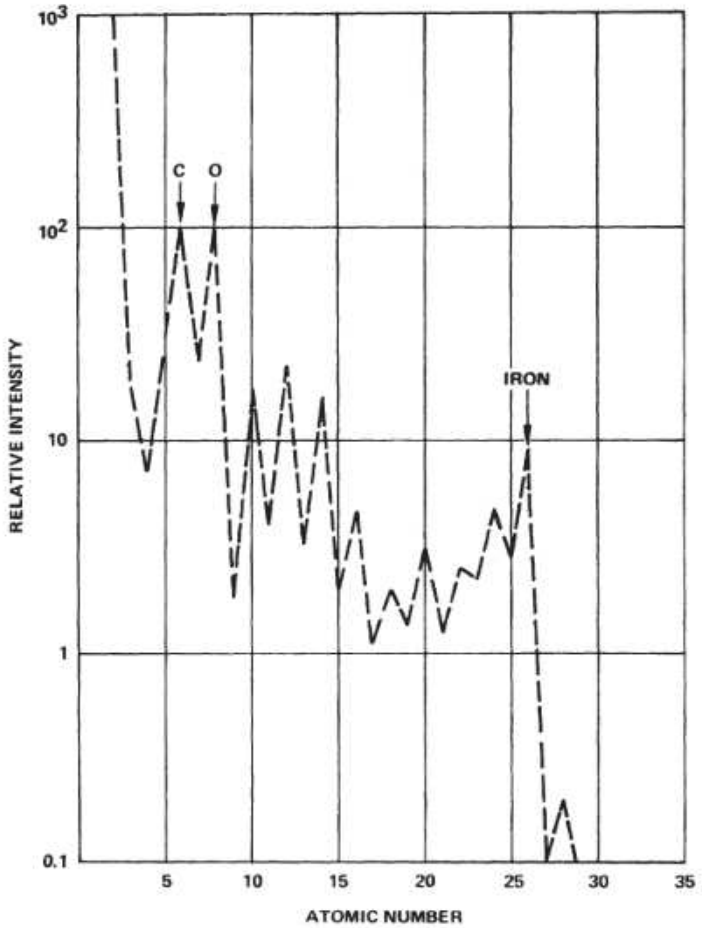

Figure 1.3 : Intensité relative des rayonnements cosmiques en fonction du numéro atomique [2].

Lorsque l'activité solaire est maximale, un plus grand nombre de particules issues des GCR sont déviées par le vent solaire et n'atteignent pas le voisinage terrestre. Les particules de faibles énergies sont plus aisément déviées tandis que les fortes énergies ne sont pas impactées. Cette différence est illustrée sur la Figure 1.4 sur laquelle le flux de particules pour différents groupes d'éléments chimiques est représenté selon leur énergie par nucléon. Deux cas sont considérés pour chaque groupe : le minimum solaire en traits pleins et le maximum solaire en pointillés. Globalement, les flux de particules sont plus élevés pour les éléments de faible numéro atomique et le maximum solaire diminue le flux des énergies les moins élevées.

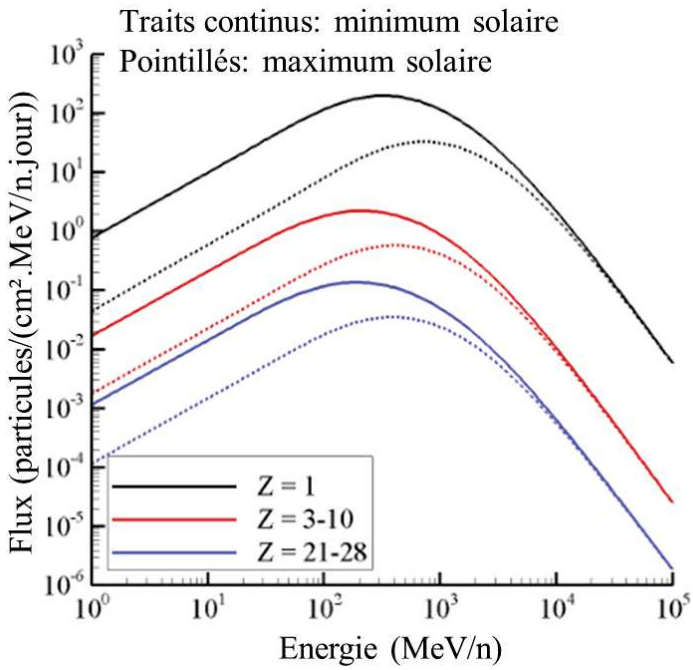

Figure 1.4 : Modélisation des flux de GCR en minimum et maximum solaire [4].

1.2.3 Les ceintures de radiations

La dernière source de radiations vient indirectement de la Terre qui, en raison du mouvement de son noyau, agit comme un dipôle et dispose d'un champ magnétique. Ce champ magnétique piège une partie des particules qui nous parviennent et forme les ceintures de radiations également appelées ceintures de Van Allen suite à son découvreur. Deux zones se distinguent dans ces ceintures. La première est située entre 1 et 3 Rayons terrestre (R_e pour Earth radius) d'altitude et se constitue de protons et d'électrons. La seconde est entre 4 et 10 Rayons terrestre et est constituée d'électrons. La Figure 1.5 représente la distribution des protons (partie gauche de la figure) et des électrons (partie droite de la figure) au voisinage de la Terre.

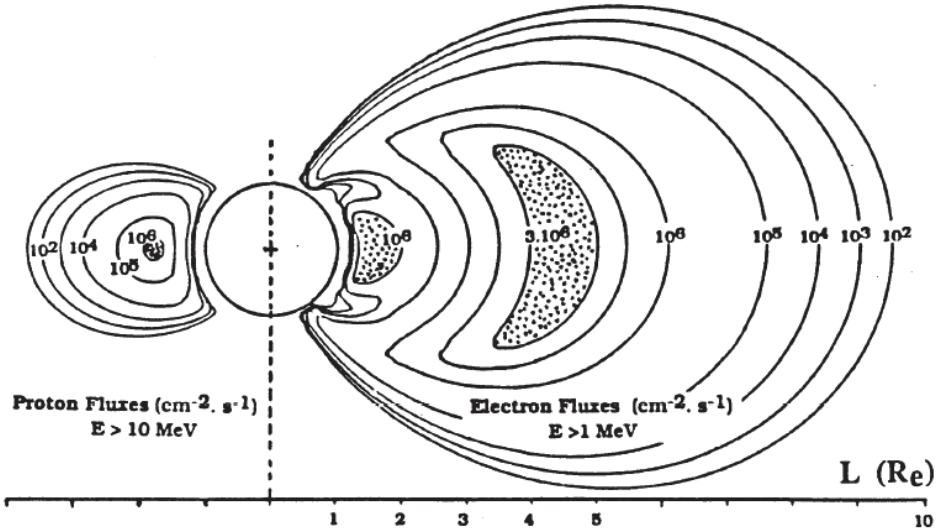

Figure 1.5 : Schématisation des ceintures de Van Allen et distribution des particules selon l'altitude.

Les activités humaines peuvent contribuer à enrichir les ceintures de Van Allen et ce fut notamment le cas lors des essais nucléaires Starfish [5]. A cela s'ajoute le fait que la dilatation de l'atmosphère lors d'une hausse de température chasse une partie des particules piégées dans la ceinture interne de radiation [6]. Enfin, une faiblesse au niveau du champ magnétique terrestre, due au décalage et à l'inclinaison de ce champ par rapport aux pôles géographiques, donne lieu à l'anomalie de l'océan atlantique (SAA pour South Atlantic Anomaly) qui est schématisée sur la Figure 1.6. On observe dans cette zone un flux de particules plus important à de faibles altitudes et des mesures en vol telles que celles faites par le satellite JASON-2 et représentée sur la Figure 1.7 (d'après [7]) permettent de mettre en évidence ces flux plus important au-dessus de l'Amérique du Sud et de l'Océan Atlantique.

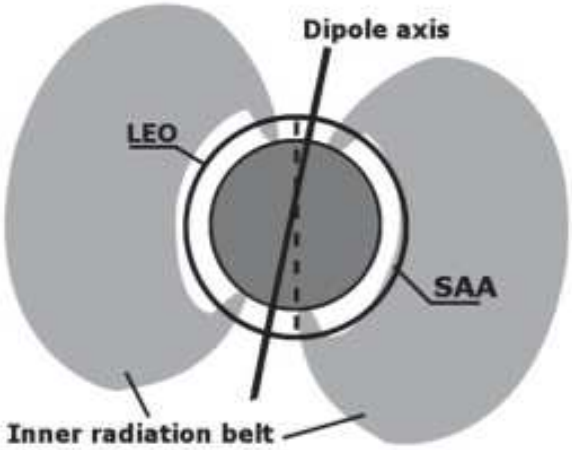

Figure 1.6 : Représentation de la SAA.

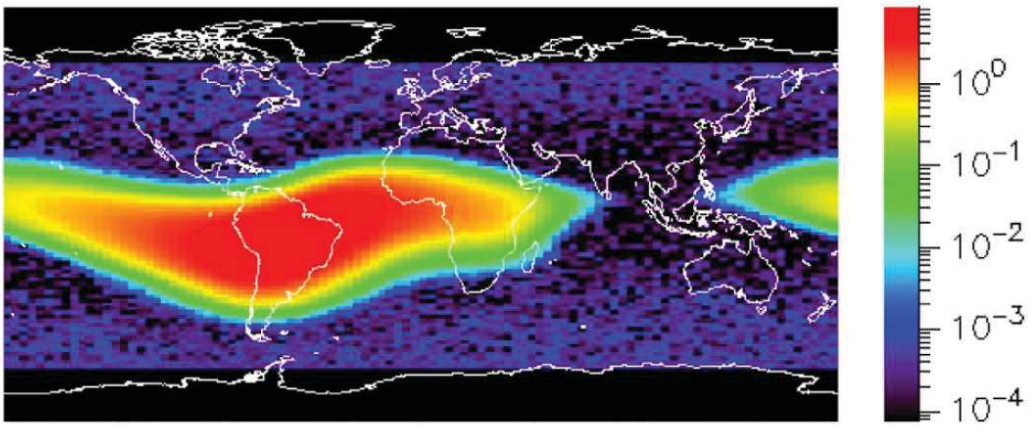

Figure 1.7 : Mesure du flux de protons de 112MeV (en $MeV^{-1}cm^{-2}s^{-1}sr^{-1}$) enregistré par l'instrument ICARE-NG à bord du satellite JASON-2 [7]

Le Figure 1.8 présente une vue d'ensembles des particules à considérer selon l'altitude d'une orbite. Les missions en orbites basses sont principalement concernées par les protons piégés et les électrons piégés de la ceinture interne de radiation tandis que des orbites plus élevées telles que les

géostationnaires sont affectées par les électrons piégés dans la ceinture externe et les protons solaires. L'ensemble des orbites doivent également prendre en compte les GCR.

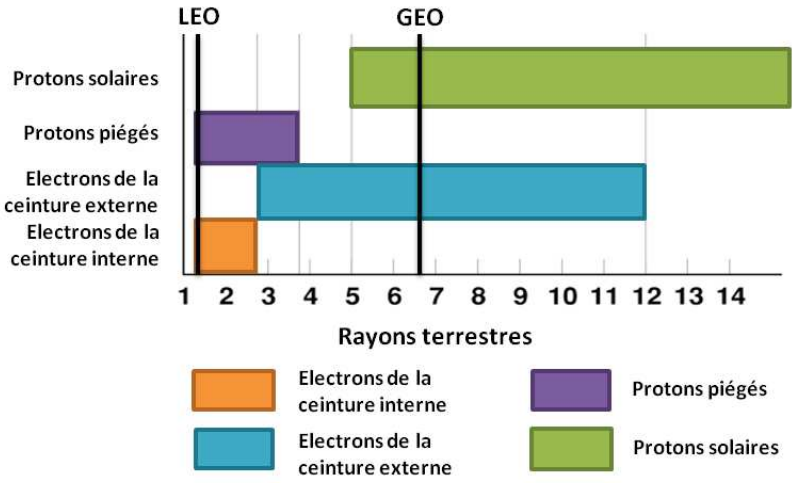

Figure 1.8 : Contribution des particules de l'environnement radiatif selon l'altitude d'après les données de [8]

1.3 Les effets des radiations

L'environnement radiatif impacte directement les systèmes spatiaux. On distingue deux familles d'effets dus aux radiations. L'une regroupe les effets cumulatifs sur le long terme et l'autre regroupe des effets singuliers qui correspondent au passage d'une seule particule. Les effets sur le long terme peuvent être ionisants ou non-ionisants et sont dus aux passages successifs d'un grand nombre de particules. Les principaux contributeurs sont les électrons et les protons piégés dans les ceintures de Van Allen. Les effets singuliers sont dus au passage d'une particule d'énergie suffisante dans une zone sensible. Les ions et les protons peuvent causer ces effets. Dans cette partie, avant de décrire les effets dus aux radiations, nous commencerons par rappeler les principaux mécanismes d'interaction rayonnement-matière.

1.3.1 Interactions rayonnement-matière

A. Interactions avec les électrons des atomes

Les particules chargées déposent de l'énergie dans la matière et donc dans les composants. Des interactions avec les électrons des atomes du milieu traversé peuvent créer une ionisation en éjectant un électron de son site et en donnant lieu à une paire électron-trou dans le matériau. La Figure 1.9 illustre l'ionisation causée par un électron. L'électron incident est dévié de sa trajectoire et transmet une partie de son énergie à l'électron du cortège électronique. Les ions et les protons ne sont pas déviés et causent des collisions inélastiques (Figure 1.10) lors de leur interaction avec le cortège électronique.

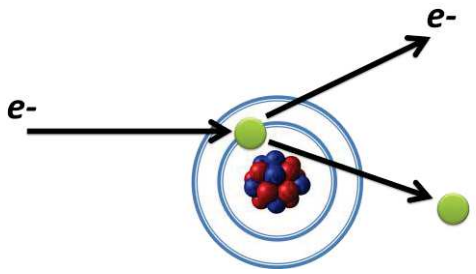

Figure 1.9 : Ionisation de la matière par un électron.

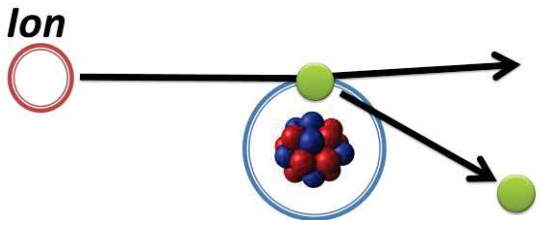

Figure 1.10 : Collision inélastique entre un ion et le cortège électronique d'un atome.

Les électrons de forte énergie peuvent également présenter une ionisation indirecte par rayonnement de freinage aussi appelé bremsstrahlung schématisé sur la Figure 1.11. Celui-ci résulte de la perte d'énergie de l'électron au voisinage des atomes du milieu. Au fil de son parcours dans la matière, l'électron est dévié par les noyaux du milieu et l'énergie perdue donne lieu à l'émission de photons.

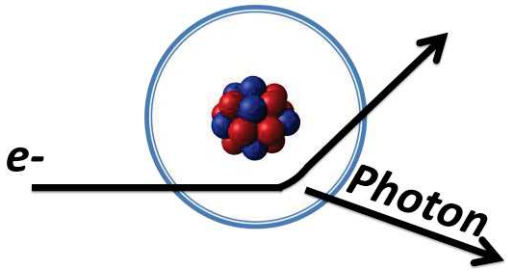

Figure 1.11 : Rayonnement de freinage d'un électron

B. <u>Interaction avec le noyau des atomes</u>

Les interactions avec les noyaux des atomes du milieu sont moins fréquentes que l'ionisation. Les particules incidentes vont transmettre une partie de leur énergie au noyau du milieu et causer son déplacement. Une réaction élastique a lieu lorsque la particule incidente interagit avec la charge positive du noyau (Figure 1.12). Les ions et les protons sont susceptibles de causer ces déplacements d'atome par réaction élastique. Un atome déplacé avec une énergie suffisante peut à son tour ioniser la matière et sera alors considéré comme un ion secondaire.

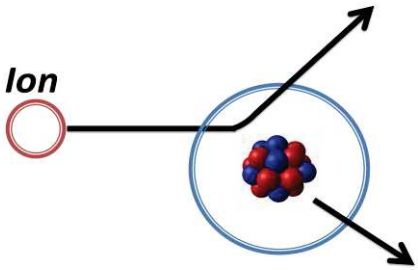

Figure 1.12 : Collision élastique entre un ion et un atome.

C. Récapitulatif

Les interactions rayonnement-matière en environnement spatial sont dues aux ions, aux électrons et aux protons. Des mécanismes mènent à la création de particules secondaires qui peuvent à leur tour interagir avec le milieu avoisinant. Ces interactions au niveau de la matière vont également engendrer des effets au niveau des composants. Ces effets sont détaillés dans la suite.

Le ralentissement d'un ion induit par les interactions dans un milieu est caractérisé par le pouvoir d'arrêt qui correspond à la perte d'énergie par unité de longueur. Le pouvoir d'arrêt électronique représente les collisions inélastiques tandis que le pouvoir d'arrêt nucléaire est associé aux collisions élastiques. Le pouvoir d'arrêt électronique est également appelé LET (Linear Energy Transfer).

1.3.2 Les effets de dose

La dose peut être ionisante ou non ionisante selon les interactions qui entrent en jeu. Un ralentissement électronique donnera lieu à de la dose ionisante tandis qu'un ralentissement nucléaire générera de la dose non-ionisante. Le premier cas est une accumulation d'effets ionisants au cours de la mission tandis que le second est une accumulation d'effets de déplacements atomiques.

A. La dose ionisante

La dose ionisante correspond à une énergie déposée par unité de masse et s'exprime en joule par kilogramme. Les unités utilisées dans le milieu spatial sont le Gray (1Gray = 1J/kg) ou le rad (1rad = 0.01J/kg). Le rad sera utilisé dans la suite de l'étude.

Dans les composants, l'ionisation mène à une accumulation de charges dans les oxydes et les interfaces entre oxydes et matériaux semi-conducteurs représentés sur la Figure 1.13. On parle de dose ionisante totale (TID pour Total Ionizing Dose) pour quantifier le niveau de dose accumulée au cours de la mission. Cette dose ionisante va se traduire par une altération des paramètres électriques des composants électroniques : la diminution de la tension de seuil ou l'augmentation des courants de fuite au niveau des transistors MOS ou alors la diminution du gain en courant pour les transistors bipolaires.

La prédiction de ce niveau de dose est appelée le niveau de dose ionisante totale (TIDL pour TID Level) tandis que la sensibilité d'un composant, déterminée sous test, est appelée TIDS (pour TID Sensitivity).

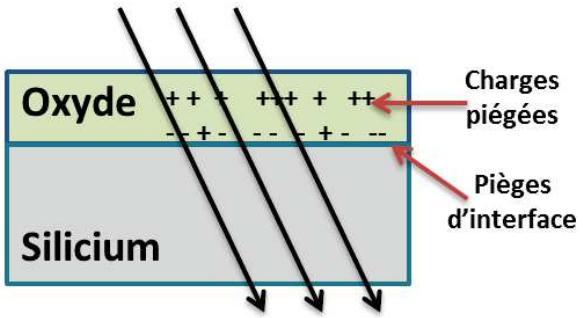

Figure 1.13 : Schématisation de l'effet de dose ionisante dans un composant d'après [9].

Le taux de recombinaison initiale entre les électrons et les trous générés est déterminé par la densité initiale de charges et par le champ électrique qui tend à les séparer. Deux modèles de recombinaison initiale sont à considérer : la recombinaison colonnaire et la recombinaison géminée. Ces modèles aident à calculer le taux de recombinaison pour deux régimes distincts. Le modèle géminé correspond à des paires séparées tandis que le modèle colonnaire représente les paires générées proches les unes des autres. Ces modèles sont valides pour certaines gammes d'énergies selon la particule considérée et de nombreux cas réels seront intermédiaires.

La densité de charges générées dépend de la particule incidente et de son énergie. Plus la densité est forte et plus le taux de recombinaison initiale sera élevé ne laissant au final que peu de paires électron-trou. La Figure 1.14 présente des mesures de la fraction de paires électron-trou qui échappent à la recombinaison initiale et qui restent suite à l'impact de différentes particules en fonction du champ électrique appliqué. On y voit en particulier que les photons issus d'une source au Co^{60} ou émis par un générateur X peuvent avoir des effets similaires aux électrons présents dans l'Espace et que le Cobalt permet de maximiser le taux de paires générées.

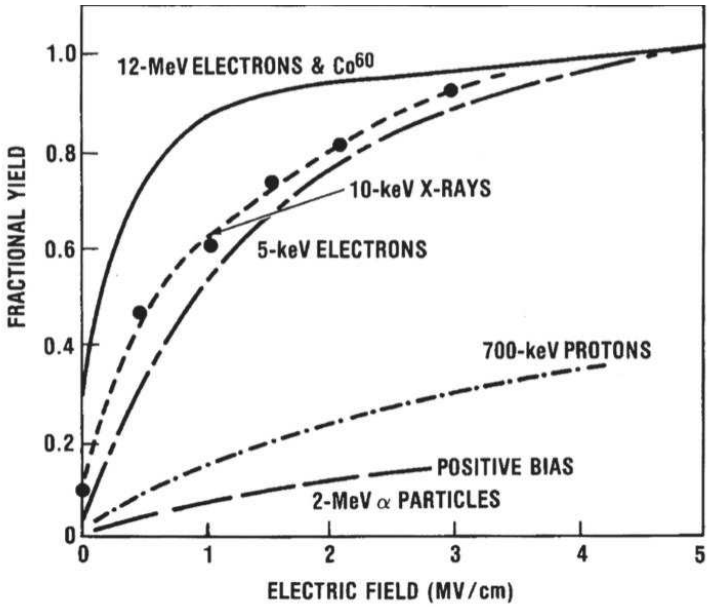

Figure 1.14 : Fraction des paires électron-trou restantes en fonction du champ électrique appliqué pour des irradiations avec différentes particules [10]

Dans l'Espace, le débit de dose est très faible et atteint des débits de l'ordre de 10^{-5}rad/s. Le niveau total de dose prédit derrière une épaisseur standard de 3,75mm d'aluminium pour une mission en orbite basse (moins de 2000km) est de l'ordre du kilorad par an. Pour une mission en orbite géostationnaire (36000km) ce niveau est de l'ordre de la dizaine de kilorads par an. Les orbites moyennes qui traversent les ceintures de Van Allen sont les plus contraignantes et atteignent des doses maximum de 100 krad.

B. La dose non ionisante

Les interactions par ralentissement nucléaire ne vont pas ioniser la matière mais peuvent éjecter un atome de son site et créer des défauts dans le milieu en altérant la structure cristalline initiale. On parle alors de Défauts De Déplacements (DDD). Une fois au repos, l'atome peut prendre place dans différents sites du cristal et donner lieu à des lacunes et des défauts interstitiels tels que représentés sur la Figure 1.15. Ces changements induisent des niveaux pièges et altèrent les caractéristiques électriques et optiques des matériaux.

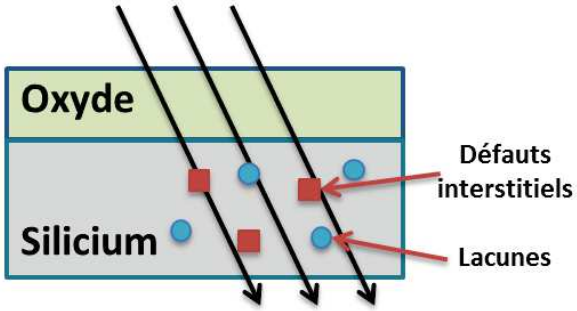

Figure 1.15 : Schématisation des effets de dose non ionisante dans un composant en silicium d'après [9].

Cette dose de déplacement est principalement causée par les protons et les fortes fluences d'électrons. Les principaux effets de la dose non ionisante sont la baisse du rendement de panneaux solaire, l'augmentation du courant d'obscurité dans les capteurs d'image CCD ou l'augmentation de courants de fuite [11]. Le taux de défauts induits est calculé à l'aide du NIEL (Non Ionizing Energy Loss) qui correspond à l'énergie non ionisante déposée par une particule dans un matériau donné selon son trajet.

1.3.3 Les effets singuliers

Les Effets Singuliers (ou SEE pour Single-Event Effects) sont causés par une seule particule. Au cours de son trajet dans la matière, l'ion perd son énergie principalement par ionisation du milieu en créant des paires électron-trou tel que représenté en Figure 1.16. Ces paires suivent la trajectoire de l'ion et vont modifier localement les courants dans le composant. Ce changement local peut causer différents événements qui vont d'un changement de valeur en mémoire à la destruction d'un composant. Le Tableau 2 présente les principaux effets à considérer.

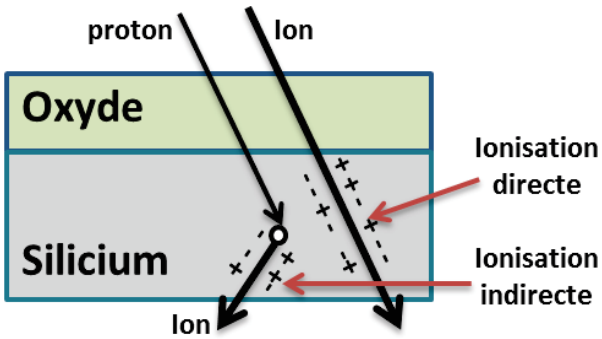

Figure 1.16 : Schématisation des interactions menant aux effets singuliers d'après [9].

Tableau 2 : Effets singuliers non destructifs et destructifs

Effets non-destructifs	Effets destructifs
Single Event Upset	Single Event Latchup
Single Event Transient	Single Event Burnout
Single Event Functional Interrupt	Single Event Gate Rupture
Single Event Hard Error	

Les *Single Event Upset* (SEU) sont des changements de valeur d'un bit en mémoire. Ces changements ont lieu lorsqu'une particule traverse une zone sensible de la cellule d'un plan mémoire et perturbe la charge stockée.

Ces changements d'information peuvent également toucher plusieurs bits au passage d'une seule particule, on parle alors de *Multiple Bit Upsets* (MBU).

Les *Single Event Transient* (SET) sont des perturbations transitoires d'un signal qui vont se propager dans le circuit ou au sein d'un circuit intégré. Les SET suivent le même mécanisme que les SEU mais se propagent dans un circuit et non au sein d'une cellule mémoire. Selon l'allure du SET (amplitude et durée) celui-ci peut être interprété comme un changement de niveau par une bascule logique. Un SET peut ainsi avoir le même résultat qu'un SEU ou perturber la transmission de données et de commandes.

Les *Single Event Functional Interrupt* (SEFI) sont des effets qui perturbent le fonctionnement nominal d'un composant. Leurs conséquences varient selon la technologie étudiée. En ce qui concerne les mémoires on peut observer des plages entières d'adresses en erreur. Selon le circuit de contrôle de la mémoire cela peut donner lieu à des lignes, des colonnes ou des blocs complets en erreurs. Dans le cas des processeurs, un SEFI peut se manifester par une interruption du programme exécuté, des erreurs systématiques de dialogue ou des redémarrages. Une coupure de l'alimentation permet généralement de reprendre le contrôle du composant touché.

Les *Single Event Hard Error* (SEHE) changent de façon permanente un bit de donnée en altérant la valeur de la tension de seuil. La cellule touchée ne peut alors plus être réécrite.

Les *Single Event Latchup* (SEL) sont des augmentations significatives de courants dans un composant qui nécessitent une baisse ou un arrêt de l'alimentation. Cet effet peut être destructif si son amplitude est trop élevée et perdure dans le temps. Les SEL sont dus à la mise en conduction d'une structure thyristor parasite inhérente au processus de fabrication de certains composants CMOS.

Les *Single Event Gate Rupture* (SEGR) résultent d'une augmentation anormale du courant au niveau de la grille d'un transistor MOS de puissance qui va rompre localement le diélectrique par effet Joule.

Les *Single Event Burnout* (SEB) sont destructifs et concernent les transistors MOSFET de puissance à structure verticale et certains transistors bipolaires. Les SEB apparaissent lorsqu'une particule vient mettre en conduction une structure transistor bipolaire parasite due au processus de

fabrication. Une fois en conduction, le courant va perturber le transistor jusqu'à la destruction locale par emballement thermique.

La Figure 1.17 [9] résume les effets des radiations selon les particules issues des différentes sources de radiation en environnement spatial. Ce type de figure permet aux concepteurs de nanosatellites d'identifier rapidement les effets à prendre en compte selon l'orbite visée pour la mission.

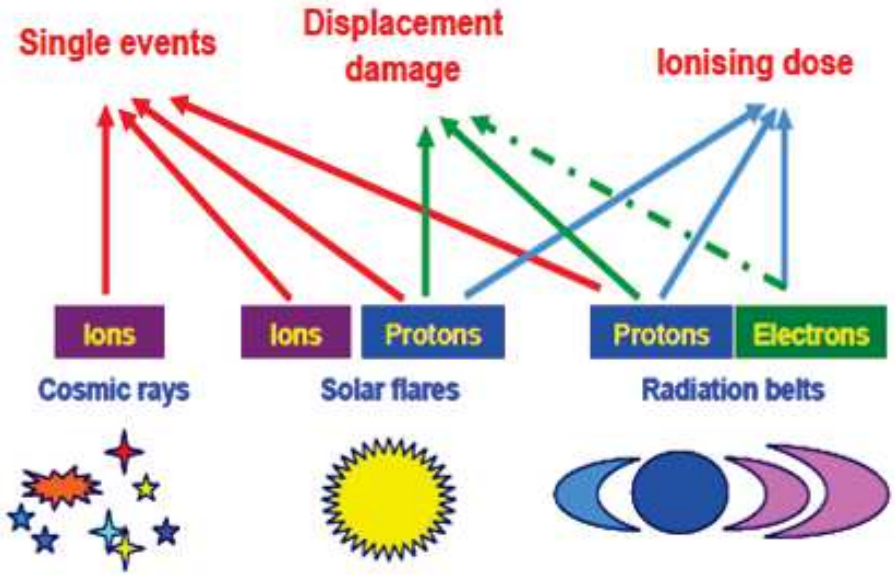

Figure 1.17 : Résumé des sources de radiations en environnement spatial et de leurs effets sur les composants[9].

1.4 Modélisation de l'environnement

Afin de pouvoir quantifier les effets des rayonnements sur l'électronique, l'un des principaux enjeux est de modéliser au mieux l'environnement radiatif spatial. Cette modélisation permettra d'estimer le nombre de particules, leur type et leur énergie.

Le but de la modélisation de l'environnement radiatif spatial est de fournir aux développeurs de satellites suffisamment d'informations pour correctement dimensionner leur système en estimant les effets des radiations sur les composants embarqués. Dans la suite de cette partie, les codes les plus utilisés sont cités. La plupart de ces codes sont disponibles gratuitement et peuvent donc être utilisés par les concepteurs de nanosatellites. Ces outils de modélisations seront utilisés dans le Chapitre 3 pour donner des courbes de prévision d'environnements et dans le Chapitre 4 pour estimer les taux d'erreurs en vol d'un composant suite à des tests sous faisceau d'ions lourds au sol.

Des campagnes de mesures à différentes altitudes permettent de compiler des mesures de flux et d'énergie pour générer ces modèles tout en incluant les mécanismes physiques tels que l'influence du cycle solaire ou les changements du champ magnétique terrestre.

Pour prendre en compte les effets des particules dans l'environnement radiatif spatial, il est nécessaire de pouvoir correctement estimer le taux de particules (électrons, protons, ions lourds) selon leur énergie pour une orbite donnée.

Pour prendre en compte les incertitudes lors de la modélisation, des marges de sécurité sont généralement prises sur les résultats. Cela a pour but d'éviter de sous-estimer l'environnement réel et donc, au final, de négliger des effets radiatifs en particulier pour des composants commerciaux sensibles. L'identification de ces marges associée à une modélisation fidèle de l'environnement permet d'accepter un plus grand nombre de composants, en particulier pour une mission peu critique.

1.4.1 Modèles actuels

A. Modélisation des GCR et du Soleil

Le modèle CHIME [12] fourni une estimation des ions lourds pour les GCR et les particules solaires. Les modèles ISO-15390 [13], Nymmik [14] et Badhwar-O'Neill [15] permettent quant à eux de modéliser les GCR. Les codes King [16], ESP [17] [18] ou JPL-91 [19] sont utilisés pour modéliser les fluences de protons solaires sur le long terme tandis que PSYCHIC [20] permet également d'estimer les fluences d'ions lourds solaires lors d'une activité maximale.

Ces modèles sont employés par des codes et des logiciels de calculs pour estimer les effets des GCR et des particules solaires sur les composants. Les codes CREME [21], le logiciel OMERE [22] et les outils en lignes SPENVIS [23] ou OLTARIS [24] permettent de réaliser ces calculs en choisissant les paramètres de mission ou des conditions de pire cas.

Ces modèles peuvent être employés pour l'évaluation des différentes orbites et permettent de considérer différents pire-cas. Les améliorations apportées aux modèles au court du temps visent principalement à étendre leur gamme de validité pour les énergies les plus faibles.

B. Modélisation des ceintures de radiations

Les flux de particules des ceintures de radiations peuvent être évalués par différents modèles publics qui se basent sur des jeux de données provenant de différentes orbites. Ces données sont ensuite extrapolées pour couvrir un ensemble d'orbites plus générales.

La Figure 1.18 présente une vue d'ensemble des principaux modèles publics qui permettent de modéliser les ceintures de radiations. La partie gauche de la figure détaille les données pour les modèles de protons et la partie droite présente les modèles d'électrons. Pour chaque graphe, la couverture en énergies est mesurée sur les abscisses en MeV et la couverture spatiale est représentée sur les ordonnées à l'aide de la valeur du paramètre L. Cette valeur représente la distance d'une ligne de champs au niveau de l'équateur magnétique avec le centre de la Terre. Cette figure illustre les disparités d'un modèle à l'autre, en particulier le modèle AE8-AP8 présente la plus grande couverture tandis que certains modèles tels qu'IGE2006 ou MEO sont dédiés à un type d'orbite spécifique.

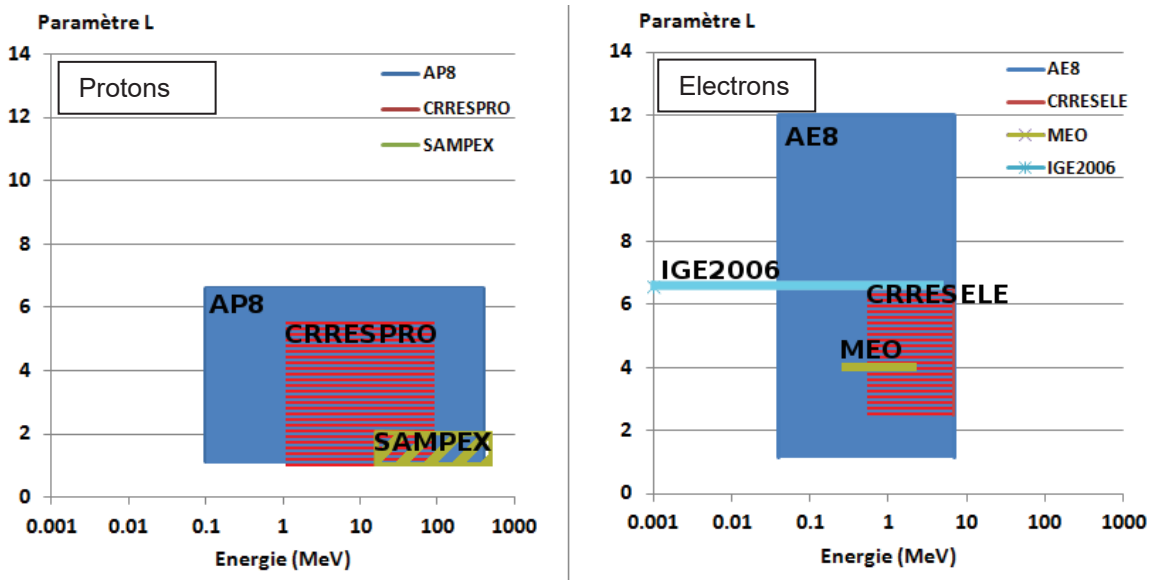

Figure 1.18 : Couverture des modèles de ceintures de radiations pour les protons (partie gauche) et les électrons (partie droite).

Les modèles MEO et IGE2006 sont dédiés à des orbites spécifiques. MEO se concentre sur les orbites moyennes typiques des satellites de positionnement global. IGE2006 cible les orbites géostationnaires.

En ce qui concerne les orbites basses dans lesquels évoluent principalement les nanosatellites, les modèles SAMPEX, CRRESELE-CRRESPRO et AE8-AP8 sont les plus indiqués.

L'association des modèles AP8 [25] pour les protons et AE8 [26] pour les électrons propose la plus large couverture. Ces modèles sont généralement utilisés comme références dans les calculs d'environnement et se déclinent en deux conditions; la première en activité solaire maximum et la seconde en activité solaire minimum. Les modèles AE8 et AP8 sont statiques et ne prennent pas en compte les fluctuations dynamiques dues à l'évolution du champ magnétique ou aux événements transitoires tels que les tempêtes magnétiques. Ces modèles sont principalement à appliquer pour de longues durées en raison des valeurs moyennes qui sont utilisées.

Les modèles CRRESELE [27] et CRRESPRO [28] ont été développés par l'AFRL (Air France Research Laboratory) à partir des données du satellite CRRES. Ce satellite a été lancé sur une orbite fortement elliptique pour fournir des mesures en orbite de transfert entre l'orbite basse et l'orbite géostationnaire. Le jeu de données est limité mais permet de considérer la dynamique de l'environnement sur de courtes périodes.

SAMPEX a été développé pour apporter une estimation des flux de protons à faible altitude durant un minimum solaire.

1.4.2 Développement du modèle AE9-AP9

La mise à jour du modèle AE8-AP8 vers une version AE9-AP9 est en développement depuis 2005 avec une première version publiée en septembre 2012 qui est actuellement en phase de

validation. Ce modèle vise à combler les incertitudes des précédents modèles en prenant en compte les variations spatiales et la dynamique de l'environnement radiatif spatial [29]. Ce modèle apporte également des marges d'erreurs sur les résultats calculés selon les incertitudes pour une orbite donnée.

AP9 utilise des données issus de satellites couvrant des altitudes de 230 km à 51 000 km pour des périodes allant des années 1970 à 2011. En plus des électrons et des protons, ce nouveau modèle inclus le plasma pour des énergies de 1 keV à 63 keV pour des orbites géostationnaires et polaires couvrant les années 1990 et 2000. Les études préconisent toutefois d'attendre une version finale et de continuer à employer les précédents modèles. Le principal reproche est la surestimation des flux de particules en particulier pour les orbites LEO et MEO en raison d'incertitudes pour les protons d'énergie supérieure à 100 MeV et les électrons d'énergie inférieure à 600keV au niveau de la SAA et des pôles [10].

A terme, ce modèle vise à fournir plus de transparence que le modèle AE8-AP8 sur les marges employées et les incertitudes. La prise en compte du plasma environnant permet également de considérer les effets de dose en surface. Les travaux en cours sur ce modèle visent donc à grandement enrichir les possibilités offertes par la modélisation en prenant en compte le dynamisme de l'environnement et en apportant des outils supplémentaires à l'utilisateur.

1.4.3 Limites de la modélisation de l'environnement

La première limite de ces modélisations vient du jeu de données initiales. En effet, les campagnes de mesures ne couvrent pas l'ensemble des orbites et sont concentrées sur une période réduite de l'activité solaire. Par exemple le modèle CRRESELE-CRRESPRO est issu de mesures en maximum solaire tandis que le jeu de données employé pour le modèle AE8-AP8 est limité à un cycle solaire de faible activité.

Les non continuités dues à la mise en commun des différents jeux de données nécessitent des extrapolations qui au final induisent des incertitudes et donc des marges supplémentaires à prendre sur les résultats des modèles. Du point de vue des industries, le but est d'arriver à optimiser les modèles existants pour identifier et réduire ces marges et ainsi éviter de devoir rejeter des composants qui pourraient être acceptés autrement.

L'aspect moyenné des modèles limite la prise en compte des changements dynamiques de l'environnement. Le déplacement de la SAA selon le champ magnétique n'est pas directement considéré et nécessite des mises à jour. De plus, le flux de protons à faible altitude n'est pas isotrope et les modèles tendent à sous-estimer l'environnement réel [31].

Un aspect important du point de vue des développeurs est de pouvoir quantifier les marges dues aux incertitudes des modèles. Le modèle AE9-AP9 devrait apporter des réponses sur ce point et permettre ainsi de prendre en compte ces incertitudes pour accepter ou rejeter des composants sensibles.

1.5 Conclusion

L'environnement radiatif spatial et ses effets sur les composants ont été présentés dans ce premier chapitre. Les moyens employés pour modéliser cet environnement ont également été revus pour identifier leurs limites d'applications et leur impact sur les estimations des effets des radiations. Le but de cette modélisation est de pouvoir estimer au mieux les flux de particules en identifiant les incertitudes pour ensuite pouvoir caractériser les effets de l'environnement radiatif sur les composants.

Les composants électroniques peuvent subir une dégradation de leurs paramètres avec le temps (dose ionisante et dose de déplacement) ou exhiber des effets singuliers (SEE) parfois destructifs. Les effets des radiations sont susceptibles d'altérer le composant et donc le système complet au cours de la mission. La Figure 1.19 résume les effets à considérer selon les particules et leur énergie. Les ions de forte énergie qui forment le rayonnement cosmique causent des SEE. Les protons des ceintures de radiations ou solaires peuvent causer des SEE, de la dose ionisante ou de la dose de déplacement (DDD). Enfin, les électrons des ceintures de radiations peuvent causer de la dose ionisante ou de la DDD pour les plus énergétiques.

Une fois l'orbite connue, le concepteur de nanosatellite peut avoir facilement accès à une première estimation de l'environnement radiatif spatial grâce aux codes cités dans cette partie. A partir de cet environnement, et de la Figure 1.19 il pourra déterminer quels effets sont susceptibles de se produire dans son système

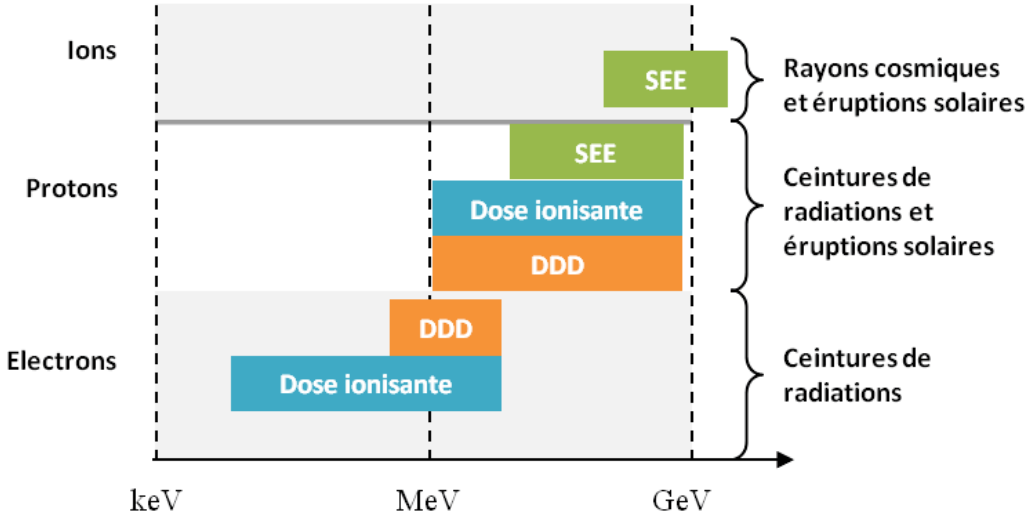

Figure 1.19 : Classement énergétique des effets des radiations sur les composants électroniques en environnement radiatif spatial d'après les données de [32]

Chapitre 2

Usage des nanosatellites et des composants commerciaux.

2.1 Introduction

Les satellites envoyés dans l'Espace sont généralement d'imposants véhicules qui embarquent de quoi fonctionner pendant de nombreuses années sans possibilité de réparation. Or, les années 2000 ont vu naitre un standard de satellite appelé CubeSat. Ces CubeSats font partie de la famille des nanosatellites et leur unité principale est un cube d'un décimètre de côté pesant près d'un kilogramme. Ce changement radical de format induit également une refonte des méthodes de développement, de test et d'exploitation.

Ce chapitre détaille l'intérêt croissant pour les nanosatellites, leurs limites et les composants commerciaux privilégiés pour leur conception. La miniaturisation des satellites et le désir d'employer des composants de plus en plus réduits en taille et en coûts soulèvent différentes problématiques en ce qui concerne leur qualification pour un usage en milieu radiatif spatial.

Dans la première partie de ce chapitre nous décrirons ce que sont les nanosatellites, leurs spécificités et les enjeux qu'ils présentent. La seconde partie s'intéresse plus en détails aux composants du commerce utilisés pour le développement de tels satellites.

2.2 Les nanosatellites et leurs enjeux

2.2.1 Présentation

Selon les missions spatiales considérées, les satellites envoyés n'ont pas les mêmes spécifications. Par exemple, un satellite de télécommunication en orbite géostationnaire doit disposer d'une couverture au sol suffisante. Pour cela il est équipé de puissants émetteurs et d'antennes imposantes. Cela donne au final des satellites de plusieurs tonnes et de plusieurs mètres de long. Des missions d'observations ou d'expérimentations scientifiques sur de courtes durées ne requièrent pas une telle architecture.

Les nanosatellites ne pèsent eux que quelques kilogrammes (typiquement de 1 à 10 kg) et sont en particulier mis en place pour des missions de recherche scientifique, d'observation ou d'éducation. Le standard CubeSat [33] défini par l'Université Polytechnique de Californie aux USA dans les années 2000 a permis d'étendre le nombre de nanosatellites grâce notamment à la création de systèmes de déploiement adaptés (P-POD pour Poly Picosatellite Orbital Deployer) permettant d'embarquer plusieurs CubeSats en passagers secondaires sur un lanceur et de faciliter leur injection en orbite [34]. Cela a ouvert la voie à de nombreuses universités qui se sont lancées dans l'aventure du spatial en se concentrant sur la partie technique du satellite sans devoir créer et qualifier un système de déploiement conforme aux lanceurs.

Les CubeSats sont des satellites dont la dimension de base est un cube de 10 cm de côté, on parle alors de 1U pour un CubeSat de 10 cm^3 et un 3U est un CubeSat formé de 3 blocs de base (30x10x10cm). La Figure 2.1 présente le satellite Robusta-1B du Centre Spatial Universitaire Montpellier-Nîmes (CubeSat 1U) en comparaison d'une plateforme de satellite de télécommunication pour illustrer la miniaturisation qu'impose ce nouveau format.

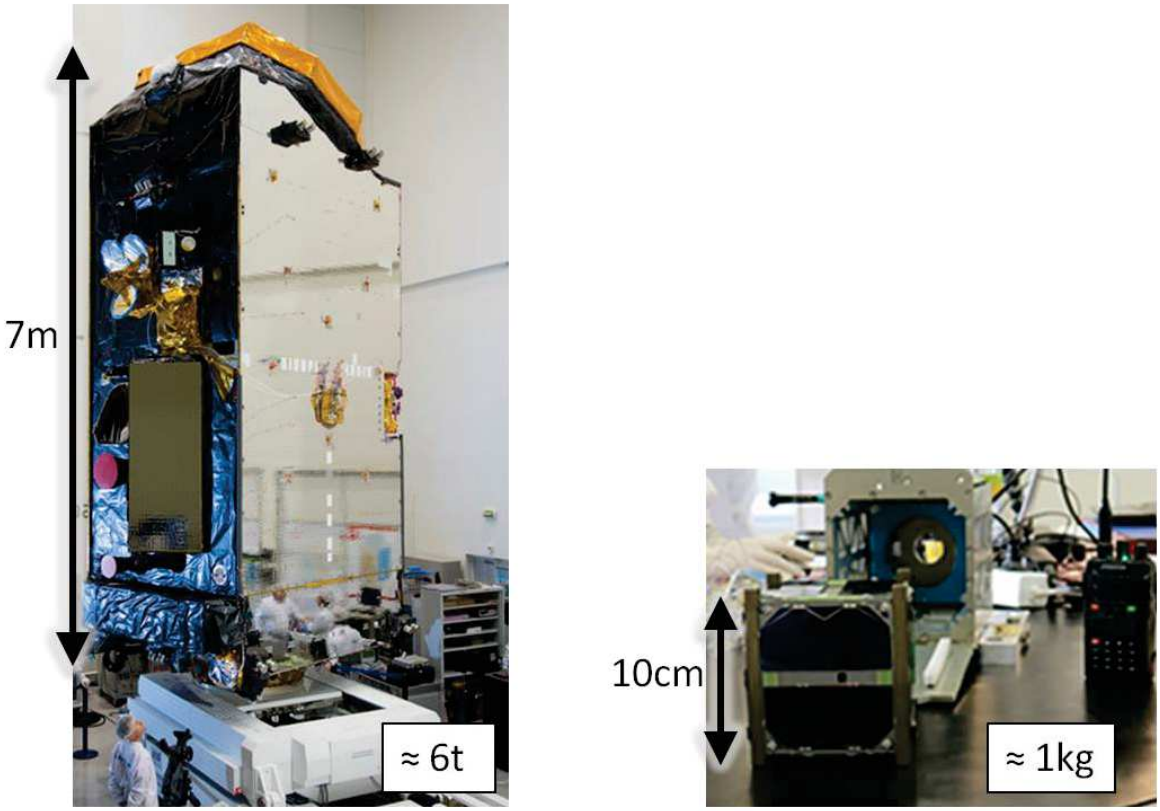

Figure 2.1 : Plateforme Alphabus d'un satellite de télécommunication (à gauche, crédit ESA–S. Corvaja, 2013) en comparaison du CubeSat 1U Robusta-1B (à droite)

2.2.2 Objectifs et missions des nanosatellites

Les nanosatellites ont tout d'abord été pensés et perçus comme des outils d'apprentissage pour former des étudiants au milieu du spatial [35]. Les possibilités offertes ont vite été étendues pour tirer parti des avantages de ce format réduit pour différentes missions et ainsi passer d'une architecture « universitaire » à des applications scientifiques en alliant la philosophie CubeSat aux méthodes d'ingénierie spatiale traditionnelle [36].

Le format de CubeSat se prête tout particulièrement à de la démonstration de nouvelles technologies en vol. Le satellite sert ici de structure à faible coût pour permettre d'envoyer des composants ou des technologies qui n'ont pas ou peu d'héritage dans le milieu spatial en vue de les tester en environnement réel. C'est par exemple l'objectif du satellite MTCube [37], réalisé à l'Université de Montpellier, qui répond à une demande de l'ESA de faire voler différentes mémoires pour les caractériser en vol et comparer aux résultats qui peuvent être obtenus par des moyens de tests au sol. Les technologies qui sont embarquées sur ces démonstrateurs peuvent par la suite plus facilement être intégrées à d'autres systèmes spatiaux car elles ont déjà volé. Une structure CubeSat développée à grande échelle et dédiée au test de composants pourrait également être considérée comme méthode de test dédié au spatial en alliant les différents effets de l'environnement.

Les nanosatellites sont également adaptés aux mesures d'environnement en orbites basses proches de l'atmosphère. C'est le cas de la mission menée par le CubeSat CSSWE [38] pour mesurer les flux de protons et d'électrons.

Des applications d'aide à la localisation sont également déjà validée en vol [39] et pourront par la suite être intégrées sur une constellation de nanosatellites pour couvrir le globe et permettre une exploitation commerciale de ces systèmes pour un faible coût de lancement et de développement.

Enfin, des projets ambitieux visent à utiliser des nanosatellites pour de l'exploration interplanétaire. Ainsi le projet INSPIRE (Interplanetary NanoSpacecraft Pathfinder In Relevant Environment) initié par le Jet Propulsion Laboratory [40] a pour but de valider l'utilisation d'une telle structure en termes de capacité de télécommunication et de tenue à l'environnement pour ouvrir la voie à de futures missions vers d'autres planètes. Le lancement est à ce jour prévu pour 2017.

2.2.3 Environnement et retours d'expériences

A ce jour plusieurs centaines de nanosatellites ont déjà été lancés. Une étude réalisée sur une centaine de ces satellites [41] illustre les tendances des lancements (Figure 2.2). On y retrouve des groupements de satellites selon leur lanceur. Par exemple nous observons un pic de satellites injectés à une altitude proche de 400km : il s'agit des satellites mis en orbites à l'aide de la plateforme de lancement NanoRacks [42] située sur la Station Spatiale Internationale (ISS) qui évolue entre 330 et 420km.

