

École polytechnique de Louvain

Alternative écologique au stockage d'énergie électrochimique pour satellites

Auteurs : **Guillaume Pasture**
Promoteurs : **Marc Bekemans**
Lecteurs : **Emmanuel De Jaeger, Quentin Delhay**
Année académique 2023–2024
Master [120] : ingénieur civil électricien

Remerciements

Je tiens à exprimer ma sincère gratitude au **Professeur Bekemans** pour avoir accepté d'être le promoteur de ce travail. Je le remercie pour sa disponibilité, son partage généreux de connaissances, ainsi que pour sa bienveillance et son enthousiasme lors de notre première rencontre en février, alors que j'entamais un nouveau travail sous sa direction. Grâce à lui, j'ai pu explorer de nombreux sujets qui ont éveillé ma curiosité, même si tous ne sont pas reflétés dans ce travail. Son enseignement a été d'une grande valeur et sa méthodologie particulièrement inspirante. Il m'a montré que, grâce aux connaissances acquises lors de mes études, il était possible de redécouvrir de nombreux phénomènes simplement avec du papier et un crayon.

Je remercie également **mes parents** pour leur soutien constant tout au long de cette année. Ils ont été présents à chaque étape, m'accompagnant dans toutes mes décisions, même lorsque j'ai dû changer de sujet de mémoire. Leur écoute et leur intérêt pour mes recherches ont été une source de motivation et de réconfort, et je leur suis profondément reconnaissant pour tout ce qu'ils ont fait.

Je souhaite également remercier le **Professeur de Jaeger** pour son précieux conseil de changer de sujet de mémoire et de me tourner vers le Professeur Bekemans. Cette recommandation s'est avérée cruciale pour la réussite de ce travail. Je tiens aussi à exprimer ma gratitude à **Antoine Van Cutsem** pour son soutien lors de ce changement, malgré le travail déjà accompli sur le projet précédent.

Enfin, je remercie chaleureusement le **Professeur Dehez**, le **Professeur Simar**, et **Nicolas Petitpas** (TAS-B) pour leur aide précieuse dans leurs domaines d'expertise respectifs, qui m'a permis de surmonter certaines difficultés rencontrées au cours de ce travail. Un grand merci également à **mes frères et mes amis** pour leur soutien mutuel et leur camaraderie tout au long de ce parcours.

Table des matières

Remerciements.....	3
Table des matières	4
Liste des figures	7
Liste des abréviations et des acronymes	8
Chapitre 1 Introduction	9
1.1 Le stockage d'énergie dans les satellites	9
1.2 Motivations pour une alternative	10
1.3 Comparaison avec d'autres système de stockage d'énergie	10
1.4 Objectifs et portée du TFE	12
Chapitre 2 Contexte du stockage électrique satellitaire.....	13
2.1 Types d'orbites pour satellites	13
2.1.1 Satellites GEO.....	13
2.1.2 Satellites LEO	14
2.2 Architecture du système électrique	15
2.2.1 Charges	16
2.2.2 Panneaux photovoltaïques	16
2.2.3 PCDU	17
2.3 Stockage électrochimique.....	18
2.3.1 Modèle électrique	18
2.3.2 Composition des batteries	19
2.3.3 Vieillessement des batteries	19
2.4 Stockage d'énergie à volant d'inertie	20
2.4.1 Description générale	20
2.4.2 Conditions spatiales	21
2.4.3 Effets du volant d'inertie sur le satellite.....	21
2.4.4 Contraintes de précision d'alignement	23
2.5 Résumé des hypothèses posées	24
Chapitre 3 Technologies clés du stockage d'énergie inertiel	25
3.1 Etat de l'art des applications du stockage inertiel.....	25
3.2 Principaux types de systèmes	26
3.3 Volant d'inertie	27
3.3.1 Limitation au stockage	27
3.3.2 Géométrie et matériau du volant	28
3.3.3 Facteur de forme.....	28
3.3.4 Analyse pour le disque creux	29
3.3.5 Vieillessement du volant d'inertie	32
3.4 Moteur/générateur.....	33

3.4.1	Principe de fonctionnement	33
3.4.2	Commutation électronique et contrôle	33
3.4.3	Puissance constante.....	34
3.5	L'électronique de puissance	34
3.5.1	Convertisseur d'alimentation triphasé	34
3.5.2	Modulation de largeur d'impulsion (PWM)	35
3.5.3	Fonctionnement bidirectionnel.....	35
3.6	Paliers magnétiques	35
3.7	Résumé des hypothèses posées	36
Chapitre 4	Dimensionnement du système	37
4.1	Profil énergétique du satellite.....	37
4.1.1	Hypothèses du modèle	37
4.1.2	Etude du profil énergétique	38
4.2	Dimensionnement des batteries.....	40
4.3	Dimensionnement des volants d'inertie.....	41
4.4	Résumé du dimensionnement.....	44
Chapitre 5	Convertisseurs de puissance.....	45
5.1	Transfert de puissance.....	45
5.1.1	Théorie	45
5.1.2	Mise en pratique	47
5.1.3	Nécessité d'augmenter la tension	48
5.2	Convertisseur Boost classique	48
5.2.1	Caractéristiques des transistors MOSFET	49
5.2.2	Etude des pertes	50
5.2.3	Réduction des pertes par parallélisation des transistors.....	51
5.3	Convertisseur Boost avec trois branches entrelacées	51
5.4	Simulations sous Simulink	52
5.5	Résumé du dimensionnement des CEP	55
Chapitre 6	Comparaison environnementale des systèmes	56
6.1	Vue d'ensemble de l'Analyse de Cycle de Vie.....	56
6.1.1	Normes ISO et logiciel employé	56
6.1.2	Définition des objectifs et du champ de l'étude	57
6.1.3	Inventaire du cycle de vie (ICV)	57
6.1.4	Évaluation des impacts	58
6.1.5	Interprétation des résultats	59
6.2	Description des systèmes	60
6.3	La production	60
6.3.1	Le réchauffement climatique.....	62
6.3.2	La formation de particules fines.....	62

Table des matières

6.3.3	La toxicité cancérigène humaine	63
6.3.4	La toxicité non cancérigène humaine	63
6.3.5	La rareté des ressources fossiles	64
6.4	La mise en orbite	65
6.5	Résumé des impacts environnementaux	65
Chapitre 7	Conclusion	66
7.1	Perspectives de recherche futures	66
Utilisation de l'IA		68
Annexes		69
Annexe A : Courbes de Paschen		69
Annexe B : Datasheet of Sast VES16 Li-ion cell		70
Annexe C : Contrainte circonférentielle dans un disque annulaire		71
Annexe D : Calcul du moment d'inertie.....		72
Annexe E : Analyse pour le disque plein		73
Annexe F : Code python pour le dimensionnement du FESS		74
Bibliographie.....		75

Liste des figures

Figure 1-1 : L'énergie spécifique vs la densité de puissance	11
Figure 1-2 : Temps de vie estimé en fonction de l'efficacité.	11
Figure 2-1 : Représentation de l'orbite GEO	14
Figure 2-2 : Représentation de l'orbite GEO, durant un équinoxe	14
Figure 2-3 : Représentation de l'orbite LEO	15
Figure 2-4 : Schéma block du système électrique d'un satellite	15
Figure 2-5 : Circuit équivalent d'une cellule PV [8]	16
Figure 2-6 : Courbes IV et PV d'une cellule photovoltaïque [9]	17
Figure 2-7 : Schéma block du PCU	17
Figure 2-8 : BESS et son convertisseur DC/DC	18
Figure 2-9 : Modèle d'une batterie	19
Figure 2-10 : Durée de vie d'une batterie Li-ion en fonction de son DOD [12]	20
Figure 2-11 : Volants d'inertie tournant dans des sens opposés	22
Figure 2-12 : « Reaction wheel » utilisée chez Thalès	23
Figure 2-13 : Représentation de la solution à 4 roues.	24
Figure 3-1 : FESS à réponse rapide pour la régulation de fréquence du réseau	25
Figure 3-2 : FESS avec un convertisseur bidirectionnel, un M/G et un volant d'inertie [21]	27
Figure 3-3 : Coupe verticale d'un volant d'inertie (disque creux)	28
Figure 3-4 : Facteurs de forme des volants d'inertie classiques [14]	29
Figure 3-5 : Schéma représentant les contraintes radiales et circonférentielles	30
Figure 3-6 : Schéma représentant σ_r et σ_θ pour un disque creux	30
Figure 3-7 : Facteur de forme K pour les disques isotropes percés	32
Figure 3-8 : Schéma de fonctionnement d'un BLDC (source : Wiringview.co)	33
Figure 3-9 : Superposition des puissances triphasées	34
Figure 3-10 : Commande d'un moteur BLDC triphasé à trois paires de MOSFET	35
Figure 4-1 : Profil énergétique du satellite pour une révolution terrestre pour $\alpha=40\text{min}$	39
Figure 4-2 : Profil énergétique du satellite qui minimise la capacité du ESS	39
Figure 4-3 : Schéma décrivant l'énergie stockée dans le ESS en fonction de α	40
Figure 4-4 : Batterie VES16 8s4p, utilisé chez TAS	40
Figure 4-5 : Unité de stockage d'énergie à volant d'inertie	41
Figure 4-6 : Figure illustrant les différentes possibilités pour le dimensionnement	43
Figure 5-1 : Représentation d'une branche de l'onduleur triphasé	46
Figure 5-2 : Transfert de puissance active et réactive en fonction de α	46
Figure 5-3 : Schéma du convertisseur Boost bidirectionnel	49
Figure 5-4 : Schéma du convertisseur Boost à trois branches entrelacées	52
Figure 5-5 : Environnement de simulation Simulink	53
Figure 5-6 : Puissance, Tension et Courant de sortie du convertisseur	53
Figure 5-7 : Résultat de la simulation Simulink avec la même phase pour les trois branches. ...	54
Figure 5-8 : Résultat de la simulation Simulink avec un déphasage de 120°	54
Figure 5-9 : Schéma block du système électrique d'un satellite	55
Figure 5-10 : Schéma du FESS pour une application dans un satellite.	55
Figure 6-1 : Les 4 étapes de l'ACV selon les normes ISO 14040 / 14044	57
Figure 6-2 : Echanges entre le système et l'environnement	58
Figure 6-3 : Données Ecoinvent pour le Polylactide (PLA)	58
Figure 6-4 : Groupement des impacts aux niveaux intermédiaire et final.	59
Figure 6-5 : Etapes pour la production des systèmes de stockage d'énergie	61
Figure 6-6 : Diagramme en barres représentant les résultats de l'ACV	62
Figure 6-7 : Origines de matières premières pour la production de batteries lithium	64
Figure 0-1 : Courbes de Paschen pour différents gaz [31]	69
Figure 0-2 : Représentation d'un disque creux et de la force centrifuge F auquel il est soumis ..	71
Figure 0-3 : Schéma représentant la contrainte radiale et circonférentielle sur un disque plein	73

Liste des abréviations et des acronymes

- AC : Alternatif Current
- ACV : Analyse de Cycle de Vie
- BESS : Battery Energy Storage System
- BLDC : BrushLess Direct Current
- CAESS : Compressed Air Energy Storage System
- CE : Consommation Élevée
- CEP : Convertisseur Electronique de Puissance
- CF : Consommation Faible
- DC : Direct Current
- DET : Direct Energy Transfer
- DoD : Depth of Discharge
- ESS : Energy Storage System
- FESS : Flywheel Energy Storage System
- GEO : Geostationary Earth Orbit
- GES : Gaz à Effet de Serre
- LEO : Low Earth Orbit
- M/G : Moteur / Générateur
- MEO : Medium Earth Orbit
- MP : Maximum Power
- MPPT : Maximum Power Point Tracking
- PCDU : Power Conditioning and Distribution Unit
- PCU : Power Conditioning Unit
- PDU : Power Distribution Unit
- PV : Photovoltaïque ou panneaux Photovoltaïque
- PWM : Pulse-Width Modulation
- SOC : State Of Charge
- TAS : Thalès Aliena Space
- TAS-B : Thalès Aliena Space - Belgium
- TESS : Thermal Energy Storage System
- UF : Unité Fonctionnelle

Chapitre 1

Introduction

L'humanité est confrontée à un changement climatique sans précédent, le plus sévère de son histoire. Il est unanimement reconnu par la communauté scientifique que les activités humaines, en émettant des gaz à effet de serre (GES) dans l'atmosphère, sont responsables de l'augmentation de la température moyenne à la surface de notre planète. Ce réchauffement provoque des dérèglements climatiques, augmentant la fréquence et l'intensité des catastrophes naturelles, mettant ainsi gravement en danger les écosystèmes et les populations humaines.

Lors de la COP21 en décembre 2015, 196 Parties se sont réunies pour se fixer des objectifs clairs pour faire face au changement climatique. Ces accords, mieux connus sous le nom d'Accords de Paris, visent à maintenir l'augmentation de la température moyenne mondiale « bien » en-dessous de 2°C, au-dessus des niveaux préindustriels, tout en s'efforçant de ne pas dépasser 1,5°C. Tous les pays doivent mettre en place des projets ambitieux pour réduire leur émission de GES avec comme objectif d'atteindre la neutralité carbone : situation où les activités humaines émettent et éliminent la même quantité de GES, calculée en équivalent CO₂ (voir définition dans le glossaire du GIEC 2018 : [1]). L'Union Européenne ambitionne de devenir le premier continent à réaliser la neutralité carbone d'ici 2050.

Face à ces défis mondiaux, des entreprises s'engagent à adopter des pratiques durables. C'est le cas de Thales Alenia Space (TAS) qui a pris comme engagement de réduire ses émissions de CO₂ de 50 % d'ici 2030 pour ensuite atteindre une neutralité carbone à l'horizon 2040. Thales Alenia Space est une entreprise internationale spécialisée dans la fabrication de satellites, offrant des solutions technologiques de pointe dans les domaines des télécommunications, de la navigation par satellite, de l'observation terrestre, de la surveillance environnementale, des sciences, de l'exploration spatiale et des infrastructures orbitales [2]. L'entreprise encourage et finance les innovations visant à réduire les émissions de GES.

Dans ce contexte d'innovation écologique, ce travail se concentre sur l'étude d'une alternative au système de stockage d'énergie (ESS) dans les satellites. Ce projet a été réalisé en collaboration avec le département Recherche & Innovation de TAS, en partenariat avec Marc Bekemans, professeur à l'UCLouvain et responsable de ce département.

1.1 Le stockage d'énergie dans les satellites

Un satellite artificiel mis en orbite autour de la Terre doit produire l'intégralité de l'énergie nécessaire à son fonctionnement. Les panneaux photovoltaïques (PV) installés sur le satellite convertissent l'énergie solaire en électricité. Cependant, lorsque le satellite passe dans l'ombre de la Terre, cette production d'énergie s'interrompt. Un système de stockage d'énergie (ESS) est donc essentiel pour garantir un fonctionnement ininterrompu des charges utiles.

1.2 Motivations pour une alternative

Les batteries lithium-ion, largement utilisées dans les satellites actuels, sont prisées pour leur capacité à stocker une quantité significative d'énergie relative à leur masse et leur volume. Cependant, elles présentent deux inconvénients majeurs qui incitent à rechercher des solutions alternatives.

Le premier inconvénient est la durée de vie limitée des batteries lithium-ion. Leur performance décroît avec le temps, principalement en fonction du nombre de cycles de charge et de décharge, ce qui peut compromettre la mission à long terme des satellites. Pour prolonger leur durée de vie, les batteries sont souvent utilisées à une profondeur de décharge (DoD) réduite, c'est-à-dire réduire le pourcentage de la capacité totale de la batterie utilisée lors de chaque cycle de décharge. Cela nécessite l'installation de batteries plus grandes pour compenser la capacité non exploitée, augmentant ainsi la masse et le coût.

Le second inconvénient est l'impact environnemental lié à la production des batteries lithium-ion. Leur fabrication émet une quantité significative de CO₂ et nécessite l'utilisation de terres rares, des ressources précieuses et limitées. Ces éléments sont également convoités par d'autres industries, notamment celle de l'automobile, ce qui accentue la pression sur ces matériaux.

Historiquement, les premiers satellites (1960-1990) utilisaient des batteries nickel-cadmium (NiCd), qui ont été progressivement remplacées par les batteries lithium-ion en raison de leur meilleure densité énergétique et de leur plus grande longévité. Cependant, malgré ces améliorations, les limitations actuelles des batteries lithium-ion en termes de durée de vie et d'impact environnemental poussent à explorer des alternatives plus durables et performantes.

Face à l'urgence de réduire l'impact environnemental des technologies spatiales, il est devenu essentiel d'explorer des alternatives aux batteries lithium-ion. Ces alternatives doivent non seulement réduire les émissions de CO₂, mais aussi diminuer d'autres impacts, tels que la dépendance aux ressources rares.

1.3 Comparaison avec d'autres système de stockage d'énergie

Pour identifier une alternative au système de stockage électrochimique (BESS), il est nécessaire d'évaluer plusieurs autres systèmes de stockage d'énergie (ESS) en fonction de critères essentiels tels que l'énergie spécifique, la densité énergétique, l'efficacité et la durée de vie. Une dizaine de systèmes, chacun ayant des efficacités variées, sont considérés et représentés dans les figures ci-dessous.

La Figure 1-1 compare les énergies spécifiques des différents ESS sur l'axe des abscisses. Les systèmes tels que le BESS, le stockage thermique (TESS), le volant d'inertie (FESS), le stockage d'air comprimé (CAESS) et le stockage d'hydrogène se distinguent par des énergies spécifiques élevées, se situant à la droite de la figure. L'axe des ordonnées, représentant la densité de puissance, n'est pas un critère primordial dans notre analyse actuelle, car l'accent est mis principalement sur l'énergie spécifique des systèmes.

Introduction

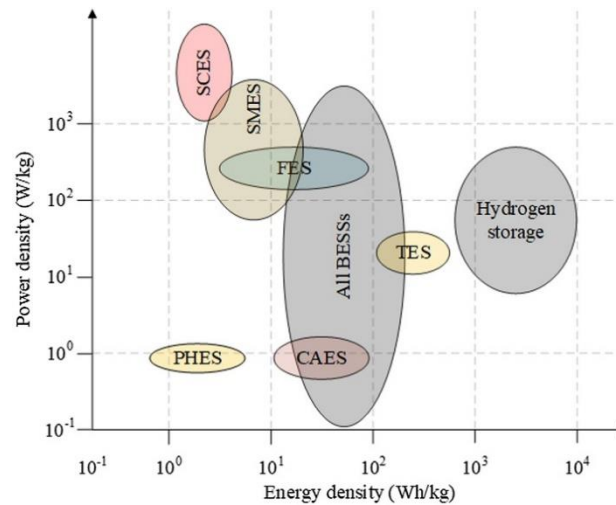


Figure 1-1 : L'énergie spécifique vs la densité de puissance (Source : [3]). Les BESS affichent une énergie spécifique d'environ 100 Wh/kg.

La Figure 1-2 présente une comparaison des ESS en fonction de leur efficacité et de leur durée de vie. Le FESS se démarque par une efficacité supérieure à 90 % et une durée de vie bien plus longue que celle des BESS, dépassant les 100 000 cycles de charge/décharge.

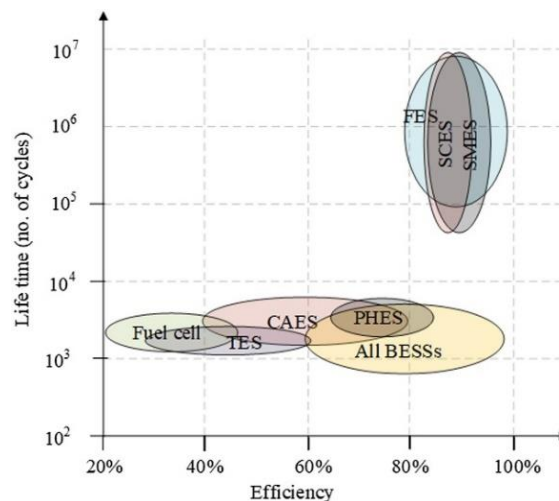


Figure 1-2 : Temps de vie estimé en fonction de l'efficacité. Le schéma vient de la source [3]. FESS et BESS ont une efficacité similaire mais FESS a une durée de vie bien plus longue.

Ces résultats suggèrent que le système de stockage d'énergie par volant d'inertie, auquel nous nous référons sous l'acronyme anglais FESS, est un candidat solide pour remplacer les batteries lithium-ion dans les satellites. Bien que le concept de stockage d'énergie mécanique soit ancien, remontant à des dispositifs tels que la roue du potier en Mésopotamie vers 2000 avant J.-C., où l'énergie cinétique était stockée dans la rotation de la roue pour permettre au potier de travailler sans interruption [4], il connaît un regain d'intérêt grâce aux récentes avancées technologiques dans les convertisseurs de puissance, les nouveaux matériaux légers et résistants, ainsi que les paliers magnétiques.

1.4 Objectifs et portée du TFE

L'objectif principal de ce travail de fin d'études (TFE) est d'explorer si le système de stockage d'énergie par volant d'inertie peut constituer une alternative écologique aux batteries dans les satellites. La technologie n'ayant jamais été déployée, l'objectif n'est pas d'aboutir à un design prêt pour la production, mais plutôt de comprendre les enjeux, d'évaluer la faisabilité technique du système et, finalement, de formuler des hypothèses permettant de créer un cadre de comparaison entre les deux systèmes de stockage. Une fois ces hypothèses posées, une analyse de cycle de vie des deux systèmes est effectuée pour déterminer leurs impacts environnementaux.

Ce travail poursuit plusieurs objectifs spécifiques :

1. **Fournir le contexte du stockage électrique satellitaire**, en tenant compte des exigences particulières des environnements spatiaux.
2. **Établir une base théorique solide** pour les technologies utilisées dans le FESS.
3. **Dimensionner** le BESS et le FESS, en se basant sur les profils de consommation et de production énergétique des satellites.
4. **Etudier et simuler le convertisseur de puissance du FESS** destiné à alimenter le moteur du volant d'inertie.
5. **Évaluer les impacts environnementaux** du FESS et du BESS à travers une analyse du cycle de vie (ACV) afin de permettre une comparaison complète des deux systèmes.

Ce travail sert également de support pour solliciter des financements auprès de la Région wallonne dans le cadre d'appels d'offres, et pour renforcer les initiatives internes de Thales Alenia Space (TAS).

Chapitre 2

Contexte du stockage électrique satellitaire

Les satellites artificiels sont des systèmes déployés en orbite autour de divers corps célestes, tels que des planètes comme la Terre, des étoiles comme le Soleil, ou même des lunes (satellites naturels). Utilisés dans divers secteurs : défense, civil et scientifique, ils servent à des applications variées telles que la navigation, la télécommunication, l'observation et la météorologie. Le secteur des satellites est en pleine expansion et pourrait atteindre une valeur de marché d'un trillion de dollars d'ici 2035 [5]. Un exemple notable est le projet Starlink de SpaceX, qui prévoit de déployer une constellation de 42 000 satellites d'ici mi-2027, illustrant l'ampleur et les ambitions de cette industrie.

Dans un premier temps, ce chapitre synthétise les différents types d'orbites des satellites. Ensuite, il présente l'architecture du système électrique de ceux-ci, composée des charges, de la production, des systèmes de contrôle et finalement du stockage électrochimique et inertiel. Ces éléments sont essentiels pour établir le contexte dans lequel le FESS pourrait voir le jour. En particulier, nous analysons le problème de stabilité introduit par l'utilisation d'un FESS.

2.1 Types d'orbites pour satellites

Les orbites terrestres peuvent être différenciées par leur altitude et leur inclinaison. Il y a principalement 3 types d'orbites, apportant leur propres avantages et inconvénients : l'orbite géostationnaire à 35 000km de la surface de la Terre (GEO), l'orbite moyenne de 2000 à 35 000km (MEO) et l'orbite basse la plus proche de la terre entre 400 et 2000km (LEO). 90% des satellites se trouvant sur LEO et GEO [6], nous allons nous concentrer sur ces derniers.

