

ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE  
UNIVERSITÉ DU QUÉBEC

MÉMOIRE PRÉSENTÉ À  
L'ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE

COMME EXIGENCE PARTIELLE  
À L'OBTENTION DE LA  
MAÎTRISE EN GENIE ÉLECTRIQUE  
M. Sc. A.

PAR  
Romain BONNIN

ANALYSE EXPÉRIMENTALE DES PERFORMANCES D'UNE BATTERIE AU  
LITHIUM POUR L'AÉRONAUTIQUE

MONTREAL, LE 10 AVRIL 2015



Romain Bonnin, 2015



Cette licence [Creative Commons](https://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/4.0/) signifie qu'il est permis de diffuser, d'imprimer ou de sauvegarder sur un autre support une partie ou la totalité de cette œuvre à condition de mentionner l'auteur, que ces utilisations soient faites à des fins non commerciales et que le contenu de l'œuvre n'ait pas été modifié.

**PRÉSENTATION DU JURY**

CE MÉMOIRE A ÉTÉ EVALUÉ

PAR UN JURY COMPOSÉ DE :

M. Louis-A Dessaint, directeur de mémoire  
Département de génie électrique à l'École de technologie supérieure

M. Kamal Al-Haddad président du jury  
Département génie électrique à l'École de technologie supérieure

M. Sylvain Morel, examinateur externe  
Bombardier Aéronautique

IL A FAIT L'OBJET D'UNE SOUTENANCE DEVANT JURY ET PUBLIC

LE <DATE>

À L'ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE



## REMERCIEMENTS

Je tiens à remercier le M. Louis-A Dessaint pour m'avoir donné l'opportunité de participer à ce mémoire qu'il a dirigé à L'ÉTS. Grace à lui, j'ai eu l'occasion de réaliser un très beau projet dans le cadre de mes études. De plus, je le remercie de m'avoir accordé un support financier durant ma maîtrise à l'ÉTS. J'espère avoir répondu à ses attentes et qu'il y trouva le même enthousiasme que moi tout au long du projet.

Je tiens également à remercier Ernesto Vilchez Ynca ainsi que Christian Talbot pour l'aide qu'ils m'ont apporté dans la réalisation de ce mémoire.

J'aimerais également remercier Bombardier pour leur précieuse collaboration dans ces recherches. Sans ce partenariat de choix, le projet n'aurait pu se réaliser.

J'aimerais remercier ma famille pour m'avoir soutenu avec amour durant mes études au Canada. Grâce à eux, j'ai pu m'épanouir et mener ce projet à bien.

Finalement je remercie ma conjointe Margaux Thomann pour son amour et pour m'avoir épaulé et soutenu tout le long de ce projet. Elle a su m'apporter de l'aide dans les moments d'incertitude, cela fut très précieux.



# **ANALYSE EXPÉRIMENTALE DES PERFORMANCES D'UNE BATTERIE AU LITHIUM POUR L'AÉRONAUTIQUE**

Romain BONNIN

## **RÉSUMÉ**

Ce mémoire a pour objectif d'identifier et d'étudier les performances nécessaires pour qu'une batterie au lithium puisse être utilisée dans le secteur de l'aéronautique. C'est pourquoi dans le cadre de notre recherche, nous allons proposer une procédure de tests permettant d'analyser et de déterminer si la batterie au lithium peut être implantée dans un avion. En vue de répondre à l'analyse des performances, une étude des fonctionnalités demandées par l'avion ainsi que des normes préexistantes vont être effectuées. Suite à cette étape, nous allons élaborer un banc d'essais. Une fois le banc d'essais achevé, nous allons tester une batterie au lithium qui est supposée disposer de toutes les caractéristiques techniques requises pour être implantée dans un avion. Ces tests nous permettront donc d'émettre un avis sur l'utilisation des batteries au lithium dans le domaine de l'aéronautique.

**Mots clés :** Aéronautique, Avion, Batterie Lithium, Procédure de test, Normes, Banc d'essais



# **ANALYSE EXPÉRIMENTALE DES PERFORMANCES D'UNE BATTERIE AU LITHIUM POUR L'AÉRONAUTIQUE**

Romain BONNIN

## **ABSTRACT**

This dissertation aims to identify and study the performance required for airplane's Lithium battery. That is why in our research, we will propose some tests to analyze and determine if the lithium battery can be installed in an aircraft. In order to establish the performance analysis, a study of the features requested as well as existing standards will be performed. Following this step, we will develop a test bench. After completing the test bench, we will test a lithium battery that is supposed to have all the necessary technical characteristics to be implanted in a plane. These tests will thus allow us to give an opinion on the use of lithium batteries in the aeronautic area.

**Keywords:** Aerospace, aircraft, Lithium, Test Procedure, Standards, Test Bench



## TABLE DES MATIÈRES

	Page
INTRODUCTION .....	1
CHAPITRE 1 ÉTUDE DES NOTIONS GÉNÉRALES DES BATTERIES AU LITHIUM.....	3
1.1 Batterie au Lithium .....	3
1.1.1 Cellule Lithium .....	3
1.1.2 Batteries Lithium .....	5
1.1.2.1 Architecture d'une batterie .....	5
1.1.2.2 SOC, DOD, Capacité .....	5
1.1.3 Performance .....	6
1.1.4 Vieillessement .....	9
1.1.5 Système de gestion de batterie (BMS).....	11
1.1.5.1 Fonction principale .....	11
1.1.5.2 Recharge .....	11
1.1.5.3 Limites du courant .....	12
1.1.5.4 Limites de tension .....	12
1.1.5.5 Limites de températures .....	13
1.1.6 L'intégration des batteries au lithium dans le monde de l'aéronautique ..	13
CHAPITRE 2 ÉNUMÉRATION ET APPLICATION DES NORMES DANS L'AÉRONAUTIQUE .....	15
2.1 Les problèmes rencontrés par Boeing.....	15
2.2 Normes instaurées par l'Administration Fédérale d'Aviation (FAA) .....	16
2.3 Propositions de tests spécifiques supplémentaires.....	20
2.3.1 Détection d'un court-circuit.....	21
2.3.2 Emballage thermique .....	23
2.4 Étude des performances des batteries .....	26
2.4.1 Théorie .....	26
2.4.2 Les différentes méthodes utilisées .....	27
CHAPITRE 3 ÉLABORATION D'UN BANC D'ESSAI.....	31
3.1 Cahier des charges .....	31
3.1.1 Scénario de vol.....	31
3.2 Fonction de la batterie.....	32
3.3 Caractéristiques techniques de la batterie au lithium.....	34
3.3.1.1 Caractéristiques électriques .....	34
3.3.1.2 Caractéristiques mécaniques .....	35
3.4 Mise en place du laboratoire .....	36
3.4.1.1 Liste d'équipements .....	36
3.4.1.2 Schéma fonctionnel.....	37
3.4.2 Circuit électrique.....	38

3.4.3	Capteurs et enregistrement des données .....	39
3.5	Tests .....	40
3.5.1	Algorithme d'un vol type.....	42
3.5.2	Tests de vibrations .....	43
CHAPITRE 4 ANALYSE DES RÉSULTATS ET CONCORDANCES AUX NORMES .....		45
4.1	Pré-tests.....	45
4.2	Premiers vols.....	46
4.3	Observations .....	48
4.3.1	Influence de la température sur la tension en circuit ouvert (SOC à 70%).....	48
4.3.2	Influence de la température lors d'un démarrage d'APU (SOC initial à 40%).....	49
4.3.3	Tension de la batterie lors des démarrages d'APU à des SOC différents. 50	
4.3.3.1	Chute du SOC pendant un démarrage d'APU avec des températures distinctes.....	51
4.3.4	Temps de recharge après un APU.....	52
4.3.5	Transfert thermique.....	53
4.4	Problèmes rencontrés .....	54
4.4.1	Transition entre deux vols (20 minutes au sol, Batterie S1).....	54
4.4.2	Alarme de température.....	58
4.4.3	Température négative.....	59
4.4.4	Instabilité du SOC.....	62
4.4.5	Tests de vibration.....	64
4.5	Conclusions.....	66
4.5.1	Résultats des tests .....	66
4.5.1.1	Tests à - 40°C.....	66
4.5.1.2	Tests à -20°C.....	67
4.5.1.3	Tests entre 0°C et 50°C.....	67
4.5.1.4	Tests à 70°C.....	68
4.6	Bilan des tests et dispositifs de sécurité instaurés.....	68
4.6.1	Alarmes .....	69
4.6.2	Courant de décharge .....	69
4.6.3	Tension de la batterie et des cellules.....	70
4.6.4	État de charge.....	71
4.6.5	Alarme de Température .....	71
4.6.6	Trou d'évacuation.....	72
4.6.7	Chargeur intégré dans le circuit électronique .....	72
4.6.8	Étude du système de protection de la batterie.....	73
CHAPITRE 5 INTERPRÉTATION DES RÉSULTATS ET PROPOSITIONS DE SIMULATION DE TEST PRÉLIMINAIRE.....		77
5.1	Analyse des données.....	77
5.1.1	Résistance interne .....	77

5.1.2	Estimation de l'état de charge.....	80
	5.1.2.1 Le coulomb counting .....	81
	5.1.2.2 Méthode du circuit ouvert.....	82
5.1.3	Simulation thermique à partir de SimPowerSystems.....	85
	5.1.3.1 Le modèle thermique .....	86
	5.1.3.2 Simulation du modèle thermique .....	88
CONCLUSION.....		91
ANNEXE I	SCÉNARIO DE VOLS DES BATTERIES AU PLOMB .....	95
ANNEXE II	COURBES APU .....	97
ANNEXE III	BILAN DES VOLS .....	99
ANNEXE IV	RÉSULTATS DE SIMULATIONS.....	105
ANNEXE V	SCÉNARIOS DE VOLS.....	109
ANNEXE VI	COURBE DE CAPACITÉ .....	141
BIBLIOGRAPHIE.....		143



## LISTE DES TABLEAUX

	Page
Tableau 3.1	Caractéristique électrique.....34
Tableau 3.2	Caractéristique mécanique .....35
Tableau 3.3	Caractéristique d'un emballage thermique.....35
Tableau 3.4	Composition du Gaz après un emballage thermique .....35
Tableau 3.5	Nombre de scénarios par types de vols.....41
Tableau 3.6	Séquence de vibration.....43
Tableau 4.1	Coefficient de température.....64
Tableau 4.2	Courbe de protection.....70
Tableau 4.3	Caractéristiques techniques de la batterie et amélioration à apporter.....75
Tableau 5.1	Estimation du SOC après trois démarrages d'APU.....82
Tableau 5.2	Estimation du SOC à l'aide de la méthode du circuit ouvert .....84



## LISTE DES FIGURES

	Page
Figure 1.1	Cellule lithium .....3
Figure 1.2	Modèle équivalent comportant une cellule dynamique RC .....10
Figure 2.1	Tension et température d'une cellule lors d'un court-circuit.....22
Figure 2.2	Diagramme de Semenov .....23
Figure 2	Méthode des lois d'ohm.....28
Figure 2.4	Précision de la valeur de la résistance interne .....29
Figure 3.1	Profil d'un vol.....32
Figure 3.2	Courant de démarrage de l'APU .....33
Figure 3.3	Schéma fonctionnel du laboratoire .....37
Figure 3.4	Circuit électrique.....38
Figure 3.5	Algorithme d'une simulation de vol .....42
Figure 4.1	Cycle1 Vol1, Courant de la batterie pendant les démarrages d'APU.....46
Figure 4.2	Cycle1 vol 1, SOC de la batterie pendant les APU.....47
Figure 4.3	Tension (circuit ouvert) en fonction de la température.....48
Figure 4.4	Tension lors d'un démarrage d'APU avec un SOC à 40% .....49
Figure 4.5	Tension de la batterie à 0°C (avec différent SOC) .....51
Figure 4.6	SOC pendant un APU avec un SOC initial à 40%.....52
Figure 4.7	Recharger à 80% la batterie (SOC initial : 70%).....53
Figure 4.9	Transfert thermique.....54
Figure 4.10	Température interne de la batterie en fonction du temps (Vol à -20°C)....55
Figure 4.11	Démarrage d'APU raté (Vol à -20°C, SOC : 80%) .....56
Figure 4.12	Démarrage d'APU raté à la deuxième tentative .....57

## XVIII

Figure 4.13	Test à 70°C avec un SOC à 80% .....	59
Figure 4.14	Tension lors d'un démarrage d'APU (40% SOC, Vol à -20°C) .....	60
Figure 4.15	Tension pendant un APU (70%SOC) .....	61
Figure 4.16	SOC instable .....	63
Figure 4.17	Accélération en fonction du temps des capteurs .....	65
Figure 4.18	Bilan des tests .....	69
Figure 4.19	Courbe de courant implémenté dans le chargeur .....	72
Figure 4.20	Algorithme de la partie électrique du BMS .....	76
Figure 5.1	Résistance interne .....	78
Figure 5.2	Puissance massique disponible .....	79
Figure 5.3	Chute de tension lors du démarrage de l'APU (taux de décharge 15 C)....	80
Figure 5.4	Modèle idéal.....	83
Figure 5.5	Modèle thermique d'une batterie.....	87
Figure 5.6	Courbe de décharge.....	88
Figure 5.7	Tension.....	88

## **LISTE DES ABRÉVIATIONS, SIGLES ET ACRONYMES**

APU	Auxiliary Power Unit
ARINC	Aeronautical Radio Incorporated
BMS	Battery Management System
BAT_FLT_1	Battery Failure Category 1
BAT_FLT_2	Battery Failure Category 2
CC	Courant Continu
CV	Constant Voltage
DOD	Depth of Discharge
FAA	Federal Aviation Administration
EIS	Electrochemical Impedance Spectroscopy
Li-Ion	Lithium
Ni-Cd	Nickel-Cadmium
OCV	Open Circuit Voltage
PXI	PCI eXtensions for Instrumentation
RTCA	Radio Technical Commission for Aeronautics
SOC	State of charge
TDS	Test Definition Sheet
TRU	Transformer Rectifier Unit



## LISTE DES SYMBOLES ET UNITÉS DE MESURE

$V_{Batt}$	Tension de la batterie
$V_{ocv}$	Tension en circuit ouvert
$V_{reaction}$	Chute de tension causée par des réactions électrochimiques
$V_{diffusion}$	Gradient de concentration
$R_{int}$	Résistance interne (m $\Omega$ )
I	Courant de la batterie (A)
SOC	Etat de charge de la batterie (%)
$SOC_{in-}$	Etat de charge initiale (%)
$\Delta_{SOC}$	La différence de SOC (%)
C	Capacité de la batterie (Ah)
$C_c$	Capacité consommée (Ah)
$C_{25^\circ C}$	Capacité à 25°C (58 Ah)
$Coef_T$	Coefficient de température
K	Constante de polarisation (V/Ah)
A	Zone d'amplitude exponentielle (V)
B	Zone exponentielle constante de temps inverse (Ah) <sup>-1</sup>
$i^*$	Courant filtré (A)
T	Température de la batterie (°C)
$P_{perdu}$	Puissance perdu (W)
$R_{th}$	Resistance de convection
Ta	Température ambiante
Tc	Constante de température



## INTRODUCTION

De nos jours, optimiser notre gestion d'énergie est devenu l'un des principaux enjeux dans les différents secteurs industriels à travers le monde. Afin de minimiser les coûts et de réduire leurs consommations en ressources primaires, les industriels remplacent leurs équipements par des machines alimentées en énergie électrique. La réduction d'émission de gaz à effet de serre est désormais une priorité de notre monde contemporain.

Le secteur aéronautique est également concerné par ces enjeux. Les compagnies aériennes utilisent davantage d'équipements électriques. La demande en énergie est donc plus conséquente, nécessitant ainsi une augmentation de la capacité de stockage d'énergie électrique dans l'avion. Augmenter le nombre de batteries aux nickels cadmiums pourrait résoudre le problème de stockage d'énergie. Cependant, dans le secteur de l'aviation nous sommes confrontés à un problème majeur : le poids. Contrairement à d'autres secteurs du transport, (par exemple le secteur naval), l'avion est limité en poids et en place, tout doit être calculé minutieusement.

La solution pourrait être d'accroître la capacité de stockage sans augmenter le poids de l'avion. Le lithium possède des caractéristiques physiques qui répondraient à ces besoins. C'est pourquoi les compagnies aériennes ont décidé d'investir dans les batteries au lithium. Ce type d'accumulateur possède une capacité beaucoup plus importante que tous les autres types de batteries. De plus ces batteries sont plus légères.

Toutefois, cette catégorie de batterie possède également quelques inconvénients. Le lithium est beaucoup plus sensible aux contraintes environnementales qui lui sont imposées. Par conséquent, des risques de combustion peuvent se manifester. Un système de gestion est alors installé sur la batterie afin de minimiser ces risques. Ce système est composé de composants électroniques contrôlant les éléments et la charge de l'accumulateur. Il est indispensable pour des batteries au lithium, il surveille l'état de chaque élément.

Lorsqu'on désire implanter un nouveau système dans un avion, on élabore des normes et par la suite, on réalise des études. Ce type de procédure se passe sur plusieurs années. La FAA (Federal Aviation Administration) exige une redondance de tests.

Dans le cadre de notre recherche, nous désirons proposer un modèle permettant d'étudier les performances d'une batterie qui serait par la suite utilisée dans l'aéronautique. Nous tâcherons par conséquent de répondre à la problématique suivante : quelles sont les normes et les études à appliquer afin d'implanter une batterie au lithium dans l'aéronautique?

Afin de répondre à cette problématique, nous allons dans un premier temps étudier les caractéristiques générales de la batterie. Cela permettra d'obtenir une vue d'ensemble du fonctionnement et des fonctionnalités de celle-ci. Dans un second temps, il est important de s'intéresser aux normes existantes dans le secteur de l'aéronautique. Cette deuxième partie est l'axe principal de ce mémoire, elle nous permettra de définir les différentes démarches à suivre durant les tests futurs. Dans un troisième temps, les informations récoltées dans le second chapitre nous aiderons par la suite à élaborer un banc d'essai, ainsi qu'une procédure de test. Dans un quatrième temps, nous établirons une analyse des tests en s'appuyant sur les normes préexistantes. Pour cela, une étude précise des différentes données accumulées sera effectuée. Par la suite, nous interprèterons les résultats en analysant les performances de la batterie. Cette démarche est essentielle afin de comprendre le comportement de la batterie et de déterminer ses avantages et contraintes. Cela nous amènera à donner un point de vue sur la possibilité d'implanter la batterie étudiée dans un avion.

## CHAPITRE 1

### ÉTUDE DES NOTIONS GÉNÉRALES DES BATTERIES AU LITHIUM

#### 1.1 Batterie au Lithium

##### 1.1.1 Cellule Lithium

L'architecture d'une cellule Lithium et d'une cellule Nickel Cadmium sont très similaires. Elles sont constituées d'une anode, d'une cathode, d'un électrolyte et d'un séparateur. À l'aide du fluide (électrolyte), les ions circulent entre les deux électrodes tout en passant à travers le séparateur (situé entre les deux électrodes). Les électrons circulent entre la cathode et l'anode via le circuit électrique extérieur, ce qui engendre un courant électrique. La batterie se décharge lorsque les ions vont de l'anode vers la cathode et se recharge de la cathode vers l'anode.

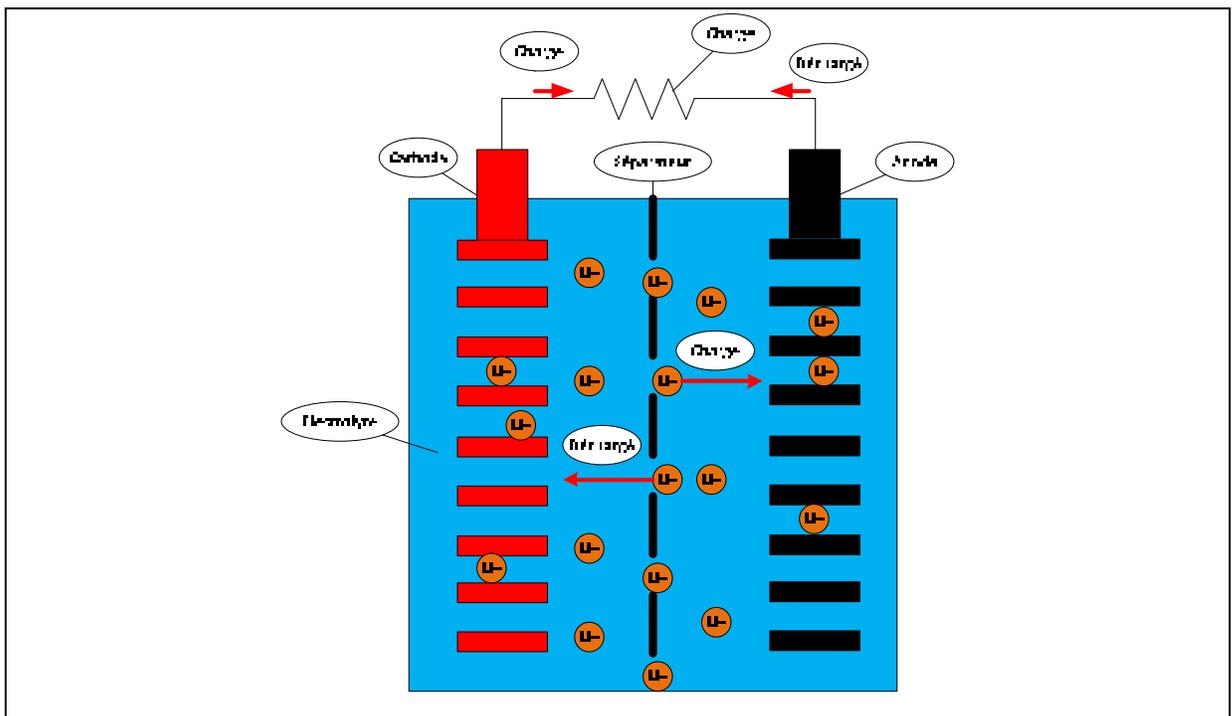


Figure 1.1 Cellule lithium

### **Anode**

L'anode est principalement constituée de couches de carbones où les ions vont s'intercaler lorsque la cellule se recharge. De plus, afin de faciliter la conduction, des fines couches de cuivre sont insérées dans l'anode. Le cuivre possède le même potentiel électrochimique que le carbone c'est pourquoi ce matériau est introduit dans l'électrode négative. L'amélioration de la conduction permet de réduire la résistance interne de la batterie ainsi que de limiter l'augmentation de la température dans la cellule.

### **Cathode**

La cathode est un matériau poreux constitué de trois couches. L'électrode est formée de lithium, de polymère et d'un conducteur. La cathode est l'électrode la plus développée, il existe différents types de cathodes pour la batterie au lithium (Li-Cobalt, Li-Manganese, Li-Phosphate, etc. ...).

### **Séparateur**

Le séparateur est généralement constitué de plastique et dispose de quatre fonctions majeures :

- Permet d'éviter un contact entre les deux électrodes.
- Permet de laisser passer les ions circulant dans l'électrolyte.
- Résiste à d'éventuelles pénétrations entre les deux électrodes afin d'éviter une importante décharge.
- Facilite le fonctionnement des cellules dans des températures élevées.

Si l'on réduit l'épaisseur du séparateur tout en gardant ses propriétés physiques, cela permettrait d'augmenter la densité énergétique de la cellule.

### **Électrolyte**

L'électrolyte est constitué de lithium et d'un solvant organique. Lors de la création de l'électrolyte, il y a trois facteurs à prendre en compte :

- La forte conductivité ionique;

- La performance dans un panel de températures définies;
- La stabilité dans un certain rang de tensions.

## **1.1.2 Batteries Lithium**

### **1.1.2.1 Architecture d'une batterie**

Une batterie est un ensemble de cellules reliées les unes aux autres. L'architecture des accumulateurs peut varier. Les cellules peuvent être connectées en parallèle; en série ou en parallèle et en série. Selon la configuration, la batterie ne délivrera pas la même tension ou le même courant. Lorsque l'on connecte deux cellules en parallèle, on additionne les courants de chaque cellule, cependant la tension de la batterie est égale à la tension d'une cellule. Toutefois si nous connectons deux cellules en série, on additionne les tensions, mais le courant reste le même.

### **1.1.2.2 SOC, DOD, Capacité**

L'état de charge de la batterie (SOC) représente le niveau de charge à un instant précis, exprimé en pourcentage. Ce niveau est comparé à la charge maximale de la batterie. (100% est le niveau maximal de charge et 0% correspond à une décharge complète de la batterie). Chaque cellule possède son SOC. La batterie possède également son propre SOC. La profondeur de décharge (DOD) mesure ce qui a été consommé de l'état de charge. Généralement cela s'exprime en Ah, mais on peut également l'exprimer en pourcentage. Le DOD est un complément du SOC. Lorsque la batterie a été complètement déchargée, le SOC est à 0% et le DOD est à 100%.

La capacité d'une batterie (exprimée en Ah) représente la quantité d'énergie qu'elle est capable de fournir après avoir été complètement chargée. La capacité (exprimée en Ah) d'une batterie est égale au DOD (exprimé en Ah) lorsque cette dernière est complètement déchargée. La capacité nominale de la batterie est généralement fournie par le fabricant. Lorsque l'on décharge la batterie à un faible courant, la tension est égale à la tension du

circuit ouvert de l'accumulateur (OCV). Lorsque la batterie atteint le niveau de tension de coupure, elle est complètement déchargée. Cependant lorsque l'on décharge à de forts courants, la résistance interne va augmenter. La tension atteindra donc plus rapidement le niveau de tension de coupure, cependant cela ne veut pas dire que la batterie est complètement déchargée. Dans cette situation, il est important de calculer la résistance interne pour estimer l'OCV qui nous permettra donc d'arrêter la décharge ultérieurement. Si la tension descend en dessous de  $\frac{1}{2}$  de l'OCV cette méthode ne marche pas.

### 1.1.3 Performance

L'Étude des performances d'une batterie dépend de son utilisation. Si l'on veut utiliser une batterie pour stocker de l'énergie solaire nous n'aurons pas les mêmes attentes que si nous voulions l'utiliser pour un ordinateur portable.

Lorsque nous utilisons des batteries pour un champ de panneaux solaires, les batteries vont permettre d'ajuster l'approvisionnement énergétique du réseau électrique en fonction de la demande. Tandis qu'une batterie d'ordinateur va être utilisée pour alimenter la partie électronique. Pour un ordinateur, nous voulons qu'elle prenne le moins de place possible et qu'elle puisse nous fournir une autonomie suffisante.

Pour l'énergie solaire, nous portons moins d'importance à la place qu'elle va occuper, nous voulons dans un premier temps qu'elle fournisse une grande puissance et qu'elle ait une forte capacité énergétique. De plus, les contraintes environnementales ne seront pas les mêmes, les facteurs à analyser ne seront donc pas similaires (Exemple: Température, humidité, etc. ...).

La batterie que nous allons étudier est une batterie de grande densité énergétique. Cette batterie servira à démarrer un groupe auxiliaire de puissance dans un avion, communément appelé APU. L'APU demande un pic de 800A pour que l'on puisse la démarrer. Nous voulons donc savoir si l'accumulateur sera capable de fournir ces pics de courant tout au long de son cycle de vie.

L'accumulateur lithium dispose de plus grandes capacités et d'une meilleure densité énergétique qu'une batterie Nickel Cadmium. Cependant le lithium est beaucoup plus instable, les facteurs environnementaux peuvent rendre dangereuse l'utilisation de la batterie. Afin d'utiliser une batterie en parfaite sécurité, il faut utiliser un BMS (Battery Management System). Ce système permet d'intervenir automatiquement sur l'accumulateur en cas de problème. Nous voulons donc savoir si la batterie au lithium est capable de fournir ces pics de courants tout en subissant des contraintes environnementales (température) qui pourraient détériorer sa stabilité.

Avant d'installer une batterie dans un avion, nous voulons reproduire un scénario type de ce que pourrait subir la batterie au lithium durant une période réduite (6 mois). Pendant ces 6 mois, la batterie sera testée en continu. Nous allons donc analyser différents paramètres afin de comprendre le comportement de la batterie et d'étudier son vieillissement.

Nous effectuerons des scénarios de vols pendant 6 mois, cependant nous porterons particulièrement notre attention sur les trois pics de courant qui vont être exécutés avant chaque début de vol. C'est dans ce court laps de temps (8 minutes) que nous allons principalement étudier la batterie :

- Nous allons analyser ces pics de courant en fonction de la température. Cela nous permettra de savoir si la batterie est apte à démarrer une APU dans toutes les situations.
- Nous allons également mesurer la tension de la batterie lors des démarrages d'APU. Si la tension est trop basse, cela pourrait gravement détériorer la batterie.
- Lors des différents démarrages d'APU, le SOC (état de charge) évolue également, il faut donc analyser les pics de courant et de tension en fonction du SOC et de la température.
- Avec les différents tests que va subir la batterie, la résistance interne peut varier et provoquer des chutes de tension. Il faut donc calculer l'IR (résistance interne) et voir comment cela évolue en fonction du SOC, de la température et du temps.

- Le BMS affiche un SOC, mais il peut également être intéressant de savoir comment évolue la capacité durant ces simulations. À l'aide de l'équation de Pukert, nous pourrions analyser l'évolution de la capacité en fonction du taux de décharge (1C, 4 C, etc. ...)
- La batterie au lithium dispose d'une forte densité énergétique, il peut être intéressant d'analyser l'évolution de la température interne en fonction des températures externes et du temps.

Une étude d'une cellule lithium à forte puissance (VL5V) a été effectuée dans un laboratoire (Jan L. Allen, 2009). Différents tests ont été réalisés (des tests de charge / décharge à différentes températures et différents SOC; des tests de comportement de la tension en fonction de sa capacité, etc.). Ces tests ont permis d'acquérir une connaissance très précise du comportement de la cellule en fonction de différents facteurs. La cellule lithium étant instable, mais également très performante, il est essentiel de créer un BMS qui utilise les performances de la batterie de manière optimale, tout en essayant de rester dans la limite de sécurité. Le plus difficile pour les batteries au lithium est donc de trouver le juste milieu entre performance et sécurité. La cellule VL5U a également subi des pics de courant de décharge et des tests d'évolution de stockage en fonction de la température. Cela a permis d'utiliser les cellules dans différentes fonctionnalités.

Si nous ne connaissons pas assez le comportement de la batterie, nous risquons de l'utiliser en dehors de la zone de sécurité (SOA). En effet, une mauvaise connaissance des caractéristiques principales de la batterie peut engendrer plusieurs risques :

- On peut endommager la batterie en la surchargeant et provoquer un emballement thermique.
- On peut endommager la batterie si on la décharge en dessous d'une certaine tension.
- On peut réduire la vie des cellules si l'on décharge la batterie en dessous d'une certaine température ou si on la décharge à un trop fort courant.
- Une trop longue exécution des pics de courant peut également engendrer une détérioration.

- Si nous n'utilisons pas la batterie dans la zone de température acceptable nous pouvons engendrer un emballement thermique.

#### 1.1.4 Vieillessement

« Le vieillissement correspond à une détérioration irréversible des performances » (Pelissier)

Il existe deux types de vieillissement :

- Calendaire : Le vieillissement calendaire agit lorsque la batterie est au repos ou entreposée. Les facteurs qui agissent sur ce type de vieillissement sont l'état de charge (SOC) et la température.
- Cyclage : Ce type de vieillissement intervient lorsque la batterie est en recharge ou décharge. Il y a différents facteurs qui influent sur ce phénomène (la température, les différents niveaux de SOC, la valeur du courant...).

Avant de choisir le modèle équivalent de la batterie, il faut définir le but de notre étude. Savoir si l'on s'intéresse à la partie chimique de la batterie ou simplement au vieillissement en fonction des sollicitations qui lui ont été infligées. Dans le deuxième scénario, il faut utiliser un modèle simple comportant une cellule dynamique RC (voir figure2). Selon l'état de la batterie on peut modifier les paramètres du modèle équivalent afin de la faire vieillir. Le phénomène de vieillissement peut se traduire par une perte d'énergie (en Wh) ou par une augmentation de sa résistance interne.

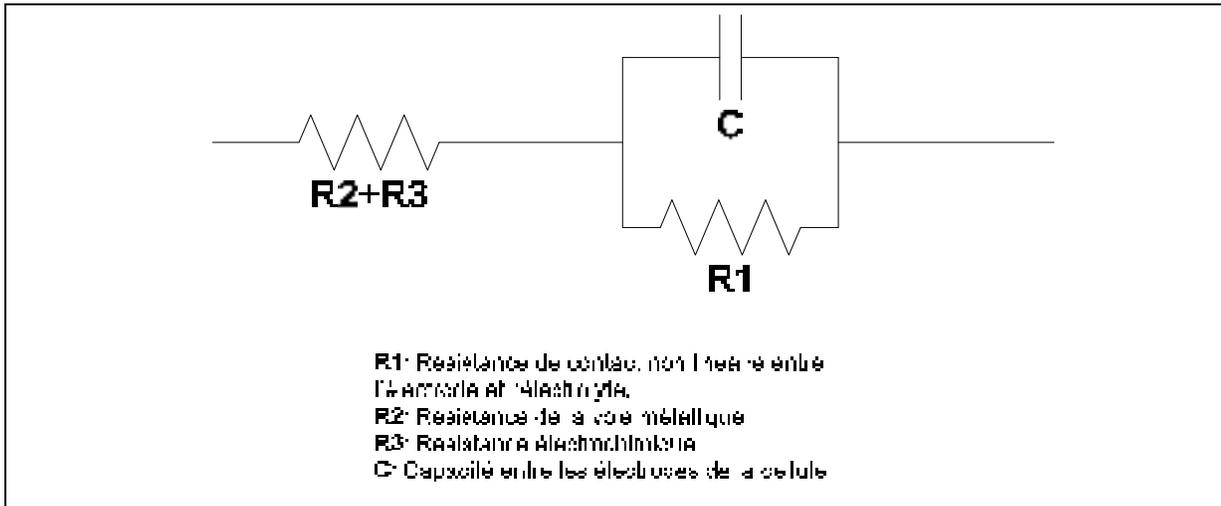


Figure 1.2 Modèle équivalent comportant une cellule dynamique RC

Si l'on s'intéresse à la partie chimique des cellules, le vieillissement peut être rangé en deux catégories :

- Une diminution de transferts d'ions qui engendre une perte de capacité.
- Une détérioration des électrodes causée par des pertes de contacts ou une passivation des particules dynamiques des électrodes. Dans cette situation la résistance interne peut être aggravée.

Les entreprises construisant des batteries, effectuent leurs propres tests de vieillissement de batterie. Généralement les données qu'ils fournissent ne suffisent pas pour donner une idée précise de la durée de vie de la batterie. Chacun des consommateurs aura une utilisation particulière. La batterie sera soumise à différentes températures ou courants. C'est pourquoi nous devons faire des tests sur la batterie afin de refléter l'usage réel de l'accumulateur dans un avion.

Beaucoup de recherches sont effectuées afin de comprendre le mécanisme de vieillissement et pouvoir le modéliser. Mais pour le moment cela reste complexe. De plus, tester une cellule ou un pack (batterie) ne revient pas aux mêmes recherches, il y a d'autres facteurs à prendre en compte (comme la gestion du BMS qui peut stopper la batterie quand la température est trop importante ou limiter le courant).

## **1.1.5 Système de gestion de batterie (BMS)**

### **1.1.5.1 Fonction principale**

Le BMS est un système intelligent permettant de contrôler, de protéger, d'estimer, de maximiser les performances, et de rapporter l'état de la batterie. Dans un premier temps, la principale fonction du BMS est de maintenir l'utilisation de la batterie la plus sécuritaire possible. Cela revient à:

- Stopper le courant de recharge si la tension d'une cellule dépasse les limites de sécurité;
- Stopper le courant de recharge si la température interne dépasse les limites de sécurité;
- Stopper le courant de décharge si la tension d'une cellule est trop basse. La batterie pourrait ne plus être utilisable.

L'utilisation du BMS est primordiale lorsque l'on recharge la batterie. Une fois qu'une cellule atteint sa tension de charge maximale, le BMS doit arrêter de recharger. La cellule la plus chargée est alors déchargée à l'aide d'une résistance jusqu'à atteindre une tension de charge plus ou moins égale aux autres cellules. Par la suite, la batterie peut continuer de se recharger. Ce processus est répété jusqu'à ce que toutes les cellules aient atteintes leur tension de charge maximale.

### **1.1.5.2 Recharge**

Lorsque l'on recharge la batterie, le BMS fait appel à un chargeur CCCV (courant constant, tension constante). La recharge s'effectue en deux étapes :

- Dans un premier temps, le chargeur est en mode CC : il fixe un courant constant jusqu'à ce que la tension maximale de la batterie soit atteinte.
- Une fois la tension maximale atteinte, le chargeur se met en mode CV. Le système maintient la tension de recharge constante tandis que le courant diminue de manière exponentielle jusqu'à ce que l'accumulateur soit complètement chargé.

Pour que les cellules ne soient pas endommagées, le courant de recharge est défini en fonction des différentes températures :

- Température interne entre  $-20^{\circ}\text{C}$  et  $-10^{\circ}\text{C}$  ou  $55^{\circ}\text{C}$  et  $70^{\circ}\text{C}$  le courant de recharge est à 5 A.
- Température interne entre  $-10^{\circ}\text{C}$  et  $0^{\circ}\text{C}$  le courant de recharge est à 30 A.
- Température interne entre  $0^{\circ}\text{C}$  et  $55^{\circ}\text{C}$  le courant de recharge est à 55 A.

### **1.1.5.3 Limites du courant**

Une batterie au lithium possède différentes limites de courant. Cela dépend si la batterie se recharge ou se décharge en continu ou à l'aide d'un fort pic de courant d'une courte période. Le BMS doit être capable de distinguer un pic de courant d'un courant continu. Afin que l'on puisse contraindre la batterie à de forts pics de courant, il faut incorporer dans le système de gestion de la batterie un algorithme. Le BMS sera apte à déterminer à quel moment il faudra intervenir sur la batterie de la manière la plus rapide et la plus efficace possible.

### **1.1.5.4 Limites de tension**

Le BMS doit être apte à reconnaître lorsque la tension d'une cellule se rapproche de sa tension maximale afin de réduire le courant de recharge. Sur certaines batteries, le BMS arrête simplement de charger la batterie et fait appel au système de balancement afin de diminuer le niveau de charge des cellules les plus chargées. Le chargement de la batterie est basé sur le fondement suivant : plus le niveau de tension aux bornes de la cellule augmente, plus le SOC augmente. Mais cela n'est vrai que lorsque l'on mesure la tension de la cellule en circuit ouvert.

Lorsque l'on mesure la tension de l'accumulateur, le circuit est fermé et d'autres éléments rentrent en jeu (la résistance interne). Plus le courant de recharge est important plus la tension de recharge des cellules est différente de la tension en circuit ouvert. Afin de réduire ce phénomène et de se rapprocher du OCV, plusieurs solutions sont possibles :

- Réduire le courant de recharge afin de minimiser les effets de la résistance interne.
- Calculer la résistance interne de la batterie afin d'estimer le OCV et donc le SOC de la cellule (en compensant la tension du circuit fermé de la cellule par la tension IR de la cellule).
- Arrêter le chargement de la batterie afin d'échantillonner le OCV durant la recharge.

#### **1.1.5.5 Limites de températures**

Le BMS doit échantillonner la température interne de la batterie. Lorsque la cellule est soumise à de trop hautes ou trop basses températures, elle risque d'être endommagée. C'est pourquoi un algorithme est également instauré. Selon la température interne, la batterie sera apte à augmenter, diminuer ou couper le courant.

Les cellules au lithium sont capables de fonctionner normalement entre  $-20^{\circ}\text{C}$  et  $60^{\circ}\text{C}$ . Cependant, certaines applications contraignent la batterie à des températures plus extrêmes. Le BMS doit dans certaines situations utiliser un ventilateur afin de réduire la température interne si elle est trop élevée. Lorsque la batterie est trop froide, le BMS active le balancement des éléments passifs, ce qui permet de créer de la chaleur dans l'accumulateur. Néanmoins lorsque les températures sont trop importantes le BMS doit désactiver la batterie.

#### **1.1.6 L'intégration des batteries au lithium dans le monde de l'aéronautique**

Aujourd'hui la batterie au lithium est devenue indispensable dans de nombreux secteurs (les appareils électroniques, l'automobile, etc.). Depuis quelques années, les compagnies aériennes désirent remplacer le nickel-cadmium par des batteries au lithium. Ce type d'accumulateur est plus performant et plus léger que toutes les autres catégories de batterie. Cependant le lithium est beaucoup plus instable. De très fortes réactions peuvent survenir suite à une mauvaise manutention du produit.

