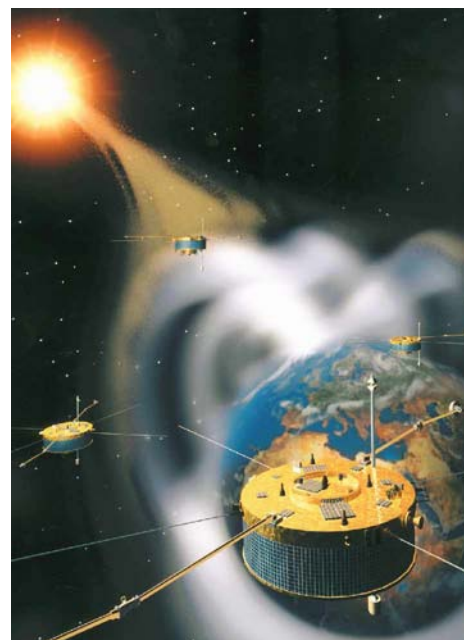


Université Bordeaux 1
Master Professionnel Qualité et Fiabilité
des Composants et Systèmes Electroniques
SCK•CEN Centre d'étude de l'Energie Nucléaire

Fiabilité aux
radiations de
composants
optoélectroniques
pour
communication
sans fil
intra-satellite



Rapport Intermédiaire de Juin 2005

Promoteur SCK•CEN : **Mr. Alberto Fernandez Fernandez**
Tuteur IXL : **Mr. Laurent Béchou**

Descas Yoann
Promotion 2004 – 2005
Stage de Mars à Septembre 2005

Sommaire

AVANT-PROPOS - REMERCIEMENTS	3
INTRODUCTION	4
1 LE PROJET OWLS	5
1.1 <i>Avantages et Motivations de l'implantation du Wireless</i>	5
2 L'ENVIRONNEMENT SPATIAL ET SES CONTRAINTES	9
2.1 <i>L'environnement spatial</i>	9
2.1.1 La ceinture de radiation	10
2.1.2 Solar Flares, les éruptions solaires	11
2.1.3 Les rayons cosmiques	12
2.1.4 Sensibilité aux radiations des orbites	12
2.2 <i>Les Dégradations</i>	13
2.2.1 Les principaux défauts sur les composants	14
2.2.2 Total Ionisation Damage	16
2.2.2.1 <i>Enhanced Low Dose Rate Sensitivity (ELDRS)</i>	16
2.2.2.2 <i>Discussion</i>	17
2.2.3 Displacement Damage	17
2.2.3.1 <i>Mécanisme d'interaction élastique</i>	18
2.2.3.2 <i>Mécanisme d'interaction inélastique</i>	18
2.2.3.3 <i>Non Ionising Energy Loss (NIEL)</i>	19
3 LES NORMES ESA/ESCC 22900 & 25100	21
3.1 <i>Norme ESA/ESCC 22900</i>	21
3.2 <i>Norme ESA/ESCC 25100</i>	23
4 LES COMPOSANTS DE L'OPTIQUE SANS FIL.....	25
4.1 <i>Les normes IrDa</i>	25
4.2 <i>Les émetteurs du projet OWLS</i>	26
4.3 <i>Les récepteurs photodiodes (PD) du projet OWLS</i>	27
4.4 <i>Les filtres optiques</i>	27
5 ETUDE DE FIABILITE.....	28
5.1 <i>Premières observations</i>	28
5.1.1 Dégradations des LEDs	29
5.1.2 Dégradations des photodiodes	30
5.1.3 Discussion	31
CONCLUSION	33
BIBLIOGRAPHIE.....	34

Avant-propos - Remerciements

Le SCK•CEN, construit à Mol dans les années cinquante, en vue d'effectuer toutes les recherches en relation avec l'application de l'énergie nucléaire, vise à résoudre des problèmes concrets et créer des opportunités, et s'appuie sur les exigences relatives à la sûreté des installations nucléaires, la protection de l'environnement et la qualité des services rendus.

Le stage se déroule au BR 3 (« Belgian Reactor 3 ») « dismantling site », dans le département Instrumentation. Le BR 3 est le premier réacteur à eau pressurisée (PWR, Pressurized Water Reactor) construit en Europe et est à l'arrêt depuis 1987. Le démantèlement du réacteur nucléaire BR 3 est un projet pilote visant à acquérir une meilleure compréhension de l'exposition aux radiations du personnel impliqué dans les opérations, et des coûts du démantèlement d'une installation nucléaire. Le monde industriel observe cela avec intérêt, parce que les réacteurs PWR constituent le type de réacteur le plus répandu dans le monde. En tant que projet pilote de la Commission Européenne, le démantèlement du BR3 occupe une place particulière au sein du SCK•CEN.

Autour de ce projet de démantèlement et d'assainissement, d'autres études contribuent à l'enrichissement du savoir autour du nucléaire. Ainsi, on peut y rencontrer des laboratoires pour les départements de radiobiologie, de chimie nucléaire, etc..., ainsi qu'une zone aménagée pour l'entreposage intermédiaire de déchets radioactifs, et le département d'instrumentation dans lequel j'effectue mon stage.

Le département d'instrumentation collabore avec des intervenants extérieurs pour mettre en place des projets ayant des relations directes avec les applications du nucléaire. Dans ce cas, il s'agit de mettre à disposition de l'ESA (Agence Spatiale Européenne) son savoir faire en matière de tests sous radiation de composants optoélectroniques. Ainsi, on peut simuler les conditions de fonctionnement d'appareils qui évolueront dans l'espace, et donc soumis à de nombreux phénomènes radioactifs.

Je remercie mon promoteur durant ce stage M. Alberto Fernandez Fernandez ingénieur au SCK•CEN, pour son soutien, sa bonne humeur, et pour m'avoir mis dans les meilleures conditions de travail possibles.

Je remercie ma mère pour son soutien moral loin du domicile familial.

L'aboutissement du stage n'aurait pas aussi été possible sans l'équipe du BR3, généreuse, vivante et qui a tout mis en place pour m'aider.

Introduction

Les programmes de recherche de l'European Space Agency (ESA) ont mené dernièrement à optimiser les processus de communication dans les satellites, dans le but de réduire l'encombrement des communications filaires dites « wireline¹ ». Des solutions de remplacement au réseau filaire en fibre optique et/ou en cuivre ordinairement utilisé sont désormais à l'étude, afin de faire disparaître le réseau de câbles ce qui permettrait de réduire l'encombrement dans les satellites. Le projet Optical Wireless Links for intra-Satellite communication (OWLS) proposé à l'ESA lors du « First Optical Wireless On-board Communications Workshop » de septembre 2004 [1], propose une solution sans fil basée sur des émetteurs/récepteurs optiques.

Toutefois, le chemin du remplacement du réseau filaire reste encore long et bon nombre de tests, de certifications et de qualifications doivent être entrepris pour assurer la faisabilité de cette alternative. Si les communications sans fil sont bien connues sur terre, le comportement des composants optoélectroniques est très peu connu dans le spatial. Il n'existe d'ailleurs pas de composants pour communications sans fil, adaptés et certifiés aux conditions du spatial. C'est dans ce but que l'ESA propose une campagne de tests de composants intervenant dans les communications sans fil.

Dans le cadre de ce projet, le SCK•CEN est en charge des tests et certifications de tenue aux radiations des composants optoélectroniques. Le stage intervient donc au niveau de l'étude du comportement de composants « Commercial Off The Shelf » (COTS²) face aux radiations. Le rapport présente le projet OWLS et les motivations qui ont poussé à envisager la communication intra satellite sans fil, les contraintes de l'environnement spatial et les dommages que peuvent y subir les composants optoélectroniques. A partir des normes de l'ESA/ESCC 22900 et 25100, ainsi que des normes IrDa (standard international pour les systèmes de communication sans fil infrarouge), un plan de tests sera défini pour valider les composants susceptibles d'être utilisés dans les satellites.

Notre étude concerne les dommages engendrés par irradiation sur différents types de diodes électroluminescentes (LEDs) et de photodiodes préalablement sélectionnées selon leur technologie de fabrication. Ces défauts sont dus aux particules présentes dans l'espace, qui sont de nature et d'énergie différentes. Les effets sur les composants optoélectroniques sont des modifications des propriétés optiques et électriques, en grande majorité issues de déplacements d'atomes du cristal de semi-conducteur.

Nous devons mettre en évidence l'évolution des caractéristiques optiques et électriques de composants lors de tests accélérés au moyen de doses différentes de radiations, afin de sélectionner les émetteurs/récepteurs/filtres les plus résistants aux radiations spatiales. Le but de ce stage est par conséquent de préparer le plan de tests sur la base d'une étude des résultats disponibles dans la littérature et de proposer un banc de caractérisation des composants optoélectroniques irradiés.

¹ Wireline : filaires

² COTS : désigne des composants disponibles dans le commerce aux particuliers comme aux professionnels sans certification aux normes ESA.

1 Le projet OWLS

L'évolution des systèmes destinés à l'espace est guidée par le besoin de diminution de poids, l'augmentation des fonctionnalités et la simplification des activités AIT (Assemblage, Intégration et Test). Dans ce sens, l'une des solutions possibles pour l'optimisation des engins spatiaux, est le remplacement des réseaux filaires traditionnels par des réseaux optiques. Le projet OWLS, initié par l'« Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial »¹ (INTA) pour l'ESA, a été proposé comme solution pour les interconnexions entre les microsystèmes. En partenariat avec le SCK•CEN, EADS Astrium et TECNOLOGICA Componentes, OWLS doit faire état de la faisabilité de communication sans fil dans les satellites. Le choix du sans fil n'est pas sans intérêt, car outre le gain de poids, il offre d'autres solutions et avantages intéressants.

1.1 Avantages et Motivations de l'implantation du Wireless [2, 3, 4]

Dans le marché du spatial, la notion de coût est très importante. Il est bien sûr évident de chercher à réduire le plus possible le coût du matériel utilisé pour la fabrication des satellites ou des stations habitées. Le poids des satellites et leur taille sont des facteurs influant le coût de mise en orbite. C'est pourquoi, on cherche de plus en plus à réduire la taille des satellites et ainsi à minimiser le nombre de composants embarqués, en essayant en plus d'améliorer les performances des satellites. L'objectif est donc double, réduire les coûts et avoir un niveau de technologie fiable et performant.

Pour atteindre cet objectif, l'idée d'introduire des communications sans fil se montre donc une solution très intéressante par rapport à tous les avantages qu'elle présente. Le projet OWLS montre l'intérêt d'une communication sans fil optoélectronique dans les satellites.



Fig 1.1 : Expertise du réseau de câbles d'un satellite dont la mise en orbite a échoué

Le principal avantage est évidemment la suppression de réseau câblé, qu'il soit constitué de fibres optiques ou de câbles en cuivre. Il permet un gain de poids et de place, car on assistait à une multiplication considérable du nombre de câbles.

La photo ci-contre montre une expertise des débris de la fusée Ariane 5.0.1 dont le décollage a échoué. On peut y voir la grande quantité de câbles que contenait l'un des satellites qui devait être mis en orbite. Les câbles sont de différente nature. On peut trouver du cuivre, de la fibre optique etc...

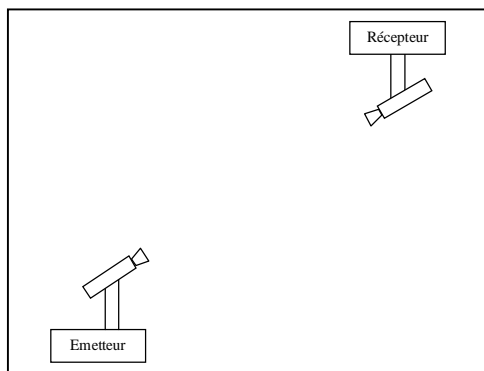
De plus, l'utilisation de communications optiques sans guide optique, implique une meilleure stabilité dans le vide. La propagation d'ondes lumineuses infrarouges ne souffre pas du vide présent dans l'espace au contraire de la propagation dans les fibres optiques.

¹ INTA : Institut National des Technologies de l'espace.