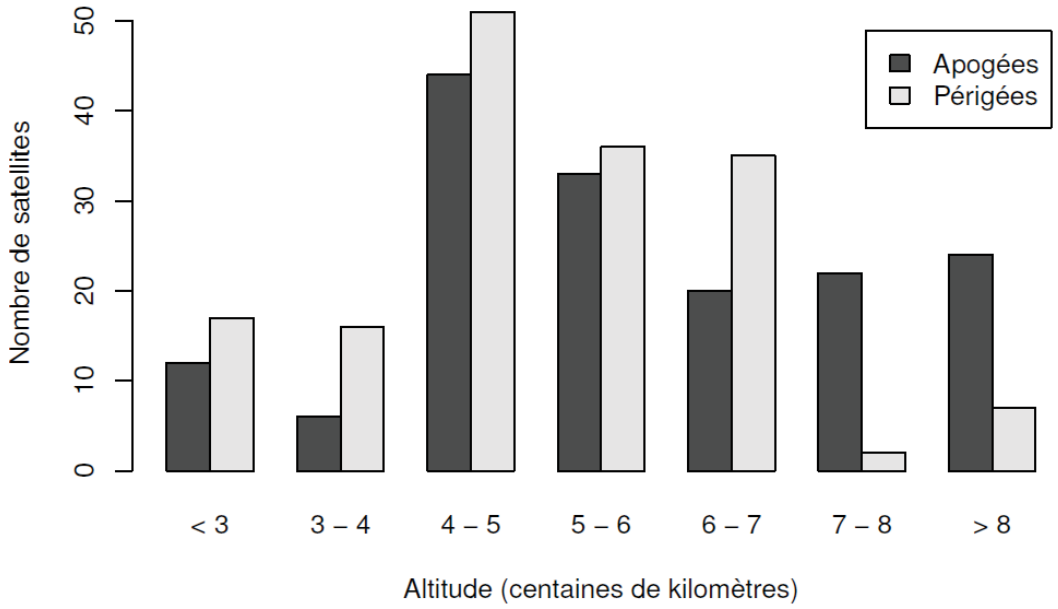

Figure 2.2 : Altitudes de l'apogée et du périgée des CubeSats à leur lancement.

Entre 2000 et 2016 se sont plus de 460 CubeSats qui ont été lancés, majoritairement sur des orbites basses [43]. Les industries et agences du spatial s'intéressent également de près à ce récent format. Les lancements de CubeSats sont encouragés par des programmes tels que « Fly your satellite » de l'ESA [44] ou « ELaNa » (Educational Launch of Nanosatellites) de la NASA qui permettent de faciliter les accès aux lanceurs tout en sélectionnant des projets prometteurs et innovants [45].

Une étude menée par J. Bouwmeester en 2010 [46] nous apprend que moins de la moitié de ces satellites ont atteint leurs objectifs et que près de 20% ne sont pas arrivés au bout de la mission. Cette

tendance a été mise à jour par une étude en 2016 [47] qui présente un taux de 33% pour la réussite totale de missions et de 67% pour la réussite partielle sur un échantillon de 425 CubeSats. Ce taux de réussite augmente lorsque l'on considère les missions qui reprennent une architecture qui a déjà volé.

De plus, au niveau des défaillances des nanosatellites, une étude [48] illustrée en Figure 2.3 attribue 9% de ces défaillances aux radiations. La majorité des défaillances restent d'origine inconnue, si l'on exclut les lancements qui ont échoué, et le taux de défaillances imputables aux radiations pourrait donc être plus élevé que les 9% annoncés. La problématique des radiations n'est donc pas négligeable pour ce format de satellites.

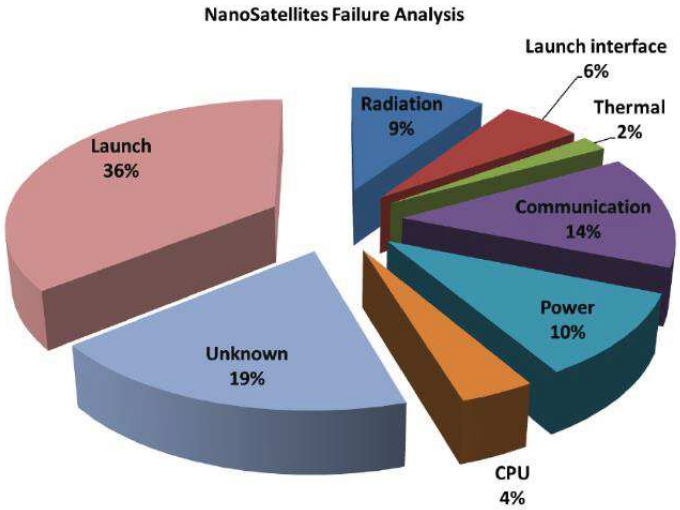

Figure 2.3 : Répartition des causes de défaillances des nanosatellites d'après une étude de SPACECIALIST [48]

2.2.4 Tendances et évolution du marché

Différentes études s'intéressent aux CubeSats et à leur marché. Des bases de données telles que celle de M. Swartwout [43] permettent de tenir à jour les lancements selon les missions, le format, les lanceurs et l'état de fonctionnement du satellite. Des groupes d'études se sont également montés pour analyser les apports et les enjeux des CubeSats et donnent lieu à des rapports tels que « Achieving Science with CubeSats : Thinking Inside the Box » [47].

Les premières missions de nanosatellites sont principalement des démonstrateurs technologiques ou visent à l'éducation d'étudiants. Depuis 2013, de nombreuses missions d'observation sont lancées et sont majoritaires pour 2014 et 2015 suite au lancement de la constellation de CubeSats DOVE développés par Planet Labs.

Deux périodes notent une forte augmentation du nombre de lancements en 2003 et en 2013. La première concerne le développement de missions scientifiques et la seconde illustre l'augmentation de lancements de satellites commerciaux.

La Figure 2.4 présente les lancements de CubeSats depuis l'an 2000 selon la nature de la mission. Jusqu'en 2010 les principaux lancements concernent des satellites universitaires. Les dernières années voient la démocratisation de missions commerciales ainsi que de satellites civils dans une moindre mesure.

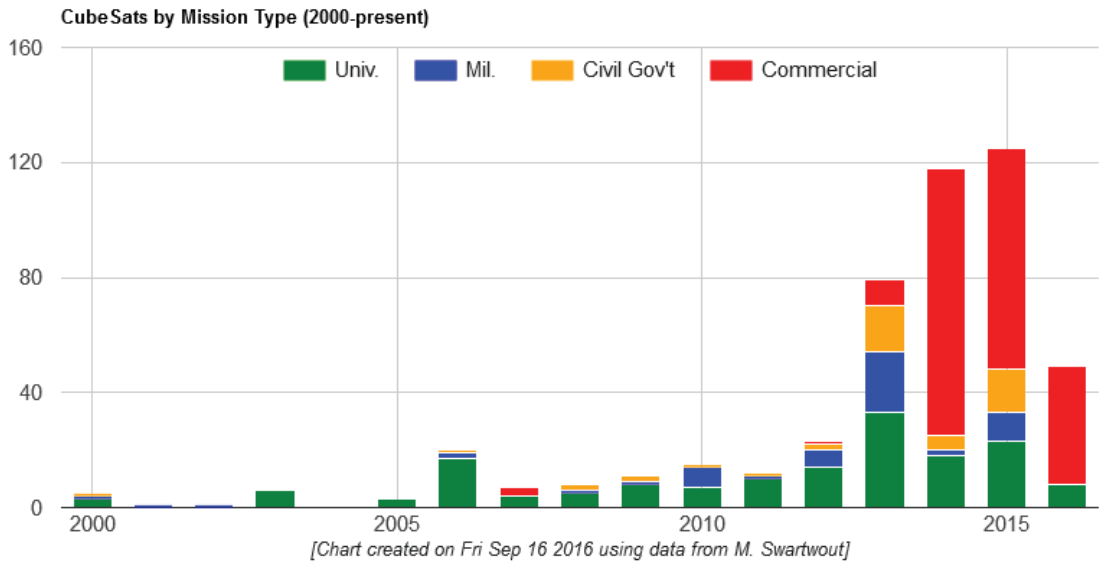

Figure 2.4 : Lancements de CubeSats selon la nature de la mission d'après les données issues de [43].

2.2.5 Les contraintes matérielles

La création d'un nanosatellite implique des contraintes techniques qui se répercutent sur l'ensemble des actions de développement. La première contrainte est le volume disponible. Aux vues des dimensions réduites, les systèmes embarqués doivent être adaptés et contrairement aux satellites traditionnels il devient difficile d'avoir des systèmes redondants pour prendre le relai en cas de panne ou d'erreur d'une des sous-fonctions. La seconde limitation est également liée aux dimensions, il s'agit de la puissance disponible. Avec une surface et une masse réduite il est difficile de collecter et de stocker de l'énergie. C'est pour cela que les CubeSats sont dimensionnés pour fonctionner avec quelques Watts seulement.

2.3 Les composants « COTS »

Les Commercial-Off-The-Shelf (COTS), littéralement des composants sur étagère, regroupent l'ensemble des composants et systèmes qui peuvent être achetés en grande distribution et qui ne sont pas dédiés ni conçus spécialement pour un marché tel que l'industrie automobile ou spatiale. Contrairement aux composants durcis aux radiations (RadHard), les COTS sont issus de chaines de productions qui évoluent régulièrement pour améliorer les processus de fabrication.

La démocratisation de l'utilisation de COTS pour les applications militaires a été facilitée par l'ancien secrétaire à la Défense Américain William Perry qui demanda en 1994 aux programmes du département de la défense de privilégier les COTS. Cela fut le cas pour les composants mais également pour les protocoles de communications et les langages de programmation qui les accompagnent. Ce mouvement s'est ensuite étendu aux programmes spatiaux et aux agences et industries du milieu spatial.

2.3.1 Les avantages des COTS

Les COTS répondent aux attentes du marché de la grande distribution. L'électronique est avant tout dimensionnée pour servir aux télécommunications ainsi que pour l'informatique personnelle. Les composants pour applications mobiles sont ainsi de plus en plus intégrés et consomment également moins de puissance.

A. Coûts

Le premier atout des COTS avancé pour leur utilisation est le faible coût d'approvisionnement des composants. Le tableau 3 présente les spécifications (coût, fréquence d'utilisation, millions d'opérations par seconde, espace de stockage du programme, architecture et tension d'alimentation) de microcontrôleurs durcis aux radiations comparées à celles de microprocesseurs du commerce Le tableau 4 s'intéresse aux mémoires de type SRAM et SDRAM. La principale différence à noter est le prix qui peut être divisé par 1000 ou plus tout en apportant de performances équivalentes ou supérieures.

Tableau 3 : Comparaison des performances offertes par différents microcontrôleurs RADHARD et COTS

Processeur	Cout (€)	Fréquence	MIPS	Prog.	Architecture	Tension
RAD6000 Radhard	200 000	33MHz	35	64k	32bit	3.3V
UT700 Radhard	20 500	166MHz	200	16k	32bit	3.3V
PIC18	4	64MHz	16	64Ko	8bit	1.8 - 5.5
ARM Cortex V8	18	800MHz	1600	64Ko	32bit	1.2

Tableau 4 : Comparaison de mémoires SRAM RADHARD et COTS

Mémoire	Cout (€)	Capacité	Dimensions	Noeud	Tension
SRAM Radhard	10 000	4Mb	Flatpack	250nm	3.3V
SRAM	10	4Mb	TSOP	150nm	3.3-5V

B. Disponibilité

Les COTS présentent l'avantage d'être disponibles auprès de différents vendeurs. Les temps de conceptions fortement réduits et la production de masse permettent d'avoir d'importants stocks sur le marché. Le choix au niveau des fabricants permet également d'élargir le champ des possibles lors de la sélection de composants.

C. Performances

La Figure 2.5 illustre l'augmentation des performances (en millions d'opérations sur des nombres entiers par seconde : MIPS) pour des processeurs commerciaux (Intel, Motorola et PowerPC) et des processeurs RadHards en fonction de l'année de lancement des missions embarquant les processeurs durcis aux radiations. Les processeurs RadHards restent en moyenne un à deux ordres de grandeurs en deçà des performances offertes par les processeurs du commerce. On observe également une tendance à rester sur des acquis du côté des processeurs RadHards tandis que les COTS évoluent de façon constante.

Les COTS permettent donc de mettre en place des systèmes plus rapides avec de fortes capacités de calcul. L'encombrement est également fortement limité, en particulier pour les mémoires. Les banques de mémoires employées sur les satellites pour enregistrer les données d'expériences peuvent ainsi présenter un encombrement grandement réduit.

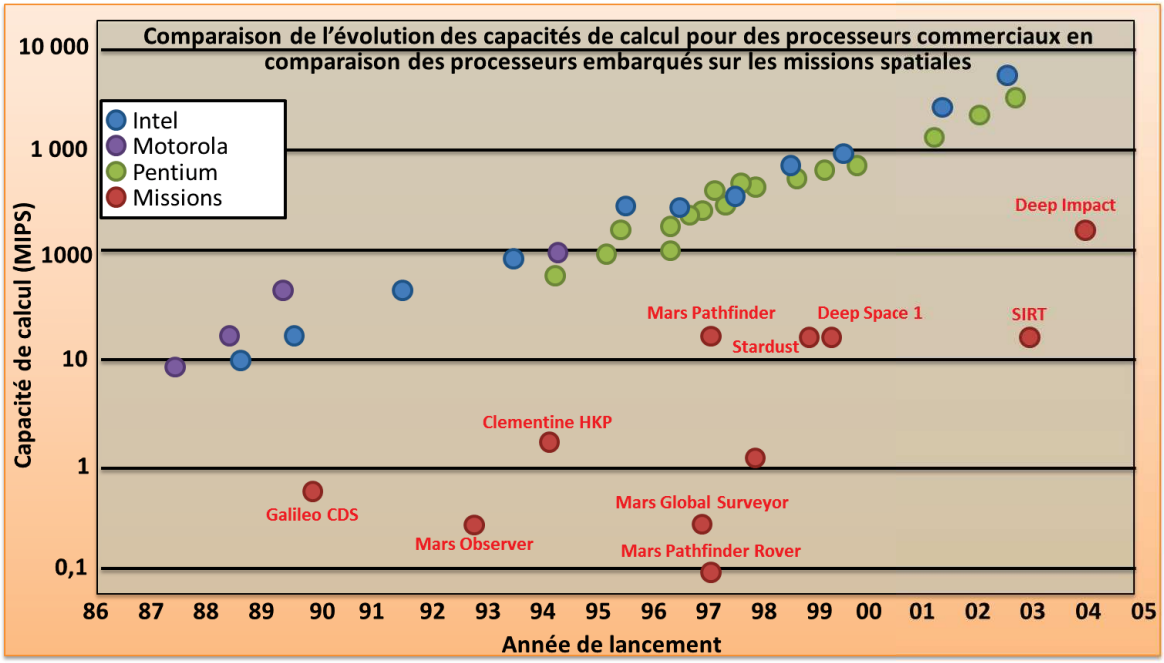

Figure 2.5 : Performance de processeurs commerciaux et RadHards au fil du temps [49].

D. Applications

Les COTS proposent de nombreuses fonctions spécifiques dans un format réduit. Les systèmes spatiaux peuvent donc être bien plus intégrés en employant un composant COTS qui assure une fonction complexe plutôt qu'en ayant recourt à de nombreux composants RadHards discrets. Les COTS offrent également un large choix aussi bien au niveau des constructeurs que de leurs domaines d'applications. Cela limite le temps d'approvisionnement et de développement.

2.3.2 Contraintes d'utilisation des COTS

Les COTS présentent différentes limites à leur utilisation en milieu spatial. Les éléments détaillés dans la suite concernent leur tenue en température, l'utilisation de matériaux critiques, les boitiers fortement intégrés, les variations de processus de fabrication et de la tenue aux radiations ainsi que la présence de contrefaçons.

A. Tenue en température

Les COTS présentent des limitations à leur utilisation dans un environnement spatial. Le premier concerne leur gamme d'utilisation en température. Ces composants sont généralement conçus pour une utilisation entre 0 et +70°C ou entre -40 et +85°C tandis que les composants dédiés au spatial étendent cette gamme de -55 à +125°C ou plus.

B. Matériaux employés

Les composants utilisés au sol et disponibles dans le commerces sont RoHS (Restriction of Hazardous Substances), ils ne peuvent donc pas contenir de plomb. Or, les soudures à l'étain sans plomb ne sont pas stables dans l'Espace et créent des filaments appelés « whiskers » qui peuvent entrainer des courts-circuits. Pour pallier à cela, une étape supplémentaire de préparation est requise pour remplacer ou enrichir en plomb l'étain au niveau des pattes des composants.

C. Boitiers et intégration

Les circuits intégrés qui embarquent un grand nombre d'entrées et de sorties sont de plus en plus intégrés dans des boitiers dits « Ball Grid Array » (BGA) qui consistent à placer les connecteurs sous le composants en formant une matrice telle que celle visible sur la Figure 2.6 pour une mémoire. Cela réduit l'encombrement général en évitant le placement de nombreux connecteurs autour du boitier. Ces boitiers induisent en revanche de nombreuses difficultés pour les activités de tests qui demandent un accès à la puce du composant via la face arrière du boîtier (voir Chapitre 4).

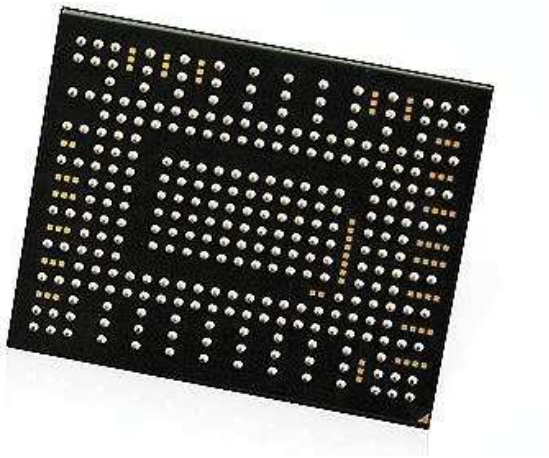

Figure 2.6 : Face arrière d'une mémoire en boitier BGA.

D. Variations de processus de fabrication et de la tenue aux radiations

Une problématique technologique intervient lors de l'utilisation de COTS, il s'agit des variations de processus de fabrication. La traçabilité n'est pas suffisamment détaillée pour les composants commerciaux et des changements dans les masques de conception ou dans les fonderies de silicium employées entrainent au final des réponses différentes aux radiations. De plus, les fabricants peuvent disposer de plusieurs lignes de conceptions qui travaillent en parallèle et induisent des différences dans la qualité des composants d'un même lot. Une étude menée sur différentes fonderies utilisées pour la conception de mémoires d'un même vendeur a souligné des écarts importants au niveau de la réponse sous irradiations de ces composants [50]. La mémoire la plus sensible montre des dysfonctionnements à partir de 200 krad et présente une section efficace au Latchup importante alors que la mémoire la moins sensible ne montre pas de dysfonctionnement avant 400 krad et est quasiment immune aux Latchups. Un des résultats obtenus en dose dans cette étude est représenté sur la Figure 2.7

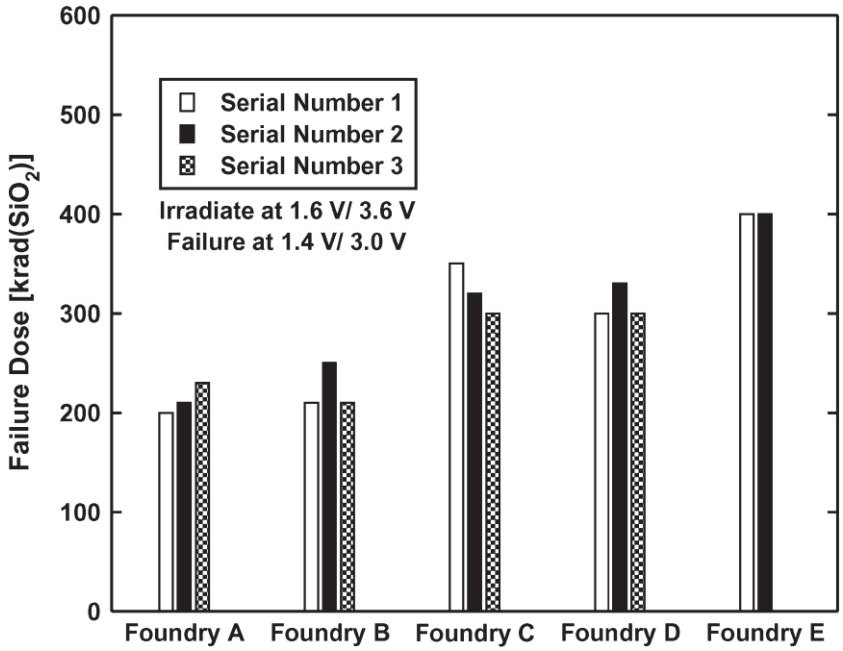

Figure 2.7 : Résumé des sensibilités en dose de mémoires pour trois numéros de séries différents et différents fondeurs d'après [50]

Les COTS sont aussi susceptibles de présenter une plus grande variation de paramètres de composant à composant par rapport aux écarts observés pour des composants dédiés aux industries automobiles ou aérospatiales. La Figure 2.8 présente un exemple de variations entre différents wafers (disque de silicium sur lequel sont conçus les puces des composants) mais également au sein d'un même wafer en ce qui concerne l'épaisseur d'oxyde chez un même fondeur [51]. Cette variance associée à la non uniformité des défauts dans le silicium peuvent mener au final à différentes réponses des composants face aux radiations.

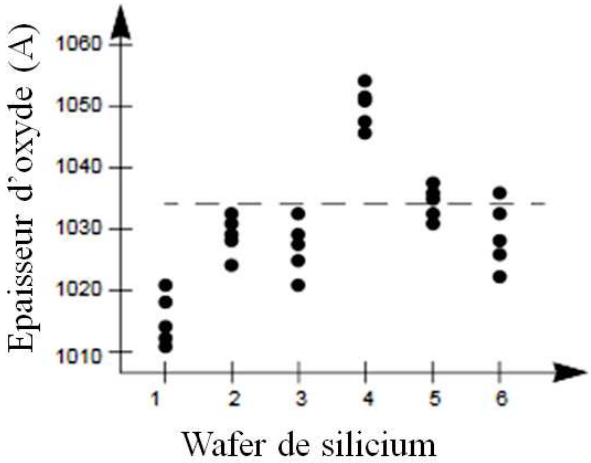

Figure 2.8 : Variance de l'épaisseur d'oxyde entre différents wafers et au sein d'un même wafer [51].

E. Cycle de vie

Les COTS ont un cycle de vie réduit. Cela signifie qu'une référence approvisionnée à un moment donné sera rapidement remplacée par une nouvelle en raison des changements de processus servant à suivre les évolutions technologiques. Les composants les plus anciens ne sont en général

pas suivis par les constructeurs et sont remplacés par de nouveaux au bout de quelques années. Par exemple les mémoires sont susceptibles d'être remplacées par de nouvelles tous les 9 mois et les microprocesseurs tous les deux ans.

Ce cycle de vie des composants peut être approché par une étude du nombre d'unités vendues au fil du temps. Suite à l'introduction sur le marché, le nombre commence à augmenter puis arrive à son maximum à sa maturité. Le nombre de vente va ensuite décliner jusqu'à l'obsolescence du produit pour laisser place à de nouvelles technologies. Ce cycle est illustré en Figure 2.9 pour une approche commerciale (en bleu) et une approche militaire dite gouvernementale (en rouge). Les exigences commerciales mènent rapidement le produit à maturité avant de décliner tout aussi brutalement sur quelques années alors que les exigences militaires requièrent un maintien des composants sur de nombreuses années en retardant l'obsolescence.

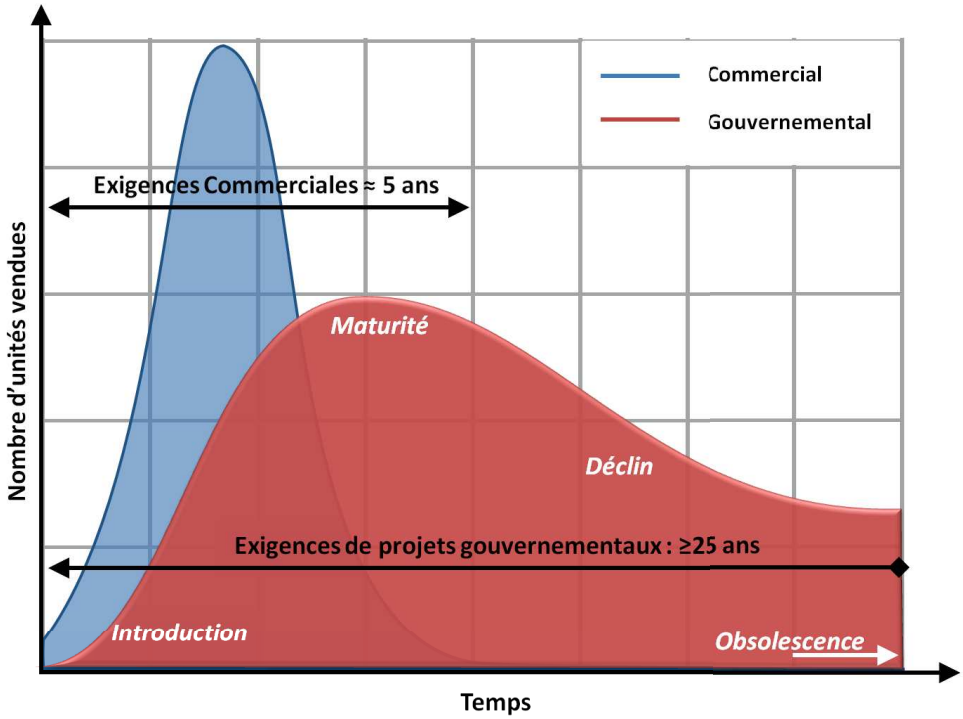

Figure 2.9 : Cycle de vie des équipements commerciaux et militaires d'après les données de [52].

Or, les projets de satellites doivent assurer un suivi sur plusieurs dizaines d'années. En particulier, si l'on souhaite développer une structure récurrente de nanosatellite pour réduire les coûts de qualification et également les risques en profitant de retours d'expériences.

Les évolutions technologiques et l'arrêt de production de certains composants au profit de nouveaux nécessitent de prendre en compte des mesures préventives ou correctives [53]. Il peut donc être nécessaire de s'approvisionner en grande quantité ou de considérer des schémas de circuits évolutifs qui peuvent accepter différents composants.

F. Contrefaçons

Les composants achetés auprès de revendeurs sont susceptibles de présenter des contrefaçons [54] [55]. Certains composants achetés ne sont alors pas conformes aux spécifications techniques. Les principales contrefaçons de composants concernent des composants récupérés sur d'anciens équipements et remis en boitiers mais on trouve également des clones de composants ou des boitiers

simplement vides. La Figure 2.10 illustre par exemple un cas de boitier vide (imagerie par rayons X à gauche) et un composant dont le boitier a été renommé (à droite).

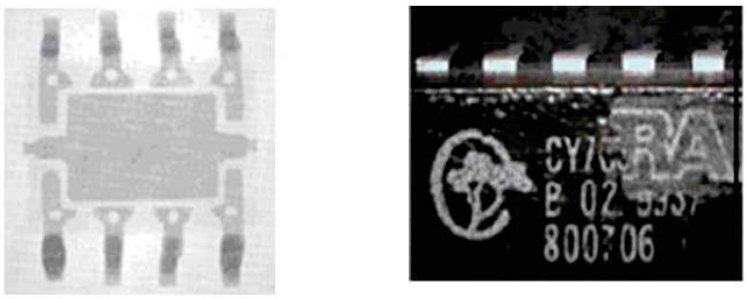

Figure 2.10 : Mise en évidence de composants contrefaits d'après [56]. L'imagerie par rayon X du composant de gauche met en évidence l'absence de fils de connexions et de la puce. Le boitier du composant de droite présente un second marquage qui peut s'effacer et dévoiler la vraie référence.

Les COTS sont d'autant plus susceptibles de présenter des contrefaçons car il existe de nombreux intermédiaires entre les fabricants et les revendeurs finaux. Des composants contrefaits ont par ailleurs déjà été identifiés lors de l'approvisionnement pour des projets de systèmes spatiaux [57]. Ce risque est à considérer en mettant en place des solutions de tri, d'identification et de test adaptées pour ne pas avoir de composants contrefaits embarqués sur le produit final.

2.3.3 Usage des COTS pour les nanosatellites

La consommation réduite en énergie des COTS, alliée à un faible coût d'approvisionnement et une réduction des dimensions répondent aux critères nécessaires de développement d'un nanosatellite. De plus, l'utilisation de COTS permet de profiter de meilleures performances. En effet, que ce soit pour le stockage ou pour le traitement de données, les COTS surpassent les composants spécifiquement durcis qui reposent généralement sur des technologies éprouvées depuis de nombreuses années mais offrant de moins bonnes performances.

Cependant, pour intégrer des systèmes qui ne sont pas spécifiquement étudiées pour fonctionner dans un environnement spatial, un processus de qualification est nécessaire. Des méthodes d'évaluation, de qualification mais également de gestion de projets sont encore à enrichir et à adapter pour considérer les problématiques induites par l'usage de COTS, notamment en termes de tenue aux radiations.

2.4 Conclusion

Les nanosatellites sont en plein essor et soulèvent de nombreux questionnements et défis technologiques. L'utilisation de composants du commerce qui ne sont pas prévus pour une utilisation dans le milieu spatial demande des actions spécifiques pour s'assurer que la mission pourra voler avec succès.

Le besoin de réduire les coûts de développement de satellites tout en élargissant les capacités techniques en intégrant des technologies récentes impose l'utilisation de composants commerciaux. Le milieu spatial reste un domaine de niche pour les composants électroniques et ne peut pas rivaliser en termes de part de marché avec les milieux de la téléphonie mobile ou des ordinateurs personnels. Il est donc nécessaire de mettre en place des méthodes de qualification qui ne reviennent pas plus cher que l'utilisation de composant durcis aux radiations pour profiter pleinement des composants commerciaux. En termes de tenue aux radiations, selon les technologies embarquées il faut considérer les effets cumulatifs et singuliers susceptibles d'altérer le composant et donc le système complet au cours de la mission. Le chapitre 3 de ce manuscrit présente la démarche d'assurance radiation généralement utilisée, qui vise à qualifier des composants pour un environnement radiatif donné.

Chapitre 3

L’assurance radiation et ses méthodes associées

3.1 Introduction

Les effets des radiations sur les matériaux et les composants embarqués sur les satellites peuvent induire des erreurs de fonctionnement ou mettre fin prématurément à une mission. Etant donné qu'il n'est pas possible de changer un composant défectueux une fois le satellite lancé, il est primordial de prendre en compte les radiations lors de la conception d'un système spatial. L'assurance radiation répond à ce besoin en mettant en place et en documentant un ensemble d'actions tout au long de la vie du projet.

Dans ce chapitre nous rappelons les activités d'une démarche d'assurance radiation et plus particulièrement les méthodologies de tests associées. La première partie de ce chapitre décrit les principales actions menées dans le cadre d'une assurance radiation. La seconde partie s'intéresse aux sources d'irradiation disponibles pour tester des composants tandis que la troisième partie détaille les méthodologies de tests employées. Enfin la dernière partie illustre les méthodes déployées pour limiter l'impact des effets des radiations sur les composants électronique embarqués dans les satellites. Au travers de ces différentes parties, les limites d'application des méthodes standards au développement de nanosatellites et à l'utilisation de COTS sont présentées.

3.2 L'assurance radiation

En raison du milieu hostile dans lequel évoluent les satellites, un ensemble d'activités est déployé pour s'assurer que le système peut survivre dans un environnement radiatif donné pour une mission particulière avec un niveau de confiance suffisant [58].Ces activités constituent ce qui s'appelle l'assurance radiation ou « Radiation Hardness Assurance » (RHA). La Figure 3.1 résume les principales actions impliquées dans une démarche de RHA.

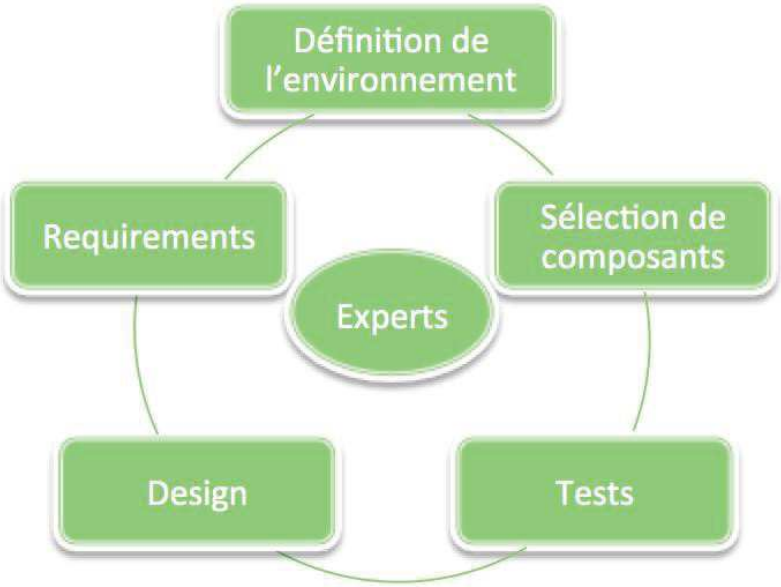

Figure 3.1 : Synthèse des activités de RHA qui s'articulent autour d'une expertise en radiation.

Les actions menées vont de l'approvisionnement de composants aux tests sous faisceaux de particules en passant par la définition de l'environnement, la conception électrique et architecturale (design) ou encore la précision des besoins du système (requirements). Elles s'articulent autour de

l'expertise d'ingénieurs spécialisés en radiations mais font également intervenir l'assurance qualité, la conception de circuits, la modélisation et le test de circuits intégrés.

Ces actions sont réparties tout au long des différentes phases d'un projet spatial. On distingue habituellement 6 phases distinctes :

La **phase 0** (ou pré-phase A) correspond à l'analyse de la mission et à l'identification des besoins. Les attentes en termes de performances, d'opération, d'environnement et de management sont étudiées. A l'issue de cette phase, une revue de définition de la mission vise à établir les spécifications de la mission.

La **phase A** est une étude de faisabilité qui vise à finaliser la phase 0 et apporter des solutions aux problématiques soulevées. Différents systèmes peuvent être considérés et comparés sur la base de leur complexité, de leur coût et de leurs performances pour la mission. Cette phase donne lieu à une revue des besoins et de leurs contraintes.

La **phase B** intervient pour proposer une solution technique répondant aux attentes des précédentes phases.

La **phase C** apporte une étude détaillée et prépare également les activités de test et de qualification nécessaires pour la suite. Le développement de sous-systèmes (structures, cartes électroniques et prototypes) aide également à mener à bien cette phase.

La **phase D** correspond à la production du système complet et aux étapes de qualifications pour accepter le système final et vérifier sa conformité aux attentes de la mission.

La **phase E** finalise le projet et regroupe la campagne de lancement, les opérations en vol, l'utilisation du système et les retours d'expérience.

La Figure 3.2 illustre les actions à mener durant ces différentes phases de projet pour intégrer l'assurance radiation.

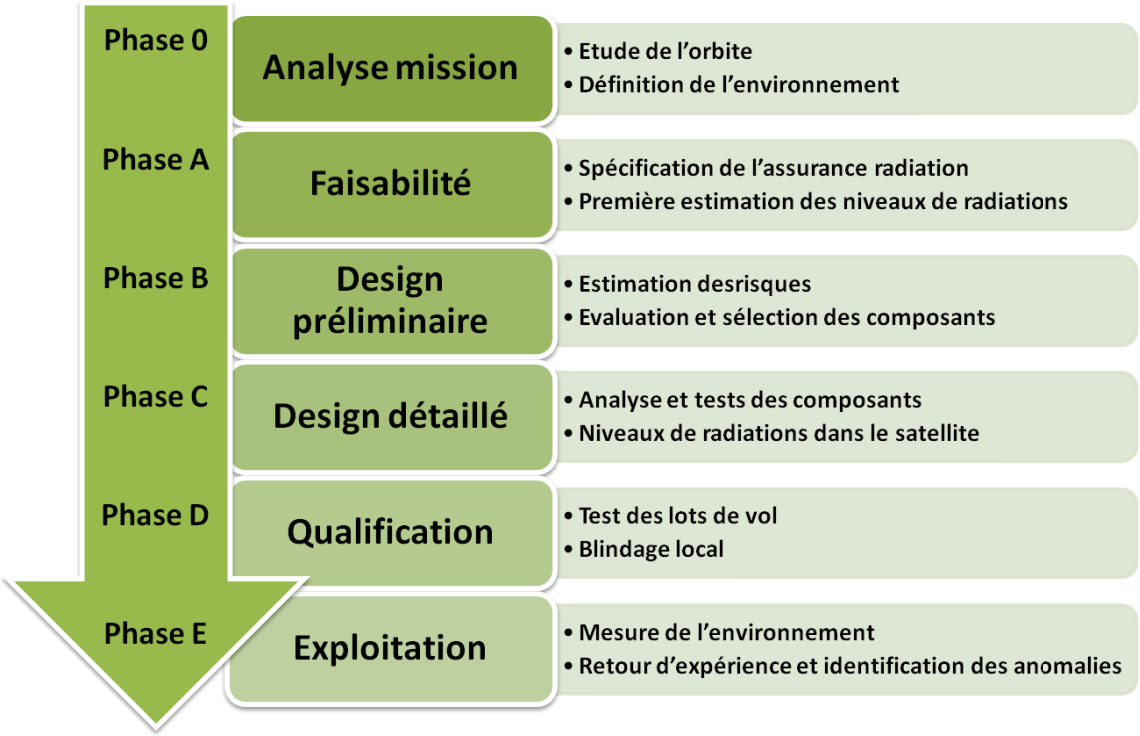

Figure 3.2 : Activités de l'assurance radiation déployées selon les phases de projet.

Des standards sont mis en place pour documenter les actions impliquées et assurer une étude complète ainsi qu'un suivi des actions menées. En Europe, ces standards se basent sur la documentation fournie par l'European Cooperation for Space Standardization (ECSS) mise en place par l'ESA [59] tandis qu'aux Etats-Unis, les standards militaires [60] sont préférés pour les actions de tests.

Dans cette partie, nous commenceront par décrire le contexte historique et les différentes approches mises en place pour répondre au besoin d'une RHA. L'analyse de mission est par la suite abordée du point de vue de la définition de l'environnement et des prévisions des effets radiatifs. Les études sont ensuite détaillées en mettant l'accent sur l'analyse de pire-cas, l'étude des SEE et le calcul de blindage. Pour finir, les problématiques de l'approvisionnement des composants, de la qualification de composants et des opérations en vol sont évoquées.

3.2.1 Contexte historique

Les premières approches de RHA s'appuient sur l'héritage militaire et l'utilisation de listes préférentielles de composants afin que ces derniers soient qualifiés pour une utilisation dans différents programmes. Cette liste appelée QPL (Qualified Parts List) recense les composants qui répondent aux exigences d'une utilisation militaire ou spatiale avec un groupement en classe B pour les missions de faible criticité et une classe S pour les missions les plus critiques. La conception de ces composants doit suivre les standards militaires (MIL-M-38510 et MIL-STD-976). Ces documents fournissent des lignes directrices pour la conception, la fabrication, le test et le suivi des différentes activités.

Cela mène également à la mise en place de listes de fabricants préférentiels dont les processus de fabrication sont connus et maitrisés. Cette liste est appelée QML (Qualified Manufacturer List). La qualification de chaines de productions plutôt que de composants est motivée par la complexité croissante des circuits intégrés. Au lieu de suivre un ensemble de règles et de processus de qualification pour chaque nouveau circuit, les processus employés sont qualifiés à l'aide de structures de test. En ce qui concerne l'utilisation en milieu spatial, la classe V de la QML vise à assurer une tolérance ainsi qu'une réponse stable aux radiations [61] .

Ces listes ont pour but d'identifier des composants durcis aux radiations selon les méthodes de fabrication, le schéma électrique déployé et les matériaux employés. On parle alors de composants "Radhard" dont la tenue aux radiations est précisée par les données des constructeurs et dont la production suit un processus et un contrôle rigoureux au cours du temps. Ce durcissement concerne le niveau de dose, mais également l'absence de SEL en dessous d'un certain seuil ou encore un taux de SEU limité.

La qualification, en termes de RHA, de chaines de fabrication est impossible pour des composants commerciaux. En effet, comme nous l'avons évoqué au Chapitre 2, l'évolution rapide des technologies, les changements de processus de fabrication et les différentes fonderies qui peuvent intervenir pour un même composant empêchent la maitrise des paramètres technologiques et entrainent des variations dans la réponse d'un composant selon son lot d'origine. L'utilisation de composants du commerce, pour répondre aux problématiques soulevées dans le chapitre précédent, impose alors un changement de paradigme dans les activités d'assurance radiation.

Actuellement, la démarche privilégie la qualification de lots de composants. Les composants sont approvisionnés en grande quantité lorsque les tests préliminaires d'évaluation sont positifs. Les stocks de composants doivent ensuite couvrir le développement de systèmes spatiaux et éventuellement s'appliquer à différents projets pour rentabiliser la phase de qualification. Cette approche est trop coûteuse pour un projet de nanosatellite.

3.2.2 Analyse mission

Lors des premières phases de développement d'un système spatial, les besoins opérationnels du produit doivent être définis selon le profil de mission étudié. Au cours de cette étape, la partie RHA intervient pour estimer les contraintes liées au milieu radiatif dans lequel évoluera le système pour ensuite définir les attentes que devront satisfaire les composants. Ces premières études s'accompagnent de rapports pour faciliter le suivi et s'assurer que le système final répond aux attentes initiales.

A. <u>Définition de l'environnement</u>

Lorsque la mission est définie, la première activité d'une assurance radiation est la spécification de l'environnement. Les paramètres orbitaux, la date prévue de lancement et la durée de la mission permettent de modéliser un environnement en utilisant des modèles mathématiques basés sur des lois physique et des observations faites en vol.

Le logiciel OMERE [22] ou les outils en ligne SPENVIS [23] et OLTARIS [24] intègrent les modèles radiatifs qui permettent de modéliser l'environnement d'une mission en considérant les

paramètres orbitaux et les périodes d'activité solaire. Les industries et agences du spatial disposent également de leurs propres codes et outils de simulations en particulier pour des profils de missions interplanétaires.

Les informations sur la courbe de dose, le NIEL des particules et le LET des ions lourds sont consignées dans un document de référence pour la suite de l'étude. La courbe de dose représente les niveaux de dose reçue au cours de la mission selon l'épaisseur de matériel traversé. L'aluminium est utilisé comme référence et le ratio de masse volumique entre un matériau et l'aluminium permet de calculer le niveau de dose équivalent derrière ce matériau en particulier. La Figure 3.3 présente une courbe de dose calculée sous OMERE pour une mission de CubeSat d'une durée de 5 ans en orbite polaire basse. On peut ainsi déterminer que 3 mm de blindage uniforme d'aluminium (marquage en pointillés) permettent de limiter le TIDL à 10 krad.

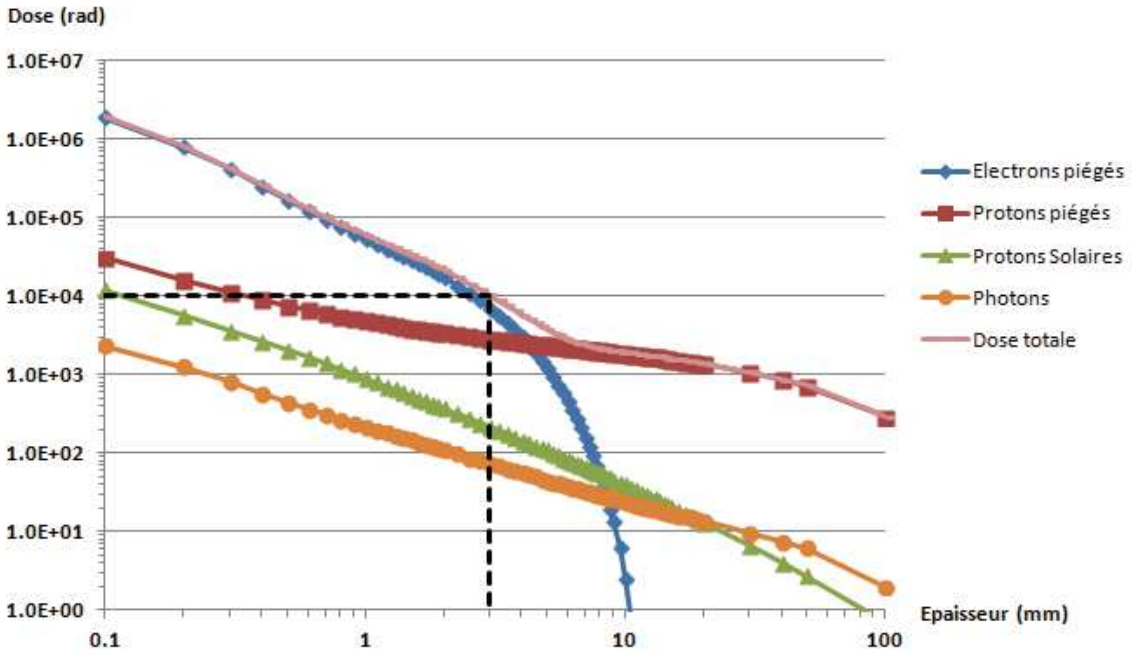

Figure 3.3 : Courbe de dose pour une mission de 5 ans en orbite polaire basse (800 km d'altitude inclinée à 98°).

Pour comparaison, la Figure 3.4 présente les contributions des électrons et des protons pour différentes orbites. Une orbite typique de la station spatiale internationale (ISS : 400 km d'altitude et inclinaison à 51,5°), une orbite basse inclinée passant près des pôles (LEO : 800 km d'altitude et inclinaison à 98°) et une orbite géostationnaire (GEO : 35 785 km d'altitude). L'orbite géostationnaire ne présente qu'une contribution due aux protons solaires car cette orbite est en dehors de la ceinture interne de radiations alors que les orbites ISS et LEO subissent la contribution des protons piégés. Des écarts proches d'une décade sont prédits entre les deux orbites basses présentées du point de vue des protons. Enfin, l'apport de blindage permet de réduire plus efficacement la contribution des électrons que celle des protons.

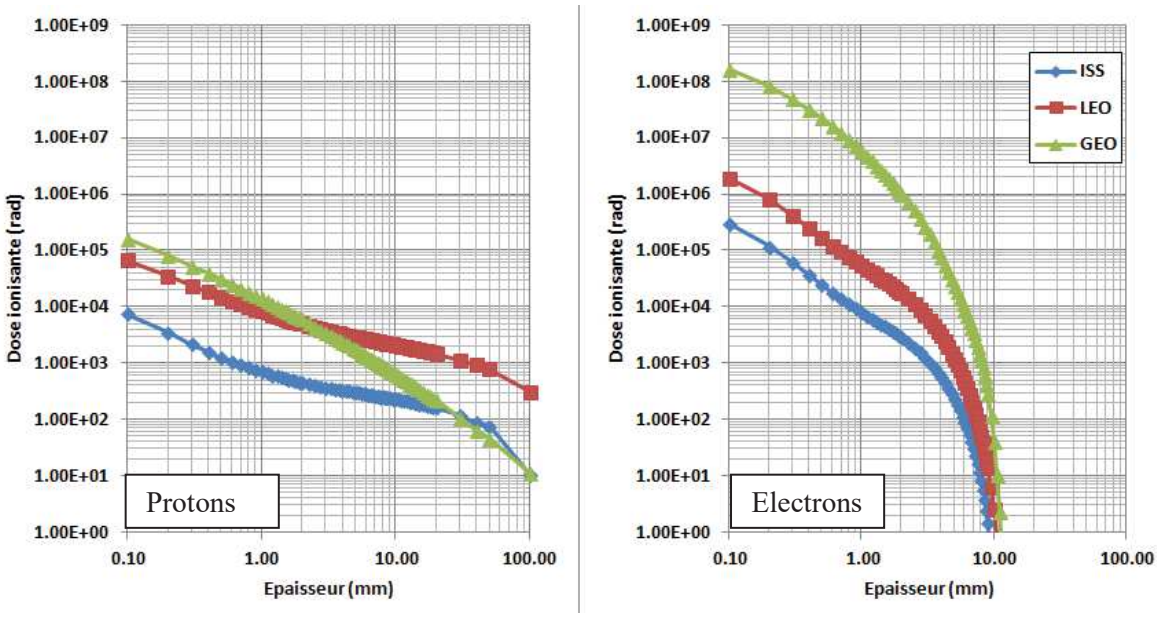

Figure 3.4 : Contribution à la dose ionisante totale des protons (gauche) et des électrons (droite) pour trois orbites distinctes (ISS, LEO et GEO). L'orbite ISS considérée est à 400km d'altitude et 51.5° d'inclinaison. L'orbite LEO est à 800km d'altitude et 98° d'inclinaison. L'orbite GEO est à 35784km d'altitude et sans inclinaison. Chaque mission est considérée pour 5ans sans événements solaires majeurs.

La distribution en LET des ions estime le spectre continu d'énergies pour chaque espèce d'ion rencontrée. La Figure 3.5 présente la distribution en LET des GCR transposée derrière 3,5 mm de blindage pour deux orbites considérées pour une mission de CubeSat.

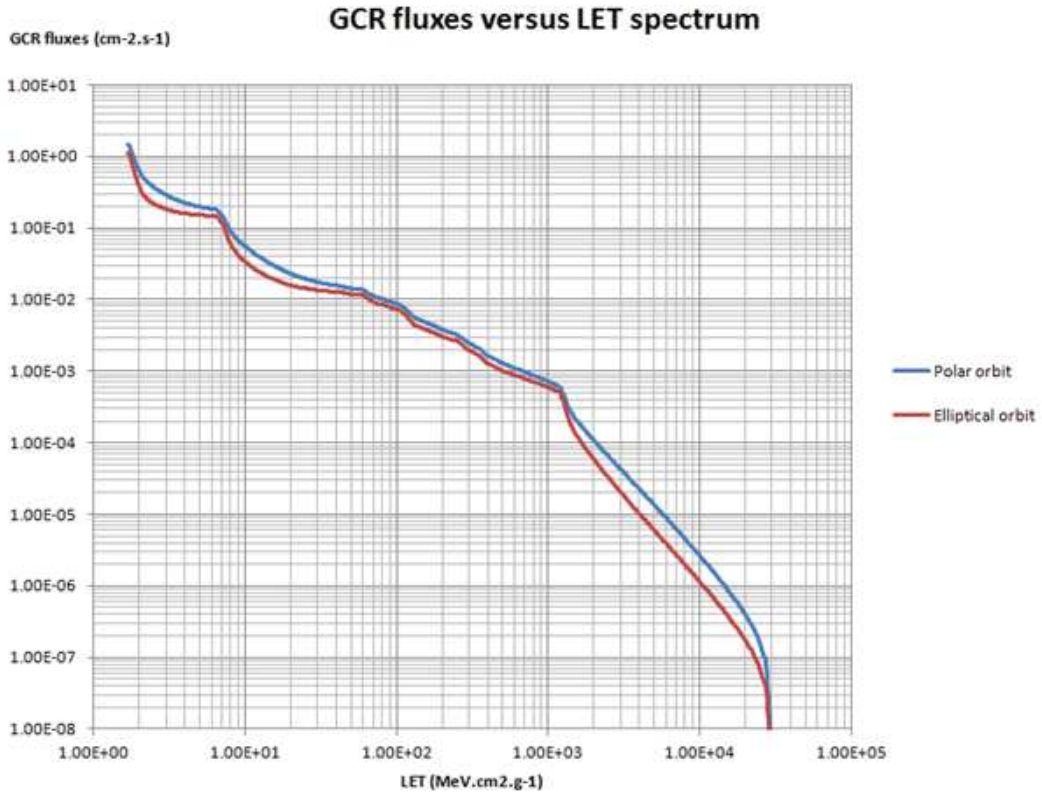

Figure 3.5 : Distributions en LET des particules issues des GCR calculées sous OMERE pour une mission en orbite polaire et une en orbite elliptique derrière 3,5mm d'aluminium. L'orbite polaire est à 650km d'altitude et inclinée à 98°. L'orbite elliptique à un apogée (point le plus éloigné de la Terre) à 1800km et un périgée (point le plus proche de la Terre) à 400km avec une inclinaison de 60°.

B. Prévisions

La définition de l'environnement permet de clarifier les attentes que doivent satisfaire les équipements embarqués sur le satellite. Les courbes de LET alliées aux résultats de tests servent d'entrées aux codes de prévisions de taux de SEE. Les résultats des tests présentent le nombre d'erreurs induites pour une particule d'une énergie donnée et les courbes de LET apportent une estimation de la distribution en énergie des ions pour la mission. Il faut ensuite corréler ces résultats pour prévoir le taux d'erreurs sur la mission.