2.1.1 Satellites GEO

Du point de vue de la surface de la Terre, les satellites géostationnaires restent « fixes dans le ciel ». En effet, ils ont le même axe de rotation et tourne à la même vitesse que la Terre. Ils font dès lors une révolution de la Terre en 23h56. Etant à 35 000km au-dessus du sol ils sont éclairés constamment par le soleil, du moins la plupart de l'année. On peut voir sur la figure suivante que le satellite reçoit des rayons de soleil sur l'entièreté de sa rotation.

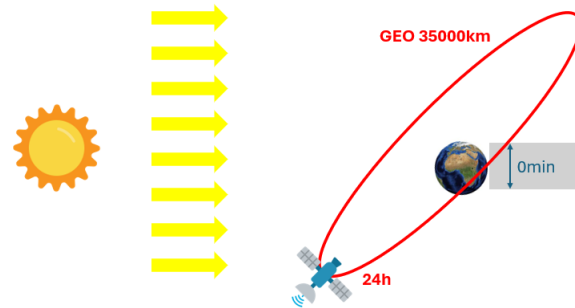


Figure 2-1 : Représentation de l'orbite GEO. Le satellite ne se retrouve jamais ombragé par la Terre.

Néanmoins, aux périodes proches des équinoxes, le satellite va passer derrière la Terre et sera ombragé par celle-ci. Les jours précédents et suivants seront aussi affectés par une période d'éclipse. L'ESS sera utilisé que lors de ces deux périodes, une fois par jour.

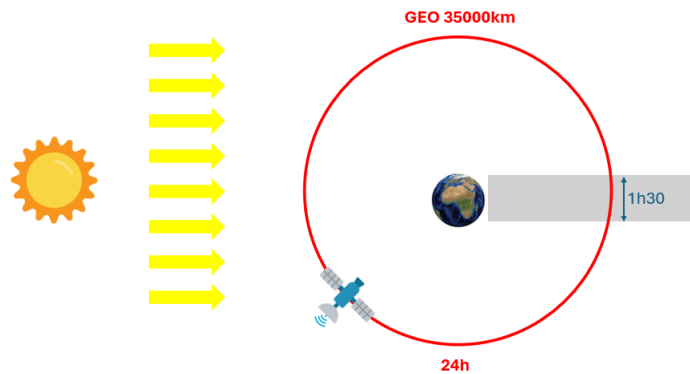


Figure 2-2 : Représentation de l'orbite GEO, durant un équinoxe. Le satellite est ombragé durant 1h30 sur sa révolution.

Bien que les satellites GEO aient une longue durée de vie, allant jusqu'à 18 ans, le nombre de cycles de charge/décharge de l'ESS n'est que de l'ordre de 1000 sur l'entièreté de la mission (source TAS-B).

Dans ce cas, les batteries peuvent se permettre d'avoir un DoD de l'ordre de 80%, puisqu'elles ne sont pas trop sollicitées. En prenant les batteries actuelles, d'une énergie spécifique de 100 Wh/kg, nous obtenons 80Wh/kg avec le DoD pris en compte, ce qui reste plus performant que les FESS (Figure 1-1 : L'énergie spécifique vs la densité de puissance (Source : [3])).

2.1.2 Satellites LEO

Les satellites en orbite basse, situés généralement à 500 kilomètres de la Terre, complètent une révolution toutes les 1 heure et 40 minutes.

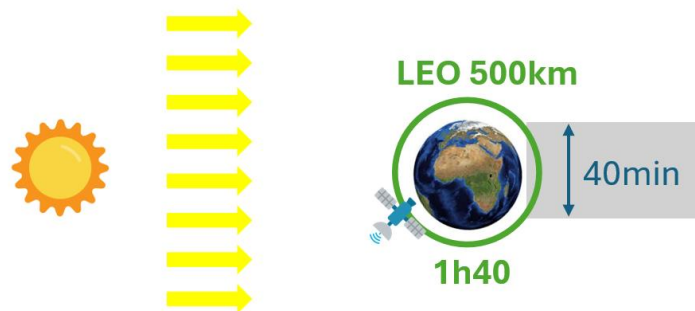


Figure 2-3 : Représentation de l'orbite LEO. Le satellite est ombragé durant 40 minutes sur sa révolution.

Cette fréquence de rotation élevée sollicite intensément le BESS, accélérant le vieillissement des batteries. La durée de vie d'une mission classique étant de 8 ans (TAS-B), ceci implique jusqu'à 50 000 cycles de charge-décharge de l'ESS.

Dans le cas des BESS, pour éviter une dégradation significative due à l'utilisation intensive des batteries le DoD est diminué à 20% (source TAS-B et détail dans le chapitre *Vieillessement des batteries*). Cela signifie que quatre cinquièmes des batteries ne sont pas utilisés en pratique. L'énergie spécifique tombe alors à 20 Wh/kg, ce qui est considérablement moins performant que dans le cas des satellites sur l'orbite GEO. Ce rendement faible de l'utilisation du BESS est la raison qui motive la recherche sur l'utilisation du FESS dans les satellites LEO.

2.2 Architecture du système électrique

Le stockage d'énergie dans les satellites s'inscrit dans un système électrique composé de 4 sous-systèmes : la génération, le contrôle et la distribution de la puissance (PCDU), les charges et le stockage. Voici ci-dessous un schéma block représentant l'architecture avec des flèches jaunes indiquant la direction des différents transferts d'énergie électrique.

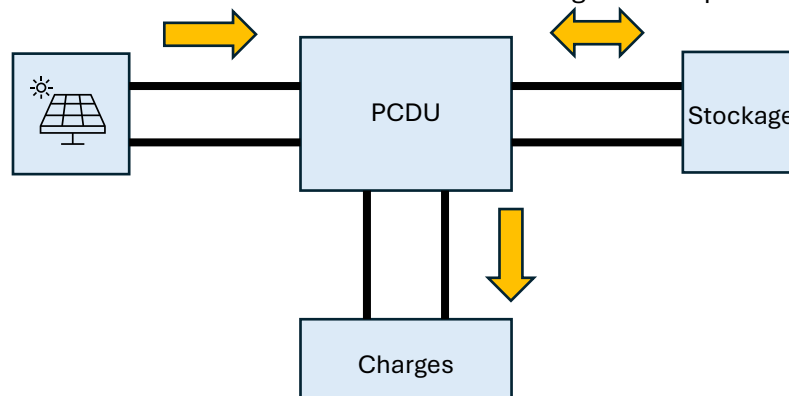


Figure 2-4 : Schéma block du système électrique d'un satellite

Avant de se concentrer uniquement au stockage, voyons les autres blocks.

2.2.1 Charges

Un satellite est composé de divers utilisateurs, chacun ayant besoin d'une alimentation électrique spécifique et fiable. La plupart de ces utilisateurs nécessitent un accès continu à l'électricité. Pour répondre à leurs besoins particuliers, des convertisseurs personnalisés y sont souvent intégrés. Parmi eux, nous pouvons citer les systèmes de communication, les instruments scientifiques, les systèmes de propulsion, les ordinateurs de bord, et les systèmes de contrôle thermique.

2.2.2 Panneaux photovoltaïques

L'électricité qui va alimenter le satellite est produite grâce à des panneaux PV. Ils sont composés de cellules PV qui sont disposées en série pour augmenter la tension du bus et en parallèle afin d'obtenir la puissance requise.

Comme le spectre solaire intercepté par les satellites n'est pas absorbé par l'atmosphère de la Terre, il peut être considéré comme le spectre d'un corps noir. Un choix populaire pour augmenter la production est d'utiliser des cellules multi-jonctions. L'idée est d'intégrer plusieurs couches à la cellule, la permettant d'absorber les rayonnements à des fréquences différentes. Pour plus de détails sur ces technologies, voir l'article [7].

Une cellule photovoltaïque classique peut être représentée par le circuit électrique suivant.

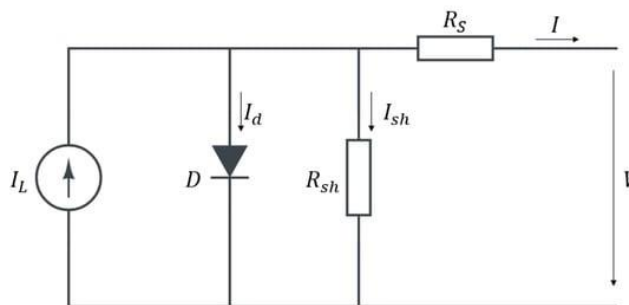


Figure 2-5 : Circuit équivalent d'une cellule PV [8]

La puissance maximale disponible d'une cellule solaire à un instant donné dépend uniquement de son rendement (pour une luminosité spécifique). Le modèle présenté à la Figure 2-5, illustre une source de courant, une diode et deux résistances internes. En conséquence, une cellule solaire affiche une tension à circuit ouvert (V_{OC}), produisant une tension sans courant, et de même, un courant de court-circuit (I_{SC}) sans tension de sortie. Ces deux cas limites ne produisent pas de puissance. La courbe de puissance résultante de ce modèle est illustrée dans la figure ci-dessous.

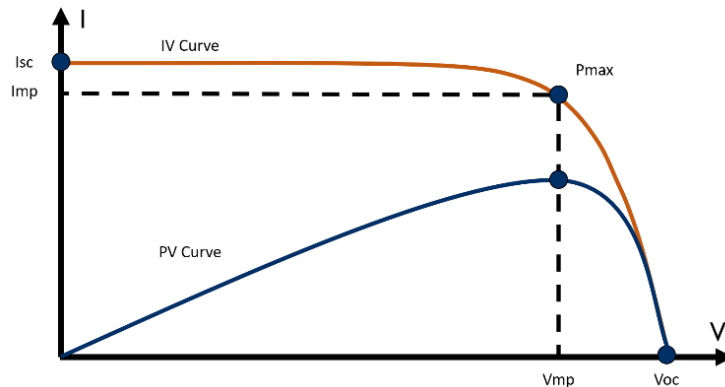


Figure 2-6 : Courbes IV et PV d'une cellule photovoltaïque [9]

Le maximum de puissance produite est atteint en un point de la courbe MP, quand la tension est égale à V_{mp} . Ces courbes changent en fonction de l'ensoleillement et par conséquent le maximum aussi. Il existe plusieurs manières pour fixer la tension de sortie, qui sont développées dans le chapitre suivant.

2.2.3 PCDU

Le PCDU est composé de 2 schémas blocks, le premier qui s'occupe de la régulation et du conditionnement de la puissance électrique PCU et le deuxième qui s'occupe de la distribution de la puissance électrique aux charges, PDU.

Dans le cadre de l'étude du système de stockage d'énergie, le PCU nous intéresse puisqu'il comprend le convertisseur électronique de puissance (CEP) qui se trouve entre le bus et le stockage. Le PCU est divisé de la sorte :

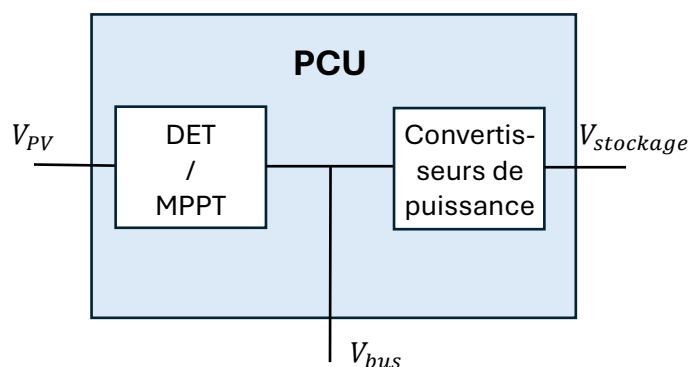


Figure 2-7 : Schéma block du PCU

Le premier block permet de raccorder les panneaux PV au bus. Il existe deux types de façon de s'en assurer, le DET et le MPPT.

Le premier type de régulation est appelé en anglais « Direct Energy Transfer » (DET). Un block permet de mesurer la tension de sortie des panneaux solaires. Lorsque la tension mesurée est plus élevée que la tension du bus, un dispositif appelé "shunt" est activé pour connecter

Contexte du stockage électrique satellitaire

temporairement une partie des cellules solaires à une charge basse. Cela permet de baisser rapidement la tension de sortie des panneaux pour qu'elle corresponde à celle requise par le bus.

Le deuxième est appelé « Maximum Power Point Tracking » (MPPT). Ce régulateur est plus avancé et utilise généralement un convertisseur DC-DC. Son but est de maximiser la production d'électricité en arrivant au point MP. Pour ce faire il régule la tension de sortie des panneaux PV, qui ne doit plus correspondre à la tension du bus grâce au convertisseur DC-DC. Cet algorithme est dynamique et est constamment à la recherche du maximum.

Le CEP avant le stockage dépendra du ESS. Pour le BESS, il s'agit d'un convertisseur DC-DC, qui assure la régulation et l'adaptation de la tension pour optimiser le stockage dans les batteries. L'étude du CEP dans le cas du FESS sera réalisé plus tard dans ce travail.

2.3 Stockage électrochimique

Actuellement, les satellites LEO utilisent principalement des batteries Lithium-ion comme moyen de stockage. Plus spécifiquement chez TAS, ils utilisent la cellule VES 16 Li-ion. La datasheet se trouve en Annexe B.

Les principaux avantages de ces batteries sont une haute densité énergétique et énergie spécifique, un haut taux d'efficacité et un faible entretien.

2.3.1 Modèle électrique

Comme la tension de sortie dépend de l'état de charge (SOC) de la batterie, il est nécessaire de placer des CEP DC/DC avant de les relier au bus. Ceci génère des pertes.

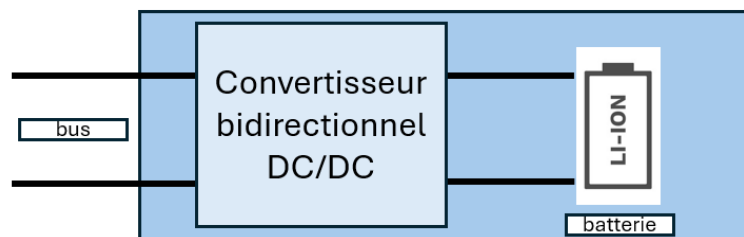


Figure 2-8 : BESS et son convertisseur DC/DC

La batterie se comporte comme une source de tension dépendant de son SOC et de sa température. Pour en faire un modèle électrique, il faut aussi prendre en compte les pertes de conduction ainsi que les pertes par fuite [10], qu'on modélise par une résistance interne R_{in} . Voici un circuit équivalent simplifié.

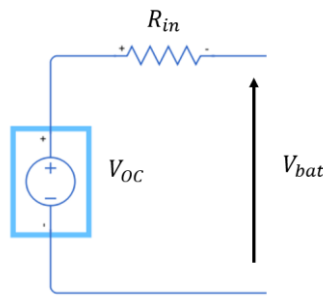


Figure 2-9 : modèle d'une batterie (négligeant les réponses dynamiques). V_{OC} est la tension à circuit ouvert, V_{bat} est la tension aux bornes de la batterie quand elle alimente une charge.

2.3.2 Composition des batteries

Les batteries lithium-ion sont composées d'une anode, d'une cathode et d'un électrolyte. Ce dernier constitue le milieu où les ions vont transiter d'une électrode à une autre. Il y a aussi une membrane qui sépare électriquement les électrodes. Cette membrane est généralement constituée de polymère [10].

L'équation chimique complète qui se passe dans la batterie est la suivante :



Quand la réaction va vers la gauche, la batterie se charge, quand elle va vers la droite elle se décharge.

2.3.3 Vieillessement des batteries

La dégradation des batteries est un phénomène complexe qui joue un rôle crucial dans le dimensionnement des batteries pour des applications telles que les satellites, où le remplacement des batteries n'est pas possible. Il est essentiel de comprendre et de modéliser ce processus pour assurer une performance fiable tout au long de la durée de vie de la mission.

L'une des causes principales de la dégradation des batteries est l'effet thermique lié aux cycles de charge et de décharge. Lorsque les batteries se chargent ou se déchargent, la température à l'intérieur des cellules augmente, ce qui peut endommager les composants internes. Cette élévation de température accélère diverses réactions chimiques qui peuvent dégrader la cathode, l'anode et l'électrolyte [11].

En plus de cette élévation interne de la température, l'environnement spatial joue un rôle significatif. Dans l'espace, les satellites sont soumis à des variations extrêmes de température, passant de très basses températures dans l'ombre terrestre à des températures élevées sous l'effet direct du rayonnement solaire. Ces fluctuations thermiques peuvent accélérer la dégradation des batteries en provoquant des contraintes mécaniques sur les matériaux internes et en exacerbant les processus chimiques de dégradation.

Contexte du stockage électrique satellitaire

En plus du vieillissement cyclique, les batteries subissent également ce qu'on appelle le vieillissement calendaire, qui se produit pendant les périodes d'inactivité. Pour les satellites LEO, les batteries ne sont jamais inactives et donc ne subissent pas ce vieillissement.

Pour minimiser la dégradation des batteries, une stratégie communément utilisée est de réduire le DoD. Sur le schéma suivant nous pouvons l'observer en abscisse et nous voyons la durée de vie cyclique en ordonnée. La relation n'est pas linéaire, ce qui signifie qu'au plus la vie cyclique recherchée est longue au plus le DoD va devoir être réduit rapidement.

Ce graphique permet de vérifier les ordres de grandeurs avancés par TAS, disant qu'un satellite GEO avait un DoD de 80% et un satellite LEO en avait un de 20%. Le premier ayant une vie cyclique de 1000 (cycles), alors que le satellite LEO a une vie cyclique de 50 000 (cycles).

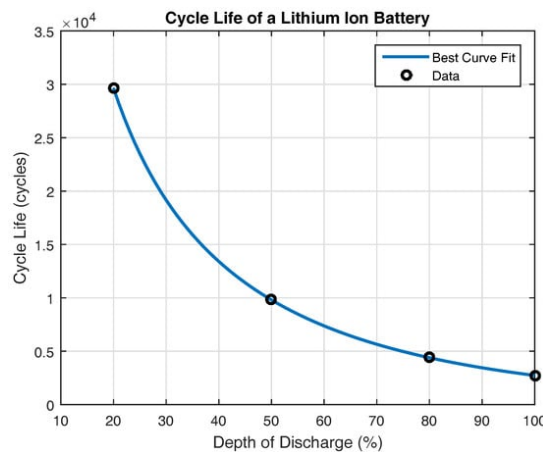


Figure 2-10 : Durée de vie d'une batterie Li-ion en fonction de son DOD [12]

2.4 Stockage d'énergie à volant d'inertie

Le stockage d'énergie à volant d'inertie émerge comme une alternative prometteuse aux limitations des BESS, grâce à sa durabilité accrue, sa haute capacité de cyclage, et son potentiel de réduire les impacts environnementaux associés aux batteries traditionnelles.

Ce chapitre explore les principes fondamentaux du FESS, les applications et les recherches ayant été menées, ses conditions de fonctionnement en milieu spatial, ainsi que les défis spécifiques liés à son intégration à bord des satellites. Nous examinerons en détail les aspects de stabilité, de précision et les solutions techniques possibles pour assurer un fonctionnement optimal du FESS dans un environnement aussi exigeant que l'espace.

2.4.1 Description générale

Un système de stockage par volant d'inertie consiste à emmagasiner de l'énergie cinétique de rotation dans un volant d'inertie. Cette énergie peut ensuite être libérée en freinant le volant, à l'instar des voitures électriques. Un moteur/générateur (M/G) se charge de la transformation de l'énergie électrique en énergie mécanique (et vice-versa) et un convertisseur électronique de puissance (CEP) est responsable de fournir les courants aux enroulements statoriques du M/G.

Contexte du stockage électrique satellitaire

L'utilisation du FESS dans un système électrique est simple, quand la production d'électricité est plus importante que la consommation, le M/G convertit le surplus d'énergie électrique en énergie cinétique de rotation, en accélérant le volant d'inertie. Inversement, quand il y a un déficit d'énergie, le volant est freiné pour récupérer cette énergie et la convertir en électricité pour la réinjecter dans le système. Le régime de fonctionnement est défini par le CEP qui en contrôlant les courants du M/G impose le régime de fonctionnement.

Les autres éléments constituant le FESS sont les paliers, qui supportent le volant en rotation, l'enceinte du système, qui protège l'ensemble des composants, une pompe à vide pour évacuer l'air (si nécessaire), et le système de refroidissement pour dissiper la chaleur générée [13].

2.4.2 Conditions spatiales

Les conditions spatiales imposent des défis uniques au fonctionnement du FESS. Cette section examine les principales contraintes rencontrées en orbite, en détaillant leurs impacts et les adaptations nécessaires pour le FESS.

- **Vide :**
 - Le satellite se trouve dans un environnement sous vide. Il n'y a donc pas de friction entre de l'air et le volant d'inertie, il est dès lors inutile de placer une pompe à vide et une enceinte de confinement du vide.
 - Ce vide empêche tout refroidissement par convection des appareils. Ce qui oblige de dégager la chaleur par conduction ou par rayonnement. C'est pourquoi le satellite a plus de difficulté de gérer les hautes et basses températures.
 - Le passage de la pression atmosphérique à une pression nulle peut faire apparaître des arcs électriques. Pour éviter tout problème, la tension est limitée à 200V pour rester en dessous des courbes de Paschen. Voir Annexe A : Courbes de Paschen, pour l'explication.
- **Microgravité :** La microgravité donne une impression d'absence de gravité dans le satellite. Cela sera un avantage pour les pertes de frictions du volant d'inertie.
- **Décollage :** Lors de son décollage, le satellite subit de fortes vibrations qui vont faire subir des grandes contraintes mécaniques sur les équipements. Pour assurer une sécurité, le volant se trouve à l'arrêt lors de cette phase.

2.4.3 Effets du volant d'inertie sur le satellite

À ce stade, il devient primordial de s'assurer que ce système n'altère pas la stabilité et l'attitude du satellite. L'attitude d'un satellite désigne l'orientation de celui-ci dans l'espace, ce qui détermine la direction vers laquelle ses instruments, capteurs et antennes sont pointés. Pour certaines applications, il est crucial que le satellite maintienne une stabilité absolue et une attitude constante tout au long de sa révolution terrestre. L'introduction d'un élément perturbant la rotation du satellite pourrait alors compromettre l'efficacité de ces applications.

Afin d'examiner les effets des volants d'inertie, il convient de se référer à la première loi de Newton. Selon cette loi, dans un référentiel galiléen, la somme des forces extérieures agissant sur un objet est nulle. Sur Terre, l'accélération d'un volant d'inertie n'a pas d'effet visible, car la réaction s'exerce sur un corps extrêmement massif, la Terre, dont le moment d'inertie est

Contexte du stockage électrique satellitaire

considérable. En revanche, dans le cas d'un satellite, le moment d'inertie est bien plus faible. Par conséquent, toute accélération ou décélération d'une roue à bord du satellite engendre un couple qui affecte la stabilité du satellite.

En rotation, les roues génèrent un moment cinétique (aussi appelé moment angulaire) L , représentant la quantité de mouvement rotatif d'un objet. Ce moment cinétique est donné par l'équation suivante :

$$L = J\omega \quad (2-2)$$

Où J est le moment d'inertie et ω la vitesse angulaire. Le vecteur L est aligné avec l'axe de rotation, suivant la direction définie par la règle de la main droite. Pour éviter une rotation indésirable du satellite, il est impératif que le moment cinétique L reste constant ou soit annulé par un vecteur opposé de même intensité. En plaçant deux volants d'inertie face à face et tournant en sens inverse, il est possible d'obtenir un moment cinétique résultant nul à tout moment.