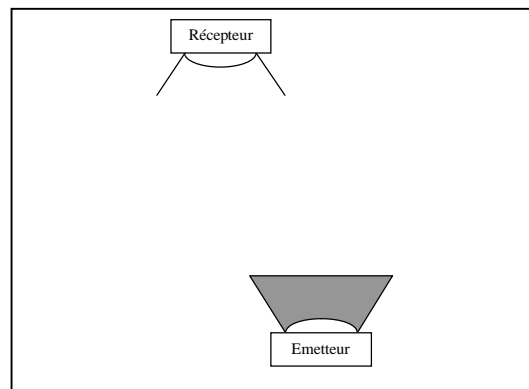
Il existe aussi d'autres avantages qui montrent l'intérêt du « Wireless optoélectronique ». Le marché de l'optoélectronique prend de plus en plus d'ampleur et le nombre de composants disponibles est important et varié. Plusieurs possibilités en termes de puissance optique, d'encombrement physique, de longueurs d'ondes sont proposées. Il s'agit en grande partie de composants COTS dont on ne connaît pas le comportement dans l'espace. Toutefois, la constitution intrinsèque des émetteurs optoélectroniques (LEDs, Lasers...) leur donne une prédisposition à résister aux radiations présentes dans le spatial. En effet, les LEDs sont constituées pour la plupart de superposition de plusieurs couches de matériaux semi-conducteurs qui confinent la zone d'émission lumineuse. Cette particularité leur vaut de freiner leur dégradation quand elles sont soumises à un rayonnement spatial. Les chapitres suivants font état des défauts prévisibles dans les composants optoélectroniques face à des phénomènes d'irradiation.

Autres avantages des communications « Wireless optoélectronique », la bande passante offerte importante, et la possibilité de multiplexage de longueurs d'ondes. En effet, le système de communication choisi pour le projet OWLS est situé dans le proche infrarouge sur la base du système « Infra-red Data association » (IrDa). Ce système est déjà bien connu dans les communications sans fil terrestres. Dans les satellites, plusieurs systèmes peuvent communiquer en même temps, c'est pourquoi, il est nécessaire de pouvoir utiliser plusieurs longueurs d'ondes sans interférence dans les données échangées, d'où l'idée du multiplexage, déjà utilisé en WDM dans les fibres optiques. Le projet OWLS propose des longueurs d'ondes situées approximativement entre $650nm$ et $970nm$ et une bande passante supérieure à $10MHz$.

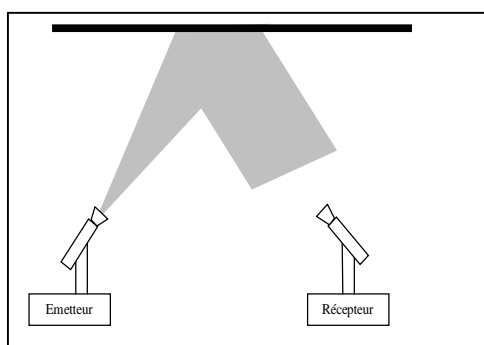
L'espace intérieur des satellites est assez réduit. Un autre avantage de l'optique sans fil consiste à pouvoir utiliser les parois du satellite comme miroir réfléchissant l'onde lumineuse. La lumière traversant le verre mais pas les murs, les transmissions infrarouges restent ainsi confinées dans un espace clos. Dans l'optique sans fil, la propagation d'ondes entre la source émettrice et la cellule réceptrice peut être de différente nature (Voir schémas suivants). Ainsi, dans un satellite, il est possible de faire communiquer plusieurs systèmes situés à des étages différents ou plus simplement des systèmes séparés par une cloison.



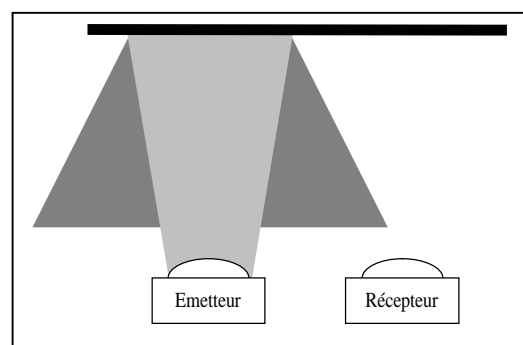
(a)



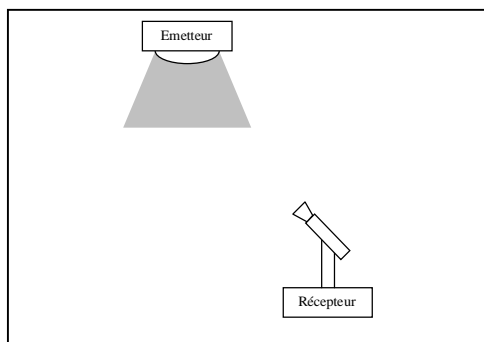
(b)



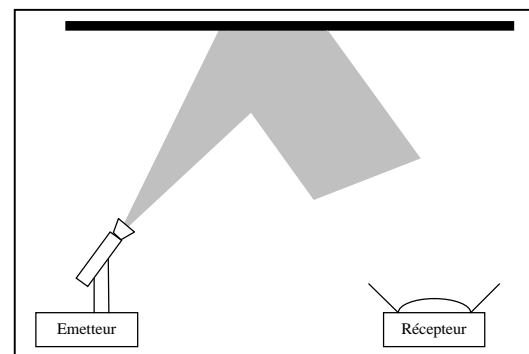
(c)



(d)



(e)



(f)

On distingue la liaison en visibilité directe (a), la liaison en visibilité directe étendue ou cellulaire (b), la liaison par réflexion spéculaire (c) et par réflexion diffuse (d). Les systèmes hybrides (e) & (f) combinent l'un ou l'autre de ces mécanismes.

On peut signaler aussi, que les communications optiques se font à haut débit. Les composants optoélectroniques actuels permettent des vitesses allant jusqu'à 100Mbits/s.

Le projet OWLS présente des avantages incontestables qui permettent de penser que l'avenir des communications dans les satellites passe par l'optique sans fil. Mais il faudra maintenant assurer la fiabilité des composants constituant le système de communication. Pour prouver que les communications optiques sans fil sont viables, il faudra passer par la démonstration de la fiabilité de composants non spécifiques au spatial. En effet, dans le domaine du spatial l'utilisation de composants COTS est de plus en plus privilégiée, d'où les études de fiabilité de ces nouveaux composants du spatial.

Ces composants subiront sur leur période de fonctionnement des contraintes au décollage de la fusée et une fois mis en orbite. Les contraintes rencontrées sont par exemple : des vibrations, des cycles de température de grande variation, des radiations de différents types etc... Le travail de fiabilité qui reste à faire est important et d'un enjeu conséquent. Il est réparti dans plusieurs groupes de travail et concerne toutes les contraintes que subiront les composants. La partie qui nous intéresse concerne la tenue aux radiations des émetteurs, filtres et récepteurs optiques.

L'environnement spatial qui entoure notre planète est relativement mal connu, mais des expériences précédentes ont montré que les dégradations des composants dans ce domaine sont bien réelles. Les chapitres suivants présentent l'environnement spatial et les dégradations que l'on y a déjà rencontrées. Il est nécessaire pour notre étude de connaître le milieu d'évolution des composants pour adapter les séries de tests qui montreront le fonctionnement des composants optoélectroniques.

2 L'environnement spatial et ses contraintes

Effectuer des études de fiabilité sur des composants évoluant dans l'espace n'est pas évident, parce que le domaine est mal connu. Comparer le terrestre et le spatial, revient à comparer le prévisible et l'imprévisible. En effet, dans l'espace, un composant verra durant sa vie de fonctionnement des cycles de température très variables, pouvant aller de -55°C à $+125^{\circ}\text{C}$. Il sera soumis de plus, à des rayonnements de plusieurs types, gamma (γ), flux de protons, vents solaires, des ions lourds etc... Toute la difficulté réside dans le fait que les prévisions sont impossibles. On ne peut pas déterminer à l'avance si un satellite, comportant des composants optoélectroniques pour communication infrarouge, situé en orbite géostationnaire, sera par exemple soumis pendant une durée précise à un flux de protons d'une dose connue.

Dans notre étude, on se concentrera sur l'effet des radiations sur les composants. Pour adapter l'étude de fiabilité, il est important de connaître au mieux l'environnement que l'on rencontre dans l'espace. Les expériences des missions spatiales précédentes sont aussi de bonnes sources d'informations pour la caractérisation des défauts intervenant dans les dispositifs électroniques.

2.1 L'environnement spatial [5]

C'est en 1958, lors des premières conquêtes de l'espace, que l'on a découvert la présence de particules chargées de très fortes énergies autour de la terre, la ceinture de Van Allen. Dès lors, il est devenu évident que l'environnement spatial était très agressif. Au delà de la protection naturelle fournie par l'atmosphère terrestre, plusieurs types de radiation peuvent être rencontrés. Leurs caractéristiques (nature et énergie), leurs origines et leur distribution dans l'espace sont extrêmement variables.

Une analyse des problèmes intervenus dans les satellites, basée sur les dix dernières années d'aventure spatiale, montre que la part due à l'environnement spatial n'est pas négligeable. 9 à 21% des dysfonctionnements proviennent de l'environnement spatial, 1 à 8% de problèmes de qualité et 19 à 53% de problèmes toujours inexplicables [5]. Il est clair que les problèmes inexplicables et les problèmes liés à l'environnement spatial occupent une place prépondérante.

La nature de cet environnement varie considérablement entre les orbites basses et celles plus lointaines, telle l'orbite géostationnaire (env. 36.000 km). Toutes les orbites exploitées par les satellites sont situées dans la magnétosphère terrestre. La magnétosphère est l'ensemble des lignes de champ magnétique terrestre situé au-delà de l'ionosphère, au dessus de 800 km d'altitude. Elle agit comme un écran et protège la surface terrestre des excès du vent solaire, nocif pour la vie. Elle s'oppose au vent solaire comme une culée de pont dévie le courant d'une rivière. En contrepartie, le vent solaire déforme le spectre magnétique de la Terre en lui donnant une forme de comète. Elle est donc compressée du côté soleil et très étendue de l'autre côté. Près de la Terre, les particules chargées présentes dans la magnétosphère peuvent être piégées par le champ magnétique terrestre et forment ainsi la ceinture de radiation.

Dans la magnétosphère, la ceinture de radiation occupe une région relativement restreinte. La région la plus proche de la Terre, nommée haute atmosphère, est bien connue et constante dans le temps. La limite extrême de la magnétosphère est elle, peu connue et dépend des conditions du vent solaire à travers le champ magnétique terrestre.

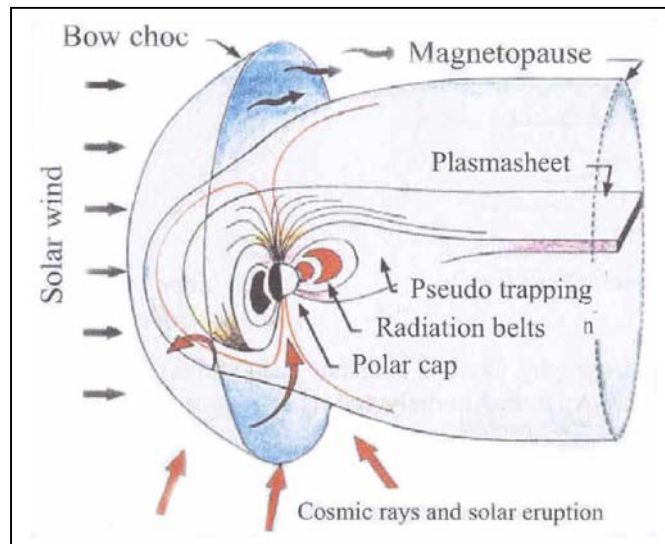


Fig 2.1 : Magnétosphère terrestre

La figure 2.1 est une représentation de la magnétosphère terrestre. On y voit l'influence des vents solaires sur la forme en « poire » ou en comète de la magnétosphère. L'ensemble des particules présentes dans la ceinture de radiation provient non seulement des vents solaires mais aussi des rayonnements cosmiques et les éruptions solaires.