Des étapes intermédiaires peuvent être nécessaires pour considérer les ions lourds ou les protons selon les sources de tests utilisées. Des méthodes analytiques utilisant les codes PROFIT [62] ou SIMPA [63] et des méthodes déterministes employant des codes Monte-Carlo tels que METIS [64] ou MC-ORACLE [65] permettent pour cela de transposer des résultats issus de tests sous ions lourds pour obtenir une estimation du taux de SEU induit par des protons.

Les niveaux de dose sont eux habituellement calculés à l'aide du code SHIELDOSE [66] pour transposer la dose de l'environnement derrière une épaisseur de matériel donné. Pour affiner les résultats obtenus, l'analyse sectorielle consiste à projeter des rayons à partir d'une cible dans l'ensemble des directions. On utilise principalement une modélisation en trois dimensions du système en plaçant les cibles au niveau des puces de composants. Les épaisseurs des différents matériaux rencontrés sont ajoutées pour chaque rayon, leur équivalence en dose est calculée à l'aide d'une courbe de dose et le niveau total est déduit en cumulant les contributions de tous les rayons tracés.

Différents codes permettent de caractériser la dégradation des panneaux solaires face à la dose non ionisante. Le JPL a développé pour cela une méthode basé sur une fluence équivalente [67] [68] tandis que le NRL (Naval Research Laboratory) emploie le NIEL et se base sur le calcul de défauts de déplacement tel que présenté dans [69]. Le code du JPL rapporte l'ensemble de l'environnement de la mission à une équivalence de fluence d'électron de 1MeV et se base ensuite sur des mesures sous faisceau de particules. Le code du NRL calcule la dose de déplacement et donne la courbe de dégradation afin de déterminer l'impact des défauts de déplacement en fin de vie du satellite.

3.2.3 Etudes

Les activités menées en RHA regroupent des études qui fournissent un niveau de détail et de documentation suffisant pour identifier les risques, quantifier les probabilités d'occurrences de certains événements et apporter des mesures correctives lorsque cela est nécessaire. Les principales études qui sont détaillées dans la suite concernent l'analyse pire-cas, l'analyse des SEE et le calcul de blindage.

A. Analyse Pire-Cas

L'analyse pire-cas ou "Worst-Case Analysis" (WCA) vise à définir des conditions qui permettent de maximiser le stress du composant lors du test pour couvrir l'ensemble des modes de défaillance et garantir que les estimations obtenues sont conservatives par rapport aux mesures en vol. Pour cela il faut considérer les paramètres qui peuvent avoir le plus d'effets sur le composant. La

température, la polarisation, le nombre de cycles de fonctionnement et la source de test sont autant de paramètres qui peuvent être combinées pour mettre en place une condition pire-cas. Celle-ci n'est pas immuable et dépendra du contexte et des effets considérés. Par exemple, un pire cas en SEL fera intervenir des niveaux de tensions d'alimentation et des températures élevés tandis que pour les SEU des niveaux de tension bas seront considérés [70]. Ces conditions proviennent des mécanismes physiques qui entrent en jeu pour un effet : la marge de manœuvre est plus limitée à faible tension pour la détection d'un niveau logique tandis que des tensions plus élevées aident à mettre en conduction les structures parasites.

Une estimation des conditions de fonctionnement en fin de mission est aussi envisageable pour cette étude et ainsi garantir que l'impact des radiations sur les composants sera acceptable tout au long de la vie du système étudié. Les aspects thermiques, électriques et de vieillissement sont considérés pour estimer ces conditions.

B. Analyse des SEE

L'analyse de criticité des SEE (SEECA : SEE Criticality Analysis) a pour but d'identifier l'impact des effets singuliers sur le système. Leur criticité pour la mission et leur probabilité d'occurrence sont étudiées pour mettre en place une matrice de risque telle que celle illustrée en Figure 3.6. Sur cette matrice, les différents événements possibles sont listés pour chaque colonne et les probabilités s'échelonnent sur chaque ligne. Les cas acceptables sont marqués en vert, les cas à rejeter sont en rouge et les cas intermédiaires qui peuvent nécessiter des mesures correctives sont en jaune.

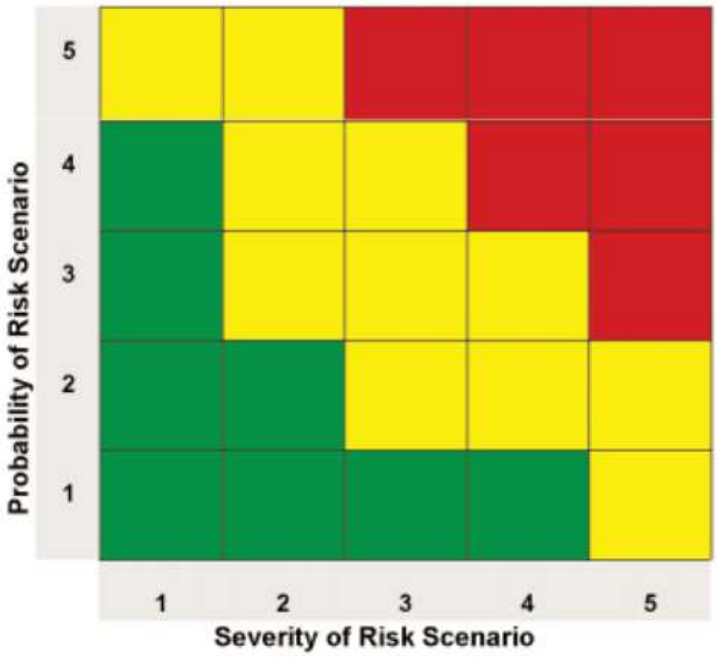

Figure 3.6 : Schématisation d'une matrice de risque d'après l'ESA [71].

Selon la mission, il est possible d'accepter un composant qui présente des effets à risques qui s'avèrent particulièrement rares. En revanches des événements qui ne sont pas critiques mais extrêmement fréquents peuvent empêcher la mission d'arriver à son terme. Cela peut être le cas de

redémarrages intempestifs pour un CubeSat : le redémarrage en lui-même n'est pas critique et peut causer la perte de données non sauvegardées, mais si chaque orbite présente un redémarrage la mission ne pourra surement pas aboutir aux résultats attendus.

Cette étude souligne également le fait que des équipements qui ne sont utilisés que pendant les premières minutes de vie du satellite, ou pour des tâches annexes qui ne sont pas primordiales, peuvent accepter plus de fautes que le reste du système.

C. Calcul du blindage

L'étude et la définition du blindage forment un processus itératif lors du développement d'un satellite. Si le design est nouveau, les premiers calculs de l'étude radiation sont faits avec une épaisseur standard de 3,705 mm d'aluminium (soit 1 g/cm^2). Au cours du développement du satellite, le blindage est recalculé et les épaisseurs des faces ainsi que la disposition des équipements sont ajustés. Les équipements sensibles sont placés aux zones les plus protégées, généralement proche du centre de masse, pour profiter des épaisseurs supplémentaires de matériaux apportées par le reste des composants.

Des calculs utilisant l'analyse sectorielle ou des codes Monte-Carlo sont utilisés pour déterminer et ajuster plus finement le blindage. La modélisation en trois dimensions permet de prendre en compte des géométries complexes et d'intégrer les systèmes et les composants dans les calculs. Cela nécessite une connaissance avancée du schéma électrique mais aide à réduire globalement les marges prises sur les niveaux de radiations en réduisant les TIDL.

En complément du blindage global, le blindage local a l'avantage de limiter les dépenses en réduisant les matériaux nécessaires et donc la masse en concentrant les efforts sur les zones sensibles et non l'ensemble du système. En plus de demander moins de ressources matérielles, les répercussions sur les coûts de lancement sont donc moindres que des solutions de blindage général du système. Des outils tels que FASTRAD [72] permettent d'étudier ces solutions de blindage au niveau local. Pour cela, l'utilisateur modélise le système en prenant en compte la géométrie et les matériaux puis lance le calcul des niveaux de dose que verra chaque composant qui l'intéresse dans le cas d'une mission donnée. La courbe de dose précisée dans la définition de l'environnement est utilisée comme entrée et le logiciel se charge de calculer les épaisseurs de matériaux traversées par une méthode sectorielle ou Monte-Carlo. Les zones les plus exposées sont mises en évidence pour chaque cible étudiée ce qui permet d'ajuster le positionnement des composants ou l'ajout de blindage.

La Figure 3.7 présente un résultat obtenu pour une structure de CubeSat 1U modélisé en 3D pour une mission de 5 ans en orbite elliptique. Le volume réduit d'un CubeSat limite également les écarts de valeurs entre les niveaux de dose prévus, ceux-ci s'échelonnent de 5 à 12krad dans notre cas. Dans le cadre d'une mission scientifique d'étude des effets des radiations sur les composants, il peut être nécessaire d'amincir une des faces du satellite pour exposer volontairement des composants. Le calcul prévisionnel permet ainsi d'optimiser les dimensions de la fenêtre affinée sans pour autant exposer les composants de la structure qui ne sont pas sous test. Un exemple avec une telle fenêtre peut être observé sur la Figure 3.7, où la zone rouge sur la gauche de la figure qui correspond aux doses les plus fortes, est obtenue sous la fenêtre où des composants sont volontairement exposés à des doses plus fortes.

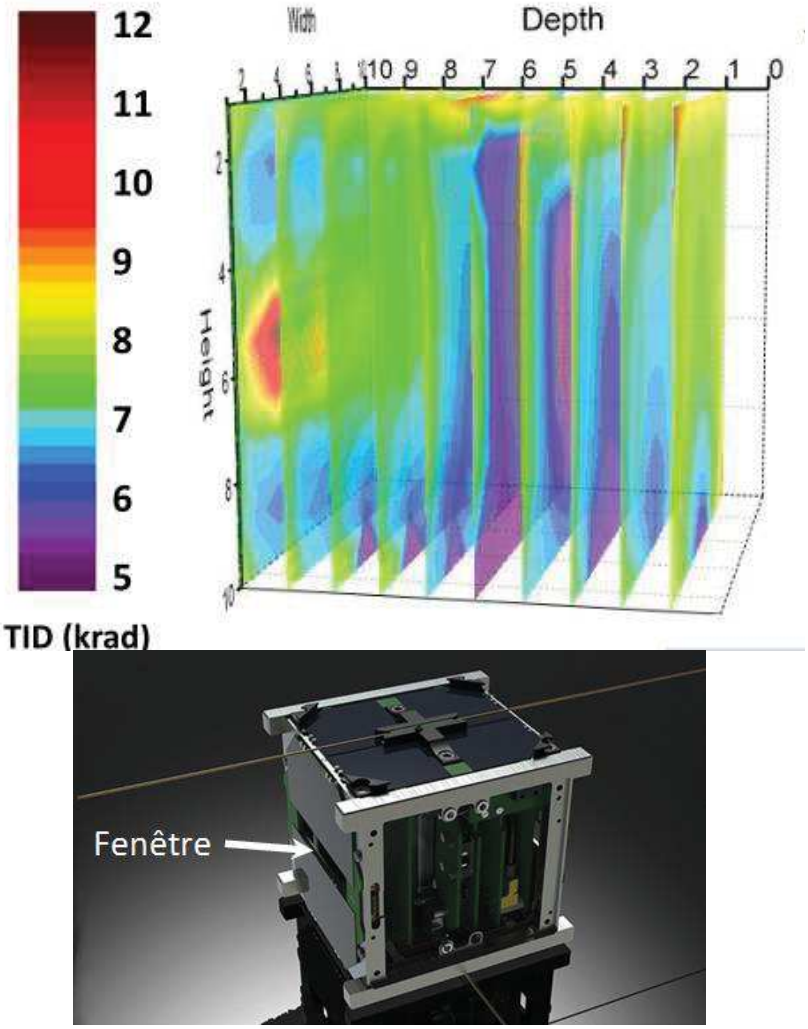

Figure 3.7 : Résultats graphiques d'une analyse sectorielle réalisée sous FASTRAD pour un CubeSat servant à tester des composants en environnement spatial. Les doses les plus importantes sous obtenues sous la fenêtre amincie.

Pour des missions de nanosatellites, il reste difficile d'ajouter de la matière en raison des contraintes de masse et d'encombrement. Le blindage à considérer est alors la structure en elle-même. Des missions spécifiques ou en environnements les plus contraignants peuvent s'appuyer sur de la modélisation pour optimiser des solutions de blindage local une fois la sensibilité des composants déterminée.

3.2.4 Approvisionnement

Les activités d'approvisionnement sont cruciales lors de la mise en place d'une RHA. En effet, les standards s'appuient sur des résultats statistiques pour prévoir le comportement du système de vol sans pouvoir toujours tester les composants qui seront montés sur le satellite. Pour cela, la traçabilité des composants et l'identification de leur lot d'origine sont primordiales. Les standards demandent d'être en mesure d'identifier précisément un lot et d'avoir suffisamment de composants pour couvrir les actions de tests, de développement et de production.

Une première phase d'approvisionnement peut aider à sélectionner des candidats potentiels pour des missions données. Si certains composants sont indispensables et ne peuvent être substitués par un autre composant, le premier approvisionnement doit alors également couvrir les utilisations futures en test, développement et production du système spatial. La contrainte radiative est ici une composantes parmi d'autres et l'approvisionnement servira en particulier à valider les caractéristiques électriques, la bonne intégration du composant au sein du circuit ou encore les tenues en température et la conformité aux exigences du spatial des matériaux employés.

Une seconde phase d'approvisionnement vise à mettre suffisamment de composants sélectionnés en stocks pour assurer le développement et la production. Il peut être nécessaire de qualifier le lot de vol pour s'assurer qu'il n'y a pas de variation dans la réponse par rapport aux lots précédemment testés.

Face aux difficultés que présentent les COTS (changements de processus de fabrication, arrêts de production, ruptures de stocks…) une stratégie consiste à approvisionner un grand nombre de composants pour couvrir plusieurs projets. Cette solution présente un coût initial plus élevé mais évite par la suite un changement de composant qui peut se répercuter sur le schéma électrique et nécessiter des activités supplémentaires et coûteuses. Une autre stratégie est d'avoir un schéma de circuit évolutif qui peut accepter différents composants et d'ensuite pouvoir profiter de l'offre disponible au niveau des différents fabricants.

3.2.5 Qualification de composants

Les premiers schémas électriques et les choix de composants nécessaires à la mission sont revus pour classer ces composants selon leur criticité et leur potentielle susceptibilité aux radiations. Dès qu'un premier design est en place, les composants sensibles qui ne sont pas déjà approvisionnés et qualifiés sont étudiés. Pour cela plusieurs lots sont considérés et utilisés pour des premiers tests en radiations selon les standards en place. Cela donne la sensibilité en dose ionisante (TIDS pour Total Ionizing Dose Sensitivity) et non ionisante (TNIDS pour Total Non Ionizing Dose Sensitivity) ainsi que les sections efficaces pour les SEE observés.

Les composants qui ne tiennent pas aux niveaux de la mission avec une marge suffisante sont soit rejetés soit demandent une adaptation du système. Ces marges sont fixées dans les documents de RHA pour certaines missions mais dans la plupart des cas ces marges doivent être définies par le donneur d'ordre. Le but lors du dimensionnement de ces marges est de prendre en compte les incertitudes des modèles employés pour la prévision de l'environnement, mais également les incertitudes lors des tests.

Lors de cette phase de qualification, les standards fournissent des lignes directrices pour identifier les composants à tester selon l'environnement défini. Le Tableau 5 présente les familles de composants potentiellement sensibles à tester selon les effets radiatifs considérés d'après la documentation ECSS-Q-ST-60-15C.

Tableau 5 : Composants potentiellement sensibles à considérer selon les effets radiatifs d'après [59]

Effet	Niveau prévisionnel	Composants à considérer
TID	TIDL > 300krad	Diodes de redressage, Diodes Schottky, Diodes microondes, Circuits intégrés en AsGa, Transistors en AsGa
	Tout TIDL	Diodes Zener, Diodes de référence, Circuits Intégrés, Oscillateurs, Capteurs CCD, Transistors MOS et Bipolaires, composants hybrides actifs, Photodiodes, Phototransistors, Optocoupleurs
TNID	TNIDL > $2x10^{11}$ p/cm^2 (équivalent 50MeV)	Circuits intégrés, diodes Zener, diodes de référence, Transistors NPN et PNP.
	Tout TNIDL	Capteurs CCD, capteurs CMOS APS, composants optoélectroniques
SEE		Circuits intégrés, Transistors FET et microonde, capteurs CCD, capteurs CMOS APS, composants optoélectroniques discrets

Pour les missions en orbite géostationnaire, les ECSS précisent que le lot de vol doit être testé en dose ionisante si les données datent de lots de plus de quatre ans et si les marges (entre TIDS et TIDL) sont comprises entre 1,2 et 2. Pour les autres orbites, les marges sont libres et restent à définir entre le client et le concepteur. Les missions de nanosatellites (non commerciale) demandent d'estimer ces marges. Les problématiques sur l'environnement modélisés, les sources de tests et les variations de composant à l'autre sont autant de paramètres qui interviennent dans la mise en place de ces marges qui peuvent être difficiles à identifier.

3.2.6 Opérations en vol

Une fois le satellite lancé, l'équipe RHA est chargée d'apporter son expertise en cas d'anomalie en vol imputable aux radiations pour remonter à la faute et suggérer une solution. Cette phase est grandement conditionnée par les premières analyses, le suivi des actions et la traçabilité des composants.

Cette phase peut mener à des actions correctives telles que le changement du mode de mission, l'envoi de codes correctifs ou le changement d'utilisation de sous-systèmes pour passer sur une ligne redondante. Les actions menées et les retours d'expériences sont pris en compte pour les missions suivantes en particulier lors de la réutilisation de structures ou de sous-systèmes.

Cette phase n'est pas à négliger pour des missions de nanosatellites. En effet, le fait de pouvoir développer des systèmes à moindre coûts est également l'occasion de multiplier des lancements en un temps relativement réduit. Les taux de réussites de missions de CubeSats qui s'appuient sur l'adaptation d'une architecture précédemment lancées sont d'ailleurs bien plus élevés que les missions qui présentent une toute nouvelle architecture [73].

3.2.7 Conclusion

Une revue des démarches de RHA a été faite pour identifier les enjeux et les méthodes déployées pour assurer la survie des systèmes spatiaux. Ces standards restent majoritairement dans l'optique de guider les utilisateurs sur ce qui doit être fait sans toujours apporter d'indications sur comment ces actions doivent être menées. Une bonne expertise est alors nécessaire pour correctement dimensionner les actions à entreprendre. Lorsque l'on considère des missions de nanosatellites, qui ne requièrent pas les mêmes niveaux de fiabilité que des satellites plus conventionnels, des démarches détaillées et des solutions pratiques selon les moyens disponibles et les attentes de la mission peuvent faciliter le développement.

Les premières activités de définition de l'environnement peuvent aisément se mettre en place et apportent un premier niveau de connaissance sur les besoins de la mission pour ensuite dimensionner les activités de conception, de test et de protection face aux effets radiatifs.

Les démarches de qualifications apportent une forte fiabilité à une mission mais mettent en jeu des activités très coûteuses dont les lignes directrices sont principalement détaillées pour les missions géostationnaires. Ces lignes directrices ne donnent pas d'informations spécifiques pour les nanosatellites et les variations de processus de fabrication inhérentes aux COTS employés sur ces missions viennent complexifier les démarches d'approvisionnement et de tests en radiations. Pour faciliter la mise en place de ces étapes de qualification il reste à étudier la faisabilité et l'apport de méthodes à faible coût.

3.3 Les sources d'irradiation

Les tests en radiation, que ce soit pour mettre en évidence des effets particuliers ou pour qualifier des composants pour un environnement, utilisent différentes sources. Ces sources sont sélectionnées selon les interactions rayonnement-matière à étudier.

On peut considérer les sources pour la dose, les sources pour les effets singuliers et enfin les sources mixtes qui allient dose et SEE. Certaines sources sont recommandées en tant que standard dans le milieu spatial pour s'assurer de considérer un pire-cas ou pour être le plus proche du milieu de la mission considérée. La suite du chapitre s'intéresse à ces différentes sources et présente leurs intérêts techniques ainsi que leur applicabilité aux nanosatellites.

3.3.1 Tests en dose ionisante

Le Cobalt-60 et les rayons X sont les deux sources de rayonnement privilégiées lors des tests en dose ionisante. Les débits de dose et les interactions avec la matière ne sont pas les même selon la source utilisée et mènent donc généralement à différentes applications.

A. Le Cobalt 60

Les sources de Cobalt-60 produisent des rayonnements γ (gamma) constitués de photons qui transmettent l'énergie qu'ils transportent dans un milieu et qui ont l'avantage d'être très pénétrants. L'énergie issue du rayonnement du Cobalt-60 est en moyenne de 1,25MeV et les débits de dose peuvent atteindre quelques centaines de rad par seconde. Cette valeur dépend de l'activité de la source et de la distance entre la source et le composant sous test. En effet, le débit de dose décroit selon le carré de la distance entre la source et le composant sous test ce qui permet de choisir un débit en fonction du placement dans la chambre d'irradiation. Les gammes standards données par l'ESA sont de 1 à 50 rad/s (3 600 à 180 000 rad/h) pour un débit de dose standard et de 10 à 100 mrad/s (36 à 360 rad/h) pour de faibles débits [74] tandis que les standards militaires américains préconisent des débits entre 50 et 300 rad/s en débit standard et inférieurs à 10 mrad/s en faible débit [75].

Le Cobalt 60 est la source d'irradiation qui a été historiquement choisie comme référence pour les tests en dose ionisante. Cela vient du fait que la génération de paires et leur profil de recombinaison initial mènent à une estimation conservative de la dégradation du composant. En effet, pour le rayonnement gamma généré par le Co^{60}, la recombinaison initiale est faible et permet donc de maximiser le taux de particules qui peuvent être piégées (voir Figure 1.14 du Chapitre 1).

B. Rayons X

Les rayons X sont des photons produits par le passage d'un électron d'une bande d'énergie à une autre. L'énergie du photon émis correspond alors à la différence d'énergie entre les deux bandes. Les rayons X peuvent être produits en accélérant des électrons à l'aide d'un champ électrique de sorte qu'ils percutent une cible. On observe alors du rayonnement de freinage. Ce principe est celui des générateurs à rayons X illustré en Figure 3.8. On y voit un tube sous vide au sein duquel se trouvent une cathode et une anode pour créer un fort champ électrique et accélérer les électrons. Une cible de tungstène au niveau de l'anode est sur le trajet des électrons pour forcer l'interaction et donner lieu au rayonnement X.

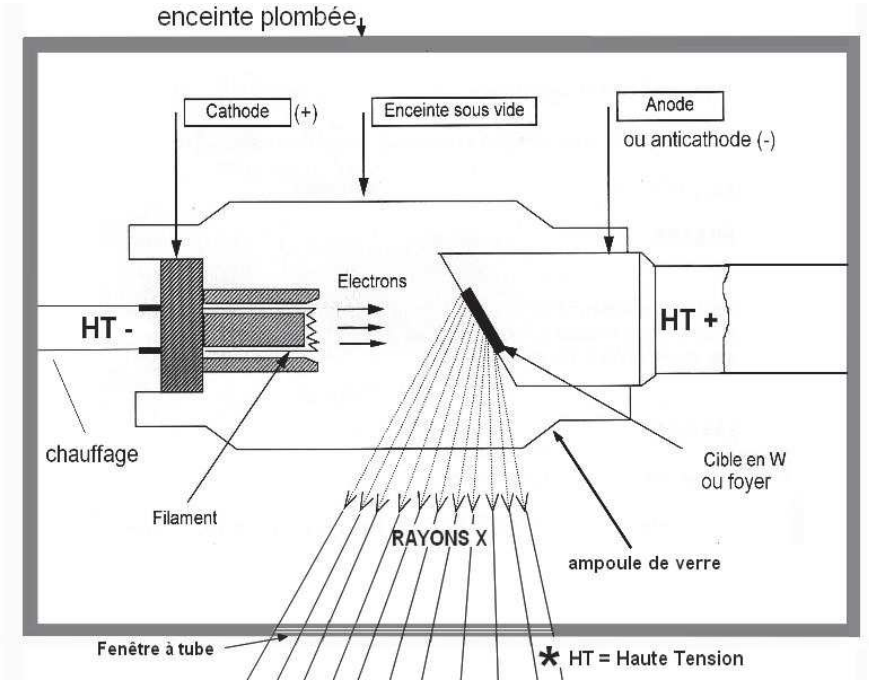

Figure 3.8 : Schéma de principe d'un générateur de rayons x.

Les sources de rayons X sont plus communes et moins chères à mettre en place et à utiliser que les sources au Cobalt. Le débit en dose de ces sources est élevé et permet de tester rapidement des composants ou des wafers. Cela permet en particulier de suivre et mesurer les différences de processus de fabrications.

Même s'il n'est pas utilisé comme méthode standard en Europe, le test sous X peut informer de l'effet de la dose sur un composant et donner un premier niveau de défaillance. Les rayons X générés sous forte tension (donc produisant des photons de fortes énergies), tels que les générateurs X supérieurs à 250kV, peuvent traverser des épaisseurs de matériaux suffisantes pour ne pas avoir à décapsuler un composant en boitier plastique ce qui réduit également les coûts de préparation pour tester différents composants.

La Figure 3.9 compare les profils des sources Co^{60} et X avec les électrons et les protons [76]. Le pouvoir d'arrêt des différentes particules est retranscrit par leur LET en fonction de leur énergie. Les modèles d'interactions initiales (colonnaire ou géminée) sont délimités par les pointillés. Les rayons X 10keV sont plus à même de reproduire des environnements riches en protons de l'ordre de la dizaine de MeV et inférieurs en raison des similarités dans la génération initiale de charges [77].

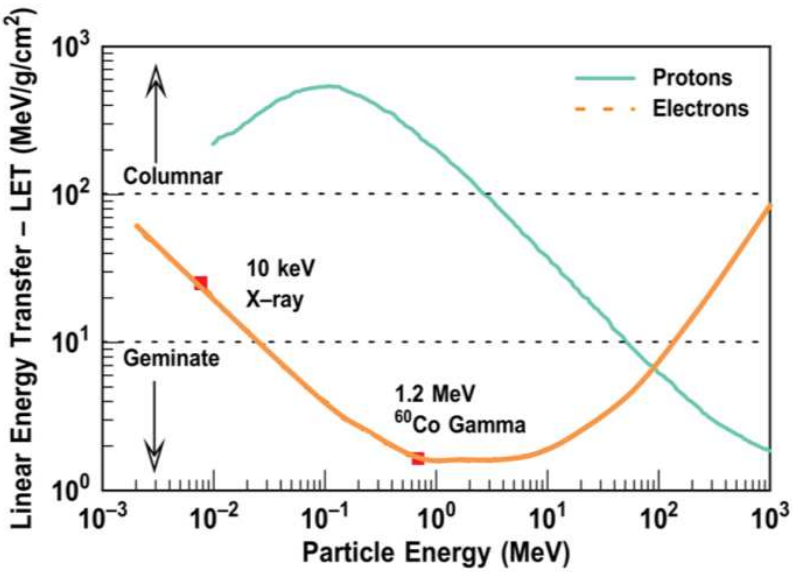

Figure 3.9 : Transfert d'énergie linéique selon l'énergie des particules. Les valeurs représentatives pour une source de rayons X se 10keV et de Co60 sont comparés aux profils des protons et les électrons.

Dans le cadre de sélection de composants du commerce à l'aide de sources de laboratoires pour des missions à faible coût, l'utilisation de rayons X semble adaptée. En effet, leur utilisation peut informer sur la susceptibilité ou non de composants à certains niveaux de dose en particulier pour un milieu riche en protons. Une bonne calibration de la source permet ici de donner une gamme d'utilisation possible des composants et de rapidement rejeter ceux qui sont trop sensibles.

3.3.2 Tests SEE

A. Les ions lourds

Les ions lourds sont les principales particules employées pour tester la réponse des composants aux SEE. Les ions perdent leur énergie graduellement dans le matériau traversé dans un premier temps. Cela va les ralentir et causer une plus grande perte d'énergie en raison d'un plus grand nombre d'interactions. L'énergie restante d'un ion lourd est perdue majoritairement en fin de course et présente un pic de perte d'énergie jusqu'à ce que l'énergie ne soit plus suffisante et s'épuise. Ce pic localisé d'énergie s'appelle le pic de Bragg et est illustré sur la Figure 3.10 pour un ion Carbone de 100 MeV dans du Silicium.

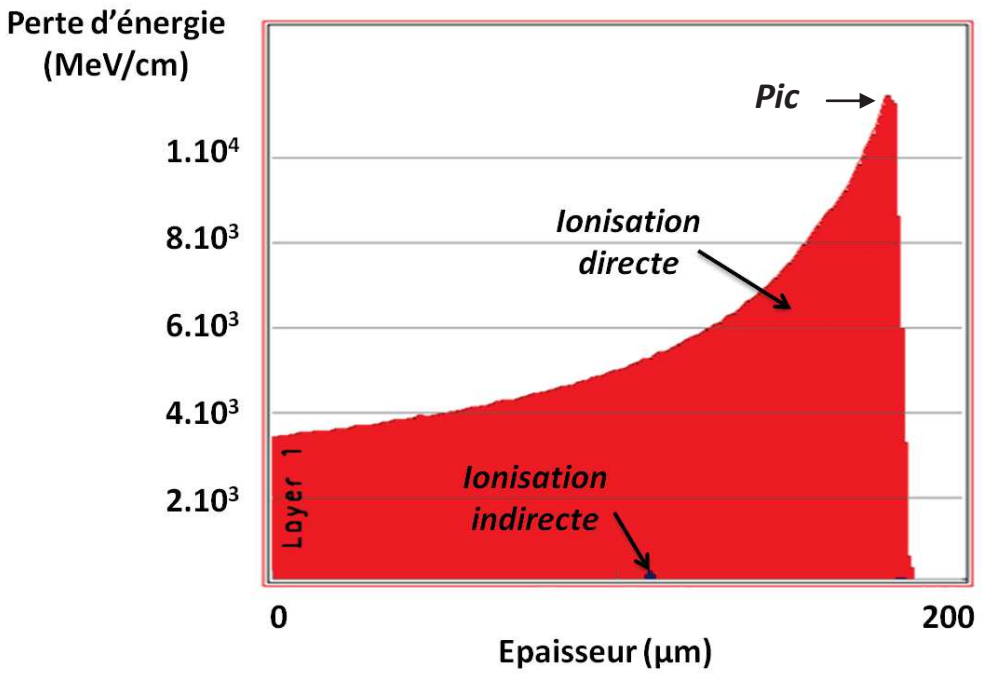

Figure 3.10 : Mise en évidence du pic de Bragg d'un ion Carbone dans du Silicium à l'aide du logiciel SRIM

Les installations de tests proposent différents ions pour faire varier la profondeur de pénétration et le LET. L'inclinaison du composant sous test par rapport au faisceau de particule permet également de faire varier le LET.

Les ions lourds permettent d'allier une large gamme d'énergies à de fortes pénétrations mais il reste toutefois nécessaire de décapsuler les composants étudiés pour exposer la puce. La zone de couverture est suffisante pour cibler un composant mais non une carte complète. L'installation de test HIF (Heavy Ions Facility) de l'UCL (Université Catholique de Louvain) propose par exemple un faisceau homogène à ±10% pour un diamètre de 25 mm.

B. Sources radioactives

Les sources radioactives émettent spontanément des particules chargées. L'énergie déposée et le flux de particules dépendent de la source utilisée et de son état au moment du test. En effet, l'émission spontanée n'est pas contrôlée et, avec le temps, cette émission décroit jusqu'à devenir négligeable. La demi-vie du Californium-252 est par exemple de 2,6 ans, c'est-à-dire qu'après 2,6 ans d'activités la moitié des noyaux radioactifs se sont désintégrés. Les particules émises par le Cf^{252} sont à plus de 95% des alphas et pour le reste des ions issus de la fission spontanée. En considérant les différentes particules, l'émission du Cf^{252} a un LET moyen de 43 $MeV.cm^2.mg^{-1}$. Ce LET est au-delà des LET seuils généralement observés dans des composants commerciaux mais peut être pertinent en ce qui concerne la saturation de l'effet considéré et donc fournir un test d'identification de la sensibilité.

En revanche, la pénétration des alphas est très limitée et même une préparation des composants peut ne pas suffire à atteindre la zone sensible si celle-ci est masquée par des couches de métallisation ou profondément implantée. Le Californium offre une pénétration de l'ordre de la

dizaine de micromètres dans le silicium. Une estimation préliminaire de la localisation de la zone sensible est nécessaire pour s'assurer un test représentatif.

Les avantages des sources à émission spontanée sont leur facilité de mise en place, leur disponibilité et leur coût d'utilisation. Ces sources peuvent être utilisées pour trier différents composants et procéder à une sélection avant de tester plus en détails les composants sélectionnés si besoin ou de simplement les rejeter.

C. Le laser

Les lasers génèrent des photons qui vont créer des paires électrons trous au sein de la matière par effet photoélectrique. Les technologies de lasers utilisées pour du test sont dites simple photon ou deux photons.

Dans le cas du laser simple photon, les photons dont l'énergie est supérieure à la bande de gap du matériau sont absorbés et génèrent une paire électron-trou. Cette méthode est basée sur une absorption linéaire et la densité de charges décroit avec l'épaisseur de matériau traversée. Le taux de génération de paires est proportionnel à l'énergie incidente et inversement proportionnel à la durée de l'impulsion du laser. Les impulsions les plus brèves sont donc favorables à la création de paires dans le matériau.

L'indice de réfraction du milieu traversé par le laser modifie la trajectoire des photons et change donc le profil de la distribution des charges générées. En particulier pour les composants à base de silicium, lorsque le laser passe de l'air au silicium, la divergence du faisceau est réduite car l'indice de réfraction de la puce de silicium est plus élevé que celui de l'air. Ces considérations permettent d'estimer la profondeur à laquelle la densité de charge sera la plus élevée localement pour ainsi viser ou déterminer le volume sensible de la puce d'un composant. La Figure 3.11 présente un schéma de la propagation du faisceau laser dans un substrat de silicium. Le changement d'indice de réfraction décale le point focal en profondeur. Celui-ci se retrouve à la distance 'd' au lieu de la distance 'd/n_{si}'.

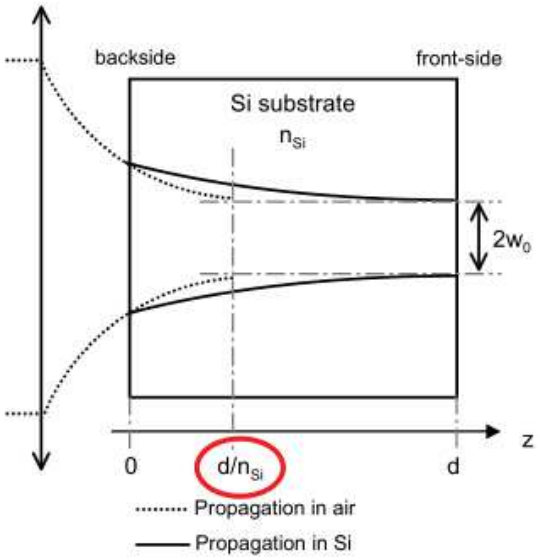

Figure 3.11 : Propagation d'un faisceau laser à la jonction air-silicium.

La longueur d'onde 1064nm typique des lasers YAG (Yttrium Aluminium Garnet) dopé au néodyme permet une meilleure pénétration dans la matière [78] et assure également une zone d'impact dont le rayon est inférieur au micromètre en considérant des intensités couvrant la largeur à mi-hauteur (FWHM). La qualité des optiques et la calibration du banc de test laser sont primordiaux et de faibles modifications ou des vibrations peuvent entraver le fonctionnement du système.

La technologie deux photons emploie des photons dont l'énergie est inférieure à la bande de gap du matériau. Deux photons dont l'énergie est la moitié de l'énergie de gap doivent alors être absorbés en même temps pour atteindre l'énergie suffisante et générer une paire électron-trou. Cette méthode nécessite des impulsions brèves et une zone d'impact focalisée. La densité de porteurs de charges est alors concentrée au point focal ce qui permet une meilleure localisation en profondeur du volume sensible.

La Figure 3.12 présente la génération de paires électron-trou due au passage d'un ion, comparée à l'allure due à un laser simple photon ou deux photons. Le passage d'un ion forme une distribution rectiligne de paires tandis que le laser offre une distribution diffractée

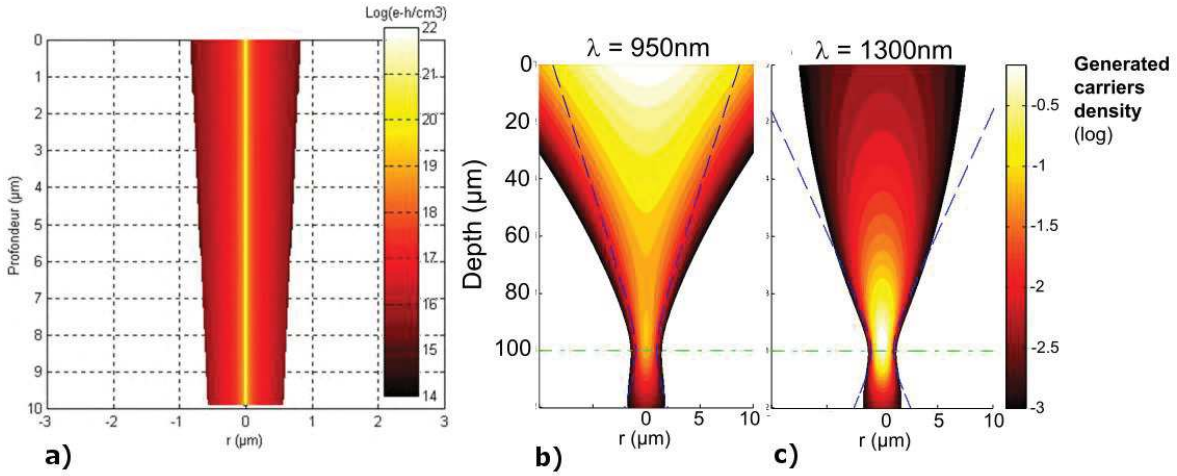

Figure 3.12 : Comparaison de la densité de paires générées pour un ion (a), un laser simple photon (b) et un laser deux photons (c) dans du silicium.

Les lasers sont utilisés pour générer des SEU, SET, SEL ou SEFI dans les composants électroniques. Les résultats obtenus donnent une section efficace en fonction de l'énergie du laser. Pour faire varier l'énergie on module l'impulsion : plus une impulsion est brève, plus l'énergie est élevée.

Le test par laser nécessite de préparer les composants. Tout comme pour les ions lourds il faut enlever le boitier et libérer l'accès à la puce. En revanche, la faible pénétration du laser couplée aux techniques de fabrication des composants demandent parfois des étapes supplémentaires. En effet, on trouve de plus en plus de métallisations sur les puces actuelles ce qui empêche tout accès du laser à la zone active. Il faut dans ce cas préparer un accès par la face arrière du boitier lorsque cela est possible. De plus, pour éviter tout phénomène de réflexion et non uniformité du faisceau il faut polir finement la face préparée. Cette étape a un coût, et la préparation d'une seule mémoire (comme illustré sur la Figure 3.13) peut atteindre 1000 euros.

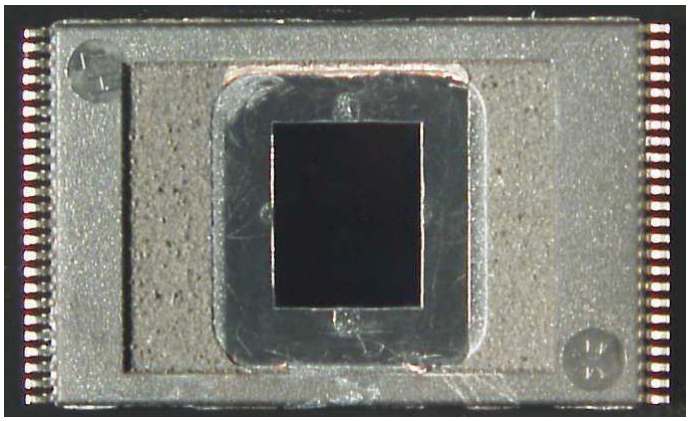

Figure 3.13 : Mémoire SRAM préparée en face arrière pour un test en laser..

Des méthodes permettent de corréler l'énergie d'un banc laser au LET pour obtenir une courbe standard de section efficace en fonction du LET et non de l'énergie de l'impulsion du laser [79] [80] [81]. Cela permet également d'affiner des résultats en faisant un nombre limité de mesures sous ions lourds auxquelles s'ajoute du test sous faisceau laser pour compléter la courbe de section efficace ou s'intéresser plus en détails à des effets particuliers et leurs zones privilégiées sur la puce grâce à la maitrise de la localisation spatiale des paires déposées.

Le gain en résolution axiale et latérale apporté par la méthode deux photons se fait au détriment d'un coût plus élevé de la source laser, d'une stabilité en énergie plus faible et d'une plus grande difficulté à modéliser la génération de charges ainsi qu'à parcourir des zones importantes. La source laser doit donc être sélectionnée selon les attentes et le niveau de détails requis pour de la qualification de composants.

Le laser peut être utilisé pour localiser les zones sensibles à des effets en particuliers ainsi que pour trier différents composants selon leur sensibilité. En ce qui concerne l'étude des SET, la maitrise des impulsions laser permet d'étudier les effets de la fréquence de fonctionnement d'un composant ainsi que d'observer la propagation de SET précisément localisés.

3.3.3 Tests mixtes

Les tests mixtes visent à couvrir différents effets à l'aide d'une ou plusieurs sources. La principale volonté est de simuler plus fidèlement un environnement donné et éventuellement de prendre en compte les interactions des effets pour la technologie étudiée.

A. <u>Les protons</u>

Les protons allient effets singuliers et cumulatifs et permettent de mettre en évidence de nombreux effets que ce soient des SEE destructifs, des SEE non destructifs, de la dose ionisante et de la dose non ionisante. Leur utilisation pour qualifier des composants pour le spatial s'impose en particulier pour des orbites qui baignent dans les protons de la ceinture interne de radiation.

Le principal avantage du test sous protons vient de leur forte pénétration qui permet de tester sans avoir à systématiquement décapsuler les composants. La Figure 3.14 présente pour exemple la pénétration des protons dans un alliage plastique, du silicium et de l'aluminium pour des énergies

initiales comprises entre 15 et 100MeV d'après la base de données PSTAR du NIST (National Institute of Standards and Technology) [82]. On note que des énergies supérieures à 50MeV peuvent traverser plus d'1 cm d'aluminium.

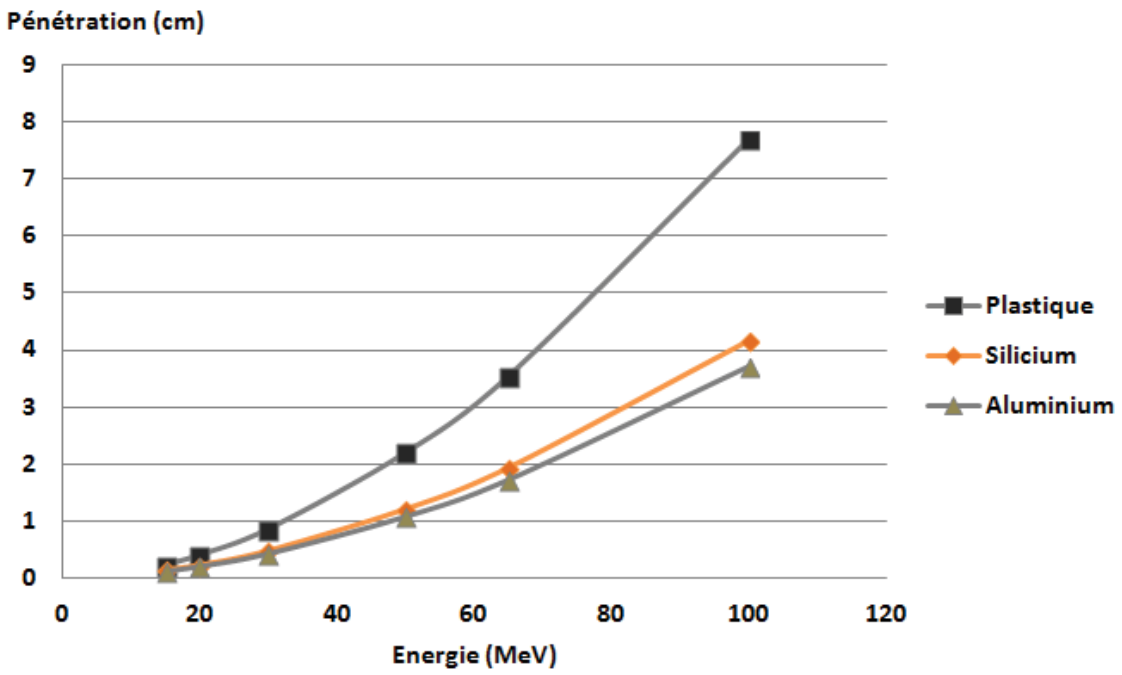

Figure 3.14 : Pénétration des protons dans différents matériaux selon l'énergie initiale.

On peut ainsi considérer des cartes complètes ou des sous-systèmes [83] sans avoir à préparer et adapter le système étudié. Le principal inconvénient vient de la disponibilité des sources de forte énergie et de leur coût élevé qui reste proche du millier d'euros de l'heure.

Certaines publications apportent des lignes directrices pour l'utilisation de protons lors de tests [84]. Ces méthodes s'appuient sur des conditions pire-cas et une gamme d'énergie suffisante pour détecter les événements. En cas d'énergie inferieure il faut donc soit accepter le risque soit avoir recours aux ions lourds.

Les technologies récentes peuvent être sensibles à l'ionisation directe par un proton de faible énergie [85], [86]. L'utilisation de protons permet alors de s'assurer de couvrir ces effets et tout spécialement pour des missions en environnements riches en protons pour lesquelles les probabilités d'interactions sont plus élevées.

Les effets de l'ionisation directe pour l'étude des SEE sont testés à l'aide des protons de faibles énergies (inférieures à 10MeV). Les effets de l'ionisation indirecte sont eux observés pour des gammes d'énergies moyennes (10 à 100MeV) ou fortes (supérieures à 100MeV). Les énergies les plus élevées permettent de considérer un pire-cas dans l'étude des SEE et ainsi accepter ou rejeter des composants sur un critère strict. Enfin, pour étudier la dose (ionisante ou non) les énergies moyennes ou élevées sont utilisées principalement pour pénétrer suffisamment le boitier des composants sous test.

B. Environnement mixte de particules

Des solutions émergentes commencent également à se développer en raison des coûts de test de systèmes complexes. Le CERN propose notamment avec son installation CHARM (CERN High energy AcceleRator Mixed field facility) de créer un environnement mixte de particules et d'exposer des systèmes complets [87]. Si cette installation est avant tout destinée aux tests d'équipements pour le LHC (Large Hadrons Collider), son utilisation peut être adaptée aux exigences de l'aéronautique et du spatial. Les premiers essais suggèrent un bon accord entre les environnements CHARM et les protons de la ceinture interne de radiation. La contribution de particules de plus fortes énergies, typiquement issues des GCR, peut être explorée en changeant la position du système et des blindages au sein de l'installation. Les opérations sont réalisées à distance sans intervention humaine au sein de la chambre d'irradiation ce qui permet de réduire le temps d'interruption du faisceau.

Certains travaux universitaires ciblent les missions de CubeSat en orbite LEO et développent des enceintes sous vides adaptées qui exposent un système à des sources de particules ainsi qu'un simulateur solaire [88]. Cette démarche permet de couvrir les effets de synergie entre température et radiation et peut aider à considérer des conditions pire-cas. Les dimensions de l'équipement de test et les effets couverts sont adaptés aux missions CubeSat. Ce type d'installation a pour but d'être adaptable mais les premières publications ne mentionnent pour le moment qu'une source de rayonnement beta pour de la dose de déplacement. Ces initiatives sont à surveiller de près pour la suite car leur dimensionnement peut en faire des plateformes de test modulaire à faible coût pour qualifier des cartes ou des systèmes complets.

3.4 Les méthodes de tests

Les activités de tests menées lors de l'assurance radiation visent à s'assurer que les composants resteront dans les spécifications du système pour l'environnement considéré. L'irradiation de composants risque de modifier leur comportement voir même de les détruire, il est donc nécessaire d'avoir une approche statistique sur une population de composants similaires à ceux utilisés en phase de production. L'échantillon statistique est basé sur une limite de tolérance qui diminue grandement de deux à cinq composants et continue ensuite de diminuer mais de façon plus graduelle. Pour cette raison les méthodes ASTM et ESCC requièrent un minimum de 5 composants pour chaque test tandis que la qualification selon les standards militaires Américains demande 22 composants par lot.

Ces activités de tests doivent être relativement rapides et peu coûteuses pour pouvoir s'intéresser à l'ensemble des composants potentiellement sensibles d'un système spatial. Cela implique en particulier des débits de dose fortement différents de ceux observés en vol pour la dose et un spectre réduit de particules chargées pour les SEE. Ces exigences soulignent l'importance de standards de tests qui doivent être fiables, répétables et représentatifs des effets observables en vol.

3.4.1 Standards de tests

Des documents de référence définissent les méthodes de tests à employer pour atteindre un niveau de confiance suffisant lors du développement d'un système spatial. On retrouve des standards militaires, commerciaux ou institutionnels. En Europe, l'ESCC (European Space Components

Coordination) définit ces méthodes dans des documents de références. On y retrouve les usages pour les tests en dose, SEU, SEL, SEGR et SEB [74][89][75][90]. Les méthodes présentées dans la suite sont celles référencées dans les démarches RHA standards. Leur limite d'application au domaine des nanosatellites est également détaillée.

Les documents de références Européens restent relativement récents. En effet leur mise en place date des années 2000 et les documents sont encore régulièrement revues et enrichis. Le premier document de l'ECSS dédié aux COTS (ECSS-Q-ST-60-13C) a été mis en place en 2013 et les standards de tests pour la dose non ionisante sont encore en cours de développement.

Le Tableau 6 donne un aperçu des méthodes standard privilégiées et des effets qu'elles permettent de couvrir. Certains effets ne sont pas documentés et nécessitent d'adapter les méthodes de tests pour s'assurer de couvrir tous les effets. C'est en particulier le cas pour les SHE ou les SEFI.

Tableau 6 : Méthodes de tests standard et leurs domaines d'application.

Standards	Effets considérés
MIL-STD-750 - Test Method 1080	SEB - SEGR
ESCC - 25100	SEE
ASTM - F1192-11	SEE (Ions lourds Z>2)
ESCC - 22900	TID / DD (sélection de la source)
MIL-STD-883 - Test Method 1019	TID
MIL-STD-883 - Test Method 1017	DD
ASTM - F1892	TID

La préoccupation des méthodes déployées est avant tout de s'assurer de couvrir un pire-cas que ce soit pour le choix de la source d'irradiation, les conditions électriques et thermiques ou les marges supplémentaires à prendre en compte. Cela rejoint les activités d'analyse pire-cas et de compréhension de l'environnement de la mission et des conditions d'utilisation du système. Par exemple, la méthode militaire américaine 1019 requiert d'irradier à la dose mission avec une marge supplémentaire de 0,5 tandis que la méthode ESCC 22900 demande d'irradier jusqu'au niveau spécifié par le plan de test.

3.4.2 Standard pour les COTS

Cette partie s'intéresse aux lignes directrices et aux domaines d'application du standard européen ECSS-Q-ST-60-13C [91] pour l'usage des COTS. Dans ce document, différentes classes sont définies selon le risque pour la mission, la première classe étant pour minimiser le risque d'utilisation des composants tandis que la dernière classe minimise les coûts des activités en acceptant certains risques. Chacune de ces classes exige et propose des activités en vue d'accepter un composant COTS.

A. <u>Documentation</u>

La documentation demandée doit justifier le choix du composant COTS en comparaison avec des composants qualifiés pour une application spatiale. Les informations techniques telles que les

données constructeurs, la gamme d'opération maximale (en particulier en température) et le suivi des tests d'évaluation supplémentaires nécessaires sont consignés dans ces documents justificatifs.

Des informations sont également requises au niveau des procédures de suivis et des tests mis en place par le constructeur. Cela inclus l'identification du lot d'origine, de l'usine d'assemblage, de la fonderie ou encore des changements de processus de fabrication. Les activités des constructeurs regroupent quant à elles les tests en erreurs en début de vie, la sélection des puces au niveau des wafers ou encore l'étude de fiabilité.