La figure ci-dessous illustre cette configuration :

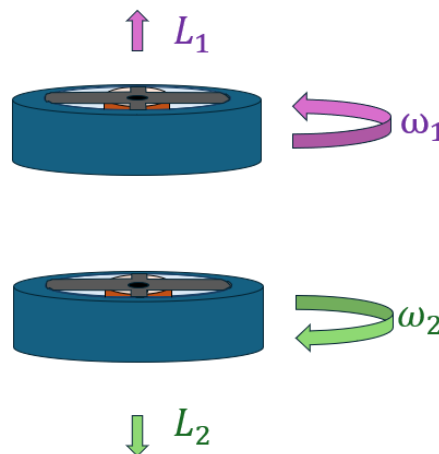


Figure 2-11 : Volants d'inertie tournant dans des sens opposés. L_1 et L_2 sont les deux moments cinétiques.

Pour la conception de notre système de stockage d'énergie, nous avons choisi d'utiliser deux roues pour annuler tout moment cinétique. Clarifions les termes utilisés :

- **Unité de stockage d'énergie à volant d'inertie** : un volant d'inertie ainsi que le M/G, le CEP et le support.
- **FESS** : C'est le système de stockage d'énergie dans son ensemble, avec les deux unités de stockage d'énergie à volant d'inertie.

Cependant, cette influence sur la rotation du satellite peut également être exploitée de manière positive. En effet, en contrôlant avec précision l'accélération ou la décélération des volants d'inertie, il devient possible de moduler le couple appliqué sur le satellite. Pour deux volants d'inertie se faisant face, l'orientation du satellite peut être activement contrôlé dans un axe.

2.4.4 Contraintes de précision d'alignement

Dans une application industrielle, la symétrie parfaite des aimants et des courants moteurs est difficile à atteindre, ce qui peut entraîner des déséquilibres des couples. En pratique, l'erreur due au désalignement est de l'ordre de 0,1 %, et celle liée à la symétrie des moteurs peut atteindre 1 % (source : TAS). Quand la dissymétrie entraîne un moment cinétique résultant dans le même axe que le moment cinétique principal des volants, il est relativement simple de le compenser grâce à une boucle de rétroaction. Cependant, le moment cinétique développé par le désalignement des deux volants n'est pas récupérable par ceux-ci, puisqu'il est généré sur un axe orthogonal. Cette composante s'appliquera donc sur le satellite et l'entraînera dans une rotation non voulue.

Pour évaluer l'impact d'un désalignement sur la rotation d'un satellite, on peut se référer aux reaction wheels. Elles fonctionnent en ajustant leur vitesse de rotation pour générer un moment angulaire. Ce moment cinétique permet de modifier l'orientation du satellite

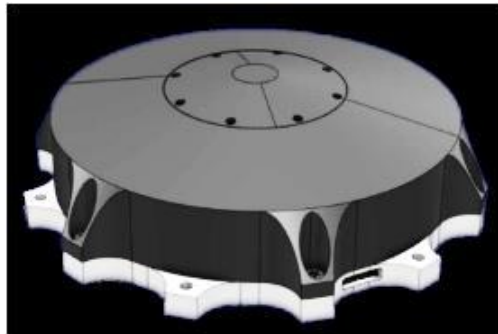


Figure 2-12 : « Reaction wheel » utilisée chez Thalès

Dans le cas du satellite étudié dans ce travail (LEO de taille moyenne) une reaction wheel peut le faire tourner d'un demi-tour en un quart d'heure avec un moment cinétique de 40 [N.m.sec].

Nous allons maintenant calculer le moment cinétique résultant pour un FESS avec deux roues désalignées de 0,1 %. Dans un premier temps, on peut calculer le moment cinétique de chaque roue. Prenons les valeurs que nous utiliserons au dimensionnement, c'est-à-dire une énergie totale à stocker de 3kWh (à convertir en Joule) avec un DoD de 75% et une vitesse maximale de rotation de 50 000 tour/min (à convertir en rad/sec). En combinant les équations (3-1) et (2-2), nous obtenons :

$$L = \frac{2E}{\omega}$$
$$L = \frac{2 \times 2000 \times 3600}{2\pi \frac{50\,000}{60}} = 2750 \text{ N.m.sec}$$

(2-3)

En prenant 0,1 % de cette valeur, nous obtenons un couple résultant de 2,76 [N.m.s], ce qui n'est pas négligeable et entraînera une rotation, certes lente, mais potentiellement destructrice pour les applications du satellite. Une solution technique doit donc être envisagée. Voici deux idées pour répondre à cette problématique.

Solution n° 1 : Ajouter 2 roues

Une première solution consiste à ajouter deux roues supplémentaires de manière orthogonale. Grâce à une boucle de contrôle très précise, ces quatre roues pourraient annuler le moment cinétique à tout moment. Pour minimiser la masse totale des roues, deux d'entre elles pourraient être principales et se faire face, tandis que les deux autres, plus petites, compenseraient les imprécisions. Le schéma suivant illustre cette solution.

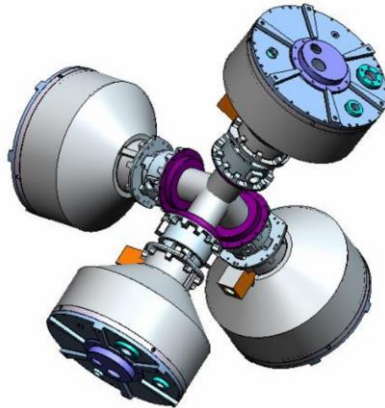


Figure 2-13 : Représentation de la solution à 4 roues.

Dans cette disposition, le système d'attitude du satellite peut être géré dans les 3 dimensions sans recourir à des roues de réaction.

Solution n° 2 : Paliers magnétiques correcteurs

Une autre solution pourrait résider dans l'utilisation de paliers magnétiques actifs. Les nouvelles technologies de paliers permettent d'incliner activement les roues, ce qui pourrait neutraliser tout moment cinétique et garantir la stabilité du satellite. Cette solution repose également sur l'utilisation d'un contrôleur extrêmement précis.

Bien que complexes à mettre en œuvre, ces solutions permettraient de combiner le stockage d'énergie et le contrôle de l'attitude du satellite en un seul système intégré.

2.5 Résumé des hypothèses posées

Pour la suite de cette étude, le satellite, d'une taille moyenne, aura une orbite basse avec une révolution de 1h40 dont 40 minutes d'éclipse terrestre. Pour le stockage « traditionnel », des batteries lithium-ion seront étudiés, avec un DoD de 20%.

Pour ce qu'il en est du FESS, Nous supposons qu'il est constitué de deux roues identiques, parfaitement symétriques, dont le moment cinétique résultant est nul. La gestion de l'attitude du satellite ne sera pas incorporée dans le système.

Chapitre 3

Technologies clés du stockage d'énergie inertiel

L'objectif de ce chapitre est de fournir les connaissances théoriques des différentes technologies du système de stockage d'énergie par volant d'inertie (la description générale ayant déjà été présentée). Celles-ci permettront d'évaluer la faisabilité de l'application et de fournir les fondations pour le dimensionnement.

Ce chapitre commence par donner des exemples d'utilisation du FESS. Ensuite une attention particulière est accordée à l'énergie spécifique contenue dans un volant et l'influence de la géométrie sur celle-ci. Puis les composants principaux du FESS, pertinents dans le cas spatial, sont présentés.

3.1 *Etat de l'art des applications du stockage inertiel*

Les volants d'inertie trouvent des applications dans divers domaines. Ils sont particulièrement adaptés aux situations où le nombre de cycles de charge/décharge est élevé, car ils peuvent devenir compétitifs par rapport aux batteries lithium-ion qui vieilliront beaucoup plus rapidement. Cet article de 2022 reprend un état de l'art exhaustif : [14].

Régulation de fréquence

Les systèmes de stockage d'énergie par volant d'inertie peuvent être utilisés dans la régulation de la fréquence du réseau électrique. Beacon Power est une entreprise qui a mis en service une centrale FESS de 20 MW en Pennsylvanie. Le rotor est fabriqué en fibre de carbone et fonctionne à 16 000 tr/min, avec une durée de vie de 175 000 cycles [15].



Figure 3-1 : FESS à réponse rapide pour la régulation de fréquence du réseau

Système d'alimentation sans interruption

Les volants d'inertie sont couramment utilisés dans les systèmes d'alimentation sans interruption pour assurer une continuité de l'alimentation en cas de panne de courant. Ils sont prisés pour leur rapidité de réponse, leur longue durée de vie et leur faible besoin de maintenance, ce qui en fait une solution fiable pour des environnements critiques comme les centres de données et les hôpitaux.

Domaine aérospatial

Dans le domaine spatial, il y a les reactions wheels, qui sont similaires aux roues utilisées pour le stockage d'énergie mais qui sont plus légères. Elles jouent un rôle essentiel dans le contrôle de l'attitude des satellites et autres engins spatiaux sans recourir à des propulseurs, offrant ainsi une méthode efficace pour contrôler l'attitude tout en préservant le carburant et en prolongeant la durée de vie de la mission.

Des recherches approfondies ont été menées, notamment par la NASA, fin des années 1990 et début des années 2000 pour explorer l'intégration de FESS dans les engins spatiaux [16]. Cependant, ces projets sont restés principalement au stade de démonstration ou de prototype. Nous estimons que ce ralentissement dans le développement des FESS est lié à l'émergence des batteries lithium-ion, qui ont commencé à dominer le marché spatial à cette époque. En conséquence, les études sur les FESS ont été délaissées au profit de ces nouvelles batteries.

Néanmoins, des études théoriques et des simulations continuent à être menées [17-20]. Les recherches continuent d'avancer pour les différents sous-systèmes du FESS, ce qui est de bon augure pour une application dans l'espace.

3.2 Principaux types de systèmes

Dans la littérature, on distingue deux classes de systèmes de stockage d'énergie par volant d'inertie : celles à haute vitesse de rotation et celles à basse vitesse.

Les volants d'inertie qui tournent lentement ($< 10\,000\text{tr/min}$) sont généralement plus lourds et sont constitués de métal comme l'acier. Ils ont principalement des paliers mécaniques (roulements) et fonctionnent dans des enceintes remplies d'hélium pour diminuer les pertes par rapport à l'air. Ce type de FESS est moins cher et est souvent la meilleure option pour les applications au sol, où le poids de la machine n'est d'aucune importance.

L'autre type de volant est celui avec un rotor tournant à grande vitesse ($> 10\,000\text{tr/min}$). Les rotors sont constitués de matériaux composites comme le Kevlar, les fibres de carbone et de verre. Ces matériaux sont légers et résistants, ce qui leur permet d'atteindre des énergies spécifiques élevées [14]. Les paliers doivent être magnétiques afin d'éviter les contacts directs avec le volant à haute vitesse, qui entraîneraient des pertes par frottement excessives. L'intérieur de l'enceinte se trouve sous vide pour éviter tout frottement. Ce système est souvent plus cher et complexe que son homologue en acier mais est beaucoup plus léger.

Comme expliqué dans l'introduction, le contexte de la mise en orbite rend la masse du système critique. Nous étudierons donc les volants à haute vitesse. Voici une figure schématisant un tel système.

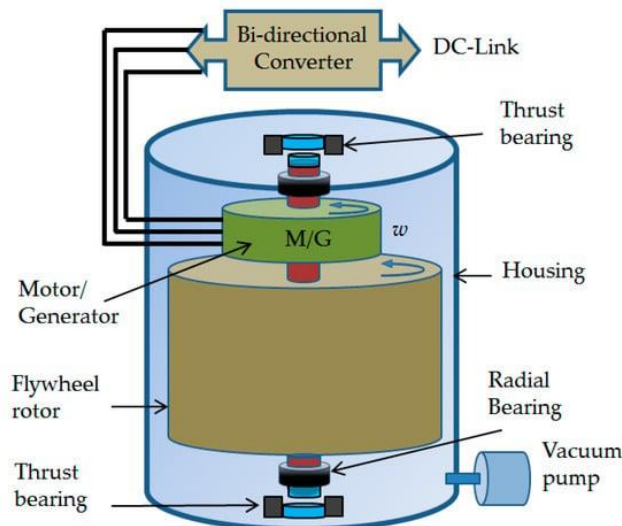


Figure 3-2 : FESS avec un convertisseur bidirectionnel, un M/G et un volant d'inertie [21]

3.3 Volant d'inertie

L'énergie cinétique emmagasinée dans le volant peut être calculée par l'équation suivante :

$$E = \frac{J\omega^2}{2} \quad (3-1)$$

Où $J [kg \cdot m^2]$ est le moment d'inertie et $\omega [\frac{rad}{s}]$ la vitesse angulaire. L'énergie E est proportionnelle au carré de la vitesse de rotation. Le moment d'inertie d'un volant dépend de sa forme, de sa masse et de son rayon (développé dans l'Annexe D : Calcul du moment d'inertie). Le volant d'inertie est considéré comme le seul élément stockant de l'énergie. En effet, les autres éléments tournants (comme les rayons et le rotor) ont un moment d'inertie considérablement plus faible et sont dès lors négligés.

3.3.1 Limitation au stockage

Quand la vitesse de rotation augmente, la force centrifuge tire les particules vers l'extérieur. Ces dernières doivent résister à cette force pour éviter une dislocation. La pression interne que les particules exercent les unes sur les autres est mesurée par la contrainte (ou stress en anglais). La contrainte est la force divisée par la surface sur laquelle celle-ci agit, et elle est symbolisée par σ avec comme unité $[Pa] = [\frac{N}{m^2}]$.

Il y a une certaine limite de contraintes supportée par un matériau avant que celui-ci ne se rompe. Cette limite est déterminée par la capacité des particules de la roue à rester solidaires. Elle dépend de chaque matériau et est connue comme la résistance à la traction (tensile strength).

Comme on cherche à stocker le plus d'énergie pour une masse donnée, on va s'approcher le plus possible de cette limite de rupture, tout en s'assurant de ne jamais la dépasser. Un facteur de sécurité « S » peut être introduit.

3.3.2 Géométrie et matériau du volant

Les volants à grande vitesse sont composés de matériaux composites avec des fibres (de verre ou de carbone) et une matrice pour les relier entre elles. Les propriétés de ces fibres sont avantageuses : une grande rigidité, une résistance élevée à la traction, un faible poids et une tolérance élevée à la température. Néanmoins leur résistance élevée n'est pas isotrope, elle est principalement orientée dans le sens de la fibre. C'est pourquoi cette solution n'est pas compatible avec le disque plein. Les fibres ne résisteraient pas à la contrainte radiale élevée de cette géométrie.

Dès lors, c'est la forme du cylindre creux qui est utilisée avec ces matériaux composites. Les fibres étant dans le sens des contraintes circonférentielles, il est possible d'obtenir des énergies spécifiques très élevées. De plus la fabrication des enroulements filamenteux pour cette forme est aisée [22].

Voici un schéma reprenant une coupe du volant d'inertie. Pour notre application, nous avons choisi de placer le M/G au centre (d'autres dispositions sont aussi possibles [23]). On peut également y voir les rayons, le moyeu, l'arbre et le M/G.

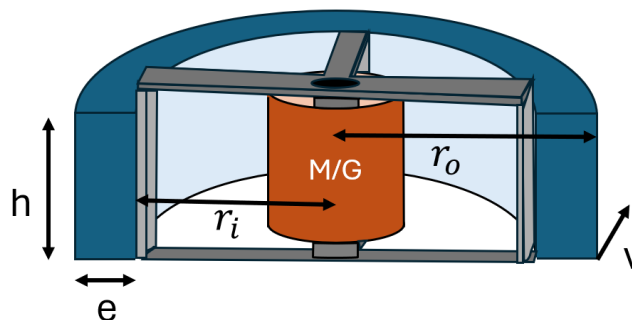


Figure 3-3 : Coupe verticale d'un volant d'inertie (disque creux)

3.3.3 Facteur de forme

Pour simplifier les calculs de l'énergie spécifiques, un facteur adimensionnel de forme « K » est introduit. Il permet de prendre en compte les différentes contraintes appliquées au volant et de donner la fraction de l'énergie qui peut être stockée sous cette forme avant la rupture. Ce facteur ne dépend pas du matériau mais uniquement de la géométrie du volant.

L'énergie spécifique $\frac{E}{m}$ et la densité d'énergie $\frac{E}{V}$ sont calculées grâce aux équations suivantes :

$$\frac{E}{m} = K \left(\frac{\sigma}{\rho} \right) \quad (3-2)$$

$$\frac{E}{V} = K \sigma \quad (3-3)$$

Les symboles σ et ρ représentent respectivement la résistance à la traction et la densité (masse par unité de volume) du matériau. Leurs unités sont les [Pa] et les [kg/m³]. Dans ces équations, il n'y a pas de rayon ou de vitesse angulaire qui intervient. Les seuls facteurs influençant l'énergie spécifique sont K, σ et ρ . Après détermination du matériau et de la géométrie du volant d'inertie, on sait quelle énergie maximale peut être stockée, quelle que soit le rayon ou la vitesse angulaire.

Ce facteur de forme joue donc un rôle important. Il a une valeur maximale de 1 pour le cas théorique du disque de Laval [14]. Il varie ensuite entre 0 et 1 pour toutes les autres formes. La Figure 3-4 montre les géométries usuelles.

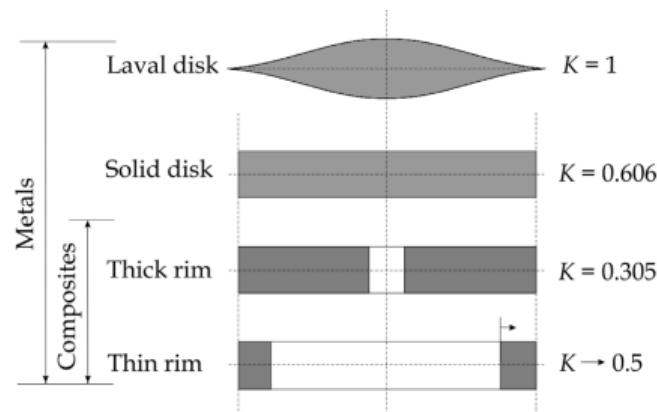


Figure 3-4 : Facteurs de forme des volants d'inertie classiques [14]. Dans le cas d'un disque creux, le facteur de forme tend vers 0.5 au plus l'épaisseur se réduit.

Nous voyons que le facteur de forme pour le disque creux n'est que de 0.5 ce qui signifie que l'énergie qu'on peut mettre dans un matériau est divisée par 2. Le chapitre suivant entre dans les détails de ce facteur.

3.3.4 Analyse pour le disque creux

Analyse des contraintes

Afin de calculer le facteur de forme, reprenons notre étude des contraintes. Pour les disques creux, il y a principalement deux types de contraintes : radiales et circonférentielles.

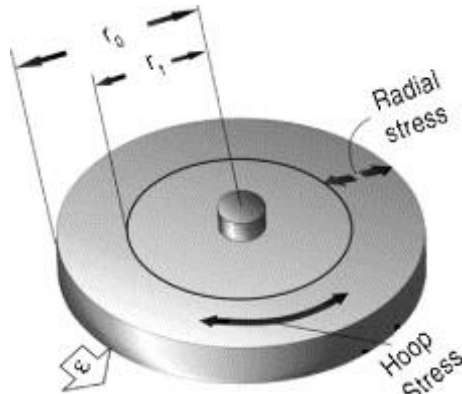


Figure 3-5 : Schéma représentant les contraintes radiales et circonférentielles sur un disque plein. « Hoop stress » signifie contraintes circonférentielles.

Le livre « *Kinetic Energy Storage* » de G. Genta [4] présente une étude des contraintes dans le cas d'un volant creux. Il les développe et démontre comment elles sont distribuées au sein du disque creux. La répartition des contraintes peut être exprimée, en posant :

$$\beta = \frac{r_i}{r_o}$$

$$\chi = \frac{r}{r_o}$$

Où r est le rayon courant, r_i le rayon intérieur et r_o le rayon extérieur du disque. Dans la figure suivante, les lignes pleines représentent les contraintes circonférentielles et les lignes pointillées, les radiales.

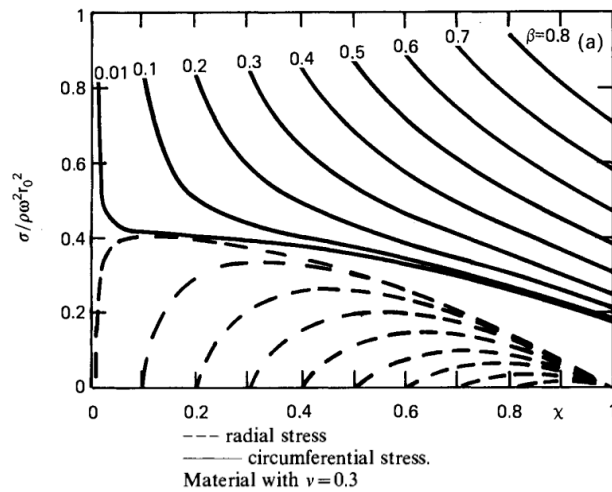


Figure 3-6 : Schéma représentant σ_r et σ_θ pour un disque creux [4]. Les contraintes circonférentielles sont plus élevées que les radiales. Au plus β tend vers 1, au plus σ_θ tend vers $\rho\omega^2 r_o^2$.

La contrainte la plus forte qui limitera la vitesse est la contrainte circonférentielle. Elle est donnée par l'équation suivante :

$$(\sigma_\theta)_{max} = \frac{\rho\omega^2 r_o^2}{4} [(3 + \nu) + \beta^2(1 - \nu)]$$

(3-4)

Quand le disque a une épaisseur nulle, $\beta = 1$, l'équation (3-4) nous donne :

$$\sigma_{\theta} = \rho \omega^2 R^2 \quad (3-5)$$

L'Annexe C : *Contrainte circonférentielle dans un disque annulaire* démontre ce résultat.

Calcul du facteur de forme

Nous pouvons dès à présent calculer le facteur de forme. Nous commençons par le moment d'inertie J , calculé dans l'Annexe D : *Calcul du moment d'inertie*, et donné par :

$$J = mR^2 \quad (3-6)$$

L'énergie cinétique stockée dans ce disque annulaire est :

$$E = \frac{1}{2} J \omega^2 = \frac{1}{2} m R^2 \omega^2 \quad (3-7)$$

En remplaçant à présent ω^2 par $\frac{\sigma_{\theta}}{\rho R^2}$ dans l'expression (3-7), nous obtenons :

$$E = \frac{1}{2} m R^2 \frac{\sigma_{\theta}}{\rho R^2} = \frac{1}{2} m \frac{\sigma_{\theta}}{\rho} \quad (3-8)$$

L'énergie spécifique $\frac{E}{m}$ est alors :

$$\frac{E}{m} = \frac{1}{2} \frac{\sigma_{\theta}}{\rho} = K \frac{\sigma_{\theta}}{\rho} \quad (3-9)$$

Ainsi, le facteur de forme K pour un disque annulaire à bord fin est :

$$K = \frac{1}{2} \quad (3-10)$$

La figure suivante montre la valeur de K en fonction de β .

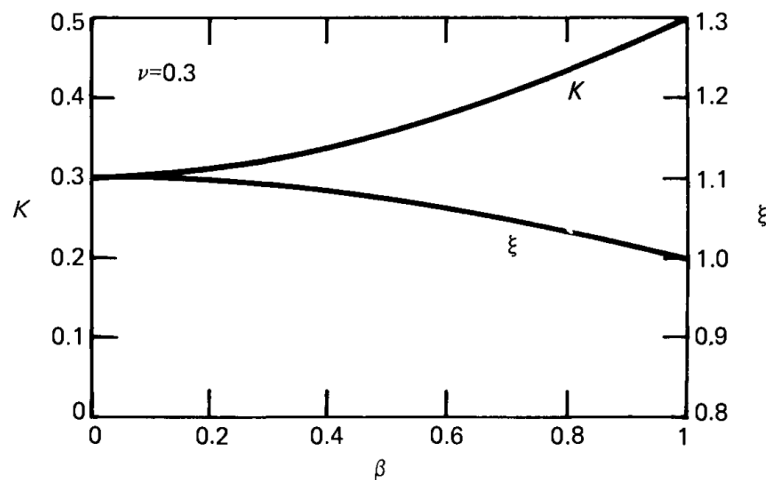


Figure 3-7 : Facteur de forme K pour les disques isotropes percés. Au plus β augmente, au plus l'épaisseur du disque rétrécit pour atteindre une valeur théorique nulle en $\beta=1$. K va de 0.305 à 0.5

La même analyse peut être effectuée pour tout type de géométrie de volant d'inertie. Par exemple dans le cas du disque plein, le facteur de forme est de 0.606 et est dès lors plus grand que pour le disque annulaire. Pour le lecteur curieux, l'analyse des contraintes de ce dernier est réalisée en *Annexe E : Analyse pour le disque plein*.