2.1.1 La ceinture de radiation

L'atmosphère terrestre donne la limite basse de la ceinture de radiation. La limite supérieure est moins claire et est définie par le minimum d'intensité de perturbations du champ magnétique correspondant à un piégeage de particules. Durant la première mission spatiale de J. Van Allen, on a découvert que les particules piégées étaient essentiellement des protons et des électrons. Leurs énergies varient de quelques keV à des dizaines voire des centaines de MeV. Sur la figure 2.2, on décrit une répartition de la ceinture de radiation pour les protons et les électrons.

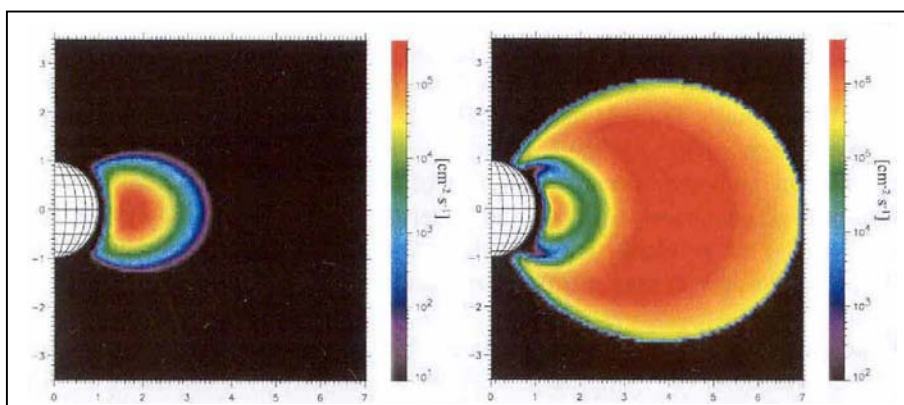


Fig 2.2 : Répartition de la ceinture de radiation en protons (à gauche) et en électrons (à droite).

Dans les années 90, le satellite américain CRRES a clairement mis en évidence la dynamique des électrons et protons piégés par la ceinture de radiation. Rappelons-le, la ceinture de radiation est liée à l'existence du champ magnétique terrestre et la population de particules. Le nombre de particules varie avec le temps et est très dépendant du champ magnétique. Une perturbation passagère ou une dérive de période du champ magnétique implique de rapides fluctuations (sous tempête ou tempête magnétique) et des variations à long terme du flux de la ceinture. On comprend donc le caractère imprévisible du nombre ou flux de particules que l'on peut rencontrer dans la ceinture de radiation.

2.1.2 *Solar Flares, les éruptions solaires*

Il arrive que des événements passagers particuliers se produisent et dérangent le fonctionnement des systèmes embarqués. C'est le résultat des éruptions solaires. La composition exacte des particules produites par ces éruptions n'est pas encore bien connue. Toutefois, les protons sont toujours majoritaires par rapport aux électrons. Certaines éruptions sont accompagnées par l'émission d'ions lourds, dont le spectre change d'état et le nombre est variable d'un événement à un autre. Il est donc difficile d'en établir un modèle. Le spectre, qui varie énormément d'une éruption à une autre et même au cours de l'éruption, peut atteindre des énergies jusqu'à des centaines de MeV. Le flux associé à des éruptions majeures peut aller jusqu'à 10^{10} protons/cm² pour des niveaux d'énergies avoisinants 10MeV.

Sur la figure 2.3, on montre qu'il est difficile, voire impossible de prévoir des éruptions solaires. On observe même pour l'éruption d'octobre 1989 qu'elle a été suivie de deux autres éruptions majeures.

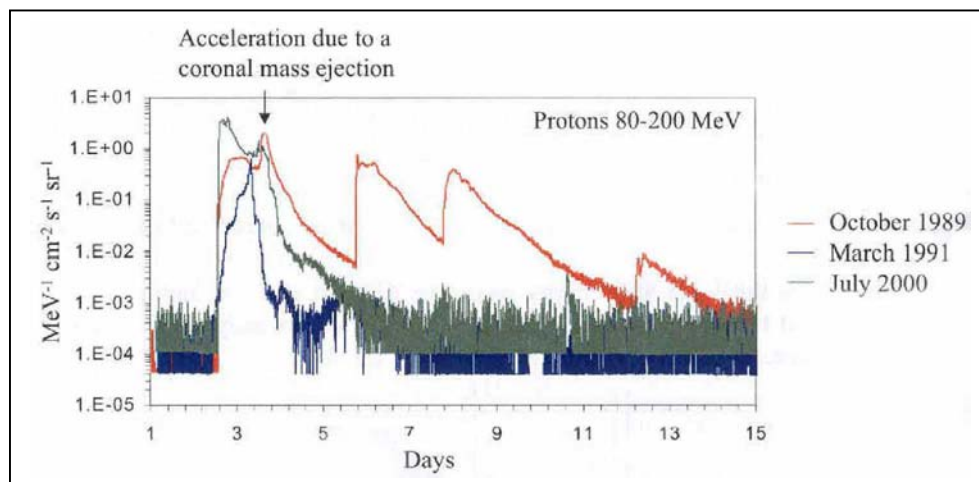


Fig 2.3 : Comparaison du profil de 3 éruptions solaires majeures d'énergies comprises entre 80 et 200MeV, en fonction du temps.

Depuis que les éruptions solaires sont liées aux tâches à la surface du soleil, on a constaté que les éruptions ne sont pas périodiques avec le cycle solaire. Il en résulte que lorsque le soleil est à son maximum, les événements particuliers sont nombreux et peuvent être le résultat d'éruptions successives, mais que des éruptions isolées et importantes peuvent aussi avoir lieu lorsque le soleil est à son minimum. Ces événements se produisent donc de façon aléatoire et il est impossible avec les connaissances dont nous disposons de prédire des dates et des intensités sur le long terme.

2.1.3 Les rayons cosmiques

L'origine des rayons cosmiques est extérieure au système solaire. Ils viennent de galaxies très éloignées. Ils se sont propagés à travers l'espace non occupé par de la matière dense. Les interactions avec la matière ($7g/cm^2$ de gaz interstellaires) et les champs électromagnétiques interstellaires éparpillent et accélèrent ces particules, qui une fois arrivées au niveau du système solaire, ont une distribution isotropique et sont complètement ionisées. Les rayons cosmiques représentent un flux continu d'ions dont le niveau d'énergie peut être très important. Ils peuvent atteindre quelques centaines de GeV. Les rayons cosmiques sont composé de 83% de protons, 13% d'Hélium (ion 4He), 3% d'électrons et 1% d'ions lourds.

Dans le système solaire, les ions provenant de rayons cosmiques sont déviés par les turbulences du champ magnétique et transportés par les vents solaires. Il en résulte des modulations du flux en fonction de l'activité solaire. Ainsi, le flux d'ions des rayons cosmiques est à son maximum lorsque l'activité solaire est à son minimum et vice versa.

2.1.4 Sensibilité aux radiations des orbites

Dans la ceinture de radiation et le bouclier magnétosphérique¹, donner une distribution aux particules chargées de forte énergie se trouvant dans l'environnement des satellites dépend fortement de l'orbite à laquelle se trouve ce dernier.

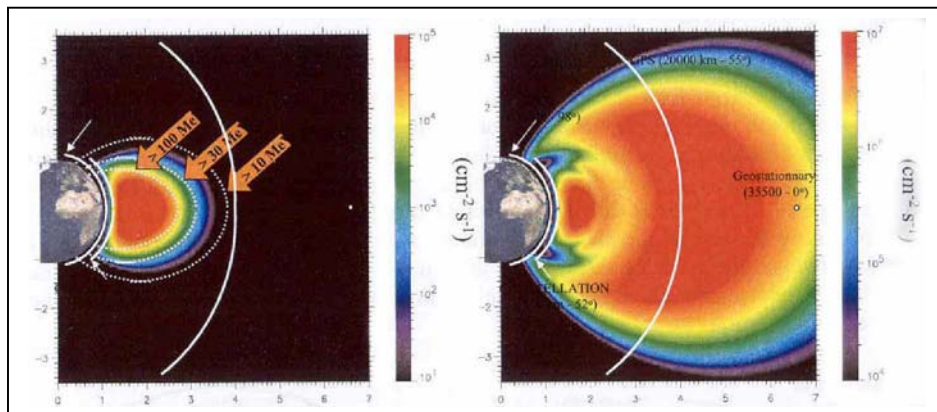


Fig 2.4 : Projection de plusieurs orbites dans la ceinture de radiation

Sur la figure 2.4, on peut apprécier la projection de plusieurs orbites dans la population de particules formant la ceinture de radiation. Les lignes blanches représentent deux orbites basses $800km$ 98° et $1.400km$ 52° , et une orbite moyenne $20.000km$ 55° . Le point blanc représente l'orbite des satellites géostationnaires distants de $35.500 km$ de la terre. On peut immédiatement voir que les orbites moyennes et hautes altitudes ne sont pas sujettes au flux de protons de forte énergie. Toutefois, elles sont contraintes par le flux d'électrons.

Même si ces orbites ne sont pas soumises au flux protonique, elles ne sont pas en revanche sous la protection du bouclier magnétosphérique et donc elles seront soumises à la présence de protons solaires. On déduit donc que les orbites hautes altitudes sont fortement exposées.

¹ Le bouclier magnétosphérique est une protection naturelle de chaque planète du à leur champ magnétique. Ce dernier impose à une particule la force de Lorentz leur conférant ainsi un mouvement giratoire croissant autour de la planète qui finit par les éloigner définitivement de la planète.

Le tableau suivant est un résumé des particules de l'espace et de leur énergie.

Ceinture de Radiation	Electrons	eV $\bar{\text{O}}$ 10MeV
	Protons	keV $\bar{\text{O}}$ 500MeV
Eruptions Solaires	Protons	keV $\bar{\text{O}}$ 500MeV
	Ions	de 1 à 10MeV/n
Rayons Cosmiques	Protons et Ions	jusqu'à 100GeV

2.2 Les Dégradations

Notre étude se base donc sur les défauts engendrés par des radiations sur des composants optoélectroniques, afin de simuler leur futur environnement de fonctionnement. Mais on a montré précédemment que prévoir les caractéristiques et origines des radiations spatiales est difficile voire impossible. Toutefois, la conquête du spatial n'a pas attendu une connaissance parfaite de cet environnement pour placer en orbite des composants électroniques. Ainsi, des expertises de composants placés en orbite combinées à des analyses terrestres simulant l'environnement spatial, nous donne des idées sur les dégradations que subissent les composants électroniques.

Les anomalies induites par radiation sur les véhicules spatiaux sont connues depuis le premier jour d'exploration spatiale. Le premier satellite artificiel américain, *Explorer I*, conçu et construit par *Jet Propulsion Laboratory* et lancé le 31 Janvier 1958, emportait un compteur Geiger sous la proposition de J.A. Van Allen. Le compteur s'est soudainement arrêté de compter les rayons cosmiques quand le satellite a atteint une certaine altitude. Van Allen a montré que le compteur était saturé par un taux extrêmement important de particules. Ce fut le jour de la découverte de la ceinture de Van Allen, que la mission suivante, *Explorer III* (lancé le 26 Mars 1958) confirma.

En Juillet 1962, le satellite *Telstar* l'un des premiers satellites de communication équipés de systèmes électroniques complets, a été mis en orbite. Le jour précédent le lancement, les américains ont procédé à des essais nucléaires hors atmosphère. Le très haut niveau de radiation dus aux particules capturées par la ceinture de radiation suite à ce test, a causé d'importantes dégradations aux composants électroniques qui ont finalement cessé de fonctionner, causant ainsi la perte du satellite le 21 Février 1963. Ce fut le premier satellite totalement détruit par les effets permanents des radiations.

Ensuite, on découvrit en 1978 une nouvelle classe d'effets. Intel Corporation mit en évidence des changements d'états anormaux dans des DRAMs¹ au niveau terrestre. Ces effets sont produits par une seule particule d'où le nom attribué à ces défauts de « Single Event Effects » (SEE). Il fut rapidement établi que des ions, des protons et des neutrons pouvaient entraîner des SEE. Les SEE deviendront par la suite la cause majeure de dysfonctionnements dans l'espace.

¹ DRAM : Dynamic Random Access Memories

2.2.1 Les principaux défauts sur les composants [6]

L'effet basique de l'interaction radiation matière est un transfert d'énergie. Cette énergie sera transformée de différentes façons en fonction du procédé de fabrication de la cible.

