

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE  
MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA RECHERCHE  
SCIENTIFIQUE

UNIVERSITE M'HAMED BOUGARA-BOUMERDES



**Faculté de Technologie**

**Département Ingénierie des Systèmes Electriques**

**Mémoire de Master**

Présenté par

**Chérifi Djamel et Gharbi Riad**

**Filière : Electrotechnique**

**Spécialité : Machines Electriques**

---

# **Intégration d'une pile a combustible de type PEMFC au bord d'un avion civil**

---

**Soutenu le 21 /09 /2020 devant le jury composé de:**

M'ziou	Nassima	Professeur	Président
Hamel	Meziane	MCB	Examineur
Larabi	Zina	MAA	Examineur
Aouzellag	Haroune	MCB	Promoteur

**Année Universitaire : 2019/2020**

# Remerciements

Tout d'abord, nous remercions DIEU le tout puissant de nous avoir donné le Courage et la patience durant toutes ces années d'études, et que grâce à lui ce Travail a pu être réalisé.

On tient à remercier vivement les membres de nos familles qui nous ont toujours encouragée et soutenue.

Ensuite, nous voulons exprimer notre reconnaissance à notre promoteur **Mr. Haroune AOUZELLAG** pour son encadrement efficace, son soutien et son disponibilité. Qu'il trouve ici l'expression de notre profonde gratitude.

Nous tenons aussi à remercier les membres du jury d'avoir accepté de juger notre travail. En fin un grand Merci à toutes personnes ayant contribués de près ou de loin à l'accomplissement de ce modeste travail.

# Dédicaces

Avec ma profonde gratitude et grand amour, je dédie ce modeste travail :

A ceux que j'ai tant aimé et respecté, qui pendant mon enfance, m'ont entouré de leurs affections, leurs patience et amours grâce à eux que je suis aujourd'hui ici, vous mes chers parents.

A mon frère Abdelmalek et ma soeur.

A toute ma famille.

A tous mes amis.

Riad

# Dédicaces

Avec l'aide du Dieu que j'ai pu réaliser ce modeste travail que je dédie ;

A mon très cher père, qui m'a enseigné l'exemple dans la vie

A ma très chère mère pour tout l'amour, sa tendresse et ses sages conseils qu'elle n'a pas cessé de me les donner, que dieu me la garde

A mes frères et mes sœurs

A mes oncles et mes tantes

A mes cousins et mes cousines

A Tout mes amis et tous les étudiants en électrotechniques

A tous ceux que j'ai connu mais je n'ai pas cité

**DJAMEL**

## Table des matières

Remerciements.....	I
Dédicaces.....	II
Table des matières.....	III
Liste des tableaux.....	V
Liste des figures.....	VI
Liste des symbole .....	X
Introduction général .....	1
<b>Chapitre I Etat de l'art.....</b>	<b>3</b>
I.1 Introduction .....	3
I.2 Les piles à combustible .....	4
I.2.1 Principe de fonctionnement .....	4
I.2.2 Les types de piles à combustible .....	5
I.2.3 Applications dans le domaine du transport .....	7
I.2.4 Les PEMFC .....	7
I.2.5 <i>Les avantages et inconvénients</i> .....	8
I.3 La Supercondensateurs .....	11
I.3.1 Historique des Supercondensateurs .....	11
I.3.2 Principe de fonctionnement du supercondensateur .....	11
I.3.2.1 Etat déchargé .....	12
I.4 Etat de l'art des architectures et des technologies utilisées dans les réseaux de bord d'avion .....	13
I.4.1 Définition des réseaux embarqués .....	13
I.4.2 Evolution des réseaux de bord d'avion .....	14
I.4.3 Besoins énergétiques .....	14
I.5 Avions « conventionnels » .....	15
I.5.1 Energie hydraulique .....	15
I.5.2 Energie électrique .....	16
I.6 Avion Plus Electrique .....	17

## Table des matières

---

I.6.1	Circuits hydrauliques .....	18
I.6.2	Circuit électrique .....	18
I.6.3	Puissance des équipements .....	18
I.7	La pile à combustible à bord des avions .....	19
I.8	Conclusion .....	20
<b>Chapitre II Modélisation des sources d'énergie .....</b>		<b>21</b>
II.1	Introduction .....	21
II.2	Modélisation des sources d'énergie .....	21
II.2.1	Modèle de la pile à combustible .....	21
II.2.2	Les pertes Ohmiques .....	22
II.2.3	Les pertes d'activation .....	22
II.2.4	Bloc d'une PEMFC .....	25
II.3	Modèle du supercondensateur .....	26
II.4	Modélisation des convertisseurs de puissance .....	29
II.4.1	Modélisation du Hacheur .....	29
II.5	Conclusion .....	32
<b>Chapitre III Commande des sous-systèmes de l'installation d'alimentation en énergie.....</b>		<b>33</b>
III.1	Introduction .....	33
III.2	Commande de convertisseur associé au supercondensateur .....	33
III.2.1	Régulation de la tension du bus continu .....	34
III.3	Commande du courant de la pile à combustible .....	36
III.3.1	Commande de convertisseur associé à la PAC .....	36
III.3.2	Commande du convertisseur .....	36
III.4	Conclusion .....	38
<b>Chapitre IV Gestion d'énergie du system globale.....</b>		<b>39</b>
IV.1	Introduction .....	39

## Table des matières

---

IV.2	Descriptif théorique du système .....	39
IV.3	la Stratégie de gestion d'énergie.....	41
IV.3.1	Résultats de simulation .....	43
IV.4	Conclusion .....	45
II	Conclusion générale .....	46

## Liste des tableaux

Tableau I.1 Différentes technologies de piles à combustibles	6
Tableau I.2 les différences de rendements entre les voitures	9
Tableau I.3: Puissance approximative des systèmes de génération d'un avion 300 passagers	19
Tableau II.1 Valeurs des paramètres d'une cellule PEMFC selon le système S.I	26

**LISTE DES FIGURES**

**FIGURE I.1 SCHEMA DE FONCTIONNEMENT D'UNE PILE A COMBUSTIBLE [2]..... 5**

**Figure I.2 Classification des piles à combustibles selon la puissance et le rendement électrique..... 6**

**FIGURE I.3 : SCHEMA DE PRINCIPE D'UNE PILE A COMBUSTIBLE PEMFC] ..... 8**

**FIGURE I.4 ETAT DECHARGE. .... 12**

**FIGURE I.5 ETAT EN CHARGE. .... 13**

**FIGURE I.6 DIFFERENTES SOURCES D'ENERGIE MISES EN ŒUVRE DANS UN AVION ..... 15**

**FIGURE II. 1 MODELE DE LA PILE PEM SOUS SIMULINK..... 25**

**FIGURE II.2 CAPACITE SURFACIQUE EN FONCTION DE LA TENSION DU MODELE DE STERN. 27**

**FIGURE II.3 FIGURE MODELE DYNAMIQUE DU SC..... 28**

**FIGURE II. 4 HACHEUR ELEVATEUR BIDIRECTIONNE ..... 29**

**FIGURE III.1 : SUPERCONDENSATEUR AINSI QUE LE CONVERTISSEUR ..... 33**

**FIGURE III.2 REGULATION DU COURANT DE SC ..... 34**

**FIGURE III.3 (A) TENSION DU SC (B) TENSION DE BUS..... 35**

**FIGURE III.4 LES VALEURS DES RAPPORTS CYCLIQUES A ..... 35**

**FIGURE III.5 PAC ET SON CONVERTISSEUR ASSOCIE..... 36**

**FIGURE III.6 REGULATION DU COURANT DE LA PAC..... 36**

**FIGURE III.7 TENSIONS DE PILE, TENSIONS DE BUS, COURANT DE LA PILE, COURANT DE CHARGE..... 37**

**FIGURE III.8 LES VALEURS DES RAPPORTS CYCLIQUES A ..... 37**

**FIGURE IV. 1 ARCHITECTURE A DEUX CONVERTISSEURS ..... 39**

**FIGURE IV. 2 ARCHITECTURE SC CONNECTES AU BUS ..... 40**

**FIGURE IV. 3 ARCHITECTURE HYBRIDATION DIRECTE ..... 40**

**FIGURE IV. 4 ARCHITECTURE A DEUX CONVERTISSEURS ASSOCIE ..... 41**

## Liste des figures

---

<b>FIGURE IV. 5 DIAGRAMME DES DECISIONS DE LA MACHINE A ETATS .....</b>	<b>42</b>
<b>FIGURE IV. 6 LA PUISSANCE DEMANDEE , LA PUISSANCE EST FOURNIE PAR LA PAC, ETAT DE CHARGE.....</b>	<b>43</b>
<b>FIGURE IV. 7 LES TENSIONS VPAC, VSC , VBUS .....</b>	<b>44</b>
<b>FIGURE IV. 8 LES COURANTS IPAC , ISC.....</b>	<b>44</b>

## LISTE DES SYMBOLES

### LISTE DES SYMBOLES

$V_{pac}$	Tension aux bornes de la pile à combustible	V
$E_{nernst}$	Tension à vide d'une cellule PEMFC	V
$V_{act}$	Chute de tension due aux réactions chimiques dans une PEMFC	V
$V_{ohm}$	Chute de tension due à la résistance interne de la PEMFC	V
$P_{pac}$	Puissance de la PAC	W
$R_{PAC}$	Résistance interne d'une cellule PEMFC	$\Omega$
$I_{PAC}$	Courant de la PAC	A
$\eta_{PAC}$	Rendement de la PAC	
$T_{PAC}$	Température	K
<b>SOC</b>	Etat de charge d'un supercondensateur	%
<b>Q</b>	Capacité de charge	Ah
$P_{H_2}, P_{O_2}$	Pressions de l'hydrogène et de l'oxygène	at
$V_{PAC,Cell}$	Tension d'une cellule de la pile à combustible	V
$N_{cell,serie}$	Nombre de cellule de la pile à combustible	
$K_r$	Constante de Modélisation	kMol/(at s)
$K_{H_2}$	Constante de la soupape d'hydrogène	kMol/(at s)
$\tau_{H_2}$	Constante de temps d'hydrogène	S
$\tau_{O_2}$	Constante de temps d'oxygène	S
$\tau_{H_2O}$	Constante de temps de l'eau	S
$K_{O_2}$	Constante de la soupape d'oxygène	kMol/(at s)
$\sigma$	la densité de charge	en C . m <sup>-2</sup>
<b>E</b>	le potentiel	V
<b>Cd</b>	la capacité surfacique	F. m <sup>-2</sup>
$N_s$	le nombre de supercondensateurs en série	
$N_p$	le nombre de supercondensateurs en parallèle	
$N$	le nombre d'électrodes en parallèle	
$\epsilon_0$	permittivité diélectrique du vide	
$\epsilon$	permittivité diélectrique du matériau	

## LISTE DES SYMBOLES

---

$Q$	la quantité de charge	
$a$	coefficient de transfert	
$i_0$	densité de courant d'échange	A. m <sup>-2</sup>
$i$	densité de courant	A. m <sup>-2</sup>

## Introduction générale

Le sujet de l'avion plus électrique n'est pas nouveau et fait parler de lui depuis un certain temps, Si longtemps même qu'on en viendrait presque à croire que l'avion tout électrique est pour demain, Mais cela nécessite des nombreuses études et expérience afin de respecter les restrictions environnementales de réduction du bruit, des émissions polluantes (NOx, CO, HC, fumées), du CO<sub>2</sub>, et donc de la consommation. La conception intégrée du système énergétique de l'avion va, par conséquent, devenir un enjeu majeur dans les années à venir.

Dans le domaine de l'aviation civile et en liaison avec les projets d'avions plus électriques, un système de piles à combustible pourrait assurer les fonctions d'APU (générateur auxiliaire de puissance), notamment pour le roulage au sol d'avions équipés de trains d'atterrissage dotés de moteurs électriques, de RAT (Ram Air Turbine), mais aussi fournir l'énergie électrique pour les dispositifs de confort et de divertissement des passagers et contribuer au système ECS par la fourniture d'eau. Un des facteurs clés de succès de l'intégration des PAC dans un avion civil est le « redesign » complet du système énergétique autour de la PAC.

L'utilisation de piles à combustible (PAC), qui ont démontré leur efficacité dans le domaine spatial, constitue une solution crédible comme source d'énergie embarquée pouvant se substituer au moteur pour la production d'électricité. En effet les piles à combustible se caractérisent par un rendement énergétique élevé (> 45 %), un fonctionnement silencieux et l'absence d'émissions (NOx, fumées..). Elles présentent donc un intérêt environnemental certain.

Le principe de base d'une pile à combustible a été inventé en 1839 par Sir William Grove. C'est le principe inverse de l'électrolyse : l'hydrogène se combine avec de l'oxygène pour produire de l'eau et entre temps de l'électricité et de la chaleur. La pile à combustible a mis du temps à atteindre sa place dans la recherche et la technologie en raison de problèmes liés aux matériaux et aux techniques de production disponibles. C'est pourquoi son développement fut éclipsé par celui des machines thermiques, comme les moteurs à combustion, et celui des turboalternateurs. Aujourd'hui, grâce à des investissements importants dans différents secteurs tels que l'industrie automobile et la cogénération, et ainsi que les progrès réalisés dans le domaine de la technologie des matériaux, de nouvelles perspectives apparaissent pour la production d'énergie électrique propre grâce à ce moyen.

Ce travail de mémoire comporte quatre parties :

Le premier chapitre décrit un état de l'art sur les piles à combustibles et son principe de fonctionnement et les différents types existants on a choisi la pile PEMFC pour son avantage, après cela nous avons parlé sur les supercondonsateur et son principe de fonctionnement.

Le deuxième chapitre est consacré à la modélisation des composants électriques d'une pile à combustible de type PEM et le supercondunsateur.

Le troisième chapitre, traite la commande de la PAC et supercondunsateur (régulation de Bus continu et le courant de la pile PEM), et une étude expérimentale du cette commande pour une charge fixe dans une période égale 10 sec.

Le quatrième chapitre, nous parlons dans ce chapitre sur La gestion de l'énergie au bord d'un l'avion civil, on a utilisé la Stratégie de contrôle par machine à états (SME), nous avons choisi cette stratégie pour ses caractéristiques et ses avantages, après on termine le chapitre avec des résultats de simulation et une conclusion.

CHAPITRE I -

ÉTAT DE L'ART

## CHAPITRE I - ÉTAT DE L'ART

### I.1 Introduction :

Le principe de la pile à combustible a été décrit dès 1839 par le savant anglais Sir William Grove. Depuis cette époque, l'intérêt pour cette technologie a subi de nombreux aléas. Cependant, nous sommes incontestablement depuis une trentaine d'années dans une période de redécouverte de cette technologie. Cette période a commencé au début des années 60 grâce aux programmes piles à combustible, financées par la NASA qui ont permis la mise en place de tels générateurs dans les applications spatiales (Gemini, Apollo). Depuis le début des années 90, les piles à combustible suscitent un nouvel intérêt qui semble s'être encore accru durant les cinq dernières années. [1]

Ce nouvel intérêt s'est notamment manifesté dans les applications terrestres du fait, entre autres, d'une réelle volonté de protection de l'environnement. En effet, l'évolution de l'atmosphère est devenue un problème majeur dû à la constante augmentation des concentrations d'émissions polluantes telles que l'oxyde de carbone (CO), le dioxyde de carbone (CO<sub>2</sub>), le dioxyde de soufre (SO<sub>2</sub>) ou encore les oxydes d'azote (NO<sub>x</sub>) [2],[3]. C'est pourquoi, depuis quelques années, des actions de recherche concertées, associant des constructeurs de matériel de transport, des fabricants de piles, des assembleurs ainsi que des laboratoires de recherche sont menées. Dans la plupart de ces programmes, ce sont des piles à combustible à membranes échangeuses de protons (PEM : Proton Exchange Membrane) qui sont à la base du système car elles seules répondent aux critères de dynamique requise, de température et de densités de puissance massique et volumique

ZeroAvia cherche à utiliser des piles à combustible (utilisant l'hydrogène) pour développer un avion 100% électrique. Cette solution alternative, plus légère en poids que les batteries, mais qui n'a pas été éprouvée en vol, viserait de petits aéronefs sur des vols de moins de 800 km. [4]

Malgré les importants travaux réalisés sur les avions pile à combustible, de nombreux progrès restent à faire. Indépendamment des problèmes de production, de transport et de stockage d'hydrogène, il est nécessaire d'ajouter les problèmes liés aux coûts, à l'intégration, au poids et aux performances atteintes par le système. En plus de ces facteurs, l'utilisation d'un système pile à combustible à bord d'un avion nécessite de bien maîtriser son fonctionnement et donc de savoir modéliser son comportement global.

