
UNIVERSITE MONTPELLIER 2

- SCIENCES ET TECHNIQUES DU LANGUEDOC -

THESE

présentée à l'UNIVERSITE MONTPELLIER II - Sciences et techniques du Languedoc

pour obtenir le diplôme de DOCTORAT

Spécialité : Electronique
Ecole Doctorale : Information, Structures et Systèmes

DEVELOPPEMENT D'UN DETECTEUR DE PARTICULES POUR CARACTERISER L'ENVIRONNEMENT RADIATIF STRATOSPHERIQUE ET EVALUER SA CONTRAINTE SUR LA MICROELECTRONIQUE

Par

Denis PANTEL

Soutenue le 20 décembre 2013, devant le jury composé de :

Mourad BENABDESSELAM	Professeur, Université Sophia Antipolis	Rapporteur
Patrick AUSTIN	Professeur, Université Paul Sabatier	Rapporteur
Frédéric WROBEL	Maître de Conférences, Université Montpellier 2	Directeur de thèse
Jean-Roch VAILLÉ	Maître de Conférences, Université Montpellier 2	Co-encadrant de thèse
Frédéric Saigné	Professeur, Université Montpellier 2	Examineur
Philippe Cocquerez	Centre National des Etudes Spatiales	Examineur

Remerciements

Ce travail a été réalisé à l'Université Montpellier 2, à l'Institut d'Electronique du Sud au sein de l'équipe "RADIAtions et Composants" (RADIAC) de Monsieur le Professeur Frédéric Saigné.

Je tiens à remercier :

Monsieur Frédéric Saigné pour l'accueil chaleureux qu'il m'a réservé au sein de son équipe. Je le remercie pour la confiance, les conseils et le soutien qu'il m'a témoigné durant ces trois années ainsi que pour avoir accepté d'être le président du jury de ma soutenance.

Monsieur Frédéric Wrobel, Maître de Conférence, mon directeur de thèse, pour la confiance qu'il m'a accordé. Je le remercie pour la formation qu'il m'a dispensé durant ces années.

Monsieur Jean-Roch Vaillé, Maître de Conférence et co encadrant de thèse, pour la confiance, et la formation en électronique qu'il m'a offert durant ces années.

Je remercie Monsieur le Professeur Laurent Dusseau pour m'avoir emmené de l'IUT à la thèse en me fournissant tout le soutien, la croyance et l'espoir dont j'avais besoin durant ces 8 années.

Je remercie aussi le professeur Mourad Benabdesselam et le professeur Patrick Austin pour avoir accepté d'être les rapporteurs de mon manuscrit.

Pour l'accès qu'il nous a donné aux campagnes ballons du CNES et pour avoir assisté à ma soutenance en tant qu'examinateur, je remercie Mr Philippe Cocquerez.

Merci à Alain Michez, Richard Arinero, Cathy Guasch, Antoine Touboul et Jérémy Raoult, Maîtres de Conférences, et Mr le Professeur Jérôme Boch, pour leurs soutiens et tous les bons moments que nous avons partagés au cours de ces années.

Je remercie Serge (le papa de l'équipe) et Marie Agnès, M A pour les intimes (la maman de l'équipe), pour le côté humain qu'ils ont pu apporter à ces dures années et le soutiens qu'ils m'ont apporté à chaque instant ainsi que les franches rigolades au C.A.S.

Je remercie aussi mes autres collègues du laboratoire, Karima, Myriam ("live long and prosper" \W/) Victor, Fabien, Nico, Yago, Fabien, Aymeric, Anaïs, Isabelle, Christelle et Stéphanie pour les longues pauses café, les discussions, les crêpes (merci Stéphanie :))et tous ces bons moments qui ont rendu ces années plus faciles à vivre.

Je remercie Guillaume (dit Guigui Laplanque ou Guyio) pour les grandes soirée burger à refaire le monde.

Je remercie Cyrielle pour m'avoir donné du temps libre afin de finir la rédaction de ce document.

Je remercie enfin mes parents, sans qui je ne serai pas arrivé jusqu'ici, pour leur soutien constant durant toutes mes années.

Remerciements	3
Introduction.....	8
Chapitre I – L’environnement radiatif et ses effets sur l’électronique	10
Sommaire	11
Introduction.....	12
I L’environnement spatial.....	12
I-1 Le soleil.....	12
I-1-a Le vent solaire	13
I-1-b Les éjections de masse coronale.....	13
I-2 Les rayons cosmiques.....	14
II L’environnement proche de la Terre.....	15
III L’environnement atmosphérique terrestre	16
IV Les effets sur l’électronique	19
V Le Projet HAMLET.....	20
Conclusion	22
Bibliographie.....	23
Chapitre II – Interaction rayonnement-matière.....	24
Sommaire	25
Introduction.....	26
I Abondance des différentes particules dans l’atmosphère.....	26
II Les processus d’interaction des protons et des neutrons dans la matière.....	28
II-1 Les réactions nucléaires induites par les neutrons et les protons.....	29
II-1-a Les réactions élastiques	30
II-1-b Les réactions non-élastiques.....	31
II-2 L’ionisation directe des protons.....	33
II-2-a Les collisions élastiques.....	34
II-2-b Les collisions inélastiques	34
III Le pouvoir d’arrêt des particules chargées	35
Conclusion	37
Bibliographie.....	38
Chapitre III – Développement d’un détecteur solide pour la caractérisation de l’environnement radiatif naturel.....	40
Sommaire	41
Introduction.....	42

I Présentation de l'instrument.....	42
I-1 Cahier des charges	42
I-2 La diode	43
I-3 L'électronique.....	45
I-3-a La carte alimentation	45
I-3-b Le préamplificateur	47
I-3-c Le comparateur	49
I-3-d Le détecteur crête.....	49
II Calibration	50
II-1 Etude de la réponse de l'électronique	50
II-2 Utilisation d'une source Californium 252.....	53
III Les expériences menées avec le CNES	56
IV Le projet REXUS/BEXUS de l'ESA.....	59
Conclusion	62
Bibliographie.....	63
Chapitre IV – Validation du détecteur par test sous faisceau de neutrons	64
Sommaire	65
Introduction.....	66
I Outil de simulation	66
II Sous faisceaux de neutrons.....	67
II-1 Protocole expérimental.....	67
II-2 Les faisceaux quasi mono-énergétiques	68
II-3 Le faisceau atmosphérique équivalent (« atmospheric like »)	75
Conclusion	78
Bibliographie.....	79
Chapitre V : Utilisation du détecteur pour la caractérisation de l'environnement radiatif atmosphérique	80
Sommaire	81
Introduction.....	82
I Les campagnes de mesure en ballons stratosphériques.....	82
I-1 Le déroulement d'une campagne ballon	83
I-1-a Le briefing météo	83
I-1-b Préparation du vol	85
I-1-c Récupération	88

II Les vols de LAERTES.....	89
II-1 Première campagne CNES.....	89
II-2 Campagne de vol REXUS/BEXUS	91
II-3 Deuxième campagne de vol avec le CNES.....	93
III Exploitation des données des vols	97
Conclusion	101
Bibliographie.....	102
Conclusion	103
Annexes	106

Introduction

C'est en 1950 que les premières défaillances de composants électroniques dues aux radiations ont été observées lors d'essais de bombes nucléaires. Depuis, ces défaillances ont également été mises en évidence dans l'électronique embarquée à bord des satellites et ont été attribuées à l'environnement naturellement radiatif de l'espace. L'atmosphère est également un environnement radiatif qui est dû à l'interaction des rayons cosmiques avec l'atmosphère. Cet environnement est moins hostile que celui de l'espace et l'est de moins en moins au fur et à mesure que l'on se rapproche du sol. Néanmoins, avec l'intégration technologique, les dysfonctionnements, qui ne s'observaient initialement que dans l'espace, ont commencé à faire leur apparition dans l'électronique avionique, et plus récemment même, dans l'électronique au niveau du sol.

Les dysfonctionnements occasionnés par les radiations dans les composants électroniques sont particulièrement critiques lorsque les applications concernent la sécurité des biens et des personnes comme, notamment, dans les transports. Ainsi, il convient de pouvoir prendre en compte cette contrainte pour pouvoir espérer en minimiser les effets néfastes. Cela passe par la caractérisation de l'environnement radiatif et son effet direct sur l'électronique.

Ce travail de thèse s'inscrit dans le cadre du projet HAMLET qui recouvre un projet ANR (Agence Nationale de la Recherche) et un projet REI (Recherche Exploratoire et Innovation) qui ont été financés de 2009 à 2013 sur la problématique de l'environnement atmosphérique. Dans le projet REI, un focus particulier a été mis sur les expérimentations en vols ballons stratosphériques. Dans le projet ANR le but final était une validation des outils de prédiction (développés à Montpellier) permettant d'évaluer le taux d'erreurs logiques d'une mémoire donnée en environnement naturel atmosphérique. Une tâche importante de ce vaste projet était, au travers de cette thèse, le développement, la caractérisation, la calibration et la validation d'un détecteur de protons qui soit embarquable lors des vols de ballons stratosphériques prévus avec le CNES et l'ESA.

L'utilisation de ces ballons pour la caractérisation de l'environnement radiatif est un petit clin d'œil tout à fait involontaire au travail mené par Victor Hess sur la découverte du rayonnement cosmique (1911-1913) il y a tout juste cent ans, et qui lui valu le prix Nobel en

1936. Bien évidemment les altitudes alors atteintes n'étaient que de quelques kilomètres alors que des vols jusqu'à plus de 50 km sont aujourd'hui envisageables.

Pour caractériser l'environnement, nous nous sommes concentrés sur un détecteur à base d'une diode en silicium. L'intérêt est que le silicium est le matériau le plus largement utilisé dans l'électronique et que l'étude de l'interaction rayonnement – diode en silicium est représentative des processus qui interviennent dans les composants électroniques. Ainsi, l'étude des dépôts d'énergie dans la diode nous renseigne sur la pertinence des modèles physiques d'interaction particule-silicium qui sont ensuite réutilisés dans les outils de prédiction de taux d'erreurs.

Ce manuscrit s'articule en cinq chapitres.

Le premier chapitre présente les différents environnements radiatifs (spatial et atmosphérique). Il présente les origines de l'environnement spatial qui sont le soleil et les étoiles. Nous y verrons également les conséquences sur l'environnement radiatif dans l'atmosphère.

Le deuxième chapitre présente les effets des particules constitutives de l'environnement radiatif naturel atmosphérique sur la matière. Ces effets permettent donc de discriminer les particules que nous pourrions prendre en compte dans notre étude.

Le chapitre numéro trois présente le développement du détecteur. Nous y présentons le cahier des charges, et le système électronique mise en œuvre ainsi que sa calibration.

Le quatrième présente quant à lui les différentes campagnes de tests sous faisceaux de neutron qui ont permis de valider le bon fonctionnement du détecteur.

Enfin le cinquième chapitre est consacré à l'utilisation du détecteur au cours des vols des ballons stratosphériques. Les vols menés avec l'ESA et le CNES ont permis de quantifier le flux de particules en fonction de l'altitude et d'investiguer l'anisotropie de l'environnement.

Chapitre I – L’environnement radiatif et ses effets sur l’électronique

Sommaire

Introduction.....	12
I L'environnement spatial.....	12
I-1 Le soleil.....	12
I-1-a Le vent solaire	13
I-1-b Les éjections de masse coronale.....	13
I-2 Les rayons cosmiques.....	14
II L'environnement proche de la Terre.....	15
III L'environnement atmosphérique terrestre	16
IV Les effets sur l'électronique	19
V Le Projet HAMLET.....	20
Conclusion	22

Introduction

L'interaction des particules venant de l'espace avec les noyaux des atomes de l'atmosphère est à l'origine d'un environnement radiatif atmosphérique. Les particules de cet environnement peuvent créer des dysfonctionnements dans les composants électroniques (aléas logiques, courants transitoires parasites etc.) Dans ce chapitre nous nous concentrerons sur les environnements spatial et atmosphérique. Nous présenterons ensuite les effets induits sur l'électronique ainsi que le projet mené à l'Université Montpellier 2 pour améliorer les connaissances de cet environnement et de ses effets.

I L'environnement spatial

Les radiations présentes dans l'espace sont de différentes natures et proviennent du Soleil et du reste du cosmos.

I-1 Le soleil

Outre son apport de lumière et de chaleur, le Soleil est l'une des principales sources de radiations de l'espace. En effet, ses « vents solaires » et parfois ses éjections de masses coronales émettent un flot continu de particules vers la Terre. La Figure I-1 représente le nombre de tâches solaires en fonction de l'année d'observation depuis 1995, jusqu'à aujourd'hui. Ce nombre de tâches est le reflet de l'activité solaire qui apparaît être cyclique avec une période de 11 ans. Nous remarquons que l'activité était maximale en 2000, puis a diminuée jusqu'à l'année 2007-2008 avant d'augmenter à nouveau. Est reportée également en trait continu l'activité prévue par les modèles comme le Marshall Solar Activity Future Estimation (MSAFE) [NIE96]. Les courbes en pointillés correspondent aux limites haute et basse de la prédiction.

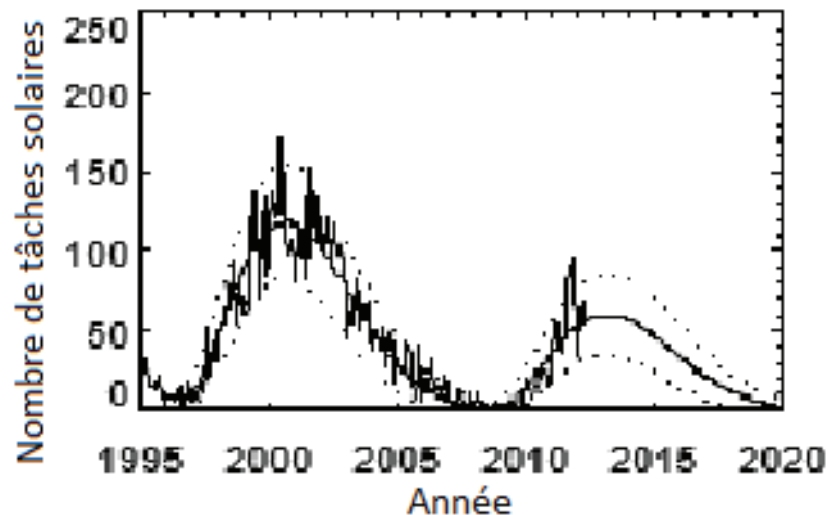


Figure I-1 : Evolution et prédiction du nombre de tâches solaires observées à la surface du soleil en fonction du temps [WEB01].

I-1-a Le vent solaire

Le vent solaire consiste en l'éjection d'un plasma chaud depuis la couche externe du soleil [CRO05]. Il en résulte un flux continu de particules chargées, des protons, des électrons, mais aussi des ions hélium issus de la fusion des protons à l'intérieur du soleil ainsi qu'une fraction d'ions lourds. Les particules émises ont une vitesse de l'ordre de 400 km/s [WEB02]. Au niveau de l'orbite terrestre, la densité de ce plasma est de 5 à 10 particules/cm³ [BOU96].

I-1-b Les éjections de masse coronale

Le vent solaire n'est pas la seule émission de particules nous provenant du Soleil. L'éjection de masse coronale est caractérisée par l'émission d'une très grande quantité de plasma (jusqu'à un milliard de tonnes) [WEB03]. Lors d'éruptions solaires, il arrive que les boucles de champ magnétique se réorganisent brutalement et éjectent des "bulles de plasma" dans l'espace. Ce plasma met un à deux jours avant d'atteindre la Terre. La quantité de particules chargées est telle que lorsqu'elles arrivent au voisinage de la Terre, elles modifient le champ magnétique terrestre temporairement. Ce phénomène est appelé orage magnétique. Ces orages peuvent provoquer une variation de la direction de l'aiguille d'une boussole, des pannes de courants, de télécommunications.

Le plasma éjecté lors des éjections de masse coronale se détend alors dans l'espace et peut atteindre un volume équivalent à celui du soleil [WEB04]. Les particules éjectées peuvent avoir une vitesse d'environ 1000 km/s.

La Figure I-2 montre le déroulement d'une éruption solaire. Ces images sont tirées d'une vidéo filmée par le satellite TRACE en avril 2002. On peut distinguer qu'au fur et à mesure du temps, la matière quitte le Soleil et, sur les deux dernières images, suit les boucles du champ magnétique solaire. Cela peut s'expliquer par le fait que le soleil est principalement constitué de particules chargées et qu'un certain nombre de ces particules s'enroulent autour du champ magnétique solaire.

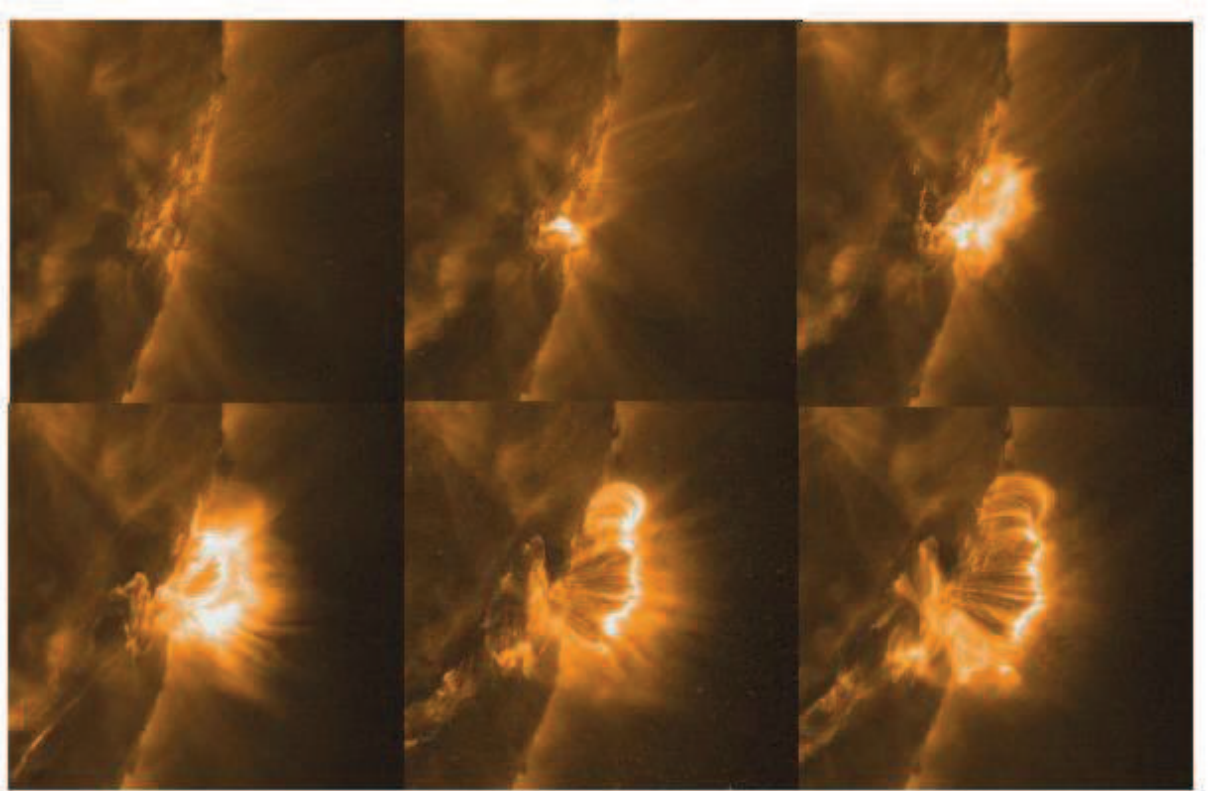


Figure I-2 : Observation de la surface du Soleil pendant une éruption solaire par le satellite TRACE [WEB05] à la longueur d'onde 17,1 nm pendant une heure.

I-2 Les rayons cosmiques

D'autres radiations, d'origine interstellaire ou intergalactique, existent aussi dans l'espace et sont appelées rayons cosmiques. Ceux-ci sont composés majoritairement de protons, mais on trouve aussi la présence de noyaux d'hélium, d'ions lourds, d'électrons et de photons [CRO05].

Certains photons (des gammas) d'origine interstellaire ou intergalactique peuvent atteindre des énergies de l'ordre de 50 exaélectron-volt (10^{15} eV). Ce sont les particules les plus énergétiques observées dans l'Univers. Le nombre de particules reçues par la Terre

décroît dès lors que l'énergie augmente, les particules hautement énergétiques sont donc rares (de l'ordre de $10^{-11} \text{ cm}^{-2} \cdot \text{s}^{-1}$ pour des énergies supérieures à 1 TeV). [MAS04]

II L'environnement proche de la Terre

La Terre présente un champ magnétique qui peut s'apparenter à un dipôle orienté suivant l'axe nord/sud. Les lignes de champ traversent l'espace autour de la Terre depuis le pôle nord jusqu'au pôle sud. L'intensité du champ diminue avec la distance au centre de la Terre. Lorsque les particules chargées atteignent le voisinage de la Terre, leurs trajectoires sont influencées par le champ magnétique terrestre. La force de Lorentz s'applique sur les particules perpendiculairement à leur trajectoire. Celles-ci ne perdent donc pas d'énergie cinétique mais entrent en rotation autour des lignes de champ. Si l'énergie des particules est assez faible, la trajectoire se referme sur elle-même, la particule est piégée par ce mouvement de rotation et n'atteint pas l'atmosphère. La Figure I-3 montre la trajectoire d'une particule chargée piégée dans la magnétosphère de la Terre. On note la trajectoire hélicoïdale de la particule autour d'une ligne de champ magnétique. Au niveau du point miroir, la particule fait « demi tour ». C'est au niveau de ces points miroirs qu'apparaissent le plus souvent les aurores boréales lors d'orages magnétiques. La Figure I-4 montre une aurore boréale vue lors d'une campagne de vols de ballons stratosphériques à laquelle nous avons participé à Kiruna, dans le grand nord de la Suède.

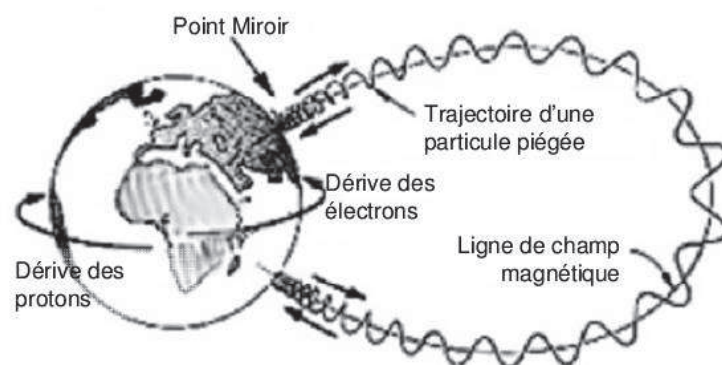


Figure I-3 : Schéma décrivant le mouvement d'une particule chargée piégée dans la magnétosphère. Sa trajectoire est hélicoïdale autour d'une ligne de champ magnétique et en rotation autour de l'axe terrestre. [ROC10]



Figure I-4 : Photo d'une aurore boréale au dessus de Kiruna en Suède (prise par moi-même).

Si l'énergie d'une particule est suffisamment élevée à son arrivée dans la magnétosphère, la particule sera légèrement déviée et traversera le champ magnétique terrestre, pouvant alors atteindre l'atmosphère.

III L'environnement atmosphérique terrestre

Les particules traversant la magnétosphère interagissent avec l'atmosphère. De ces interactions multiples découlent un environnement radiatif atmosphérique.

A très haute altitude (entre 60 et 800 km du sol), l'interaction des photons avec l'atmosphère qui présente une très faible densité (inférieure à 10^{-4}), provoque une ionisation du gaz : c'est l'ionosphère. Elle est constituée d'un plasma d'atomes ionisés (à différents degrés d'ionisation) et d'électrons dont la nature et la densité dépendent de l'altitude.

En dessous de 60 km d'altitude, les particules énergétiques provoquent des cascades de particules secondaires qui peuvent atteindre le sol. Ces particules secondaires sont de natures très différentes : ions, électrons, neutrons, protons, muons et pions. Elles peuvent interagir avec l'atmosphère, créant à leur tour de nouvelles particules. Les différentes particules n'ont pas toutes les mêmes probabilités d'être produites lors des interactions avec l'atmosphère et il en résulte que les différentes particules ne sont pas présentes en même quantité. La Figure I-5 présente le flux de différents types de particules dans l'atmosphère en fonction de l'altitude [LEI00]. On note que pour des altitudes élevées (supérieures à 25 km)

les particules majoritaires sont les neutrons, les protons, les électrons les muons et les pions. Pour une altitude de l'ordre de 12 km qui est l'altitude de croisière des vols commerciaux, on trouve majoritairement des gammas, puis des neutrons, des électrons, des protons, des muons et en plus faible quantité, on trouve les pions. Pour ce qui est des neutrons, électrons, muons et pions, on remarque un maximum du flux aux alentours de 17 km, celui-ci se nomme le maximum de Pfofzer.

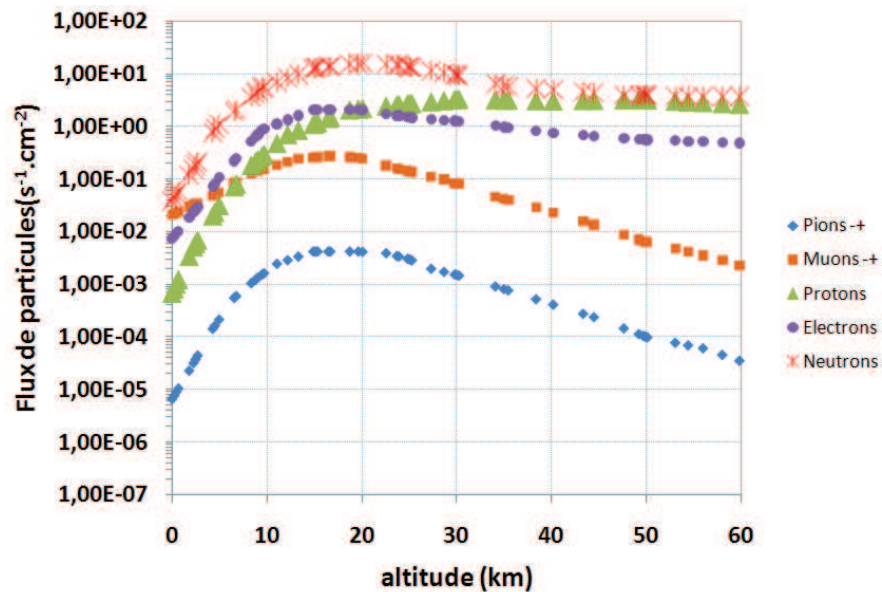


Figure I-5 : Flux total de particules se trouvant dans l'atmosphère en fonction de l'altitude. [LEI00]

Comme nous l'avons vu précédemment, les particules chargées issues de la magnétosphère atteignent plus souvent l'atmosphère aux pôles qu'à l'équateur. Nous pouvons remarquer sur la Figure I-6 que ce phénomène se traduit par un flux plus élevé de neutrons aux latitudes élevées [NOR93]. Nous pouvons voir sur cette figure que pour une altitude de 11 km, le flux de neutrons d'énergies comprises entre 1 MeV et 10 MeV est de l'ordre de $0,2 \text{ cm}^{-2} \cdot \text{s}^{-1}$ au niveau de l'équateur tandis qu'aux pôles, le flux est supérieur à $1,5 \text{ cm}^{-2} \cdot \text{s}^{-1}$. En d'autres termes, le flux de neutrons est cinq fois plus important au niveau des pôles qu'au niveau de l'équateur. Le flux de proton augmente lui aussi lorsque la latitude augmente.

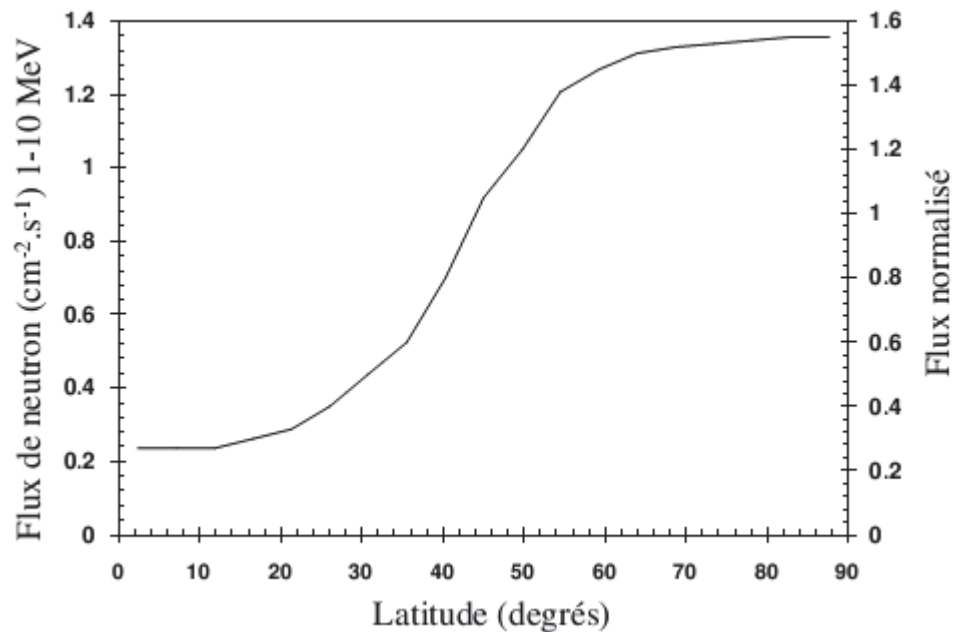


Figure I-6 : Flux de neutrons ($1 < E < 10 \text{ MeV}$) en fonction de la latitude dans l'atmosphère pour une altitude de l'ordre de 11 km. [NOR93]

Certaines particules cosmiques peuvent atteindre l'atmosphère avec une énergie élevée. Il en résulte que les neutrons issus des interactions des particules cosmiques avec l'atmosphère peuvent aussi être très énergétiques. Cependant, comme la distribution en énergie des particules cosmiques décroît en fonction de l'énergie, il en est de même pour la distribution énergétique des neutrons. La Figure I-7 montre la distribution des neutrons pour une latitude de 44° Nord à différentes altitudes [HES61]. Ce spectre varie légèrement avec la latitude. En effet, on remarque une augmentation du flux de particules (neutrons, protons, etc.) en fonction de leur énergie lors de l'augmentation de la latitude. On remarque que le flux de neutrons diminue inversement avec leurs énergies. On note tout de même deux "pics", un aux alentours de 0,03 eV et un autre aux alentours du MeV. Le spectre donné ici recouvre un large domaine d'énergies. En réalité les neutrons d'énergie inférieure à quelques MeV n'ont pas d'effet sur l'électronique. La seule exception concerne le Bore qui peut être utilisé dans les composants et qui possède un isotope naturel (le Bore 10) qui présente une très grande affinité pour absorber les neutrons thermiques (25 meV). Cette absorption se traduit par la libération d'une énergie de plusieurs MeV qui peut effectivement être à l'origine de dysfonctionnements. En fait, les matériaux à base de Bore sont souvent supprimés du process pour cette raison. Finalement, c'est surtout le spectre au delà de 1 MeV qui va être problématique pour l'électronique.

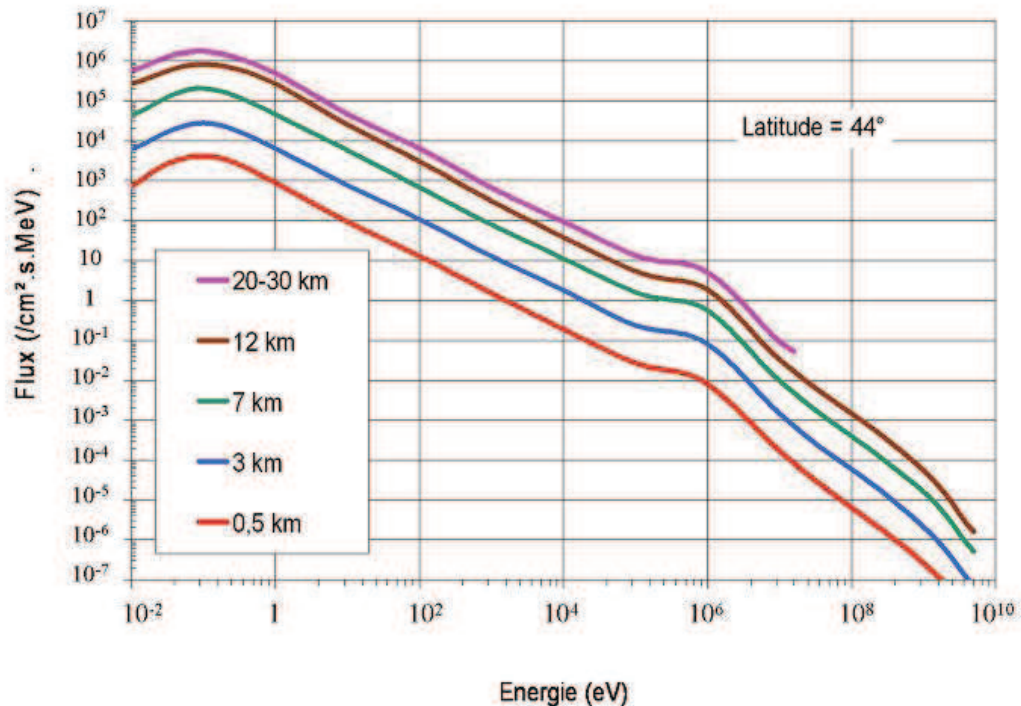


Figure I-7 : Spectre d'énergie différentiel des neutrons dans l'atmosphère pour une latitude de 44° et pour différentes altitudes [HES61]

IV Les effets sur l'électronique

Toutes les particules (protons, électrons, neutrons, ions lourds, photons et noyaux d'hélium) dont nous venons de parler ont un effet sur la matière. Ces effets ont pour conséquence l'ionisation de la matière. Cette ionisation consiste en la création de paires électrons/trous. L'électronique étant basée sur le mouvement des électrons et des trous dans les semi-conducteurs, l'apport supplémentaire, et indésirable, d'électrons et de trous peut engendrer des dysfonctionnements. Ces défaillances se classent en deux catégories, les effets cumulatifs et les effets singuliers. Il existe deux effets cumulatifs qui sont :

- La dose ionisante : énergie déposée par unité de masse ($1\text{Gy} = 100\text{ rad} = 1\text{ J/kg}$) correspondant à la création de paires électrons/trous dans le matériau par interaction coulombienne. L'accumulation dans le composant (au niveau des oxydes) d'électrons, entraînant une dérive des caractéristiques électriques du composant.
- La dose de déplacement : énergie déposée de manière non ionisante (1 MeV/g) correspondant à la création de lacunes et d'interstices dus aux déplacements des atomes dans l'oxyde.

Les effets singuliers sont des défaillances temporaires ou non du composant suite au passage d'une seule particule. Ces événements peuvent être destructifs. Il existe plusieurs effets singuliers comme par exemple :

- SEU (Single Event Upset) : Inversion d'un niveau logique (passage de 1 à 0 ou de 0 à 1).
- SEFI (Single Event Functional Interrupts) : SEU dans la partie contrôle d'un système.
- SHE (Single Hard Error) : Il n'est plus possible de modifier la valeur du bit.
- SEL (Single Event Latch up) : Mise en conduction d'un thyristor parasite au sein d'une structure MOS.
- SEGR (Single Event Gate Rupture) : Claquage de l'oxyde de grille (destructif)
- SET (Single Event Transient) : Impulsion de courant se propageant dans un système suite au passage d'une seule particule dans un des transistors du système.
- SEB (Single Event Burnout) : fort courant dû à la mise en conduction du transistor bipolaire inhérent à la structure des MOSFET par une particule.

V Le Projet HAMLET

Le projet HAMLET a vu le jour à l'Université Montpellier 2 en 2007. Il est financé par l'ANR (ANR-09-BLAN-0155-01) et la DGA (REI-2009.34.0012). Le but du projet est d'étudier l'environnement radiatif atmosphérique et d'en quantifier l'effet sur l'électronique. Pour cela, plusieurs instruments ont vu le jour afin d'appréhender l'environnement radiatif d'une part, et pour évaluer son effet sur des mémoires de type SRAM d'autre part. La Figure I-8 montre un organigramme simplifié du projet HAMLET. On trouve la répartition des développements des divers instruments. On remarque les différents partenaires que sont le LIRMM (Laboratoire d'Informatique de Robotique et de Microélectronique de Montpellier),

TRAD (Test & RADiations) et l'Université de Provence. Chacun des instruments porte le nom d'un des personnages du livre de William Shakespeare.

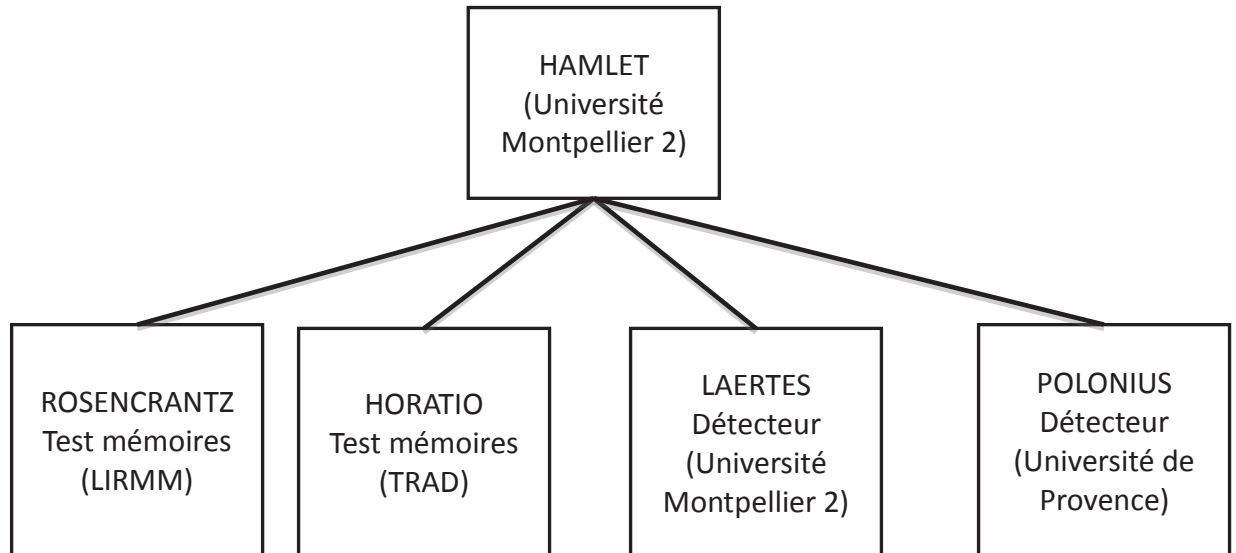


Figure I-8: Organigramme simplifié du projet HAMLET

Les instruments sont :

- ROSENCRANTZ : Banc de test de mémoire à base de nouvelles technologies (BOBST : Build On Board Self Test),
- HORATIO : Banc de test de mémoire à base de techniques traditionnelles,
- LAERTES : Décteur de particules à base de diode silicium qui est le cœur de ce travail de thèse,
- POLONIUS : Décteur de particules à base de caméra CCD.

Mon travail de thèse s'est concentré sur le développement du décteur LAERTES pour réaliser des expériences à bords de ballons stratosphériques.

Conclusion

Nous avons vu que les particules de l'environnement radiatif spatial traversent en partie le champ magnétique terrestre. Ces particules interagissent avec la haute atmosphère et créent un environnement radiatif qui peut avoir des effets sur la matière et donc sur les composants électroniques. Dans ce contexte, le projet HAMLET a vu le jour à l'Université Montpellier 2. Ce projet se concentre sur le développement de divers instruments pour caractériser l'environnement radiatif atmosphérique mais aussi en quantifier l'effet sur des mémoires de type SRAM.

Mon travail de thèse s'inscrit dans ce projet sous la forme du développement d'un détecteur de particules basé sur une diode silicium. Après avoir abordé les notions d'interaction rayonnement matière dans le chapitre II, nous nous concentrerons sur le développement de ce détecteur dans le chapitre III et ses résultats dans les deux chapitres suivants.

Bibliographie

[BOU96] J-C Boudenot, "L'environnement Spatial", Que Sais-je ? N° 3032, 1996

[CRO05] C. Crozon, "Quand le ciel nous bombarde", CULTURE SCIENT, 2005.

[HES61] W. N. Hess, E. H. Canfield, R. E. Lingenfelter, "Cosmic-Ray Neutron Demography", Journal of Geophysical Research, vol. 66, pp. 665-677, 1961.

[LEI00] F. Lei, "Quotid Atmospheric Radiation Model" – QARM (previously Qinetiq Atmospheric Radiation Model). Available online on request to the author

[MAS04] Observations of the Crab nebula with H.E.S.S. C. Masterson et al., for the H.E.S.S. collaboration 2nd Int. Symp. on High Energy Gamma Ray Astronomy, Heidelberg, 2004, APS Conf. Proc. 745, p. 617.

<http://science.msfc.nasa.gov/ssl/pad/solar/images/>

[NIE96] K.O. Niehuss, H.C. Euler Jr. et W.W. Vaughan, "Statistical Technique for Intermediate And Long-Range Estimation of 13-Month Smouthed Solar Flux and Geomagnetic Index", NASA Technical Memorandum 4759, 1996.

[NOR93] E. Normand et T. J. Baker, "Altitude and Latitude Variations on Avionics SEU and Atmosperic Neutron Flux", IEEE Trans. Nucl. Sc., vol. 40,N°6, pp. 1484-1490, Décembre 1993.

[ROC10] Simon Rocheman, "Validation expérimentale des outils de simulation des réactions nucléaires induites par les neutrons et les protons dans le silicium : irradiation d'une diode silicium et d'une caméra CCD", Thèse de doctorat, Université Montpellier 2, 2008.

[WEB01] <http://solarscience.msfc.nasa.gov/predict.shtml>

[WEB02] <http://sohowww.nascom.nasa.gov/>

[WEB03] <http://media4.obpsm.fr/public/AMC/index.html>

[WEB04] <http://www.aeronomie.be/fr/themes/systemesolaire/solw6-ejectiondelamassecoronale.pdf>

[WEB05] <http://trace.lmsal.com/POD/TRACEpod.html>

Chapitre II – Interaction rayonnement-matière

Sommaire

Introduction.....	26
I Abondance des différentes particules dans l'atmosphère.....	26
II Les processus d'interaction des protons et des neutrons dans la matière.....	28
II-1 Les réactions nucléaires induites par les neutrons et les protons.....	29
II-1-a Les réactions élastiques	30
II-1-b Les réactions non-élastiques.....	31
II-2 L'ionisation directe des protons.....	33
II-2-a Les collisions élastiques.....	34
II-2-b Les collisions inélastiques	34
III Le pouvoir d'arrêt des particules chargées	35
Conclusion	37
Bibliographie.....	38

Introduction

Les particules énergétiques présentes dans l'atmosphère interagissent avec la matière des composants électroniques. Il en résulte une ionisation à l'origine de chemins conducteurs et de courants transitoires qui altèrent le fonctionnement normal des composants électroniques de manière temporaire, ou définitive. Dans ce chapitre nous nous attacherons aux particules les plus abondantes présentes dans l'atmosphère (qui est l'environnement au cœur du projet HAMLET) et nous décrirons leurs processus d'interaction avec la matière.

I Abondance des différentes particules dans l'atmosphère

L'outil en ligne QARM « QinetiQ atmospheric radiation model » [LEI00] est souvent utilisé dans la communauté des effets des radiations sur l'électronique car il permet d'évaluer la contrainte radiative. Il permet, en entrant la date, la latitude, la longitude et l'altitude de donner les flux de particules présentes dans l'atmosphère : électron, proton, pion, muon et neutron. Ce flux est calculé selon des modèles d'interaction des particules avec l'intégralité de la couche d'atmosphère. Ils sont présentés dans l'article de Fan Lei [LEI06] et nous ne les détaillerons pas. La Figure II-9 est issue de cet outil.

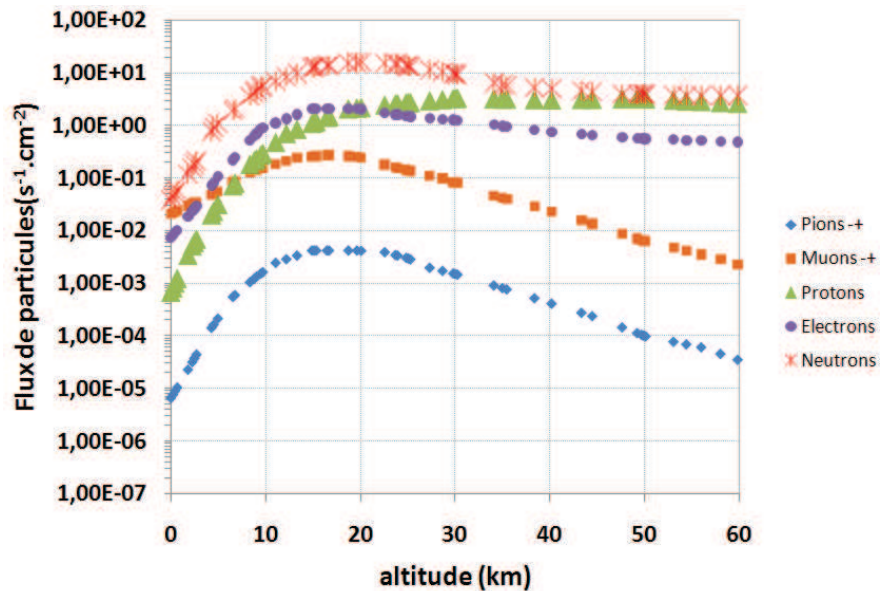


Figure II-9 : Flux total de particules se trouvant dans l'atmosphère en fonction de l'altitude.

Déjà présentée dans le chapitre I, la Figure II-9 montre les différents flux de particules présentes dans l'atmosphère en fonction de l'altitude. Si on classe les particules par ordre de prédominance à des altitudes avioniques (entre 11 et 13 km), nous trouvons tout d'abord les neutrons, puis les électrons, suivis des protons et viennent enfin les muons et les pions. On

notera que les neutrons sont environ 10 fois plus abondants que les protons et les électrons à cette altitude et cela reste d'ailleurs vrai pour des altitudes inférieures à 25 km. Les muons, quant à eux, sont 5 fois moins abondants que les protons aux altitudes avioniques mais 50 fois plus abondants au niveau du sol, ce qui en font les secondes particules les plus abondantes au niveau du sol. Enfin, les pions sont extrêmement minoritaires dans l'atmosphère puisqu'ils sont 100 à 10 000 fois moins abondants que les autres particules.

Parmi les cinq types de particules répertoriées dans la section précédente, nous négligerons les effets des pions qui sont les particules les moins abondantes dans l'atmosphère et qui n'ont pas d'effet avéré sur l'électronique compte tenu de leur faible flux.

Nous négligerons également la présence des muons dont l'effet n'est pas prouvé sur l'électronique avionique. Ceci étant, il est à noter que des travaux commencent à étudier leurs effets au niveau du sol [WEB01][AUT12].

Dans l'espace les électrons sont impliqués dans les effets de dose de part leur flux importants notamment dans les ceintures de radiation (de l'ordre de $10^5 \text{ cm}^{-2} \cdot \text{s}^{-1}$ [VET91]). Dans l'atmosphère le flux d'électrons n'est au maximum que de $2 \text{ cm}^{-2} \cdot \text{s}^{-1}$ (voir Figure II-9) ce qui ne permet pas d'induire un effet de dose. Il est alors envisageable que les électrons soient impliqués dans les événements singuliers mais ils déposent en réalité trop peu d'énergie localement. En effet, la Figure II-10 donne les pouvoirs d'arrêt dans le silicium des protons et des électrons en fonction de l'énergie. Ces pouvoirs d'arrêt expriment la perte d'énergie par unité de longueur parcourue (divisée ici par la masse volumique du matériau). Il apparaît clairement que les électrons ont un pouvoir ionisant nettement inférieur à celui des protons sur une large gamme d'énergie et que nous pouvons donc négliger la présence des électrons par rapport à celle des protons.

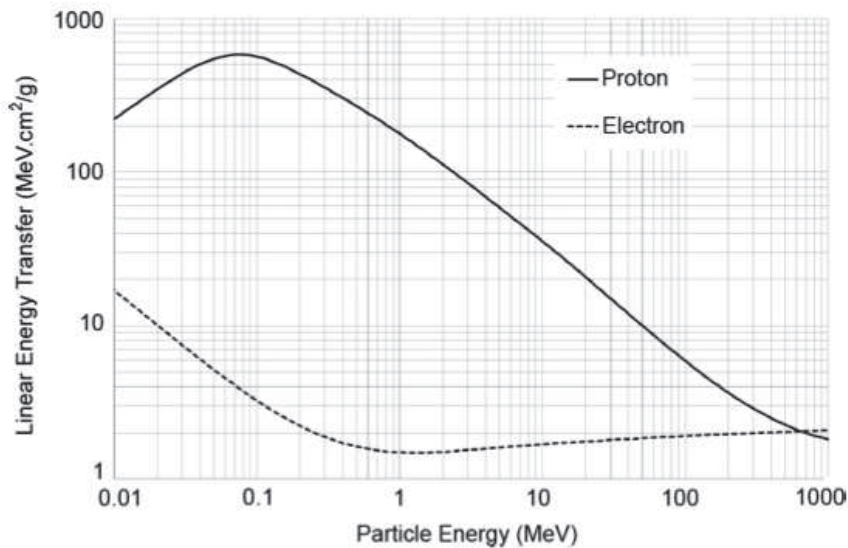


Figure II-10 : Pouvoir d'arrêt dans le silicium d'un proton et d'un électron en fonction de l'énergie.

Une fois ces trois types de particules négligées, il ne nous reste donc à considérer que les neutrons et les protons. Même si les protons sont 10 fois moins abondants que les neutrons aux altitudes avioniques, il faut garder à l'esprit qu'ils interagissent essentiellement par processus coulombien. Puisque ce processus a une portée infinie chaque proton interagit continuellement dans la matière. En revanche, les neutrons interagissent par interaction forte qui a une portée finie (quelques femtomètres). Cela implique que l'interaction d'un neutron avec la matière n'est pas systématique lors de son passage dans un matériau.

Finalement, pour les applications avioniques et plus généralement pour les applications en vol de ballons stratosphériques (altitude jusqu'à 50 km), ce sont les neutrons et les protons qui ont un effet prédominant sur l'électronique. Dans la suite, nous nous intéressons à leur interaction dans la matière.

II Les processus d'interaction des protons et des neutrons dans la matière

Selon le type de particule, les effets sur la matière sont différents. En effet, selon sa masse, sa charge, et son énergie, les interactions en jeu sont différentes.

La Figure II-11 montre les différents effets des particules sur la matière. Rappelons que notre étude se focalisera sur les effets des protons et des neutrons compte tenu du fait que l'effet des autres types de particules peut être négligé. Nous avons cependant quand même reporté les différents processus des photons, des électrons pour information. La partie gauche de la figure montre toutes les interactions électromagnétiques existantes, c'est-à-dire tout ce

qui est issu d'une interaction entre la particule incidente et le cortège électronique de l'atome. La partie droite de la figure, ici intitulée « Force Forte », correspond aux interactions dites nucléaires, c'est-à-dire celles qui impliquent le noyau de l'atome.