Dans la suite de ce travail, nous assumerons que **le facteur de forme est égal à 0,5**. Des analyses de méthodes numériques permettraient d'avoir un K plus précis.

3.3.5 Vieillessement du volant d'inertie

Le vieillissement et la fatigue du volant d'inertie sont des éléments critiques des volants puisque ceux-ci ne pourront pas être modifiés en cours de route. Ce sont principalement les contraintes radiales et longitudinales qui entraînent la dégradation de la structure du volant, affectant ainsi la performance et la fiabilité.

Les rotors en composites renforcés sont conçus pour résister à un grand nombre de cycles de stress mécanique. Ils peuvent typiquement supporter bien plus de 100 000 cycles de charge/décharge tout en maintenant une baisse de vitesse de rotation de 50% [24]. Une différence de vitesse plus grande entre le maximum et le minimum entrainerait plus de stress sur le rotor ce qui diminuerait la durée de vie des composants mécaniques et pourrait causer des défaillances abruptes, entraînant une destruction du système.

Pour le satellite LEO, le système de stockage d'énergie doit résister à 50 000 cycles. Nous considérerons, pour la suite de ce travail, la limite de l'article [24] disant que la vitesse maximale est de deux fois celle minimale. L'énergie stockée étant proportionnelle au carré de la vitesse, 75% de l'énergie maximale pourra être utilisée ce qui correspond à un **DoD de 0,75**.

3.4 Moteur/générateur

Le moteur/générateur (M/G) joue un rôle crucial dans le fonctionnement FESS, assurant la conversion entre l'énergie électrique et l'énergie mécanique de rotation, et inversement. Une vue d'ensemble de la conversion électromécanique de l'énergie est donnée dans l'article [25]. Dans le contexte du FESS pour les applications spatiales, le moteur sans balais à courant continu (BLDC) est le choix privilégié en raison de sa haute efficacité, de sa taille compacte, et de sa durabilité exceptionnelle, qui en fait une solution idéale pour les environnements exigeants comme l'espace.

3.4.1 Principe de fonctionnement

Le BLDC est une machine synchrone dont le rotor est équipé d'aimants permanents. Comme illustré dans la figure suivante le rotor du BLDC est directement attaché au volant d'inertie, permettant ainsi une conversion directe et efficace de l'énergie entre les deux systèmes. Le stator, constitué de bobinages triphasés, est alimenté par un convertisseur électronique de puissance (CEP) qui génère un courant alternatif à partir du courant continu fourni par le bus électrique du satellite. Ce processus de conversion est crucial pour maintenir un flux d'énergie stable entre le volant d'inertie et les autres composants du satellite.

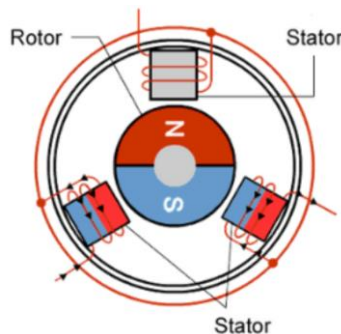


Figure 3-8 : Schéma de fonctionnement d'un BLDC (source : Wiringview.co)

3.4.2 Commutation électronique et contrôle

Contrairement aux moteurs à balais classiques, le BLDC ne nécessite pas de balais pour la commutation, éliminant ainsi l'usure mécanique. La commutation est réalisée électroniquement pour alimenter les enroulements statoriques, en synchronisant soigneusement les courants avec la position du rotor afin de maximiser l'efficacité de la transmission de puissance.

Pour établir cette synchronisation, le système utilise un capteur de position du rotor, qui peut être externe, comme un capteur à effet Hall, ou intégré au circuit via la détection de la force contre-électromotrice (back EMF) [26] [27]. Bien que la détection de la back EMF soit moins précise que l'utilisation d'un capteur à effet Hall, elle permet de simplifier le système tout en réduisant son poids, un avantage significatif pour les missions spatiales.

3.4.3 Puissance constante

Le moteur BLDC se distingue par sa capacité à offrir une puissance constante en sortie, ce qui est essentiel pour éviter les fluctuations de couple susceptibles de déstabiliser le satellite. La figure suivante montre comment l'addition des puissances AC triphasées maintient cette puissance constante au cours du temps.

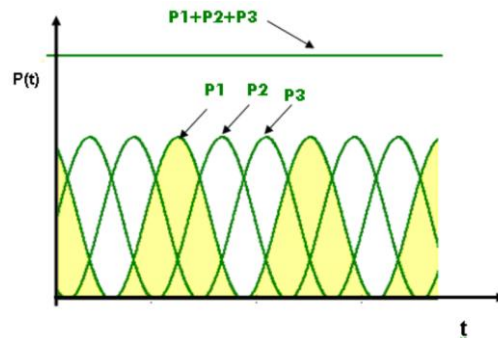


Figure 3-9 : Superposition des puissances triphasées résultant en une puissance constante [28].

3.5 L'électronique de puissance

L'électronique de puissance joue un rôle central dans le fonctionnement du système de stockage inertiel, assurant l'interface entre la machine électrique et le réseau de distribution d'énergie du satellite.

3.5.1 Convertisseur d'alimentation triphasé

Le M/G utilisé dans le FESS est un moteur sans balais (BLDC) qui nécessite une alimentation en courant alternatif triphasé. Pour produire cette alimentation à partir du courant continu fourni par le bus principal du satellite, un onduleur triphasé est utilisé. Cet onduleur est constitué de six transistors MOSFET. Ces transistors sont préférés aux IGBT car, bien que ces derniers puissent conduire des courants élevés, ils sont plus lents à la commutation et ne conviennent pas à la fréquence de commutation élevée requise pour le contrôle précis du moteur BLDC.

Voici un schéma du convertisseur utilisé, composé de six transistors.

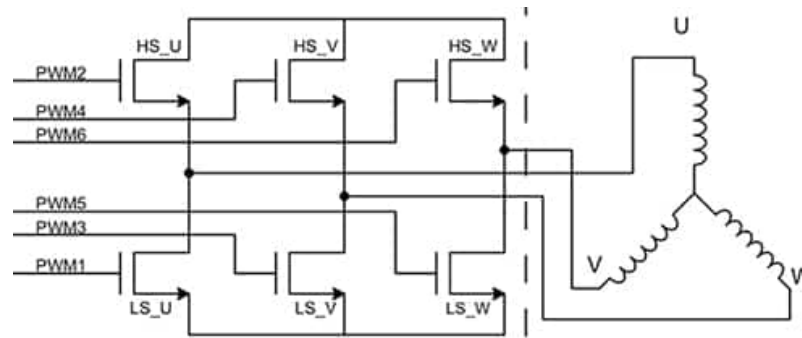


Figure 3-10 : Commande d'un moteur BLDC triphasé à trois paires de MOSFET (Source de l'image : [Texas Instruments](#))

3.5.2 Modulation de largeur d'impulsion (PWM)

La conversion de l'alimentation DC en AC est réalisée à l'aide de la technique de modulation de largeur d'impulsion (PWM). Le signal AC souhaité est généré en modulant la durée d'ouverture des MOSFETs, en fonction d'une onde de référence, souvent de forme triangulaire ou en dents de scie. Cette modulation contrôle précisément la fréquence et l'amplitude des impulsions envoyées aux enroulements du moteur, permettant une conversion efficace du courant DC en courant AC adapté au moteur BLDC.

Le choix d'une fréquence de commutation élevée permet de réduire les harmoniques d'ordre supérieur, améliorant ainsi la pureté du signal et minimisant les vibrations indésirables au niveau du moteur. Grâce à l'inductance naturelle des enroulements du moteur, le système gère efficacement les formes d'onde générées par la PWM, sans nécessité d'ajouter un filtrage supplémentaire, ce qui simplifie la conception et améliore l'efficacité du système.

3.5.3 Fonctionnement bidirectionnel

L'un des avantages clés de l'onduleur triphasé utilisé dans le FESS est sa capacité à fonctionner en mode bidirectionnel. Cela signifie que l'onduleur peut non seulement convertir le courant DC en courant AC pour alimenter le moteur, mais aussi reconverter le courant AC généré par le moteur en courant DC lors des phases de récupération d'énergie. Cette fonctionnalité est essentielle pour le freinage régénératif.

3.6 Paliers magnétiques

Les éléments tournants (rotor, volant et rayons) du FESS doivent être maintenus dans une position stable. Des paliers magnétiques remplissent ce rôle en leur permettant de léviter et de se détacher physiquement de toute autre pièce du satellite. Cela élimine ainsi les frottements mécaniques et les vibrations induites par la masse tournante au reste du satellite. Les vitesses peuvent dès lors atteindre des valeurs beaucoup plus élevées et la durée de vie des composants est prolongée.

Technologies clés du stockage d'énergie inertiel

Des paliers magnétiques actifs sont utilisés. Ils sont composés d'électroaimants commandables, qui leur permettent une régulation de la position de la masse tournante. Un système de contrôle permet d'assurer la stabilité de celle-ci en temps réel. Ce système consomme de l'énergie pour alimenter les électroaimants et fait donc diminuer le rendement total de l'ESS. L'étude énergétique de cette technologie sort du cadre de ce travail.

3.7 Résumé des hypothèses posées

Cette étude plus approfondie des stockages à volant d'inertie, nous a permis de mieux comprendre les enjeux des technologies. Sur base de notre application à un satellite LEO, nous avons fait ces hypothèses :

- Volant tournant à grande vitesse
- Forme en cylindre creux
- Facteur de forme de 0,5
- Pas de facteur de sécurité
- DoD de 0,75
- BLDC moteurs
- Onduleurs triphasés (composés de MOSFET)
- Paliers magnétiques actifs

Chapitre 4

Dimensionnement du système

Ce chapitre a pour but de dimensionner un BESS et un FESS. Cela permettra de comparer leurs dimensions et de pouvoir réaliser une analyse de cycle de vie.

La première étape au dimensionnement est de poser des hypothèses quant au profil de production et de consommation d'énergie électrique d'un satellite LEO. Ensuite nous pourrons analyser les différents scénarios et déduire la capacité de stockage électrique requise pour le satellite.

Suivant la pose de ce cadre, une étude du nombre de batteries est effectuée pour le BESS. Ensuite, pour le FESS, les différentes grandeurs des volants d'inertie sont étudiées et finalement nous finissons par une comparaison des dimensions des deux systèmes.

4.1 Profil énergétique du satellite

Les besoins de stockage du satellite sont influencés par la latence entre la production et la consommation d'énergie. Étant donné la diversité, la complexité et la confidentialité des profils de consommation des charges utiles, nous optons pour un modèle simplifié et non-spécifique. Ce choix garantit l'adaptabilité du modèle à diverses applications tout en conservant une applicabilité large et générale.

4.1.1 Hypothèses du modèle

Dans un premier temps, nous faisons l'hypothèse que la consommation de l'ensemble des charges électriques est décrite par deux phases d'activité : un niveau de consommation élevée (CE) avec une puissance $P_{CE} = 8kW$ et un niveau de consommation faible (CF) avec une puissance $P_{CF} = 2kW$. La période de CE dure 40 minutes et celle de CF 60 minutes. Ce profil de consommation est réaliste et est basé sur des données venant de chez TAS.

Ces niveaux de CE et CF sont indépendants de la position du satellite autour de la terre. Les 40 minutes de CE peuvent se produire lorsque le satellite est ensoleillé ou lorsqu'il est à l'ombre. Il n'y a pas de corrélation entre la production et la consommation.

La quantité d'énergie électrique consommée sur un cycle est calculée en sommant l'énergie consommée lors de la CE (E_{CE}) et celle lors de la CF (E_{CF}). Ce qui nous donne :

$$E_{CE} = P_{CE} * 40 * \frac{1}{60} = 5.3 kWh$$

$$E_{CF} = P_{CF} * 60 * \frac{1}{60} = 2kWh$$

(4-1)

Dimensionnement du système

Ce qui donne un total de 7.3 kWh d'énergie consommée sur un cycle. Ceci correspond à l'énergie à produire sur un cycle, supposant ici que les pertes électriques sont nulles.

La production d'énergie est entièrement prise en charge par les panneaux solaires. Nous supposons qu'ils produisent une puissance constante pendant la période d'ensoleillement de 65 minutes et qu'ils sont ensuite ombragés par la terre pendant 35 minutes. Dès lors, les panneaux doivent produire 7.3 kWh en 65 minutes. En convertissant les kWh en $\text{kW} \cdot \text{min}$ et en divisant par 65 minutes, nous obtenons la puissance de production requise :

$$P_{PV} = \frac{7.3 * 60}{65} = 6.8 \text{ kW} \cong 7 \text{ kW} \quad (4-2)$$

Cette puissance est représentée avec la ligne à pointillée orange dans la Figure 4-1. Le moment 0 représente la sortie de l'éclipse, c'est-à-dire le début de la période d'ensoleillement.

4.1.2 Etude du profil énergétique

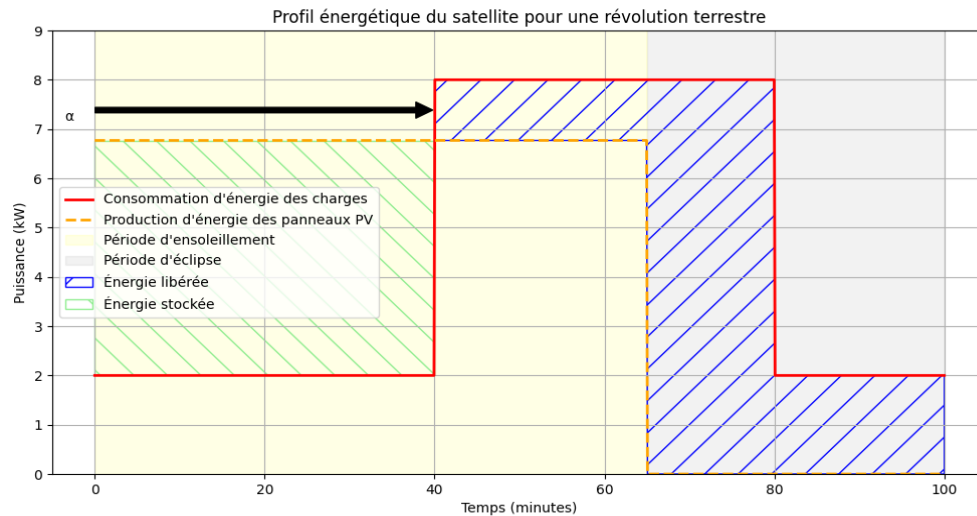
Nous pouvons à présent commencer l'étude du ESS. L'objectif est de déterminer la quantité d'énergie maximale qui devra y être stockée. A partir des hypothèses avancées ci-dessus, nous devons modéliser l'état de charge de système de stockage d'énergie lors d'un cycle. Nous pouvons nous retrouver dans 4 situations différentes, en fonction de la position du satellite (Soleil vs Eclipse) et de la consommation des charges (CF vs CE). Ces 4 cas détermineront le sens et l'intensité du flux d'énergie du bus vers le ESS ou vice-versa.

1. **Soleil et CF** : Grâce à (4-2), nous savons que $P_{PV} > P_{CF}$. Dans ce cas, le ESS stocke de l'énergie, à une puissance de 5 kW .
2. **Soleil et CE** : Même en présence de soleil, l'ESS doit compenser car la P_{PV} est inférieure à la P_{CE} de 1 kW .
3. **Eclipse et CE** : Le ESS doit fournir une puissance de 8 kW .
4. **Eclipse et CF** : Le ESS doit fournir une puissance de 2 kW .

La quantité d'énergie stockée va varier en fonction du moment où arrive la CE. Pour en faire une analyse, posons le paramètre α , correspondant au temps avant le début de la période de CE.

La Figure 4-1 montre un schéma pour un α de 40 minutes.

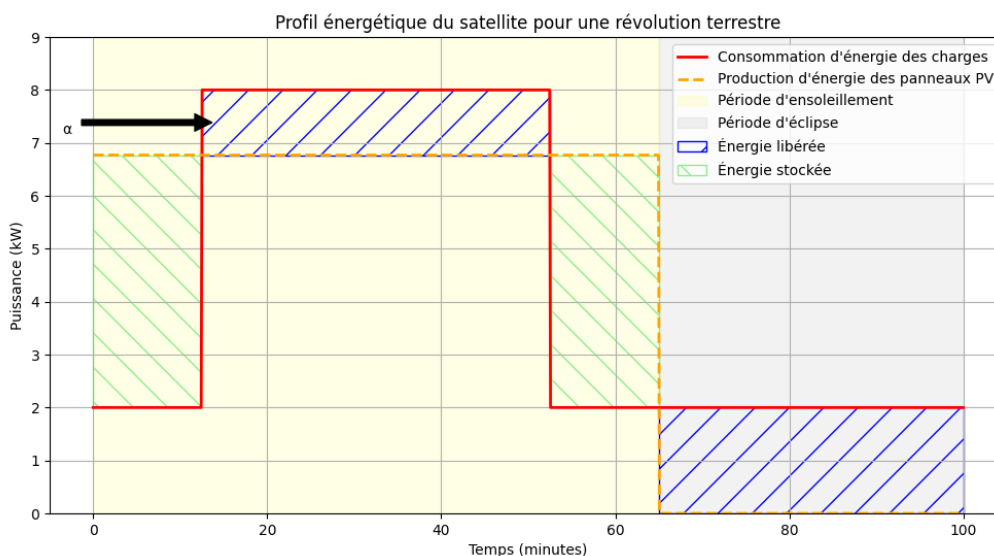
Dimensionnement du système



Sur base du schéma, de 0 à 40 minutes on se trouve dans le cas 1, de 40 à 65 minutes dans le cas 2, de 65 à 80 minutes dans le cas 3 et pour les 20 dernières minutes dans le cas 4.

La zone hachurée en vert correspond à l'énergie stockée et celle hachurée en bleu à l'énergie libérée. La somme de ces deux zones est nulle puisque toute l'énergie stockée est réutilisée durant le cycle. La période de CE varie en fonction de α , ce qui influence la taille du stockage.

Quand α commence à augmenter à partir de 0, il y a 4 phases distinctes. D'abord le ESS stocke de l'énergie, puis dû à la CE il va en libérer, puis de nouveau en stocker jusqu'au début de l'éclipse où il fournira l'énergie au satellite. La capacité maximale de stockage est dès lors moins grande quand ce dernier est divisé en 2 phases. Pour déterminer la valeur, il faut calculer la surface de la plus grande des 2 zones hachurées en vert. Le minimum de cette capacité se trouve quand les deux zones vertes sont égales. Ce cas arrive quand $\alpha = 12.5$ minutes.



Dimensionnement du système

En augmentant α de 0 à 12.5 minutes, la capacité de stockage nécessaire sur un cycle devient de moins en moins grande, puisque les deux zones hachurées en vert s'équilibrent. Après 12.5 minutes, c'est la première zone hachurée en vert qui devient plus grande que la seconde. La capacité maximale de l'ESS repart à la hausse de manière linéaire, puisque sa valeur est égale à la surface hachurée en vert la plus grande. Le maximum arrive quand $\alpha = 60$ minutes.

La Figure 4-3 ci-dessous reprend l'énergie à stocker en fonction de alpha :

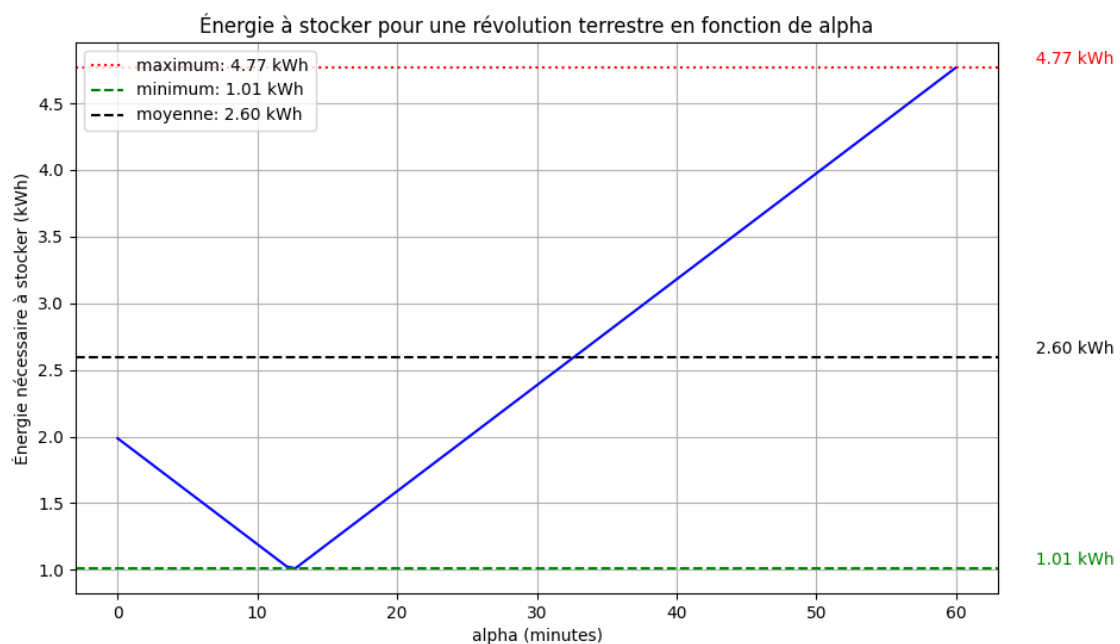


Figure 4-3 : Schéma décrivant l'énergie stockée dans le ESS en fonction de alpha

La valeur minimale de stockage est de 1kWh et la maximale de 4.8kWh. La valeur moyenne est de 2.6kWh. Pour la suite de l'étude, nous allons prendre une légère marge à la valeur moyenne et prendre **une capacité de stockage de 3kWh**. C'est une hypothèse pour le dimensionnement.

4.2 Dimensionnement des batteries

Dans les satellites LEO, la batterie VES16 8s4p est utilisée. Cette batterie comprend 32 cellules disposées en 4 rangées parallèles de 8 cellules en séries. Elle a une énergie de référence de 512 Wh, pèse 5.8kg et a un volume de 4.86 dm³. Comme expliqué dans la section « Vieillessement des batteries », le DoD est limité à 20%.



Figure 4-4 : Batterie VES16 8s4p, utilisé chez TAS, datasheet dans l'

Nous voulons une capacité de stockage de 3kWh, ce qui donne, en prenant en compte le DoD, 15 kWh.

Les calculs suivants permettent de déterminer le nombre de batteries (N_{bat}) VES 16 8s4p requises (on arrondit en plafonnant ce nombre), la masse (m) et le volume (V) total du BESS.

$$\begin{aligned} N_{bat} &= \frac{15\,000Wh}{512Wh} = 29.3 \rightarrow 30 \text{ batteries} \\ m &= 30 * 5.8kg = 174 \text{ kg} \\ V &= 4.86 * 30 = 146 \text{ dm}^3 \end{aligned}$$

(4-3)

4.3 Dimensionnement des volants d'inertie

Dans cette section, nous dimensionnons un FESS composé de 2 volants pour respecter la condition de stabilité du satellite. La figure ci-dessous montre à quoi ressemblerait une unité de stockage d'énergie à volant d'inertie en pratique.