Dans le domaine de l'aéronautique, des batteries au nickel-cadmium sont utilisées pour alimenter certains équipements de l'avion, ainsi que pour démarrer un APU (source auxiliaire de puissance). Un APU est utilisé au sol pour fournir de l'énergie quand les moteurs sont à l'arrêt afin de réduire la consommation de carburant.

L'apparition du lithium dans l'aéronautique apportera une perte de poids et un gain de performance considérables. La forte demande en puissance ainsi que les contraintes environnementales peuvent provoquer des dégradations sur la batterie. C'est pourquoi il est important d'étudier les normes qui existent dans le but de créer un banc d'essais avant d'installer une batterie au lithium dans un avion.

## CHAPITRE 2

### ÉNUMÉRATION ET APPLICATION DES NORMES DANS L'AÉRONAUTIQUE

#### 2.1 Les problèmes rencontrés par Boeing

Lors de la mise en service de l'avion 787 Dreamliner, Boeing a rencontré des problèmes provenant du système électrique de l'avion (plus particulièrement des batteries au lithium). Le 7 janvier 2013, un accumulateur a surchauffé, le système a commencé à émettre de la fumée et à prendre feu dans l'aéroport de Boston. Cet avion appartenait à la compagnie Japan Airlines (JAL). Dans les jours qui ont suivi l'accident, United Airlines ainsi que All Nippon Airways (ANA) ont également connu des problèmes similaires avec leurs batteries. Contrairement à United Airlines et JAL, le Boeing 787 d'ANA était en plein vol et recevait des messages d'erreurs, expliquant que la batterie ne fonctionnait pas correctement. L'avion a donc effectué un atterrissage d'urgence et les passagers ont dû sortir par les sorties de secours.

En janvier 2013 la FAA a décidé de réétudier le modèle 787 Dreamliner afin de trouver la cause de ce problème. Durant cette période tous les Boeing 787 Dreamliner ont dû rester au sol. Après plusieurs investigations, le facteur principal de ce problème n'est pas encore déterminé précisément. D'après la NSTB (National Transportation Safety Board), une surcharge de la batterie ne serait pas la cause. Une cellule de la batterie aurait simplement subi un court circuit, ce qui aurait provoqué un emballement thermique. Cette situation est un problème majeur pour Boeing, car la batterie au lithium occupe plusieurs fonctions dans l'avion. Ces batteries servent à alimenter :

- le Groupe Auxiliaire de Puissance (APU),
- le système de contrôle de l'avion,
- les lumières d'urgences,
- la source de puissance indépendante

Depuis que cet événement est survenu, l'implantation de la batterie au lithium dans l'aéronautique est devenue une problématique primordiale qui nécessite la plus grande attention. Les réactions des batteries au lithium sont très instables et deviennent incontrôlables lorsque l'accumulateur subit de très fortes températures et pressions. Il est donc important d'instaurer des normes, afin d'utiliser la batterie en toute sécurité.

## **2.2 Normes instaurées par l'Administration Fédérale d'Aviation (FAA)**

Lorsqu'une compagnie d'aviation désire installer un nouveau type de batterie, la FAA doit être mise au courant du projet. Dans un premier temps, la fédération va étudier le projet et voir si le produit est en conformité avec les normes existantes. Dans le cas d'une batterie, il faut se référer à l'article (Code of Fédéral Régulation:14 (CFR) 25.1353 paragraphe (c) de 1 à 3).

1. La température ainsi que la pression des cellules doivent être contrôlées durant une recharge ou une décharge de la batterie. Le taux de recharge ou de décharge de la batterie ne doit pas influencer le contrôle de stabilité de l'accumulateur. À aucun moment la température de la cellule ne doit être incontrôlable lorsque l'on recharge la batterie :
  - à sa tension maximale,
  - durant un long vol (10h de vol et plus),
  - et durant les conditions de températures les plus froides d'utilisation.
2. Afin d'être en conformité avec le paragraphe précédent, des tests devront être effectués, en essayant de se rapprocher le plus possible de la situation réelle de mise en service de la batterie.
3. Dans aucune situation, une émission de gaz provenant de la batterie ne doit endommager la structure de l'avion ainsi que les systèmes adjacents.

Cependant la batterie au lithium représente un changement majeur dans l'aéronautique. L'utilisation d'un accumulateur au lithium exige beaucoup plus de précautions et de normes de sécurité en comparaison aux autres types de batteries. C'est pourquoi la Fédération Administrative d'Aviation a conçu une nouvelle procédure (Boeing Model 787-8 Airplane, lithium Battery Installation 25-359-SC) dans laquelle sont regroupées neuf nouvelles normes :

1. La température et la pression des cellules doivent être contrôlées durant toute la période de recharge ou de décharge, et également lorsqu'une défaillance du système d'alimentation ou de surveillance de l'accumulateur survient. De plus, aucune combustion ne doit se manifester lorsqu'un problème apparaît.
2. La conception de la batterie au lithium doit être faite pour empêcher toute augmentation de températures et pressions incontrôlées.
3. Aucun gaz explosif ou toxique ne doit être émis par la batterie au lithium en quantité dangereuse à l'intérieur de l'avion, durant son utilisation habituelle ou lorsqu'une défaillance du système de l'accumulateur survient.
4. L'installation de la batterie doit être en conformité avec les procédures 14 CFR 25.863 de (a) à (b) :
  - a. Toute zone où, des fluides ou des gaz inflammables risquent d'être émis lors d'une fuite d'un système doit être isolée. L'avion doit être conçu pour réduire au maximum la possibilité d'inflammation ou de mise en danger par le fluide ou le gaz.
  - b. Pour que la batterie soit en conformité avec le paragraphe précédent, des tests devront être effectués. De plus les facteurs suivants devront être pris en compte :
    - i. Signaler tout système pouvant fuir et émettre des fluides toxiques ou explosifs.
    - ii. Signaler les différents chemins que pourrait suivre le liquide.

- iii. Installer des détecteurs autour du système à risque.
  - iv. S'informer de toutes les caractéristiques d'inflammabilité du produit
  - v. Détecter toutes les possibilités de sources d'inflammations, y compris les défaillances électriques, de surchauffe de l'équipement et de dysfonctionnement du système de protection.
  - vi. Détecter tous les moyens disponibles pour contrôler l'éventuel incendie ou fuite (fermer l'équipement, arrêter l'écoulement des fluides, installer des extincteurs, etc.).
  - vii. S'informer sur la capacité à résister au feu et à la chaleur des différents équipements qui sont essentiels dans un avion.
5. Aucun fluide ou gaz corrosif ne doit sortir de la batterie au lithium et endommager la structure qui l'entoure, y compris les câbles électriques et les systèmes adjacents. Ce qui pourrait provoquer une défaillance majeure.
6. Chaque accumulateur doit être équipé d'un système qui permet de prévenir contre les événements inattendus qui pourraient se produire sur la structure de l'avion ou sur les équipements principaux, provoqués par une accumulation de chaleur générée par un court-circuit d'une cellule de la batterie.
7. Lors de l'installation, la batterie au lithium doit être équipée d'un système qui contrôle le taux de recharge automatiquement. Cela permettra de prévenir contre une surchauffe ou une surcharge de la batterie. C'est pourquoi des systèmes de détections doivent être installés :
- a. Un détecteur de température interne de la batterie, qui permettra de déclencher une alarme en cas de surchauffe. Cela déconnectera automatiquement la batterie de la source d'alimentation.
  - b. Un détecteur de défaillance de l'accumulateur afin de déconnecter automatiquement la batterie avec les systèmes d'alimentation externes.

8. L'équipage doit avoir la possibilité d'être informé à tout moment de l'état des batteries, lorsque celles-ci ont des fonctions qui impliquent la sécurité de l'avion. Des alarmes doivent être envoyées à l'équipage lorsque l'état de charge est en dessous des conditions acceptables pour opérer correctement.
9. D'après la certification 14 CFR 25.15.29 une procédure doit être élaborée afin de mesurer la capacité de la batterie à différents intervalles, durant son cycle de vie. Ceci permettra de s'assurer que la batterie est opérationnelle et pourra assurer ses fonctions habituelles. D'autre part, une autre procédure pour le stockage des batteries de rechange doit également être mise en place. Les batteries au lithium peuvent être endommagées lorsqu'elles sont stockées pendant une longue période à un faible niveau de charge.

Afin de respecter ces normes, un document (DO-311, 2008) a été conçu par la RTCA (Radio Technical Commission for Aeronautics). Le DO 311 a pour but de créer un standard de design, de certification et de production des batteries au lithium qui sont installées en permanence dans l'avion.

Le comité SC-211 qui a conçu le document DO-311 a ajouté quelques standards en plus des normes précédentes :

- La batterie au lithium doit avoir un système qui contrôle automatiquement le taux de charge de la batterie pour limiter les risques de surcharge. De plus, un système de prévention indépendant du chargeur doit être implanté dans la batterie pour déconnecter l'accumulateur du chargeur lorsqu'il y a un risque de défaillance de la batterie (température interne élevée, etc....)
- Un circuit de protection doit être installé sur la batterie. Ce système doit être suffisamment redondant afin de réduire le plus possible la probabilité qu'une défaillance de la batterie survienne.

- Le temps de recharge entre 20 % et 80% du SOC de l'accumulateur doit être inférieur à 1h.
- Les batteries de rechange doivent être stockées dans une salle ventilée et sèche avec aucun autre produit inflammable. La température de la salle doit être entre -20°C et 30°C. À aucun moment l'accumulateur ne doit être exposé à une température supérieure à 60°C. Cependant, pendant l'année la batterie peut tolérer quelques jours à 50°C.

La sécurité est le critère le plus important lors de l'évaluation des performances d'une batterie. C'est pourquoi le design de l'avion doit s'assurer d'effectuer de nombreux tests sur l'accumulateur, avec des paramètres environnementaux et opérationnels rudes et variés. Si la batterie est utilisée hors des limites qui ont été évaluées dans le laboratoire, cela peut engendrer des situations très dangereuses (combustion de la batterie, emballement thermique, etc.)

Malgré ces normes, Boeing a rencontré des difficultés avec ses batteries. D'après la FAA, l'accident de Boston relève du paragraphe 2 sur les conditions spéciales. Un court-circuit dans une des cellules aurait provoqué un emballement thermique. Plusieurs tests ont été effectués pour confirmer l'hypothèse du court-circuit.

### **2.3 Propositions de tests spécifiques supplémentaires**

Dans le cadre de notre recherche, il ne sera malheureusement pas possible d'effectuer certains tests pour des raisons de moyen et de droits. Les tests ci-dessous peuvent apporter des informations supplémentaires sur le comportement de la batterie. Ceci peut aider à rendre la batterie plus sûre et plus performante.

### 2.3.1 Détection d'un court-circuit

D'après plusieurs chercheurs, plus particulièrement Joshua Lamb et Christopher J. Orendorff, un court-circuit peut être provoqué par différents facteurs. Selon l'article (Lamb et Orendorff, 2014) ceci peut être dû à une défaillance mécanique lors de la conception. Une impureté peut s'être introduite entre les différentes couches de l'électrode ou par croissance dendritique de lithium entre les deux électrodes. Pour le manufacturier, il est pratiquement impossible de détecter ces erreurs. Par conséquent, il faut donc essayer de comprendre et de minimiser les conséquences d'un court-circuit.

Afin d'analyser le comportement d'un court-circuit dans une cellule, des chercheurs ont provoqué cette défaillance. Pour cela, la méthode la plus connue à ce jour est l'intrusion mécanique dans la cellule (exemple : faire pénétrer un clou dans une cellule). Cependant, cette méthode est trop dangereuse et n'est pas assez localisée (la réaction est trop violente et immédiate). C'est pourquoi Joshua Lamb et Christopher J. Orendorff ont décidé de déformer mécaniquement la cellule afin de provoquer un court-circuit localisé dans cette dernière. Deux forces ont été appliquées à la cellule cylindrique (une force perpendiculaire à l'axe et une force parallèle à l'axe). Plusieurs tests ont donc été effectués avec différents niveaux de force. Aucun des tests n'a réussi à reproduire les conditions exactes d'une défaillance lors d'une utilisation habituelle.

Néanmoins, la figure 2.1 ci-dessous nous montre le comportement d'une cellule lorsqu'on provoque un court-circuit par contrainte mécanique. Le temps de réaction du pic de température par rapport à la chute de tension est pratiquement instantané. Avant cette variation, aucun facteur ne laisse penser qu'il y aura une défaillance de la cellule. Dans un intervalle de quelques secondes, la température de la cellule a augmenté de plus de 400 degrés. Cette recherche nous montre qu'il est possible de créer un court-circuit dans une zone localisée de la cellule. Cependant les réactions de la cellule dépendent des conditions des tests et des caractéristiques de la cellule (selon la force appliquée sur la cellule, le pic de température est plus ou moins important).

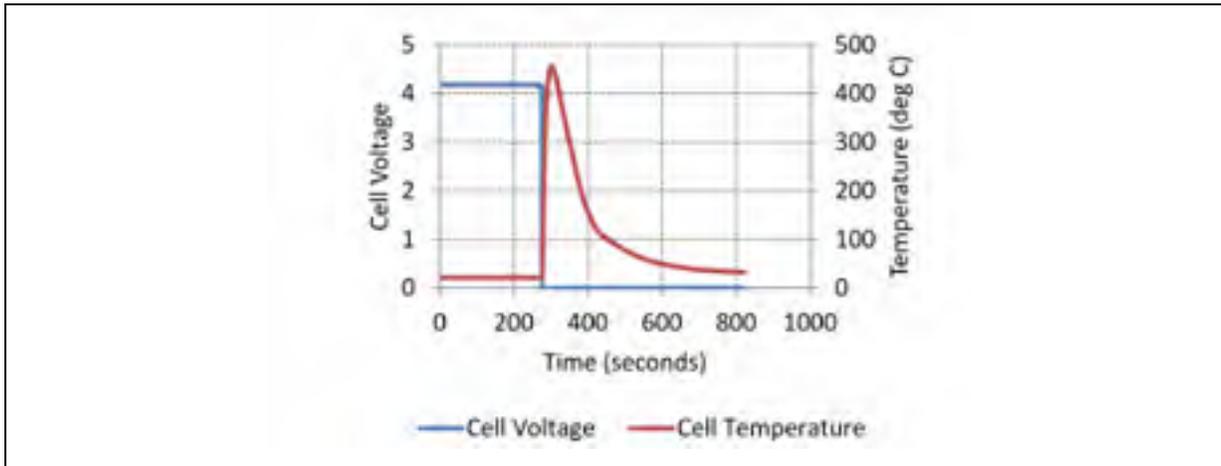


Figure 2.1 Tension et température d'une cellule lors d'un court-circuit  
Tirée de Lamb et Orendorff (2014, p.193)

Ce type de tests permet principalement d'analyser et de comprendre le comportement de la cellule lorsqu'elle est soumise à de très fortes contraintes mécaniques. À l'aide de ces résultats, nous pouvons voir quelles sont les réactions les plus violentes que la cellule puisse générer. Nous pouvons ainsi trouver des solutions pour limiter ou contrôler la réaction afin d'éviter d'endommager l'environnement qui l'entoure.

Selon des experts en batterie lithium, les conditions qui engendrent un court-circuit progressent tout au long de l'utilisation de la batterie. Mais il est très difficile de voir des signes de faiblesse avant que le court-circuit ne se produise. Par conséquent, le BMS ne peut donc intervenir à temps pour arrêter l'emballement thermique généré par le court-circuit.

L'accident de Boston illustre parfaitement ce problème. Entre la date de livraison du Boeing 787 (le 20 décembre 2012) et l'accident dans l'aéroport de Boston (le 7 janvier 2014) l'avion a effectué 169h de vols, soit 22 cycles de vols. Aucun signe de défaillance n'avait été constaté par Boeing. Par conséquent, les batteries lithium doivent être conçues de manière à contrôler et canaliser l'emballement thermique.

### 2.3.2 Emballlement thermique

Selon l'article (Qingsong et al., 2012) , l'emballement thermique se produit lorsqu'une réaction exothermique devient incontrôlable. Plus la température de la cellule augmente, plus le taux de réaction est important. D'après l'article, lorsque les cellules de la batterie atteignent 80°C, un emballement thermique peut se produire. Ce qui peut engendrer un feu ou une combustion de la batterie. Cette manifestation est due à une réaction exothermique entre l'électrolyte, l'anode et la cathode. Ce qui génère une augmentation de température et de pression dans la cellule.

Afin de visualiser et de comprendre le comportement thermique de la cellule, le diagramme de Semenov peut être un bon outil.

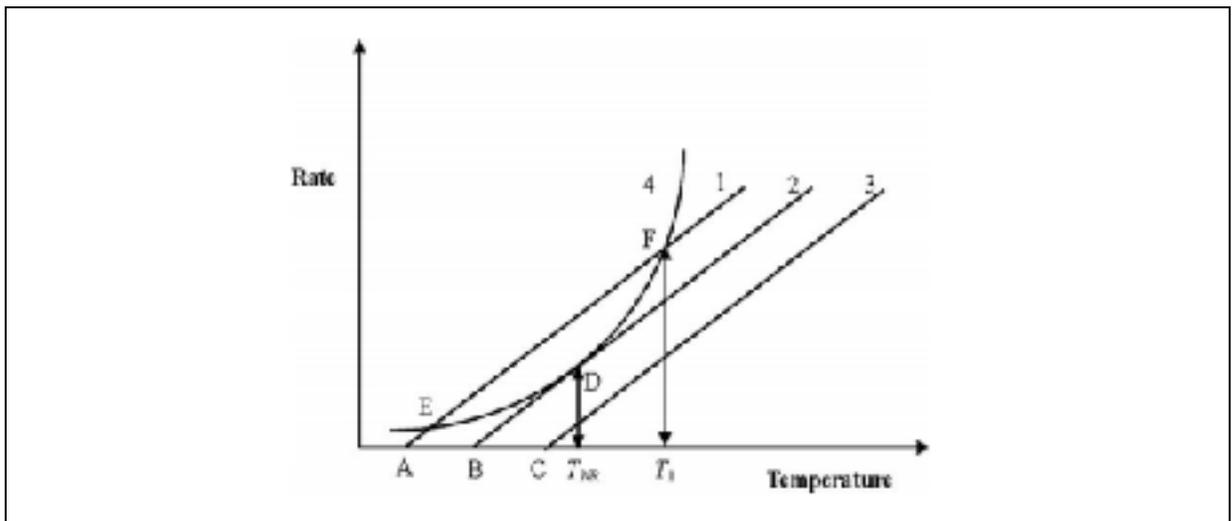


Figure 2.2 Diagramme de Semenov  
Tirée de Qingsong et al. (2012, p.212)

Ce diagramme permet d'étudier les risques thermiques. Cette méthode peut donc aider à déterminer à quel moment l'emballement thermique survient.

Dans un premier temps, il faut calculer la puissance thermique produite (courbe 4 : fonction exponentielle) ainsi que la puissance thermique évacuée (Courbe 1 à 3 : fonction linéaire).

En réunissant ces deux courbes dans un diagramme, nous pouvons déterminer la zone de sécurité thermique de la cellule.

Les courbes 1 et 4 se coupent en deux points (E et F). Dans ces deux cas, la température est stable, les deux puissances s'annulent. Cependant, seul le point E est un point de stabilité. Si la température augmente à partir de ce point, la dissipation de chaleur sera plus grande que la production de chaleur. Par conséquent, la température retournera au point de stabilité (E). De plus, si la température diminue, la cellule retournera également à son point de stabilité puisque sa production de chaleur sera supérieure à la dissipation. Tandis que pour le point F, si la température augmente elle ne sera plus contrôlable (la production de chaleur sera supérieure à la dissipation de chaleur). On appelle cette zone « le point de non-retour » (le point d'intersection D, entre la courbe 4 et 2 est également un point de non-retour). Les lettres A, B et C représentent des températures ambiantes. On s'aperçoit que lorsqu'on diminue la température ambiante, la zone de stabilité est plus grande (zone située entre les deux points de stabilité E et F).

Lors de nos analyses de performance, il ne sera pas possible d'effectuer ces tests, car il faudrait plusieurs batteries de rechange (une fois que la batterie a atteint le point de non-retour elle est inutilisable). De plus, de nombreux paramètres de la batterie nous sont inconnus. Cependant le diagramme de Semenov est une très bonne méthode afin d'analyser le comportement thermique de la batterie.

À l'heure actuelle, il y a quatre méthodes qui ont été conçues pour réduire la pression et la température de la cellule avant l'apparition d'un emballement thermique:

- Un conduit de sécurité est installé sur la cellule pour relâcher la pression lorsqu'une pression spécifique est atteinte dans la cellule. Tout le gaz accumulé dans la cellule est donc relâché. Une fois le gaz relâché, la cellule est alors exposée à l'air ambiant (présence d'oxygène), ce qui peut provoquer une réaction et engendrer une combustion.

- Une résistance est installée dans la batterie. Cette résistance fond lorsqu'une certaine valeur de courant est atteinte. Cela provoque une coupure de la batterie de manière permanente.
- Un PTC (coefficient de température positif) est installé dans la batterie. Lorsqu'un courant élevé traverse le système PTC, sa température augmente fortement. Cela est provoqué par les pertes fer. Par conséquent, la valeur de la résistance du PTC augmente considérablement, provoquant ainsi une forte chute de courant de la batterie et une diminution de chaleur générée par la cellule.
- Un système de gestion thermique (exemple : ventilateur) est installé dans la batterie. Ce système de refroidissement introduit dans le BMS permet de réduire la température de la batterie afin que les cellules puissent opérer dans leur zone de sécurité.

Afin de rendre l'utilisation de la batterie la plus sûre possible, il est préférable de coupler plusieurs systèmes de sécurité. Ce qui permet de réduire les chances d'emballement thermique.

En plus d'étudier les risques d'emballement thermique dans une batterie, il est important d'étudier les performances de celle-ci en fonction des applications qui lui seront demandées. Pour une voiture par exemple, il est important d'étudier la capacité de la batterie ainsi que l'auto décharge de l'accumulateur, car ce sont les facteurs primordiaux qui déterminent l'autonomie d'une voiture électrique. Cependant dans l'aviation, ces facteurs ne sont pas primordiaux car nous n'avons pas besoin d'avoir une autonomie importante. Ce qui nous intéresse c'est de savoir si la batterie est capable de fournir des pics de courant de 800A pour démarrer une source de puissance auxiliaire à différentes températures. Dans ce cas, il est donc intéressant d'analyser les performances de puissance de celle-ci. Pour ce faire, la résistance interne de la batterie sera un facteur important à étudier.

## 2.4 Étude des performances des batteries

Selon l'article (Hans-Georg et al., 2010) il est important de connaître la valeur de la résistance interne pour concevoir une batterie. C'est un facteur important pour déterminer la puissance, l'énergie fournie et la chaleur dissipée de la batterie.

Dans le but de déterminer la valeur de la résistance interne, il existe plusieurs méthodes (courant alternatif, tension circuit ouvert, etc.). Cependant, il n'est pas possible de choisir aléatoirement le procédé. Il faut déterminer la méthode à utiliser en fonction de l'application qui sera demandée à la batterie.

### 2.4.1 Théorie

D'après l'article (Jan, 2014) lorsqu'on contraint la batterie à une certaine charge, la tension de la batterie ( $V_{batt}$ ) est différente de sa tension en circuit ouvert. Ceci est influencé par sa résistance interne ( $IR_{int}$ ), sa réaction électrochimique ( $V_{réaction}$ ) et son gradient de concentration ( $V_{diffusion}$ ).

$$V_{Batt} = V_{ocv} - V_{réaction} - V_{diffusion} - IR_{int} \quad (2.1)$$

D'après cette équation on s'aperçoit que plus la résistance interne augmente, plus la chute de tension sera grande lorsque l'on décharge la batterie.

La résistance interne peut être influencée par le SOC, la température de la batterie et également par la résistivité des matériaux des cellules (cathodes, anodes, électrolyte, etc.). En plus de ces facteurs, la géométrie et la disposition des matériaux de la cellule influencent la valeur de celle-ci.

### 2.4.2 Les différentes méthodes utilisées

Il existe quatre méthodes possibles pour déterminer la résistance interne : l'AC résistance interne, l'EIS (l'électrochimical impédance spectroscopie), la loi de Joule, la loi d'Ohm.

- **AC résistance méthode** : on injecte un petit courant dans la batterie à une fréquence constante, ce qui génère une tension alternative. L'impédance de la batterie peut être ainsi déterminée, cependant la valeur de l'impédance dépend de la fréquence utilisée. Selon la fréquence utilisée, l'impédance peut varier de manière significative.
- **EIS méthode** : durant ce test, un courant AC est également injecté. A l'aide de cette méthode, des informations supplémentaires peuvent être fournies. On peut déterminer le taux de corrosion, l'âge de la batterie, etc. Malheureusement cette technique est très coûteuse.
- **Lois de Joule** : lorsqu'un courant circule dans la batterie, les cellules génèrent de la chaleur. Cette chaleur dissipée est définie par :

$$Q_{perdu} = I^2 \cdot R \cdot t \quad (2.1)$$

Un calorimètre peut être utilisé pour déterminer la chaleur générée par la réaction chimique. Cependant, cela nécessite l'installation de beaucoup d'instruments pour déterminer cette chaleur. Ce système ne pourra être utilisé lors de nos tests.

- **Méthode des lois d'Ohm** : La résistance interne est calculée à partir de la tension et du courant de l'accumulateur lors d'un pic de recharge ou une décharge. On prélève la tension et le courant à deux intervalles différents (figure 5). Par la suite, on détermine la résistance interne à l'aide de l'équation suivante :

$$R_{int} = \frac{U_1 - U_2}{I_2 - I_1} \quad (2.2)$$

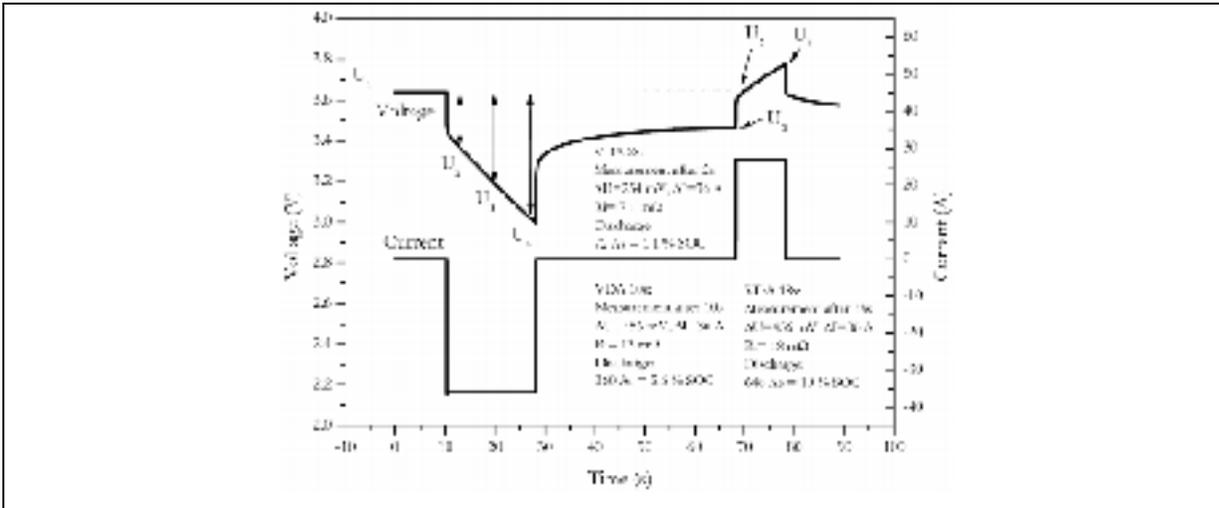


Figure 2.3 Méthode des lois d'ohm  
Tirée de Hans-Georg et al. (2010, p.5612)

Cette méthode est la moins coûteuse et ne demande aucun équipement additionnel : nous pouvons calculer la résistance interne simplement avec les valeurs de courant et de tensions prélevées, sans modifier le déroulement des tests.

Cependant cette méthode est contestée, la chute de tension n'est pas seulement causée par la résistance interne, mais également par le changement d'état de charge de la batterie. Pour obtenir la vraie résistance interne, il faut donc déterminer le nouveau SOC. Pour cela, il faut laisser la batterie se reposer pendant 15 minutes afin de relever l'OCV stabilisé. Avec cette tension, l'état de charge peut être déterminé.

Selon l'article (Shuhong, 2010), il existe une méthode plus simple et plus efficace. Afin de minimiser la variation de l'état de charge, il faut injecter un pic de courant durant un intervalle de temps très court (100ms). La variation du SOC peut alors être considérée comme négligeable. D'après (Hans-Georg, 2010) on s'aperçoit que plus l'intervalle de temps est court, plus la valeur semble petite et précise.

De plus, Hans-Georg et ses collègues se sont aperçus que plus la valeur du pic de courant est importante, plus la mesure de la résistance interne est précise (figure 2.4).

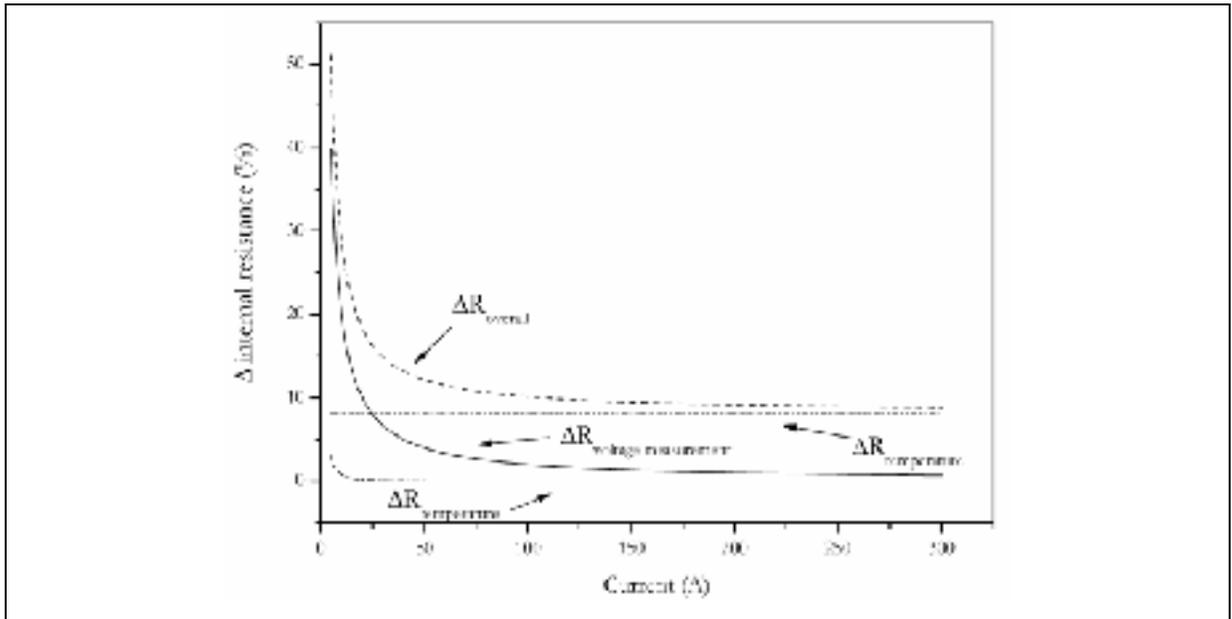


Figure 2.4 Précision de la valeur de la résistance interne  
Tirée de Hans-Georg et al. (2010, p.5615)

Il existe plusieurs méthodes pour déterminer la résistance interne de la batterie. Cependant, la loi d'Ohm est la méthode la plus appropriée pour notre projet. Lors de nos tests, nous allons simuler des démarrages d'APU qui demanderont de forts pics de courant (plus de 700A). Cela convient parfaitement avec la loi d'Ohm, nous n'aurons donc pas besoin de changer les procédures de test pour déterminer la résistance.

Cette variable représente un facteur important dans l'analyse des tests. Elle nous permettra d'évaluer l'influence du SOC et de la température sur la batterie. Nous pourrons ensuite émettre des hypothèses et tirer des conclusions sur la possibilité d'implanter la batterie au lithium dans un avion.



## CHAPITRE 3

### ÉLABORATION D'UN BANC D'ESSAI

#### 3.1 Cahier des charges

Le but de ce projet est de créer un banc d'essai et d'étudier les performances d'une batterie au lithium afin de savoir si elle répond à toutes les normes imposées par la FAA avant d'être implantée dans un avion. Pour cela, nous avons reproduit le cycle de vie d'une batterie en la soumettant à de nombreuses contraintes environnementales qu'elle risque de subir durant les vols.

##### 3.1.1 Scénario de vol

Il est important de reproduire le plus précisément possible les différentes phases de vols afin que la batterie soit soumise aux mêmes contraintes que dans de réelles conditions de vol.

Un scénario de vol est divisé en deux phases :

- **Phase au sol** : durant cette étape, les facteurs les plus importants à prendre en compte sont la température environnementale ainsi que le temps passé au sol.
- **Phase de vol** : pendant cette étape la température ne varie pas ( $-56^{\circ}\text{C}$ ), mais la durée peut varier selon les destinations voulues.

Afin d'établir un échantillon représentatif de vols, trois types de missions ont été décidés pour la phase de vol (long-courrier (10h de vol), moyen-courrier (3.48h de vol) et court-courrier (1.6h de vol).

La figure 3.1 ci-dessous représente un profil type de vol moyen-courrier. Au point A, la batterie reste au sol à une température ambiante voulue. Dans un deuxième temps, l'avion décolle et la température extérieure est désormais de  $-56^{\circ}\text{C}$ . L'avion atterrit ensuite à une destination B, soumettant la batterie à une nouvelle température.

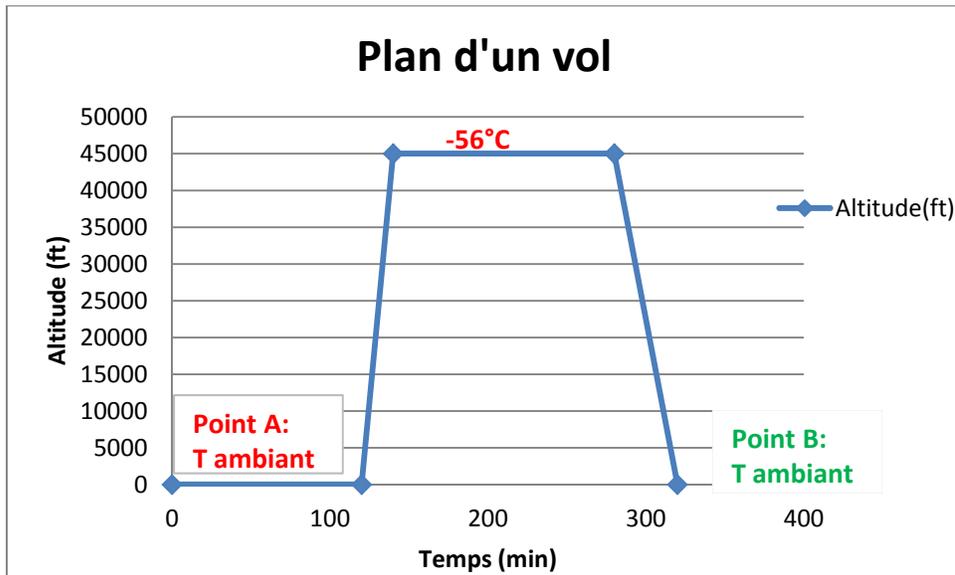


Figure 3.1 Profil d'un vol

Pendant la phase au sol il n'y aura que deux types de périodes (20 minutes et 10h). Cependant la température ambiante variera entre  $-40^{\circ}\text{C}$  et  $70^{\circ}\text{C}$  selon les destinations. En plus de reproduire les contraintes environnementales auxquelles la batterie est soumise, il est important de simuler toutes ses fonctionnalités (démarrage de l'APU, alimentation du système électrique de l'avion). Les tests d'applications s'effectueront pendant la phase au sol, quelques minutes avant la simulation de vols.

### 3.2 Fonction de la batterie

La batterie possède trois fonctions principales dans un avion :

- Fournir de l'énergie pour démarrer de l'APU
- Alimenter le système électronique de l'avion au sol
- Alimenter les charges en situation d'urgence

Avant chaque vol, le pilote doit être capable de démarrer l'APU. Cependant il ne possède que trois essais, si à la troisième tentative cela ne marche toujours pas, l'avion restera au sol.

Nous avons donc décidé de reproduire le scénario le plus extrême en exécutant trois démarrages d'APU avant chaque vol (cela représente trois pics de 800A pendant 20 secondes (figure 3.2). Au préalable, la batterie alimente le système électronique de l'avion au sol, ceci sera représenté par un courant de 20A pendant cinq minutes.

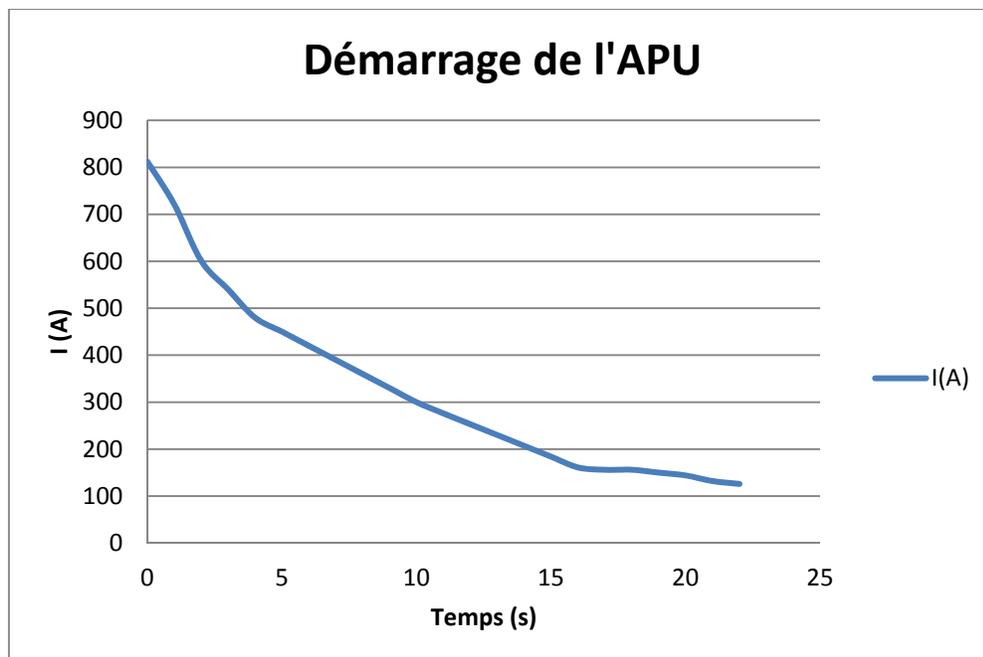


Figure 3.2 Courant de démarrage de l'APU

### 3.3 Caractéristiques techniques de la batterie au lithium

#### 3.3.1.1 Caractéristiques électriques

Tableau 3.1 Caractéristique électrique

<b>Définition</b>	<b>Valeur</b>
Tension nominale	25V
Capacité en fin de vie (C1)	45Ah
Énergie	1125Wh
Tension maximale	28V
Tension (batterie déchargée)	23.3V
Courant maximum de décharge	300A
Résistance interne (25°C)	5.5mOhm
Température d'utilisation	-15°C / 71°C
Temps de recharge entre 20% et 90%	45min
Stockage	20°C +/- 10

### 3.3.1.2 Caractéristiques mécaniques

Tableau 3.2 Caractéristique mécanique

<b>Définition</b>	<b>Valeur</b>
Hauteur	336.2 mm
Largeur	350.5 mm
Longueur	339.3 mm
Poids	30.2kg

Sur le côté de la batterie se trouve un conduit d'évacuation. Ceci permet de connecter un tuyau afin d'expulser le gaz à l'extérieur de l'avion en cas d'emballement thermique. Les tableaux (3 et 4) ci-dessous nous démontrent les caractéristiques du gaz lorsqu'une forte défaillance survient (température, volume, etc.).