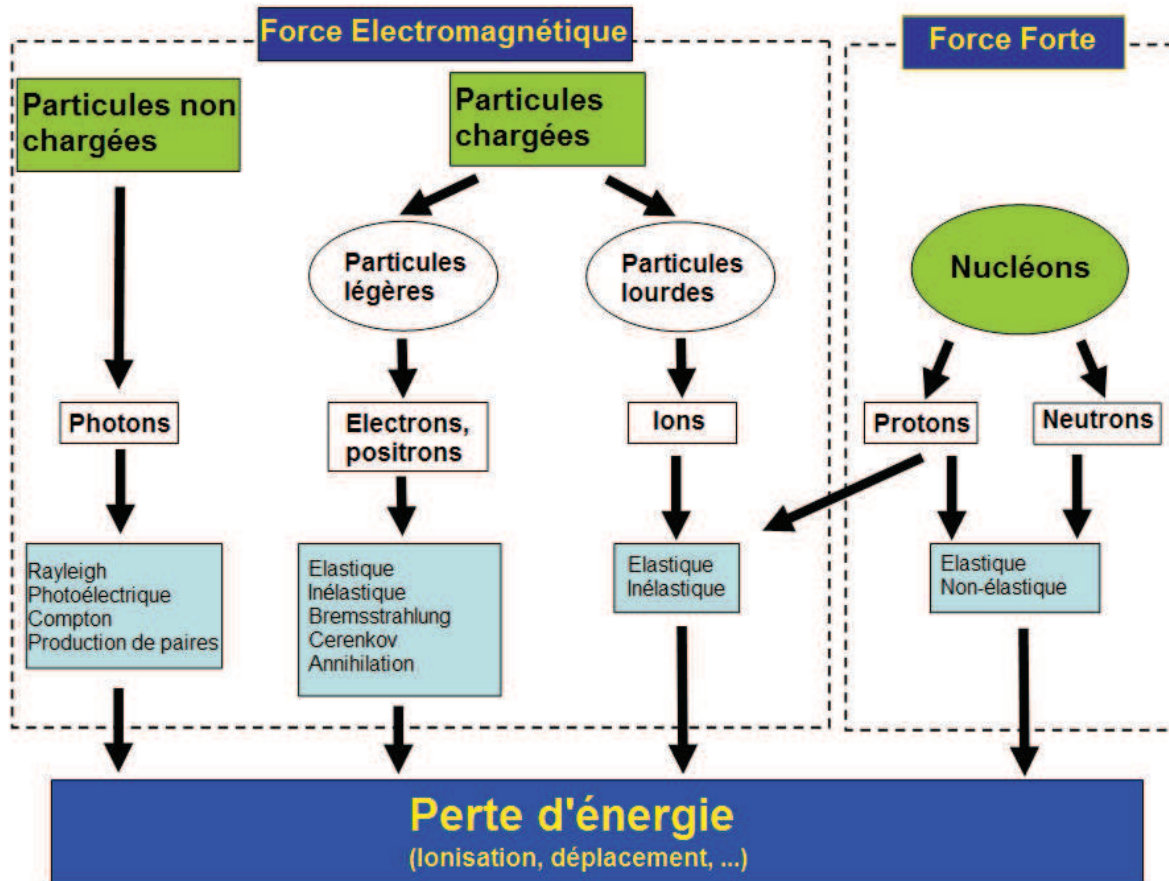


Figure II-11 : Présentation des différents types d'interactions liés aux différents types de particules

Dans la suite nous décrivons brièvement les processus d'interaction des neutrons et des protons : les réactions nucléaires et l'ionisation directe du proton.

II-1 Les réactions nucléaires induites par les neutrons et les protons

Les réactions nucléaires sont des interactions entre une particule (ici neutron ou proton) et le noyau d'un atome. Ces réactions impliquent la force forte qui est une des quatre forces fondamentales de la nature. Pour la problématique de la fiabilité de l'électronique en environnement radiatif, ce sont essentiellement les nucléons, c'est-à-dire les neutrons et les protons, qui peuvent conduire à des dysfonctionnements. Il est à noter que les protons sont aussi des ions et peuvent donc également interagir selon le processus Coulombien.

Concernant les réactions nucléaires, il existe deux types d'interaction :

- Les réactions élastiques
- Les réactions non élastiques

II-1-a Les réactions élastiques

Les collisions élastiques entre un nucléon et la matière ne modifient pas la nature de la particule initiale. Le nucléon incident est dévié et le noyau cible recule. L'énergie cinétique est conservée, ce qui signifie que la somme des énergies cinétiques des particules avant la réaction est égale à la somme des énergies cinétiques après la réaction.

Cette réaction qui n'implique que deux corps sans modifier la structure interne du noyau est particulièrement facile à étudier du point de vue de la cinématique et l'énergie du noyau de recul est simplement liée à l'angle de diffusion du nucléon (θ). La probabilité de diffuser le nucléon dans une direction particulière se calcule dans le cadre de la résolution de l'équation de Schrödinger pour laquelle on utilise un potentiel optique qui dépend du noyau considéré. La Figure II-12 illustre le cas de la réaction élastique que l'on se représente « classiquement » comme une particule incidente qui rebondit sur le noyau cible.

A l'issue d'une telle réaction, le noyau de recul peut ioniser la matière et conduire à un dysfonctionnement du composant électronique. Dans le cas d'un proton incident, il y a également une ionisation liée à cette particule que nous décrirons dans la section suivante.

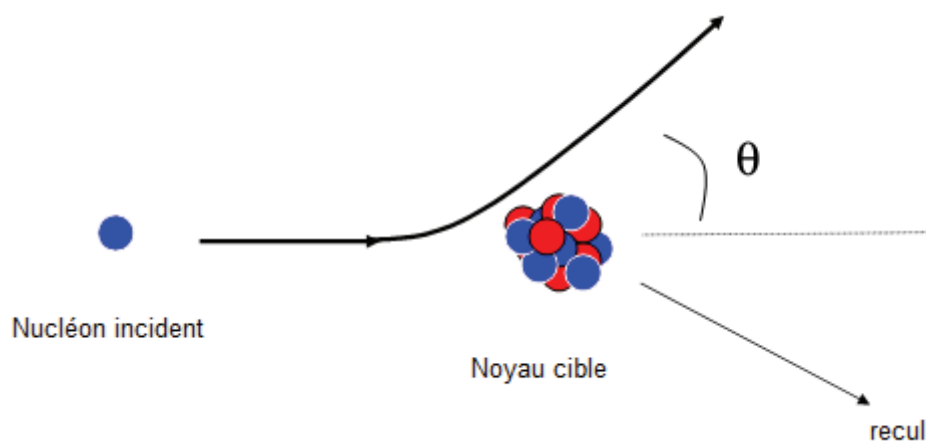


Figure II-12 : Schéma simplifié d'une réaction élastique due à un nucléon

II-1-b Les réactions non-élastiques

La particularité des réactions non-élastiques est la non conservation de l'énergie cinétique. Dans ce type de réaction, une partie de l'énergie cinétique initiale est utilisée pour modifier la structure interne du noyau cible. Ceci se caractérise par une excitation du noyau impacté et/ou la rupture de liaison nucléon-nucléon dans le noyau qui conduit à l'émission de particules secondaires. La Figure II-13, illustre une réaction non élastique lors de laquelle le noyau cible est brisé en trois fragments.

Statistiquement, il y a de nombreuses façons de morceler un noyau et le nombre de possibilités augmente avec l'énergie incidente puisque c'est l'énergie disponible qui permet de rompre les liaisons. Le tableau II-1 représente l'ensemble des réactions possibles entre un neutron et un noyau de silicium pour une énergie incidente de 20 MeV. La première colonne indique les produits de la réaction tandis que la seconde représente l'énergie seuil nécessaire pour rompre les liaisons permettant de produire cette réaction. La première réaction possède une énergie seuil nulle ce qui signifie qu'elle peut survenir à n'importe quelle énergie. Un neutron est absorbé et un photon est émis : on parle de capture neutronique. L'excédent d'énergie acquise durant la réaction conduit le nouveau noyau dans un état excité, le retour à l'état fondamental se faisant par l'émission du photon.

La seconde réaction est en réalité la réaction élastique puisque l'on retrouve après la réaction les mêmes particules qu'avant la réaction (et le noyau final n'est pas excité).

Dans la troisième réaction, le neutron est également diffusé mais une partie de son énergie est utilisée pour exciter le noyau à son premier niveau (cela nécessite 1,78 MeV). C'est une réaction non-élastique particulière qui porte le nom de réaction inélastique. Il est à noter que fréquemment le terme « inélastique » est utilisé abusivement pour décrire les réactions non élastiques.

A partir de la quatrième réaction, le noyau est fractionné en deux noyaux plus petits, puis en trois etc. Plus l'énergie est importante et plus le nombre de possibilités (on parle de « voies ouvertes ») est grand.

Le fait qu'une réaction soit ouverte ne donne aucune indication sur sa probabilité d'être produite. Pour connaître la probabilité de chacune de ces réactions il est nécessaire

d'utiliser des codes de calcul spécifiques (GEANT4 [GEA03][GEA06][WEB03], FLUKA [FLU03][FLU11][WEB02], DHORIN [WRO08]).

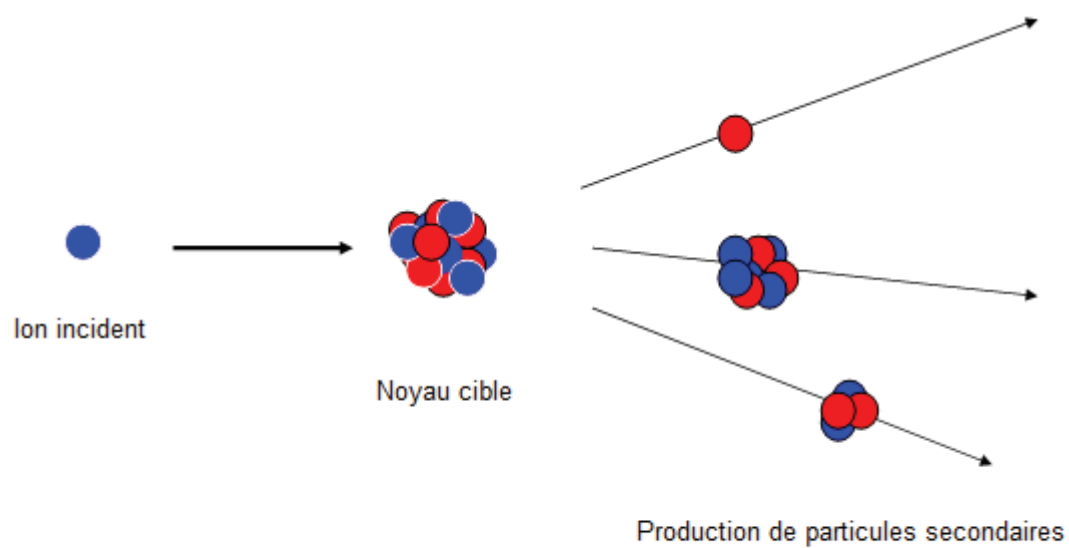


Figure II-13 : Schéma simplifié d'une collision non élastique due à un nucléon

	E_{th} (MeV)
$^{29}\text{Si} + \gamma$	0
$^{28}\text{Si} + n$	0
$^{28}\text{Si}^* + n$	1,78
$^{25}\text{Mg} + \alpha$	2,76
$^{28}\text{Al} + p$	4,00
$^{27}\text{Al} + d$	9,70
$^{24}\text{Mg} + \alpha + n$	10,35
$^{27}\text{Al} + p + n$	12,01
$^{16}\text{O} + ^{13}\text{C}$	12,24
$^{26}\text{Mg} + ^3\text{He}$	12,58
$^{21}\text{Ne} + 2\alpha$	12,99
$^{17}\text{O} + ^{12}\text{C}$	13,07
$^{21}\text{Ne} + ^8\text{Be}$	13,09
$^{27}\text{Mg} + 2p$	13,90
$^{24}\text{Na} + \alpha + p$	15,25
$^{26}\text{Al} + t$	16,75
$^{15}\text{N} + ^{14}\text{N}$	16,98
$^{16}\text{O} + ^{12}\text{C} + n$	17,36
$^{27}\text{Si} + 2n$	17,80
$^{26}\text{Mg} + d + p$	18,28
$^{20}\text{Ne} + ^9\text{Be}$	18,37
$^{23}\text{Na} + ^6\text{Li}$	18,63
$^{13}\text{C} + ^{12}\text{C} + \alpha$	19,66
$^{20}\text{Ne} + 2\alpha + n$	20,00
$^{15}\text{O} + ^{14}\text{C}$	20,00

Tableau II-1 : Tableau récapitulatif des énergies seuils des types de réactions de l'interaction n- ^{28}Si pour une énergie neutronique inférieure à 20 MeV [WRO00]

II-2 L'ionisation directe des protons

Les neutrons et les protons appartiennent à la famille des hadrons, ce qui signifie qu'ils peuvent interagir par le biais de la force forte qui conduit aux réactions nucléaires que nous venons de décrire.

Contrairement aux neutrons, les protons sont chargés et, comme nous l'avons déjà évoqué, ils peuvent donc interagir également par le biais de la force électromagnétique comme toutes les particules chargées. L'interaction coulombienne peut avoir lieu avec les

atomes du milieu traversé (on parle de collisions élastiques) ou individuellement avec les électrons (on parle de collisions inélastiques).

II-2-a Les collisions élastiques

Il s'agit d'une interaction coulombienne avec un atome comme l'illustre la Figure II-14. La collision a lieu avec l'atome dans son ensemble qui peut être vu comme un noyau dont la charge est écrantée par le cortège électronique. Le proton est diffusé et communique une énergie cinétique au noyau cible qui subit alors un recul. Ce processus est très similaire à la réaction nucléaire élastique si ce n'est que c'est la force coulombienne qui est à l'origine de la diffusion et non pas la force forte. L'énergie cinétique totale est conservée et l'énergie cinétique finale du noyau de recul dépend de l'angle de diffusion dont la distribution peut être approximée par un modèle de Rutherford [RUT11]. A l'issue d'une telle réaction, le proton diffusé et l'ion de recul sont capables d'ioniser la matière et ainsi conduire à des dysfonctionnements dans les composants électroniques.

Comme déjà mentionné, l'interaction coulombienne possède une portée infinie et le processus de collisions est donc continu lors du passage du proton – et de manière générale d'une particule chargée – dans la matière.

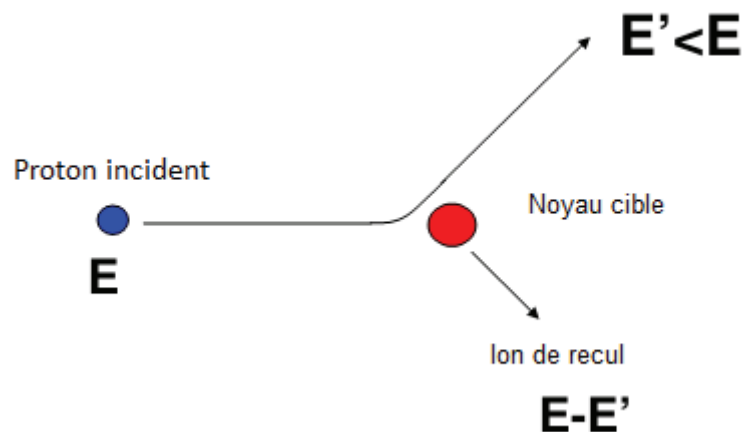


Figure II-14 : Schéma simplifié d'une collision élastique due à un proton

II-2-b Les collisions inélastiques

Dans le cas des collisions inélastiques, le proton n'interagit pas avec l'atome dans son ensemble mais individuellement avec les électrons du cortège. Les électrons impliqués peuvent alors atteindre des niveaux d'énergie plus élevés et même être arraché de l'atome.

Ceci nécessite une énergie qui est prélevée à l'énergie cinétique incidente et qui justifie donc la non conservation de l'énergie cinétique totale. La Figure II-15 montre le cas d'une collision inélastique due à un proton. E représente l'énergie du proton incident, W , l'énergie transmise à l'électron et U_i l'énergie d'ionisation.

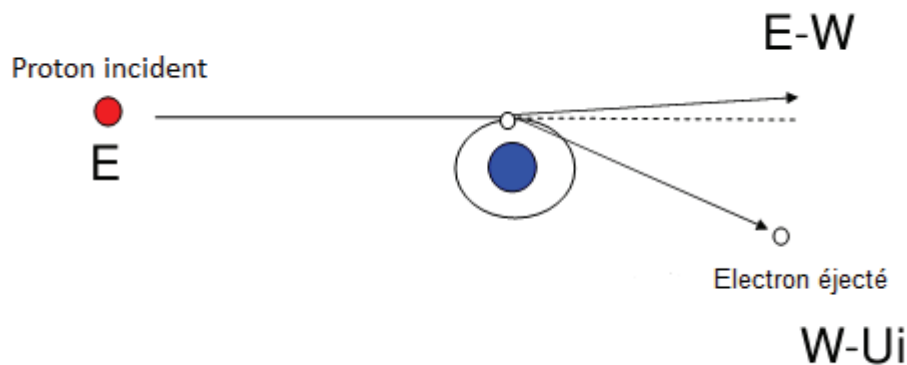


Figure II-15 : Schéma simplifié d'une collision inélastique due à un proton

III Le pouvoir d'arrêt des particules chargées

Lors d'une interaction nucléaire d'un neutron ou d'un proton dans la matière un ion de recul ou des fragments du noyau cible sont créés. Ce sont les particules secondaires chargées qui sont capables d'ioniser la matière. Notons également que le proton ionise aussi directement la matière indépendamment du processus d'interaction nucléaire.

Pour caractériser l'énergie qui est perdue par la particule chargée le long de son parcours on définit le pouvoir d'arrêt qui est la perte d'énergie par unité de longueur parcourue et que l'on note : $-\frac{dE}{dx}$. Comme nous l'avons déjà vu en abordant la Figure II-10, en divisant le pouvoir d'arrêt par la densité du matériau, on obtient le pouvoir d'arrêt de masse exprimé en $\text{MeV.cm}^2/\text{mg}$. La Figure II-16 représente le pouvoir d'arrêt de quelques ions (dont le proton) lors de leurs traversées dans le silicium et en fonction de leurs énergies. Cette perte d'énergie linéique atteint un maximum qui s'appelle pic de Bragg. On peut distinguer le pouvoir d'arrêt électronique (associé au processus inélastique) et le pouvoir d'arrêt dit nucléaire (associé au processus élastique). Dans le premier cas, le processus physique en jeu conduit à l'ionisation, dans le second il s'agit de déplacement du noyau impacté.

Grâce au pouvoir d'arrêt des particules, on peut aisément calculer le parcours d'une particule. Celui-ci se calcule de la manière suivante [WRO02] :

$$Parcours = \int_E \frac{1}{\left[\frac{dE}{dx}\right]} dE \quad (II-1)$$

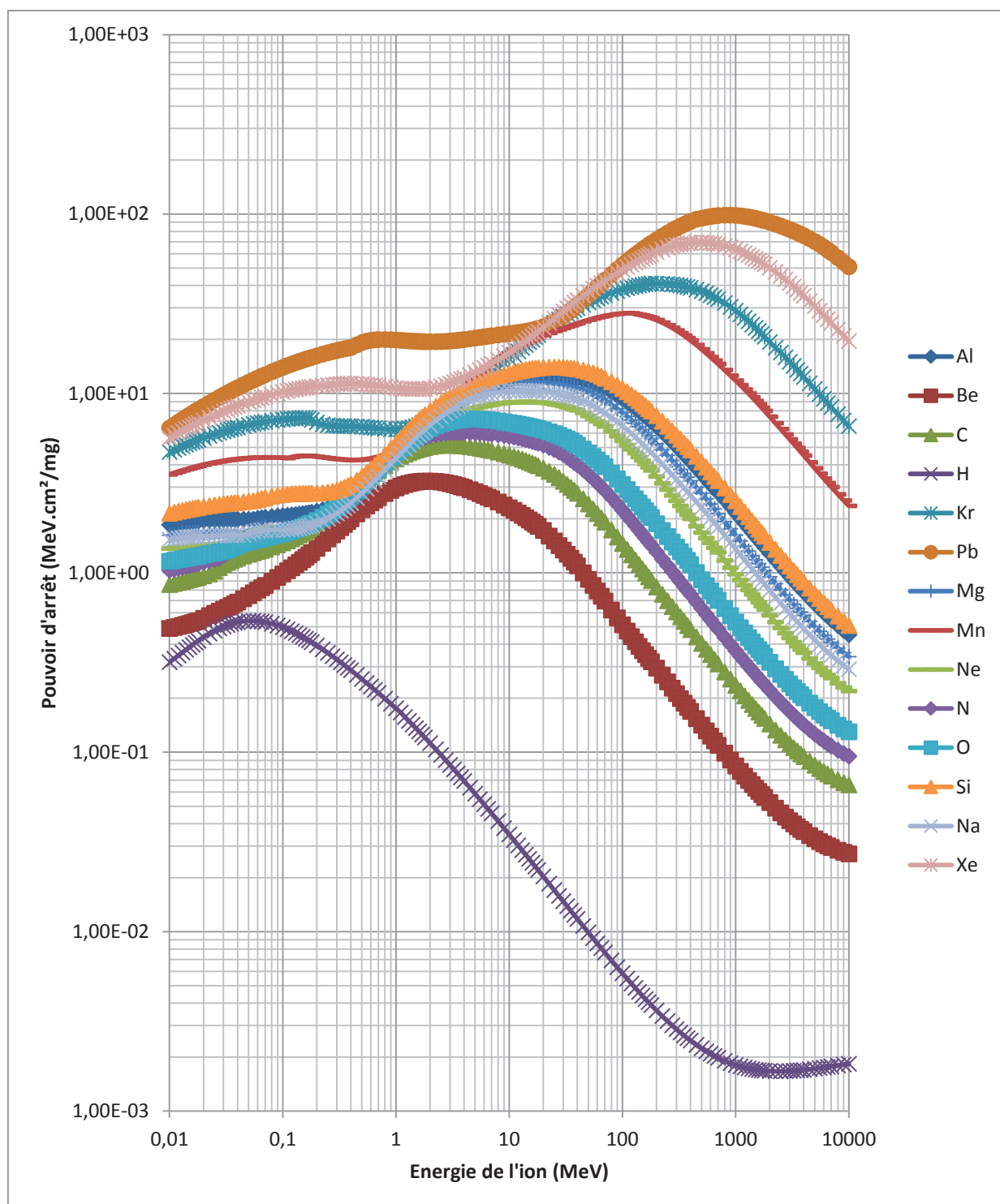


Figure II-16 : Pouvoir d'arrêt de divers ions dans le silicium en fonction de leur énergie.

Conclusion

Nous avons vu dans ce chapitre que parmi les différentes particules présentes dans l'atmosphère, seuls les protons et les neutrons ont un effet important dans le cadre de notre étude. Ceux-ci peuvent interagir avec la matière de deux manières. Les protons d'une part peuvent ioniser directement la matière. D'autre part, les neutrons ainsi que les protons sont capables de créer des réactions nucléaires induisant des ions secondaires qui ioniseront le silicium et créeront des dysfonctionnements dans les composants électroniques.

Dans le but d'appréhender et de mieux quantifier l'interaction de ces particules avec la matière (notamment le silicium), le projet HAMLET inclut un détecteur de particules dont le développement fera l'objet du chapitre suivant.

Bibliographie

- [AUT12] J.L. Autran et al. "Soft-Error Rate of Advanced SRAM Memories: Modeling and Monte Carlo Simulation", in Numerical Simulation - From Theory to Industry, Dr. Mykhaylo Andriychuk (Ed.), ISBN 978-953-51-0749-1, InTech, 2012.
- [FLU03] A. Fasso, A. Ferrari, S. Roesler, P.R. Sala, F. Ballarini, A. Ottolenghi, G. Battistoni, F. Cerutti, E. Gadioli, M.V. Garzelli, A. Empl, J. Ranft, "The physics models of FLUKA: status and recent development", 2003
- [FLU11] Alberto FASSO, Alfredo FERRARI, George SMIRNOV, Florian SOMMERER 3 and Vasilis VLACHOUDIS 2,*"FLUKA Realistic Modeling of Radiation Induced Damage", 2011
- [GEA03] S. Agostinelli et al. « Geant4 Collaboration, Geant4—a simulation toolkit”, Nuclear Instruments and Methods in Physics Research Section A: Accelerators, Spectrometers, Detectors and Associated Equipment, Volume 506, Issue 3, 1 July 2003, Pages 250-303, ISSN 0168-9002
- [GEA06] J. Allison, "Geant4 developments and applications," Nuclear Science, IEEE Transactions on, vol.53, no.1, pp.270,278, Feb. 2006
- [LEI00] F. Lei, "Quotid Atmospheric Radiation Model" – QARM (previously Qinetiq Atmospheric Radiation Model). Available online on request to the author
- [LEI06] Fan Lei; Hands, A.; Clucas, S.; Dyer, C.; Truscott, P., "Improvement to and Validations of the QinetiQ Atmospheric Radiation Model (QARM)," Nuclear Science, IEEE Transactions on, vol.53, no.4, pp.1851,1858, Aug. 2006
- [RUT11] E. Rutherford, The Scattering of α and β Particles by Matter and the Structure of the Atom, Philosophical Magazine. Series 6, vol. 21. May 1911
- [VET91] Vette, J. I., "The AE-8 Trapped Electron Model Environment", NSSDC/WDC-A-R&S 91-24, 1991a
- [WEB01] <http://www.astep.eu/spip.php?article59>
- [WEB02] <http://www.fluka.org>
- [WEB03] <http://geant4.cern.ch/>
- [WRO00] F. Wrobel, J. M. Palau, M. C. Calvet, O. Bersillon, and H. Duarte, "Incidence of multi-particle events on soft error rates caused by n-Si nuclear reactions," IEEE Trans. Nucl. Sci., vol. 47, no. 6, pp. 2580–2585, Dec. 2000
- [WRO02] F. Wrobel, "Elaboration d'une base de données des particules responsables des dysfonctionnements dans les composants électroniques exposés à des flux de protons ou de neutrons. Application au calcul des taux d'erreurs dans les mémoires SRAM en environnement radiatif naturel", thèse de Doctorat en sciences, Université Montpellier 2, 2002

[WRO08] F. Wrobel, Detailed history of recoiling ions induced by nucleons, Comp. Phys. Commun.178 (2008)

Chapitre III – Développement d'un détecteur solide pour la caractérisation de l'environnement radiatif naturel

Sommaire

Introduction.....	42
I Présentation de l'instrument.....	42
I-1 Cahier des charges	42
I-2 La diode	43
I-3 L'électronique.....	45
I-3-a La carte alimentation	45
I-3-b Le préamplificateur	47
I-3-c Le comparateur	49
I-3-d Le détecteur crête.....	49
II Calibration	50
II-1 Etude de la réponse de l'électronique	50
II-2 Utilisation d'une source Californium 252.....	53
III Les expériences menées avec le CNES	56
IV Le projet REXUS/BEXUS de l'ESA.....	59
Conclusion	62
Bibliographie.....	63

Introduction

Nous avons vu dans le chapitre précédent que les particules présentes dans l'atmosphère pouvaient ioniser la matière et aboutir à des dysfonctionnements des composants électroniques. Afin d'évaluer la contrainte de l'environnement radiatif, il est important de caractériser cet environnement et son effet sur la matière.

Pour cela, nous avons développé le détecteur LAERTES dont la principale contrainte était de pouvoir être embarqué dans des avions ou des ballons stratosphériques. Afin de mener à bien ce projet, il a fallu tenir compte des contraintes de limitation de poids, d'encombrement et de consommation électrique.

Les particules d'intérêt pour notre étude sont les neutrons et les protons. Puisque les protons interagissent systématiquement avec la matière (contrairement aux neutrons) nous nous sommes concentrés sur la détection de ces particules. Le principe est l'utilisation d'une diode silicium associée à une électronique capable de mesurer la charge mise en jeu lors de l'ionisation de la diode.

I Présentation de l'instrument

I-1 Cahier des charges

Dans le but d'être embarqué facilement en ballon stratosphérique et en avion, nous avons dû prendre en compte les contraintes de poids et de volume. La consommation électrique influe d'ailleurs directement sur ces deux facteurs. En effet, pour une même durée d'utilisation, une faible consommation permet d'avoir une batterie plus petite et donc plus légère.

Consommation	< 2 W
Volume	< 1 dm ³
Poids	< 2 kg
Energie déposée mesurable	Typiquement entre 1 MeV et 100 MeV
Horodatage des données	oui
Ajustement du seuil de mesure	oui
Stockage des données	oui

Tableau III-2 : Cahier des charges du détecteur LAERTES

I-2 La diode

Afin d'effectuer l'interface silicium permettant la création de paires, de précédents travaux [CHA06][CHA07][CHA08][ROC08][ROC09][ROC10] avaient conduit au choix d'une diode silicium. La diode choisie est une diode p-n fabriquée par ORTEC (voir Tableau III-3)[WEB01] dont une photographie est donnée en Figure III-17. C'est une diode à barrière de surface ("Silicon Surface Barrier", SSB). Elle repose sur le principe de la jonction p-n cependant, tout le volume de silicium est d'un seul type (soit n soit p). La zone de type opposé est créée à la surface par l'interface métal/semi-conducteur. Cette interface présente des pièges pour les porteurs de charges qui jouent le rôle de dopant. L'interface se comporte comme une zone très fortement dopée et très fine. La jonction p-n est donc localisée à la surface de la diode. Les électrodes métalliques sont des zones mortes, les paires électron-trou qui y sont créées ne sont pas collectées. Leurs épaisseurs sont donc réduites, les rendant très fragiles. Les épaisseurs des électrodes métalliques (20 nm d'or pour l'électrode d'entrée et 150 nm d'aluminium pour celle de sortie) sont si faibles que la diode est sensible à la lumière.



Figure III-17 : Diode silicium utilisée dans l'instrument

	ORTEC 150
Type	SSB
Surface	4,5 cm ²
Epaisseur de la zone déplétée	150 μm
Polarisation	100 V

Dopage du silicium	Type N
Electrode d'entrée	Or
Epaisseur	20 nm
Electrode de sortie	Aluminium
Epaisseur	150 nm
Sensible à la lumière	Oui
Branchement	Micro dot sur tranche
Référence	TB-023-450-150

Tableau III-3 : Caractéristiques de la diode.

Dans le but de collecter les paires électrons/trous au niveau des électrodes, un fort champ électrique doit être créé dans la diode. L'application d'une tension inverse de 100 V continue aux bornes de la diode d'épaisseur 150 μm , permet l'établissement d'un champ de l'ordre de 6,7 kV/cm.

La collection des charges au niveau des électrodes crée une variation du courant au niveau de la diode. Afin de quantifier cette variation de courant, nous avons développé une électronique spécifique. Le choix d'un développement de l'électronique et non de l'utilisation d'une électronique du commerce s'est décidé dans l'optique d'avoir une expérience répondant aux différentes contraintes imposées par l'utilisation du détecteur en vol.

I-3 L'électronique

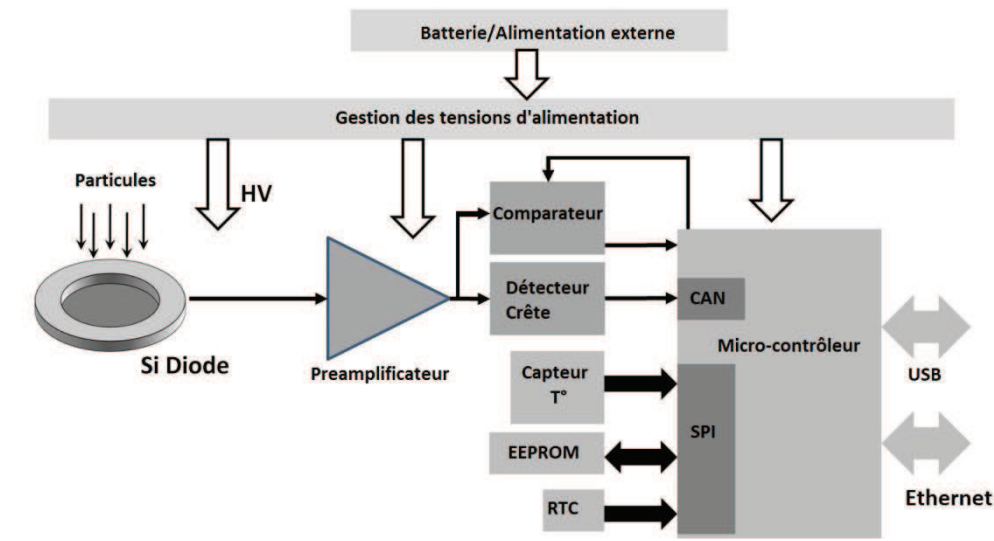


Figure III-18 : Schéma bloc de LAERTES.

La Figure III-18 représente le schéma bloc du détecteur LAERTES tel que nous l'avons conçu. Les variations de courant dues aux charges créées dans la diode sont mises en forme et amplifiées à l'aide d'un préamplificateur de charge. Il en résulte un signal en tension qui sera l'entrée de deux montages différents. Le premier est un comparateur qui va permettre de synchroniser le microcontrôleur avec le passage d'une particule dans la diode et le comparer à un seuil réglable. Le second est un détecteur crête qui va bloquer l'amplitude maximale du signal sortant du préamplificateur afin de permettre au microcontrôleur de l'enregistrer à l'aide de son convertisseur analogique numérique (CAN). Des périphériques sont aussi présents tels qu'une horloge temps réel (RTC pour "Real Time Clock" sur la Figure III-18) afin d'horodater chaque mesure, une mémoire de stockage (EEPROM pour "Electrically Erasable Programmable Read-Only Memory") pour des applications sans communication directe, et un capteur de température permettant de connaître l'environnement de la diode. L'expérience est capable de communiquer par USB ("Universal Serial Bus") qui est une entrée/sortie d'ordinateur ainsi que par un connecteur Ethernet avec le protocole UDP ("User Data Protocol") afin d'effectuer un traitement en temps réel des résultats, mais aussi de modifier les paramètres de mesure.

I-3-a La carte alimentation

La carte alimentation est composée de deux parties. D'une part, la présence de 33 piles bouton permettant d'alimenter la diode en inverse avec une tension de 102,4 V qui est une tension suffisante pour dépléter complètement la diode. Le choix de piles bouton permettait

d'avoir une masse faible. Si nous avions opté pour un convertisseur, le poids de la bobine aurait été plus élevé. D'autre part, nous aurions eu une forte consommation en amont du convertisseur, de part le rendement, et la faible consommation de la diode. Pour ce qui est de la capacité des piles bouton, elle est en moyenne autour des 200 mA.h. Sachant que la diode consomme un courant inverse de l'ordre de $0,3 \mu\text{A}$, on peut calculer que les piles suffiraient pour alimenter la diode durant plus de 68 ans. D'autre part, une série de convertisseurs « continu vers continu » (DC/DC) générant les tensions nécessaires à l'électronique (24 V pour le préamplificateur, 5V pour l'EEPROM, la RTC et le microcontrôleur, +12/-12 V pour le détecteur crête).

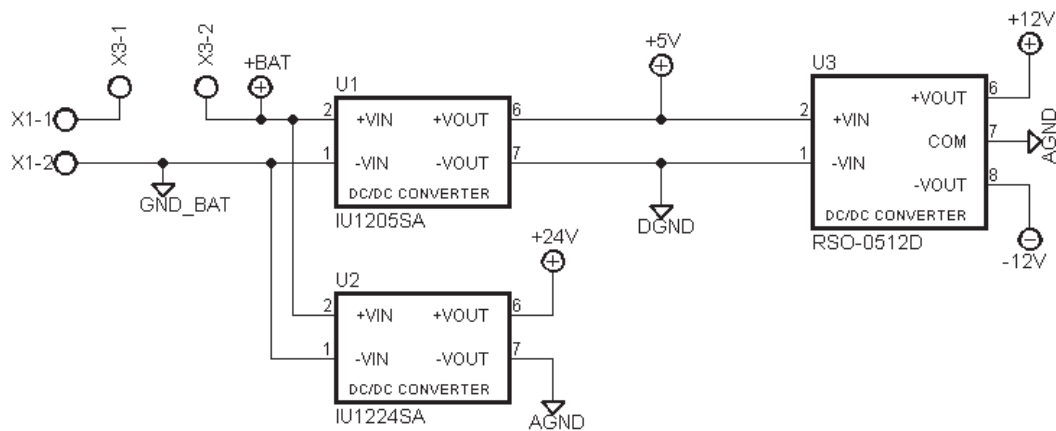


Figure III-19 : Schéma électrique du câblage des convertisseurs DC/DC.

La Figure III-19 montre le schéma électrique de câblage des convertisseurs DC/DC. Deux convertisseurs sont en parallèle sur l'entrée de l'alimentation, celui permettant de créer le 5 V ainsi que celui délivrant la tension de 24 V. En série avec le convertisseur 5 V, nous avons placé le convertisseur permettant de délivrer le +12 V/-12 V.

I-3-b Le préamplificateur

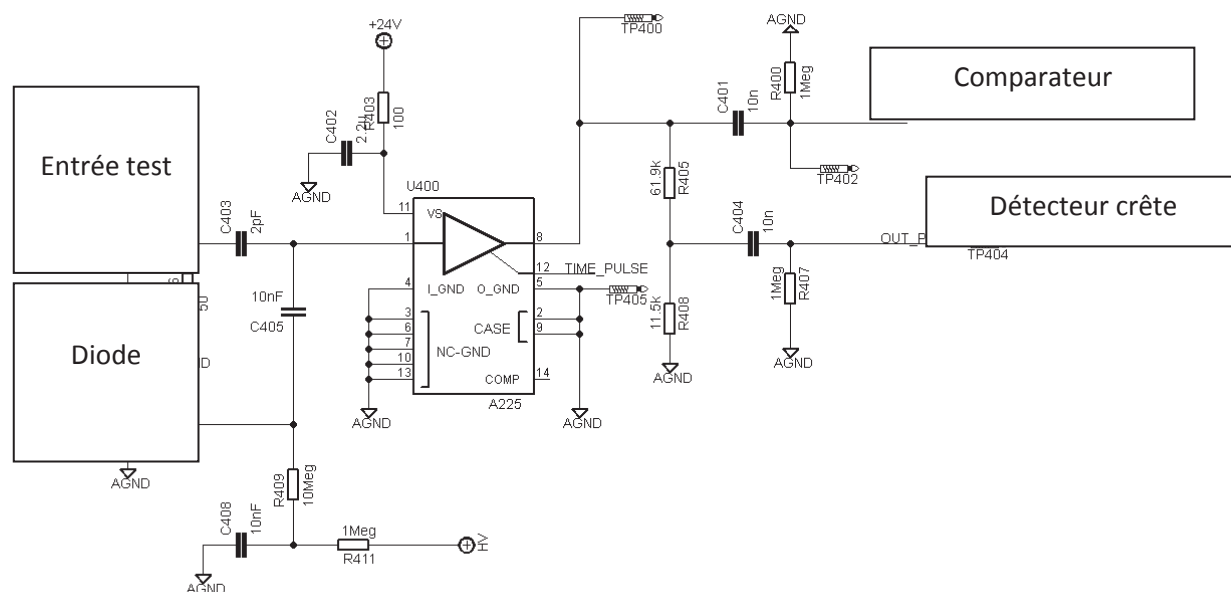


Figure III-20 : Schéma du montage préamplificateur.

La Figure III-20 représente le schéma électrique du préamplificateur. Sur la partie gauche du schéma, on note la présence de la diode en parallèle avec une entrée test. La diode est reliée au composant préamplificateur de charge (un A225 [WEB01]) à l'aide d'une capacité de 10nF permettant de filtrer la composante continue de la polarisation de la diode. Afin d'éviter toute surconsommation de courant en cas de problème (court-circuit) avec la diode, elle est branchée en série avec deux résistances de 1 M Ω et 10 M Ω . Le courant de fuite de la diode étant de l'ordre de 0,3 μ A, la loi d'ohm nous indique qu'il y a une chute de potentiel de 3,3 V aux bornes des résistances. La polarisation de la diode est donc de 99,1 V.

L'entrée test permet de simuler l'apparition d'un événement dans la diode. En effet, en appliquant un signal carré (variation de tension rapide), le préamplificateur de charge voit à son entrée une impulsion ressemblant à un dépôt de charge dans le capteur. Cette entrée est donc utilisée dans le but de mesurer la réponse de l'électronique face à une plage complète de tensions (équivalentes à des énergies).

Le câblage de l'entrée test s'effectue lui aussi à l'aide d'une capacité. Les valeurs de la capacité et de la résistance sont issues du document constructeur. Par exemple, nous pouvons calculer l'amplitude nécessaire en entrée test pour reproduire un signal correspondant à 1 MeV. L'énergie nécessaire pour générer une paire électron/trou est 3,6 eV ce qui est supérieur

au gap du silicium (1,12eV). Cela s'explique par le fait qu'une grande partie de l'énergie est émise sous forme de phonon[ALI80]. De ce fait, une énergie de 1 MeV correspond à 277 777 paires électron trou. Sachant que la charge d'un électron est de $1,602 \times 10^{-19}$ Coulombs, la charge totale créée, pour 1 MeV, est de 44 fC. Aux bornes de la capacité d'entrée, on a la relation $V = Q/C$. La valeur de la capacité de l'entrée test est de 2 pF. Il faut donc une chute de tension de $V = 44 \times 10^{-15} \text{ C} / 2 \times 10^{-12} \text{ F} = 22 \text{ mV}$ pour obtenir une charge correspondant à 1 MeV.

Le composant préamplificateur de charge offre une sortie mise en forme à 2,4 μs et ayant une amplitude de l'ordre de 240 mV/MeV (données issues du document constructeur). Notre cahier des charges nous imposait une mesure entre 1 MeV et 100 MeV, c'est pourquoi la tension d'alimentation a été choisie à 24 V. En effet :

$$240 \frac{\text{mV}}{\text{MeV}} \times 100 \text{ MeV} = 24 \text{ V}$$

On doit par contre retrancher à cette valeur une ligne de base inhérente au composant qui est de l'ordre de 600 mV. Cela nous crée alors une dynamique réelle de 97.5 MeV.

A la sortie du composant préamplificateur de charge, on note que le signal entre dans deux montages distincts : le comparateur et le détecteur crête. Une adaptation de tension sur la branche allant vers le détecteur crête s'explique par le fait que le microcontrôleur est alimenté en 3,3V et que la sortie du préamplificateur de charge peut monter jusqu'à 24 V. Afin d'éviter toute saturation de la lecture, un simple pont diviseur de tension permet de réduire la tension. Les valeurs de ce pont diviseur de tension ont été choisies afin de pouvoir utiliser la plus large gamme de tension comprise entre 0 et 3,3V. L'usage d'un pont diviseur se justifie par le fait que l'entrée du détecteur crête est l'entrée d'un amplificateur opérationnel. Celle-ci ayant une forte impédance, nous pouvons considérer que le pont diviseur n'est pas chargé.

I-3-c Le comparateur

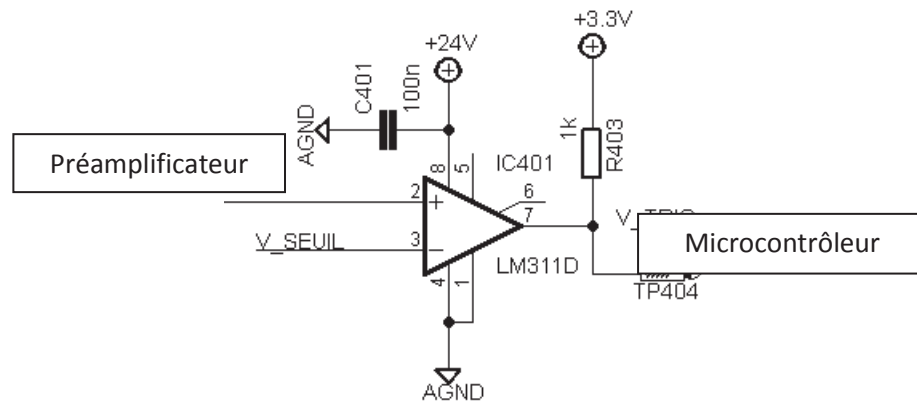


Figure III-21 : Schéma électrique du comparateur.

La Figure III-21 montre le schéma électrique du comparateur de notre détecteur. Ce montage permet de synchroniser le microcontrôleur sur l'occurrence d'un événement donc d'un pic en sortie du préamplificateur. L'entrée V_SEUIL est une entrée en continu variable et est réglée à l'aide d'un convertisseur numérique analogique commandé par le microcontrôleur. Cette entrée permet de régler le seuil de détection. Le LM311 [WEB02] a été choisi pour ce montage car sa sortie en collecteur ouvert permet de différencier les tensions d'entrées des tensions de sorties. En effet, il est alimenté en 0/+24 V afin de pouvoir utiliser les signaux sortant du préamplificateur (entre 0 V et 24 V) et sa sortie est, par l'intermédiaire d'une résistance de pull up, connectée à une tension de 3,3 V utilisable par le microcontrôleur (alimenté en 3,3 V).

I-3-d Le détecteur crête

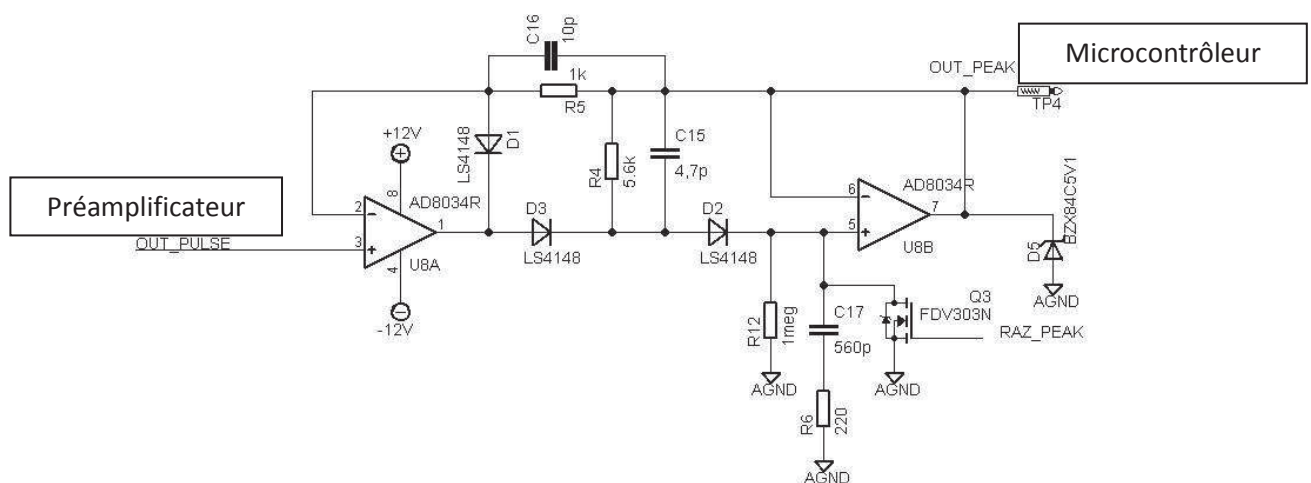


Figure III-22 : Schéma électrique du détecteur crête.

La Figure III-22 montre le schéma électrique du détecteur crête que nous avons utilisé. Ce schéma est issu de la documentation du constructeur de l'amplificateur opérationnel utilisé (AD8034 [WEB03]). C'est un détecteur crête « haute vitesse » permettant de mesurer des impulsions de plus de 300 ns ce qui est en dessous de l'impulsion du signal de sortie du préamplificateur (2 μ s). Le gain de ce montage est unitaire. En utilisant deux amplificateurs, la différence entre le pic et le niveau d'entrée est forcée à travers R5 au lieu des entrées des amplificateurs. Dans le cas d'une impulsion positive, le premier amplificateur compense la baisse de tension dans D2 et D3, forçant la tension à l'entrée positive du deuxième amplificateur à être égale à celle à l'entrée du premier. La diode D1 est bloquée et la chute de tension aux bornes de R5 est égale à zéro. Le condensateur C16 fournit la charge requise par la capacité d'entrée du premier amplificateur, aidant à maintenir une chute de tension minimale dans R5 en mode d'échantillonnage.

L'amplitude du signal, proportionnelle à l'énergie déposée dans la diode, est ensuite convertie en canal par le convertisseur analogique numérique du microcontrôleur.

II Calibration

II-1 Etude de la réponse de l'électronique

Une fois l'électronique développée et son fonctionnement testé à l'aide d'un Générateur Basse Fréquence (GBF), une calibration est nécessaire. Celle-ci permet d'établir la relation entre le numéro du canal et l'énergie déposée dans la diode. Cette calibration s'effectue en deux temps. Le premier temps consiste à mesurer la réponse, en valeur de canal, de l'électronique face à une entrée test générée par un GBF. La variation du canal d'enregistrement dans le microcontrôleur en fonction de l'amplitude du signal carré issu du GBF donne une première relation pour la calibration de l'électronique. Le deuxième temps consiste en une irradiation de la diode à l'aide d'une source Californium 252 émettant des alphas de 6,2 MeV ainsi que différentes amplitudes injectées sur l'entrée test afin de vérifier le bon fonctionnement de l'électronique durant le test.

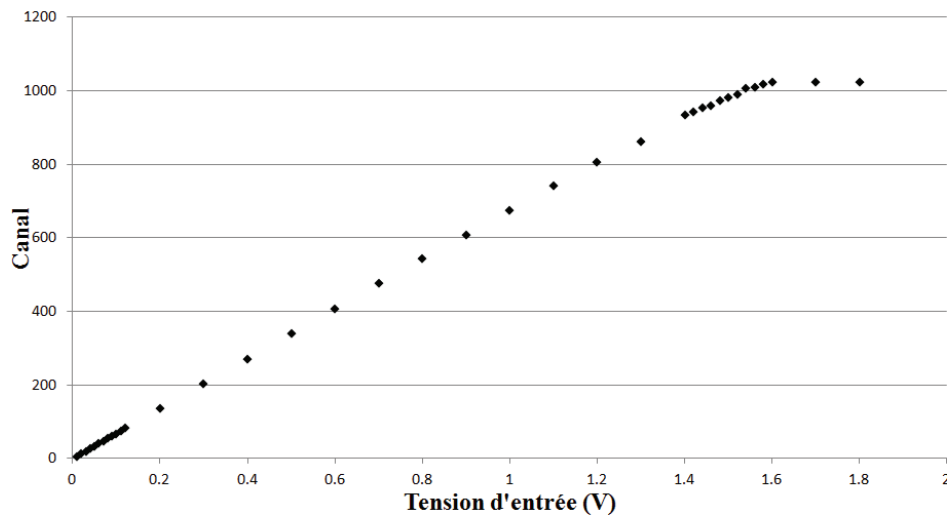


Figure III-23 : Réponse de l'électronique à différentes amplitudes d'entrée test.