B. Sélection

Les composants sont à sélectionner avec la plus large gamme de température de fonctionnement proposée et une marge de 10°C est à prendre en compte entre les températures d'opération et les données constructeur.

C. Evaluation

Une analyse de criticité est nécessaire lors de l'évaluation des composants. Pour réduire les risques, les tests en températures sont requis pour l'évaluation des classes 1 et 2 afin de vérifier le bon fonctionnement dans la gamme -55 à +125°C.

D. Screening

En vue d'éliminer du lot les composants défectueux ou contrefaits, des étapes sont requises. Une inspection visuelle accompagnée de tests électriques et de contrôle par imagerie aux rayons X vise à s'assurer que les composants sont identiques et authentiques.

E. Qualification

Pour l'ensemble des classes définies dans ce standard, les tests de qualification en radiation restent les mêmes et suivent les spécifications du standard ECSS-Q-ST-60-15C.

3.4.3 Limites d'application des standards

S'ils sont bien adaptés au milieu industriel et aux satellites qui requièrent une haute fiabilité, ces standards sont hélas limités dans le cadre de démarches à faible coût ou de classe de satellites émergentes. Des lignes directrices sont en cours d'élaboration dans les agences et industries du spatial pour faciliter l'intégration de COTS et de composants hybrides dans les programmes spatiaux.

En raison du coût élevé d'une démarche complète de RHA pour l'approvisionnement et la qualification de lots selon les standards, il est nécessaire d'adapter la démarche pour des systèmes spatiaux à faible coût. De plus, les missions CubeSats ne sont pas référencées dans les classes de satellites et les standards en place suggèrent une adaptation selon les exigences de la mission sans apporter de règles générales. Cela pénalise les concepteurs de nanosatellites qui ne disposent pas de moyens ou d'expertise suffisants pour couvrir les effets des radiations lors de leur développement de satellite.

Les activités d'approvisionnement et de suivi des composants deviennent problématiques pour l'utilisation de COTS. En effet, la variation de lot à lot déjà mentionnée s'accompagne de plus en plus de variations au sein d'un même lot [50] et souvent de l'impossibilité de suivre les changements de processus de fabrication. Un même lot de composants encapsulés peut contenir des puces issues de plusieurs fondeurs et ces composants n'auront pas strictement les mêmes propriétés. De plus, si en début de commercialisation les composants sont faits au sein des principales usines, une fois le processus fixé la conception peut être délocalisée dans des fonderies dont le coût de production sera moindre. Cela peut entrainer une perte de performances vis à vis des radiations et les premiers résultats ou tendances observés peuvent alors se dégrader avec le temps.

Une piste à explorer est la mise en place d'une signature paramétrique du composant ou du système étudié. Cela revient à mesurer les paramètres électriques ou les performances pour classer les composants. Si la distribution de résultats obtenus n'est pas une simple gaussienne représentative d'un écart statistique d'un même échantillon, on peut alors assumer que différentes puces équipent les composants. Ce point sera détaillé au Chapitre 6.

Ce tri aide à gérer les lots de COTS et peut également dans certains cas mettre en évidence différentes réponses lors des tests. De plus, cette étape met en défaut les composants contrefaits qui sont hélas présents chez les revendeurs [92]. Ces contrefaçons vont de boitiers simplement vides à d'anciennes puces remises en boitiers. Si la réponse n'est pas dans les spécifications, il est probable que la puce ne soit pas celle du composant annoncé ou que celle-ci ait subit un dommage tel qu'une décharge électrostatique, un vieillissement prématuré ou de mauvaises conditions de stockage.

Enfin, les standards en place sont constitués de documents de références qui sont à destination de spécialistes du domaine. Or, les nanosatellites, et en particuliers les CubeSats, visent à démocratiser l'accès au spatial. Les équipes de conception sont alors réduites et la gestion de la contrainte radiative n'est pas forcément assurée par un expert du domaine. Il est difficile dans ce cas de correctement interpréter les standards en particulier lorsque ceux-ci sont pensés pour d'autres classes de satellites. Le développement d'un standard dédié sous forme de lignes directrices aiderait au développement de nanosatellites en assurant une prise en compte des effets de radiations sans que le système ne soit surdimensionné.

3.4.4 Méthodes de tests

En vue de réduire le temps de faisceau, des méthodes de tests accélérées basées sur des mécanismes physiques ont été développées. C'est principalement le cas pour étudier l'ELDRS (Enhanced Low Dose Rate Sensitivity) au sein des technologies bipolaires. En effet, les méthodes standards proposent d'irradier le composant à très faible débit jusqu'à la dose mission en cas de mise en évidence d'ELDRS qui induit une dégradation des paramètres plus importante à faible débit de dose. Cela revient à faire un test de plusieurs années. Des méthodes utilisant de l'hydrogène [93], une commutation de débits de dose [94], ou une irradiation à température élevée [95], permettent de drastiquement réduire le temps de test en utilisant de forts débits tout en obtenant des résultats équivalents aux tests à faible débit.

Les auteurs de standards ont été amenés à inclure de nouvelles étapes de test pour prendre en compte un effet dépendant du temps d'irradiation (TDE = Time Dependent Effect) sur la réponse des

transistors nMOS. En effet, pour couvrir l'effet de rebond, un recuit à 100°C pendant 168 heures est maintenant préconisé. Ce recuit a pour but d'étudier l'impact des pièges d'interface.

Ces exemples de méthodes de tests soulignent la possibilité de tester efficacement des composants en réduisant le temps initialement prévu pour de telles activités. Les travaux de recherches permettent de comprendre les interactions et les mécanismes de dégradation de nouvelles technologies pour apporter des compléments et des méthodes innovantes pour affiner les prévisions des tests au sol.

3.4.5 L'injection de fautes

Une solution pour caractériser des composants et des systèmes complexes est l'injection de fautes. Le but est de générer ou simuler des fautes dans un composant ou un circuit pour mesurer sa sensibilité et les effets induits par ces fautes. Les SEU et SET sont avant tout ciblés par cette méthode d'investigation.

En ce qui concerne les composants programmables, l'injection de faute permet de tester différentes solutions logicielles de protections aux SEU et de vérifier la susceptibilité d'un programme en particulier. Pour cela, deux solutions sont possibles. La première est d'injecter des fautes directement dans le composant en fonctionnement. La seconde est d'émuler la faute. La solution d'émulation permet d'avoir une maitrise de la localisation physique et temporelle de la faute. De nombreux registres et éléments logiques peuvent être accédés, lus et modifiés à l'aide d'outils de programmation. Le programme est alors mis en pause à un moment voulu, la ou les données sont modifiées et le programme est relancé pour observer l'impact de la faute et les possibles erreurs. Pour avoir une plus grande flexibilité et une maitrise complète sur les fautes injectées, le programme et l'architecture du composant peuvent être émulés dans un composant de type FPGA (Field Programmable Gate Array).

Des modifications permettent également d'inclure des points d'accès à différents éléments logiques pour simuler directement des SET [96] et ainsi vérifier la propagation du signal ou non selon les éléments logiques et selon l'amplitude et la durée du SET injecté.

Des solutions proposent d'employer l'injection de faute pour identifier le caractère dynamique du circuit et de se baser sur des résultats sous irradiation en mode statique pour mesurer la sensibilité et obtenir des taux d'erreurs [97] [98]. En alliant ces résultats il est alors possible d'avoir une estimation du taux d'erreurs pour une application donnée en limitant le temps de test sous faisceau de particules.

3.5 Solutions préventives de correction des effets radiatifs

Des solutions sont mises en place pour atténuer les effets des radiations. Ces solutions visent des effets en particulier et demandent de faire des concessions que ce soit sur la disponibilité du système, l'encombrement, la masse totale, la puissance nécessaire ou la fréquence d'opération.

3.5.1 Blindage

Pour réduire le niveau de dose reçu par un composant, la solution est l'ajout de matière pour créer un blindage. Les particules vont interagir dans le blindage et ainsi perdre leur énergie pour déposer au final moins de dose dans les zones sensibles des composants. Comme nous l'avons évoqué précédemment dans ce chapitre, ce blindage peut être général, pour réduire globalement le niveau à l'intérieur d'un système, ou local, pour s'intéresser à un composant en particulier.

Alterner des matériaux de faible et fort numéro atomique permet de limiter la contribution en dose due au Bremsstrahlung. Les couches de matériaux à fort numéro atomique réduisent les fortes énergies mais génèrent un plus grand nombre de particules secondaires de faible énergie. Les couches de matériau de faible numéro atomique interviennent alors pour réduire les émissions photoélectriques [99].

Cette solution devient difficilement adaptable pour des nanosatellites car le volume et la masse disponibles sont grandement limités.

Si un composant est identifié comme sensible aux niveaux de dose prévus pour la mission, des solutions de blindage localisé sont à considérer. Cela consiste à appliquer un blindage sur le composant sensible, ou à réévaluer le placement des composants pour naturellement le protéger à l'aide des équipements du satellite. Des études par analyse sectorielle permettent d'optimiser ce processus.

3.5.2 Redondance

Pour pallier aux effets radiatifs, mais également aux dysfonctionnements dus au vieillissement de composants ou à des erreurs latentes, une solution consiste à équiper les satellites de plusieurs systèmes pour assurer une seule et même fonction. Il s'agit de systèmes redondants.

Cela permet par exemple d'avoir une solution de vote majoritaire pour lequel trois résultats en provenance de trois équipements ou composants sont considérés. Il s'agit ici de redondance triple (TMR : Triple Modular Redundancy). Cette solution est basée sur une probabilité faible d'erreur simultanée sur deux des trois équipements. Dans ce cas la redondance est dite chaude car les différents équipements fonctionnent en parallèle.

On observe également de la redondance froide ; c'est à dire qu'une réplique du système est inactive tant que le système principal ne présente pas d'erreurs. En cas de comportement anormal le second système prend le relais et le premier est arrêté. Cette solution permet d'assurer une disponibilité élevée du satellite tout au long de la mission. Cela aide également en cas d'effet destructif sur le système principal.

Les fonctions critiques des satellites commerciaux sont à la fois en redondance chaude et froide. Cela demande un encombrement important et une consommation élevée qui ne peut être fournie par des nanosatellites. En revanche, la miniaturisation des composants peut permettre de mettre en place une redondance ciblée des composants critiques. Cette approche s'est déjà observée dans l'architecture de certains CubeSats. Dans le cadre du développement de leur structure de CubeSat, l'Université d'Aalto en Finlande a ainsi eu recourt à un ordinateur de bord dupliqué [100].

La redondance logicielle est également à considérer à la fois pour le programme en lui-même et pour les données d'expériences. Les fortes capacités offertes par les mémoires récentes permettent d'allouer différents espaces pour dupliquer les résultats d'opérations et ensuite pouvoir les comparer avant leur utilisation. Les processeurs rapides ou présentant plusieurs cœurs offrent la possibilité de répéter les opérations pour avoir une redondance temporelle et valider un résultat de calcul ou une valeur lue qui peut être altérée de façon transitoire.

Les FPGA permettent d'inclure physiquement de la redondance lors de la programmation du circuit [101] en dupliquant des blocs fonctionnels générés selon les besoins du programme embarqué. Des librairies de portes logiques redondantes aident ainsi à automatiser cette démarche pour des zones et des fonctions spécifiques.

3.5.3 Tolérance aux fautes

La tolérance aux fautes est principalement à prendre en compte lors du développement des schémas électrique. Il s'agit d'adapter des solutions au niveau du circuit pour accepter les erreurs et dérives des composants. Le but est ici d'accepter de monter des composants qui peuvent être sensibles aux radiations mais dont leur utilisation et leur intégration dans le système permet de limiter ou de s'affranchir de ces effets.

Des codes correcteurs d'erreurs sont mis en place pour limiter l'impact des SEU. Les codes les plus simples permettent de détecter une erreur tandis que des codes plus avancés peuvent corriger une erreur et détecter les erreurs multiples. La complexité d'un code dépend de l'espace mémoire qui peut lui être alloué et du temps de calcul disponible.

Les conséquences des SET sont limitées par des solutions de filtrage. Dans le cadre du développement sur FPGA, une solution proposée dans [102] consiste à dupliquer l'information sur une porte logique avec un temps de décalage. Une porte logique ET permet de s'affranchir de SET positifs dans le cas d'un signal à 0 tandis qu'une porte OU permet de considérer les SET négatifs pour une sortie à 1. Ces deux schémas logiques sont donc implémentés et couplés à un sélecteur commandé par sa propre sortie. Selon l'information stockée, la sortie de la porte ET ou de la porte OU sera considérée et les SET correspondants seront ignorées. Cette solution requiert moins d'espace que la TMR mais offre un taux de réussite moindre qui dépend en grande partie du dimensionnement adéquat du circuit de délai et donc de la définition en amont de l'allure des SET.

Les latchup quant à eux, peuvent être tolérés en intégrant des limiteurs de courants qui détectent et coupent l'alimentation d'un circuit en cas de consommation anormale pour prévenir les effets destructifs. La fonctionnalité du système est alors perdue le temps du redémarrage du circuit. Les circuits peuvent également être spécialement conçus pour partager le moins de lignes de puissances en commun pour ainsi dé corréler les effets d'un équipement sur un autre.

3.5.4 Solutions appliquées aux nanosatellites

En ce qui concerne les nanosatellites, la contrainte principale au développement de solutions de mitigation provient des dimensions et de la puissance disponible à bord. Cette limitation empêche de dupliquer les équipements pour assurer une triple redondance physique. Selon les cas, cette solution

peut toutefois s'appliquer pour un composant critique tel qu'un microprocesseur ou une mémoire embarquant le programme de bord.

Cette limitation physique du volume peut en revanche être contrebalancée par les capacités offertes par les COTS. En particulier, de plus grands espaces mémoire permettent de dupliquer les informations stockées au sein même d'un composant et les fréquences élevées de fonctionnement autorisent des solutions au niveau logiciel. L'une de ces solutions est la redondance temporelle [103]. Au lieu de recourir à trois composants distincts, on effectue trois fois le calcul avec un seul composant puis on compare les résultats. Cette solution permet de s'affranchir de la plupart des SEU qui interviendraient au cours d'une opération arithmétique ou logique.

D'autres solutions temporelles sont également adaptées aux COTS. C'est le cas de la solution de suspension d'étapes de machine à états [104] qui consiste à attendre entre deux états, en particulier si ceux-ci font intervenir des convertisseurs analogique ou des portes logiques. Cette attente vise à lire des états stables et ne pas prendre en compte les impulsions dues aux effets transitoires.

Les microprocesseurs et microcontrôleurs COTS permettent de redémarrer un système complexe en quelques secondes, si l'on se place dans le contexte de nanosatellites à faible coût on peut donc tout à fait considérer une solution de redémarrages périodiques pour limiter l'impact des SEFI. En réduisant la disponibilité du système on apporte donc une meilleure tolérance aux fautes.

Pour les SEL qui peuvent avoir un effet destructif sur le système, la seule solution vient du circuit en lui-même et l'ajout de protections et limiteurs de courants semblent indispensables. Tout comme pour les SEFI, la réduction de disponibilité du système complet et la possibilité de redémarrer des systèmes rapidement permet de limiter l'impact de la perte de fonctionnalité. Les solutions de détection et de protection doivent être prises en compte dans les premières phases de développement du satellite pour intégrer et dimensionner la circuiterie adaptée selon le schéma électrique. Cette fonction étant critique, il faut s'assurer qu'elle n'induit pas de défaillances et qu'elle subsiste à l'environnement spatial.

Pour circonvenir aux pertes de programmes ou à son altération, on peut considérer une solution de reprogrammation basée sur une mémoire tolérante aux radiations qui ne sert qu'à réécrire le programme embarqué. En cas de fonctionnement anormal le système peut alors être reprogrammé.

Le Tableau 7 présente un résumé des solutions et leur domaine d'application ainsi que les avantages et inconvénients inhérents à leur mise en place.

Tableau 7 : Solutions de prévention et correction des effets radiatifs et leur limite d'application.

Effets	Mitigations	Limitations
SEU	EDAC	Nombre de bits au sein d'un mot. Bits collés.
	TMR matérielles	Encombrement et puissance.
	TMR logicielle	Utilisation mémoire.
	Redondance temporelle	Temps de calcul. Espace mémoire.
SEL	Circuits de protection	Encombrement. Qualification nécessaire.
	Derating	Réduction des capacités.
SEFI	Redémarrage périodique	Perte de données. Réduction de disponibilité.
SHE	Reconfiguration	Temps, espace mémoire et détection.
SET	Filtrage	Espace physique. Délais.
	Interruptions volontaires	Temps de calcul.
TID	Blindage	Masse et espace physique.
	Chauffage	Encombrement, puissance et risque thermique.

3.6 Conclusion

Les démarches d'assurance radiation couvrent de nombreuses activités pour permettre aux systèmes spatiaux de survivre dans leur environnement sur la durée de la mission. L'aspect conservatif de la RHA fait intervenir des marges au niveau des modèles et des outils de prédictions utilisés. A cela s'ajoute une dimension statistique lors de la qualification de composants en considérant les pire-cas selon les effets considérés sur une population de composants.

L'importance de l'assurance radiation et son application selon des standards ont été présentées. De nombreuses limites techniques et financières apparaissent avec l'utilisation de COTS et la réduction des coûts de projets spatiaux pour des nanosatellites. Il est maintenant nécessaire de proposer des méthodologies adaptées aux systèmes spatiaux à faibles coûts. Ces méthodes ne pourront pas couvrir l'ensemble des activités requises, en particulier en ce qui concerne le test et la qualification de composants. Cela s'accompagnera également par une réduction des marges, une réduction de la tolérance aux fautes et donc une acceptation de certains risques.

Des solutions pratiques sont attendues en particulier pour les développeurs de CubeSats et de systèmes spatiaux à base de COTS. La suite du manuscrit présente les activités de tests menées pour identifier les points bloquants et les pistes à suivre pour permettre d'adapter les méthodes de tests et de qualifications aux nanosatellites et aux systèmes commerciaux embarqués.

Chapitre 4

Test au niveau système appliqué à des cartes de CubeSats

4.1 Introduction

Le choix des sources d'irradiation et des méthodes de tests en radiation s'appuient sur une base scientifique et un héritage qui démontrent leur efficacité pour des missions spatiales exigeantes. La difficulté réside maintenant dans le développement de méthodologies et de lignes directrices pour faciliter l'intégration des COTS dans les systèmes spatiaux tout en réduisant les coûts associés aux activités de RHA.

Les activités de qualifications concernent du test au niveau de composants pour des lots spécifiques identifiés. Les COTS n'étant pas pensés pour le spatial, il serait donc nécessaire de tester l'ensemble des composants lors du développement d'un nanosatellite. L'approche RHA doit être repensée pour ces systèmes en proposant des méthodes qui permettent de réduire le temps de test et les coûts alloués. Une méthode qui est ici étudiée est le test au niveau de systèmes complets pour considérer un ensemble de composants dans un circuit opérationnel et non chaque composant indépendamment.

Ce chapitre décrit les activités menées dans le cadre de ce travail pour éprouver certaines méthodologies de tests. Au niveau des effets de dose, les axes de recherches se sont orientés sur la validation de cartes du commerces ou développées en interne et potentiellement utilisables pour des missions de CubeSats. Les tests en événements singuliers se sont concentrés sur l'évaluation d'un microprocesseur du commerce sous ions lourds et l'initiation d'une activité de qualification de mémoire à l'aide de laser.

Dans la première partie (4.2), l'approche du test au niveau de système est explicitée en présentant la philosophie à mettre en place et les contraintes techniques. La partie 4.3 détaille la mise en place de tests au niveau système en s'appuyant sur une carte développée pour une application CubeSat. La partie 4.4 met en lien ces tests avec la démarche au niveau composant pour la même carte. La partie 4.5 concerne le test d'une carte provenant du commerce et destinée à des applications terrestres. Enfin les deux dernières parties concernent le test de composants commerciaux aux effets singuliers : une mémoire SRAM testée sous laser et un microprocesseur testé sous ions lourds.

4.2 Test au niveau système

4.2.1 Objectifs

Les coûts réduits de développement alloués à un nanosatellites soulèvent plusieurs problématiques. On observe la réduction des coûts d'approvisionnement d'une part, et nous avons vus que pour cela les COTS répondaient à la demande, mais on doit également considérer d'autre part les coûts imputables aux tests. Or la complexité croissante des technologies embarquées, que ce soit dans les modes d'opération ou les fréquences de fonctionnement, multiplie tout autant le temps nécessaire pour qualifier un composant selon les standards. Par exemple Label et al. soulignent dans [105] qu'une qualification d'une mémoire SDRAM datant de 2006 coute 3 fois plus que pour une mémoire SRAM de 1996 (Figure 4.1) et qu'une étude complète de cette SDRAM demanderait plus de 7 années de faisceau en ne comptant que l'irradiation et l'acquisition des données.

1996 SEE Test of a 4M SRAM

Description	Man-weeks or units	Cost in $	Total	Note
Heavy Ion at BNL SEUTF				
Test plan	0.20	$4,000.00	$800.00	Includes eng, rad, other to define what needs to go into test set with project.
Device procurements	10.00	$50.00	$500.00	
Misc parts	1.00	$250.00	$250.00	Sockets, connectors, etc...
Device delidding	0.05	$3,500.00	$175.00	
Test board design - electrical and layout	0.40	$4,000.00	$1,600.00	
Board fab and population	1.00	$3,500.00	$3,500.00	In-house board build
Board/tester debug	0.50	$4,000.00	$2,000.00	
Rad expert (test oversight and plan)	0.40	$5,000.00	$2,000.00	
Heavy ion test performance - contractor	2.00	$1,500.00	$3,000.00	
BNL Beam	6.00	$700.00	$4,200.00	Simple data: bit flips, latchup
Data analysis	1.00	$3,500.00	$3,500.00	
Test report (eng, rad expert, rad lead)	0.50	$4,000.00	$2,000.00	
			Total:	$23,525.00

2006 SEE Test of SDRAM

Description	Man-weeks or units	Cost in $	Total	Note
Heavy Ion at TAMU				
Test plan	1.00	$4,000.00	$4,000.00	Includes eng, rad, other to define what needs to go into test set with project.
Device procurements	10.00	$75.00	$750.00	
Misc parts	1.00	$1,000.00	$1,000.00	Higher speed drives cost
Device thinning and package processing	10.00	$500.00	$5,000.00	Assumes FBGA package; If this does not work, more expensive test facility like NSCL needed: >$100K delta
Daughterboard Board design - electrical	0.80	$4,000.00	$3,200.00	
Daughterboard Board design - PCB	0.80	$3,500.00	$2,800.00	
Test Boards	10.00	$500.00	$5,000.00	
Board population	0.40	$3,500.00	$1,400.00	
Board/tester debug	0.50	$4,000.00	$2,000.00	
Tester VHDL development	4.00	$4,000.00	$16,000.00	
Technician	1.00	$3,500.00	$3,500.00	
Rad expert (test oversigl and plan)	0.60	$5,000.00	$3,000.00	
Heavy ion test performance - contractoı	3.00	$2,000.00	$6,000.00	
TAMU	16.00	$750.00	$12,000.00	2X time required: more data, more error types, more complex results; partial test
Data analysis	3.00	$3,500.00	$10,500.00	
Test report (eng, rad expert, rad lead)	1.00	$4,000.00	$4,000.00	
			Total in $:	$80,150.00

1996 vs 2006 a >3X Cost Delta

Other test costs (radiation and reliability)
have increased commensurately with ~3X schedule increase as well!

Figure 4.1 : Comparaison des coûts de campagnes de tests sous ions lourds pour une mémoire SRAM de 1996 et une SDRAM de 2006. Le coût global est multiplié par plus de 3.

L'une des solutions proposées pour réduire le temps de faisceau dédié aux tests en radiations consiste à étudier des éléments plus conséquents que des composants isolés. On parle alors de tests au niveau système. L'étude peut porter sur une fonction constituée de plusieurs composants, une carte électronique ou un équipement complet. Le test au niveau système est traditionnellement perçu comme une démarche coûteuse. La raison vient principalement du fait que le niveau de détail attendu sur les paramètres électriques est le même qu'au niveau composant et que les tests effectués ne ciblent qu'une architecture particulière. Si l'on se place dans le cadre de l'utilisation de COTS cela change sensiblement. En effet, la complexité de certains composants tels que les processeurs ou les mémoires fait d'eux des systèmes à part entière avec de nombreux modes de fonctionnement. Etudier ces composants dans une configuration de mission avec l'électronique associée peut alors réduire les cas d'étude et donc le temps de test. De plus, les modes de fonctionnements considérés peuvent être limités pour ne couvrir que les modes missions ou pour estimer un cas sensible et représentatif des fonctionnements attendus en vol.

La Figure 4.2 représente cette volonté de réduction du temps de test selon le niveau d'abstraction (composant, fonction, carte ou système complet) de l'étude. La qualification d'un système COTS par une approche de test standard sur chacun des composants potentiellement sensibles demande du temps supplémentaire pour le développement de cartes de tests, pour l'irradiation de multiples composants et pour les mesures des paramètres.

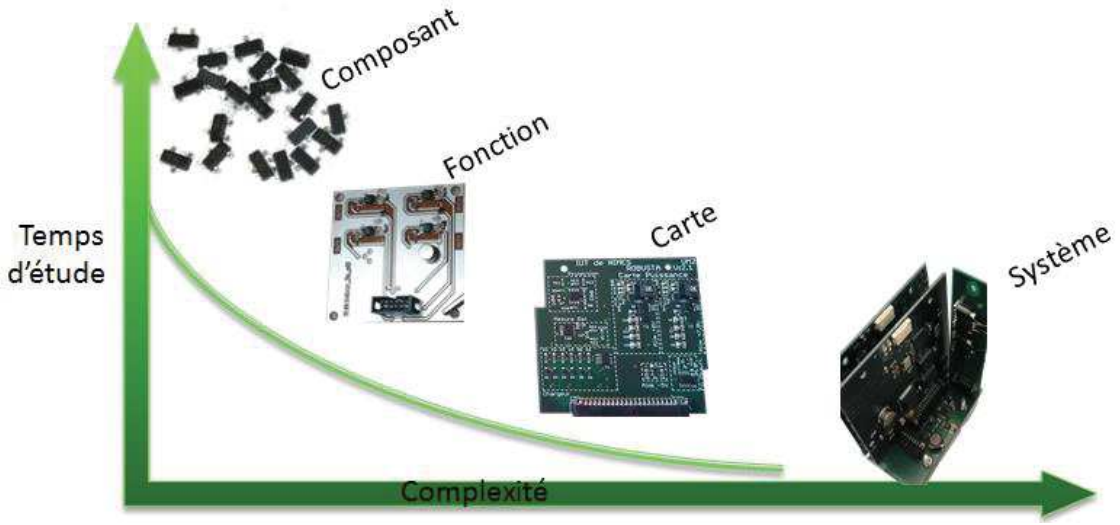

Figure 4.2 : Différents niveaux d'abstraction pour des activités de test et leur impact au niveau du temps nécessaire.

Les enjeux soulevés par le test de circuits intégrés complexes [106] se retrouvent également lors de l'étude de cartes électronique à base de COTS. La suite de cette partie développe la problématique de la préparation des systèmes.

4.2.2 Préparation des systèmes et observabilité des paramètres

L'un des principaux obstacles aux tests effectués au niveau de systèmes est l'absence de contrôle sur l'ensemble des entrées et sorties des composants. En effet, là où un test de composant permet d'accéder à chaque pin pour extraire les paramètres électriques voulus, dans le cas d'un système il faut se contenter des entrées et sorties globales ou pouvoir modifier la carte sans altérer son fonctionnement. Il est ainsi difficile d'avoir accès aux courants internes. Or les courants sont en général des indicateurs de la dégradation d'un composant soumis aux radiations à la fois pour la dose et pour les effets singuliers.

Une approche par rétro-ingénierie est recommandée pour obtenir une connaissance suffisante du système étudié et pouvoir identifier les blocs fonctionnels et le comportement de la circuiterie interne. Cette démarche conditionne le dimensionnement du banc de test et le niveau de détail apporté par les tests.

Dans le cadre du développement de cartes et de systèmes spatiaux, ces considérations peuvent être prises en compte lors de premières phases du projet pour intégrer des points de tests et développer un schéma évolutif qui accepte différents composants pour une fonction donnée. Les prototypes peuvent également employer des connecteurs pour brancher les composants. Chaque composant ou sous-circuit qui doit être étudié est alors monté sur une carte d'adaptation et la carte initiale est transformée en carte mère sur laquelle les composants viennent se brancher. Cela permet d'étudier différentes combinaisons de composants mais également d'en isoler suite aux tests au niveau du système complet tout en conservant des conditions de polarisation et de fonctionnement identiques au système final.

D'un point de vue technique, les tests radiatifs qui nécessitent un accès à la puce des composants deviennent limités lorsque l'on étudie un système complet. Seule la face avant des composants est accessible et limite donc les possibilités de tests de composants flip-chip avec des sources peu pénétrantes. Une bonne maitrise du processus est primordiale afin d'éviter de perdre de nombreux échantillons de composants ou de cartes complètes. Une autre solution consiste à remplacer un composant de la carte étudiée par un composant préparé. Ces enjeux de préparation ont été expérimentés sur une carte du commerce. La démarche est détaillée dans la partie 4.5 et se base sur de précédentes expériences réalisées sur des cartes d'évaluation de composants du commerce [107].

4.3 Tests en dose d'une carte de CubeSat : Approche au niveau système

Dans cette partie nous allons présenter les études expérimentales que nous avons menées au niveau système sur des cartes à base de COTS. Cette première étude concerne une carte spécifiquement conçue pour un CubeSat. L'expérimentation présentée dans ce travail permet de mettre en avant les avantages et inconvénients du test au niveau de cartes entières et n'a pas pour but de qualifier ces cartes pour une mission spécifique.

Quatre cartes ont été irradiées à l'installation Co^{60} de l'ESTEC, deux cartes à 36 rad/h et deux cartes à 310rad/h. Cela permet d'affiner les résultats aux faibles niveaux de doses et également d'étudier la dépendance des mesures au débit de dose. La seule modification apportée à la carte est un changement du connecteur utilisé pour faciliter le câblage des entrées et sorties.

4.3.1 Présentation

Le choix s'est porté sur une carte EPS (Electric Power Supply) visible sur la Figure 4.3 et conçue pour une architecture de CubeSats développée par le Centre Spatial Universitaire Montpellier-Nîmes [108]. Cette carte gère la partie puissance du satellite en adaptant les niveaux de tension, en régulant la charge de la batterie et en protégeant le reste du satellite en cas d'augmentation anormale du courant. Cette première génération de carte reste simple à étudier en raison des composants intégrés utilisés et du découpage des fonctions assurées. En effet, chaque fonction ne regroupe que quelques composants dédiés.

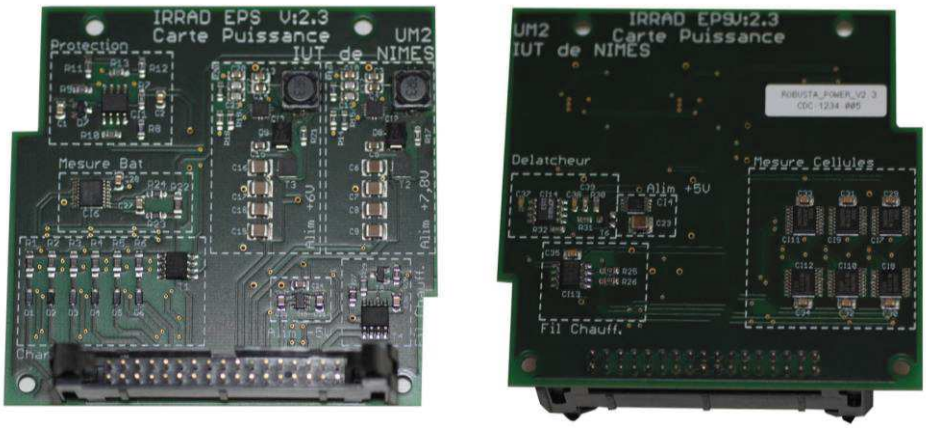

Figure 4.3 : Carte EPS avec connecteur modifié pour les tests en dose.

La Figure 4.4 présente un diagramme synoptique de fonctionnement de la carte. Les niveaux de tensions nécessaires au fonctionnement du satellite et de la charge utile sont -5V, 6V et 7,8V. Un régulateur suivi d'un inverseur délivrent le -5V. Deux chaines de régulation permettent de délivrer le 6V et 7,8V. Ces chaînes utilisent une architecture de circuit similaire avec des valeurs de composants passifs différentes. Un ensemble de composants de mesures suivent l'évolution des tensions et courants de la batterie ainsi que des lignes de puissance. Une partie de la carte gère également le déploiement initial des antennes en alimentant une résistance chauffante via un transistor de puissance pour libérer le mécanisme une fois le satellite mis en orbite.

La fonction de coupe-circuit est un bloc de protection qui utilise un transistor commandé en tant qu'interrupteur pour fournir du courant ou bloquer son passage selon la valeur du courant drainé par les équipements sur la ligne -5V. En cas d'augmentation anormale du courant, la ligne de puissance du régulateur 5V est coupée et le coupe-circuit reste alimenté pour contrôler la consommation périodiquement. La réception d'un signal extérieur de « Reset » peut également forcer la fermeture du canal par le coupe-circuit. Les lignes I^2C (Inter Integrated-Circuits) servent à rapatrier les résultats des mesures et à envoyer des commandes aux blocs de mesures et de déploiement des antennes.

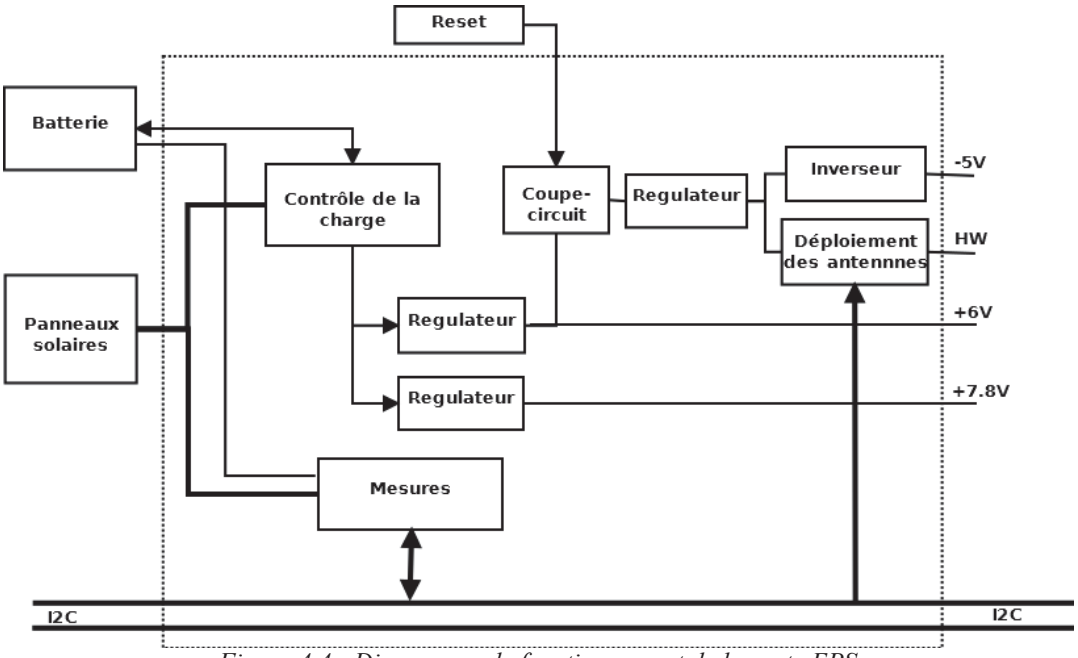

Figure 4.4 : Diagramme de fonctionnement de la carte EPS

4.3.2 Procédure de test

Les tests se sont déroulé « in-situ », les cartes restent en place une fois installées dans l'enceinte d'irradiation et les mesures sont faites à distance. Les équipements de mesures et de polarisation sont en dehors de l'enceinte et reliés aux cartes par des câbles d'une dizaine de mètres.

La commande de déploiement des antennes qui n'est utilisé qu'en début de vie du satellite et qui ne sera donc que très peu impacté par l'environnement spatial n'a pas été étudié. Les mesures complémentaires de la batterie et des panneaux solaires utilisent un protocole de communication I^2C qui est fortement limité par les distances entre la carte de test et le reste de l'équipement en raison de

la capacité et du bruit électrique induits par les câbles. Cette fonctionnalité n'a donc pas été mesurée pendant l'irradiation.

Les paramètres observés pendant l'irradiation sont le courant d'entrée de la carte, les tensions régulées en sortie, la réponse au signal de « reset » et la réponse de la circuiterie de protection à une hausse de courant. Le courant est mesuré en continu tandis que les autres paramètres sont mesurés séquentiellement à intervalles réguliers ou sur commande.

4.3.3 Banc de test

La Figure 4.5 illustre le banc de test utilisé pour le test des cartes EPS. Une carte d'interface a été développée pour relier les cartes sous test aux différents équipements. Chaque étape de polarisation consiste à régler la source de tension en entrée et à sélectionner la charge de sortie. Le courant est directement mesuré par la source de tension et un oscilloscope permet de mesurer les tensions de sorties. Une matrice d'interrupteurs (Keithley 7002) permet de rediriger les entrées et sorties des différentes cartes vers les chaines d'acquisitions et les circuits de polarisations correspondants. Un programme d'automatisation de la séquence de test a été développé sur LabVIEW™ pour piloter les différents équipements et enregistrer les données sous forme de graphes et de journaux de bord pour chaque test.

La séquence de test mise au point vise à couvrir différents modes de polarisations de la carte pour s'assurer que les sorties restent dans les spécifications de la carte pour la mission. Le mode nominal est avant tout évalué en mesurant successivement les tensions de sortie lorsque la carte est en fonctionnement dans un premier temps et lorsque le signal d'arrêt (« Reset ») est envoyé volontairement dans un second temps. Les fonctions de protection et de régulation de la charge en sortie des régulateurs interviennent ensuite dans la séquence de test.

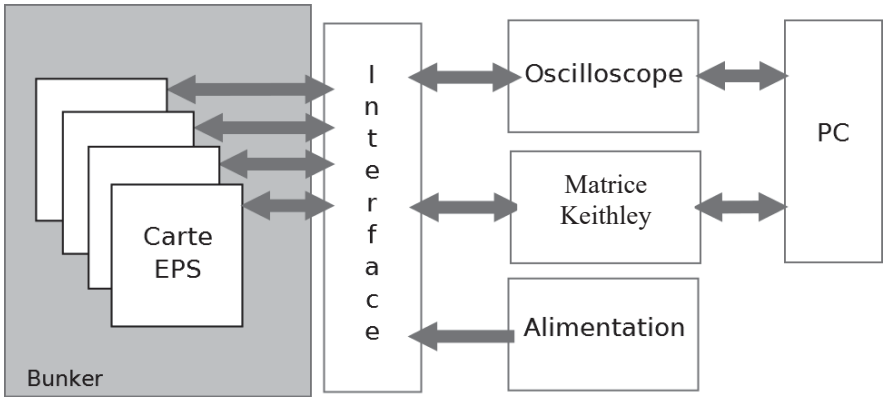

Figure 4.5 : Banc de test employé pour les mesures automatisées des paramètres des cartes EPS sous irradiation.

Ce banc de test automatisé est un outil indispensable pour réduire le temps des mesures et permettre une irradiation à faible débit sur des périodes prolongées. Il peut cependant être difficile pour certains systèmes de prévoir l'ensemble des mécanismes et des niveaux de dérives qui peuvent intervenir lors de l'irradiation et un contrôle régulier du bon déroulement de la séquence ainsi que des données mesurées est primordial.

4.3.4 Résultats

Pour les résultats présentés, les différences entre les deux débits employés ne sont pas significatives pour mettre en évidence une dépendance au débit de dose. Les résultats se concentrent donc sur le débit de 310 rad/h qui couvre une plage de dose plus étendue.

L'évolution de la ligne de régulation à -5V de la carte EPS est représentée en Figure 4.6 pour une carte polarisée (carrés rouge) et une carte non polarisée (losanges bleu) pendant l'irradiation à 310 rad/h. La dégradation se manifeste par une hausse brutale à 0V (pointillés sur la figure). Lorsque la dose augmente, la dégradation intervient en premier lieu pour la carte polarisée et ensuite pour la carte non-polarisée. L'arrêt tardif de la ligne pour la carte non polarisée permet d'observer une dérive de tension de 200 mV. La coupure d'alimentation de la ligne négative peut être due à la chaine formée par le coupe-circuit, le régulateur et l'inverseur visible sur la Figure 4.4. L'aspect soudain de ce changement suggère une dérive au niveau du coupe-circuit qui force l'état bloqué du transistor commandé.

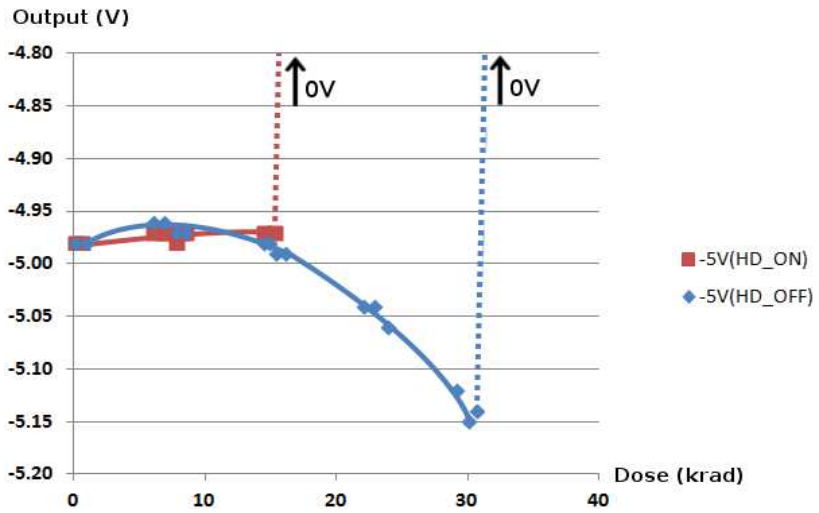

Figure 4.6 : Évolution de la ligne -5v lors de l'irradiation à 300rad/h pour une carte polarisée (carrés) et une carte non polarisée (losanges), les pointillés correspondent à une augmentation soudaine à 0V.

La Figure 4.7 représente l'évolution des lignes à 6V (courbes sans marqueurs) et 7,8V (courbes marquées) pour une carte polarisée (courbes en trait plein orange) et une carte non polarisée (pointillés vert). Contrairement à la ligne -5V, ces courbes ne présentent pas d'interruption ou de chute à 0V et confirment donc que la coupure reste isolée à la partie protection, régulation 5V et inversion. On observe également une différence d'allure entre la carte polarisée et la carte non polarisée. Au-delà de 25 krad, la ligne à 6V diminue légèrement pour la carte polarisée tandis qu'elle continue d'augmenter pour la carte non polarisée et pour la ligne à 7,8V la carte polarisée présente une légère hausse tandis que la carte non polarisée se met à chuter.

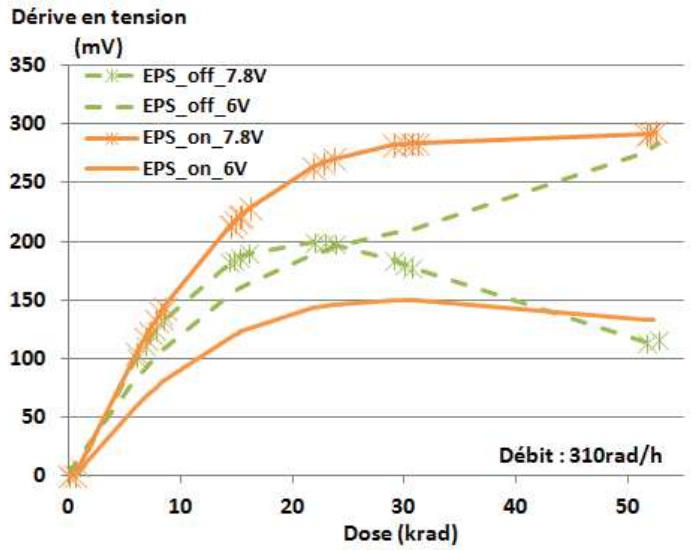

Figure 4.7 : Dérives des lignes 6V et 7,8V à fort débit pour une carte polarisée (orange) et une carte non polarisée (vert).

Le courant d'alimentation de la carte EPS mesuré en continu, visible en trait plein sur le graphe de la Figure 4.8, permet d'identifier les différentes défaillances de la carte et d'isoler l'impact de certaines fonctions.

Lorsque le signal de reset est envoyé à la carte, la consommation tombe à zéro avant de remonter à la consommation nominale. Lorsque la fonction de protection est testée, la consommation chute en dessous de 5mA car la ligne de sortie négative est alors coupée et seuls les blocs de régulation à 6 et 7,8V sont activés. La partie la plus basse et non nulle de la courbe correspond donc à la contribution de ces deux blocs de régulation tandis que la partie la plus haute correspond à l'ensemble des fonctionnalités de la carte. Cette considération permet d'extrapoler les mesures et d'isoler notamment la contribution des blocs 6 et 7,8V représentée en pointillés sur la courbe.

Après 15 krad, seules les lignes de 6V et 7,8V sont actives. A 22 krad, le redémarrage de la carte permet de récupérer la ligne à -5V mais la consommation présente une augmentation anormale de courant en cas de charge sur la sortie. Le courant d'entrée continue ensuite d'augmenter et, aux alentours de 38 krad, l'augmentation brutale visible suggère une dégradation rapide d'un composant ou le retour de la ligne de régulation à -5V.

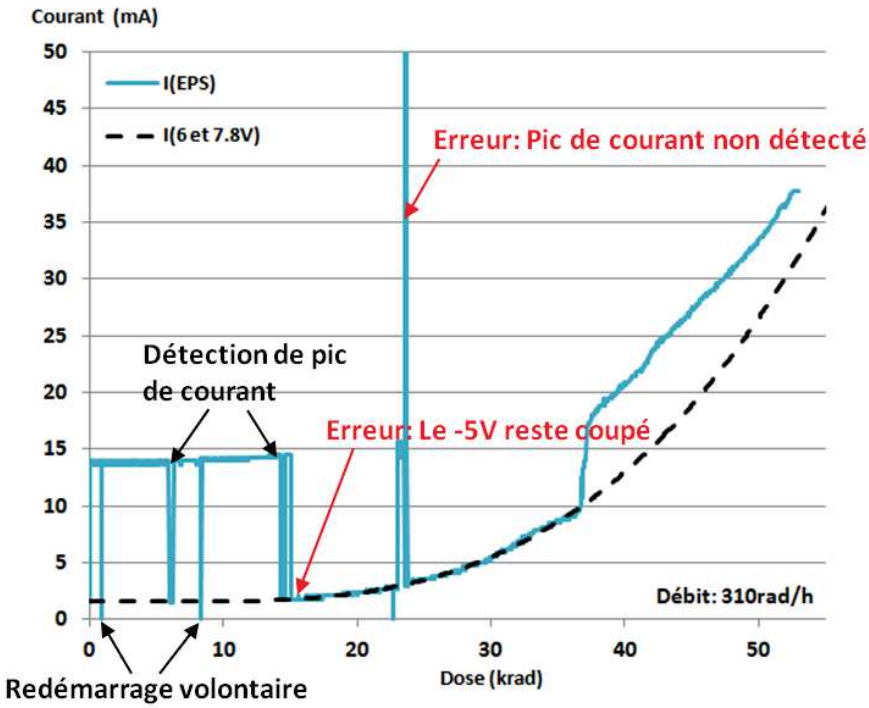

Figure 4.8 : Evolution du courant d'alimentation de la carte EPS polarisée pendant l'irradiation. La contribution des lignes de régulation 6 et 7,8V sont extrapolées en tirets.

4.3.5 Conclusions

Les cartes polarisées testées sont plus sensibles à la dose que les non polarisées. La fonctionnalité reste assurée jusqu'aux niveaux exigés par les missions LEO de CubeSats (typiquement 5 krad pour 5 ans) mais l'irradiation a été poursuivie pour observer une dégradation des paramètres et identifier les informations fournies par du test de cartes complètes.

Un simple test au niveau système avec un nombre limité de sorties a permis d'isoler différents mécanismes de défaillances. Le contrôle en continu du courant d'entrée permet de mettre en évidence les dérives internes et les coupures de blocs fonctionnels.

La défaillance majeure est attribuée au coupe-circuit qui dans un premier temps reste activé et bloque la sortie régulée à -5V avant d'au contraire rester ouvert même en présence d'une consommation anormale.

4.4 Test en dose d'une carte de CubeSat : Approche au niveau composant

En plus de considérer les cartes complètes, la campagne de test s'est également intéressée aux quatorze composants isolés. Le but est de recouper les résultats des cartes complètes avec l'étude au niveau composants mais également de comparer les méthodes de tests et les apports de chacune. Pour cette étude au niveau composant, chaque composant est caractérisé avant et après irradiation. Ces quatorze composants sont listés dans le Tableau 8.

Le choix s'est porté sur de l'irradiation de plusieurs cartes non polarisées sur lesquelles sont montés les composants. Chaque carte reçoit un niveau de dose prédéfini avant d'être retirée de l'enceinte d'irradiation.

Tableau 8 : Identification des 14 composants irradiés et caractérisés séparément de la carte EPS.

Référence	Description
LM4041	Diode Zener
CSD25401	Transistor MOS de puissance à canal P
2N7002	Transistor MOS à canal N
Si9934	Double transistor MOS à canal P
FDV303N	Transistor MOS à canal N
Si4562	Double transistor MOS à canal P et à canal N
TPS60403	Régulateur Dc/Dc, inverseur de tension
TPS61087	Régulateur Dc/Dc de type Boost. 2.5V à 6V pour une tension max de sortie de 18.5V
TPS2552	Interrupteur programmable de limite de courant
TPS77350	Régulateur Dc/Dc, 5V stabilisé
TLV3492	Comparateur
INA209	Sonde de tension, courant et puissance
PCA9536	GPIO externe de 4bits
LTC1153	Coupe-circuit

Sept cartes d'irradiation ont été employées pour les composants. Trois sont irradiées à 36 rad/h et les cartes restantes sont irradiées à 310 rad/h. Les niveaux de dose retenus sont 2 krad, 4 krad, 6 krad, 15 krad 20 krad et 50 krad. Pour la dose de 6 krad, deux cartes ont été irradiés (une pour chacun des débits de dose).

4.4.1 Présentation

Un analyseur de paramètres Keithley 4200 a été utilisé pour l'ensemble des mesures paramétriques. L'analyseur permet de programmer des sources de courants et de tensions selon les conditions de polarisations souhaitées. Des circuits de polarisations propres à chaque composant ont été développés pour mesurer les paramètres avant et après irradiation et fournir des courbes caractéristiques.

Pour effectuer les mesures, les composants sont reliés à l'analyseur de paramètres à l'aide d'un boitier disposant d'un connecteur DIL (Dual In Line) femelle. Ce connecteur convient aux composants traversant en boîtier DIL mâle. Or, l'ensemble des composants sous études sont des composants qui se montent en surface d'une carte. Des cartes d'adaptation ont donc dû être développées. Chaque composant est monté sur une carte d'adaptation qui permet également de le brancher à la circuiterie de mesure avant et après irradiation et de le fixer à la carte d'irradiation.

A. Cartes d'adaptation

Les cartes d'adaptations, également appelées mezzanines, ont été conçues à la fois pour positionner les composants lors de l'irradiation et pour mesurer les caractéristiques des composants. Chaque carte doit permettre l'accès aux pins des composants et inclure éventuellement certains éléments passifs de polarisation. La Figure 4.9 présente deux des 8 schémas de mezzanines qui ont été utilisées : le schéma A qui a servi pour différents composants en boîtier SOT23 et le schéma B qui est spécifique au composant TPS77350. Ce dernier embarque une capacité de découplage et une résistance servant pour le circuit de polarisation lors des mesures.

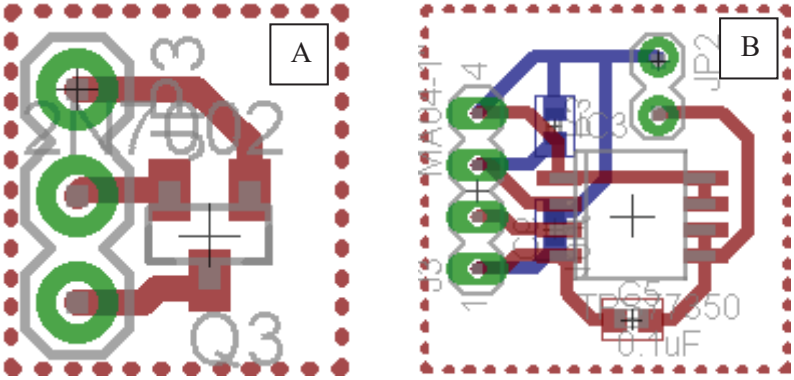

Figure 4.9 : Schémas de cartes d'adaptation, l'une pour les composants en boitiers SOT23 (A) et l'autre spécifique au composant TPS77350 (B).