Tableau 3.3 Caractéristique d'un emballement thermique

<b>Évènement</b>	<b>Température maximale</b>	<b>Volume maximal rejeté (Litre)</b>	<b>Flux du gaz (Litre/Sec)</b>
Emballement thermique	525°C	383 Litre en 8sec	157 Litre/Sec

Tableau 3.4 Composition du Gaz après un emballement thermique

<b>Composition du Gaz</b>	<b>N2</b>	<b>CO2</b>	<b>CO</b>	<b>Résidu de combustion</b>
Vol (%)	65	27	3	5

### 3.4 Mise en place du laboratoire

#### 3.4.1.1 Liste d'équipements

Afin de simuler des vols, nous devons nous rapprocher le plus possible des conditions réelles. Pour cela nous avons besoin d'un certain nombre d'équipements :

- Une charge électronique DC programmable d'Ametek : AMREL PLW24K 120-1500. Celle-ci permettra de simuler le démarrage de l'APU ainsi que l'alimentation des équipements électroniques de l'avion. Ce système possède une précision de 0.05% $\times$ I.
- Une source d'alimentation AC électrique : California MX45. Ce système permettra d'alimenter en triphasé un redresseur (trois phases, 115V, 400Hz). Par conséquent le TRU (redresseur) rechargera la batterie à courant constant.
- Une chambre thermique : Thermotron XSE-600-15-15. Cette chambre environnementale permettra de simuler différentes destinations ainsi que différents vols en changeant simplement la température. Le système peut faire varier la température entre -70°C et +180°C (la précision de la température est de +/-0.5°C). Cependant, en raison d'un coût trop élevé, nous n'utiliserons pas de chambre atmosphérique pour la réalisation de nos tests.
- Un système de contrôle et de mesure : NI PXI 1078. Cet ordinateur va permettre de mesurer, contrôler et enregistrer les données des différents tests réalisés.

### 3.4.1.2 Schéma fonctionnel

Voici le schéma fonctionnel permettant d'effectuer les différentes simulations de vols.

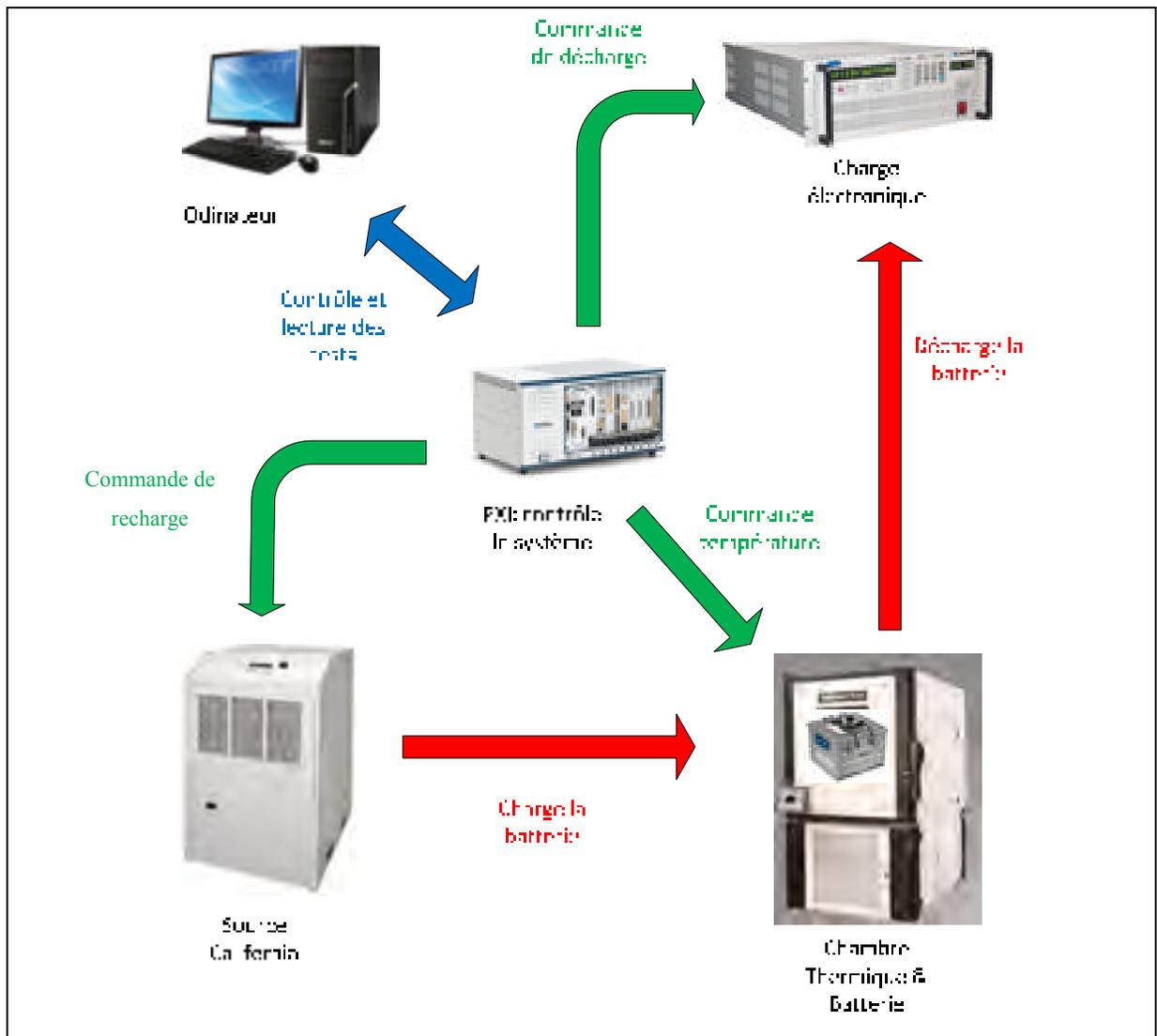


Figure 3.3 Schéma fonctionnel du laboratoire

3.4.2 Circuit électrique

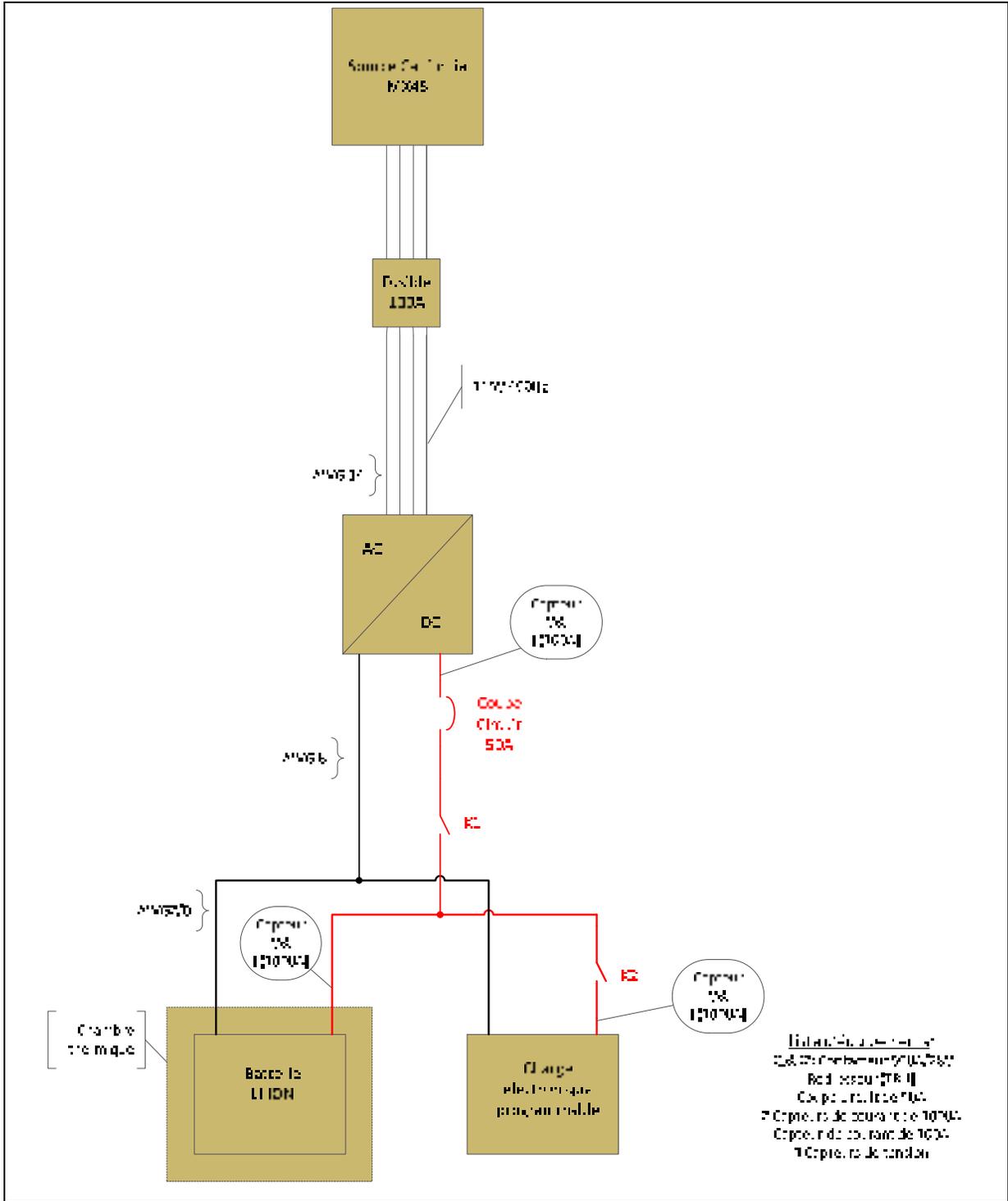


Figure 3.4 Circuit électrique

D'après le schéma ci-dessus, nous pouvons voir deux contacteurs (K1 et K2). Ces deux équipements permettent à la batterie de se recharger ou de se décharger. Ils sont tous les deux contrôlés par le PXI ainsi que la charge électronique et la chambre thermique. Cependant, la batterie ne peut être contrôlée, nous pouvons simplement lire les informations du BMS à l'aide du PXI et du logiciel LabVIEW. Dans un premier temps, si nous fermons K1 et ouvrons K2, nous rechargeons la batterie. Cependant nous n'avons aucun contrôle sur le courant de recharge, c'est le BMS de la batterie qui définit ce courant. À l'inverse, si nous fermons K2 et ouvrons K1, nous déchargeons la batterie. À l'aide du PXI, nous pouvons envoyer une commande à la charge électronique qui imposera un courant de décharge.

### **3.4.3 Capteurs et enregistrement des données**

Durant nos tests, nous avons besoin de différents types de capteurs :

- **3 Capteurs de courant**
  - Un capteur de 1000A pour la charge électronique
  - Un capteur de 1000A pour la batterie
  - Un capteur de 100A pour le redresseur (TRU)
  
- **3 Capteurs de tension**
  - Un capteur pour la charge électronique
  - Un capteur pour la batterie
  - Un capteur pour le TRU
  
- **3 Capteurs de température**
  - Un capteur thermique pour la chambre
  - Un capteur thermique installé en plus dans la chambre
  - Un capteur dans la batterie

Dans le cadre de nos tests, toutes les données sont enregistrées dans un fichier Excel et sauvegardées dans le PXI. Lors des démarrages d'APU, la fréquence d'échantillonnage sera 4 kHz tandis que pour les autres procédures, la fréquence sera de 1Hz.

### **3.5 Tests**

Le but de ces tests est de reproduire de la manière la plus fidèle possible le cycle de vie d'une batterie dans un avion, sur une période de huit mois. Trois cycles de 24 vols devront être répétés 6 fois (cela représente 4320h de test). Afin de simuler différentes destinations, la chambre a la possibilité de soumettre l'équipement à 7 gammes de températures différentes (-40°C, -20°C, 0°C, 20°C, 30°C, 50°C, 70°C).

Cependant, les performances de la batterie ne sont pas uniquement influencées par la température mais également par son état de charge. C'est pourquoi nous allons tester la batterie à quatre niveaux de SOC différents (40%, 70%, 80% et 90%).

En combinant les différentes possibilités de SOC et de températures, nous pourrons mieux comprendre le comportement de la batterie ainsi que ses limites, afin d'exécuter des démarrages d'APU.

Lors de ces tests, les variables prises en compte seront donc : le SOC, la température, la durée au sol, et la durée en vol. Au sol, il y a seulement deux périodes différentes (10h et 20 minutes), tandis qu'il y aura trois scénarios de vols (10h, 3.48 h et 1.6h). Par cycle, il y aura donc quinze scénarios différents.

Voici un tableau montrant le nombre de scénarios différents par types de vols.

Tableau 3.5 Nombre de scénarios par types de vols

<b>Mission</b>	<b>%</b>	<b>Nombres de scénarios</b>
Court courrier	28	4
Moyen-courrier	62	9
Long courrier	10	2
Total	100	15

### 3.5.1 Algorithme d'un vol type

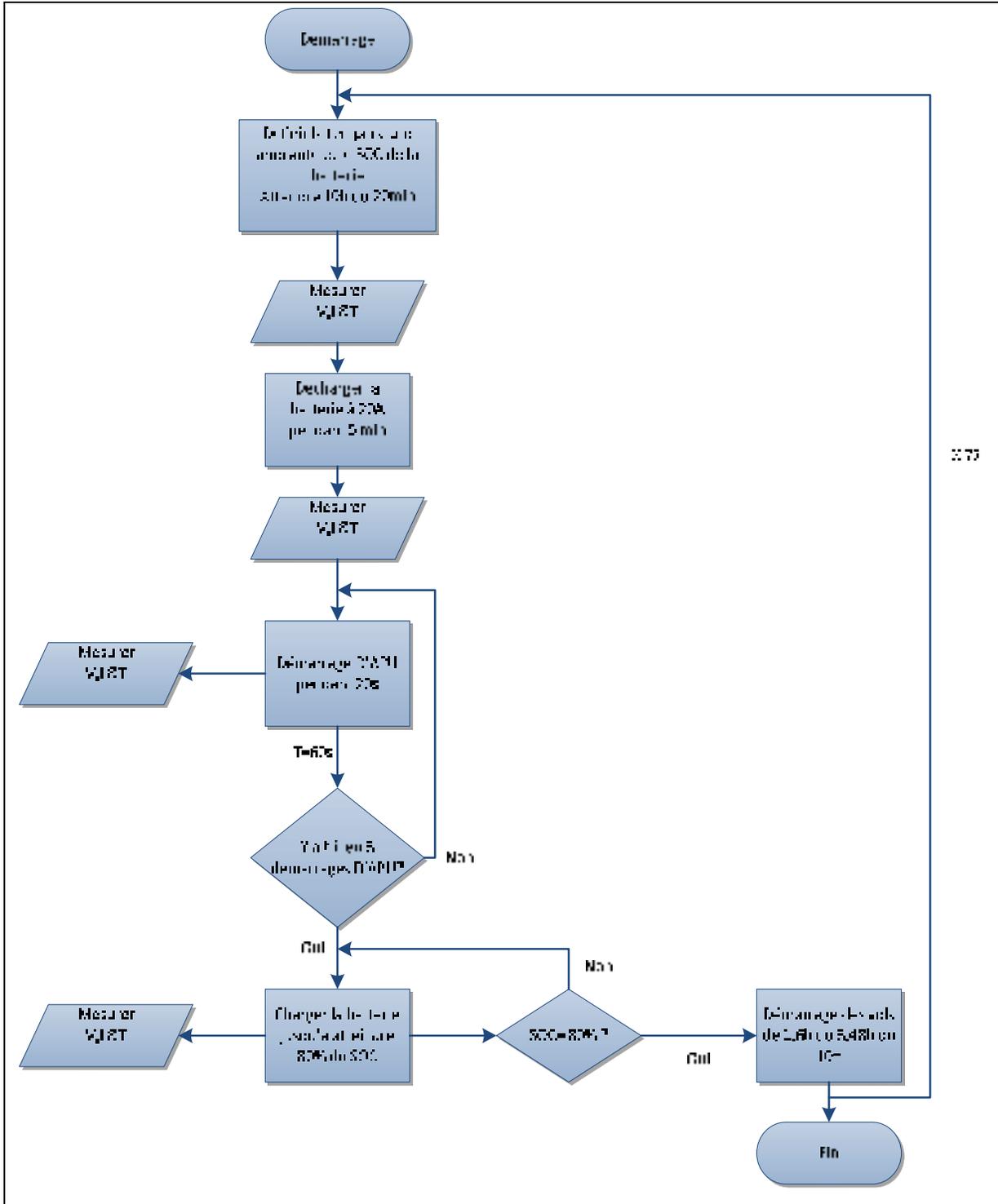


Figure 3.5 Algorithme d'une simulation de vol

### 3.5.2 Tests de vibrations

Lors de son utilisation, la batterie sera installée dans la queue de l'avion entre deux moteurs. À cet endroit la vibration sera plus forte que dans la cabine et le cockpit. Il est important de s'assurer que dans le cas d'un « Engine Rotor Burst », la forte vibration engendrée par cette perte de moteur ne va pas détériorer les fonctions d'urgences de la batterie. Pour ce faire, il faut effectuer des tests de vibration (selon la norme DO-160 Section 8 du manuel RCTA).

Lors de nos tests, nous interrompons nos simulations de vols afin d'effectuer un test de vibration. Nous reprendrons les simulations par la suite. Nous pourrions ainsi comparer les performances de la batterie avant et après ces tests de contraintes physiques.

Les tests seront effectués sur trois axes différents (x, y et z). La séquence suivante (tableau 3.6 (d'après le document DO-160)) sera exécutée pendant trois heures pour chaque axe.

Tableau 3.6 Séquence de vibration

DSP ( $g^2/Hz$ )	Fréquence (Hz)
0.024	10
0.024	40
0.04	51.7
0.04	500
0.0026	2000

Ces tests vont permettre d'analyser la résistance de la batterie face aux contraintes externes. On appelle ce genre de tests des « essais de vibrations aléatoires ». Les fréquences et l'amplitude varient constamment tout le long de la séquence.



## CHAPITRE 4

### ANALYSE DES RÉSULTATS ET CONCORDANCES AUX NORMES

#### 4.1 Pré-tests

Avant de commencer avec les tests, nous avons simulé trois vols avec deux batteries au plomb de 12V (Batterie Lead Acid UB1280), dont le but était de tester l'ensemble du système afin de ne pas détériorer la batterie au lithium. Ces batteries étaient connectées en série. Nous obtenions ainsi une tension nominale de 24V qui nous permettait de nous rapprocher de la tension nominale de la batterie au lithium (25V). Le câblage de la batterie au lithium étant déjà réalisé, nous ne pouvions pas installer les batteries dans la chambre thermique (les connexions étaient différentes). Nous avons dû réaliser un câblage en parallèle à l'extérieur de la chambre thermique. La batterie n'était alors pas soumise à des contraintes de température.

Cependant à l'aide du programme Labview et du PXI nous avons simulé trois vols (voir en annexe : Scénario de vol des batteries au plomb). Nous avons exécuté des tests de recharges et des décharges de la batterie au plomb, tout en contrôlant la température de la chambre. Lors de ces tests, aucun problème n'est survenu.

Après avoir pris connaissance des caractéristiques techniques, nous avons commencé à prendre en main la batterie au lithium. Dans un premier temps, nous avons réalisé des tests de recharge et de décharge à faible courant.

Par la suite nous sommes passés aux tests de démarrage d'APU. Les pics de courant d'APU n'ont pas été exécutés correctement. La charge électronique était en mode automatique. Ce mode fonctionne avec trois niveaux (courant  $>750$ ,  $750 >$  courant  $> 150$ , courant  $< 150$ ). La charge électronique a donc utilisé ces trois modes. Cependant, pour passer d'un mode à l'autre, la charge doit se déconnecter, ce qui a provoqué des coupures de courant lors du démarrage d'APU.

Nous sommes donc passés en mode manuel. La batterie a commencé à exécuter le pic de courant avec une température interne de 20°C, mais elle s'est déconnectée. Le profil de l'APU était trop proche de ses limites. Nous avons donc créé de nouveaux profils d'APU (voir annexe : courbes APU). Avec le profil N°2, la batterie a pu réaliser le démarrage de l'APU dans son intégralité. Lorsque la batterie a atteint 28°C, nous avons effectué un test d'APU mais cette fois-ci, la batterie s'est arrêtée. À l'aide d'un troisième profil, la batterie a réussi à effectuer un démarrage d'APU avec une température interne de 28°C.

## 4.2 Premiers vols

La batterie est restée 10h au sol à une température ambiante de -20°C. À la fin de ces 10h, la batterie a atteint une température interne,  $T_{in}$ -17°C. Une fois cette première étape réalisée, nous avons procédé à l'exécution du « Power Aircraft » ainsi qu'aux trois démarrages de l'APU (Courbe APU n°3 voir annexe). À la fin des démarrages d'APU, la température interne a augmenté de 6°C ( $T_{in}$  -11°C). Malgré l'augmentation de la température ( $T_{in}$ ), la recharge de la batterie s'est effectuée avec un courant de 4.7A.

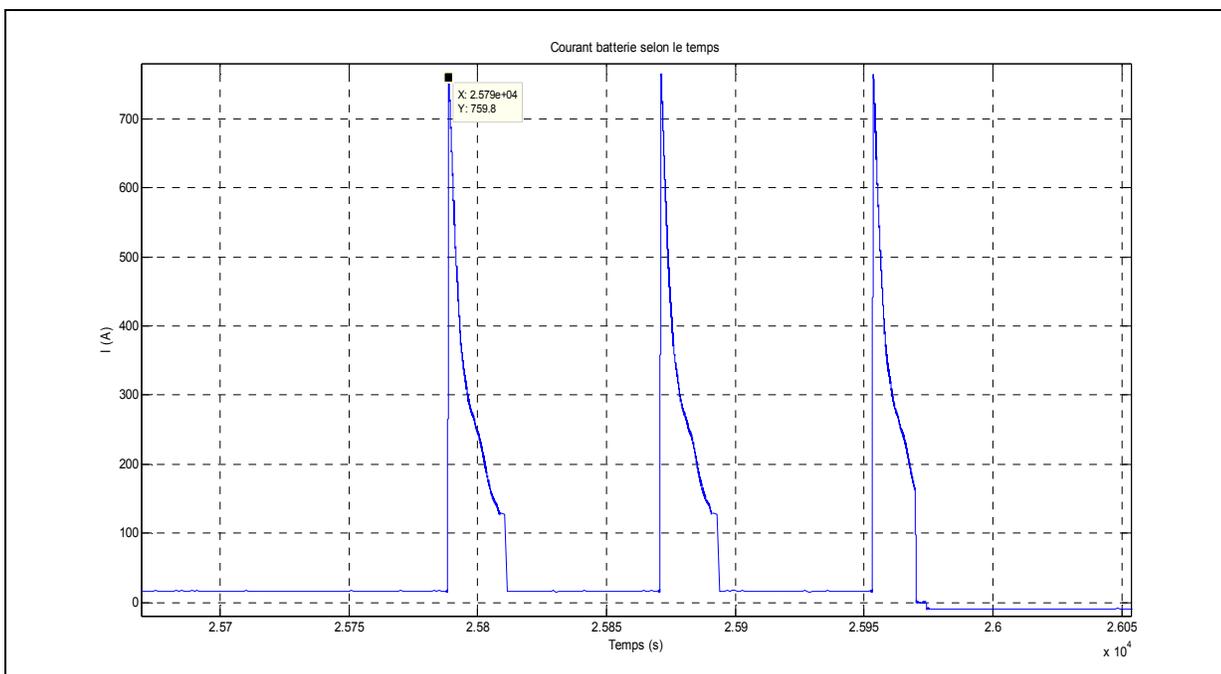


Figure 4.1 Cycle1 Vol1, Courant de la batterie pendant les démarrages d'APU

Ci-dessous, la figure 4.2 démontre qu'au début du vol la batterie dispose d'un SOC de 40%. Après les trois démarrages d'APU, la batterie a perdu 16% de son état de charge (SOC à 26%). L'accumulateur est proche de sa limite qui est de 20%. Si la batterie descend en dessous de 20%, le BMS (Battery Management System) se déconnecte. Nous ne pouvons plus intervenir sur la batterie. Il faut alors éteindre la batterie, la rallumer puis la recharger. Lorsque l'on reconnecte l'accumulateur, le BMS affiche un SOC erroné. Ceci permet de recharger la batterie malgré le fait que son SOC soit inférieur à 20%. La batterie dispose d'un délai de dix minutes. Si nous n'intervenons pas dans cet intervalle de temps, la batterie affichera son SOC réel.

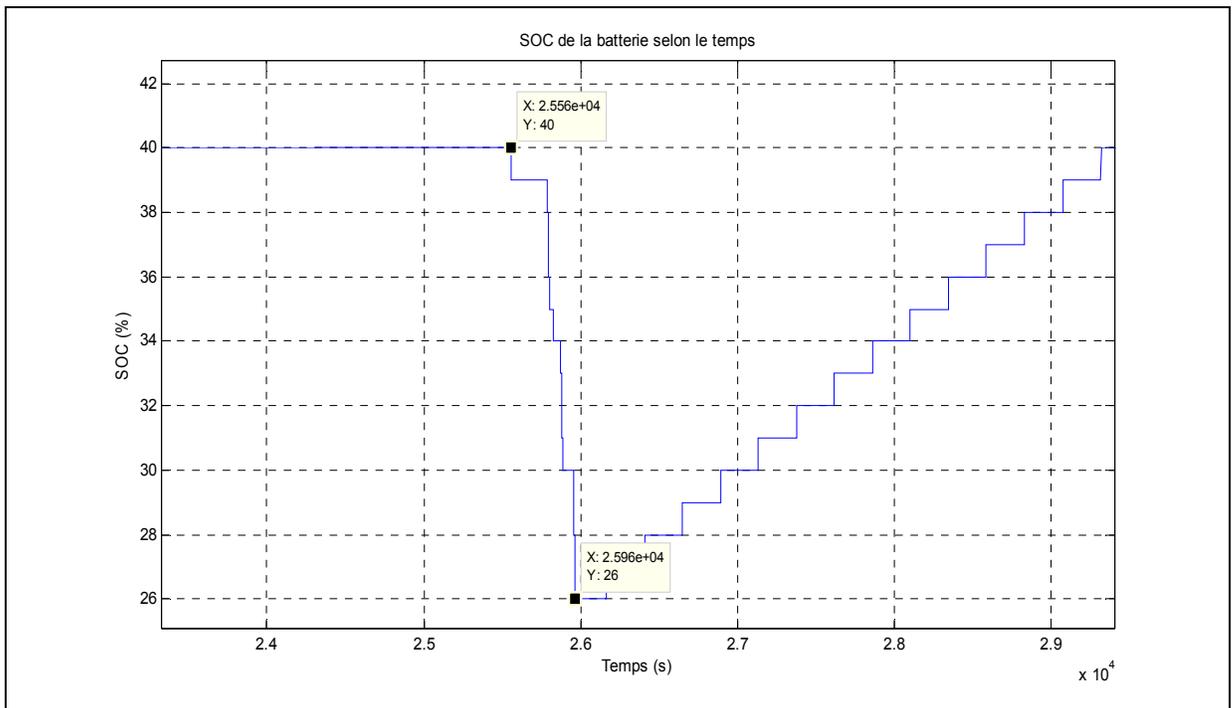


Figure 4.2 Cycle1 vol 1, SOC de la batterie pendant les APU

### 4.3 Observations

#### 4.3.1 Influence de la température sur la tension en circuit ouvert (SOC à 70%)

Durant les tests, on s'aperçoit rapidement que la température a une grande influence sur la tension. Selon la température interne de la batterie, la tension varie. D'après la figure ci-dessous on peut analyser cinq tensions différentes. Pour chacune des courbes, le SOC de la batterie est à 70% cependant la batterie a été exposée pendant 10h à des températures définies (de -40 à +30).

Le graphique nous démontre qu'il peut y avoir une différence de 0.8V entre une cellule à 3°C (vol à 20°C) et une cellule à -36 °C (vol à -40°C). Une chute de tension de 0.8V représente une chute de 114mV par cellule. Sachant qu'une cellule VL30P fonctionne entre 4000mV et 3300mV. Lorsque la température interne passe de 3°C à -36°C, la batterie perd 16% de son état de charge (1mV= 0.143% du SOC d'une cellule). Par conséquent, les températures négatives réduisent grandement la capacité de l'accumulateur.

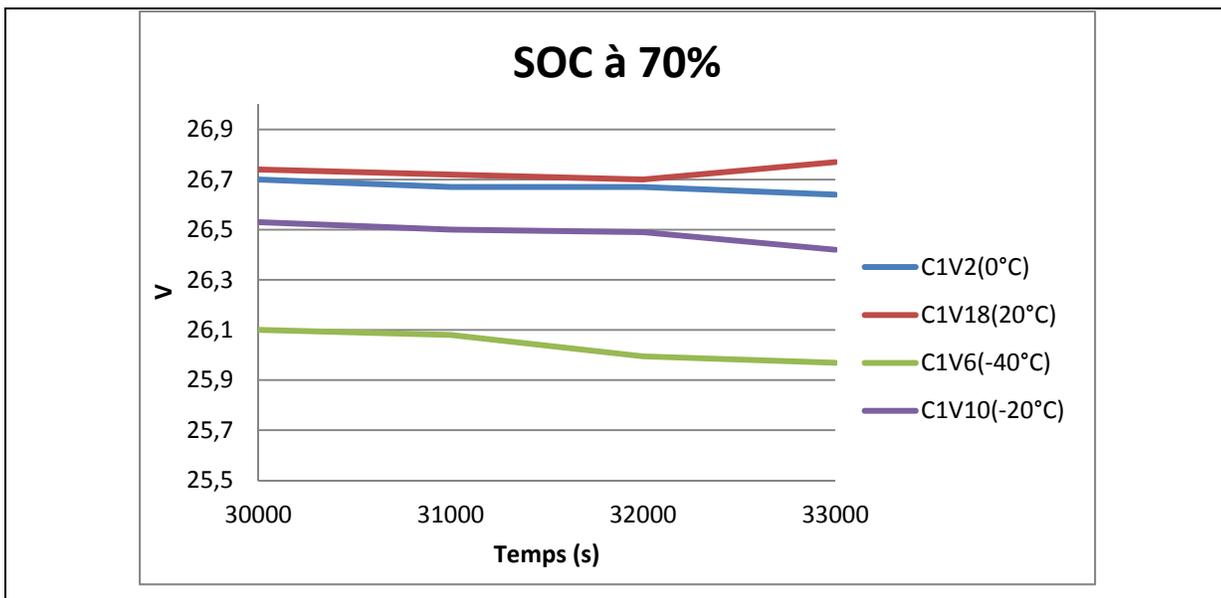


Figure 4.3 Tension (circuit ouvert) en fonction de la température

#### 4.3.2 Influence de la température lors d'un démarrage d'APU (SOC initial à 40%)

La température de la batterie influence de manière conséquente les performances de cette dernière. Si l'on utilise l'accumulateur à des températures trop élevées, cela accélérera la réaction des cellules et pourrait engendrer une réaction exothermique. De plus, si l'on contraint les cellules à des températures trop basses, l'électrolyte peut commencer à se cristalliser et engendrer une dépoliarisation provoquant une chute de tension.

La figure ci-dessous met en exergue les chutes de tension lors d'un démarrage d'APU après avoir passé 10h à différentes températures mais avec le même SOC (40%).

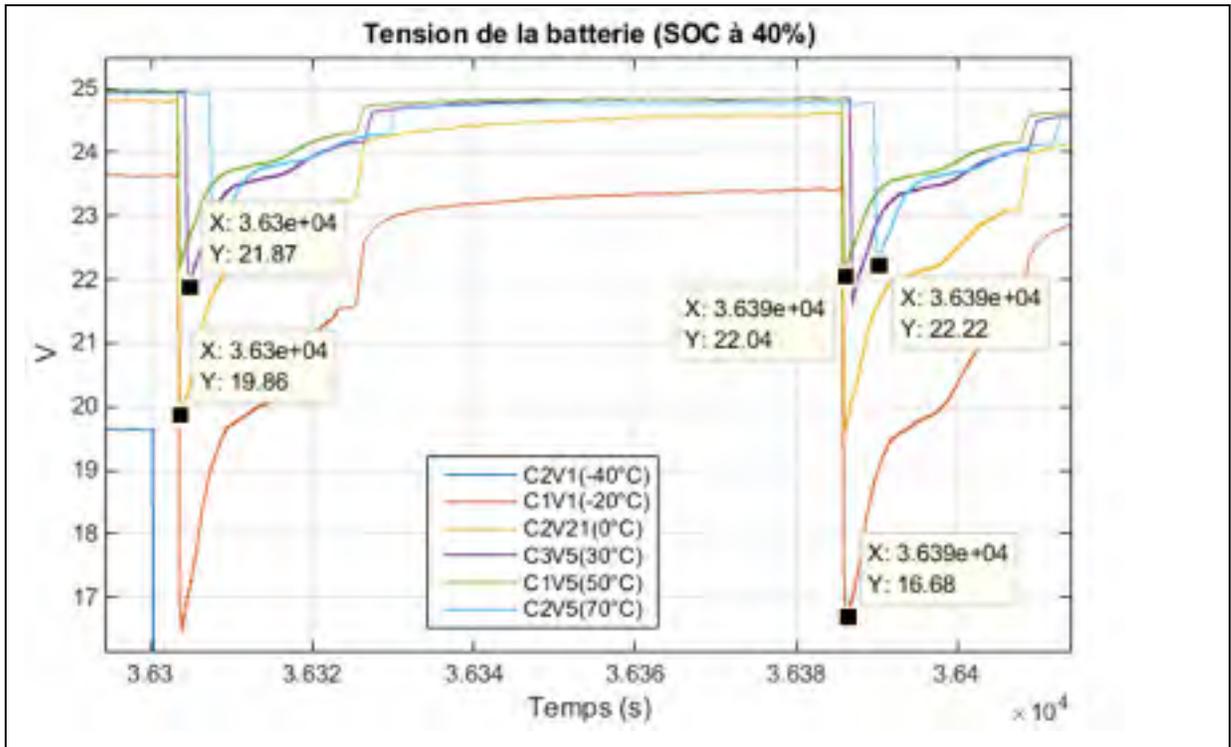


Figure 4.4 Tension lors d'un démarrage d'APU avec un SOC à 40%

Ces courbes de tension illustrent parfaitement l'influence de la température sur les performances de la batterie. Avant les démarrages d'APU, on s'aperçoit qu'il y a une différence de 5,7V entre le vol à 70°C et le vol à -40°C. Durant cette période on déchargeait simplement la batterie à 20A pendant 5 min.

Lors du démarrage de l'APU, le comportement de la batterie est relativement similaire lorsqu'elle est soumise à des températures ambiantes supérieures à 20°C. Entre 30°C et 70°C, il y a une différence de 0.35V. On peut donc constater que des températures négatives constituent une difficulté majeure lors d'un démarrage d'APU. Quand l'accumulateur est testé à -20°C, sa tension chute de 7V lorsqu'on lui inflige un pic de courant de 745A. Alors que la tension d'un vol à 30°C chutera de 3.13V.

Le vol à -40°C n'a pas fonctionné correctement, la batterie s'est déconnectée car la tension a atteint 7V. La réaction des cellules est nettement plus diminuée lorsque nous atteignons des températures négatives.

#### **4.3.3 Tension de la batterie lors des démarrages d'APU à des SOC différents**

Nous savons que la tension d'une batterie en circuit ouvert varie en fonction de son état de charge. Cependant, il est intéressant de voir s'il y a une différence de chute de tension lorsqu'on applique un même pic de courant à des états de charges distincts. La figure ci-dessous illustre la tension de la batterie lorsqu'on simule un APU avec une température ambiante à 0°C et avec quatre SOC différents (40%, 70%, 80% et 90%). Durant ce démarrage, la tension de la batterie a chuté de 5.07V lorsque la batterie était à 90% de son état de charge maximal, tandis que celle-ci a chuté de 5.11V avec un SOC initial à 40%.

Nous pouvons constater que la différence de chute de tension est négligeable sachant que les températures internes n'étaient pas les mêmes à un degré près. Précédemment nous avons noté d'après la figure 15, que la température affectait les performances de la batterie. Cependant la tension n'est pas la même avant l'APU. Il y a une différence de tension de 1.34V entre la batterie chargée à 90% et à 40%. Par conséquent, les pics de courant n'ont pas accentué la différence de tension.

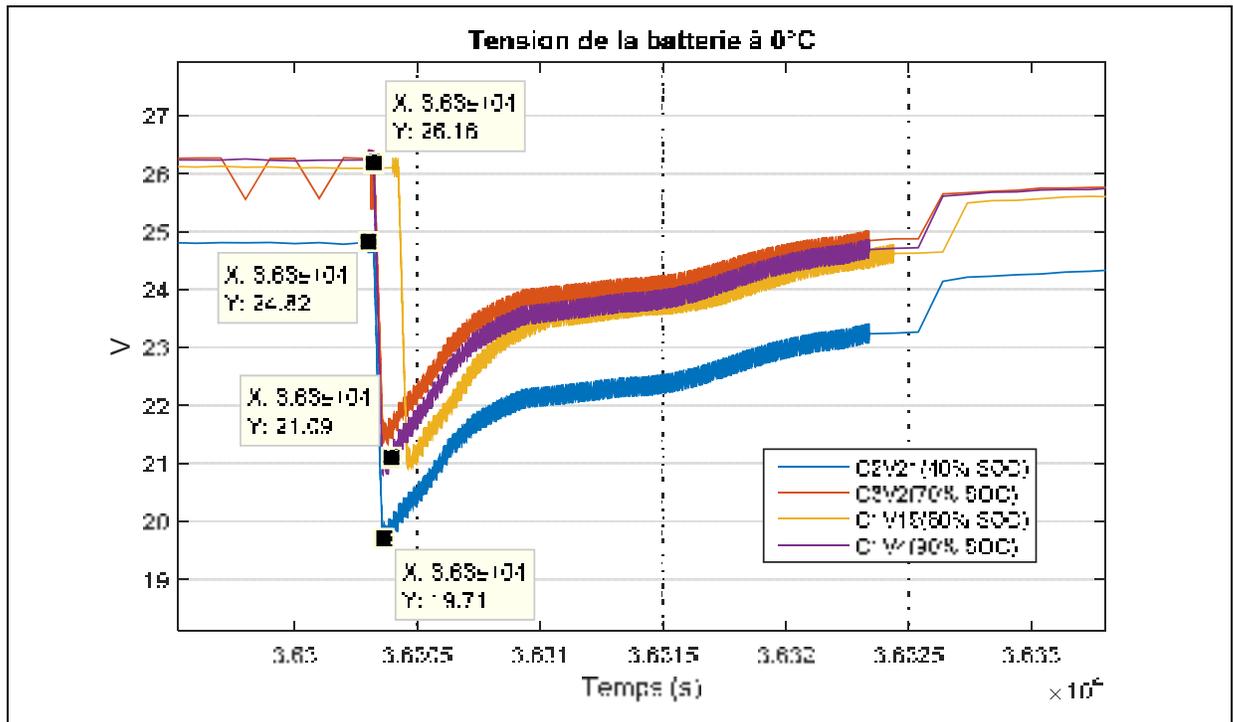


Figure 4.5 Tension de la batterie à 0°C (avec différent SOC)

#### 4.3.3.1 Chute du SOC pendant un démarrage d'APU avec des températures distinctes

Lorsqu'on analyse la figure 4.6, on constate une chute du SOC plus conséquente lorsqu'on est à des températures élevées ce qui est contradictoire avec la partie 4.3.1 (influence de la température sur la tension en circuit ouvert). Après les trois pics de courant, le vol à -20°C ( $T_{in}$  -18°C) a perdu 14 % de SOC tandis qu'à 70°C ( $T_{in}$  à 68°C), la batterie a perdu 20%. Les taux de décharge imposés à la batterie sont les mêmes pour les deux vols. Dans les deux cas, les simulations d'APU ont été exécutées entièrement. Si l'on compare les pics de courant à différentes températures, le profil et le temps de réponse (600ms) des pics de courant sont exactement les mêmes. Précédemment nous avons constaté que la tension était plus faible lorsque la température interne était plus basse. Par conséquent, la capacité de la batterie devrait être réduite. Nous pouvons donc supposer que le taux de décharge est trop important pour calculer l'état de charge exact de la batterie.