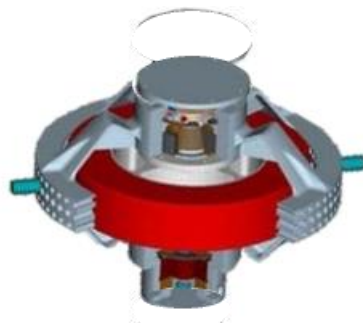


Figure 4-5 : Unité de stockage d'énergie à volant d'inertie

TAS n'utilisant pas actuellement de tel système, ce dernier est entièrement personnalisable. Ce qui donne plusieurs degrés de liberté dans le dimensionnement. Premièrement, nous nous concentrons à minimiser la masse. Celle-ci est donnée par les différents composants : volant, moyeu, arbre, rayons, M/G, convertisseur, etc. Commençons par estimer celle des volants d'inertie.

La première hypothèse faite est que l'entièreté de l'inertie de la masse tournante se trouve dans le volant. La géométrie du volant est un disque creux, avec un facteur de forme de 0,5. Le facteur de sécurité est négligé dans ce calcul ($S=1$). Le matériau est la fibre de carbone composite T1000G REF. Ce matériau composite a une densité de $1500 \frac{kg}{m^3}$ et une résistance à la traction de 2400 MPa .

Nous pouvons dès lors calculer l'énergie spécifique de ce matériau. En prenant soin de convertir les [J] en [Wh] nous avons :

Dimensionnement du système

$$\frac{E}{m} = 0,5 \cdot \frac{2400 \cdot 10^6}{1500} = 222,2 \text{ Wh/kg} \quad (4-4)$$

Le stockage d'énergie requis est de 3kWh. En prenant en compte le DoD de 0.75 (voir *Vieillessement du volant d'inertie*) et le fait que nous avons deux volants d'inertie dans notre FESS. L'énergie à stocker par volant est de :

$$E = \frac{3000}{2} = 2000 \text{ Wh} \quad (4-5)$$

Nous pouvons désormais trouver la valeur de la masse minimale tournante de chaque volant pour notre application. Elle se calcule en divisant l'énergie à stocker par l'énergie spécifique :

$$m = \frac{2000 \text{ Wh}}{222 \frac{\text{Wh}}{\text{kg}}} = 9 \text{ kg} \quad (4-6)$$

On détermine les volume de ces masses tournantes :

$$V_{\text{tournant}} = 9 \text{ kg} \cdot \frac{1}{\rho} = 6 \text{ dm}^3 \quad (4-7)$$

Les 2 volants ont chacun une masse de 9kg et un volume de 6dm³. La vitesse à laquelle ils sont entraînés pour atteindre le maximum d'énergie emmagasiné est appelé vitesse périphérique maximale : $v_{p,max}$. Cette vitesse peut être calculée grâce à l'équation de l'énergie cinétique et de l'énergie spécifique :

$$\begin{aligned} E &= \frac{mv_{p,max}^2}{2} \\ \frac{E}{m} &= K \frac{\sigma}{\rho} \frac{1}{S} \\ \frac{v_{p,max}^2}{2} &= 0.5 \frac{\sigma}{\rho} \cdot \frac{1}{S} \\ v_{p,max} &= \sqrt{\frac{\sigma}{S \cdot \rho}} = 1265 \frac{\text{m}}{\text{s}} \end{aligned} \quad (4-8)$$

Il est important de comprendre que si les 9kg sont accélérés à cette vitesse $v_{p,max}$ de 1265 m/s, l'énergie spécifique sera atteinte, quel que soit la vitesse angulaire et le rayon. Pour que l'entière de la masse ait la même vitesse périphérique, il faut qu'elle se trouve uniquement sur la périphérie du disque creux. Le rapport du rayon moyen sur l'épaisseur doit être le plus élevé possible pour valider cette hypothèse. On fixe ici l'épaisseur e à 5 cm.

Dans ces conditions, l'énergie stockée dans le volant est la même que ça soit pour un anneau avec un grand rayon et une petite vitesse angulaire ou pour un anneau avec un petit rayon et une

Dimensionnement du système

grande vitesse angulaire. Il est important de souligner qu'au plus le rayon est petit, au plus la hauteur (H) du disque creux devra être grande pour conserver les 9kg de matériau. Finalement au plus le rayon moyen est grand, au plus il y aura de l'espace vide dans son creux. Le volume englobant le système, l'anneau et son intérieur grandira. Ce volume est appelé volume d'enveloppe.

Nous remarquons que ces grandeurs sont intimement liées puisqu'en vérité, il ne reste plus qu'un degré de liberté à fixer. Nous prenons comme dimension d'abscisse le rayon moyen, et nous regardons quel est l'effet sur les autres grandeurs. Voici les équations utilisées dans le script Python :

$$\begin{aligned}r_{ext} &= r_{moy} + \frac{e}{2} \\r_{int} &= r_{moy} - \frac{e}{2} \\H &= \frac{V_{tournant}}{2\pi \cdot r_{moy} \cdot e} \\\omega_{tours/min} &= \frac{v_p}{r_{moy}} \cdot \frac{60}{2\pi} \\V_{envelope} &= H \cdot \pi \cdot r_{ext}^2\end{aligned}$$

(4-9)

L'optimisation de ce dernier degré de liberté dépendra de la technologie spécifique utilisée. L'idée de minimiser le volume d'enveloppe est intéressant, vu que dans l'agencement d'un satellite, le volume des appareils est crucial. Néanmoins en réduisant trop le rayon moyen cela nous éloignera de l'hypothèse du bord fin. De plus la hauteur devant augmenter, le volant sera moins stable et plus difficile à contrôler par les paliers magnétiques.

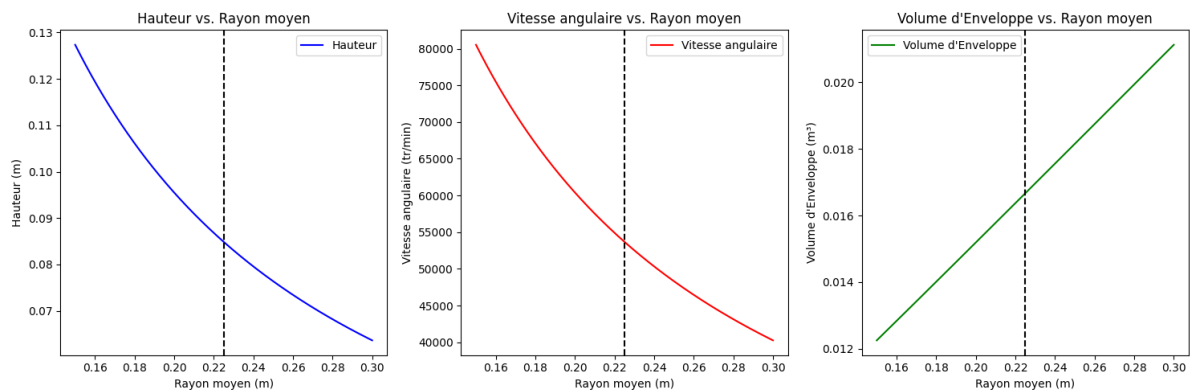


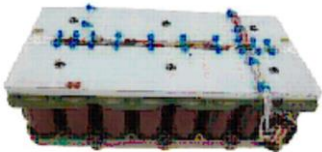
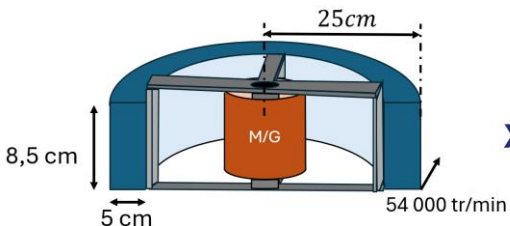
Figure 4-6 : Figure illustrant les différentes possibilités pour le dimensionnement. En abscisse nous avons le rayon moyen et en ordonnée nous avons la hauteur, la vitesse angulaire et le volume d'enveloppe. Le code est donné en Annexe F : Code python pour le dimensionnement du FESS.

C'est un problème d'optimisation qui n'obtiendra réponse qu'avec un modèle plus précis. Pour garder une généralité pour la suite du travail, nous prendrons un rayon moyen de 22.5 cm. Cela nous donne une hauteur de 8,5 cm, une vitesse angulaire maximale de 53 600 tr/min et un volume d'enveloppe de 16,7 dm³.

4.4 Résumé du dimensionnement

Dans cette section, nous présentons le résultat des dimensionnements du BESS et du FESS.

Tableau 4-1 : Comparaison des paramètres clés entre BESS et FESS

	BESS	FESS
Représentation	 X 30	 X 2
Dimensions	Batteries : 30 · (5.8kg & 4.86 dm ³)	Volants : 2 · (9kg & 17dm ³)
Moteur et support	Inclus	Moteurs : 2 · (9kg & 0dm ³ : puisque le moteur est inséré dans le centre du volant) Support : 18kg & 20dm ³
Masse totale	175kg	55kg
Volume total	150dm ³	50dm ³
DoD	20%	75%
Efficacité attendue sur un cycle de charge/décharge [11]	90%	90%

Cette comparaison montre que le FESS présente des avantages significatifs en termes de réduction de la masse et du volume, ce qui est particulièrement bénéfique dans le contexte spatial où chaque gramme et chaque centimètre cube sont précieux.

Chapitre 5

Convertisseurs de puissance

Dans le chapitre précédent, nous avons détaillé le dimensionnement du volant d'inertie pour notre application spatiale. Cependant, pour assurer le bon fonctionnement du FESS, d'autres éléments critiques doivent également être dimensionnés, tels que le M/G, les paliers magnétiques, et les CEP.

Ce chapitre se concentre principalement sur l'étude et le dimensionnement du CEP, une composante essentielle du FESS. Nous commencerons par démontrer l'importance d'augmenter la tension à l'entrée des onduleurs à l'aide d'un convertisseur Boost. Ensuite, nous détaillerons les étapes de dimensionnement du CEP et conclurons par une simulation sous Matlab/Simulink pour démontrer le comportement du Boost entrelacé.

5.1 Transfert de puissance

Les deux volants d'inertie nécessitent chacun leur propre moteur BLDC et onduleur triphasé afin de pouvoir tourner dans des sens opposés. La puissance électrique disponible pour chaque moteur est donc divisée par deux.

5.1.1 Théorie

Concentrons-nous sur une seule unité de stockage d'énergie à volant d'inertie. Lorsque le rotor tourne, il génère une tension sinusoïdale triphasée dans les enroulements statoriques. Les tensions en sortie de l'onduleur triphasé ne sont pas parfaitement sinusoïdales, mais s'en approchent suffisamment pour que les harmoniques d'ordre supérieur puissent être négligées. Appelons la tension d'une des trois branches de l'onduleur $E_1(t)$ et celle de son enroulement correspondant $E_2(t)$. Le déphasage de $E_2(t)$ par rapport à $E_1(t)$ est égal à α .

$$\begin{aligned} E_1(t) &= E_1 \cos(\omega t) \\ E_2(t) &= E_2 \cos(\omega t + \alpha) \end{aligned} \tag{5-1}$$

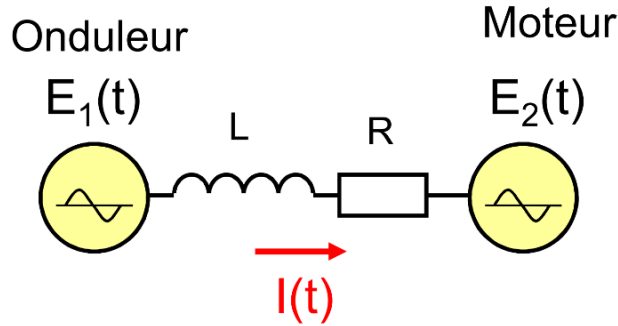


Figure 5-1 : Représentation d'une branche de l'onduleur triphasé. Les grandeurs $I(t)$, $E_1(t)$ et $E_2(t)$ sont représentées comme des sinusoïdes. (Source : [28])

En supposant que la résistance parasite des enroulements est négligeable ($\omega L \gg R$). La puissance complexe S_1 est alors exprimée par :

$$S_1 = E_1 \cdot I$$

$$S_1 = E_1 \left(\frac{E_1 - E_2 e^{j\alpha}}{j\omega L} \right)$$
(5-2)

En appliquant la formule d'Euler, on obtient la formule de transfert de puissance :

$$S_1 = \frac{E_1 E_2}{\omega L} \sin(\alpha) + j \left(\frac{E_1 E_2}{\omega L} \cos(\alpha) - \frac{E_1^2}{\omega L} \right)$$
(5-3)

Cette expression de S_1 décrit une équation paramétrique d'un cercle dont le centre est $-\frac{E_1^2}{\omega L}$ et de rayon $\frac{E_1 E_2}{\omega L}$. La puissance échangée entre les deux sources dépend directement du déphasage α . Les puissances actives maximales de E_1 vers E_2 et de E_2 vers E_1 sont obtenus quand $\alpha = +90^\circ$ et -90° , respectivement.

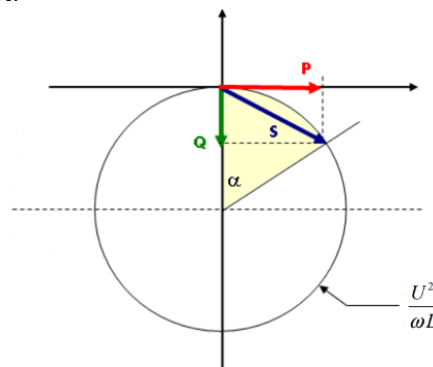


Figure 5-2 : Transfert de puissance active et réactive en fonction de α . La puissance active transmise atteint un minimum et un maximum en fonction du déphasage. (Source : [28])

Il est crucial de noter qu'au moment où la puissance active est maximisée, la puissance réactive augmente également. Cela se traduit par une augmentation du courant réactif, entraînant ainsi davantage de pertes par conduction dans les résistances parasites.

L'expression de la puissance active est donnée par :

$$P = \frac{E_1 E_2}{\omega L} \sin(\alpha) \quad (5-4)$$

5.1.2 Mise en pratique

Le profil énergétique que nous avons pris en compte nous donne quatre zones de fonctionnement :

Tableau 5-1 : Modes d'opération et Puissance transmise

Mode d'opération	Production et consommation	Puissance transmise
Charge	Soleil et consommation faible	+ 5kW
Décharge	Soleil et consommation élevée	- 1kW
Décharge	Eclipse et consommation élevée	- 8kW
Décharge	Eclipse et consommation faible	- 2kW

Prenons le cas où la puissance traversant le convertisseur est maximale, soit 8 kW, ce qui correspond à 4 kW par volant d'inertie. La formule de transfert de puissance active entre deux sources AC est donnée en (5-4).

La tension $E_1(t)$ en sortie de l'onduleur est une tension de phase efficace que nous pouvons calculer, sachant que la tension DC du bus est de 70 V. Ainsi, on a :

$$U_{eff} = \frac{V_{bus}}{\sqrt{3}} \cdot \frac{1}{\sqrt{2}} = \frac{70}{\sqrt{3} \cdot \sqrt{2}} = 28 \text{ V} \quad (5-5)$$

L'inductance est généralement de l'ordre de **300μH**. On prend le cas de la vitesse angulaire la plus grande :

$$\omega_{max} = 54\,000 \frac{\text{tour}}{\text{min}} \cdot \frac{2\pi}{60} = 5655 \frac{\text{rad}}{\text{s}} \quad (5-6)$$

Avec ces valeurs, on peut déterminer la puissance active maximale transmise (quand $\alpha = 90^\circ$). On la multiplie par **3** puisque nous avons 3 branches. On obtient :

$$P = 3 \cdot \frac{28 * 28}{5655 * (300 * 10^{-6})} = 1386 \text{ W} \quad (5-7)$$

Cette valeur est inférieure au 4000W requis pour le mode de fonctionnement en éclipse et consommation élevée. Il est impossible de transmettre autant de puissance avec cette tension aussi basse.

5.1.3 Nécessité d'augmenter la tension

Pour atteindre la transmission de puissance de 4000 W, il est nécessaire d'augmenter les tensions E_1 et E_2 . Cela peut être réalisé en ajoutant un convertisseur Boost bidirectionnel qui portera la tension du bus de 70 V à une valeur supérieure.

Plus la tension augmente, plus le courant pour une même puissance transmise sera faible, réduisant ainsi les pertes par conduction (égales à RI^2). Cependant, comme expliqué dans le chapitre sur les *Conditions* spatiales, la tension ne peut jamais dépasser 200 V en raison de la loi de Paschen. Afin de maintenir une marge pour les oscillations de tension en sortie du convertisseur ainsi que pour avoir de la sécurité, nous choisissons une tension de 150 V en sortie du convertisseur Boost, ce qui donne une tension efficace de phase de 61 V en sortie de l'onduleur.

En refaisant le calcul pour cette nouvelle tension, nous obtenons :

$$P = 3 \cdot \frac{61 \cdot 61}{5655 \cdot (300 \cdot 10^{-6})} = 6580 \text{ W} \quad (5-8)$$

Ce qui est supérieur au 4 kW attendu.

L'ajout du convertisseur Boost permet à l'onduleur et au moteur de transmettre suffisamment de puissance. Cependant, il est essentiel d'étudier ce convertisseur en détail, car il présente certains inconvénients, tels que des ondulations de tension et de courant élevées, ainsi que des pertes importantes.

5.2 Convertisseur Boost classique

Pour garantir le bon fonctionnement du système, un convertisseur Boost bidirectionnel a été intégré au design du FESS. Ce convertisseur est capable d'augmenter la tension du bus V_{bus} de 70V à une tension $V_{onduleur}$ de 150V lorsqu'il fonctionne en mode Boost, et de la réduire de $V_{onduleur}$ à V_{bus} lorsqu'il fonctionne en mode Buck. Un seul circuit, équipé de deux transistors, suffit pour assurer cette bidirectionnalité.

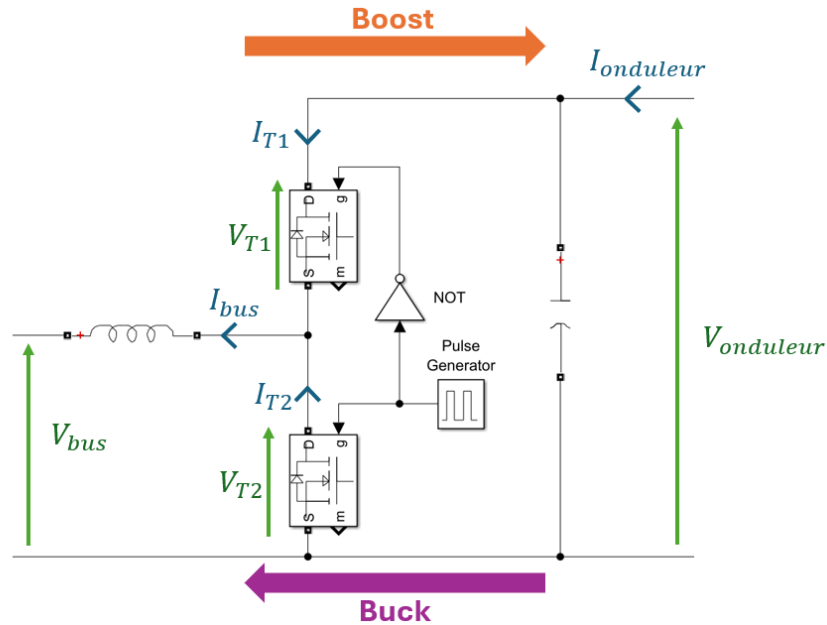


Figure 5-3 : Schéma du convertisseur Boost bidirectionnel. À gauche se trouve le bus principal, tandis qu'à droite se trouvent les deux onduleurs. La référence des courants est indiquée pour le mode de fonctionnement Buck.

Pour toute l'étude suivante, nous nous baserons sur le pire cas, à savoir lorsque la puissance maximale de 8000W traverse l'onduleur en direction du bus.

Calcul du rapport cyclique D

Le rapport cyclique D pour un convertisseur Boost est défini par l'équation suivante :

$$D = 1 - \frac{V_{bus}}{V_{onduleur}} \quad (5-9)$$

En prenant les valeurs spécifiques de notre système :

$$D = 1 - \frac{70V}{150V} = 1 - 0.4667 = 0.533 \quad (5-10)$$

Ce rapport cyclique indique la proportion du temps pendant lequel l'interrupteur du convertisseur est fermé (conduction) par rapport à la durée totale du cycle.

5.2.1 Caractéristiques des transistors MOSFET

Le professeur Bekemans et moi-même avons sélectionné le transistor MOSFET "IPF067N20NM6" pour cette application. Sa datasheet est donné en [29]. Ce composant a été choisi pour sa capacité à gérer de grandes puissances et pour sa faible résistance de conduction. Le tableau suivant présente ses principales caractéristiques :

Tableau 5-2 : Paramètres du transistor MOSFET

Paramètre du transistor	Symbole	Valeur
Tension maximale	V_{ds}	200 V
Courant maximal	I_{on}	138 A
Résistance de conduction	R_{on}	6.7 mΩ
Temps de montée	t_{rise}	30 ns
Temps de descente	t_{fall}	21 ns
Fréquence de commutation	f_{switch}	20 kHz

5.2.2 Etude des pertes

L'étude des pertes est cruciale pour deux raisons : dans un premier temps il faut s'assurer que la puissance dissipée par les différents composants ne va pas induire une augmentation thermique qui endommagerait le système et dans un deuxième temps améliorer le rendement du stockage. Les pertes principales se produisent au niveau des transistors, qui, dans l'espace, sont difficiles à refroidir. Une perte excédante 5 à 6W par composant est considérée comme dangereuse et non viable (source TAS).

Les pertes peuvent être classées en deux catégories principales : les pertes de conduction et les pertes de commutation.

Pertes de conduction

Les pertes de conduction P_{cond} se produisent lorsque le transistor est en mode "on" (conducteur). Elles sont calculées en utilisant la résistance à l'état de conduction R_{on} du transistor et le courant moyen I_{on} qui traverse le transistor :

$$P_{cond,i} = I_{on}^2 \cdot R_{on} \cdot D_i \quad (5-11)$$

Où D_i est le rapport cyclique pour le transistor i. Dans notre cas, les valeurs des rapports cycliques sont respectivement de 0.53 et 0.47. Le courant I_{on} est donné par :

$$I_{on} = I_{bus} = \frac{P}{V_{bus}} = \frac{8000}{70} \approx 114 \text{ A} \quad (5-12)$$

Pour le transistor 1, nous avons :

$$\begin{aligned} P_{cond,1} &= 114^2 \cdot 0.0067 \cdot 0.533 = 46.7W \\ P_{cond,2} &= 114^2 \cdot 0.0067 \cdot 0.467 = 40.8W \end{aligned} \quad (5-13)$$

Pertes de commutation

Convertisseurs de puissance

Les pertes de commutation P_{comm} surviennent lors des transitions d'état du transistor (d'un état bloqué à un état conducteur, et inversement). Elles sont proportionnelles à la fréquence de commutation f_{switch} et dépendent des temps de montée t_{rise} et de chute t_{fall} ainsi que de la tension U_{ds} et du courant I_{on} . La tension V_{ds} égal 150V quand le transistor est bloquant. La formule pour les pertes de commutation est :

$$P_{commut} = V_{ds} I_{on} \frac{(t_{rise} + t_{fall}) f_{switch}}{2} = 8.7W \quad (5-14)$$

Les pertes totales pour chaque transistor sont donc de 55.4W et 49.5W respectivement, ce qui est thermiquement insoutenable.

5.2.3 Réduction des pertes par parallélisation des transistors

Il est possible de réduire les pertes en plaçant plusieurs transistors en parallèle. Cela permet de diviser le courant traversant chaque transistor par le nombre de transistors n , réduisant ainsi les pertes de conduction par un facteur n^2 et les pertes de commutation par un facteur n .