La réponse de l'électronique (Figure III-23) en fonction de l'amplitude d'une entrée test carrée est divisible en deux parties ; une première linéaire suivie par une saturation. Dans un premier temps, l'étude de la partie linéaire a été considérée. La courbure de la caractéristique à l'approche de la saturation nous a montré qu'un autre type d'approximation pouvait permettre d'avoir une plus grande précision sur la calibration et donc les mesures qui suivront. Plusieurs tendances ont été considérées et testées. L'utilisation de tendances polynomiales d'ordre deux à six, ainsi que la puissance ($y=a.x^b$) ont montré un suivi de la mesure plus ou moins précis. Afin de comparer les résultats de chacune des équations obtenues, nous avons décidé de tracer l'erreur entre les équations et la mesure.

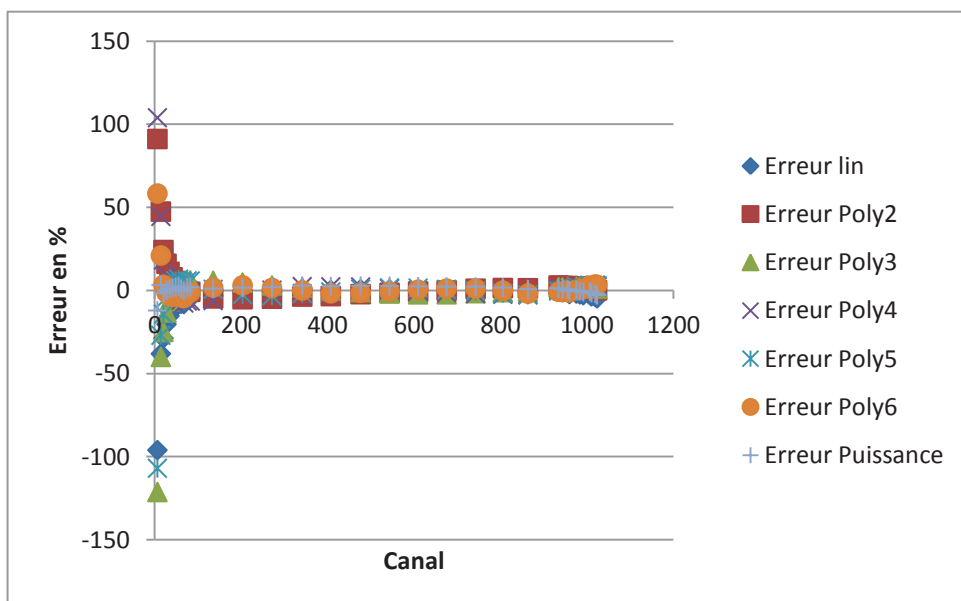


Figure III-24 : Comparaison des erreurs dues à différents types d'approximations (linéaire, polynômes d'ordre 2 à 6 et puissance) sur la réponse de l'électronique à une entrée test.

La Figure III-24 montre l'erreur entre différentes approximations de la réponse de l'électronique et la valeur réelle de celle-ci. Nous comparons ici les approximations linéaires, polynomiales d'ordre 2 à 6 et puissance. Nous remarquons que l'erreur est stable et proche de zéro pour des canaux élevés alors qu'elle peut être de l'ordre de 125% pour les très bas canaux (inférieurs à #100). Nous proposons donc une étude de cette erreur pour des canaux allant de #0 à #82.

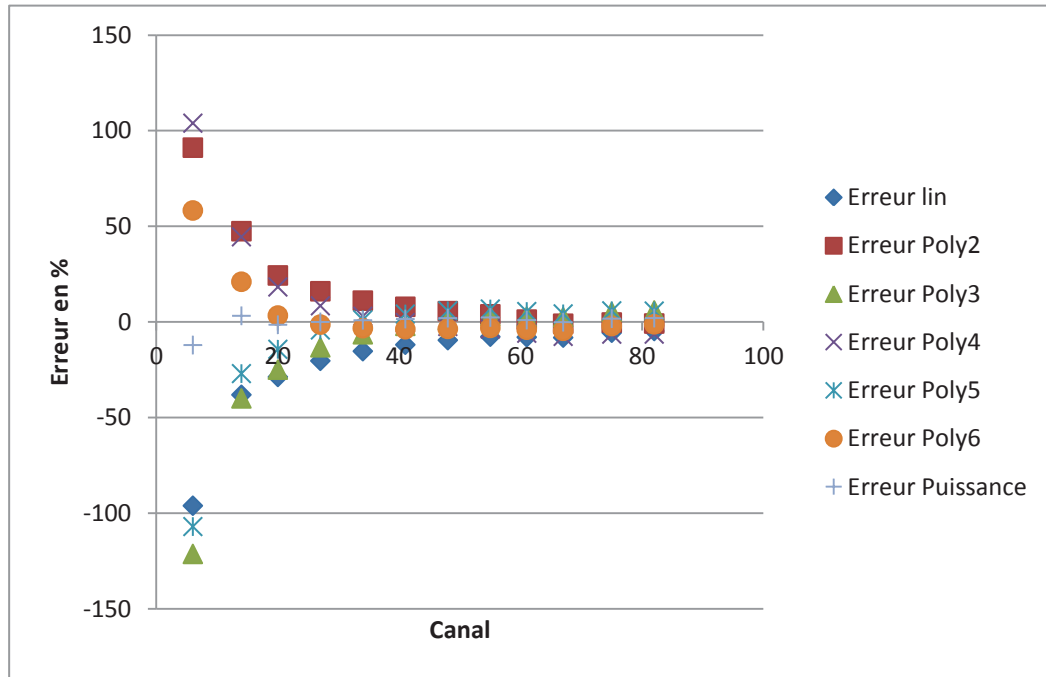


Figure III-25 : Comparaison des erreurs dues à différents types d'approximations (linéaire, polynômes d'ordre 2 à 6 et puissance) sur la réponse de l'électronique à une entrée test zoomée entre #0 et #82.

La Figure III-25 donne l'erreur commise lorsque nous utilisons les différentes lois polynômiales ou la loi en puissance en fonction du canal. Dans un premier temps, l'étude de l'erreur sur la tendance linéaire montre une erreur pour les canaux bas (inférieurs au canal #20) supérieure à 30% allant même jusqu'à 96% pour les canaux inférieurs à #10. Globalement, on remarque une forte erreur (supérieure à 50%) pour la plupart des approximations sauf pour la loi en puissance. En effet la tendance issue de l'équation en puissance donne une erreur maximale pour tous les canaux inférieure à 14%.

Le choix s'est donc tourné vers une loi en puissance dont l'équation est, pour cet exemple :

$$V = 0.0015 \times N^{1,0022}. \quad (\text{III-1})$$

Où N est le canal d'enregistrement, et V la tension d'entrée équivalente en Volt. La Figure III-26 illustre la relation entre une entrée test et le numéro du canal. Nous y avons également reporté la courbe de tendance d'une loi en puissance. Cette courbe est basée sur la même courbe que la Figure III-23. Les abscisses et ordonnées ont été inversées dans le but d'avoir un coefficient directeur de l'approximation directement utilisable dans la suite du calcul. La saturation a aussi été supprimée car elle faussait les calibrations.

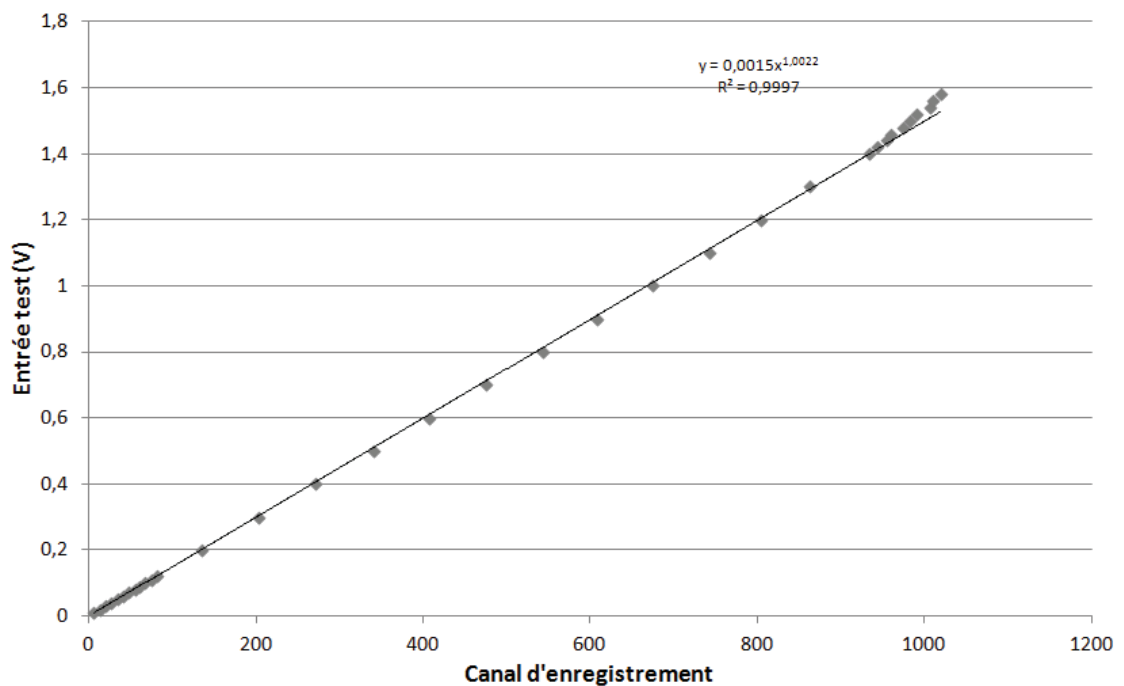


Figure III-26 : Tension appliquée sur l'entrée test de l'électronique et courbe de tendance à équation en puissance en fonction du canal d'enregistrement du microcontrôleur.

II-2 Utilisation d'une source Californium 252

La deuxième partie de la calibration consiste à déposer dans la diode une énergie connue. Pour cela nous avons utilisé une source Californium 252 qui émet majoritairement des particules alpha ayant une énergie de 6,2 MeV. Les tests sont effectués sous vide afin de limiter la perte d'énergie des particules alpha dans la couche d'air. Une simulation à l'aide du logiciel SRIM (Figure III-27) nous montre que les alphas traversent l'électrode d'or (a) et y perdent une énergie négligeable devant leur énergie initiale. En effectuant l'intégrale de la courbe (b) nous trouvons en effet que l'énergie perdue dans l'électrode en or n'est que de l'ordre de 8 keV. La Figure III-28 montre que les alphas de 6,2 MeV issus de la source

Californium 252 s'arrêtent dans la diode silicium (a) de 150 μm d'épaisseur et y déposent donc toute leur énergie (b).

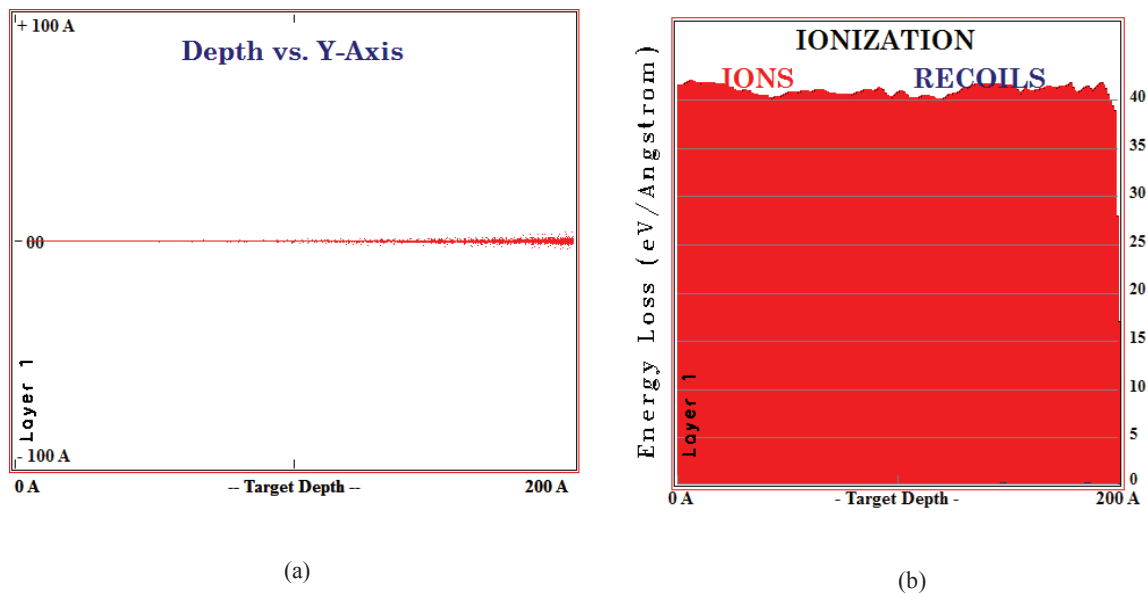


Figure III-27 : Simulation du passage(a) d'un alpha de 6.2 MeV dans une couche d'or de 20 nm et de son dépôt d'énergie (b) à l'aide du logiciel SRIM. [SRI00]

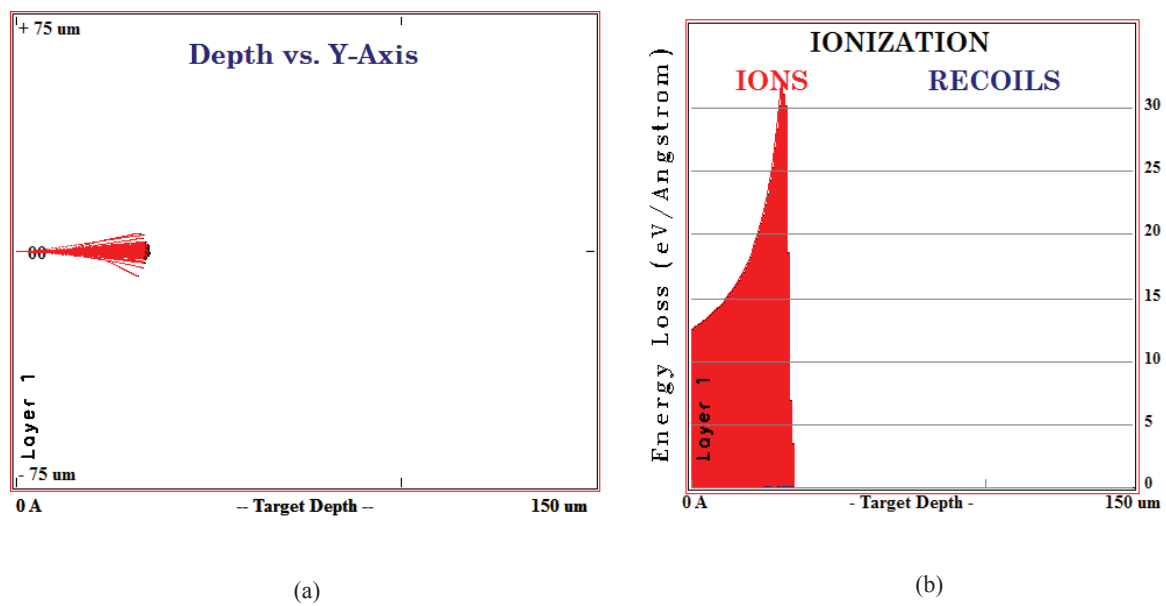


Figure III-28 : Simulation du passage (a) d'une particule alpha de 6,2 MeV dans la diode en silicium de 150 μm d'épaisseur et de son dépôt d'énergie (b) à l'aide du logiciel SRIM.

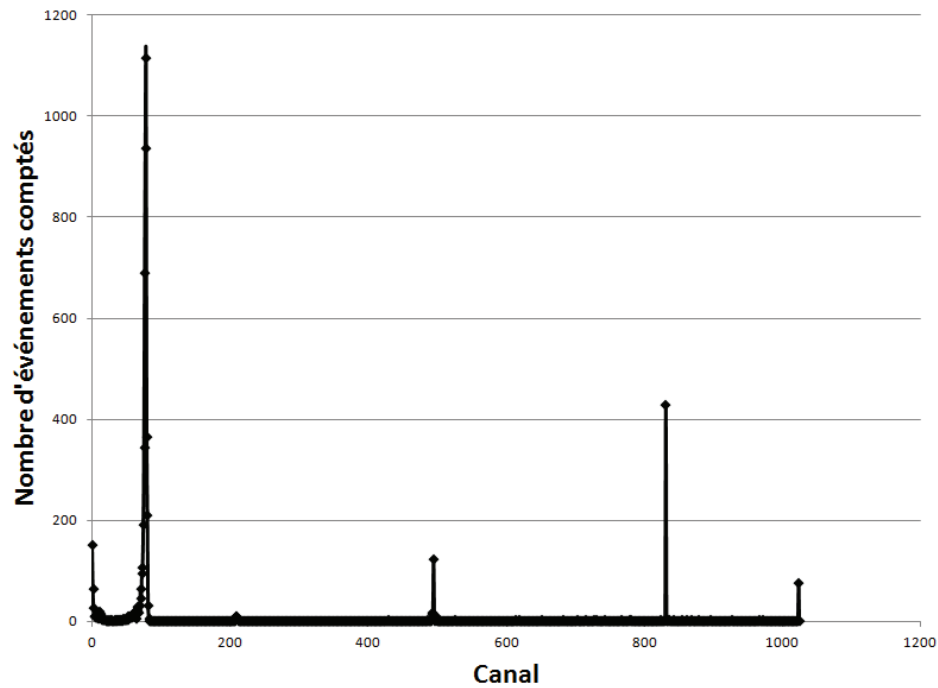


Figure III-29 : Nombre d'événements en fonction du canal dans lequel ils sont stockés pour une irradiation à l'aide d'une source Californium 252 et de différentes amplitudes de l'entrée test.

La Figure III-29 montre le résultat d'une irradiation Californium 252 couplée avec trois amplitudes d'entrée test différentes. On note que le pic dû aux particules alpha est situé au canal #79. En récupérant le canal équivalent à ce pic et en utilisant la loi en puissance précédemment établie, nous trouvons une équivalence énergie-canal sur toute la gamme de mesure de l'expérience. En utilisant l'équation (III-1) pour le canal #79, nous trouvons une tension de 119 mV. De l'équivalence entre les 6,2 MeV et les 119 mV, on calcule le rapport énergie/tension, soit 0.0521 MeV/mV. En utilisant cela dans l'équation (III-1), nous trouvons :

$$E = 0.0782 \times N^{1.0022}, \quad (\text{III-2})$$

Où E est l'énergie déposée dans la diode en MeV, et N le canal d'enregistrement d'un événement.

De par l'incertitude présente sur les composants électroniques (résistances et capacités), toutes les calibrations de cartes donnent des valeurs différentes. Ici, l'exemple d'une seule carte a été choisi. Le Tableau III-4 montre quatre autres équations de calibration. On remarque que les équations sont assez similaires.

Equations de calibration	Coefficient de régression
$E = 0,0732 \times N^{1,0099}$	0,999
$E = 0,0766 \times N^{1,0053}$	0,997
$E = 0,0773 \times N^{1,0035}$	0,998
$E = 0,0771 \times N^{1,0042}$	0,999

Tableau III-4 : Différentes valeurs de calibrations

Une fois les calibrations des cartes terminées, l'électronique est considérée comme apte à être utilisée. Afin de pouvoir l'embarquer sur ballons stratosphériques, d'autres contraintes ont dû être prises en compte.

III Les expériences menées avec le CNES

Pour les vols ballons effectués avec le CNES, l'expérience était embarquée en tant que « piggy back » qui correspond à un invité hors de la nacelle principale. Ce type d'embarquement consiste à mettre une expérience dans un sac de lumière signalétique sur la chaîne de vol du ballon, c'est-à-dire entre la nacelle principale et le ballon à proprement dit. La Figure III-30 montre le schéma simplifié d'une chaîne de vol complète lors d'un vol en ballon stratosphérique. Durant les vols effectués avec le CNES, l'expérience LAERTES n'était pas placée dans la nacelle principale mais était placée entre la nacelle et le parachute.

Pour pouvoir placer une expérience à cet endroit, un sac est mis à disposition par le CNES. Celui-ci sert normalement à mettre les feux clignotants sur la chaîne de vol. Ces sacs ont une dimension de 25 cm de long sur 18 cm de large et 18 cm de haut. Afin d'être conforme aux exigences du CNES, 4 cm d'isolant doivent être utilisés tout autour de l'expérience, laissant au final un volume utile de 17 cm x 10 cm x 10 cm pour l'électronique. Dans le but d'isoler le système, nous avons utilisé de la mousse polyuréthane.

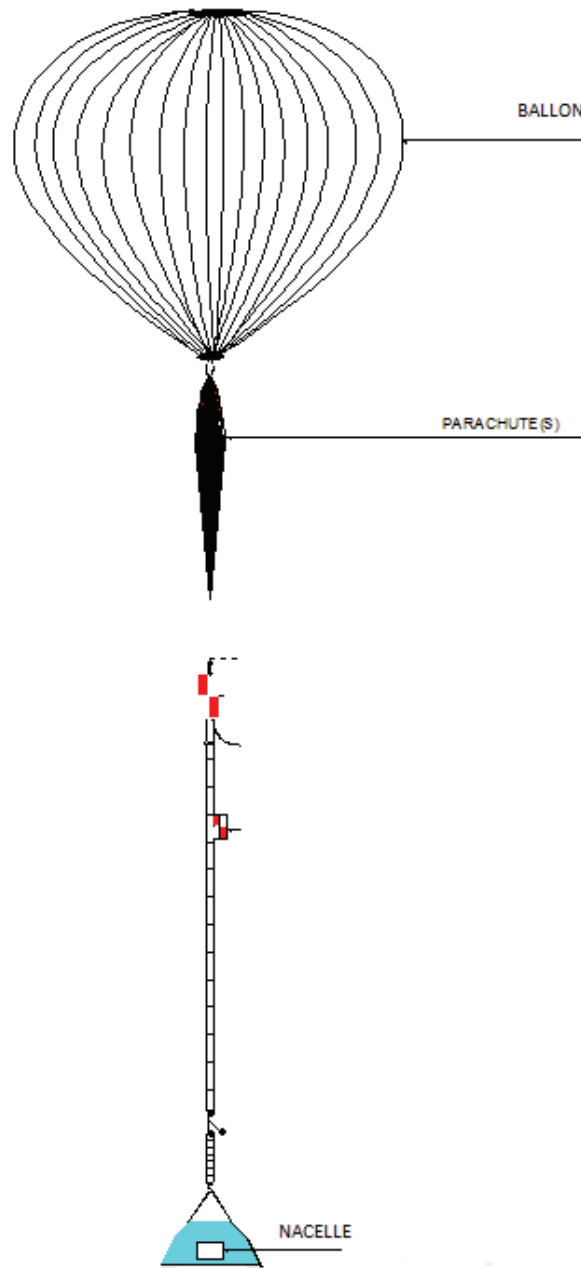


Figure III-30 : Schéma simplifié d'une chaîne de vol complète lors d'un vol en ballon stratosphérique.

Nos cartes électroniques mesurant 10 cm de cotés et ayant une hauteur de 3 cm nous avons décidé d'en intégrer deux. Ceci a pu s'entreprendre en utilisant une seule carte d'alimentation (avec sa batterie) dont l'autonomie était largement suffisante pour alimenter les deux cartes d'expérience pendant plusieurs heures. La Figure III-31 montre l'expérience complète utilisée lors des premiers vols effectués avec le CNES. On retrouve les deux cartes d'expérience en haut, la carte alimentation est située vers le bas de la photo, avec les 33 piles bouton et tout en bas, en blanc, nous avons inséré la batterie.

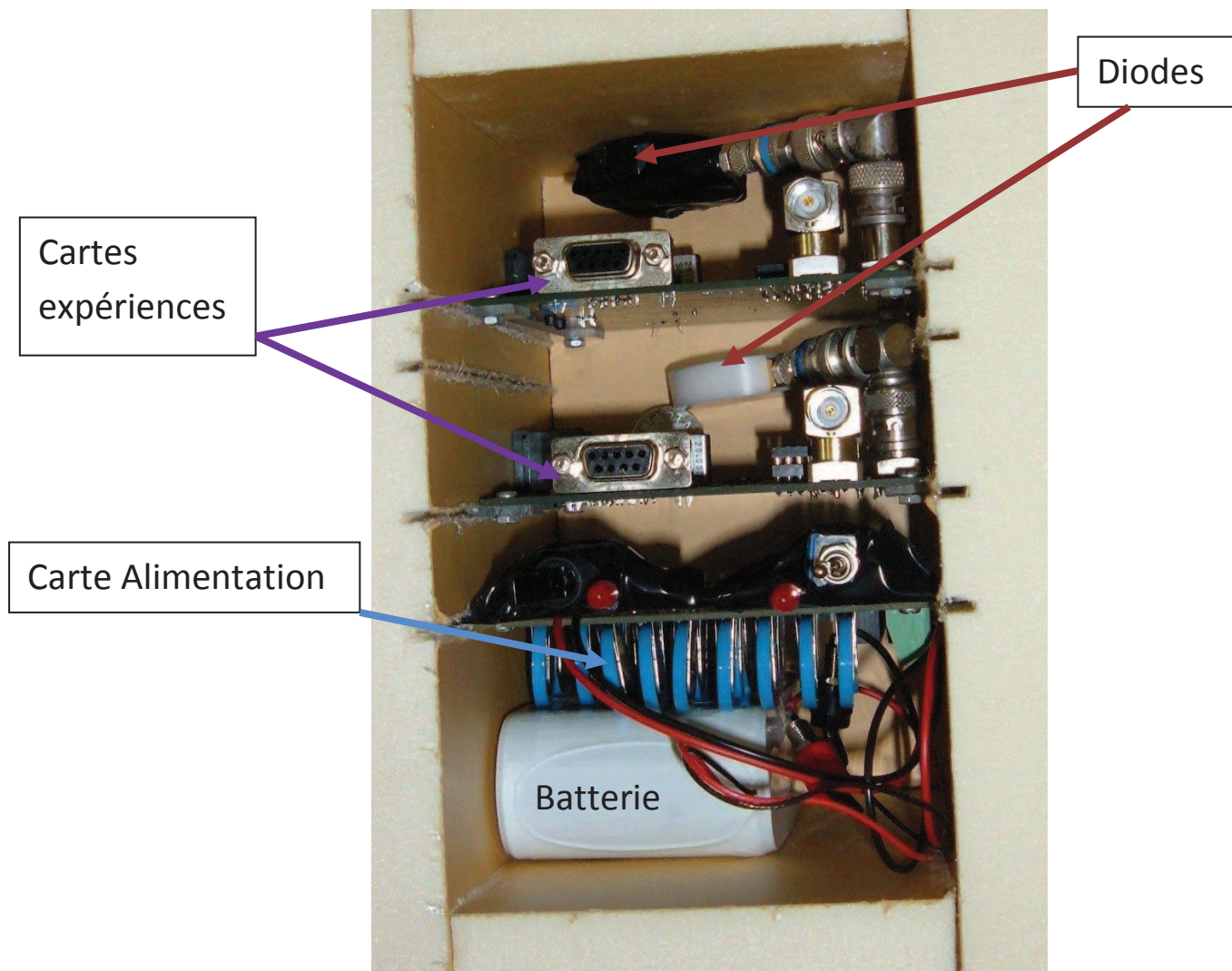


Figure III-31 : Photo de l'expérience utilisée lors des premiers vols CNES.

Pour valider ce système, nous avons réalisé des tests afin de vérifier que les convertisseurs DC/DC n'étaient pas saturés. Le Tableau III-5 montre les résultats de mesure des courants consommés par une carte expérience sur les quatre différentes tensions d'alimentation. On y trouve aussi les données des constructeurs telles que les courants de charge maximum admissibles par chaque convertisseur DC/DC. On remarque que la carte alimentation fournit des courants sur chaque tension en moyenne dix fois supérieurs aux courants consommés par une carte expérience seule. Un calcul rapide montre alors que le fait de doubler le nombre de cartes expériences n'induit pas une hausse du courant consommé dépassant ce que la carte alimentation peut fournir. La limitation à deux cartes a été effectuée pour des raisons d'encombrement et de poids.

Tension	Courant maximum fourni par la carte alimentation	Courant consommé par une carte expérience
5 V	400 mA	18 mA
+12 V	42 mA	4,3 mA
-12 V	42 mA	6,76 mA
24 V	83 mA	6,5 mA

Tableau III-5 : Récapitulatif des courants maximum fournis par une carte alimentation et des courants consommés par une seule carte expérience pour les différentes tensions d'alimentation.

IV Le projet REXUS/BEXUS de l'ESA

Le projet REXUS/BEXUS est un projet bilatéral du DLR (Deutschland für Luft und Raumfahrt: agence spatiale allemande) allemand et de la SNSB (Swedish National Space Board) suédoise, en coopération avec l'ESA, l'agence spatiale européenne. Il consiste à développer sur une année une expérience avec l'aide d'experts de l'ESA, du SNSB et du DLR, et de la faire voler sur une fusée (REXUS) ou un ballon (BEXUS).

Ce projet débute par un workshop de sélection sur présentation d'un projet, parmi un grand nombre de projets très différents. Ces projets peuvent venir de toutes les disciplines telles que la biologie, la physique, l'électronique, la mécanique, etc. Mon projet a été retenu et j'ai pu ainsi profiter de l'expérience de l'ESA dans la gestion de projet qui était très cadrée. Il m'a ensuite fallu rédiger un certain nombre de documents scientifiques et techniques et participer aux réunions d'avancement avec les experts de l'ESA, du SNSB et du DLR.

Pour le vol, au lieu d'être embarqué en tant que « piggy back » comme pour les vols CNES, LAERTES faisait ici partie intégrante de la nacelle. En effet, le programme REXUS/BEXUS permet à des étudiants de pays européens de développer et faire voler en un an leurs expériences. Les expériences étant réparties dans une nacelle standard qui est un châssis tubulaire cubique. Le programme REXUS/BEXUS utilise deux nacelles différentes, une grande (1,16 m x 1,16 m x 0,84 m) et une plus petite (0,75m x 0,75 m x 0,65 m). Les deux permettent de porter une masse de 100 kg. Ce programme impose donc d'être fixé à la

nacelle et d'effectuer un certain nombre de tests (résistance aux chocs, aux basses températures et aux basses pressions).

Afin d'assurer la rigidité nécessaire, l'utilisation de boîtes en métal semblait nécessaire. Le choix de deux boîtes en aluminium a été effectué afin de pouvoir dissocier la partie expérience de la partie alimentation. Afin d'assurer la liaison mécanique entre les deux boîtes et d'occuper la surface nécessaire à la fixation à la nacelle, des équerres en aluminium ont été utilisées. La Figure III-32 montre d'une part (a), un plan issu de la modélisation à l'aide du logiciel Solidworks d'une boîte utilisée et d'autre part (b) la structure mécanique complète.

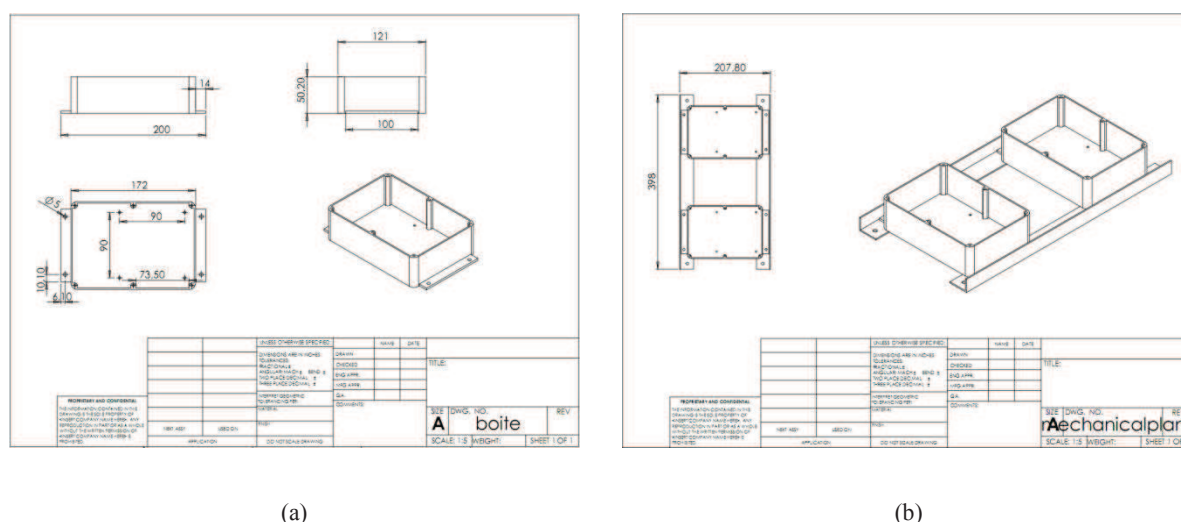


Figure III-32 : Plan et dimension d'une boîte (a) et de la partie mécanique complète (b) utilisée pour BEXUS issu d'une modélisation Solidworks.

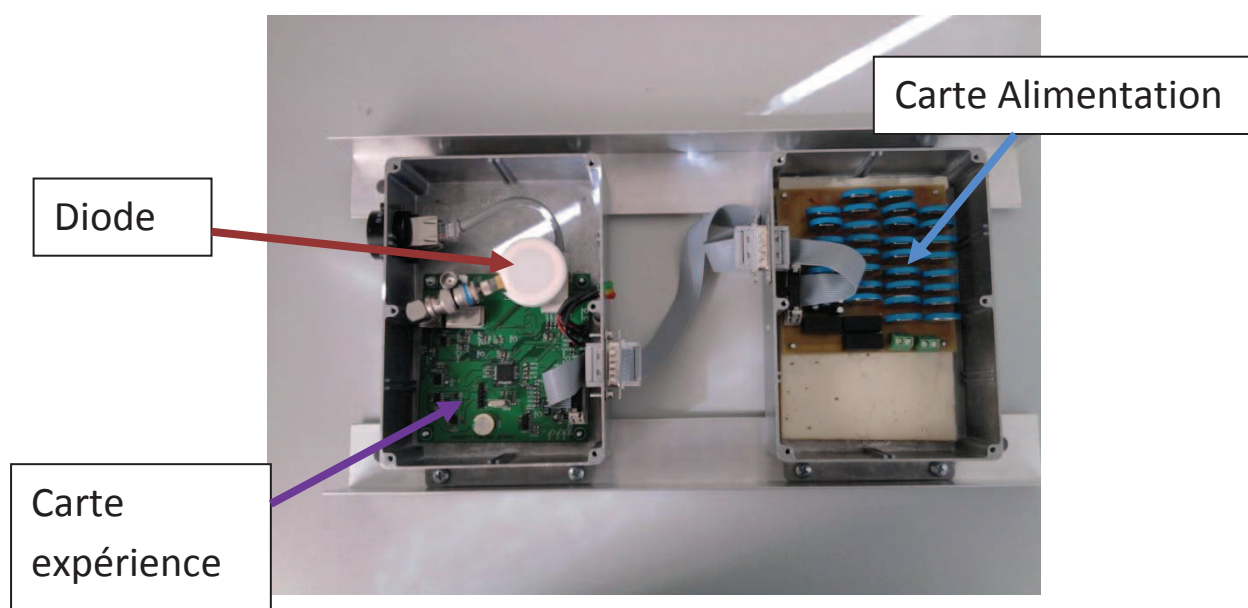


Figure III-33 : Photo de l'expérience utilisée lors du vol BEXUS.

La Figure III-33 montre l'expérience utilisée pour le vol BEXUS. On retrouve sur la gauche la carte expérience et sur la droite la carte alimentation. Cette photo a été prise boîtiers ouverts et sans la mousse polyuréthane d'isolation.

Conclusion

Nous avons présenté dans ce chapitre le développement d'une expérience qui devait être légère, compacte et de faible consommation. Pour cela, nous avons développé notre propre électronique pour garder la maîtrise de toute la chaîne. Afin de connaître et de vérifier le bon fonctionnement de notre système, nous avons aussi effectué des calibrations à l'aide de source Californium 252 émettant des particules alphas. Ces calibrations permettent de faire le lien entre la grandeur physique mesurée et l'énergie déposée dans la diode. Nous avons aussi présenté les diverses opportunités de vols que nous avons eu et les configurations utilisées sur l'expérience afin de les mener à bien. Selon les contraintes spécifiques de chaque vol nous avons adapté notre détecteur pour qu'il soit embarquable.

Une dernière étape a été nécessaire pour valider le bon fonctionnement de notre détecteur : les tests sous faisceaux de particules. Nous présenterons dans le chapitre suivant les résultats des expériences menées sous faisceau de neutrons.

Bibliographie

[ALI80] R.C. Alig et al. "Scattering by ionization and phonon emission in semiconductors", Physical Review B, vol.22, No.12, Dec 1980.

[CHA06] H. Chabane et al. "Determination of the deposited energy in a silicon volume by n-Si nuclear interaction", Journal of Applied Physics 99, 124916 (2006)

[CHA07] H. Chabane et al. "Measurement of the Energy Depositions in a Silicon Volume by 14 MeV Neutrons", IEEE, Trans. Nucl. Sci., vol.53, No.6, pp 3707-3712, dec. 2006.

[CHA08] Hinde Chabane "Contribution à la validation expérimentale de l'approche monte carlo de l'interaction neutron-silicium utilisée dans des codes de physique nucléaire dédiés au calcul de SER des mémoires SRAM.", Thèse de doctorat, Université Montpellier 2, 2006

[ROC08] S. Rocheman et al. "Measurement and calculation of charge deposition in a silicon diode irradiated by 30 MeV protons", Journal of Applied Physics 104, 094508 (2008)

[ROC09] S. Rocheman et al. "Neutron Induced Energy Deposition in a Silicon Diode", IEEE, Trans. Nucl. Sci., vol. 55, No.6, pp3146-3150, dec 2008.

[ROC10] Simon Rocheman, "Validation expérimentale des outils de simulation des réactions nucléaires induites par les neutrons et les protons dans le silicium : irradiation d'une diode silicium et d'une caméra CCD", Thèse de doctorat, Université Montpellier 2, 2008.

[SRI00] <http://www.srim.org>

[WEB01] <http://www.ortec-online.com/Solutions/RadiationDetectors/index.aspx>

[WEB02] <http://www.amptek.com/a225.html>

[WEB03] <http://www.fairchildsemi.com/ds/LM/LM311.pdf>

[WEB04]
http://www.datasheetcatalog.org/datasheet/analogdevices/104135367AD8033_4_a.pdf

Chapitre IV – Validation du détecteur par test sous faisceau de neutrons

Sommaire

Introduction.....	66
I Outil de simulation	66
II Sous faisceaux de neutrons	67
II-1 Protocole expérimental.....	67
II-2 Les faisceaux quasi mono-énergétiques	68
II-3 Le spectre atmosphérique	75
Conclusions.....	78
Bibliographie.....	79

Introduction

Dans le chapitre précédent nous avons décrit la phase de développement de notre détecteur de particules dont le principe est basé sur l'utilisation d'une diode silicium polarisée en inverse. Nous avons aussi présenté ses différentes configurations afin d'effectuer des campagnes en ballons stratosphériques.

Dans ce chapitre nous présentons un certain nombre d'expériences dont le but était de valider le détecteur dans toute sa gamme d'énergie (typiquement de 2 MeV à 80 MeV déposés). Nous commençons par présenter notre outil de simulations qui nous a permis de modéliser notre expérience dans différentes conditions. Cela nous permet ensuite de comparer les résultats de nos expériences à nos calculs en fonction de notre connaissance de l'environnement radiatif sous faisceau de particules.

I Outil de simulation

Nous avons modélisé notre détecteur LAERTES afin de simuler le passage des particules dans la diode en silicium. Pour cela, nous avons utilisé l'outil de simulation MC-ORACLE [WRO11] qui est un outil développé au sein de l'équipe Radiac. Son but premier est le calcul de taux d'événements singuliers et l'étude des courants transitoires suite au passage des particules dans les composants électroniques. Cependant, il peut aisément être utilisé pour des études de dépôt d'énergie comme dans le cas de notre diode.

Ainsi, nous avons modélisé notre détecteur par une feuille de silicium cylindrique de 1,2 cm de rayon et 150 μm d'épaisseur. Des modélisations plus complexes ont également été réalisées en tenant compte de la bague de maintien en aluminium et la feuille d'aluminium de 15 μm qui enveloppe la diode pour la laisser insensible à la lumière. Cependant, les conséquences de ces améliorations sur les résultats sont négligeables et il est possible de ne conserver que la modélisation initiale basique.

MC-ORACLE est capable de simuler le passage des neutrons, des protons, des ions et des particules alpha émises lors des désintégrations radioactives de certains éléments. Nous nous sommes ici intéressés principalement aux neutrons et aux protons qui sont, comme nous l'avons vu dans le chapitre II, les particules d'intérêt dans l'atmosphère.

MC-ORACLE est un outil de calcul Monte Carlo qui simule une à une les particules traversant la structure. Il est capable de déterminer l'ionisation directe des protons au sein de

la zone active de la diode et est également capable de simuler les réactions nucléaires que peuvent déclencher ces particules. Lorsqu'une telle réaction a lieu, MC-ORACLE utilise une base de données de réactions nucléaires préalablement établie à l'aide d'un autre code développé dans l'équipe : DHORIN [WRO07]. Ce sont les ions secondaires produits lors de ces réactions qui déterminent l'énergie déposée dans la diode.

Le résultat du calcul est, dans notre cas, une section efficace différentielle en énergie qui est le reflet de la probabilité d'interaction conduisant à un dépôt d'énergie donné. Un résultat statistiquement satisfaisant est généralement obtenu lorsque 100 000 réactions nucléaires ont été déclenchées dans la diode ce qui correspond environ à dix milliards de neutrons ou de protons ayant traversé la diode.

II Sous faisceaux de neutrons

Les tests sous faisceau de neutrons ont été effectués au « Theodore Svedberg Laboratory » (TSL) [WEB00][PRO07] à Uppsala en Suède. Afin de produire les neutrons, on utilise des protons avec lesquels on bombarde une cible de lithium. Selon l'énergie des protons incidents, on créera majoritairement des neutrons à l'énergie voulue. Nous avons effectué plusieurs tests sous faisceaux de neutrons d'énergies différentes, des quasi mono-énergétiques 25 MeV, 50 MeV, 80 MeV, 180 MeV, ainsi qu'un spectre atmosphérique nommé ANITA [PRO09].

II-1 Protocole expérimental

Lors des tests sous faisceau, la carte était nue. En effet, elle était hors des boîtes et la diode était déportée de manière à être la seule partie de l'expérience dans le faisceau.

Le placement des expériences par rapport au faisceau se fait en deux temps. Tout d'abord, on calcule la distance à laquelle l'expérience doit être placée par rapport à la cible en Lithium où sont créés les neutrons, ensuite le placement dans l'axe du faisceau s'effectue à l'aide de deux lasers, un avec un balayage horizontal et un autre avec un balayage vertical.

Un système de collimateurs situé dans l'axe du faisceau après la cible permet de conserver les neutrons tout en filtrant les autres particules. A la sortie du collimateur, il existe une position dite « position standard » (qui se situe à 3.73 m de la cible) à laquelle le flux est celui de référence (c'est le flux donné par les opérateurs de la facilité). Le flux de neutrons décroît au fur et à mesure que l'on s'éloigne de la cible qui génère les neutrons. La loi

d'évolution est simplement une loi en $1/R^2$ où R est la distance à la cible qui peut être considérée, en très bonne approximation, comme une source sphérique.

Le Tableau IV- 6 donne les caractéristiques de quatre de nos RUNs effectués sous faisceau. On y trouve le débit de fluence à la position standard, la position de l'expérience par rapport à la source ainsi que l'angle d'incidence du faisceau. On notera pour le faisceau de 180 MeV, deux positions et deux incidences, correspondant à une irradiation de deux expériences lors du même run. Au total, c'est une quarantaine de RUNs que nous avons effectués et qui nous ont permis de faire des mises au point, de faire des tests de répétabilité, de tester différentes diodes et, bien évidemment, de faire des mises au point du détecteur.

Faisceau	Débit de fluence à la position standard (en n/cm ² /s)	Position par rapport à la source (en m)	Incidence du faisceau
25MeV	30 000	3,5	Tranche
50MeV	150 000	16,7	Normale
80MeV	300 000	12	Normale
180MeV	25 000	12 et 3,73	Normale et Tranche

Tableau IV- 6 : Caractéristiques de 4 RUNs effectués sous faisceau

II-2 Les faisceaux quasi mono-énergétiques

Les expériences sous faisceau quasi mono-énergétique permettent de caractériser le détecteur. Pour cela, nous avons utilisé le détecteur LAERTES et des faisceaux de neutrons de différentes énergies. Les cartes sont placées hors faisceau pour éviter une activation inutile de l'expérience. La diode est placée directement dans le faisceau et est recouverte d'une fine feuille d'aluminium afin d'éviter les événements liés à la lumière. La Figure IV-34 présente le spectre des énergies des neutrons du faisceau quasi mono-énergétique de 25 MeV. On note que pour des énergies de l'ordre de 25 MeV, on a un pic important qui représente environ 50% de la fluence totale. Pour les énergies inférieures à 25 MeV, des neutrons sont présents dans le faisceau, mais avec des fluences assez faibles devant celle de l'énergie principale (environ

50% du faisceau). Les différents spectres énergétiques de faisceau que nous verrons par la suite nous ont été donnés lors des campagnes.

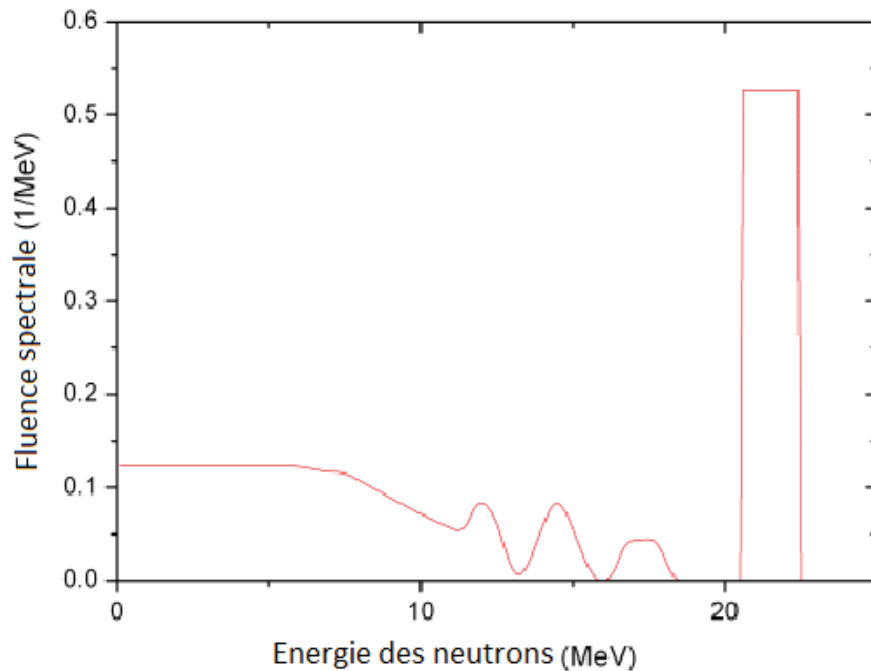


Figure IV-34 : Spectre énergétique des neutrons du faisceau quasi mono-énergétique 25 MeV

Comme nous l'avons vu dans le chapitre II, l'interaction des neutrons avec la matière (ici le silicium de la diode polarisée en inverse) dépose de l'énergie de manière indirecte. En effet, c'est en agissant sur les noyaux des atomes que le neutron va créer un ion de recul (ou des ions secondaires qui sont des fragments du noyau cible). Ce sont les ions secondaires qui sont capables d'ioniser la matière.

Les mesures que nous avons réalisées sous faisceaux ont été comparées aux résultats de simulations que nous avons effectuées avec l'outil de simulation MC-ORACLE.

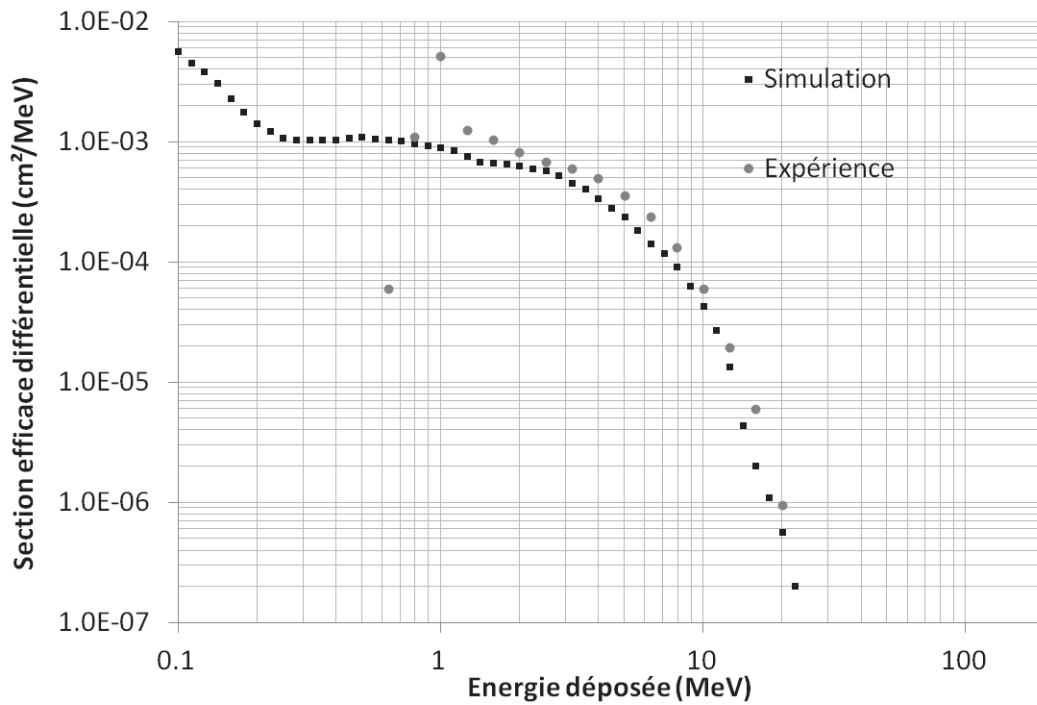


Figure IV-35 : Résultats du calcul de la section efficace différentielle en fonction de l'énergie déposée pour une simulation MC-ORACLE et des mesures effectuées à l'aide de l'instrument LAERTES sous faisceau de neutrons de 25MeV

La Figure IV-35 illustre la comparaison entre notre expérience sous faisceau de neutrons de 25 MeV et nos calculs issus du code MC-ORACLE [WRO11]. Nous observons une assez bonne corrélation entre l'expérience et les simulations pour des énergies supérieures à 1,5 MeV. Entre 700 keV et 1,5 MeV, la différence observée est attribuée au bruit associé à l'électronique. Notons que le seuil de notre détecteur était fixé à 1 MeV.