Les particules transfèrent leur énergie dans la matière des composants électroniques. Parmi les principes d'interactions les plus fréquents sont :

- F L'interaction entre les électrons d'un atome cible et une particule, qui expulse les électrons de leurs orbites autour du noyau, et peut lui fournir suffisamment d'énergie pour l'éjecter de la matière. A l'état solide de la matière, le résultat est la création de paires électron-trou qui agiront sur le comportement électrique du dispositif.
- F La deuxième interaction est indirecte. Lorsque la particule pénètre de la matière dense, les particules transforment leur énergie cinétique en rayonnement photonique. Ces rayons X ou γ de forte énergie peuvent à leur tour ioniser des électrons le long de leur chemin dans la matière et pénètrent profondément dans la matière.

Ces interactions électroniques constituent les effets ionisants (« ionisation effects ») et engendrent des défauts appelés « **Total Ionisation Damage** » (**TiD**).

Lorsqu'une particule comme un proton, un neutron ou un électron traverse la matière, elle peut interagir avec le noyau de l'atome cible ou par des interactions électromagnétiques ou nucléaire. Une fraction de son énergie est transférée au noyau, ce qui a pour effet de l'exciter et peut le déplacer. Dans certains cas, le noyau cible peut être fragmenté. Cet effet est appelé « **Displacement Damage** » (**DD**).

La conséquence est une modification locale de la structure du cristal de matière, la création de défauts cristallins et de complexes « Vacancy-Interstitial » que l'on appelle paire Frenkel. Un atome qui a été déplacé par une particule peut le long de son chemin avoir suffisamment d'énergie pour déplacer un autre atome de son site. On crée alors un faisceau de défauts. La création de ces défauts ou faisceaux de défauts modifie les propriétés physiques et électroniques du cristal. Ces défauts agissent sur les propriétés optiques (transparence, couleur, absorption optique) et les propriétés mécaniques (module d'Young, fréquence d'oscillation). Dans les semi-conducteurs, ils contribuent à la création de niveau piège dans la bande interdite et ces niveaux peuvent à leur tour modifier la réponse d'un composant à une création de paires électron-trou due à un procédé d'ionisation.

Pour les composants optoélectroniques, les DD sont les défauts les plus dangereux, car ils altèrent gravement les propriétés optiques. L'ordre du cristal d'un composant optoélectronique est très important pour un fonctionnement optimum. En effet, le processus qui permet l'émission de lumière vient de la recombinaison photonique d'électrons du cristal. Une perturbation de l'ordre du cristal entraîne évidemment une perturbation de ce processus.

Les figures 2.5 et 2.6 résument le type d'interactions entre une particule incidente et un réseau cristallin de silicium et les dommages correspondant à l'environnement spatial.

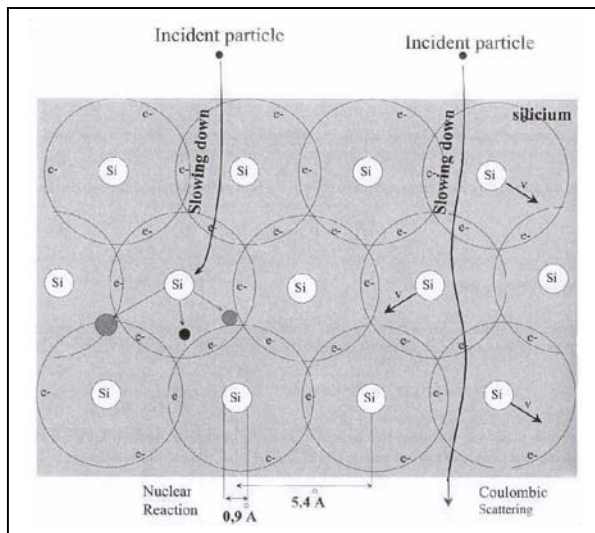


Fig 2.5 : Exemples d'interactions entre une particule incidente et les atomes d'un cristal de Silicium.

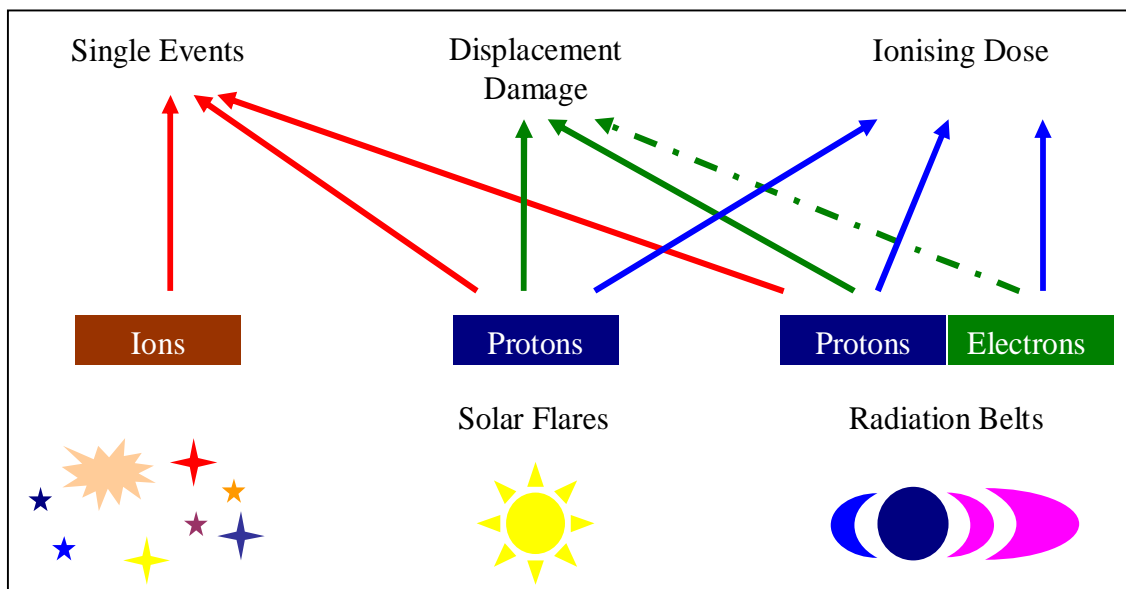


Fig 2.6 : Corrélation entre les particules présentes dans l'espace et les défauts sur les composants

2.2.2 Total Ionisation Damage [7]

Les TiD font intervenir le caractère chargé des particules qui frappent les atomes cibles. On peut définir la dose totale comme la quantité d'énergie ionisante déposée dans la matière par unité de masse d'un composant soumis à un flux de particules ionisantes. On fait ici intervenir la notion de dose.

La dose D est un paramètre clé de l'effet des radiations. Elle est définie comme le rapport entre l'énergie transférée par ionisation et la masse de la matière :

$$D = \frac{dE}{dm}$$

L'unité standard de la dose est le gray **Gy** ($= \text{J.kg}^{-1}$). On trouve encore des utilisations du **rad** qui est équivalent à 10^{-2}Gy .

Le débit de dose est défini comme la variation de la dose dans le temps et est exprimé en **Gy.s⁻¹** ou **rad.s⁻¹** :

$$D' = \frac{dD}{dt}$$

Par définition, l'interaction « Dose Totale » résulte dans la création de paires électron-trou dans la matière. Un composant est dit irradié lorsque les paires atteignent leur état d'équilibre. Une exposition « Dose Totale » peut introduire deux types différents de charge induite : les charges piégées dans les oxydes (« oxide trapped charge ») et les pièges d'interface (« interface traps »).

2.2.2.1 Enhanced Low Dose Rate Sensitivity (ELDRS)

Le phénomène ELDRS est un cas particulier de dégradation ionisante. Il intervient dans les couches d'oxyde de silicium des composants pour de faibles débits de dose. On observe pour ces débits une forte augmentation du nombre de dégradation. Cet effet dépend de la technologie visée et se produit généralement dans des oxydes de mauvaise qualité. Les transistors bipolaires sont sensibles à ce phénomène dont les dégradations sont cinq fois supérieures à ceux qui se produisent à de forts débits de dose.

Pour de faibles débits de dose, le nombre d'états d'interface créé entre le silicium et l'oxyde de silicium est très lent. Les protons ont donc le temps d'atteindre l'interface Si/SiO₂ et ainsi de créer de nouveaux états d'interface. Dans ce cas, les protons participent à la fois à la création d'« oxide trapped charge » et d'« interface traps ». A de forts débits de dose, les trous ont le temps d'atteindre l'interface plutôt que les protons. Lorsque la densité de trous est suffisamment importante pour créer une barrière électrostatique, les trous et protons suivants ne peuvent plus atteindre l'interface. Dans ce cas, il y a moins de protons à l'interface et donc moins d'états d'interface générés. Ce qui pourrait expliquer l'ELDRS et la faible quantité de dégradations observée pour de forts débits de dose.

L'ELDRS nous montre la nécessité d'adaptation des procédures de tests de fiabilité, dont l'objectif a toujours été un vieillissement accéléré des composants. Dans le cas de l'ELDRS, les dégradations sont plus importantes à de faibles débits de dose, or les tests de fiabilité de composants sous radiation se font à de hauts débits de dose pour simuler l'accélération du temps et réduire les coûts de ces tests. Ainsi, certaines procédures de tests ne sont pas représentatives de tous les défauts que l'on peut constater dans les appareils électroniques et doivent être adaptées aux défauts que l'on souhaite mettre en évidence. Toutefois, l'ELDRS semble se révéler aux interfaces Si/SiO₂, et la majorité des composants intervenant dans le projet OWLS n'utilise pas cette technologie.

2.2.2.2 Discussion

En temps réel, dans l'espace, le débit de génération de paires électron-trou dans les semi-conducteurs n'est pas suffisant pour modifier les performances d'un circuit. D'ailleurs, le procédé de recombinaison empêche l'accumulation de porteurs et donc les effets cumulatifs dans le matériel. Ainsi, les technologies utilisant des semi-conducteurs (et des métaux) sont intrinsèquement protégées des effets « Dose Totale ». C'est le cas par exemple des technologies GaAs. Dans notre étude, nous nous intéressons à ce genre de technologie, puisque la grande majorité des émetteurs optiques sont basés sur les technologies de semi-conducteur III-V. Même si les récepteurs photodiodes (PD) utilisés dans le projet OWLS sont en silicium, ils ne font pas intervenir d'oxyde de silicium. On peut donc espérer que les effets constatés ELDRS, charges d'oxyde et charges d'interface n'interviennent pas dans les dégradations des composants OWLS. Finalement, les TiD ne seront pas prioritaires dans ces matériaux.

2.2.3 Displacement Damage [7, 8]

Quand une particule traverse la structure du semi-conducteur, elle peut frapper le noyau d'un atome et le déplacer de sa position normale. L'atome déplacé est connu sous le nom de Primary Knock-on Atom (PKA). Après avoir été heurté, le PKA peut rester dans une position interstitielle stable ou s'il possède suffisamment d'énergie, il peut déplacer un autre atome, jusqu'à provoquer une cascade de déplacement. Une fois déplacé, l'atome laisse une place vacante. La structure cristalline du semi-conducteur est modifiée et on se trouve en présence de paires *espace vacant-position interstitielle* (Vacancies-Interstitials pairs). La particule à l'origine du déplacement peut provoquer d'autres déplacements mais la plupart du temps, elle passe à travers la structure sans créer d'autres interactions.

Dans 90% des cas, les paires « vacances-interstitiels » vont se recombinaison, mais à des températures normales, un petit pourcentage migre dans la structure cristalline pour devenir un défaut stable. Ainsi, dans la plupart des cas, ces défauts sont stables et introduisent de nouveaux niveaux d'énergies dans la bande interdite du semi-conducteur.

Il est important de noter que, dans les semi-conducteurs type GaAs qui forment la grande majorité des émetteurs optoélectroniques, la structure cristalline est composée d'atomes de Gallium et d'Arsenic. Ces atomes n'ont pas la même taille, et il y a donc possibilité de déplacer deux atomes différents. De ce fait, le seuil d'énergie suffisant pour le déplacement est différent suivant le noyau attaqué par la particule incidente.