Nous présentons dans ce chapitre succinctement les piles à combustible et leur fonctionnement puis la problématique de l'utilisation des piles à combustible dans les applications aéronautique et le circuit de puissance de l'avion.

## I.2 Les piles à combustible :

Les piles à combustible sont des dispositifs électrochimiques qui permettent la conversion directe de l'hydrogène en électricité. Les hauts rendements de cette technologie par rapport aux moteurs thermiques rendent cette technologie particulièrement intéressante dans le contexte de la filière hydrogène.

### I.2.1 Principe de fonctionnement :

La pile à combustible est un générateur fonctionnant grâce à l'oxydation de l'hydrogène sur une électrode associée à la réduction de l'oxygène sur l'autre électrode. La pile à combustible a besoin seulement de l'hydrogène et l'oxygène pour son fonctionnement.

Dans le côté de l'anode l'hydrogène se décompose selon la demi réaction (l'oxydation de l'hydrogène) :



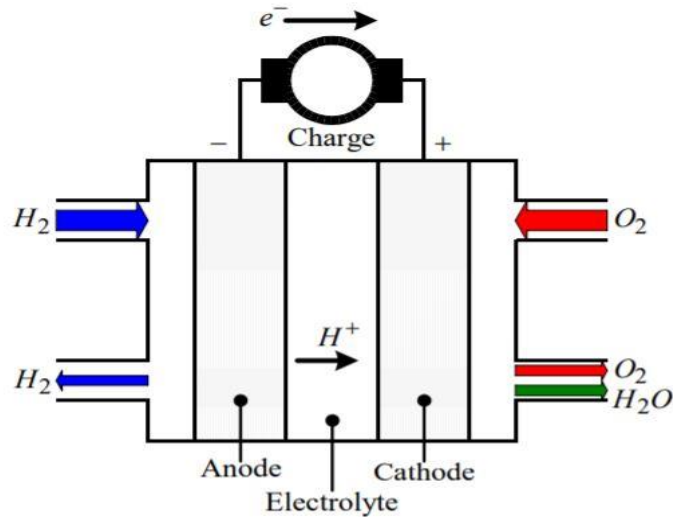
Il y a libération de deux électrons qui vont circuler dans l'électrode vers la charge extérieure. Les ions hydrogène  $H^+$  ou proton vont migrer vers la cathode à travers l'électrolyte. Les électrons passent ensuite par le circuit extérieur et arrivent à la cathode. Dans le côté de la cathode l'oxygène se décompose selon la demi réaction (la réduction de l'oxygène):



On superpose ces deux demi réactions pour un électrolyte non conducteur d'électrons. Les électrons libérés par la décomposition de l'hydrogène passent par le circuit extérieur, par contre les ions  $H^+$  (les protons) peuvent traverser l'électrolyte. Le bilan global de la réaction se produit dans une pile à combustible est:



L'eau formée est un liquide dans les conditions normales de température et pression ( $0^\circ C$  et  $1013 \text{ pa}$ ). La fig.1.1 montre le principe de fonctionnement d'une pile à combustible:



**Figure I.1** Schéma de fonctionnement d'une pile à combustible [5]

### I.2.2 Les types de piles à combustible :

les piles à combustible sont classifiées selon le type d'électrolyte utilisé, sauf des piles de type DMFC (Direct Methanol Fuel Cell) qui n'est autre qu'une pile PEM utilisant du méthanol comme carburant qui est directement envoyé à l'anode.

La deuxième caractéristique utilisée pour classifier les piles à combustible est leur température de fonctionnement. On distingue six types les plus utilisés au stade de recherche et développement ou au stade de l'industrialisation qui sont :

- Les piles à membranes polymère échangeuse de protons (**PEMFC** Proton Exchange Membranes Fuel Cell)
- Les piles au méthanol direct (**DMFC** Direct Methanol Fuel Cell)
- Les piles à acide phosphorique (**PAFC** Phosphoric Acid Fuel Cell)
- Les piles alcalines (**AFC** Alkaline Fuel Cell)
- Les piles à oxydes solides (**SOFC** Solid Oxide Fuel Cell)
- Les piles à carbonates fondus (**MCFC** Molten Carbonate Fuel Cell)

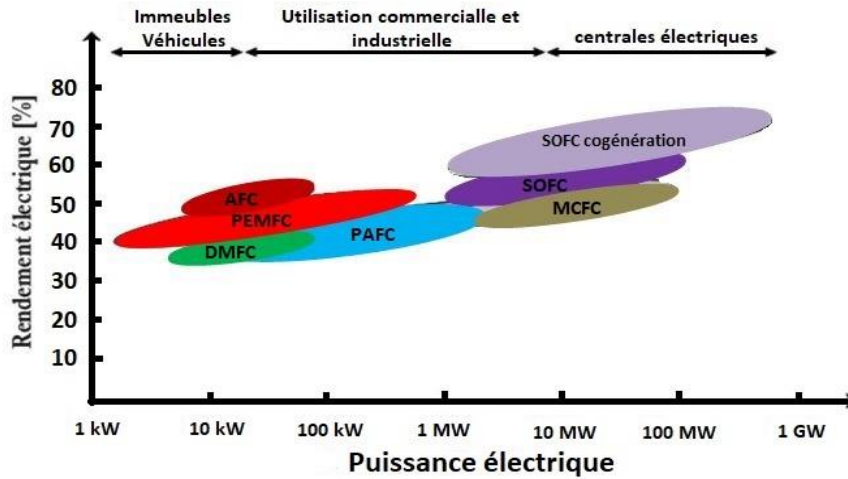


Figure I.2 Classification des piles à combustible selon la puissance et le rendement électrique.

- **les piles à combustible à Basse Température :**  
On distingue quatre types qui sont : PEMFC, DMFC, PAFC et AFC
- **Piles à combustible à haute température**  
On distingue deux types qui sont : MCFC et SOFC

Tableau I.1 Différentes technologies de piles à combustibles [6]

Type de pile	AFC	PEMFC	DMFC	PMC	MCFC	SOFC
<b>Electrolyte</b>	Solution KOH	Membrane Polymère Conductrice de protons	Membrane Polymère Conductrice de protons	Acide phosphorique	Li <sub>2</sub> CO <sub>3</sub> et KCO <sub>3</sub> fondu dans une matrice LiAlO <sub>2</sub>	ZrO <sub>2</sub> et Y <sub>2</sub> O <sub>3</sub>
<b>Lons dans l'électrolyte</b>	OH <sup>-</sup>	H <sup>+</sup>	H <sup>+</sup>	H <sup>+</sup>	CO <sub>3</sub> <sup>2-</sup>	O <sup>2-</sup>
<b>Niveau de température</b>	60-80°C	60-100°C	60-100°C	180-220°C	600-660°C	700-1000°C
<b>Combustible</b>	H <sub>2</sub>	H <sub>2</sub> (pur ou reformé)	Méthanol	H <sub>2</sub> (pur ou reformé)	H <sub>2</sub> (pur ou reformé)	H <sub>2</sub> (pur ou reformé)
<b>Oxydants</b>	O <sub>2</sub> (pur)	Air	Air	Air	air	air
<b>Domaines d'application</b>	Spatial	Automobiles, Portable, Cogénération, Maritime	Portable	Cogénération	Cogénération Production Centralisée d'électricité, Maritime (?)	Cogénération Production Centralisée d'électricité Automobile (APU), Maritime ( ? )

### I.2.3 Applications dans le domaine du transport :

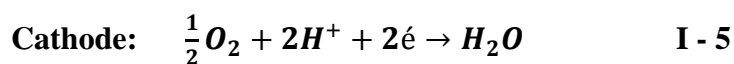
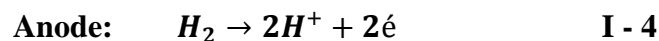
Le transport est un des secteurs les plus consommateurs en ressources énergétiques et la quasi-totalité de l'énergie est fournie par des hydrocarbures. Dans un souci environnemental et considérant la raréfaction des énergies fossiles, de nouvelles sources doivent être imaginées. C'est dans cette application que les PEMFC trouvent un regain d'intérêt, grâce à leur faible température de fonctionnement et leur "simplicité" de mise en œuvre. Cependant, un des problèmes majeurs des PEMFC reste l'approvisionnement en hydrogène. Pour le moment, il est surtout stocké soit sous forme gazeuse (haute pression: de 300 à 700 bars) ou liquide. [7]

### I.2.4 Les PEMFC :

Comme on vient de le voir, les piles de types PEMFC sont très prometteuses. Ce sont les piles qui sont étudiées dans le cadre de ce travail. On les présente donc plus en détail dans cette section qui se base sur (Ramousse, 2005).

#### I.2.4.1 Principe de fonctionnement :

Dans une PEMFC, le combustible, l'hydrogène, et l'oxydant, l'oxygène (souvent l'air), circulent par des canaux d'alimentation puis réagissent respectivement à l'anode et la cathode selon les deux demi-réactions suivantes :



Ces réactions d'oxydation de l'hydrogène (à l'anode) et de réduction de l'oxygène (à la cathode) s'effectuent à l'interface électrolyte\ électrode en présence d'un catalyseur (platine), en des points appelés « points triples ». En ces points nous trouvons, autour de la particule de catalyseur :

- une continuité physique avec l'électrolyte pour assurer la conduction des protons H<sup>+</sup>.
- Une continuité physique avec le conducteur électronique qui est l'électrode, pour assurer la conduction des électrons e<sup>-</sup>.
- Une structure poreuse capable d'assurer la diffusion de l'hydrogène ou de l'oxygène moléculaire.
- Une structure hydrophobe pour assurer l'élimination de l'eau formée, dans le cas de la cathode.

- Une structure thermiquement conductrice pour assurer l'évacuation de la chaleur de réaction

Le principe de fonctionnement de la pile à combustible peut être résumé par le schéma suivant :

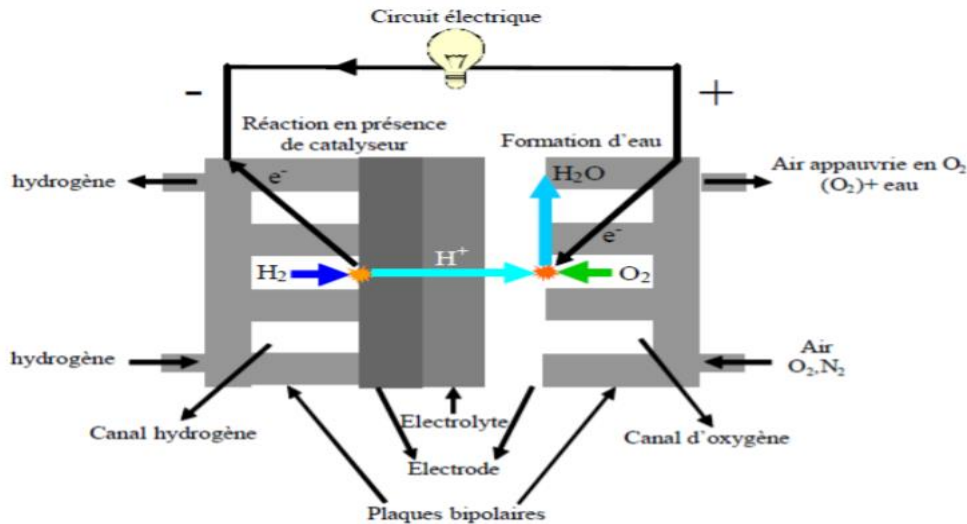


Figure I.2 : schéma de principe d'une pile à combustible PEMFC [8]

## I.2.5 Les avantages et inconvénients :

### I.2.5.1 Les avantages

- **Faible pollution dans l'environnement**

L'émission dégagée par un véhicule équipé d'une pile à combustible est quasiment nulle. En effet, le système en lui-même n'émet pas de  $\text{CO}_2$  mais c'est dans la fabrication de l'hydrogène que l'on dégage des éléments polluants.

L'hydrogène est fabriqué à partir d'*hydrocarbures* (méthanol ou éthanol dérivé) par transformation des charges légères en gaz naturel. Il y a une réaction de la vapeur d'eau sur un catalyseur au nickel. Cette transformation a lieu à haute température (840 à 950 °C) et à une pression modérée (de l'ordre 20 à 30 bar).

Mais l'ensemble de la pollution émise serait 97% moins élevée qu'un véhicule traditionnel à essence.

- **Rendements (point de vue Automobile)**

Voici un tableau résumant les différences de rendements entre les voitures électriques PAC, les voitures à combustion conventionnelles et les voitures hybrides :

**Tableau I.2** les différences de rendements entre les voitures électriques PAC. [9]

	Rendement puits-réservoir	Rendement réservoir-roue	Rendement global puits à la roue
Moteur à combustion diesel	85-90%	25%	21-23%
Moteur à combustion interne essence	80-85%	20%	16-17%
Hybride diesel-électricité	85-90%	32-39%	27-34%
PAC à hydrogène (méthanol)	40-60%	37-52%	15-31%
PAC à hydrogène (éthanol dérivé)	50%	37-52%	18-26%

Dans ce tableau, la solution technologique du véhicule hybride diesel-électricité est beaucoup plus avantageuse que les moteurs traditionnels, mais le système PAC à hydrogène (méthane) peut être seulement 3% moins performant qu'une combinaison hybride évaluée à son meilleur rendement.

- **Silencieuse**

La base de la pile n'émet aucun bruit, seuls les équipements qui la compose peuvent être audibles (ventilateurs, pompes, compresseurs). Le tout reste très silencieux.

- **Fiabilité et durée de vie**

Aujourd'hui, nous n'avons pas encore assez de recul sur la fiabilité des systèmes à PAC, mais une enquête d'experts, parue sur le site « European Commission Mobility & Transport », souligne que 400 véhicules roulent actuellement dans le monde, qu'ils ont parcouru 15 millions de km et ont effectué sans problème 80 000 pleins.

- **Combinaison avec batterie**

La combinaison hybride d'une pile à combustible avec une batterie est la technologie la plus performante en termes de rendement. Le principe est simple, la batterie est branchée en aval comme accumulateur de courant, elle couvre les besoins en énergie et peut donc livrer des courants importants pour le démarrage et les consommations de pointe, la pile à combustible branchée en amont comme générateur de courant, charge en continu la batterie.

### **I.2.5.2 Les inconvénients**

- **La sécurité :**

Il y a peu d'éléments qui peuvent être considérés comme dangereux dans les constituants d'une PAC. Seul l'hydrogène est une matière première explosive. Et contrairement aux idées reçues ce gaz est beaucoup moins explosif que le gaz naturel qui arbore notre quotidien. L'hydrogène n'est pas non plus toxique, ni radioactif, n'a pas d'odeur et n'est pas cancérigène.

Aucun effet sur les animaux n'a été relaté dans des endroits déficients en l'oxygène. Egalement, aucun effet nuisible ne se produit sur la flore, excepté le gel produit en présence de gaz s'étendant rapidement. Enfin, il n'y a aucune preuve disponible sur l'effet de l'hydrogène sur la vie aquatique.

En cas de fuite l'hydrogène est très rapidement diffusé et dilué dans l'air car il est plus léger que l'air atmosphérique. Mais il doit être tout de même être utilisé avec précaution, la flamme de l'hydrogène en combustion n'est pas visible par l'œil humain et surtout très chaude (2000 °C environ). Ce qui est déconseillé, c'est son stockage en milieu confiné et non ventilé, comme un garage par exemple.