Tableau 5-3 : Pertes en fonction du nombre de transistors en parallèle

Nombre de transistors en parallèle	Perte de conduction par transistor	Perte de commutation par transistor	Perte totale	Rendement du Boost
1	46.7W ou 40.8W	8.7W	105W	98.69%
2	11.7W et 10.2W	4.4W	39.4W	99.5%
3	5.2W et 4.5W	2.9W	27.2W	99.66%
6	1.3W et 1.1W	1.5W	19.9W	99.75%

Le rendement est calculé de la manière suivante :

$$\eta = \left(1 - \frac{Perte\ totale}{Puissance\ transmise}\right) \cdot 100\% \quad (5-15)$$

5.3 Convertisseur Boost avec trois branches entrelacées

Pour concevoir une architecture plus efficace et simple à mettre en œuvre, un convertisseur Boost entrelacé avec trois branches a été retenu. Ce type de convertisseur permet de répartir le courant et de le déphaser entre les différentes branches, ce qui réduit la taille des oscillations dans la tension DC de sortie (voir section suivante). Les transistors sont contrôlés avec un déphasage de 120° entre eux.

L'analyse révèle que cette architecture, utilisant trois branches, est très similaire à celle d'un onduleur. Les six MOSFETs sont disposés de manière analogue, avec comme différence un branchement des inductances en entrée pour chaque branche. Voici l'architecture :

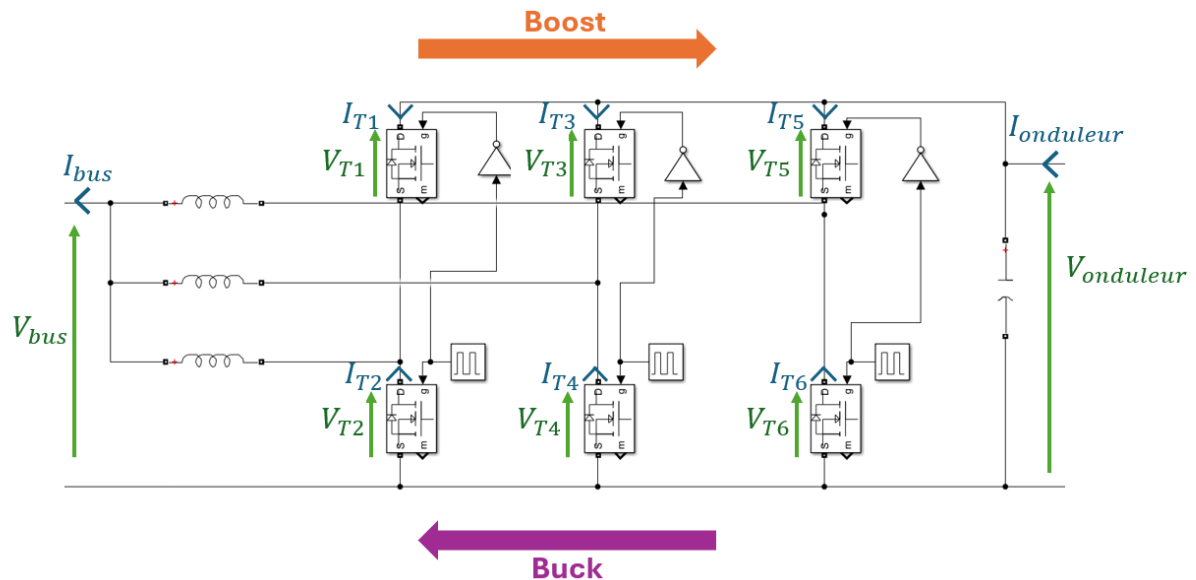


Figure 5-4 : Schéma du convertisseur Boost à trois branches entrelacées. Circuit provenant de la simulation Simulink

Cette disposition est avantageuse non seulement en termes de performance, mais aussi financièrement, puisqu'elle permet d'utiliser le même hardware que pour les onduleurs. Pour le développement des blocs, il est plus efficace de développer plusieurs fois le même module que de créer des modules différents.

5.4 Simulations sous Simulink

Nous avons décidé d'utiliser Simulink pour la simulation de ce convertisseur Boost entrelacé lorsque la puissance de 8000W traverse l'onduleur en direction du bus.

Convertisseurs de puissance

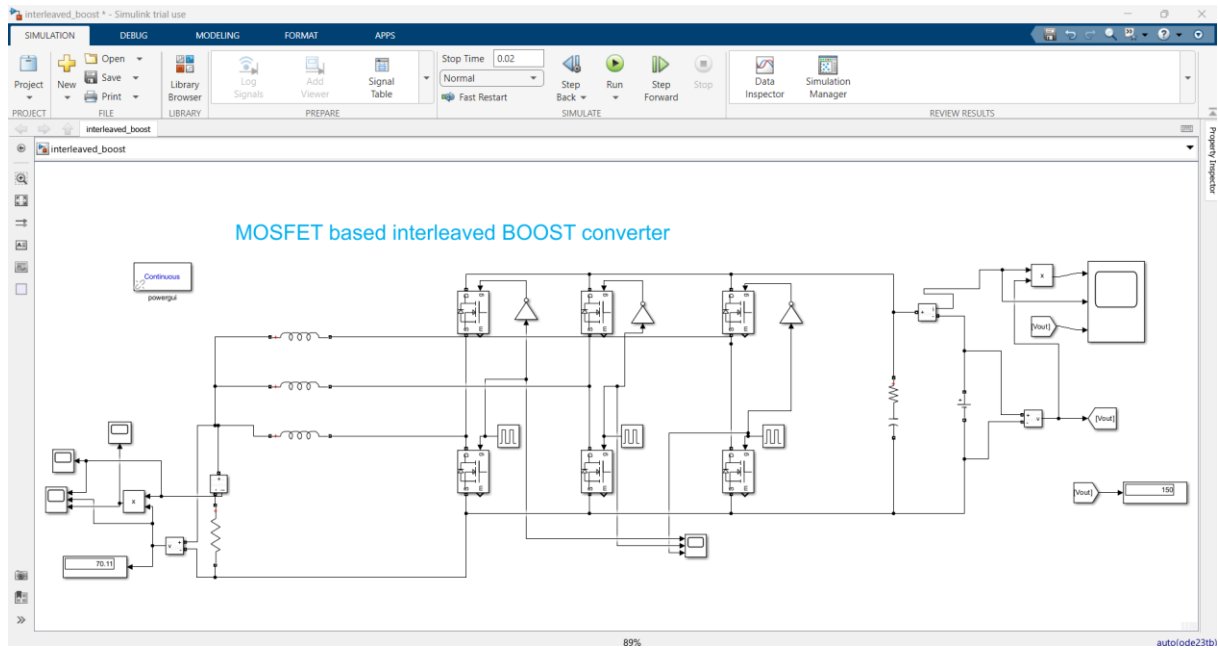


Figure 5-5 : Environnement de simulation Simulink

Dans la simulation, les charges du satellite sont représentées par une charge purement résistive (à gauche de l'environnement) et la tension $V_{onduleur}$ est représenté par une source de tension idéale (à droite de l'environnement). La figure suivante montre les valeurs de puissance, de tension et de courant de sortie.

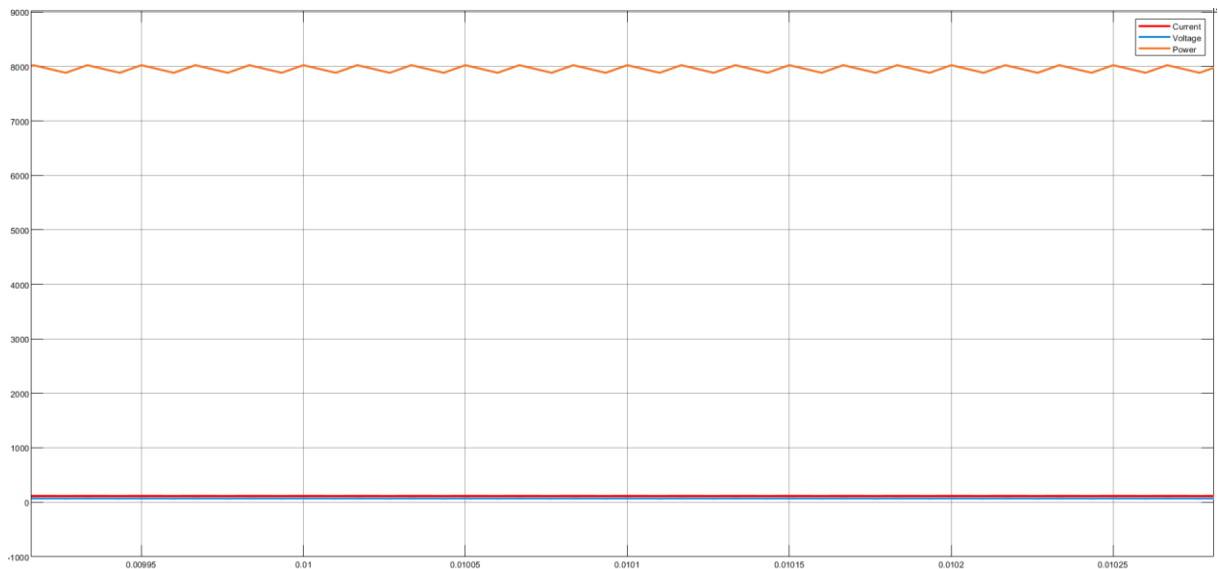


Figure 5-6 : Puissance, Tension et Courant de sortie du convertisseur, pour un fonctionnement en mode Buck de 8kW

Cette dernière figure montre que les résultats de la simulation correspondent à ce que l'on attendait de la théorie : une puissance transmise de 8kW. Nous pouvons observer sur la figure que le convertisseur induit des fluctuations et des pertes.

Convertisseurs de puissance

Pour ce qu'il en est des fluctuations, celles-ci ont été réduites grâce à l'architecture entrelacée du convertisseur. En déphasant les 3 courants de 120° dans les inductances, l'amplitude du courant est divisée par trois et la fréquence des oscillations est multipliée par trois.

Comme la tension est l'intégrale simple du courant passant par les inductances, une multiplication par 3 de la fréquence d'oscillation résulte en un filtrage trois fois plus efficace. Au total, du point de vue de la résistance du bus, les oscillations de tensions (et donc de courants) sont divisées par 3^2 donc par 9. Voici ce que donne les simulations, pour le courant I_{bus} :

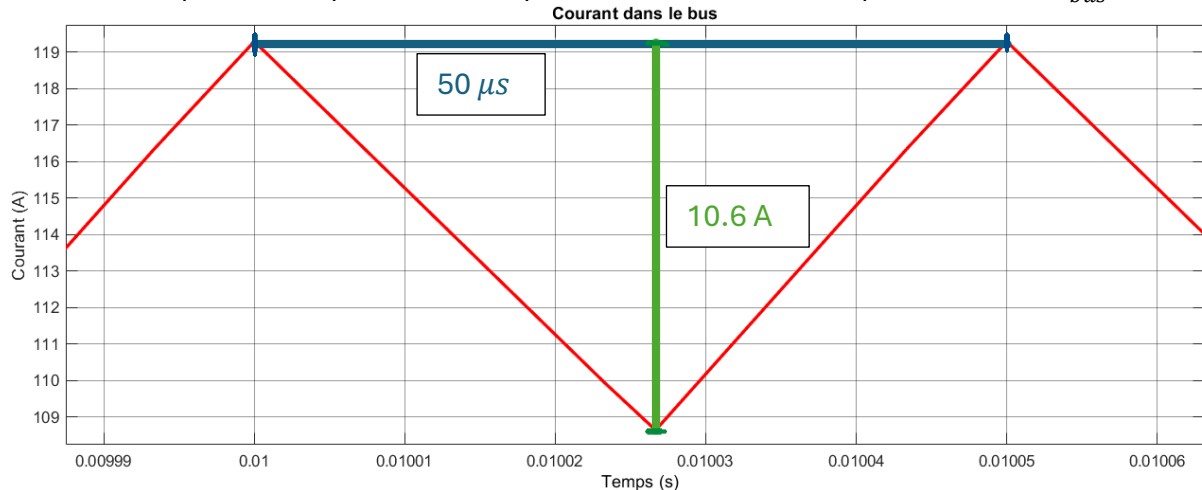


Figure 5-7 : Résultat de la simulation Simulink avec la même phase pour les trois branches.

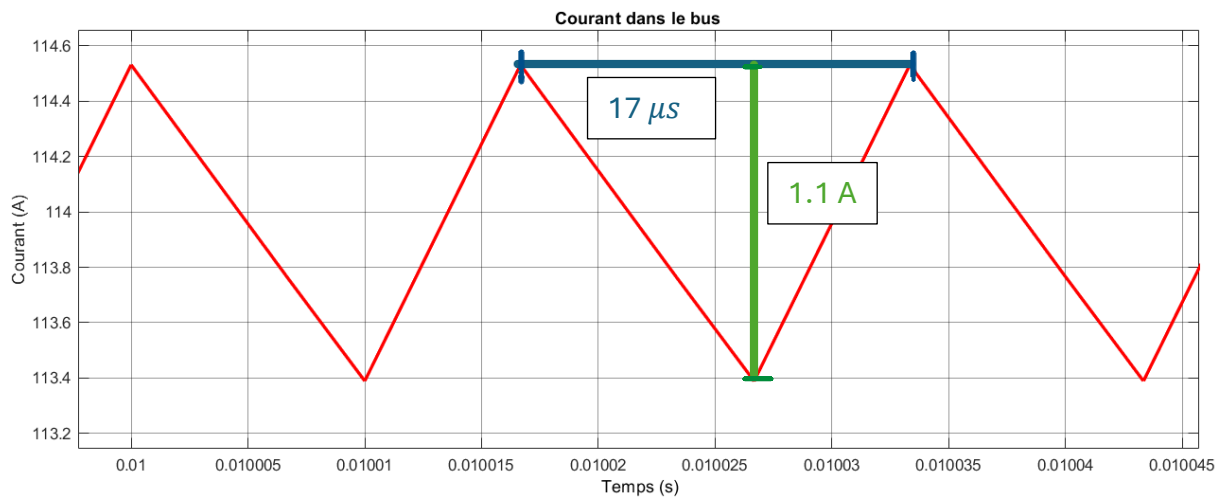


Figure 5-8 : Résultat de la simulation Simulink avec un déphasage de 120° entre les trois branches.

La simulation montre clairement que la fréquence des oscillations est triplée en cas de déphasage, la période passe de $50 \mu s$ à $17 \mu s$ tandis que l'ondulation du courant est réduite d'un facteur neuf, passant de $10.6 A$ à $1.1 A$.

Cette réduction de l'oscillation est fortement bénéfique pour les M/G, leur permettant d'avoir une accélération et un freinage plus lisse des volants d'inertie.

5.5 Résumé du dimensionnement des CEP

Reprenons le schéma block du système électrique du satellite.

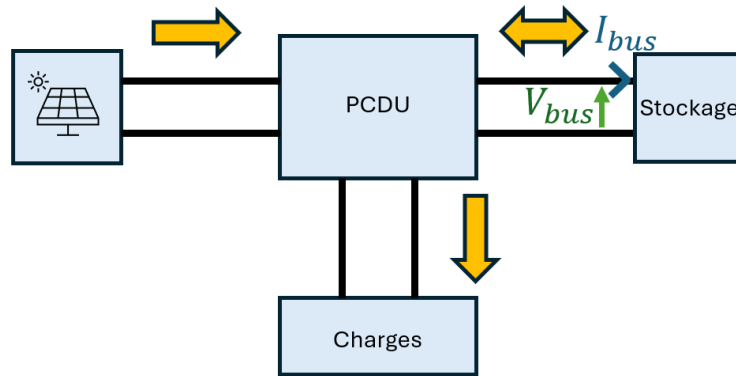


Figure 5-9 : Schéma block du système électrique d'un satellite

La conception du CEP du FESS est composée d'un Boost à trois branches entrelacées et de deux onduleurs. Nous pouvons dès lors étendre la partie Stockage :

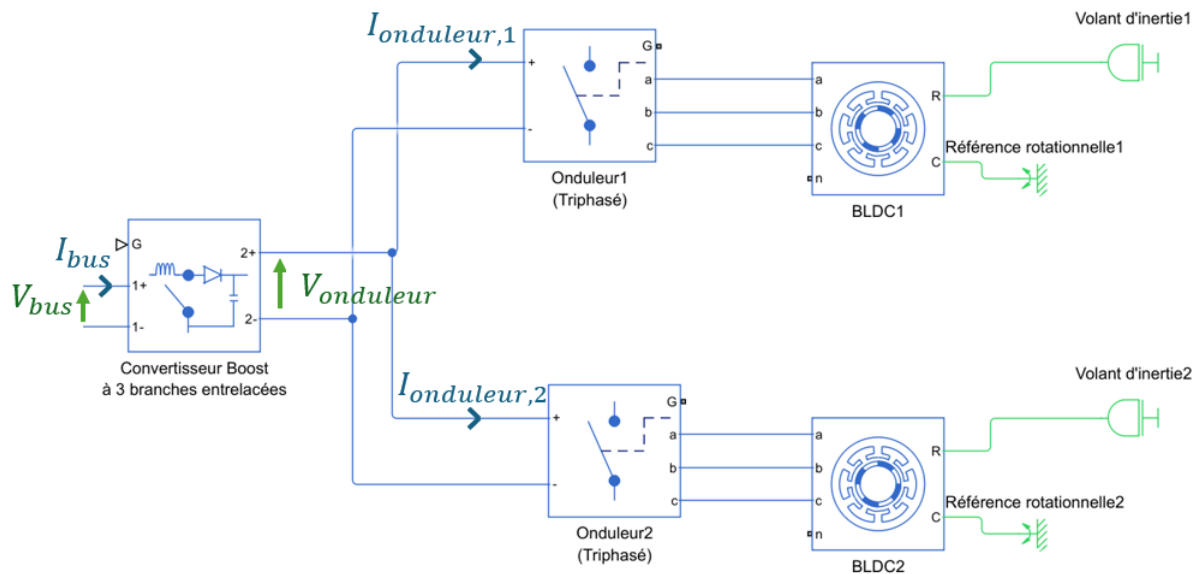


Figure 5-10 : Schéma du FESS pour une application dans un satellite.

Le bus se trouve à gauche et est relié au convertisseur Boost entrelacé. Ce dernier est connecté aux 2 onduleurs triphasés qui sont eux-mêmes reliés aux moteurs BLDC qui font tourner les volants d'inertie.

Chapitre 6

Comparaison environnementale des systèmes

Les chapitres précédents ont permis de construire une base théorique ainsi qu'un dimensionnement d'un BESS et d'un FESS. Nous allons à présent évaluer l'impact environnemental des deux systèmes ce qui permettra d'alimenter par des éléments concrets la stratégie d'innovation technologique de TAS dans le cadre de la réduction de son empreinte carbone.

Cette étude environnementale ne se concentrera pas uniquement sur l'impact sur le réchauffement climatique mais analysera un cadre plus large incluant l'impact sur la santé humaine, la biodiversité, les ressources fossiles etc. Ceci permettra de prendre en compte à la fois les exigences des Accords de Paris mais aussi celles des objectifs de Développement Durable (SDG) définis par l'Assemblée générale des Nations Unies en 2015. Les objectifs des SDG sont au nombre de 17 et regroupent des aspects sociétaux et environnementaux permettant d'assurer une vie durable sur notre planète.

Pour évaluer les impacts environnementaux des deux technologies BESS et FESS, nous allons utiliser l'Analyse de Cycle de Vie (ACV). Cette méthode est largement utilisée pour obtenir une vision des conséquences d'un système. Elle permet de quantifier les impacts pour différentes catégories environnementales.

L'objectif de ce chapitre est de comparer l'impact écologique du BESS et du FESS pour les dimensionnements réalisés aux chapitres 4 et 5. La première partie du chapitre est une introduction théorique à l'ACV. La deuxième partie est dédiée à l'étude de notre cas concret.

6.1 *Vue d'ensemble de l'Analyse de Cycle de Vie*

L'Analyse du Cycle de Vie (ACV) est un outil systématique et rigoureux utilisé pour évaluer les impacts environnementaux associés à toutes les étapes du cycle de vie d'un produit, d'un service ou d'un procédé. Cela couvre toutes les étapes, depuis l'extraction des ressources naturelles jusqu'à la mise au rebut ou au recyclage, en incluant la transformation des matériaux, la production, la distribution, l'utilisation, ainsi que la réparation et la maintenance.

6.1.1 Normes ISO et logiciel employé

Les normes ISO 14040 et ISO 14044 définissent les principes de l'ACV. L'ACV y est décomposé en quatre phases reprises dans la Figure 6-1. Ces phases ne sont pas linéaires mais bien itératives. Il est normal et nécessaire de faire des retours en arrière pour affiner sa recherche et les résultats associés.

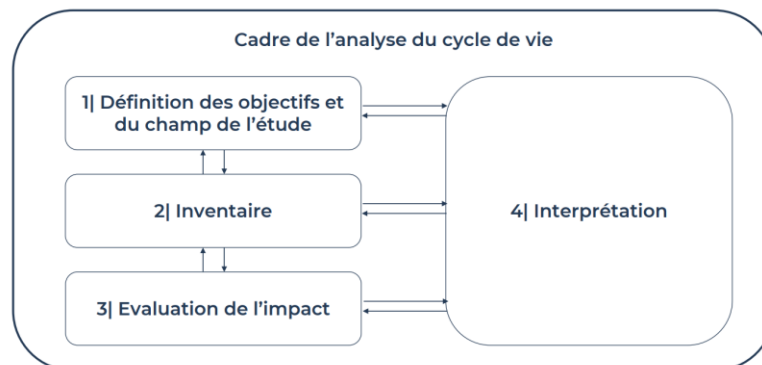


Figure 6-1 : Les 4 étapes de l'ACV selon les normes ISO 14040 / 14044

Dans le cadre de l'étude de la comparaison du BESS et du FESS dans un satellite LEO de taille moyenne, nous avons utilisé la méthode ReCiPe 2016 Endpoint (H) V1 [30]. Elle est largement reconnue pour son approche holistique des évaluations environnementales. Cette méthode est intégrée dans la base de données Ecoinvent, considérée comme l'une des plus complètes et scientifiquement à jour, disponible à l'échelle internationale. Elle contient essentiellement des informations détaillées sur les flux environnementaux associés à une grande variété de produits et processus.

Voici une description des 4 étapes de l'ACV :

6.1.2 Définition des objectifs et du champ de l'étude

Cette étape établit la base ainsi que les frontières pour une comparaison pertinente des systèmes étudiés.

Pour assurer de comparer des systèmes ayant une fonctionnalité équivalente, l'unité fonctionnelle (UF) est définie. Deux systèmes ayant la même UF ont la même fonction et rendent une quantité de services égale.

6.1.3 Inventaire du cycle de vie (ICV)

Durant cette phase, on recueille et enregistre les flux entrants et sortants pour chaque étape du cycle de vie. Pour le BESS et le FESS cela inclut l'extraction des métaux rares, l'énergie consommée, les émissions produites et les déchets générés.

L'inventaire permet de créer une liste exhaustive des échanges entre le système étudié et l'environnement. Cette étape est réalisée au moyen de bases de données de haute qualité sur les flux de matières et d'énergie, couvrant une vaste gamme de secteurs industriels et de processus de fabrication.

Comparaison environnementale des systèmes



Figure 6-2 : Echanges entre le système et l'environnement pour les différentes étapes du cycle de vie.

La Figure 6-33 illustre la complexité des données environnementales gérées dans la base de données Ecoinvent pour le Polylactide (PLA), un polymère biodégradable. Elle démontre comment les entrées, telles que les ressources naturelles (eau) et les intrants industriels (électricité, chaleur, grain de maïs, naphta), ainsi que les sorties, incluant les produits, les émissions et les déchets, sont systématiquement enregistrés.

