

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية

MINISTRY OF HIGHER EDUCATION
AND SCIENTIFIC RESEARCH

HIGHER SCHOOL IN APPLIED SCIENCES
--T L E M C E N--



المدرسة العليا في العلوم التطبيقية
École Supérieure en
Sciences Appliquées

وزارة التعليم العالي والبحث العلمي

المدرسة العليا في العلوم التطبيقية
- تلمسان -

Mémoire pour l'obtentions du

Diplôme de master

Filière: : Electrotechnique
Specialité: Énergie ET Environnement

Présenté par:

M. BENHANIFIA Abdeldjalil

Theme

**Conception et simulation d'un BCR pour un
Nano-satellite**

Soutenue le 13 / 09 / 2020 , devant le jury :

Pr. MERAD Lotfi	Professeur	ESSA. Tlemcen	Président
Dr. BOUKLI HACENE Fouad	MCA	ESSA. Tlemcen	Encadreur
Dr. METEHRI Fethi	Ingénieur	ASAL	Co-encadreur
Dr. ABDELLAOUI Ghouti	MCB	ESSA. Tlemcen	Examineur 1
Dr. KERBOUA Abdelfettah	MCB	ESSA. Tlemcen	Examineur 2

Année Universitaire: 2019 / 2020

Conception et simulation d'un BCR pour un Nano-Satellite

Ecole Supérieure en Sciences Appliquées de Tlemcen
Master en Electrotechnique- Energie et Environnement-

M. BENHANIFIA Abdeldjalil

2019-2020



Dédicace

A mes chers parents, pour tous leurs sacrifices, leur amour, leur tendresse, leur soutien et leurs prières tout au long de mes études.

A toute ma famille pour leur soutien tout au long de mon parcours universitaire.

A mes amis Abderrahim, Amine, Abdelillah les mots manquent pour témoigner de ma joie de vous avoir eus à mes côtés en ces années.

A toutes personnes qui n'a pas eu la chance de terminer ses études.

A toutes personnes, qui de près ou de loin, a participé a mon travail.

je dédié ce modeste travail

Remerciements

On tiens tout d'abord à remercier Allah le tout puissant et miséricordieux, qui m'a donné la force et la patience d'accomplir ce modeste travail.

La première personne que je tiens à remercier infiniment est mon encadreur **Mr. BOUKLI HACEN Fouad**, pour tous ses efforts fournis et son aide consistante, Travailler avec vous a été un réel plaisir.

Par ailleurs je tiens à remercier mon Co-encadreur **Mr. METEHHI Fethi** pour la confiance qu'il m'a accordé quotidiennement sans lequel ce travail n'aurait pas pu être mené au bon port. Il a toujours été présent pour les bons conseils.

Mes vifs remerciements vont également à **Mr. MERAD Lotfi**, Professeur à ESSAT, pour bien vouloir accepter de présider le jury. Mes vifs remerciements vont également aux membres du jury **Mr. ABDELLAOUI Ghoutti**, Maître de conférences à ESSAT et **Mr. KERBOUA Abdelfettah**, Maître de conférences à ESSAT pour l'intérêt qu'ils ont porté à mon étude et d'avoir acceptés d'examiner mon travail et de l'enrichir par leurs propositions.

Mes remerciements vont également aussi à tous mes amis et camarades.

الملخص

ان الموضوع الذي تم عرضه في هذا المذكرة هو دراسة وتصميم ومحاكاة نظام شحن البطارية لقمر صناعي نانو وهذا الجهاز هو جزء من الانظمة الاساسية للقمر الصناعي لأن الاجيال الجديدة من المركبات الفضائية تستخدم الطاقة الشمسية .

يتضمن BCR أداة تحكم MPPT ودائرة اكتشاف نهاية الشحن لحماية البطارية .يستند النظام إلى محول خفض التيار المستمر-المستمر، ودائرة تناظرية تسمح بتتبع نقطة الطاقة القصوى .ويستند التحكم إلى قياس درجة حرارة الألواح الشمسية، والذي يتوافق مع الحد الأقصى لنقطة الطاقة للوحة الشمسية .تتم مقارنة ذلك بالفولتية التي تبلغ الجهد الكهربائي لـ V_{mpp} عند مدخل المحول.

كلمات مفتاحية. نظام شحن البطارية، الجهد الكهربائي, اللوحة الشمسية

Résumé

Le sujet présenté dans ce mémoire consiste à étudier, concevoir et simuler un système de chargement de batterie (BCR) pour un Nano-satellite. ce dispositif fait partie des systèmes indispensables du satellite, car les nouvelles générations des engins spatiaux utilisent de l'énergie solaire pour s'alimenter.

Le BCR comprend une commande MPPT et un circuit de détection de fin de charge afin de protéger la batterie. Le système est basé sur un convertisseur DC-DC abaisseur de type Buck, et un circuit analogique permettant la poursuite du du point de la puissance maximale . La commande est basée sur la mesure de la température des panneaux solaire, qui correspond au point de la puissance maximale du panneau solaire. Celle -ci est comparée à la tension la tension V_{mpp} à l'entrée du convertisseur en utilisant une boucle fermée. La température sera mesurée à travers un capteur PT100 puis amplifiée en utilisant un circuit analogique basé sur des amplificateurs opérationnels.

Les résultats de la simulations montrent que les deux régulateurs conçus sont robustes et ont une réponse rapide aux variations de la température ; de la charge et de la tension d'entrée .

Mots-Clés : satellite, batteries, BCR, convertisseurs BUCK, Commande MPPT, PT100.

Abstract

The topic presented in this thesis is to study, design and simulate a Battery Charge controller (BCR) for Nano-satellite. This system is one of the critical systems of the satellite, as the new generation of spacecraft uses solar energy for power.

The BCR includes an MPPT control and an end-of-charge detection circuit to protect the battery. The system is based on a Buck type DC-DC step-down converter, and an analog circuit to detect the maximum power point of the panel. The control is based on the precise measurement of the array temperature, which corresponds to the maximum power point of the array, and then compares it to the voltage V_{mpp} at the input of the converter using a closed loop. The temperature will be measured through a PT100 sensor and then amplified using an analog circuit based on operational amplifiers.

Simulation results show that the two designed controllers are robust, have a fast response as they responded quickly to changes in temperature, load variations and the input voltage variation.

Keywords : Solar energy, Satellite, Batteries, DC-DC converters, maximum power point tracking.

Table des matières

Introduction Générale	1
1 Notions et Généralités Sur le domaine spatial et les satellites	3
1 Introduction	3
2 Présentation des satellites	3
2.1 Définition d'un satellite	3
2.2 Classification des satellites	4
2.2.1 Selon leurs tailles	4
2.2.2 Selon l'altitude	4
3 Les différentes orbites	5
3.1 Selon l'excentricité	5
3.2 Selon l'inclinaison du plan orbital	6
3.3 Selon l'altitude	6
4 Le rôle du contrôle thermique	7
5 Rayonnement solaire dans l'espace	8
5.1 Le spectre solaire	8
5.2 La constante solaire	9
6 Architecture générale d'un satellites d'observation de la terre	10
6.1 La plateforme	10
6.1.1 sous système ordinateur de bord	11
6.1.2 Sous-système contrôle d'altitude	11

6.1.3	Sous système de propulsion	12
6.1.4	Sous système de communication	14
6.2	La charge utile	14
6.2.1	Caméra	14
6.2.2	Radar	15
7	Conclusion	15
2	Architecture du système d'alimentation d'un satellite	17
1	Introduction	17
2	Les différentes topologies des système d'alimentations	17
3	Les différentes parties d'un système d'alimentation d'un Satellite Basse orbite	20
3.1	Source d'énergie primaire	21
3.1.1	Cellule solaire	21
3.1.2	Caractéristiques de la cellule solaire spatiale	24
3.1.3	Comparaison entre les différents types de cellules solaires spatiales	25
3.2	Source d'énergie secondaire	26
3.2.1	Principe de fonctionnement des batteries	27
3.2.2	Caractéristiques des cellules de batterie utilisée dans l'espace	28
3.2.3	Autres technologies de batteries utilisées pour les applications spatiales	32
4	La partie gestion et distribution de l'énergie électrique	35
4.1	Régulateur de charge de batterie (BCR)	35
4.2	Module de conditionnement de puissance	37
4.3	Distribution d'énergie	38
4.4	principe de la recherche du point de la puissance maximale	38
4.4.1	Classification des commandes MPPT	39
4.4.2	Quelques algorithmes MPPT	40

5	Conclusion	42
3	Étude théorique des convertisseurs	43
1	Introduction	43
2	Convertisseur abaisseur (Buck)	43
2.1	Définition du convertisseur abaisseur	43
2.2	Fonctionnement du convertisseur abaisseur	44
2.3	Principe de fonctionnement	44
2.4	Dimensionnement et choix de l'inductance L du Buck	49
2.5	Dimensionnement et choix de l'inductance C du Buck	49
3	Convertisseur élévateur (Boost)	49
3.1	Définition du convertisseur élévateur	49
3.2	Fonctionnement du convertisseur élévateur	50
3.3	Principe de fonctionnement	50
3.4	4. Dimensionnement et choix de l'inductance L du Boost	54
3.5	Dimensionnement et choix de l'inductance C du Boost	54
4	Commande MLI	54
4.1	Principe de la commande MLI	54
4.2	les différentes techniques de modulation de large impulsion	55
5	Modélisation de la fonction de transfert pour le convertisseur Buck	56
5.1	fonction de transfert pour une tension de sortie sortie fixe	56
5.2	fonction de transfert pour une entrée variable	58
6	Conclusion	60
4	Conception et simulation de la commande	61
1	Introduction	61
2	Le système complet	62
2.1	Paramètres de fonctionnement du système BCR	63
3	Modélisation et Simulation d'une cellule solaire triple jonctions	63
3.1	Modélisation de la cellule	63

3.2	Simulation et résultats	64
3.3	L'influence des différents paramètres sur le fonctionnement de la cellule	69
3.3.1	Influence de la température	69
3.3.2	Influence de l'irradiation	71
3.4	Bloc de mesure de la température des panneaux	73
3.5	Partie échantillonnage du signal mesuré aux bornes de la résistance RTD	74
4	Dimensionnement du convertisseur DC-DC Buck	76
5	Conception des contrôleurs (Compensateurs)	78
5.1	Correcteur PID (Lead-Lag)	81
5.1.1	Choix de la fréquence de coupure	82
5.1.2	Choix de la marge de phase	82
5.1.3	Choix de la marge de gain	83
5.1.4	Correcteur à avance de phase PD	83
5.1.5	Correcteur à retard de phase	84
6	Conception du correcteur PID	86
6.1	Régulation de la tension de sortie du convertisseur Buck	86
6.2	Régulation de la tension d'entrée du convertisseur V_{mpp}	88
6.3	Les composants et leurs valeurs des deux compensateurs	89
7	Analyse temporelle du système	91
8	Conclusion	96
	Conclusion Générale	98

Liste des tableaux

1.1	classification des satellites selon la masse.	4
1.2	classification des orbites selon d'altitude	7
2.1	Avantages et inconvénients du bus non régulé	19
2.2	Avantages et inconvénients du bus régulé	20
2.3	comparaison de l'efficacité de conversion des cellules solaires[8]	26
2.4	les avantages et inconvénients des batteries NiMH [15] [14]	33
2.5	les avantages et inconvénients des batteries Li-ion [13]	34
2.6	comparaison entre les différentes technologies de batteries	35
4.1	Les paramètres du système.	63
4.2	les paramètres de la cellule sur le datasheet	65
4.3	résultat de la simulation	67
4.4	variation des tensions et des courants sous différentes températures	71
4.5	variation des tensions et courants sous différentes valeurs d'éclairements	73
4.6	Les valeurs prédites de la tension V_{mpp} . Aussi, V_{mpp} mis à l'échelle calculée.	75
4.7	les valeurs de résistance calculée du l'amplificateur de conditionnement.	76
4.8	les Valeurs des composants du convertisseurs Buck	78
4.9	Les valeurs des composants des contrôleurs PID 'Lead-Lag	90

Table des figures

1.1	l'inclinaison orbitale.[2]	6
1.2	Rayonnement solaire dans l'espace	8
1.3	Architecture de satellite d'observation de la terre	10
1.4	Caméra du satellite ALSAT-01	15
2.1	Bus non régulé	18
2.2	Bus régulé	19
2.3	Architecture système d'alimentation du satellite ALSAT-1 [6]	21
2.4	le spectre d'absorption [10]	23
2.5	Influence de la température sur la caractéristique I-V d'une cellule solaire [11]	25
2.6	Principe de fonctionnement d'une batterie	27
2.7	Courbe de charge d'une batterie Ni-Cd [14]	30
2.8	La caractéristique de la tension de décharge d'une batterie Ni-Cd [15]	31
2.9	Chaîne de conversion photovoltaïque utilisant régulateur MPPT [6]	39
2.10	Principe de recherche du PPM par la méthode (P and O) [19]	41
3.1	schéma du convertisseur Buck	44
3.2	schéma d'un convertisseur Buck en mode 1	45
3.3	schéma d'un convertisseur Buck en mode 2	46
3.4	structure de convertisseur Boost	50
3.5	fonctionnement du convertisseur Boost en mode I	51
3.6	fonctionnement du convertisseur Boost en mode II	52

3.7	schéma convertisseur buck a) Commutation état On b) commutation état off [25]	57
3.8	schéma convertisseur buck lié a un panneau a) Commutation état On b) commutation état off	59
4.1	Schéma synoptique du BCR.	62
4.2	les courbes caractéristiques de la cellule AZURSPACE	66
4.3	caractéristique I-V de la surface et la surface du facteur de forme	68
4.4	Caractéristique I-V de la cellule sous différentes températures	69
4.5	Caractéristique P-V de la cellule sous différentes températures	70
4.6	caractéristique I-V de la cellule sous différents éclairément	72
4.7	Caractéristique P-V de la cellule sous différents éclairéments	72
4.8	Circuit Driver qui produit un courant fixe de 1mA	74
4.9	Circuit d'échantillonnage de la tension mesurée aux bornes du capteur RTD.	75
4.10	schéma synoptique montre les deux boucles de contrôle du BCR	78
4.11	Schéma bloc de système en boucle fermée.Régulation de la tension de sortie du convertisseur	79
4.12	Schéma bloc de système en boucle fermée. Régulation de la tension de sortie du convertisseur	80
4.13	Relations entre Gm, Pm et le facteur de qualité Q en boucle fermée [33]	83
4.14	Diagramme de Bode des correcteurs PI , PD, PID [34]	85
4.15	Diagramme de Bode de la fonction de transfert pour la tension de sortie du convertisseur en boucle ouverte et Fermé non régulée.	86
4.16	Digramme de Bode de la boucle fermée avec un compensateur PD et PID pour la régulation de la tension de sortie du convertisseur.	87
4.17	Diagramme de Bode de la fonction de transfert pour la tension d'entrée du convertisseur en boucle ouverte et Fermé non régulée.	88
4.18	Digramme de Bode de la boucle fermée avec un compensateur PD et PID.	89
4.19	Circuit du Contrôler PID 'Lead-Lag'	89

4.20	Le modèle simulink du système de contrôle de la tension Mpp.	91
4.21	Réponse de transition de tension d'entrée V_{mpp} aux variations de température.	92
4.22	Réponse courant du panneau I_{pv} aux variations de température.	93
4.23	Réponse de transition de la puissance Max aux variations de température.	94
4.24	Le modèle simulink du système de contrôle de la tension de sortie du convertisseur.	94
4.25	Réponse de transition de la tension de sortie aux variations de la charge.	95
4.26	Réponse de transition de la tension de sortie aux variations de la tension d'entrée du convertisseur.	96

Abréviations

A	Ampère
BCR	Régulateur de charge de batterie
BDR	module de distributions
C	Capacité
CV	Voltage constant
DC-DC	Conversion continue-continue
DET	Transfert d'énergie direct
EPS	Système de puissance électrique (Electrical power system)
f	Fréquence
g	Gramme
GaAs	Arséniure de Gallium
GaInP	Phosphure de gallium indium
Ge	Germanium
GEO	Geosynchronous-earth orbit
GPV	Générateur photovoltaïque
I_{cc}	Courant de court-circuit
Kg	Kilogramme
Khz	Kilo hertz
km	Kilomètre

LEO	Low-earth orbit
Li-ion	lithium-ion
m	mètre
MEO	Medium-earth orbit
MLI	Modulation largeur d'impulsion
MPPT	Maximum power point tracking
Ni-Cd	Nickel-cadmium
NiH₂	Nickel-hydrogène
NiMH	Nickel hydrure métallique
OBC	Ordinateur de bord
PCM	Module de conditionnement de puissance
PDM	Module de distribution de puissance
P_{mpp}	Puissance au point maximal
PWM	Pulse width modulation
P&O	Perturbe and observe
Si	Silicium
SR	Régulateur shunt
ua	Unité astronomique
V	Volt
V_{co}	Tension de circuit ouvert
V_{mpp}	Tension au point de puissance maximale
W	Watt
Wh	Watt-heure

Introduction Générale

Aujourd'hui le terme satellite est devenu un nom familier, il est si familier qu'il devient un sujet d'intérêt et de discussion non seulement pour les scientifiques et les experts techniques mais aussi il fascine les passionnés de la science. Ce domaine a vu le jour dans les années 40 avec un article de M. Arthur C. Clarke publié dans 'Wireless World', qui proposait théoriquement la possibilité d'établir un satellite de communication en orbite stationnaire. Ce qui était autrefois une curiosité scientifique devient aujourd'hui une industrie géante et un outil indispensable pour la communication moderne, la météorologie, la défense, la recherche scientifique et l'observation de la terre [1].

Le développement de nouvelles technologies liées aux satellites engendre un grand défi, pour la satisfaction des besoins énergétiques des microsatsellites qui devient de plus en plus difficile à réaliser. Au fil des ans, plusieurs solutions ont été proposées. En effet la plus utilisée reste celle d'un sous-système d'énergie qui englobe la production d'énergie électrique par les panneaux solaires, le stockage par les batteries à l'aide du BCR et la distribution d'énergie qui se fait à l'aide d'un module de conditionnement d'énergie (PCM) pour réguler et distribuer la tension pour les autres sous-systèmes du satellite. Le but pour les chercheurs du domaine spatial est de concevoir un système énergétique miniaturisé, qui permet de fournir une alimentation continue en énergie électrique pour la charge utile et les différents sous-systèmes de la plateforme. En effet ; ce ci devient possible car le développement des matériaux semi-conducteurs a permis de faire beaucoup de choses qui semblaient à temps proche irréalisables.

Notre travail consiste à dimensionner et simuler un système de chargement de batterie BCR pour les nano-satellites. Ce système comprend une commande MPPT pour tirer un maximum de puissance des panneaux solaires et un circuit de détection de fin de charge pour protéger la batterie des surcharges.

Notre objectif est de concevoir deux contrôleurs robustes à base des circuits analogiques. Le premier est destiné à la régulation de la tension de sortie du convertisseurs Buck pour une charge optimale des batterie. Le deuxième contrôleur est destiné a la poursuite du point de la puissance du panneau.

Afin d'atteindre nos objectifs le travail a été organisé en quatre (04) chapitres, Le premier présente les classifications et des différents sous systèmes des engins spatiaux. Le second est consacré pour le système d'alimentation et ses composants principaux : la source d'énergie primaire qui est assurée par les cellules solaires, l'unité de stockage (batteries), le Régulateur de charge des batteries et les deux modules de conditionnement et de distribution d'énergie. Ensuite, le troisième chapitre présente une étude théorique sur le fonctionnement des convertisseurs en détaillant leurs fonctionnement ainsi que le dimensionnement des différents composants du convertisseur BUCK et aussi le convertisseur BOOST. Enfin, le quatrième chapitre est dédié à la conception et la simulation d'une cellule triple jonction à l'aide de MATLAB/Simulink puis la conception et la simulation d'une commande MPPT pour la poursuite de la puissance maximale de puissance du panneau, et la conception du contrôleur de la tension de sortie. Afin de faire enfin faire une analyse temporelle du système.

Chapitre 1

Notions et Généralités Sur le domaine spatial et les satellites

1 Introduction

Au milieu du XXI^e siècle, le monde connaît le point de départ de la course spatial après le lancement du premier satellite artificiel SPOTINIK 1. Dans nos jours les satellites deviennent des outils indispensables surtout pour l'observation de la terre.

En effet ; avec le développement technologique la masse des satellites diminue, du coup le prix du lancement des satellites a baissé, et par conséquent beaucoup de pays ont lancé leurs propres programmes spatiaux.

2 Présentation des satellites

2.1 Définition d'un satellite

Un satellite est tout objet naturel ou artificiel qui gravite autour d'un autre objet plus grand.

Habituellement le mot satellite désigne une machine lancée dans l'espace par un lanceur et tourne autour de la terre pour accomplir une mission bien définie, avec une vitesse et

une période bien déterminée.

2.2 Classification des satellites

Les satellites peuvent être classés suivant : leurs tailles et l'altitudes des orbites satellites

2.2.1 Selon leurs tailles

Le tableau 1.1 illustre les différents types de satellites en fonction de la masse : [1]

Type de satellites	masse
Femto satellites ;	< 100 g ;
Pico satellites ;	100 g - 1kg ;
Nano satellites ;	1g - 10kg ;
Micro satellites ;	10kg - 100kg ;
Mini satellites ;	100kg - 500kg ;
moyen satellites ;	500kg - 1000kg ;
large satellites ;	> 1000 kg ;

TABLE 1.1 – classification des satellites selon la masse.

2.2.2 Selon l'altitude

On distingue plusieurs types de satellites suivants leurs orbites comme suit :

- Low-earth orbit (LEO) : Les satellites LEO se déplacent près de la surface de la terre, ils occupent une région dans l'espace de moins de 2000 kilomètre au-dessus de la terre. Ce type de satellite est idéal pour faire des observations.
- Medium-Earth Orbits (MEO) : Les satellites MEO stationnent en moyen a une altitude de 2000 kilomètre au-dessus de la terre.

- Geosynchronous-Earth Orbits (GEO) : Les satellites GEO sont en orbite autour la terre a une altitude moyenne de 36000 kilomètre et ont la même période de rotation que la terre 24 heure.

3 Les différentes orbites

L'orbite est définie comme la trajectoire d'un satellite après sa séparation du lanceur, la diversité des missions spatial engendre une grande variété d'orbite. Il existe une multitude de classification, ils sont classés généralement suivant : l'excentricité, leurs inclinaisons par rapport au plan orbital et aussi selon l'altitude.

3.1 Selon l'excentricité

L'excentricité définit la forme des orbites [2]. Elle est calculée par

$$e = \frac{c}{a} \tag{1.1}$$

ou :

a est le demi grand axe

c est la distance entre le centre de l'ellipse et un foyer

- Les orbites circulaires : ou quasi circulaires son excentricité est à égale a zéro. Ainsi l'altitude de l'orbite par rapport à la terre est constante en tout point.
- Les orbites elliptiques : l'excentricité de cette orbite est comprise entre 0 et 1. Ainsi l'un des foyers de l'ellipse coïncide avec le centre de la Terre.
- Les orbites paraboliques : ce type d'orbite est physiquement irréalisable car son excentricité égale à 1 donc son énergie égale à zéro, il est donc impossible de réaliser un tir d'énergie nulle.
- Les orbites hyperboliques : Orbite utilisée pour le tir interplanétaire, Son excentricité est supérieure ou égale à 1. Un satellite sur une telle orbite a une vitesse supérieure à la vitesse de libération .[2]

3.2 Selon l'inclinaison du plan orbital

L'inclinaison ou l'obliquité est l'angle que fait le plan orbital avec le plan éclipstique comme le montre la figure 1.1 On distingue plusieurs orbites :

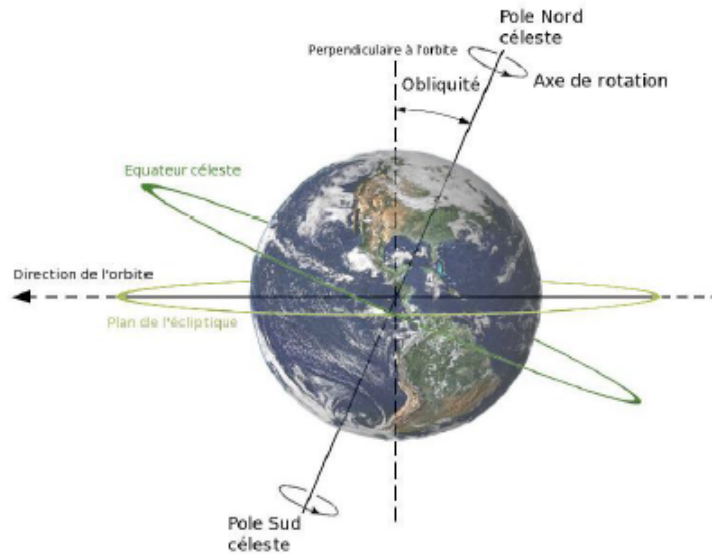


FIGURE 1.1 – l'inclinaison orbitale.[2]

- Orbite équatoriale : c'est l'orbite dont le plan équatoriale et le plan orbital se coïncide, essentiellement l'orbite geostationnaire.
- Orbite polaire : Dans ce cas qui se trouve l'angle entre le plan orbital et le plan équatoriale égale a 90 degrés, il est préféré pour les satellites météorologique en orbite basse.
- Orbite incliné : les orbites inclinées peuvent être définies par le fait qu'ils présentent un angle différent de zéro degré avec le plan équatorial.

3.3 Selon l'altitude

Le tableau 1.2 illustre les différents types de satellites en fonction de l'altitude :

Type d'orbite	Altitude (distante par rapport au centre de la terre)
LEO ;	< 800 km (<7178km) ;
MEO ;	De 800 a 30000km (de 7178 a 36378 km) ;
GEO ;	35780 km (42158 km) ;
orbite terrestre haute ;	Au-delà de 35780km ;

TABLE 1.2 – classification des orbites selon d'altitude

4 Le rôle du contrôle thermique

La plupart des équipements des systèmes spatiaux ont un intervalle de températures admissibles pour un fonctionnement optimal durant tout le cycle de vie du satellite, pour faire face aux problèmes de température dans l'espace, un sous-système du contrôle thermique est nécessaire. Ce dernier est l'un des parties les plus importante dans un système spatial. Divers techniques de gestion thermique ont été conçu pour faire la régulation la variation de la température.

L'objectif principal d'un contrôle thermique est de maintenir la stabilité de la température globale du système a un niveau acceptable car les composants électroniques ont une plage de température pour ne pas les endommager ou diminuer leurs performances ou la réduction de leurs durées de vie.

Le sous-système de contrôle thermique a pour but de gérer la distribution de la chaleur à l'intérieur du satellite afin de s'assurer que le niveau de température est adéquat pour toutes les phases d'une mission (lancement, transfert en orbite, opération en orbite).[3]

5 Rayonnement solaire dans l'espace

Le soleil est la plus grande source du rayonnement, qui est transmis sous forme d'onde électromagnétique. Le rayonnement solaire dans l'espace n'est pas déformé et il est constant car il n'est pas soumis aux conditions climatiques, le jour et la nuit et le changement des saisons.