Après montage de l'ensemble des composants sur leur mezzanine, ceux-ci sont caractérisés pour obtenir leurs paramètres avant l'irradiation. Pour chaque référence, un programme dédié est développé à l'aide du logiciel KITE (Keithley Interactive Test Environment) intégré au Keithley 4200.

La Figure 4.10 présente pour exemple la caractéristique Id(Vg) obtenue pour le transistor FDV303N en boitier SOT23 avant irradiation. Cette courbe est typique d'un transistor : pour des tensions Vgs inférieures à la tension de seuil (valeur typique de 0,8V pour cette référence) le transistor est bloqué et le courant Id est alors nul, pour des tensions supérieures le transistor devient passant et le courant augmente.

La Figure 4.11 présente la courbe avant irradiation de la tension de sortie du TPS77350 en fonction de la tension d'entrée. Cette caractéristique permet de vérifier le fonctionnement du composant qui, au-delà de 6V en entrée (Vin), assure la régulation de la sortie (Vout) à 5V.

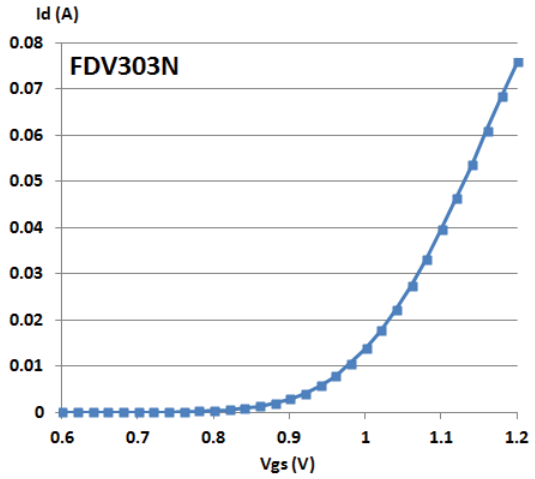

Figure 4.10 : Caractéristique Id(Vgs) du transistor FDV303N avant irradiation.

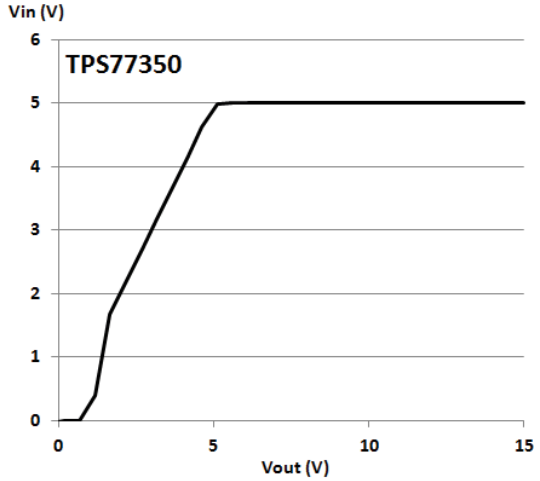

Figure 4.11 : Tension de sortie du régulateur TPS77350 en fonction de la tension d'entrée avant irradiation.

Au total, 280 composants couvrant 14 références distinctes, listées dans le Tableau 8, ont été caractérisés avant d'être irradiés en gardant un composant non irradié comme référence.

B. Cartes d'irradiation

Chacune des 7 cartes d'irradiation consiste en une succession de connecteurs toutes pattes à la masse. Les composants sont branchés sur la carte pour l'irradiation et débranchés pour effectuer les mesures. A chaque niveau de dose d'intérêt, une carte est retirée de la chambre d'irradiation. Trois composants de chaque référence sont montés sur chacune des cartes. La Figure 4.12 présente une des sept cartes utilisées pour l'irradiation sur laquelle sont montés les différents composants à irradier. Une attention particulière a été portée sur la minimisation de l'espace pour limiter les fluctuations de débits de dose entre les différents composants.

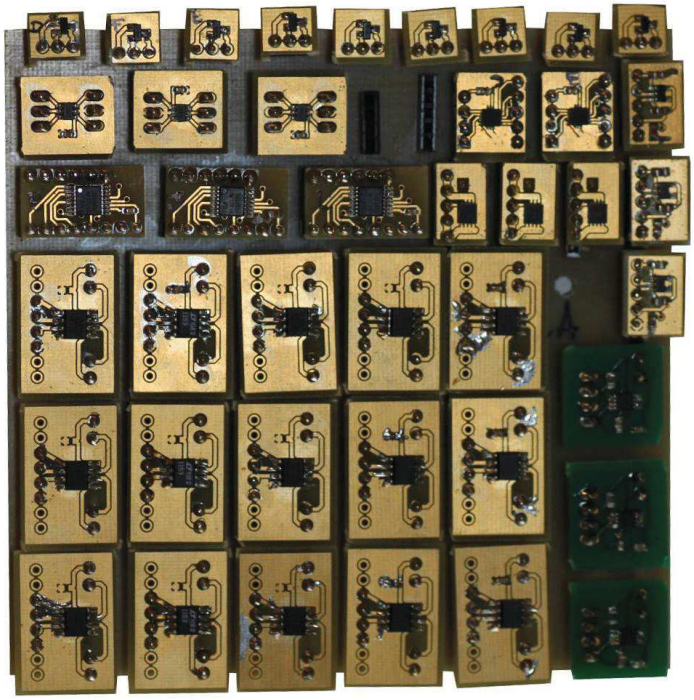

Figure 4.12 : Vue d'une carte d'irradiation avec les différentes cartes d'adaptation pour chaque composant..

4.4.2 Résultats

Les différents transistors présentent des dérives typiques de leur caractéristique Id(Vg) avec un décalage de la courbe vers les valeurs négatives. C'est le cas par exemple pour le transistor FDV303N illustré en Figure 4.13.

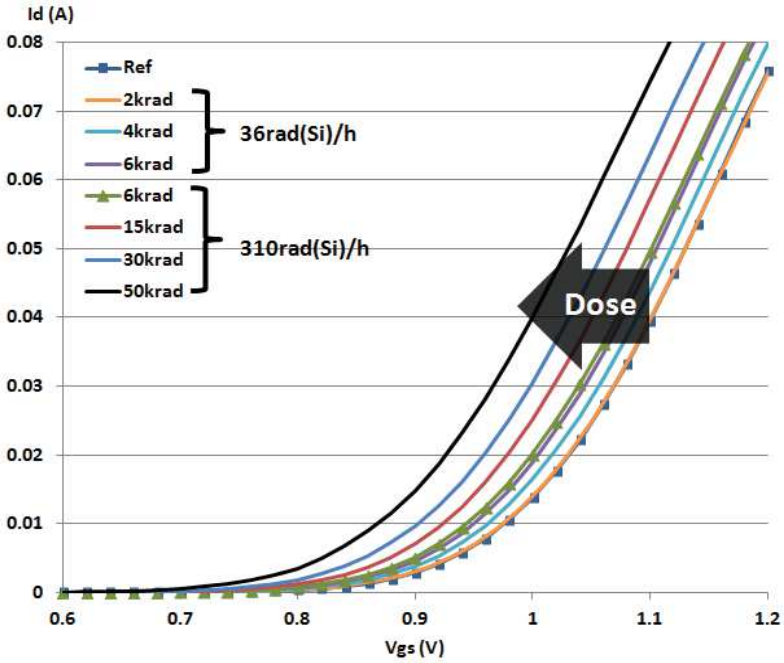

Figure 4.13 : Mesure de la caractéristique Id(Vg) du transistor FDV303N pour différents niveaux de dose.

Les valeurs initiales des tensions de seuil pour les transistors ne sont pas strictement identiques. Les courbes pour chaque niveau d'irradiation correspondent à des composants différents en raison des contraintes d'irradiation et des multiples cartes employées. Il a donc été nécessaire de calibrer l'ensemble des résultats pour identifier une dérive globale. La meilleure approche est ici de considérer la dérive normalisée (valeur après irradiation divisée par la valeur initiale) et non la valeur mesurée en elle-même pour avoir un point de comparaison fixe.

La partie régulation employée pour le 6V et 7,8V dépend du transistor CSD25401 et du régulateur TPS61087. Pour mesurer l'impact de l'irradiation d'un composant sur la fonction de régulation, une carte reprenant le montage de la fonction de régulation avec des connecteurs en lieu et place du régulateur est utilisée. Cela permet de sélectionner un composant irradié à un certain niveau de dose et de voir son impact sur un circuit non irradié.

Les résultats des mesures sur le régulateur TPS61087, en considérant la moyenne des trois valeurs mesurées pour chaque niveau d'irradiation, sont présentés sur la Figure 4.14 en surimpression des mesures de la ligne de régulation de la cartes EPS complètes en vert (carte non polarisée) que nous avons présenté dans la partie précédente (Figure 4.7). Le TPS61087 est le principal contributeur de la dérive observée au niveau du système complet. Les courbes ont une allure similaire et le fait que seule la contribution du régulateur soit considérée, et non l'ensemble du bloc fonctionnel, peut expliquer l'écart avec la courbe du système complet.

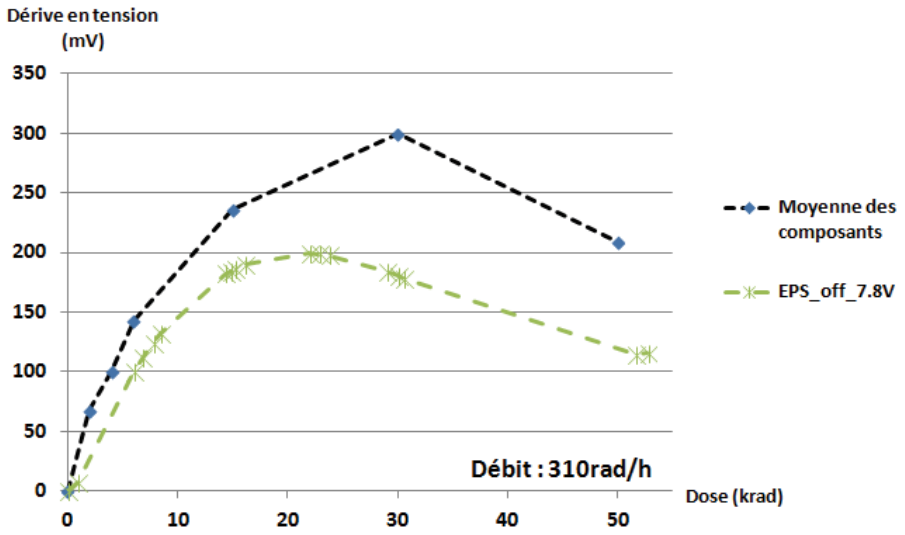

Figure 4.14 : Dérive de la régulation en tension pour des composants TPS61087 isolés en comparaisons aux courbes obtenues pour les cartes complètes.

Le test des composants isolés ne présente pas de dérive au niveau de l'inverseur ni du régulateur 5V, mais le LTC1153 faisant partie du coupe-circuit présente des changements significatifs. La Figure 4.15 illustre les principales mesures de la tension de sortie du LTC1153 servant pour le pilotage de la grille du transistor. La courbe en pointillés représente le niveau de tension nécessaire pour rendre le transistor passant ou bloqué. Une tension supérieure permet de rendre le transistor passant tandis qu'une tension inférieur vient le bloquer. La courbe Vg_On correspond à la valeur enregistrée lorsque le transistor doit être passant, Vg_Off correspond à la valeur enregistrée lorsque le transistor doit être bloqué et Vg_SD correspond à la valeur lue lorsque le signal d'arrêt forcé est envoyé en entrée du coupe-circuit. Trois régimes établis ressortent de ces

mesures. Le premier concerne un fonctionnement nominal lors duquel le transistor peut être piloté. Un second régime (Off) correspond à un transistor constamment bloquée. Le dernier régime (On) concerne un transistor toujours passant.

La zone de régime indéterminé entre 'fonctionnel' et 'off' peut présenter deux comportements selon l'extrapolation des courbes obtenues. Si Vg_Off reste inférieur à la tension limite, le composant reste fonctionnel. Si Vg_Off devient supérieur à la valeur de commande, le composant reste à l'état 'ON' et ne peut plus couper le transistor. Cette dernière hypothèse est la plus probable et explique la forte augmentation de courant observée sur la carte complète aux alentours de 22 krad visible sur la Figure 4.8.

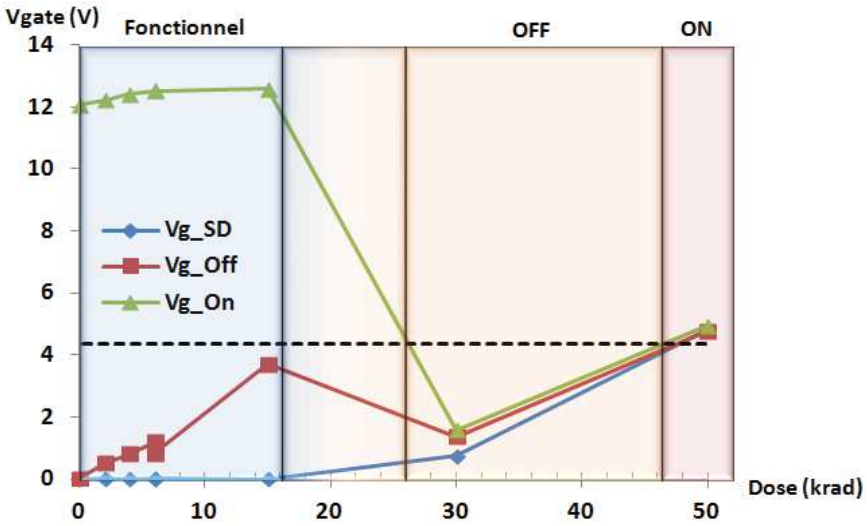

Figure 4.15 : Tension de pilotage de la grille du transistor piloté en sortie du coupe-circuit LTC1153. Allure de la tension de pilotage de la grille lorsque le transistor doit être passant (Vg_On), bloqué (Vg_Off) et lorsque le coupe-circuit reçoit une commande de redémarrage (Vg_SD).

4.4.3 Comparaison des approches : Niveau système/Niveau composant

Les tests au niveau système ont permis de caractériser les modes de défaillances et d'obtenir les dérives du courant d'entrée et des tensions de sorties régulées. De plus, le bloc fonctionnel servant de coupe-circuit est identifié comme le facteur limitant de la carte. Et nous obtenons directement la réponse en dose du système complet que nous étudions.

Les tests de composants discrets permettent d'obtenir les dégradations de leurs paramètres. Le LTC1153 faisant partie du coupe circuit a ainsi été identifié comme le composant le plus sensible. En revanche, il est difficile d'estimer le comportement du système complet à partir des composants isolés car les dérives de paramètres interagissent les unes avec les autres dans un circuit et induisent une dynamique dans la polarisation et dans la consommation globale de courant.

Dans le cas de notre étude, les analyses au niveau système ou au niveau composant ont permis d'identifier la même fonction comme étant la plus sensible aux effets de dose. L'analyse au niveau composant permet d'identifier le composant sensible mais ne nous informe pas sur le comportement général. L'analyse au niveau du système ne permet d'identifier qu'un bloc fonctionnel mais nous informe de la réponse du système entier. Suivant les exigences de la mission, l'une des deux options pourra être privilégiée.

Le test au niveau composant reste à privilégier dans le cadre de la sélection de composants pour des missions exigeantes tandis que le test de systèmes vise à qualifier une architecture plus globale avec un minimum de temps de faisceau et correspondra dans la majorité des cas aux missions de nanosatellites.

Si le test de système n'apporte pas de résultats satisfaisants, c'est-à-dire si le système ne tient pas aux spécifications, des actions supplémentaires sont nécessaires. Il faut alors pouvoir apporter des modifications à la carte en ajoutant des systèmes de protections et de corrections, en remplaçant le ou les blocs fonctionnels identifiés comme sensibles ou en considérant une architecture différente.

4.5 Etude d'une carte du commerce : BeagleBone Green

La seconde campagne de tests menée est centrée sur l'étude d'un système commercial. Le but est d'étudier le test au niveau système pour des cartes qui ne sont pas développées en interne mais directement achetées dans le commerce. La carte étudiée est une BeagleBone Green (BBG) développée par Seeed. Cette carte a été choisie en tant qu'exemple pour étudier la procédure de sélection et de qualification d'un système commercial. Son faible coût (40$) a permis de multiplier les essais en dose et la préparation aux tests en effets singuliers.

4.5.1 Présentation

L'intérêt de cette carte vient principalement des composants commerciaux récents embarqués. En effet, on y trouve différentes mémoires, un microprocesseur et des régulateurs de tension. Nous avons à faire à un système existant pour lequel les informations technologiques restent limitées, que ce soit au niveau des composants employés ou au niveau du fonctionnement en lui-même. La carte est illustrée sur la Figure 4.16 sur laquelle la face avant (a) et la face arrière (b) ont été photographiées.

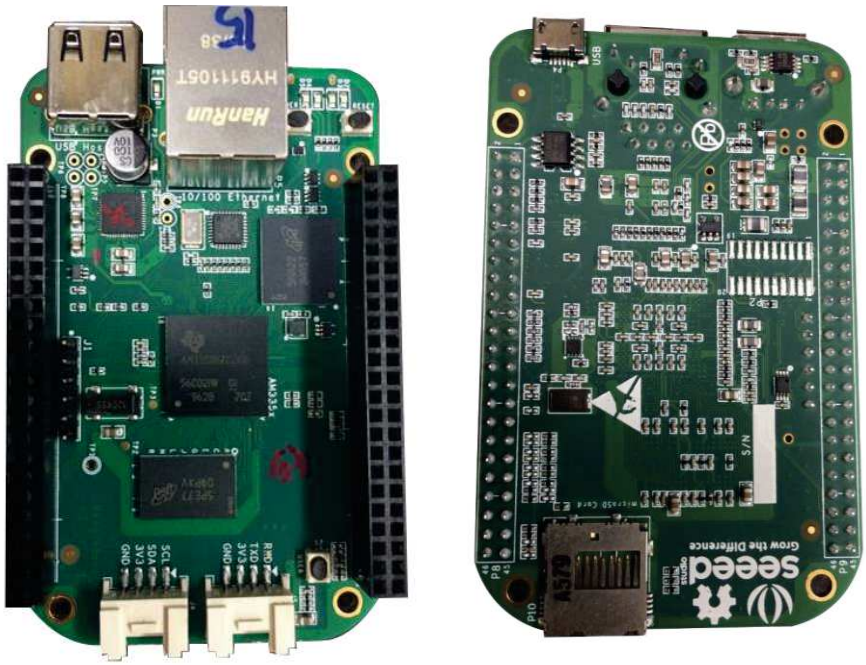

Figure 4.16 : Photographie de la carte BeagleBone Green face avant (a) et face arrière (b).

Le Tableau 9 résume les principales caractéristiques des circuits intégrées montés sur la carte. La technologie employée n'est généralement pas donnée dans la documentation technique or cette information permet d'estimer le risque d'employer une certaine technologie en environnement radiatif. Notamment en ce qui concerne la dose ionisante, les nœuds technologiques les plus réduits sont généralement moins sensibles. Lorsque cette information n'est pas disponible on peut se baser sur les tensions d'opération et de fonctionnement des composants. Par exemple, peu de données sont fournies à ce sujet pour le circuit de gestion de puissance appelé PMIC (Power Management Integrated Circuit) mais celui-ci sert à adapter des tensions de 5V à moins de 1V ce qui nécessite des oxydes relativement épais. Un circuit qui ne fonctionnerait qu'avec des tensions inférieures à 2V serait surement réalisé avec des technologies similaires récentes et donc des oxydes moins épais.

Tableau 9: Principaux circuits intégrés montés sur la carte BBG.

Reference	Fabricant	Fonction	Technologie
TPS65217C	Texas Instrument	PMIC	CMOS
AM3358BZCZ100	Texas Instrument	ARM MPU	CMOS 45nm
MTFC4GACAAAM	Micron	eMMC	CMOS
MT41K256M16HA	Micron	SDRAM DDR3	CMOS 30nm
LAN8710A	Microchip	Ethernet driver	Inconnu
24LC32AT	Microchip	EEPROM	Inconnu
TL5209D	Texas Instrument	LDO regulator	BiCMOS

Le diagramme simplifié de cette carte est présenté sur la Figure 4.17. Les principaux composants sont représentés avec les lignes de puissance et de données qui existent entre eux. Le PMIC à des tensions de sorties régulées programmables pour alimenter le microprocesseur, la mémoire SDRAM DDR3, la mémoire EEPROM et le régulateur en tension LDO (Low DropOut) ce dernier étant connecté à la mémoire Flash encapsulée (eMMC). Le microprocesseur requiert à lui seul trois alimentations différentes, une pour le cœur, une pour le processeur (MPU : Micro Processor Unit) et une pour les étages de conversions analogique vers digital (ADC : Analog to Digital Converter).

A l'allumage de la carte, le PMIC règle ses sorties selon les valeurs spécifiées dans ses registres et envoie un signal de réveil au microprocesseur. Un premier étage de boot du processeur initialise les protocoles de communication, vérifie et réécrit si besoin les valeurs en registre du PMIC. La communication avec les mémoires est ensuite initialisée et le programme principal, stocké sur la mémoire Flash, est chargé et lancé. La mémoire EEPROM est en mode lecture seulement est ne sert qu'à mémoriser le numéro de version et de révision de la carte. Une ligne de communication UART permet de dialoguer avec la carte à l'aide d'une source extérieure telle qu'un PC de test.

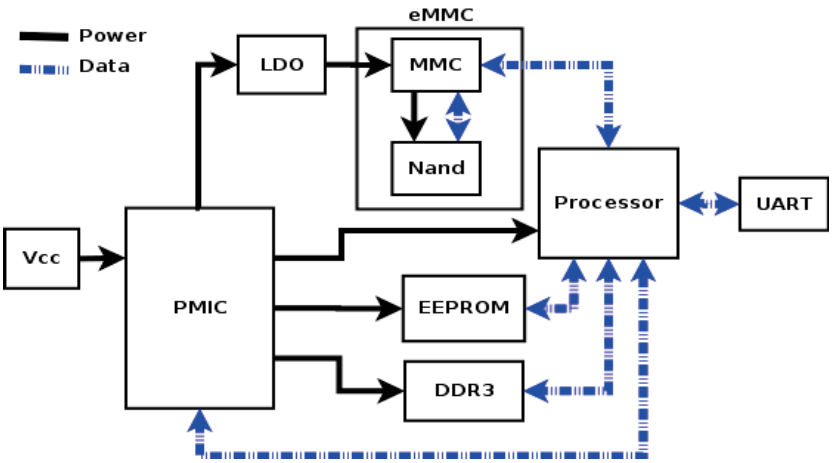

Figure 4.17 : Schématisation de la carte BeagleBone Green.

Des recherches dans la littérature disponible auprès des constructeurs ou de précédentes études ont permis d'identifier le nœud technologique du microprocesseur et de la mémoire DDR3. Le PMIC a été étudié par microscopie par le groupe ATL (Analysis and Test Laboratory) du Jet Propulsion Laboratory (JPL à Pasadena aux Etats-Unis) pour obtenir plus d'informations et confirmer le fait que des oxydes plus épais que pour les autres composants sont employés.

Un ensemble de 23 cartes a été approvisionné. L'inspection visuelle n'a pas soulevé de différences au niveau de composants employés disposants d'un marquage sur leur boitier. Le test électrique en mode statique (carte branchée sans faire tourner d'application) ne présente qu'une variation des paramètres inférieure à 1%.

Pour les tests en dose, deux configurations sont étudiées : la première qui vise à faire un test fonctionnel et la seconde dont l'objectif est d'obtenir des informations sur les paramètres internes. Pour cette seconde configuration, deux cartes ont été modifiées pour accéder aux dérives de paramètres internes. Les protocoles expérimentaux et les résultats du test fonctionnel sont présentés dans la partie 4.5.2. Pour les tests des paramètres internes, les protocoles expérimentaux et les résultats sont présenté dans la partie 4.5.3.

4.5.2 Test fonctionnel

A. Objectifs

Pour le test fonctionnel, des cartes ont été irradiées sous rayonnement gamma à 12,4 rad/s au JPL. Le but de ce test est d'identifier l'impact de la dose au niveau du système complet. Les entrées et sortie disponibles sont utilisées comme paramètres de tests.

Pour identifier également des dégradations internes, la séquence de test et le programme embarqué sur la carte doivent permettre d'isoler certaines fonction et d'obtenir le plus de paramètres possibles.

Ce test s'est centré sur une carte polarisée et une carte non polarisée pour également identifier la différence de réponse de cartes complètes lors d'une irradiation.

B. Installation de test

Les premiers essais ont pu être rapidement mis en place en apportant un minimum de modifications sur la carte. Une séquence de test a été mise en place pour permettre de couvrir les fonctions de la carte de manière séquentielle et ainsi isoler des parties distinctes selon les commandes envoyées. Les tensions sont mesurées et sauvegardées en continu tout comme le courant d'entrée.

La Figure 4.18 présente le schéma du banc de test mis en place pour les tests en dose. Les entrées et sorties des cartes sous test sont mesurées à l'aide d'un système de mesure existant. Les mesures sont rapatriées sur PC et affichées pour suivre l'évolution des paramètres. Une carte interface permet de relier les deux cartes sous test au système de mesure et au bloc d'alimentation. Cette interface permet également d'envoyer un signal de redémarrage à chacune des cartes. Les commandes sont envoyées aux cartes par liaison série ou Ethernet. La liaison série permet d'envoyer des commandes de bas niveau avant l'initialisation de la liaison Ethernet par le système d'opération embarqué.

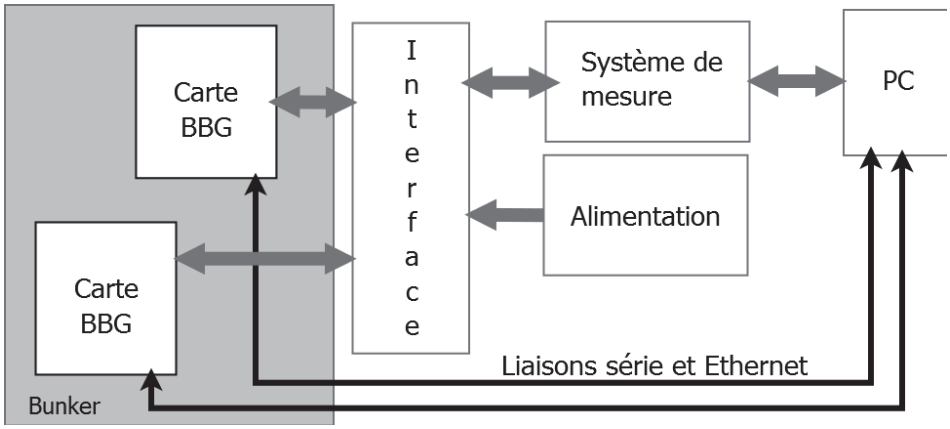

Figure 4.18 : Schéma de test de la carte BeagleBone Green (BBG) pendant l'irradiation.

La séquence débute par un redémarrage forcé de la carte complète, si l'application embarquée est en fonctionnement cela se fait par l'envoie d'une commande dite « reboot » en ligne de commande depuis le PC, si l'application n'est pas lancée ou ne répond pas c'est alors un signal qui est envoyé à la carte depuis l'interface. En dernier recours, si la carte ne répond pas, l'alimentation est coupée puis relancée pour redémarrer. Lorsque la carte redémarre, le processeur est allumé et initialise les protocoles de communication de bas niveau. Une commande est alors envoyée depuis le PC par liaison série pour vérifier les opérations de lectures et d'écritures des différentes mémoires et pour vérifier l'intégrité des données des registres du PMIC. Une commande est ensuite envoyée pour charger et lancer le système d'opération stocké en mémoire Flash sur la carte. Une fois le système lancé, les opérations des convertisseurs analogique-numérique (ADC pour Analog to Digital Converter) intégrés au microprocesseur sont testées en lisant une tension connue issue d'une source de tension externe. La Figure 4.19 résume ces principales étapes de tests de la carte.

Figure 4.19 : Logigramme des principales opérations de test de la carte BBG.

C. Résultats

La Figure 4.20 présente les différents modes de défaillances observés pendant l'irradiation des cartes BBG. Trois modes de défaillances ont été identifiés. Le premier mode de défaillance concerne les erreurs de lecture des données. La carte polarisée est plus sensible que la carte non polarisée avec des erreurs de lecture des données accompagnée d'une interruption du programme principal dès 10 krad alors que ces défaillances n'apparaissent qu'à partir de 20 krad pour la carte non polarisée. Le second mode de défaillance identifié est la perte du premier étage de boot du processeur, il n'est alors plus possible d'avoir accès aux commandes de bas niveau qui permettent de dialoguer avec les différents composants. Enfin, la troisième défaillance est un arrêt complet de la carte.

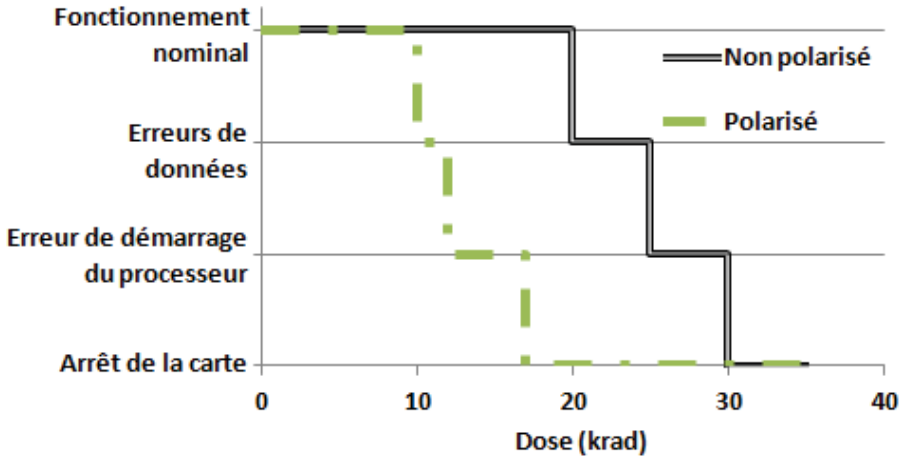

Figure 4.20 : Modes de défaillances observées pendant l'irradiation de la carte BeagleBoneGreen en fonction du niveau de dose et de la polarisation de la carte.

Après chaque redémarrage forcé de la carte, le taux de transfert de la mémoire Flash est mesuré en lisant un fichier de taille fixe et en déterminant le temps nécessaire à sa lecture par l'horloge interne du microprocesseur. La Figure 4.21 représente la vitesse de lecture selon la dose reçue pour quatre cartes irradiées dont une non polarisée (carrés noirs). La vitesse initiale est de 16.5 MB/s pour l'ensemble des cartes. Cette vitesse décroit quand la dose augmente que la carte soit polarisée pendant l'irradiation ou non polarisée. La vitesse décroit rapidement dès le début de l'irradiation et se stabilise à une valeur minimale proche de 2 MB/s entre 10 et 15 krad.

Cette baisse de performance est attribuée à la circuiterie de contrôle de la Flash intégrée dans le composant eMMC et qui permet d'assurer l'interface entre la mémoire et le microprocesseur. Les mesures intermédiaires, et spécialement à faible dose présentent des variations d'une carte à l'autre. Si l'on se place à 5krad on note ainsi que la pire dégradation enregistrée est une chute à 4 MB/s pour la carte non polarisée tandis que la carte polarisée présentant les meilleures caractéristiques est proche de 10 MB/s.

Ce changement n'a pas d'impact sur le fonctionnement global du système. En revanche, en cas d'accès à des fichiers de taille importante ou lors d'envoi d'un nouveau code dans la mémoire, les temps de référence changent drastiquement et pourront par exemple être multipliés par 4 dès 5krad dans le pire cas enregistré.

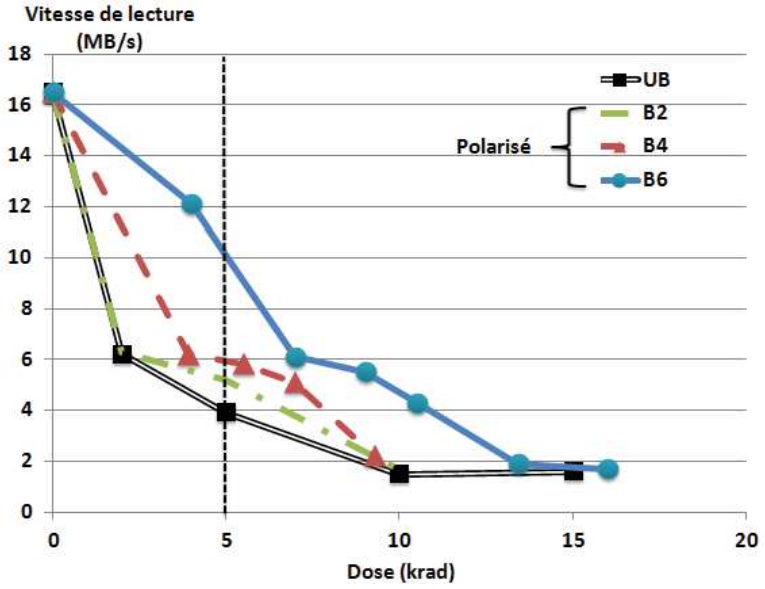

Figure 4.21 : Vitesse de lecture du programme principal enregistré sur la mémoire flash par le microprocesseur.

4.5.3 Test des paramètres internes

A. Objectifs et préparation

Deux cartes ont été modifiées pour obtenir plus d'informations sur les paramètres internes. Ces cartes ont été irradiées sous rayonnement gamma à 12,4 rad/s au JPL. Le but est de mesurer des paramètres qui ne sont pas disponibles sur les entrées et sorties de la carte. Les composants potentiellement les plus sensibles ou les plus critiques pour la mission sont ici à privilégier.

Le schéma de fonctionnement souligne le fait que le PMIC est central pour la mission car il alimente l'ensemble des composants. De plus, sa potentielle susceptibilité à faible dose en raison d'épaisseurs d'oxydes plus importantes a déjà été avancée dans la partie précédente. Les sorties en tensions régulées de ce composant ont donc été câblées pour permettre les mesures pendant l'irradiation.

B. Résultats

Tout comme pour la carte de CubeSat précédemment testée, le courant est ici aussi un bon indicateur du fonctionnement de la carte et des dérives internes. La Figure 4.22 présente les mesures de courant d'entrée pour les deux cartes polarisées et préparées pour les mesures internes. Les pics réguliers en début d'irradiation correspondent aux séquences de démarrage initiées volontairement pour lancer la séquence de test. La forte augmentation de courant au-delà de 13 krad pour la carte B4 suggère un emballement au niveau d'un composant interne. La seconde carte permet de lancer la séquence de test jusqu'à 17 krad mais souligne une augmentation constante de sa consommation en particulier pendant le démarrage. En fin d'irradiation, cette carte B6 s'arrête et sa consommation tombe alors à zéro.

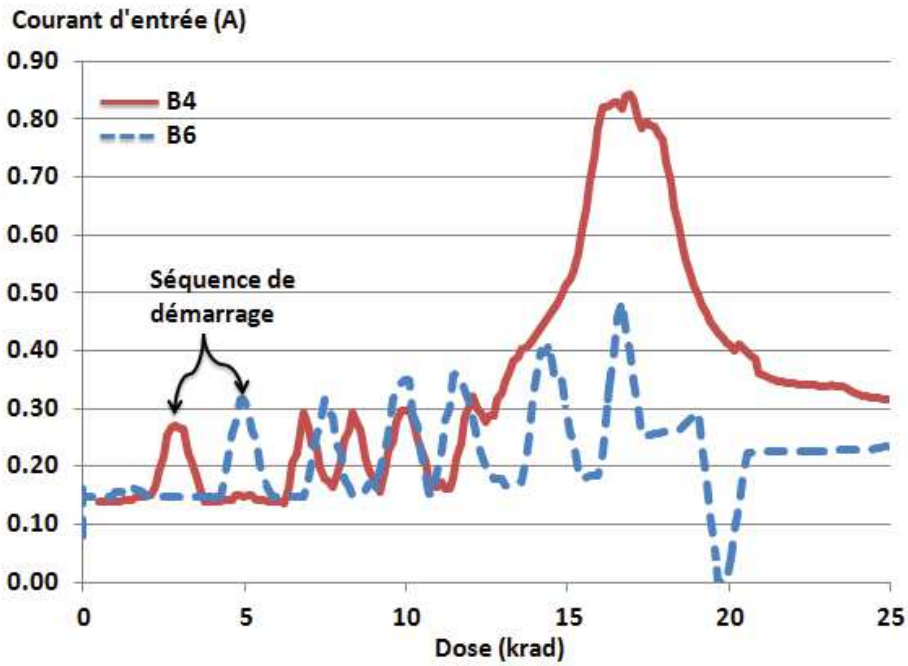

Figure 4.22 : Evolution du courant d'entrée des deux cartes polarisées durant l'irradiation.

La différence de comportement entre ces deux cartes peut être rédhibitoire pour qualifier une carte pour le spatial. En effet, il est possible de passer à côté d'un pire-cas et d'événements potentiellement destructifs. Des procédures de tests préliminaires de vieillissement en température et en stress électrique peuvent aider à éliminer les défaillances de début de vie et sont à considérer pour des cartes complètes.

La tension du MPU et la tension de la mémoire SDRAM ont également été mesurées et sont présentées sur les Figure 4.23 et Figure 4.24. Nous pouvons observer que ces deux niveaux de tensions internes sortent des spécifications lors de l'irradiation de cartes polarisées. Tout d'abord la tension d'entrée du microprocesseur lors de l'initialisation du programme et ensuite la tension d'entrée de la mémoire SDRAM DDR3.

La tension du MPU est illustrée sur la Figure 4.23 pour les deux cartes polarisées B4 et B6. Le cas de la tension pendant la séquence de démarrage (boot) et différencié du cas de fonctionnement nominal du programme. Cela permet d'observer deux tendances avec une tension qui décroit légèrement durant l'exécution du programme et une tension qui au contraire augmente fortement pendant le démarrage jusqu'à dépasser la limite de fonctionnement spécifiée par les données constructeur est représentée en pointillés (pour 10 krad et 12 krad, respectivement pour les cartes B4 et B6).

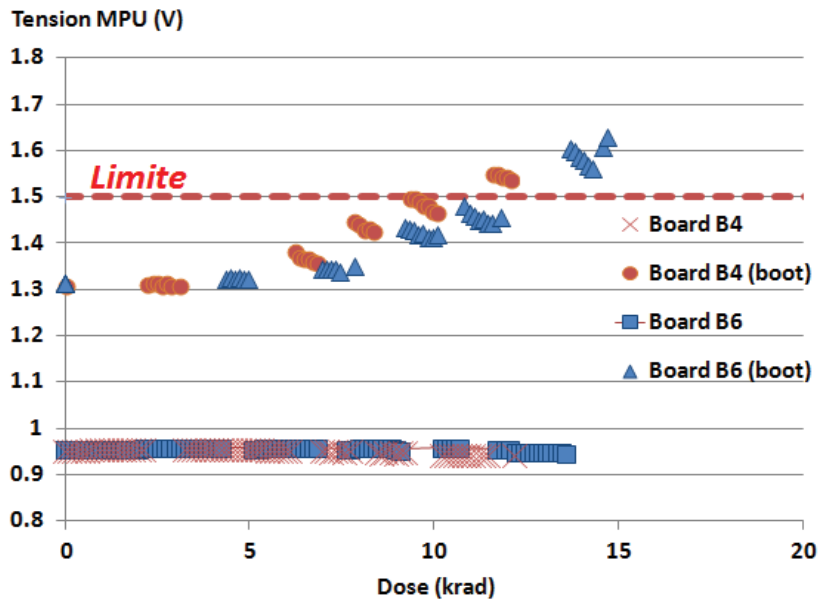

Figure 4.23 : Tension d'entrée du microprocesseur lors du démarrage du programme pour deux cartes irradiées polarisées.

En ce qui concerne la SDRAM DDR3, la tension d'alimentation de la mémoire, représentée sur la Figure 4.24, augmente légèrement avant de chuter brutalement en dessous des spécifications données par le constructeur (pour 17 krad et 15 krad, respectivement pour les cartes B4 et B6). L'intégrité des données n'est alors plus assurée et peut mener à de nombreuses erreurs et l'impossibilité d'accéder à la mémoire.

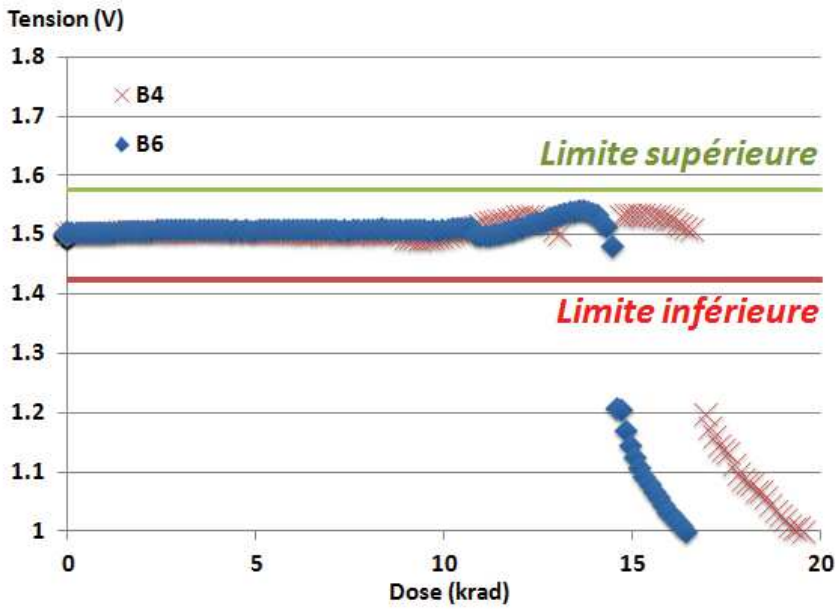

Figure 4.24 : Tension d'entrée de la mémoire SDRAM DDR3 pendant l'irradiation de deux cartes polarisées

Les changements anormaux de tensions mesurés ne peuvent être attribués à un seul composant en particulier. Le système étant étudié dans sa globalité, la tension mesurée dépend à la fois du

composant alimenté et du régulateur. La Figure 4.25 présente la dérive des sorties de régulation du PMIC pour deux niveaux de tensions (1.8V et 3.3V) pour les deux cartes polarisées.

Les tensions commencent à décroitre avant 5 krad et les différentes sorties d'une même carte suivent le même comportement : les deux courbes associées à B4 sont ainsi superposées et les deux courbes associées à B6 sont également superposées. La dérive est donc due au composant dans sa globalité et non à chacune de ses fonctions internes. Cela souligne une variation au niveau des composants.

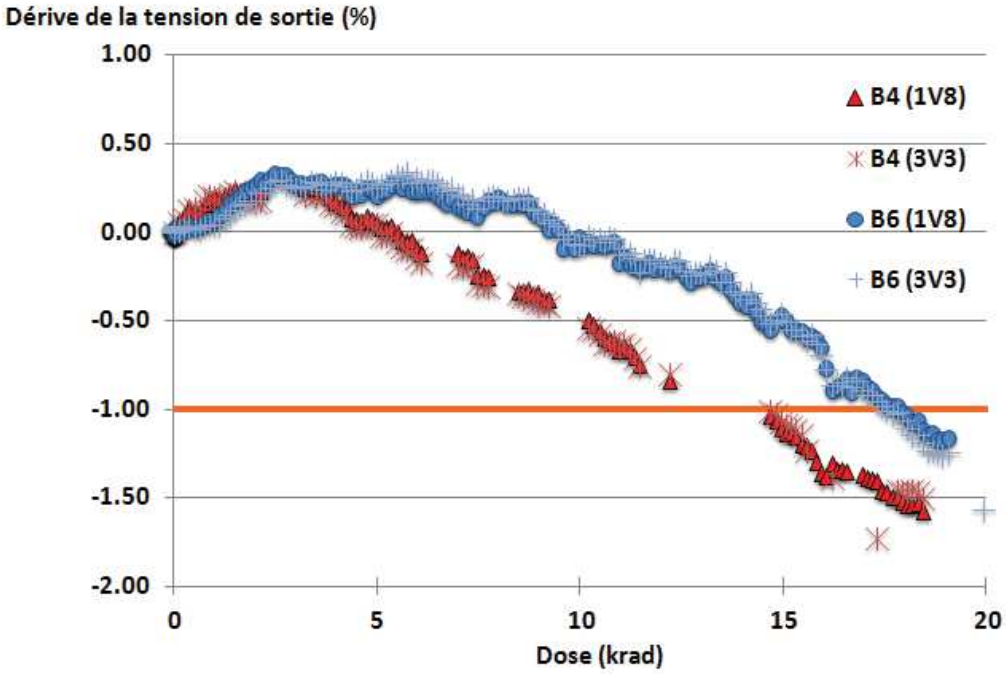

Figure 4.25 : Dérive des tensions 1,8V et 3,3V en sortie de régulation du PMIC pour deux cartes polarisées pendant l'irradiation.

Le changement de courant d'entrée au niveau des composants associé à une dérive de la tension régulée mène à la défaillance de régulation en charge. Cela cause au final l'arrêt de la carte. Le PMIC, initialement suspecté comme étant critique pour le fonctionnement de la carte, apparait donc comme le plus sensible et est donc le facteur limitant pour une utilisation en milieu radiatif.

Cet exemple illustre le fait que le test de cartes complètes, après identification des éléments potentiellement sensibles et avec un minimum d'ajouts de points de tests, peut apporter des détails sur la dégradation interne des composants. Cette étude aide alors à considérer les effets au niveau du circuit complet et à corréler les défaillances aux dérives internes.

4.5.4 Etude préliminaire aux tests SEE

Une étude sur la réalisation de tests SEE sur la carte commerciale BeagleBone Green a été initiée. Les tests en SEE sur ces cartes commerciales n'ont pas été menés mais l'étude et la préparation préliminaire ont permis de mettre en avant les difficultés et les exigences de ces tests pour des cartes complètes.

Une carte a été utilisée pour déterminer quels composants pouvaient être décapsulés pour une étude en effets singuliers. Pour cela, chaque boitier plastique des circuits intégrés montés a été attaqué chimiquement. La Figure 4.26 présente le résultat de cette opération réalisée pour étudier l'accès à la puce des différents circuits intégrés. La mémoire SDRAM DDR3 située à gauche présente un plan métallique, il est donc impossible d'accéder à la puce pour du test au laser ou aux ions lourds. La mémoire Flash eMMC, en bas à droite, présente deux puces distinctes : la principale correspond au plan mémoire et la seconde correspond à la gestion des interfaces et du protocole de communication. Ce composant emploie des fils de connexion en or qui résistent au traitement par attaque chimique. Les trois composants restant restant (le processeur ARM, le circuit de puissance PMIC et le driver Ethernet) utilisent des fils de cuivre et non de l'or pour les connexions. Ceux-ci réagissent avec l'acide et ne survivent pas au traitement. Il faut donc estimer la quantité d'acide suffisante pour accéder à la puce sans attaquer les fils de connexions. Il est pour cela nécessaire d'expérimenter sur des composants à part ou sur une carte servant de test.

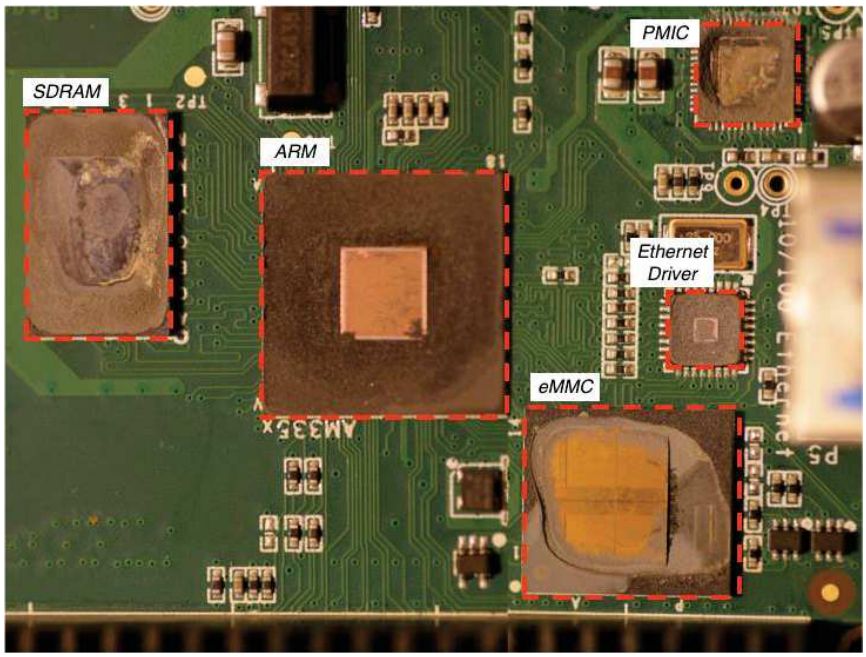

Figure 4.26 : Attaque chimique par acide de cinq circuits intégrés (la mémoire SDRAM DDR3, la mémoire flash eMMC, le processeur ARM, le circuit de puissance PMIC et le driver Ethernet) sur la face avant de la carte pour étudier l'accès aux puces.

Le processeur ARM, la mémoire Flash eMMC et le circuit de puissance PMIC ont été retenus pour préparer des cartes aux tests en SEE. En raison des composants et connecteurs périphériques, le PMIC nécessite d'être enlevé et remplacé par un composant préparé à part de la carte. Le processeur et la mémoire peuvent être préparés sur la carte et peuvent de plus être difficilement dessoudés et ressoudés sur la carte en raison de leur boitier BGA (Ball Grid Array) dont les soudures forment une matrice de connecteurs sous le composant. Chaque composant a été préparé sur une carte différente pour limiter la perte de fonctionnalité en cas d'erreur de manipulation ou de préparation d'un des composants.

La première carte utilisée pour le PMIC ne permettait pas de lancer correctement le programme embarqué. Certaines soudures ont mal pris et les composants n'étaient pas tous alimentés. Un second reflux en température pour aider à souder les connections n'a pas suffi et la carte n'a pas pu être

récupérée. La seconde carte préparée a été réalisée en protégeant d'avantage la puce exposée et en nettoyant au préalable les contacts. Cette seconde carte est fonctionnelle et les valeurs de tensions sont nominales.

Les cartes utilisées pour la préparation de la mémoire ont toutes perdues le programme embarqué. En lançant le programme intégré au microprocesseur nous nous apercevons que la mémoire de la première carte n'est plus reconnue tandis que la deuxième renvoie une taille erronée de 8 kbit au lieu de 4 Gbit.

Les cartes sélectionnées pour le microprocesseur ne répondaient plus lors de l'allumage après la préparation des composants. Le programme interne des microprocesseurs a dû être renvoyé par liaison série pour permettre aux cartes de fonctionner à nouveau. L'envoi du programme se fait en deux temps : tout d'abord il faut envoyer l'amorce de démarrage du processeur et ensuite envoyer le programme. Une des cartes n'a pas pu charger le programme. L'autre carte a pu être reprogrammée et est fonctionnelle.

4.6 Etude sous laser d'une SRAM commerciale

4.6.1 Contexte

Les possibilités offertes par du test sous faisceau laser ont été explorées en prenant comme cas d'étude une mémoire SRAM de chez Cypress. Le but final de cette étude sous laser est de comparer différentes approches (ions lourds, laser, simulation) et d'identifier les apports des différents tests ainsi que les passerelles qui peuvent exister de l'un à l'autre.

4.6.2 Banc de test

Le banc laser deux-photons de l'IES a servi à caractériser les mémoires étudiées. Une carte développée par Xilinx sert de carte mère pour piloter la mémoire lors du test. La mémoire est quant à elle située sur une carte fille avec une circuiterie de polarisation et de détection de latchup servant également de protection. Cette carte a été adaptée d'une précédente carte fille pour correspondre aux caractéristiques de la mémoire. Un PC de test est utilisé pour dialoguer avec la carte mère. Les commandes sont envoyées par Ethernet et les données peuvent être rapatriées par Ethernet ou liaison série. Deux mémoires ont été décapsulées en face arrière avant d'être montées sur les cartes filles et une carte fille avec une mémoire de référence non décapsulée est utilisée pour le développement et la validation du programme de test. Une des cartes fille avec un composant préparé et reliée à la carte mère est présentée en Figure 4.27. L'espace autour de la SRAM est laissé libre pour permettre l'accès à la lentille du laser au plus proche du composant.