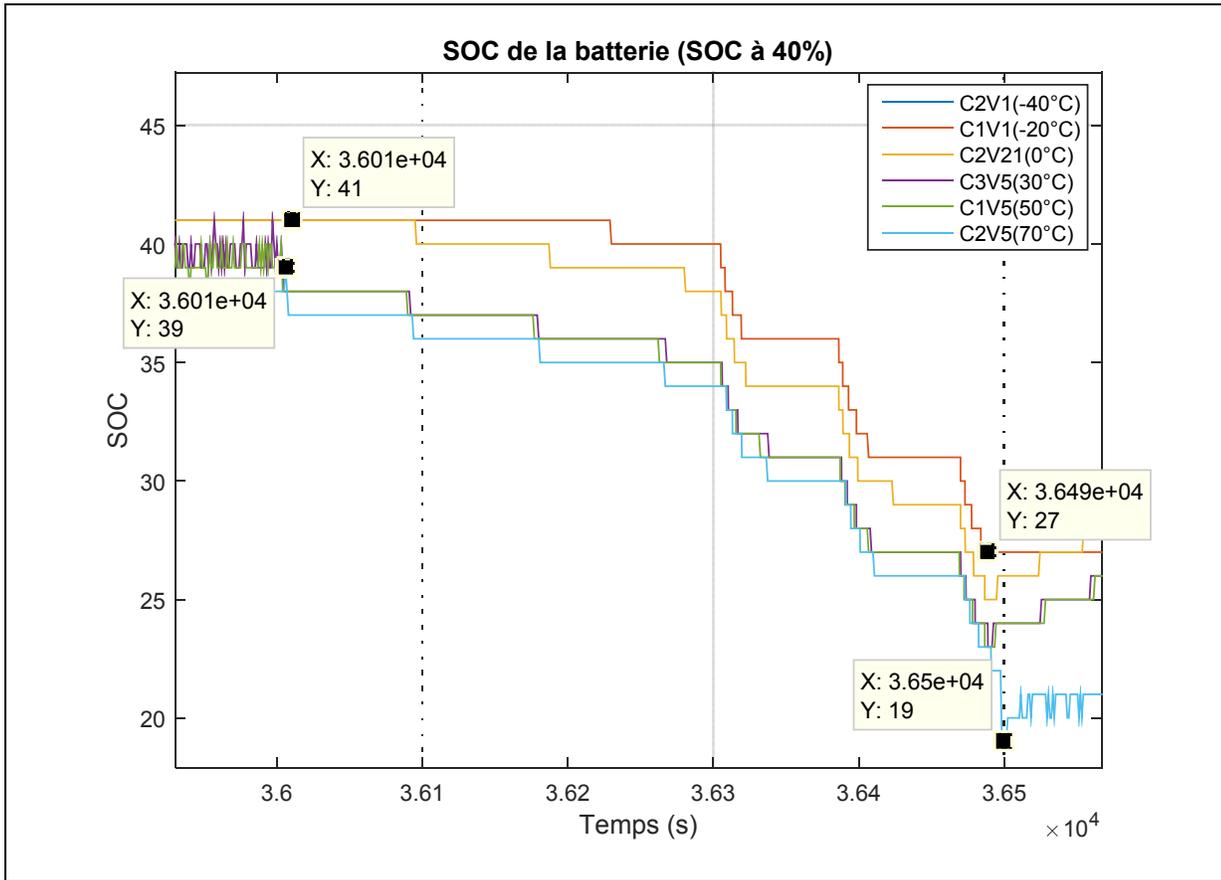


Figure 4.6 SOC pendant un APU avec un SOC initial à 40%

#### 4.3.4 Temps de recharge après un APU

Comme nous l'avons vu précédemment, avant de décoller le pilote dispose de trois tentatives pour mettre en marche un groupe auxiliaire. Une fois démarrées, les batteries doivent être rechargées à 80% de leur état de charge. Cette période doit être la plus courte possible. Selon les normes, une batterie doit être capable de se recharger jusqu'à 80% en moins d'une heure avec un SOC initial à 20%.

D'après la figure 4.7, nous nous apercevons que le temps de recharge de la batterie est beaucoup plus long lors des tests à -20°C, comparé aux autres températures testées (0°C, 20°C, 30°C). Cela a pris 85 minutes pour augmenter le SOC de la batterie de 23%. Tandis que pour un vol supérieur à 0°C cela prend seulement 18 minutes pour augmenter l'état de

charge de 30%. Ceci est dû au courant de recharge. En effet, lors du vol à  $-20^{\circ}\text{C}$ , l'accumulateur se recharge avec un courant de 10A tandis que pour les vols à température supérieurs le courant de recharge commence à 60A et diminue progressivement lorsqu'on atteint un SOC élevé.

Lors de nos tests, nous avons chargé la batterie à tension constante. C'est la batterie qui définit automatiquement le courant qui lui convient pour être rechargée en toute sécurité.

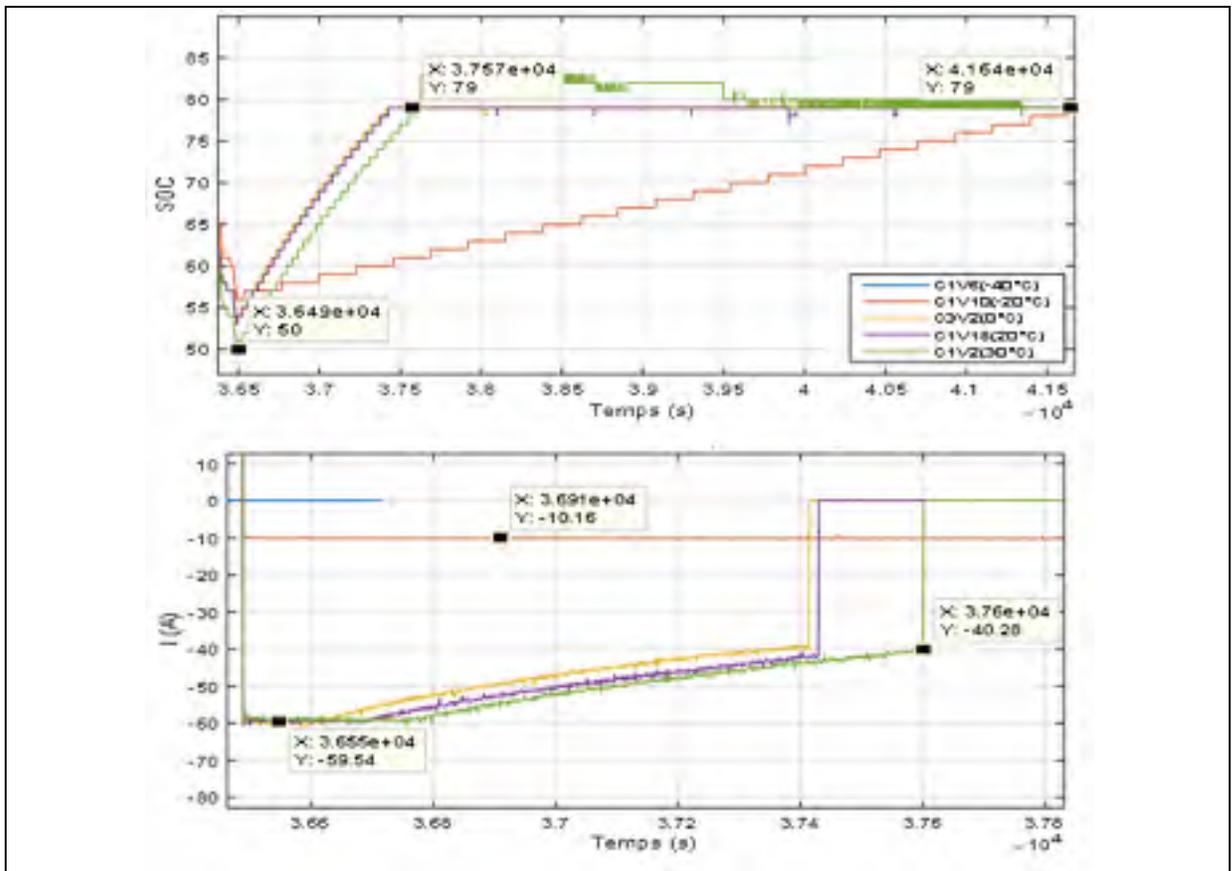


Figure 4.7 Recharger à 80% la batterie (SOC initial : 70%)

#### 4.3.5 Transfert thermique

Ce graphique ci-dessous met en exergue le transfert thermique de la batterie à différentes températures (avec un SOC toujours défini à 70%). Les courbes discontinues représentent la

température imposée par la chambre thermique (température environnementale) et les courbes continues représentent la température interne de la batterie.

Pour chaque échelon de température imposée (température environnementale), il faut plus de 30000s pour que la température interne de l'accumulateur se rapproche de la température ambiante (approximativement 4°C). La batterie possède une grande inertie thermique.

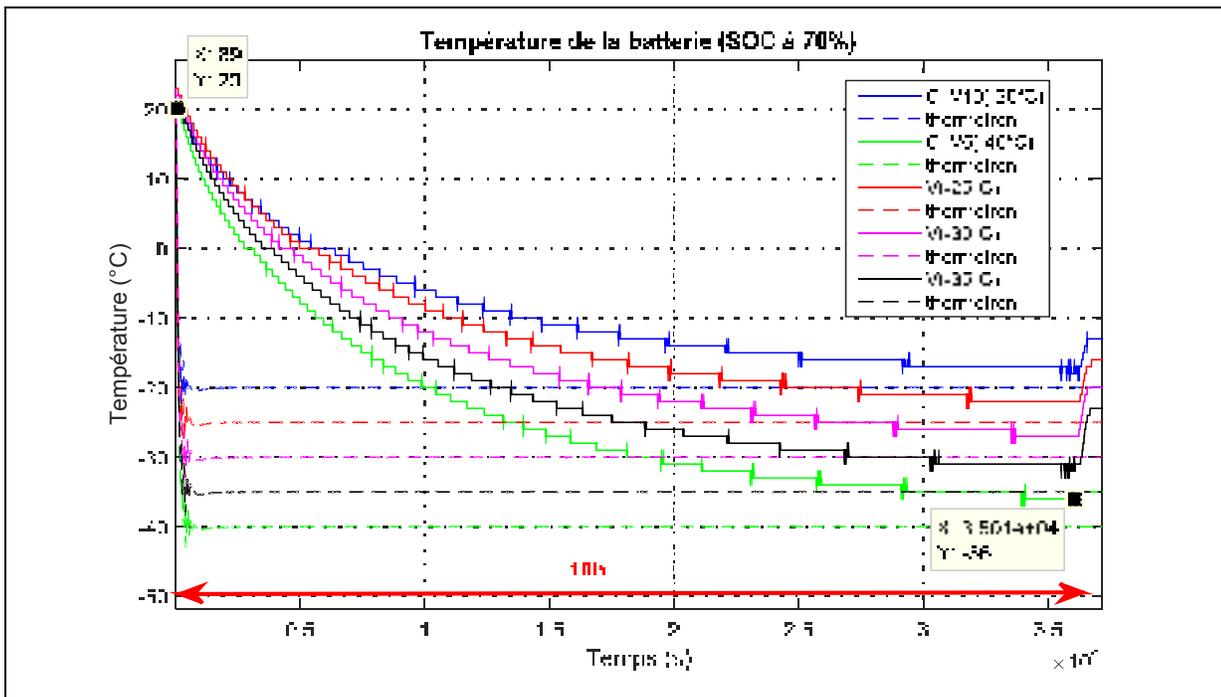


Figure 4.8 Transfert thermique

#### 4.4 Problèmes rencontrés

##### 4.4.1 Transition entre deux vols (20 minutes au sol, Batterie S1)

À la fin d'un vol, nous simulons l'atterrissage de l'avion en instaurant une nouvelle température ambiante. Cette étape représente la phase au sol de l'avion. Suivant les différentes missions, l'avion peut rester au sol simplement 20 minutes. Cette étape ne laisse pas suffisamment de temps pour que la température interne de la batterie puisse se rapprocher de la température ambiante de la chambre thermique.

Lors du vol 11 du cycle 1, l'accumulateur est resté 10h à  $-20^{\circ}\text{C}$  ainsi que 3h40 entre  $-20$  et  $-56^{\circ}\text{C}$ . Une fois ce vol terminé, la chambre environnementale était réglée à  $20^{\circ}\text{C}$ .

D'après la figure ci-dessous, la température interne de la batterie à l'atterrissage était de  $-33^{\circ}\text{C}$  et a augmenté de  $6^{\circ}\text{C}$  en seulement 20 minutes, pour atteindre finalement  $-26^{\circ}\text{C}$ . Néanmoins, d'après les résultats que nous avons obtenus, lorsque la température interne est inférieure à  $-18^{\circ}\text{C}$ , il est difficile pour l'accumulateur de faire trois démarrages d'APU. Nous avons donc décidé de rallonger les temps de transition pour les vols qui ont échoués afin de voir si cela permettait à la batterie de se réchauffer suffisamment (voir Bilan des vols en Annexe).

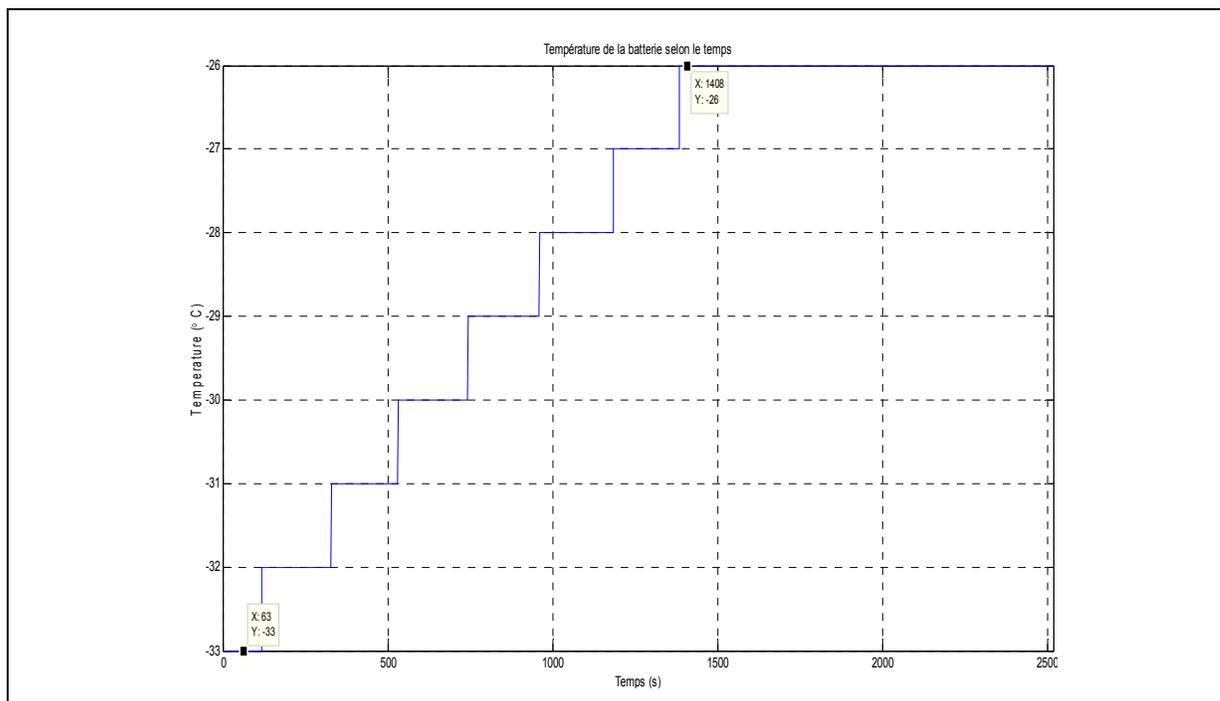


Figure 4.9 Température interne de la batterie en fonction du temps (Vol à  $-20^{\circ}\text{C}$ )

Pendant le démarrage de la première APU, la batterie s'est déconnectée. Elle n'était plus capable de fournir de courant. D'après la figure 4.11, la batterie a pu fournir qu'une moitié d'un démarrage d'APU. Le BMS s'est arrêté lorsque l'accumulateur fournissait 440A. Lors du pic de courant de 744A, la tension est descendue à 11.89V. Il y a plus de 11V de différence si l'on compare avec le vol 5 du cycle 3 (voir figure 4).

La résistance interne augmente de manière significative si l'on soumet la batterie à de très basses températures. De plus, le SOC étant élevé (80%), il ne peut être un facteur qui a engendré une chute de tension importante. Ce scénario a été répété plusieurs fois et n'a jamais réussi (voir en annexe le Cycle 1 vol 11 dans Bilan de vols.).

D'autres vols avec une transition de 20 minutes ont également échoués, mais le scénario était différent. L'accumulateur était soumis à une température de  $-20^{\circ}\text{C}$  lors de la phase de transition. Le vol qui avait précédé contraignait la batterie à une température supérieure à  $0^{\circ}\text{C}$  pendant 10h. La température interne était donc plus élevée avant les démarrages d'APU, mais le SOC était plus faible.

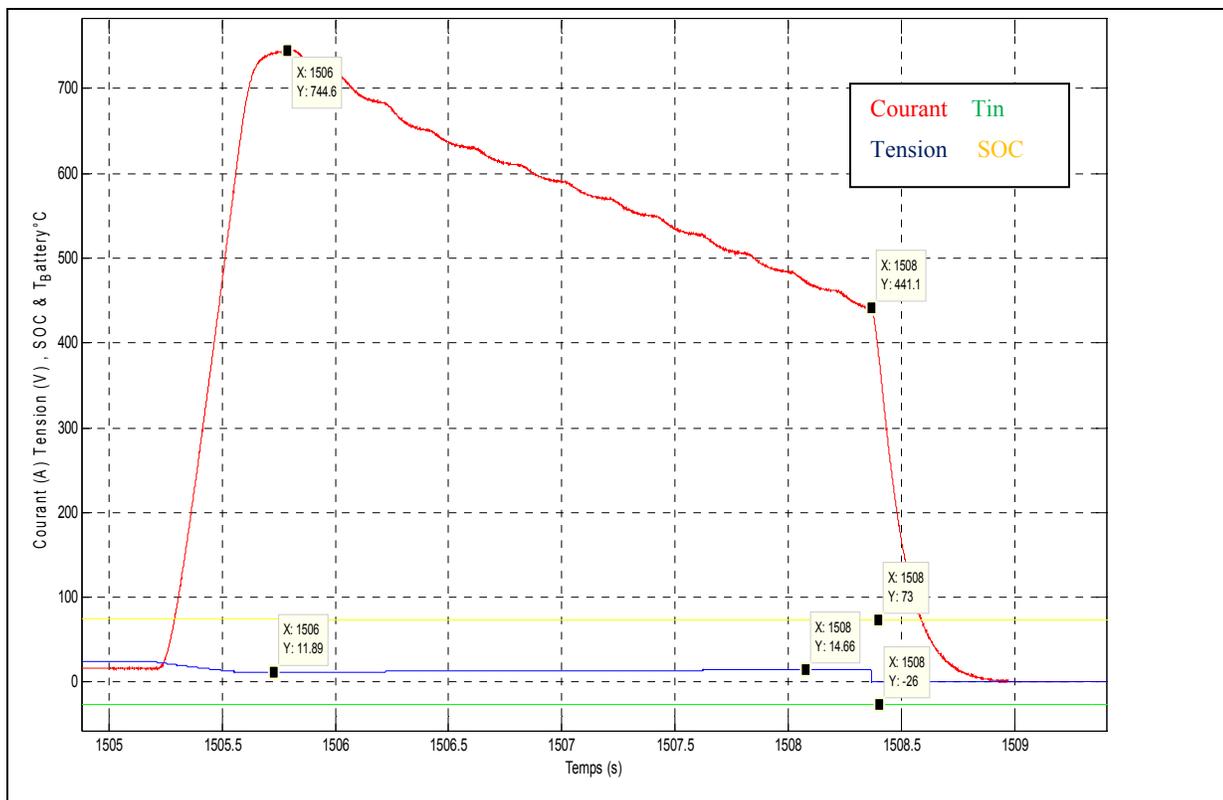


Figure 4.10 Démarrage d'APU raté (Vol à  $-20^{\circ}\text{C}$ , SOC : 80%)

D'après la figure 4.12, nous pouvons constater que la batterie s'est déconnectée pendant la deuxième simulation d'APU. Avant le premier pic de courant, le SOC était de 41% et la

température interne de  $-16^{\circ}\text{C}$ . Si l'on compare avec le vol précédent, on s'aperçoit qu'il y a un écart de  $10^{\circ}\text{C}$  entre les deux températures internes (Vol 11  $T_{in} - 26^{\circ}\text{C}$  et Vol 9  $T_{in} - 16^{\circ}\text{C}$ ) et de 40% entre les deux SOC (Vol 11 80% SOC et vol 9 40% SOC).

On peut donc supposer que le SOC est également un facteur à prendre en compte lors des démarrages d'APU. Ces deux scénarios démontrent les limites de fonctionnement de la batterie.

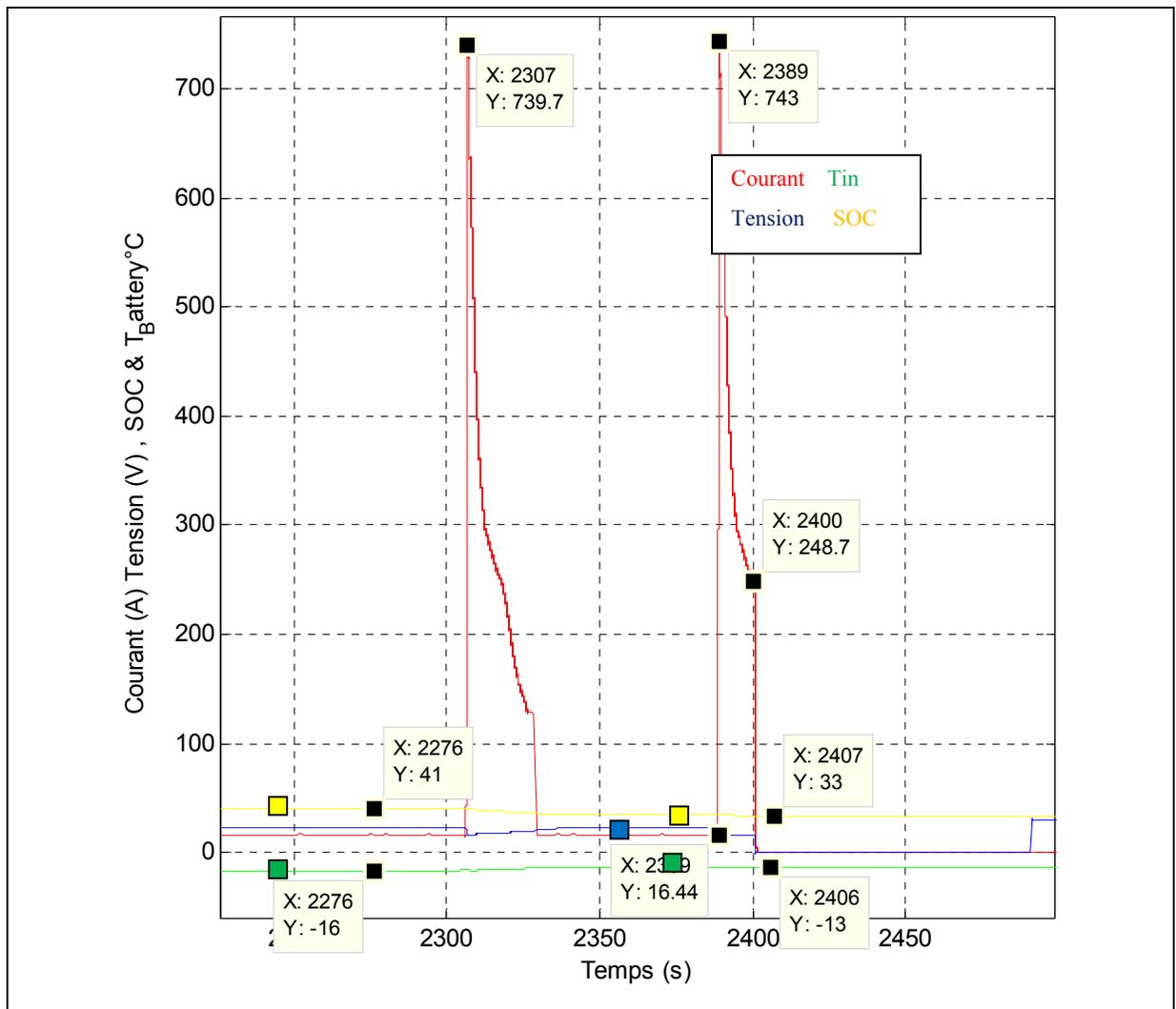


Figure 4.11 Démarrage d'APU raté à la deuxième tentative

#### 4.4.2 Alarme de température

Durant un vol, la batterie S1 s'est déconnectée après avoir passé 10h au sol et exécuté trois démarrages d'APU (avec un SOC initial à 40% et une température ambiante de 50°C (Cycle 1, vol 5). Après nos recherches, nous nous sommes aperçus que la batterie ouvrait son contacteur (batterie ouverte : tension à 0V) lorsqu'elle atteignait une température supérieure à 45°C.

Cependant, en exécutant le même test mais avec un SOC différent (80%), nous avons constaté que la température de la batterie était plus faible (42°C). Par conséquent, nous pouvons supposer que le transfert de chaleur est plus élevé lorsque l'état de charge de la batterie est plus faible.

Afin de minimiser l'échauffement de la batterie, nous avons dû changer la courbe de l'APU (APU N°4). En effet, l'algorithme installé dans le BMS n'autorise pas le fonctionnement de la batterie lorsque la température atteint 45°C.

C'est pourquoi, dans un second temps, nous avons testé la batterie de type S2. L'algorithme autorise le fonctionnement de cette batterie jusqu'à +76°C. Cependant, lorsque nous avons exécuté trois APU après avoir passé 10h à 70°C avec un SOC initial à 80%, l'accumulateur a atteint 70°C et n'était plus capable de recharger la batterie. Cela est dû à la tension de la batterie qui a atteint 30V. Le BMS empêche la batterie de se recharger lorsque sa tension est supérieure à 29V pendant plus de cinq secondes par mesure de sécurité. Nous pouvons donc conclure que la batterie ne permet pas de faire trois démarrages d'APU et de recharger jusqu'à 80% du SOC après avoir passé 10h à 70°C.

Des pics de courant à des températures élevées échauffent fortement la température interne de la batterie. À cette température, nous pouvons constater que la tension est également très élevée. Il devient donc dangereux d'utiliser la batterie dans ces conditions (particulièrement

lorsqu'on la recharge). Les risques de réactions exothermiques sont donc accentués. C'est pourquoi la batterie peut être simplement déchargée à cette température (70°C).

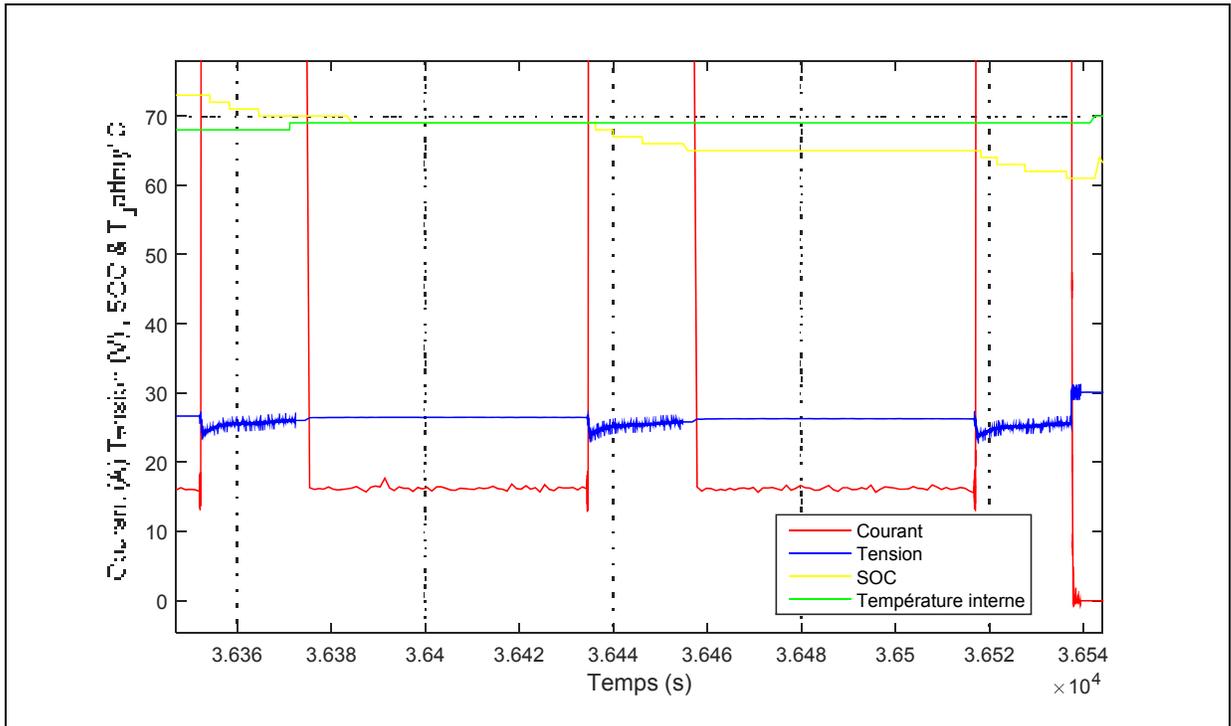


Figure 4.12 Test à 70°C avec un SOC à 80%

#### 4.4.3 Température négative

Lors des tests à -20°C et -40°C, nous avons pu constater qu'il n'y avait pas d'alarme de température qui empêchait le fonctionnement de la batterie. Cependant, le BMS se déconnectait lorsque la chute de tension était trop basse.

Lors des tests à -20°C, la batterie n'était pas capable de fonctionner correctement si le SOC initial était de 40% (voir figure 14). Pour le vol 1 du cycle 3, nous avons reproduit le même scénario que lors du vol 1 du cycle 1 (10h à -20°C avec un SOC à 40%). Le vol 1 du cycle 3 n'avait pas fonctionné : durant la 3<sup>ème</sup> APU, la batterie s'était déconnectée à 284A.

Le SOC et la température de l'accumulateur sont similaires lors des deux vols. Cependant, si nous analysons les tensions pendant les démarrages des APU (Figure 4.14), on s'aperçoit que la tension met plus de temps à remonter pour le cycle 3. Lors du 3<sup>ème</sup> APU, la différence de tension entre les deux courbes était de 1.18V lorsque le BMS s'est arrêté.

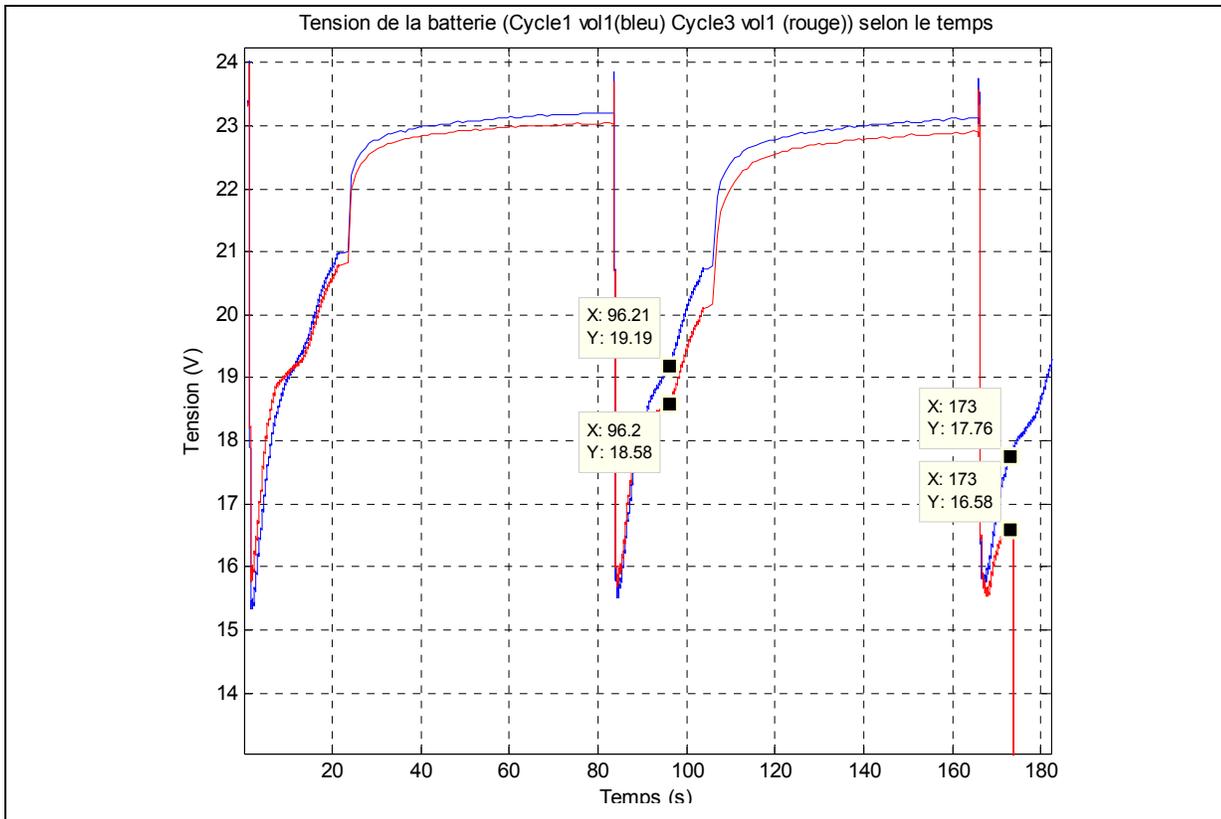


Figure 4.13 Tension lors d'un démarrage d'APU (40% SOC, Vol à -20°C)

La chute de tension est considérable. Par conséquent, lorsque la tension est trop basse pendant un certain temps, le BMS se déconnecte.

Cependant, lorsque le SOC est à 70%, la limite de température pour exécuter des APU n'est pas la même. En effet, tous les vols à -20°C ont réussi alors que les vols à -40°C n'ont pas fonctionné. C'est pourquoi nous avons exécuté des vols entre -20° et -40°C, en réduisant de cinq degrés chaque simulation.

Ces tests ont pour objectif de déterminer jusqu'à quelle température la batterie est capable de démarrer des APU (voir Figure 4.15). Ils nous ont démontré que les démarrages d'APU fonctionnaient jusqu'à  $-35^{\circ}\text{C}$ , cependant nous avons constaté une très basse tension. Celle-ci a chuté jusqu'à 12V. Cela représente moins de 2V par cellule.

À ces températures, l'activité des cellules est réduite. Un début de cristallisation peut survenir et les risques de dépoliarisation sont augmentés. Toutefois, un connecteur de polarité est installé dans la batterie afin de réduire les chances d'apparition de ce phénomène.

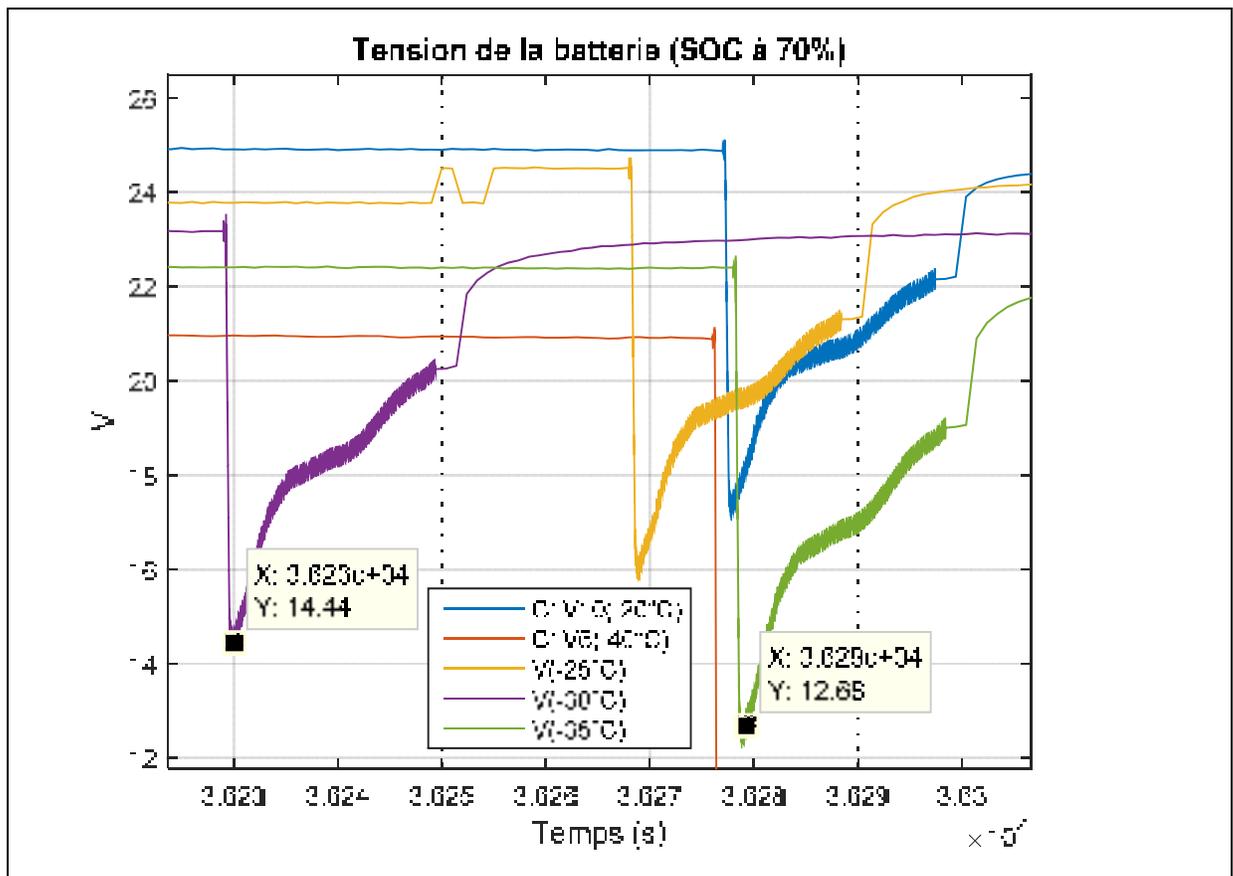


Figure 4.14 Tension pendant un APU (70%SOC)

#### 4.4.4 Instabilité du SOC

Durant les tests, nous avons dû changer de batterie afin de pouvoir simuler des vols à des températures plus élevées (50°C et 70°C). La nouvelle configuration du BMS, autorise l'utilisateur de tester la batterie jusqu'à 70°C. Cependant, lorsque nous avons exécuté des tests en température négative le SOC s'est avéré instable.

Lorsque la batterie est exposée à une température interne de -14°C, le SOC augmente tout seul jusqu'à atteindre 100% alors que le SOC initial est à 70%. Aucun courant de recharge ne lui est injecté.

Par ailleurs, nous constatons que lorsque le SOC initial est faible (40%) et que nous imposons une température ambiante négative, le SOC a tendance à diminuer tout seul jusqu'à atteindre 19%. Aucun courant de décharge ne lui ait demandé. De plus, la tension de la batterie en circuit ouvert n'a pas suffisamment diminué en 10h pour que le BMS affiche ce niveau de charge. Une fois que le SOC a atteint 19%, la batterie se déconnecte.

Si nous ne demandons pas à la batterie de se mettre en mode alerte, le BMS se déconnecte lorsque son SOC est inférieur à 20%. Ce système permet d'éviter d'endommager les cellules lorsque nous déchargeons le système.