5.1 Le spectre solaire

par définition le spectre solaire est le flux incident ou l'intensité en fonction de la longueur d'onde en micromètre, le rayonnement solaire hors atmosphère constitue un spectre continu qui est divisé en intervalles, commençant par l'ultra-violet puis le visible ou il émet le maximum d'intensité puis infra-rouge. La figure 1.2 montre la différence entre l'intensité au confins de l'atmosphère et l'intensité au niveau de la mer.

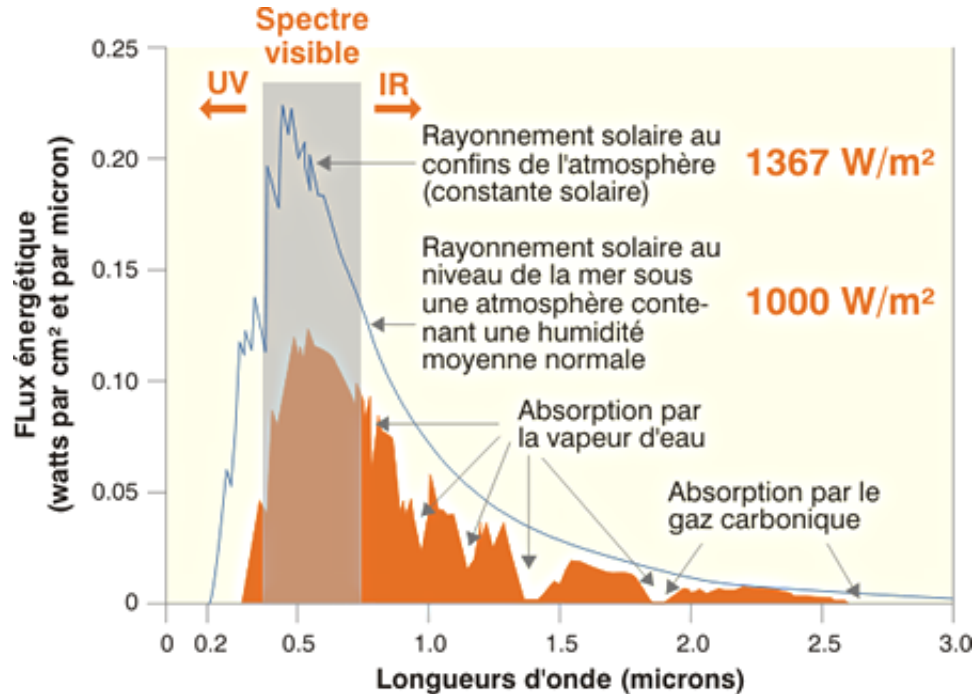


FIGURE 1.2 – Rayonnement solaire dans l'espace

5.2 La constante solaire

La constante solaire est la quantité de rayonnement solaire reçue en dehors de l'atmosphère terrestre sur une surface normale de 1m distante de 1 unité astronomique (la distance entre le soleil et la terre), cette constante est égale à 1367 w/m^2 et elle n'est pas parfaitement constante car elle varie en fonction des activités solaire. [4]

6 Architecture générale d'un satellites d'observation de la terre

Les Satellites d'observation de la terre deviennent un outil indispensable pour étudier, observer et surveiller la planète terre depuis l'orbite terrestre. Ses observations sont faites afin de contribuer dans plusieurs domaines comme la recherche scientifique, la météorologie...etc.

L'architecture d'un satellite représentée par la figure 1.3 dépend essentiellement des objectifs de la mission et les contraintes au milieu spatial. . Elle est constituée de deux parties majeures : la charge utile et la plateforme.

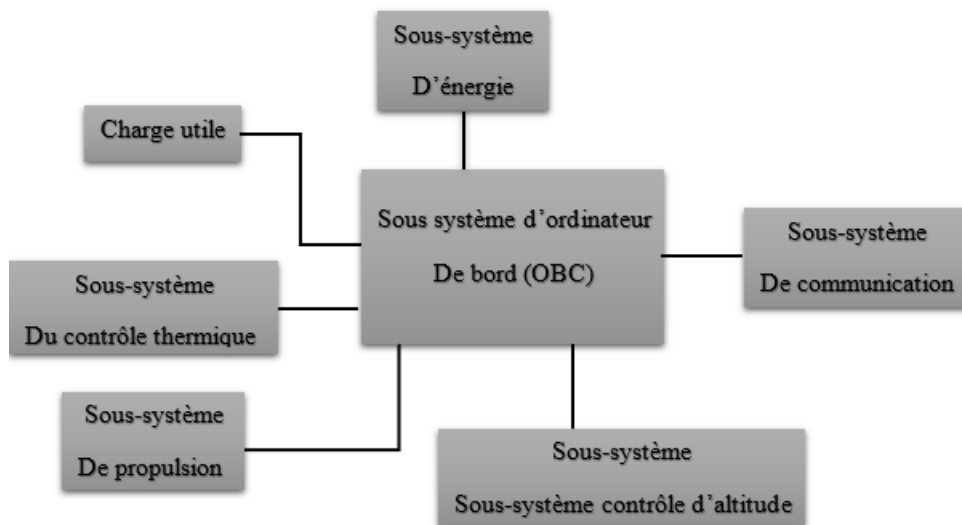


FIGURE 1.3 – Architecture de satellite d'observation de la terre

6.1 La plateforme

Elle est définie par le milieu ou on trouve la charge utile ; et appelée aussi bus. Elle est composée par des sous systèmes qui permettent au satellite : d'atteindre son altitude, se corriger sur l'orbite, communiquer avec la terre, s'alimenter et stocker de l'énergie et aussi de stocker les données.

La plateforme fait référence à la structure métallique du satellite et les sous-systèmes

suivants : sous système ordinateur de bord, Sous-système contrôle d'altitude, Sous système de propulsion, sous système de communication.

6.1.1 sous système ordinateur de bord

L'Ordinateur de bord ou On-board computer (OBC) est la partie commande et traitement des données du satellite. C'est le cœur et le cerveau du satellite, ce sous-système est chargé de : faire les calculs pour les autres sous-systèmes, le traitement et diagnostic des erreurs, la Conversion et la régulation (DC/DC), le stockage des données envoyer par la charge utile et il permet l'exécutions des commandes.

Chaque ordinateur de bord est conçu suivant les exigences de la mission du satellite; comme exemple ; OBC du satellite Algérien ALSAT-1 est un système basé sur le processeur Intel 80C386EX qui joue un double rôle pour AlSat-1, agissant comme composant clé de l'ordinateur de charge utile ainsi que comme ordinateur de commande et de contrôle du micro-satellite. Il a également été adopté par plusieurs autres projets de satellites. [5]

6.1.2 Sous-système contrôle d'altitude

Divers forces ou couples agissent sur les satellites et si elles ne sont pas compensées elles causent de problèmes significatifs sur son altitude, Cette dernière est définie comme l'orientation d'un repère lié à un satellite par rapport à un référentiel standard. Pour réguler la perturbation de la trajectoire du dispositif; un système de contrôle d'altitude et d'orbite est implémenté dans la plateforme. Il est Composé de deux sous-systèmes le premier est destiné pour le contrôle d'orbite et le deuxième pour le contrôle d'altitude.

Le sous-système de contrôle d'orbite s'intéresse au aux ajustements des trajectoires du centre de masse du satellite. Ce sous-système joue un rôle très important dans la réussite de la mission du de l'engin spatial.

Le deuxième sous-système est celui du contrôle d'altitude, il est constitué de captateurs; actionneurs et logiciels. Ce sous-système assure le pointage des : panneaux solaire (pour qu'ils s'orientent vers le soleil pour la recharge des batteries) et les différents instruments (antenne, charge utile... etc.), et empêcher un mauvais pointage de l'engins spatial car il

y a un risque de l'endommager.

1. Détermination d'altitude

L'estimation de l'altitude ou la détermination est la combinaison des mesures fournie par les capteurs optiques présentent au bord du satellite. Deux technique sont utilisée pour la détermination de l'attitude : les techniques de détermination directs et les techniques d'estimation.

2. Contrôle d'altitude

Des lois de contrôles interviennent pour amener le système d'un état initial à un état final souhaité. Après la détermination d'altitudes, des corrections devront être effectuer à l'aide des actionneurs. Il faut ,noter que dans certains cas le système peut être Contrôlé à l'aide des propriétés physiques du satellite et son environnement ; c'est le contrôle passif, dans d'autres cas ; un autre type de pointage approprié est nécessaire ; c'est le contrôle actif.

6.1.3 Sous système de propulsion

Un système de propulsion est tout système qui permet d'effectuer des accroissements de vitesse afin de faire les manœuvres suivantes : manœuvre d'apogée, contrôle et correction d'orbite et d'altitude et la désorbitation.

On distingue essentiellement quatre types de système de propulsion : la propulsion solide ou à poudre, propulsion à gaz, propulsion chimique et la propulsion électrique.

a) Propulsion solide

C'est Le système de propulsion le plus simple, qui est utilisé généralement pour les manœuvres de transfert d'orbite. On utilise un mélange de carburant ; appelé propergol qui est stocké sous forme solide dans une enveloppe. Cette dernière est traversée par un canal central ou chambre de combustion relia à une tuyère. L'allumeur brule la poudre de propergol, les gaz produits par la combustion sont évacués par tuyère en passant par le canal central. Ce système est très utilisé car il est facile à construire et il est possible de stocker les ergols pour long durée.

b) **Propulsion à liquide**

Contrairement à la propulsion solide le combustible et le comburant sont stockés séparément à l'état liquide et à basse pression. Les deux ergols sont injectés sous forte pression dans la chambre de combustion pour être enflammés. . A cet effet ; la réaction de combustion génère des gaz a très forte pression et une haute température, l'éjection des gaz a grande vitesse produit la poussée.

c) **Propulsion gaz (à froid)**

C'est le système le plus économique, un gaz stocké dans un ballon, sous haute pression le gaz est éjecté dans une tuyère convergente-divergente afin d'augmenter sa vitesse pour obtenir une force de poussé. Ce type de système est utilisé pour effectuer les manoeuvres de correction d'altitude.

d) **Propulsion électrique**

La propulsion électrique prend son envol. A cet effet ; le principe de base est d'utilisé de l'électricité pour accélérer la matière qui sera éjectée par la tuyère, ainsi ; l'accélération de la vitesse de l'ergol permet d'utiliser moins de carburant . Par contre ; les propulseurs électriques fournissent moins de force de poussée que les propulseurs chimiques telles sorte que certaines manoeuvres prennent beaucoup plus de temps. Il existe plusieurs moyens d'accélérer un gaz à l'aide de l'électricité on peut les classer selon trois grands principes : la propulsion électrothermique, la propulsion électrostatique et la propulsion électromagnétique.

La propulsion électrique présente deux avantages directs :

- (a) La charge utile des vaisseaux spatiaux peut être augmentée grâce aux économies de poids réalisées en retirant le stockage de propulseurs chimiques à bord du vaisseau spatial.
- (b) La réduction du poids de l'engin spatial peut réduire les coûts de lancement c.-à-d. Avoir un véhicule de lancement plus petit.

6.1.4 Sous système de communication

Le sous-système de communication est l'un des principaux sous système dans un satellite, sa fonction majeure est d'assurer une liaison de communication avec la station terrestre d'une façon continue afin de contrôler l'état du satellite dans l'espace. Ce sous-système assure la transmission des données collectées et la réception des commandes pour le contrôle du satellite.

Le sous-système de communication utilise des émetteurs, des récepteurs ou des transpondeurs (émetteur et récepteur en un seul élément). La transmission des informations se fait à l'aide des ondes électromagnétiques qui ont une vitesse de 300.000 kilomètre par seconde, pour un satellite d'observation de la terre la communication est instantané entre le satellite et la station terrestre.

6.2 La charge utile

La charge utile d'une manière générale est tout objet qui est véhiculé à l'aide d'un moyen de transport et cette notion varie selon le point de vue par exemple un satellite est une charge utile pour le lanceur.

Dans le domaine spatial la charge utile répond à la question pourquoi nous allons à l'espace, elle désigne l'ensemble d'instruments (caméra, radar, télescope, antenne . . . etc.) qui permet au satellite de remplir sa mission. Un satellite peut comprendre une ou plusieurs charges utilise, chaque charge utile est conçu suivant les exigences de la mission.

6.2.1 Caméra

Est un système conçu pour fournir des informations détaillées sur le phénomène à observer. Pour une mission donnée; le choix des caméras se fait suivant certains critères comme : la résolution des images, la capacité d'acquisition, les bandes spectrales utilisées.

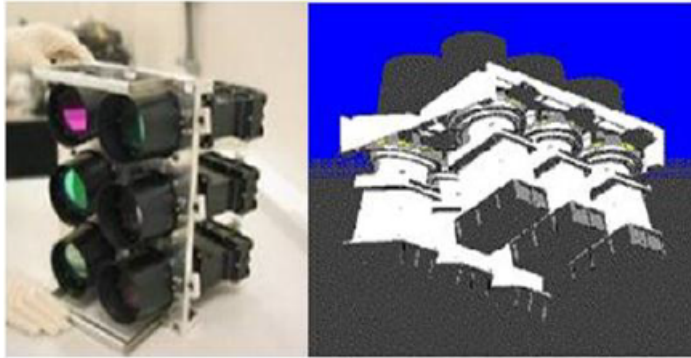


FIGURE 1.4 – Caméra du satellite ALSAT-01

6.2.2 Radar

Est un instrument actif car il ne dépend pas d'une énergie externe pour créer une image. En effet ; le satellite envoie des ondes radar vers la zone et enregistre les échos puis il transforme les informations reçues en images. La première apparition des satellites d'observation de la terre équipés avec radar était en 1978, ce type d'instrument est très utilisé car il a la possibilité d'effectuer des observations à travers les nuages, des océans, les terres émergées et les les calottes glaciaires.

7 Conclusion

Dans ce chapitre nous avons présenté d'une manière générale l'architecture de satellite d'observation de la terre qui est constituée constitué de deux partie essentiel : la Plateforme et la charge utilise. Ce type de satellite joue un rôle primordial dans la recherche scientifique et les sciences de la terre.

Chapitre 2

Architecture du système d'alimentation d'un satellite

1 Introduction

Sans le système d'alimentation les différents sous-systèmes d'un satellite ne sont pas capable de fonctionner. Il est chargé de fournir le besoin énergétique pour que les autres sous- systèmes fonctionnent d'une manière efficace. Le sous-système énergétique englobe la production d'énergie électrique, le stockage et la distribution.

2 Les différentes topologies des système d'alimenta- tions

Tous les systèmes d'énergie pour chaque mission ont une chose en commun, ils prennent un grand pourcentage de la masse du satellite. Pour cette raison, il n'y a pas un modèle de topologie de système d'alimentation standard, ainsi pour chaque mission le dispositif doit être conçu selon le besoin afin d'obtenir des performances optimales avec un poids le moindre possible. Il faut signaler que pour chaque conception d'un système d'alimentation ; nécessite un bilan de puissance ; qui se traduit par le calcul du nombre de cellules et

l'évaluation de la taille du système. La durée de vie de la mission doit être prise en considération, ainsi que la dégradation des composants, de l'orbite... etc. Avant de prendre des décisions très difficiles, particulièrement quand le reste de l'engin spatial est toujours dans état de conception et que tout est susceptible de changer plusieurs fois avant la conception finale de l'engin spatial.

Il existe deux types fondamentaux de configurations du système d'alimentation :

- Le bus non régulé ou distribué.
- Le bus régulé ou centralisé.

1. Bus non régulé

Le bus non régulé représenté par la figure 2.1 signifie que le sous-système obtient l'alimentation électrique directement des panneaux solaires. Le sous-système doit lui-même prendre soin de réguler les fluctuations de la puissance d'entrée.

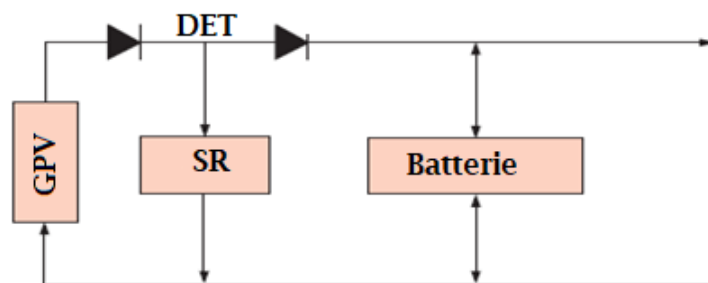


FIGURE 2.1 – Bus non régulé

Le tableau 2.1 présente les avantages et les inconvénients de ce système.

Avantages	Inconvénients
Les sous-systèmes d'alimentations ont des degrés de liberté d'exécution et ne dépendent pas de leurs puissances d'entrées.	Plus de petits régulateurs de conditionnement de puissance accompagnant chaque sous-système ce qui à une contrainte de poids (surcharge).
Un système d'alimentation plus simple et moins volumineux.	Plus de problèmes de compatibilité électromagnétiques (EMC).

TABLE 2.1 – Avantages et inconvénients du bus non régulé

2. Bus régulé

Dans ce cas l'alimentation électrique comme le montre la figure 2.2 est directement réguler et distribuée sous forme de tension et d'alimentation électrique fixes.

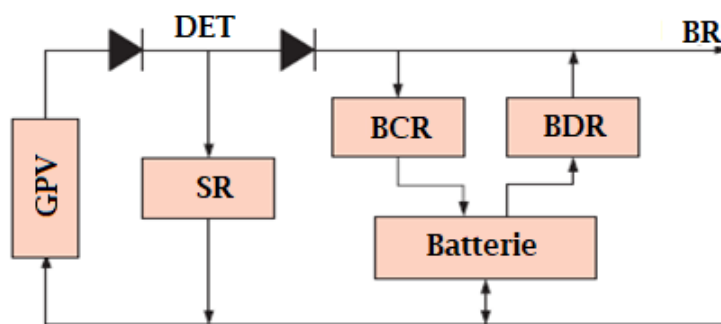


FIGURE 2.2 – Bus régulé

Le tableau 2.1 présente les avantages et les inconvénients de ce système.

Avantages	Inconvénients
<p>Une standardisation du matériel.</p> <p>Une interface d'utilisation simple.</p> <p>Une optimisation des panneaux solaires et la structure de la batterie.</p> <p>Un contrôle plus facile de L'EMC.</p>	<p>L'utilisateur doit travailler avec ce qu'il obtient.</p> <p>Un point de panne unique (quand la redondance dans le système d'alimentation n'est pas prise en considération. (EMC).</p>

TABLE 2.2 – Avantages et inconvénients du bus régulé

Souvent une combinaison est utilisée : un bus régulé pour des tensions standard et un bus non réguler pour la batterie

3 Les différentes parties d'un système d'alimentation d'un Satellite Basse orbite

La conception idéale d'un sous-système d'énergie est celle qui répond aux besoins en énergie d'une mission spécifique. Le système d'alimentation est en fait la bouée de sauvetage pour d'autres systèmes du satellite. La figure 2.3 présente le sous-système d'énergie du satellite algérien ALSAT-1 qui est composé de : quatre panneaux solaires comme une source d'énergie primaire reliés a un Régulateur de charge de batterie (BCR), des batteries rechargeables de type Nickel Cadmium (Ni-Cd), deux module de conditionnement de puissance (PCM) et un module module de distribution de puissance (PDM).

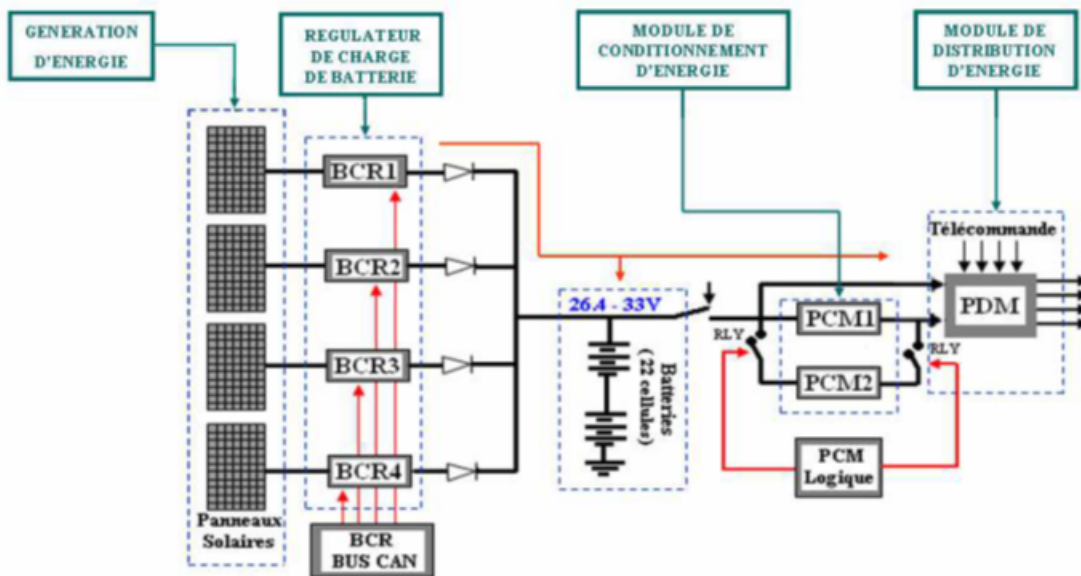


FIGURE 2.3 – Architecture système d'alimentation du satellite ALSAT-1 [6]

3.1 Source d'énergie primaire

Un panneau photovoltaïque est un générateur d'énergie électrique utilisé dans la plupart des satellites. En 2010 environ 85% des nanosatellites utilisent des panneaux solaires pour générer l'énergie électrique.

Le générateur photovoltaïque est constitué d'un ensemble de cellules solaires qui génèrent un courant continu. Ces cellules sont reliées en série et en parallèle afin de produire une énergie suffisante pour alimenter le système.

3.1.1 Cellule solaire

Une cellule photovoltaïque est un composant électronique à base de matériaux semi-conducteurs, qui convertit le rayonnement solaire en énergie électrique par l'effet photovoltaïque. Dans la partie suivante nous détaillons le type de cellules solaires suivant le nombre de jonction.

1. Types de cellules solaires

(a) Cellule à une seule jonction

Deux technologies ont été développées pour les applications spatiales, la première c'est les cellules solaires à base de silicium (Si) [7] avec un rendement qui se mesure aux environs de 16%.

La deuxième technologie la plus récente qui est basée sur les cellules à base d'arséniure de Gallium (GaAs). Ce type de cellule offre un rendement plus important que celle à base du silicium (environs 20%) et une bonne résistance différentes radiations.

(b) Cellules multijonctions

C'est une nouvelle technologie qui est basée sur des cellules multijonctions. Dans le domaine spatial les cellules triples jonctions sont les plus utilisées car leurs rendements dépassent les 30%. Et le rapport prix efficacité est le plus élevé, [8]

Une cellule triple jonction est composé de trois couches, chaque couche absorbe une partie du spectre qui correspond à une longueur d'onde spécifique.c.-à-d. chaque couche absorbe une longueur d'onde différente. En effet ; les cellules triples jonctions les plus utilisées sont à base de la cellule triple jonction la plus utiliser c'est a base de gallium GaInP/GaAs/Ge. la couche supérieure est le phosphore de gallium indium, la couche inférieure est le germanium et la couche du milieu est d'arséniure de Gallium-indium[9] .La figure 2.4 montre la longueur d'onde absorbée par chaque matériaux

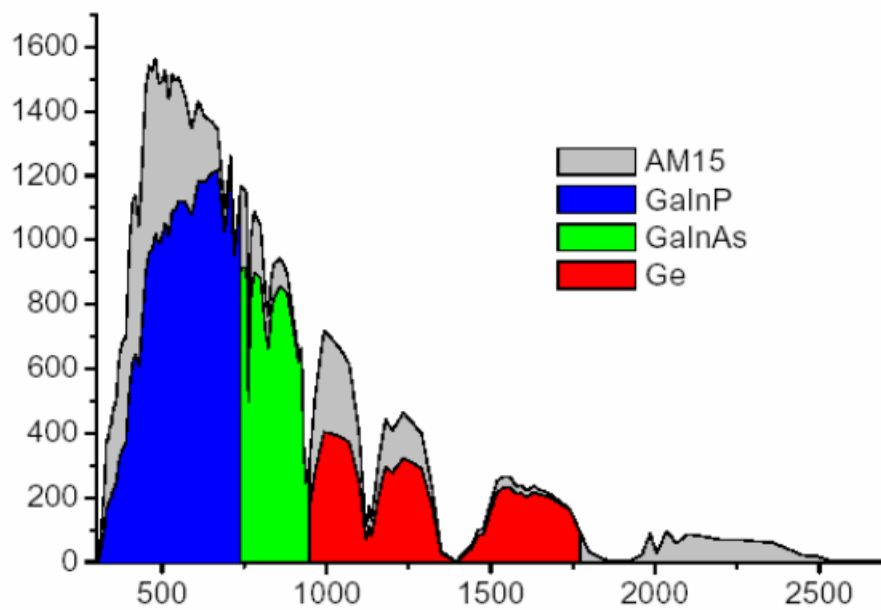


FIGURE 2.4 – le spectre d'absorption [10]

2. Caractéristiques Courant-tension (I-V) des cellules.

Les propriétés électriques d'une cellule solaire sont caractérisées dans un graphe appelé courbe caractéristique courant tension. Elle permettent de comparer les cellules photovoltaïques et présentent des points remarquables : tension à circuit ouvert, le courant de court-circuit et la puissance maximale.

- Tension à circuit ouvert (V_{OC}) : il s'agit de la tension maximale mesurée lorsque aucune charge n'est présente, le courant est nul.
- Le courant de court-circuit (I_{CC}) : l'intensité mesurée lorsque les deux bornes positive et négative sont court-circuitées ; ainsi la tension est nulle.
- puissance maximale (P_{MPP}) : c'est le produit du courant maximal et la tension maximale.

3.1.2 Caractéristiques de la cellule solaire spatiale

Les cellules solaires dans l'espace sont exposées à un flux important de particule chargées à haute énergie. Ces particules peuvent causer beaucoup de dégâts pour les cellules photovoltaïques.

La caractéristique la plus importante d'une cellule solaire dans les applications spatiales est l'efficacité de la cellule solaire en fin de vie du satellite c'est-à-dire est ce que le système photovoltaïque peut garantir les besoins en énergie pendant toute la durée du fonctionnement du satellite. Il existe d'autres caractéristiques aussi importantes pour les engins spatiaux :

- Un rendement élevé.
- Haute fiabilité.
- Solide pour résister à la contrainte mécanique lors d'un lancement.
- Un coût faible.

La fabrication d'une cellule qui répond aux besoins d'une mission spatiale est un défi majeur pour les chercheurs, car dans l'espace plusieurs facteurs influent sur les cellules solaires et dégradent leurs fonctionnements comme la température, la distance solaire et les radiations.