Le niveau minimum d'énergie nécessaire au déplacement d'un atome est appelé « Displacement Threshold Energy » et noté E_d et correspond au minimum d'énergie cinétique que l'on doit transférer à un atome pour l'extraire de sa position d'équilibre. Corbett-Bourgoin établit par l'expérience la relation empirique suivante :

$$1.117E_d = \left(\frac{10}{a_0}\right)^{4.363}$$

E_d est exprimé en eV et a_0 est une constante de la structure exprimée en Angstrom. Les valeurs communes d'énergies rencontrées dans la littérature sont $E_d = 25eV$ pour le Silicium, $27.5eV$ pour le Germanium et environ $18eV$ pour le GaAs.

2.2.3.1 Mécanisme d'interaction élastique

L'interaction élastique dérive de l'interaction coulombienne entre des particules chargées et des noyaux atomiques. La quantité d'énergie transférée dépend de la masse et de l'énergie de la particule incidente. De cette dépendance découle deux conséquences différentes : ainsi, une particule lourde transférera plus d'énergie à la cible qu'une particule légère et déviera peu de son chemin, une particule peu énergétique aura plus le temps d'interagir avec la cible et transférera plus d'énergie qu'une plus énergétique.

L'énergie d'une particule peut ou pas être suffisante pour déplacer un atome de son site, en particulier pour les particules légères comme les électrons. Ces derniers peuvent toutefois déplacer des atomes malgré leur faible masse, mais ils ne créent que des points de défauts isolés. Les protons de faibles énergies n'interagissent que de façon coulombienne en traversant la structure. Le minimum d'énergie d'une particule incidente qui engendre un déplacement dans la matière est E_{th} . Elle est calculée en fonction de E_d .

Particule	E_{th} (keV)		
	Si	Ge	Ga/As
Electron	220	580	188-275 / 200-292
Proton	0.15	0.5	0.12-0.19 / 0.13-0.21

2.2.3.2 Mécanisme d'interaction inélastique

Un proton incident va stimuler un noyau atomique de son état fondamental à un état excité. Pour revenir à son état fondamental, le noyau émet une particule, un proton. On appelle ce mécanisme interaction inélastique. Il s'agit d'interaction nucléaire avec le noyau de l'atome cible. Les neutrons qui sont des particules non chargées interagissent de façon nucléaire et de même pour les protons de fortes énergies. Ainsi, les protons de fortes énergies et les neutrons auront tendance à engendrer des défauts en cascade plutôt que des points de défauts. Les interactions inélastiques sont moins fréquentes dans la matière. La section efficace des interactions élastiques est 500 fois supérieure par rapport aux interactions inélastiques. De ce fait, l'interaction élastique est le mécanisme de dégradation principal.

2.2.3.3 Non Ionising Energy Loss (NIEL)

Jusqu'à maintenant, nous avons fait une description physique du défaut de déplacement dans un cristal. Le NIEL est une représentation énergétique du « Displacement Damage ». C'est la fraction d'énergie transférée à un atome qui implique un déplacement de cet atome. On dit encore qu'il s'agit de la quantité totale d'énergie transférée induisant un déplacement. Le NIEL d'une particule est généralement mesuré en $\text{keV.cm}^2/\text{g}$.

Ainsi, comme nous l'avons décrit plus haut dans les interactions élastiques et inélastiques, le NIEL dépend de la nature, de l'énergie et du type d'interactions de la particule qui interfère avec la matière.

Le NIEL peut être exprimé sous plusieurs formes. La formulation suivante est la plus fréquemment utilisée.

$$NIEL = n \int_{E_d}^{E_M} E_{nuc}(T) \frac{d\sigma}{dE} dE$$

Où :

- E_d est le « Displacement Threshold Energy »
- E_M est le maximum d'énergie que l'on peut transférer aux atomes du cristal
- E_{nuc} est une partie de l'énergie non ionisante transférée
- $d\sigma/dE$ est la section efficace différentielle de la collision

Les figures 2.7 et 2.8 montrent le NIEL en fonction de l'énergie des électrons, protons et neutrons dans le silicium et le GaAs.

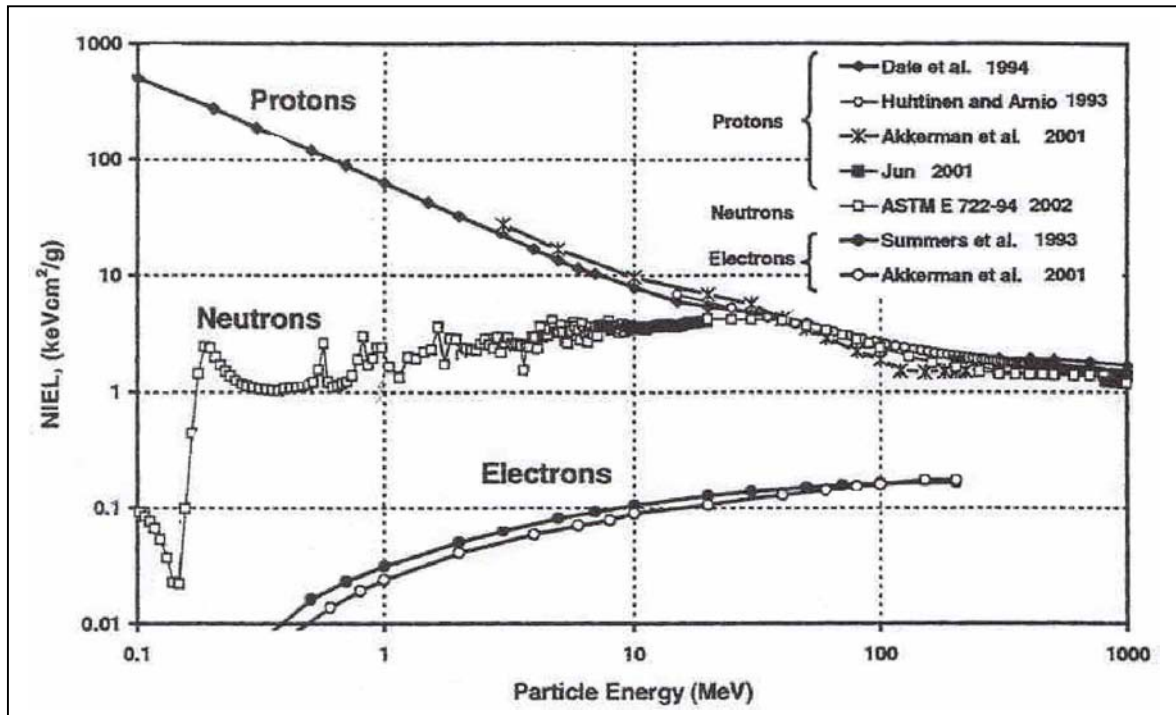


Fig 2.7 : NIEL pour le Silicium

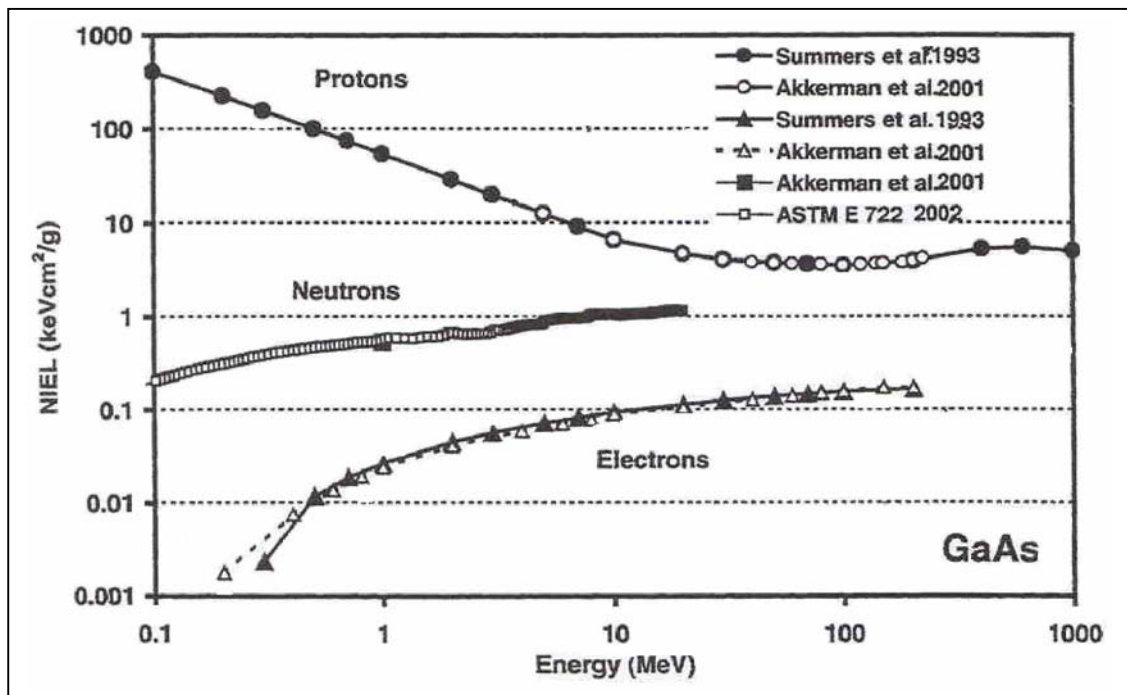


Fig 2.8 : NIEL pour le GaAs

On note que pour des énergies faibles, le NIEL des neutrons et des protons est nettement différent. Ceci est dû au fait que le NIEL des protons augmente à cause des interactions coulombiennes. Au-dessus de 25 MeV, les protons et les neutrons se comportent essentiellement de la même façon.

Le NIEL des électrons est faible, particulièrement pour de faibles énergies, parce que les électrons ont une petite masse. Ainsi, ils peuvent difficilement transférer de l'énergie à un atome cible pour provoquer un déplacement.

3 Les normes ESA/ESCC¹ 22900 & 25100

Les défauts sur les composants électroniques constatés dans l'espace ont été découverts dès les premières missions spatiales. Dès lors, il est devenu évident que les futures missions spatiales devaient présenter des solutions de protection du matériel embarqué dans les véhicules spatiaux. Les premières solutions envisagées étaient l'utilisation de composants certifiés à l'environnement spatial et l'emploi de couches d'aluminium comme bouclier aux particules. Il fallait donc des matériaux capables de résister aux vibrations, aux variations de température et aux radiations. On disposait alors de circuits certifiés « rad-hard », et protégés de plus par quelques centimètres d'épaisseur d'aluminium.

Depuis quelques années, l'ESA a entrepris l'utilisation de composants électroniques COTS, non certifiés « rad-hard », car l'évolution de la technologie de la microélectronique est très rapide. Ce qui ne permet pas d'effectuer de campagnes de tests longues et onéreuses aboutissant à la certification de composants pour l'envoi dans l'espace. Il faut toutefois s'assurer de la fiabilité de ces composants. Ainsi, il est nécessaire d'effectuer des tests accélérés afin de vérifier la tenue aux radiations des composants que l'on désire utiliser.

Comme nous l'avons vu précédemment, l'environnement spatial est difficilement prévisible et il est difficile de faire des prévisions de la nature et de l'énergie des radiations que vont rencontrer les composants placés dans l'espace. Pour réaliser notre étude de fiabilité, on s'appuiera sur la directive ESA/ESCC 22900 pour les tests « Total Dose » et DD, et la directive ESA/ESCC 25100 pour les tests au SEE. Ces spécifications définissent les conditions de tests à appliquer aux circuits intégrés destinés aux vaisseaux spatiaux en vue d'essayer de prévoir leur comportement face aux conditions aléatoires de l'espace. Ces spécifications tentent de palier au manque de connaissance de l'environnement et ne sont pas représentatives de ce que subira un composant dans un satellite durant son fonctionnement.

3.1 Norme ESA/ESCC 22900 [9]

Les paragraphes suivants résument les aspects importants de la norme ESA/ESCC 22900 et les principales directives qui s'appliquent à notre domaine de travail. Les spécifications de cette norme définissent les conditions basiques de tests applicables aux circuits intégrés et semi-conducteurs, pour l'étude des effets des TiD et DD. Ces spécifications ont pour but la mise en place de tests, qui, effectués dans les conditions énoncées par la norme, attribueront une certification aux divers composants testés. Lorsque l'on effectue un test en s'appuyant sur les normes ESA/ESCC, il est nécessaire de remplir avant les tests, un « Plan de tests » (Voir Annexe A) et à la fin des tests un « Rapport de tests » (Voir Annexe B).