- **Les limites du procédé :**

Les limites actuelles que constitue la PAC sont le stockage et le coût élevé de l'hydrogène. En effet on peut regrouper le problème du stockage par différentes sous parties :

#### **Le stockage (les fuites):**

Les fuites de l'hydrogène sont un problème inquiétant lors de sa production. Ces fuites sont inévitables, et on imagine facilement leur importance dans le cas d'une production à grande échelle. L'hydrogène libéré peut alors, selon des chercheurs américains, venir se combiner à l'oxygène et perturber gravement la couche d'ozone.

#### **Le stockage (l'inflammabilité):**

L'hydrogène est un gaz classé « extrêmement inflammable ». Il peut exploser à partir d'un apport d'énergie d'inflammation très faible. En effet, une étincelle suffit si elle apporte une énergie de 0,02 milli joule (MJ). A titre d'exemple il faut 0,29 MJ pour déclencher une explosion du méthane.

#### **Le stockage (le transport):**

Le transport de l'hydrogène n'est pas plus complexe que le transport du gaz naturel. On peut effectuer différents transports, celui du gaz comprimé en bouteille et celui du gaz liquéfié. Des études ont montrés que le transport du gaz comprimé présentait environ 10% à 20% de pertes, alors que l'évaporation dans le cas d'un transport de gaz liquéfié, les résultats serait beaucoup plus prometteur (de l'ordre de 0.2 à 0.4% de pertes). Le problème est que le coût de transformation du gaz sous forme liquide est prohibitif.

### **Le prix de l'hydrogène :**

Lorsque je me suis intéressé au coût de l'hydrogène, je voulais faire une comparaison de l'hydrogène avec le carburant actuel. Mais il est très difficile d'obtenir des informations. En effet, j'ai contacté Air liquide et Lindé Gas (deux concurrents). Air Liquide n'a pas pu me renseigner et Lindé Gas m'a conseillé d'écrire à leur société en Allemagne qui développe actuellement 4 voitures équipées de pile à combustible. J'attends toujours une réponse de leur part. On m'a quand même souligné que son prix reste élevé et qu'il pourrait réduire considérablement en fonction de ces différents facteurs (quantité, source hydrocarbure, transport).

## **I.3 La Supercondensateurs :**

### **I.3.1 Historique des Supercondensateurs :**

Le principe de la double couche électrochimique est découvert par le physicien Helmholtz dans les années 1850. Il remarque que l'application d'une différence de potentiel sur des électrodes mises en contact avec un électrolyte provoque un regroupement des ions de cet électrolyte à la surface de cette interface. Pour des raisons technologiques il a fallu attendre 100 ans pour que les condensateurs à double couches électriques voient le jour, soit vers la fin des années 1950 dans l'idée de renouveler les systèmes de stockage d'énergie. Les industriels et les scientifiques, par les progrès qu'ils apportent aux matériaux des électrodes et de l'électrolyte depuis ces 30 dernières années, ont permis de créer le supercondensateur s'imposant aujourd'hui de plus en plus dans les systèmes de forte puissance.

### **I.3.2 Principe de fonctionnement du supercondensateur : [10]**

Le principe général de fonctionnement des supercondensateurs repose sur la formation d'une double couche électrochimique à l'interface d'un électrolyte et d'une électrode polarisable de grande surface spécifique. L'application d'une différence de potentiel aux bornes du dispositif complet entraîne le stockage électrostatique de charges aux deux interfaces électrode-électrolyte.

Le principe de fonctionnement peut être décomposé en fonction des 4 états différents du composant (déchargé, en charge, chargé, en décharge) :

### I.3.2.1 Etat déchargé:

A l'état déchargé et sans aucune alimentation, une accumulation de charge se crée spontanément à l'interface électrode/électrolyte aussi bien du côté de l'électrode ( $q_{el}$ ) que du côté de l'électrolyte ( $q_{ion}$ ). et  $q_{ion}$  sont respectivement les charges de nature électronique et ionique par unité de surface. La condition d'électro neutralité impose  $q_{el} = -q_{ion}$ . Un potentiel, dit potentiel d'abandon apparaît alors à chaque interface, le signe et l'amplitude de ce potentiel est spécifique de chaque couple électrode/électrolyte. Cette accumulation de charges correspond à la double couche électrochimique (son épaisseur est de quelques nanomètres).

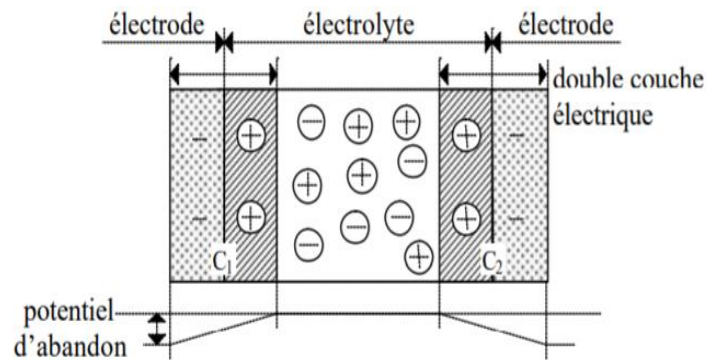


Figure I.3 état déchargé.

### I.3.2.2 Etat en charge :

Lors de l'application d'une différence de potentiel aux bornes du supercondensateur, la distribution des charges aux deux interfaces va être modifiée. L'une d'entre elles passant par son potentiel de charge nulle tandis que l'autre voit augmenter l'accumulation de charges. Il y a donc une augmentation du potentiel.

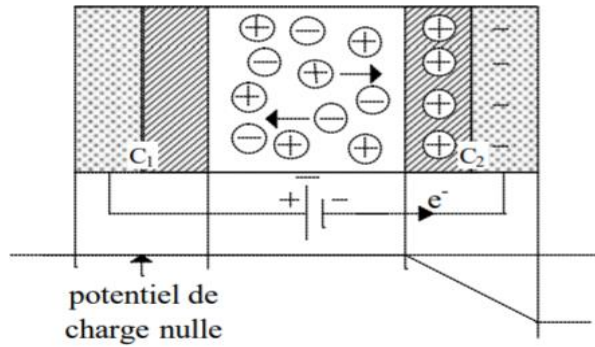


Figure I.4 état en charge.

## I.4 Etat de l'art des architectures et des technologies utilisées dans les réseaux de bord d'avion :

Au début de l'aviation, l'homme constituait l'unique source d'énergie embarquée dans l'avion, en excluant la propulsion. Il effectuait manuellement toutes les commandes nécessaires au pilotage. Rapidement, des sources d'énergies ont été introduites afin d'alimenter l'instrumentation de vol facilitant la navigation. L'augmentation progressive de la taille des avions a mené les constructeurs à utiliser des énergies complémentaires à celle de l'homme. Depuis, le transport massif de passagers a encouragé le confort et le développement d'appareils de divertissement, faisant croître les besoins énergétiques.

Les énergies mécaniques, pneumatiques et hydrauliques étaient, et sont encore, massivement exploitées dans les aéronefs. L'électricité avait, jusqu'à récemment, une place faible comparée à l'ensemble des énergies précitées. Aujourd'hui, l'énergie électrique prend une part de plus en plus importante, au détriment des autres énergies.

### I.4.1 Définition des réseaux embarqués :

Avant d'entamer la structure des réseaux de bord d'avion, il est utile de définir ce qu'est un réseau embarqué. En opposition au réseau de distribution public, il se différencie par une faible puissance de court-circuit et l'alimentation de systèmes isolés. Dans la littérature, on parle aussi de réseau d'alimentation ou de bord suivant les systèmes étudiés. Ces derniers sont nombreux : Voitures, avions, navires, tramways voire les réseaux industriels ou îlotés, constituent des cas d'application où le réseau électrique fonctionne partiellement ou continûment de manière isolée. Ces réseaux sont fortement non linéaires car ils sont composés en grande partie de convertisseurs électriques. [11]

## I.4.2 Evolution des réseaux de bord d'avion :

Les réseaux de bord n'ont cessé d'évoluer depuis les débuts de l'aviation civile. L'augmentation de la taille des avions ainsi que le développement des systèmes électriques impliquent des restructurations de ces réseaux de distribution d'énergie. Dans la première partie de ce chapitre nous abordons d'une manière générale les structures actuelles des réseaux de bord d'avions. [12]

Depuis le début de l'histoire de l'aéronautique, les avions deviennent toujours de plus en plus électriques. Dans les années 50, un réseau 115V AC a été introduit dans le réseau électrique de l'avion pour alimenter des charges. Dans les années 80, le premier avion "Fly-by-Wire" (FBW) a été fabriqué par Airbus dans la série des A320 et les séries suivantes. Boeing a suivi cette conception avec le B777 et les séries suivantes. Dans cette conception, les liens électriques combinés avec les calculateurs remplacent les liens mécaniques et hydrauliques entre le dispositif d'actionnement (le manche) et la surface de commande de vol. La conception de FBW économise du poids et améliore la fiabilité. L'utilisation de l'ordinateur rend le contrôle plus facile et plus sûr.

La révolution de FBW a permis à l'électricité de prendre un rôle plus important. Mais, dans cette conception, les actionneurs des commandes de vol sont toujours alimentés par des réseaux hydrauliques. Donc, dans la plupart des types d'avions commerciaux, il existe plusieurs circuits hydrauliques pour transférer de l'énergie de la pompe à des commandes de vols. Ces pompes sont entraînées par le compresseur haute pression de chaque réacteur.

La production, la distribution, la reconfiguration et l'utilisation de l'énergie électrique est plus facile que les énergies hydrauliques et pneumatique. Grâce aux progrès de l'électronique de puissance qui rend plus fiable et plus performante la conversion de l'énergie, l'actionneur électrique devient une future tendance de l'industrie aérospatiale. C'est le concept de l'avion plus électrique ou «Power-by-Wire»

Pour assurer la forte disponibilité d'alimentation électrique dans les avions, l'architecture du réseau électrique devrait assurer la redondance de l'alimentation (installation d'un équipement en double en vue de palier d'éventuelle déficience de l'un des deux).

## I.4.3 Besoins énergétiques :

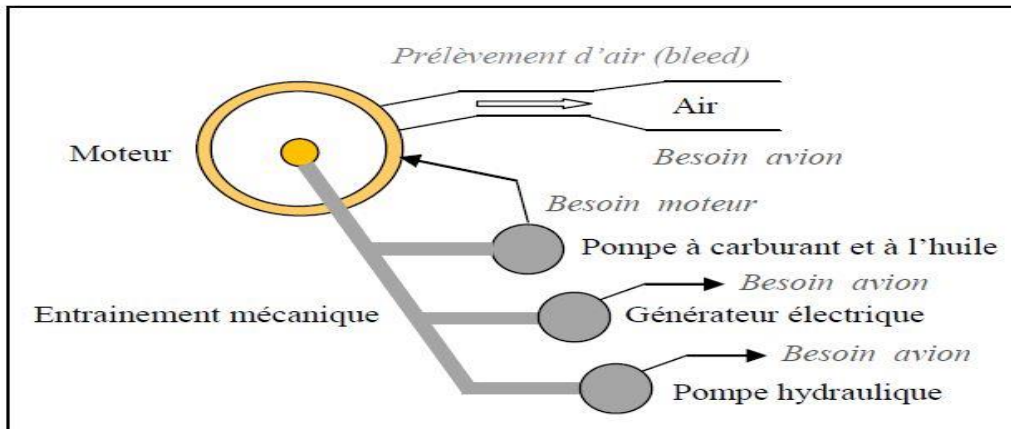
En aéronautique, comme dans tous les types de véhicules, le besoin énergétique est important outre la propulsion. Les énergies dites de servitudes sont indispensables car elles permettent d'assurer les performances, la sécurité et le confort.

Tout d'abord, il faut actionner les commandes de vol pour diriger l'avion (Gouvernes de profondeur, de direction...) ainsi que le train d'atterrissage escamotable.

Pour les avions de taille importante, la seule force de l'homme ne suffit pas pour réaliser ces actions ; une autre source d'énergie est donc indispensable. Ensuite, il y a l'alimentation de tous les équipements électroniques nécessaires à la navigation, et les Instruments de contrôle.

Enfin, les charges commerciales telles que l'éclairage et les Appareils de cuisson requièrent une énergie conséquente. Tous ces systèmes embarqués Imposent le recours à différents types de sources d'énergie.

L'énergie utilisée se présente sous forme hydraulique, électrique et pneumatique. Les moteurs de l'avion alimentent divers équipements permettant de générer ces Différentes sources d'énergie



**Figure I.5** Différentes sources d'énergie mises en œuvre dans un avion

## I.5 Avions « conventionnels » :

### I.5.1 Energie hydraulique :

La famille Airbus depuis l'A320 utilise des servocommandes. Chaque avion Dispose de trois circuits de puissance hydrauliques (3H) pour actionner les commandes De vol (gouvernes, volets et becs), les systèmes de freinage et les trains d'atterrissage. De Cette manière, l'alimentation des actionneurs se répartit sur les trois circuits hydrauliques, permettant de conserver partiellement les commandes de vol suite à une défaillance sur un ou deux circuits. Chaque circuit est complètement indépendant ; il n'y a jamais de transferts de fluide d'un circuit à un autre.

La génération hydraulique est obtenue grâce à des pompes entraînées par le compresseur haute pression des réacteurs (EDP : Engine Driven Pump). En complément, on trouve des électropompes qui sont utilisées principalement pour les opérations de maintenance au sol, lorsque les moteurs sont éteints. Elles peuvent néanmoins être temporairement utilisées en vol dans certains cas de panne (rentrée des trains, des volets, etc.).

Un réservoir hydraulique est placé sur chacun des circuits afin de pallier les variations de quantité de fluide dans les canalisations. Ces variations sont principalement dues au

fonctionnement d'actionneurs et à la dilatation. Un accumulateur (Accu) est également disposé sur chaque circuit pour éviter les variations de pression lors du fonctionnement d'actionneurs puissants. Différents types de valves prennent place dans le réseau hydraulique. Elles ont pour rôle de couper ou de limiter l'alimentation de certains consommateurs. Leur intérêt se situe en particulier pour les fonctionnements en secours, lorsque le débit disponible est plus faible qu'en fonctionnement normal. Comme source de secours, on trouve une éolienne (RAT : Ram Air Turbine) se déployant en cas de besoin (cf. Figure I.3 et Figure I.4). Cette éolienne entraîne une pompe hydraulique permettant de pressuriser un des trois circuits. La puissance disponible est certes moindre qu'en fonctionnement normal, mais les fonctions « Essentielles » sont assurées.

### I.5.2 Energie électrique :

Le réseau électrique de ces avions est constitué d'une partie alternative (triphasee 115/200 V – 400 Hz) et continue (28 V). Comme c'est généralement le cas pour les avions De transport, le réseau principal est alternatif, et le réseau secondaire est continu basse Tension. Cette coexistence des deux formes de courant s'explique par leur Complémentarité ; certains équipements sont naturellement mieux alimentés en courant Alternatif, d'autres le sont mieux en courant continu. Avantagement, les gros Consommateurs sont généralement alimentés en alternatif tandis que les petits le sont En continu.

Sur chaque réacteur est couplé un générateur (IDG : Integrated Drive Generator) Permettant la génération électrique normale en 115/200 V AC. Le générateur est Entraîné en rotation par le compresseur haute pression, tout comme la pompe Hydraulique.

Chaque générateur alimente un des bus alternatifs principaux (AC BUS). Il N'y pas de mise en parallèle des générateurs, ce qui signifie que les bus principaux ne Sont jamais interconnectés en fonctionnement normal<sup>2</sup>. Cependant, un générateur peut Prendre en charge l'alimentation d'un autre bus pour lequel l'IDG associé aurait été Perdu après une panne quelconque.

Le réseau continu (28 V DC) est obtenu à partir du réseau alternatif (115/200 V AC) à l'aide de plusieurs unités transformateurs-redresseurs (TRU : Transformer Rectifier Unit). Plusieurs sources auxiliaires sont embarquées sur l'avion. Elles permettent de Réaliser des fonctions particulières, telles que le démarrage de l'avion, ou d'assurer une Génération électrique en cas de panne. Les sources auxiliaires sont :

- **Des batteries** : en fonctionnement normal, elles ne sont pas connectées au reste Du réseau. Elles peuvent être utilisées pour la mise sous tension de l'avion, avant Son démarrage. Dans les situations d'urgence, elles assurent la continuité de L'électricité pendant des périodes transitoires en vol, et permettent de terminer un Atterrissage (exemple : l'évacuation des passagers). A elles seules, ces batteries Peuvent maintenir un niveau de tension suffisant, en

alimentant seulement Quelques équipements, pendant une dizaine de minutes. N'étant normalement Pas utilisées en vol, elles ne sont couplées au réseau continu que lorsqu'elles Doivent être chargées.