1. Influence de la température sur les cellules

Les performances optimales des cellules solaires sont obtenues sous conditions standards, toute augmentation ou diminution de la température engendre une détérioration des performances. La figure 2.5 montre l'influence de la température sur le courant de court-circuit, la tension à circuit ouvert et la puissance maximale générée par la cellule.

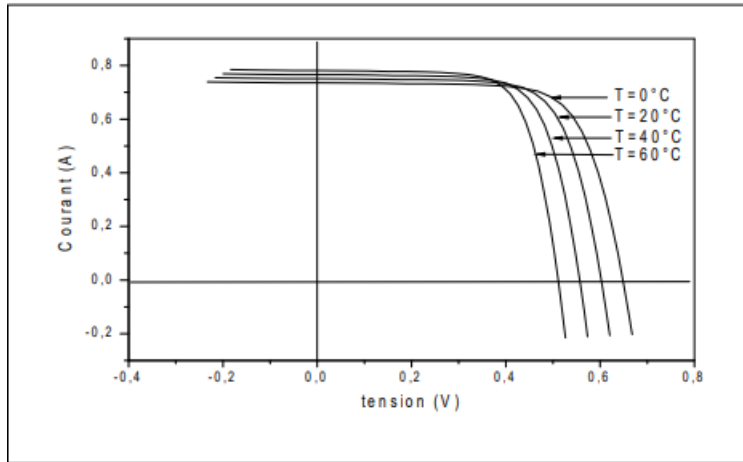


FIGURE 2.5 – Influence de la température sur la caractéristique I-V d’une cellule solaire [11]

2. Influence de la distance solaire

Dans la conception d’un engins spatiale, le panneau solaire doit être conçu en respectant sa distance par rapport au soleil . [12]

Les cellules solaires pour les satellites à basse orbite sont conçu pour une distance de 1 unité astronomique.

3. Influence de la radiation

Le rayonnement provenant du soleil est constitué de particules qui ont assez d’énergie pour ioniser un matériau. Il est difficile d’éviter les particules ionisantes car ces particules ont la capacité de se déplacer à travers les matériaux de modifier ses propriétés. En effet ; les principaux dommages sont causés par l’ionisation, et produisent une diminution du rendement de la cellule, dégrade sa durée de vie, réduit son courant de court-circuit et sa tension de circuit ouvert. A cet égard le dimensionnement du système d’alimentation est basé sur l’efficacité des matériaux en fin de vie.

3.1.3 Comparaison entre les différents types de cellules solaires spatiales

Afin d’assurer une meilleure alimentation pour les satellites ; plusieurs technologies ont été développées. Le tableau 2.3 présente une comparaison de l’efficacité des cellules des

différentes technologies.

Type de cellules	Efficacité de conversion
Cellule triples jonction (GaInp/GaAs/Ge);	30.40%;
Cellule double jonction (GaAs);	19.56%;
Cellule a base de Germanium;	5.12%;
Cellule a base de silicium;	14.78%;

TABLE 2.3 – comparaison de l'efficacité de conversion des cellules solaires[8]

Pour les cellules utilisées dans les engins spatiaux les chercheurs comparent aussi l'efficacité des cellules au début de vie et fin de vie et la puissance générer en fonction du poids au début de vie et au fin de vie.

3.2 Source d'énergie secondaire

Un satellite d'observation de la terre subie un grand nombres d'éclipse durant sa mission dans l'espace. Pendant la période d'éclipse une unité de stockage appelée batterie qui est nécessaire pour assurer l'approvisionnement en énergie. Celle-ci est constituée de cellules connectées en séries et en parallèle.

Deux catégories d'unité de stockage sont utilisées pour un satellite :

– **Batteries primaires :**

Une cellule primaire est un dispositif utilisé qu'une seule fois. En effet le processus

chimique dans la batterie est irréversible. c'est à dire quand la réaction chimique est épuisée la batterie doit être changée. Ce type de batterie est facile à utiliser et ne nécessite pas de la maintenance.

– **Batteries secondaires :**

Un satellite qui utilise des panneaux solaires nécessite des batteries rechargeables appelées accumulateurs, ce type de cellules diffèrent énormément des cellules primaires que la réaction chimique est réversible.

3.2.1 Principe de fonctionnement des batteries

Une batterie est un dispositif qui permet de convertir l'énergie, en charge l'énergie électrique est convertie et stocké en énergie chimique. Dans la phase de décharge l'énergie stockée est convertit en énergie électrique. La figure 2.6 montre le principe de fonctionnement de batterie.

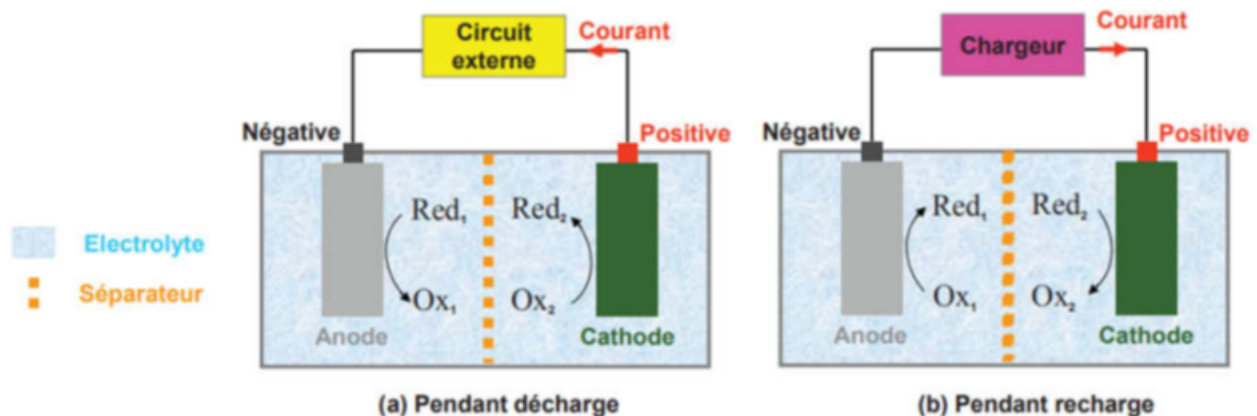


FIGURE 2.6 – Principe de fonctionnement d'une batterie

Un accumulateur généralement est constitué de deux électrodes immergés dans un électrolyte et séparés par un séparateur pour assurer le passage des électrons via le circuit extérieur.

Il faut noter qu'avant de choisir un système de stockage, la mission spatiale a certaines exigences techniques relatives aux satellites d'observation. qui doivent être définies

précédemment et qui comportent les points suivants :

- Respect des normes de ESA et NASA
- Durée de vie : 2 à 15 ans et un grand un grand nombre de cycle charge/décharge
- Profondeur de décharge inférieure à 30%

3.2.2 Caractéristiques des cellules de batterie utilisée dans l'espace

La première batterie utilisée pour un véhicule spatial est une batterie de type argent-zinc. Actuellement ; il existe de nombreuses technologies de batteries pour les applications spatiales comme nickel-cadmium (NiCd), nickel-hydrogène (NiH₂), nickel hydrure métallique (NiMH) et la plus récente des technologies est les batteries lithium-ion (Li-ion).

Les satellites à basse orbite (LEO) utilisent généralement des batteries nickel-cadmium car elles présentent les avantages suivants :

- Résistance interne non variable lors de la décharge.
- Bonne performance à basse température.
- La possibilité d'être stockée à l'état déchargé.
- Faible résistance interne lui permettent de supporter de grand courant de charge et de décharge.
- Faible coût et disponible pour large gamme de taille.
- profondeur de décharge entre 10% et 40%. [13]

Dans la partie qui suit nous intéressons aux phénomènes suivants : la charge, la décharge, inversement de polarité et effet mémoire, d'une batterie (Ni-Cd).

a) **Charge**

La charge est l'opération qui consiste à faire entrer l'énergie dans la batterie. Dans ce cas ; il est recommandé à charger les batteries nickel-cadmium a courant constant. En revanche un courant élevé endommage les cellules. Pendant les 70% de la charge, l'efficacité de charge d'un NiCd est proche de 100%

Il existe plusieurs méthodes pour charger une batterie nickel-cadmium selon le besoin. En effet ; une charge normale se fait à un courant 1/10 du courant nominal (ou de la capacité de la batterie) et prend jusqu'au 14 heures pour une charge complète. D'autres applications qui utilisent ce type de batteries nécessitent une charge rapide pour une durée d'une heure. et se fait à un courant qui égale au le courant nominale. Il est nécessaire de détecter la fin de la charge des batteries qu'elles ne subissent pas de surcharge. Plusieurs méthodes sont utilisées :

- Détection par la température : La fin de la charge est déclenchée lorsque la température augmente de 1°C par minute, si la batterie n'atteint pas une telle augmentation une température seuil pour la coupure de la charge est fixé a 60°C.
- Par la signature de la tension : Cette méthode permet une détection plus précise de la charge complète des batteries. En effet ; lors du chargement une chute de tension se produit lorsque la batterie atteint sa charge maximale. Dans ce cas ; le chargeur met fin au processus de la charge. Cette méthode offre de meilleurs performance avec une charge rapide.

La figure 2.7 montre la relation entre l'état de la charge, la température des cellules, la tension et la pression. Pour une charge de 70% la pression et la température augmentent et pour une charge complète une chute de tension se produit.

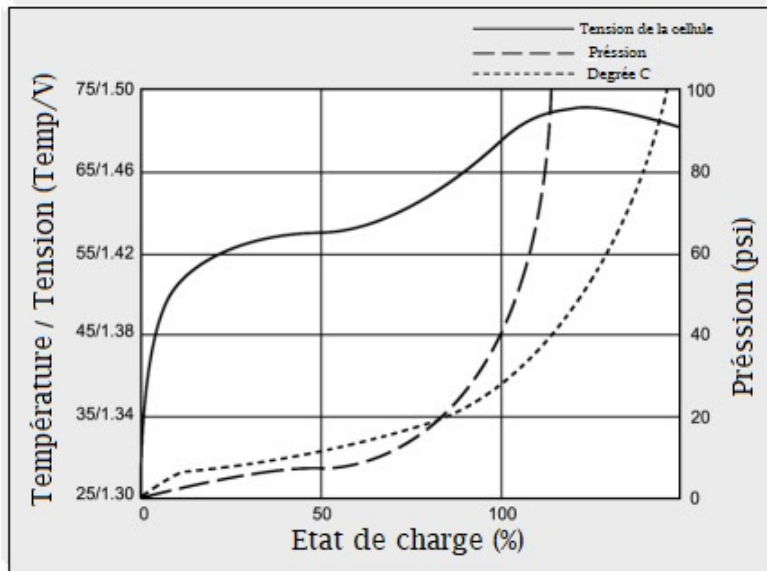


FIGURE 2.7 – Courbe de charge d’une batterie Ni-Cd [14]

b) décharge

Cette opération consiste à faire sortir de l’énergie de la batterie et la fournir pour un récepteur extérieur. Il faut noter que pour une décharge complète ; la tension de la cellule aura une valeur d’un volt.

La figure 2.8 illustre le processus de décharge des batteries nickel-cadmium qui est divisé en 3 étapes. On constate que la tension chute brusquement dans la première phase ; après elle prend une valeur constante. Dans la dernière phase ; la tension chute brusquement ; ainsi ; dans ce cas la décharge doit être stopper ; afin de sauvegarder la qualité de la batterie.

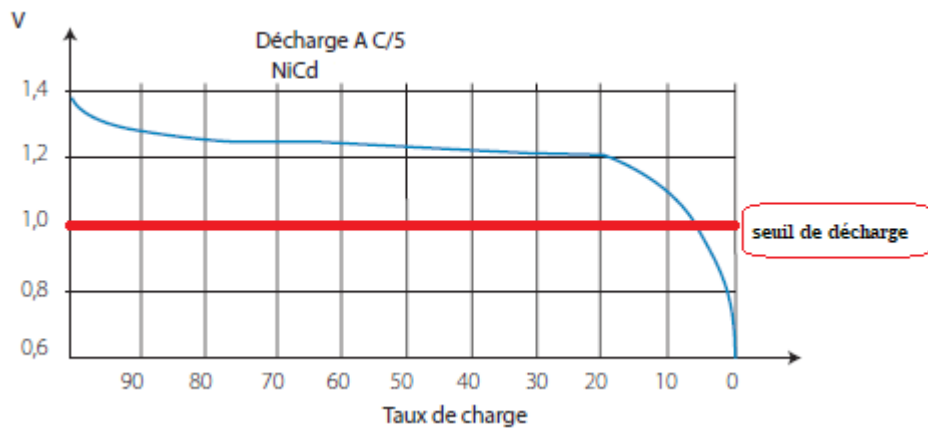


FIGURE 2.8 – La caractéristique de la tension de décharge d’une batterie Ni-Cd [15]

La tension de décharge d’une batteries nickel-cadmium dépend de deux paramètres : le courant débité et la température. La tension de décharge diminue à des températures faibles ou pour un courant débité élevé. La décharge de la batterie dans la figure 2.8 se fait à courant de décharge égal à 0.2C.

Le symbole 0.2C désigne la quantité de courant de décharge par rapport à la capacité de la batterie. En effet pour une batterie de capacité de 1 Ah est déchargée à un taux de 0.2 C ; elle va délivrer un courant de 200 mA.

c) Inversement de polarité

La plupart des accumulateurs sont constitués de plusieurs cellules montés en séries qui ont une capacité différente. Ainsi ; lors de la décharge la cellule ayant la capacité la plus faible ; va subir une chute de tension. Si la décharge se poursuit ; la tension de la cellule décroît au-dessous de 0V et sa polarité s’inverse en trois étapes :

- La Matière active de l’électrode positive est complètement déchargée, génération du gaz d’hydrogène et une augmentation de la pression interne.
- La décharge se poursuit car la batterie est conçue de manière que la capacité négative est excessive, la tension de décharge atteint jusqu’au -0.4V.
- La matière active des deux électrodes est épuisée et la production du gaz d’oxygène au niveau de l’électrode négative, la formation d’un gaz aux niveau deux

électrodes entraîne une forte pression interne jusqu'à l'ouverture de la valve de sécurité.

Il faut noter que si le scénario se répète à plusieurs reprises ; les performances de la cellule se détériorent.

d) **Effet mémoire**

Les batteries de type Nickel-cadmium sont sensibles à un effet ; appelées effet mémoire. Ce dernier a été remarqué pour la première fois dans les satellites qui orbite la terre. Les Batteries de ces satellites sont soumises à des cycles de charges et de décharges identiques et réguliers car lorsqu'ils passent au-dessus de la face cachée de la terre, les batteries subissent une décharge partielle puis elles se rechargent lorsque le soleil est présent. Dans ce cas ; la capacité globale des batteries est réduite ; car elles souviennent de la quantité de décharge ; par conséquent elles sont incapable de restituer une capacité supérieure. Pour faire face à ce problème il faut de temps en temps effectuer un cycle complet de charge/décharge pour réduire l'effet mémoire.

e) **Inconvénients des batteries Nickel-cadmium**

- Densité d'énergie relativement faible par rapport aux nouvelles technologies.
- Effet mémoire ; les batteries doivent se décharger complètement périodiquement.
- Autodécharge, elles doivent d'être chargé après le stockage.
- La pollution : Le cadmium est un métal toxique.

3.2.3 Autres technologies de batteries utilisées pour les applications spatiales

1. Batteries nickel métal-hybride

Ce type de batterie est une extension de la batterie Ni-Cd. L'électrode de cadmium est remplacée par une électrode d'hydrure métallique.

Les batteries nickel métal-hybride sont maintenant utilisées pour les applications spatiales car elles offrent de meilleurs résultats. Elles ont été considérablement développées au fil des années. En revanche ; toute technologie a ses limites. Le tableau

2.4 illustre les avantages et les inconvénients de ce type de batteries.

Avantages	Inconvénients
Densité d'énergie estimer à 1.5 fois plus élevé que celle du Ni-Cd.	Maintenance élevée : la batterie doit être régulièrement déchargée à fond pour éviter la formation de cristaux.
Moins sensible à l'effet mémoire.	Autodécharge élevée - le NiMH a une autodécharge environ 50% plus élevée que celle du NiCd.
Plus écologique et moins polluante car elle ne contient pas de matériaux toxiques.	Durée de vie limitée - en cas de cycles profonds répétés, en particulier à des courants de charge élevés, les performances commencent à se détériorer après 200 à 300 cycles.

TABLE 2.4 – les avantages et inconvénients des batteries NiMH [15] [14]

2. Batteries lithium-ion

Les limitations technologiques des batteries ont poussé le développement des accumulateurs lithium-ion. L'idée de cette technologie a été proposé pour la première fois dans les années 1970. Aujourd'hui plus de 98% de nouveaux satellite sont alimentés par des batteries lithium-ion.

La batterie de lithium-ion pourrait être le meilleur système de stockage. En revanche ce système se caractérise par plusieurs problèmes techniques. Le tableau 2.5 montre quelques avantages et inconvénients de cette nouvelle technologie.

Avantages	Inconvénients
La densité d'énergie élevée, la taille est réduite pour une capacité plus élevée.	Le coût de fabrication est très élevé. Il est de l'ordre de 40% plus élevé que celui des batteries nickel-cadmium.
Son autodécharge est faible (1% par mois). elles peuvent être stockées à l'état chargé.	doivent être stockées à un endroit frais avec 40%.
Elle ne nécessite pas une maintenance périodique, Pas d'effet mémoire aucune décharge complète est nécessaire.	Une technologie pas tout à fait maîtrisée.

TABLE 2.5 – les avantages et inconvénients des batteries Li-ion [13]

Dans le tableau 2.6 nous comparons les caractéristiques électriques des 3 technologies citées ci-dessus.

	Nickel-cadmium	Nickel hydrure métal	Lithium-ion
Tension nominal (volt)	1.4	1.4	3.6
Densité d'énergie (Wh/Kg)	55	80	120-150
Cycle/durée de vie	500 /8 ans	500 /8 ans	500-1000/2-3 ans
Tension minimal de décharge (volt)	1	1	3

TABLE 2.6 – comparaison entre les différentes technologies de batteries

4 La partie gestion et distribution de l'énergie électrique

4.1 Régulateur de charge de batterie (BCR)

Le dispositif est un élément indispensable pour le système énergétique d'un satellite. Le BCR (battery charge regulator) assure une alimentation en énergie électrique d'une manière régulière, par analyse permanente de la tension générer par les panneaux solaires et de la tension des accumulateurs. Ainsi ; comme éléments d'entrée du BCR ; on trouve les panneaux solaires ; et comme éléments de sortis on a les différentes les différentes charges de la plateforme et la charge utile.

Les accumulateurs ne sont donc alimentés que si cela est nécessaire. Afin d'augmenter leurs durées de vie et assurer un fonctionnement optimal, ils devront être protégés contre la surcharge et la décharge profonde.

LE BCR a deux mode de fonctionnement : le mode courant et le mode tension.

- Mode courant

Une fois les accumulateurs sont complètement déchargés, le BCR détecte le point de la puissance maximale des panneaux solaires. Ainsi, toute la puissance toute disponible est convertit pour charger les accumulateurs et aussi assurer une alimentation continue pour les différents sous systèmes.

Lorsque la tension maximale est lue à partir de la borne de tension. Cela indique que l'état de charge complète est atteint et le courant diminuera jusqu'à ce que la tension se stabilise. Cette opération continue jusqu'à un état de charge réduit est atteint.

- Mode tension

Lorsque l'État de charge réduit est atteint, le BCR fonctionne en mode tension et ajuste le point de fonctionnement du panneau solaire entre la tension (V_{MPP}) et la tension (V_{OC}), en réduisant ainsi la puissance à l'entrée du BCR. La tension maximale de la batterie dépend en grande partie de la température de la batterie.

1. Les différentes topologies de régulateur de charge

Les recherches faites sur les BCR sont basées sur les études des convertisseurs DC-DC destinées pour l'alimentation des satellites. La défaillance du convertisseur peut causer beaucoup de panne pour le système complet comme : la perte du convertisseur principal de l'énergie, la décharge des batteries et la perte du satellite.

Nous distinguons 3 types de convertisseurs :

- Convertisseur Buck
- Convertisseur Boost
- Convertisseur Buck-Boost

2. Les différents types de régulateur de charge

La fonction principale de tout régulateur de charge est de protéger la batterie en contrôlant son état de charge d'une façon permanente, et assure l'injection du courant électrique dans les deux sens (charge et décharge).

Il existe deux types de régulateur de charge : régulateur PWM et régulateur MPPT.

- Régulateur de charge PWM (pulse width modulation)

Ce type de régulateur est composé d'un interrupteur qui fonctionne en MLI, il s'ouvre et se ferme à une fréquence précise. Le régulateur PWM relie directement le panneau solaire à la batterie : la tension de la batterie détermine la tension de fonctionnement du panneau. Son rendement peut atteindre 80% les pertes sont dues à une chute de tension lorsqu'on coupe l'énergie provenant du panneau .

- Régulateur de charge MPPT (maximum power point tracking)

Comme son nom l'indique le régulateur MPPT utilise une méthode de recherche du point de la puissance maximale. Cette méthode consiste à déterminer quel est le point de fonctionnement maximal du courant et de la tension à n'importe quel moment pour la charge de la batterie. Avec cette technique le rendement augmente jusqu'au plus de 95%. Ce type de régulateur possède une caractéristique spéciale : la chute de tension est compensée par l'augmentation de l'intensité du courant, et cela représente en moyenne 5% de perte.

4.2 Module de conditionnement de puissance

Le module de conditionnement de puissance (PCM) est alimenté les batteries, il assure les fonctions suivantes [16] :

- convertir la tension non régulière issue de la batterie en tension régulière.
- Conditionner le bus d'alimentation dans la plage de la tension spécifiée.

- Assurer un contrôle indépendant de la production et du stockage de l'électricité.

4.3 Distribution d'énergie

La conception du système de distribution d'énergie s'articule autour deux options, La première option suppose que la tension de la batterie est faible, c'est-à-dire que la tension doit être augmentée. La deuxième option suppose que la tension de la batterie est supérieure à la charge, ce qui signifie qu'une paire de dispositifs de réduction est requise.[16]

module de distribution d'énergie Un module de distribution de puissance (PDM) est constitué des différents convertisseurs requis par les composants électroniques du satellite. ces convertisseurs sont télécommandés afin de les éteindre et les allumer selon le besoin.

Ce module est chargé de distribuer les différentes tensions à la charge utile et aux autres sous systèmes et, ainsi la possibilité de protéger les lignes électriques pour éviter que les dommages ne se propagent entre les charges et le système d'alimentation.

Le module de distribution utilise trois méthodes de distribution différentes :

- Les câbles.
- Les fusibles.
- Les commutateurs de puissance.

4.4 principe de la recherche du point de la puissance maximale

Les caractéristiques de sorties d'un panneau solaire dépendent de la température, l'irradiation et d'autre paramètres. la puissance maximale change avec le changement des conditions de fonctionnements. Pour remédier à ce problème des méthodes de suivies du point de la puissance maximale (MPPT) peuvent être utilisées afin de maintenir maintenir un panneau solaire à son PPM. [17]

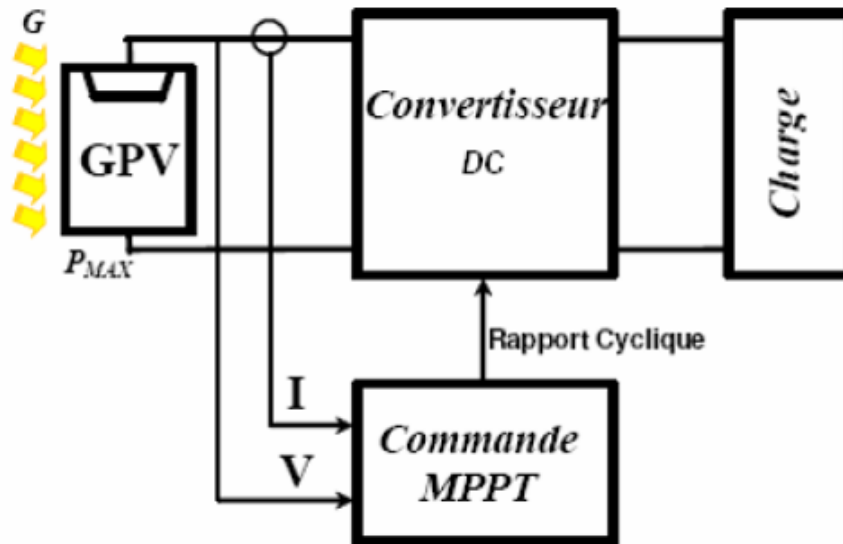


FIGURE 2.9 – Chaîne de conversion photovoltaïque utilisant régulateur MPPT [6]

Le régulateur pour la recherche du point de la puissance maximale est placé en série avec le panneau solaire comme le montre la figure 2.9. La commande MPPT tente d'extraire la puissance maximale disponible aux borne du générateur photovoltaïque en variant le rapport cyclique du convertisseur statique.

4.4.1 Classification des commandes MPPT

Les commandes MPPT peuvent être classées selon le type d'implémentation électronique, selon le type des paramètres d'entrés ou suivant le type de la recherche.[6]

1. Classification selon le type d'implémentation électronique

- Analogique
- Numérique
- Mixte

2. Classification selon les paramètres d'entrés :

- Commandes MPPT fonctionnant à partir des paramètres d'entrés du convertisseurs
- Commandes MPPT fonctionnant à partir des paramètres de sortis du convertisseurs

3. Classification selon le type de recherche

- MPPT direct.
- MPPT indirect.

4.4.2 Quelques algorithmes MPPT

Il existe de nombreuses méthodes de commande MPPT plus au moins complexe complexe. Nous allons citer quelques algorithmes les plus utilisés.

1. Voltage constant

La méthode du voltage constant (CV) appelée aussi méthode du voltage du circuit ouvert. Cette technique est basée sur le fait que le rapport entre la tension de sortie maximale du générateur photovoltaïque et sa tension du circuit ouvert est égale a un rapport K.

$$K = \frac{V_{mpp}}{V_{co}} \quad (2.1)$$

avec :

V_{mpp} : la tension maximale du panneau solaire.

V_{co} : la tension du circuit ouvert du panneau.

K : constante, les bonnes valeurs sont comprises de 0.7 à 0.8.

Le principe de cette méthode est basé sur la comparaison entre les tensions du panneau PV photovoltaïque et tension de référence V_{ref} . La tension de référence est déterminée une fois la valeur de k est fixée, le V_{mpp} est calculée à partir de l'équation et sa valeur est prise comme référence et V_{co} est mesurée périodiquement. [16]

- ##### 2. Perturbe and observe
- C'est la méthode la plus utilisée en raison de sa simplicité et la facilité de l'implémenter.