Parmi les directives, on trouve la liste des équipements qui seront utilisés pendant le test sous radiation : la source d'irradiation, les systèmes de mesure des paramètres électriques, le banc des circuits à tester, les câbles, les interconnexions et les dosimètres. La source de radiation préconisée est différente pour les TiD et les DD.

¹ ESCC : European Space Components Coordination

Celle à utiliser pour la détermination des dommages par ionisation est une source γ au Cobalt 60 ou un accélérateur d'électrons. La dose de cette source doit être mesurée avec une précision d'au moins 10% et le faisceau d'électrons doit être uniforme sur au moins 90% de la surface de tests.

Pour les technologies qui nous intéressent, identifiées comme principalement ou uniquement sensibles au DD (exemple LEDs GaAs), il est préférable d'utiliser un accélérateur d'électrons, en s'assurant que l'énergie à la surface de la puce soit d'au moins 2,5MeV. On peut aussi utiliser un accélérateur de protons ou de neutrons.

Les appareils sous tests doivent être irradiés à température ambiante $+20 \pm 10^\circ\text{C}$. La température ne doit pas varier de plus de 3°C pendant l'exposition.

Le nombre d'expositions préconisé doit être au minimum de 3 avec incrémentation du niveau de dose. Il est aussi important de choisir son débit de dose parmi les deux fenêtres proposées :

- F Fenêtre 1 débit standard : de 3.6 à 36 krad.h^{-1} (36 à 360 Gy.hr^{-1})
- F Fenêtre 2 débit faible : de 36 à 360 rad.hr^{-1} (0.36 à 3.6 Gy.hr^{-1})

On doit effectuer des mesures des paramètres électriques des appareils sous tests avant irradiation, pour vérifier le bon fonctionnement des appareils de mesure, mais aussi pour faire un étalonnage des circuits. On peut effectuer des mesures électriques pendant irradiation et/ou après exposition. Si aucune autre spécification spéciale n'a été donnée, l'intervalle de temps à respecter entre la fin d'une exposition et le début des mesures doit être au maximum d'une heure et l'intervalle de temps entre la fin d'une exposition et le début de l'exposition suivante doit être au maximum de deux heures.

Le nombre de composants électroniques à tester proposé par la norme 22900 est de 11. Les composants doivent provenir du même fournisseur, leur fabrication doit suivre les mêmes processus et la sélection doit se faire de manière aléatoire. Un exemplaire doit être choisi comme référence et ne sera pas soumis au champ radioactif.

Les étapes d'exposition aux radiations et la séquence de tests pour l'évaluation des technologies sont décrites dans l'organigramme « Flow Chart For Evaluation Testing » (Voir Annexe C). A l'étape f du processus, après les expositions au champ radioactif, on effectue un vieillissement accéléré des composants à 100°C pendant 168h. Toutefois, si on observe des dégradations importantes survenues pendant les étapes précédentes, on peut choisir des valeurs de vieillissement plus faibles.

L'organigramme « Flow Chart For Qualification And Lot Acceptance Testing » (Voir Annexe D) est basé sur les étapes de l'organigramme précédent, et permet pour chaque étape de définir une qualification correcte ou non des composants sous tests. Si un composant passe toutes les étapes avec succès, il sera certifié pour le fonctionnement dans l'espace.

Comme dit précédemment, à la fin de la séquence de tests un rapport final de tests doit collecter tous les résultats et observations des mesures électriques.

3.2 Norme ESA/ESCC 25100 [10]

Dans l'histoire de la conquête spatiale, les défauts par ionisation et par déplacement n'ont pas été les seuls à être répertoriés. Intel découvrit en 1978, une nouvelle classe de défauts apparus sur leurs cellules mémoires, les SEE (Single Events Effects). La norme 21500 essaye de mettre en évidence ces évènements singuliers parmi lesquels on peut citer :

- F Les « Single Events Upset » (SEU) qui représentent les changements d'états d'un élément logique. La solution à ces évènements non destructifs est la réinitialisation ou la réécriture de l'élément.
- F Les « Soft Latch » sont des évènements pendant lesquels le circuit sous tests ne répond plus aux stimuli extérieurs mais dont le fonctionnement électrique n'est pas altéré.
- F Les « Single Hard Error » (SHE) ou « Stuck Bit » sont des évènements destructifs ou semi-destructifs issus de la collision avec un ion. Ils peuvent conduire par exemple à des Latch-Up, on parle alors de « Single Event Latch-Up ».
- F Les « Multiple Bit Error » sont des évènements au cours desquels plusieurs bit changent d'état suite à la collision avec un seul ion.
- F Les « Single Event Gate Rupture » sont des évènements destructifs de la couche d'oxyde de grille. Ils conduisent à des fuites de courant et peuvent être identifiés comme des niveaux logiques permanents (0 ou 1).

Toujours dans le but d'encadrer les tests mettant en évidence les SEE dans les circuits intégrés, cette norme définit les conditions basiques applicables pour le test aux SEE des circuits intégrés et des semi-conducteurs de l'espace.

Les sources recommandées pour les tests au SEE sont des accélérateurs de particules (ions lourds ou protons) capables de délivrer le niveau de « fluence¹ » requis. Selon la norme 21500 une source d'ions lourds doit faire pénétrer les ions dans la matière sans créer de désordre dans au moins $30\mu\text{m}$ de silicium. Le flux est variable entre $100\text{ions}/\text{cm}^2/\text{s}$ et $10^5\text{ions}/\text{cm}^2/\text{s}$. Les protons provenant d'une source de protons doivent avoir une énergie choisie entre 20MeV et 200MeV . Le flux de la source varie entre $10^5\text{p}/\text{cm}^2/\text{s}$ et $10^8\text{p}/\text{cm}^2/\text{s}$.

Comme pour les tests suivant la norme 22900, il est nécessaire de mesurer la dose avec une précision de $\pm 10\%$. La dose totale d'ionisation du circuit sous tests doit être calculée et enregistrée.

Les expositions se font à température ambiante. Comme pour la dose, la température doit être mesurée au plus près du circuit sous tests et enregistrée.

¹ Fluence : définition du nombre de particules traversant une surface perpendiculaire au rayon de particules incidentes (unité : $\text{particules}/\text{cm}^2$).

Le nombre d'échantillons minimum préconisé pour les tests au SEE est de 3 pièces provenant d'un lot fabriqué à la même date. La technologie doit être la même que celle que l'on utilisera dans les satellites si elle a été jugée correcte au fonctionnement dans l'espace. Il est important de noter que pour les tests utilisant des sources d'ions lourds, il est nécessaire de désencapuser les composants avant irradiation et d'effectuer des tests de fonctionnement après l'opération. Pour un test avec des ions lourds ou des protons, il faut au moins 5 expositions pour tracer des courbes correctes des paramètres électriques mesurés.

Enfin, comme pour la norme ESA/ESCC 22900, avant les tests, il faut remplir un « Plan de tests » (Voir annexe A) et un « Rapport de tests » (Voir annexe B).

4 Les composants de l'optique sans fil

Comme le projet OWLS le propose, le futur des communications des systèmes dans les satellites pourrait se faire grâce à l'optique sans fil. Les communications infrarouges IrDa ont été proposées comme norme. Ainsi, les émetteurs optoélectroniques qui seront utilisés ont des longueurs d'ondes situées dans le proche infrarouge (entre $650nm$ et $970nm$). Les tests des composants doivent non seulement suivre les réglementations des normes ESA précédemment décrites, mais en plus, celles des normes qui régissent les communications sur base IrDa. Le système de communications IrDa est déjà bien connu dans les applications terrestres. Elles sont utilisées dans l'interface des PDA, téléphone mobile et PC par exemple.

4.1 Les normes IrDa [11]

Les normes IrDa sont organisées autour de deux possibilités différentes de liaison entre émetteurs et récepteurs. La première, appelée Standard (Sd), concerne les liaisons s'effectuant entre 0 et $1m$. La deuxième, appelée Faible Puissance (Low Power, LP), concerne les liaisons courtes (quelques cm).

Plusieurs débits de transmission sont applicables aux communications infrarouges. Selon la norme IrDa, ils sont compris entre $115,2kbits/s$ et $16Mbits/s$. On peut choisir des communications à débits fixes ou à débits variables. Pour chaque débit, l'IrDa définit des conditions de fonctionnement des composants. Pour notre étude de cas, les spécifications concernant les vitesses de transmission de bits ne seront pas mesurées et donc pas prises en compte. On s'intéresse particulièrement aux paramètres électriques et optiques des composants, qui évolueront lors de notre expérimentation sous radiation. Le tableau suivant résume ces paramètres et les valeurs préconisées par la norme IrDa.

Paramètres	Spécifications			
	Emetteurs		Récepteurs	
	Min	Max	Min	Max
Longueurs d'ondes (nm)	850	900	-	-
Demi angle (deg)	15	30	15	-
Temps de montée et de descente (ns)	-	600 40 19	-	-

Le tableau complet des spécifications IrDa relatives aux propriétés électriques des composants destinés à des communications IrDa se trouve en annexe E.

4.2 Les émetteurs du projet OWLS [12]

La technologie des émetteurs prévus dans le projet OWLS est basée sur les semi-conducteurs III-V. La majorité des LEDs qui seront testées sont à double hétérojonction (DH) AlGaAs. Elles ont l'avantage d'être rapides et plus résistantes au DD. Les chapitres précédents ont défini le DD comme le déplacement d'un ou plusieurs atomes de la structure cristalline d'un semi-conducteur, suite à la collision d'un PKA et d'une particule. Or, les LEDs à hétérojonction sont fabriquées comme un empilement de matériaux semi-conducteurs III-V. Le but est de confiner la zone d'émission photonique. En effet, le principe général est d'encadrer la zone de recombinaison photonique de bande interdite faible, par des semi-conducteurs de bande interdite plus grande. De ce fait, les recombinaisons des porteurs se font de préférence dans une zone dite active. Le procédé de fabrication induit naturellement une barrière de protection de la zone active aux défauts DD.

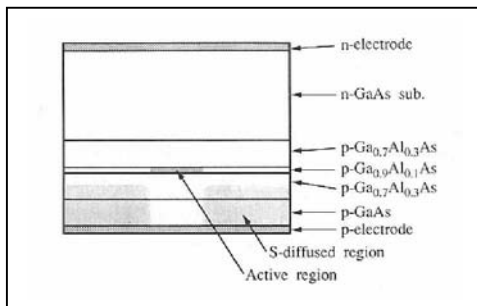


Fig 4.1 : Couches de semi-conducteurs constituant une LED GaAlAs DH

Les émetteurs ont été sélectionnés parmi 3 constructeurs différents. Leurs longueurs d'ondes sont dans le proche infrarouge mais sont modulables, permettant ainsi de faire du multiplexage très important pour OWLS.

Série	HE 8811	HE 8812	HE 7601 SG	HE 8404 SG	HE 8807 SG	OD 880L	OD 50L	SFH 4xxx
Fabricant	Hitachi	Hitachi	Hitachi	Hitachi	Hitachi	Optodiode	Optodiode	Osram
Technologie	DH	DH	DH	DH	SH	n.c.	n.c.	n.c.
Matériau Semi-conducteur	AlGaAs	AlGaAs	AlGaAs	AlGaAs	AlGaAs	AlGaAs	AlGaAs	GaAs
Longueur d'onde typique (nm)	820	870	770	820	880	880	880	950
Bande Passante (nm)	50	50	50	50	30	80	80	40
Puissance Optique (mW)	20	40	30	40	10	20	600 (I _F =10A) 50 (I _F =500mA)	40
I _F (mA)	200	250	250	250	200	100	-	100
Demi-angle (deg)	70	55	55	55	70	35	7	10

4.3 Les récepteurs photodiodes (PD) du projet OWLS [12]

Les récepteurs PD utilisés dans le projet OWLS ont une technologie silicium. Le fabricant Hamamatsu a été choisi pour la diversité des PD proposées qui combinent une large surface de détection avec une bande passante jusqu'à des MHz. Dans ce projet, une surface de détection importante implique des performances de liaison importantes. Il faut toutefois faire attention au compromis surface de détection et vitesse. En effet, une grande surface entraîne une diminution de la vitesse. Parmi les choix de PD proposées, toutes ont une protection de la surface de silicium, soit grâce à une résine époxy, soit par un verre.