• **Un CSM/G (Constant Speed Motors/Generator) :** c'est le générateur électrique de Secours. Il permet de générer de l'électricité en 115/200 V – 400 Hz à partir d'un Circuit hydraulique. De faible puissance, il alimente la partie vitale du réseau Électrique en cas d'urgence. Il est lui-même alimenté par la RAT ou par L'hydraulique moteur suivant l'avion et suivant les cas de panne.

En cas de perte totale moteur, la RAT est obligatoirement utilisée, et entraîne Une dégradation des performances. Il peut même se produire une rupture de L'alimentation hydraulique du CSM/G par l'intermédiaire d'une vanne, car la Priorité est donnée aux commandes de vol. Dans ce cas, un fonctionnement Temporaire sur batteries est nécessaire.

• **Un APU (Auxiliary Power Unit) :** qui est un groupe fonctionnant au kérosène. La Turbine entraîne un alternateur triphasé 115/200 V – 400 Hz. L'APU est Normalement utilisé au sol. Il permet la génération d'air pour le démarrage des Moteurs en autonome. Il intervient pour la plupart des démarrages dans les Aéroports.

Parc, par l'intermédiaire d'une ou deux prises de parc. Ces prises permettent L'alimentation au sol en triphasé 115/200 V – 400 Hz.

## **I.6 Avion Plus Electrique :**

Depuis plusieurs années, le gros porteur A380 est à l'étude au sein d'Airbus. Il a été développé entre 2000 et 2005 [Bau 09]. Ce très gros porteur quadrimoteur marque de nombreuses avancées technologiques par rapport aux avions actuels. Dans une philosophie d'avion « plus électrique », il utilise davantage l'électricité que ses prédécesseurs, en particulier pour les commandes de vol, où des servocommandes à puissance électrique font leur apparition en complément des vérins hydrauliques [13]

Les principales avancées technologiques du point de vue de la génération/distribution électrique sont les suivantes :

- Commandes de vol actionnées par puissance électrique,
- Secours totalement électrique,
- Fréquence variable sur le réseau à courant alternatif,
- Disjoncteurs électroniques.

Approximativement un tiers des actionneurs sont désormais à puissance électrique. Certains vérins hydrauliques deviennent alors des EHA (Electro-Hydrostatic Actuator), et certains

moteurs hydrauliques deviennent des EMA (Electro-Mechanical Actuator). D'autres actionneurs offrent la possibilité d'utiliser l'électricité uniquement en back-up et fonctionnent normalement avec l'hydraulique avion; ce sont les EBHA (Electro Back-up Hydraulic Actuator). Chaque surface de commande de vol est généralement activée par deux actionneurs différents. La répartition des actionneurs par voie d'alimentation (hydraulique ou électrique) est effectuée judicieusement de manière à garder le contrôle de l'avion en cas de perte d'un ou plusieurs circuits.

### **I.6.1 Circuits hydrauliques :**

Sur l'A380, le troisième circuit de puissance hydraulique a été remplacé par un circuit de puissance électrique.

La génération hydraulique est traditionnellement obtenue par des pompes entraînées par les réacteurs.

### **I.6.2 Circuit électrique :**

Une différence fondamentale intervient avec les avions précédents d'Airbus ; le Réseau alternatif est maintenant à fréquence variable, comprise entre 360 et 800 Hz. La Génération normale est assurée par quatre VFG (Variable Frequency Generator) et non plus Par des IDG. La génératrice est directement accouplée à l'étage de turbine haute Pression. Ceci à l'avantage de réduire les dimensions et la masse des générateurs, car le Système de régulation mécanique de vitesse est supprimé. En contrepartie, les Équipements doivent supporter des variations de fréquence importantes, ce qui est rendu Possible grâce à l'évolution de l'électronique de puissance, en utilisant notamment des Moteurs synchrones autopilotés.

### **I.6.3 Puissance des équipements :**

Le Tableau donne des ordres de grandeur des puissances des différents Systèmes de la génération électrique. Ces chiffres concernent un avion d'environ 300 Passagers, correspondant à la gamme d'Airbus A330 ou A340. Ils sont valables pour un Avion « plus électrique » aussi bien que pour un avion « conventionnel »

Tableau I.3: Puissance approximative des systèmes de génération d'un avion 300 passagers  
[14]

Système	Puissance nominale	Format tension
Génération principale (tous IDG ou VFG)	≈ 300 kVA	115/200 V AC (3~)
Génération auxiliaire (APU)	≈ 150 kVA	115/200 V AC (3~)
Génération secours (RAT)	≈ 50 Kva	115/200 V AC (3~)
Génération secours (chaque BAT)	≈ 40 Ah	24 V DC
Conversion alternatif-continu (chaque TRU ou BCRU)	≈ 6 kVA (≈ 200 A DC)	28 V DC
Conversion continu-alternatif (STAT INV)	≈ 2 kVA	115 V AC (1~)

## I.7 La pile à combustible à bord des avions :

Un avion a besoin d'énergie pour alimenter diverses fonctions comme le démarrage des moteurs, les commandes de vol, la ventilation, l'éclairage, la cuisson des repas ou encore les équipements de divertissement. On parle d'énergie « non propulsive ». Celle-ci est actuellement fournie par un (APU), qui fonctionne au kérosène, et par des batteries embarquées.

Différentes technologies de piles à combustible existent. Les plus courantes sont les PEMFC (Polymer Electrolyte Membrane Fuel Cell) et SOFC (Solid Oxide Fuel Cell). Le premier type fonctionne à basse température (inférieure à 80 °C) et le second à haute température (environ 900 °C). Ces piles fonctionnent avec de l'oxygène et de l'hydrogène.

Ce dernier peut être obtenu à l'aide de bouteilles dédiées, ou bien après reformage de kérosène. Le principal inconvénient des piles à combustible est la complexité de mise en œuvre. Des projets de recherche tels que CELINA mettent en évidence les difficultés d'intégration d'une pile à combustible dans un avion. La masse, et surtout le volume, sont actuellement bien trop important pour concurrencer les générateurs de secours actuels. Les piles à combustible ont encore un manque de maturité pour pouvoir prendre place dans un avion à court terme. De plus, pour une application secours, les piles à combustibles sont handicapées par leur temps de démarrage élevé. Ce retard, principalement dû à leur mise en température, est défavorable du point de vue de la disponibilité de la source de secours.

## **I.8 Conclusion**

Au début de ce premier chapitre, nous avons présenté le problème énergétique dans le monde, l'énergie d'hydrogène est une énergie renouvelable pour le futur, la pile à combustible permet de transformer efficacement de l'énergie chimique en énergie électrique

La présentation de la pile à combustible nous a permis de mettre en évidence l'utilisation d'une pile à combustible PEM dans ce type d'application. Nous avons aussi montré le principe de fonctionnement d'une cellule de PEM et le système complexe dans lequel elle est introduite pour pouvoir produire de l'énergie en toute sécurité.

Ensuite ont parlé un peu sur les supercondensateurs et son principe de fonctionnement, Et à la fin n'avons qu'à parler de la description des architectures et des technologies utilisées dans les réseaux de bord d'avion.

# CHAPITRE II

## Modélisation des sources d'énergie

## Chapitre II : Modélisation des sources d'énergie

### II.1 Introduction :

Pour subvenir aux besoins en énergie qui occupe une position stratégique dans toutes les activités humaines, et tenir compte de l'augmentation de la demande énergétique, le développement des nouvelles sources d'énergie qui pourraient être une solution énergétique du futur est devenu une nécessité. Dans ce chapitre, on va modéliser et simuler les différents composants du système utilisé pour valider ce travail. Il se compose d'au moins deux sources d'énergie: une pile à combustible et un supercondensateur ou d'une batterie. D'abord, la pile à combustible est une pile à combustible à membrane échangeuse de proton (PEMFC)

### II.2 Modélisation des sources d'énergie :

#### II.2.1 Modèle de la pile à combustible :

Une cellule à combustible est un dispositif électrochimique dont la fonction principale est de convertir l'énergie chimique en énergie électrique avec une production d'eau et de chaleur. Par conséquent, l'expression de la tension d'une cellule s'exprime comme suit

$$V_{pac} = N_{cell,serie} \cdot V_{pac,cell} \quad \text{II-1}$$

$V_{pac}$  : Tension totale de la cellule PAC

$N_{cell,serie}$  : nombre de cellules en série dans l'assemblage

$V_{pac,cell}$  : Tension d'une cellule

Le regroupement de toutes les pertes causant les chutes de tension dans une pile à combustible de type PEM sans inclure les pertes par concentration :

$$V_{pac,cell} = E_{Nernst} + V_{act} + V_{ohm} \quad \text{II-2}$$

$E_{Nernst}$  : est la tension *Nernst* à vide de la cellule, elle est de l'ordre de 1.23V.

$V_{ohm}$  : la polarisation ohmique de l'anode et de cathode (volt)

$V_{act}$  : polarisation d'activation de l'anode et de cathode (volt)

### II.2.2 Les pertes Ohmiques :

Sont dues à la résistance qui oppose les électrodes et les plaques bipolaires à la circulation des électrons et l'électrolyte au passage des protons. Elles sont données par l'équation suivante :

$$V_{ohm} = -R_{pac} I_{pac} \quad \text{II-3}$$

### II.2.3 Les pertes d'activation :

Sont dues au démarrage des réactions chimiques à l'anode et à la cathode. Une partie de l'énergie disponible est utilisée pour briser et reformer les liaisons chimiques aux électrodes. [i]

Son expression est donnée par la loi de Tafel, qui montre une relation logarithmique avec la densité de courant  $i$ . Elle permet d'exprimer cette chute de tension sous la forme suivante :

$$V_{act} = -\frac{b}{N_{cell}} \ln(CI_{pac}) \quad \text{II-4}$$

**B** : constante d'activation de tension

**C** : facteur d'échelle. m/s

$I_{pac}$ : Courant électrique (A)

Par conséquent, le potentiel électrochimique théorique  $E$  donné par l'équation subit une chute de tension causée par les pertes électrochimiques. Ces dernières regroupent les pertes ohmiques ainsi que celles d'activation et de concentration

$$E_{Nernst} = E_0 + \frac{RT_{pac}}{2F} \ln\left(\frac{P_{H_2}\sqrt{P_{O_2}}}{P_{H_2O}}\right) \quad \text{II-5}$$

**F** : constante de Faraday (96485 C/mol).

**R** : constante des gaz parfaits. (8,314J/K/mol)

**P** : Pression atmosphérique

**T** : température de fonctionnement du composant (K)

Le débit molaire d'un gaz (l'hydrogène ou de l'oxygène) à travers une certaine valve est proportionnel à sa pression partielle. Cette relation peut être exprimée en tant que :

$$\frac{q_{H_2}}{p_{H_2}} = K_{H_2} \quad \text{II-6}$$

$$\frac{q_{O_2}}{p_{O_2}} = K_{O_2} \quad \text{II-7}$$

$$\frac{q_{H_2O}}{p_{H_2O}} = K_{H_2O} \quad \text{II-7}$$

où  $K$  sont les constantes d'hydrogène et d'oxygène de la soupape respectivement. En utilisant la formule des gaz parfaits et écrire les flux molaires comme  $q^{in}$ ,  $q^{out}$  et  $q^r$ , la dérivée partielle des pressions est exprimée comme suivant:

$$\frac{d}{dt} P_{H_2} = \frac{RT_{pac}}{V_{an}} (q_{H_2}^{in} - q_{H_2}^{out} - q_{H_2}^r) \quad \text{II-8}$$

$$\frac{d}{dt} P_{O_2} = \frac{RT_{pac}}{V_{an}} (q_{O_2}^{in} - q_{O_2}^{out} - q_{O_2}^r) \quad \text{II-9}$$

$$\frac{d}{dt} P_{H_2O} = \frac{RT_{pac}}{V_{an}} (q_{H_2O}^{in} - q_{H_2O}^{out} - q_{H_2O}^r) \quad \text{II-10}$$

Comme les fondamentales électromécaniques sont prises en considération, les flux molaires du gaz à la fois peuvent être écrits comme :

$$q_{H_2}^r = \frac{N_{cell}}{2F} I_{pac} = 2K_r I_{pac} \quad \text{II-11}$$

$$q_{O_2}^r = \frac{N_{cell}}{2F} I_{pac} = K_r I_{pac} \quad \text{II-12}$$

$$q_{H_2O}^r = \frac{N_{cell}}{2F} I_{pac} = 2K_r I_{pac} \quad \text{II-13}$$

Donc :

$$\frac{d}{dt} P_{H_2} = \frac{RT_{pac}}{V_{an}} (q_{H_2}^{in} - k_{H_2} P_{H_2} - 2K_r I_{pac}) \quad \text{II-14}$$

$$\frac{d}{dt} P_{O_2} = \frac{RT_{pac}}{V_{an}} (q_{O_2}^{in} - k_{O_2} P_{O_2} - K_r I_{pac}) \quad \text{II-15}$$

$$\frac{d}{dt} P_{H_2O} = \frac{RT_{pac}}{V_{an}} (q_{H_2O}^{in} - k_{H_2O} P_{H_2O} - 2K_r I_{pac}) \quad \text{II-16}$$

En supposant que les conditions initiales de l'hydrogène et d'oxygène dans les pressions partielles sont égales à zéro, les transformées de Laplace de (17), (18) et (19) sont exprimées en tant que :

$$\tau_{H_2} = \frac{V_{an}}{K_{H_2} R T_{pac}} \quad \text{II-17}$$

$$\tau_{O_2} = \frac{V_{an}}{K_{O_2} R T_{pac}} \quad \text{II-18}$$

$$\tau_{H_2O} = \frac{V_{an}}{K_{H_2O} R T_{pac}} \quad \text{II-19}$$

La figure II.1 montre le modèle de la pile à combustible utilisé dans ce travail sous Matlab/Simulink avec les paramètres du tableau I.I

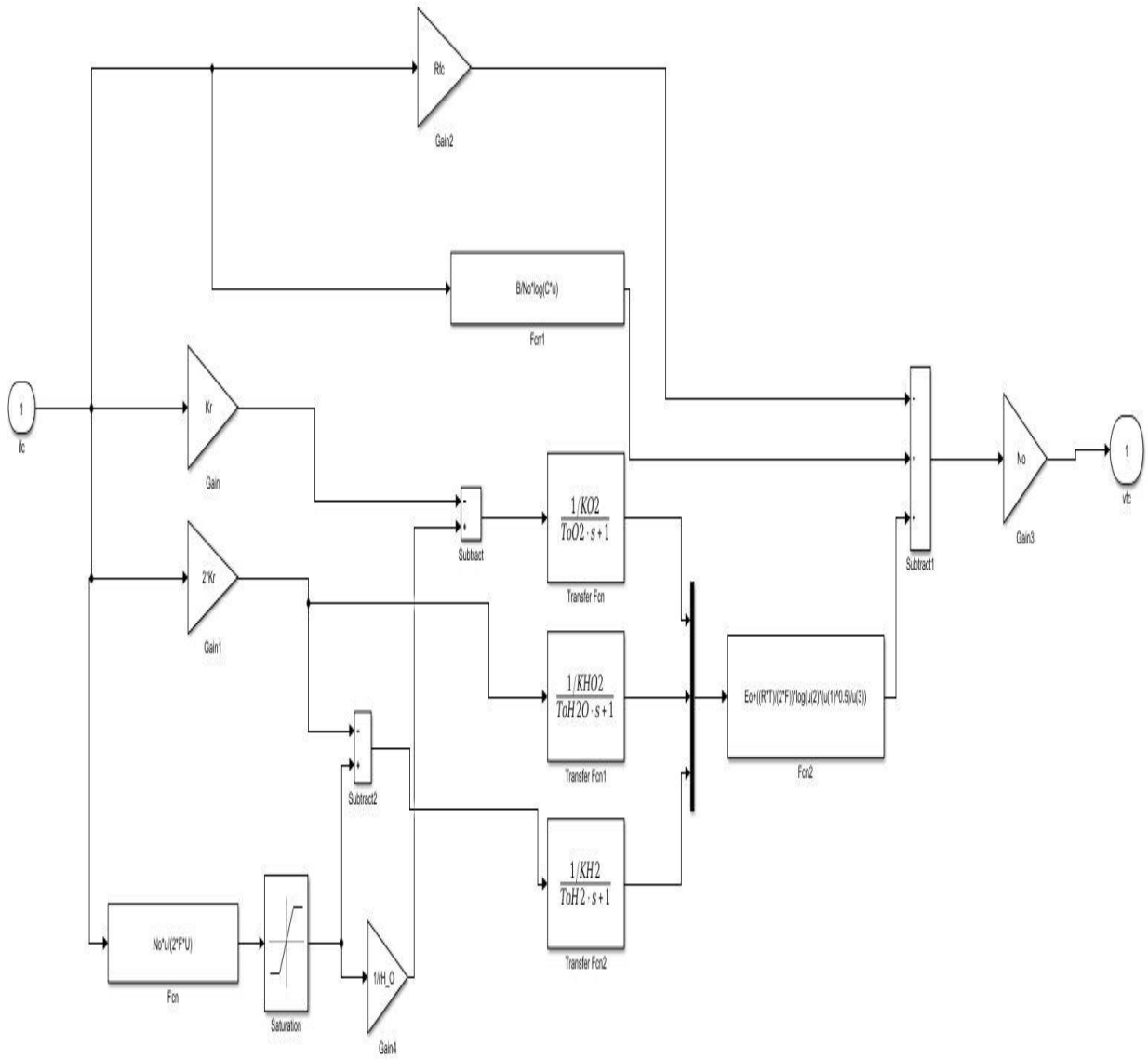


Figure II. 1 Modèle de la pile PEM sous Simulink.