Le principe de cette méthode consiste à incrémenter ou décrémenter périodiquement la tension du panneau solaire (c'est la perturbation) et en mesurant le changement de la puissance du panneau (c'est l'observation).[18]

La figure 2.10 montre le principe de fonctionnement d'une commande P and O. [19]

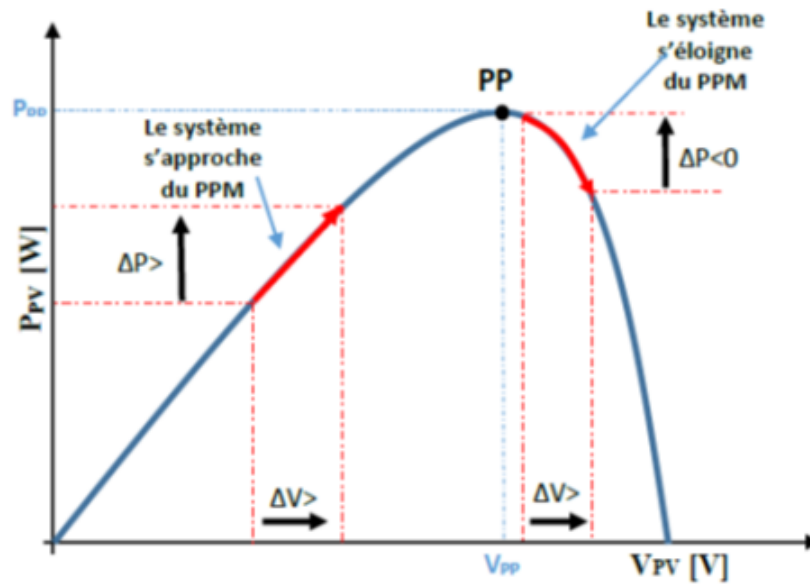


FIGURE 2.10 – Principe de recherche du PPM par la méthode (P and O) [19]

si :

- Une incrémentation de la tension engendre une augmentation de la puissance ce qui signifie signifie que le point de fonctionnement se trouve à gauche du point de la puissance maximale suivant la figure 2.10 ainsi perturbation continue dans le même sens.
- Une incrémentation de la tension engendre une diminution de la puissance cela signifie que le point de fonctionnement se trouve à droite du point de la puissance maximale figure 2.10 et la prochaine perturbation se fait dans le sens inverse. [19]

5 Conclusion

Dans ce chapitre nous avons étudié le principe de fonctionnement de chaque partie des éléments du système d'alimentations d'un satellite.

Nous avons commencé par la partie conversion de l'énergie lumineuse en énergie électrique, puis nous avons étudié le stockage de cette énergie et les différentes technologies utilisées pour le stockage. La dernière partie, a été consacrée pour la régulation de charge et la distribution de l'énergie et les méthodes de régulation MPPT.

Chapitre 3

Étude théorique des convertisseurs

1 Introduction

Appelé à ses débuts l'électronique des courants fort. L'électronique de puissance a connu un essor grâce au développement des matériaux semi-conducteurs.

Comme tout système alimenté par l'énergie électrique, le satellite et ses sous-systèmes fonctionnent à des plages de tensions différentes. A cet effet, des convertisseurs DC/DC sont conçus pour répondre aux exigences de certain équipements.

2 Convertisseur abaisseur (Buck)

2.1 Définition du convertisseur abaisseur

Le convertisseur abaisseur ou hacheur dévolteur est un dispositif électronique, qui convertit une tension d'entrée continue en une tension de sortie continue réglable plus faible, en outre le courant de sortie (courant de la charge) est plus élevé que le courant d'entrée. La tension d'entrée est constante et le courant de sortie est constant

La Figure 3.1 présente le schéma électronique du convertisseur Buck.

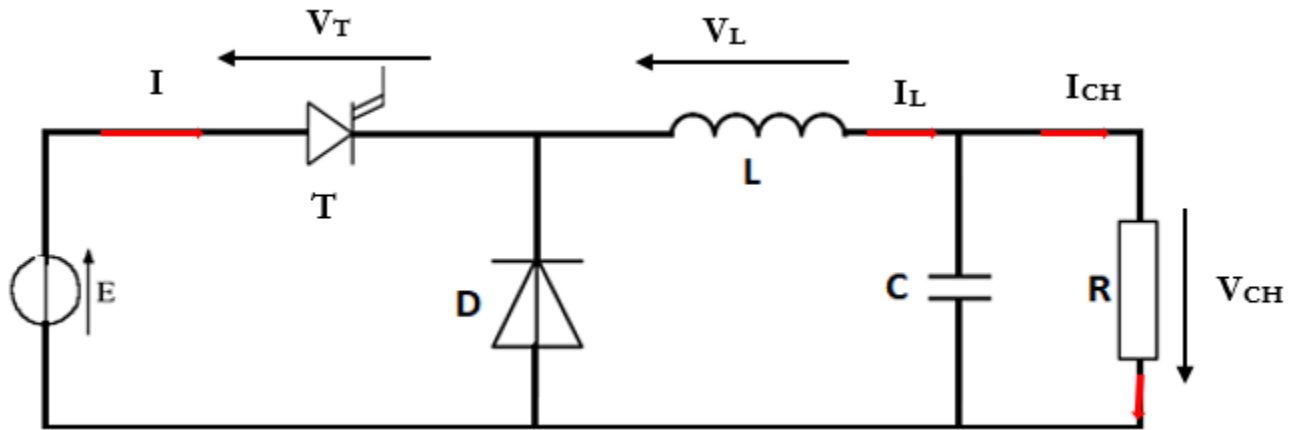


FIGURE 3.1 – schéma du convertisseur Buck

2.2 Fonctionnement du convertisseur abaisseur

Un convertisseur Buck est constitué de deux interrupteurs qui sont commandés de façon complémentaire, à une période de découpage T ($T=1/\text{fréquence}$) [20].

- De 0 à αT : le premier interrupteur (thyristor) conduit le deuxième (diode) est bloqué.
- De αT à T : le premier interrupteur (thyristor) est bloqué le deuxième interrupteur (diode) conduit.

avec :

α Est Le rapport cyclique d'un hacheur et il est défini par :

$$\alpha = \frac{\text{durée de conduction du composant principale}}{\text{période}}$$

La valeur du rapport cyclique est comprise entre 0 et 1.

2.3 Principe de fonctionnement

Le convertisseur Buck a deux modes de fonctionnement :

1. Mode I

Le thyristor passant et la diode bloquante

Dans l'intervalle $[0 \alpha T]$, l'interrupteur principale T est fermé la diode est bloquante comme le montre la figure 3.2.

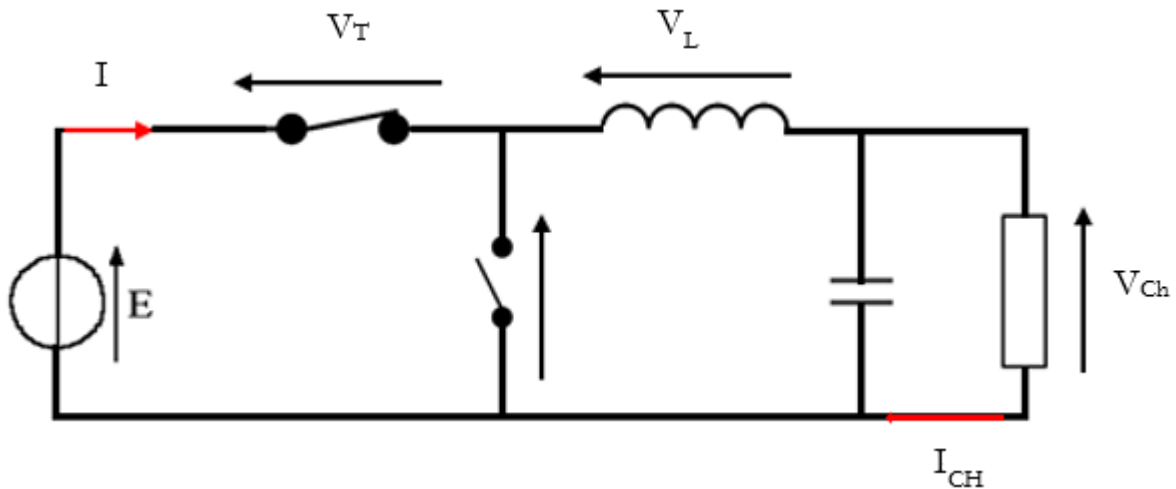


FIGURE 3.2 – schéma d'un convertisseur Buck en mode 1

Quand T est fermé :

- Le courant de l'interrupteur T est égal au courant de la source et sa tension est nulle.
- La tension au borne de la diode égale à l'inverse de la tension source et le courant de diode est nulle.
- La tension au borne de l'inductance égal à la différence entre la tension d'entrée et la tension de charge

$$V_L = E - V_{ch} \quad (3.1)$$

- Pour une conduction continue le courant dans l'inductance ne s'annule jamais, dans ce mode de fonctionnement le courant traversant l'inductance s'accroît linéairement.

Il est possible alors de déduire la forme du courant aux bornes de l'inductance :

$$V_L = L \frac{di}{dt} \quad (3.2)$$

A partir de l'équation 3.1 et l'équation 3.2 nous trouvons :

$$E - V_{ch} = L \frac{di}{dt} \quad (3.3)$$

Alors :

$$I_L = \int (E - V_{ch}) dt \quad (3.4)$$

$$I_L = \frac{E - V_{ch}}{L} t + cst \quad (3.5)$$

Nous avons : pour $t=0$; $I_L = I_{Lmin}$

donc :

$$I_L = \frac{E - V_{ch}}{L} t + I_{Lmin} \quad (3.6)$$

2. Mode II

Dans l'intervalle $[\alpha T, T]$ l'interrupteur principale est ouvert, l'état des interrupteurs est montré dans la figure 3.3.

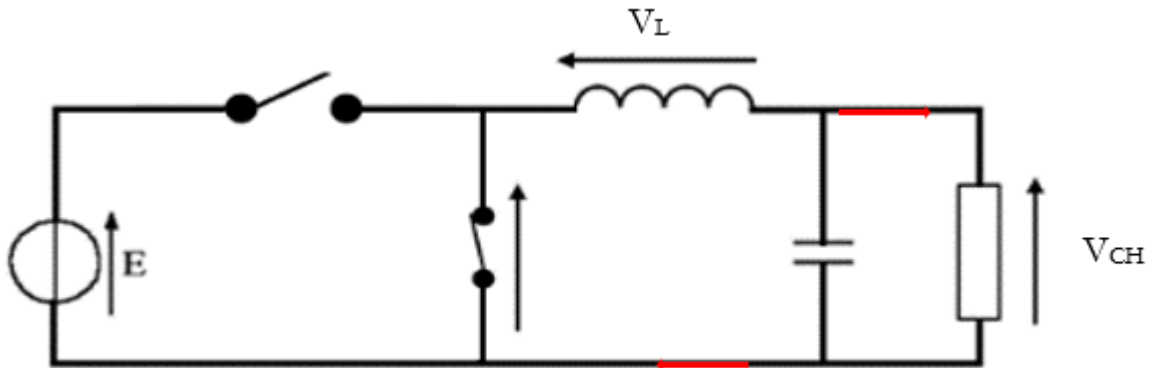


FIGURE 3.3 – schéma d'un convertisseur Buck en mode 2

Quand T est ouvert :

- Le courant traversant thyristor est nul et La tension a ses bornes est égale à E.
- La tension aux bornes de la diode est égale à zéro et le courant est égal au courant de la charge.

— La tension aux bornes de l'inductance est négative et est égale à l'inverse de la tension de la charge.

$$V_L = -V_{ch} \quad (3.7)$$

Pour ce mode de fonctionnement le courant dans l'inductance diminue linéairement comme suit :

$$V_L = -V_{ch} = -L \frac{di}{dt} \quad (3.8)$$

A partir de l'équation 3.8 nous déduisons l'équation du courant :

$$I_L = \int (-V_{ch}) dt \quad (3.9)$$

Alors :

$$I_L = -\frac{V_{ch}}{L} t + cst \quad (3.10)$$

nous avons : pour $t=\alpha T$; $I_L=I_{Lmax}$ Donc :

$$I_L = -\frac{V_{ch}}{L} (t - \alpha T) + I_{Lmax} \quad (3.11)$$

3. La relation entre la tension d'entrée et la tension de sortie

La valeur moyenne de la tension de sortie égal a :

$$\langle V_{ch} \rangle = \frac{1}{T} \int_0^T V_{ch} dt \quad (3.12)$$

$$\langle V_{ch} \rangle = \frac{1}{T} \int_0^{\alpha T} V_{ch} dt + \frac{1}{T} \int_{\alpha T}^T V_{ch} dt \quad (3.13)$$

$$\langle V_{ch} \rangle = \frac{1}{T} \int_0^T E dt \quad (3.14)$$

Donc la relation entre la tension d'entrée et de sortie est :

$$V_{ch} = \alpha E \quad (3.15)$$

4. Calcul d'ondulation

Les éléments réactifs dans le circuit du convertisseur sont utilisés pour filtrer les ondulations imposées par le découpage.

- Ondulation du courant :
dans l'intervalle $[0 \ \alpha T]$:

$$V_L = L \frac{\Delta i_L}{\alpha T} \quad (3.16)$$

alors :

$$\Delta i_L = \alpha T \frac{V_L}{L} \quad (3.17)$$

nous remplaçons E et V_L par leurs valeurs trouvées en 3.1 et 3.14 et nous trouvons que l'équation de l'ondulation du courant comme suit :

$$\Delta i_L = \frac{\alpha(E - \alpha E)}{Lf} \quad (3.18)$$

La valeur maximale de l'ondulation du courant a pour valeur [21] $\alpha = 1/2$. (Cette valeur est obtenue en dérivant l'expression par rapport à α) Donc la valeur de la l'ondulation de courant est :

$$\Delta i_L = \frac{E}{4Lf} \quad (3.19)$$

- Ondulation de tension : [12]

Le courant dans le condensateur est égale la différence entre le courant de l'inductance et le courant de charge [22] comme suit :

$$\Delta V_C = \frac{\Delta i_L}{8Cf} \quad (3.20)$$

2.4 Dimensionnement et choix de l'inductance L du Buck

A partir de l'équation 3.19 nous déduisons :

$$L \Rightarrow \frac{E}{4\Delta i_L f} \quad (3.21)$$

L'ondulation du courant dépend de trois paramètres : la tension de sortie, la fréquence et l'inductance L. La tension est imposée et la fréquence doit avoir une valeur compatible avec les interrupteurs utilisés pour cela le dimensionnement de l'inductance est important

2.5 Dimensionnement et choix de l'inductance C du Buck

La valeur du condensateur est déterminée à partir de l'ondulation de tension de sortie, comme le montre l'équation 3.22

$$C \Rightarrow \frac{\Delta i_L}{8\Delta V_C f} \quad (3.22)$$

3 Convertisseur élévateur (Boost)

3.1 Définition du convertisseur élévateur

Convertisseur élévateur ou hacheur parallèle est un convertisseur électronique qui accroît la tension d'entrée continue jusqu'à une tension de sortie bien spécifiée [23], la figure 3.4 présente la structure de convertisseurs élévateur. Le convertisseur élévateur contrôle le débit :

- D'un Générateur de courant dont le courant est toujours fixe.
- D'un récepteur de tension.

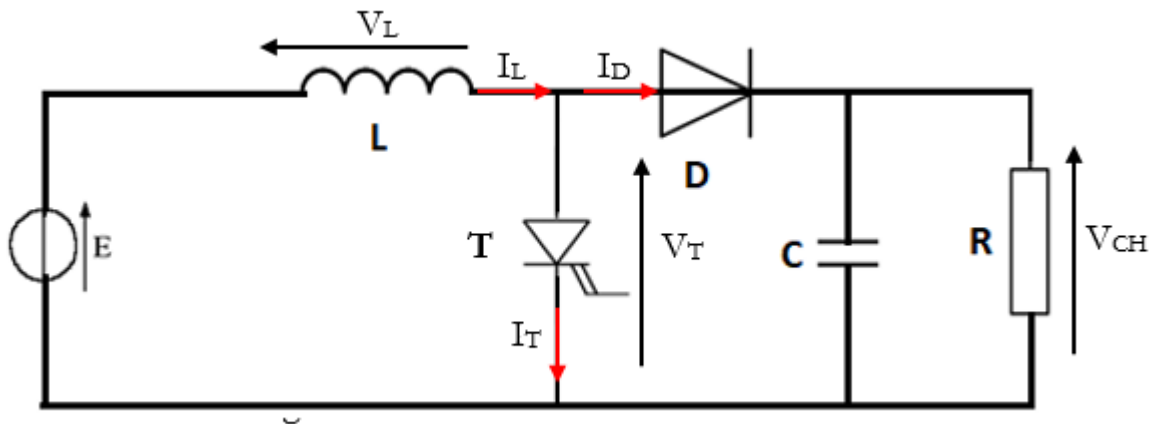


FIGURE 3.4 – structure de convertisseur Boost

3.2 Fonctionnement du convertisseur élévateur

Le cycle de fonctionnement d'un convertisseur élévateur, de période T est divisé en deux phase :

- de 0 à αT : l'interrupteur S conduit et l'interrupteur D est bloqué.
- de αT à T : l'interrupteur S est bloqué et l'interrupteur S conduit. ou : α représente le rapport cyclique

3.3 Principe de fonctionnement

Le convertisseur Boost a deux modes de fonctionnement :

1. Mode I

le thyristor passant et la diode bloquante, comme illustrés sur la figure 3.5

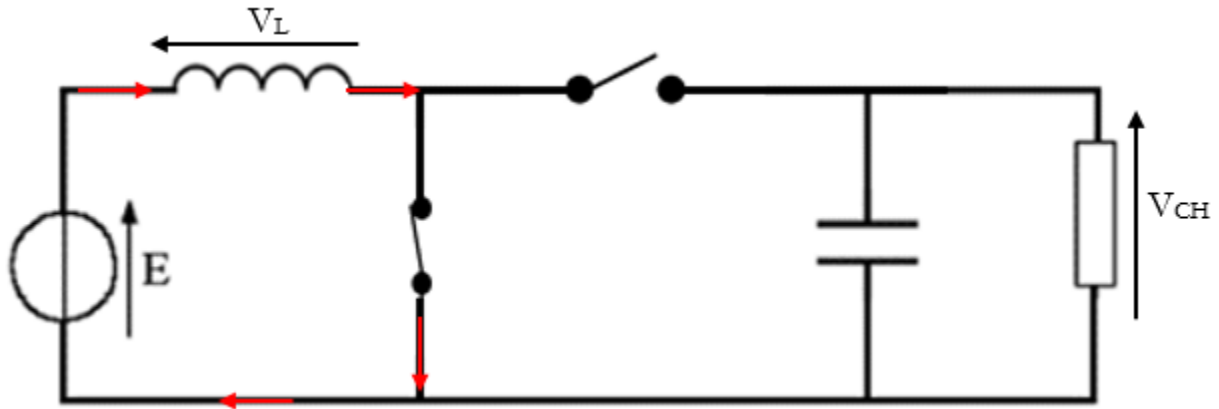


FIGURE 3.5 – fonctionnement du convertisseur Boost en mode I

Quand S conduit :

- Le courant de la diode est nul et un courant est présent dans le thyristor.
- La tension aux bornes du thyristor est nulle et la tension aux bornes de la charge est égale à l'inverse de la tension aux bornes de la charge.
- En appliquant la loi des mailles :

$$V_L = E \quad (3.23)$$

- Le courant dans l'inductance L augmente de sa valeur minimale.

$$V_L = E \quad (3.24)$$

A partir de l'équation 3.23 et l'expression de la tension aux bornes de l'inductance 3.2 nous déduisons l'expression du courant :

$$I_L(t) = \frac{E}{L}t + I_{Lmin} \quad (3.25)$$

2. Mode II

le thyristor bloquant et la diode passante, comme illustrés sur la figure 3.6

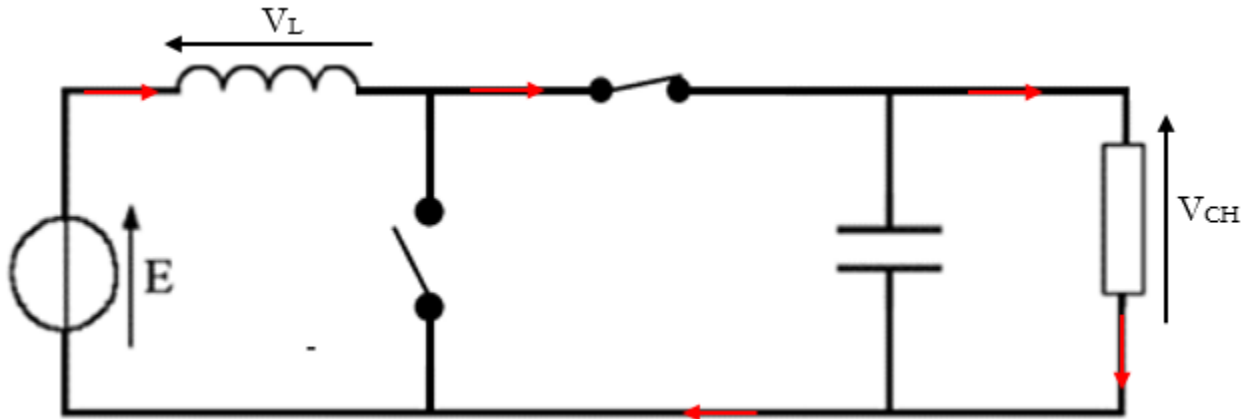


FIGURE 3.6 – fonctionnement du convertisseur Boost en mode II

Quand S est ouvert :

- Le courant dans le transistor est nul et la tension a ses bornes égales a la tension de la charge.
- La tension aux borne de la diode est égale à zéro et son courant est le même que le courant de la source.
- La tension aux bornes de l'inductance L est égale la différence entre la tension de source et la tension de la charge :

$$V_L = E - V_{ch} \quad (3.26)$$

Le courant dans l'inductance diminue de sa valeur maximale et nous déduisons son expression :

$$i_L = \frac{E - V_{ch}}{L}(t - \alpha T) + cst \quad (3.27)$$

pour : $t = \alpha T$ $i_L = i_{Lmax}$ l'expression du courant :

$$i_L = \frac{E - V_{ch}}{L}(t - \alpha T) + i_{Lmax} \quad (3.28)$$

3. La relation entre la tension d'entrée et la tension de sortie

La valeur moyenne de la tension au bornes de l'inductance est nulle en régime

permanant.

$$\langle V_L \rangle = \frac{1}{T} \int_0^T V_{ch} dt \quad (3.29)$$

$$\langle V_L \rangle = \frac{1}{T} \int_0^{\alpha T} E dt + \frac{1}{T} \int_0^{\alpha T} (E - V_{ch}) dt \quad (3.30)$$

Donc :

$$\langle V_{CH} \rangle = \frac{E}{1 - \alpha} \quad (3.31)$$

4. Calcul d'ondulation

— Ondulation du courant

De 0 à αT ; S est fermé et la tension aux bornes de l'inductance est égale à la tension d'entrée. [22] l'expression de s'écrit :

$$E = L \frac{\Delta i}{\alpha T} \quad (3.32)$$

$$\Delta i = \frac{\alpha T E}{L} \quad (3.33)$$

En remplaçant T par $1/f$ nous trouvons l'expression de l'ondulation du courant

$$\Delta i = L \frac{\alpha(1 - \alpha)V_{CH}}{Lf} \quad (3.34)$$

— Ondulation de la tension

Lorsque l'interrupteur D est bloqué le condensateur se décharge dans la résistance de sortie dont la tension est supposée constante [21] donc :

$$|\Delta V_{ch}| = L \frac{\alpha T V_{ch}}{RC} \quad (3.35)$$

Les valeurs maximales de l'ondulation du courant et la tension sont obtenu pour $\alpha=0.5$

3.4 4. Dimensionnement et choix de l'inductance L du Boost

A partir de l'expression de l'Ondulation du Courant de l'inductance on a : 3.34 :

$$L \Rightarrow L \frac{\alpha E}{\Delta i f} \quad (3.36)$$

3.5 Dimensionnement et choix de l'inductance C du Boost

A partir de l'expression de l'Ondulation du Courant de l'inductance on obtient 3.35 :

$$C \Rightarrow L \frac{\alpha V_{ch}}{R \Delta V_{ch} f} \quad (3.37)$$

4 Commande MLI

La qualité du signal de sortie d'un convertisseur DC-DC dépend essentiellement de la technique utilisée pour commander les différents interrupteurs du convertisseur. La technique la plus utilisée pour commander les hacheurs c'est la commande Modulation de largeur d'impulsion appelée MLI en anglais (pulse width modulation) en acronymes PWM. L'intérêt principal de cette commande est de limiter le réchauffement des composants électroniques.

4.1 Principe de la commande MLI

Le principe général est qu'en appliquant une succession d'états discrets pendant des durées bien choisies, on peut obtenir en moyenne sur une certaine durée n'importe quelle valeur intermédiaire. Le principe donc est de générer un signal logique (valant 0 ou 1), à fréquence fixe mais dont le rapport cyclique est contrôlé numériquement. La moyenne du signal de sortie est égale au rapport cyclique. Dans le cas de la commande MLI, on fait varier l'état des interrupteurs à une cadence qui ne dépend pas de la manière dont évoluent les grandeurs relatives aux systèmes interconnectés par le convertisseur électronique de puissance, cette cadence étant fixée essentiellement en fonction de la vitesse

de commutation des interrupteurs. [6]

Plusieurs techniques sont utilisées pour la production d'une onde MLI le plus courant nous utilisons la technique analogique, numérique ou une technique ou les deux techniques sont utilisées simultanément.

— Technique analogique :

La commande MLI consiste de faire une comparaison à l'aide d'un amplificateur opérationnel entre un signal de référence et un ou plusieurs porteuses triangulaires ou en dents de scies de haute fréquence.

— Technique numérique :

En utilisant un microprocesseur qui génère des impulsions, ce premier est doté d'un programme qui définit les angles d'amplitudes déjà calculés.

— Technique hybride :

C'est la combinaison des deux techniques analogique et numérique, cette technique consiste à faire une comparaison entre le signal de référence qui est obtenu d'une manière numérique et le signal de la porteuse qui est obtenu d'une manière analogique. La comparaison entre les deux signaux se fait à l'aide d'un amplificateur opérationnel.

4.2 les différentes techniques de modulation de large impulsion

Afin d'avoir une meilleure qualité de la tension de sortie des convertisseurs, plusieurs techniques ont été développées comme MLI simple, MLI multiple, MLI sinusoïdale modifiés. . . etc.

— MLI simple

Cette technique MLI utilise une seule impulsion par demi-cycle et la largeur l'impulsion modifie l'amplitude de la tension à la sortie.

— MLI multiple

Afin de réduire les harmoniques, plusieurs impulsions sont utilisée, dans cette technique on compare une porteuse triangulaire avec un signal de référence linéaire.

L'onde de sortie est sous la forme d'un train d'impulsion en créneaux de largeurs égales.

— MLI sinusoïdale triangulaire

Dans ce cas le signal de la référence est sinusoïdale, l'onde obtenu a la sortie est train impulsion de largeur variable cette technique est là plus utiliser car elle est efficace pour la neutralisation des harmoniques. Nous trouvons une autre technique appelée la technique sinusoïdale modifiée ou le signal de porteuse n'est pas appliqué au milieu des alternances de la sinusoïde.