Série	S5106	BPV10
Fabricant	Hamamatsu	Vishay
Type de Photodiode	PIN	PIN
Matériau Semi-conducteur	Silicium	Silicium
Surface photosensible (mm ²)	25	-
« Responsivity » (A/W)	0.72	0.55
Courant d'obscurité ¹ (nA)	5	5

4.4 Les filtres optiques

Les filtres optiques sont des éléments nouveaux dans le projet OWLS. Ils ont pour but de sélectionner la longueur d'onde que devra utiliser une PD devant laquelle il sera monté. L'un des avantages des communications infrarouges est de pouvoir faire du multiplexage en longueur d'onde. En effet, dans les satellites il y a plusieurs systèmes qui communiquent. Les filtres optiques sont utilisés comme des filtres passe bande qui sélectionnent la longueur d'onde attribuée à une communication entre un émetteur et un récepteur.

Les filtres optiques sont principalement constitués de verres, qui sont sensibles au rayonnement gamma. Il est nécessaire donc d'évaluer leur dégradation qui est relève principalement de l'absorption de puissance optique. Les filtres optiques sélectionnés pour OWLS sont de marque Spectrogon et Barr Associated.

¹ Le courant d'obscurité définit le niveau électrique de la photodiode lorsqu'elle est placée dans le noir total. Ce niveau est très faible, de l'ordre du nano ampère.

5 Etude de fiabilité

Le programme qui sera réalisé au SCK•CEN consiste en une étude de la fiabilité des composants optoélectroniques du projet OWLS face aux radiations. Il s'agit d'effectuer un programme de tests qui répond à la fois aux normes ESA mais aussi aux normes IrDa. En s'appuyant sur les études déjà réalisées par les partenaires sur le projet OWLS, un plan de tests a été mis en place.

5.1 Premières observations [13]

Lors de campagnes d'irradiation précédentes, le laboratoire INTA qui a initié le projet OWLS, a évalué les dégradations intervenant dans les émetteurs et photodiodes. Leurs résultats montrent que la sensibilité au rayonnement γ est minimale et que les dégradations majeures proviennent des DD. Toutefois, l'irradiation γ est nécessaire pour les photodiodes équipées de verre ou de lentille en époxy. En effet, ces parties additionnelles des PD sont des protections de la surface de silicium, mais éprouvent des dégradations propres face aux γ .

Les campagnes de tests de l'INTA concernent en grande partie les émetteurs/récepteurs du projet OWLS et sont aussi basées sur les normes ESA. Les composants ont été soumis à des flux de γ et de protons. La source de gamma était au Cobalt 60 délivrant de 0 à 50 krad/h. La dose utilisée lors des tests était de 1086.6 rad/h pendant deux jours. La source de protons est celle qui sera employée dans nos tests à l'Université Catholique de Louvain-la-neuve, utilisant des protons de 52MeV d'énergie avec une fluence de $2.5 \cdot 10^8$ protons/cm².

L'INTA a réalisé deux campagnes de tests dont les différences résident dans la liste des composants et les niveaux de fluence utilisés pour l'irradiation. Dans la première série, les LEDs testées étaient de marque Laser Roithner et Hitachi, Hamamatsu et Hitachi pour la deuxième. Les photodiodes sont pour la première série de tests de marque Hamamatsu et Vishay (précédemment OSRAM) et uniquement Hamamatsu pour la deuxième série. Les composants ont été soumis à 6 étapes d'irradiation protons dans la première série allant de $1.5 \cdot 10^{10}$ p/cm² à $2.084 \cdot 10^{12}$ p/cm², et 5 étapes dans la deuxième série allant de $5.2 \cdot 10^{10}$ p/cm² à $2.84 \cdot 10^{12}$ p/cm².

Comme le préconise la norme ESA 22900, plusieurs paramètres électriques ont été mesurés pendant et après irradiation. Pour les PD, il s'agissait du courant d'obscurité et de la sensibilité, et pour les LEDs de la puissance optique et de la caractéristique courant tension. Les dégradations observées pendant les deux séries de tests sont similaires.

5.1.1 Dégradations des LEDs

Deux comportements différents ont été mis en évidence. D'un côté, les émetteurs Hitachi ont montré des dégradations modérées et d'un autre les émetteurs Laser Roithner (particulièrement le modèle ELD 840) ont montré des dégradations dramatiques pour une fluence supérieure à 10^{11} p/cm². De même, dans la deuxième série de tests, les LEDs Hitachi et Hamamatsu ont montré une diminution de 20 à 30% de la puissance optique, sauf le modèle L9338 de chez Hamamatsu qui voit ses dégradations significatives (plus de 50%), jusqu'à destruction complète pour des fluences supérieures à $3 \cdot 10^{11}$ p/cm². On peut voir sur les graphes suivants une comparaison de la dégradation de la puissance optique en fonction de la fluence, d'émetteurs de chez Hitachi et Laser Roithner.

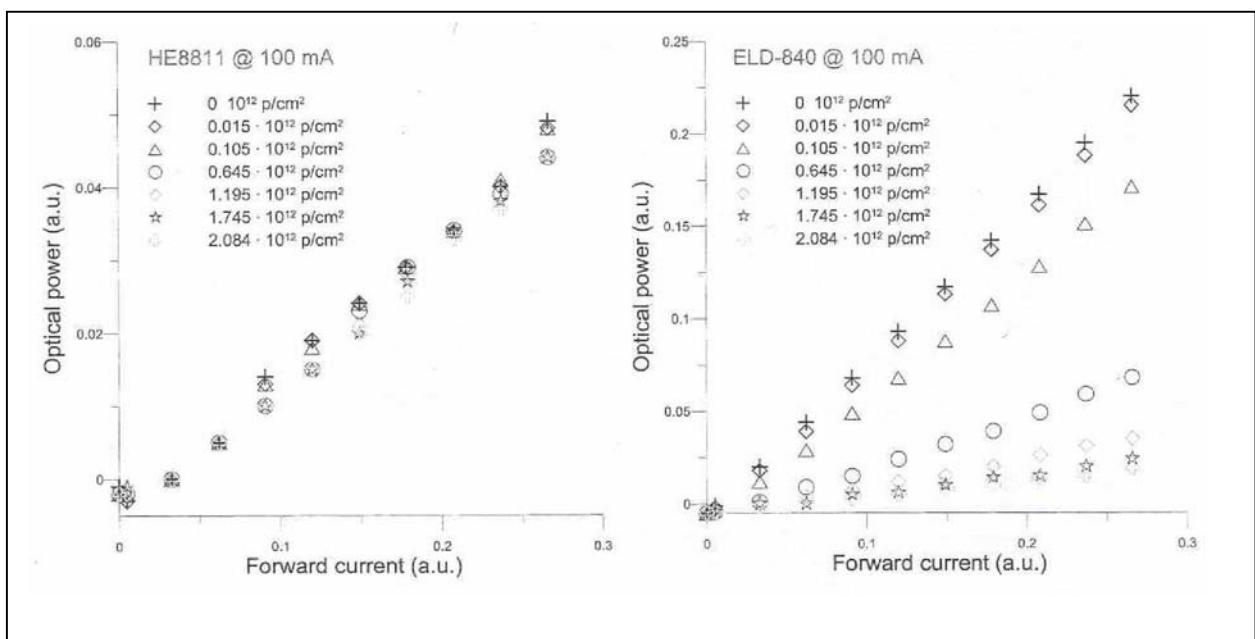


Fig 5.1 : Evolution de la puissance optique des LEDs Hitachi HE8811 (à gauche) et Laser Roithner ELD 840 (à droite).

La caractéristique tension courant (V-I) des LEDs se décale avec la fluence. Quelque soit la marque ou le modèle, la courbe chute ou gagne en tension à mesure que la fluence augmente. Dans la première série de tests, on observait un décalage vers de faible tension pour les LEDs de chez Laser Roithner. Les LEDs de chez Hitachi ont eu un décalage plus faible qui s'annulait dans certains cas. On peut voir sur les graphes suivants une comparaison du décalage de la courbe pour des émetteurs de chez Hitachi et Laser Roithner.

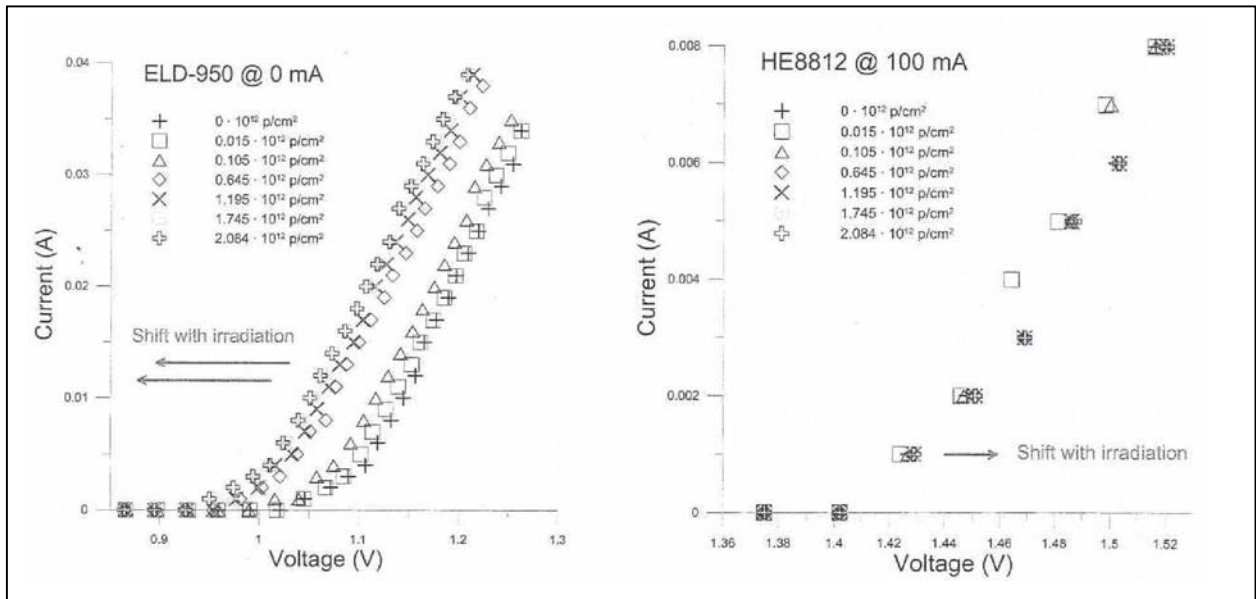


Fig 5.2 : Dérapage de la caractéristique V-I pour des LEDs Laser Roithner ELD 950 (à gauche) et Hitachi HE8812 (à droite).

5.1.2 Dégradations des photodiodes

Toutes les PD ont souffert de dégradations. La sensibilité évolue de 25 à 30% de la valeur initiale en se détériorant rapidement pour les premières étapes d'irradiation puis en se stabilisant dans les étapes suivantes. La caractéristique tension courant évolue aussi pour les PD, sous forme de diminution de la tension de seuil vers des valeurs plus faibles.

Le paramètre électrique qui montre les dégradations les plus importantes est le courant d'obscurité. En effet, à l'état initial, il est approximativement d'une centaine de μA . Après irradiation totale, l'INTA a relevé des valeurs jusqu'à $300nA$. Chaque PD montre une augmentation d'un facteur mille du courant d'obscurité.