## II.2.4 BLOC D'UNE PEMFC :

Tableau II.1 Valeurs des paramètres d'une cellule PEMFC selon le système S.I.

Paramètres	Symboles	Valeurs	Unités
Constantes pour stimuler la surtension d'activation	B	0.0477	$A^{-1}$
	C	0.0136	V
Constante de Faraday	F	96485.33	C/mol
Constante de temps d'hydrogène	$\tau_{H_2}$	3.37	s
Constante de la soupape d'hydrogène	$K_{H_2}$	$4.22 \cdot 10^{-5}$	kmol/(at s)
Constante de Modélisation	$r_{H_2O}$	1.168	
Constante de Modélisation	$K_r$	$2.2802 \cdot 10^{-7}$	kmol/(at s)
Constante de temps d'oxygène	$\tau_{O_2}$	6.74	S
Constante de la soupape d'oxygène	$K_{O_2}$	$2.1 \cdot 10^{-5}$	kmol/(at s)
Constante molaire du robinet d'eau	$K_{H_2O}$	$7.716 \cdot 10^{-6}$	kmol/(at s)
Constante de temps de l'eau	$\tau_{H_2O}$	18.418	S
Résistance interne de la PAC	$R_{pac}$	0.003	Ohm
température absolue	$T_{pac}$	343	K
Constante universelle des gaz	R	8.3145	J/(mol.K)
Volume de l'anode	$V_{an}$	150	$N^3$

## II.3 Modèle du supercondensateur :

Un supercondensateur est un condensateur généralement à double couche électrochimique TI emmagasine de l'énergie électrostatique en polarisant une solution électrolytique.

Comme le processus de stockage de l'énergie ne s'agit pas d'une réaction chimique, le comportement en charge ou en décharge est plus rapide, les supercondensateurs sont en mesure de fournir des courants élevés, et pour certaines applications, ils sont placés en parallèle avec des sources principales pour les épauler et prolonger leur durée de vie.

Avant de commencer l'étude théorique il est important de définir la capacité. La capacité est le stockage des charges en réponse à une perturbation de potentiel, défini dans le livre de Bard et Faulkner (1980) par:

$$Cd = \frac{\partial \sigma}{\partial E} \quad \text{II-20}$$

Avec  $\sigma$  la densité de charge en  $C \cdot m^{-2}$  et  $E$  est le potentiel en  $V$ .  $Cd$  est la capacité surfacique en  $F \cdot m^{-2}$

Les équations d'énergie d'un condensateur et supercondensateur sont :

$$E = \frac{1}{2} CV \quad \text{II-21}$$

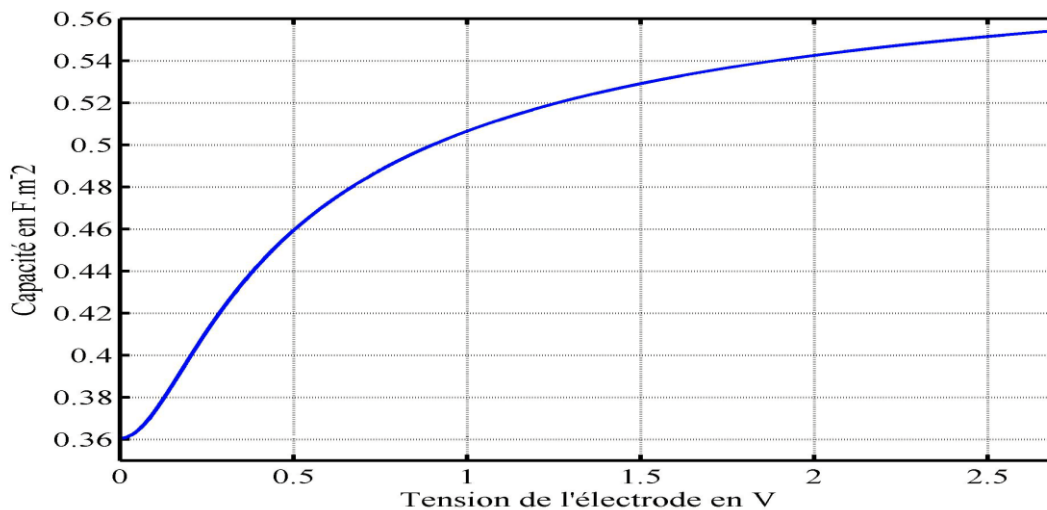
Ou

$$E = \frac{1}{2} QV \quad \text{II-22}$$

la relation suivante :

$$Q = C \times V \quad \text{II-23}$$

Cette relation lit la charge stockée, la capacité et la tension aux bornes du supercondensateur



**Figure II.2** Capacité surfacique en fonction de la tension du modèle de Stern

Le modèle de mise en oeuvre du supercondensateur est le modèle de double couche , Stern améliora le modèle de double couche en considérant que les ions ne sont présents qu'à partir d'une certaine distance correspondant au rayon moléculaire , De ce fait il divisa la couche en deux, la première appelée couche compacte de Helmholtz et la seconde couche diffuse de Gouy-Chapman. Chaque couche reprenant la théorie de leurs auteurs.

le courant consommé par la charge, et les sorties sont la tension et le SOC du SC. Le schéma du modèle dynamique est illustré sur la figure. Les pertes joules sont prises en compte.

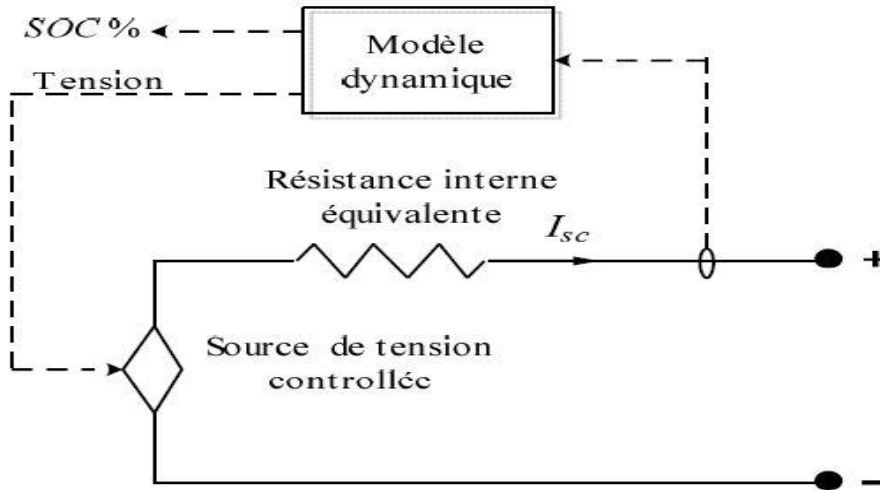


Figure II.3 Figure Modèle dynamique du SC

Le calcul de la quantité de charge  $Q$  dans se supercondensateur est faite selon l'équation (II.24), où  $Q_{init}$  est la quantité de charge initiale,  $I_{sc}$  est le courant débité par le SC, et  $isd$  est le courant de l'autodécharge du supercondensateur

$$Q = Q_{int} + \int_0^t - (I_{sc}(\tau) + I_{sd}(\tau)) d\tau \quad \text{II-24}$$

L'équation qui présente la formule de Stern est utilisée pour calculer la tension du SC pour obtenir la tension aux bornes de l'électrode

$$V = \frac{Qx_2}{\epsilon\epsilon_0 S} + \frac{2RT}{F} \operatorname{arsinh} \left( \frac{Q}{S\sqrt{8RT\epsilon\epsilon_0 C}} \right) \quad \text{II-25}$$

Les supercondensateurs sont mis en parallèle et en série pour augmenter l'énergie stockée et la tension. L'équation devient :

$$V = \frac{NN_s Qx_2}{N_p N^2 \epsilon\epsilon_0 S} + \frac{NN_s 2RT}{F} \operatorname{arsinh} \left( \frac{Q}{N_p N^2 S \sqrt{8RT\epsilon\epsilon_0 C}} \right) \quad \text{II-26}$$

Avec  $N_s$  le nombre de supercondensateurs en série,  $N_p$  le nombre de supercondensateurs en parallèle et  $N$  le nombre d'électrodes en parallèle.

L'équation qui présente la formule de Tafel est utilisée pour calculer le courant de l'autodécharge interne  $isd$ ,

$$isd(t) = -i_0 N e^{\left(\frac{\alpha F}{RT} \left(\frac{V}{N_s} - \frac{v, max}{N_s} - \Delta V\right)\right)} \quad \text{II-27}$$

$i_0$  le courant d'échange et  $\alpha$  détermine la courbe de Tafel

## II.4 Modélisation des convertisseurs de puissance :

### II.4.1 Modélisation du Hacheur :

Le convertisseur DC/DC employé dans notre travail est composé de deux transistors IGBT (K1 et K2) et d'une bobine (L) branchés comme à la figure

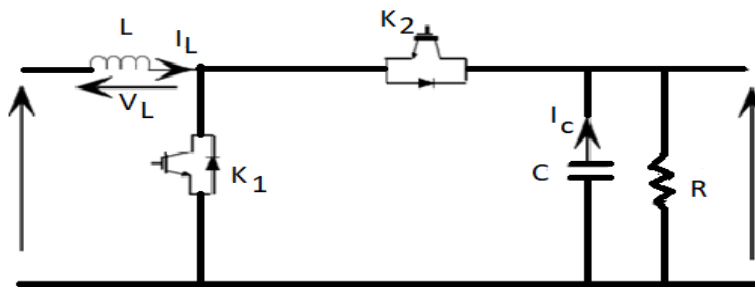


Figure II. 4 Hacheur élévateur bidirectionnel

- Analyse en régime permanent du convertisseur élévateur :

#### II.4.1.1 K1 fermé :

En négligent les ondulations dans le convertisseur, il est établi que :

$$v \approx V \quad \text{II-28}$$

Dans ce cas, la tension aux bornes de l'inductance et le courant traversant le condensateur sont égaux à :

$$V_L = V_b \quad \text{II-29}$$

$$i_c = -\frac{V_{bus}}{R} \quad \text{II-30}$$

**II.4.1.2 K1 ouvert :**

Encore une fois, en négligeant les oscillations, il est établi que :

$$\mathbf{v} \approx \mathbf{V} \quad \text{II-31}$$

$$\mathbf{iL} \approx \mathbf{IL} \quad \text{II-32}$$

Lorsque le transistor K1 devient ouvert, la tension au borne de l'inductance et le courant traversant le condensateur sont égaux à :

$$V_L = V_b - V_{bus} \quad \text{II-33}$$

$$i_c = i_L - \frac{V_{bus}}{R} \quad \text{II-34}$$

Donc :

$$V_L = V_b - V_{bus} \quad \text{II-35}$$

$$i_c = I_L - \frac{V_{bus}}{R} \quad \text{II-36}$$

Au finale, on peut déduire des équations précédentes la tension aux bornes de l'inductance au cours d'une période de commutation :

$$\int_0^T V_L(t) dt = V_B \cdot \alpha \cdot T + (v_b - V_{BUS}) \cdot \alpha' \cdot T \quad \text{II-37}$$

$\alpha \cdot T = T_{on}$  et  $\alpha' \cdot T = T_{off}$  : Respectivement temps d'ouverture et de fermeture du transistor k1.

En égalisant l'expression (II.38) à zéro et en groupant les termes, la formule suivante est obtenue :

$$V_B \cdot (\alpha + \alpha') - V_{BUS} \cdot \alpha' = 0 \quad \text{II-38}$$

Or :

$$(\alpha + \alpha') = 1 \quad \text{II-39}$$

L'expression donne :

$$V_{bus} = \frac{V_b}{\alpha'} \quad \text{II-40}$$

Le même principe sera employé pour obtenir le courant traversant le convertisseur. Le courant sur une période de commutation est égal à :

$$\int_0^T i_C(t) dt = \frac{V_{bus}}{R} \cdot \alpha \cdot T + \left(1 - \frac{V_{bus}}{R}\right) \cdot \alpha' \cdot T \quad \text{II-41}$$

En regroupant les termes semblables et en égalant la dernière équation à zéro, l'équation suivante est obtenue :

$$-\frac{V_{bus}}{R} \cdot (\alpha + \alpha') + I \cdot \alpha' = 0 \quad \text{II-42}$$

La résolution de l'équation précédente nous donne le courant traversant le convertisseur :

$$I = \frac{V_{bus}}{R \cdot \alpha'} \quad \text{II-43}$$

## II.5 Conclusion :

Dans ce chapitre, on a exposé sources d'énergie et convertisseurs de puissance de ce système ont été également décrits et modélisés en détail . La simulation avec tous les paramètres de ces éléments d l'environnement MATLAB/Simulink a été effectué. Dans les prochains chapitres, on exposera les différentes méthodes de gestion d'énergie avec les composants cités dans ce chapitre.

# CHAPITRE III

## Commande des sous- systèmes de l'installation d'alimentation en énergie

## Chapitre III : Commande des sous-systèmes de l'installation d'alimentation en énergie

### III.1 Introduction :

L'objectif de ce chapitre est de développer les commande des convertisseurs statiques des sous-systèmes pour satisfaire les demandes énergétiques du l'avion. Les commandes seront testées et validées par des simulations

La première partie concerne les supercondensateurs, connectés via une convertisseur DC-DC «bidirectionnel en courant », assurent la production ou la récupération du surplus de la puissance de charge.

La deuxième partie de ce chapitre concerne la pile à combustible, connecté via une conversion continu continu «unidirectionnelle» qui assure la régulation de le courant de la pile à combustible en utilisant un régulateur de type PI.

Cependant, les grandeurs essentielles qui vont être régulées sont : la tension du bus continu et le courant de la PAC.