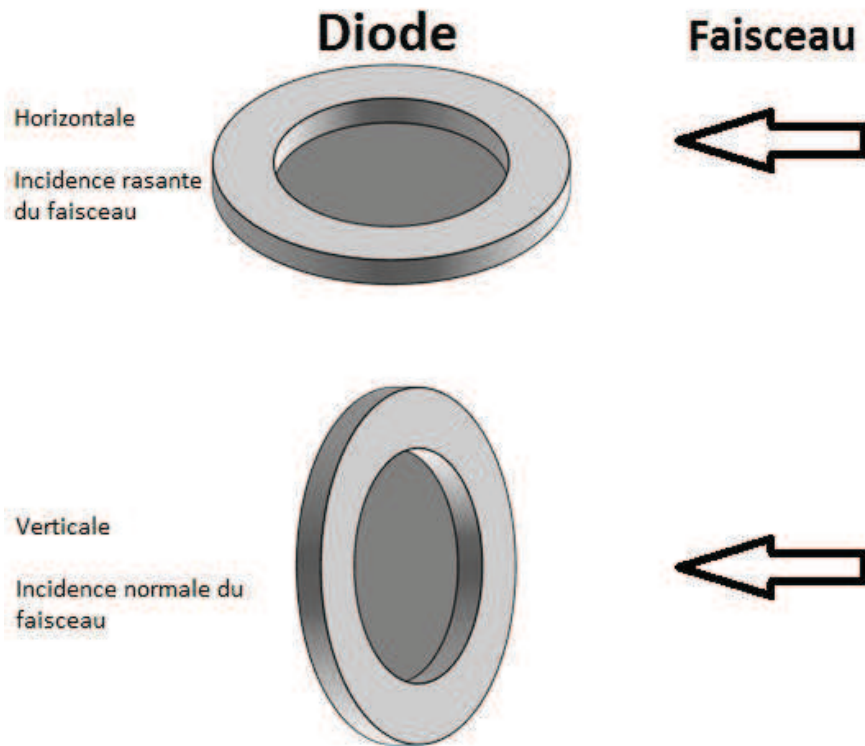


Figure IV-36 : Orientations de la diode lors des expériences.

La Figure IV-36 montre les deux types d'irradiations de la diode : en incidence rasante et en incidence normale. La bague de maintien est en gris clair. Elle permet de maintenir la feuille de silicium de $150\text{ }\mu\text{m}$ d'épaisseur qui constitue la zone active du détecteur.

La Figure IV-37 représente la fluence relative spectrale du faisceau de neutrons de 50 MeV. Le pic mono-énergétique est en réalité situé plutôt à 47.5 MeV mais par abus de langage on parle souvent d'un faisceau de 50 MeV.

Pour cette énergie, nous avons testé deux angles d'incidence différents. La Figure IV-38 montre les résultats de deux expériences menées en incidence normale (la diode perpendiculaire au faisceau) et en incidence rasante (le faisceau atteignant la diode par la tranche). On y voit aussi des résultats de simulations effectuées à l'aide du logiciel MC-ORACLE. Le seuil de détection était ici à 1,5 MeV.

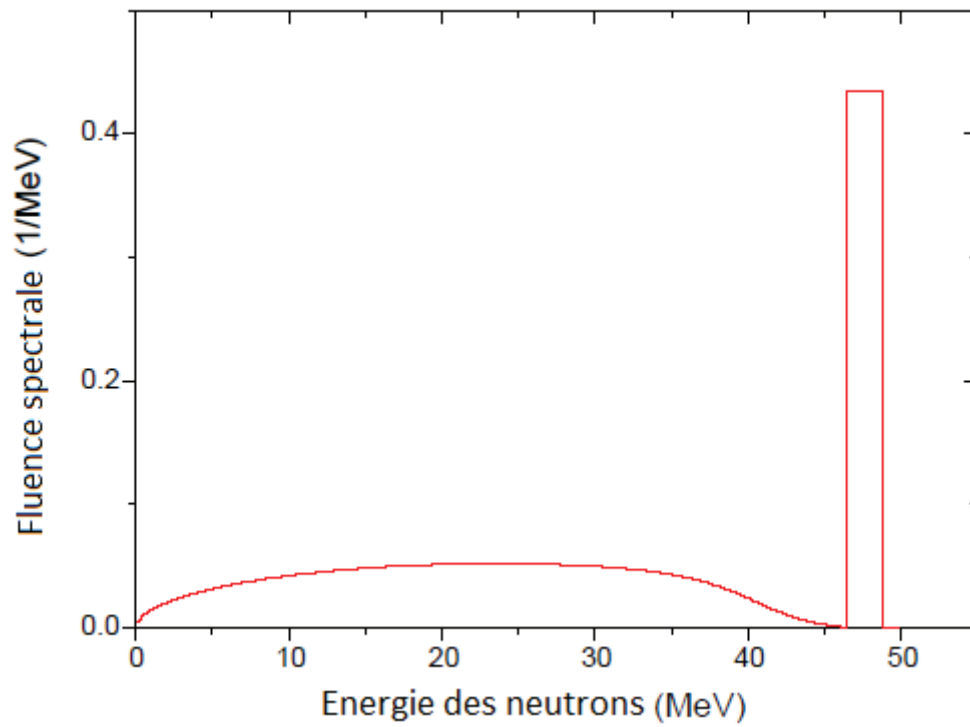


Figure IV-37 : Spectre énergétique des neutrons du faisceau quasi mono-énergétique 50 MeV

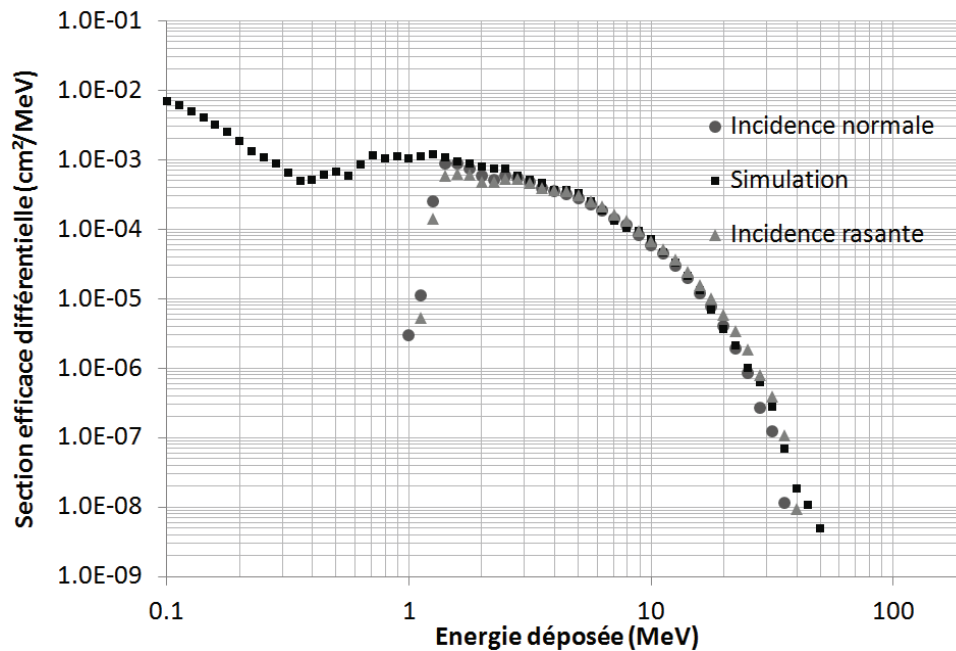


Figure IV-38 : Résultats du calcul de la section efficace différentielle en fonction de l'énergie déposée pour une simulation MC-ORACLE et des mesures effectuées à l'aide de l'instrument LAERTES en incidence normale et rasante sous faisceau de neutrons de 50MeV.

On note ici une très bonne corrélation entre les résultats des expériences et la simulation pour des énergies déposées supérieures à 1,5 MeV qui correspond

approximativement au seuil de détection. De plus, la comparaison des mesures en incidence normale et rasante ne montre pas de grandes différences de résultats. Ceci s'explique par le fait que l'occurrence des réactions nucléaires ne dépend en réalité que du nombre de noyaux cibles (pour des volumes aussi faibles). L'orientation est donc sans effet. On aurait pu toutefois imaginer que l'incidence rasante pouvait faire intervenir des réactions dans la bague de maintien dont les produits ioniseraient la diode. En réalité cette contribution est négligeable.

De même, nous avons effectué des expériences sous faisceau de neutrons de 80 MeV et 180 MeV (les spectres sont respectivement donnés en Figures IV-39 et IV-40). Les Figure IV-41 et IV-42 montrent les résultats de ces expériences ainsi que les résultats d'une simulation à l'aide de MC-ORACLE. Nous constatons également une bonne corrélation entre l'expérience et la simulation pour des énergies déposées supérieures à 1,5 MeV.

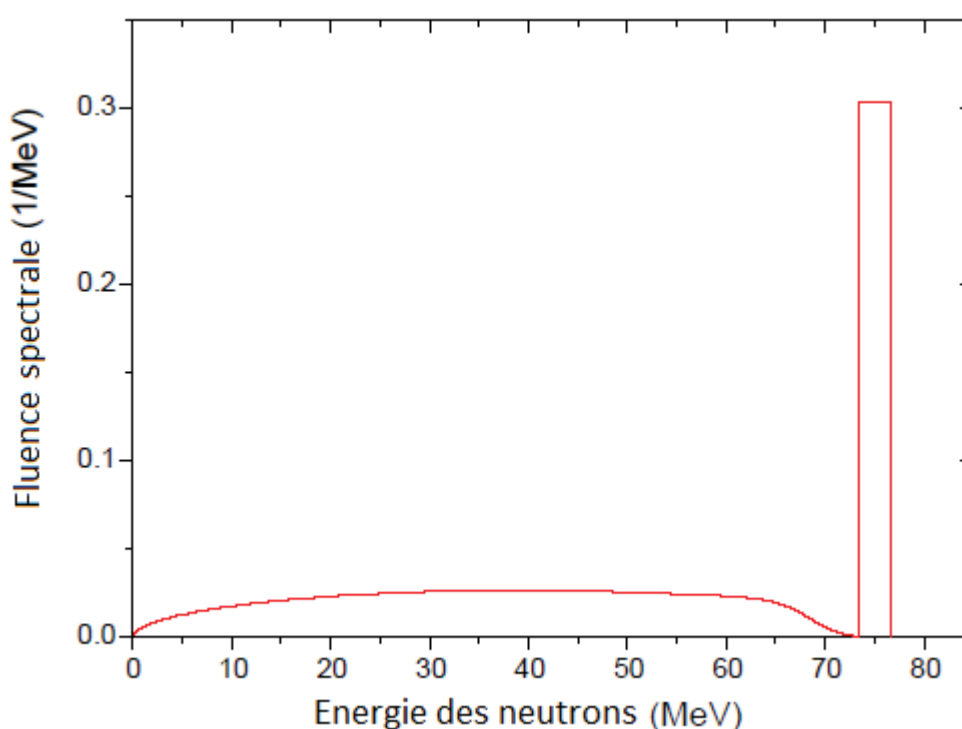


Figure IV-39 : Spectre énergétique des neutrons du faisceau quasi mono-énergétique 80 MeV

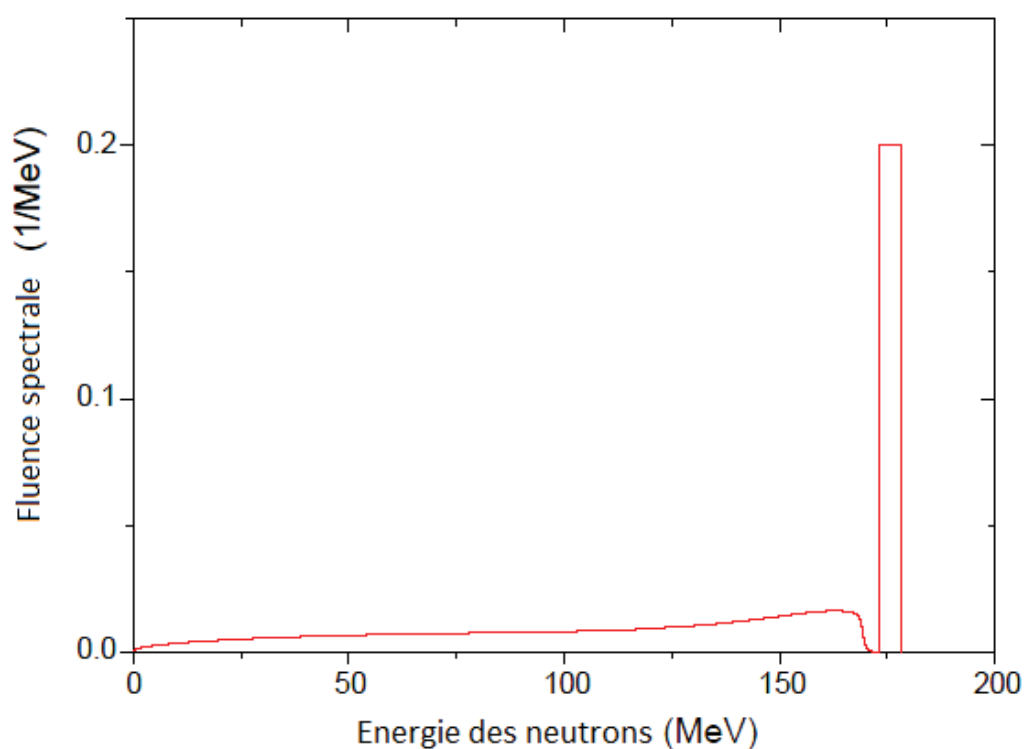


Figure IV-40 : Spectre énergétique des neutrons du faisceau quasi mono-énergétique 180 MeV

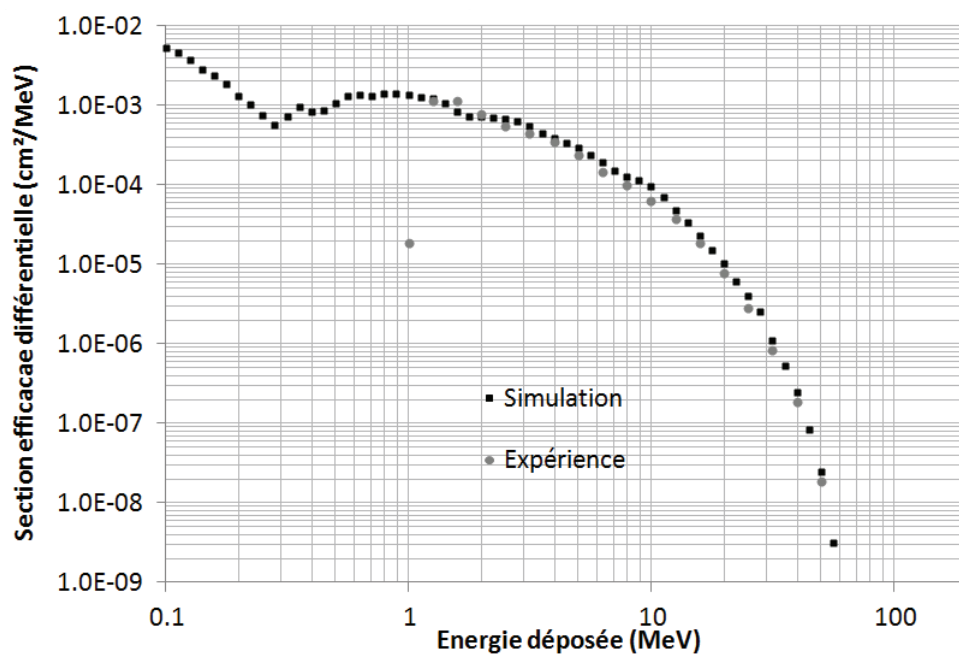


Figure IV-41 : Résultats du calcul de la section efficace différentielle en fonction de l'énergie déposée pour une simulation MC-ORACLE et des mesures effectuées à l'aide de l'instrument LAERTES sous faisceau de neutrons de 80MeV.

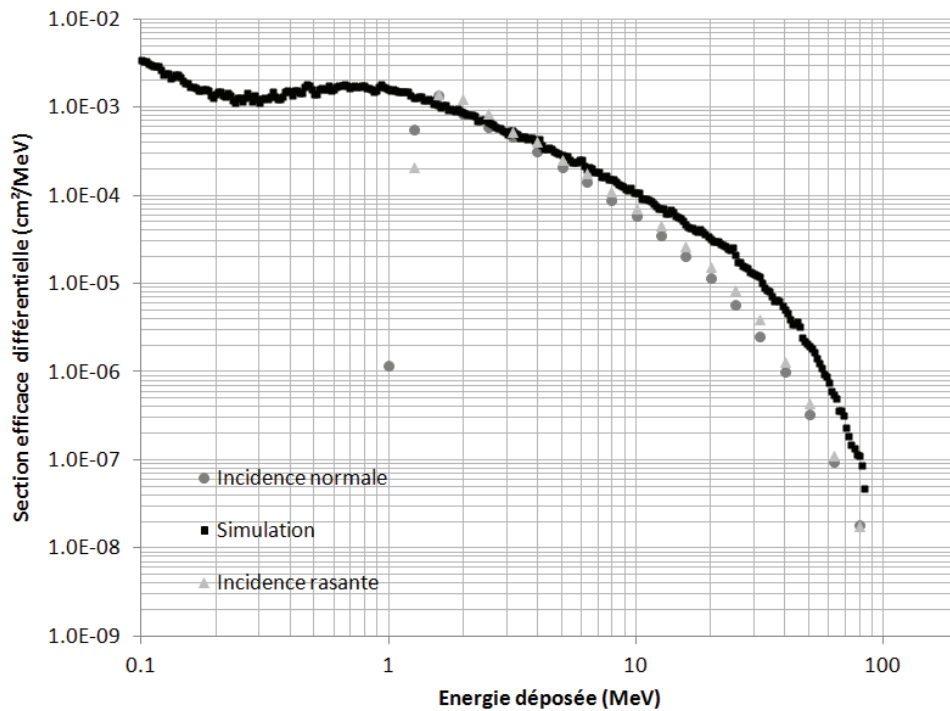


Figure IV-42 : Résultats du calcul de la section efficace différentielle en fonction de l'énergie déposée pour une simulation MC-ORACLE et des mesures effectuées à l'aide de l'instrument LAERTES en incidence normale et rasante sous faisceau de neutrons de 180MeV.

Pour les tests sous faisceau de neutrons à 180 MeV, on remarque que les simulations surestiment la section efficace pour des énergies supérieures à 5 MeV. L'origine de cette différence n'a pas encore été clairement déterminée. Notons cependant que compte tenu de l'échelle logarithmique, le nombre d'événements concernés est assez faible. Enfin, nous remarquons ici aussi qu'il n'y a pas d'effet de l'orientation de la diode.

II-3 Le faisceau atmosphérique équivalent (« atmospheric like »)

Les faisceaux mono-énergétiques de neutrons sont souvent utilisés pour tester la tenue des composants électroniques pour les applications avioniques et terrestres (automotive). Ces tests donnent généralement des courbes de sections efficaces de dysfonctionnements en fonction de l'énergie des neutrons incidents, courbe qui sont caractéristiques des composants. Lorsque l'on connaît également le spectre énergétique de l'environnement radiatif dans lequel est utilisé le composant (et qui est rarement mono-énergétique), il suffit de convoluer la courbe de section efficace avec celle de l'environnement pour avoir le taux de dysfonctionnements attendu durant la mission.

Cette méthode est riche en résultats mais elle est également très onéreuse puisqu'il est nécessaire de construire point par point la courbe de section efficace et que cela demande de

nombreuses heures de faisceaux. Lorsque l'on cherche uniquement à évaluer la contrainte de l'environnement radiatif atmosphérique, l'alternative la plus souvent choisie est d'utiliser un faisceau de neutrons dont la forme du spectre énergétique est proche de celui de l'atmosphère mais avec une intensité significativement plus importante (typiquement d'un facteur 10^5 à 10^6). On parle alors de tests accélérés dont le facteur d'accélération temporel est le rapport entre l'intensité du spectre du faisceau et celle de l'atmosphère.

Dans le cas de notre détecteur, ce type d'expérience est enrichissant car il nous permet de voir la réponse de l'instrument pour un environnement réaliste qui est susceptible de produire une multitude d'ions différents avec une multitude d'énergies initiales. Il s'agit donc d'un test final qui permet de vérifier le bon comportement du détecteur et sa réponse à des signaux très différents.

Nous avons effectué une expérience à l'aide d'un faisceau de neutrons à spectre atmosphérique, ANITA du TSL. Ce type de faisceau s'obtient sur la même ligne que les faisceaux mono-énergétiques mais la cible et le système de collimation changent. La Figure IV-43 compare le spectre du débit de fluence des neutrons du faisceau avec celui de l'atmosphère. Le facteur d'accélération est de 350 000 sur la courbe ce qui signifie qu'une heure d'irradiation sous ce faisceau correspond à 350 000 d'heures (40 ans) d'utilisation du composant au niveau du sol ou 4,5 mois aux altitudes avioniques. Nous pouvons remarquer que les deux spectres n'ont pas rigoureusement la même forme mais le test sous faisceau permet tout de même d'avoir une évaluation du comportement du composant dans l'environnement atmosphérique.

La Figure IV-44 montre les résultats d'expérience sous faisceau de neutron à spectre atmosphérique ainsi que les résultats de simulations effectuées à l'aide du logiciel MC-ORACLE. On note une bonne corrélation entre les résultats de simulations et d'expérience. Ceci nous permet de confirmer le bon fonctionnement du détecteur et, par la même occasion, de confirmer la validité de notre modélisation et du code de simulation.

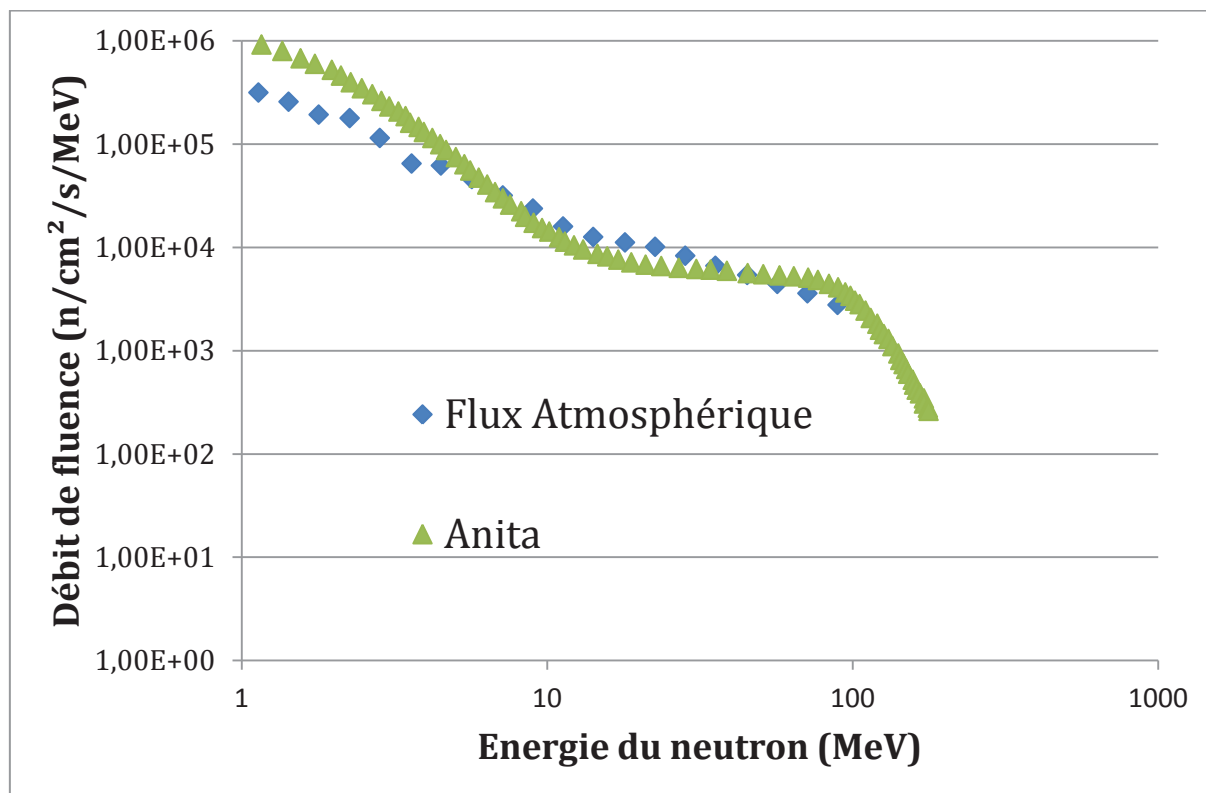


Figure IV-43 : Comparaison des débits de fluence neutron du faisceau ANITA (en triangles verts) et des neutrons présents naturellement dans l'atmosphère (en carrés bleus) au sol.

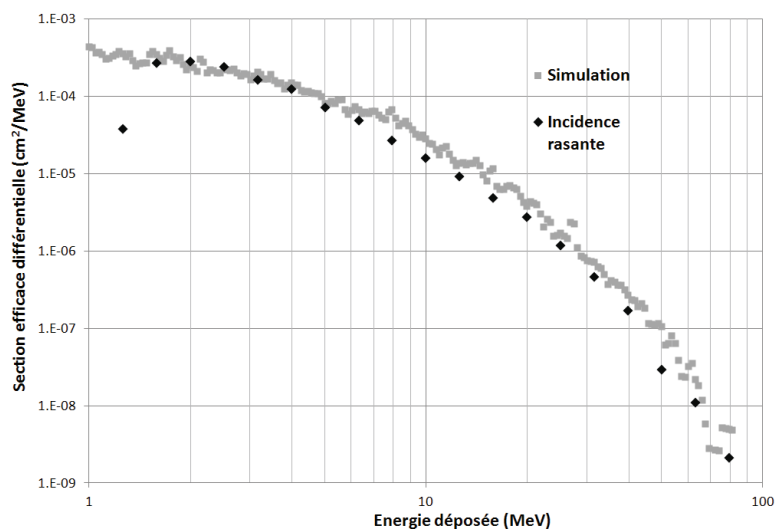


Figure IV-44 : Résultats du calcul de la section efficace différentielle en fonction de l'énergie déposée pour une simulation MC-ORACLE et des mesures effectuées à l'aide de l'instrument LAERTES en incidence rasante sous faisceau de neutrons ANITA (TSL).

Conclusion

Nous avons décrit dans ce chapitre l'irradiation de notre détecteur LAERTES lors de tests sous faisceaux de neutrons. Nous avons aussi présenté l'outil MC-ORACLE et les simulations effectuées sur celui-ci pour déterminer si le comportement de notre détecteur était convenable.

L'irradiation à l'aide de faisceaux de neutrons ayant différentes énergies (25 MeV, 50 MeV, 80 MeV, et 180 MeV) a montré que les résultats d'expériences sous faisceau mono énergétique étaient en bon accord avec les simulations effectuées à l'aide de MC-ORACLE. Le but étant de caractériser les effets de l'environnement radiatif naturel, nous avons ensuite irradié LAERTES à l'aide d'un faisceau de neutrons à spectre atmosphérique. La comparaison des résultats des mesures et des simulations a montré un bon accord qui valide le fonctionnement du détecteur pour des énergies déposées allant du MeV à plusieurs dizaines de MeV. Le faisceau ANITA ayant un spectre énergétique, avec un débit global supérieur, assez proche du spectre atmosphérique, les mesures sont donc équivalentes à celles effectuées en environnement réel.

Nous avons déjà évoqué que les protons étaient également abondants dans l'atmosphère et qu'ils allaient même avoir la contribution majoritaire dans nos expériences en vols ballons. Nous n'avons cependant pas eu l'occasion d'effectuer de tests sous faisceaux de protons et le fait que nous nous soyons concentrés sur les faisceaux de neutrons tient simplement au fait que nos expériences étaient mutualisées avec les instruments de tests mémoires (du projet HAMLET) qui sont eux, essentiellement impactés par les neutrons. Ceci étant, ce qui est important ici est d'avoir montré que les dépôts d'énergie dans la diode conduisent bien à la réponse attendue du détecteur.

Bibliographie

[PRO07] A. V. Prokofiev, J. Blomgren, O. Byström, C. Ekström, S. Pomp, U. Tippawan, V. Ziemann, and M. Österlund, "The TSL neutron beam facility" *Radiat Prot Dosimetry* (2007) 126 (1-4): 18-22 first published online May 17, 2007

[PRO09] Prokofiev, A.V.; Blomgren, J.; Platt, S.P.; Nolte, R.; Rottger, S.; Smirnov, A.N., "ANITA — a new neutron facility for accelerated SEE testing at the svedberg laboratory," *Reliability Physics Symposium, 2009 IEEE International* , vol., no., pp.929,935, 26-30 April 2009

[WEB00] www4.tsl.uu.se/

[WRO07] F. Wrobel, "Detailed History of Recoiling Ions induced by Nucleons" *Comput. Phys. Comm.*, (2007); doi :10.1016/j.cpc.2007.08.005

[WRO11] F. Wrobel and F. Saigné "MC-ORACLE: A Monte-Carlo tool for predicting Soft Error Rate", *Computer Physics Communications* 182 (2011) 317–321.

Chapitre V : Utilisation du détecteur pour la caractérisation de l'environnement radiatif atmosphérique

Sommaire

Introduction.....	82
I Les campagnes de mesure en ballons stratosphériques.....	82
I-1 Le déroulement d'une campagne ballon	83
I-1-a Le briefing météo	83
I-1-b Préparation du vol	85
I-1-c Récupération	88
II Les vols de LAERTES.....	89
II-1 Première campagne CNES.....	89
II-2 Campagne de vol REXUS/BEXUS	91
II-3 Deuxième campagne de vol avec le CNES.....	93
III Exploitation des données des vols	97
Conclusion	101
Bibliographie.....	102

Introduction

Lors du chapitre précédent nous avons montré une bonne corrélation entre les simulations effectuées à l'aide de l'outil de simulation MC-ORACLE et les mesures effectuées avec l'instrument LAERTES sous faisceaux de neutrons. Nous n'avons pas eu l'opportunité de réaliser des tests sous protons (qui sont également abondants dans l'atmosphère) mais nous pouvons être confiant quant aux résultats compte tenu des dépôts d'énergie très variés que peuvent induire les réactions nucléaires (jusqu'à plusieurs dizaines de MeV).

Dans ce chapitre, nous allons présenter les mesures ayant été effectuées lors de différentes campagnes en ballons stratosphériques. Nous présenterons les vols dans l'ordre chronologique des campagnes que nous avons effectuées.

I Les campagnes de mesure en ballons stratosphériques

Dans le cadre de notre collaboration avec le CNES au travers du projet HAMLET, nous avons pu participer à deux campagnes de vols de ballons stratosphériques pour lesquelles nous avons pu embarquer notre instrument. L'adaptation de l'instrument et son intégration dans un piggy back ont déjà été décrites dans le chapitre III. Dans le cadre de ce projet, nous aurions dû effectuer des vols de longues durées (plusieurs semaines) mais, pour des raisons de sécurité, le CNES a dû développer une nouvelle électronique de la nacelle de servitude qui est le cerveau de la chaîne de vol, interrompant ainsi tout vol de longue durée. En revanche nous avons quand même pu participer à des vols de courtes durées (quelques heures) qui nous ont permis de mener à bien quelques mesures. Notons que le projet HAMLET a permis de développer également des instruments de tests mémoires (développements qui n'entrent pas dans le cadre de cette thèse). Pour ces instruments les durées de vols sont trop courtes pour obtenir un nombre d'événements statistiquement acceptable.

Par ailleurs, comme nous l'avons vu dans le chapitre III nous avons également participé au projet REXUS-BEXUS de l'ESA. Là encore, la façon dont nous avons intégré le détecteur dans la nacelle a déjà été abordée.

Dans la suite, nous allons présenter les résultats de différents vols courts en ballons stratosphériques. Nous présenterons ici les 3 campagnes de vols dans leur ordre chronologique.

I-1 Le déroulement d'une campagne ballon

Les campagnes ballons auxquelles nous participons se déroulent dans le nord de la Suède, dans une base de lancement fusées et ballons de la Swedish Space Corporation [WEB01] (l'Esrang [WEB00]), proche de la ville de Kiruna.

Chaque journée d'une campagne ballon débute par une série de réunions afin de connaître les avancées et besoins de chacun et planifier les derniers tests (principalement des tests de communication). Une fois tout en place et le début des opérations décidé, ces réunions laissent place à des briefings météo.

I-1-a Le briefing météo

C'est lors du briefing météo que sont prises les décisions de vol. Celui-ci nous présente les conditions au sol, les différents vents en fonction de l'altitude (en hPa), les profils de vols ainsi que les trajectoires que prennent les ballons pour un profil de vol et de vent donné. A titre d'exemple, au sol, l'atmosphère est de l'ordre de 1000 hPa tandis qu'elle est à 25 hPa à environ 25 km d'altitude.

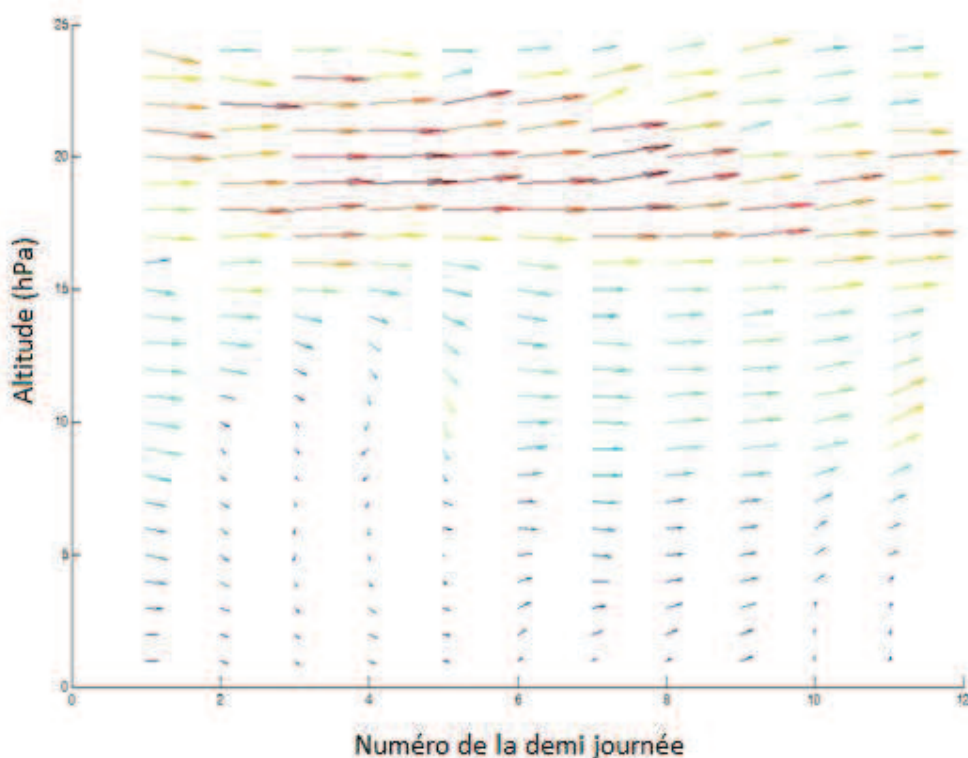


Figure V-45 : Profil de vent (la force des vents croît du bleu vers le rouge). L'altitude est donnée en hPa. Le sens des flèches donne la direction du vent (nord vers le haut) et leur taille et couleur donne la force (une petite flèche bleue équivaut à un faible vent là où une grande flèche rouge équivaut à un fort vent)

La Figure V-45 montre le profil de vents pour onze demi journées consécutives. Les flèches montrent la direction du vent (nord vers le haut) en fonction de leur orientation mais aussi sa force en fonction de leur taille et de leur couleur (du bleu au rouge). Nous pouvons y voir des forts vents aux alentours de 20hPa (~23km) et que les vents viennent de l'ouest. Cette figure permet d'avoir une idée de la force des vents au sol mais ne donne pas directement la valeur du vent. Elle servira d'entrée à un autre logiciel permettant, avec le profil du vol de calculer la trajectoire prise par le ballon.

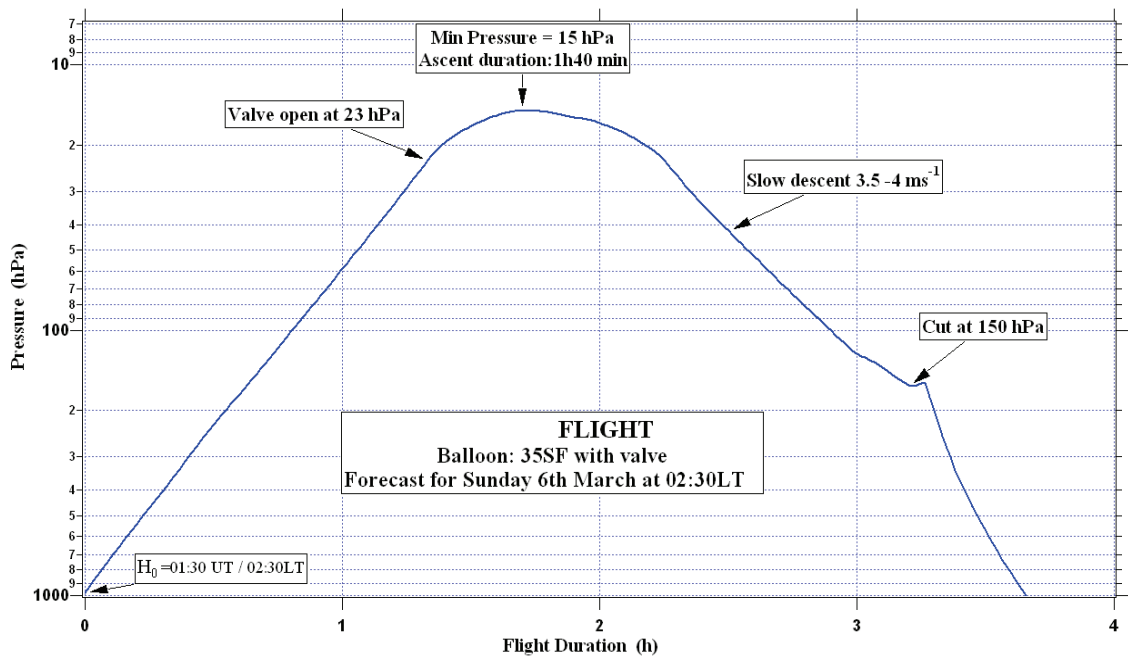


Figure V-46: Profil de vol d'une expérience

La Figure V-46 nous montre le profil d'un vol typique. Il s'agit d'un vol sans plafond (altitude stabilisée), la montée dure 1h40 jusqu'à 15hPa (24,4 km), ensuite il y a une descente lente (entre 3,5 et 4m/s) jusqu'à atteindre le point où la séparation entre la nacelle et le ballon est effectuée à 150hPa (~13.5km).

Une fois toutes ces données en main, une simulation est effectuée pour connaître la trajectoire que prendra le ballon.

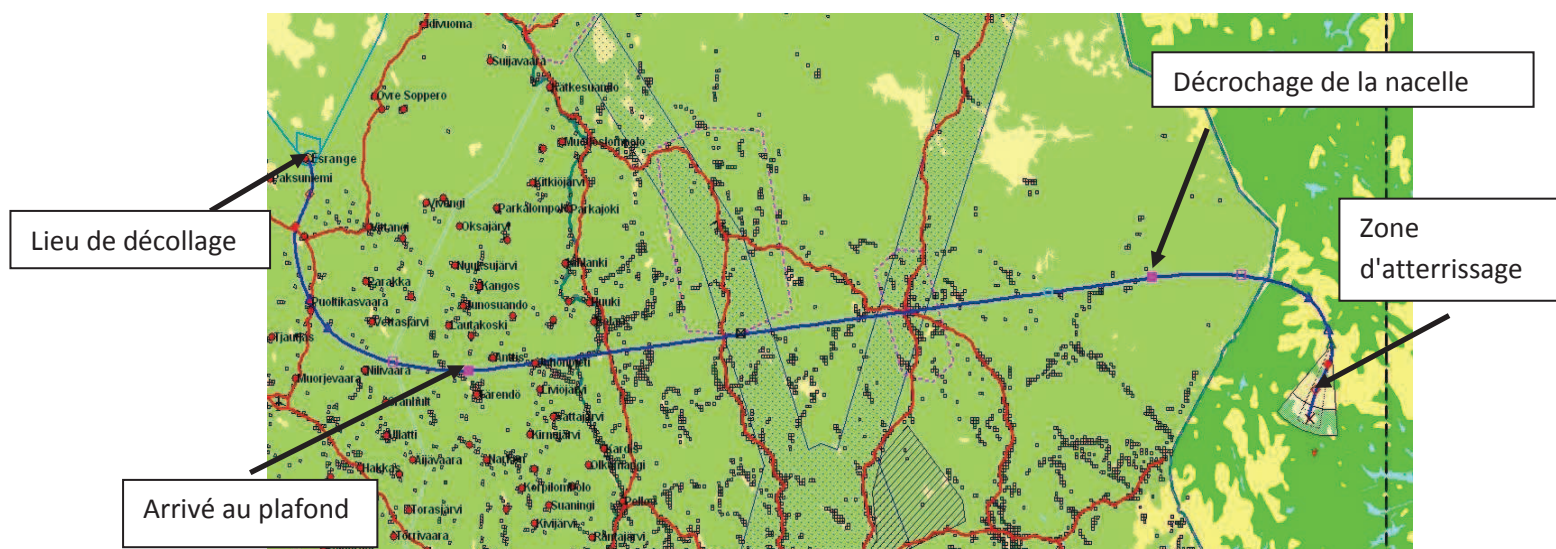


Figure V-47 : Simulation de la trajectoire d'un vol ballon

La trajectoire prise par le ballon est importante, en effet, il est interdit d'atterrir dans une zone peuplée, dans une zone interdite (hachures bleues sur la Figure V-47), trop près d'une route, en dehors du polygone autorisé (dont on aperçoit un segment en pointillés noirs sur la droite de la figure V-47). Le décollage du ballon se passe sur la gauche de la figure et il est calculé par les météorologues du CNES, à l'aide d'outils informatiques, que la nacelle devrait atterrir dans le cône "blanc".

A la fin du briefing météo un récapitulatif de l'accomplissement des besoins scientifiques ou des restrictions de sécurité dues à la trajectoire ou aux vents au sol lors du lancement est effectué, la décision de voler ou non est prise par la suite.

I-1-b Préparation du vol

Une fois la décision de voler prise, le personnel du CNES commence à préparer le vol, dans un premier temps, il faut préparer des couvertures qu'ils mettent au sol afin d'éviter une déchirure du ballon lors du gonflage. Ces couvertures sont installées au sol en fonction du vent et donc de la direction du ballon au lancement. Ensuite, il est possible de commencer à gonfler les ballons auxiliaires (voir Figure V-48) qui permettent de maintenir la nacelle en l'air lors des phases qui précèdent le décollage.



Figure V-48 : Ballon auxiliaire soulevant une nacelle

Une fois les auxiliaires gonflés, la mise en place de la chaîne de vol (parachute, déflecteur radar, nacelle de servitude (permettant aux équipes du CNES de commander le ballon), ...) a lieu. A la fin du montage de la chaîne de vol, il est alors possible de sortir la nacelle principale afin de l'accrocher aux ballons auxiliaires et commencer "la prise en compte", qui consiste en la première tentative de levage par ces ballons.

La décision la plus importante du lancement arrive alors, la sortie et le déballage du ballon principal. En effet, une fois le ballon déballé, il est considéré comme perdu, même si le vol n'a pas lieu. La paroi des ballons étant très fine, trop de manipulations pourrait engendrer une déchirure. Une fois le ballon sorti, il est relié à la chaîne de vol. Suite à cela, une série de tests de fonctionnement au niveau des capteurs de températures, du clapet permettant de vider le ballon et des systèmes associés est effectuée. C'est alors que le gonflage du ballon peut commencer. Un ballon peut contenir entre 10 000 et 800 000 m³ d'hélium.



Figure V-49 : Début de gonflage du ballon principal

Le gonflage (Figure V-49) est la dernière opération avant le lancement, c'est durant celui-ci (en moyenne 30 min dépendant de la taille du ballon) que les scientifiques peuvent mettre en route leurs expériences et effectuer les dernières vérifications et tests. Durant toutes ces opérations, le vent au sol est surveillé de près, en effet un vent supérieur à 5 m/s, la présence de rafales peut déchirer un ballon lorsqu'il est tenu par les opérateurs. Une fois le gonflage du ballon terminé (voir Figure V-50), le lancement est imminent.



Figure V-50 : Fin du gonflage du ballon principal, quelques secondes avant le lancement

Une fois le lancement effectué, les scientifiques ayant une communication directe avec leur nacelle commencent à regarder les premières données, tandis qu'un petit groupe de personnes du CNES suivent de près l'évolution de la trajectoire du ballon ainsi que certains paramètres mesurés.

I-1-c Récupération

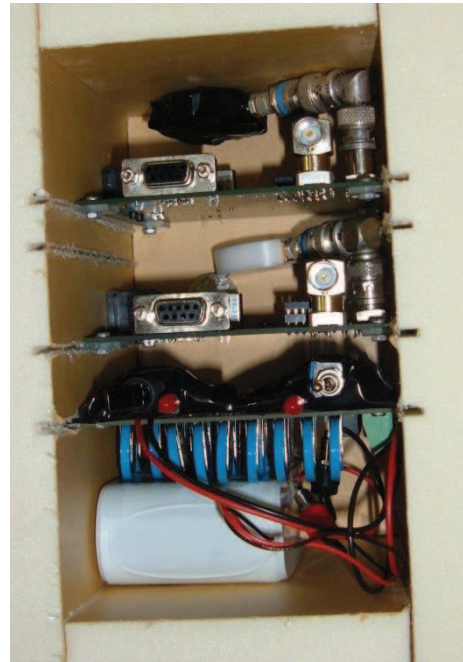
La récupération est effectuée par une équipe spécialisée, composée d'un hélicoptère et d'un camion. Via les données GPS et ARGOS envoyées par le ballon à la suite du vol, la nacelle est repérée. L'hélicoptère va alors la chercher, éteint les instruments scientifiques à l'aide de document créés au préalable pour eux, et hélitreuille la chaîne de vol jusqu'au camion qui ramène par la suite le tout à l'Esrange. Cette opération peut prendre entre 2 et 10 jours selon le lieu d'atterrissage. Ce délai varie principalement en fonction de la zone de récupération (forêt, plaine, ...), des autorisations d'accès au pays où il a atterri mais surtout en fonction de la météo permettant ou non à l'hélicoptère d'effectuer son vol.

II Les vols de LAERTES

II-1 Première campagne CNES



Figure V-51 : Photographies du sac (à gauche) et du positionnement des expériences dans la boîte (à droite) lors de la première campagne CNES.



Lors de cette première campagne nous avons utilisé deux cartes expériences. On remarquera dans la Figure V-51 que les deux cartes expériences sont côte à côte. Les deux diodes étaient toutes deux verticales (cf. Figure IV-36). La Figure V-52 montre le profil du premier vol ballon effectué avec l'instrument LAERTES. C'est un vol qui a duré environ 4 heures et durant lequel le ballon a atteint une altitude de 29 km. Le vol se divise en trois phases, 1h30 de montée puis environ 1h de palier aux alentours de 29 km d'altitude et enfin 1h30 de descente. Les données d'altitude sont issues d'un des GPS présent sur le ballon.

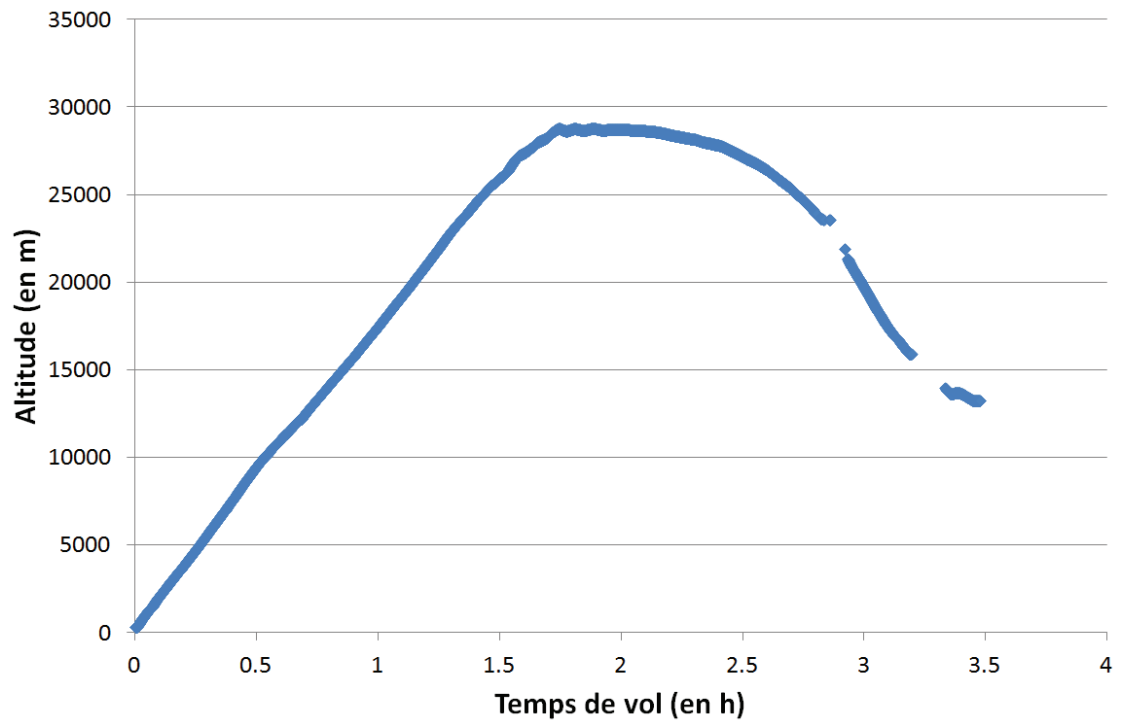


Figure V-52 : Profil de vol du premier vol effectué avec le CNES [WEB02].

Lors de ce vol, chaque carte expérience a mesuré environ 1 900 événements. La Figure V-53 montre le résultat en nombre d'événements mesurés par seconde en fonction du temps de vol. Le résultat est calculé sur une base de 500 secondes. Durant ces 500 secondes, on compte le nombre d'événements mesurés. En divisant le nombre d'événements mesurés en 500 secondes par le temps (500 secondes), on calcule alors le taux d'événements.