Donnée PLA dans la base Ecoinvent

Produits					
Sortants connus vers la technosphère. Produits et co-produits	Quantité	Unité	Quantité	Affectatio	Typ
Poly lactide, granulate (GLO) production Cut-off, U	1	kg	Masses	100 %	Bio

nom du produit, unité, quantité

Entrées					
Entrées connues de la nature (ressources)	Sous-compartiment	Quantité	Unité		
Water, unspecified natural origin, GLO	in water	0,0032	m3		
Entrées connues de la technosphère (matériaux/carburants)		Quantité	Unité		
Chemical factory, organics (GLO) market for Cut-off, U		4,0E-10	p		
Electricity, low voltage (GLO) market group for Cut-off, U		1,828	kWh		
Heat, district or industrial, natural gas (GLO) market group for Cut-off, U		17,537	MJ		
Maize grain (GLO) market for Cut-off, U		1,507	kg		
Naphtha (RER) m		0,0011875982803836	kg		

inputs directs de la nature, unité, quantité

infrastructure

inputs énergie

inputs matière

émissions vers environnement

déchets / traitement

représentativité géographique de la donnée

Sortants					
Emissions vers l'air	Sous-compartiment	Quantité	Unité		
NM VOC, non-methane volatile organic compounds, low pop.		0,00252	kg		
Sortants connus vers la technosphère. Déchets et émissions pour traitement		Quantité	Unité		
Hazardous waste, for incineration (Europe without Switzerland) market for hazardous waste, for incin		0,0020608	kg		
Waste plastic, mixture (BR) market for waste plastic, mixture Cut-off, U		0,000111061C	kg		

Figure 6-3 : Données Ecoinvent pour le Polylactide (PLA) : Vue d'ensemble des entrées et sorties environnementales lors de la production de 1 kg de PLA. Les détails incluent les consommations de ressources, les intrants énergétiques, et les impacts environnementaux tels que les émissions et les déchets, chacun avec des quantifications spécifiques.

6.1.4 Évaluation des impacts

Une fois l'inventaire du cycle de vie réalisé, les données collectées sont traduites en impacts environnementaux. Ces impacts sont évalués à travers une série de facteurs de caractérisation à la fois au niveau intermédiaire (midpoint) et au niveau final (endpoint). Les premiers étant beaucoup plus précis et nombreux alors que les seconds ne sont qu'au nombre de 3 : la santé humaine, la qualité des écosystèmes et la rareté des ressources.

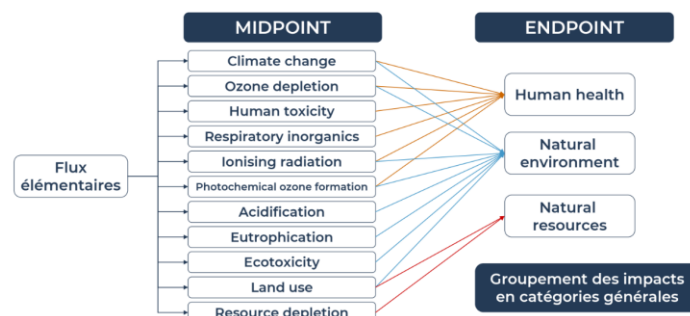


Figure 6-4 : Groupement des impacts aux niveaux intermédiaire et final.

Le logiciel conduit l'évaluation en plusieurs étapes, chacune contribuant à une analyse détaillée et nuancée des impacts environnementaux :

1) Classification :

- Les flux entrants et sortants de l'inventaire sont associés à des catégories d'impact. Par exemple, les émissions de CO₂ contribuent à l'impact "réchauffement climatique".

2) Caractérisation :

- Cette étape transforme les polluants et les ressources de différentes catégories d'impact en équivalents d'un même polluant. Pour le changement climatique, par exemple, les émissions de méthane sont converties en équivalents CO₂. Sur base des connaissances scientifiques actuelles, 1 kg de méthane émis équivaut à 25 kg de CO₂.

3) Normalisation (optionnelle) :

- Si utilisée, cette étape rapporte les résultats de la caractérisation à une référence régionale ou mondiale, pour mesurer l'importance relative des différents impacts. Cette approche permet d'identifier les domaines où des interventions pourraient être particulièrement efficaces.

4) Pondération (optionnelle) :

- Cette dernière étape, également optionnelle, permet de pondérer les impacts normalisés pour fournir un score unique. Les facteurs de pondération sont établis par ReCiPe 2016 Endpoint (H) V1.08 (plus de détails dans le paragraphe numéro 1 de [30]).

L'accent peut être mis sur la classification et la caractérisation pour fournir une évaluation directe et spécifique des impacts environnementaux des systèmes BESS et FESS.

6.1.5 Interprétation des résultats

Cette phase finale de l'Analyse de Cycle de Vie est cruciale car elle consiste à analyser en détail les résultats obtenus, à identifier les points critiques du cycle de vie, également appelés hotspots, et à formuler des recommandations basées sur ces observations.

La phase d'interprétation inclut également l'évaluation de la fiabilité et de la précision des données utilisées dans l'analyse. Les incertitudes peuvent résulter de la variabilité des données, des hypothèses de modélisation, ou des limitations des méthodes d'évaluation des impacts. Il est crucial de quantifier ces incertitudes pour comprendre la confiance que l'on peut accorder aux résultats de l'ACV. Ces calculs aident également à identifier les aspects du système qui nécessitent des données plus précises ou des analyses supplémentaires.

6.2 Description des systèmes

Comme évoqué ci-dessus définir l'unité fonctionnelle est critique pour l'analyse de l'ACV. Dans notre étude nous avons choisi comme unité fonctionnelle (UF) un système de stockage d'énergie capable de fournir un stockage de 3 kWh pendant une période de 8 ans avec 50 000 cycles de charge/décharge. Cette UF correspond à un satellite LEO de taille moyenne avec le profil énergétique de la partie dimensionnement.

Les deux systèmes étudiés, BESS et FESS, sont considérés pour avoir une efficacité de cycle complet équivalente de 90%. Les systèmes de détection, de contrôle, d'attitude et de refroidissement du volant sont exclus de l'analyse en raison de difficultés à obtenir des données précises. Il est aussi à noter que la fin de vie des systèmes n'est pas étudiée dans ce travail puisque nous considérons que les satellites restent dans l'espace même après la fin de leur mission.

L'unité fonctionnelle pour le BESS consiste en une batterie d'une masse totale de 174kg et d'un volume de 146 dm³, se trouvant dans la base de données Ecoinvent 3.9, en un BCDR PCB pour l'électronique de puissance qui est composé de 1.12 kg d'aluminium usiné, 1.3 kg de PBA, et 50 g d'éléments en cuivre (estimation de TAS-B).

L'unité fonctionnelle pour le FESS est composée de deux roues en fibre de carbone pesant 9 kg chacune (provenant de la base de données de Ecoinvent 3.9), de deux moteurs de 9 kg chacun (moteur pour scooter électrique GLO de Ecoinvent 3.9) et de 18 kg d'aluminium machiné pour le support.

L'étude se compose de deux parties, premièrement l'étape "du berceau à la porte" (porte de sortie de l'usine), couvrant l'extraction des matériaux et la fabrication des systèmes de stockage et dans une seconde partie de la mise en orbite grâce au lancement d'une fusée.

Les résultats de l'étude ACV ont été obtenus par le département Recherche & Innovation de TAS-B. Les détails des différentes étapes ne sont plus accessibles à la suite de l'expiration de la licence d'accès à la méthode ReCiPe et la base de données associée Ecoinvent. Les paragraphes suivants du chapitre 6 ont pour objectif de présenter, expliquer, interpréter et fournir une conclusion de ces résultats.

6.3 La production

Les différentes étapes de la production des ESS se retrouvent dans la figure et le tableau ci-dessous :

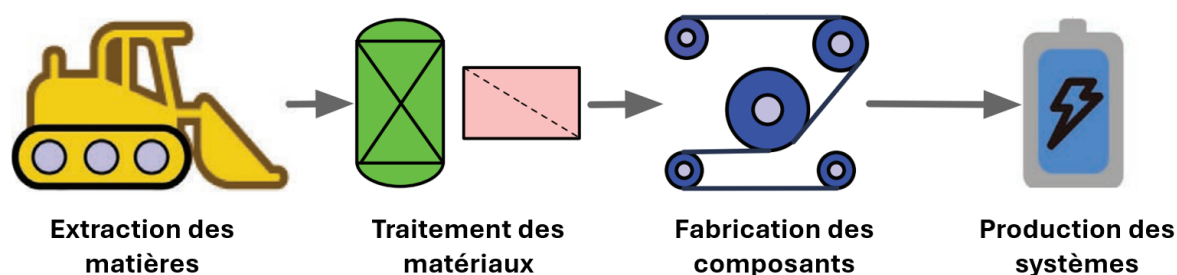


Figure 6-5 : Etapes pour la production des systèmes de stockage d'énergie

Tableau 6-1 : Comparaison des matériaux et processus de fabrication BESS et FESS.

Étape	BESS	FESS
Extraction des matières	Extraction de lithium, cobalt, nickel, graphite, aluminium	Extraction d'acier, aluminium, composite fibre de carbone
Traitement des matériaux	Raffinage et purification du carbonate de lithium carbonate et du sulfate de cobalt	Production de fibres de carbone
Fabrication des composants	Fabrication des cathodes, anodes, électrolytes et assemblage de cellules	Fabrication des rotors en fibres de carbone (extrusion), moteurs et assemblage
Production des systèmes	Assemblage des cellules en packs de batteries, intégration de l'électronique de puissance	Assemblage des roues, moteurs, supports et composants électroniques de puissance

Nous pouvons à présent utiliser notre analyse de cycle de vie pour comparer les impacts environnementaux des deux systèmes.

L'ACV nous donne une vingtaine d'indicateurs. Pour une meilleure lisibilité, nous choisissons les 5 indicateurs les plus pertinents. C'est-à-dire les 5 indicateurs qui ont la plus grande influence sur la note unique finale qui est déterminé après l'étape numéro 4, reprise dans le paragraphe : *Évaluation des impacts*. Finalement, nous normalisons ces impacts avec une référence de 100% pour le ESS le plus néfaste et l'autre système exprimé en pourcentage.

Concernant les incertitudes, une analyse Monte-Carlo a été effectuée, indiquant que 90% des simulations favorisent la batterie cinétique.

Comparaison environnementale des systèmes

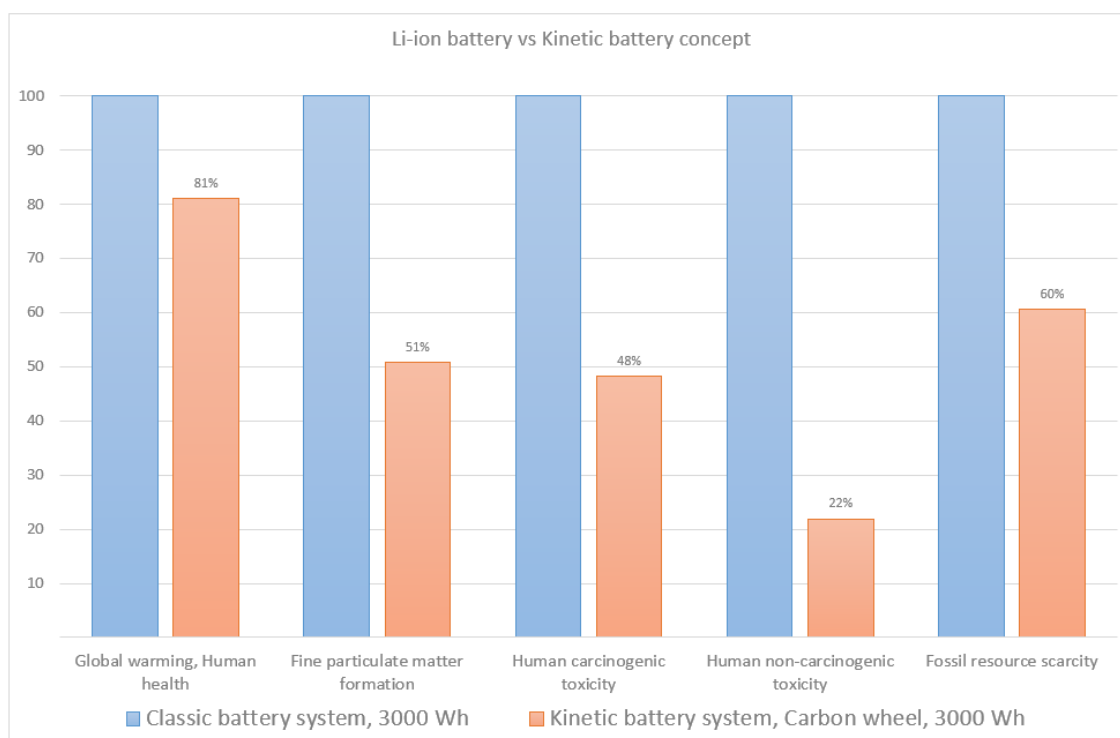


Figure 6-6 : Diagramme en barres représentant les résultats de l'ACV pour la batterie classique et la batterie cinétique. Cinq indicateurs ont été choisis et normalisés en fonction du système le plus néfaste.

6.3.1 Le réchauffement climatique

Premièrement nous avons l'impact sur le réchauffement climatique. Nous voyons que pour la batterie cinétique, celui-ci est réduit de 19%. La majeure partie des émissions de CO₂ vient de l'énergie employée pour la production de ces systèmes.

Pour l'extraction et le traitement des matières premières, nous avons généralement une combinaison de carburant diesel pour faire fonctionner les équipements miniers et transporter les matériaux. Pour alimenter les processus mécaniques c'est de l'électricité et finalement c'est le gaz naturel qui fournit l'énergie thermique nécessaire au traitement [10].

A titre d'ordre de grandeur, plusieurs papiers scientifiques s'accordent sur la quantité de CO₂ émis pour la production d'une batterie lithium, avec une émission de 20kg CO₂-eq./kg pour 1 kg de batterie [11].

Pour le FESS, la fabrication du rotor est grandement contributeur aux émissions de GES en raison de l'intensité énergétique de la production de fibres de carbone, 49 kg CO₂-eq./kg [11]. La masse des roues étant presque 10 fois plus faible que celle de la batterie, l'émission totale de GES reste inférieure.

6.3.2 La formation de particules fines

Les particules fines posent plusieurs problèmes environnementaux et de santé publique, en raison de leur petite taille et de leur composition variée.

Elles peuvent avoir un impact sur la santé humaine tel que créer des problèmes respiratoires et cardiovasculaires ou avoir des effets sur le système immunitaire ou sur le développement des enfants. Les particules fines ont aussi un impact sur l'environnement en polluant l'air, en acidifiant les sols et les eaux et de là en perturbant les écosystèmes tels que la photosynthèse. Elles peuvent avoir une contribution directe sur le climat si elles agissent comme des aérosols en modifiant le comportement des nuages et en réchauffant le climat.

Pour atténuer ces problèmes, il est crucial de mettre en place des mesures de contrôle des émissions de particules fines, telles que l'utilisation de technologies de filtration avancées, la réglementation stricte des industries émettrices et la promotion de pratiques de production plus propres.

La différence dans la production de particules fines entre les deux industries BESS et FESS résulte principalement de la nature des matériaux, du contrôle des procédés, des technologies de capture et de filtration utilisées, ainsi que des pratiques de sécurité et réglementations en vigueur. La production de BESS est réalisée dans des salles blanches avec des systèmes stricts de contrôle des atmosphères entre autres pour le contrôle de la teneur en particules fines.

L'analyse réalisée à partir de la base de données Ecoinvent montre une réduction de 49% de génération de particules fines en passant du système BESS à FESS.

6.3.3 La toxicité cancérigène humaine

La toxicité cancérigène humaine se réfère aux effets nocifs causés par l'exposition à des substances qui peuvent provoquer le cancer. Ces agents, connus sous le nom d'agents cancérigènes, peuvent être de nature chimique, physique ou biologique. Ils augmentent le risque de cancer en endommageant l'ADN ou en perturbant les mécanismes cellulaires.

Dans la production de métaux lourds (notamment de l'acier), les procédés miniers libèrent des produits chimiques qui sont cancérigènes dans l'air, l'eau et le sol [10].

L'ACV reflète que dans le cas du FESS, la toxicité cancérigène humaine serait réduite de moitié par rapport à son homologue avec batterie.

6.3.4 La toxicité non cancérigène humaine

La toxicité non cancérigène humaine concerne les effets néfastes sur la santé causés par l'exposition à des substances qui, bien qu'elles ne provoquent pas le cancer, peuvent entraîner d'autres problèmes de santé graves. Ces effets peuvent inclure des dommages aux organes, des perturbations hormonales, des troubles du système immunitaire, des effets neurotoxiques, et des problèmes reproductifs et de développement.

Le FESS réduit de 78% cette toxicité. Cela est dû principalement au fait qu'il n'y a pas besoin d'électrode dans la conception de ce système. Dans le cas des batteries, on produit ces électrodes à l'aide, entre autre, du solvant N-méthyl-2-pyrrolidone, qui est très toxique pour la santé [11].

6.3.5 La rareté des ressources fossiles

Plusieurs ressources fossiles sont utilisées pour permettre la production des ESS. Premièrement, il y a les hydrocarbures fournissant l'énergie des machines d'extraction et de production. Ensuite au niveau du FESS, nous retrouvons l'acier, l'aluminium, les fibres de carbone ainsi que du cuivre pour les enroulements statoriques. En ce qui concerne les batteries, il y a plusieurs matières premières comme le lithium, le cobalt, le cuivre, le nickel et le manganèse, ainsi que de l'aluminium pour le support.

L'analyse nous montre que nous avons, pour ce facteur également, une meilleure performance du FESS par rapport au BESS, avec 40% de ressources fossiles en moins utilisées.

Ce dernier indicateur a une importance majeure dans le contexte actuel. Ces ressources fossiles sont incontournables pour la production de tous les appareils électroniques. L'électrification de la plupart des procédés industriels voyant le jour, il y a une pression énorme sur ces minéraux.

De plus, ces ressources fossiles ne sont pas réparties uniformément sur la surface de la Terre. Prenons le cas du lithium, essentiel à la construction des batteries. Quatre pays : l'Australie, la Chine, l'Argentine et le Chili fournissent à eux seuls 90% de l'approvisionnement mondial [10]. Cela crée une forte dépendance des autres pays qui peut s'avérer dangereuse dans le contexte géopolitique actuel. Voici une carte qui montre les origines des minéraux dans le monde. Nous voyons à quel point chaque ressource est concentrée en certains points.

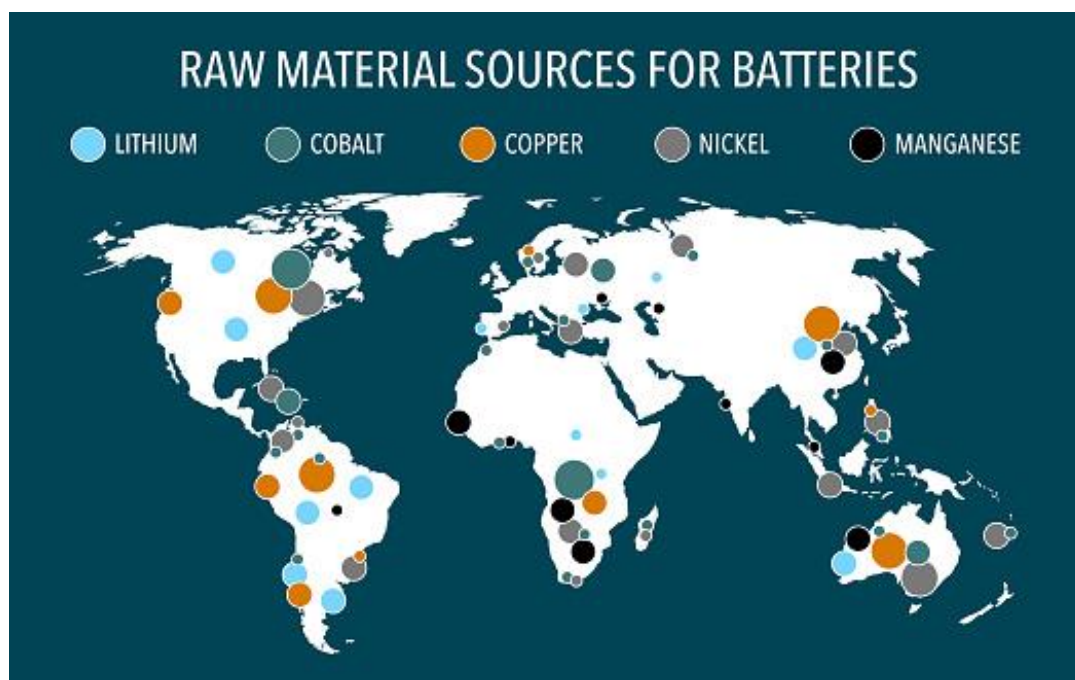


Figure 6-7 : Origines de matières premières pour la production de batteries lithium (Source : iStock by Getty Images)

Les systèmes intégrés dans un satellite ont un désavantage supplémentaire, ceux-ci ne pourront pas être recyclés en fin de vie, puisque les satellites restent en orbite. Cette non-circularité des

ressources entraîne une perte sèche qui oblige une utilisation la plus économe possible pour assurer une durabilité.

6.4 La mise en orbite

Après la fabrication des systèmes destinés à la conception de satellites, il est nécessaire de les envoyer en orbite basse terrestre (LEO). Cette étape est particulièrement polluante, car elle nécessite l'utilisation de fusées, telles que l'Ariane 6, qui sont actuellement des solutions à usage unique.

Le groupe Ariane a estimé que chaque kilogramme de charge utile inséré dans la fusée Ariane 6 entraîne l'émission de deux tonnes de CO₂ dans l'atmosphère. Nous pouvons ainsi estimer les émissions de CO₂ liées à la mise en orbite des deux systèmes :

Pour le système BESS, pesant 175 kg, la mise en orbite génère 350 tonnes de CO₂, tandis que pour le système FESS, pesant 55 kg, cette mise en orbite engendre 110 tonnes de CO₂.

Le FESS émet environ 3 fois moins de CO₂ pour la mise en orbite, ce qui correspond à une économie de 240 tonnes de CO₂.

6.5 Résumé des impacts environnementaux

L'étude comparative de l'analyse du cycle de vie (ACV) révèle que le FESS a un impact écologique moindre que le BESS sur tous les indicateurs.

Pour le BESS, qui pèse 175 kg, la production jusqu'à la sortie de l'usine génère 22 kg de CO₂-éq. Par kilogramme, soit un total de 3,85 tonnes de CO₂. Cependant, la mise en orbite de cette même batterie entraîne l'émission de 350 tonnes de CO₂, soit 100 fois plus que la production. La mise en orbite s'avère donc être une source beaucoup plus importante d'émissions de gaz à effet de serre (GES) que la production des systèmes. Cette analyse a permis de démontrer que la différence de masse entre les deux systèmes est l'élément le plus significatif et différenciateur.

Ce constat s'applique aussi aux autres composants d'un satellite, tels que les panneaux solaires ou les instruments embarqués, quels qu'ils soient. Pour réduire la pollution, il est essentiel de concevoir des systèmes plus légers et plus compacts.

Les autres impacts que nous avons étudiés, la formation des particules fines, la toxicité cancérigène, la toxicité non cancérigène et la rareté des ressources fossiles sont aussi toutes en faveur du FESS.

Chapitre 7

Conclusion

Après des mois de réflexion, de recherche et d'efforts, ce travail a finalement pris forme. Structuré en cinq grandes sections, il explore en détail le potentiel du stockage d'énergie par volant d'inertie dans les satellites, en résumant les principaux résultats à la fin de chaque chapitre. Les conclusions peuvent être synthétisées de la manière suivante :

En empilant diverses hypothèses et en prenant des décisions stratégiques, notamment en ce qui concerne le choix des composants des systèmes, nous avons réussi à dimensionner deux systèmes de stockage : l'un basé sur des batteries et l'autre sur des volants d'inertie. L'analyse du cycle de vie de ces systèmes a révélé que la solution utilisant des volants d'inertie présente des impacts environnementaux plus faibles que celle reposant sur des batteries. Bien que ces résultats puissent comporter des imprécisions en raison des hypothèses posées, la réduction des impacts est suffisamment significative pour suggérer que cette conclusion pourrait s'appliquer à une application réelle.