### III.2 Commande du convertisseur associé au supercondensateur :

L'organe de stockage à supercondensateurs est connecté au bus continu via un convertisseur DC-DC (2 quadrants) bidirectionnel en courant, de façon à permettre tant le stockage d'énergie que la restitution

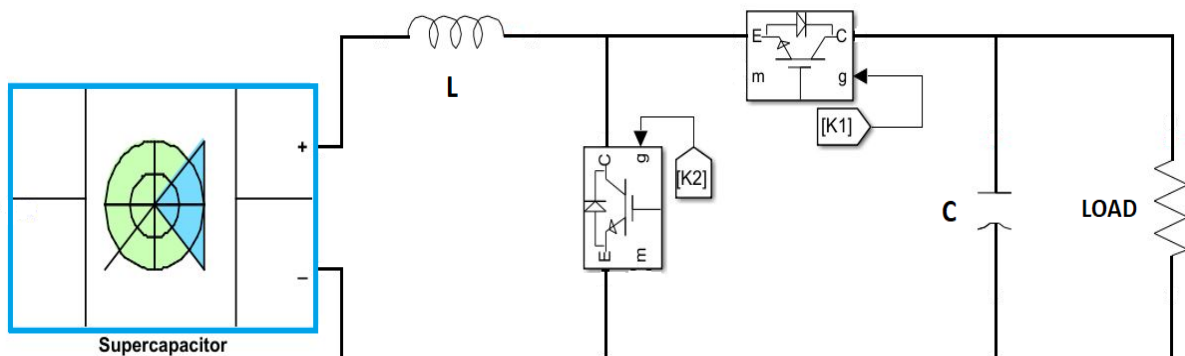


Figure III.1 : supercondensateur ainsi que le convertisseur associé sous SimPower

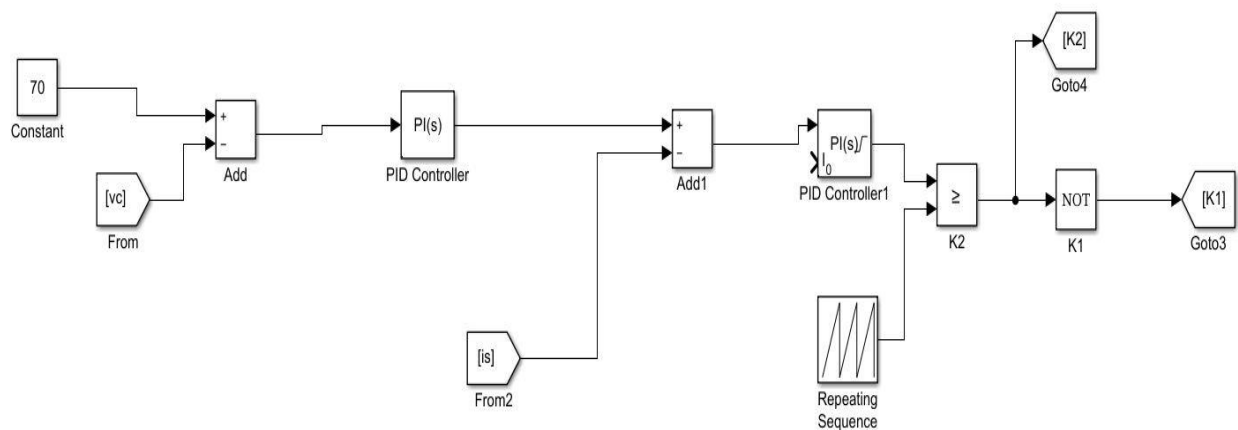
### III.2.1 Régulation de la tension du bus continu :

La puissance du SC est contrôlée indirectement par la régulation de la tension du bus continu. Lorsqu'il y'aura une demande de puissance par les composant de l'avion, il y'aura directement une chute de tension au niveau du bus continu, un écart sera généré entre cette tension et sa référence pour obtenir l'erreur sur la tension. Par contre, si la tension du bus continu est audessus de 70 V, le SC absorbe l'excès de puissance présent dans le bus.

Cette méthode permet également de contrôler le courant SC et introduire des limitations ( $I_{sc,max}$  et  $I_{sc,min}$ ), qui permettront de protéger le SC contre les charges et recharges très élevées. Le courant  $I_{sc,min}$  et  $I_{sc,max}$  est calculé selon la puissance maximale que peut supporter le SC pour une tension maximale selon la formule suivante :

$$I_{sc,max} = I_{sc,min} = \frac{P_{sc,max}}{V_{sc,max}} \quad \text{III-1}$$

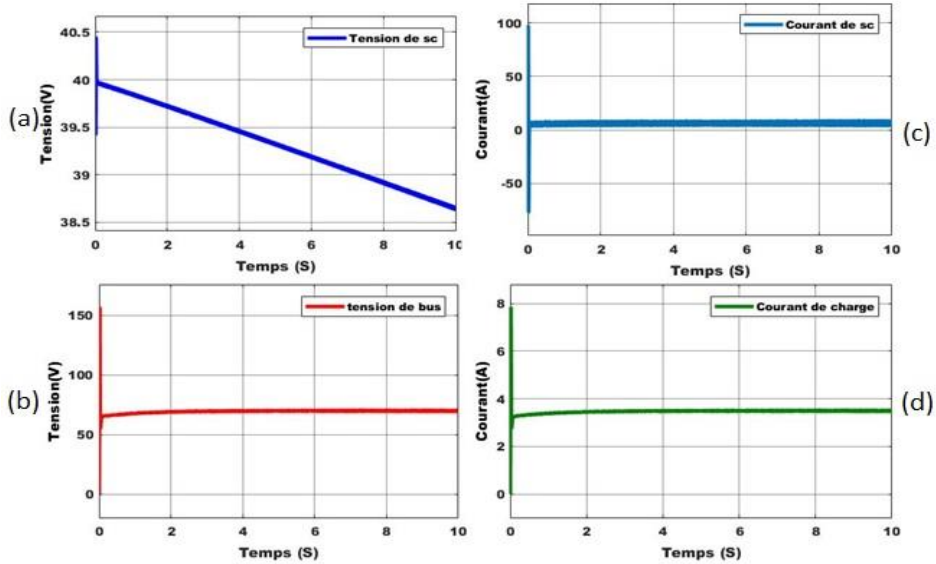
Les rapports cycliques k1 et k2 de la source de tension qui sont attribués pour les interrupteurs K1 et K2 sont fournis par une double chaine de régulation de type PI comme sur la figure III.1



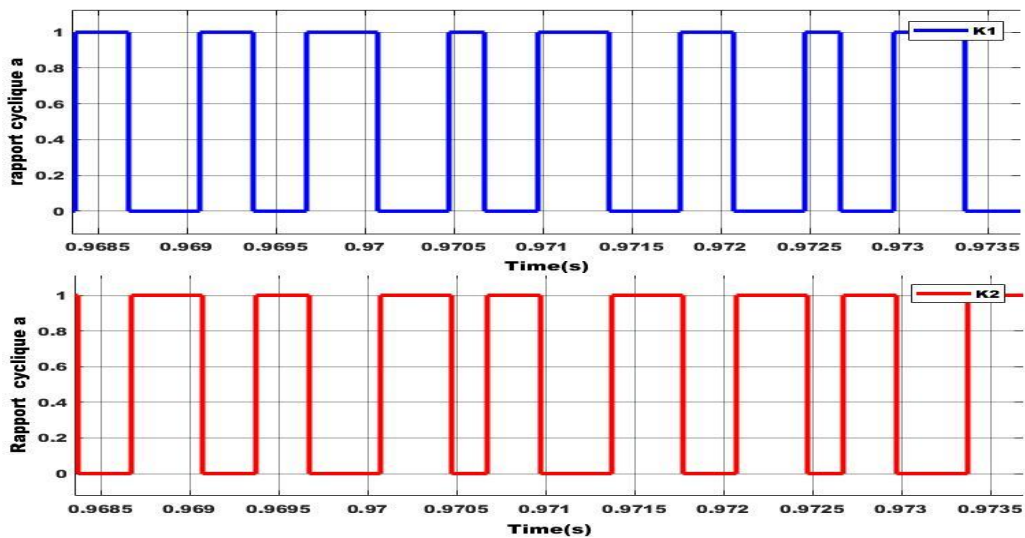
**Figure III.2** Régulation du courant de SC

La référence est déterminée par un traitement proportionnel et intégral de l'erreur entre la référence de tension du bus et celle mesurée aux bornes du condensateur celle-ci est comparée aussi au courant débité par la source, et l'erreur obtenue est passée par un deuxième régulateur de type PI. Le système de régulation du bus continu comprend trois saturations. L'intégrateur possède une première saturation pour éviter que sa valeur de sortie ne soit trop élevée lorsque l'erreur mesurée ne peut pas être corrigée. La deuxième saturation permet de limiter la valeur de courant à ( $I_{SC,max}$  et  $I_{SC,min}$ ) et la troisième saturation pour limiter la

valeur de la consigne appliquée sur les interrupteurs entre 1 et 0. Les figure III.3 et figure III.4 présente les résultats obtenus pour un test sur le système SC (convertisseur, SC et commande).



**Figure III.3** (a) Tension du sc (b) Tension de bus  
(c) SC Courant du SC, (d) Courant de charge



**Figure III.4** Les Valeurs des rapports cycliques a

Comme montré sur les figure III.3 les différents valeurs du courant du SC et le courant de charge est due au rapport de transformation du hacheur élévateur. La valeur de  $I_{sc}$ , ne dépasse jamais les valeurs maximales à cause de la saturation rajoutée dans la boucle de régulation. La tension du bus continu est fixée égale à la référence, le courant de SC est limité dans ce cas

### III.3 Commande du courant de la pile à combustible :

#### III.3.1 Commande de convertisseur associé à la PAC :

Nous présentons dans la figure III.5 le schéma de conversion statique utilisé pour réaliser l'interface électronique entre la pile à combustible et le bus continu, conversion continu continu unidirectionnelle en courant, de type élévateur pour adapter le niveau de tension de pile (niveau inférieur à 45 V) aux 107 V du bus continu.

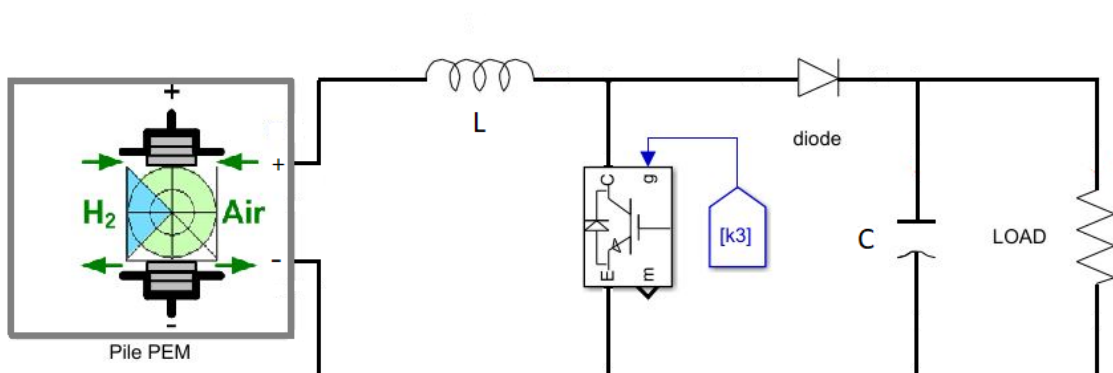


Figure III.5 PAC et son convertisseur associé

#### III.3.2 Commande du convertisseur :

Comme la régulation de la tension de bus continu on réalise la boucle pour le courant de la pile à combustible qui est illustrée dans la figure III.6 :

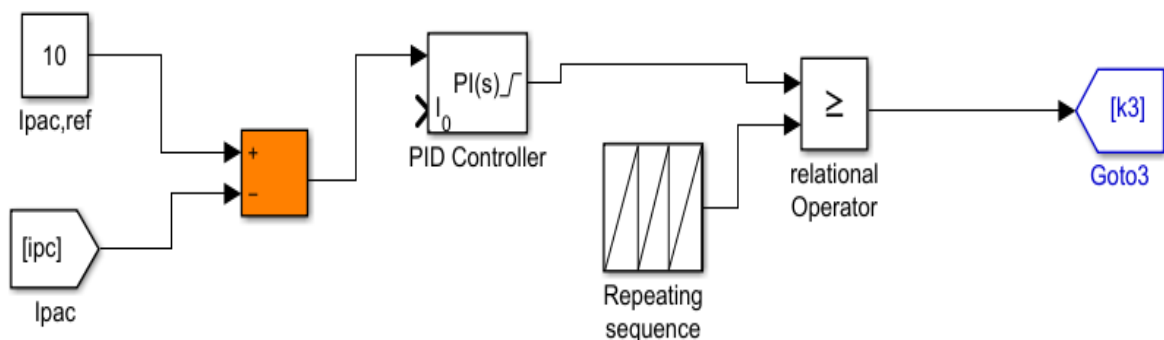
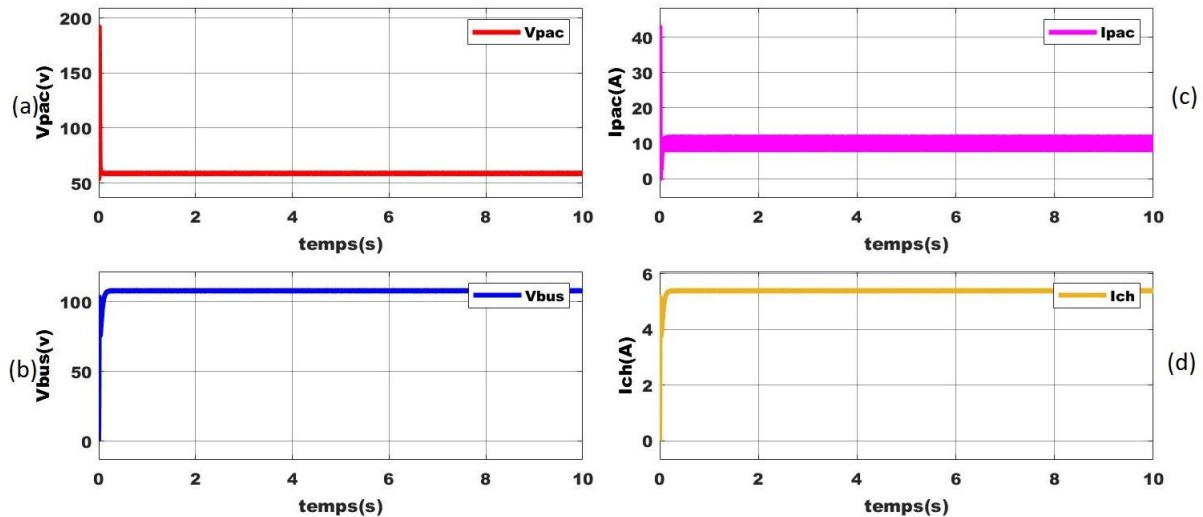


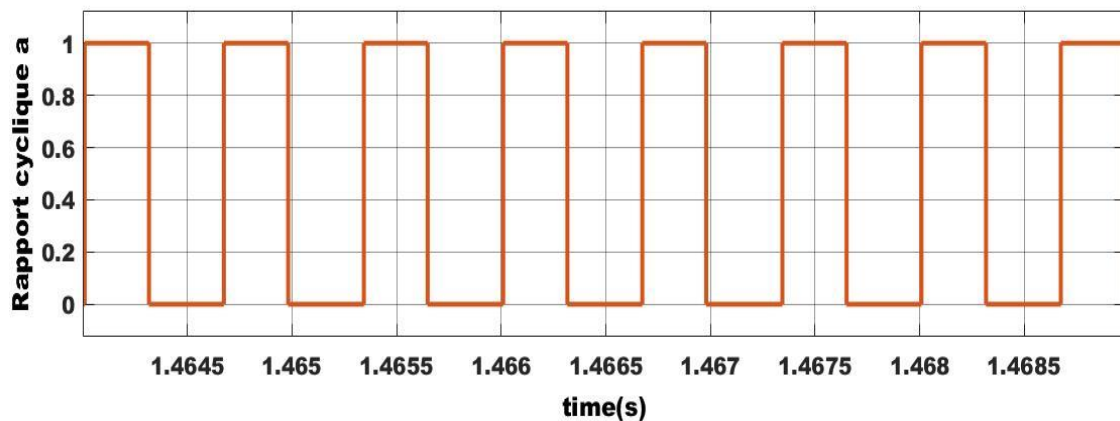
Figure III.6 Régulation du courant de la PAC

Le calcul de  $I_{pac}$ , réf est obtenu par la division de la puissance de référence, fournie par le bloc de gestion d'énergie, par la tension de la PAC.