5 Modélisation de la fonction de transfert pour le convertisseur Buck

Notre étude consiste à faire la modélisation du convertisseur Buck pour les deux cas. Le premier, pour la régulation de la tension d'entrée du convertisseur connecté à un panneau solaire, et le deuxième cas pour réguler la tension de sortie du convertisseur. Pour cette raison, le circuit de puissance doit être représenté par sa fonction de transfert. [24]

5.1 fonction de transfert pour une tension de sortie sortie fixe

Pour le convertisseur buck, les variables d'état, qui fournissent la réponse dynamique sont le courant de l'inducteur et la tension de sortie. Lorsque le convertisseur fonctionne avec un courant inducteur continu, alors pour une une période de commutation T_s , le convertisseur peut être trouvé dans l'un des deux états illustrés dans la figure 3.7 ou la figure 3.7a présente le premier cas et 3.7 B présente le deuxième cas.

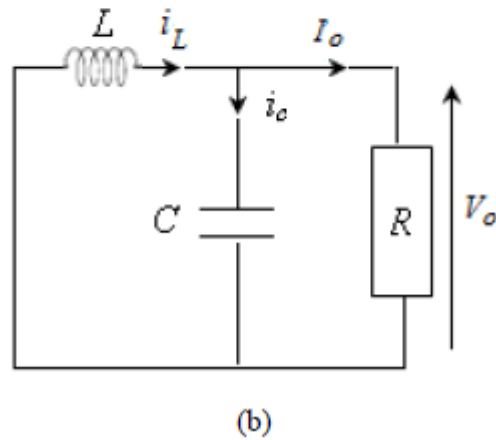
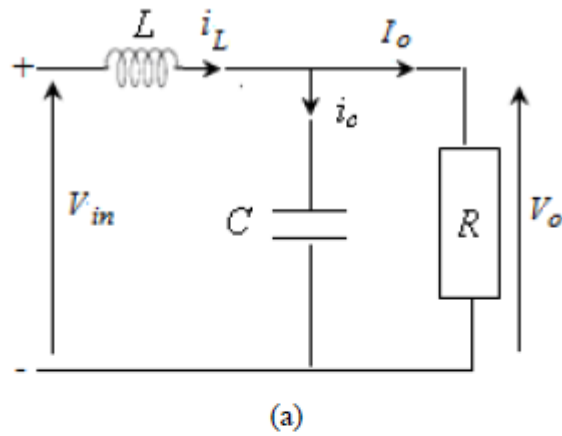


FIGURE 3.7 – schéma convertisseur buck a) Commutation état On b) commutation état off [25]

- Lorsque l'interrupteur est allumé et la diode est éteinte, pendant l'intervalle de temps d multiplier par T_s
- Lorsque l'interrupteur est éteint et la est diode allumée, pendant l'intervalle de temps $(1-d)$ multiplier par T_s

A partir de la figure nous, modélisons les équations différentielles de chaque état, puis nous combinons les équations d'états du condensateur et l'inductance pour les états on/off, nous obtenons :

$$\begin{cases} L \frac{di_L}{dt} = v_i \times d - v_c \\ C \frac{dv_c}{dt} = i_L - \frac{v_c}{R} \end{cases} \quad (3.38)$$

Ensuite, afin d'obtenir le modèle à petit signal, nous écrivons les variables moyennes comme une somme des variations DC et AC [26]

$$\begin{cases} v_{ci} = V + \widehat{v}_{ci} \\ d = D - \widehat{d} \\ i_L = I + \widehat{i}_L \end{cases} \quad (3.39)$$

Dans le système d'équation 3.39, les éléments statiques stables sont représentés par des lettres majuscules, les petites perturbations AC sont également représentées par le symbole « chapeau ».

En utilisant les deux systèmes d'équations 3.38 et 3.39, et en négligeant les termes non linéaires le nouveau système d'équations 3.40 s'écrit comme suit :

$$\begin{cases} v_{in} + \widehat{v}_{in} - v_c - \widehat{v}_c - L \frac{di_L}{dt} = 0 \\ i_L + \widehat{i}_L - \frac{\widehat{v}_c}{R} - C \frac{dv_c}{dt} = 0 \end{cases} \quad (3.40)$$

Ensuite, nous appliquons la transformé de Laplace, nous obtenons la fonction de transfert du contrôle de la sortie, représentée par la variation de la tension de sortie du convertisseur et le cycle de d. La fonction de transfert $G_{vd}(s)$ est présentée par l'équation 3.41 :

$$G_{vd} = \frac{\widehat{v}_c(s)}{\widehat{d}(s)} = \frac{\frac{V_{in}}{D}}{LC \times s^2 + \frac{R}{L} \times s + 1} \quad (3.41)$$

5.2 fonction de transfert pour une entrée variable

Dans cette partie nous modélisons la fonction de transfert du convertisseur buck pour une entrée variable (un panneau photovoltaïque).

Dans ce qui suit le panneau photovoltaïque fonctionne en mode courant c-a-d le module est considéré comme une source de courant. A cet effet, à partir du du circuit équivalent de Thevenin de la figure 3.8, $v_{eq} = I_{pv} \times R_p$ et $R_{eq} = R_p + R_s$ Où R_{eq} et v_{eq} sont respectivement la résistance et la tension du circuit équivalent de Thevenin et I_{pv} , R_p et R_s sont

respectivement le courant du panneau pv, et ses deux résistance parallèle et série [27].

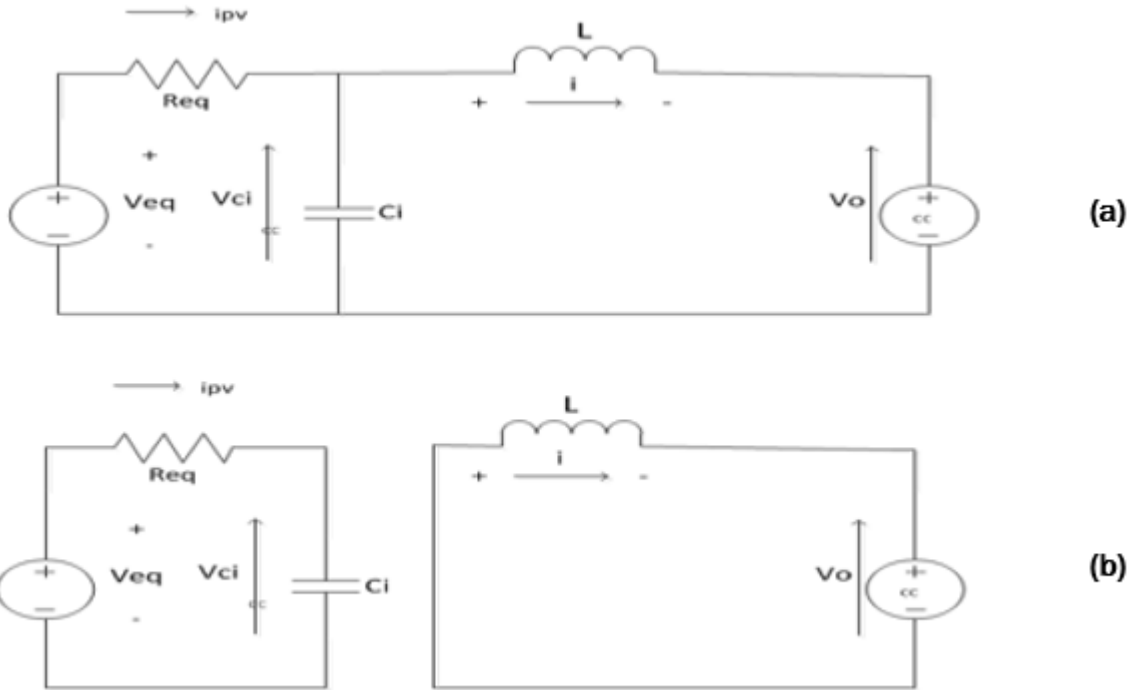


FIGURE 3.8 – schéma convertisseur buck lié a un panneau a) Commutation état On b) commutation état off

Après avoir simplifié le circuit, nous combinons les équations d'états du condensateur et l'inductance pour les états on/off, nous obtenons :

$$\begin{cases} L \frac{di_L}{dt} = v_{ci} \times d - v_o \\ C \frac{dv}{dt} = -i_L \times d - \frac{v_{ci}}{R_{eq}} + \frac{v_{eq}}{R_{eq}} \end{cases} \quad (3.42)$$

En utilisant les deux systèmes d'équations 3.42 et 3.39, ensuite nous négligeons le produit non linéaire, ainsi nous appliquons la transformée de laplace, nous pouvons obtenir la fonction de transfert du convertisseur Buck représentée par la variation de la tension PV et du cycle de service d par l'équation 3.43 . Cette fonction de transfert décrit le

comportement dynamique de la tension d'entrée du convertisseur comme suit

$$G_{vd} = \frac{\widehat{v}_{ci}(s)}{\widehat{d}(s)} = \frac{R_{eq}(VD + sLI)}{R_{eq}LC_i \times s^2 + L \times s + R_{eq}D^2} \quad (3.43)$$

L'équation ci-dessus présente un zéro supplémentaire avec :

$$V = \frac{v_o}{D}$$

et

$$I = \frac{v_{eq} - V}{R_{eq}D}$$

6 Conclusion

Dans ce chapitre nous avons réalisé une étude sur les deux types de convertisseurs de base des convertisseurs DC-DC nécessaires pour le fonctionnement des différentes parties du satellite.

La première étude théorique présentée sur le convertisseur Buck qui fait une atténuation de la tension à un seuil désiré et la deuxième étude sur le convertisseur Boost qui fait une élévation de la tension. De plus nous avons calculé les fonctions de transferts du convertisseur Buck nécessaires pour faire la régulation.

Chapitre 4

Conception et simulation de la commande

1 Introduction

Dans les petits satellites modernes, des configurations simples ont été principalement utilisées pour la conception et la réalisation des systèmes d'alimentation électrique (EPS) [28]. La source d'énergie de ces engins est généralement basée sur des cellules solaires et des batteries au lithium comme source secondaire [29]. L'énergie électrique est transférée des cellules solaires aux batteries à l'aide d'architectures MPPT (Maximum Power Point Tracking) ou de transfert d'énergie direct (DET) [30]. Dans tous les cas, un régulateur de charge de batterie (BCR) est nécessaire pour assurer une charge optimale ainsi protéger la batterie contre les surtensions ou les surintensités. Le système d'énergie électrique contient aussi des modules de conditionnement d'énergie (PCM) pour réguler et distribuer la tension pour d'autres sous-systèmes du satellite.

Dans ce chapitre, nous allons voir :

- Des simulations de la simple cellule GaInP/GaAs/Ge ont été faites sous Matlab concernant les caractéristiques $I(V)$ et $P(V)$.
- Conception des régulateurs pour les deux boucles fermées.

— Circuit de mesure du courant de la batterie.

2.1 Paramètres de fonctionnement du système BCR

Le tableau ci-dessous contient les différentes valeurs des paramètres de fonctionnement de notre système BCR.

Paramètres	Valeur
La fréquence de fonctionnement (Khz)	134.
La tension d'entrée Max (V)	32
La tension d'entrée Min(V) .	14.5
La tension de sortie Max(V).	12.6
Puissance Max d'entrée (W).	70

TABLE 4.1 – Les paramètres du système.

3 Modélisation et Simulation d'une cellule solaire triple jonctions

3.1 Modélisation de la cellule

Une cellule solaire est modélisée comme une source de courant, avec une diode anti-parallèle deux résistances, sont reliées l'une en série avec la diode et l'autre en parallèle avec elle, ce modèle est connu sous le nom du modèle à 5 paramètres.

Une cellule triple jonctions est constituée d'un ensemble de trois sous-cellules dont les paramètres de la bande interdite sont différents. Afin d'étudier et évaluer les performances, une cellule triple jonction AZURSPACE est choisie, en se basant sur le circuit équivalent de la cellule triple jonction nous pouvons déduire les équations mathématiques, ces équations sont présente dans [31].

les équations sont données par :

$$I = I_{ph,i} - I_{d,i} - I_{sh,i} \quad (4.1)$$

Vu que la résistance shunt est très grande le courant de shunt est néglige. Le photo-courant est donné par :

$$I = I_{ph,i} - I_{d,i} \quad (4.2)$$

$$I_{ph,i} = [I_{sc} - K_{isc}(T_C - T_{ref})] \times \frac{G}{G_{ref}} \quad (4.3)$$

$$I_{d,i} = I_{o,i} \cdot [\exp q \cdot \frac{V + A \cdot I \cdot R_s}{n_i \cdot K_b \cdot T_c} - 1] \quad (4.4)$$

et

$$I_{o,i} = I_{rs,i} \left(\frac{T_c}{T_{ref}} \right)^3 \times \exp \frac{q \cdot E_{g,i}}{n_i \cdot K_b} \cdot \left(\frac{1}{T_{ref}} - \frac{1}{T_c} \right) \quad (4.5)$$

avec :

V , I , $I_{ph,i}$, I_{sc} , $I_{o,i}$, I_{rs} , n_i , $E_{g,i}$, T_c , T_{ref} , G , G_{ref} et R_s sont respectivement la tension de sortie de la cellule, le courant de sortie de la cellule, le photo-courant, le courant de court-circuit, le courant de saturation inverse de la diode, le courant de saturation de la cellule, le facteur d'idéalité, la bande interdite d'énergie, la température ambiante en K, la température de référence de la cellule à (AM0) 28 °C, le rayonnement solaire en w/m^2 , le rayonnement solaire de référence à (AM0) = 1367 w/m^2 , et la résistance série de modules.

3.2 Simulation et résultats

Le tableau 4.2 présente les valeurs des différents paramètres de la cellule sur son datasheet, testé dans les conditions standards (température $T = 28^\circ\text{C}$ et irradiation =

1367w/m²)

Paramètres	Valeurs
Courant de court-circuit I_{sc} (mA)	520.2.
Tension a circuit ouvert V_{oc} (mV)	2700
Tension au point max V_{mpp} (mV) .	2411
Courant au point max I_{mpp} (mA).	504.4
Puissance maximale P_{mpp} (W).	1.216

TABLE 4.2 – les paramètres de la cellule sur le datasheet

Sous les mêmes conditions d'essais utilisées dans le datasheet, le modèle mathématique de la cellule est implémenté sous Matlab/Simulink. Pour évaluer les performances de la cellule simulée nous devons extraire ses différents paramètres : V_{oc} , I_{sc} , V_{mpp} , I_{mpp} et P_{mpp} et calculer le facteur de forme, Le moyen le plus efficace pour l'extraction ces paramètres c'est les deux courbes (I-V) (P-V).

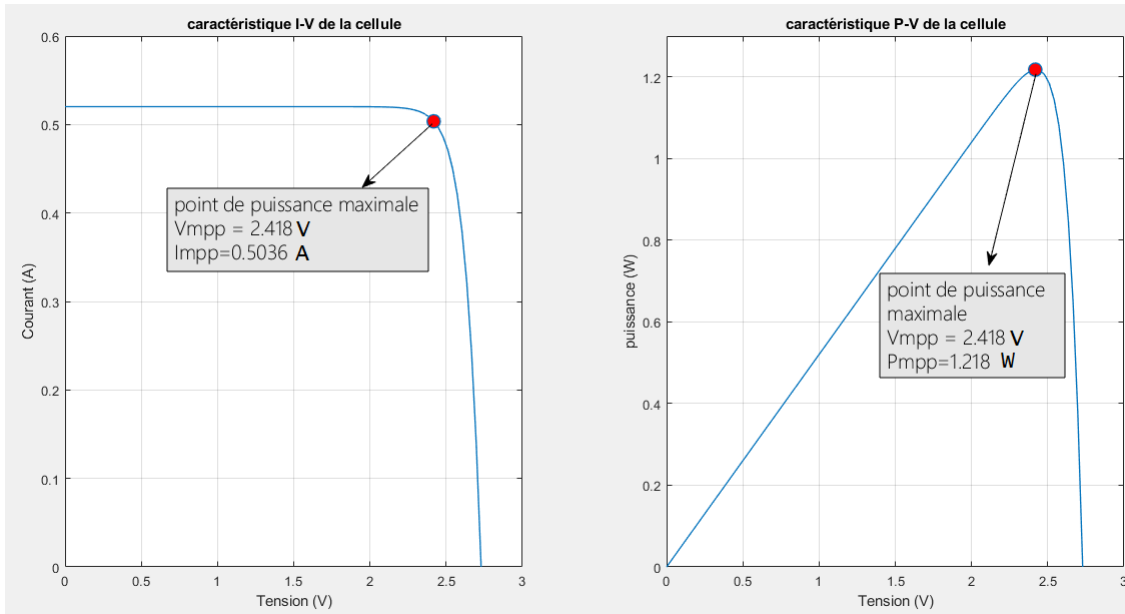


FIGURE 4.2 – les courbes caractéristiques de la cellule AZURSPACE

Les deux courbes présentées dans la figure 4.2, nous constatons les différents paramètres simulés de la cellule triple jonction. Le point de la puissance maximale se trouve dans le coude des deux courbes, le tableau 4.3 résume les résultats de la simulation.

Paramètres	Valeurs
Courant de court-circuit I_{sc} (mA)	520.2.
Tension à circuit ouvert V_{oc} (mV)	2728
Tension au point max V_{mpp} (mV) .	2418
Courant au point max I_{mpp} (mA).	503.6
Puissance maximale P_{mpp} (W).	1.218

TABLE 4.3 – résultat de la simulation

Chaque sous-cellule contribue avec une tension précise, la variation de contribution est due à la différence d'énergie de la bande interdite de chaque sous-cellule. La tension totale de la cellule AZURSPACE est la sommation de toutes les tensions.

— Calcul du facteur de forme

Le facteur de forme (remplissage) est un indicateur très significatif de la qualité d'une cellule Photovoltaïque. la figure 4.3 montre la surface de ce facteur

$$FF = \frac{P_{mpp}}{I_{cc} \times V_{co}} \quad (4.6)$$

$$FF = \frac{1.218}{0.5202 \times 2.728} \times 100 = 85.82\% \quad (4.7)$$

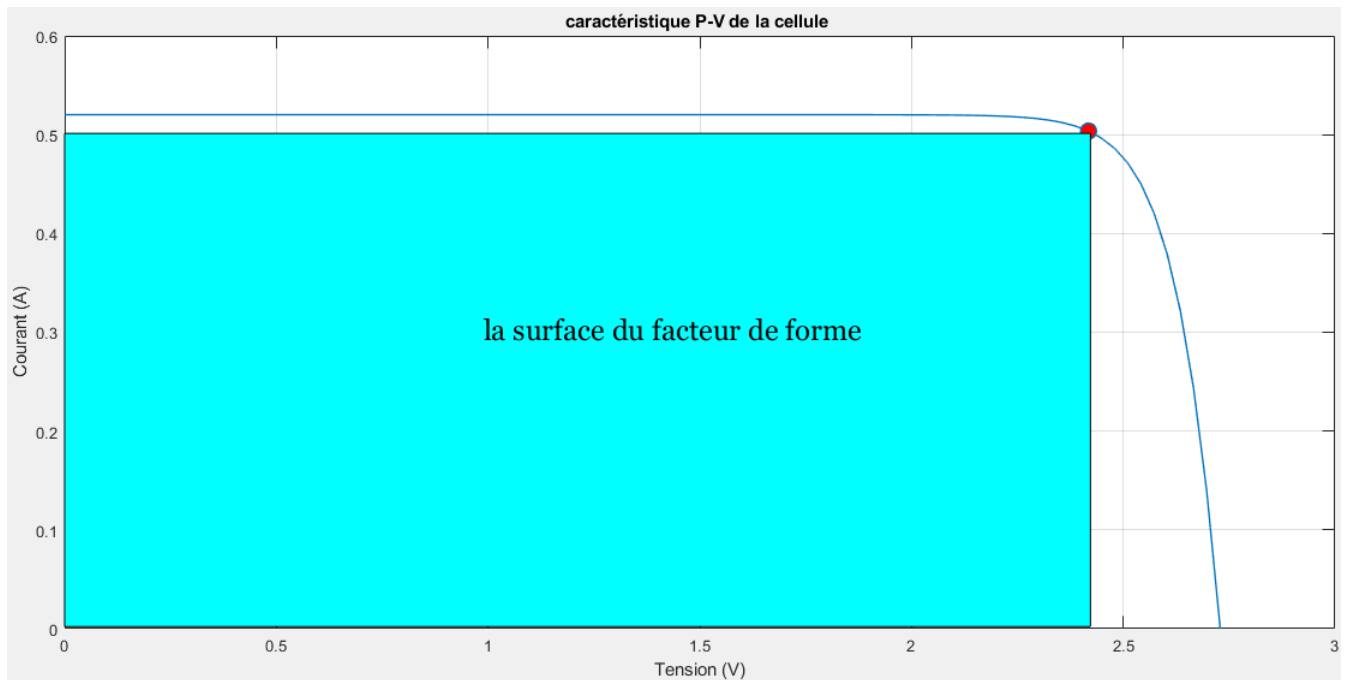


FIGURE 4.3 – caractéristique I-V de la surface et la surface du facteur de forme

— Calcul du rendement de la cellule

Nous utilisons le résultat précédent afin de calculer le rendement de la cellule photovoltaïque.

$$\eta = \frac{FF \times I_{cc} \times V_{co}}{G \times A} \quad (4.8)$$

Où :

G : c'est le rayonnement solaire reçu par la cellule en W/m^2

A : c'est la surface de la cellule en m^2

$$\tau = \frac{85.82 \times 0.5202 \times 2.7}{1367 \times 0,003018} \times 100 = 29.21\% \quad (4.9)$$

Les résultats de la simulation sont proches de celles du datasheet car l'erreur pour le FF est égale à - 0.9 et l'erreur pour le rendement égale à -0.98. A partir de ces deux erreurs nous pouvons dire que les valeurs sont confirmés.

3.3 L'influence des différents paramètres sur le fonctionnement de la cellule

Les conditions climatiques dans l'espace sont rudes, les satellites sont exposés à une quantité d'irradiation importante et à des températures plus élevées. lorsque le satellite passe par la période d'éclipse, on constate une diminution importante de la température et aussi de l'irradiation solaire.

Dans ce qui suit nous allons étudier l'influence de la température et de l'irradiation sur le fonctionnement des cellules solaires.

3.3.1 Influence de la température

La température est un paramètre très important dans le comportement de la cellule. Les deux figures 4.4 et la figure 4.5 respectivement décrivent le comportement de la cellule, les caractéristiques $I(V)$, $P(V)$ pour trois températures différentes 60°C , 28°C et 60°C en fixant la valeur de l'éclairement à $1367\text{w}/\text{m}^2$.

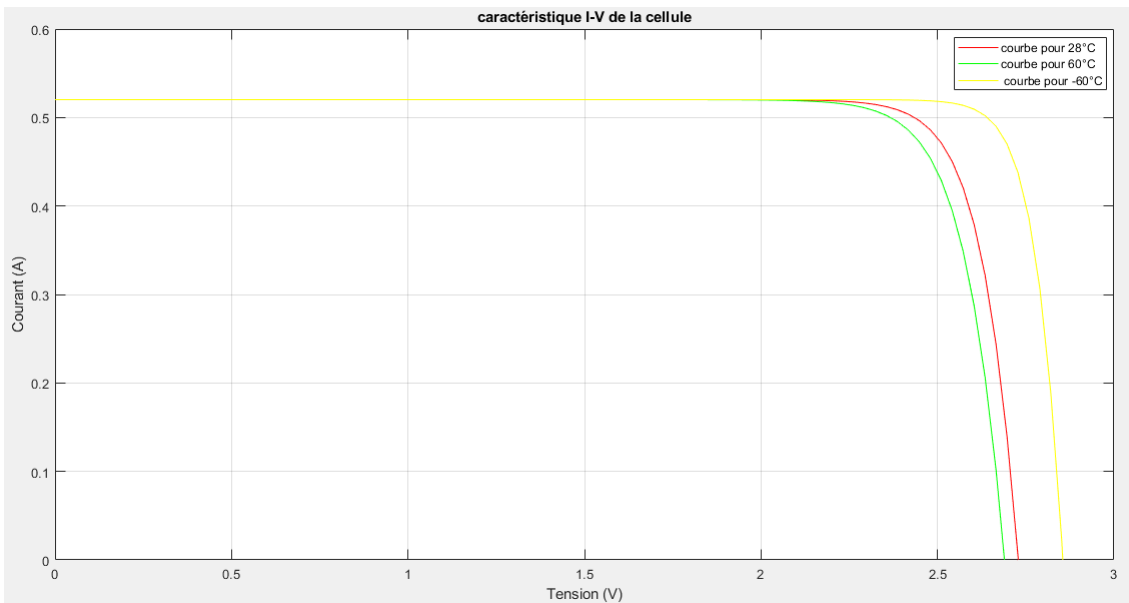


FIGURE 4.4 – Caractéristique I-V de la cellule sous différentes températures

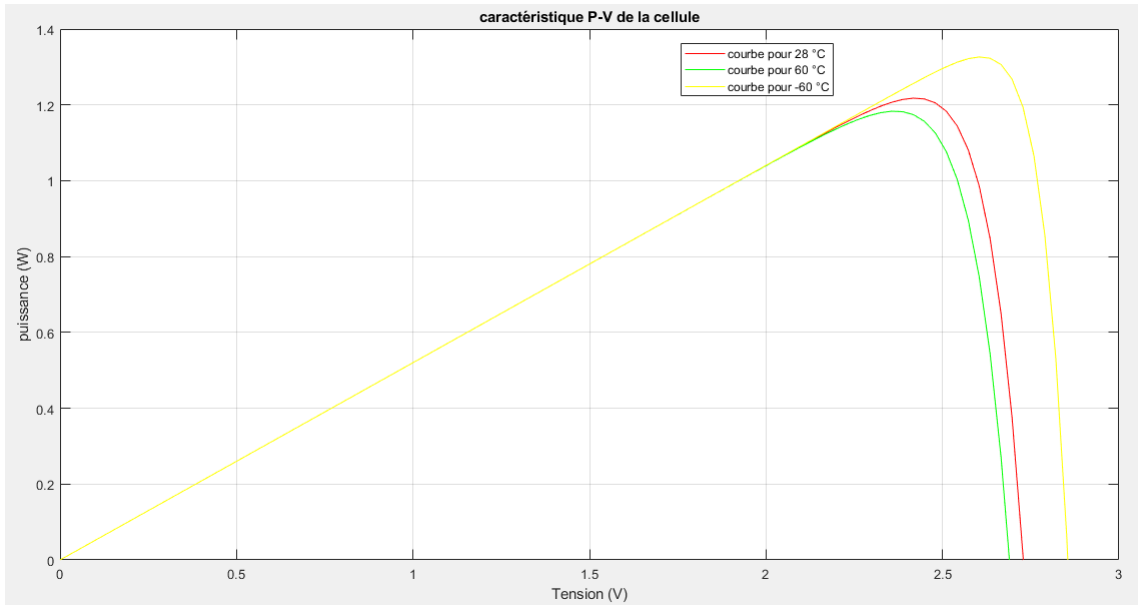


FIGURE 4.5 – Caractéristique P-V de la cellule sous différentes températures

D'après les deux courbes caractéristiques de la cellule simulée, nous observons que le changement de la température a un effet considérable sur la tension et a un effet négligeable sur le courant.