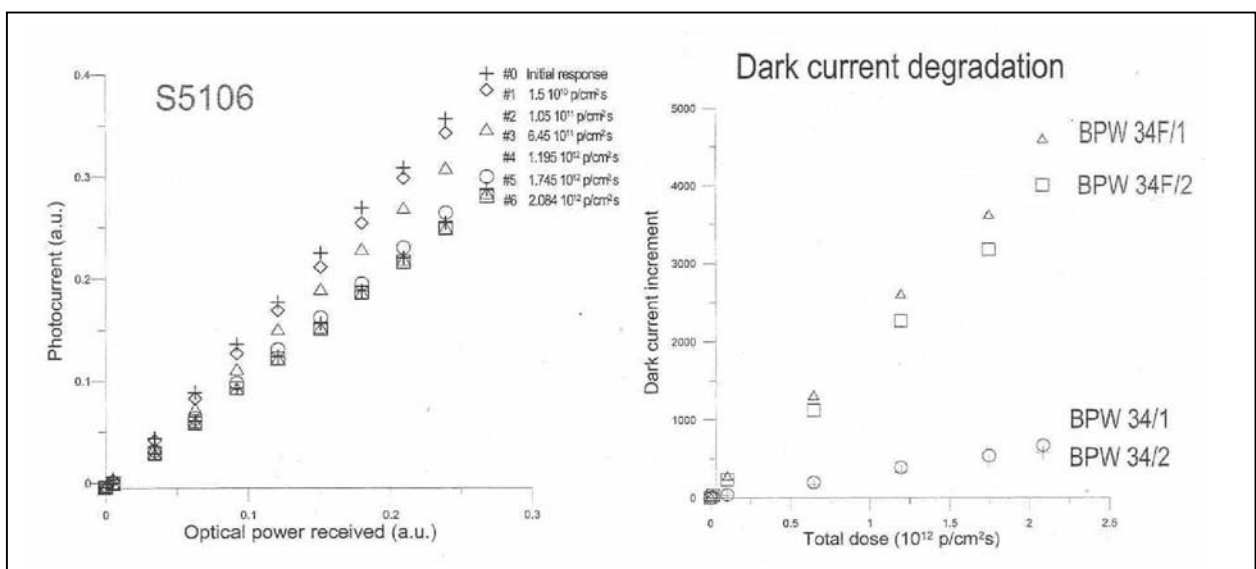


Fig 5.3 : Evolution de la sensibilité d'une PD Hamamatsu S5106 (à gauche) et du courant d'obscurité des PD Vishay BPW34 et BPW 34F (à droite)

5.1.3 Discussion

Les résultats des expériences du laboratoire INTA montrent que les composants optoélectroniques prévus pour le spatial souffrent de dégradations d'ampleur différentes. La majorité des défauts constatés sont dus aux « déplacement damages » qui se produisent lors de l'exposition au flux de protons. Ces défauts endommagent plus ou moins fortement le comportement optique des composants jusqu'à la destruction définitive pour certains.

Le modèle L9338 de chez Hamamatsu a montré une évolution catastrophique de la puissance optique qui diminue de 50% dans les premières irradiations jusqu'à une destruction définitive pour des fluences supérieures à $3 \cdot 10^{11} \text{ p/cm}^2$. Aucune donnée spécifique du fabricant ne précise la technologie de fabrication, mais ce comportement face aux radiations laisse supposer qu'il s'agit d'une structure simple hétérojonction. Le modèle ELD 840 de chez Laser Roithner montre aussi de forte diminution de puissance optique (supérieure à 30%) pour des fluences dépassant 10^{12} p/cm^2 . Pourtant la technologie employée pour ces LEDs est à double hétérojonction AlGaAs.

Le comportement des technologies simple hétérojonction ne sera pas retenu pour OWLS, mais la technologie double hétérojonction montre toutefois un comportement plus résistant qui pourrait intéresser le projet. Certaines LEDs ont montré des dégradations moins importantes. Mais il faudra vérifier la répétabilité de ce comportement. Ce paramètre est important pour montrer qu'il existe des LEDs dont l'utilisation dans l'espace reste possible.

Une grande partie des PD testées a montré une plus grande résistivité que les LEDs. Toutefois, le courant d'obscurité qui est un paramètre important pour OWLS montre des dégradations très importantes. L'augmentation des valeurs du courant d'obscurité est supposée liée à la surface réelle de la photodiode et non pas à la surface effective. C'est pourquoi, pour le projet OWLS, il peut être judicieux d'utiliser des PD équipées de lentilles. Il reste à évaluer le comportement de ce type de PD et comme pour les LEDs, de vérifier la répétabilité des résultats obtenues pour les meilleures PD sélectionnées.

Dans le programme de l'INTA, les paramètres de puissance optique et de courant d'obscurité relevés sont des paramètres clés pour le projet. Mais pour notre programme de tests, d'autres paramètres électriques seront mesurés. Ainsi, on vérifiera l'évolution des temps de montée et de descente, la stabilité en longueurs d'ondes et l'évolution du demi angle des émetteurs. La stabilité de ces paramètres est primordiale dans les communications optiques. Le schéma suivant est une vue prévisionnelle de ce que pourrait être l'évolution de mots transmis par les composants.

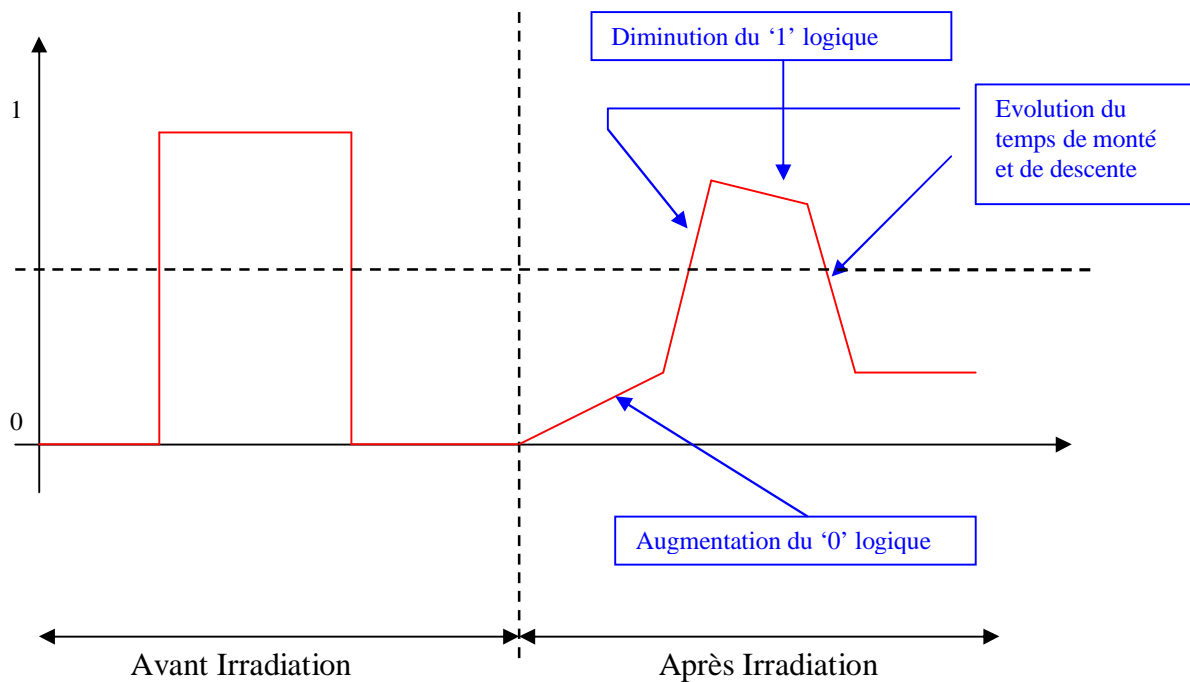


Fig 5.4 : Hypothèse de déformation du signal transmis après dégradation des composants

La diminution de la puissance optique des LEDs et celle de la sensibilité des PD pourront engendrer une diminution du niveau logique '1'. Aussi, la très forte augmentation du courant d'obscurité dans les PD pourra contribuer à l'augmentation de la valeur électrique du niveau logique '0'. L'évolution de ces niveaux est un paramètre critique pour les communications. Face au caractère aléatoire des dégradations dans l'espace, les hypothèses du schéma précédent restent à démontrer mais paraissent logiques.

Les premiers résultats des tests de l'INTA ont permis de faire une première sélection des composants qui paraissent aptes à fonctionner dans l'espace. Dans les tests que l'on effectuera au SCK•CEN, on retrouve les LEDs et PD qui ont montré le comportement le plus intéressant pour la mise en place d'OWLS. D'autres nouveaux modèles seront aussi testés.

Conclusion

Les solutions d'avenir des communications dans les satellites seront peut être de nature sans-fil. Le projet OWLS propose une solution à base de composants optoélectroniques, qui permet une diminution du poids et des coûts des satellites sans perte de performance. Les premières expérimentations du laboratoire de l'INTA ont mis en évidence les potentialités de cette technologie. Notre étude de fiabilité consistera donc, dans les prochains mois, à vérifier la répétabilité des résultats et aussi d'étudier le comportement de nouveaux émetteurs et filtres optiques face aux radiations.

L'environnement spatial est imprévisible et il est difficile de prévoir son évolution dans le temps. Ainsi, les études de fiabilité de composants destinés à l'espace ne suivent pas les procédures et normes de tests de composants destinés à un fonctionnement normal terrestre. Le caractère relativement agressif de l'environnement spatial est à l'origine de dégradations pour toutes les technologies de composants fonctionnant dans l'espace. Toutefois, les émetteurs/récepteurs du projet OWLS, qui ne sont pas certifié « rad-hard », ont des comportements encourageants face à cet environnement. En effet la grande majorité des composants testés jusqu'à maintenant ne montrent pas de dégradations extrêmes.

Durant les deux derniers mois, nous nous attacherons à mettre en place le plan de tests définitif pour la caractérisation des composants optoélectroniques qui seront choisis pour les communications infrarouges dans les futurs satellites. Nous déterminerons les conditions de tests dans les installations du SCK•CEN ainsi que les dispositifs de mesure des paramètres optiques et électriques.

Le projet OWLS est innovant et prometteur pour l'avenir des communications sans fil dans les satellites. Il est appliqué au domaine du spatial mais il permet aussi d'améliorer les connaissances de la fiabilité des composants optoélectroniques.

Bibliographie

1. *First Optical Wireless On-board Communications Workshop*. ESTEC, Noordwijk, The Netherlands, 2004.
2. H. Guerrero, J.J. Jimenez, M. Alvarez. *OWLS and WDM*. Wireless Data Communications Onboard Spacecraft – Technology and applications Workshop, 2003.
3. S. Hranilovic. “*Wireless Optical Communication Systems*”. Ed Springer.
4. O. Bouchet, H Sizun, C. Boisrobert, F. de Fornel, P.N. Favennec « *Optique sans fil* ». Ed Hermes.
5. S. Bourdarie, D. Boscher. “*Space Radiation Environment*”. Space Radiation Environment and its Effects on Spacecrafts Components and Systems (SRECS), 2004.
6. R. Ecoffet, P. Nieminen. “*In Flight Anomalies on Devices*”. SRECS, 2004.
7. L. Dusseau, F. Saigné, J. Gasiot. “*Basic Mechanisms*”. SRECS, 2004.
8. G. Hopkinson. “*Displacement Damage: Analysis and Characterization of Effects on Devices*”. SRECS, 2004.
9. *Total Dose Steady-State Irradiation Test Method*. ESCC Detail Specification 22900
10. *Single Event Effects Test Method and Guidelines*. ESA/ESCC Basic Specification 25100
11. *Serial Infrared Physical Layer Specification Ver. 1.4*. Infrared Data Association.
12. J.J. Jimenez, M.T. Alvarez, J.M. Oter, J.A. Dominguez, I. Arruego, H. Guerrero. “*Proton Radiation Effects in medium/large area photodiodes and high power LED for Optical Wireless Links for intra-satellite Communications (OWLS)*”. Radiation Effects on Components and Systems, 2004.
13. J.J. Jimenez, J.M. Oter, J.A. Dominguez, M.T. Alvarez, I. Arruego, P.P. Valdivieso, J. Fuentes, H. Guerrero. “*Irradiation of LEDs and photodiodes for Optical Wireless Links for intra-satellite Communications (OWLS)*”. Radiation Effects on Components and Systems, 2004.

Annexe A

Plan de test norme ESA/ESCC

Extrait des normes ESA/ESCC 22900 et 25100

Annexe B

Rapport de test norme ESA/ESCC

Extrait des normes ESA/ESCC 22900 et 25100

Annexe C

Organigramme Flow Chart for evaluation testing

Extrait de la norme ESA/ESCC 22900

Annexe D

Organigramme
Flow chat for qualification

Extrait de la norme ESA/ESCC 22900

Annexe E

Extrait des Spécifications Physiques
Norme IrDa Version 1.4