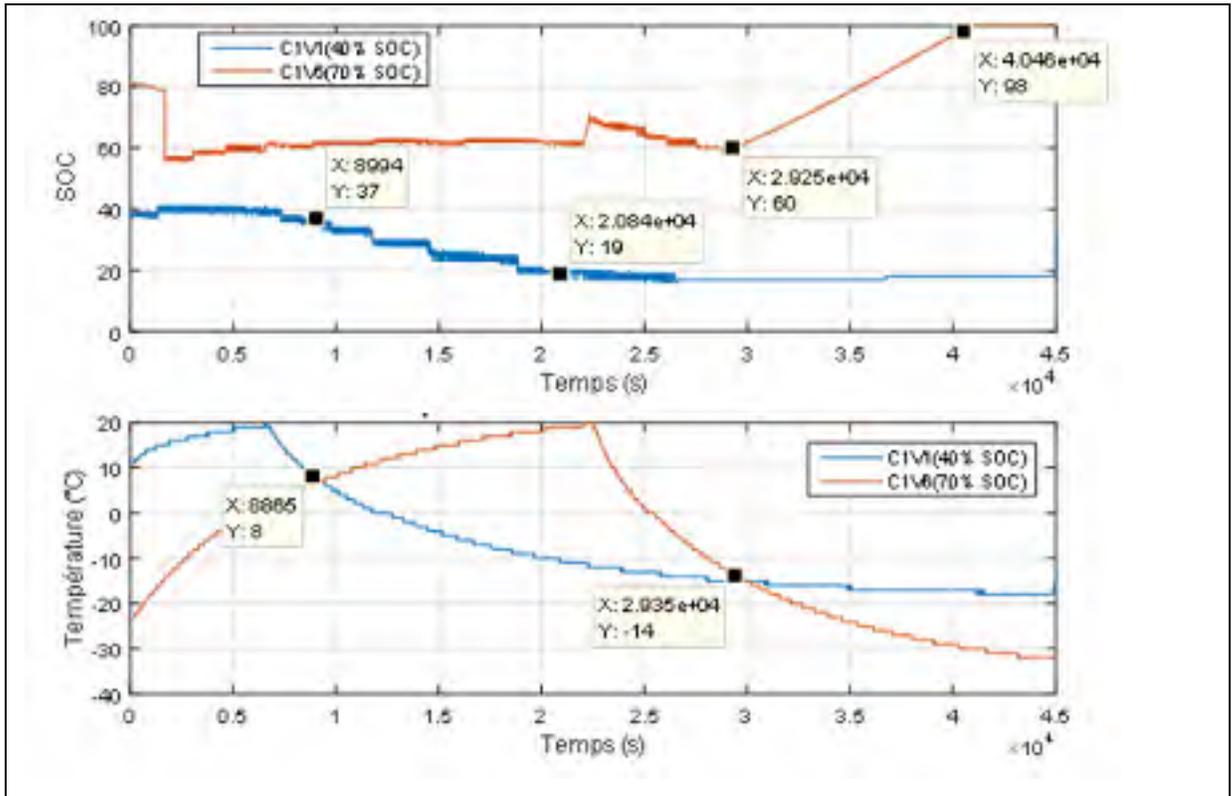


Figure 4.15 SOC instable

Par conséquent, les scénarios des tests ont dû être modifiés pour rendre l'utilisation de l'accumulateur plus sûre. Entre chaque simulation de vols, nous attendons que la batterie atteigne 20°C avant de définir le nouveau SOC du prochain vol (lorsque la batterie est à température ambiante, le SOC est plus stable).

Une fois ces deux conditions réunies, la tension moyenne des cellules est enregistrée (V1) et une nouvelle température est imposée à la chambre thermique. Avant le démarrage des APU, la tension des cellules est de nouveau mesurée (V2) et par la suite comparée avec V1.

Après que les démarrages d'APU aient été simulés, une période de repos de 30 minutes est imposée à l'accumulateur. À la fin de cette période, on calcule la tension moyenne des cellules (V3) que l'on compare à V2. La différence de tension est apparentée au SOC consommé (1mV équivaut à 0.143% SOC).

Pour finir, on calcule la capacité consommé à l'aide de la formule ci-dessous :

$$C_c = \Delta_{SOC} \times C_{25^\circ C} \times Coef_T \quad (4.1)$$

D'après les tests de capacité, nous nous sommes aperçus que la capacité des cellules était réduite. L'utilisateur peut uniquement utiliser la partie linéaire de la courbe de capacité.

Une cellule VL30P non modifiée est complètement déchargée lorsque sa tension atteint 2.5V, tandis qu'une cellule installée dans l'accumulateur aura une tension minimale de 3.3V. C'est pourquoi, nous considérons que le coefficient de température ( $Coef_T$ ) est linéaire.

Tableau 4.1 Coefficient de température

Température interne	Coefficient de température
25°C	1
0°C	0,888
15°C	0,774
25°C	0,605

#### 4.4.5 Tests de vibration

Pendant trois jours, le système a subi des tests de vibration aléatoire sur trois axes différents. Ces essais ont pour but de démontrer que la fonction d'urgence de la batterie peut fonctionner de manière satisfaisante même après avoir subi des vibrations. Le profil de ces tests provient de la norme DO-160, section 8.

Avant d'effectuer ces tests, la batterie a été déchargée jusqu'à 28% (selon le constructeur la batterie peut être manipulée lorsque son état de charge est inférieur à 35%) et déconnectée de tout système externe. Cependant, lorsque les simulations de vols ont repris, la batterie n'a pu

être réactivée. Aucune communication avec le BMS n'était possible (plusieurs essais de réinitialisation de la batterie ont été effectués). Seule l'alarme Batterie FLT\_1 était affichée.

Avant ces tests de vibration, aucun signe de dysfonctionnement n'avait été remarqué. Ce dysfonctionnement peut être causé par une détérioration d'une cellule ou d'un composant électronique (seul le constructeur est autorisé à diagnostiquer le problème qui est survenu).

Cependant, d'après les résultats des tests, l'influence des vibrations sur la batterie était plus ou moins importante selon la force de serrage (voir figure ci-dessous).

Durant les tests sur l'axe Z (l'axe vertical), deux tiges de fixations se sont cassées. Cet incident nous a permis de constater que lorsque la batterie était moins serrée, le phénomène d'amplification de l'accélération s'atténuait.

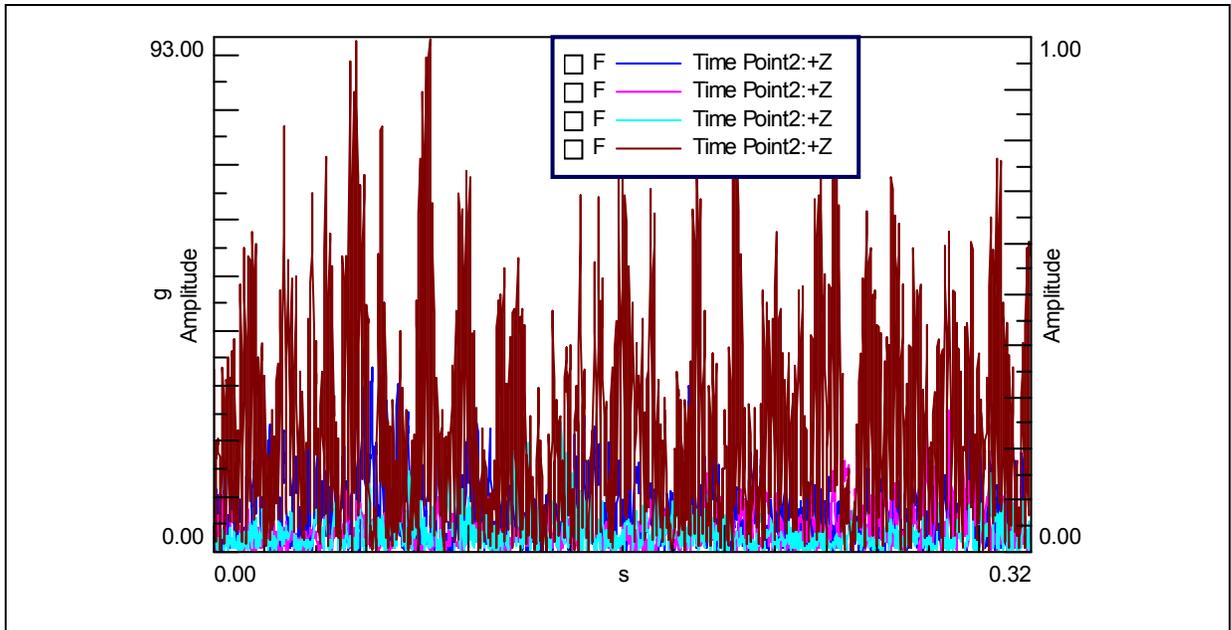


Figure 4.16 Accélération en fonction du temps des capteurs

D'après la figure 4.17, nous pouvons analyser l'accélération de la batterie en fonction du temps, à quatre périodes différentes :

1. En bleu foncé lorsque la batterie est fixée avec 4 tiges

2. En rose lorsque la batterie est fixée avec 3 tiges.
3. En bleu ciel lorsque la batterie est fixée avec 2 tiges.
4. En marron lorsque les tiges ont été réinstallées.

Lorsque les tiges ont été remplacées, le serrage a été accentué. Selon la courbe marron, nous pouvons constater une nette amplification de l'accélération de la batterie.

Par conséquent, avant d'installer la batterie dans l'avion il est important d'effectuer d'autres tests de vibration en utilisant différentes techniques de serrage, afin de minimiser les risques de détérioration de la batterie (changer le type de matériaux des tiges, augmenter l'épaisseur de la mousse, etc.). Dans notre cas, la batterie étant inutilisable, les tests ont donc dû être interrompus.

## **4.5 Conclusions**

Lors des essais avec la batterie S1, nous avons effectué un total de 270 vols, dont 30 ont échoué. La batterie n'étant pas configurée pour fonctionner à hautes températures, une partie des scénarios de vols ont été supprimés (tous les vols en dessous de  $-20^{\circ}\text{C}$  et tous les vols au-dessus de  $30^{\circ}\text{C}$  ont été écartés).

Les tests supprimés ont pu être par la suite simulés à l'aide de la batterie de type S2. Les cellules utilisées sont les mêmes pour les deux batteries. Cependant, la configuration du BMS varie.

### **4.5.1 Résultats des tests**

#### **4.5.1.1 Tests à $-40^{\circ}\text{C}$**

Aucun vol n'a fonctionné à cette température. La température interne de la batterie est beaucoup trop basse : elle atteint  $-36^{\circ}\text{C}$  après avoir passé 10h à  $-40^{\circ}\text{C}$ . L'activité des cellules est trop faible, un début de cristallisation peut se former. Les chances de dépolarisation des

cellules sont augmentées lorsqu'on essaye de démarrer une APU. Durant ce pic de courant, la tension peut chuter jusqu'à 7V. Ceci représente 1V par cellule.

#### **4.5.1.2 Tests à -20°C**

À cette température, il y a deux facteurs à prendre en compte : le temps passé au sol et le niveau de charge de la batterie.

Dans un premier temps, si la batterie est chargée à 70% ou plus et qu'elle reste 10h au sol, le système fonctionne correctement. Dans un second temps, si la batterie est chargée à 40% et qu'elle reste 10h au sol, les démarrages d'APU ne fonctionneront peut-être pas. Avec la batterie S1 on s'est aperçu que ces paramètres (-20°C pendant 10h avec un SOC à 40%) représentaient les limites de fonctionnement. Avec la batterie S2, le SOC de la batterie était beaucoup plus instable, il pouvait descendre en dessous de 20%. Cela déclenchait une alarme, empêchant le système de fonctionner. Dans un troisième temps, si l'avion est en transit (20 min au sol) après avoir exécuté un moyen-courrier (3h40 à -56°C), l'accumulateur n'est pas capable de fournir l'énergie suffisante pour démarrer l'APU. La température interne est encore trop basse.

#### **4.5.1.3 Tests entre 0°C et 50°C**

À ces températures, la batterie ne rencontre aucun problème pour démarrer les APU. Tous les vols ont réussi malgré les différents niveaux de charge. Cependant, pour la batterie S1, les tests à 50°C ne fonctionnent pas. L'algorithme du BMS empêche en effet le fonctionnement du système lorsque sa température atteignait 45°C. Par la suite, nous avons testé des vols à 50°C avec la batterie S2 à différents niveaux de charge. Aucun problème n'est survenu.

#### 4.5.1.4 Tests à 70°C

Seulement deux vols ont été simulés à cette température, aucun d'entre eux n'a fonctionné entièrement. Toutefois, la batterie a pu fournir le courant nécessaire pour simuler le démarrage du groupe auxiliaire à chaque vol.

Une fois les démarrages d'APU terminés, la tension augmentait jusqu'à atteindre une valeur supérieure à 29V pendant plus de cinq secondes. Le BMS considérait qu'il y avait une surtension et empêchait le système de se recharger. Par conséquent la batterie ne pouvait se recharger jusqu'à 80%.

### 4.6 Bilan des tests et dispositifs de sécurité instaurés

D'après les résultats de nos tests (voir figure 4.18), la batterie est capable de fonctionner entre -35°C et 50°C si le SOC est supérieur ou égal à 70% (voir en annexe dans bilan des vols, les résultats des tests en dessous de 0°C).

Cependant, lorsque la batterie dispose d'un SOC de 40%, sa gamme de température est plus restreinte (entre 0°C et 50°C). Lors des simulations de vols avec la batterie S1, plus de deux cent quarante vols ont réussi et trente ont échoué (voir résultat des vols). Avec la batterie S2, le système était capable de démarrer des APU avec une température interne de 69°C, cependant il était impossible de recharger la batterie. Les tests avec la batterie S2 ont dû être interrompus. En effet, la batterie ne pouvait être examinée une fois les tests de vibrations exécutés.

Malgré les nombreux tests qu'ont subi les batteries S1 et S2, les accumulateurs n'ont montré aucun signe d'instabilité. À chaque fois que la batterie était testée au-delà de ses limites, le BMS intervenait. L'accumulateur dispose de multiples dispositifs de protection afin de prévenir tous risques de dommage.

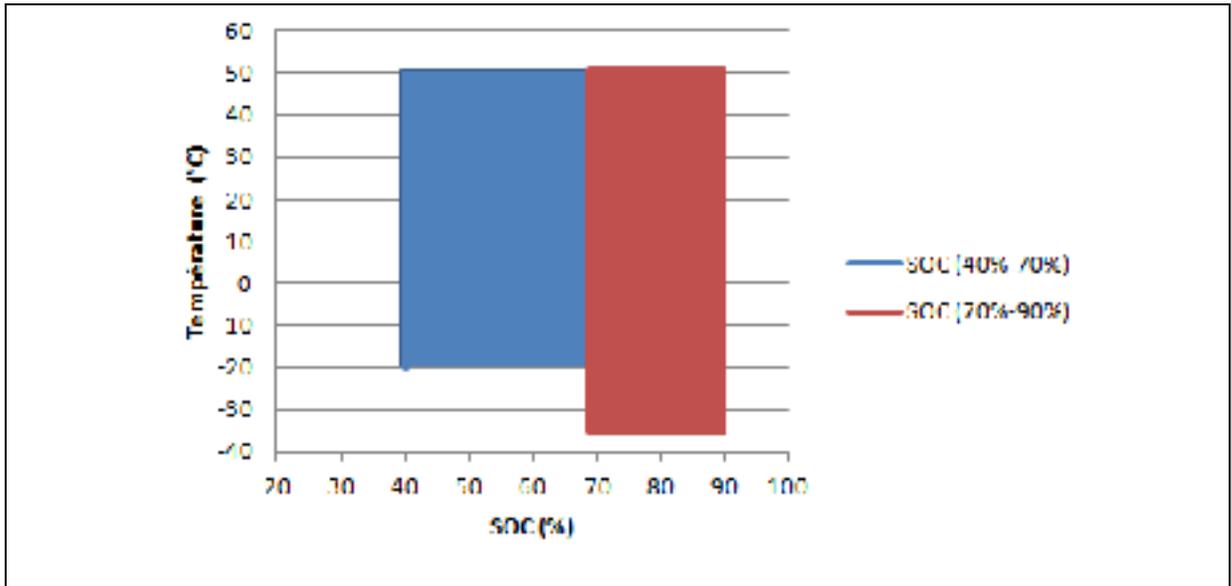


Figure 4.17 Bilan des tests

#### 4.6.1 Alarmes

Le BMS dispose de trois catégories d'alarmes afin de rendre l'utilisation de l'accumulateur la plus sûre possible, tout en essayant de minimiser les risques d'inhiber les performances de la batterie :

- **BAT\_FLT\_1 classe 1** : Lorsque cette alarme est activée, il n'y a plus de tension aux bornes de la batterie, cette alarme est irréversible.
- **BAT\_FLT\_1 classe 2** : Lorsque cette alarme est activée, il n'y a plus de tension aux bornes de la batterie cependant cette alarme est réversible.
- **BAT\_FLT\_2** : Lorsque cette alarme est activée, il est possible de décharger la batterie, cependant il est impossible de recharger la batterie.

#### 4.6.2 Courant de décharge

Décharger une batterie peut engendrer une détérioration des cellules de manière irréversible si l'on ne prend pas en compte ses caractéristiques techniques. C'est pourquoi, trois courbes de courant sont implémentées dans le BMS (trois niveaux de protection). Les deux premières

courbes de courants sont liées à deux contacteurs. La troisième courbe, quant à elle, est associée à un fusible.

Lors des tests, si le courant de décharge dépasse la courbe implémentée dans le BMS une alarme est déclenchée (DSO\_OVR\_CUR) et 250ms plus tard le premier contacteur K2Si est ouvert (il n'y a plus de tension aux bornes de la batterie). Si le contacteur K2Si ne s'ouvre pas, un signal est envoyé 30ms plus tard au contacteur K2pr.

Voici un petit tableau récapitulant les courbes de protections.

Tableau 4.2 Courbe de protection

Alarme	Courant	K2Si	K2pr
1,45sec	810A<i<1000A	1,7sec	1,73sec
3,45sec	700A<i<810A	3,7sec	3,73sec
8,75sec	525A<i<700A	9sec	9,03sec
19,75sec	420A<i<525A	20sec	20,03sec
37,7sec	350A<i<420A	38sec	38,03sec

Si aucun des contacteurs ne s'ouvre, le fusible s'enclenchera. Cependant, si le contacteur K2pr ou le fusible sont activés, une alarme s'activera (BAT\_FLT\_1 de type 1) signalant que la batterie n'est pas réutilisable.

#### 4.6.3 Tension de la batterie et des cellules

La batterie dispose également de plusieurs niveaux de protection lorsque la tension de l'accumulateur est trop importante.

Dans un premier temps, si le BMS mesure une tension supérieure à 4.1V aux bornes de la cellule, ou une tension supérieure à 29 pendant cinq secondes, l'alarme BAT\_FLT\_2 s'enclenchera. On pourra donc simplement décharger la batterie. Dans un deuxième temps, si

l'on détecte une tension supérieure à 4.3V aux bornes d'une des cellules, l'alarme BAT\_FLT\_1 s'activera. Il n'y aura donc plus de tension aux bornes de la batterie.

#### 4.6.4 État de charge

Lorsqu'on décharge la batterie et que son état de charge atteint un SOC inférieur à 20%, l'alarme « SOC alarme » est activée. Il est alors impossible de décharger la batterie. Afin de désactiver cette alarme, la batterie doit être rechargée jusqu'à atteindre un SOC supérieur à 22%.

Néanmoins, si l'on active le mode alerte, il est alors possible de décharger complètement la batterie. Cependant, si la tension des cellules est inférieure à 2.5V pendant plus de 15 secondes une alarme s'enclenchera afin d'éviter de détériorer les cellules.

Lorsque l'utilisateur désire réactiver la batterie avec un SOC initial inférieur à 10%, le BMS va afficher un SOC biaisé (11%) pendant quelques secondes afin que l'utilisateur puisse recharger l'accumulateur.

#### 4.6.5 Alarme de Température

Le système de gestion de l'accumulateur dispose d'une alarme à haute température. Aucune alarme n'existe pour les basses températures comme les risques encourus sont moindres. À température négative, la tension chute fortement, c'est pourquoi il est probable que l'alarme à tension intervienne en premier lieu. Pour les températures élevées, il y a deux niveaux de protections :

- **Température supérieure à 71°C** : L'alarme BAT\_FLT\_1 est activée, il est alors impossible de recharger et décharger la batterie. Cependant le BMS est toujours connecté.
- **Température supérieure à 76°C** : L'alarme BAT\_FLT\_1 est activée, quelques secondes plus tard le BMS se déconnecte.

#### 4.6.6 Trou d'évacuation

Un trou d'évacuation est installé sur la paroi de la batterie afin d'évacuer le gaz émanant d'une cellule. Cet orifice permet au fabricant de connecter un tuyau d'évacuation qui est lui-même connecté à l'extérieur de l'avion. Ce dispositif réduit les chances d'engendrer un incendie car le gaz peut atteindre des températures supérieures à 300°C.

#### 4.6.7 Chargeur intégré dans le circuit électronique

Un chargeur a été installé au sein du circuit électronique afin de contrôler le taux de recharge de la batterie. Cela a pour objectif de canaliser l'échauffement et la surcharge des cellules.

La figure ci-dessous montre la courbe implémentée dans la batterie. Afin d'optimiser la recharge de la batterie, le processus se déroule en deux étapes :

- **Première étape** : La batterie est chargée à courant constant, en suivant le profil de la figure 18 jusqu'à atteindre 28V.
- **Deuxième étape** : Une fois que la batterie a atteint 28V, le chargeur passe en mode tension constante. Le système maintient une tension de 28V, tandis que le courant de recharge diminue graduellement jusqu'à ce qu'elle atteigne le point exponentiel.

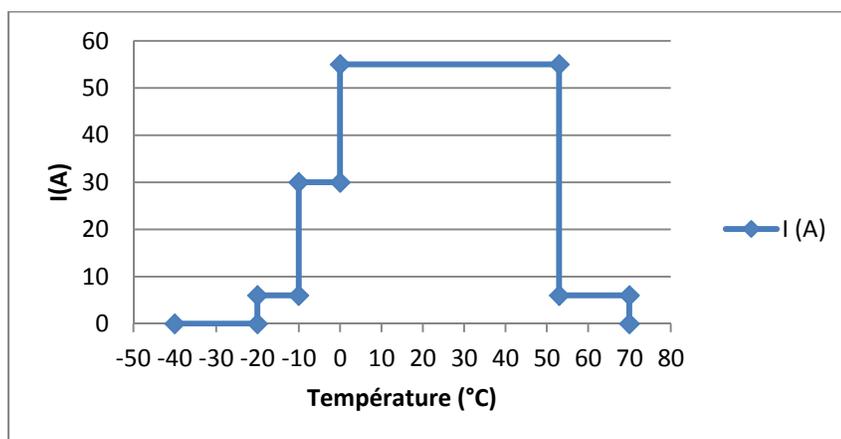


Figure 4.18 Courbe de courant implémenté dans le chargeur

#### 4.6.8 Étude du système de protection de la batterie

Nous pouvons donc conclure d'après les tests effectués, que la batterie dispose de tous les outils de sécurité exigés par la FAA.

Voici les différents dispositifs exigés :

- Un système de prévention contre une surcharge de la batterie.
- Un système de protection contre une éventuelle décharge complète, qui engendrerait une détérioration des cellules.
- Un dispositif qui permet de contenir ou de réduire la température interne lorsque celle-ci est élevée.
- Le design de la batterie doit prendre en compte l'apparition d'un éventuel emballement thermique.
- Un système d'information permettant d'informer le pilote de l'état de la batterie à tout moment.
- Un système de rechargement automatique, contrôlant le taux de recharge.
- Le BMS doit disposer de différents niveaux d'alarmes.

Afin de réduire les risques d'une éventuelle détérioration de la batterie, le circuit de protection dispose d'une redondance de niveaux de protection. Le constructeur a installé différents niveaux de défense dans chaque système de sécurité.

Malgré le système de protection dont dispose la batterie (voir figure 4.20), les tests effectués nous ont révélé que le dispositif n'était pas parfaitement apte à fonctionner dans un avion.

Trois principaux critères sont à améliorer :

- **La stabilité du SOC** : Lorsque la batterie est à basse température, la précision du SOC est altérée. Selon certains tests le SOC pouvait varier de 45%. Cela rend l'utilisation de la batterie hasardeuse. Les protections implantées dans la batterie sont par conséquent inhibées. L'algorithme implanté dans le BMS lit une valeur erronée

(voir figure ci-dessous). Par moment, le SOC affiché est à 100% alors qu'il devrait être à 65%. Par conséquent, le pilote ne peut pas se fier au SOC, il risquerait de ne pas savoir quelle est la capacité de la batterie en temps réel. L'utilisateur peut donc se trouver dans une situation où la batterie ne dispose pas suffisamment d'énergie pour démarrer une APU en cas d'urgence.

- **Les vols à -40°C** : Lorsque la batterie est à -40°C, elle n'est pas capable de démarrer une APU. Sa température interne est trop basse (-36°C après 10h). Si l'accumulateur se retrouve à cette température, il faut que l'avion dispose d'un système permettant de réchauffer ou de maintenir une température minimale.
- **La vibration** : Durant le vol, le système subit des vibrations. Il est par conséquent important de vérifier si le système d'urgence de la batterie fonctionne correctement malgré les contraintes qu'elle subit lors d'un « Engine Rotor Burst ». Toutefois, les tests de vibrations aléatoires ont révélé que la batterie n'était pas capable d'assumer ses fonctions. Il faut par conséquent réétudier le mode de fixation de la batterie.

Voici un tableau résumant les fonctionnalités et les performances de la batterie ainsi que les éventuelles améliorations à apporter :

Tableau 4.3 Caractéristiques techniques de la batterie et amélioration à apporter

<b>Les caractéristiques techniques et performances de la batterie</b>	<b>Amélioration à apporter et tests à effectuer</b>
Batterie apte à effectuer des vols entre 50°C et -35°C	Maintenir une température interne minimale
Dispositif de protection contre une éventuelle surcharge de la batterie (système de balancement)	Stabiliser le SOC
Système de protection contre une éventuelle décharge complète des cellules.	Atténuer les effets vibratoires
Dispositifs permettant de contenir la température interne ainsi que des emballements thermiques	Atténuer l'émission de chaleur générée par l'accumulateur (afin que la batterie puisse fonctionner jusqu'à 70°C)
Système d'information permettant de renseigner le pilote de l'état de la batterie	Tester la batterie à différentes pressions atmosphériques
Système de sécurité redondant (le BMS dispose de différents niveaux d'alarmes)	
Système de rechargement automatique, contrôlant le taux de recharge (capable de se recharger de 20% à 80% en moins d'une heure)	

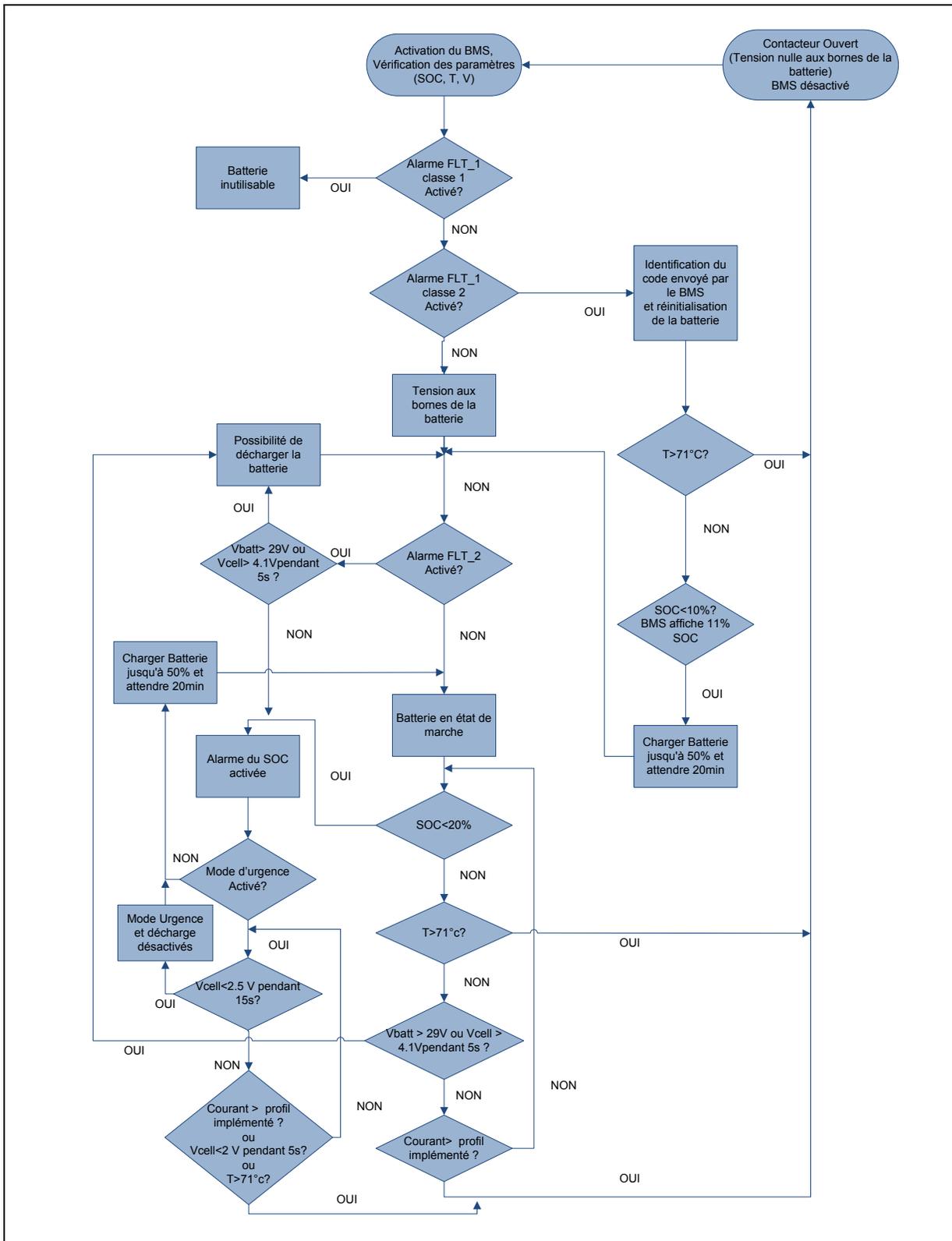


Figure 4.19 Algorithme de la partie électrique du BMS

## CHAPITRE 5

### INTERPRÉTATION DES RÉSULTATS ET PROPOSITIONS DE SIMULATION DE TEST PRÉLIMINAIRE

#### 5.1 Analyse des données

Afin d'appuyer notre analyse des résultats, il est essentiel de déterminer la résistance interne. Cette dernière permet de révéler les performances d'une batterie. A l'aide de cette variable, nous pourrions interpréter le comportement de l'accumulateur lorsque le système fut testé. La résistance interne de la batterie est en effet l'élément clé à connaître pour concevoir une batterie. En fonction de ce paramètre, le chercheur peut modifier les caractéristiques physiques de l'accumulateur afin d'adapter celui-ci à une application spécifique.

Par la suite nous allons nous intéresser au SOC. Durant les essais, nous nous sommes aperçus que l'état de charge affiché par le BMS n'était pas le même après le démarrage des APU malgré que les conditions initiales soient les mêmes. Nous allons donc démontrer qu'il est difficile d'estimer un état de charge précis lorsqu'on teste une batterie à de hautes puissances.

##### 5.1.1 Résistance interne

Lors d'un démarrage d'APU, l'utilisateur a besoin d'une batterie qui fournit suffisamment de puissance durant une courte période. Cette variable est limitée par la résistance interne de la batterie. Plus la résistance est grande plus sa puissance diminue.

La résistance interne influence également la température interne de la cellule. C'est ce qui caractérise l'effet Joule : un phénomène thermique qui se produit lorsqu'un courant passe à travers la batterie..

Précédemment nous avons pu voir que la batterie ne doit pas excéder une certaine température pour ne pas engendrer une réaction exothermique. Désormais, nous pouvons

également noter que la résistance peut elle aussi démontrer les limites d'utilisation du système. Ce paramètre est principalement influencé par deux variables : la température interne de la batterie ainsi que son état de charge.

La figure ci-dessous illustre l'influence de la température et du SOC sur la résistance interne. La résistance de la batterie est déterminée à partir d'une chute de tension lors d'un pic de courant de 800A.

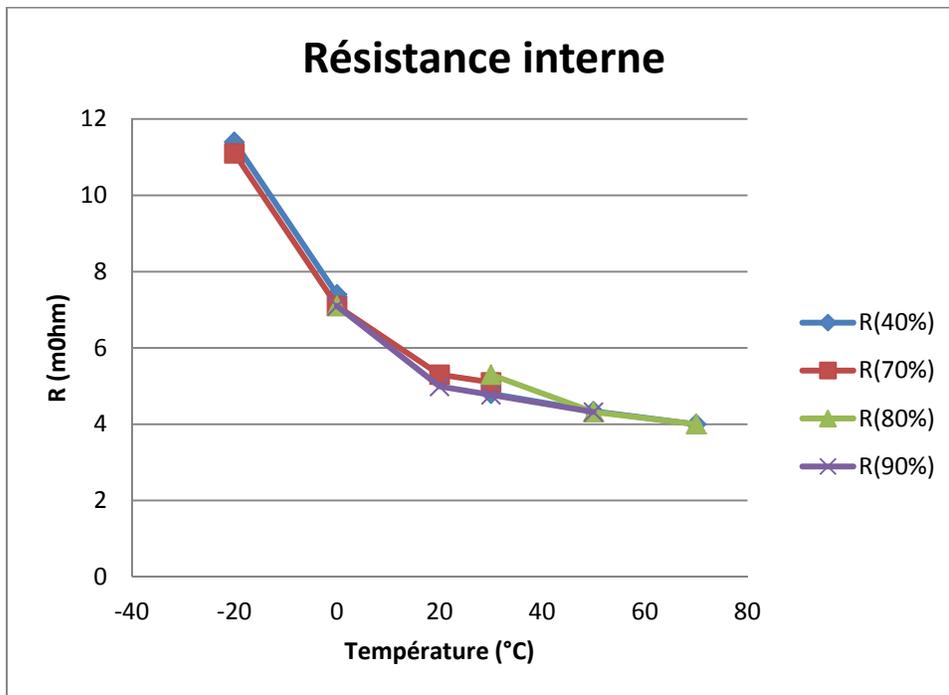


Figure 5.1 Résistance interne

On s'aperçoit que lorsque la batterie est à basse température, la résistance augmente fortement. Entre 70° et -20°C, la résistance a pratiquement triplé. Cependant l'influence du SOC est relativement négligeable comparé à la température (entre 0°C et 50°C la courbe de 90% SOC est confondue avec la courbe de 40% SOC).

D'après la figure 5.2, nous pouvons constater la puissance disponible diminuée lorsque la température décroît. Ce graphique démontre l'influence de la résistance sur la puissance

massique disponible. Plus la résistance interne diminue, plus la puissance augmente. La puissance massique disponible est réduite de moitié lorsque la batterie est à  $-35^{\circ}\text{C}$ . De plus, la perte de puissance décroît linéairement avec la résistance interne. En basse température, il y a beaucoup d'énergie qui est convertie en chaleur, la capacité est donc réduite. Par conséquent lorsqu'on décharge une batterie, la limite de chute de tension est beaucoup plus rapidement atteinte (voir équation 1.1 et figure 4.3). C'est pour cela qu'il est plus difficile pour la batterie de fournir des pics de courants.

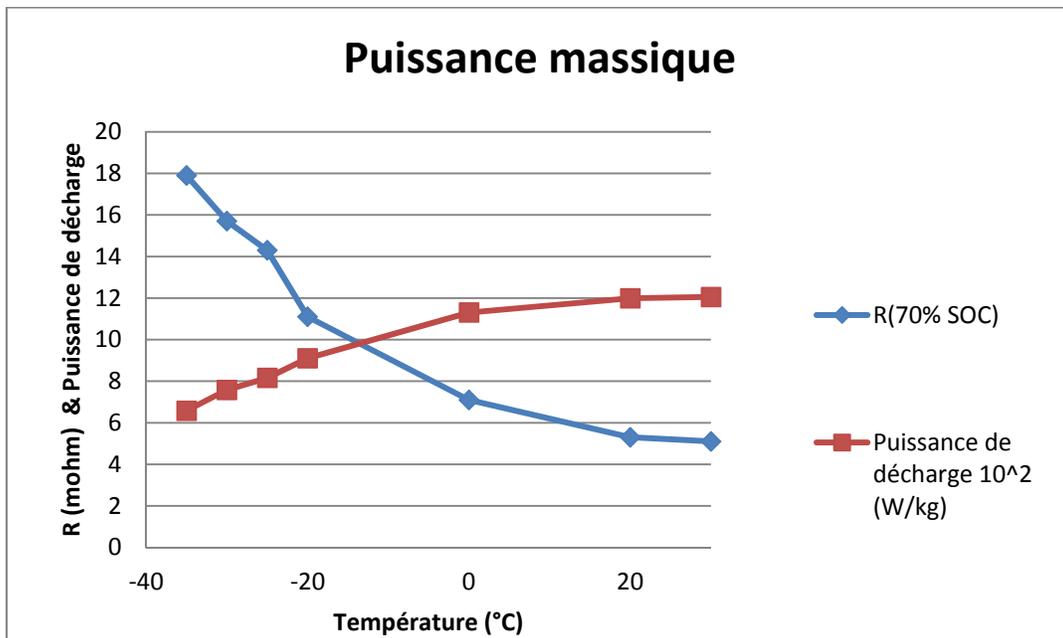


Figure 5.2 Puissance massique disponible

La figure 5.3 met en avant la relation entre la chute de tension et la température interne. Ceci est principalement influencé par la résistance interne. Lorsque la température est en dessous de  $0^{\circ}\text{C}$ , l'écart entre la tension initiale et la tension durant le pic de courant peut atteindre 13V.

Ce phénomène est trois fois moins conséquent lorsque la batterie est testée à des températures positives. Par conséquent, nous recommandons d'installer un dispositif

permettant de réchauffer la batterie lorsque la température de l'air ambiant est négative. Ceci permettra d'augmenter la longévité de la batterie.

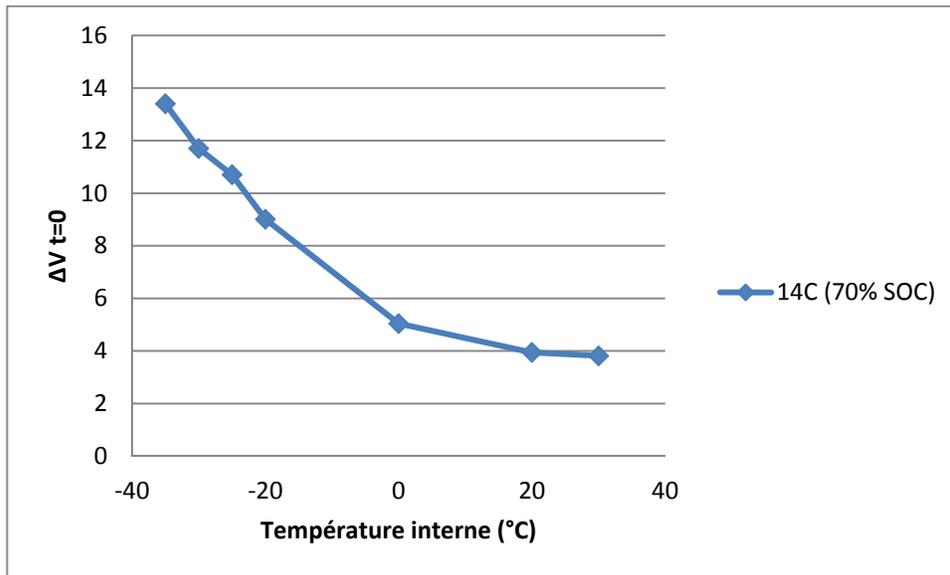


Figure 5.3 Chute de tension lors du démarrage de l'APU (taux de décharge 15 C)

Par ailleurs, comme nous l'avons constaté, la capacité de la batterie est réduite lorsque la résistance interne augmente. Il est donc important de prendre en compte la valeur de la résistance interne lorsque l'on calcule l'état de charge de l'accumulateur.

### 5.1.2 Estimation de l'état de charge

D'après les résultats du chapitre trois, nous nous sommes aperçus que le SOC estimé était instable. Il est donc intéressant d'étudier la précision du SOC estimé par le BMS après un démarrage d'APU.

Selon l'article (Ng et al., 2009) il est difficile de déterminer l'état de charge de la batterie lorsque le taux de décharge est élevé et inconstant. Cependant, l'estimation de l'état de charge est très important, cela permet de déterminer la puissance que la batterie est capable de fournir.

Cette grandeur physique est également un système de prévention contre une éventuelle surcharge ou décharge qui engendrerait un dommage irréversible des cellules.

La batterie que nous étudions utilise deux méthodes de calcul pour déterminer son état de charge (le coulomb counting et la méthode du circuit ouvert).

- **Le coulomb counting** : consiste à calculer la capacité consommée durant le test.
- **La méthode du circuit ouvert** : consiste à soustraire la tension  $iR$  estimée à la tension de la batterie à l'instant (t).

#### 5.1.2.1 Le coulomb counting

La méthode du coulomb counting est définie en deux étapes :

- On calcul la capacité consommée :

$$C_c = \int_0^t i(t) dt \quad (5.1)$$

- On estime le SOC :

$$SOC = SOC_{in} - C_c / (C_{25^\circ C} \cdot Coef_T) \quad (5.2)$$

Le tableau ci-dessous démontre la difficulté à estimer un SOC après trois démarrages d'APU. Le SOC initial était à 40%. La colonne centrale représente le SOC estimé par le BMS, et la colonne de droite le SOC calculé par la méthode coulomb counting.

Tableau 5.1 Estimation du SOC après trois démarrages d'APU

Température (°C)	SOC avant APU (%)	SOC batterie (%) après trois APU	SOC estimé (%) après trois APU	Δ SOC  après APU
-20	40	27	14	13,00
0	40	25	20	5,00
20	40	25	23	2,00
30	40	23	23,2	0,20
50	40	19	25,8	6,80

D'après l'état de charge estimée par le BMS, la chute du SOC s'accroît lorsque la température augmente. Cependant d'après la méthode du coulomb counting, la chute du SOC devrait être plus faible.