La tension de circuit ouvert et la tension au point maximal diminue quand la température augmente et le courant au point de la puissance maximale augmente légèrement avec l'augmentation de la température. La puissance est égale le produit de la tension et du courant. . En effet, elle diminue avec l'augmentation de la température.

Nous constatons que la température n'influe pas sur la forme générale des courbes caractéristiques mais elle influe beaucoup plus sur la valeur des paramètres V_{co} , V_{mpp} , P_{mpp} . A cet effet, nous nous déduisons que la relation entre la température et la tension à circuit ouvert est inversement proportionnelle. Dans le tableau ci-dessous nous résumons les différents résultats.

Températures (°C)	-60	28	60
Tension a circuit ouvert V_{oc} (mV)	2.86	2.728	2.7
Tension au point max V_{mpp} (mV) .	2.604	2.418	2.356
Courant au point max I_{mpp} (mA).	0.5093	0.5036	0.5022
Puissance maximale P_{mpp} (W).	1.326	1.218	1.183
Courant de court-circuit I_{sc} (mA)	0.5202.	0.5202	0.5202

TABLE 4.4 – variation des tensions et des courants sous différentes températures

3.3.2 Influence de l'irradiation

Pour étudier l'influence de l'éclairement sur le comportement de la cellule, nous fixons la température à 28°C et nous prenons les valeurs de l'éclairement suivante : 250 w/m², 500 w/m², 750 w/m², 1000 w/m² et 1367 w/m². Les figures 4.6 et 4.7 illustrent respectivement les courbes caractéristiques I-V et P-V décrivant la performance de la cellule dans diverses conditions d'irradiation.

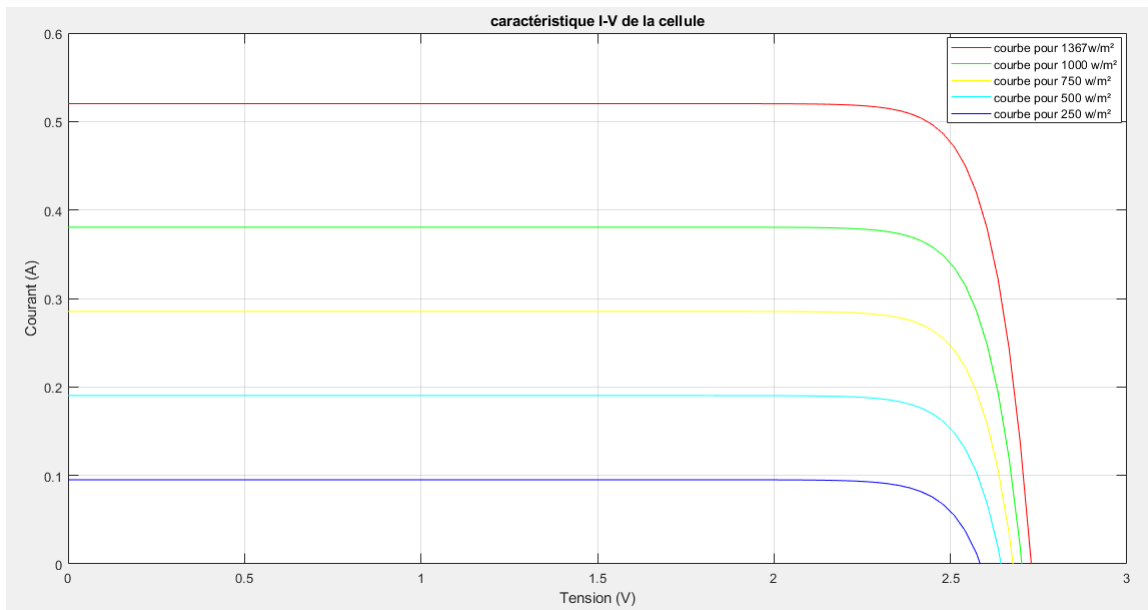


FIGURE 4.6 – caractéristique I-V de la cellule sous différents éclairement

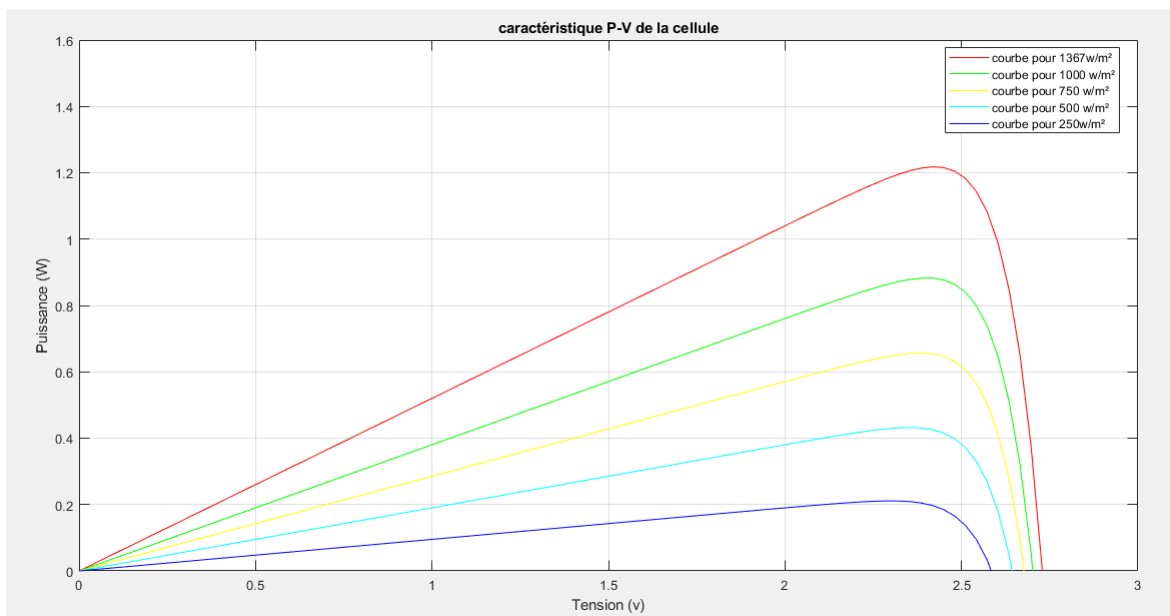


FIGURE 4.7 – Caractéristique P-V de la cellule sous différents éclairements

La figure 4.6 et la figure 4.7 montrent que la tension à vide varie légèrement avec la variation de l'éclairément, par contre la valeur du courant de court-circuit varie d'une manière remarquable.

On constate que le courant de court circuit et la tension du circuit ouvert augmentent avec l'éclairement, ce qui provoque une augmentation de la puissance générée de la cellule. Alors, nous pouvons déduire que le courant débité par la cellule dépend fortement du niveau de l'éclairement. Nous constatons que le courant du court-circuit et la puissance sont directement proportionnelles à l'éclairement alors que la tension est peu sensible à sa variation. Dans le tableau ci-dessous, 4.5 nous résumons les résultats.

éclairement(w/m^2)	250	500	750	1000	1367
Courant de court-circuit I_{sc} (mA)	0.095.	0.1903	0.2854	0.3805	0.5202
Tension a circuit ouvert V_{oc} (mV)	2.573	2.635	2.670	2.70	2.728
Tension au point max V_{mpp} (mV) .	2.294	2. 356	2.387	2.387	2.418
Courant au point max I_{mpp} (mA).	0.091	0.1834	0.2782	0.3698	0.5036
Puissance maximale P_{mpp} (W).	0.212	0.4321	0.6566	0.8826	1.218

TABLE 4.5 – variation des tensions et courants sous différentes valeurs d'éclairements

3.4 Bloc de mesure de la température des panneaux

Ce bloc contient deux étages, le premier présente une source de courant fixe utilisée pour fixer un courant de 1mA traversant le capteur afin de permettre la mesure de la tension aux bornes du capteur. Celle ci varie en fonction de la variation de la résistance. La figure 4.8 montre le circuit avec un amplificateur opérationnel :

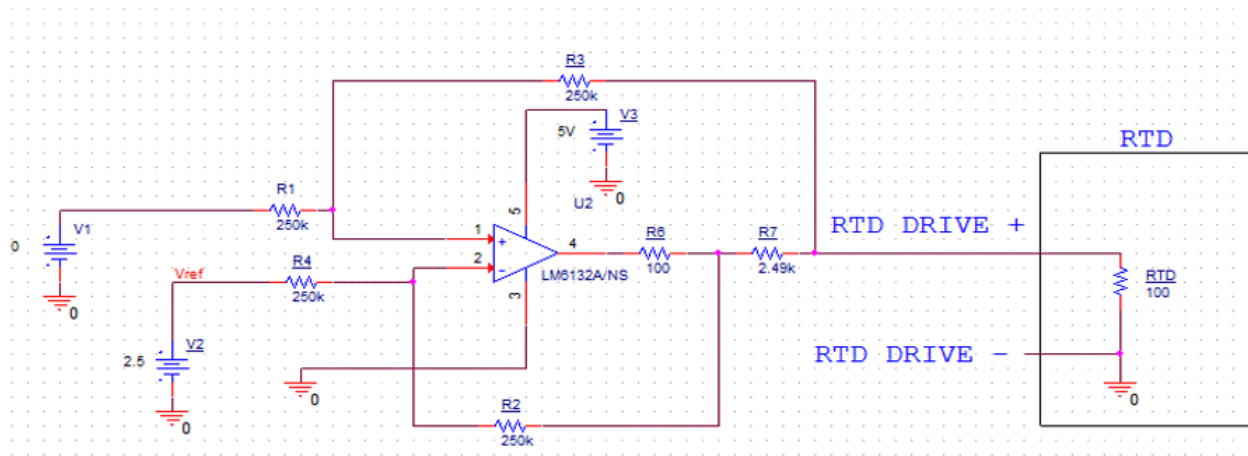


FIGURE 4.8 – Circuit Driver qui produit un courant fixe de 1mA

3.5 Partie échantillonnage du signal mesuré aux bornes de la résistance RTD

Le deuxième étage est utilisé pour amplifier, mettre en échelle (scaling) et inverser la valeur de tension mesurée aux bornes du capteur RTD.

La tension développée aux bornes de ce capteur est directement liée à la température du panneau. Cependant, la tension est faible et varie dans le sens opposé de la température par rapport à la variation de la tension VMPP. Par conséquent, le signal de température doit être amplifié ainsi que conditionné pour correspondre à la valeur VMPP prédite avec une précision extrême sur la plage de température de fonctionnement du panneau solaire (60°C/-60°C).

La figure 4.9 présente le circuit d'échantillonnage de la tension mesurée aux bornes du capteur RTD.

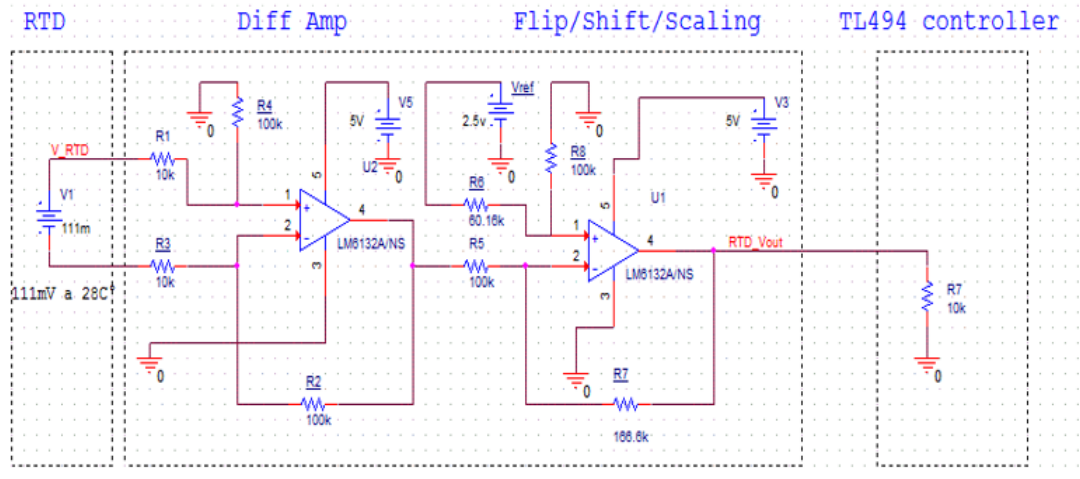


FIGURE 4.9 – Circuit d'échantillonnage de la tension mesurée aux bornes du capteur RTD.

Le tableau 4.6 récapitule les valeurs prédites de la tension V_{mpp} . Ainsi, V_{mpp} mis à l'échelle calculées et appliqué à l'entrée non inverseur du notre Contrôleur TL494. La résistance, et la chute de tension sur le capteur RTD avec une commande de courant constant de 1 mA.

Température (°C)	V_{mpp} (V)	P_{mpp} (W)	V_{mpp} (scaled)(V)	RTD 100Ω	V_{RTD} (1mA) (V)
60°C	13.5	28.6	1.7	123.7	0.124
28°C	17.2	39.5	2.293	111.100	0.111
-60°C	30	68.45	4	75.9	0.076

TABLE 4.6 – Les valeurs prédites de la tension V_{mpp} . Aussi, V_{mpp} mis à l'échelle calculée.

La tension différentielle de l'amplificateur provenant de l'U2 varie toujours dans le sens opposé de la tension V_{mpp} du panneau solaire. Comme le montre le tableau 4.6, la valeur du V_{mpp} est maximale lorsque la tension aux bornes du capteur RTD V_{RTD} est minimale. Ainsi, elle est également à son minimum lorsque la tension aux bornes du capteur RTD V_{RTD} est à sa tension maximale. Par conséquent, la pente de la tension

RTD doit être inversée et mise à l'échelle pour correspondre à la valeur V_{mpp} prédite. Des équations simultanées ont été utilisées pour forcer la tension du capteur RTD à suivre la ligne droite.

Le détail des formules utilisées pour le calcul des valeurs de résistances sont présentées dans le document « Single-supply Amp Design Techniques » de Texas Instruments.[32] Les valeurs de résistance pour la partie de l'amplificateur qui assure la linéarisation de la tension de sortie sont présentées dans le tableau

R	Valeurs(K Ω)
R5	100
R6	60.16
R7	166.9
R8	100

TABLE 4.7 – les valeurs de résistance calculée du l'amplificateur de conditionnement.

4 Dimensionnement du convertisseur DC-DC Buck

Dans cette partie nous allons dimensionner les composants électriques utilisés dans notre circuit, notamment la valeur de l'inductance L et de la capacité C. La tension de la batterie varie entre la tension max de fin de charge $V_{batt}=12.6V$ et une tension minimum de fin de décharge de 9.6V. Pour déterminer la valeur du cycle de service D dans le pire des cas (worst-case) on suppose un rendement du convertisseur de 85%, l'équation 4.10 sera utilisée :

$$D_{max} = \frac{V_{out} \times \eta}{V_{in(min)}} = \frac{12.6 \times 0.85}{14} = 0.765 \quad (4.10)$$

Le même cas pour le courant, la valeur du pire des cas (worst-case) du courant est déterminée en supposant la présence des pertes à la tension de sortie $V_{batt} = 9.6v$ et la puissance de sortie du panneau solaire de 28W. Il s'agit du courant max qui circule à travers l'inductance L1 en fonctionnement normal. et qui sera calculé par l'équation 4.11

$$I_{max} = \frac{P_{out}}{V_{out(min)}} = \frac{28}{9.8} = 2.8A \quad (4.11)$$

Ensuite le courant d'ondulation (Ripple Current) sera calculé à 20% du courant Max.

$$\Delta I_L = 0.2 \times i_{out(max)} = 0.59A \quad (4.12)$$

En basant sur le courant d'ondulation estimé, la valeur de l'inductance L1 sera calculée en utilisant l'équation 4.13

$$L_{min} = \frac{V_{out} \times (V_{in(max)} - V_{out})}{\Delta I_L \times F_S \times V_{in(min)}} = \frac{12.6 \times (32 - 12.6)}{0.59 \times 134Khz \times 32} = 1\mu H \quad (4.13)$$

Le choix de la capacité de sortie du convertisseur pour limiter l'ondulation de la tension de sortie est de l'ordre de 1% crête à crête.

$$C_{out(min)} = \frac{\Delta I_L}{8 \times F_s \times \Delta V_{out}} = \frac{0.59}{8 \times 134Khz \times 0.126} = 4.2\mu F \quad (4.14)$$

Le calcul de capacité d'entrée du convertisseur est décrit par l'équation 4.15 comme suit :

$$C_{in(min)} = \frac{\Delta I_L}{8 \times F_S \times \Delta V_{IN}} = \frac{0.59}{8 \times 134Khz \times 0.32} = 1\mu F \quad (4.15)$$

Suite d'une série de simulations et tests sur le convertisseur Buck nous avons pris les valeurs illustrées dans le tableau 4.8 :

C_{out}	$50 \mu F$
C_{in}	$20 \mu F$
L	$10 \mu H$

TABLE 4.8 – les Valeurs des composants du convertisseurs Buck

5 Conception des contrôleurs (Compensateurs)

Notre système contient deux boucles fermées. La première joue le rôle d'une commande MPPT basée sur la régulation de la tension VMPP du panneau solaire à la rentrée du convertisseur Buck. Cette tension VMPP est inversement proportionnelle à la température mesuré sur le panneau solaire. Tandis que la seconde boucle fermée a pour but de contrôler la tension de sortie du convertisseur afin de protégé la batterie de surcharge. La figure 4.10 illustre le principe des deux boucles de régulation.

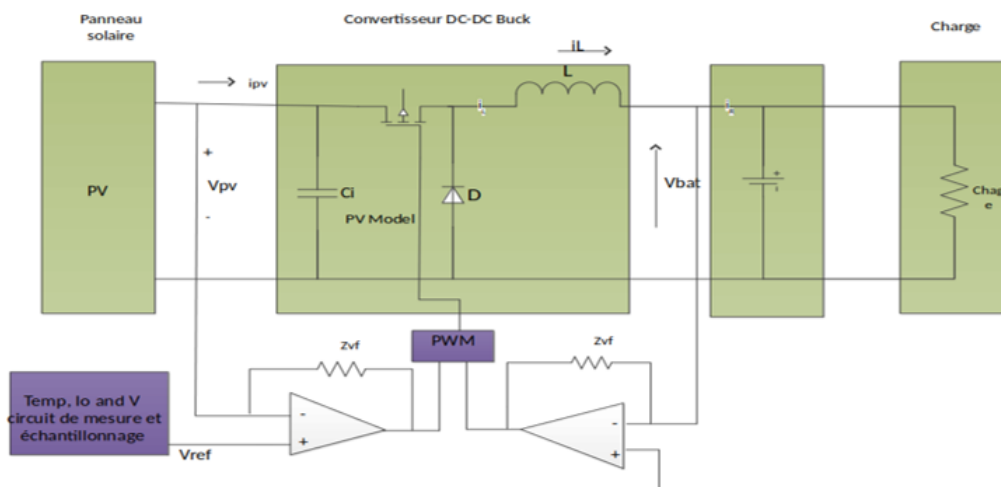


FIGURE 4.10 – schéma synoptique montre les deux boucles de contrôle du BCR

Après avoir déterminé les fonctions de transfert du convertisseur Buck pour les deux cas 3.41 et 3.43, il est nécessaire de déterminer le gain de la boucle de régulation de la tension pour les deux cas en boucle fermée $T_{in}(s)$ et $T_{out}(s)$. L'étape suivante consiste à déterminer les équations de la boucle fermée, l'équation de la boucle fermée pour la régulation de la tension d'entrée du convertisseur ainsi que l'équation de la boucle fermée pour la régulation de la tension de sortie du convertisseur.

1. Un schéma synoptique du système est donné par la figure 4.11. Cette dernière illustre la boucle fermée pour la régulation de la tension d'entrée du convertisseur.

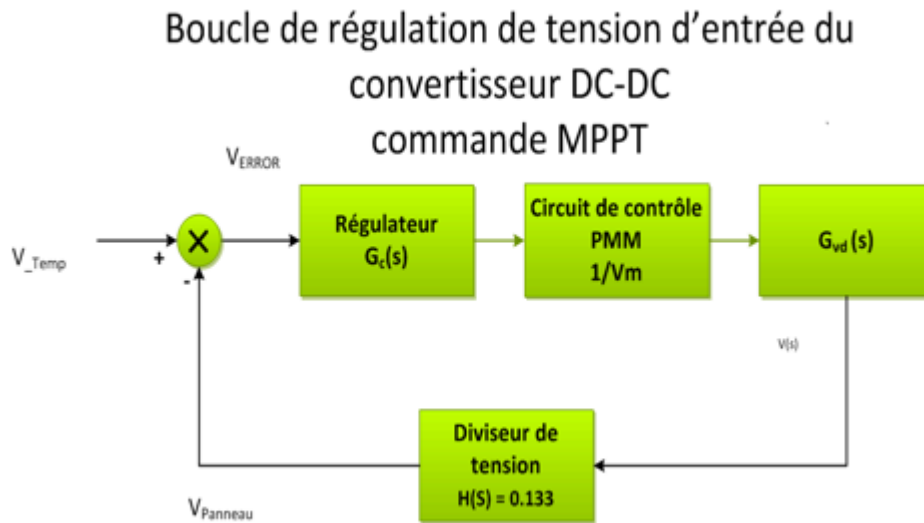


FIGURE 4.11 – Schéma bloc de système en boucle fermée. Régulation de la tension de sortie du convertisseur

A partir de la figure ci-dessus nous pouvons déterminer le gain en boucle fermée du système de régulation de la tension d'entrée $T_{in}(s)$.

$$T_{in} = G_{c(in)}(s) \times \frac{1}{V_M} \times G_{vdin}(s) \times H_{in}(s) \quad (4.16)$$

ou :

$G_{c(in)}(s)$: Le gain du compensateur pour la régulation de la tension d'entrée.

$\frac{1}{V_M}$: Le gain du circuit de modulation.

$G_{v\text{din}}(s)$: La fonction de transfert du convertisseur Buck pour la régulation de la tension d'entrée.

$H_{\text{in}}(s)$: Le gain du capteur pour la régulation de la tension d'entrée.

donc :

$$T_{in} = G_{c(in)}(s) \times \frac{1}{V_M} \times H_{in}(s) \times \frac{R_{eq}(VD + sLI)}{R_{eq}LC_i \times s^2 + L \times s + R_{eq}D^2} \quad (4.17)$$

2. Lorsque la batterie est relativement chargée, le convertisseur Buck peut fonctionner comme un contrôleur de charge de courant. Pour réaliser cette fonction, le système utilise une seconde boucle fermée pour contrôler la tension de sortie du convertisseur Buck. La figure 4.12 montre le schéma de la boucle fermée pour la régulation de la tension de sortie du convertisseur.

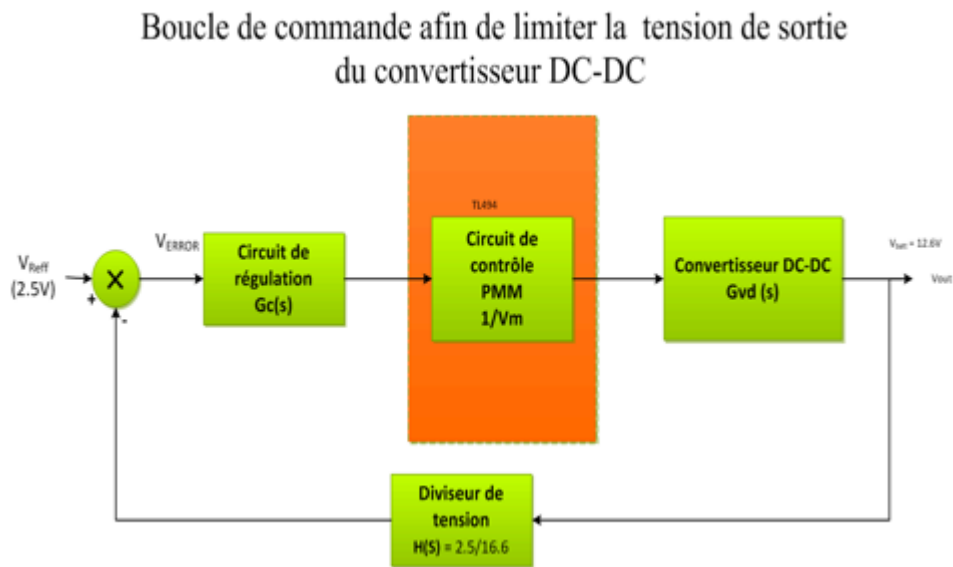


FIGURE 4.12 – Schéma bloc de système en boucle fermée. Régulation de la tension de sortie du convertisseur

A partir de la figure 4.12 nous déterminons le gain en boucle fermée du système de

régulation de la tension de sortie $T_{out}(s)$.

$$T_{out} = G_{c(out)}(s) \times \frac{1}{V_M} \times G_{vdout}(s) \times H_{out}(s) \quad (4.18)$$

ou :

$G_{c(out)}(s)$: Le gain du compensateur pour la régulation de la tension de sortie .

$\frac{1}{V_M}$: Le gain du circuit de modulation.

$G_{vdout}(s)$: La fonction de transfert du convertisseur Buck pour la régulation de la tension de sortie..

$H_{out}(s)$: Le gain du capteur pour la régulation de la tension de sortie..

donc :

$$T_{out} = G_{c(out)}(s) \times \frac{1}{V_M} \times H_{out}(s) \times \frac{\frac{V_{in}}{D}}{LC \times s^2 + \frac{R}{L} \times s + 1} \quad (4.19)$$

5.1 Correcteur PID (Lead-Lag)

La méthode la plus simple de régulation des convertisseurs, est la régulation en tension (Voltage Mode Control) qui possède une seule boucle afin d'ajuster directement la tension.

Le rôle principal de ce type de régulation est de :

- Réguler la tension de sortie par rapport à sa tension de consigne.
- Stabiliser le système.
- Diminuer la sensibilité aux perturbations.
- Augmenter les performances (par exemple la précision statique).
- Répondre aux exigences temporelles et fréquentielles.
- Augmenter la bande passante de la réponse fréquentielle.
- Obtenir une bonne robustesse.

En pratique il existe plusieurs types de régulateurs. Dans le cadre de ce travail nous proposerons une méthode de conception du correcteur PID (Lead-Lag) adéquat à notre système. Cette approche se subdivise en deux étapes : amélioration de la marge de phase et amélioration de la marge de gain. Dans ce qui suit, nous allons donner une brève

description de ce type de régulateurs.

Pour que le système soit suffisamment stable, la courbe représentative de sa fonction de transfert doit passer assez loin du point critique. L'évaluation de cet « éloignement » est effectuée à l'aide des deux critères relatifs à la marge de gain (GM) définit pour la valeur de la fréquence d'inversion de phase (W_{pi} ou f_{pi}), et la marge de phase (PM) définit pour la valeur de la fréquence de coupure (W_c ou f_c). Ainsi, théoriquement, on considère un système comme stable lorsque : ($Gm > 0\text{dB}$ et $Pm > 0^\circ$). . Par contre en pratique, il est considéré suffisamment stable lorsque : $8\text{dB} < Gm < 15\text{dB}$ et $45^\circ < Pm < 60^\circ$.