La figure présente les résultats obtenus pour un test sur le système PAC (convertisseur, PAC et la commande) pour une charge fixe.



**Figure III.7** (a) Tensions de pile, (b) tensions de bus, (c)courant de la pile, (D) courant de charge



**Figure III.8** les valeurs des rapports cycliques a

Les figures III.7 présente les résultats obtenus de la commande de la PAC et sont convertisseur pour une charge fixe la référence de la commande est fixé par 10, On remarque que le courant de la PAC est stable avec la valeur de 10 (A) présente dans la figure 7.C, sur dans la figure 8.D on remarque que l'intensité du courant de charge réduite à 5.5 A, cela est dû à notre utilisation de convertisseur unidirectionnelle en courant(abaisseur de courant et élévateur de tension), d'autre part la tension de la PAC est fixé (figure A.7) et la tension de bus est stable avec la valeur du 107V(figure 7.B).

### **III.4 Conclusion :**

Dans ce chapitre, on a étudié les commandes des différents systèmes (PAC et Supercondunsateur). La commande du courant de la PAC est générée par un régulateur de type PI. Ce choix appartient à régulateur PI pour la régulation été très conformes, taud que les paramètres du système à réguler sont connus.

Le but de la régulation de la tension est de maintenir la tension de sortie du bus continu à une valeur fixe quel que soit la variation de la charge.

A la fin, une simulation sur une durée de 10 secondes, permettant des couvrir les résultats des systèmes (PAC et supercondunsateur).

Le chapitre suivant traite la gestion d'énergie du système global et l'optimisation de ces dernières.

# CHAPITRE IV

## Gestion d'énergie du système globale

## Chapitre IV Gestion d'énergie du système globale :

### IV.1 Introduction :

La gestion de l'énergie au bord d'un l'avion civile , c'est le sujet à traiter dans ce chapitre, cela consiste à trouver la meilleure harmonie entre les sources d'énergie pour fournir la puissance demandée au Bord de l'avion afin d'alimenter cet avion en électricité dans de meilleures performances. A savoir que dans ce travail, la gestion permet de calculer la référence de la puissance à générer par la pile à combustible pour satisfaire la demande de puissance en respectant les contraintes sur les sources d'énergie. Plusieurs stratégies peuvent être développées dans l'objectif de minimiser autant que possible la consommation en hydrogène. Le dimensionnement des sources impose à respecter certaines limites en puissance et en état de charge de l'élément de stockage pour n'importe quelle condition. Des stratégies dites en ligne son envisager, le fait que le profile de consommation en énergie au bord de l'avion est présumé inconnu Donc, il faut s'attendre que la solution fournie ne puisse être qu'un optimum local.

L' algorithmes de gestion de l'énergie abordé est présenté dans ce qui suit :

Stratégie de contrôle par machine à états (SME)

Et dans ce chapitre on simule avec la stratégie de contrôle par machine à états

### IV.2 Descriptif théorique du système

L'hybridation au sens énergétique se définit comme l'association de plusieurs sources Présentant des propriétés complémentaires en termes d'énergie, de puissance, et de dynamiques associées. Dans notre cas l'association est réalisée avec une source de forte énergie massique (pile à combustible) qui supporte mal les variations Rapides de puissance est nulle en valeur moyenne, aux pertes près (stockage).

L'idée directrice de cette hybridation énergétique est donc d'attribuer de faibles variations de puissance à la pile à combustible en reportant les pointes de puissance sur les Supercondensateurs tout en assurant une puissance nulle en valeur moyenne afin de maintenir leur état de charge, il existe trois architectures de hybridation sont présentés dans ce qui suit :

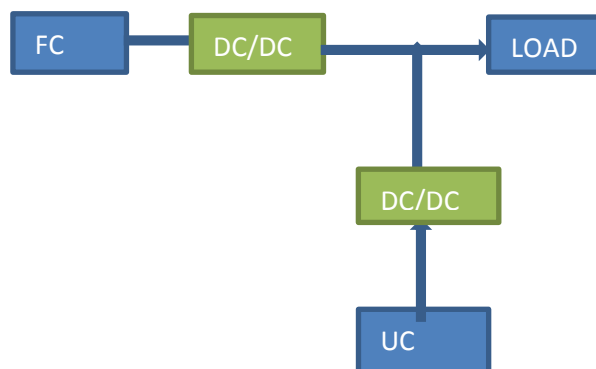
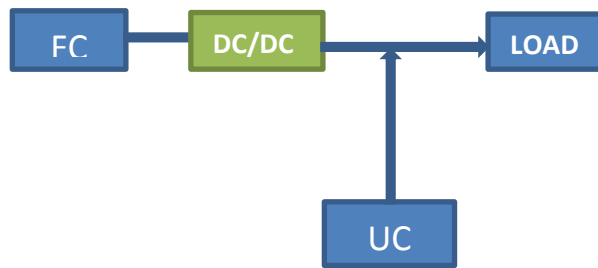
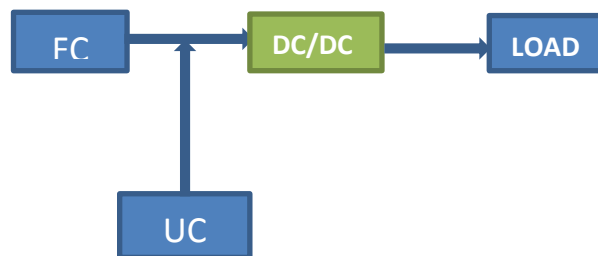


Figure IV. 1 Architecture à deux convertisseurs



**Figure IV. 2** Architecture SC connectés au bus



**Figure IV. 3** Architecture Hybridation directe

On chois Architecture à deux convertisseurs Cette solution offre les stabilités de bus et capacités de filtrage les plus élevées, une masse et une consommation intermédiaires, mais une mise en œuvre et une fiabilité à prouver car l'architecture sollicite beaucoup l'électronique de puissance. Cette architecture à deux convertisseurs statiques offre un degré de liberté pour le contrôle de la tension de bus. Trois éléments sont connectés au bus continu : les charges, le stockage et son convertisseur, la pile à combustible et son convertisseur. Or un Il reste donc deux possibilités pour réguler la tension de bus : via le convertisseur de la pile à combustible ou via le convertisseur de stockage , Cette architecture présente sur Simulink /Maltleb dans la figure

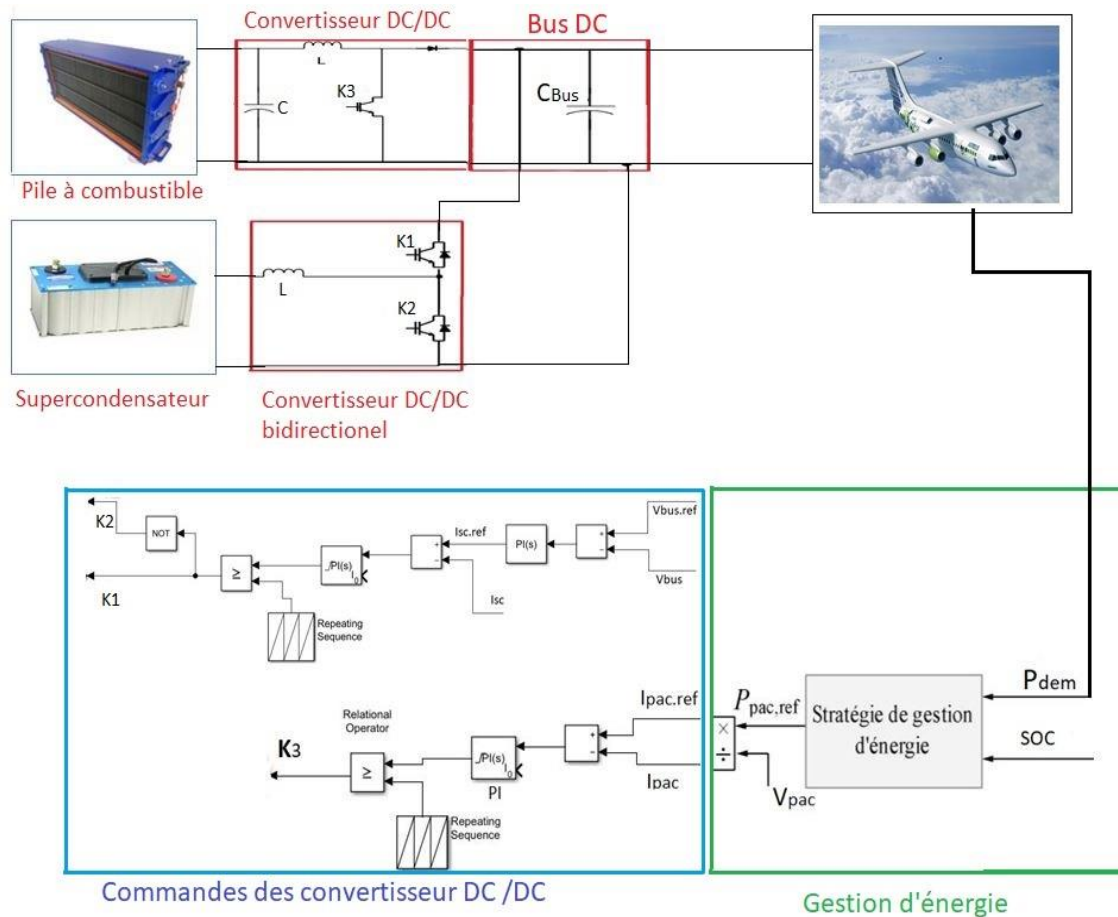


Figure IV. 4 Architecture à deux convertisseurs associée

### IV.3 la Stratégie de gestion d'énergie

On utilise la Stratégie de contrôle par machine à états (SME). La puissance de la PAC est déterminée sur la base de la gamme de SOC du SC et de la puissance demandée. Un tirage-retour de cette méthode est le fait qu'un contrôle d'hystérésis est nécessaire lors de la commutation des états, ce qui affecte la réponse de la gestion à des changements dans la demande de puissance.

L'avantage de cette technique est qu'elle offre un état stable pour la PAC durant un intervalle important, ce qui est expliqué par la référence qui est une constante dans la plupart des états. La stratégie de contrôle de la machine à états mise en œuvre par se compose, dans ce travail, de huit états, tels que présentés dans l'organigramme de la figure IV.5. La puissance de la PAC est déterminée sur la base de la gamme de SOC du SC et de la puissance demandée.