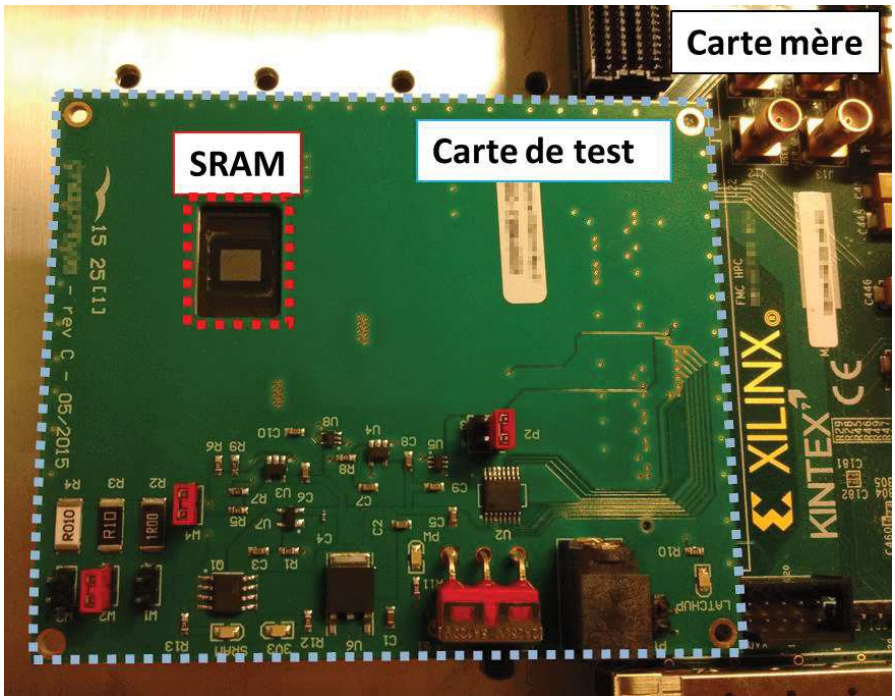

Figure 4.27 : Carte de test de la mémoire SRAM branchée sur la carte mère pour les tests au laser. La face arrière de la SRAM est préparée pour permettre l'accès à la puce.

4.6.3 Programme de test

Un programme dédié a été codé et synthétisé sur le FPGA de la carte mère pour assurer le pilotage de la mémoire et rapatrier les résultats de tests. Une plage d'adresse à lire ainsi qu'une plage d'adresses à écrire peuvent être modifiées. Le mot de données, à écrire et à identifier lors de la lecture, peut être présélectionné ou défini directement par l'utilisateur.

Des séquences de tests automatiques sont implémentées. Il est par exemple possible d'écrire la mémoire puis de lire en boucle et de renvoyer les informations en cas d'erreur détectée. Il est également possible d'écrire puis de lire la plage mémoire et de tenter de corriger les adresses en erreurs. Le nombre d'essais de corrections peut être défini pour vérifier que les adresses sont bien corrigées ou que certaines adresses nécessitent plusieurs tentatives de corrections.

4.6.4 Résultats

Des SEU ont été détectés en focalisant le laser sur le plan mémoire. L'énergie seuil, permettant de mettre en erreur un seul bit de donnée, est proche de 130pJ pour un passage de 0 à 1 et de 115pJ pour un passage de 1 à 0.

Une focalisation plus en profondeur a déclenché un ensemble d'erreurs à des énergies plus importante de l'ordre de 230pJ. Une analyse de ces événements reste à développer. Les premiers résultats suggèrent une décharge localisée dans un diamètre réduit autour de l'impact du laser. Cela pourrait entrainer un changement local du potentiel et faire basculer un ensemble de cellules.

La circuiterie de contrôle a été balayée en se focalisant sur certaines zones identifiées comme potentiellement sensibles. Aucun SEL n'a été induit lors de ce test même aux énergies les plus élevées.

Enfin, l'utilisation du laser a également permis de déterminer la répartition physique des adresses sur le plan mémoire. Pour cela, on se place proche de l'énergie seuil de SEU pour être en mesure de ne faire basculer qu'un bit de donnée. On déplace ensuite le plan mémoire sous le laser à l'aide de moteurs contrôlés par le banc laser. Les déplacements sont choisis spécifiquement pour identifier des zones correspondant à certains bits d'adresses et déterminer la symétrie qu'il peut exister entre ces différentes zones. La cartographie physique de la mémoire aide à mettre en place des solutions idéales de redondance des données en utilisant des adresses physiquement distantes si la cartographie en place n'est pas optimisée à ce niveau (s'il n'y a pas de bit scrambling), c'est-à-dire si de multiples erreurs physiquement proches se traduisent par de multiples erreurs logiques au sein d'un même mot.

Cette mémoire à également été testé sous ions lourds au cours d'une campagne de tests à l'UCL (Université Catholique de Louvain en Belgique). Ces tests sous ions lourds n'ont pas souligné de susceptibilité aux SEL, ce qui correspond à l'analyse laser.

L'équivalence entre l'énergie du laser et le LET sous ions lourds n'a pas été calculée pour le moment. La mémoire est encore à ce jour en cours d'investigation. En particulier, une comparaison entre différentes sources de tests (ions lourds, protons, laser et simulation) vise à évaluer les passerelles existantes entre ces sources pour définir des marges de sécurité adaptées et faire ressortir les avantages et inconvénients pour de la qualification à faible coût.

4.7 Etude sous ions lourds d'un Microcontrôleur du commerce

4.7.1 Contexte

Comme cela a été présenté dans le chapitre 2, les composants COTS sont parfois des systèmes complexes avec de nombreux modes d'opérations. Nous proposons ici une étude en effets singuliers d'un microcontrôleur considéré pour équiper des cartes de CubeSats.

Le PIC18 est un microcontrôleur sous architecture 8bit avec une mémoire Flash intégrée pour stocker le programme et de la mémoire volatile SRAM et non volatile EEPROM pour gérer les données. Ce composant acheté à l'unité coute 4€. L'intérêt de l'étude est avant tout d'identifier les occurrences de SEL et SEFI mais également de caractériser les différentes mémoires internes au composant.

La campagne de tests s'est concentrée sur une nouvelle version de ce microprocesseur (référence PIC18F46K80) pour évaluer sa réponse aux effets singuliers pour des missions en orbites basses. Les tests se sont déroulés sous faisceau d'ions lourds au GANIL (Grand Accélérateur National d'Ions Lourds).

Du Xenon à 49,61 MeV/A à été employé. Les LET utilisés couvrent des valeurs allants de 27,1 à 50,2 MeV.cm²/mg et sont détaillés dans le Tableau 10. Les différents LET sont obtenus en faisant varier la distance entre la sortie du faisceau et le composant et en insérant des réducteurs en Aluminium. La majorité des tests se sont déroulés à des fluences de 25000 particules/cm². Lorsque le nombre d'événements était trop faible, la fluence a été augmentée à 50000 ou 100000 particules/cm².

Les derniers tests se sont concentrés sur les effets potentiellement destructifs (latchups) avec une fluence de 500000 particules/cm² pour maximiser le stress de la puce du composant.

Tableau 10 : Spécificité du faisceau utilisé lors des tests du microprocesseur (PIC18F46K80) au GANIL.

Particule	LET (MeV.cm²/mg)	Parcours (µm)	Fluence (particules/cm²)
Xenon	27.1	676	25000
	31.9	456	25000 / 50000 / 100000
	33.6	400	25000
	38.3	289	25000
	40.3	253	25000
	40.6	247	25000
	45.9	178	25000
	47.9	157	25000 / 50000
	49.2	289	25000 / 500000
	50.2	137	25000

4.7.2 Banc de test

Une carte-mère a été conçue pour ce test et est visible sur la Figure 4.28. Cette carte embarque un microprocesseur pour piloter le composant sous test ainsi qu'une chaine de détection de SEL avec un seuil programmable qui permet de couper l'alimentation du composant et de signaler l'occurrence d'un événement en envoyant un signal au microprocesseur de contrôle. Le composant à tester se branche sur cette carte à l'aide d'une mezzanine et peut donc être changé simplement pour tester différents composants.

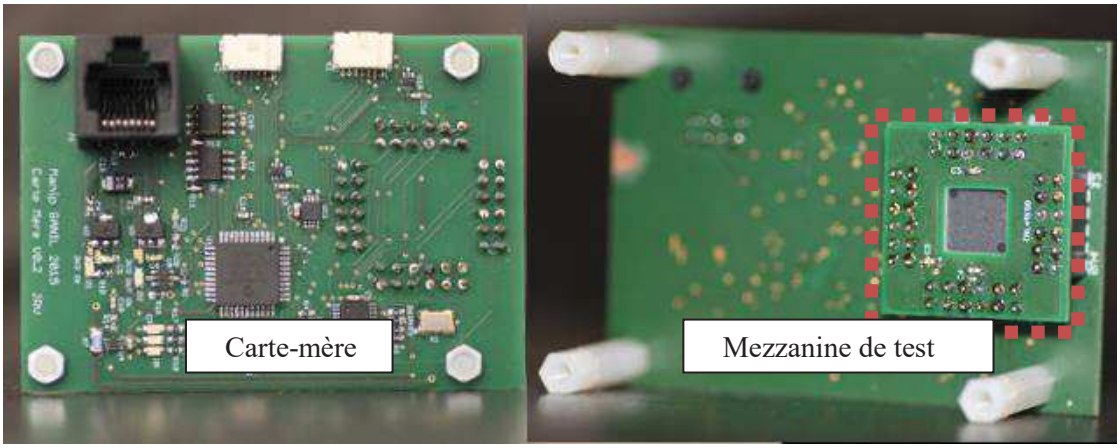

Figure 4.28 : Carte mère employée pour les tests en SEE du microprocesseur PIC18F46K80.

Une interface logicielle a été développée sous LabVIEW™ pour envoyer des commandes via Ethernet à la carte mère, afficher les mesures et les résultats sur le PC et sauvegarder chaque expérience. Le schéma de cette installation de test est présenté en Figure 4.29.

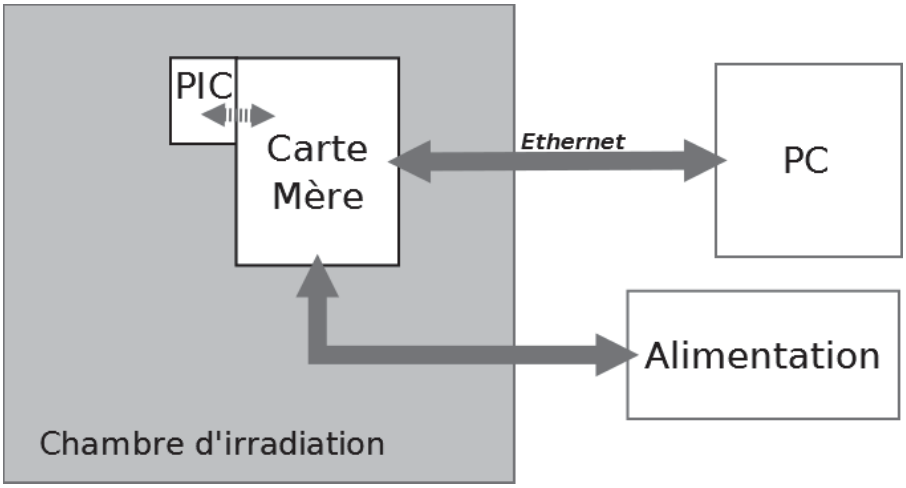

Figure 4.29 : Schéma du test sous ions lourds du PIC18F46K80.

Les données stockées en mémoire du microcontrôleur peuvent être définies manuellement ou présélectionnées (tout à zéro, tout à un ou une alternance de 0 et de 1). Le seuil de détection d'un latchup peut être changé à l'aide d'une simple commande pour permettre une plus grande flexibilité pendant les tests selon la réponse du composant une fois sous faisceau.

4.7.3 Evénements mesurés

A. Types d'erreurs

La SRAM, servant aux opérations et à l'enregistrement des données, présente des SEU, occasionnellement des MBU, et dans le pire cas enregistré, des SEFI. Des augmentations temporaires du courant de consommation ont été enregistrées mais n'ont jamais donné lieu à des SEL. Dès les premiers tests, des redémarrages du microprocesseur ont été enregistrés est sont ici catégoriser en tant que SEFI et appelés « Reset ».

B. Résultats

La section efficace exprimée par composant est présentée en Figure 4.30 pour les SEU et en Figure 4.31 pour les événements de type Reset. Les données ont été extrapolées pour approcher une courbe de type Weibull. Deux courbes ont été déterminées pour prendre en compte le manque de données de tests à faible LET qui permettrait d'identifier le seuil des événements. Les paramètres des courbes sont obtenus à l'aide du module de calcul du taux de SEE inclus dans OMERE.

La première courbe (pointillés noirs sur les figures) est obtenue en entrant l'ensemble des résultats de mesures. Le LET seuil de cette courbe est proche des premiers points de mesure ce qui donne lieu à une allure proche d'une marche d'escalier. Pour contenir au mieux les résultats et considérer un pire-cas, la seconde courbe (tirets noirs) considère seulement les trois valeurs

supérieures des résultats de tests. La courbe obtenue à un LET seuil bien inférieur à la première approximation.

L'absence de données à faible LET nécessite d'estimer une valeur pour couvrir un pire cas et ne pas sous-estimer le taux d'erreurs en vol par la suite. Pour cela, la seconde courbe est plus appropriée. Les différences au niveau des résultats obtenus sont présentées dans la section « Analyse » de cette partie.

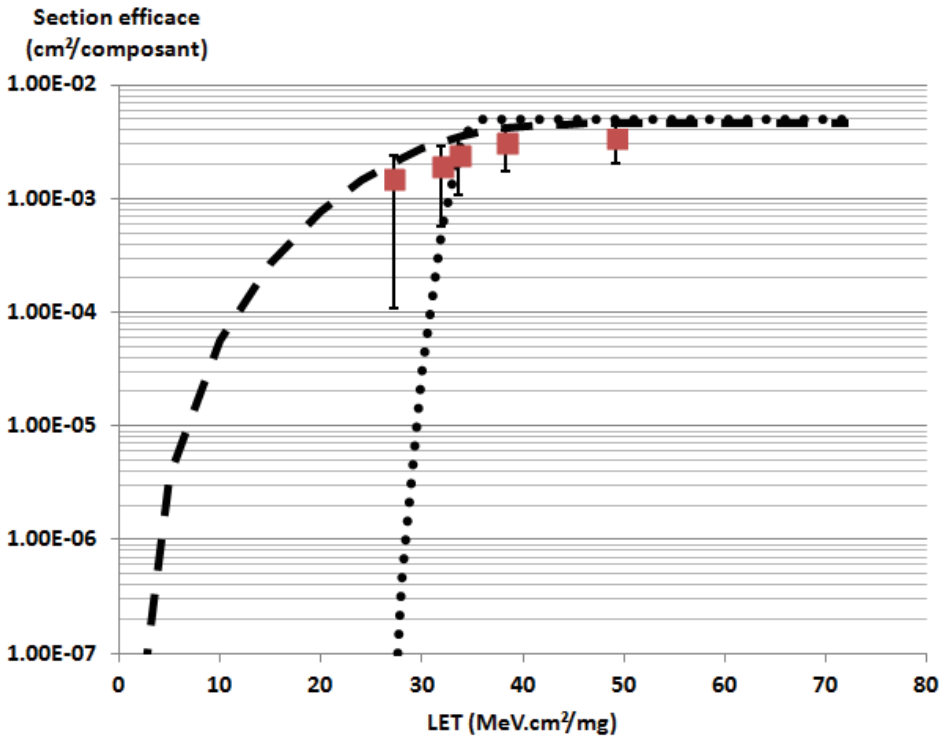

Figure 4.30 : Section efficace des SEU mesurée lors des tests sous ions lourds de la SRAM intégrée au PIC18F46K80. La courbe en pointillés est une extrapolation de type Weibull déterminée sous OMERE en considérant l'ensemble des résultats de tests. La courbe en tiret est déterminée en ne considérant que les trois valeurs supérieures de chaque LET pour identifier un cas défavorable.

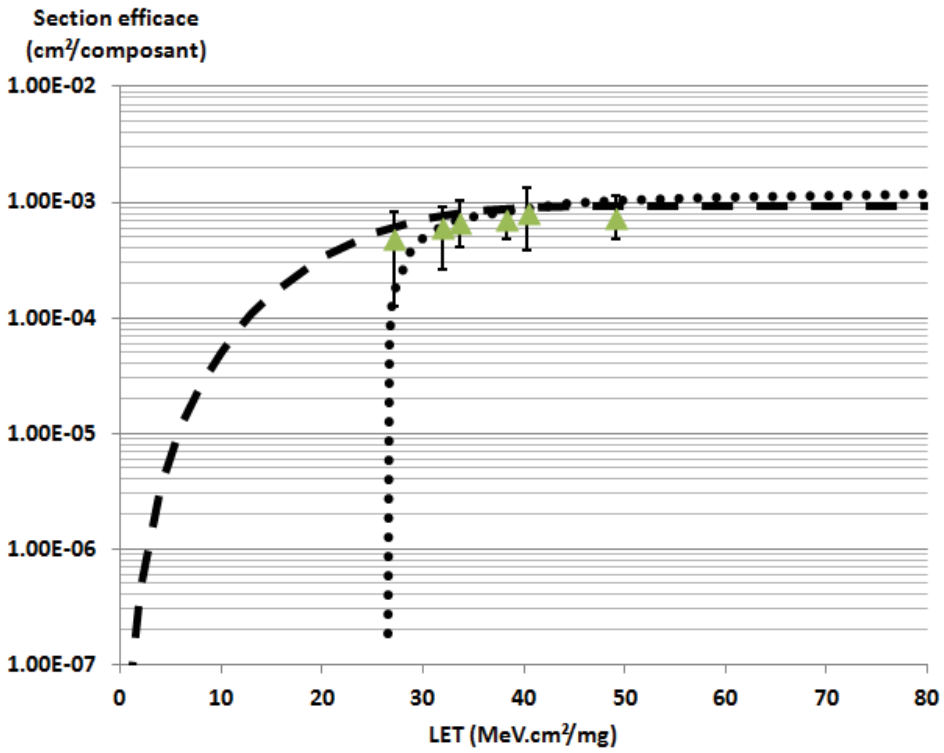

Figure 4.31 : Section efficace des SEFI (« Reset ») mesurée lors des tests sous ions lourds du PIC18F46K80. La courbe en pointillés est une extrapolation de type Weibull déterminée sous OMERE en considérant l'ensemble des résultats de tests. La courbe en tiret est déterminée en ne considérant que les trois valeurs supérieures de chaque LET pour identifier un cas défavorable.

Les ions utilisés lors des tests ont des profondeurs de pénétration différentes. C'est-à-dire que la position du pic de Bragg (tel qu'illustré dans la partie 3.3.2) varie selon le LET. Le logiciel SRIM [109] a été utilisé pour déterminer cette profondeur. Le rapport du nombre de SEU sur le nombre de Reset selon la profondeur de pénétration est présenté en Figure 4.32. On observe deux zones délimitées selon la profondeur. La moins profonde (inférieure à 280 µm) présente 2 à 10 fois plus de Reset que de SEU tandis qu'à partir de 280 µm les SEU sont majoritaires.

Figure 4.32 : Rapport du nombre de SEU sur le nombre de Reset observé selon la profondeur de pénétration des particules.

Ce lien entre la profondeur et le taux d'événements observés est également appuyé par la Figure 4.33 qui présente la section efficace des événements de type Reset en fonction de la profondeur de pénétration des ions. Ces événements commencent à se manifester à partir de 120 µm puis leur section efficace augmente grandement et présente un pic proche de 250 µm de profondeur avant de redescendre progressivement. De tels résultats associés à la connaissance de l'environnement radiatif de la mission vont permettre de déterminer quels types d'événements pourront être rencontrés. Si les particules pénètrent peu, on observe plus de Reset tandis qu'une forte pénétration donne lieu à des SEU.

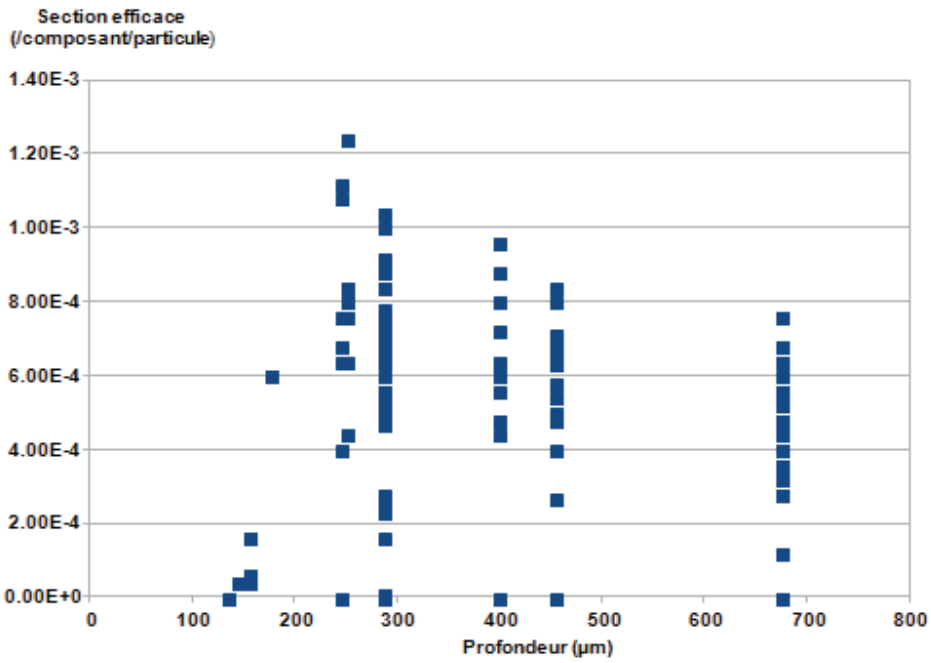

Figure 4.33 : Section efficace des événements Reset observés selon la pénétration des ions.

L'outil de traitement des données que nous avons développé fournit également une cartographie des erreurs en mémoire SRAM. Cette cartographie est uniquement valide d'un point de vue logique (selon l'adresse en erreur) et non physique (positionnement du bit sur le plan mémoire) car l'organisation interne des bits en mémoire n'est pas connue. Quatre exemples de cartographies sont donnés en Figure 4.34. Chaque marque noire représente une erreur. La cartographie A présente peu d'événements qui correspondent à des SEU. La cartographie B est représentative de la plupart des résultats obtenus lors des irradiations avec un plus grand nombre d'événements. La cartographie C présente, en plus des SEU, un MBU (entouré en rouge) qui correspond à un groupement d'erreurs logiquement continues. Enfin la cartographie D présente un événement majeur classé en tant que SEFI (il s'agit là d'un SEFI au niveau de la mémoire et non d'un « Reset »).

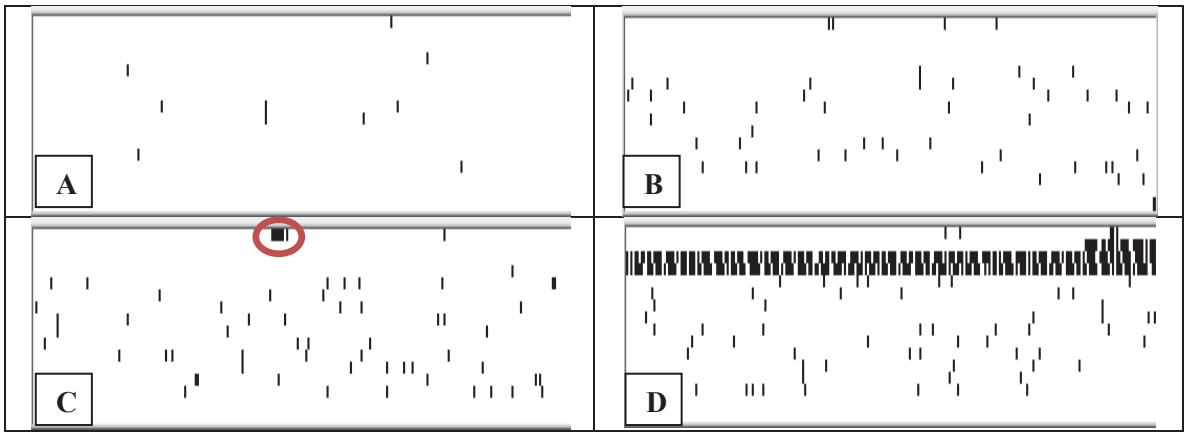

Figure 4.34 : Cartographies des SEU de la SRAM embarquée dans la PIC18 pour 4 tests distincts.

C. Analyse

Le calcul du taux d'erreurs d'après les données de tests a été réalisé à l'aide du logiciel OMERE. Le profil de mission est renseigné et les flux de particules sont modélisés. Le modèle AE8-AP8 est employé pour les ceintures de radiations en considérant le minimum solaire pour AP8. Le modèle ISO 15390 des GCR est utilisé en condition de minimum solaire pour maximiser le taux de particules. Le modèle solaire moyen d'ESP est considéré pour les flux de protons solaires et le modèle PSYCHIC pour les ions.

Les données de tests sous protons n'étant pas disponibles, l'extrapolation des données sous ions lourds à l'aide du code PROFIT ou SIMPA est employée. Les résultats présentés ici considèrent le modèle SIMPA.

Une épaisseur de blindage standard de 1g/cm^3 est sélectionnée pour le transport des particules. Un calcul avec la structure complète d'un satellite est également possible et a été réalisée dans le cadre de la mission MTCube pour différents composants mais les résultats restent internes à l'équipe de projet et ne sont pas présentés ici.

Les deux courbes présentées précédemment (Figure 4.31) sont utilisées pour le calcul du taux de SEE de type Reset du microprocesseur.

Deux missions en environnement distincts sont considérées. Une mission en orbite basse LEO à 800 km d'altitude et inclinée à 98° et une orbite GEO à 35 870 km d'altitude. Les résultats sont consignés dans le Tableau 11 où la courbe 1 est l'extrapolation de l'ensemble des données et la courbe 2 est la courbe « pire-cas ».

Tableau 11 : Résultats de l'estimation du taux d'erreurs sous OMERE pour deux missions. Deux courbes de caractérisations des SEE sont également employées.

Effets	Mission	Courbe 1 SEE/an	Courbe 2 SEE/an	Rapport Courbe 2/Courbe 1
Reset	LEO	0.34	1,96	5,81
	GEO	0.77	3,82	4,98
Ratio GEO/LEO		2,28	1,95	
SEU	LEO	2,01	4,34	2,16
	GEO	4,46	8,81	1,98
Rapport GEO/LEO		2,22	2,03	

Les taux d'erreurs ont également été calculés dans le cas de l'orbite LEO en utilisant PROFIT à la place de SIMPA et les résultats obtenus présentent une différence inférieure à 5%

Le passage de la mission LEO à GEO se traduit par une multiplication par 2 du nombre d'événements. L'utilisation de la courbe pire-cas multiplie par 5 le taux d'événements dans le cas des Reset et par 2 dans le cas des SEU.

Les redémarrages intempestifs (Reset) du composant constituent les événements les plus critiques détectés pour une mission. Ces effets peuvent réduire la disponibilité du système et causer la perte de données d'expériences en vol. Le taux estimé ici est faible et acceptable pour une mission de type CubeSat.

En ce qui concerne les SEU, la capacité réduite de le mémoire intégrée réduit grandement le taux d'événements. Au cours de la mission, les SEU peuvent être gérés par la mise en place de solutions au niveau logiciel telles que la duplication des données à différentes adresses, la redondance temporelle des opérations et des redémarrages volontaires de la carte.

4.8 Conclusion

Dans ce chapitre différentes méthodes de tests ont été expérimentées. Des tests conventionnels au niveau de composants, à la fois en dose et en effets singuliers ont été menés. Cela donne à la fois un point de comparaison et permet également d'étudier la qualification de composants commerciaux complexes avec un niveau d'abstraction élevé. A cela se sont ajoutés des tests de cartes complètes, c'est-à-dire des tests au niveau système.

Une démarche de test au niveau de systèmes complets a été proposée et évaluée au niveau de cartes issues du commerce ou développées en interne (test en dose, parties 4.3 et 4.5). Dans les deux études de cartes complètes le pire-cas observé concerne les cartes polarisées et permet d'extraire suffisamment d'informations sur les composants internes et leur dégradation. Les cartes étudiées présentent une sensibilité à faible niveau de dose de la partie puissance du système. Nous avons vu que les analyses au niveau système ou au niveau composant ont permis d'identifier la même fonction comme étant la plus sensible aux effets de dose. L'analyse au niveau composant permet d'identifier le composant sensible mais ne nous informe pas sur le comportement général. L'analyse au niveau du système ne nous permet pas toujours de remonter jusqu'au composant défaillant mais nous informe de la réponse du système entier et permet l'identification du bloc fonctionnel défaillant. D'un point de vue plus général, la partie puissance est centrale dans un satellite et son dysfonctionnement met directement en péril la mission principale. Une attention particulière est donc requise pour la conception de cartes ou la sélection de solutions pour la gestion de puissance d'un nanosatellite.

Nous avons également montré qu'une approche de test strictement fonctionnelle permet d'estimer le niveau de dose critique au-delà duquel le fonctionnement n'est plus assuré. Des mesures sur les paramètres électriques, et en particulier le courant de consommation, permettent d'affiner les résultats en déterminant les dérives internes qui mènent aux défaillances. Les informations extraites sur les paramètres électriques supplémentaires permettent d'isoler des fonctions ou des composants pour ainsi apporter des mesures correctives lorsque cela est possible.

Une étude préliminaire du système et de son application permet de mettre en place une séquence de test adaptée et de considérer, voire d'ajouter, des points de tests pour caractériser efficacement le système étudié en ajoutant de l'observabilité.

Si l'approche au niveau système est bien adaptée aux tests en dose, elle est plus difficile à mettre en place pour les tests en SEE. Les solutions permettant de tester une carte complète restent

limitées et il faut généralement se concentrer sur un composant à la fois. Deux cas sont alors à considérer, soit on teste le composant sur la carte pour avoir la réponse du système, soit on se concentre sur une analyse classique au niveau composant.

Les études en SEE ont soulevé plusieurs points d'intérêt. Tout d'abord, en ce qui concerne les difficultés inhérentes à la préparation de cartes complètes. Pour répondre à cette problématique, une solution consiste à préparer des composants approvisionnés à part de la carte pour identifier la faisabilité de la préparation sur la carte ou pour remplacer les composants de la carte par des composants correctement préparés pour un test SEE. Un second point d'intérêt est l'apport du laser pour identifier et cartographier les effets des SEE ainsi que pour obtenir plus d'informations sur le positionnement des bits d'adresses en mémoires. Enfin, pour les composants complexes tels que les microprocesseurs il est primordial de se focaliser sur les effets les plus critiques tels que le latchup et les SEFI.

En fonction des exigences de la mission, des tests au niveau système ou des tests au niveau composant pourront être privilégiés. Dans le chapitre 6, nous proposons une nouvelle approche RHA pour les nanosatellites. Nous définirons différents niveaux de fiabilité. Nous verrons que le test au niveau composant reste à privilégier dans le cadre de la sélection de composants pour des missions exigeantes tandis que le test de systèmes vise à qualifier une architecture plus globale avec un minimum de temps de faisceau et correspondra dans la majorité des cas aux missions de nanosatellites.

Chapitre 5

Futurs outils et développements pour la RHA

5.1 Introduction

Le choix des sources d'irradiation et des méthodes de tests en radiation s'appuient sur une base scientifique et un héritage qui démontrent leur efficacité pour des missions spatiales exigeantes. La difficulté réside maintenant dans le développement de méthodologies et de lignes directrices pour faciliter l'intégration des COTS dans les systèmes spatiaux tout en réduisant les coûts associés aux activités de RHA.

Pour considérer les nouvelles missions de nanosatellites et s'adapter à ce marché qui est en pleine expansion, il est nécessaire de repenser les méthodes de qualifications des systèmes. Des lignes directrices pour une démarche RHA adaptée aux nanosatellites seront proposées dans le chapitre suivant. Mais avant de proposer une nouvelle approche, il nous semble important de décrire les outils sur lesquels une RHA adaptée aux nanosatellites peut ou pourra s'appuyer, et de donner les tendances des effets radiatifs.

Ce chapitre présente des idées et des axes de recherche à approfondir pour mettre au point des outils d'aide à la RHA pour les nanosatellites. La première partie s'intéresse aux possibilités offertes par la simulation, à ses limites et aux exigences de futurs outils pour prendre en compte la fiabilité des COTS pour les nanosatellites. La seconde partie présente une étude sur les tendances des effets radiatifs. L'idée est ici de collecter des données selon les composants et leur technologie pour identifier, si elles existent, des tendances générales d'évolution de la sensibilité de famille de composants face aux effets des radiations.

5.2 Simulation

La simulation vise à réduire les activités de tests tout en apportant une estimation des effets des radiations sur des composants. Cette partie détaille dans un premier temps les objectifs de la simulation et ses limites avant d'évoquer, dans un second temps, les pistes à explorer et les outils à développer pour tirer parti de ces activités.

5.2.1 Objectifs et limitations

A. Applications actuelles

La difficulté de mettre en place des outils de simulation dans le domaine de la tenue aux radiations de composants électroniques vient du fait qu'il faut partir de l'interaction rayonnement-matière associé à la particule incidente pour arriver jusqu'au fonctionnement d'un système complexe composé de plusieurs milliers voire millions de transistors. En effet, tous les effets liés aux radiations sont très liés aux procédés de fabrications (qualité des matériaux, géométrie, …), et un haut niveau de détails est nécessaire pour reproduire au mieux les mécanismes physiques qui interviennent.

Une fois le type d'interaction déterminé, la simulation composant TCAD (Technology Computer Assisted Design) peut être un bon outil pour passer du domaine physique (création de charges ou de défauts dans les matériaux) à une réponse électrique. Cet outil consiste à modéliser la structure interne d'un composant pour ensuite y appliquer des modèles physique et reproduire les effets des particules dans les matériaux pour des conditions données. Un haut niveau de détails est requis sur le modèle que ce soit dans le choix des matériaux et de leurs propriétés ou de la

technologie employée pour la fabrication. Les résultats dépendent également de la justesse des équations physiques employées pour reproduire les effets qui entrent en jeu lors de l'irradiation d'un composant.

Les outils TCAD tels que Sentaurus [110] ou E.CO.R.C.E [111] aident à modéliser des structures linéaires, planes ou 3D en prenant en compte les processus de fabrication. Les équations physiques permettent de retranscrire les effets des particules en prenant en compte d'autres paramètres tels que la température ou les tensions appliquées. Cette solution est possible au niveau de composants simples, mais demande à la fois une connaissance détaillée des structures internes, et une puissance de calcul suffisante pour des composants plus complexes.

Du point de vue universitaire, la simulation est avant tout utilisée pour comprendre les mécanismes physiques. Les industries s'en servent également pour optimiser leurs composants durcis aux radiations en évaluant différentes solutions technologiques avant de passer à la production.

B. Limitations

Les démarches les plus avancées permettent de recréer le comportement d'un composant simple et ainsi de simuler différents effets selon les besoins de l'étude. En revanche, les composants numériques qui embarquent des capacités de calculs peuvent difficilement être modélisés.

La détermination des entrées nécessaires aux codes de simulation des effets radiatifs existants n'est pas toujours évidente sans avoir accès aux informations des fabricants de composants. La connaissance des matériaux employés, de leur dopage et du processus de fabrication est requise pour une modélisation précise. Ces informations ne seront pas disponibles dans le cas d'utilisation de COTS.

Seuls les composants simples peuvent actuellement être modélisés. Un circuit intégré complet demande du temps et des ressources pour établir un modèle et encore plus pour calculer l'ensemble des interactions qui entrent en jeu. La solution actuelle pour profiter des possibilités offertes par la simulation est de se concentrer sur l'ensemble des composants les plus simples qui peuvent être modélisés et de compléter les jeux de données par du test des composants complexes.

5.2.2 Axes de recherche

De nouveaux outils de simulations sont à développer pour prendre en compte des composants complexes et des systèmes complets qui sont également dépendants de leur utilisation, de la polarisation du circuit ou encore de la température de fonctionnement.

Des études se basant sur les réseaux Bayesiens pour estimer la réponse de circuits complets en prenant en compte les dérives de différents composants sont en cours de réalisation [112]. Cette approche est schématisée sur la Figure 5.1. Les données d'entrées nécessaires à la simulation regroupent les mesures de dégradation des composants, la prévision de l'environnement, les principes physiques d'opération (notamment des modèles de composants employés) des composants et les informations sur le fonctionnement du système et les connexions entre composants. Les données de tests et d'environnement sont traduites en modèles mathématiques pour alimenter le réseau Bayesien. Le schéma structurel du système, qui présente les dépendances entre les composants, est également transmis au réseau. Le réseau Bayesien va ensuite résoudre, à l'aide de

calcul Monte-Carlo, les probabilités de dégradation des paramètres du système selon les résultats des composants, l'environnement visé et les dépendances entre les composants. Les incertitudes sur l'environnement, les variations de composants à composants et les méthodes de tests peuvent également être considérées. Les résultats de paramètres dégradés sont ensuite injectés dans le modèle de fonctionnement du système pour obtenir la réponse selon l'application considérée.

L'outil de calcul prend actuellement des données de tests en entrée mais peut être adapté en considérant également des tendances technologiques.

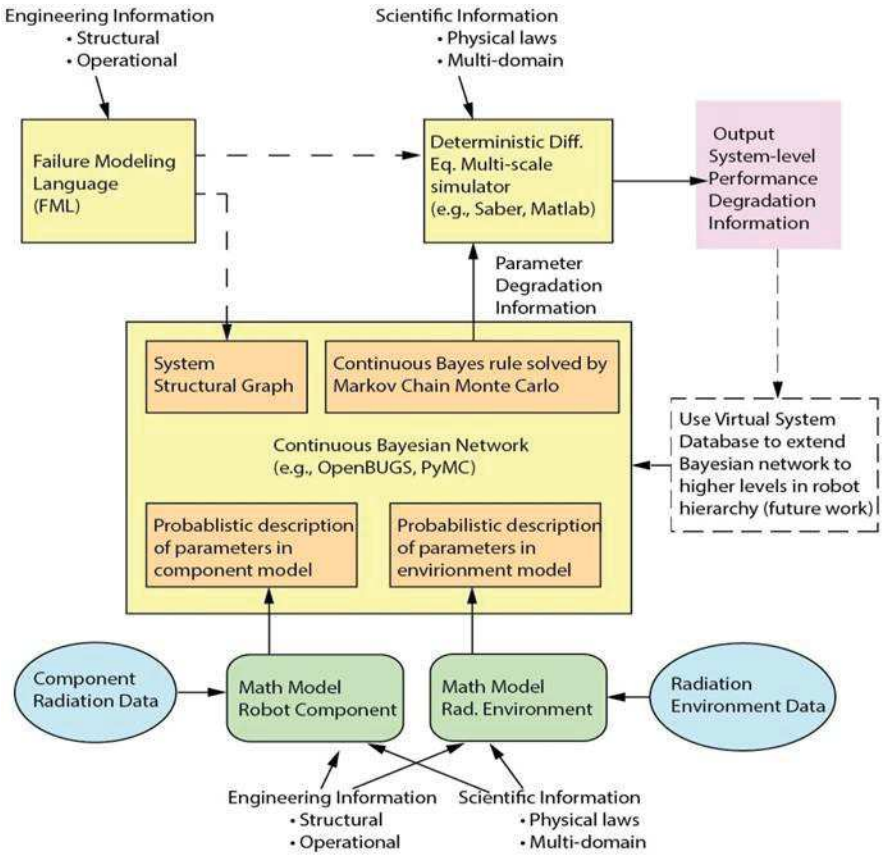

Figure 5.1 : Schématisation d'un processus de simulation basé sur un réseau Bayesien et de la simulation de circuit pour déterminer la réponse d'un système complet (ici un robot suiveur de ligne) suite à la dégradation en dose de ses composants internes [112].

Actuellement, les modèles des composants employés pour des outils de simulations sont difficilement modifiables pour intégrer les dégradations des paramètres dues aux radiations. Des méthodes de conception de modèles restent à développer et à explorer pour faciliter la création de modèles et leur utilisation pour de la simulation. Des macro-modèles de composants analogiques ont par exemple pu être développés par le JPL [113] en se basant sur de l'étude de la documentation technique allié à des papiers scientifiques concernant des composants similaires. Dans ce dernier cas, un composant de type régulateur de tension a été modélisé en considérant un schéma de circuit intégré typique de cette application puis en adaptant les paramètres internes pour faire correspondre les caractéristiques du modèle à celle du composant étudié. Pour simuler les effets de dose, les gains des transistors du circuit intégré modélisé ont été dégradés. Les résultats de cette modélisation ont

montrés une bonne concordance avec les tests en radiations du composant réel menés par une équipe différente.

Les futurs outils de modélisation des effets radiatifs pour les COTS devront se détacher de l'approche purement physique en considérant un plus haut niveau d'abstraction. Tout d'abord pour permettre d'estimer leur sensibilité sans avoir accès aux informations technologiques et ensuite pour s'affranchir des qualifications nécessaires pour couvrir les variations de composants à composants et les changements de processus de fabrication.

5.3 Tendances des effets singuliers

Avec l'utilisation de COTS qui présentent des technologies intégrées en constante évolution, un point d'intérêt repose sur l'étude de l'évolution des effets radiatifs selon le nœud technologique. Si des tendances sont identifiées cela peut aider à insérer des COTS dans des projets spatiaux en limitant les actions de sélections et de tests d'une RHA tout en garantissant un niveau de confiance. Comme nous l'avons vu dans la partie précédente, l'identification de tendances peut également fournir des entrées pour de futurs codes de simulation des effets des radiations et ainsi déterminer la fiabilité de systèmes complets à base de COTS.

De précédents résultats ont été présentés sur la dose ou les effets singuliers [114]–[117]. Il est généralement admis que la section efficace à saturation des SEU diminue pour les SRAMs avec l'intégration technologique. En ce qui concerne la dose, des études telles que celle illustrée en Figure 5.2 [118] soulignent le fait que la réduction du nœud technologique tend à améliorer la tenue à la dose des transistors intégrés.

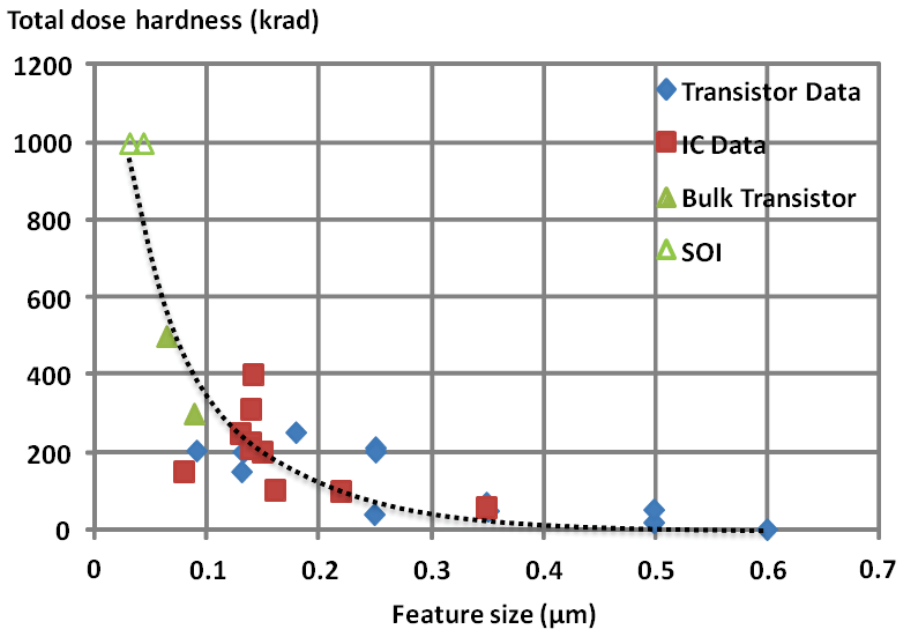

Figure 5.2 : Tendance de la sensibilité en dose de différents transistors selon le nœud technologique d'après [118]. Les données des Transistors et des IC (bleu et rouge) sont issues de différents articles de IEEE NSREC Radiation Effects Data Workshop Records [117]. Les données en vert sont issues de [119], [120].

La suite de ce chapitre présente les résultats d'une étude menée au cours de la thèse au sein du JPL sur un échantillon de composants du commerce. L'un des objectifs est d'identifier des tendances et si possible d'apporter des données utilisables pour alimenter des outils de modélisation et de prédictions des effets singuliers pour les COTS.

5.3.1 Démarche et base de données

Au cours de mon travail, je me suis intéressé aux SEL, SEFI et SEU. Le choix s'est porté sur les SEL en raison de leur aspect critique et destructif sur les composants. Les SEFI ont été choisis pour s'intéresser à leur impact sur les composants qui embarquent de plus en plus de capacités de calculs intégrées ou de circuiterie de contrôle évoluée potentiellement sensible. Les publications de données des conférences NSREC depuis 1997 jusqu'à 2015 ont été revues pour mettre en place une liste de composants et leurs résultats associés. Une trentaine de références sont employées pour la suite de cette étude [121]–[150].

Les paramètres d'intérêt pour les SEE sont principalement le LET seuil et la section efficace à saturation. Le LET seuil défini l'énergie minimale permettant d'activer un SEE et la section efficace à saturation définit le taux d'événements maximum qui peut être induit par une particule. Ces deux données cumulées permettent d'estimer le taux d'erreur pour un environnement spécifique.

Pour chaque entrée, la référence du composant, le fabricant, la fonction assurée, les informations technologiques, le LET seuil, la section efficace à saturation, les conditions de tests et la référence de la publication sont relevés. Plus de 130 composants sont référencés pour les SEFI et SEU et plus de 60 pour les SEL. Près de 60% des résultats pour les SEFI concernent des mémoires, l'accent a été mis sur ces composants pour la suite de l'étude en considérant en particulier les mémoires de type SDRAM et FLASH à cellule NAND.

Lors de la mise en place de cette base de données interne, l'idée était de regrouper les composants selon des critères les plus génériques possibles. Les conditions de fabrications et les schémas employés étant propres aux concepteurs des circuits, un tri selon les fabricants a été effectué. Cette démarche n'a pas mis en évidence de lien direct et le classement par technologie s'est montré plus probant pour le reste de l'étude.

5.3.2 Principaux résultats

A. <u>Single Event Latchup</u>

Pour l'ensemble des technologies le LET seuil du SEL augmente avec la réduction du nœud technologique comme l'illustre la Figure 5.3. Les mémoires de types SRAM (losanges), SDRAM (triangles), NAND flash (carrés pleins) et NOR flash (carrés vides) sont représentées sur ce graphes. La tendance générale est donnée en pointillés. Quel que soit le type de mémoire étudiée, le LET seuil augmente avec la réduction du nœud technologique.

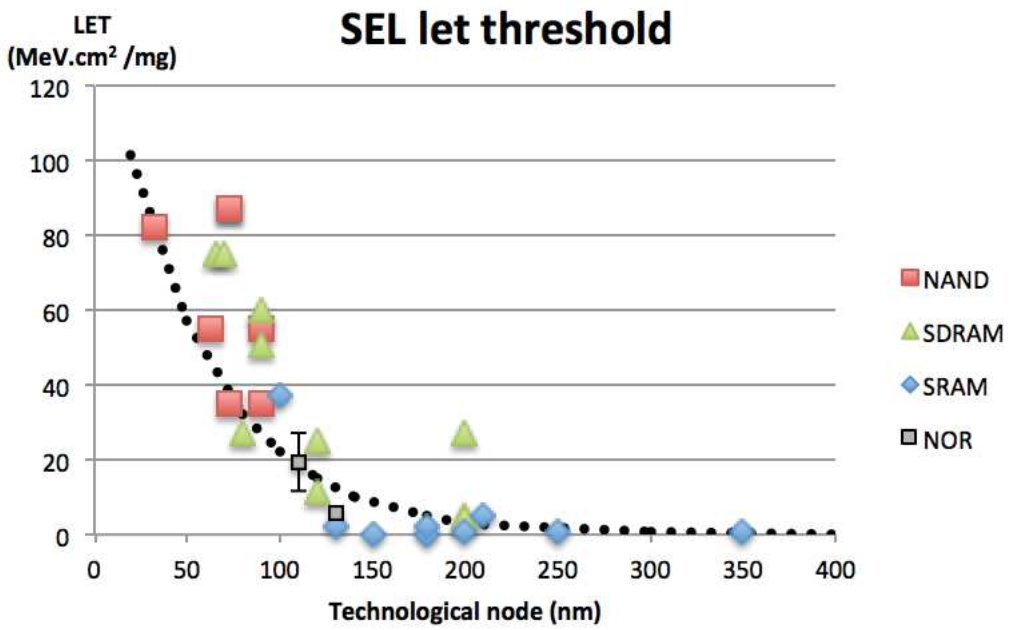

Figure 5.3 : SEL LET seuil en fonction du nœud technologique pour différents designs de mémoires du commerce.

Les technologies récentes testées présentent donc à ce niveau une meilleure réponse que les technologies plus anciennes avec des oxydes de grille épais. Une explication de ce phénomène est due au mécanisme menant au latchup et au lien qu'il existe entre le nœud technologique et les niveaux de tension appliquée. En effet, la mise en conduction de la structure thyristor parasite est facilitée par de plus fortes tensions. Or, la réduction du nœud technologique réduit également la tension au sein du transistor. Il est donc plus difficile de mettre en conduction la structure parasite pour des technologies fortement intégrées. Les technologies de mémoire de plus en plus intégrées tendent à augmenter le LET seuil du SEL et donc à réduire la probabilité de SEL.

En revanche, des études soulignent le fait que la section efficace peut être plus élevée suite à la réduction des technologies [116]. Une étude plus générale basée sur un échantillon représentatif reste toutefois nécessaire pour généraliser une tendance sur ce dernier point.

B. Single Event Upset

Pour l'étude des SEU, les mémoires SDRAM et FLASH ne présentent pas d'évolution similaire selon le nœud technologique et les résultats sont donc classés par type de mémoire.

1) SDRAM

La Figure 5.4 présente les résultats pour des mémoires SRAM, SDRAM, SDRAM DDR2 et SDRAM DDR3 pour des nœuds technologiques allant de plus de 1 um à 35 nm. La section efficace de saturation tend à diminuer de façon linéaire en fonction du nœud technologique. On note toutefois des écarts plus importants pour les résultats sur les DDR2. Cela peut venir de changements technologiques ou de composants naturellement plus durcis mais les données issues des publications ne permettent pas d'identifier deux groupes distincts selon les paramètres donnés pour expliquer cet écart.

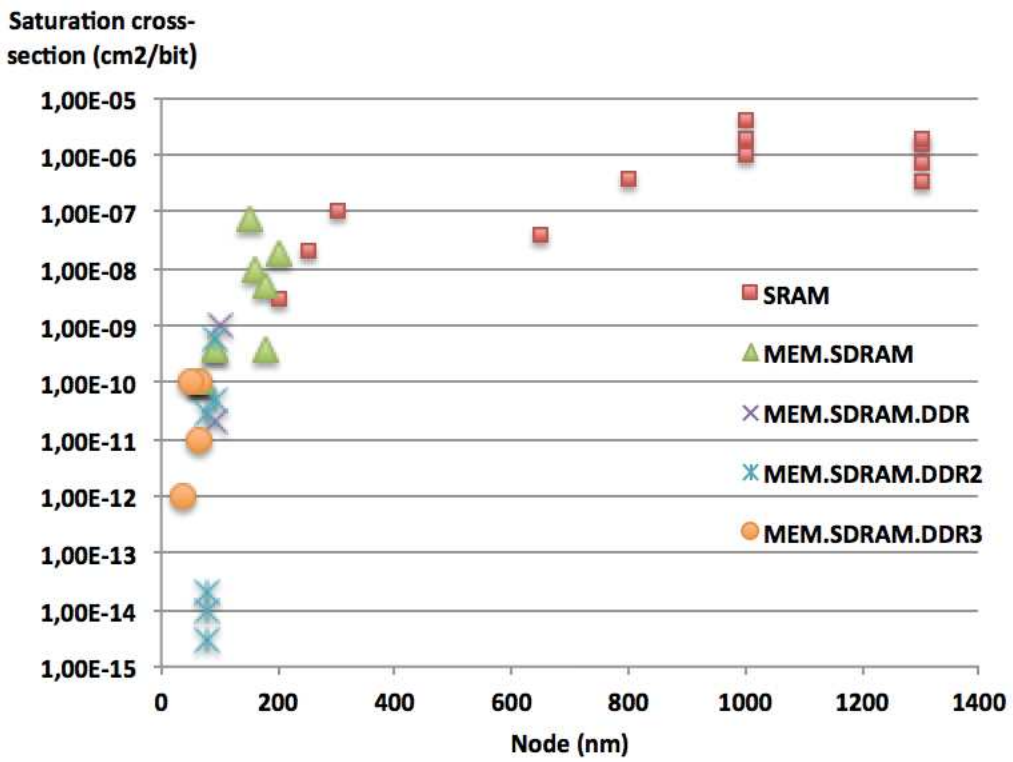

Figure 5.4 : Evolution de la section efficace de saturation selon le nœud technologique de différentes SRAM et SDRAM.