Donc, les fonctions du système $T_{in}(s)$ et $T_{out}(s)$ qui sont définies par les équations 4.17 et 4.19 doivent satisfaire certaines exigences :

- En basses fréquence, $T_{in}(s)$ et $T_{out}(s)$ doivent avoir un gain élevé pour assurer une erreur statique aussi faible que possible ;
- La bande passante de $T_{in}(s)$ et $T_{out}(s)$ doivent être assez importante pour assurer une réponse rapide et précise tout en rejetant toute perturbation de la source ;
- La marge de phase du système doit être dans l'intervalle de 45° à 60° pour avoir une réponse avec un dépassement admissible.

5.1.1 Choix de la fréquence de coupure

Théoriquement, dans le cas des convertisseurs DC-DC la fréquence de coupure f_c doit être inférieure à la moitié de la fréquence de découpage ($f_c < f_s / 2$). par contre pratique-ment, elle est souvent de l'ordre de : $f_c = 10\% f_s / 2$ [33], à condition de ne pas perturber les performances du système.

5.1.2 Choix de la marge de phase

Pour que le système soit suffisamment stable, nous cherchons à avoir une marge de phase $Pm = 52^\circ$ pour une fréquence de coupure f_c Adéquate. Pour déterminer de combien faut-il augmenter la phase du système pour obtenir la marge de phase requise $Pm = 52^\circ$, en utilisant la courbe ci-dessous [33] :

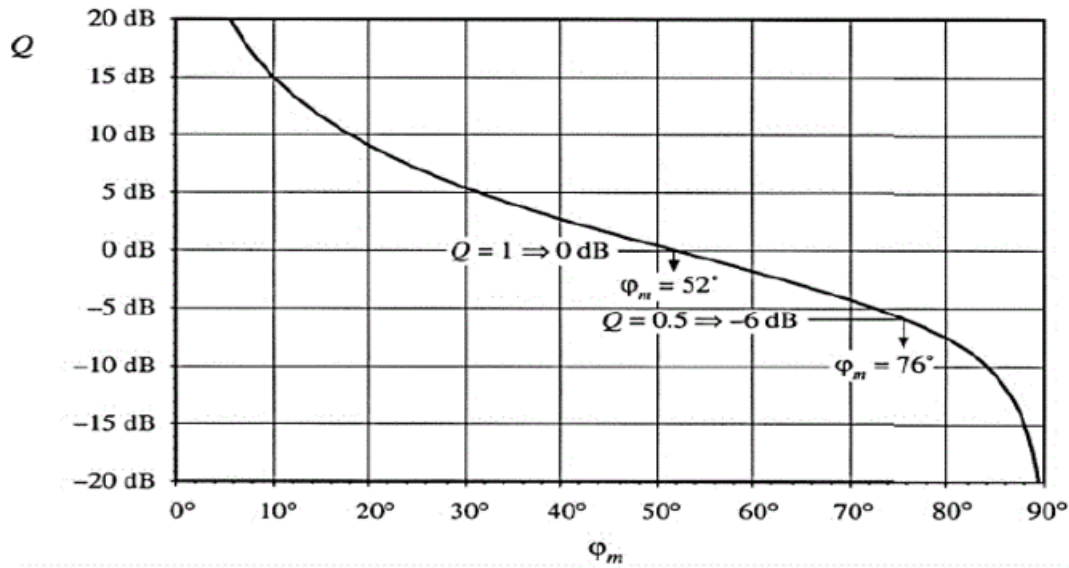


FIGURE 4.13 – Relations entre Gm, Pm et le facteur de qualité Q en boucle fermée [33]

5.1.3 Choix de la marge de gain

L'objectif est surtout d'améliorer la valeur du marge de gain par rapport à celle de la boucle fermée non régulée pour rendre le système plus robuste.

5.1.4 Correcteur à avance de phase PD

Pour améliorer la marge de phase d'un système, on utilise un correcteur à avance de phase PD.

La fonction de transfert du compensateur Lead (PD) est présentée par l'équation 4.20

$$G_{cPD}(s) = G_{co} \frac{1 + \frac{s}{W_z}}{1 + \frac{s}{W_p}} \quad (4.20)$$

ou : W_z Pulsation du zéro du compensateur PD ;

W_p Pulsation du pôle du compensateur PD ;

G_{co} Gain statique du compensateur PD.

— On ajoute un zéro à la fréquence f_z , telle que f_z est largement inférieure à f_c , pour

améliorer la marge de phase de $T_{in}(s)$ et $T_{out}(s)$.

- On ajoute un pôle à la fréquence f_p , telle que f_p étant de haute fréquence et inférieure à la fréquence de commutation f_s . Son rôle est de ramener le gain de la fonction en hautes fréquences à zéro pour réduire les bruits de hautes fréquences.

En conséquence, pour améliorer la phase du système par un angle θ à la fréquence f_c , la position des fréquences f_z et f_p est déterminé. En utilisation des équations 4.21 et 4.22 sont déterminées comme suit :

$$f_z = (f_c) \sqrt{\frac{1 - \sin \theta}{1 + \sin \theta}} \quad (4.21)$$

$$f_p = (f_c) \sqrt{\frac{1 + \sin \theta}{1 - \sin \theta}} \quad (4.22)$$

Pour obtenir le gain du compensateur et éviter d'avoir un déplacement de fréquence de coupure f_c , l'amplitude du gain du compensateur est choisie pour une valeur unitaire. Le gain est calculé par l'équation 4.23

$$f_p = \left(\frac{f_c}{f_o}\right)^2 \times \frac{1}{T_{uo}} \times \sqrt{\frac{f_z}{f_p}} \quad (4.23)$$

Ou :

G_{co} représente le gain du compensateur PD.

5.1.5 Correcteur à retard de phase

Pour augmenter le gain en basses fréquences, on utilise un Zero inversé (PI), ceci permet d'élever le gain statique de la fonction de $TT_{in}(s)$ et $T_{out}(s)$ aux fréquences inférieures à f_c tout en conservant la marge de phase corrigée par le correcteur PD ; c'est pourquoi nous allons introduire un PI ayant la forme décrite par l'équation 4.24 :

$$G_{cPI} = 1 + \frac{W_L}{s} \quad (4.24)$$

La fréquence W_L sera ajoutée avant la fréquence de résonance du système f_o .

La mise en série des correcteurs PI et PD permet de concevoir le régulateur PID voulu dont la forme est donnée par l'équation 4.25.

Donc, la fonction du transfert de la boucle fermée avec le compensateur PID (Lead-Lag) devient comme suit :

$$G_{cPID} = \frac{(1 + \frac{s}{W_z})(1 + \frac{W_L}{s})}{(1 + \frac{s}{W_p})} \quad (4.25)$$

Une représentation par le diagramme de Bode du régulateur PI, PD, PID est donnée par la figure 4.14

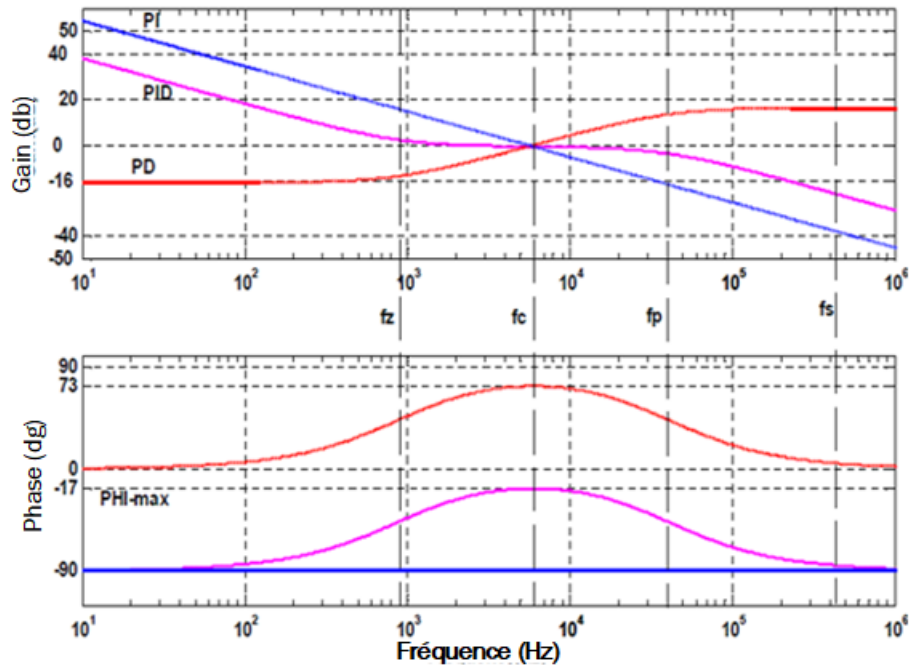


FIGURE 4.14 – Diagramme de Bode des correcteurs PI , PD, PID [34]

La figure.4.14 la forme de chaque régulateur (PI, PD et PID) séparément pour montrer la zone d'action de chacun et pour expliquer les régions de corrections souhaitées. Ceci a été discuté par l'emplacement des différentes fréquences discutées auparavant (f_z : fréquence du zéro du régulateur, f_p : fréquence du pôle du régulateur, f_c : fréquence de coupure, et f_s : fréquence de découpage).

6 Conception du correcteur PID

6.1 Régulation de la tension de sortie du convertisseur Buck

Pour analyser notre système nous avons tracé le diagramme de Bode du système en boucle ouverte et fermée sans correcteur ($G_c(s)=1$). La figure 4.15 ci-dessous illustre le diagramme de Bode de la boucle ouverte et fermée non régulée de la tension de sortie du convertisseur.

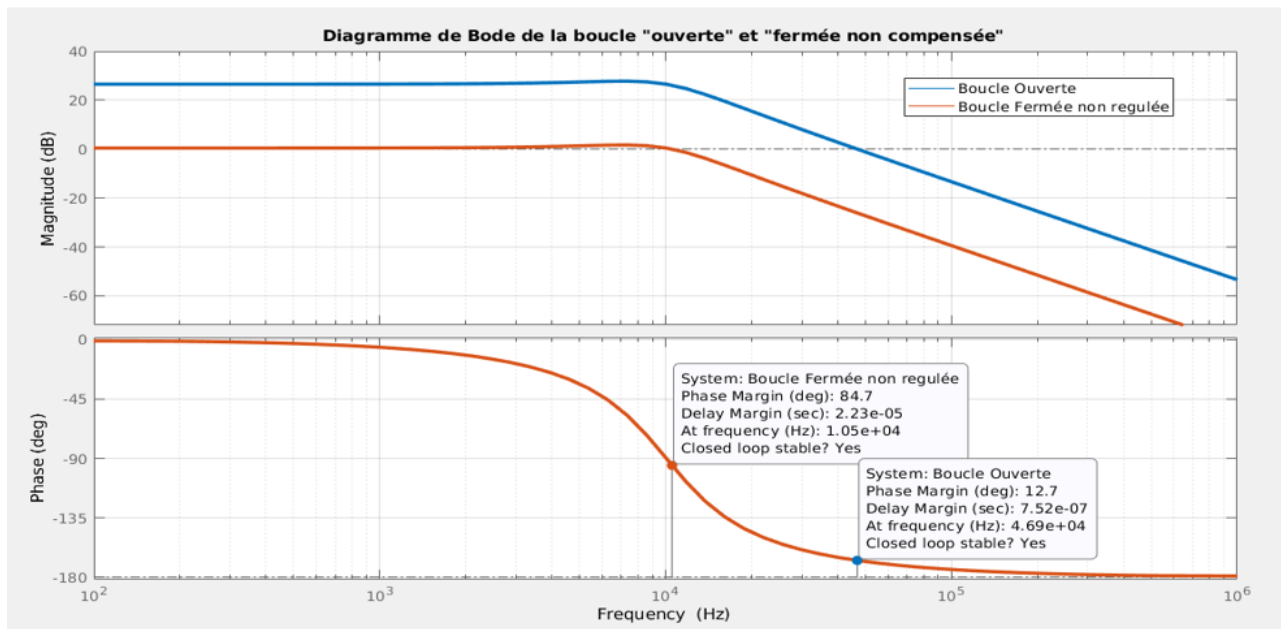


FIGURE 4.15 – Diagramme de Bode de la fonction de transfert pour la tension de sortie du convertisseur en boucle ouverte et Fermé non régulée.

L'analyse du diagramme de Bode sur la figure 4.16 montre que ce système est caractérisé par une fréquence de coupure $f_c=46\text{kHz}$, une marge de phase de $P_m=12^\circ$ ainsi qu'une marge de gain positive. Après avoir fermé la boucle sans correction, la fréquence de coupure f_c est devenue 10KHz et le gain est diminué jusqu'à $G_m=1.2\text{dB}$. Par conséquent, ce système est stable mais sa robustesse n'est pas garantie. Pour rendre le système plus robuste, nous cherchons à concevoir un régulateur qui nous permet de remplir les paramètres suivants :

Afin de chercher les Paramètres de stabilités recherchées pour la boucle de régulation de

la tension de sortie du convertisseur. Nous allons concevoir notre compensateur pour une fréquence de coupure bien choisi de 30kHz. A cette fréquence la boucle non compensée possède une amplitude de gain de -24dB. Donc pour obtenir un gain unitaire à la fréquence de 30 kHz, notre compensateur doit avoir un gain de 24dB, Ce qui va améliorer la marche de phase.

La figure 4.16 montre le diagramme de Bode de la boucle fermée avec le compensateur réalisé de type PD et PID afin de contrôler la tension de sortie du convertisseur.

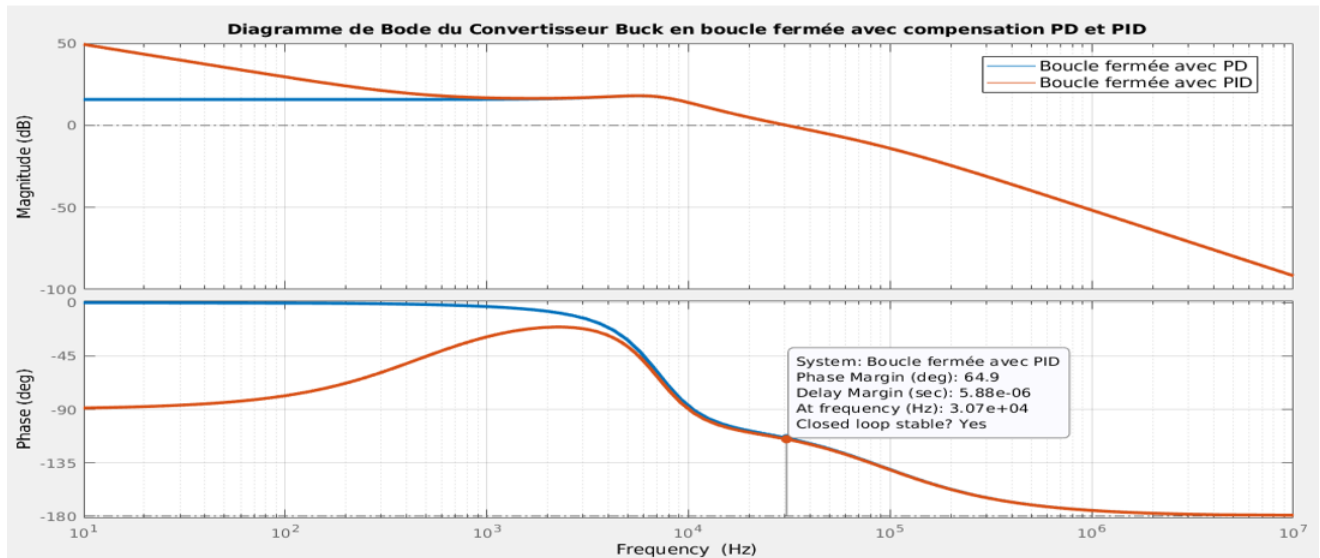


FIGURE 4.16 – Diagramme de Bode de la boucle fermée avec un compensateur PD et PID pour la régulation de la tension de sortie du convertisseur.

Les représentations des diagrammes de Bode sont illustrées par la figure 4.16. Celle-ci montre l'amélioration des paramètres PM et GM obtenues après avoir introduit le régulateur pour donner un éloignement suffisant de la courbe par rapport au point critique. La figure 4.16 montre que le gain de la fonction en basses fréquences a augmenté d'environ 50%, avec une pente de -20dB/decad. La bande passante est fixée à 30kHz. De même ; pour les hautes fréquences, la fonction subit une réduction obtenue grâce au pôle introduit par le régulateur à la fréquence $f_p=87\text{Khz}$. Pour la marge de phase, elle est, améliorée grâce à l'effet du zéro introduit par le régulateur à la fréquence $f_c=10.3\text{khz}$.

6.2 Régulation de la tension d'entrée du convertisseur Vmpp

Pour cette deuxième boucle nous avons tracé le diagramme de Bode de la fonction de transfert du convertisseur en boucle ouverte et fermée sans régulation afin d'analyser notre système.

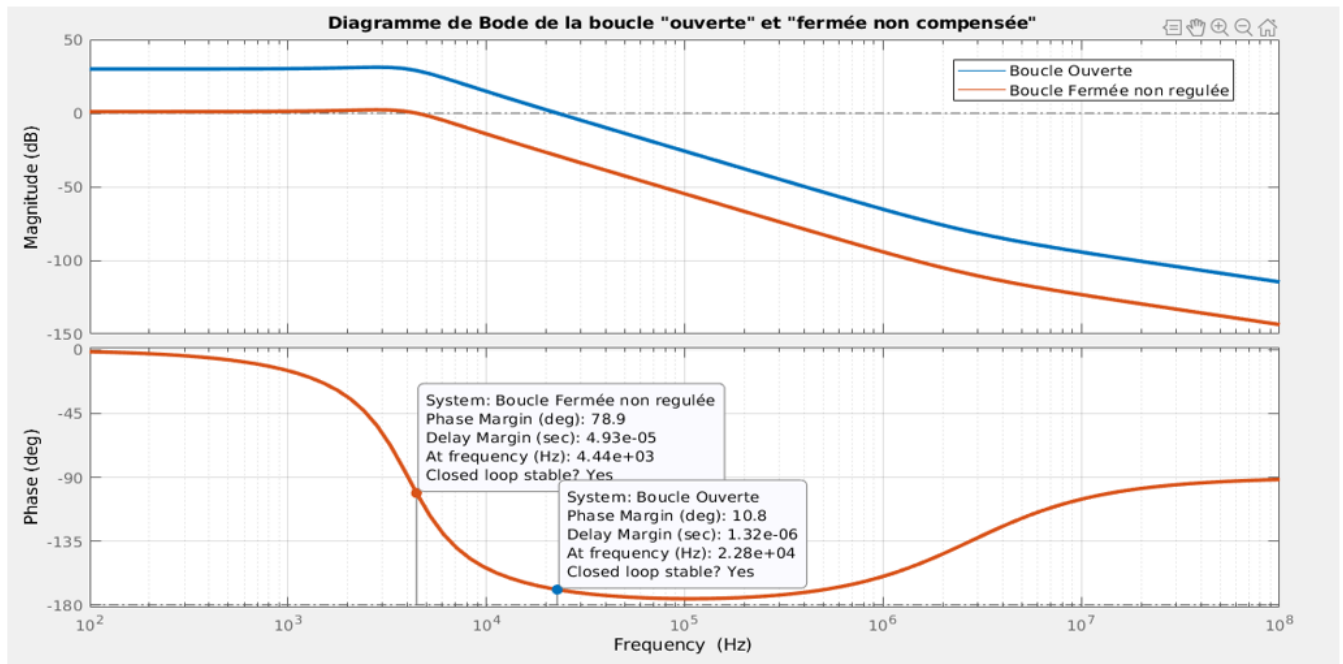


FIGURE 4.17 – Diagramme de Bode de la fonction de transfert pour la tension d'entrée du convertisseur en boucle ouverte et Fermé non régulée.

La figure 4.17 illustre la fréquence de coupure $f_c = 22\text{kHz}$, et une marge de phase de $P_m = 10^\circ$. Une fréquence de coupure $f_c = 4\text{kHz}$ pour la boucle fermée non corrigée. L'objectif est d'améliorer ces paramètres pour rendre le système plus robuste aux éventuelles perturbations. Pour cela, nous cherchons à concevoir un régulateur qui nous permet de remplir les paramètres suivants :

Paramètres de stabilité recherchés pour la boucle de régulation de la tension d'entrée du convertisseur : une fréquence de coupure 20kHz et un gain de 39dB . Une représentation par le diagramme de Bode de la boucle fermée avec le compensateur PD et PID dédié pour le contrôle de la tension d'entrée du convertisseur est donnée par la Figure 4.18

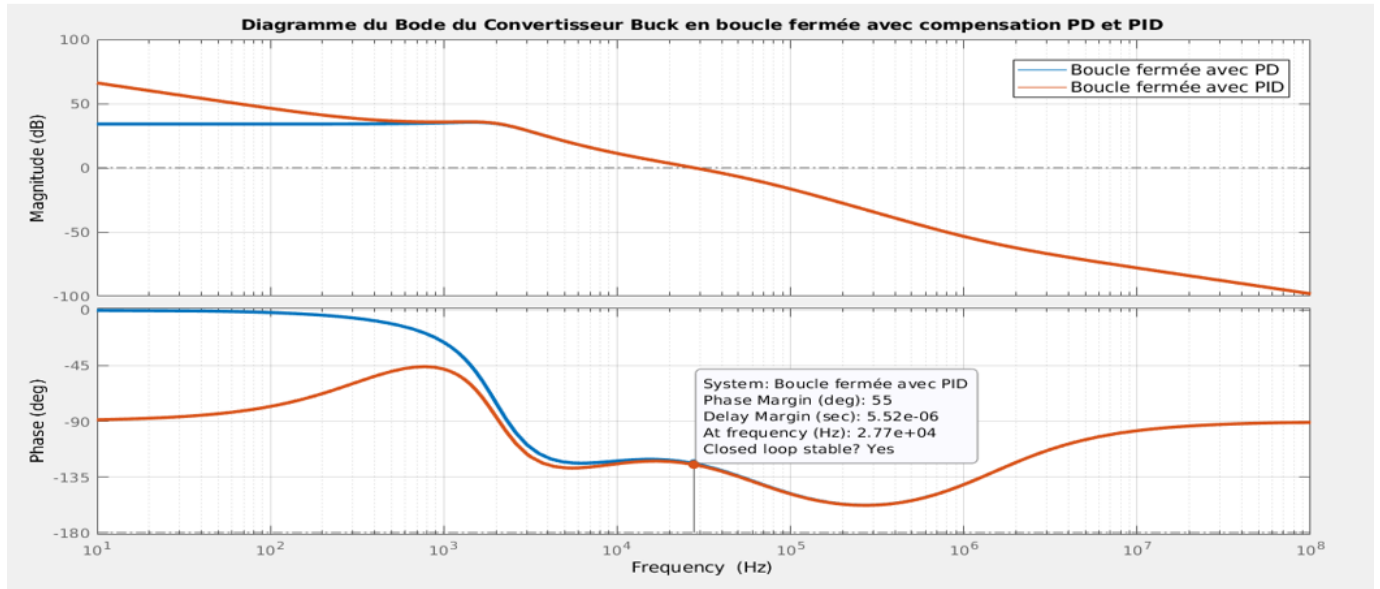
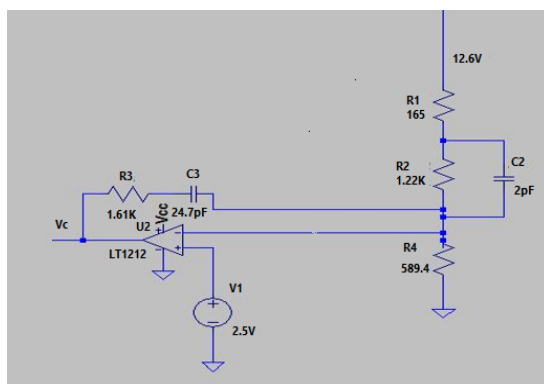


FIGURE 4.18 – Diagramme de Bode de la boucle fermée avec un compensateur PD et PID.

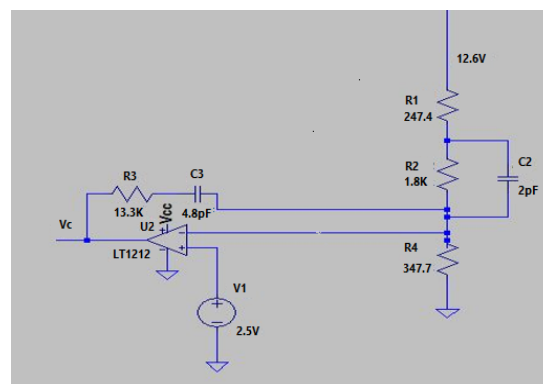
Sur la figure.4.18, on constate les mêmes effets avec les résultats suivants : Une augmentation dans les bases fréquences presque de 70%. La bande passante est fixée à 27kHz. $f_p=85\text{Khz}$ et $f_z=6.89\text{khz}$.

6.3 Les composants et leurs valeurs des deux compensateurs

Les deux figures ci-dessous présentent le circuit des deux contrôleurs.



(a) Pour la boucle de sortie



(b) Pour la boucle d'entrée

FIGURE 4.19 – Circuit du Contrôleur PID 'Lead-Lag'

Le tableau 4.9 résume les valeurs des composants utilisés pour la conceptions des deux contrôleurs (Lead-Lag).

Contrôleur de la tension d'entrée		Contrôleur de la tension de sortie	
Composant	Valeurs	Composant	Valeurs
R1	247.4(Ω)	R1	165(Ω)
R2	1.8(K Ω)	R2	1.22(K Ω)
R3	13.3(K Ω)	R3	1.61(K Ω)
R4	347.7(Ω)	R4	589.4(Ω)
C2	2pF	C2	2pF
C3	4.8pF	C3	24.7pF

TABLE 4.9 – Les valeurs des composants des contrôleurs PID ‘Lead-Lag

7 Analyse temporelle du système

L'analyse temporelle du système est dédiée à observer sa réponse temporelle pour observer les formes de ses courants et tensions. Cette tâche est assurée par l'implémentation du modèle de différentes parties du système sous le software Matlab/Simulink, dans le but de valider le modèle obtenu. Cet environnement de simulation contient une bibliothèque permet d'implémenter les fonctions de transfert et les composants électroniques.

La Figure.4.20 illustre le système de contrôle de la tension Mpp. Le modèle de panneau solaire avec un convertisseur abaisseur, une charge résistive, le contrôleur PID et le block qui poursuit la température du panneau ont été implémentés sous Matlab/Simulink.