Selon les résultats obtenus précédemment, nous nous sommes aperçus que la capacité augmentait en fonction de la température. Le SOC estimé par le BMS après un APU devrait être plus faible lorsque le système testé est à plus basse température. Ceci illustre donc la difficulté d'estimer le SOC durant un APU.

Par conséquent, nous recommandons de recharger la batterie au-delà de 80% avant d'effectuer des démarrages d'APU, afin de s'assurer que l'accumulateur dispose de suffisamment d'énergie pour assumer ses fonctions.

### 5.1.2.2 Méthode du circuit ouvert

Avant d'estimer la tension en circuit ouvert de la batterie il faut définir le modèle équivalent de la batterie. Dans premier temps, nous considérons comme négligeable la chute de tension provoquée par la réaction électrochimique des cellules.

Le circuit électrique présenté ci-dessous est généralement le plus utilisé lorsqu'on veut estimer un SOC. Cependant, il ne prend pas en compte la variation de capacité en fonction de la température.

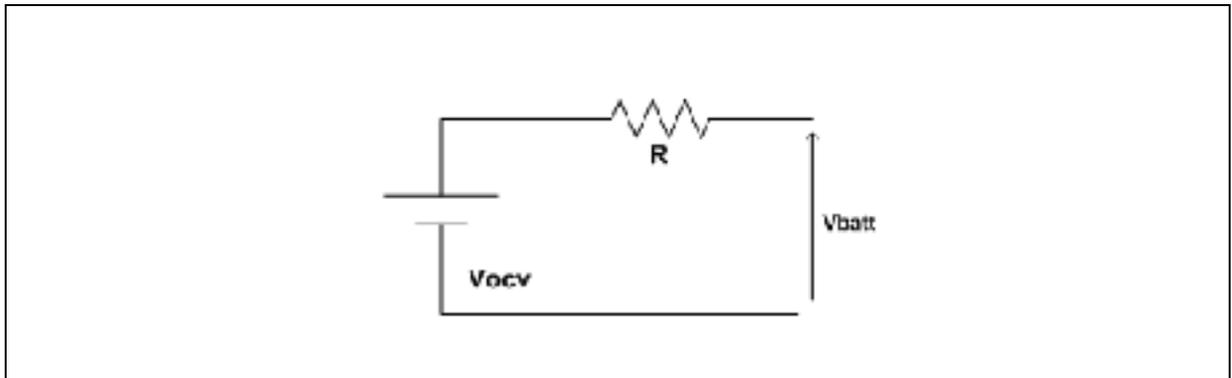


Figure 5.4 Modèle idéal

D'après l'article (Windarko et Choi, 2009) des études ont été menées afin d'optimiser la méthode du OCV. Les chercheurs Novie Ayub Windarko et Jaeho Choi ont estimé qu'il était préférable d'utiliser un modèle avec deux résistances variables en parallèle : une résistance pour la recharge et une résistance associée à la décharge. Des diodes sont associées à chacune des résistances afin qu'il n'y ait qu'une seule résistance qui soit pris en compte durant la recharge ou la décharge.

En effet, d'après nos précédentes études nous avons pu constater que la résistance interne variait en fonction des différentes contraintes environnementales. Il est donc essentiel de prendre ces paramètres en considération.

Dans un deuxième temps on estime la tension à l'aide de l'équation suivante :

$$V_{Batt} = V_{ocv} - IR_{int} \quad (5.2)$$

Une fois la tension calculée ( $V_{ocv}$ ), on estime le SOC en comparant la valeur obtenue avec la courbe de capacité (voir courbe de capacité en annexe). Le tableau ci-dessous expose nos

résultats. Cependant, nous avons simplement été autorisés à faire des tests de capacité à température ambiante, c'est pourquoi il compare uniquement les SOC à 20°C.

Tableau 5.2 Estimation du SOC à l'aide de la méthode du circuit ouvert

Température (°C)	SOC avant APU (%)	SOC batterie (%) après trois APU	SOC calculé (%) après trois APU	Δ SOC  après APU
20	90	73	76	3
20	80	63	64	1
20	70	53	49	4
20	40	25	16	9

La différence de SOC estimé par la tension en circuit ouverte et le SOC calculé par le BMS est moins importante comparée au coulomb counting. On peut donc supposer que cela est dû à la prise en considération de la variation de la résistance interne. Néanmoins, le delta est encore important lorsqu'on teste la batterie avec un SOC initial faible.

Selon le phénomène de Peukert, la capacité varie en fonction de l'amplitude du courant. A mesure que le taux de décharge augmente la capacité diminue. Cependant la loi de Peukert n'est applicable qu'à un taux de décharge constant. Le pic de courant demandé à la batterie lors d'un démarrage d'APU est trop ample et inconstant pour estimer la capacité de la batterie.

Par conséquent, nous pouvons supposer qu'il est difficile d'estimer un SOC après trois démarrages d'APU (principalement lorsque le SOC initial est faible).

Les deux méthodes d'estimation d'état de charge (coulomb counting et OCV) possèdent une précision plus importante lorsque la batterie est chargée ou déchargée à un courant constant.

À l'heure actuelle, il n'existe pas de méthode pouvant estimer précisément le SOC à une telle puissance demandée.

Afin de rester dans la zone de sécurité, il est important d'estimer précisément le SOC. Pour cela, il faut laisser reposer la batterie pendant une vingtaine de minutes afin de stabiliser sa tension. Par la suite, une nouvelle estimation pourra être effectuée.

Cependant, lors de nos scénarios de vol nous rechargeons la batterie juste après avoir effectué des démarrages d'APU. Nous ne laissons donc pas le temps à la batterie de se stabiliser. C'est pourquoi l'estimation du SOC n'était pas précise.

Nous pouvons donc en conclure que si la batterie est amenée à être utilisée dans l'aéronautique, il faudra imposer au pilote un délai d'une vingtaine de minutes après que le système ait effectué des démarrages d'APU.

### **5.1.3 Simulation thermique à partir de SimPowerSystems**

Le domaine de l'aéronautique est très exigeant. Avant qu'un nouveau système puisse être installé dans l'avion, il faut effectuer de nombreux tests. Ceci est très coûteux pour les compagnies aériennes. C'est pourquoi il peut être intéressant d'effectuer des simulations de performance de batteries sur SimPowerSystems (SPS) avant de démarcher des clients (Tremblay et Dessaint, 2009). Cela permet de donner une idée des performances des différents produits qui existent sur le marché.

Dans ce mémoire, nous nous sommes particulièrement intéressés au modèle dynamique de batterie élaboré par Olivier Tremblay et Louis-A Dessaint. Ce modèle dynamique se base sur les données fournies par la fiche technique du fournisseur. En prélevant seulement trois points de la courbe de décharge du manufacturier, le modèle a présenté des résultats très similaires aux résultats des tests expérimentaux. Le client n'a donc pas besoin de demander des informations supplémentaires au fournisseur.

Ce modèle a été par la suite complété par Souleman Njoya Motapon, qui y a intégré les effets de températures.

### 5.1.3.1 Le modèle thermique

Ce modèle dynamique s'appuie principalement sur l'équation de Shepherd. Cette équation décrit le comportement électrochimique de la batterie simplement en se basant sur la tension aux bornes, la tension en circuit ouvert, la résistance interne, et le courant de décharge.

Équation de Shepherd :

$$V_{batt} = E_0 - K \frac{Q}{Q-it} \cdot it - R \cdot i + A \exp(-B \cdot it) - K \frac{Q}{Q-it} i^* \quad (5.3)$$

Afin d'inclure les effets de la température sur la batterie, Souleman s'est appuyé sur la loi d'Arrhenius pour le modèle des cellules des batteries ainsi que du modèle de Bernardi et Newman pour le modèle de la masse thermique.

Équation de Bernardi:

$$P_{perdu} = (E_0(T) - (V_{batt}(T))) \cdot \frac{\partial E}{\partial T} \cdot i \cdot T \quad (5.4)$$

Équation de Newman :

$$T(t) = L^{-1} \left( \frac{P_{perdu} R_{th} + T_a}{1 + S.T_c} \right) \quad (5.5)$$



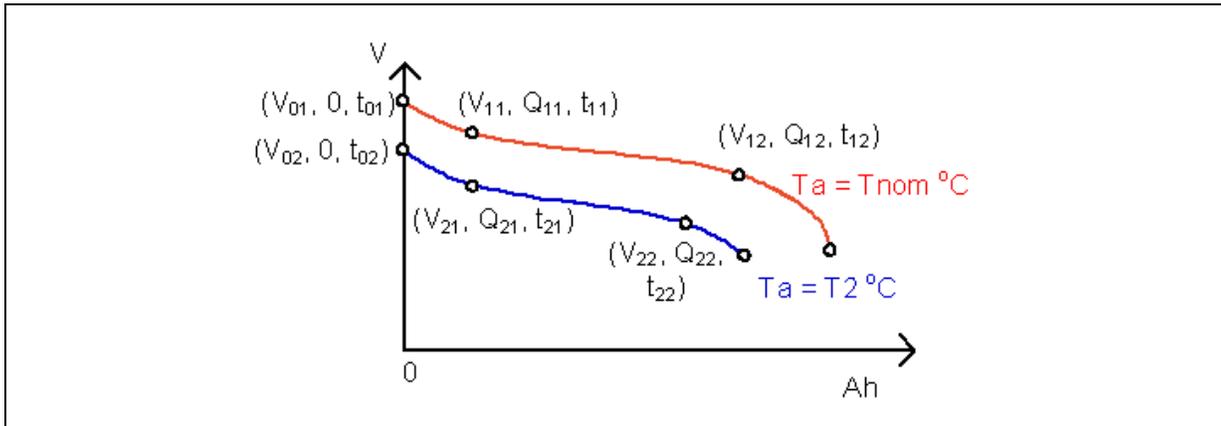


Figure 5.6 Courbe de décharge  
Tirée de Njoya Motapon (2014)

### 5.1.3.2 Simulation du modèle thermique

Afin de comparer les résultats de la simulation du modèle thermique et les performances réelles de la batterie, nous avons effectué une simulation à l'aide des paramètres imposés durant les tests (courbe de courant et courbe de température ambiante lors d'un vol à  $-20^\circ\text{C}$  avec un SOC de 80%).

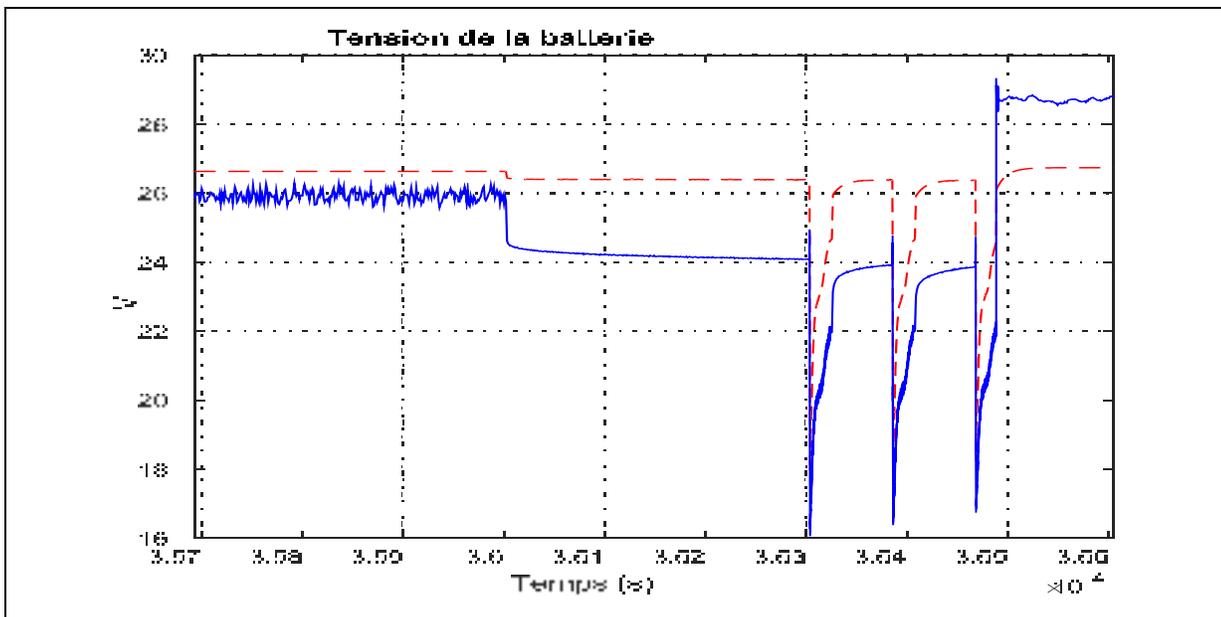


Figure 5.7 Tension

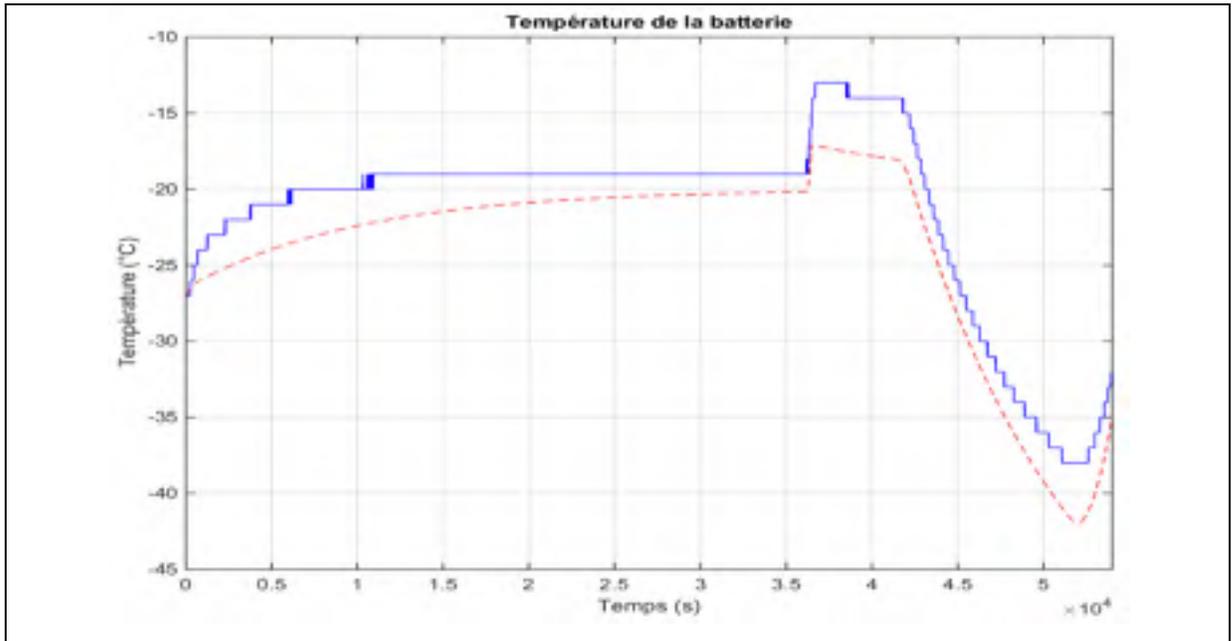


Figure 5.8 Simulation: température interne de la batterie

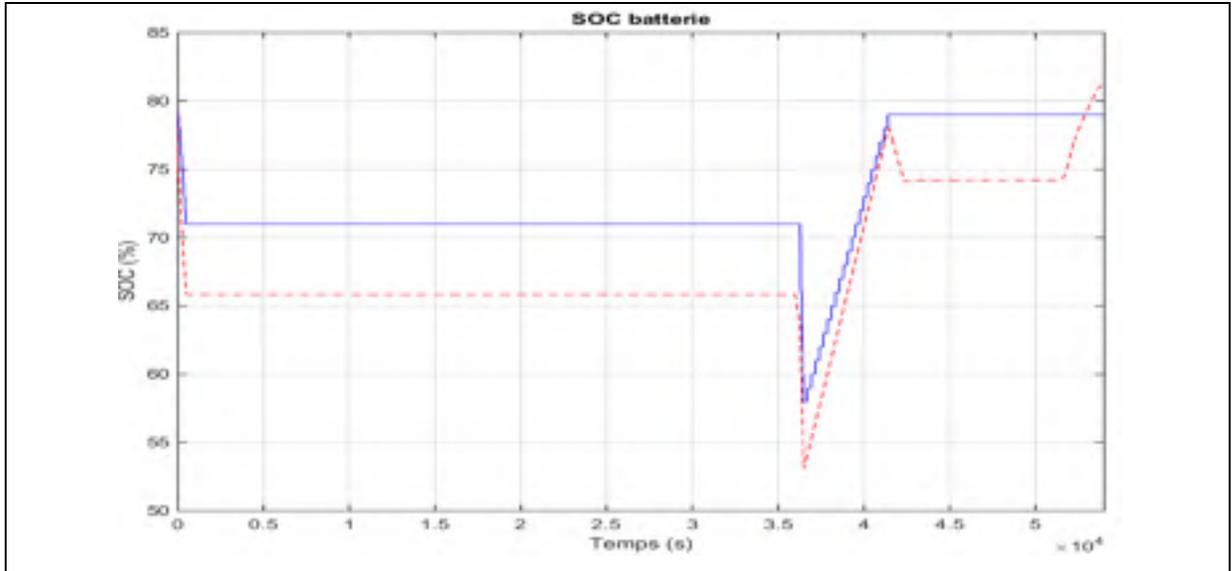


Figure 5.9 Simulation du SOC

Les figures ci-dessus (7, 8 et 9) illustrent les résultats de simulations obtenues pour la tension, la température interne ainsi que le SOC. Le trait discontinu représente la simulation et les traits bleus les résultats expérimentaux.

D'après la figure 7 (tension de la batterie), on peut noter une erreur maximale de 6% lorsqu'on décharge la batterie à 20 ampères ainsi que durant les APU. Selon le graphique de la température, on estime une erreur de moyenne de 3% lorsque la batterie simule les APU.

Pour le dernier graphique (SOC), on constate une erreur moyenne de 5% durant toute la période des tests. On ne peut pas réellement interpréter ce résultat. En effet, auparavant nous avons constaté que l'estimation du SOC n'était très précise. Cependant, le modèle respecte la dynamique de la batterie. L'estimation de la tension ainsi que celle de la température sont acceptables. Pour le SOC en revanche, nous constatons un écart plus important.

La simulation illustre la difficulté à calculer précisément le niveau de charge de la batterie. D'autres simulations seront à retrouver en annexes.

Le modèle thermique est donc un moyen intéressant pour comprendre le comportement dynamique de la batterie. Il permet de donner une base d'information à l'utilisateur. Cela peut éventuellement sauver du temps en faisant une présélection des différents modèles qui sont proposés sur le marché.

Suite à l'analyse des résultats, nous pouvons dorénavant dresser un bilan des performances de la batterie. Ce qui nous amènera par la suite à émettre un avis quant à son aptitude à être implantée dans un avion.

## CONCLUSION

À travers ce mémoire, nous avons étudié une batterie au lithium afin de juger de la pertinence de son utilisation dans le domaine de l'aéronautique.

Pour mener à bien notre recherche, le mémoire a été divisé en plusieurs étapes :

- L'étude des notions générales d'une batterie au lithium.
- L'énumération et application des normes dans l'aéronautique.
- L'élaboration d'un banc d'essai
- L'analyse des résultats et concordances aux normes
- L'interprétation des résultats et propositions d'une simulation

Dans nos recherches, nous nous sommes aperçus que l'introduction des batteries au lithium dans le domaine de l'aéronautique est très récente. Les normes préexistantes n'ont que quelques années. Elles ont principalement été instaurées après les accidents qui sont survenus avec le 787 Dreamliner de Boeing.

Suite aux accidents, la FAA a décidé de mener une enquête et créer des normes en se basant sur les événements survenus ainsi que sur les normes préexistantes qui étaient destinées à la batterie Nickel-Cadmium. Ce qui change principalement dans les normes ce sont les aspects de sécurité : les requêtes sont beaucoup plus lourdes. La FAA exige une redondance de système de sécurité.

De plus, les exigences vont probablement changer dans les prochaines années. Ce type de batterie est encore très nouveau dans le milieu de l'aviation commerciale. A l'heure actuelle il n'y a qu'un seul avion qui utilise ce type d'accumulateur.

Les scénarios de tests qu'a subis le système ont été choisis pour reproduire le plus de situations potentielles que l'avion risquerait de rencontrer. Le but était de parer à toutes les éventualités possibles.

Un premier scénario de 72 vols était élaboré et testé à cinq reprises par la batterie de type S1 que le fournisseur nous a donné. Cependant durant les tests nous nous sommes aperçus que la batterie n'était pas capable de fonctionner à certaines températures. La batterie a donc été seulement testée entre -20°C et 30°C en attendant de recevoir la version améliorée de celle-ci (Batterie S2). Lors des essais avec la batterie S1, 270 vols ont été exécutés parmi lesquelles 30 ont échoué.

Par la suite, la batterie S2 a été testée avec un nombre de scénarios de vols plus restreint, mais à des températures plus importantes (entre -40°C et 70°C). Lors de ces tests, on s'est aperçu que la batterie était capable de fonctionner correctement entre -35°C et 50°C.

D'après les recherches ainsi que les tests effectués, nous pouvons conclure que la batterie dispose de tous les outils de sécurité exigés par la FAA. Durant les essais de vols, le BMS de la batterie a toujours réussi à réagir avant qu'un éventuel événement indésirable survienne lorsque la batterie était testée hors de ses limites.

À la fin des essais de vols, des tests de vibrations ont été effectués afin de reproduire les vibrations que pourrait subir l'accumulateur dans un avion. Une fois ces tests effectués, il n'était plus possible d'activer la batterie. Le BMS empêche en effet l'utilisateur de se connecter à la batterie suite à un événement qui est survenu et qui est considéré de catégorie 1.

Selon les recherches effectuées, nous nous sommes aperçus qu'il serait judicieux de faire quelques améliorations afin d'optimiser l'implantation de la batterie au lithium dans l'aéronautique. C'est pourquoi nous proposons plusieurs recommandations afin de rendre l'utilisation de la batterie plus sûre :

- Nous recommandons d'effectuer une étude du mode de fixation de la batterie.  
Durant les tests vibratoires, on s'est aperçus que selon le mode de serrage, la batterie subissait plus ou moins intensément les vibrations. Il est par conséquent primordial

d'effectuer des recherches pour concevoir un socle qui permettrait de réduire le plus possible les vibrations sur la batterie.

- Nous préconisons d'imposer un temps de repos entre les APU et la recharge de la batterie. La puissance demandée à la batterie est trop importante pour obtenir une valeur précise du SOC. Par conséquent, nous conseillons d'effectuer une pause de 20 minutes afin d'obtenir une tension stable (cela laisse le temps aux cellules de s'équilibrer et d'obtenir une tension similaire entre chaque cellule). Ce qui augmentera la précision de l'estimation du SOC.
- Suite aux résultats obtenus, nous recommandons d'instaurer un système chauffant autour de la batterie. Lorsque l'avion effectue des transitions d'une vingtaine de minutes avec des températures extérieures négatives ( $-20^{\circ}\text{C}$ ), la température interne est trop froide et il est par conséquent impossible de démarrer les APU. C'est pourquoi, il serait intéressant que la batterie puisse être maintenue à une température minimum afin d'être opérationnelle en toutes circonstances.
- Nous conseillons également de tester la batterie à différentes pressions atmosphériques. Selon certaines études, les performances d'une batterie varient en fonction de la pression. Il serait donc judicieux d'effectuer des tests. Dans le cadre de nos recherches, nous n'avons malheureusement pas pu effectuer ces tests pour des raisons de budget.

À l'heure actuelle, il est donc compliqué d'émettre un avis définitif sur la pertinence de l'implantation de la batterie au lithium dans l'aéronautique. Nos recherches nous ont prouvé que des modifications doivent encore être apportées à la batterie, avant qu'elle puisse être introduite dans un avion.

De plus, nous recommandons d'effectuer des tests supplémentaires afin d'évaluer pleinement les capacités de la batterie et rendre son utilisation plus fiable et sécuritaire. Ce n'est qu'une

fois ces tests effectués que nous pourrons juger pleinement de son utilisation. La batterie au lithium représente l'avenir, elle est plus performante et plus légère que ses concurrentes mais également plus instable. C'est pourquoi il faut continuer les recherches pour rendre son utilisation la plus sûre possible.

## ANNEXE I

### SCÉNARIO DE VOLS DES BATTERIES AU PLOMB

Action	Delay(Sec)	SOC(%)	Step	Tempe(C)	T/dt(C/mi)	I_TRU(A)	V_TRU(V)	I_load(A)	V_load(V)	Tin (°c)	battery(A)	battery(V)	Wamp(Hz)	cycle	vol
Set SOC& Wait ΔT = 0	1200	90	0	20	-2	1,68	27,2	0	0	Measure	Measure	Measure	0,2	1	1
Power Aircraft	300	90	1	20	0	0	0	2,1	0	Measure	Measure	Measure	2	1	1
1st start APU	20	0	2	20	0	0	0	I_APU	14,4	Measure	Measure	Measure	4000	1	1
Delay	60	0	3	20	0	0	0	2,1	0	Measure	Measure	Measure	4000	1	1
2nd start APU	20	0	4	20	0	0	0	I_APU	14,4	Measure	Measure	Measure	4000	1	1
Delay	60	0	5	20	0	0	0	2,1	0	Measure	Measure	Measure	4000	1	1
3rd start APU	20	0	6	20	0	0	0	I_APU	14,4	Measure	Measure	Measure	4000	1	1
Charge SOC = 80%	810	80	7	20	0	1,68	27,2	0	0	Measure	Measure	Measure	2	1	1
Climb 1-2	900	80	8	-15	-2 1/3	1,68	27,2	0	0	Measure	Measure	Measure	2	1	1
Cruise 1-2	300	80	9	-15	0	1,68	27,2	0	0	Measure	Measure	Measure	2	1	1
Descent 1-2	900	80	10	0	1	1,68	27,2	0	0	Measure	Measure	Measure	2	1	1
Set SOC& Wait ΔT = 0	360	70	11	0	0	0	0	3,12	0	Measure	Measure	Measure	0,2	1	2
Power Aircraft	300	70	12	0	0	0	0	2,1	0	Measure	Measure	Measure	2	1	2
1st start APU	20	0	13	0	0	0	0	I_APU	14,4	Measure	Measure	Measure	4000	1	2
Delay	60	0	14	0	0	0	0	2,1	0	Measure	Measure	Measure	4000	1	2
2nd start APU	20	0	15	0	0	0	0	I_APU	14,4	Measure	Measure	Measure	4000	1	2
Delay	60	0	16	0	0	0	0	2,1	0	Measure	Measure	Measure	4000	1	2
3rd start APU	20	0	17	0	0	0	0	I_APU	14,4	Measure	Measure	Measure	4000	1	2
Charge SOC = 80%	2820	80	18	0	0	1,68	27,2	0	0	Measure	Measure	Measure	2	1	2
Climb 2-3	900	80	19	-15	-1	1,68	27,2	0	0	Measure	Measure	Measure	2	1	2
Cruise 2-3	600	80	20	-15	0	1,68	27,2	0	0	Measure	Measure	Measure	2	1	2
Descent 2-3	900	80	21	35	3 1/3	1,68	27,2	0	0	Measure	Measure	Measure	2	1	2
Set SOC& Wait ΔT = 0	360	80	22	35	0	0	0	0	0	Measure	Measure	Measure	0,2	1	3
Power Aircraft	300	80	23	35	0	0	0	2,1	0	Measure	Measure	Measure	2	1	3
1st start APU	20	0	24	35	0	0	0	I_APU	14,4	Measure	Measure	Measure	4000	1	3
Delay	60	0	25	35	0	0	0	2,1	0	Measure	Measure	Measure	4000	1	3
2nd start APU	20	0	26	35	0	0	0	I_APU	14,4	Measure	Measure	Measure	4000	1	3
Delay	60	0	27	35	0	0	0	2,1	0	Measure	Measure	Measure	4000	1	3
3rd start APU	20	0	28	35	0	0	0	I_APU	14,4	Measure	Measure	Measure	4000	1	3
Charge SOC = 80%	1836	80	29	35	0	1,68	27,2	0	0	Measure	Measure	Measure	2	1	3
Climb 3-4	900	80	30	-15	-3 1/3	1,68	27,2	0	0	Measure	Measure	Measure	2	1	3
Cruise 3-4	300	80	31	-15	0	1,68	27,2	0	0	Measure	Measure	Measure	2	1	3
Descent 3-4	900	80	32	20	2 1/3	1,68	27,2	0	0	Measure	Measure	Measure	2	1	3

Figure-A I-1 Scénario de vols des batteries aux plomb



## ANNEXE II

### COURBES APU

Step (c)	Courbes APU							
	APU originale	Step Δ (Amps)	Courbe APU 1	Step Δ (A)	Courbe APU 2	Step Δ (A)	Courbe APU 3	Step Δ (A)
1	812		812		812		812	
2	721	91	721	91	700	112	650	162
3	601	120	601	120	500	100	550	100
4	510	51	510	41	510	41	490	120
5	480	30	480	30	488	72	570	70
6	450	30	380	70	380	58	330	40
7	420	30	360	60	365	55	300	30
8	390	30	390	30	320	25	200	30
9	360	30	315	15	285	25	280	10
10	330	30	307	17	280	15	270	10
11	300	30	295	7	270	30	260	10
12	270	30	278	17	255	15	255	0
13	250	20	253	27	245	10	245	10
14	230	20	230	20	230	15	230	15
15	207	23	207	23	210	20	210	20
16	184	23	184	23	190	20	190	20
17	161	23	161	23	175	17	175	17
18	156	5	156	5	160	13	160	13
19	150	6	150	6	150	10	150	10
20	144	6	144	6	144	6	144	6
21	132	12	132	12	135	0	135	0
22	120	0	120	0	120	0	120	0
23	126	0	126	0	126	0	126	0

Figure-A II-1 Courbes APU



## ANNEXE III

### BILAN DES VOLS

	Successful
	Missed
	Skip

Flight	Cycle1	Flight	Cycle2	Flight	Cycle3
1 (SOC 40% & -20°C 10h)	✔	1 (SOC 40% & -40°C 10h)	✘	1 (SOC 40% & -20°C 10h)	!
2 (SOC 70% & 30°C 10h)	✔	2 (SOC 70% & 20°C 10h)	✔	2 (SOC 70% & 0°C 10h)	✔
3 (SOC 80% & 50°C 10h)	✔	3 (SOC 80% & 70°C 10h)	✘	3 (SOC 80% & 50°C 10h)	✘
4 (SOC 90% & 0°C 10h)	✔	4 (SOC 90% & 20°C 10h)	✔	4 (SOC 90% & 20°C 10h)	✔
5 (SOC 40% & 50°C 10h)	!	5 (SOC 40% & 70°C 10h)	✘	5 (SOC 40% & 30°C 10h)	✔
6 (SOC 70% & -40°C 10h)	✘	6 (SOC 70% & -20°C 10h)	✔	6 (SOC 70% & -20°C 10h)	✔
7 (SOC 80% & 20°C 20min)	✔	7 (SOC 80% & 30°C 20min)	!	7 (SOC 80% & 20°C 20min)	!
8 (SOC 90% & 30°C 10h)	✔	8 (SOC 90% & 20°C 10h)	✔	8 (SOC 90% & 30°C 10h)	✔
9 (SOC 40% & 20°C 20min)	✔	9 (SOC 40% & -20°C 20min)	!	9 (SOC 40% & -20°C 20min)	!
10 (SOC 70% & -20°C 10h)	✔	10 (SOC 70% & -40°C 10h)	✘	10 (SOC 70% & 0°C 10h)	✔
11 (SOC 80% & 20°C 20min)	!	11 (SOC 80% & 0°C 20min)	✔	11 (SOC 80% & 20°C 20min)	✔
12 (SOC 90% & -20°C 10h)	✔	12 (SOC 90% & 20°C 10h)	✔	12 (SOC 90% & 30°C 10h)	✔
13 (SOC 40% & 0°C 20min)	✔	13 (SOC 40% & 0°C 20min)	✔	13 (SOC 40% & -20°C 20min)	✔
14 (SOC 70% & -40°C 10h)	✘	14 (SOC 70% & -20°C 10h)	✔	14 (SOC 70% & -40°C 10h)	✘
15 (SOC 80% & 20°C 20min)	✔	15 (SOC 80% & 20°C 20min)	!	15 (SOC 80% & 0°C 20min)	✔
16 (SOC 90% & 50°C 10h)	✘	16 (SOC 90% & 50°C 10h)	✘	16 (SOC 90% & 50°C 10h)	✘
17 (SOC 40% & 30°C 20min)	✔	17 (SOC 40% & 30°C 20min)	✔	17 (SOC 40% & 30°C 20min)	!
18 (SOC 70% & 20°C 10h)	✔	18 (SOC 70% & 70°C 10h)	✘	18 (SOC 70% & 20°C 10h)	✔
19 (SOC 80% & 0°C 10h)	✔	19 (SOC 80% & 30°C 10h)	✔	19 (SOC 80% & 50°C 10h)	✘
20 (SOC 90% & 20°C 20min)	✔	20 (SOC 90% & 20°C 20min)	✔	20 (SOC 90% & -20°C 20min)	✔
21 (SOC 40% & 50°C 10h)	✘	21 (SOC 40% & 0°C 10h)	✔	21 (SOC 40% & 30°C 10h)	✔
22 (SOC 70% & 20°C 20min)	✔	22 (SOC 70% & 20°C 20min)	✔	22 (SOC 70% & 20°C 20min)	✔
23 (SOC 80% & 0°C 10h)	✔	23 (SOC 80% & 30°C 10h)	✔	23 (SOC 80% & 0°C 10h)	✔
24 (SOC 90% & 30°C 20min)	✔	24 (SOC 90% & 50°C 20min)	✘	24 (SOC 40% & 20°C 20min)	✔



Flight	4 Cycle1	Flight	4 Cycle2	Flight	4Cycle3
1 (SOC 40% & -20°C 10h)	✓	1 (SOC 40% & -40°C 10h)	✗	1 (SOC 40% & -20°C 10h)	!
2 (SOC 70% & 30°C 10h)	✓	2 (SOC 70% & 20°C 10h)	✓	2 (SOC 70% & 0°C 10h)	✓
3 (SOC 80% & 50°C 10h)	✗	3 (SOC 80% & 70°C 10h)	✗	3 (SOC 80% & 50°C 10h)	✗
4 (SOC 90% & 0°C 10h)	✓	4 (SOC 90% & 20°C 10h)	✓	4 (SOC 90% & 20°C 10h)	✓
5 (SOC 40% & 50°C 10h)	✗	5 (SOC 40% & 70°C 10h)	✗	5 (SOC 40% & 30°C 10h)	✓
6 (SOC 70% & -40°C 10h)	✗	6 (SOC 70% & -20°C 10h)	✓	6 (SOC 70% & -20°C 10h)	✓
7 (SOC 80% & 20°C 20min)	✓	7 (SOC 80% & 30°C 20min)	Transition de 1h	7 (SOC 80% & 20°C 20min)	Transition de 1h
8 (SOC 90% & 30°C 10h)	✓	8 (SOC 90% & 20°C 10h)	✓	8 (SOC 90% & 30°C 10h)	✓
9 (SOC 40% & 20°C 20min)	✓	9 (SOC 40% & -20°C 20min)	!Transition de 1h	9 (SOC 40% & -20°C 20min)	!Transition de 1h30?
10 (SOC 70% & -20°C 10h)	✓	10 (SOC 70% & -40°C 10h)	✗	10 (SOC 70% & 0°C 10h)	✓
11 (SOC 80% & 20°C 20min)	Transition de 1h	11 (SOC 80% & 0°C 20min)	✓	11 (SOC 80% & 20°C 20min)	✓
12 (SOC 90% & -20°C 10h)	✓	12 (SOC 90% & 20°C 10h)	!	12 (SOC 90% & 30°C 10h)	✓
13 (SOC 40% & 0°C 20min)	✓	13 (SOC 40% & 0°C 20min)	✓	13 (SOC 40% & -20°C 20min)	✓
14 (SOC 70% & -40°C 10h)	✗	14 (SOC 70% & -20°C 10h)	✓	14 (SOC 70% & -40°C 10h)	✗
15 (SOC 80% & 20°C 20min)	✓	15 (SOC 80% & 20°C 20min)	✓	15 (SOC 80% & 0°C 20min)	✓
16 (SOC 90% & 50°C 10h)	✗	16 (SOC 90% & 50°C 10h)	✗	16 (SOC 90% & 50°C 10h)	✗
17 (SOC 40% & 30°C 20min)	✓	17 (SOC 40% & 30°C 20min)	!	17 (SOC 40% & 30°C 20min)	!Transition de 1h
18 (SOC 70% & 20°C 10h)	✓	18 (SOC 70% & 70°C 10h)	✗	18 (SOC 70% & 20°C 10h)	✓
19 (SOC 80% & 0°C 10h)	✓	19 (SOC 80% & 30°C 10h)	✓	19 (SOC 80% & 50°C 10h)	✗
20 (SOC 90% & 20°C 20min)	✓	20 (SOC 90% & 20°C 20min)	✓	20 (SOC 90% & -20°C 20min)	✓
21 (SOC 40% & 50°C 10h)	✗	21 (SOC 40% & 0°C 10h)	✓	21 (SOC 40% & 30°C 10h)	✓
22 (SOC 70% & 20°C 20min)	✓	22 (SOC 70% & 20°C 20min)	✓	22 (SOC 70% & 20°C 20min)	✓
23 (SOC 80% & 0°C 10h)	✓	23 (SOC 80% & 30°C 10h)	✓	23 (SOC 80% & 0°C 10h)	✓
24 (SOC 90% & 30°C 20min)	✓	24 (SOC 90% & 50°C 20min)	✗	24 (SOC 40% & 20°C 20min)	✓

Flight	5 Cycle1	Flight	5Cycle2	Flight	5Cycle3
1 (SOC 40% & -20°C 10h)	✓	1 (SOC 40% & -40°C 10h)	✗	1 (SOC 40% & -20°C 10h)	!
2 (SOC 70% & 30°C 10h)	✓	2 (SOC 70% & 20°C 10h)	✓	2 (SOC 70% & 0°C 10h)	✓
3 (SOC 80% & 50°C 10h)	✗	3 (SOC 80% & 70°C 10h)	✗	3 (SOC 80% & 50°C 10h)	✗
4 (SOC 90% & 0°C 10h)	✓	4 (SOC 90% & 20°C 10h)	✓	4 (SOC 90% & 20°C 10h)	✓
5 (SOC 40% & 50°C 10h)	✗	5 (SOC 40% & 70°C 10h)	✗	5 (SOC 40% & 30°C 10h)	✓
6 (SOC 70% & -40°C 10h)	✗	6 (SOC 70% & -20°C 10h)	✓	6 (SOC 70% & -20°C 10h)	✓
7 (SOC 80% & 20°C 20min)	✓	7 (SOC 80% & 30°C 20min)	Transition de 1h	7 (SOC 80% & 20°C 20min)	✓
8 (SOC 90% & 30°C 10h)	✓	8 (SOC 90% & 20°C 10h)	✓	8 (SOC 90% & 30°C 10h)	✓
9 (SOC 40% & 20°C 20min)	✓	9 (SOC 40% & -20°C 20min)	!Transition de 1h30?	9 (SOC 40% & -20°C 20min)	!Transition de 1h30
10 (SOC 70% & -20°C 10h)	✓	10 (SOC 70% & -40°C 10h)	✗	10 (SOC 70% & 0°C 10h)	✓
11 (SOC 80% & 20°C 20min)	Transition de 1h	11 (SOC 80% & 0°C 20min)	✓	11 (SOC 80% & 20°C 20min)	✓
12 (SOC 90% & -20°C 10h)	✓	12 (SOC 90% & 20°C 10h)	✓	12 (SOC 90% & 30°C 10h)	✓
13 (SOC 40% & 0°C 20min)	✓	13 (SOC 40% & 0°C 20min)	✓	13 (SOC 40% & -20°C 20min)	✓
14 (SOC 70% & -40°C 10h)	✗	14 (SOC 70% & -20°C 10h)	✓	14 (SOC 70% & -40°C 10h)	✗
15 (SOC 80% & 20°C 20min)	✓	15 (SOC 80% & 20°C 20min)	Transition de 1h?	15 (SOC 80% & 0°C 20min)	✓
16 (SOC 90% & 50°C 10h)	✗	16 (SOC 90% & 50°C 10h)	✗	16 (SOC 90% & 50°C 10h)	✗
17 (SOC 40% & 30°C 20min)	✓	17 (SOC 40% & 30°C 20min)	!	17 (SOC 40% & 30°C 20min)	!Transition de 1h
18 (SOC 70% & 20°C 10h)	✓	18 (SOC 70% & 70°C 10h)	✗	18 (SOC 70% & 20°C 10h)	
19 (SOC 80% & 0°C 10h)	✓	19 (SOC 80% & 30°C 10h)	✓	19 (SOC 80% & 50°C 10h)	✗
20 (SOC 90% & 20°C 20min)	✓	20 (SOC 90% & 20°C 20min)	✓	20 (SOC 90% & -20°C 20min)	
21 (SOC 40% & 50°C 10h)	✗	21 (SOC 40% & 0°C 10h)	✓	21 (SOC 40% & 30°C 10h)	
22 (SOC 70% & 20°C 20min)	✓	22 (SOC 70% & 20°C 20min)	✓	22 (SOC 70% & 20°C 20min)	
23 (SOC 80% & 0°C 10h)	✓	23 (SOC 80% & 30°C 10h)	✓	23 (SOC 80% & 0°C 10h)	
24 (SOC 90% & 30°C 20min)	✓	24 (SOC 90% & 50°C 20min)	✗	24 (SOC 40% & 20°C 20min)	