2) FLASH

Pour les mémoires NAND Flash, la tendance visible sur la Figure 5.5 n'est pas la même. La réduction de la taille de transistor tend à augmenter légèrement la susceptibilité aux SEU suivant une loi logarithmique mais l'ensemble des résultats reste concentré sur 3 ordres de grandeur pour des technologies comprises entre 130 nm et 25 nm. Le constat d'une étude menée sur des NAND Flash conçues par Micron avance également très peu d'effets de la réduction du nœud technologique entre 120 nm et 72 nm avec une section efficace proche de 10^{-10} cm²/bit [151].

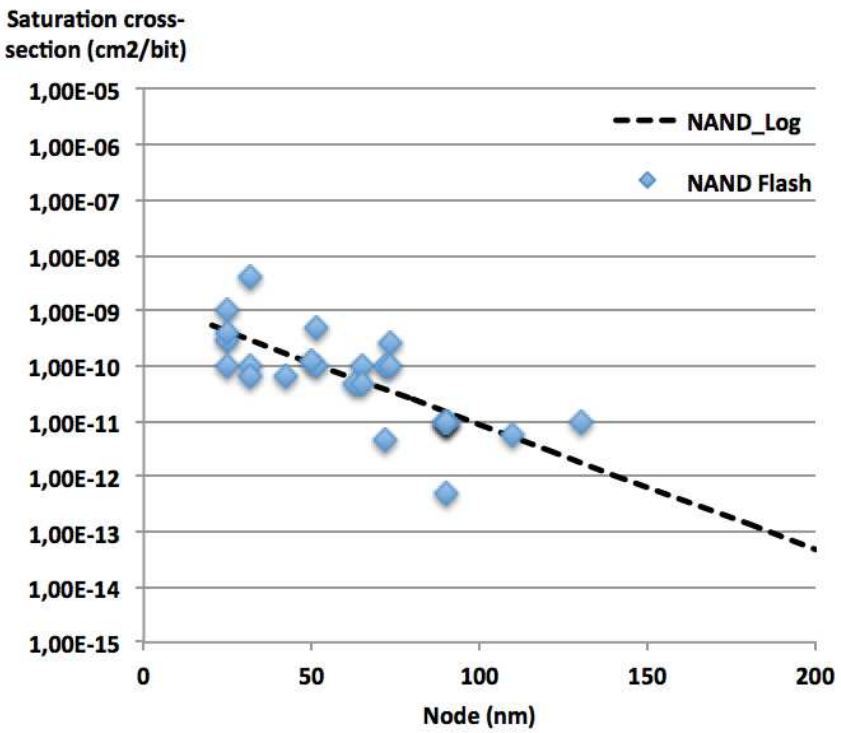

Figure 5.5 : Evolution de la section efficace de saturation des SEU selon le nœud technologique de mémoires NAND Flash.

La réduction de l'oxyde flottant s'accompagne également d'une réduction de la charge nécessaire pour induire un changement d'état mais le volume sensible ne suit pas directement le volume de la grille flottante et devient supérieur à celle-ci avec la réduction des dimensions technologiques [114] [139]. De plus, la contribution de la grille devient comparable à celle de la circuiterie de contrôle [152].

Avec des architectures telles que le MLC (Multi Layer Cell) qui permettent de stocker plus de 2 niveaux d'informations sur une cellule, des variations de niveaux de tensions plus faibles peuvent induire une erreur. Les nouvelles technologies embarquent également des codes correcteurs performants intégrés directement lors du développement car les mémoires sont sensibles aux erreurs en fonctionnement nominal même sans considérer l'environnement extérieur [153].

La diminution des dimensions entraine donc une hausse du taux d'erreurs pour les mémoires NAND Flash. En considérant les modes de fonctionnement, et en particulier les codes correcteurs d'erreurs intégrés, cette tendance peut toutefois être différemment altérée par l'évolution des technologies.

C. Single Event Functional Interrupt

Les SEFI regroupent différentes conséquences et dépendent des modes d'opérations des composants sous tests durant l'irradiation. En ce qui concerne les mémoires, les SEFI peuvent être d'importants groupements d'adresses en erreurs selon un schéma logique, des dysfonctionnements lors des opérations d'écriture ou de lecture ou une impossibilité de dialoguer avec la mémoire.

Certains tests en radiation ne s'intéressent pas aux SEFI et présentent donc au final un faible échantillon statistique. Les données collectées ici considèrent les SEFI identifiés par les auteurs des différents papiers et les méthodes de détection ou de référencement peuvent varier.

Pour les SDRAM, la section efficace à saturation des SEFI tend à diminuer avec la réduction du nœud technologique. Cette évolution est visible sur la Figure 5.6, les données sont accompagnées d'une courbe de tendance exponentielle. Les mémoires SDRAM, en plus de présenter une réduction de leur nœud technologique, présentent des changements au niveau de la circuiterie de contrôle et d'accès aux transistors. Les passages successifs à la DDR, DDR2 et DDR3 s'accompagnent d'autant de changements technologiques. Ces évolutions semblent induire un changement dans la susceptibilité de ces structures.

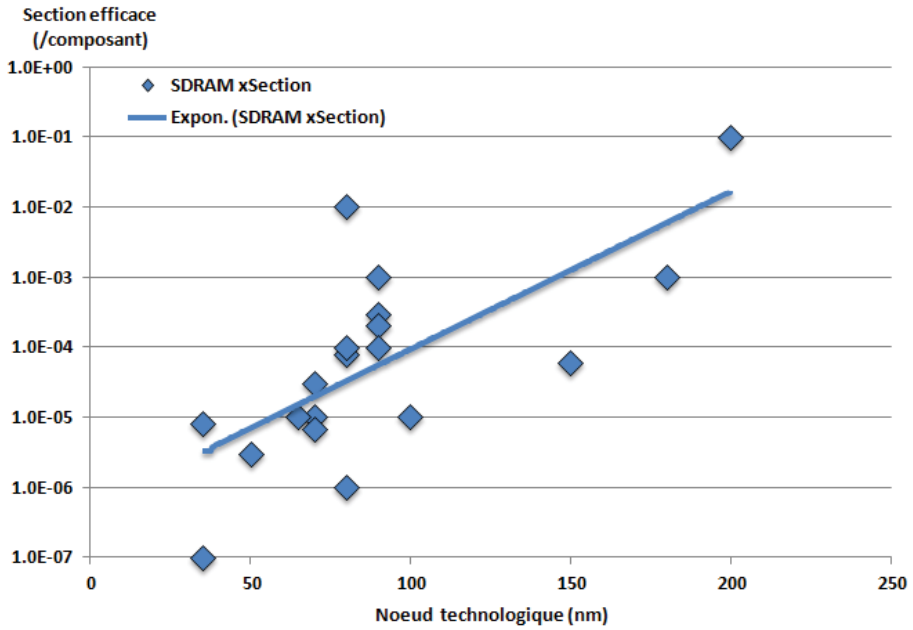

Figure 5.6 : Section efficace à saturation des SEFI dans les SDRAM selon le nœud technologique.

La Figure 5.7 présente les résultats obtenus pour les mémoires FLASH. De 90 nm à 25 nm les section-efficaces s'échelonnent sur 3 ordres de grandeurs sans présenter de tendance particulière. L'évolution technologique pour cette famille de mémoire semble se focaliser sur le plan mémoire et la circuiterie de contrôle ne suit pas directement cette évolution.

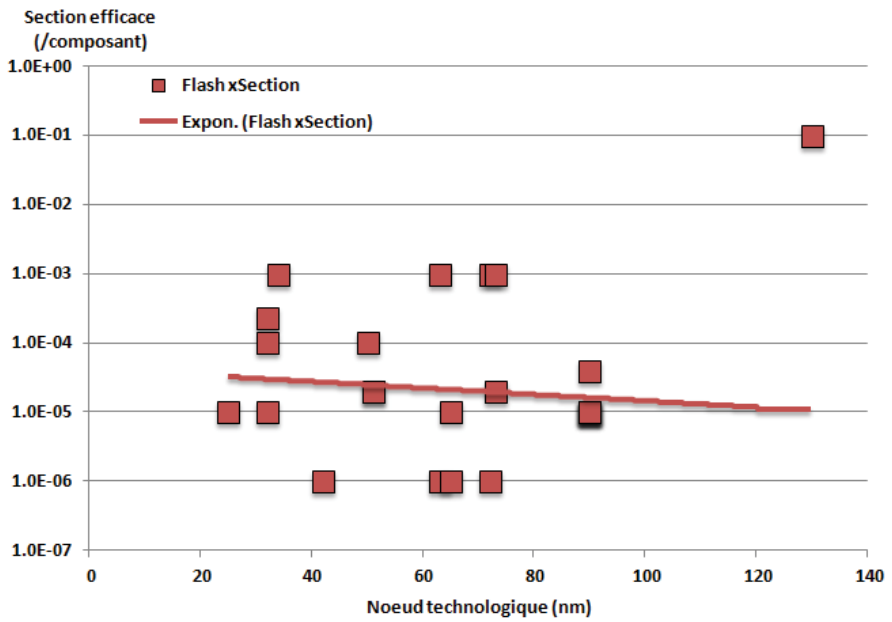

Figure 5.7 : Section efficace à saturation des SEFI dans les FLASH selon le nœud technologique.

Les résultats pour les SEFI soulignent la nécessité d'avoir accès aux informations technologiques. Plus que le nœud technologique, c'est la structure interne de la circuiterie de la mémoire qui semble dominer le résultat.

D. Limites des tendances observées

De nombreuses références de composants au sein des publications de données sont similaires, que ce soit un même composant sous différentes conditions de tests ou des révisions distinctes d'une même puce. Cela donne au final un échantillon qui reste limité pour s'assurer d'une généralisation des résultats. C'est en particulier pour cette raison que l'étude s'est focalisée sur les mémoires et n'a pas pu apporter de résultats concrets pour d'autres familles de composants.

L'augmentation de la complexité des circuits intégrés et les changements technologiques pour réduire les dimensions, la consommation et augmenter les fréquences d'utilisation risquent de rendre difficile la généralisation de tendances. Ces architectures qui se complexifient et font intervenir parfois différentes technologies sur une même puce risquent d'empêcher l'identification de mécanismes de dégradation ou leur classification.

5.4 Conclusion

Des activités ont été menées pour étudier les possibilités offertes par différentes méthodes telles que la simulation ou l'étude de l'évolution de tendances technologiques face aux effets des radiations.

L'étude des tendances technologiques s'appuie sur des considérations physiques et vise à satisfaire deux objectifs : établir une base de données de l'évolution des effets selon les technologies et apporter un aperçu des effets et de leur gamme de valeur pour les non-initiés. La compréhension des mécanismes physiques, alliée au jeu de données de tests grandissant, peut aider à identifier des tendances selon des technologies spécifiques. La mise en place de bases de données (internes ou publiques) pour automatiser le traitement des données et le suivi de tendances potentielles peut donner lieu à un outil d'aide à la conception de systèmes à base de COTS et à la sélection de composants pour des projets spatiaux aux coûts réduits.

La modélisation de circuits intégrés et de systèmes reste aujourd'hui limitée techniquement par la puissance de calcul, le temps de conception, les effets couverts et les modèles existants. Une connaissance avancée de la technologie embarquée est requise et les codes restent souvent orientés vers une utilisation au niveau de la conception de circuits intégrés pour du durcissement aux radiations ou pour de l'étude approfondie d'effets radiatifs.

De futurs outils restent à développer pour s'adapter à la problématique des COTS en réduisant les coûts et en limitant les connaissances technologiques nécessaires. Des méthodes statistiques de calcul de fiabilité et d'extrapolation de résultats de tests en intégrant également des courbes de tendances pourraient aider à aller dans ce sens.

Chapitre 6

Lignes directrices pour une démarche RHA adaptée aux nanosatellites.

6.1 Introduction

En vue de démocratiser et de faciliter l'utilisation de COTS pour des systèmes spatiaux et tout particulièrement pour des satellites à faible coût tels que des nanosatellites étudiants, il est primordial de proposer une démarche de validation qui limite les dépenses tout en assurant un niveau de fiabilité adapté à la mission.

Les chapitres Chapitre 3 et 4 ont permis de présenter les méthodes de tests et leurs avantages les unes par rapport aux autres ainsi que leurs applications. Dans ce chapitre nous nous intéressons plus particulièrement à l'agencement de ces méthodes au sein d'une démarche RHA dédiée aux nanosatellites et aux COTS embarqués. La méthodologie proposée est basée sur des étapes d'analyse successives qui apportent chacune une précision sur le niveau de fiabilité d'un système. L'idée est de minimiser l'usage des méthodes qui requièrent le plus de temps et de moyens.

La première partie de ce chapitre s'intéresse à la démarche globale, aux actions couvertes et aux limites restantes dans sa mise en place et son développement. La seconde partie quant à elle met l'accent sur les actions de tests et propose un ensemble de lignes directrices et de méthodes pour considérer les effets radiatifs lors de la conception d'un nanosatellite. La dernière partie propose des lignes directrices en particulier pour considérer des systèmes du commerce.

6.2 Approche globale

L'attente principale dans la mise en place de lignes directrices pour une RHA à destination des nanosatellites est avant tout de réduire les coûts en proposant un ensemble de méthodes standardisées qui guident l'utilisateur dans sa démarche pour limiter les actions tout en optimisant les résultats qui en ressortent. Le but est de réduire les coûts des projets de nanosatellites et de permettre de prendre correctement en compte les radiations dans des projets étudiants, pour les radioamateurs et les missions à faible coût.

Là où des standards, principalement industriels ou militaire, proposent de nombreuses étapes qui n'intègrent pas directement les nanosatellites ou laissent libre les développeurs, cette démarche doit s'adresser à des concepteurs qui ne sont pas spécialement formés à la contrainte radiative. Il est alors important de proposer une approche guidée, simple et dédiée.

Cette partie apporte des éléments de réponse pour gérer cette problématique au niveau du projet en soulignant les activités de définition de la mission, d'approvisionnement de composants et de développement de sous-systèmes d'un nanosatellite.

6.2.1 Définition de classes de nanosatellites

Pour limiter les actions de RHA au strict nécessaire, il est primordial de considérer la mission dans son ensemble et de définir les attentes du nanosatellite. L'expertise radiation n'est pas toujours présente au sein d'équipes de développement de nanosatellites et en particulier de CubeSats, c'est pour cela qu'un document standardisé et guidé peut aider au succès de missions si le coût supplémentaire est justifié.

La plupart des missions de nanosatellites ne sont pas spécifiquement référencés dans une classe adaptée. Au vu des différents acteurs et des profils de missions évoqués au chapitre 2, on ne peut

regrouper tous les projets dans une seule classe de mission générique. En effet, les nanosatellites regroupent des missions très diversifiées allant de démonstrateurs technologiques à des mesures scientifiques en milieux contraignants. Un des aspects importants de l'étude RHA est donc de pouvoir clairement identifier les enjeux d'une mission donnée et les risques associés.

La définition de différentes classes peut autoriser la mise en place de contraintes spécifiques et de marges sur les activités de RHA. Par définition, les démonstrateurs technologiques doivent accepter un fort taux potentiel d'erreurs ou de dysfonctionnement en vol pour autoriser l'envoie de technologies récentes tandis que les missions de communications doivent garantir une disponibilité durant la durée de vie du satellite. Les différentes missions et leurs enjeux sont développés ci-dessous :

- Le développement d'un nanosatellite à des fins d'**éducation** peut accepter un risque élevé au niveau radiatif car l'enjeu est ici de former des jeunes et le succès de la mission, si le satellite est lancé, peut être alors vu comme secondaire.
- L'utilisation d'un nanosatellite en tant que **démonstrateur technologique** repose en grande partie sur de la tolérance aux fautes. La réponse de la charge-utile n'est généralement pas connue et certaines missions peuvent d'ailleurs servir de premier test en milieu radiatif et spatial. Les risques sont alors élevés et l'architecture doit principalement pouvoir accepter les fautes et gérer des erreurs potentiellement destructrices.
- Les missions de **télécommunication** ou de **positionnement** nécessitent un ensemble de nanosatellites qui interagissent et forment une constellation ou sont essaimés sur certaines orbites pour couvrir des zones étendues du globe terrestre. Ce groupement offre une redondance au niveau des systèmes complets. La forte disponibilité ou la résolution attendue peut donc s'accompagner de fautes ou de pertes temporaires de signaux au niveau d'un satellite isolé car ces fautes peuvent être alors contrebalancées par une gestion au niveau de la flotte globale.
- Les missions **scientifiques** demandent de porter une attention particulière au système de traitement des données et aux mémoires employées pour garantir l'intégrité de l'information stockée et éviter de perdre des mesures. Des activités de qualification au niveau de composants sont à prévoir.
- Pour les missions d'**observation**, la partie optique et le capteur sont à sélectionner avec attention et éventuellement à tester en détail. La dose sur l'architecture reste faible en raison de la basse altitude requise pour l'imagerie mais, tout comme pour les missions scientifiques, la partie de gestion et d'envoie des données demande une analyse particulière et la mise en place de solutions de corrections des effets radiatifs.
- Les missions **interplanétaires** doivent faire face aux radiations pendant de longues durées et le projet peut difficilement être répliqué. Une attention particulière est à porter pour ces missions pour s'assurer que le système survit au trajet et peut ensuite assurer sa mission. Une qualification du système et la mise en place de protections à la fois en SEE et en dose est requise.

Le Tableau 12, donne un exemple de classification de structures de nanosatellites prenant en compte les risques associés aux missions particulières définies ci-dessus. Nous proposons de classer ces missions selon 5 groupes : de A à E.

Tableau 12 : Classification des missions de nanosatellites associées à leurs risques et aux actions spécifiques de RHA à développer.

Rôle	Risques	Actions spécifiques	Groupe
Education	Acceptable	Etude de l'environnement	A
Démonstrateur	Effets inconnus pour la charge utile	Tolérance aux fautes	B
Télécommunication **Positionnement**	Perte de disponibilité	Redondance de systèmes	C
Scientifique **Observation**	Corruption des données	Tests de mémoires Tests de la chaine optique	D
Exploration	Perte du système en début de vie	Qualification/blindage/mitigation	E

6.2.2 Sélection et Approvisionnement des composants

La sélection de composant vise à répondre aux problématiques posées par les COTS détaillées dans le chapitre 2. Il est primordial d'identifier les composants défectueux ou contrefaits et d'être en mesure de prendre en compte les variations d'un lot à un autre [50], [154]. Pour catégoriser les composants, la première solution est de trier selon les marquages du boitier. Les démarches et méthodes à mettre en place pour le tri servent à pallier le manque d'informations sur les lots d'origine et les variations de processus de fabrication qui peuvent exister entre les composants. Les marquages ne sont pas toujours présents, en particulier pour les boitiers les plus réduits. Une seconde solution consiste à définir une signature électrique en mesurant des paramètres spécifiques pour une condition donnée. Les composants sont ensuite groupés selon leur signature en prenant comme hypothèse le fait que la variation statistique d'un même groupe est sensée suivre une distribution gaussienne typique [51]. Un composant dont les paramètres identifiés pour la signature sont statistiquement trop distants de ceux établis sera donc assigné à un second groupe. Si les étalements de plusieurs distributions se recouvrent, un troisième groupe peut en résulter mais généralement les composants les plus distants de la moyenne seront rejetés. La Figure 6.1 illustre cette démarche avec trois groupes (A, B et C) qui sont identifiés sur l'ensemble des composants.

Une différente approche à considérer pour limiter les variations de processus de fabrication dépend des moyens financiers disponibles pour l'approvisionnement de composants. Cette démarche consiste à acheter des composants de grade industriel ou automobile pour les éléments critiques d'un circuit. Ces composants ont déjà subi une présélection lors de la fabrication et sont donc censés limiter les dysfonctionnements en début de vie, les variations de paramètres internes et leurs réponses face aux variations de températures.

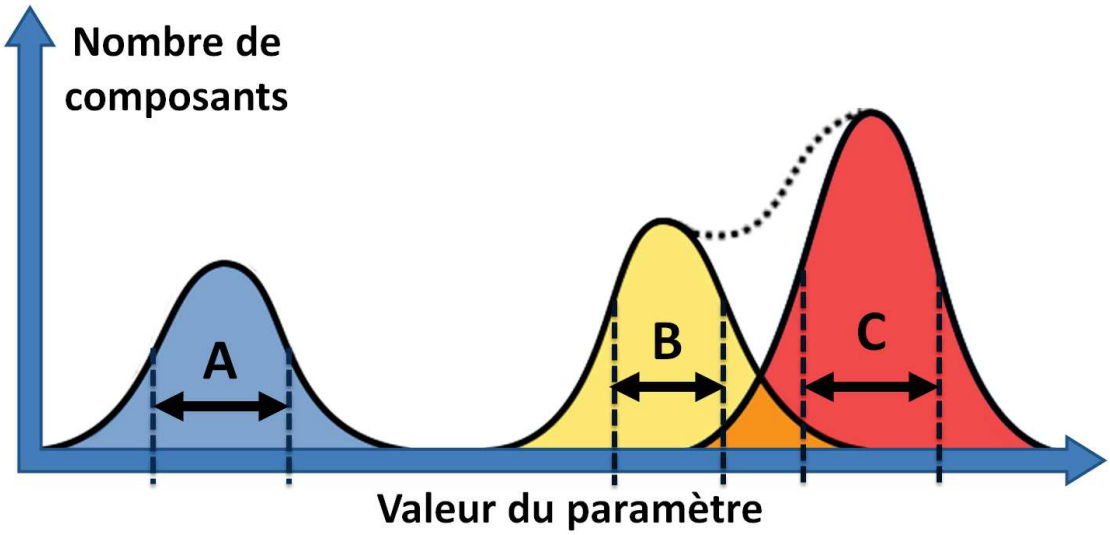

Figure 6.1 : Distributions statistiques et attribution d'un groupe selon les valeurs de la signature paramétrique d'un ensemble de composants.

Si l'on s'intéresse à des cartes ou des systèmes complets, la problématique est la même et les méthodes déployées sont similaires. La partie identification doit considérer les marquages des différents composants montés pour grouper les cartes par similarités. Une inconnue supplémentaire provient des composants qui ne sont pas identifiés. La signature paramétrique quant à elle se focalise sur les entrées et sorties générales du système étudié. Par exemple, sur les 23 cartes approvisionnées lors de l'étude du test système de la carte BeagleBone Green (chapitre 4), les variations observées étaient inférieures à 1%.

Un vieillissement accéléré peut aider à mettre en évidence les défaillances de début de vie [155] et ainsi mettre de côté des composants qui présentent une faiblesse ou sont défectueux. Ces opérations de vieillissement sont généralement effectuées au niveau des chaines de productions mais ne sont pas systématiques et sont moins drastiques pour les COTS contrairement aux composants qualifiés pour le milieu automobile ou spatial qui sont issus de lots ayant subi une validation préliminaire. Le vieillissement accéléré peut également s'appliquer au niveau d'un système car même si celui-ci est étudié pour les composants montés, des erreurs latentes dues au montage peuvent se révéler par la suite. Les difficultés lors de ces étapes viennent de la détermination du temps optimal de stress initial. Des études visent à modéliser ce problème pour apporter une estimation du temps nécessaire pour mettre en évidence un dysfonctionnement en début de vie [156].

6.2.3 Cartes et sous-systèmes : Achat ou développement ?

Lors de la conception d'un nanosatellite, les sous-systèmes employés peuvent être soit développés en interne soit achetés directement dans le commerce. Certaines considérations sont à prendre en compte selon les choix effectués et une architecture est susceptible d'embarquer à la fois des systèmes du commerce et des cartes développées spécifiquement. La suite évoque donc ces considérations selon les choix.

A. <u>Tolérance aux fautes</u>

Le développement d'une carte à base de COTS permet de mettre en place des schémas de circuits tolérants aux fautes dès les premières phases du projet. Les solutions de protection en

courant sont indispensables et à intégrer pour chacune des lignes de puissance. De plus, selon les fonctions embarquées et l'encombrement de la carte, des solutions de redondance peuvent être envisagées avec en particulier de la redondance froide pour garder une fonction ou un composant non polarisé lors de l'irradiation par l'environnement spatial. Les solutions au niveau logiciel sont à implémenter pour détecter et corriger des erreurs mais également pour avoir une architecture robuste qui ne cessera pas de fonctionner en cas d'événement imprévu.

En ce qui concerne les systèmes du commerce, une protection des équipements interconnectés est à considérer. Il faut étudier la possibilité d'isoler le sous-système du reste du satellite, si la fonction assurée le permet, quitte à rentrer dans un mode de fonctionnement dégradé du satellite. Les équipements programmables permettent de mettre en place des solutions logicielles et une programmation de bas niveau apporte ici de plus grandes libertés si le composant programmable est identifié et peut être accédé directement. Il est alors possible de mettre en place des chiens de garde, de la redondance des données et d'optimiser l'utilisation physique de plans mémoires.

Les solutions mises en place ici vont par exemple pouvoir redémarrer le système en cas d'erreur majeur (SEL ou état de fonctionnement indéterminé) ou à intervalle régulier pour ainsi repartir d'un état connu et corriger les erreurs en mémoire. La redondance temporelle des opérations de calculs et le stockage et la vérification de données enregistrées à différentes adresses de la mémoire utilisée permettent de réduire l'impact des SEU.

B. Observabilité

Dans le cas du développement de cartes, il est conseillé de prévoir des points de tests pour mesurer des tensions et courants intermédiaire in-situ. Une seconde préconisation est de considérer différents schémas électriques dans les premières phases et de tester les blocs fonctionnels critiques en amont du développement. On peut ainsi s'assurer qu'une fonction de protection tiendra dans le pire cas et ensuite l'adapter à chaque carte embarquée.

Dans le cas de systèmes existants, une analyse préliminaire est indispensable pour comprendre le fonctionnement. Pour des activités de tests il faut prévoir des points de mesures supplémentaires représentatifs de la dégradation globale du système ainsi que de sous parties.

C. Retour d'expérience

L'utilisation de cartes complètes issues du commerce vise à répondre aux attentes suivantes : réduire le temps de développement, standardiser l'architecture et profiter de retours d'expériences lorsque les cartes ont déjà volé. Or, des cartes à destination des CubeSats embarquent des composants sensibles aux radiations, en particuliers des microcontrôleurs qui sont au cœur du fonctionnement de la carte. Ceux-ci peuvent être sensibles aux effets singuliers destructifs et présentent également un niveau de tenue en dose relativement faible lorsqu'ils sont polarisés [157] [158].

Le développement d'une architecture propre est préférable pour avoir une meilleure connaissance du fonctionnement global et ainsi pouvoir identifier les erreurs en vol pour apporter des corrections pour les futurs projets spatiaux. Cela va également dans le sens de la philosophie « fly-learn-refly » avancée dans [47] et qui améliore significativement le taux de réussite des satellites au fil des itérations.

Des initiatives restent nécessaires pour comprendre les enjeux et les limites des CubeSats. Des groupes d'étude, en particulier le groupe 4.18 de l'IAA (International Academy of Astronautics), se sont ainsi montés. Des workshops dédiés (i.e. « SmallSat Conferences » et « CubeSat Developer's Workshop ») ou des sessions spéciales lors de conférences (i.e. Session CubeSats du 4S symposium de 2014). Ces rencontres qui regroupent de nombreux universitaires, chercheurs et industriels sont également l'occasion de mettre en place des échanges de connaissances et la mise en commun de résultats pour faciliter le développement de CubeSats et améliorer les taux de réussite généraux. Du point de vue des radiations, une base de données publique référençant les erreurs observées en vol ainsi que les tests radiatifs en lien direct aiderait au choix de composants en considérant ces effets lors de la conception.

6.3 Méthodologies de tests en radiation

Cette partie synthétise les méthodes applicables pour la qualification de composants face aux radiations et propose des lignes directrices pour leur sélection et leur mise en place dans un projet de nanosatellite.

6.3.1 Résumé des blocs de base disponibles

Les sources d'irradiations présentées en chapitre 3 alliées aux solutions proposées offrent un éventail de méthodes pour prévoir les effets des radiations pour des composants du commerce. Les solutions disponibles pour la qualification de systèmes électroniques sont synthétisées dans le Tableau 13. Ces blocs de base sont à considérer selon leur applicabilité à un projet. En particulier, les accès aux sources de laboratoires telles que le laser, les rayons X et les sources de rayonnement alpha sont à privilégier pour leur disponibilité, leur coût et les informations qu'elles apportent en complément d'une étude bibliographique et de modélisation.

Tableau 13 : Solutions disponibles pour la qualification de systèmes vis-à-vis des radiations.

Solution	Intérêts	Limitations
Base de données	Réduction des tests	Peu de références publiques Rares mises à jour
Injection de fautes	Détermination de l'impact des SEE	Pas de seuil de sensibilité
Modélisation	Etudes de différents schémas et conditions d'utilisation	Connaissance technologique, développement de nouveaux outils
Laser	Tri, balayage de zones sensibles, détermination de paramètres technologiques	Etapes de préparation Calibration
Ions lourds	Gamme de LET Méthodes de tests	Coût de l'heure
Alpha	Rapidité de mise en place	Faible pénétration, LET moyen
Rayons X	Fort débit	Pénétration selon l'énergie
Rayons Gamma	Choix du débit, pénétration Héritage historique	Coût de l'heure
Protons	Source unique pour cibler plusieurs effets avec un minimum de préparation des composants	Coût de l'heure Disponibilité
Environnement mixte de particules	Spectre continu de particules	Coût de l'heure Disponibilités Calibration

Des missions peuvent se contenter d'une de ces solutions selon le niveau de risque accepté mais la plupart des missions plus exigeantes nécessiterons d'allier plusieurs solutions pour optimiser les prédictions de la réponse du système complet en environnement spatial.

6.3.2 Gestion des paramètres inconnus

La mise en place d'un plan de test fait intervenir de nombreux facteurs qui sont parfois inconnus en début de vie d'un projet tels que les conditions électriques et thermiques, l'application embarquée dans le système ou l'environnement de la mission. Ces considérations se répercutent sur les activités de tests et sont évoquées dans la suite.

A. Polarisation

Les différences de comportements face aux radiations observées selon la polarisation nécessitent de dimensionner le test pour couvrir un pire cas. Dans le cas de marges de manœuvre réduites pour une mission dont le risque reste faible, un test en conditions de vol donnera une estimation qui n'est pas surestimée. Pour des tests en dose, considérer un cas polarisé et un cas non polarisé peut aider à s'assurer que les différences ne sont pas critiques et aide également à estimer une réponse adaptée pour des missions qui enchainent différentes conditions de polarisation.

B. Modes de fonctionnement

Les COTS disposent parfois de protections intégrées notamment en cas d'information erronée pour les mémoires ou les processeurs. On y retrouve de plus des modes de fonctionnement complexes avec gestion de puissance intégrée, veille ou calculs en temps réel. Pour tester de tels composants avant même de disposer des programmes de vol, il convient de considérer des modes de fonctionnement qui couvrent au mieux l'utilisation finale, ou qui assurent d'observer un cas défavorable si ce n'est un pire-cas. Il existe par exemple des codes pour stresser d'avantage certaines mémoires [159] ou des code de calculs qui ciblent certaines zones et fonctions d'un processeur tels que ceux employés lors de l'injection de fautes [160].

C. Environnement

Un premier cas de figure consiste à considérer une orbite typique selon les tendances des lancements. Cette estimation peut être affinée pour chaque connaissance supplémentaire que ce soit la nature de la mission, le lanceur prévu ou le format du nanosatellite.

Un second cas de figure consiste à établir des environnements pire-cas selon l'effet considéré. Pour des orbites terrestres basses, le format du satellite dimensionne directement l'altitude maximum pour garantir une réentrée dans l'atmosphère sous 25 ans en fin de vie tel que l'établit la loi sur les opérations spatiales (LOS). Pour les nanosatellites en LEO, une orbite pire cas peut être déterminée en calculant l'altitude maximum répondant à cette régulation de la LOS pour ainsi considérer une plus grande contribution des ceintures internes de protons et d'électrons sur l'électronique embarquée.

6.3.3 *Approche proposée*

La compréhension des attentes de la mission et la définition de l'environnement associé sont cruciaux pour le suivi des activités de tests en radiation. Les cartes du commerce et les systèmes fabriqués à base de COTS sont principalement employés pour des satellites qui peuvent accepter un niveau de fiabilité et une disponibilité de service plus faible que des missions de télécommunications ou d'application militaire. Cela se répercute donc sur le niveau de détail des résultats des tests en radiation et sur les marges de manœuvre à prendre en compte.

C'est pour cela que la démarche proposée et illustrée en Figure 6.2 fait tout d'abord intervenir des solutions à faible coût avant de déterminer plus finement la fiabilité du système si besoin. Cette démarche propose des niveaux d'analyses allant d'un faible coût avec une fiabilité réduite à une haute fiabilité mais avec un coût élevé de l'étude.

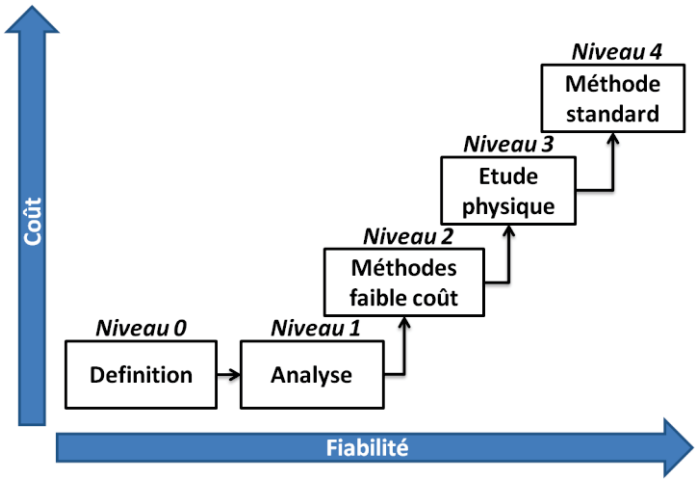

Figure 6.2 : Philosophie de la démarche d'assurance radiation pour optimiser les coûts selon le niveau de fiabilité requis pour la mission.

A. Niveau 0 : Définition

Avant même de démarrer l'analyse d'un système, les exigences de la mission doivent être clairement identifiées. Pour cela, le niveau de fiabilité attendu du système est défini selon la classe de mission et l'environnement visé. Ce niveau place les bases de l'étude, les niveaux suivants seront alors plus ou moins détaillés selon le cahier des charges établi.

B. Niveau 1 : Analyse

Les composants employés sont identifiés et listés. Si le système complet est commercial, son fonctionnement doit être étudié pour identifier les principaux blocs fonctionnels et identifier les liens entre les composants. Cela aide à définir des fonctions critiques pour la mission et évaluer les méthodes de protection et de corrections qui peuvent être mises en place. Des composants uniquement utilisés en début de vie ou pour une fonction secondaire ne demanderont que peu ou pas d'analyse tandis que les éléments à risque sont étudiés plus en détails.

Les bases de données de tests en radiations, les papiers scientifiques, des retours d'expériences et l'identification de tendances générales aident ici à fournir une première estimation des effets potentiels à considérer.

Ce niveau 1 doit également être l'occasion d'étudier la possibilité d'employer un autre système ou d'apporter des modifications en cas de mise en évidence de composants critiques dans la suite de l'étude. Plus une équipe de développement dispose d'expertise sur les effets radiatifs, plus cette analyse sera élaborée.

C. Niveau 2 : Méthodes faible coût

Le niveau 2 est ici pour combler les incertitudes en fournissant de premiers résultats expérimentaux. Le but et d'employer des méthodes de tests à faible coût. Si la dose sur la mission est faible et que la classe de mission accepte ce risque, les efforts peuvent se focaliser sur les effets singuliers et en particulier les effets destructifs.

La partie 6.4 apporte plus de détails sur la problématique du test en SEE et en dose lors de ce niveau d'étude. Des efforts de recherche et de développement sont encore nécessaires à ce niveau pour intégrer des solutions de tests en laboratoire et des méthodes innovantes qui limitent l'utilisation de sources de test couteuses.

D. Niveau 3 : Etude physique

Ce niveau fait intervenir la simulation. Les démarches peuvent ici être difficiles à mettre en place comme évoqué précédemment. Les niveaux d'études précédents permettent d'isoler des composants et des effets à considérer prioritairement.

Des activités de retro-ingénierie sont requises pour identifier les informations technologiques nécessaires en entrée des codes de calculs ou pour modéliser les structures internes. Le nœud technologique apporte une estimation de la sensibilité en dose.

Ce niveau est également à enrichir en développant de nouveaux outils de simulation et de prévisions des effets radiatifs sur les COTS, comme nous l'avons vu au chapitre 5.

Le coût de ce niveau est actuellement gouverné par le développement de modèles de composants et les activités de retro-ingénierie. Les résultats sont utiles s'ils permettent de réduire ou de s'affranchir des activités de tests au niveau composant mis en place au dernier niveau.

E. Niveau 4 : Méthode standard

Le dernier niveau est requis pour les composants les plus à risque qui n'ont pu être validés par les précédentes étapes. A ce niveau, ce sont majoritairement les effets singuliers qui peuvent être considérés principalement pour estimer la sensibilité d'un microprocesseur ou d'une mémoire au cœur de la mission étudiée. Les effets de dose sont à considérer si la dose est problématique pour la mission et que le test au niveau système n'a pas apporté suffisamment de résultats.

6.4 Lignes directrices

6.4.1 SEE

A. Sélection de composants

Une approche à privilégier lors de la qualification en SEE est de favoriser le tri. Il s'agit de tester rapidement différentes références de composants pour estimer leur réponse et plus particulièrement pour rejeter des composants qui ne répondent pas aux attentes.

Le laser et les sources d'émission alpha sont ici des sources de prédilection. La possibilité de préparer des composants directement en interne du groupe d'étude des radiations est un apport non négligeable. Les boitiers plastiques peuvent être ouverts par attaque chimique ou amincis à l'aide de machines dédiées. Le faible coût des composants COTS permet un taux de réussite de l'opération relativement bas : perdre 5 à 10 composants dans l'opération pour en préparer un seul reste moins cher que d'approvisionner un composant spécifiquement durci pour les radiations.

B. Etude de systèmes

Le test en SEE au niveau de systèmes ou de cartes électroniques ne doit pas viser à qualifier chaque composant mais plutôt valider un schéma électrique pour une application spécifique. Cela rejoint la volonté de mettre en place de la tolérance aux fautes plutôt que de devoir se fier aux capacités de chaque composant pris individuellement. Les activités de tests vont donc principalement servir à identifier la réponse du système aux différents mécanismes internes qui peuvent être déclenchés par les particules. En considérant un test au niveau système les solutions de mitigation, les conditions de polarisation et les interactions entre composants sont directement prises en compte.

Pour réduire le temps de faisceau, les effets destructifs peuvent être considérés seuls au détriment des effets non destructifs. Pour des composants tels que les mémoires il est également possible de compléter cette étude par de la modélisation d'effets non destructifs pour lesquels des codes de calcul existent déjà [65] [161]. Une analyse statistique peut donner une limite d'impact des SEU. Par exemple, au cours des activités menées sur la carte BeagleBone Green (chapitre 4), une analyse a souligné le fait que le composant de gestion de la puissance présente seulement 20% de registres dont le changement de valeur impacte directement le fonctionnement de la carte complète.

Une attention particulière doit être attribuée aux SEFI qui peuvent avoir de graves répercussions sur le fonctionnement d'un système en causant des erreurs imprévues qui sont difficilement détectables et corrigeables. Leur étude lors des phases de tests peut aider à dimensionner des solutions en cas de fréquences d'occurrences trop élevées. Les SEFI sont à grouper selon leurs effets et selon les méthodes qui permettent de les corriger. Les principales catégories de SEFI relatées dans la littérature sont des interruptions de fonctionnement, des redémarrages, des erreurs de données généralisées ou des modes de fonctionnement indéterminés. Les solutions de corrections observées concernent quant à elles des corrections spontanées, l'envoi d'un signal d'interruption ou une coupure de l'alimentation. Il convient ensuite de classer ses effets selon la tolérance du système. Un SEFI qui ne peut être détecté ou corrigé en vol est tout autant critique qu'un effet destructif.

Des zones doivent être définies avec attention pour cibler un composant ou une fonction à chaque irradiation. Selon le temps de faisceau disponible un choix est à faire sur le nombre de zones

qui peuvent être couvertes. Une fois cette liste définie, les irradiations doivent tant que possible cibler les zones potentiellement moins sensibles en premier et finir par les zones les plus critiques. Cela a pour but d'éviter la perte d'un système complet lors des premiers tests. Dans le cadre de cartes à faibles coûts, une carte peut être employée pour chaque zone. Cette démarche rejoint par ailleurs les considérations sur les difficultés de préparation des composants. En effets, il est moins risqué de préparer chaque composant sur une carte différente pour ensuite les tester séparément car, dans ce cas, la perte d'un composant (lors de la préparation ou du test) n'entrave pas le reste des activités de tests sur les composants restants.

Lors de l'utilisation de laser comme source d'irradiation, des zones précises peuvent être privilégiées. Dans le cas des mémoires, le circuit de contrôle et d'accès est plus sensible aux SEFI tandis que des points de mesures pour les SEL peuvent être pris sur les plans mémoires en complément de la circuiterie de contrôle [162]. Ces démarches sont optimisées lorsqu'une expertise est disponible au sein de l'équipe de test. Une identification de zones potentiellement sensibles à-priori réduit drastiquement le temps de faisceau face à une démarche de balayage systématique.

6.4.2 La Dose et ses différents niveaux d'étude

Selon la mission, plusieurs approches sont à considérer. Une première approche consiste à mettre de côté l'impact de la dose en considérant les faibles niveaux prévus pour les missions nanosatellite et en s'assurant que le risque pris est acceptable. Le minimum requis est alors le calcul de l'environnement et la justification que le groupe de mission (cf. Tableau 12) peut permettre aux développeurs de prendre le risque de faire voler le système. Les groupes A et B peuvent se contenter de ce niveau d'analyse.

Une seconde approche pour la dose est une recherche dans les bases de données et la littérature disponibles. Cela s'accompagne également d'estimations basées sur les technologies embarquées et les tendances identifiées. A ce niveau il n'y a pas encore d'activités de tests mais seulement de l'analyse. Ces activités sont grandement facilitées par l'expertise. C'est-à-dire qu'un concepteur peut affiner ses prévisions s'il dispose de connaissances des effets radiatifs et qu'il peut également avoir accès à des informations technologiques de constructeurs de composants.

Le test à faible coût peut employer des sources de laboratoires telles que les générateurs X ou les irradiateurs au Cobalt. Le test au niveau de systèmes ou des activités de screening pour trier les composants en utilisant des sources à fort débit peuvent aider à une sélection rapide avec un minimum de test.

Les approches de qualifications de lots de composants sont à réserver uniquement pour les projets les plus sensibles tels que les missions interplanétaires ou des nanosatellites commerciaux.

D'un point de vue général, les études menées lors de cette thèse ont souligné le fait que des COTS peuvent être sensibles pour des doses à partir de 5 à 10 krad. Les missions de quelques mois, ou de quelques années en orbite circulaire, qui ne verront pas plus de 3 krad au niveau des composants peuvent donc focaliser leurs efforts sur les effets singuliers et non sur la dose ionisante. Pour des missions plus longues ou dans des environnements qui dépassent les 5 krad, des activités sont à prévoir si le risque de défaillance du système n'est pas acceptable.

6.4.3 Application : Tests en radiations d'une carte du commerce.

Une approche en quatre étapes illustrée en Figure 6.3 est préconisée pour le test d'une carte complète. Celle-ci démarre par les activités de faibles coûts qui permettent un minimum d'assurance. Cette démarche est à considérer comme une des méthodes à déployer lors du niveau 2 des lignes directrices globale données en 6.3.3.

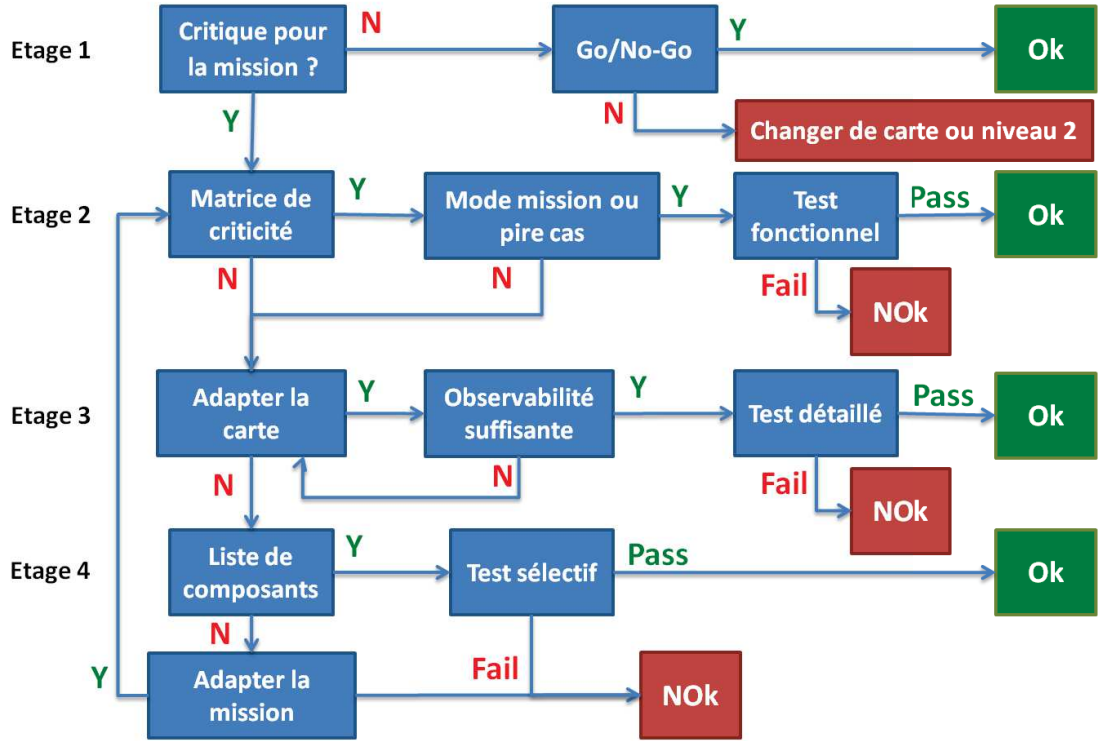

Figure 6.3 : Exemple de démarche guidée pour le test en radiation de systèmes à base de COTS. Différentes étapes permettent de guider le test en dose d'une carte en apportant chaque fois plus de détails si besoin. La carte peut alors être acceptée (« Ok ») ou rejetée (« NOk »).

Le premier étage vise à évaluer la criticité de la carte pour le système spatial complet. Cela dépend de la mission et de ses exigences. Un des objectifs est de déterminer les parties les plus sensibles de la carte et les effets qui limitent leur utilisation. Si la carte n'est pas un élément critique de la mission (i.e. utilisation en début de vie ou ponctuellement, mission qui accepte un certain niveau de risque ou solutions de mitigations déployées pour les effets limitant) l'approche dite "Go/No-Go" peut être suffisante. Cette approche emploie seulement des outils basiques d'analyse et de l'expertise. Si les risques estimés sont acceptables, la carte passe le test et peut être utilisée. En cas de rejet ("No-Go") deux solutions sont préconisées; choisir une autre carte ou détailler l'analyse en passant au deuxième niveau pour obtenir un premier résultat expérimental.

Le deuxième étage d'analyse est là pour fournir une estimation des effets radiatifs sur le fonctionnement de la carte. Les blocs fonctionnels doivent être identifiables via la séquence de test déployée pour optimiser les résultats de l'étude. Si le niveau de compréhension n'est pas suffisant, la carte dans son intégralité sera considérée comme bloc fonctionnel principal. Lorsque plusieurs fonctions sont identifiées, une matrice de criticité est mise en place pour hiérarchiser les blocs selon leurs potentiels effets et leur probabilité d'occurrence. Un pire cas ou une application typique de la mission est préférable pour tester la carte. Cette condition d'utilisation doit être étudiée et déterminée durant le bloc « Mode mission ou pire cas ». On passe ensuite au « Test fonctionnel » qui mesure ici

la fonctionnalité et les entrées et sorties disponibles de base au niveau du système tout comme lors de l'étude présentée en 4.5.2.

Le troisième étage d'analyse est requis si l'approche fonctionnelle ne procure pas suffisamment de détails pour la mission ou lorsque des composants sensibles de la carte ont été identifiés et que des solutions de mitigation ou d'adaptation de la carte peuvent éventuellement être appliquées. La carte doit dans le cas de cette étude être adaptée pour fournir des informations sur les paramètres de composants internes et ainsi fournir une observabilité suffisante. Cette étape, en plus d'apporter un niveau de détail supplémentaire, vise à fournir des pistes pour adapter la carte en changeant des composants ou en adaptant des solutions de protections et de corrections d'erreurs.

Le dernier étage d'analyse concerne les composants de façon indépendante. Les sources employées n'ont pas besoin d'englober l'ensemble de la carte mais se focalisent sur une zone de la carte. L'accès à la puce doit être possible dans le cadre d'une étude SEE et cela nécessite d'avoir une liste de composants fournie par le constructeur ou de pouvoir identifier les marquages pour ainsi réussir à préparer le ou les composants considérés. Les tests sélectifs servent à identifier une fonction ou un composant particulièrement sensible et son impact sur le système étudié. Lors du développement de cartes, une deuxième itération de test focalisée sur des composants de remplacement peut aider à augmenter la fiabilité.

6.5 Conclusion

Des démarches d'assurance radiation prenant en compte les contraintes des nanosatellites ont été proposées. Les étapes clefs sont détaillées pour apporter une aide particulière aux développeurs de nanosatellites, et de CubeSats en particulier, afin d'intégrer de façon optimale la dimension radiative lors de la conception de satellites à faible coût.

Une attention particulière a été donnée aux activités de tests, à leurs limitations et leur mise en place. La difficulté d'une démarche d'assurance radiation dédiée aux nanosatellites réside dans les coûts alloués et dans la nécessité d'utiliser des COTS qui limitent les possibilités de qualifier les composants pour une utilisation sur différents projets.

Les activités proposées s'échelonnent d'une étude analytique à faible coût apportant un minimum de fiabilité à une étude selon les standards de tests classiques pour optimiser la fiabilité du système. Les étapes intermédiaires qui apportent un certain niveau de fiabilité pour un coût modéré sont primordiales pour les projets de nanosatellites.

Selon les attentes d'une mission particulière il est possible, et même conseillé, de réduire les activités de tests au strict minimum en incluant la circuiterie de protection et en tolérant les fautes en vol. L'association de méthodes de tests en laboratoires, de modélisation et de méthodes d'analyse basées sur une connaissance limitée d'un système permettent d'aller dans ce sens.

Conclusion Générale

L'environnement spatial est riche en particules qui viennent altérer le bon fonctionnement de l'électronique. Les radiations peuvent causer des pannes et des erreurs au niveau des systèmes spatiaux. Les satellites doivent par définition être des systèmes conservatifs car il est impossible de les réparer une fois en orbite. La démarche de RHA (Radiation Hardness Assurance) sert pour cela à assurer une fiabilité avec un niveau de confiance donné pour une mission. Les activités mettent en jeu de nombreuses compétences au niveau de la prévision de l'environnement, de l'expertise des effets des radiations, de la conception de circuits ou encore de la mise en place de tests pour la sélection et la qualification de composants.

Les nanosatellites forment une famille de satellite de très petite taille pouvant atteindre la dizaine de kilogrammes. Leur forte expansion ces dernières années est favorisée par le standard CubeSat qui s'est accompagné de systèmes de déploiement dédiés ainsi que d'initiatives de suivi et d'accompagnement par l'ESA et la NASA lors du développement. Ces outils mis en place pour les développeurs de CubeSats, et plus particulièrement pour les universitaires, facilitent grandement les démarches de lancement et réduisent les coûts de mise en orbite.

Ce contexte de révolution technologique dans le monde du spatial nécessite d'adapter les activités à mettre en place telles que l'approvisionnement de composants, la qualification d'un système ou la prévision des effets en vol. Cette thèse vise à apporter une compréhension des attentes de ce point de vue et une évaluation de méthodes de tests pouvant s'inclure dans une démarche de RHA à faible coût pour les nanosatellites.