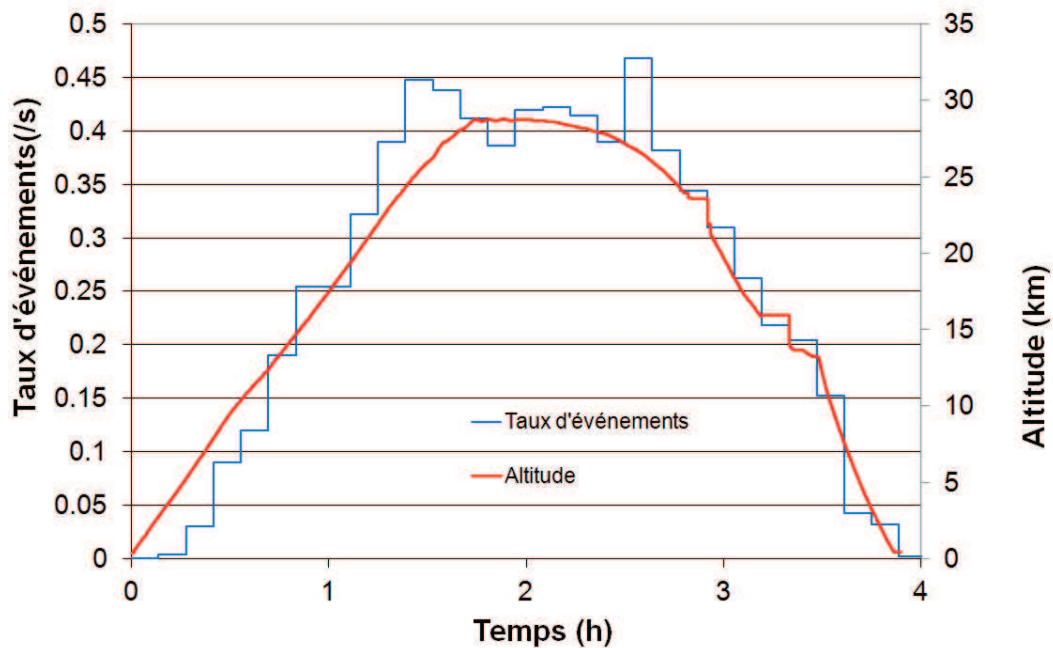


Figure V-53 : Profil de vol du premier vol effectué avec le CNES et taux d'événements mesuré à l'aide des deux expériences.

Nous remarquons la bonne corrélation entre la variation du taux d'événements mesurés et le profil d'altitude. En effet, le taux d'événements augmente avec l'altitude, reste constant lors du palier à 29 km et diminue lors de la descente.

II-2 Campagne de vol REXUS/BEXUS

Dans le cadre projet REXUS/BEXUS [WEB03], que nous avons présenté dans le chapitre III, l'ESA impose une gestion de projet très stricte avec une documentation très détaillée, des tests très spécifiques et des rapports associés.

Des tests au froid ont été effectués dans une chambre froide, afin de vérifier le bon fonctionnement de l'expérience. Les moyens techniques ont seulement permis un test à -6°C ce qui est assez éloigné de la température à l'extérieur de la nacelle lors d'un vol ballon (jusqu'à -70°C). Toutefois, ce test sans isolation a permis de mesurer le temps que l'expérience mettait pour descendre en température (plus de 2h). Sachant que lors d'un vol en

ballon la température n'est plus basse que -10°C que pendant un faible laps de temps durant la montée, il nous a suffi de rajouter de la mousse polyuréthane afin d'isoler l'expérience. Le fonctionnement de l'expérience à faible température a ainsi été validé auprès de l'ESA.

Nous avons aussi du effectuer des tests mécaniques afin de vérifier la résistance de la partie mécanique à l'effort lors des phases de décollage, ouverture du parachute et atterrissage de la nacelle. Une résistance de la partie mécanique à un choc de 10 g ou sous une charge statique de 10 fois le poids de l'expérience doit être testée. N'ayant pas accès facilement à un moyen de test aux chocs, nous avons pesé l'expérience (~ 2 kg) et posé dessus une charge de 20 kg en prenant soin de ne poser l'expérience que sur les points de fixation à la nacelle.

Lors de la campagne de vol, la configuration était différente de la première campagne effectuée avec le CNES. L'expérience était dans une boîte en aluminium et la diode était horizontale. On présente ici un vol ayant duré 3 heures décomposées en 1h30 de montée et 1h30 de plafond à 33 km. Le décrochage entre la nacelle et le ballon a été effectué au plafond. On note que la seule carte expérience présente lors de ce vol n'a mesuré que 900 événements.

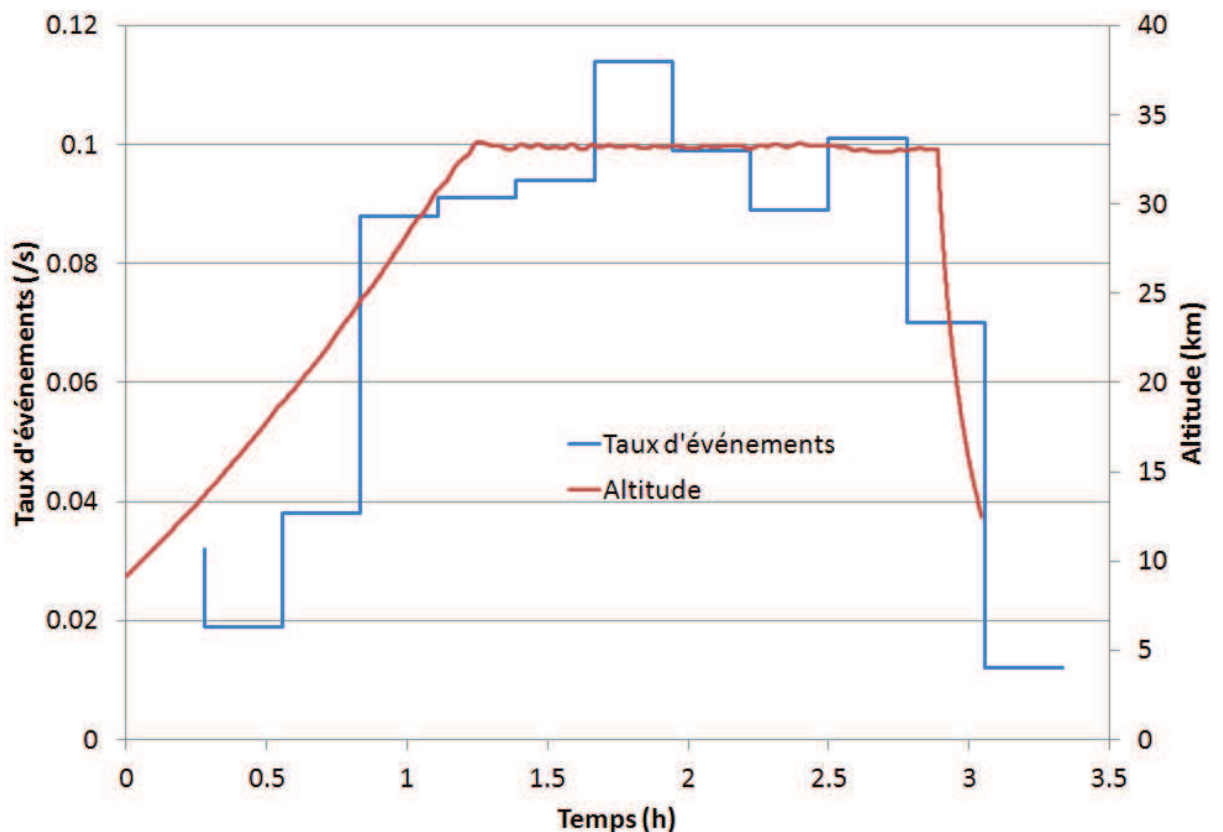


Figure V-54 : Profil de vol BEXUS et taux d'événements mesurés par l'expérience.

La Figure V-54 montre le profil de vol ainsi que le résultat du taux d'événements relevé. Ce taux d'événements a été calculé en comptant le nombre d'événements détectés par tranches de 1000 secondes. On remarque une bonne corrélation entre la variation d'altitude et le taux d'événements mesuré excepté pour le début du vol où une autre expérience présente dans la nacelle a eu une défaillance entraînant une saturation de la communication ballon – sol.

II-3 Deuxième campagne de vol avec le CNES

Suite à nos deux campagnes de vol, nous nous sommes demandé d'où venait la différence de résultat entre les différentes expériences. En effet, rappelons que nous avons eu lors du premier vol 1800 événements (avec une diode verticale) et seulement 900 lors du deuxième vol pour lequel la diode était à l'horizontale. Nous avons donc isolé plusieurs facteurs pouvant entraîner cet effet :

- Le boîtier de l'expérience (en polyuréthane ou en aluminium),
- Le placement sur le ballon (sur la chaîne de vol ou dans la nacelle),
- La direction des particules.



Figure V-55 : Photo de l'expérience lors des vols de la deuxième campagne de vol CNES.

Pour la deuxième campagne de vols de ballon effectuée avec le CNES nous avons décidé de tester différents angles de la diode dans un même boîtier. De plus, le boîtier utilisé

lors des vols CNES permettant d'utiliser deux cartes expériences, nous avons pu effectuer des vols avec deux diodes placées différemment lors d'un même vol. La Figure V-55 montre l'expérience telle qu'elle était lors de la deuxième campagne de vols avec le CNES. On ne voit qu'une seule carte car l'autre est installée en dessous. Nous avons donc opté pour effectuer un vol avec une diode horizontale et une diode verticale. Les Figure V-56 et Figure V-57 montrent les résultats des taux d'événements mesurés en fonction du temps. Si nous comparons les variations du taux d'événements, nous remarquons qu'il suit bien le profil d'altitude. Sur la Figure V-57, nous voyons un fort pic de mesure à 1h30 qui est dû aux chocs présents et aux secousses lors du décollage.

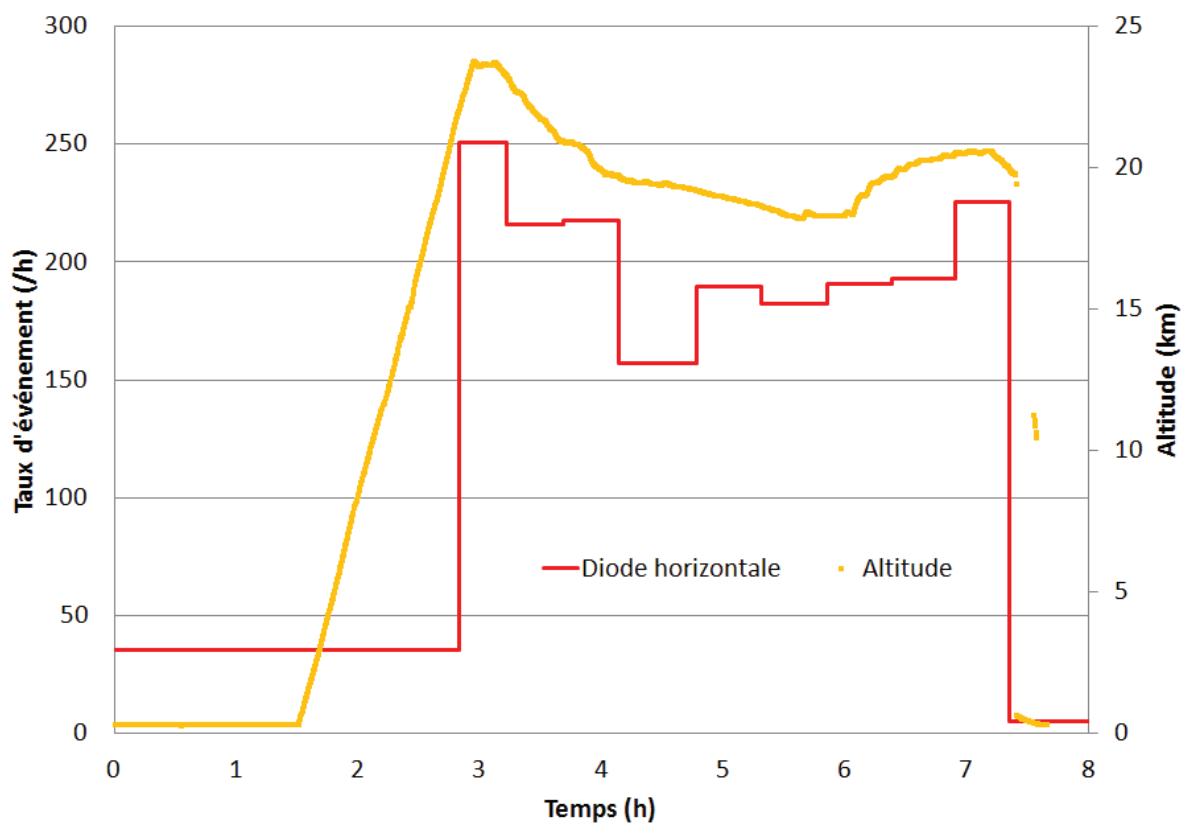


Figure V-56 : Profil de vol effectué avec le CNES et taux d'événements mesurés à l'aide de l'expérience avec la diode horizontale.

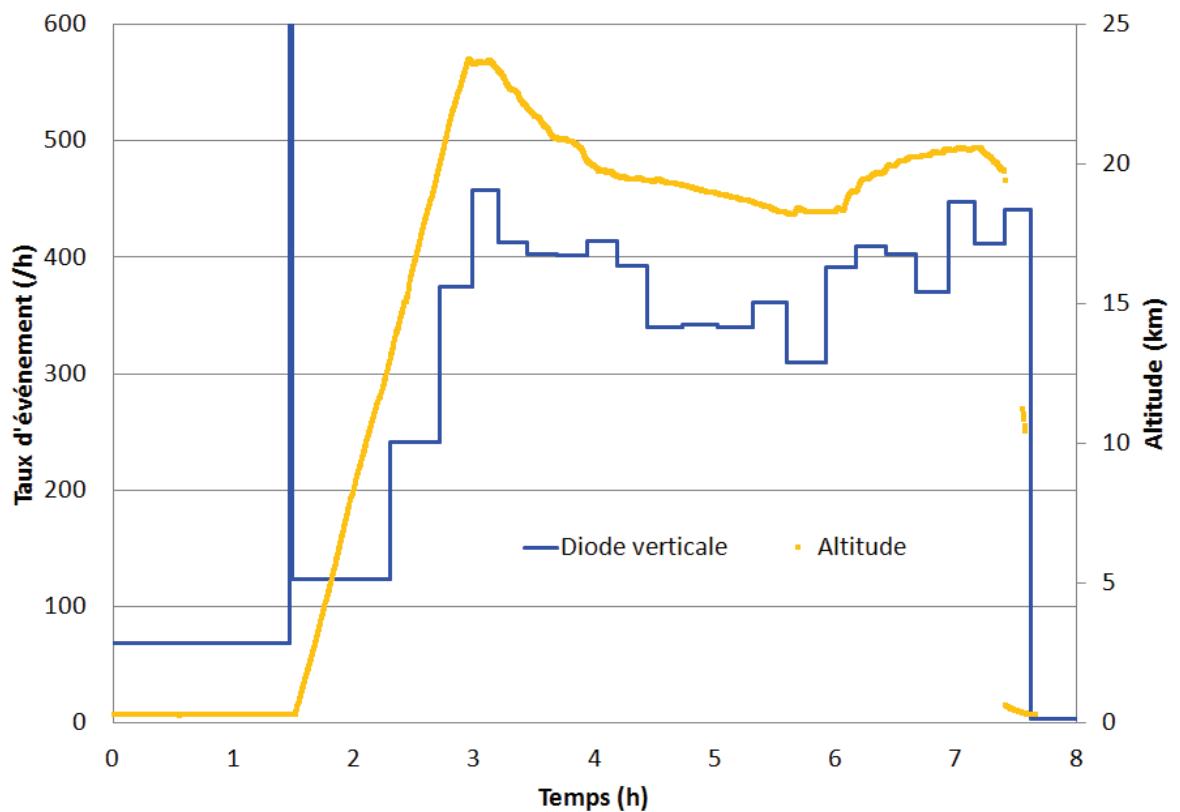


Figure V-57 : Profil de vol effectué avec le CNES et taux d'événements mesurés à l'aide de l'expérience avec la diode verticale

On remarque qu'au plafond du vol, la diode verticale comptait 400 événements par heure en moyenne tandis que la diode horizontale comptait en moyenne 200 événements par heure, soit un ratio de 2. Retrouvant le même ratio que lors des deux premiers vols (total de 1900 pour une diode verticale et 900 pour une diode horizontale), nous avons tracé sur la même courbe le résultat des mesures effectuées avec la diode verticale et, le double du résultat obtenu avec la diode horizontale lors du même vol. La Figure V-58 montre ces résultats. On remarque que le fait d'avoir doublé les résultats issus des mesures avec une diode horizontale permet de coller aux résultats issus des mesures avec une diode verticale.

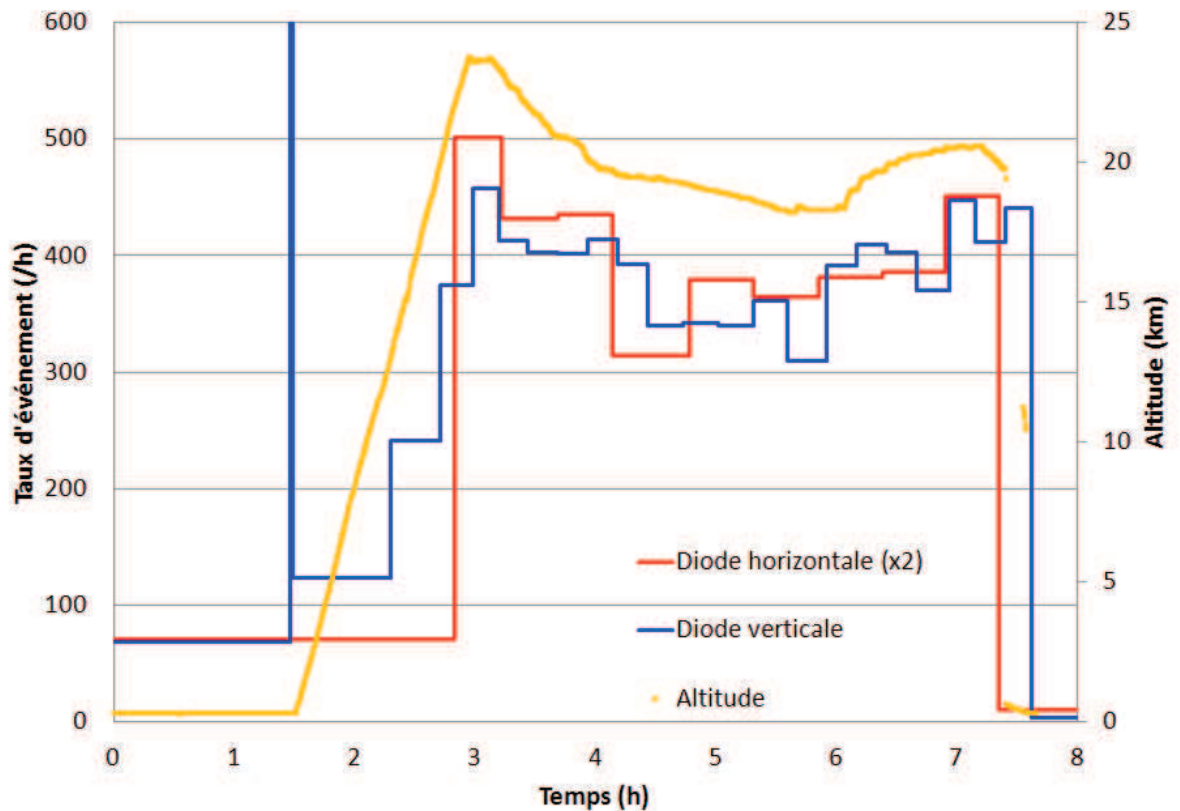


Figure V-58 : Profil de vol effectué avec le CNES et taux d'événements mesurés à l'aide de l'expérience avec la diode verticale et le double du taux mesuré avec la diode horizontale

Afin d'éviter tout artefact de mesure, nous avons inversé dans le vol suivant les deux cartes ayant permis d'obtenir ces résultats. La carte avec la diode horizontale a été placée verticalement et inversement. Nous avons retrouvé les mêmes résultats, c'est-à-dire que la diode placée à la verticale avait mesuré le double d'événements de celle avec la diode horizontale.

Au vu de ces résultats et compte tenu du fait que le boîtier était le même et que le placement sur la chaîne de vol était identique, on peut dire que la Figure V-58 montre une anisotropie du flux de particules, en l'occurrence des protons que nous détectons en grande majorité. Ce résultat est important du fait que jusqu'à présent, le flux de protons atmosphériques était souvent considéré comme isotrope.

III Exploitation des données des vols

La Figure V-59 et la Figure V-60 montrent les sections efficaces dans les diodes verticales et horizontales en fonction des angles d'incidence et de l'azimut pour la diode verticale. Pour des raisons de symétrie, l'azimut n'a pas d'effet sur la diode horizontale. Nous avons effectué ces simulations à l'aide de l'outil de simulation MC-ORACLE en utilisant la distribution énergétique des protons à 20 km d'altitude fournies par QARM. Ces courbes montrent une sensibilité accrue du détecteur pour des particules ayant un angle d'incidence proche de 90 degrés (incidence rasante). Ceci s'explique par le fait que le dépôt d'énergie des protons traversant perpendiculairement la plus grande surface de la diode (incidence normale) est bien plus faible qu'en incidence rasante car la distance parcourue dans le détecteur est plus faible et que le dépôt d'énergie peut alors être inférieur au seuil de détection.

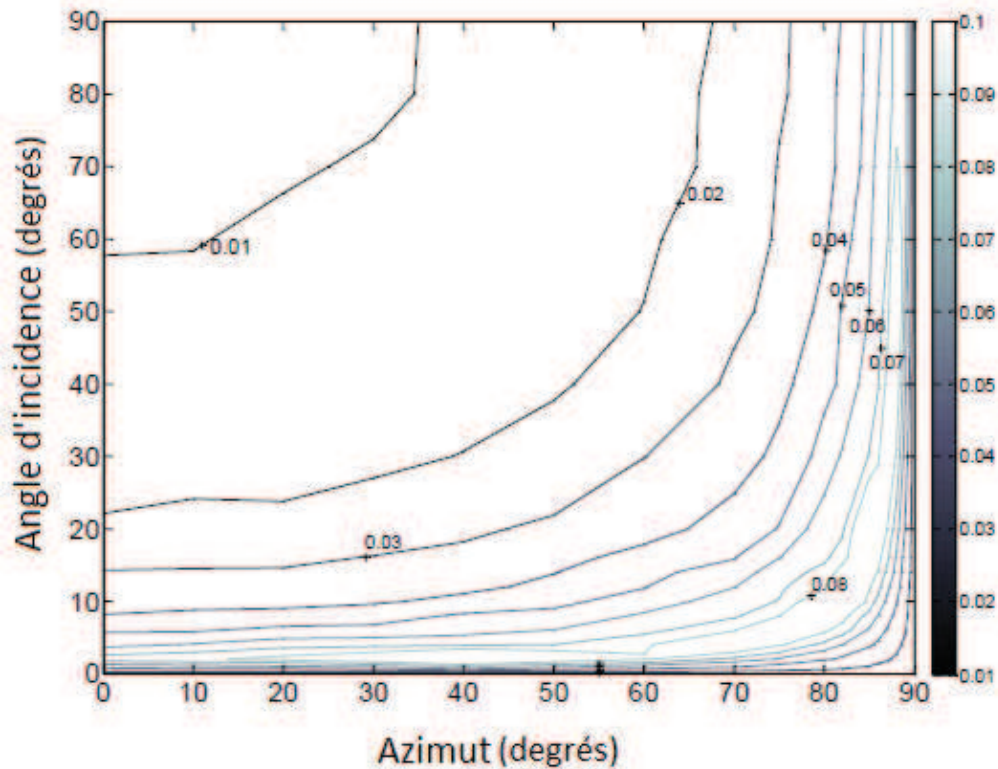


Figure V-59 : Section efficace de la diode en position verticale (en cm^2) en fonction de l'angle incident et de l'azimut.

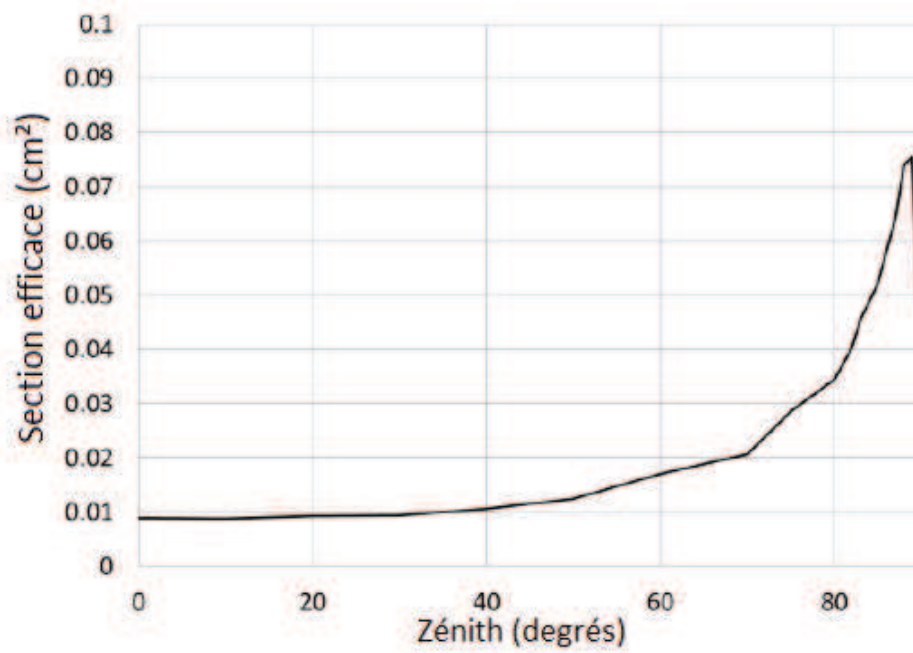


Figure V-60 : Section efficace de la diode en position horizontale en fonction de l'angle d'incidence.

Considérant une symétrie de révolution autour de la verticale, nous pouvons calculer les sections efficaces en fonction du zénith (angle avec la verticale). Celles-ci sont montrées en Figure V-61 et illustrent clairement que le détecteur a une direction préférentielle pour la détection.

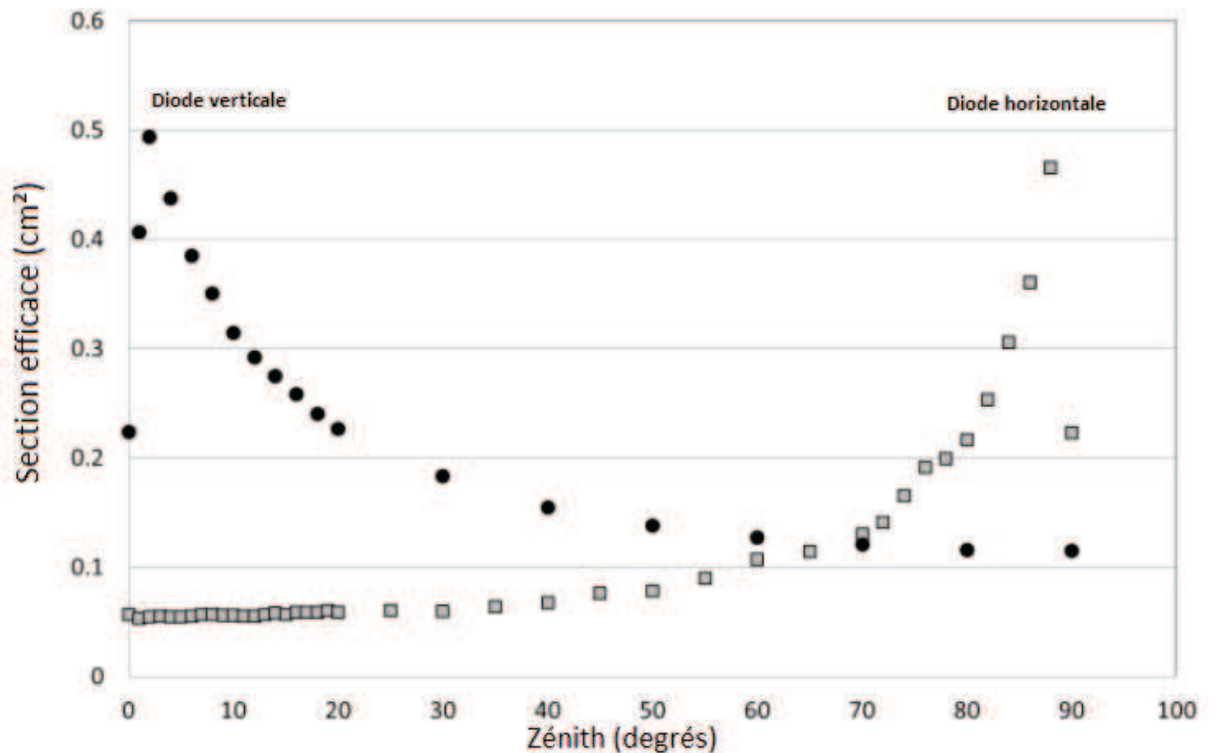


Figure V-61 : Section efficace de détection pour les configurations avec diode horizontale et verticale

Pour la diode verticale, la section efficace est plus élevée pour les angles azimutaux faibles. Le comportement inverse est observé pour la diode horizontale. En d'autres termes, la diode horizontale a une plus grande probabilité de détecter les particules ayant une direction proche de l'horizontale. Quant à la diode verticale, elle détecte plus facilement les particules ayant une direction proche de la verticale. Cela s'explique simplement par le fait que les particules qui traversent la diode par la tranche parcourent une plus grande distance dans la diode et y déposent donc plus d'énergie. Du fait du seuil de détection du détecteur, les dépôts d'énergie les plus faibles ne sont pas comptabilisés ce qui correspond le plus souvent à une incidence normale à la diode.

Si le flux était isotrope, il y aurait dans l'atmosphère autant de particules dans toutes les directions et les deux diodes mesureraient donc le même nombre d'événements. La diode horizontale détecterait alors essentiellement les particules ayant une direction proche de l'horizontale et l'autre mesurerait essentiellement les particules avec une direction verticale. Pour des raisons de symétrie, nous aurions alors le même nombre d'événements dans les deux détecteurs. Cependant, les expériences menées avec LAERTES en ballons stratosphériques montrent un facteur deux dans le nombre d'événements des deux détecteurs. Cela démontre bien que le flux est anisotrope et que la direction verticale est la plus probable pour un proton.

Ceci est cohérent avec le fait que les particules cosmiques sont d'autant plus filtrées que l'épaisseur d'atmosphère traversée est grande. Pour une altitude donnée, le filtrage est en effet plus faible pour les particules qui atteignent l'atmosphère en incidence normale, c'est-à-dire à la verticale.

Conclusion

Nous avons vu, dans ce chapitre, que nous avons embarqué notre détecteur sur la chaîne de ballons stratosphériques. Pour les premiers vols CNES, nous avons intégré l'instrument dans une boîte en polyuréthane avec des diodes calées à la verticale. Nous avons pu mettre en évidence une corrélation entre l'altitude et le taux d'événements détectés. Lors du vol ESA, l'expérience était dans une boîte en aluminium avec une diode à l'horizontale. Les résultats de nos mesures ont alors conduit qualitativement aux mêmes conclusions. Cependant, le taux d'événements était inférieur d'un facteur 2 par rapport aux vols précédents.

Nous nous sommes alors demandé si la variation du nombre total d'événements était due au boîtier ou à l'orientation des diodes. Une série de vol dans une boîte en polyuréthane et avec des positionnements de diode différents (une horizontale, une verticale) nous a permis de montrer que sur un même vol, la diode verticale mesurait le double d'événements que la diode horizontale. Cela nous permet de mettre en évidence l'anisotropie du flux de protons atmosphérique qui était alors considéré comme isotrope.

Bibliographie

[WEB00] www.sscspace.com/esrange-space-center-3

[WEB01] www.sscspace.com/

[WEB02] www.cnes.fr

[WEB03] www.rexusbexus.net

[WRO13] Wrobel, F.; Vaille, J.-R.; Pantel, D.; Dilillo, L.; Galliere, J.-M.; Touboul, A.; Chadoutaud, P.; Cocquerez, P.; Lacourty, M.; Clair, M.-A.; Autran, J.-L.; Chatry, C.; Laplanche, F.; Azais, B.; Saigne, F., "Proton Flux Anisotropy in the Atmosphere: Experiment and Modeling," *Nuclear Science, IEEE Transactions on* , vol.60, no.4, pp.2386,2391, Aug. 2013

Conclusion

Le but de cette thèse était de développer un détecteur de particules afin de caractériser les effets de l'environnement radiatif naturel atmosphérique sur les composants électroniques, notamment en altitude. Les particules présentes dans l'atmosphère sont, en effet, source de défaillances pour les composants électroniques. Il est à noter qu'il existe des modèles et des outils permettant de caractériser l'environnement radiatif atmosphérique en termes de flux et de type de particules (FLUKA, QARM par exemple). Cependant, très peu de mesures ont été réalisées. Dans ce cadre, l'équipe RADIAC de l'Université Montpellier 2 a lancé le projet HAMLET visant à caractériser l'environnement atmosphérique d'une part et à mesurer son effet sur l'électronique (des mémoires SRAM) d'autre part. Il s'agit d'un projet soutenu par l'ANR et par la DGA.

Nos travaux ont consisté principalement à développer, calibrer et utiliser l'un des instruments de ce projet. Cet instrument, qui est un détecteur de particules, est basé sur une diode en silicium. Le choix d'un senseur en silicium présente l'avantage supplémentaire de donner des informations sur les réactions rayonnement-silicium dans le but de les transposer aux composants électroniques (notamment les MOS) essentiellement constitués de silicium. Ainsi, les dépôts d'énergie dans la diode peuvent également servir à la validation des outils permettant de simuler le passage des particules dans les composants électroniques. C'était d'ailleurs un des buts de l'ANR-HAMLET qui devait valider les outils de prédiction de taux d'erreurs dans les mémoires SRAM.

Nous avons donc développé une électronique permettant le traitement du signal issu des interactions nucléon-silicium dans la diode. Cette électronique permet également d'acquérir la température, d'horodater les données et de stocker et transmettre un certain nombre d'informations. Nous avons par la suite calibré les détecteurs à l'aide d'une source Californium afin de connaître la relation entre la grandeur mesurée et l'énergie déposée dans la diode.

Une fois le détecteur développé et calibré nous avons pu réaliser des tests sous faisceaux neutrons qui ont permis de valider le bon fonctionnement du détecteur, et par la même occasion, d'apporter de nouveaux éléments de validation des bases de données d'interaction nucléon-silicium utilisées comme entrée du code de prédiction de SEU MC-ORACLE développé à l'Université Montpellier 2. Durant ces expériences nous avons montré

un effet négligeable de la bague présente autour de la diode vis à vis de la section efficace des neutrons.

La dernière phase de ces travaux a consisté à réaliser des expériences à bords de ballons stratosphériques. Ceci a pu s'entreprendre dans le cadre d'une collaboration avec le CNES mais aussi à un appel à projet de l'ESA auquel nous avons répondu et pour lequel nous avons été sélectionné. Le but était alors de caractériser l'environnement radiatif stratosphérique. Pour les vols effectués, nous avons montré que le détecteur donnait des résultats en accord avec les simulations qui étaient basées sur l'outil MC-ORACLE. En effet, lors de deux différents vols avec des configurations différentes, nous avons mis en évidence une bonne corrélation entre le taux de particules détectées et l'altitude du ballon. Les résultats de ces deux vols présentaient toutefois une différence conséquente semblant montrer que l'environnement était différent pour les deux campagnes. Lors de deux vols complémentaires (inversion des cartes pour éviter tout artefact de mesure), nous avons montré une différence de mesure entre une carte avec une diode horizontale et une carte avec une diode verticale qui allait du simple au double. Nous avons ainsi pu montrer que les différences étaient dues à l'anisotropie du flux de particules, ce qui signifie que les particules ont une direction préférentielle qui est proche de la verticale. Ceci s'explique aisément par le fait que, pour les particules cosmiques atteignant une altitude donnée, la distance parcourue dans l'atmosphère est plus faible pour les particules longeant la verticale, ce qui signifie que la perte d'énergie dans l'atmosphère est plus faible et qu'elles seront donc plus facilement détectables.

Ces travaux de thèse, largement expérimentaux, ont ainsi permis d'explorer la possibilité d'utiliser les ballons stratosphériques pour caractériser l'environnement radiatif naturel. Cette connaissance est particulièrement importante pour quantifier l'effet des radiations sur l'électronique qui était plus généralement abordé au travers du projet HAMLET.

Concernant notre instrument, l'utilisation d'une diode silicium nous a conduits à travailler sur l'interaction particule-silicium qui est représentative des effets sur les composants. Les tests sous faisceau ont ainsi permis une validation cohérente de l'ensemble des maillons de la chaîne et en particulier de la physique nucléaire (interaction neutron-silicium) et de la réponse de notre détecteur. Pour le premier, c'est une information importante car c'est la même physique qui est utilisée dans les outils de prédiction de taux

d'erreurs. Grâce au second, nous avons ainsi pu envisager la caractérisation de l'environnement stratosphérique.

Lors des expériences en vol nous avons pu mettre en évidence l'anisotropie du flux de protons dans l'atmosphère. C'est une information importante pour la fiabilité de l'électronique embarquée qui est de plus en plus sensible avec l'intégration technologique. A titre d'illustration, à partir de la technologie 65 nm les SRAMs deviennent sensibles à l'ionisation directe des protons qui sont alors capables de déclencher des aléas logiques. La connaissance de l'anisotropie de l'environnement pourrait permettre de choisir une configuration physique de la mémoire qui soit la moins sensible aux radiations.

Avec le développement de ballons stratosphériques longues durées (plusieurs semaines), ce type d'investigation serait particulièrement intéressant. Il serait ainsi fort utile d'embarquer simultanément notre détecteur avec des bancs de tests mémoires.

Annexes



SED

Student Experiment Documentation

Document ID: BX11-LAERTES_SED-v4-15sept10

Mission: BEXUS

Team Name: LAERTES Team

Experiment Title: LAERTES

Team	Name	University
Student Team Leader:	Denis Pantel	University of Montpellier 2
Team Members:	Michael Gedion	University of Montpellier 2
	Yago Gonzalez	University of Montpellier 2
	Martial Formigli	University of Montpellier 2
	Guillaume Giorgis	University of Montpellier 2

Version:	Issue Date:	Document Type:	Valid from:
4	17 September 2010	Spec	14 December 2009

Issued by:

Experiment Scientist

Approved by:

Payload Manager

Change Record

Version	Date	Changed chapters	Remarks
0	2008-12-18	New Version	Blank Book 2010
1	2010-01-21	All	PDR
2	2010-03-16	All	Second PDR
3	2010-05-07	All	CDR
3	2010-06-30	All	Second CDR (IPR)
4	2010-09-17	Chapter 1, 3, 4, 6, 7	Pre-Campaign
5			Final report
6			
7			

Abstract: LAERTES is an experiment dedicated to the characterization of atmospheric neutron flux. The neutrons can interact with semiconductor materials and the effect on electronics is a decrease of the total reliability of the electronics and systems. As a consequence the characterization of atmospheric neutron flux is an issue as many electrical and electronics systems in avionic applications are submitted to these neutrons and then their reliability is decreased by neutrons. Our goal is to detect the neutrons with a dedicated experiment.

Keywords: REXUS or BEXUS, SED - Student Experiment Documentation, Neutron, cross section, SRAM Memory, DRAM Memory, Digital circuits, Flux, Single Events, Single Event Upset (SEU),

CONTENTS

ABSTRACT.....	111
INTRODUCTION.....	112
Scientific/Technical Background.....	112
Experiment Objectives.....	118
Experiment Overview.....	118
Team Details.....	119
Contact Point.....	119
Team Members.....	120
Experiment Requirements.....	122
Functional Requirements.....	122
Performance Requirements.....	122
Design Requirements.....	122
Operational Requirements.....	123
Project Planning.....	124
Work Breakdown Structure (WBS).....	124
Schedule.....	127
Resources.....	128
Manpower.....	128
Budget.....	128
External Support.....	129
Outreach Approach.....	130
Risk Register.....	135
Experiment Description.....	136
Experiment Setup.....	136
Experiment Interfaces.....	137
Mechanical.....	137
Electrical.....	141
Experiment Components.....	142
Mechanical Design.....	144
Electronics Design.....	146
Thermal Design.....	156
Power System.....	160
Software Design.....	162

Ground Support Equipment.....	165
Experiment Verification and Testing.....	166
Verification Matrix	166
Test Plan.....	167
Test Results	169
Launch Campaign Preparation	170
Input for the Flight Requirement Plan (FRP).....	170
Dimensions and Mass	170
Electrical Interfaces.....	170
Launch Site Requirements	171
Preparation and Test Activities at Esrange	171
Timeline for Countdown and Flight	172
Post Flight Activities	172
Data Analysis Plan and Experiment Reports	173
Data Analysis Plan	173
Launch Campaign	173
Results.....	173
Discussion and Conclusions	173
Lessons Learned	173
Abbreviations and References	174
Abbreviations	174
References.....	176
– Experiment Reviews	179
– Outreach and Media Coverage	199
– Additional Technical Information	200

ABSTRACT

Because of the stars and especially our Sun, the Earth is continually bombarded by cosmic rays. These cosmic rays cause a major electronic reliability issue at ground level and at aircraft altitude, especially for very integrated devices. This reliability issue is known from the aerospace community since many years (the 80's) and is also taken into account in avionics systems since the mid 90's. Several standards based on research work from avionics reliability engineers have been published to give a frame for reliability issues related with cosmic ray.

These natural radiations are mainly composed of neutrons whose flux is known to rapidly increase with elevation. These results are based on calculations and a few experimental results are however available.

The main goal of this project is to detect neutrons at high altitude (>20km) and to compare the obtained results with theoretical study.

The device will be composed of a large silicon diode. It is crucial to have an important volume of silicon because the probability for a neutron to interact in the diode (and then to be detected) is simply proportional to this volume. This kind of diode has previously been studied in University of Montpellier 2. The system is able to detect nuclear reactions in the diode and to determine the energy released by each nuclear reaction.

Physically, the nuclear reactions produce secondary ions in the diode which create electron-hole pairs. The charges are then collected with the help of an electrical field. For each nuclear reaction we can then determine the energy released in the diode. Thanks to simulation tools developed in University of Montpellier 2, we have simulated the neutron detector in the neutron environment at 68° latitude and at 20 km and we should detect 84 nuclear reactions (based on a four hours flight). An experiment is crucial to state whether actual theory is valid or not.

INTRODUCTION

Scientific/Technical Background

The natural radiative environment.

Every day, our atmosphere is crossed by a lot of particles. That is why we talk about natural radiative environment. This environment is known to be due to cosmic rays, which come both from our sun and other. But at the beginning of the study it was not so clear that cosmic rays were impinging everyday on the upper levels of the atmosphere. This radiation has first been studied at the beginning of the 20th century by Victor Hess [1] and is always studied today with experiences like the Auger laboratory in Argentina [2]. From the beginning, balloons were used to investigate the altitude effect, and it was found that the flux of particle increases with altitude. These cosmic rays have several effect on the population of particles encountered in the atmosphere and induces several physical effects that can be observed everyday: auroras borealis, discharge of capacitors, and with the electronic industry growth, reliability issues on integrated circuits as bit flips in memory devices.

When ions (the cosmic rays are mainly ions) arrive near the Earth, they interact with the atoms of higher atmosphere (mainly oxygen and nitrogen) creating many different kinds of particles (alphas, protons, neutrons, electrons, muons, pions) known as particles showers (see figure 1, for an illustration of the process). The kind, the number and the energy of those particles is a function of altitude and latitude.

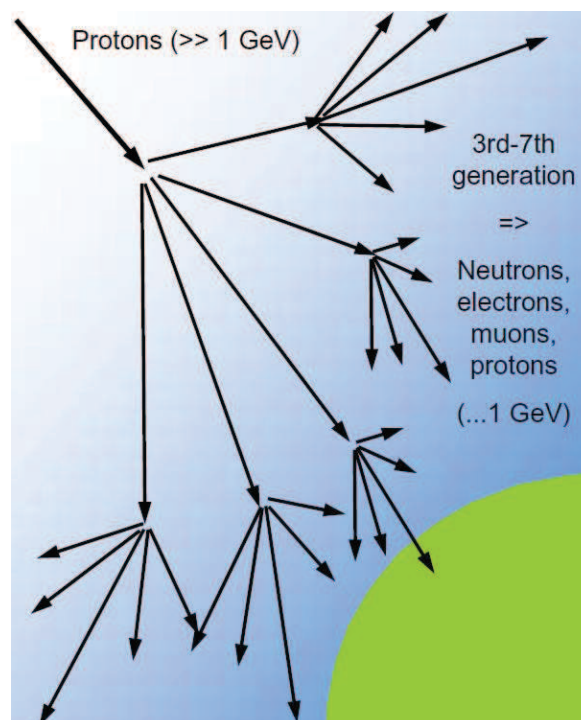


Figure 62 : Illustration of a shower after collision of a cosmic ray on the upper layers of the atmosphere.

Impact of the natural radiative environment on the Reliability of electronics.

Single Events are the greatest issue in reliability of modern digital circuits [3] [4]. Digital circuits are electronic components that manipulate and store data under binary state i.e. data is represented by 1 or 0. Binary data can be stored in independent circuits like memories (one package , one circuit) or can also be stored and manipulated in embedded digital circuits on one chip (IP blocks on System on Chips, Microprocessors, SRAM based FPGA...). In modern digital ICs, data storage can be performed on memories (SRAM, DRAM) and also in flip-flops devices. The Single Events are perturbation of the data stored on one of these storage points. Single Event Upsets (SEU) are temporary and non destructive flips of the state of one memory point (also known as soft errors). Data storage is mainly possible because charges are accumulated in capacitive node. If a perturbation occurs that is able to release the accumulated charges on one of these nodes, data can be lost.

Single event upsets (SEU) occur in space system and in avionic system as the flux of impinging particle is important satellite orbit altitude and also at normal aircraft cruising altitudes. As Mr Condra from Boeing Phantom Works, chairman of IEC TC107 explains [16], the electronic system may represent 20% of cost in new generation of aircraft. These electronics systems are dedicated to important tasks as flight controls, navigation, landing, communication system to engines, and also communication with ground. Avionic industry as to follow the trend of commercial electronics and try to use Components Off The Shelf (COTS) not specifically designed for avionic applications in order to reduce costs. One of the important issues that manufacturer of avionic systems face nowadays is the mitigation of the effects of atmospheric radiation on the on-board electronics of planes that uses these COTS, and the insurance of availability, reliability and safety.

Binary data stored on electronic digital systems can be the one dedicated to attitude control of a satellite, or also cruise control of an airplane. As a consequence the perturbation of that kind of data is not allowed. An example of data obtained on several flight over Europe during the 90s are represented in the following figure.

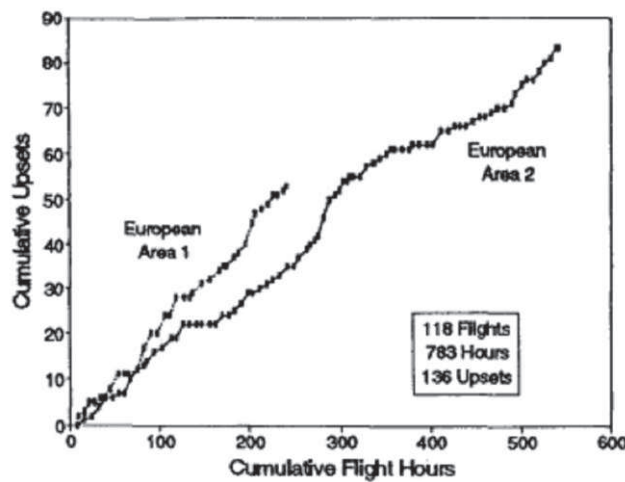


Figure 63 : Cumulative Upset observed in flights over Europe as a function of the duration of the flights , from [17]

As represented in figure 2, where upsets in bit memories are represented as a function of the duration of the flights, upsets increase with duration. The experiment results were obtained by adding results of several flights. These several flights give a duration long enough to get results. As can be observed, the number of errors increases with time. As planes are intended to be used during several decades, the probability of upsets occurrence is important and has to be addressed. In the experiments carried during the 90s, for a common trans-Atlantic flights more than two upsets were commonly observed. Depending on the sensitivity of devices more or less upsets can occur. That is the reason why techniques to take into account the sensitivity have to be developed, and why the plane manufacturer have to implement processes to manage the effect of atmospheric radiation effect.

Several studies have been carried out by American and European researchers in the semiconductor industry (all manufacturers work on SEE: Intel, IBM, Texas Instrument, Actel, Altera, Xilinx, Infineon, Samsung, Toshiba....) [5][6], in the space industry (EADS-Astrium, NASA-GSFC, ESA, JAXA, CNES ..) [7][8][9][10], in the avionic industry (Airbus, Boeing, Northrop...) [11] as well as in the academic world (Vanderbilt University, Université Montpellier 2, JPL-Caltech) [12][13], in order to investigate the SEU occurrence in space and in the atmosphere. The SEU occurrence in the atmosphere has been found to be dependent on the altitude and also on the latitude as represented on figure 3 from [17].

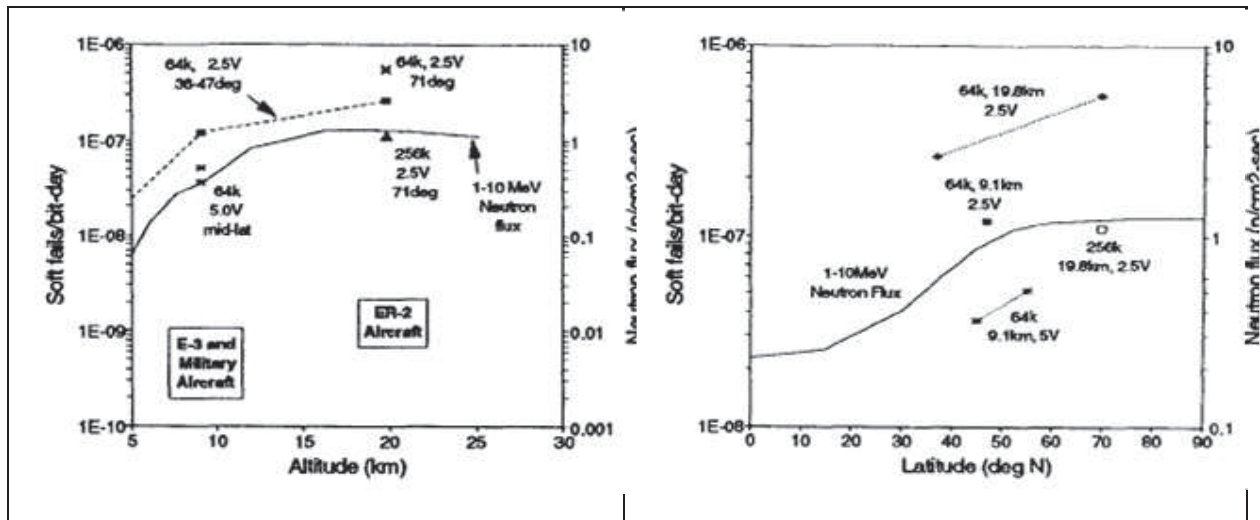


Figure 64 : a) Avionics SEU rate as a function of altitude, the Soft Error Rate increases with altitude. b) Avionics SEU rate as a function of latitude, the Soft Error Rate increases with latitude. From [17]. Left side Y-axis represent the number of errors per bit and per day. The right side Y-axis represents the flux of neutrons. As can be observed the upsets observed (points and dashed lines) have the same trend than neutrons flux (line)

Neutrons have been identified as the main contributors to single event upset at avionic altitude [17-22]. Those neutrons, due to the collision of a cosmic ray ion on the atoms of the atmosphere, are neutral particles. They will not ionize the material by crossing it, but will collide with the silicon atoms, creating a recoil ion which will ionize the integrated circuit bulk silicon. Electron-hole pairs created by this ionization will induce a current that can charge or discharge a capacitive node of the circuit (i.e. binary information storage node). The effect of a neutron is illustrated in figure 4.