Figure-A-III- 1 Résultats des vols (batterie S1)

Flights	Flight1 cycle1	Flight6 cycle1	Flight10 cycle1	Flight14 cycle1	Flight1 cycle2	Flight6 cycle2	Flight9 cycle2	Flight10 cycle2	Flight14 cycle2
Ground time (s)	36000	36000	36000	36000	36000	36000	1200	36000	36000
Flight time (s)	12600	12600	12600	12600	12600	12600	12600	12600	12600
SOC setting step: Chamber temp (°C)	25	25	25	25	25	25	25	25	25
SOC battery at 20°C (%)	40	70	70	70	40	70	40	70	70
V1 (Cells Voltage)	3600	3830	3820	3830	3590	3790	3610	3810	3820
Ground step : Chamber temp (°C)	-20	-40	-20	-40	-40	-20	-20	-40	-20
Ground step : Battery temp (°C)	-18	-36	-18	-36	-36	-18	13	-36	-18
Ground step : Battery SOC displayed (%)	18	100	52	100	100	47	40	100	53
V2 (Cells Voltage)	3560	3670	3690	3660	3550	3660	3610	3690	3700
APU	unsuccessful	The Battery stopped at 340A during the first APU. The voltage decreased until 7V.	succeeded	The Battery stopped at 345A during the first APU. The voltage decreased until 7V.	The Battery stopped at 338A during the first APU. The voltage decreased until 7V.	succeeded	succeeded	The Battery stopped at 360A during the first APU. The voltage decreased until 7V.	succeeded
Wait 30min step: V3 (Cells voltage)			3620		BMS disable		3560	BMS disable	3620
Battery temp (°C)	-13	-35	-13	-35	-35	-14	12	-35	-15
SOC battery (displayed (%))	17	96	34	97	97	700%	24	97	34
Capacity calculate (Ah)			27				17,96		26,09
SOC calculate (%)			58				33		57,56

Flights Test 1	Flight1 cycle3	Flight6 cycle3	Flight9 cycle3	Flight13 cycle3	Flight14 cycle3	Flight15 cycle3
Ground time (s)	36000	36000	1200	1200	36000	1200
Flight time (s)	12600	12600	12600	5760	12600	12600
SOC setting step: Chamber temp (°C)	25	25	25	25	25	25
SOC battery at 20°C (%)	40	70	41	41	70	90
V1 (Cells Voltage)	3600	3790	3600	3600	3780	3920
Ground step : Chamber temp (°C)	-20	-20	-20	-20	-40	-20
Ground step : Battery temp (°C)	-18	-18	12	12	-36	13
Ground step : Battery SOC displayed (%)	28	59	40	40	100	89
V2 (Cells Voltage)	3590	3750	3630	3630	3700	3900
APU	The Battery stopped after the first APU. The SOC decreased until 19%.	succeeded	succeeded	succeeded	The Battery stopped at 375A during the first APU. The voltage decreased until 7V.	succeeded
Wait 30min step: V3 (Cells voltage)	3570	3640	3580	3580		3800
Battery temp (°C)	-16	-15	12	12	-35	13
SOC battery (displayed (%))	19	40	29	29	97	66
Capacity calculate (Ah)	16	25,3	17,96	17,96		39,83
SOC calculate (%)	38,14	55,27	33,85	33,85		74,7

Flights Test 2	Flight1 cycle1	Flight6 cycle1	Flight10 cycle1	Flight14 cycle1	Test -25°C	Flight9 cycle2	Flight10 cycle2	Test -30°C	Test -35°C
Ground time (s)	36000	36000	36000	36000	36000	1200	36000	36000	36000
Flight time (s)	12600	12600	12600	12600	12600	12600	12600	12600	12600
SOC setting step: Chamber temp (°C)	25	25	25	25	25	25	25	25	25
SOC battery at 20°C (%)	40	70	70	70	70	40	70	70	70
V1 (Cells Voltage)	3600	3780	3820	3780	3820	3600	3820	3820	3800
Ground step : Chamber temp (°C)	-20	-40	-20	-40	-25	-20	-40	-30	-32
Ground step : Battery temp (°C)	-18	-36	-18	-36	-22	12	-36	-27	-35
Ground step : Battery SOC displayed (%)	25	100	54	100	68	40	100	100	100
V2 (Cells Voltage)	3590	3690	3690	3690	3690	3630	3700	3690	3660
APU	The Battery stopped at 400A during the first APU. The SOC reached 19%	The Battery stopped at 375A during the first APU. The voltage decreased until 7V.	succeeded	The Battery stopped at 377A during the first APU. The voltage decreased until 7V.	succeeded	succeeded	The Battery stopped at 385A during the first APU. The voltage decreased until 7V.	succeeded	succeeded
Wait 30min step: V3 (Cells voltage)			3620		3610	3580	BMS disable	3610	3600
Battery temp (°C)	-17	-35	-15	-35	-19	12	-35	-23	-27
SOC battery (displayed (%))	19	97	35	97	49	28	97	92	92
Capacity calculate (Ah)			27		24,71	17,96		22,45	21,79
SOC calculate (%)			59		57,6	33		57,56	60,4

Figure-A-III- 2 Résultats des vols inférieurs à 0°C (Batterie S2)

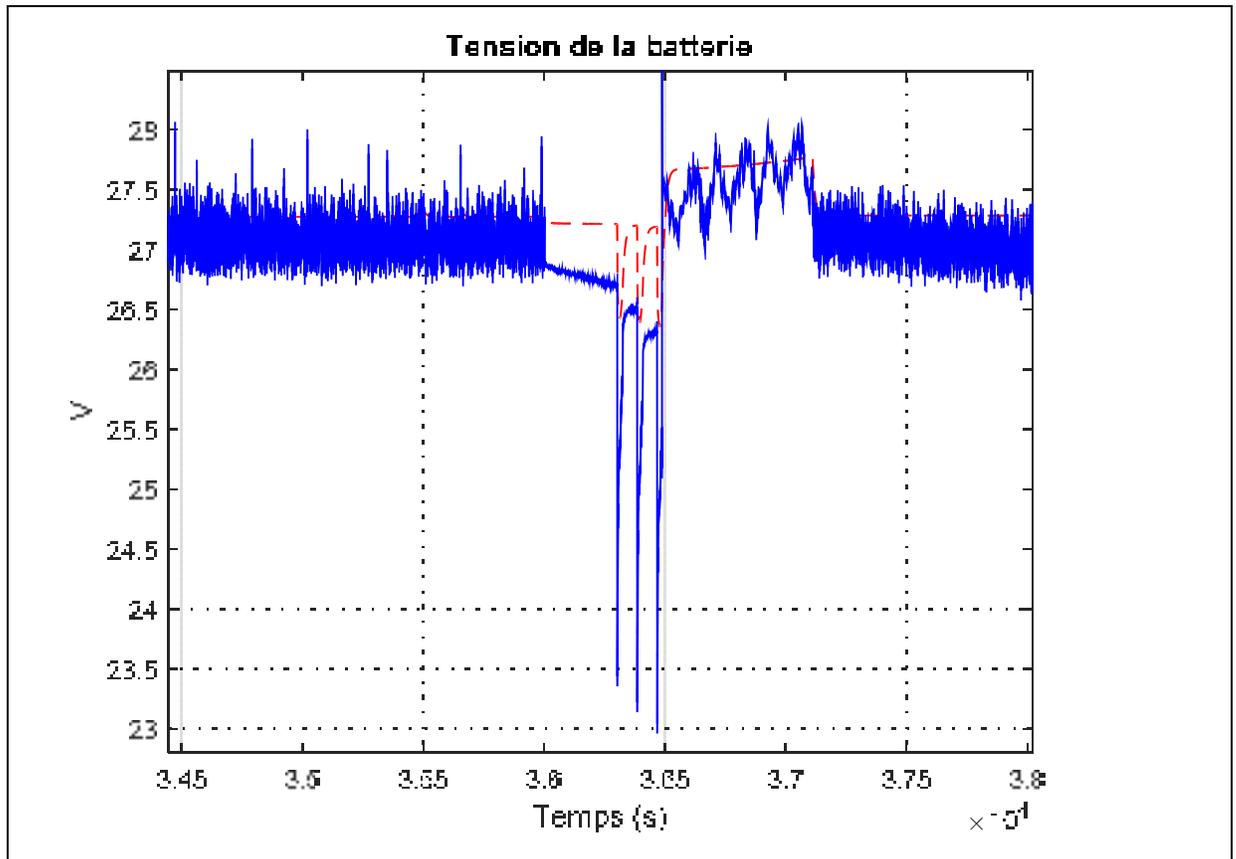
Flight	Cycle1		Successful
2 (SOC 70% & 30°C 10h)	✓	?	Missed
3 (SOC 80% & 50°C 10h)	✓	✗	Skip
4 (SOC 90% & 0°C 10h)	✓		
5 (SOC 40% & 50°C 10h)	✓		
12 (SOC 90% & 30°C 10h)	✓		
16 (SOC 70% & 50°C 10h)	✓		
Flight	Cycle2		
2 (SOC 70% & 20°C 10h)	✓		
3 (SOC 80% & 70°C 10h)	?		
5 (SOC 40% & 70°C 10h)	?		
11 (SOC 80% & 0°C 10h)	✓		
16 (SOC 90% & 50°C 10h)	✓		

Figure-A-III- 3 Résultats des vols supérieurs à 0°C



## ANNEXE IV

### RÉSULTATS DE SIMULATIONS



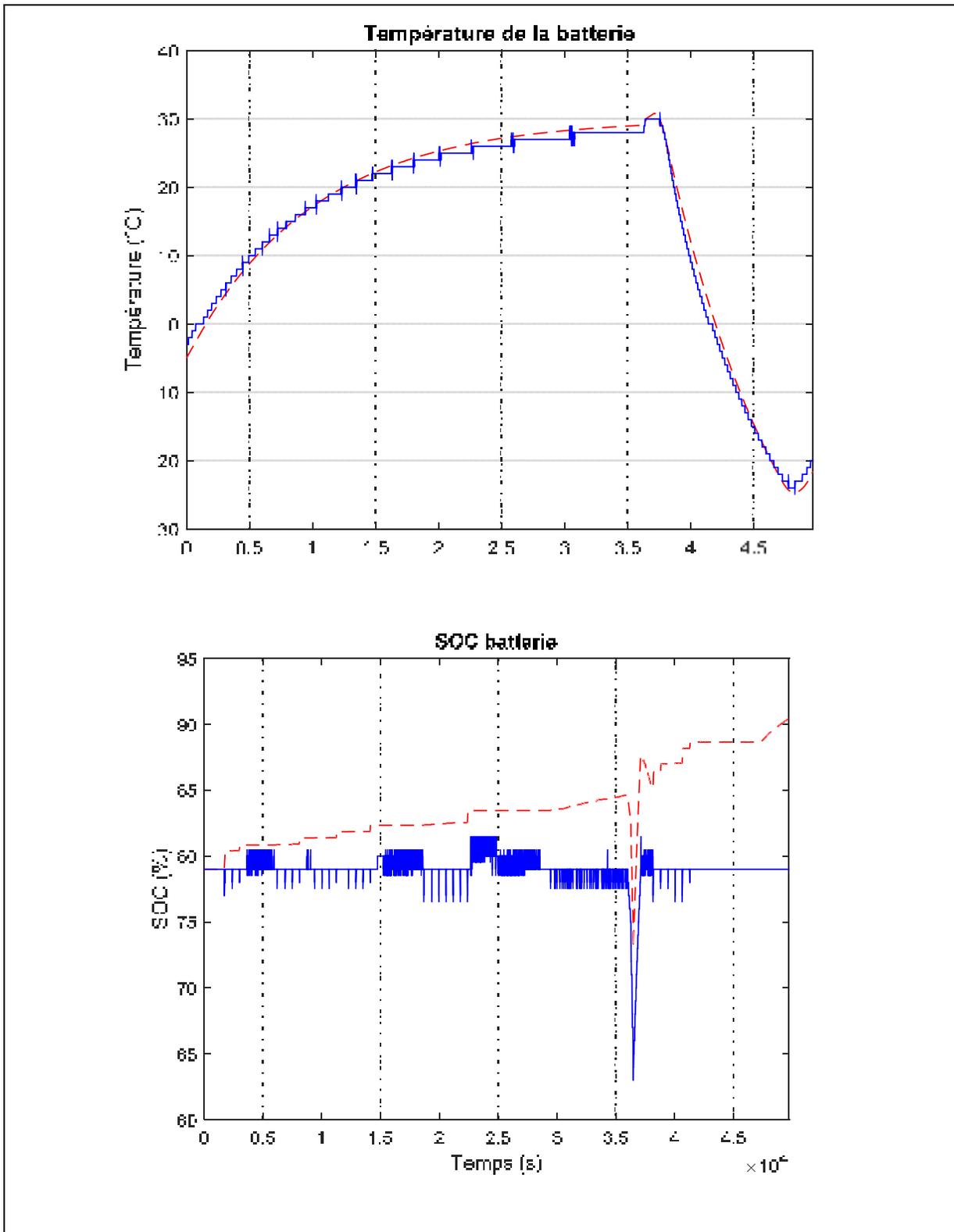
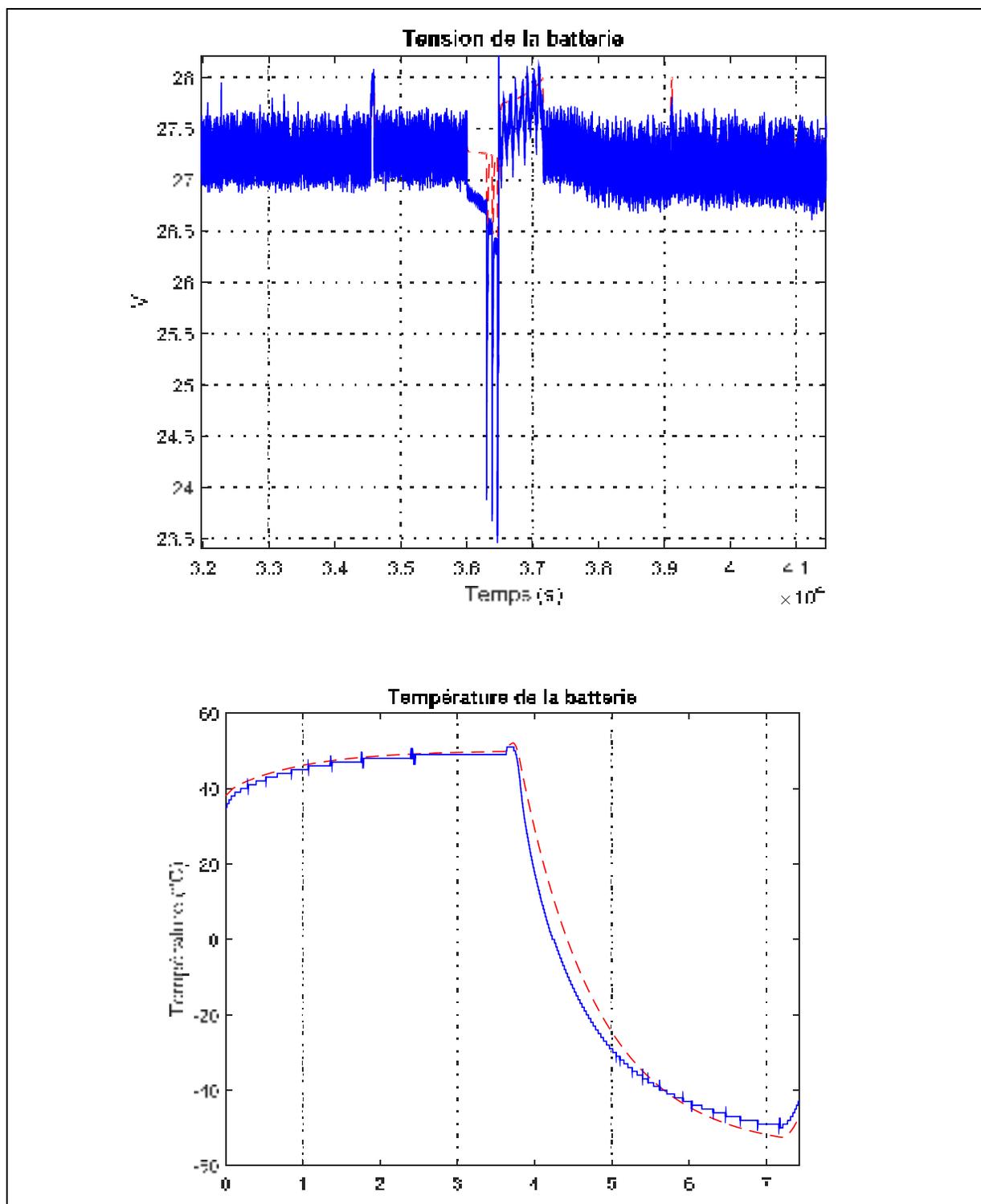


Figure-A IV-1 Résultat de Simulation (vol à 30°C)



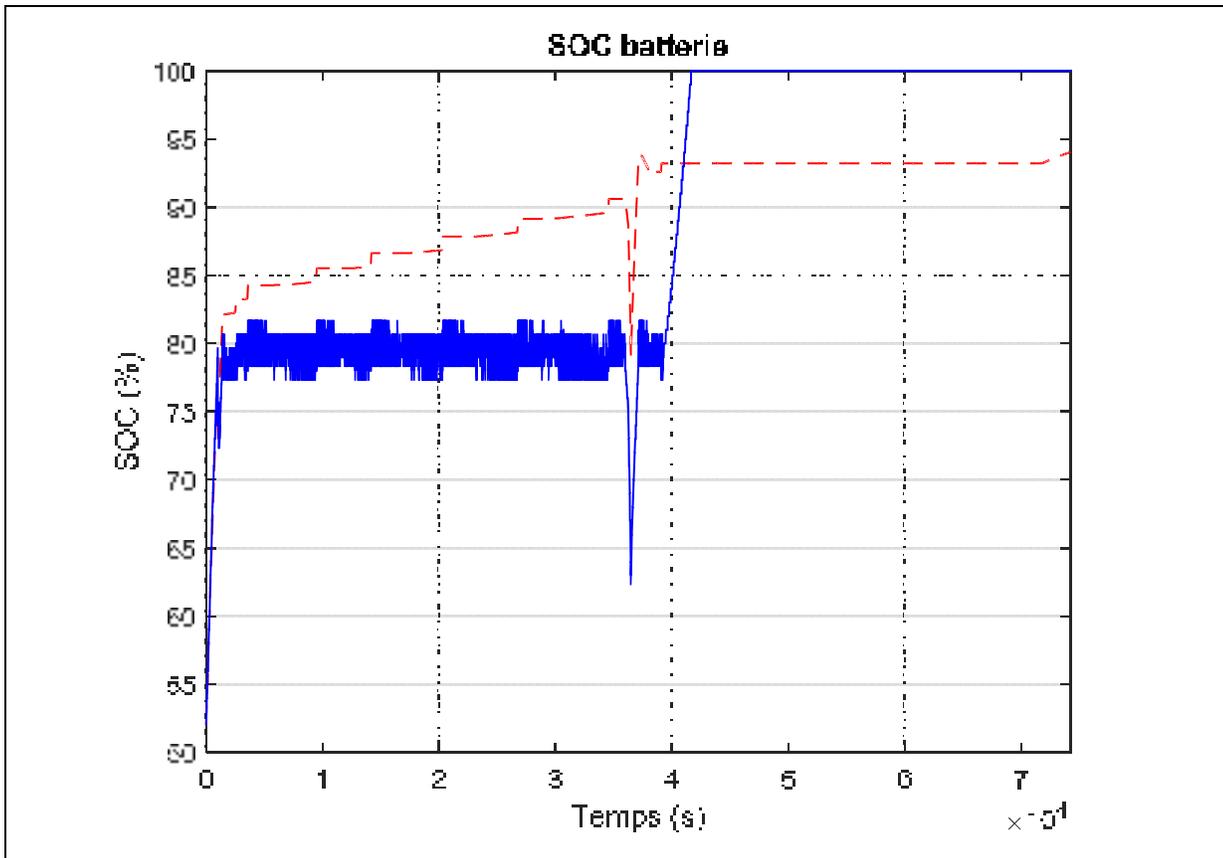


Figure-A IV-2 Résultat de simulation (vol à 50°C)

## ANNEXE V

### SCÉNARIOS DE VOLS

Action	Delay(Se c)	SOC(% )	Step	Tempe(C )	dT/dt(C/mi n)	I_TRU(A )	V_TRU(V )	I_load(A)
Set SOC& Wait ΔT = 0 Power	36000	40	0	-20	-2	Measur e	30	0
Aircraft 1st start	300	40	1	-20	0	0	0	20
APU	20	0	2	-20	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	3	-20	0	0	0	20
2nd start APU	20	0	4	-20	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	5	-20	0	0	0	20
3rd start APU	20	0	6	-20	0	0	0	I_APU
Charge SOC = 80%	0	80	7	-20	0	Measur e	30	0
Climb 1-2	900	80	8	-56	-2 2/5	Measur e	30	0
Cruise 1-2	9180	80	9	-56	0	Measur e	30	0
Descent 1-2	2520	80	10	30	2	Measur e	30	0
Set SOC& Wait ΔT = 0 Power	36000	70	11	30	0	0	0	45
Aircraft 1st start	300	70	12	30	0	0	0	20
APU	20	0	13	30	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	14	30	0	0	0	20
2nd start APU	20	0	15	30	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	16	30	0	0	0	20
3rd start APU	20	0	17	30	0	0	0	I_APU
Charge SOC = 80%	0	80	18	30	0	Measur e	30	0
Climb 2-3	900	80	19	-56	-5 3/4	Measur e	30	0
Cruise 2-3	33660	80	20	-56	0	Measur	30	0

Descent 2-3	2520	80	21	50	2 1/2	Measur e	30	0
Set SOC& Wait ΔT = 0 Power	36000	80	22	50	0	Measur e	30	0
Aircraft 1st start	300	80	23	50	0	0	0	20
APU	20	0	24	50	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	25	50	0	0	0	20
2nd start								
APU	20	0	26	50	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	27	50	0	0	0	20
3rd start								
APU	20	0	28	50	0	0	0	I_APU
Charge SOC = 80%	0	80	29	50	0	Measur e	30	0
Climb 3-4	900	80	30	-56	-7	Measur e	30	0
Cruise 3-4	33660	80	31	-56	0	Measur e	30	0
Descent 3-4	2520	80	32	0	1 1/3	Measur e	30	0
Set SOC& Wait ΔT = 0 Power	36000	90	33	0	0	Measur e	30	0
Aircraft 1st start	300	90	34	0	0	0	0	20
APU	20	0	35	0	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	36	0	0	0	0	20
2nd start								
APU	20	0	37	0	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	38	0	0	0	0	20
3rd start								
APU	20	0	39	0	0	0	0	I_APU
Charge SOC = 80%	0	80	40	0	0	Measur e	30	0
Climb 4-5	900	80	41	-56	-3 3/4	Measur e	30	0
Cruise 4-5	9180	80	42	-56	0	Measur e	30	0
Descent 4-5	2520	80	43	50	2 1/2	Measur e	30	0
Set SOC& Wait ΔT = 0 Power	36000	40	44	50	0	0	0	45
	300	40	45	50	0	0	0	20

Aircraft								
1st start								
APU	20	0	46	50	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	47	50	0	0	0	20
2nd start								
APU	20	0	48	50	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	49	50	0	0	0	20
3rd start								
APU	20	0	50	50	0	0	0	I_APU
Charge SOC = 80%	0	80	51	50	0	Measur	30	0
Climb 5-6	900	80	52	-56	-7	Measur	30	0
Cruise 5-6	2340	80	53	-56	0	Measur	30	0
Descent 5-6	2520	80	54	-40	3/8	Measur	30	0
Set SOC& Wait ΔT = 0	36000	70	55	-40	0	0	0	45
Power								
Aircraft	300	70	56	-40	0	0	0	20
1st start								
APU	20	0	57	-40	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	58	-40	0	0	0	20
2nd start								
APU	20	0	59	-40	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	60	-40	0	0	0	20
3rd start								
APU	20	0	61	-40	0	0	0	I_APU
Charge SOC = 80%	0	80	62	-40	0	Measur	30	0
Climb 6-7	900	80	63	-56	-1	Measur	30	0
Cruise 6-7	9180	80	64	-56	0	Measur	30	0
Descent 6-7	2520	80	65	20	1 4/5	Measur	30	0
Set SOC& Wait ΔT = 0	1200	80	66	20	0	Measur	30	0
Power								
Aircraft	300	80	67	20	0	0	0	20
1st start								
APU	20	0	68	20	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	69	20	0	0	0	20
2nd start								
APU	20	0	70	20	0	0	0	I_APU

Delay 3rd start APU	60	0	71	20	0	0	0	20
Charge SOC = 80%	20	0	72	20	0	0	0	I_APU
Climb 7-8	0	80	73	20	0	Measur e	30	0
Cruise 7-8	900	80	74	-56	-5	Measur e	30	0
Descent 7-8	9180	80	75	-56	0	Measur e	30	0
Set SOC& Wait $\Delta T = 0$ Power	2520	80	76	30	2	Measur e	30	0
Aircraft 1st start APU	36000	90	77	30	0	Measur e	30	0
Delay 2nd start APU	300	90	78	30	0	0	0	20
Delay 3rd start APU	20	0	79	30	0	0	0	I_APU
Charge SOC = 80%	60	0	80	30	0	0	0	20
Climb 8-9	20	0	81	30	0	0	0	I_APU
Cruise 8-9	60	0	82	30	0	0	0	20
Descent 8-9	20	0	83	30	0	0	0	I_APU
Set SOC& Wait $\Delta T = 0$ Power	0	80	84	30	0	Measur e	30	0
Aircraft 1st start APU	900	80	85	-56	-5 3/4	Measur e	30	0
Delay 2nd start APU	9180	80	86	-56	0	Measur e	30	0
Delay 3rd start APU	2520	80	87	20	1 4/5	Measur e	30	0
Charge SOC = 80%	1200	40	88	20	0	0	0	45
Climb 9-10	300	40	89	20	0	0	0	20
Descent 9-10	20	0	90	20	0	0	0	I_APU
Set SOC& Wait $\Delta T = 0$ Power	60	0	91	20	0	0	0	20
Aircraft 1st start APU	20	0	92	20	0	0	0	I_APU
Delay 2nd start APU	60	0	93	20	0	0	0	20
Delay 3rd start APU	20	0	94	20	0	0	0	I_APU
Charge SOC = 80%	0	80	95	20	0	Measur e	30	0
Climb 9-10	900	80	96	-56	-5	Measur e	30	0

Cruise 9-10	9180	80	97	-56	0	Measur e	30	0
Descent 9-10	2520	80	98	-20	6/7	Measur e	30	0
Set SOC& Wait $\Delta T = 0$ Power Aircraft 1st start APU Delay 2nd start APU Delay 3rd start APU Charge SOC = 80%	36000	70	99	-20	0	0	0	45
	300	70	100	-20	0	0	0	20
	20	0	101	-20	0	0	0	I_APU
	60	0	102	-20	0	0	0	20
	20	0	103	-20	0	0	0	I_APU
	60	0	104	-20	0	0	0	20
	20	0	105	-20	0	0	0	I_APU
	0	80	106	-20	0	Measur e	30	0
Climb 10-11	900	80	107	-56	-2 2/5	Measur e	30	0
Cruise 10-11	9180	80	108	-56	0	Measur e	30	0
Descent 10-11	2520	80	109	20	1 4/5	Measur e	30	0
Set SOC& Wait $\Delta T = 0$ Power Aircraft 1st start APU Delay 2nd start APU Delay 3rd start APU Charge SOC = 80%	1200	80	110	20	0	Measur e	30	0
	300	80	111	20	0	0	0	20
	20	0	112	20	0	0	0	I_APU
	60	0	113	20	0	0	0	20
	20	0	114	20	0	0	0	I_APU
	60	0	115	20	0	0	0	20
	20	0	116	20	0	0	0	I_APU
	0	80	117	20	0	Measur e	30	0
Climb 11-12	900	80	118	-56	-5	Measur e	30	0
Cruise 11-12	9180	80	119	-56	0	Measur e	30	0
Descent 11-12	2520	80	120	30	2	Measur e	30	0
Set SOC&	36000	90	121	30	0	Measur	30	0

Wait $\Delta T = 0$						e		
Power Aircraft 1st start	300	90	122	30	0	0	0	20
APU Delay	20	0	123	30	0	0	0	I_APU
2nd start	60	0	124	30	0	0	0	20
APU Delay	20	0	125	30	0	0	0	I_APU
3rd start	60	0	126	30	0	0	0	20
APU	20	0	127	30	0	0	0	I_APU
Charge SOC = 80%	0	80	128	30	0	Measur e	30	0
Climb 12-13	900	80	129	-56	-5 3/4	Measur e	30	0
Cruise 12-13	2340	80	130	-56	0	Measur e	30	0
Descent 12-13	2520	80	131	0	1 1/3	Measur e	30	0
Set SOC & Wait $\Delta T = 0$	1200	40	132	0	0	0	0	45
Power Aircraft 1st start	300	40	133	0	0	0	0	20
APU Delay	20	0	134	0	0	0	0	I_APU
2nd start	60	0	135	0	0	0	0	20
APU Delay	20	0	136	0	0	0	0	I_APU
3rd start	60	0	137	0	0	0	0	20
APU	20	0	138	0	0	0	0	I_APU
Charge SOC = 80%	0	80	139	0	0	Measur e	30	0
Climb 13-14	900	80	140	-56	-3 3/4	Measur e	30	0
Cruise 13-14	2340	80	141	-56	0	Measur e	30	0
Descent 13-14	2520	80	142	-40	3/8	Measur e	30	0
Set SOC & Wait $\Delta T = 0$	36000	70	143	-40	0	0	0	45
Power Aircraft 1st start	300	70	144	-40	0	0	0	20
APU Delay	20	0	145	-40	0	0	0	I_APU
	60	0	146	-40	0	0	0	20

2nd start APU	20	0	147	-40	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	148	-40	0	0	0	20
3rd start APU	20	0	149	-40	0	0	0	I_APU
Charge SOC = 80%	0	80	150	-40	0	Measure	30	0
Climb 14-15	900	80	151	-56	-1	Measure	30	0
Cruise 14-15	9180	80	152	-56	0	Measure	30	0
Descent 14-15	2520	80	153	20	1 4/5	Measure	30	0
Set SOC& Wait $\Delta T = 0$ Power	1200	80	154	20	0	Measure	30	0
Aircraft	300	80	155	20	0	0	0	20
1st start APU	20	0	156	20	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	157	20	0	0	0	20
2nd start APU	20	0	158	20	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	159	20	0	0	0	20
3rd start APU	20	0	160	20	0	0	0	I_APU
Charge SOC = 80%	0	80	161	20	0	Measure	30	0
Climb 15-16	900	80	162	-56	-5	Measure	30	0
Cruise 15-16	9180	80	163	-56	0	Measure	30	0
Descent 15-16	2520	80	164	50	2 1/2	Measure	30	0
Set SOC& Wait $\Delta T = 0$ Power	36000	90	165	50	0	Measure	30	0
Aircraft	300	90	166	50	0	0	0	20
1st start APU	20	0	167	50	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	168	50	0	0	0	20
2nd start APU	20	0	169	50	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	170	50	0	0	0	20
3rd start APU	20	0	171	50	0	0	0	I_APU
Charge SOC	0	80	172	50	0	Measure	30	0

= 80%								
Climb 16-17	900	80	173	-56	-7	Measur e	30	0
Cruise 16-17	2340	80	174	-56	0	Measur e	30	0
Descent 16-17	2520	80	175	30	2	Measur e	30	0
Set SOC& Wait ΔT = 0 Power	1200	40	176	30	0	0	0	45
Aircraft 1st start	300	40	177	30	0	0	0	20
APU Delay	20 60	0 0	178 179	30 30	0 0	0 0	0 0	I_APU 20
2nd start APU Delay	20 60	0 0	180 181	30 30	0 0	0 0	0 0	I_APU 20
3rd start APU	20	0	182	30	0	0	0	I_APU
Charge SOC = 80%	0	80	183	30	0	Measur e	30	0
Climb 17-18	900	80	184	-56	-5 3/4	Measur e	30	0
Cruise 17-18	2340	80	185	-56	0	Measur e	30	0
Descent 17-18	2520	80	186	20	1 4/5	Measur e	30	0
Set SOC& Wait ΔT = 0 Power	36000	70	187	20	0	0	0	45
Aircraft 1st start	300	70	188	20	0	0	0	20
APU Delay	20 60	0 0	189 190	20 20	0 0	0 0	0 0	I_APU 20
2nd start APU Delay	20 60	0 0	191 192	20 20	0 0	0 0	0 0	I_APU 20
3rd start APU	20	0	193	20	0	0	0	I_APU
Charge SOC = 80%	0	80	194	20	0	Measur e	30	0
Climb 18-19	900	80	195	-56	-5	Measur e	30	0
Cruise 18-19	9180	80	196	-56	0	Measur e	30	0
Descent 18-	2520	80	197	0	1 1/3	Measur e	30	0

19						e			
Set SOC& Wait $\Delta T = 0$ Power Aircraft 1st start APU Delay 2nd start APU Delay 3rd start APU Charge SOC = 80%	36000	80	198	0	0	Measur e	30	0	
Aircraft 1st start APU Delay 2nd start APU Delay 3rd start APU Charge SOC = 80%	300	80	199	0	0	0	0	20	
APU Delay 2nd start APU Delay 3rd start APU Charge SOC = 80%	20	0	200	0	0	0	0	I_APU	
Delay 2nd start APU Delay 3rd start APU Charge SOC = 80%	60	0	201	0	0	0	0	20	
APU Delay 3rd start APU Charge SOC = 80%	20	0	202	0	0	0	0	I_APU	
Delay 3rd start APU Charge SOC = 80%	60	0	203	0	0	0	0	20	
APU Charge SOC = 80%	20	0	204	0	0	0	0	I_APU	
Charge SOC = 80%	0	80	205	0	0	Measur e	30	0	
Climb 19-20	900	80	206	-56	-3 3/4	Measur e	30	0	
Cruise 19-20	9180	80	207	-56	0	Measur e	30	0	
Descent 19-20	2520	80	208	20	1 4/5	Measur e	30	0	
Set SOC& Wait $\Delta T = 0$ Power Aircraft 1st start APU Delay 2nd start APU Delay 3rd start APU Charge SOC = 80%	1200	90	209	20	0	Measur e	30	0	
Aircraft 1st start APU Delay 2nd start APU Delay 3rd start APU Charge SOC = 80%	300	90	210	20	0	0	0	20	
APU Delay 2nd start APU Delay 3rd start APU Charge SOC = 80%	20	0	211	20	0	0	0	I_APU	
Delay 2nd start APU Delay 3rd start APU Charge SOC = 80%	60	0	212	20	0	0	0	20	
APU Delay 3rd start APU Charge SOC = 80%	20	0	213	20	0	0	0	I_APU	
Delay 3rd start APU Charge SOC = 80%	60	0	214	20	0	0	0	20	
APU Charge SOC = 80%	20	0	215	20	0	0	0	I_APU	
Charge SOC = 80%	0	80	216	20	0	Measur e	30	0	
Climb 20-21	900	80	217	-56	-5	Measur e	30	0	
Cruise 20-21	9180	80	218	-56	0	Measur e	30	0	
Descent 20-21	2520	80	219	50	2 1/2	Measur e	30	0	
Set SOC& Wait $\Delta T = 0$ Power Aircraft	36000	40	220	50	0	0	0	45	
Aircraft	300	40	221	50	0	0	0	20	

1st start								
APU	20	0	222	50	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	223	50	0	0	0	20
2nd start								
APU	20	0	224	50	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	225	50	0	0	0	20
3rd start								
APU	20	0	226	50	0	0	0	I_APU
Charge SOC = 80%	0	80	227	50	0	Measur e	30	0
Climb 21-22	900	80	228	-56	-7	Measur e	30	0
Cruise 21-22	2340	80	229	-56	0	Measur e	30	0
Descent 21-22	2520	80	230	20	1 4/5	Measur e	30	0
Set SOC& Wait ΔT = 0	1200	70	231	20	0	0	0	45
Power Aircraft	300	70	232	20	0	0	0	20
1st start								
APU	20	0	233	20	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	234	20	0	0	0	20
2nd start								
APU	20	0	235	20	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	236	20	0	0	0	20
3rd start								
APU	20	0	237	20	0	0	0	I_APU
Charge SOC = 80%	0	80	238	20	0	Measur e	30	0
Climb 22-23	900	80	239	-56	-5	Measur e	30	0
Cruise 22-23	2340	80	240	-56	0	Measur e	30	0
Descent 22-23	2520	80	241	0	1 1/3	Measur e	30	0
Set SOC& Wait ΔT = 0	36000	80	242	0	0	Measur e	30	0
Power Aircraft	300	80	243	0	0	0	0	20
1st start								
APU	20	0	244	0	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	245	0	0	0	0	20
2nd start								
APU	20	0	246	0	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	247	0	0	0	0	20

3rd start APU	20	0	248	0	0	0	0	I_APU
Charge SOC = 80%	0	80	249	0	0	Measure	30	0
Climb 23-24	900	80	250	-56	-3 3/4	Measure	30	0
Cruise 23-24	9180	80	251	-56	0	Measure	30	0
Descent 23- 24	2520	80	252	30	2	Measure	30	0
Set SOC& Wait $\Delta T = 0$	1200	90	253	30	0	Measure	30	0
Power Aircraft	300	90	254	30	0	0	0	20
1st start APU	20	0	255	30	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	256	30	0	0	0	20
2nd start APU	20	0	257	30	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	258	30	0	0	0	20
3rd start APU	20	0	259	30	0	0	0	I_APU
Charge SOC = 80%	0	80	260	30	0	Measure	30	0
Climb 24-25	900	80	261	-56	-5 3/4	Measure	30	0
Cruise 24-25	9180	80	262	-56	0	Measure	30	0
Descent 24- 25	2520	80	263	20	1 4/5	Measure	30	0
Set SOC& Wait $\Delta T = 0$	36000	40	264	-40	-3	0	0	45
Power Aircraft	300	40	265	-40	0	0	0	20
1st start APU	20	0	266	-40	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	267	-40	0	0	0	20
2nd start APU	20	0	268	-40	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	269	-40	0	0	0	20
3rd start APU	20	0	270	-40	0	0	0	I_APU
Charge SOC = 80%	0	80	271	-40	0	Measure	30	0
Climb 1-2	900	80	272	-56	-1	Measure	30	0