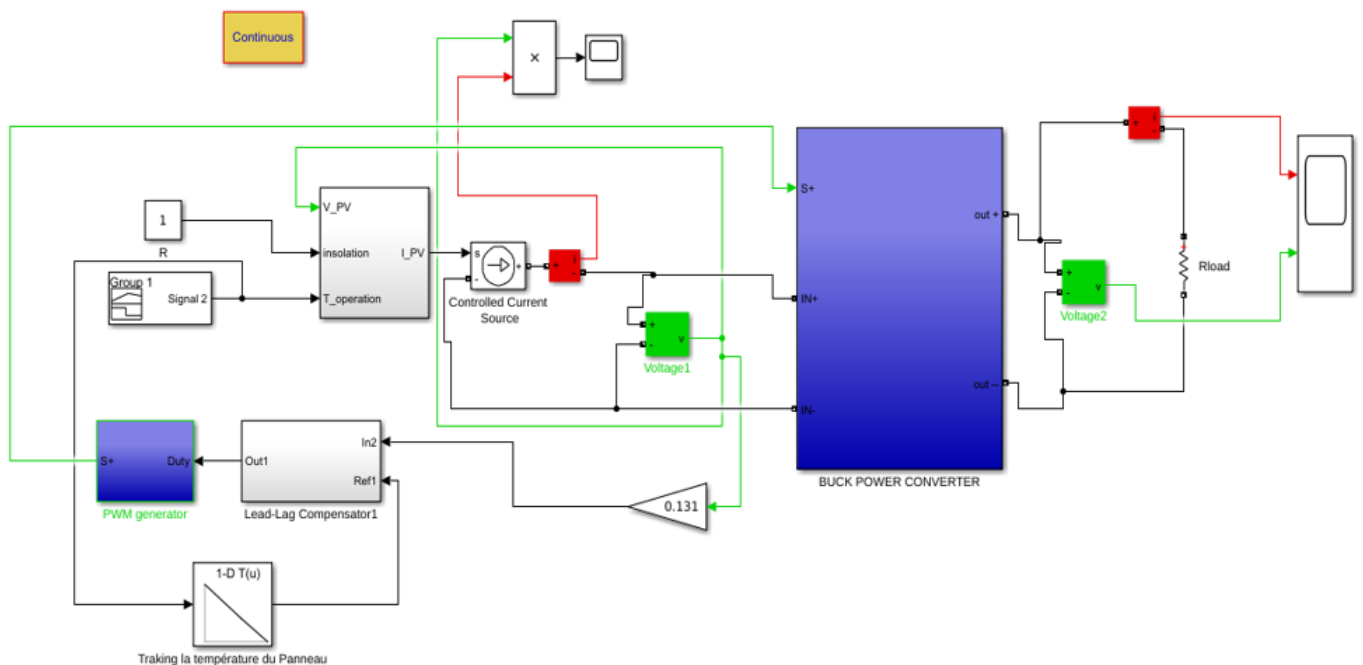


FIGURE 4.20 – Le modèle simulink du système de contrôle de la tension Mpp.

Nous avons utilisé ce modèle pour vérifier la réponse du système et tester la réaction de la commande avec les changements de la température du panneau. Lors de la simulation, une marge de température de 28°C à 35°C a été appliquée, introduite à l'instant 0.6 second.

Les figures 4.21 , 4.22 et 4.23 montrent les résultats d'évolution de la tension V_{mpp} , le

courant du panneau solaire et la réponse de la puissance P_{mpp} .

A partir de la figure 4.21 on constate l'allure de la tension V_{mpp} qui suit la variation de la température du panneau, on peut que le temps de réponse est très court (environ 1 ms) avec erreur dynamique plus petite et un faible dépassement.

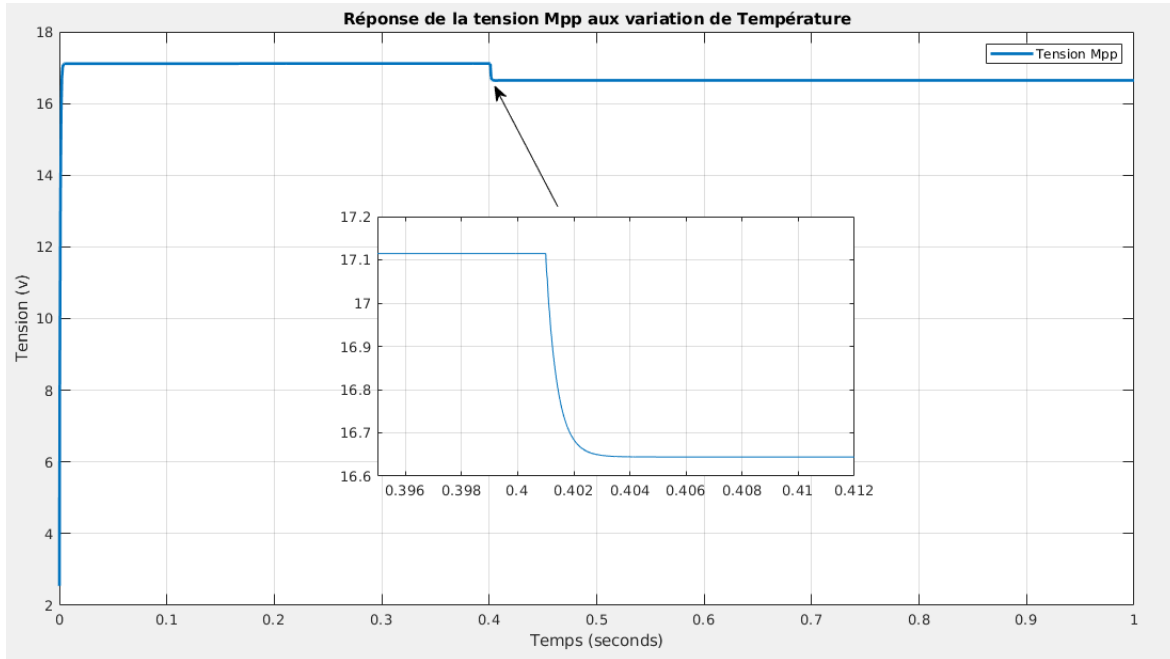


FIGURE 4.21 – Réponse de transition de tension d'entrée V_{mpp} aux variations de température.

L'allure du courant présentée dans la figure 4.22 confirme que le système a une réponse très satisfaisante.

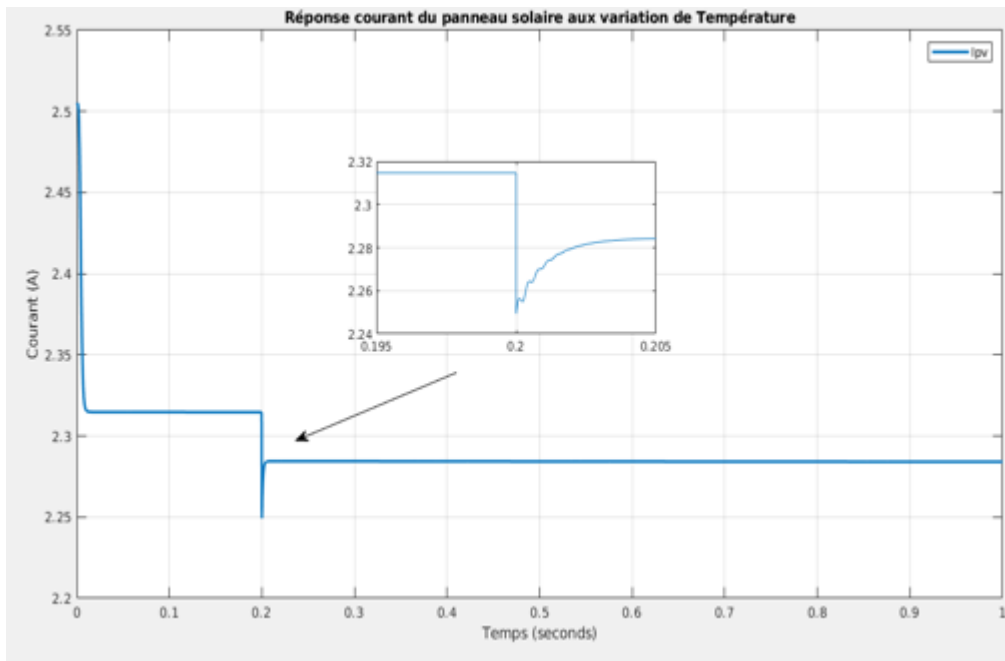


FIGURE 4.22 – Réponse courant du panneau Ipv aux variations de température.

La figure 4.23 illustre que la commande assure avec succès le suivi du point P_{mpp} du panneau, solaire prouver par la diminution de la puissance une fois la température augmente. De plus, on note que le point de la puissance maximale est atteint avec une ondulation presque négligeable. On remarque aussi que le convertisseur Buck extrait avec succès une puissance maximale lorsque la température est maintenue à 28°C . . Ainsi ; la moyenne de la puissance de sortie est égale à 39.5 W, cette valeur est proche que celle prédite (voir le Tableau 4.6. On peut également observer que le système a une réponse rapide (environ 2ms) avec un faible dépassement.

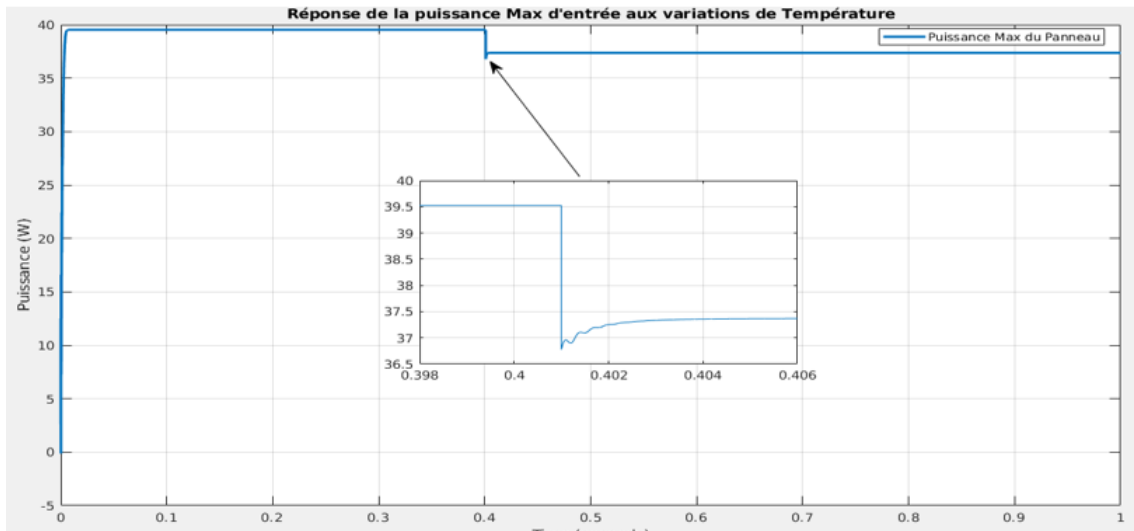


FIGURE 4.23 – Réponse de transition de la puissance Max aux variations de température.

La figure 4.24 montre le modèle de convertisseur abaisseur, la charge résistive variable, le contrôleur PID, implémentés sous Matlab/Simulink. Cette partie est consacrée au contrôle de la tension de sortie du convertisseur Buck. Cette étude a pour but de réguler la tension de sortie en cas de changement dans la charge ou la tension d'entrée.

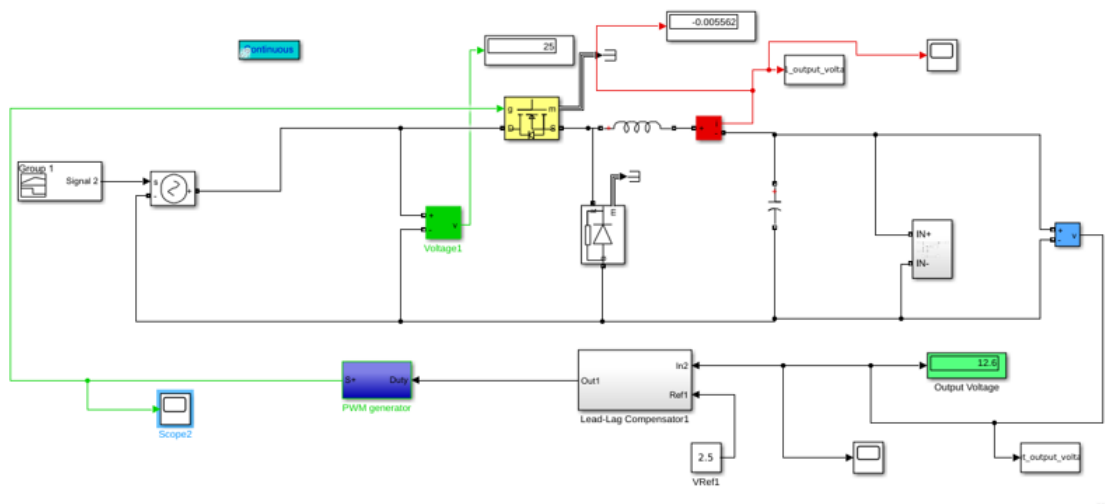


FIGURE 4.24 – Le modèle simulink du système de contrôle de la tension de sortie du convertisseur.

Comme précédemment, nous avons appliqué une variation au niveau de la charge

résistive à l'instant 0.2, suivie par une variation de la tension d'entrée du convertisseur à l'instant 0.6. Afin de voir la faisabilité de la commande.

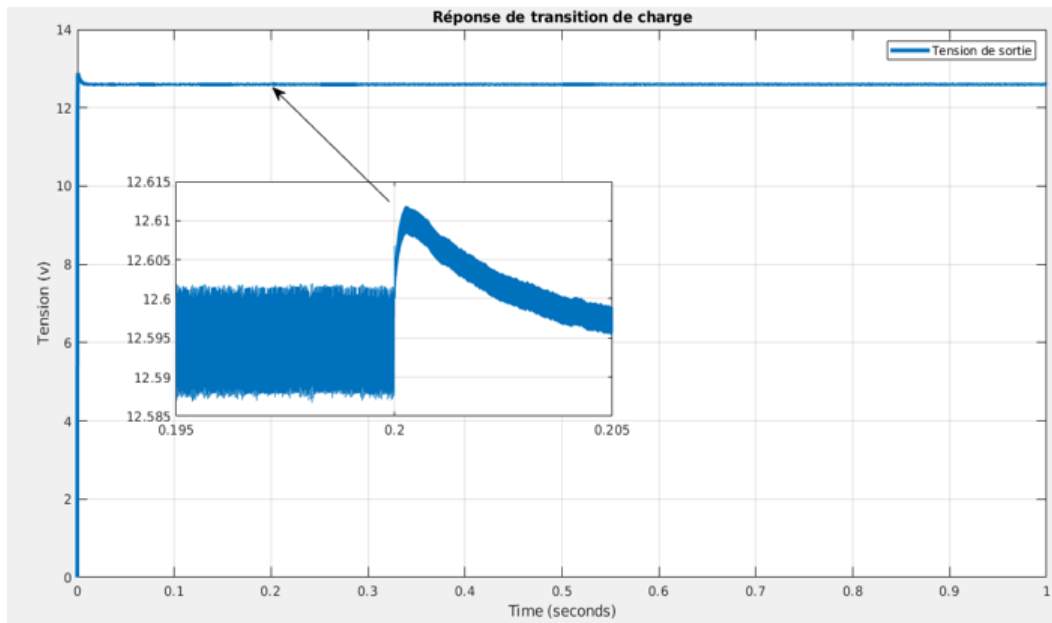


FIGURE 4.25 – Réponse de transition de la tension de sortie aux variations de la charge.

La figure 4.25 montre que pour une augmentation de charge, la commande réagit bien face à cette perturbation afin de garantir une tension de sortie commandée. On peut également observer que le système a une réponse rapide (environ 5ms) avec un faible dépassement.

Voici en ce qui concerne les performances du convertisseur quand la tension d'entrée diminue de 22 V à 17 V. Les résultats de simulation présentés sur la figure 4.27 montrent la bonne réaction de la commande face à cette perturbation.

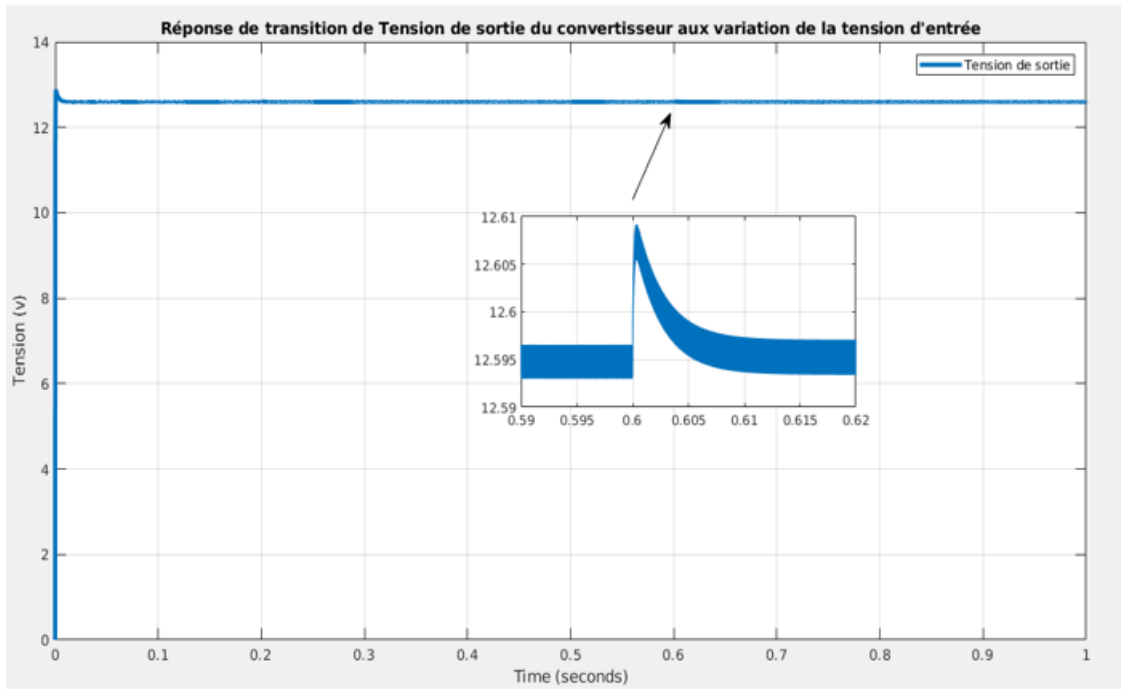


FIGURE 4.26 – Réponse de transition de la tension de sortie aux variations de la tension d'entrée du convertisseur.

La figure 4.26 montre une étape transitoire de tension d'entrée de 20V à 18V. À partir de cette figure, nous pouvons observer une réponse d'environ 0.2ms, lorsque la tension d'entrée du convertisseur Buck chute de 22 V à 17 V, la transition maximale de la tension de sortie est de 15mV. Finalement, nous pouvons dire que malgré les variations paramétriques, la dynamique du système demeure satisfaisante.

8 Conclusion

Dans ce chapitre nous avons réalisée une étude sur le cellule triple jonction qui représente le générateur d'énergie pour la plupart des futurs satellites. Ensuite, nous avons dimensionné et conçu deux régulateurs : le premier contrôleur 'Lead-Lag' qui est un régulateur PID pour la poursuite du point de la puissance maximale du panneau PV et un deuxième régulateur pour le contrôle de la tension de sortie du convertisseurs DC-DC buck. Ensuite, nous avons simulé dans l'environnement Simulink les contrôleurs dans

un système constitué d'un panneau solaire, un convertisseurs buck et le premier contrôleur, et un deuxième système composé d'un convertisseurs Bcuk, une charge variable et le deuxième contrôleurs. le but de cette dernière tache est d'observer la réponse du système après la régulation.

Conclusion Générale

Ce mémoire a pour ambition de concevoir un système de contrôle de charge de batterie pour les Nano-satellites, En prenant en compte les contraintes dans le milieu spatial et les exigences de leurs missions.

Nous avons commencé le travail par une présentation générale sur le domaine spatiale et l'architecture des satellites d'observation de la terre. Puis nous avons présenté une le système d'alimentation d'un satellite, allant de la conversion d'énergie lumineuse jusqu'à la distribution de l'énergie. Ensuite nous avons réalisé une étude détaillée sur deux topologies de convertisseurs DC-DC (Buck et Boost). Le reste de travail était consacré pour l'étude et la simulation d'une cellule triple jonction et ensuite une conception et simulation de deux circuits analogiques qui permettent la poursuite du point de la puissance maximale du panneau et le réglage de la charge de la batterie.

Au cours de ce mémoire nous avons dimensionné le convertisseur buck qui est le convertisseur favoris pour les applications spatiale. Ainsi nous avons aussi réussi à concevoir et d'implémenter deux régulateurs a base de circuit analogique. Ces deux circuits analogiques sont chargés de la régulation de tension de sortie du convertisseur et de la poursuite de point de la puissance maximale. Les résultats de la simulation sont très proches des valeurs prédites. Ainsi en perturbant (en changeant la température ou en variant la valeurs de la charge) le système a répondu rapidement et d'une manière efficace aux variations de ces paramètres extérieurs.

Bibliographie

- [1] A. K. Maini et A. VARSHA, *Satellite technology principles and applications*. Ministry of Defence, India, 2014.
- [2] R. WASSILA LEILA, “Etude de l’orbitographie des satellites artificiels et exploitations de leurs données”, thèse de doct., Université des sciences et de la technologie d’Oran Mohamed Boudiaf, 2013.
- [3] S. GEORGE, F. TEVE, G. NICHOLAS et C. ALEX, *Low Earth Orbit Satellite Design*. Springer, 2018.
- [4] R. P. NASA Human, *Space Radiation*. NASA, 2006.
- [5] Y. BENTOUTOU, “A Real Time EDAC System for Applications Onboard Earth Observation Small Satellites”, *IEEE Transactions on aerospace and electronic systems*, t. 48, n° 01, p. 648-657, 2012.
- [6] E. DJELLALI, *Commande des Convertisseurs DC-DC par Mode de Glissement (Application pour le Module Energie de Bord des Microsatellites)*, these de magister, UNIVERSITE DES SCIENCES ET DE LA TECHNOLOGIE D’ORAN Mohamed Boudiaf, 2012.
- [7] D. NAROTTAM, W. HENDY et I. SYED, “Modeling of multi-junction photovoltaic cell using MATLAB/Simulink to improve the conversion efficiency”, *Renewable Energy*, t. 74, p. 917-924, 2015.

- [8] D. A HADJ et M. BEKHTI, “Study, modeling and simulation of the electrical characteristic of space satellite solar cells”, *6th International. Conference Renewable. Energy Resserch and Application*, t. 17, n° 04, p. 983-987, 2017.
- [9] C. SMAIL, C. YASSINE et D. AZIZ, “Modeling and Simulation of a Photovoltaic Panel Based on a Triple Junction Cells for a Nanosatellite”, *IEEE*, t. 978, n° 18, p. 917-924, 2018.
- [10] L. DANIEL, *Nanostructures et conversion photovoltaïque*. Institut de Recherche et Développement de l’Energie Photovoltaïque, 2007.
- [11] B. SALAHEDDINE, *Effets de la température sur les paramètres caractéristiques des cellules solaires*, thèse de master, *Univesité Ferhat Abbes de SETIF*, 2011.
- [12] K. S. DELLA, *Etude et Développement d’un Outil D’aide à la Conception de Sous Système Energie De Bord D’un Microsatellite*, thèse de magister, *université des sciences et de la technologie d’Oran Mohamed Boudiaf*, 2010.
- [13] B. YANNICK, *Satellite Lithium-Ion Batteries*. Elsevier B.V, 2014.
- [14] B. ISIDOR, *Batteries in a portable world*. Cades Electronics Inc, 2004.
- [15] J. DANIEL, *Batteries : choisir la bonne technologie*. 2017.
- [16] K. HYDER, R. WILEY et G. HALPERT, *Spacecraft power technologies*. Imperial College Press, 2000.
- [17] O. MARTIN, *Electrical Power System for the CubeSTAR Nanosatellite*, these de master, *université d’OSLO*, 2010.
- [18] A. FAHIM et I. ATIF, “Control of mppt for photovoltaïque system using advanced algorithm epp”, *Third International Conference on Power Systems, Kharagpur, IEEE*, t. 978, n° 09, p. 4244-4331, 2009.
- [19] A. HAKOUMI et A. BENAMAR, *Commande MPPT et contrôle d’un système photovoltaïque 3KW par la logique floue. mémoire de master, Université Ahmed Draia Adrar*, 2019.

- [20] M. AKRAM AHMED Abu-aisheh et G. BATARSEH, *Electric Renewable Energy Systems 'DC-DC converters'*. Elsevier, 2016.
- [21] S. GUY, L. FRANCIS et P. DILARU, *Électronique de puissance, structures commandes applications*. DUNOD, 2015.
- [22] L. LUC, *Électronique de puissance*. DUNOD, 2015.
- [23] P. MICHEL, *Convertisseurs et électronique de puissance*. DUNOD, 2007.
- [24] N. M. STAFEFANOS, *Power Electronics and Motor Drive Systems*. Elsevier, 2017.
- [25] H. ABAALI, “Design Modelling Control and Simulation of DC/DC Power Buck Converter”, *International Journal of Energy and Power Engineering*, t. 9, n° 10, p. 1229-1235, 2015.
- [26] G. V. MARECELO, “Dynamic Analysis Of The Input-controlled Buck Converter Fed by a Photovoltaic Array”, *sba Controle Automação*, t. 19, n° 04, 2008.
- [27] “MARECELO , Gradella Villalva, Buck converter with variable input voltage for photovoltaic application, presented at 9th Brazilian Power Electronics Conference COPEP, Blumenau, Brazil”, 2007.
- [28] M. EDRIES, A. TANAKA, H.-I. TEAM et M. CHO, “Design and testing of electrical power subsystem of a lean satellite”, *HORYU-IV. Trans JSASS Aerospace Tech*, n° 14, p. 7-16, 2016.
- [29] C. FROST, R. SHIMMIN, E. AGASID, R. BURTON, R. CARLINO, G. DEFOW, A. PEREZ, A. KARACALIOGLU, B. KLAMM et RADMACHER, *Small spacecraft technology state of the art*. NASA Technical Publication., 2016.
- [30] O. MOURRA, A. FERNANDEZ et F. TONICELLO, “Design and testing of electrical power subsystem of a lean satellite”, *Presented at : 25th Applied Power Electronics Conference and Exposition ; Palm Springs, USA*, 2010.

- [31] A. DANLDI, K. MHMET et A. M. VURAL, “Design, Analysis and Performance Evaluation of Electrical Power Subsystem Based on Triple-Junctions Solar PV Cells and SEPIC for a Conceptual 1u Cubesat Mission”, *EMITTER International Journal of Engineering Technology*, t. 01, n° 07, p. 275-300, 2019.
- [32] *Single-supply Op Amp design techniques*, TEXAS INSTRUMENTS, 2001.
- [33] R. W. ERICKSON et D. MAKSIMOVIC, *Fundamentals of Power Electronics*. 2end Edition, ISBN 0-7923-7270-0.
- [34] N. KHORCHEF, *Etude du convertisseur superboost applique aux système photovoltaïque, these de magister, Université USTO*, 2010.