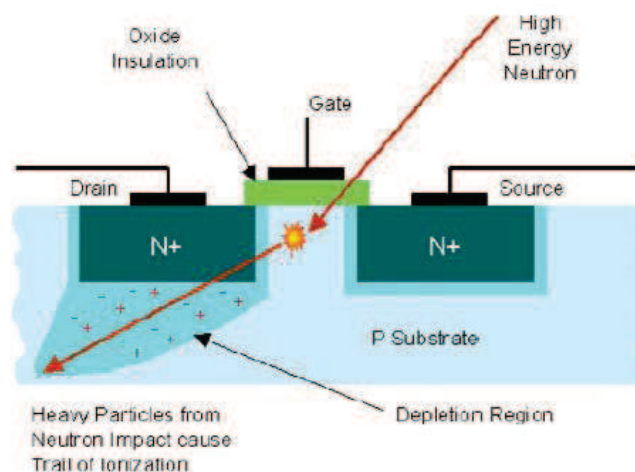


Figure 65 : Impact of a Neutron on a MOS transistor. The collision of a neutron within the bulk silicon creates an ion in the IC, (collision represented by the impact under the gate on the figure). As this ion moves down electron and holes are created in the semiconductor by ionization due to coulombic interaction. A transient pulse current appears that can affect the state of a memory bit made by several MOS transistor.

All these works led to the elaboration of several standards to take into account the hazards of particles in the atmosphere and insure the reliability of avionics systems [18] [19]. The aim of the reliability insurance procedure is to test the sensitivity of ICs and systems to a given flux of particle and allow a selection of parts. In these standards several elements to realize good design of avionics system to take into account the effect of neutrons on the reliability of electronics systems are also given [14] [15] [18] [19].

However the evaluation of the neutron flux has been done only in a few experiments. The fluxes of particles to take into account during the design phase to insure a given soft error rate (SER) are mainly obtained with two models. These two models are: 1) Boeing Model 2) Wilson-Nealy model ('NASA model') [20]. These empirical models allow obtaining a number of particles per area and per time in order to calculate the Failure in Time (FIT).

As an example we can give two values of fluxes:

At ground level, common flux value is 40 neutrons per square centimeter per hour. At an altitude of 17km and a 70° latitude neutron flux is $2 \cdot 10^4$ neutrons per square centimeter per hour.

With these values of fluxes and the sensitivity of modern devices, several SEU occurs during one flight, and technical methods such as error correction or redundancy have to be implemented to insure the reliability of the system.

The sensitivity of devices are investigated by testing them in ground based laboratory, by submitting a given memory or FPGA to a known particle flux. By measuring the number of upset the typical cross-section of the devices to an upset can be extracted. Another way to obtain the cross section is by simulation of the devices at silicon level taking into account the interaction of neutrons on silicon atoms and the secondary ions generated.

Once the cross-section is known, error rate (SER) evaluation can be done with the cross section and the flux of particle that the device will see by using the relationship:

$$SER = \int \sigma(E) \frac{d\phi}{dE} dE$$

Manufacturers of electronic systems are able to obtain the cross section of a device by testing under a given beam of particles, and by using the neutron flux models presented above, they can compute the SER of the system for an avionic application and assess the reliability of the system.

LAERTES experiment

LAERTES is an experiment that forms part of a wider project : HAMLET. HAMLET is a research project intended to study and evaluate the sensitivity to SEU of several memories used by avionic systems manufacturers. As the upset will occur depending on the neutron flux and sensitivity of the devices, a monitoring of the real neutron flux is of a great interest.

What we propose with LAERTES is an experiment to measure the flux of neutrons in the atmosphere in order to obtain experimental values of fluxes. The measures have to be conducted at high altitude or during a flight, so three possibilities exist: 1) Install a neutron detector in a plane. 2) Install a neutron detector at high altitude mountains. 3) Install a detector in a stratospheric balloon.

LAERTES experiment is a neutron detector, based on a silicon PN diode. The detector system and architecture is based on several studies carried during two former PhD thesis at Université Montpellier 2 [12] [13]. These PhD thesis have both studied physics issues on the neutron-Silicon interactions with theoretical and experimental studies of neutron induced **energy deposition** in silicon PN diodes submitted to particle fluxes (neutrons, protons, alpha particles) The spectrum of deposited energy after n-Si interaction on silicon PN diodes has been measured and compared to the spectrum of energy deposition obtained by simulations. The results of simulations are given as a database. The results between experiments and simulation for the deposited energy were found to be in very good agreement. [23-27].

The project is based on databases, developed at the Université Montpellier 2, that study the interaction of neutron on silicon atoms and allows obtaining the cross sections of the different interactions. The cross section represents the probability that an interaction occurs. As a consequence, based on these databases, prediction of reaction of neutron on silicon can be made and so prediction of energy deposition in integrated circuits. These databases have been validated in the framework of MEDEA+ European project and by industrials (for example : EADS).

Experiment Objectives

The main objective of the experiment is to measure a number of neutron interactions in the diode volume.

The experiment shall measure the deposited energy spectra, from 300keV to 100MeV, with a resolution of 100keV.

It shall timestamp the events and measures the temperature near the sensor.

It shall communicate to the ground station the occurrence of an event in the diode.

The measure of the flux of particles and the spectrum of deposited energy are the main scientific goals of the project LAERTES.

The measure of temperature and time are technical objectives.

Experiment Overview

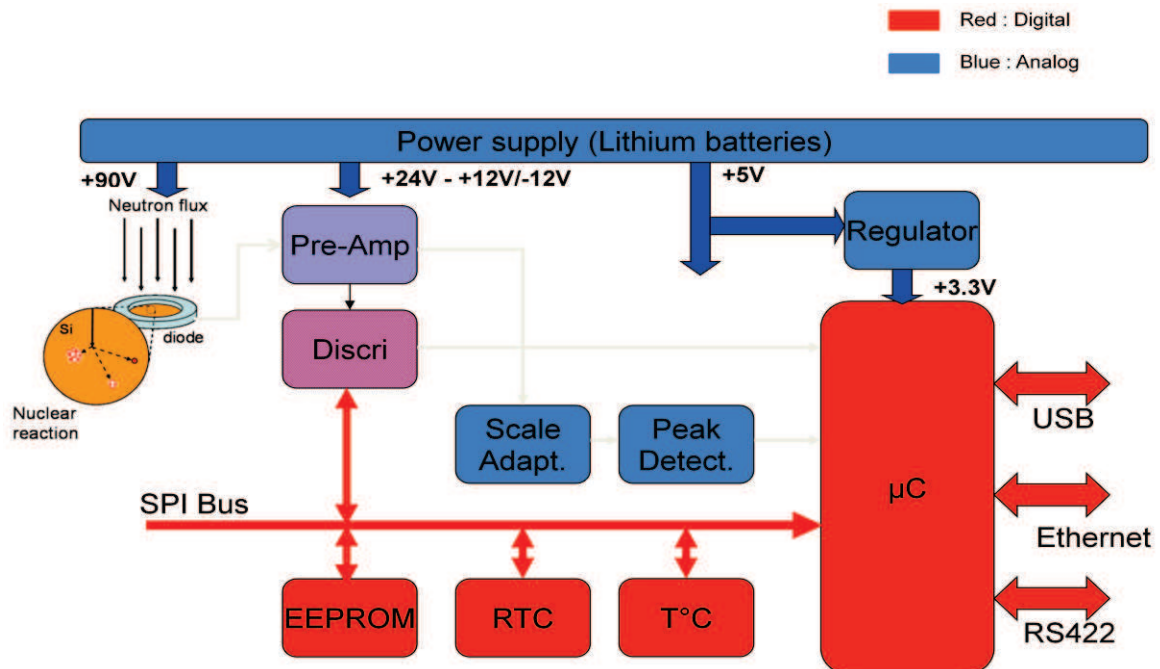


Figure 66 : Block diagram of LAERTES experiment

There are three big sub-systems in the experiment.

- The supply box gives to each component its own power supply.
- The sensor which consists in a silicon diode. It is here that the neutron silicon interactions will take place and produce an electric signal to be detected.
- The electronic that will measure and treat the data. This electronic is composed by some analog components to amplify and shape the signal, then digital components to treat it and store the data.

Summary of the properties of LAERTES

Parameter	Unit	Value
Function		Neutron detector
Energy Range of secondary ions deposited energy	MeV	Neutron : 1 – 100MeV
Energy resolution	ΔE	Neutron : 100keV
Count rate	MHz	1
Mass	kg	<2
Power	W	< 1.5W
Physical		2 boxes and 2 angles (aluminium) - 39.8x20.8x8 cm ³

Table 7 : Summary of the properties of LAERTES

Team Details

Contact Point

Team can be contacted at this e-mail address

LAERTES@ies.univ-montp2.fr

The team offices are located at the Institut d'Electronique du Sud, a common research laboratory of the Université Montpellier 2 and the CNRS.

Denis can be contacted by phone at +33467143285

And by mail:

Denis Pantel

Groupe RADIAC

IES, UMR 5214 UM2-CNRS

Université Montpellier 2

Place Eugene Bataillon

Batiment 21, Case Courrier 83

34095 Montpellier CEDEX 05 - FRANCE.

Team Members

1) Denis Pantel: Master of Science in electronics and reliability. Currently doing a Ph. D at Université Montpellier 2.

Team leader. Denis is in charge of electronic and mechanical development, as well as vibration and tests under particle beam.

2) Michael. Gedion: Master of Science in Physics. Currently doing a Ph. D at Université Montpellier 2. Mickael is in charge of simulation and result analysis.

3) Yago Gonzalez Velo: “Diplôme d’ingénieur” in Microelectronics (ISIM, 2004), Master of Science in Electronics,(Université Montpellier 2, 2007). Currently doing a Ph.D at Université Montpellier 2. Yago’s PhD is oriented on reliability of bipolar circuits intended for space applications. The aim of his work is the study and proposition of test methods for the screening of Enhanced Low dose rate sensitivity (ELDRS) sensitivity of bipolar devices and ICs. No accelerated test technique exists for ELDRS in MIL-STD883, TM1019.8 nor ESCC-22900, the standard test recommendations for electronics intended to space application.

4) Martial Formigli: Bachelor degree in electronics and electrical engineering

5) Guillaume Giorgis: Bachelor degree in electronics and electrical engineering

Martial and Guillaume are in charge of the DC/DC converter block design, and efficiency calculations. They work on the project as part of their project assignment of the Bachelor degree (Licence) of Université Montpellier 2.

Experts

F. Wrobel, Ph.D : Associate Professor at Université Montpellier 2, expertise in simulation.

J-R. Vaillé, Ph.D : Associate Professor at Université de Nîmes, expertise in tests and electronic design.

F. Saigné, PhD : Professor at Université Montpellier 2, electrical reliability.

Experiment Requirements

Functional Requirements

F.1.: The experiment shall detect the neutrons during the whole flight using one sensor. It is placed inside the BEXUS gondola.

Performance Requirements

P.1.: The experiment shall measure the secondary ion deposited energy from 100keV to 100MeV, with an accuracy of 100keV.

P.2.: The experiment shall timestamp the events.

P.3.: The experiment shall measure the temperature near the sensor.

P.4.: The temperature measurement shall be possible between -50 and +50 degrees centigrade.

P.5: The experiment batteries shall have enough capacity to supply the experiment during 12h.

Design Requirements

D.1.: The experiment shall be designed to operate in the temperature profile of the BEXUS balloon.

D.2.: The experiment shall be designed to operate in the vibration profile of the BEXUS balloon (especially for shocks).

D.3.: The experiment shall be designed in such a way that it shall not disturb or harm the gondola.

D.4.: The experiment batteries shall be qualified for use on a BEXUS balloon.

D.5.: The experiment batteries shall be replaced, if needed, in less than 5 minutes.

D.6.: The experiment shall be designed to communicate, by the use of the E-link, with the gondola and then, the ground station.

Operational Requirements

O.1 : The experiment may be far from the PERDaix experiment, not to have interferences due to magnetic fields.

O.2 : The experiment shall be able to conduct measurement autonomously if ground station communication is lost.

Project Planning

Work Breakdown Structure (WBS)

The Work Breakdown Structure (WBS) of the LAERTES project is presented in figure 1. The main tasks are :

- Electronics: In this « task » there is the Hardware design, the verification and the development of the electrical interfaces. Here we design, choose and test the components and the Printed Circuit Board (PCB).
- Software: It is the software development for the experiment as well as for the ground station segment. The test and the implementation of the E-link are also considered in this element.
- Mechanical: how the mechanical structure is and how will we put it in the gondola.
- Energy: In this part of the project the election and the design of the power supply for the project are described: Design of the batteries, DC/DC converter choice, Calculation of the power budget and verification of the efficiency of the power supply system.
- Testing: In this part all the tests needed to assess the functionality of the system are described, realized and documented. We must perform several tests to be sure that the experiment will work during the flight like environment tests under vacuum or low temperatures but also electrical tests.
- Integration: Here, all the task related on how to integrate the complete experiment (LAERTES on his box), and also how to integrate it in the gondola and the balloon flight are done. The procurement, needed for the integration is included in the integration task.
- Management: it consists in the scheduling of the whole project and in the status update as a function of time and milestones. Perform periodic meetings to be sure that there are no problems in the development of each parts is also considered.

Outreach: We plan to realize and participate in several activities to give visibility of the project out of the university. The technical content of the project, the interest of the project will be presented as well the trend for advanced technical studies to be realized within the frame of space technology improvement research. As a consequence, presentation of the efforts done by ESA or DLR to reach young people, with student programs will be addresses. The REXUS/BEXUS programs will be presented, with examples of the different project presented by other Universities (electronics,

biology, mechanics). In our case, we will try to use this opportunity to show young people and students that there are many interesting work to be done in technical and science university programs and also show the large panel of competences needed in a space related project.

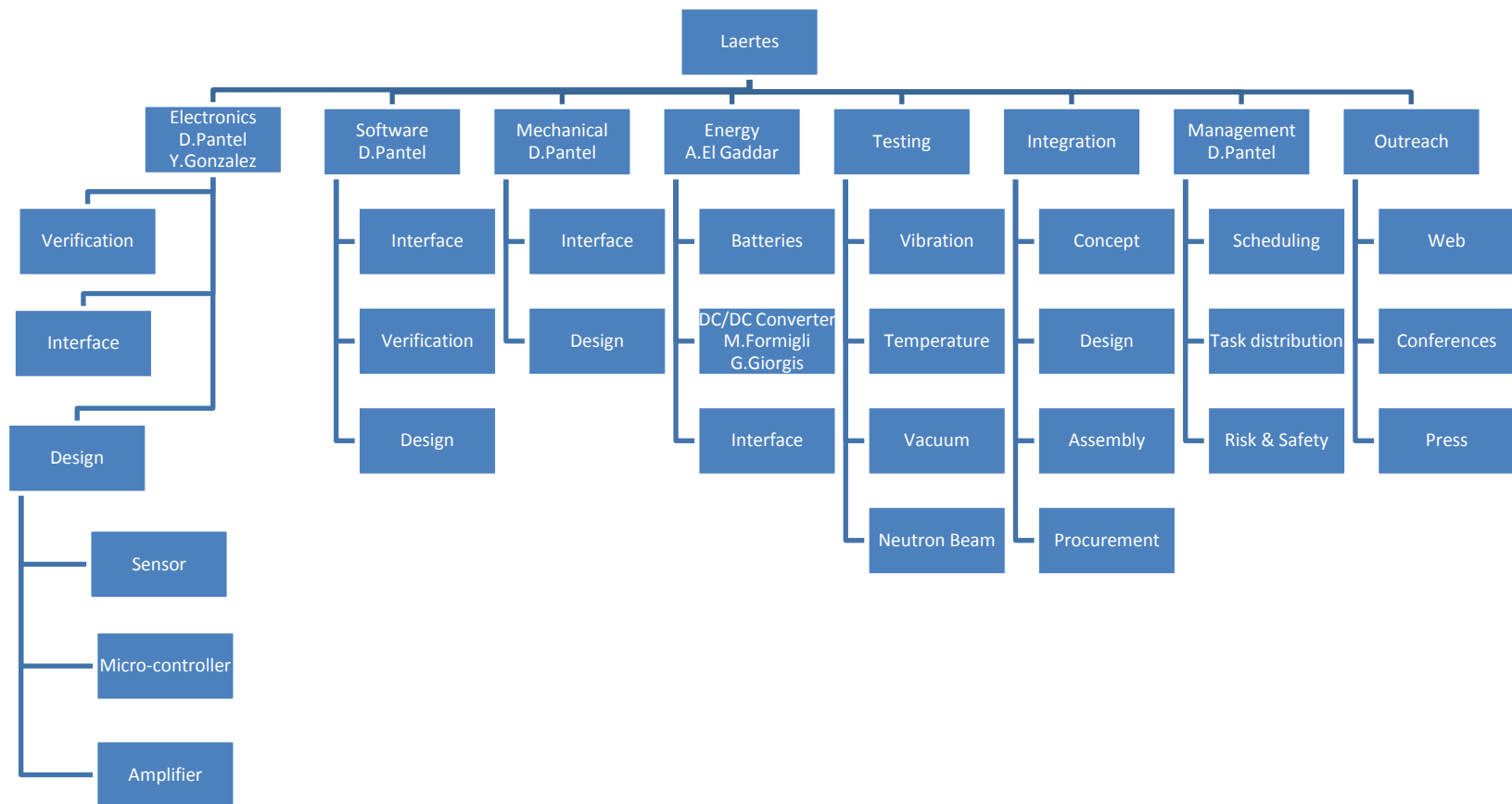


Figure 67 : Work Breakdown Structure for the LAERTES project

Schedule

Based on the WBS presented in figure 6, a schedule of the tasks to be carried out for the project development is presented as a Gantt diagram.

On the left side of the diagram, the different tasks to be done, their duration and the beginning and finishing dates are represented. On the right side, a calendar view is given. Several colors are used to represent different status of the tasks:

- grey: finished,
- purple: began
- blue: not began.

See attached file Gantt_Projet_LAERTES.pdf

In order to update the different tasks status, a weekly meeting is expected to be done on the Mondays with the whole team.

In this project, we do not use a typical 'space project management schedule' as the one described in ESA documentation and standards (ECSS-M-ST-10C rev 1.0) with seven phases from phase 0 to phase F. Nevertheless we took inspiration of ECSS-M-ST-10C to divide the project in several phases:

The first two phases are the design and implementation of the two first prototypes:

- The 'design of prototype A' phase replaces the standard phases from phase 0 to phase B, and deals with the feasibility and a preliminary definition of the experiment.
- The 'design of prototype B' phase replaces the standard phase C of the detailed definition.

The following phase is related to the testing and final implementation of a flight model. It replaces the typical phase D. We decided to implement several prototypes, with one dedicated to test.

The last phase concerns all the tasks that have to be realized for the launching of the experiment, his operation and final data analysis. It replaces standard phase E and F.

Between the end of the testing phase and the flight, we have a security buffer available in case of an unexpected delay.

Resources

Manpower

In France, the school system is divided in two parts. The first is for the class and the second for the work experience. During the class, students must do a project which must take 4 or 5 hours a week when in work experience, they work 35h by week.

- **D. Pantel:** *Master's degree in electronics and reliability*, team leader, electronic and mechanical development, vibration and under beam tests.
Time for LAERTES experiment: Full time job
- **M. Gedion:** *Master's degree in physics*, simulation and result analysis
Time for LAERTES experiment: about 10%
- **Y. Gonzalez:** *Engineer in electronics*, Electronic design.
Time for LAERTES experiment: about 40%
- **M. Formigli:** *Bachelor's degree in electronics*, DC/DC converter design and test
Time for LAERTES experiment: about 20%
- **G. Giorgis:** *Bachelor's degree in electronics*, DC/DC converter design and test
Time for LAERTES experiment: about 20%

The "time for LAERTES experiment" is in percent of a normal week of work (35h).

Budget

In the following table, the estimated costs for the LAERTES project are given. The most expensive components are the diode and the pre-amplifier. Those components are dedicated to particle physics experiments, that is the reason of their cost.

On the second column, the cost for the implementation of one prototype is given whereas in the third column costs are estimated for the whole project

Component	Cost (for 1)	Costs (nb of components)

Diode (sensor)	1.5k€	6k€ (4)
Pre amp	450€	1.8k€ (4)
Passive components	50€	350€ (7)
PCB	100€	700€ (7)
Mechanic	100€	300€ (3)
Batteries	100€	1k€ (10)
Total	2.3k€	10150€

Table 8 : Evaluation of costs for one prototype and for the overall project

All costs are funded by

- ANR (« Agence Nationale de la Recherche », France)
- DGA (« Délégation Général de l'Armement », France)

External Support

Technical support is provided by :

- Institut d'Electronique du Sud (IES), 'Institute of Electronics of the South', Montpellier. The IES is a common laboratory of Université Montpellier 2 and the CNRS.

Financial support is provided by

- Agence Nationale de la Recherche, ANR (Research National Agency). The ANR is a French agency which is intended to provide financial support to research project which interest is discussed by a review done by a technical committee. Researchers are invited to submit their project for review.
- Délégation Générale de l'Armement, DGA. The DGA is an agency of the French DoD intended to provide support on highly technical projects of his interest.

Outreach Approach

A logo has been created to better recognize LAERTES experiment and LAERTES Team Members.



Figure 68 : LAERTES logo

This logo represents a balloon with an experiment on board. They are passing through the natural radiative environment of the atmosphere, represented with the white lines.

As LAERTES is a neutron detector, the sentence 'looking for neutrons' has been added, i.e. it is his main objective.

LAERTES WebSite.

The website has been designed in order to give visibility to the project on the web and to give some explanations and details concerning the experiment.

We have chosen to realize this website in French, as our main goal is to communicate with French students, mainly with Languedoc-Roussillon students. The goal is to give a window of visibility of the activities carried out by the team and perhaps rise some interest in Bachelor and Graduate students to join the team. The website is now online and will be updated frequently.

We have chosen to develop the website with an SPIP based design. It allows dynamic modification of the website, as well as review of the articles to be published by the different editors.

The website can be visited at the following address:

<http://www.ies.univ-montp2.fr/LAERTES/>



Figure 69 : View of the LAERTES web site home page.

When visiting our website, it is possible to enter several pages with the menu available on the left side of the page.

1. 'À la une': Last informations are presented in this page, which is the 'home page' of the website. (see annex for illustration)
2. Several information about the project can be found through a menu available on the left side of the website.

LAERTES menu: Information about the team and the main goal of LAERTES are done.

Résultats menu: Results will be posted in this page when obtained.

Partenaires menu: data on the institution is given under this menu.

'Le Programme REXUS/BEXUS' menu: Under this menu information about the REXUS/BEXUS program is given. Balloon and Rocket facilities are described as well

as the launching. Information about the BEXUS 10/11 campaign will be added, as well as information about Lappland and Kiruna.

LAERTES Presentations

LAERTES has been presented in several thematic days and outreach programs of the Université Montpellier 2. Some of the presentations done were:

- Institut d'Electronique du Sud (IES) open door day, the 11 of February, Montpellier.

It consist in presentations to students one year above the A levels, in sciences.

40 High School Students from Montferrier-sur-Lez (a village in the suburbs of Montpellier) preparing a science GCSE were invited to spend one day in the IES Laboratory in order to discover the applied research carried out in local universities and laboratories. As part of their visit, a presentation on LAERTES and on the goal of ESA and opportunities like BEXUS ws given by Denis. He explained the selection process, the assistance provided be ESA specialist and the opportunity to conduct an on-board experiment.



Figure 70 : Denis Pantel presenting the LAERTES project to high school students.

- Université Montpellier 2 (UM2) open door day, the 3 of March, Montpellier.

Each year several days in the UM2 are intended to present the different colleges, programs and studies available at the Univerité Montpellier 2. Activities proposed to

student like 'student projects' are presented to the future students in order to show them applications of their future course. This year a presentation was done concerning LAERTES and his participation in the REXUS/BEXUS program from ESA.

- RADFAC, 26 of March, Montpellier. RADFac is a conference/workshop for PhD students working on the radiation effects mainly for space applications. This workshop is sponsored by the RADECS association. The topic of radiative atmospheric environment and the LAERTES experiment were introduced.

More information about RADFac can be found on:

<http://www.radecs.net/>

<http://www.ies.univ-montp2.fr/radfac2010/>

- LATW, 11th Latin-American TestWorkshop, 28-31 March 2010

The Latin-American Test Workshop provides an annual forum for test and fault tolerance professionals and technologists from Latin America and all over the world to present and discuss various aspects of system, board and component testing and fault-tolerance with design, manufacturing and field considerations in mind. Radiative atmospheric environment is an important issue and has been presented as well the LAERTES project and his participation in the REXUS/BEXUS Program.

- Journée Nationale du Réseau Doctoral en Microélectronique (JNRDM), the 7th of June 2010, Montpellier.

The JNRDM is a national conference with a review committee.

The JNRDM are the most important activity of the European Doctoral Network on Micro and Nanoelectronics. More than 150 PhD students and researchers meet in order to share their results and knowledge and the last advances of topics related with materials, reliability, design of the future embedded systems, Integrated circuits or Micromechanical systems.

LAERTES will be present during these days as a paper submitted to this conference with review committee has been accepted for presentation during a poster session. Topics on reliability, neutron detection and ESA student programs will be treated during that presentation.

More information about JNRDM can be found at:

<http://www.jnrdm2010.fr/jnrdm.htm>

The final version of the poster will be sent to ESA offices and posted on the LAERTES website.

We are currently looking to be in the local press thing that we did not succeed until now.

Risk Register

ID	Risk	P	S	PxS	Action
MS10	Problem on the micro controller due to a neutron cross	A	5	Low	Install a D-Latcher
MS11	Problem on the micro controller due to the temperature	C	5	High	Choose a micro controller that works at very low temperature
MS20	Problem on the internal EEPROM of the PIC due to a neutron cross	A	5	Low	
MS21	Problem on the internal EEPROM of the PIC due to the temperature	C	3	Low	Choose a micro controller that works at very low temperature
MS30	Problem on the external EEPROM due to a neutron cross	A	5	Low	Send data on the E-link to be sure not to loose data
MS31	Problem on the external EEPROM due to the temperature	C	3	Low	Choose a memory that works at very low temperature
MS40	Battery defects because of temperature (all batteries 90V and supply)	C	5	High	Choose batteries that works at very low temperature
MS50	Corona problems due to vacuum	B	5	Medium	Perform vacuum tests
TC10	Interferences due to the PERDaix magnet	B	5	Medium	Place LAERTES far from PERDaix
PE10	Problem if the mechanical box connects with the mechanical structure	B	2	Low	Make a good insulation between 90V and mechanical structure.

Table 9 : LAERTES' risk register

Experiment Description

Experiment Setup

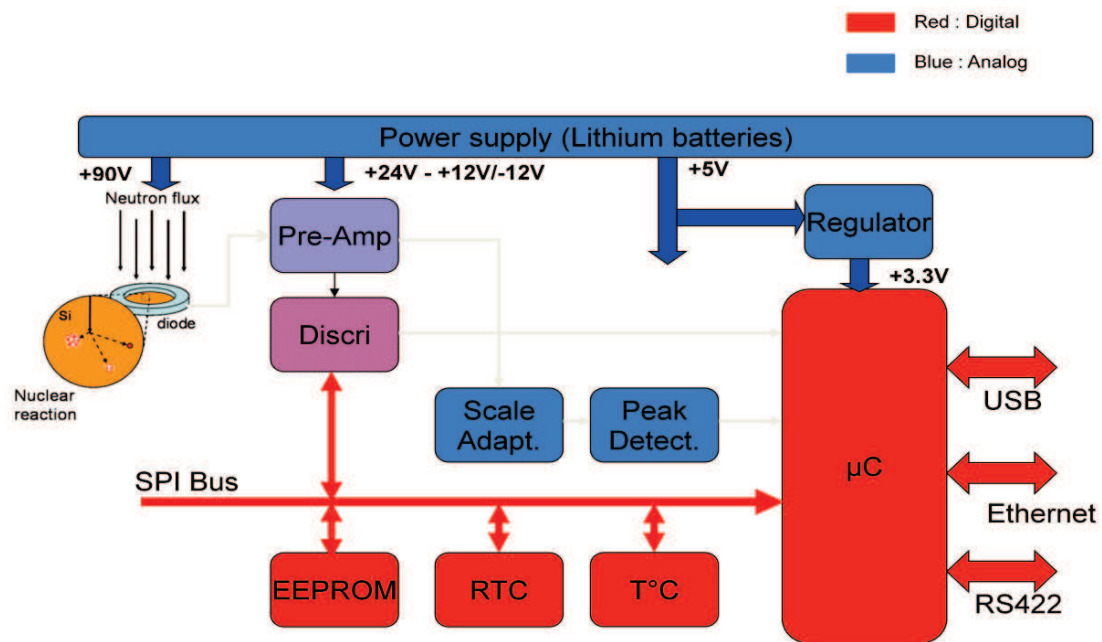


Figure 71 : Block diagram of LAERTES experiment

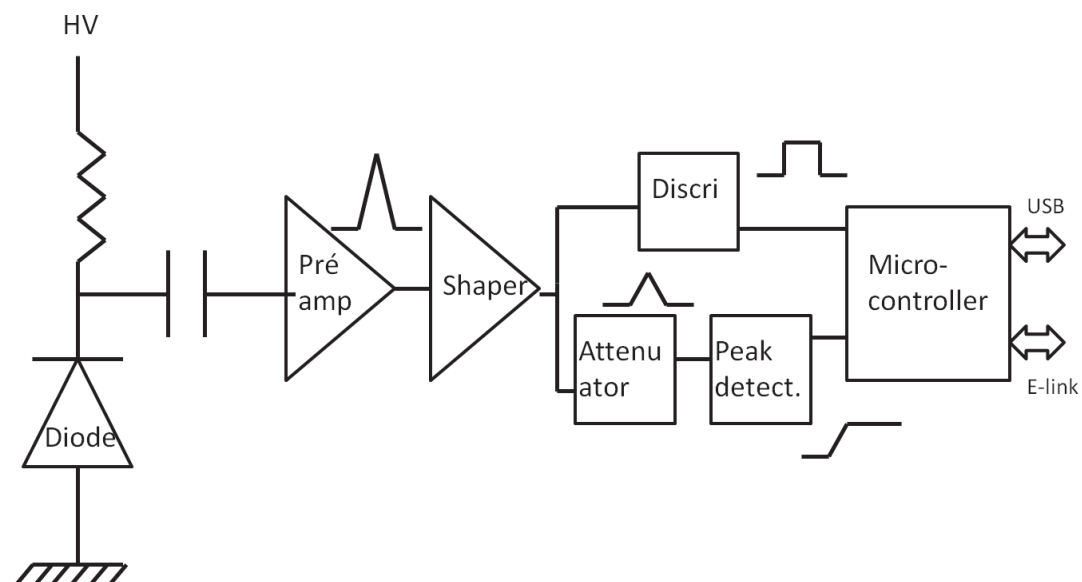


Figure 72 : Acquisition chain block diagram

Experiment Interfaces

Mechanical

The experiment mechanical structure will be 2 GBS27MF boxes.

We will attach it to the gondola by using angle brackets. Those two angle brackets will be 398mm long (distance between the rails on the gondola). The whole mechanical structure will be 207.8mm large.

The two electrical connectors will be between the two boxes not to disturb the rest of the gondola.

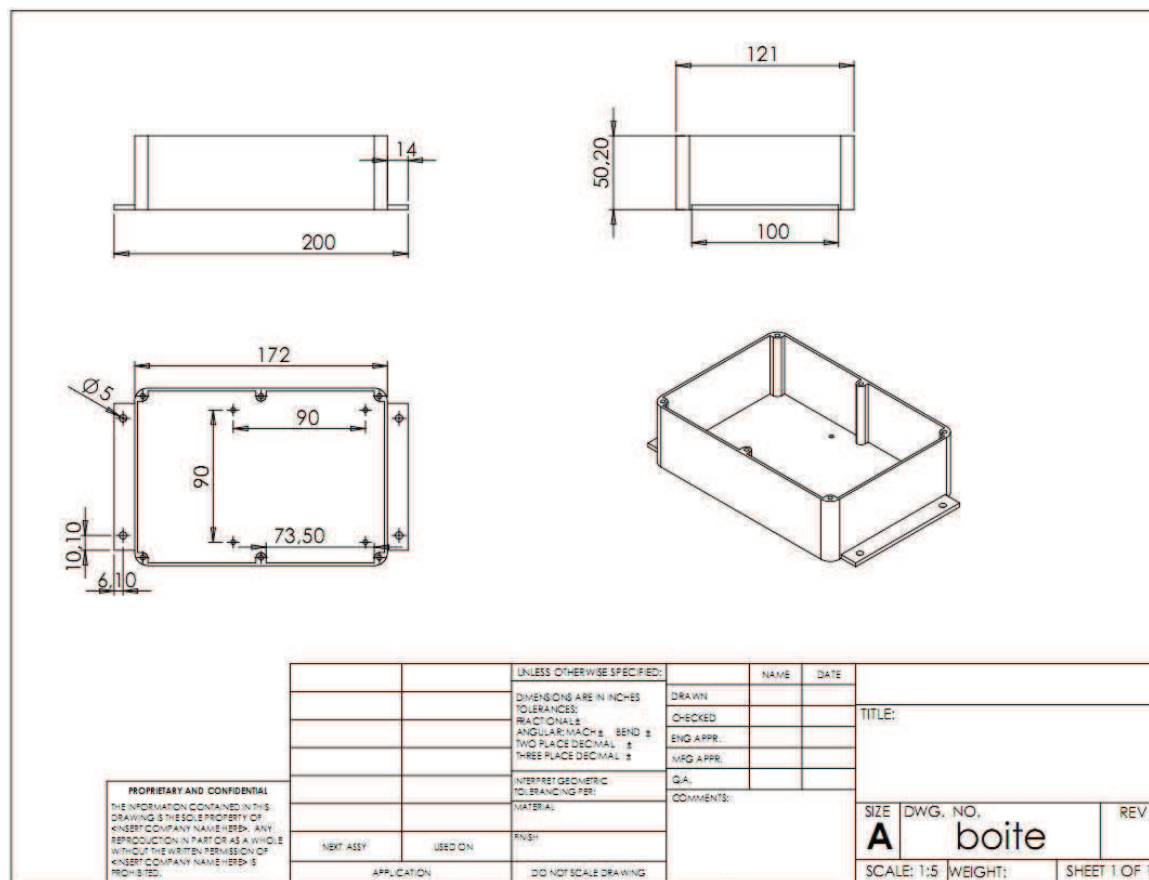


Figure 73 : Experiment box

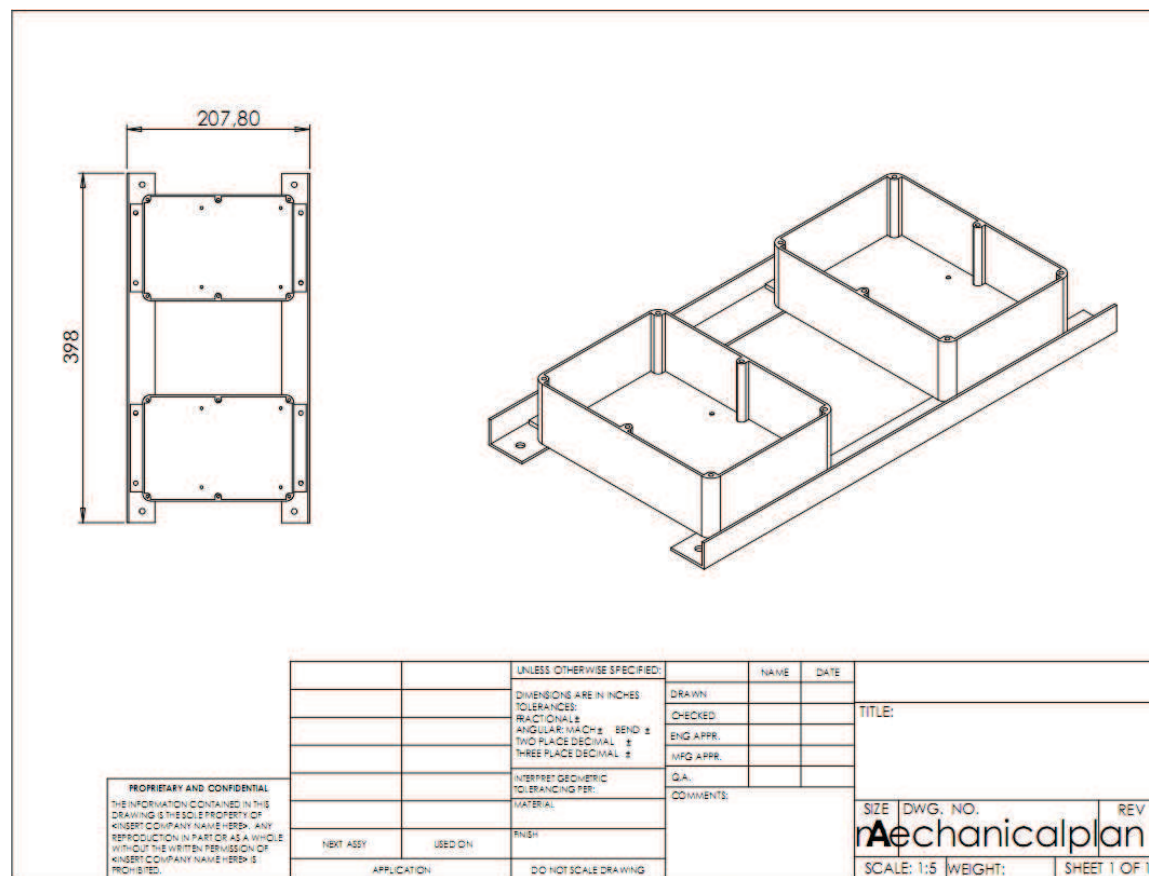


Figure 74 : Total mechanical structure

The experiment can be screwed (8 screws) to the mechanical interface. We think we will fix the experiment to the mechanical interface by the under face of the experiment not to have cutting on the screws during the shocks.

A calculation of the weight of the angle brackets gives us 110g for each one. As we have 2 angle brackets, the total weight will be 220g.

A first calculation of a 200N effort (10 times the total weight of the experiment) using

<http://abrougneil.com/inflection/index.html>

Gives us, on a profile like our angle brackets

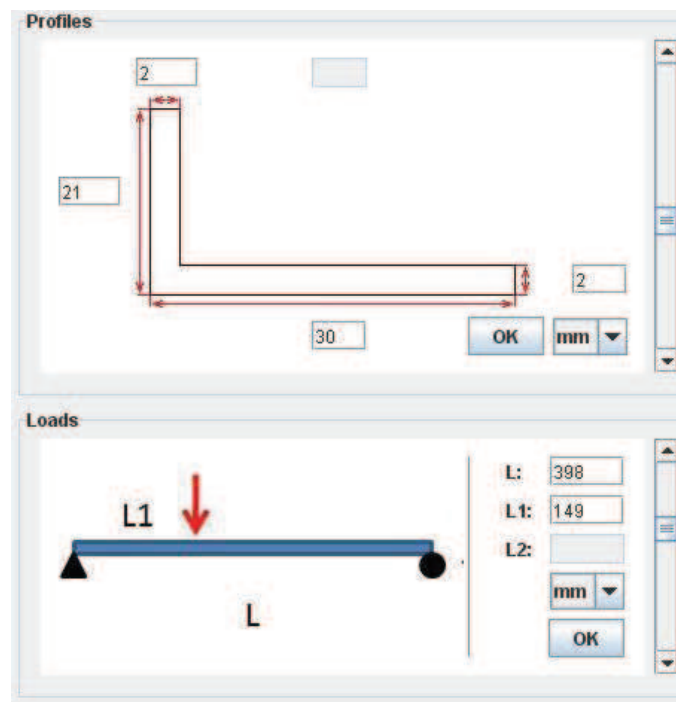


Figure 75 : Angle brackets profile and position of loads in the effort calculation applet

A result of :

Direct Solver

Maximal Force:		Igz: 7148.167 mm ⁴	Calculate	Deflexion: -0.467 mm
F1: 200 N		NF: 10.436 mm		Shear Force: -125.126 N
F2: N		E: 69000.0 N/mm ²		Bending Moment: 0.0 N.mm
p: N/mm		L: 398.0 mm		Strain: 1.562 mm
		L3: 0 mm		Stress: 0.0 MPa
		t: 21.0 mm		
		t1: 0 mm		

Figure 76 : results of the direct solver on the effort calculation applet

We can see in figure 14 that the deflexion of the angle brackets will be less than one millimeter.

Electrical

It should be an autonomous experiment (battery power), so it won't need electrical interface. We will have batteries.

A serial port (15pins) will be used to connect the boxes together.

We are currently testing the E-link by using the UDP protocol on a "PICDem.net" test board with a microcontroller of the same family (PIC18F97J60).

We will use a RJ45 connector, we will also use a Jack connector for the tests.

As the temperature is read every 10 seconds (adjustable), we may send this measurement as an "I am alive signal".

The connectors will be placed between the two boxes not to disturb the rest of the gondola.

Experiment Components

Experiment mass (in kg):	2
Experiment dimensions (in m):	0.398x0.208x0.058
Experiment footprint area (in m2):	0.08
Experiment volume (in m3):	0.0048
Experiment expected COG (centre of gravity) position:	

Table 10 : Experiment weight and dimensions

Component	Manufacturer	Package	Availability	Cost (per unit)	Supplier
Diode	ORTEC		Delivered	1.5k€	Ametek
A225	AMPTEK	DIP14	Delivered	500€	FastComTech
AD8034ARZ	Analog Devices	SO8	Delivered	3.58€	Radiospares
LM311D	Texas Instrument (TI)	SOIC8	Delivered	0.30€	Radiospares/ Farnell
LS4148	Vishay	SOD80	Delivered	0.03€	Farnell
MCP42010SL	Microchip	SO-14	Delivered	14.21€	Radiospares
FDV303N	Fairchild	SOT23	Delivered	0.41€	Radiospares
TLC27L2BID	TI	SOIC8	Delivered	0.611€	Radiospares
TMP125	TI	SOT23 -6	Delivered	2.38€	Farnell
ADR365	Analog Devices	SOT23 -5	Delivered	1.82€	Farnell
25LC1024	Microchip	SOIJ-08	Delivered	5.17€	Radiospares

PIC18F67J60	Microchip	TQFP64	Delivered	5.14€	Radiospares
25AA02E480	Microchip	SOT-23	To be ordered	0.53€	Farnell
RSO-0512D	RECOM	SIP-8	Delivered	16.13€	Radiospares
IU1205SA	XP Power	SIP	Delivered	12.50€	Farnell
IU1224SA	XP Power	SIP	Delivered	12.50	Farnell

Table 11 : Experiment's components

The packages used are all referenced in the JEDEC standards.

The diode has been chosen as a result of further PhD thesis works(mentioned in the introduction).

The A225 is a 240mV/MeV output component developed specifically for the particle detection.

The DC/DC converters are used because it was, at this moment, the better components we have found during our first design.

Every other component have be chosen because they are already used in other experiment of our laboratory, so they are well known by us.

We have also 22 SMD resistors (0805) and 28 capacitor SMD (0805) X7R package material.

We have also some connectors like RJF21B for the E-link, we will use the USB with a Jack connector, 14 Pin "nappe" connector (like the IDE in PC) for the "communication" between the supply and the experiment board and a 6 pin connector to program the microcontroller.

The we have two PCB, the experiment one is made by BetaLayout in FR4 material process. It is a two layers (Top/Bottom) 10x10cm board with solder mask and metalized vias. The supply board is made in our University, only bottom, 10x10cm without vias.

Mechanical Design

GBS27MF boxes from Velleman (510g) will be used for the experiment and the supply parts. One box will contain the supply board and the batteries and in the other one there will be the experiment board with the diode.

We will use foam to “block” the diode and insulate the experiment.

The PCB will be screwed to the box by the use of plastic interfaces (thermal insulation) blocked by nuts at approximately 5mm from the bottom of the box.

We will put foam between every sides of the PCB and the aluminum box.

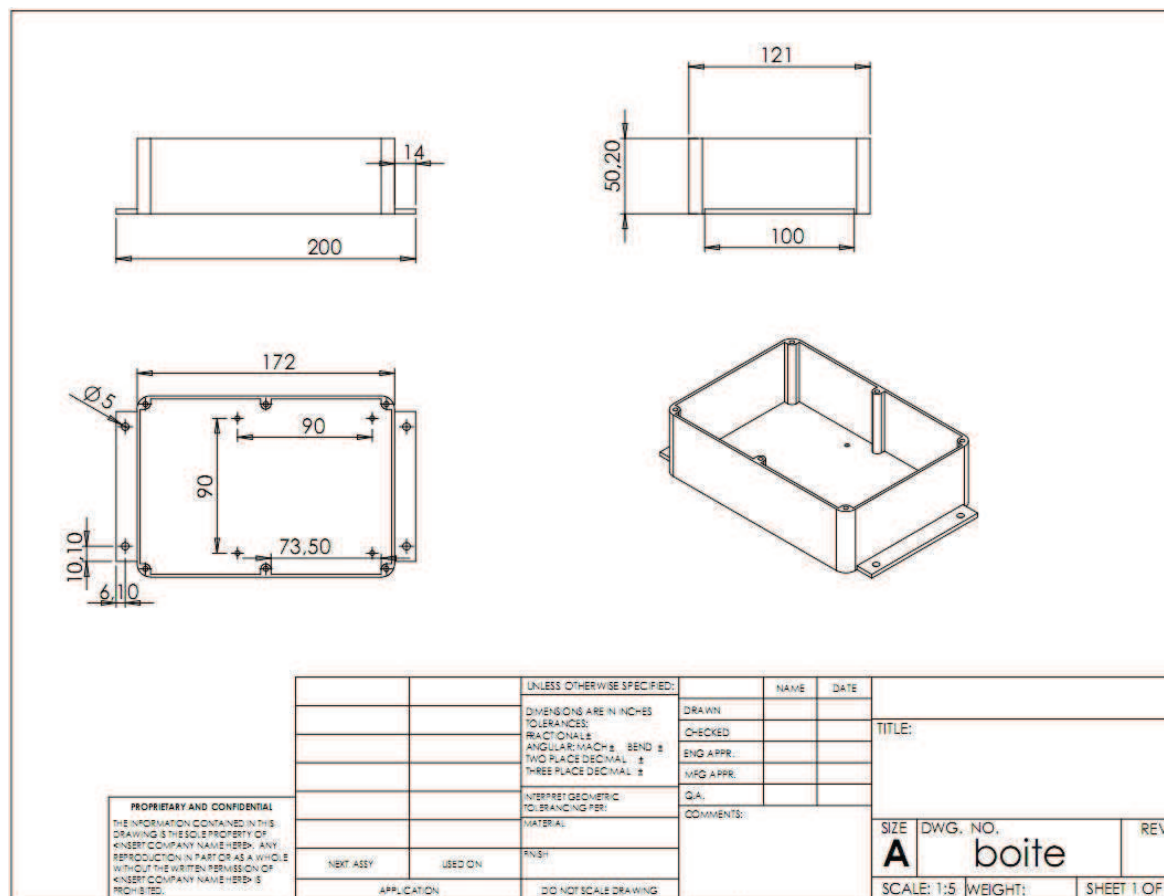


Figure 77 : Mechanical structure of LAERTES

Electronics Design

Currently, there are two Printed Circuit Boards (PCB), one for the power supply and the other for the experiment. The experiment PCB is over the supply one.

It's possible that there will be only one PCB if we make a longer box.

For the electronic design, we use the "Eagle" program. By entering the schematic, the software gives us the footprints allowing us to design the PCB.

The RJ45 connector we use on the board is not already on the schematic because we are currently building the component in the "Eagle" database.

In the figures presented in the next four pages, the current schematics of the experiment are presented. The schematics are divided in three parts to be simpler to read.