Cruise 1-2	9180	80	273	-56	0	Measure	30	0
Descent 1-2	2520	80	274	20	1 4/5	Measure	30	0
Set SOC& Wait $\Delta T = 0$ Power	36000	70	275	20	0	0	0	45
Aircraft 1st start	300	70	276	20	0	0	0	20
APU	20	0	277	20	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	278	20	0	0	0	20
2nd start								
APU	20	0	279	20	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	280	20	0	0	0	20
3rd start								
APU	20	0	281	20	0	0	0	I_APU
Charge SOC = 80%	0	80	282	20	0	Measure	30	0
Climb 2-3	900	80	283	-56	-5	Measure	30	0
Cruise 2-3	33660	80	284	-56	0	Measure	30	0
Descent 2-3	2520	80	285	70	3	Measure	30	0
Set SOC& Wait $\Delta T = 0$ Power	36000	80	286	70	0	Measure	30	0
Aircraft 1st start	300	80	287	70	0	0	0	20
APU	20	0	288	70	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	289	70	0	0	0	20
2nd start								
APU	20	0	290	70	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	291	70	0	0	0	20
3rd start								
APU	20	0	292	70	0	0	0	I_APU
Charge SOC = 80%	0	80	293	70	0	Measure	30	0
Climb 3-4	900	80	294	-56	-8 2/5	Measure	30	0
Cruise 3-4	33660	80	295	-56	0	Measure	30	0
Descent 3-4	2520	80	296	20	1 4/5	Measure	30	0
Set SOC& Wait $\Delta T = 0$	36000	90	297	20	0	Measure	30	0

Power Aircraft 1st start	300	90	298	20	0	0	0	20
APU	20	0	299	20	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	300	20	0	0	0	20
2nd start								
APU	20	0	301	20	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	302	20	0	0	0	20
3rd start								
APU	20	0	303	20	0	0	0	I_APU
Charge SOC = 80%	0	80	304	20	0	Measur	30	0
Climb 4-5	900	80	305	-56	-5	Measur	30	0
Cruise 4-5	9180	80	306	-56	0	Measur	30	0
Descent 4-5	2520	80	307	70	3	Measur	30	0
Set SOC& Wait $\Delta T = 0$	36000	40	308	70	0	0	0	45
Power Aircraft 1st start	300	40	309	70	0	0	0	20
APU	20	0	310	70	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	311	70	0	0	0	20
2nd start								
APU	20	0	312	70	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	313	70	0	0	0	20
3rd start								
APU	20	0	314	70	0	0	0	I_APU
Charge SOC = 80%	0	80	315	70	0	Measur	30	0
Climb 5-6	900	80	316	-56	-8 2/5	Measur	30	0
Cruise 5-6	2340	80	317	-56	0	Measur	30	0
Descent 5-6	2520	80	318	-20	6/7	Measur	30	0
Set SOC& Wait $\Delta T = 0$	36000	70	319	-20	0	0	0	45
Power Aircraft 1st start	300	70	320	-20	0	0	0	20
APU	20	0	321	-20	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	322	-20	0	0	0	20
2nd start	20	0	323	-20	0	0	0	I_APU

APU								
Delay	60	0	324	-20	0	0	0	20
3rd start								
APU	20	0	325	-20	0	0	0	I_APU
Charge SOC						Measur		
= 80%	0	80	326	-20	0	e	30	0
Climb 6-7	900	80	327	-56	-2 2/5	Measur	30	0
Cruise 6-7	9180	80	328	-56	0	Measur	30	0
Descent 6-7	2520	80	329	30	2	Measur	30	0
Set SOC&						Measur		
Wait $\Delta T = 0$	1200	80	330	30	0	e	30	0
Power								
Aircraft	300	80	331	30	0	0	0	20
1st start								
APU	20	0	332	30	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	333	30	0	0	0	20
2nd start								
APU	20	0	334	30	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	335	30	0	0	0	20
3rd start								
APU	20	0	336	30	0	0	0	I_APU
Charge SOC						Measur		
= 80%	0	80	337	30	0	e	30	0
Climb 7-8	900	80	338	-56	-5 3/4	Measur	30	0
Cruise 7-8	9180	80	339	-56	0	Measur	30	0
Descent 7-8	2520	80	340	20	1 4/5	Measur	30	0
Set SOC&						Measur		
Wait $\Delta T = 0$	36000	90	341	20	0	e	30	0
Power								
Aircraft	300	90	342	20	0	0	0	20
1st start								
APU	20	0	343	20	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	344	20	0	0	0	20
2nd start								
APU	20	0	345	20	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	346	20	0	0	0	20
3rd start								
APU	20	0	347	20	0	0	0	I_APU
Charge SOC						Measur		
= 80%	0	80	348	20	0	e	30	0

Climb 8-9	900	80	349	-56	-5	Measure	30	0
Cruise 8-9	9180	80	350	-56	0	Measure	30	0
Descent 8-9	2520	80	351	-20	6/7	Measure	30	0
Set SOC& Wait $\Delta T = 0$	1200	40	352	-20	0	0	0	45
Power Aircraft	300	40	353	-20	0	0	0	20
1st start APU	20	0	354	-20	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	355	-20	0	0	0	20
2nd start APU	20	0	356	-20	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	357	-20	0	0	0	20
3rd start APU	20	0	358	-20	0	0	0	I_APU
Charge SOC = 80%	0	80	359	-20	0	Measure	30	0
Climb 9-10	900	80	360	-56	-2 2/5	Measure	30	0
Cruise 9-10	9180	80	361	-56	0	Measure	30	0
Descent 9- 10	2520	80	362	-40	3/8	Measure	30	0
Set SOC& Wait $\Delta T = 0$	36000	70	363	-40	0	0	0	45
Power Aircraft	300	70	364	-40	0	0	0	20
1st start APU	20	0	365	-40	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	366	-40	0	0	0	20
2nd start APU	20	0	367	-40	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	368	-40	0	0	0	20
3rd start APU	20	0	369	-40	0	0	0	I_APU
Charge SOC = 80%	0	80	370	-40	0	Measure	30	0
Climb 10-11	900	80	371	-56	-1	Measure	30	0
Cruise 10-11	9180	80	372	-56	0	Measure	30	0
Descent 10- 11	2520	80	373	0	1 1/3	Measure	30	0

Set SOC& Wait $\Delta T = 0$ Power	1200	80	374	0	0	Measur e	30	0
Aircraft 1st start APU	300	80	375	0	0	0	0	20
Delay	20	0	376	0	0	0	0	I_APU
2nd start APU	60	0	377	0	0	0	0	20
Delay	20	0	378	0	0	0	0	I_APU
3rd start APU	60	0	379	0	0	0	0	20
Delay	20	0	380	0	0	0	0	I_APU
Charge SOC = 80%	0	80	381	0	0	Measur e	30	0
Climb 11-12	900	80	382	-56	-3 3/4	Measur e	30	0
Cruise 11-12	9180	80	383	-56	0	Measur e	30	0
Descent 11- 12	2520	80	384	20	1 4/5	Measur e	30	0
Set SOC& Wait $\Delta T = 0$ Power	36000	90	385	20	0	Measur e	30	0
Aircraft 1st start APU	300	90	386	20	0	0	0	20
Delay	20	0	387	20	0	0	0	I_APU
2nd start APU	60	0	388	20	0	0	0	20
Delay	20	0	389	20	0	0	0	I_APU
3rd start APU	60	0	390	20	0	0	0	20
Delay	20	0	391	20	0	0	0	I_APU
Charge SOC = 80%	0	80	392	20	0	Measur e	30	0
Climb 12-13	900	80	393	-56	-5	Measur e	30	0
Cruise 12-13	2340	80	394	-56	0	Measur e	30	0
Descent 12- 13	2520	80	395	0	1 1/3	Measur e	30	0
Set SOC& Wait $\Delta T = 0$ Power	1200	40	396	0	0	0	0	45
Aircraft 1st start APU	300	40	397	0	0	0	0	20
Delay	20	0	398	0	0	0	0	I_APU

Delay 2nd start	60	0	399	0	0	0	0	20
APU	20	0	400	0	0	0	0	I_APU
Delay 3rd start	60	0	401	0	0	0	0	20
APU	20	0	402	0	0	0	0	I_APU
Charge SOC = 80%	0	80	403	0	0	Measure	30	0
Climb 13-14	900	80	404	-56	-3 3/4	Measure	30	0
Cruise 13-14	2340	80	405	-56	0	Measure	30	0
Descent 13-14	2520	80	406	-20	6/7	Measure	30	0
Set SOC & Wait $\Delta T = 0$	36000	70	407	-20	0	0	0	45
Power Aircraft	300	70	408	-20	0	0	0	20
1st start APU	20	0	409	-20	0	0	0	I_APU
Delay 2nd start	60	0	410	-20	0	0	0	20
APU	20	0	411	-20	0	0	0	I_APU
Delay 3rd start	60	0	412	-20	0	0	0	20
APU	20	0	413	-20	0	0	0	I_APU
Charge SOC = 80%	0	80	414	-20	0	Measure	30	0
Climb 14-15	900	80	415	-56	-2 2/5	Measure	30	0
Cruise 14-15	9180	80	416	-56	0	Measure	30	0
Descent 14-15	2520	80	417	20	1 4/5	Measure	30	0
Set SOC & Wait $\Delta T = 0$	1200	80	418	20	0	Measure	30	0
Power Aircraft	300	80	419	20	0	0	0	20
1st start APU	20	0	420	20	0	0	0	I_APU
Delay 2nd start	60	0	421	20	0	0	0	20
APU	20	0	422	20	0	0	0	I_APU
Delay 3rd start	60	0	423	20	0	0	0	20
APU	20	0	424	20	0	0	0	I_APU

Charge SOC = 80%	0	80	425	20	0	Measure	30	0
Climb 15-16	900	80	426	-56	-5	Measure	30	0
Cruise 15-16	9180	80	427	-56	0	Measure	30	0
Descent 15-16	2520	80	428	50	2 1/2	Measure	30	0
Set SOC & Wait ΔT = 0	36000	90	429	50	0	Measure	30	0
Power Aircraft 1st start	300	90	430	50	0	0	0	20
APU Delay	20	0	431	50	0	0	0	I_APU
2nd start	60	0	432	50	0	0	0	20
APU Delay	20	0	433	50	0	0	0	I_APU
3rd start	60	0	434	50	0	0	0	20
APU Delay	20	0	435	50	0	0	0	I_APU
Charge SOC = 80%	0	80	436	50	0	Measure	30	0
Climb 16-17	900	80	437	-56	-7	Measure	30	0
Cruise 16-17	2340	80	438	-56	0	Measure	30	0
Descent 16-17	2520	80	439	30	2	Measure	30	0
Set SOC & Wait ΔT = 0	1200	40	440	30	0	0	0	45
Power Aircraft 1st start	300	40	441	30	0	0	0	20
APU Delay	20	0	442	30	0	0	0	I_APU
2nd start	60	0	443	30	0	0	0	20
APU Delay	20	0	444	30	0	0	0	I_APU
3rd start	60	0	445	30	0	0	0	20
APU Delay	20	0	446	30	0	0	0	I_APU
Charge SOC = 80%	0	80	447	30	0	Measure	30	0
Climb 17-18	900	80	448	-56	-5 3/4	Measure	30	0
Cruise 17-18	2340	80	449	-56	0	Measure	30	0

Descent 17-18	2520	80	450	70	3	Measure	30	0
Set SOC& Wait $\Delta T = 0$	36000	70	451	70	0	0	0	45
Power Aircraft	300	70	452	70	0	0	0	20
1st start APU	20	0	453	70	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	454	70	0	0	0	20
2nd start APU	20	0	455	70	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	456	70	0	0	0	20
3rd start APU	20	0	457	70	0	0	0	I_APU
Charge SOC = 80%	0	80	458	70	0	Measure	30	0
Climb 18-19	900	80	459	-56	-8 2/5	Measure	30	0
Cruise 18-19	9180	80	460	-56	0	Measure	30	0
Descent 18-19	2520	80	461	30	2	Measure	30	0
Set SOC& Wait $\Delta T = 0$	36000	80	462	30	0	Measure	30	0
Power Aircraft	300	80	463	30	0	0	0	20
1st start APU	20	0	464	30	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	465	30	0	0	0	20
2nd start APU	20	0	466	30	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	467	30	0	0	0	20
3rd start APU	20	0	468	30	0	0	0	I_APU
Charge SOC = 80%	0	80	469	30	0	Measure	30	0
Climb 19-20	900	80	470	-56	-5 3/4	Measure	30	0
Cruise 19-20	9180	80	471	-56	0	Measure	30	0
Descent 19-20	2520	80	472	20	1 4/5	Measure	30	0
Set SOC& Wait $\Delta T = 0$	1200	90	473	20	0	Measure	30	0
Power Aircraft	300	90	474	20	0	0	0	20

1st start								
APU	20	0	475	20	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	476	20	0	0	0	20
2nd start								
APU	20	0	477	20	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	478	20	0	0	0	20
3rd start								
APU	20	0	479	20	0	0	0	I_APU
Charge SOC = 80%	0	80	480	20	0	Measure	30	0
Climb 20-21	900	80	481	-56	-5	Measure	30	0
Cruise 20-21	9180	80	482	-56	0	Measure	30	0
Descent 20-21	2520	80	483	0	1 1/3	Measure	30	0
Set SOC& Wait ΔT = 0	36000	40	484	0	0	0	0	45
Power Aircraft	300	40	485	0	0	0	0	20
1st start								
APU	20	0	486	0	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	487	0	0	0	0	20
2nd start								
APU	20	0	488	0	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	489	0	0	0	0	20
3rd start								
APU	20	0	490	0	0	0	0	I_APU
Charge SOC = 80%	0	80	491	0	0	Measure	30	0
Climb 21-22	900	80	492	-56	-3 3/4	Measure	30	0
Cruise 21-22	2340	80	493	-56	0	Measure	30	0
Descent 21-22	2520	80	494	20	1 4/5	Measure	30	0
Set SOC& Wait ΔT = 0	1200	70	495	20	0	0	0	45
Power Aircraft	300	70	496	20	0	0	0	20
1st start								
APU	20	0	497	20	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	498	20	0	0	0	20
2nd start								
APU	20	0	499	20	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	500	20	0	0	0	20

3rd start APU	20	0	501	20	0	0	0	I_APU
Charge SOC = 80%	0	80	502	20	0	Measure	30	0
Climb 22-23	900	80	503	-56	-5	Measure	30	0
Cruise 22-23	2340	80	504	-56	0	Measure	30	0
Descent 22- 23	2520	80	505	30	2	Measure	30	0
Set SOC& Wait $\Delta T = 0$ Power	36000	80	506	30	0	Measure	30	0
Aircraft	300	80	507	30	0	0	0	20
1st start APU	20	0	508	30	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	509	30	0	0	0	20
2nd start APU	20	0	510	30	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	511	30	0	0	0	20
3rd start APU	20	0	512	30	0	0	0	I_APU
Charge SOC = 80%	0	80	513	30	0	Measure	30	0
Climb 23-24	900	80	514	-56	-5 3/4	Measure	30	0
Cruise 23-24	9180	80	515	-56	0	Measure	30	0
Descent 23- 24	2520	80	516	20	2 1/2	Measure	30	0
Set SOC& Wait $\Delta T = 0$ Power	1200	90	517	50	0	Measure	30	0
Aircraft	300	90	518	50	0	0	0	20
1st start APU	20	0	519	50	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	520	50	0	0	0	20
2nd start APU	20	0	521	50	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	522	50	0	0	0	20
3rd start APU	20	0	523	50	0	0	0	I_APU
Charge SOC = 80%	0	80	524	50	0	Measure	30	0
Climb 24-25	900	80	525	-56	-7	Measure	30	0

Cruise 24-25	9180	80	526	-56	0	Measure	30	0
Descent 24-25	2520	80	527	-20	6/7	Measure	30	0
Set SOC & Wait $\Delta T = 0$	36000	40	528	-20	0	0	0	45
Power Aircraft 1st start	300	40	529	-20	0	0	0	20
APU Delay	20	0	530	-20	0	0	0	I_APU
2nd start	60	0	531	-20	0	0	0	20
APU Delay	20	0	532	-20	0	0	0	I_APU
3rd start	60	0	533	-20	0	0	0	20
APU Delay	20	0	534	-20	0	0	0	I_APU
Charge SOC = 80%	0	80	535	-20	0	Measure	30	0
Climb 1-2	900	80	536	-56	-2 2/5	Measure	30	0
Cruise 1-2	9180	80	537	-56	0	Measure	30	0
Descent 1-2	2520	80	538	0	1 1/3	Measure	30	0
Set SOC & Wait $\Delta T = 0$	36000	70	539	0	0	0	0	45
Power Aircraft 1st start	300	70	540	0	0	0	0	20
APU Delay	20	0	541	0	0	0	0	I_APU
2nd start	60	0	542	0	0	0	0	20
APU Delay	20	0	543	0	0	0	0	I_APU
3rd start	60	0	544	0	0	0	0	20
APU Delay	20	0	545	0	0	0	0	I_APU
Charge SOC = 80%	0	80	546	0	0	Measure	30	0
Climb 2-3	900	80	547	-56	-3 3/4	Measure	30	0
Cruise 2-3	33660	80	548	-56	0	Measure	30	0
Descent 2-3	2520	80	549	50	2 1/2	Measure	30	0
Set SOC & Wait $\Delta T = 0$	36000	80	550	50	0	Measure	30	0

Power Aircraft 1st start	300	80	551	50	0	0	0	20
APU	20	0	552	50	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	553	50	0	0	0	20
2nd start								
APU	20	0	554	50	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	555	50	0	0	0	20
3rd start								
APU	20	0	556	50	0	0	0	I_APU
Charge SOC = 80%	0	80	557	50	0	Measur	30	0
Climb 3-4	900	80	558	-56	-7	Measur	30	0
Cruise 3-4	33660	80	559	-56	0	Measur	30	0
Descent 3-4	2520	80	560	20	1 4/5	Measur	30	0
Set SOC& Wait ΔT = 0	36000	90	561	20	0	Measur	30	0
Power Aircraft 1st start	300	90	562	20	0	0	0	20
APU	20	0	563	20	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	564	20	0	0	0	20
2nd start								
APU	20	0	565	20	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	566	20	0	0	0	20
3rd start								
APU	20	0	567	20	0	0	0	I_APU
Charge SOC = 80%	0	80	568	20	0	Measur	30	0
Climb 4-5	900	80	569	-56	-5	Measur	30	0
Cruise 4-5	9180	80	570	-56	0	Measur	30	0
Descent 4-5	2520	80	571	30	2	Measur	30	0
Set SOC& Wait ΔT = 0	36000	40	572	30	0	0	0	45
Power Aircraft 1st start	300	40	573	30	0	0	0	20
APU	20	0	574	30	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	575	30	0	0	0	20
2nd start	20	0	576	30	0	0	0	I_APU

APU									
Delay	60	0	577	30	0	0	0	20	
3rd start									
APU	20	0	578	30	0	0	0	I_APU	
Charge SOC									
= 80%	0	80	579	30	0	Measur	30	0	
						e			
Climb 5-6	900	80	580	-56	-5 3/4	Measur	30	0	
						e			
Cruise 5-6	2340	80	581	-56	0	Measur	30	0	
						e			
Descent 5-6	2520	80	582	-20	6/7	Measur	30	0	
						e			
Set SOC&									
Wait ΔT = 0	36000	70	583	-20	0	0	0	45	
Power									
Aircraft	300	70	584	-20	0	0	0	20	
1st start									
APU	20	0	585	-20	0	0	0	I_APU	
Delay	60	0	586	-20	0	0	0	20	
2nd start									
APU	20	0	587	-20	0	0	0	I_APU	
Delay	60	0	588	-20	0	0	0	20	
3rd start									
APU	20	0	589	-20	0	0	0	I_APU	
Charge SOC									
= 80%	0	80	590	-20	0	Measur	30	0	
						e			
Climb 6-7	900	80	591	-56	-2 2/5	Measur	30	0	
						e			
Cruise 6-7	9180	80	592	-56	0	Measur	30	0	
						e			
Descent 6-7	2520	80	593	20	1 4/5	Measur	30	0	
						e			
Set SOC&									
Wait ΔT = 0	1200	80	594	20	0	Measur	30	0	
Power						e			
Aircraft	300	80	595	20	0	0	0	20	
1st start									
APU	20	0	596	20	0	0	0	I_APU	
Delay	60	0	597	20	0	0	0	20	
2nd start									
APU	20	0	598	20	0	0	0	I_APU	
Delay	60	0	599	20	0	0	0	20	
3rd start									
APU	20	0	600	20	0	0	0	I_APU	
Charge SOC									
= 80%	0	80	601	20	0	Measur	30	0	
						e			

Climb 7-8	900	80	602	-56	-5	Measure	30	0
Cruise 7-8	9180	80	603	-56	0	Measure	30	0
Descent 7-8	2520	80	604	30	2	Measure	30	0
Set SOC & Wait $\Delta T = 0$	36000	90	605	30	0	Measure	30	0
Power Aircraft 1st start	300	90	606	30	0	0	0	20
APU Delay	20	0	607	30	0	0	0	I_APU
2nd start	60	0	608	30	0	0	0	20
APU Delay	20	0	609	30	0	0	0	I_APU
3rd start	60	0	610	30	0	0	0	20
APU Delay	20	0	611	30	0	0	0	I_APU
Charge SOC = 80%	0	80	612	30	0	Measure	30	0
Climb 8-9	900	80	613	-56	-5 3/4	Measure	30	0
Cruise 8-9	9180	80	614	-56	0	Measure	30	0
Descent 8-9	2520	80	615	-20	6/7	Measure	30	0
Set SOC & Wait $\Delta T = 0$	1200	40	616	-20	0	0	0	45
Power Aircraft 1st start	300	40	617	-20	0	0	0	20
APU Delay	20	0	618	-20	0	0	0	I_APU
2nd start	60	0	619	-20	0	0	0	20
APU Delay	20	0	620	-20	0	0	0	I_APU
3rd start	60	0	621	-20	0	0	0	20
APU Delay	20	0	622	-20	0	0	0	I_APU
Charge SOC = 80%	0	80	623	-20	0	Measure	30	0
Climb 9-10	900	80	624	-56	-2 2/5	Measure	30	0
Cruise 9-10	9180	80	625	-56	0	Measure	30	0
Descent 9-10	2520	80	626	0	1 1/3	Measure	30	0

Set SOC& Wait $\Delta T = 0$ Power	36000	70	627	0	0	0	0	45
Aircraft 1st start APU	300	70	628	0	0	0	0	20
Delay	20	0	629	0	0	0	0	I_APU
2nd start APU	60	0	630	0	0	0	0	20
Delay	20	0	631	0	0	0	0	I_APU
3rd start APU	60	0	632	0	0	0	0	20
Charge SOC = 80%	20	0	633	0	0	0	0	I_APU
Climb 10-11	0	80	634	0	0	Measur e	30	0
Cruise 10-11	900	80	635	-56	-3 3/4	Measur e	30	0
Descent 10-11	9180	80	636	-56	0	Measur e	30	0
	2520	80	637	20	1 4/5	Measur e	30	0
Set SOC& Wait $\Delta T = 0$ Power	1200	80	638	20	0	Measur e	30	0
Aircraft 1st start APU	300	80	639	20	0	0	0	20
Delay	20	0	640	20	0	0	0	I_APU
2nd start APU	60	0	641	20	0	0	0	20
Delay	20	0	642	20	0	0	0	I_APU
3rd start APU	60	0	643	20	0	0	0	20
Charge SOC = 80%	20	0	644	20	0	0	0	I_APU
Climb 11-12	0	80	645	20	0	Measur e	30	0
Cruise 11-12	900	80	646	-56	-5	Measur e	30	0
Descent 11-12	9180	80	647	-56	0	Measur e	30	0
	2520	80	648	30	2	Measur e	30	0
Set SOC& Wait $\Delta T = 0$ Power	36000	90	649	30	0	Measur e	30	0
Aircraft 1st start APU	300	90	650	30	0	0	0	20
	20	0	651	30	0	0	0	I_APU

Delay 2nd start	60	0	652	30	0	0	0	20
APU	20	0	653	30	0	0	0	I_APU
Delay 3rd start	60	0	654	30	0	0	0	20
APU	20	0	655	30	0	0	0	I_APU
Charge SOC = 80%	0	80	656	30	0	Measure	30	0
Climb 12-13	900	80	657	-56	-5 3/4	Measure	30	0
Cruise 12-13	2340	80	658	-56	0	Measure	30	0
Descent 12-13	2520	80	659	-20	6/7	Measure	30	0
Set SOC & Wait $\Delta T = 0$	1200	40	660	-20	0	0	0	45
Power Aircraft	300	40	661	-20	0	0	0	20
1st start APU	20	0	662	-20	0	0	0	I_APU
Delay 2nd start	60	0	663	-20	0	0	0	20
APU	20	0	664	-20	0	0	0	I_APU
Delay 3rd start	60	0	665	-20	0	0	0	20
APU	20	0	666	-20	0	0	0	I_APU
Charge SOC = 80%	0	80	667	-20	0	Measure	30	0
Climb 13-14	900	80	668	-56	-2 2/5	Measure	30	0
Cruise 13-14	2340	80	669	-56	0	Measure	30	0
Descent 13-14	2520	80	670	-40	3/8	Measure	30	0
Set SOC & Wait $\Delta T = 0$	36000	70	671	-40	0	0	0	45
Power Aircraft	300	70	672	-40	0	0	0	20
1st start APU	20	0	673	-40	0	0	0	I_APU
Delay 2nd start	60	0	674	-40	0	0	0	20
APU	20	0	675	-40	0	0	0	I_APU
Delay 3rd start	60	0	676	-40	0	0	0	20
APU	20	0	677	-40	0	0	0	I_APU

Charge SOC = 80%	0	80	678	-40	0	Measure	30	0
Climb 14-15	900	80	679	-56	-1	Measure	30	0
Cruise 14-15	9180	80	680	-56	0	Measure	30	0
Descent 14-15	2520	80	681	0	1 1/3	Measure	30	0
Set SOC & Wait $\Delta T = 0$ Power	1200	80	682	0	0	Measure	30	0
Aircraft 1st start	300	80	683	0	0	0	0	20
APU Delay	20	0	684	0	0	0	0	I_APU
2nd start	60	0	685	0	0	0	0	20
APU Delay	20	0	686	0	0	0	0	I_APU
3rd start	60	0	687	0	0	0	0	20
APU Delay	20	0	688	0	0	0	0	I_APU
Charge SOC = 80%	0	80	689	0	0	Measure	30	0
Climb 15-16	900	80	690	-56	-3 3/4	Measure	30	0
Cruise 15-16	9180	80	691	-56	0	Measure	30	0
Descent 15-16	2520	80	692	50	2 1/2	Measure	30	0
Set SOC & Wait $\Delta T = 0$ Power	36000	90	693	50	0	Measure	30	0
Aircraft 1st start	300	90	694	50	0	0	0	20
APU Delay	20	0	695	50	0	0	0	I_APU
2nd start	60	0	696	50	0	0	0	20
APU Delay	20	0	697	50	0	0	0	I_APU
3rd start	60	0	698	50	0	0	0	20
APU Delay	20	0	699	50	0	0	0	I_APU
Charge SOC = 80%	0	80	700	50	0	Measure	30	0
Climb 16-17	900	80	701	-56	-7	Measure	30	0
Cruise 16-17	2340	80	702	-56	0	Measure	30	0

Descent 16-17	2520	80	703	30	2	Measur e	30	0
Set SOC& Wait $\Delta T = 0$ Power Aircraft 1st start APU Delay 2nd start APU Delay 3rd start APU Charge SOC = 80%	1200	40	704	30	0	0	0	45
	300	40	705	30	0	0	0	20
	20	0	706	30	0	0	0	I_APU
	60	0	707	30	0	0	0	20
	20	0	708	30	0	0	0	I_APU
	60	0	709	30	0	0	0	20
	20	0	710	30	0	0	0	I_APU
	0	80	711	30	0	Measur e	30	0
Climb 17-18	900	80	712	-56	-5 3/4	Measur e	30	0
Cruise 17-18	2340	80	713	-56	0	Measur e	30	0
Descent 17-18	2520	80	714	20	1 4/5	Measur e	30	0
Set SOC& Wait $\Delta T = 0$ Power Aircraft 1st start APU Delay 2nd start APU Delay 3rd start APU Charge SOC = 80%	36000	70	715	20	0	0	0	45
	300	70	716	20	0	0	0	20
	20	0	717	20	0	0	0	I_APU
	60	0	718	20	0	0	0	20
	20	0	719	20	0	0	0	I_APU
	60	0	720	20	0	0	0	20
	20	0	721	20	0	0	0	I_APU
	0	80	722	20	0	Measur e	30	0
Climb 18-19	900	80	723	-56	-5	Measur e	30	0
Cruise 18-19	9180	80	724	-56	0	Measur e	30	0
Descent 18-19	2520	80	725	50	2 1/2	Measur e	30	0
Set SOC& Wait $\Delta T = 0$ Power Aircraft	36000	80	726	50	0	Measur e	30	0
	300	80	727	50	0	0	0	20

1st start								
APU	20	0	728	50	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	729	50	0	0	0	20
2nd start								
APU	20	0	730	50	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	731	50	0	0	0	20
3rd start								
APU	20	0	732	50	0	0	0	I_APU
Charge SOC = 80%	0	80	733	50	0	Measure	30	0
Climb 19-20	900	80	734	-56	-7	Measure	30	0
Cruise 19-20	9180	80	735	-56	0	Measure	30	0
Descent 19-20	2520	80	736	-20	6/7	Measure	30	0
Set SOC& Wait $\Delta T = 0$	1200	90	737	-20	0	Measure	30	0
Power Aircraft	300	90	738	-20	0	0	0	20
1st start								
APU	20	0	739	-20	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	740	-20	0	0	0	20
2nd start								
APU	20	0	741	-20	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	742	-20	0	0	0	20
3rd start								
APU	20	0	743	-20	0	0	0	I_APU
Charge SOC = 80%	0	80	744	-20	0	Measure	30	0
Climb 20-21	900	80	745	-56	-2 2/5	Measure	30	0
Cruise 20-21	9180	80	746	-56	0	Measure	30	0
Descent 20-21	2520	80	747	30	2	Measure	30	0
Set SOC& Wait $\Delta T = 0$	36000	40	748	30	0	0	0	45
Power Aircraft	300	40	749	30	0	0	0	20
1st start								
APU	20	0	750	30	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	751	30	0	0	0	20
2nd start								
APU	20	0	752	30	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	753	30	0	0	0	20

3rd start APU	20	0	754	30	0	0	0	I_APU
Charge SOC = 80%	0	80	755	30	0	Measure	30	0
Climb 21-22	900	80	756	-56	-5 3/4	Measure	30	0
Cruise 21-22	2340	80	757	-56	0	Measure	30	0
Descent 21- 22	2520	80	758	20	1 4/5	Measure	30	0
Set SOC& Wait $\Delta T = 0$	1200	70	759	20	0	0	0	45
Power Aircraft	300	70	760	20	0	0	0	20
1st start APU	20	0	761	20	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	762	20	0	0	0	20
2nd start APU	20	0	763	20	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	764	20	0	0	0	20
3rd start APU	20	0	765	20	0	0	0	I_APU
Charge SOC = 80%	0	80	766	20	0	Measure	30	0
Climb 22-23	900	80	767	-56	-5	Measure	30	0
Cruise 22-23	2340	80	768	-56	0	Measure	30	0
Descent 22- 23	2520	80	769	0	1 1/3	Measure	30	0
Set SOC& Wait $\Delta T = 0$	36000	80	770	0	0	Measure	30	0
Power Aircraft	300	80	771	0	0	0	0	20
1st start APU	20	0	772	0	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	773	0	0	0	0	20
2nd start APU	20	0	774	0	0	0	0	I_APU
Delay	60	0	775	0	0	0	0	20
3rd start APU	20	0	776	0	0	0	0	I_APU
Charge SOC = 80%	0	80	777	0	0	Measure	30	0
Climb 23-24	900	80	778	-56	-3 3/4	Measure	30	0

Cruise 23-24	9180	80	779	-56	0	Measure	30	0
Descent 23-24	2520	80	780	20	1 4/5	Measure	30	0
Set SOC & Wait $\Delta T = 0$	1200	90	781	20	0	Measure	30	0
Power Aircraft 1st start	300	90	782	20	0	0	0	20
APU Delay	20	0	783	20	0	0	0	I_APU
2nd start	60	0	784	20	0	0	0	20
APU Delay	20	0	785	20	0	0	0	I_APU
3rd start	60	0	786	20	0	0	0	20
APU	20	0	787	20	0	0	0	I_APU
Charge SOC = 80%	0	80	788	20	0	Measure	30	0
Climb 24-25	900	80	789	-56	-5	Measure	30	0
Cruise 24-25	9180	80	790	-56	0	Measure	30	0
Descent 24-25	2520	80	791	30	2	Measure	30	0

## ANNEXE VI

### COURBE DE CAPACITÉ

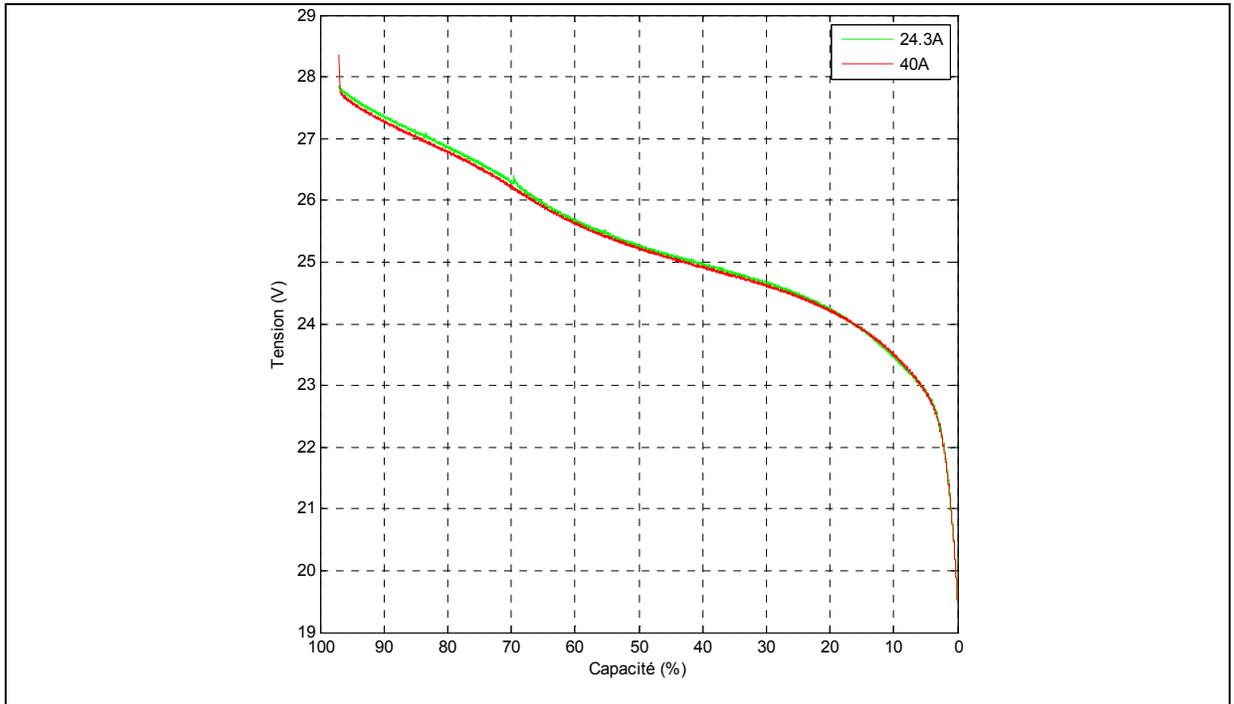


Figure-A VI-1 Courbe de capacité à 20°C



## BIBLIOGRAPHIE

- Federal Government. 2007. 14 CFR Part25 : Special Conditions : Boeing Model 787-8 Airplane; Lithium Ion Battery Installation, 25-359-SC. Federal Register.
- Huerta, Michael P. 2014. Safety Recommendation. « Recommandation de National Transportation Safety Board ». Washington : National Transportation Safety Board, 12 p.
- Legal Information Institute. 14 CFR 25.1353 : Electrical equipment and installations, Federal Register.
- Legal Information Institute. 14 CFR 25.863 : Flammable fluid fire protection, Federal Register.
- Special Committee 211. 2008. Minimum Operational Performance Standards for Rechargeable Lithium Battery Systems. Washington : RTCA, 54p.
- Jan L. Allen, Jeff Wolfenstine, Kang Xu, Donald Porschet, Thomas Salem, Wesley Tipton, Wishvender Behl, Jeff Read, T. Richard Jow, And Sonya Gargies. 2009. « Evaluation of Saft Ultra High Power Lithium Ion Cells (VL5U). ». p. 16.
- Lamb, J., et C. J. Orendorff. 2014. « Evaluation of mechanical abuse techniques in lithium ion batteries ». *Journal of Power Sources*, vol. 247, p. 189-96.
- Ng, Kong Soon, Chin-Sien Moo, Yi-Ping Chen et Yao-Ching Hsieh. 2009. « Enhanced coulomb counting method for estimating state-of-charge and state-of-health of lithium batteries ». *Applied Energy*, vol. 86, n° 9, p. 1506-1511.
- Pelissier, Serge. « Introduction au vieillissement des batteries Lithium et aux protocoles experimentaux de test de durée de vie ». p. 6.
- Qingsong, Wang, Ping Ping, Zhao Xuejuan, Chu Guanquan, Sun Jinhua et Chen Chunhua. 2012. « Thermal runaway caused fire and explosion of lithium ion battery ». *Journal of Power Sources*, vol. 208, p. 210-24.
- Tremblay, Olivier, et Louis- A. Dessaint. 2009. « Experimental validation of a battery dynamic model for EV applications ». In *24th International Battery, Hybrid and Fuel Cell Electric Vehicle Symposium and Exhibition 2009, EVS 24, May 13, 2009 - May 16, 2009*. (Stavanger, Norway) Vol. 2, p. 930-939. Coll. « 24th International Battery, Hybrid and Fuel Cell Electric Vehicle Symposium and Exhibition 2009, EVS 24 »: European Association for Battery.

- Windarko, Novie Ayub, et Jaeho Choi. 2009. « Hysteresis modeling for estimation of state-of-charge in NIMH battery based on improved takacs model ». In *31st International Telecommunications Energy Conference, INTELEC 2009, October 18, 2009 - October 22, 2009*. (Incheon, Korea, Republic of). Coll. « INTELEC, International Telecommunications Energy Conference (Proceedings) »: Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc. < <http://dx.doi.org/10.1109/INTLEC.2009.5351798> >.
- Serge Pelissier «Introduction au vieillissement des batteries lithium et aux protocoles experimentaux de test de durée de vie» IFSTTAR – Laboratoire Transport et Environnement.
- Aisbl, RECHARGE. 2013. « Safety of lithium-ion batteries ». *The European Association for Advanced Rechargeable Batteries*, p. 25.
- Anderman, M. 1994. « Ni-Cd battery for aircraft: battery design and charging options ». In *Proceedings of 9th Annual Battery Conference on Applications and Advances, 11-13 Jan. 1994*. (New York, NY, USA), p. 12-19. Coll. « Proceedings of the Ninth Annual Battery Conference on Applications and Advances (Cat. No.94TH0617-1) »: IEEE. < <http://dx.doi.org/10.1109/BCAA.1994.283627> >.
- Andrea, Davide. 2010. *Battery Management Systems for Large Lithium Ion Battery Packs* (2010). 685 Canton Street, Norwood: Artech House, 271 p.
- Becker, J., C. Schaeper, J. Muennix, D. U. Sauer, T. Lammering, A. Sauterleute, B. Hauber et T. Schneider. 2013. « Design of a Safe and Reliable Li-ion Battery System for Applications in Airborne System ». In *52nd AIAA Aerospace Sciences Meeting, 13-17 Jan. 2014*. (Reston, VA, USA), p. 19 pp. Coll. « 52nd AIAA Aerospace Sciences Meeting »: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.
- Kumar, T. P., P. G. Balakrishnan et R. Ramesh. 2006. « Safety mechanisms in lithium-ion batteries ». *Journal of Power Sources*, vol. 155, n° 2, p. 401-14.
- Lammering, T., A. Sauterleute, B. Hauber, T. Schneider, J. Becker, C. Schaeper et D. U. Sauer. 2013. « Conceptual Design of a Battery-Powered High Lift System for Single-Aisle Aircraft ». In *52nd AIAA Aerospace Sciences Meeting, 13-17 Jan. 2014*. (Reston, VA, USA), p. 17 pp. Coll. « 52nd AIAA Aerospace Sciences Meeting »: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.
- Tarascon, J. M., et M. Armand. 2001. « Issues and challenges facing rechargeable lithium batteries ». *Nature*, vol. 414, n° 6861, p. 359-367.
- Vetter, J., P. Novak, M. R. Wagner, C. Veit, K. C. Moller, J. O. Besenhard, M. Winter, M. Wohlfahrt-Mehrens, C. Vogler et A. Hammouche. 2005. « Ageing mechanisms in lithium-ion batteries ». *Journal of Power Sources*, vol. 147, n° 1-2, p. 269-81.