Cette conclusion répond au titre du travail en affirmant que les FESS pourraient être une alternative écologique au BESS pour au moins une situation de mission satellitaire, avec un profil énergétique particulier.

En résumé, bien que les FESS ne soient pas encore couramment utilisés dans les satellites opérationnels, ils représentent une technologie prometteuse qui pourrait contribuer à réduire l'impact environnemental de l'industrie aérospatiale. Cependant, de nombreux défis techniques restent à surmonter avant leur adoption généralisée.

7.1 Perspectives de recherche futures

Ce travail a permis d'obtenir une vue d'ensemble du projet, mettant en lumière plusieurs domaines clés qui nécessitent une étude plus approfondie. Voici des domaines où je pense qu'il serait bénéfique de continuer les recherches pour progresser dans le développement des FESS pour les satellites :

- **Dynamique des corps en action** : La stabilité du satellite est essentielle à son bon fonctionnement. Il est donc nécessaire de mener davantage de recherches sur l'impact d'un FESS sur la dynamique du satellite, en particulier en ce qui concerne la stabilité lorsqu'il intègre ces solutions.
- **Volants d'inertie et résistance des matériaux** : Il est important d'étudier de nouveaux matériaux et de concevoir des géométries optimisées pour les volants d'inertie, afin d'améliorer leur facteur de forme.

Conclusion

- **Paliers magnétiques actifs** : La lévitation magnétique des paliers, leur système de contrôle, ainsi que leur efficacité méritent une attention particulière pour améliorer la fiabilité et les performances des FESS.
- **Moteurs** : Une étude approfondie des moteurs utilisés dans ces systèmes est nécessaire pour optimiser leur fonctionnement et leur intégration dans les satellites.
- **Convertisseur de puissance** : Il est essentiel de continuer l'analyser des caractéristiques électriques et les rendements des convertisseurs de puissance, ainsi que de développer des systèmes de contrôle avancés pour gérer la vitesse de rotation des volants et l'extraction d'énergie.
- **Etude plus spécifique des profils énergétiques des satellites** : Une analyse détaillée des besoins énergétiques des satellites, en fonction de leurs missions spécifiques, permettra de mieux adapter les FESS à différentes applications spatiales.
- **Analyse de cycle de vie** : Poursuivre et approfondir l'ACV des FESS par rapport aux systèmes traditionnels, afin de mieux comprendre leur impact environnemental et de justifier leur adoption à plus grande échelle.

Utilisation de l'IA

Je déclare avoir utilisé ChatGPT pour corriger mon texte, pour m'aider dans la restructuration de certains paragraphes ainsi que pour esquisser certains graphes.

Annexes

Annexe A : Courbes de Paschen

Dans le cas de 2 conducteurs séparés par du gaz, il existe une tension seuil, au-delà du quelle un arc électrique peut se former. Voici les différentes étapes d'un tel phénomène :

Initialisation : Tout commence par un électron libre dans le gaz entre les deux électrodes. Cet électron peut être libéré par divers mécanismes, comme l'émission thermoïonique à partir de l'électrode ou par ionisation due à une radiation externe.

Accélération : Une fois libéré, cet électron est accéléré par le champ électrique présent entre les deux électrodes. Plus le champ est fort, plus l'électron gagne rapidement en énergie cinétique.

Impact et Ionisation : En percutant un atome, l'électron libère d'autres électrons, qui à leur tour vont percuter d'autres atomes, créant une cascade d'électrons libres.

Développement de l'arc : Cette avalanche d'électrons forme un canal ionisé entre les électrodes, ce qui réduit la résistance électrique du gaz. Ce canal permet le passage d'un courant électrique sous forme d'arc.

La loi de Paschen nous permet de déterminer cette tension seuil, appelé tension de claquage dans un gaz en fonction de la pression et de la distance entre les électrodes.

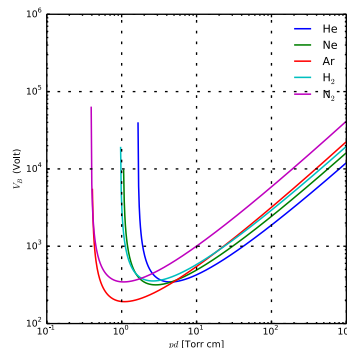


Figure 0-1 : Courbes de Paschen pour différents gaz [31]

Pendant que le satellite prend de l'altitude, la pression de l'air va petit à petit diminuer. Sur la courbe de Paschen, on va avoir une différence de potentiel constante aux niveaux des deux électrodes mais le produit de la pression et de la distance va diminuer. Sur la Figure 0-1, cela équivaut à se déplacer vers la gauche. Si la tension n'est pas en dessous du minimum de la courbe de Paschen un arc électrique peut arriver.

Pour cette raison (et en raison d'incidents passés), TAS a décidé de maintenir la tension de tout élément du circuit en-dessous de 200V.

Annexe B : Datasheet of Saft VES16 Li-ion cell



Saft solution for LEO and small GEO applications

Based on Saft VES16 Li-ion cell

Systems specifically designed for LEO and small GEO applications

The battery is based on VES16 space cells designed for LEO and small GEO applications between 30W to 12KW depending battery configuration. The batteries and cells ensure long life and high DOD. More than 80 spacecrafts are in orbit with VES16 batteries

Benefits

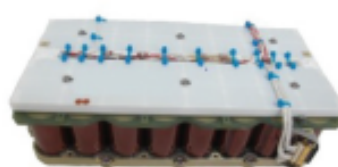
- Use of flight proven VES16 cells providing long life in LEO and GEO applications up to 18 years
- SP architecture (strings in parallel)
- Compact and scalable configuration in s and p
- Reliability and safety

Key features

- Circuit breaker and venting at cell level
- Heaters
- Thermal sensors
- Connector for power and telemetry
- Aluminum plate
- Individual cell balancing system (SBS)
- High DoD (80% in GEO, 30% in LEO)

Pulse capabilities

- High mission use energy density
- Cell stainless steel casing
- Hermetically sealed
- Manufactured in EU
- Certification ECSS standards



VES16 8s4p battery



VES16 11s16p battery



VES16 cell

Cell electrical characteristics

Nameplate capacity	4.5 Ah
Energy	16 Wh

Cell physical characteristics

Diameter	33 mm
Height	60 mm
Weight	0,155 kg

LEO configuration 8s4p

Reference energy	512 Wh
Battery voltage range	25 - 32.8 volts
Nameplate capacity	18 Ah

Mechanical characteristics 8s4p

Length	308 mm
Width	180 mm
Height	90 mm
Weight	5,80kg

GEO configuration 11s16p

Reference energy	11,264 Wh
Battery voltage range	9.7 - 45.1 volts
Nameplate capacity	288 Ah

Mechanical characteristics 11s16p

Length	440 mm
Width	397 mm
Height	170 mm
Weight	28,8 kg

Saft America, Inc.

Space & Defense Division
107 Beaver Court
Cockeysville, MD 21030- USA
Tel.: +1 443-933-4949
Fax: +1 410-771-0234

Saft

Space & Defense Division
Rue Georges Leclanché- BP 1039
86060, POITIERS Cedex 9- France
Tel.: +33 (0)1 49 93 19 18
Fax: +33 (0)1 49 93 19 69

www.saftbatteries.com

Annexe C : Contrainte circonférentielle dans un disque annulaire

Dans cette annexe, la résistance à la rupture d'un disque creux (à bord fin) est démontrée.

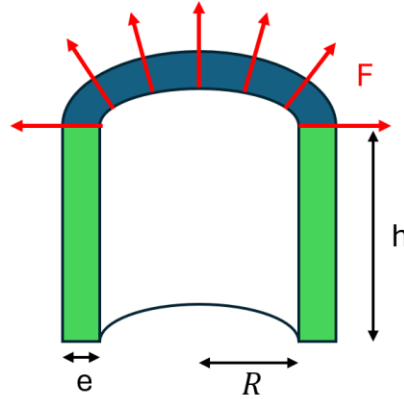


Figure 0-2 : Représentation d'un disque creux et de la force centrifuge F auquel il est soumis dû sa rotation.

La force centrifuge agissant sur le disque en rotation est donnée par la formule :

$$F_c = \frac{mv^2}{R} = m\omega^2 R \quad (0-1)$$

La pression exercée sur la surface du disque est déterminée en utilisant la force centrifuge divisée par la surface sur laquelle elle agit :

$$\frac{F_c}{S} = \frac{m\omega^2 R}{\frac{2\pi R}{2} \cdot h} \quad (0-2)$$

Pour obtenir la force totale, cette pression est projetée sur la surface effective $2R \cdot h$

$$F = P \cdot S = \frac{m\omega^2}{\pi h} \cdot 2Rh = m\omega^2 R \cdot \frac{2}{\pi} \quad (0-3)$$

Cette force est alors répartie sur les deux surfaces vertes, chacune de surface $e \cdot h$

$$\frac{F}{S} = m\omega^2 R \frac{2}{\pi} \cdot \frac{1}{2eh} = \omega^2 R \cdot \frac{m}{\pi eh} \quad (0-4)$$

Le volume du semi-disque creux et la densité ρ sont calculés comme suit :

$$\begin{aligned} V &= \pi ehR \\ \rho &= \frac{m}{V} = \frac{m}{\pi ehR} \end{aligned} \quad (0-5)$$

Finalement, en remplaçant dans (0-4) $\frac{m}{\pi eh}$ par ρR , on obtient la valeur de σ_θ :

$$\sigma_\theta = \rho \omega^2 R^2 \quad (0-6)$$

Cette dernière formule (0-6) représente la contrainte circonférentielle dans le disque annulaire, démontrant comment la densité du matériau, la vitesse angulaire, et le rayon influencent la résistance à la rupture du disque.

Annexe D : Calcul du moment d'inertie

Le moment d'inertie J peut être calculé en somme le produit de chaque masse infinitésimale et de son rayon à l'axe de rotation au carré : $J = \sum_k m_k r_k^2$

On fait l'hypothèse que la hauteur est nulle. Ce qui en pratique ne change rien vu qu'il n'y a pas de moment angulaire perpendiculaire à l'axe de rotation.

Nous faisons dès lors la simplification que la masse est entièrement répartie dans le plan xy .

La densité de masse surfacique est dénotée $\sigma_{surfacique}$ pour ne pas la confondre avec la résistance à la traction. $\sigma_{surfacique} = \frac{m}{A}$ Ou $m = \sigma_{surfacique} \cdot A$

Ce qui nous donne comme formule pour le moment d'inertie : $J = \sum_k \sigma_{surfacique,k} A_k \cdot r^2$

Annexe A.1 : Disque mince uniforme

Le disque est une série d'anneaux fins de masse dm et de rayon r . Leur aire infinitésimale est donnée par $dA = 2\pi r \cdot dr$

Pour avoir l'entièreté du disque, on intègre de $r = 0$ à $r = R$:

$$J = \int_0^R r^2 \sigma_{surfacique} 2\pi r \cdot dr = \frac{\pi \sigma_{surfacique} r^4}{2}$$

$$J = \frac{mR^2}{2}$$

Annexe A.2 : Disque annulaire uniforme

L'intégralité de la masse se trouve à $r = R$. Dès lors $J = mR^2$

Annexe A.3 : Anneau uniforme de rayon r_{ext} et de rayon intérieur r_{int}

L'aire de l'anneau : $A = \pi(r_{ext}^2 - r_{int}^2)$

$$J = \int_{r_{int}}^{r_{ext}} r^2 \sigma_{surfacique} 2\pi r \cdot dr = \frac{\pi \sigma_{surfacique}}{2} (r_{ext}^4 - r_{int}^4)$$

$$J = \frac{m}{2} (r_{ext}^2 + r_{int}^2)$$

Annexe E : Analyse pour le disque plein

Pour un disque plein, les contraintes se distribuent différemment par rapport à un disque creux. Près du centre du disque, la contrainte circonférentielle est plus élevée car le matériau doit résister non seulement à sa propre force centrifuge, mais aussi à celle des couches extérieures du disque. À mesure que l'on s'éloigne du centre, la contrainte circonférentielle diminue car une grande partie de la force centrifuge a déjà été équilibrée par le matériau plus près du centre.

Les équations des contraintes radiale (σ_r) et circonférentielle (σ_θ) pour un disque plein sont données par :

$$\begin{aligned}\sigma_r &= \rho\omega^2 r_0^2 \frac{3+\nu}{8} (1-\chi^2) \\ \sigma_\theta &= \frac{\rho\omega^2 r_0^2}{8} [(3+\nu) - (1+3\nu)\chi^2]\end{aligned}\quad (0-7)$$

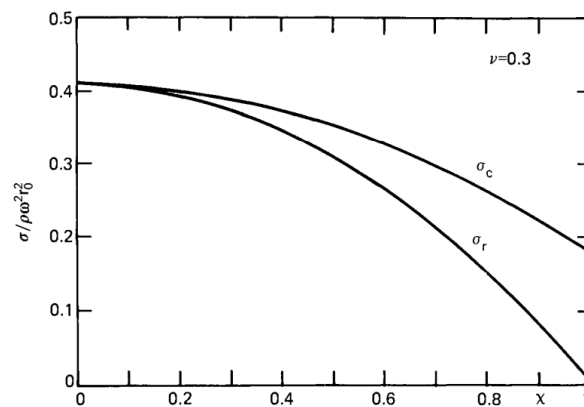


Figure 0-3 : Schéma représentant la contrainte radiale et circonférentielle sur un disque plein.
Les contraintes les plus élevées se trouvent au centre.

Cette forme géométrique permet ainsi d'obtenir un meilleur facteur de forme que le disque creux.

Annexe F : Code python pour le dimensionnement du FESS

Voici le code utilisé pour le dimensionnement du FESS. Matplotlib est utilisé à la suite de ce code pour créer une figure représentant le rayon moyen, la hauteur, la vitesse angulaire et le volume d'enveloppe.

```
#ROUES : fibre de carbone 60% & résine
density=1500 #kg/m³
tensile_strength=2400*10**6 #Pa (Fibre de carbone composite T1000G)
shape_factor=0.5 #Disque creux
DOD = 0.75
energy_to_store_wh = 3000/DOD #Wh
safety_factor = 1

#Minimisation de la masse
specific_energy_Wh = (shape_factor*tensile_strength/density)/3600
mass = energy_to_store_wh/(specific_energy_Wh/safety_factor)
mass_1_wheel = mass/2
volume = mass_1_wheel/density
peripheric_velocity =
np.sqrt((tensile_strength)/(density*safety_factor))

#Représentation du dernier degré de liberté
radius = np.linspace(0.15,0.30 , 1000)
height = np.zeros(1000)
RPM = np.zeros(1000)
envelope_volume = np.zeros(1000)
for i in range(len(radius)):
    radius_ext = radius[i]+0.025
    radius_int = radius[i]-0.025
    height[i] = volume/(2*np.pi*radius[i]*0.05)
    RPM[i] = (peripheric_velocity/(radius[i]))*60/(2*np.pi)
    envelope_volume[i] = height[i] *np.pi * radius_ext**2
```

Bibliographie

- [1] GIEC, "Glossaire." [Online]. Available: https://www.ipcc.ch/site/assets/uploads/sites/2/2019/10/SR15_Glossary_french.pdf
- [2] T. A. Space. "Santé, Sécurité, Environnement." <https://www.thalesaleniaspace.com/fr/sante-securite-environnement> (accessed May 28 2024).
- [3] O. Krishan and S. Suhag, "An updated review of energy storage systems: Classification and applications in distributed generation power systems incorporating renewable energy resources," *International Journal of Energy Research*, vol. 43, no. 12, pp. 6171-6210, 2019/10/10 2019, doi: <https://doi.org/10.1002/er.4285>.
- [4] G. Genta, "3 - The flywheel," in *Kinetic Energy Storage*, G. Genta Ed.: Butterworth-Heinemann, 1985, pp. 47-168.
- [5] B. P. Center. "Overview of the Low Earth Orbit Satellite Industry." <https://www.youtube.com/watch?v=16VZ38cvlxx> (accessed 29-05-24).
- [6] W. contributors. "Satellite." Wikipedia, The Free Encyclopedia. <https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Satellite&oldid=1224696338> (accessed May 23, 2024).
- [7] A. Baiju and M. Yarema, "Status and challenges of multi-junction solar cell technology," (in English), *Frontiers in Energy Research*, Review vol. 10, 2022-September-29 2022, doi: 10.3389/fenrg.2022.971918.
- [8] J. P. N. Torres, R. A. Marques Lameirinhas, C. P. Correia V. Bernardo, H. I. Veiga, and P. M. dos Santos, "A Discrete Electrical Model for Photovoltaic Solar Cells—d1MxP," *Energies*, vol. 16, no. 4, p. 2018, 2023. [Online]. Available: <https://www.mdpi.com/1996-1073/16/4/2018>.
- [9] Atonometrics. "What is a PV Module IV Curve?" <https://www.atonometrics.com/applications/what-is-a-pv-module-iv-curve/> (accessed 29-05-24).
- [10] J. Porzio and C. D. Scown, "Life-Cycle Assessment Considerations for Batteries and Battery Materials," *Advanced Energy Materials*, vol. 11, no. 33, p. 2100771, 2021/09/01 2021, doi: <https://doi.org/10.1002/aenm.202100771>.
- [11] M. Lundahl, H. Lappalainen, M. Rinne, and M. Lundström, "Life cycle assessment of electrochemical and mechanical energy storage systems," *Energy Reports*, vol. 10, pp. 2036-2046, 2023/11/01/ 2023, doi: <https://doi.org/10.1016/j.egyr.2023.08.088>.
- [12] K. R. Mallon, F. Assadian, and B. Fu, "Analysis of On-Board Photovoltaics for a Battery Electric Bus and Their Impact on Battery Lifespan," *Energies*, vol. 10, no. 7, doi: 10.3390/en10070943.
- [13] J. B. Juliette Kauv, Pierre Odru, "Stockage inertiel de l'énergie," (in French), *Techniques de l'Ingénieur*, May 10, 2012 2012, doi: 10.51257/a-v2-d4030.
- [14] X. Li and A. Palazzolo, "A review of flywheel energy storage systems: state of the art and opportunities," *Journal of Energy Storage*, vol. 46, p. 103576, 2022/02/01/ 2022, doi: <https://doi.org/10.1016/j.est.2021.103576>.

- [15] U. D. o. Energy, "Beacon Power 20 MW Flywheel Frequency Regulation Plant," US Department of Energy, 2010. [Online]. Available: https://www.sandia.gov/ess-ssl/docs/pr_conferences/2010/arseneaux.pdf
- [16] J. Edwards, J. W. Aldrich, D. A. Christopher, R. F. Beach, and J. R. Barton, "Flight test demonstration of a flywheel energy storage system on the International Space Station," in *Proceedings of the IEEE 1997 National Aerospace and Electronics Conference. NAECON 1997*, 14-17 July 1997 1997, vol. 2, pp. 617-621 vol.2, doi: 10.1109/NAECON.1997.622707.
- [17] K. Aydin and M. Aydemir, "Sizing design and implementation of a flywheel energy storage system for space applications," *TURKISH JOURNAL OF ELECTRICAL ENGINEERING & COMPUTER SCIENCES*, vol. 24, pp. 793-806, 01/01 2016, doi: 10.3906/elk-1306-206.
- [18] H. el-arwash and M. Attala, "Improving the Satellite Power Supply Continuity using Flywheel Energy Storage System," *ERJ. Engineering Research Journal*, vol. 44, pp. 365-375, 10/01 2021, doi: 10.21608/erjm.2021.87309.1105.
- [19] R. Celikel, M. Ozdemir, and O. Aydogmus, "Implementation of a flywheel energy storage system for space applications," *TURKISH JOURNAL OF ELECTRICAL ENGINEERING & COMPUTER SCIENCES*, vol. 25, pp. 1197-1210, 04/10 2017, doi: 10.3906/elk-1507-259.
- [20] I. Mehedi, "Full State-Feedback solution for a flywheel based satellite energy and attitude control scheme," *Journal of Vibroengineering*, vol. 19, pp. 3522-3532, 08/15 2017, doi: 10.21595/jve.2017.18066.
- [21] M. E. Amiryar, K. R. Pullen, and D. Nankoo, "Development of a High-Fidelity Model for an Electrically Driven Energy Storage Flywheel Suitable for Small Scale Residential Applications," *Applied Sciences*, vol. 8, no. 3, doi: 10.3390/app8030453.
- [22] P. J. Janse van Rensburg, A. A. Groenwold, and D. W. Wood, "Optimization of cylindrical composite flywheel rotors for energy storage," *Structural and Multidisciplinary Optimization*, vol. 47, no. 1, pp. 135-147, 2013/01/01 2013, doi: 10.1007/s00158-012-0818-0.
- [23] S. Choudhury, "Flywheel energy storage systems: A critical review on technologies, applications, and future prospects," *International Transactions on Electrical Energy Systems*, vol. 31, no. 9, p. e13024, 2021/09/01 2021, doi: <https://doi.org/10.1002/2050-7038.13024>.
- [24] B. Bolund, H. Bernhoff, and M. Leijon, "Flywheel energy and power storage systems," *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, vol. 11, no. 2, pp. 235-258, 2007/02/01/ 2007, doi: <https://doi.org/10.1016/j.rser.2005.01.004>.
- [25] A. Cansiz, "4.14 Electromechanical Energy Conversion," in *Comprehensive Energy Systems*, I. Dincer Ed. Oxford: Elsevier, 2018, pp. 598-635.
- [26] S. Jianwen, D. Nolan, and T. Hopkins, "A novel direct back EMF detection for sensorless brushless DC (BLDC) motor drives," in *APEC. Seventeenth Annual IEEE Applied Power Electronics Conference and Exposition (Cat. No.02CH37335)*, 10-14 March 2002 2002, vol. 1, pp. 33-37 vol.1, doi: 10.1109/APEC.2002.989224.
- [27] K. Tae-Hyung and M. Ehsani, "Sensorless control of the BLDC motors from near-zero to high speeds," *IEEE Transactions on Power Electronics*, vol. 19, no. 6, pp. 1635-1645, 2004, doi: 10.1109/TPEL.2004.836625.
- [28] M. Bekemans, *LELEC2660 chap 3 convertisseurs DC-AC*, Louvain-la-Neuve: Université Catholique de Louvain, 2014. [Online]. Available: https://moodle.uclouvain.be/pluginfile.php/85376/mod_resource/content/1/LEL

- [EC2660%20chap%203%20convertisseurs%20DC-AC.pdf](#). Accessed on: 29-05-24.
- [29] *IPF067N20NM6 Data Sheet*. [Online]. Available: https://www.infineon.com/dgdl/Infineon-IPF067N20NM6-DataSheet-v02_00-EN.pdf?fileId=8ac78c8c8d2fe47b018d326b5b4a0c80
- [30] Z. J. N. S. M.A.J. Huijbregts, P.M.F. Elshout, G. Stam, F. Verones, M.D.M. Vieira, A. Hollander, M. Zijp, R. van Zelm, "ReCiPe 2016: A harmonized life cycle impact assessment method at midpoint and endpoint level, Report I: Characterization.," National Institute for Public Health and the Environment (RIVM), 2016.
- [31] M. A. Lieberman and A. J. Lichtenberg, *Principles of plasma discharges and materials processing*, 2nd ed. Hoboken, N.J.: Wiley-Interscience, 2005. [Online]. Available: http://www.123library.org/book_details/?id=14421.

UNIVERSITÉ CATHOLIQUE DE LOUVAIN
École polytechnique de Louvain

Rue Archimède, 1 bte L6.11.01, 1348 Louvain-la-Neuve, Belgique | www.uclouvain.be/epl