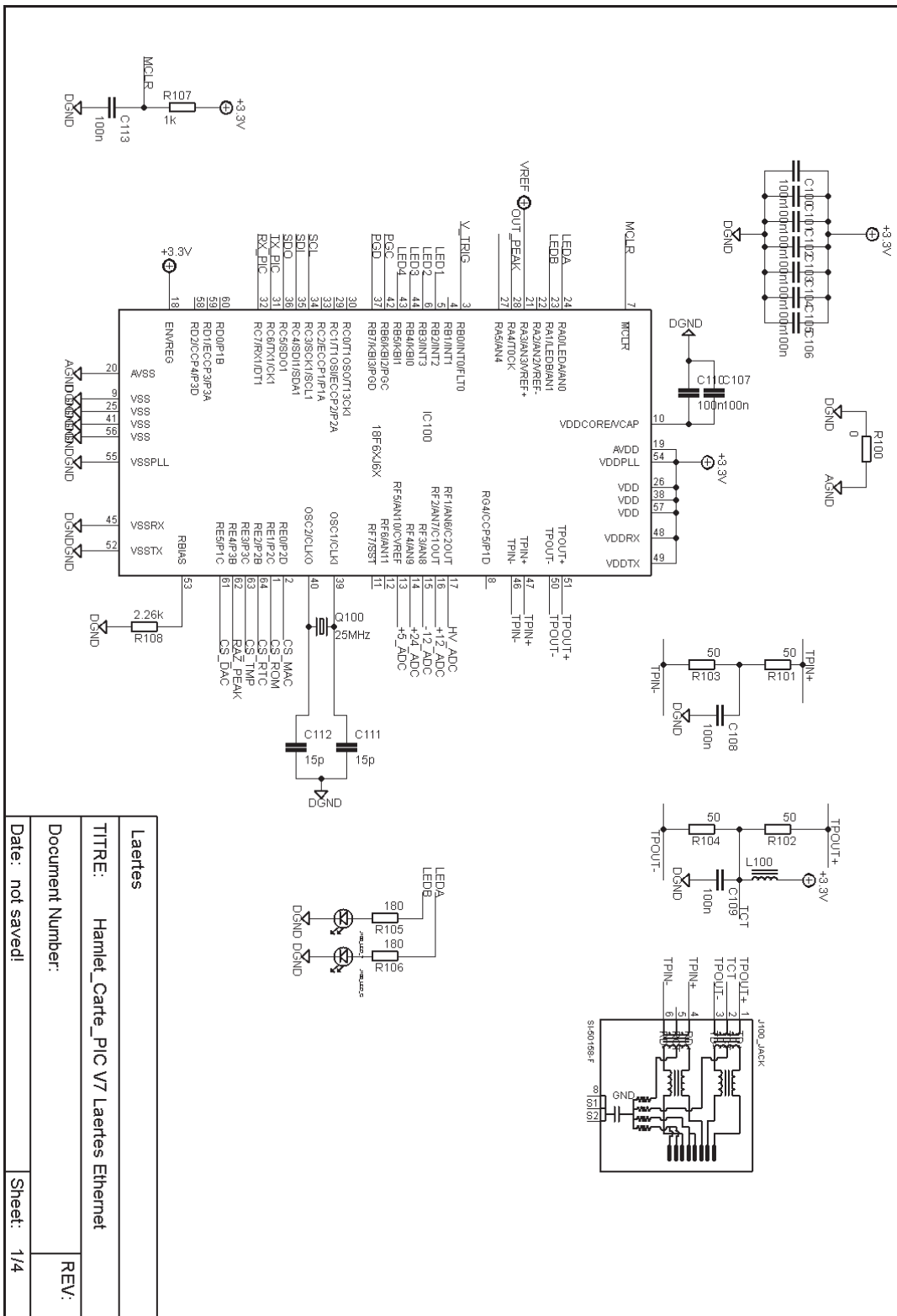


Figure 78 : Microcontroller sheet

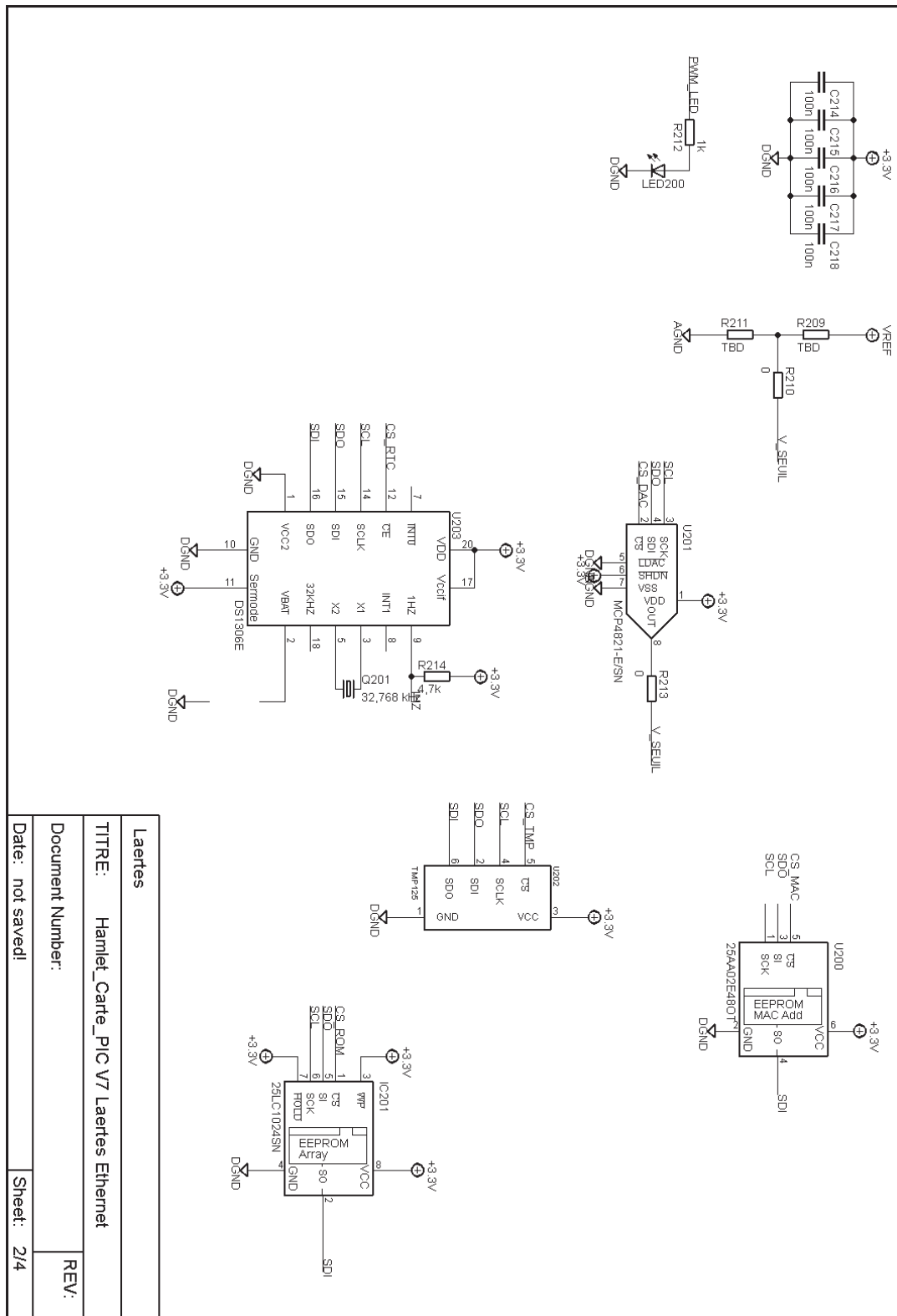
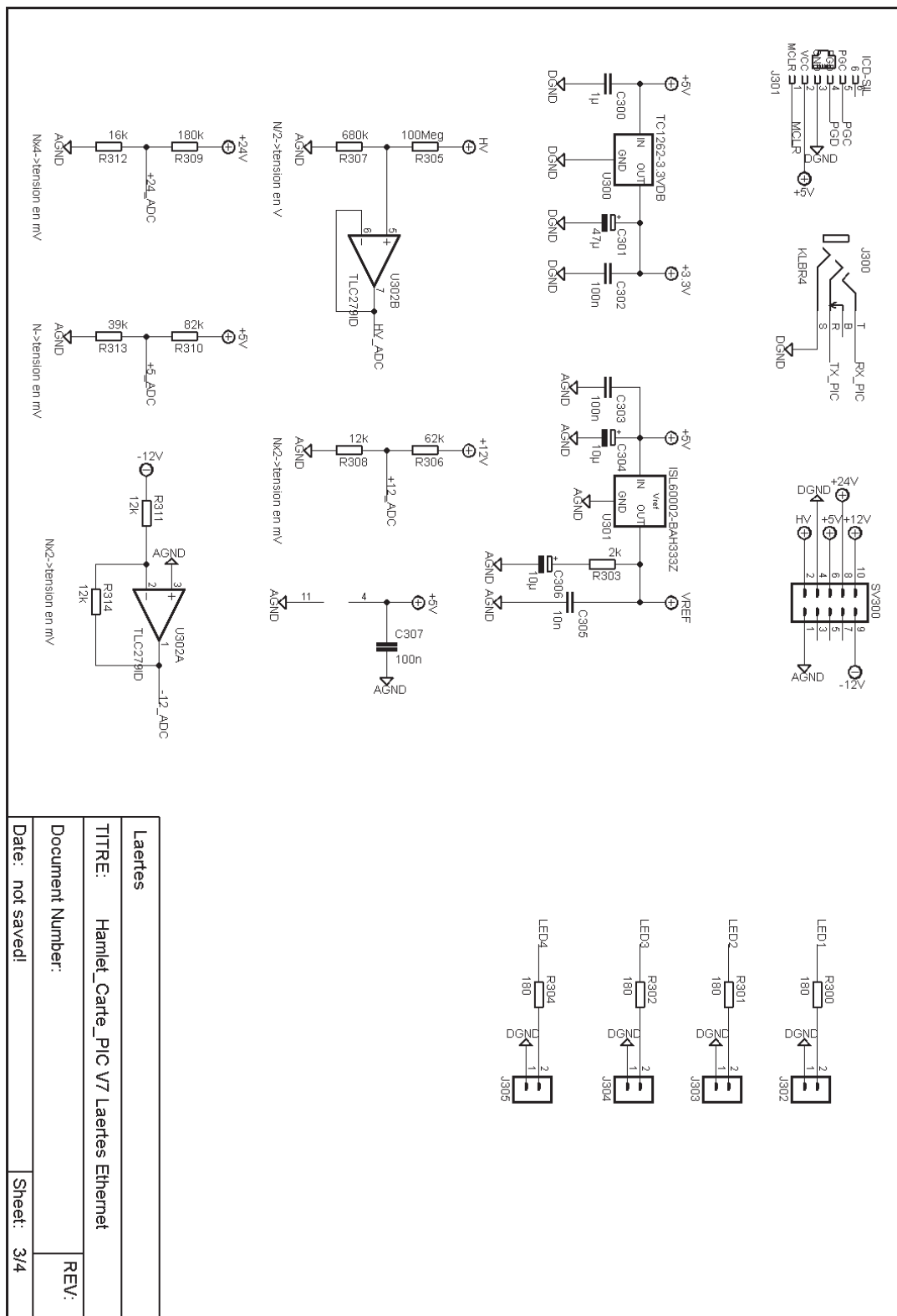


Figure 79 : Digital sheet with the temperature sensor, the EEPROM, the real time clock.



To explain a little bit the main parts of the experiment, we have 3 main parts.

A - The first is the charge pre amplifier (pre-amp). It detects a variation of the current on the diode and amplifies it with a 240mV/MeV resolution

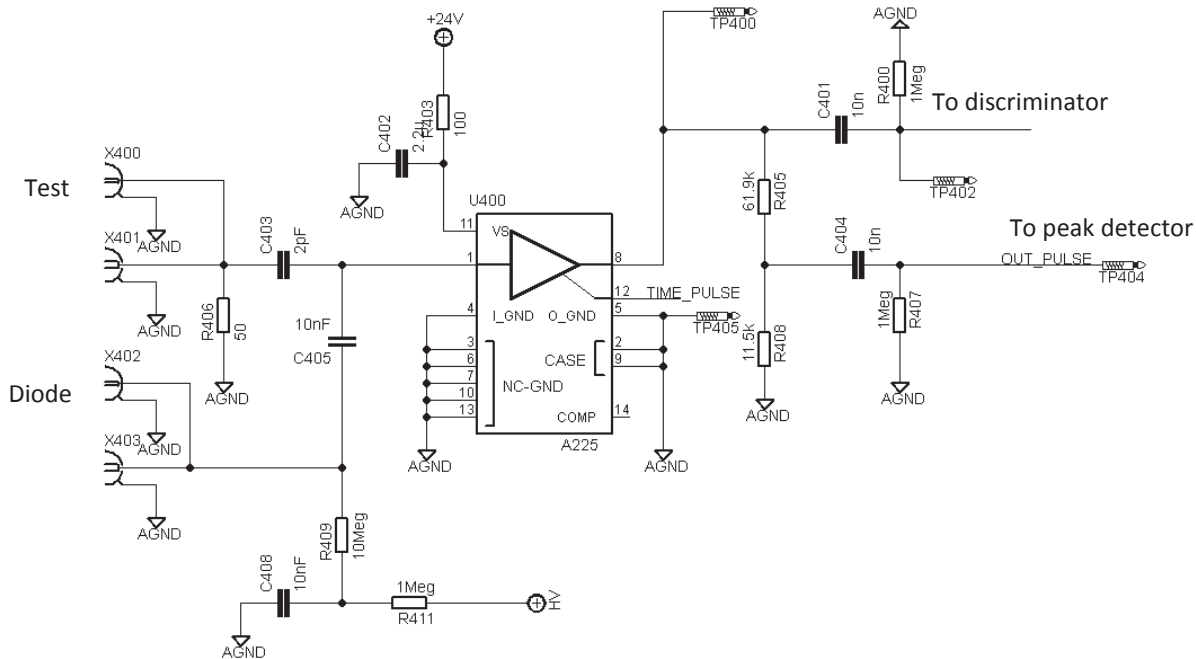


Figure 82 : pre amplifier

A signal comes from the diode (nuclear reaction) or the test input (square signal or pulse) and is amplified by the pre-amplifier.

After the pre-amp there is a 0/+24V signal which goes to the discriminator on one side and, passing through an attenuator (R22/R7), becomes a 0/+5V signal to be detected by the peak detector and treated by the micro controller.

B - The discriminator

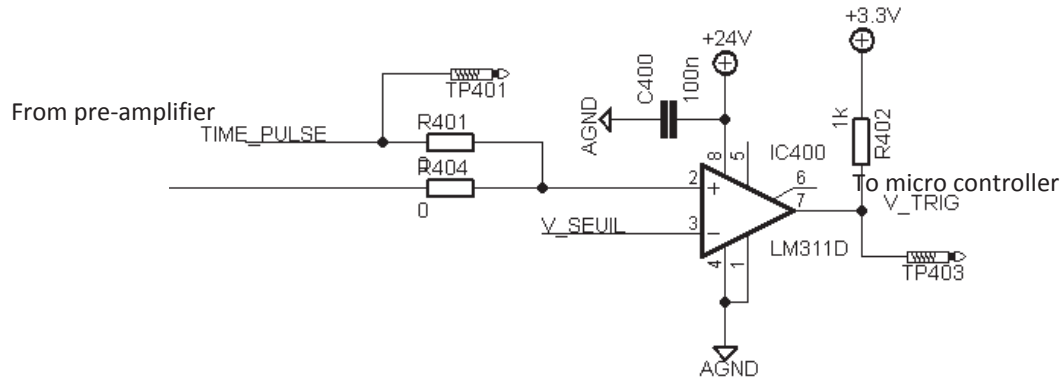


Figure 83 : Discriminator

When a peak comes from the pre-amp, the discriminator trigs the micro controller. There is a digital potentiometer (V_SEUIL) to adjust the threshold. If the threshold is higher than the peak, the discriminator does not trig and the micro controller does not read the peak value.

C - Then we have the peak detector

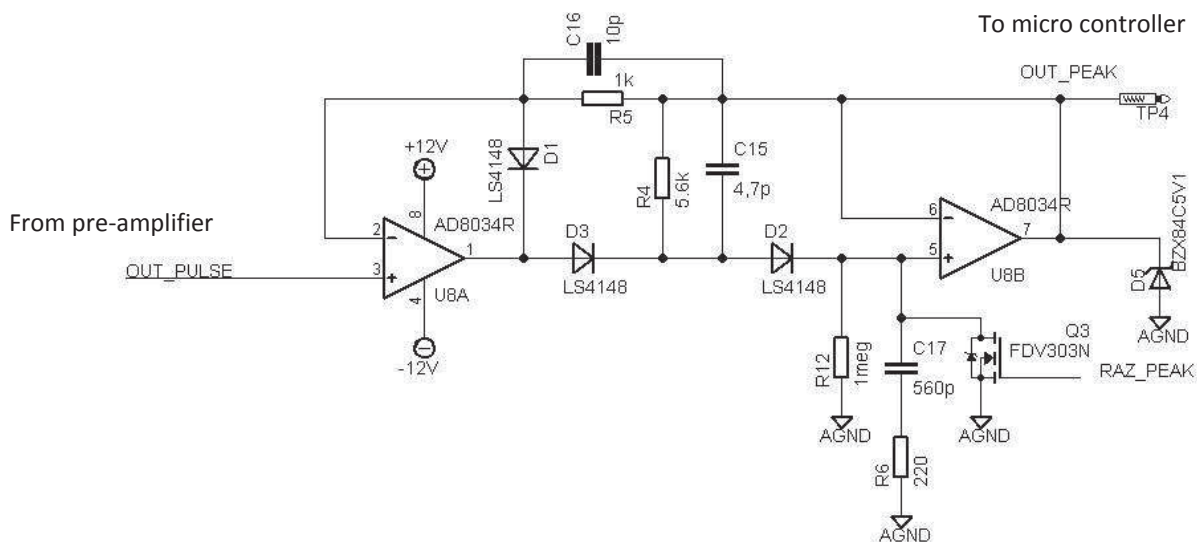


Figure 84 : Peak detector

When a peak comes from the pre-amp through the attenuator, the unity gain peak detector “charge” itself by charging the C17 capacitor. To detect next peaks, Q3 is “closed”, discharging the capacitor then the peak detector is initialized.

The current prototype PCB (with the last microcontroller, PIC16F452) is a 10x10cm board.

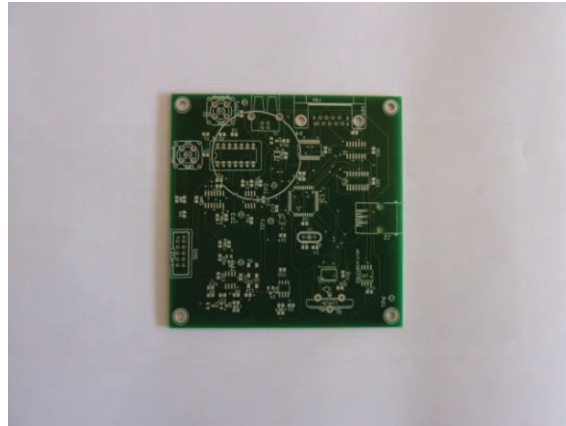
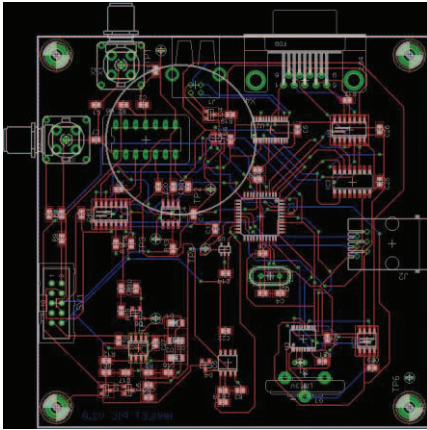


Figure 85 : Current prototype experiment PCB

The diode may be plugged near the A225 because its signal is very low.

The new PCBs will have the same size than the current ones 10cmx10cm.

For the supply card, the schematic is divided in 2 big parts, the 31 button batteries ($3V \times 31 = 93V$) and the DC/DC converters.

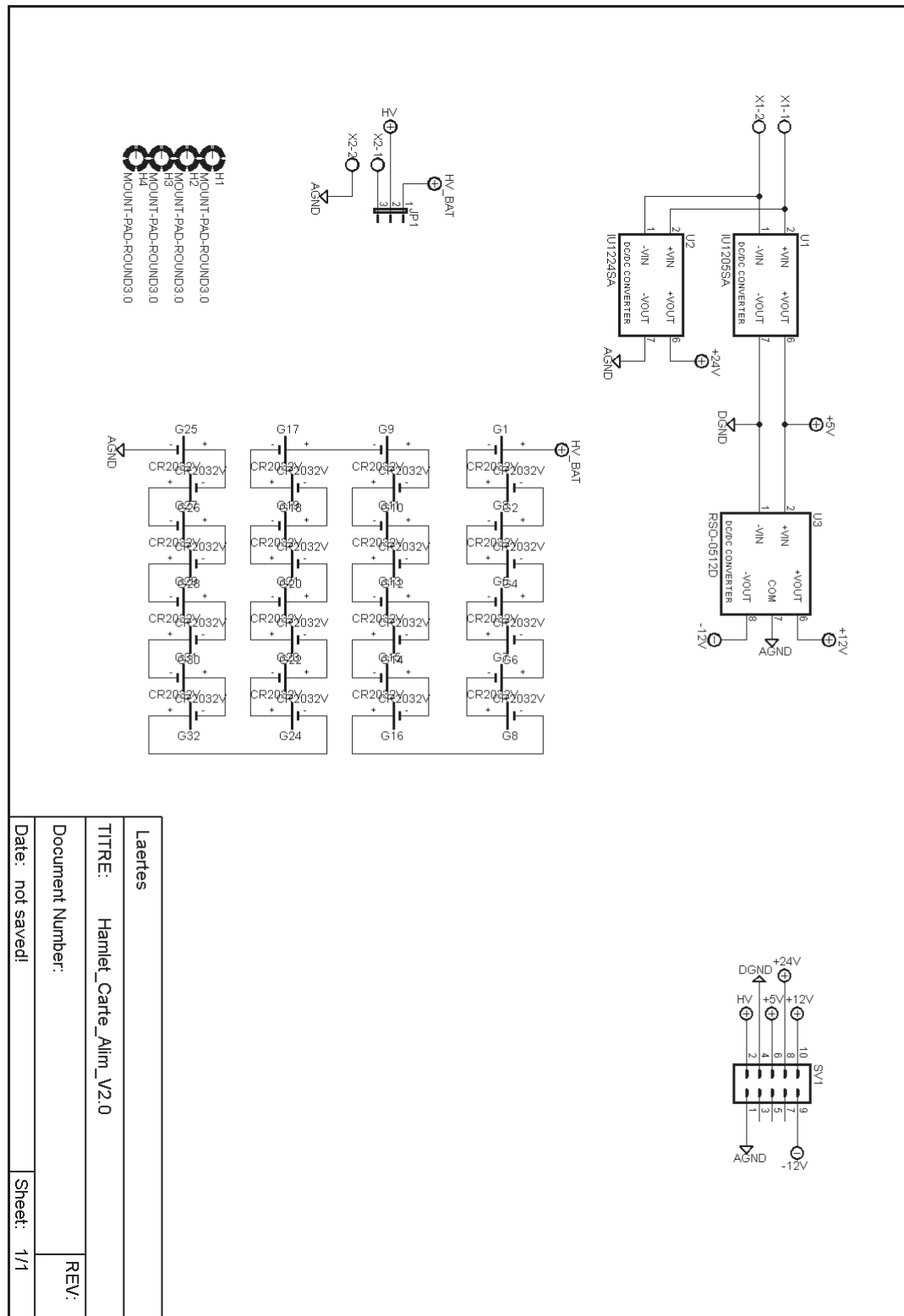


Figure 86:Supply schematic

The DC/DC converters receive a voltage between 0/+8V and 0/+16V from the batteries and converts it into 0/+24V, 0/+5V and -12/0/+12V.

155

To prevent a possible risk with the 90V, we will plug the aluminum boxes to the ground and, in the design, put the 90V wire far from the ground plane.

Thermal Design

A measure of each components temperature after 48hours in service has been performed in the current prototype box (not the final one). The ambient temperature was 23°C.

Diode	28.7°C
PIC18F452	29°C
AD8034	34.4°C
A225	30.5°C
25LC1024	28.2°C
LM311	31.4°C
27L28C	28.6°C
LTC1791	28.9°C
MAX4053	28.3°C
ADR365	28.9°C
MCP42010	28.8°C
DS1306	29.1°C
FTDI	27.9°C
XP1205	36.3°C
RSO0512D	37.4°C
XP1224	38.5°C

Tableau 12 : Each components temperature after 48hours in service with an ambient temperature of 23°C.

All of our components are given to work in the $-40/+85^{\circ}\text{C}$ temperature range. Some of them are given for $-55/+125^{\circ}\text{C}$. By the use of a good insulation, we can be able not to be under the operating temperature threshold (-40°C).

The insulation will be made by polyurethane.

A first calculation gives us a result, using :

$$Q = - K.A.dT/dx$$

With:

Q : the thermal flux

K : the thermal conductivity

A : the area perpendicular to the thermal flux

dT/dx : the temperature gradient

And,

$$dQ = C_v.dT_{int}$$

With:

C_v : the specific heat

dT_{int} : the internal temperature variation

We have:

$$T_{int} = T_{ext} + (T_0 - T_{ext}).\exp(-K.A.t/C_v.\Delta(x))$$

In this calculation, we do not use the temperature created by the electronic devices.

Using this equation, we can have a plot of the internal temperature variation as a function of the time, for a given insulation thickness

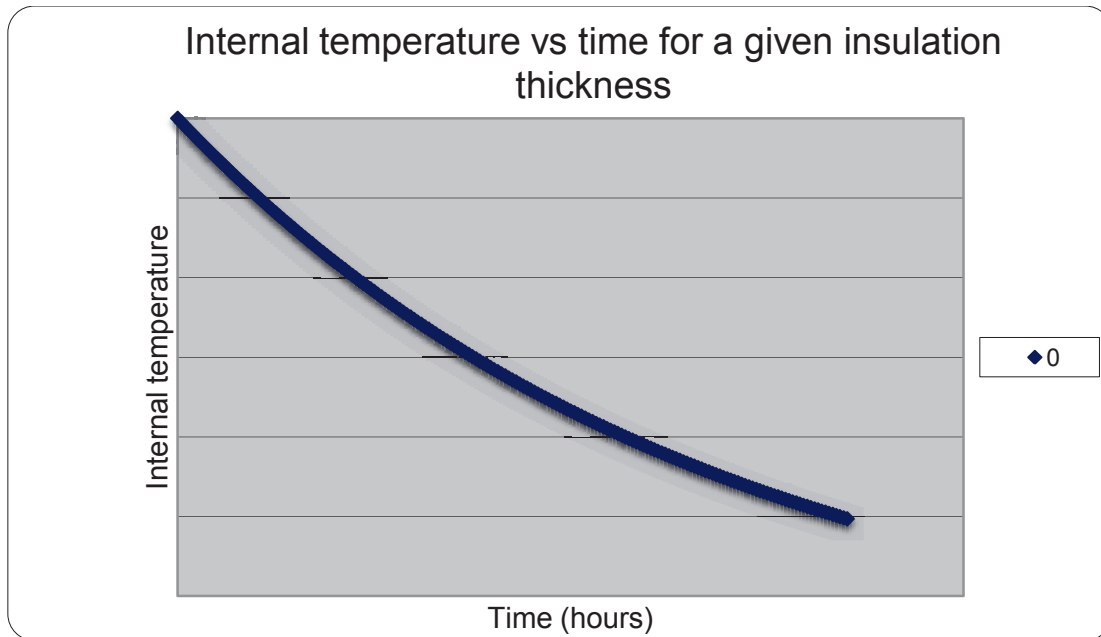


Figure 89 : Internal temperature as a function of the time for a given temperature of 5cm

We can see that, for a given insulation thickness of 5cm, with an external temperature of -70°C and a start temperature of 0°C , it takes 3.4 hours to have -40°C in the box.

We can also have a plot of the internal temperature, after 4 hours, as a function of the thickness

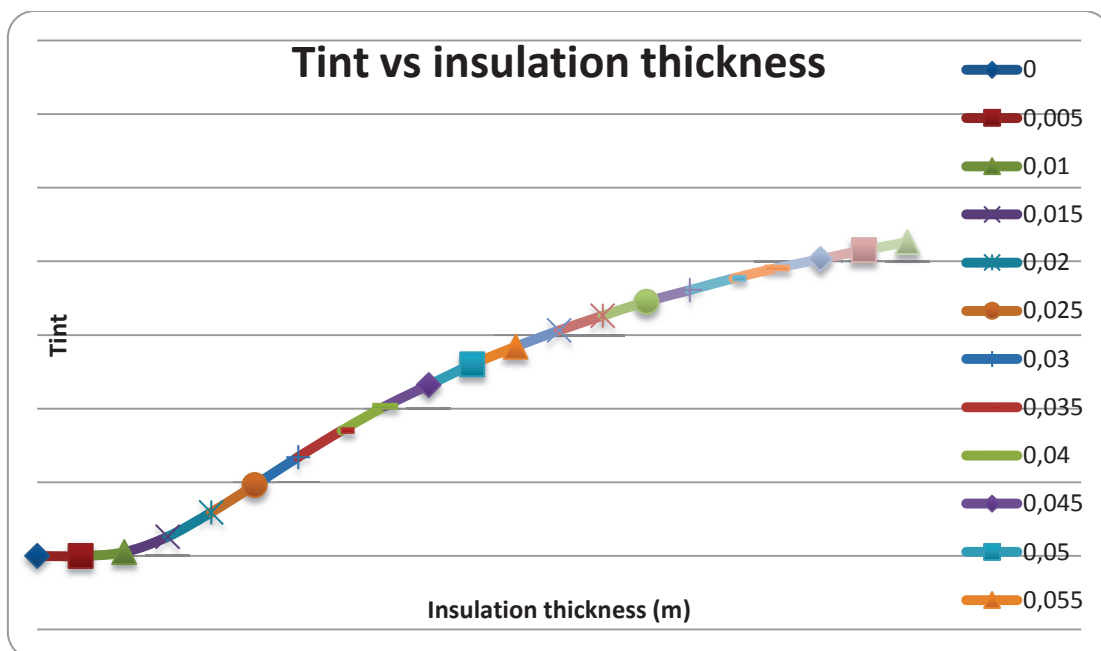


Figure 90 : Internal temperature as a function of the insulation thickness after 4 hours at -40°C

With those plots, we can estimate a needed insulation of about 5cm of polyurethane.

We may insulate the internal and external faces of the boxes.

As we do not use the electronic power dissipation, we think that it would be possible to use less insulation than the 5cm.

Power System

For each supply on the output of the DC/DC converters, we have measured the current consumption. The results are :

Supply voltage	Current
+5V	18mA
+12V	6.8mA
-12V	6.5mA
+24V	4.3mA

Table 13 : Current consumption measurement on the experiment card

But we have also measured the whole LAERTES consumption and the results are:

Supply voltage	Current
9V	117mA

Table 14 : Current consumption of the whole LAERTES experiment

If we calculate the power consumption of the experiment card on one side and on the whole experiment on the other side, we have:

	Power consumption
Experiment card	352mW
Whole experiment	1053mW

Table 15 : Comparison between the experiment card and the whole experiment power consumption

From Table 6, we can calculate the efficiency of the DC/DC converter:

$$\eta = P_{\text{expcard}}/P_{\text{LAERTES}} = 33.4\%$$

A first calculation of the new supply device gives us approximately 40% of efficiency.

The power budget is about 1.1W during all the phases so, for a 12hour mission, we need 13Wh.

If we choose 9V batteries, we will need a capacity of 3Ah. We will have 27Wh to prevent any problem.

Some solutions in the “saft catalog” are :

- G54/3 : 3V, capacity of 5Ah, weight of 58g
- G9-124 : 9V, capacity of 7.5Ah, weight of 370g
- G26 : 3V, capacity of 7.75Ah, weight of 85g. The use of 3 G26 can gives us a voltage of 9V, a capacity of 7.75Ah and 255g.

The use of three G54/3 batteries will give us a 9V voltage, a capacity of 5Ah and a weight of 174g, it is the best solution in the Saft catalog.

Those solutions are very high in front of our needs so we may not have any problems with the capacity of the batteries.

Software Design

The experiment is currently managed by a PIC18F452 coded with CCS using the microchip compiler (MPLAB IDE v8.40).

After the tests on the E-link on the PICDem net board of microchip, we will change the microcontroller of LAERTES and use a PIC18F67J60.

As the PIC18F452 can not use the Ethernet, we have chosen to change our microcontroller.

The use of the PIC18F67J60 will allows us to use the Ethernet with the UDP protocol for the E-link.

The software is based on an interruption system. The “main()” function of the program is used to communicate with the computer during tests. During the flights, the “main()” function of the program reads a buffer and send the data from the buffer with the E-link.

The buffer will be filled in during the interruptions which are the measure of temperature (every X seconds, adjustable) and the event interruption.

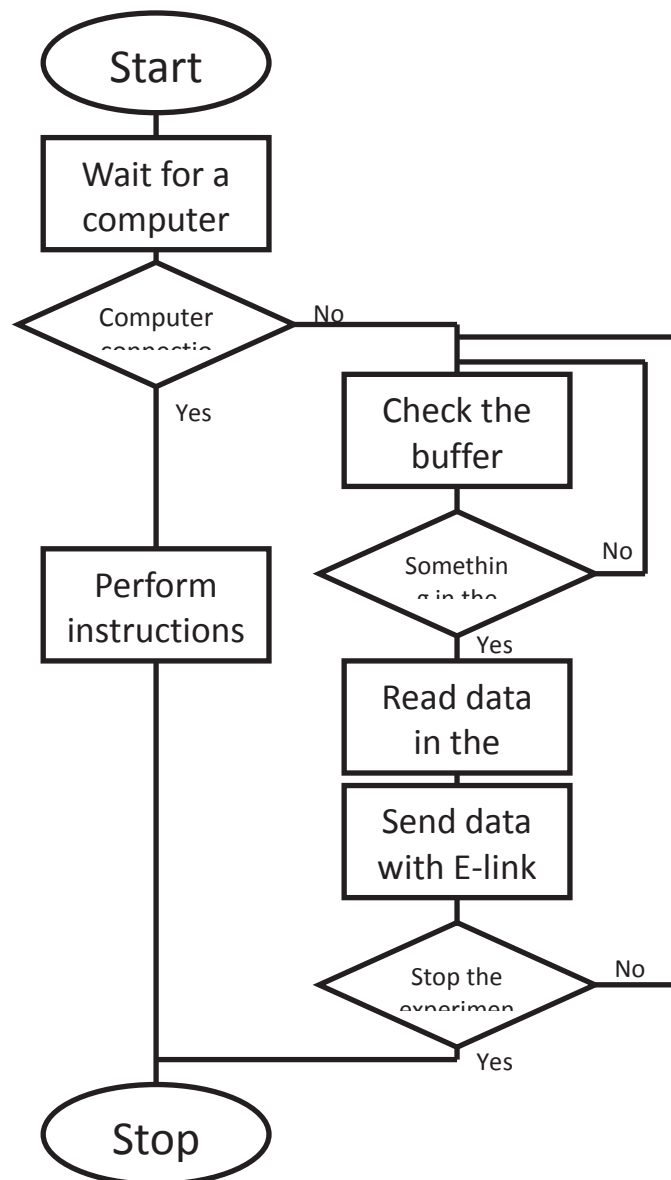


Figure 91 : Experiment's software principle

When an event (a neutron-silicon interaction) occurs, the program goes to the event interruption. This interruption starts the acquisition and wait until the end of this one, and then it reads the hour, stops the acquisition, stores the data and increment the number of hits. After all is finished, the microcontroller may send data on the E-link

To communicate instructions during the test phase with the computer, we use a LabView program.

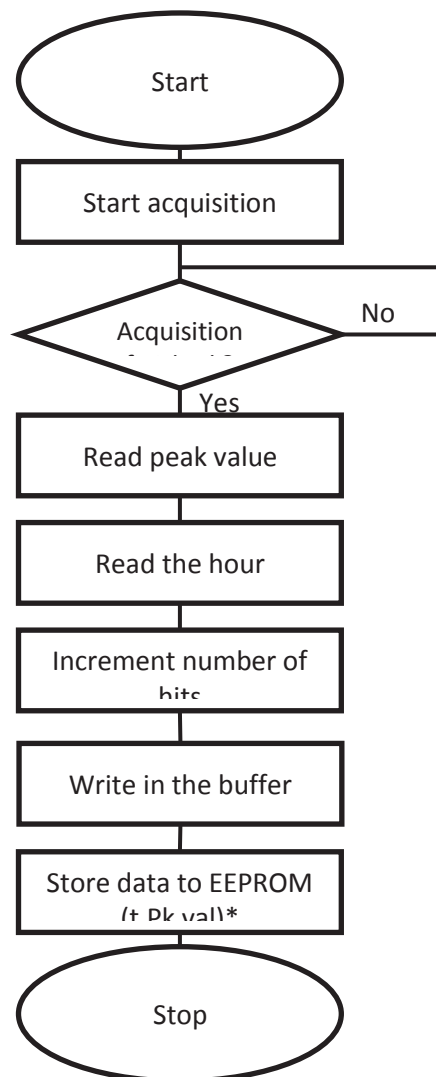


Figure 92 : Event interruption program principle

The hour and temperature reading and the EEPROM storage are done by the use of the SPI bus.

The full program of our current prototype (without E-link) is in Appendix A

Ground Support Equipment

For the ground support equipment, we have already ordered a laptop and we will start the design phase of the Labview program in a few weeks.

Experiment Verification and Testing

Verification Matrix

ID	Requirement text	Verification
F.1	The experiment shall detect the neutrons during the whole flight using one sensor. It is placed inside the BEXUS gondola.	D, T
P.1	The experiment shall measure the secondary ion deposited energy from 100keV to 100MeV, with an accuracy of 100keV	D, T
P.2	The experiment shall timestamp the events.	D, T
P.3	The experiment shall measure the temperature near the sensor.	D, T
P.4	The temperature measurement shall be possible between -50 and +50 degrees centigrade.	A, D, T
P.5	The experiment batteries shall be qualified for use on a BEXUS balloon.	D, T
D.1	The experiment shall be designed to operate in the temperature profile of the BEXUS balloon.	T
D.2	The experiment shall be designed to operate in the vibration profile of the BEXUS balloon (especially for shocks).	T
D.3	The experiment shall be designed in such a way that it shall not disturb or harm the gondola.	A
D.4	The experiment batteries shall be qualified for use on a BEXUS balloon.	A, D, T
D.5	The experiment batteries shall be replaced, if needed, in less than 5 minutes.	D, T
D.6	The experiment shall be designed to communicate, by the use of the E-link, with the gondola and then, the ground station.	D, T
O.1	The experiment may be far from the PERDaix experiment, not to have interferences due to	A, T

	magnetic fields.	
O.2	The experiment shall be able to conduct measurement autonomously if ground station communication is lost.	D, T

Table 16 : Experiment verification matrix

Test Plan

We have a contact to perform our test in the LMGC ("Laboratoire de Mécanique et Génie Civil") in the University of Montpellier 2

Test number	1
Test type	Thermal
Test facility	LMGC
Tested item	The whole experiment
Test level/procedure	-40°C
Test duration	3 or 4 hours (or more)

Table 17 : Thermal test plan

The thermal test will be performed in a climatic chamber. This chamber can, normally, cold until -40°C but -37 or -38°C may be more realistic.

Test number	2
Test type	Vacuum
Test facility	IES
Tested item	The whole experiment
Test level/procedure	0.1hPa
Test duration	4 hours

Table 18 : Vacuum test plan

The vacuum test can be performed in our laboratory by using a frame made in our laboratory, an Alcatel pump plugged to a LEROY SOMER motor (LS71) and a Alcatel Oil mist filter (OME25 S).

Test number	3
Test type	Shock
Test facility	LMGC
Tested item	The whole experiment
Test level/procedure	10g
Test duration	10 times

Table 19 : Shock test plan

The shock tests will be performed at the LMGC. We will plug the experiment to wires and let it fall 3 meters before stopping it by pulling on the wires. Some accelerometers will check the intensity of the shock. This test will be done using different configuration at the beginning to simulate the possibility for the gondola to be not horizontal during the fall.

Test number	4
Test type	Temperature
Test facility	LMGC
Tested item	Diode
Test level/procedure	-40°C
Test duration	30min

Table 20 : Temperature test plan

This “temperature” test will consist in measuring the current consumption versus the voltage of the diode as a function of the temperature.

Test number	5
Test type	Load
Test facility	IES
Tested item	Mechanical structure

Test level/procedure	20kg
Test duration	30min

Tableau 21 : Static load test

Test Results

A vacuum test has already been performed at 100 Pa (0.1 hPa) and the experiment has worked well.

A mechanical test has been performed by using a 19kg water bottle.



For the temperature test, we used a freezer and went down to -10°C but did not use all the polyurethane foam we are going to use.

Launch Campaign Preparation

Input for the Flight Requirement Plan (FRP)

Dimensions and Mass

Experiment mass (in kg):	2
Experiment dimensions (in m):	0.398x0.208x0.058
Experiment footprint area (in m2):	0.08
Experiment volume (in m3):	0.0048
Experiment expected COG (centre of gravity) position:	

Table 22 : Experiment mass and volume

Electrical Interfaces

The experiment is using its own batteries so we will not have interface with the gondola for the power supply. For the electrical interface between our two boxes, HARTING 09 66 251 6512 and HARTING 09 66 228 7700 connectors will be used.

The internal wires for the power supply will be flat cables.

For the use of the E-link, the RJF21B connector will be used. As internal electrical interface, we will use a RJ45 cable and connect it to a STEWART CONNECTOR SI-50158-F which will be on the board.

BEXUS Electrical Interfaces		
E-Link Interface: E-Link required? Yes		
	Number of E-Link interfaces:	1
	Data rate - downlink:	E-link rate Mbit/s
	Power system: Gondola power required?	No
	Data rate - uplink	0Kbit/s
Interface type (RS-232, Ethernet): Ethernet		
	Peak power (or current) consumption:	W or A
	Average power (or current) consumption:	W or A
Power system: Experiment includes batteries? Yes		
	Type of batteries:	Saft Li-SO2
	Number of batteries:	1
	Capacity (1 battery):	3.75Ah
	Voltage (1 battery):	9V

Table 23 : Electrical interfaces applicable to BEXUS

It is one battery of 9V made by three of 3V. That is why I had written three batteries of 3V.

We will send 20 octet when we will have an event in the diode. It depends on the frequency of the events.

Launch Site Requirements

DC stabilized supply

Arbitrary Waveform Generator

Oscilloscope

A solder iron

Preparation and Test Activities at Erange

At Erange, we will test, by using an arbitrary wavefor generator if the electronic response is good. We will test if the E-link communication is good.

Timeline for Countdown and Flight

The experiment will be switched on by the use of a lockable switch.

We will after see if the green LED wink to see if the set up is okay.

The experiment will start recording data few minutes (currently 1 minute), the yellow LED will light on, after the switch on and stop at the switch off.

Post Flight Activities

After the flight, we will treat the data to have the particle flux as a function of altitude.

After the recovery, we will compare the data received by the E-link to the data recorded in the EEPROM.

We will then, after the post calibration at TSL (Uppsala, Sweden), try to verify if there is a correlation between the deposited energy in the diode and the altitude, or flux.

Data Analysis Plan and Experiment Reports

Data Analysis Plan

The data analysis will be at first some calculations with the number of events.

Those calculations goes from the average neutron flux to the neutron flux at “each” altitudes.

We will also see where, in the energy range, those events are stored.

We will also see if the stored energies of the events are the same than those given in the models and if there is the same number of event.

Launch Campaign

During launch campaign, we will check if everything is still working on the experiment.

If it works, we may just change the IP for the E-link to work and fix the experiment to the gondola.

Everything can have a failure, but from our tests, we think that it may not be anyone. As our electronic is a chained electronic, a failure will involve an experiment total disfunction.

We consume 0.2 amps on 9V.

After the flight, we will open the boxes, see if there is no problems with the components, receive the data stored in the EEPROM and check if they are the same than the E-link received one.

Results

Discussion and Conclusions

Lessons Learned

Abbreviations and References

Abbreviations

AIT	Assembly, Integration and Test
asap	as soon as possible
BO	Bonn, DLR, German Space Agency
BR	Bremen, DLR Institute of Space Systems
CDR	Critical Design Review
COG	Centre of gravity
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
EAT	Experiment Acceptance Test
EAR	Experiment Acceptance Review
ECTS	European Credit Transfer System
EIT	Electrical Interface Test
EPM	Espace Project Manager
ESA	European Space Agency
Espace	European Sounding Rocket Launching Range
ESTEC	European Space Research and Technology Centre, ESA (NL)
ESW	Experiment Selection Workshop
FAR	Flight Acceptance Review
FER	Final Experiment Report
FST	Flight Simulation Test
FRP	Flight Requirement Plan
FRR	Flight Readiness Review
GSE	Ground Support Equipment
HK	House Keeping
H/W	Hardware
ICD	Interface Control Document
I/F	Interface
IPR	Interim Progress Review
LMGC	“Laboratoire de Mécanique et Génie Civil”
LO	Lift Off

LT	Local Time
LOS	Line of sight
Mbps	Mega Bits per second
MFH	Mission Flight Handbook
MORABA	Mobile Raketen Basis (DLR, EuroLaunch)
OP	Oberpfaffenhofen, DLR Center
PCB	Printed Circuit Board (electronic card)
PDR	Preliminary Design Review
PST	Payload System Test
SED	Student Experiment Documentation
SER	Short Experiment Report
SNSB	Swedish National Space Board
SODS	Start Of Data Storage
SOE	Start Of Experiment
SSC	Swedish Space Corporation (EuroLaunch)
STW	Student Training Week
S/W	Software
T	Time before and after launch noted with + or -
TBC	To be confirmed
TBD	To be determined
WBS	Work Breakdown Structure

References

- [1] Michel Crozon, "Quand le ciel nous bombarde", octobre 2005
- [2] <http://www.auger.org/>
- [3] Baumann, R.; "The impact of technology scaling on soft error rate performance and limits to the efficacy of error correction," *Electron Devices Meeting, 2002. IEDM '02. Digest. International*, vol., no., pp. 329- 332, 2002
- [4] G. Cellere et al. "Neutron-induced soft errors in advanced Flash memories", *Electron Devices Meeting, 2008. IEDM '08. IEEE International*
- [5] Seifert, N. ; Gill, B. ; Foley, K. ; Relangi, P., "Multi-cell upset probabilities of 45nm high-k + metal gate SRAM devices in terrestrial and space environments", Reliability Physics Symposium, 2008. IRPS 2008. IEEE International, April 2008, pp 181-186
- [6] G.R. Srinivasan, H.K. Tang, and P.C. Murley, "parameter-free, predictive modeling of single event upsets due to protons. neutrons, and pions in terrestrial cosmic rays" *ieee transactions on nuclear science*, vol. 41, no. 6, december 1994
- [7] Thomas Granlund, Bo Granbom, and Nils Olsson, "A Comparative Study Between Two Neutron Facilities Regarding SEU", *ieee transactionson nuclear science*, vol.51, no.5, october 2004
- [8] O.Flament, J.Baggio, C.D'hose, G.Gasiot, J.L.Leray, "14MeVNeutron-Induced SEU in SRAM Devices", *ieee transactionson nuclear science*, vol.51, no.5, october 2004
- [9] E.Normand, K.Vranish, A.Sheets, M.Stitt, and R.Kim, "Quantifying the Double-Sided Neutron SEU Threat, From Low Energy (Thermal) and High Energy (>10 MeV) Neutrons", *ieee transactionson nuclear science*, vol.53, no.6, december 2006
- [10] Eugene Normand, Correlation of In flight Neutron Dosimeter and SEU Measurements With Atmospheric Neutron Model, *ieee transactions on nuclear science*, vol.48, no.6, december 2001
- [11] Eure, K. ; Belcastro, C.M. ; Koppen, D. ; Hess, R. ; Stange, K. ; Vahala, L. ; Ferguson, M. "closed-loop neutron particle effects testing on a recoverable flight control computer", digital avionics systems conference, 2004. dasc 04. the 23rd
- [12] C. Vial, J.M. Palau, J. Gasiot, M.C. Calvet, S. Fourtine, "A New Approach for the Prediction of the Neutron-Induced SEU Rate" *ieee transactions on nuclear science*, vol. 45, no. 6, december 1998
- [13] J.-M. Palau, F.Wrobel, K.Castellani-Coulié,M.-C. Calvet, P.E. Dodd, and F.W. Sexton, "Monte Carlo Exploration of Neutron-Induced SEU-Sensitive Volumes in SRAMs", *ieee transactions on nuclear science*, vol.49, no.6, december 2002
- [14] MIL-STD-883E, METHOD 1017.2, NEUTRON IRRADIATION.