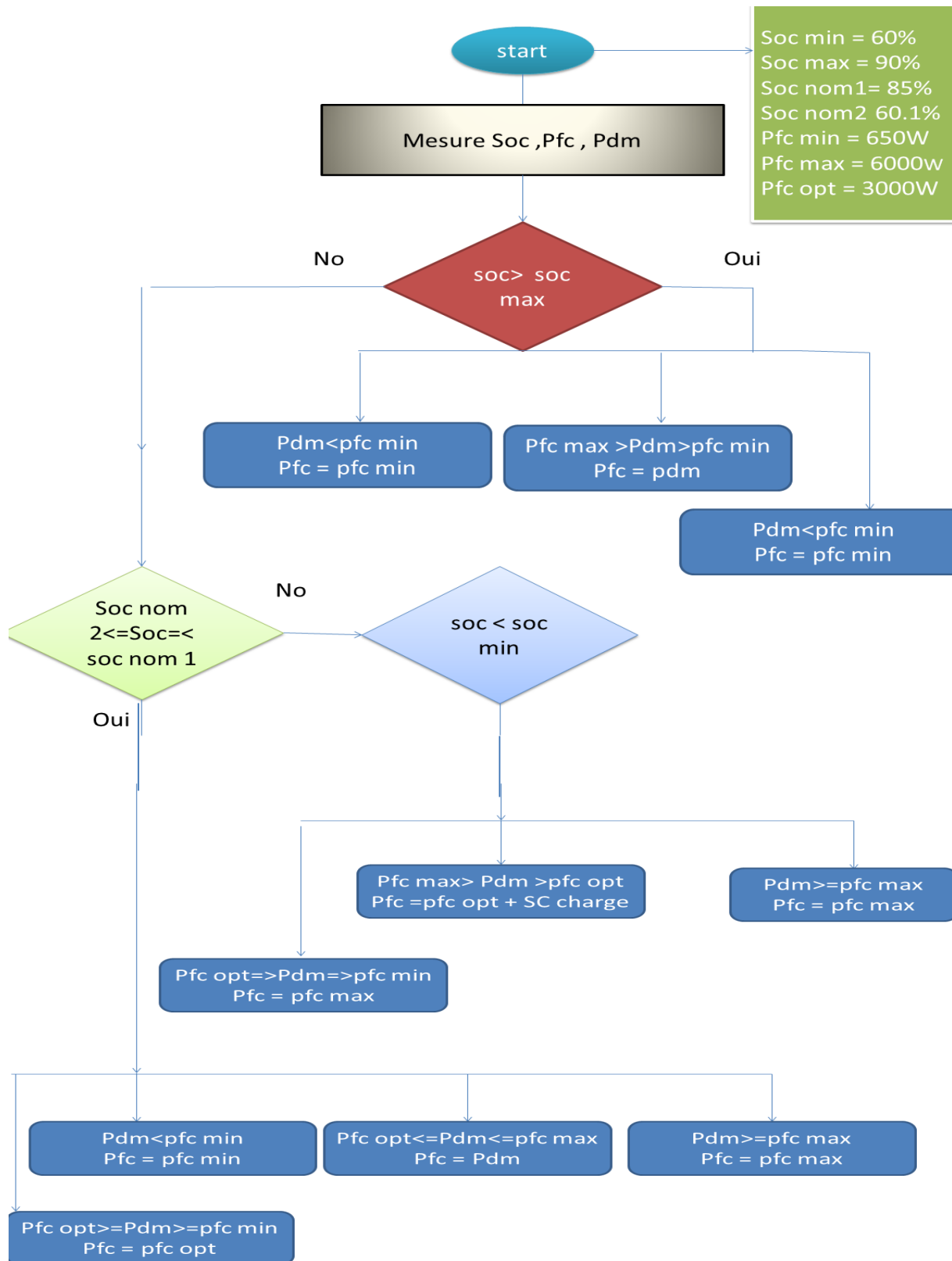


Figure IV. 5 Diagramme des décisions de la machine à états

### IV.3.1 Résultats de simulation :

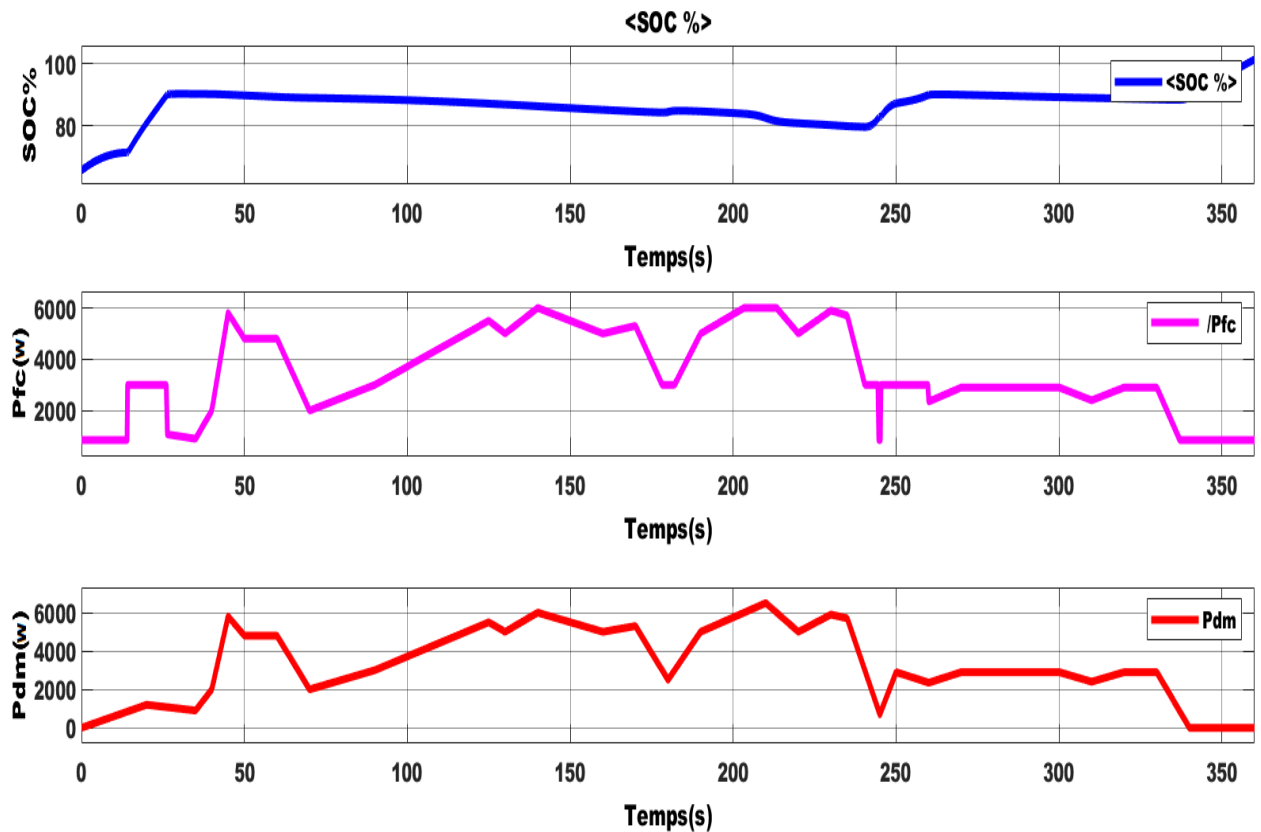
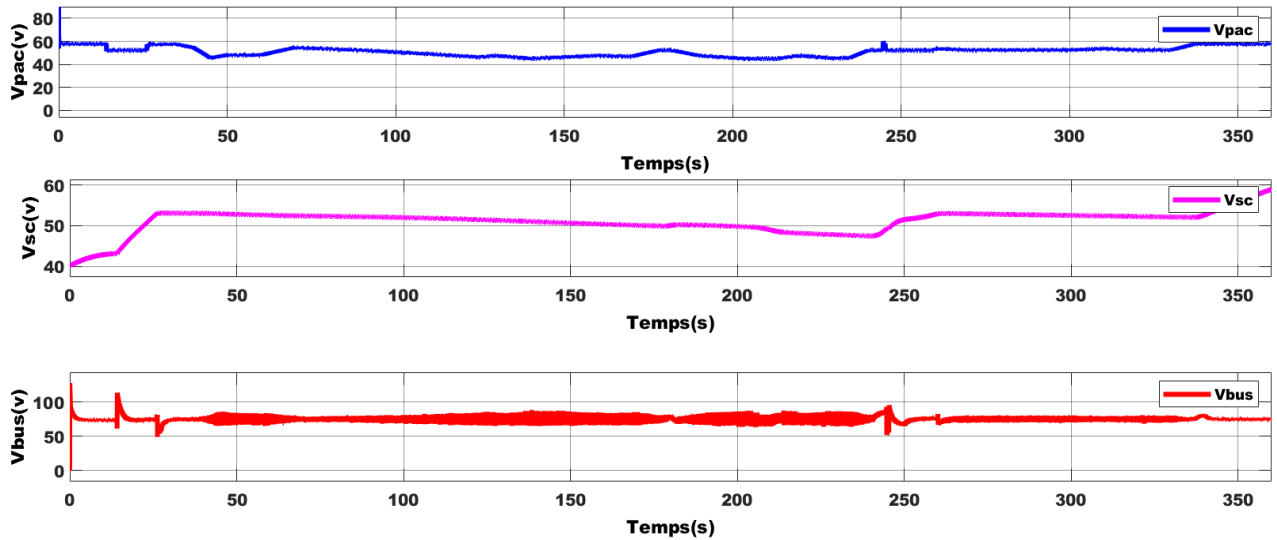


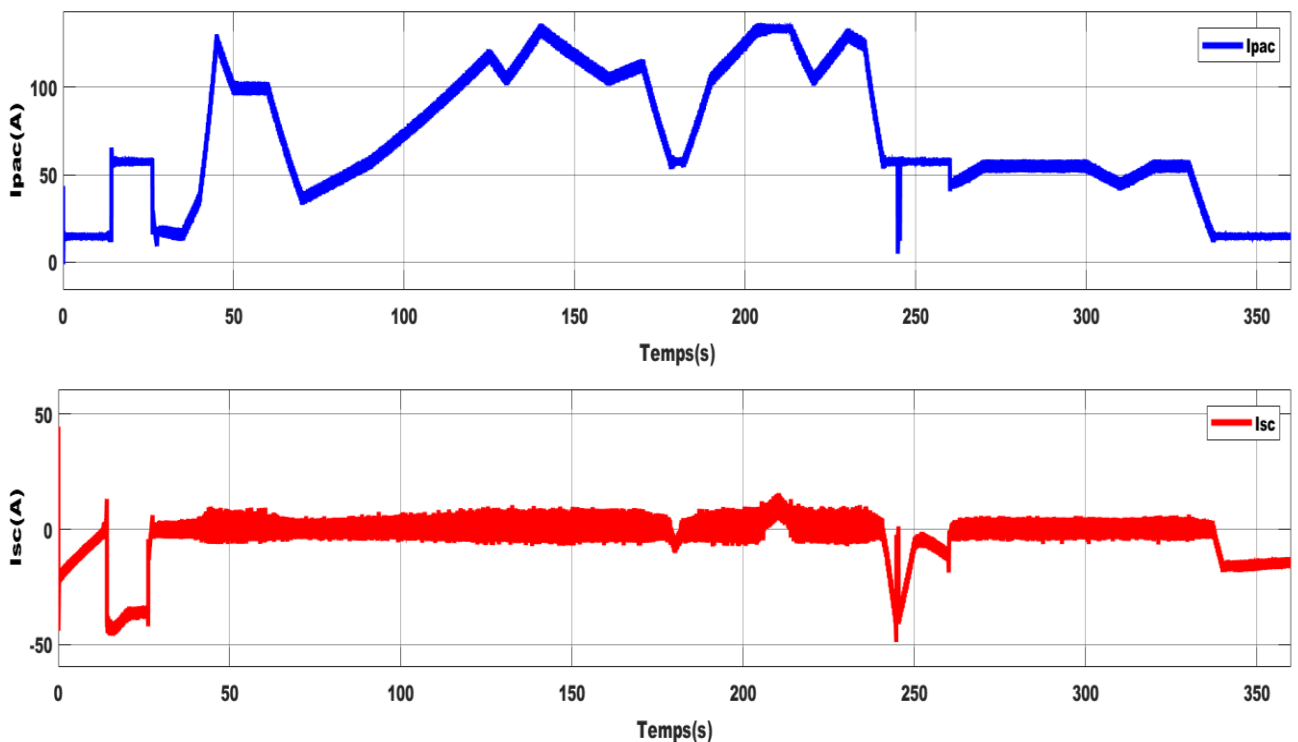
Figure IV. 6 La puissance demandée , La puissance est fournie par la PAC, etat de charge

La (Figure IV. 7) montre les résultats de simulation pour la stratégie à base de la machine à états installé au bord d'un avion pour observer le comportement de la technique selon les différents modes de fonctionnement La puissance maximale demandée 6.5 kw, La puissance est fournie par la PAC généralement dépende de la puissance demandée et l etat de charge de Sc , quand l'état de charge du SC est très faible. Le SC récupère la puissance , On remarque que le SC assiste la PAC, surtout dans des changements brusques de la puissance demandée, le SC répond rapidement à l'appelle de puissance.



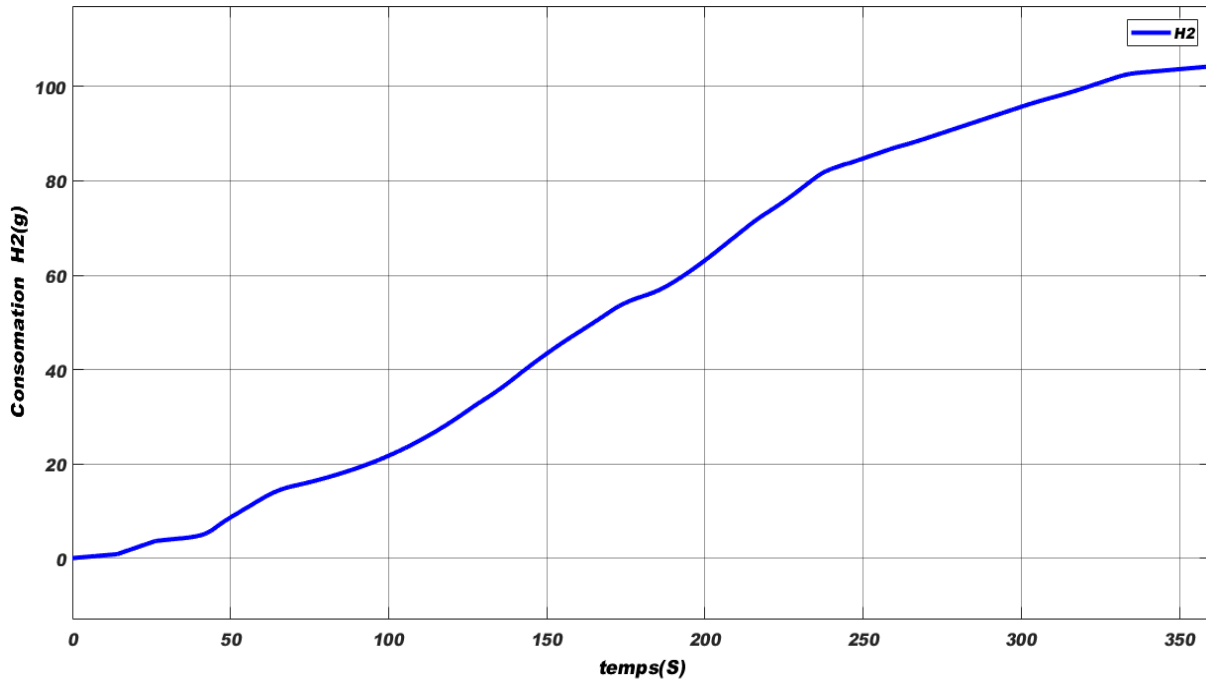
**Figure IV.7** Les tensions  $V_{pac}$ ,  $V_{sc}$ ,  $V_{bus}$

La tension de bus continu est fixée à la valeur de référence (75 V) et elle subit de légères perturbations lors des moments de forte demande de puissance



**Figure IV.8** Les courants  $I_{pac}$ ,  $I_{sc}$

La Figure IV. 8 montre les courants de la PAC et du SC, Lorsque l'état de La SOC augmente, on remarque que le courant est négatif



**Figure IV.9** consommation en H2

La Figure IV. 9 montre la consommation de H2 en fonction du temps, on remarque que l'augmentation de la consommation d'hydrogène est liée à la puissance de la pile.

#### IV.4 Conclusion :

Dans ce chapitre, une stratégie à base de contrôle par machine à états (SME) a été présentée et implémentée dans l'environnement MATLAB/Simulink à l'aide de la boîte à outils SimPowerSystems pour une configuration utilisant une pile à combustible et un supercondensateur.

Les résultats de simulation montrent que l'algorithme dépend de la valeur test de l'état de charge de SOC.

On conclut que les résultats de simulation obtenus sont compatibles avec les différents modes de fonctionnement de l'algorithme de gestion d'énergie cité dans l'Annexe, par conséquent un bon fonctionnement du système hybride étudié est assuré en fonction du temps et des conditions climatiques et de la charge demandée.

## Conclusion générale :

Dans ce travail, l'idée de base proposée d'intégrer une stratégie de gestion d'énergie multi objectif en temps réel pour d'alimenter un avion en électricité avec pile à combustible et supercondensateur. La pile à combustible est une source primaire et le super condensateur est une source secondaire. Dans le cas général, une stratégie de gestion d'énergie a pour rôle de répartir la puissance exigée par la charge entre les sources et assurer une meilleure économie d'énergie, et augmenter la durée de vie du supercondensateur.

Plusieurs stratégies d'optimisation énergétique ou de gestion d'énergie ont été proposées par les chercheurs afin d'assurer cette répartition de puissance entre ces deux sources et la charge. La majorité de ces travaux de recherche converge vers le même objectif.

Cet objectif consiste à :

- réduire la consommation de l'hydrogène pendant le fonctionnement,
- assurer une meilleure économie d'énergie,
- améliorer l'autonomie ainsi que la durée de vie des sources d'énergie utilisées dans l'avion

La stratégie étudiée dans ce travail est à base de règles déterministes comme cela est étudié dans le chapitre quatre. Cette stratégie est constituée de plusieurs règles définies par expertise. Dans le cas de ce travail, huit règles ont été utilisées dont certaines sont des valeurs fixes. Par rapport aux critères dont les stratégies doivent satisfaire, cette stratégie offre un stress minimal sur la pile à combustible mais elle est agressive au moment du saut entre deux références constantes.

En perspectives, nous envisageons d'élargir ce travail dans le but d'améliorer le fonctionnement de ce genre des systèmes multi sources qui dédiée au chargement des avions plus électriques et hybrides. Nous proposons de :

- Intégrer des sources d'énergie renouvelable ;
- Optimiser aux mieux le système en présentant d'autres stratégies de commande qui Sont plus compliquées mais qui donnent des résultats plus performantes
- Indiquer les différentes contraintes, la consommation en hydrogène, le coût de Fabrication, pour mieux dimensionner le système
- Faire des essais sur une installation réelle afin de valider l'algorithme de gestion d'énergie proposé.

## Annexe

### 1. Caractéristiques électriques du modèle de pile à combustible PEMFC

Parameters	Signal variation	Fuel Cell Dynamics
Preset model:	PEMFC - 6 kW - 45 Vdc	
Model detail Level:	Detailed	
Voltage at 0A and 1A [V_0(V), V_1(V)]	[65,63]	
Nominal operating point [Inom(A), Vnom(V)]	[133.3,45]	
Maximum operating point [Iend(A), Vend(V)]	[225,37]	
Number of cells	65	
Nominal stack efficiency (%)	55	
Operating temperature (Celsius)	65	
Nominal Air flow rate (lpm)	300	
Nominal supply pressure [Fuel (bar), Air (bar)]	[1.5,1]	
Nominal composition (%) [H2 O2 H2O(Air)]	[99.95,21,1]	
Plot V_I characteristic		View Cell parameters

### 2. Caractéristiques électriques du modèle de Supercondensateur

Parameters	Stern	Self-discharge
Rated capacitance (F)	50	⋮
Equivalent DC series resistance (Ohms)	5.9e-3	⋮
Rated voltage (V)	50	⋮
Number of series capacitors	100	⋮
Number of parallel capacitors	2	⋮
Initial voltage (V)	40	⋮
Operating temperature (Celsius)	25	⋮

## Résumé :

Le secteur du transport aérien travaille à réduire les émissions de gaz à effet de serre et les piles à combustible sont sérieusement envisagées afin d'introduire plus d'électricité à bord des avions et l'objectif de ce travail est d'étudier le système hybride pile à combustible / super condensateur et la gestion de l'énergie dédiée à la recharge d'avions plus électriques.

**Mots clés :** système hybride, supercondensateur, pile à combustible, avions

## مخلص :

يعمل قطاع النقل الجوي على الحد من انبعاثات غازات الاحتباس الحراري حيث يتم النظر بجديّة في خلايا الوقود من أجل إدخال المزيد من الطاقة الكهربائية على متن الطائرات و الهدف من هذا العمل هو دراسة نظام خلايا الوقود / المكثف الفائق الهجين وإدارة الطاقة المخصصة لشحن المزيد من الطائرات الكهربائية  
كلمات البحث : انظمة هجينة , سوبر مكثفة , خلايا الوقود, طائرة

## Abstract :

The airline industry is working to reduce greenhouse gas emissions and fuel cells are being seriously considered to introduce more electricity on airplanes and the aim of this work is to study the hybrid system. fuel cell / super capacitor and energy management dedicated to recharging more electric aircraft.

**Keywords :** hybrid system, super capacitor, fuel cell, airplans