Dans le cadre de cette thèse, de nombreuses spécificités du milieu spatial ont été étudiées pour avoir une compréhension globale de la problématique et apporter de premières réponses pratiques. Le processus de RHA, les méthodes de tests en radiation, l'environnement spatial, les avancées apportées par les nanosatellites et les contraintes de l'utilisation de COTS forment autant de problématiques soulevées par ce sujet et ont été étudiés avec attention.

Le chapitre 1 a permis de présenter l'environnement radiatif spatial et les effets des particules chargées sur l'électronique embarquée dans les satellites. Cela permet de considérer les événements potentiels selon l'orbite visée par une mission. Du point de vue des nanosatellites en orbites basses, les événements singuliers dus aux GCR et aux protons piégés sont à prendre en compte ainsi que la dose due aux particules piégées dans les ceintures internes de protons et d'électrons.

Le chapitre 2 a présenté le format nanosatellite et son impact sur le monde du spatial au cours des dernières années. Les missions sont de plus en plus diversifiées : en complément des projets universitaires et de validation technologique, les projets commerciaux sont en pleine expansion et les milieux visés deviennent également plus vastes avec en particulier des missions interplanétaires considérées par les agences spatiales. Ce format de satellite nécessite l'utilisation de COTS. Cette problématique est la difficulté principale à laquelle il faut savoir répondre pour étendre les possibilités des missions et garantir le niveau de fiabilité des nanosatellites.

Le chapitre 3 apporte une vue globale des actions de RHA telles qu'elles sont habituellement menées en s'appuyant sur des standards en place. Leurs limites d'application aux nanosatellites proviennent majoritairement des coûts de mise en place et du manque de lignes directrices détaillées pour les développeurs « néophytes » qui ne disposent pas d'expertise en radiation. De plus, la volonté de concevoir des satellites traditionnellement conservatifs avec un niveau de disponibilité et une fiabilité élevés mènent, au final, à des marges de sécurité surdimensionnées pour la majorité des nanosatellites qui peuvent accepter certains risques et interruptions de services.

Dans le chapitre 4 des tests au niveau de cartes complètes ont été réalisés pour étudier les possibilités d'analyse au niveau systèmes plutôt qu'au niveau composants lors des activités de tests d'une RHA. Les difficultés induites et les possibilités offertes ont été présentées. Les cartes peuvent être testées au niveau fonctionnel en mettant l'accent sur les principaux modes d'opérations qui seront employés durant la mission. Le courant d'alimentation apporte des indications sur les dérives internes et les pertes de blocs fonctionnels. La corrélation entre les dégradations des entrées et sorties disponibles (en particulier le courant d'entrée) avec les mesures fonctionnelles permet alors une caractérisation du système global. Des modifications non intrusives des systèmes en se focalisant sur des composants ou des fonctions potentiellement sensibles et critiques pour la mission peuvent fournir d'avantage d'informations sur les dérives internes. Le test au niveau de composants discret est à considérer pour des cas de sélections de composants critiques pour la mission en s'intéressant plus en détails aux effets potentiellement destructifs et en privilégiant des sources de laboratoire disponibles.

Le chapitre 5 est une ouverture vers de nouvelles méthodes à considérer et développer pour de la qualification de systèmes. L'accent est mis sur l'identification de tendances et le lien étroit qu'elles peuvent avoir avec de futurs outils pour estimer la sensibilité de circuits et identifier des fonctions potentiellement critiques d'un système face aux radiations.

Le chapitre 6 synthétise les connaissances acquises en proposant des lignes directrices pour faciliter la qualification de COTS et de cartes complètes pour des missions de nanosatellites. La démarche proposée privilégie les activités de faible coût permettant de couvrir les effets des radiations avec un haut niveau d'abstraction en considérant des cartes ou systèmes complets et non des composants discrets. Les premières activités consistent à analyser la mission, l'environnement et le système global considéré pour identifier les risques, le niveau de fiabilité requis et les moyens d'études qui peuvent être mis en place. Le système est ensuite étudier pour identifier ses blocs fonctionnels, les technologies embarquées et son application pour apporter une première estimation des erreurs potentielles et des composants ou fonctions les plus sensibles. Le niveau supérieur d'étude se concentre sur les tests à faible coût avec le plus haut niveau d'abstraction possible selon les attentes de la mission. Le but est d'accepter dans sa globalité un sous-système complet et de définir la sensibilité des blocs fonctionnels face aux radiations. Des détails peuvent être apportés ensuite par des solutions de modélisation dans un premier temps ou de tests au niveau composant selon les standards classiques dans un second temps. Ces dernières activités se focalisent sur les blocs fonctionnels identifiés et les composants critiques qui nécessitent plus de résultats.

Différents axes de recherches ont été explorés durant cette thèse et ont permis de proposer des solutions techniques et de soulever des thématiques à explorer plus en détails. L'ensemble de ces recherches a donné lieu à la rédaction d'un guide de RHA pour nanosatellites (voir en annexe) qui

pose les base des démarches à entreprendre pour une RHA à faible coût sur un tel projet spatial. Un découpage ciblé des actions à entreprendre pour faciliter la mise en place d'une RHA pour nanosatellites est préconisé pour la suite. En particulier, différentes méthodes peuvent être développées en prenant en compte le changement de paradigme induit par l'utilisation de composants commerciaux dans des architectures à faible coût. Les outils dédiés à la modélisation de la fiabilité de systèmes complexe à partir d'un jeu réduit de données et de tendances d'effets radiatif forment une voie d'intérêt. Cela repose également sur l'étude des évolutions technologiques des différentes familles de composants commerciaux.

Le suivi de ces activités et la mise en place de nouvelles méthodes de tests, de sélection des composants et d'une façon plus générale de méthodes de gestion de projet, permettront de limiter l'impact des radiations sur les nanosatellites et de continuer d'élargir les possibilités offertes par les missions en limitant les coûts.

Bibliographie

[1] N. Crooker, J. A. Joselyn, et J. Feynman, Éd., *Coronal Mass Ejections*, vol. 99. Washington, D. C.: American Geophysical Union, 1997.

[2] D. Binder, E. C. Smith, et A. B. Holman, « Satellite Anomalies from Galactic Cosmic Rays », *IEEE Trans. Nucl. Sci.*, vol. 22, n° 6, p. 2675‑2680, 1975.

[3] T. Jogler et S. Funk, « REVEALING W51C AS A COSMIC RAY SOURCE USING *FERMI* - LAT DATA », *Astrophys. J.*, vol. 816, n° 2, p. 100, janv. 2016.

[4] T. C. Slaba, S. R. Blattnig, et J. W. Norbury, « Space Radiation Environment - Comparaison and Validation of GCR Models », présenté à NAC HEO/SMD Joint Committee, 2015.

[5] W. L. Brown, J. D. Gabbe, et W. Rosenzweig, « Results of the Telstar Radiation Experiments », *Bell Syst. Tech. J.*, vol. 42, n° 4, p. 1505‑1559, juill. 1963.

[6] V. Bothmer et I. A. Daglis, *Space weather: physics and effects*. Berlin; New York: Springer, 2007.

[7] D. Boscher *et al.*, « In Flight Measurements of Radiation Environment on Board the French Satellite JASON-2 », *IEEE Trans. Nucl. Sci.*, vol. 58, n° 3, p. 916‑922, juin 2011.

[8] M. G. Kivelson et C. T. Russell, Éd., *Introduction to space physics*. Cambridge ; New York: Cambridge University Press, 1995.

[9] R. Ecoffet, « On-Orbit Anomalies: Investigations and Root Cause Determination », *IEEE NSREC 2011 Short Course Notes Sect. IV*.

[10] T. R. Oldham et F. B. McLean, « Total ionizing dose effects in MOS oxides and devices », *IEEE Trans. Nucl. Sci.*, vol. 50, n° 3, p. 483‑499, juin 2003.

[11] J. R. Srour et J. M. McGarrity, « Radiation effects on microelectronics in space », *Proc. IEEE*, vol. 76, n° 11, p. 1443‑1469, nov. 1988.

[12] D. L. Chenette *et al.*, « The CRRES/SPACERAD heavy ion model of the environment (CHIME) for cosmic ray and solar particle effects on electronic and biological systems in space », *IEEE Trans. Nucl. Sci.*, vol. 41, n° 6, p. 2332‑2339, déc. 1994.

[13] ISO 15390, « Space Environment (Natural and Artificial) – Galactic Cosmic Ray Model », 2004.

[14] R. . Nymmik, M. . Panasyuk, et A. . Suslov, « Galactic cosmic ray flux simulation and prediction », *Adv. Space Res.*, vol. 17, n° 2, p. 19‑30, janv. 1996.

[15] P. M. O'Neill, « Badhwar-O'Neill 2010 Galactic Cosmic Ray Flux Model-Revised », *IEEE Trans. Nucl. Sci.*, déc. 2010.

[16] J. H. King, « Solar Proton Fluences for 1977-1983 Space Missions », *J. Spacecr. Rockets*, vol. 11, n° 6, p. 401‑408, juin 1974.

[17] M. A. Xapsos, G. P. Summers, J. L. Barth, E. G. Stassinopoulos, et E. A. Burke, « Probability model for worst case solar proton event fluences », *IEEE Trans. Nucl. Sci.*, vol. 46, n° 6, p. 1481‑1485, déc. 1999.

[18] M. A. Xapsos, G. P. Summers, J. L. Barth, E. G. Stassinopoulos, et E. A. Burke, « Probability model for cumulative solar proton event fluences », *IEEE Trans. Nucl. Sci.*, vol. 47, n° 3, p. 486‑490, 2000.

[19] J. Feynman, G. Spitale, J. Wang, et S. Gabriel, « Interplanetary proton fluence model: JPL 1991 », *J. Geophys. Res. Space Phys.*, vol. 98, n° A8, p. 13281‑13294, août 1993.

[20] M. A. Xapsos, C. Stauffer, T. Jordan, J. L. Barth, et R. A. Mewaldt, « Model for Cumulative Solar Heavy Ion Energy and Linear Energy Transfer Spectra », *IEEE Trans. Nucl. Sci.*, vol. 54, n° 6, p. 1985‑1989, déc. 2007.

[21] J. H. Adams *et al.*, « CREME: The 2011 Revision of the Cosmic Ray Effects on Micro-Electronics Code », *IEEE Trans. Nucl. Sci.*, vol. 59, n° 6, p. 3141‑3147, déc. 2012.

[22] http://www.trad.fr/OMERE-14.html, « OMERE ». .

[23] M. Kruglanski *et al.*, « Last upgrades and development of the space environment information system (SPENVIS) », 2009, p. 563‑565.

[24] R. C. Singleterry *et al.*, « OLTARIS: On-line tool for the assessment of radiation in space », *Acta Astronaut.*, vol. 68, nº 7‑8, p. 1086‑1097, avr. 2011.
[25] D. M. Sawyer et J. I. Vette, « AP-8 Trapped Proton Environment for Solar Maximum and Solar Minimum », NASA/Goddard Space Flight Center, Greenbelt, MD, NSSDC/WDC-A-R&S 76-06, déc. 1976.
[26] J. I. Vette, « The AE-8 Trapped Electron Model Environment », NASA/Goddard Space Flight Center, Greenbelt, MD, NSSDC/WDC-A-R&S 91-24, nov. 1991.
[27] D. H. Brautigam et J. T. Bell, « CRRESELE documentation », PL-TR-95-2128, 1995.
[28] J. D. Meffert et M. S. Gussenhoven, « CRRESPRO documentation », PL-TR-94-2218, juill. 1994.
[29] G. P. Ginet *et al.*, « AE9, AP9 and SPM: New Models for Specifying the Trapped Energetic Particle and Space Plasma Environment », *Space Sci. Rev.*, vol. 179, nº 1, p. 579‑615, 2013.
[30] G. P. Johnston, T. P. O'Brien, et G. P. Ginet, « The AE9/AP9 Next Generation Radiation Specification Models », 2012.
[31] P. Buhler, L. Desorgher, A. Zehnder, E. Daly, et L. Adams, « Observations of the low Earth orbit radiation environment from Mir », *Radiat. Meas.*, vol. 26, nº 6, p. 917‑921, nov. 1996.
[32] R. Ecoffet, « Overview of In-Orbit Radiation Induced Spacecraft Anomalies », *IEEE Trans. Nucl. Sci.*, vol. 60, nº 3, p. 1791‑1815, juin 2013.
[33] H. Heidt, J. Puig-Suari, A. Moore, S. Nakasuka, et R. Twiggs, « CubeSat: A New Generation of Picosatellite for Education and Industry Low-Cost Space Experimentation », présenté à 14th AIAA/USU Conference on Small Satellites, 2000.
[34] J. Puig-Suari, C. Turner, et W. Ahlgren, « Development of the standard CubeSat deployer and a CubeSat class PicoSatellite », 2001, vol. 1, p. 1/347-1/353.
[35] R. Darbali-Zamora, E. I. Ortiz-Rivera, et A. A. Rincon-Charris, « The Puerto Rico CubeSat project to attract STEM students into the area of aerospace engineering », 2015, p. 1‑7.
[36] R. Rose, J. Dickinson, et A. Ridley, « CubeSats to NanoSats; Bridging the gap between educational tools and science workhorses », 2012, p. 1‑11.
[37] V. Gupta *et al.*, « Presentation of the MTCube CubeSat Project », présenté à 4S: Small Satellites Systems and Services Symposium, Majorca, 2014.
[38] Q. Schiller, D. Gerhardt, L. Blum, X. Li, et S. Palo, « Design and scientific return of a miniaturized particle telescope onboard the Colorado Student Space Weather Experiment (CSSWE) CubeSat », 2014, p. 1‑14.
[39] E. Coleshill, J. Cain, F. Newland, et I. D'Souza, « NTS—A nanosatellite space trial », *Acta Astronaut.*, vol. 66, nº 9‑10, p. 1475‑1480, mai 2010.
[40] A. T. Klesh *et al.*, « INSPIRE: Interplanetary NanoSpacecraft Pathfinder in Relevant Environment », 2013.
[41] T. Duchesne et M. Bernard, « Etude de l'évolution des paramètres orbitaux des nanosatellites », Université Montpellier II, CSU, 2014.
[42] J. E. Lumpp, D. M. Erb, T. S. Clements, J. T. Rexroat, et M. D. Johnson, « The CubeLab Standard for improved access to the International Space Station », 2011, p. 1‑6.
[43] M. Swartwout, « CubeSat Database », St Louis University, PistachioTables 2.8.6, juin 2016.
[44] C. Bungeroth, P. Galeone, M. Boerci, et J. Vanreusel, « Fly Your Satellite! - The CubeSat Programme of the ESA Education Office », présenté à The 4S Symposium, 2016.
[45] G. L. Skrobot, « ELaNa - Educational Launch of Nanosatellite Enhance Education through Space Flight », présenté à 25th AIAA/USU Conference on Small Satellites, 2011.
[46] J. Bouwmeester et J. Guo, « Survey of worldwide pico- and nanosatellite missions, distributions and subsystem technology », *Acta Astronaut.*, vol. 67, nº 7‑8, p. 854‑862, oct. 2010.
[47] Committee on Achieving Science Goals with CubeSats, Space Studies Board, Division on Engineering and Physical Sciences, et National Academies of Sciences, Engineering, and Medicine, *Achieving Science with CubeSats: Thinking Inside the Box*. Washington, D.C.: National Academies Press, 2016.
[48] M. Pariente, « Nanosatellite Myth Vs Facts », présenté à 5th European CubeSat Symposium, Brussels, 2013.

[49] D. S. Katz et R. R. Some, « NASA advances robotic space exploration », *Computer*, vol. 36, n° 1, p. 52‑61, janv. 2003.
[50] J. A. Felix, P. E. Dodd, M. R. Shaneyfelt, J. R. Schwank, et G. L. Hash, « Radiation Response and Variability of Advanced Commercial Foundry Technologies », *IEEE Trans. Nucl. Sci.*, vol. 53, n° 6, p. 3187‑3194, déc. 2006.
[51] D. S. Boning, J. Stefani, et S. W. Butler, « Statistical Methods for Semiconductor Manufacturing », in *Wiley Encyclopedia of Electrical and Electronics Engineering*, J. G. Webster, Éd. Hoboken, NJ, USA: John Wiley & Sons, Inc., 1999.
[52] American standard ANSI/EIA-724, « Product life cycle data model ». 19-sept-1997.
[53] P. S. Winokur, G. K. Lum, M. R. Shaneyfelt, F. W. Sexton, G. L. Hash, et L. Scott, « Use of COTS microelectronics in radiation environments », *IEEE Trans. Nucl. Sci.*, vol. 46, n° 6, p. 1494‑1503, déc. 1999.
[54] J. Stradley et D. Karraker, « The Electronic Part Supply Chain and Risks of Counterfeit Parts in Defense Applications », *IEEE Trans. Compon. Packag. Technol.*, vol. 29, n° 3, p. 703‑705, sept. 2006.
[55] M. Pecht et S. Tiku, « Bogus! », *IEEE Spectr.*, vol. 43, n° 5, p. 37‑46, mai 2006.
[56] JPL, « Counteracting the Threat of Counterfeit Components », Lesson learned n°1832, janv. 2008.
[57] D. Standarovski, « Contrefaçon: Retour d'Expérience et Positionnement CNES », présenté à CCT Microsystèmes et Composants Electroniques, 2007.
[58] R. Pease, « Microelectronic piece part radiation hardness assurance for space systems », présenté à NSREC short course, Atlanta, 2004.
[59] ESA-ESTEC, « ECSS-Q-ST-60-15C, Radiation hardness assurance - EEE components », oct. 2012.
[60] Department of Defense, « MIL-STD-883, Test method standard », juin 2015.
[61] MIL-PRF-38535, « General Specification For Integrated Circuit (Microcircuit) Manufacturing ». .
[62] P. Calvel, C. Barillot, P. Lamothe, R. Ecoffet, S. Duzellier, et D. Falguere, « An empirical model for predicting proton induced upset », *IEEE Trans. Nucl. Sci.*, vol. 43, n° 6, p. 2827‑2832, déc. 1996.
[63] B. Doucin, T. Carriere, C. Poivey, P. Garnier, J. Beaucour, et Y. Patin, « Model of single event upsets induced by space protons in electronic devices », 1996, p. 402‑408.
[64] C. Weulersse *et al.*, « A Monte-Carlo engineer tool for the prediction of SEU proton cross section from heavy ion data », 2011, p. 376‑383.
[65] F. Wrobel et F. Saigné, « MC-ORACLE: A tool for predicting Soft Error Rate », *Comput. Phys. Commun.*, vol. 182, n° 2, p. 317‑321, févr. 2011.
[66] S. M. Seltzer, « SHIELDOSE :: A computer code for space-shielding radiation dose calculations », National Bureau of Standards, Gaithersburg, MD, NBS TN 1116, 1980.
[67] H. Y. Tada, J. R. Carter Jr., B. E. Anspaugh, et R. G. Downing, *Solar Cell Radiation Handbook*, 3rd éd. NASA/JPL, 1982.
[68] B. E. Anspaugh, *GaAs Solar Cell Radiation Handbook*, 1st éd. NASA/JPL, 1996.
[69] S. R. Messenger, M. A. Xapsos, E. A. Burke, R. J. Walters, et G. P. Summers, « Proton displacement damage and ionizing dose for shielded devices in space », *IEEE Trans. Nucl. Sci.*, vol. 44, n° 6, p. 2169‑2173, déc. 1997.
[70] A. H. Johnston, B. W. Hughlock, M. P. Baze, et R. E. Plaag, « The effect of temperature on single-particle latchup », *IEEE Trans. Nucl. Sci.*, vol. 38, n° 6, p. 1435‑1441, déc. 1991.
[71] C. Preyssl, R. Atkins, et T. Deak, « Risk Management at ESA ». ESA, mars-1990.
[72] T. Beutier, E. Delage, M. Wouts, O. Serres, et P.-F. Peyrard, « FASTRAD new tool for radiation prediction », *RADECS*, 2003.
[73] Committee on Achieving Science Goals with CubeSats, Space Studies Board, Division on Engineering and Physical Sciences, et National Academies of Sciences, Engineering, and Medicine, *Achieving Science with CubeSats: Thinking Inside the Box*. Washington, D.C.: National Academies Press, 2016.
[74] ESA, « ESCC Basic Specification N0. 22900 issue 5 - Total Dose Steady-State Irradiation Test Method », juin 2016.

[75] Department of Defense, « MIL-STD-750, Method 1019 - Ionizing Radiation (Total Dose) Test Procedure ».
[76] P. Paillet *et al.*, « Comparison of charge yield in MOS devices for different radiation sources », *IEEE Trans. Nucl. Sci.*, vol. 49, n° 6, p. 2656‑2661, déc. 2002.
[77] J. R. Schwank *et al.*, « Optimum laboratory radiation source for hardness assurance testing », *IEEE Trans. Nucl. Sci.*, vol. 48, n° 6, p. 2152‑2157, déc. 2001.
[78] A. H. Johnston, « Charge generation and collection in p-n junctions excited with pulsed infrared lasers », *IEEE Trans. Nucl. Sci.*, vol. 40, n° 6, p. 1694‑1702, déc. 1993.
[79] V. Pouget, H. Lapuyade, P. Fouillat, D. Lewis, et S. Buchner, « Theoretical Investigation of an Equivalent Laser LET », *Microelectron. Reliab.*, vol. 41, n° 9‑10, p. 1513‑1518, sept. 2001.
[80] F. Darracq, H. Lapuyade, V. Pouget, et P. Fouillat, « A Non-Linear Model to Express Laser-induced SRAM Cross-sections versus an Effective Laser LET », *Proc 7th Eur. Conf. RADECS*, 2003.
[81] A. Zanchi, S. Buchner, Y. Lotfi, S. Hisano, C. Hafer, et D. B. Kerwin, « Correlation of Pulsed-Laser Energy and Heavy-Ion LET by Matching Analog SET Ensemble Signatures and Digital SET Thresholds », *IEEE Trans. Nucl. Sci.*, vol. 60, n° 6, p. 4412‑4420, déc. 2013.
[82] « PSTAR », *http://physics.nist.gov/PhysRefData/Star/Text/PSTAR.html*. .
[83] G. K. Lum, L. Robinette, et A. Howard, « The use of proton testing for evaluating COTS: example of a commercial camera for ISS », *IEEE Trans. Nucl. Sci.*, vol. 48, n° 6, p. 1885‑1892, déc. 2001.
[84] J. R. Schwank *et al.*, « Hardness Assurance Test Guideline for Qualifying Devices for Use in Proton Environments », *IEEE Trans. Nucl. Sci.*, vol. 56, n° 4, p. 2171‑2178, août 2009.
[85] K. P. Rodbell, D. F. Heidel, H. H. K. Tang, M. S. Gordon, P. Oldiges, et C. E. Murray, « Low-Energy Proton-Induced Single-Event-Upsets in 65 nm Node, Silicon-on-Insulator, Latches and Memory Cells », *IEEE Trans. Nucl. Sci.*, vol. 54, n° 6, p. 2474‑2479, déc. 2007.
[86] R. K. Lawrence, J. F. Ross, N. F. Haddad, R. A. Reed, et D. R. Albrecht, « Soft Error Sensitivities in 90 nm Bulk CMOS SRAMs », 2009, p. 123‑126.
[87] J. Mekki, M. Brugger, R. G. Alia, A. Thornton, N. C. Dos Santos Mota, et S. Danzeca, « A Mixed Field Facility at CERN for Radiation Test: CHARM », 2015, p. 1‑4.
[88] JR Dennison, Kent Hartley, Lisa Phillipps, Justin Dekany, Robert H. Johnson, et James S. Dyer, « Small Satellite Space Environments Effects Test Facility », présenté à AIAA/USU Conference on Small Satellites, 2014.
[89] ESA, « ESCC Basic Specification N0. 25100 - Single Event Effects Test Method and Guidelines ».
[90] Department of Defense, « MIL-STD-750, Method 1080 - Single Event Burnout and Single Event Gate Rupture ».
[91] ESA, « ECSS-Q-ST-60-13C, Commercial EEE components », oct. 2013.
[92] M. Huehne, J. C. Lee, H. Miles, et M. Schaffer, « Methodology development for counterfeit component mitigation », 2013, p. 1073‑1081.
[93] P. C. Adell, R. L. Pease, H. J. Barnaby, B. Rax, X. J. Chen, et S. S. McClure, « Irradiation With Molecular Hydrogen as an Accelerated Total Dose Hardness Assurance Test Method for Bipolar Linear Circuits », *IEEE Trans. Nucl. Sci.*, vol. 56, n° 6, p. 3326‑3333, déc. 2009.
[94] J. Boch *et al.*, « Estimation of low-dose-rate degradation on bipolar linear integrated circuits using switching experiments », *IEEE Trans. Nucl. Sci.*, vol. 52, n° 6, p. 2616‑2621, déc. 2005.
[95] D. M. Fleetwood *et al.*, « Physical mechanisms contributing to enhanced bipolar gain degradation at low dose rates », *IEEE Trans. Nucl. Sci.*, vol. 41, n° 6, p. 1871‑1883, déc. 1994.
[96] P. Civera, L. Macchiarulo, M. Rebaudengo, M. S. Reorda, et M. Violante, « Exploiting circuit emulation for fast hardness evaluation », *IEEE Trans. Nucl. Sci.*, vol. 48, n° 6, p. 2210‑2216, déc. 2001.
[97] N. Guibbaud, F. Miller, F. Moliere, et A. Bougerol, « New Combined Approach for the Evaluation of the Soft-Errors of Complex ICs », *IEEE Trans. Nucl. Sci.*, vol. 60, n° 4, p. 2704‑2711, août 2013.
[98] F. Faure, R. Velazco, et P. Peronnard, « Single-event-upset-like fault injection: a comprehensive framework », *IEEE Trans. Nucl. Sci.*, vol. 52, n° 6, p. 2205‑2209, déc. 2005.

[99] W. C. Fan, C. R. Drumm, S. B. Roeske, et G. J. Scrivner, « Shielding considerations for satellite microelectronics », *IEEE Trans. Nucl. Sci.*, vol. 43, n° 6, p. 2790‑2796, déc. 1996.
[100] H. Leppinen, A. Kestilä, P. Pihajoki, J. Jokelainen, et T. Haunia, « On-Board Data Handling for Ambitious Nanosatellite Missions Using Automotive-Grade Lockstep Microcontrollers », *4S Symp.*, 2014.
[101] P. K. Samudrala, J. Ramos, et S. Katkoori, « Selective triple Modular redundancy (STMR) based single-event upset (SEU) tolerant synthesis for FPGAs », *IEEE Trans. Nucl. Sci.*, vol. 51, n° 5, p. 2957‑2969, oct. 2004.
[102] F. Smith, « A new methodology for single event transient suppression in flash FPGAs », *Microprocess. Microsyst.*, vol. 37, n° 3, p. 313‑318, mai 2013.
[103] L. Parra *et al.*, « Efficient mitigation of data and control flow errors in microprocessors », 2013, p. 1‑4.
[104] F. Smith, « Single event upset mitigation by means of a sequential circuit state freeze », *Microelectron. Reliab.*, vol. 52, n° 6, p. 1233‑1240, juin 2012.
[105] K. A. LaBel, R. L. Ladbury, L. M. Cohn, et T. R. Oldham, « Radiation test challenges for scaled commercial memories », 2007, p. 1‑7.
[106] H. Quinn, « Challenges in Testing Complex Systems », *IEEE Trans. Nucl. Sci.*, vol. 61, n° 2, p. 766‑786, avr. 2014.
[107] G. Allen, F. Irom, L. Scheick, S. Vartanian, et M. O'Connor, « Heavy Ion Induced Single-Event Latchup Screening of Integrated Circuits Using Commercial-Off-The-Shelf Evaluation Boards », *Be Publ. TNS*, 2016.
[108] C. Deneau *et al.*, « ROBUSTA the firstborn french modular CubeSat », présenté à 4S Symposium, 2010.
[109] http://www.srim.org/, « SRIM & TRIM - James Ziegler ». .
[110] « Sentaurus ». [En ligne]. Disponible sur: www.synopsys.com.
[111] A. Michez, S. Dhombres, et J. Boch, « ECORCE: A TCAD Tool for Total Ionizing Dose and Single Event Effect Modeling », *IEEE Trans. Nucl. Sci.*, vol. 62, n° 4, p. 1516‑1527, août 2015.
[112] Z. J. Diggins *et al.*, « Bayesian Inference Modeling of Total Ionizing Dose Effects on System Performance », *IEEE Trans. Nucl. Sci.*, vol. 62, n° 6, p. 2517‑2524, déc. 2015.
[113] P. C. Adell, D. J. Sheldon, H. Schone, M. Rousselet, et H. J. Barnaby, « A Modeling Approach to Assess Total Dose Response of COTS Analog Electronics for Fast Infusion », *Be Publ. TNS*, 2016.
[114] M. Bagatin, S. Gerardin, A. Paccagnella, et A. Visconti, « Impact of Technology Scaling on the Heavy-Ion Upset Cross Section of Multi-Level Floating Gate Cells », *IEEE Trans. Nucl. Sci.*, vol. 58, n° 3, p. 969‑974, juin 2011.
[115] I. Chatterjee *et al.*, « Impact of Technology Scaling on SRAM Soft Error Rates », *IEEE Trans. Nucl. Sci.*, vol. 61, n° 6, p. 3512‑3518, déc. 2014.
[116] J. George, R. Koga, K. Crawford, P. Yu, S. Crain, et V. Tran, « SEE sensitivity trends in non-hardened high density SRAMs with sub-micron feature sizes », 2003, p. 83‑88.
[117] P. E. Dodd, M. R. Shaneyfelt, J. R. Schwank, et J. A. Felix, « Current and Future Challenges in Radiation Effects on CMOS Electronics », *IEEE Trans. Nucl. Sci.*, vol. 57, n° 4, p. 1747‑1763, août 2010.
[118] P. C. Adell et J. Boch, « Dose and Dose Rate Effects In Microelectronics: Pushing the Limits to Extreme Conditions », 2014.
[119] N. Rezzak, P. Maillard, R. D. Schrimpf, M. L. Alles, D. M. Fleetwood, et Y. A. Li, « The impact of device width on the variability of post-irradiation leakage currents in 90 and 65nm CMOS technologies », *Microelectron. Reliab.*, vol. 52, n° 11, p. 2521‑2526, nov. 2012.
[120] N. Rezzak *et al.*, « Total-ionizing-dose radiation response of 32 nm partially and 45 nm fully-depleted SOI devices », 2012, p. 1‑2.
[121] J. R. Coss, « Update of integrated circuit SEE responses: 2001-2002 », 2003, p. 43‑56.
[122] M. V. O'Bryan *et al.*, « Recent radiation damage and single event effect results for candidate spacecraft electronics », 2001, p. 82‑99.

[123] M. V. O'Bryan *et al.*, « Compendium of Current Single Event Effects Results for Candidate Spacecraft Electronics for NASA », 2007, p. 153‑161.
[124] M. V. O'Bryan *et al.*, « Single event effects results for candidate spacecraft electronics for NASA », 2003, p. 65‑76.
[125] R. Harboe-Sorensen, R. Muller, et S. Fraenkel, « Heavy ion, proton and Co-60 radiation evaluation of 16 Mbit DRAM memories for space application », 1995, p. 42‑49.
[126] D. K. Nichols *et al.*, « Device SEE susceptibility from heavy ions (1995-1996) », 1997, p. 1‑13.
[127] J. R. Coss, « Device susceptibility update: 1999-2000 », 2001, p. 106‑126.
[128] M. V. O'Bryan *et al.*, « Compendium of Recent Single Event Effects Results for Candidate Spacecraft Electronics for NASA », 2008, p. 11‑20.
[129] G. R. Allen, « Compendium of Test Results of Single Event Effects Conducted by the Jet Propulsion Laboratory », 2008, p. 21‑30.
[130] T. E. Langley et P. Murray, « SEE and TID test results of 1 Gb flash memories », 2004, p. 58‑61.
[131] D. n. Nguyen, S. Guertin, et J. Patterson, « Radiation Tests on 2Gb NAND Flash Memories », 2006, p. 121‑125.
[132] T. R. Oldham *et al.*, « TID and SEE Response of Advanced 4G NAND Flash Memories », 2008, p. 31‑37.
[133] H. Schmidt, D. Walter, F. Gliem, B. Nickson, R. Harboe-Sorensen, et A. Virtanen, « TID and SEE Tests of an Advanced 8 Gbit NAND-Flash Memory », 2008, p. 38‑41.
[134] M. V. O'Bryan *et al.*, « Current Single Event Effects Compendium of Candidate Spacecraft Electronics for NASA », 2010, p. 12‑12.
[135] M. V. O'Bryan *et al.*, « Compendium of Single Event Effects for Candidate Spacecraft Electronics for NASA », 2012, p. 1‑9.
[136] F. Irom, D. N. Nguyen, et G. R. Allen, « Single Event Effect and Total Ionizing Dose Results of Highly Scaled Flash Memories », 2013, p. 1‑4.
[137] T. R. Oldham, E. P. Wilcox, et M. R. Friendlich, « Single Event Response of the Samsung 16G NAND Flash », 2013, p. 1‑5.
[138] J. Heidecker, M. White, M. Cooper, D. Sheldon, F. Irom, et D. Nguyen, « Qualification of 128 Gb MLC NAND Flash for SMAP space mission », 2010, p. 145‑148.
[139] M. Bagatin, S. Gerardin, A. Paccagnella, et V. Ferlet-Cavrois, « Single and Multiple Cell Upsets in 25-nm NAND Flash Memories », *IEEE Trans. Nucl. Sci.*, vol. 60, n° 4, p. 2675‑2681, août 2013.
[140] R. Koga, S. H. Crain, P. Yu, et K. B. Crawford, « SEE sensitivity determination of high-density DRAMs with limited-range heavy ions », 2001, p. 182‑189.
[141] S. M. Guertin, J. D. Patterson, et D. N. Nguyen, « Dynamic SDRAM SEFI detection and recovery test results », 2004, p. 62‑67.
[142] R. Ladbury *et al.*, « Radiation Performance of 1 Gbit DDR SDRAMs Fabricated in the 90 nm CMOS Technology Node », 2006, p. 126‑130.
[143] S. S. McClure, G. R. Allen, F. Irom, L. Z. Scheick, P. C. Adell, et T. F. Miyahira, « Compendium of Test Results of Recent Single Event Effect Tests Conducted by the Jet Propulsion Laboratory », 2010, p. 6‑6.
[144] R. Koga, P. Yu, J. George, et S. Bielat, « Sensitivity of 2 Gb DDR2 SDRAMs to Protons and Heavy Ions », 2010, p. 6‑6.
[145] G. R. Allen *et al.*, « 2015 Compendium of Recent Test Results of Single Event Effects Conducted by the Jet Propulsion Laboratory's Radiation Effects Group », 2015, p. 1‑14.
[146] K. A. LaBel *et al.*, « Compendium of Single Event Effects, Total Ionizing Dose, and Displacement Damage for Candidate Spacecraft Electronics for NASA », 2014, p. 1‑12.
[147] M. V. O'Bryan *et al.*, « Compendium of Current Single Event Effects for Candidate Spacecraft Electronics for NASA », 2015, p. 1‑9.

[148] D. N. Nguyen et L. Z. Scheick, « SEE and TID of emerging non-volatile memories », 2002, p. 62‑66.
[149] R. Koga, P. Yu, K. B. Crawford, S. H. Crain, et V. T. Tran, « Permanent single event functional interrupts (SEFIs) in 128- and 256-megabit synchronous dynamic random access memories (SDRAMs) », 2001, p. 6‑13.
[150] G. R. Allen, S. M. Guertin, L. Z. Scheick, F. Irom, et S. Zajac, « Compendium of Recent Test Results of Single Event Effects Conducted by the Jet Propulsion Laboratory », 2012, p. 1‑10.
[151] F. Irom, D. N. Nguyen, M. L. Underwood, et A. Virtanen, « Effects of Scaling in SEE and TID Response of High Density NAND Flash Memories », *IEEE Trans. Nucl. Sci.*, déc. 2010.
[152] F. Irom, D. N. Nguyen, R. Harboe-Sorensen, et A. Virtanen, « Evaluation of Mechanisms in TID Degradation and SEE Susceptibility of Single- and Multi-Level High Density NAND Flash Memories », *IEEE Trans. Nucl. Sci.*, vol. 58, nº 5, p. 2477‑2482, oct. 2011.
[153] J. Brewer et M. Gill, Éd., *Nonvolatile memory technologies with emphasis on Flash: a comprehensive guide to understanding and using NVM devices*. Hoboken, N.J: Wiley, 2008.
[154] S. Gerardin, M. Bagatin, A. Bertoldo, A. Paccagnella, et V. Ferlet-Cavrois, « Sample-to-Sample Variability of Floating Gate Errors Due to Total Ionizing Dose », *IEEE Trans. Nucl. Sci.*, vol. 62, nº 6, p. 2511‑2516, déc. 2015.
[155] G. L. Hash, M. R. Shaneyfelt, F. W. Sexton, et P. S. Winokur, « Radiation hardness assurance categories for COTS technologies », 1997, p. 35‑40.
[156] K. O. Kim et W. Kuo, « Some Considerations on System Burn-in », *IEEE Trans. Reliab.*, vol. 54, nº 2, p. 207‑214, juin 2005.
[157] S. M. Guertin, M. Amrbar, et S. Vartanian, « Radiation Test Results for Common CubeSat Microcontrollers and Microprocessors », 2015, p. 1‑9.
[158] H. Quinn, T. Fairbanks, J. L. Tripp, G. Duran, et B. Lopez, « Single-Event Effects in Low-Cost, Low-Power Microprocessors », 2014, p. 1‑9.
[159] G. Tsiligiannis *et al.*, « Dynamic Test Methods for COTS SRAMs », *IEEE Trans. Nucl. Sci.*, vol. 61, nº 6, p. 3095‑3102, déc. 2014.
[160] M. G. Valderas, M. P. Garcia, C. Lopez, et L. Entrena, « Extensive SEU Impact Analysis of a PIC Microprocessor for Selective Hardening », *IEEE Trans. Nucl. Sci.*, vol. 57, nº 4, p. 1986‑1991, août 2010.
[161] G. Hubert, S. Bourdarie, L. Artola, S. Duzellier, et J.-F. Roussel, « Multi-scale modeling to investigate the single event effects for space missions », *Acta Astronaut.*, vol. 69, nº 7‑8, p. 526‑536, sept. 2011.
[162] A. Bougerol, F. Miller, N. Guibbaud, R. Gaillard, F. Moliere, et N. Buard, « Use of Laser to Explain Heavy Ion Induced SEFIs in SDRAMs », *IEEE Trans. Nucl. Sci.*, vol. 57, nº 1, p. 272‑278, févr. 2010.

Publications

Revues internationales

V.Gupta, A. Bosser, G. Tsiligiannis, **M. Rousselet**, A. Mohammadzadeh, A. Javanainen, A. Virtanen, H. Puchner, F. Saigné, F. Wrobel, L. Dilillo, *"SEE on Different Layers of Stacked-SRAMs"*, IEEE Transactions on Nuclear Science, 2015

J. Boch, A. Michez, **M. Rousselet**, S. Dhombres, A. D. Touboul, J.-R. Vaillé, L. Dusseau, E. Lorfèvre, N. Chatry, N. Sukhaseum, F. Saigné, *"Dose Rate Switching Technique on ELDRS Free Bipolar Devices*", IEEE Transactions on Nuclear Science, 2016.

M. Rousselet, J. Boch, P. C. Adell, D. Sheldon, H. Schone , F. Saigné, "*Radiation Hardness Assurance workflow and cost-efficient test methods for nanosatellites",* Soumis à IEEE Transactions on Nuclear Science, 2016

Conférences internationales avec comité de lecture

M. Rousselet, J. Boch, L. Dusseau, F. Saigné, J.-R. Vaillé, M. Bernard, A. Rodriguez, P.-F. Peyrard, *"Radiation Hardness Assurance for Nanosatellites*", Small Satellites Systems and Services, 4S Symposium, Majorque, 2014.

A. Rodriguez, **M. Rousselet**, A. Bosser, L. Dusseau, M. Bernard, A. Gaboriaud, V. Mayorova, L. Agius, F. Wrobel, *"Payload Test for the FRIENDS Project: Uses and Benefits for Student Space Projects*", Small Satellites Systems and Services, 4S Symposium, Majorque, 2014.

M. Bernard, L. Dusseau, M. Dudeck, A. Gaboriaud, V. Gupta, A. Rodriguez, **M. Rousselet**, J. Boch, *"Orbital Parameters Drift of Seven Vega Maiden Flight CubeSats*", Small Satellites Systems and Services, 4S Symposium, Majorque, 2014.

J. Boch, A. Michez, **M. Rousselet**, S. Dhombres, L. Dusseau, E. Lorfèvre, N. Chatry, F. Saigné, *"Dose Rate Switching Technique to Estimate the Low Dose Rate Response of Bipolar Technologies*", RADECS, Moscou, 14-18 Septembre 2015.

P.C. Adell, D. Sheldon, H. Schone, **M. Rousselet**, H. J. Barnaby, *"A Modeling Approach to Assess Total Dose Response of COTS Analog Electronics for Fast Infusion*", NSREC, Juillet 2016.

M. Rousselet, P. C. Adell, D. Sheldon, J. Boch, H. Schone , F. Saigné, *"Use and Benefits of COTS Board Level Testing for Radiation Hardness Assurance*", RADECS, Brême, 19-23 Septembre 2016.

Annexe : Guide d'étude en radiation des nanosatellites.

Avant-propos

Les grandes lignes présentées dans ce guide des radiations pour nanosatellites sont à destination des développeurs de nanosatellites pour mettre en place des actions d'assurance radiation en limitant les surcoûts inhérents aux activités impliquées.

Les résultats obtenus au cours de la thèse ont permis d'identifier trois effets majeurs à considérer lors de la mise en place d'une assurance radiation pour nanosatellites :

-Les effets destructifs de type SEL peuvent se manifester dès le début de vie du satellite et doivent être pris en compte quelle que soit la mission. Pour cela, des solutions de protections des lignes d'alimentation sont à dimensionner et inclure dans le système lors des phases de développement.

-Les effets singuliers non destructifs peuvent être corrigés par des solutions matérielles ou logicielles. Les composants récents (en particulier les mémoires et les microprocesseurs) offrent par ailleurs de plus en plus de solutions intégrées de correction d'erreurs, de reconfiguration ou de redondance d'opérations. Le taux d'occurrence des événements singuliers doit être quantifié pour s'assurer que les solutions mises en place sont suffisantes et que l'impact au niveau des opérations et de la disponibilité prévue du satellite reste faible.

-La dose pour les missions typiques de nanosatellites reste faible mais peut être suffisante pour induire une défaillance de composants commerciaux. L'ajout de blindage au niveau local est une solution mais reste limité par la masse et le volume disponible dans le nanosatellite. Des méthodes à faible coût doivent donc être déployées pour estimer le niveau de sensibilité du système selon les besoins de la mission.

Lignes directrices

La *Figure 4* illustre la philosophie de la méthodologie proposée pour la prise en compte des radiations pour des systèmes embarquées sur des nanosatellites. Différents niveaux d'études sont proposés pour privilégier les activités de faible coût et ne réserver les actions les plus coûteuses que pour des systèmes qui requièrent de garantir un plus haut niveau de fiabilité. Les niveaux d'étude inférieurs à 3 se concentrent sur une approche au niveau de systèmes ou cartes électroniques complets tandis que les niveaux 3 et 4 se centrent sur des composants en particuliers. La suite de ce guide présente les différents niveaux d'études et les actions associées à mettre en place.

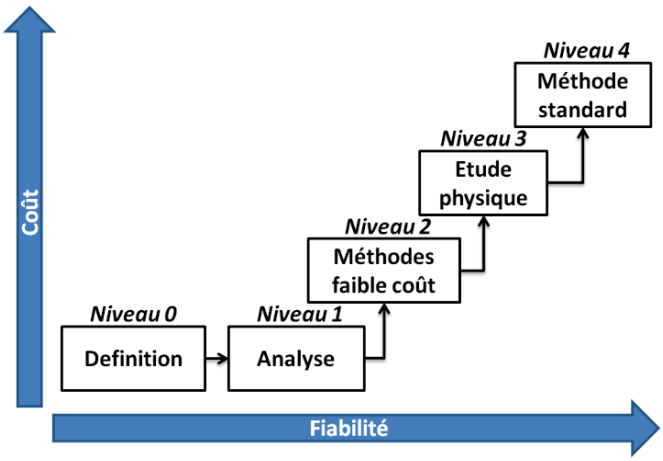

Figure 4 : Approche d'assurance radiation selon différents niveaux pour garantir un niveau de fiabilité tout en minimisant les coûts.

1) Niveau 0 : Définition

Ce niveau forme la base de l'étude en radiation d'un système. Il s'agit de la phase de définition de la contrainte radiative et des risques pour la mission.

1.1 Etude de la mission

Une première action concerne l'étude de la mission pour estimer, en particulier, son niveau de fiabilité et de disponibilité attendu. Une liste non exhaustive des paramètres à quantifier regroupe la durée de la mission, l'altitude et l'inclinaison de l'orbite visée, la disponibilité du service, la durée de fonctionnement polarisé entre deux communications avec la station-sol mais également les coûts alloués pour les actions d'assurance radiation.

Plus la disponibilité requise d'un système sera élevée, plus la fiabilité devra être garantie avec un fort taux de confiance. Les missions avec un taux de disponibilité réduit peuvent se permettre de gérer les erreurs dues aux radiations avec des systèmes de redémarrage rapide ou des interruptions volontaires lors d'étape pour s'assurer de prendre un état stable et d'éviter les phénomènes transitoires.

1.2 Etude de l'environnement

La seconde action à entreprendre concerne la définition de l'environnement. Une étude à l'aide d'outils tels qu'OMERE ou SPENVIS permet de prévoir les flux de particules pour une mission d'après les paramètres de l'orbite et la durée de la mission. La courbe de dose fournie par ces outils aide également à classifier le risque pour la mission. Certains composants COTS peuvent être défaillants pour de faibles doses aux alentours de 5 à 10krads. En dessous de ces niveaux, ce premier niveau d'étude peut justifier le fait de s'affranchir de tests en dose.

Pour affiner le niveau de dose prévu selon les composants considérés, la structure du satellite et le placement des composants environnants sont à prendre en compte à l'aide d'une analyse sectorielle (par exemple sous FASTRAD) pour définir avec plus de précision les épaisseurs de matériaux traversés au lieu de prendre une épaisseur moyenne représentative de la structure.

2) Niveau 1 : Analyse

Le but de ce niveau est d'identifier les points critiques du système. Pour cela, une analyse du circuit et de son fonctionnement pour identifier les blocs fonctionnels permet dans un premier temps d'isoler des fonctions centrales du système avant de s'intéresser dans un second temps à des composants en particulier.

2.1 Identification des fonctions et des composants

Dans le cas d'un système entièrement développé, ceux-ci sont connus, mais dans le cas d'un système du commerce, une identification selon la documentation technique ou par inspection visuelle est requise. La nature des liens (puissance, communication, commande…) entre ces blocs et/ou composants est à identifier pour avoir une vision globale des défaillances majeurs possibles (redémarrage d'un circuit, hausse anormale de courant, dérive de tension…).

2.2 Recherche de données

Une recherche de littérature (papiers scientifiques, bases de données, publications de résultats) sur les effets radiatifs des technologies de composants concernés permet d'apporter des entrées pour une étude de criticité des effets radiatifs sur la fonction globale du système.

Les résultats de précédentes études ne servent ici qu'à apporter une estimation des sensibilités aux effets radiatifs et ne donnent pas la réponse réelle des composants du système sous étude. Une étude de tendances aide ici à affiner les résultats. Par exemple, les circuits intégrés en technologie CMOS ont tendance à tenir de plus hautes doses et à être moins sensibles au latchup avec la réduction de leur nœud technologique.

2.3 Ajout d'observables

Les premiers résultats de cette étude mènent à isoler des fonctions ou des composants potentiellement sensibles. Des ajouts de points de tests sont alors à entreprendre si des actions d'irradiations sont prévues par la suite. En particulier, les tensions régulées et les entrées d'alimentation des composants ou des blocs fonctionnels identifiés comme sensibles sont à mesurer. La réponse globale du système étudié doit ensuite être vérifiée pour s'assurer que les modifications n'entravent pas son fonctionnement.

2.4 Solutions de protections et de corrections

L'étude sert ensuite à dimensionner des solutions de protections adaptées. La solution de protection principale à mettre en place sur les lignes de puissance est un circuit de type « delatcher » à dimensionner selon la consommation de la ligne à protéger. Ce circuit permet de couper l'alimentation en cas de hausse de courant pouvant correspondre à l'impact d'un événement singulier. La fonction impactée ou le système complet sont ensuite à redémarrer pour repartir d'un état connu. La mise en place de « watchdog », matériel ou logiciel, va également en ce sens pour redémarrer en cas d'erreur de fonctionnement et ainsi prendre en compte les événements singuliers pouvant altérer le fonctionnement d'un circuit. Enfin, pour les mémoires qui ne seraient pas équipées de codes correcteurs d'erreurs, ceux-ci sont à mettre en place pour détecter et corriger les changements de données dues au passage de particules dans une zone sensible.

3) Niveau 2 : Test à faible coût

Ce niveau d'étude regroupe les activités de tests à faible coût. Le principal intérêt est ici de pouvoir déterminer les principales informations sur la sensibilité du système étudié. C'est-à-dire, vérifier le fonctionnement pour la dose prévue pour la mission et vérifier le taux d'erreurs et leur impact sur le fonctionnement global.

3.1 Test en dose

Le test en dose peut être mis en place sans préparation supplémentaire de la carte. Des points de tests judicieusement choisis, alliés à une séquence couvrant différents modes fonctionnels, permettent de tirer pleinement parti de cette étape de test. Le courant d'entrée apporte généralement une information sur les différents modes de fonctionnements et la dérive de paramètres internes. La signature des modes couverts par la séquence doit pour cela être identifiée avant irradiation.

3.2 Injection de faute

La mise en place de tests d'injection de fautes électriques permet de valider le fonctionnement des solutions de protections, en particulier pour le SEL. Cette injection peut également servir à étudier la propagation d'événements transitoires dans le circuit complet.

4) Niveau 3 : Etude physique

Le niveau 3 vise à apporter une expertise supplémentaire en identifiant des paramètres physiques et en s'appuyant sur des actions locales au niveau de composants au sein du système.

4.1 Actions de retro-ingénierie

Les principales actions à mettre en place à ce niveau concernent la retro-ingénierie. Les composants identifiés précédemment comme les plus à risques sont à privilégier. Des composants discrets peuvent être préparés pour effectuer de l'imagerie en coupe et identifier les paramètres technologiques et plus particulièrement les épaisseurs d'oxydes. Une imagerie infrarouge de la puce peut également apporter des informations sur la topologie du circuit-intégré.

Les informations extraites peuvent alors être croisées avec les tendances générales ou servir d'entrées à des outils de simulations pour obtenir une estimation de la sensibilité.

4.2 Utilisation du laser

Le laser nécessite, tout comme les actions de retro-ingénierie, une phase de préparation mais apporte ensuite de nombreuses informations sur la technologie embarquée et les effets des radiations au niveau de composants. Les zones sensibles à certains effets singuliers peuvent être identifiées. Le laser peut également être utilisé pour injecter des fautes et ainsi mesurer l'impact au niveau système d'effets singuliers sur des composants préparés et montés sur le circuit complet.

5) Niveau 4 : Test au niveau composant

Ce dernier niveau concerne des tests à l'échelle de composants. Le niveau 4 est à réserver pour les composants identifiés comme potentiellement sensibles pour des missions qui exigent de garantir la fiabilité face aux radiations. Ces composants peuvent typiquement regrouper les circuits de gestion de puissance, les processeurs, les capteurs d'image et les mémoires selon les applications considérées. Les composants utilisés sur des structures ou des systèmes embarqués propres à un

ensemble de satellites ou de missions peuvent alors être approvisionnés en lot pour s'assurer que les résultats des tests seront applicables pour différentes missions.

Conclusions

Les tests en radiation au niveau de chaque composant, particulièrement pour des composants commerciaux en perpétuels changements technologiques, sont coûteux et à limiter drastiquement pour le développement de nanosatellites.

La mise en place de structures redondantes pour des nanosatellites de moyenne ou grande production permet de considérer les premiers retours d'expérience en vol pour apporter des corrections et durcir le système au fil des itérations et selon des besoins spécifiques (augmentation des durées de missions, orbites fortement elliptiques, missions interplanétaires).

Les lignes directrices présentées dans ce guide pour développeurs de nanosatellites proposent une démarche générale qui est à adapter aux profils de missions et aux systèmes considérés. Les nanosatellites sont actuellement en plein essor, et de nouvelles méthodologies et outils de tests sont à considérer pour réduire les coûts tout en assurant le niveau de fiabilité.