- [15] ECSS-E-10-12 Draft 0.20, "Space Engineering : Methods for the calculation of radiation received and its effects, and a policy for design margins"
- [16] <http://www.iecq.org/avionics/need.htm>
- [17] Taber, A.; Normand, E.; "Single event upset in avionics," *Nuclear Science, IEEE Transactions on* , vol.40, no.2, pp.120-126, Apr 1993
- [18] IEC/TS 62239 : Process Management for avionics – Preparation of an electronic components management plan
- IEC/TS 62396:
 1. Process management for avionics - Atmospheric radiation effects - Part 1: Accommodation of atmospheric radiation effects via single event effects within avionics electronic equipment
 2. Process management for avionics - Atmospheric radiation effects - Part 2: Guidelines for single event effects testing for avionics systems
 3. Process management for avionics - Atmospheric radiation effects - Part 3: Optimising system design to accommodate the single event effects (SEE) of atmospheric radiation
 4. Process management for avionics - Atmospheric radiation effects - Part 4: Guidelines for designing with high voltage aircraft electronics and potential single event effects
 5. Process management for avionics - Atmospheric radiation effects - Part 5: Guidelines for assessing thermal neutron fluxes and effects in avionics systems
- [19] Edwards, R.; Dyer, C.; Normand, E.; , "Technical standard for atmospheric radiation single event effects, (SEE) on avionics electronics," *Radiation Effects Data Workshop, 2004 IEEE* , vol., no., pp.1-5, 22-22 July 2004
- [20] Normand, E.; , "Single-event effects in avionics," *Nuclear Science, IEEE Transactions on* , vol.43, no.2, pp.461-474, Apr 1996
- [21] Wert, J.L.; Normand, E.; Oberg, D.L.; Underwood, D.C.; Vallejo, M.; Kouba, C.; Page, T.E.; Perry, W.M.; , "Single event effects test and analysis results from the Boeing Radiation Effects Laboratory (BREL)," *Radiation Effects Data Workshop, 2005. IEEE* , vol., no., pp. 13-19, 11-15 July 2005
- [22] Normand, E.; Baker, T.J.; , "Altitude and latitude variations in avionics SEU and atmospheric neutron flux," *Nuclear Science, IEEE Transactions on* , vol.40, no.6, pp.1484-1490, Dec 1993

-
- [23] Rocheman, S.; Wrobel, F.; Vaille, J.-R.; Saigne, F.; Weulersse, C.; Buard, N.; Carriere, T.; "Neutron Induced Energy Deposition in a Silicon Diode," *Nuclear Science, IEEE Transactions on* , vol.55, no.6, pp.3146-3150, Dec. 2008
- [24] Simon Rocheman, Frederic Wrobel, Frederic Saigne, Jean-Roch Vaille, Cecile Weulersse, Nadine Buard, Florent Miller, and Thierry Carriere, *J. Appl. Phys.* 104, 094508 (2008) Measurement and calculation of charge deposition in a silicon diode irradiated by 30 MeV protons.
- [25] Chabane, H.; Vaille, J. R.; Barelaud, B.; Wrobel, F.; Calzavara, Y.; McNulty, P. J.; Decossas, J. L.; Garcia, P.; Dusseau, L.; Boch, J.; Saigné, F.; "Measurement of the Energy Depositions in a Silicon Volume by 14 MeV Neutrons," *Nuclear Science, IEEE Transactions on* , vol.53, no.6, pp.3707-3712, Dec. 2006
- [26] Chabane, H.; Vaille, J.-R.; Barelaud, B.; Merelle, T.; Wrobel, F.; Decossas, J.-L.; Saigne, F.; Dusseau, L.; Buard, N.; Sagnes, B.; Guillet, N.; Dumas, M.; Palau, M.-C.; Palau, J.-M.; "Comparison of Experimental and Simulated Am/Be Neutron Source Energy Spectra Obtained in Silicon Detector," *Radiation and Its Effects on Components and Systems, 2005. RADECS 2005. 8th European Conference on* , vol., no., pp.LN2-1-LN2-4, 19-23 Sept. 2005
- [27] H. Chabane, J. R. Vaille, T. Merelle, F. Saigne, L. Dusseau, M. Dumas, J. M. Palau, B. Barelaud, J. L. Decossas, F. Wrobel, N. Buard, and M. C. Palau, Determination of the deposited energy in a silicon volume by n-Si nuclear interaction, *J. Appl. Phys.* 99, 124916

– EXPERIMENT REVIEWS

The current software of LAERTES is (Victor is its old name):

We have kept all the old lines in comments, these were lines for test and other possibility tried.

```
#include "Init_Victor_V3.h"
#include "fonctions_Victor_V3.h"
#include <stdlib.h>
#int_EXT
EXT_isr()
{
    //disable_interrupts(INT_RDA);
    disable_interrupts(INT_EXT);
    //printf("coucou\n\n");
    set_adc_channel(0);
    data16=read_adc();
    output_high(RAZ_PEAK);
    output_low(RAZ_PEAK);
    coup++;
    if (mode_st) get_time();
    if (mode_rt)
    {
        if ((coup==1)&&(rst==0))
        {
            printf("DATA RT\n\n");
        }
        printf("%Lu",data16);
        if (mode_st)
        {
            printf(" %x/%x/%x ",data_clock[4],data_clock[5],data_clock[6]);
            printf("%xh%xmin%xs\n\n",data_clock[2],data_clock[1],data_clock[0]);
        }
        else printf("\n\n");
    }
    if (mode_mem)
    {
        write_16bits_spi_eeprom2(&add,data16);
        // printf("Adresse : %Lu\n\n",add);
        // printf("Valeur mem=%LX\n\n",read_16bits_spi_eeprom(&add));
        add=add+2;
        // write_nb_coup(&coup);
        if (mode_st)
        {
            for (j=0;j<7;j++)
            {
                write_octet_spi_eeprom(&add,data_clock[j]);
                add++;
            }
        }
        //clear_interrupt(INT_RDA);
        // enable_interrupts(INT_RDA);
        clear_interrupt(INT_EXT);
    }
}
```

```

    enable_interrupts(INT_EXT);
}
}

#int_RDA
RDA_isr()
{
    /*c=getc();
    set_timer1(0);
    if (TMR1ON==1)
    {
        //printf("%c",c);
        if (c==13)
        {
            command_ok=1;
            command[j]=0;
            j=0;
            TMR1ON=0;
            printf("command OK\n\r");
        }
        else
        {
            command[j]=c;
            j++;
        }
    }
    else
    {
        //printf("%d",TMR1ON);
        j=0;
        command[j]=c;
        j++;
        TMR1ON=1;
    }*/
    //restart_wdt();
    //printf("interrupt\n\r");
    //getc();
    disable_interrupts(INT_EXT);
    restart_wdt();
    gets(command);
    //printf("command=%s\n\r",command);
    command_ok=1;
    restart_wdt();
/*  c=getc();
    putc(c);

    if (c==13)
    {
        command_ok=1;
        command[index_com]=0;
        index_com=0;
        clear_interrupt(INT_EXT);
        enable_interrupts(INT_EXT);
        //TMR1ON=0;
        // printf("command OK\n\r");
        // printf("com : %s\n\r",command);

```

```

}
else
{
    command[index_com]=c;
    index_com++;
    disable_interrupts(INT_EXT);
    command_ok=0;
}*/
//restart_wdt();
//printf("com : %s\n\r",command);

if (command_ok==1)
{
    //command_ok=0;
    strcpy(cpy_command,"@test");
    if(!strcmp(command,cpy_command))
    {
        command_int=CMD_TEST;
        command_ok=0;
        printf("test\n\r");
    }

    if(command_ok)
    {
        strcpy(cpy_command,"@start");
        if(!strcmp(command,cpy_command))
        {
            command_int=CMD_FIN;
            command_ok=0;
            start=!start;
            /*
                if (start)
                {
                    printf("Start\n\r");
                    clear_interrupt(INT_EXT);
                    enable_interrupts(INT_EXT);
                }
            else
            {
                printf("Stop\n\r");
                clear_interrupt(INT_EXT);
                disable_interrupts(INT_EXT);
            }
        */

        //printf("wdt\n\r");
    }
}

if(command_ok)
{
    strcpy(cpy_command,"@seuil");
    if(!strcmp(command,cpy_command))
    {
        command_int=CMD_SEUIL;
        command_ok=0;
        //printf("seuil\n\r");
    }
}

```

```

}

    if(command_ok)
{
    if(TEST_CMD_SEUIL)
    {
        command_int=CMD_SEUIL_PRM;
        printf("chaine seuil :%s\n\r",command);
        seuil=atoi(command);
        //seuil=100;
        command_ok=0;
        restart_wdt();
        printf("seuil=%u\n\r",seuil);
    }
}

if(command_ok)
{
    strcpy(cpy_command,"@send");
    if(!strcmp(command,cpy_command))
    {
        command_int=CMD_SEND_DATA;
        command_ok=0;
        //printf("send\n\r");
    }
}

if(command_ok)
{
    strcpy(cpy_command,"@raz_mem");
    if(!strcmp(command,cpy_command))
    {
        command_int=CMD_RAZ_MEM;
        command_ok=0;
        //printf("raz_mem\n\r");
    }
}

if(command_ok)
{
    strcpy(cpy_command,"@wdt");
    if(!strcmp(command,cpy_command))
    {
        command_int=CMD_WDT;
        command_ok=0;
        //printf("wdt\n\r");
    }
}

if(command_ok)
{
    strcpy(cpy_command,"@set_time");
    if(!strcmp(command,cpy_command))
    {
        command_int=CMD_SET_TIME_PRM;
        command_ok=0;
    }
}

```

```

        //printf("coucou : %d\n\r",command_int);
        //printf("set_time\n\r");
        gets(command);
        for (i=0;i<7;i++)
        {
            data_clock[i]=((command[i+i]-48)<<4)|(command[i+i+1]-48);
            //printf("data_clock[%Lu]=%X\n\r",i,data_clock[i]);
        }
        //get_time_cmd();
    }

}

if(command_ok)
{
    strcpy(cpy_command,"@get_time");
    if(!strcmp(command,cpy_command))
    {
        command_int=CMD_GET_TIME;
        command_ok=0;
        //printf("get_time\n\r");
    }
}

if(command_ok)
{
    strcpy(cpy_command,"@mode");
    if(!strcmp(command,cpy_command))
    {
        command_int=CMD_MODE;
        command_ok=0;
        //printf("mode\n\r");
    }
}

if(command_ok)
{
    if(TEST_CMD_MODE)
    {
        command_int=CMD_MODE_PRM;
        mode=command[0]-48;
        command_ok=0;
        //printf("mode_prm\n\r");
    }
}

if(command_ok)
{
    strcpy(cpy_command,"@status");
    if(!strcmp(command,cpy_command))
    {
        command_int=CMD_STATUS;
    }
}

```

```

        command_ok=0;
        //printf("status\n\r");
    }
}

if(command_ok)
{
    strcpy(cpy_command,"@rst");

    if(!strcmp(command,cpy_command))
    {
        //delay_ms(200);
        //printf("coucou\n\r");
        reset_cpu();
        //printf("coucou\n\r");

    }
}
clear_interrupt(INT_EXT);
//enable_interrupts(INT_EXT);
}

void main()
{

    setup_adc_ports(AN0_AN1_VSS_VREF);
    setup_adc(ADC_CLOCK_INTERNAL);
    setup_psp(PSP_DISABLED);
    //setup_spi(SPI_MASTER|SPI_L_TO_H|SPI_CLK_DIV_4);
    setup_spi(SPI_MASTER|SPI_L_TO_H|SPI_XMIT_L_TO_H|SPI_CLK_DIV_4);
    setup_wdt(WDT_OFF);
    setup_timer_0(RTCC_INTERNAL);
    setup_timer_1(T1_DISABLED);
    setup_timer_2(T2_DISABLED,0,1);
    setup_timer_3(T3_DISABLED|T3_DIV_BY_1);
    setup_wdt(WDT_ON);
    //enable_interrupts(INT_EXT);

    enable_interrupts(GLOBAL);

    setup_oscillator(False);
    delay_ms(10);

    init_victor();
    //printf("boot\n\r");
    //delay_ms(10);
    while (kbhit()) getc();
    enable_interrupts(INT_RDA);

    input(PIN_C4);
    /*add=0x0AAA;
    //get_tmp();
    write_octet_spi_eeprom(&add,0xBB);
    delay_ms(10);

```



```

data=read_octet_spi_eeprom(&add);
add=0x0;
printf("data eeprom : %X\r\n",data);
/*write_octet_spi_eeprom(&add,0xAA);
delay_ms(10);
data=read_octet_spi_eeprom(&add);
for (k=0;k<8;k++) data_test[k]=k;
write_page_spi_eeprom(&add,data_test,8);
for (k=0;k<8;k++) data_test[k]=0;
for (k=0;k<8;k++) printf("data_test[%u]=%u\r\n",k,data_test[k]);
delay_ms(10);
read_page_spi_eeprom(&add,data_test,8);
for (k=0;k<8;k++) printf("data_test[%u]=%u\r\n",k,data_test[k]);
//write_status_spi_eeprom(0);
//data=read_status_spi_eeprom();
printf("temperature : %Ld\r\n",temperature);
printf("data eeprom : %X\r\n",data);*/
//write_potar(POT_GAIN,0);

/*while (k!=255)
{
    write_potar(2,k);
    delay_ms(100);
    printf("val_potar=%u : V_Seuil=%Lu\r\n",k,read_adc());
    k=k+5;
}*/

while(1)
{
    set_adc_channel(0);
    if (TEST_CMD_TEST) test_cmd();
    if (TEST_CMD_SEND_DATA) send_data_cmd();
    if (TEST_CMD_RAZ_MEM) erase_mem();
    if (TEST_CMD_WDT) wdt_cmd();
    if (TEST_CMD_SET_TIME_PRM) set_time();
    if (TEST_CMD_GET_TIME) get_time_cmd();
    if (TEST_CMD_MODE_PRM) set_mode();
    if (TEST_CMD_STATUS) status_cmd();
    if (TEST_CMD_SEUIL_PRM) reglage_seuil(seuil);
    calcul_mode();
    start_stop();
    restart_wdt();
    set_adc_channel(0);
}
}

```

With the "Init_Victor_V3.h" file :

```

#include <18F452.h>
#define adc=10

#FUSES WDT           //No Watch Dog Timer
//#FUSES WDT32        //Watch Dog Timer uses 1:32 Postscale
#FUSES WDT128        //Watch Dog Timer uses 1:128 Postscale
#FUSES HS            //High speed Osc (> 4mhz)
#FUSES NOPROTECT     //Code not protected from reading

```

```
#FUSES NOOCSSEN      //Oscillator switching is disabled, main oscillator is source
#FUSES BROWNOUT      //Reset when brownout detected
#FUSES BORV20        //Brownout reset at 2.0V
#FUSES NOPUT         //No Power Up Timer
#FUSES STVREN        //Stack full/underflow will cause reset
#FUSES NODEBUG       //No Debug mode for ICD
#FUSES NOLVP         //No low voltage prgming, B3(PIC16) or B5(PIC18) used for I/O
#FUSES NOWRT         //Program memory not write protected
#FUSES NOWRTD        //Data EEPROM not write protected
#FUSES NOWRTB        //Boot block not write protected
#FUSES NOWRTC        //configuration not registers write protected
#FUSES NOCPD         //No EE protection
#FUSES NOCPB         //No Boot Block code protection
#FUSES NOEBTR        //Memory not protected from table reads
#FUSES NOEBTRB       //Boot block not protected from table reads
```

```
#use delay(clock=20000000)
#use rs232(baud=115200,parity=N,xmit=PIN_C6,rcv=PIN_C7,bits=8)
```

```
//-----DEFINE-----
```

```
#define CMD_TEST 0;
#define TEST_CMD_TEST (command_int==0)
#define CMD_SEND_DATA 1;
#define TEST_CMD_SEND_DATA (command_int==1)
#define CMD_RAZ_MEM 2
#define TEST_CMD_RAZ_MEM (command_int==2)
#define CMD_WDT 254
#define TEST_CMD_WDT (command_int==254)
#define CMD_SET_TIME 3
#define TEST_CMD_SET_TIME (command_int==3)
#define CMD_SET_TIME_PRM 4
#define TEST_CMD_SET_TIME_PRM (command_int==4)
#define CMD_GET_TIME 5
#define TEST_CMD_GET_TIME (command_int==5)
#define CMD_MODE 6
#define TEST_CMD_MODE (command_int==6)
#define CMD_MODE_PRM 7
#define TEST_CMD_MODE_PRM (command_int==7)
#define CMD_STATUS 8
#define TEST_CMD_STATUS (command_int==8)
#define CMD_START 9
#define TEST_CMD_START (command_int==9)
#define CMD_SEUIL 10
#define TEST_CMD_SEUIL (command_int==10)
#define CMD_SEUIL_PRM 11
#define TEST_CMD_SEUIL_PRM (command_int==11)
```

```
#define CMD_FIN 255;
```

```
#define MODE_ADD 0
#define COUP_ADD 1 //adresse 1, 2 et 3(3 octets)
#define POT_GAIN_ADD 4
#define POT_SEUIL_ADD 5
#define START_ADD 6
#define SEUIL_ADD 7
```

```
#define EEPROM_SCL PIN_C3
#define EEPROM_SDA PIN_C4

#define CS_ROM PIN_D0
#define CS_RTC PIN_D1
#define CS_TMP PIN_D2
#define CS_POT PIN_D3
#define RE_RS PIN_D4
#define DE_RS PIN_D5
#define RAZ_PEAK PIN_D6

#define CLK_ADD_W 0xD0 //adresse horloge PIC=>Clock
#define CLK_ADD_R 0xD1 //adresse horloge Clock=>PIC
#define POT_GAIN 0x01 //potentiometre de gain
#define POT_SEUIL 0x02 //potentiometre seuil

//-----BYTE & BITS-----

#define T1CON=0xFCD
#define TMR1ON=T1CON.0

//----- Variables Globales-----

int *data;
int k;
long data16;
long long add;
long long add_max;
long coup;
long long i;
char c;
int j;
char command[16];
char cpy_command[16];
int command_int;
int command_ok;
int mode; // X X X X X MEM RT ST (MEM : Mem RT : Real Time ; ST : Save Time)
int start;
long temperature;
//int test1,test2;
long add_test;

//char car[4];
//int toto;

int data_clock[7];
int data_test[8];

int *adresse;

short mode_mem,mode_rt,mode_st;
short start2;
short rst;
```

```
int index_com;  
int seuil;
```

And "fonctions_Victor_V3.h" file :

```
#include <2416.C>  
#include <string.h>
```

```
int read_status_spi_eeprom()  
{  
  
    int data_eeprom;  
    setup_spi(SPI_MASTER|SPI_L_TO_H|SPI_XMIT_L_TO_H|SPI_CLK_DIV_4);  
    output_low(CS_ROM);  
    spi_write(0x05);  
    data_eeprom=spi_read(0);  
    output_high(CS_ROM);  
    return data_eeprom;  
}
```

```
void write_octet_spi_eeprom(int *add_eeprom,int data_eeprom)  
{  
    while (read_status_spi_eeprom()!=0);  
    setup_spi(SPI_MASTER|SPI_L_TO_H|SPI_XMIT_L_TO_H|SPI_CLK_DIV_4);  
    output_low(CS_ROM);  
    spi_write(0x06);  
    output_high(CS_ROM);  
    output_low(CS_ROM);  
    spi_write(0x02);  
    spi_write(*(add_eeprom+2));  
    spi_write(*(add_eeprom+1));  
    spi_write(*(add_eeprom));  
    spi_write(data_eeprom);  
    output_high(CS_ROM);  
}
```

```
void write_page_spi_eeprom(int *add_eeprom,int *data_eeprom,int size)  
{  
    int i;  
    while (read_status_spi_eeprom()!=0);  
    setup_spi(SPI_MASTER|SPI_L_TO_H|SPI_XMIT_L_TO_H|SPI_CLK_DIV_4);  
    output_low(CS_ROM);  
    spi_write(0x06);  
    output_high(CS_ROM);  
    output_low(CS_ROM);  
    spi_write(0x02);  
    spi_write(*(add_eeprom+2));  
    spi_write(*(add_eeprom+1));  
    spi_write(*(add_eeprom));  
    for (i=0;i<size;i++) spi_write(data_eeprom[i]);  
  
    output_high(CS_ROM);  
}
```

```
void write_octet_spi_eeprom_2(long long add_eeprom,int data_eeprom)  
{  
    setup_spi(SPI_MASTER|SPI_L_TO_H|SPI_XMIT_L_TO_H|SPI_CLK_DIV_4);
```

```

output_low(CS_ROM);
spi_write(0x06);
output_high(CS_ROM);
output_low(CS_ROM);
spi_write(0x02);
spi_write(add_eeeprom);
spi_write(add_eeeprom>>8);
spi_write(add_eeeprom>>16);
spi_write(data_eeeprom);
output_high(CS_ROM);
}

void write_16bits_spi_eeeprom(long long *add_eeeprom,long data_eeeprom)
{
    int data_eeeprom2;
    data_eeeprom2=data_eeeprom;
    data_eeeprom=data_eeeprom>>8;
    write_octet_spi_eeeprom(add_eeeprom,data_eeeprom2);
    data_eeeprom2=data_eeeprom;
    *add_eeeprom=*add_eeeprom+1;
    write_octet_spi_eeeprom(add_eeeprom,data_eeeprom2);
    *add_eeeprom=*add_eeeprom-1;
}

void write_16bits_spi_eeeprom2(long long *add_eeeprom,long data_eeeprom)
{
    int data_eeeprom2[2];
    data_eeeprom2[0]=data_eeeprom;
    data_eeeprom2[1]=data_eeeprom>>8;
    write_page_spi_eeeprom(add_eeeprom,data_eeeprom2,2);
}

int read_octet_spi_eeeprom_2(long long add_eeeprom)
{
    int data_eeeprom;
    setup_spi(SPI_MASTER|SPI_L_TO_H|SPI_XMIT_L_TO_H|SPI_CLK_DIV_4);
    output_low(CS_ROM);
    spi_write(0x03);
    spi_write(add_eeeprom);
    spi_write(add_eeeprom>>8);
    spi_write(add_eeeprom>>16);
    data_eeeprom=spi_read(0);
    output_high(CS_ROM);
    return data_eeeprom;
}

int read_octet_spi_eeeprom(int *add_eeeprom)
{
    int data_eeeprom;
    setup_spi(SPI_MASTER|SPI_L_TO_H|SPI_XMIT_L_TO_H|SPI_CLK_DIV_4);

```

```

    output_low(CS_ROM);
    spi_write(0x03);
    spi_write(*(add_eeeprom+2));
    spi_write(*(add_eeeprom+1));
    spi_write(*(add_eeeprom));
    data_eeeprom=spi_read(0);
    output_high(CS_ROM);
    return data_eeeprom;
}

long read_16bits_spi_eeeprom(long long *add_eeeprom)
{
    long data_eeeprom;
    int data_eeeprom2;
    while (read_status_spi_eeeprom()!=0);
    *add_eeeprom=*add_eeeprom+1;
    data_eeeprom2=read_octet_spi_eeeprom(add_eeeprom);
    *add_eeeprom=*add_eeeprom-1;
    //printf("data_eeeprom2=%X\n\r",data_eeeprom2);
    data_eeeprom=data_eeeprom2;
    //printf("data_eeeprom=%LX\n\r",data_eeeprom);
    data_eeeprom=data_eeeprom<<8;
    //printf("data_eeeprom=%LX\n\r",data_eeeprom);
    data_eeeprom2=read_octet_spi_eeeprom(add_eeeprom);
    //printf("data_eeeprom2=%X\n\r",data_eeeprom2);
    data_eeeprom=data_eeeprom|data_eeeprom2;
    //printf("data_eeeprom=%LX\n\r",data_eeeprom);
    return data_eeeprom;
}

void read_page_spi_eeeprom(int *add_eeeprom,int *data_eeeprom,int size)
{
    int i;
    setup_spi(SPI_MASTER|SPI_L_TO_H|SPI_XMIT_L_TO_H|SPI_CLK_DIV_4);
    output_low(CS_ROM);
    spi_write(0x03);
    spi_write(*(add_eeeprom+2));
    spi_write(*(add_eeeprom+1));
    spi_write(*(add_eeeprom));
    for (i=0;i<size;i++) data_eeeprom[i]=spi_read(0);
    output_high(CS_ROM);
}

void write_spi_rtc(int add_rtc,int data_rtc)
{
    output_high(CS_RTC);
    spi_write(add_rtc);
    spi_write(data_rtc);
    output_low(CS_RTC);
}

int read_spi_rtc(int add_rtc)

```

```
{
    int data_rtc;
    output_high(CS_RTC);
    spi_write(add_rtc);
    data_rtc=spi_read(0);
    output_low(CS_RTC);
    return data_rtc;
}
```

```
void get_tmp()
{
    int signe,tmp1,tmp2;
    setup_spi(SPI_MASTER|SPI_L_TO_H|SPI_CLK_DIV_4);
    output_low(CS_TMP);
    tmp2=spi_read(0);
    tmp1=spi_read(0);
    output_high(CS_TMP);
    add_test=&temperature;
    *(&temperature)=tmp1;
    *(add_test+1)=tmp2;
    signe=0x40&tmp2;
    temperature=temperature>>5;
    temperature=temperature&0x01FF;
    if (signe!=0) temperature=temperature|0xFE00;
}
```

```
void write_potar(int potar,int data_potar)
{
    int comm_potar;
    setup_spi(SPI_MASTER|SPI_L_TO_H|SPI_XMIT_L_TO_H|SPI_CLK_DIV_4);
    output_low(CS_POT);
    comm_potar=0b00010000|potar;
    spi_write(comm_potar);
    spi_write(data_potar);
    output_high(CS_POT);
}
```

```
long reglage_seuil(long seuil)
{
    long seuil_data;
    int val_potar;
    set_adc_channel(1);
    val_potar=0;
    write_potar(POT_SEUIL,val_potar);
    delay_ms(1);
    seuil_data=read_adc();
    while(seuil_data<seuil)
    {
        val_potar++;
        write_potar(POT_SEUIL,val_potar);
        delay_ms(1);
    }
}
```

```

    seuil_data=read_adc();
}
write_eeprom(POT_SEUIL_ADD,val_potar);
command_int=CMD_FIN;
printf("val_potar=%d\n",val_potar);
set_adc_channel(0);
return seuil_data;
}

long get_nb_coup()
{
    long coup2;
    int *coup3;
    coup3=&coup2;
    coup3[0]=read_eeprom(COUP_ADD);
    coup3[1]=read_eeprom(COUP_ADD+1);
    return coup2;
}

void write_nb_coup(int *coup2)
{
    //printf("coup2[0]=%d coup2[1]=%d\n",coup2[0],coup2[1]);
    write_eeprom(COUP_ADD,coup2[0]);
    write_eeprom(COUP_ADD+1,coup2[1]);
}

void test_cmd()
{
    printf("Commande Test\n");
    command_int=CMD_FIN;
}

void send_data_cmd()
{
    disable_interrupts(INT_EXT);
    printf("Commande Send Data\n");
    command_int=CMD_FIN;
    printf("Nb Coup : \n RAM : %Lu\n EEPROM : %Lu\n",coup.get_nb_coup());
    printf("DEBUT DATA\n");
    add_max=add;
    i=0;
    if (mode_mem)
    {
        while(i<add)
        {
            data16=read_16bits_spi_eeprom(&i);
            // printf("Adresse : %Lu\n",i);
            // printf("Valeur mem=%LX\n",read_16bits_spi_eeprom(&i));
            i=i+2;
            if (mode_st)
            {
                for(j=0;j<7;j++)
                {
                    data_clock[j]=read_octet_spi_eeprom(&i);
                    i++;
                }
            }
        }
    }
}

```



```

    }
    printf("%Lu ",data16);
    if (mode_st)
    {
        printf(" %x/%x/%x ",data_clock[4],data_clock[5],data_clock[6]);
        printf("%xh%xmin%xs\n\r",data_clock[2],data_clock[1],data_clock[0]);
    }
    else printf("\n\r");
}
}
/* if ((mode&0x01)==0)
{
    add_max=add;
    for (i=0;i<add_max;i=i+2)
    {
        restart_wdt();
        if(i==2)
        {
            //add_max=add;
            //add=0;
        }
        *data=read_octet_spi_eeprom(i);
        *(data+1)=read_octet_spi_eeprom(i+1);
        /*(data+2)=read_octet_spi_eeprom(i+2);
        printf("%Lu\n\r",data16);
    }
    //coup=0;
    //add=0;
}
if ((mode&0x01)==1)
{
    add_max=add;
    for (i=0;i<add_max;i=i+9)
    {
        restart_wdt();
        if(i==9)
        {
            //add_max=add;
            //add=0;
        }
        *data=read_octet_spi_eeprom(i);
        *(data+1)=read_octet_spi_eeprom(i+1);
        /*(data+2)=read_octet_spi_eeprom(i+2);
        for (j=0;j<7;j++)
        {
            data_clock[j]=read_ext_eeprom(i+j+2);
        }
        printf("%Lu ",data16);
        printf(" %x/%x/%x ",data_clock[4],data_clock[5],data_clock[6]);
        printf("%xh%xmin%xs\n\r",data_clock[2],data_clock[1],data_clock[0]);
    }
    //coup=0;
    //add=0;
}*/
printf("FIN DATA\n\r");
delay_ms(5);

```

```

clear_interrupt(INT_EXT);
//enable_interrupts(INT_EXT);
add=0;
coup=0;
write_nb_coup(&cou);
}
void erase_mem()
{
    disable_interrupts(INT_EXT);
    printf("Effacement Memoire en cours\n\r");
    setup_spi(SPI_MASTER|SPI_L_TO_H|SPI_XMIT_L_TO_H|SPI_CLK_DIV_4);
    output_low(CS_ROM);
    spi_write(0x06);
    output_high(CS_ROM);
    output_low(CS_ROM);
    spi_write(0xC7);
    output_high(CS_ROM);
    while(read_status_spi_eeprom()!=0);
    printf("Effacement Memoire termine\n\r");
    add=0;
    coup=0;
    write_nb_coup(&cou);
    command_int=CMD_FIN;
    start=0;
    //clear_interrupt(INT_EXT);
    //enable_interrupts(INT_EXT);
}

void wdt_cmd()
{
    command_int=CMD_FIN;
    printf("Commande WDT\n\r");
    while (1)
    {
        output_toggle(PIN_A2);
    }
}

void set_time()
{
    setup_spi(SPI_MASTER|SPI_L_TO_H|SPI_CLK_DIV_4);
    //int i;
    /*i2c_start();
    i2c_write(CLK_ADD_W);
    delay_us(5);
    i2c_write(0);
    delay_us(5);*/
    output_high(CS_RTC);
    spi_write(0x80);
    for (i=0;i<7;i++)
    {
        spi_write(data_clock[i]);
        //delay_us(5);
    }
    //i2c_write(0x80);

```

```

//delay_us(5);
//i2c_stop();
output_low(CS_RTC);
command_int=CMD_FIN;
}

void get_time()
{
    //int i;
    //use i2c(Master,slow,sda=PIN_C4,scl=PIN_C3,force_hw)
    /*i2c_start();
    i2c_write(CLK_ADD_W);
    delay_us(5);
    i2c_write(0);
    delay_us(5);
    i2c_start();
    i2c_write(CLK_ADD_R);
    delay_us(5);*/
    setup_spi(SPI_MASTER|SPI_L_TO_H|SPI_CLK_DIV_4);
    output_high(CS_RTC);
    spi_write(0);
    for (i=0;i<7;i++)
    {
        data_clock[i]=spi_read(0);
        //delay_us(5);
    }
    output_low(CS_RTC);
    //data_clock[6]=i2c_read(0);
    //delay_us(5);
    //i2c_stop();
    //use i2c(Master,fast,sda=PIN_C4,scl=PIN_C3,force_hw)
}

void get_time_cmd()
{
    get_time();
    printf("DEBUT TIME\n\r");
    /*for (i=0;i<7;i++)
    {
        printf("%d\n\r",data_clock[i]);
    }*/
    printf("il est %xh%xmin%xs\n\r",data_clock[2],data_clock[1],data_clock[0]);
    printf("FIN TIME\n\r");
    command_int=CMD_FIN;
}

void set_mode()
{
    write_eeprom(MODE_ADD,mode);
    command_int=CMD_FIN;
    printf("mode : %d\n\r",read_eeprom(MODE_ADD));
    command_int=CMD_FIN;
}

```

```

void calcul_mode()
{
    mode_st=mode;
    mode_rt=mode>>1;
    mode_mem=mode>>2;
}

void start_stop()
{
    if(start2!=start)
    {
        if(start)
        {

            printf("Start\n\r");
            delay_ms(1);
            restart_wdt();
            write_eeprom(START_ADD,1);
            rst=0;
            clear_interrupt(INT_EXT);
            enable_interrupts(INT_EXT);

        }
        else
        {

            disable_interrupts(INT_EXT);
            clear_interrupt(INT_EXT);
            restart_wdt();
            printf("Stop\n\r");
            delay_ms(1);
            if(mode_mem)
            {
                write_nb_coup(&coup);
                printf("Nombre d'impulsions mémorisé : %Lu\n\r",coup);
            }
            write_eeprom(START_ADD,0);

        }

    }
    else
    {
        if (start) enable_interrupts(INT_EXT);
    }
    start2=start;
}

long mesure_seuil()
{
    int seuil_data;
    set_adc_channel(1);
    delay_ms(1);
    seuil_data=read_adc();
    set_adc_channel(0);
}

```

```

    return seuil_data;
}

void status_cmd()
{
    command_int=CMD_FIN;
    get_tmp();
    printf("Etat de Victor :\n\r");
    Printf("mode de fonctionnement : %d\n\r",mode);
    Printf("Seuil : %Lu\n\r",mesure_seuil());
    printf("Nombre d'impulsions : %Lu\n\r",coup);
    printf("Température : %Lu\n\r",temperature);
    printf("Mémoire disponible : ");
    if ((mode&1)==1)
    {
        printf("%Lu impulsions\n\r",((131072-add)/9));
    }
    else
    {
        printf("%Lu impulsions\n\r",((131072-add)/2));
    }
    if(start)
    {
        printf("Acquisition en cours\n\r");
    }
    else
    {
        printf("Acquisition stopée\n\r");
    }
}

void init_victor()
{
    output_high(DE_RS);
    output_low(RE_RS);
    output_high(CS_ROM);
    output_low(CS_RTC);
    output_high(CS_TMP);
    output_high(CS_POT);
    output_low(CS_ROM);
    output_high(CS_ROM);
    output_high(RAZ_PEAK);
    output_low(RAZ_PEAK);
    set_adc_channel(0);
    data16=0;
    adresse=&add;
    set_adc_channel(0);
    //write_eeprom(SEUIL_ADD,200);
    //add=0xABCDEF;
/* add=0xaaaaaa;
    write_16bits_spi_eeprom2(&add,0x2345);
    delay_ms(10);
    //printf("Test eeprom=%Lu\n\r",read_16bits_spi_eeprom(&add));
    printf("Test eeprom=%LX\n\r",read_16bits_spi_eeprom(&add));
    //printf("Test eeprom=%LX\n\r",read_16bits_spi_eeprom(&add));
    //printf("Test eeprom (1)=%X\n\r",read_octet_spi_eeprom(&add));
    //add++;

```

```

//printf("Test eeprom (2)=%X\n\r",read_octet_spi_eeprom(&add));*/
add=0;
data=&data16;
coup=get_nb_coup();
//printf("coup = %Lu\n\r",coup);
//coup=25;
//write_nb_coup(&coup);
//coup=get_nb_coup();
//printf("coup = %Lu\n\r",coup);
j=0;
index_com=0;
command_ok=0;
start=0;
rst=1;
k=read_eeprom(POT_SEUIL_ADD);
//printf("k=%d\n\r",k);
set_adc_channel(0);
write_potar(POT_SEUIL,k);
mode=read_eeprom(MODE_ADD);
start=read_eeprom(START_ADD);
seuil=read_eeprom(SEUIL_ADD);
start2=start;
calcul_mode();
printf("all Systems OK\n\r");
delay_ms(100);
clear_interrupt(INT_EXT);
//printf("seuil réglé : %Lu\n\r",reglage_seuil(seuil));
//delay_ms(10);
// printf("Seuil actuel : %Lu\n\r",mesure_seuil());
// coup=0;
if(mode_mem)
{
    if (mode_st)
    {
        add=coup*9;
    }
    else add=coup*2;
}

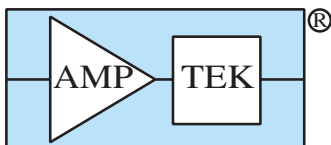
//write_spi_rtc(0x8F,0x00);
}

```

– OUTREACH AND MEDIA COVERAGE

See attached files “Gantt_LAERTES_SED_Appendix_B1.pdf” and
“JNRDM_LAERTES_SED_Appendix_B2.doc”

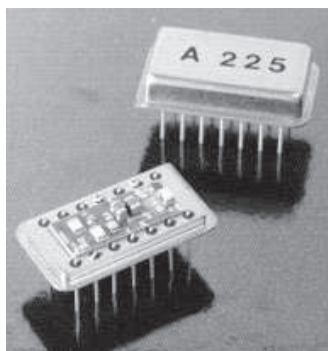
– ADDITIONAL TECHNICAL INFORMATION



CHARGE SENSITIVE PREAMPLIFIER AND SHAPING AMPLIFIER

A225

ULTRA LOW NOISE: <280 electrons RMS



Model A225 is a high performance thin film hybrid charge sensitive preamplifier and shaping amplifier developed especially for high resolution systems employing solid state detectors, proportional counters, photomultiplier tubes and other charge producing detectors in the pulse height analysis or A/D mode of operation.

While these units were specifically designed for satellite instrumentation, the following unique characteristics make them equally useful for space, laboratory and commercial applications:

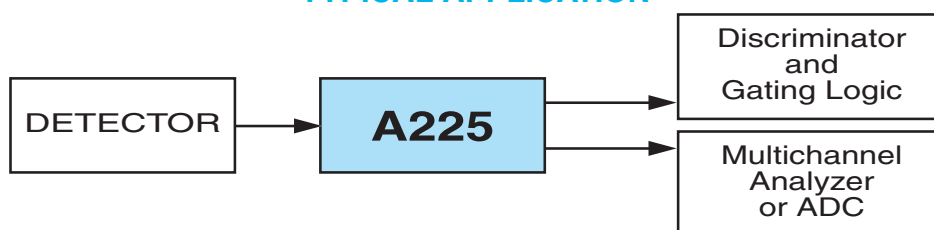
Features

- Operates from -55 to +125 °C.
- Small size (14 pin hybrid DIP) allows mounting close to the detector.
- Ultra low power (as low as 10 mW)
- Wide range single supply voltage (+4 to +25 VDC)
- Pole-zero cancellation (internal)
- Two outputs available (timing pulse and shaped unipolar)
- High reliability screening
- One year warranty

Applications

- Aerospace
- Portable instrumentation
- Nuclear monitoring
- Particle, x-ray, and gamma detection
- Imaging
- Research experiments
- Medical and nuclear electronics
- Electro-optical systems

TYPICAL APPLICATION



AmpTek High Reliability Screening

- Precap Visual: MIL-STD-883, Method 2017, low magnification, high magnification
- Sealing: Welded, Hermetic Seal
- Stamping: Date Code and Serial Number
- Stabilization Bake: MIL-STD-883, Method 1008, Condition C. +150 °C, 24 hours minimum
- Temperature Cycle: MIL-STD-883, Method 1010, Condition C. Min. T=-65 °C to +150 °C, 10 minutes each extreme, 5 minutes maximum transfer time
- Centrifuge: MIL-STD-883, Method 2001, condition B. YI axis; 10,000 G's
- Electrical Test: As per Specifications
- Burn-In Test: MIL-STD-883, Method 1015, 160 hours at +125 °C
- Fine Leak Test: MIL-STD-883, Method 1014, Condition A. Rejection if leak rate in excess of 5x10⁻⁷ cc/sec.
- Gross Leak Test: MIL-STD-883, Method 1014, Condition C. Perfluorocarbon
- Electrical Test: As per Specification
- External Visual: MIL-STD-883, Method 2009

AMPTEK INC.

6 De Angelo Drive, Bedford, MA 01730-2204 U.S.A.

Tel: +1 (781) 275-2242 **Fax:** +1 (781) 275-3470 **e-mail:** sales@amptek.com **www.amptek.com**

SPECIFICATIONS

($V_s = +5\text{ V}$, $T = 25\text{ }^\circ\text{C}$, $R_{\text{LOAD}} = 10\text{ K}$)

Input Characteristics

Sensitivity:	240 mV/Mev (Si) 300 mV/Mev (Ge) 195 mV/Mev (CdTe) 206 mV/Mev (Hgl2) 5.2 V/pC 0.83 $\mu\text{V}/\text{electron}$
Noise:	2.5 keV FWHM (Si) 2.0 keV FWHM (Ge) 3.1 keV FWHM (CdTe) 2.9 keV FWHM (Hgl2) $4.5 \times 10^{-17}\text{ C rms}$ 280 electrons rms
Noise Slope:	50 eV/pF (Si) 40 eV/pF (Ge) 62 eV/pF (CdTe) 58 eV/pF (Hgl2) $9 \times 10^{-19}\text{ C/pF}$ 5.6 electrons/pF

Dynamic Input Capacitance:	> 7,000 pF
Polarity:	Negative
Detector Capacitance:	Up to 1,000 pF

Output Characteristics

1) Shaping Amplifier (Pin 8)	
Polarity:	Positive
Peaking Time:	2.4 μs
Integral Nonlinearity:	< 0.04% for 0 to 10V output pulse
Pole-Zero Compensation:	Internal
Dynamic Range:	($V_s - 1.25$) Volt
DC Level:	0.8 V nominal
2) Timing Pulse (Pin 12)	
Polarity:	Positive
Sensitivity:	44 mV/Mev (Si) 55 mV/Mev (Ge) 1.0 V/pC
Risetime:	18 ns (unloaded)

General

Weight:	.14 oz, 4 g
Operating Voltage:	$V_s = +4$ to +25 VDC
Operating Current:	2.3 mA independent of V_s
Variation of Sensitivity with Supply Voltage:	< 0.07% /Volt, 4 to 10 Volts < 0.005% /Volt, 10 to 25 Volts
Temperature:	-55 to +125 $^\circ\text{C}$ Operational
Temperature Stability:	0.02% / $^\circ\text{C}$ at 25 $^\circ\text{C}$ typical $\pm 2\%$ from -25 to +75 $^\circ\text{C}$
Screening:	Amptek High Reliability
Package:	14 pin hybrid DIP (metal)
Radiation Resistance:	100k rad(Si)
Warranty:	One year
Test Board:	PC-25

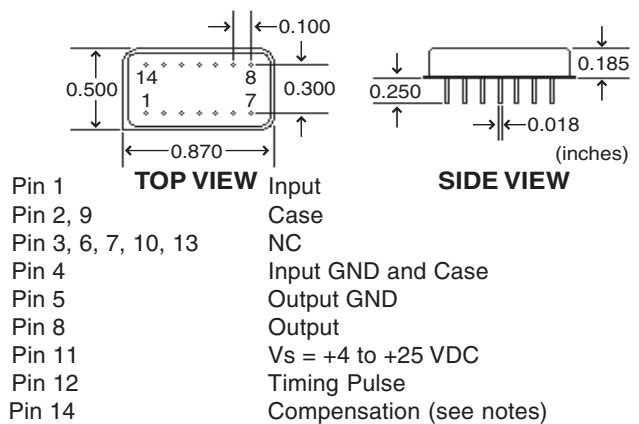
OPERATING NOTES

General

Due to its hermetic seal and small size, the A225 is well suited for use in space or within a vacuum chamber. In such applications care should be taken to avoid electrical discharge near the input which can damage the unit and VOID WARRANTY. Use care in soldering leads - avoid overheating.

For laboratory usage, the A225 can be mounted on its PC-25 test board (see below) and enclosed in a small metal box with appropriate cable connectors. A high voltage coupling capacitor should be added at the input as well as a small hole in the metal box in order to provide screwdriver adjustment to the gain control potentiometer.

Package and Pin Configuration



Circuit Layout

Due to the high sensitivity and ultra low noise of the A225, care should be taken in circuit layout. The PC-25 Test Board may be used as an example of appropriate layout technique. In general, ground plane construction is recommended. Input and output lines should be kept well separated and in most cases shielding will be necessary.

Particular attention should be paid to the detector ground connection to avoid oscillation due to feedback. The supply voltage is internally decoupled. While this is normally adequate, in some applications external bypassing may be helpful.

To facilitate noise minimization in certain applications, two separate ground connections are provided. Pin 4 is the ground connection for the input stage and is also connected to the case. Pin 5 is ground for the remainder of the circuit. In most applications Pin 4 and 5 may be connected to the same ground (preferably a ground plane under the unit) along with Pins 2,3,6,7,9,10 and 13.

The A225 may also be used in applications where the input from the detector is positive by connecting Pin 5 (output ground) to a negative supply voltage instead of ground. This voltage can range from 0 to -10 V. A negative output pulse at Pin 8 will result from a positive input. The dynamic range in this case will be approximately 0.5 Volts greater than Pin 5. For example, with Pin 5 operated at -5 Volts, negative pulses of up to 5.5 Volts amplitude can be obtained. This mode of operation will result in increased operating current. The A225 is not specified in this mode and critical parameters should be verified by the user.

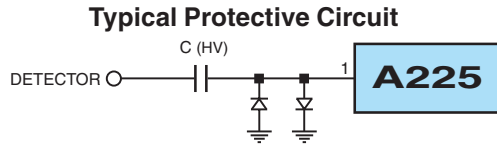
Power Supply

While specifications are given for operation at +5 V, the characteristics of the A225 are relatively unaffected by changes in supply voltage from +4 to +25 VDC. Parameters critical to a particular application should be checked at the actual operating voltage.

OPERATING NOTES (Continued)

Input

In order to minimize noise, the A225 input (Pin 1) has no internal protection. External protection may be added to Pin 1 by connecting two back-to-back diodes to ground.



NOTE: The input protection circuit provides a limited amount of protection against transients generated in the detector and bias network. Any circuit capable of providing absolute protection would cause intolerable degradation of noise performance. For this reason, care must be exercised in the use of any preamp with high voltage detectors. Specifically, damage may result from detector breakdown, breakdown of the high voltage coupling capacitor or other component, excessively rapid rise or fall of detector bias voltage, or the addition of uncharged capacitance across the input with bias voltage applied.

In some applications, increased protection will justify an increased noise level. In this case, a resistor may be added in series with the input - normally a few hundred ohm will suffice.

Outputs

Pin 8

The shaping amplifier of the A225 produces a unipolar pulse at Pin 8 suitable for high resolution, high rate pulse height analysis. This output has an AC impedance of approximately 30 Ω and will drive 1 k Ω loads as well as several feet of unterminated cable. In applications requiring highest linearity, load resistance should be greater than 5 k Ω . This output has a quiescent D.C. output level, or Baseline, of approximately 0.8 V. In most applications the pulse should be capacitively coupled to external circuitry.

Pin 12

The output at Pin 12 is a timing pulse with an unloaded risetime of approximately 20 ns and a falltime of 2.8 μ s capable of driving a load of 500 Ω . This output has approximately the same linearity characteristics as the shaped output at Pin 8. Grounding this pin could damage the unit.

Bipolar Pulse

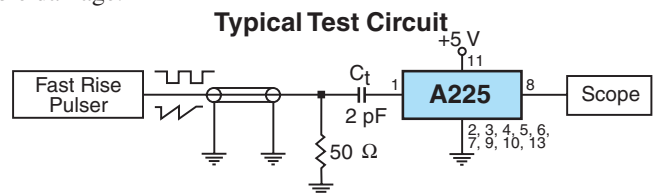
In applications requiring a bipolar pulse, the unipolar output can be differentiated with an RC differentiator. The time constant

should be approximately 1.8 μ s, suggested values are: C = 1 nF, R = 1.8 k Ω . In most cases this pulse should be buffered in order to drive subsequent circuitry.

Test Circuit

The A225 can be tested with a pulser by using a small capacitor (usually 1 to 2 pF) to inject a test charge into the input. The unit will respond to the negative-going edge of the test pulse, which should have a transition time of less than 20 ns. This negative going edge should be followed by a relatively flat part of the waveform so that it appears as a step function.

For example, a square wave is a good test waveform. (Keep the square wave frequency low enough that the response to the positive-going edge can be ignored.) Alternately, a "sawtooth" waveform or a tail pulse with long fall time (> 100 μ s) may be used. Charge transfer to the input is according to $Q = C_t \cdot V$, where Q = total charge, C_t = value of test capacitor, and V = amplitude of voltage step. DO NOT connect the test pulser to the input directly or through a large capacitor (> 100 pF) as this can produce a large current in the input FET and cause irreversible damage.



Negative going pulse

Rise Time < 20 ns, fall time > 10 μ s, or square wave.

Amplitude: 22 mV = 1 MeV (Si)

$$1 \text{ MeV (Si)} = (1 \times 10^6 \text{ eV} \times 1.6 \times 10^{-19} \text{ C} / 3.6 \text{ V} = 0.044 \times 10^{-12} \text{ C})$$

$$V = Q / C_t = (0.044 \times 10^{-12} \text{ C}) / (2 \times 10^{-12} \text{ F}) = 22 \text{ mV}$$

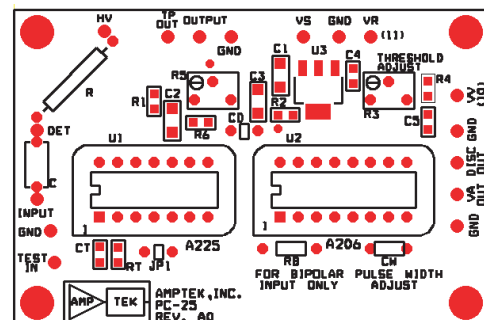
Hence, a 22 mV step into 2 pF test capacitor will simulate the charge of a 1 MeV energy deposition into a silicon detector.

Compensation

The A225 is internally optimized for detector capacitance up to approximately 50 pF. In applications with large detector capacitance and requiring short timing pulse risetime, a compensation capacitor from 0 to 250 pF may be connected from Pin 14 to ground. The exact value should be experimentally determined with the detector connected to the input. Note that this compensation will not normally be necessary if the timing pulse is not used, or its risetime is not critical.

PC-25 TEST BOARD for the A225/A206

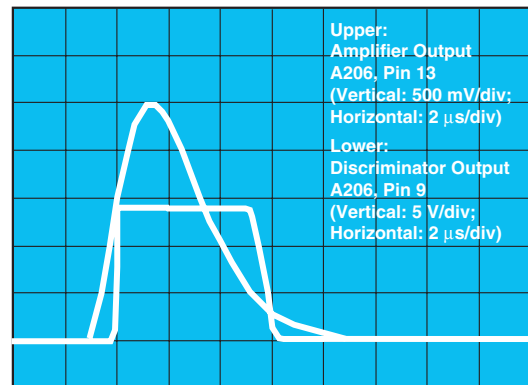
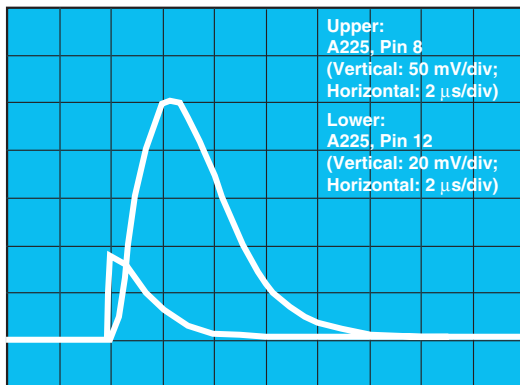
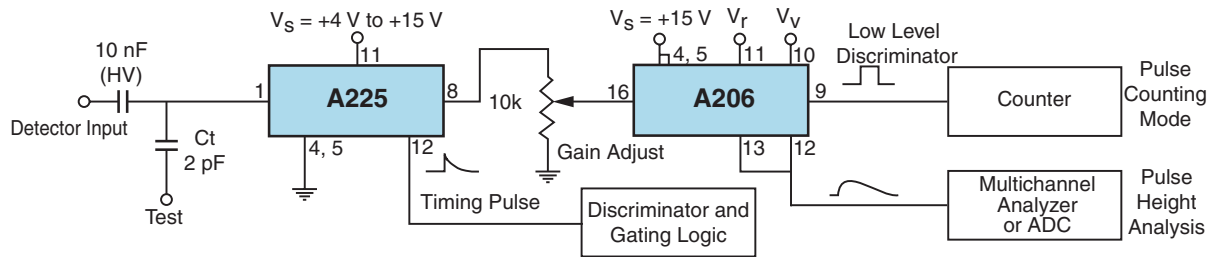
The PC-25 is a printed circuit board which accepts the A225 charge sensitive preamplifier and shaping amplifier and the A206 voltage amplifier and discriminator. It is designed to be used for two purposes: to facilitate testing of these devices, together or separately, and to simplify their use in many applications. The board provides input test circuitry, gain adjustment, voltage reference to the A206, and convenient access to all active device pins. Ground plane construction minimizes noise pickup.



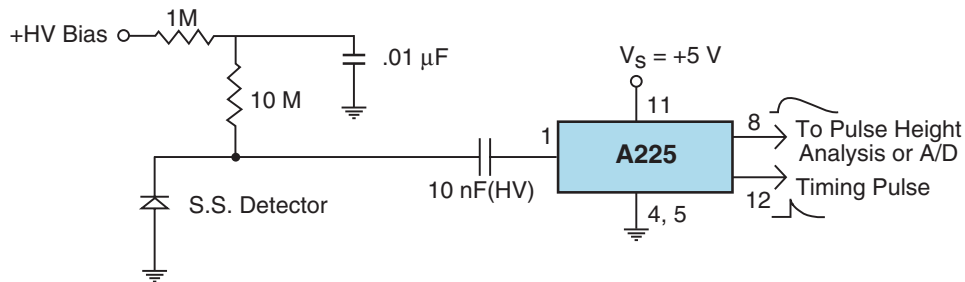
For more information visit www.amptek.com

APPLICATION NOTES

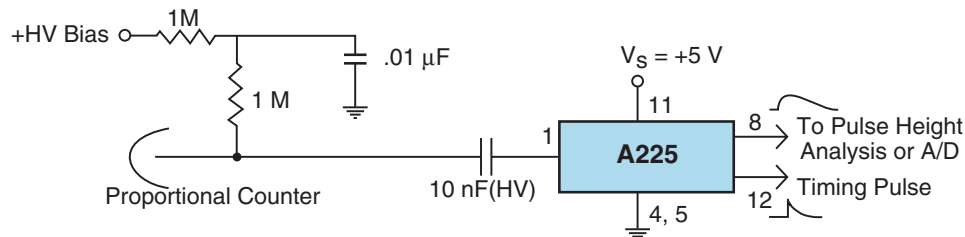
The A225/A206 Complete High Resolution System and Typical Waveforms



Connection of the A225 to a Solid State Detector



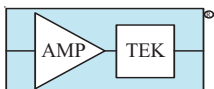
Connection of the A225 to a Proportional Counter



A225F

The A225F is a high density version of the Amptek A225 and features a Single In-line Package (SIP).

Please visit our web site at www.amptek.com for complete details.



AMPTEK INC.

6 De Angelo Drive, Bedford, MA 01730-2204 U.S.A.

Tel: +1 (781) 275-2242 Fax: +1 (781) 275-3470 e-mail: sales@amptek.com www.amptek.com